

(19) 日本国特許庁 (JP)

(12) 特 許 公 報 (B2)

(11) 特許番号
特許第5460850号
(P5460850)

(45) 発行日 平成26年4月2日 (2014.4.2)

(24) 登録日 平成26年1月24日 (2014.1.24)

(51) Int.Cl.	F I
F 2 3 R 3/28 (2006.01)	F 2 3 R 3/28 D
F 0 2 C 3/30 (2006.01)	F 0 2 C 3/30 D
F 2 3 R 3/10 (2006.01)	F 0 2 C 3/30 Z
	F 2 3 R 3/10

請求項の数 16 (全 13 頁)

(21) 出願番号	特願2012-500211 (P2012-500211)	(73) 特許権者	390039413
(86) (22) 出願日	平成22年3月16日 (2010.3.16)		シーメンス アクチエンゲゼルシャフト
(65) 公表番号	特表2012-520984 (P2012-520984A)		Siemens Aktiengesellschaft
(43) 公表日	平成24年9月10日 (2012.9.10)		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
(86) 国際出願番号	PCT/EP2010/053325		Wittelsbacherplatz 2, D-80333 Muenchen, Germany
(87) 国際公開番号	W02010/106034	(74) 代理人	100075166
(87) 国際公開日	平成22年9月23日 (2010.9.23)		弁理士 山口 巖
審査請求日	平成24年1月20日 (2012.1.20)	(74) 代理人	100133167
(31) 優先権主張番号	09155341.2		弁理士 山本 浩
(32) 優先日	平成21年3月17日 (2009.3.17)		
(33) 優先権主張国	欧州特許庁 (EP)		

最終頁に続く

(54) 【発明の名称】 ガスタービン用のバーナとその運転方法及びガスタービン

(57) 【特許請求の範囲】

【請求項 1】

1つのバーナ軸（4）と少なくとも1つの噴射ノズル（2）とを含むバーナ（1）の運転方法であって、この少なくとも1つの噴射ノズル（2）が中心軸（5）と、1つの噴射ノズル出口（9）と、前記中心軸（5）から半径方向で前記バーナ軸（4）側であって、その内側に軸方向に延在する空気導入管（13）を有する壁部（7）とを含み、燃料を含んだ流体質量流がこの少なくとも1つの噴射ノズル（2）を通して噴射ノズル出口（9）へ向かって流れるバーナ（1）において、

前記空気導入管（13）から前記噴射ノズル（2）の内部に空気又は不活性ガスを供給する複数の開口（14）を前記軸方向に沿って前記壁部（7）に設け、

前記空気又は不活性ガスを、前記複数の開口（14）から前記噴射ノズル（2）に吹き込むことにより、前記軸方向で前記壁部（7）に沿って前記噴射ノズル出口（9）へ向って、燃料を含んだ流体質量流と前記壁部（7）との間に空気膜又は不活性ガス膜を形成することを特徴とするバーナの運転方法。

【請求項 2】

前記噴射ノズルがその中心軸（5）を中心とする円周方向を有し、空気又は不活性ガスが円周方向に、バーナの中心軸（4）と噴射ノズルの中心軸（5）を半径方向に結ぶ直線（26）を基準として、少なくとも±15°の角度範囲で噴射ノズル（2）に吹き込まれることを特徴とする請求項 1 に記載の方法。

【請求項 3】

前記噴射ノズルがその中心軸(5)を中心とする円周方向を有し、空気又は不活性ガスが円周方向に、バーナの中心軸(4)と噴射ノズルの中心軸(5)を半径方向に結ぶ直線(26)を基準として、最大で $\pm 135^\circ$ の角度範囲で噴射ノズル(2)に吹き込まれることを特徴とする請求項2に記載の方法。

【請求項4】

前記噴射ノズルがその中心軸(5)を中心とする円周方向を有し、空気又は不活性ガスが円周方向に、バーナの中心軸(4)と噴射ノズルの中心軸(5)を半径方向に結ぶ直線(26)を基準として、最大で $\pm 90^\circ$ の角度範囲で噴射ノズル(2)に吹き込まれることを特徴とする請求項3に記載の方法。

【請求項5】

前記噴射ノズルがその中心軸(5)を中心とする円周方向を有し、空気又は不活性ガスが円周方向に、バーナの中心軸(4)と噴射ノズルの中心軸(5)を半径方向に結ぶ直線(26)を基準として、最大で $\pm 45^\circ$ の角度範囲で噴射ノズル(2)に吹き込まれることを特徴とする請求項4に記載の方法。

【請求項6】

前記噴射ノズルがその中心軸(5)を中心とする円周方向を有し、空気又は不活性ガスがその中心軸(5)を中心に、バーナの中心軸(4)と噴射ノズルの中心軸(5)を半径方向に結ぶ直線(26)を基準として、最大で $-135^\circ \sim +45^\circ$ 、あるいは最大で $-45^\circ \sim +135^\circ$ の角度範囲で噴射ノズル(2)に吹き込まれることを特徴とする請求項3に記載の方法。

【請求項7】

空気又は不活性ガスが中心軸(5)に対して $0^\circ \sim 60^\circ$ の角度()で噴射ノズル(2)に吹き込まれることを特徴とする請求項1から6の1つに記載の方法。

【請求項8】

1つのバーナ軸(4)と少なくとも1つの噴射ノズル(2)とを含むバーナ(1)であって、この少なくとも1つの噴射ノズル(2)が中心軸(5)と1つの壁部(7)とを含み、この壁部(7)が、バーナの中心軸(4)と噴射ノズルの中心軸(5)を半径方向に結ぶ直線(26)を基準として、最大で $-135^\circ \sim +135^\circ$ 、且つ、最小で $-15^\circ \sim +15^\circ$ の角度範囲で噴射ノズルの中心軸(5)を中心に広がっているバーナにおいて、

前記壁部(7)の軸方向における所定の部位に、前記噴射ノズル(2)の内部に空気又は不活性ガスを供給する少なくとも1つの流れ通路(14)を設けることを特徴とするバーナ。

【請求項9】

前記流れ通路が孔(14)又は部分環状空隙(28)として形成されていることを特徴とする請求項8に記載のバーナ。

【請求項10】

前記孔(14)が1つの中心軸(27)を含み、この中心軸(27)が噴射ノズル(2)の中心軸(5)と $0^\circ \sim 60^\circ$ の範囲の角度()で交わり、あるいは、前記部分環状空隙(28)が仮想の部分円錐状の外被(29)を含み、この部分円錐状の外被(29)が噴射ノズル(2)の中心軸(5)と $0^\circ \sim 60^\circ$ の範囲の角度()で交わることを特徴とする請求項9に記載のバーナ。

【請求項11】

前記孔(14)が円形または楕円形の断面を有し、あるいは、前記部分環状空隙(28)が複数の部分環状空隙セグメントを含むことを特徴とする請求項9又は10に記載のバーナ。

【請求項12】

前記孔(14)が膜冷却用開口と同じ形状の出口断面を有することを特徴とする請求項9から11の1つに記載のバーナ。

【請求項13】

前記部分環状空隙（２８）が運転条件に応じて閉じたり、開いたりするように構成されていることを特徴とする請求項９から１１の１つに記載のバーナ。

【請求項１４】

前記部分環状空隙（２８）が構成要素の熱膨張により閉じたり、開いたりするように構成されていることを特徴とする請求項１３に記載のバーナ。

【請求項１５】

前記バーナ（１）が１つのパイロット燃料ノズルを含み、且つ、前記部分環状空隙（２８）が該パイロット燃料ノズルの温度に応じて閉じたり、開いたりするように構成されていることを特徴とする請求項１３又は１４に記載のバーナ。

【請求項１６】

請求項８から１５のいずれか１つに記載のバーナ（１）を少なくとも１つ含むガスタービン。

【発明の詳細な説明】

【技術分野】

【０００１】

本発明は、バーナの運転方法とバーナ及びガスタービンに関する。

【背景技術】

【０００２】

予混合された噴射火炎に基づく燃焼システムは、分散された熱放出域を有し、且つ、旋回により誘引される渦流がないことにより、特に熱音響の観点から、旋回流で安定化されたシステムに対して有利である。噴射パルスを適切に選ぶことにより小規模な流れ構造を発生することができ、この小さな流れ構造は音響的に誘発された熱放出の変動を消散させ、これにより、旋回流で安定化された火炎で一般的に生じる圧力脈動を抑制する。

【０００３】

噴射火炎は高温の循環ガスの混入により安定化される。新鮮ガス混合気の遅延された点火と分散された熱放出という利点を有するDOCで規定された燃焼状態を調整するためには、予混合通路における燃料分布は１つの重要なパラメータである。予混合通路における燃料分布は使用された燃料分配器に依存するだけでなく、負荷にも依存することがある噴射ノズルへの空気導入にも依存するので、所望の燃料分布パターンを確実に調節するためには、付加的な対策が必要である。

【発明の概要】

【発明が解決しようとする課題】

【０００４】

この背景から本発明の第１の課題はバーナの有利な運転方法を提供することである。第２の課題は有利なバーナを提供することである。第３の課題は有利なガスタービンを提供することである。

【課題を解決するための手段】

【０００５】

第１の課題は請求項１の方法により、第２の課題は請求項８のバーナにより、第３の課題は請求項１６のガスタービンにより解決される。従属請求項は本発明の更なる有利な形態を含む。

【０００６】

本発明によるバーナ運転方法は、１つのバーナ軸と少なくとも１つの噴射ノズルとを有するバーナに関する。しかし一般的にはそのバーナ軸の周りに複数の噴射ノズルが配置されている。その少なくとも１つの噴射ノズルは１つの中心軸と、１つの噴射ノズル出口と、このノズルの中心軸から半径方向にバーナ軸側に在る１つの壁部とを含む。燃料を含んだ流体質量流は少なくとも１つの噴射ノズルを貫流して噴射ノズル出口へ流れる。本発明による方法は次の特徴を有する。すなわち、空気又は不活性ガスがバーナ軸側の壁部に沿って少なくとも１つの噴射ノズルに吹き込まれることにより、噴射ノズル出口において燃料を含んだ流体質量流とバーナ軸側の壁部との間に空気膜又は不活性ガス膜が形成される

10

20

30

40

50

ことを特徴とする。

【0007】

本発明においては、噴射ノズル中心軸とバーナ軸との間にある噴射ノズルの壁部分をここではバーナ軸側の壁部と呼ぶ。

【0008】

本発明による方法において、噴射ノズル出口におけるバーナ軸側の部分に燃料が全くないか、非常に僅かしかないことが特に有利である。すなわち、この部分に多すぎる燃料があると、火炎の早期点火が生じ、これは望ましくない。本発明の方法ではこの部分に燃料が全くないか、非常に僅かしかないので、点火が遅延される。遅延された点火により混合長がより大きくなり、これにより窒素酸化物の量が減少する。他方、遅延された点火により分散された熱放出が可能となり、このことは熱音響の観点から有利である。

10

【0009】

本発明により基本的に、噴射ノズルにおける膜形成のために空気ないしは不活性ガスを的確に吹き込むことによって、燃料分布パターンが、例えばこの燃料分布パターンのバーナ軸側部分が燃料を全く含まないか、あるいはほんの僅かしか含まないように変えられる。この場合の目標は、この燃料パターンを形成するためにできるだけ少量の空気ないしは不活性ガスしか使用しないことである。

【0010】

少なくとも1つの噴射ノズルがその中心軸を中心とする円周方向を有するとよい。この場合に空気あるいは不活性ガスは、バーナ軸と噴射ノズル中心軸とを半径方向に結ぶ直線を基準として、少なくとも $\pm 15^\circ$ の角度の範囲で噴射ノズルに円周方向に注入されるとよい。この方法により、この燃料分布パターンのバーナ軸側部分が燃料を全く含まないか、あるいはほんの僅かしか含まないようにすることが達成される。

20

【0011】

更に、空気あるいは不活性ガスは、バーナ軸と噴射ノズル中心軸とを半径方向に結ぶ直線を基準として、最大でも $\pm 135^\circ$ の範囲で、好ましくは最大 $\pm 90^\circ$ の範囲で、さらに好ましくは最大 $\pm 45^\circ$ の角度の範囲で噴射ノズルに円周方向に注入されるとよい。この場合、隣接して複数の噴射ノズルが在る時には、空気あるいは不活性ガスを隣接する噴射側においても注入するとよい。この空気あるいは不活性ガスは噴射火炎が一体化成長するのを妨げ、これにより、噴射火炎方式のバーナシステムで求められている有利な熱放出ゾーンを形成することが可能となる。隣接する噴射へのこの空気あるいは不活性ガスの注入は両側でも、あるいは片側だけで行なってもよい。

30

【0012】

また、空気又は不活性ガスは噴射ノズル中心軸の円周方向に、バーナ軸と噴射ノズル中心軸とを半径方向に結ぶ直線を基準にして、最大で $-135^\circ \sim +45^\circ$ 、あるいは最大で $-45^\circ \sim +135^\circ$ の非対称な角度範囲で噴射ノズルに注入してもよい。これにより、空気あるいは不活性ガスの隣接する噴射へのそれぞれ片側の注入が達成される。

【0013】

基本的には、少なくとも1つの噴射ノズルが1つの中心軸を有するとよい。空気あるいは不活性ガスがこの中心軸に対して $0^\circ \sim 60^\circ$ の範囲で噴射ノズルに注入されるのが好ましい。

40

【0014】

本発明によるバーナは1つのバーナ軸と少なくとも1つの噴射ノズルを有する。しかし、このバーナ軸を取囲んで配置された複数の噴射ノズルを有することもできる。この少なくとも1つの噴射ノズルは1つの中心軸と1つの壁部とを有し、この壁部は、バーナの中心軸4と噴射ノズルの中心軸5を半径方向に結ぶ直線を基準として、最大で $-135^\circ \sim +135^\circ$ 、最小で $-15^\circ \sim +15^\circ$ の範囲で、この中心軸を中心として広がっている（以降、バーナ軸側の壁部と呼ぶ）。本発明によるバーナは、この噴射ノズル中心軸を中心として最大で $-135^\circ \sim +135^\circ$ 、最小で $-15^\circ \sim +15^\circ$ の範囲で取囲んで広がっているこの壁部のみが、空気あるいは不活性ガス導入のためにこの噴射ノズルに合流す

50

る少なくとも1つの流路を有することを特徴とする。本発明によるバーナは、上述した本発明による方法を実施するのに適している。この流れ通路は特に空気槽または不活性ガス源と接続することができる。

【0015】

噴射ノズルに合流する少なくとも1つの流れ通路を含むこの壁部が噴射ノズル中心軸を中心として、最大で $\pm 90^\circ$ の角度範囲、特に最大で $\pm 45^\circ$ 、または、最大で $-45^\circ \sim +135^\circ$ 、あるいは最大で $-135^\circ \sim +45^\circ$ の範囲で取囲んで広がっているとよい。後者の2つの場合にはそれぞれ隣接する火炎側への空気または不活性ガスの片側の注入が達成される。

【0016】

前記流れ通路は孔または部分的な環状空隙として形成されるのが好ましい。この孔は特に1つの中心軸を有することができ、この中心軸は噴射ノズルの中心軸と $0^\circ \sim 60^\circ$ の角度、特に $20^\circ \sim 40^\circ$ の角度をなす。中央流により噴射ノズル中で押し流される注入された空気ないし不活性ガスは、特に有効な膜を形成する。この孔は例えば円形、楕円形または他の任意の断面を有することができる。この孔が膜冷却用開口と同じ形状の出口断面を有すると特に有利である。注入された空気ないし注入された不活性ガスに対する基準は、膜冷却用空気の場合と同様に、空気ないし不活性ガスができるだけ中央流と混ざり合わないことである。

【0017】

この流れ通路を部分的環状空隙として形成する場合には、この部分的環状空隙が噴射ノズル中心軸と $0^\circ \sim 60^\circ$ の角度、特に $20^\circ \sim 40^\circ$ の角度で交わる仮想の部分円錐状の外被を形成するのがよい。この部分的環状空隙は好適には複数の部分的環状空隙セグメントを含むことができる。

【0018】

さらに、この部分的環状空隙は運転条件に応じて閉じたり開いたりするように構成することができる。例えばこの部分的環状空隙を、構造部品の熱膨張により、特に境界をなす部品の熱膨張により閉じたり開いたりするように構成することができる。例えばバーナがパイロット燃料ノズルを有することができ、この部分的環状空隙をパイロット燃料ノズルの温度に応じて閉じたり開いたりするように構成することができる。特に部分負荷領域でパイロット燃料ノズルが熱い場合にはこの空隙が閉じるようにし、他方、非常に少ないパイロットガスの場合には、すなわち部分負荷領域に比べて冷たいパイロット燃料ノズルの場合、基底負荷近傍では、最大となるようにすることができる。

【0019】

本発明によるバーナにより空気膜あるいは不活性ガス膜の使用が可能となり、これにより、噴射式バーナにおける混合パターンを運転に最適となるように形作ることができる。

【0020】

本発明によるガスタービンは少なくとも1つの前述したバーナを含む。このガスタービンの特性と長所は既述の本発明によるバーナの特性から明らかである。総合すると、本発明は空気膜あるいは不活性ガス膜の利用により、噴射式バーナにおける混合パターンを運転に最適となるように形作ることができる。

【0021】

本発明の更なる特徴、特性および利点を実施例をもとに、添付図を参照して詳述する。ここで記載された複数の特徴は個別でも、それらを組合わせても利点を有する。

【図面の簡単な説明】

【0022】

【図1】ガスタービンの模式図

【図2】噴射式バーナの長手方向に垂直な断面の模式図

【図3】他の噴射式バーナの長手方向に垂直な断面の模式図

【図4】噴射式バーナの長手方向の部分断面の模式図

【図5】噴射ノズル出口の不利な燃料分布パターンの模式図

10

20

30

40

50

【図 6】噴射ノズル出口の有利な燃料分布パターンの模式図
【図 7】噴射ノズル出口の他の有利な燃料分布パターンの模式図
【図 8】噴射ノズル出口の他の有利な燃料分布パターンの模式図
【図 9】噴射ノズル出口の他の有利な燃料分布パターンの模式図
【図 10】噴射ノズル出口の他の有利な燃料分布パターンの模式図
【図 11】噴射ノズル出口の他の有利な燃料分布パターンの模式図
【図 12】噴射ノズルの長手方向の部分断面の模式図
【図 13】図 12 に示された噴射ノズルのXIII - XIII 断面の模式図
【発明を実施するための形態】
【0023】

10

以下、本発明の実施例を図 1 から図 13 に基づいて詳細に説明する。

図 1 はガスタービンの模式図である。ガスタービンは軸 107 と回転軸の周りを回転可能に支持されたロータを内部に有する。これはタービンロータとも呼ばれる。このロータに沿って、吸込みハウジング 109、圧縮機 101、複数の噴射式バーナ 1 を備えた燃焼システム 151、タービン 105 および排ガスハウジング 190 が順次設けられている。

【0024】

この燃焼システム 151 は環状の高温ガス通路と繋がっている。そこでは相前後して接続された複数のタービン段がタービン 105 を形成している。各タービン段は翼輪で形成されている。作動媒体の流れ方向に見て高温ガス通路に静翼輪 117 の後方に複数の動翼 115 で形成された動翼輪が設けられている。これらの静翼 117 はステータの内部ハウジングに固定されており、動翼輪の複数の動翼 115 は例えばタービン円板により列状にロータに取付けられている。このロータに発電機または作業機械が結合されている。

20

【0025】

ガスタービンの運転中に吸込みハウジング 109 を通って圧縮機 101 から空気が吸込まれ、圧縮される。圧縮機 101 のタービン側端部に供給される圧縮空気は燃焼システム 151 に導かれ、そこで燃料と混合される。次いでこの混合気は噴射式バーナ 1 により燃焼システム 151 で燃焼され、この間に作動媒体を形成する。この作動媒体はそこから高温ガス通路に沿って静翼 117 に流れ、そして動翼 115 を通り抜ける。動翼 115 において作動媒体は衝動を伝達しつつ膨張し、これにより、動翼 115 はロータを駆動し、ロータがそれに連結された（図示されていない）作業機械ないし発電機を駆動する。

30

【0026】

燃焼システム 151 は少なくとも 1 つの本発明によるバーナを含み、基本的には 1 つの環状燃焼器または複数の管状燃焼器を含むことができる。

【0027】

図 2 は噴射式バーナ 1 の中心軸 4 に垂直な断面の模式図である。このバーナ 1 はほぼ円形断面のケーシング 6 を含む。ケーシング 6 の内部には特定の数の噴射ノズル 2 がほぼ環状に配置されている。ここで各噴射ノズル 2 はほぼ円形の断面を有する。さらにバーナ 1 が 1 つのパイロットバーナを含むことができる。

【0028】

図 3 は別の噴射バーナ 1a の断面図であり、この断面はバーナ 1a の中心軸に垂直である。このバーナ 1a も同様に円形断面を有するケーシング 6 を有し、このケーシング内に複数の内側噴射ノズル 3 と複数の外側噴射ノズル 2 が配置されている。噴射ノズル 2 と 3 はそれぞれ円形の断面を有し、外側噴射ノズル 2 の断面は内側噴射ノズル 3 の断面と同じか、それよりも大きい。複数の外側噴射ノズル 2 はケーシング 6 の内部にほぼ環状に配置されており、1 つの外側リングを形成している。複数の内側噴射ノズル 3 も同様にケーシング 6 の内部にほぼ環状に配置されている。これらの内側噴射ノズル 3 は 1 つの内側リングを形成し、この内側リングは外側リングと同心的に配置されている。

40

【0029】

図 2 と 3 は単に噴射バーナ 1、1a の内部における噴射ノズル 2、3 の配置の例を示したに過ぎない。異なる数の噴射ノズル 2、3 を使用するような他の配置案も当然ながら可

50

能である。

【 0 0 3 0 】

図 4 は本発明による噴射式バーナ 1 の一部の長手方向断面、すなわち、バーナ 1 の中心軸 4 に沿った断面の模式図である。このバーナ 1 はケーシング 6 の内部に配置された少なくとも 1 つの噴射ノズル 2 を有する。この噴射ノズルの中心軸は符号 5 で示されている。噴射ノズル 2 は 1 つの噴射ノズル入口 8 と 1 つの噴射ノズル出口 9 とを有する。噴射ノズル出口 9 に燃焼室 1 8 が接続されている。また、噴射ノズル 2 は、噴射ノズル入口 8 がバーナ 1 の背面壁 2 4 側を向いているように配置されている。ケーシング 6 はさらにバーナ 1 の中心軸 4 の半径方向に 1 つのケーシング外側部 1 2 7 を含む。

【 0 0 3 1 】

この噴射ノズル 2 は流体技術的に 1 つの圧縮機と接続されている。この圧縮機から送られてくる圧縮空気は環状空隙 2 2 a を通って噴射ノズル入口 8 に導かれ、及び/又は、空気入口開口 2 3 を通って噴射ノズル 2 の中心軸 5 の半径方向に噴射ノズル入口 8 に導かれる。圧縮空気が環状空隙 2 2 a を通って噴射ノズル入口 8 に導かれる場合には、圧縮された空気は環状空隙 2 2 a を通って符号 1 5 の矢印の方向に、すなわち噴射ノズル 2 の中心軸 5 と平行に流れる。矢印 1 5 の方向に流れる空気はバーナ 1 の背面壁 2 4 で 1 8 0 ° 方向転換し、次いで噴射ノズル入口 8 を通って噴射ノズル 2 に流入する。噴射ノズル 2 の内部の空気の流れ方向が矢印 1 0 で示されている。

【 0 0 3 2 】

圧縮空気を環状空隙 2 2 a を通って導入する方法に替えて、あるいはこれに加えて、圧縮機から送られてくる圧縮空気を、噴射ノズル 2 の中心軸 5 の半径方向に配置された開口 2 3 を通って導入することもできる。開口 2 3 を通って流れる圧縮空気の流れ方向が矢印 1 6 で示されている。この場合には圧縮空気は 9 0 ° 方向転換され、次いで噴射ノズル入口 8 を通って噴射ノズル 2 に流入する。

【 0 0 3 3 】

さらに、噴射ノズル入口 8 に 1 つの燃料ノズル 1 9 が設けられており、これを通して燃料 1 2 が噴射ノズル 2 に吹き込まれる。この燃料の流れ方向が符号 1 7 で示されている。これに加えて、あるいはこれに替えて、燃料ノズル 1 9 はその周囲に複数の燃料出口開口 1 1 9 を有することができ、これらの開口を介して燃料を図 4 の破線で示された矢印 1 1 7 の方向に導くことができる。

【 0 0 3 4 】

噴射ノズル 2 はさらにバーナ軸 4 の側の壁部 7 を含む。このバーナ軸側の壁部はここでは、噴射ノズル 2 の中心軸 5 とバーナ軸 4 との間に在る噴射ノズル壁部を意味する。このバーナ軸側の壁部 7 は特に中心軸 5 を中心とし、バーナの中心軸 4 と噴射ノズルの中心軸 5 を半径方向に結ぶ直線 2 6 を基準として、最大で - 1 3 5 ° ~ + 1 3 5 °、最小で - 1 5 ° ~ + 1 5 ° の角度範囲で広がっていると良い。

【 0 0 3 5 】

バーナ軸側の壁部 7 には、ケーシング 6 の内側に圧縮機と接続している空気導入管 1 3 がある。この空気導入管 1 3 から出発して複数の空気吹き込み開口 1 4 が噴射ノズル 2 の内部に通じている。これらの空気吹き込み開口 1 4 はこの実施例では円形断面の孔として形成されている。これらはそれぞれ中心軸 2 7 を有し、この中心軸 2 7 は噴射ノズルの中心軸 5 と角度 で交わっており、この角度 は例えば 0 ° ~ 6 0 °、特に 2 0 ° ~ 4 0 ° とするとよい。

【 0 0 3 6 】

空気の代わりに導入管を通して不活性ガスを導くこともできる。この場合には導入管 1 3 は圧縮機とは接続されず、不活性ガス貯蔵槽ないしは不活性ガス源と接続される。

【 0 0 3 7 】

空気導入管 1 3 と複数の空気吹き込み開口 1 4 とを通った空気は、矢印 1 0 で示された中央流により押し流され、したがってバーナ軸側の壁部 7 に沿って空気膜を形成するように噴射ノズルに吹き込まれる。この吹き込まれた空気の流れ方向が符号 2 0 で示されている

10

20

30

40

50

。

【 0 0 3 8 】

本発明によるバーナ 1 は基本的にはケーシング外側部 1 2 7 なしでも、あるいは外部ケーシング 1 2 7 なしでも構成可能である。この場合には圧縮空気は「プレナム」すなわち背面壁 2 4 と噴射ノズル入口 8 との間の領域に直接流入する。

本発明によるバーナ 1 はさらに背面壁 2 4 なしの構成とすることも可能である。

【 0 0 3 9 】

図 5 はバーナ軸側の壁部での本発明による空気膜が形成されない状態で噴射ノズル出口に形成される燃料分布パターンの模式図である。方向の基準として噴射ノズル 2 の中心軸 5 とバーナの中心軸 4 とを半径方向に結ぶ直線が符号 2 6 で示されている。

10

【 0 0 4 0 】

図 5 で模式的に示された燃料分布パターンは、噴射ノズル 2 の外側領域、すなわち噴射ノズル壁部において燃料濃縮領域が形成される特徴を有する。さらに 2 つの燃料濃縮領域 2 5 が噴射ノズル中心軸 5 の近傍に存在している。さらに、噴射ノズル中心軸 5 の近傍に燃料の無い、ないしは燃料希薄領域 2 1 ならびに所望の空気・燃料混合気が支配的な領域 2 2 が存在している。図 5 で模式的に示された燃料分布パターンは、バーナ軸側の壁部 7 において燃料が支配的であるので、不利である。この燃料濃縮領域 2 5 は噴射ノズル 2 への空気の流入に起因する。

【 0 0 4 1 】

本発明による方法によって、すなわちバーナ軸側の壁部 7 に沿って空気を吹き込み空気膜を形成することによって、図 6 に模式的に示された燃料分布パターンが得られる。このパターンは、バーナ軸側の壁部 7 では燃料の無い領域 2 1 が支配的であるという特徴を有する。この領域 2 1 は理想的には燃料が無いのが望ましいが、燃料が希薄であってもよい。図 6 に模式的に示された燃料分布パターンは、空気膜 2 1 がバーナ軸側の壁部 7 における噴射火炎の早期点火を妨げ、分散された熱放射を可能にするので、有利である。

20

【 0 0 4 2 】

図 7 から図 1 2 は、特に本発明によるバーナを用いた本発明による方法によって生じる燃料分布パターンを模式的に示したものである。図 7 に示された燃料分布パターンは、燃料の無い領域ないしは燃料の希薄な領域がバーナ軸側の壁部 7 に沿って、バーナの中心軸 4 と噴射ノズルの中心軸 5 を半径方向に結ぶ直線 2 6 を基準として、噴射ノズル 2 の中心軸 5 を中心として - \sim + の角度の間に形成される、という特徴を有する。この角度は図 7 では約 4 5 ° である。この燃料の無い領域ないしは燃料の希薄な領域 2 1 は、上記の連結直線 2 6 を基準とし、噴射ノズル 2 の中心軸 5 を中心として、 - \sim + の角度内に空気を吹き込むことにより形成される。この角度は、図 8 では 9 0 °、図 9 では 1 5 °、図 1 0 では 1 3 5 ° である。

30

【 0 0 4 3 】

図 1 0 に示された燃料分布パターンは図 7 および図 9 のパターンとは異なり、バーナ軸 4 の方向での空気膜による燃料の遮蔽に加えて、それぞれの隣接する複数の噴射ノズルへの遮蔽もでき、これにより火炎の一体化成長を防ぐことができる、という特徴を有する。

【 0 0 4 4 】

図 1 1 に示された燃料分布パターンは、燃料の無い領域ないしは燃料の希薄な領域 2 1 が、連結直線 2 6 を基準として、噴射ノズル 2 の中心軸 5 を中心として、 - 1 3 5 ° \sim + 4 5 ° の非対称な角度内に広がっている、という特徴を有する。図 1 1 に示されたパターンにより、隣接する 1 つの噴射ノズルへの片側の遮蔽とバーナ中心軸 4 の方向の遮蔽とができる。この構成は使用される空気量ないしは不活性ガス量をできるだけ少なくするのに有効である。

40

【 0 0 4 5 】

図 1 2 と図 1 3 は部分的な環状空隙による本発明によるバーナの別の構成を示す。図 1 2 は噴射ノズルの一部の長手方向断面の模式図である。図 1 3 は図 1 2 に示された噴射ノズルの中心軸 5 と垂直な断面を示す。

50

【 0 0 4 6 】

図 1 2 と図 1 3 に示された噴射ノズル 2 は部分的環状空隙 2 8 を含む。この部分的環状空隙 2 8 を通って空気が流れ方向 2 0 に沿って吹き込まれる。噴射ノズル 2 を貫流する空気・燃料混合気の流れ 2 2 によりバーナ軸側の壁部 7 に沿って空気膜が形成される。

【 0 0 4 7 】

この部分的環状空隙 2 8 は符号 2 9 で示された仮想の部分円錐状の外被を形成し、この部分円錐状の外被は噴射ノズル 2 の中心軸 5 と角度 をなし、 は $0^{\circ} \sim 60^{\circ}$ 、特に $20^{\circ} \sim 40^{\circ}$ である。

【 0 0 4 8 】

図 1 3 は図 1 2 に示された噴射ノズルのXIII - XIII 断面の模式図である。図 1 3 に示された部分的環状空隙 2 8 は複数の部分的環状空隙セグメントを含み、この実施例では 3 つの部分的環状空隙セグメント 3 0 を含んでいる。部分的環状空隙 2 8 を複数の部分的環状空隙セグメント 3 0 で構成することにより、空隙の大きさの制御性、特に形成される空気膜の角度範囲 の制御性と調整性が向上する。さらに、部分的環状空隙セグメント 3 0 の構成により部分的環状空隙 2 8 部分での噴射ノズル 2 の強度が向上する。

【 0 0 4 9 】

この部分的環状空隙 2 8 は運転条件、例えば構成要素の熱膨張に応じて閉じたり、開いたりするように構成することができる。このバーナ 1 は少なくとも 1 つのパイロット燃料ノズルを含むことができ、この部分的環状空隙 2 8 は、パイロット燃料ノズルと熱的に接触し、パイロット燃料ノズルの温度に応じて閉じたり、開いたりするように構成することができる。例えば部分負荷運転中にパイロット燃料ノズルが高温になると部分的環状空隙 2 8 が閉じ、他方、基底負荷近傍で非常に少量のパイロットガスの場合には、すなわちパイロット燃料ノズルがより低温の場合には部分的環状空隙 2 8 は最大となる。

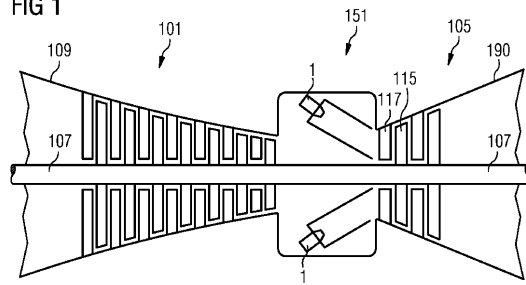
【 符号の説明 】

【 0 0 5 0 】

- | | | |
|-----|-----------------------------------|----|
| 1 | 噴射式バーナ | |
| 2、3 | 噴射ノズル | |
| 4 | バーナの中心軸 | |
| 5 | 噴射ノズルの中心軸 | |
| 6 | バーナケーシング | 10 |
| 7 | 噴射ノズルにおけるバーナ軸側の壁部 | |
| 8 | 噴射ノズル入口 | |
| 9 | 噴射ノズル出口 | |
| 1 2 | 燃料 | |
| 1 3 | 空気導入管 | |
| 1 4 | 空気吹き込み開口 | |
| 1 8 | 燃焼室 | |
| 1 9 | 燃料ノズル | |
| 2 0 | 吹き込まれた空気流の方向 | |
| 2 1 | 燃料の無い領域、あるいは希薄な領域 | 30 |
| 2 2 | 所望の混合気 | |
| 2 3 | 空気入口開口 | |
| 2 4 | 背面壁 | |
| 2 6 | バーナの中心軸 4 と噴射ノズルの中心軸 5 を半径方向に結ぶ直線 | |
| 2 8 | 部分的環状空隙 | 40 |
| 3 0 | 部分的環状空隙セグメント | |

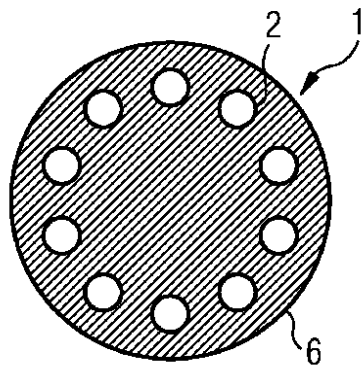
【図 1】

FIG 1



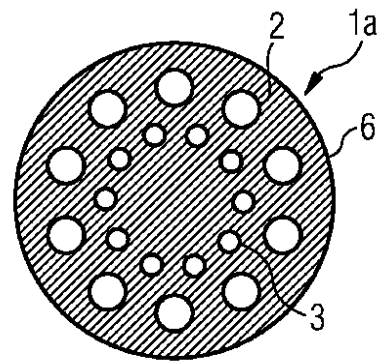
【図 2】

FIG 2

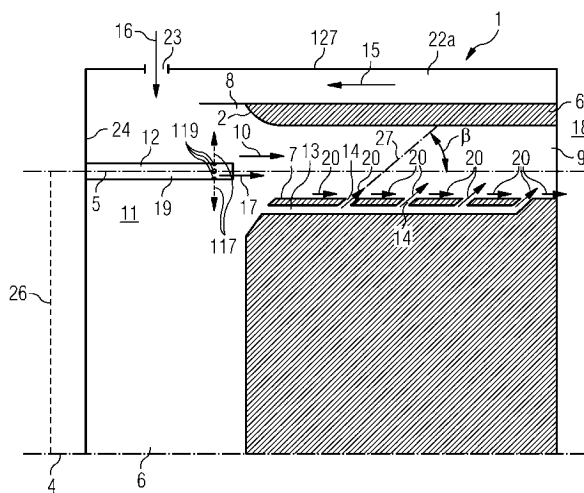


【図 3】

FIG 3

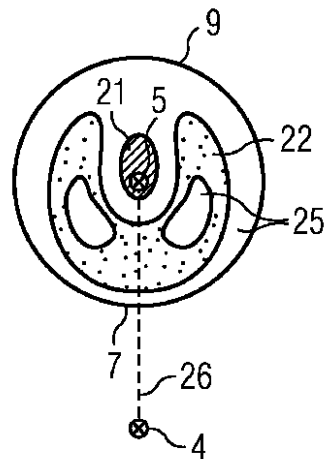


【図 4】



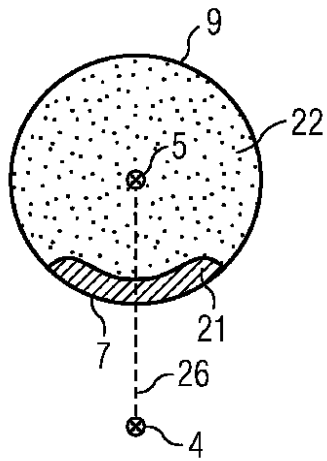
【図 5】

FIG 5



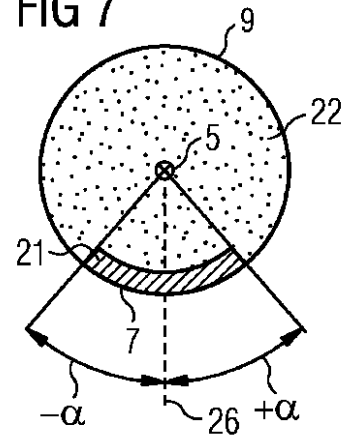
【図 6】

FIG 6



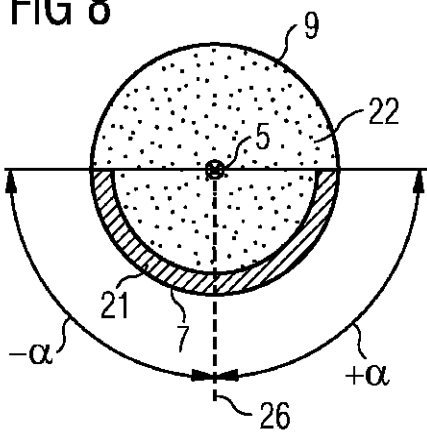
【図 7】

FIG 7



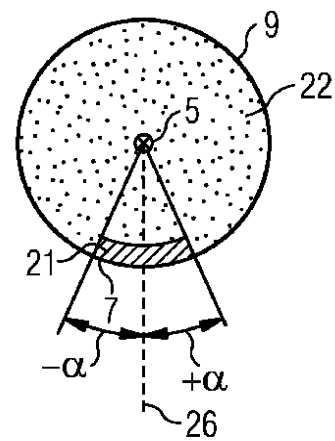
【図 8】

FIG 8



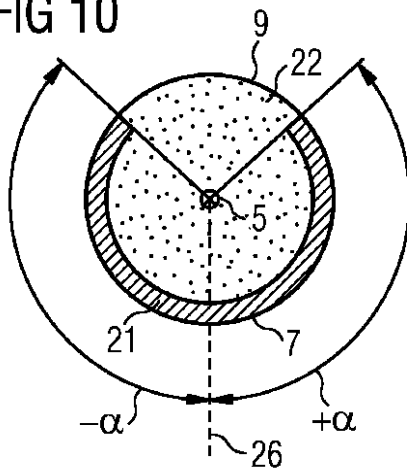
【図 9】

FIG 9



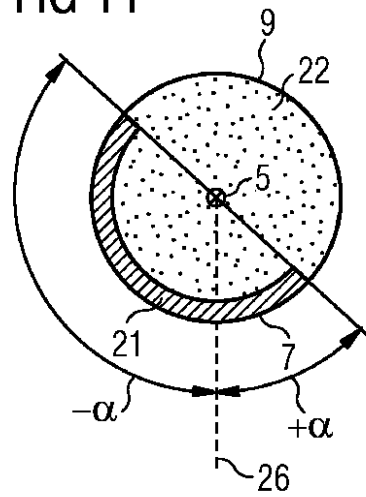
【図 10】

FIG 10



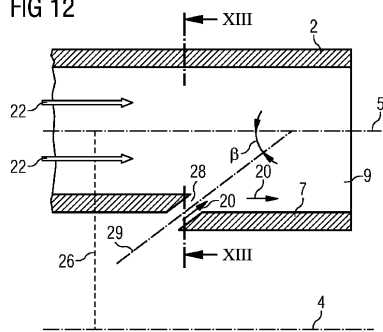
【図 11】

FIG 11



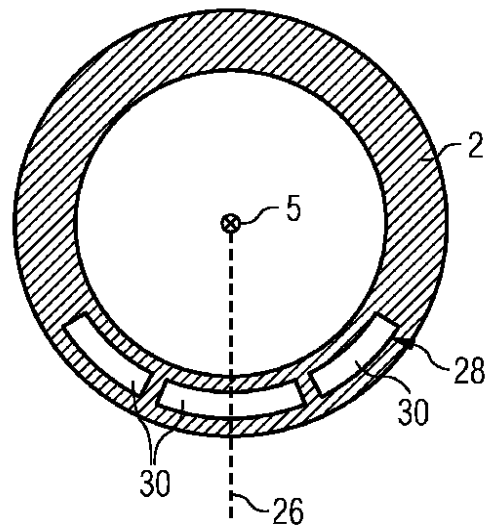
【図 12】

FIG 12



【図 13】

FIG 13



フロントページの続き

(72)発明者 ハゼ、マチアス

ドイツ連邦共和国 4 5 4 7 8 ミュルハイム ドゥイスブルガー シュトラーク 3 2 7

審査官 藤原 弘

(56)参考文献 特開 2 0 0 8 - 2 9 2 1 3 9 (J P , A)

特開 2 0 0 5 - 0 6 1 7 1 5 (J P , A)

特開 2 0 0 7 - 2 3 2 3 2 5 (J P , A)

特開 2 0 0 4 - 1 7 0 0 1 0 (J P , A)

米国特許第 0 6 2 6 7 5 8 5 (U S , B 1)

特開 2 0 0 2 - 3 3 2 8 7 0 (J P , A)

(58)調査した分野(Int.Cl. , D B 名)

F 0 2 C 1 / 0 0 - 9 / 5 8

F 2 3 R 3 / 0 0 - 7 / 0 0