

(19) 日本国特許庁(JP)

(12) 特 許 公 報(B2)

(11) 特許番号

特許第6010297号
(P6010297)

(45) 発行日 平成28年10月19日 (2016. 10. 19)

(24) 登録日 平成28年9月23日 (2016. 9. 23)

(51) Int. Cl.		F I			
FO1D	5/14	(2006.01)	FO1D	5/14	
FO1D	5/28	(2006.01)	FO1D	5/28	
FO2C	7/00	(2006.01)	FO2C	7/00	C
CO4B	37/02	(2006.01)	CO4B	37/02	Z

請求項の数 11 外国語出願 (全 20 頁)

(21) 出願番号	特願2011-279312 (P2011-279312)	(73) 特許権者	390041542
(22) 出願日	平成23年12月21日 (2011. 12. 21)		ゼネラル・エレクトリック・カンパニー
(65) 公開番号	特開2012-154319 (P2012-154319A)		アメリカ合衆国、ニューヨーク州 123
(43) 公開日	平成24年8月16日 (2012. 8. 16)		45、スケネクタデイ、リバーロード、1
審査請求日	平成26年12月15日 (2014. 12. 15)		番
(31) 優先権主張番号	12/977, 299	(74) 代理人	100137545
(32) 優先日	平成22年12月23日 (2010. 12. 23)		弁理士 荒川 聡志
(33) 優先権主張国	米国 (US)	(74) 代理人	100105588
			弁理士 小倉 博
		(74) 代理人	100129779
			弁理士 黒川 俊久
		(74) 代理人	100113974
			弁理士 田中 拓人

最終頁に続く

(54) 【発明の名称】 セラミック基材料を含むタービンエアfoil部品とその製造工程

(57) 【特許請求の範囲】

【請求項 1】

ガスタービンエンジンのタービンエアfoil部品であって、
エアfoil部分とナブとを含み、セラミック基材料で形成された長手方向に延びる略線形の形状を有する単一ピースからなる第1の補助部品と、

別途に形成され、前記第1の補助部品の前記ナブの周りにおいて金属材料を鋳込むことにより前記第1の補助部品に結合される第2の補助部品であって、前記第1の補助部品の前記エアfoil部分と前記ナブとの間にプラットフォーム部分と、前記第1の補助部品の前記ナブ上にダブテール部分とを含み、前記プラットフォーム部分と前記ダブテール部分の少なくとも1つが、前記略線形の形状を有する前記単一ピースの前記長手方向に対して横方向に延びることにより、該第2の補助部品が前記第1の補助部品よりも複雑な形状を有する、第2の補助部品と、

を含むタービンエアfoil部品。

【請求項 2】

前記第1の補助部品への前記第2の補助部品の結合は、室温において、前記第1の補助部品の前記ナブが圧縮状態であり且つ前記ナブ上における前記第2の補助部品が緊張状態である応力状態を含む、請求項1に記載のタービンエアfoil部品。

【請求項 3】

前記セラミック基材料は、均質なセラミック材料と、短繊維及び/又は長繊維セラミック強化材をセラミック強化基材中に含有するセラミック複合材料とから成る群から選択

される、請求項 1 又は 2 に記載のタービンエアfoil部品。

【請求項 4】

前記セラミック基材料は、長繊維セラミック強化材をセラミック強化基材中に含有するセラミック基複合材料であり、前記セラミック強化材及び前記セラミック基材の少なくとも一方は炭化ケイ素を含む、請求項 1 又は 2 に記載のタービンエアfoil部品。

【請求項 5】

前記セラミック基材料は、短繊維セラミック強化材をセラミック強化基材中に含有するセラミック基複合材料であり、前記セラミック強化材及び前記セラミック基材の少なくとも一方は炭化ケイ素を含む、請求項 1 又は 2 に記載のタービンエアfoil部品。

【請求項 6】

前記ナブの表面部分に少なくとも 1 つのスロットを更に含み、幾らかの前記金属材料が前記スロット内に存在して前記第 2 の補助部品を前記第 1 の補助部品に連結する、請求項 1 乃至 5 のいずれか 1 項に記載のタービンエアfoil部品。

【請求項 7】

前記ナブを貫通する少なくとも 1 つの穴を更に含み、幾らかの前記金属材料が前記穴内に存在して、前記ナブにより分離される前記第 2 の補助部品部分を相互接続する、請求項 1 乃至 5 のいずれか 1 項に記載のタービンエアfoil部品。

【請求項 8】

前記プラットフォーム部分が、前記略線形の形状を有する前記単一ピースの前記長手方向に対して横方向に延びる、請求項 1 乃至 7 のいずれか 1 項に記載のタービンエアfoil部品。

【請求項 9】

前記第 2 の補助部品は、単体の金属鋳物である、請求項 1 乃至 8 のいずれか 1 項に記載のタービンエアfoil部品。

【請求項 10】

タービンペーンである、請求項 1 乃至 9 のいずれか 1 項に記載のタービンエアfoil部品。

【請求項 11】

前記ナブ上において、前記第 2 の補助部品の前記金属材料と前記第 1 の補助部品の前記セラミック基材料との間の化学反応を阻害する被膜系を更に含む、請求項 1 乃至 10 のいずれか 1 項に記載のタービンエアfoil部品。

【発明の詳細な説明】

【技術分野】

【0001】

本発明は一般にセラミック基材料製品とその製造工程とに関する。特に、本発明は、ガスタービンエアfoil部品の細部機構（例えばダブテール部、シャンク部、プラットフォーム部、及びチップシュラウド）を形成する、金属部分を含んで製造されるセラミック基材料製品に関する。

【背景技術】

【0002】

ガスタービンの効率を向上させるために、ガスタービンの動作温度の高温化が絶えず追求されている。鉄、ニッケル、及びコバルト基超合金の考案により高温性能が大幅に向上したが、代替材料の研究がなされている。セラミック材料は、その高温性能により冷却空気要件を大幅に緩和できるため、注目すべき一例である。本明細書において用いる場合、セラミック基材料には、均質なセラミック材料とセラミック基複合（CMC）材料が含まれる。CMC材料は一般に、セラミック基材に埋め込まれたセラミック繊維強化材を含む。強化材は、基材中に分散した不連続な短繊維であるか、又は基材中に配向された長繊維若しくは繊維束である。強化材は、基材割れが生じた場合に、CMCの荷重支持成分として機能する。一方、セラミック基材は強化材を保護し、その繊維の配向を維持すると共に

10

20

30

40

50

、強化材に荷重を散逸させる役割を果たす。基材及び/又は強化材としての炭化ケイ素 (SiC) 等のケイ素基複合材料は、高温用途 (例えば、航空ガスタービンエンジン及び発電産業に用いる陸上ガスタービンエンジンを含むガスタービンの高温部品) に特に重要である。

【0003】

長繊維強化セラミック複合材料 (CFCC) は、ガスタービンのシュラウド、燃焼器ライナ、ベーン (ノズル)、ブレード (バケット)、及びその他の高温部品を含む様々な高温荷重支持用途において軽量、高強度、及び高剛性を備えるCMCの一種である。CFCCの注目すべき一例が、ゼネラル・エレクトリック社からHyperComp (登録商標) の名称で開発されており、炭化ケイ素及び元素態ケイ素又はケイ素合金の基材中に炭化ケイ素長繊維を含有する。SiC繊維は、炭化チタン (TiC)、窒化ケイ素 (Si₃N₄) 及びアルミナ (Al₂O₃) を含む様々なその他のセラミック基材にも、強化材として用いられてきた。

10

【0004】

CMC材料、特にSiC/Si-SiC (繊維/基材) CFCC材料及び製造工程の例が、米国特許第5,015,540号、5,330,854号、5,336,350号、5,628,938号、6,024,898号、6,258,737号、6,403,158号、及び6,503,441号と、米国特許出願公開第2004/0067316号に開示されている。こうした工程の1つが、「プリプレグ」溶融含浸 (MI) 法として知られており、大まかには、複数のプリプレグ層を使用して、CMCを作製するものである。各々のプリプレグ層は、所望の強化材と、CMC基材の前駆体と、1つ以上のバインダーと、通常は炭素又は炭素源と、を含むテープ状構造体の形態である。プリプレグを加工処理 (焼成を含む) して、前駆体を所望のセラミックに変換する必要がある。CFCC用のプリプレグは、全体として二次元の積層体を創出するために基材前駆体を含浸させた単一層の一方向配列トウを含む、二次元繊維アレイを含むことが多い。

20

【0005】

説明のために、ガスタービンエンジンの低圧タービン (LPT) ブレード10を図1に示す。ブレード10は、CMC材料を含むセラミック基材料から作製可能な部品の一例である。ブレード10は概して周知の種類のものとして示されており、航空ガスタービンエンジンのタービン部内で、ディスク又はロータ (図示せず) に取り付けられるようになっている。そのため、ブレード10は、図面では、タービンディスクの周縁部に形成される相補的なダブテールスロットと噛合することによりブレード10をタービンディスクに係止する、ダブテール部12を含む。図1に示すように、インターロック機構は、ダブテールスロットから形成される凹部に係合する、タング部14として示す突起を含む。ブレード10は更に、図面では、ダブテール部12が形成されるシャンク部20からエアfoil18を分離する、プラットフォーム部16を有する。ブレード10は更に、ブレードチップシュラウド (図示せず) を備えることがあり、このブレードチップシュラウドは、同じ段内の隣接するブレードのブレードチップシュラウドと一緒に、バンドをブレードの周りに形成し、このバンドで、ブレードの振動を低減し、気流特性を向上させることができる。シール歯を組み込むことにより、ブレードチップシュラウドは更に、ブレードチップとこのブレードチップを取り巻くシュラウドとの間における燃焼ガスの漏出を減少させ、タービンの効率を高めることができる。

30

40

【0006】

エアfoil18、プラットフォーム部16、ブレードチップシュラウドは、エンジンの運転中に高温燃焼ガスに直接曝されるので、その材料要件は非常に厳しい。更に、プラットフォーム部16及びブレードチップシュラウド (存在する場合) は、タービン部内の高温ガス流路の内側及び外側流路面を創出する、タービンブレードの重要な部分である。加えて、プラットフォーム部16は、高温燃焼ガスと、シャンク部20、そのダブテール部12、及びタービンディスクが曝されるより低温のガスとの混合を防ぐシールを創出し、ブレードチップシュラウドは、そのシール歯 (存在する場合) とブレードチップを取り

50

巻くシュラウドとの間における高歪み負荷と摩耗相互作用により、クリープに曝される。ダブテール部 12 も、ダブテールスロットとの係合によって生じる摩耗及び高負荷と、ブレード 10 により生じる高遠心荷重とに曝される、重要な部分である。

【0007】

セラミック基材料のタービンブレードを作製する現行技術による方法は、プラットフォーム部 16、ダブテール部 12、エアfoil 18、及びブレードチップシュラウド（存在する場合）を製造工程において 1 つのピースとして一体化させるステップを含み、金属製のブレードの作製に現在用いられている従来式のインベストメント鋳造法によく似ている。しかし、プラットフォーム部 16、ダブテール部 12、タング部 14、及びブレードチップシュラウドは、ブレード 10 の幾何学的細部機構なので、これらの機構は、CMC 部品を設計、製造し、一体化させてタービン用の手頃な生産設計にする上で、大きな課題を呈する。例えば、CMC 材料を用いてプラットフォーム部 16 とブレードチップシュラウドとをエアfoil 18 を一体化させる工程により、設計と製造工程が複雑になるため、結果的に経済的実用性がなくなるほど費用がかかる工程になりかねない。また、プラットフォーム部 16 とダブテール部 12 とそのタング部 14 は、界面 / 支持機能部を有するが、この部分には、CMC 材料には厳しい構造的界面性能が求められる。その上、一般的な CMC 材料は破断歪み性能が低く、ブレードチップシュラウドのシール歯と従来のシュラウド材料との間には、望ましくない摩耗相互作用が生じる可能性があるため、シュラウド付きブレード設計に CMC 材料を導入する上で更なる課題となる。

【先行技術文献】

【特許文献】

【0008】

【特許文献 1】米国特許第 7393182 号

【発明の概要】

【発明が解決しようとする課題】

【0009】

本発明は、セラミック材料を含むハイブリッドタービンエアfoil 部品であって、これらの部品の細部機構は、セラミック材料以外の材料から形成されるものの、これらの部品のセラミック部分と非セラミック部分とが機械的に強固に結合されている部品を提供する。

【課題を解決するための手段】

【0010】

本発明の第 1 の態様によると、タービンエアfoil 部品は、セラミック基材料で形成される第 1 の補助部品と、金属材料で形成される第 2 の補助部品とを含む。第 1 の補助部品は、エアfoil 部分とナブを含む。第 2 の補助部品は、別途に形成され、第 1 の補助部品のナブの周りにおいて金属材料を鋳込むことにより、第 1 の補助部品に結合される。第 2 の補助部品は、第 1 の補助部品のエアfoil 部分とナブの間にプラットフォーム部分と、第 1 の補助部品のナブ上にダブテール部分とを含む。プラットフォーム部分とダブテール部分との各々が、少なくとも 1 つの軸外の幾何学的機構を有することで、第 2 の補助部品は、第 1 の補助部品よりも複雑な形状を有する。

【発明の効果】

【0011】

上記に鑑みてわかるように、本発明の技術的効果は、タービンエアfoil 部品の或る一定の部分をセラミック基材料から作製する一方で、複雑な細部形状を有する部品のその他の部分を、セラミック基材料の温度性能を必要としない材料から作製できることである。本発明は、非セラミック材料で形成される複雑な細部形状が構造的界面性能を必要とする界面 / 支持機構である用途に特に有利であり、これらの複雑な細部形状が非セラミック材料から作製される結果、それほど労力を必要とせずに済む。或いは、部品全体をセラミック基材料から作製する場合に必要な水準の熟練労働者を必要としない。

【図面の簡単な説明】

【 0 0 1 2 】

【図 1】従来技術に従って C M C 材料で形成されるタイプのタービブレードを概略的に示す斜視図である。

【図 2】本発明の実施形態に従って C M C 材料で形成されるエアfoil部分と、金属材料で形成されるプラットフォーム部分とダブテール部分と、を有するタービブレードを概略的に示す斜視図である。

【図 3】図 2 のタービブレードを概略的に示す側面図であって、本発明の実施形態に従ってプラットフォーム部分とダブテール部分を含むブレードのシャンク部分内に一体的なシャンクナブ部を有するエアfoil部分を示す図である。

【図 4】図 2 及び 3 のタービブレードの一体的なエアfoil部分及びシャンクナブの単独斜視図である。

10

【図 5】図 2 及び 3 のタービブレードの一体的なプラットフォーム部分及びダブテール部分の単独斜視図である。

【図 6】図 2 及び 3 のタービブレードの一体的なプラットフォーム部分及びダブテール部分の断面を示す斜視図である。

【図 7】図 6 に示すダブテール部分の詳細断面図である。

【図 8】本発明の別の実施形態に従ったダブテール部分を示す詳細断面図である。

【図 9】本発明の別の実施形態に従ったダブテール部分を示す詳細断面図である。

【図 10】本発明の別の実施形態に従ったダブテール部分を示す詳細断面図である。

【図 11】一体的なエアfoil部分及びシャンクナブへの、一体的なプラットフォーム部分及びダブテール部分の結合を助けるスロットを有するように改変した、図 3 のシャンクナブの単独斜視図である。

20

【図 12】一体的なエアfoil部分及びシャンクナブへの、一体的なプラットフォーム部分及びダブテール部分の結合を助ける穴を有するように改変した、図 3 のシャンクナブの単独斜視図である。

【図 13】一体的なエアfoil部分及びシャンクナブへの、一体的なプラットフォーム部分及びダブテール部分の結合を助ける突起を有するように改変した、図 3 のシャンクナブの単独斜視図である。

【図 14】図 2 及び 3 のブレードの一体的なエアfoil部分及びシャンクナブ上において、一体的なプラットフォーム部分及びダブテール部分の形成と結合とを同時に行う同時

30

【図 15】図 2 及び 3 のブレードの一体的なエアfoil部分及びシャンクナブと一体的なプラットフォーム部分及びダブテール部分との間の界面領域の一部分を概略的に示すと共に、両者間の化学的相互作用を阻害する界面の被膜系を示す図である。

【図 16】本発明の別の実施形態に従って C M C 材料で形成されるエアfoil部分と、金属材料で形成されるプラットフォーム部分、ダブテール部分、及びチップシュラウド部分と、を有するタービブレードを概略的に示す斜視図である。

【図 17】一体的なシャンク部とブレードチップナブを有するエアfoil部分を示す、図 16 のタービブレードの単独斜視図である。

【図 18】図 17 に示すブレードチップナブの詳細断面図である。

40

【図 19】本発明の別の実施形態に従ったブレードチップナブを示す詳細断面図である。

【図 20】本発明の別の実施形態に従ったブレードチップナブを示す詳細断面図である。

【図 21】本発明の別の実施形態に従ったブレードチップナブを示す詳細断面図である。

【図 22】本発明の別の実施形態に従って C M C 材料で形成されるエアfoil部分と金属材料で形成されるプラットフォーム部分とを有するタービンベーンを概略的に示す斜視図である。

【図 23】図 22 のタービンベーンを概略的に示す側面図であって、プラットフォーム部分のポケット内に受け入れられる一体的なシャンクナブを有する各エアfoil部分を示す図である。

【図 24】エアfoil部分へのプラットフォーム部分の結合を助けるスロットを有する

50

ように改変した、図 23 のシャンクナブの 1 つを示す単独斜視図である。

【図 25】エアfoil部分へのプラットフォーム部分の結合を助ける穴を有するように改変した、図 23 のシャンクナブの 1 つを示す単独斜視図である。

【発明を実施するための形態】

【0013】

以下の詳細な説明から、本発明のその他の態様及び利点の理解が深まるであろう。

【0014】

均質なセラミック材料と、短繊維及び/又は長繊維強化材料を含有し得る CMC 材料と、を含むセラミック基材料を含有する部品の製造工程に関して本発明を説明する。様々な用途が予見可能且つ推定可能であるが、特に対象となる用途は高温用途、例えば陸上及び航空ガスタービンエンジンを含むガスタービンの部品である。更に、ガスタービンエンジンのタービン部内で用いるタービンブレード及びベーンを含むエアfoil部品を特に取り上げる。本発明は、幅広く様々なセラミック基材料に適用可能であるが、特に本発明の対象となるセラミック基材料は、炭化ケイ素の基材中に強化材料及び/又は基材として炭化ケイ素、例えば炭化ケイ素の長繊維を含有する CMC 等のケイ素含有 CMC 材料であると考えられる。しかし、その他のセラミック基材料も本発明の範囲内に含まれる。

【0015】

図 2 及び 3 に、航空ガスタービンエンジンに用いられる種類の低圧タービン (LPT) ブレード 30 を示す。図 1 の従来技術のブレード 10 と同様に、図 2 及び 3 に示すブレード 30 は、ガスタービンエンジンのタービン部内でディスク又はロータ (図示せず) に取り付けられるようになっている。そのため、ブレード 30 は、図面において、ブレード 30 をタービンディスクに係止するダブテール部分 32 を含む。ダブテール部分 32 は、ディスクの周縁部に形成される相補的なダブテールスロットと嚙合するように構成される。図 2 及び 3 に示すように、インターロック機構は、両側に配置されるタング部 34 を含み、これらのタング部は、ダブテール部分 32 から突出してディスクのダブテールスロットから形成される凹部と係合する。ブレード 30 は更に、図面において、ダブテール部分 32 が形成されるシャンク部分 40 からエアfoil部分 38 を分離するプラットフォーム部分 36 を有する。具体的な用途とブレード 30 が組み付けられるロータディスク (図示せず) とによって、ブレード 30 は、更に他の機構、例えばシャンク部分 40 上のエンジェルウィング 42 及びブレードチップのシュラウド (例えば図 16 及び 17 に示す) を含み得る。

【0016】

図 1 のブレード 10 に関する説明と同様に、エアfoil部分 38 及びプラットフォーム部分 36 は、エンジン運転中に高温燃焼ガスに直接曝され、プラットフォーム部分 36 は、高温燃焼ガスの高温ガス流路の内側流路面を創出し、燃焼ガスと、回転システムの内部の、シャンク部分 40 とダブテール部分 32 とタービンディスクとが曝されるより低温のガスとの混合を防ぐシールを創出する、ブレード 30 の重要な部分である。加えて、ダブテール部分 32 は、ディスクのダブテールスロットとの係合と、ブレード 30 により生じる高向心荷重との結果として、摩耗と高荷重とを受ける。

【0017】

ブレード 30 のエアfoil部分 38 は、高温燃焼ガスに直接曝され、且つ略線形の形状を有するので、セラミック基材料、特に CMC 材料から作製するのに最適な候補となる。他方、エアfoil部分 38 が自身の主要な軸に沿って略線形の形状を有するのに対し、プラットフォーム部分 36 とダブテール部分 32 とそのタング部 34 とは、ダブテール及びプラットフォーム部分 32 及び 36 は各々の主要な軸に対して横方向に配向された幾何学的特徴を形成するという意味で、エアfoil部分 38 よりも複雑な形状を有する。更に、これらの軸外の幾何学的機構は、ブレード 30 の細部界面/支持機構なので、構造的界面性能を必要とするが、このことは、完全な CMC ブレード (図 1 のブレード 10 等) を設計、製造し、一体化してタービン用の手頃な生産設計にする上で大きな課題を呈する。本発明は、CMC 材料の高温性能を活かす一方で、CMC 材料により複雑な形状を作

10

20

30

40

50

製するという問題を回避可能な工程を提供する。特に、本発明は、エアfoil部分38とシャンク部分40のナブ48とをC M C材料から単一のピースとして作製するステップと、単体形のエアfoil部分38及びシャンクナブ48の作製に用いるC M C材料以外の材料によりプラットフォーム部分36及びダブテール部分32の一方又は両方を作製するステップとを含む。

【0018】

本明細書において用いる場合、シャンクナブという用語は、シャンク部分40全体の限られた部分、好ましくは内部の部分であって、更にダブテール部分32とそのタング部34とを含む部分を指す。図3に示すように、シャンクナブ48は、プラットフォーム部分36とダブテール部分32との形成に用いられる材料で、完全に包囲される。加えて、
10
シャンクナブ48は、従来的にシャンクに必要とされる細部ダブテール機構(図1のシャンク20のダブテール部12及びタング部14等)が図2及び3に示すシャンクナブ48から完全に排除されるという点で、「形状簡略化」されると言える。

【0019】

セラミック基材料として、単体形のエアfoil部分38及びシャンクナブ48は、周知のセラミック加工処理法により製造可能である。例えば、単体形のエアfoil部分38及びシャンクナブ48は、プリプレグにより製造されるC M C材料であってよい。非限定的な例として、米国特許第5,015,540号、5,330,854号、5,336,350号、5,628,938号、6,024,898号、6,258,737号、6,403,158号、及び6,503,441号と、米国特許出願公報第2004/0067316号とに開示の加工処理法が挙げられる。具体的な例として、単体形のエアfoil部分38及びシャンクナブ48は、複数のプリプレグが所望の強化材とC M C基材の前駆体と1つ以上のバインダーに加えて、個々の所望のC M C材料に応じて更に、場合によっては炭素又は炭素源も含有して形成される、前述のプリプレグ溶融含浸(MI)法により製造可能である。プリプレグは積層され、高い圧力と温度とを受けながら圧搾及び硬化処理され、任意のその他の適切な加工処理ステップを受けて、積層プリフォームとなる。その後、この積層プリフォームが真空又は不活性雰囲気中で加熱されて、バインダーが分解され、後に溶融含浸される多孔質プリフォームが製造される。C M C材料が炭化ケイ素のセラミック基材中に炭化ケイ素の強化材を含有する(SiC/SiC C M C材料)場合は、気孔中に含浸させ、基材中の炭素成分(炭素、炭素源又は炭素チャー)と反応させて気孔を埋めるために一般にケイ素が用いられる。しかし、以下の説明から明らかなように、本発明はその他の種類及び組合せのC M C材料にも適用される。
20
30

【0020】

エアfoil部分38及びシャンクナブ48は略線形の形状なので、必要な積層工程には、多大な労力を全く必要とせず、且つブレード30全体がプリプレグにより作製される場合に必要な水準の熟練労働者を必要としない。図4に、エアfoil部分38及びシャンクナブ48を含んでおり、完全にC M C材料から形成される、上述のようなC M C加工処理工程により作製可能な単体形C M C補助部品44を示す。図示のように、シャンクナブ48は、エアfoil部分38の付根に隣接するナブ48の部分よりも幅広の断面を有する拡幅ノブ又は基礎部49を含む。この単純な機構もC M C加工処理工程で形成可能であり、ブレード30のダブテール部分32の固着の補助に望ましい。
40

【0021】

タービンエンジン性能の更なる向上を目指す傾向により、ガス流路の温度が上昇することから、C M C材料の使用が益々望まれるようになったが、ブレード30のダブテール、プラットフォーム及びシャンク部分32、36、40を含む、高温燃焼ガスに直接曝されないブレード部分には、温度性能が比較的低い材料、例えば現在入手可能で、ターボ機械に用いられているニッケル、コバルト、又は鉄基合金を用いてよい。注目すべきではあるが非限定的な例として、IN(インコネル)718、ルネN5(米国特許第6,074,602号)、ルネN6(米国特許第5,455,120号)、GTD444(登録商標)、ルネ77(米国特許第3,457,066号)、ルネ80、ルネ80H、及びルネ12
50

5等の超合金が挙げられる。図5に、図4のCMC補助部品44と一緒に、好ましくは図2及び3の完全なブレード30を形成する単体形補助部品46を示す。本発明の好適な態様によると、この補助部品46は1つ以上の上述の金属合金材料から形成される。超合金を用いてブレード30のダブテール、プラットフォーム、及びシャンク部分32、36、40を形成することにより、現行のCMC加工処理法の場合に存在する、生産可能性に関する数多くの制約事項に対処することができる。更に、周知の寿命予測方法及び分析手段を用いて、ブレード30、特に図2及び3のプラットフォーム部分36、ダブテール部分32及びそのタング部34に代表されるブレード30の細部界面/支持機構の適切な設計を検証することも可能になる。

【0022】

図4に示すCMC補助部品44からわかるように、図5の補助部品46は、予め作製された後に、シャンクナブ48を補助部品46に形成された相補的な空洞部52内に挿入することによりCMC補助部品44に組み付けるような構成ではないが、そのような方法が本発明の範囲に含まれないわけではない。その代わりに、本発明に至った研究の中で開発された1つの方法は、CMC部品44のシャンクナブ48の周りにおいて金属材料を鑄込むことにより補助部品46を形成するステップを含む。この方法は、一般的なCMC材料が金属性の補助部品46の形成に適する広範な金属材料の鑄込み温度よりも高い加工処理温度を有することに鑑みると実用的なので、確立された金属鑄造工程とCMC補助部品44とを組み合わせることが可能になる。その結果として、ブレード30全体をCMC材料により作製するという従来技術の必要性を回避することができ、更に生産環境において複雑な細部シャンク形状を作製しようとする際に遭遇する問題だけでなく、修理点検時にCMCブレード全体の動作状態の分析と関連付けを行おうとする際に遭遇する問題も回避することができる。ひいては、既存の製造技術を用いて鑄放しの金属材料を加工することにより、ブレード30の全ての細部機構、特にダブテール、プラットフォーム、及びシャンク部分32、36、40に関連ある細部を作製することができる。

【0023】

上記に鑑みると、形状簡略化された単純なCMC補助部品44のシャンクナブ48の周りにおいて金属材料を鑄込んで、実質的にダブテール部分32及びそのタング部34と補助部品46のダブテール部分32の上のシャンクナブ48の部分を含む部分を包囲するシャンクケーシング50と呼ばれる部分とを形成する被せ金属鑄物である単体形金属補助部品46全体を製造することができる。図2、3及び5において、単体形金属補助部品46は更に、ケーシングシャンク50がダブテール及びプラットフォーム部分32及び36間に配置されるようにプラットフォーム部分36を形成するものとして示されている。金属補助部品46により、シャンクケーシング50から延在するエンジェルウィング42を含む追加の機構も形成される。

【0024】

鑄込み金属ダブテール部分36とシャンクケーシング50との形成に使用可能な金属材料の熱膨張係数(CTE)は、一般的なCMC材料のCTEよりも通常は高いので、CMCシャンクナブ48の周りにおける金属材料の硬化中に、空洞部52を形成する鑄込み金属材料がCMC材料よりも大きく収縮してシャンクナブ48を加圧し、CMCナブ48の締め込み及び密着封入が行われ、金属補助部品46にCMC補助部品44が固着する。この固着は、補助部品46がシャンクナブ48の拡幅基礎部49を取り巻く結果として得られる固着能力に追加して達成される。非限定的な例として、適切な締め込みは、SiC-SiC CMC材料の場合の約4ppm/°CというCTEに対して、約14ppm/°CのCTEを有する上述のニッケル基超合金であるルネ80H等の金属材料により達成可能であると考えられる。このCTEの差によって、約2200°F(約1200°C)の鑄込み温度から室温への冷却時に約1%の歪みが生じて、その結果としてCMCシャンクナブ48が圧縮状態、そしてナブ48を取り巻く金属補助部品46が緊張状態となる室温応力状態がもたらされる。特に自身のダブテール部が動作時に圧縮状態となるブレードにおいては、この鑄込み工程によってもたらされる締め込みが、頑強な機械的結合を可能に

10

20

30

40

50

する。

【 0 0 2 5 】

図 6 は、ブレード 3 0 の補助部品 4 4 及び 4 6 間の界面領域の断面を示す斜視図であって、金属補助部品 4 6 を用いてシャンクナブ 4 8 をその基礎部 4 9 を含めて完全に包囲できる態様をより詳細に示す。図 7 は、図 6 に示すダブテール部分 3 2 の詳細端面図であって、金属補助部品 4 6 がシャンクナブ 4 8 の基礎部 4 9 を完全に包囲し、そうすることでブレード 3 0 が取り付けられるディスクダブテールスロットの表面と係合する圧力面 3 5 を形成する態様を示す。図 8 は、タービンロータディスク 5 6 のディスクダブテールスロット 5 4 内に取り付けられるブレードダブテール部分 3 2 A を示す同様の端面図である。ダブテール部分 3 2 A は図 2 ~ 7 のダブテール部分 3 2 と同様であるが、金属材料がシャンクナブ基礎部 4 9 の下側表面を覆うように鑄込まれないという点で相違する。その代わりに、補助部品 4 6 は、圧力面 3 5 を形成するのに必要な程度にシャンクナブ基礎部 4 9 を覆う。図 9 は、図 7 に示すものと同様の図面であるが、図 2 ~ 8 に示す 1 組のタング部 3 4 の代わりに複数組のタング部 3 4 B 及び 3 4 C を有するダブテール部分 3 2 B を示す。また、金属材料は鑄込まれず、シャンクナブ基礎部 4 9 のいかなる部分も覆わない。その代わりに、補助部品 4 6 は、シャンクナブ 4 8 の基礎部 4 9 より上の表面を覆って、金属補助部品 4 6 を鑄込むことでダブテール部分 3 2 のタング部 3 4 B と圧力面 3 5 との全体が形成されるようになっている。基礎部 4 9 は、事実上、下側の組をなすタング部 3 4 C 全体を形成し、これらのタング部は、上側の組をなすタング部 3 4 B によって形成される圧力面 3 5 に依存することにより、より低い荷重（存在する場合）を受ける。最後に、図 1 0 は、図 9 と同様であるが、金属材料がシャンクナブ基礎部 4 9 全体を覆うように鑄込まれて、その結果として金属補助部品 4 6 がダブテール部分 3 2 B と両方の組をなすタング部 3 4 B 及び 3 4 C との全体を形成するものとして示されている。

【 0 0 2 6 】

図 1 1 及び 1 2 は、金属補助部品 4 6 への C M C 補助部品 4 4 の結合を助けるために、それぞれスロット 6 0 と穴 6 2 とを有するように改変した図 3 のシャンクナブ 4 8 の単独斜視図である。スロット 6 0 はシャンクナブ基礎部 4 9 の限定的な凹部として形成され、穴 6 2 は好ましくは基礎部 4 9 より上においてシャンクナブ 4 8 を完全に貫通する。いずれの場合も、金属材料が鑄込み工程においてスロット 6 0 及び / 又は穴 6 2 に流入して、鑄込み材料が硬化することによってスロット 6 0 及び / 又は穴 6 2 内に相補的なインターロック機構（図示せず）が創出されるようになっている。穴 6 2 の場合は、穴 6 2 内の鑄込み材料で、シャンクナブ 4 8 により分離されるシャンクケーシング 5 0 部分を相互接続することもできる。この連結作用は、シャンクナブ基礎部 4 9 により得られる固着能力を物理的に高めるので、補助部品 4 4 及び 4 6 間を更に頑強に、機械的に結合する。図 1 1 及び 1 2 にはスロット 6 0 と穴 6 2 とを二者択一の構成として示すが、スロット 6 0 と穴 6 2 とを組み合わせることも本発明の範囲内に含まれる。更に、その他の凹状表面機構（窪み又は凹部）をシャンクナブ 4 8 及び / 又はその基礎部 4 9 に形成して同様の効果を達成することもできる。図 1 3 に示すように、凸状の表面機構（突起）6 3 をシャンクナブ 4 8 及び / 又はその基礎部 4 9 に形成し、これを単独で用いるか、又は凹部（スロット 6 0 及び / 又は穴 6 2 ）と組み合わせて用いて凹状表面機構と同様の固着作用を達成することもできる。

【 0 0 2 7 】

C M C 補助部品 4 4 上における金属補助部品 4 6 の「同時鑄造」工程は、様々な方法で達成可能である。図 1 4 に、C M C 補助部品 4 4 とその単体形エアfoil部分 3 8 及びシャンクナブ 4 8 との上における金属補助部品 4 6 とその単体形ダブテール、プラットフォーム及びシャンク部分 3 2、3 6、4 0 との成形と結合とを同時に行う同時鑄造工程を概略的に示す。図 1 4 に示すように、この工程は、金型 6 4 内で行われ、ダブテール、プラットフォーム及びシャンク部分 3 2、3 6、4 0 の所望の最終形状に近い形状の鑄物 6 6 が作製されるので、鑄物 6 6 に必要な鑄造後の加工量を最小限に抑えて補助部品 4 6 を作製できる。金型 6 4 は、任意の適切な設計、例えばセラミックシェルであってよい。金

10

20

30

40

50

属材料の硬化後に、金型 6 4 を取り外して、C M C 補助部品 4 4 のシャンクナブ 4 8 上に原位置で鑄込まれた同時鑄造補助部品 4 6 を得ることができる。特に、好ましい点として、この鑄造技術を実施することで、補助部品 4 4 の C M C 材料と溶融金属材料との間（例えばケイ化物の形成）及び金型 6 4 との間において望ましくない化学反応を引き起こす可能性がある、従来のインベストメント鑄造工程において通常的に必要とされる高温と長時間露出とを回避できる。金型 4 6 内において C M C 部品 4 4 のシャンクナブ 4 8 を溶融金属材料中に立てる工程により、接触時間と温度とを最小限に保って望ましくない反応を防ぐことができる。

【 0 0 2 8 】

金属補助部品 4 6 の形成に使用可能なその他の方法として、スピんキャスト技術が挙げられる。当該技術分野において周知のように、スピんキャスト工程は、部品の蠟製レプリカをセラミックで被覆した後、蠟を除去して部品の雌型（「金型」）を作ることにより金型を創出するという点で、従来のインベストメント鑄造工程と同様であり、その後、雌型を溶融金属で満たし、この金属が硬化して最終的な部品が形成される。スピんキャスト技術と従来の鑄込み方法との相違は、後者は溶融金属を金型に充填するにあたり重力に依存するが、スピんキャスト工程では金型を回転させて溶融金属に作用する遠心力を誘導する点にある。この付加的な力は、或る一定の鑄込み形状及び/又は材料において金型の完全な充填を確実にしながら許容可能な微細組織を得ると共に内部欠陥を無くす上で有利である。スピんキャストは、溶融金属が流るつばから回転金型の回転軸と整合する中央受口に注ぎ込まれる遠心鑄造工程とも相違する。溶融金属は当初は自身に作用する遠心力を有さないが、或る限られた時間が経つと回転中心から離れる方向に流れ、ゆっくりと遠心力を増していく。スピんキャストでは、装入材料（未溶融原料）が回転中心から或る距離だけ離れて溶解し、装入材料が溶融して回転が始まると直ちに溶融金属が遠心力の作用を受け、その結果として従来式の鑄造工程又は遠心鑄造工程のいずれよりも急速に金型が満たされる。

【 0 0 2 9 】

なお、このとき、図 5 に示す補助部品 4 6 を予め作製しておき、後でこれを C M C 補助部品に組み付けてもよい。例えば、補助部品 4 6 を 2 つ以上のピースとして作製し、これらの部品をシャンクナブ 4 8 の周りに組み付けた後、互いに溶接又はろう付けして完全な補助部品 4 6 にすることができる。但し、この方法では、C M C 及び金属補助部品 4 4 及び 4 6 間の界面接触応力を調節し、鑄造技術で可能な有効加圧及び封入レベルに匹敵する C M C シャンクナブ 4 8 の有効加圧及び封入レベルを達成するために、精密機械加工が必要になる。しかし、この方法の利点は、さもなくば例えば過大な反応リスクを生じること又は C M C 材料の温度性能を超えることから、補助部品 4 4 の C M C 材料とは相容れない溶融温度を有する合金を使用できることにある。事前作製技術を用いると、C M C 補助部品 4 4 と金属補助部品 4 6 の個々のピースとの間の隙間をピースの組立時に埋めることができる。例えば、組立工程中に粉末蠟材で隙間を埋め、その後、蠟付け時に蠟材を十分に溶融させて補助部品 4 6 のピースを互いに接合することができる。例えば約 2 2 0 0 ~ 約 2 3 0 0 ° F（約 1 2 0 0 ~ 約 1 2 6 0 ° C）の範囲内のろう付け温度は、本発明において現在企図される殆どの C M C 材料に適合する。

【 0 0 3 0 】

補助部品 4 4 の C M C 材料と補助部品 4 6 の溶融金属材料との間における望ましくない化学反応を鑄込み技術に依存して最小限に抑えることに加えて、又はその代わりに、本発明は、C M C 及び金属補助部品 4 4 及び 4 6 間に施される界面被覆の使用を企図している。追加又は代案として、界面被膜を用いて、硬化時における C M C 補助部品 4 4 の周りの金属の収縮に対する熱膨張率の適合性を高めることで、低温割れの発生を減らすことができる。図 1 5 に、図 2 及び 3 のブレードの C M C 及び金属補助部品 4 4 及び 4 6 間の界面領域の一部分を概略的に示し、両者間の化学的相互作用を阻害する界面の被膜系 7 0 を示す。被膜系 7 0 は、様々な異なる材料から形成されるいかなる個数の被膜層を有して形成されてもよく、スラリー塗布法や大気プラズマ溶射（A P S）法等の様々な加工処理法を

10

20

30

40

50

用いて析出可能である。図15には、被膜系70を2つの別個の層72及び74を有するものとして示すが、被膜系70は単一層又は2つよりも多い層、例えば5つの層から形成可能である。CMC補助部品44に直接接触する層72は、例えばCMC補助部品44の材料に特に適合する材料、例えばガラス及び/又は液相形成材料から形成可能である。層72用の潜在的なガラス材料の例として、Shyh-Chin Huangらによる米国特許出願第12/984836号に開示の反応遮蔽被膜に関して記載された材料が挙げられ、この反応遮蔽被膜に関する前述の出願の内容を参照により本明細書に援用する。金属補助部品46に直接接触する層74は、例えば、層72と金属補助部品46との間において化学的及び物理的適合性の点で適切な遷移が得られる材料から形成される。例えば、層72に直接隣接する組成物は、層72のガラス及び/又は液相形成材料と同じであるか又は別な態様で適合性を有する一方で、層74は、補助部品46に直接隣接する組成物は補助部品46の形成に用いられる金属材料と同じであるか又は別な態様で適合性を有する漸変組成を有してよい。例えば、層74又は少なくとも補助部品46に直接隣接するその組成物は、補助部品46の金属材料と化学的に適合し、CMC及び金属補助部品44及び46間に熱膨脹適合性をもたらず延性金属発泡材を含有するか、又はこうした延性金属発泡材により構成される。発泡材に適する材料には、当該技術分野において周知の種類のFeCrAlY合金を注目に値するが非限定的な例として含む鉄基、コバルト基及びニッケル基合金等の高温耐酸化性合金が含まれると考えられる。好ましくは層72及び74が相俟って、被膜系70にある程度の適合性を与え、このことによって、被膜系70がCMC補助部品44の周りにおける金属補助部品46の硬化時の収縮に対応する、適合性を有する界面の役割を果たすことが可能になる。一般的には、被膜系70には約0.005~約0.040インチ(約0.1~1ミリメートル)の厚さが適すると考えられるが、これよりも小さい又は大きい厚さも可能である。

【0031】

図2~15のブレード30はシュラウドを有さないが、図16及び17に、シュラウド付きのLPTタービンブレード80を示す。ブレード80は、エアfoil部分84を形成するCMC補助部品82を含む。このブレードは更に、ダブテール部分86とプラットフォーム部分88とを含む。任意で、CMC補助部品82は、一般にブレード30に関して説明したものと同様に、ダブテール及びプラットフォーム部分86及び88を形成する金属補助部品により取り巻かれるシャンクナブ(図示せず)を有して形成されてよい。ブレード30とは対照的に、図16及び17に示すブレード80は、事実上、シュラウド部分92をエアfoil部分84に結合するナブ94を形成するCMCエアfoil部分84の先端においてシュラウド部分92を形成する金属補助部品90を含む。金属補助部品90は更に、図面では、一体的シール歯96を形成するものとして示されている。金属補助部品90は、ブレード30の金属補助部品46に関して述べたものと同様に形成可能である。

【0032】

図16及び18からわかるように、ブレードチップナブ94は、ブレード30に関して図4及び6~13に示したシャンクナブ48と同様の形状を有してよい。具体的には、ブレードチップナブ94は、エアfoil部分84に直接隣接する部分よりも幅広の断面を有すると共に、CMCエアfoil部分84の先端における金属補助部品90及びそのシュラウド部分92の固着を補助する役割を果たす。同じくシャンクナブ48と同様に、ブレードチップナブ94は更に、金属補助部品90とそのシュラウド部分92と作製する同時鑄造工程において結果的に一体的な金属の相補的インターロック機構を創出する凸状及び凹状の表面機構を含んでよい。図19、20及び21に示すように、ナブ94は、様々な大きさ及び形状の貫通穴94A(図19及び20)及び/又はスロット98B(図21)を有してよい。貫通穴98Aの場合は、金属材料が鑄込み工程において穴98Aに流入して、鑄込み材料が硬化することによって穴98Aを完全に貫通して延在する金属の相補的連結クロスバーが創出されて、ナブ94により分離されたシュラウド部分92の両部分を相互接続するようになる。スロット98Bの場合は、スロット98B内の鑄込み材料が

、スロット 9 8 B を完全に貫通して延在する金属の相補的連結リブを創出して、ナブ 9 4 により分離されたシユラウド部分 9 2 の両部分を相互接続する。この連結作用により、ナブ 9 4 によりもたらされる固着能力が高まるので、C M C 及び金属補助部品 8 2 及び 9 0 間の機械的結合の頑強性が更に高まる。図 1 9 ~ 2 1 には凹状の表面機構のみ示すが、凸状の表面機構（突起）を穴 9 8 A 及び / 又はスロット 9 8 B の代替又は追加として形成して、凹状表面機構と同様の固着作用を達成することができる。

【 0 0 3 3 】

図 2 2 及び 2 3 に、ガスタービンベーンセグメント 1 0 0 を本発明のまた別の適切な用途として示す。ベーンセグメント 1 0 0 は、図面では、1 対の内側及び外側プラットフォーム（バンド）1 0 4 間に 2 つのエアfoil部分（ベーン）1 0 2 を有するが、単一のエアfoil部分 1 0 2 又は 2 つよりも多い個数のエアfoil部分 1 0 2 が存在する場合もある。ベーンセグメント 1 0 0 は、互いに組み付けられてタービンエンジンの環状のベーン組立体を形成する複数のベーンセグメントの 1 つである。エアfoil部分 1 0 2 は、高温燃焼ガスに直接曝され、且つ略線形の形状を有するので、セラミック基材料により作製するのに最適な候補となる。そのため、各ベーンエアfoil部分 1 0 2 をセラミック基材料、例えば C M C 材料により単一のピースとして作製でき、一方又は両方のプラットフォーム部 1 0 4 をセラミック材料以外の材料から作製できる。図 2 3 に示すように、各エアfoil部分 1 0 2 は対向して配置される 1 対のナブ 1 0 6 を含む。各ナブ 1 0 6 は、事実上、対向して配置される対状のタング部 1 0 8 を形成するダブルテール機構である。更に、ナブ 1 0 6 はプラットフォーム部 1 0 4 の形成に用いられる材料に完全に包囲されて、ナブ 1 0 6 とそのタング部 1 0 8 とが、プラットフォーム部 1 0 4 を形成するために用いられる金属鑄造工程においてプラットフォーム部 1 0 4 に形成されるポケット 1 1 0 内に受け入れられるようになっている。図 2 3 からわかるように、各ナブ 1 0 6 とそのタング部 1 0 8 とは、エアfoil部分 1 0 2 上において、エアfoil部分 1 0 2 に直接隣接する部分よりも幅広い断面を有する部分を形成するので、ナブ 1 0 6 は、内側及び外側プラットフォーム 1 0 4 をエアfoil部分 1 0 2 に固着するだけでなく、ナブ 1 0 6 をプラットフォーム部 1 0 4 のポケット 1 1 0 内に保持する固着機構の役割を果たすように構成される。ベーンセグメント 1 0 0 の製造に関するその他の態様は、図 3 ~ 2 1 のタービンブレード 3 0 及び 8 0 に関する説明から理解できよう。

【 0 0 3 4 】

図 2 4 及び 2 5 は、エアfoil部分 1 0 2 への金属プラットフォーム部 1 0 4 の結合を助けるために、ナブ 1 0 6 がそれぞれスロット 1 1 2 及び穴 1 1 4 を有するように改変した図 2 3 のエアfoil部分 1 0 2 の単独斜視図である。図 1 1 及び 1 2 に関して述べたスロット 6 0 及び穴 6 2 の場合のように、ナブ 1 0 6 の周りにおけるプラットフォーム部 1 0 4 の鑄込み工程において、金属材料がスロット 1 1 2 及び / 又は穴 1 1 4 に流入して、鑄込み材料が硬化することによってスロット 1 1 2 及び / 又は穴 1 1 4 内に金属の相補的インターロック機構（図示せず）が創出されるようになっている。穴 1 1 4 の場合は、穴 1 1 4 内の鑄込み材料はナブ 1 0 6 により分離されるプラットフォーム 1 0 4 の部分 1 1 6 を相互接続することもできる。この連結作用により、ナブ 1 0 6 とそのタング部 1 0 8 とにより得られる固着能力が物理的に高まるので、エアfoil部分 1 0 2 とプラットフォーム部 1 0 6 との間の機械的結合が更に頑強になる。図 2 4 及び 2 5 には、スロット 1 1 2 と穴 1 1 4 とを二者択一の構成として示すが、スロット 1 1 2 と穴 1 1 4 とを組み合わせることも本発明の範囲内に含まれる。更に、その他の凹状表面機構（窪み又は凹部）をナブ 1 0 6 に形成して同様の効果を達成することができ、図 1 3 の突起 6 3 と同様の凸状表面機構（図示せず）をナブ 1 0 6 に形成することもできる。

【 0 0 3 5 】

具体的な実施例に関して本発明を説明したが、明らかなように、当業者であればその他の形態を採用することもできよう。したがって、本発明の範囲は、添付の特許請求の範囲によってのみ限定される。

【 符号の説明 】

10

20

30

40

50

【 0 0 3 6 】

1 0	ブレード	
1 2	ダブテール部	
1 4	タング部	
1 6	プラットフォーム部	
1 8	エアfoil	
2 0	シャンク部	
3 0	ブレード	
3 2	部分	
3 2 A	部分	10
3 2 B	部分	
3 4 A	タング部	
3 4 B	タング部	
3 4 C	タング部	
3 5	面	
3 6	部分	
3 8	部分	
4 0	部分	
4 2	エンジェルウィング	
4 4	補助部品	20
4 6	補助部品	
4 8	ナブ	
4 9	基礎部	
5 0	ケーシング	
5 2	空洞部	
5 4	スロット	
5 6	ディスク	
6 0	スロット	
6 2	穴	
6 3	突起	30
6 4	金型	
6 6	鋳物	
7 0	被膜系	
7 2	層	
7 4	層	
8 0	ブレード	
8 2	補助部品	
8 4	部分	
8 6	部分	
8 8	部分	40
9 0	補助部品	
9 2	部分	
9 4	ナブ	
9 6	歯	
9 8 A	穴	
9 8 B	スロット	
1 0 0	セグメント	
1 0 2	部分	
1 0 4	バンド	
1 0 6	ナブ	50

- 1 0 8 タング部
- 1 1 0 ポケット
- 1 1 2 スロット
- 1 1 4 穴
- 1 1 6 部分

【 図 1 】

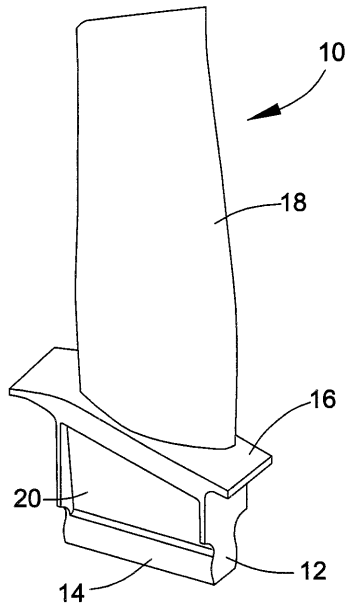


FIG.1
従来技術

【 図 2 】

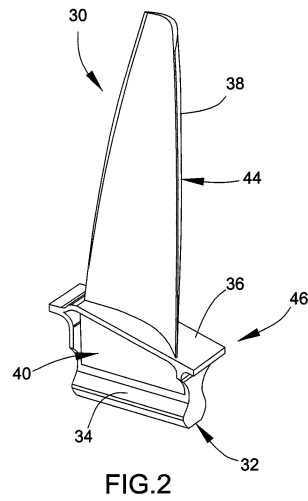


FIG.2

【 図 3 】

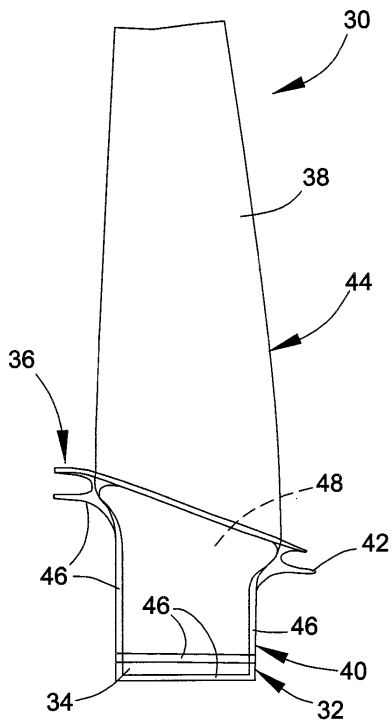


FIG.3

【 図 4 】

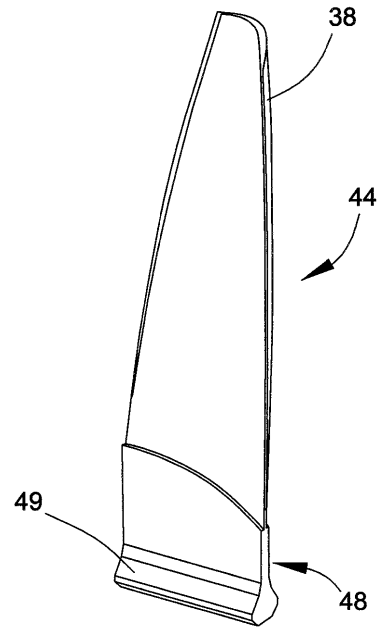


FIG.4

【 図 5 】

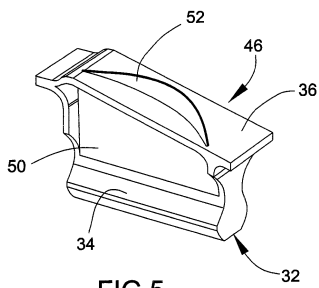


FIG.5

【 図 6 】

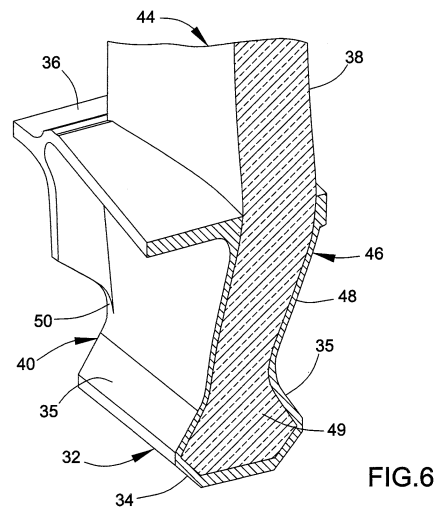


FIG.6

【 図 7 】

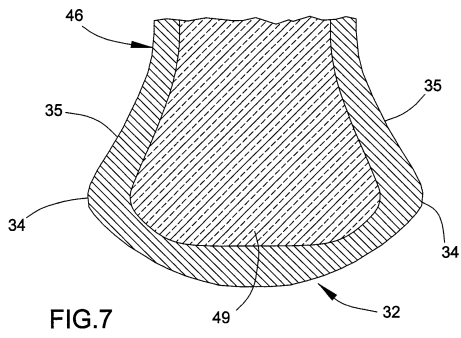


FIG.7

【 図 8 】

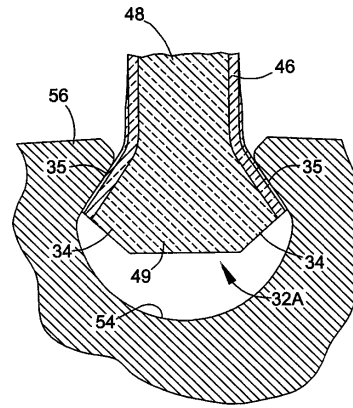


FIG.8

【 図 9 】

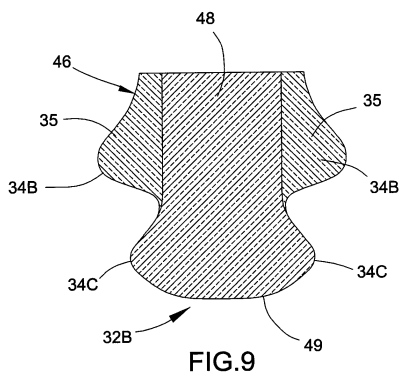


FIG.9

【 図 1 1 】

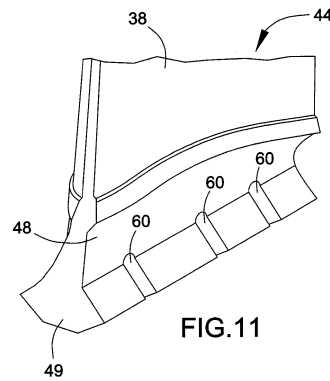


FIG.11

【 図 1 0 】

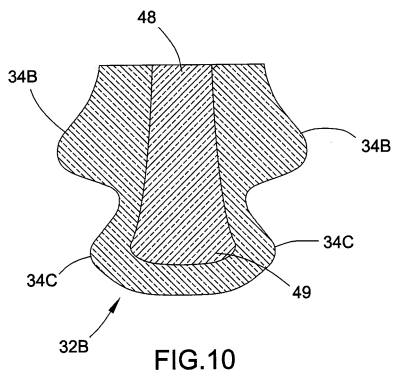


FIG.10

【図12】

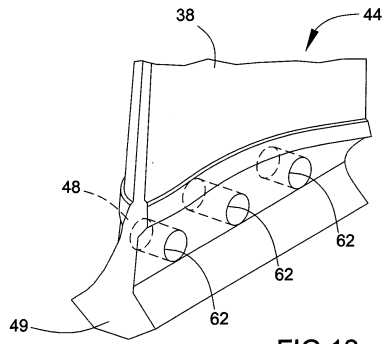


FIG.12

【図13】

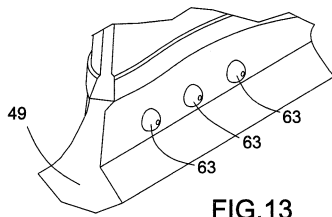


FIG.13

【図14】

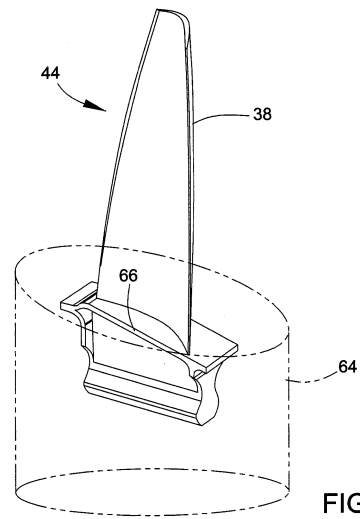


FIG.14

【図15】



FIG.15

【図16】

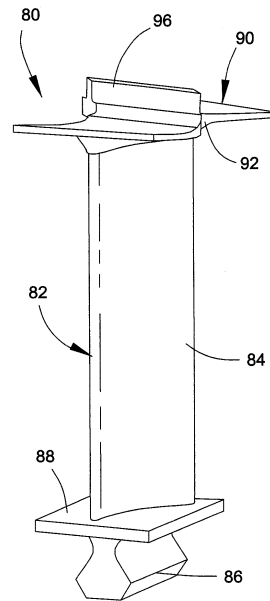


FIG.16

【 図 17 】

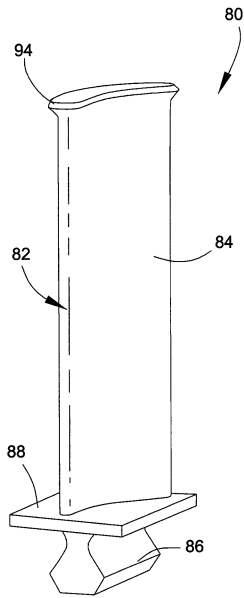


FIG.17

【 図 18 】

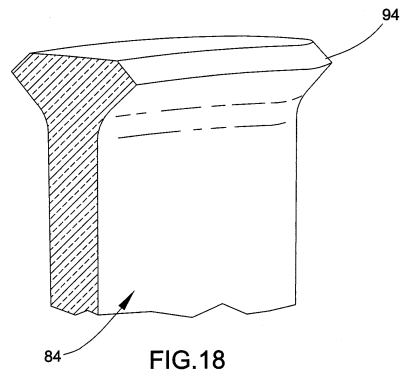


FIG.18

【 図 19 】

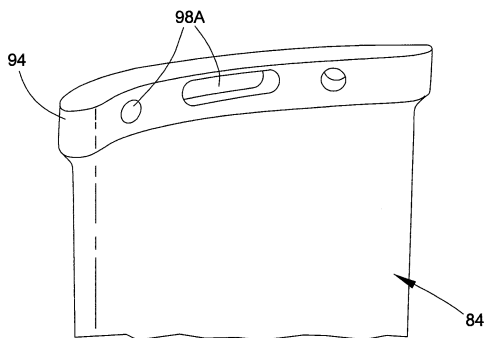


FIG.19

【 図 20 】

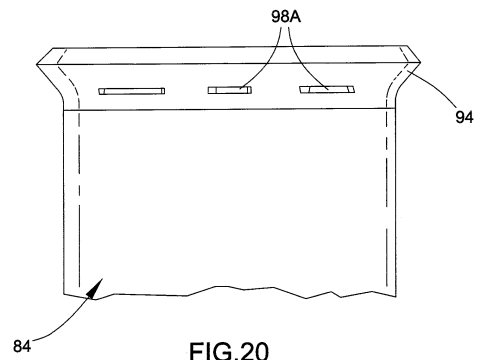


FIG.20

【 図 2 1 】

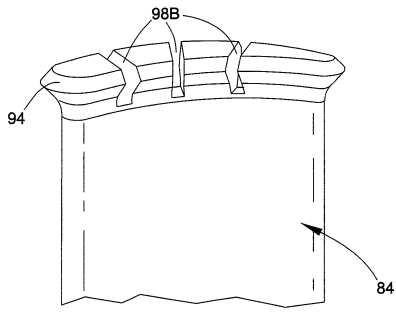


FIG.21

【 図 2 2 】

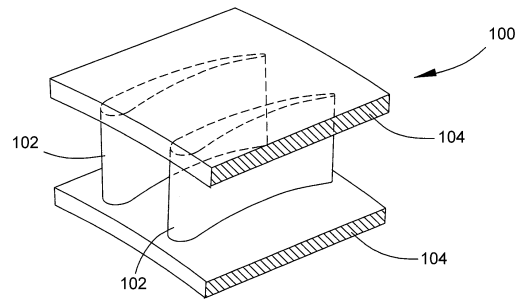


FIG.22

【 図 2 3 】

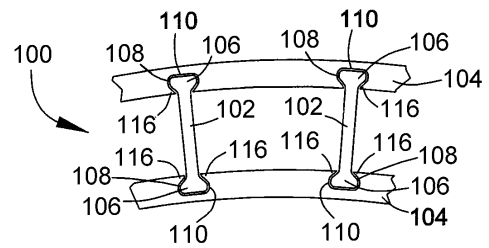


FIG.23

【 図 2 4 】

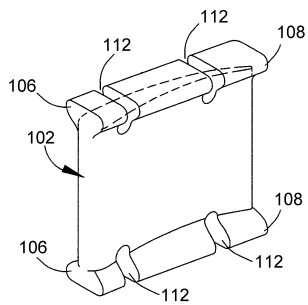


FIG.24

【 図 2 5 】

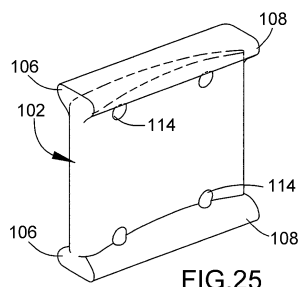


FIG.25

フロントページの続き

- (72)発明者 トビー・ジョージ・ダーキンス, ジュニア
アメリカ合衆国、オハイオ州・45069、ウエスト・チェスター、エムディー・エス20、センター・ポイント・ドライブ、9100番
- (72)発明者 ジョン・ピーター・ハイワード
アメリカ合衆国、オハイオ州・45069、ウエスト・チェスター、アピエーション・ウェイ・6380, ノース・ボウンテ、2番
- (72)発明者 エリック・アラン・エステイル
アメリカ合衆国、オハイオ州・45215、シンシナッティ、501・メイン・シーオーエル・ビルディング・エアフォイルズ・アンド・マニュファクチャリング・エムディー・ケイ212、ジーイー・アピエーション
- (72)発明者 ジョシュア・ブライアン・ジェイミソン
アメリカ合衆国、オハイオ州・45215、シンシナッティ、エムディー・ダブリュー202、ワン・ニューマン・ウウェイ
- (72)発明者 ジェイムス・ハーバート・デインス
アメリカ合衆国、オハイオ州・45301、アルファ、フォウンドリー、プラント・4、2060・ヘラー・ドライブ、ユニソン・インダストリーズ
- (72)発明者 マーク・ウィラルド・マルスコ
アメリカ合衆国、オハイオ州・45205、シンシナッティ、ワン・ニューマン・ウエイ
- (72)発明者 ジェームス・トーマス・ホーキンス
アメリカ合衆国、オハイオ州・45215 - 1988、シンシナッティ、エムディー・エイチ360、ワン・ニューマン・ウエイ

審査官 橋本 敏行

- (56)参考文献 米国特許出願公開第2011/0142639(US, A1)
米国特許第03950114(US, A)
特開昭61-249658(JP, A)
米国特許第05290143(US, A)
特開2011-220325(JP, A)
特開平02-230903(JP, A)
特開昭63-183203(JP, A)
特開2007-205350(JP, A)
特開2006-189031(JP, A)
米国特許第07393182(US, B2)

(58)調査した分野(Int.Cl., DB名)

C04B37/00 - 37/04
F01D1/00 - 11/24
F02C1/00 - 9/58
F23R3/00 - 7/00