

(19) 日本国特許庁(JP)

(12) 特 許 公 報(B2)

(11) 特許番号

特許第4916311号
(P4916311)

(45) 発行日 平成24年4月11日(2012.4.11)

(24) 登録日 平成24年2月3日(2012.2.3)

(51) Int. Cl.	F 1	
F 2 3 R 3/34 (2006.01)	F 2 3 R 3/34	
F 2 3 R 3/30 (2006.01)	F 2 3 R 3/30	
F 2 3 R 3/28 (2006.01)	F 2 3 R 3/28	D
F 2 3 R 3/18 (2006.01)	F 2 3 R 3/18	
F O 2 C 7/18 (2006.01)	F O 2 C 7/18	Z

請求項の数 11 (全 11 頁) 最終頁に続く

(21) 出願番号 特願2006-525490 (P2006-525490)
 (86) (22) 出願日 平成16年9月3日(2004.9.3)
 (65) 公表番号 特表2007-504430 (P2007-504430A)
 (43) 公表日 平成19年3月1日(2007.3.1)
 (86) 国際出願番号 PCT/US2004/028906
 (87) 国際公開番号 W02005/028960
 (87) 国際公開日 平成17年3月31日(2005.3.31)
 審査請求日 平成19年8月28日(2007.8.28)
 (31) 優先権主張番号 60/500,518
 (32) 優先日 平成15年9月5日(2003.9.5)
 (33) 優先権主張国 米国 (US)

前置審査

(73) 特許権者 390039413
 シーメンス アクチエンゲゼルシャフト
 Siemens Aktiengesellschaft
 ドイツ連邦共和国 D-80333 ミュンヘン
 ヴィッテルスバッハープラッツ 2
 Wittelsbacherplatz 2, D-80333 Muenchen, Germany
 (74) 代理人 100075166
 弁理士 山口 巖
 (74) 代理人 100133167
 弁理士 山本 浩

最終頁に続く

(54) 【発明の名称】 ガスタービン・エンジンの燃焼を安定させるパイロット燃焼装置

(57) 【特許請求の範囲】

【請求項 1】

a) 縦軸を画成するとともに軸方向に対置される上流端部と下流端部とを有するバーナハウジングであって、バーナハウジングに画成された主内燃室へ燃料および空気をそれぞれ供給するのに適した少なくとも1個の燃料入口通路と、少なくとも1個の空気入口通路とを有するハウジングと、

b) 前記バーナハウジングの前記主内燃室に配置されるとともに、前記バーナハウジングの軸心に沿った軸心を有するパイロット燃焼器であって、濃厚燃料 - 空気混合気を受け入れるための入口と、前記濃厚燃料 - 空気混合気は燃焼して燃焼生成物が生成されるパイロット燃焼室と、前記燃焼生成物を前記パイロット燃焼室から排出するための排出路とを有するパイロット燃焼器と、

c) 前記バーナハウジングの中に配置されるとともに、空気入口と、前記パイロット燃焼器の前記排出路の方へ冷却空気を向けて前記パイロット燃焼器から排出された前記燃焼生成物を冷却するための複数の空気出口とを有するクエンチャーと、

を備え、
 前記パイロット燃焼器の前記排出路が、前記クエンチャーに隣接して断面環状部を有することを特徴とするガスタービンエンジン用バーナ。

【請求項 2】

a) 縦軸を画成するとともに、軸方向に対置される上流端部と下流端部とを有するバーナハウジングであって、前記バーナハウジングに画成される主内燃室へ燃料および空気を

それぞれ供給するのに適した少なくとも 1 個の燃料入口通路と、少なくとも 1 個の空気入口通路とを有するハウジングと、

b) 前記バーナハウジングの前記主内燃室の中に配置されるとともに、前記バーナハウジングの軸心に沿った軸心を有するパイロット燃焼器であって、濃厚燃料 - 空気混合気を受け入れるための入口と、前記濃厚燃料 - 空気混合気が燃焼して燃焼生成物が生成されるパイロット燃焼室と、前記燃焼生成物を前記パイロット燃焼室から排出するための排出路とを有するパイロット燃焼器と、

c) 前記バーナハウジングの中に配置されるとともに、空気入口と、前記パイロット燃焼器の前記排出路の方へ冷却空気を向けて前記パイロット燃焼器から排出された前記燃焼生成物を冷却するための複数の空気出口とを有するクエンチャーと、
を備え、

さらに、前記バーナハウジングの前記内燃室の中に配置されるとともに、前記内燃室まで軸方向下流方向に伸びる細長い円筒状ブラフ体を含む火炎ホルダを備えることを特徴とするガスタービンエンジン用バーナ。

【請求項 3】

前記火炎ホルダは、軸方向に伸びるように形成された中心空気通路を有し、前記中心空気通路は前記クエンチャーの入口と連通して、クエンチャーに空気を供給する、請求項 2 記載のバーナ。

【請求項 4】

前記パイロット燃焼器から排出された燃焼生成物の方へ第 2 冷却空気源を向けるための複数の空気孔を前記パイロット燃焼器の前記排出路が有する、請求項 1 記載のバーナ。

【請求項 5】

a) 軸方向に対置された上流端部と下流端部とを有するバーナハウジングであって、前記ハウジングに画成された内部主燃焼室へ燃料および空気をそれぞれ供給するのに適した少なくとも 1 個の燃料入口通路と、少なくとも 1 個の空気入口通路とを有するハウジングであり、前記主燃焼室が、該主燃焼室の中で発生する燃焼生成物のための主再循環域となる、バーナハウジングと、

b) 熱および自由ラディカルを生成して前記ハウジングの前記内部主燃焼室へ前記熱および自由ラディカルを供給するため前記バーナハウジングに配置されたパイロット燃焼器手段であって、前記熱および自由ラディカルが排出される断面環状部を有する排出路を含むパイロット燃焼器手段と、

c) 前記バーナハウジングに配置され、前記パイロット燃焼器手段の前記排出路の方へ冷却空気を向けるための手段とを備えることを特徴とするガスタービンエンジン用バーナ。

【請求項 6】

前記内部主燃焼室への流入のため、前記熱および自由ラディカルが前記バーナハウジングの軸心に沿って前記パイロット燃焼手段から出る、請求項 5 記載のバーナ。

【請求項 7】

前記バーナハウジングと共通軸心を共有するパイロット燃焼器を前記パイロット燃焼器手段が含む、請求項 5 記載のバーナ。

【請求項 8】

前記パイロット燃焼器が、濃厚燃料 - 空気混合気を受け入れるための少なくとも 1 個の入口と、前記濃厚燃料 - 空気混合気が燃焼して熱および自由ラディカルが生成されるパイロット燃焼室とを含む、請求項 7 記載のバーナ。

【請求項 9】

冷却空気を向けるための前記手段が、前記パイロット燃焼器の前記排出路に位置決めされたクエンチャーを含み、前記パイロット燃焼器の前記排出路の方へ冷却空気を向けるための空気出口を前記クエンチャーが含む、請求項 8 記載のバーナ。

【請求項 10】

さらに、前記バーナハウジングの中に配置されるとともに、前記内部主燃焼室まで軸方

10

20

30

40

50

向下流方向に延びる細長い円筒状ブラフ体を含む火炎ホルダを備える、請求項 5 記載のパーナ。

【請求項 11】

冷却空気を供給するように形成された軸方向に延びる中心空気通路を前記火炎ホルダが有する、請求項 10 記載のパーナ。

【発明の詳細な説明】

【技術分野】

【0001】

(関連出願の相互参照)

本出願は 2003 年 9 月 5 日に出願された米国仮特許出願番号 60 / 500 , 518 号 10
に対する優先権を請求する。明細書の開示は参照してその全体をここに取り入れる。

【0002】

本発明はガスタービン用パーナに係り、特にエンジン燃焼を安定させるように適用されるパーナに関する。さらに、本発明は予混合希薄燃焼を安定させるため燃焼生成物（たとえば、熱およびラジカル）を供給するパイロット燃焼器を使用するパーナに関する。

【背景技術】

【0003】

ガスタービンは電力発生装置、軍用、商用航空機、パイプライン輸送および船舶輸送を含む、多様な用途で使用されている。ガスタービン・エンジンでは、燃料と空気とが混合されるパーナ室に供給され、火炎を用いて点火され、これにより、燃焼が始まる。ガスタービン・エンジンの燃焼プロセスに関係する、主要な問題は熱効率、燃料と空気との適正な混合に加えて、火炎の安定性、振動および燃焼音の除去、汚染排出物質、特に窒素酸化物（NOx）の抑制である。 20

【0004】

燃焼プロセスは化学反応を開始させるために燃料 - 空気混合気に与えられる熱を必要とする。化学反応が開始されると同時に、燃焼で生じた熱が自身の反応を開始させるために使用され、燃焼プロセスは自己持続状態になる。しかしながら、燃焼で生じた熱を点火点まで上流に向かって輸送するために幾つかの機構が使用されねばならない。化学反応が自己持続状態にならない場合、熱および/またはラジカルが、たとえば加熱された熱触媒金属面または独立したパイロット火炎のような独立した熱源から供給されなければならない。これらの方法のいずれかの組み合わせはこれ以外の方法も同様に、燃焼を開始させるのに必要な熱を供給するため使用することができる。 30

【0005】

ガスタービン・エンジンで使用する、最も一般的な自己持続燃焼プロセスは旋回する気流を利用する。この気流は燃焼生成物を再循環し、新たに混合した燃料と空気とを燃焼させるためそれ以前に燃料と空気との化学反応で生じた高温ガスとラジカルとを上流に戻すべく輸送する。図 1 に従来技術による符号 100 で表わした旋回安定パーナが示される。一般に、旋回安定パーナの場合、中心主再循環域は燃焼を安定させるために上流に運ばれる、再循環高温ガスとラジカルとが支配する高熱源である。燃焼プロセスが極めて希薄状態に陥ったとき、したがって混合気の燃焼から少量の熱しか放出できないとき、上流に戻すべく輸送する熱とラジカルとはその量がいずれも燃焼を開始させ、これを維持するのを保証できない程、不十分な状態になる。希薄燃焼での温度は低く、ラジカルの平衡レベルが低くなる。希薄燃焼で発生する燃焼生成物の温度が低くなると、再循環燃焼生成物が新たな未反応の予混合燃料 - 空気と混合したとき、ラジカルの生成割合が低下する。これらの条件のもとでは燃焼を開始させるのに必要な時間が長引き、火炎が消えるか、または不安定な状態に陥り、火炎の勢いが変動する。 40

【0006】

NOx 排出を抑制するために使用される、予混合希薄燃焼に関わる基本的問題は NOx の生成を防ぐのに火炎温度を十分低温に維持するため燃料 - 空気混合気が希薄でなければならないことである。この希薄燃焼は多くの運転条件で燃焼が自己持続燃焼のために必要 50

な熱を発生することができない。熱とラジカルとからなる補助熱源は燃焼を持続するために使用されなければならない。仮に、(化学量論的に小差の)高温で補助パイロットを使用できるとすれば、補助パイロットは希薄火炎を安定にすることが可能であるが、その一方で補助パイロットはNO_x排出を大幅に増加することになる。

【0007】

活性化したラジカルを発生するため単に熱を発生する初期燃焼は高温で燃料を熱分解して燃焼プロセスを開始する。これは、最初極少量の燃料消費を伴って始まり、温度は目に見えて高くなる。初期に発生するラジカルは連鎖反応機構によって指数関数的に増加する、枝分かれするラジカルのプールを生じる。このラジカルは多量の燃料を消費するため最終的には十分に大きな集団になり、素早い点火に結び付けることができる。ラジカルからなるプールが点火のために十分な量になるのに要する時間は“点火遅れ時間”または“誘導時間”と呼ばれる。初期温度が上昇したとき、ラジカルの発生割合は指数関数的割合で増加するため燃焼開始に必要な誘導時間が減少する。仮に、点火温度が自動点火温度よりも低いとすれば、時間に関係なく、点火は起こらない。ラジカルは高温ガスも同様に、燃焼を開始させるために新たに予混合燃料 - 空気混合気と混合される燃焼生成物中に含まれる。これらの以前発生したラジカルは燃焼に向けて誘導時間を大きく減少することができる。仮に、随伴されるラジカルの量が十分であれば、燃焼開始は低温であっても素早く起こり、一方随伴されるラジカルが少量であれば、長い誘導時間を必要とする。安定した燃焼にはそれ以前に燃焼した燃料から生じる高温の燃焼生成物と混合した後、直ちに予混合燃料 - 空気混合気の燃焼を素早く開始する必要がある。

10

20

【0008】

上述した点を考慮して、安定した燃焼プロセスを維持しながら、NO_x排出を減少する改良されたバーナについての要望がある。

【発明の開示】

【0009】

本出願は燃焼プロセスを持続し、安定させるのに力を貸すパイロット火炎を使用する、ガスタービン・エンジン用バーナに向けられる。開示されるバーナの一実施例は、とりわけバーナ・ハウジングと、パイロット燃焼器と、クエンチャーとを備える。

【0010】

このバーナ・ハウジングは軸方向に対置される上流端部と下流端部とを有する。付加手段として、バーナ・ハウジングはそれぞれ燃料と空気とをバーナ・ハウジング内に形成される内室に供給するため適応させる、少なくとも1個の主燃料入口通路と、少なくとも1個の主空気入口通路とを有する。

30

【0011】

パイロット燃焼器はバーナ・ハウジングの軸心に沿って配置され、濃厚燃料 - 空気混合気を受け入れる入口と、濃厚燃料 - 空気混合気がそこで燃焼して燃焼生成物を生成する燃焼室と、この燃焼室から流出する燃焼生成物を排出する出口とを有する。

【0012】

本発明の特定の実施例では、パイロット燃焼器の出口が断面環状部を有し、出口はクエンチャーを取り囲むことを予め見通す。さらに、パイロット燃焼器の出口は第2の冷却空気をパイロット燃焼器から排出される燃焼生成物方向に向ける、半径方向に向けて外面に形成される複数の空気孔を備える。

40

【0013】

クエンチャーは軸心に沿ってバーナ・ハウジングの内室に配置され、パイロット燃焼器の出口に位置決めされる。このクエンチャーは1個の空気入口と、冷却空気をパイロット燃焼器の出口方向に向け、パイロット燃焼器から排出される燃焼生成物を急冷する、半径方向に向く複数の空気出口とを有する。

【0014】

本発明は開示されるバーナの実施例がバーナ・ハウジングの内室に配置される火炎ホルダを備えることを予め見通す。この火炎ホルダはバーナ・ハウジングと係合するベース部

50

と、このベース部から内室にかけて軸方向下流方向に延びる細長い円筒状ブラフ体とを有する。好ましくは、火炎ホルダはクエンチャー入口と連通し、空気をそこに供給する、ホルダ内部に形成される、軸方向に延びる中心空気通路を有する。

【0015】

本発明は開示されるバーナの代表的実施例がさらにバーナ・ハウジングの下流端部に隣接して配置される耐火要素を備えることを予め見通す。この耐火要素は内部再循環室とバーナ出口とを画成する。この内部再循環室は混合室から流れる予燃焼ガスを受け入れ、燃焼を安定させるのを助けるために上流方向に燃焼生成物の一部を再循環するように適応させる。

【0016】

本発明は、さらに開示されるバーナがバーナ・ハウジングの軸心に沿って位置決めされ、主再循環域の前部よどみ点でバーナ・ハウジングの内室の主希薄燃焼を点火するため適応させる点火器を備えることを予め見通す。

【0017】

本発明はまた主内部燃焼室を形成するバーナ・ハウジングと、このバーナ・ハウジング内において熱とラジカルとを生成する装置と、熱とラジカルとを主内部燃焼室に供給する前に急冷する機構とを備える、ガスタービン燃焼器用バーナに向けられる。好ましくは、急冷された熱とラジカルとはバーナ・ハウジングの軸心に沿って主内部燃焼室に供給される。

【0018】

バーナ・ハウジングは軸方向に対置される上流端部と、下流端部と、それぞれ燃料と空気とをバーナ・ハウジング内に形成される主内室に供給するため適応させる、少なくとも1個の主燃料入口と、少なくとも1個の主空気入口とを有する。

【0019】

熱とラジカルとを生成する装置はバーナ・ハウジング内に配置され、熱とラジカルとをバーナ・ハウジングの主内室に供給する。本発明はこの熱とラジカルとを生成する装置がバーナ・ハウジングの軸心に沿って配置されるパイロット燃焼器であることを予め見通す。好ましくは、パイロット燃焼器は燃料-空気混合気を受け入れる、少なくとも1個の入口と、濃厚混合気がそこで燃焼され、熱とラジカルとを生成する燃焼室と、この燃焼室から流出する熱とラジカルとを排出する出口とを備える。

【0020】

バーナ・ハウジング内には熱とラジカルとを主内室に流入する前に直ちに急冷する機構が配置される。本発明は排出される熱とラジカルとを急冷する手段が軸心に沿ってバーナ・ハウジングの内室に配置されるクエンチャーを備えることを予め見通す。好ましくは、クエンチャーはパイロット燃焼器の出口に位置決めされ、冷却空気をパイロット燃焼器の出口方向に向け、パイロット燃焼器から排出される燃焼生成物を急冷する、半径方向に向く複数の空気出口を備える。

【0021】

開示されるバーナの実施例はさらにバーナ・ハウジングの内室に配置される火炎ホルダを備える。この火炎ホルダはバーナ・ハウジングと係合するベース部と、このベース部から主内部燃焼室にかけて軸方向下流に方向に延びる、細長い円筒状ブラフ体とを備える。好ましくは、火炎ホルダはクエンチャー入口と連通し、空気をそこに供給する、ホルダ内部に形成される、軸方向に延びる中心空気通路を有する。

【0022】

本発明は開示されるバーナがバーナ・ハウジングの下流端部に隣接して配置される耐火要素を備えることを予め見通す。この耐火要素は内部再循環室とバーナ出口とを画成する。この内部再循環室は主内部燃焼室から流れる予燃焼ガスを受け入れ、燃焼を安定させるのを助けるために上流方向に燃焼生成物の一部を再循環するように適応させる。

【0023】

本発明のバーナのこれらの特徴および他の特徴とは以下に述べる好ましい実施例の詳細

10

20

30

40

50

な説明から当業者にさらに容易に明らかになる。

【発明を実施するための最良の形態】

【0024】

符号200で表わした本出願のバーナの代表的実施例を示す図2および図3を参照する。バーナ200は燃焼プロセスを持続し、安定させるのに力を貸すパイロット火202を使用する。このバーナ200は、とりわけバーナ・ハウジング204と、パイロット燃焼器210と、クエンチャー206とを備える。バーナ・ハウジング204はそれぞれ軸方向に対置される上流端部232と下流端部234とを有する。任意に手段として、バーナ・ハウジング204はそれぞれ燃料と空気とをバーナ・ハウジング204に形成される内室219に供給するため適応させる、数個の主燃料通路261と数個の主空気通路281とを有する。

10

【0025】

このパイロット燃焼器210はバーナ・ハウジング204のX-X軸に沿って配置され、燃料-空気混合気を受け入れる入口260と、燃料-空気混合気在那里で燃焼され、燃焼生成物を生成する燃焼室262と、この燃焼室から流出する燃焼生成物を排出する排出路264とを有する。クエンチャー206はバーナ・ハウジング204の内室219にX-X軸に沿って配置され、パイロット燃焼器210の排出路264に位置決めされる。クエンチャー206は入口266と、冷却空気をパイロット燃焼器210の冷却部222の方向に向け、パイロット燃焼器から排出される燃焼生成物を急冷する、半径方向に向く複数の空気出口268を備える。

20

【0026】

バーナ200はラジカルと、前部よどみ点212で主再循環域214のせん断層に向けるラジカルと熱とを“発生する”低NOx排出パイロット燃焼器210を備える。バーナ200は

- ・高濃度のNOxを放出することなく、燃焼に適する高温熱源を供給し、
- ・大量のラジカルを供給し(高温を保つ濃厚燃焼が非常に高レベルのラジカルを生成する)、

・達成可能な最も広い安定性限界を与えるため濃厚燃焼するパイロット210を使用する。

【0027】

濃厚燃焼生成物はNOxを発生する高温燃焼を防ぐため予混合希薄燃料-空気混合気と混合する前に急冷しなければならない。この濃厚燃焼は酸素レベルが低いために多量の一酸化炭素(CO)および未燃焼炭化水素と共に、少量のNOxを生成する。濃厚パイロット210で発生した未燃焼炭化水素とCOとは部分的に予混合される“主”燃料が希薄燃焼する間に燃焼する。

30

【0028】

濃厚・急冷・希薄(RQL)燃焼装置は濃厚燃焼によって少量のNOxを生成することを意図する。この燃焼プロセスはそのプロセスの間に燃料と化学反応するため利用できる空気量と比べてより多くの燃料が供給または消費される場合を濃厚と呼ぶ。濃厚燃焼は利用できる酸素が窒素と反応しないで燃料に含まれる水素と炭素とより多く化学反応するので、NOx排出が減少する。濃厚燃焼はまた燃焼が非常に安定しており、直ちに点火できるので、極めて望ましい。一般に、濃厚可燃限界は希薄可燃限界よりも広く、火炎温度はより希薄な状態の希薄燃焼と比べてより濃厚な状態でも温度が早く下がらない。濃厚燃焼はまた空気の質量流量と比べたときに放出されるエネルギー量が質量流量の増加分だけ大きくなるので、高密度の熱流束を生成する。濃厚燃焼における主な不利は、1)全ての燃料が完全には化学反応できず、熱効率が低下し、2)排ガス中の未燃焼炭化水素と一酸化炭素とが共に高濃度になることである。濃厚燃焼および高い出力密度の安定性により濃厚燃焼は未燃焼炭化水素および一酸化炭素の排出が少なく、重量比あたりの高出力が望まれる、多くの用途に受け入れることができる。一般に、希薄燃焼運転中には排出レベルを低くすることは難なく達成されるので、工業用電力発生のために濃厚燃焼を単独に使用するこ

40

50

とは大勢にはなり難い。

【0029】

濃厚・急冷・希薄概念は過剰なレベルのNO_xの生成を伴わず濃厚燃焼の安定性を得るため濃厚燃焼を行い、次いで、燃焼プロセスを完成させる希薄燃焼に移行する方法である。濃厚燃焼中には酸素が不十分なためNO_x排出物は生成されず、希薄燃焼中には温度が低いままなので、NO_xは形成されない。この希薄燃焼の間、燃焼温度は余分な空気が反応できず、熱を発生しないので、低温である。ただし、この空気は反応しない燃料と空気とによって加熱されねばならない。濃厚・急冷・希薄燃焼と関係する鍵となるまたは重要な問題は急冷プロセスである。濃厚燃焼から希薄燃焼への移行では、混合気は火炎温度が最大になり、NO_xが生成する、化学量論的に理想的な混合気に変化しなければならない。この化学量論的条件での化学反応は高温のため、そしてそれ以前の濃厚燃焼の結果として存在するラジカルの大きいプールのため非常に素早く起こる。仮に、急冷プロセスが非常に素早く起こらないならば、急冷プロセスの間にかかる高温燃焼のためにNO_x排出が高レベルになる。

10

【0030】

再び図2および図3を参照すると、RQL燃焼器またはパイロット210が旋回安定希薄部分予混合バーナ/燃焼器200のX-X軸上に置かれたパイロット噴射器として使用される。このRQL燃焼器/パイロット210は高濃度のラジカルと熱とを希薄な予混合流が主再循環域214の高温ガスと混合する、前部よどみ点212とせん断層とに供給する。本発明では、主再循環域214の前部よどみ点212位置を安定させるためRQL燃焼器/パイロット210の出口218に主予混合燃料-空気混合気の連続燃焼を安定させ、持続するのを助ける、中心ブラフ体付き火炎ホルダ216を使用する。

20

【0031】

本発明では、この火炎ホルダ216はまたRQLパイロット210の急冷部242に冷却空気を供給するために機能する。急冷プロセスを強めるために急冷部242の対峙する壁244から追加の冷却空気が供給される。これらの特徴は図2に最もよく示される。RQLパイロット210の中央の火炎ホルダ216はRQLパイロットの出口218を環状通路にする。これは急冷部242のRQLパイロット流動通路を表面積を大きく保ちながら細くし、この結果、急冷作用をより効果的にする。このような大きい表面積により急冷プロセスで使用される空気ジェットを多量に供給することができる。RQL冷却流動通路222の細かい空間は空気ジェットが通り抜けなければならない距離を制限する。急冷プロセスの規模は混合が化学量論的条件である時間を制限するために小さく、流速を速くしなければならない。急冷プロセスにおける混合は素早く、しかも徹底的でなければならず、急冷部242から流出する濃厚または化学量論的混合気の層によって局所の火炎温度を高くすることができる。

30

【0032】

RQLの出口218での急冷プロセスは濃厚燃焼プロセスから生じるラジカルの濃度が大きいいため速くしなければならない。ラジカルの大きいプールにより急冷プロセスが進む間、空気から与えられる酸素と混合したとき、残りの炭化水素との反応を開始させる誘導時間を非常に早くすることができる。この急冷の寸法的規模と乱流規模とは急冷媒体として空気を使用するとき、小さくしなければならない。これは流速を速く保つ必要がある大容量ガスタービンで濃厚・急冷・希薄燃焼を燃焼の主要な形態として使用することを困難にするからである。

40

【0033】

大規模に急冷するのが難しい、RQL装置から現われるラジカルの大きいプールは予混合気薄燃焼の要求に合わせてRQLを理想のパイロット燃焼にすることが可能である。このRQLパイロット排気中に含まれる高濃度のラジカルによりあまり希薄でも、そしてあまり温度が低くても安定しない、希薄燃焼の間も、素早く、安定して燃焼させることができる。エンジン失火に陥らず、希薄燃焼で運転できる能力はエンジン始動のため、そしてエンジン過速に陥らないでエンジン負荷変動に素早く応じられる、極めて有用な特性で

50

ある。

【 0 0 3 4 】

旋回安定燃焼では、以前燃焼した燃料と空気とから生じる熱とラジカルとを火炎に向かって上流に戻す輸送手段によってプロセスが始まり、安定化する。仮に、燃焼プロセスが非常に希薄であるとすれば、予混合部分希薄燃焼システムでの燃焼も同様に、燃焼温度は低くなり、ラジカルの平衡レベルも極めて低い状態に留まる。この問題を複雑にしているのは燃焼プロセスで生成するラジカルがエンジンの高圧によって燃焼生成物の温度に見合う平衡レベルに素早く緩和するためである。これは平衡レベルに達するラジカルの緩和速度は圧力上昇に従って指数関数的に増加するのに対して、ラジカルの平衡レベルは温度の低下に従って指数関数的に減少するという、事実によるものである。

10

【 0 0 3 5 】

燃焼の開始に利用できるラジカルのレベルが高くなればなる程、燃焼プロセスはさらに早く、さらに安定になる。現代のガスタービンは高圧での運転が大勢で、ラジカルの緩和時間はラジカルを主再循環域のせん断層で生成する点から火炎前部と主再循環域のよどみ点とに向かって上流に還流するのに必要な“輸送”時間と比べて短い。結果として、輸送時間を掛けて燃料と空気とを混合し、前部よどみ点に流入してくる“新鮮な”予混合希薄燃料 - 空気混合気を燃焼する、火炎前部に向かって主再循環域の再循環流がラジカルを還流しても、このラジカルは安定した燃焼が始まらない、平衡レベルの低い状態に留まる。

【 0 0 3 6 】

本発明では、R Q Lパイロットの規模は小さく保たれ、燃料の大部分の燃焼は予混合気薄燃焼を行う主燃焼室 2 4 0 で起こり、R Q Lパイロット燃焼器 2 1 0 では起こらない。R Q Lパイロット燃焼器 2 1 0 はラジカルが主再循環域 2 1 4 の前部よどみ点 2 1 2 の近くで放出されるので、小さく保たれる。これは、一般に追加の熱とラジカルとを旋回安定燃焼のために供給するのに最も効率のよい場所である。R Q Lパイロット燃焼器 2 1 0 で生成するラジカルと熱とは効率よく使用され、その大きさは小さく、急冷プロセスは効果的である。

20

【 0 0 3 7 】

パーナ 2 0 0 は主希薄燃焼を安定させるため非平衡状態にあるラジカルを利用する。R Q L急冷の出口が再循環流の前部よどみ点 2 1 2 であるので、ラジカルの急冷から利用までの時間は極めて短く、ラジカルは平衡レベルの低い状態のまま緩和しない。火炎ホルダ 2 1 6 は急冷からラジカルと予混合燃料 - 空気との混合までの距離と時間とが可能な限り短く、直接的であることを保証するためパイロット燃焼器 2 1 0 またはクエンチャーの急冷部 2 4 2 の出口に前部よどみ点 2 1 2 を維持する。これは本来に厳しい熱的音響不安定性を呈する、高圧ガスタービンにとって極めて利点が大い。航空機用ガスタービン・エンジンは重量比に対する出力を維持するため高圧比を有する。本発明は工業用高圧エンジンも同様に、これらの航空機用高圧エンジン、このエンジンから派生する航空機用工業エンジンに最も利点をもたらす。

30

【 0 0 3 8 】

本発明はまた主燃焼の点火が主再循環域 2 1 4 の前部よどみ点 2 1 2 で起こるのを許容する。大部分のガスタービン・エンジンはスパーク、すなわち発火式点火器がエンジンを点火する場所として外側再循環域 (図 1 参照) を使用しなければならない。点火は安定した燃焼が起こる場合に点火だけを行い、点火した後は直ちに火炎を消火する。パーナ内側または主再循環域 2 1 4 は、一般に再循環ガスがある点に戻るよう輸送されるので、主予混合流の外側周囲を取り囲む区域と相違して火炎を安定させるのにより相応しい場所である。再循環燃焼生成物からもたらされる熱は主再循環域 2 1 4 の前部よどみ点 2 1 2 で小領域に集中させる。燃焼はまた、図 3 に示されるように、前部よどみ点 2 1 2 から円錐状に外に膨張する。この下流への円錐状膨張によって上流で発生した熱とラジカルとが下流に流動したとき、火炎前部が広がり、下流での燃焼を維持することができる。図 1 に示される中心ブラフ体付き火炎ホルダを持たない場合の旋回安定燃焼に対照される、図 2 に示される中心ブラフ体付き火炎ホルダ 2 1 6 はその火炎ホルダによってより円錐状に、か

40

50

つより小さい半球状に広がる火炎をどのように形成するかを示す。より円錐状になった火炎前部により点熱源が流動の全範囲に及ぶ燃焼を効果的に開始することが可能になる。熱とラジカルとの供給源は再循環高温燃焼生成物、RQLパイロット210またはその両者の組み合わせのいずれかである。

【0039】

点火器を外側再循環域に配置したとき、この領域に流入する燃料 - 空気混合気は当該領域に安定した燃焼を維持するように火炎温度を十分に高温に保つべく濃厚に混合しなければならない。火炎は主予混合燃料と気流とが十分に濃厚で、高温になり、かつ燃料流量が一段と増加したときに生じる、十分なラジカルのプールを保持するまで、主再循環域には伝えられない。点火後に火炎が外側再循環域から内側主循環域に短時間で伝わらないとき
10
にはエンジン速度が上昇し始めた後、圧力がより高圧になった時点で火炎を伝えなければならない。燃焼器圧力が上昇し始めた後だけ外側再循環域のパイロットから主火炎の点火を移すことにより主再循環域の前部よどみ点における主火炎の点火には逆に作用する、望ましくない特性である、平衡レベルが低く推移するときもラジカルをより素早く緩和することができる。主再循環域に随伴されるラジカルの平衡レベルと、予混合主燃料 - 空気混合気に含まれる追加のラジカルの生成とが主再循環域を点火するのに十分である、あるレベルに達し、パイロットが十分に温度上昇するまで、主再循環域の点火を生じさせない。外側から主再循環域に伝わる火炎を得るプロセスではかなりの量の燃料が点火しない予混合主燃料 - 空気混合気を燃やすことなく、エンジンから流出する。同じエンジンにある他のバーナに先立って火炎が幾つかのバーナの主再循環域に移った場合、内側で安定した火炎によってより高温で燃えるバーナが全ての燃料を燃やしてしまうので、問題が発生する
20
。このバーナの間を生じる温度変動によってエンジン部品が損傷する可能性がある。本発明はRQLパイロット燃焼器210を用いて直接主再循環域を点火するので、これらの問題を回避することができる。RQLパイロット燃焼器210はエンジン全体を濃厚にすることなく、RQLパイロット燃焼器210内部の混合気だけを点火と同時に濃厚にすることができ、点火が容易である。

【0040】

当業者は本開示の進歩的様相が、たとえば固体燃料バーナまたは炉内燃料バーナのようないずれの種類の燃焼器あるいはバーナにも適用できることを容易に理解する。

【図面の簡単な説明】

【0041】

本出願に係る当業者が本発明のバーナをどのように製作し、使用するかを容易に理解できるように参照が添付の図面に対してなされる。

【図1】図1は自己持続燃焼をつくり出す試みで生じた燃焼生成物を再循環する、従来技術によるバーナの断面図である。

【図2】図2は燃焼プロセスを維持し、安定させるのを助けるためパイロット燃焼器を備える、本発明の巡回安定バーナの断面による斜視図である。

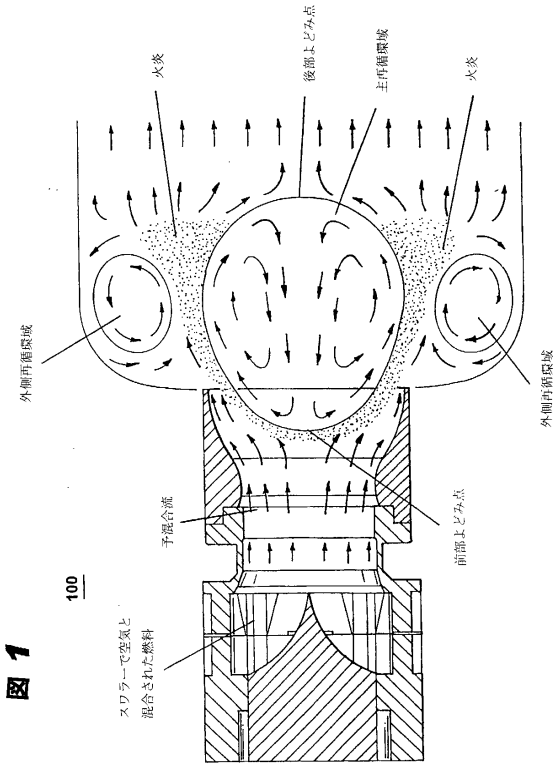
【図3】図3はバーナ内の巡回流と、中心ブラフ体付き火炎ホルダによる主再循環域のよどみ点および火炎前部の固定状態とを示す、図2に示されるバーナの断面図である。

10

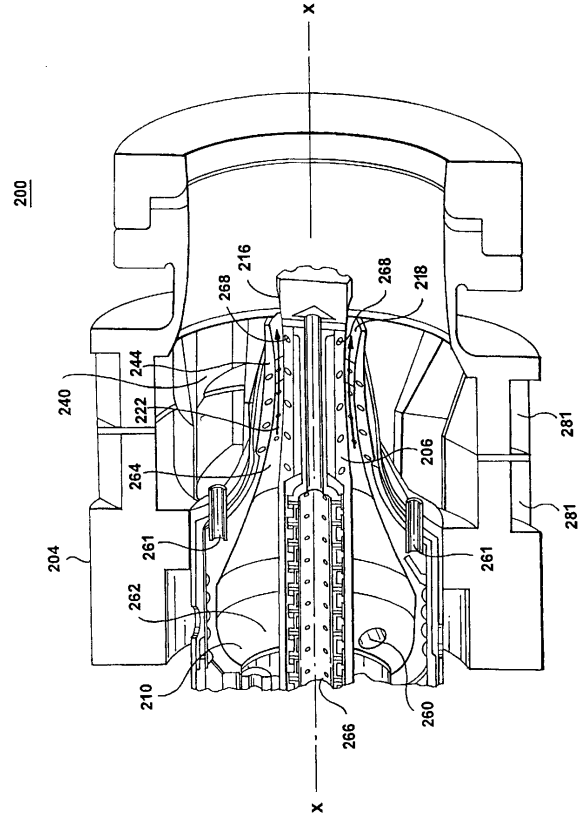
20

30

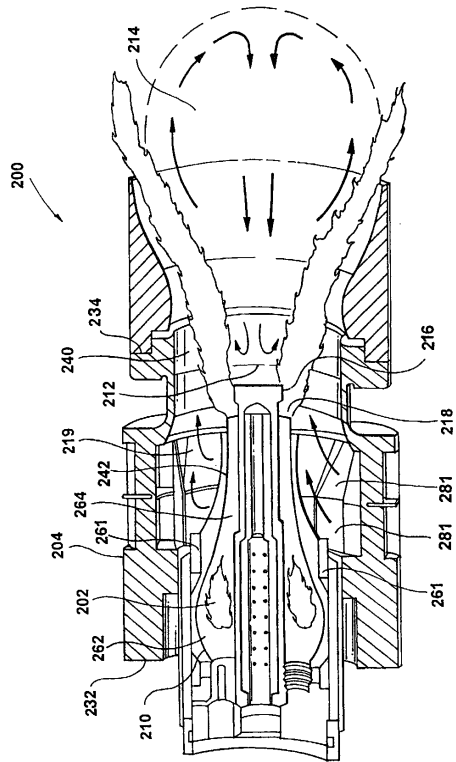
【図1】



【図2】



【図3】



フロントページの続き

(51)Int.Cl. F I
F 2 3 R 3/06 (2006.01) F 2 3 R 3/06

(72)発明者 コーンウエル, マイケル
アメリカ合衆国 ミネソタ州, ブルーミントン, コロラド・ロード・サウス 1 0 0 1 6

(72)発明者 ミロサヴレジェヴィク, ウラジミール, デー.
スウェーデン王国 フィンスポン, エス - 6 1 2 8 3

審査官 藤原 弘

(56)参考文献 特開平 1 0 - 1 6 0 1 6 4 (J P , A)
特開平 0 3 - 2 6 7 6 2 0 (J P , A)
米国特許第 0 4 2 0 5 5 2 4 (U S , A)
特開 2 0 0 0 - 0 2 8 1 4 1 (J P , A)
特開平 0 4 - 0 9 8 0 1 4 (J P , A)

(58)調査した分野(Int.Cl., DB名)

F02C 7/18
F23R 3/06
F23R 3/18
F23R 3/28
F23R 3/30
F23R 3/34