

(19) 日本国特許庁(JP)

## (12) 特許公報(B2)

(11) 特許番号

特許第6496539号  
(P6496539)

(45) 発行日 平成31年4月3日(2019.4.3)

(24) 登録日 平成31年3月15日(2019.3.15)

(51) Int.Cl.

F01D 5/18 (2006.01)  
F02C 7/18 (2006.01)

F 1

F O 1 D 5/18  
F O 2 C 7/18

A

請求項の数 12 (全 14 頁)

(21) 出願番号 特願2014-252569 (P2014-252569)  
 (22) 出願日 平成26年12月15日 (2014.12.15)  
 (65) 公開番号 特開2015-117700 (P2015-117700A)  
 (43) 公開日 平成27年6月25日 (2015.6.25)  
 審査請求日 平成29年12月5日 (2017.12.5)  
 (31) 優先権主張番号 14/132,481  
 (32) 優先日 平成25年12月18日 (2013.12.18)  
 (33) 優先権主張国 米国(US)

(73) 特許権者 390041542  
 ゼネラル・エレクトリック・カンパニー  
 アメリカ合衆国、ニューヨーク州 123  
 45、スケネクタディ、リバーロード、1  
 番  
 (74) 代理人 100137545  
 弁理士 荒川 智志  
 (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】タービンバケットおよびガスタービンエンジンのタービンバケットを冷却する方法

## (57) 【特許請求の範囲】

## 【請求項 1】

ガスタービンエンジン(10)用のタービンバケット(80、100、200)であつて、

プラットフォーム(86、106、206)と、

前記プラットフォーム(86、106、206)から半径方向外側に延在するエーロフォイル(82、102、202)と、前記プラットフォーム(86、106、206)と前記エーロフォイル(82、102、202)内に少なくとも部分的に各々画定される複数の冷却通路(94、114、214)であつて、少なくとも1つの前記冷却通路(114、214)が、前記タービンバケット(100、200)の先端部(110、210)から半径方向内側に、前記エーロフォイル(102、202)の外面内に画定される出口(118、218)まで直線経路に沿つて半径方向に延在する、複数の冷却通路(94、114、214)と

を備え、

前記少なくとも1つの前記冷却通路(114、214)の前記出口(118、218)から半径方向外側に延在する前記エーロフォイル(102、202)の部分が、中実である、タービンバケット(80、100、200)。

## 【請求項 2】

ガスタービンエンジン(10)用のタービンバケット(80、100、200)であつて、

10

20

プラットフォーム(86、106、206)と、  
前記プラットフォーム(86、106、206)から半径方向外側に延在するエーロフ  
オイル(82、102、202)と、前記プラットフォーム(86、106、206)と  
前記エーロフォイル(82、102、202)内に少なくとも部分的に各々画定される複  
数の冷却通路(94、114、214)であって、少なくとも1つの前記冷却通路(11  
4、214)が、前記タービンバケット(100、200)の先端部(110、210)  
から半径方向内側に、前記エーロフォイル(102、202)の外面内に画定される出口  
(118、218)まで直線経路に沿って半径方向に延在する、複数の冷却通路(94、  
114、214)と

を備え、

10

前記少なくとも1つの前記冷却通路(114、214)の前記出口(118、218)  
が、前記プラットフォーム(106、206)から前記エーロフォイル(102、202)  
)の半径方向の長さの50%と70%との間に位置に、前記エーロフォイル(102、2  
02)の前記外面内に画定され、

前記プラットフォーム(106、206)から前記エーロフォイル(102、202)  
の前記半径方向の長さの70%と100%との間に延在する前記エーロフォイル(102、2  
02)の部分が、中実である、タービンバケット(80、100、200)。

#### 【請求項3】

前記プラットフォーム(86、106)から半径方向内側に延在するシャンク(84、  
104)を更に備え、前記少なくとも1つの前記冷却通路(94、114)が、前記シャ  
ンク(84、104)の外面内に画定される入口(96、116)から前記出口(118、218)  
まで前記直線経路に沿って半径方向に延在する、請求項1または2に記載のタ  
ービンバケット(80、100、200)。

20

#### 【請求項4】

前記プラットフォーム(206)から半径方向内側に延在するシャンク(204)と、  
前記シャンク内(204)に少なくとも部分的に画定される冷却空洞(216)とを更に  
備え、前記少なくとも1つの前記冷却通路(214)が、前記冷却空洞(216)から前  
記出口(118、218)まで前記直線経路に沿って半径方向に延在する、請求項1乃至  
3のいずれかに記載のタービンバケット(80、100、200)。

#### 【請求項5】

30

前記少なくとも1つの前記冷却通路(214)が、前記プラットフォーム(206)内  
に配置された境界面で前記冷却空洞(216)と流体連通する、請求項4に記載のタービ  
ンバケット(80、100、200)。

#### 【請求項6】

前記少なくとも1つの前記冷却通路(114、214)の前記出口(118、218)  
が、前記エーロフォイル(102、202)の圧迫側面内に画定される、請求項1乃至5  
のいずれかに記載のタービンバケット(80、100、200)。

#### 【請求項7】

前記少なくとも1つの前記冷却通路(114、214)の前記出口(118、218)  
が、前記エーロフォイル(102、202)の吸込み側面内に画定される、請求項1乃至6  
のいずれかに記載のタービンバケット(80、100、200)。

40

#### 【請求項8】

各前記冷却通路(114、214)が、前記タービンバケット(80、100、200)  
)の前記先端部(110、210)から半径方向内側に、前記エーロフォイル(102、2  
02)の前記外面内に画定される出口(118、218)まで前記直線経路に沿って半  
径方向に延在する、請求項1乃至7のいずれかに記載のタービンバケット(80、100、2  
00)。

#### 【請求項9】

前記エーロフォイル(102、202)から半径方向外側に延在する先端シラウド(108、208)  
を更に備え、前記先端シラウド(108、208)が、中実である、

50

請求項 1 乃至 8 のいずれかに記載のタービンパケット ( 8 0 、 1 0 0 、 2 0 0 )。

**【請求項 1 0】**

ガスタービンエンジン ( 1 0 ) 内で使用される請求項 1 乃至 9 のいずれかに記載のタービンパケット ( 8 0 、 1 0 0 、 2 0 0 ) を冷却する方法であって、

冷却流体の流れを前記タービンパケット ( 8 0 、 1 0 0 、 2 0 0 ) のエーロフォイル ( 8 2 、 1 0 2 、 2 0 2 ) とプラットフォーム ( 8 6 、 1 0 6 、 2 0 6 ) 内に少なくとも部分的に各々画定される複数の冷却通路 ( 9 4 、 1 1 4 、 2 1 4 ) を通って流すステップであって、少なくとも 1 つの前記冷却通路 ( 1 1 4 、 2 1 4 ) が、前記タービンパケット ( 1 0 0 、 2 0 0 ) の先端部 ( 1 1 0 、 2 1 0 ) から半径方向内側に、前記エーロフォイル ( 1 0 2 、 2 0 2 ) の外面内に画定される出口 ( 1 1 8 、 2 1 8 ) まで直線経路に沿って半径方向に延在する、ステップと、

冷却流体の前記流れを前記少なくとも 1 つの前記冷却通路 ( 9 4 、 1 1 4 、 2 1 4 ) の前記出口 ( 9 8 、 1 1 8 、 2 1 8 ) を通って、高温ガス通路 ( 5 4 ) の中に排出するステップと

を含む方法。

**【請求項 1 1】**

圧縮機 ( 1 5 ) と、

前記圧縮機 ( 1 5 ) と流体連通している燃焼器 ( 2 5 ) と、

前記燃焼器 ( 2 5 ) と流体連通しているタービン ( 4 0 ) と  
を備えるガスタービンエンジン ( 1 0 ) であって、前記タービン ( 4 0 ) が円周方向の列  
に配置された複数のタービンパケット ( 8 0 、 1 0 0 、 2 0 0 ) を備え、各前記タービン  
パケット ( 8 0 、 1 0 0 、 2 0 0 ) が、

プラットフォーム ( 8 6 、 1 0 6 、 2 0 6 ) と、

前記プラットフォーム ( 8 6 、 1 0 6 、 2 0 6 ) から半径方向外側に延在するエーロフ  
オイル ( 8 2 、 1 0 2 、 2 0 2 ) と、

前記プラットフォーム ( 8 6 、 1 0 6 、 2 0 6 ) と前記エーロフォイル ( 8 2 、 1 0 2  
、 2 0 2 ) 内に少なくとも部分的に各々画定される複数の冷却通路 ( 9 4 、 1 1 4 、 2 1  
4 ) であって、少なくとも 1 つの前記冷却通路 ( 1 1 4 、 2 1 4 ) が、前記タービンパケ  
ット ( 1 0 0 、 2 0 0 ) の先端部 ( 1 1 0 、 2 1 0 ) から半径方向内側に、前記エーロフ  
オイル ( 1 0 2 、 2 0 2 ) の外面内に画定される出口 ( 1 1 8 、 2 1 8 ) まで直線経路に  
沿って半径方向に延在する、複数の冷却通路 ( 9 4 、 1 1 4 、 2 1 4 ) と  
を備え、

前記少なくとも 1 つの前記冷却通路 ( 1 1 4 、 2 1 4 ) の前記出口 ( 1 1 8 、 2 1 8 )  
から半径方向外側に延在する前記エーロフォイル ( 1 0 2 、 2 0 2 ) の部分が、中実であ  
る、ガスタービンエンジン ( 1 0 ) 。

**【請求項 1 2】**

前記少なくとも 1 つの前記冷却通路 ( 1 1 4 、 2 1 4 ) の前記出口 ( 1 1 8 、 2 1 8 )  
が、前記プラットフォーム ( 1 0 6 、 2 0 6 ) から前記エーロフォイル ( 1 0 2 、 2 0 2  
) の半径方向の長さの 5 0 % と 7 0 % との間の位置に、前記エーロフォイル ( 1 0 2 、 2  
0 2 ) の前記外面内に画定される、請求項 1 1 に記載のガスタービンエンジン ( 1 0 ) 。

**【発明の詳細な説明】**

**【技術分野】**

**【0 0 0 1】**

本出願は、全体的にガスタービンエンジンに関し、より詳細には、タービンパケットお  
よび高い作動温度でのガスタービンエンジンのタービンパケットを冷却する方法に関する  
。

**【背景技術】**

**【0 0 0 2】**

ガスタービンエンジン内で、一般的に高温燃焼ガスが、1 つまたは複数の燃焼器から尾

10

20

30

40

50

筒を通って、タービンの高温ガス通路に沿って流れることができる。典型的には、複数のタービン段が、高温ガス通路に沿って連続して配置可能であり、その結果、燃焼ガスが、第1段のノズルおよびバケットを通り、続いてタービンの後方の段のノズルおよびバケットを通って流れる。このようにして、ノズルは燃焼ガスを各バケットの方に導いて、バケットを回転させ、発電機などの負荷を駆動することができる。燃焼ガスは、バケットを取り囲む円周方向のシュラウドによって包含されることが可能であり、シュラウドもまた燃焼ガスを高温ガス通路に沿って導く助けをすることができる。このようにして、タービンノズル、バケットおよびシュラウドが、高温ガス流路に沿って流れる燃焼ガスから発生する高温を受ける可能性があり、それによってこれらの構成要素内にホットスポットおよび高い熱応力を形成する可能性がある。ガスタービンエンジンの効率が、作動温度に依存するので、タービンバケットなど、高温ガス通路に沿って配置される構成要素が、損傷せずに、または使用寿命が減少せずに、増え上昇する高温に耐えられるようにすることに対する要求が継続して存在する。

#### 【0003】

特定のタービンバケットは、冷却の目的でタービンバケット内に画定される1つまたは複数の通路を含むことができる。例えば、冷却通路は、タービンの段ごとに変化できるよう、特定のバケット冷却の必要性に応じて、タービンバケットのエーロフォイル、プラットフォーム、シャンクおよび／または先端シュラウドの中に画定され得る。特定の構成によれば、冷却通路は、タービンバケットの高温ガス通路面近傍の領域内に画定され得る。このようにして、許容範囲内に領域の温度を維持するために、熱交換の目的で、冷却通路は、圧縮機排気または抽気などの冷却流体をタービンバケットの所望の領域を通って運搬することができる。

#### 【0004】

1つの既知の構成によれば、タービンバケットは、それがタービンバケットの根元端部から先端部まで半径方向に延在する、複数の長い、直線の冷却通路を含むことができる。冷却通路は、穴あけ加工などの様々な方法によって形成され得る。しかし、穴あけ加工によって形成された根元から先端までの冷却通路は、タービンバケットを通る直線通路に制限される。したがって、タービンバケットの三次元形状の変化、特にそのエーロフォイル部分は、エーロフォイルを通って半径方向に延在する各冷却通路用の直線の範囲を収容し、最小の壁厚を維持する必要性のために、制限される可能性がある。更に、エーロフォイルの後縁に沿ってなど、高温ガス通路面近傍に直線の冷却通路を配置することは、エーロフォイルの空力学的形状によって困難である可能性がある。更に、より長いタービンバケット向けに、バケットの全体の長さに亘って冷却通路を穴あけすることは、通路の長さ対直径比率が高いために特に困難であり、費用がかかる可能性がある。

#### 【0005】

別の既知の構成によれば、タービンバケットは、それが互いに結合された2つの直線部分を有する複数の冷却通路を含むことができる。具体的には、第1の部分がタービンバケットの根元端部から延在することができ、一方、第2の部分はタービンバケットの先端部から第1の部分まで延在する。冷却通路の2つの直線部分は、タービンバケットのプラットフォーム内、または他の場所で交わることができる。やはり別の既知の構成によれば、タービンバケットは、それがタービンバケットの先端部からタービンバケットのシャンク内に画定された冷却空洞まで半径方向に延在する、複数の直線の冷却通路を含むことができる。このようにして、冷却通路は、タービンバケットの長さよりも短い。これらの構成は、根元から先端までの冷却通路に関連するいくつかの困難さを低減することができるが、やはりそれらは重大なことにエーロフォイルの三次元形状を制限する可能性があり、所望の領域内の冷却効果を制限し、製造するのが困難であり、費用がかかる可能性がある。

#### 【0006】

したがって、高温作動温度でのタービンバケットを冷却するための冷却通路構成を有する改良されたタービンバケットに対する要望が存在する。具体的には、そのような冷却通

10

20

30

40

50

路構成によって、タービンバケット、特にそのエーロフォイル部分が、改良された空気力学のために様々な複雑な三次元形状または湾曲を有することを可能にすることができる。そのような冷却通路構成によって更に、エーロフォイルの限定区分を標的冷却するための冷却通路を最適に配置することを可能にし、一方、タービンバケットの製造費用および製造の複雑さを最小にすることができる。最終的に、そのような冷却通路構成は、タービンおよびガスタービンエンジン全体の効率および性能を改善することができる。

**【先行技術文献】**

**【特許文献】**

**【0007】**

【特許文献1】米国特許出願公開第2011/0250078号明細書

10

**【発明の概要】**

**【0008】**

したがって本出願およびその結果の特許は、ガスタービンエンジン用のタービンバケットを提供する。タービンバケットは、プラットフォームと、プラットフォームから半径方向外側に延在するエーロフォイルと、少なくとも部分的にエーロフォイル内に画定される複数の冷却通路とを含むことができる。少なくとも1つの冷却通路が、タービンバケットの先端部から半径方向内側に、エーロフォイルの外面内に画定される出口まで半径方向に延在することができる。

**【0009】**

本明細書およびその結果の特許は、ガスタービンエンジン内で使用されるタービンバケットを冷却する方法を更に提供する。方法は、冷却流体の流れをタービンバケットのエーロフォイル内に少なくとも部分的に画定される複数の冷却通路を通って流すステップを含むことができ、少なくとも1つの冷却通路が、タービンバケットの先端部から半径方向内側に、エーロフォイルの外面内に画定される出口まで半径方向に延在することができる。方法は、冷却流体の流れを少なくとも1つの冷却通路の出口を通って、高温ガス通路の中に排出するステップを更に含むことができる。

20

**【0010】**

本明細書およびその結果の特許は、ガスタービンエンジンを更に提供する。ガスタービンエンジンは、圧縮機と、圧縮機と流体連通している燃焼器と、燃焼器と流体連通しているタービンとを備える。タービンが、円周方向の列に配置された複数のタービンバケットを備えることができる。各タービンバケットが、プラットフォームと、プラットフォームから半径方向外側に延在するエーロフォイルと、エーロフォイル内に少なくとも部分的に画定される複数の冷却通路とを備える。少なくとも1つの冷却通路が、タービンバケットの先端部から半径方向内側に、エーロフォイルの外面内に画定される出口まで半径方向に延在することができる。

30

**【0011】**

本出願およびその結果の特許のこれら、および他の特徴および改良は、いくつかの図面および添付の特許請求の範囲と併せて考察される場合、以下の詳細な説明を再吟味すると、当業者にとって明らかになるであろう。

**【図面の簡単な説明】**

40

**【0012】**

【図1】圧縮機、燃焼器およびタービンを含むガスタービンエンジンの概略図である。

【図2】複数のタービン段を示す、図1のガスタービンエンジン内で使用可能であるタービンの部分の概略図である。

【図3】隠れ線によって図示された複数の冷却通路を示す、図2のタービン内で使用され得る既知のタービンバケットの正面図である。

【図4】図3のタービンバケットの上面図である。

【図5】隠れ線によって図示された複数の冷却通路を示す、図2のタービン内で使用され得る、本明細書で説明することができるタービンバケットの一実施形態の正面図である。

【図6】図5のタービンバケットの上面図である。

50

【図7】隠れ線によって図示された複数の冷却通路および冷却空洞を示す、図2のタービン内で使用され得る、本明細書で説明することができるタービンバケットの別の実施形態の正面図である。

**【発明を実施するための形態】**

**【0013】**

ここで図面を参照すると、いくつかの図面を通して同じ符号は同じ要素を指示し、図1は本明細書で使用され得るガスタービンエンジン10の概略図を示す。ガスタービンエンジン10は、圧縮機15を含むことができる。圧縮機15は、流入する空気流20を圧縮する。圧縮機15は、圧縮空気流20を燃焼器25に搬送する。燃焼器25は、圧縮空気流20を加圧燃料流30と混合し、混合物に点火して燃焼ガス流35を生成する。単一の燃焼器25だけが図示されているが、ガスタービンエンジン10は、任意の数の燃焼器25を含むことができる。次いで、燃焼ガス流35は、タービン40に搬送される。燃焼ガス流35はタービン40を駆動して、機械的仕事を生成する。タービン40内で生成された機械的仕事は、シャフト45を経て圧縮機15、および発電機など、外部負荷50を駆動する。他の構成および他の構成要素が、本明細書で使用可能である。  
10

**【0014】**

ガスタービンエンジン10は、天然ガス、様々な種類の合成ガスおよび／または他の種類の燃料を使用することができる。ガスタービンエンジン10は、ニューヨーク州、スケネクタディ(Schenectady)のGeneral Electric Companyによって提供される任意の数の様々なガスタービンの1つであってよく、限定されないが、7列または9列の重荷重ガスタービンエンジンなどのガスタービンエンジンを含むことができる。ガスタービンエンジン10は、異なる構成を有することができ、他の種類の構成要素を使用することができる。他の種類のガスタービンエンジンもまた、本明細書で使用され得る。多数のガスタービンエンジン、他の種類のタービンおよび他の種類の動力生成装置を本明細書で一緒に使用することができる。ガスタービンエンジン10が本明細書で示されているが、本出願は、蒸気タービンエンジンなどの任意の種類のターボ機械に応用可能である。  
20

**【0015】**

図2は、ガスタービンエンジン10の高温ガス通路54の中に配置された複数の段52を含むタービン40の部分の概略図である。第1段56は、複数の円周方向に離隔配置された第1段のノズル58、および複数の円周方向に離隔配置された第1段のバケット60を含むことができる。第1段56は、円周方向に延在し、第1段のバケット60を取り囲む第1段のシュラウド62を更に含むことができる。第1段のシュラウド62は、環状の配置に互いに隣接して配置された複数のシュラウドセグメントを含むことができる。同様にして、第2段64は、複数の第2段のノズル66、複数の第2段のバケット68、および第2段のバケット68を取り囲む第2段のシュラウド70を含むことができる。更に、第3段72は、複数の第3段のノズル74、複数の第3段のバケット76、および第3段のバケット76を取り囲む第3段のシュラウド78を含むことができる。タービン40の部分は、3つの段52を含むように図示されているが、タービン40は、任意の数の段52を含むことができる。  
30  
40

**【0016】**

図3および図4は、タービン40の段52の1つの中で使用され得る既知のタービンバケット80を図示する。例えば、バケット80は、タービン40の第2段64または後方の段の中で使用され得る。一般的に説明すると、タービンバケット80は、エーロフォイル82、シャンク84、およびエーロフォイル82とシャンク84との間に配置されたプラットフォーム86を含むことができる。上述のように、複数のバケット80は、タービンエンジン40の段52内の円周方向の列に配置され得る。このようにして、各バケット80のエーロフォイル82は、タービン40の中心軸に関して半径方向に延在することができ、一方各バケット80のプラットフォーム86は、タービン40の中心軸に関して円周方向に延在する。  
50

## 【0017】

図示のように、エーロフォイル82は、プラットフォーム86から、バケット80の先端部90の周りに配置された先端シュラウド88まで半径方向外側に延在することができる。いくつかの実施形態では、先端シュラウド88は、エーロフォイル82と共に一体に形成され得る。プラットフォーム86がエーロフォイル82とシャンク84との間の境界面を全体的に画定するように、シャンク84は、プラットフォーム86からバケット80の根元端部92まで半径方向内側に延在することができる。図示のように、プラットフォーム86は、タービンの作動中にタービン40の中心軸に対して全体的に平行に延在することができるよう形成され得る。シャンク84は、バケット80をタービン40のタービンディスクに固定するように構成された、ダブテールなどの根元構造体を画定するよう形成され得る。タービン40の作動中、燃焼ガス流35が、高温ガス通路54に沿って、タービンディスクの外側円周と共に高温ガス通路54の半径方向内側境界を形成するプラットフォーム86の上方を移動する。したがって、燃焼ガス流35はバケット80のエーロフォイル82に導かれ、したがって、エーロフォイル82の表面がかなりの高温を受ける。

## 【0018】

図3および図4に示すように、タービンバケット80は、バケット80内に画定された複数の冷却通路94（隠し線によって図示される）を含むことができる。各冷却通路94は、バケット80の根元端部92の中に画定される入口96から延在する第1の直線部分94aを含むことができる。各冷却通路94は、第1の直線部分94aからバケット80の先端部90の中に画定される出口98まで延在する第2の直線部分94bを更に含むことができる。第1の直線部分94aおよび第2の直線部分94bは、図示のように、バケット80のプラットフォーム86内の境界面で交わることができる。冷却通路94の部分94aおよび94bは、従来のステム穴あけ技術によって形成され得る。タービン40の作動中、圧縮機15からの排気または抽気などの冷却流体は、入口96の中に導かれることができ、続いて冷却通路94を通過し、出口98を経てバケット80を出ることができる。したがって、冷却流体が冷却通路94を通過し、次いでバケット80の先端部90で高温ガス通路54の中に導かれるにつれて、熱が、バケット80の取り囲む領域、特にエーロフォイル82から冷却流体に伝達することができる。

## 【0019】

図5および図6は、本明細書で説明することができるタービンバケット100の一実施形態を示す。タービンバケット100は、タービン40の段52の1つの中で使用可能であり、一般的に上述のタービンバケット80に類似の態様で構成され得るが、構造および機能における特定の相違を本明細書で以下に説明する。例えば、バケット100は、タービン40の第2段64または後方の段の中で使用され得る。図示のように、タービンバケット100は、エーロフォイル102、シャンク104、およびエーロフォイル102とシャンク104との間に配置されたプラットフォーム106を含むことができる。複数のバケット100は、タービンエンジン40の段52内の円周方向の列に配置され得る。このようにして、各バケット100のエーロフォイル102は、タービン40の中心軸に関して半径方向に延在することができ、一方各バケット100のプラットフォーム106は、タービン40の中心軸に関して円周方向に延在する。

## 【0020】

図示のように、エーロフォイル102は、プラットフォーム106から、バケット100の先端部110の周りに配置された先端シュラウド108まで半径方向外側に延在することができる。いくつかの実施形態では、先端シュラウド108は、エーロフォイル102と共に一体に形成され得る。プラットフォーム106がエーロフォイル102とシャンク104との間の境界面を全体的に画定するように、シャンク104は、プラットフォーム106からバケット100の根元端部112まで半径方向内側に延在することができる。図示のように、プラットフォーム106は、タービンの作動中にタービン40の中心軸に対して全体的に平行に延在するよう形成され得る。シャンク104は、

バケット100をタービン40のタービンディスクに固定するように構成された、ダブルなどの根元構造体を画定するように形成され得る。タービン40の作動中、燃焼ガス流35が、高温ガス通路54に沿って、タービンディスクの外側円周と共に高温ガス通路54の半径方向内側境界を形成するプラットフォーム106の上方を移動する。したがって、燃焼ガス流35はバケット100のエーロフォイル102に導かれ、したがって、エーロフォイル102の表面がかなりの高温を受ける。

#### 【0021】

図5および図6に示すように、タービンバケット100は、バケット100内に画定された複数の冷却通路114（隠し線によって図示される）を含むことができる。具体的には、冷却通路114は、少なくとも部分的にバケット100のエーロフォイル102内に画定され得る。少なくとも1つの冷却通路114は、バケット100の根元端部112の中に画定される入口116から、バケット100の先端部110から半径方向内側に、エーロフォイル102の外面内に画定される出口118まで半径方向に延在することができる。このようにして、冷却通路114は、入口116で始まり、出口118で終わることができる。いくつかの実施形態では、各冷却通路114は、バケット100の根元端部112の中に画定された各入口116から、バケット100の先端部110から半径方向内側に、エーロフォイル102の外面内に画定される各出口118まで半径方向に延在することができる。このようにして、各冷却通路114は、各入口116で始まり、各出口118で終わることができる。図示のように、冷却通路114の入口116は、バケット100のシャンク104の中に画定され得る。いくつかの実施形態では、冷却通路114の少なくとも1つの出口118が、バケット100の圧迫側122に対応する、エーロフォイル102の圧迫側面120の中に画定可能である。更にいくつかの実施形態では、冷却通路114の少なくとも1つの出口118が、バケット100の吸込み側126に対応する、エーロフォイル102の吸込み側面124の中に画定可能である。いくつかの実施形態によれば、バケット100は、バケット100の先端部110から半径方向内側に、エーロフォイル102の外面内に画定される各出口118まで半径方向に延在する少なくとも1つの冷却通路114を含むことができ、更に、バケット100の先端部110の中に画定される各出口118まで半径方向に延在する少なくとも1つの冷却通路114を含むことができる。

#### 【0022】

図示のように、冷却通路114の出口118から半径方向外側に延在するエーロフォイル102の部分は、中実であることができる。いくつかの実施形態では、図5に示すように、冷却通路114の出口118は、プラットフォーム106からエーロフォイル102の半径方向の長さの50%と70%との間の位置に、エーロフォイル102の外面内に画定され得るが、他の配置が可能である。そのような実施形態では、プラットフォーム106からエーロフォイル102の半径方向の長さの70%と100%との間に延在するエーロフォイル102の部分は、中実である可能性があり、または中実ではない可能性がある。いくつかの実施形態では、エーロフォイル102から半径方向外側に延在する先端シュラウド108は、中実であることができる。冷却通路114は、従来の穴あけ技術、または他の製造方法によって形成され得る。

#### 【0023】

タービン40の作動中、圧縮機15からの排気または抽気などの冷却流体は、入口116の中に導かれることができ、続いて冷却通路114を通過することができる。冷却流体は、冷却通路114の出口118を通じて、高温ガス通路54の中に排出され得る。したがって、冷却流体が冷却通路114を通過し、次いでエーロフォイル102に沿って高温ガス通路54の中に排出されるにつれて、熱が、バケット100の取り囲む領域、特にエーロフォイル102の半径方向内側部分から冷却流体に伝達することができる。

#### 【0024】

図7は、本明細書で説明することができるタービンバケット200の別の実施形態を示す。タービンバケット200は、タービンバケット100に関して上述の特徴に相当する

10

20

30

40

50

様々な特徴を含むことができ、その特徴は、相当する符号によって図7の中で識別されるので、本明細書で以下に更に詳細に説明しない。タービンバケット200は、タービン40の段52の1つの中で使用可能であり、エーロフォイル202、シャンク204、プラットフォーム206、先端シュラウド208、先端部210および根元端部212を含むことができる。

#### 【0025】

図示のように、タービンバケット200は、バケット200内に画定された複数の冷却通路214および少なくとも1つの冷却空洞216（隠し線によって図示される）を含むことができる。具体的には、冷却通路214は、バケット200のエーロフォイル202内に少なくとも部分的に画定されることができ、冷却空洞216は、バケット200のシャンク204内に少なくとも部分的に画定されることができる。少なくとも1つの冷却通路214は、冷却空洞216から、バケット200の先端部210から半径方向内側に、エーロフォイル202の外面内に画定される出口218まで半径方向に延在することができる。このようにして、冷却通路214は、冷却空洞216で始まり、出口218で終わることができる。いくつかの実施形態では、各冷却通路214は、冷却空洞216から、バケット200の先端部210から半径方向内側に、エーロフォイル202の外面内に画定される各出口218まで半径方向に延在することができる。このようにして、各冷却通路214は、冷却空洞216で始まり、各出口218で終わることができる。図示のように、冷却通路214は、プラットフォーム206内に配置された境界面で冷却空洞216と流体連通することができる。いくつかの実施形態では、冷却通路214の少なくとも1つの出口218が、エーロフォイル202の圧迫側面220の中に画定可能であり、バケット200の圧迫側222に対応する。更にいくつかの実施形態では、冷却通路214の少なくとも1つの出口218が、バケット200の吸込み側226に対応する、エーロフォイル202の吸込み側面224の中に画定可能である。いくつかの実施形態によれば、バケット200は、バケット200の先端部210から半径方向内側に、エーロフォイル202の外面内に画定される各出口218まで半径方向に延在する少なくとも1つの冷却通路214を含むことができ、更に、バケット200の先端部210の中に画定される各出口218まで半径方向に延在する少なくとも1つの冷却通路214を含むことができる。

#### 【0026】

タービン40の作動中、圧縮機15からの排気または抽気などの冷却流体は、冷却空洞216の中に導かれることができ、続いて冷却通路214を通過することができる。冷却流体は、冷却通路214の出口218を通って、高温ガス通路54の中に排出され得る。したがって、冷却流体が冷却通路214を通過し、次いでエーロフォイル202に沿って高温ガス通路54の中に排出されるにつれて、熱が、バケット200の取り囲む領域、特にエーロフォイル202の半径方向内側部分から冷却流体に伝達することができる。

#### 【0027】

したがって、本明細書で説明する実施形態は、高温作動温度でタービンバケットを冷却するための冷却通路構成を含む改良されたタービンバケットを提供する。上述のように、タービンバケットは、エーロフォイル内に少なくとも部分的に画定される複数の冷却通路を含むことができ、少なくとも1つの冷却通路が、バケットの先端部から半径方向内側に、エーロフォイルの外面内に画定される出口まで半径方向に延在する。したがって、冷却通路は、エーロフォイルの部分を通って冷却流体の流れを導き、冷却流体をエーロフォイルに沿って高温ガス通路の中に排出するよう構成され得る。このようにして、冷却通路構成によって、タービンバケット、特にそのエーロフォイルが、改良された空気力学のために様々な複雑な三次元形状または湾曲を有することが可能になる。その冷却通路構成によって更に、エーロフォイルの限定区分を標的冷却するための冷却通路を最適に配置することを可能にし、一方、タービンバケットの製造費用および製造の複雑さを最小にすることができる。最後に、冷却通路構成によって、タービンバケットは、劣化、損傷せず、または使用寿命が減少せずに、高温作動温度に耐えることが可能になり、タービンおよびガ

10

20

30

40

50

スタービンエンジン全体の効率ならびに性能を向上させることができる。

【0028】

前述のことは、本出願およびその結果の特許の特定の実施形態だけに関連することは明らかなはずである。多くの変形形態および修正形態が、以下の特許請求の範囲およびその均等物によって定義される本発明の全体的な精神および範囲から逸脱せずに、当業者によつて本明細書において作製可能である。

【符号の説明】

【0029】

1 0	ガスタービンエンジン	
1 5	圧縮機	10
2 0	空気流	
2 5	燃焼器	
3 0	燃料流	
3 5	燃焼ガス流	
4 0	タービン	
4 5	シャフト	
5 0	外部負荷	
5 2	タービン段	
5 4	高温ガス通路	
5 6	第1段	20
5 8	第1段のノズル	
6 0	第1段のバケット	
6 2	第1段のシュラウド	
6 4	第2段	
6 6	第2段のノズル	
6 8	第2段のバケット	
7 0	第2段のシュラウド	
7 2	第3段	
7 4	第3段のノズル	
7 6	第3段のバケット	30
7 8	第3段のシュラウド	
8 0	タービンバケット	
8 2	エーロフォイル	
8 4	シャンク	
8 6	プラットフォーム	
8 8	先端シュラウド	
9 0	先端部	
9 2	根元端部	
9 4	冷却通路	
9 4 a	第1の直線部分	40
9 4 b	第2の直線部分	
9 6	入口	
9 8	出口	
1 0 0	タービンバケット	
1 0 2	エーロフォイル	
1 0 4	シャンク	
1 0 6	プラットフォーム	
1 0 8	先端シュラウド	
1 1 0	先端部	
1 1 2	根元端部	50

1 1 4	冷却通路	
1 1 6	入口	
1 1 8	出口	
1 2 0	圧迫側面	
1 2 2	圧迫側	
1 2 4	吸込み側面	
1 2 6	吸込み側	
2 0 0	タービンバケット	10
2 0 2	エーロフォイル	
2 0 4	シャンク	
2 0 6	プラットフォーム	
2 0 8	先端シュラウド	
2 1 0	先端部	
2 1 2	根元端部	
2 1 4	冷却通路	
2 1 6	冷却空洞	
2 1 8	出口	
2 2 0	圧迫側面	
2 2 2	圧迫側	
2 2 4	吸込み側面	20
2 2 6	吸込み側	

【図 1】

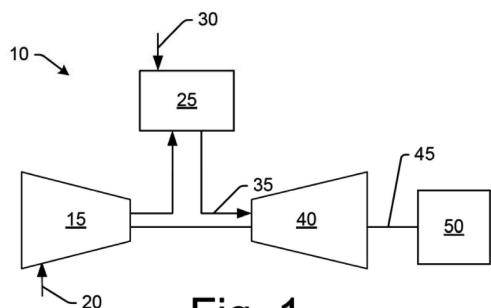


Fig. 1

【図 2】

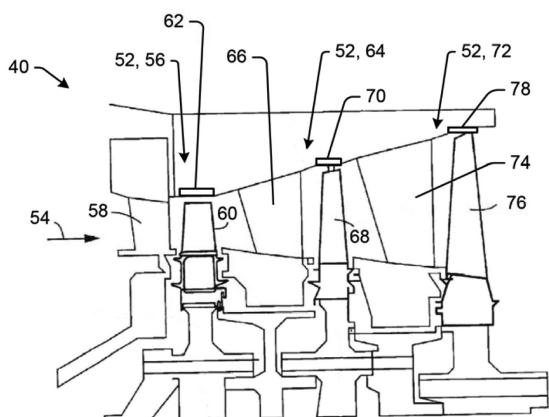


Fig. 2

【図3】

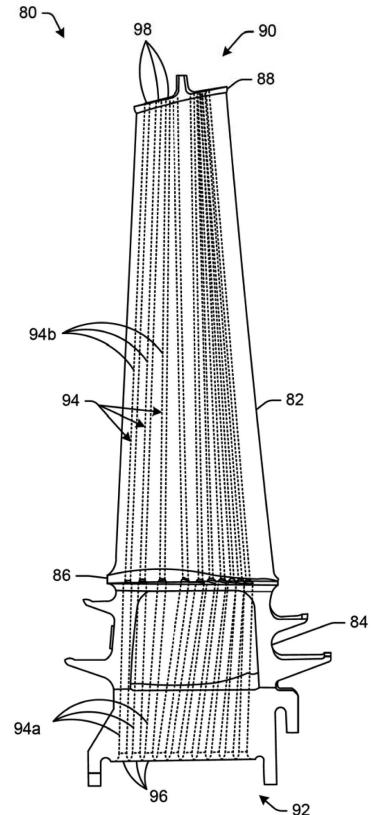


Fig. 3

【図4】

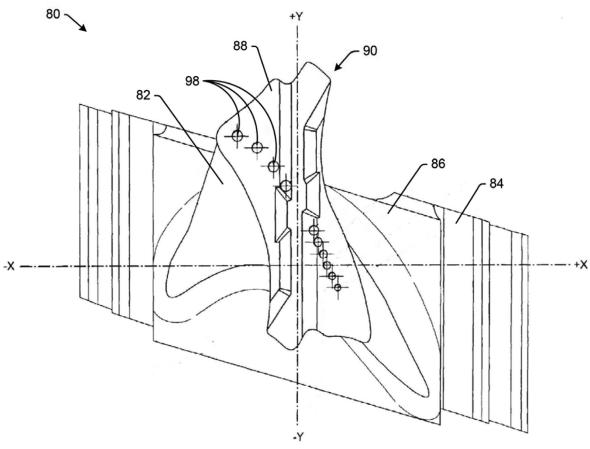


Fig. 4

【図5】

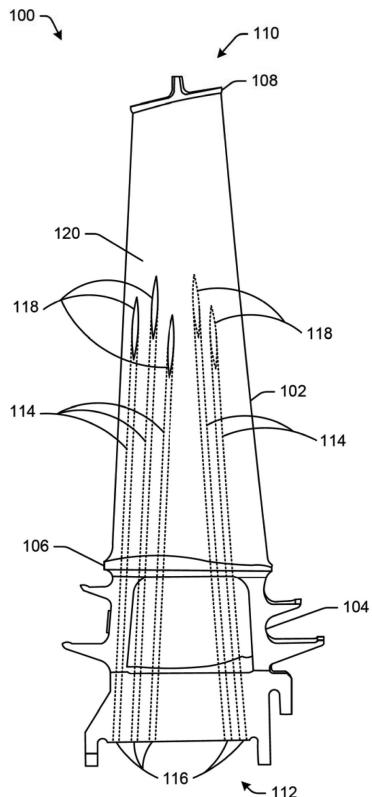


Fig. 5

【図6】

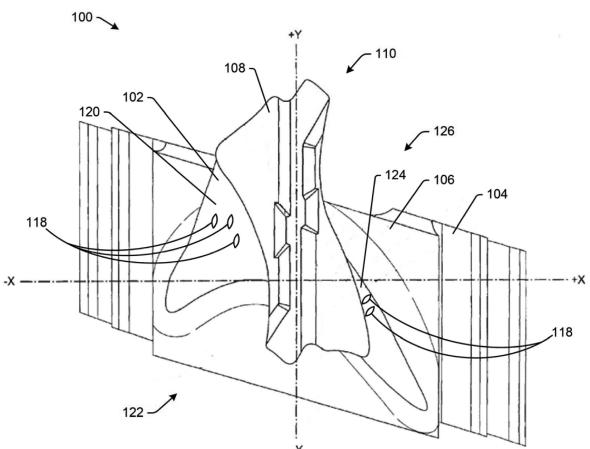


Fig. 6

【図7】

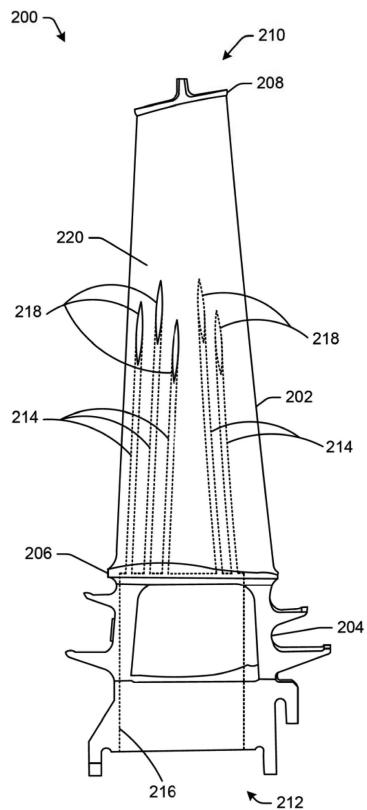


Fig. 7

---

フロントページの続き

(72)発明者 ジョセフ・エイ・ウェバー

アメリカ合衆国、サウスカロライナ州・29681、シンプソンビル、イングリッシュ・オーク・  
ロード、208番

(72)発明者 スティーブン・ピー・ワッシンジャー

アメリカ合衆国、サウスカロライナ州・29681、シンプソンビル、リバー・ウォーク・ブル  
バード、200番

審査官 西中村 健一

(56)参考文献 特開昭55-032915(JP,A)

特開2006-316750(JP,A)

米国特許出願公開第2005/0152785(US,A1)

米国特許第02679669(US,A)

(58)調査した分野(Int.Cl., DB名)

F01D 5/18

F02C 7/18

DWPI (Derwent Innovation)