

(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.

F23R 3/14 (2006.01)
F23R 3/18 (2006.01)

F 1

F 23 R 3/14
F 23 R 3/18

請求項の数 10 (全 11 頁)

(21) 出願番号 特願2003-401025 (P2003-401025)
 (22) 出願日 平成15年12月1日 (2003.12.1)
 (65) 公開番号 特開2004-184072 (P2004-184072A)
 (43) 公開日 平成16年7月2日 (2004.7.2)
 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
 (32) 優先日 平成14年12月3日 (2002.12.3)
 (33) 優先権主張国 米国(US)

(73) 特許権者 390041542
 ゼネラル・エレクトリック・カンパニー
 GENERAL ELECTRIC COMPANY
 アメリカ合衆国、ニューヨーク州、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 聰志
 (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(16)用のミキサ組立体(41)であって、
 流体を通して燃焼室(30)に流すパイロットミキサ(42)と、
 前記パイロットミキサ(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、

流体の流れを通過させて前記主ミキサ(44)内に導くエアスワーラ(140)と、
 前記エアスワーラから下流に延びるドームプレート(80)と、

前記エアスワー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(180)と、

を含み、

前記熱シールドは、下流側(188)及び上流側(186)を含み、前記熱シールド(180)は、前記主ミキサ(44)の少なくとも一部を形成し、

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、前記熱シールドの少なくとも一部にインピング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(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、前記インピング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

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、流体が前記スワーラ(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ヤンバ(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)を通って流れる流体を、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ーラ(140)を含み、

前記ドームプレートは、前記エアスワーラから下流に延びており、

前記熱シールドは、前記エアスワー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グ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、前記インピング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、流体が前記スワーラ(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、該開口部を通って流れる流体を、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)。 10

【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。 20

【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なる。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 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グ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。

【0007】

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グ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】

【0008】

図1は、低圧圧縮機12、高圧圧縮機14、及び燃焼器16を含むガスタービンエンジン10の概略図である。エンジン10はまた、高圧タービン18及び低圧タービン20を含む。

【0009】

運転中、空気が低圧圧縮機12を通って流れ、加圧された空気は、低圧圧縮機12から高圧圧縮機14に供給される。高度に加圧された空気は、燃焼器16に送り込まれる。燃焼器16からの空気流(図1には示さず)は、タービン18及び20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10は、CFM internationalから入手可能なCFM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10は、オハイオ州シンシナチ所在のGeneral Electric Companyから入手可能なLM6000 DLE型エンジンである。

20

【0010】

図2は、図1に示すエンジン10と同様の、ガスタービンエンジンに用いるための燃焼器16の断面図であり、図3は、区域3に沿った燃焼器16の部分拡大図である。燃焼器16は、環状の半径方向外側ライナ32及び半径方向内側ライナ34により形成された燃焼域すなわち燃焼室30を含む。より具体的には、外側ライナ32は燃焼室30の外側境界面を形成し、また内側ライナ34は燃焼室30の内側境界面を形成する。ライナ32及び34は、該ライナ32及び34の周りを周方向に延びる環状の燃焼器ケーシング36の半径方向内側に位置する。

30

【0011】

燃焼器16はまた、それぞれ外側ライナ32及び内側ライナ34の上流に取り付けられた複数の環状ドーム40を含む。ドーム40は燃焼室30の上流端を形成し、またミキサ組立体41が、ドーム40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30に供給する。燃焼器16が2つの環状ドーム40を含むので、この燃焼器16は、二重式環状燃焼器(DAC)として知られている。これに代えて、燃焼器16は、単式環状燃焼器(SAC)又は三重式環状燃焼器とすることもできる。

【0012】

各ミキサ組立体41は、パイロットミキサ42と、主ミキサ44と、それらの間に延びる環状のセンタボデー43とを含む。センタボデー43は、パイロットミキサ42と流れ連通しつつ該パイロットミキサ42の下流に位置するチャンバ50を形成する。チャンバ50は、対称軸線52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54は、チャンバ50内に延び、対称軸線52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54は、燃料の液滴をパイロットチャンバ50内に供給するための燃料インジェクタ58を含む。

40

【0013】

パイロットミキサ42はまた、1対の同心に取り付けられたスワーラ60を含む。より具体的には、例示的な実施形態において、スワーラ60は、アキシャルスワーラであり、一体に形成されたパイロット内側スワーラ62とパイロット外側スワーラ64とを含む。

50

別の形態では、内側スワーラ 6 2 及び外側スワーラ 6 4 は、個別の部品である。パイロット内側スワーラ 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ーラ 6 4 は、パイロット内側スワーラ 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。各スワーラ 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ーラベーン 6 4 の後縁近傍でパイロット外側スワーラベーン 6 4 に隣接して延びる表面 1 0 3 内に設置される。スワーラ 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ーラ 6 2 とパイロット外側スワーラ 6 4 との間に配置され、パイロット内側スワーラ 6 2 及びパイロット外側スワーラ 6 4 から下流に延びる。
10

【0014】

1つの実施形態において、パイロットスワーラ 6 2 は、それを通って流れる空気を、パイロットスワーラ 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ーラ 6 2 は、それを通って流れる空気を、パイロット外側スワーラ 6 4 がそれを通っ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 と組み合わさっ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られ、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（NO_x）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

【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ート 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。

10

【0021】

スワーラ 140 は、フェルール組立体 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。

20

【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ール組立体 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、フェルール組立体 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。

30

【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 を通っ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 を通って吐出される。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。

40

【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

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 とを貫通してスワーラの下流部分 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ーラ 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ーラ 140 に結合される。ボス 190 は、熱シールド 180 がスワーラ 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って加速され、対称軸線 52 にほぼ垂直でかつスワーラ 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ーラベーン 64 を通して燃焼器 16 に燃料を噴射する。同時に、空気流は、パイロットスワーラ 60 及び主ミキサスワーラ 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、環状センタボディ 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、主ミキサスワーラ 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、スワーラ 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

9 8 から半径方向外向きに噴射された燃料が供給される。主ミキサスワーラ 1 4 0 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 n を減少させるのを促進する。

【 0 0 3 2 】

更に、運転中、空気流は、ドームプレートの開口部 8 6 を通りかつスワーラの通路 1 5 0 を通って下流に向けられる。スワーラの通路 1 5 0 から吐出された空気流はその後、熱シールド 1 8 0 のインピングメント冷却のためにスペーサの開口部 1 7 4 を通して導かれる。より具体的には、通路 1 5 0 、開口部 8 6 及び開口部 1 7 4 から吐出された空気流は、熱シールドの上流側表面 2 0 0 にインピングメント冷却を施す。

10

【 0 0 3 3 】

熱シールドの上流側表面 2 0 0 に衝突した後、使用済み冷却用流体はその後空隙 1 9 2 を通して導かれ、熱シールドの開口部 1 9 4 からプレミキサキャビティ 8 2 内に半径方向内向きに向けられる。より具体的には、インピングメント冷却に用いられた冷却用流体は、ドームプレート 8 0 を通して加速されて熱シールドの表面 2 0 0 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 1 9 4 を通して加速され、プレミキサキャビティ 8 2 内に導入される。スワーラ 1 4 0 を通ってプレミキサキャビティ 8 2 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ーラ 1 4 0 を通りプレミキサキャビティ 8 2 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 1 9 4 を通ってキャビティ 8 2 に入る使用済み冷却用流体の圧力は、スワーラ 1 4 0 を通ってキャビティ 8 2 内に流入する空気の圧力よりも高く、またキャビティ 8 2 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、スワーラ 1 4 0 を通ってキャビティ 8 2 に流入する空気と、キャビティ 8 2 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 8 2 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 1 5 0 、 8 6 、 1 7 4 、及び 1 9 4 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

【 0 0 3 4 】

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ー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ーラは、熱シールドのインピング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 n で作動する。

30

【 0 0 3 5 】

燃焼器組立体の例示的な実施形態を上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て用いることも可能である。

40

【 0 0 3 6 】

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 】

【 0 0 3 7 】

【 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

。

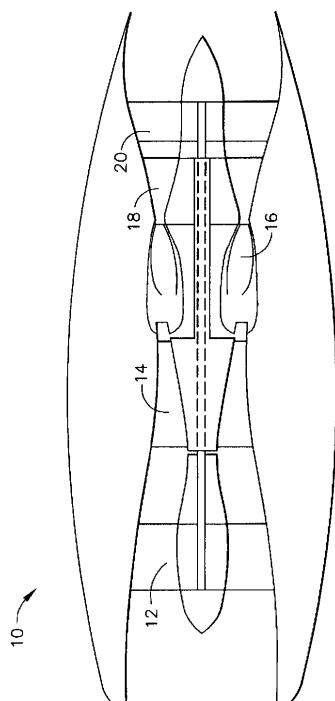
【図3】区域3に沿った、図2に示す燃焼器の一部の拡大図。

【符号の説明】

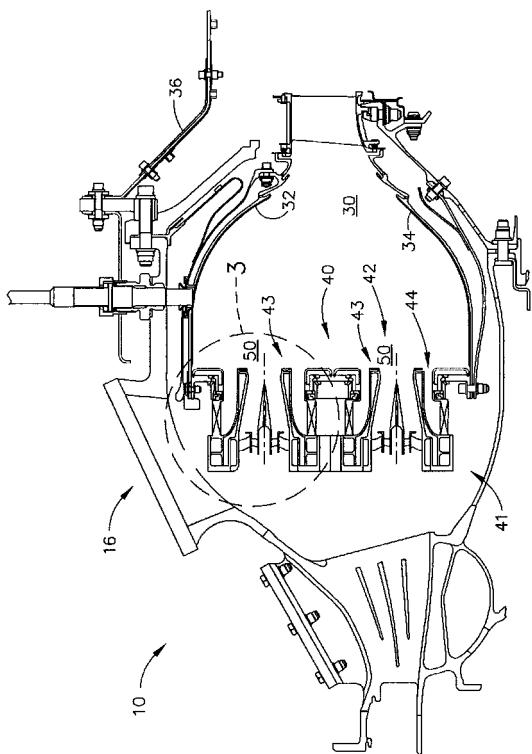
【0038】

- | | | |
|----|-------------|----|
| 10 | ガスター・ピンエンジン | |
| 16 | 燃焼器 | |
| 30 | 燃焼室 | |
| 32 | 外側ライナ | |
| 34 | 内側ライナ | |
| 36 | 燃焼器ケーシング | 10 |
| 40 | ドーム | |
| 41 | ミキサ組立体 | |
| 42 | パイロットミキ | |
| 43 | センタボデー | |
| 44 | 主ミキサ | |
| 50 | チャンバ | |

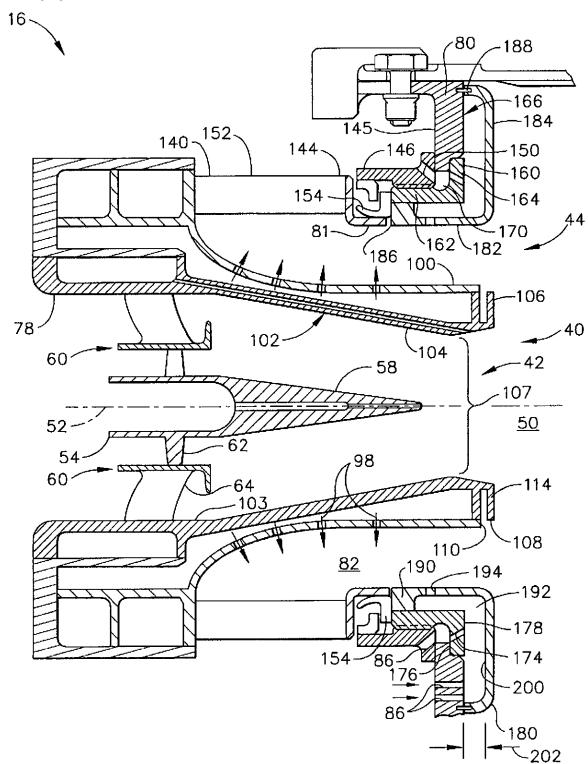
【図1】



【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、ブランチエスター、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、ウェスト・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)

F 23 R 3 / 14

F 23 R 3 / 18

F 23 R 3 / 28

F 02 C 7 / 232