

(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2008-139011

(P2008-139011A)

(43) 公開日 平成20年6月19日(2008.6.19)

(51) Int. Cl.	F I	テーマコード (参考)
<b>F 2 3 R</b> 3/06 (2006.01)	F 2 3 R 3/06	3 G 0 0 2
<b>F 2 3 R</b> 3/42 (2006.01)	F 2 3 R 3/42 Z	
<b>F O 1 D</b> 9/02 (2006.01)	F O 1 D 9/02 1 O 2	
<b>F O 2 C</b> 7/18 (2006.01)	F 2 3 R 3/42 E	
<b>H O 5 H</b> 1/24 (2006.01)	F O 2 C 7/18 A	
審査請求 未請求 請求項の数 10 O L (全 12 頁) 最終頁に続く		

(21) 出願番号 特願2007-308449 (P2007-308449)  
 (22) 出願日 平成19年11月29日(2007.11.29)  
 (31) 優先権主張番号 11/606, 971  
 (32) 優先日 平成18年11月30日(2006.11.30)  
 (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・カンパニイ  
 GENERAL ELECTRIC CO  
 MPANY  
 アメリカ合衆国、ニューヨーク州、スケネ  
 クタデイ、リバーロード、1番  
 (74) 代理人 100093908  
 弁理士 松本 研一  
 (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 100137545  
 弁理士 荒川 聡志

最終頁に続く

(54) 【発明の名称】 上流プラズマ遮蔽式フィルム冷却

(57) 【要約】 (修正有)

【課題】 ガスタービンエンジンの燃焼器ライナ及びタービンノズル翼形部のフィルム冷却の技術を提供する。

【解決手段】 上流プラズマ境界層遮蔽システムは、低温及び高温表面を有する壁を貫通して配置されかつ壁の低温表面から壁の外側高温表面まで下流方向に傾斜したフィルム冷却開口を含む。フィルム冷却開口の上流に設置したプラズマ発生器は、フィルム冷却開口を覆って下流方向に延びるプラズマを生成するために使用される。各プラズマ発生器は、外側高温表面の溝内に配置された誘電体材料によって分離された内側及び外側電極を含む。壁は、中空翼形部或いは環状燃焼器ライナ又は排気ライナの一部とすることができる。上流プラズマ境界層遮蔽システムを作動させる方法は、壁の外側高温表面に沿ってフィルム冷却開口を覆って下流方向に延びるプラズマを形成する段階を含む。本方法はさらに、プラズマ発生器を定常状態又は非定常モードで作動させる段階を含む。

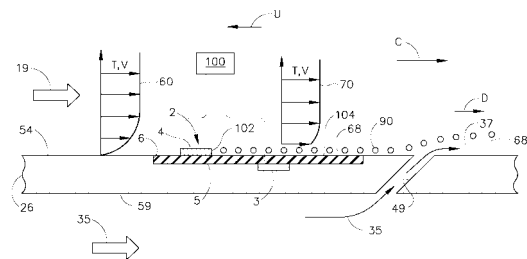


FIG. 5

【選択図】 図5

## 【特許請求の範囲】

## 【請求項 1】

壁(26)を貫通して配置されかつ前記壁(26)の低温表面(59)から該壁(26)の外側高温表面(54)まで下流方向(D)に傾斜したフィルム冷却開口(49)と、前記フィルム冷却開口(49)の上流(U)に設置されて該フィルム冷却開口(49)を覆って延びるプラズマ(90)を生成するようになったプラズマ発生器(2)と、を含む、上流プラズマ境界層遮蔽システム(11)。

## 【請求項 2】

前記プラズマ発生器(2)が、前記壁(26)上に取付けられることをさらに特徴とする、請求項1記載のシステム(11)。

10

## 【請求項 3】

前記プラズマ発生器(2)が、誘電体材料(5)によって分離された内側及び外側電極(3、4)を含むことをさらに特徴とする、請求項2記載のシステム(11)。

## 【請求項 4】

前記電極に接続されて該電極に高電圧AC電位を供給するAC電源(100)を含むことをさらに特徴とする、請求項3に記載のシステム(11)。

## 【請求項 5】

前記誘電体材料(5)が、前記壁(26)の外側高温表面(54)の溝(6)内に配置されることをさらに特徴とする、請求項4記載のシステム(11)。

## 【請求項 6】

前記壁(26)及び溝(6)が環状であることをさらに特徴とする、請求項5記載のシステム(11)。

20

## 【請求項 7】

前記壁(26)が環状であり、  
前記壁(26)が、少なくとも部分的にガスタービンエンジン環状燃焼器ライナ(66)を形成し、  
前記溝(6)が環状である、  
ことをさらに特徴とする、請求項5記載のシステム(11)。

## 【請求項 8】

円周方向に間隔を置いて配置されかつ半径方向に延びるガスタービンエンジンベーン(32)の列を含み、前記ベーン(32)の各々が、翼長方向に延びる中空翼形部(39)を有し、前記翼形部(39)が、対向する前縁及び後縁(LE、TE)間で下流方向(D)にかつ翼弦方向(C)に延びる外壁(26)を有すると共にそれぞれ半径方向内側及び外側バンド(38、40)間で半径方向翼長方向(S)に延びる、ベーン組立体(31)と、

30

前記壁(26)を貫通して配置されかつ前記壁(26)の低温表面(59)から該壁(26)の外側高温表面(54)まで下流方向(D)に傾斜したフィルム冷却開口(49)と、

前記フィルム冷却開口(49)の上流で前記翼形部(39)上に取付けられて該フィルム冷却開口(49)を覆って延びるプラズマ(90)を生成するようになったプラズマ発生器(2)と、  
を含む、上流プラズマ境界層遮蔽システム(11)。

40

## 【請求項 9】

上流プラズマ境界層遮蔽システム(11)を作動させる方法であって、  
プラズマ発生器(2)に電力供給して、壁(26)を貫通して配置されたフィルム冷却開口(49)を覆ってかつ該壁(26)の外側高温表面(54)に沿って下流方向(D)に延びるプラズマ(90)を形成する段階、  
を含む、方法。

## 【請求項 10】

前記プラズマ発生器(2)を定常状態又は非定常モードで作動させる段階を含むことを

50

さらに特徴とする、請求項 9 記載の方法。

【発明の詳細な説明】

【技術分野】

【0001】

本発明は、高温航空機ガスタービンエンジン構成部品において見られる表面のような高温表面のフィルム冷却に関し、具体的にはガスタービンエンジンの燃焼器ライナ及びタービンノズル翼形部において見られる冷却孔のようなフィルム冷却孔に関する。

【背景技術】

【0002】

典型的なターボファン型ガスタービンエンジンは一般的に、前方ファン及びブースタ又は低圧圧縮機と、中間コアエンジンと、ファン及びブースタ又は低圧圧縮機に動力を供給する低圧タービンとを含む。コアエンジンは、直列流れ関係で、高圧圧縮機と、燃焼器と、高圧タービンとを含む。コアエンジンの高圧圧縮機及び高圧タービンは、高圧シャフトによって連結される。高圧圧縮機からの高圧空気は、燃焼器内で燃料と混合されかつ点火されて非常に高温の高エネルギーガストリームを形成する。ガストリームは、高圧タービンを通して流れて、該高圧タービン及び高圧シャフトを回転可能に駆動し、高圧シャフトはつぎに、高圧圧縮機を回転可能に駆動する。

【0003】

高圧タービンを出たガストリームは、第 2 の又は低圧タービンを通して膨張する。低圧タービンは、低圧シャフトを介してファン及びブースタを回転可能に駆動する。低圧シャフトは、高圧ロータを貫通して延びる。発生推力の大部分は、ファンによって生成される。船舶用又は産業用ガスタービンエンジンは、発電機、船用プロペラ、ポンプ及びその他の装置に動力を供給する低圧タービンを有するが、ターボプロップエンジンは、低圧タービンを使用して、通常はギアボックスを介してプロペラに動力を供給する。

【0004】

高圧タービンは、半径方向内側及び外側バンド間で半径方向に延びる少なくとも 1 つの円周方向に間隔を置いて配置された翼形部又はベーンの列を含むタービンノズルを有する。ベーンは通常、中空であり、圧縮機からの冷却空気によって冷却される外壁を有する。冷却されるタービンベーンの外壁を流れる高温ガスは、ベーン外壁の高温外側表面及び高温ガスがその上を通過する内側及び外側バンドの端部壁高温表面に沿った流れ境界層及び温度境界層を生成する。

【0005】

フィルム冷却は、燃焼器ライナ、タービンノズルベーン及びバンド、タービンプレード、タービンシュラウド、並びにアフタバーニングエンジンに使用されるものなどの排気ノズル及び排気ノズルライナのようなガスタービン高温構成部品において広く使用されている。フィルム冷却は、フィルム冷却孔又はスロットを介して冷却空気を噴射して、構成部品の高圧表面上に断熱層を形成しかつ該構成部品の表面上を流れる高温ガスとの直接的接触を減少させるために使用される。フィルム冷却孔は一般的に、冷却空気が高温表面に沿って或いは該高温表面に可能な限り近接して境界層内に噴射されるように、下流方向に傾斜している。冷却フィルム流は、高温ガスが下流方向に流れるにつれて、高温ガスと混合して、その効果が低下する可能性がある。フィルムが高温ガスと混合するのを減少させる 1 つの方法は、孔又はスロットの上流に後方に面した段差を設けて、フィルム流を遮蔽することである。この方法は、ガス速度がより低い燃焼器ライナにおいて使用されてきたが、ガス速度がより高いタービン翼形部においては使用されなかった。後方に面する段差は、空気力学的表面からの物理的嵌入部である。高速用途では、この物理的嵌入部は、大きな空気力学的損失の原因となるおそれがある。

【特許文献 1】米国特許第 5, 181, 379 号公報

【特許文献 2】米国特許第 5, 465, 572 号公報

【特許文献 3】米国特許出願公開第 2006 / 0005545 A 1 号公報

【特許文献 4】米国特許出願公開第 2006 / 0104807 A 1 号公報

10

20

30

40

50

- 【特許文献 5】米国特許第 5, 233, 828 号公報
- 【特許文献 6】米国特許第 5, 241, 827 号公報
- 【特許文献 7】米国特許第 5, 337, 568 号公報
- 【特許文献 8】米国特許第 5, 419, 681 号公報
- 【特許文献 9】米国特許第 5, 503, 529 号公報
- 【特許文献 10】米国特許第 5, 651, 662 号公報
- 【特許文献 11】米国特許第 5, 660, 525 号公報
- 【特許文献 12】米国特許第 5, 747, 769 号公報
- 【特許文献 13】米国特許第 6, 619, 030 号公報
- 【特許文献 14】米国特許第 6, 655, 149 号公報 10
- 【特許文献 15】米国特許第 6, 708, 482 号公報
- 【特許文献 16】米国特許第 6, 732, 502 号公報
- 【特許文献 17】米国特許第 6, 761, 956 号公報
- 【特許文献 18】米国特許第 6, 991, 430 号公報
- 【特許文献 19】米国特許第 7, 008, 179 号公報
- 【特許文献 20】米国特許第 7, 094, 027 号公報
- 【非特許文献 1】"Overview of Plasma Flow Control: Concepts, Optimization, and Applications", Thomas C. Corke and Martiqua L. Post, 43rd AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, 10-13 January 2005, Reno, Nevada, AIAA 2005-563, 15 pages
- 【非特許文献 2】"Plasma Control of Boundary Layer Using Low-Temperature Non-Equilibrium Plasma of Gas Discharge", D. F. Opaitis, D. V. Roupasov, S. M. Starikovskaia, A. Yu. Starikovskii, I. N. Zavalov, and S. G. Saddoughi, 43rd AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, 10-13 January 2005, Reno, Nevada, AIAA 2005-180, 6 pages 20
- 【非特許文献 3】"Demonstration of Separation Delay With Glow-Discharge Plasma Actuators", Lennart S. Hultgren and David E. Ashpis, 41st AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, 6-9 January 2003, Reno, Nevada, AIAA 2003-1025, 10 pages
- 【非特許文献 4】"Unsteady Plasma Actuators for Separation Control of Low-Pressure Turbine Blades", Junhui Huang, Thomas C. Corke and Flint O. Thomas, AIAA Journal, Vol. 44, No. 7, July 2006, pages 1477-1487 30
- 【非特許文献 5】"Control of Separation in Turbine Boundary Layers", R. B. Rivir, R. Sondergaard, J. P. Bons, and N. Yurchenko, 2nd AIAA Flow control conference, 28 June - 1 July 2004, Portland, Oregon, 16 pages
- 【非特許文献 6】"Plasma Flow Control Optimized Airfoil", Thomas C. Corke, Benjamin Mertz, and Mehul P. Patel, 44th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, 9-12 January 2006, Reno, Nevada, AIAA 2006-1208, 13 pages
- 【非特許文献 7】"Control of Transitional and Turbulent Flows Using Plasma-Based Actuators", Miguel R. Visbal, Datta V. Gaitonde, and Subrata Roy, 36th AIAA Fluid Dynamics Conference and Exhibit, 5-8 June 2006, San Francisco, California, AIAA 2006-3230, 22 pages 40
- 【非特許文献 8】"AC And Pulsed Plasma Flow Control", R. Rivir, A. White, C. Carter, B. Ganguly, J. Jacob, A. Forelines, and J. Crafton, 42nd AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, 5-8 January 2004, Reno, Nevada, AIAA 2004-847, 9 pages
- 【非特許文献 9】"Effects of Plasma Induced Velocity On Boundary Layer Flow", Brian D. Balcer, Milton D. Franke, and Richard B. Rivir, 44th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, 9-12 January 2006, Reno, Nevada, AIAA 2006-875, 12 pages
- 【非特許文献 10】"Flow Control Using Plasma Actuators and Linear / Annular Plasma Synthetic Jet Actuators", Arvind Santhanakrishnan, Jamey D. Jacob, and Yildirim B. Suzen, 3rd AIAA Flow control Conference, 5-8 June 2006, San Francisco, California, AIAA 2006-3033, 31 pages 40

【非特許文献 1 1】"Turbulent Drag Reduction by Surface Plasma through Spanwise Flow Oscillation", Timothy N. Jukes, Kwong-So Choi, Graham A. Johnson, and Simon J. Scott, 3rd AIAA Flow Control Conference, 5-8 June 2006, San Francisco, California, AIAA 2006-3693, 14 pages

【発明の開示】

【発明が解決しようとする課題】

【0006】

物理的嵌入部なしにフィルム冷却に対して同様の遮蔽効果を与えて空気力学的効率を維持することができる装置を得ることが望ましい。

【課題を解決するための手段】

【0007】

上流プラズマ境界層遮蔽システムは、壁を貫通して配置されかつ壁の低温表面から該壁の外側高温表面まで下流方向に傾斜したフィルム冷却開口を含む。フィルム冷却開口の上流に設置したプラズマ発生器は、該フィルム冷却開口を覆って下流方向に延びるプラズマを生成するために使用される。

【0008】

本システムの例示的な実施形態では、プラズマ発生器は、壁上に取付けられ、誘電体材料によって分離された内側及び外側電極を含む。AC電源は、電極に接続されて該電極に高電圧AC電位を供給する。誘電体材料は、壁の外側高温表面の溝内に配置される。

【0009】

本システムのより具体的な実施形態はさらに、ガスタービンエンジンペーンを含み、ガスタービンエンジンペーンは、該ペーンの中空翼形部を少なくとも部分的に形成した壁を含む。翼形部は、半径方向内側及び外側バンド間で半径方向翼長方向に延びると共に対向する前縁及び後縁間で下流方向にかつ翼弦方向に延びる。翼形部は、高圧タービンノズルペーンの一部とすることができる。プラズマ発生器は、翼形部の外側高温表面の翼長方向に延びる溝内に誘電体材料を配置した状態で、翼形部上に取付けることができる。

【0010】

本システムの別のより具体的な実施形態はさらに、環状でありかつガスタービンエンジン燃焼器ライナを少なくとも部分的に形成した壁と環状である溝とを含む。

【0011】

上流プラズマ境界層遮蔽システムを作動させる方法は、プラズマ発生器に電力供給して、壁を貫通して配置されたフィルム冷却開口を覆ってかつ該壁の外側高温表面に沿って下流方向に延びるプラズマを形成する段階を含む。プラズマ発生器は、定常状態又は非定常モードで作動させることができる。

【0012】

本発明の上述の態様及びその他の特徴は、添付の図面に関連させて行う以下の記述において説明する。

【発明を実施するための最良の形態】

【0013】

図1に示すのは、エンジン中心軸線8の周りを囲んだ例示的なターボファンガスタービンエンジン10であり、このガスタービンエンジン10は、周囲空気14を受けるファン12と、ブースタ又は低圧圧縮機(LPC)16と、高圧圧縮機(HPC)18と、HPC18によって加圧された空気14と燃料を混合して高圧タービン(HPT)22を通過して下流方向に流れる燃焼ガス流19を生成するようになった燃焼器20と、それにより燃焼ガスがエンジン10から排出される低圧タービン(LPT)24とを有する。HPT22は、HPC18に結合されて実質的に高圧ロータ29を形成する。低圧シャフト28は、LPT24をファン12及び低圧圧縮機16の両方に結合する。第2の又は低圧シャフト28は、第1の又は高圧ロータと同軸にかつ該高圧ロータの半径方向内側に少なくとも部分的に回転可能に配置される。

【0014】

10

20

30

40

50

図 2 及び図 3 に示すのは、高圧タービン 22 のタービンノズル 30 であり、燃焼器 20 から高温ガス流 19 がその中に吐出される。主燃焼器 20 は、内側及び外側燃焼器ライナ 74、76 を含む。タービンノズル 30 はより一般的にはベーン組立体 31 と呼ばれるが、図 2 及び図 3 に示すタービンノズル 30 の例示的な実施形態は、それぞれ半径方向内側及び外側バンド 38、49 間で半径方向翼長方向 S に延びる円周方向に間隔を置いて配置されたベーン 32 の列 33 を含む。本明細書に示すタービンノズル 30 の例示的な実施形態では、バンド及びベーンは、典型的にはセグメント 42 当たり 2 つのベーン 32 を備えた円周方向セグメント 42 として形成される。2 つよりも多くのセグメントを設けることができ、これらのセグメントは一般的に、それらの間の従来型のスプラインシールによって互いに適切に接合された軸方向の分割線を有する。圧縮機吐出空気 45 の一部分は、加圧冷却空気 35 をタービンノズル 30 に供給して、中空翼形部 39 並びに内側及び外側バンドを含む該タービンノズル 30 の様々な構成部品を冷却するために使用される。冷却空気 35 はまた、高圧タービン 22 の回転可能なブレード先端 82 を囲む環状シュラウド 72 をフィルム冷却するためにも使用される。

10

20

30

40

50

#### 【0015】

図 3 及び図 4 を参照すると、各翼形部 39 は、正圧側面 46 と円周方向に対向する負圧側面 48 とを有する外壁 26 を含み、これら側面は、それぞれ対向する前縁及び後縁 L E、T E 間で軸方向翼弦方向 C に延びる。翼形部 39 及び外壁 26 は、内側及び外側バンド 38、40 間で半径方向翼長方向 S に延びる。両バンドは一般的に、それらの初期製造時に、対応するベーンと一体形に鋳造される。高温燃焼ガス流 19 は、翼形部 39 間の流路 50 を通って流れる。流路 50 は、内側及び外側バンド 38、40 のガス流 19 に対する内側高温表面 52 と、翼形部 39 の正圧及び負圧側面 46、48 に沿った外壁 26 の外側高温表面 54 とによって境界付けられる。

#### 【0016】

冷却式タービンベーン 32 及び外壁 26 上を流れる高温燃焼ガス流 19 は、内側及び外側バンド 38、40 の内側高温表面 52 に沿って、また図 6 に概略的に示すように、外壁 26 の正圧及び負圧側面 46、48 の外側高温表面 54 に沿って、流れ境界層 60 を形成する。外壁 26 の正圧及び負圧側面 46、48 の外側高温表面 54 に隣接して流れ境界層 60 内に速度勾配 V 及びガス温度勾配 T が存在する。ガス温度勾配 T 及び高温ガス流 19 は、外壁 26 の正圧及び負圧側面 46、48 の外側高温表面 54 に沿って不要なかつ望ましくない加熱を引き起こす。ガス温度勾配 T は、高温ガス流 19 から比較的低温ではあるが依然として高温の外壁 26 への望ましくない熱伝達を生じる。

#### 【0017】

外壁 26 は、図 1 及び図 2 に示すように、高圧圧縮機 18 の下流端部にある最終高圧圧縮機段 43 からの圧縮機吐出空気 45 の一部分である加圧冷却空気 35 を使用することによってフィルム冷却される。その圧縮機吐出空気 45 の部分は、外側燃焼器ライナ 76 の周りを流れ、該外側燃焼器ライナ 76 の下流フランジ 47 内のライナ開口 44 を介して冷却空気プレナム 56 内に流入する。冷却空気プレナム 56 内に流入した圧縮機吐出空気 45 の部分は、冷却空気 35 として使用され、翼形部 39 の中空内部 41 内に流入する。

#### 【0018】

円筒状又はその他の形状の孔又はスロットのようなフィルム冷却開口 49 が、図 2、図 3 及び図 4 に示すように、翼形部 39 の正圧及び負圧側面 46、48 の外壁 26 を貫通して配置される。フィルム冷却開口 49 は、外壁 26 を横切って冷却空気 35 を流し、壁 26 の外側高温表面 54 上に熱保護用冷却フィルム 37 を形成するために使用される。図 1 に示す上流プラズマ境界層遮蔽システム 11 は、高圧タービン 22 のタービンノズル 30 における翼形部 39 の壁 26 のフィルム冷却式外側高温表面 54 を遮蔽するように設計される。上流プラズマ境界層遮蔽システム 11 はまた、燃焼器 20 内に見られるもののような壁 26 のフィルム冷却式外側高温表面 54 並びにその他のガスタービンエンジン構成部品及び非ガスタービンエンジンのフィルム冷却式壁のその他のフィルム冷却式高温表面を遮蔽するようにも設計される。

## 【 0 0 1 9 】

フィルム冷却開口 4 9 は、高温ガス流 1 9 に対して下流方向に傾斜している。フィルム冷却開口 4 9 は、壁 2 6 の低温表面 5 9 から該壁 2 6 の外側高温表面 5 4 までほぼ下流方向 D に該壁 2 6 を横切って延びる。低温表面 5 9 及び外側高温表面 5 4 という用語は、エンジンの作動中つまり壁 2 6 の加熱時に、どちらの表面が相対的に低温及び高温であるかを示すために使用しており、システム 1 1 が作動していない時のそれら両表面の相対的温度を反映するものではない。フィルム冷却開口 4 9 は一般的に、壁 2 6 に対して浅くかつ下流方向に傾斜して、外側高温表面 5 4 に沿った境界層内にフィルム冷却空気 3 5 を送り込みかつ該高温表面上に冷却フィルム 3 7 を形成する。プラズマ発生器 2 及びもしエンジンがそれを有する場合には能動的隙間制御システムを制御しかつそれらを作動させまた作動停止させるために、電子制御装置 5 1 を使用することができる。

10

## 【 0 0 2 0 】

図 2 ~ 図 5 に示す上流プラズマ境界層遮蔽システム 1 1 は、壁 2 6 の外側高温表面 5 4 上の冷却フィルム 3 7 に対するバーチャル空気力学的シールドを形成するように設計される。本明細書に示す上流プラズマ境界層遮蔽システム 1 1 は、図 5 に示すように、フィルム冷却開口 4 9 の上流 U において壁 2 6 の外側高温表面 5 4 上に設置されたプラズマ発生器 2 を含む。プラズマ発生器 2 は、フィルム冷却開口 4 9 の上流つまり前方において翼形部 3 9 の負圧側面 4 8 及び正圧側面 4 6 の各々上に配置される。プラズマ発生器 2 は、翼形部 3 9 の正圧及び負圧側面 4 6、4 8 の外側高温表面 5 4 の各々に沿って、翼形部外側表面適合プラズマ 9 0 を生成する。上流プラズマ境界層遮蔽システム 1 1 は、図 5 に示すように、流れ境界層 6 0 を翼形部 3 9 の外壁 2 6 の外側高温表面 5 4 から離れるようにかつ上方に持ち上げ、該外側高温表面 5 4 から引き離す。これは、冷却フィルム 3 7 上を流れるガス流 1 9 のスリップ境界層 7 0 を形成して該冷却フィルム 3 7 を保護し、壁 2 6 に伝達される熱の量をさらに減少させる。

20

## 【 0 0 2 1 】

プラズマ発生器 2 が作動しているすなわち電力供給されている時には、スリップ境界層 7 0 は、ガス流 1 9 と外壁 2 6 の外側高温表面 5 4 との間に境界部 6 8 を形成し、この境界部 6 8 は、固体表面ではない。流れ境界層 6 0 並びにその速度及びガス温度勾配 V、T は、図 5 に示すように、プラズマ発生器 2 が電力供給されている時には、スリップ層 7 0 によって外側高温表面 5 4 から分離（剥離）され、他方、図 6 に示すように、プラズマ発生器 2 が電力供給されていない時には、これらの勾配は、外側高温表面 5 4 に直接接触する。

30

## 【 0 0 2 2 】

外側高温表面 5 4 上の冷却フィルム 3 7 の遮蔽は、流れ境界層 6 0 によるガス流 1 9 と翼形部 3 9 の外壁 2 6 の外側高温表面 5 4 との間の表面熱伝達を減少させる。熱伝達の減少により、ペーン又はその他の上流プラズマ遮蔽フィルム冷却式構成部品の部品寿命が改善されかつ構成部品の冷却流要件が低下し、従ってエンジン効率が向上する。

## 【 0 0 2 3 】

図 5 を参照すると、本明細書に示したプラズマ発生器 2 の例示的な実施形態は、ペーン 3 2 の外壁 2 6 上に取付けられた複数のプラズマ発生器 2 を含む。プラズマ発生器 2 の各々は、誘電体材料 5 によって分離された内側及び外側電極 3、4 を含む。誘電体材料 5 は、ペーン 3 2 の外壁 2 6 の外側高温表面 5 4 における翼長方向に延びる溝 6 内に配置される。電極に高電圧 A C 電位を供給するために、電極に対して A C 電源 1 0 0 が接続される。

40

## 【 0 0 2 4 】

A C 振幅が十分に大きい場合には、ガス流 1 9 は、最大電位領域内でイオン化して、プラズマ 9 0 を形成する。複数のプラズマ発生器 2 は、ペーン 3 2 の外側高温表面 5 4 の大きな部分を被う外表表面適合プラズマ 9 0 を生成する。プラズマ 9 0 は一般に、ガス流 1 9 に曝された外側電極 4 の端縁部 1 0 2 で始まり、外側電極 4 が突出しかつ誘電体材料 5 によって覆われた区域 1 0 4 にわたって広がる。電界勾配の存在下では、プラズマ 9 0 は

50

、外側高温表面54と該プラズマ90との間に位置するガス流19に作用する力を発生させて、翼形部39の外壁26の外側高温表面54上の冷却フィルムに対してバーチャル空気力学的シールドを誘発させる。誘発空気力学的シールド及びその結果生じた圧力分布変化は、冷却フィルム37上を流れるガス流19のスリップ境界層70を形成する。プラズマ発生器を使用した翼形部は、該翼形部上での流れ剥離を防止することが知られている。

【0025】

プラズマ発生器2が作動している時、境界部68における速度勾配Vは、プラズマ発生器2が作動停止している時よりも小さい。同様に、境界部68における温度勾配Tもまた、プラズマ発生器2が作動停止している時よりも作動している時の方が小さい。従って、翼形部39の外壁26の負圧側面48の外側高温表面54に対する高温ガス流19による加熱もまた、プラズマ発生器2が作動停止している時よりも作動している時の方が小さいことになる。プラズマ発生器2は、定常状態又は非定常モードのいずれかで作動させることができる。

10

【0026】

図1～図6には、高圧タービン22のタービンノズル30の翼形部39に使用するための、より具体的には翼形部の外壁つまり高温壁の正圧及び負圧側面46、48の両面上で使用するための上流プラズマ境界層遮蔽システム11を示している。上流プラズマ境界層遮蔽システム11はまた、内側及び外側バンド38、40の内側高温表面52に沿って、また図1に示す主燃焼器20の内側及び外側燃焼器ライナ74、76上で使用することができる。上流プラズマ境界層遮蔽システム11はまた、高圧タービンのその他の段のタービンノズル翼形部上で、またアフタバーナ燃焼器ライナにおいて使用することができる。

20

【0027】

アフタバーナ燃焼器又は排気ノズルライナについては、米国特許第5,465,572号に説明されており、また主燃焼器ライナについては、米国特許第5,181,379号により具体的に説明されている。ガスタービンエンジンライナ66の一部分64は、図7に示すように、環状燃焼器ライナ66によって例示しており、この環状燃焼器ライナ66は、主又はアフタバーナ燃焼器のライナ或いは排気ノズルライナからのものとしてすることができる。燃焼器及び排気ノズルライナは一般的に、環状であって、エンジン中心軸線8の周りを囲む。誘電体材料5は、内向きに面した高温表面つまりライナを形成する壁の環状溝6内に配置される。円筒状として示したフィルム冷却開口49は、環状のものとして図示している外壁26を貫通して配置される。

30

【0028】

プラズマ発生器2は、フィルム冷却開口49の上流Uで壁26の外側高温表面54上に設置される。フィルム冷却開口49は、高温ガス流19に対して下流方向に傾斜している。フィルム冷却開口49は、壁26の低温表面59から該壁26の外側高温表面54まで該壁26を横切ってほぼ下流方向Dに延びる。フィルム冷却開口49は一般的に、壁26に対して浅くかつ下流方向に傾斜して、外側高温表面54に沿った境界層内にフィルム冷却空気35を送り込みかつ該高温表面上に冷却フィルム37を形成する。冷却空気35は、フィルム冷却開口49を貫通して半径方向内向きかつ下流方向に流れる。上流プラズマ境界層遮蔽システム11はまた、二次元又はその他の形状のガスタービンエンジンノズルライナ又は排気ライナで使用することができる。

40

【0029】

事例的方法で、本発明を説明してきた。使用した専門用語は、限定としてではなく説明の用語の性質としてのものであることを意図していることを理解されたい。本明細書では、本発明の好ましくかつ例示的な実施形態であると考えられものについて説明してきたが、本明細書の教示から当業者には本発明のその他の変更が明らかになる筈であり、従って、全てのそのような変更は本発明の技術思想及び技術的範囲内に属するものとして特許請求の範囲で保護されることが望まれる。

【0030】

従って、本特許によって保護されることを望むものは、特許請求の範囲に記載しかつ特

50



定した発明である。

【図面の簡単な説明】

【0031】

【図1】エンジンの高圧タービンセクションのノズルベーンに対して上流プラズマ境界層遮蔽システムを示した航空機ガスタービンエンジンの例示的な実施形態の長手方向断面図。

【図2】図1に示すノズルベーン及び上流プラズマ境界層遮蔽システムの拡大図。

【図3】図2に示すベーン及び上流プラズマ境界層遮蔽システムのプラズマ発生器の拡大斜視図。

【図4】図3に示すベーンの断面図。

10

【図5】電力供給状態にある図4に示すプラズマ発生器を備えた上流プラズマ境界層遮蔽システム及び境界層の概略部分図式図。

【図6】プラズマ発生器が作動していない状態での境界層の図式図。

【図7】上流プラズマ境界層遮蔽システムを備えたガスタービンエンジンライナの斜視図。

【符号の説明】

【0032】

2 プラズマ発生器

3 内側電極

4 外側電極

20

5 誘電体材料

6 溝

8 エンジン中心軸線

10 ガスタービンエンジン

11 上流プラズマ境界層遮蔽システム

12 ファン

14 周囲空気

16 ブースタ又は低圧圧縮機(LPC)

18 高圧圧縮機(HPC)

19 ガス流

30

20 燃焼器

22 高圧タービン(HPT)

24 低圧タービン(LPT)

26 壁

28 低圧シャフト

29 高圧ロータ

30 タービンノズル

31 ベーン組立体

32 ベーン

33 列

40

35 冷却空気

37 冷却フィルム

38 内側バンド

39 翼形部

40 外側バンド

41 中空内部

42 セグメント

43 高圧圧縮機段

44 ライナ開口

45 圧縮機吐出空気

50

4 6	正圧側面	
4 7	下流フランジ	
4 8	負圧側面	
4 9	フィルム冷却開口	
5 0	流路	
5 1	電子制御装置	
5 2	内側高温表面	
5 4	外側高温表面	
5 6	冷却空気プレナム	
5 9	低温表面	10
6 0	境界層	
6 4	一部分	
6 6	ライナ	
6 8	境界部	
7 0	スリップ境界層	
7 2	環状シュラウド	
7 4	内側燃焼器ライナ	
7 6	外側燃焼器ライナ	
8 2	ブレード先端	
9 0	プラズマ	20
1 0 0	A C 電源	
1 0 2	端縁部	
1 0 4	区域	
C	翼弦方向	
S	翼長方向	
T	ガス温度勾配	
V	速度勾配	
U	上流	
D	下流方向	
L E	前縁	30
T E	後縁	

【 図 1 】

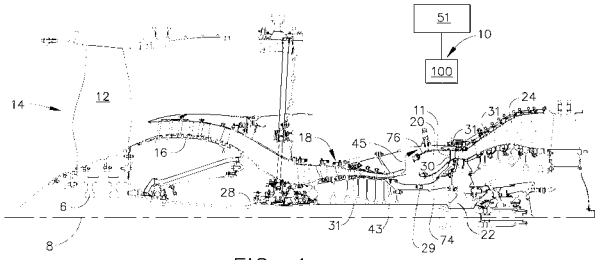


FIG. 1

【 図 2 】

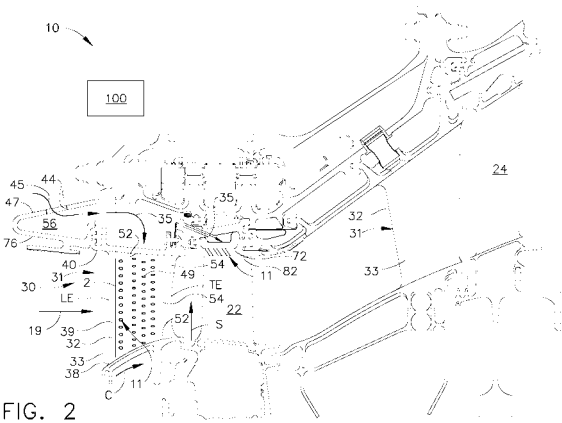


FIG. 2

【 図 3 】

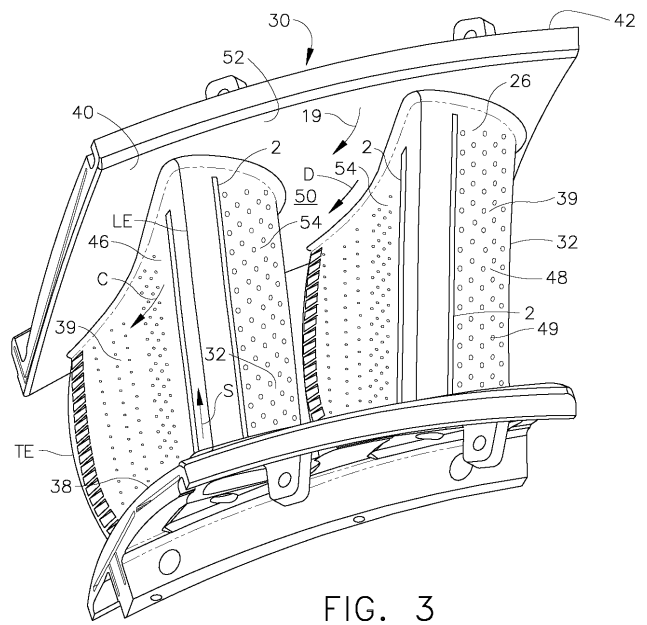


FIG. 3

【 図 4 】

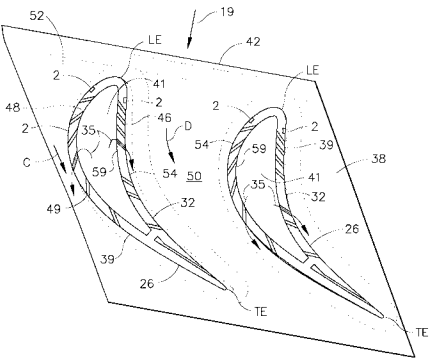


FIG. 4

【 図 6 】

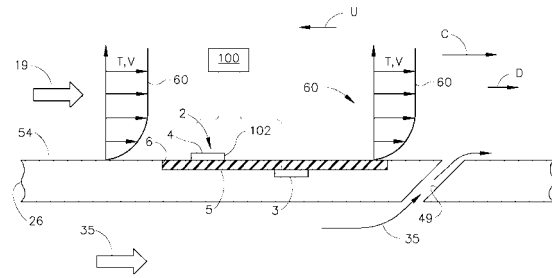


FIG. 6

【 図 5 】

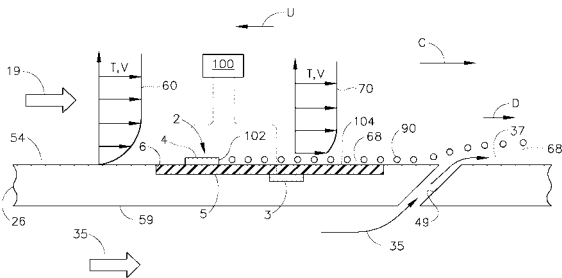


FIG. 5

【 図 7 】

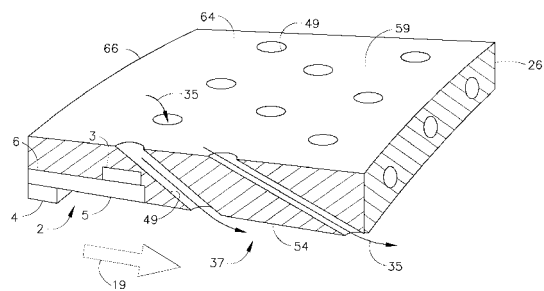


FIG. 7

## フロントページの続き

(51)Int.Cl. F I テーマコード(参考)  
F 0 2 C 7/18 C  
H 0 5 H 1/24

(72)発明者 チン - パン・リー

アメリカ合衆国、オハイオ州、シンシナティ、カマルゴ・パインズ・レーン、12番

(72)発明者 アスピ・ラストム・ワディア

アメリカ合衆国、オハイオ州、ラブランド、モルガンストレイス・ドライブ、10003番

(72)発明者 デイヴィッド・グレン・チェリー

アメリカ合衆国、オハイオ州、ラブランド、サドルバック・ドライブ、254番

(72)発明者 ジェ - チン・ハン

アメリカ合衆国、テキサス州、カレッジ・ストリート、ブリタニー・ドライブ、1503番

Fターム(参考) 3G002 GA05 GA07 GA08 GA10 GB01 GB03