

(19) 日本国特許庁(JP)

(12) 公開特許公報(A)

(11) 特許出願公開番号

特開2010-96368

(P2010-96368A)

(43) 公開日 平成22年4月30日(2010.4.30)

(51) Int.Cl.	F I	テーマコード (参考)
F 2 3 R 3/26 (2006.01)	F 2 3 R 3/26	Z
F 2 3 R 3/04 (2006.01)	F 2 3 R 3/04	
F 0 2 C 7/00 (2006.01)	F 0 2 C 7/00	F
F 0 2 C 7/057 (2006.01)	F 0 2 C 7/057	

審査請求 未請求 請求項の数 6 O L (全 15 頁)

(21) 出願番号	特願2008-265575 (P2008-265575)	(71) 出願人	503361400
(22) 出願日	平成20年10月14日(2008.10.14)		独立行政法人 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	100092200
			弁理士 大城 重信
		(74) 代理人	100110515
			弁理士 山田 益男
		(72) 発明者	吉田 征二
			東京都調布市深大寺東町7-44-1 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7-44-1 独
			立行政法人宇宙航空研究開発機構内

最終頁に続く

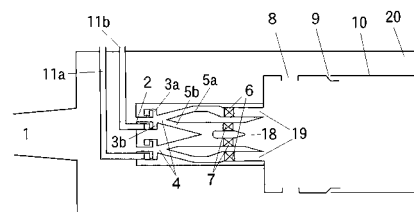
(54) 【発明の名称】 流体素子による空気流量配分制御機構を備えた燃焼器

(57) 【要約】

【課題】本発明の課題は、パイロットバーナとメインバーナのように、複数のバーナを持つ燃焼器において、高温高压となる燃焼用空気の流路中に機械的な可動部を設けることなく、それぞれのバーナに供給される燃焼用空気の流量の配分を変化させる軽量の機構を提供することにある。

【解決手段】本発明の流体素子による空気流量配分制御機構を備えた燃焼器は、メインバーナとパイロットバーナのような複数バーナを持つ燃焼器において、各バーナに供給される燃焼用空気流路の上流に流体素子を配置すると共に、その制御空気流路に空気を吸い出す又は吹き出す手段を備えることにより燃焼用空気流の流れる方向を変えて各バーナに流入する空気流量の配分を制御するようにした。

【選択図】図1



【特許請求の範囲】**【請求項 1】**

メインバーナとパイロットバーナのような複数バーナを持つ燃焼器において、各バーナに供給される燃焼用空気流路の上流に流体素子を配置すると共に、その制御空気流路に空気を吸い出す又は吹き出す手段を備えることにより燃焼用空気流の流れる方向を変えて各バーナに流入する空気流量の配分を制御することを特徴とする燃焼器。

【請求項 2】

前記複数バーナは中央のパイロットバーナを環状形態のメインバーナが囲む形態であり、前記流体素子は断面が Y 字状の環状形態である請求項 1 に記載の空気流量配分制御機構を備えた燃焼器。

10

【請求項 3】

前記制御空気流路に空気を吸い出す又は吹き出す手段は 2 つの制御ポートの一方に吸い出す機能と、他方に吹き出す機能を切替可能に備えたものである請求項 1 または 2 に記載の空気流量配分制御機構を備えた燃焼器。

【請求項 4】

前記制御空気流路に空気を吸い出す又は吹き出す手段は制御ポートに吸い出す機能のみを備えたものである請求項 1 または 2 に記載の空気流量配分制御機構を備えた燃焼器。

【請求項 5】

各バーナに供給される空気は前記流体素子を通過する流路の他に流体素子を通過しない流路を設けられたものである請求項 1 乃至 4 のいずれかに記載の空気流量配分制御機構を備えた燃焼器。

20

【請求項 6】

請求項 1 乃至 5 のいずれかに記載の空気流量配分制御機構を備えた燃焼器をライナ内部位置において円環型に多数配置したジェットエンジン。

【発明の詳細な説明】**【技術分野】****【0001】**

空気流量配分制御機構を備えた産業用ガスタービンや航空機用ジェットエンジン用燃焼器に関する。

【背景技術】

30

【0002】

産業用ガスタービンや航空機用ジェットエンジンまたは燃焼炉等からは、少量の有害な排出物が周囲の大気中に放出される。有害な排出物としては、一酸化炭素や未燃焼の炭化水素などがあるが、特に問題なのは窒素酸化物(NO_x)の排出である。

窒素酸化物の生成量は強い温度依存性を有し、燃焼器での燃焼温度を下げることで、排気中の窒素酸化物の濃度を低下させることができる。また、燃料と酸化剤をあらかじめ混合した混合ガスを燃焼させる予混合燃焼方式を用いることにより、局所的な高温領域の形成を抑制し、燃焼温度を制御することができ、燃料を過剰な空気で燃焼させる燃料希薄予混合燃焼を用いることにより、平均燃焼温度を低下させることができる。

しかし、希薄予混合燃焼を用いた燃焼器では、燃料と酸化剤の混合比を変えた時に、燃焼器の破壊につながるような圧力振動が発生したり、十分な燃焼反応が行われずに未燃焼のまま燃焼器外に排出される燃料が増加したりする。未燃焼成分の排出量の増加は燃費の悪化にほかならず、また大気汚染の防止の観点からも許容されない。このように、希薄予混合燃焼は、有効に利用可能な混合比の範囲が狭いという問題がある。

40

【0003】

産業用ガスタービンや航空機用ジェットエンジンでは、運転状態に応じて燃焼器に流入する空気流量と燃料流量は決められており、希薄予混合燃焼を用いた燃焼器では、燃焼領域の燃料と空気の混合比を適切な範囲に保つために、燃焼器内に複数の燃料噴射弁を配置し、それぞれの燃料噴射弁から噴射される燃料の流量を調節することがおこなわれる。

燃焼領域の燃料と空気の混合比を適切な範囲に保ち安定な火炎を保持するために、安定

50

な火炎を形成するための比較的燃料の濃い予混合燃焼あるいは拡散燃焼を用いたパイロット燃焼部と低NO_x燃焼を行うための比較的燃料の薄いメイン燃焼部を持った燃焼器が用いられる。パイロット燃焼部とメイン燃焼部を持った燃焼器の一形態として、図7のように、パイロット燃焼部18を中心にしてその周りにメイン燃焼部19を配置した燃焼器が知られている。このような燃焼器では中心にあるパイロット燃焼部に安定な火炎を形成し、不安定になりやすいメイン燃焼部の混合気を比較的安定に燃焼させることができる。しかし、産業用ガスタービンや航空用ジェットエンジンの運転条件は空気流量や燃料流量が広範囲にわたり変化するので、燃焼領域の燃料濃度を適切な範囲に保ち、燃焼器内での燃焼をより安定なものにするために、燃焼領域に流入する空気流量の制御がおこなわれることがある。

10

【0004】

燃焼器に流入する空気流量配分を制御する機構としては、特許文献1に開示されたもののよう、燃焼領域と希釈領域に流入する空気流量配分を制御するものや、特許文献2に開示されたもののよう、パイロット燃焼部とメイン燃焼部に流入する空気流量配分を制御するものなどがある。これらの方法はいずれも、機械的に動作する部品により空気流路面積を変化させることにより空気流量を変化させている。この可動部分は、圧縮機から吐出される高温高圧の空気の流路中に設けられており、熱伸び差等への対策のため、可動部分の機構が複雑になるという問題がある。また、特に航空機用ジェットエンジンにおいては、小型軽量であることが求められ、複雑な機構を付加することは重量の増加につながるため、可能な限り単純な機構により空気流量配分制御を実現する必要がある。

20

【特許文献1】特許第3116081号公報 「空気配分制御ガスタービン燃焼器」平成12年10月6日登録 平成12年12月11日発行

【特許文献2】特開平6-137558号公報 「ガスタービン燃焼器の流量配分制御機構」平成6年5月17日公開

【特許文献3】特開2000-346345号公報 「蓄熱バーナー装置」平成12年12月15日公開

【特許文献4】特開2003-56365号公報 「バーナ装置及びそれを備えたガスタービンエンジン」平成15年2月26日公開

【特許文献5】特開2000-39107号公報 「強制振動燃焼器」平成12年2月8日公開

30

【特許文献6】特開2000-18565号公報 「ガスバーナ」平成12年1月18日公開

【発明の開示】

【発明が解決しようとする課題】

【0005】

本発明の課題は、パイロットバーナとメインバーナのよう、複数のバーナを持つ燃焼器において、高温高圧となる燃焼用空気の流路中に機械的な可動部を設けることなく、それぞれのバーナに供給される燃焼用空気の流量の配分を変化させる軽量の機構を提供することにある。

40

【課題を解決するための手段】

【0006】

図1に示すように、空気流量配分制御をおこなうパイロットバーナ18およびメインバーナ19の空気流路の上流に、流路が途中でY字型に分岐し、その分岐する場所に制御用空気の流路を備えた断面形状の流体素子4を設けるようにする。図に示した燃焼器は中央のパイロットバーナ18を円環状のメインバーナ19が囲む形態であり、流体素子も円環状に形成されている。流体素子4は断面が図2に示すような基本構造となっており、燃焼用空気入口2から流入した空気が、制御用空気流路3aおよび3bから流出あるいは流入する少量の制御用空気の作用を受けて、それぞれパイロットバーナ18およびメインバーナ19につながっている出口5aまたは出口5bから選択的に流出する。すなわち、20aの矢印に示すように制御用空気流路3aから制御用空気を流入させる、あるいは21bの矢印に示すように制御用空

50

気流路3bから制御用空気を流出させることにより、燃焼用空気入口2から流入した空気の流れは出口5aの方向に曲げられ、出口5aから流出する燃焼用空気は増加する。逆に、20bの矢印に示すように制御用空気流路3aから制御用空気を流出させる、あるいは21aの矢印に示すように制御用空気流路3bから制御用空気を流入させることにより、燃焼用空気入口2から流入した空気の流れは出口5bの方向に曲げられ、出口5bから流出する燃焼用空気は増加する。この流体素子4の作用により、パイロットバーナ18およびメインバーナ19に供給する空気流量の配分を変化させることができる。

制御用空気の流量と燃焼用空気の流量配分の関係特性は流路形状によって様々に変化し、ヒステリシス(履歴現象)特性を持たせることもできる。

【0007】

本発明の流体素子による空気流量配分制御機構を備えた燃焼器は、メインバーナとパイロットバーナのような複数バーナを持つ燃焼器において、各バーナに供給される燃焼用空気流路の上流に流体素子を配置すると共に、その制御空気流路に空気を吸い出す又は吹き出す手段を備えることにより燃焼用空気流の流れの方向を変えて各バーナに流入する空気流量の配分を制御するようにした。

本発明の1形態として、前記複数バーナは中央のパイロットバーナを環状形態のメインバーナが囲む形態であり、前記流体素子は断面がY字状の環状形態であるものを提示する。

また、本発明の1形態として、前記制御空気流路に空気を吸い出す又は吹き出す手段は2つの制御ポートの一方に吸い出す機能と、他方に吹き出す機能を切替可能に備えたものを提示する。

また、本発明の1形態として、前記制御空気流路に空気を吸い出す又は吹き出す手段は制御ポートに吸い出す機能のみを備えたものを提示する。

また、本発明の1形態として、各バーナに供給される空気は前記流体素子を通過する流路の他に流体素子を通過しない流路を設けられたものを提示する。

さらに、上記の空気流量配分制御機構を備えた燃焼器をライナ内部位置に円環型に多数配置したジェットエンジンを提示する。

【発明の効果】

【0008】

本発明の流体素子による空気流量配分制御機構を備えた燃焼器は、上記のような構成を採用したものであるから、高温高圧となる場所に機械的な可動部を設けることなく、簡単な構造により空気流量配分を変化させることができる。また、構造が簡単になることにより、故障する可能性が減少し信頼性が向上する。更に、構造が簡単になることにより、特に航空機用ジェットエンジンにおいて重要である小型軽量化が可能となる。

制御空気流路に空気を吸い出す又は吹き出す手段は2つの制御ポートの一方に吸い出す機能と、他方に吹き出す機能を切替可能に備えたものにあっては、一方だけを制御する形態よりも流量比制御を幅広くより精度よく安定して行うことができる。

また、前記制御空気流路に空気を吸い出す又は吹き出す手段は制御ポートに吸い出す機能のみを備えたものにあっては、流体素子内の制御用空気を吹き出す場所の圧力よりも高圧の空気源を用意する必要が無く、容易に制御圧力源を実現することができる。

また、各バーナに供給される空気は前記流体素子を通過する流路の他に流体素子を通過しない流路を設けられた形態の燃焼器はスワラを通る空気のうち所定量を定常的に確保し、のこりの空気の流量を調整する形態となるため、流量割合の変化する量を小さくすることができ、それぞれのスワラを通る空気が過少になることを防ぐことができる。

【発明を実施するための最良の形態】

【0009】

本発明は、パイロットバーナとメインバーナのように、複数のバーナを持つ燃焼器において、高温高圧となる燃焼用空気の流路中に機械的な可動部を設けることなく、それぞれのバーナに供給される燃焼用空気の流量の配分を変化させる軽量の機構として流体素子を用いることを提示したものであるが、バーナへ燃焼空気を供給する上流側空気流路に流体

10

20

30

40

50

素子を配置した技術としては特許文献 3 乃至 6 にその開示がある。特許文献 3「蓄熱バーナー装置」の技術は弁の開閉に要する電力を低減させる一方、摩耗に起因する弁の故障を防ぐことを目的としたもので、燃焼室に設けた一对のバーナーの各々に燃焼用空気を供給する一对の配管の分岐点に 3 方切替弁を 1 つ設置することを提示し、その 3 方切替弁の 1 形態として流体素子を用いる形態が示されている。この 3 方切替弁の機能是一对のバーナーへ供給する空気流の切替えであるから、ここで用いる流体素子はスイッチング機能を果たすものである。複数のバーナ上流に流体素子を配置した構成は本発明と同様であるが、その目的効果は各バーナへ供給する空気流量比を調整する本発明とは異なる技術的思想である。

【0010】

また、特許文献 4 の「バーナ装置及びそれを備えたガスタービンエンジン」は、燃焼部に混合気を供給して燃焼させる複数の燃焼用流路を備え、各燃焼用流路に、燃料を供給する供給部を夫々備え、一の燃焼用流路に供給部から供給された燃料の一部を受け入れて、次段の燃焼用流路の供給部に供給する供給路を、各燃焼用流路間に備え、一の燃焼用流路の供給部と供給路とが、燃料の総供給流量の増加に伴い供給路側への燃料の分配比率が増加し、逆に、総供給流量の減少に伴い供給路側への燃料の分配比率が減少する流体素子構造として構成されているバーナ装置であって、常に燃焼状態を好ましいものに維持できるバーナ装置を提供することを目的としたもので、流体素子構造における総供給流量によって定まる分配比率が、所定の設定分配比率に対して一定の範囲内に収まるように、流体素子構造に供給される燃料の温度を制御する燃料温度制御手段を備えるものである。これも複数のバーナへ供給する空気流量比を調整する本発明とは異なる技術的思想である。

【0011】

特許文献 5 の「強制振動燃焼器」は、強制振動燃焼器の耐用性及びコストパフォーマンスを高めることを目的としたもので、供給口からの流体流入に伴い発振を生じて出力口からの流出流体の流量に脈動が生じる流体素子を、脈動発生手段として用いるもので、燃焼部に対する燃料供給路又は燃焼用酸素含有ガス供給路又は混合気供給路に介装するものである。これも複数のバーナへ供給する空気流量比を調整する本発明とは異なる技術的思想である。

特許文献 6 の「ガスバーナ」は機械的駆動部が無くても燃焼排気中の窒素酸化物の低減可能なガスバーナを提供することを課題としたもので、このガスバーナは、外部から供給されたガスが一つのガス通路を介して一つのガス噴出口から噴出されているとき、一つのガス通路を流れているガスの一部を他のガス通路にフィードバックさせることにより外部から供給されたガスを他のガス通路を介して他のガス噴出口から噴出させるようにガス通路を切り替える流体素子 2A, 2B, 2C を用いるものである。

このように、バーナの上流位置に流体素子を配置したものは既に提示されているが、いずれも本発明とはその目的効果を異にするものである。

【0012】

本発明の実施の形態として、もっとも単純な形状を図 1 に示す。燃焼器入口 1 から流入した空気は、流体素子 4 およびスワラ 6、スワラ 7 を通る経路を経てメインバーナ 19、パイロットバーナ 18 に至る。また、別ルートで、希釈孔 8、冷却孔 9 等を経てライナ 10 に囲まれた燃焼領域に流入する。

流体素子 4 は円筒形の流路である流体素子入口 2 から流入した燃焼用空気が途中で分岐し円筒形の流路である流体素子出口 5a およびその内側に配置された円筒形の流路である流体素子出口 5b から流出するようになっている。流体素子出口 5a および流体素子出口 5b はそれぞれスワラ 6 およびスワラ 7 につながっており、流体素子出口から流出した空気はそれぞれのスワラ 6, 7 を経てライナ 10 内に流入する。流体素子 4 の流路が分岐する位置には、流体素子 4 中の空気を制御用空気配管 11a および 11b を通して燃焼器ケーシング 20 の外部に流出させるかあるいは、燃焼器ケーシング 20 の外部から空気を流体素子中に流入させるための制御用空気流路 3a および 3b が接続されている。制御用空気流路 3a および 3b から流入/流出する制御用空気の流量を変化させることにより、流体素子出口 5a および 5b から流出

する空気の流量配分を変化させ、スワラ 6 および 7 からライナ 10 に流入する空気の流量配分を変化させる。

なお、本発明のねらいは、燃焼器入口からライナ内に至る各経路の空気流量割合を変化させることであり、流体素子出口とライナの間にスワラ等が設けられているかどうかは、本発明の実施において本質的な問題ではない。

また図 1 は円筒状の燃焼器について示しているが、本発明はこの形状の燃焼器に限らず、例えば、横方向に複数のバーナを配置した燃焼器においても、それらの空気流量配分を変化させることができる。

【0013】

本発明では流体素子の制御ポートに空気を吸い出す手段のみを備える実施形態を提示する。一般に制御ポートからは空気を吹き出すことにより空気流量の配分を制御するようにしている。しかし、吹き出すことにより制御をおこなうためには、流体素子内の制御用空気を吹き出す場所の圧力よりも高圧の空気源を用意しなければならない。航空機用ジェットエンジンや産業用ガスタービンでは、燃焼器が最も圧力の高い場所になるため、吹き出すことによって制御をおこなうには、さらに圧力の高い空気源を別に用意する必要性が生じます。これに対して、この実施形態のように吸い出すことにより制御をおこなうためには、より圧力の低い場所に接続すればよいだけなので、エンジン内の他の部位のどこに接続しても良く、容易に実現することができる。吸い出しによる流体素子の制御は、流体素子が高圧場に設置されているときに特に有効な方法といえるものである。

【0014】

上記の実施態様では制御用空気配管を 11a および 11b と 2 つ設けているが、本発明は、図 3 に示すように、制御流路を片側のみに設けた形態でも実施可能である。この場合には流体素子から燃焼器ケーシングの外部へと至る制御用空気流路 3 および制御用空気配管 11 の片方を省略することができ、より簡単な構造とすることができる。なお、図 1 の例のように 2 つの制御ポートを圧力制御するのはより流量比制御を精度よく安定して行うのに有利なためである。

制御ポートが二つの時には、それぞれのポートを（イ）、（ロ）とすると、吹き出しにより制御する場合には、制御用空気の状態として次の 3 つの状態がある。

【表 1】

状態	ポート（イ）	ポート（ロ）
a 1	吹き出す	停止
a 2	停止	吹き出す
a 3	停止	停止

また、吸い出しにより制御する場合には、同じように次の 3 つの状態があります。

【表 2】

状態	ポート（イ）	ポート（ロ）
b 1	吸い出す	停止
b 2	停止	吸い出す
b 3	停止	停止

つまり、制御ポートが二つあると、吸い出しまたは吹き出しの一方のみで流体素子の制御ができます。これに対して、制御ポートが一か所の場合には、制御用空気の状態として次の 3 つがあります。

【表 3】

状態	ポート
b 1	吹き出す
b 2	吸い出す
b 3	停止

以上のとおり、制御ポートが一か所の場合には、制御ポートの数を減らせるというメリットの代わりに、吸い出しと吹き出しの両方を行わなければならないというデメリットがあり、制御ポートが二つあり、なおかつ吸い出しと吹き出しの両方を用いる場合には、一方に吸い出しの機能のみを持たせ、他方に吹き出しの機能のみを持たせても、制御することはできないので、両方のポート共、吸い出しと吹き出しの機能を備えている必要がある。

10

【0015】

発明の別の実施形態を図4に示す。この形態は燃焼器入口1から流入した空気が流体素子4を通らずにスワラ6および7へ至るバイパス流路12および13を設けた点に特徴がある。このようなバイパス流路を設けることにより、スワラ6および7を通る空気のうち所定量を定常的に確保し、のこりの空気の流量を調整する形態となるため、流量割合の変化する量を小さくすることができ、それぞれのスワラを通る空気が過少になることを防ぐことができる。

20

【0016】

さらに別の実施形態を図5に示す。この形態も図4の示した実施形態と同様に流体素子4の内側と外側に流体素子4を通らない流路を設けたものであるが、流体素子4を通過した流路16,17の空気とは完全に分離されて直接ライナ内へ通じる流路14および15を備えたものである。この流路14および15を通る空気はスワラの下流位置まで流体素子4を通った流路16,17の空気とは混合されることなく、バーナに供給される点で図4の示した実施形態と相違するが、このようなバイパス流路14および15を設けることにより、スワラ6および7を通る空気のうち所定量を定常的に確保し、のこりの空気の流量を調整する形態となるため、流量割合の変化する量を小さくすることができ、それぞれのスワラを通る空気が過少になることを防ぐことができる作用効果については差異はない。この実施形態の特徴点は、流体素子4を通った流路16,17の空気と流路14および15を通った空気がスワラの下流位置まで混合されることがないため、混合による影響を受けることなく流体素子4による流量配分制御が安定して行うことができるという効果がある。

30

【実施例】

【0017】

次に、本発明の燃焼器を複数配置し、一体構造としたジェットエンジンの実施例を図6に示す。Aに示す一般的なジェットエンジンの全体構造において、多数の燃焼器がBに示すように円環型（ドーナツ型）に配置されたものであって、この多数の燃焼器として上記に示したような、メインバーナ19がパイロットバーナ18を環状に囲う形態の本発明に係るものを採用したものである。この実施例では図1に符号10で示されているライナがBに示されるように円環形状となっており、その位置に多数の燃焼器が配置され、ライナを共有する形態となっている。

40

【0018】

以下に、本発明の基礎となる流体素子により空気流制御を行う燃料ノズルの動作特性について説明しておく。

まず、[流体素子]について説明する。流れの向きを制御するfluidic diverterは高速の流れが壁面に付着して流れるコアンダ効果を利用した流体素子であり、少量の制御流によって、より大きな流れの向きの二つの状態を切り替えることができる。図8にfluidic diverterの動作を示す。fluidic diverterは主流の入口と二つの出口、二つの制御孔が接

50

続された形状をしている。(a)主流入口から入ってきた流れはコアンダ効果により、どちらか一方の壁面に付着して流れる。(b)制御孔から少量の流体(制御流)を流出させるか、あるいは流入させることにより、主流が反対側の壁面に付着し、流れの向きが変わる。(c)制御流を止めても主流の向きは前の状態を保つ。図8(b)では上側の制御孔から制御流が流出することにより主流の向きが切り替わる様子を示しているが、下側の制御孔から制御流を流入させることによっても主流の向きを切り替えることができる。一般的には流体素子の制御は制御流を流入させることにより行い、この場合には制御流の流量の5倍から30倍の流量の主流の流れを切り替えることができる。

燃焼器内にこの流体素子を設けることを考えると、制御流を流入させることにより制御を行うには、エンジン内で最も圧力の高い部位である燃焼器よりもさらに圧力の高い空気源を用意しなければならない現実的ではない。それに対して、制御流を流出させることにより制御を行うには、より圧力の低い場所に接続するだけでよいので、容易に実現することができる。そのため、本発明では流体素子の制御はすべて制御流を流出させることにより行っている。

【0019】

流体素子の形状を決定するために、2次元形状の流体素子と3次元形状の流体素子について水流試験を行い、PIV計測を行った。光の屈折や反射の影響を排し良好な粒子画像を得るために、模型の材料としてアクリル樹脂、流体としてヨウ化ナトリウム水溶液を使用し、屈折率整合法を用いて試験を行った。

まず、2次元模型試験であるが、2次元形状の流体素子模型は、入口の流路の幅が10mm、奥行き方向の長さが100mmであり、奥行き方向に同一の流路形状をしている。奥行き方向の中心断面でPIV計測を行った。主流の体積流量 Q_a を $6.7 \times 10^{-4} \text{ m}^3/\text{s}$ とし、100回の計測結果から計算した平均流速分布を図9に示す。(a)と(b)は上下の出口を仕切るスプリッターの形に違いがあり、標準的な形態である先端が鋭角の形状(a)と、より安定した動作が期待できる先端を切り落とした平坦な形状(b)について試験を行った。これらの図はいずれも上側の制御孔から制御流を流出させた後、制御流を止めた時の状態を示している。どちらの形状でも、制御流を止めた後も入口から入った流れが上側の壁面に沿って流れ、上側の出口から流出していることが分かる。

【0020】

PIVの計測結果から、それぞれの出口から流出する流量を計算し、上下の出口から流出する流量の合計に対する出口側の流量割合を求めた。その結果を図10のAに示す。図の横軸のstate1は上側の制御孔から制御流が流出している状態、state3は下側の制御孔から制御流が流出している状態、state2はどちらの制御孔からも流出していない状態を表している。また、流体素子の出口流路の幅6.6mmの一部を塞ぎ、出口幅を4.4mmにした時の計測結果も同図に示す。出口の一部を塞ぐことは、流体素子の下流に圧力損失を発生させるもの、つまり本発明においては燃料ノズルが存在する場合を想定している。

出口を塞いでいない場合には、スプリッターの形によらずほぼ同じ流量配分特性を示している。すなわち、state1からstate2に移行した時には流量割合はあまり変化せず、主流の向きは変化しない。そこからstate3に移行すると主流の向きが変わり流量割合が大きく変化する。またstate2に移行しても流量割合はあまり変化せず、主流の向きは前の状態を保存する。つまり、それぞれの出口の流量変動量が130%程度あり、また、この流体素子はヒステリシス特性を有している。流量配分が100%を超えるあるいは0%を下回っているが、これは主流が流出する出口とは逆の出口から流れが逆流してきていることを示している。

流体素子の出口の一部を塞ぐとstate1とstate3での流量配分の差は50%程度に減少するが、スプリッターの形状による違いはほとんどない。しかし、state2では違いが見られ、平坦なスプリッターでは制御流を止める前の状態を保っているのに対して、鋭角のスプリッターでは流量配分は50%と、主流は上下どちらの壁面にも付着していない流れとなり、ヒステリシス特性を有さなくなっている。つまり、スプリッターの先端を平坦な形状にすることにより、出口下流の流路の抵抗が大きい場合でもヒステリシス特性を持ちやす

くなることが分かる。

【 0 0 2 1 】

次に 3 次元模型による試験であるが、同軸に配置されたパイロットバーナとメインバーナの流量配分を制御するために、入口と出口が円環状になっている流体素子模型を製作し、水流試験により PIV 計測を行った。試験模型は図 1 0 の B のように円環状の流体素子の下流に燃料ノズルを模擬したダクトを取り付けている。流体素子入口流路の内径は 26.2mm、外径は 35.4mm である。流体素子を通らずに、直接パイロットノズルやメインノズルに至る流路も設けているが、いずれも入り口を塞いで試験を行った。図の枠で囲んだ部分の流速分布を PIV により計測した。主流の体積流量 Q_a を $5.8 \times 10^{-4} \text{ m}^3/\text{s}$ とし、100 回計測した結果から計算した平均流速分布を図 1 1 に示す。図の右上側の流路がメインノズルに通じる流路で、右下側がパイロットノズルに通じる流路である。(a) はメイン側の制御孔から制御流体を流出させた後、制御流を止めた状態で計測を行い、(b) はパイロット側の制御孔から制御流体を流出させた後、制御流を止めた状態で計測を行った結果である。いずれの結果も入り口から入った流れが、メイン側あるいはパイロット側の壁面に沿って流れている様子を示しており、円環状の流体素子によって流量配分制御を行うことが可能であり、またこの流体素子がヒステリシス特性を持っていることを示している。

10

【 0 0 2 2 】

2 次元形状での PIV 計測の場合と同様に、3 次元形状での PIV 計測結果から、全体の流量に対するメイン側出口の流量割合を計算した。その結果を図 1 2 の A に示す。メイン側出口の流量割合は、メイン側の制御流を流した状態で約 120 %、制御流を止めると約 115 %、パイロット側制御流を流すと 0 %、制御流を止めると 12 % と遷移する。流体素子の出口が、一方は円筒の中心に向かう流路であり、他方は円筒の外周に向かう流路なので、形状が対称ではないので、流量配分特性も対称ではない。

20

二次元形状の流体素子の場合と異なり、流量配分特性が対象ではないものの、二次元形状の場合と同様に流量変動量は 120 % と大きく、またヒステリシス特性を有していることが確認できた。

【 0 0 2 3 】

次に [大気圧燃焼試験] について説明する。円環状の流体素子を、パイロットノズルとメインノズルが同軸に配置された燃料ノズルの上流に取り付け、大気圧燃焼試験を行った。燃料ノズル部分は本出願人である J A X A (独立行政法人宇宙航空研究開発機構) で行っている Tech Clean 用の希薄予混合燃料ノズルの形状をそのまま使用した。燃焼試験模型の断面図を図 1 2 の B に示す。プロワから供給され、電気ヒータで加熱された空気は流体素子と燃料ノズルを通して燃焼室に流入する。燃料ノズルは 4 重のスワラーで構成されており、内側の二つがパイロットノズル、外側の二つがメインノズルである。パイロット用の燃料は二つのスワラー流路の間にフィルム状に噴射され、メイン用の燃料はメインノズル流路の内側の壁面から噴射するブレインジェットを用いている。ただし、本試験では、パイロット燃料のみを用いた。燃焼試験模型には流体素子を通る流路のほかに、流体素子を通らずにパイロットノズルやメインノズルに通じる流路も設けているが、本試験ではどちらも入り口を塞いでいる。燃焼室は、内寸が 83mm × 83mm × 274mm で、3 面が石英ガラス、1 面がステンレスでできており、出口は大気開放されている。

30

40

【 0 0 2 4 】

水流試験で用いた円環状の模型とは異なり、流体素子下流にスワラがあるので、流路の抵抗が大きくなり、流体素子がヒステリシス特性を持たなくなるかもしれないことを考慮し、燃焼試験では先端が平坦な形状のスプリッターを用いた。その結果、燃焼試験においても、流体素子がヒステリシス特性を有していることが確認できた。しかし、制御流を止めている時に、流れの状態が変化してしまうことがあった。これは、ノズルの上流あるいは下流からの外乱による影響によるものと考えている。この意図していない状態変化を防ぐために、燃焼試験では常にパイロット側あるいはメイン側のどちらかの制御流を流しながら試験を行った。

【 0 0 2 5 】

50

燃焼試験における火炎の直接写真を図 1 3 に示す。(a)はメイン側制御流を流しているとき、(b)はパイロット側制御流を流しているときである。ノズル入り口での空気の体積流量を燃焼室断面積で除した燃焼室の断面平均流速 U_c は 9.2 m/s 、ノズル入り口空気温度 T_{ia} は 460 K 、全体空燃比 A/F は 58 である。制御流をメイン側にした時には、火炎のほとんどが輝炎であり、また燃えながら下流に流れていく液滴のような物が観察でき、燃料の微粒化が進んでいないと考えられる。それに対して、制御流をパイロット側にした時には、一部に輝炎が形成されているが、火炎は青色の部分が多く、燃料噴霧の分布に偏りがある等の原因により燃料の濃い領域が存在するが、燃料の微粒化と混合は良好に行われていると考えられる。

【 0 0 2 6 】

非燃焼流速分布計測については、非燃焼状態で、ノズルの中心軸を通る断面上の流速分布をPIVにより計測した。トレーサ粒子として使用したオイルミストの蒸発を防ぐために空気温度は燃焼試験時よりも下げて $T_{ia} = 370 \text{ K}$ とした。 U_c は 9.3 m/s である。300回計測を行った結果から求めた平均流速分布を図 1 4 に示す。ノズル出口中心を原点とし、軸方向下流を X 軸、それと直交する上下方向を Y 軸としている。矢印の向きと大きさとで流速を表し、等高線で X 方向流速 U を表している。制御流をパイロット側にした時には $U = -10 \text{ m/s}$ の等高線がノズル出口近傍まで伸びているが、メイン側にした場合には $X = 20 \text{ mm}$ 付近までしか伸びていない。また、ノズル出口から延びている $U = 0 \text{ m/s}$ の等高線が、制御流をメイン側にした時の方がより大きな角度で外側に向かっているなど、両者はノズルの出口近傍の流れに違いがみられる。ノズル近傍の流れを比較するために、 $X = 7.2 \text{ mm}$ での軸方向流速 U の分布を図 1 5 の A に示す。制御流をパイロット側にした場合もメイン側にした場合も、 $Y = \pm 23 \text{ mm}$ 付近で流速分布の傾きが急に変わっており、この位置より外側がメインノズルからの流れ、内側がパイロットノズルからの流れと考えられる。パイロットノズル下流の流れ場は、ノズルから直接流れてくる流れと、逆流によってこの領域に入ってくる流れの混合した流れである。制御流を変えることにより、パイロットノズル下流の流速分布は大きく変化している。図 1 4 の流速分布および燃焼試験時の火炎形状の目視による観察から、パイロットノズルからの流れは、パイロットノズル出口の円錐状に広がる壁面に沿って流れていると考えられる。すなわち、図 1 5 の A の $Y = \pm 20 \text{ mm}$ 近傍がパイロットノズルからの直接の流れであり、この部分の流速は、制御流をパイロット側にすることによって速くなり、メイン側にすることによって遅くなる。流速の変化は流量の変化を表しており、流体素子によって流量配分の制御が行われていることを示している。パイロットノズルからの流れの流速が変化することによって、この流れに同伴する流れの流速も変化し、それに対応して中心付近の逆流の流速も変化している。

【 0 0 2 7 】

次に、流れの状態を切り替えるために必要な制御流の流量を調べた。本試験で用いた流体素子はヒステリシス特性を持っており、制御流の流量が少ないと、流れの状態を切り替えることができない。メイン側からパイロット側に切り替えるときの制御流の必要量を図 1 5 の B に示す。縦軸は燃焼器に流入する空気量 W_a に対するパイロット側制御流の流量 W_{control} の割合、横軸は燃焼室の断面平均流速 U_c である。コントロール流をメイン側からパイロット側に切り替えたあと、即座に流れの状態が切り替わる時、即座には切り替わらないが 10 秒以内に切り替わる時、10 秒以上経過しても切り替わらない時、に分類して図に結果を示した。この図からわかるとおり、燃焼器の空気流量が変化しても、制御流の必要流量の割合はほぼ一定で、 W_{control}/W_a が 3.1% 以上であれば、流れを切り替えることができる。パイロット側からメイン側に切り替えるときの結果についてはグラフを示さないが、パイロット側に切り替えるときとほぼ同じ 3% の流量で流れを切り替えることができる。

【 0 0 2 8 】

流体素子を用いて、同軸に配置されたパイロットノズルとメインノズルの空気流量配分の制御を行うために、二次元模型の水流試験、三次元模型の水流試験および大気圧での燃焼試験を行った。その結果から、燃料ノズル上流に取り付けた流体素子により空気流量配

10

20

30

40

50

分の制御をおこなうことができ、それによって燃焼状態が変化することを確認することができた。

【産業上の利用可能性】

【0029】

本発明は、ジェットエンジン用燃焼器および発電用等のガスタービンの燃焼器に適用し、燃焼器に供給される空気流量配分を制御することにより、特に希薄予混合燃焼を用いた燃焼器において、広い負荷範囲にわたって燃焼器内に形成される火炎を良好な状態に保つことができる。

また、上記の燃焼器に限らず、複数の空気の流入系統を備えていて、運転条件が大きく変わる燃焼器に適用できる可能性がある。

10

【図面の簡単な説明】

【0030】

【図1】本発明に係る流体素子による空気流量配分制御機構を備えた燃焼器の基本構造を示す図である。

【図2】本発明で用いるY型流体素子を示す図である。

【図3】本発明に係る流体素子による空気流量配分制御機構を備えた燃焼器の変形構造を示す図である。

【図4】本発明に係る流体素子による空気流量配分制御機構を備えた燃焼器の実施形態を示す図である。

【図5】本発明に係る流体素子による空気流量配分制御機構を備えた燃焼器の他の実施形態を示す図である。

20

【図6】本発明の燃焼器を多数組込んだジェットエンジンの実施例を説明する図である。

【図7】パイロットバーナとメインバーナを備えた従来の燃焼器の構造を説明する図である。

【図8】流体素子の動作を示す図である。

【図9】二次元模型試験における平均流速分布を示す図である。

【図10】Aは二次元模型試験における全流量に対する出口側の流量割合を示す図であり、Bは試験に用いた三次元模型を示す図である。

【図11】三次元模型試験における平均流速分布を示す図である。

【図12】Aは三次元模型試験における全流量に対する出口側の流量割合を示す図であり、Bは燃焼試験模型の断面図である。

30

【図13】燃焼試験における火炎の写真である。

【図14】非燃焼状態でノズル中心軸を通る断面状の流速分布を示す図である。

【図15】AはX=7.2mmでの軸方向流速分布を示す図、Bはメイン側からパイロット側へ切替える際の制御流の必要量を示す図である。

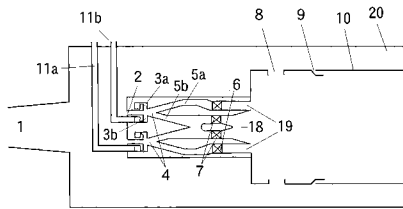
【符号の説明】

【0031】

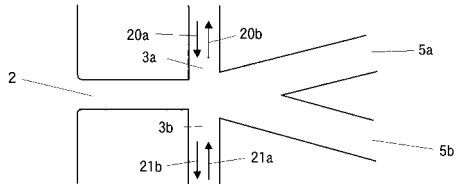
1	燃焼器入口	2	流体素子入口
3a, 3b	制御用空気流路(制御ポート)	4	流体素子
5a, 5b	流体素子出口	6, 7	スワラ
8	希釈孔	9	冷却孔
10	ライナ	11a, 11b	制御用空気配管
12, 13	バイパス流路	14, 15	流体素子を通らない流路
16	メイン側流路	17	パイロット側流路
18	パイロットバーナ	19	メインバーナ
20	燃焼器ケーシング	20a, 20b	制御ポート3aの制御用空気流
21a, 21b	制御ポート3bの制御用空気流		

40

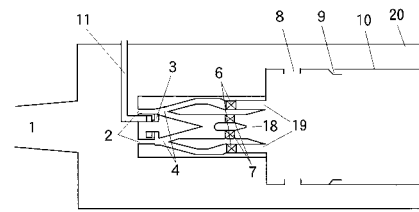
【図 1】



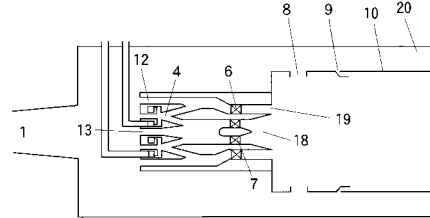
【図 2】



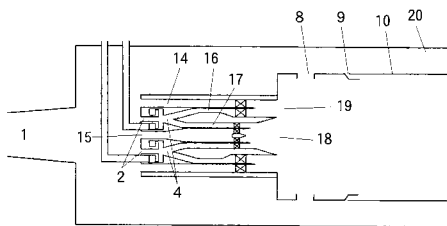
【図 3】



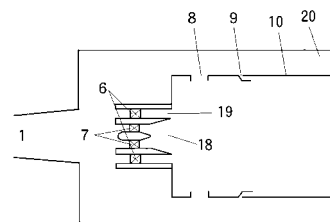
【図 4】



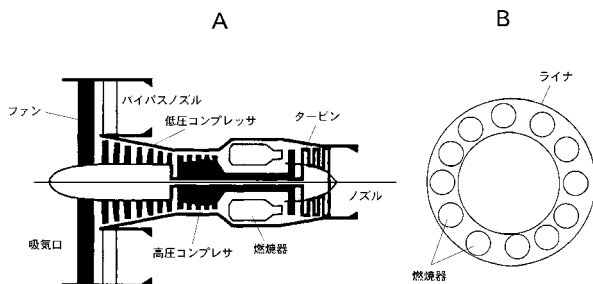
【図 5】



【図 7】

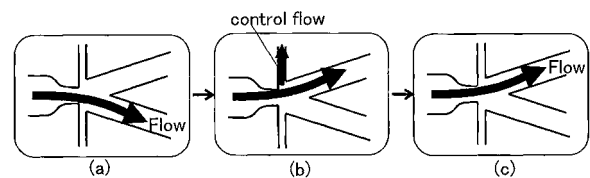


【図 6】



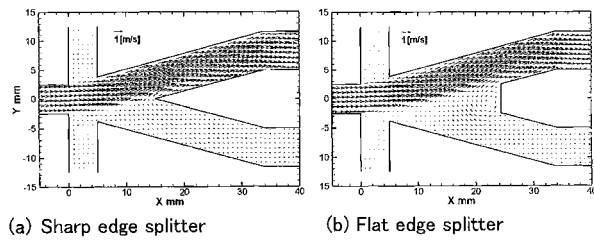
【図 8】

流体素子の動作説明図

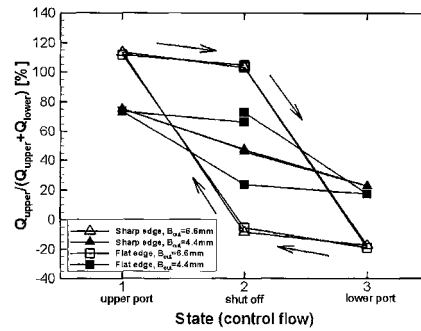


【図 9】

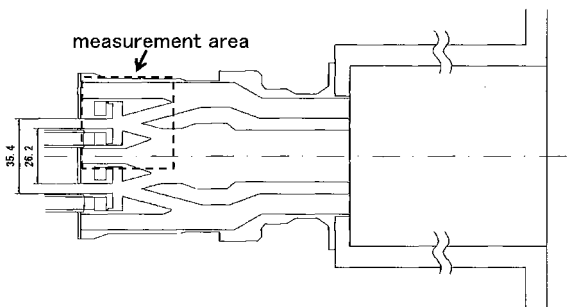
平均流速分布図



【図 10】

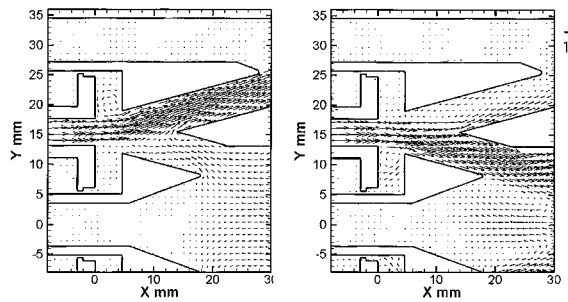
A PIVの計測結果から計算した
出口の流量割合

B 試験模型



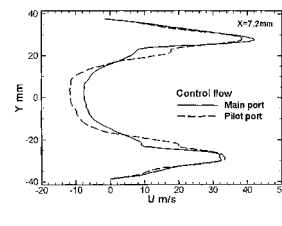
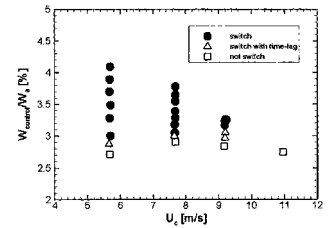
【図 11】

図10のBに示す測定領域における平均流速分布

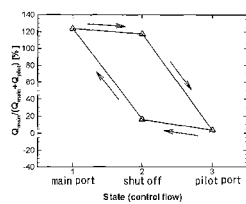


【図 12】

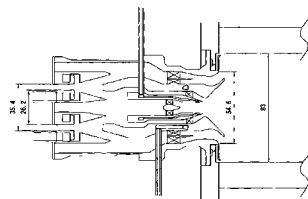
A X=7.2mmでの軸方向流速分布

B メイン側からパイロット側へ
切替に必要な制御流

【図 13】

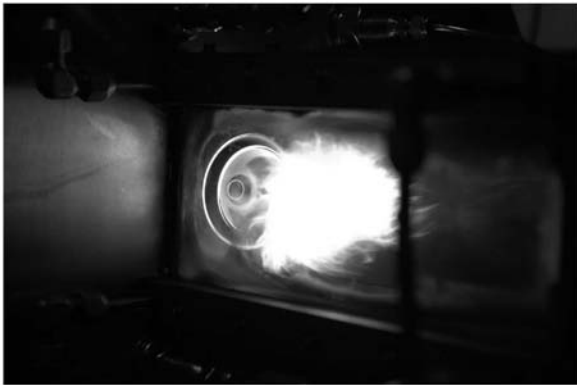
A 全流量に対するメイン側出口
の流量割合

B 試験模型

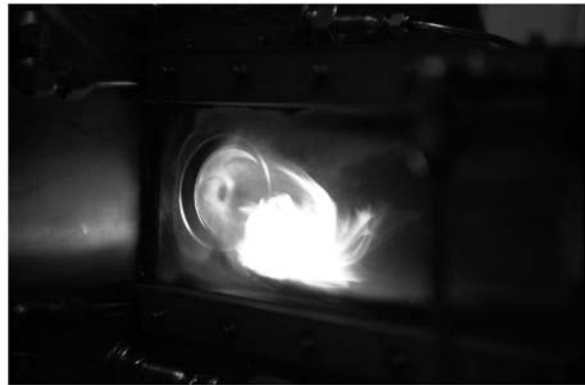


【図 1 3】

火炎の直接写真



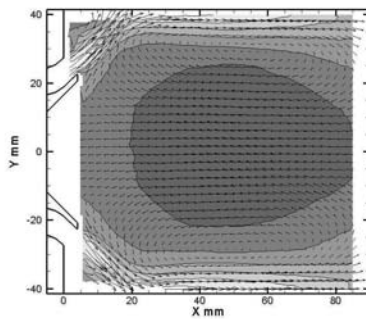
A メイン側制御流を流しているとき



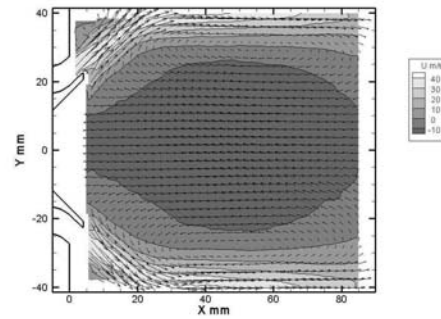
B パイロット側制御流を流しているとき

【図 1 4】

平均流速分布図



A メイン側制御流を流しているとき



B パイロット側制御流を流しているとき

フロントページの続き

(72)発明者 山本 武

東京都調布市深大寺東町 7 - 4 4 - 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 7 - 4 4 - 1 独立行政法人宇宙航空研究開発機構内