

(19) 日本国特許庁(JP)

(12) 特 許 公 報(B2)

(11) 特許番号

特許第5412283号  
(P5412283)

(45) 発行日 平成26年2月12日(2014.2.12)

(24) 登録日 平成25年11月15日(2013.11.15)

(51) Int. Cl.	F 1
<b>F 2 3 R</b> 3/28 (2006.01)	F 2 3 R 3/28 D
<b>F 2 3 R</b> 3/32 (2006.01)	F 2 3 R 3/32
<b>F O 2 C</b> 7/232 (2006.01)	F 2 3 R 3/28 B
<b>F 2 3 R</b> 3/06 (2006.01)	F O 2 C 7/232 B
<b>F 2 3 R</b> 3/10 (2006.01)	F 2 3 R 3/06

請求項の数 8 (全 11 頁) 最終頁に続く

(21) 出願番号 特願2009-528025 (P2009-528025)  
 (86) (22) 出願日 平成20年7月25日(2008.7.25)  
 (86) 国際出願番号 PCT/JP2008/001989  
 (87) 国際公開番号 W02009/022449  
 (87) 国際公開日 平成21年2月19日(2009.2.19)  
 審査請求日 平成23年4月19日(2011.4.19)  
 (31) 優先権主張番号 特願2007-210269 (P2007-210269)  
 (32) 優先日 平成19年8月10日(2007.8.10)  
 (33) 優先権主張国 日本国(JP)

(73) 特許権者 000000974  
 川崎重工業株式会社  
 兵庫県神戸市中央区東川崎町3丁目1番1号  
 (74) 代理人 100087941  
 弁理士 杉本 修司  
 (72) 発明者 柏原 宏行  
 兵庫県明石市川崎町1番1号 川崎重工業株式会社内  
 (72) 発明者 吉野 泰  
 兵庫県明石市川崎町1番1号 川崎重工業株式会社内  
 (72) 発明者 松本 匡史  
 兵庫県明石市川崎町1番1号 川崎重工業株式会社内

最終頁に続く

(54) 【発明の名称】 燃焼装置

(57) 【特許請求の範囲】

【請求項1】

筒状の側壁を有し、内側に燃焼室を形成する燃焼筒と、  
 前記燃焼筒の頂部に配置されて前記燃焼室に環状に予混合気を噴射して、その予混合気流の下流部に燃焼室の軸心に沿って前記頂部に向かう逆流領域を形成させるメインバーナと、

前記頂部の軸心を含む位置に配置されて前記燃焼室内の逆流領域に対向する方向にのみ燃料と空気の予混合気を噴射するパイロットバーナとを備え、

前記パイロットバーナは、前記予混合気を前記燃焼室内に向けて案内する、下流部に向かって拡径となるパイロットノズルと、このパイロットノズルの上流端側に設けられた、多数の軸心方向の貫通孔を有する多孔体と、この多孔体の上流側に設けられて空気と燃料を予混合する予混合気通路とを備え、前記多孔体を介して燃料と空気の予混合気を噴射する燃焼装置。

【請求項2】

請求項1において、前記パイロットバーナの予混合気通路に、予混合を促進する多数の孔が形成された予混合体を備えた燃焼装置。

【請求項3】

請求項2において、複数の前記予混合体が、前記パイロットバーナの軸心上に配置された支持棒に軸心方向に離間して取り付けられている燃焼装置。

【請求項4】

請求項 2 または 3 において、前記メインバーナは環状の予混合気通路を有し、この予混合気通路の内周側に前記パイロットバーナの予混合気通路が配置されている燃焼装置。

【請求項 5】

請求項 1 から 4 のいずれか一項において、前記パイロットバーナを、火炎の伝播速度よりも速い初期速度で予混合気を噴射するように設定することにより、予混合気の流速が火炎の伝播速度と同じ速度まで低下した位置で形成される保炎領域を、前記パイロットバーナから軸心方向に離れた位置に形成させる燃焼装置。

【請求項 6】

請求項 1 から 5 のいずれか一項において、前記メインバーナと前記パイロットバーナに燃料を供給する燃料供給系統が互いに独立して設けられており、それぞれ独立に燃料濃度の調節が可能な燃焼装置。

10

【請求項 7】

請求項 1 から 6 のいずれか一項において、前記パイロットバーナが前記燃焼室からの火炎の侵入を防止する逆火防止構造を備えている燃焼装置。

【請求項 8】

請求項 7 において、前記逆火防止構造は多数の貫通孔を有する前記多孔体により形成されている燃焼装置。

【発明の詳細な説明】

【関連出願】

20

【0001】

本願は 2007 年 8 月 10 日出願の特願 2007 - 210269 の優先権を主張するものであり、その全体を参照により本出願の一部をなすものとして引用する。

【技術分野】

【0002】

本発明は、ガスタービンエンジン、ボイラ等、高温ガスの供給を必要とする機器に使用する燃焼装置に関する。

【背景技術】

【0003】

ガスタービンエンジンにおいては、環境保全への配慮から、燃焼により排出される排ガスの組成に関して厳しい環境基準が設けられており、窒素酸化物（以下、NO<sub>x</sub>という）などの有害物質を低減することが求められている。一方、大型のガスタービンや航空機用エンジンでは、低燃費化および高出力化の要請から、圧力比が高く設定される傾向にあり、それに伴って燃焼装置入口における高温・高圧化が進み、この燃焼装置の入口温度の高温化によって燃焼温度が高くなり易いことから、NO<sub>x</sub>をむしろ増加させる要因になることが懸念されている。

30

【0004】

そこで、近年では、NO<sub>x</sub>発生量を効果的に低減できる希薄予混合燃焼方式と、着火性能と保炎性能に優れた拡散燃焼方式とを組み合わせた複合燃焼方式が提案されている（特許文献 1, 2）。希薄予混合燃焼方式は、空気と燃料とを予め混合して燃料濃度を均一化した混合気として燃焼させるので、局所的に火炎温度が高温となる燃焼領域が存在せず、かつ燃料の希薄化により全体的にも火炎温度を低くできることから、NO<sub>x</sub>発生量を効果的に低減できる利点がある反面、大量の空気と燃料とを均一に混合することから、燃焼領域の局所燃料濃度が非常に薄くなってしまい、特に低負荷時の燃焼安定性すなわち保炎性能が低下する課題がある。一方、拡散燃焼方式は、燃料と空気とを拡散・混合しながら燃焼させることから、低負荷時にも吹き消えが起こり難く、保炎性能が優れている利点がある。したがって、複合燃焼方式は、始動時および低負荷時においては拡散燃焼により燃焼安定性を確保しながら、高負荷時においては予混合燃焼により NO<sub>x</sub>発生量の低減を図れるものである。

40

【0005】

50

従来の複合燃焼方式の燃焼装置では、例えば図6に示すように、燃焼装置80の燃焼筒81の頂部に、拡散燃料を燃焼室に噴射する拡散燃料バーナ（パイロットバーナ）84を配置し、その外側を囲むように予混合気を燃焼室に噴射する予混合燃料バーナ（メインバーナ）82を配置したバーナユニット85を採用し、パイロットバーナ84として、中心の燃料噴射口84aの周囲に、スワラ86を介して旋回流となった空気Aを噴射する空気噴射口84bを備える旋回型のバーナを用いている。

【特許文献1】特開平8-28871号公報

【特許文献2】特開平8-210641号公報

【発明の開示】

【発明が解決しようとする課題】

10

【0006】

しかし、上記のような旋回型のパイロットバーナ84を使用した従来の燃焼装置においては、保炎を強化しようとするときには旋回等を用いて予混合気流に生じる逆流R1が強くなるように設定するが、そうするとパイロットバーナ中心部の部材に燃焼ガスが吹き付けられるため、パイロットバーナが焼損してしまう。焼損を回避するために旋回等を抑えて予混合気流に生じる逆流R1を弱くした場合には、保炎性が低下する。つまり、焼損回避の観点から、旋回等を抑えて予混合気流に生じる逆流R1を弱くする必要があるが、その場合には保炎性が低下する。そのため、予混合燃料濃度をあまり薄くすることができず、結果的にNOx排出レベルが高くなるということがあった。

【0007】

20

本発明は、パイロットバーナから離れた位置に保炎領域を形成することにより、パイロットバーナの焼損を防止するとともに、保炎性能の向上により予混合気をより希薄な状態としてNOx排出レベルを低下させることのできる燃焼装置を提供することを目的とする。

【課題を解決するための手段】

【0008】

前記した目的を達成するために、本発明に係る燃焼装置は、筒状の側壁を有し、内側に燃焼室を形成する燃焼筒と、前記燃焼筒の頂部に配置されて前記燃焼室に環状に予混合気を噴射して、その予混合気流の下流部に燃焼室の軸心に沿って前記頂部に向かう逆流領域を形成させるメインバーナと、前記頂部に配置されて前記燃焼室内の逆流領域に対向する方向にのみ燃料と空気の混合気を噴射するパイロットバーナとを備えている。ここで、「逆流領域に対向する方向にのみ」とは、パイロットバーナから噴射される混合気流が、従来のパイロットバーナが含む成分のような自己の逆流領域を形成する成分を含まない、つまり、燃焼室の軸心に沿った一様な流れの成分のみを含むことを意味する。

30

【0009】

この構成によれば、パイロットバーナからの混合気が逆流領域を形成しないので、バーナから離れた位置に保炎領域を形成することができるから、保炎を強化するために流速を大きくしても、バーナ中心部の部材に高温の燃焼ガスが吹き付けられてバーナ中心部の部材が焼損することがない。また、メインバーナからの逆流した予混合気にパイロットバーナからの混合気が吹き込まれることにより、パイロットバーナからの混合気の流速が火炎伝播速度まで低下されるので、一層保炎性が向上する。その結果、メインバーナおよびパイロットバーナのいずれにおいても混合気をより希薄な状態にして運転することが可能となり、断熱火炎温度を下げるので、低NOx燃焼が可能となる。

40

【0010】

本発明の燃焼装置に用いる前記パイロットバーナは、多数の孔が形成された多孔体を備え、この多孔体を介して燃料と空気の予混合気を噴射するものであってよい。この構成によれば、従来の燃焼装置の構造に簡易な変更を加えるだけで、パイロットバーナの焼損防止および低NOx燃焼の実現という効果を得ることができる。また、あらかじめ燃料と空気を十分に混合させた燃料濃度にムラの少ない予混合気をパイロットバーナから噴射するため、NOxの排出量をさらに低下させることができる。

50

## 【 0 0 1 1 】

本発明の燃焼装置は、前記パイロットバーナの予混合気通路に、混合を促進する多数の孔が形成された予混合体を備えたものであってよい。この構成によれば、前記パイロットバーナの予混合気通路を流れる燃料と空気との予混合気は、予混合体を通過する際に乱流を発生し、より均一に混合されるため、NOxの排出量をさらに低下させることができる。

## 【 0 0 1 2 】

このようにパイロットバーナも予混合燃焼方式とする場合、好ましくは、前記メインバーナは環状の予混合気通路を有し、この予混合気通路の内周側に前記パイロットバーナの予混合気通路を配置する。このような構成とすることで、メインバーナの環状の予混合気通路の内側のスペースを有効利用してパイロットバーナの予混合気通路を設けることができるので、燃焼装置がコンパクトになる。

10

## 【 0 0 1 3 】

本発明の燃焼装置では、前記パイロットバーナを、火炎の伝播速度よりも大きい初期速度で混合気を噴射するように設定することにより、混合気の流速が火炎の伝播速度と同じ速度まで低下した位置で形成される保炎領域を、前記パイロットバーナから軸心方向に離れた位置に形成させることが好ましい。これにより、パイロットバーナの焼損をより確実に防止することができる。火炎の伝播速度は燃料濃度の調整により制御が可能である。

## 【 0 0 1 4 】

また、前記パイロットバーナは、その噴射ガスを前記燃焼室内に向けてほぼ一方向に案内するパイロットノズルを備えていることが好ましい。このようなパイロットノズルを備えていれば、パイロットバーナからの混合気をより確実に一方向に噴射することができる。

20

## 【 0 0 1 5 】

上記燃焼装置においては、前記メインバーナと前記パイロットバーナに燃料を供給する燃料供給系統が互いに独立して設けられて、それぞれ独立に燃料濃度の調節が可能であることが好ましい。燃料濃度の調整により、火炎伝播速度を制御することが可能であるが、メインバーナからの予混合気の火炎伝播速度と、これに対向するパイロットバーナからの混合気の火炎伝播速度をそれぞれ別個に制御可能とすることにより、保炎領域の形成位置をより適正に制御することができるため、より確実にパイロットバーナの焼損を防止し、かつ低NOx燃焼を実現することができる。

30

## 【 0 0 1 6 】

好ましくは、前記パイロットバーナは前記燃焼室からの火炎の侵入を防止する逆火防止機構を備えている。このような構成とすることにより、火炎がパイロットバーナの内部に逆流することを防ぎ、より効果的にパイロットバーナの焼損を防止することができる。

## 【 図面の簡単な説明 】

## 【 0 0 1 7 】

本発明は、添付の図面を参考にした以下の好適な実施形態の説明からより明瞭に理解されるであろう。しかしながら、実施形態および図面は単なる図示および説明のためのものであり、本発明の範囲を定めるために利用されるべきでない。本発明の範囲は添付のクレームによって定まる。添付図面において、複数の図面における同一の部品番号は、同一部分を示す。

40

【図1】本発明の一実施形態に係る燃焼装置が適用されるガスタービンエンジンを示す概略図である。

【図2】同実施形態に係る燃焼装置を示す断面図である。

【図3】図2の燃焼装置の要部を示す断面図である。

【図4】図2の燃焼装置に用いる予混合体を示す正面図である。

【図5】本発明の他の実施形態に係る燃焼装置の要部を示す断面図である。

【図6】従来の燃焼装置を示す断面図である。

【発明を実施するための最良の形態】

50

## 【 0 0 1 8 】

以下、本発明に係る実施形態を図面に従って詳細に説明する。図 1 は本発明の一実施形態に係る燃焼装置が適用されるガスタービンエンジンを示す簡略構成図である。ガスタービンエンジン G T は圧縮機 1、燃焼装置 2 およびタービン 3 を主構成要素として構成されており、圧縮機 1 から供給される圧縮空気を燃焼装置 2 で燃焼させ、それにより発生する高圧の燃焼ガスをタービン 3 に供給する。圧縮機 1 は回転軸 5 を介してタービン 3 に連結されて、このタービン 3 によって駆動される。このガスタービンエンジン G T の出力により、航空機のロータまたは発電機のような負荷 4 を駆動する。燃焼装置 2 には、燃料供給装置 9 から送給される燃料が、燃料制御装置 8 を介して供給される。燃焼装置 2 には、キャン型、アニュラー型があるが、本発明に係る実施形態については、主にキャン型について説明する。なお、本発明はアニュラー型にも適用可能である。

10

## 【 0 0 1 9 】

図 2 は図 1 の実施形態に係る燃焼装置 2 を示す断面図である。この燃焼装置 2 は、エンジン回転軸心の周りに環状に複数個配置されるもので、内側に燃焼室 10 を形成する燃焼筒 12 と、燃焼筒 12 の頂部 12 a に取り付けられて燃焼室 10 に燃料と空気の混合気を噴射するバーナユニット 14 とを備えている。これら燃焼筒 12 およびバーナユニット 14 は、燃焼装置 2 の外筒となるほぼ円筒状のハウジング H に同心状に収容されている。ハウジング H は、その下流側に設けられたフランジ 16 を介して、圧縮機 1 およびタービン 3 を含むエンジン本体のメインハウジング（図示せず）にボルト（図示せず）により結合されている。一方、ハウジング H の上流側端にはエンドカバー 18 がボルト 20 により固定されている。なお、バーナユニット 14 の構成については後に詳述する。

20

## 【 0 0 2 0 】

ハウジング H の上流側の内周壁に、環状の内側フランジ 24 が形成されており、この内側フランジ 24 に、燃焼筒 12 から筒状に延びる支持筒 26 がボルト 28 で連結固定されることにより、燃焼筒 12 の上流側端部がハウジング H に取り付けられている。燃焼筒 12 の下流端部は、タービン部への燃焼ガス導入路である遷移ダクト（図示せず）の入口部に支持されている。ハウジング H と燃焼筒 12 との間に、圧縮機 1 からの圧縮空気を矢印 A で示すように燃焼筒 12 に対し上流側方向に導く空気通路 30 が形成されている。さらに、この空気通路 30 に面して、支持筒 26 の周壁に複数の空気導入孔 32 が周方向に設けられ、空気通路 30 を通って送られてきた圧縮空気 A が、支持筒 26 およびエンドカバー 18 によって形成される空気導入空間 34 に導入される。

30

## 【 0 0 2 1 】

燃焼筒 12 の上流側の周壁には、1 つ又は複数の点火プラグ 36 が、ハウジング H を貫通してハウジング H に固定されており、バーナユニット 14 から噴射された混合気に点火して、燃焼筒 12 の上流部において第 1 の燃焼領域 S1 を形成させる。また、燃焼筒 12 における第 1 燃焼領域 S1 よりも下流側には、短いパイプを貫通させて形成された複数の希釈用空気孔 38 が配設されており、ハウジング H における各希釈用空気孔 38 に対向する部分には、第 2 のバーナである追焚バーナ 40 が、各々の先端部を希釈用空気孔 38 に臨ませてハウジング H に取り付けられている。この追焚バーナ 40 は、燃料を希釈用空気孔 38 を通じて燃焼筒 12 内に噴射して、燃焼室 10 内で第 1 燃焼領域 S1 の下流側に第 2 の燃焼領域 S2 を形成させる。

40

## 【 0 0 2 2 】

図 3 は、図 2 の燃焼装置 2 の要部を示す断面図である。バーナユニット 14 は、旋回成分を含む環状の予混合気流 P1 を噴射するメインバーナ 42 と、メインバーナ 42 の内側に配置されたパイロットバーナ 44 とを備えている。このパイロットバーナ 44 は、主として燃焼装置 2 の軸心 O 方向にのみ、すなわち図 6 に示す従来の旋回型のバーナによる逆流 R1 を生じさせない方向に、図 3 の予混合気流 P2 を噴射する。具体的には、バーナユニット 14 は、燃焼筒 12 の軸心である燃焼装置 2 の軸心 O と同心の外周円筒部 46 a と、この外周円筒部 46 a の上流側端から軸心 O に垂直な方向に円板状に延びる外周円板部 46 b とからなるバーナ外筒 46 を有し、さらに外周円筒部 46 a の径方向内側に同心に

50

位置する内周円筒部 4 8 a と、内周円筒部 4 8 a の上流側端部付近から外周円板部 4 6 b の上流側で外周円板部 4 6 b に対して平行に延びる内周円板部 4 8 b とからなるバーナ内筒 4 8 を有している。バーナ外筒 4 6 とバーナ内筒 4 8 との間の空間が、メインバーナ 4 2 の環状の第 1 予混合気通路 4 2 a を形成し、バーナ内筒 4 8 の内方空間がパイロットバーナ 4 4 の第 2 予混合気通路 4 4 a を形成している。したがって、燃焼筒 1 2 , メインバーナ 4 2 およびパイロットバーナ 4 4 は軸心 O を共有している。

#### 【 0 0 2 3 】

メインバーナ 4 2 の第 1 予混合気通路 4 2 a の最上流部、すなわち 2 つの円板部 4 6 b , 4 8 b の最外周部の間に、径方向外方に向いた第 1 導入口 4 2 b が形成されている。この第 1 導入口 4 2 b の径方向外側に、燃料 F 1 を供給するための第 1 燃料供給通路 5 2 が、エンドカバー 1 8 を貫通して配置されている。この第 1 燃料供給通路 5 2 における空気導入空間 3 4 内に位置する下流側部分は、エンドカバー 1 8 に連結されて軸心 O のまわりに等間隔で配置された複数の第 1 燃料パイプ 5 1 により形成されており、各第 1 燃料パイプ 5 1 の先端部に、第 1 燃料噴射孔 5 2 a が設けられて、前記第 1 導入口 4 2 b に対向している。この第 1 導入口 4 2 b には、固定羽根からなるスワラ 5 0 が嵌め込み固定されており、このスワラ 5 0 により第 1 予混合気通路 4 2 a に導入される空気と燃料に旋回が与えられる。この旋回により第 1 予混合気通路 4 2 a 内で混合が進んで予混合気が生成され、燃焼装置 2 の軸心 O を中心とする旋回流として、第 1 予混合気通路 4 2 a の下流側の開口よりなる噴射口 4 2 c から燃焼室 1 0 へ噴射される。噴射された予混合気流 P 1 はその下流部に、燃焼室 1 0 の軸心 O に沿って燃焼筒 1 2 の頂部 1 2 a に向かう逆流領域 R を形成する。なお、予混合気の旋回流を発生させるために、本実施形態のスワラ 5 0 に代えて、バーナの出口部分にバッフル板を設ける等してもよい。

#### 【 0 0 2 4 】

バーナ内筒 4 8 の上流端部から、パイロットバーナ 4 4 の第 2 予混合気通路 4 4 a が径方向外側に円板状に延びている。この第 2 予混合通路 4 4 a の上流部は、パイロットバーナ 4 4 に支持された環状の第 1 通路板 5 3 と、この第 1 通路板 5 3 にスペーサ 5 4 を介して軸方向に対向するようにボルト 5 5 で取り付けられた円板状の第 2 通路板 5 6 との間に形成されている。第 2 予混合気通路 4 4 a 上流端が第 2 導入口 4 4 b となっており、この第 2 導入口 4 4 b の径方向外側に、燃料 F 2 を供給するための第 2 燃料供給通路 5 7 が、エンドカバー 1 8 を貫通して配置されている。この第 2 燃料供給通路 5 7 も、第 1 燃料供給通路 5 2 の場合と同様に、下流側部分が複数の第 2 燃料パイプ 6 9 により形成され、各第 2 燃料パイプ 6 9 の先端部に、第 2 燃料噴射孔 5 7 a が設けられて、前記第 2 導入口 4 4 b に対向している。

#### 【 0 0 2 5 】

なお、第 1 予混合気通路 4 2 a , 第 1 導入口 4 2 b , および噴射口 4 2 c を含むメインバーナ 4 2 に燃料を供給する第 1 燃料供給通路 5 2 と、第 2 予混合気通路 4 4 a , 第 2 導入口 4 4 b , およびパイロットノズル 4 4 c を含むパイロットバーナ 4 4 に燃料を供給する第 2 燃料供給通路 5 7 とは、互いに独立した燃料供給系統として設けられており、燃料流量をそれぞれ個別に制御することにより混合気の燃料濃度 ( 空燃比 ) を独立に調節することが可能となっている。

#### 【 0 0 2 6 】

パイロットバーナ 4 4 の第 2 予混合気通路 4 4 a には、2 つの予混合体 5 8 が軸心 O に垂直に設けられている。各予混合体 5 8 は、図 4 に示すように、平坦な金属板に複数の貫通孔 5 8 a を開けた板材を用いている。2 つの予混合体 5 8 は、図 3 のバーナユニット 1 4 の第 2 通路板 5 6 にナットで固定された軸心 O 上の支持棒 5 9 に、軸心方向に互いに離間して取り付けられている。第 2 予混合気通路 4 4 a を流れる燃料と空気の混合気は、これら予混合体 5 8 の孔を通過する際に乱流を発生し、より均一に混合される。なお、本実施形態では 2 枚の予混合体 5 8 を用いたが、予混合体 5 8 の数を 1 枚もしくは 3 枚以上としてもよく、あるいは予混合体 5 8 を省略してもよい。

#### 【 0 0 2 7 】

パイロットバーナ44の予混合気噴射部となるバーナ内筒48の最下流部には、下流部に向かって拡径となる内周壁を有するパイロットノズル44cが形成されている。パイロットノズル44cの上流側端に、多数の貫通孔が形成された多孔体60が、第2予混合気通路44aの断面全体を覆うように軸心Oに垂直に固定されている。本実施形態においては、多孔体60として、予混合体58と同様の板材を用いている。パイロットバーナ44の第2予混合気通路44aからの予混合気は、この多孔体60によって一様な流れにされたのち、パイロットノズル44c内に噴射され、さらにパイロットノズル44cのテーパ面によって案内されて、燃焼室10内に、逆流領域Rに対向する方向に噴射される。このようにして、パイロットバーナ44からの予混合気流P2は、旋回成分を含まずに、逆流領域Rに対向する向きにのみ噴射される。なお、パイロットノズル44cの内周面はテー

10

**【0028】**

多孔体60としては、逆流領域Rに対向するように軸心O方向にほぼ平行に予混合気を通す多数の孔を有する部材であればどのようなものを使用してもよい。例えば、パンチングメタル、ドリル、放電加工、レーザ、もしくはウォータージェットによって孔が開けられた板材、金属粉、金属繊維、金属網等を焼結した多孔質焼結金属、ポーラス金属、平織りや立体織りのメタルニット、または多孔質セラミックス等を使用することができる。形状も平面状に限らず、曲面状の板であってもよい。また、多孔体60の材質としては、耐熱性のある材料、たとえば、鋼、鋳鉄、耐熱金属（ハステロイ、HA188、フェクラロイ等）、あるいはセラミックスを用いることができる。

20

**【0029】**

予混合体58としては、予混合を促進するために多数の孔を有する部材であれば、どのようなものを使用してもよい。例えば、パンチングメタル、放電加工、レーザ、もしくはウォータージェットによって孔が開けられた板材、金属粉、金属繊維、金属網等を焼結した多孔質焼結金属、ポーラス金属、平織りや立体織りのメタルニット、または多孔質セラミックス等を使用することができる。形状も平面状に限らず、曲面状の板であってもよい。また、多孔体60の材質としては、耐熱性のある材料、たとえば、鋼、鋳鉄、耐熱金属（ハステロイ、HA188、フェクラロイ等）、あるいはセラミックスを用いることができる。

30

**【0030】**

さらに、上記のように構成したパイロットバーナ44では、多孔体60の孔の径および数を変化させることにより、予混合気P2が噴射される際の初期速度を調節することができる。一方で、火炎の伝播速度は予混合気の燃料濃度を調整することにより調節することが可能である。したがって、パイロットバーナ44から噴射される予混合気P2の初期速度を、火炎の伝播速度よりも大きくなるように設定することにより、予混合気P2の流速が火炎の伝播速度と同じ速度まで低下した位置で形成される保炎領域Bを、パイロットバーナ44から軸心O方向に離れた位置に形成させることが可能である。

**【0031】**

また、本実施形態においては、多孔体60の孔径および孔の数を調整して、予混合気P2の初期速度を火炎の伝播速度よりも大きい値に設定することにより、保炎領域Bの火炎がバーナユニット14の内部まで侵入する逆火現象を防止している。すなわち、この場合、多孔体60が燃焼装置2の逆火防止構造として機能している。また、多孔体60の孔径を、使用する条件に合った、火炎の伝播が可能な最小直径である限界直径（例えばメタンを主成分とする燃料の場合は3mm）以下になるようにすることによっても、火炎の内部侵入を防ぐことができるので、多孔体60を逆火防止構造として機能させることが可能である。

40

**【0032】**

次に、本実施形態に係る燃焼装置2の動作について説明する。図3に示すように、第1燃料供給通路52から供給される燃料F1は、燃焼筒12の外側の空気通路30および空

50

気導入孔 3 2 を経て空気導入空間 3 4 に導入された圧縮空気 A とともに、メインバーナ 4 2 の第 1 導入口 4 2 b から第 1 予混合気通路 4 2 a に導入され、スワラ 5 0 を経ることによって旋回しながら、希薄な予混合気が生成され、メインバーナ 4 2 の噴射部 4 2 c から、予混合気流 P 1 となって燃焼室 1 0 内に噴射される。予混合気流 P 1 は燃焼装置 2 の軸心 O を中心とする旋回流であるため、自身の遠心力によって一端外周側に広がった後、圧力が低くなった軸心 O 側に向かって還流し、軸心 O に沿って頂部 1 2 a に向かう。これにより、逆流領域 R が軸心 O に沿って形成される。

#### 【 0 0 3 3 】

一方、第 2 燃料供給通路 5 7 から供給される燃料 F 2 は、メインバーナ 4 2 の場合と同様に、圧縮空気 A とともに、パイロットバーナ 4 4 の第 2 導入口 4 4 b から第 2 予混合気通路 4 4 a に導入される。この燃料 F 2 と空気 A は、パイロットバーナ 4 4 内で旋回が付与されることなく、2 枚の予混合体 5 8 の孔を通過する際に混合され、均一な予混合気となり、多孔体 6 0 の孔を通過して一様な流れにされたのち、パイロットノズル 4 4 c から、そのテーパ状の内周面に案内されて燃焼室 1 0 内に噴射される。このとき、パイロットバーナ 4 4 の第 2 予混合気通路 4 4 a が、メインバーナ 4 2 の環状の第 1 予混合気通路 4 2 a の内周側に配置されているため、多孔体 6 0 を介して軸心 O に沿って噴射される予混合気 P 2 は、逆流領域 R に対向するガス流となる。さらに、パイロットバーナ 4 4 からの予混合気流 P 2 が旋回成分を含まないため、保炎性を高めるために予混合気流 P 2 の流速を大きくしても逆流しないので、バーナユニット 1 4 の主としてパイロットバーナ 4 4 に燃焼ガスが吹き付けられることがなく、バーナユニット 1 4 の焼損を防ぐことができる。また、予混合気流 P 2 の流速を低下させることなく保炎性を維持・向上することが可能であることから、予混合気の燃料濃度をより希薄にしても必要な保炎性を確保することができ、断熱火炎温度を下げるので、結果として排出される NO<sub>x</sub> の低減も可能となる。

#### 【 0 0 3 4 】

この場合、パイロットバーナ 4 4 から噴射される予混合気流 P 2 の初期速度を、火炎の伝播速度よりも大きくなるように設定することがより効果的である。すなわち、多孔体 6 0 の孔の径および数の調整によって予混合気流 P 2 の初期速度を制御し、他方、予混合気の燃料濃度の調整によって火炎の伝播速度を制御することにより、パイロットノズル 4 4 c から燃焼室 1 0 に流入する際の予混合気流 P 2 の流速が、火炎の伝播速度より十分大きくなるように設定できる。このような初期速度を持つ、燃焼室 1 0 内に流入した予混合気流 P 2 は、パイロットノズル 4 4 c 内で下流に向かって通路面積が徐々に大きくなり、さらに燃焼室 1 0 に入って通路面積が急激に大きくなることから流速が低下し、さらにメインバーナ 4 2 からの逆流である予混合気流 P 1 とぶつかり合うことにより、火炎の伝播速度まで流速が低下する。火炎が安定して保持される保炎領域 B は、予混合気 P 2 の流速が火炎の伝播速度と同じ速さまで低下した位置に形成されるため、バーナユニット 1 4 から軸心 O 方向に離れた位置にこの保炎領域 B が形成され、バーナユニット 1 4 の各部材が火炎の熱によって焼損することが回避される。

#### 【 0 0 3 5 】

さらに、本実施形態においては、メインバーナ 4 2 からの逆流した予混合気にパイロットバーナ 4 4 からの予混合気が吹き込まれることにより、パイロットバーナ 4 4 からの予混合気の流速が火炎伝播温度まで低下するので、一層保炎性が向上する。その結果、予混合気の燃料濃度を希薄にして、燃焼による NO<sub>x</sub> 発生量を低減することが可能となる。本実施形態に係る燃焼装置 2 と、図 6 に示した従来のバーナ構造を有する燃焼装置とで、燃焼によって排出されるガス中の NO<sub>x</sub> 濃度を比較する実験を行ったところ、本実施形態の燃焼装置 2 では、従来の約半分の NO<sub>x</sub> 濃度であった。

#### 【 0 0 3 6 】

なお、上記の実施形態においては、パイロットバーナ 4 4 として、多孔体 6 0 を介して予混合気 P 2 を噴射する方式のものをを用いたが、図 5 に示す分散噴射型のパイロットバーナ 4 4 B を用いてもよい。このパイロットバーナ 4 4 B は、複数の第 2 燃料供給通路 5 7

10

20

30

40

50



Bから燃料F2を、パイロットノズル44Bcの上流端近傍に配置した複数の混合孔70にそれぞれ直接導入し、空気導入口72および整流用の孔開きプレート74を経てこの混合孔70に導入された圧縮空気Aとの混合気Mを燃焼室10に噴射する。図4のパイロットバーナ44Bを用いても、逆流領域Rに対向する方向にのみ混合気を噴射することにより、バーナユニット14から離れた位置に保炎領域Bを形成させて、バーナユニット14の焼損を防止するとともに、予混合気をより希薄な状態としてNOx排出レベルを低下させる効果を得ることができる。

【0037】

また、上記実施形態においては、燃焼装置2をガスタービンエンジンGTに適用した例を説明したが、本発明に係る燃焼装置は、ガスタービンエンジンに限らず、ボイラなど高温ガスの供給を必要とする他の機器に適用することが可能である。

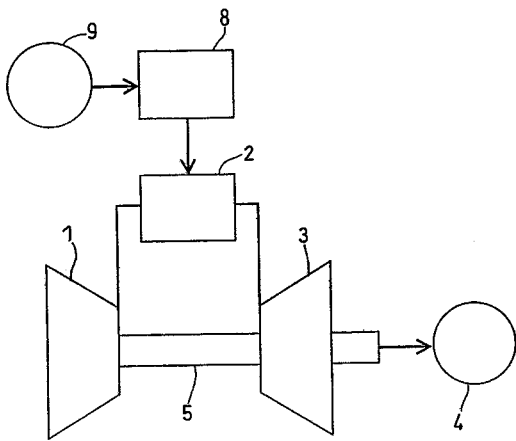
10

【0038】

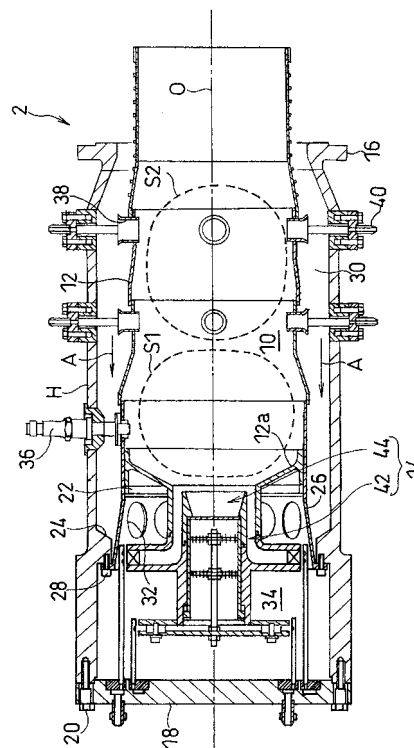
以上のとおり、図面を参照しながら好適な実施例を説明したが、当業者であれば、本件明細書を見て、自明な範囲内で種々の変更および修正を容易に想定するであろう。

したがって、そのような変更および修正は、請求の範囲から定まる発明の範囲内のものと解釈される。

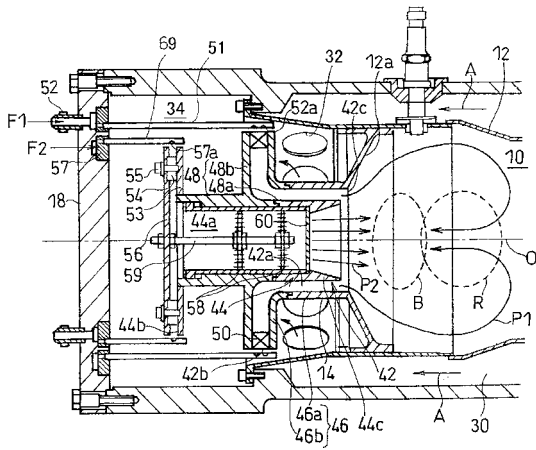
【図1】



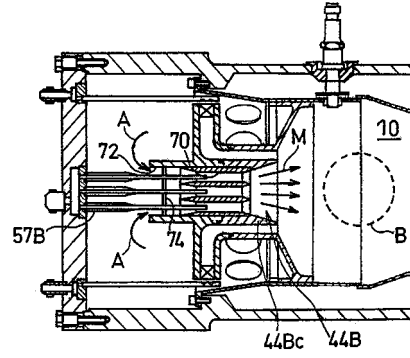
【図2】



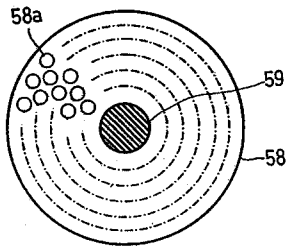
【 図 3 】



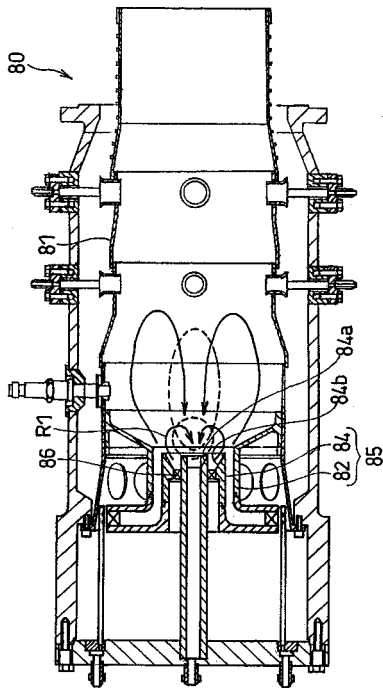
【 図 5 】



【 図 4 】



【 図 6 】



## フロントページの続き

(51)Int.Cl. F I  
F 2 3 R 3/34 (2006.01) F 2 3 R 3/10  
F 0 2 C 7/228 (2006.01) F 2 3 R 3/34  
F 0 2 C 7/228

(72)発明者 木村 武清  
兵庫県明石市川崎町1番1号 川崎重工業株式会社内  
(72)発明者 北嶋 潤一  
兵庫県明石市川崎町1番1号 川崎重工業株式会社内  
(72)発明者 堀川 敦史  
兵庫県明石市川崎町1番1号 川崎重工業株式会社内

審査官 藤原 弘

(56)参考文献 特開2002-323221(JP,A)  
特開2004-085120(JP,A)  
特開2005-030667(JP,A)  
特開2002-168449(JP,A)  
特開平07-190373(JP,A)  
特開2006-144759(JP,A)

(58)調査した分野(Int.Cl., DB名)  
F 0 2 C 7 / 2 3 2  
F 2 3 R 3 / 0 2  
F 2 3 R 3 / 1 2  
F 2 3 R 3 / 2 8 - 3 4  
F 2 3 R 3 / 4 4