

(19) 日本国特許庁 (JP)

(12) 特 許 公 報 (B2)

(11) 特許番号

特許第4658471号
(P4658471)

(45) 発行日 平成23年3月23日 (2011.3.23)

(24) 登録日 平成23年1月7日 (2011.1.7)

(51) Int. Cl. F I
F 2 3 R 3/14 (2006.01) F 2 3 R 3/14
F 2 3 R 3/18 (2006.01) F 2 3 R 3/18

請求項の数 10 (全 11 頁)

(21) 出願番号	特願2003-401025 (P2003-401025)	(73) 特許権者	390041542
(22) 出願日	平成15年12月1日 (2003.12.1)		ゼネラル・エレクトリック・カンパニー
(65) 公開番号	特開2004-184072 (P2004-184072A)		GENERAL ELECTRIC COMPANY
(43) 公開日	平成16年7月2日 (2004.7.2)		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18年12月1日 (2006.12.1)		
(31) 優先権主張番号	10/308,711	(74) 代理人	100137545
(32) 優先日	平成14年12月3日 (2002.12.3)		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	100106541
			弁理士 伊藤 信和
		(72) 発明者	ジョン・ディー・ビブラー
			アメリカ合衆国、アリゾナ州、ツーソン、ノース・カミノ・アグリオス、1773番
			最終頁に続く

(54) 【発明の名称】 ガスタービンエンジンの燃焼器エミッションを減少させる方法及び装置

(57) 【特許請求の範囲】

【請求項 1】

ガスタービンエンジン燃焼器 (1 6) 用のミキサ組立体 (4 1) であって、
 流体を通して燃焼室 (3 0) に流すパイロットミキサ (4 2) と、
 前記パイロットミキサ (4 2) に対して同心に位置合わせされると共に該パイロットミキサ (4 2) の周りを周方向に延び、流体を通して燃焼室 (3 0) に流す主ミキサ (4 4)と、
 流体の流れを通過させて前記主ミキサ (4 4)内に導くエアスワラ (1 4 0) と、
 前記エアスワラから下流に延びるドームプレート (8 0) と、
 前記エアスワラ及び前記ドームプレートの少なくとも1つから下流に延びる熱シールド (1 8 0) と、
 を含み、
 前記熱シールドは、下流側 (1 8 8) 及び上流側 (1 8 6) を含み、前記熱シールド (1 8 0) は、前記主ミキサ (4 4)の少なくとも一部を形成し、
 前記主ミキサ (4 4)及び前記ドームプレートの少なくとも1つは、前記熱シールドの少なくとも一部にインピンジメント冷却を施すための冷却用流体を受けるように構成された少なくとも1つの冷却開口部 (1 5 0) を含み、
 前記熱シールドは、前記下流側 (1 8 8) と上流側 (1 8 6) との間に、前記インピンジメント冷却に使われた冷却流体を前記主ミキサ (4 4)に吐出する開口部 (1 9 4) を含む

10

20

ことを特徴とするミキサ組立体（４１）。

【請求項２】

前記熱シールドの少なくとも１つの開口部（１９４）は、流体が前記スワラ（１４０）から吐出される方向と平行な方向に該開口部（１９４）から流体を吐出するように構成されていることを特徴とする、請求項１に記載のミキサ組立体（４１）。

【請求項３】

前記主ミキサ（４４）と前記パイロットミキサ（４２）との間に延びる環状のセンタボデー（４３）を更に備え、

前記センタボデーは、パイロットミキサの下流に対称軸線（５２）を有するパイロットチャンバ（５０）を形成し、

前記熱シールドの前記少なくとも１つの開口部（１９４）は、前記対称軸線（５２）に垂直に該開口部（１９４）から流体を吐出するように構成されていることを特徴とする、請求項１又は２に記載のミキサ組立体（４１）。

【請求項４】

前記熱シールドの少なくとも１つの開口部（１９４）は、該開口部（１９４）を通して流れる流体を、前記主ミキサ（４４）中に吐出する前に加速するように構成されていることを特徴とする、請求項１乃至３のいずれか１項に記載のミキサ組立体（４１）。

【請求項５】

前記熱シールド（１８０）は、締結具又はろう付けにより前記ドームプレート（４０）に結合されていることを特徴とする、請求項２に記載のミキサ組立体（４１）。

【請求項６】

ミキサ組立体（４１）と燃焼室（３０）とを含むガスタービンエンジン燃焼器（１６）であって、

前記ミキサ組立体は、流体を通して燃焼室（３０）に流すパイロットミキサ（４２）と、該パイロットミキサ（４２）に対して同心に位置合わせされると共に該パイロットミキサ（４２）の周りを周方向に延び、流体を通して燃焼室（３０）に流す主ミキサ（４４）と、ドームプレート（４０）と、熱シールド（１８０）とを含み、

前記主ミキサ（４４）は、流体の流れを通過させて該主ミキサ（４４）内に導くためのエアスワラ（１４０）を含み、

前記ドームプレートは、前記エアスワラから下流に延びており、

前記熱シールドは、前記エアスワラ及び前記ドームプレートの少なくとも１つから下流に延びて前記主ミキサ（４４）の少なくとも一部を形成し、かつ下流側（１８８）及び上流側（１８６）を含み、

前記下流側は、前記燃焼室と前記上流側との間に位置し、

前記主ミキサ（４４）及び前記ドームプレートの少なくとも１つは、それを貫通して、前記熱シールドの少なくとも一部にインピンジメント冷却を施すための冷却用流体を吐出する少なくとも１つの開口部（１５０）を含み、

前記熱シールドは、前記下流側（１８８）と上流側（１８６）との間に、前記インピンジメント冷却に使われた冷却流体を前記主ミキサ（４４）に吐出する開口部（１９４）を含むことを特徴とするガスタービンエンジン燃焼器（１６）。

【請求項７】

前記ミキサ組立体の熱シールド（１８０）は、締結具及びろう付けの少なくとも１つにより、前記ドームプレート（４０）に結合されていることを特徴とする、請求項６に記載のガスタービンエンジン燃焼器（１６）。

【請求項８】

前記熱シールドの少なくとも１つの開口部（１９４）は、流体が前記スワラ（１４０）から吐出される方向と平行な方向に該開口部（１９４）から流体を吐出するように構成されていることを特徴とする、請求項６又は７に記載のガスタービンエンジン燃焼器（１６）。

【請求項９】

10

20

30

40

50

前記主ミキサ（４４）と前記パイロットミキサとの間に延びる環状のセンタボデー（４３）を更に備え、

前記センタボデーは、パイロットミキサの下流に対称軸線（５２）を有するパイロットチャンバ（５０）を形成し、

前記熱シールドの前記少なくとも１つの開口部（１９４）は、前記対称軸線（５２）に垂直に該開口部（１９４）から流体を吐出するように構成されていることを特徴とする、請求項６乃至８のいずれか１項に記載のガスタービンエンジン燃焼器（１６）。

【請求項１０】

前記熱シールドの少なくとも１つの開口部（１９４）は、該開口部を通して流れる流体を、前記主ミキサ（４４）中に吐出する前に加速するように構成されていることを特徴とする、請求項６乃至９のいずれか１項に記載のガスタービンエンジン燃焼器（１６）。

【発明の詳細な説明】

【技術分野】

【０００１】

本出願は、一般的に燃焼器に関し、より具体的には、ガスタービン燃焼器に関する。

【背景技術】

【０００２】

世界的な大気汚染問題により、国内的にも国際的にもより厳しい排出基準が導入される結果となった。産業用航空エンジンによる汚染物質エミッションは、窒素酸化物（ NO_x ）、未燃炭化水素（ HC ）、及び一酸化炭素（ CO ）のエミッションを規制する環境保護局（ EPA ）基準の対象となる。一般的に、エンジンエミッションは、高い火炎温度のために形成されるもの（ NO_x ）と、燃料・空気の反応を完全には行うことができない低い火炎温度のために生成されるもの（ HC 及び CO ）との２つの部類に分かれる。

【０００３】

少なくとも一部の公知のガスタービン燃焼器は、１０個乃至３０個のミキサを含み、これらミキサにより、高速空気をディーゼル燃料のような液体燃料、又は天然ガスのようなガス燃料と混合する。これらのミキサは、通常、スワーラの中心部に設置された単一の燃料インジェクタから構成され、該スワーラが、流入空気を旋回させて火炎安定性及び混合を向上させる。燃料インジェクタ及びミキサの両方共が燃焼器ドームに設置される。

【発明の開示】

【発明が解決しようとする課題】

【０００４】

燃焼器は、ミキサ組立体とドーム組立体の保護を可能にする熱シールドとを含む。熱シールドは、空気をドームに最も近い側に衝突させることにより冷却を施されて、該熱シールドの作動温度が所定の限界値内に確実に保たれるようにする。使用済みインピンジメント冷却用空気は、ミキサ組立体の下流の燃焼室に導入される。しかしながら、使用済みインピンジメント冷却用空気がミキサ組立体の下流に導かれるため、使用済み冷却用空気は、火炎前面に入る前に効果的に燃料と混合せず、従って、 NO_x エミッションに悪影響を及ぼす可能性がある。

【課題を解決するための手段】

【０００５】

１つの態様において、燃焼器を含むガスタービンエンジンを運転する方法が提供される。燃焼器は、少なくとも１つのプレミキサ組立体と、ドームプレートと、熱シールド組立体とを備える。この方法は、高い圧力源からエアスワーラを通してプレミキサ内に流体を吐出する段階を含む。冷却用空気は、ドームプレート及びプレミキサ組立体の少なくとも１つを通して吐出されて、熱シールド組立体にインピンジメント冷却を施す。

【０００６】

本発明の別の態様において、ガスタービンエンジン燃焼器用のミキサ組立体が提供される。ミキサ組立体は、空気流を混合室内に導くためのエアスワーラを含むプレミキサを備える。ミキサ組立体は、プレミキサ及びドームプレートから下流に延びる熱シールド組立

10

20

30

40

50

体を備えた状態で燃焼器内に設置される。熱シールドは、下流側及び上流側を備える。ドームプレートは、熱シールドの少なくとも一部にインピンジメント冷却を施すための冷却用空気を吐出するように構成された開口部を備える。

【 0 0 0 7 】

更に別の態様において、ミキサ組立体と燃焼室とを備えたガスタービンエンジン燃焼器が提供される。ミキサ組立体は、空気流を混合室内に導くためのエアスワアラを含むプレミキサを備える。ミキサ組立体は、プレミキサ及びドームプレートから下流に延びる熱シールド組立体を備えた状態で燃焼器内に設置される。熱シールドは、下流側及び上流側を備える。ドームプレートは、熱シールドの少なくとも一部にインピンジメント冷却を施すための冷却用空気を吐出するように構成された開口部を備える。

10

【 発明を実施するための最良の形態 】

【 0 0 0 8 】

図 1 は、低圧圧縮機 1 2、高圧圧縮機 1 4、及び燃焼器 1 6 を含むガスタービンエンジン 1 0 の概略図である。エンジン 1 0 はまた、高圧タービン 1 8 及び低圧タービン 2 0 を含む。

【 0 0 0 9 】

運転中、空気が低圧圧縮機 1 2 を通って流れ、加圧された空気は、低圧圧縮機 1 2 から高圧圧縮機 1 4 に供給される。高度に加圧された空気は、燃焼器 1 6 に送り込まれる。燃焼器 1 6 からの空気流（図 1 には示さず）は、タービン 1 8 及び 2 0 を駆動する。1つの実施形態において、ガスタービンエンジン 1 0 は、C F M international から入手可能な C F M 型エンジンである。別の実施形態において、ガスタービンエンジン 1 0 は、オハイオ州シンシナチ所在の General Electric Company から入手可能な L M 6 0 0 0 D L E 型エンジンである。

20

【 0 0 1 0 】

図 2 は、図 1 に示すエンジン 1 0 と同様の、ガスタービンエンジンに用いるための燃焼器 1 6 の断面図であり、図 3 は、区域 3 に沿った燃焼器 1 6 の部分拡大図である。燃焼器 1 6 は、環状の半径方向外側ライナ 3 2 及び半径方向内側ライナ 3 4 により形成された燃焼域すなわち燃焼室 3 0 を含む。より具体的には、外側ライナ 3 2 は燃焼室 3 0 の外側境界面を形成し、また内側ライナ 3 4 は燃焼室 3 0 の内側境界面を形成する。ライナ 3 2 及び 3 4 は、該ライナ 3 2 及び 3 4 の周りを周方向に延びる環状の燃焼器ケーシング 3 6 の半径方向内側に位置する。

30

【 0 0 1 1 】

燃焼器 1 6 はまた、それぞれ外側ライナ 3 2 及び内側ライナ 3 4 の上流に取り付けられた複数の環状ドーム 4 0 を含む。ドーム 4 0 は燃焼室 3 0 の上流端を形成し、またミキサ組立体 4 1 が、ドーム 4 0 の周りに周方向に間隔を置いて配置されて、燃料及び空気の混合気を燃焼室 3 0 に供給する。燃焼器 1 6 が 2 つの環状ドーム 4 0 を含むので、この燃焼器 1 6 は、二重式環状燃焼器（D A C）として知られている。これに代えて、燃焼器 1 6 は、単式環状燃焼器（S A C）又は三重式環状燃焼器とすることもできる。

【 0 0 1 2 】

各ミキサ組立体 4 1 は、パイロットミキサ 4 2 と、主ミキサ 4 4 と、それらの間に延びる環状のセンタボデー 4 3 とを含む。センタボデー 4 3 は、パイロットミキサ 4 2 と流れ連通しかつ該パイロットミキサ 4 2 の下流に位置するチャンバ 5 0 を形成する。チャンバ 5 0 は、対称軸線 5 2 を有しており、ほぼ円筒形の形状である。パイロットセンタボデー 5 4 は、チャンバ 5 0 内に延び、対称軸線 5 2 に対して対称的に取り付けられる。1つの実施形態において、センタボデー 5 4 は、燃料の液滴をパイロットチャンバ 5 0 内に供給するための燃料インジェクタ 5 8 を含む。

40

【 0 0 1 3 】

パイロットミキサ 4 2 はまた、1対の同心に取り付けられたスワアラ 6 0 を含む。より具体的には、例示的な実施形態において、スワアラ 6 0 は、アキシャルスワアラであり、一体に形成されたパイロット内側スワアラ 6 2 とパイロット外側スワアラ 6 4 とを含む。

50

別の形態では、内側スワラ 6 2 及び外側スワラ 6 4 は、個別の部品である。パイロット内側スワラ 6 2 は環状であり、センタボデー 5 4 の周りに周方向に配置される。パイロット外側スワラ 6 4 は、パイロット内側スワラ 6 2 とセンタボデー 4 3 の半径方向内側表面 7 8 との間に周方向に配置される。各スワラ 6 2 及び 6 4 は、複数のベーン（図示せず）を含む。ガス燃料噴射口（図示せず）が、パイロット外側スワラベーン 6 4 の後縁近傍でパイロット外側スワラベーン 6 4 に隣接して延びる表面 1 0 3 内に設置される。スワラ 6 2 及び 6 4、並びに噴射口の位置は、エンジンの低出力運転時に、所望の点火特性、リーン安定性、かつ低い一酸化炭素（CO）及び炭化水素（HC）エミッションが得られるように選択される。1つの実施形態において、パイロットスプリッタ（図示せず）が、半径方向にパイロット内側スワラ 6 2 とパイロット外側スワラ 6 4 との間に配置され、パイロット内側スワラ 6 2 及びパイロット外側スワラ 6 4 から下流に延びる。

10

【0014】

1つの実施形態において、パイロットスワラ 6 2 は、それを通して流れる空気を、パイロットスワラ 6 4 を通って流れる空気と同じ方向に旋回させる。別の実施形態において、パイロット内側スワラ 6 2 は、それを通して流れる空気を、パイロット外側スワラ 6 4 がそれを通して流れる空気を旋回させる第 2 の方向と反対方向の第 1 の方向に旋回させる。

【0015】

主ミキサ 4 4 は、センタボデー 4 3 の半径方向外側表面 1 0 0 と組み合わせさせて環状のプレミキサキャビティ 8 2 を形成する外側スロート表面 8 1 を含む。主ミキサ 4 4 は、パイロットミキサ 4 2 に対して同心に位置合わせされ、パイロットミキサ 4 2 の周りを周方向に延びる。

20

【0016】

ドームプレート 8 0 は、該ドームプレート 8 0 を貫通する複数の開口部 8 6 を含む。1つの実施形態において、開口部 8 6 は、対称軸線 5 2 の周りでほぼ周方向に延びる一連の穴である。別の実施形態において、開口部 8 6 は、対称軸線 5 2 の周りでほぼ周方向に延びる一連の溝つきスロットである。

【0017】

例示的な実施形態において、環状センタボデー 4 3 は、該センタボデーの半径方向外側表面 1 0 0 に設置された複数の噴射ポート 9 8 を含み、該噴射ポートは、センタボデー 4 3 から半径方向外向きに主ミキサキャビティ 8 2 中に燃料を噴射する。燃料噴射ポート 9 8 は、主ミキサ 4 4 内の周方向の燃料・空気の混合を促進する。例示的な実施形態において、センタボデー 4 3 は、複数列の周方向に間隔を置いて配置された噴射ポート 9 8 を含む。別の実施形態において、センタボデー 4 3 は、周方向に間隔を置いて配置された列には配列されていない複数の噴射ポート 9 8 を含む。更に別の実施形態においては、環状センタボデー 4 3 は、燃料噴射ポート 9 8 を含まない。噴射ポート 9 8 の位置は、燃料・空気の混合の度合を調整して、変化するエンジン運転状態のもとで低い窒素酸化物（NOx）エミッションを達成し、また完全燃焼を保証するように選択される。更に、噴射ポートの位置はまた、燃焼の不安定性を減少又は防止するのを促進するように選択される。

30

40

【0018】

センタボデー 4 3 は、パイロットミキサ 4 2 と主ミキサ 4 4 とを分離する。従って、パイロットミキサ 4 2 は、パイロットによる運転時に主ミキサ 4 4 から覆い隠されて、パイロットの性能の安定性及び効率を向上させると同時に、CO 及び HC エミッションを減少させることを可能にする。更に、センタボデー 4 3 は、燃焼器 1 6 中に噴射されたパイロット燃料を完全に燃焼終了させるのを促進するような形状にされる。より具体的には、センタボデー 4 3 の内側通路壁 1 0 2 は、入口部分 1 0 3 と、収束表面 1 0 4 と、後部シールド 1 0 6 とを含む。

【0019】

表面 1 0 4 は、入口部分 1 0 3 から後部シールド 1 0 6 まで延び、パイロットミキサ 4

50

2内にベンチュリスロット107を形成する。後部シールド106は、表面104と、センタボデー43の半径方向外側壁110の下流に形成された環状リップ108との間を延びる。別の実施形態において、センタボデー43はリップ108を含まない。例示的な実施形態において、リップ108は、壁110と該リップ108との間にキャビティ114が形成されるように、後部シールド106から半径方向外向きに延びる。

【0020】

スワーラ140は、ラジアル流入サイクロンスワーラであり、該スワーラからの流体の流れは、対称軸線52に向けて半径方向内向きに吐出される。別の実施形態において、スワーラ140は、コニカルスワーラである。より具体的には、例示的な実施形態において、スワーラ140は、燃料源(図示せず)に流れ連通した状態で結合され、従って、該スワーラから燃料を噴射するように構成され、そのことが、スワーラ140から半径方向内向きにまた噴射ポート98から半径方向外向きに噴射される燃料の燃料・空気の混合を向上させるのを促進する。別の実施形態において、第1のスワーラ140は、同一方向に回転又は反対方向に回転することができる旋回翼(図示せず)の複数の対に分割される。

【0021】

スワーラ140は、フェルル組立体154を介してドームプレート80の上流側145に当接して結合される。熱シールド180は、保持ナット146によりドームプレート80に結合される。保持ナット146、スペーサ160、ドームプレート80、及び熱シールド180は、スワーラ140の上流からキャビティ82まで延びる少なくとも1つの通路150を形成する。1つの実施形態において、通路150は、対称軸線52の周りでほぼ周方向に延びる一連の穴である。別の実施形態において、通路150は、対称軸線52の周りでほぼ周方向に延びる一連のスロットである。例示的な実施形態において、スワーラの通路150は、該通路150から吐出される流体が下流方向かつ半径方向内向きに向けられるように、対称軸線52に対して斜めに配置される。

【0022】

部分144内においてプレミキサキャビティ82の半径方向外側に配置されたフェルル組立体154は、上流の空気をスワーラキャビティ82からシールすることを可能にする。従って、フェルル組立体154は、キャビティ82内に流入する空気の量を制御することを可能にする。

【0023】

環状のスペーサ160が、スワーラ140に結合され、かつ該スワーラ140から下流に延びる。より具体的には、例示的な実施形態において、スペーサ160は、ほぼL形の形状であり、スワーラ140に当接して結合された半径方向内側部分162とドームプレート80の下流側166に当接して結合された半径方向外側部分164とを含み、環状の空隙170がドームプレート80とスペーサ160とにより形成されかつ境界付けられるようになる。

【0024】

スワーラの通路150は、該通路150を通して流れる流体が空隙170内に吐出されるように、該空隙170と流れ連通している。流体はその後、空隙170からスペーサ160内に形成された開口部174を通して吐出される。より具体的には、スペーサの開口部174は、スペーサ160の半径方向外側176から該スペーサ160の半径方向内側178まで延びる。1つの実施形態において、開口部174は、対称軸線52の周りでほぼ周方向に延びる一連の穴である。別の実施形態において、開口部174は、対称軸線52の周りでほぼ周方向に延びる一連のスロットである。例示的な実施形態において、スペーサ開口部174は、該開口部174から吐出される流体が下流方向かつ半径方向内向きに向けられるように、対称軸線52に対して斜めに配置される。

【0025】

熱シールド180は、スワーラ140に結合され、軸方向部分182と該軸方向部分182からほぼ垂直にかつ半径方向外向きに延びる半径方向部分184とを含む。より具体的には、軸方向部分182は、上流端186から半径方向部分184まで延び、半径方向

10

20

30

40

50

部分 184 は、軸方向部分 182 から下流端 188 まで延びる。1つの実施形態において、熱シールドの軸方向部分 182 は、それに限定するのではないが、該軸方向部分 182 内に形成されたボス 190 とスペーサ部分 162 とを貫通してスワラの下流部分 144 内に延びるねじ付き締結具(図示せず)のような機械的手段によりスワラ 140 に結合される。別の実施形態において、熱シールドの軸方向部分 182 は、ろう付けのような非機械的手段によりスワラ 140 に結合される。ボス 190 は、熱シールド 180 がスワラ 140 に結合されるとスペーサ 160 と熱シールドの軸方向部分 182 との間に空隙 192 が形成されるように、該熱シールドの軸方向部分 182 から外向きに延びる。

【0026】

熱シールドの軸方向部分 182 は、それを貫通する少なくとも 1つの開口部 194 を含む。具体的には、開口部 194 は、空隙 192 とプレミキサキャビティ 82 との間を延びる。より具体的には、開口部 194 は、該開口部 194 から吐出される流体が該開口部を通して加速され、対称軸線 52 にほぼ垂直でかつスワラ 140 からキャビティ 82 中に吐出される流体の方向にほぼ平行な方向に、プレミキサキャビティ 82 中に半径方向内向きに吐出されるように配向される。

【0027】

熱シールドの半径方向部分 184 は、下流端 188 でドームプレートの下流側 166 に結合される。より具体的には、下流端 188 は、半径方向部分 184 からほぼ垂直に延びる。従って、半径方向部分 184 がドームプレートの下流側 166 に結合されると、半径方向部分 184 の上流側表面 200 は、ドームプレートの下流側 166 から距離 202 に位置する。

【0028】

燃料供給システムが、燃料を燃焼器 16 に供給するようになっており、パイロット燃料回路及び主燃料回路を含む。パイロット燃料回路は、パイロットミキサ 42 に燃料を供給し、主燃料回路は、主ミキサ 44 に燃料を供給し、かつ燃焼器 16 内で発生する窒素酸化物エミッションを制御するために用いられる複数の独立した燃料段を含む。

【0029】

運転において、ガスタービンエンジン 10 が始動してアイドリング運転状態で運転されると、燃料及び空気が燃焼器 16 に供給される。ガスタービンのアイドリング運転状態では、燃焼器 16 は、パイロットミキサ 42 のみを使用して作動する。パイロット燃料回路が、パイロット燃料インジェクタ 58 を通して、又はパイロット外側スワラベーン 64 を通して燃焼器 16 に燃料を噴射する。同時に、空気流は、パイロットスワラ 60 及び主ミキサスワラ 140 に流入する。より具体的には、空気流は、パイロットミキサ 42 の下流のパイロット火炎域内に向けられる。パイロットミキサ 42 は、燃焼器の全燃料・空気混合比が所定のリーン可燃限界を下回る場合、ほぼ理論空燃比又は燃料リッチ状態で作動可能である。より具体的には、パイロット火炎は、ベンチュリスロート 107 に隣接してかつ該ベンチュリスロート 107 の下流に集中する状態になり、環状センタポデー 43 により主ミキサ 44 を通して吐出される主空気流から覆い隠される。

【0030】

エンジン 10 がアイドリング運転から部分出力運転に出力を増大されると、パイロットミキサ 42 への燃料流が増加され、燃料リッチのパイロット火炎を生じさせる。この運転モード中は、パイロット火炎による生成物は、主ミキサスワラ 140 を通して吐出される空気流と混合し、燃焼室 30 を出る前に更に酸化される。

【0031】

パイロットのみの部分出力モードから、燃料流がパイロットミキサ 42 及び主ミキサ 44 に供給される高出力運転モードへの移行は、燃料流量がミキサ 42 及び 44 の両方における完全燃焼を支えるのに十分である場合に生じる。より具体的には、ガスタービンエンジン 10 がアイドリング運転状態から増大出力運転状態に加速されると、追加の燃料及び空気が燃焼器 16 内に導入される。増大出力運転状態では、パイロット燃料段に加えて、主ミキサ 44 には、スワラ 140 を通して半径方向内向きに及び/又は燃料噴射ポート

10

20

30

40

50

98から半径方向外向きに噴射された燃料が供給される。主ミキサスワラ140は、半径方向及び周方向の燃料・空気の混合を促進して、燃焼のためのほぼ均一な燃料及び空気の分配をもたらす。燃料・空気混合気を均一に分配することは、完全燃焼を達成して高出力運転時のNO_xエミッションを減少させるのを促進する。

【0032】

更に、運転中、空気流は、ドームプレートの開口部86を通りかつスワラの通路150を通過して下流に向けられる。スワラの通路150から吐出された空気流はその後、熱シールド180のインピンジメント冷却のためにスペーサの開口部174を通して導かれる。より具体的には、通路150、開口部86及び開口部174から吐出された空気流は、熱シールドの上流側表面200にインピンジメント冷却を施す。

10

【0033】

熱シールドの上流側表面200に衝突した後、使用済み冷却用流体はその後空隙192を通して導かれ、熱シールドの開口部194からプレミキサキャビティ82内に半径方向内向きに向けられる。より具体的には、インピンジメント冷却に用いられた冷却用流体は、ドームプレート80を通して加速されて熱シールドの表面200に衝突した後、全圧における純損失を生じる。使用済み流体はその後、熱シールドの開口部194を通して加速され、プレミキサキャビティ82内に導入される。スワラ140を通過してプレミキサキャビティ82内に流入する空気の全圧は、空気が上流のほぼ停滞した状態からスワラ140を通りプレミキサキャビティ82へと流れるにつれて減少する。従って、熱シールドの開口部194を通過してキャビティ82に入る使用済み冷却用流体の圧力は、スワラ140を通過してキャビティ82内に流入する空気の圧力よりも高く、またキャビティ82内の空気・燃料混合気の局所静圧をも超える。生成された圧力差は、使用済み冷却用流体と、スワラ140を通過してキャビティ82に流入する空気と、キャビティ82内の空気・燃料混合気との効率的な混合を促進する。より具体的には、混合気がキャビティ82を出る前に、圧力差により、使用済み冷却用流体の空気・燃料混合気との完全な混合が促進される。更に、開口部150、86、174、及び194の大きさ、配向、及び数は、そのような混合を高めるのを促進するように可変的に選択される。

20

【0034】

上記の燃焼器は、費用効果が良くかつ高い信頼性がある。燃焼器は、ドームプレートに結合されたスワラ及び熱シールドを備えるミキサ組立体を含む。ドームプレート及びスワラは、熱シールドのインピンジメント冷却のために冷却用流体を下流に導く冷却開口部を含む。使用済み冷却用流体はその後、プレミキサキャビティ内の空気・燃料混合気の局所静圧を越える圧力でプレミキサキャビティ内に導入される。従って、混合気がプレミキサキャビティから吐出される前に、圧力差により、使用済み冷却用流体と空気・燃料混合気との混合の向上が促進される。その結果、燃焼器は、高い燃焼効率でかつ低い一酸化炭素、窒素酸化物、及び排煙エミッションで作動する。

30

【0035】

燃焼器組立体の例示的な実施形態を上記に詳細に説明している。このシステムは、本明細書に説明する特定の実施形態に限定されるものではなく、むしろ、各組立体の部品は、本明細書に説明する他の部品から独立してかつ個別に利用することができる。燃焼器組立体の各部品は、他の燃焼器組立体の部品と組み合わせることも可能である。

40

【0036】

本発明を種々の特定の実施形態に関して説明してきたが、本発明は特許請求の範囲の技術思想及び技術的範囲内の変更形態で実施可能であることは、当業者には理解されるであろう。なお、特許請求の範囲に記載された符号は、理解容易のためであってなんら発明の技術的範囲を実施例に限縮するものではない。

【図面の簡単な説明】

【0037】

【図1】燃焼器を含むガスタービンエンジンの概略図。

【図2】図1に示すガスタービンエンジンに用いることができる例示的な燃焼器の断面図

50

。

【図 3】区域 3 に沿った、図 2 に示す燃焼器の一部の拡大図。

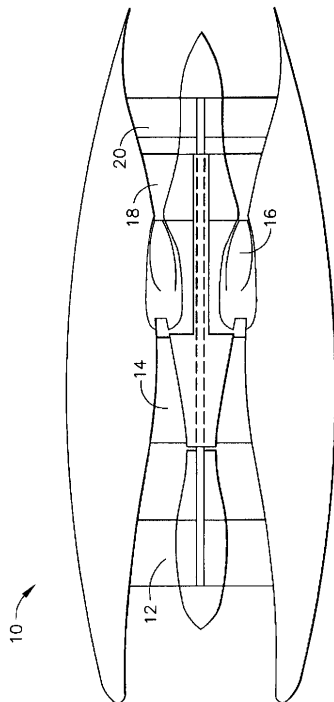
【符号の説明】

【 0 0 3 8 】

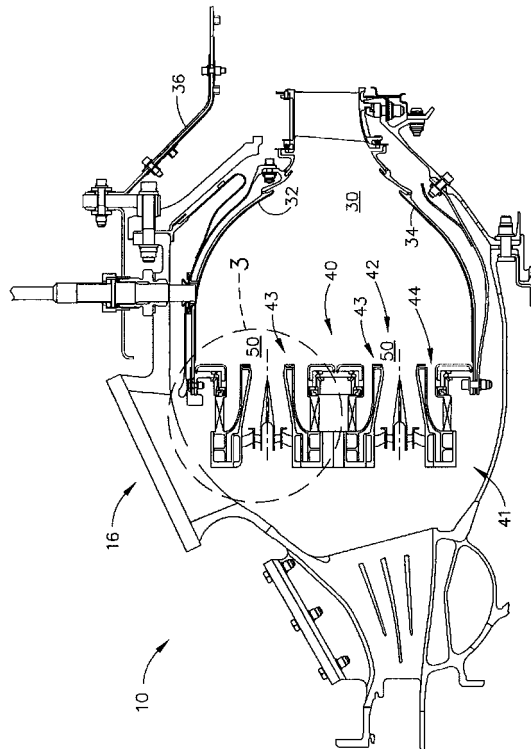
- 1 0 ガスタービンエンジン
- 1 6 燃焼器
- 3 0 燃焼室
- 3 2 外側ライナ
- 3 4 内側ライナ
- 3 6 燃焼器ケーシング
- 4 0 ドーム
- 4 1 ミキサ組立体
- 4 2 パイロットミキ
- 4 3 センタポデー
- 4 4 主ミキサ
- 5 0 チャンバ

10

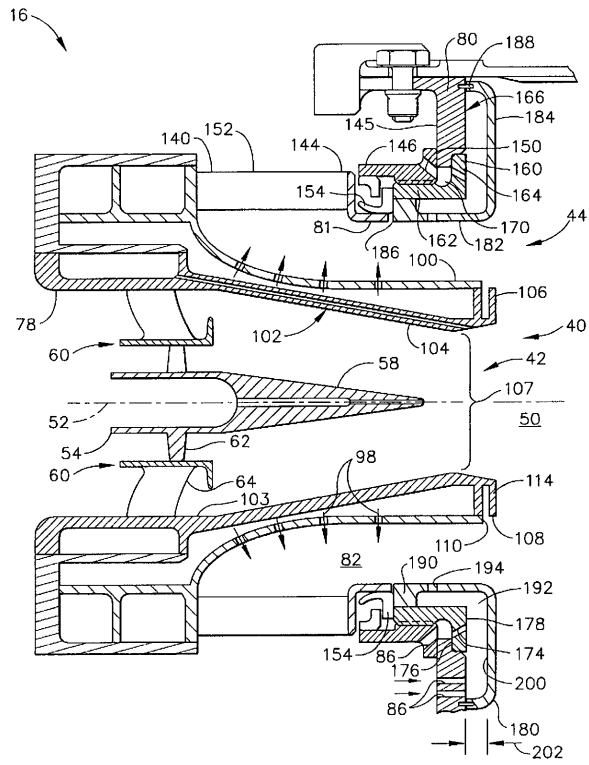
【図 1】



【図 2】



【図 3】



フロントページの続き

(72)発明者 ティモシー・ジェイ・ヘルド
アメリカ合衆国、オハイオ州、ブランチェスター、サウス・ステート・ルート・123、8400
番

(72)発明者 マーク・エー・ミューラー
アメリカ合衆国、オハイオ州、ウエスト・チェスター、ラコタ・スプリングス・ドライブ、747
8番

審査官 藤原 弘

(56)参考文献 欧州特許出願公開第0724119 (EP, A2)
米国特許第05956955 (US, A)
特開2002-340338 (JP, A)
特開平10-068524 (JP, A)
米国特許出願公開第2002/0162333 (US, A1)

(58)調査した分野(Int.Cl., DB名)
F23R 3/14
F23R 3/18
F23R 3/28
F02C 7/232