



ロシア (AM, AZ, BY, KG, KZ, RU, TJ, TM), ヨー
ロッパ (AL, AT, BE, BG, CH, CY, CZ, DE, DK, EE,
ES, FI, FR, GB, GR, HR, HU, IE, IS, IT, LT, LU, LV,
MC, MK, MT, NL, NO, PL, PT, RO, RS, SE, SI, SK,
SM, TR), OAPI (BF, BJ, CF, CG, CI, CM, GA, GN, GQ,
GW, KM, ML, MR, NE, SN, TD, TG).

添付公開書類:

— 国際調査報告 (条約第 21 条(3))

明 細 書

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

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。

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。

[0004] 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

[0005] 特許文献1：特開2009-168397号公報

特許文献2：特開2010-159757号公報

発明の概要

発明が解決しようとする課題

[0006] 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、離れたりして、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、 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、 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。

[0007] 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、 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

[0008] 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。

[0009] 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、 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 NO_x の生成量を検出する 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、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。

[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。

[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。

[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。

- [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。
- [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] 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。

- [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] 本発明のガスタービンは、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、 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。

[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。
[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。

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。

[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を通して、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 5 4 は、燃料ポート 6 4, 6 5 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 5 9 の燃料ポート 6 4 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 6 2 の燃料ポート 6 5 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 5 4 は、冷却空気供給ポート 6 6 が設けられている（図 5 参照）。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。

[0047] 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。

[0048] 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。

[0049] 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。

[0050] 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。

[0051] 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。

[0052] 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。

[0053] 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、LNG 等の燃料ガスを含み、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。

[0054] 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。

[0055] 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。

[0056] 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。

[0057] 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。

[0058] 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 59 から遠い場合、流量調整弁 77 の開度を小さくすることで、パイロットコーン 58 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 91 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 77 の開度を調整している。

[0059] 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 92 が設けられており、検出センサ 92 は、制御装置 91 に接続されている。検出センサ 92 としては、例えば、燃料 F の燃焼状態に応じて発生する NO_x の生成量を検出する NO_x 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 92 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 12 を構成する部材の温度を検出する温度センサ 92 b、燃焼器内筒 42 内の圧力変動を検出する圧力センサ 92 c 等が適用可能となっている。制御装置 91 は、検出センサ 92 の検出結果に基づいて、流量調整弁 77 の開度を調整する。なお、流量調整弁 77 の開度（すなわち、冷却空気 A の流量）は、制御装置 91 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。

[0060] 具体的に、検出センサ 92 が圧力センサ 92 c である場合、制御装置 91 は、圧力センサ 92 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 77 の開度を小さくして、冷却噴射孔 79 からの冷却空気 A の噴射量を減少させる。

[0061] また、検出センサ 92 が温度センサ 92 b である場合、制御装置 91 は、温度センサ 92 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 77 の開度を大きくして、冷却噴射孔 79 からの冷却空気 A の噴射量を増加させる。

[0062] なお、検出センサ 92 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。

[0063] 次に、実施例 1 のパイロットノズル 59 の燃焼について説明する。パイロットノズル 59 において、図 4 に示すように、旋回翼 60 の第 1 燃料噴射孔

75から噴射された混合気（燃料）F1、及びノズル本体71の第2燃料噴射孔78から噴射された混合気（燃料）F2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73を通る冷却空気Aは、ノズル本体71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。

[0064] このとき、制御装置91は、検出センサ92の検出結果に基づいて、流量調整弁77の開度を調整し、空気噴射孔79からパイロットコーン58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59に近づいたら、空気噴射孔79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59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59から遠ければ、空気噴射孔79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59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91は、流量調整弁77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。

[0065] 以上のように、実施例1によれば、制御装置91は、検出センサ92の検出結果に基づいて流量調整弁77を制御することで、パイロットノズル59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59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59を含むパイロットノズル59周りの焼損を抑制しつつ、NO_x、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。

[0066] また、実施例1によれば、制御装置91は、流量調整弁77の開度を調整することで、パイロットノズル59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。

[0067] また、実施例1によれば、冷却通路73を、第1燃料通路72と第2燃料通路74との間に配置することができるため、パイロットノズル59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

[0068] 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110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91が流量調整弁77を制御することで、冷却通路73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77に代えて、圧縮機111を設け、制御装置91が圧縮機111を制御することで、冷却通路73を流通する冷却空気Aの流量を調整している。

[0069] 図6に示すように、実施例2のガスタービン燃焼器110において、冷却通路73は、基端部が冷却空気供給ポート66を介して分岐通路67に接続され、分岐通路67に圧縮機111が設けられている。圧縮機111は、その流入口側が圧縮機11側に接続され、その流出口側がガスタービン燃焼器110側に接続されている。制御装置91は、この圧縮機111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67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79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91は、パイロットコーン58内の循環流の形成位置が、パイロットノズル59に近い場合、圧縮機111の回転数を高回転とすることで、パイロットコーン58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91は、パイロットコーン58内の循環流の形成位置が、パイロットノズル59から遠い場合、圧縮機111の回転数を低回転とすることで、パイロットコーン58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91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111の回転数を調整している。

[0070] 以上のように、実施例2によれば、制御装置91は、検出センサ92の検

出結果に基づいて圧縮機 111 を制御することで、パイロットノズル 59 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 59 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 59 を含むパイロットノズル 59 周りの焼損を抑制しつつ、NO_x、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。

[0071] また、実施例 2 によれば、制御装置 91 は、圧縮機 111 の作動を制御することで、パイロットノズル 59 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 67 に流量調整弁 77 を設ける場合に比して、冷却通路 73 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。

[0072] なお、実施例 2 では、実施例 1 の流量調整弁 77 を省いた構成としたが、圧縮機 111 の下流側の分岐通路 67 に流量調整弁 77 を設けてもよい。この場合、制御装置 91 は、流量調整弁 77 及び圧縮機 111 を適宜制御することで、冷却空気 A の噴射量を調整する。

[0073] また、実施例 1 及び 2 では、パイロットノズル 59 の内部に、第 1 燃料通路 72、第 2 燃料通路 74 及び各冷却通路 73 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 12、110 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。

実施例 3

[0074] 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 120 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 59 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 121 を適用している。

[0075] 実施例 3 のパイロットノズル 121 は、燃料として、燃料ガス F1、F2

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。

[0076] 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 の周囲に、実施例 1 と同様の旋回翼 1 6 0 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 1 7 1 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 1 7 2、第 2 燃料ガス通路 1 7 3、冷却通路 1 7 4、燃料油通路 1 7 5 及び水通路 1 7 6 が形成されている。

[0078] 燃料油通路 1 7 5 は、ノズル本体 1 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。燃料油通路 1 7 5 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 を介して流入した燃料油 F 3 が流通する。燃料油通路 1 7 5 は、その先端部側がノズル本体 1 7 1 の先端部の中心に形成される燃料油噴射部 1 8 5 に連通している。燃料油噴射部 1 8 5 は、ノズル本体 1 7 1 の先端部の中心に形成されており、ノズル本体 1 7 1 の前方へ向かって、燃料油 F 3 を噴射する。

[0079] 水通路 1 7 6 は、ノズル本体 1 7 1 内部の燃料油通路 1 7 5 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 1 7 6 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 1 7 6 は、その先端部側が、ノズル本体 1 7 1 の先端部に形成される水噴射孔 1 8 6 に連通している。水噴射孔 1 8 6 は、ノズル本体 1 7 1 の先端部において、燃料油噴射部 1 8 5 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F 2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が介装されることで、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。

[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] 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17

2 a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173 aと、冷却通路174の複数の絞り部174 aとは、第2燃料ガス通路172の複数の絞り部172 a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。

[0088] このように、複数の絞り部172 a, 173 a, 174 aは、その一部となる第2燃料ガス通路172の複数の絞り部172 a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173 a, 174 a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172 aと、他の一部となる複数の絞り部173 a, 174 a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172 b, 173 b, 174 b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172 bは、絞り部172 a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172 bは、第2燃料ガス通路172を流通する燃料ガスF2の流れ方向において、絞り部172 aの下流側に形成されている。

[0090] 第2燃料ガス通路172のマニホールド172 b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172 bは、その上流側（基端部側）において、複数の絞り部172 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2燃料ガス噴射孔189に連通している。

[0091] 冷却通路174のマニホールド174 bは、冷却通路174を流通する冷却空気Aの流れ方向において、絞り部174 aの下流側に形成されている。冷却通路174のマニホールド174 bは、マニホールド172 bと同様に、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174 bは、マニホールド172 bよりも内側に形成

されており、また、マニホールド 172b よりも先端側に形成されている。マニホールド 174b は、その上流側（基端部側）において、複数の絞り部 174a 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。

[0092] 第 1 燃料ガス通路 173 のマニホールド 173b は、第 1 燃料ガス通路 173 を流通する燃料ガス F1 の流れ方向において、絞り部 173a の下流側に形成されている。第 1 燃料ガス通路 173 のマニホールド 173b は、マニホールド 172b 及びマニホールド 174b と同様に、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 173b は、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 173b は、その上流側（基端部側）において、複数の絞り部 173a 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 188 に連通している。

[0093] このように、複数のマニホールド 172b, 173b, 174b は、ノズル本体 171 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 172 のマニホールド 172b、冷却通路 174 のマニホールド 174b、第 1 燃料ガス通路 173 のマニホールド 173b が形成されている。このため、複数のマニホールド 172b, 173b, 174b は、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、位置が異なるように形成されている。

[0094] 次に、実施例 3 のパイロットノズル 121 において、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 等の流体について説明する。

[0095] 燃料ポート 64 から燃料油通路 175 に流入した燃料油 F3 は、燃料油通路 175 を流通して、ノズル本体 171 の中心に形成される燃料油噴射部 185 から、ノズル本体 171 の前方へ向かって噴射される。

[0096] 水供給源から水通路 176 に流入した水 W は、水通路 176 を流通して、ノズル本体 171 の燃料油噴射部 185 の周囲に形成される複数の水噴射孔

１８６から、ノズル本体１７１の前方へ向かって、ノズル本体１７１の内側に向けて噴射される。

[0097] 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、冷却通路１７４を流通する。このとき、冷却空気Ａは、冷却通路１７４の絞り部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１７１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、ノズル本体１７１の複数の水噴射孔１８６の周囲に形成される複数の空気噴射孔１８７から、ノズル本体１７１の前方へ向かって、ノズル本体１７１の内側に向けて噴射される。

[0098] 燃料ポート６４から第１燃料ガス通路１７３に流入した燃料ガスＦ１は、第１燃料ガス通路１７３を流通する。このとき、燃料ガスＦ１は、第１燃料ガス通路１７３の絞り部１７３ａを流通することで、先端側に向かう燃料ガスＦ１の流通量が安定的となる。この後、燃料ガスＦ１は、マニホールド１７３ｂ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。

[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

イルム空気通路 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。

[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。

[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 を位置ずれし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。

[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。

[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。

[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。

[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。

[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 7 6 のマニホールド 1 7 6 b は、他のマニホールド 1 7 2 b, 1 7 3 b, 1 7 4 b よりもノズル本体 1 7 1 の先端側に形成されている。また、水通路 1 7 6 のマニホールド 1 7 6 b は、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 6 b は、図 8 に示すように、マニホールド 1 7 4 b よりも内側に形成されており、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 6 b は、その下流側（先端部側）において、複数の水噴射孔 1 8 6 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 1 4 0 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 1 2 1, 1 3 1 では、フィルム空気通路 1 9 2 が、ノズル本体 1 7 1 の外側の外部流路である空気通路 5 6 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 1 4 1 では、フィルム空気通路 1 9 2 をノズル本体 1 4 2 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 1 2 1, 1 3 1 において、外部流路となるフィルム空気通路 1 9 2 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 1 3 1 のノズル本体 1 4 2 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 1 7 2、第 2 燃料ガス通路 1 7 3、冷却通路（冷却流路）1 7 4 A、フィルム空気通路（フィルム空気流路）1 7 4 B、燃料油通路 1 7 5 及び水通路 1 7 6 が形成されている。なお、実施例 5 では、第 1 燃料ガス通路 1 7 2、第 2 燃料ガス通路 1 7 3、燃料油通路 1 7 5 及び水通路 1 7 6 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1

74Bb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

25 抽気室

26 タービン車室

27 タービンの静翼

28 タービンの動翼

29 排気車室

30 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
- 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
- 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
- 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
- 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）
- 1 4 0 ガスタービン燃焼器（実施例 5）
- 1 4 1 パイロットノズル（実施例 5）
- F 1 燃料ガス
- F 2 燃料ガス
- F 3 燃料油
- A 冷却空気
- W 水

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、を備えることを特徴とするガスタービン燃焼器。
- [請求項2] 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に記載のガスタービン燃焼器。
- [請求項3] 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または2に記載のガスタービン燃焼器。
- [請求項4] 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3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5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 5 または 6 に記載のガスタービン燃焼器。

[請求項 8] 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 7 に記載のガスタービン燃焼器。

[請求項 9] 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 7 に記載のガスタービン燃焼器。

[請求項 10] 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 7 から 9 のいずれか 1 項に記載のガスタービン燃焼器。

[請求項 11] 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 10 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 12] 請求項 1 から 11 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。

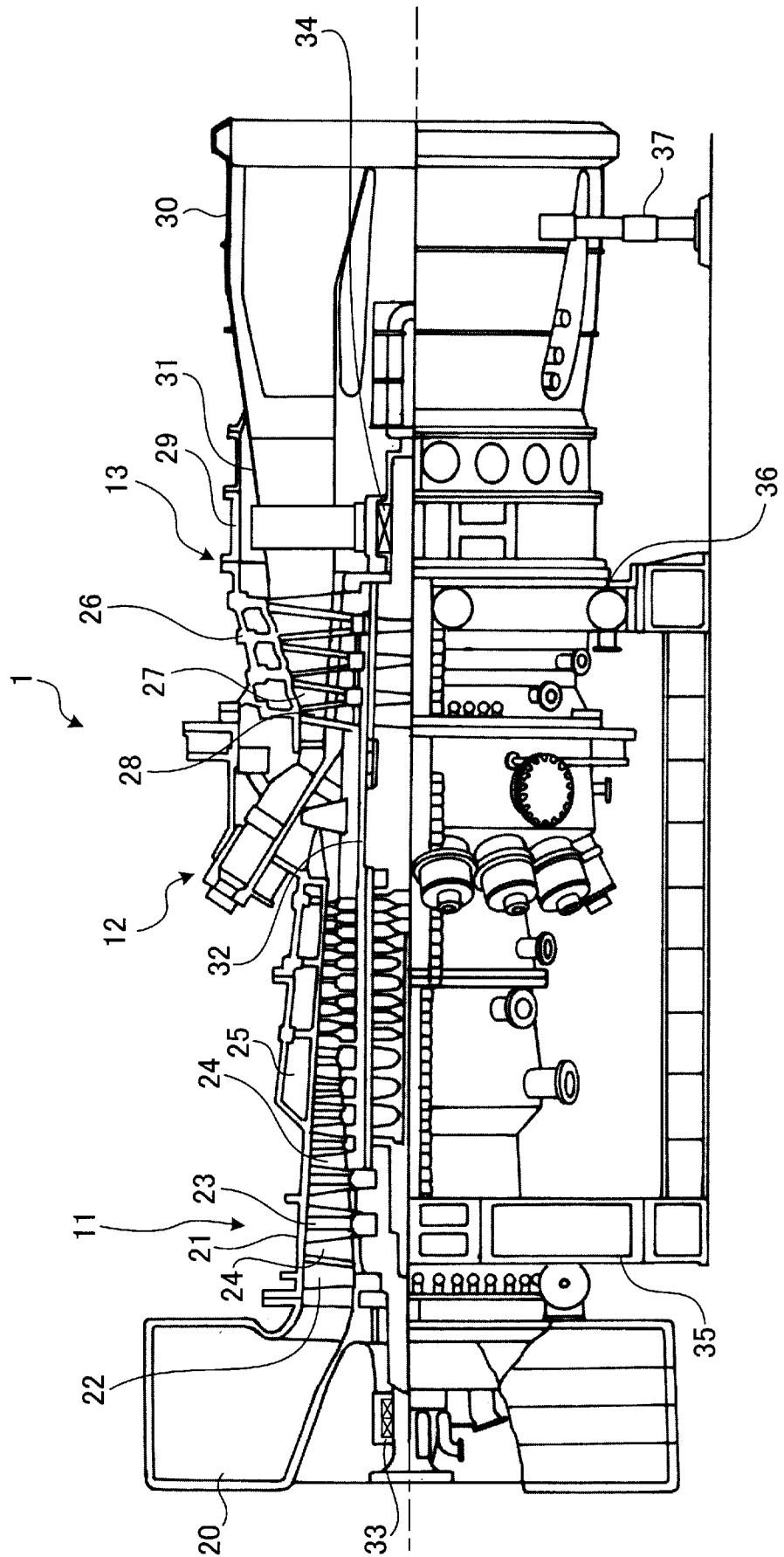
[請求項 13] ノズル先端を冷却するための冷却空気と燃料とを噴射可能な噴射ノズルと、前記噴射ノズルへ供給する前記冷却空気の流量を調整可能な空気流量調整部と、前記燃料の燃焼状態を検出する検出部と、を備えるガスタービン燃焼器の制御装置であって、
前記検出部の検出結果に基づいて、前記空気流量調整部を制御することを特徴とするガスタービン燃焼器の制御装置。

[請求項 14] 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

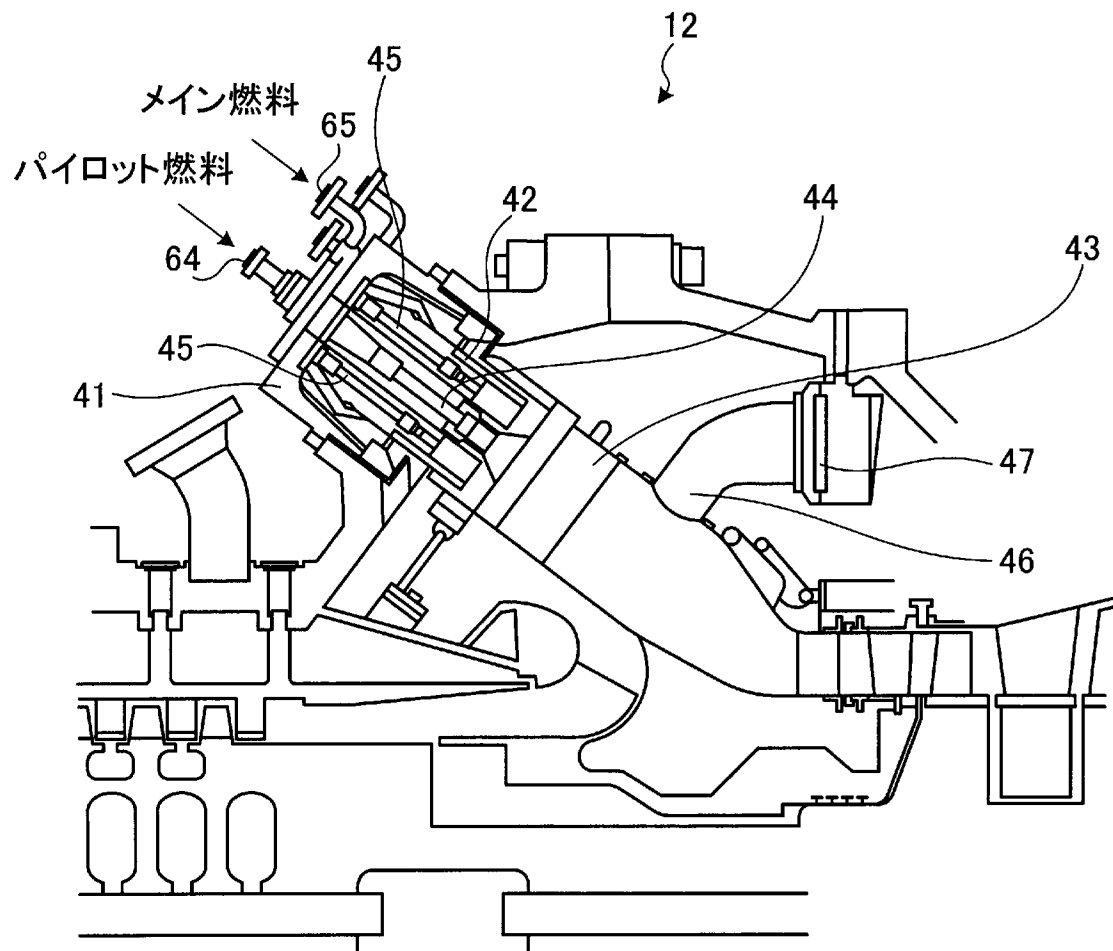
空気流量調整部と、前記燃料の燃焼状態を検出する検出部と、を備えるガスタービン燃焼器の制御方法であって、

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ガスタービン燃焼器の制御方法。

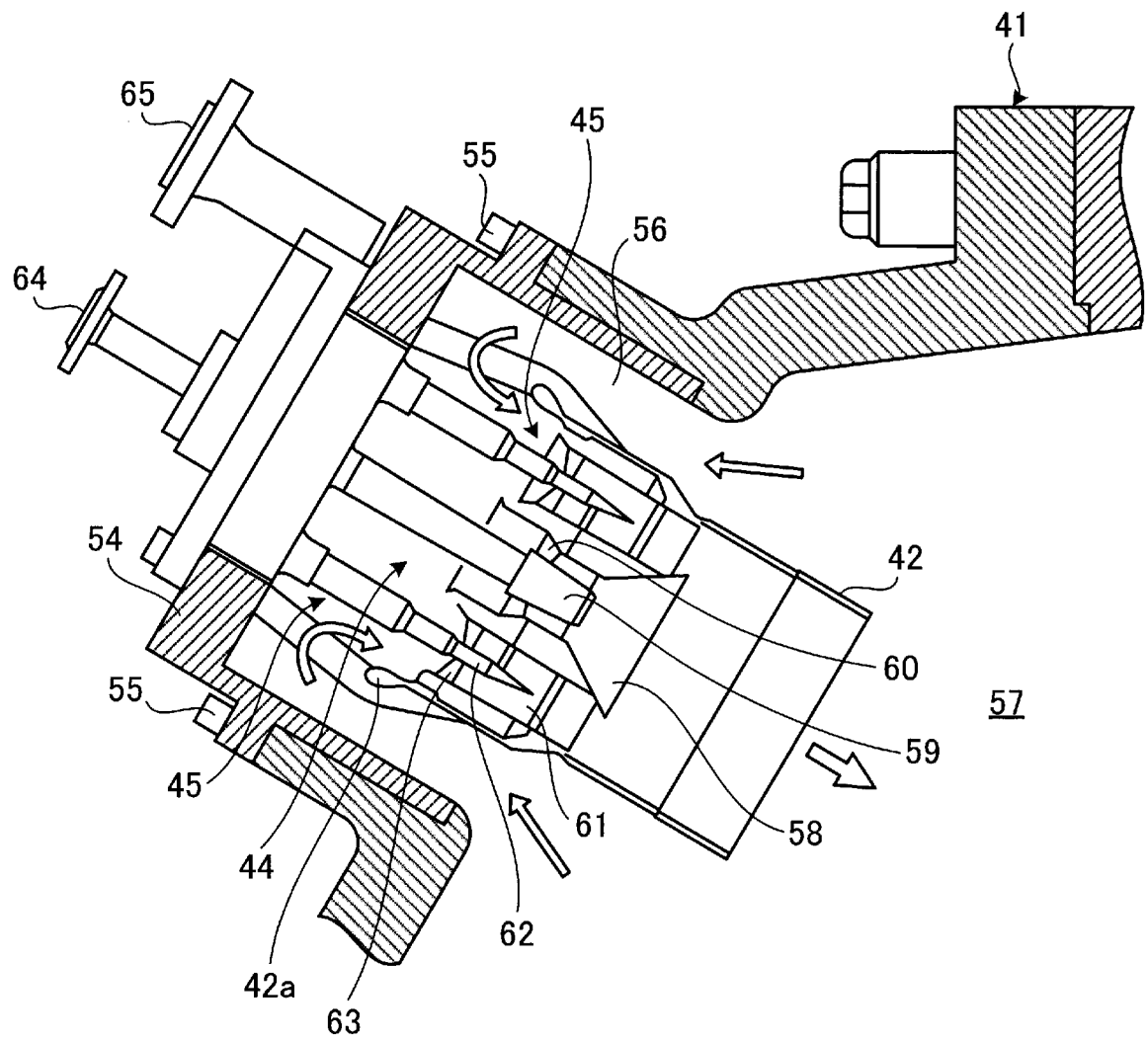
[図1]



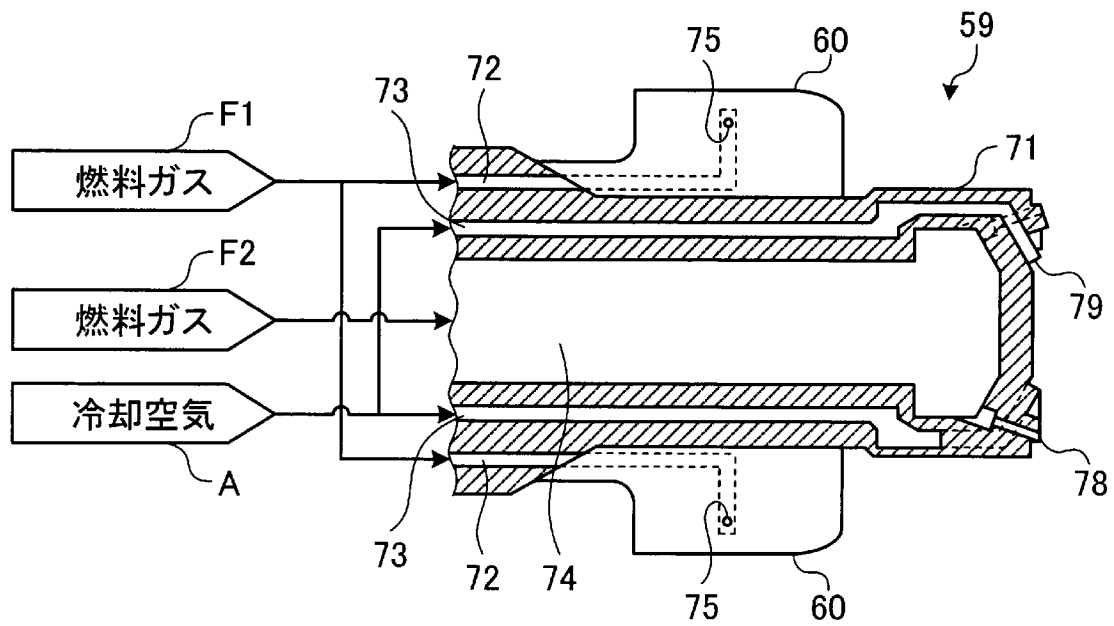
[図2]



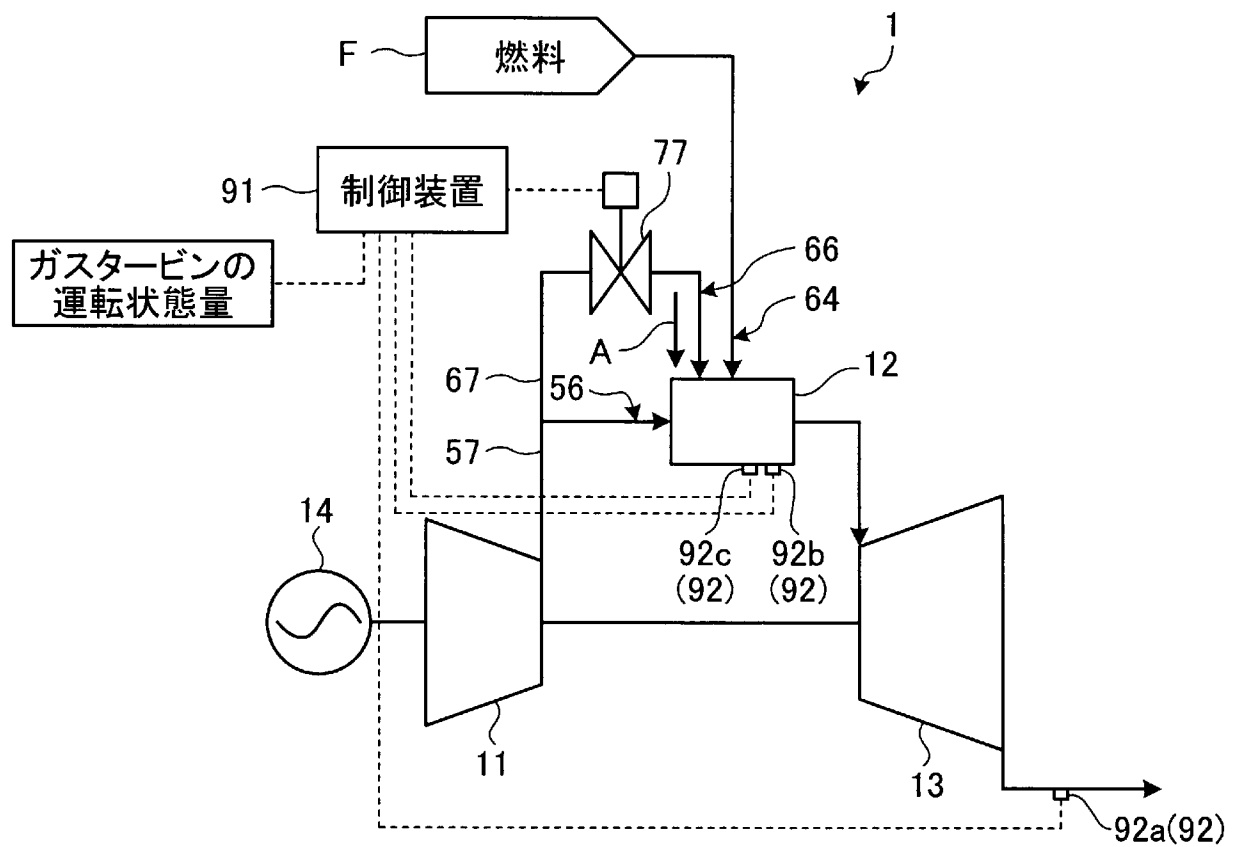
[図3]



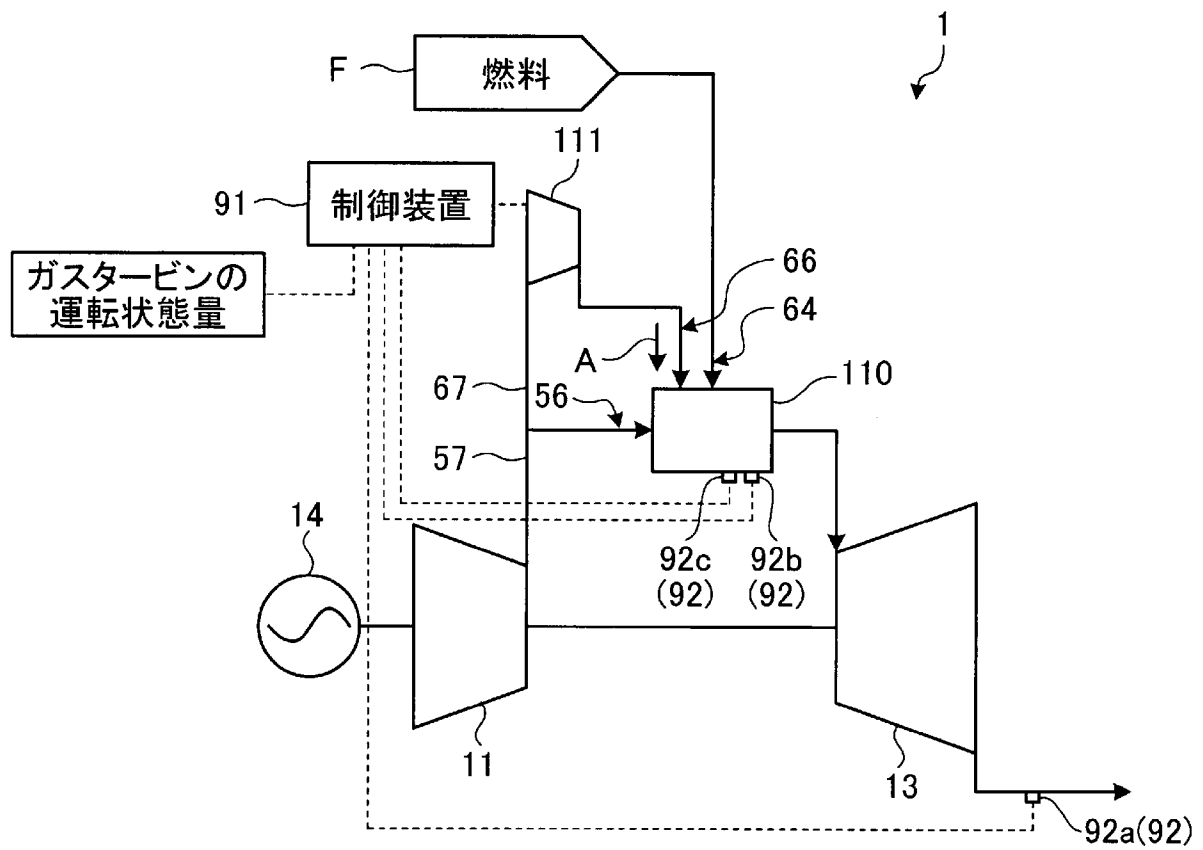
[図4]



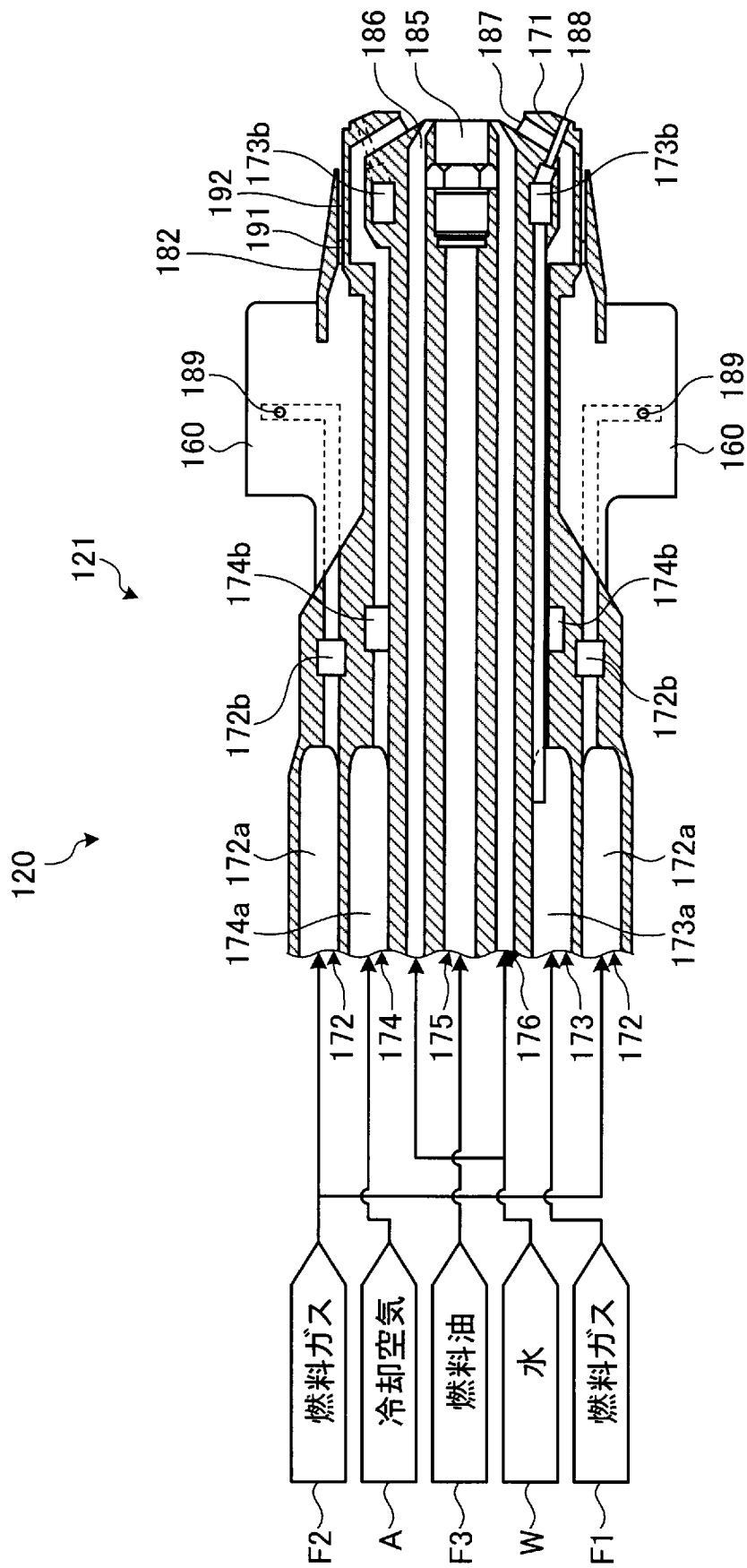
[図5]



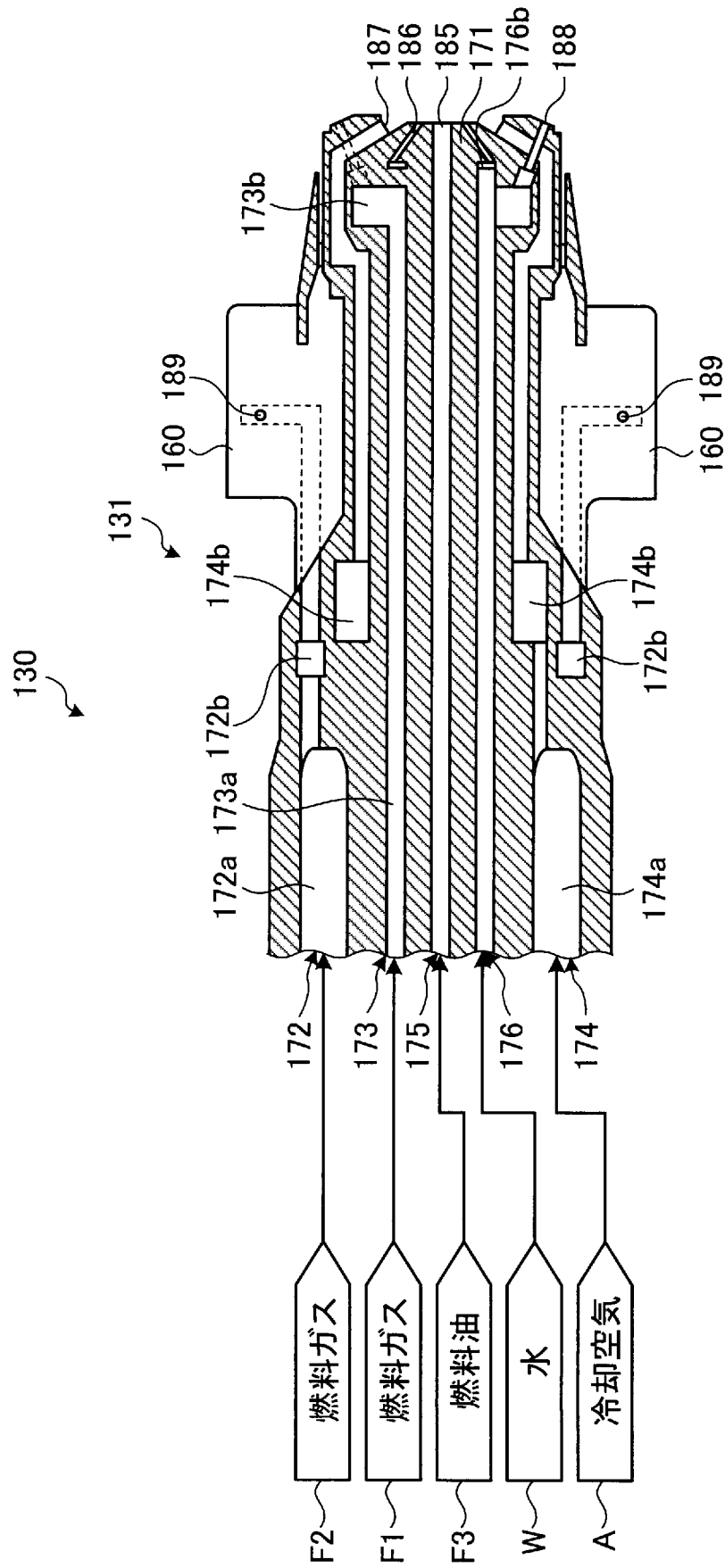
[図6]



[図7]



[図8]



[illegible]

INTERNATIONAL SEARCH REPORT

International application No.

PCT/JP2014/073253

A. CLASSIFICATION OF SUBJECT MATTER

F02C7/18(2006.01)i, F02C7/22(2006.01)i, F02C7/228(2006.01)i, F02C9/00(2006.01)i, F23R3/00(2006.01)i, F23R3/10(2006.01)i, F23R3/26(2006.01)i, F23R3/28(2006.01)i

According to International Patent Classification (IPC) or to both national classification and IPC

B. FIELDS SEARCHED

Minimum documentation searched (classification system followed by classification symbols)

F02C7/18, F02C7/22, F02C7/228, F02C9/00, F23R3/00, F23R3/10, F23R3/26, F23R3/28

Documentation searched other than minimum documentation to the extent that such documents are included in the fields searched

Jitsuyo Shinan Koho	1922-1996	Jitsuyo Shinan Toroku Koho	1996-2014
Kokai Jitsuyo Shinan Koho	1971-2014	Toroku Jitsuyo Shinan Koho	1994-2014

Electronic data base consulted during the international search (name of data base and, where practicable, search terms used)

C. DOCUMENTS CONSIDERED TO BE RELEVANT

Category*	Citation of document, with indication, where appropriate, of the relevant passages	Relevant to claim No.
X Y A	JP 8-74604 A (Hitachi, Ltd.), 19 March 1996 (19.03.1996), paragraphs [0034] to [0037], [0041], [0046] to [0047]; fig. 1 (Family: none)	1-3, 11-14 4 5-10
Y	JP 2011-99654 A (Mitsubishi Heavy Industries, Ltd.), 19 May 2011 (19.05.2011), fig. 9 & US 2012/0167569 A1 & EP 2500654 A1 & WO 2011/055815 A1 & KR 10-2012-0058549 A & CN 102695919 A	4

☒ Further documents are listed in the continuation of Box C.

☐ See patent family annex.

* Special categories of cited documents:

"A" document defining the general state of the art which is not considered to be of particular relevance
 "E" earlier application or patent but published on or after the international filing date
 "L" document which may throw doubts on priority claim(s) or which is cited to establish the publication date of another citation or other special reason (as specified)
 "O" document referring to an oral disclosure, use, exhibition or other means
 "P" document published prior to the international filing date but later than the priority date claimed

"T" later document published after the international filing date or priority date and not in conflict with the application but cited to understand the principle or theory underlying the invention
 "X" document of particular relevance; the claimed invention cannot be considered novel or cannot be considered to involve an inventive step when the document is taken alone
 "Y" document of particular relevance; the claimed invention cannot be considered to involve an inventive step when the document is combined with one or more other such documents, such combination being obvious to a person skilled in the art
 "&" document member of the same patent family

Date of the actual completion of the international search
14 November, 2014 (14.11.14)

Date of mailing of the international search report
25 November, 2014 (25.11.14)

Name and mailing address of the ISA/
Japanese Patent Office

Authorized officer

Facsimile No.

Telephone No.

INTERNATIONAL SEARCH REPORT

International application No.

PCT/JP2014/073253

C (Continuation). DOCUMENTS CONSIDERED TO BE RELEVANT

Category*	Citation of document, with indication, where appropriate, of the relevant passages	Relevant to claim No.
A	JP 2013-96324 A (Kawasaki Heavy Industries, Ltd.), 20 May 2013 (20.05.2013), paragraph [0019]; fig. 3 & US 2014/0283498 A1 & EP 2775120 A1 & WO 2013/065624 A1 & CA 2854079 A1	5
A	JP 2004-101071 A (Mitsubishi Heavy Industries, Ltd.), 02 April 2004 (02.04.2004), paragraph [0040] (Family: none)	7-9
A	JP 2004-138376 A (Hitachi, Ltd.), 13 May 2004 (13.05.2004), paragraph [0030] & US 2004/0035114 A1 & EP 1391657 A2	7-9

A. 発明の属する分野の分類（国際特許分類（I P C））

Int.Cl. F02C7/18(2006.01)i, F02C7/22(2006.01)i, F02C7/228(2006.01)i, F02C9/00(2006.01)i,
F23R3/00(2006.01)i, F23R3/10(2006.01)i, F23R3/26(2006.01)i, F23R3/28(2006.01)i

B. 調査を行った分野

調査を行った最小限資料（国際特許分類（I P C））

Int.Cl. F02C7/18, F02C7/22, F02C7/228, F02C9/00, F23R3/00, F23R3/10, F23R3/26, F23R3/28

最小限資料以外の資料で調査を行った分野に含まれるもの

日本国実用新案公報	1 9 2 2 - 1 9 9 6 年
日本国公開実用新案公報	1 9 7 1 - 2 0 1 4 年
日本国実用新案登録公報	1 9 9 6 - 2 0 1 4 年
日本国登録実用新案公報	1 9 9 4 - 2 0 1 4 年

国際調査で使用した電子データベース（データベースの名称、調査に使用した用語）

C. 関連すると認められる文献

引用文献の カテゴリー*	引用文献名 及び一部の箇所が関連するときは、その関連する箇所の表示	関連する 請求項の番号
X Y A	JP 8-74604 A（株式会社日立製作所）1996.03.19, 段落[0034]-[0037], [0041], [0046]-[0047], 図1 (ファミリーなし)	1-3, 11-14 4 5-10
Y	JP 2011-99654 A（三菱重工業株式会社）2011.05.19, 図9 & US 2012/0167569 A1 & EP 2500654 A1 & WO 2011/055815 A1 & KR 10-2012-0058549 A & CN 102695919 A	4

☒ C欄の続きにも文献が列挙されている。

☐ パテントファミリーに関する別紙を参照。

* 引用文献のカテゴリー

「A」特に関連のある文献ではなく、一般的技術水準を示すもの
「E」国際出願日前の出願または特許であるが、国際出願日以後に公表されたもの
「L」優先権主張に疑義を提起する文献又は他の文献の発行日若しくは他の特別な理由を確立するために引用する文献（理由を付す）
「O」口頭による開示、使用、展示等に言及する文献
「P」国際出願日前で、かつ優先権の主張の基礎となる出願

の日の後に公表された文献

「T」国際出願日又は優先日後に公表された文献であって出願と矛盾するものではなく、発明の原理又は理論の理解のために引用するもの
「X」特に関連のある文献であって、当該文献のみで発明の新規性又は進歩性がないと考えられるもの
「Y」特に関連のある文献であって、当該文献と他の1以上の文献との、当業者にとって自明である組合せによって進歩性がないと考えられるもの
「&」同一パテントファミリー文献

国際調査を完了した日

1 4 . 1 1 . 2 0 1 4

国際調査報告の発送日

2 5 . 1 1 . 2 0 1 4

国際調査機関の名称及びあて先

日本国特許庁（I S A / J P）
郵便番号100-8915
東京都千代田区霞が関三丁目4番3号

特許庁審査官（権限のある職員）

瀬戸 康平

3 G

3 2 1 7

電話番号 0 3 - 3 5 8 1 - 1 1 0 1 内線 3 3 5 5

C (続き) . 関連すると認められる文献		
引用文献の カテゴリー*	引用文献名 及び一部の箇所が関連するときは、その関連する箇所の表示	関連する 請求項の番号
A	JP 2013-96324 A (川崎重工業株式会社) 2013. 05. 20, 段落[0019], 図 3 & US 2014/0283498 A1 & EP 2775120 A1 & WO 2013/065624 A1 & CA 2854079 A1	5
A	JP 2004-101071 A (三菱重工業株式会社) 2004. 04. 02, 段落[0040] (ファミリーなし)	7-9
A	JP 2004-138376 A (株式会社日立製作所) 2004. 05. 13, 段落[0030] & US 2004/0035114 A1 & EP 1391657 A2	7-9