

(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2019-90405  
(P2019-90405A)

(43) 公開日 令和1年6月13日(2019.6.13)

(51) Int.Cl.	F I	テーマコード (参考)
<b>FO2C 9/34 (2006.01)</b>	FO2C 9/34	3K003
<b>FO2C 9/50 (2006.01)</b>	FO2C 9/50	
<b>F23N 5/00 (2006.01)</b>	F23N 5/00	P

審査請求 有 請求項の数 15 O L 外国語出願 (全 29 頁)

(21) 出願番号	特願2018-186331 (P2018-186331)	(71) 出願人	390041542 ゼネラル・エレクトリック・カンパニー アメリカ合衆国、ニューヨーク州 123 45、スケネクタディ、リバーロード、1 番
(22) 出願日	平成30年10月1日(2018.10.1)	(74) 代理人	100188558 弁理士 飯田 雅人
(31) 優先権主張番号	15/723, 303	(74) 代理人	100154922 弁理士 崔 允辰
(32) 優先日	平成29年10月3日(2017.10.3)	(74) 代理人	100207158 弁理士 田中 研二
(33) 優先権主張国	米国 (US)	(74) 代理人	100137545 弁理士 荒川 聡志
		(74) 代理人	100105588 弁理士 小倉 博

最終頁に続く

(54) 【発明の名称】 主燃料回路およびパイロット燃料回路を有する燃焼システムを動作させる方法

(57) 【要約】 (修正有)

【課題】 少なくとも1つの主燃料回路と少なくとも1つのパイロット燃料回路とを規定する燃料ノズルを備える燃焼システムを動作させるシステムおよび方法を提供する。

【解決手段】 燃料の全体的な流れが主燃料回路(136)およびパイロット燃料回路を通る総燃料量を規定するステップと、主燃料回路(136)を通る主燃料流対パイロット回路を通るパイロット燃料流の比の複数の範囲を燃料の全体的な流れから決定するステップであって、各比の範囲が、互いに異なる燃焼基準に基づいているステップと、燃焼基準の階層に基づいて主燃料流対パイロット燃料流の比の結果的な範囲を決定するステップであって、燃焼基準の階層が燃焼基準の優先順位を提供するステップと、主燃料流対パイロット燃料流の比の結果的な範囲に基づいて、主燃料回路(136)およびパイロット燃料回路に燃料の全体的な流れを流すステップと、を含む。

【選択図】 図3

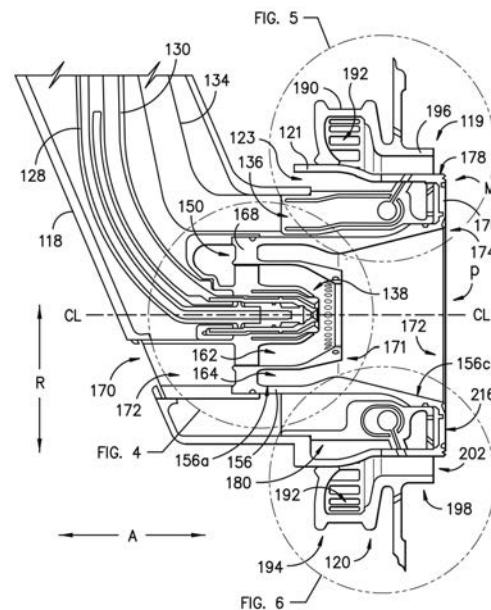


FIG. -3-

## 【特許請求の範囲】

## 【請求項 1】

少なくとも 1 つの主燃料回路 ( 1 3 6 ) および少なくとも 1 つのパイロット燃料回路を規定する燃料ノズル ( 1 1 8 ) を備える燃焼システム ( 1 0 0 ) を動作させる方法 ( 1 0 0 0 ) であって、前記方法 ( 1 0 0 0 ) が、

燃料の全体的な流れを決定するステップ ( 1 0 1 0 ) であって、燃料の前記全体的な流れが前記主燃料回路 ( 1 3 6 ) および前記パイロット燃料回路を通る総燃料量を規定する、ステップ ( 1 0 1 0 ) と、

前記主燃料回路 ( 1 3 6 ) を通る主燃料流対前記パイロット回路を通るパイロット燃料流の比の複数の範囲を、燃料の前記全体的な流れから決定するステップ ( 1 0 2 0 ) であって、各比の範囲が、互いに異なる燃焼基準に基づいている、ステップ ( 1 0 2 0 ) と、

燃焼基準の階層に基づいて主燃料流対パイロット燃料流の比の結果的な範囲を決定するステップ ( 1 0 3 0 ) であって、燃焼基準の前記階層が前記燃焼基準の優先順位を提供する、ステップ ( 1 0 3 0 ) と、

主燃料流対パイロット燃料流の比の前記結果的な範囲に基づいて、前記主燃料回路 ( 1 3 6 ) および前記パイロット燃料回路に燃料の前記全体的な流れを流すステップ ( 1 0 4 0 ) と、

を備える、方法 ( 1 0 0 0 ) 。

## 【請求項 2】

比の前記結果的な範囲内の主燃料流対パイロット燃料流の比を決定するステップ ( 1 0 5 0 ) であって、主燃料流対パイロット燃料流の前記比が、エンジン動作状態に基づく、ステップ ( 1 0 5 0 ) 、

をさらに備える、請求項 1 に記載の方法 ( 1 0 0 0 ) 。

## 【請求項 3】

前記エンジン動作状態に基づいて主燃料流対パイロット燃料流の前記比を決定するステップ ( 1 0 5 0 ) が、前記エンジン動作状態が定常動作状態であるか過渡動作状態であるかにさらに基づく、請求項 2 に記載の方法 ( 1 0 0 0 ) 。

## 【請求項 4】

主燃料流対パイロット燃料流の前記比を決定するステップ ( 1 0 5 0 ) が、

定常状態のエンジン動作状態に基づいて主燃料流対パイロット燃料流の第 1 の比を決定するステップ ( 1 0 2 1 ) と、

過渡的エンジン動作状態に基づいて、主燃料流対パイロット燃料流の第 2 の比を決定するステップ ( 1 0 2 2 ) と、

をさらに含む、請求項 2 または 3 に記載の方法 ( 1 0 0 0 ) 。

## 【請求項 5】

前記パイロット燃料回路へのパイロット燃料流の複数の範囲を決定するステップ ( 1 0 2 0 ) であって、パイロット燃料流の各範囲が、前記パイロット燃料回路への複数の最小燃料流値および複数の最大燃料流値を規定し、燃料流の各範囲が燃焼基準に基づく、ステップ ( 1 0 2 0 ) 、

をさらに備える、請求項 1 乃至 4 のいずれか 1 項に記載の方法 ( 1 0 0 0 ) 。

## 【請求項 6】

主燃料流が前記主燃料回路 ( 1 3 6 ) を通って供給される圧縮器出口圧力 ( P 3 ) に対する最小主燃料流を決定するステップ、

をさらに備える、請求項 1 乃至 5 のいずれか 1 項に記載の方法 ( 1 0 0 0 ) 。

## 【請求項 7】

圧縮器出口圧力 ( P 3 ) と、圧縮器出口温度 ( T 3 ) および P 3 に少なくとも基づいて前記主燃料回路 ( 1 3 6 ) を通る主燃料圧力 ( P f m ) との最小差を決定するステップ ( 1 0 2 6 ) 、

をさらに備える、請求項 1 乃至 6 のいずれか 1 項に記載の方法 ( 1 0 0 0 ) 。

## 【請求項 8】

10

20

30

40

50

主燃料流対パイロット燃料流の比の複数の範囲を決定するステップであって、  
 燃焼器ライナ、ドームアセンブリ、燃料ノズル、またはタービンノズルの1つ以上の耐久性パラメータに基づいて主燃料流対パイロット燃料流の比の第1の範囲を決定するステップ(1021)が、

すべての燃料ノズルを通る燃料を通すための最小バルブ圧力に基づいて主燃料流対パイロット燃料流の比の第2の範囲を決定するステップ(1022)が、

燃焼音響パラメータに基づいて主燃料流対パイロット燃料流の比の第3の範囲を決定するステップ(1023)が、

少なくとも燃焼器出口圧力(P3)、燃焼器出口温度(T3)、および燃焼燃料-空気比(FAR4)に基づいて主燃料流対パイロット燃料流の比の第4の範囲を決定するステップ(1024)が、

をさらに備える、請求項1から7のいずれか1項に記載の方法(1000)。

#### 【請求項9】

燃焼システム(100)を備えるガスタービンエンジン(10)であって、前記ガスタービンエンジン(10)が、燃料コントローラと主燃料回路(136)およびパイロット燃料回路を規定する燃料ノズル(118)とを備え、前記燃料コントローラが1つ以上のプロセッサと1つ以上のメモリデバイスとを備え、前記1つ以上のメモリデバイスが前記1つ以上のプロセッサによって実行されると前記1つ以上のプロセッサに動作を実行させる命令を格納し、前記動作が、

前記燃料コントローラを介して、燃料の全体的な流れを決定することであって、燃料の前記全体的な流れが、前記主燃料回路(136)および前記パイロット燃料回路を通る総燃料量を規定する、ことと、

前記燃料コントローラを介して、前記主燃料回路(136)を通る主燃料流対前記パイロット回路を通るパイロット燃料流の比の複数の範囲を燃料の前記全体的な流れから決定することであって、比の各範囲が互いに異なる燃焼基準に基づく、ことと、

前記燃料コントローラを介して、燃焼基準の階層に基づいて主燃料流対パイロット燃料流の比の結果的な範囲を決定することであって、燃焼基準の前記階層が前記燃焼基準の優先順位をもたらす、ことと、

前記燃料ノズル(118)を通して、主燃料流対パイロット燃料流の比の前記結果的な範囲に基づいて前記主燃料回路(136)および前記パイロット燃料回路への燃料の前記全体的な流れを流すことと、

を備える、ガスタービンエンジン(10)。

#### 【請求項10】

前記動作が、

前記燃料コントローラを介して、比の前記結果的な範囲内の主燃料流対パイロット燃料流の比を決定することであって、主燃料流対パイロット燃料流の前記比がエンジン動作状態に基づく、ことと、

をさらに備える、請求項9に記載のガスタービンエンジン(10)。

#### 【請求項11】

主燃料流対パイロット燃料流の前記比を決定する前記動作が、

前記燃料コントローラを介して、定常状態のエンジン動作状態に基づいて主燃料流対パイロット燃料流の第1の比を決定することと、

前記燃料コントローラを介して、過渡的エンジン動作状態に基づいて、主燃料流対パイロット燃料流の第2の比を決定することと、

をさらに備える、請求項1乃至10のいずれか1項に記載のガスタービンエンジン(10)。

#### 【請求項12】

前記動作が、

前記燃料コントローラを介して、前記パイロット燃料回路へのパイロット燃料流の複数の範囲を決定することであって、パイロット燃料流の各範囲が、前記パイロット燃料回路

10

20

30

40

50

への複数の最小燃料流値および複数の最大燃料流値を規定し、燃料流の各範囲が燃焼基準に基づく、こと、

をさらに備える、請求項 1 乃至 1 1 のいずれか 1 項に記載のガスタービンエンジン ( 1 0 ) 。

【請求項 1 3】

前記動作が、

前記燃料コントローラを介して、主燃料流が前記主燃料回路 ( 1 3 6 ) を通って供給される圧縮器出口圧力 ( P 3 ) に対する最小主燃料流を決定すること、

をさらに備える、請求項 1 乃至 1 2 のいずれか 1 項に記載のガスタービンエンジン ( 1 0 ) 。

10

【請求項 1 4】

前記動作が、

前記燃料コントローラを介して、圧縮器出口圧力 ( P 3 ) と圧縮器出口温度 ( T 3 ) および P 3 に少なくとも基づいて前記主燃料回路 ( 1 3 6 ) を通る主燃料圧力 ( P f m ) との最小差を決定すること、

をさらに備える、請求項 1 乃至 1 3 のいずれか 1 項に記載のガスタービンエンジン ( 1 0 ) 。

【請求項 1 5】

主燃料流対パイロット燃料流の比の複数の範囲を決定する前記動作が、

燃焼器ライナ、ドームアセンブリ、燃料ノズル、またはタービンノズルの 1 つ以上の耐久性パラメータに基づいて主燃料流対パイロット燃料流の比の第 1 の範囲を決定することか、

20

すべての燃料ノズルを通る燃料を通すための最小パルプ圧力に基づいて主燃料流対パイロット燃料流の比の第 2 の範囲を決定することか、

燃焼音響パラメータに基づいて主燃料流対パイロット燃料流の比の第 3 の範囲を決定することか、

少なくとも燃焼器出口圧力 ( P 3 ) 、燃焼器出口温度 ( T 3 ) 、および燃焼燃料 - 空気比 ( F A R 4 ) に基づいて主燃料流対パイロット燃料流の比の第 4 の範囲を決定することか、

をさらに備える、請求項 1 乃至 1 4 のいずれか 1 項に記載のガスタービンエンジン ( 1 0 ) 。

30

【発明の詳細な説明】

【技術分野】

【0001】

本発明の主題は、一般的に、ガスタービンエンジンの燃焼器アセンブリに関する。より詳細には、本発明の主題は、複数の所望の動作パラメータに対して主燃料回路およびパイロット燃料回路を有する燃焼システムを動作させる方法に関する。

【背景技術】

【0002】

航空機ガスタービンエンジンは、エンジンサイクルに熱を供給するために燃料を燃焼する燃焼器を含む。典型的な燃焼器は、液体燃料を気流の流れに誘導して霧化および燃焼させる機能を有する 1 つ以上の燃料噴射器を組み込んでいる。段階的燃焼器は、低公害、高効率、低コスト、高エンジン出力、および良好なエンジン動作性で動作するように開発されている。段階的燃焼器では、燃焼器の燃料ノズルは、各段階が燃料ノズル内の個々の燃料流路によって画定される 2 つ以上の別個の段階を介して燃料を選択的に噴射するように動作可能である。例えば、燃料ノズルは、連続的に動作するパイロット段と、より高いエンジン出力レベルでのみ動作する主段とを含むことができる。このような燃料ノズルの一例は、低排出ガスのために注入器内に 2 つの注入 / 混合段を必要とする二重環状予混合スワラ ( T A P S ) 燃料ノズルである。

40

【0003】

50

燃焼システムの制御の既知のシステムおよび方法には、1つ以上の固定されたパイロット/主スプリット対サイクルパラメータスケジュールを用いてパイロット対主燃料スプリットに制御することが含まれる。例えば、サイクルパラメータは、燃焼入口温度、燃焼入口圧力、主燃料圧力または流れ、ならびにパイロット燃料圧力または流れを含む燃焼システムにおける1つ以上のエンジン条件を規定することができる。しかしながら、そのような既知のスケジュールは、低出力動作および排出ガス制御、中出力および高出力動作および排出ガス制御、燃焼安定性、フレイムアウト/リーンブローアウト保護、および燃料の燃焼/燃料効率の決定には一般に不十分である。したがって、前述の不十分さをもたらす主燃料回路およびパイロット燃料回路を制御する燃焼システムを動作させる方法が必要とされている。

10

【先行技術文献】

【特許文献】

【0004】

【特許文献1】米国特許第8894408号明細書

【発明の概要】

【0005】

本発明の態様および利点は、その一部を以下の説明に記載しており、あるいはその説明から明らかになり、あるいは本発明の実施により学ぶことができる。

【0006】

少なくとも1つの主燃料回路と少なくとも1つのパイロット燃料回路とを規定する燃料ノズルを備える燃焼システムの動作方法が一般に提供される。本方法は、燃料の全体的な流れを決定するステップであって、燃料の全体的な流れが主燃料回路およびパイロット燃料回路を通る総燃料量を規定する、ステップと、主燃料回路を通る主燃料流対パイロット回路を通るパイロット燃料流の比の複数の範囲を、燃料の全体的な流れから決定するステップであって、各比の範囲が、互いに異なる燃焼基準に基づいている、ステップと、燃焼基準の階層に基づいて主燃料流対パイロット燃料流の比の結果的な範囲を決定するステップであって、燃焼基準の階層が燃焼基準の優先順位を提供する、ステップと、主燃料流対パイロット燃料流の比の結果的な範囲に基づいて、主燃料回路およびパイロット燃料回路に燃料の全体的な流れを流すステップと、を含む。

20

【0007】

様々な実施形態では、本方法は、比の結果的な範囲内の主燃料流対パイロット燃料流の比率を決定するステップをさらに含み、主燃料流対パイロット燃料流の比はエンジン動作状態に基づく。一実施形態では、エンジン動作状態に基づいて主燃料流対パイロット燃料流の比を決定するステップは、エンジン動作状態が定常動作状態であるか過渡動作状態であるかにさらに基づく。

30

【0008】

別の実施形態では、主燃料流対パイロット燃料流の比を決定するステップは、定常状態のエンジン動作状態に基づいて主燃料流対パイロット燃料流の第1の比を決定するステップと、過渡的エンジン動作状態に基づいて、主燃料流対パイロット燃料流の第2の比を決定するステップとをさらに含む。

40

【0009】

一実施形態では、本方法は、パイロット燃料回路へのパイロット燃料流の複数の範囲を決定するステップをさらに含む。パイロット燃料流の各範囲は、パイロット燃料回路への複数の最小燃料流値および複数の最大燃料流値を規定する。燃料流の各範囲は、燃焼基準に基づく。

【0010】

様々な実施形態において、燃焼基準は、排出限界、リーンブローアウト限界、リッチブローアウト限界、燃焼安定限界、所望の燃焼効率、および燃料圧力範囲の2つ以上を含む。

【0011】

50

さらに様々な実施形態において、本方法は、主燃料流が主燃料回路を通過して供給される圧縮器出口圧力（ $P_3$ ）に対する最小主燃料流を決定するステップをさらに含む。一実施形態では、主燃料回路を通過して主燃料流が供給される最小 $P_3$ を決定するステップは、主燃料回路を通過する最大パーズ流体圧力に基づく。

【0012】

別の実施形態では、本方法は、圧縮器出口圧力（ $P_3$ ）と、圧縮器出口温度（ $T_3$ ）および $P_3$ に少なくとも基づいて主燃料回路を通過する主燃料圧力（ $P_{fm}$ ）との最小差を決定するステップをさらに含む。

【0013】

一実施形態では、主燃料流対パイロット燃料流の比の複数の範囲を決定するステップは、主燃料流対パイロット燃料流の比の第1の範囲を、燃焼器ライナ、ドームアセンブリ、燃料ノズル、またはタービンノズルの1つ以上の耐久性パラメータに基づいて決定するステップをさらに含む。

10

【0014】

別の実施形態では、主燃料流対パイロット燃料流の比の複数の範囲を決定するステップは、すべての燃料ノズルを通過する燃料を流す最小パルプ圧力に基づいて主燃料流対パイロット燃料流の比の第2範囲を決定するステップをさらに含む。

【0015】

さらに別の実施形態では、主燃料流対パイロット燃料流の比の複数の範囲を決定するステップは、燃焼音響パラメータに基づいて主燃料流対パイロット燃料流の比の第3の範囲を決定するステップをさらに含む。

20

【0016】

またさらに別の実施形態では、主燃料流対パイロット燃料流の比の複数の範囲を決定するステップは、少なくとも圧縮器出口圧力（ $P_3$ ）、圧縮器出口温度（ $T_3$ ）、および燃焼燃料-空気比（ $FAR_4$ ）に基づく主燃料流対パイロット燃料流の比の第4の範囲を決定するステップをさらに含む。

【0017】

一実施形態では、本方法は、エンジン動作状態の変化に基づいて、主燃料回路およびパイロット燃料回路への燃料の流れを調整するステップをさらに含む。

【0018】

本開示の別の態様は、燃料コントローラと燃料ノズルとを備える燃焼システムを含むガスタービンエンジンに関する。燃料ノズルは、主燃料回路およびパイロット燃料回路を規定する。燃料コントローラは、1つ以上のプロセッサおよび1つ以上のメモリデバイスを備える。1つ以上のメモリデバイスは、1つ以上のプロセッサによって実行された場合に、1つ以上のプロセッサに動作を実行させる命令を格納する。本動作は、燃料コントローラを介して、主燃料回路を通過する主燃料流対パイロット回路を通過するパイロット燃料流の比の複数の範囲を、燃料の全体的な流れから決定することであって、各比の範囲が、互いに異なる燃焼基準に基づいている、ことと、燃料コントローラを介して、燃焼基準の階層に基づいて主燃料流対パイロット燃料流の比の結果的な範囲を決定することであって、燃焼基準の階層が燃焼基準の優先順位を提供する、ことと、主燃料流対パイロット燃料流の比の結果的な範囲に基づいて、主燃料回路およびパイロット燃料回路に燃料の全体的な流れを、燃料ノズルを通して、流すことと、を含む。本動作は、本明細書で一般的に提供される方法の様々な実施形態の1つ以上のステップを決定し実行することをさらに含むことができる。

30

40

【0019】

本発明のこれらの、ならびに他の特徴、態様および利点は、以下の説明および添付の図面を参照すれば、よりよく理解されよう。添付の図面は、本明細書に組み込まれて、本明細書の一部を構成し、本発明の実施形態を例示し、説明と共に本発明の原理を説明するのに役立つ。

【0020】

50

本発明の完全かつ可能な開示は、その最良の形態を含み、当業者に向けられて、本明細書に記載されており、それは以下の添付の図を参照している。

【図面の簡単な説明】

【0021】

【図1】本発明の主題の様々な実施形態による例示的なガスタービンエンジンの概略断面図である。

【図2】本発明の主題の例示的な実施形態による、図1のガスタービンエンジンの燃焼器システムの概略断面図である。

【図3】本発明の主題の例示的な実施形態による、図2の燃焼器システムの燃料ノズルアセンブリの概略断面図である。

【図4】図3に示す燃料ノズルアセンブリのセグメントの拡大図である。

【図5】図3に示す燃料ノズルアセンブリのセグメントの拡大図である。

【図6】図3に示す燃料ノズルアセンブリのセグメントの拡大図である。

【図7A】複数の所望の動作パラメータに対する主燃料回路およびパイロット燃料回路を有する燃焼システムを動作させる方法の例示的なステップを概説するフローチャートである。

【図7B】複数の所望の動作パラメータに対する主燃料回路およびパイロット燃料回路を有する燃焼システムを動作させる方法の例示的なステップを概説するフローチャートである。

【発明を実施するための形態】

【0022】

本明細書および図面における符号の反復使用は、本発明の同じまたは類似の特徴もしくは要素を表すことを意図している。

【0023】

ここで、本発明の実施形態を詳細に参照するが、その1つまたは複数の例が図面に示されている。各例は、本発明の限定としてではなく、本発明の例示として提示される。実際、本発明の範囲または趣旨を逸脱せずに、様々な修正および変更が本発明において可能であることは、当業者にとって明らかであろう。例えば、一実施形態の一部として例示または記述する特徴は、別の実施形態と共に用いて、さらに別の実施形態を得ることができる。したがって、本発明は、添付の特許請求の範囲およびそれらの均等物の範囲内にあるかかる修正および変更を包含することが意図される。

【0024】

本明細書において、「第1の」、「第2の」、および「第3の」という用語は、1つの構成要素と別の構成要素とを区別するために交換可能に用いることができ、個々の構成要素の位置、重要性、または順序を示すことを意図しない。同様に、「一次」、「二次」、および「三次」という用語は、1つの構成要素と別の構成要素とを区別するために交換可能に用いることができ、位置、重要性、または順序を示すことを意図しない。

【0025】

「上流」および「下流」という用語は、流体経路における流体の流れに対する相対的な方向を指す。例えば、「上流」は流体が流れてくる方向を指し、「下流」は流体が流れていく方向を指す。

【0026】

主燃料回路およびパイロット燃料回路を含む燃焼システムを動作させる方法の実施形態が一般に提供される。本明細書で説明する方法は、低出力動作および排出制御、中出力および高出力動作および排出制御、燃焼安定性、フレームアウト/リーンプローアウト保護、燃料燃焼/燃料効率、望ましくない低、中、高出力の燃焼ダイナミクス/音響の緩和、燃焼器アセンブリおよびノズル損傷、ならびに燃料ノズルコーキングをもたらす燃焼システムの主燃料回路およびパイロット燃料回路への燃料圧力/流れを決定することができる。

【0027】

10

20

30

40

50

ここで図面を参照するが、図面全体を通して同一符号は同一要素を示しており、図1は、本開示の例示的な実施形態によるガスタービンエンジンの概略断面図である。より具体的には、図1の実施形態では、ガスタービンエンジンは、高バイパスターボファンジェットエンジン10であり、本明細書では「ターボファンエンジン10」と呼ぶ。図1に示すように、ターボファンエンジン10は、軸方向A（基準となる長手方向中心線12に平行に延びる）および半径方向Rを画定する。一般に、ターボファン10は、ファンセクション14と、ファンセクション14の下流に配置されたコアタービンエンジン16とを含む。

#### 【0028】

図示の典型的なコアタービンエンジン16は、一般に、環状入口20を定める実質的に管状の外側ケーシング18を備えている。外側ケーシング18は、直列流れ関係で、ブースタもしくは低圧（LP）圧縮器22および高圧（HP）圧縮器24を含む圧縮器セクションと、燃焼セクション26と、高圧（HP）タービン28および低圧（LP）タービン30を含むタービンセクションと、ジェット排気ノズルセクション32とを収容する。高圧（HP）シャフトまたはスプール34は、HPタービン28をHP圧縮器24に駆動可能に接続する。低圧（LP）シャフトまたはスプール36は、LPタービン30をLP圧縮器22に駆動可能に接続する。ターボファンエンジン10の他の実施形態では、追加のスプールを設けることができ、エンジン10をマルチスプールエンジンとして記載することができる。

#### 【0029】

図示の実施形態に関して、ファンセクション14は、複数のファンブレード40を互いに間隔を空けつつディスク42に結合させて有しているファン38を備える。図示するように、ファンブレード40は、ほぼ半径方向Rに沿ってディスク42から外向きに延びる。ファンブレード40およびディスク42は、LPシャフト36によって長手方向軸12の周りに共に回転可能である。いくつかの実施形態では、LPシャフト36の回転速度をより効率的な回転ファン速度へと下げるために、複数のギアを有する動力ギアボックスを含むことができる。

#### 【0030】

図1の典型的な実施形態をさらに参照すると、ディスク42は、複数のファンブレード40を通過する気流を促進するように空気力学的に輪郭付けられた回転可能な前部ナセル48によって覆われる。さらに、例示的なファンセクション14は、ファン38および/またはコアタービンエンジン16の少なくとも一部の周囲を囲む、環状のファンケーシングまたは外側ナセル50を含む。ナセル50は、円周方向に離間して配置された複数の出口ガイドベーン52によって、コアタービンエンジン16に対して支持されるように構成することができることを理解されたい。さらに、ナセル50の下流セクション54は、コアタービンエンジン16の外側部分を覆って延び、コアタービンエンジン16の外側部分との間にバイパス空気流路56を定めることができる。

#### 【0031】

ターボファンエンジン10の動作中、空気58が、ナセル50および/またはファンセクション14の関連入口60を通過してターボファン10に進入する。大量の空気58がファンブレード40を通過する際に、空気58の第1の部分は、矢印62で示すように、バイパス空気流路56に誘導されるかまたは送られ、空気58の第2の部分は、矢印64で示すように、LP圧縮器22に誘導されるかまたは送られる。空気の第1の部分62と空気の第2の部分64との間の比は、バイパス比として一般に知られている。次いで、空気の第2の部分64の圧力が、高圧（HP）圧縮器24を通過して燃焼セクション26へと送られるにつれて高められ、燃焼セクション26において燃料と混合されて燃やされ、燃焼ガス66をもたらす。

#### 【0032】

燃焼ガス66は、HPタービン28を通過して送られ、HPタービン28において、燃焼ガス66からの熱および/または運動エネルギーの一部が、外側ケーシング18に結合し

たHPタービンステータベーン68とHPシャフトまたはスプール34に結合したHPタービンロータブレード70とからなる順次の段によって抽出されて、HPシャフトまたはスプール34を回転させ、したがってHP圧縮器24の動作を支援する。その後、燃焼ガス66は、LPタービン30を通して送られ、LPタービン30において、熱および運動エネルギーの第2の部分が、外側ケーシング18に結合したLPタービンステータベーン72とLPシャフトまたはスプール36に結合したLPタービンロータブレード74とからなる順次の段によって燃焼ガス66から抽出されて、LPシャフトまたはスプール36を回転させ、したがってLP圧縮器22の動作および/またはファン38の回転を支援する。

#### 【0033】

その後、燃焼ガス66は、コアタービンエンジン16のジェット排気ノズルセクション32を通して送られ、推進用の推力をもたらす。同時に、空気の第1の部分62がターボファン10のファンノズル排気セクション76から排出される前にバイパス空気流路56を通して送られる際に、空気の第1の部分62の圧力が実質的に増加し、また推進力を提供する。HPタービン28、LPタービン30、およびジェット排気ノズルセクション32は、コアタービンエンジン16を通して燃焼ガス66を送るための高温ガス経路78を少なくとも部分的に定める。

#### 【0034】

コアタービンエンジン16を有するターボファン10に関して説明したが、本発明の主題は、他のタイプのターボ機械にも適用可能とすることができることが理解されよう。例えば、本発明の主題は、ターボプロップ、ターボシャフト、ターボジェット、工業用および海洋用ガスタービンエンジン、ならびに/もしくは補助動力装置と共に、またはそれらに使用するのに適しているであろう。

#### 【0035】

図2は、例えば、本発明の主題の例示的な実施形態による、図1のガスタービンエンジンで使用するための、燃焼器システム100の概略断面図を提供する。図2に示すように、燃焼器システム100は、前端部101aおよび後端部101bを有する燃焼器101を備える。燃焼器101は、環状の内側ライナ102および環状の外側ライナ104をさらに含む。内側ライナ102は、上流端部106と下流端部108との間で軸方向Aに沿って概して延びている。同様に、外側ライナ104は、上流端部110と下流端部112との間で軸方向Aに沿って概して延びている。

#### 【0036】

燃焼器ドーム114は、内側ライナ102の上流端部106と外側ライナ104の上流端部110との間で半径方向Rに沿って概して伸びている。図2に示すように、内側ライナ102、外側ライナ104、および燃焼器ドーム114は、その間に燃焼室116を画定する。いくつかの実施形態では、燃焼器ドーム114は、内側ライナ102と一体であり、すなわち、内側ライナ102および燃焼器ドーム114は単一構造として一体的に形成されるが、他の実施形態では、燃焼器ドーム114は、外側ライナ104と一体であり、すなわち、外側ライナ104および燃焼器ドーム114は単一構造として一体的に形成される。さらに他の実施形態では、燃焼器ドーム114は、内側ライナ102および外側ライナ104から分離して形成されるか、またはさらに他の実施形態では、燃焼器ドーム114は、内側ライナ102および外側ライナ104の両方と一体であり、例えば、燃焼器ドーム114の少なくとも第1の部分は、内側ライナ102と一体とすることができ、燃焼器ドーム114の少なくとも第2の部分は、外側ライナ104と一体とすることができる。燃焼器ドーム114は、任意の適切な材料、例えば、CMC材料、または金属もしくは金属合金などの金属材料から形成することができる。

#### 【0037】

さらに、燃焼器システム100は、燃料ノズル118の出口端部119に燃料ノズル出口120を画定する燃料ノズル118を有する燃料ノズルアセンブリ117を含む。主ミキサ190は、以下でより詳細に説明するように、燃料ノズル出口120の周りに延在す

10

20

30

40

50

る。燃料ノズル 118 は、燃焼器ドーム 114 を貫通して配置され、燃料ノズル出口 120 は、燃焼器 101 の前端部 101a に、またはそれに隣接して配置され、燃料 - 空気混合物を燃焼室 116 に導く。より詳細には、例示的な燃料ノズル 118 は、液体炭化水素燃料を燃焼器システム 100 の空気流に注入するように構成されたタイプのものである。燃料ノズル 118 は、「段階」タイプであり、各段階が燃料ノズル 118 内の個々の燃料流路によって画定される 2 つ以上の別個の段階を介して燃料を選択的に噴射するように動作可能であるという意味である。

#### 【0038】

燃料流量は、各段内で可変であってもよい。図 2 に示す例示的な実施形態では、燃料ノズル 118 は、動作上の必要に応じて様々な流量で液体燃料の流れを供給するように動作可能な燃料システム 122 に接続される。燃料システム 122 は、パイロット燃料導管 126 に結合されるパイロット制御バルブ 124 に燃料を供給し、燃料をパイロット供給ライン 127 に供給する。図 3 から図 6 に関して示されるような様々な実施形態では、パイロット供給ライン 127 は、燃料ノズル 118 内の一次パイロット供給ライン 128 および二次パイロット供給ライン 130 (図 3) にさらに細分される。さらに他の実施形態では、パイロット供給ライン 127 は、さらに、3 つ以上のパイロット供給ラインに細分される。燃料システム 122 はまた、主燃料導管 134 に結合された主バルブ 132 に燃料を供給し、燃料ノズル 118 の主燃料回路 136 (図 3) に供給する。様々な実施形態では、主燃料回路 136 は、燃料を燃焼室 116 に流出させる 2 つ以上の主燃料回路ラインにさらに細分することができる。

#### 【0039】

ここで図 3 を参照すると、燃料ノズルアセンブリ 117 の一部の断面図が示されている。さらに、図 4、図 5、および図 6 は、図 3 に示す燃料ノズルアセンブリ 117 の一部のセグメントの拡大図を提供する。説明のために、燃料ノズルアセンブリ 117 の中心線軸 CL を基準とする。いくつかの実施形態では、中心線軸 CL は、エンジン 10 の軸中心線 12 に概ね平行であるが、他の実施形態では、中心線軸 CL は、エンジン軸中心線 12 に対して特定の角度とすることができる。図示された燃料ノズルアセンブリ 117 の構成要素は、中心線軸 CL に平行に、その周りに延在し、一般に一連の同心リングとして配置される。例えば、パイロット燃料噴射器 138 は、燃料ノズル 118 の出口 120 に、またはその近傍に配置され、中心線軸 CL と整列される。図 4 に最も明瞭に示されるように、パイロット燃料噴射器 138 は、一次燃料オリフィス 142 を画定する概ね環状の内壁 140 と、二次燃料オリフィス 146 を画定する概ね環状の外壁 144 とを含む。一次パイロット供給ライン 128 は、一次燃料オリフィス 142 を介して燃料ノズル 118 に燃料を供給し、二次パイロット供給ライン 130 は、二次燃料オリフィス 146 を介して燃料ノズル 118 に燃料を供給する。

#### 【0040】

図 3 および図 4 に示すように、内壁 140 は、外壁 144 に対して半径方向内向きに配置され、外壁 144 が内壁 140 を概ね取り囲み、二次燃料オリフィス 146 が一次燃料オリフィス 142 を取り囲む。さらに、図示の実施形態では、一次燃料オリフィス 142 は、一般に、二次燃料オリフィス 146 と半径方向に整列している。すなわち、一次および二次燃料オリフィス 142、146 は、燃料ノズル 118 内の概ね同じ軸方向位置に配置される。

#### 【0041】

環状のパイロットスプリッタ 148 が、パイロット燃料噴射器 138 を円周方向に取り囲む。パイロットスプリッタ 148 は、上流部分 150 および下流部分 152 を含む。上流部分 150 は概して円筒形であり、下流部分 152 は概して円錐形である。下流部分 152 は、一般に、中心線軸 CL に対して収束してより幅の狭い第 2 の部分 152b に徐々に狭まるより幅広の第 1 の部分 152a を有し、第 2 の部分 152b は、第 1 の部分 152a に対して下流にある。複数の開口部 154 は、第 2 の部分 152b に画定され、例えば、複数のスプリッタ開口部 154 は、第 2 の部分 152b の周縁に沿って画定すること

10

20

30

40

50

ができ、一般に、互いに均等に離間することができる。スプリッタ開口部 154 は、例えば、パイロットスプリッタ 148 の冷却を促進し、それによってスプリッタの耐久性を向上させるために、空気の流れを許容する。空気の流れは、以下でより詳細に説明される。

【0042】

環状外側境界壁 156 は、パイロットスプリッタ 148 を円周方向に取り囲み、燃料ノズル 118 のパイロット部分 P の外側境界を画定する。外側境界壁 156 は、第 2 の部分 156 b と第 3 の部分 156 c との間にスロート 158 が画定されるように、ほぼ円筒形の第 1 の部分 156 a と、収束する第 2 の部分 156 b と、分岐する第 3 の部分 156 c とを含む。図 3 に示すように、第 1、第 2、および第 3 の部分 156 a、156 b、156 c は、流れ順に軸方向に配置され、すなわち、第 1 の部分 156 a は第 3 の部分 156 c の上流にある第 2 の部分 156 b の上流にある。さらに、外側境界壁 156 の収束する第 2 の部分 156 b は、パイロットスプリッタ 148 の収束下流部分 152 に概ね従うか、または平行である。このように、パイロットスプリッタ 148 の下流端部 160 は、外側境界壁 156 の収束および分岐部分 156 b、156 c によって画定されるスロート 158 内に概して配置される。

10

【0043】

図 3 および図 4 に示すように、パイロット燃料噴射器 138 とパイロットスプリッタ 148 との間に内側空気回路 162 が画定され、パイロットスプリッタ 148 と外側境界壁 156 との間に外側空気回路 164 が画定される。パイロット燃料噴射器 138 からパイロットスプリッタ 148 の上流部分 150 まで放射状に内側スワールベーン 166 の円周方向アレイが延在する。同様に、外側スワールベーン 168 の円周方向アレイは、パイロットスプリッタ 148 の上流部分 150 から外側境界壁 156 の第 1 の部分 156 a まで半径方向に延在する。内側スワールベーン 166 は、内側空気回路 162 を通過する空気流に旋回流を誘発するように成形および配向され、外側スワールベーン 168 は、外側空気回路 164 を通過する空気流に旋回流を誘発するように成形および配向される。

20

【0044】

内側および外側空気回路 162、164 の上流で、燃料ノズル 118 は、空気をパイロット部分 P に進入させるパイロット空気入口 170 を画定する。空気はパイロット空気回路 172 に流入し、パイロット空気回路 172 は、内側空気回路 162 および外側空気回路 164 にパイロットスプリッタ 148 によって分割されている。パイロットスプリッタ 148 の下流端部 160 において、内側および外側空気回路 162、164 は、燃料ノズル 118 のパイロット部分 P の残りの部分を通して延びる単一のパイロット空気回路 172 に併合する。図 3 に示すように、外側境界壁 156 の第 3 の部分 156 c は、パイロット部分 P の下流端部を通る空気回路 172 の外側境界を画定する。内側空気回路 162 および外側空気回路 164 は、内側および外側スワールベーン 166、168 ならびに外側境界壁 156 の第 3 の部分 156 c を含み、パイロットスワラ 171 を形成する。パイロットスワラ 171 は、燃料ノズル 118 のパイロット部分 P を通る空気の流れおよび空気と燃料の混合物を含む流体の流れを導き、制御する。より詳細には、空気は、内側および外側スワールベーン 166、168 を旋回し、次いで、外側境界壁の第 3 の部分 156 c によって画定されたパイロットスワラ 171 の概ね円錐形の下流部分において燃料と混合されると、膨張する。

30

40

【0045】

また、燃料ノズル 118 は、パイロット部分 P を周方向に囲んでいる。特に、燃料ノズル 118 の外壁 121 は、燃料ノズル出口 120 を画定し、熱シールド 176 の半径方向最外端部 178 に軸方向に延びる。図 3 に示すように、外壁 121 は、外側境界壁 156 から半径方向に離間されている。さらに、外壁 121 は、外壁 121 と外側境界壁 156 との間の空間への空気の流れを可能にする開口部 123 を画定する。空気の流れにより、燃料ノズル出口端部 119 および出口端部 119 の近傍の燃料ノズル構成要素を冷却することができる。

【0046】

50

パイロット燃料噴射器 138 は、比較的小さく、安定したパイロットフレームまたは燃焼ゾーンを画定する。パイロット燃焼ゾーンは、半径状に環状燃焼器の流れ場の中心に位置する。燃料は、一次および二次のパイロット供給ライン 128、130 を介してパイロット燃料噴射器 138 に供給される。パイロット空気流路 172 を通じて空気が供給される。パイロット空気流路 172 は、比較的高い空気流を提供し、言い換えれば、パイロット空気流路 172 を通って導かれる全燃焼器空気流の部分は、特に、既知の T A P S 燃焼器設計と比較して、比較的高い。

#### 【0047】

引き続き図 3 を参照すると、環状主部分 M は、燃料ノズル 118 の環状パイロット部分 P の周りに円周方向に延びている。主部分 M は、主燃料回路 136 を介して燃料が供給される主燃料噴射器 180 を含む。主燃料回路 136 は、主燃料導管 134 によって結合され、燃料を供給される。図 3、図 5 および図 6 に示すように、主燃料噴射器 180 は、複数の注入ポート 184 を含む。燃料ノズルアセンブリ 117 の中心線軸 C L に対して下流に傾斜しているように概略的に示されているが、種々の実施形態において、複数の注入ポート 184 は、燃料ノズルアセンブリ 117 の中心線軸 C L に対して実質的に真っ直ぐまたは垂直に配置してもよい。すなわち、各注入ポート 184 は、入口端部 186 と出口端部 188 とを有し、出口端部 188 は、入口端部 186 に対して下流に、中心線軸 C L に対してある角度で配向されている。入口端部 186 は、主燃料回路 136 から注入ポート 184 への燃料の進入を可能にし、出口端部 188 は、注入ポート 184 からの燃料の排出を可能にする。このように、斜めの注入ポート 184 は、以下でより詳細に説明するように、主燃料回路 136 から燃焼室 116 の中心に向かって燃料が排出されることを可能にする。

10

20

#### 【0048】

燃料ノズルアセンブリ 117 は、主燃料噴射器 180 に隣接して燃料ノズル 118 を円周方向に取り囲む環状主ミキサまたはスワラ 190 をさらに含む。主ミキサ 190 は、主ミキサ 190 への空気流を可能にするために、その周囲に複数の入口開口部 192 を画定する。図 3、図 5、および図 6 に示すように、主ミキサ入口開口部 192 は、主ミキサ 190 の前方端部または上流端部 194 に画定される。いくつかの実施形態では、主ミキサ 190 およびその入口開口部 192 は、主ミキサ 190 を通過する空気流に旋回流を誘導するように成形および/または配向することができる。開口部 192 の下流または後方で、主ミキサ 190 は、主ミキサ 190 の後端または下流端部 198 まで延在して燃料ノズル 118 の外壁 121 から半径方向に離間した、環状主ミキサ壁 196 を含む。主ミキサ壁 196 と燃料ノズル外壁 121 との間には、主空気流路 200 が画定されている。さらに、主ミキサ壁 196 は、下流端部 198 で主ミキサ出口 202 を画定する。このようにして、空気は入口開口部 192 を通って主ミキサ 190 に流入し、主空気流路 200 を通って進み、主ミキサ出口 202 を通って主ミキサ 190 を出る。主ミキサ 190 は、比較的低い空気流を提供し、言い換えれば、主ミキサ 190 を通って導かれる全燃焼器空気流の部分は、特に、既知の T A P S 燃焼器設計と比較して、比較的低い。主部分 M への、およびそれを通る空気流は、以下により詳細に説明される。

30

#### 【0049】

図 3、図 5、および図 6 にも示されているように、燃料ノズルの外壁 121 は、その中に注入ポート 184 と整列した開口部 204 を画定する。外壁 121 は、それぞれが注入ポート 184 の一つと位置合わせされた複数の開口部 204 を画定することが理解されよう。先に述べたように、注入ポート 184 は、燃料ノズル 118 の中心線軸 C L に対して下流に、または中心線軸 C L に対して直線もしくは垂直に、またはそれらの組み合わせで、角度を付けることができる。外壁開口部 204 は、同様に、中心線軸 C L に対してある角度で画定され、開口部 204 の角度は、図 3、図 5、および図 6 の例示的な実施形態に示されるように、注入ポート 184 の角度と実質的に同じであってもよい。さらに、外壁開口部 204 は、燃料が主ミキサ壁 196 と燃料ノズル外壁 121 との間に画定された主空気流路 200 内に注入されるように、入口開口部 192 の下流に画定される。それに

40

50

じて、燃料は、主ミキサ開口部 192 を通って主ミキサ 190 に導かれた空気流と共に主空気流路 200 で混合され、燃料混合気は下流を流れ続け、主ミキサ 190 を出て、主ミキサ出口 202 を通って燃焼室 116 に入る。前述のように、傾斜注入ポート 184 および出口壁開口部 204 は、燃料を燃焼器 101 の中央に向けて導くのを助け、燃焼器内の燃料が燃焼器の中心に向かってより集中するようにする。このように、傾斜燃料注入は、燃焼器 101 の輪郭および/またはパターン因子を制御するのを助け、エンジンの高出力動作を可能にし、燃料および燃焼ガスを燃焼器のハードウェアから遠ざかる方向に導くことによって、内側および外側ライナ 102、104、ならびに他の燃焼器ハードウェアの耐久性を高める。

#### 【0050】

前述したように、内側ライナ 102 および外側ライナ 104 は、高温性能を有する非金属材料であるセラミックマトリックス複合材 (CMC) 材料から形成することができる。いくつかの実施形態では、燃焼器ドーム 114 は、CMC 材料から形成することもできる。より詳細には、燃焼器ドーム 114 は、燃焼器ドーム 114 ならびに内側ライナ 102 および/または外側ライナ 104 が単一部品であるように、CMC 材料から内側ライナ 102 および/または外側ライナ 104 と一体的に形成することができる。他の実施形態では、燃焼器ドーム 114 は、別個の CMC 構成要素として、または金属もしくは合金などの別の適切な材料から、内側ライナおよび外側ライナとは別個に形成することができる。またさらに、これらに限定するものではないが、ライナ 102、104、燃焼器ドーム 114、および燃料ノズルアセンブリ 117 などの燃焼システム 100 の 1 つ以上の構成要素または部分は、CMC 材料または 1 つ以上の金属もしくは合金で形成することができる。金属または合金は、これらに限定するものではないが、ニッケル、チタン、鉄もしくは鋼、またはそれぞれの合金、またはそれらの組み合わせを含む、ガスタービンエンジン燃焼システムに適した 1 つ以上のものを含む。

#### 【0051】

ここで図 7A および図 7B を参照すると、主燃料回路およびパイロット燃料回路を画定する燃料コントローラおよび燃料ノズルを備える燃焼システムを動作させる方法の例示的なフローチャートが一般に提供される (以下、方法 1000)。燃焼システム、燃料コントローラ、および燃料ノズルは、図 1 から図 6 に関して図示および説明したのと実質的に同様に構成することができる。例えば、方法 1000 は、図 1 から図 6 に関して図示および説明した燃料ノズルアセンブリ 117 および燃料ノズル 118 を含む燃料システム 122 および燃焼器システム 100 で実施することができる。燃料システム 122 および燃料ノズルアセンブリ 117 は、主燃料回路を主燃料導管 134 および主燃料回路 136 として定義することができ、主燃料回路 136 は、図 2 に示すように燃料を燃焼室 116 に排出する。燃料システム 122 および燃料ノズルアセンブリ 117 は、パイロット燃料回路を、図 2 に示すように、燃料ノズルアセンブリ 117 を通って燃焼室 116 に向かうパイロット燃料導管 126 およびパイロット供給ライン 127 としてさらに画定することができる。様々な実施形態では、燃料システム 122 および燃料ノズルアセンブリ 117 は共に、パイロット燃料回路をパイロット燃料導管 126、一次パイロット供給ライン 128、および二次パイロット供給ライン 130 としてさらに画定することができ、供給ライン 128、130 のそれぞれは、図 1 から図 6 に関して図示および説明されているように、燃料をそれぞれの燃料オリフィス 142、146 を介して燃焼室 116 に排出する。

#### 【0052】

しかしながら、方法 1000 は、一般に、燃料システムおよび燃料ノズルアセンブリが共に、第 1 の燃料供給をもたらすよう構成される 1 つ以上の主燃料回路 (例えば、一次、二次、三次等)、および第 2 の燃料供給をもたらすよう構成される 1 つ以上のパイロット燃料回路 (例えば、一次、二次、三次等) を定義することで実現することができることを認識すべきである。このように、方法 1000 の様々な実施形態は、図 1 から図 6 に図示および説明された実施形態に限定されない燃料システムおよび燃料ノズルで実施することができる。さらに、図 1 から図 6 に関して図示および説明された燃料システムおよび燃料

10

20

30

40

50

ノズルの実施形態は、図 1 から図 6 に関して図示および説明された実施形態によって必ずしも限定されない、方法 1000 の実施形態を一般的に説明する例示として提供することができる。

#### 【0053】

本明細書に記載された方法 1000 の実施形態は、始動/点火および低出力動作のために一般的に構成されるパイロット燃料回路と、中出力および高出力動作のために一般的に構成される主燃料回路との間での燃料分割を制御することができ、この制御は、排出向上、燃焼安定性、燃料燃焼、およびフレームアウト/ブローアウト保護を一般的に提供する。さらに、方法 1000 の実施形態は、一般的に、所望の燃料燃焼、排出、燃焼安定性、フレームアウト保護、コーキング保護、および燃焼器アセンブリの耐久性を含む複数の所望の出力を満たす燃料分割を決定し提供する。

10

#### 【0054】

方法 1000 は、燃焼器アセンブリ（例えば、燃焼器アセンブリ 100）への燃料の全体的な流れを決定するステップ 1010 を含む。燃料の全体的な流れは、主燃料回路およびパイロット燃料回路を通る総燃料量を規定する。本明細書ですでに説明したように、主燃料回路、パイロット燃料回路、またはその両方は、燃焼室（例えば、燃焼室 116）に燃料の比例または独立流量または圧力を提供する 1 つ以上のライン、導管、流路などを含むことができる。燃焼器アセンブリへの燃料の全体的な流れを決定するステップは、燃焼室での全体的な燃料 - 空気比を決定するステップをさらに含むことができる。様々な実施形態において、燃料の全体的な流れを決定するステップは、所望のファンもしくは低スプール速度（例えば、N1 または Nfan）または所望のエンジン圧力比に基づく。

20

#### 【0055】

方法 1000 はさらに、1020 において、主燃料回路を通る主燃料流対パイロット回路を通るパイロット燃料流の比の複数の範囲を燃料の全体的な流れから決定するステップを含む。比の各範囲は、互いに異なる燃焼基準に基づく。

#### 【0056】

様々な実施形態では、燃焼基準は、排出限界、リーンブローアウト限界、リッチブローアウト限界、燃料コーキング限界、燃焼安定限界、所望の燃焼効率、燃料圧力範囲、および耐久性パラメータの 2 つ以上を含む。様々な実施形態では、所望の燃焼効率は、エンジン動作条件に対する最小限の許容されたまたは所望の燃焼効率を含むことができる。排出限界は、これらに限定するものではないが、1 つ以上の窒素酸化物（NOx）、煤煙数（SN）、未燃焼炭化水素限界（UHC）、または一酸化炭素限界（CO）に基づく 1 つ以上の基準を含むことができる。様々な実施形態において、排出限界は、二酸化炭素限界（CO2）をさらに含むことができる。さらに様々な実施形態において、排出限界は、1 つ以上の規制当局、国内または国際的な条約、または協定（例えば、国際民間航空、連邦航空局、欧州航空安全局、などの条約）によって制御または調節される 1 つ以上の排出基準をさらに含むことができる。しかしながら、排出限界は、1 つ以上の規制当局によって識別され得る 1 つ以上の追加の基準を含むことができるが、排出限界の量または大きさは、1 つ以上の規制当局によって含まれるかまたは列挙されるものに限定されないことを認識すべきである。

30

40

#### 【0057】

一実施形態では、方法 1000 は、耐久性パラメータに基づいて主燃料流対パイロット燃料流の比の第 1 の範囲を決定するステップ 1021 をさらに含む。様々な実施形態において、耐久性パラメータは、燃焼器ライナ、ドームアセンブリ、燃料ノズル、またはタービンノズルのうちの 1 つ以上に基づく。様々な実施形態において、耐久性パラメータは、表面温度、内部温度、高温側と低温側との間の温度差、および所望の要求寿命（例えば、燃焼器アセンブリ、またはその一部分が 1 つ以上の動作条件で動作することができる期間）の 1 つ以上である。高温側とは、一般に、低温側と同じ部品、構成要素、またはアセンブリの反対側の部分、面、または側部に対比して、燃焼室 116 に隣接する部分または燃焼室 116 の近傍を指す。

50

## 【 0 0 5 8 】

別の実施形態では、方法 1 0 0 0 は、すべての燃料ノズルを通る燃料を流す最小バルブ圧力に基づいて主燃料流対パイロット燃料流の比の第 2 の範囲を決定するステップ 1 0 2 2 をさらに含む。例えば、比の第 2 の範囲を決定するステップは、個々の燃料回路（例えば、燃焼器アセンブリ 1 0 0 の各燃料ノズルアセンブリ 1 1 7 の、各主燃料導管 1 3 4、主燃料回路 1 3 6、パイロット燃料導管 1 2 6、パイロット供給ライン 1 2 7、一次パイロット供給ライン 1 2 8、二次パイロット供給ライン 1 3 0 など）の閉鎖を軽減するような、一般的にすべてのエンジン動作状態における最小バルブ開口圧力に基づくことができ、燃焼室 1 1 6 に燃料が流れることを可能にすることができる。別の例として、各主燃料回路、パイロット燃料回路、またはその両方は、回路から燃焼室へのデルタ圧力にわたる最小流量を規定することができる。したがって、比の第 2 の範囲を決定するステップは、各主燃料回路および各パイロット燃料回路を通る最小燃料流を決定するステップをさらに含むことができる。

10

## 【 0 0 5 9 】

さらに別の実施形態では、方法 1 0 0 0 は、燃焼音響パラメータに基づいて主燃料流対パイロット燃料流の比の第 3 の範囲を決定するステップ 1 0 2 3 をさらに含む。一実施形態では、方法 1 0 0 0 は、可聴音響または唸り（例えば、人間の耳に知覚可能な望ましくないトーンまたは音響）を軽減するために主燃料流対パイロット燃料流の最大比を決定するステップ 1 0 2 3 をさらに含むことができる。様々な実施形態において、唸りは約 4 0 0 Hz 以下で定義することができる。様々な実施形態において、可聴音響を軽減するステップは、例えば、燃焼器アセンブリおよび燃料システムまたはその両方の 1 つ以上の構成要素または部品で疲労を引き起こす可能性のある始動または圧力振動を軽減することによって、燃焼器アセンブリおよび燃料システム（例えば、燃焼器アセンブリ 1 0 0 および燃料システム 1 2 2）の部品または構成要素の構造劣化をさらに軽減することができる。様々な実施形態において、主燃料流対パイロット燃料流の比の第 3 の範囲を決定するステップは、より具体的には、低出力動作状態での燃焼音響パラメータに基づくことができる。

20

## 【 0 0 6 0 】

燃焼室での瞬時燃焼圧力  $P_4$  を検出、監視、または測定するセンサをさらに含むエンジンの様々な実施形態では、主燃料回路を通る主燃料流とパイロット燃料回路を通るパイロット燃料流との最大比を決定する様々なステップが、変動圧力  $P_4'$  にさらに基づく。他の実施形態では、本方法は、1 0 2 3 において、 $P_4$  または  $P_4'$  を定義するチャート、テーブル、曲線、または伝達関数にさらに基づく。さらに様々な実施形態において、 $P_4'$  は、高周波数燃焼ダイナミクスを規定する。例えば、主燃料流対パイロット燃料流の最大比を決定するステップは、さらに、所望の  $P_4$  または  $P_4'$  限界に基づく。燃焼室への主燃料流対パイロット燃料流の最大比を決定するステップは、圧力振動、音響、および振動をもたらすような燃焼不安定性を軽減する。

30

## 【 0 0 6 1 】

さらに別の実施形態では、主燃料流対パイロット燃料の最大比を決定するステップは、パイロット燃料回路を通る燃料の固定流量を決定するステップを含む。例えば、一実施形態では、主燃料対パイロット燃料の最大比を決定するステップは、全エンジン動作状態にわたって概ね適したパイロット燃料流量を含む。

40

## 【 0 0 6 2 】

別の実施形態において、方法 1 0 0 0 は、少なくとも圧縮器出口圧力 ( $P_3$ )、圧縮器出口温度 ( $T_3$ )、および燃焼燃料 - 空気比 ( $FAR_4$ ) に基づく主燃料流対パイロット燃料流の比の第 4 の範囲を決定するステップ 1 0 2 4 をさらに含むことができる。他の実施形態では、方法 1 0 2 0 は、高ロータ回転速度  $N_2$ 、圧縮器入口温度  $T_2$ 、および主燃料回路およびパイロット燃料回路への燃料の全流量率 ( $W_f$ ) のうちの 1 つ以上に基づいている。さらに別の実施形態では、本方法は、1 0 2 0 において、燃焼状態を決定する 1 つ以上のパラメータに基づく。

## 【 0 0 6 3 】

50

さらに別の実施形態では、方法1000は、燃焼基準の燃料圧力範囲に基づいて主燃料対パイロット燃料の比の第5の範囲を決定するステップ1025をさらに含むことができる。燃料圧力範囲は、1つ以上の供給ポンプ、バルブ、計量もしくは絞り開口に基づいて、または燃料システムの1つ以上の断面積、容積、もしくは他の流量もしくは圧力性にさらに基づいて、最小および最大許容燃料圧力を示すことができる。一実施形態では、主燃料対パイロット燃料の比の第5の範囲を決定するステップ1025が、主燃料回路を通過して提供される最小主燃料流量に基づく。様々な実施形態において、主燃料回路を通過して提供される最小主燃料流量を決定するステップは、燃料が主燃料回路を通過して流れるのを防止する閾値主燃料圧力を規定する。様々な実施形態において、最小主燃料流を決定するステップは、1つ以上の主燃料回路が燃焼室116に燃料を供給していない場合に主燃料回路をパージするための最小空気圧を規定するステップをさらに含む。例えば、1025での一実施形態では、主燃料回路を通過して提供される最小主燃料流を決定するステップは、主燃料回路を通る最大パージ流体圧力（例えば、空気、不活性ガス）に基づく。主燃料回路をパージするための最小空気圧を規定するステップは、各燃料ノズルアセンブリ117の主燃料導管134および主燃料回路136のうちの1つ以上のような、主燃料回路におけるコーキング防止を規定することができる。さらに様々な実施形態において、比の第5の範囲を決定するステップは、主燃料流が主燃料回路を通過して提供される圧縮器出口圧力（P3）に対する最小主燃料流を決定するステップにさらに基づく。

10

20

30

40

50

#### 【0064】

方法1000はさらに、P3と、少なくともP3に基づいて主燃料回路を通る主燃料圧力（Pf<sub>m</sub>）との最小差を決定するステップに基づいて主燃料対パイロット燃料流の比の第6の範囲を決定するステップ1026を含むことができる。種々の実施形態において、P3と主燃料回路を通るPf<sub>m</sub>との最小差を決定するステップは、燃料システム122の主燃料導管134と燃料ノズルアセンブリ117の主燃料回路136の1つ以上で決定される。一実施形態では、P3とPf<sub>m</sub>との最小差を決定するステップは、各燃料ノズルアセンブリ117の各主燃料回路136に結合された主燃料導管134でより具体的に決定される。P3とPf<sub>m</sub>との間の最小差を決定するステップにより、各燃料ノズルアセンブリ117の各主燃料回路136の間の圧力または流れの変動を軽減するために、各燃料ノズルアセンブリ117の間の十分に高い圧力差を保証することができる。

#### 【0065】

方法1000は、燃焼のために燃料システムおよび燃焼器アセンブリを通る主燃料流対パイロット燃料流の比の複数の範囲を決定するステップを含むが、各範囲または比は、互いに排他的ではない値の明確な範囲を概ね定義することを認識すべきである。例えば、比の範囲のうちの2つ以上は、異なる基準に基づいて決定されるが、実質的に類似している可能性がある。別の例として、比の範囲のうちの2つ以上は、比率の各範囲が少なくとも部分的に重複しないように、少なくとも部分的に排他的であり得る。さらに別の例として、範囲または比の2つ以上は、比の各範囲が完全に重複しないように相互に排他的であり得る。

#### 【0066】

方法1000はさらに、燃焼基準の階層に基づいて主燃料流対パイロット燃料流の比の結果的な範囲を決定するステップ1030を含む。燃焼基準の階層は、燃焼基準の優先順位をもたらす。例えば、方法1000は、1030で、燃焼基準のそれぞれについて優先順位またはランキングを定義するステップを含むことができる。本方法は、各燃焼基準に対応する比の各範囲に対して優先順位を定義するステップ1030をさらに含むことができる。1020で決定された比の複数の範囲の比の各範囲が少なくとも部分的に重複している場合、比の結果的な範囲は、主燃料流対パイロット燃料流の比の重複範囲を画定することができる。そうでなければ、燃焼基準の階層を適用して、比のある範囲が比の別の範囲よりも利用されているかどうかを判定する。あるいは、燃焼基準の階層を適用して、ステップ1020における比の決定された範囲のうちのどれが、1030での比の結果的な範囲を決定する場合に除外され得るかを決定する。

## 【 0 0 6 7 】

このように、優先度の高い燃焼基準と重ならないより低い順位の比の1つ以上の範囲ではなく、優先度の高い燃焼基準に対応する比の範囲が利用される。言い換えると、より高い優先度の燃焼基準に対応する比の範囲から相互に排他的である、より低い優先度の燃焼基準に対応する比の範囲は、比の結果的な範囲を決定する場合に取り除かれる。このように、方法1000は、主燃料流対パイロット燃料流の比の結果的な範囲に基づいて、主燃料回路およびパイロット燃料回路に燃料の全体的な流れを流すステップ1040をさらに含む。

## 【 0 0 6 8 】

様々な実施形態において、燃焼基準の階層を決定するステップは、これらに限定するものではないが、あるタイプの推進システムまたは装置（例えば、海洋または工業用ガスタービン、亜音速推進、超音速推進、回転または固定翼装置など）、エンジン動作条件（例えば、推力または負荷出力レベル、部分負荷または全負荷状態、定常状態または過渡状態など）、環境条件（例えば、高度、気温、圧力、湿度、風速など）、またはそれらの変化率、またはそれらの組み合わせに少なくとも基づくことができる。このように、燃焼基準の優先順位は、少なくとも1つ以上の前述の要因、またはそれらの組み合わせに基づいて変化する可能性がある。

10

## 【 0 0 6 9 】

1050において、方法1000は、比の結果的な範囲内の主燃料流対パイロット燃料流の比を決定するステップをさらに含むことができる。主燃料流対パイロット燃料流の比は、エンジン動作状態に基づいている。様々な実施形態では、比の結果的な範囲内の主燃料流対パイロット燃料流の比を決定するステップは、エンジン動作状態が定常動作状態であるか過渡動作状態であるかにさらに基づいている。例えば、主燃料流対パイロット燃料流の結果的な比を決定するステップは、圧縮器出口温度（ $T_3$ ）、圧縮器入口温度（ $T_2$ ）、高ロータ回転速度（例えば、 $N_2$ または $N_{high}$ ）、または定常状態もしくは過渡的なエンジン動作を示す1つ以上の制御信号の1つ以上に基づくことができる。さらに様々な実施形態において、主燃料流対パイロット燃料流の比を決定するステップは、燃焼効率、排出物、またはその両方に少なくとも基づく。

20

## 【 0 0 7 0 】

様々な実施形態では、エンジン動作条件は、これらに限定するものではないが、点火、グラウンドアイドリング、離陸、クライム、クルーズ、フライトアイドリング、およびアプローチ、もしくはそれらの間の一般的な過渡状態を一般的に規定する定常状態条件を含むことができる。始動、点火、グラウンドアイドリング、フライトアイドリング、およびアプローチは、一般に、低出力条件を規定することができる。離陸、クライム、およびクルーズは、通常、中出力と高出力の条件を規定することができる。エンジン動作状態は、海洋および産業用ガスタービンエンジン用などの他の状況で定義されてもよく、前述の状態に概ね対応する低、中、および高出力状態を定義することができることを理解されたい。またさらに、1つ以上の定常状態条件を、1つ以上の前述の状態の間で定義することができる。

30

## 【 0 0 7 1 】

様々な実施形態において、方法1000は、パイロット燃料回路へのパイロット燃料流の複数の範囲を決定するステップ1060を含むことができる。パイロット燃料流の各範囲は、パイロット燃料回路への複数の最小燃料流値および複数の最大燃料流値を規定することができる。燃料流の各範囲は、燃焼基準に基づく。

40

## 【 0 0 7 2 】

またさらに、様々な実施形態において、方法1000は、1020で、エンジン入口温度（ $T_1$ ）、低/中間圧縮器入口温度（ $T_2$ ）、高圧縮器入口温度（ $T_{25}$ ）、 $P_3$ 、 $T_3$ 、燃料流量、燃焼器での空気流量（ $W_{a36}$ ）、主燃料/空気当量比、パイロット燃料/空気当量比、 $FAR_4$ 、 $P_4$ 、燃焼出口温度（ $T_{41}$ ）、タービン出口温度、排気ガス温度、低またはファンロータ速度（例えば、 $N_1$ 、 $N_{fan}$ 、または $N_{low}$ ）、高ロー

50

タ速度（例えば、N2またはNhigh）、燃焼セクションにおける1つ以上のブリード空気流量、ならびに本明細書に記載される1つ以上の圧力または流れ限界、比、または範囲の1つまたは複数に基づいて、主燃料流対パイロット燃料流の比の範囲の1つ以上を決定するステップを含むことができる。T3およびP3は、一般に、圧縮器セクションから出る（例えば、HP圧縮器24から燃焼セクション26に出る）空気の温度および圧力をそれぞれ指すことを理解されたい。FAR4は、一般に、燃焼室（例えば、燃焼室116）における全体的な燃料-空気比を指す。例えば、FAR4は、主燃料回路およびパイロット燃料回路における燃料の、燃焼室における全空気流に対する総燃料流を指すことができる。

#### 【0073】

一実施形態では、方法1000は、パイロット燃料回路への燃料の最小流および最大流を決定するステップ1020を含むことができる。パイロット燃料回路への燃料の最小流および最大流は、パイロット燃料-空気比の範囲を規定することができる。例えば、パイロット燃料回路への燃料の最小流および最大流を決定するステップは、パイロット燃料導管126およびパイロット供給ライン127を通る燃料の最小流および最大流を決定するステップを含む。別の例として、パイロット燃料回路への燃料の最小流および最大流を決定するステップは、パイロット燃料が2つ以上のパイロット供給ライン（例えば、一次パイロット供給ライン128および二次パイロット供給ライン130が、図1から図6に概ね示されている）に分割される前にパイロット燃料導管126を通る燃料の最小流および最大流を決定するステップを含む。

#### 【0074】

他の実施形態では、パイロット燃料回路への燃料の最小流および最大流を決定するステップは、複数のパイロット燃料導管がそれぞれ複数のパイロット供給ラインに独立して結合されるように、複数のパイロット燃料回路を通る合計最大燃料流の全体を決定することを含むことができる。例えば、各パイロット燃料導管は、一次パイロット供給ライン128および二次パイロット供給ライン130に独立して結合することができる。

#### 【0075】

1020での方法1000の別の実施形態は、T3に基づく最小全パイロット燃料流量（Wfp）に基づいて比の範囲を決定するステップを含むことができる。最小全Wfpを決定するステップは、一般に、パイロット燃料回路を通る、例えば、各燃料ノズルアセンブリ117のパイロット燃料導管126、パイロット供給ライン127、またはそこからの各供給ライン（例えば、一次パイロット供給ライン128、および二次パイロット供給ライン130）の1つまたは複数を通る、燃料の最小許容流量を決定することができる。最小全Wfpを決定するステップにより、パイロット燃料回路内の燃料コーキング（すなわち、炭素堆積物形成）を防止することができる。例えば、決定された最小値を下回るパイロット燃料流量Wfpは、パイロット燃料回路内の燃料コーキングをもたらす可能性がある。

#### 【0076】

さらに別の実施形態では、方法1000は、リーンブロー限界に基づいて比の範囲を決定するステップ1020をさらに含むことができる。例えば、主燃料流対パイロット燃料流の最小比を決定するステップにより、すべてのエンジン動作状態で燃焼器アセンブリが点灯したままである（すなわち、燃料および空気の燃焼が行われている）ことを確実にすることができる。様々な実施形態において、リーンブロー限界は、P3、T3、およびFAR4の1つ以上に基づく。一実施形態では、リーンブロー限界は、P3、T3、およびFAR4に対して、少なくとも最小全パイロット燃料流を含む参照テーブル、チャート、または曲線の1つ以上に基づく。

#### 【0077】

図7Aおよび図7Bは、例示および説明のために特定の順序で実行されるステップを示しているが、当業者であれば、本明細書で提供される開示を使用して、本明細書に開示された方法のいずれかの様々なステップが、本開示の範囲から逸脱することなく様々な方法

10

20

30

40

50

で変更、適合、拡張、再構成および/または省略することができることを理解するであろう。

【0078】

方法1000のステップおよび様々な実施形態が実行される燃焼システムは、燃焼システムのパイロット燃料回路への全燃料量(Wf)の約5%から約30%、および主燃料回路への全燃料量の約95%から約70%を定義することができる。したがって、一次パイロット燃料供給ラインおよび二次パイロット燃料供給ラインを画定する燃焼システムおよび方法1000の一実施形態では、全燃料量Wfの約5%から約30%の部分が、一次パイロット燃料供給ラインと二次パイロット燃料供給ラインとの間で細分される。またさらに、燃焼システムおよび方法1000は、パイロット燃料の一部がさらに細分される三次以上のパイロット燃料供給ラインを含むことができる。

10

【0079】

さらに別の実施形態では、方法1000のステップおよび様々な実施形態が実行される燃焼システムは、燃焼器システム(Wa36)への全空気を画定することができる。様々な実施形態では、Wa36の約30%から約70%が主燃料噴射器180を通して流れ、燃焼のために主燃料流からの燃料と混合される。一実施形態では、燃焼システム100および方法1000は、リーンバーン燃焼システムを規定する。別の実施形態では、燃焼システム100および方法1000は、リッチバーン燃焼システムを規定する。燃焼システム100および方法1000の様々な実施形態において、燃焼室への全空気の一部は、エンジン冷却のために吸い上げられるか、または抜き取られ得、または燃焼システム100内に導かれて、その中で生成された燃焼生成物の急冷または冷却を可能にすることができることを認識すべきである。このように、1つ以上の流れ小数または分数は、燃焼室における全空気流に対して適用され得る方法1000の前述のステップまたは実施形態の1つ以上に適用され得る。

20

【0080】

さらに、方法1000の実施形態は、1つ以上のプロセッサおよび1つ以上のメモリデバイスを含むシステムによって制御または実行することができることを理解されたい。1つ以上のメモリデバイスは、1つ以上のプロセッサにより実行された場合に、1つ以上のプロセッサに動作を実行させる命令を格納することができる。命令または動作は、一般に、本明細書で説明する方法1000のステップおよび方法1000の実施形態の1つ以上を含む。命令は、プロセッサ上の論理的および/または仮想的に別個のスレッドで実行することができる。メモリデバイスは、これらに限定するものではないが、エンジン入口温度(T1)、低/中間圧縮器入口温度(T2)、高圧縮器入口温度(T25)、P3、T3、燃料流量、燃焼器での空気流量(Wa36)、主燃料/空気当量比、パイロット燃料/空気当量比、FAR4、P4、燃焼出口温度(T41)、タービン出口温度、排気ガス温度、低またはファンロータ速度(例えば、N1、Nfan、またはNlow)、高ロータ速度(例えば、N2またはNhigh)、燃焼セクションにおける1つ以上のブリード空気流量、ならびに本明細書に記載される1つ以上の圧力または流れ限界、比、または範囲を含む、プロセッサがアクセスすることができるデータをさらに格納することができる。

30

40

【0081】

またさらに、方法1000または方法1000を実行するためのシステムに関して説明した1つ以上のパラメータは、パラメータの測定、計算、外挿、補間などを含むことができることを理解されたい。パラメータ(例えば、P1、T1、P2、T2、P25、T25、P3、T3、Wa3、Wa36、Wf、FAR4、T4、T41、T45、EGT、N1、N2、主燃料/空気当量比、パイロット燃料/空気当量比など)の1つ以上は、1つ以上のパラメータの近似値または実際の値をもたらすために、別のパラメータのうち少なくとも1つ以上から計算することができる。さらに、本明細書で説明される1つ以上のパラメータは、1つ以上の他のパラメータに基づく補正值(例えば、N1またはN2の機械的速度対流路温度、例えば、T1、T2、T25など)に基づく補正されたN1または

50

N 2 ) を含むことができる。

【 0 0 8 2 】

システムは、圧縮器セクション、燃料システム 1 2 2、燃焼器アセンブリ 1 0 0、および燃料ノズルアセンブリ 1 1 7 を含む、エンジン 1 0 に 1 つ以上の信号を通信、送信、伝達、受信、または処理するために使用されるネットワークインターフェイスをさらに含み、燃焼セクション 2 6 への燃料および空気の流れを誘導または調整することができる。ネットワークインターフェイスは、送信器、受信器、ポート、コントローラ、アンテナ、または他の適切な通信構成要素もしくは装置のうちの 1 つ以上を含むことができる。様々な実施形態において、システムは、これらに限定するものではないが、電子エンジンコントローラ ( E E C )、アナログコントローラ、またはフルオーソリティデジタルエンジンコントローラ ( F A D E C )、またはそのサブシステム、例えば、燃料コントローラを定義することができる。

10

【 0 0 8 3 】

本明細書は、最良の形態を含んだ本発明の開示のために、また、任意のデバイスまたはシステムの製作および使用、ならびに任意の組み込まれた方法の実行を含んだ本発明の実施がいかなる当業者にも可能になるように、実施例を用いている。本発明の特許可能な範囲は、特許請求の範囲によって定義され、当業者が想到する他の実施例を含むことができる。このような他の実施例は、それらが特許請求の範囲の文言と異なる構造要素を含む場合、または特許請求の範囲の文言と実質的な差異を有さない等価の構造要素を含む場合、特許請求の範囲内であることを意図している。

20

[ 実施態様 1 ]

少なくとも 1 つの主燃料回路 ( 1 3 6 ) および少なくとも 1 つのパイロット燃料回路を規定する燃料ノズル ( 1 1 8 ) を備える燃焼システム ( 1 0 0 ) を動作させる方法 ( 1 0 0 0 ) であって、前記方法 ( 1 0 0 0 ) が、

燃料の全体的な流れを決定するステップ ( 1 0 1 0 ) であって、燃料の前記全体的な流れが前記主燃料回路 ( 1 3 6 ) および前記パイロット燃料回路を通る総燃料量を規定する、ステップ ( 1 0 1 0 ) と、

前記主燃料回路 ( 1 3 6 ) を通る主燃料流対前記パイロット回路を通るパイロット燃料流の比の複数の範囲を、燃料の前記全体的な流れから決定するステップ ( 1 0 2 0 ) であって、各比の範囲が、互いに異なる燃焼基準に基づいている、ステップ ( 1 0 2 0 ) と、

30

燃焼基準の階層に基づいて主燃料流対パイロット燃料流の比の結果的な範囲を決定するステップ ( 1 0 3 0 ) であって、燃焼基準の前記階層が前記燃焼基準の優先順位を提供する、ステップ ( 1 0 3 0 ) と、

主燃料流対パイロット燃料流の比の前記結果的な範囲に基づいて、前記主燃料回路 ( 1 3 6 ) および前記パイロット燃料回路に燃料の前記全体的な流れを流すステップ ( 1 0 4 0 ) と、

を備える、方法 ( 1 0 0 0 ) 。

[ 実施態様 2 ]

比の前記結果的な範囲内の主燃料流対パイロット燃料流の比を決定するステップ ( 1 0 5 0 ) であって、主燃料流対パイロット燃料流の前記比が、エンジン動作状態に基づく、ステップ ( 1 0 5 0 ) 、

40

をさらに備える、実施態様 1 に記載の方法 ( 1 0 0 0 ) 。

[ 実施態様 3 ]

前記エンジン動作状態に基づいて主燃料流対パイロット燃料流の前記比を決定するステップ ( 1 0 5 0 ) が、前記エンジン動作状態が定常動作状態であるか過渡動作状態であるかにさらに基づく、実施態様 2 に記載の方法 ( 1 0 0 0 ) 。

[ 実施態様 4 ]

主燃料流対パイロット燃料流の前記比を決定するステップ ( 1 0 5 0 ) が、

定常状態のエンジン動作状態に基づいて主燃料流対パイロット燃料流の第 1 の比を決定するステップ ( 1 0 2 1 ) と、

50

過渡的エンジン動作状態に基づいて、主燃料流対パイロット燃料流の第2の比を決定するステップ(1022)と、

をさらに含む、実施態様2に記載の方法(1000)。

[実施態様5]

前記パイロット燃料回路へのパイロット燃料流の複数の範囲を決定するステップ(1020)であって、パイロット燃料流の各範囲が、前記パイロット燃料回路への複数の最小燃料流値および複数の最大燃料流値を規定し、燃料流の各範囲が燃焼基準に基づく、ステップ(1020)、

をさらに備える、実施態様1に記載の方法(1000)。

[実施態様6]

前記燃焼基準が、排出限界、リーンブローアウト限界、リッチブローアウト限界、燃焼安定限界、所望の燃焼効率、および燃料圧力範囲の2つ以上を含む、実施態様1に記載の方法(1000)。

[実施態様7]

主燃料流が前記主燃料回路(136)を通して供給される圧縮器出口圧力(P3)に対する最小主燃料流を決定するステップ、

をさらに備える、実施態様1に記載の方法(1000)。

[実施態様8]

前記主燃料流が前記主燃料回路(136)を通して供給される前記最小P3を決定するステップが、前記主燃料回路(136)を通る最大パーシ流体圧力に基づく、実施態様7に記載の方法(1000)。

[実施態様9]

圧縮器出口圧力(P3)と、圧縮器出口温度(T3)およびP3に少なくとも基づいて前記主燃料回路(136)を通る主燃料圧力(Pfm)との最小差を決定するステップ(1026)、

をさらに備える、実施態様1に記載の方法(1000)。

[実施態様10]

主燃料流対パイロット燃料流の比の複数の範囲を決定するステップが、主燃料流対パイロット燃料流の比の第1の範囲を、燃焼器ライナ、ドームアセンブリ、燃料ノズル(118)、またはタービンノズルの1つ以上の耐久性パラメータに基づいて決定するステップ(1021)、

をさらに備える、実施態様1に記載の方法(1000)。

[実施態様11]

主燃料流対パイロット燃料流の比の複数の範囲を決定するステップが、すべての燃料ノズル(118)を通る燃料を流す最小バルブ圧力に基づいて主燃料流対パイロット燃料流の比の第2の範囲を決定するステップ(1022)、

をさらに備える、実施態様1に記載の方法(1000)。

[実施態様12]

主燃料流対パイロット燃料流の比の複数の範囲を決定するステップが、燃焼音響パラメータに基づいて主燃料流対パイロット燃料流の比の第3の範囲を決定するステップ(1023)、

をさらに備える、実施態様1に記載の方法(1000)。

[実施態様13]

主燃料流対パイロット燃料流の比の複数の範囲を決定するステップが、少なくとも圧縮器出口圧力(P3)、圧縮器出口温度(T3)、および燃焼燃料-空気比(FAR4)に基づく主燃料流対パイロット燃料流の比の第4の範囲を決定するステップ(1024)、

をさらに備える、実施態様1に記載の方法(1000)。

[実施態様14]

エンジン動作状態の変化に基づいて、前記主燃料回路(136)および前記パイロット

10

20

30

40

50

燃料回路への燃料の前記流れを調整するステップ、

をさらに備える、実施態様 1 の記載の方法 ( 1 0 0 0 )。

[ 実施態様 1 5 ]

燃焼システム ( 1 0 0 ) を備えるガスタービンエンジン ( 1 0 ) であって、前記ガスタービンエンジン ( 1 0 ) が、燃料コントローラと主燃料回路 ( 1 3 6 ) およびパイロット燃料回路を規定する燃料ノズル ( 1 1 8 ) とを備え、前記燃料コントローラが 1 つ以上のプロセッサと 1 つ以上のメモリデバイスとを備え、前記 1 つ以上のメモリデバイスが前記 1 つ以上のプロセッサによって実行されると前記 1 つ以上のプロセッサに動作を実行させる命令を格納し、前記動作が、

前記燃料コントローラを介して、燃料の全体的な流れを決定することであって、燃料の前記全体的な流れが、前記主燃料回路 ( 1 3 6 ) および前記パイロット燃料回路を通る総燃料量を規定する、ことと、

前記燃料コントローラを介して、前記主燃料回路 ( 1 3 6 ) を通る主燃料流対前記パイロット回路を通るパイロット燃料流の比の複数の範囲を燃料の前記全体的な流れから決定することであって、比の各範囲が互いに異なる燃焼基準に基づく、ことと、

前記燃料コントローラを介して、燃焼基準の階層に基づいて主燃料流対パイロット燃料流の比の結果的な範囲を決定することであって、燃焼基準の前記階層が前記燃焼基準の優先順位をもたらす、ことと、

前記燃料ノズル ( 1 1 8 ) を通って、主燃料流対パイロット燃料流の比の前記結果的な範囲に基づいて前記主燃料回路 ( 1 3 6 ) および前記パイロット燃料回路への燃料の前記全体的な流れを流すことと、

を備える、ガスタービンエンジン ( 1 0 ) 。

[ 実施態様 1 6 ]

前記動作が、

前記燃料コントローラを介して、比の前記結果的な範囲内の主燃料流対パイロット燃料流の比を決定することであって、主燃料流対パイロット燃料流の前記比がエンジン動作状態に基づく、こと、

をさらに備える、実施態様 1 5 に記載のガスタービンエンジン ( 1 0 ) 。

[ 実施態様 1 7 ]

主燃料流対パイロット燃料流の前記比を決定する前記動作が、

前記燃料コントローラを介して、定常状態のエンジン動作状態に基づいて主燃料流対パイロット燃料流の第 1 の比を決定することと、

前記燃料コントローラを介して、過渡的エンジン動作状態に基づいて、主燃料流対パイロット燃料流の第 2 の比を決定することと、

をさらに備える、実施態様 1 5 に記載のガスタービンエンジン ( 1 0 ) 。

[ 実施態様 1 8 ]

前記動作が、

前記燃料コントローラを介して、前記パイロット燃料回路へのパイロット燃料流の複数の範囲を決定することであって、パイロット燃料流の各範囲が、前記パイロット燃料回路への複数の最小燃料流値および複数の最大燃料流値を規定し、燃料流の各範囲が燃焼基準に基づく、こと、

をさらに備える、実施態様 1 5 に記載のガスタービンエンジン ( 1 0 ) 。

[ 実施態様 1 9 ]

前記動作が、

前記燃料コントローラを介して、主燃料流が前記主燃料回路 ( 1 3 6 ) を通って供給される圧縮器出口圧力 ( P 3 ) に対する最小主燃料流を決定すること、

をさらに備える、実施態様 1 5 に記載のガスタービンエンジン ( 1 0 ) 。

[ 実施態様 2 0 ]

前記動作が、

前記燃料コントローラを介して、圧縮器出口圧力 ( P 3 ) と圧縮器出口温度 ( T 3 ) お

10

20

30

40

50

よび P 3 に少なくとも基づいて前記主燃料回路 ( 1 3 6 ) を通る主燃料圧力 ( P f m ) との最小差を決定すること、

をさらに備える、実施態様 1 5 に記載のガスタービンエンジン ( 1 0 ) 。

【符号の説明】

【 0 0 8 4 】

1 0	高バイパスターボファンジェットエンジン	
1 2	長手方向中心線、エンジン軸中心線、長手方向軸	
1 4	ファンセクション	
1 6	コアタービンエンジン	
1 8	外側ケーシング	10
2 0	環状入口	
2 2	低圧 ( L P ) 圧縮器 / ブースタ	
2 4	高圧 ( H P ) 圧縮器 / ブースタ	
2 6	燃焼セクション	
2 8	H P タービン	
3 0	L P タービン	
3 2	ジェット排気ノズルセクション	
3 4	H P シャフト / スプール	
3 6	L P シャフト / スプール	
3 8	ファン	20
4 0	ファンブレード	
4 2	ディスク	
4 8	回転可能な前部ナセル	
5 0	ファンケーシング / 外側ナセル	
5 2	出口ガイドベーン	
5 4	下流セクション	
5 6	バイパス空気流路	
5 8	空気	
6 0	入口	
6 2	第 1 の部分	30
6 4	第 2 の部分	
6 6	燃焼ガス	
6 8	H P タービンステータベーン	
7 0	H P タービンロータブレード	
7 2	L P タービンステータベーン	
7 4	L P タービンロータブレード	
7 6	ファンノズル排気セクション	
7 8	高温ガス経路	
1 0 0	燃焼器システム、燃焼器アセンブリ、燃焼システム	
1 0 1	燃焼器	40
1 0 1 a	前端部	
1 0 1 b	後端部	
1 0 2	内側ライナ	
1 0 4	外側ライナ	
1 0 6	上流端部	
1 0 8	下流端部	
1 1 0	上流端部	
1 1 2	下流端部	
1 1 4	燃焼器ドーム	
1 1 6	燃焼室	50

1 1 7	燃料ノズルアセンブリ	
1 1 8	燃料ノズル	
1 1 9	燃料ノズル出口端部	
1 2 0	燃料ノズル出口	
1 2 1	燃料ノズル外壁	
1 2 2	燃料システム	
1 2 3	開口部	
1 2 4	パイロット制御バルブ	
1 2 6	パイロット燃料導管	
1 2 7	パイロット供給ライン	10
1 2 8	一次パイロット供給ライン	
1 3 0	二次パイロット供給ライン	
1 3 2	主バルブ	
1 3 4	主燃料導管	
1 3 6	主燃料回路	
1 3 8	パイロット燃料噴射器	
1 4 0	内壁	
1 4 2	一次燃料オリフィス	
1 4 4	外壁	
1 4 6	二次燃料オリフィス	20
1 4 8	パイロットスプリッタ	
1 5 0	上流部分	
1 5 2	収束下流部分	
1 5 2 a	第 1 の部分	
1 5 2 b	第 2 の部分	
1 5 4	スプリッタ開口部	
1 5 6	環状外側境界壁	
1 5 6 a	第 1 の部分	
1 5 6 b	第 2 の部分	
1 5 6 c	第 3 の部分	30
1 5 8	スロート	
1 6 0	下流端部	
1 6 2	内側空気回路	
1 6 4	外側空気回路	
1 6 6	内側スワールベーン	
1 6 8	外側スワールベーン	
1 7 0	パイロット空気入口	
1 7 1	パイロットスワラ	
1 7 2	パイロット空気流路	
1 7 6	熱シールド	40
1 7 8	半径方向最外端部	
1 8 0	主燃料噴射器	
1 8 4	傾斜注入ポート	
1 8 6	入口端部	
1 8 8	出口端部	
1 9 0	主ミキサノスワラ	
1 9 2	主ミキサ入口開口部	
1 9 4	上流端部	
1 9 6	環状主ミキサ壁	
1 9 8	下流端部	50

- 200 主空気流路
- 202 主ミキサ出口
- 204 開口部
- 1000 方法

【図1】

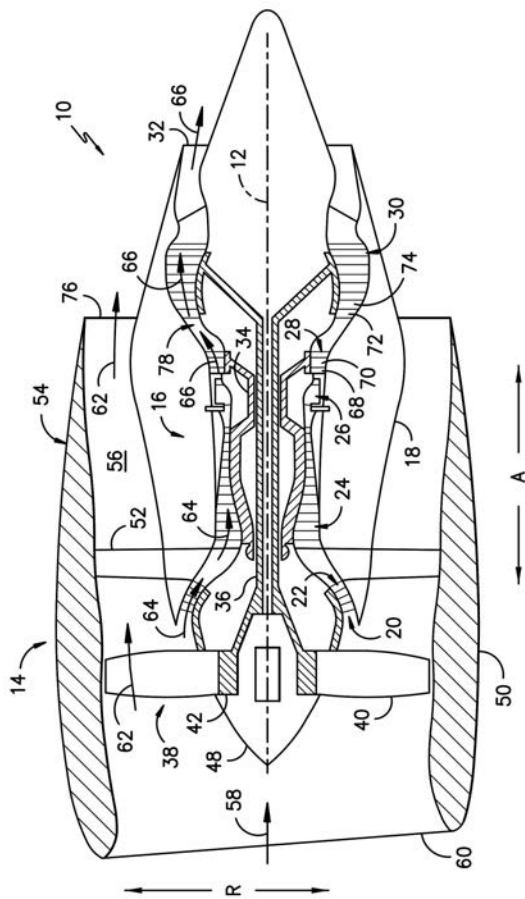


FIG. -1-

【図2】

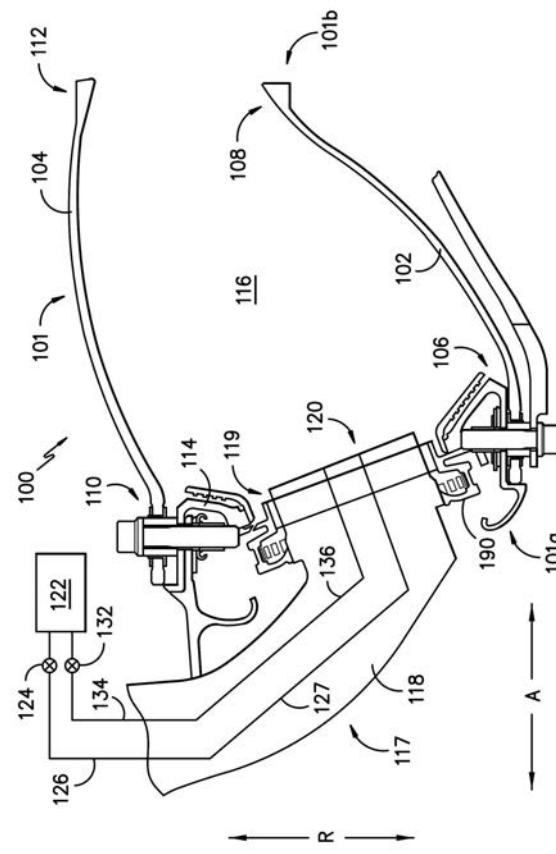


FIG. -2-

【 図 3 】

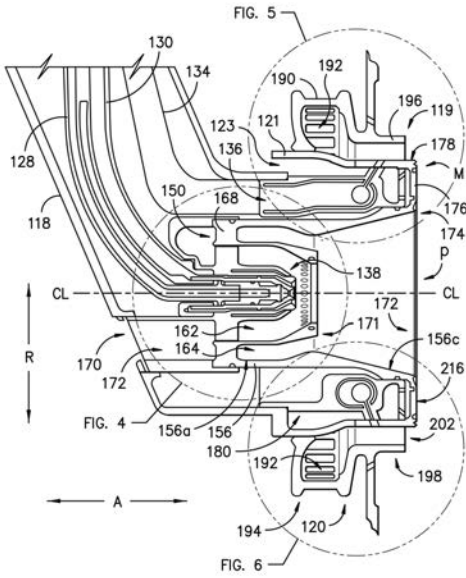


FIG. -3-

【 図 4 】

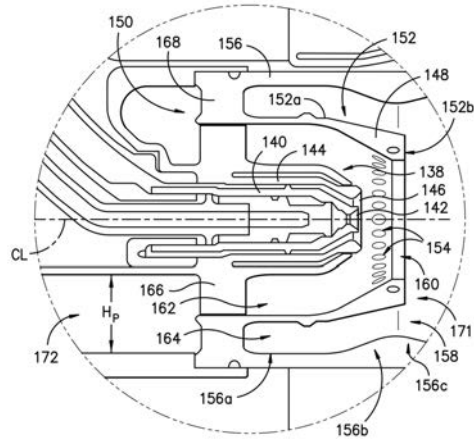


FIG. -4-

【 図 5 】

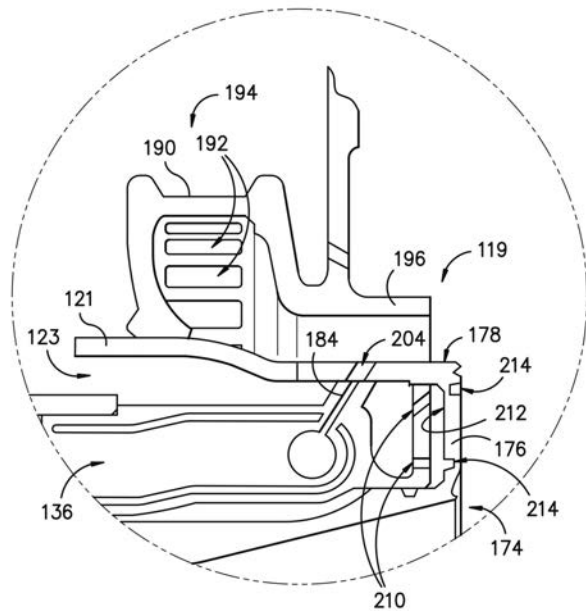


FIG. -5-

【 図 6 】

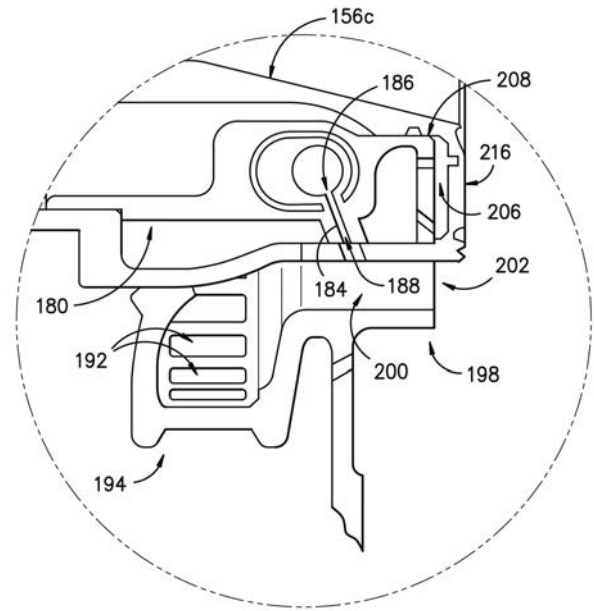


FIG. -6-

【 図 7 A 】

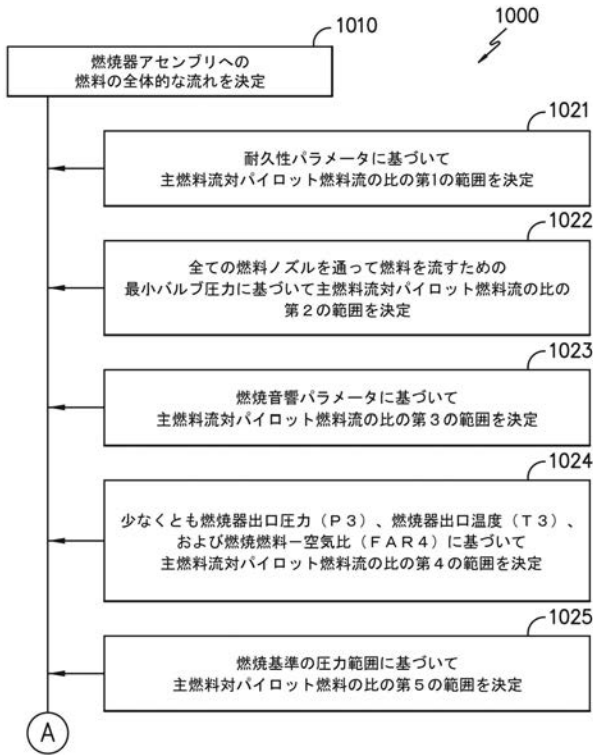


FIG. -7A-

【 図 7 B 】

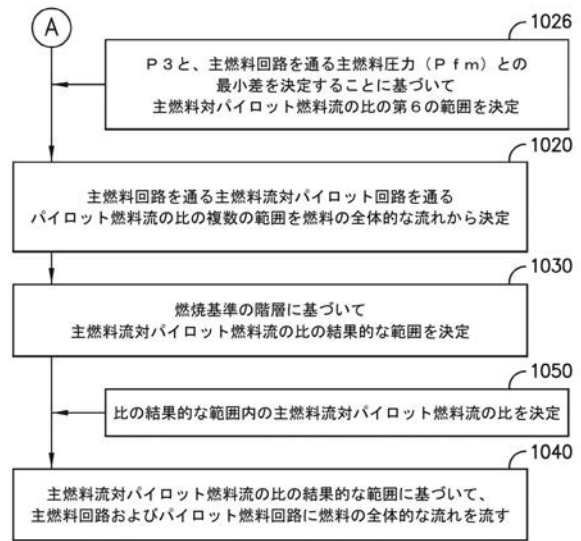


FIG. -7B-

## フロントページの続き

- (74)代理人 100113974  
弁理士 田中 拓人
- (72)発明者 スティーブン・クレイトン・ヴァイズ  
アメリカ合衆国、オハイオ州・45215、シンシナティ、ヌーマン・ウェイ、1
- (72)発明者 デュエイン・ダグラス・トムスン  
アメリカ合衆国、オハイオ州・45215、シンシナティ、ヌーマン・ウェイ、1
- (72)発明者 リチャード・ウェイド・スティックルズ  
アメリカ合衆国、オハイオ州・45215、シンシナティ、ヌーマン・ウェイ、1
- (72)発明者 クレイトン・スチュアート・クーパー  
アメリカ合衆国、オハイオ州・45215、シンシナティ、ヌーマン・ウェイ、1
- (72)発明者 ドナルド・リー・ガードナー  
アメリカ合衆国、オハイオ州・45215、シンシナティ、ヌーマン・ウェイ、1
- (72)発明者 ジョージ・チアチュン・シャオ  
アメリカ合衆国、オハイオ州・45215、シンシナティ、ヌーマン・ウェイ、1
- (72)発明者 マイケル・アンソニー・ベンジャミン  
アメリカ合衆国、オハイオ州・45215、シンシナティ、ヌーマン・ウェイ、1
- (72)発明者 シャイ・ピアマハー  
アメリカ合衆国、オハイオ州・45215、シンシナティ、ヌーマン・ウェイ、1
- Fターム(参考) 3K003 FB10 FC05 GA04

【外国語明細書】

2019090405000001.pdf