

(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.

F I

FO1D 5/18 (2006.01)

FO1D 5/18

FO2C 7/18 (2006.01)

FO2C 7/18 A

請求項の数 12 (全 14 頁)

(21) 出願番号	特願2014-252569 (P2014-252569)	(73) 特許権者	390041542
(22) 出願日	平成26年12月15日 (2014.12.15)		ゼネラル・エレクトリック・カンパニイ
(65) 公開番号	特開2015-117700 (P2015-117700A)		アメリカ合衆国、ニューヨーク州 1 2 3
(43) 公開日	平成27年6月25日 (2015.6.25)		4 5、スケネクタデイ、リバーロード、1
審査請求日	平成29年12月5日 (2017.12.5)		番
(31) 優先権主張番号	14/132, 481	(74) 代理人	100137545
(32) 優先日	平成25年12月18日 (2013.12.18)		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）であって、

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foil（82、102、202）と、前記プラットフォーム（86、106、206）と前記エーロfoil（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（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foil（102、202）の外周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、

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foil（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）であって、

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）であって、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）の外周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％との間の位置に、前記エーロフォイル（１０２、２０２）の前記外周内に画定され、

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、２０２）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）の外周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、２０２）の前記外周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、２００）。

【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ュラウド（１０８、２０８）を更に備え、前記先端シュラウド（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バケット (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バケット (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バケット (8 0 、 1 0 0 、 2 0 0) のエーロfoil (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、前記タービンバケット (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foil (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バケット (8 0 、 1 0 0 、 2 0 0) を備え、各前記タービンバケット (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foil (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foil (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、前記タービンバケット (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foil (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foil (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foil (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foil (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】

【0001】

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、タービンバ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バケットを冷却する方法に関する。

【背景技術】

【0002】

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

筒を通して、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して流れる。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、増々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。

10

【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变化できるように、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foil、ブラットフォーム、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して運搬することができる。

20

【0004】

1つの既知の構成によれば、タービンバケットは、それぞ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foil部分は、エーロfoilを通し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foil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foil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。

30

【0005】

別の既知の構成によれば、タービンバケットは、それぞ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ブラットフォーム内、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、それぞ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foil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。

40

【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

50

路構成によって、タービンバケット、特にそのエーロfoil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foil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foilと、少なくとも部分的にエーロfoil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foilの外面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foil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し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foilの外面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して、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foilと、エーロfoil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foilの外面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パ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。

【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。

【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 段のパケット 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 段のパケット 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 段のパケット 68、および第 2 段のパケット 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 段のパケット 76、および第 3 段のパケット 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。

【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パケット 80 を図示する。例えば、パケット 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、タービンパケット 80 は、エーロfoil 82、シャンク 84、およびエーロfoil 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、複数のパケット 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、各パケット 80 のエーロfoil 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、一方各パケット 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。

【 0 0 1 7 】

図示のように、エーロfoil 8 2 は、プラットフォーム 8 6 から、バケット 8 0 の先端部 9 0 の周りに配置された先端シュラウド 8 8 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 8 8 は、エーロfoil 8 2 と共に一体に形成され得る。プラットフォーム 8 6 がエーロfoil 8 2 とシャンク 8 4 との間の境界面を全体的に画定するように、シャンク 8 4 は、プラットフォーム 8 6 からバケット 8 0 の根元端部 9 2 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 8 6 は、タービンの作動中にタービン 4 0 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に形成され得る。シャンク 8 4 は、バケット 8 0 をタービン 4 0 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に形成され得る。タービン 4 0 の作動中、燃焼ガス流 3 5 が、高温ガス通路 5 4 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 5 4 の半径方向内側境界を形成するプラットフォーム 8 6 の上方を移動する。したがって、燃焼ガス流 3 5 はバケット 8 0 のエーロfoil 8 2 に導かれ、したがって、エーロfoil 8 2 の表面がかなりの高温を受ける。

10

【 0 0 1 8 】

図 3 および図 4 に示すように、タービンバケット 8 0 は、バケット 8 0 内に画定された複数の冷却通路 9 4 (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 9 4 は、バケット 8 0 の根元端部 9 2 の中に画定される入口 9 6 から延在する第 1 の直線部分 9 4 a を含むことができる。各冷却通路 9 4 は、第 1 の直線部分 9 4 a からバケット 8 0 の先端部 9 0 の中に画定される出口 9 8 まで延在する第 2 の直線部分 9 4 b を更に含むことができる。第 1 の直線部分 9 4 a および第 2 の直線部分 9 4 b は、図示のように、バケット 8 0 のプラットフォーム 8 6 内の境界面で交わることができる。冷却通路 9 4 の部分 9 4 a および 9 4 b 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 4 0 の作動中、圧縮機 1 5 からの排気または抽気などの冷却流体は、入口 9 6 の中に導かれることができ、続いて冷却通路 9 4 を通過し、出口 9 8 を経てバケット 8 0 を出ることができる。したがって、冷却流体が冷却通路 9 4 を通過し、次いでバケット 8 0 の先端部 9 0 で高温ガス通路 5 4 の中に導かれるにつれて、熱が、バケット 8 0 の取り囲む領域、特にエーロfoil 8 2 から冷却流体に伝達することができる。

20

【 0 0 1 9 】

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 1 0 0 の一実施形態を示す。タービンバケット 1 0 0 は、タービン 4 0 の段 5 2 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 8 0 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 1 0 0 は、タービン 4 0 の第 2 段 6 4 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 1 0 0 は、エーロfoil 1 0 2、シャンク 1 0 4、およびエーロfoil 1 0 2 とシャンク 1 0 4 との間に配置されたプラットフォーム 1 0 6 を含むことができる。複数のバケット 1 0 0 は、タービンエンジン 4 0 の段 5 2 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 1 0 0 のエーロfoil 1 0 2 は、タービン 4 0 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 1 0 0 のプラットフォーム 1 0 6 は、タービン 4 0 の中心軸に関して円周方向に延在する。

30

40

【 0 0 2 0 】

図示のように、エーロfoil 1 0 2 は、プラットフォーム 1 0 6 から、バケット 1 0 0 の先端部 1 1 0 の周りに配置された先端シュラウド 1 0 8 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 1 0 8 は、エーロfoil 1 0 2 と共に一体に形成され得る。プラットフォーム 1 0 6 がエーロfoil 1 0 2 とシャンク 1 0 4 との間の境界面を全体的に画定するように、シャンク 1 0 4 は、プラットフォーム 1 0 6 からバケット 1 0 0 の根元端部 1 1 2 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 1 0 6 は、タービンの作動中にタービン 4 0 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に形成され得る。シャンク 1 0 4 は、

50

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foil１０２に導かれ、したがって、エーロfoil１０２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foil１０２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foil１０２の外表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foil１０２の外表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foil１０２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foil１０２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foil１０２の外表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foil１０２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foil１０２の半径方向の長さの５０％と７０％との間の位置に、エーロfoil１０２の外表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foil１０２の半径方向の長さの７０％と１００％との間に延在するエーロfoil１０２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foil１０２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を通過して、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foil１０２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foil１０２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

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foil202、シャンク204、ブラットフォーム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foil202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、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foil202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foil202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、ブラットフォーム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foil202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foil202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foil202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を通過して、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foil202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foil202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foil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foil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foilの部分を通して冷却流体の流れを導き、冷却流体をエーロfoilに沿って高温ガス通路の中に排出するように構成され得る。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foil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foil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

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。

【 0 0 2 8 】

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、当業者によって本明細書において作製可能である。

【 符号の説明 】

【 0 0 2 9 】

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foil	
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foil	
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

20

【圖 2】



【図 3】

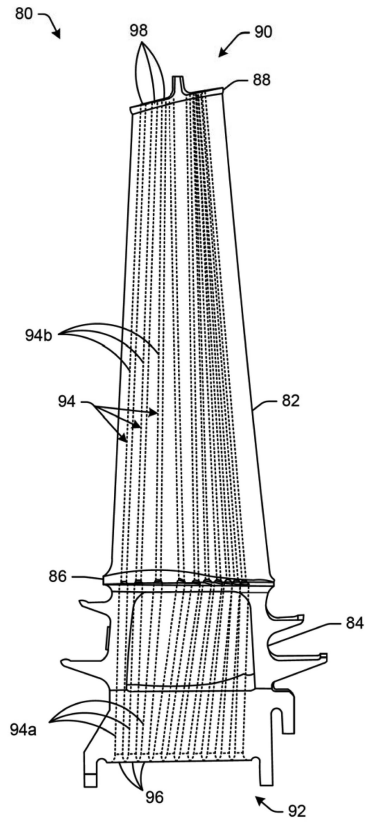


Fig. 3

【図 5】

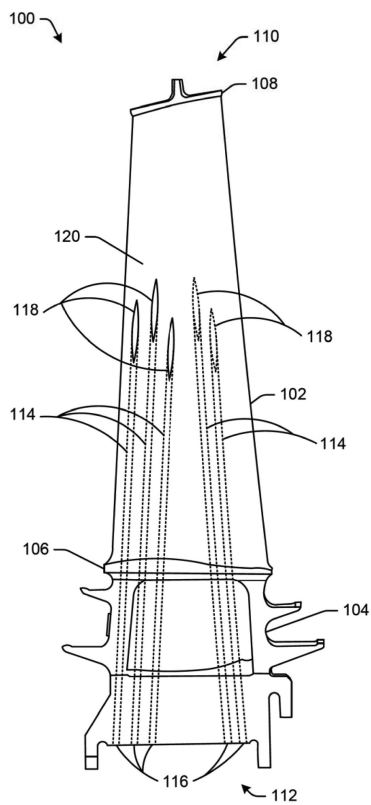


Fig. 5

【図 4】

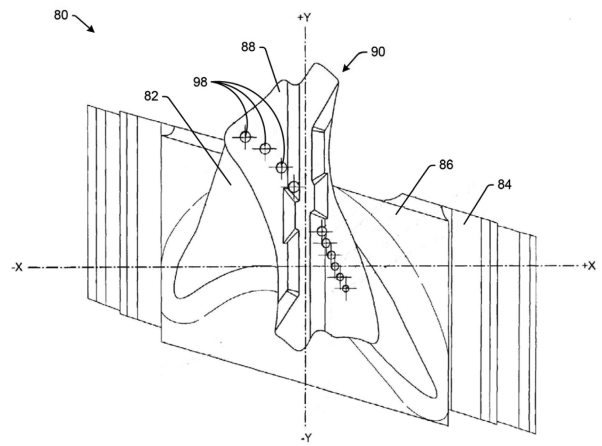


Fig. 4

【図 6】

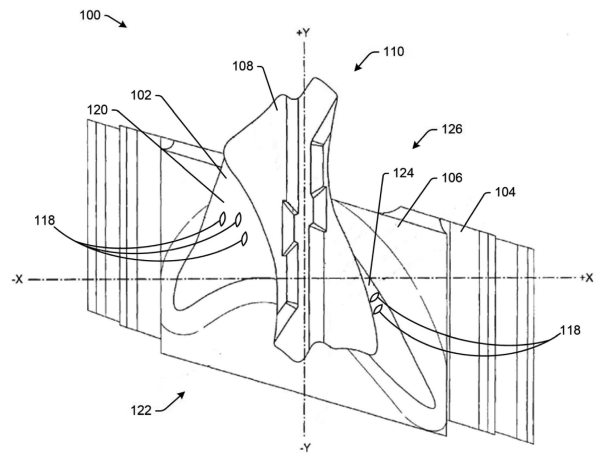


Fig. 6

【 図 7 】

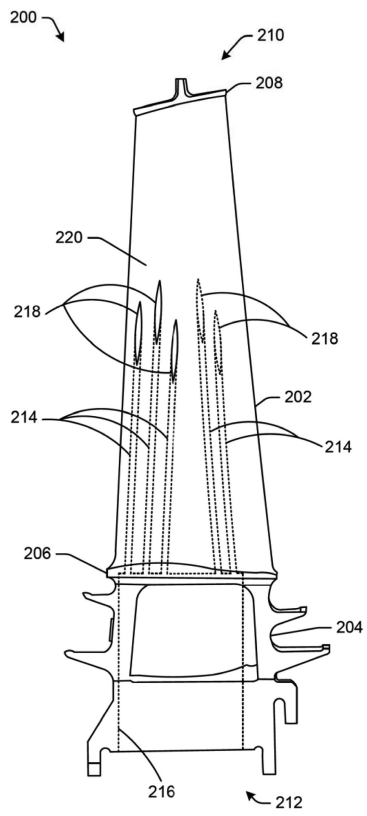


Fig. 7

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・ブール
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)