

(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2007-107524

(P2007-107524A)

(43) 公開日 平成19年4月26日(2007.4.26)

(51) Int. Cl.	F I	テーマコード (参考)
FO1D 9/02 (2006.01)	FO1D 9/02 102	3G002
FO1D 5/28 (2006.01)	FO1D 5/28	
FO2C 7/18 (2006.01)	FO2C 7/18 A	
	FO1D 9/02 104	

審査請求 未請求 請求項の数 10 O L (全 10 頁)

(21) 出願番号 特願2006-277217 (P2006-277217)  
 (22) 出願日 平成18年10月11日 (2006.10.11)  
 (31) 優先権主張番号 11/163, 320  
 (32) 優先日 平成17年10月14日 (2005.10.14)  
 (33) 優先権主張国 米国 (US)

(71) 出願人 390041542  
 ゼネラル・エレクトリック・カンパニイ  
 GENERAL ELECTRIC CO  
 MPANY  
 アメリカ合衆国、ニューヨーク州、スケネ  
 クタデイ、リバーロード、1番  
 (74) 代理人 100093908  
 弁理士 松本 研一  
 (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 100137545  
 弁理士 荒川 聡志

最終頁に続く

(54) 【発明の名称】 セラミックマトリックス複合物体内の熱応力を制御するアセンブリ

(57) 【要約】

【課題】 金属物体によって支持されながら、高温に曝されたときに、セラミック系物体内の熱応力を制御するアセンブリ (20) および方法を提供すること。

【解決手段】 アセンブリ (20) は、金属材料で形成され、反対側に配置された第1および第2の表面を有する第1の本体 (24) と、セラミック系材料で形成され、その第1の表面から第1の本体 (24) によって支持された第2の本体 (22) とを備えている。第1および第2の本体 (24, 22) は、第2の本体 (22) および第1の本体 (24) の第1の表面 (26) が熱いガスを流すことによって直接衝突するように、熱いガス経路内に配置されている。アセンブリ (20) はさらに、第1の本体 (24) の第2の表面 (28) から突起するほぼ均一なパターンのフィン (30)、および/または第1の本体 (24) と第2の本体 (22) の間に、第1の本体 (24) に対して第2の本体 (22) を積極的に保持し、第1の本体 (24) から第1の本体 (24) を遮熱するインターフェイス構造 (32) を備えている。

【選択図】 図3

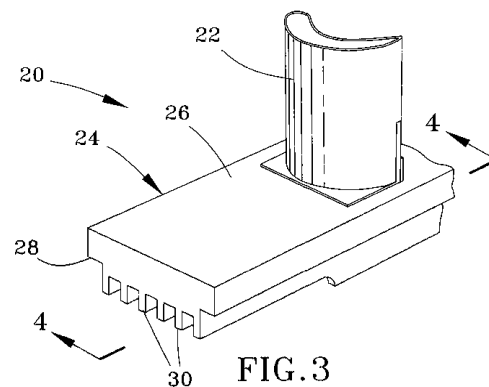


FIG. 3

## 【特許請求の範囲】

## 【請求項 1】

金属材料で形成され、第 1 の表面 ( 2 6 ) および反対側に配置された第 2 の表面 ( 2 8 ) を有する第 1 の本体 ( 2 4 ) と、セラミック系材料で形成され、前記第 1 の本体 ( 2 4 ) の前記第 1 の表面 ( 2 6 ) から前記第 1 の本体 ( 2 4 ) によって支持された第 2 の本体 ( 2 2 ) とを備えるアセンブリ ( 2 0 ) において、前記第 1 および第 2 の本体 ( 2 4 、 2 2 ) は、前記第 2 の本体 ( 2 2 ) および前記第 1 の本体 ( 2 4 ) の前記第 1 の表面 ( 2 6 ) が熱いガスを流すことによって直接衝突するように、熱いガス経路内に配置されているアセンブリであって、

ほぼ均一なパターンのフィン ( 3 0 ) が、前記第 1 の本体 ( 2 4 ) の第 2 の表面 ( 2 8 ) から突起し、前記フィン ( 3 0 ) は、前記第 1 の本体 ( 2 4 ) の剛性を大きくし、前記第 1 の本体 ( 2 4 ) からの熱伝達を促進するのに十分な寸法をしていることを特徴とするアセンブリ。

10

## 【請求項 2】

前記フィン ( 3 0 ) は、前記第 1 の本体 ( 2 4 ) と一体形成されていることを特徴とする、請求項 1 記載のアセンブリ ( 2 0 ) 。

## 【請求項 3】

前記第 1 の本体 ( 2 4 ) は前記第 1 の本体 ( 2 4 ) の前記第 1 の表面 ( 2 6 ) に凹部 ( 3 8 ) を有し、前記アセンブリ ( 2 0 ) はさらに、前記第 1 の本体 ( 2 4 ) と第 2 の本体 ( 2 2 ) の間にインターフェイス構造 ( 3 2 ) を有し、前記インターフェイス構造 ( 3 2 ) は、前記凹部 ( 3 8 ) に受けられ、前記第 1 の本体 ( 2 4 ) と第 2 の本体 ( 2 2 ) の間に配置された弾力性のある密封部材 ( 3 4 ) を備え、前記インターフェイス構造 ( 3 2 ) はさらに、前記第 1 および第 2 の本体 ( 2 4 、 2 2 ) とは別に形成され、前記弾力性のある密封部材 ( 3 4 ) で前記凹部 ( 3 8 ) に受けられ、前記弾力性のある密封部材 ( 3 4 ) と前記第 2 の本体 ( 2 2 ) の間に配置されたセラミックサドル ( 3 6 ) を備えていることを特徴とする、請求項 1 記載のアセンブリ ( 2 0 ) 。

20

## 【請求項 4】

第 1 および第 2 の本体 ( 2 4 、 2 2 ) を備えるアセンブリ ( 2 0 ) において、前記第 1 の本体 ( 2 4 ) は、金属材料で形成され、第 1 の表面 ( 2 6 ) 、反対側に配置された第 2 の表面 ( 2 8 ) 、および前記第 1 の表面 ( 2 6 ) に凹部 ( 3 8 ) を有し、前記第 2 の本体 ( 2 2 ) は、セラミック系材料で形成され、前記第 1 の本体 ( 2 4 ) の前記第 1 の表面 ( 2 6 ) から前記第 1 の本体 ( 2 4 ) によって支持されており、前記第 1 および第 2 の本体 ( 2 4 、 2 2 ) は、前記第 2 の本体 ( 2 2 ) および前記第 1 の本体 ( 2 4 ) の前記第 1 の表面 ( 2 6 ) が熱いガスを流すことによって直接衝突するように、熱いガス経路内に配置されているアセンブリであって、

30

インターフェイス構造 ( 3 2 ) が前記第 1 の本体 ( 2 4 ) と第 2 の本体 ( 2 2 ) の間に配置されると共に、前記凹部 ( 3 8 ) に受けられ、前記第 1 の本体 ( 2 4 ) と第 2 の本体 ( 2 2 ) の間に配置された弾力性のある密封部材 ( 3 4 ) を備え、さらに前記第 1 および第 2 の本体 ( 2 4 、 2 2 ) とは別に形成され、前記弾力性のある密封部材 ( 3 4 ) で前記凹部 ( 3 8 ) に受けられ、前記弾力性のある密封部材 ( 3 4 ) と前記第 2 の本体 ( 2 2 ) の間に配置されたセラミックサドル ( 3 6 ) を備えていることを特徴とするアセンブリ。

40

## 【請求項 5】

前記セラミックサドル ( 3 6 ) および前記弾力性のある密封部材 ( 3 4 ) は、間に合いじゃくり結合部を画定することを特徴とする、請求項 3 または 4 記載のアセンブリ ( 2 0 ) 。

## 【請求項 6】

前記弾力性のある密封部材 ( 3 4 ) は、静翼 ( 2 2 ) とプラットフォーム ( 2 4 ) の間に連続している織物シート材料を含むことを特徴とする、請求項 3 乃至 5 のいずれか 1 項記載のアセンブリ ( 2 0 ) 。

## 【請求項 7】

50

前記セラミックサドル(36)はモノリシックセラミック材料で形成されていることを特徴とする、請求項3乃至6のいずれか1項記載のアセンブリ(20)。

【請求項8】

冷却空気は前記第1の本体(24)の前記第2の表面(28)に衝突することを特徴とする、請求項1乃至7のいずれか1項記載のアセンブリ(20)。

【請求項9】

前記アセンブリ(20)はガスタービンエンジンのノズル部分(20)であり、前記第1の本体(24)は前記ノズル部分(20)のプラットフォーム(24)であり、前記第2の本体(22)は前記ノズル部分(20)の静翼(22)であることを特徴とする、請求項1乃至8のいずれか1項記載のアセンブリ(20)。

10

【請求項10】

前記第2の本体(22)が前記第1の本体(24)と第3の本体の間にあるように、前記第1の本体(24)と反対側で前記第2の本体(22)を支持する第3の本体をさらに備える、請求項1乃至9のいずれか1項記載のアセンブリ(20)。

【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のセラミックマトリックス複合(CMC)部品などの、CMC物体に関する。より詳細には、本発明は金属構造物に支持されながら、高熱に曝された場合にCMC物体内に存在する熱誘導応力を制御するアセンブリおよび方法に関する。

20

【背景技術】

【0002】

効率を上げるために、ガスタービンエンジンにはより高い作業温度が連続的に求められる。しかし、作業温度が上昇すると、エンジンの部品の高温耐性をそれに応じて上げなければならない。高温能力の明らかな進歩は、鉄、ニッケル、コバルト系超合金の形成により達成された。それにも関わらず、タービン、燃焼器、およびオーグメントなどのガスタービンエンジンの特定部分で適切な耐用年数を示すためには、超合金部品はしばしば、空冷されるならびに/またはある形態の熱および/もしくは環境コーティングシステムによって保護されなければならない。

30

【0003】

一例として、図1および2は、一緒に連結された場合にガスタービンエンジンの環状高圧タービン(HPT)ノズルアセンブリを形成するいくつかのノズル部分の1つであるノズル部分10を示している。部分10は、多数の静翼12でできており、それぞれエーロfoilを画定し、外側および内側プラットフォーム(バンド)14と16の間に伸びている。静翼12およびプラットフォーム14、16は別個に形成し、その後プラットフォーム14、16内に画定された開口部内で各静翼12の端部をろう付けすることなどによって組み立てることができる。別の方法では、部分10全体を一体的な鋳物として形成することができる。エンジンの高圧タービン部に配置されている結果として、静翼12および静翼12に面するプラットフォーム14、16の表面は、エンジンの燃焼器からの熱い燃焼ガスに曝される。圧縮機抽気はしばしば、静翼12およびプラットフォーム14、16に供給されて、衝突および膜冷却技術などで強制空気冷却を行なう。遮熱コーティング(TBC)システムは普通、熱い燃焼ガスに曝された静翼12およびプラットフォーム14、16の表面に塗布されて、環境保護を提供し、部分10への熱伝達を少なくする。

40

【0004】

予測されるように、ノズル部分10は、一時的なエンジン動作状態の間、加熱および冷却された場合にそれぞれ、伸縮する。実用温度を最小限に抑えるように熱保護が備えられているが、熱いガス経路内に直接静翼12を配置することにより、静翼12がプラットフォーム14、16によるものよりかなり高い温度を維持することになる。その結果、静翼12およびプラットフォーム14、16が、広く使用されているニッケル系超合金などの

50

同様の材料で形成される状況では、静翼 1 2 はプラットフォーム 1 4、1 6 より大きく伸縮し、それによって部分 1 0 内にかなりの熱誘導歪みおよび応力が誘導される。さらに、燃焼ガス、および放熱板として機能するプラットフォーム 1 4、1 6 による直接加熱により、かなりの温度勾配が各静翼 1 2 の長さに沿って存在し、それによってさらに静翼 1 2 内の熱誘導応力が増加する。

#### 【0005】

ガスタービンエンジンが効率を上げることを求めたより高い作動温度を考慮して、炭化珪素 (SiC) 含有 CMC などのセラミックマトリックス複合 (CMC) 材料が、タービン静翼、ブレード、シュラウド、燃焼器ライナ、およびガスタービンエンジンの他の高温部品を含む、ガスタービンエンジンの特定の部品用の材料として提案されてきた。CMC 材料は、現在使用されている超合金よりはるかに高い温度能力を有し、それによってガスタービンエンジンの熱いガス経路内で保持される温度に耐えることがより可能である。使用される的確な材料によって、CMC 静翼 1 2 はまた普通、比較的低い熱膨張係数 (CTE) を有し、プラットフォーム 1 4、1 6 と比較して、静翼 1 2 によって維持されるより高い温度によって熱誘導された歪みおよび応力がより低くなることになる。しかし、CMC 材料はまた、超合金よりもかなり小さな延性、およびかなり低い熱伝導性を有して、CMC 静翼は特に、熱誘導応力および歪みからの損傷を受けやすくなる。その結果、超合金プラットフォーム (例えば、1 4 および 1 6) で支持された CMC 静翼 (例えば、1 2) を導入する一般的な方法は、プラットフォームに対する静翼の差動熱移動 (differential thermal movement) を可能にするように、プラットフォームで静翼の端部を支持することである。有名な方法が、同一の譲受人に譲渡された Olsen 他の米国特許第 5, 630, 700 号、および Darolia 他の米国特許第 6, 464, 456 号に記載されている。

10

20

【特許文献 1】米国特許第 5, 630, 700 号公報

【特許文献 2】米国特許第 6, 464, 456 号公報

【発明の開示】

【発明が解決しようとする課題】

#### 【0006】

Olsen 他特許および Darolia 他特許によって提示された上記進歩にも関わらず、金属プラットフォームによって支持される CMC 静翼を有するノズルアセンブリを完全に導入するため、さらなる改良が望ましいだろう。詳細には、温度ならびに熱誘導応力および歪みを小さくするだけでなく、約 600 °F / インチ (約 124 / cm) を超えることが時々観察された CMC 静翼 1 2 内に存在する可能性があるかなりの温度勾配を最小限に抑えるため、金属プラットフォームへの CMC 静翼のインターフェイスおよび取付を改良することが望ましいだろう。

30

【課題を解決するための手段】

#### 【0007】

本発明は概して、金属物体によって構造的に支持されながら高温に曝されたときに、セラミック系物体内の熱応力を制御するアセンブリおよび方法を提供する。

#### 【0008】

このアセンブリは、金属材料で形成され、反対側に配置された第 1 および第 2 の表面を有する第 1 の本体と、セラミック系材料で形成され、第 1 の本体によって第 1 の表面で支持された第 2 の本体とを備えている。第 1 および第 2 の本体は、第 2 の本体および第 1 の本体の第 1 の表面が熱いガスを流すことによって直接衝突するように、熱いガス経路内に配置されている。本発明の第 1 の態様によると、アセンブリはさらに、第 1 の本体の第 2 の表面から突起するほぼ均一なパターンのフィンを備えている。フィンは、第 1 の本体の剛性を大きくし、第 1 の本体からの熱伝達を促進するのに十分な寸法をしている。本発明の好ましい態様によると、フィンはさらに、第 1 および第 2 の本体内でより均一な温度を実現し、第 1 の本体の熱量を最小限に抑えることができる程度に第 1 の本体の剛性を大きくするように働く。

40

50

## 【 0 0 0 9 】

本発明の第2の態様によると、アセンブリはさらに、第1の本体と第2の本体の間にインターフェイス構造を有する。インターフェイス構造は、第1の本体と第2の本体の間に配置され、第1の本体の第1の表面の凹部内に受けられる弾力性のある密封部材と、第1および第2の本体とは別個に形成され、弾力性のある密封部材で凹部内に受けられ、弾力性のある密封部材と第2の本体の間に配置されたセラミックサドルとを備えている。本発明のこの態様によると、セラミックサドルおよび弾力性のある密封部材は、第2の本体を第1の本体に対して積極的に保持し、第2の本体内の熱勾配などによって生じる第2の本体内の熱応力を小さくするように第1の本体から第1の本体を遮熱するのを助けるように協働する。

10

## 【 0 0 1 0 】

本発明の方法は普通、第1の表面、および反対側に配置された第2の表面から突起するほぼ均一なパターンのフィンを有するように金属材料の第1の本体を形成するステップを含む。フィンは、第1の本体の剛性を大きくし、第1の本体からの熱伝達を促進するのに十分な寸法をしている。セラミック系材料の第2の本体は、第1の本体の第1の表面から支持されている。得られたアセンブリは、第2の本体および第1の本体の第1の表面が熱いガスを流すことによって直接衝突するように、熱いガス経路内に配置されている。

## 【 0 0 1 1 】

上記のことから、本発明は特に、セラミック系静翼が1対のプラットフォームによって、その間に支持される場合に、ガスタービンエンジンのノズルアセンブリに特に適用することができることが分かる。

20

## 【 0 0 1 2 】

本発明の他の目的および利点は、以下の詳細な説明からより理解されるだろう。

## 【 発明を実施するための最良の形態 】

## 【 0 0 1 3 】

図3から5は、同様に構成された部分で組み立てられた場合に、ガスタービンエンジンの環状HPTノズルアセンブリを形成するノズル部分20の一部を略図的に示している。ノズル部分20は図では、単一のプラットフォーム24によって支持された単一の静翼22を含んでいるが、多数の静翼を第2のプラットフォームと組み合わせてプラットフォーム24によって支持することができ、それによって図1および2に示すのとほぼ同様の構造になることが理解できるだろう。静翼22は図では中空であるが、支柱、円材、機械的支持用インサート、改良型内部冷却用パッフルなどを有するように構成された静翼を含む様々な構成が可能である。本発明はHPTノズルアセンブリに関して説明するが、本発明の利点は、これに限らないが、低圧タービン(LPT)ノズルアセンブリ、およびガスタービンエンジンの他の熱い部分部品を含む、様々な他の部品に適用することができることを理解されたい。

30

## 【 0 0 1 4 】

プラットフォーム24は、ガスタービンエンジンでの使用に適切なタイプの単晶ニッケル、コバルト、または鉄系超合金などの従来材料で形成することができる。従来手法はまた、同一または同様の超合金の静翼22を形成することであり、それによって静翼22およびプラットフォーム24は、エンジン動作中に熱誘導歪みおよび応力を最小限に抑えるように、同様のCTEおよび熱伝導性を有する。しかし、本発明によると、静翼22はセラミック系材料、より好ましくはSiC/SiC(補強材/マトリックス)CMCなどのCMC材料で形成されている。しかし、本発明は様々なセラミック系および金属材料とニッケルアルミナイド(NiAl)などの合金材料、ならびに特にかなり異なるCTEおよび/または熱伝導性との組合せにつながるこれらの材料の組合せの使用に適用することができることを理解すべきである。例えば、静翼22に対して特に利益のあるCMC材料は、それぞれ、CTEおよび熱伝導性が普通は約 $7.3 \times 10^{-6}$ から約 $8.5 \times 10^{-6}$ インチ/インチ $\cdot$ °F(約 $3.3 \times 10^{-4}$ から約 $3.9 \times 10^{-4}$ mm/mm $\cdot$ )および約6.8から約14.6BTU/hr $\cdot$ ft $\cdot$ °F(約11.8から約25.3

40

50

W/mK)であるニッケル系超合金と比較して、それぞれ、約 $1.9 \times 10^{-6}$ から約 $2.3 \times 10^{-6}$ インチ/インチ $\cdot^{\circ}\text{F}$ (約 $8.7 \times 10^{-5}$ から約 $1.9 \times 10^{-4}$ mm/mm $\cdot^{\circ}\text{F}$ )および約7.8から約19.6BTU/hr $\cdot\text{ft}\cdot^{\circ}\text{F}$ (約13.5から約33.9W/mK)の範囲のCTEおよび熱伝導性を有する。このようなCTEの違いが、熱伝導性および熱量が効果を示す場合に、特に一時的なエンジン状態で静翼22とプラットフォーム24の間にかなり異なる熱移動を引き起こす可能性がある。

#### 【0015】

図3から5で見ると、静翼22はプラットフォーム24の表面26から支持されている。図3から5に示す特定の実施形態では、プラットフォーム24はエンジン内で静翼22から径方向内側に向いており、それによってノズル部分20の内側プラットフォーム(またはバンド)とすることができる。ガスタービンエンジン上に設置された場合、静翼22およびプラットフォーム24の表面26は、燃焼器(図示せず)によって排出され、エンジンの熱いガス経路に沿って流れる熱い燃焼ガスが直接衝突する。したがって、静翼22およびプラットフォーム24は両方とも、エンジン動作中に強い加熱が行なわれる。したがって、抽気を静翼22の反対側でプラットフォーム24の内側表面28に向けることによって、および/またはその一部を静翼22の表面上で膜冷却孔(図示せず)を通して任意選択で排出することができる抽気を静翼22を通して流すことによって、プラットフォーム24の裏面冷却などにより静翼22およびプラットフォーム24を冷却するように、エンジンの圧縮機(図示せず)から圧縮空気の一部を引く抽気システムを利用することができる。このような冷却技術は当技術分野ではよく知られており、したがってさらなる説明は必要ない。

10

20

#### 【0016】

図3から5から明らかなように、プラットフォーム24は、その内側表面28から突起するフィン30を備えるように構成されている。フィン30は、プラットフォーム24の剛性を大きくする補強材として働くのに十分な寸法をしており、それによってプラットフォーム24の断面厚さを最小限に抑えてプラットフォーム24の熱量を少なくすることが可能になる。その結果、プラットフォーム24の熱慣性が小さくなって、裏面冷却でプラットフォーム24からのより急速な熱伝達を促進する。フィン30はまた、放熱することができる表面積が大きいことにより、プラットフォーム24からの放射熱伝達を促進する二次的な役割を果たすことが好ましい。プラットフォーム24の長さに沿ったフィン30の適切な寸法は普通、(表面28に平行な)厚さが約2から約3mmであり、(表面28に垂直な)高さが約2.5から約10mmである。図3から5に示す実施形態では、フィン30の高さは静翼22の直ぐ下で増加して、プラットフォーム24の外側表面26内に画定された凹部38(以下により詳細に示す)を構造的に収納する。プラットフォーム24内のより均一な温度を促進するため、フィン30は、約6から約13mmのフィン30の間の適切な均一な間隙を有して、図3から5に示す平行パターンなどのほぼ均一なパターンを画定するように構成されていることが好ましい。フィン30によるプラットフォーム24に対する剛性が大きいので、プラットフォーム24(フィン30を除く)の断面厚さを、例えば約15から約25パーセントだけ小さくすることができ、同じレベルの剛性を保持し、同時にプラットフォーム24に対して約10から20%以上の熱量減少につながる。フィン30は、プラットフォーム24の全周長さに伸びており、ガスタービンエンジンノズルアセンブリ用のプラットフォームを製造するのに使用される既知のあらゆるタイプの鋳造過程中などに、プラットフォーム24の残りと一体形成されていることが好ましい。別の方法では、フィン30は、別個に形成し、溶接、ろう付けなどによって取り付けることができる。

30

40

#### 【0017】

静翼22は図3から5では、静翼22とプラットフォーム24の間に弾力性のある低熱伝導性経路を提供するインターフェイス構造32でプラットフォーム24に取り付けられている。インターフェイス構造32は図では、シール34およびサドル36を備えており、両方ともプラットフォーム24の外側表面26内に画定された上記凹部38内に入れら

50

れている。凹部 38 は、静翼 22 の積極的な軸方向および接線方向保持を行ない、その効果はプラットフォーム 24 の内側表面 28 を通して、図 4 の凹部 38 の直ぐ下に示すより高いフィン 30 内に伸びるように凹部 38 を形成することによって促進することができる。シール 34 およびサドル 36 は共に図 4 では、凹部 38 を完全に埋めており、静翼 22 およびプラットフォーム 24 の対向する表面の間で連続している。

#### 【0018】

シール 34 は主に、静翼 22 とプラットフォーム 24 の間に所望の弾力性のある相互連結を提供し、また静翼 22 とプラットフォーム 24 の間のガス漏洩および熱伝達を抑制するように働く。シール 34 は、布シールと呼ぶことができるもの、つまり繊維で織られた織物タイプのシート材料の形であることが好ましい。高圧タービン内の燃焼ガスの高温に耐えるため、繊維は酸化物分散強化 (ODS) 材料で形成されていることが好ましいが、他の高温材料の使用も予測可能である。十分な弾力性を得て、所望の遮熱レベルを提供するため、シール 34 は (表面 26 に垂直な) 厚さが少なくとも 2 から 3 mm であり、気孔率が約 0.5 から約 1.0 % であることが好ましい。さらに、シール 34 は、過去に提案したような CMC 静翼の基部を囲む環状ロープシールの使用と対照的に、静翼 22 の下で連続していることが好ましい。シール 34 はまた、静翼 22 とプラットフォーム 24 の間の圧縮荷重の場合の圧縮に耐えるのに十分な強度および剛性を有していなければならない。上記事項を考慮して、シール 34 として使用するのに適切な材料の一例は、PM2000 の名前で Plansee GmbH から市販されている ODS FeCrAl 合金である。

10

20

#### 【0019】

サドル 36 は、好ましくはセラミック系材料、より好ましくは SiC などの予め成形されたモノリシックセラミック材料で形成されている。予め成形されたモノリシックは、プラットフォーム 24 の表面 26 に平行および垂直なサドル 36 の部分を結合する小さな半径のフレットなどのサドル 36 の幾何形状の比較的正確な制御の要求により、CMC 材料を凌いで好ましいと考えられている。シール 34 によって提供された弾力性のある連結を干渉することなく、サドル 36 は、凹部 38 によって画定された段付きショルダ 42 に当接することによってプラットフォーム 24 に対する静翼 22 の積極的な保持を行なう。サドル 36 の縁部およびショルダ 42 の間の当接支持配置はまた、プラットフォーム 24 と反対側の静翼 22 の端部での適当な支持と組み合わせて、サドル 36 によるシール 34 の圧縮を抑制する。好ましい実施形態では、サドル 36 はシール 34 を故意に圧縮しない。サドル 36 のセラミック材料はまた、静翼 22 とプラットフォーム 24 の間の熱伝達を抑制するように、インターフェイス構造 32 内で追加の遮熱を行なう。構造的強度に対して十分な厚さを有するように、プラットフォーム 24 の表面 26 と平行および垂直なサドル 36 の部分はそれぞれ、厚さが少なくとも 2.5 から 5 mm であることが好ましい。プラットフォーム 24 の表面 26 の下の段付きショルダ 42 の深さは、凹部 38 内のサドル 36 の部分の厚さと等しいことが好ましく、それによってサドル 36 のその部分は表面 26 とほぼ同一平面上にある。

30

#### 【0020】

サドル 36、静翼 22、および凹部 38 はプラットフォーム 24 の表面 26 上では、図 4 から明らかなように、間に合いじゃくり結合部 (シップラップ結合部) を形成する相補的構成を有する。詳細には、シール 34 およびサドル 36 は両方とも図では、互いに、また静翼 22 の壁面に画定された凹部 40 に入れられた L 字形断面をしており、表面 26 に平行な平面、および表面 26 に垂直な平面の両方に重なり部を画定する。一連の合いじゃくり結合部の存在は、静翼 22 とプラットフォーム 24 の間のガス漏洩を少なくするように働く。

40

#### 【0021】

上に記したように、フィン 30 は、プラットフォーム 24 からの放熱伝達を促進し、プラットフォーム 24 の熱量を少なくすることによって、プラットフォーム 24 の温度を下げるように働く。図 3 から 5 に示すシール 34 およびサドル 36 の組合せで、インターフ

50

ェイス構造 3 2 はプラットフォーム 2 4 から静翼 2 2 を遮熱し、それによって構造的損傷を引き起こす可能性がある静翼 2 2 内の熱勾配が小さくなる。インターフェイス構造 3 2 はさらに、静翼 2 2 をエンジン動作中に破損させる可能性がある、静翼 2 2 内の熱誘導歪みおよび応力を小さくした温度偏位中に、静翼 2 2 をプラットフォーム 2 4 に対して伸縮させることが可能なように、静翼 2 2 をプラットフォーム 2 4 に固定することを可能にする。より詳細には、静翼 2 2 は径方向にも横方向にも収縮することが可能であり、横方向はエンジンの周および軸方向を含む。プラットフォーム 2 4 の反対側の静翼 2 2 の端部は、より剛性の大きい取付技術の使用を含む、従来技術と同じ方法、または任意選択で一致する方法で、第 2 のプラットフォーム (図 1 の外側プラットフォーム 1 4 に対応する) に固定することができる。いずれの方法でも、インターフェイス構造 3 2 は潜在的に、静翼 2 2 とそのプラットフォーム 2 4 の間に十分弾力性のある連結を提供することができて、図 1 および 2 に示すものなどの多数のノズル部分からノズルアセンブリを構築する従来の実施を避け、代わりに単一の連続リングとして内側プラットフォーム 2 4 (および外側プラットフォーム) を形成することが可能である。

10

#### 【0022】

本発明は特定の実施形態に関して説明してきたが、当業者には他の形態を取り入れることが可能であることが自明である。例えば、静翼 2 2、プラットフォーム 2 4、フィン 3 0、およびインターフェイス構造 3 2 は、図に示すものと異なるように構成することができる、それでもまだ本発明の意図する目的の 1 つまたは複数を達成することができる。したがって、本発明の範囲は頭記の特許請求の範囲によってのみ限定されるものである。

20

#### 【図面の簡単な説明】

#### 【0023】

【図 1】ガスタービンエンジン用ノズル部分、および本発明から利益を得ることができるタイプの斜視図である。

【図 2】ガスタービンエンジン用ノズル部分、および本発明から利益を得ることができるタイプの横断面図である。

【図 3】本発明の好ましい一実施形態により構成されたノズルアセンブリの一部を示す斜視図である。

【図 4】図 3 の切断線 4 - 4 に沿った、図 3 のノズルアセンブリの横断面図である。

【図 5】図 4 の切断線 5 - 5 に沿った、図 3 のノズルアセンブリの断面図である。

30

#### 【符号の説明】

#### 【0024】

- 1 0 部分
- 1 2 静翼
- 1 4 プラットフォーム
- 1 6 プラットフォーム
- 2 0 部分
- 2 2 静翼
- 2 4 プラットフォーム
- 2 6 表面
- 2 8 表面
- 3 0 フィン
- 3 2 構造
- 3 4 シール
- 3 6 サドル
- 3 8 凹部
- 4 0 凹部
- 4 2 ショルダ

40

【 図 1 】

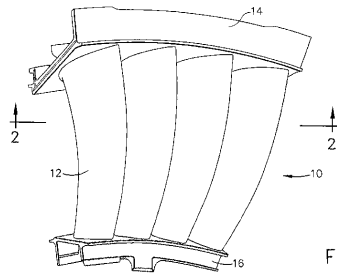


FIG. 1

【 図 2 】

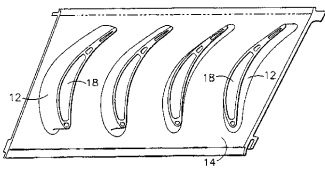


FIG. 2

【 図 3 】

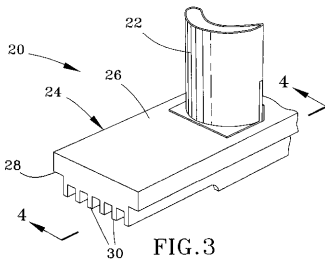


FIG. 3

【 図 4 】

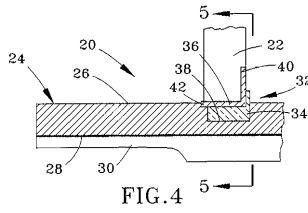


FIG. 4

【 図 5 】

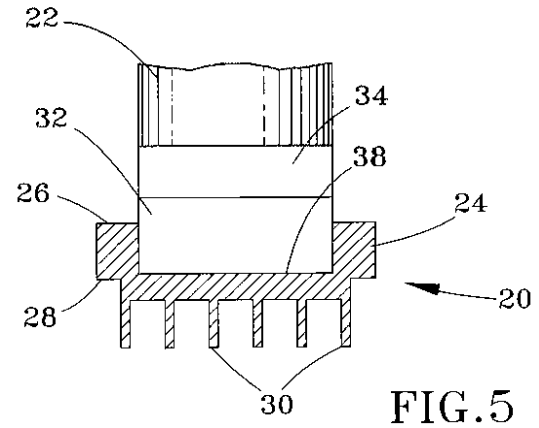


FIG. 5

---

フロントページの続き

(72)発明者 ロナルド・ラルフ・カイロ

アメリカ合衆国、サウスカロライナ州、グリアー、ウッズ・ロード、246番

(72)発明者 ジョン・エリントン・グリーン

アメリカ合衆国、サウスカロライナ州、シンプソンヴィル、ランジャー・コート、104番

Fターム(参考) 3G002 EA08 GA07 GA10 GA11 GA13 GB00