

(19) 日本国特許庁 (JP)

(12) 特 許 公 報 (B2)

(11) 特許番号  
特許第6177187号  
(P6177187)

(45) 発行日 平成29年8月9日 (2017.8.9)

(24) 登録日 平成29年7月21日 (2017.7.21)

|                        |                |
|------------------------|----------------|
| (51) Int.Cl.           | F 1            |
| F 2 3 R 3/26 (2006.01) | F 2 3 R 3/26 Z |
| F 2 3 R 3/00 (2006.01) | F 2 3 R 3/00 E |
| F 2 3 R 3/10 (2006.01) | F 2 3 R 3/10   |
| F 2 3 R 3/28 (2006.01) | F 2 3 R 3/28 D |
| F O 2 C 7/18 (2006.01) | F O 2 C 7/18 Z |

請求項の数 16 (全 24 頁) 最終頁に続く

|           |                               |           |   |
|-----------|-------------------------------|-----------|---|
| (21) 出願番号 | 特願2014-94029 (P2014-94029)    | (73) 特許権者 | 514030104<br>三菱日立パワーシステムズ株式会社<br>神奈川県横浜市西区みなとみらい三丁目3番1号 |
| (22) 出願日  | 平成26年4月30日 (2014.4.30)        | (74) 代理人  | 100089118<br>弁理士 酒井 宏明                                  |
| (65) 公開番号 | 特開2015-209842 (P2015-209842A) | (74) 代理人  | 100118762<br>弁理士 高村 順                                   |
| (43) 公開日  | 平成27年11月24日 (2015.11.24)      | (72) 発明者  | 梶村 周平<br>東京都港区港南二丁目16番5号 三菱重工業株式会社内                     |
| 審査請求日     | 平成28年10月3日 (2016.10.3)        | (72) 発明者  | 瀧口 智志<br>東京都港区港南二丁目16番5号 三菱重工業株式会社内                     |

最終頁に続く

(54) 【発明の名称】 ガスタービン燃焼器、ガスタービン、制御装置及び制御方法

(57) 【特許請求の範囲】

【請求項 1】

燃料と、ノズル先端を冷却するための冷却空気とを噴射可能な噴射ノズルと、  
前記噴射ノズルへ供給する前記冷却空気の流量を調整可能な空気流量調整部と、  
前記燃料の燃焼状態を検出する検出部と、  
前記検出部の検出結果に基づいて、前記空気流量調整部を制御する制御装置と、を備え

前記制御装置は、前記噴射ノズルに対向して形成される循環流の形成位置が、前記噴射ノズルに近づくと、前記冷却空気の流量を増加させる一方で、前記循環流の形成位置が、前記噴射ノズルから遠ざかると、前記冷却空気の流量を減少させることを特徴とするガスタービン燃焼器。

【請求項 2】

前記検出部は、前記噴射ノズルが配置される燃焼器内筒の内部の圧力変動を検出する圧力センサであり、

前記制御装置は、前記圧力センサにより検出された前記圧力変動に基づいて、前記冷却空気の流量を調整することを特徴とする請求項 1 に記載のガスタービン燃焼器。

【請求項 3】

前記検出部は、燃料の燃焼状態に応じて変化する部材の温度を検出する温度センサであり、

前記制御装置は、前記温度センサにより検出された温度が予め設定された設定温度より

も大きい場合、前記冷却空気の流量を増加させることを特徴とする請求項 1 に記載のガスタービン燃焼器。

【請求項 4】

前記噴射ノズルに接続され、前記噴射ノズルへ向けて前記冷却空気を供給する冷却空気供給流路を、さらに備え、

前記空気量調整部は、前記冷却空気供給流路に設けられる流量調整弁を有することを特徴とする請求項 1 から 3 のいずれか 1 項に記載のガスタービン燃焼器。

【請求項 5】

前記噴射ノズルに接続され、前記噴射ノズルへ向けて前記冷却空気を供給する冷却空気供給流路を、さらに備え、

前記空気量調整部は、前記冷却空気供給流路へ向けて前記冷却空気を供給する圧縮機を有することを特徴とする請求項 1 から 4 のいずれか 1 項に記載のガスタービン燃焼器。

【請求項 6】

前記噴射ノズルは、

ノズル基端側からノズル先端側に亘って内部に形成される、前記燃料と前記冷却空気とがそれぞれ流通可能な複数の内部流路を有し、

複数の前記内部流路は、

ノズル先端へ向かって前記燃料が流通する第 1 燃料流路と、

ノズル先端へ向かって前記燃料が流通する第 2 燃料流路と、

ノズル先端へ向かって前記冷却空気が流通する冷却流路と、を含み、

前記冷却流路は、前記噴射ノズルの内部側から外部側へ向かう方向において、前記第 1 燃料流路と前記第 2 燃料流路との間に設けられていることを特徴とする請求項 1 から 5 のいずれか 1 項に記載のガスタービン燃焼器。

【請求項 7】

前記噴射ノズルは、

ノズル基端側からノズル先端側に亘って内部に形成される、前記燃料と前記冷却空気とがそれぞれ流通可能な複数の内部流路と、

少なくともいずれかの前記内部流路の一部を絞って形成される絞り部と、

前記絞り部の先端側に形成され、前記内部流路に連通するマニホールドと、

前記マニホールドに連通する噴射孔と、を備え、

複数の前記内部流路は、その一部の前記内部流路がノズル先端側へ向かって前記冷却空気が流通する冷却流路であることを特徴とする請求項 1 から 5 のいずれか 1 項に記載のガスタービン燃焼器。

【請求項 8】

前記噴射ノズルは、

ノズル基端側からノズル先端側へ向かって延びて設けられるノズル本体と、

前記ノズル本体の周囲に所定の間隔を空けて並べて設けられる複数の旋回翼と、を備え、

複数の前記内部流路は、

その一部の前記内部流路となる前記冷却流路が、ノズル基端側からノズル先端側へ向かって延びて設けられ、

その他の一部の前記内部流路となる前記燃料が流通する燃料流路が、ノズル基端側から前記旋回翼へ向かって延びて設けられることを特徴とする請求項 7 に記載のガスタービン燃焼器。

【請求項 9】

前記噴射ノズルは、

ノズル基端側からノズル先端側へ向かって延びて設けられるノズル本体と、

前記ノズル本体の周囲に形成され、ノズル基端側からノズル先端側へ向かってフィルム空気が流通するフィルム空気流路と、を備えることを特徴とする請求項 7 または 8 に記載のガスタービン燃焼器。

## 【請求項 10】

前記フィルム空気流路は、前記ノズル本体の外部に形成される外部流路に連通していることを特徴とする請求項 9 に記載のガスタービン燃焼器。

## 【請求項 11】

複数の前記内部流路は、その一部の前記内部流路がノズル基端側からノズル先端側へ向かって延びて設けられる前記フィルム空気流路であることを特徴とする請求項 9 に記載のガスタービン燃焼器。

## 【請求項 12】

前記冷却流路は、前記フィルム空気流路に対して、前記噴射ノズルの内部側に設けられていることを特徴とする請求項 9 から 11 のいずれか 1 項に記載のガスタービン燃焼器。

10

## 【請求項 13】

パイロットノズルと、

前記パイロットノズルの周囲に設けられるメインノズルと、を備え、

前記パイロットノズルとして、請求項 1 から 12 のいずれか 1 項に記載の前記噴射ノズルが適用されることを特徴とするガスタービン燃焼器。

## 【請求項 14】

請求項 1 から 13 のいずれか 1 項に記載のガスタービン燃焼器と、

前記ガスタービン燃焼器において、前記燃料を燃焼させることで発生する燃焼ガスにより回転するタービンと、を備えることを特徴とするガスタービン。

## 【請求項 15】

20

ノズル先端を冷却するための冷却空気と燃料とを噴射可能な噴射ノズルと、前記噴射ノズルへ供給する前記冷却空気の流量を調整可能な空気流量調整部と、前記燃料の燃焼状態を検出する検出部と、を備えるガスタービン燃焼器の制御装置であって、

前記検出部の検出結果に基づいて、前記空気流量調整部を制御しており、前記噴射ノズルに対向して形成される循環流の形成位置が、前記噴射ノズルに近づくと、前記冷却空気の流量を増加させる一方で、前記循環流の形成位置が、前記噴射ノズルから遠ざかると、前記冷却空気の流量を減少させることを特徴とするガスタービン燃焼器の制御装置。

## 【請求項 16】

ノズル先端を冷却するための冷却空気と燃料とを噴射可能な噴射ノズルと、前記噴射ノズルへ供給する前記冷却空気の流量を調整可能な空気流量調整部と、前記燃料の燃焼状態を検出する検出部と、を備えるガスタービン燃焼器の制御方法であって、

30

前記検出部の検出結果に基づいて、前記空気流量調整部を制御しており、前記噴射ノズルに対向して形成される循環流の形成位置が、前記噴射ノズルに近づくと、前記冷却空気の流量を増加させる一方で、前記循環流の形成位置が、前記噴射ノズルから遠ざかると、前記冷却空気の流量を減少させることを特徴とするガスタービン燃焼器の制御方法。

## 【発明の詳細な説明】

## 【技術分野】

## 【0001】

本発明は、噴射ノズルを備えるガスタービン燃焼器、ガスタービン燃焼器を備えるガスタービン、ガスタービン燃焼器の制御装置及び制御方法に関するものである。

40

## 【背景技術】

## 【0002】

一般的なガスタービンは、圧縮機と燃焼器とタービンとにより構成されている。そして、空気取入口から取り込まれた空気が圧縮機によって圧縮されることで高温・高圧の圧縮空気となり、燃焼器にて、この圧縮空気に対して燃料を供給して燃焼させることで高温・高圧の燃焼ガス（作動流体）を得て、この燃焼ガスによりタービンを駆動し、このタービンに連結された発電機を駆動する。

## 【0003】

従来のガスタービンの燃焼器は、パイロット燃焼バーナの周囲を囲むように複数のメイン燃焼バーナが配置されており、パイロット燃焼バーナにはパイロットノズルが組み込ま

50

れ、メイン燃焼バーナにはメインノズルが組み込まれており、パイロット燃焼バーナ及び複数のメイン燃焼バーナがガスタービンの内筒の内部に配置されている。

【 0 0 0 4 】

このようなガスタービン燃焼器としては、下記特許文献 1 , 2 に記載されたものがある。この特許文献 1 に記載されたガスタービン燃焼器は、燃料通路を形成する本体の外側にスリーブを配置すると共に、その間にカバーリングを配置して内外に空気通路を形成し、カバーリングの先端側に燃料通路と連通する燃料噴射孔を有するノズルチップを設けてパイロットノズルを構成したものである。また、特許文献 2 に記載されたガスタービン燃焼器は、燃料ノズルに、燃料や空気、またはその混合気が通って主予混合回路と共に機能する通路である拡散チップを設けたものである。

【先行技術文献】

【特許文献】

【 0 0 0 5 】

【特許文献 1】特開 2 0 0 9 - 1 6 8 3 9 7 号公報

【特許文献 2】特開 2 0 1 0 - 1 5 9 7 5 7 号公報

【発明の概要】

【発明が解決しようとする課題】

【 0 0 0 6 】

ところで、メインノズルから燃料が噴射され、この燃料が燃焼すると、旋回流により循環流が形成され、パイロットノズルのノズル先端に対向する空間には、高温ガス（ホットガス）の循環流が流入する。この循環流には、パイロットノズルから冷却空気が噴射される。このとき、メインノズル及びパイロットノズルから噴射される燃料の噴射量は、ガスタービンの出力に応じて変化することから、高温ガスの循環流の形成位置は、パイロットノズルに近づいたり、離れたりと、循環流の形成位置が不安定となる。ここで、循環流がパイロットノズルに近づき過ぎてしまうと、パイロットノズルを含むパイロットノズル周りの温度が上昇することで、パイロットノズルのノズル先端が焼損するおそれがあり、また、 $\text{NO}_x$  の生成量も増加してしまう。一方で、循環流がパイロットノズルから離れ過ぎてしまうと、保炎性が低下し、燃焼が不安定になってしまう。さらに、燃焼性の低下により、 $\text{CO}$  や未燃分が多く発生してしまう。なお、パイロットノズル及びメインノズルの配置によっては、メインノズルのノズル先端側に高温ガスの循環流が形成される可能性があるため、パイロットノズルと同様の課題を有する。

【 0 0 0 7 】

そこで、本発明は、噴射ノズルを含む噴射ノズル周りの焼損を抑制しつつ、 $\text{NO}_x$  の生成量を抑制し、保炎性を維持することができるガスタービン燃焼器、ガスタービン、制御装置及び制御方法を提供することを課題とする。

【課題を解決するための手段】

【 0 0 0 8 】

本発明のガスタービン燃焼器は、燃料と、ノズル先端を冷却するための冷却空気とを噴射可能な噴射ノズルと、前記噴射ノズルへ供給する前記冷却空気の流量を調整可能な空気流量調整部と、前記燃料の燃焼状態を検出する検出部と、前記検出部の検出結果に基づいて、前記空気流量調整部を制御する制御装置と、を備えることを特徴とする。

【 0 0 0 9 】

この構成によれば、制御装置は、空気流量調整部を制御して、噴射ノズルから噴射する冷却空気の流量を調整することができる。このため、噴射ノズルの前方に流入する循環流の形成位置を、冷却空気の流量によって、適切な形成位置に調整することができる。これにより、噴射ノズルを含む噴射ノズル周りの焼損を抑制しつつ、 $\text{NO}_x$  の生成量を抑制し、保炎性を維持することができる。なお、燃料の燃焼状態を検出する検出部としては、例えば、燃料の燃焼状態に応じて発生する  $\text{NO}_x$  の生成量を検出する  $\text{NO}_x$  検出センサ、燃料の燃焼状態に応じて変化する部材の温度を検出する温度センサ、燃料の燃焼状態に応じて発生する燃焼器内の圧力変動を検出する圧力センサ等がある。また、冷却空気の流量は

10

20

30

40

50

、制御装置を通じて、ガスタービンの出力、または、燃料比率などの運転状態量に応じて調整することもできる。さらに、噴射ノズルとしては、パイロットノズルであってもよいし、メインノズルであってもよく、特に限定されない。

【0010】

この場合、前記噴射ノズルに接続され、前記噴射ノズルへ向けて前記冷却空気を供給する冷却空気供給流路を、さらに備え、前記空気量調整部は、前記冷却空気供給流路に設けられる流量調整弁を有することが好ましい。

【0011】

この構成によれば、制御装置は、流量調整弁の開度を調整することで、噴射ノズルから噴射する冷却空気の流量を容易に調整することができる。

10

【0012】

この場合、前記噴射ノズルに接続され、前記噴射ノズルへ向けて前記冷却空気を供給する冷却空気供給流路を、さらに備え、前記空気量調整部は、前記冷却空気供給流路へ向けて前記冷却空気を供給する圧縮機を有することが好ましい。

【0013】

この構成によれば、制御装置は、圧縮機の作動を制御することで、噴射ノズルから噴射する冷却空気の流量を容易に調整することができる。

【0014】

この場合、前記噴射ノズルは、ノズル基端側からノズル先端側に亘って内部に形成される、前記燃料と前記冷却空気とがそれぞれ流通可能な複数の内部流路を有し、複数の前記内部流路は、ノズル先端へ向かって前記燃料が流通する第1燃料流路と、ノズル先端へ向かって前記燃料が流通する第2燃料流路と、ノズル先端へ向かって前記冷却空気が流通する冷却流路と、を含み、前記冷却流路は、前記噴射ノズルの内部側から外部側へ向かう方向において、前記第1燃料流路と前記第2燃料流路との間に設けられていることが好ましい。

20

【0015】

この構成によれば、冷却流路を、第1燃料流路と第2燃料流路との間に配置することができるため、噴射ノズルの形状に応じて、ノズル先端に冷却空気を効果的に投入することができる。

【0016】

この場合、前記噴射ノズルは、ノズル基端側からノズル先端側に亘って内部に形成される、前記燃料と前記冷却空気とがそれぞれ流通可能な複数の内部流路と、少なくともいずれかの前記内部流路の一部を絞って形成される絞り部と、前記絞り部の先端側に形成され、前記内部流路に連通するマニホールドと、前記マニホールドに連通する噴射孔と、を備え、複数の前記内部流路は、その一部の前記内部流路がノズル先端側へ向かって前記冷却空気が流通する冷却流路であることが好ましい。

30

【0017】

この構成によれば、噴射ノズルは、複数の内部流路に応じて、燃料及び冷却空気をそれぞれ流通させることができるため、複数の内部流路を流通する燃料及び冷却空気を混在させることがない。また、内部流路を流通する燃料及び冷却空気は、絞り部を流通することで、ノズル先端側に向かう燃料及び冷却空気の流通量が安定的となり、噴射孔から噴射される燃料及び冷却空気の噴射量を安定させることができる。また、絞り部を流通した燃料及び冷却空気は、マニホールドを流通して、噴射孔から噴射される。このため、マニホールドを介して噴射孔から噴射された燃料及び冷却空気は、均一な圧力で噴射される。例えば、マニホールドを周方向に形成し、マニホールドに沿って、噴射孔を周方向に並べて複数形成することで、噴射孔から噴射される燃料及び冷却空気を、周方向に均一な圧力で噴射することができる。

40

【0018】

この場合、前記噴射ノズルは、ノズル基端側からノズル先端側へ向かって延びて設けられるノズル本体と、前記ノズル本体の周囲に所定の間隔を空けて並べて設けられる複数の

50

旋回翼と、を備え、複数の前記内部流路は、その一部の前記内部流路となる前記冷却流路が、ノズル基端側からノズル先端側へ向かって延びて設けられ、その他の一部の前記内部流路となる前記燃料が流通する燃料流路が、ノズル基端側から前記旋回翼へ向かって延びて設けられることが好ましい。

【0019】

この構成によれば、ノズル本体の先端側から冷却空気を噴射することができ、また、複数の旋回翼から燃料を噴射することができる。

【0020】

この場合、前記噴射ノズルは、ノズル基端側からノズル先端側へ向かって延びて設けられるノズル本体と、前記ノズル本体の周囲に形成され、ノズル基端側からノズル先端側へ向かってフィルム空気が流通するフィルム空気流路と、を備えることが好ましい。

10

【0021】

この構成によれば、ノズル本体の周囲にフィルム空気流路を形成することができる。

【0022】

この場合、前記フィルム空気流路は、前記ノズル本体の外部に形成される外部流路に連通していることが好ましい。

【0023】

この構成によれば、外部流路から取り込んだ空気をフィルム空気として用いることができる。

【0024】

20

この場合、複数の前記内部流路は、その一部の前記内部流路がノズル基端側からノズル先端側へ向かって延びて設けられる前記フィルム空気流路であることが好ましい。

【0025】

この構成によれば、フィルム空気流路を、ノズル本体の内部流路として形成することができる。

【0026】

この場合、前記冷却流路は、前記フィルム空気流路に対して、前記噴射ノズルの内部側に設けられていることが好ましい。

【0027】

この構成によれば、フィルム空気流路の内部側に冷却流路を形成することができる。

30

【0028】

この場合、パイロットノズルと、前記パイロットノズルの周囲に設けられるメインノズルと、を備え、前記パイロットノズルとして、上記の前記噴射ノズルが適用されることが好ましい。

【0029】

この構成によれば、燃料及び冷却空気をパイロットノズルから噴射することができる。このとき、パイロットノズルは、ノズル先端側から冷却空気を噴射することができるため、パイロットノズルの前方に流入する循環流の形成位置を、冷却空気の流量によって、適切な形成位置に調整することができる。

【0030】

40

本発明のガスタービンとは、上記のガスタービン燃焼器と、前記ガスタービン燃焼器において、前記燃料を燃焼させることで発生する燃焼ガスにより回転するタービンと、を備えることを特徴とする。

【0031】

この構成によれば、ガスタービン燃焼器の噴射ノズルを含む噴射ノズル周りの焼損を抑制しつつ、 $\text{NO}_x$ の生成量を抑制し、保炎性を維持することができる。このため、ガスタービン燃焼器による燃焼を安定して行うことが可能となり、その結果、安定した燃焼によるタービン効率の向上を図ることができる。

【0032】

本発明のガスタービン燃焼器の制御装置は、ノズル先端を冷却するための冷却空気と燃

50

料とを噴射可能な噴射ノズルと、前記噴射ノズルへ供給する前記冷却空気の流量を調整可能な空気流量調整部と、前記燃料の燃焼状態を検出する検出部と、を備えるガスタービン燃焼器の制御装置であって、前記検出部の検出結果に基づいて、前記空気流量調整部を制御することを特徴とする。

【0033】

本発明のガスタービン燃焼器の制御方法は、ノズル先端を冷却するための冷却空気と燃料とを噴射可能な噴射ノズルと、前記噴射ノズルへ供給する前記冷却空気の流量を調整可能な空気流量調整部と、前記燃料の燃焼状態を検出する検出部と、を備えるガスタービン燃焼器の制御方法であって、前記検出部の検出結果に基づいて、前記空気流量調整部を制御することを特徴とする。

10

【0034】

この構成によれば、空気流量調整部を制御して、噴射ノズルから噴射する冷却空気の流量を調整することができる。このため、噴射ノズルの前方に流入する循環流の形成位置を、冷却空気の流量によって、適切な形成位置に調整することができる。

【図面の簡単な説明】

【0035】

【図1】図1は、実施例1のガスタービンを表す概略構成図である。

【図2】図2は、実施例1のガスタービン燃焼器を表す概略構成図である。

【図3】図3は、実施例1のガスタービン燃焼器における要部断面図である。

【図4】図4は、実施例1のパイロットノズルの先端部を表す断面図である。

20

【図5】図5は、実施例1のガスタービンを表す模式図である。

【図6】図6は、実施例2のガスタービンを表す模式図である。

【図7】図7は、実施例3のパイロットノズルの先端部を表す断面図である。

【図8】図8は、実施例4のパイロットノズルの先端部を表す断面図である。

【図9】図9は、実施例5のパイロットノズルの先端部を表す断面図である。

【発明を実施するための形態】

【0036】

以下に、本発明に係る実施例を図面に基づいて詳細に説明する。なお、この実施例によりこの発明が限定されるものではない。また、下記実施例における構成要素には、当業者が置換可能かつ容易なもの、あるいは実質的に同一のものが含まれる。さらに、以下に記載した構成要素は適宜組み合わせることが可能であり、また、実施例が複数ある場合には、各実施例を組み合わせることも可能である。

30

【実施例1】

【0037】

図1は、実施例1のガスタービンを表す概略構成図である。図2は、実施例1のガスタービン燃焼器を表す概略構成図である。図3は、実施例1のガスタービン燃焼器における要部断面図である。図4は、実施例1のパイロットノズルの先端部を表す断面図である。図5は、実施例1のガスタービンを表す模式図である。

【0038】

実施例1のガスタービン1は、図1及び図5に示すように、圧縮機11と、燃焼器（ガスタービン燃焼器）12と、タービン13とにより構成されている。このガスタービン1には、発電機14（図5参照）が連結されており、発電可能となっている。

40

【0039】

圧縮機11は、空気を取り込む空気取入口20を有し、圧縮機車室21内に入口案内翼（IGV：Inlet Guide Vane）22が配設されると共に、複数の静翼23と動翼24が前後方向（後述するロータ32の軸方向）に交互に配設されてなり、その外側に抽気室25が設けられている。燃焼器12は、圧縮機11で圧縮された圧縮空気に対して燃料を供給し、点火することで燃焼可能となっている。タービン13は、タービン車室26内に複数の静翼27と動翼28が前後方向（後述するロータ32の軸方向）に交互に配設されている。このタービン車室26の下流側には、排気車室29を介して排気室30が配設され

50

ており、排気室 30 は、タービン 13 に連続する排気ディフューザ 31 を有している。

【0040】

また、圧縮機 11、燃焼器 12、タービン 13、排気室 30 の中心部を貫通するようにロータ（回転軸）32 が位置している。ロータ 32 は、圧縮機 11 側の端部が軸受部 33 により回転自在に支持される一方、排気室 30 側の端部が軸受部 34 により回転自在に支持されている。そして、このロータ 32 は、圧縮機 11 にて、各動翼 24 が装着されたディスクが複数重ねられて固定され、タービン 13 にて、各動翼 28 が装着されたディスクが複数重ねられて固定されており、圧縮機 11 側の端部に発電機 14 の駆動軸が連結されている。

【0041】

そして、このガスタービン 1 は、圧縮機 11 の圧縮機車室 21 が脚部 35 に支持され、タービン 13 のタービン車室 26 が脚部 36 により支持され、排気室 30 が脚部 37 により支持されている。

【0042】

従って、圧縮機 11 の空気取入口 20 から取り込まれた空気が、入口案内翼 22、複数の静翼 23 と動翼 24 を通過して圧縮されることで高温・高圧の圧縮空気となる。燃焼器 12 にて、この圧縮空気に対して所定の燃料が供給され、燃焼する。そして、この燃焼器 12 で生成された作動流体である高温・高圧の燃焼ガスが、タービン 13 を構成する複数の静翼 27 と動翼 28 を通過することでロータ 32 を駆動回転し、このロータ 32 に連結された発電機 14 を駆動する。一方、タービン 13 を駆動した燃焼ガスは、排気ディフューザ 31 を通って、排気室 30 から排気ガスとして大気に放出される。

【0043】

上述した燃焼器 12 において、図 2 に示すように、ケーシング 41 は、内側に所定間隔をあけて燃焼器内筒 42 が配置され、この燃焼器内筒 42 の先端部に燃焼器尾筒 43 が連結されている。燃焼器内筒 42 は、内部の中心部に位置してパイロット燃焼バーナ 44 が配置されると共に、燃焼器内筒 42 の内周面に周方向に沿ってパイロット燃焼バーナ 44 を取り囲むように複数のメイン燃焼バーナ 45 が配置されている。また、燃焼器尾筒 43 はバイパス管 46 が連結されており、このバイパス管 46 にバイパス弁 47 が設けられている。

【0044】

また、このケーシング 41 には、トップハット部 54 が嵌合し、複数の締結ボルト 55 により締結されている。燃焼器内筒 42 は、ケーシング 41 の内側に所定の間隔をあけて配置されており、トップハット部 54 の内面と燃焼器内筒 42 の外面との間に円筒形状をなす空気通路 56 が形成されている。そして、空気通路 56 は、一端部が圧縮機 11 で圧縮された圧縮空気の供給通路 57 に連通し、他端部が燃焼器内筒 42 の基端部側に連通している。この燃焼器内筒 42 は、基端部側に拡径部 42a が形成されることで、空気通路 56 は、ベルマウス形状をなしている。

【0045】

燃焼器内筒 42 は、中心部に位置してパイロット燃焼バーナ 44 が配置され、その周囲に複数のメイン燃焼バーナ 45 が配置されている。パイロット燃焼バーナ 44 は、燃焼器内筒 42 に支持されたパイロットコーン 58 と、パイロットコーン 58 の内部に配置されたパイロットノズル 59 とから構成され、パイロットノズル 59 には、外周部に旋回翼（スワラーベーン）60 が設けられている。また、メイン燃焼バーナ 45 は、バーナ筒 61 と、バーナ筒 61 の内部に配置されたメインノズル 62 とから構成され、メインノズル 62 には、外周部に旋回翼（スワラーベーン）63 が設けられている。

【0046】

そして、トップハット部 54 は、燃料ポート 64、65 が設けられ、図示しないパイロット燃料ラインがパイロットノズル 59 の燃料ポート 64 に連結され、図示しないメイン燃焼ラインが各メインノズル 62 の燃料ポート 65 に連結されている。また、図示は省略するが、トップハット部 54 は、冷却空気供給ポート 66 が設けられている（図 5 参照）

10

20

30

40

50



。図 5 に示すように、冷却空気供給ポート 6 6 は、圧縮機 1 1 からガスタービン燃焼器 1 2 へ向かう供給通路 5 7 から分岐する分岐通路（冷却空気供給流路）6 7 に連結されている。つまり、供給通路 5 7 は、ガスタービン燃焼器 1 2 の空気通路 5 6 に連通し、供給通路 5 7 から分岐する分岐通路 6 7 は、ガスタービン燃焼器 1 2 の冷却空気供給ポート 6 6 に連結する。

【 0 0 4 7 】

従って、図 2、図 3 及び図 5 に示すように、高温・高圧の圧縮空気は、供給通路 5 7 から空気通路 5 6 及び分岐通路 6 7 に流れ込み、空気通路 5 6 から燃焼器内筒 4 2 内に流れ込むと共に、分岐通路 6 7 から冷却空気供給ポート 6 6 に流れ込む。そして、この燃焼器内筒 4 2 内にて、圧縮空気がメイン燃焼バーナ 4 5 から噴射された燃料と混合し、予混合気の旋回流となって燃焼器尾筒 4 3 内に流れ込む。また、燃焼器内筒 4 2 内にて、圧縮空気がパイロット燃焼バーナ 4 4 から噴射された燃料と混合し、図示しない種火により着火されて燃焼し、燃焼ガスとなって燃焼器尾筒 4 3 内に噴出する。このとき、燃焼ガスの一部が燃焼器尾筒 4 3 内に火炎を伴って周囲に拡散するように噴出することで、各メイン燃焼バーナ 4 5 から燃焼器尾筒 4 3 内に流れ込んだ予混合気に着火されて燃焼する。すなわち、パイロット燃焼バーナ 4 4 から噴射されたパイロット燃料によるパイロット火炎より、メイン燃焼バーナ 4 5 からの希薄予混合燃料の安定燃焼を行うための保炎を行うことができる。

【 0 0 4 8 】

ここで、パイロットコーン 5 8 内には、メイン燃料が燃焼することによって高温の循環流が発生する。この循環流は、パイロットノズル 5 9 の前方に対向して流入する。循環流は、その形成位置が、パイロットノズル 5 9 から噴射される冷却空気によって、パイロットノズル 5 9 に接離する方向に変化する。このとき、冷却空気供給ポート 6 6 に流れ込んだ圧縮空気は、パイロットノズル 5 9 を冷却する冷却空気として用いられる。

【 0 0 4 9 】

次に、図 4 を参照して、実施例 1 のパイロットノズル 5 9 について詳細に説明する。このパイロットノズル 5 9 の先端部において、図 4 に示すように、ノズル本体 7 1 は、中空円筒形状をなし、ノズル本体 7 1 の周囲には、旋回翼 6 0 が設けられている。ノズル本体 7 1 は、内部に複数の内部流路が形成されており、複数の内部流路として、第 1 燃料通路 7 2、第 2 燃料通路 7 4、及び冷却通路 7 3 が形成されている。

【 0 0 5 0 】

第 2 燃料通路 7 4 は、ノズル本体 7 1 内部の軸中心に形成され、基端部側から先端部側に亘って形成されている。第 2 燃料通路 7 4 は、その基端部側が燃料ポート 6 4 に連通しており、燃料ポート 6 4 から供給された燃料 F が、第 2 燃料通路 7 4 を通って、ノズル本体 7 1 の先端部から噴射される。

【 0 0 5 1 】

冷却通路 7 3 は、ノズル本体 7 1 内部の第 2 燃料通路 7 4 の外周側に形成され、基端部側から先端部側に亘って形成されている。冷却通路 7 3 は、その基端部側が冷却空気供給ポート 6 6 に連通しており、圧縮機 1 1 から供給通路 5 7 及び分岐通路 6 7 を介して冷却空気供給ポート 6 6 に流入した圧縮空気が、冷却空気 A として流通する。

【 0 0 5 2 】

第 1 燃料通路 7 2 は、ノズル本体 7 1 内部の冷却通路 7 3 の外周側に形成され、ノズル本体 7 1 の基端部側から旋回翼 6 0 の内部に亘って形成されている。第 1 燃料通路 7 2 は、基端部側が燃料ポート 6 4 に連通し、先端部側が旋回翼 6 0 に形成された第 1 燃料噴射孔 7 5 に連通している。このため、燃料ポート 6 4 から供給された燃料 F は、第 1 燃料通路 7 2 を通って、旋回翼 6 0 に形成された第 1 燃料噴射孔 7 5 から噴射される。

【 0 0 5 3 】

このように、冷却通路 7 3 は、ノズル本体 7 1 の径方向において、第 1 燃料通路 7 2 の内側と、第 2 燃料通路 7 4 の外側との間に設けられる。なお、第 1 燃料通路 7 2 を流通する燃料 F 1、及び第 2 燃料通路 7 4 を流通する燃料 F 2 は、L N G 等の燃料ガスを含み、

10

20

30

40

50

燃料ガスと圧縮空気との混合気（パイロット燃料）となっている。

【 0 0 5 4 】

ところで、冷却通路 7 3 は、分岐通路 6 7 を介して供給通路 5 7 に接続されており、分岐通路 6 7 には、流量調整弁（空気量調整部）7 7 が設けられている。流量調整弁 7 7 は、ガスタービン 1 に設けられる制御装置 9 1 に接続される。流量調整弁 7 7 は、制御装置 9 1 によって開度が調整される。また、冷却通路 7 3 の先端部は、ノズル本体 7 1 の先端部に形成される空気噴射孔 7 9 に連通している。空気噴射孔 7 9 は、ノズル本体 7 1 の内側に向けられており、冷却空気 A を、ノズル本体 7 1 の前方へ向かって、ノズル本体 7 1 の内側に噴射する。

【 0 0 5 5 】

第 2 燃料通路 7 4 の先端部は、ノズル本体 7 1 の先端部に形成される第 2 燃料噴射孔 7 8 に連通している。第 2 燃料噴射孔 7 8 は、ノズル本体 7 1 の外側に向けられており、燃料 F 2 を、ノズル本体 7 1 の前方へ向かって、ノズル本体 7 1 の外側に噴射する。

【 0 0 5 6 】

このように、パイロットノズル 5 9 は、旋回翼 6 0 の第 1 燃料噴射孔 7 5 から燃料 F 1 を噴射し、ノズル本体 7 1 の第 2 燃料噴射孔 7 8 から燃料 F 2 を噴射することが可能となる。つまり、パイロットノズル 5 9 は、燃料 F 1 と燃料 F 2 とを選択的に、または同時に噴射することができる。また、パイロットノズル 5 9 は、ノズル本体 7 1 の空気噴射孔 7 9 から冷却空気 A を噴射する。

【 0 0 5 7 】

上述したように、冷却通路 7 3 は、基端部が冷却空気供給ポート 6 6 を介して分岐通路 6 7 に接続され、分岐通路 6 7 に流量調整弁 7 7 が設けられている。制御装置 9 1 は、この流量調整弁 7 7 をガスタービン 1 の運転状態に応じて制御することで、分岐通路 6 7 を流通する冷却空気 A の流量を調整し、これにより、空気噴射孔 7 9 から噴射する冷却空気 A の噴射量を調整する。

【 0 0 5 8 】

具体的に、制御装置 9 1 は、パイロットコーン 5 8 内の循環流の形成位置が、パイロットノズル 5 9 に近い場合、流量調整弁 7 7 の開度を大きくすることで、パイロットコーン 5 8 内に噴射する冷却空気 A の噴射量を増加させる。一方で、制御装置 9 1 は、パイロットコーン 5 8 内の循環流の形成位置が、パイロットノズル 5 9 から遠い場合、流量調整弁 7 7 の開度を小さくすることで、パイロットコーン 5 8 内に噴射する冷却空気 A の噴射量を減少させる。つまり、制御装置 9 1 は、ガスタービン 1 の運転状態（燃料 F の燃焼状態）に応じて流量調整弁 7 7 の開度を調整している。

【 0 0 5 9 】

ここで、実施例 1 では、ガスタービン 1 の運転状態を検出する検出センサ 9 2 が設けられており、検出センサ 9 2 は、制御装置 9 1 に接続されている。検出センサ 9 2 としては、例えば、燃料 F の燃焼状態に応じて発生する NO<sub>x</sub> の生成量を検出する NO<sub>x</sub> 検出センサ、燃料 F の燃焼状態に応じて発生する CO または未燃の炭化水素を検出するガス成分検出センサ 9 2 a、燃料 F の燃焼状態に応じて変化するガスタービン燃焼器 1 2 を構成する部材の温度を検出する温度センサ 9 2 b、燃焼器内筒 4 2 内の圧力変動を検出する圧力センサ 9 2 c 等が適用可能となっている。制御装置 9 1 は、検出センサ 9 2 の検出結果に基づいて、流量調整弁 7 7 の開度を調整する。なお、流量調整弁 7 7 の開度（すなわち、冷却空気 A の流量）は、制御装置 9 1 を通じて、ガスタービンの出力、または、燃料比率などの運転状態量に応じて調整することもできる。

【 0 0 6 0 】

具体的に、検出センサ 9 2 が圧力センサ 9 2 c である場合、制御装置 9 1 は、圧力センサ 9 2 c により検出された圧力変動が大きくなるにつれて、流量調整弁 7 7 の開度を小さくして、冷却噴射孔 7 9 からの冷却空気 A の噴射量を減少させる。

【 0 0 6 1 】

また、検出センサ 9 2 が温度センサ 9 2 b である場合、制御装置 9 1 は、温度センサ 9

10

20

30

40

50

2 bにより検出された温度が予め設定された設定温度よりも大きい場合、流量調整弁 7 7 の開度を大きくして、冷却噴射孔 7 9 からの冷却空気 A の噴射量を増加させる。

【 0 0 6 2 】

なお、検出センサ 9 2 は、ガスタービン 1 の運転状態、つまり、燃料 F の燃焼状態を検出可能なセンサであれば、いずれであってもよい。

【 0 0 6 3 】

次に、実施例 1 のパイロットノズル 5 9 の燃焼について説明する。パイロットノズル 5 9 において、図 4 に示すように、旋回翼 6 0 の第 1 燃料噴射孔 7 5 から噴射された混合気（燃料）F 1、及びノズル本体 7 1 の第 2 燃料噴射孔 7 8 から噴射された混合気（燃料）F 2 は、図示しない種火により着火されて燃焼し、高温の燃焼ガスとなって火炎を伴って周囲に拡散するように噴出する。また、冷却通路 7 3 を通る冷却空気 A は、ノズル本体 7 1 の内側に噴射され、この冷却空気 A により循環流の形成位置が調整される。

【 0 0 6 4 】

このとき、制御装置 9 1 は、検出センサ 9 2 の検出結果に基づいて、流量調整弁 7 7 の開度を調整し、空気噴射孔 7 9 からパイロットコーン 5 8 へ噴射される冷却空気 A の噴射量を調整する。このため、循環流がパイロットノズル 5 9 に近づいたら、空気噴射孔 7 9 から噴射される冷却空気 A の噴射量を増加させることで、増加した冷却空気 A によりパイロットノズル 5 9 の前方に流入する循環流の形成位置を後方に遠ざけることができる。一方で、循環流がパイロットノズル 5 9 から遠ければ、空気噴射孔 7 9 から噴射される冷却空気 A の噴射量を減少させることで、減少した冷却空気 A によりパイロットノズル 5 9 の前方に流入する循環流の形成位置を近づけることができる。このように、制御装置 9 1 は、流量調整弁 7 7 を調整することで、循環流の形成位置を調整することができる。

【 0 0 6 5 】

以上のように、実施例 1 によれば、制御装置 9 1 は、検出センサ 9 2 の検出結果に基づいて流量調整弁 7 7 を制御することで、パイロットノズル 5 9 から噴射する冷却空気 A の噴射量を調整することができる。このため、パイロットノズル 5 9 の前方に流入する循環流の形成位置を、冷却空気 A の流量によって、適切な形成位置に調整することができる。これにより、パイロットノズル 5 9 を含むパイロットノズル 5 9 周りの焼損を抑制しつつ、NOx、CO または未燃分の生成量を抑制し、保炎性を維持することができる。

【 0 0 6 6 】

また、実施例 1 によれば、制御装置 9 1 は、流量調整弁 7 7 の開度を調整することで、パイロットノズル 5 9 から噴射する冷却空気 A の流量を容易に調整することができる。

【 0 0 6 7 】

また、実施例 1 によれば、冷却通路 7 3 を、第 1 燃料通路 7 2 と第 2 燃料通路 7 4 との間に配置することができるため、パイロットノズル 5 9 の形状に応じて、ノズル先端に冷却空気 A を効果的に投入することができる。

【実施例 2】

【 0 0 6 8 】

次に、図 6 を参照して、実施例 2 に係るガスタービン燃焼器 1 1 0 について説明する。図 7 は、実施例 2 のガスタービンを表す模式図である。なお、実施例 2 では、重複した記載を避けるべく、実施例 1 と異なる部分について説明し、実施例 1 と同様の構成である部分については、同じ符号を付して説明する。実施例 1 では、制御装置 9 1 が流量調整弁 7 7 を制御することで、冷却通路 7 3 を流通する冷却空気 A の流量を調整した。実施例 2 では、流量調整弁 7 7 に代えて、圧縮機 1 1 1 を設け、制御装置 9 1 が圧縮機 1 1 1 を制御することで、冷却通路 7 3 を流通する冷却空気 A の流量を調整している。

【 0 0 6 9 】

図 6 に示すように、実施例 2 のガスタービン燃焼器 1 1 0 において、冷却通路 7 3 は、基端部が冷却空気供給ポート 6 6 を介して分岐通路 6 7 に接続され、分岐通路 6 7 に圧縮機 1 1 1 が設けられている。圧縮機 1 1 1 は、その流入口側が圧縮機 1 1 側に接続され、その流出口側がガスタービン燃焼器 1 1 0 側に接続されている。制御装置 9 1 は、この圧

10

20

30

40

50

縮機 1 1 1 をガスタービン 1 の運転状態に応じて制御することで、分岐通路 6 7 を流通する冷却空気 A の流量を調整し、これにより、空気噴射孔 7 9 から噴射する冷却空気 A の噴射量を調整する。具体的に、制御装置 9 1 は、パイロットコーン 5 8 内の循環流の形成位置が、パイロットノズル 5 9 に近い場合、圧縮機 1 1 1 の回転数を高回転とすることで、パイロットコーン 5 8 内に噴射する冷却空気 A の噴射量を増加させる。一方で、制御装置 9 1 は、パイロットコーン 5 8 内の循環流の形成位置が、パイロットノズル 5 9 から遠い場合、圧縮機 1 1 1 の回転数を低回転とすることで、パイロットコーン 5 8 内に噴射する冷却空気 A の噴射量を減少させる。つまり、制御装置 9 1 は、ガスタービン 1 の運転状態（燃料 F の燃焼状態）に応じて圧縮機 1 1 1 の回転数を調整している。

【 0 0 7 0 】

10

以上のように、実施例 2 によれば、制御装置 9 1 は、検出センサ 9 2 の検出結果に基づいて圧縮機 1 1 1 を制御することで、パイロットノズル 5 9 から噴射する冷却空気 A の流量を調整することができる。このため、パイロットノズル 5 9 の前方に流入する循環流の形成位置を、冷却空気 A の流量によって、適切な形成位置に調整することができる。これにより、パイロットノズル 5 9 を含むパイロットノズル 5 9 周りの焼損を抑制しつつ、N O x、C O または未燃分の生成量を抑制し、保炎性を維持することができる。

【 0 0 7 1 】

また、実施例 2 によれば、制御装置 9 1 は、圧縮機 1 1 1 の作動を制御することで、パイロットノズル 5 9 から噴射する冷却空気 A の噴射量を容易に調整することができる。このとき、実施例 1 のように分岐通路 6 7 に流量調整弁 7 7 を設ける場合に比して、冷却通路 7 3 内の圧力を高くすることができるため、冷却空気 A の噴射量をより広範囲で調整することができる。

20

【 0 0 7 2 】

なお、実施例 2 では、実施例 1 の流量調整弁 7 7 を省いた構成としたが、圧縮機 1 1 1 の下流側の分岐通路 6 7 に流量調整弁 7 7 を設けてもよい。この場合、制御装置 9 1 は、流量調整弁 7 7 及び圧縮機 1 1 1 を適宜制御することで、冷却空気 A の噴射量を調整する。

【 0 0 7 3 】

また、実施例 1 及び 2 では、パイロットノズル 5 9 の内部に、第 1 燃料通路 7 2、第 2 燃料通路 7 4 及び各冷却通路 7 3 を設けたが、この構成に限定されず、使用する燃料 F またはガスタービン燃焼器 1 2、1 1 0 の種類等に応じて、複数の内部流路を適宜形成してもよい。

30

【実施例 3】

【 0 0 7 4 】

次に、図 7 を参照して、実施例 3 に係るガスタービン燃焼器 1 2 0 について説明する。図 7 は、実施例 3 のパイロットノズルの先端部を表す断面図である。なお、実施例 3 でも、重複した記載を避けるべく、実施例 1 及び 2 と異なる部分について説明し、実施例 1 及び 2 と同様の構成である部分については、同じ符号を付して説明する。実施例 1 及び 2 では、パイロットノズルとして、図 4 に示すパイロットノズル 5 9 を適用したが、実施例 3 では、図 7 に示すパイロットノズル 1 2 1 を適用している。

40

【 0 0 7 5 】

実施例 3 のパイロットノズル 1 2 1 は、燃料として、燃料ガス F 1、F 2 と燃料油 F 3 とを選択的または同時に噴射可能となっている。このため、パイロットノズル 1 2 1 に連通する燃料ポート 6 4 は、燃料油 F 3 を供給するラインと、燃料ガス F 1、F 2 を供給するラインとを含んで構成され、パイロットノズル 1 2 1 へ向けて燃料ガス F 1、F 2 及び燃料油 F 3 を供給することが可能となっている。以下、図 7 を参照して、実施例 3 のパイロットノズル 1 2 1 について、具体的に説明する。

【 0 0 7 6 】

図 7 に示すように、このパイロットノズル 1 2 1 は、ノズル本体 1 7 1 と、ノズル本体 1 7 1 の先端部側の外周に設けられるスリーブ 1 8 2 とを有し、ノズル本体 1 7 1 の周囲

50

に、実施例１と同様の旋回翼１６０が周方向に所定の間隔を空けて複数並べて設けられている。

【００７７】

ノズル本体１７１は、中空円筒形状をなし、内部に複数の内部流路が形成され、複数の内部流路として、第１燃料ガス通路１７２、第２燃料ガス通路１７３、冷却通路１７４、燃料油通路１７５及び水通路１７６が形成されている。

【００７８】

燃料油通路１７５は、ノズル本体１７１内部の軸中心に形成され、基端部側から先端部側に亘って形成されている。燃料油通路１７５は、その基端部側が燃料ポート６４に連通しており、燃料ポート６４を介して流入した燃料油Ｆ３が流通する。燃料油通路１７５は、その先端部側がノズル本体１７１の先端部の中心に形成される燃料油噴射部１８５に連通している。燃料油噴射部１８５は、ノズル本体１７１の先端部の中心に形成されており、ノズル本体１７１の前方へ向かって、燃料油Ｆ３を噴射する。

【００７９】

水通路１７６は、ノズル本体１７１内部の燃料油通路１７５の外周に沿って円筒状に形成され、基端部側から先端部側に亘って形成されている。水通路１７６は、その基端部側が図示しない水供給源に接続されており、水供給源から供給された水Ｗが流通する。水通路１７６は、その先端部側が、ノズル本体１７１の先端部に形成される水噴射孔１８６に連通している。水噴射孔１８６は、ノズル本体１７１の先端部において、燃料油噴射部１８５の外周に沿って、周方向に所定の間隔を空けて複数並べて形成されている。複数の水噴射孔１８６のそれぞれは、ノズル本体１７１の内側（中心側）に向けられており、ノズル本体１７１の前方へ向かって、ノズル本体１７１の内側に向けて水Ｗを噴射する。

【００８０】

冷却通路１７４は、ノズル本体１７１内部の水通路１７６の外周側に形成され、基端部側から先端部側に亘って形成されている。冷却通路１７４は、その基端部側が冷却空気供給ポート６６に連通しており、圧縮機１１から冷却空気供給ポート６６を介して流入した圧縮空気が、冷却空気Ａとして流通する。冷却通路１７４は、その先端部側が、ノズル本体１７１の先端部に形成される空気噴射孔１８７に連通している。空気噴射孔１８７は、ノズル本体１７１の先端部において、水噴射孔１８６の外周に沿って、周方向に所定の間隔を空けて複数並べて形成されている。複数の空気噴射孔１８７のそれぞれは、ノズル本体１７１の内側に向けられており、ノズル本体１７１の前方へ向かって、ノズル本体１７１の内側に向けて冷却空気Ａを噴射する。

【００８１】

第１燃料ガス通路１７３は、ノズル本体１７１内部の水通路１７６の外周側に形成され、冷却通路１７４と周方向に沿って平行に並んで設けられており、基端部側から先端部側に亘って形成されている。第１燃料ガス通路１７３は、基端部側が燃料ポート６４に連通しており、燃料ポート６４を介して流入した燃料ガスＦ１が流通する。第１燃料ガス通路１７３は、その先端部側が、ノズル本体１７１の先端部に形成される第１燃料ガス噴射孔１８８に連通している。第１燃料ガス噴射孔１８８は、ノズル本体１７１の先端部において、空気噴射孔１８７の外周に沿って、周方向に所定の間隔を空けて複数並べて形成されている。複数の第１燃料ガス噴射孔１８８のそれぞれは、ノズル本体１７１の外側に向けられており、ノズル本体１７１の前方へ向かって、ノズル本体１７１の外側に向けて燃料ガスＦ１を噴射する。

【００８２】

第２燃料ガス通路１７２は、ノズル本体１７１内部の冷却通路１７４及び第１燃料ガス通路１７３の外周側に形成され、ノズル本体１７１の基端部側から旋回翼１６０の内部に亘って形成されている。第２燃料ガス通路１７２は、基端部側が燃料ポート６４に連通しており、燃料ポート６４を介して流入した燃料ガスＦ２が流通する。第２燃料ガス通路１７２は、その先端部側が、複数の旋回翼１６０に形成された複数の第２燃料ガス噴射孔１８９に連通している。複数の第２燃料ガス噴射孔１８９は、複数の旋回翼１６０の前方へ

向かって、燃料ガスF 2を噴射する。

【0083】

このように、各噴射孔（噴射部）185, 186, 187, 188, 189は、燃料ガスF 1、燃料ガスF 2、燃料油F 3、冷却空気A及び水W等の流体の噴射方向を異ならせて形成されている。

【0084】

スリーブ182は、ノズル本体171の外周に沿う円筒形状に形成され、ノズル本体171に対して所定の隙間を空けて同心円状に配置されている。つまり、ノズル本体171とスリーブ182とは、その間に周方向に所定の間隔をあけて複数のスペーサ191が装着されることで、所定の隙間が確保されている。そして、ノズル本体171とスリーブ182との隙間が、フィルム空気が流通するフィルム空気通路（フィルム空気流路）192となっている。

10

【0085】

フィルム空気通路192は、ノズル本体171の外周に形成され、基端部側から先端部側に亘って形成されている。フィルム空気通路192は、その基端部側が空気通路（外部流路）56に連通しており、圧縮機11から供給通路57を介して空気通路56に流入した圧縮空気の一部が、フィルム空気として流通する。フィルム空気通路192は、ノズル本体171の外周に沿って、ノズル本体171の前方へ向かって、フィルム空気を噴射する。

【0086】

20

ところで、上記したノズル本体171の複数の内部流路のうち、第2燃料ガス通路172、第1燃料ガス通路173及び冷却通路174には、通路面積が小さくなるように絞って形成した絞り部172a, 173a, 174aがそれぞれ形成されている。

【0087】

第2燃料ガス通路172の絞り部172aは、その断面が円形となっており、ノズル本体171の周方向に沿って、所定の間隔を空けて（等間隔で）複数並べて形成されている。第1燃料ガス通路173の絞り部173a及び冷却通路174の絞り部174aは、第2燃料ガス通路172の絞り部172aと同様に、その断面が円形となっており、ノズル本体171の周方向に沿って、所定の間隔を空けて（等間隔で）複数並べて形成されている。第1燃料ガス通路173の複数の絞り部173aと、冷却通路174の複数の絞り部174aとは、第2燃料ガス通路172の複数の絞り部172aの内周側に形成され、周方向に沿って交互に配置されている。

30

【0088】

このように、複数の絞り部172a, 173a, 174aは、その一部となる第2燃料ガス通路172の複数の絞り部172aが周方向に並べて設けられ、その他の一部となる第1燃料ガス通路173及び冷却通路174の複数の絞り部173a, 174aが周方向に並べて設けられる。そして、一部となる複数の絞り部172aと、他の一部となる複数の絞り部173a, 174aとは、同心円状に設けられる。

【0089】

また、上記したノズル本体171の複数の内部流路のうち、第2燃料ガス通路172、第1燃料ガス通路173及び冷却通路174には、各通路と各噴射孔との間にマニホールド172b, 173b, 174bがそれぞれ形成されている。第2燃料ガス通路172のマニホールド172bは、絞り部172aの先端側に形成されている。つまり、第2燃料ガス通路172のマニホールド172bは、第2燃料ガス通路172を流通する燃料ガスF 2の流れ方向において、絞り部172aの下流側に形成されている。

40

【0090】

第2燃料ガス通路172のマニホールド172bは、ノズル本体171の全周に亘って形成されており、円環状に形成されている。このマニホールド172bは、その上流側（基端部側）において、複数の絞り部172aに連通しており、その下流側（先端部側）において、複数の第2燃料ガス噴射孔189に連通している。

50

## 【 0 0 9 1 】

冷却通路 1 7 4 のマニホールド 1 7 4 b は、冷却通路 1 7 4 を流通する冷却空気 A の流れ方向において、絞り部 1 7 4 a の下流側に形成されている。冷却通路 1 7 4 のマニホールド 1 7 4 b は、マニホールド 1 7 2 b と同様に、ノズル本体 1 7 1 の全周に亘って形成されており、円環状に形成されている。このマニホールド 1 7 4 b は、マニホールド 1 7 2 b よりも内側に形成されており、また、マニホールド 1 7 2 b よりも先端側に形成されている。マニホールド 1 7 4 b は、その上流側（基端部側）において、複数の絞り部 1 7 4 a に連通しており、その下流側（先端部側）において、複数の空気噴射孔 1 8 7 に連通している。

## 【 0 0 9 2 】

10

第 1 燃料ガス通路 1 7 3 のマニホールド 1 7 3 b は、第 1 燃料ガス通路 1 7 3 を流通する燃料ガス F 1 の流れ方向において、絞り部 1 7 3 a の下流側に形成されている。第 1 燃料ガス通路 1 7 3 のマニホールド 1 7 3 b は、マニホールド 1 7 2 b 及びマニホールド 1 7 4 b と同様に、ノズル本体 1 7 1 の全周に亘って形成されており、円環状に形成されている。このマニホールド 1 7 3 b は、マニホールド 1 7 4 b よりも先端側に形成されている。マニホールド 1 7 3 b は、その上流側（基端部側）において、複数の絞り部 1 7 3 a に連通しており、その下流側（先端部側）において、複数の第 1 燃料ガス噴射孔 1 8 8 に連通している。

## 【 0 0 9 3 】

20

このように、複数のマニホールド 1 7 2 b , 1 7 3 b , 1 7 4 b は、ノズル本体 1 7 1 の基端部側から先端部側に向かって順に、第 2 燃料ガス通路 1 7 2 のマニホールド 1 7 2 b 、冷却通路 1 7 4 のマニホールド 1 7 4 b 、第 1 燃料ガス通路 1 7 3 のマニホールド 1 7 3 b が形成されている。このため、複数のマニホールド 1 7 2 b , 1 7 3 b , 1 7 4 b は、ノズル本体 1 7 1 の基端部側と先端部側とを結ぶ方向において、位置が異なるように形成されている。

## 【 0 0 9 4 】

次に、実施例 3 のパイロットノズル 1 2 1 において、各通路 1 7 2 , 1 7 3 , 1 7 4 , 1 7 5 , 1 7 6 を流通する、燃料ガス F 1 、燃料ガス F 2 、燃料油 F 3 、冷却空気 A 及び水 W 等の流体について説明する。

## 【 0 0 9 5 】

30

燃料ポート 6 4 から燃料油通路 1 7 5 に流入した燃料油 F 3 は、燃料油通路 1 7 5 を流通して、ノズル本体 1 7 1 の中心に形成される燃料油噴射部 1 8 5 から、ノズル本体 1 7 1 の前方へ向かって噴射される。

## 【 0 0 9 6 】

水供給源から水通路 1 7 6 に流入した水 W は、水通路 1 7 6 を流通して、ノズル本体 1 7 1 の燃料油噴射部 1 8 5 の周囲に形成される複数の水噴射孔 1 8 6 から、ノズル本体 1 7 1 の前方へ向かって、ノズル本体 1 7 1 の内側に向けて噴射される。

## 【 0 0 9 7 】

40

冷却空気供給ポート 6 6 から冷却通路 1 7 4 に流入した冷却空気 A は、冷却通路 1 7 4 を流通する。このとき、冷却空気 A は、冷却通路 1 7 4 の絞り部 1 7 4 a を流通することで、先端側に向かう冷却空気 A の流通量が安定的となる。この後、冷却空気 A は、マニホールド 1 7 4 b を流通することで、ノズル本体 1 7 1 の全周に流通する。そして、マニホールド 1 7 4 b を流通した冷却空気 A は、ノズル本体 1 7 1 の複数の水噴射孔 1 8 6 の周囲に形成される複数の空気噴射孔 1 8 7 から、ノズル本体 1 7 1 の前方へ向かって、ノズル本体 1 7 1 の内側に向けて噴射される。

## 【 0 0 9 8 】

燃料ポート 6 4 から第 1 燃料ガス通路 1 7 3 に流入した燃料ガス F 1 は、第 1 燃料ガス通路 1 7 3 を流通する。このとき、燃料ガス F 1 は、第 1 燃料ガス通路 1 7 3 の絞り部 1 7 3 a を流通することで、先端側に向かう燃料ガス F 1 の流通量が安定的となる。この後、燃料ガス F 1 は、マニホールド 1 7 3 b を流通することで、ノズル本体 1 7 1 の全周に

50

流通する。そして、マニホールド 173b を流通した燃料ガス F1 は、ノズル本体 171 の複数の空気噴射孔 187 の周囲に形成される複数の第 1 燃料ガス噴射孔 188 から、ノズル本体 171 の前方へ向かって、ノズル本体 171 の外側に向けて噴射される。

【0099】

燃料ポート 64 から第 2 燃料ガス通路 172 に流入した燃料ガス F2 は、第 2 燃料ガス通路 172 を流通する。このとき、燃料ガス F2 は、第 2 燃料ガス通路 172 の絞り部 172a を流通することで、先端側に向かう燃料ガス F2 の流通量が安定的となる。この後、燃料ガス F2 は、マニホールド 172b を流通することで、ノズル本体 171 の全周に流通する。そして、マニホールド 172b を流通した燃料ガス F2 は、ノズル本体 171 の周囲に設けられる複数の旋回翼 160 の第 2 燃料ガス噴射孔 189 から、ノズル本体 171 の前方へ向かって噴射される。

10

【0100】

空気通路 56 からフィルム空気通路 192 に流入したフィルム空気は、フィルム空気通路 192 を流通して、ノズル本体 171 の外周に沿って、ノズル本体 171 の前方へ向かって噴射される。

【0101】

以上のように、実施例 3 によれば、ノズル本体 171 の複数の内部流路である第 2 燃料ガス通路 172、第 1 燃料ガス通路 173、冷却通路 174、燃料油通路 175 及び水通路 176 に応じて、流体である燃料ガス F1、燃料ガス F2、燃料油 F3、冷却空気 A 及び水 W を、混在させることなく、流通させることができる。また、第 2 燃料ガス通路 172、第 1 燃料ガス通路 173 及び冷却通路 174 を流通する燃料ガス F1、燃料ガス F2 及び冷却空気 A は、絞り部 172a、173a、174a を流通することで、先端側に向かう流通量が安定的となることから、第 2 燃料ガス噴射孔 189、第 1 燃料ガス噴射孔 188 及び空気噴射孔 187 から噴射される噴射量を安定させることができる。

20

【0102】

また、実施例 3 によれば、絞り部 172a、173a、174a を流通した燃料ガス F1、燃料ガス F2 及び冷却空気 A は、マニホールド 172b、173b、174b を流通して、第 2 燃料ガス噴射孔 189、第 1 燃料ガス噴射孔 188 及び空気噴射孔 187 から噴射される。このため、マニホールド 172b、173b、174b を介して第 2 燃料ガス噴射孔 189、第 1 燃料ガス噴射孔 188 及び空気噴射孔 187 から噴射される燃料ガス F1、燃料ガス F2 及び冷却空気 A を、周方向に均一な圧力で噴射することができる。

30

【0103】

また、実施例 3 によれば、ノズル本体 171 の基端部側と先端部側とを結ぶ方向において、複数のマニホールド 172b、173b、174b を位置ずれて形成することができるため、複数のマニホールド 172b、173b、174b をノズル本体 171 の径方向に重複して形成することがなく、ノズル本体 171 をコンパクトな構成とすることができる。

【0104】

また、実施例 3 によれば、燃料ガス F1、燃料ガス F2、燃料油 F3、冷却空気 A 及び水 W 等の流体の噴射方向を異ならせるように、各噴射孔（噴射部）185、186、187、188、189 を形成することができるため、流体の噴射形状を、任意の形状にすることができる。

40

【0105】

また、実施例 3 によれば、複数の絞り部 172a、173a、174a を、周方向に並べると共に、同心円状に配置することができるため、複数の絞り部 172a、173a、174a を交わらせることなく配置することができる。

【0106】

また、実施例 3 によれば、燃料ガス F1、燃料ガス F2、燃料油 F3、冷却空気 A 及び水 W 等の流体を噴射することができるため、燃料油 F3 を燃焼させて燃焼ガスを生成したり、燃料ガス F1、F2 を燃焼させて燃焼ガスを生成したり、水 W 及び冷却空気 A により

50



ノズル本体 71 を冷却したりすることができる。このため、汎用性の高いパイロットノズルとすることができる。

【0107】

また、実施例 3 によれば、パイロットノズル 121 は、各通路 172, 173, 174, 175, 176 を流通する燃料ガス F1、燃料ガス F2、燃料油 F3、冷却空気 A 及び水 W を、混在させることなく、均一の圧力で噴射し、且つ、噴射量を安定させた状態で、各噴射孔（噴射部）185, 186, 187, 188, 189 から噴射することができる。このため、パイロットノズル 121 の燃焼を安定的に行うことが可能となる。これにより、ガスタービン燃焼器 12 による燃焼を安定して行うことが可能となるため、安定した燃焼によるタービン効率の向上を図ることができる。

10

【0108】

また、実施例 3 では、複数の内部流路として、第 2 燃料ガス通路 172、第 1 燃料ガス通路 173、冷却通路 174、燃料油通路 175 及び水通路 176 を形成したが、この構成に限定されず、他の流体が流通する通路を形成してもよいし、上記の通路の一部を省いた構成であってもよい。

【実施例 4】

【0109】

次に、図 8 を参照して、実施例 4 に係るガスタービン燃焼器 130 について説明する。図 8 は、実施例 4 のパイロットノズルの先端部を表す断面図である。なお、実施例 4 でも、重複した記載を避けるべく、実施例 1 から 3 と異なる部分について説明し、実施例 1 から 3 と同様の構成である部分については、同じ符号を付して説明する。実施例 3 のパイロットノズル 121 は、燃料油通路 175 の外周に沿って円筒状に水通路 176 を形成したが、実施例 4 のパイロットノズル 131 は、燃料油通路 175 の外周側に水通路 176 を形成している。

20

【0110】

図 8 に示すように、実施例 4 のパイロットノズル 131 は、実施例 3 と同様に、そのノズル本体 171 が、中空円筒形状をなし、ノズル本体 171 の周囲には、旋回翼 160 が設けられている。ノズル本体 171 は、内側（中心側）から外側へ向かって、燃料油通路 175、第 1 燃料ガス通路 173 及び水通路 176、第 2 燃料ガス通路 172 及び冷却通路 174 が順に形成されている。なお、燃料油通路 175 は、実施例 1 とほぼ同様であるため、説明を省略する。

30

【0111】

第 1 燃料ガス通路 173 は、ノズル本体 171 内部の燃料油通路 175 の外周側に形成され、また、水通路 176 も、ノズル本体 171 内部の燃料油通路 175 の外周側に形成されている。そして、第 1 燃料ガス通路 173 と水通路 176 とは、ノズル本体 171 の周方向に沿って平行に並んで設けられている。

【0112】

第 2 燃料ガス通路 172 は、ノズル本体 171 内部の第 1 燃料ガス通路 173 及び水通路 176 の外周側に形成され、また、冷却通路 174 も、ノズル本体 171 内部の第 1 燃料ガス通路 173 及び水通路 176 の外周側に形成されている。そして、第 2 燃料ガス通路 172 と冷却通路 174 とは、ノズル本体 171 の周方向に沿って平行に並んで設けられている。

40

【0113】

また、図 8 に示すパイロットノズル 131 では、実施例 3 と同様に、第 2 燃料ガス通路 172、第 1 燃料ガス通路 173 及び冷却通路 174 に、絞り部 172a, 173a, 174a 及びマニホールド 172b, 173b, 174b がそれぞれ形成されている。なお、絞り部 172a, 173a, 174a 及びマニホールド 172b, 173b, 174b は、実施例 3 と同様であるため、説明は省略する。また、図 8 に示すように、実施例 4 のパイロットノズル 131 には、水通路 176 に、マニホールド 176b が形成されている。水通路 76 のマニホールド 176b は、他のマニホールド 172b, 173b, 174

50

bよりもノズル本体171の先端側に形成されている。また、水通路176のマニホールド176bは、ノズル本体171の全周に亘って形成されており、円環状に形成されている。このマニホールド176bは、図8に示すように、マニホールド174bよりも内側に形成されており、マニホールド174bよりも先端側に形成されている。マニホールド176bは、その下流側（先端部側）において、複数の水噴射孔186に連通している。

【0114】

以上のように、実施例4によれば、複数の内部流路を、実施例1と異なる配置パターンとすることができる。

【実施例5】

【0115】

次に、図9を参照して、実施例5に係るガスタービン燃焼器140について説明する。図9は、実施例5のパイロットノズルの先端部を表す断面図である。なお、実施例5でも、重複した記載を避けるべく、実施例1から4と異なる部分について説明し、実施例1から4と同様の構成である部分については、同じ符号を付して説明する。実施例3及び4のパイロットノズル121, 131では、フィルム空気通路192が、ノズル本体171の外側の外部流路である空気通路56に連通するように形成されていたが、実施例5のパイロットノズル141では、フィルム空気通路192をノズル本体142の内部流路としている。換言すれば、実施例5では、実施例3及び4のパイロットノズル121, 131において、外部流路となるフィルム空気通路192を内部流路としている。

【0116】

具体的に、図9に示すように、パイロットノズル131のノズル本体142は、内部に複数の内部流路が形成され、複数の内部流路として、第1燃料ガス通路172、第2燃料ガス通路173、冷却通路（冷却流路）174A、フィルム空気通路（フィルム空気流路）174B、燃料油通路175及び水通路176が形成されている。なお、実施例5では、第1燃料ガス通路172、第2燃料ガス通路173、燃料油通路175及び水通路176は、実施例3と同様であるため、説明を省略する。また、実施例5では、実施例3のスリーブ182を省いた（換言すれば、ノズル本体142と一体となる）構成となっている。

【0117】

冷却通路174A及びフィルム空気通路174Bは、実施例3の冷却通路174におけるマニホールド174bからそれぞれ分岐する通路となっている。つまり、冷却通路174Aは、冷却空気が、実施例3の冷却通路174における絞り部174a及びマニホールド174bを通過して、空気噴射孔187に向かう流路となっている。一方で、フィルム空気通路174Bは、冷却空気がフィルム空気として、実施例3の冷却通路174における絞り部174a及びマニホールド174bを通過して、実施例3のフィルム空気通路192へ向かう流路となっている。つまり、実施例3のフィルム空気通路192は、実施例5のフィルム空気通路174Bの一部（先端部）を構成している。

【0118】

ここで、冷却通路174Aは、マニホールド174bと空気噴射孔187との間に、冷却空気マニホールド174Abが設けられている。冷却空気マニホールド174Abは、ノズル本体142の全周に亘って形成されており、円環状に形成されている。この冷却空気マニホールド174Abは、先端部側のフィルム空気通路192よりも内側で、マニホールド173bよりも外側に形成されており、また後述するフィルム空気マニホールド174Bbよりも先端部側に形成されている。冷却空気マニホールド174Abは、その上流側（基端部側）において、マニホールド174bに連通しており、その下流側（先端部側）において、複数の空気噴射孔187に連通している。

【0119】

フィルム空気通路174Bは、マニホールド174bと先端部側のフィルム空気通路192との間に、フィルム空気マニホールド174Bbが設けられている。フィルム空気マニホールド174Bbは、ノズル本体142の全周に亘って形成されており、円環状に形

10

20

30

40

50

成されている。このフィルム空気マニホールド 174Bb は、最外側に形成されており、冷却空気マニホールド 174Ab よりも基端部側に形成されている。フィルム空気マニホールド 174Bb は、その上流側（基端部側）において、マニホールド 174b に連通しており、その下流側（先端部側）において、先端部側のフィルム空気通路 192 に連通している。

#### 【0120】

このように形成される冷却通路 174A 及びフィルム空気通路 174B は、第 1 燃料ガス通路 173 と同じ円周上に配置されている。また、冷却通路 174A 及びフィルム空気通路 174B は、断面円形の丸穴となっており、第 1 燃料ガス通路 173 が断面オーバル形状（例えば、長円形）の長穴となっている。ここで、マニホールド 174b の先端部側の冷却通路 174A 及びフィルム空気通路 174B は、周方向に複数形成され、マニホールド 173b の基端部側の第 1 燃料ガス通路 173 は、周方向に複数形成されている。そして、複数の冷却通路 174A 及びフィルム空気通路 174B と、複数の第 1 燃料ガス通路 173 とは、周方向に沿って交互に配置されている。また、複数の冷却通路 174A と、複数のフィルム空気通路 174B とは、周方向に沿って交互に配置されている。

#### 【0121】

従って、冷却空気供給ポート 66 から冷却通路 174 に流入した冷却空気 A は、絞り部 174a を流通することで、先端側に向かう冷却空気 A の流通量が安定的となる。この後、冷却空気 A は、マニホールド 174b を流通することで、ノズル本体 142 の全周に流通する。そして、マニホールド 174b を流通した冷却空気 A は、その一部が冷却通路 174A に流入し、残りの一部がフィルム空気通路 174B に流入する。冷却通路 174A に流入した冷却空気 A は、冷却空気マニホールド 174Ab を流通することで、ノズル本体 142 の全周に流通する。そして、冷却空気マニホールド 174Ab を流通した冷却空気 A は、複数の空気噴射孔 187 から、ノズル本体 142 の前方へ向かって、ノズル本体 142 の内側に向けて噴射される。一方で、フィルム空気通路 174B に流入した冷却空気 A は、フィルム空気マニホールド 174Bb を流通することで、ノズル本体 142 の全周に流通する。そして、フィルム空気マニホールド 174Bb を流通した冷却空気 A は、先端側のフィルム空気通路 192 から、ノズル本体 142 の前方へ向かって噴射される。

#### 【0122】

以上のように、実施例 5 によれば、複数の内部流路を、実施例 1 から 4 と異なる配置パターンとすることができる。つまり、燃料油通路 175、水通路 176、第 1 燃料ガス通路 173、第 2 燃料ガス通路 172、冷却通路 174A 及びフィルム空気通路 174B を、ノズル本体 142 の複数の内部流路とすることができる。

#### 【0123】

なお、実施例 1 から 5 では、パイロットノズル 59, 121, 131, 141 に適用して説明したが、循環流へ向けて冷却空気を噴射可能な噴射ノズルであれば、特に限定されず、パイロットノズル 59, 121, 131, 141 及びメインノズル 62 の配置によっては、例えば、メインノズル 62 に適用してもよい。

#### 【符号の説明】

#### 【0124】

- 1 ガスタービン
- 11 圧縮機
- 12 ガスタービン燃焼器
- 13 タービン
- 14 発電機
- 20 空気取入口
- 21 圧縮機車室
- 22 入口案内翼
- 23 圧縮機の静翼
- 24 圧縮機の動翼

10

20

30

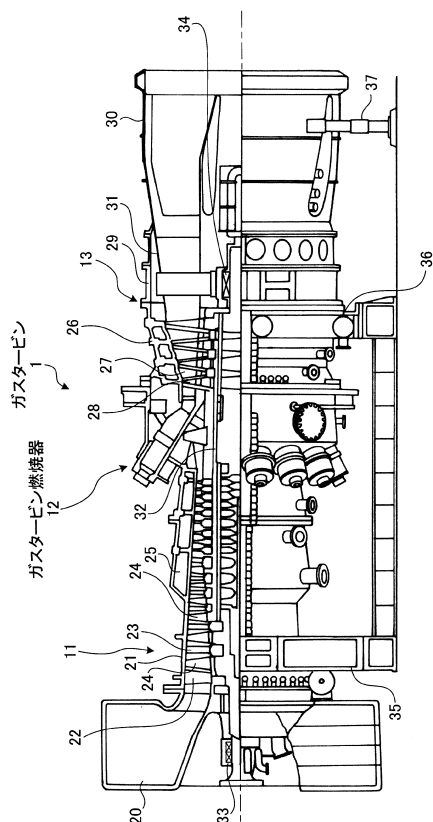
40

50

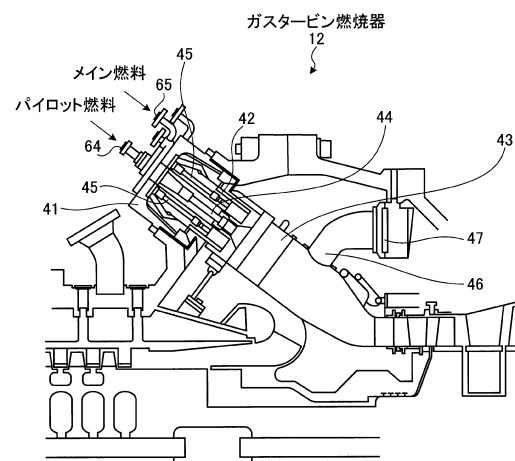
|                 |                  |    |
|-----------------|------------------|----|
| 2 5             | 抽気室              |    |
| 2 6             | タービン車室           |    |
| 2 7             | タービンの静翼          |    |
| 2 8             | タービンの動翼          |    |
| 2 9             | 排気車室             |    |
| 3 0             | 排気室              |    |
| 3 1             | 排気ディフューザ         |    |
| 3 2             | ロータ              |    |
| 3 3 , 3 4       | 軸受部              |    |
| 3 5 , 3 6 , 3 7 | 脚部               | 10 |
| 4 1             | ケーシング            |    |
| 4 2             | 燃焼器内筒            |    |
| 4 2 a           | 拡径部              |    |
| 4 3             | 燃焼器尾筒            |    |
| 4 4             | パイロット燃焼バーナ       |    |
| 4 5             | メイン燃焼バーナ         |    |
| 4 6             | バイパス管            |    |
| 4 7             | バイパス弁            |    |
| 5 4             | トップハット部          |    |
| 5 5             | 締結ボルト            | 20 |
| 5 6             | 空気通路             |    |
| 5 7             | 供給通路             |    |
| 5 8             | パイロットコーン         |    |
| 5 9             | パイロットノズル         |    |
| 6 0             | 旋回翼              |    |
| 6 1             | バーナ筒             |    |
| 6 2             | メインノズル           |    |
| 6 3             | 旋回翼              |    |
| 6 4 , 6 5       | 燃料ポート            |    |
| 6 6             | 冷却空気供給ポート        | 30 |
| 6 7             | 分岐通路             |    |
| 7 1             | ノズル本体            |    |
| 7 2             | 第 1 燃料通路         |    |
| 7 3             | 冷却通路             |    |
| 7 4             | 第 2 燃料通路         |    |
| 7 5             | 第 1 燃料噴射孔        |    |
| 7 7             | 流量調整弁            |    |
| 7 8             | 第 2 燃料噴射孔        |    |
| 7 9             | 空気噴射孔            |    |
| 9 1             | 制御装置             | 40 |
| 9 2             | 検出センサ            |    |
| 9 2 a           | ガス成分検出センサ        |    |
| 9 2 b           | 温度センサ            |    |
| 9 2 c           | 圧力センサ            |    |
| 1 1 0           | ガスタービン燃焼器（実施例 2） |    |
| 1 1 1           | 圧縮機（実施例 2）       |    |
| 1 2 0           | ガスタービン燃焼器（実施例 3） |    |
| 1 2 1           | パイロットノズル（実施例 3）  |    |
| 1 3 0           | ガスタービン燃焼器（実施例 4） |    |
| 1 3 1           | パイロットノズル（実施例 4）  | 50 |

- 140 ガスタービン燃焼器（実施例５）  
 141 パイロットノズル（実施例５）  
 F1 燃料ガス  
 F2 燃料ガス  
 F3 燃料油  
 A 冷却空気  
 W 水

【図１】



【図２】







## フロントページの続き

|                |              |                  |                                     |
|----------------|--------------|------------------|-------------------------------------|
| (51)Int.Cl.    |              | F I              |                                     |
| <i>F 0 2 C</i> | <i>7/22</i>  | <i>(2006.01)</i> | <i>F 0 2 C</i> <i>7/22</i> <i>C</i> |
| <i>F 0 2 C</i> | <i>7/228</i> | <i>(2006.01)</i> | <i>F 0 2 C</i> <i>7/228</i>         |
| <i>F 0 2 C</i> | <i>9/00</i>  | <i>(2006.01)</i> | <i>F 0 2 C</i> <i>9/00</i> <i>B</i> |

(72)発明者 赤松 真児  
東京都港区港南二丁目 1 6 番 5 号 三菱重工業株式会社内

(72)発明者 安部 直樹  
東京都港区港南二丁目 1 6 番 5 号 三菱重工業株式会社内

(72)発明者 谷口 健太  
東京都港区港南二丁目 1 6 番 5 号 三菱重工業株式会社内

審査官 瀬戸 康平

(56)参考文献 特開平 8 - 7 4 6 0 4 ( J P , A )  
特開 2 0 1 1 - 1 7 3 3 4 ( J P , A )  
特開 2 0 1 3 - 1 8 5 5 8 5 ( J P , A )  
特開 2 0 1 1 - 7 4 8 4 4 ( J P , A )  
特開 2 0 1 1 - 9 9 6 5 4 ( J P , A )

(58)調査した分野(Int.Cl. , D B 名)  
F 0 2 C 7 / 1 8 , 7 / 2 2 , 9 / 0 0  
F 2 3 R 3 / 0 0  
DWPI ( Thomson Innovation )