

(19) 日本国特許庁 (JP)

(12) 特 許 公 報 (B2)

(11) 特許番号

特許第4733876号
(P4733876)

(45) 発行日 平成23年7月27日 (2011.7.27)

(24) 登録日 平成23年4月28日 (2011.4.28)

(51) Int.Cl.	F I
FO1D 5/12 (2006.01)	FO1D 5/12
FO1D 5/18 (2006.01)	FO1D 5/18
FO1D 5/34 (2006.01)	FO1D 5/34
FO2C 7/18 (2006.01)	FO2C 7/18 A

請求項の数 10 外国語出願 (全 13 頁)

(21) 出願番号	特願2001-246341 (P2001-246341)	(73) 特許権者	390041542
(22) 出願日	平成13年8月15日 (2001.8.15)		ゼネラル・エレクトリック・カンパニー
(65) 公開番号	特開2002-155701 (P2002-155701A)		GENERAL ELECTRIC COMPANY
(43) 公開日	平成14年5月31日 (2002.5.31)		アメリカ合衆国、ニューヨーク州、スケネクタデー、リバーロード、1番
審査請求日	平成20年8月8日 (2008.8.8)		
(31) 優先権主張番号	09/640357	(74) 代理人	100137545
(32) 優先日	平成12年8月16日 (2000.8.16)		弁理士 荒川 聡志
(33) 優先権主張国	米国 (US)	(72) 発明者	マーク・グラハム・ターナー
			アメリカ合衆国、オハイオ州、シンシナティ、ズィーグル・アベニュー、2886番
		審査官	藤原 弘

最終頁に続く

(54) 【発明の名称】 時計方向にずらしたタービン翼形部の冷却

(57) 【特許請求の範囲】

【請求項 1】

ガスタービンエンジン内で順に並んだ第 1 及び第 2 列のタービン翼形部 (2 2 、 2 4) に後続する第 3 列のタービン翼形部 (2 6) を冷却する方法であって、前記エンジン (1 0) の最高温度作動状態を選択し、前記 3 つの列を通して順に流れる最高温度の燃焼ガスを発生させる段階と、前記作動状態で前記第 1 列翼形部に対して前記第 3 列翼形部 (2 6) を円周方向に沿って時計方向にずらし、前記第 1 列翼形部から放出される後流 (4 4) で前記第 3 列翼形部を浸し、該第 3 列翼形部を冷却する段階と、を含むことを特徴とする方法。

【請求項 2】

前記第 1 及び第 3 列翼形部 (2 2 、 2 6) は、前記燃焼ガスからの熱応力を受ける前記第 3 列翼形部内の応力を減少させるように、時計方向にずらされることを特徴とする、請求項 1 に記載の方法。

【請求項 3】

前記時計方向にずらす段階は、前記後流 (4 4) を前記第 1 列 (2 2) から前記第 3 列 (2 6) まで解析的に追跡することと、前記第 3 列翼形部上の前記後流の表面温度分布を解析的に求めることと、複数の異なる位置において、前記第 3 列翼形部を解析的に時計方向にずらし、解析的に求められたその対応する表面温度分布を評価することと、によって決定されることを特徴とする、請求項 2 に記載の方法。

【請求項 4】

前記後流の相対的全温度が解析的に追跡されることを特徴とする、請求項 3 に記載の方法。

【請求項 5】

前記後流の絶対的全温度が解析的に追跡されることを特徴とする、請求項 3 に記載の方法。

【請求項 6】

ガスタービンエンジン（10）用のタービン（16）であって、
順次それらを通して燃焼ガス（20）を流す第 1、第 2 及び第 3 列翼形部（22、24、26）を含み、
前記第 3 列翼形部（26）は、前記第 1 列翼形部に対して円周方向に沿って時計方向にずらされ、前記燃焼ガスの最高温度を生み出す前記エンジンの最高温度作動状態の間に、前記第 1 列翼形部から放出される後流（44）で前記第 3 列翼形部を浸し、該第 3 列翼形部を冷却することを特徴とする、タービン（16）。

10

【請求項 7】

前記第 1 列翼形部（22）は、その中を通して冷却空気（18）を流すために中空であり、かつ、前記最高温度作動状態の間に、前記冷却空気を前記後流内に放出するための複数の開口（42）を含むことを特徴とする、請求項 6 に記載のタービン。

【請求項 8】

前記第 1 及び第 3 列翼形部（22、26）は、前記燃焼ガスからの熱応力を受ける前記第 3 列翼形部内の応力を減少させるように、時計方向にずらされることを特徴とする、請求項 7 に記載のタービン。

20

【請求項 9】

前記第 1 及び第 3 列翼形部はロータブレードであり、前記第 2 列翼形部はステータノズルベーンであることを特徴とする、請求項 8 に記載のタービン。

【請求項 10】

前記第 1 及び第 3 列翼形部はステータノズルベーンであり、前記第 2 列翼形部はロータブレードであることを特徴とする、請求項 8 に記載のタービン。

【発明の詳細な説明】**【0001】**

30

【発明の属する技術分野】

本発明は、一般的には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内のタービンに関する。

【0002】**【従来の技術】**

ガスタービンエンジンにおいては、空気は圧縮機内で加圧され、燃焼器内で燃料と混合されて高温の燃焼ガスを発生し、燃焼ガスは多くのタービン段を通して下流へ流れる。タービン段は、ステータベーンを有する固定タービンノズルを含み、ステータベーンは、支持ディスクから半径方向外方に延びた下流のタービンロータブレード列を通るように、燃焼ガスを導く。支持ディスクはガスからエネルギーを抽出することにより動力を得る。

40

【0003】

第 1 段すなわち高圧タービンノズルは、燃焼器からの最高温度の燃焼ガスを最初に受け、この燃焼ガスは第 1 段ロータブレードに導かれ、これらのロータブレードは燃焼ガスからエネルギーを抽出する。第 2 段タービンノズルは第 1 段ブレードの直ぐ下流に配設され、次いで第 2 段タービンノズルの下流には第 2 段タービンロータブレード列が配設される。これらの第 2 段タービンロータブレード列は燃焼ガスから更にエネルギーを抽出する。

【0004】**【発明が解決しようとする課題】**

燃焼ガスからエネルギーが抽出されると、それに応じて燃焼ガスの温度が低下する。しかしながら、ガスの温度は比較的高いので、高圧タービン段は、一般的に圧縮機から抽気さ

50

れた冷却空気を中空のペーンあるいはブレード内に流すことによって冷却される。冷却空気が燃焼器から分流されるため、その分だけエンジンの総合効率が低下する。従って、エンジンの総合効率を最大にするために、かかる冷却空気の使用を最小化することが望まれている。

【0005】

必要とされる冷却空気の量は、燃焼ガスの温度に応じて変わる。燃焼ガスの温度は、エンジンのアイドルリング運転から最大出力運転まで変化する。燃焼ガスの温度はペーン及びブレードが受ける最大応力に直接影響するので、タービン段が必要とする冷却空気は、エンジン作動中の比較的短時間に起る作動状態ではあるが、最高の燃焼ガス温度でのエンジン運転に耐えるのに有効でなくてはならない。

10

【0006】

例えば、旅客や貨物を輸送するために飛行中の航空機に動力を供給する商用航空機用ガスタービンエンジンは、離陸時に最高温度作動状態となる。軍用航空機用エンジンの場合には、最高温度作動状態はその軍事的任務に応じて変わるが、一般的にはアフタバーナを作動させている離陸時に起る。また、発電機に動力を供給する陸上用ガスタービンエンジンの場合には、最高温度作動状態は一般的に暑い日中の最大ピーク発電状態の時に起る。

【0007】

従って、最高燃焼ガス温度は、エンジンの運転あるいは作動状態にわたって経時的に変化する。また、最高燃焼ガス温度もまた、ガスが燃焼器の出口環状口から放出される時、円周方向及び半径方向の両方向において空間的に変化する。この空間的な温度変化は、一般的に周知の燃焼器パターン及びプロファイル係数によって表される。

20

【0008】

従って、各タービン段即ちブレードあるいはペーンのいずれかは、一般的にそれらの直ぐ上流にある燃焼ガス内に経時的にも空間的にも生じる最高燃焼ガス温度に耐え得るように特別に設計される。それぞれのペーン列及びブレード列に含まれる翼形部は、互いに同一形状であるので、その冷却構成は、また同一であり、個々の段で生じる燃焼ガスの最高燃焼ガス温度において好適な冷却を行い、熱応力を含む最大翼形部応力をタービン段の好適な使用寿命を確保する許容限度内に維持するのに有効である。

【0009】

更に、通常の運転による使用の間にエンジンが損耗してくると、それが劣化しているにも拘らずエンジンの最小定格出力を確保する限度内で、燃焼ガス温度を意図的に上昇させる場合がある。長期にわたる使用から生じる通常のエンジン劣化は、その効率を低下させるが、出力における低下を燃焼ガスの温度を上昇させることによって回復させて、出力を得ている。

30

【0010】

従って、タービン冷却構成は、中古エンジンに対しても一般的な排気ガス温度 (EGT) 限度まで十分冷却するのに有効でなくてはならない。

【0011】

従って、翼形部のための改良された冷却装置を備えるガスタービンエンジンを提供することが望まれている。

40

【0012】

【課題を解決するための手段】

タービンは作動中に高温燃焼ガスを順次受ける3列の翼形部を含む。第3列翼形部は、第1列翼形部に対して円周方向に沿って時計方向にずらされ、運転されているガスタービンエンジンの最高温度作動状態の間に第1列翼形部から放出される比較的冷たい後流で第3列翼形部を浸す。従って、第3列翼形部は、燃焼ガスの最高温度を回避し、これを冷却する必要性を減少させる。

【0013】

【発明の実施の形態】

本発明を、好ましい例示的な実施形態により、その更なる目的及び利点と共に、添付図面

50

に関連してなされる以下の詳細な記載において、さらに具体的に説明する。

【 0 0 1 4 】

図 1 には、飛行中の航空機に動力を供給するように構成されたターボファンガスタービンエンジン 1 0 の一部が図示されている。エンジンは、長手方向すなわち軸方向中心軸線の周りに軸対称であり、連続した流体連通状態でファン（図示せず）、その後方の部品である多段軸流圧縮機 1 2、環状燃焼器 1 4、2 段高压タービン 1 6、及び多段低压タービン（図示せず）を含む。

【 0 0 1 5 】

作動中に、空気 1 8 は圧縮機内で加圧され、燃焼器内で燃料と混合され、高温の燃焼ガス 2 0 を発生し、高温燃焼ガス 2 0 は高压及び低压タービンを通して下流へ流れ、高压及び
10 低压タービンは燃焼ガスからエネルギーを抽出する。高压タービンは圧縮機に動力を供給し、低压タービンは通常の形状のファンに動力を供給し、離陸から巡航、降下及び着陸まで、飛行中の航空機を推進する。

【 0 0 1 6 】

図 1 及び図 2 に示すように、高压タービン 1 6 は、互いに軸方向に直列に配置された 4 列の翼形部 2 2、2 4、2 6、2 8 を有する 2 段に構成され、これらを順次通して燃焼ガス 2 0 を流し、翼形部列は、燃焼ガス 2 0 からエネルギーを抽出する。

【 0 0 1 7 】

翼形部 2 2 は、互いに円周方向に間隔を置いて配設され、外側及び内側バンド 3 0、3 2 の間で半径方向に延びる第 1 段ステータベーンとして構成されて、燃焼器からの燃焼ガス
20 2 0 を最初に受ける。

【 0 0 1 8 】

翼形部 2 4 は、第 1 支持ディスク 3 4 の周辺部から半径方向外方に延び、第 1 段ベーン翼形部 2 2 から燃焼ガスを受ける第 1 段タービンロータブレードとして構成され、作動中にエネルギーを抽出しディスクを回転させる。

【 0 0 1 9 】

翼形部 2 6 は、支持外側及び内側バンド 3 6、3 8 の間で半径方向に延びる第 2 段ノズルベーンとして構成され、第 1 段ブレード翼形部 2 4 から燃焼ガスを直接受ける。

【 0 0 2 0 】

また、翼形部 2 8 は、第 2 支持ディスク 4 0 から半径方向外方に延び、第 2 段ベーン翼形部 2 6 から燃焼ガスを直接受ける第 2 段タービンロータブレードとして構成され、燃焼ガスから更にエネルギーを抽出しディスク 4 0 を回転させる。
30

【 0 0 2 1 】

作動中にタービン翼形部 2 2 ~ 2 8 は高温燃焼ガス 2 0 に浸されるので、それらは一般的に通常の方法で冷却される。例えば、4 列の翼形部は、中空であり、その内部に多様な内部冷却形状を備えることができる。圧縮空気 1 8 の一部は、圧縮機から分流され、幾つかの翼形部の中を流れてそれを内部冷却する冷却空気として使用される。

【 0 0 2 2 】

4 列の翼形部はまた、一般的にその対向する正圧側壁と負圧側壁を貫通した幾多の孔すなわち開口 4 2 を有しており、使用済みの冷却空気はこれらの開口を通して燃焼ガス流路内
40 へ放出される。これらの開口は、通常のフィルム冷却孔又は後縁孔の列として構成することができ、あるいは通常の方式で各翼形部の側壁の一方もしくは両方に設けることができる。

【 0 0 2 3 】

このようにして、各翼形部の内部からの使用済み冷却空気は、幾多の開口を介して放出され、翼形部の外部表面上に冷却空気の保護フィルムを形成して、高温燃焼ガスから更に翼形部を保護する。

【 0 0 2 4 】

図 1 示すエンジン 1 0 は、例示的な実施形態においては、飛行中の航空機に動力を供給するためのターボファンエンジンとして構成され、従って、アイドリングから離陸、巡航、
50

降下及び着陸と様々に変わる作動状態又は出力で運転される。従って、運転中に発生する燃焼ガス 20 の最高温度もエンジンの様々な作動状態に応じて経時的に変化する。

【0025】

更に、作動中に燃焼器 14 から放出される燃焼ガス 20 の空間的な温度分布は、周知のプロフィール及びパターン係数によって表されるように、円周方向及び半径方向の両方向において変化する。

【0026】

図 2 に示す第 1 段ベーン 22 は、下流の第 1 段ブレード 24 の間に燃焼ガスを流すように構成され、これらのブレードは燃焼ガスからエネルギーを抽出する。図 3 は、燃焼ガス 20 の例示的な全相対温度プロフィールすなわち分布を示し、この全相対温度分布は、各ベーン間通路内で半径方向及び円周方向の両方向において変化している。この例示的な温度分布は、最新の 3 次元数値計算方程式を用いて従来方法で解析的に求めることができる。図 3 は、燃焼ガスの比較的熱い (H) から比較的冷たい (C) までの異なる温度の等温線を示す。

【0027】

図 4 は、燃焼ガス 20 が 4 列の翼形部 22 ~ 28 にわたって段間を流れる時の、燃焼ガスの軸方向の流路を概略的に示す。燃焼ガス 20 は各段において、必然的に翼形部間を流れるので、個々の翼形部自体は燃焼ガスの流れを円周方向に遮り、従って個々の翼形部のそれぞれの後縁から対応する後流 44 を発生させる。

【0028】

後流 44 は、主燃焼ガス流の連続性における局所的なインターラプションであって、主燃焼ガス流に局所的な乱流を発生させる。また、後流は、隣接翼形部間の燃焼ガス流よりも識別可能なほど低い運動量 (Momentum) を持つ。タービンの場合には、後流 44 は、下記の 2 つの理由により周囲の燃焼ガス流よりも冷たい。

【0029】

基本的に、タービンは燃焼ガスからエネルギーを抽出するので、その平均温度を低下させる。下流のベーン及びブレードの翼形部は、周囲の燃焼ガスに対して作用するよりも、その直ぐ上流の翼形部からの低運動量の後流流体に対して一層大きく作用し、従って燃焼ガス後流自体の温度を低下させる。このことは、図 2 に示す高圧タービンにおいても、また、図示しない低圧タービンにおいても起きる。

【0030】

図 2 に示す高圧タービンの場合、個々の翼形部は内部冷却を行われており、使用済み冷却空気 18 は幾多の開口 42 を介して燃焼ガス流路内へ放出される。使用済み冷却空気は、このように翼形部の外部表面に沿って流れ、その後縁から形成されている後流 44 中に直接放出される。それ故に、後流は、これに使用済み冷却空気が導入されることによって一層冷却される。

【0031】

本発明では、この特性を利用して、ブレード又はベーン列と同一の相対運動系内にある対応する上流翼形部列からの比較的冷たい後流で、タービンのロータブレード又はノズルベーンを浸すことによって、それらの温度を低下させる。ノズルに関して言えば、上流ノズルは、ロータブレード列を介在させて、対応する下流ノズルと円周方向に整合されているか、もしくは時計方向にずらされている。ロータに関して言えば、上流ブレード列は、その間にノズルを介在させて、対応する下流ブレード列と円周方向に整合されているか、もしくは時計方向にずらされている。

【0032】

すなわち、翼形部 26、28 は、翼形部 22、24 に対して円周方向に沿って時計方向にずらされ、出力運転されているガスタービンエンジンの最高温度作動状態の間に、翼形部 22、24 から放出される比較的冷たい後流 44 が翼形部 26、28 を浸す。従って、翼形部 26、28 は燃焼ガスの最高温度を回避し、その冷却要求が減少される。

【0033】

10

20

30

40

50

このように、図 4 に示す比較的冷たい後流 4 4 を使用して、対応する下流列翼形部を選択的に浸し、例えば図 5 及び図 6 に示すような下流列翼形部が受ける温度を低下させることができる。

【 0 0 3 4 】

図 5 は、図 4 に示す第 2 段ブレード 2 8 の圧力側の全相対温度のプロフィールすなわち分布を示し、図 6 は、その負圧側の対応する全相対温度分布を示す。温度分布の等温線は比較的冷たい (C) から比較的暖かい又は熱い (H) まで変化する。

【 0 0 3 5 】

対応するロータブレード又はノズルベーン列を適当に時計方向にずらすことにより、冷たい後流 4 4 は対応する下流列翼形部を浸すように規制され、これらの翼形部が受ける温度は低下され、エンジン作動中に生じる応力を減少させることができる。

10

【 0 0 3 6 】

図 7 は、本発明の好ましい実施形態による図 1 及び図 2 に示す高圧タービン 1 6 の例示的な冷却方法を示す流れ図である。本発明は、同一の相対運動系内にあるタービンブレード又はノズルベーンに対して実施できるので、この流れ図は、図 4 に示す例示的なタービン構成に組み合わせて全体的に示されており、両者の基本構成を表している。

【 0 0 3 7 】

タービンノズルに適用する場合には、3 連のタービン翼形部列は、第 1 段ベーン 2 2 及びブレード 2 4 と、第 2 段ベーン 2 6 とを含む。

また、タービンロータに適用する場合には、3 連のタービン翼形部列は、第 1 段タービンブレード 2 4 と、第 2 段ベーン 2 6 及びブレード 2 8 とを含む。

20

【 0 0 3 8 】

両方の適用例において、第 3 列のタービン翼形部すなわちベーン 2 6 又はブレード 2 8 は、その間に翼形部列を介在させて、対応する第 1 列翼形部、すなわち第 1 段ベーン 2 2 又は第 1 段ブレード 2 4 に対して選択的に円周方向に沿って時計方向にずらすことによって冷却される。

【 0 0 3 9 】

この冷却方法は、最初にエンジンの最高温度作動状態を選択し、3 つの列の翼形部列を通して順次流れる最高温度の燃焼ガスを発生させることによって実施される。また、第 2 段ブレード 2 8 のような第 3 列翼形部は、第 1 段ブレード 2 4 のような対応する第 1 列翼形部に対して対応して円周方向に整合されあるいは円周方向に沿って時計方向にずらされており、第 1 列翼形部から放出される比較的冷たい後流 4 4 で第 3 列翼形部を浸し、第 3 列翼形部を冷却する。上流列の後縁を下流列の前縁に対して同一円周方向において対応して整合させるために、上流第 1 列のブレード数は下流第 3 列と同一か、あるいは、その整数比であるべきである。

30

【 0 0 4 0 】

図 4 に示すように、個々の列に含まれる翼形部は、各列における翼形部間のピッチとして表現される等しい間隔で、各列において互いに円周方向に間隔を置いて配設される。この周ピッチは、翼形部の前縁から後縁まで同一である。対応する翼形部列間での円周方向に沿う時計方向のずれは、上流翼形部の後縁から下流翼形部の前縁までの円周方向の間隔 S によって表される。ずれ即ち間隔 S は下流翼形部ピッチのパーセンテージで表すことができ、その場合、0 % 及び 1 0 0 % は対応する後縁と前縁との間に円周方向の間隔が無いことを示し、5 0 % ピッチ間隔は、上流翼形部の後縁が下流翼形部の前縁間の円周方向中間位置に整合していることを示す。

40

【 0 0 4 1 】

図 1 に示す第 1 及び第 2 ロータ段の場合、それらロータ段間の円周方向に沿う時計方向のずれは、それらの間を連結する連結シャフト 4 6 のボルト孔と保持ボルトとの対応する割り出しによって達成される。図 1 に示す 2 つのノズル段の場合は、それらノズル間の対応する円周方向の割り出しは、第 1 段ベーン 2 2 に対するそれらの支持ケース内における第 2 段ベーン 2 6 の円周方向の位置決めによって達成される。翼形部を適切に時計方向にず

50

らすために、あらゆる従来の形式のディスク間、あるいはペーン間取付を利用することができ、別の例を挙げると、ロータディスクのスプライン継手がある。

【 0 0 4 2 】

幾多のタービン段を通して流れる燃焼ガスは、対応する翼形部を加熱するので、翼形部はその上に生じる温度分布の変化によって熱的に引き起こされる応力を受ける。この熱応力は、翼形部に作用する圧力荷重による応力、また、作動中にロータブレードが回転する時に生じる遠心力に、さらに追加される。

【 0 0 4 3 】

従って、24、28又は22、26のような第1列及び第3列翼形部もまた、最高温度作動状態で時計方向にずらされ、燃焼ガスからの熱応力を受ける第3列翼形部内の応力を減少させることが好ましい。それ故、第3列翼形部を、最高温度作動状態の間に冷たい後流に浸すことにより冷却するばかりでなく、時計方向にずらすことを用いて、それらの翼形部を選択的に冷却し、翼形部内の熱勾配を減少させて翼形部に望まれるように応力を低減させることができる。

【 0 0 4 4 】

図7は、タービンの最初の設計において翼形部列の望ましい時計方向のずれを決定する例示的な方法を示す。時計方向のずれは、冷たい後流44を翼形部の第1列から第3列まで解析的に追跡することによって決定することができる。これは、関連したタービン段を順次通って流れる燃焼ガスの非常に複雑な流れ領域分析を行うことができる好適な3次元計算ソフトを備えたデジタル式プログラム可能コンピュータ48で達成することができる。これらの解析的な分析には、周知の非定常分析(Unsteady Analysis)、平均流量重量追跡(Mean-flow Weight Tracking)、あるいは平均通路アプローチ(Average Passage Approach)を含むことができる。

【 0 0 4 5 】

次いで第3列翼形部は、初期位置において解析的に時計方向にずらされ、その両側面上における対応する表面温度分布が評価される。図5及び図6は、比較的冷たい後流と比較的熱い燃焼ガスによる第2段ブレード28の対向する2つの側面上における全相対温度の例示的な分布を示す。この温度分布は、通常の3次元ナビエ-ストロークス(3-D Navier-Stokes)計算解法を用いて解析的に求めることができる。

【 0 0 4 6 】

0%から100%までの翼形部ピッチ整合の時計方向のずれ位置の全域をカバーするために、この分析プロセスは、第1及び第3翼形部列間の複数の異なる時計方向のずれ位置に関して繰り返される。

【 0 0 4 7 】

タービン段を解析的に評価する目的は、図3に示すノズルのような上流翼形部間通路から放出される燃焼ガスのホットスポットが形成されないように、下流列翼形部を位置付けるためである。

【 0 0 4 8 】

第1及び第3翼形部列間の広範に解析された種々の時計方向のずれ位置を用いて、第3列翼形部上に生じる温度プロファイルを評価することができる。

2つの列のタービンブレード24、28を好ましい状態で時計方向にずらすことは、回転時においても互いに対する位置は変わらないロータ同士の間で解析的に追跡された後流の相対的全温度を計算することによって達成される。冷たい後流44は上流ロータブレード24の後縁から流れ出て、次に完全に固定しているフレームに対しては静止しているがタービンブレードに対しては相対的に移動している第2段ノズルペーン26によって曲げられる。

【 0 0 4 9 】

ガスがノズルペーンによって曲げられる時、相対的全温度は低下し、後流流体温度は更に低下する。第2段ノズルペーン26を通る実際の物理学的現象は、後流が断ち切れ捻じ曲げられた状態の、非定常状態である。しかし、ロータブレードを基準にした系において

10

20

30

40

50

は、図 4 に破線で示すように時間平均効果により後流 4 6 は曲げられ、後流は、第 2 段ブレード 2 8 に向かって流れる時、下流方向に拡散する。

【 0 0 5 0 】

第 1 及び第 2 段ノズルペーン 2 2、2 6 を互いに対して時計方向にずらすために、対応する後流が解析的に追跡される時に相対的全温度ではなく絶対的全温度が求められることを除けば、実質的に上記と同じ解析手順が用いられる。

【 0 0 5 1 】

上に述べたように、冷却空気 1 8 を通すために、第 1 列翼形部、例えば、2 2 又は 2 4 は中空である。これらの翼形部はまた、最高温度作動状態の間に対応する後流 4 4 内へ冷却空気を放出するための出口開口 4 2 を備える。

【 0 0 5 2 】

このようにして、上流列翼形部から放出される使用済み冷却空気 1 8 の導入により、対応する後流 4 4 は更に冷却され、下流列翼形部に対する後流の冷却効果は更に増大する。

【 0 0 5 3 】

図 5 及び図 6 は、第 1 及び第 3 列翼形部の特定の時計方向のずれに対応する幾つかの温度分布の 1 つを示す。この時計方向のずれは、下流の第 3 列翼形部、例えば第 2 段ブレード 2 8 の約 4 0 % ピッチ位置であり、ここでは第 1 及び第 3 列翼形部 2 4、2 8 は、例えばその半径方向外側先端におけるような翼形部の外部表面上の所定の部位において局所的に第 3 列翼形部 2 8 を冷却するように特別に時計方向にずらされている。

図 5 及び図 6 に示す複雑な等温線は、時計方向のずれ位置が変わるにつれて変化し、後流 4 4 の冷却効果も変化する。従って、第 1 及び第 3 列翼形部は、第 3 列翼形部 2 8 の半径方向の翼長に沿った所定の高さ H において第 3 列翼形部を局所的に冷却するように、選択的に時計方向にずらされることができる。もし望むならば、この翼長方向の位置はブレード先端付近とすることができるし、あるいは、冷たい後流が冷却できる範囲内であればいずれの翼長方向位置とすることもできる。

【 0 0 5 4 】

もしくは、第 1 及び第 3 列翼形部 2 4、2 8 は、局所的な部位のみの温度を低下させることに代えて、その平均温度を低下させるように第 3 列翼形部 2 8 を冷却するように時計方向にずらされることができる。

【 0 0 5 5 】

約 5 0 % の時計方向のずれ位置でタービン効率は最小になるので、タービン効率を最大にするためには第 1 及び第 3 列タービンロータブレードは 0 % ピッチ付近に時計方向にずらされるのが良いことが従来から知られている。しかしながら、タービン効率を最大にするように時計方向にずらすことは、総合効率を最大にするためには、航空機エンジンにおける巡航運転のようなエンジンの最長持続時間作動状態で行われる。

【 0 0 5 6 】

これとは対照的に、上述したような第 1 及び第 3 列翼形部は、本発明により、一般的に比較的短い持続時間であり、航空機用ガスタービンエンジンの離陸時の出力運転に対応する最高温度作動状態で時計方向にずらされる。下流の第 3 列翼形部の十分な冷却は、第 1 及び第 3 列翼形部を特別に時計方向にずらすことによって得ることができ、これは一般的にはタービン効率が最高温度作動状態での最大タービン効率よりも小さくなるような設定に対応する。従って、離陸時において効率は犠牲にされるが、下流列翼形部を冷却しその耐久性と寿命を改善するという実質的な利点を得ることができる。

【 0 0 5 7 】

一般的な軍用ガスタービンエンジンにとっての最高温度作動状態は、アフタバーナの作動させる離陸出力時に生じる。従って、軍用エンジンにおいては、第 1 及び第 3 列翼形部はこの最高温度作動状態で時計方向にずらされ、第 3 列翼形部の冷却を更に高めることができる。

【 0 0 5 8 】

図 7 には、例えば新品エンジンに対する本発明の実施形態における離陸作動状態が概略的

10

20

30

40

50

に示してある。図 1 に示す航空機用エンジン 10 の構成部品に匹敵する部品を備えた陸上用ガスタービンエンジン 10b について言えば、エンジンがそれに接続された発電機を駆動するために使用されている場合であれば、エンジンが最高温度作動状態になるのは暑い日中のピーク出力発電時である。

【0059】

本発明の特別な利点は、一般的には何千時間という形で表されるエンジンの期待寿命の相当な部分を実用に費やした中古エンジン 10c の翼形部冷却を改善するためにも使用できるということである。エンジンが損耗すると、その性能が劣化するから、エンジンを新品エンジンで通常使用されるよりも高温の燃焼ガスで作動させ、追加の出力を発生させエンジンの最小定格出力を確保しなければならない。従って、この一層高温の燃焼ガスは、新品エンジンにおけるよりも大きな熱を中古エンジンのタービン翼形部に与える。

10

【0060】

更に、タービンが劣化するにつれて、タービンを通過する燃焼ガスの流路が変化する。従って、本発明は、エンジンがまだ新しかった時とは異なる中古エンジンにおける最高温度作動状態に合わせて、第 1 及び第 3 列翼形部を本来的に時計方向にずらすために用いることができる。

【0061】

このようにエンジンがその耐用期間中に損耗されるにつれて、下流列翼形部を選択的に冷却するように冷たい後流の流路も変化させ、さもなければ、エンジンの性能低下を補償するために燃焼ガスの温度が上昇させていたであろう下流列翼形部の温度を低下させる。

20

【0062】

従って、エンジンが劣化し、燃焼ガス温度の上昇がエンジンに必要であるにもかかわらず、エンジンの最小定格出力における有効な冷却を確保するように、冷却効果を最大にするために、下流列翼形部を冷たい後流 44 で浸して冷却する利点を用いることが、エンジンの寿命期間中において後延ばしにされることができる。

【0063】

本発明を用いることによって、上流列翼形部からの比較的冷たい後流に曝される下流列翼形部は、今や、それらの上を流れる燃焼ガスの最高温度ではなく、選択的に整合させた冷却後流に因る一層低い温度に合わせて設計できる。翼形部を通過する同量の冷却空気流によって、翼形部の冷却を一層高めることができる。あるいは、必要な冷却空気流量を減少させ、エンジン効率を更に増大させることができる。

30

【0064】

後者の実施形態における、より少ない冷却空気を使用してエンジン性能を増大させることを利用して、それらの公称ピッチでの時計方向のずれから 2 つの翼形部列を更に時計方向にずらしたことに起因するタービン効率の如何なる低下も相殺することができる。また、時計方向にずらすことは、エンジンの最高温度作動状態で行われるので、その作動状態は一般的に短い持続時間であり、従って作動効率の如何なる低下もそれに応じて持続時間が短いものとなる。

【0065】

本明細書では本発明の好ましい例示的な実施形態と考えられるものを記載したが、当業者には本発明のその他の変更形態が本明細書の教示から明らかであり、それ故、本発明の技術思想及び技術的範囲内に含まれる全ての変更形態は、添付の特許請求の範囲において保護されることを望む。

40

【図面の簡単な説明】

【図 1】 本発明の好ましい実施形態によるタービンを含む例示的な航空機用ガスタービンエンジンの一部の軸方向断面図。

【図 2】 図 1 に示す 2 段高圧タービンの一部の斜視図。

【図 3】 そこを流れる燃焼ガスの例示的な全相対温度プロファイルを示す、線 3 - 3 による図 2 に示す第 1 段タービンノズルの一部の端面図。

【図 4】 線 4 - 4 による図 2 に示す 2 段タービンの例示的なペーン及びブレード翼形部

50

の平面図。

【図 5】 ロータブレード上の例示的な全相対温度分布を示す、線 5 - 5 による図 4 に示すロータブレードの圧力側の図。

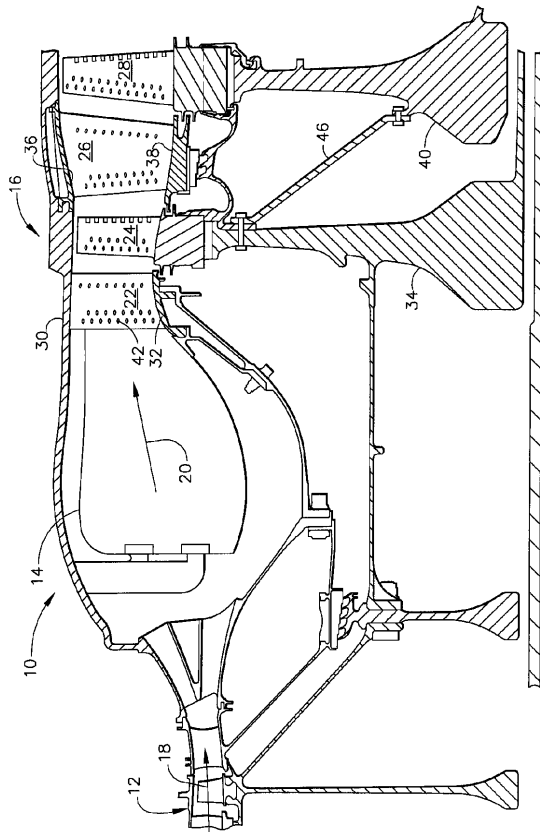
【図 6】 ロータブレード上の全相対温度分布を示す、線 6 - 6 による図 4 に示すロータブレードの負圧側の図。

【図 7】 本発明の好ましい実施形態による第 3 の翼形部列を冷却する方法を示す流れ図。

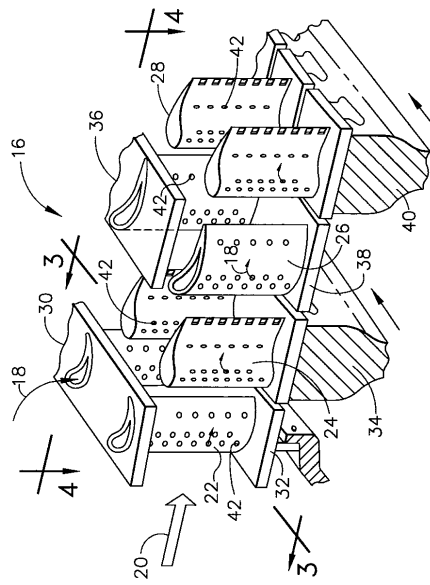
【符号の説明】

1 0	ガスタービンエンジン	
1 2	多段軸流圧縮機	10
1 4	環状燃焼器	
1 6	2 段高压タービン	
1 8	圧縮空気	
2 0	燃焼ガス	
2 2	第 1 段ステータノズルベーン	
2 4	第 1 段ロータブレード	
2 6	第 2 段ステータノズルベーン	
2 8	第 2 段ロータブレード	
3 0	外側バンド	
3 2	内側バンド	20
3 4	第 1 支持ディスク	
3 6	支持外側バンド	
3 8	支持内側バンド	
4 0	第 2 支持ディスク	
4 2	開口	
4 4	後流	
4 6	連結シャフト	

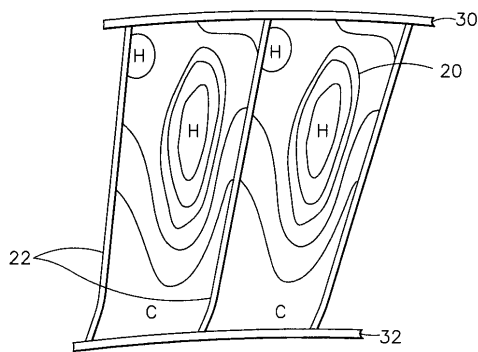
【図 1】



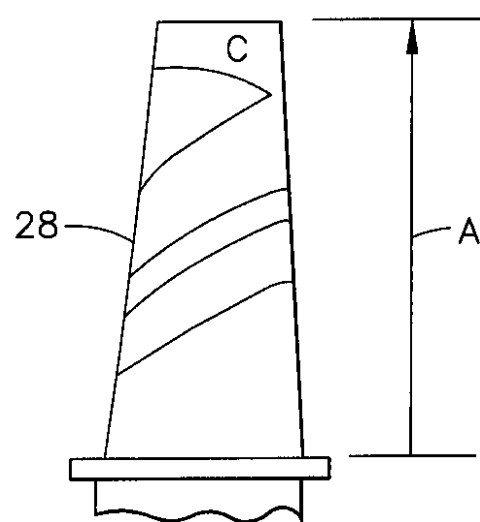
【図 2】



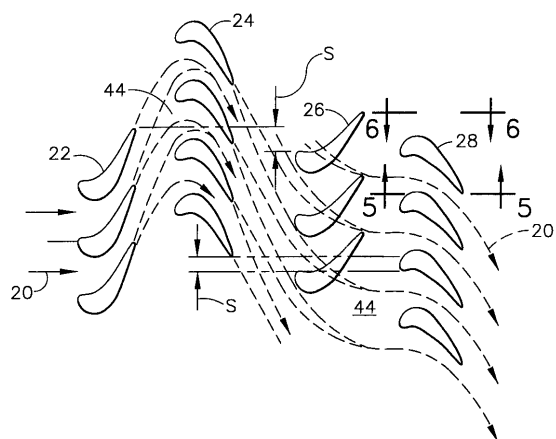
【図 3】



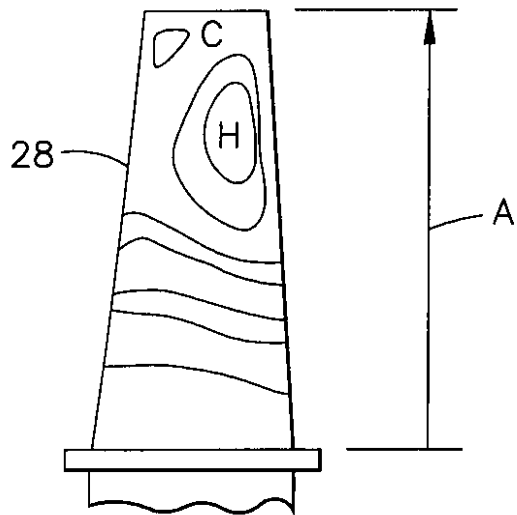
【図 5】



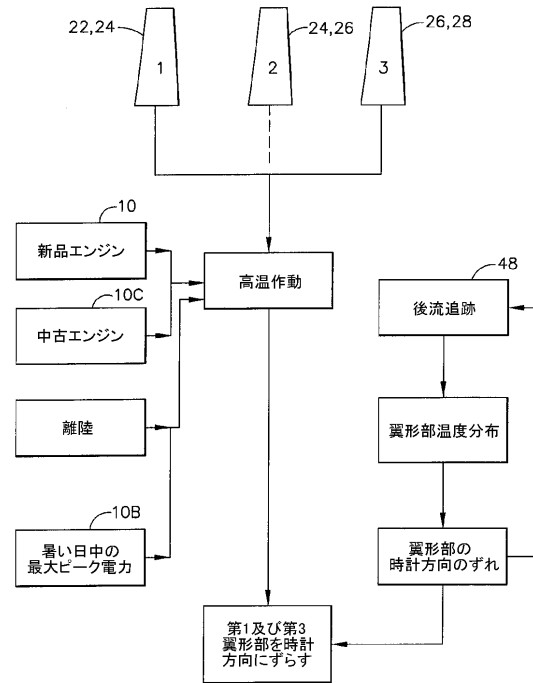
【図 4】



【図 6】



【図 7】



フロントページの続き

(56)参考文献 特表平 0 9 - 5 1 2 3 2 0 (J P , A)
特開昭 5 4 - 1 1 4 6 1 8 (J P , A)
特開平 0 4 - 2 8 4 1 0 1 (J P , A)

(58)調査した分野(Int.Cl. , D B 名)

F01D 5/12

F01D 5/18

F01D 5/34

F02C 7/18