

(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2017-141828

(P2017-141828A)

(43) 公開日 平成29年8月17日(2017.8.17)

(51) Int.Cl.	F 1	テーマコード (参考)
FO1D 5/18 (2006.01)	FO1D 5/18	3G202
FO1D 9/02 (2006.01)	FO1D 9/02 102	
FO1D 25/12 (2006.01)	FO1D 25/12 E	
FO2C 7/18 (2006.01)	FO2C 7/18 E	
	FO2C 7/18 C	

審査請求 有 請求項の数 10 O L 外国語出願 (全 16 頁)

(21) 出願番号 特願2017-17238 (P2017-17238)
 (22) 出願日 平成29年2月2日(2017.2.2)
 (31) 優先権主張番号 15/043, 511
 (32) 優先日 平成28年2月13日(2016.2.13)
 (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 聡志
 (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】 ガスタービンエンジンのための構成部品冷却

(57) 【要約】

【課題】 高温燃焼ガス流に隣接する高温面、および冷却流体流に隣接する冷却面を有するエンジン構成部品のための装置および方法を提供すること。

【解決手段】 高温燃焼ガス流(H)を生じると共に、冷却流体の流路を定める冷却流体流(C)を供給するガスタービンエンジン(10)用の構成部品(140)は、前記高温燃焼ガス流(H)を前記冷却流体流(C)から分離し、前記高温燃焼ガス流(H)に沿う高温面(154)および前記冷却流体流(C)に面する冷却面(152)を有する壁(150)と、前記冷却面(152)に設けられ、頭部(162)および尾部(164)を有する少なくとも一つのディンプル(160)であって、前記頭部(162)が前記冷却流体流(C)の流れ方向に対して前記尾部(164)の上流に配置された、少なくとも一つのディンプル(160)と、を含む。

【選択図】 図1

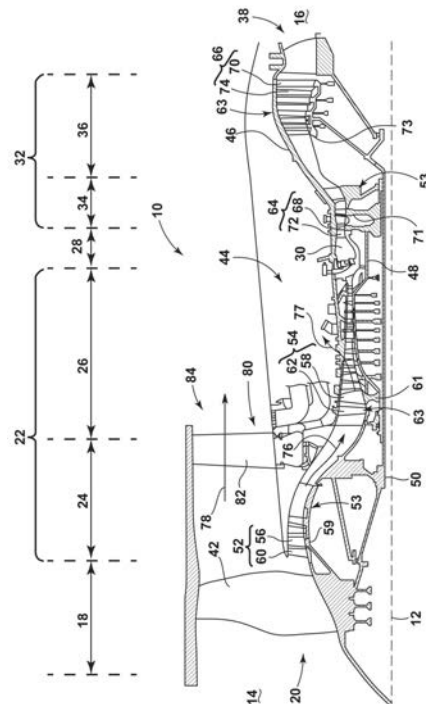


FIG. 1

【特許請求の範囲】

【請求項 1】

高温燃焼ガス流（H）を生じると共に、冷却流体の流路を定める冷却流体流（C）を供給するガスタービンエンジン（10）用の構成部品（140）であって、

前記高温燃焼ガス流（H）を前記冷却流体流（C）から分離し、前記高温燃焼ガス流（H）に沿う高温面（154）および前記冷却流体流（C）に面する冷却面（152）を有する壁（150）と、

前記冷却面（152）に設けられ、頭部（162）および尾部（164）を有する少なくとも一つのディンプル（160）であって、前記頭部（162）が前記冷却流体流（C）の流れ方向に対して前記尾部（164）の上流に配置された、少なくとも一つのディンプル（160）と

を含む構成部品（140）。

【請求項 2】

前記少なくとも一つのディンプル（160）が複数のディンプル（160）を含む、請求項 1 記載の構成部品（140）。

【請求項 3】

前記複数のディンプル（160）が前記冷却流体の流路に対して千鳥状である、請求項 2 記載の構成部品（140）。

【請求項 4】

前記ディンプル（160）が前記流れ方向に延在する空洞本体軸線（176）に関して対称である、請求項 1 記載の構成部品（140）。

【請求項 5】

前記ディンプル（160）が前記空洞本体軸線（176）に対して垂直方向に定められた幅（170）を有する、請求項 4 記載の構成部品（140）。

【請求項 6】

前記頭部（162）がさらに前記流れ方向に頭部長さ（172）を含み、幅（170）の頭部長さ（172）に対する比が 1 対 1 より大きい、請求項 5 記載の構成部品（140）。

【請求項 7】

前記尾部（164）がさらに前記流れ方向に尾部長さ（174）を含み、幅（170）の尾部長さ（174）に対する比が 1 対 2 より大きい、請求項 5 記載の構成部品（140）。

【請求項 8】

前記頭部（162）が前記流れ方向に頭部長さ（172）を含み、前記尾部（164）が前記流れ方向に尾部長さ（174）を含み、頭部長さ（172）の尾部長さ（174）に対する比が 1 対 3 である、請求項 1 記載の構成部品（140）。

【請求項 9】

前記頭部（162）が弧状の輪郭を含み、前記尾部（164）が直線状の輪郭を有する、請求項 1 記載の構成部品（140）。

【請求項 10】

前記少なくとも一つのディンプル（160）が涙滴形状を有する、請求項 1 記載の構成部品（140）。

【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ための構成部品冷却に関する。

【背景技術】

【0002】

タービンエンジン、特にガスタービンエンジンまたは燃焼タービンエンジンは、回転ブレードおよび静止ペーンの対を含む一連の圧縮機段から燃焼器を通り、次いで多数のター

10

20

30

40

50

ピンブレードへと進む、エンジンを通過する燃焼ガスの流れからエネルギーを取り出す回転エンジンである。

【0003】

航空機用ガスタービンエンジンは、エンジン効率を最大にするために高温で作動するように設計されるので、高圧タービンおよび低圧タービンなどの特定のエンジン構成部品の冷却が必要な場合がある。典型的には、高圧圧縮機および/または低圧圧縮機からのより低温の空気を、冷却が必要なエンジン構成部品に通すことによって冷却が行われる。高圧タービン内の温度はおよそ1000 から2000 であり、圧縮機からの冷却空気はおよそ500 から700 である。圧縮機の空気は高温ではあるが、タービンの空気に比べると温度は低く、タービンを冷却するために使用することができる。

10

【0004】

冷却流に隣接する表面の凹面、ディンプル、またはくぼみは、熱冷却要素として使用されてきた。凹面は、冷却流がこれらを通り抜けて、またはこれらを超えて通るとき、非定常または渦空気流を生じる傾向があり、これは、エンジン構成部品に沿って蓄積するダストを削減させることができる。

【先行技術文献】

【特許文献】

【0005】

【特許文献1】米国特許第9121286号公報

【発明の概要】

20

【課題を解決するための手段】

【0006】

一態様では、本発明の実施形態は、高温燃焼ガス流を生じると共に冷却流体流を供給するガスタービンエンジン用の構成部品に関する。構成部品は、高温燃焼ガス流を冷却流体流から分離し、高温燃焼ガス流に沿う高温面および冷却流体流に面する冷却面を有する壁を含む。冷却面に設けられ、頭部および尾部を有する少なくとも1つのディンプルであって、頭部が、冷却流体流の流れ方向に対して尾部の上流に配置された、少なくとも1つのディンプルを構成部品はさらに含む。

【0007】

別の態様では、本発明の実施形態は、高温燃焼ガス流と冷却流体流を分離する壁を有し、かつ冷却流体流に向かい合った壁に設けられ、頭部および尾部を有する少なくとも1つのディンプルであって、頭部が冷却流体流の流れ方向に対して尾部の上流に配置された、少なくとも1つのディンプルを有するガスタービンエンジン用の構成部品に関する。

30

【0008】

さらに別の態様では、本発明の実施形態は、頭部および尾部を有し、頭部が流れ方向に対して尾部の上流に配置された、少なくとも1つのディンプルを有する冷却面を有するエンジン構成部品を冷却する方法に関する。本方法は、冷却流体流を冷却面に沿って通すこと、および冷却流体流の少なくとも一部分をディンプル内に通すことを含む。冷却流体をディンプル内に通すことによって、冷却面に沿うダストの堆積が最小化される。

【図面の簡単な説明】

40

【0009】

【図1】航空機用のガスタービンエンジンの概略断面図である。

【図2】複数のエンジン構成部品が描かれた図1のガスタービンエンジンの燃焼器の側面断面図である。

【図3】冷却空気入口通路を有する図2のエンジンのタービンブレードの形態のエンジン構成部品の斜視図である。

【図4】複数のディンプルを有する図3のエンジン構成部品の一部分の斜視図である。

【図5】図4の複数のディンプルを有する図3のエンジン構成部品の上面図である。

【図6】ディンプルの形状および配置を示す、図4のディンプルの側面図である。

【図7】図7A - 7Cはそれぞれ図4のディンプルに対する3つの異なる尾部形状の上面

50

図である。

【図 8】図 8 A - 8 B はそれぞれ異なる非直線状の輪郭を有する尾部の側面図である。

【発明を実施するための形態】

【0010】

本発明の実施形態は、ガスタービンエンジンの構成部品の冷却面に配置されたディンプルを対象として説明される。例示の目的のため、本発明は、航空機ガスタービンエンジン用のタービンに関して説明される。しかしながら、本発明はそれに限定されるものではなく、他の移動用途、ならびに非移動用途の工業、商業、および住宅用途などの非航空機用途にも、圧縮機を含むエンジン内に一般的に適用することができることは理解されるであろう。

10

【0011】

用語「前方に」または「上流に」は、本明細書で使用する時、エンジン入口、または別の構成部品に比べてエンジン入口に比較的近い構成部品に向かう方向に動くことを指す。「前方に」または「上流に」と併せて使用される用語「後方に」または「下流に」は、エンジン中心線に対してエンジンの後部または出口に向かう方向を指す。「上流に」はまた、本明細書で使用する時、ディンプルがエンジン入口に関してどのように向けられているか、または配置されているかに関わらず、ディンプルの頭部および尾部の相対的な局所位置を指す。

【0012】

さらに、用語「半径方向の」または「半径方向に」は、本明細書で使用する時、エンジンの長手方向中心軸線とエンジン外周との間を延在する寸法を指す。

20

【0013】

方向についてのすべての言及（例えば、半径方向、軸方向、近位、遠位、上側、下側、上向き、下向き、左、右、横、前、後、頂部、底部、上方、下方、垂直、水平、時計回り、反時計回り、上流、下流、後方など）は、読み手が本発明を理解するのに助けるために識別の目的で使用しているに過ぎず、具体的に位置、向き、または本発明の使用に関して限定するものではない。接続についての言及（例えば、取り付けられた、結合された、接続された、および接合された）は、広義に解釈すべきであり、別途指示されていない限り、一群の要素間の中間部材および要素間の相対移動を含むことができる。したがって、接続についての言及は、必ずしも2つの要素が互いに固定された関係で直接接続されることを示唆するものではない。例示する図面は、単に例示の目的であり、本明細書に添付された図面中に示された寸法、位置、順序、および相対サイズは変えることができる。

30

【0014】

図 1 は、航空機用ガスタービンエンジン 10 の概略断面図である。エンジン 10 は、概ね長手方向に延在する軸線または前方 14 から後方 16 に延在する中心線 12 を有する。エンジン 10 は、下流方向に直列流れ関係で、ファン 20 を含むファンセクション 18、ブースタまたは低圧 (LP: low pressure) 圧縮機 24 および高圧 (HP: high pressure) 圧縮機 26 を含む圧縮機セクション 22、燃焼器 30 を含む燃焼セクション 28、HP タービン 34 および LP タービン 36 を含むタービンセクション 32、ならびに排気セクション 38 を含む。

40

【0015】

ファンセクション 18 は、ファン 20 を取り囲むファンケーシング 40 を含む。ファン 20 は、中心線 12 の周りに半径方向に配置された複数のファンブレード 42 を含む。HP 圧縮機 26、燃焼器 30、および HP タービン 34 は、燃焼ガスを発生するエンジン 10 のコア 44 を形成する。コア 44 は、ファンケーシング 40 と結合することができるコアケーシング 46 に取り囲まれる。

【0016】

エンジン 10 の中心線 12 の周りに同軸に配置された HP シャフトまたはスプール 48 は、HP タービン 34 を HP 圧縮機 26 に駆動接続する。LP シャフトまたはスプール 50 は、より大きな直径の環状の HP スプール 48 内で、エンジン 10 の中心線 12 の周り

50

に同軸に配置され、LPタービン36をLP圧縮機24およびファン20に駆動接続する。

【0017】

LP圧縮機24およびHP圧縮機26はそれぞれ複数の圧縮機段52、54を含み、それらにおいては、一組の圧縮機ブレード56、58が、対応する一組の静止圧縮機ベーン60、62（ノズルとも呼ばれる）に対して回転して、段を通過する流体の流れを圧縮または加圧する。単一の圧縮機段52、54においては、複数の圧縮機ブレード56、58は環状に設けることができ、ブレードのプラットフォームからブレードの先端まで中心線12に対して半径方向外向きに延在することができ、一方、対応する静止圧縮機ベーン60、62は、回転ブレード56、58の上流に、かつそれらに隣接して配置される。図1

10

【0018】

圧縮機の段のブレード56、58は、ディスク59に取り付けることができ、ディスク59はHPおよびLPスプール48、50のうちの対応する1つに取り付けられる。ここで、各段はそれら自体のディスク59、61を有する。圧縮機の段のベーン60、62は、周方向配置でコアケーシング46に取り付けることができる。

【0019】

HPタービン34およびLPタービン36はそれぞれ複数のタービン段64、66を含み、それらにおいて、一組のタービンブレード68、70が、対応する一組の静止タービンベーン72、74（ノズルとも呼ばれる）に対して回転させられて、段を通過する流体の流れからエネルギーを取り出す。単一のタービン段64、66においては、複数のタービンベーン72、74は環状に設けることができ、中心線12に対して半径方向外向きに延在することができ、一方、対応する回転ブレード68、70は、静止タービンベーン72、74の下流に、かつそれらに隣接して配置され、ブレードのプラットフォームからブレードの先端まで中心線12に対して半径方向外向きに延在することができる。図1に示すブレード、ベーン、およびタービン段の数は、単に例示する目的のためだけに選ばれており、他の数も可能であることに留意されたい。

20

【0020】

タービンの段のブレード68、70は、ディスク71に取り付けることができ、ディスク71はHPおよびLPスプール48、50のうちの対応する1つに取り付けられる。ここで、各段はそれら自体のディスク71、73を有する。タービンの段のベーン72、74は、周方向配置でコアケーシング46に取り付けることができる。

30

【0021】

スプール48、50の一方または両方に取り付けられ、それらとともに回転するエンジン10の部分はまた、個々に、またはまとめて、ロータ53と呼ばれる。コアケーシング46に取り付けられた部分を含むエンジン10の静止部分はまた、個々に、またはまとめて、ステータ63と呼ばれる。

【0022】

作動時、ファンセクション18を出た空気流は分けられ、その空気流の一部は、LP圧縮機24内に流れ、次いで、加圧された外気76をHP圧縮機26に供給し、さらに、外気を加圧する。HP圧縮機26からの加圧空気76は燃焼器30内で燃料と混合されて点火され、それによって燃焼ガスを発生する。これらのガスからHPタービン34によっていくらかの仕事が取り出され、HPタービン34はHP圧縮機26を駆動する。燃焼ガスはLPタービン36内に吐出され、そこでLP圧縮機24を駆動するためにさらなる仕事を取り出されて、最終的に、排気ガスは排気セクション38を経てエンジン10から排出される。LPタービン36の駆動によってLPスプール50が駆動されて、ファン20およびLP圧縮機24を回転させる。

40

【0023】

空気流78の残りの部分は、LP圧縮機24およびエンジンコア44をバイパスして、

50

静止ペーン列、より具体的には、ファン排気側 84 にある複数のエーロfoil案内翼 82 を備える出口案内翼組立体 80 を通ってエンジン組立体 10 を出る。より具体的には、半径方向に延在するエーロfoil案内翼 82 の周方向列は、ファンセクション 18 に隣接して使用されて、空気流 78 の何らかの方向制御を行う。

【0024】

ファン 20 によって供給された外気のうちのいくらかは、エンジンコア 44 をバイパスして、エンジン 10 の部分、特に高温部分を冷却するために使用することができ、かつ/あるいは、航空機の他の要素を冷却する、またはそれらに動力を与えるために使用することができる。タービンエンジンの環境では、エンジンの高温部分は通常、燃焼器 30、および燃焼器 30 の下流の構成部品であり、特に HP タービン 34 が燃焼セクション 28 のすぐ下流であるので最も高温の部分となるタービンセクション 32 である。冷却流体の他の源は、限定するものではないが、LP 圧縮機 24 または HP 圧縮機 26 から吐出される流体とすることができる。この流体は、LP または HP 圧縮機 24、26 から抜き取られた空気を含むことができる抽気 77 とすることができる、これは、タービンセクション 32 のための冷却源として燃焼器 30 をバイパスする。これは普通のエンジン構成であり、限定することを意味していない。

10

【0025】

図 2 は、図 1 のエンジン 10 の燃焼器 30 および HP タービン 34 の側面断面図である。燃焼器 30 は、燃焼室 92 を画定する燃焼器ライナ 90 を含む。燃焼器ノズル 94 は、ガスまたは空気/ガス混合気の流れを供給して燃焼室 92 内で燃焼させる。デフレクタ 96 は、ノズル 94 と燃焼ライナ 90 とが交差するところに設けられて燃焼した流れを後方に向ける。冷却流 100 は、環状のバイパス通路 98 を通って燃焼器 30 をバイパスして、冷却を必要とする 1 つまたは複数のエンジン構成部品に供給することができる。

20

【0026】

タービン 34 のタービンブレード 68 に軸方向に隣接して、ノズルを形成する静止タービンペーン 72 の組がある。ノズルは、最大エネルギーをタービン 34 が取り出すことができるように燃焼ガスの向きを変える。シュラウド組立体 102 は回転ブレード 68 に隣接して、タービン 34 での流れの損失を最小限にする。同様なシュラウド組立体はまた、LP タービン 36、LP 圧縮機 24、または HP 圧縮機 26 に付随することができる。

30

【0027】

エンジン 10 の 1 つまたは複数のエンジン構成部品は冷却壁を有し、本明細書でさらに開示する様々な実施形態をその中で使用することができる。フィルム冷却壁を有するエンジン構成部品のいくつかの非限定的な例には、図 1 ~ 2 で説明したブレード 68、70、ペーンまたはノズル 72、74、燃焼器デフレクタ 96、燃焼器ライナ 90、あるいはシュラウド組立体 102 を含むことができる。フィルム冷却が使用される他の非限定的な例は、タービントランジションダクト、ストラット、および排気ノズルを含む。

30

【0028】

図 3 は、図 1 のエンジン 10 のタービンブレード 68 のうちの 1 つの形態のエンジン構成部品の斜視図である。本明細書で説明するブレード 68 は例示的なものであることを理解すべきであり、開示する概念はさらなるエンジン構成部品にも広げられ、ブレード 68 に限定するものではない。本発明の態様は、読み手が本発明を理解しやすくするように、ブレード 68 に関して論じられる。タービンブレード 68 は、ダブテール 112 およびエーロfoil 110 を含む。エーロfoil 110 は、スパン方向を定める翼端 120 から翼根 122 まで延在して、かつ前縁 124 から後縁 126 に翼弦方向に延在する。ダブテール 112 は、翼根 122 でエーロfoil 110 と一体化したプラットフォーム 114 をさらに含み、プラットフォーム 114 は、タービン空気流を半径方向に包含する助けとなる。ダブテール 112 は、エンジン 10 のタービンロータディスク 51 に取り付けられるように構成することができる。ダブテール 112 は少なくとも 1 つの入口通路 128 を備え、ここでは、3 つの入口通路 128 として例示的に示されているが、それぞれ、1 つまたは複数の通路出口 130 でエーロfoil 110 と内部流体連通できるようにダブ

40

50

テール 1 1 2 を通って延在する。ダブテール 1 1 2 は断面で示されており、入口通路 1 2 8 はダブテール 1 1 2 の本体内に収まっていることを認識すべきである。

【 0 0 2 9 】

エーロfoil 1 1 0 はさらに、冷却流体の流れ C を、入口通路 1 2 8 を通じてエーロfoil 1 1 0 の内部 1 3 2 に供給することができるように、内部 1 3 2 を画定することができる。したがって、冷却流体の流れ C は、入口通路 1 2 8 を通じて供給されて、出口 1 3 0 を出て、エーロfoil の内部 1 3 2 を通ることができる。高温ガスの流れ H はエーロfoil 1 1 0 の外部を通ることができ、一方、冷却流体流 C は内部 1 3 2 を流れる。冷却流体の流れ C は、冷却流体流 C の方向に冷却流体の流路を定めることができる。

【 0 0 3 0 】

図 4 は、図 1 のエンジン 1 0 のエンジン構成部品 1 4 0 の一部分を示す概略図であり、それは、図 3 のブレード 6 8 の一部分を含むことができる。エンジン構成部品 1 4 0 は、エンジン 1 0 内の高温ガスの流れ H の中に配置することができる。冷却流体流 C は、エンジン構成部品 1 4 0 を内部的に冷却するように供給することができる。図 1 ~ 2 に関して上記で論じたように、タービンエンジンの環境では、冷却流体流 C は任意の冷却流体とすることができるが、最も一般的であるのは、エンジンコア 4 4 をバイパスする、ファン 2 0 により供給された外気、LP 圧縮機 2 4 から排出された流体、または HP 圧縮機 2 6 から排出された流体のうち少なくとも 1 つである。

【 0 0 3 1 】

エンジン構成部品 1 4 0 は、高温ガス流 H に面する高温面 1 5 4 と、冷却流体流 C に面する冷却面 1 5 2 とを含む壁 1 5 0 を含む。ガスタービンエンジン 1 0 の場合、高温面 1 5 4 は、1 0 0 0 から 2 0 0 0 またはそれ以上の範囲の温度のガスに曝される場合がある。壁 1 5 0 に適する材料としては、限定するものではないが、鋼、チタンなどの耐熱金属、あるいはニッケル、コバルトまたは鉄をベースにした超合金、およびセラミックマトリックス複合材が含まれる。

【 0 0 3 2 】

エンジン構成部品 1 4 0 は、冷却面 1 5 2 に隣接して図 3 のエーロfoil 1 1 0 の内部 1 3 2 を形成することができる。高温面 1 5 4 は、例えば、エーロfoil 1 1 0 の圧力側または負圧側などのエンジン構成部品 1 4 0 の外面とすることができる。

【 0 0 3 3 】

エンジン構成部品 1 4 0 はさらに、冷却面 1 5 2 に配置された複数のディンプル 1 6 0 を含む。各ディンプル 1 6 0 は、高温面 1 5 4 に向かって延在する、冷却面 1 5 2 内への凹面またはくぼみの形状である。各ディンプル 1 6 0 は頭部 1 6 2 および尾部 1 6 4 を有し、頭部 1 6 2 は、冷却流 C の方向に対して尾部 1 6 4 の上流に配置される。ディンプル 1 6 0 は、非限定的な例として、一直線状、千鳥状、斜め状、その他など、パターン化した仕方で冷却面 1 5 2 に配置することができる。

【 0 0 3 4 】

ディンプル 1 6 0 の丸い形状は例示的なものであることを理解すべきである。これに代えて、ディンプル 1 6 0 の実際の形状は涙滴形とすることができる、または、本明細書で説明するように変えることができる。

【 0 0 3 5 】

図 5 を見ると、各ディンプル 1 6 0 は、その形状に基づいて定めることができる。各ディンプル 1 6 0 は、冷却流体流 C の方向に対してディンプル 1 6 0 の横方向の長さとして幅 1 7 0 を含む。さらに、頭部 1 6 2 は頭部長さ 1 7 2 を有することができ、尾部 1 6 4 は尾部長さ 1 7 4 を有することができる。頭部長さ 1 7 2 および尾部長さ 1 7 4 はそれぞれ、頭部 1 6 2 および尾部 1 6 4 の冷却流体流 C の方向の長さとすることができる。さらに、各ディンプル 1 6 0 は対称形で、冷却流体流 C の方向にディンプル 1 6 0 の中心に沿ってディンプル空洞本体軸線 1 7 6 を有することができる。これに代えて、ディンプル 1 6 0 は、エンジン構成部品 1 4 0 の特定の部分には有益なように非対称形とすることができる。例えば、ディンプル 1 6 0 は、湾曲した冷却面に沿って配置された湾曲した中心線

10

20

30

40

50

を有することができる。したがって、空洞本体軸線 176 は、冷却流体流 C の方向とは合わない。この方向のずれた配置は、エンジン構成部品 140 に沿って、1つのディンプル 160、一組のディンプル 160、またはディンプル 160 の全体列の間を延在することができる。例えば、方向のずれた配置は、十分なディンプルの機能を維持しながら、理想から ±20 度角度をずらすことができる。

【0036】

ディンプル 160 はさらに、互いに対する幅 170、頭部長さ 172、および尾部長さ 174 によって定めることができる。幅 170 の頭部長さ 172 に対する比は、例えば、1対1より大きくすることができる、または 2対1とすることができる。同様に、幅 170 の尾部長さに対する比は、例えば、1対2より大きくすることができる、または 2対3とすることができる。さらに、頭部長さ 172 の尾部長さ 174 に対する比は、例えば、1対3とすることができる。しかしながら、これらの比は、ディンプル 160 の 1つの実施例であることを理解すべきであり、それに限定されるものではない。ディンプル 160 は、特定のエンジン構成部品 140 には有益なように、幅 170、頭部長さ 172、および尾部長さ 174 に対して他の比を有することができる。

10

【0037】

図 6 を見ると、エンジン構成部品 140 の壁 150 の側面図は、頭部 162 および尾部 164 の輪郭形状を最もよく示している。頭部 162 は、円の 90 度の部分など、円形とすることができる弧状の輪郭を有する。したがって、頭部 162 の 3次元形状は、例えば、球の 4分の1とすることができる。代替の実施形態では、頭部 162 は、円または球の形状とは異なる弧状の形状とすることができる。ディンプル 160 はさらに深さ 178 を含むことができる。深さ 178 は、幅 170 より浅くする、または幅 170 に等しくすることができる。

20

【0038】

尾部 164 は、頭部 162 の端部から延びて冷却面 152 に傾斜して戻る直線状の輪郭を含む。尾部 164 の長さは、壁 150 にとって最適の、または好ましい熱伝達係数とするのに望ましい任意の長さとするすることができる。

【0039】

作動中、冷却流体流 C の一部分は、ディンプル流 180 としてディンプル 160 内を通過して、冷却面 152 に沿って冷却を強化することができる。このディンプル 160 の形状は、ディンプル 160 内の、およびエンジン構成部品 140 に沿うダストの堆積を最小限にするように尾部を利用しながら、空気をディンプル 160 に沿って、かつディンプル 160 内に流すことを可能にする。尾部 164 の上流の頭部 162 の向きによって、冷却流体流 C のかなりの部分が頭部 162 でディンプル 160 に入ることができ、同時に、ディンプル流 180 は滑らかに移行して冷却流体流 C に戻り、ディンプル 160 内のいかなるダストの堆積も最小限になる。

30

【0040】

次に、図 7A ~ 7C を参照すると、尾部を変えたディンプル 160 の 3つの異なる実施形態が示されている。図示のように尾部は異なる形状を有することができるが、それでもなお図 6 に示したものと同一輪郭を有することができる。図 7A を見ると、ディンプル 182 は、幅が狭くなり、平坦な端部 190 で終わる尾部 183 を有することができる。図 7B では、ディンプル 184 は、一定の幅で、直線状の第 2 の平坦な端部 192 で終わる尾部 185 を有することができる。図 7C では、ディンプル 186 は、尾部 187 のある部分まで一定の幅で延び、弧状の端部 194 で終わる尾部 187 を有することができ、図示のように上から見ると、ディンプルに対して錠剤の形状を画定している。さらに、尾部 183、185、187 は幅が拡がり、本明細書で説明したような任意の端部を有することができることも考えられる。

40

【0041】

次に、図 8A および 8B を見ると、図 6 の尾部 164 に対するさらなる変形が示されている。図 8A では、ディンプル 200 は、冷却面 152 の方向にわずかに湾曲した弧状の

50

輪郭を有する凸状の尾部 202 を有することができる。図 8 B では、ディンプル 204 は、図 8 A とは反対に、高温面 154 の方向にわずかに湾曲した弧状の輪郭を有する凹状の尾部 206 を有することができる。

【0042】

さらに、エンジン構成部品 140 を冷却する方法は、尾部 164 の上流に配置された頭部 162 および尾部 164 を有するディンプル 160 を画定することを含むことができ、また本方法は、冷却流体流 C を冷却面 152 に沿って通し、かつ冷却流体流 C の少なくとも一部分をディンプル 160 内に通すことを含むことができる。本方法によって、エンジン構成部品 140 の冷却面 152 に沿うダストの堆積を最小限にすることができる。

【0043】

したがって、ディンプル 160 またはその任意の変形は、本明細書で説明したように、頭部 162 および尾部 164 を有することができる、頭部 162 が冷却流体流 C に対して尾部 164 の上流にあることを認識すべきである。頭部 162 は、弧状、円形、球形、その他の湾曲した輪郭を有する形状とすることができる。尾部 164 は、幅が狭くなる、拡がる、または一定で、平坦な、先細の、または弧状の端部を有する形状とすることができる。さらに、尾部 164 の輪郭は、冷却流体流 C に対して凹状または凸状などに湾曲させることができる。ディンプル 160 は、エンジン構成部品 140 に沿うダストの堆積を最小限にしながら、冷却面 152 に沿う冷却を強化するために、本明細書で説明したように、頭部、尾部、またはこれらの任意の組合せの任意の形状を組み合わせたものとして、

10

20

【0044】

開示した設計の用途は、ファンおよびブースタセクションを有するタービンエンジンに限定するものではなく、ターボジェットおよびターボエンジンにも同様に適用可能であることを認識すべきである。

【0045】

本明細書では、最良の態様を含む例を用いて本発明を開示し、また、任意の装置またはシステムの作製および使用、ならびに任意の組み入れられた方法の実施を含め、当業者が本発明を実施できるようにしている。本発明の特許性を有する範囲は、特許請求の範囲によって規定され、当業者が想到する他の例を含むことができる。このような他の例は、特許請求の範囲の文言と相違ない構成要素を含む場合、または特許請求の範囲の文言と実質的に相違ない等価の構成要素を含む場合、特許請求の範囲内であることを意図されている。

30

【0046】

最後に、代表的な実施態様を以下に示す。

[実施態様 1]

高温燃焼ガス流 (H) を生じると共に、冷却流体の流路を定める冷却流体流 (C) を供給するタービンエンジン (10) 用の構成部品 (140) であって、

前記高温燃焼ガス流 (H) を前記冷却流体流 (C) から分離し、前記高温燃焼ガス流 (H) に沿う高温面 (154) および前記冷却流体流 (C) に面する冷却面 (152) を有する壁 (150) と、

40

前記冷却面 (152) に設けられ、頭部 (162) および尾部 (164) を有する少なくとも 1 つのディンプル (160) であって、前記頭部 (162) がより大きい深さを有し、前記冷却流体流 (C) の流れ方向に対して前記尾部 (164) の上流に配置された、少なくとも 1 つのディンプル (160) とを含む構成部品 (140)。

[実施態様 2]

前記少なくとも 1 つのディンプル (160) が複数のディンプル (160) を含む、実施態様 1 に記載の構成部品 (140)。

[実施態様 3]

前記複数のディンプル (160) が前記冷却流体の流路に対して千鳥状である、実施態

50

様 2 に記載の構成部品 (1 4 0)。

[実施態様 4]

前記ディンプル (1 6 0) が前記流れ方向に延在する空洞本体軸線 (1 7 6) に関して対称である、実施態様 1 に記載の構成部品 (1 4 0)。

[実施態様 5]

前記ディンプル (1 6 0) が前記空洞本体軸線 (1 7 6) に対して垂直方向に定められた幅 (1 7 0) を有する、実施態様 4 に記載の構成部品 (1 4 0)。

[実施態様 6]

前記頭部 (1 6 2) がさらに前記流れ方向に頭部長さ (1 7 2) を含み、幅 (1 7 0) の頭部長さ (1 7 2) に対する比が 1 対 1 より大きい、実施態様 5 に記載の構成部品 (1 4 0)。

10

[実施態様 7]

幅 (1 7 0) の頭部長さ (1 7 2) に対する前記比が 2 対 1 である、実施態様 6 に記載の構成部品 (1 4 0)。

[実施態様 8]

前記尾部 (1 6 4) がさらに前記流れ方向に尾部長さ (1 7 4) を含み、幅 (1 7 0) の尾部長さ (1 7 4) に対する比が 1 対 2 より大きい、実施態様 5 に記載の構成部品 (1 4 0)。

[実施態様 9]

幅 (1 7 0) の尾部長さ (1 7 4) に対する前記比が 2 対 3 である、実施態様 8 に記載の構成部品 (1 4 0)。

20

[実施態様 1 0]

前記頭部 (1 6 2) が前記流れ方向に頭部長さ (1 7 2) を含み、前記尾部 (1 6 4) が前記流れ方向に尾部長さ (1 7 4) を含み、頭部長さ (1 7 2) の尾部長さ (1 7 4) に対する比が 1 対 3 である、実施態様 1 に記載の構成部品 (1 4 0)。

[実施態様 1 1]

前記頭部 (1 6 2) が弧状の輪郭を含み、前記尾部 (1 6 4) が直線状の輪郭を有する、実施態様 1 に記載の構成部品 (1 4 0)。

[実施態様 1 2]

前記頭部 (1 6 2) が弧状の輪郭を含み、前記尾部 (1 6 4) が非直線状の輪郭を有する、実施態様 1 に記載の構成部品 (1 4 0)。

30

[実施態様 1 3]

前記非直線状の尾部 (2 0 2) の輪郭が前記冷却流体流 (C) に対して凸状である、実施態様 1 2 に記載の構成部品 (1 4 0)。

[実施態様 1 4]

前記少なくとも 1 つのディンプル (1 6 0) が涙滴形状を有する、実施態様 1 に記載の構成部品 (1 4 0)。

[実施態様 1 5]

高温燃焼ガス流 (H) と冷却流体流 (C) を分離する壁 (1 5 0) を有し、かつ前記冷却流体流 (C) に向かい合った前記壁 (1 5 0) に設けられ、頭部 (1 6 2) および尾部 (1 6 4) を有する少なくとも 1 つのディンプル (1 6 0) であって、前記頭部 (1 6 2) がより大きい深さを有し、前記冷却流体流 (C) の方向に対して前記尾部 (1 6 4) の上流に配置された、少なくとも 1 つのディンプル (1 6 0) を有するタービンエンジン (1 0) 用の構成部品 (1 4 0)。

40

[実施態様 1 6]

前記ディンプル (1 6 0) が涙滴形状を有する、実施態様 1 5 に記載の構成部品 (1 4 0)。

[実施態様 1 7]

前記頭部 (1 6 2) が弧状の輪郭を含み、前記尾部 (1 6 4) が直線状の輪郭を有する、実施態様 1 5 に記載の構成部品 (1 4 0)。

50

[実施態様 18]

前記流れ方向に、前記頭部 (162) が頭部長さ (172) を含み、前記尾部 (164) が尾部長さ (174) を含み、頭部長さ (172) の尾部長さ (174) に対する比が少なくとも 1 対 3 である、実施態様 17 に記載の構成部品 (140)。

[実施態様 19]

前記頭部 (162) が弧状の輪郭を含み、前記尾部 (202、206) が非直線状の輪郭を有する、実施態様 15 に記載の構成部品 (140)。

[実施態様 20]

冷却面 (152) を有するエンジン構成部品 (140) を冷却する方法であって、冷却流体流 (C) の一部分が、尾部 (164) よりも大きい深さを有し前記尾部 (164) の上流に配置された頭部 (162) を有する前記冷却面 (152) のディンプル (160) を通過して、前記冷却面 (152) に沿うダストの堆積を遅らせるように、前記冷却流体流 (C) を前記冷却面 (152) に沿って通すことを含む方法。

10

[実施態様 21]

前記冷却流体が前記頭部 (162) に入り、前記尾部 (164) を通過する、実施態様 20 に記載の方法。

【符号の説明】

【 0047 】

10	エンジン	
12	中心線	20
14	前方	
16	後方	
18	ファンセクション	
20	ファン	
22	圧縮機セクション	
24	LP 圧縮機	
26	HP 圧縮機	
28	燃焼セクション	
30	燃焼器	
32	タービンセクション	30
34	HP タービン	
36	LP タービン	
38	排気セクション	
40	ファンケーシング	
42	ファンブレード	
44	コア	
46	コアケーシング	
48	HP スプール	
50	LP スプール	
51	ロータ	40
52	HP 圧縮機段	
53	ディスク	
54	HP 圧縮機段	
56	LP 圧縮機ブレード	
58	HP 圧縮機ブレード	
59	ディスク	
60	LP 圧縮機ベーン	
61	ディスク	
62	HP 圧縮機ベーン	
63	ステータ	50

6 4	H Pタービン段	
6 6	L Pタービン段	
6 8	H Pタービンブレード	
7 0	L Pタービンブレード	
7 1	ディスク	
7 2	H Pタービンベーン	
7 3	ディスク	
7 4	L Pタービンベーン	
7 6	加圧外気	
7 7	抽気	10
7 8	空気流	
8 0	出口案内翼組立体	
8 2	エーロfoil案内翼	
8 4	ファン排気側	
9 0	燃焼器ライナ	
9 2	燃焼室	
9 4	ノズル	
9 6	燃焼器デフレクタ	
9 8	バイパス通路	
1 0 0	バイパス流	20
1 0 2	シュラウド組立体	
1 1 0	エーロfoil	
1 1 2	ダブテール	
1 1 4	プラットフォーム	
1 2 0	翼端	
1 2 2	翼根	
1 2 4	前縁	
1 2 6	後縁	
1 2 8	入口通路	
1 3 0	出口	30
1 3 2	内部	
C	冷却流体流	
H	高温燃焼ガス流	
1 4 0	エンジン構成部品	
1 5 0	壁	
1 5 2	冷却面	
1 5 4	高温面	
1 6 0	ディンプル	
1 6 2	頭部	
1 6 4	尾部	40
1 7 0	幅	
1 7 2	頭部長さ	
1 7 4	尾部長さ	
1 7 6	空洞本体軸線	
1 7 8	深さ	
1 8 0	ディンプル流	
1 8 2	ディンプル	
1 8 3	尾部	
1 8 4	ディンプル	
1 8 5	尾部	50

- 186 ディンプル
- 187 尾部
- 190 平坦な端部
- 192 第2の平坦な端部
- 194 弧状の端部
- 200 ディンプル
- 202 凸状の尾部
- 204 ディンプル
- 206 凹状の尾部

【 図 1 】

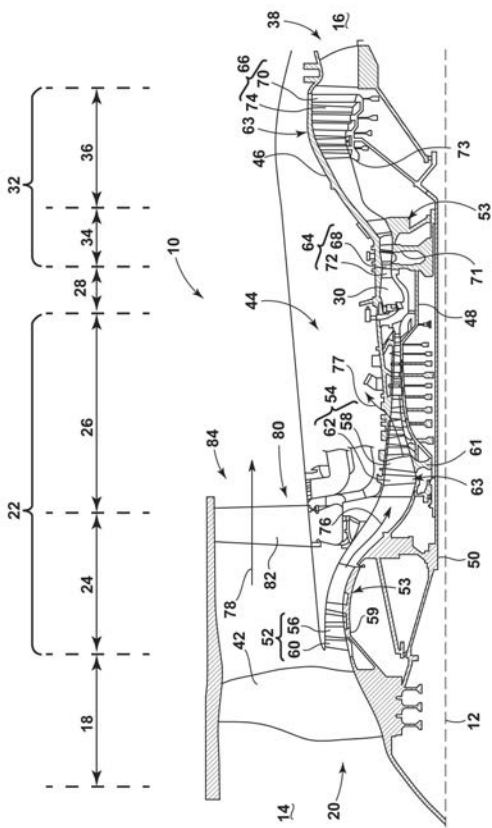


FIG. 1

【 図 2 】

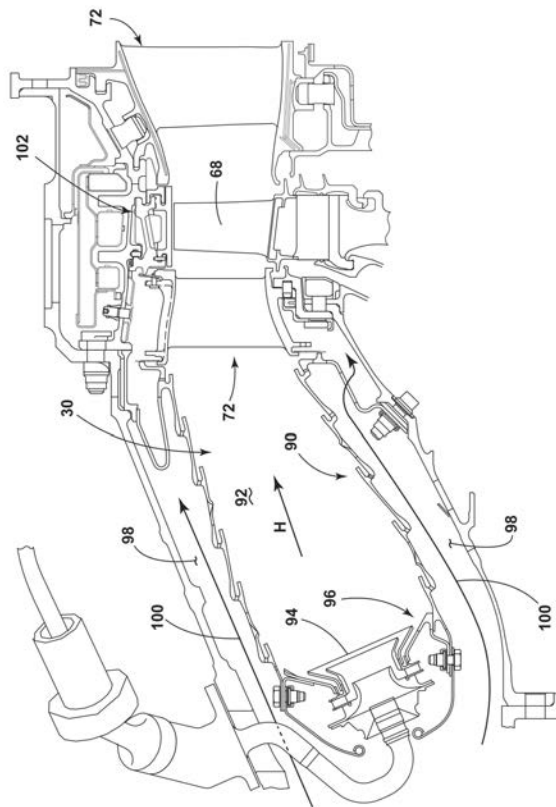


FIG. 2

【 図 3 】

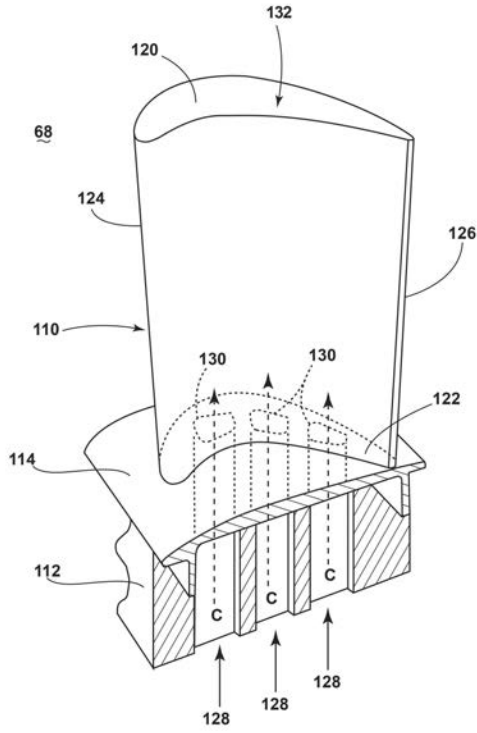


FIG. 3

【 図 4 】

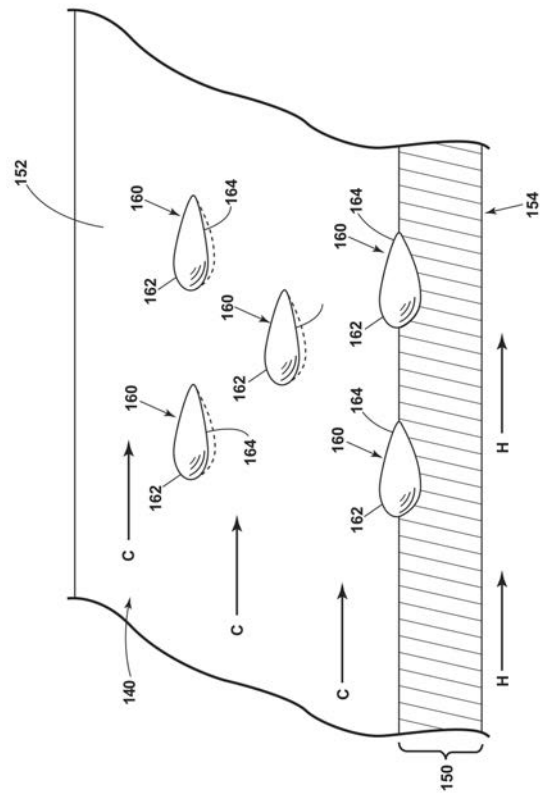


FIG. 4

【 図 5 】

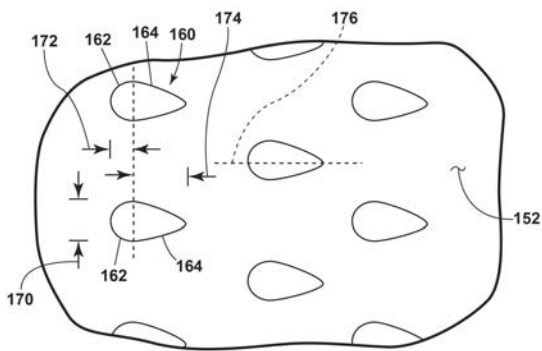


FIG. 5

【 図 7 】

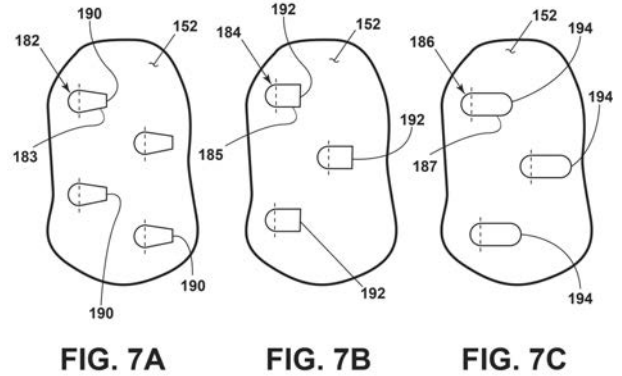


FIG. 7A

FIG. 7B

FIG. 7C

【 図 6 】

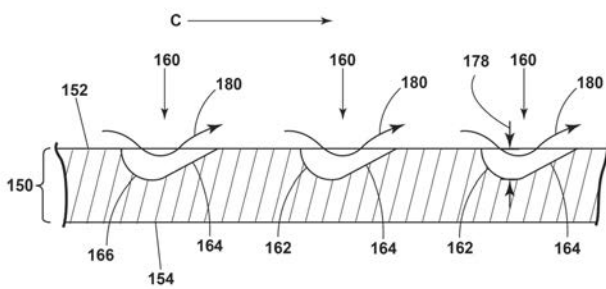


FIG. 6

【 図 8 】

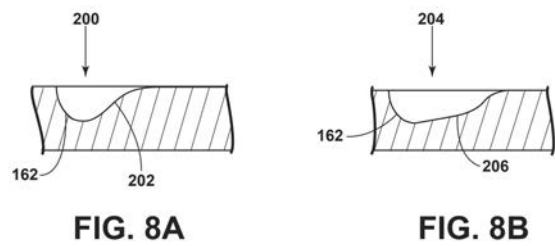


FIG. 8A

FIG. 8B

フロントページの続き

(72)発明者 ロナルド・スコット・バンカー

アメリカ合衆国、オハイオ州・４５０６９、ウェスト・チェスター、エム・ディー、エス・１７４
、センター・ポワント・ドライブ、９０７５番

(72)発明者 ジェレミー・クライド・ベイリー

アメリカ合衆国、オハイオ州・４５２１５、シンシナティ、エム・ディー、エス・１７２、ノイマ
ン・ウェイ、１番

Fターム(参考) 3G202 CA09 CB05 GA08 GB01 JJ31

【外国語明細書】

2017141828000001.pdf