

(19) 日本国特許庁 (JP)

(12) 特 許 公 報 (B2)

(11) 特許番号
特許第5948027号
(P5948027)

(45) 発行日 平成28年7月6日 (2016.7.6)

(24) 登録日 平成28年6月10日 (2016.6.10)

(51) Int.Cl.

F I

FO1D 5/18 (2006.01)

FO1D 9/02 (2006.01)

FO2C 7/18 (2006.01)

FO1D 25/12 (2006.01)

FO1D 5/18

FO1D 9/02 1 O 2

FO2C 7/18 A

FO2C 7/18 C

FO2C 7/18 E

請求項の数 2 (全 14 頁) 最終頁に続く

(21) 出願番号	特願2011-182165 (P2011-182165)	(73) 特許権者	390041542
(22) 出願日	平成23年8月24日 (2011.8.24)		ゼネラル・エレクトリック・カンパニイ
(65) 公開番号	特開2012-52535 (P2012-52535A)		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3月15日 (2012.3.15)		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8月13日 (2014.8.13)		番
(31) 優先権主張番号	12/872, 559	(74) 代理人	100137545
(32) 優先日	平成22年8月31日 (2010.8.31)		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

最終頁に続く

(54) 【発明の名称】 共形湾曲フィルム孔を備えた構成要素及びその製造方法

(57) 【特許請求の範囲】

【請求項 1】

第 1 の表面 (1 4) 及び第 2 の表面 (1 6) を有する少なくとも 1 つの壁部 (1 2) を備えた構成要素 (1 0) 内に少なくとも 1 つのフィルム冷却孔 (1 8) を形成する方法であって、前記第 2 の表面が前記フィルム冷却孔 (1 8) の出口領域 (2 0) の近傍に非平面曲率を有し、
前記方法が、

前記構成要素壁部 (1 2) の第 1 の表面 (1 4) を通って延びるように、前記構成要素壁部 (1 2) 内に直線セクション (2 6) を形成する段階と、

前記フィルム冷却孔 (1 8) にテーパをつけて、前記出口領域 (2 0) 内のフィルム冷却孔 (1 8) の曲率が、前記構成要素壁部 (1 2) の第 2 の表面 (1 6) の非平面曲率と共形であるようにし、これにより前記フィルム冷却孔 (1 8) の湾曲出口領域 (2 0) を形成する段階と、
を含み、

前記直線セクション (2 6) を形成する段階が、前記構成要素壁部をドリル加工する段階を含み、前記フィルム冷却孔 (1 8) が内寄り面 (2 2) 及び外寄り面 (2 4) を有し、前記フィルム冷却孔 (1 8) にテーパをつける段階が、前記出口領域 (2 0) において前記内寄り面 (2 2) 上でレーザをラスティング処理する段階と、研磨液体ジェットを前記出口領域 (2 0) の内寄り面 (2 2) にて選択的に配向する段階と、前記出口領域 (2 0) の内寄り面 (2 2) に E D M 工程を実施する段階と、のうちの少なくとも 1 つを含

10

20

み、前記構成要素壁部の第2の表面(16)が前記湾曲出口領域(20)の近傍で凹面状であり、前記フィルム冷却孔(18)にテーパをつける段階が更に、レーザスタリング処理、研磨液体ジェット、又はEDM工程を制御して、前記構成要素の外部から定められるフィルム冷却孔(18)に対する所与の点(32)における曲率 R' の局部半径が、式：

$$R' = F S_{\max} [R / (S_{\max} - S)]$$

に従って移行点(28)から端点(30)に移行するようになり、上式で、 F はスカラー調整係数、 S_{\max} は移行点(28)と端点(30)との間の表面距離、 S は端点(30)と所与の点(32)との間の距離である

方法。

10

【請求項2】

前記構成要素(10)が、ガスタービンエンジンの、内側ライナ、外側ライナ、タービンノズルベーン、タービンノズルバンド、タービンロータブレード、タービンシュラウド、又は排気ライナである、請求項1に記載の方法。

【発明の詳細な説明】

【技術分野】

【0001】

本発明は、全体的にガスタービンエンジンに関し、より具体的にはガスタービンエンジンにおけるフィルム冷却に関する。

20

【背景技術】

【0002】

ガスタービンエンジンでは、空気は、圧縮機において加圧され且つ燃焼器内で燃料と混合されて、高温の燃焼ガスを生成する。高圧タービン(HPT)では、ガスからエネルギーを取り出して圧縮機に動力を供給し、また低圧タービン(LPT)では、ガスからエネルギーを取り出して、ターボファン式航空機エンジン用途においてファンに動力を供給し、或いは、船舶及び産業用途において外部シャフトに動力を供給する。

【0003】

エンジン効率は燃焼ガスの温度に従って増大する。しかしながら、燃焼ガスは、その流路に沿った様々な構成部品を加熱し、その結果、エンジンの長い耐用年数を得るためには、これらの構成部品を冷却することが必要になる。通常高温ガス経路構成要素は、圧縮機から空気をブリードすることにより冷却される。この冷却プロセスは、ブリード空気が燃焼プロセスでは使用されないので、エンジン効率を低下させる。

30

【0004】

ガスタービンエンジン冷却技術は成熟しており、種々の高温ガス経路構成要素において回路及び特徴部を冷却する種々の態様について数多くの特許がある。例えば、燃焼器は、半径方向外側及び内側ライナを含み、これらは作動中に冷却を必要とする。タービンノズルは、外側及び内側バンド間で支持される中空ベーンを含み、これもまた冷却を必要とする。タービンロータブレードは中空であり、通常は内部に冷却回路を含み、該ブレードはタービンシュラウドによって囲まれ、これもまた冷却を必要とする。高温燃焼ガスは、同様にライニング加工されて好適に冷却することができる排気口を通じて吐出される。

40

【0005】

全てのこれらの例示的なガスタービンエンジン構成要素では、通常、高強度超合金金属の薄い金属壁を用いて、該構成要素を冷却する必要性を最小限にしながら、その耐久性を高めるようにしている。様々な冷却回路及び特徴部は、エンジン内の対応する環境におけるこれらの個々の構成要素に合わせて調整される。加えて、これらの全ての構成要素は通常、フィルム冷却孔の共通の列を含む。

【0006】

典型的なフィルム冷却孔は、運転時に壁の外面に沿って冷却空気のフィルムを吐出して外面上を流れる高温燃焼ガスに対する断熱をもたらすように、加熱壁を貫通して浅い角度

50

で傾斜した円筒ボアである。フィルムは、壁外面上に浅い角度で吐出され、流れ剥離を招きフィルム冷却効果の損失を生じることになるその望ましくないブローオフの可能性を最小限にする。通常、フィルム冷却孔は、全体として外面上に広い面積の冷却空気ブランケットを形成するような、接近して離間した孔の列に配置される。しかしながら、フィルム冷却境界層の全表面カバレッジを得るのに必要な孔が多くなるほど、より多くの空気が必要になり、従って、エンジン効率が低下することになる。

【 0 0 0 7 】

現在のところ、高温ガス経路構成要素に形成されるフィルム冷却孔は、直線状の孔及び直線状のファセット特徴部を利用している。例えば、ディフューザ形孔 2 は、直線状の丸孔 4 と、異なる角度の直線形出口占有領域 6 とを備えて作られる。図 1 から 4 は、従来技術のディフューザフィルム冷却孔を概略的に示している。図 1 及び 2 は、従来技術のレイドバックファン型ディフューザフィルム冷却孔を描いており、ここで、 D は直線状丸孔 4 の直径、 L_T は直線状丸孔 4 の長さ、 L はディフューザフィルム冷却孔の全長、 θ_1 はディフューザの出口部分 6 の内寄り面 5 と中心線 7 との角度、 θ_2 は中心線 7 とフィルム冷却壁 3 の直線状外面との間の角度である。図 2 を参照すると、 θ_3 は中心線とディフューザフィルム冷却孔の出口部分 6 の内寄り面との間の角度である。図 1 及び 2 から分かるように、従来技術のレイドバックファン型ディフューザフィルム冷却孔は、フィルム孔及び流れの方向で直線状の表面ファセットを用いる。同様に、図 3 及び 4 は、レイドバックファン型ディフューザフィルム冷却孔（参照符号 2 でも示される）を概略的に描いており、図 1 から 4 における対応する特徴部を示すのに同じ参照符号が使用される。図 3 及び 4 で分かるように、従来技術のファン型ディフューザフィルム冷却孔はまた、フィルム孔及び流れの方向で直線状の表面ファセットを用いる。図 1 から 4 に示す従来のファン型ディフューザフィルム冷却孔は、通常、従来の電極を用いて放電加工（EDM）により形成される。

【 0 0 0 8 】

これらの直線状表面ファセットは、高温ガス経路構成要素の湾曲面状に出口部分を備えた従来のフィルム冷却孔に高い噴射角度及び有意なフィルムブローオフをもたらす。従って、フィルム冷却湾曲面を備えた高温ガス経路構成要素で用いるために、フィルム冷却孔に縮小フィルムブローオフを提供することが望ましいことになる。

【 先行技術文献 】

【 特許文献 】

【 0 0 0 9 】

【 特許文献 1 】 米国特許第 7 , 3 2 8 , 5 8 0 号明細書

【 発明の概要 】

【 0 0 1 0 】

本発明の 1 つの態様は、第 1 の表面及び第 2 の表面を有する少なくとも 1 つの壁部を備えた構成要素である。少なくとも 1 つのフィルム冷却孔が、第 1 の表面及び第 2 の表面の間で壁部を貫通して延び、構成要素の壁部の第 2 の表面において出口領域を有する。構成要素壁部の第 2 の表面は、出口領域の近傍において非平面曲率を有する。フィルム冷却孔は、出口領域においてテーパがつけられて、出口領域におけるフィルム冷却孔の曲率が、構成要素の壁部の第 2 の表面の非平面曲率と共形であるようにされ、これにより湾曲出口領域を形成する。

【 0 0 1 1 】

本発明の別の態様は、第 1 の表面及び第 2 の表面を有する少なくとも 1 つの壁部を備えた構成要素内に少なくとも 1 つのフィルム冷却孔を形成する方法である。第 2 の表面は、フィルム冷却孔の出口領域の近傍において非平面曲率を有する。本方法は、構成要素壁部の第 1 の表面を通して延びるように、構成要素壁部内に直線セクションを形成する段階と、フィルム冷却孔にテーパをつけて、出口領域内のフィルム冷却孔の曲率が構成要素壁部の第 2 の表面の非平面曲率と共形であるようにし、これによりフィルム冷却孔の湾曲出口領域を形成する段階と、を含む。

【 0 0 1 2 】

本発明のこれらの及びその他の特徴、態様並びに利点は、図面全体を通して同じ参照符号が同様の部分を表す添付図面を参照して以下の詳細な説明を読むと、より良好に理解されるであろう。

【図面の簡単な説明】

【 0 0 1 3 】

【図 1】フィルム孔及び流れの方向で直線状表面ファセットを備えた従来技術のレイドバックファン型ディフューザフィルム冷却孔の図。

【図 2】図 1 のレイドバックファン型ディフューザフィルム冷却孔の上面投影図。

【図 3】フィルム孔及び流れの方向で直線状表面ファセットを備えた従来技術のファン型ディフューザフィルム冷却孔の図。

10

【図 4】図 3 のファン型ディフューザフィルム冷却孔の上面投影図。

【図 5】本発明の態様による、構成要素壁部の外面の凸面状曲率に共形の湾曲出口領域を備えたフィルム冷却孔を示す図。

【図 6】図 5 のフィルム冷却孔の追加の態様の図。

【図 7】本発明の態様による、保護コーティングを備えた金属基材を含む構成要素壁部に形成される湾曲出口領域を有するフィルム冷却孔の概略図。

【図 8】構成要素壁部の外面の凹面状曲率に共形の湾曲出口領域を備えたフィルム冷却孔を示す図。

【図 9】フィルム冷却孔の列によって少なくとも部分的に冷却される加熱壁を各々が含む、種々の構成要素を有する例示的なガスタービンエンジンのブロック図形式の概略図。

20

【図 10】本発明の態様による、構成要素壁部の外面の凸面状曲率に共形の湾曲出口領域を備えた 2 つのフィルム冷却孔を示す図。

【図 11】楕円開口を備えたフィルム冷却孔の概略図。

【図 12】図 5 に示すフィルム冷却孔の上面投影図。

【発明を実施するための形態】

【 0 0 1 4 】

本明細書における用語「第 1 の」、「第 2 の」などは、どのような順序、数量、又は重要度を意味するものではなく、むしろ、1 つの要素を別の要素と区別するために用いている。本明細書において数詞のない表現は、数量の限定を意味するものではなく、むしろ参照する要素の少なくとも 1 つが存在することを意味する。数量に関連して使用される修飾語「約」は表示値を含めて、文脈によって決まる意味を有する（例えば、特定の量の測定値に付随するある程度の誤差を含む）。加えて、用語「組み合わせ」は、配合物、混合物、合金、反応生成物、及び同様のものを含める。

30

【 0 0 1 5 】

更にまた、本明細書において「数詞のない表現」の用語は、その用語が意味するものの単数及び複数の両方を含むことを意図しており、従って当該用語が意味するものの 1 つ又はそれ以上を含む（例えば、「通路孔」は、別途指定の無い限り、1 つ又はそれ以上の通路孔を含むことができる）。本明細書全体を通じて、「1 つの実施形態」、「別の実施形態」、「ある実施形態」、及びその他などへの言及は、実施形態に関して記載された特定の要素（例えば、特徴、構造、及び/又は特性）が、本明細書で記載される少なくとも 1 つの実施形態に含まれており、他の実施形態に存在する場合もあり、存在しない場合もあることを意味する。これに加えて、記載される本発明の特徴部は、様々な実施形態において何らかの好適な状態で組み合わせることができる点を理解されたい。

40

【 0 0 1 6 】

図 9 には、長手方向又は軸方向中心軸線 112 の周りで軸対称であるガスタービンエンジン 100 が概略的に示されている。エンジンは、直列流れ連通状態で、ファン 114、多段軸流圧縮機 116 及び環状燃焼器 118 を含み、この環状燃焼器 118 の後に、高圧タービン（HPT）及び低圧タービン（LPT）が続く。HPT は、内側及び外側ノズルバンド内に支持された中空ステータベーンの列を有するタービンノズル 120 を含む。第

50

１段タービン１２２は、第１段タービンノズルに後続しており、支持ロータディスクから半径方向外向きに延び且つ環状タービンシュラウドによって囲まれた中空ロータブレードの列を含む。ＬＰＴ１２４は、ＨＰＴに後続しており、付加的ノズル及びロータブレードを含み、該付加的ノズル及びロータブレードは、エンジン設計に応じて内部冷却回路を含む場合又は含まない場合がある。図示の構成において、排気ライナ１２６はＬＰＴ１２４に後続する。

【００１７】

作動時には、周囲空気１２８はファン１１４によって加圧され、この加圧空気の下方部分は圧縮機１６に流入して更に加圧されるようになり、一方、加圧空気の外側部分は、ファン出口から吐出され、ターボファンエンジン用途において推進スラストをもたらすようになる。圧縮機において加圧された空気は、燃焼器内で燃料と混合されて高温燃焼ガス３０を発生するようになる。作動時に、燃焼ガスは、様々なタービンブレード段を通して流れ、該タービンブレード段は、燃焼ガスからエネルギーを抽出し、圧縮機及びファンに動力供給するようにする。

【００１８】

図９に示すターボファンエンジン１００は、あらゆる従来型の構成及び作動を有することができるが、フィルム冷却の改善をもたらすために本明細書で説明される用に変更される点に留意されたい。上記で開示した様々な高温ガス経路エンジン構成要素のいずれか１つ又はそれ以上は、作動時に圧縮機１１６から加圧空気の一部をブリードすることによって好適に冷却することができる。

【００１９】

高温ガス経路構成要素は通常、薄壁部１２を含み、その一部が、フィルム冷却を利用できるエンジンの種々の構成要素を代表するものとして図９に示される。薄壁部１２は、高温燃焼ガス１３０からの加熱に起因してガスタービンエンジンの運転中に生じる高い温度で高強度を有する、コバルト系材料のような従来の超合金金属から作ることができる。より一般的には、高温に曝され且つ冷却を必要とするあらゆる基材は、本発明に用いることができる。実施例にはセラミック又は金属系材料が含まれる。薄壁部１２を形成することができる金属又は金属合金の非限定的な実施例には、鋼鉄、アルミニウム、チタン、モリブデンのような耐熱金属、及びニッケル、コバルト、又は鉄系合金のような超合金が挙げられる。薄壁部１２はまた、ケイ化ニオブ金属間化合物複合材などの複合材料から作ることができる。

【００２０】

壁部１２の厚みは、組み込まれる物品に応じて変わることになる。多くの場合、例えば、多くの航空機構成要素では、壁は、約０．０２０インチから約０．１５０インチ（５０８ミクロンから約３８１０ミクロン）の範囲の厚みを有する。陸上用の構成要素においては、壁は、約０．０５０インチから約０．３００インチ（１２７０ミクロンから約７６２０ミクロン）の範囲の厚みを有することが多い。

【００２１】

図９に示される構成では、フィルム冷却孔１８は、シェブロンフィルム冷却孔１８の形態をとる。しかしながら、これは単に例証に過ぎず、本発明は、ディフューザ及び楕円構成などの他のフィルム冷却孔構造を含む。図９は、構成要素壁部１２の一部を平面図で示している。図示のように、構成要素壁部１２は、対向する内側及び外側壁表面１４、１６を有する。壁部１２の内側又は内寄り面１４は、構成要素内に設けられ且つ圧縮機から抽気された空気を受ける好適な冷却回路の外側境界を形成する。外面１６は、運転中に高温の燃焼ガス１３０に曝されるので、好適なフィルム冷却保護を必要とする。図示のシェブロンフィルム冷却孔１８の態様を以下で検討する。

【００２２】

図９に示す例示的な構成要素壁部１２は、典型的な実施例において、種々の形態のフィルム冷却孔を利用する、内側又は外側燃焼器ライナ、タービンノズルベーン、タービンノズルバンド、タービンロータブレード、タービンシュラウド、又は排気ライナの形態とす

10

20

30

40

50

ることができる。

【 0 0 2 3 】

本発明の高温ガス経路構成要素の実施形態を、図 5、6 及び 12 に関して説明する。図 5 に実施例として示すように、構成要素 10 は、第 1 の表面 14 及び第 2 の表面 16 を備えた少なくとも 1 つの壁部 12 を含む。少なくとも 1 つのフィルム冷却孔 18 は、第 1 及び第 2 の表面 14、16 の間で壁部 12 を通って延び、構成要素壁部 12 の第 2 の表面 16 に出口領域 20 を有する。例えば図 5 に示すように、構成要素壁部の第 2 の（外部）表面は、出口領域 20 の近傍に非平面曲率を有し、フィルム冷却孔 18 は出口領域 20 においてテーパがつけられ、出口領域 20 内のフィルム冷却孔 18 の曲率が、構成要素壁部 12 の第 2 の表面 16 の非平面曲率と共形になり、これにより湾曲出口領域 20 を形成するようにする。出口領域は、フィルム孔の全体の冷却効果にとって極めて重要であるので、本発明は、湾曲表面を用いて流れ方向に沿ってフィルム孔の出口占有領域（形状）を定めることによりフィルム孔の冷却を向上させる。

【 0 0 2 4 】

図 5 に示す構成において、フィルム冷却孔 18 は、内寄り面 22 及び外寄り面 24 を有し、構成要素壁部 12 の第 2 の（外部）表面 16 は、出口領域 20 の近傍にて凸面状である。図 5 に示すように、フィルム冷却孔 18 の内寄り面 22 は、出口領域 20 にてテーパがつけられて湾曲出口領域 20 を形成する。より詳細には、例えば図 5 及び 6 に示すように、フィルム冷却孔 18 は、直線セクション 26 と湾曲出口領域 20 とを備える。また、上から見たときの図 5 に示すフィルム冷却孔の投影図である図 12 を参照されたい。参照符号 A、B 及び C は、図 5 及び 12 において対応する領域を示す。図 6 に示すように、直線セクション 26 と湾曲出口領域 20 との間の移行は、移行点 28 において生じる。フィルム冷却孔 18 の曲率 R' の局部半径は、移行点 28 において、無限大の値から出口領域 20 内の構成要素壁部 12 の第 2 の（外部）表面 16 の非平面曲率に移行し始める。本明細書で使用される用語「無限大」は、直線セクション 26 における機械加工の結果として生じる可能性がある、直線セクション 26 内の完全に直線的な内寄り面 22 からの僅かな偏差に対応する極めて大きな値も含む点を理解されたい。より詳細な構成によれば、湾曲出口領域は、（例えば、図 6 に示される）端点 30 において終了し、フィルム冷却孔 18 に対する（例えば、図 6 に示される）所与の点 32 における曲率 R' の局部半径は、次式に従って、移行点 28 から端点 30 に移行する。

【 0 0 2 5 】

$$R' = F S_{\max} [R / (S_{\max} - S)] \quad \text{式 1}$$

ここで、 F はスカラー調整係数、 S_{\max} は移行点 28 と端点 30 との間の表面距離、 S は端点 30 と所与の点 32 との間の距離である。

【 0 0 2 6 】

別の例示的なフィルム冷却構造が図 8 に示される。図 8 に示す例示的な構成では、フィルム冷却孔 18 は、内寄り面 22 及び外寄り面 24 を有し、構成要素壁部 12 の第 2 の（外部）表面 16 は、出口領域 20 の近傍にて凹面状である。例えば、図 8 に示すように、フィルム冷却孔 18 の内寄り面 22 は、出口領域 20 においてテーパがつけられて湾曲出口領域 20 を形成する。より詳細には、図 8 に示す例示的な構成において、フィルム冷却孔 18 は、直線セクション 26 と湾曲出口領域 20 とを備える。図 8 に示すように、直線セクション 26 と湾曲出口領域 20 との間の移行は、移行点 28 において生じる（例えば、図 8 に示すように）。本明細書で使用される場合、フィルム冷却孔 18 の曲率 R' の局部半径は、（例えば、図 8 に示すように）構成要素の外部から定められる。図 8 に示す構成において、フィルム冷却孔 18 の曲率 R' の局部半径は、移行点 28 において、無限大の値から出口領域 20 内の構成要素壁部 12 の第 2 の表面 16 の非平面曲率に移行し始める。より詳細な構成によれば、湾曲出口領域は、端点 30 において終了し、フィルム冷却孔 18 に対する所与の点 32 における曲率 R' の局部半径は、式（1）に従って、移行点 28 から端点 30 に移行する。

【 0 0 2 7 】

説明を簡単にするために、図面中の多くが単一の冷却孔だけを図示しているが、本発明は複数の冷却孔構成も包含する。図10は、構成要素壁部の外面の局部的に凸面状の曲率に共形の湾曲出口領域を備えた2つのフィルム冷却孔を示している。この多孔構成では、複数のフィルム冷却孔18が第1及び第2の表面14、16間で壁部12を貫通して延びている。図5、6及び8を参照して上記で検討した構成と同様に、フィルム冷却孔18の各々は、構成要素壁部12の第2の表面16においてそれぞれの領域(図5、6及び8では参照符号20で示される)を有する。図10に示すように、構成要素壁部12の第2の表面16の非平面曲率 R_1 、 R_2 は、フィルム冷却孔18の出口領域20のうちの少なくとも2つの近傍において異なっている。換言すると、冷却孔のうちの少なくとも2つは、異なる非平面曲率の値を有し、少なくともこれら2つの冷却孔において R_1 、 R_2 であるようになる。加えて、図10に示すように、フィルム冷却孔18のうちの少なくとも2つのそれぞれの内寄り面22には異なるようにテーパがつけられ、それぞれのフィルム冷却孔の曲率 R_1' 、 R_2' は、それぞれの湾曲出口領域20内の第2の表面のそれぞれの非平面曲率 R_1 、 R_2 に共形であるようになる。この多孔すなわち多曲率構成の1つの実施例は、 R_1 、 R_2 である場合の図10に示される。この構成において、構成要素壁部12の外部表面16の曲率 R_1 、 R_2 は、構成要素10上の位置毎に変化する。同様に、それぞれのフィルム冷却孔の曲率 R_1' 、 R_2' も異なる(すなわち、この構成において R_1' 、 R_2' である)。有利には、この構成はフィルムブローオフを低減し、これにより構成要素の冷却効率が向上する。

【0028】

他の多孔構造では、複数のフィルム冷却孔18は、第1及び第2の表面14、16の間で壁部12を通して延びる。図5、6及び8を参照して上記で検討した構成と同様に、フィルム冷却孔18の各々は、構成要素壁部12の第2の表面16においてそれぞれの領域20を有する。この特定の構造において、フィルム冷却孔18の内寄り面22には完全に同じようなテーパがつけられる。この構成はまた、 $R_1 = R_2$ 且つ $R_1' = R_2'$ の場合の図10によって示される。

【0029】

上記で検討され且つ図7に概略的に図示されるように、多くの用途において構成要素壁部12は金属基材11を含む。薄壁部12を形成できる金属又は金属合金の非限定的な実施例には、鋼鉄、アルミニウム、チタン、モリブデンのような耐熱金属、及びニッケル、コバルト、又は鉄系合金のような超合金が挙げられる。図7に示す例示的な構造において、構成要素壁部12は更に、金属基材11の少なくとも一部上に配置された少なくとも1つの保護コーティング13を含む。より一般的には、構成要素壁部12は、保護コーティングシステム(図7においても参照符号13で示される)を含む。保護コーティングシステム13は通常、熱障壁コーティングのような、例えば、ボンドコート及びセラミックコーティングの1つ又はそれ以上の層である複数のコーティング層を含む。複数の目的を果たすコーティングを用いることもできる。多くの場合、熱的保護及び/又は酸化保護を提供するコーティングが施工される。一例として、例えば、イットリア安定化ジルコニアのようなジルコニア材料から形成された熱障壁コーティングのように、セラミックコーティング13を金属基材11に施工することができる。タービンプレードの多くの場合、最初に、例えば、金属アルミナイド又はMCrAlY材料のボンド層がブレード表面上に施工され、ここで「M」は鉄、ニッケル、コバルト、又はこれらの混合物とすることができる。特定の構造において、湾曲出口領域20は、熱障壁コーティング13内に位置付けられる。しかしながら、図7に示す例示的な構成では、湾曲出口領域20は基材11内に延びる。図7に示す例示的な構成では、フィルム冷却孔18は、直線セクション26と湾曲出口領域20とを備え、直線セクション26と湾曲出口領域20との間の移行は、金属基材11中に位置付けられる移行点28において生じ、湾曲出口領域20が熱障壁コーティング13を通して金属基材11内に延びるようになる。

【0030】

フィルム冷却孔18は、図5、9及び11を参照して以下で検討するように複数の形態

をとることができる。図9の下側部分は、3つのシェブロンフィルム冷却孔の一般的な出口領域を示す、構成要素の外面の斜視図であり、該シェブロンフィルム冷却孔は、図9に示す例示的な構成において構成要素壁部を貫通して延びており、フィルム冷却孔18の各々がシェブロンフィルム冷却孔を含む。図9の例示的な構成において、各フィルム冷却孔18は、壁部12を通して長手方向に延び、孔に沿った長手方向と、孔幅にわたる横方向との両方に分岐する。従って、各孔は、構成要素壁部12の内側表面14と同一平面に配置された入口(図9には図示されていない)から構成要素壁部12の外面と同一平面に配置されたシェブロン出口132に延びる。圧縮機からの加圧空気の一部は、シェブロン冷却孔18を通してクーラント空気133として配向され、シェブロン出口132にて流出する。図9の図示の構成において、シェブロン冷却孔18の各々は、入口ボア134を含む。ボアは通常、入口端部から出口端部までほぼ一定の流れ面積を有する。ボア自体は、シェブロン冷却孔18の一部と考えることができ、言い換えると、シェブロン出口が始まるまでは依然として円筒形又はほぼ円筒形である。すなわち、入口ボア134は、例えば、図5から8に関連して上記で検討した直線状セクション26と類似している。

10

【0031】

他の構成において、フィルム冷却孔18の各々は、ディフューザフィルム冷却孔を含む。図5は、例示的なディフューザフィルム冷却孔構成を示す。

【0032】

特定の構成において、フィルム冷却孔18の各々は、楕円形の開口40を有する。この構成は図11に示される。図示の構成において、フィルム冷却孔18は円形であり、その結果、開口40は、曲率として延びた楕円が後続するように楕円形となる。

20

【0033】

上述のフィルム冷却孔は、直線状の表面ファセット(図1から4に関して上記で検討したようなもの)が高噴射角度及び有意なフィルムブローアウトをもたらすことになる高温ガス経路構成要素(タービン翼形部のような)の湾曲領域に特に有用である。湾曲表面を用いて、流れ方向に沿ったフィルム孔の出口占有領域(形状)を定めることにより、本発明のフィルム冷却孔は、改善されたフィルム付与及びひいては改善された冷却効果を提供する。

【0034】

構成要素10内に少なくとも1つのフィルム冷却孔18を形成する方法を図5、6、8、及び12を参照して説明する。図5を参照して上記で検討したように、構成要素10は、第1の表面14及び第2の表面16を備えた少なくとも1つの壁部12を含む。図5に示すように、第2の表面は、フィルム冷却孔18の出口領域20の近傍に非平面曲率を有する。本方法は、構成要素壁部12の第1の表面14を通して延びるように、構成要素壁部12内に直線セクション26を形成する段階と、フィルム冷却孔18にテーパをつけ、出口領域20内のフィルム冷却孔の曲率が、構成要素壁部12の第2の表面の非平面曲率と共形であるようにし、これによりフィルム冷却孔18の湾曲出口領域20を形成する段階と、を含む。これらの段階は、様々な技術を用いて達成することができる。

30

【0035】

本発明のフィルム冷却孔は、選択タイプの設備を用いて複数の特殊技術により成功裏に形成することができる。本技術は、水ジェット切断システム、放電加工(EDM)システム、及びレーザドリル加工システムを含むことができる。これらのシステムの各々は、同一出願人による米国特許出願シリアル番号12/790,675、「Articles which include chevron film cooling holes, and related processes(シェブロンフィルム冷却孔を含む物品及び関連するプロセス)」に記載されており、本出願は引用により全体が本明細書に組み込まれる。

40

【0036】

特定の実施形態において、直線セクション26を形成する段階は、構成要素壁部をドリル加工する段階を含み、フィルム冷却孔18が内寄り面22及び外寄り面24を有し、フィルム冷却孔18にテーパをつける段階が、出口領域20において内寄り面22上でレ

50

ーザをラスタリング処理する段階と、研磨液体ジェット（例えば、研磨水ジェット、すなわち研磨粒子が分散された水）を出口領域 20 の内寄り面 22 にて選択的に配向する段階と、出口領域 20 の内寄り面 22 に EDM 工程を実施する段階とのうちの少なくとも 1 つを含む。

【0037】

幾つかのドリル加工技術を用いて、直線セクション 26 を形成することができる。例えば、レーザドリル加工装置を用いることができる。特定の構造において、レーザ源は、少なくとも 1 つのパルスレーザビームを発生する。このようなシステムは、2009 年 5 月 5 日出願の同一出願人による米国特許出願シリアル番号 12 / 435, 547 (Bunker 他) において記載されており、本出願は引用により全体が本明細書に組み込まれる。通常、パルスレーザビームは、約 50 μ s 未満のパルス持続時間、約 0.1 ジュール未満のパルス当たりのエネルギー、及び約 1000 Hz よりも大きな繰り返し率を有することができる。システムはまた、パルス持続時間及びエネルギーレベルに応じて基材の位置を同期させるよう構成されたレーザ源に結合される制御サブシステムのような、様々な他の要素を含むことができる。このようなサブシステムは、基材を覆って施工されるコーティングを貫通するフィルム冷却孔及び湾曲出口孔幾何形状を形成する際には有利である。

10

【0038】

本発明の方法は、フィルム冷却孔 18 の直線セクション 26 がレーザドリル加工により形成されるときに特に有用である。通常、高出力レーザドリル加工（例えば、ミリ秒レーザ）により、製造者は、局所表面接線に対する所望の角度よりも高い角度でフィルム孔を施工するようにする。従って、直線状表面ファセット（図 1 から 4 に関して上記で検討したようなもの）を備えた孔は、特に高い噴射角度を有し、従って、相当なフィルムブローオフを有する。湾曲した表面を用いて流れ方向に沿ってフィルム孔の出口占有領域（形状）を定めることにより、従来の直線状ファセットのレーザドリル加工による冷却孔に比べて、有意に改善されたフィルム付与をもたらす。

20

【0039】

加えて、フィルム冷却孔 18 の直線セクション 26 は、EDM 技術を用いて形成することができる。EDM 技術は、当該技術分野で公知であり、米国特許第 6,969,817 号 (Martin Kin-Fei Lee 他)（引用により全体が本明細書に組み込まれる）など、幾つかの参考文献に記載されている。この技術は、「EDM フライス加工」、「スパーク加工」又は「スパーク腐食加工」と呼ばれることもある。一般には、EDM は、一連の繰り返し発生する電流放電によって基材又は加工物の所望の形状を得るのに用いることができる。放電は、誘電液により分離され且つ電圧を受ける 2 つの電極間で発生する。

30

【0040】

上述のように、フィルム冷却孔は、出口領域 20 の内寄り面 22 上にレーザをラスタリング処理すること、出口領域 20 の内寄り面 22 において研磨液ジェットを選択的に配向すること、及び出口領域 20 の内寄り面 22 に EDM 加工を実施することを含む、幾つかの技術を用いてテーパをつけることができる。好適なレーザドリル加工及び EDM システムは、上記で説明され、更に、水ジェットプロセスを同様に記載している、上述の米国特許出願シリアル番号 12 / 790, 675 において詳細に検討されている。米国特許出願シリアル番号 12 / 790, 675 において検討されたように、一般に、水ジェットプロセスは、高圧水のストリーム中に懸濁された研磨粒子（例えば、研磨性「グリット」）の高速ストリームを利用している。水圧はかなり変化するが、多くの場合、約 5,000 ~ 90,000 psi の範囲である。ガーネット、酸化アルミニウム、炭化ケイ素、及びガラスビーズなど、幾つかの研磨材料を用いることができる。金属に対して使用される他の切断プロセスとは異なり、水ジェットプロセスは、基材のあまり大きな程度の加熱を伴わない。従って、他の場合では通路孔の所望の出口幾何形状に悪影響を及ぼす可能性がある、基材上に形成される「熱影響域」が存在しない。

40

【0041】

50

水ジェットシステムは、多軸コンピュータ数値制御（ＣＮＣ）ユニットを含むことができる。ＣＮＣシステムは、当該技術分野で公知であり、幾つかのＸ、Ｙ、Ｚ軸並びに回転軸に沿った切断ツールの移動を可能にする。

【００４２】

図５、６、及び１２に示す例示的な構造において、構成要素壁部の第２の表面１６は、湾曲出口領域２０の近傍で凸面状である。特定の構成において、フィルム冷却孔１８にテーパをつける段階は更に、レーザスタリング処理、研磨液ジェット、又はＥＤＭ工程を制御し、フィルム冷却孔１８に対する所与の点３２における曲率 R' の局部半径が、式（１）に従って湾曲出口領域２０の移行点２８から端点３０に移行するようにする段階を含む。

10

【００４３】

図８に示す例示的な構造において、構成要素壁部の第２の表面１６は、湾曲出口領域２０の近傍で凹面状である。特定の構成において、フィルム冷却孔１８にテーパをつける段階は更に、（例えば、図８において図示される）構成要素の外部から定められるフィルム冷却孔１８に対する所与の点３２における曲率 R' の局部半径が、式（１）に従って湾曲出口領域２０の移行点２８から端点３０に移行するようにする段階を含む。

【００４４】

これらの向上した冷却効果に加えて、本発明のフィルム冷却孔は、従来の直線状ファセット冷却孔に比べて追加の利点を提供する。フィルムブローオフを低減するために、現在のところ、高温ガス経路構成要素上の従来のフィルム孔の配置は、翼形部曲率により制限されている。すなわち、従来のフィルム孔は通常、フィルムブローオフを低減するために、比較的小さな、翼形部曲率を有する区域に配置される。しかしながら、高温ガス経路構成要素の高曲率部分にフィルム冷却を含むのが望ましいことが多い。有利には、フィルム冷却孔１８の出口領域は、構成要素（例えば、翼形部又は端壁）の表面曲率に共形であるので、孔は、高い翼形部（又は端壁）曲率の領域に配置することができる。

20

【００４５】

本明細書では、本発明の特定の特徴のみを例示し説明してきたが、多くの修正及び変更が当業者には想起されるであろう。従って、本発明の真の精神の範囲内にあるこのような変更形態及び変更全ては、添付の請求項によって保護されるものとする点を理解されたい。

30

【符号の説明】

【００４６】

- ２ 従来のフィルム冷却孔
- ３ フィルム冷却壁部
- ４ 直線状丸孔
- ５ 従来のフィルム冷却孔の内寄り面
- ６ 直線形状出口占有領域
- ７ 直線状丸孔の中心線
- ８ フィルム冷却壁部の直線状外面
- １０ 構成要素
- １１ 金属基材
- １２ 構成要素壁部
- １３ 保護コーティング
- １４ 構成要素壁部の第１の表面
- １６ 構成要素壁部の第２の表面
- １８ フィルム冷却孔
- ２０ フィルム冷却孔の出口領域
- ２２ フィルム冷却孔の内寄り面
- ２４ フィルム冷却孔の外寄り表面
- ２６ フィルム冷却孔の直線状セクション

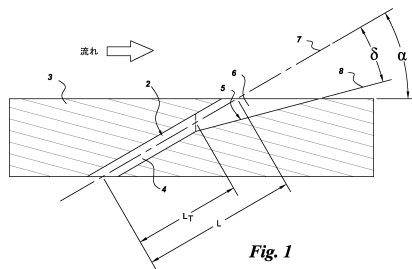
40

50

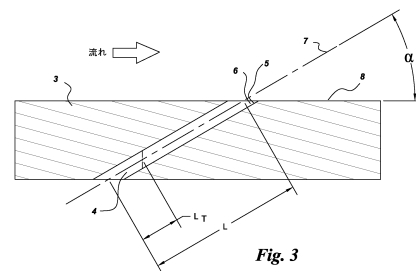
- 2 8 直線状セクション及び湾曲出口領域間の移行点
- 3 0 端点 n
- 3 2 所与の点
- 4 0 楕円開口
- 1 0 0 ガスタービンエンジン
- 1 1 2 長手方向又は軸方向中心軸線
- 1 1 4 ファン
- 1 1 6 多段軸流圧縮機
- 1 1 8 アニュラ型燃焼器
- 1 2 0 タービンノズル
- 1 2 2 第 1 段タービン
- 1 2 4 低圧タービン
- 1 2 6 排気ライナ
- 1 2 8 周囲空気
- 1 3 0 高温燃焼ガス
- 1 3 2 シェブロン出口
- 1 3 3 クーラント空気
- 1 3 4 入口ボア

10

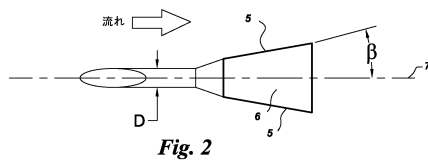
【図 1】



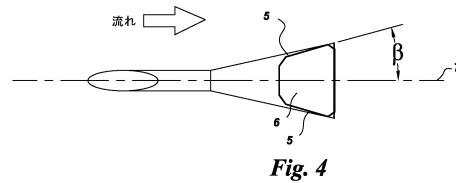
【図 3】



【図 2】



【図 4】



【図 5】

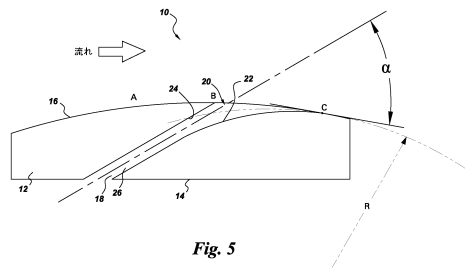


Fig. 5

【図 7】

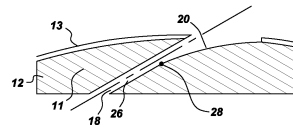


Fig. 7

【図 6】

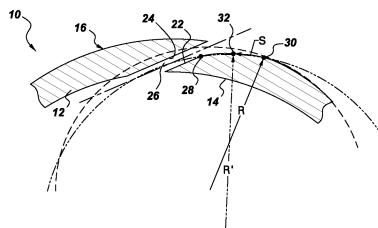


Fig. 6

【図 8】

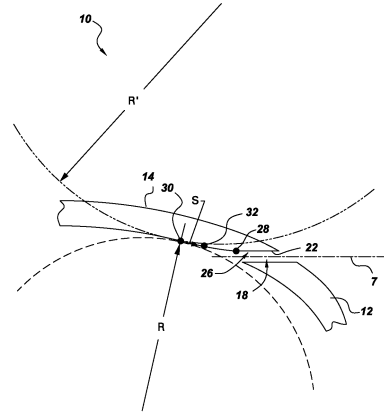


Fig. 8

【図 9】

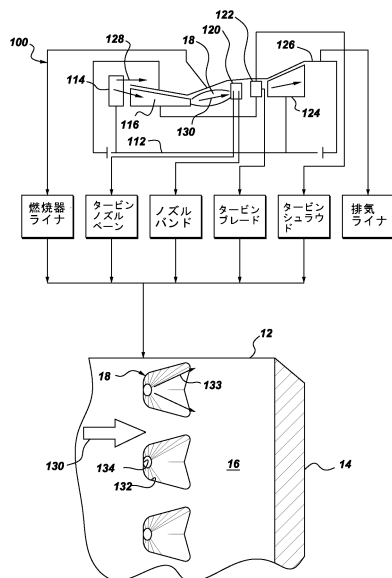


Fig. 9

【図 10】

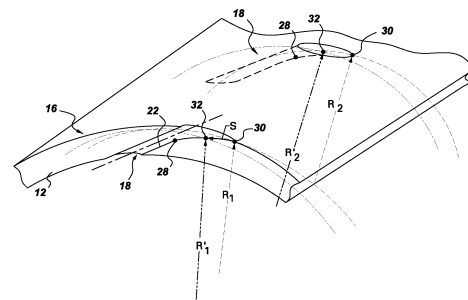


Fig. 10

【図 11】

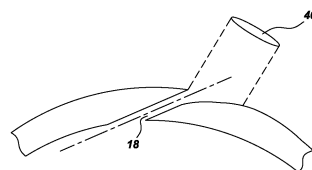
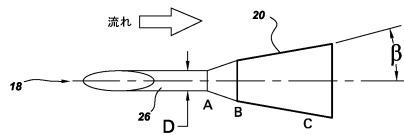


Fig. 11

【図 12】

**Fig. 12**

フロントページの続き

(51)Int.Cl. F I
F 0 1 D 25/12 E

(72)発明者 ロナルド・スコット・バンカー
アメリカ合衆国、ニューヨーク州、ニスカユナ、リサーチ・サークル、1番、ビルディング・ケイ
1 - 3エイ59、ゼネラル・エレクトリック・カンパニー、グローバル・リサーチ

審査官 米澤 篤

(56)参考文献 特開平7 - 158403 (JP, A)
特開昭63 - 192902 (JP, A)
特開2008 - 121561 (JP, A)
米国特許第5382133 (US, A)
国際公開第2008 / 059620 (WO, A1)
米国特許第6368060 (US, B1)

(58)調査した分野(Int.Cl., DB名)
F 0 1 D 5 / 1 8
F 0 1 D 9 / 0 2
F 0 1 D 2 5 / 1 2
F 0 2 C 7 / 1 8