

(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.C1.⁷

F 1

テーマコード(参考)

F23R 3/14

F23R 3/14

F23R 3/28

F23R 3/28

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・カンパニイ
 GENERAL ELECTRIC CO
 MPANY
 アメリカ合衆国、ニューヨーク州、スケネ
 クタディ、リバーロード、1番
 100093908
 (74) 代理人 弁理士 松本 研一
 100105588
 (74) 代理人 弁理士 小倉 博
 100106541
 (74) 代理人 弁理士 伊藤 信和

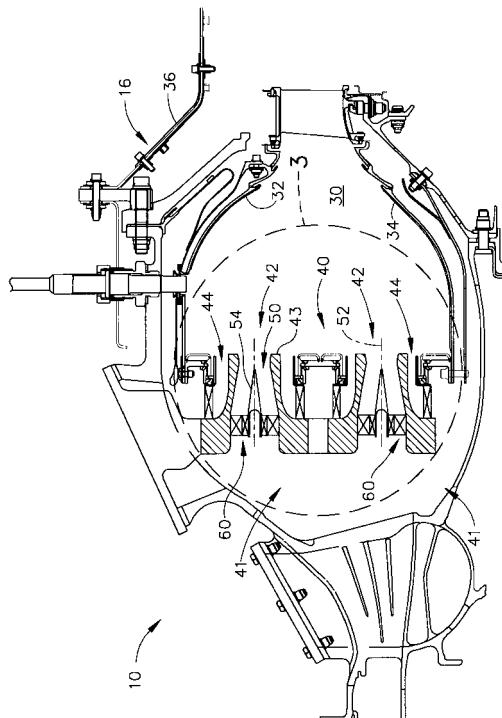
最終頁に続く

(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が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ーラ(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が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ーラ(140)を含む。メインミキサは、燃焼室の上流に位置する。環状のセンタボーデー(106)は、パイロットミキサとメインミキサとの間で延びる。センタボーデーは、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つ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ーラ(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つ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つのスワーラ(140)を含み、前記少なくとも1つのスワー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つのスワーラ(140)が、コニカル空気スワーラ及びサイクロン空気スワーラの少なくとも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つのスワーラ(140)が、該スワー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つのスワーラ(60)が、半径方向内側スワーラ(62)と半径方向外側スワーラ(64)とを含み、前記半径方向外側スワーラが、前記半径方向内側スワー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ート(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つ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ーラ(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つ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つのスワーラ(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 (10)。

【請求項 9】

前記燃焼器のメインミキサの少なくとも 1 つのスワーラ (140) が、コニカル空気スワーラ及びサイクロン空気スワーラの少なくとも 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 (10)。

【請求項 10】

前記燃焼器のパイロットミキサの少なくとも 1 つのスワーラ (60) が、半径方向内側スワーラ (62) と半径方向外側スワーラ (64) とを含み、前記半径方向内側スワーラが、前記半径方向外側スワーラと前記パイロットミキサのセンタボデー (106) 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 (10)。

10

【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ニ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（エミッショニン）は、米国環境保護庁（EPA）の基準の対象となり、この基準は、窒素酸化物（NO_x）、未燃炭化水素（HC）、一酸化炭素（CO）の排出を規制している。一般に、エンジンのエミッショニンは、2種類、すなわち高火炎温度によって形成されたもの（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（HC 及び CO）とに分類される。

20

【0003】

少なくとも一部の公知のガスタービン燃焼器は、10個から30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ー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。

30

【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ニン型（DLE）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、DLE燃焼器は一般的に希釈孔を持たない。

40

【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（DAC）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ニ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

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單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 NO_x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 / HC エミッションを生じるので、低出力時の CO / HC エ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 つのスワーラ翼とメインミキサ内に配置された少なくとも 1 つのスワーラ翼とを通じ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・空気プレミキサとを含む。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つ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ーラとを含む。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つ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ーラ翼を含む。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 つのスワーラとを含む。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つ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 つのスワーラ翼を含む。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 を通って流れ、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。

【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置いて配置されて、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と流れ連通しあ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。

【0015】

パイロットミキサ42はまた、一対の同心に取り付けられたスワーラ60を含む。より具体的には、例示的な実施形態において、スワーラ60は、アキシャルスワーラであり、パイロット内側スワーラ62とパイロット外側スワーラ64とを含む。パイロット内側スワーラ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。各スワーラ62及び64は、複数の翼(図示せず)を含む。スワーラ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、オロフィスは、スワーラ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、ベンチュリスロート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。スワーラ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。1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ーラ62とパイロット外側スワーラ64との間に配置され、パイロット内側スワーラ62及びパイロット外側スワーラ64から下流方向に延びる。

【0016】

パイロット外側スワーラ64は、パイロット内側スワーラ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ーラ64は、パイロット内側スワーラ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ーラ62とセンタボデー43との間に位置する。1つの実施形態において、パイロットスワーラ62は、該パイロットスワーラを通って流れる空気を、パイロットスワーラ64を通っ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ーラ62は、該パイロット内側スワーラを通って流れる空気を、パイロット外側スワーラ64が該パイロット外側スワーラを通っ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。

10

20

30

40

50

【0017】

メインミキサ44は、環状の空洞92を形成する環状のメインハウジング90を含む。メインミキサ44は、パイロットミキサ42に対して同心に整列され、パイロットミキサ42の周りで円周方向に延びる。環状のセンタボデー43は、パイロットミキサ42とメインミキサ44との間で延びて、メインミキサ空洞92の一部を形成する。

【0018】

環状のセンタボデー43は、該センタボデー43の半径方向外側面100に取り付けられ、該センタボデー43からメインミキサ空洞92内に燃料を半径方向外向きに噴射する複数の噴射口98を含む。燃料噴射口98は、メインミキサ44内の円周方向の燃料と気体の混合を促進する。

10

【0019】

1つの実施形態において、センタボデー43は、一対の円周方向に間隔を置いて配置された噴射口98の列を含む。別の実施形態において、センタボデー43は、複数の噴射口98を含むが、それら噴射口98は、円周方向に間隔を置いて配置された列には配列されていない。噴射口98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(NOx)の低エミッションを達成しつ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。

【0020】

センタボデー43は、パイロットミキサ42とメインミキサ44とを分離する。従って、パイロットミキサ42は、パイロット作動中にメインミキサ44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43は、燃焼器16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43の内側通路壁102は、入口部分103と、収束-発散面104と、後部シールド106とを含む。

20

【0021】

収束-発散面104は、入口部分103から後部シールド106まで延び、パイロットミキサ42内にベンチュリスロート107を形成する。後部シールド106は、面104と外側面100との間で延びる。

30

【0022】

メインミキサ44はまた、センタボデーの燃料噴射口98の上流に配置されたスワーラ140を含む。第1のスワーラ140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52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140はコニカルスワーラである。より具体的には、スワーラ140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140から半径方向内向きに噴射され、また噴射口98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できる。別の実施形態において、第1のスワーラ140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

【0023】

燃料供給システムは、燃焼器16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42に燃料を供給し、またメイン燃料回路は、メインミキサ44に燃料を供給し、燃焼器16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。

【0024】

作動中、ガスタービンエンジン10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16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16は、作動のためにパイロットミキサ42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64及び/又は壁104及び106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、パイロットスワーラ60及びメインミキサスワーラ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に隣接しつ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ーデー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、メインミキサスワーラ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、スワーラ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。メインミキサスワーラ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ーデー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、センタボー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、スワー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、窒素酸化物及びスマーカ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】

【0032】

10 ガスタービンエンジン

16 燃焼器

30 燃焼室

32 外側ライナ

34 内側ライナ

40 ドーム

10

41 ミキサ組立体

42 パイロットミキサ

43 センタボディ

44 メインミキサ

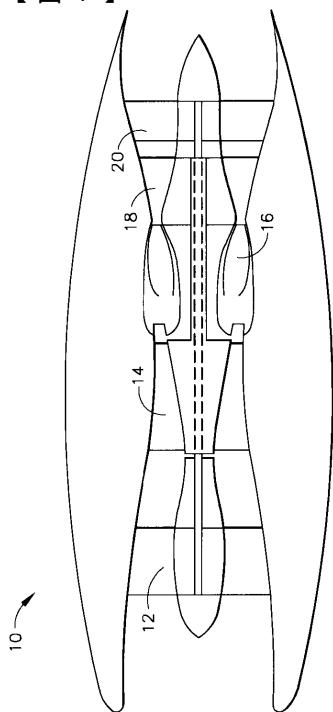
50 チャンバ

52 対称軸線

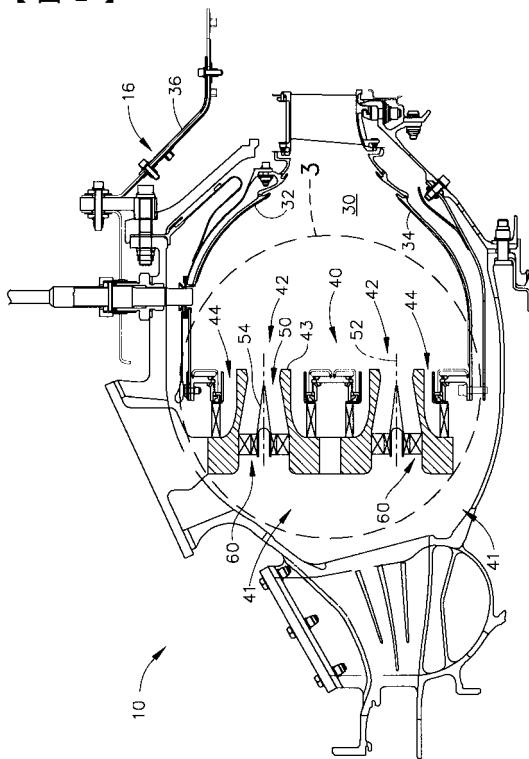
54 パイロット中心体

60 スワーラ

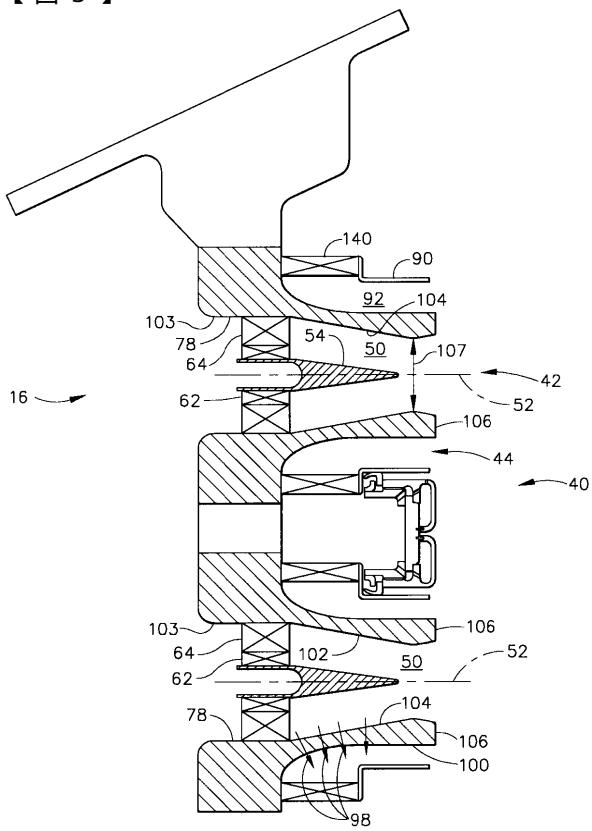
【図1】



【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、ブランチエスター、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・ミューラー

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

【外國語明細書】

2005291504000001.pdf