

(19) 日本国特許庁 (JP)

(12) 特 許 公 報 (B2)

(11) 特許番号

特許第5269544号
(P5269544)

(45) 発行日 平成25年8月21日 (2013. 8. 21)

(24) 登録日 平成25年5月17日 (2013. 5. 17)

(51) Int. Cl.	F I
F O 2 C 7/228 (2006. 01)	F O 2 C 7/228
F 2 3 R 3/28 (2006. 01)	F 2 3 R 3/28 A
F O 2 C 9/28 (2006. 01)	F 2 3 R 3/28 B
F 2 3 R 3/50 (2006. 01)	F O 2 C 9/28 A
F O 2 C 9/32 (2006. 01)	F 2 3 R 3/50
請求項の数 9 外国語出願 (全 9 頁) 最終頁に続く	

(21) 出願番号	特願2008-275196 (P2008-275196)	(73) 特許権者	505277691
(22) 出願日	平成20年10月27日 (2008. 10. 27)		スネクマ
(65) 公開番号	特開2009-108859 (P2009-108859A)		フランス国、75015・パリ、ブルーバール・ドユ・ジエネラル・マルシイアル・バラン、2
(43) 公開日	平成21年5月21日 (2009. 5. 21)	(74) 代理人	110001173
審査請求日	平成23年10月4日 (2011. 10. 4)		特許業務法人川口国際特許事務所
(31) 優先権主張番号	0707687	(74) 代理人	100114188
(32) 優先日	平成19年10月31日 (2007. 10. 31)		弁理士 小野 誠
(33) 優先権主張国	フランス (FR)	(74) 代理人	100140523
			弁理士 渡邊 千尋
		(74) 代理人	100119253
			弁理士 金山 賢教
		(74) 代理人	100103920
			弁理士 大崎 勝真
		最終頁に続く	

(54) 【発明の名称】 ガスタービンエンジンの環状燃焼室

(57) 【特許請求の範囲】

【請求項 1】

少なくとも1つの空気取出し口 (20) が燃焼室の入口 (11) に位置付けられているケーシング (16) と、1つのマニホールドを有し、該マニホールドに接続された複数の燃料噴射器 (15) が燃焼室内で環状に分布している燃料供給装置とを備え、少なくとも1つの燃料噴射器 (15 a から 15 d) が前記取出し口の付近に位置付けられている、ガスタービンエンジンの環状燃焼室であって、燃料供給装置が、取出し口 (20 a、20 b) の付近に位置付けられた前記燃料噴射器 (15 a から 15 d) の燃料流量を他の燃料噴射器 (15) と比較して減少させる手段を備える、前記環状燃焼室。

【請求項 2】

前記燃料流量を減少させる手段が、空気取出し口の付近に位置付けられた前記噴射器 (15 a から 15 d) 内の燃料流量を、他の噴射器 (15) と比較して3%から10%分減少させるように構成されている、請求項 1 に記載の燃焼室。

【請求項 3】

前記燃料流量を減少させる手段が、噴射器 (15 ' a から 15 ' d) の供給ダクト内の固定されたダイヤフラム (41) である、請求項 1 または 2 に記載の燃焼室。

【請求項 4】

燃料噴射器 (15) が、アイドル供給と、全開供給における流量を制御する手段 (34) を備えた全開供給とを備え、燃料流量を減少させる手段が、前記制御手段に対して作用するように構成されている、請求項 1 から 3 のいずれか一項に記載の燃焼室。

10

20

【請求項 5】

制御手段がバネ（35）によって復帰される弁（34）であり、燃料流量を減少させる手段が所定剛度のバネによって形成されている、請求項 4 に記載の燃焼室。

【請求項 6】

供給装置が、噴射器の個々の供給ダクトが連結されたマニホールドを備え、取出し口の付近の前記噴射器の供給ダクトが、他の噴射器と比較して流量を減少させるように位置が決定されるゲート（50）によって制御される、請求項 1 から 3 のいずれか一項に記載の燃焼室。

【請求項 7】

ゲートがソレノイド弁である、請求項 6 に記載の燃焼室。

10

【請求項 8】

ゲートが、空気取出し流量に応じて調節される、請求項 6 に記載の燃焼室。

【請求項 9】

請求項 1 から 8 のいずれか一項に記載の燃焼室を備える、ガスタービンエンジン。

【発明の詳細な説明】

【技術分野】

【0001】

本発明は、ガスタービンエンジンの分野に関し、本発明の目的は、より詳しくは、燃焼室の出口における温度プロファイルを著しく改善するための燃焼室の動作に関する。

【背景技術】

20

【0002】

航空機の推進ガスを作り出すエンジンなどのガスタービンエンジンは、空気が燃料と混合され燃焼される燃焼室に燃料供給を行う空気圧縮手段を備える。燃焼室で作り出されたガスは、タービンロータを通して案内され、そこで膨張され、次いで排出される。タービンは、ターボジェット内のファンを含む様々な圧縮ロータを駆動する。航空機内で、複数の補助的な機能を実施するために、圧縮空気および動力が取出される。特に、空気は、燃焼室の中に通じた圧縮空気ディフューザの直ぐ下流に位置付けられた空間から取出される。

【0003】

空気は、燃焼室のケーシング上でこの環状空間内のいくつかの位置に分布された取出し口から引き出される。

30

【0004】

最近では、エンジンには、全開まで及ぶことが可能な広範な動作範囲にわたって、空気を航空機に供給する機能が割り当てられている。この取出しは燃焼の質に影響をもたらす。

【特許文献 1】欧州特許第 1 7 7 0 3 3 3 号明細書

【特許文献 2】仏国特許第 2 5 4 0 1 8 6 号明細書

【特許文献 3】欧州特許第 1 2 0 9 3 3 8 号明細書

【発明の開示】

【発明が解決しようとする課題】

40

【0005】

したがって、燃焼室の下流で高温スポットが出現することが判明している。この問題に対する分析によって、これらの高温のゾーンが取出し口が続く下流に位置していることが示されている。この現象は、燃料噴射器が軸線の全周囲にわたって分布されていることに関連付けられる。具体的には、環状燃焼室の燃焼は、燃料噴射器の延長部に位置付けられた複数の燃焼の座部（seat）に分割されている。燃料は、噴射器によって燃焼室の上流で燃焼室の底の開口部を通して噴射され、これらの開口部を通過する空気と燃料との混合から燃焼が生じる。取出し口を介した空気の取出しは、取出し口が必然的に局所に限定されていることから、これらの取出し口の直近の周囲の下流に位置付けられた座部内の燃焼の質に対して影響を及ぼすことに留意されたい。これらの取出し口を通して引き出され

50

た空気は、同じゾーン内に位置付けられた燃焼の座部から消失してしまう。この結果これらのゾーン内で燃料の過剰濃度が生じ、これによって燃焼ガスの温度の上昇が起こる。したがって不均等な温度プロファイルが燃焼室の下流で見受けられることになる。

【0006】

本出願人は、燃焼室の出口におけるガスの温度プロファイルを改善し、このゾーンの部品、特に高圧案内翼要素の耐久性に対して有害である高温スポットを軽減することを目的として設定した。

【課題を解決するための手段】

【0007】

本発明によると、この目的は、少なくとも1つの空気取出し口が燃焼室の入口に位置付けられているケーシングと、上記取出し口の付近に少なくとも1つの燃料噴射器が位置付けられた複数の燃料噴射器が燃焼室内で環状に分布している燃料供給装置とを備える、ガスタービンエンジンの環状燃焼室であって、燃料供給装置は、取出し口の付近に位置付けられた上記燃料噴射器の燃料流量を、他の燃料噴射器と比較して減少させる手段を備える、環状燃焼室によって達成される。

10

【0008】

本発明の解決法の利点は、簡単な手段で、燃焼室全体にわたった燃料濃度の均一性を達成することが可能となることである。この結果、全開時に発見される後流が制限され、全開時の温度マップに改善がもたらされる。その結果として、燃焼室の直ぐ下流の高圧案内翼要素の耐用期間が向上する。

20

【0009】

他の特徴によると、空気取出し口の付近に位置付けられた噴射器の燃料流量を他の噴射器に対して3%から10%分減少させるように、燃料流量を減少させる手段が配置されている。

【0010】

一実施形態によると、上記燃料流量を減少させる手段は、噴射器の供給ダクト内のダイヤフラムである。

【0011】

他の実施形態によると、燃料噴射器は、アイドル供給と、全開供給における流量を制御する手段を備えた全開供給とを備え、燃料流量を減少させる手段が上記制御手段に対して作用するように構成されている。

30

【0012】

より詳しくは、制御手段はバネによって復帰される弁であり、燃料流量を減少させる手段は所定剛度のバネによって形成されている。

【0013】

他の実施形態によると、供給装置は、噴射器の個々の供給ダクトが連結されたマニホールドを備え、取出し口付近の噴射器の供給ダクトは、他の噴射器と比較して流量を減少させるように位置が決定されるゲートによって制御される。

【0014】

図面を参照して本発明の非限定的な実施形態についての以下の記述を読めば、他の特徴および利点が明らかになる。

40

【発明を実施するための最良の形態】

【0015】

図1は、航空機ターボジェット10の燃焼室11を半断面図で部分的に表している。全体に環状の形状を備えた燃焼室は燃焼室底12を備え、燃焼室底12にはオリフィスが設けられ、その内側に、燃焼室を取り囲んだケーシング16によって支持された一定数の噴射器15のスプレーヘッド14が係合されている。噴射器15同士は円周方向に均等に離隔されている。ここでは見えていないが、上流に位置付けられた高圧コンプレッサから到来する圧縮空気が、環状ディフューザ18によってケーシングの中に誘導される。高温空気は、燃焼室底12を覆った案内金属薄板19によって2つのストリームに分割される。

50

一方のストリップは、ケーシング16を通過して燃焼室11のまわりを移動した後、燃焼室内にその下流部分で挿入される。他方は、燃焼室底12内の案内金属薄板とオリフィスとの間の開口部を通して燃焼室内に進入して、スプレーヘッド14によって燃焼室の中に吹き付けられた燃料と混合する。燃料は、燃料の円錐状噴霧の角度内に位置付けられた点火プラグ17と接触して点火して、下流に位置付けられた、ここに図示していない高圧タービンに燃料供給するガスをもたらす。各噴射器15は、スプレーヘッド14を支持しそれに燃料供給する噴射器アームを備える。アームは、スプレーヘッドを燃焼室底に対して垂直の位置に保つように湾曲されている。本発明が適用される燃焼室においては、空気取出し口20はケーシング16内に配置されている。空気取出し口は、ディフューザ18と案内金属薄板19との間に位置付けられた環状のゾーンと連通している。

10

【0016】

図2を参照すると、燃焼室が、ガスの流れ方向に関して上流から下流にエンジンの軸線において見られる。噴射器15が燃焼室のまわりに均等に分布されている。この事例では、噴射器は、様々な噴射供給管151内に燃料を分布させる環状ダクト153に個々の流量調整器152によって連結された管151の形態を取っている。噴射器は、金属薄板19を通して個々の開口部内に係合されて、燃焼室の内側に燃料供給を行う。この図は、取出し管21であって、燃焼室のケーシング上にいずれも配置された取出し口20aと20bにそれぞれ連結された管21aと21bの2つの部分を備えた取出し管21を示している。管のこれら2つの部分は取出し管21で遭遇し、取出し管21は引き出された空気を様々な使用ゾーンに向けて案内する。

20

【0017】

この図は、2つの取出し口20aと20bが噴射器の一部分の直ぐ上流に配置されていることを明確に示している。この事例では、それらは一方では噴射器15aと15bであり、他方では噴射器15cと15dである。ディフューザ18から到来する空気は環状のストリームを形成し、これが基本ストリームに再分割される。基本ストリームは燃焼室11の進入口で整流板19の開口部19aのそれぞれに進入し、これらのストリームには噴射器15がリンクされている。動作中、各噴射器によって供給された燃料は基本ストリームと混合されて、同数の、環状に分布された燃焼座部を形成する。

【0018】

噴射器は全て主供給路から同じ方法で燃料供給されるので、これらの各座部における燃焼の質は、燃料流量の基本空気流量に対する割合に依存する。特に、取出し口20aと20bを通して空気を取り出すと、噴射器15a、15bと15c、15dとの下流で、空気の燃料に対する割合に変化を引き起こす。この結果生じる燃料の過剰濃度は、これらの噴射器に関連付けられた燃焼の座部において、他の座部内よりも高い燃焼ガス温度として表れる。このことの結果として、より高温のスポットを有する、燃焼室下流の環状の温度プロファイルが生じる。

30

【0019】

本発明によると、この問題は、他の座部の空気対燃料の割合と等しい割合に戻るようにより、上述の噴射器内の燃料供給を減少させることによって解決される。

【0020】

これを達成するための手段はこの噴射手段に適合される。

40

【0021】

知られている方法で、この噴射器は、エンジンの起動中および通常動作中に燃焼室に燃料を供給する。主として2つのタイプの噴射器が存在する。エンジンの動作相（点火の動作相、低出力から高出力への動作相）に応じた2つの燃料回路（1次および2次の燃料回路）のために設計された「航空機械的（aeromechanical type）」噴射器と、全ての動作相のための燃料回路を1つだけ有した「航空力学的（aerodynamic type）」噴射器とである。

【0022】

ダブルジェットを備えた航空機械的装置の場合、噴射器は、燃焼室のケーシングに固定

50

されかつスプレーヘッド内で終端したアームを備える。空気力学的噴射器の実施例を図3に示している。各アーム151は2つの管、例えば本出願人名義の欧州特許第1770333号明細書に記載の装置におけるように、保護ケーシング25によって取り囲まれた第1の外側管26と、外側管内に同軸に係合された第2の内側管24とを備えて、2つの同軸のダクト、即ち上記内側管によって画定された中央ダクト28と、中央ダクトを取り囲みかつ内側管24および外側管26の2つの管によって画定された環状断面を備えた周囲ダクト29とを画定している。各噴射器アーム151は2つの燃料供給回路に連結されて、供給条件を様々なエンジン速度に適合させることを可能にしている。エンジンの動作条件とは無関係に流量が小さく、変化しない、アイドル速度かつ低出力における動作のための1次の燃料回路と、低量さらにはゼロから最大限度まで本質的に変化可能な流量を備えた2次の燃料回路とが存在する。

10

【0023】

したがって、これらの2つの燃料ダクト28と29は、例えば仏国特許第2540186号明細書あるいは欧州特許第1209338号明細書で記載されたタイプの計量装置152に連結されている。

【0024】

この燃料は、ポンプによって圧力下で、燃料取込み口のカップリング31を介して計量装置152に供給される。このカップリングは、燃料圧力が第1の閾値を超えると開きかつエンジンの動作中開いたままとなる停止弁32と連通している。この停止弁の下流では、燃料が絶え間なく通路32aを通して第1のダクト28に案内され、スプレーヘッドへと至る。2次の流れを形成している燃料の他の部分は計量弁によって制御される。したがって、2次の流れは、停止弁32の下流にある計量弁34によって制御される。計量弁34は、第1の閾値よりも高い圧力で開き、第1の閾値よりも高い圧力で始まる燃料を計量するように設計されている。燃料は計量弁34の下流で通路34aを通してダクト29へと案内されて、そこからスプレーヘッドに向けられる。弁34は、バネ35の復帰力に対抗した燃料圧力の作用下で開く。

20

【0025】

従来技術の解決策では、同一燃焼室の全ての噴射器で燃料流量が可能な限り接近するように2次の燃料計量弁を調整することが目的であった。本発明によると、噴射器15aから15dに関連付けられた計量弁の調整は、それらの流量が所定値未満、特に燃焼室の他の噴射器の値と比較して3%から10%分小さくなるように修正される。流量を減少させることによって、空気引出し口の付近に位置付けられた燃焼座部において燃料混合物の濃度が低下される。

30

【0026】

計量弁34の調整手段は、それに関連付けられたバネ35の調整から構成される。

【0027】

図4で表したもののなどの航空力学的タイプの噴射器15'は、特に計量弁を通して燃料供給される。この計量弁は、所定の燃料供給圧力下で開きかつこの供給圧力の上昇に応じて開いたままとなるように構成され、これによって、燃料が取り入れられ次いで燃料が燃焼室で拡散される噴射ノズルに向けて放出されることを可能にする。

40

【0028】

噴射アーム151'に燃料供給するためのチャンネル152'では、固定されたダイヤフラムが流量を較正する。従来式の実施形態のこれらのダイヤフラムは、様々な噴射器に全く同一の流量を供給するように互いに同一である。このようなダイヤフラムを図4で表している。単一管の噴射アーム15'が燃料供給回路に連結され、燃料供給回路は、較正する断面を備えたダイヤフラム41を備えるカップリング40を介して計量される。本発明によって、本出願人は、図2の15aから15dに位置が対応する噴射器15'aから15'dの流量が他の噴射器の流量よりも小さくなるように、適切な較正する断面を備えたダイヤフラムを選択した。

【0029】

50

本発明の一変形実施形態によれば、燃料噴射器 15 a から 15 d または 15 ' a から 15 ' d は、ソレノイド弁あるいは調整可能なゲートによって制御される他の噴射器の回路とは別の回路によって燃料供給される。

【0030】

図 5 で分かるように、噴射器 15 a から 15 d に燃料供給する燃料回路は、ソレノイド弁またはゲート 50 によって制御される。ソレノイド弁は 2 つの可能な位置をとっている。即ち開いた位置と、対応する回路内で圧力降下を生じさせるための減少通路を備えた位置とである。取出し口を通した空気の取出しがないとき、ソレノイド弁は開いている。全ての噴射器が同じ方法で動作する。取出しが起こると、ソレノイド弁は、噴射器 15 a から 15 d に燃料供給する回路内で圧力降下を生じる位置にある。この圧力降下によって、問題となる噴射器への流量が減少させられる。

10

【0031】

取出し動作を調節する法則がより複雑である場合、調整可能なゲートが据え付けられ、空気取出し流量に応じて調節されて、飛行領域全体にわたる噴射器の濃度の均一度を最適化する。

【0032】

ここに示した実施例は制限的なものではない。他の変形実施形態も可能である。したがって、本発明はケーシング上の 2 つの出口を通しての取出しに限定されない。他の構成も可能である。

【図面の簡単な説明】

20

【0033】

【図 1】軸方向の半断面で見たガスタービンエンジンの燃焼室を表した図である。

【図 2】空気の入口から、ガスの流れに対して下流方向に見た環状燃焼室を表した図である。

【図 3】平行な 2 つの燃料供給ダクトを備えた航空機械的タイプの噴射器を表した図である。

【図 4】単一の燃料供給ダクトを備えた噴射器を表した図である。

【図 5】本発明の変形実施形態を示した図である。

【符号の説明】

【0034】

30

- 10 航空機ターボジェット
- 11 燃焼室
- 12 燃焼室底
- 14 スプレーヘッド
- 15、15 a、15 b、15 c、15 d、15 '、15 ' a、15 ' b、15 ' c、15 ' d 燃料噴射器
- 16 ケーシング
- 17 点火プラグ
- 18 環状ディフューザ
- 19 案内金属薄板
- 19 a 案内金属薄板の開口部
- 20、20 a、20 b 空気取出し口
- 21、21 a、21 b 空気取出し管
- 24 内側管
- 25 保護ケーシング
- 26 外側管
- 28 中央ダクト
- 29 周囲ダクト
- 31、40 カップリング
- 32 停止弁

40

50

- 3 2 a、3 4 a 通路
- 3 4 計量弁
- 3 5 バネ
- 4 1 ダイヤフラム
- 5 0 ゲート
- 1 5 1、1 5 1 ' 噴射アーム
- 1 5 2、1 5 2 ' 流量調整器
- 1 5 3 環状ダクト

【図 1】

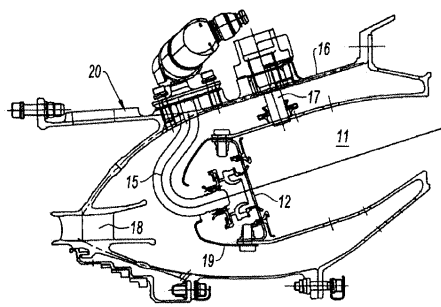


Fig. 1

【図 2】

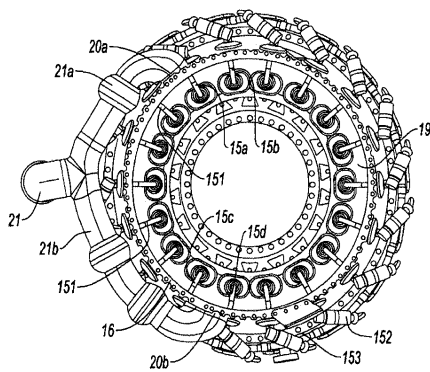


Fig. 2

【図 3】

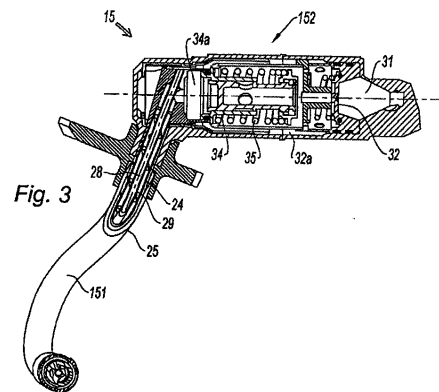


Fig. 3

【図 4】

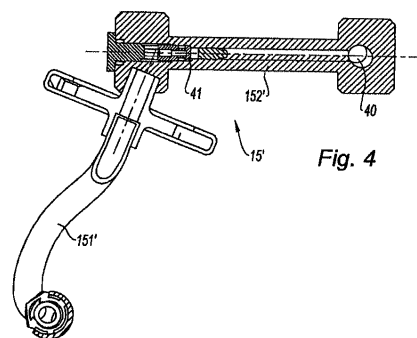
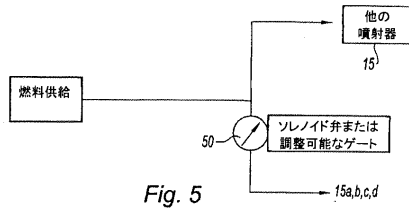


Fig. 4

【図 5】



フロントページの続き

(51)Int.Cl. F I
F 0 2 C 9/32

(74)代理人 100124855

弁理士 坪倉 道明

(72)発明者 クリストフ・ピュセルグ

フランス国、77370・ナンジ、リュ・ガブリエル・ペリ・8

(72)発明者 ドウニ・ジャン・モーリス・サンドウリ

フランス国、77370・ナンジ、リュ・アンドレ・デュボワ・1

審査官 稲葉 大紀

(56)参考文献 特開2006-144796 (JP, A)

特開平05-340272 (JP, A)

米国特許出願公開第2006/0162336 (US, A1)

特開2002-250235 (JP, A)

(58)調査した分野(Int.Cl., DB名)

F 0 2 C 7/228

F 0 2 C 9/28

F 0 2 C 9/32

F 2 3 R 3/28

F 2 3 R 3/50