

(19) 日本国特許庁 (JP)

(12) 特 許 公 報 (B2)

(11) 特許番号

特許第4785973号
(P4785973)

(45) 発行日 平成23年10月5日 (2011. 10. 5)

(24) 登録日 平成23年7月22日 (2011. 7. 22)

(51) Int. Cl.

F 1

F O 2 C 7/228 (2006. 01)
F 2 3 R 3/28 (2006. 01)
F 2 3 R 3/34 (2006. 01)
F O 2 C 7/232 (2006. 01)
F O 2 C 9/34 (2006. 01)

F O 2 C 7/228
 F 2 3 R 3/28 D
 F 2 3 R 3/34
 F O 2 C 7/232 Z
 F O 2 C 9/34

請求項の数 7 (全 16 頁)

(21) 出願番号 特願2010-21385 (P2010-21385)
 (22) 出願日 平成22年2月2日 (2010. 2. 2)
 (65) 公開番号 特開2011-157899 (P2011-157899A)
 (43) 公開日 平成23年8月18日 (2011. 8. 18)
 審査請求日 平成22年2月2日 (2010. 2. 2)

(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
 (73) 特許権者 510030548
 株式会社日本エアテック
 兵庫県明石市大久保町八木 4 9 7 番 1 号
 (74) 代理人 100087941
 弁理士 杉本 修司
 (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
 株式会社内
 (72) 発明者 大山 和比古
 兵庫県明石市大久保町八木 4 9 7 番 1 号
 株式会社日本エアテック内

最終頁に続く

(54) 【発明の名称】 ガスタービンエンジンの燃料供給装置

(57) 【特許請求の範囲】

【請求項 1】

燃焼器の燃料噴射ユニットを形成するパイロットバーナとメインバーナと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し、

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複数のパイロットポートおよび複数のメインポートと、各ポートに設けられた弁体と、この弁体を弁座に押圧して閉弁させるばね体と、このばね体のばね力に抗して前記弁体を弁座から離間する方向に押し上げて開弁させる押上げピンと、前記燃料入口の燃料圧力に応じて移動し、カム面によって前記押上げピンを押し上げることにより、低燃料圧力領域で前記パイロットポートを開放して燃料入口に連通させ、中燃料圧力領域および高燃料圧力領域でパイロットポートとメインポートの両方を開放して燃料入口に連通させる移動体とを有し、

前記カム面は、前記低燃料圧力領域で前記複数のパイロットポートの押上げピンを押し上げ、前記中燃料圧力領域で燃料圧力の上昇にしたがって前記複数のパイロットポートの一部を除いた他の押上げピンを閉弁方向へ順次移動させるとともに前記複数のメインポートの押上げピンを順次押し上げ、前記高燃料圧力領域で前記複数のパイロットポートの前

10

20

記一部の押し上げピンのみを押し上げ状態に維持するとともに前記複数のメインポートの押し上げピンをすべて押し上げ状態に維持するように形成されている、

ガスタービンエンジンの燃料供給装置。

【請求項 2】

請求項 1 において、前記弁体はボールであり、前記弁座は前記ボールよりも高い弾性を有する材料からなるシールリングであるガスタービンエンジンの燃料供給装置。

【請求項 3】

請求項 1 または 2 において、前記各ポートがハウジング・ユニットに設けられ、前記移動体が前記ハウジング・ユニットに収納されて軸方向に移動するピストンであり、前記ピストンの外周に前記カム面が形成されているガスタービンエンジンの燃料供給装置。

10

【請求項 4】

請求項 3 において、前記複数のパイロットポートおよびメインポートはそれぞれ、前記ピストンの軸方向に並んで配置されているガスタービンエンジンの燃料供給装置。

【請求項 5】

請求項 3 または 4 において、前記ピストンは、ピストンの軸方向に延びて前記カム面を形成するカム溝を有し、前記カム溝内に前記燃料入口が開口しているガスタービンエンジンの燃料供給装置。

【請求項 6】

請求項 1 ～ 5 のいずれか 1 項において、前記パイロット燃料通路およびメイン燃料通路が複数の前記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料供給装置。

20

【請求項 7】

請求項 1 ～ 5 のいずれか 1 項において、前記燃料噴射ユニットは複数設けられており、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が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料供給装置。

【発明の詳細な説明】

【技術分野】

【0001】

本発明は、パイロットバーナとメインバーナとを有する燃焼器に燃料を供給するガスタービンエンジンの燃料供給装置に関する。

30

【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、それに伴って燃料供給装置入口における空気の高温・高圧化が進み、この燃料供給装置の入口空気温度の高温化によって燃焼温度も高くなり、 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。

【0003】

40

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拡散燃焼領域により燃焼安定性を保持で

50

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。

【0004】

前記複合燃焼方式による燃料供給装置は、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パイロットバーナと、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メインバーナとを備えている。この燃料供給装置は、始動時や低負荷時にパイロットバーナのみから燃料を供給し、高負荷時にパイロットバーナに加えてメインバーナ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、パイロットバーナとメインバーナへの燃料分配率を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。

10

【0005】

このような複雑な制御を行うために、従来、パイロットバーナへ燃料を供給するパイロット燃料通路とメインバーナ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】

しかし、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。また、重量の増大および構造の複雑化を招く。

20

【0007】

そこで、本出願人は、パイロットバーナへ燃料を供給するパイロット燃料通路およびメインバーナへ燃料を供給するメイン燃料通路と、両通路に燃料を供給する集合燃料通路との間に燃料分配器を設け、これらをコントローラで制御するシステムを提案した（特許文献2）。

【先行技術文献】

【特許文献】

【0008】

【特許文献1】特開平5-52124号公報

30

【特許文献2】特許第4220558号公報

【発明の概要】

【発明が解決しようとする課題】

【0009】

上記燃料分配器を用いたシステムでは、パイロットバーナとメインバーナへの燃料分配のために、パイロット燃料通路とメイン燃料通路へ燃料を分配させる場合、この燃料分配を円滑にかつ精度良く行うために、燃料供給装置における燃料シール性を十分確保するのが難しい。

【0010】

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安価に、かつ燃料シール性の十分な確保を実現できるガスタービンエンジンの燃料供給装置を提供することを目的とする。

40

【課題を解決するための手段】

【0011】

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料供給装置は、燃焼器の燃料噴射ユニットを形成するパイロットバーナとメインバーナと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している。

50

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複数のパイロットポートおよび複数のメインポートと、各ポートに設けられた弁体と、この弁体を弁座に押圧して閉弁させるばね体と、このばね体のばね力に抗して前記弁体を弁座から離間する方向に押し上げて開弁させる押上げピンと、前記燃料入口の燃料圧力に応じて移動し、カム面によって前記押上げピンを押し上げることにより、低燃料圧力領域で前記パイロットポートを開放して燃料入口に連通させ、中燃料圧力領域および高燃料圧力領域でパイロットポートとメインポートの両方を開放して燃料入口に連通させる移動体とを有し、前記カム面は、前記低燃料圧力領域で前記複数のパイロットポートの押上げピンを押し上げ、前記中燃料圧力領域で燃料圧力の上昇にしたがって前記複数のパイロットポートの一部を除いた他の押上げピンを閉弁方向へ順次移動させるとともに前記複数のメインポートの押上げピンを順次押し上げ、前記高燃料圧力領域で前記複数のパイロットポートの前記一部の押上げピンのみを押し上げ状態に維持するとともに前記複数のメインポートの押上げピンをすべて押し上げ状態に維持するように形成されている。

10

【0012】

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設けた燃料分配器により、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ので、パイロット燃料用とメイン燃料用にそれぞれ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から安価で、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。また、燃料圧力に応じて、複数のパイロットポートおよび複数のメインポートが順次開弁または閉弁するので、各燃料圧力領域における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円滑に調整することができる。さらに、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。しかも、各ポートは移動体のカム面と押上げピンとからなるカム機構により、弁体をばね体で弁座に押圧して閉弁させるので、高いシール機能を有しており、燃料シール性を十分に確保することができる。

20

【0013】

本発明において、前記弁体はボールであり、前記弁座は前記ボールよりも高い弾性を有する材料からなるシールリングであってもよい。これにより、簡素な構造で高い燃料シール性を確保することができる。

30

【0014】

また、本発明において、前記各ポートがハウジング・ユニットに設けられ、前記移動体が前記ハウジング・ユニットに収納されて軸方向に移動するピストンであり、前記ピストンの外周に前記カム面が形成されていることが好ましい。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し、移動に伴って各ポートを開弁または閉弁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、前記複数のパイロットポートおよびメインポートはそれぞれ、前記ピストンの軸方向に並んで配置されていることが好ましい。これにより、燃料分配器の小型化が可能となる。

40

【0016】

前記ピストンは、ピストンの軸方向に延びて前記カム面を形成するカム溝を有し、前記カム溝内に前記燃料入口が開口していることが好ましい。これにより、燃料圧力に応じた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円滑に調整できる。

【0017】

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複数の前記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

50

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る。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、適宜選択される。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）集合燃料通路が一つで済む。

【発明の効果】

【0018】

本発明のガスタービンエンジンの燃料供給装置によれば、簡単で安価な構造で、各燃料圧力時における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円滑に調整することができ、かつ複数のパイロットポートおよびメインポートは燃料シール性を十分に確保することができる。

【図面の簡単な説明】

【0019】

【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料供給装置を示す概略正面図である。

【図2】図1のII-II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示す縦断面図である。

【図5】図4のV-V線に沿った拡大横断面図である。

【図6】(A)は燃料分配器のパイロットポートの閉止状態、(B)はパイロットポートの閉止から開放状態への移行状態、(C)はパイロットポートの開放状態を示す縦断面図である。(D)は(A)のVID-VID線に沿った横断面図である。

【図7】メインポートの閉止から開放状態への移行状態を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。

【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10】図9における燃料噴射ユニットの要部を拡大して示す側面図である。

【発明を実施するための形態】

【0020】

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実施形態に係る燃料供給装置を備えたガスタービンエンジンの燃焼器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。

【0021】

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がエンジン軸心Cと同心状に配置されて、環状の内部空間を有する燃焼器ハウジング6を構成している。この燃焼器ハウジング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、燃焼器ハウジング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、パイロットバーナ3と、このパイロットバーナ3の外周を囲むようにパイロットバーナ3と同心状に設けられたメインバーナ4とを備えている。パイロットバーナ3は拡散燃焼方式、メインバーナ4は予混合燃焼方式であり、その詳細については後述する。

【0022】

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

10

20

30

40

50

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。

【0023】

図 2 は図 1 の I I - I I 線に沿った拡大縦断面図である。前記燃焼器ハウジング 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 C A 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 C A は、燃料噴射ユニット 2 に供給されるとともに、燃焼筒 9 のアウトライナ 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。前記パイロットバーナ 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 F 1 および前記メインバーナ 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 F 2 をそれぞれ形成する燃料配管ユニット 18 が、アウトケーシング 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 5 A と、アウトライナ 10 に設けた支持体 5 B とを介してアウトライナ 10 に支持され、このアウトライナ 10 が、ライナ固定ピン P でアウトケーシング 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 T N が接続される。

【0024】

前記パイロットバーナ 3 は燃料噴射ユニット 2 の中央部に設けられている。このパイロットバーナ 3 は、燃料ノズル 31 と拡散通路 32 と内外二重のスワラ 33 とを有し、第 1 燃料供給系統 F 1 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 C A により微粒子化したのち、拡散通路 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。

【0025】

パイロットバーナ 3 の外周を囲む形で、環状の前記メインバーナ 4 が設けられている。このメインバーナ 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 F 2 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 C A 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。

【0026】

パイロットバーナ 3 には、全負荷領域において第 1 燃料供給系統 F 1 から燃料 F が供給される。メインバーナ 4 には、全負荷に対し例えば 70 % 以上の高負荷領域、つまり高燃料圧力領域、および高負荷領域と低負荷領域（低燃料圧力領域）の間にある、例えば全負荷の 40 ~ 70 % の中負荷領域（中燃料圧力領域）において、第 2 燃料供給系統 F 2 から燃料 F が供給される。なお、メインバーナ 4 は、全負荷に対し 40 % 以下の低負荷領域において、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 C A のみを燃焼室 12 に供給する。

【0027】

つぎに、前記ガスタービンエンジンの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 64 およびメイン燃料通路 65 が接続され、パイロット燃料通路 64 とメイン燃料通路 65 の各上流端が集合燃料通路 63 に接続されている。集合燃料通路 63 には燃料ポンプ 60 と全体流量制御弁 62 が設けられており、全体流量制御弁 62 が燃料コントローラ 61 によって制御される。前記燃料ポンプ 60 により燃料 F が集合燃料通路 63 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 61 によって全体流量制御弁 62 の開度が設定され、全体流量制御弁 62 により、集合燃料通路 63 からパイロット燃料通路 64 およびメイン燃料通路 65 へと、燃焼器 1 全体に必要な燃料が供給される。

【0028】

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 におけるパイロットバーナ 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 におけるメインバーナ 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領域で同通路 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、低負荷領域ではパイロットバーナ 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。後述するように、燃料分配器 6 6 におけるシール機能が十分に確保されている場合には、メイン燃料通路 6 5 を確実に閉止できるから、遮断弁 6 7 を設けなくてもよい。

10

【0029】

図 4 は燃料分配器 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 はマルチポート式のシリンダタイプであり、ハウジング・ユニット 7 1 は、シリンダを形成する円筒状の内側ハウジング 7 1 a と、その外周を囲むように内側ハウジング 7 1 a と同心状に設けられた円筒状の外側ハウジング 7 1 b とからなる。内側ハウジング 7 1 a の上端は蓋体 9 8 によって閉止されており、この内側ハウジング 7 1 a の中空部 7 4 に、軸方向 C 1 に移動する移動体 7 2 が挿入されている。移動体 7 2 は、先端（上端）の大径のピストンヘッド 7 2 a とこれに続く小径のピストンボディ 7 2 b とからなるピストンを有し、ピストンボディ 7 2 b に後述するカム面 9 0 が形成されている。

20

【0030】

ピストンボディ 7 2 b の基端には、内側ハウジング 7 1 a を貫通して軸方向外方に突出するピストンロッド 7 2 c が一体的に設けられている。このピストンロッド 7 2 c の突出端部にボルト B がねじ込まれて、ボルト B の首下に嵌合されたばね受座 100 と内側ハウジング 7 1 a の下面との間にコイル状の圧縮形の復帰用ばね体 7 3 が介装されており、これによって、移動体 7 2 に図 4 の下方向への復帰ばね力が付加されている。このばね体 7 3 は、ボルト B とばね受座 100 との間に装着されたスペーサ S P の厚みを変えることによって、ばねの初期歪み量が調整される。

【0031】

30

前記ハウジング・ユニット 7 1 のピストンボディ 7 2 b がその軸方向 C 1 に延びてカム面 9 0 を形成するカム溝 9 1 を有している。他方、内側ハウジング 7 1 a および外側ハウジング 7 1 b を貫通して集合燃料通路 6 3 の下流部 6 3 a が形成されており、この下流部 6 3 a の先端である燃料入口 7 5 が中空部 7 4、つまりカム溝 9 1 に開口して形成されている。これにより、集合燃料通路 6 3 からの燃料 F がカム溝 9 1 に導入される。ハウジング・ユニット 7 1 の内側ハウジング 7 1 a および外側ハウジング 7 1 b 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 と中空部 7 4（カム溝 9 1）とを接続するように径方向に延びる複数（5 個）の通路が形成されており、各通路にパイロットポート 7 6 およびメインポート 7 7 が形成されている。複数のパイロットポート 7 6 およびメインポート 7 7 はそれぞれ、ピストン 7 2 の軸方向に並んで配置されている。

40

【0032】

燃料分配器 6 6 のハウジング・ユニット 7 1 に設けられた各パイロットポート 7 6 および各メインポート 7 7 周りの構造はいずれも同一の構造であり、代表として、図 6（A）～（D）に、1つのパイロットポート 7 6 について詳細に説明する。図 6（A）はパイロットポート 7 6 の閉止状態、（B）はパイロットポート 7 6 の閉止から開放状態への移行状態、（C）はパイロットポート 7 6 の開放状態、（D）は（A）の V I D - V I D 線に沿った横断面図をそれぞれ示す。

【0033】

図 6（A）に示すように、内側ハウジング 7 1 a に円形断面のピン孔 102 が、外側ハウジング 7 1 b にピン孔 102 よりも大径の円形断面の弁孔 101 が形成されており、さ

50

らに、内側ハウジング 7 1 a に、両孔 1 0 2、1 0 1 間を接続する凹所 1 0 3 が形成されている。この弁孔 1 0 1 に、鋼製のボールからなる弁体 8 1 が挿入され、ピン孔 1 0 2 に、弁体 8 1 を弁座 8 2 から離間する方向に押し上げて開弁（図 6（C））させる押上げピン 8 4 が挿入されている。凹所 1 0 3 には、弁体 8 1 よりも高い弾性を有する材料からなる弁座 8 2 が装着され、弁孔 1 0 1 に、弁体 8 1 を弁座 8 2 に押圧して閉弁させるコイルスプリングからなる閉止用ばね体 8 3 が挿入されている。弁座 8 2 は、ゴムまたは樹脂製のシールリングにより形成されている。各弁孔 1 0 1 におけるボール 8 1 よりも下流側（左側）は、図 4 の集合路 9 9 に集合された状態でパイロット燃料通路 6 4 に連通する。

【0034】

押上げピン 8 4 は、内側ハウジング 7 1 a の軸心、つまり移動体 7 2 の軸心 C 1 と直交する径方向に延びる、図 6（A）に示す筒状のピン本体 8 5 を有し、このピン本体 8 5 がピン孔 1 0 2 に、軸心 C 2 に沿って移動自在に挿通されている。ピン本体 8 5 の左側の基端 8 5 a は常時ボール 8 1 と当接している。ピン本体 8 5 の先端には、膨出形状を有し、常時カム溝 9 1 内に突出して移動体 7 2 のパイロット側カム面 9 0 A と当接するカムフォロワ部 8 6 が一体的に形成されている。つまり、前記移動体 7 2 のカム面 9 0 と押上げピン 8 4 のカムフォロワ部 8 6 とによりカム機構が形成されている。

【0035】

ピン本体 8 5 の中空部 8 7 は、カムフォロワ部 8 6 に設けた貫通孔 8 8 を介してカム溝 9 1 に連通している。貫通孔 8 8 は、図 6（D）に示すように、軸心 C 2 と直交する径方向に放射状に延びて複数（4 個）形成されている。図 6（A）のピン本体 8 5 の基端には周方向に間隔をおいた複数個所（4 箇所）が切欠かれて、複数の導通口 8 9 が設けられており、これら導通口 8 9 によってパイロットポート 7 6 が形成されている。

【0036】

また、図 4 に示す移動体 7 2 の下方のピストンロッド 7 2 c と上方の先端のピストンヘッド 7 2 a の外周壁にそれぞれシールリング S 1、S 2 が設けられて、移動体 7 2 と内側ハウジング 7 1 a 間が封止されている。上方のシールリング S 2 により燃料 F がカム溝 9 1 から内側ハウジング 7 1 a 上方の中空部 7 4 へ漏れるのが防止され、下方のシールリング S 1 により、燃料 F が燃料分配器 6 6 の下方外部に漏れるのが防止されている。

【0037】

移動体 7 2 は前記燃料入口 7 5 の燃料圧力が十分に低いときは、図 6（A）に示すように、閉止用ばね体 8 3 によって弁体 8 1 が弁座 8 2 に押し付けられて閉弁する。このとき、押上げピン 8 4 は、閉止用ばね体 8 3 によってカムフォロワ 8 6 がカム面 9 0 A に当接する。燃料圧力が上昇すると、図 6（B）に示すように、弁体 8 1 が押上げピン 8 4 によって押し上げられ、弁座 8 2 から離間して開弁する。後述するカム斜面部 9 0 A a はピン本体 8 5 を開移動させ、閉移動を許容する。この状態で中空部 8 7 と弁孔 1 0 1 とが導通口 8 9 を介して連通する。燃料圧力がさらに上昇すると、図 6（C）に示すように、弁体 8 1 が押上げピン 8 4 によって一層押し上げられて弁座 8 2 からさらに離間して大きく開弁する。この状態で中空部 8 7 と弁孔 1 0 1 とが導通口 8 9 を介して連通する。

【0038】

図 7 は、メインポート 7 7 の閉止から開放状態への移行状態を示す縦断面図である。この図は図 6（B）を左右反転させたものに相当し、ピン本体 8 5 の先端のカムフォロワ部 8 6 が、常時カム溝 9 1 内に突出して移動体 7 2 のメイン側カム面 9 0 B と当接している。同様に、弁体 8 1 が押上げピン 8 4 によって押し上げられて弁座 8 2 から離間して開弁する。カム斜面部 9 0 B a はピン本体 8 5 を開移動させ、閉移動を許容する。

【0039】

前記カム面 9 0 A、B は、図 4 に示すパイロットポート 7 6 とメインポート 7 7 をつぎのように開閉させる。すなわち、カム溝 9 1 内の燃料圧力が低い低燃料圧力領域では、すべてのパイロットポート 7 6 が開放される。中燃料圧力領域では移動体 7 2 の上昇に伴い、パイロットポート 7 6 が下段のものから順次閉止され、メインポート 7 7 が下段のものから順次開放される。高燃料圧力領域ではさらに移動体 7 2 の上昇に伴い、最上方のバイ

10

20

30

40

50

ロットポート 7 6 が開放されている以外、他の 4 つのパイロットポート 7 6 はすべて閉止され、すべてのメインポート 7 7 が開放される。

【 0 0 4 0 】

このように両ポート 7 6、7 7 を開閉させるために、移動体 7 2 のパイロット側カム面 9 0 A とメイン側カム面 9 0 B には、つぎのように凹凸面が形成されている。移動体 7 2 のパイロット側カム面 9 0 A には、平坦な凸面 9 2 A と平坦な凹面 9 3 A とが交互に形成されており、両面 9 2 A、9 3 A 間が押上げ斜面 9 4 A と押下げ斜面 9 5 A とで接続されている。パイロット側カム面 9 0 A は、基端から先端に向かって（上方向に向かって）、凸面 9 2 A の軸方向長さ a_1 が順次長くなり、凹面 9 3 A の軸方向長さ b_1 が順次短くなるように設定されている。また、移動体 7 2 の上方への移動に伴って、移動体 7 2 の基端側（下側）の押上げピン 8 4 の方が、より高い燃料圧力で、つまり、移動体 7 2 がより上方に移動したときに、凸面 9 2 A から押下げ斜面 9 5 A 上に移動し始めるように、凸面 9 2 A と押下げ斜面 9 5 A の境界位置が定められている。

10

【 0 0 4 1 】

メイン側カム面 9 0 B には、平坦な凸面 9 2 B と平坦な凹面 9 3 B とが交互に形成されており、両面 9 2 B、9 3 B 間が押上げ斜面 9 4 B と押下げ斜面 9 5 B とで接続されている。メイン側カム面 9 0 B は、基端から先端に向かって（上方向に向かって）、凸面 9 2 B の軸方向長さ a_2 が順次短くなり、凹面 9 3 B の軸方向長さ b_2 が順次長くなるように設定されている。また、移動体 7 2 の基端側（下側）の押上げピン 8 4 の方が、より高い燃料圧力で凹面 9 3 B から押上げ斜面 9 4 B 上に移動し始めるように、凹面 9 3 B と押上げ斜面 9 4 B の境界位置が定められている。

20

【 0 0 4 2 】

これにより、ピストン 7 2 の移動に伴って、複数個のパイロットポート 7 6 が順次閉止または開口される一方、これとは逆に複数個のメインポート 7 7 が順次開口または閉止されるので、燃料圧力に応じて、各ポートは順次開弁または閉弁方向へ円滑に移行するから、各燃料圧力領域におけるパイロット燃料通路 6 4 およびメイン燃料通路 6 5 への燃料分配量を円滑に調整することができる。

【 0 0 4 3 】

また、内側ハウジング 7 1 a の先端部（上部）には、回り止め機構 9 6 が配置されており、この回り止め機構 9 6 により、ピストン 7 2 の回り止めを行って、パイロット側カム面 9 0 A とメイン側カム面 9 0 B とをそれぞれ正確にパイロット側の押上げピン 8 4 とメイン側の押上げピン 8 4 とに対向させる。回り止め機構 9 6 は、図 5 に示すように、内側ハウジング 7 1 a の内周面に装着されて軸方向（シリンダ軸心 C_1 の方向）に延びるキー 9 6 a と、ピストンヘッド 7 2 a の外周面に形成されたキー溝 9 6 b とを有している。この回り止め機構 9 6 によって、図 4 のピストン 7 2 が軸方向に移動自在で、内側ハウジング 7 1 a に対して周方向に相対移動不能となるように設定されている。なお、回り止め機構 9 6 として、キー 9 6 a とキー溝 9 6 b の組合せに代えて、二点鎖線で示すように、内側ハウジング 7 1 a に、軸心 C_1 と偏心した位置で軸方向下方に延びる案内棒 9 7 を固定し、この案内棒 9 7 をピストン 7 2 に軸方向に相対移動自在となるように嵌め込む構造としてもよい。

30

40

【 0 0 4 4 】

上記構成の燃料供給装置の動作について説明する。図 3 に示す燃料供給装置は、作動時に燃料 F が燃料ポンプ 6 0 から集合燃料通路 6 3 に導入され、全体流量制御弁 6 2 により流量が調整されたのち、燃料分配器 6 6 を経て、パイロット燃料通路 6 4 とメイン燃料通路 6 5 に分配され、各燃料噴射ユニット 2 のパイロットバーナ 3 とメインバーナ 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 6 4 とメイン燃料通路 6 5 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。

【 0 0 4 5 】

図 4 において、燃料入口 7 5 からカム溝 9 1 内に導入される燃料 F の圧力が低負荷領域に対応した低燃料圧力領域の場合、この燃料圧力によるピストンヘッド 7 2 a の押上げ力

50

よりもばね体 73 のばね力が勝り、移動体 72 は図示した最下方の初期位置にある。この状態で、すべてのパイロットポート 76 の押上げピン 84 は、図 6 (C) に示すように、パイロットカム面 90A の凸面 92A 上に乗り上げており、弁体 81 を押上げて弁座 82 から離間させる。これにより、カム溝 91 内の燃料 F が、押上げピン 84 の貫通孔 88、中空部 87 および導通口 89 (パイロットポート 76) を通って、弁孔 101 内に入り、図 4 の集合路 99 を経てパイロット燃料通路 64 に供給される。

【0046】

図 8 は、横軸に、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、パイロットバーナ 3 の出口 EX の圧力と同じ) との差圧 (エンジン負荷に対応) を示し、縦軸に燃料 F の流量を示す。図 8 に示すように、すべてのパイロットポート 76 が開放された低燃料圧力領域 Z1 で、図 4 の燃料入口 75 の圧力と図 2 の燃焼室 12 内の圧力との差圧である燃料差圧の上昇とともに、パイロット燃料通路 64 を通る燃料流量が徐々に増大する。

【0047】

これにより、このパイロットポート 76 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 においてパイロットバーナ 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。

【0048】

低燃料圧力領域 Z1 では図 4 のすべてのメインポート 77 が閉止されている。つまり、燃料圧力によるピストンヘッド 72a の押上げ力よりも復帰用ばね体 73 のばね力が勝り、移動体 72 は図示した最下方の初期位置にある。この状態で、すべてのメインポート 77 の押上げピン 84 は、メインカム面 90A の凹面 92B 上に落ち込んでおり、閉止用ばね体 83 によって、図 7 の弁体 81 が弁座 82 に押し付けられて閉弁する。このように、各ポートはそれぞれ閉弁時に高いシール機能を有しているので、特に、低燃料圧力領域での各メインポート 77 の閉弁時における燃料シール性を十分に確保することができる。

【0049】

燃料差圧が図 8 の P1 に達する手前から、図 4 の移動体 72 が復帰用ばね体 73 のばね力に抗して上方に移動し始め、P1 に達したときに、パイロット側の最下段の押上げピン 84 が凸面 92A から押下げ斜面 95A に乗り移ってパイロットポートを閉じ始め、メイン側の最下段の押上げピン 84 が凹面 93B から押上げ斜面 94B に乗り移ってメインポート 77 を開き始めて、図 8 の中燃料圧力領域 Z2 に入る。この中燃料圧力領域 Z2 では、燃料差圧の上昇とともに、図 4 のパイロット側の押上げピン 84 が最下段から最上段よりも 1 つ下段にかけて、順次凹面 93A に落ち込んで、パイロットポート 76 を閉止する。これにより、燃料流量が図 8 の曲線 A1 で示すように燃料差圧の上昇とともに減少する。中燃料圧力領域 Z2 の終期となる燃料差圧 P2 の時点では最上段のパイロットポート 76 のみが開放されている。

【0050】

他方、中燃料圧力領域 Z2 では、図 4 のメイン側の押上げピン 84 が最下段のものから順次押上げ斜面 94B を経て凸面 92B に乗り上げてメインポート 77 を開放する。これにより、燃料流量が図 8 の曲線 B で示すように徐々に増大する。燃料差圧が P2 の時点ではすべてのメインポート 77 が開放される。こうして、燃料 F の大部分が図 4 のメイン燃料通路 65 に供給され、残部がパイロット燃料通路 64 に供給される。

【0051】

これにより、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、パイロットバーナ 3 とメインバーナ 4 の両方が作動する。図 8 の中負荷領域 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 6

10

20

30

40

50

2により設定される。ここで、図4のパイロット燃料通路64への燃料の供給は、複数のパイロットポート76を順次閉じながら行われるので、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。

【0052】

さらに、燃料圧力が高負荷に対応した図8の高燃料圧力領域Z3になると、図4のメインポート77がすべて開放されて、燃料Fがメイン燃料通路65に供給された状態で、燃料差圧の上昇とともに燃料流量が増大する。他方、パイロット燃料通路64へは、最上段のパイロットポート76のみを通して燃料Fが供給され続け、やはり、燃料差圧の上昇とともに燃料流量が増大する。このとき、パイロットポート76からパイロット燃料通路64に供給される燃料流量と、メインポート77からメイン燃料通路65に供給される燃料流量との比が、予め決められた1:9となるように燃料Fが供給される。所定以上の燃料圧力になると、ピストン72の上昇は蓋体98により規制され、それ以上、上方向に移動しないように設定されている。

【0053】

こうして、図8の高負荷領域Z3において、パイロット燃料通路64の流量が曲線A2で示すように、全燃料流量の1割程度に抑えられながら燃料差圧とともに増大し、メイン燃料通路65の流量が曲線B1で示すように、全燃料流量の9割程度となるように増大する。同負荷領域Z3における曲線Dで示す全燃料流量は曲線A2と曲線B1の合算量(A2+B1)となる。この負荷領域Z3は、規定の85%MTOを含んでいる。この状態で、高負荷領域Z3では、主に図2のメインバーナ4による予混合気燃焼が行われて低NOx化を実現しつつ、副次的にパイロットバーナ3による拡散燃焼が行われて安定燃焼性が確保される。

【0054】

このように、本発明では、図3の集合燃料通路63とパイロット燃料通路64およびメイン燃料通路65との分岐部に設けた燃料分配器66により、パイロット燃料通路64およびメイン燃料通路65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。また、パイロット燃料通路64とメイン燃料通路65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、複雑な制御回路も不要となるので、安価になる。しかも、燃料圧力に応じて、複数のパイロットポート76およびメインポート77は順次開弁または閉弁方向へ移行するので、各燃料圧力時におけるパイロット燃料通路64およびメイン燃料通路65への燃料分配量を円滑に調整することができる。さらに、各ポートは移動体72のカム面90と押上げピン84のカムフォロワからなるカム機構により、弁体81をばね体83で弁座82に押圧して閉弁させるので高いシール機能を有しており、燃料シール性を十分に確保することができる。

【0055】

また、移動体72をピストンとし、ハウジング・ユニット71をシリンダとすることで、ピストン72がハウジング71内を移動するという単純な構成となるから、燃料分配器66の構造が簡略化される。

【0056】

図9は、本発明の第2実施形態に係る燃料制御システムを示す系統図である。この実施形態では、集合燃料通路63が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66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64およびメイン燃料通路65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66は、例えば図10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18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63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64およびメイン燃料通路65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。

【0057】

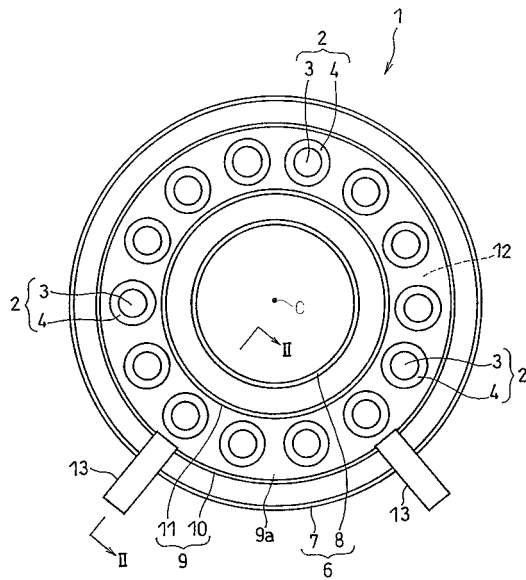
上記実施形態では、燃焼器は燃料噴射方式であるが、これに何ら限定されるものではなく、例えばエアブラスト式でもよく、また、メインバーナは予混合気燃焼方式であるが、例えば拡散燃焼方式でもよい。

【符号の説明】

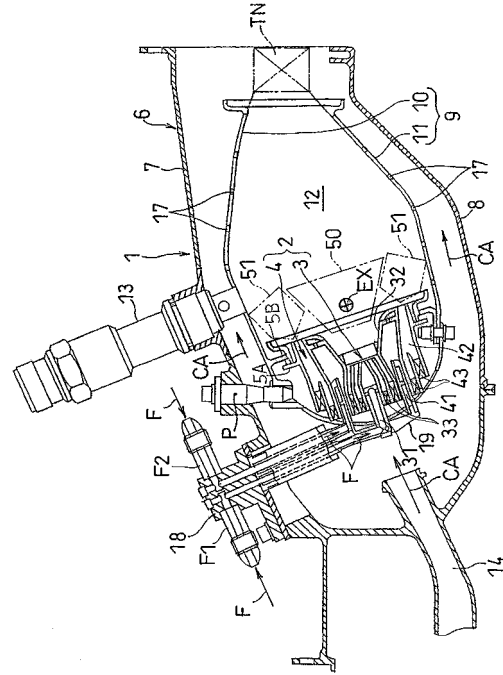
【 0 0 5 8 】

1	燃焼器	
2	燃料噴射ユニット	
3	パイロットバーナ	
4	メインバーナ	
1 2	燃焼室	10
6 2	全体流量制御弁	
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 1	ハウジング・ユニット（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	20
7 7	メインポート	
8 1	弁体	
8 2	弁座	
8 3	ばね体	
8 4	押上げピン	
9 0	カム面	
9 1	カム溝	
F	燃料	
Z 1	低負荷（低燃料圧力）領域	
Z 2	中負荷（中燃料圧力）領域	30
Z 3	高負荷（高燃料圧力）領域	

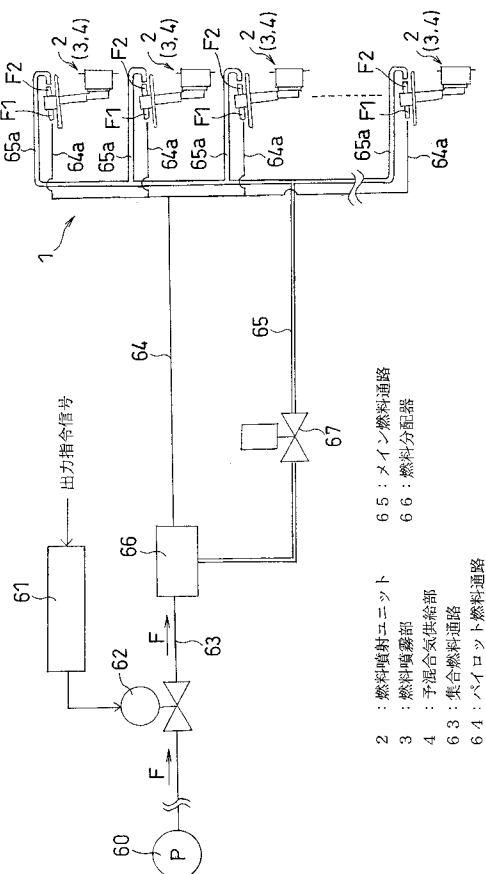
【 図 1 】



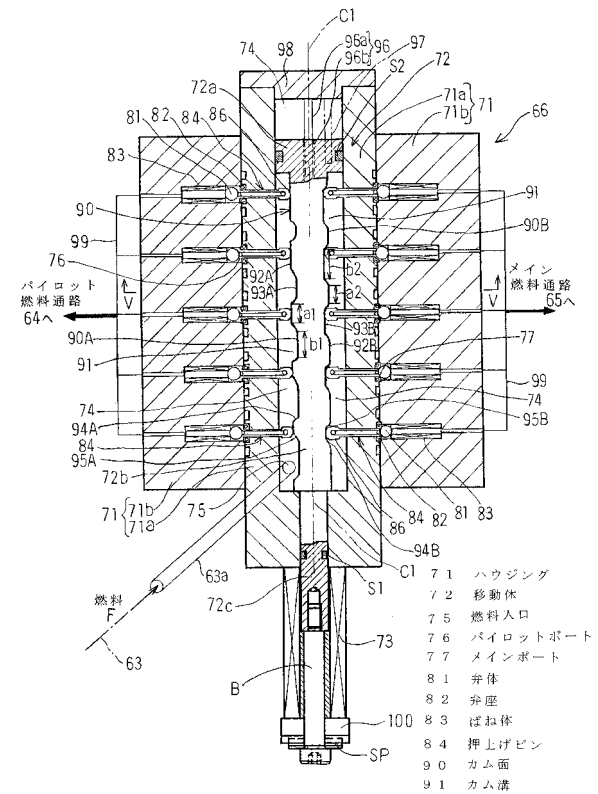
【 図 2 】



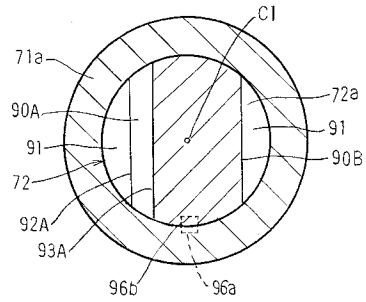
【 図 3 】



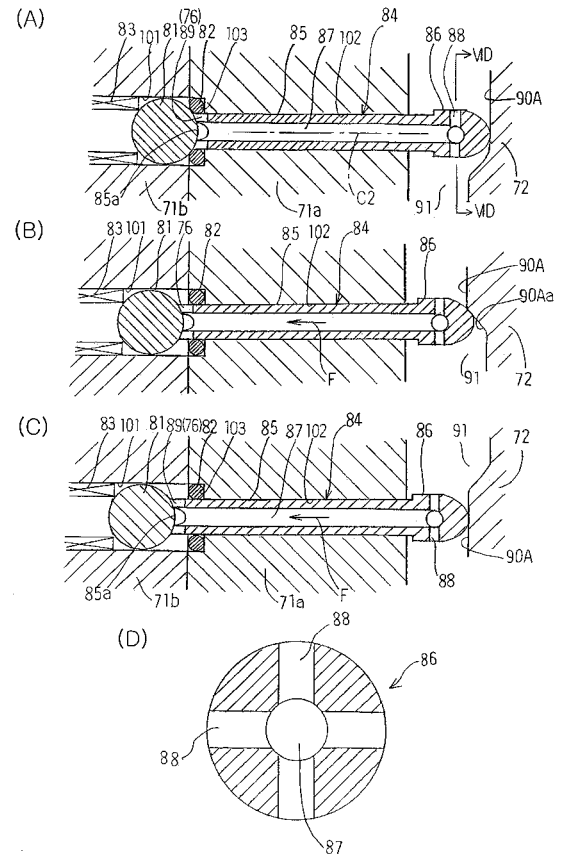
【 図 4 】



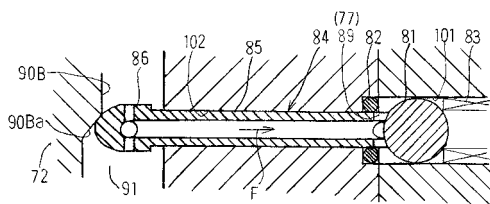
【図 5】



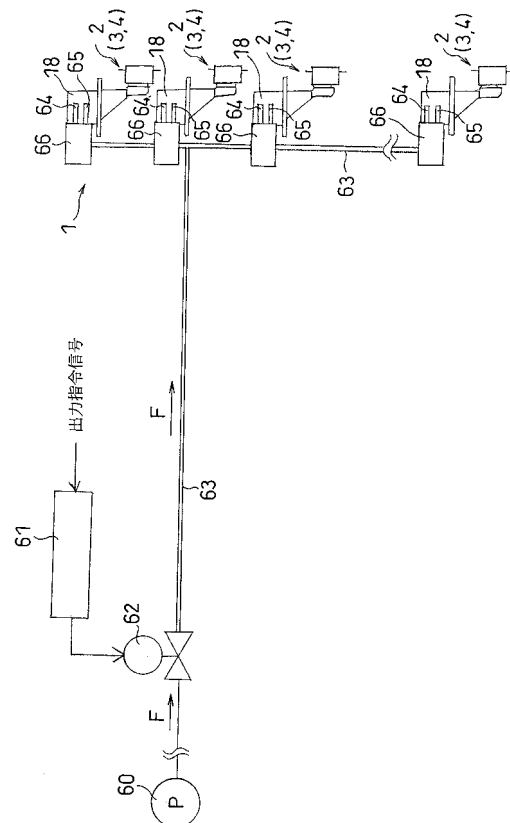
【図 6】



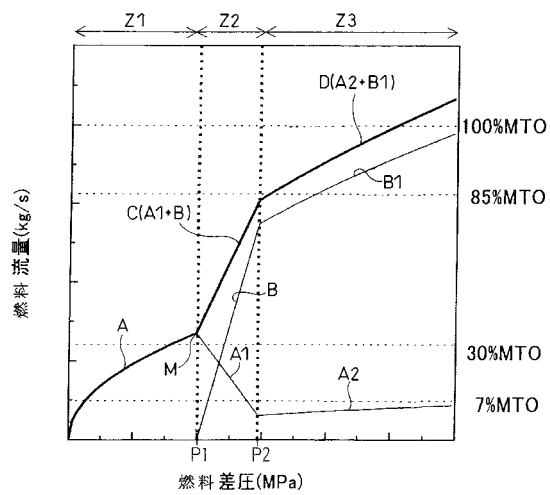
【図 7】



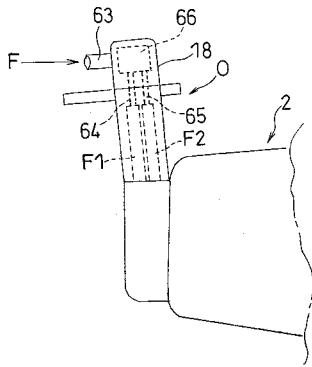
【図 9】



【図 8】



【図 10】



フロントページの続き

- (72)発明者 秦野 智之
兵庫県明石市大久保町八木4 9 7 番1号 株式会社日本エアテック内
- (72)発明者 清水 亮宏
兵庫県明石市大久保町八木4 9 7 番1号 株式会社日本エアテック内
- (72)発明者 三輪 東耶
兵庫県明石市大久保町八木4 9 7 番1号 株式会社日本エアテック内

審査官 藤原 弘

- (56)参考文献 特開2 0 0 8 - 2 5 5 8 9 7 (J P , A)
特開昭5 8 - 0 6 5 3 7 8 (J P , A)
特開昭5 2 - 1 1 3 4 1 4 (J P , A)
特開昭4 8 - 0 5 3 1 0 9 (J P , A)
特表平0 9 - 5 0 4 0 8 8 (J P , A)

(58)調査した分野(Int.Cl. , D B名)

F 0 2 C	7 / 2 2 8
F 0 2 C	7 / 2 3 2
F 0 2 C	9 / 3 4
F 2 3 R	3 / 2 8
F 2 3 R	3 / 3 0
F 2 3 R	3 / 3 4