

(12) 特許協力条約に基づいて公開された国際出願

(19) 世界知的所有権機関
国際事務局

(43) 国際公開日
2017年6月29日(29.06.2017)



(10) 国際公開番号
WO 2017/110955 A1

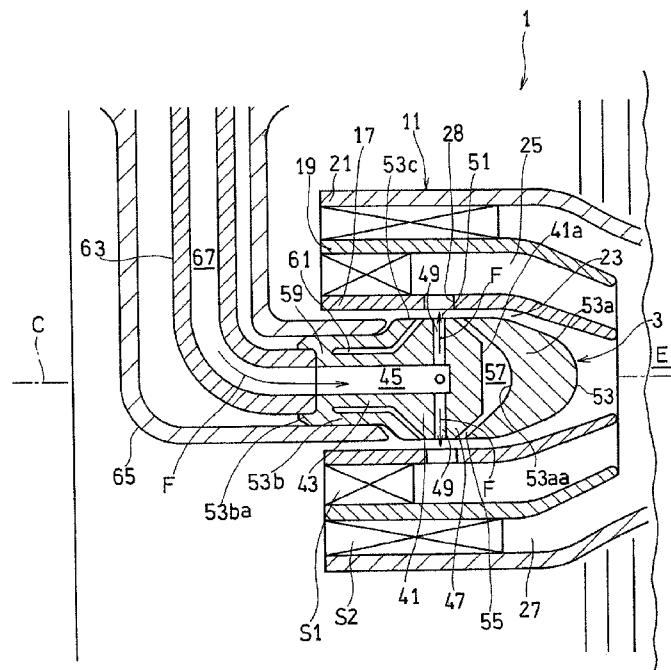
- (51) 国際特許分類:
F23R 3/28 (2006.01) F23R 3/10 (2006.01)
F02C 7/22 (2006.01)
- (21) 国際出願番号: PCT/JP2016/088259
- (22) 国際出願日: 2016年12月22日(22.12.2016)
- (25) 国際出願の言語: 日本語
- (26) 国際公開の言語: 日本語
- (30) 優先権データ:
特願 2015-250354 2015年12月22日(22.12.2015) JP
- (71) 出願人: 川崎重工業株式会社 (KAWASAKI JUKOGYO KABUSHIKI KAISHA) [JP/JP]; 〒6508670 兵庫県神戸市中央区東川崎町3丁目1番1号 Hyogo (JP).
- (72) 発明者: 松山 竜佐(MATSUYAMA, Ryusuke); 〒6738666 兵庫県明石市川崎町1番1号 川崎重工業株式会社内 Hyogo (JP). 西浦 健夫(NISHIURA, Takeo); 〒6738666 兵庫県明石市川崎町1番1号 川崎重工業株式会社内 Hyogo (JP).
- (74) 代理人: 杉本 修司, 外(SUGIMOTO, Shuji et al.); 〒5500002 大阪府大阪市西区江戸堀1丁目10番2号 肥後橋ニッタイビル Osaka (JP).
- (81) 指定国 (表示のない限り、全ての種類の国内保護が可能): AE, AG, AL, AM, AO, AT, AU, AZ, BA, BB, BG, BH, BN, BR, BW, BY, BZ, CA, CH, CL, CN, CO, CR, CU, CZ, DE, DJ, DK, DM, DO, DZ, EC, EE, EG, ES, FI, GB, GD, GE, GH, GM, GT, HN, HR, HU, ID, IL, IN, IR, IS, KE, KG, KH, KN, KP, KR, KW, KZ, LA, LC, LK, LR, LS, LU, LY, MA, MD, ME, MG, MK, MN, MW, MX, MY, MZ, NA, NG, NI, NO, NZ, OM, PA, PE, PG, PH, PL, PT, QA, RO, RS, RU, RW, SA, SC, SD, SE, SG, SK, SL, SM, ST, SV, SY, TH, TJ, TM, TN, TR, TT, TZ, UA, UG, US, UZ, VC, VN, ZA, ZM, ZW.
- (84) 指定国 (表示のない限り、全ての種類の広域保護が可能): ARIPO (BW, GH, GM, KE, LR, LS, MW, MZ, NA, RW, SD, SL, ST, SZ, TZ, UG, ZM, ZW), ユーラシア (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))

(54) Title: FUEL INJECTION DEVICE

(54) 発明の名称: 燃料噴射装置



(57) Abstract: A fuel injection device (1) for injecting a mixture of fuel and air into a combustion chamber (E) inside the combustor (CB) of a gas turbine engine, wherein the fuel injection device (1) is provided with a fuel injection valve (3) having a fuel injection part (41) for injecting fuel in the radial direction of the fuel injection device, the fuel injection valve (3) being positioned on the axial center of the fuel injection device. The fuel injection valve (3) is provided with a fuel channel unit (43) for forming a channel for supplying fuel to the fuel injection part (41), and a heat shielding cover (53) for covering a tip end portion (41a) that faces toward the combustion chamber (E) side of the fuel injection part (41) so that an air layer (57) is formed between the heat insulating cover (53) and the tip end portion (41a).

(57) 要約: ガスタービンエンジンの燃焼器 (CB) 内の燃焼室 (E) へ燃料と空気の混合気を噴射する燃料噴射装置 (1) において、当該燃料噴射装置の軸心上に配置された、当該燃料噴射装置の径方向に燃料を噴射する燃料噴射部 (41) を有する燃料噴射弁 (3) を設け、前記燃料噴射弁 (3) に、前記燃料噴射部 (41) に燃料を供給する通路を形成する燃料流路部 (43) と、前記燃料噴射部 (41) の前記燃焼室 (E) 側を向く先端部分 (41a) を、当該先端部分 (41a) との間に空気層 (57) が形成されるように覆う遮熱カバー (53) とを設ける。

3) とを設ける。

WO 2017/110955 A1

明 細 書

発明の名称：燃料噴射装置

関連出願

[0001] 本出願は、2015年12月22日出願の特願2015-250354の優先権を主張するものであり、その全体を参照により本願の一部をなすものとして引用する。

技術分野

[0002] 本発明は、ガスタービンエンジンの燃焼器に用いられる燃料噴射装置に関する。

背景技術

[0003] 従来の航空機用ガスタービン燃焼器の燃料噴射弁の方式として、様々な方式のものが提案されている。その一種として、プレーンジェット方式の燃料噴射弁において、燃料を径方向に噴射するものが知られている（例えば、特許文献1参照。）。このタイプの燃料噴射弁は、構造を単純にできるというメリットを有する。

先行技術文献

特許文献

[0004] 特許文献1：特開2007-162998号公報

発明の概要

発明が解決しようとする課題

[0005] しかし、燃焼器に用いられる燃料は、高温に曝されるとコーキングを起こす場合がある。燃料噴射弁における燃焼室に近い部分では、特にコーキングが起りやすい傾向にある。これは、プレーンジェット方式のパイロット燃料噴射弁においても同様である。

[0006] 本発明は、上記の事情に鑑みてなされたものであり、プレーンジェット方式の燃料噴射弁を有する燃料噴射装置において、燃料噴射弁内のコーキングを効果的に防止することを目的とする。

課題を解決するための手段

[0007] 上記目的を達成するために、本発明に係る燃料噴射装置は、ガスタービンエンジンの燃焼器内の燃焼室へ燃料と空気の混合気を噴射する燃料噴射装置であって、円筒状の外壁を有する当該燃料噴射装置の軸心上に配置された燃料噴射弁を備え、前記燃料噴射弁は、当該燃料噴射装置の径方向に燃料を噴射する燃料噴射部と、前記燃料噴射部に燃料を供給する通路を形成する燃料流路部と、前記燃料噴射部の前記燃焼室側を向く先端部分を、当該先端部分との間に空気層が形成されるように覆う遮熱カバーとを有する。

なお、上記「径方向に燃料を噴射する」の「径方向」とは、当該燃料噴射装置の軸心に直交する平面でみた平面視における径方向を意味し、軸心方向に傾斜した方向に噴射する場合も含む。

[0008] この構成によれば、燃料噴射弁で特に高温に曝される燃料噴射部の燃焼室側の部分が、遮熱カバーにより遮熱されるうえに、遮熱カバーと燃料噴射部との間に形成される空気層によって断熱される。したがって、簡単な構造によって極めて効果的に燃料噴射部の温度上昇が抑制され、燃料のコッキングが防止される。

[0009] 本発明の一実施形態において、前記遮熱カバーは、この遮熱カバーを前記燃料流路部に対して支持するカバー支持部を有し、このカバー支持部は、前記燃料噴射部よりも上流側で前記燃料流路部に接合されており、前記燃料流路部と前記カバー支持部との接合部分の下流側に径方向の隙間が形成されていることが好ましい。この構成によれば、遮熱カバーと燃料流路部との接点を、燃焼室側から離れた上流側とすることにより、燃料流路部への入熱が抑制される。さらに、燃料流路部と遮熱カバーとの間の隙間に存在する空気の断熱効果により、燃料流路部への入熱が抑制される。

[0010] 本発明の一実施形態において、さらに、前記燃料流路部に燃料を導入する通路を形成する燃料導入管と、この燃料導入管を覆う燃料通路カバーとを備えており、前記カバー支持部の少なくとも前記接合部分を含む一部が、前記燃料通路カバーの内壁面に嵌合していることが好ましい。この構成によれば

、遮熱カバーのカバー支持部の、燃料通路カバーの内側に入り込んだ部分が高温の空気に直接接触しないので、燃料流路部への入熱が一層効果的に抑制される。さらには、カバー支持部の燃料流路部との接合部分が、燃料通路カバーによって径方向に拘束されるので、前記接合部分に発生する振動応力を抑制できる。

[0011] 本発明の一実施形態において、前記燃料流路部の前記径方向の隙間を形成する部分の外周面に環状の突起が設けられており、この環状の突起が前記カバー支持部の内周面に接触していてもよい。この構成によれば、環状の突起を設けることにより、燃料流路部とカバー支持部との相対振動が抑制されるので、前記接合部分に発生する振動応力を効果的に抑制できる。

[0012] 本発明の一実施形態において、前記燃料噴射部の燃料噴射口が、前記遮熱カバーの外周面と同一面上に、またはこの外周面よりも外径側に突出して設けられていることが好ましい。この構成によれば、燃料噴射口から噴射された燃料が、遮熱カバーの内方空間に侵入することを防止できる。その結果、遮熱カバーの内方にコーキングした燃料が堆積し、断熱作用が低下することを回避できる。

[0013] 本発明の一実施形態において、さらに、前記燃料噴射弁の外周を覆い、その内側に空気通路を形成する筒状壁を備えており、前記遮熱カバーの、前記燃料流路部の前記燃焼室側を向く先端部分を覆うカバー部の外面が、前記筒状壁の内周面にほぼ沿った形状を有していることが好ましい。この場合、例えば、前記筒状壁は、その一端部が前記燃焼室側に向かって次第に縮径となる形状を有しており、前記遮熱カバーの前記カバー部の外面が、前記筒状壁の内周面に沿って、前記燃焼室側に向かって次第に縮径となる形状を有していてもよい。この構成によれば、空気通路を形成する前記筒状壁と遮熱カバーとの間隔が適切な範囲に設定され、空気の流通が確保されるとともに、燃焼室から燃料噴射弁への逆火現象が防止される。

[0014] 本発明の一実施形態において、前記燃料噴射弁がパイロット燃料噴射弁であり、前記パイロット燃料噴射弁の外周を取り囲むメイン燃料噴射弁をさら

に備えていてもよい。この構成によれば、パイロット燃料噴射弁でのコーキングを防止しつつ、例えばパイロット燃料噴射弁とメイン燃料噴射弁とに拡散燃焼と希薄燃焼とを分担させて、低NO_x化と安定燃焼の両立を図るなど、燃料噴射装置全体の最適な設計が容易となる。

- [0015] 請求の範囲および／または明細書および／または図面に開示された少なくとも2つの構成のどのような組合せも、本発明に含まれる。特に、請求の範囲の各請求項の2つ以上のどのような組合せも、本発明に含まれる。

図面の簡単な説明

- [0016] この発明は、添付の図面を参考にした以下の好適な実施形態の説明から、より明瞭に理解されるであろう。しかしながら、実施形態および図面は単なる図示および説明のためのものであり、この発明の範囲を定めるために利用されるべきものではない。この発明の範囲は添付の請求の範囲によって定まる。添付図面において、複数の図面における同一の符号は、同一または相当する部分を示す。

[図1]本発明の一実施形態に係る燃料噴射装置を示す縦断面図である。

[図2]図1の燃料噴射装置に用いられるパイロット燃料噴射弁を示す縦断面図である。

[図3]図2のパイロット燃料噴射弁のパイロット燃料噴射部を示す横断面図である。

[図4]図2のパイロット燃料噴射弁の一変形例を示す縦断面図である。

[図5]図2のパイロット燃料噴射弁の他の変形例を示す縦断面図である。

発明を実施するための形態

- [0017] 以下、本発明の好ましい実施形態について図面を参照しながら説明する。図1は本発明の一実施形態に係る燃料噴射装置1を示している。この燃料噴射装置1は、ガスタービンエンジンの燃焼器CBに用いられて、燃焼器CBの燃焼室Eへ、ガスタービンエンジンの圧縮機から供給される圧縮空気Aと燃料Fとの混合気を噴射するための装置である。燃焼室Eにおいて混合気の燃焼により発生した高温・高圧の燃焼ガスがタービンに送られて、タービン

が駆動される。本実施形態に係る燃料噴射装置 1 は、例えばアニュラー型の燃焼器 C B に用いられるもので、図示しないエンジン回転軸心と同心状に、等間隔に複数配設されている。

[0018] なお、以下の説明において、燃料噴射装置 1 の軸心 C 方向における燃焼室 E 側を後側と呼び、その反対側を前側と呼ぶ。前側および後側は、それぞれ、圧縮機から供給された圧縮空気 A の当該燃料噴射装置 1 における上流側および下流側に相当する。また、特に示した場合を除き、「内側」、「外側」とは、当該燃料噴射装置 1 の径方向における「内側」、「外側」を指す。

[0019] 燃料噴射装置 1 は、燃料噴射装置 1 の軸心 C 上に配置された燃料噴射弁であるパイロット燃料噴射弁 3 と、パイロット燃料噴射弁 3 の外周を取り囲むようにパイロット燃料噴射弁 3 と同心状に設けられたメイン燃料噴射弁 5 とを備えている。

[0020] パイロット燃料噴射弁 3 の径方向外側には、パイロット燃料噴射弁 3 から噴射された拡散燃焼用の燃料 F へ圧縮空気 A を供給する空気供給ユニット 11 が設けられている。空気供給ユニット 11 は、筒状壁と空気通路とを備えている。空気供給ユニット 11 の下流側には、内周面がテーパ状のパイロットノズル 15 が設けられている。パイロットノズル 15 は、内周面が燃焼室 E 側に向かって拡径するテーパ状に形成されている。パイロットノズル 15 は、パイロット燃料噴射弁 3 からの燃料 F および空気供給ユニット 11 からの圧縮空気 A を混合して燃焼室 E 内に噴射するパイロット流路 13 を形成する。

[0021] 筒状壁は、パイロット燃料噴射弁 3 の外側に、少なくとも 1 つ配置されている。本実施形態では、内側から外側へ第 1 筒状壁 17 と、第 2 筒状壁 19 と、第 3 筒状壁 21 との 3 つが配置されている。最も内側に配置された筒状壁（この例では第 1 筒状壁 17）の内方空間 23 に、パイロット燃料噴射弁 3 が配置される。パイロットノズル 15 は、空気供給ユニット 11 の最も外側に配置される筒状壁の下流側の先端部に形成されている。ここでは、パイロットノズル 15 は、第 3 筒状壁 21 の下流側の先端部に形成されている。

ただし、パイロットノズル15は、空気供給ユニット11の最も外側に配置される筒状壁のさらに外側に別体として設けてもよい。

[0022] 空気供給ユニット11の上流部には、圧縮空気Aを軸心C回りに回転させるスワーラが設けられている。本実施形態では、第1筒状壁17と第2筒状壁19との間にパイロット内側スワーラS1が設けられている。また、第2筒状壁19と第3筒状壁21との間にパイロット外側スワーラS2が設けられている。なお、筒状壁の個数などの設置構成が変わる場合は、スワーラの配置も適宜変更することができる。また、筒状壁が1つである場合には、パイロット燃料噴射弁3と筒状壁との間にスワーラを設けてもよい。

[0023] スワーラの下流の流路は空気通路として構成される。空気通路は圧縮空気Aが通る空間である。本実施形態では、パイロット内側スワーラS1の下流に、パイロット第1空気通路25が形成されている。また、パイロット外側スワーラS2の下流に、パイロット第2空気通路27が形成されている。

[0024] 本実施形態では、図2に示すように、パイロット燃料噴射弁3から噴射された拡散燃焼用の燃料Fは、最も内側に配置された筒状壁（この例では第1筒状壁17）に形成された燃料通過孔28を通過してパイロット第1空気通路25へ流入する。燃料通過孔28は、筒状壁を径方向に貫通する孔として形成されている。燃料Fは、パイロット第1空気通路25において、パイロット内側スワーラS1を通過してきた空気Aと混合され、さらにその後、パイロット流路13においてパイロット外側スワーラS2を通過してきた空気Aと混合されて、混合気として燃焼室Eへ供給される。

[0025] 一方、図1に示すメイン燃料噴射弁5から噴射された希薄燃焼用の燃料は、予混合気通路29においてメイン燃料噴射弁用のスワーラS3、S4を通過した空気と予混合されて、希薄な予混合気としてメインノズル31から燃焼室Eへ供給される。

[0026] 燃料噴射装置1において、パイロット燃料噴射弁3およびメイン燃料噴射弁5を含む上流側の構造体33は、燃料配管ユニットUを形成するステム部35により燃焼器CBのハウジング（図示せず）に支持されている。燃料配

管ユニットUは、パイロット燃料噴射弁3に供給される燃料を導入する第1燃料導入システムF1と、メイン燃料噴射弁5に供給される燃料を導入する第2燃料導入システムF2とを備えている。燃料噴射装置1の下流側の構造体37は、内側にメイン燃料噴射弁5の予混合気通路29を形成するとともに、燃料噴射装置1の円筒状の外壁を構成するメイン外側シュラウド39の下流側端部に設けられた支持フランジを介して、燃焼室Eを形成する燃焼筒に支持されている。

[0027] 以下、パイロット燃料噴射弁3の構造について詳しく説明する。図2に示すように、パイロット燃料噴射弁3は、燃料噴射装置1の径方向に燃料Fを噴射する燃料噴射部（以下、「パイロット燃料噴射部」と称する。）41と、パイロット燃料噴射部41に燃料を供給する通路を形成する燃料流路部（以下、「パイロット燃料流路部」と称する。）43とを備えている。すなわち、パイロット燃料噴射弁3は、いわゆるプレーンジェット式の燃料噴射弁である。

[0028] パイロット燃料流路部43は、パイロット燃料噴射部41の前側に連結された管状部材からなり、その中空部がパイロット燃料流路45を形成している。パイロット燃料噴射部41は、パイロット燃料流路部43の下流端に設けられている。パイロット燃料噴射部41は、パイロット燃料流路部43よりも径方向外側に突出する複数（本実施形態では4つ）の燃料噴射ノズル47を有する。図3に示すように、各燃料噴射ノズル47の内部に、径方向に放射状に延びる孔であるノズル燃料流路49が設けられている。各ノズル燃料流路49の外側への開口である燃料噴射口51から燃料Fが噴射される。本実施形態では、図2に示すように、パイロット燃料噴射部41とパイロット燃料流路部43とは単一物として形成されている。

[0029] 本実施形態では、パイロット燃料噴射部41の燃料噴射ノズル47は円錐台形状に形成されている。もっとも、燃料噴射ノズル47の形状は、図示の例に限定されず、例えば、円柱形状、円錐形状、立方体形状等、任意の形状とすることができる。図4に、本実施形態の変形例として、パイロット燃料

噴射部 4 1 の燃料噴射ノズル 4 7 を円柱形状とした例を示す。

[0030] なお、本実施形態では、図 2 に示すように、パイロット燃料噴射部 4 1 の各ノズル燃料流路 4 9 は、径方向に沿って延びるように形成されているが、ノズル燃料流路 4 9 は、軸心に直交する平面でみた平面視において径方向に延びていればよく、軸心 C 方向には傾斜やカーブしていてもよい。

[0031] 図 2 に示すように、パイロット燃料噴射弁 3 は、さらに、遮熱カバー 5 3 を備えている。遮熱カバー 5 3 は、パイロット燃料噴射部 4 1 の燃焼室 E 側を向く部分（以下、単に「燃焼室側部分」と呼ぶ。） 4 1 a を覆っている。より具体的には、遮熱カバー 5 3 は、パイロット燃料噴射部 4 1 の燃焼室側部分 4 1 a を覆うカバー部 5 3 a と、遮熱カバー 5 3 をパイロット燃料流路部 4 3 に対して支持するカバー支持部 5 3 b とを有している。遮熱カバー 5 3 における各燃料噴射口 5 1 に対応する部分には、外側に開口するノズル窓孔 5 5 が形成されている。このノズル窓孔 5 5 よりも後側の部分がカバー部 5 3 a を形成し、前側の部分がカバー支持部 5 3 b を形成している。

[0032] 遮熱カバー 5 3 は、遮熱カバー 5 3 と燃焼室側部分 4 1 a との間に空気層 5 7 が形成されるようにパイロット燃料噴射部 4 1 を覆っている。図示の例では、パイロット燃料噴射部 4 1 の燃焼室側部分 4 1 a の径方向中央部は、軸心 C に直交する平面状に形成されている。一方、遮熱カバー 5 3 のカバー部 5 3 a の内壁面 5 3 a a は、後方に膨出する湾曲面状に形成されている。これらパイロット燃料噴射部 4 1 の燃焼室側部分 4 1 a の径方向中央部とカバー部 5 3 a の内壁面 5 3 a a との間に空気層 5 7 が形成されている。なお、カバー部 5 3 a の内壁面 5 3 a a の形状は、パイロット燃料噴射部 4 1 の燃焼室側部分 4 1 a との間に空気層 5 7 を形成できる形状であれば上記の例に限定されず、例えば、円錐形状や円錐台形状等、任意の形状であってよい。

[0033] 遮熱カバー 5 3 のカバー部 5 3 a のパイロット燃料噴射部 4 1 からの距離が小さすぎると、空気層 5 7 による断熱効果が不十分となる。このような観点から、空気層 5 7 の厚さであるパイロット燃料噴射部 4 1 とカバー部 5 3

aとの距離、より具体的には軸心C位置におけるパイロット燃料噴射部41の燃焼室側部分41aとカバー部53aの内壁面53aaとの距離が設定される。

[0034] なお、空気層57は、遮熱カバー53のノズル窓孔55と燃料噴射ノズル47との間の隙間を介してのみ外部空間と連通しているが、遮熱カバー53のノズル窓孔55と燃料噴射ノズル47との間の隙間は、空気Aがパイロット第1空気通路23を流動している状態で、外部空間と空気層57との間で空気の出入りが起こらない程度の小さい隙間であり、空気層57は実質的に閉空間として形成されている。

[0035] 遮熱カバー53のカバー支持部53bは、パイロット燃料噴射部41よりも上流側でパイロット燃料流路部43に接合されている。本実施形態では、遮熱カバー53のカバー支持部53bは、パイロット燃料流路部43の最上流端部に接合されている。また、本実施形態では、遮熱カバー53のカバー支持部53bは、パイロット燃料流路部43と単一物として形成されているが、パイロット燃料流路部43とカバー支持部53b（つまり遮熱カバー53）とは、別体に形成されて溶接等によって接合されてもよい。パイロット燃料流路部43とカバー支持部53bとの接合部分59の下流側に径方向の隙間61が形成されている。

[0036] 遮熱カバー53とパイロット燃料流路部43との接点を、燃焼室E側から離れた上流側とすることにより、パイロット燃料流路部43への入熱が抑制される。さらに、パイロット燃料流路部43と遮熱カバー53との間の隙間61に存在する空気により、パイロット燃料流路部43への入熱が抑制される。

[0037] また、図示の例では、前記接合部分59より下流において、パイロット燃料噴射部41およびパイロット燃料流路部43と、遮熱カバー53の間には隙間が形成されている。つまり、パイロット燃料噴射部41およびパイロット燃料流路部43と、遮熱カバー53とは互いに離間している。換言すれば、前記接合部分59より下流において、パイロット燃料噴射部41および

パイロット燃料流路部43と、遮熱カバー53とが接する部分はない。このような構成によって、パイロット燃料流路部43からパイロット燃料噴射部41を流れる燃料Fへの入熱が一層抑制される。

[0038] 燃料噴射装置1は、さらに、パイロット燃料流路部43に燃料Fを導入する通路を形成する燃料導入管（以下、「パイロット燃料導入管」と称する。）63と、このパイロット燃料導入管63を覆う燃料通路カバー（以下、「パイロット燃料通路カバー」と称する。）65とを備えている。図1に示すように、パイロット燃料導入管63は、メイン燃料噴射弁5のハウジングの内周壁から燃料噴射装置1の軸心C位置まで径方向に延び、そこからさらに軸心C方向に折れ曲がって延びるL字形状の管状部材からなる。パイロット燃料導入管63の下流端部は、パイロット燃料流路部43に接続されている。図2に示す例では、カバー支持部53bの上流端部は、パイロット燃料流路部43との接合部分59よりもさらに上流側に延設されており、この延設部分53baにパイロット燃料導入管63の下流端部を接続することにより、パイロット燃料導入管63の下流端部がパイロット燃料流路部43に接続されている。パイロット燃料噴射弁3のパイロット燃料導入管63の中空部として形成されたパイロット燃料導入通路67が、メイン燃料噴射弁5のハウジング内部に形成された接続路を介して図1の第1燃料導入系統F1に接続されており、第1燃料導入系統F1からの燃料をパイロット燃料流路部43へ導入する。

[0039] なお、図示の例では、パイロット燃料噴射弁3とパイロット燃料導入管63とを別体に形成したうえで、延設部分53baにパイロット燃料導入管63の下流端部を嵌合することにより接続しているが、パイロット燃料噴射弁3とパイロット燃料導入管63との接続形態はこの例に限定されない。また、パイロット燃料導入管63は、パイロット燃料噴射弁3（図示の例ではパイロット燃料噴射弁3のパイロット燃料流路部43およびカバー支持部53b）と一体的に形成されていてもよい。

[0040] 図2に示すように、パイロット燃料通路カバー65は、パイロット燃料導

入管 6 3 にほぼ沿って延びる L 形状の管状部材からなる。パイロット燃料通路カバー 6 5 の一端は、メイン燃料噴射弁 5 (図 1) のハウジングの内周壁に連結および支持されている。パイロット燃料通路カバー 6 5 の他端は、パイロット燃料流路部 4 3 の外周面に摺動可能に嵌合している。換言すれば、カバー支持部 5 3 b の接合部分 5 9 を含む一部が、パイロット燃料通路カバー 6 5 の内周面に嵌合している。このようにして、パイロット燃料噴射弁 3 が、パイロット燃料通路カバー 6 5 に、軸心 C 方向に摺動可能に取り付けられている。また、パイロット燃料通路カバー 6 5 は、パイロット燃料流路部 4 3 の一部をも覆うことになる。

[0041] この構成によれば、遮熱カバー 5 3 のカバー支持部 5 3 b の、パイロット燃料通路カバー 6 5 の内側に入り込んだ部分が高温の空気に直接接触しないので、パイロット燃料流路部 4 3 への入熱が効果的に抑制される。また、カバー支持部 5 3 b のパイロット燃料流路部 4 3 との接合部分 5 9 が、パイロット燃料通路カバー 6 5 によって径方向に拘束されるので、前記接合部分 5 9 に発生する振動応力を抑制できる。さらに、パイロット燃料噴射弁 3 が、パイロット燃料通路カバー 6 5 に、軸心 C 方向に摺動可能に取り付けられているので、パイロット燃料噴射弁 3 と、パイロット燃料通路カバー 6 5 との熱伸び差を吸収することができる。

[0042] なお、図 5 に本実施形態の変形例として示すように、パイロット燃料流路部 4 3 の径方向の隙間 6 1 を形成する部分の外周面に環状の突起 7 1 が設けられていてもよい。図示の例では、環状の突起 7 1 がカバー支持部 5 3 b の内周面に接触している。パイロット燃料流路部 4 3 の外周面に、2 つの環状の突起 7 1 が設けられているが、突起 7 1 の数は 1 つでもよく、複数 (3 つ以上) であってもよい。また、環状の突起 7 1 は、いかなる形状の燃料噴射ノズル 4 7 にも組み合わせて設けることができる。このように、パイロット燃料流路部 4 3 の外周面に環状の突起 7 1 を設けた場合には、パイロット燃料流路部 4 3 とカバー支持部 5 3 b との相対振動が抑制されるので、前記接合部分 5 9 に発生する振動応力を効果的に抑制できる。なお、環状の突起 7

1は、カバー支持部53bの内周面と常に接触している必要はない。例えば、パイロット燃料流路部43とカバー支持部53bとの相対振動が一定の大きさとなった場合に、環状の突起71がカバー支持部53bの内周面に接触するように構成してもよい。また、環状の突起71は、周状に連続している必要はなく、周状に断続的に設けられていてもよい。

[0043] 図2に示すように、パイロット燃料噴射部41の燃料噴射口51は、遮熱カバー53の外周面53cと同一面上に設けられている。パイロット燃料噴射部41の燃料噴射口51が設けられる位置は、図示の例に限定されないが、遮熱カバー53の外周面（ノズル窓孔55が形成された外周面）53cと同一面上、またはこの外周面53cよりも外径側に突出して設けられることが好ましい。このように構成することにより、燃料噴射口51から噴射された燃料が、遮熱カバー53の内方空間に侵入することを防止できる。その結果、遮熱カバー53の内方にコーキングした燃料が堆積し、断熱作用が低下することを回避できる。

[0044] 遮熱カバー53の、パイロット燃料噴射部41の燃焼室側部分41aを覆うカバー部53aの外面は、内側筒状壁17の内周面の形状にほぼ沿った形状を有している。より具体的には、本実施形態では、内側筒状壁17は、その一端部が燃焼室E側に向かって次第に縮径となる形状を有しており、遮熱カバー53のカバー部53aの外面が、内側筒状壁17の内周面に沿って、燃焼室E側に向かって次第に縮径となる形状を有している。このように構成することにより、筒状壁である内側筒状壁17と遮熱カバー53との間隔が適切な範囲に設定され、空気Aの流通が確保されるとともに、燃焼室Eからパイロット燃料噴射弁3への逆火現象が防止される。

[0045] 以上説明したように、本実施形態に係る燃料噴射装置1によれば、パイロット燃料噴射弁3で特に高温に曝されるパイロット燃料噴射部41の燃焼室E側の部分41aが、遮熱カバー53により遮熱されるうえに、遮熱カバー53とパイロット燃料噴射部41との間に形成される空気層57によって断熱される。したがって、簡単な構造によって極めて効果的にパイロット燃料

噴射部 4 1 の温度上昇が抑制され、燃料のコーキングが防止される。

[0046] なお、上記の実施形態では、メイン燃料噴射弁 5 が希薄燃焼方式の燃料噴射弁である例について説明したが、メイン燃料噴射弁 5 の燃焼方式はこれに限定されない。

[0047] また、上記の実施形態では、本発明が適用される燃料噴射装置の例として、いわゆるプレーンジェット式の燃料噴射弁であるパイロット燃料噴射弁 3 と、これを取り囲むメイン燃料噴射弁 5 とを有する構成のものについて説明した。このような構成により、パイロット燃料噴射弁とメイン燃料噴射弁とに異なる燃焼方式を分担させるなどして、燃料噴射装置全体の最適な設計が容易となる。もっとも、パイロット燃料噴射弁 3 と同様の構造を有するプレーンジェット式の燃料噴射弁のみから構成される燃料噴射装置にも本発明を適用することが可能である。その場合には、最外周に配置される筒状壁が燃料噴射装置の円筒状の外壁を構成することになる。

[0048] 以上のとおり、図面を参照しながら本発明の好適な実施形態を説明したが、本発明の趣旨を逸脱しない範囲内で、種々の追加、変更または削除が可能である。したがって、そのようなものも本発明の範囲内に含まれる。

符号の説明

- [0049] 1 燃料噴射装置
- 3 パイロット燃料噴射弁（燃料噴射弁）
- 5 メイン燃料噴射弁
- 1 7 内側筒状壁（筒状壁）
- 3 9 メイン外側シュラウド（円筒状の外壁）
- 4 1 パイロット燃料噴射部（燃料噴射部）
- 4 1 a パイロット燃料噴射部の燃焼室側を向く先端部分
- 4 3 パイロット燃料流路部（燃料流路部）
- 5 1 燃料噴射口
- 5 3 遮熱カバー
- 5 3 a カバー部

- 5 3 b カバー支持部
- 5 7 空気層
- 6 1 径方向の隙間
- 6 3 パイロット燃料導入管（燃料導入管）
- 6 5 パイロット燃料通路カバー（燃料通路カバー）
- C B 燃焼器
- E 燃焼室

請求の範囲

- [請求項1] ガスタービンエンジンの燃焼器内の燃焼室へ燃料と空気の混合気を噴射する燃料噴射装置であって、
- 円筒状の外壁を有する当該燃料噴射装置の軸心上に配置された燃料噴射弁を備え、
- 前記燃料噴射弁は、
- 当該燃料噴射装置の径方向に燃料を噴射する燃料噴射部と、
- 前記燃料噴射部に燃料を供給する通路を形成する燃料流路部と、
- 前記燃料噴射部の前記燃焼室側を向く先端部分を、当該先端部分との間に空気層が形成されるように覆う遮熱カバーと、
- を有する燃料噴射装置。
- [請求項2] 請求項1に記載の燃料噴射装置において、前記遮熱カバーは、この遮熱カバーを前記燃料流路部に対して支持するカバー支持部を有し、このカバー支持部は、前記燃料噴射部よりも上流側で前記燃料流路部に接合されており、前記燃料流路部と前記カバー支持部との接合部分の下流側に径方向の隙間が形成されている燃料噴射装置。
- [請求項3] 請求項2に記載の燃料噴射装置において、さらに、前記燃料流路部に燃料を導入する通路を形成する燃料導入管と、この燃料導入管を覆う燃料通路カバーとを備えており、前記カバー支持部の少なくとも前記接合部分を含む一部が、前記燃料通路カバーの内壁面に嵌合している燃料噴射装置。
- [請求項4] 請求項2または3に記載の燃料噴射装置において、前記燃料流路部の前記径方向の隙間を形成する部分の外周面に環状の突起が設けられており、この環状の突起が前記カバー支持部の内周面に接触している燃料噴射装置。
- [請求項5] 請求項1から4のいずれか一項に記載の燃料噴射装置において、前記燃料噴射部の燃料噴射口が、前記遮熱カバーの外周面と同一面上に、またはこの外周面よりも外径側に突出して設けられている燃料噴射

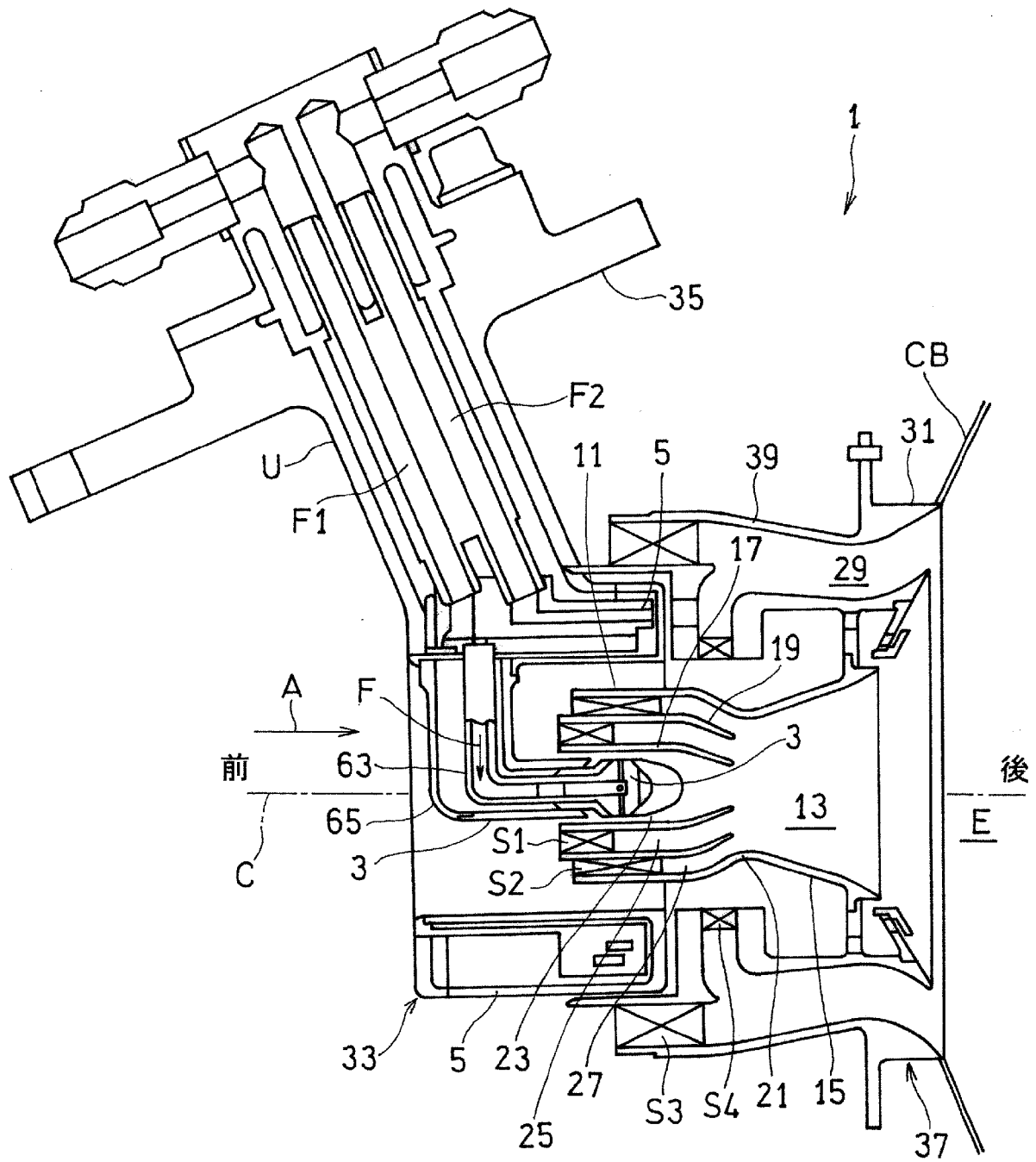
装置。

[請求項6] 請求項 1 から 5 のいずれか一項に記載の燃料噴射装置において、さらに、前記燃料噴射弁の外周を覆い、その内側に空気通路を形成する筒状壁を備えており、前記遮熱カバーの、前記燃料噴射部の前記燃焼室側を向く先端部分を覆うカバー部の外面が、前記筒状壁の内周面にほぼ沿った形状を有している燃料噴射装置。

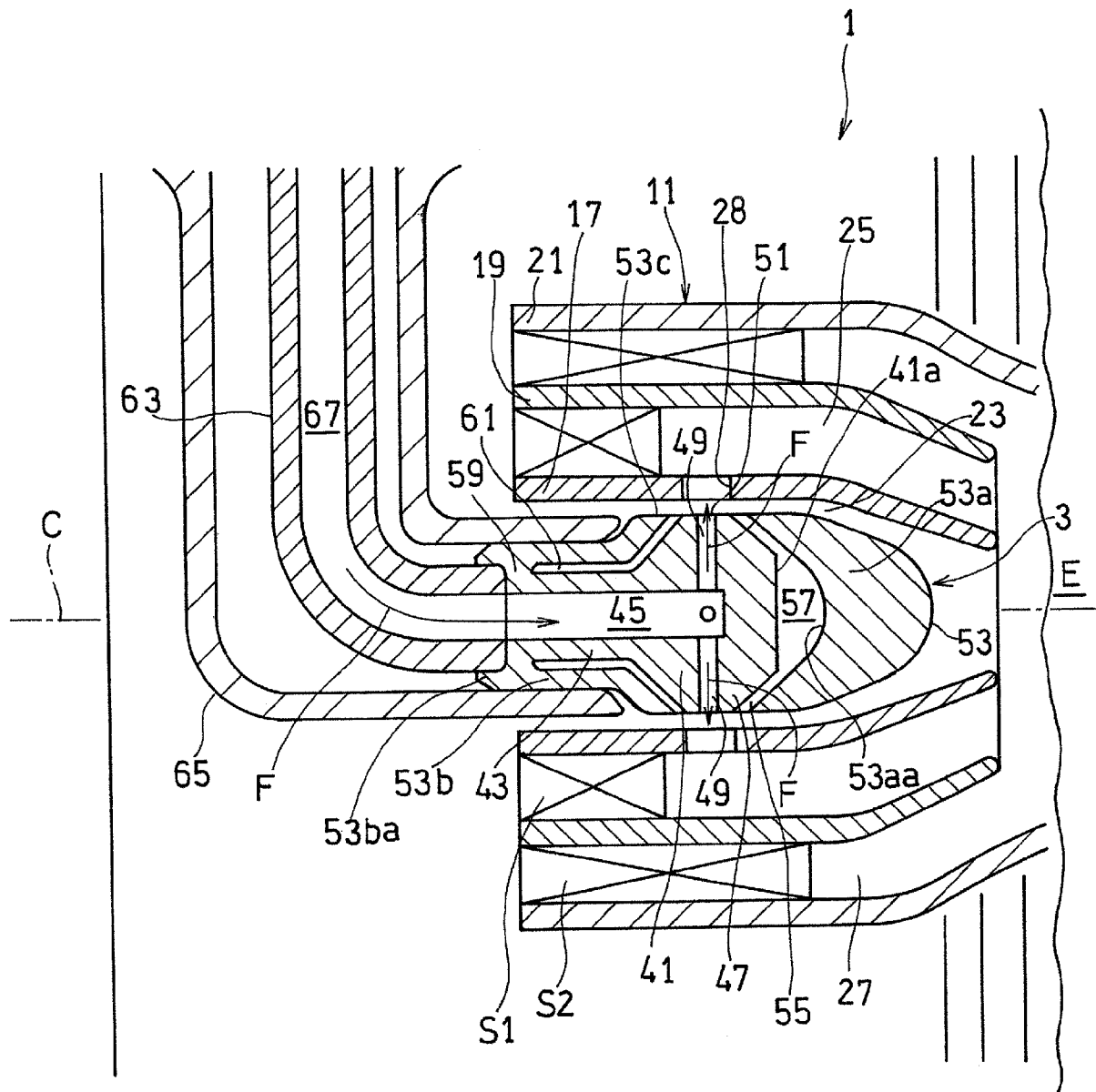
[請求項7] 請求項 6 に記載の燃料噴射装置において、前記筒状壁は、その一端部が前記燃焼室側に向かって次第に縮径となる形状を有しており、前記遮熱カバーの前記カバー部の外面が、前記筒状壁の内周面に沿って、前記燃焼室側に向かって次第に縮径となる形状を有している燃料噴射装置。

[請求項8] 請求項 1 から 7 のいずれか一項に記載の燃料噴射装置において、前記燃料噴射弁がパイロット燃料噴射弁であり、前記パイロット燃料噴射弁の外周を取り囲むメイン燃料噴射弁をさらに備える燃料噴射装置。

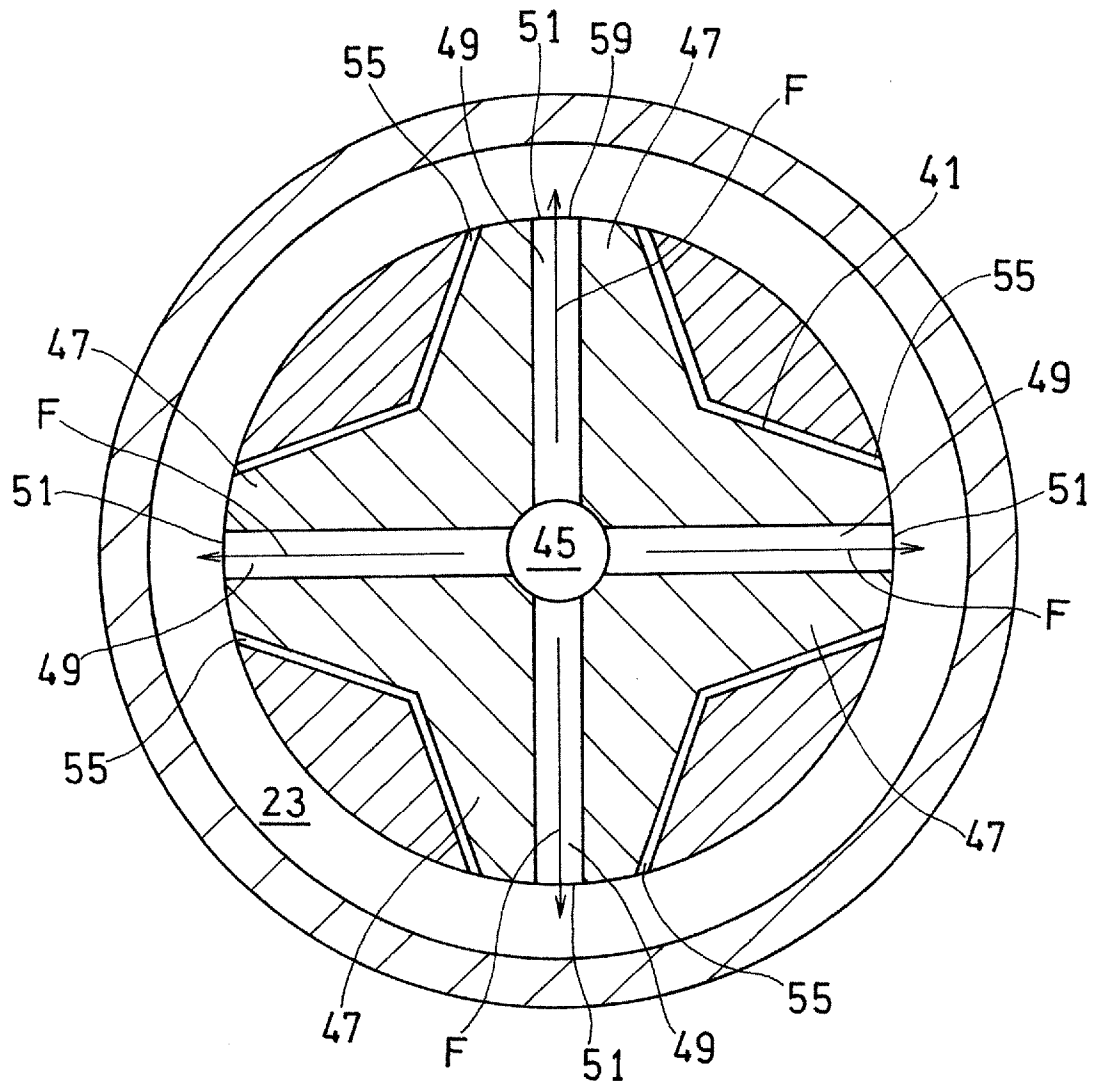
[図1]



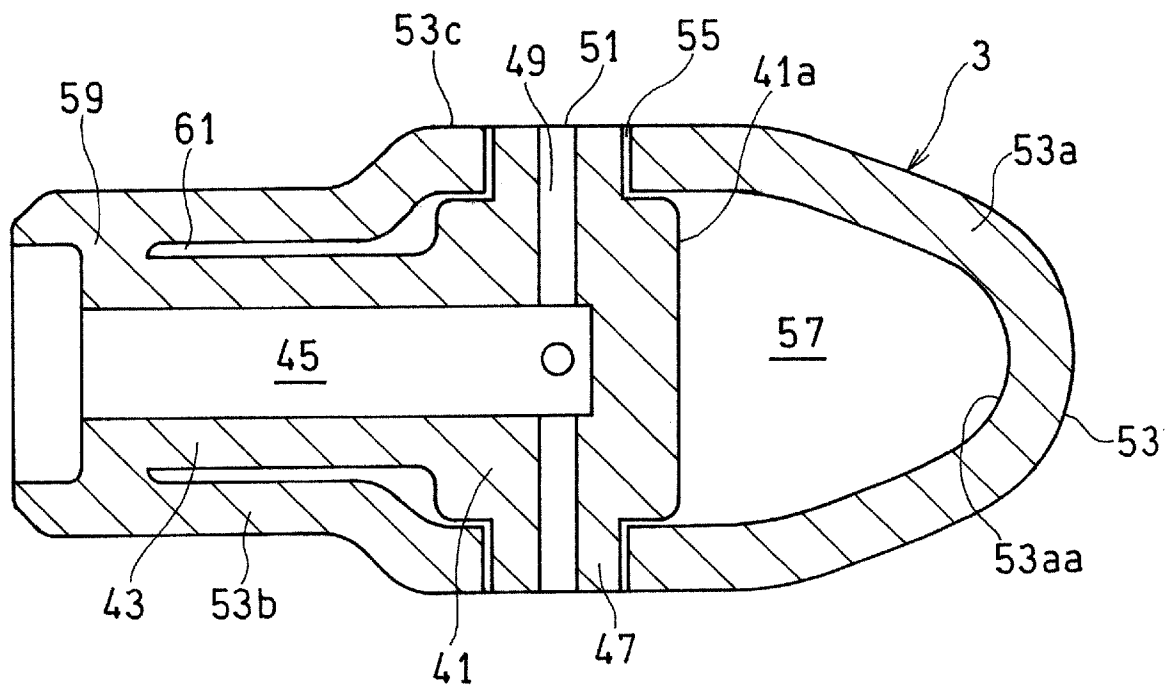
[図2]



[図3]



[図4]



INTERNATIONAL SEARCH REPORT

International application No.
PCT/JP2016/088259

A. CLASSIFICATION OF SUBJECT MATTER
F23R3/28(2006.01)i, F02C7/22(2006.01)i, F23R3/10(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)
F23R3/28, F02C7/22, F23R3/10

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	1996-2017
Kokai Jitsuyo Shinan Koho	1971-2017	Toroku Jitsuyo Shinan Koho	1994-2017

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 2013-178035 A (Mitsubishi Heavy Industries, Ltd.), 09 September 2013 (09.09.2013), abstract; paragraphs [0041] to [0048]; fig. 2 to 3 (Family: none)	1, 5, 8 1, 5-8 2-4
X Y A	US 6547163 B1 (PARKER-HANNIFIN CORP.), 15 April 2003 (15.04.2003), column 5, line 41 to column 7, line 3; fig. 1 to 5 (Family: none)	1, 5-6 1, 5-8 2-4

Further documents are listed in the continuation of Box C. See patent family annex.

* Special categories of cited documents:	"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
"A" document defining the general state of the art which is not considered to be of particular relevance	"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
"E" earlier application or patent but published on or after the international filing date	"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
"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)	"&" document member of the same patent family
"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	

Date of the actual completion of the international search 06 March 2017 (06.03.17)	Date of mailing of the international search report 21 March 2017 (21.03.17)
---	--

Name and mailing address of the ISA/ Japan Patent Office 3-4-3, Kasumigaseki, Chiyoda-ku, Tokyo 100-8915, Japan	Authorized officer Telephone No.
--	---

INTERNATIONAL SEARCH REPORT

International application No.

PCT/JP2016/088259

C (Continuation). DOCUMENTS CONSIDERED TO BE RELEVANT

Category*	Citation of document, with indication, where appropriate, of the relevant passages	Relevant to claim No.
Y A	JP 2010-255944 A (Kawasaki Heavy Industries, Ltd.), 11 November 2010 (11.11.2010), paragraphs [0020] to [0025]; fig. 3 & US 2010/0269506 A1 paragraphs [0029] to [0034]; fig. 3 & EP 2246628 A2	1, 5-8 2-4
A	JP 2015-535583 A (General Electric Co.), 14 December 2015 (14.12.2015), paragraphs [0015] to [0016]; fig. 2 to 3 & WO 2014/081334 A1 paragraphs [0016] to [0017]; fig. 2 to 3 & EP 2923150 A1	1
A	WO 2015/182727 A1 (Kawasaki Heavy Industries, Ltd.), 03 December 2015 (03.12.2015), paragraph [0050]; fig. 9 & CA 2950566 A page 25, lines 8 to 14; fig. 9 & AU 2015268509 A	1
A	US 2015/0047361 A1 (SIEMENS AG), 19 February 2015 (19.02.2015), paragraph [0035]; fig. 1 & JP 2016-508593 A & WO 2014/123955 A1 & EP 2954260 A1 & CN 104969003 A	1
A	JP 62-29834 A (Ruston Gas Turbines Ltd.), 07 February 1987 (07.02.1987), page 5, upper left column, lines 9 to 10; fig. 3 & US 4763481 A column 4, lines 13 to 14; fig. 3 & GB 2176274 A & EP 204553 A1	1

A. 発明の属する分野の分類（国際特許分類（IPC））
 Int.Cl. F23R3/28(2006.01)i, F02C7/22(2006.01)i, F23R3/10(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（IPC））
 Int.Cl. F23R3/28, F02C7/22, F23R3/10

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 1922-1996年
 日本国公開実用新案公報 1971-2017年
 日本国実用新案登録公報 1996-2017年
 日本国登録実用新案公報 1994-2017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 2013-178035 A（三菱重工業株式会社）2013.09.09, 要約, 段落 [0041] - [0048], 図2-3（ファミリーなし）	1, 5, 8 1, 5-8 2-4
X Y A	US 6547163 B1（PARKER-HANNIFIN CORPORATION）2003.04.15, 第5欄41行-第7欄3行, 図1-5（ファミリーなし）	1, 5-6 1, 5-8 2-4

☑ 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	の日の後に公表された文献
「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	「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
「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	「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
「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）	「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
「O」口頭による開示、使用、展示等に言及する文献	「&」同一パテントファミリー文献
「P」国際出願日前で、かつ優先権の主張の基礎となる出願	

国際調査を完了した日 06.03.2017	国際調査報告の発送日 21.03.2017
--------------------------	--------------------------

国際調査機関の名称及びあて先 日本国特許庁（ISA/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） 稲葉 大紀 電話番号 03-3581-1101 内線 3391	3S	9820
--	---	----	------

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
Y A	JP 2010-255944 A (川崎重工業株式会社) 2010. 11. 11, 段落 [0020] - [0025], 図3 & US 2010/0269506 A1, 段落[0029]-[0034], 図3 & EP 2246628 A2	1, 5-8 2-4
A	JP 2015-535583 A (ゼネラル・エレクトリック・カンパニー) 2015. 12. 14, 段落 [0015] - [0016], 図2-3 & WO 2014/081334 A1, 段落[0016]-[0017], 図2-3 & EP 2923150 A1	1
A	WO 2015/182727 A1 (川崎重工業株式会社) 2015. 12. 03, 段落 [0050], 図9 & CA 2950566 A, 第25頁8-14行, 図9 & AU 2015268509 A	1
A	US 2015/0047361 A1 (SIEMENS AKTIENGESELLSCHAFT) 2015. 02. 19, 段落 [0035], 図1 & JP 2016-508593 A & WO 2014/123955 A1 & EP 2954260 A1 & CN 104969003 A	1
A	JP 62-29834 A (ラストン ガヤス タービンズ リミテッド) 1987. 02. 07, 第5頁左上欄9-10行, 図3 & US 4763481 A, 第4欄13-14行, 図3 & GB 2176274 A & EP 204553 A1	1