

(19) 日本国特許庁(JP)

(12) 特許公報(B2)

(11) 特許番号

特許第6870966号
(P6870966)

(45) 発行日 令和3年5月12日(2021.5.12)

(24) 登録日 令和3年4月19日(2021.4.19)

(51) Int. Cl.	F 1	
F 2 3 R	3/14	(2006.01)
F 2 3 R	3/20	(2006.01)
F 2 3 R	3/28	(2006.01)
F 2 3 R	3/32	(2006.01)
	F 2 3 R	3/14
	F 2 3 R	3/20
	F 2 3 R	3/28
	F 2 3 R	3/32

請求項の数 3 (全 12 頁)

(21) 出願番号	特願2016-233326 (P2016-233326)	(73) 特許権者	000006208
(22) 出願日	平成28年11月30日(2016.11.30)		三菱重工工業株式会社
(65) 公開番号	特開2018-91519 (P2018-91519A)		東京都千代田区丸の内三丁目2番3号
(43) 公開日	平成30年6月14日(2018.6.14)	(74) 代理人	100149548
審査請求日	令和1年8月28日(2019.8.28)		弁理士 松沼 泰史
前置審査		(74) 代理人	100162868
			弁理士 伊藤 英輔
		(74) 代理人	100161702
			弁理士 橋本 宏之
		(74) 代理人	100189348
			弁理士 古部 智
		(74) 代理人	100196689
			弁理士 鎌田 康一郎

最終頁に続く

(54) 【発明の名称】 燃焼器ノズル、及びガスタービン

(57) 【特許請求の範囲】

【請求項1】

軸線を中心として延びて、該軸線方向一方側を上流側として空気が導入される筒部と、
該筒部の内周面から径方向内側に延びるように周方向に間隔をあけて複数が設けられ、
それぞれ前記筒部を経由して供給される燃料を噴出する燃料噴出孔を有する旋回翼と、
を備え、

各前記旋回翼の径方向内側の端部は、前記軸線を中心とする仮想円筒面に接し、
前記仮想円筒面には、中心軸が前記筒部の前記軸線方向に沿って延びる中空筒状体が設けられ、
該中空筒状体の外周面には各前記旋回翼の径方向内側の端部が接続され、

前記中空筒状体のバーナ軸線方向の長さが前記旋回翼と同じであり、前記中空筒状体の
前記バーナ軸線方向の両端はそれぞれ前記旋回翼の上流側端面と下流側端面に一致し、

前記中空筒状体の下流側端部は、下流側の先端に向かうに従い先細りとなるとともに、
下流側に向かうに従い内径が大きくなるテーパ状に形成され、

前記中空筒状体の上流側端部は、下流側に向かうに従い内径が小さくなる湾曲部が形成され、

前記中空筒状体の内面は、前記軸線方向の全体にわたって上流側から下流側に向かうに従い拡径され、

前記中空筒状体は、バーナ軸線に沿って延びる直線部と、該直線部の下流側に形成された尖形の先端部と、を有し、

前記先端部のテーパ角度が前記直線部のテーパ角度より大きい燃焼器ノズル。

10

20

【請求項 2】

前記旋回翼は、径方向の外周側で前記筒部に接続される翼付け根部と、前記翼付け根部に連設され、上流側より流れる流体を軸線回りに旋回させるために滑らかに旋回させて形成された湾曲部を有する翼胴部と、を備え、

前記翼胴部の前記湾曲部は、前記筒部の内周面との間に間隔をあけて配置されている請求項 1 に記載の燃焼器ノズル。

【請求項 3】

請求項 1 又は 2 に記載の燃焼器ノズルを有する燃焼器と、

空気を圧縮して前記燃焼器に空気を供給する圧縮機と、

前記燃焼器内での燃料の燃焼で形成された燃焼ガスにより駆動するタービンと、を備えているガスタービン。

【発明の詳細な説明】

【技術分野】

【0001】

本発明は、燃焼器ノズル、及びガスタービンに関する。

【背景技術】

【0002】

一般的に、ガスタービンは、外気を圧縮して圧縮空気を生成する圧縮機と、燃料を圧縮空気中で燃焼させることで高温高压の燃焼ガスを生成する燃焼器と、燃焼ガスによって回転駆動されるタービンと、を備えている。

ガスタービンの効率向上のためにはタービン入口温度の上昇が必要であるが、温度上昇に伴いNOxが指数関数的に増加するという課題がある。NOxの増加に対する対策として、例えば、以下の特許文献 1 に開示されている燃焼器は、旋回流によって均一混合気を形成して局所的な高温領域の形成を抑制するバーナを備えている。

この燃焼器のバーナは、バーナ軸線に沿って延びる軸体であるノズルと、このノズルの外周を囲み、圧縮空気と燃料とを下流側に噴出するバーナ筒と、バーナ筒内の流体をバーナ軸線回りに旋回させる旋回翼と、を備えている。

【0003】

特許文献 1 には、予混合ノズルのスワラ胴内部には燃料ノズル軸とスワラとが備えられており、燃料ノズル軸はその先端部が燃焼室内まで延長されている。また、燃料ノズル軸は中空になっており、軽油や重油等の液体燃料が供給される。スワラは、燃料ノズル軸と同様に中空になっており、下流側の縁には燃料供給孔が設けられている。

この場合には、燃料ノズル軸へ供給された液体燃料はスワラ内に導かれた後、燃料供給孔からスワラ胴内へ供給されて予混合気体を形成する。この予混合気体は燃焼室へ噴射された後、燃料ノズル軸の先端で燃焼する。

【先行技術文献】

【特許文献】

【0004】

【特許文献 1】特開 2003 - 42453 号公報

【発明の概要】

【発明が解決しようとする課題】

【0005】

しかしながら、特許文献 1 に示す従来の構成では、予混合ノズルの中央部に燃料供給管を有しているが、その燃料供給管後流に渦が生じるという問題があった。この渦がフラッシュバックの発生原因となることから、その点で改良の余地があった。

【0006】

本発明は、上述する問題点に鑑みてなされたもので、燃焼器ノズルの中央部で生じる管後流の渦をなくすことで、フラッシュバックの発生を抑制することができる燃焼器ノズル、及びガスタービンを提供することを目的とする。

【課題を解決するための手段】

10

20

30

40

50

【 0 0 0 7 】

上記目的を達成するため、本発明に係る燃焼器ノズルは、軸線を中心として延びて、該軸線方向一方側を上流側として空気が導入される筒部と、該筒部の内周面から径方向内側に延びるように周方向に間隔をあけて複数が設けられ、それぞれ前記筒部を經由して供給される燃料を噴出する燃料噴出孔を有する旋回翼と、を備え、各前記旋回翼の径方向内側の端部は、前記軸線を中心とする仮想円筒面に接し、前記仮想円筒面には、中心軸が前記筒部の前記軸線方向に沿って延びる中空筒状体が設けられ、該中空筒状体の外周面には各前記旋回翼の径方向内側の端部が接続され、前記中空筒状体のバーナ軸線方向の長さが前記旋回翼と同じであり、前記中空筒状体の前記バーナ軸線方向の両端はそれぞれ前記旋回翼の上流側端面と下流側端面に一致し、前記中空筒状体の下流側端部は、下流側の先端に向かうに従い先細りとなるとともに、下流側に向かうに従い内径が大きくなるテーパ状に形成され、前記中空筒状体の上流側端部は、下流側に向かうに従い内径が小さくなる湾曲部が形成され、前記中空筒状体の内面は、前記軸線方向の全体にわたって上流側から下流側に向かうに従い拡径され、前記中空筒状体は、バーナ軸線に沿って延びる直線部と、該直線部の下流側に形成された尖形の先端部と、を有し、前記先端部のテーパ角度が前記直線部のテーパ角度より大きいことを特徴としている。

10

【 0 0 0 8 】

また、本発明に係るガスタービンは、上述した燃焼器ノズルを有する燃焼器と、空気を圧縮して前記燃焼器に空気を供給する圧縮機と、前記燃焼器内での燃料の燃焼で形成された燃焼ガスにより駆動するタービンと、を備えていることを特徴としている。

20

【 0 0 0 9 】

本発明によれば、各旋回翼の径方向内側の端部が軸線を中心とする仮想円筒面に接するように配置され、各旋回翼の径方向内側の端部同士によって囲まれた中央領域に筒部内に導入される空気のみが一方向に流れる領域が形成される。そのため、中央領域では、空気の渦が形成されることがなくなるうえ、燃料が混合されない領域となる。そして、中央領域の下流側では、その空気が旋回翼の燃料噴出孔から噴出される燃料と予混合される。このように、本発明では、従来のような旋回翼の中央に配置される燃料供給管後流に渦が生じることがなくなるため、フラッシュバック発生を抑制することができ、フラッシュバックによる燃焼器の熱損傷を防止することができる。

【 0 0 1 3 】

また、本発明では、各旋回翼の径方向内側の端部が中空筒状体に接続されているので、旋回翼の強度を大きくすることができ、補強効果を向上させることができる。

30

また、この場合、各旋回翼の径方向内側の端部が仮想円筒面に設けられた中空筒状体に接続され、この中空筒状体の内側において筒部内に導入される空気のみが一方向に流れる領域が形成される。そのため、中空筒状体内では、空気の渦が形成されることがなくなるうえ、燃料が混合されない領域となる。そして、中空筒状体の下流側では、その空気が旋回翼の燃料噴出孔から噴出される燃料と予混合される。そのため、フラッシュバック発生を抑制することができ、フラッシュバックによる燃焼器の熱損傷を防止することができる。

【 0 0 1 5 】

また、本発明によれば、中空筒状体の内面における下流側端部から滑らかに空気を噴出させることができるので、中空筒状体後流に渦が発生し難くなる利点がある。

40

【 0 0 1 7 】

また、本発明によれば、中空筒状体の内面における上流側端部から滑らかに空気を中空筒状体内に通すことができるので、中空筒状体内を通過する空気を軸線方向に沿って直線的に流動させることができる。

【 0 0 1 9 】

また、本発明によれば、中空筒状体において下流に向かうに従い内空断面積が大きくなり、フラッシュバックしない範囲で流速を遅くすることができる。そのため、中空筒状体後流の渦をより確実になくすことができ、フラッシュバックの発生を抑制しながら、予混

50

合の周辺部の流速よりも早い流れになることを防ぐことができる。

【0020】

また、本発明に係る燃焼器ノズルは、前記旋回翼は、径方向の外周側で前記筒部に接続される翼付け根部と、前記翼付け根部に連設され、上流側より流れる流体を軸線回りに旋回させるために滑らかに旋回させて形成された湾曲部を有する翼胴部と、を備え、前記翼胴部の前記湾曲部は、前記筒部の内周面との間に間隔をあけて配置されていることが好ましい。

【0021】

この場合には、旋回翼の旋回部分をなす翼胴部の湾曲部と筒部との間に隙間が形成されているので、旋回翼と筒部とが接する領域が小さくなり、接することによる渦が発生しにくくなる利点がある。

10

【発明の効果】

【0022】

本発明の燃焼器ノズル、及びガスタービンによれば、燃焼器ノズルの中央部で生じる管後流の渦をなくすことで、フラッシュバックの発生を抑制することができる。

【図面の簡単な説明】

【0023】

【図1】本発明の第1の実施の形態によるガスタービンの構成を示す模式図である。

【図2】図1に示すガスタービンの燃焼器回りの断面図である。

【図3】図2に示すガスタービンの燃焼器の構成を示す断面図である。

20

【図4】燃焼器に設けられるメインバーナの要部を示す断面図である。

【図5】図4に示すA-A線矢視図であって、メインバーナの旋回翼を軸線方向で下流側から見た図である。

【図6】(a)は図4に示すB-B線矢視図であって、旋回翼の構成を示す図、(b)は図4に示すC-C線断面図であって、旋回翼の構成を示す断面図である。

【図7】第2の実施の形態による燃焼器に設けられるメインバーナの要部を示す断面図であって、図4に対応する図である。

【図8】図7に示すD-D線矢視図であって、メインバーナの旋回翼を軸線方向で下流側から見た図である。

【図9】第1変形例による燃焼器に設けられるメインバーナの要部を示す断面図であって、図4に対応する図である。

30

【図10】第2変形例による燃焼器に設けられるメインバーナの要部を示す断面図であって、図4に対応する図である。

【発明を実施するための形態】

【0024】

以下、本発明の実施の形態による燃焼器ノズル、及びガスタービンについて、図面に基づいて説明する。かかる実施の形態は、本発明の一態様を示すものであり、この発明を限定するものではなく、本発明の技術的思想の範囲内で任意に変更可能である。

【0025】

(第1の実施の形態)

40

図1に示すように、本実施の形態による燃焼器ノズルを備えたガスタービン1について図面を参照して詳細に説明する。

本実施の形態のガスタービン1は、空気Aを圧縮して圧縮空気を生成する圧縮機2と、燃料Fを圧縮空気中で燃焼させることで高温高压の燃焼ガスを生成する複数の燃焼器3と、燃焼ガスによって回転駆動されるタービン4と、を備えている。

【0026】

圧縮機2は、回転軸線Arを中心として回転する圧縮機ロータ6と、圧縮機ロータ6を回転可能に覆う圧縮機ケーシング7と、を有している。タービン4は、回転軸線Arを中心として回転するタービンロータ8と、タービンロータ8を回転可能に覆うタービンケーシング9と、を有している。

50

圧縮機ロータ6の回転軸線とタービンロータ8の回転軸線とは、同一直線上に位置している。圧縮機ロータ6とタービンロータ8とは、互いに連結されてガスタービンロータ10を成している。圧縮機ケーシング7とタービンケーシング9とは、互いに連結されてガスタービンケーシング11を成している。

【0027】

ガスタービンロータ10には、例えば、発電機GENのロータが連結されている。ガスタービンケーシング11には、燃焼器3が固定されている。

【0028】

図2に示すように、燃焼器3は、内部で燃料Fが燃焼して、この燃料Fの燃焼の結果生成される燃焼ガスをタービン4に送る燃焼筒13（又は尾筒）と、燃焼筒13内に燃料F及び圧縮空気Aを噴出する燃料噴出器14と、を有する。

10

【0029】

図3に示すように、燃料噴出器14は、噴出した燃料を拡散燃焼させるパイロットバーナ15と、噴出した燃料を予混合燃焼させるメインバーナ16（燃焼器ノズル）と、パイロットバーナ15及びメインバーナ16を保持するバーナ保持筒17と、を備えている。

【0030】

パイロットバーナ15は、燃焼器軸線Acを中心として軸線方向Daに延びる軸体であるパイロットノズル19と、このパイロットノズル19の外周を覆うパイロットバーナ筒18と、燃焼器軸線Acを中心として圧縮空気Aを回転させる複数の旋回羽根20と、を有している。ここで、燃焼器軸線Acが延びている方向である軸線方向Daの一方側を上流側（図3の左側）、他方側を下流側（図3の右側）とする。また、燃焼器軸線Acは、このパイロットバーナ15のバーナ軸線でもある。

20

【0031】

パイロットノズル19の下流側端部には、噴射孔が形成されている。複数の旋回羽根20は、噴射孔が形成されている位置よりも上流側に設けられている。各々の旋回羽根20は、パイロットノズル19の外周から放射方向成分を含む方向に延びて、パイロットバーナ筒18の内周面に接続されている。

パイロットバーナ筒18は、パイロットノズル19の外周に位置する本体部21と、本体部21の下流側に接続され下流側向かって次第に拡径されているコーン部22と、を有している。複数の旋回羽根20は、パイロットバーナ筒18における本体部21の内周面に接続されている。パイロットバーナ筒18内には、その上流側から圧縮機2で圧縮された圧縮空気Aが流入する。パイロットバーナ筒18は、その下流端から、空気Aと共に、パイロットノズル19から噴射された燃料を噴出する。この燃料は、燃焼筒13内で拡散燃焼する。

30

【0032】

複数のメインバーナ16は、パイロットバーナ15の外周側を囲むよう、燃焼器軸線Acを中心として、周方向に並んで配置されている。

【0033】

メインバーナ16は、バーナ軸線Abを中心として延びて、バーナ軸線Ab方向の上流側に空気Aが導入されるメインバーナ筒25（筒部）と、メインバーナ筒25の内周面（後述する本体部27の内周面27a）から径方向内側に延びるように周方向に間隔をあけて複数（本実施の形態では4つ）が設けられ、それぞれメインバーナ筒25を経由して供給される燃料Fを噴出する燃料噴出孔26aを有する旋回翼26と、を備えている。

40

図4及び図5に示すように、メインバーナ16における各旋回翼26の径方向内側の内端部26bは、バーナ軸線Abを中心とする仮想円筒面K（図5に示す二点鎖線）に接している。すなわち、本実施の形態では、各旋回翼26の内端部26bによって囲まれる部分には、中空部Sが形成されている。

【0034】

なお、メインバーナ16のバーナ軸線Abは、燃焼器軸線Ac（図3参照）と平行であるため、燃焼器軸線Acに関する軸線方向と、バーナ軸線Abに関する軸線方向とは同じ

50

方向である。

また、燃焼器軸線 A c に関する軸線方向の上流側は、バーナ軸線 A b に関する軸線方向の上流側であり、燃焼器軸線 A c に関する軸線方向の下流側は、バーナ軸線 A b に関する軸線方向の下流側である。

【 0 0 3 5 】

図 3 に示すように、メインバーナ筒 2 5 は、複数の旋回翼 2 6 の外周に位置する本体部 2 7 と、本体部 2 7 の下流側に接続され下流側向かって延びる延長部 2 8 と、を有している。

【 0 0 3 6 】

図 4 及び図 5 に示すように、複数の旋回翼 2 6 は、メインバーナ筒 2 5 の軸線方向 D a (図 3 参照)における中間部に設けられとともに、メインバーナ筒 2 5 における本体部 2 7 の内周面 2 7 a に接続されている。複数の旋回翼 2 6 は、それぞれメインバーナ筒 2 5 を経由して燃料 F (ガス燃料)を噴射するための複数の燃料噴出孔 2 6 a (図 4 参照)が形成されている。

10

【 0 0 3 7 】

旋回翼 2 6 は、径方向の外周側でメインバーナ筒 2 5 に接続される翼付け根部 2 6 A と、径方向の内周側で内端部 2 6 b を有する翼先端部 2 6 C と、翼付け根部 2 6 A 及び翼先端部 2 6 C との間の中に位置する翼胴部 2 6 B と、を有している。翼胴部 2 6 B 及び翼先端部 2 6 C は、翼付け根部 2 6 A から下流側に向けて張り出している。つまり、翼付け根部 2 6 A のみがメインバーナ筒 2 5 に接続されている。

20

【 0 0 3 8 】

翼付け根部 2 6 A は、バーナ軸線 A b 方向に沿って平面形状で、かつバーナ軸線 A b の長さ寸法で旋回翼 2 6 全体よりも短い短翼形状をなしている。翼胴部 2 6 B は、上流側より流れる流体をバーナ軸線 A b 回りに旋回させるために滑らかに旋回させて形成された湾曲部 2 6 c を有し、バーナ軸線 A b の長さ寸法で旋回翼 2 6 全体と一致する長翼形状をなしている。翼胴部 2 6 B の湾曲部 2 6 c における外周縁 2 6 d は、メインバーナ筒 2 5 の本体部 2 7 の内周面 2 7 a と間隔 d をあけて配置されている。翼先端部 2 6 C は、バーナ軸線 A b 方向に沿って平面形状で、バーナ軸線 A b 方向の長さ寸法が翼胴部 2 6 B と同じ寸法となっている(図 6 (a)参照)。

このように、メインバーナ 1 6 の各々の旋回翼 2 6 は、メインバーナ筒 2 5 の内周面 2 7 a から径方向内側に張り出して、下流側に流通する空気 A をバーナ軸線 A b 回りに旋回させるように形成されている。

30

【 0 0 3 9 】

また、図 4 及び図 6 (b) に示すように、旋回翼 2 6 には、翼胴部 2 6 B の下流側に形成され燃料 F を噴射する複数の燃料噴出孔 2 6 a と、メインバーナ筒 2 5 の燃料供給部 2 5 A と燃料噴出孔 2 6 a とに連通し燃料 F が流通される燃料流路 2 6 D と、を有している。

【 0 0 4 0 】

メインバーナ筒 2 5 には、図 4 に示すように、各旋回翼 2 6 との接続部分において、旋回翼 2 6 の燃料流路 2 6 D に燃料 F を供給するための前記燃料供給部 2 5 A が設けられている。

40

メインバーナ筒 2 5 内には、図 3 に示すように、その上流側から圧縮機 2 で圧縮された空気 A が導入される。メインバーナ筒 2 5 内では、この空気 A と旋回翼 2 6 の燃料噴出孔 2 6 a から噴射された燃料 F とが混合して、予混合気体 P M が形成される。メインバーナ筒 2 5 は、その下流端から予混合気体 P M を噴出する。この予混合気体 P M 中の燃料は、燃焼筒 1 3 内で予混合燃焼する。

【 0 0 4 1 】

バーナ保持筒 1 7 は、燃焼器軸線 A c を中心として円筒状を成し、複数のメインバーナ筒 2 5 の外周側を覆う。

【 0 0 4 2 】

50

図3に示すように、燃焼筒13は、燃焼器軸線Acを中心として円筒状を成し、メインバーナ16及びパイロットバーナ15から噴出した燃料が燃焼する燃焼領域40を形成する燃焼部41と、筒状を成し、燃料の燃焼で生成された燃焼ガスをタービン4の燃焼ガス流路内に導く燃焼ガス案内部42と、を有する。燃焼筒13の燃焼ガス案内部42は、燃焼筒13の燃焼部41の下流側に形成されている。

【0043】

次に、上述した構成のガスタービン1の動作及び作用について、図面に基づいて具体的に説明する。

図1に示すように、上記のようなガスタービン1において、圧縮機2は、外気を吸い込んでこれを圧縮する。圧縮機2で圧縮された空気Aは、図3に示すように、燃焼器3のメインバーナ16及びパイロットバーナ15内に導かれる。メインバーナ16及びパイロットバーナ15には、燃料供給源から燃料が供給される。メインバーナ16は、燃料Fと空気Aと予混合した予混合気体PMを、燃焼筒13の燃焼部41内に噴出する。この予混合気体PMは、燃焼部41内で予混合燃焼する。また、パイロットバーナ15は、燃焼筒13の燃焼部41内に、燃料と空気とをそれぞれ噴出する。この燃料は、燃焼部41内で拡散燃焼または予混合燃焼する。前記の燃焼形態は、パイロットバーナ15の燃料噴出部位を選択することによって、任意に変更することができる。燃焼筒13の燃焼部41内での燃料の燃焼で発生した高温高圧の燃焼ガスは、図1に示すように、燃焼筒13の燃焼ガス案内部42によりタービン4の燃焼ガス流路内に導かれ、タービンロータ8を回転させる。

【0044】

図3に示すように、メインバーナ筒25には、圧縮機2で圧縮された空気Aがその上流端から導入される。この空気Aは、メインバーナ筒25内の複数の旋回翼26によりバーナ軸線Abを中心として旋回する。燃料Fは、複数の旋回翼26の燃料噴出孔26aからメインバーナ筒25内に噴射される。旋回翼26から噴射された燃料Fと、旋回しつつ下流側に流れる空気Aとは、メインバーナ筒25内で予混合された後、予混合気体PMとしてメインバーナ筒25の下流端から燃焼筒13内に噴出される。

【0045】

複数の旋回翼26の燃料噴出孔26aからメインバーナ筒25内に噴射された燃料Fは、複数の旋回翼26により旋回流が形成される空気Aとの混合が促進される。また、予混合気体PMは、メインバーナ筒25から旋回しつつ燃焼筒13内に噴出することにより、この予混合気体PMの燃焼により形成される予混合火炎の保炎効果が高まる。

【0046】

また、本実施の形態では、各旋回翼26の内端部26bがバーナ軸線Abを中心とする仮想円筒面Kに接するように配置され、各旋回翼26の内端部26b同士によって囲まれた中央領域(中空部S)にメインバーナ筒25内に導入された空気Aのみが一方向に流れる領域が形成される。そのため、中空部Sでは、空気Aの渦が形成されることがなくなるうえ、燃料Fが混合されない領域となる。そして、中空部Sの下流側では、その空気Aが旋回翼26の燃料噴出孔26aから噴出される燃料Fと予混合される。

このように、本実施の形態では、従来のような旋回翼の中央に配置される燃料供給管後流に渦が生じることがなくなるため、フラッシュバック発生を抑制することができ、フラッシュバックによる燃焼器3の熱損傷を防止することができる。

【0047】

また、本実施の形態では、各旋回翼26の径方向内側が中空部Sとなっているので、極めて簡単な構造により上述したようなフラッシュバック発生を抑制することができる。

【0048】

さらに本実施の形態では、旋回翼26の旋回部分をなす翼胴部26Bの湾曲部26cの外周縁26dとメインバーナ筒25との間に隙間(間隔d)が形成されているので、旋回翼26とメインバーナ筒25とが接する領域が小さくなり、接することによる渦が発生しにくくなる利点がある。

【 0 0 4 9 】

上述した本実施の形態による燃焼器ノズル、及びガスタービンでは、メインバーナ 1 6 の中央部で生じる管後流の渦をなくすことで、フラッシュバックの発生を抑制することができる。

【 0 0 5 0 】

次に、本発明の燃焼器ノズル、及びガスタービンによる他の実施の形態について、添付図面に基づいて説明するが、上述の第 1 の実施の形態と同一又は同様な部材、部分には同一の符号を用いて説明を省略し、第 1 の実施の形態と異なる構成について説明する。

【 0 0 5 1 】

(第 2 の実施の形態)

次に、第 2 の実施の形態による燃焼器ノズル、及びガスタービンについて、図面に基

10

いて説明する。
図 7 及び図 8 に示すように、第 2 の実施の形態によるメインバーナ 1 6 A (燃焼器ノズル) は、各旋回翼 2 6 の内端部 2 6 b がそれぞれ、中心軸がメインバーナ筒 2 5 のバーナ軸線 A b に沿って伸びる円筒形状の中空筒状体 3 0 の外周面 3 0 a に接続されている。中空筒状体 3 0 は、例えば、ステンレス鋼材等の金属によって形成されている。中空筒状体 3 0 のバーナ軸線 A b 方向の長さは旋回翼 2 6 と同じであり、中空筒状体 3 0 のバーナ軸線 A b 方向の両端はそれぞれ旋回翼 2 6 の上流側端面と下流側端面に一致している。そして、中空筒状体 3 0 内には、上流から下流に向けて空気 A が流れる。

【 0 0 5 2 】

20

第 2 の実施の形態では、各旋回翼 2 6 の内端部 2 6 b が中空筒状体 3 0 の外周面 3 0 a に接続されているので、旋回翼 2 6 の強度を大きくすることができ、補強効果を向上させることができる。

また、この場合、各旋回翼 2 6 の内端部 2 6 b が仮想円筒面 K に外周面 3 0 a を一致させた中空筒状体 3 0 に接続され、この中空筒状体 3 0 の内側においてメインバーナ筒 2 5 内に導入される空気 A のみが一方向に流れる領域 (中空部 S) が形成される。そのため、中空筒状体 3 0 の中空部 S では、空気 A の渦が形成されることがなくなるうえ、燃料 F が混合されない領域となる。そして、中空筒状体 3 0 の下流側では、その空気 A が旋回翼 2 6 の燃料噴出孔 2 6 a から噴出される燃料と予混合される。そのため、フラッシュバック発生を抑制することができ、フラッシュバックによる燃焼器 3 の熱損傷を防止することができる。

30

【 0 0 5 3 】

(第 1 変形例)

なお、中空筒状体 3 0 は、第 2 の実施の形態のように円筒形状であることに限定されることはない。例えば、図 9 に示す第 1 変形例による燃焼器 3 の中空筒状体 3 0 A は、内面がバーナ軸線 A b に沿って伸びる直線部 3 1 と、直線部 3 1 の上流側に連設された湾曲部 3 2 と、直線部 3 1 の下流側に形成された尖形の先端部 3 3 と、を有している。湾曲部 3 2 は、中空筒状体 3 0 の上流側内面において、上流側から下流側に向かうに従い内径が小さくなるように曲面を形成している。先端部 3 3 は、下流側の先端に向かうに従って先細りとなるとともに、下流側に向かうに従い中空筒状体 3 0 A の内径が大きくなるテーパ状に形成されている。

40

【 0 0 5 4 】

この場合には、先端部 3 3 によって、中空筒状体 3 0 A の内面における下流側端部から滑らかに空気 A を噴出させることができるので、中空筒状体 3 0 A 後流に渦が発生し難くなる利点がある。

また、本第 1 変形例では、湾曲部 3 2 によって、中空筒状体 3 0 A の内面における上流側端部から滑らかに空気 A を中空筒状体 3 0 A 内に通すことができるので、中空筒状体 3 0 A 内を通過する空気 A をバーナ軸線 A b 方向に沿って直線的に流動させることができる。

【 0 0 5 5 】

50

(第2変形例)

また、図10に示すように、第2変形例による燃焼器3の中空筒状体30Bは、第1変形例の中空筒状体30A(図9参照)の変形した形態であって、直線部31の内面31aがバーナ軸線Ab方向の全体にわたって上流側から下流側に向かうに従い拡径されている。つまり、中空筒状体30Bは、出口部に向かって内空断面積を大きくしている。

この場合には、中空筒状体30Bにおいて下流に向かうに従い内空断面積が大きくなり、フラッシュバックしない範囲で流速を遅くすることができる。そのため、中空筒状体30B後流の渦をより確実になくすことができ、フラッシュバックの発生を抑制しながら、予混合の周辺部の流速よりも早い流れになることを防ぐことができる。

【0056】

以上、本発明による燃焼器ノズル、及びガスタービンの実施の形態について説明したが、本発明は上記の実施の形態に限定されるものではなく、その趣旨を逸脱しない範囲で適宜変更可能である。

【0057】

例えば、本第2の実施の形態では、中空筒状体30が円筒形状をなしているが、多角形断面の筒形状のものであってもかまわない。

【0058】

また、旋回翼26の取付け数、燃料噴出孔26aの位置、数量等の構成は、適宜、条件に応じて変更することができる。

さらに旋回翼26の形状として、本実施の形態では翼付け根部26A、翼胴部26B、翼先端部26Cが一体的に設けられ、そのうち翼胴部26Bにおける湾曲部26cの外周縁26dとメインバーナ筒25(本体部27)の内周面27aとの間に間隔dが形成されているが、この間隔dの寸法は適宜設定することができるし、省略することも可能である。

【0059】

その他、本発明の趣旨を逸脱しない範囲で、上記した実施の形態における構成要素を周知の構成要素に置き換えることは適宜可能であり、また、上記した実施の形態を適宜組み合わせてもよい。

【符号の説明】

【0060】

- 1 ガスタービン
- 2 圧縮機
- 3 燃焼器
- 4 タービン
- 13 燃焼筒
- 14 燃料噴出器
- 15 パイロットバーナ
- 16 メインバーナ(燃焼器ノズル)
- 25 メインバーナ筒(筒部)
- 26 旋回翼
- 26A 翼付け根部
- 26B 翼胴部
- 26C 翼先端部
- 26a 燃料噴出孔
- 26b 内端部
- 26c 湾曲部
- 26d 外周縁
- 30、30A 中空筒状体
- 32 湾曲部
- d 間隔

10

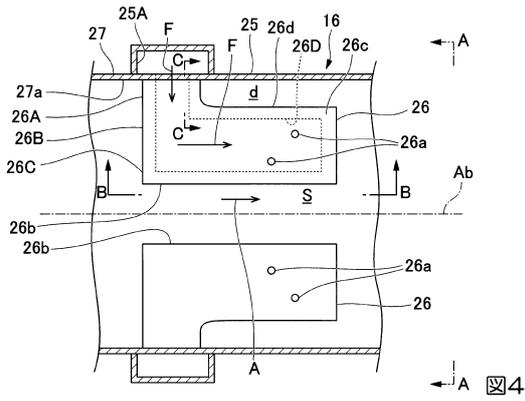
20

30

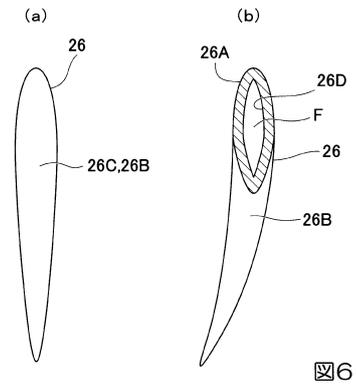
40

50

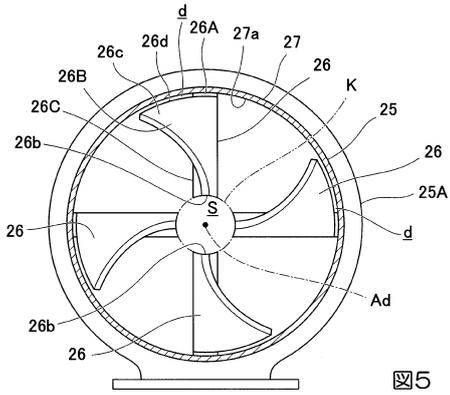
【図4】



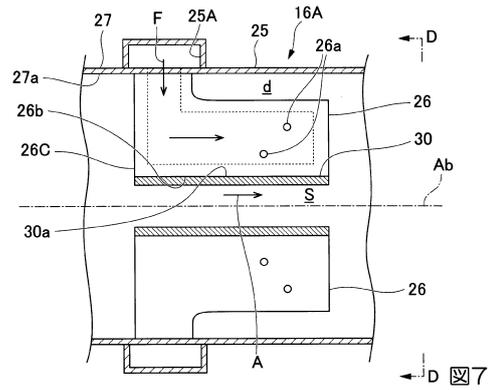
【図6】



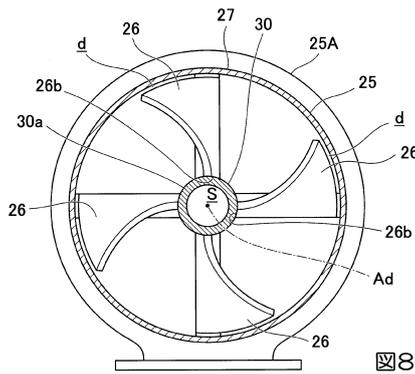
【図5】



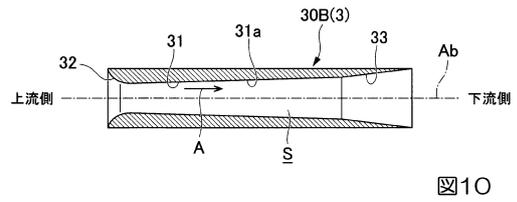
【図7】



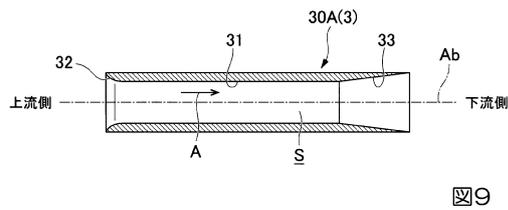
【図8】



【図10】



【図9】



フロントページの続き

(72)発明者 青山 邦明
東京都港区港南二丁目16番5号 三菱重工業株式会社内

審査官 中村 大輔

(56)参考文献 特開2011-220671(JP,A)
国際公開第03/006887(WO,A1)
特開2010-197039(JP,A)
特開平06-265146(JP,A)
特開2016-070557(JP,A)

(58)調査した分野(Int.Cl., DB名)

F 2 3 R	3 / 1 4
F 2 3 R	3 / 2 0
F 2 3 R	3 / 2 8
F 2 3 R	3 / 3 2
F 0 2 C	7 / 2 3 2