

(19) 日本国特許庁(JP)

(12) 特 許 公 報(B2)

(11) 特許番号
特許第4220558号
(P4220558)

(45) 発行日 平成21年2月4日(2009.2.4)

(24) 登録日 平成20年11月21日(2008.11.21)

(51) Int.Cl.	F I	
F O 2 C 7/228 (2006.01)	F O 2 C 7/228	
F O 2 C 7/232 (2006.01)	F O 2 C 7/232	Z
F O 2 C 9/34 (2006.01)	F O 2 C 9/34	
F 2 3 R 3/30 (2006.01)	F 2 3 R 3/30	
F 2 3 R 3/34 (2006.01)	F 2 3 R 3/34	

請求項の数 7 (全 12 頁)

(21) 出願番号	特願2007-99589 (P2007-99589)	(73) 特許権者	000000974
(22) 出願日	平成19年4月5日(2007.4.5)		川崎重工業株式会社
(65) 公開番号	特開2008-255897 (P2008-255897A)		兵庫県神戸市中央区東川崎町3丁目1番1号
(43) 公開日	平成20年10月23日(2008.10.23)	(74) 代理人	100087941
審査請求日	平成19年4月5日(2007.4.5)		弁理士 杉本 修司
(出願人による申告) 国等の委託研究の成果に係る特許出願(平成16年度独立行政法人新エネルギー・産業技術総合開発機構「課題設定型産業技術開発費助成金」環境適応型小型航空機用エンジン研究開発プロジェクト委託研究、産業活力再生特別措置法第30条の適用を受ける特許出願)		(72) 発明者	小田 剛生
			兵庫県明石市川崎町1番1号 川崎重工業株式会社 明石工場内
		(72) 発明者	緒方 秀樹
			兵庫県明石市川崎町1番1号 川崎重工業株式会社 明石工場内
		審査官	寺町 健司
			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装置

(57) 【特許請求の範囲】

【請求項1】

燃焼室内に拡散燃焼領域を形成するように燃料を噴霧する燃料噴霧部と、前記燃焼室内に予混合気燃焼領域を形成するように燃料と空気の予混合気を供給する予混合気供給部とを有する複数の燃料噴射ユニットと、

前記燃料噴霧部および予混合気供給部に燃料を供給する燃料供給部とを備え、
前記燃料供給部は、
前記燃料噴霧部と予混合気供給部にそれぞれ燃料を供給するパイロット燃料通路およびメイン燃料通路と、

前記パイロット燃料通路およびメイン燃料通路に燃料を供給する集合燃料通路と、
前記集合燃料通路とパイロット燃料通路およびメイン燃料通路との分岐部に設けられて燃料圧力に応じてパイロット燃料通路およびメイン燃料通路への燃料分配量を自動調整する燃料分配器とを有する、

ガスタービンエンジンの燃焼装置。

【請求項2】

請求項1において、前記パイロット燃料通路およびメイン燃料通路は前記複数の燃料噴射ユニットに燃料を供給するガスタービンエンジンの燃焼装置。

【請求項3】

請求項1において、前記燃料分配器は各燃料噴射ユニットごとに1つずつ設けられ、前記パイロット燃料通路およびメイン燃料通路は各燃料噴射ユニットごとに独立しているガ

スタービンエンジンの燃焼装置。

【請求項 4】

請求項 1 から 3 のいずれか一項において、前記燃料分配器は、前記集合燃料通路からの燃料が導入される燃料入口と、前記パイロット燃料通路およびメイン燃料通路にそれぞれ接続されるパイロットポートおよびメインポートと、前記燃料入口の燃料圧力に応じて移動し、低燃料圧力時に前記パイロットポートのみを燃料入口に連通させ、中燃料圧力時および高燃料圧力時にパイロットポートとメインポートの両方を燃料入口に連通させる移動体とを有するガスタービンエンジンの燃焼装置。

【請求項 5】

請求項 4 において、前記パイロットポートは、前記低燃料圧力時と中燃料圧力時に燃料入口に連通する第 1 ポートと、中燃料圧力時と高燃料圧力時に燃料入口に連通する第 2 ポートとを有するガスタービンエンジンの燃焼装置。

10

【請求項 6】

請求項 4 または 5 において、前記パイロットポート、メインポートおよび燃料入口がハウジングに設けられ、前記移動体が前記ハウジングに収納されたピストンであるガスタービンエンジンの燃焼装置。

【請求項 7】

請求項 1 から 6 のいずれか一項において、前記集合燃料通路に燃焼装置全体の燃料を制御する全体燃料流量制御弁が設けられているガスタービンエンジンの燃焼装置。

【発明の詳細な説明】

20

【技術分野】

【0001】

本発明は、拡散燃焼方式と希薄予混合気燃焼方式の 2 系統の燃焼方式を組み合わせた複合燃焼方式の燃料噴射構造を有するガスタービンエンジンの燃焼装置に関する。

【背景技術】

【0002】

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_x 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・高压化が進み、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_x 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

【0003】

そこで、近年では、 NO_x 発生量を効果的に低減できる希薄予混合気燃焼方式と、着火性能および保炎性能に優れた拡散燃焼方式の 2 系統の燃焼方式を組み合わせた複合燃焼方式が提案されている。希薄予混合気燃焼方式は、空気と燃料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ため、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_x 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、特に低負荷時での燃焼安定性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拡散燃焼領域により燃焼安定性を保持できるとともに、高負荷時に希薄予混合気燃焼領域により NO_x 発生量の低減を図れる。

40

【0004】

前記複合燃焼方式による燃焼装置は、燃焼室内に拡散燃焼方式による拡散燃焼領域を形成するように燃料を噴霧する燃料噴霧部と、前記燃焼室内に希薄予混合気燃焼方式による予混合燃焼領域を形成するように燃料と空気の予混合気を供給する予混合気供給部とを備えている。この燃焼装置は、始動時や低負荷時に燃料噴霧部のみから燃料を供給し、高負

50

荷時に燃料噴霧部に加えて予混合気供給部からも燃料を供給するようになっている。その場合、低負荷時から高負荷時に移行する際、燃料噴霧部と予混合気供給部への燃料分配率を1対0から例えば1対9まで、安定燃焼性と低NO_x化にとって適切な値を保ちながら変化させるよう制御する必要がある。

【0005】

このような複雑な制御を行うために、従来、燃料噴霧部へ燃料を供給するパイロット燃料通路と予混合気供給部へ燃料を供給するメイン燃料通路のそれぞれに流量制御弁を設け、これらをコントローラで制御していた（特許文献1）。

【0006】

【特許文献1】特開平5-52124号公報

10

【発明の開示】

【発明が解決しようとする課題】

【0007】

このように2つの燃料通路のそれぞれに流量制御弁を設けると、これら流量制御弁とコントローラがエンジン全体の重量およびコストに占める割合が、航空機用と産業用、あるいは大型機用と小型機用とで異なるものの、特に小型の航空機用ガスタービンにおいて大きくなり、その影響は無視できない。このことが、追加の燃料制御システム（流量制御弁やコントローラ）を必要とする複合燃焼方式を小型の航空機用ガスタービンに適用する妨げとなっていた。

【0008】

20

本発明は、拡散燃焼方式および希薄予混合気燃焼方式の2系統の燃焼方式を組み合わせた複合燃焼方式において、燃料流量制御を簡素な構造でかつ安価に実現できるガスタービンエンジンの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】

【0009】

上記目的を達成するために、本発明に係るガスタービンエンジンの燃焼装置は、燃焼室内に拡散燃焼領域を形成するように燃料を噴霧する燃料噴霧部と、前記燃焼室内に予混合気燃焼領域を形成するように燃料と空気の予混合気を供給する予混合気供給部とを有する複数の燃料噴射ユニットと、前記燃料噴霧部および予混合気供給部に燃料を供給する燃料供給部とを備える。前記燃料供給部は、前記燃料噴霧部と予混合気供給部にそれぞれ燃料を供給するパイロット燃料通路およびメイン燃料通路と、前記パイロット燃料通路およびメイン燃料通路に燃料を供給する集合燃料通路と、前記集合燃料通路とパイロット燃料通路およびメイン燃料通路との分岐部に設けられて燃料圧力に応じてパイロット燃料通路およびメイン燃料通路への燃料分配量を自動調整する燃料分配器とを有する。

30

【0010】

この構成によれば、集合燃料通路とパイロット燃料通路およびメイン燃料通路との分岐部に燃料分配器を設けるのみでパイロット燃料通路およびメイン燃料通路への燃料分配量が燃料圧力に応じて自動的に調整される。したがって、パイロット燃料用とメイン燃料用にそれぞれの流量調整弁を設ける必要がなくなるから、構造が簡素化され、複雑な制御回路も不要となるので、安価になる。

40

【0011】

本発明において、前記パイロット燃料通路およびメイン燃料通路は前記複数の燃料噴射ユニットに燃料を供給するものであってもよい。つまり、単一の燃料分配器からパイロット燃料通路およびメイン燃料通路を通して複数の燃料噴射ユニットに燃料を供給する単一燃料分配器タイプとしてもよい。これとは異なり、前記集合燃料通路を各燃料噴射ユニットごとに1つずつ設け、前記パイロット燃料通路およびメイン燃料通路を含む燃料マニホールドを各燃料噴射ユニットごとに独立させた複数燃料分配器タイプとすることもでき、両タイプは、燃料分配器と燃料マニホールドのそれぞれの重量とコストに関する得失を考慮して、適宜選択できる。単一燃料分配器タイプでは、燃料分配器が1つで済み、複数燃料分配器タイプでは、各燃料噴射ユニットの燃料分配器に至るまでの太い（大流量用の）

50

集合燃料通路が一つで済む。

【0012】

本発明において、前記燃料分配器は、前記集合燃料通路からの燃料が導入される燃料入口と、パイロット燃料通路およびメイン燃料通路にそれぞれ接続されるパイロットポートおよびメインポートと、前記燃料入口の燃料圧力に応じて移動し、低燃料圧力時に前記パイロットポートのみを燃料入口に連通させ、中燃料圧力時と高燃料圧力時にパイロットポートとメインポートの両方を燃料入口に連通させる移動体とを有することが好ましい。これにより、低負荷時に対応する低燃料圧力時にはパイロットポートを通してパイロット燃料通路へ、高負荷時に対応する高燃料圧力時および低負荷と高負荷の間の中間負荷時に対応する中燃料圧力時には、両方のポートを通して両方の燃料通路へと、それぞれ燃料が供給されるので、パイロット燃料通路およびメイン燃料通路への燃料分配が自動的に、かつ円滑に行われる。燃料流量は、通路面積が一定である場合、燃料圧力の0.5乗に比例し、燃料圧力が一定である場合、通路面積に比例する。よって、この燃料圧力に基づいて通路面積を変えることにより、負荷に対応した所要の燃料流量が得られる。この燃料分配器は複雑な制御回路で作動するものではなく、燃料圧力によって自動的に作動するものであるから、制御回路の誤作動による燃料の流量制御不良のおそれもない。

10

【0013】

本発明において、前記パイロットポートは、前記低燃料圧力時と中燃料圧力時に燃料入口に連通する第1ポートと、中燃料圧力時と高燃料圧力時に燃料入口に連通する第2ポートとを有することが好ましい。これにより、パイロット燃料通路への燃料の供給は、低負荷時から中負荷時にかけて、第1ポートから第2ポートへと徐々に移行しながら行われるので、第1ポートを閉止したのち第2ポートを開放する場合とは異なり、燃料供給量を円滑に低減させることができる。

20

【0014】

本発明において、前記パイロットポート、メインポートおよび燃料入口がハウジングに設けられ、前記移動体が前記ハウジングに収納されたピストンであることが好ましい。これにより、ハウジングがシリンダの役割を担って、燃料入口の燃料圧力に応じてピストンがハウジング内を移動するという単純な構成となるから、燃料分配器の構造が簡略化される。

【0015】

また、本発明において、前記集合燃料通路に燃焼装置全体の燃料を制御する全体燃料流量制御弁が設けられていることが好ましい。これにより、一つの全体燃料流量制御弁によって燃焼装置全体に必要な燃料を制御できるので、パイロット燃料通路とメイン燃料通路のそれぞれに流量制御弁を設ける従来の場合と比べて、構造が簡素化され、制御も容易になる。

30

【発明の効果】

【0016】

本発明のガスタービンエンジンの燃焼装置によれば、集合燃料通路とパイロット燃料通路およびメイン燃料通路との分岐部に燃料分配器を設けるのみで、パイロット燃料通路およびメイン燃料通路への燃料分配量が燃料圧力に応じて自動的に調整される。したがって、パイロット燃料通路とメイン燃料通路のそれぞれに流量制御弁を設ける必要がなくなるから、構造が簡素化され、複雑な制御回路も不要となるので、燃焼装置が安価になる。

40

【発明を実施するための最良の形態】

【0017】

以下、本発明の好ましい実施形態について図面を参照しながら説明する。図1は本発明の第1実施形態に係るガスタービンエンジンの燃焼装置を構成する燃焼器1の頭部を示している。この燃焼器1は、ガスタービンエンジンの図示しない圧縮機から供給される圧縮空気に燃料を混合して生成した混合気を燃焼させて、その燃焼により発生する高温・高圧の燃焼ガスをタービンに送ってタービンを駆動するものである。

【0018】

50

燃焼器 1 はアニュラー型であり、環状のアウタケーシング 7 の内側に環状のインナケーシング 8 が同心状に配置されて、環状の内部空間を有する燃焼装置ハウジング 6 を構成している。この燃焼装置ハウジング 6 の環状の内部空間には、環状のアウタライナ 10 の内側に環状のインナライナ 11 が同心状に配置されてなる燃焼筒 9 が、燃焼装置ハウジング 6 と同心円状に配置されている。燃焼筒 9 は内部に環状の燃焼室 12 が形成されており、この燃焼筒 9 の頂壁 9a に、燃焼室 12 内に燃料を噴射する複数（この実施形態では 14 個）の燃料噴射ユニット 2 が、燃焼筒 9 と同心の単一の円上に等間隔に配設されている。各燃料噴射ユニット 2 は、燃料噴霧部（パイロット燃料噴射ノズル）3 と、この燃料噴霧部 3 の外周を囲むように燃料噴霧部 3 と同心状に設けられた予混合気供給部（メイン燃料噴射ノズル）4 とを備えている。燃料噴霧部 3 および予混合気供給部 4 の詳細については後述する。

10

【0019】

アウタケーシング 7 およびアウタライナ 10 を貫通して、着火を行うための 2 つの点火栓 13 が、燃焼筒 9 の径方向を向き、かつ先端が燃料噴射ユニット 2 に相対向する配置で設けられている。したがって、この燃焼器 1 では、2 つの点火栓 13 に対向する 2 つの燃料噴射ユニット 2 からの可燃混合気が先ず着火され、この燃焼による火炎が、隣接する各燃料噴射ユニット 2 からの可燃混合気に次々に火移りしながら伝播して、全ての燃料噴射ユニット 2 からの可燃混合気に着火される。

【0020】

図 2 は図 1 の II-II 線に沿った拡大縦断面図である。前記燃焼装置ハウジング 6 の環状の内部空間には、圧縮機から送給される圧縮空気 CA が環状のプレディフューザ通路 14 を介して導入され、この導入された圧縮空気 CA は、燃料噴射ユニット 2 に供給されるとともに、燃焼筒 9 のアウタライナ 10 およびインナライナ 11 にそれぞれ複数形成された空気導入口 17 から燃焼室 12 内に供給される。前記燃料噴霧部 3 に拡散燃焼のための燃料を供給する第 1 燃料供給系統 F1 および前記予混合気供給部 4 に希薄予混合燃焼のための燃料を供給する第 2 燃料供給系統 F2 をそれぞれ形成する燃料配管ユニット 18 が、アウタケーシング 7 に支持され、燃焼筒 9 の基部 19 に接続されている。燃料噴射ユニット 2 はその外周部に設けたフランジ 5A と、アウタライナ 10 に設けた支持体 5B とを介してアウタライナ 10 に支持され、このアウタライナ 10 が、ライナ固定ピン P でアウタケーシング 7 に支持されている。燃焼筒 9 の下流端部にはタービンの第 1 段ノズル TN が接

20

30

【0021】

前記燃料噴霧部 3 は燃料噴射ユニット 2 の中央部に設けられている。この燃料噴霧部 3 は、燃料ノズル 31 と拡散ノズル 32 と内外二重のスワラ 33 とを有し、第 1 燃料供給系統 F1 からの拡散燃焼用の燃料 F を燃料ノズル 31 から噴射して、スワラ 33 を通過した圧縮空気 CA により微粒子化したのち、拡散ノズル 32 を経て燃焼室 12 内に噴霧されて、拡散燃焼領域 50 を形成する。

【0022】

燃料噴霧部 3 の外周を囲む形で、環状の前記予混合気供給部 4 が設けられている。この予混合気供給部 4 は、周方向に等間隔で配置された燃料ノズル 41 と予混合通路 42 と、内外二重のスワラ 43 とを有し、第 2 燃料供給系統 F2 からの予混合燃焼用燃料 F を燃料ノズル 41 から予混合通路 42 内に噴射し、スワラ 43 を通過した圧縮空気 CA と混合されて予混合気を生成し、これを燃焼室 12 内に噴射して予混合燃焼領域 51 を形成する。

40

【0023】

燃料噴霧部 3 には、全負荷領域において第 1 燃料供給系統 F1 から燃料 F が供給される。予混合気供給部 4 には、全負荷に対し例えば 70% 以上の高負荷時、および高負荷時と低負荷時の間にある、例えば全負荷の 40~70% の中負荷時において、第 2 燃料供給系統 F2 から燃料 F が供給される。なお、予混合気供給部 4 は、全負荷に対し 40% 以下の低負荷時において、燃料 F が供給されないことから、スワラ 43 を通して圧縮空気 CA

50

のみを燃焼室 1 2 に供給する。

【0024】

つぎに、前記ガスタービンエンジンの燃焼装置における燃料制御系統について、図 3 を参照しながら説明する。同図に示すように、燃焼器 1 の各燃料噴射ユニット 2 に対して、燃料制御系統の共通のパイロット燃料通路 6 4 およびメイン燃料通路 6 5 が接続され、パイロット燃料通路 6 4 とメイン燃料通路 6 5 の各上流端が集合燃料通路 6 3 に接続されている。集合燃料通路 6 3 には燃料ポンプ 6 0 と全体流量制御弁 6 2 が設けられており、全体流量制御弁 6 2 が燃料コントローラ 6 1 によって制御される。前記燃料ポンプ 6 0 により燃料 F が集合燃料通路 6 3 内に送給されるとともに、外部のスロットルレバーの操作などによる出力指令信号を受けた燃料コントローラ 6 1 によって全体流量制御弁 6 2 の開度が設定され、全体流量制御弁 6 2 により、集合燃料通路 6 3 からパイロット燃料通路 6 4 およびメイン燃料通路 6 5 へと、燃焼器 1 全体に必要な燃料が供給される。

10

【0025】

集合燃料通路 6 3 とパイロット燃料通路 6 4 およびメイン燃料通路 6 5 との分岐部に燃料分配器 6 6 が設けられている。前記パイロット燃料通路 6 4 はさらに複数（14 本）に分岐し、分岐した各分岐通路 6 4 a が、14 個の燃料噴射ユニット 2 における燃料噴霧部 3 への燃料供給系統 F 1 にそれぞれ連通している。同様に、前記メイン燃料通路 6 5 もさらに複数に分岐（14 本）してこれらの分岐通路 6 5 a が、14 個の燃料噴射ユニット 2 における予混合気供給部 4 への第 2 燃料供給系統 F 2 にそれぞれ接続されている。このメイン燃料通路 6 5 には、一定以下のエンジン負荷のとき、つまり、ガスタービンエンジンの始動時を含む低負荷時に同通路 6 5 を遮断する遮断弁 6 7 が設けられ、メイン燃料通路 6 5 を確実に閉止するようになっている。これにより、低負荷時には燃料噴霧部 3 による拡散燃焼のみを行わせて、着火性や保炎性を含む燃焼の安定性を確保している。ただし、燃料分配器 6 6 におけるシール機能が十分であれば、メイン燃料通路 6 5 を確実に閉止できるので、遮断弁 6 7 を設けなくてもよい。

20

【0026】

図 4 は起動前の燃料分配器 6 6 を模式的に示す縦断面図である。同図に示すように、この燃料分配器 6 6 はシリンダ型であり、シリンダを形成するハウジング 7 1 の中空部に円柱状のピストンからなる移動体 7 2 が挿入され、中空部に装着されたばね体 7 3 により、図 4 の右方向へばね力が付加されている。ハウジング 7 1 には移動体 7 2 と同心状に、集合燃料通路 6 3 から燃料 F が導入される燃料入口 7 5 が形成され、ハウジング 7 1 の周壁にパイロット燃料通路 6 4 およびメイン燃料通路 6 5 にそれぞれ接続されるパイロットポート 7 6 およびメインポート 7 7 が形成されている。移動体 7 2 の中心部には、常時燃料入口 7 5 に連通する有底の中央通路 8 0 が形成され、周壁に、中央通路に連通して径方向に延び、移動体 7 2 の外周面に開口するパイロット用通路 8 1 とメイン用通路 8 2 が形成されている。

30

【0027】

前記パイロットポート 7 6 は、低燃料圧力時と中燃料圧力時に燃料入口 7 5 に連通する第 1 ポート 7 6 a と、中燃料圧力時と高燃料圧力時に燃料入口 7 5 に連通する第 2 ポート 7 6 b とを有する。これら第 1 ポート 7 6 a と第 2 ポート 7 6 b とでは、燃料入口 7 5 と連通時、第 1 ポート 7 6 a からより多くの燃料がパイロット燃料通路 6 4 に供給されるように、第 2 ポート 7 6 b よりも第 1 ポート 7 6 a の通路面積の方が大きくなるように設定されている。つまり、第 1 ポート 7 6 a と第 2 ポート 7 6 b のオリフィスを異なるサイズに設定している。一般に、燃料流量は、通路面積が一定である場合、燃料圧力の 0.5 乗に比例し、燃料圧力が一定である場合、通路面積に比例する。よって、この燃料圧力に基づいて通路面積を変えることにより、負荷に対応した所要の燃料流量が得られる。

40

【0028】

また、移動体 7 2 をピストンとし、ハウジング 7 1 をシリンダとすることで、ピストン 7 2 がハウジング 7 1 内を移動するという単純な構成となるから、燃料分配器 6 6 の構造が簡略化される。前記ばね体 7 3 は、図 4 に示す起動前にはパイロットポート 7 6 および

50

メインポート 77 の両方がピストン 72 により遮断されて燃料入口 75 と非連通となり、パイロット燃料通路 64 およびメイン燃料通路 65 に燃料 F が供給されないようばね力が設定されている。

【0029】

上記構成のガスタービンエンジンの燃焼装置の動作について説明する。図 3 に示す燃焼装置は、作動時に燃料 F が燃料ポンプ 60 から集合燃料通路 63 に導入され、全体流量制御弁 62 により流量が調整されたのち、燃料分配器 66 を経て、パイロット燃料通路 64 とメイン燃料通路 65 に分配され、各燃料噴射ユニット 2 の燃料噴霧部 3 と予混合気供給部 4 とに個々に供給される。したがって、パイロット燃料通路 64 とメイン燃料通路 65 は、すべての燃料噴射ユニット 2 に対して、共通の通路となっている。始動時を含む低負荷（低燃料圧力）時には遮断弁 67 が閉止されており、燃料分配器 66 は図 5 に示す状態になる。

10

【0030】

図 5 において、燃料入口 75 からハウジング 71 内に導入される燃料 F の圧力は低負荷時に対応した低燃料圧力であり、この燃料圧力により移動体 72 が図 4 のばね体 73 のばね圧に抗して左側へ移動し、図 5 に示すように、パイロットポート 76 の第 1 ポート 76a のみが、パイロット用通路 81 および中央通路 80 を介して燃料入口 75 に連通する。これにより、この第 1 ポート 76a からパイロット燃料通路 64 を経て供給された燃料 F により、図 3 に示す燃料噴射ユニット 2 において燃料噴霧部 3 による拡散燃焼のみが行われ、着火性や保炎性に優れた安定燃焼が確保される。このときの燃料流量は図 8 に示す低負荷（低燃料圧力）領域 Z1 における曲線 A を描くように流量制御される。この低負荷領域 Z1 は規定の 30% MTO (Max Take Off: 最大離陸出力) を含んでいる。図 8 において、横軸は、図 4 の燃料入口 75 の圧力と、図 2 の燃焼室 12 内の圧力、詳しくは、燃料噴霧部 3 の出口 EX の圧力との差圧（エンジン負荷に対応）を示し、縦軸は燃料 F の流量を示す。

20

【0031】

つづいて、燃料圧力が中負荷に対応した中燃料圧力になると、図 6 に示すように、移動体 72 がさらに左側へ移動し、パイロットポート 76 の第 1 ポート 76a に加え、第 2 ポート 76b も、パイロット用通路 81 および中央通路 80 を介して燃料入口 75 に連通し、メインポート 77 もメイン用通路 82 および中央通路 80 を介して燃料入口 75 に連通する。したがって、図 3 に示す燃料噴射ユニット 2 にはパイロット燃料通路 64 およびメイン燃料通路 65 の両方から燃料 F が供給されることになり、燃料噴霧部 3 による拡散燃焼と、予混合気供給部 4 による予混合気燃焼とが合わせて行われる。このとき、燃料流量は移動体 72 の左方への移動につれて、太い第 1 ポート 76a への供給量が減少し、細い第 2 ポート 76b とメインポート 77 への供給量が増大する。

30

【0032】

したがって、パイロット燃料通路 64 に供給される燃料 F は、図 8 の中負荷領域 Z2 における曲線 A1 で示すように、差圧の増大、つまり負荷の増大とともに減少していき、メイン燃料通路 65 に供給される燃料の流量が、曲線 B のように増大している。同負荷領域 Z2 における曲線 C で示す全体の燃料流量は、曲線 A1 と曲線 B の合算量 (A1+B) となり、この合算量は図 3 の全体流量制御弁 62 により設定される。ここで、パイロット燃料通路 64 への燃料の供給は、低負荷領域 Z1 から中負荷領域 Z2 にかけて、第 1 ポート 76a から第 2 ポート 76b へと徐々に移行しながら行われるので、第 1 ポート 76a を閉止したのち第 2 ポート 76b を開放する場合のように、低負荷領域 Z1 と中負荷領域 Z2 との境界 M で燃料流量の不連続が見られず、パイロット燃料通路 64 の燃料流量を円滑に低減させることができる。

40

【0033】

さらに、燃料圧力が高負荷に対応した高燃料圧力時になると、図 7 に示すように、移動体 72 がさらに左側へ移動し、メインポート 77 は燃料入口 75 と最大の連通面積で連通する一方で、第 1 ポート 76a に比べて、通路面積が小さい第 2 ポート 76b のみがパイ

50

ロット用通路 8 1 に連通する。このとき、第 2 ポート 7 6 b からパイロット燃料通路 6 4 に供給される燃料流量と、メインポート 7 7 からメイン燃料通路 6 5 に供給される燃料流量との比が 1 : 9 になるように、第 2 ポート 7 6 b およびメインポート 7 7 の通路面積が設定されている。こうして、図 8 の高負荷領域 Z 3 において、パイロット燃料通路 6 4 の流量が曲線 A 2 で示すように、全燃料流量の 1 割に抑えられ、メイン燃料通路 6 5 の流量が曲線 B 1 で示すように、全燃料流量の 9 割に達している。同負荷領域 Z 3 における曲線 D で示す全燃料流量は曲線 A 2 と曲線 B 1 の合算量 (A 2 + B 1) となる。この負荷領域 Z 3 は、規定の 8 5 % M T O を含んでいる。この状態で、高負荷領域 Z 3 では、主に予混合気燃焼が行われて低 N O x 化を実現しつつ、副次的に拡散燃焼が行われて安定燃焼性が確保される。

10

【0034】

このように、図 3 の集合燃料通路 6 3 とパイロット燃料通路 6 4 およびメイン燃料通路 6 5 との分岐部に設けた燃料分配器 6 6 により、パイロット燃料通路 6 4 およびメイン燃料通路 6 5 への燃料分配量が燃料圧力、すなわち、エンジン負荷に応じて自動的に調整され、燃焼器 1 において適切な拡散燃焼および予混合気燃焼を行わせることができる。しかも、パイロット燃料通路 6 4 とメイン燃料通路 6 5 のそれぞれに流量調整弁を設ける必要がなくなるから、構造が簡素化され、安価となる。また、燃料分配器 6 6 は複雑な制御回路で作動するものではなく、燃料圧力によってのみ作動するものであるから、安価に製造でき、制御回路の誤作動による燃料の流量制御不良のおそれもない。

【0035】

20

図 9 は、本発明の第 2 実施形態に係る燃料制御系統を示す系統図である。この実施形態では、集合燃料通路 6 3 は各燃料噴射ユニット 2 まで延長されており、各燃料噴射ユニット 2 に燃料分配器 6 6 が 1 つずつ設けられている。したがって、前記パイロット燃料通路 6 4 およびメイン燃料通路 6 5 は各燃料噴射ユニット 2 ごとに独立している。燃料分配器 6 6 は、例えば図 1 0 に示すように、各燃料噴射ユニット 2 の燃料配管ユニット 1 8 に内蔵される。これにより、各燃料噴射ユニット 2 に至るまで、太い 1 本の集合燃料通路 6 3 で足りるから、第 1 実施形態のようにパイロット燃料通路 6 4 およびメイン燃料通路 6 5 の 2 本を用いるのとは比べ、燃料噴射ユニット 2 に至るまでの配管作業が容易となる。この第 2 実施形態のその他の動作および作用は第 1 実施形態の場合と同様である。

【図面の簡単な説明】

30

【0036】

【図 1】本発明の第 1 実施形態に係るガスタービンエンジンの燃焼装置を示す概略正面図である。

【図 2】図 1 の I I - I I 線に沿った拡大縦断面図である。

【図 3】燃料制御系統を示す系統図である。

【図 4】起動前の燃料分配器を模式的に示す縦断面図である。

【図 5】始動時ないし低負荷時の燃料分配器を模式的に示す縦断面図である。

【図 6】中負荷時の燃料分配器を模式的に示す縦断面図である。

【図 7】高負荷時の燃料分配器を模式的に示す縦断面図である。

【図 8】燃料分配器における燃料圧力変動にともなう流量変動を示す曲線である。

40

【図 9】本発明の第 2 実施形態に係る燃料制御系統を示す系統図である。

【図 1 0】図 9 における燃料噴射ユニットの要部を拡大して示す模式図である。

【符号の説明】

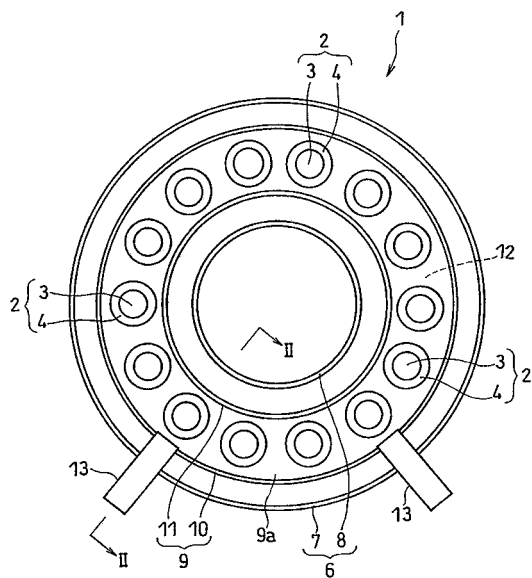
【0037】

- 1 燃焼器
- 2 燃料噴射ユニット
- 3 燃料噴霧部
- 4 予混合気供給部
- 1 2 燃焼室
- 6 2 全体流量制御弁

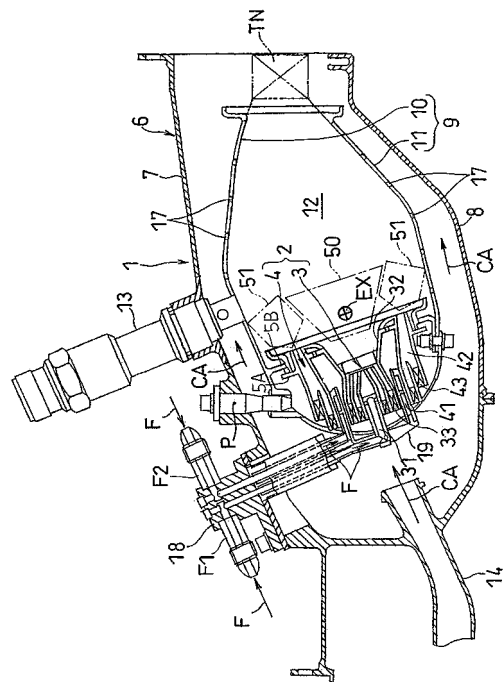
50

- 6 3 集合燃料通路
- 6 4 パイロット燃料通路
- 6 5 メイン燃料通路
- 6 6 燃料分配器
- 6 7 遮断弁
- 7 0 燃料供給部
- 7 1 ハウジング（シリンダ）
- 7 2 移動体（ピストン）
- 7 5 燃料入口
- 7 6 パイロットポート
- 7 6 a 第1ポート
- 7 6 b 第2ポート
- 7 7 メインポート
- F 燃料
- Z 1 低負荷ゾーン
- Z 2 中負荷ゾーン
- Z 3 高負荷ゾーン

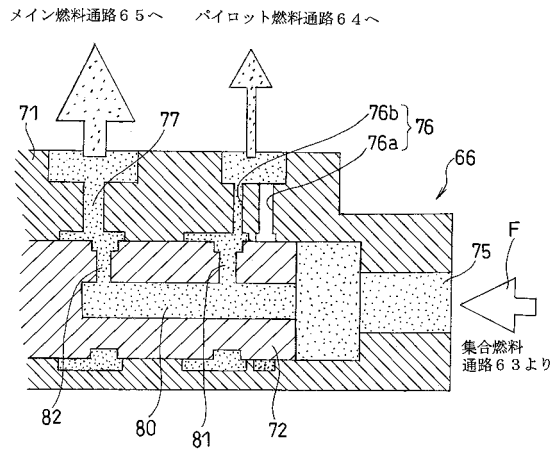
【図 1】



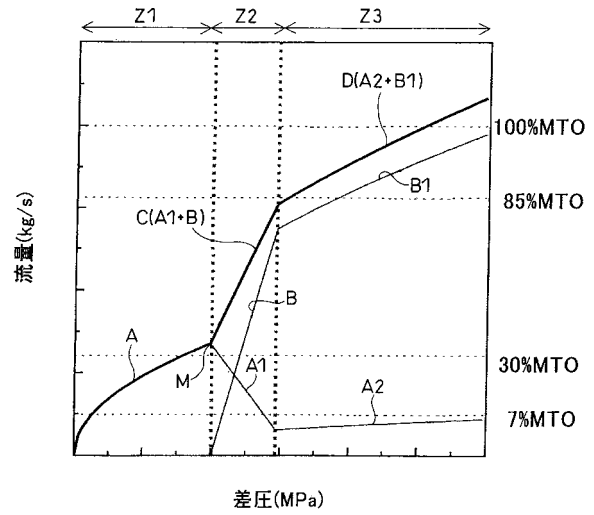
【図 2】



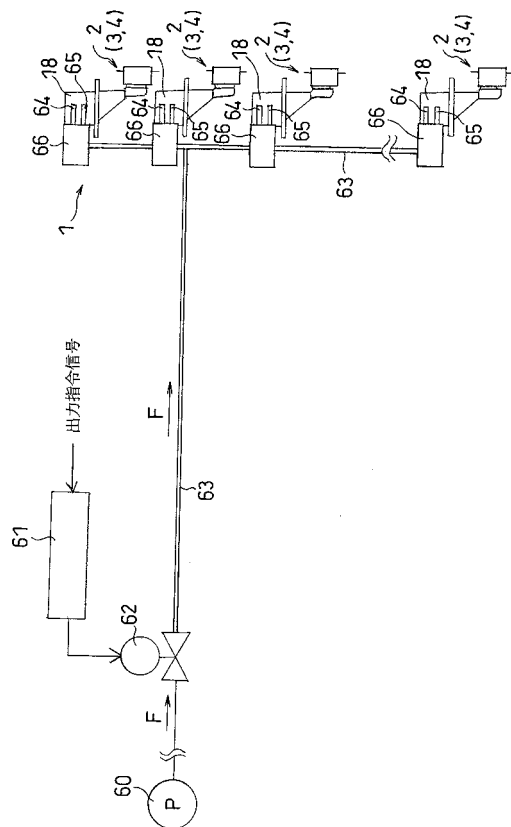
【図 7】



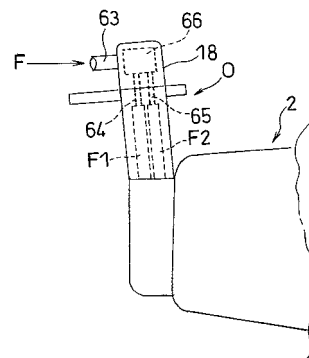
【図 8】



【図 9】



【図 10】



フロントページの続き

(56)参考文献 特開昭52-113414 (JP, A)
特開昭48-53109 (JP, A)

(58)調査した分野(Int.Cl., DB名)

F02C 7/22-236

F02C 9/26-46

F23R 3/28-38