

(19) 日本国特許庁 (JP)

(12) 特 許 公 報 (B2)

(11) 特許番号

特許第6431737号
(P6431737)

(45) 発行日 平成30年11月28日 (2018.11.28)

(24) 登録日 平成30年11月9日 (2018.11.9)

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

請求項の数 10 (全 11 頁)

(21) 出願番号	特願2014-203537 (P2014-203537)	(73) 特許権者	390041542
(22) 出願日	平成26年10月2日 (2014.10.2)		ゼネラル・エレクトリック・カンパニー
(65) 公開番号	特開2015-75107 (P2015-75107A)		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4月20日 (2015.4.20)		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9月20日 (2017.9.20)		番
(31) 優先権主張番号	14/046, 437	(74) 代理人	100137545
(32) 優先日	平成25年10月4日 (2013.10.4)		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】 タービン部品の冷却を行う方法及びシステム

(57) 【特許請求の範囲】

【請求項 1】

ガスタービンシステム (10) であって、前記ガスタービンシステム (10) は、
 圧縮機セクション (16) と、
 前記圧縮機セクション (16) に流体連通連結される燃焼システム (18) と、
 前記燃焼システム (18) に流体連通連結されるタービンセクション (20) と、を備え、
 前記タービンセクション (20) は、
 タービン部品の翼部 (39) であって、前記ガスタービンシステム (10) の高温流路に曝されるように位置づけられた面と、前記面に隣接する冷却対象領域 (40) を含む翼部 (39) と、

前記冷却対象領域 (40) 内に形成される凹部であって、前記凹部が内側面 (53) を含む、前記凹部と、

前記内側面 (53) から突出する少なくとも1つの支持突起 (48) であって、前記少なくとも1つの支持突起 (48) が自由端 (49) を含む、前記少なくとも1つの支持突起 (48) と、

前記冷却対象領域 (40) に接続され、かつ前記タービン部品の本体 (39) を構成する蓋体 (54) であって、前記蓋体 (54) が、前記翼部 (39) の圧力側 (42) と負圧側 (44) の一方のみに形成され、前記蓋体 (54) の内側面 (57) が、前記少なくとも1つの支持突起 (48) の前記自由端 (49) に接続されて、前記タービンセクション (20) の半径方向に延びる少なくとも1つの冷却流路 (70) が前記冷却対象領域

(4 0) 内に形成される、前記蓋体 (5 4) と、を含む、ガスタービンシステム (1 0) 。

【請求項 2】

前記少なくとも 1 つの冷却流路 (7 0) に接続される冷却流体供給源を備える、請求項 1 に記載のガスタービンシステム (1 0) 。

【請求項 3】

前記凹部が、

後縁領域 (4 0) の先端 (6 2) から延在する前記内側面 (5 3) であって、前記内側面 (5 3) が、前記後縁先端 (6 2) から或る距離だけ離間する位置まで延在する、前記内側面 (5 3) と、

前記後縁先端 (6 2) から或る距離だけ離間する前記位置に形成される肩部 (5 8) とを含む、請求項 1 または 2 に記載のシステムガスタービンシステム (1 0) 。

【請求項 4】

前記少なくとも 1 つの支持突起 (4 8) は、前記内側面 (5 3) から、前記内側面 (5 3) に略直交する方向に延在する、請求項 1 乃至 3 のいずれかに記載のガスタービンシステム (1 0) 。

【請求項 5】

前記少なくとも 1 つの支持突起 (4 8) は、前記内側面 (5 3) から突出する複数の支持突起 (5 0) を含む、請求項 1 乃至 4 のいずれかに記載のガスタービンシステム (1 0) 。

【請求項 6】

前記蓋体 (5 4) は、前記少なくとも 1 つの支持突起 (4 8) の前記自由端 (4 9) に接続されるロウ材層 (5 4) を含む、請求項 1 乃至 5 のいずれかに記載のガスタービンシステム (1 0) 。

【請求項 7】

前記被膜は、前記ロウ材層 (5 4) に接続される、請求項 6 に記載のガスタービンシステム (1 0) 。

【請求項 8】

前記ロウ材層 (5 4) に接続される接着性被膜と、前記接着性被膜に接続される耐熱性被膜とを備える、請求項 6 に記載のガスタービンシステム (1 0) 。

【請求項 9】

請求項 1 乃至 8 のいずれかに記載のガスタービンシステム (1 0) を設ける方法であって、

前記タービン部品の前記本体を形成するステップと、

前記本体の後縁領域に含まれる犠牲領域 (4 6) を除去することにより、前記凹部及び、前記内側面 (5 3) から突出する前記少なくとも 1 つの支持突起 (4 8) を形成するステップと、

前記蓋体 (5 4) を前記少なくとも 1 つの支持突起 (4 8) に対して位置合わせするステップと、

前記蓋体 (5 4) を前記少なくとも 1 つの支持突起 (4 8) に接着するステップと、を含む、方法。

【請求項 10】

前記タービン部品の前記本体を鋳造成形するステップと、

前記蓋体 (5 4) を前記少なくとも 1 つの支持突起 (4 8) に対して位置合わせするステップと、

位置合わせされた前記蓋体 (5 4) を加熱して、前記少なくとも 1 つの支持突起 (4 8) に接着するステップと、

を含む、請求項 9 に記載の方法。

【発明の詳細な説明】

【技術分野】

【0001】

本発明は概して、ターボ機械に関し、特にガスタービン部品の内部構造の冷却を行う方法及びシステムに関する。

【背景技術】

【0002】

少なくとも幾つかの公知のガスタービンでは、高温燃焼ガスに曝される部品の内部構造は、部品内に形成される流路を流れる冷却流体を使用して冷却される。ガスタービンの軸に対して略半径方向に延出する静翼及び動翼のような部品では、冷却流路のうちの少なくとも幾つかの冷却流路は、略半径方向に同じようにして延出している。少なくとも幾つかの別の流路は、部品の外側面の少なくとも一部の下方で、かつ少なくとも一部に略平行に延出している。冷却流体はこれらの流路に、部品に接続される冷却流体供給源から供給される。

10

【0003】

更に、複数の動翼段及び静翼段を含む少なくとも幾つかの公知のガスタービンでは、第1段の静翼だけでなく第1段の動翼を構成する翼部の後縁領域は、ガスタービン内で受ける中でも最も高い温度に曝され、それに対応する熱負荷を受ける。従って、設計者は翼部の厚さを厚くし、十分大きい構造容積を設定して冷却流路を構造容積内に画定し易くしようとする傾向がある。しかしながら、後縁厚さは、翼の空力特性に大きな影響を及ぼす要素であるので、設計者には、翼部の厚さ、特に後縁領域における翼部の厚さを薄くするという相容れないプレッシャーが掛かる。

20

【0004】

従って、翼の空力特性を、後縁厚さを薄くすることにより向上させるのと同時に、後縁構造の冷却強化を容易に行えることが望ましい。

【発明の概要】

【0005】

1つの態様では、タービン部品用の冷却システムを設ける方法が提供される。前記方法では、タービン部品本体を形成し、前記タービン部品本体は冷却対象領域を含む。前記方法では更に、凹部を前記冷却対象領域内に形成し、前記凹部は内側面を含む。前記方法では更に、前記内側面から突出する少なくとも1つの支持突起を形成し、前記少なくとも1つの支持突起は自由端を含む。前記方法では更に、前記タービン部品本体を構成する蓋体を前記冷却対象領域に接続して、前記蓋体の内側面が、前記少なくとも1つの支持突起の前記自由端に接続されて、少なくとも1つの冷却流路が前記冷却対象領域内に形成されるようにする。

30

【0006】

別の態様では、タービン部品の冷却を行うシステムが提供される。前記システムは、冷却対象領域を含むタービン部品本体を含む。前記システムは更に、前記冷却対象領域内に形成される凹部を含み、前記凹部は内側面を含む。前記システムは更に、前記内側面から突出する少なくとも1つの支持突起を含み、前記少なくとも1つの支持突起は自由端を含む。前記システムは更に、前記冷却対象領域に接続され、かつ前記タービン部品本体を構成する蓋体を含むことにより、前記蓋体の内側面が、前記少なくとも1つの支持突起の前記自由端に接続されて、少なくとも1つの冷却流路が前記冷却対象領域内に形成されるようになる。

40

【0007】

更に別の態様では、ガスタービンシステムが提供される。前記ガスタービンシステムは、圧縮機セクションを含む。前記ガスタービンシステムは更に、前記圧縮機セクションに流体連通連結される燃焼システムを含む。前記ガスタービンシステムは更に、前記燃焼システムに流体連通連結されるタービンセクションを含む。前記タービンセクションは、冷却対象領域を含むタービン部品本体を含む。前記タービンセクションは更に、前記冷却対象領域内に形成される凹部を含み、前記凹部は内側面を含む。前記タービンセクションは

50

更に、前記内側面から突出する少なくとも１つの支持突起を含み、前記少なくとも１つの支持突起は自由端を含む。前記タービンセクションは更に、前記冷却対象領域に接続される蓋体を含むことにより、前記蓋体の内側面が、前記少なくとも１つの支持突起の前記自由端に接続されて、少なくとも１つの冷却流路が前記冷却対象領域内に形成されるようになる。

【図面の簡単な説明】

【０００８】

【図１】ガスタービンエンジンの模式図であり、このガスタービンエンジンでは、例示的な冷却方法及びシステムを使用することができる。

【図２】図１に示すガスタービンエンジンのタービン部分の拡大模式側断面図である。

【図３】後縁冷却システムを形成する例示的な方法の初期工程を示す拡大断面図である。

【図４】後縁冷却システムを形成する例示的な方法の中間工程を示す拡大断面図である。

【図５】後縁冷却システムを形成する例示的な方法が完了した後の翼部後縁を示す拡大断面図である。

【図６】後縁冷却システムを形成する別の例示的な方法が完了した後の翼部後縁を示す拡大断面図である。

【発明を実施するための形態】

【０００９】

本明細書において使用されるように、「axial」及び「axially」という用語は、ガスタービンエンジンの長手軸線に略平行に延びる方向及び向きを指す。更に、「radial」及び「radially」という用語は、ガスタービンエンジンの長手軸線と略直交して延びる方向及び向きを指す。更に、本明細書において使用されるように、「circumferential」及び「circumferentially」という用語は、ガスタービンエンジンの長手軸線回りに円弧状に延びる方向及び向きを指す。

【００１０】

図１は、例示的な後縁冷却システムを搭載することができるガスタービンシステム１０を示している。本明細書において記載される後縁冷却システムは、ガスタービンについて説明されている。他の例示的な実施形態では、本明細書において記載されるこれらの後縁冷却システムは、熱保護及び熱放散が行われることが望ましい、例えばこれらには限定されないが、蒸気タービン及び圧縮機のような他のシステムに搭載することができる。ガスタービンシステム１０は、エンジン中心線１２回りに環状に配置される様子が図示されている。ガスタービンシステム１０は、流動方向に直列に配列するようにして、圧縮機１６、燃焼システム１８、及びタービン２０を含む。燃焼システム１８及びタービン２０は多くの場合、ガスタービンシステム１０の高温セクションと表記される。ロータシャフト２６は、タービン２０を圧縮機１６に回転可能に接続する。燃料を燃焼システム１８内で燃焼させて高温ガス流２８を発生させ、例えばこの高温ガス流は、華氏約３０００～約３５００度の範囲の温度となり得る。高温ガス流２８は、タービン２０内を案内されて、ガスタービンシステム１０を駆動する。

【００１１】

図２は図１のタービン２０を示している。タービン２０は、静翼３０及びタービン動翼３２を含むことができる。翼部３４は静翼３０に対応して設けられる。静翼３０は、高温ガス流２８に曝される前縁３６を有する。静翼３０は、空気を圧縮機１６の１つ以上の段からシステム１０のケーシング３８を介して給送することにより冷却することができる。

【００１２】

図３～図５は、翼部３４の後縁領域４０に使用される後縁冷却システム１００を示している。例示的な実施形態では、空気は、後縁冷却システム１００内で使用される冷却流体として使用される。空気が具体的に説明されているが、別の実施形態では、空気以外の流体を使用して、燃焼ガスに曝される部品を冷却する。また、本明細書において使用される「fluid」という用語は、これらには限定されないが、ガス、蒸気、及び空気を含む任意の流動媒体又は流動材料を含むことを理解されたい。少なくとも幾つかの公知のター

ピン 20 では、少なくとも 1 つの冷却流路 22 が静翼 30 内に形成される。冷却流路 22 は、システム 10 のケーシング 38 内に形成される冷媒供給流路 24 に接続され、この冷媒供給流路 24 が今度は、冷却流体供給源 27 に接続される。

【0013】

図 3 は、翼部 34 の例示的な後縁領域 40 の拡大断面図であり、後縁冷却システム 100 を形成する例示的な方法の初期工程を示している。詳細には、図 3 は、翼部 34 の長手軸線 X に平行な方向に沿った位置で切断したときの断面図であり、軸線 X は、エンジン中心線 12 に対して略半径方向に延びている。軸線 Y は、翼部 34 の翼弦方向を表し、この場合、「chord-wise (翼弦方向に延びている)」とは、前縁 36 (図 2 に示す) から後縁領域 40 に至る方向を指す。軸線 Z は、翼部 34 の厚さ方向を定義する。更に、図 3 は、翼部本体 39 を示しており、この翼部本体 39 のうちの後縁領域 40 が冷却システム 100 を搭載する位置となる。翼部本体 39 は、負圧側 44 及び圧力側 42 を含む。上記したように、例示的な実施形態では、翼部本体 39 は、鑄造成形法により製造される。別の実施形態では、翼部本体 39 は、例示的な冷却システム 100 を本明細書に記載の通りに機能させるために十分な任意の適切な製造方法を使用して製造される。翼部本体 39 は冷却流路 22 を含む。例示的な実施形態では、流路 22 は、支持突起又は支持ピン 23 により形成され、これらの支持突起又は支持ピン 23 が今度は、翼部本体 39 の鑄造成形中に形成される。しかしながら、翼部本体 39 の一体部品として一体的に形成されるピン 23 の作製は、公知の鑄造成形法の物理的寸法 (又は空間的) 制約があるために、翼部本体 39 の肉厚領域 25 に限定される。同様の空間的制約は、加工法のような別の翼製造方法に適用される。例示的な冷却システム 100 は、このような空間的制約を解消して、内部冷却流路を翼部本体 39 の軸線 Z に平行な方向に、翼部本体 39 の最も薄い領域である後縁領域 40 内に設ける。

【0014】

鑄造成形後、翼部本体 39 の後縁領域 40 は犠牲領域 46 (破線で図示される) を含む。犠牲領域 46 内の材料は、これらには限定されないが、切断砥石加工法及び / 又は研磨法、EDM (electrical discharge machining: 放電加工法)、ウォータジェット法、レーザ加工法を含む任意の適切な材料除去方法、及び / 又はシステム 100 を本明細書に記載の通りに機能させることができる任意の他の材料除去方法を使用して除去される。

【0015】

材料を犠牲領域 46 から除去することにより、集合的にピンバンク部 (pin-bank) 50 と表記され、かつ凹部又はリップ部 52 の内側面 53 から突出する複数の個別支持突起又は個別支持ピン 48 を形成することができる。ピン 48 は、後縁領域 40 のリップ部 52 から外側に突出する。例示的な実施形態では、ピン 48 は、リップ部 52 と一体的に形成される。例示的な実施形態では、ピン 48 は、システム 100 を本明細書に記載の通りに機能させることができる任意の適切な断面形状、間隔、及び寸法を有する。8 個のピン 48 が図 3 に図示されているが、別の実施形態では、8 個よりも多い、又は少ないピン 48 が使用される。ほぼ軸線 Y に沿って 1 列に並んだ突出ピン 48 が図 3 に図示されている。例示的な実施形態では、軸線 X に沿って複数列に並んで配置されるピン 48 が設けられる。幾つかの例示的な実施形態では、隣接する列に並んだピン 48 が、互いに対して位置合わせされる。他の別の実施形態では、隣接する列に並んだピン 48 が、互いに対して位置合わせされない。例示的な実施形態では、ピン 48 は、材料を犠牲領域 46 から除去した後に形成され、これにより、切り欠き部 55 が後縁領域 40 内に肩部 58 及び先端 56 によって形成される。

【0016】

別の実施形態では、ピン 48 は、翼部本体 39 を形成する鑄造成形の初期において形成される。更に詳細には、鑄造成形により形成される場合、後縁領域 40 は、肩部 58 及び先端 56 によって区切られる切り欠き部 55 として最初に鑄造成形され、この場合、ピン 48 はその場で鑄造成形されて、内側面 53 から離れる方向に突出するようになる。その

際、ピン４８は内側面５３に、システム１００を本明細書に記載の通りに機能させることができる適切な任意のパターンに配置される。例示的な実施形態では、ピン４８が、材料除去、鋳造成形、又は他の方法により形成されるかどうかに関係なく、各ピン４８は、自由端４９を有するように形成される。

【００１７】

図４は、図３に示す翼部後縁領域４０の拡大断面図であり、犠牲領域４６を除去した後の後縁冷却システム１００を形成する例示的な方法の中間工程を示している。事前焼結プリフォーム（「ＰＳＰ」）ロウ材層（又は「cover（蓋体）」）５４を、任意の適切な方法を使用して成形して、ピン４８に被せて嵌め込み、層５４をピン４８のほぼ全てを覆って、かつピン４８に押圧して位置決めする（「juxtaposed（近接配置する）」）ときに、リップ部５２の先端５６、及び肩部５８に略位置合わせする。層５４を位置決めした後、層５４の内側面５７（図４に示す）を、ピン４８のうちの１つ以上のピンの自由端４９に実際に接触させる、又はピン４８のうちの１つ以上のピンの自由端４９から微小距離だけ離間させる。例示的な実施形態では、層５４は、システム１００を本明細書に記載の通りに機能させることができる任意の適切な材料により形成される。更に詳細には、例示的な実施形態では、層５４は、少なくとも１種類の高融点金属粉末、及び少なくとも１種類の低融点金属粉末の混合物として形成される。高融点粉末及び低融点粉末を焼結結合させて層５４を形成する。層５４をピン４８の上に配置した後、翼部本体３９を、任意の適切なプロセスを使用して加熱して、層５４を、システム１００を本明細書に記載の通りに機能させるために十分な態様でピン４８及び肩部５８に接着させることができる。加熱前に、隙間６０が先端５６と層５４の先端６２との間に生じている。加熱後、隙間６０はそのまま残り、先端５６と６２との間の後縁領域４０に沿って延在する排気開口部として機能する。タービンが動作している状態では、冷却空気は流入口６１を介してピンバンク部５０に流入する。

【００１８】

図５は、後縁冷却システム１００を形成する例示的な方法が完了した後の図３に示す翼部後縁領域４０の拡大断面図である。上記したように、例示的な実施形態では、翼部本体３９を加熱すると、ＰＳＰロウ材層５４が隙間６０（図４に示す）を閉鎖して、リップ部５２の先端５６に接続されるようになる。同様に、ＰＳＰロウ材層５４は、翼部本体３９に肩部５８で接続される。熱接着性被覆（「ＴＢＣ」）層６４は、層５４の外側面６６に、そしてリップ部５２の外側面６８に接続される。例示的な実施形態では、ＴＢＣ層６４は、完成後の翼部３４が記載の通りに機能するために十分適切な任意の方法で形成される。

【００１９】

ピン４８によって複数の隙間７０が形成され、これらの隙間７０は、隣接する列に並んだピン４８（図示せず）の同様の隙間と一体となって、翼部３４を貫通する複数の流路７２を形成する。例示的な実施形態では、流路７２は冷媒供給流路２４に接続されて、冷却流体を翼部３４の後縁領域４０に供給する。

【００２０】

図３～図５に示す例示的な実施形態はピンバンク部５０を含み、このピンバンク部５０は、翼部本体３９の圧力側４２の後縁領域４０に配置される。ピンバンク部５０をリップ部５２に配置する他に、圧力側４２に位置する犠牲領域３５の位置、及び／又は負圧側４４（図３～図４に示す）に位置する犠牲領域３７の位置のような他の位置を使用することができる。材料を犠牲領域３５から、本明細書において記載されるこれらの方法のうちのいずれかの方法を使用して除去することにより、ピン４１の突出先の凹部を形成することができる。同様に、材料を犠牲領域３７から除去することにより、ピン４３を形成することができる。材料除去後、ＰＳＰロウ材層８２をピン４１に押圧して被せ、そして本明細書に記載のように、例えば加熱することによりピン４１に固定する。同様に、ＰＳＰロウ材層８７をピン４３に押圧して被せることができ、そして本明細書に記載のように、例えば加熱することによりピン４３に固定することができる。その後、層８２及び／又は８７

は、例えばＴＢＣ層６４（図５に示す）で被覆することができる。空気流がピン４１及び／又は４３の間を流れるようにするために、翼部本体３９に冷却空気流入口４７及び５９、及び排気流出口４５及び５１を形成する。流出口４５及び／又は５１から排出される空気は、翼部本体３９を更に冷却するための冷却空気フィルムを形成する。

【００２１】

図６は、後縁冷却システムを形成する別の例示的な方法が完了した後の翼部後縁領域８０を含む翼部７４を示す拡大断面図である。個々のピン４１（図３～図５に示す）を形成するのではなく、材料を後縁領域８０から除去することにより、リップ部７９を形成する。多孔質金属発泡材料層８８をリップ部７９に塗布する。ＰＳＰロウ材層８４を多孔質金属発泡体層８８に塗布して、層８８がリップ部７９から突出し、層８４を支持するようにする。翼部７４を本明細書に記載の通りに加熱して、ロウ材層８４が、多孔質金属発泡体層８８に固定されるようにし、更に、多孔質金属発泡体層８８がリップ部７９に固定されるようにする。多孔質金属発泡体層８８は、加熱後も多孔質状態を保持する。別の実施形態では、多孔質金属発泡体は、領域７５の位置のような他の位置のピンの代わりに使用される。材料を領域７５から、本明細書に記載されるこれらの材料除去方法のうちのいずれかの材料除去方法を使用して除去した後、多孔質金属発泡体層７７を挿入し、ＰＳＰロウ材層７８で被覆する。

【００２２】

タービンが動作している状態では、内部冷却空気プレナム８１からの冷却空気は、流入口８３を介して多孔質金属発泡体層８８に流れ込み、リップ部７９とロウ材層８４との間に形成される排気領域８６からの排出冷却空気８５を形成する。同様に、プレナム８１からの冷却空気は、流入口７６を介して多孔質金属発泡体層７７に流れ込み、出口開口部８９を介して多孔質金属発泡体層７７から排出される。

【００２３】

本明細書に記載される発明は、タービン後縁構造の冷却を行う公知のシステム及び方法よりも優れた幾つかの利点を提供する。詳細には、本明細書に記載されるこれらのシステムによって、冷却流路を翼部の後縁領域内に、特に翼部の実際の後縁の近傍、又は後縁に位置する翼部の比較的薄い領域内に容易に形成することができる。更に、本明細書に記載されるこれらのシステムによって冷却流路を、鑄造成形のような冷却流路を形成する他の方法に従って忠実に成形することができない翼部の領域に容易に形成することができる。詳細には、本明細書に記載されるこれらのシステムは、内部冷却流路を翼部の後縁領域内に設ける際の空間的制約を解決する。更に、本明細書に記載されるこれらのシステムによってピンバンク部を容易に形成することができることにより、これらのピンを、これらの冷却流路を本明細書に記載の通りに機能させることができるために適する任意の所望のパターン、サイズ、形状、及び／又は間隔となるように配置することができる。

【００２４】

タービン部品の冷却を行う方法及びシステムの例示的な実施形態について上に詳細に説明してきた。方法及びシステムは、本明細書に記載されるこれらの特定の実施形態に限定されるのではなく、システムの構成要素、及び／又はこれらの方法の工程は、本明細書に記載される他の構成要素及び／又は工程とは独立して、かつ個別に利用することができる。例えば、方法は、他のタービン部品と組み合わせて使用することもでき、本明細書に記載されるガスタービン静翼に対してのみ実施される構成に限定されない。限定されるのではなく、例示的な実施形態は、多くの他のガスタービン用途に関連して実施し、かつ利用することができる。

【００２５】

本発明の種々の実施形態の特定の特徴が、他の図面ではなく幾つかの図面に図示されている可能性があるが、これは便宜上に過ぎない。本発明の原理によれば、１つの図面の任意の特徴は、任意の他の図面の任意の特徴と組み合わせて参照し、かつ／又は特許請求することができる。

【００２６】

記載の本説明では、例を使用して、最良の形態を含む本発明を開示し、更に、当分野の当業者であれば、本発明を実施して、どのようなデバイス又はシステムでも作製し、使用することができ、そして組み込まれる全ての方法を実行することができるようにしている。本発明の特許可能な範囲は、特許請求の範囲により規定され、当分野の当業者であれば想到し得る他の例を含むことができる。このような他の例は、これらの例が、これらの請求項の文言とは異なる構造的要素を有する場合に、又はこれらの例が、これらの請求項の文言とはわずかな差しかない等価な構造的要素を有する場合に、これらの特許請求の範囲に包含されるべきである。

【 0 0 2 7 】

本発明を、種々の特定の実施形態に関連して説明してきたが、当分野の当業者であれば、本発明は、請求項の思想及び範囲に含まれる変形を行って実施することができることを理解できるであろう。

【符号の説明】

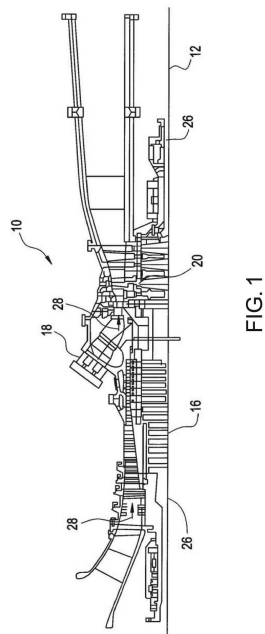
【 0 0 2 8 】

1 0	ガスタービンシステム	
1 2	エンジン中心線	
1 6	圧縮機、圧縮機セクション	
1 8	燃焼システム	
2 0	タービン、タービンセクション	
2 2	流路、冷却流路	20
2 3	支持突起又は支持ピン	
2 4	冷媒供給流路	
2 5	肉厚領域	
2 6	ロータシャフト	
2 7	冷却流体供給源	
2 8	高温ガス流	
3 0	静翼	
3 2	タービン動翼	
3 4、7 4	翼部	
3 5、3 7、4 6	犠牲領域	30
3 6	前縁	
3 8	ケーシング	
3 9	翼部本体	
4 0、8 0	後縁領域、翼部後縁領域、冷却対象領域	
4 1	ピン	
4 2	圧力側	
4 3	ピン	
4 4	負圧側	
4 5、5 1	流出口、排出流出口	
4 7	冷却空気流入口	40
4 8	ピン、支持突起又は支持ピン	
4 9	自由端	
5 0	ピンバンク部	
5 2、7 9	リップ部	
5 3	内側面	
5 4、8 2	層、P S P ロウ材層	
5 5	切り欠き部	
5 6、6 2	先端	
5 7	内側面	
5 8	肩部	50

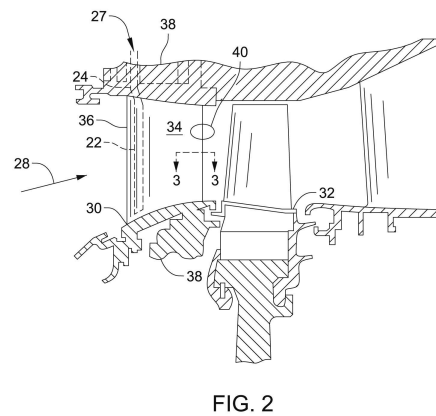
- 5 9 空気流入口、冷却空気流入口
6 0 隙間
6 1 流入口
6 4 層、熱接着性被覆（ T B C ）層
6 6、6 8 外側面
7 0 隙間、冷却流路
7 2 流路
7 5 領域
7 6、8 3 流入口
7 7、8 8 多孔質金属発泡体層
7 8 P S P ロウ材層
8 1 プレナム、内部冷却空気プレナム
8 4 ロウ材層、層、P S P ロウ材層
8 5 排出冷却空気
8 6 排気領域
8 7 P S P ロウ材層
8 9 出口開口部
1 0 0 システム、後縁冷却システム、冷却システム
X、Y、Z 軸線

10

【 図 1 】



【圖 2】



【図 3】

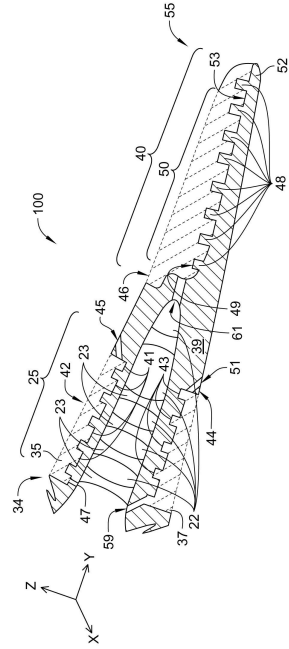


FIG. 3

【図 4】

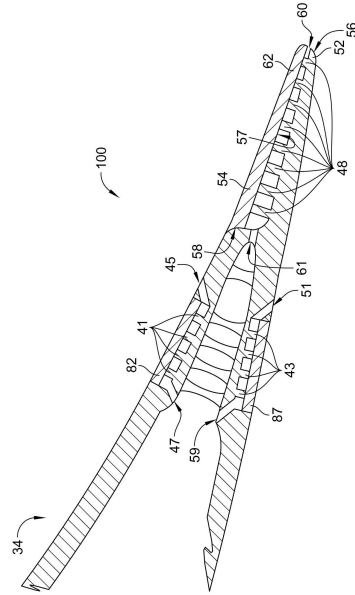


FIG. 4

【図 5】

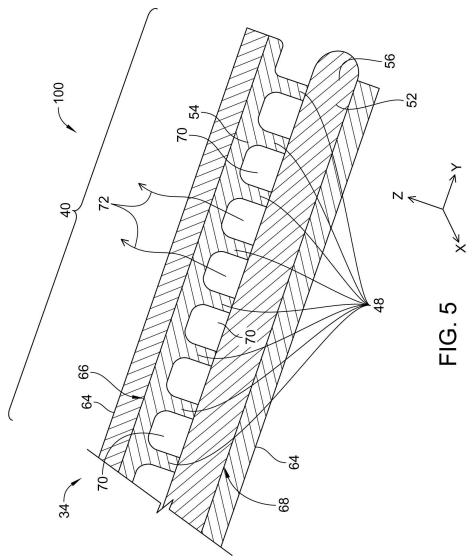


FIG. 5

【図 6】

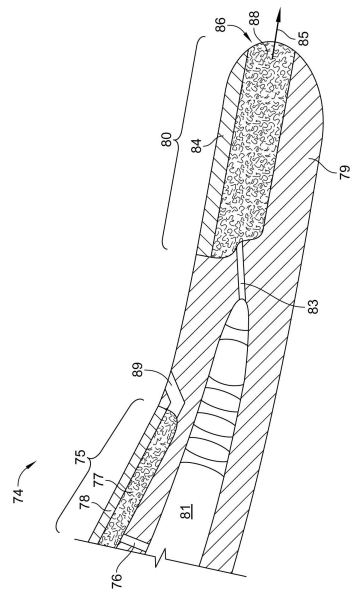


FIG. 6

フロントページの続き

- (72)発明者 ビクター・ジョン・モーガン
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
- (72)発明者 ジョン・ウェズリー・ハリス, ジュニア
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 マイケル・ジェームズ・ヒーリー
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 アーロン・エゼキエル・スミス
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 ブライアン・ジーン・ブルゼク
アメリカ合衆国、ニューヨーク州、スケネクタディ、リバーロード、1番
- (72)発明者 ドナルド・アール・フロイド
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 西中村 健一

- (56)参考文献 特開平09-144505(JP, A)
特開2011-102582(JP, A)
特開2011-163344(JP, A)
特開2001-073705(JP, A)
特開2007-224414(JP, A)
特開2011-073060(JP, A)
特開2009-041433(JP, A)
米国特許第05976337(US, A)
特開2006-242050(JP, A)
米国特許出願公開第2011/0236221(US, A1)

(58)調査した分野(Int.Cl., DB名)

F01D 5/08、14、18
F01D 9/00-06
F01D 25/12
F02C 7/00、18