

(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2005-291504

(P2005-291504A)

(43) 公開日 平成17年10月20日(2005.10.20)

(51) Int.Cl.<sup>7</sup>

F23R 3/14

F23R 3/28

F I

F23R 3/14

F23R 3/28

テーマコード (参考)

D

審査請求 未請求 請求項の数 10 O L 外国語出願 (全 11 頁)

(21) 出願番号 特願2003-402389 (P2003-402389)  
 (22) 出願日 平成15年12月2日 (2003.12.2)  
 (31) 優先権主張番号 10/308,502  
 (32) 優先日 平成14年12月3日 (2002.12.3)  
 (33) 優先権主張国 米国 (US)

(71) 出願人 390041542  
 ゼネラル・エレクトリック・カンパニー  
 GENERAL ELECTRIC CO  
 MPANY  
 アメリカ合衆国、ニューヨーク州、スケネ  
 クタデイ、リバーロード、1番  
 (74) 代理人 100093908  
 弁理士 松本 研一  
 (74) 代理人 100105588  
 弁理士 小倉 博  
 (74) 代理人 100106541  
 弁理士 伊藤 信和

最終頁に続く

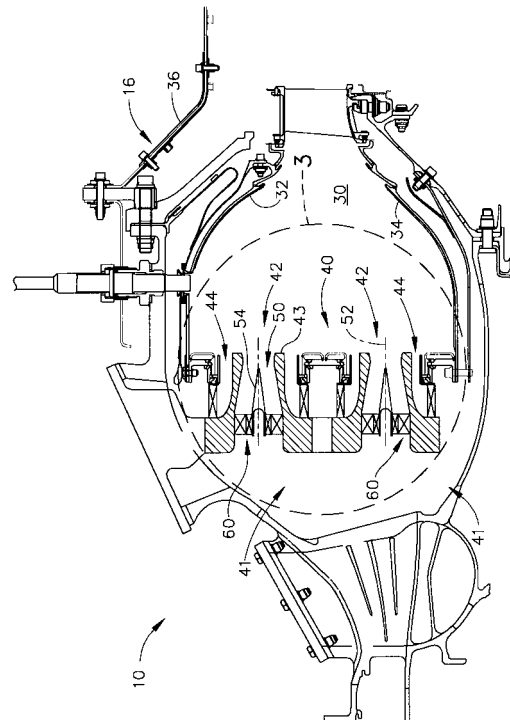
(54) 【発明の名称】 燃焼器のエミッションを低減する方法及び装置

## (57) 【要約】

【課題】 本発明は、ガスタービンの燃焼器に関する。

【解決手段】 パイロットミキサは、パイロット中心体(54)と、パイロット中心体の半径方向外側に位置しかつ該パイロット中心体に対して同心に取り付けられたアキシャル空気スワラ(60)とを含む。パイロットミキサは、燃焼室の上流に位置する。メインミキサ(44)は、パイロットミキサの半径方向外側に位置しかつ該パイロットミキサに対して同心に整列される。メインミキサは、それを通して該メインミキサ内に燃料を噴射するように構成されたスワラ(140)を含む。メインミキサは、燃焼室の上流に位置する。環状のセンタボデー(106)は、パイロットミキサとメインミキサとの間で延びる。センタボデーは、半径方向内側面(102)と半径方向外側面(104)とを含む。半径方向内側面は、発散部分及び収束部分を備える。

【選択図】 図2



## 【特許請求の範囲】

## 【請求項 1】

ガスタービン（１０）用の燃焼器（１６）であって、  
燃焼室（５０）と、

前記燃焼室の上流に配置され、パイロット中心体（５４）と前記パイロット中心体の半径方向外側に位置しかつ該パイロット中心体に対して同心に取り付けられた少なくとも１つのアキシャル空気スワラ（６０）とを含む、パイロットミキサ（４２）と、

前記燃焼室の上流に配置され、前記パイロットミキサの半径方向外側に位置しかつ該パイロットミキサに対して同心に整列され、燃料を噴射するように構成された少なくとも１つのスワラ（１４０）を含み、前記少なくとも１つのスワラを通してその内部に燃料を噴射される、メインミキサと、

前記パイロットミキサと前記メインミキサとの間で延び、半径方向内側面（１０２）と半径方向外側面（１０４）とを含み、前記半径方向内側面が発散部分及び収束部分の少なくとも１つを含む、環状のセンタボデー（１０６）と、  
を含むことを特徴とする燃焼器（１６）。

## 【請求項 2】

前記メインミキサの少なくとも１つのスワラ（１４０）が、コニカル空気スワラ及びサイクロン空気スワラの少なくとも１つを含むことを特徴とする、請求項 1 に記載の燃焼器（１６）。

## 【請求項 3】

前記メインミキサの少なくとも１つのスワラ（１４０）が、該スワラから前記パイロットミキサ（４２）に向けて燃料を半径方向内向きに向けるように構成されていることを特徴とする、請求項 1 に記載の燃焼器（１６）。

## 【請求項 4】

前記パイロットミキサの少なくとも１つのスワラ（６０）が、半径方向内側スワラ（６２）と半径方向外側スワラ（６４）とを含み、前記半径方向外側スワラが、前記半径方向内側スワラと前記環状のセンタボデー（１０６）との間で延びることを特徴とする、請求項 1 に記載の燃焼器（１６）。

## 【請求項 5】

前記環状のセンタボデーの半径方向内側面（１０２）が、前記パイロットミキサ中心体（５４）の下流にベンチュリスロット（１０７）を形成していることを特徴とする、請求項 1 に記載の燃焼器（１６）。

## 【請求項 6】

前記環状のセンタボデー（１０６）が、前記メインミキサ（４４）内に燃料を半径方向外向きに噴射するように構成された複数の燃料噴射口（９８）を更に含むことを特徴とする、請求項 1 に記載の燃焼器（１６）。

## 【請求項 7】

燃焼器（１６）を含むガスタービンエンジン（１０）であって、前記燃焼器が、燃焼室（５０）と前記燃焼室の上流に位置して該燃焼器からのエミッションを制御するようになっているミキサ組立体（４１）とを含み、前記ミキサ組立体が、パイロットミキサ（４２）とメインミキサ（４４）とを含み、前記パイロットミキサが、パイロット中心体（５４）と前記パイロット中心体の上流に位置しかつ該パイロット中心体の半径方向外側に配置された複数のスワラ（６０）とを含み、前記メインミキサが、前記パイロットミキサの半径方向外側に位置しかつ該パイロットミキサに対して同心に整列され、それを通して前記燃焼室に向けて燃料を噴射するように構成された少なくとも１つのスワラ（１４０）を含むことを特徴とするガスタービンエンジン（１０）。

## 【請求項 8】

前記燃焼器（１６）が、前記パイロットミキサ（４２）と前記メインミキサ（４４）との間で延びる環状のセンタボデー（１０６）を更に含み、前記センタボデーが、半径方向内側面（１０２）と半径方向外側面（１０４）とを含み、前記半径方向内側面が、発散部分

10

20

30

40

50

と収束部分とを含むことを特徴とする、請求項 7 に記載のガスタービンエンジン ( 1 0 ) 。

【請求項 9】

前記燃焼器のメインミキサの少なくとも 1 つのスワラ ( 1 4 0 ) が、コニカル空気スワラ及びサイクロン空気スワラの少なくとも 1 つを含むことを特徴とする、請求項 7 に記載のガスタービンエンジン ( 1 0 ) 。

【請求項 1 0】

前記燃焼器のパイロットミキサの少なくとも 1 つのスワラ ( 6 0 ) が、半径方向内側スワラ ( 6 2 ) と半径方向外側スワラ ( 6 4 ) とを含み、前記半径方向内側スワラが、前記半径方向外側スワラと前記パイロットミキサのセンタボデー ( 1 0 6 ) との間で延びていることを特徴とする、請求項 7 に記載のガスタービンエンジン ( 1 0 ) 。

【発明の詳細な説明】

【技術分野】

【0001】

本出願は、一般的に燃焼器に関し、より具体的には、ガスタービンの燃焼器に関する。

【背景技術】

【0002】

大気汚染に関する世界規模の関心によって、国内でも国際的にも、より厳しいエミッション基準が導入されるようになった。工業用ガスタービンからの汚染物質の排出 ( エミッション ) は、米国環境保護庁 ( E P A ) の基準の対象となり、この基準は、窒素酸化物 (  $\text{NO}_x$  ) 、未燃炭化水素 ( H C ) 、一酸化炭素 ( C O ) の排出を規制している。一般に、エンジンのエミッションは、2 種類、すなわち高火炎温度によって形成されたもの (  $\text{NO}_x$  ) と、燃料・空気の反応が完全には進行することができない低火炎温度によって形成されたもの ( H C 及び C O ) とに分類される。

【0003】

少なくとも一部の公知のガスタービン燃焼器は、1 0 個から 3 0 個の範囲のミキサを備え、これらミキサが、高速空気をディーゼル燃料などの液体燃料及び / 又は天然ガスなどの気体燃料と混合する。これらのミキサは通常、流入空気を旋回させて火炎の安定性及び混合を高めるスワラの中央に配置された単一の燃料噴射器を含む。燃料噴射器及びミキサの両方が、燃焼器ドーム上に配置される。

【0004】

大半の空気誘導式ガスタービンエンジンの場合、ミキサ内での燃料対空気比はリッチ ( 濃厚 ) である。ガスタービン燃焼器の燃焼器全体での燃空比はリーン ( 希薄 ) であるので、燃焼器を出る前に、付加的な空気が個別の希釈孔から加えられる。噴射された燃料が燃焼する前に気化され混合されなければならない部位であるドームと、リッチなドーム混合気に対して空気が加えられる部位である希釈孔の近傍との両方において、不完全な混合及びホットスポットが発生する可能性がある。他の空気誘導式エンジンでは、燃料リーン ( 希薄 ) 混合気を形成する乾式低エミッション型 ( D L E ) 燃焼器が使用されている。燃焼器全体にわたる混合気が燃料リーンであるので、D L E 燃焼器は一般的に希釈孔を持たない。

【0005】

1 つの最新式のリーンドーム式燃焼器は、該燃焼器が各燃料ノズル上に 2 つの半径方向に重なったミキサを備え、これが該燃焼器の前方から見ると 2 つの環状の ( アニュラ状の ) リングのように見えるので、二重アニュラ型燃焼器 ( D A C ) と呼ばれる。更にミキサの列を加えることで、異なる条件において作動するように調整することが可能になる。アイドリング時、外側ミキサに燃料が供給され、該外側ミキサは、アイドリング状態において効率よく作動するように設計されている。高出力作動時、燃料及び空気の大部分が内側アニュラスに供給された状態で、両方のミキサに燃料が供給され、該内側アニュラスは、高出力作動時に最も効率よくかつエミッションがほとんどない状態で作動するように設計されている。ミキサは、各ドームにおいて最適な作動をするように調整されているが、ド

10

20

30

40

50

ーム間の境界面では広い領域にわたってCO反応が消炎し、そのことが、これらの設計のCOエミッションを同様のリッチドーム式の単一アニュラ型燃焼器(SAC)よりも高くする。このような燃焼器は、低出力時のエミッションと高出力時のNOxとの間で妥協したものとなっている。

#### 【0006】

他の公知の燃焼器は、リーンドーム式燃焼器として作動する。パイロットステージとメインステージとを別個のドーム内に分離し、境界面に大きなCO消炎ゾーンを形成するのに代えて、ミキサには、同心であるが明確に区分されたパイロット及びメイン空気流路が装置内に組み込まれている。しかしながら、このような設計では、多くの場合燃料/空気混合の増進により高CO/HCEミッションを生じるので、低出力時のCO/HCEミッションとスモークエミッションとを同時に制御するのは困難である。メイン空気を旋回させることは当然、パイロット火炎を取り込み、火炎を消炎させる傾向にある。

10

#### 【発明の開示】

#### 【課題を解決するための手段】

#### 【0007】

1つの態様において、燃焼器からのエミッションの量を低減するのを促進するようにガスタービンエンジンを作動させる方法が、提供される。燃焼器は、パイロットミキサと、メインミキサと、その間で延びる環状のセンタボデーとを備えるミキサ組立体を含む。この方法は、パイロットミキサ内の少なくとも1つのスワラ翼とメインミキサ内に配置された少なくとも1つのスワラ翼とを通して燃焼器内に燃料を噴射する段階を含む。

20

#### 【0008】

本発明の別の態様において、ガスタービン用の燃焼器が提供される。該燃焼器は、燃焼室と、環状のセンタボデーによって分離されたパイロット及びメイン回路を備えた燃料・空気ブレミキサとを含む。パイロットミキサは、パイロット中心体と、該パイロット中心体の半径方向外側に位置しかつ該パイロット中心体に対して同心に取り付けられた少なくとも1つのアキシャル空気スワラとを含む。メインミキサは、パイロットミキサの半径方向外側に位置しかつ該パイロットミキサに対して同心に整列される。メインミキサは、該メインミキサ内に燃料を噴射するように構成されたスワラ翼を含む。メイン及びパイロットミキサの両方は、燃焼室の上流に配置される。環状のセンタボデーは、パイロットミキサとメインミキサとの間で延びる。センタボデーは、半径方向内側面と半径方向外側面とを含む。半径方向内側面は、収束部分と発散部分とを含む。

30

#### 【0009】

更に別の態様において、ガスタービンエンジンは、燃焼室と少なくとも1つの燃料・空気ミキサ組立体とを備える燃焼器を含む。ミキサ組立体は、燃焼器からのエミッションを制御するようになっており、環状のセンタボデーによって分離されたパイロット及びメイン回路を含む。パイロットミキサは、パイロット中心体と、該パイロット中心体の半径方向外側に位置した少なくとも1つのスワラとを含む。メインミキサは、パイロットミキサの半径方向外側に位置しかつ該パイロットミキサに対して同心に整列される。メインミキサは、それを通して該メインミキサ内に燃料を噴射するよう構成された少なくとも1つのスワラ翼を含む。メイン及びパイロットミキサは、両方とも燃焼室の上流に配置される。

40

#### 【発明を実施するための最良の形態】

#### 【0010】

図1は、低圧圧縮機12と、高圧圧縮機14と、燃焼器16と備えるガスタービンエンジン10の概略図である。エンジン10は更に、高圧タービン18と、低圧タービン20とを備える。

#### 【0011】

作動中、空気は低圧圧縮機12を通して流れ、加圧された空気が、低圧圧縮機12から高圧圧縮機14に供給される。高度に加圧された空気は、燃焼器16に送られる。燃焼器16からの空気流(図1には図示せず)は、タービン18及び20を駆動する。1つの実

50

施形態において、ガスタービンエンジン１０は、CFM Internationalから入手可能なCFM型エンジンである。別の実施形態において、ガスタービン１０は、オハイオ州シンシナチ所在のGeneral Electric Companyから入手可能なGE90型エンジンである。

#### 【００１２】

図２は、図１に示したエンジン１０と同様なガスタービンエンジンに使用される燃焼器１６の断面図であり、図３は、範囲３に沿った燃焼器１６の部分拡大図である。燃焼器１６は、環状の半径方向外側及び半径方向内側ライナ３２、３４で形成された燃焼ゾーン又は燃焼室３０を含む。より具体的には、外側ライナ３２は、燃焼室３０の外側境界面を形成し、また内側ライナ３４は、燃焼室３０の内側境界面を形成する。ライナ３２及び３４は、該ライナ３２及び３４の周りで円周方向に延びた環状の燃焼器ケーシング３６の半径方向内側に位置する。

10

#### 【００１３】

燃焼器１６はまた、それぞれ外側及び内側ライナ３２及び３４の上流に取り付けられた環状のドーム４０を含む。ドーム４０は、燃焼室３０の上流端を形成し、ミキサ組立体４１が、ドーム４０の周りで円周方向に間隔をおいて配置されて、燃料と空気の混合気を燃焼室３０に供給する。燃焼器１６は２つのアニュラ状ドーム４０を含むので、該燃焼器１６は二重アニュラ型燃焼器(DAC)として知られている。それに代えて、燃焼器１６は、単一アニュラ型燃焼器(SAC)又は三重アニュラ型燃焼器とすることができる。

#### 【００１４】

各ミキサ組立体４１は、パイロットミキサ４２と、メインミキサ４４と、その間で延びる環状のセンタボデー４３とを含む。センタボデー４３は、パイロットミキサ４２と流れ連通しかつ該パイロットミキサ４２の下流に位置するチャンバ５０を形成する。チャンバ５０は対称軸線５２を有し、ほぼ円筒形状である。パイロット中心体５４が、チャンバ５０内に延び、対称軸線５２に対して対称的に取り付けられる。

20

#### 【００１５】

パイロットミキサ４２はまた、一对の同心に取り付けられたスワラ６０を含む。より具体的には、例示的な実施形態において、スワラ６０は、アキシヤルスワラであり、パイロット内側スワラ６２とパイロット外側スワラ６４とを含む。パイロット内側スワラ６２は、環状であり、パイロット中心体５４の周りで円周方向に配置される。各スワラ６２及び６４は、複数の翼(図示せず)を含む。スワラ６４は、気体燃料の噴射のための、壁１０４及び１０６に沿った複数のオリフィス(図示せず)を含む。より具体的には、オリフィスは、スワラ６４の後縁に沿って配置され、チャンバ５０内に下流方向に燃料を噴射する。更に、壁１０４に沿って配置されたオリフィスは、ベンチュリスロット１０７の上流及び下流の両方において半径方向内向きに燃料を噴射する。スワラ６２及び６４は、低出力エンジン作動時に、所望の点火特性、リーン安定性、並びに一酸化炭素(CO)及び炭化水素(HC)の低エミッションをもたらすように設計されている。一つの実施形態において、パイロットスプリッタ(図示せず)が、半径方向にパイロット内側スワラ６２とパイロット外側スワラ６４との間に配置され、パイロット内側スワラ６２及びパイロット外側スワラ６４から下流方向に延びる。

30

40

#### 【００１６】

パイロット外側スワラ６４は、パイロット内側スワラ６２の半径方向外側に位置し、かつセンタボデー４３の半径方向内側通路面７８の半径方向内側に位置する。より具体的には、パイロット外側スワラ６４は、パイロット内側スワラ６２の周りで円周方向に延び、半径方向にパイロット内側スワラ６２とセンタボデー４３との間に位置する。一つの実施形態において、パイロットスワラ６２は、該パイロットスワラを通して流れる空気を、パイロットスワラ６４を通して流れる空気と同じ方向に旋回させる。別の実施形態において、パイロット内側スワラ６２は、該パイロット内側スワラを通して流れる空気を、パイロット外側スワラ６４が該パイロット外側スワラを通して流れる空気を旋回させる第２の方向とは反対である第１の方向に旋回させる。

50

## 【 0 0 1 7 】

メインミキサ 4 4 は、環状の空洞 9 2 を形成する環状のメインハウジング 9 0 を含む。メインミキサ 4 4 は、パイロットミキサ 4 2 に対して同心に整列され、パイロットミキサ 4 2 の周りで円周方向に延びる。環状のセンタボデー 4 3 は、パイロットミキサ 4 2 とメインミキサ 4 4 との間で延びて、メインミキサ空洞 9 2 の一部を形成する。

## 【 0 0 1 8 】

環状のセンタボデー 4 3 は、該センタボデー 4 3 の半径方向外側面 1 0 0 に取り付けられ、該センタボデー 4 3 からメインミキサ空洞 9 2 内に燃料を半径方向外向きに噴射する複数の噴射口 9 8 を含む。燃料噴射口 9 8 は、メインミキサ 4 4 内での円周方向の燃料と気体の混合を促進する。

10

## 【 0 0 1 9 】

1 つの実施形態において、センタボデー 4 3 は、一对の円周方向に間隔をおいて配置された噴射口 9 8 の列を含む。別の実施形態において、センタボデー 4 3 は、複数の噴射口 9 8 を含むが、それら噴射口 9 8 は、円周方向に間隔をおいて配置された列には配列されていない。噴射口 9 8 の位置は、燃料と空気の混合の程度を調整して、窒素酸化物 (NO<sub>x</sub>) の低エミッションを達成しかつ様々なエンジン作動状態の下で完全燃焼を保証するように選択される。更に、噴射口の位置はまた、燃焼の不安定さを減少させるか又は防止するのを可能にするように選択される。

## 【 0 0 2 0 】

センタボデー 4 3 は、パイロットミキサ 4 2 とメインミキサ 4 4 とを分離する。従って、パイロットミキサ 4 2 は、パイロット作動中にメインミキサ 4 4 から隠蔽されて、パイロット性能の安定性及び効率性の改善を促進し、同時に CO 及び HC エミッションを低減することを可能にする。更に、センタボデー 4 3 は、燃焼器 1 6 内に噴射されたパイロット燃料を完全燃焼させるのを促進するような形状にされている。より具体的には、センタボデー 4 3 の内側通路壁 1 0 2 は、入口部分 1 0 3 と、収束 - 発散面 1 0 4 と、後部シールド 1 0 6 とを含む。

20

## 【 0 0 2 1 】

収束 - 発散面 1 0 4 は、入口部分 1 0 3 から後部シールド 1 0 6 まで延び、パイロットミキサ 4 2 内にベンチュリスロット 1 0 7 を形成する。後部シールド 1 0 6 は、面 1 0 4 と外側面 1 0 0 との間で延びる。

30

## 【 0 0 2 2 】

メインミキサ 4 4 はまた、センタボデーの燃料噴射口 9 8 の上流に配置されたスワーラ 1 4 0 を含む。第 1 のスワーラ 1 4 0 は、ラジアル流サイクロンスワーラであり、該スワーラからの流体流が、対称軸線 5 2 に向かって半径方向内向きに吐出される。別の実施形態において、スワーラ 1 4 0 はコニカルスワーラである。より具体的には、スワーラ 1 4 0 は、燃料源 (図示せず) に流れ連通した状態で連結され、従って該スワーラを通して燃料が噴射されるように構成され、それによって、スワーラ 1 4 0 から半径方向内向きに噴射され、また噴射口 9 8 から半径方向外向きに噴射された燃料の燃料・空気混合を向上させることが可能になる。別の実施形態において、第 1 のスワーラ 1 4 0 は、同一回転方向又は逆回転方向とすることができる対をなす旋回翼 (図示せず) に分割される。

40

## 【 0 0 2 3 】

燃料供給システムは、燃焼器 1 6 に燃料を供給し、パイロット燃料回路とメイン燃料回路とを含む。パイロット燃料回路はパイロットミキサ 4 2 に燃料を供給し、またメイン燃料回路は、メインミキサ 4 4 に燃料を供給し、燃焼器 1 6 内で発生する窒素酸化物エミッションを制御するのに使用される複数の独立した燃料ステージを含む。

## 【 0 0 2 4 】

作動中、ガスタービンエンジン 1 0 が、始動され、アイドリング作動状態で作動されるとき、燃料と空気が燃焼器 1 6 に供給される。ガスタービンのアイドリング作動状態時、燃焼器 1 6 は、作動のためにパイロットミキサ 4 2 のみを使用する。パイロット燃料回路は、パイロット外側スワーラ 6 4 及び / 又は壁 1 0 4 及び 1 0 6 を通して燃料を燃焼器 1

50

6に噴射する。同時に、空気流が、パイロットスワラ60及びメインミキサスワラ140に流入する。パイロット空気流は、ミキサ中心対称軸線52とほぼ平行に流れる。より具体的には、空気流は、パイロットミキサ42の下流にあるパイロット火炎ゾーン内に導かれる。パイロット火炎は、ベンチュリスロート107に隣接しかつ該ベンチュリスロート107の下流側に留まった状態になり、メインミキサ44を通して吐出されるメイン空気流から環状のセンタボデー43によって隠蔽される。

【0025】

エンジン10の出力がアイドリングから部分出力作動状態に増大すると、パイロットミキサ42への燃料流量が増加する。この作動モードにおいて、パイロット火炎による生成物は、メインミキサスワラ140を通して吐出された空気流と混合され、燃焼室30から出る前に更に酸化される。

【0026】

パイロットのみの部分出力モードから、燃料流がパイロットミキサ42及びメインミキサ44に供給される高出力作動モードへの移行が起こるのは、燃料流量がミキサ42および44の両方の完全燃焼を支えるのに十分になった時である。より具体的には、ガスタービンエンジン10がアイドリング作動状態から高出力作動状態に加速されると、付加的な燃料及び空気が、燃焼器16へ導かれる。パイロット燃料ステージに加えて、高出力作動状態時には、メインミキサ44は、スワラ140を通して燃料が供給され、また燃料噴射口98から半径方向外向きに燃料が噴射される。メインミキサスワラ140は、半径方向及び円周方向の燃料と空気の混合を促進して、燃焼のためのほぼ均一な燃料と空気の分布を形成する。燃料と空気の混合気を均一な分布とすることにより、完全燃焼が得られ、高出力作動時のNOxエミッションを減少させることが促進される。

【0027】

更に、パイロットミキサ42は、メインミキサ44内に吐出される燃料に対する点火源として作用するので、パイロットミキサ42及び環状のセンタボデー43は、メインミキサ44が低い火炎温度で作動するのを可能にする。最大出力時において、パイロットミキサ42とメインミキサ44との間で分割される燃料流量は、エミッション、作動性、燃焼音によって決定される。

【0028】

上述した燃焼器は、費用効果がありかつ高い信頼性がある。燃焼器は、パイロットミキサと、メインミキサと、センタボデーとを備えるミキサ組立体を含む。パイロットミキサは低出力作動時に使用され、メインミキサは中及び高出力作動時に使用される。アイドリング出力作動状態時には、燃焼器は、低エミッションで作動し、メインミキサにのみ空気が供給される。高出力作動状態時には、燃焼器はまた、スワラを通して燃料をメインミキサに供給されて、メインミキサの燃料と空気の混合を改善する。より低い作動温度と燃焼の改善とにより、高出力作動時における作動効率の向上と燃焼器のエミッションの低減を可能にする。その結果、燃焼器は、高い燃焼効率と、低い一酸化炭素、窒素酸化物及びスモークエミッションとで作動する。

【0029】

燃焼器組立体の例示的な実施形態を、上記に詳細に説明している。本発明のシステムは、本明細書に記載した特定の実施形態に限定されるものでなく、むしろ、各組立体の構成部品は、本明細書に記載した他の構成部品から独立して別個に使用することができる。各燃焼器組立体の構成部品はまた、他の燃焼器組立体の構成部品と組み合わせて使用することができる。

【0030】

特許請求の範囲で付された参照符号は、本発明の技術的範囲を狭めるためのものではなく、それらを容易に理解するためのものである。

【図面の簡単な説明】

【0031】

【図1】燃焼器を備えるガスタービンエンジンの概略図。

10

20

30

40

50

【図 2】図 1 に示したガスタービンエンジンに使用することができる燃焼器の断面図。

【図 3】図 2 に示した燃焼器の範囲 3 に沿った部分の拡大図。

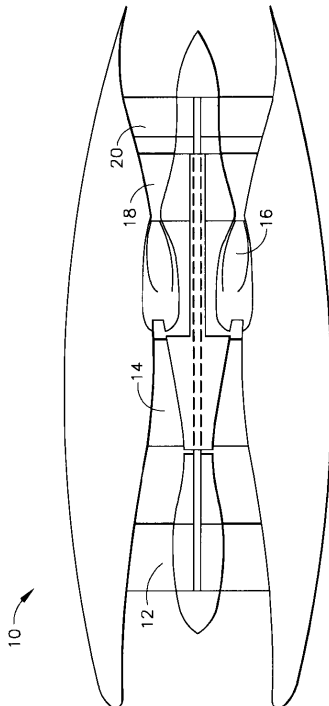
【符号の説明】

【 0 0 3 2 】

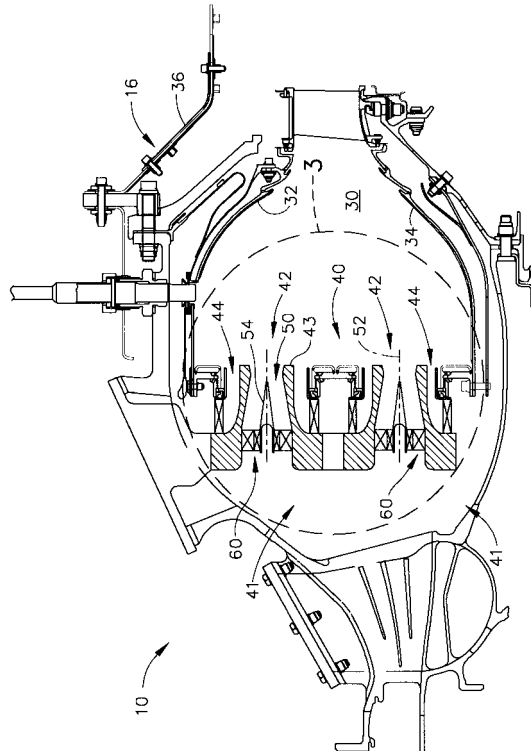
- 1 0    ガスタービンエンジン
- 1 6    燃焼器
- 3 0    燃焼室
- 3 2    外側ライナ
- 3 4    内側ライナ
- 4 0    ドーム
- 4 1    ミキサ組立体
- 4 2    パイロットミキサ
- 4 3    センタボデー
- 4 4    メインミキサ
- 5 0    チャンバ
- 5 2    対称軸線
- 5 4    パイロット中心体
- 6 0    スワロー

10

【図 1】

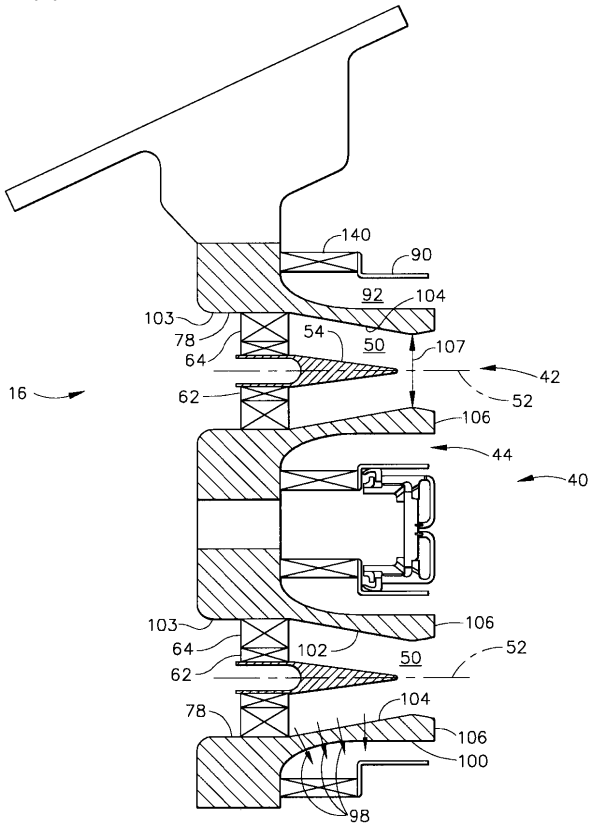


【図 2】





【図 3】



---

フロントページの続き

- (72)発明者 ティモシー・ジェームズ・ヘルド  
アメリカ合衆国、オハイオ州、ブランチェスター、サウス・ステート・ルート・123、8400  
番
- (72)発明者 マーク・アンソニー・ミュラー  
アメリカ合衆国、オハイオ州、ウエスト・チェスター、ラコタ・スリングス・ドライブ、7478  
番
- (72)発明者 ジュン・スー  
アメリカ合衆国、オハイオ州、メーソン、フィールドストーン・ドライブ、6420番

【外国語明細書】

2005291504000001.pdf