

(19) 日本国特許庁(JP)

(12) 特許公報(B2)

(11) 特許番号

特許第5772245号  
(P5772245)

(45) 発行日 平成27年9月2日(2015.9.2)

(24) 登録日 平成27年7月10日(2015.7.10)

(51) Int. Cl.		F I	
<b>F 2 3 R</b>	<b>3/16</b>	<b>(2006.01)</b>	F 2 3 R 3/16
<b>F 2 3 R</b>	<b>3/28</b>	<b>(2006.01)</b>	F 2 3 R 3/28 D
<b>F 2 3 R</b>	<b>3/14</b>	<b>(2006.01)</b>	F 2 3 R 3/14
<b>F 2 3 D</b>	<b>14/24</b>	<b>(2006.01)</b>	F 2 3 D 14/24 C

請求項の数 9 (全 18 頁)

(21) 出願番号	特願2011-125480 (P2011-125480)	(73) 特許権者	000000974
(22) 出願日	平成23年6月3日(2011.6.3)		川崎重工業株式会社
(65) 公開番号	特開2012-251741 (P2012-251741A)		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24年12月20日(2012.12.20)	(73) 特許権者	503361400
審査請求日	平成26年4月9日(2014.4.9)		国立研究開発法人宇宙航空研究開発機構 東京都調布市深大寺東町七丁目4番地1
		(74) 代理人	100087941
			弁理士 杉本 修司
		(72) 発明者	松山 竜佐
			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	小林 正佳
			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】 燃料噴射装置

(57) 【特許請求の範囲】

【請求項1】

燃焼室内に第1燃焼領域を形成するように燃料を噴霧するパイロット噴射弁と、  
前記パイロット噴射弁を囲むようにこのパイロット噴射弁と同軸状に設けられ、前記燃焼室内に第2燃焼領域を形成するように燃料と空気の混合気を供給するメイン噴射弁と、  
前記パイロット噴射弁と前記メイン噴射弁とを区画する隔壁と、を備え、

前記メイン噴射弁は、空気を軸方向の主成分を持つ流速で取り入れる第1流入路と、空気を径方向の主成分を持つ流速で取り入れて前記第1流入路からの空気に合流させる第2流入路と、前記第2流入路のみに燃料を噴射するメイン燃料噴射部とを有し、

前記隔壁の下流端よりも上流側で、前記隔壁の径方向外側に、前記第1流入路と前記第2流入路とから流入する流れが合流する予混合室が形成されている燃料噴射装置。

【請求項2】

請求項1において、前記メイン燃料噴射部は、前記第1流入路と第2流入路とを区画する部分から前記第2流入路に燃料を噴射する燃料噴射装置。

【請求項3】

請求項1または2において、前記第1流入路の入口に第1旋回手段が、前記第2流入路の入口に第2旋回手段が、それぞれ装着され、

前記第2旋回手段は、複数のスワール部を有し、前記メイン燃料噴射部に最も近いスワール部は、流入する空気を概ね径方向内向きに直進させ、その他のスワール部は流入する空気に旋回速度成分を与える燃料噴射装置。

10

20

**【請求項 4】**

請求項 1 から 3 のいずれか一項において、前記パイロット噴射弁の出口端が、前記メイン噴射弁の出口端と同一またはこれよりも上流側に位置している燃料噴射装置。

**【請求項 5】**

請求項 4 において、前記両出口端の軸方向距離  $W$  と、前記メイン噴射弁の出口端の内径  $D_m$  との比  $W / D_m$  が  $0.25$  以下である燃料噴射装置。

**【請求項 6】**

請求項 1 から 5 のいずれか一項において、前記隔壁の出口端の径方向幅  $T$  と、前記パイロット噴射弁の出口端の内径  $D_p$  との比  $T / D_p$  が  $0.02 \sim 0.15$  である燃料噴射装置。

10

**【請求項 7】**

請求項 1 から 6 のいずれか一項において、前記隔壁の内周面の出口端から下流方向への仮想延長内周面と、前記隔壁の外周面の出口端から下流方向への仮想延長外周面とが、下流方向に向かって互いに平行もしくは末広がりとなっている燃料噴射装置。

**【請求項 8】**

請求項 1 から 7 のいずれか一項において、前記第 1 流入路の内径面は、その出口端の近傍に設けられて下流に向かって拡径する内側フレア部と、この内側フレア部の上流側に設けられて下流に向かって縮径する内側縮径部とを有する燃料噴射装置。

**【請求項 9】**

請求項 1 から 8 のいずれか一項において、前記第 1 流入路を流れる空気の流量  $Q_1$  と、第 2 流入路を流れる空気の流量  $Q_2$  の比  $Q_1 / Q_2$  が、 $3 / 7 \sim 7 / 3$  の範囲内である燃料噴射装置。

20

**【発明の詳細な説明】****【技術分野】****【0001】**

本発明は、例えば、ガスタービンエンジンなどに用いられる、複数の燃料ノズルを組み合わせた複合型燃料噴射弁を備えた燃料噴射装置に関し、特にそのメイン噴射弁に関するものである。

**【背景技術】****【0002】**

30

近年、環境への配慮から、ガスタービンから排出される  $NO_x$  (窒素酸化物) を低減することが求められている。ガスタービンから排出される  $NO_x$  は、主に、流入空気に燃料を投入して高温燃焼させる際に、空気中の窒素が酸化されることにより生じる。一方、ガスタービンの  $CO_2$  排出量、すなわち、燃費は、燃焼器出口排気ガスが高温になるほど少なくなるため、 $CO_2$  削減のためには、燃空比を大きくして高温燃焼させる必要がある。従来のガスタービン燃焼器の燃料ノズルでは、燃料を、あらかじめ空気と混合することなく、直接燃焼室に噴霧するため、燃料が空気とよく混ざらないうちに燃焼して、局所的に、火炎温度が平均値よりかなり高い領域が生じる。 $NO_x$  生成量は火炎温度に対して指数的に増加するため、局所的に火炎温度が高い領域からは、多量の  $NO_x$  が生成される。このようなことから、従来の燃焼方式のまま、燃焼器出口排気ガス温度を上げようとする

40

**【0003】**

局所的に火炎温度が高い領域を少なくするには、あらかじめ、燃料を空気と混合し、空気中に燃料が噴霧状に分散した混合気を燃焼室に投入して燃焼させる希薄予混合燃焼方式が有効である。一方で、希薄予混合燃焼方式では、低出力で燃空比が低い場合には、直接燃料を燃焼室に噴霧する場合と比べて、火炎が不安定で、不完全燃焼を起こしやすい。そこで、燃料噴射弁の内側にパイロット噴射弁を、外側にメイン噴射弁を同軸上に配置して、低出力時には、パイロット噴射弁のみから直接燃料を燃焼室に噴霧して安定な燃焼を保ちつつ、 $NO_x$  排出量の大きい中間出力から高出力では、パイロット噴射弁から直接噴射する燃料の割合を減らし、メイン噴射弁において生成する予混合気も燃焼室に噴射するこ

50

とによって、NO<sub>x</sub>排出を削減するコンセントリック型燃料噴射弁が考案されている。航空機用ガスタービンの例では、グランドアイドル、フライトアイドル、アプローチの各状態は概ね低出力（定格出力の40%未満程度）、巡航状態で概ね中間出力（40～80%程度）、上昇および離陸時で概ね高出力（80～100%程度）となる。

【0004】

このようなコンセントリック型燃料噴射弁においては、中間出力では、燃焼器入口温度や燃空比が高出力時に比べて低く、メイン予混合気燃焼時の火炎温度が低いため、一般に、NO<sub>x</sub>排出量はそれほど多くない反面、メイン予混合気が不完全燃焼を起こしやすく、燃焼効率が低くなる傾向がある。よって、中間出力時には、内側のパイロット噴射弁の燃焼火炎によるメイン予混合気の保炎が重要になる。一方、高出力では、火炎温度が十分高いため、メイン予混合気単独でも火炎は安定し、燃焼効率に問題は生じないが、NO<sub>x</sub>排出量が多くなる傾向があるため、メイン予混合気の均一化により配慮する必要がある。中間出力と高出力の両方で良好な性能を保つため、メイン噴射弁に、半径方向に空気が流入する2つの空気流路を設け、各流路に対してそれぞれ1系統、合計2系統の燃料噴射孔を設けたものがある（特許文献1）。この方式の燃料噴射弁では、中間出力時には、パイロット噴射弁により近い位置に予混合気を供給する片方の流路にのみ燃料を噴射して、パイロット燃焼火炎による予混合気の保炎を促進し、燃焼効率を向上させる一方、高出力時には、両方の流路に燃料を噴射して、より均一な予混合気を生成し、NO<sub>x</sub>排出を抑制することができる。

【先行技術文献】

【特許文献】

【0005】

【特許文献1】特開2003-262337号公報

【発明の概要】

【発明が解決しようとする課題】

【0006】

上記特許文献1の燃料噴射弁では、2つの空気流路それぞれに燃料を噴射するため、合計2系統の燃料噴射孔を設けているが、複数系統の燃料噴射孔を設けることは、燃料噴射装置の構造の複雑化を招く。一般に、コンセントリック型燃料噴射弁では、低出力時にパイロット噴射弁のみに燃料が流れ、メイン噴射弁内の燃料流路に燃料が滞留することになる。滞留した燃料は、一定温度以上になると、炭化（コーキング）を起こし、燃料流路壁面に堆積して流路を塞ぐ。この対策として、メイン噴射弁では、燃料噴射孔の各系統にコーキング防止用の冷却構造を設ける必要があるが、メイン噴射弁内の限られたスペースで、このような冷却構造を複数系統の燃料噴射孔に対してそれぞれ設けることは、メイン噴射弁の構造を極めて複雑化させる。また、出力に応じて使用する燃料噴射孔の切り替えを行う場合には、そのための制御機構が必要となす、あらゆる場面で適切な燃料噴射孔の選択が行われることを保証するための信頼性の確保が極めて困難である。

【0007】

本発明は、上記課題に鑑みてなされたもので、装置や制御機構を複雑化させることなく、メイン噴射弁を運転している中間出力時および高出力時に、空気と燃料とを十分に混合させて低NO<sub>x</sub>化できる燃料噴射装置を提供することを目的としている。

【課題を解決するための手段】

【0008】

上記目的を達成するために、本発明に係る燃料噴射装置は、燃焼室内に第1燃焼領域を形成するように燃料を噴霧するパイロット噴射弁と、前記パイロット噴射弁を囲むようにこのパイロット噴射弁と同軸状に設けられ、前記燃焼室内に第2燃焼領域を形成するように燃料と空気の混合気を供給するメイン噴射弁とを備え、前記メイン噴射弁は、空気を軸方向の主成分を持つ流速で取り入れる第1流入路と、空気を径方向の主成分を持つ流速で取り入れて前記第1流入路からの空気に合流させる第2流入路と、前記第2流入路のみに燃料を噴射するメイン燃料噴射部とを有する。ここで、空気流速が軸方向の主成分を持つ

ものには、径方向または周方向に小さな速度成分を持つものも含まれ、空気流速が径方向の主成分を持つものには、軸方向または周方向に小さな速度成分を持つものも含まれる。

【0009】

この構成によれば、前記第1流入路の空気と、前記第2流入路の空気/燃料混合気とが、第2流入路から第1流入路に角度を持って向かう形で合流しているため、合流後、比較的短い距離で空気と燃料とが十分混合され、メイン噴射弁が運転している中間出力および高出力において低NOx化できる。また、燃料は第2流入路にのみ噴射されるため、燃料流路やその冷却構造を簡略化できる。

【0010】

本発明において、前記メイン噴射弁では、前記第1流入路と第2流入路とを区画する部分に設けられた前記メイン燃料噴射部から前記第2流入路に燃料を噴射することが好ましい。この構成によれば、メイン燃料の燃料噴射時の運動量が小さい中間出力では、その運動量が大きい高出力の場合と比べて、噴射した燃料が噴射孔から近い所までしか到達せず、燃料が、第2流入路の空気流中の前記メイン燃料噴射部に近い位置に主に噴射されるため、第2流入路の流れが第1流路の流れと合流することで軸方向に転向して燃焼室に噴射される際には、燃料噴霧が、高出力時と比べて径方向内側に偏る。つまり、中間出力時には、高出力時よりも、メイン燃料噴霧が燃焼状態の安定している第1燃焼領域により近づく結果、燃焼時に第1燃焼領域の火炎による保炎効果を受け易くなり、燃焼効率が向上する。また、前記第1流入路と第2流入路とを区画する部分は、一般に空間を広く確保できる場合が多いので、例えば、コーキング防止用冷却構造のような、メイン燃料噴射部内の構造の空間的な配置が容易になる。

【0011】

本発明において、前記第1流入路の入口に第1旋回手段が、前記第2流入路の入口に第2旋回手段が、それぞれ装着され、前記第2旋回手段は、複数のスワール部を有し、前記メイン燃料噴射部に最も近いスワール部は、流入する空気を概ね径方向内向きに直進させ、その他のスワール部は流入する空気に旋回速度成分を与えることが好ましい。

【0012】

この構成によれば、第2流入路のメイン燃料噴射部近傍には、メイン燃料噴射部に最も近いスワール部により概ね半径方向内側へ単純に直進する空気流が形成される一方、第2流入路のメイン燃料噴射部から離れた位置には、その他のスワール部により旋回空気流が形成される。燃料流量が少なく、燃料噴射速度が遅い中間出力時には、燃料の運動量が小さいから、メイン燃料噴射部から噴射された燃料の大部分は、その他のスワール部による旋回空気流にまで達することができない。したがって、燃料噴霧は、旋回空気流によって径方向に拡散されることなく、半径方向内側へ向かう空気流と共に半径方向内側へ向かい、メイン噴射弁の空気流路の内径側に燃料分布が偏った燃料と空気の混合気が形成される。その結果、半径方向内側の第1燃焼領域に近い領域に燃料濃度の高い混合気が供給され、中間出力時の燃焼効率がさらに向上する。

【0013】

また、メイン燃料噴射部から噴射する燃料流量が多く燃料噴射速度が速い高出力時には、燃料の運動量が大きいため、第2流入路の幅広い範囲に燃料が噴射され、噴射された燃料の一部は、中間出力時と同様に半径方向内側へ向かい、残りの燃料は、その他のスワール部による旋回空気流に達して、半径方向外側へ向かう。その結果、高出力時には、メイン噴射弁の空気通路全体に渡って均一な燃料と空気の混合気が形成され、低NOx化が実現する。このように、簡単な構造により、出力条件に適した燃料分布が実現され、所望の性能を得ることができる。

【0014】

また、本発明の好ましい形態では、前記パイロット噴射弁の出口端を、前記メイン噴射弁の出口端と同一またはこれよりも上流側に位置させている。その場合、両出口端の軸方向距離Wと、前記メイン噴射弁の出口端の内径Dmとの比W/Dmが0.25以下であることが好ましい。この構成によれば、パイロット噴射弁の出口付近で早期にメイン噴射弁

10

20

30

40

50

の混合気が第1燃焼領域に触れるので、中間出力時にはメイン噴射弁の混合気がより上流から燃焼し始めることにより、燃焼効率が向上する。

【0015】

本発明において、前記パイロット噴射弁と前記メイン噴射弁との間を区画する環状の隔壁を有し、前記隔壁の出口端の径方向幅 $T$ と、前記パイロット噴射弁の出口端の内径 $D_p$ との比 $T/D_p$ が $0.02 \sim 0.15$ であることが好ましい。この構成によれば、隔壁が十分小さい(薄い)ので、中間出力時にメイン噴射弁の混合気が第1燃焼領域に触れやすくなることにより、第1燃焼領域の火炎によって保炎されやすくなり、燃焼効率を向上させることができる。

【0016】

本発明において、前記パイロット噴射弁と前記メイン噴射弁との間を区画する環状の隔壁を有し、前記隔壁の内周面の出口端から下流方向への仮想延長内周面と、前記隔壁の外周面の出口端から下流方向への仮想延長外周面とが、下流方向に向かって互いに平行もしくは末広がりとなっていることが好ましい。この構成によれば、メイン噴射弁が運転されていない低出力時において、メイン噴射弁からの空気と、パイロット噴射弁の第1燃焼領域との干渉を抑制して、パイロット噴射弁の着火性および燃焼効率がよく維持される。

【0017】

本発明において、前記第1流入路の内径面は、その出口端の近傍に設けられて下流に向かって拡径する内側フレア部と、この内側フレア部の上流側に設けられて下流に向かって縮径する内側縮径部とを有することが好ましい。この構成によれば、第1流入路を内側縮径部で一旦パイロット噴射弁に近づけた後、出口端の近傍の内側フレア部で末広がり形状とすることで、パイロット噴射弁の出口端の直下流近傍では、第1燃焼領域にメイン噴射弁の混合気が触れやすくなって、中間出力時における燃焼効率がよく維持される。

【0018】

本発明において、前記第1流入路を流れる空気の流量 $Q_1$ と、第2流入路を流れる空気の流量 $Q_2$ の比 $Q_1/Q_2$ が、 $3/7 \sim 7/3$ の範囲内であることが好ましい。この構成によれば、メイン噴射弁の空気通路内で、局所的に燃料の濃度が濃くなることがない。このため、燃焼時の火炎温度を低く抑えられ、 $NO_x$ の発生を抑制できるうえに、高温高压状態での逆火や自己着火による壁面の損傷も避けることができる。

【発明の効果】

【0019】

本発明の燃料噴射装置によれば、軸方向の主成分を持つ第1流入路の空気と、径方向の主成分を持つ第2流入路の空気/燃料混合気流との合流後、比較的短い距離で空気と燃料とが十分混合され、メイン噴射弁が運転している中間出力および高出力時において $NO_x$ 排出が少なくなる。また、燃料は第2流入路にのみ噴射されるので、燃料流路やその冷却構造を簡略化できる。前記第1流入路と第2流入路とを区画する部分に設けられた前記メイン燃料噴射部から前記第2流入路に燃料を噴射した場合には、燃料噴射速度が高出力時よりも遅く燃料の到達距離の短い中間出力では、第2流入路にのみ噴射された燃料が、径方向内側、つまり、パイロット噴射弁側へ偏って流れるので、燃焼状態の安定している第1燃焼領域に近づく結果、第1燃焼領域による保炎作用を受け易くなり、燃焼効率が向上する。一方、燃料噴射速度が速く、燃料の到達距離の長い高出力時には、メイン噴射弁の空気通路全体にわたって均一な燃料と空気の混合気が形成され、さらなる低 $NO_x$ 化が実現する。このように、簡単な構造により、出力条件に適した燃料分布が実現され、所望の性能を得ることができる。

【図面の簡単な説明】

【0020】

【図1】本発明の一実施形態に係る燃料噴射装置を備えたガスタービンエンジンの燃焼器を示す断面図である。

【図2】同上燃料噴射装置を詳細に示した縦断面図である。

【図3】同上燃料噴射装置を軸方向上流側からみた縦断面図である。

10

20

30

40

50

【図4】(a)は図2のIV-IV断面図で、(b)は外側スワラの変形例を示す縦断面図である。

【図5】同上燃料噴射装置のメイン空気通路を拡大した縦断面図である。

【図6】同上燃料噴射装置の高出力・中間出力時の状態を示した縦断面図である。

【図7】同上燃料噴射装置の低出力時の状態を示した縦断面図である。

【図8】同上燃料噴射装置のノズルの先端部付近を拡大した縦断面図である。

【図9】(a)は、同上燃料噴射装置の中間出力時のメイン空気通路を拡大した縦断面図で、(b)は、(a)の燃料噴射状況を通路下流側から見た図である。

【図10】(a)は、同上燃料噴射装置の高出力時のメイン空気通路を拡大した縦断面図で、(b)は、(a)の燃料噴射状況を通路下流側から見た図である。

10

【図11】本発明の別の実施形態に係る燃料噴射装置を詳細に示した縦断面図である。

【発明を実施するための形態】

【0021】

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は本発明の一実施形態に係る燃料噴射装置2を備えたガスタービンエンジンの燃焼器1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燃焼させ、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。

【0022】

燃焼器1はアニュラ型であり、エンジン回転軸心Cと同軸状に配置された、環状のアウトケーシング5とその内側の環状のインナケーシング7とにより、環状の内部空間を有する燃焼器ハウジング3を構成している。この燃焼器ハウジング3の環状の内部空間には、環状の燃焼器ライナ9が燃焼器ハウジング3と同軸状に配置されている。燃焼器ライナ9は、環状のアウトライナ11の内側に環状のインナライナ13が同軸状に配置されており、内部に環状の燃焼室4を形成している。この燃焼器ライナ9の頂壁に、燃焼室4内に燃料を噴射する複数の燃料噴射装置2が、エンジン回転軸心Cと同軸状に、つまり燃焼器ライナ9の周方向に、等間隔に配設されている。各燃料噴射装置2は、パイロット噴射弁6と、このパイロット噴射弁6の外周を囲むようにパイロット噴射弁6の軸心C1と同軸状に設けられて混合気を生成するメイン噴射弁8とを備えており、燃焼器ハウジング3に締結部材19によって取り付けられたステム部27により燃焼器ハウジング3に支持されている。アウトケーシング5およびアウトライナ11を貫通して、着火を行うための点火栓IGが、燃焼器ライナ9の径方向を向き、かつ先端が燃料噴射装置2に近接する配置で設けられている。

20

30

【0023】

燃焼器ハウジング3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が空気取入管21を介して導入され、この導入された圧縮空気CAは、燃料噴射装置2に供給されるとともに、燃焼器ライナ9のアウトライナ11およびインナライナ13にそれぞれ複数形成された空気導入口23から燃焼室4内に供給される。ステム部27は燃料配管ユニットUを形成しており、この燃料配管ユニットUは、パイロット噴射弁6に燃料を供給する第1燃料供給系統F1と、メイン噴射弁8に燃料を供給する第2燃料供給系統F2とを備えている。

40

【0024】

燃料噴射装置2の後部は、その外周部に設けたフランジ25Aと支持体25Bとを介して、アウトライナ11に一体形成されたアウトサポート29に支持され、アウトライナ11がライナ固定ピンPでアウトケーシング5に支持されている。アウトサポート29は、燃料噴射弁2の径方向内側に突出し、アウトサポート29の内側に嵌め込まれたヒートシールド17により、燃焼室4の高温から保護されている。燃焼器ライナ9の下流端部にはタービンの第1段ノズルTNが接続される。

【0025】

図2は図1の燃料噴射装置2を詳細に示した縦断面図である。燃料噴射装置2の中央部

50

に設けられたパイロット噴射弁 6 は、軸心 C 1 上に配置された中心体 1 0 と、これと同軸状でステム部 2 7 と一体に設けられてパイロット噴射弁 6 の本体を形成する内側筒状体 1 2 と、内側筒状体 1 2 の外方で内側筒状体 1 2 と同軸状に配置された外側円筒状体 1 4 と、外側円筒状体 1 4 の外方で外側円筒状体 1 4 と同軸状に配置された環状の隔壁であるインナシュラウド 1 5 とを有している。このインナシュラウド 1 5 は、パイロット噴射弁 6 とメイン噴射弁 8 とを区画している。インナシュラウド 1 5 の内周面の下流部にはベンチユリーノズル状のパイロット外周ノズル 1 8 が形成されている。図 3 に示すように、ステム部 2 7 は、パイロット外周ノズル 1 8 が形成された部分を除いて、後述する内側スワラ 3 0 の内径よりも小さい幅を持つ細長い形状である。

#### 【 0 0 2 6 】

図 2 に示すパイロット噴射弁 6 の内側筒状体 1 2 は、第 1 燃料供給系統 F 1 の燃料配管 U ( 図 1 ) と接続された基部 1 9 ( 図 1 ) により、支持されている。内側筒状体 1 2 の内側には、中心体 1 0 を内側筒状体 1 2 に支持するストラット 2 8 が固定され、中心体 1 0 と内側筒状体 1 2 の間に、中心軸 C 1 と同心状の内側空気流路を形成する環状の中心ノズル 2 0 が形成されている。中心体 1 0 は、中心ノズル 2 0 内流れが下流に行くに従って加速するよう、ストラット 2 8 より下流で徐々に径が大きくなっている。内側筒状体 1 2 の下流部における内部に、第 1 燃料供給系統 F 1 に連通する環状のパイロット燃料流路 2 2 が形成されている。内側筒状体 1 2 と外側円筒状体 1 4 との間に外側空気流路 2 4 が形成され、外側円筒状体 1 4 とインナシュラウド 1 5 との間に追加空気流路 2 6 が配設されている。

#### 【 0 0 2 7 】

外側空気流路 2 4 および追加空気流路 2 6 の上流には、パイロット噴射弁 6 の軸心 C 1 回りの旋回を与える内側スワラ 3 0、および内側スワラ 3 0 よりも強い旋回を与えるディフューザ型の外側スワラ 3 2 がそれぞれ配設されている。すなわち、2 つのスワラ 3 0、3 2 は旋回方向が同じで、軸心 C 1 を含む平面に対する固定羽根の出口取付角度である旋回角度は、外側スワラ 3 2 の方が大きく設定されている。このように、パイロット噴射弁 6 は、外側空気流路 2 4、追加空気流路 2 6 と、中心体 1 0、ストラット 2 8、および、2 つのスワラ 3 0、3 2 を含んでいる。中心ノズル 2 0 から噴出する空気流である空気ジェットは、中心ノズル出口では旋回角度  $10^\circ$  未満に保つことが好ましい。また、燃料噴射装置の上流の空気状態が安定している場合、および、加工上の制約がある場合などには、内側筒状体 1 2 の内側形状を工夫することにより、中心体 2 0 とストラット 2 8 を省略することも考慮できる。内側スワラ 3 0 の出口旋回角度は例えば  $30^\circ$  であり、好ましくは  $20 \sim 50^\circ$  である。外側スワラ 3 2 の出口旋回角度は例えば  $50^\circ$  であり、好ましくは  $40 \sim 60^\circ$  である。

#### 【 0 0 2 8 】

外側スワラ 3 2 は、図 4 ( a ) に示すように、各ベーン ( 羽根 ) の入口角 ( 前縁の軸方向に対する角度 )  $i$  が出口角 ( 後縁の軸方向に対する角度 )  $e$  よりも大きく設定されて、下流側に向かって空気通路が広がる、すなわち、流れに垂直な方向の空気通路の有効断面積が広がるように、周方向に滑らかに湾曲した複数のディフューザベーン 3 2 a を有している。また、図 4 ( b ) に示すように、外側スワラ 3 2 を、下流に進むほどベーン高さ ( 通路の径方向の高さ ) が大きくなって通路が広がる複数のディフューザベーン 3 2 b で構成することもできる。なお、外側スワラ 3 2 は、入口から出口まで流れに垂直な方向の空気通路断面積が一定または狭まる複数のベーンを有する通常のスワラとしてもよい。

#### 【 0 0 2 9 】

図 2 のパイロット燃料流路 2 2 は、内側筒状体 1 2 に形成されて、中心ノズル 2 0 と外側空気流路 2 4 との間に位置しており、第 1 燃料供給系統 F 1 からの燃料をその下流端に形成されたパイロット燃料噴射部 2 2 a から中心ノズル側に噴射させる。パイロット燃料噴射部 2 2 a は燃料を環状の膜状に噴射する環状の開口を持つプレフィルマ型である。内側筒状体 1 2 におけるパイロット燃料流路 2 2 よりも外周部分 1 6 と外側円筒状体 1 4 は

10

20

30

40

50

、下流部 16b、14b が下流へ向かって先細りの形状となっており、これにより、パイロット燃料流路 22 および外側空気流路 24 が前記下流部 16b、14b で内側空気流路 20 に向かって径方向内側に偏向している。内側筒状体 12 の外周部分 16 および外側円筒状体 14 のそれぞれの下流端 16a、14a は中心ノズル 20 の出口付近の下流側に位置している。すなわち、パイロット燃料流路 22 の下流端であるパイロット燃料噴射部 22a と外側空気流路 24 の出口端 24a が中心ノズル 20 の出口 20a 付近に臨んでいる。

#### 【0030】

インナシュラウド（隔壁）15 における外側スワラ 32 よりも下流部の内周面によってパイロット外周ノズル 18 が形成されている。このパイロット外周ノズル 18 は、その出口端 18a の近傍に設けられて下流に向かって拡径するパイロットフレア部 18b と、このパイロットフレア部 18b の上流側に設けられて下流に向かって縮径するパイロット縮径部 18c とを有している。すなわち、パイロットフレア部 18b とパイロット縮径部 18c との境界である絞り部 18d で、パイロット外周ノズル 18 の内径が最小となる。このように、パイロット外周ノズル 18 は、下流に向かって一旦絞られた後、末広がりとなる形状をしている。パイロットフレア部 18b は軸心 C1 の方向に対して傾斜角度 1 で傾斜している。本実施形態では、傾斜角度 1 は 20° であり、15 ~ 30° が好ましい。この範囲であれば、後述する第 1 燃焼領域であるパイロット燃焼領域 A1 を径方向外方に適切に広げて高い燃焼効率を維持できる。

#### 【0031】

内側筒状体 12 の外周部分 16 の下流端 16a と外側円筒状体 14 の下流端部 14a は、パイロット外周ノズル 18 の絞り部 18d よりも若干上流側の位置に設けられている。上述のように、外側円筒状体 14 の下流部 14b は下流へ向かって先細りの形状となっているが、この先細り形状に合致するように、パイロット外周ノズル 18 が、下流に向かって一旦絞られたパイロット縮径部 18c を有している。これにより、追加空気流路 26 の通路面積が外側円筒状体 14 の下流部 14b の径方向外側で急激に大きくなるので、外側円筒状体 14 の外周面での空気流の剥離が抑制され、外側円筒状体 14 の外周面が燃焼室 4 内の燃焼ガスによって焼損するのを防止できる。

#### 【0032】

パイロット噴射弁 6 を通過した空気は、中心ノズル 20 を通過する空気ジェットを除いて、旋回により外周側へと拡散する。燃料噴射装置 2 の出口直後の空気流では、主にメイン噴射弁 8 から出る空気の強い旋回のため、軸心 C1 付近が負圧になり、半径方向内向きの圧力勾配と外向きの遠心力がつりあう。しかし、メイン噴射弁 8 から出た強い旋回空気流は、下流に流れるに従って拡大し、減衰して旋回が弱くなるため、軸心 C1 付近の圧力は下流に行くに従って次第に回復する。よって、燃料噴射装置 2 下流の中心軸 C1 上では、下流の方が上流より圧力が高い逆圧力勾配が生じ、中心軸 C1 上で下流から上流へと逆流する再循環領域 X（図 1）が形成される。

#### 【0033】

一方、パイロット燃料噴射部 22a は中心ノズル 20 内を通過する空気中に燃料 F を噴射する。中心ノズル 20 から出る空気ジェットは、軸方向下流に向かってほぼ直進し、再循環領域 X 内で周囲の空気と混合して消滅する。それに伴って、噴霧状の燃料は再循環領域 X の中心部に到達し、再循環領域 X 内で気化して燃焼し、パイロット燃焼領域 A1 を形成する。中心ノズル 20 を出た空気ジェットの運動量が大きい場合には、その空気ジェットが再循環領域 X 内に突入して消滅する過程で、再循環領域 X に凹部 Xa が形成される場合がある。

#### 【0034】

パイロット噴射弁 6 を通過した空気は、パイロットフレア部 18b に沿って旋回しながら径方向外方に広がる。これにより、パイロット噴射弁 6 からの空気による再循環領域 X（図 1）を、径方向外方へ適度に広げることができる。パイロット噴射弁 6 から、この適度に広がった再循環領域 X に燃料を噴射して、パイロット燃焼領域 A1（図 6）が形成さ

10

20

30

40

50



れるので、低出力時においても、高い燃焼効率が維持される。

【 0 0 3 5 】

図 2 に戻って、パイロット噴射弁 6 の外周に嵌め込まれたメイン噴射弁 8 について説明する。このメイン噴射弁 8 は、インナシュラウド 1 5 の径方向外方で同軸状に配置されてステム部 2 7 と一体に形成されたリング部 3 4 と、このリング部 3 4 の軸方向下流側に配置されたアウトシュラウド 3 6 とを有している。インナシュラウド 1 5 とリング部 3 4 との間には、空気を燃料噴射装置 2 の軸方向の主成分を持つ流速で取り入れる、すなわち軸心 C 1 を含む図 2 の縦断面における流速の軸方向成分が径方向成分よりも大きい状態で取り入れる流入路である環状の第 1 空気流路 3 8 が形成され、リング部 3 4 とアウトシュラウド 3 6 との間には、空気を燃料噴射装置 2 の径方向の主成分を持つ流速で取り入れる、すなわち軸心 C 1 を含む図 2 の縦断面における流速の径方向成分が軸方向成分よりも大きい状態で取り入れる流入路である環状の第 2 空気流路 4 2 が形成されている。すなわち、リング部 3 4 の下流端面が第 2 空気流路 4 2 の一側壁を形成し、アウトシュラウド 3 6 の内周面 3 7 の上流部が第 2 空気流路 4 2 の他側壁を形成している。第 1 空気流路 3 8 と第 2 空気流路 4 2 の間は、リング部 3 4 によって区画されている。

10

【 0 0 3 6 】

第 1 空気流路 3 8 は、後述するメイン内側スワラ 4 6 の入口からリング部 3 4 の内周後端縁 3 4 a まで延びており、第 2 空気流路 4 2 は、後述するメイン外側スワラ 4 8 の入口からリング部 3 4 の内周後端縁 3 4 a まで延びている。また、第 1 空気流路 3 8 と第 2 空気流路 4 2 の下流には、それら 2 つの流路から流入する流れが合流する予混合室 5 8 が、アウトシュラウド 3 6 とインナシュラウド 1 5 の間に形成されている。メイン通路 5 6 は、上記の第 1 空気流路 3 8、第 2 空気流路 4 2、および、予混合室 5 8 の 3 つの部分により構成されている。

20

【 0 0 3 7 】

第 1 空気流路 3 8 と第 2 空気流路 4 2 を区画するリング部 3 4 の内部には、第 2 燃料供給系統 F 2 につながる環状のメイン燃料噴射部 4 0 が形成されている。メイン噴射弁 8 には、低出力時には燃料が供給されず、中間出力および高出力時にのみ第 2 燃料供給系統 F 2 から燃料が供給される。メイン燃料噴射部 4 0 は第 2 空気流路 4 2 のみに燃料を噴射する。噴射された燃料は、メイン外側スワラ 4 8 からの空気流およびメイン内側スワラ 4 6 からの空気流と予混合室 5 8 で混合して予混合気となり、燃焼室 4 内に供給されて燃焼することにより、図 6 に示す予混合燃焼領域 A 2 が形成される。

30

【 0 0 3 8 】

図 7 に示すように、メイン噴射弁 8 に燃料が供給されない低出力時には、スワラ 4 6、4 8 を通過したメイン空気流 E は予混合室 5 8 を通って燃焼室 4 に供給される。

【 0 0 3 9 】

図 2 に示すアウトシュラウド 3 6 の内周面 3 7 の下流部はメイン噴射弁 8 のメイン出口フレア 4 3 を形成している。メイン出口フレア 4 3 は、径方向内方に最も膨出した、上流端である基端部 4 3 a から下流端である出口端 4 3 b に向かって末広がりとなっている。つまり、メイン噴射弁 8 の空気流路であるメイン通路 5 6 の外周面が、その出口端に向かって末広がりとなっている。メイン出口フレア 4 3 の出口端 4 3 b 付近は軸心 C 1 に対して傾斜角度  $\theta_2$  で傾斜している。これにより、図 7 に示すように、メイン空気流 E を径方向外側へ広げて、低出力時にその内側のパイロット燃焼領域 A 1 と大きく干渉するのを防止している。図 2 に示すメイン出口フレア 4 3 の傾斜角度  $\theta_2$  は約  $35^\circ$  であり、 $20^\circ \sim 50^\circ$  が好ましい。この範囲であれば、パイロット燃焼領域 A 1 との干渉を抑制しながら、再循環流域 X を径方向外方に十分に広げて保炎性を向上させることができる。

40

【 0 0 4 0 】

図 5 に明示するように、第 2 空気流路 4 2 は下流に進むにつれて燃焼室 4 に向かうように滑らかに湾曲し、第 2 空気流路 4 2 の出口を出た空気 C A 2 と第 1 空気流路 3 8 の出口を出た空気 C A 1 とは、予混合室 5 8 の合流点 J において交差角  $\theta$  で合流している。交差角  $\theta$  は、第 1 空気流路 3 8 の出口を出た空気 C A 1 と第 2 空気流路 4 2 の出口を出た空気

50

CA2の合流時に大きな空気流の乱れを発生させるために、 $40 \sim 80^\circ$ の範囲が好ましい。

【0041】

メイン燃料噴射部40には、第2空気流路42における第1空気流路38との合流点Jよりも上流側に、軸方向の上流側(図5の左側)から下流側(図5の右側)に向けて第2空気流路42内に燃料を噴射する複数のメイン燃料噴射孔44が、周方向に等間隔に配置されている。メイン燃料噴射孔44は不等間隔であってもよい。メイン燃料噴射孔44は、第2空気流路42の軸方向上流側の壁面に開口しており、プレーンジェット方式で燃料を噴射し、好ましくは周方向に5個以上設けられる。メイン燃料噴射孔44付近では、第2空気流路42の空気の流れと、メイン燃料噴射孔44から噴射される燃料の流れとのなす角度がほぼ $90^\circ$ となっている。角度は、空気流による燃料の微粒化を促進するために、 $70 \sim 90^\circ$ であることが好ましい。

10

【0042】

第2空気流路42内の空気流CA2に向かってメイン燃料噴射孔44から燃料を噴射して生成された空気/燃料混合気は、第1空気流路38内を軸方向に向かって流れる空気CA1に合流するが、角度をもって合流する際の空気乱れにより空気と燃料との混合がさらに促進される。合流後の空気/燃料混合気は、予混合室58でさらに混合の後、燃焼室4へ噴霧される。

【0043】

ここで、第1空気流路38を流れる空気CA1の流量 $Q_1$ と、第2空気流路42を流れる空気CA2の流量 $Q_2$ の比 $Q_1/Q_2$ は、 $3/7 \sim 7/3$ が好ましい。流量比がこの範囲を超えて偏ると、燃料と空気が混合しにくくなり、 $NO_x$ が十分に抑制できない可能性があるうえ、高温高压状態での逆火や自己着火による壁面の損傷の可能性が高まる。

20

【0044】

第1空気流路38の入口には、第1旋回手段である前記メイン内側スワラ46が装着され、第2空気流路42には、第2旋回手段である前記メイン外側スワラ48が装着されている。メイン外側スワラ48は、メイン噴射弁8の軸方向に並ぶスワール部である第1スワラ50および第2スワラ52により形成されている。メイン燃料噴射孔44に近い第1スワラ50は、それを通過した空気が、概ね半径方向内側へ単純に直進するように旋回羽根が設定され、メイン燃料噴射孔44から遠い第2スワラ52は、それを通過した空気に軸心回りの旋回を与えるよう旋回羽根が設定されている。

30

【0045】

メイン燃料噴射孔44から出る燃料流量が少なく、噴射孔での燃料の運動量が小さい中間出力では、噴射した燃料の大半は、噴射孔44から近い第1スワラ50を通過した径方向内向きの流れ内にしか到達せず、第2スワラ52の旋回によって径方向に拡散されることなく、径方向内側へ向かい、メイン流路56の径方向内側に偏った燃料と空気の混合気を形成する。

【0046】

一方、メイン燃料噴射孔44から出る燃料流量が多く、噴射孔での燃料の運動量が高い高出力の時には、噴射された燃料の一部は、中間出力時と同様に径方向内向きの空気流と共に径方向内側へ向かうが、残りの燃料は、第2スワラ52を通過する旋回流に達し、その旋回流と共に半径方向外側へ向かう混合気を形成する。その結果、高出力時には、メイン通路56全体にわたって均一な混合気が形成される。

40

【0047】

メイン外側スワラ48は、単一のスワラであってもよく、その場合、その固定羽根における最もメイン燃料噴射孔44に近い部分を通過する空気は、概ね半径方向内側に直進し、メイン燃料噴射孔44から離れるに従って旋回成分が強くなるようにねじられた形状の旋回羽根を用いる。なお、第1スワラ50または第2スワラ52はそれぞれ、軸方向に並ぶ複数のスワラを含むスワラ群によって形成してもよい。

【0048】

50

図2に示す第1空気流路38の内周面54の出口端54aの近傍には、下流に向かって拡径するメイン内側フレア部54bが形成され、このメイン内側フレア部54bの上流側には、下流に向かって縮径するメイン内側縮径部54cが形成されている。第1空気流路38の内周面54の出口端54aは、メイン噴射ノズル43の基端部43aよりも若干下流側に位置している。

【0049】

図7に示すように、インナシュラウド15の内周面の出口端18aから下流方向へ延長した仮想延長内周面VP1と、インナシュラウド15の外周面の出口端54aから下流方向へ延長した仮想延長外周面VP2とが、下流方向に向かって未広がりとなっている。仮想延長内周面VP1と仮想延長外周面VP2とは互いに平行であってもよく、言い換えれば、両面VP1、VP2が、パイロット外周ノズル18よりも下流で交わらなければよい。

10

【0050】

インナシュラウド15の出口端面15aの径方向の厚さは薄く設定されている。図8に示すように、インナシュラウド15の出口端面15aの径方向幅Tである、インナシュラウド15の内周面の出口端18aと外周面の出口端54aとの距離Tと、パイロット外周ノズル18の出口端18aの内径Dpとの比 $T/Dp$ は、0.02~0.12の範囲であることが好ましい。この比 $T/Dp$ が0.02未満であると、図7のメイン空気流Eとパイロット燃焼領域A1とが接近しすぎて干渉が強くなり、低出力時におけるパイロット噴射弁6の燃焼効率や着火性・保炎性が低下する。反対に、0.15を超えると、図6のパイロット燃焼領域A1と第2燃焼領域である予混合燃焼領域A2とが径方向に大きく離れて、中間出力時におけるメイン噴射弁8のパイロット火炎からの保炎効果が弱まり、燃焼効率が低下する。

20

【0051】

図8のパイロット外周ノズル18の出口端18aは、メイン出口フレア43の出口端43bよりも上流側に位置している。具体的には、両出口端18a、43bの軸方向距離Wと、メイン出口フレア43の出口端43bの内径Dmとの比 $W/Dm$ は0.25以下が好ましく、0.1~0.25の範囲であればさらに好ましい。この比 $W/Dm$ が0.1未満の時には、パイロット火炎からの保炎効果が弱まり、燃焼効率の向上効果が若干減少する。ただし、燃焼効率が十分高い場合は、パイロット外周ノズル18の出口端18aとメイン出口フレア43の出口端43bをそろえることもできる。また、比 $W/Dm$ を0.25より大きくしても、上記保炎効果の向上は限定的である。

30

【0052】

上記構成において、ガスタービンの低出力時には、図2の第1燃料供給系統F1から燃料噴射装置2の内側のパイロット噴射弁6にのみ燃料が供給される。パイロット噴射弁6を通過した空気は、中心ノズル20を通過した空気を除いて、旋回により外周側へと拡散する。パイロット燃料噴射部22aは中心ノズル20内の空気中に燃料Fを噴射する。中心ノズル20を出た空気ジェットは、軸方向下流に向かってほぼ直進し、再循環領域X内で周囲の空気と混合して消滅する。それに伴って、大半の噴霧状の燃料は、再循環領域Xの中心部に到達し、再循環領域X内で気化して燃焼する。このように、燃料Fの外周側への拡散によるメイン空気流との干渉が抑制されるので、低出力時におけるパイロット噴射弁6の燃焼効率、および、着火性・保炎性を向上させることができる。

40

【0053】

また、図7に示すインナシュラウド15の内周面の出口端18aから下流方向への仮想延長内周面VP1と、インナシュラウド15外周面の出口端54aから下流方向への仮想延長外周面VP2とが、下流方向に向かって未広がりとなっているので、メイン空気流Eがパイロット燃焼領域A1に干渉するのを抑制でき、低出力時におけるパイロット噴射弁6の着火性・保炎性および燃焼効率がさらに改善される。

【0054】

内側スワラ30の径方向外側に配置された外側スワラ32は、下流側に向かうにつ

50

れて空気通路が広がるディフューザベーン 3 2 a ( 図 4 ) で構成されている。上記のとおり、パイロット燃料噴射弁 6 の軸心 C 1 付近に中心ノズル 2 0 を設置すると、中心ノズル 2 0 を出た空気ジェットの変位量が大きい場合には、再循環領域 X が、図 8 に示すように、中心軸 C 1 付近が下流側へ凹んだ形状となり、パイロット噴射弁 6 の燃焼効率、および、着火性・保炎性を低下させる場合がある。そのような場合にも、内側スワラ 3 0 の径方向外側に、ディフューザ型の外側スワラ 3 2 が設置されていれば、外側スワラ 3 2 出口における空気速度が通常のスワラより遅くなるので、再循環領域が、破線 X 1 で示すように、外側スワラ 3 2 の出口付近で上流側に拡大し、パイロット噴射弁 6 の火炎が安定するから、パイロット噴射弁 6 の燃焼効率および着火性・保炎性の低下を防ぐことができる。

10

**【 0 0 5 5 】**

さらに、図 7 のパイロット噴射弁 6 の内側スワラ 3 0 よりも強い旋回速度成分を付与する外側スワラ 3 2 の旋回流 S により、逆流域を径方向外方に適度に広げることができる。

**【 0 0 5 6 】**

パイロット燃料噴射部 2 2 は、燃料を環状の膜状に噴射するプレフィルマ型であるので、燃料に対する空気のせん断面積が大きくなり、燃料の微粒化が促進され、その結果、低出力時における低 NOx 化を実現できる。

**【 0 0 5 7 】**

中間出力および高出力時には、パイロット噴射弁 6 とメイン噴射弁 8 の両方に燃料が供給される。図 5 に示すように、メイン噴射弁 8 では、第 2 空気流路 4 2 に燃料 F が噴射されて径方向の主成分を持つ空気 C A 2 と燃料 F が混合された後に、この空気 / 燃料混合気 M 1 が、予混合室 5 8 で第 1 空気流路 3 8 を流れる軸方向の主成分を持つ空気 C A 1 と角度を持って向かう形で合流して、さらに燃料と空気の混合が促進されるから、比較的短い距離で空気と燃料とが十分混合され、低 NOx 化できる。また、燃料は第 2 空気流路 4 2 にのみ噴射されるので、燃料流路やその冷却構造を簡略化できる。

20

**【 0 0 5 8 】**

図 2 のメイン燃料噴射部 4 0 は、第 1 空気流路 3 8 と第 2 空気流路 4 2 とを区画する部分 K から第 2 空気流路に向かって燃料 F を噴射しているので、メイン燃料の燃料噴射時の変位量が小さい中間出力では、その変位量が大きい高出力の場合と比べて、噴射した燃料が噴射孔 4 4 から近い所までしか到達せず、第 2 空気流路 4 2 の空気流中のメイン燃料噴射部 4 0 に近い位置に主に噴射される。そのため、第 2 空気流路 4 2 の流れが第 1 空気流路 3 8 の流れと合流することで軸方向に転向して燃焼室 4 に噴射される際には、燃料噴霧が、高出力時と比べて径方向内側に偏る。つまり、中間出力時には、高出力時よりも、メイン燃料噴霧が燃焼状態の安定している図 6 のパイロット燃焼領域 A 1 により近づく結果、燃焼時にパイロット燃焼領域 A 1 の火炎による保炎効果を受け易くなり、燃焼効率が向上する。また、第 1 空気流路 3 8 と第 2 空気流路 4 2 とを区画する部分 K は、一般に空間を広く確保できる場合が多いので、コーキング防止用の冷却構造のような、メイン燃料噴射部 4 0 内の構造の空間的な配置が容易になる。

30

**【 0 0 5 9 】**

第 1 空気流路 3 8 の入口にはメイン内側スワラ 4 6 が、第 2 空気流路 4 2 の入口にはメイン外側スワラ 4 8 がそれぞれ装着されている。メイン外側スワラ 4 8 のうち、メイン燃料噴射孔 4 4 に近い第 1 スワラ 5 0 により、図 9 に示すように、第 2 空気流路におけるメイン燃料噴射孔 4 4 の近傍には、空気流が概ね半径方向内側へ直進する領域 M が形成される一方、メイン燃料噴射孔 4 4 から離れた位置には、第 2 スワラ 5 2 によって径方向外側に向かう旋回領域が形成される。燃料流量が少なく燃料噴射速度が遅い中間出力時には、メイン燃料噴射孔 4 4 から噴射された燃料 F の大部分は、第 2 スワラ 5 2 による強い旋回流にまで達することなく、第 1 スワラ 5 0 による半径方向内側に直進する流れ内に留まって半径方向内側へ向かうので、メイン通路 5 6 の内側に偏った混合気 Y 1 が形成される。その結果、パイロット燃焼領域 A 1 ( 図 6 ) に近い位置に比較的濃い混合

40

50

気 Y 1 が噴出され、パイロット燃焼領域 A 1 による保炎効果によって中間出力時の燃焼効率がさらに向上する。

【 0 0 6 0 】

燃料流量が多く燃料噴射速度が速い高出力時には、図 1 0 に示すように、メイン燃料噴射孔 4 4 から噴射された燃料 F の一部は、第 1 スワール 5 0 による半径方向内側に直進する流れ内に留まって半径方向内側へ向かう混合気 Y 1 を形成する。一方、残りの燃料は第 2 スワール 5 2 から出た旋回流に乗って半径方向外側へ向かう混合気 Y 2 を形成する。その結果、高出力時には、メイン空気通路 5 6 全体にわたって均一な混合気 Y 2 が形成され、低 NO<sub>x</sub> 化できる。このように、簡単な構造により、出力条件に適した燃料分布が実現され、所望の性能を得ることができる。

10

【 0 0 6 1 】

図 6 に示すように、パイロット外周ノズル 1 8 の出口端 1 8 a が、メイン出口フレア 4 3 の出口端 4 3 b よりも上流側に位置しているため、パイロット外周ノズル 1 8 の出口付近で早期に、メイン通路 5 6 の予混合気 M 2 が、パイロット燃焼領域 A 1 に触れるので、中間出力時の燃焼効率がさらに向上する。

【 0 0 6 2 】

図 8 に示すように、パイロット外周ノズル 1 8 の出口端 1 8 a およびメイン出口フレア 4 3 の出口端 4 3 b との軸方向距離 W と、メイン出口フレア 4 3 の出口端 4 3 b の内径 D<sub>m</sub> との比 W / D<sub>m</sub> を 0 . 2 5 以下とすれば、パイロット外周ノズル 1 8 の出口端 1 8 a 付近という早いタイミングで、メインの予混合気が、パイロット燃焼領域 A 1 ( 図 6 ) に触れるため、中間出力時のパイロット火炎によるメイン噴射弁 8 の保炎効果が大きくなり、燃焼効率がさらに向上する。

20

【 0 0 6 3 】

パイロット噴射弁 6 とメイン噴射弁 8 との間を区画する環状のインナシュラウド 1 5 の出口端面 1 5 a の径方向幅 T と、パイロット外周ノズル 1 8 の出口端 1 8 a の内径 D<sub>p</sub> との比 T / D<sub>p</sub> が 0 . 0 2 ~ 0 . 1 5 であるから、メイン予混合気が、パイロット外周ノズル 1 8 の出口端 1 8 a の下流近傍という早いタイミングで、パイロット燃焼領域に触れるので、中間出力時の燃焼効率をさらに向上させることができる。

【 0 0 6 4 】

図 6 に示すように、メイン噴射弁 8 の第 1 空気流路 3 8 の内径面 5 4 は、内側縮径部 5 4 c で一旦パイロット噴射弁 6 に近づけた後、出口端 5 4 a の近傍の内側フレア部 5 4 b で末広がり形状とすることで、パイロット外周ノズル 1 8 の出口端 1 8 a の下流近傍では、パイロット燃焼領域 A 1 にメイン噴射弁 8 の予混合気が触れやすくなって、中間出力時における燃焼効率を高く維持できる。一方、低出力時にはメイン噴射弁 8 の第 1 空気流路 3 8 の内径面 5 4 の出口端 5 4 a よりも下流では、末広がり内側フレア部 5 4 b によって、メイン噴射弁 8 を通過した空気を径方向外方へ十分拡散させ、パイロット噴射弁 6 のパイロット燃焼領域 A 1 との干渉を抑制して、低出力での高い燃焼効率を維持できる。

30

【 0 0 6 5 】

さらに、メイン噴射弁 8 のメイン出口フレア 4 3 は、その出口端に向かって末広がり形状であるから、メイン噴射弁 8 からの空気が径方向外方に広がるので、パイロット噴射弁 6 からの空気との干渉を避けながら、再循環領域 X を径方向外方に適度に広げることができるので、低出力時においても高い燃焼効率を得られる。

40

【 0 0 6 6 】

また、第 1 空気流路 3 8 を流れる空気の流量 Q<sub>1</sub> と、第 2 空気流路 4 2 を流れる空気の流量 Q<sub>2</sub> の比 Q<sub>1</sub> / Q<sub>2</sub> が、3 / 7 ~ 7 / 3 の範囲内であるから、流量比が偏ることがなくなる結果、局所的に燃料の濃度が濃くなることがない。このため、燃焼時の火炎温度を低く抑えられて、NO<sub>x</sub> の発生を抑制できる上に、高温高压状態での逆火や自己着火による壁面の損傷も避けることができる。

【 0 0 6 7 】

上記実施形態では、図 2 に示したパイロット燃料噴射部 2 2 a は燃料を環状の膜状に噴

50

射するプレフィルマ型であったが、これに限定されず、例えば図 1 1 に示すようにプレーンジェット方式のパイロット燃料噴射部 2 2 b としてもよい。このパイロット燃料噴射部 2 2 b では、径方向内側に向けて燃料 F を噴射する小孔が、周方向に等間隔で複数設けられており、これによって、周方向の複数個所から径方向に向けて燃料 F が中心ノズル 2 0 内に供給される。

【 0 0 6 8 】

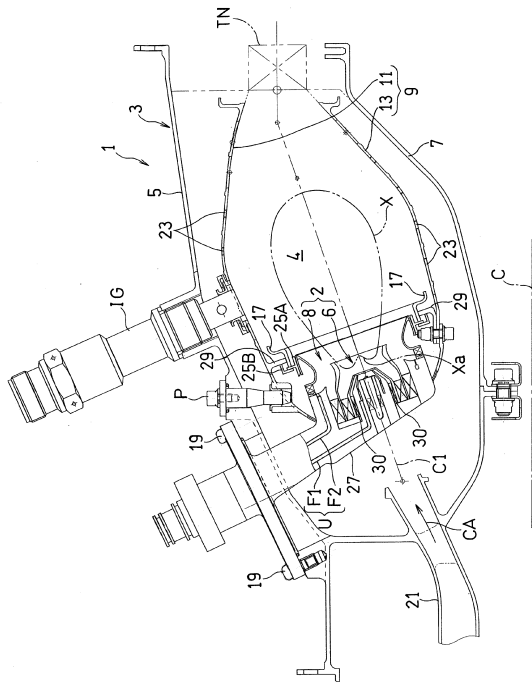
以上のとおり、図面を参照しながら本発明の好適な実施形態を説明したが、本発明の趣旨を逸脱しない範囲内で、種々の追加、変更または削除が可能である。したがって、そのようなものも本発明の範囲内に含まれる。

【符号の説明】

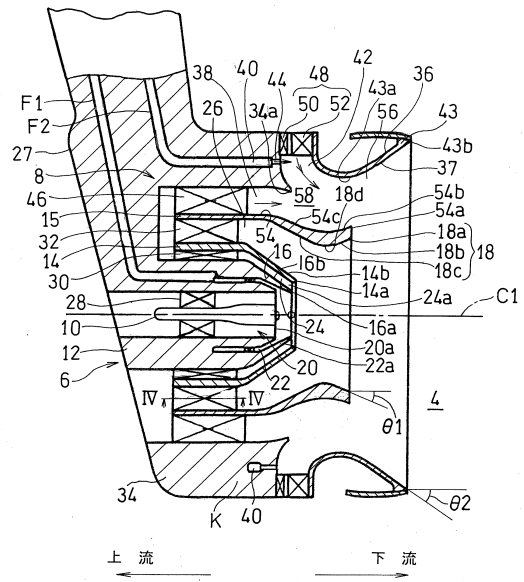
【 0 0 6 9 】

2	燃料噴射装置	
4	燃焼室	
6	パイロット噴射弁	
8	メイン噴射弁	
1 5	インナシュラウド（隔壁）	
1 8	パイロット外周ノズル	
1 8 a	パイロット外周面ノズルの出口端	
2 0	中心ノズル	
3 0	内側スワラ	20
3 2	外側スワラ	
3 8	第 1 空気流路（第 1 流入路）	
4 0	メイン燃料噴射部	
4 2	第 2 空気流路（第 2 流入路）	
4 3 b	メイン出口フレアの出口端	
4 6	メイン内側スワラ（第 1 旋回手段）	
4 8	メイン外側スワラ（第 2 旋回手段）	
5 0	第 1 スワラ（スワール部）	
5 2	第 2 スワラ（スワール部）	
5 4	第 1 空気流路の内周面	30
5 4 a	第 1 空気流路の内周面の出口端	
5 4 b	メイン内側フレア部	
5 4 c	メイン内側縮径部	
5 6	メイン通路	
5 8	予混合室	
A 1	パイロット燃焼領域（第 1 燃焼領域）	
A 2	予混合燃焼領域（第 2 燃焼領域）	
D m	メイン噴射弁の出口端の内径	
D p	パイロット噴射弁の出口端の内径	
K	第 1 流入路と第 2 流入路とを区画する部分	40
T	インナシュラウドの出口端の径方向幅	
V P 1	インナシュラウドの内周面の出口端から下流方向への仮想延長内周面	
V P 2	インナシュラウドの外周面の出口端から下流方向への仮想延長外周面	
W	パイロット外周面ノズルとメイン出口フレアの出口端の距離	

【図1】

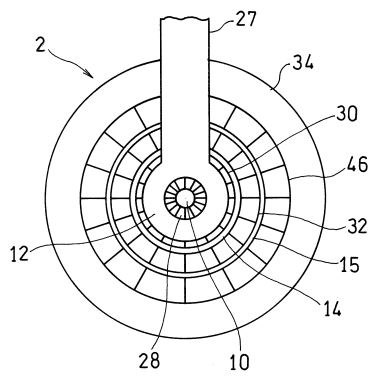


【図2】

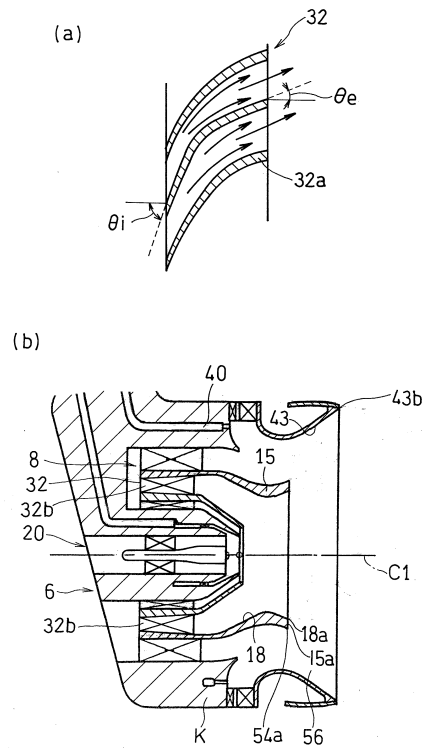


- 4 : 燃烧室
- 6 : パイロット噴射弁
- 8 : メイン噴射弁
- 22a : パイロット燃料噴射部
- 30 : 内側スワラ
- 32 : 外側スワラ
- 38 : 第1空気流路
- 40 : メイン燃料噴射部
- 42 : 第2空気流路

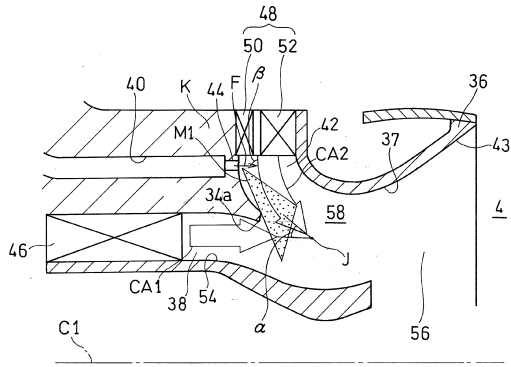
【図3】



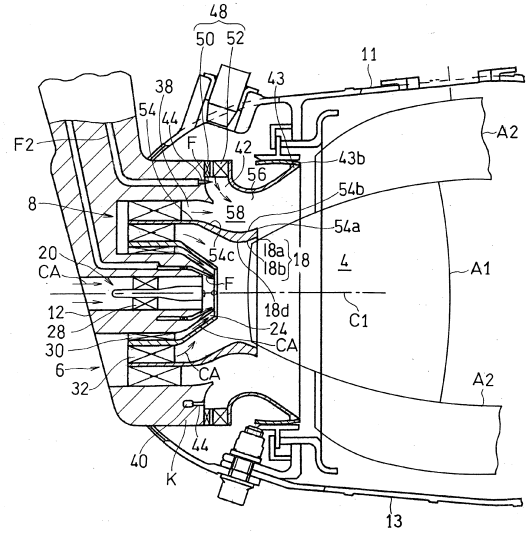
【図4】



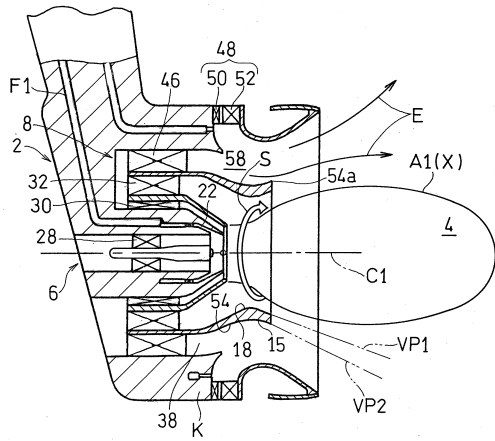
【図5】



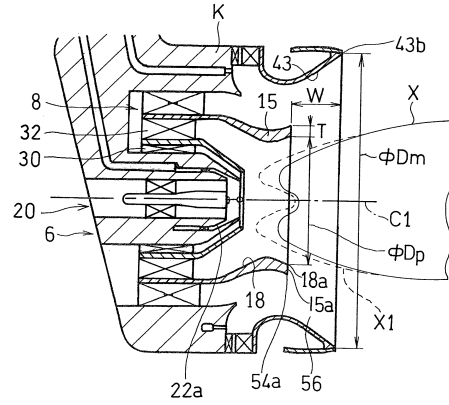
【図6】



【図7】

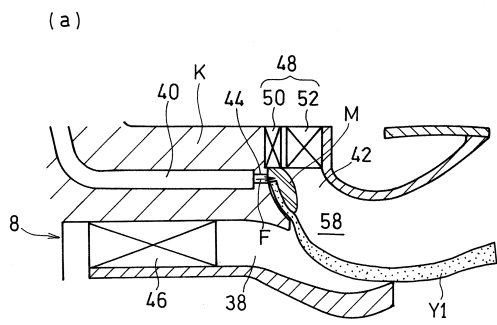


【図8】

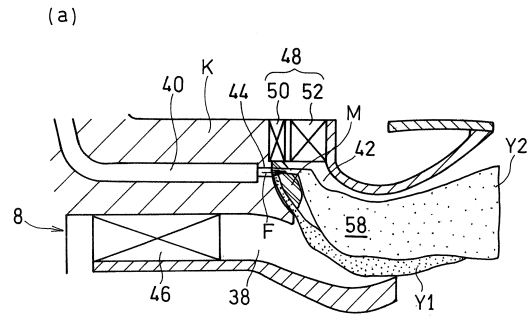




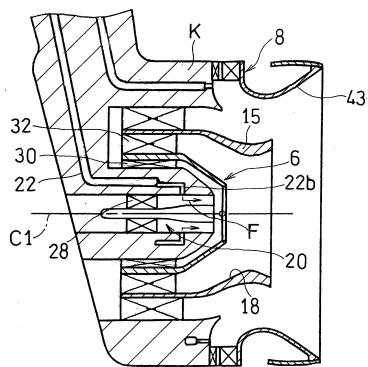
【図 9】



【図 10】



【図 11】



## フロントページの続き

- (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
- (72)発明者 林 茂  
東京都調布市深大寺東町七丁目4番地1 独立行政法人 宇宙航空研究開発機構内
- (72)発明者 下平 一雄  
東京都調布市深大寺東町七丁目4番地1 独立行政法人 宇宙航空研究開発機構内
- (72)発明者 松浦 一哲  
東京都調布市深大寺東町七丁目4番地1 独立行政法人 宇宙航空研究開発機構内
- (72)発明者 山田 秀志  
東京都調布市深大寺東町七丁目4番地1 独立行政法人 宇宙航空研究開発機構内
- (72)発明者 黒澤 要治  
東京都調布市深大寺東町七丁目4番地1 独立行政法人 宇宙航空研究開発機構内
- (72)発明者 藤原 仁志  
東京都調布市深大寺東町七丁目4番地1 独立行政法人 宇宙航空研究開発機構内

審査官 齊藤 公志郎

- (56)参考文献 特開2003-262337(JP,A)  
特開2010-255944(JP,A)  
特開2002-323221(JP,A)  
米国特許第04199935(US,A)

## (58)調査した分野(Int.Cl., DB名)

F23R 3/00-60  
F23D 14/24