

(19) 日本国特許庁(JP)

(12) 特 許 公 報(B2)

(11) 特許番号

特許第3882151号
(P3882151)

(45) 発行日 平成19年2月14日(2007.2.14)

(24) 登録日 平成18年11月24日(2006.11.24)

(51) Int.Cl.

F O 2 K 3/10 (2006.01)

F I

F O 2 K 3/10

請求項の数 14 (全 10 頁)

(21) 出願番号	特願平8-177266	(73) 特許権者	590005449
(22) 出願日	平成8年6月18日(1996.6.18)		ユナイテッド テクノロジーズ コーポレ イション
(65) 公開番号	特開平9-14052		UNITED TECHNOLOGIES CORPORATION
(43) 公開日	平成9年1月14日(1997.1.14)		アメリカ合衆国, コネチカット 0610 1, ハートフォード, ユナイテッド テク ノロジーズ ビルディング
審査請求日	平成15年6月17日(2003.6.17)	(74) 復代理人	100077861
(31) 優先権主張番号	08/493,030		弁理士 朝倉 勝三
(32) 優先日	平成7年6月21日(1995.6.21)	(72) 発明者	トーマス・アール・クレメンツ
(33) 優先権主張国	米国 (US)		アメリカ合衆国フロリダ州34990 パ ームシティ市 サウスウエスト ランチト ー ストリート 5152
		最終頁に続く	

(54) 【発明の名称】 ガスタービンエンジン内に燃料を分配する方法

(57) 【特許請求の範囲】

【請求項1】

前端と、後端と、ファンと、圧縮機と、タービンと、回転中心線とを包含するガスタービンエンジン内に燃料を分配する方法において、

(1) オグメンタを前記ファン、圧縮機及びタービンの後方に位置させて設ける段階であって、このオグメンタが前記エンジンの回転中心線上に中心を置かれたノーズコーンと、このノーズコーンと実質的に同心である内側ライニング及び外側壁を有するケースとを包含し、かつ前記圧縮機、タービン及びオグメンタがエンジンを通しての中心ガス流れのための通路を形成するものとし、

(2) 複数のベーンを前記オグメンタ内に円周方向に分配して設ける段階であって、各ベーンがその長さ方向で前記ノーズコーンから前記内側ライニングにまで半径方向外向きに延びると共に、各ベーンが内部領域を限定する一对の側壁及び後壁と、それぞれ前記側壁を貫通して延びる複数の燃料穴及び加圧ガス穴とを包含し、かつ少なくともひとつの前記加圧ガス穴が特定の位置におけるすべての前記燃料穴に隣接して前方に位置するものとし、

(3) 少なくともひとつの燃料分配器を前記ベーンの各々の内部領域に配置して設ける段階であって、この燃料分配器がその長さ方向で前記ノーズコーンと前記内側ライニングとの間を延びると共に、燃料を分配するための複数のオリフィスを有し、かつこれらのオリフィスが前記燃料穴と整合して、前記燃料分配器内に導入された燃料が前記中心ガス流れ通路に対して実質的に垂直な方向で前記オリフィス及び前記燃料穴を通して前記中心ガス

10

20

流れ通路内に流れるものとし、

(4) 前記中心ガス流れの圧力よりも高い圧力の加圧ガスを前記ペーンの内部領域に導入する段階であって、この加圧ガスが前記ペーンの内部領域に入り、それから、前記中心ガス流れ通路に対して実質的に垂直な方向で前記加圧ガス穴を通して前記中心ガス流路内に流れ出て行くものとし、

(5) 前記オグメンタが要求するときに、燃料を前記燃料分配器内に選択的に導入する段階であって、この燃料の前方で前記中心ガス流れ通路に入った前記加圧ガスが前記燃料を円周方向に分配せしめる低速の伴流を生じさせるものとする、ことを包含することを特徴とする方法。

【請求項2】

10

請求項1記載の方法において、前記ペーンの各々の後壁が、前記中心ガス流れが前記ペーンのそばを通過するときに前記ペーンのすぐ後方に低速の伴流を生じさせるように設けられていることを特徴とする方法。

【請求項3】

請求項1記載の方法において、前記加圧ガスが、前記ファンによって加圧されて前記中心ガス流れから分離されたガスであることを特徴とする方法。

【請求項4】

前端と、後端と、ファンと、圧縮機と、タービンと、回転中心線とを包含するガスタービンエンジン内に燃料を分配する方法において、

(1) オグメンタを前記ファン、圧縮機及びタービンの後方に位置させて設ける段階であって、このオグメンタが前記エンジンの回転中心線上に中心を置かれたノーズコーンと、このノーズコーンと実質的に同心である内側ライニング及び外側壁を有するケースとを包含し、かつ前記圧縮機、タービン及びオグメンタがエンジンを通しての中心ガス流れのための通路を形成するものとし、

20

(2) 複数のペーンを前記オグメンタ内に円周方向に分配して設ける段階であって、各ペーンが前記ノーズコーンから前記内側ライニングにまで半径方向外向きに延びると共に、各ペーンが内部領域を限定する一对の側壁及び後壁と、複数のオリフィスを有して前記ペーンの各々の内部に設けられた燃料分配器と、前記側壁を貫通して延びて前記燃料分配器のオリフィスと整合する複数の燃料穴と、前記側壁を貫通して延びる少なくともひとつの加圧ガス穴とを包含し、前記燃料分配器内に入った燃料が前記中心ガス流れに対して実質的に垂直な方向で前記オリフィス及び前記燃料穴を通して前記中心ガス流れ中に流れると共に、前記ペーンの内部領域に入った加圧ガスが前記中心ガス流れ通路に対して実質的に垂直な方向で前記加圧ガス穴を通して前記中心ガス流れ通路内に流れるものとし、

30

(3) 少なくともひとつの補助燃料分配ポートを各ペーンにそれぞれ設ける段階であって、このポートがひとつの前記加圧ガス穴と少なくともひとつの前記燃料穴とから成り、前記加圧ガス穴が前記ポートの前記燃料穴に隣接して前方に位置するものとし、

(4) 前記オグメンタが要求するときに、燃料を前記燃料分配器内に選択的に導入する段階であって、この燃料の前方で前記中心ガス流れに入った前記加圧ガスが前記燃料を円周方向に分配せしめる低速の伴流を生じさせるものとする、

ことを包含することを特徴とする方法。

40

【請求項5】

請求項4記載の方法において、前記ペーンの各々の後壁が、前記中心ガス流れが前記ペーンのそばを通過するときに前記ペーンのすぐ後方に低速の伴流を生じさせるように設けられていることを特徴とする方法。

【請求項6】

請求項5記載の方法において、前記加圧ガスが、前記ファンによって加圧されて前記中心ガス流れから分離されたガスであることを特徴とする方法。

【請求項7】

前端と、後端と、回転中心線とを包含し、中心ガス流れが前記前端から前記後端までの通路に沿って通過するガスタービンエンジン用のオグメンタにおいて、

50

- (1) 前記エンジンの回転中心線上に中心を置かれたノーズコーンと、
(2) このノーズコーンと実質的に同心である内側ライニング及び外側壁を有するケースと、
(3) 前記オグメンタ内に円周方向に分配されている複数のベーンであって、それぞれが、その長手方向で前記ノーズから前記内側ライニングにまで半径方向外向きに延びており、かつ内部領域を限定する一对の側壁及び後壁と、それぞれ前記側壁を貫通して延びる複数の燃料穴及び加圧ガス穴とを包含し、かつ少なくともひとつの前記加圧ガス穴が特定の位置におけるすべての前記燃料穴に隣接して前方に位置されており、前記ベーンの内部領域に導入された加圧ガスが前記中心ガス流れ通路に対して実質的に垂直な方向で前記加圧ガス穴を通して前記中心ガス流れ通路内に流れるようにするベーンと、
(4) 前記ベーンの各々の内部領域に設置されている少なくともひとつの燃料分配器であって、その長さ方向で前記ノーズコーンと前記内側ライニングとの間を延びると共に、燃料を分配するための複数のオリフィスを有し、かつこれらのオリフィスが前記燃料穴と整合して、前記燃料分配器内に導入された燃料が前記中心ガス流れ通路に対して実質的に垂直な方向で前記オリフィス及び前記燃料穴を通して前記中心ガス流れ通路内に流れるようにされ、前記燃料の前方で前記中心ガス流れ通路に入った前記加圧ガスが前記燃料を円周方向に分配せしめる低速の伴流を生じさせるようにする燃料分配器と、
を包含することを特徴とするオグメンタ。

10

【請求項 8】

請求項 7 記載のオグメンタにおいて、前記ベーンの各々の後壁が、前記中心ガス流れが前記ベーンのそばを通過するときに前記ベーンのすぐ後方に低速の伴流を生じさせるように設けられていることを特徴とするオグメンタ。

20

【請求項 9】

請求項 8 記載のオグメンタにおいて、前記加圧ガスが、前方に設置されているファンにより発生させられて前記中心ガス流れから分離されたバイパス空気であることを特徴とするオグメンタ。

【請求項 10】

ガスタービンエンジンの回転中心線上に中心を置かれたノーズコーンと、このノーズコーンと実質的に同心である内側ライニング及び外側壁とを包含するオグメンタ内に燃料を分配する燃料分配装置において、

30

- (1) 前記オグメンタ内に円周方向に分配されている複数のベーンであって、それぞれが、その長手方向で前記ノーズから前記内側ライニングにまで半径方向外向きに延びており、かつ内部領域を限定する一对の側壁及び後壁と、それぞれ前記側壁を貫通して延びる複数の燃料穴及び加圧ガス穴とを包含し、かつ少なくともひとつの前記加圧ガス穴が特定の位置におけるすべての前記燃料穴に隣接して前方に位置されており、前記ベーンの内部領域に導入された加圧ガスが前記中心ガス流れに対して実質的に垂直な方向で前記加圧ガス穴を通して、前記ベーンのそばを通過する中心ガス流れ中に流れるようにするベーンと、
(2) 前記ベーンの各々の内部領域に設置されている少なくともひとつの燃料分配器であって、その長さ方向で前記ノーズコーンと前記内側ライニングとの間を延びると共に、燃料を分配するための複数のオリフィスを有し、かつこれらのオリフィスが前記燃料穴と整合して、前記燃料分配器内に導入された燃料が前記中心ガス流れに対して実質的に垂直な方向で前記オリフィス及び前記燃料穴を通して前記中心ガス流れ通路内に流れるようにされ、前記燃料の前方で前記中心ガス流れに入った前記加圧ガスが前記燃料を円周方向に分配せしめる低速の伴流を生じさせるようにする燃料分配器と、
を包含することを特徴とする燃料分配装置。

40

【請求項 11】

請求項 10 記載の燃料分配装置において、前記ベーンの各々の後壁が、前記中心ガス流れが前記ベーンのそばを通過するときに前記ベーンのすぐ後方に低速の伴流を生じさせるように設けられていることを特徴とする燃料分配装置。

【請求項 12】

50

エンジンの前端に設置したファンと、圧縮機と、タービンと、エンジンの後端に設置したオグメンタとを包含し、中心ガス流れが前記前端から前記後端までの通路に沿ってエンジンを通過するガスタービンエンジンにおいて、前記オグメンタが、

(1) 前記エンジンの回転中心線上に中心を置かれたノーズコーンと、

(2) このノーズコーンと実質的に同心である内側ライニング及び外側壁を有するケースと、

(3) 前記オグメンタ内に円周方向に分配されている複数のベーンであって、それぞれが、その長手方向で前記ノーズから前記内側ライニングにまで半径方向外向きに延びており、かつ内部領域を限定する一对の側壁及び後壁と、それぞれ前記側壁を貫通して延びる複数の燃料穴及び加圧ガス穴とを包含し、かつ少なくともひとつの前記加圧ガス穴が特定の位置におけるすべての前記燃料穴に隣接して前方に位置されており、前記ベーンの内部領域に導入された加圧ガスが前記中心ガス流れ通路に対して実質的に垂直な方向で前記加圧ガス穴を通して前記中心ガス流れ通路内に流れるようにするベーンと、

(4) 前記ベーンの各々の内部領域に設置されている少なくともひとつの燃料分配器であって、その長さ方向で前記ノーズコーンと前記内側ライニングとの間を延びると共に、燃料を分配するための複数のオリフィスを有し、かつこれらのオリフィスが前記燃料穴と整合して、前記燃料分配器内に導入された燃料が前記中心ガス流れ通路に対して実質的に垂直な方向で前記オリフィス及び前記燃料穴を通して前記中心ガス流れ通路内に流れるようにされ、前記燃料の前方で前記中心ガス流れ通路に入った前記加圧ガスが前記燃料を円周方向に分配せしめる低速の伴流を生じさせるようにする燃料分配器と、

【請求項 13】

請求項 12 記載のガスタービンエンジンにおいて、前記ベーンの各々の後壁が、前記中心ガス流れが前記ベーンのそばを通過するとき前記ベーンのすぐ後方に低速の伴流を生じさせるように設けられていることを特徴とするガスタービンエンジン。

【請求項 14】

請求項 13 記載のガスタービンエンジンにおいて、前記加圧ガスが、前方に設置されているファンにより発生させられて前記中心ガス流れから分離されたバイパス空気であることを特徴とするガスタービンエンジン。

【発明の詳細な説明】

【0001】

【技術分野】

本発明は、一般には、ガスタービンエンジン用オグメンタに関し、より詳細には、オグメンタ内に燃料を分配する方法及び装置に関する。

【0002】

【発明の背景】

オグメンタは、“アフタバーナ”とも呼ばれ、ガスタービンエンジンの推力を増大する装置として知られている。追加の推力は、エンジンの中心(コア)ガス流れ中に含有されている酸素が燃料に混合され、燃焼させられることにより、オグメンタ内に発生させられる。幾つかの例において、この追加の推力は、オグメンタシェルの内側ライニングを通してオグメンタ内に噴流の形で入ってくる冷却空気、すなわちバイパス空気に燃料を混合させ、燃焼させることにより発生させられる。しかしながら、燃料を有効酸素のすべてに混合させる最適な方法及び装置を提供するには、オグメンタ内の苛酷な環境のために、エンジンの設計上の問題があり続けるものである。

【0003】

すなわち、初期のオグメンタ設計においては、燃料噴射リング及び火炎保持器が中心ガス流れ通路内に直接設置され、燃料を円周方向に分配するようにして噴出すると共に、いったん点火すると火炎を維持するようにしている。このような燃料噴射リングを用いる利益は、オグメンタの周囲のどこの半径方向位置にも燃料を等しく分配できることにある。すなわち、異なる直径の燃料噴射リングは、燃料をオグメンタ内の異なる半径方向位置に分

10

20

30

40

50

配する。また、機械的な火炎保持器が、下流の区域に低速の伴流（ウェーク）を生じさせる空気力学的ブラフボデーとして作用するようにして設けられている。このような燃料噴射リング及び機械的な火炎保持器の設計は、中心ガス流れの温度が燃料噴射リング及び火炎保持器の材料の許容温度内であったために許容されたものであった。しかしながら、近代のガスタービンエンジンは、中心ガス流れ通路内に燃料噴射リング及び火炎保持器を設置することが实际的でなく、好ましくないものとするような温度で作動する。また、燃料噴射リング及び火炎保持器は中心ガス流れに対して流れ障害物となり、したがってエンジンの性能に悪影響を及ぼす。

【 0 0 0 4 】

このような問題を解決するために、米国特許第 5 , 3 8 5 , 0 1 5 号明細書は、中央のノーズコーンのまわりの円周方向に設置された一連のベーンから燃料が分配されるようにしたオグメンタの設計を開示している。各ベーンは、一列の複数の高圧空気穴の両側に設けられた複数の燃料分配穴を包含する。そして、これらの燃料分配穴が燃料分配を行い、また一列の複数の高圧空気穴が集合して、前述した従来の機械的な火炎保持器に類似する空気力学的ブラフボデーを提供する。この設計の利益は、燃料噴射リング及び火炎保持器を中心ガス流れ通路内から取り除くことにより、温度 / 材料の問題を除去し、オグメンタ内の圧力降下を最小にするのに有用であることである。しかしながら、この設計には次のような難点がある。すなわち、最も外側の半径方向位置におけるベーン間の間隔を、この最も外側の半径方向位置で燃料を円周方向に均一に分配できるように作ることが非常に困難であることである。これは、特に、オグメンタを搭載する航空機が高い高度で低速の飛行状態であるときに言えるものである。

【 0 0 0 5 】

このことを一層よく理解するためには、高性能のガスタービンエンジンが作動する環境を認識することが必要である。すなわち、高性能のガスタービンエンジンを用いる航空機は、典型的に、大気状態の広い変化を含む飛行範囲（フライトエンベロープ）で作動する。そして、海上レベルでは、ひとつ又はそれ以上の燃料ポンプが最大圧力値で固定燃料配管及びオリフィスを通してエンジンに最大流量の燃料を与える。一方、高い高度では、低い燃料流量が要求されるものであるが、しかし、燃料配管及びオリフィスの幾何的配置は変えることができない。その結果として、一定区域のオリフィスを出る燃料の圧力が減少する。そして、燃料分配穴を出る燃料の圧力が減少することにより、燃料がオグメンタ内を円周方向に中心ガス流れ通路内まで進む距離が減少する。

【 0 0 0 6 】

したがって、以上のことから、高い温度を許容し、またオグメンタ内に生じる圧力降下を最小にし、更に環境状態の変化の下でも燃料をオグメンタ内に円周方向に均一に分配することができる、燃料をオグメンタ内に分配する方法及び装置が要望されている。

【 0 0 0 7 】

【 発明の開示 】

本発明は、このような要望に応じてなされたものである。したがって、本発明の目的は、高い温度を許容することができる、燃料をオグメンタ内に分配する方法及び装置を提供することにある。

【 0 0 0 8 】

本発明の他の目的は、オグメンタ内に生じる圧力降下を最小にすることができる、燃料をオグメンタ内に分配する方法及び装置を提供することにある。

【 0 0 0 9 】

本発明の更に他の目的は、環境状態の変化の下でも燃料をオグメンタ内に円周方向に均一に分配することができる、燃料をオグメンタ内に分配する方法及び装置を提供することにある。

【 0 0 1 0 】

以上述べた目的を達成するために、本発明によれば、ガスタービンエンジン内に燃料を分配する方法であって、次に述べるような段階（ 1 ）～（ 5 ）を包含することを特徴とする

10

20

30

40

50

方法が提供される。

(1) オグメンタをエンジンのファン、圧縮機及びタービンの後方に位置させて設ける段階。このオグメンタは、エンジンの回転中心線上に中心を置かれたノーズコーンと、このノーズコーンと実質的に同心である内側ライニング及び外側壁を有するケースとを包含する。そして、圧縮機、タービン及びオグメンタは、エンジンを通しての中心ガス流れのための通路を形成する。

(2) 複数のベーンをオグメンタ内に円周方向に分配して設ける段階。各ベーンは、一对の側壁及び後壁と、それぞれ側壁を貫通して延びる複数の燃料穴及び加圧ガス穴とを包含する。そして、少なくともひとつの加圧ガス穴が、特定の位置におけるすべての燃料穴に隣接して前方に位置する。

10

(3) 少なくともひとつの燃料分配器をベーンの各々に配置して設ける段階。この燃料分配器は、燃料を分配するための複数のオリフィスを有する。そして、燃料分配器内に導入された燃料は、中心ガス流れ通路に対して実質的に垂直な方向で中心ガス流れ通路内に流れる。

(4) 中心ガス流れの圧力よりも高い圧力の加圧ガスをベーンの内部に導入する段階。この加圧ガスは、中心ガス流れ通路に対して実質的に垂直な方向でベーンの内部から中心ガス流れ内に流れ出て行く。

(5) オグメンタが要求するときに、燃料を燃料分配器内に選択的に導入する段階。この燃料の前方で中心ガス流れ通路に入った加圧ガスは、燃料を円周方向に分配せしめる低速の伴流を生じさせる。

20

【0011】

本発明の他の態様によれば、ガスタービンエンジン用のオグメンタが提供される。

【0012】

本発明の更に他の態様によれば、ガスタービンエンジンのオグメンタ内に燃料を分配する装置が提供される。

【0013】

以上述べた特徴を有する本発明の利益は、ガスタービンエンジン用のオグメンタ内に燃料を分配する方法及び装置が、高い温度を許容することである。すなわち、従来中心ガス流れ中に設置されていた燃料分配装置及び火炎保持装置は、本発明によれば、ベーン内に収容され、ベーン内で冷却される。したがって、燃料分配装置及び火炎保持装置の温度限界は非常に高くなる。

30

【0014】

本発明の他の利益は、ガスタービンエンジン用のオグメンタ内に燃料を分配する方法及び装置が、オグメンタ内に生じる圧力損失を最小にすることである。すなわち、本発明によれば、燃料分配装置及び火炎保持装置は、中心ガス流れ通路内に直接設置されないで、空気力学的形状のベーンの中に設置されている。そして、円周方向に配設された複数のベーンは、オグメンタ内の圧力降下を最小にする。

【0015】

本発明の更に他の利益は、ガスタービンエンジン用のオグメンタ内に燃料を分配する方法及び装置が、環境状態の変化の下でも燃料をオグメンタ内に円周方向に均一に分配することである。すなわち、本発明によれば、航空機が高い高度を比較的低速で飛行する飛行範囲内でのオグメンタ内への燃料の円周方向の分配が改善される。そして、このような飛行範囲内でのオグメンタの性能を改善することは非常に好ましいことであることを、当業者であればわかるであろう。

40

【0016】

本発明の以上述べた目的、特徴及び利益は添付図面を参照して詳述する下記の最良の形態の実施例についての説明から一層明らかになるであろう。

【0017】

【発明を実施するための最良の形態】

図1を参照するに、ガスタービンエンジン10は、ファン11と、圧縮機12と、燃焼器

50

１４と、タービン１６と、オグメンタ１８とを包含するものとして示されている。そして、ファン１１に入った空気は、中心ガス流れ２０と、バイパス空気流れ２２とに分割される。中心ガス流れ２０は、最初に圧縮機１２を通過し、それから燃焼器１４及びタービン１６を通過する通路を流れる。最後に、中心ガス流れ２０はオグメンタ１８を通過し、ここで選択的に加えられる燃料１９（図４を参照）が中心ガス流れ２０と混合して燃焼し、これにより中心ガス流れ２０により大きなエネルギーを与え、その結果より大きな推力がエンジン１０のノズル２４から出て行く。したがって、中心ガス流れ２０は、エンジン１０の回転中心線２６に対して実質的に平行であって、圧縮機１２、燃焼器１４、タービン１６及びオグメンタ１８を通過する通路を流れる。一方、バイパス空気２０は、エンジン１０の回転中心線２６に対して平行であって、エンジン１０の外周に沿う環状部２８を通過する通路を流れる。

10

【００１８】

次に図２を参照するに、図２は図１に示されるオグメンタ１８をエンジン１０の後方から見て示す図である。このオグメンタ１８は、ノーズコーン３０と、内側ライニング３４及び外側壁３６を有するケース３２と、円周方向に配設されてそれぞれノーズコーン３０から内側ライニング３４まで半径方向外向きに延びる複数のペーン３８とを包含する。

【００１９】

次に図３及び図４を参照するに、各ペーン３８は一对の側壁４０及び後壁４２と、それぞれ側壁４０を貫通して延びる複数の燃料穴４４及び加圧ガス穴４６とを包含する。一对の側壁４０と後壁４２とは、ペーン３８の内部領域４８を限定する。後壁４２は、側壁４０

20

【００２０】

また、ペーン３８の複数の燃料穴４４が、ノーズコーン３０から内側ライニング３４にまで配列されるパターンで配設されている。そして、ペーン３８の特定位置で、中心ガス流れ２０が前記パターン内の少なくともひとつの燃料穴４４のそばを通過する。幾つかの例において、前記パターンの燃料穴４４は、第１の燃料穴４４のそばを通過する中心ガス流れ２０がこの第１の燃料穴４４の後方に配設されている他のひとつ又はそれ以上の整列する燃料穴４４のそばを通過するように配設することもできる。燃料穴４４が形成されているペーン３８の一部分又はすべての部分に、加圧ガス穴４６をこの部分に位置するすべての燃料穴４４より前方にして設けることができる。その結果として、もし障害物が燃料穴４４の前方に位置していなければ、特定の加圧ガス穴４６のそばを通過する中心ガス流れは、この加圧ガス穴４６の後方に位置している燃料穴４４のそばをも通過する。前述した燃料穴４４と加圧ガス穴４６との組合せは、補助燃料分配ポートを構成するものである。そして、各補助燃料分配ポートは、ひとつの加圧ガス穴４６と少なくともひとつの燃料穴４４とから成り、かつ加圧ガス穴４６がそのポートの燃料穴４４の前方に隣接して位置されるものである。

30

【００２１】

更に、ヘッド５２と本体５４とを有するひとつ又はそれ以上の燃料分配器５０が、各ペーン３８の内部領域４８に設けられている。各燃料分配器５０のヘッド５２は、ケース３２の外側壁３６の外表面５６に取付けられている。そして、燃料源（図示せず）から延びている燃料供給ライン５８がこのヘッド５２に連結している。本体５４の一方端はヘッド５２に固定され、また他方端はノーズコーン３０内に受け入れられている。各燃料分配器５０の本体５４に設けられている燃料オリフィス６０の配列パターンは、この燃料分配器５０が内部に取付けられるペーン３８の燃料穴４４の配列パターンと一致する。

40

【００２２】

エンジン１０（図１を参照）の作動において、ペーン３８に入ったバイパス空気２２は、オグメンタ１８の状態と無関係に、ペーン３８の側壁４６に形成されている加圧ガス穴４６を通してペーン３８の内部領域４８から連続して出て行く。このペーン３８から流出するバイパス空気２２の“噴流”は、中心ガス流れ２０の通路の方向に対して実質的に垂直な方向で、中心ガス流れ２０の通路に進む（図４を参照）。そして、このバイパス空気２

50

2の噴流は、燃料穴44に隣接する区域に低速の伴流を生じさせる。この低速の伴流は、中心ガス流れ20の通路内のポケットと定義され、該通路のまわりで中心ガス流れ20の一部が方向を転換し、中心ガス流れ20の通路内の通常の流れに対して静止したポケットを残す。

【0023】

オグメンタ18が駆動されると、燃料19(図4を参照)がベーン38内の燃料分配器50の中に導入される。それから、燃料19はオリフィス60及び燃料穴44を出て行き、中心ガス流れ20の通路の方向に対して実質的に垂直な方向で、中心ガス流れ20の通路内に形成されている低速の伴流の中に進む。この低速の伴流は、燃料穴44から流出する燃料を“遮蔽”し、これにより燃料19が他の方法による場合よりも一層円周方向に進む

10

【0024】

このようにして燃料19が円周方向に分配された後、燃料19は中心ガス流れ20及びこの中心ガス流れ20に導入されたバイパス空気22と混合し、下流に進む。ベーン38の後壁42は、ベーン38を越えた区域において中心ガス流れ20中に低速の伴流を生じさせる。この低速の伴流は、火炎を安定させて伝播する区域を提供する。

【0025】

以上本発明をその好適な実施例に関して図示し詳述してきたけれども、請求した本発明の精神及び範囲を逸脱することなく、その形態及び詳細においてさまざまな変更ができることは当業者にとって理解されるであろう。

20

【図面の簡単な説明】

【図1】本発明を実施したガスタービンエンジンの概略断面図である。

【図2】上記エンジンの後方から見たオグメンタを示す図である。

【図3】上記オグメンタの一部を拡大して詳細に示す断面図である。

【図4】図3の4-4線に沿ってベーンを示す断面図である。

【符号の説明】

10 ガスタービンエンジン

11 ファン

12 圧縮機

14 燃焼器

30

16 タービン

18 オグメンタ

20 中心ガス流れ

22 バイパス空気

24 ノズル

26 回転中心線

28 環状部

30 ノーズコーン

32 ケース

34 内側ライニング

40

36 外側壁

38 ベーン

40 側壁

42 後壁

44 燃料穴

46 加圧ガス穴

48 内部領域

50 燃料分配器

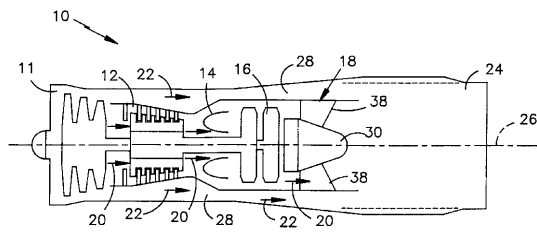
52 ヘッド

54 本体

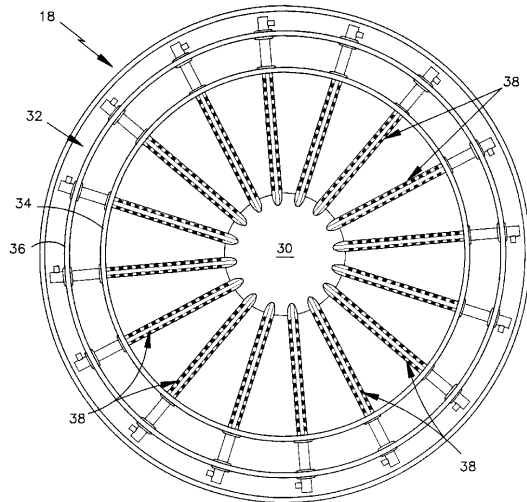
50

- 56 外側表面
58 燃料供給ライン
60 燃料オリフィス

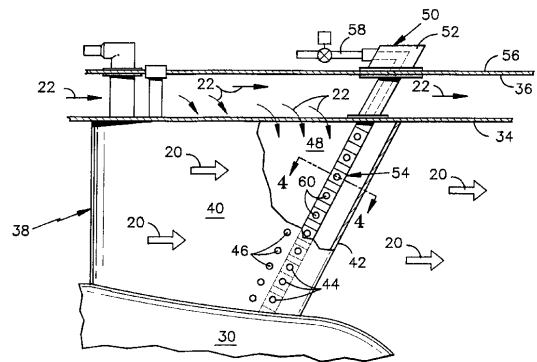
【図1】



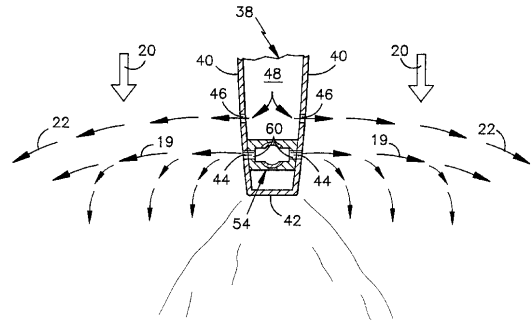
【図2】



【図3】



【図4】



フロントページの続き

(72)発明者 ダーク・エス・フィリップーナ
アメリカ合衆国フロリダ州33410 パームビーチガーデンズ市 セカンド コート 208

審査官 亀田 貴志

(56)参考文献 特開平02-009918(JP,A)
特開平06-193509(JP,A)
仏国特許出願公開第2709342(FR,A1)
英国特許出願公開第2265704(GB,A)

(58)調査した分野(Int.Cl., DB名)

F02K 3/10

F23R 3/00

F02C 7/00