

(19) 日本国特許庁 (JP)

(12) 特 許 公 報 (B2)

(11) 特許番号
特許第6006935号
(P6006935)

(45) 発行日 平成28年10月12日 (2016. 10. 12)

(24) 登録日 平成28年9月16日 (2016. 9. 16)

(51) Int. Cl.	F I	
FO1D 5/18 (2006.01)	FO1D 5/18	
FO1D 9/02 (2006.01)	FO1D 9/02	1 O 2
FO1D 5/28 (2006.01)	FO1D 5/28	
FO2C 7/00 (2006.01)	FO2C 7/00	C
FO2C 7/18 (2006.01)	FO2C 7/18	A

請求項の数 9 外国語出願 (全 10 頁)

(21) 出願番号	特願2011-282555 (P2011-282555)	(73) 特許権者	390041542
(22) 出願日	平成23年12月26日 (2011. 12. 26)		ゼネラル・エレクトリック・カンパニイ
(65) 公開番号	特開2012-140946 (P2012-140946A)		アメリカ合衆国、ニューヨーク州 1 2 3
(43) 公開日	平成24年7月26日 (2012. 7. 26)		4 5、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22日 (2014. 12. 22)		番
(31) 優先権主張番号	12/983, 400	(74) 代理人	100137545
(32) 優先日	平成23年1月3日 (2011. 1. 3)		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】 ターボ機械の翼形部品及びその冷却方法

(57) 【特許請求の範囲】

【請求項 1】

ターボ機械の高温ガス経路に適する流体冷却式ターボ機械翼形部品であって、
翼形部根元（22）及び翼形部先端（20）で範囲が定められる翼長方向と、前縁（16）及び後縁（18）で範囲が定められる翼弦方向と、前記前縁（16）と前記後縁（18）との間で延びる壁により形成される凸面（12）及び凹面（14）で範囲が定められる翼厚方向とを有する翼形部分（10）と、
前記翼形部分（10）内のチャンバ（28）と、
前記翼形部分（10）内で前記チャンバ（28）を、前記翼形部根元（22）と、翼形部根元（22）を通過して前記翼形部分（10）に入る冷却流体とに流体接続する第1の通路（24A）と、
前記翼形部分（10）の前記チャンバ（28）と前記翼形部先端（20）との間で前記チャンバ（28）を前記翼形部分（10）の表面に配置された第1の冷却孔（26A）と流体接続する第2の通路（24B）と、
前記チャンバ（28）内の多孔性及び通気性発泡部材（30）と、
を備え、
前記チャンバ（28）の前記翼弦方向における中心は前記第1の通路（24A）及び前記第2の通路（24B）に対して前記翼形部分（10）の前記後縁（18）の方へ翼弦方向にオフセットするように配置され、
前記第1の通路（24A）を通過して前記翼形部分（10）に入る冷却流体が前記チャン

10

20

バ(28)に流入し、

前記前縁(16)の方へ翼弦方向に再循環し、前記第1の冷却孔(26A)を通して前記翼形部分(10)から流出する前に、前記発泡部材(30)により前記後縁(18)の方へ翼弦方向に方向転換される、
流体冷却式ターボ機械翼形部品。

【請求項2】

前記第1の通路(24A)及び前記第2の通路(24B)、及び前記チャンバ(28)は、前記翼形部分(10)の前記翼形部根元(22)から前記翼形部先端(20)まで延びる連続的な冷却流体流れ通路を定める、請求項1に記載の流体冷却式ターボ機械翼形部品。

10

【請求項3】

前記チャンバ(28)は、前記翼形部分(10)の前記前縁(16)よりも前記後縁(18)に接近する、請求項1または2に記載の流体冷却式ターボ機械翼形部品。

【請求項4】

前記チャンバ(28)は前記翼形部分(10)内の第1のチャンバ(28)であり、前記翼形部品は、前記翼形部分(10)内で第2の多孔性及び通気性発泡部材(30)を収容する第2のチャンバ(28)を更に備え、前記第1の及び第2のチャンバ(28)は相互に流体的に直列又は並列である、請求項1から3のいずれかに記載の流体冷却式ターボ機械翼形部品。

【請求項5】

20

前記チャンバ(28)は、冷却流体源及び前記翼形部先端(20)で追加の冷却孔(26)に流体接続されている追加の通路(24)に流体接続される、又は、前記翼形部分(10)内で第2の多孔性及び通気性発泡部材(30)を収容する第2のチャンバ(28)に流体接続される、請求項1から4のいずれかに記載の流体冷却式ターボ機械翼形部品。

【請求項6】

前記翼形部分(10)内の複数の追加の通路(24)、及び前記翼形部分(10)の少なくとも1つの表面に配置される複数の追加の冷却孔(26)を更に備え、前記追加の通路(24)は、前記冷却流体源を前記追加の冷却孔(26)に流体接続する、請求項1から5のいずれかに記載の流体冷却式ターボ機械翼形部品。

【請求項7】

30

前記第1の通路(24A)及び前記第2の通路(24B)は、前記追加の通路(24)よりも前記翼形部分(10)の前記後縁(18)に接近する、請求項6に記載の流体冷却式ターボ機械翼形部品。

【請求項8】

前記チャンバ(28)は、前記翼形部分(10)の前記翼形部根元(22)と前記翼形部先端(20)との間の間隔の約15～約75%にわたる、請求項1から7のいずれかに記載の流体冷却式ターボ機械翼形部品。

【請求項9】

前記翼形部品はタービン動翼又はバケットであり、前記ターボ機械は産業用又は航空機用ガスタービンエンジンである、請求項1から8のいずれかに記載の流体冷却式ターボ機械翼形部品。

40

【発明の詳細な説明】

【技術分野】

【0001】

本発明は、ターボ機械のタービン翼形部品等の高温で作動する部品に関する。詳細には、本発明は、部品の伝熱特性を高めることができる1以上の内部冷却チャンバに接続される、1以上の内部冷却通路を備える翼形部品に関する。

【背景技術】

【0002】

50

産業用及び航空機用ガスタービンエンジンのバケット（動翼）、ノズル（静翼）、及び他の高温ガス経路部品等のターボ機械部品は、典型的に、タービンの作動温度及び作動状態に適した所望の機械特性及び環境特性を備えるニッケル基、コバルト基又は鉄基超合金で作られている。ターボ機械効率は作動温度に依存するので、部品、特にタービンのバケット及びノズル等の翼形部品には、一層の高温に耐え得ることが要求される。超合金部品の最大局部温度は超合金の溶融温度に近づくので、適切な流体、典型的には空気での強制冷却が必要となる。この理由から、ガスタービンのバケット及びノズルの翼形部は、複雑な冷却スキームを必要とする場合が多く、冷却流体、典型的には圧縮機ブリード空気は、翼形部の内部冷却通路を通った後に翼形部表面の冷却孔を通して吐出して部品から熱を逃がす。翼形部の内部には、冷却流体が冷却通路を通して流れると該冷却流体への熱伝達により対流冷却が発生する。インピンジメント冷却と呼ばれる技術では、翼形部の外壁内面に対して直接冷却流体を導く微細な内部オリフィスを用いて、追加的な冷却を行うことができる。また、冷却孔を設けて、部品表面の所定位置のガス経路内に冷却流体を放出し、部品表面上に冷却流体流の層を形成して高温ガス経路から部品への熱伝達を低減する境界層（流体膜）を生成することができる。

10

【0003】

翼形部品の表面温度を十分に低下させるために相当量の冷却流体が必要となる場合がある。翼形部から冷却流体への熱伝達効率を高めるために、冷却回路内面に内部特徴要素を設けることが望ましいか又は必要であろう。このような特徴要素は、組み込みリブ、乱流プロモータ、交差孔、後縁スロット、蛇行通路等を有する。また、金属発泡体などの多孔性及び通気性材料を包含して、翼形部品の内部の熱伝達を高めることが提案されている。例えば、米国特許出願公開第2006/0021730号、同第2007/0274854号、同第2008/0250641号、同第2009/0081048号、同第2010/0239409号及び同第2010/0239412号には、金属発泡体などの材料を使用して、発泡体を通る空気流の大部分が単一指向性をもつように翼形部の内部及び/又は冷却孔を充填することが提案されている。

20

【先行技術文献】

【特許文献】

【0004】

【特許文献1】米国特許第6827556号明細書

30

【特許文献2】米国特許出願公開第2006/0021730号明細書

【特許文献3】米国特許出願公開第2007/0274854号明細書

【特許文献4】米国特許出願公開第2008/0250641号明細書

【特許文献5】米国特許出願公開第2009/0081048号明細書

【特許文献6】米国特許出願公開第2010/0239409号明細書

【特許文献7】米国特許出願公開第2010/0239412号明細書

【発明の概要】

【発明が解決しようとする課題】

【0005】

本発明は、ターボ機械の高温ガス経路での使用に適する流体冷却式ターボ機械の翼形部品を、及び部品の内部の伝熱特性を高める方法を提供する。

40

【課題を解決するための手段】

【0006】

本発明の第1の態様において、翼形部品は、翼形部根元及び翼形部先端で範囲が定められる翼長方向と、前縁及び後縁で範囲が定められる翼弦方向と、前縁と後縁との間で延びる壁により形成される凸面及び凹面で範囲が定められる翼厚方向とを有する翼形部分を含む。翼形部品は、翼形部分内のチャンバと、チャンバ内の多孔性及び通気性発泡部材と、翼形部分内でチャンバを冷却流体と流体接続する第1の通路と、翼形部分でチャンバを翼形部分の表面に配置された第1の冷却孔と流体接続する第2の通路とを更に有する。好適な態様において、チャンバは第1の通路及び第2の通路に対して翼弦方向でオフセットす

50

るように配置され、第１の通路を通して翼形部分に入る冷却流体がチャンバに流入し、第１の冷却孔を通して翼形部分から流出する前に、発泡部材により翼弦方向に方向転換される。

【０００７】

本発明の別の態様では、冷却流体源及び翼形部分の表面に配置された冷却孔に接続される内部チャンバを翼形部分内に形成することで、流体冷却式ターボ機械翼形部品の翼形部分の冷却を高めるものである。チャンバは多孔性及び通気性発泡部材を収容し、ターボ機械は、冷却流体がチャンバに入り、冷却孔を通して翼形部分から流出する前に、発泡部材により翼形部分の翼弦方向に方向転換されるように作動する。

【０００８】

本発明の技術的効果は、発泡材料を使用して、冷却流体流にさらされる表面積を増やして部品と該部品を通る冷却流体流との間の熱伝達を高めるだけでなく、該発泡材料で部品内の冷却流体流の向きを例えば高温で作動する傾向にある翼形部領域へ変えることで、翼形部品の熱伝達効率を著しく高めることができる点である。

【０００９】

本発明の他の態様及び利点は、以下の詳細な説明からより明らかになるであろう。

【図面の簡単な説明】

【００１０】

【図１】本発明の実施形態による、発泡部材を含有する内部チャンバを有するタービンバケットの翼形部分の斜視図。

【図２】図１の翼形部分内部の冷却流体の流れパターンを示す図。

【図３】本発明の実施形態による、発泡材充填内部チャンバを有するタービンバケットの翼形部分の斜視図。

【図４】本発明の実施形態による、発泡材充填内部チャンバを有するタービンバケットの翼形部分の斜視図。

【図５】本発明の実施形態による、発泡材充填内部チャンバを有するタービンバケットの翼形部分の斜視図。

【発明を実施するための形態】

【００１１】

本発明は、相対的に高温の環境下で作動する部品、特に、最大表面温度がその構成材料の溶融温度に達して、部品表面温度を低下させるために強制冷却を使用する必要がある部品に適用可能である。このような部品の限定的ではないが注目すべき実施例として、産業用及び航空機用ガスタービンエンジンのタービンバケット（動翼）及びノズル（静翼）等のターボ機械の翼形部品を挙げることができる。

【００１２】

図１はタービンバケットの翼形部分１０の実施例を概略的に示す。従来のように、バケット及びその翼形部分１０は、バケットの根元セクション（図示せず）上に形成された特徴要素でタービンディスクに係止できる。業界用語によると、翼形部分１０は、タービンバケット又は動翼との関連において、それぞれ負圧面及び正圧面と呼ぶことができる反対側に配置された凸面１２及び凹面１４を形成する壁を有すると説明できる。翼形部分１０の各壁は、翼形部分１０の前縁１６を定め、合流して反対側に配置される翼形部分１０の後縁１８を定める。翼形部先端２０は翼形部分１０の翼長方向の外側端で定められ、反対側に配置される翼形部根元２２は翼形部分１０の翼長方向の内側端で定められるが、翼形部根元２２は通常、バケットの根元セクションから翼形部分１０を分離するプラットフォーム（図示せず）に直接隣接している。また、業界用語によると、翼形部分１０は、根元２２から翼形部先端２０へ延びる翼長方向、前縁１６と後縁１８との間を延びる翼弦コード、及び凹面１２と凸面１４との間で測定される翼厚を有すると言うことができる。

【００１３】

バケット及びその翼形部分１０は種々の材料で作ることができ、ニッケルベース、コバルト - 鉄ベース、及びチタンベースの合金、並びにセラミックスベースの複合材料、例え

10

20

30

40

50

ば、セラミックマトリックス複合材料（CMC）を挙げることができる。好ましい材料としては、ニッケルベース、コバルトベース、又は鉄ベースの超合金を挙げることができ、限定的ではないが注目すべき実施例は、GTD-111（登録商標）（ゼネラルエレクトリック社）、GTD-444（登録商標）（ゼネラルエレクトリック社）、IN-738、Rene N4、Rene N5、及びRene 108等のニッケルベースの超合金である。翼形部分10は、ガスタービンエンジン内でさらされる高温及び高応力に耐えるために、等軸、一方向凝固（DS）、又は単結晶（SX）鑄造品として作ることができる。バケット及び翼形部分10を製造するのに適する溶融及び鑄造プロセスは公知であり本明細書ではこれ以上詳細に説明しない。

【0014】

翼形部分10の外部表面は、バケットが組み込まれたターボ機械の運転中に高温燃焼ガスが翼形部分10に導かれるので非常に高い温度にさらされる。この理由から、翼形部分10は、根元22から翼形部先端20に延びて翼形部先端20の冷却孔26で終端する内部通路24を有するように示されている。通路24は、ターボ機械の圧縮機セクションからの圧縮機ブリード空気等の適切な供給源（図示せず）から冷却流体を受け取る。根元22を通して翼形部分10へ流入する冷却流体は、通路24を通して翼形部分10から熱を吸収し、その後、冷却孔26を通して吐出され翼形部分10から吸収した熱を伝達する。通路24は相互に平行に示され本質的に円筒形であるが、他の形状及び断面も可能である。通路24は従来の方法で、例えばターボ機械の翼形部品を鑄造するために典型的に使用される従来のインベストメント鑄造法で用いるコアを使用して形成できる。本発明の利点

【0015】

図1において、翼形部分10は、参照符号24A及び24Bで示されて後者が翼形部分10の先端20に配置された冷却孔26Aで終端する、一对の通路に接続された内部キャピティ又はチャンバ28を有する。通路24と同様に、通路（入口通路）24Aは冷却流体の供給源と流体接続しており、通路24Aは冷却流体をチャンバ28に供給し、その後、冷却流体は、冷却孔26Aを通して翼形部分10から吐出される前に通路（出口通路）24Bを通してチャンバ28から出る。入口通路24Aは、翼形部根元22に最も近いチャンバ28の翼長方向の所定範囲においてチャンバ28と流体接続するように示されており、出口通路24Bは、翼形部先端20に最も近いチャンバ28の翼長方向の所定範囲でチャンバ28と流体接続するように示されている。

【0016】

通路24A及び24B、及び内部チャンバ28は、凸面12と凹面14との間で、翼形部分10の後縁18に配置されるよう示されており、通路24A及び24Bは翼形部分10内の他の通路24よりも後縁18に接近する。図1において、通路24A及び24Bは直径が略同一で軸方向に整列して示されているが、通路24A及び24Bは異なる断面寸法及び形状とすることができる。チャンバ28は、翼形部分10の翼長方向の略中心にあり、翼形部先端20及び根元22から間隔をあけて配置されるように示されている。更に、図1において、チャンバ28は略直線形状をもつように示されており、翼弦方向の幅、厚さ方向の幅、及び翼長方向の長さは略一定であるが、これは必須要件ではなく、不規則形状チャンバ28はやはり本発明の範囲に含まれる。図1の直線形状の実施例において、チャンバ28は、翼形部分10の全翼長方向長の約70%～約75%の翼長方向長を有し、翼形部分10の全翼弦方向幅の約20%～約30%の翼弦方向幅を有する。チャンバ28は、翼形部分10の全翼長方向長の約15%～約75%の翼長方向長を有し、翼形部分10の全翼弦方向幅の約4%～約96%の翼弦方向幅を有することができると考えられる。最大翼長方向長及び翼弦方向幅は構造的に制限され、最小翼長方向長及び翼弦方向幅は翼形部分10の冷却要件に基づいて決まる。

【 0 0 1 7 】

図 1 から明らかなように、翼弦方向において、チャンバ 2 8 は通路 2 4 A 及び 2 4 B よりもかなり広い。更に、チャンバ 2 8 は、通路 2 4 A 及び 2 4 B よりも後縁 1 8 に近づくように、翼形部分 1 0 の通路 2 4 A 及び 2 4 B から後縁 1 8 方向にオフセットして示されている。特定の利点は、特に後縁 1 8 に直接隣接する翼形部分 1 0 の凸面 1 2 及び凹面 1 4 の冷却の観点で図 1 に示す構成から生じると考えられる。しかしながら、本発明は、この特定の構成に限定されないことに留意されたい。例えば、チャンバ 2 8 は後縁 1 8 に隣接する以外に翼形部分 1 0 内に配置できる。更に、チャンバ 2 8 は単一の入口通路 2 4 A 及び単一の出口通路 2 4 B に流体接続するように示されているが、複数の入口通路 2 4 A 及び出口通路 2 4 B を用いることができる。チャンバ 2 8 の数及び位置に関連する追加的構成は図 3 から 5 を参照して以下に説明する。

10

【 0 0 1 8 】

チャンバ 2 8 は、本明細書では発泡部材 3 0 と呼ぶ、多孔性及び通気性材料を収容する。チャンバ 2 8 は、発泡部材 3 0 が完全に充填され、チャンバ 2 8 の内壁表面と密接に途切れることなく接触することが好ましい。多孔性及び通気性により、発泡部材 3 0 には通路 2 4 A からチャンバ 2 8 に入る冷却流体が浸透し、発泡部材 3 0 の相互接続孔隙により、冷却流体は通路 2 4 B を通って流出する前にチャンバ 2 8 内を循環できる。このようにして、発泡部材 3 0 は、後縁 3 0 に隣接する冷却流体と接触する表面積を著しく増大させるので、後縁 1 8 及び凸面 1 2 と凹面 1 4 の隣接部から冷却流体への熱伝達効率が非常に高くなる。

20

【 0 0 1 9 】

発泡部材 3 0 の有効性は、金属材料等の伝熱材料で発泡部材 3 0 を形成することで高めることができる。発泡部材 3 0 は、チャンバ 2 8 内の冷却流体並びに翼形部分 1 0 からの熱伝達に起因する高い温度にさらされるので、発泡部材 3 0 に好適な材料はニッケルベース、コバルトベース、及び鉄ベースの合金等の高温耐酸化性合金であり、限定的ではないが注目すべき実施例は従来公知の FeCrAlY 合金である。適切に材料を選択することで、発泡部材 3 0 は、バケットを形成するために使用される鑄造プロセスの際に翼形部分 1 0 に組み込むことができる。例えば、発泡部材 3 0 は、米国特許出願公開 2 0 0 7 / 0 2 7 4 8 5 4 に記載される形式の鑄造法を用いてバケット鑄造品に組み込むことができる。

30

【 0 0 2 0 】

図 2 はコンピューター生成画像であり、チャンバ 2 8 内で発泡部材 3 0 を通るフローパターンを示す。特に、入口通路 2 4 A を通ってチャンバ 2 8 に流入する冷却流体は、大部分が発泡部材 3 0 によってチャンバ 2 8 の中心に向きを変えるか又は方向転換し、その後、入口通路 2 4 A に隣接したチャンバ 2 8 のコーナ部とは反対側のコーナ部に向かう。冷却流体の一部は出口通路 2 4 B を通ってチャンバ 2 8 から流出するように進むが、冷却流体の大部分は、翼形部分 1 0 の根元 2 2 に再循環して戻り、その後、チャンバ 2 8 から流出する前に出口通路 2 4 B とは反対側のチャンバ 2 8 のコーナ部を循環する。従って、チャンバ 2 8 で冷却流体のかなりの攪拌が起こるが、これは、冷却流体流が単に発泡材料 3 0 を通る一方向流の場合等の、冷却流体が発泡材料 3 0 を通って移動する結果として起こる乱流状態を超えるものである。図 2 から分かるように、発泡部材 3 0 を通る冷却流体流は一方向流ではなく、多方向性である。

40

【 0 0 2 1 】

チャンバ 2 8 内の冷却流体フローパターンは、チャンバ 2 8 に対する入口通路 2 4 A 及び出口通路 2 4 B の位置及び / 又は方向、通路 2 4 A 及び 2 4 B に対するチャンバ 2 8 の形状、サイズ、及びオフセット、及び発泡部材 3 0 の通気性の影響を受けることが予想される。発泡部材 3 0 への又はそこからの熱伝達と、発泡部材 3 0 の通気性にある程度依存する冷却流体がチャンバ 2 8 内を自由に流れる能力とはトレードオフの関係にある。一般に、発泡部材 3 0 内の開放気孔性は、適当なフローレベルを実現するために少なくとも 1 4 体積 % であることが好ましく、熱伝達を高めるために 8 2 体積 % を超えないことが好ま

50

しく、約 45 ~ 約 75 体積%の範囲であることが特に好ましいと考えられる。所定の用途に対して特に好ましい気孔率は、発泡部材 30 が組み込まれることになる翼形部分 10 の領域に望まれる強度及び冷却効果に依存するはずである。コンピューターモデルでは、図 1 及び 2 に示す翼形部分 10 の実施形態に関して、ブリード空気温度が約 650 ~ 約 900 °F (約 340 ~ 約 480 °C)、及び高温燃焼ガス温度が約 2000 ~ 約 2800 °F (約 1090 ~ 約 1540 °C) の運転環境において、後縁 18 内の最大温度は約 200 °F (約 110 °C) だけ低減できることが予測される。

【0022】

図 1 及び 2 では翼形部分 10 に単一のチャンバ 28 が示されているが、図 3 から 5 は、複数のチャンバ 28 を使用して任意数の入口通路 24 A 及び出口通路 24 B で冷却流体を供給する実施例を示す。図 3 では、2 つのチャンバ 28 が流体的に直列に示されており、通路 24 A 及び 24 B と同軸の翼長方向中間通路 24 C によって相互接続される。図 4 は、図 3 に類似の実施形態を示すが、翼形部先端 20 に最も近いチャンバ 28 は、翼弦方向通路 24 D でチャンバ 28 に接続された通路 24 から追加の冷却流体を受け取る。最後に、図 5 では、2 つのチャンバ 28 が流体的に並列に示されており、各々は別個の入口通路 24 A から冷却流体を受け取り、各々は、別個の出口通路 24 B 及び冷却孔 26 A を経由して冷却流体を吐出する。更に、図 5 の各チャンバ 28 は、翼弦方向通路 24 D により相互接続されるので、チャンバ 28 を通る冷却流のバランスを保つことができる。直列又は並列で種々に別に組み合わせたチャンバ 28 を翼形部分に組み込み得ることを理解されたい。更に、各チャンバ 28 は同じサイズ及び形状(くさび形)で示されるが、チャンバ 28 は不規則形状を含む異なるサイズ及び形状とすることができる。最後に、各チャンバ 28 が多孔性及び通気性発泡部材 30 を収容することが好ましいが、一部の又は全てではないチャンバ 28 が発泡部材 30 を収容することも可能である。

【0023】

冷却通路 24、24 A 及び 24 B、チャンバ 28、及び冷却孔 26 及び 26 A を用いた翼形部分 10 の熱管理に加えて、翼形部分 10 は更に、公知のコーティングシステムで保護することもできる。例えば、翼形部分 10 の表面は、耐環境コーティング又は適切なボンドコートで翼形部分 10 に接着される熱障壁コーティング(TBC)を含むコーティングシステムで保護できる。典型的ではあるが限定的ではない熱障壁コーティング材料はセラミックス材料であり、この注目すべき実施例は、イットリア、又は酸化マグネシウム、エリア、酸化スカンジウム及び/又はカルシア、又は随意的な熱伝導率を下げる他の酸化物等の別の酸化物で部分的に又は完全に安定化されたジルコニアである。適切な耐環境コーティング及びボンドコートは典型的に、アルミニウムに富んだ組成物、例えば、拡散アルミナイドコーティング、又は MCrAlX (M は鉄、コバルト、及び/又はニッケル、X はイットリウム、希土類金属、及び/又は反応金属)等のオーバーレイコーティングである。

【0024】

種々の特定の実施形態について本発明を説明してきたが、当業者であれば他の形態を適合させることができる点は理解される。従って、本発明の範囲は添付の請求項によってのみ限定されるものである。

【符号の説明】

【0025】

- 10 翼形部分
- 12 凹面
- 14 凸面
- 16 前縁
- 18 後縁
- 20 先端
- 22 根元
- 24 通路

10

20

30

40

50

- 2 4 A 通路
- 2 4 B 通路
- 2 4 C 通路
- 2 4 D 通路
- 2 6 孔
- 2 6 A 孔
- 2 6 B 孔
- 2 8 チャンバ
- 3 0 部材

【図 1】

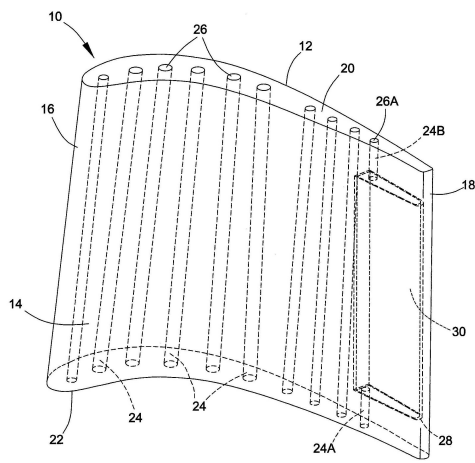


FIG.1

【図 2】

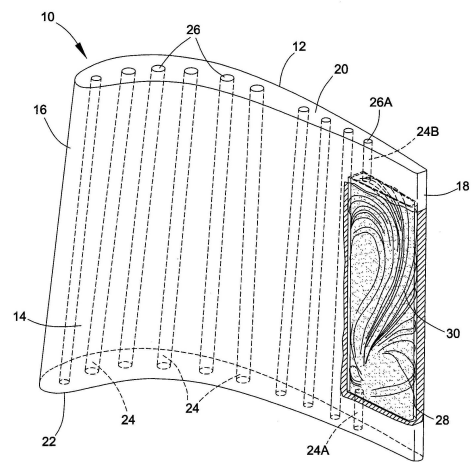


FIG.2

【 図 3 】

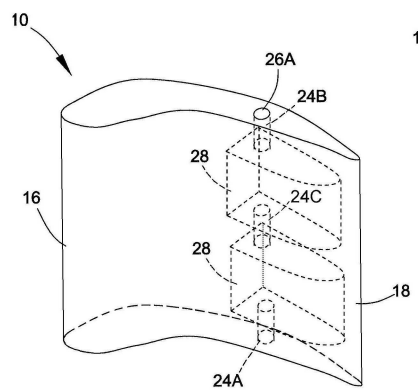


FIG.3

【 図 4 】

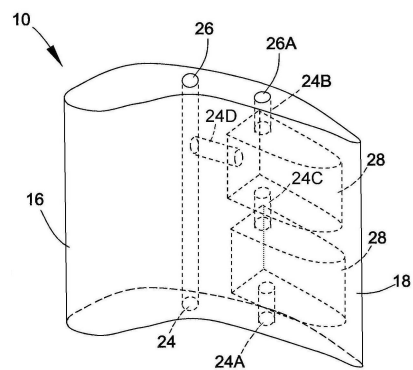


FIG.4

【 図 5 】

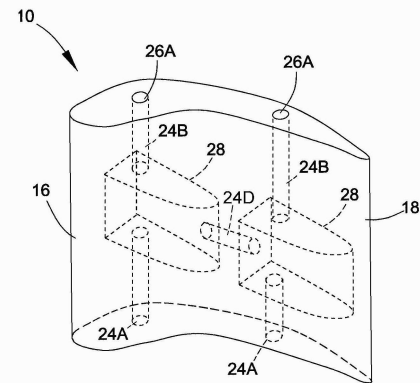


FIG.5

フロントページの続き

- (72)発明者 ゲーリー・マイケル・イツェル
アメリカ合衆国、サウスカロライナ州、グリーンヴィル、ガーリングトン・ロード、300番
- (72)発明者 アベブコラ・オー・ベンソン
アメリカ合衆国、サウスカロライナ州、グリーンヴィル、ガーリングトン・ロード、300番

審査官 橋本 敏行

- (56)参考文献 特開昭55-109704(JP,A)
米国特許出願公開第2006/0285975(US,A1)
実開昭62-169201(JP,U)
米国特許出願公開第2006/0251515(US,A1)
特開2010-019259(JP,A)
米国特許出願公開第2005/0265837(US,A1)
特開2010-216471(JP,A)
米国特許第04422229(US,A)
特開平08-177405(JP,A)
特開2006-043771(JP,A)
特開2007-314879(JP,A)
米国特許出願公開第2008/0250641(US,A1)
特表2009-534571(JP,A)
特開2010-216472(JP,A)
特表2004-508478(JP,A)

- (58)調査した分野(Int.Cl., DB名)
F01D1/00-11/24
F02C1/00-9/58
F23R3/00-7/00