

(19) 日本国特許庁 (JP)

(12) 特 許 公 報 (B2)

(11) 特許番号

特許第6223774号
(P6223774)

(45) 発行日 平成29年11月1日 (2017. 11. 1)

(24) 登録日 平成29年10月13日 (2017. 10. 13)

(51) Int. Cl.	F 1				
FO2C 7/18 (2006.01)	FO2C	7/18		D	
FO1D 25/12 (2006.01)	FO2C	7/18		E	
FO1D 11/02 (2006.01)	FO1D	25/12		E	
FO4D 29/54 (2006.01)	FO1D	11/02			
FO4D 19/02 (2006.01)	FO4D	29/54		F	
請求項の数 7 (全 15 頁) 最終頁に続く					

(21) 出願番号	特願2013-214972 (P2013-214972)	(73) 特許権者	514030104
(22) 出願日	平成25年10月15日 (2013. 10. 15)		三菱日立パワーシステムズ株式会社
(65) 公開番号	特開2015-78622 (P2015-78622A)		神奈川県横浜市西区みなとみらい三丁目3番1号
(43) 公開日	平成27年4月23日 (2015. 4. 23)	(74) 代理人	100089118
審査請求日	平成28年8月10日 (2016. 8. 10)		弁理士 酒井 宏明
		(74) 代理人	100118762
			弁理士 高村 順
		(72) 発明者	橋本 真也
			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	高吉 統久
最終頁に続く			

(54) 【発明の名称】 ガスタービン

(57) 【特許請求の範囲】

【請求項 1】

空気を圧縮する圧縮機と、
 前記圧縮機が圧縮した圧縮空気と燃料を混合して燃焼する燃焼器と、
 前記燃焼器が生成した燃焼ガスにより回転動力を得るタービンと、
 前記空気により回転軸線を中心に回転する回転軸と、
 を有するガスタービンにおいて、
 前記圧縮機は、
 前記回転軸線回りにリング形状をなす空気通路を形成するケーシングと、
 前記回転軸の外周部に軸方向に所定間隔をあけて複数固定されて前記空気通路に配置される動翼体と、
 前記複数の動翼体の間で前記ケーシングに複数固定されて前記空気通路に配置される複数の静翼体と、
 前記複数の動翼体の径方向の外側に対向して設けられ、内部に冷却空気流路が形成された翼環部と、
 前記圧縮機が圧縮した圧縮空気の一部を前記冷却空気流路に供給する第1冷却空気供給経路と、
 前記冷却空気流路の冷却空気を前記タービンの冷却部に供給する第2冷却空気供給経路と、
 前記翼環部の径方向内側に突出する支持部を介して前記翼環部から支持され、前記回転

10

20

軸線回りにリング状をなし、径方向内側端で軸方向に突出する鰐部を介して前記静翼体を支持する遮熱環と、

を有することを特徴とするガスタービン。

【請求項 2】

前記翼環部は、

径方向内側に突出する前記翼環部の支持部を介して前記翼環部から支持され、回転軸線回りにリング状をなす遮熱環を備え、

前記遮熱環は、前記静翼体の外側シュラウドを介して前記静翼体を支持する鰐部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。

【請求項 3】

前記冷却空気流路は、前記空気通路における空気の流動方向に所定間隔をあけて配置される複数のマニホールドと、前記複数のマニホールドを直列に連結する連結通路とを有することを特徴とする請求項 1 または請求項 2 に記載のガスタービン。

【請求項 4】

前記複数のマニホールドは、第 1 冷却空気供給経路が連結される第 1 マニホールドと、前記空気通路における空気の流動方向の上流側に配置される第 2 マニホールドと、前記空気通路における空気の流動方向の下流側に配置されて前記第 2 冷却空気供給経路が連結される第 3 マニホールドとを有し、前記連結通路は、前記第 1 マニホールドと前記第 2 マニホールドとを連結する第 1 連結通路と、前記第 2 マニホールドと前記第 3 マニホールドとを連結する第 2 連結通路とを有することを特徴とする請求項 3 に記載のガスタービン。

【請求項 5】

前記ケーシングは、円筒形状をなして前記空気通路を形成すると共に前記複数の静翼体の外周部を支持する前記翼環部を有し、前記冷却空気流路は、前記翼環部内に空洞部として形成されることを特徴とする請求項 1 から請求項 4 のいずれか一項に記載のガスタービン。

【請求項 6】

前記遮熱環は、周方向に一定の隙間を設けて複数の分割されていることを特徴とする請求項 2 から請求項 5 のいずれか一項に記載のガスタービン。

【請求項 7】

前記遮熱環は、前記回転軸線回りにリング形状をなして前記複数の動翼体及び前記複数の静翼体より前記空気通路における圧縮空気の流動方向の下流側における前記翼環部の内周部に固定されることを特徴とする請求項 2 から請求項 6 のいずれか一項に記載のガスタービン。

【発明の詳細な説明】

【技術分野】

【0001】

本発明は、例えば、圧縮した高温・高圧の空気に対して燃料を供給して燃焼し、発生した燃焼ガスをタービンに供給して回転動力を得るガスタービン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により構成されている。圧縮機は、空気取入口から取り込まれた空気を圧縮することで高温・高圧の圧縮空気とする。燃焼器は、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・高圧の燃焼ガスを得る。タービンは、この燃焼ガスにより駆動し、同軸上に連結された発電機を駆動する。

【0003】

このガスタービンにおける圧縮機は、車室内に複数の静翼と動翼が空気の流動方向に沿って交互に配設されて構成されており、空気取入口から取り込まれた空気が、複数の静翼と動翼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。このようなガスタービンとしては、例えば、下記特許文献 1 に記載されたものがある。

【先行技術文献】

10

20

30

40

50

【特許文献】

【0004】

【特許文献1】米国特許第7434402号明細書

【発明の概要】

【発明が解決しようとする課題】

【0005】

上述した従来のガスタービンの圧縮機にて、例えば、ホット起動時、各動翼は、高速回転することで先端部が径方向における外側に伸張する一方、車室側における空気通路（翼環）は、取り込まれる低温の空気により冷却されることで内側に収縮する。このとき、動翼の先端と空気通路を構成する翼環の内壁面との隙間が一時的に減少する。その後、各動翼及び翼環は、高温・高圧の圧縮空気により加熱されることで伸張する。しかし、動翼と翼環とでは、熱容量が相違することから、動翼の先端と翼環の内壁面との隙間が増加する。そのため、ホット起動直後における動翼の先端と翼環の内壁面との隙間を所定隙間以上に確保する必要から、各動翼や空気通路（翼環）などが高温となった圧縮機の定常運転における動翼の先端と翼環の内壁面との隙間が必要以上大きくなってしまう。すると、圧縮機による圧縮効率が低下し、ガスタービン自体の性能が低下してしまうという問題がある。

10

【0006】

なお、上述した特許文献1に記載された圧縮機では、圧縮した熱流体を抽気し、この熱流体を翼環の流路に供給してタービンへ排気するようにしている。しかし、圧縮機から抽気した熱流体をそのまま翼環の流路に供給してもこの翼環を十分に冷却することは困難である。

20

【0007】

また、圧縮空気の高圧化、高温化の傾向に対して、動翼の先端と翼環の内壁面との隙間を低減する観点から、圧縮空気からの入熱を抑制することが必要であるが、特許文献1はその考慮がされていない。

【0008】

本発明は、上述した課題を解決するものであり、ケーシングと動翼との隙間を適正量として性能の向上を図る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】

30

【0009】

上記の目的を達成するための本発明のガスタービンは、空気を圧縮する圧縮機と、前記圧縮機が圧縮した圧縮空気と燃料を混合して燃焼する燃焼器と、前記燃焼器が生成した燃焼ガスにより回転動力を得るタービンと、前記空気により回転軸線を中心に回転する回転軸と、を有するガスタービンにおいて、前記圧縮機は、前記回転軸線回りにリング形状をなす空気通路を形成するケーシングと、前記回転軸の外周部に軸方向に所定間隔をあけて複数固定されて前記空気通路に配置される動翼体と、前記複数の動翼体の間で前記ケーシングに複数固定されて前記空気通路に配置される複数の静翼体と、前記複数の動翼体の径方向の外側に対向して設けられ、内部に冷却空気流路が形成された翼環と、前記圧縮機が圧縮した圧縮空気の一部を前記冷却空気流路に供給する第1冷却空気供給経路と、前記冷却空気流路の冷却空気を前記タービンの冷却部に供給する第2冷却空気供給経路と、を有することを特徴とするものである。

40

【0010】

従って、圧縮機から圧縮空気の一部が抽気され、抽気された圧縮空気が冷却器により冷却され、第1冷却空気供給経路によりケーシングの冷却空気流路に供給され、第2冷却空気供給経路によりタービンの冷却部に供給される。そのため、ケーシングにおける複数の動翼体の外側が冷却空気により冷却されることで、この部分が圧縮空気から熱を受けて大きく変位することはなく、ケーシングと動翼との隙間を適正量として圧縮機における圧縮性能の低下を抑制し、ガスタービンの性能を向上することができる。

【0011】

50

本発明のガスタービンでは、前記翼環部は、径方向内側に突出する前記翼環部の支持部を介して前記翼環部から支持され、回転軸線回りにリング状をなす遮熱環を備え、前記遮熱環は、前記静翼体の外側シュラウドを介して前記静翼体を支持する鏝部を有すること、を特徴とするものである。

【0012】

従って、空気通路側から翼環部への入熱が大幅に低減され、翼環の温度上昇が抑制できる。

【0013】

本発明のガスタービンでは、前記冷却空気流路は、前記空気通路における空気の流動方向に所定間隔をあけて配置される複数のマニホールドと、前記複数のマニホールドを直列に連結する連結通路とを有することを特徴としている。

10

【0014】

従って、ケーシング内にて、複数のマニホールドの間で冷却空気を連結通路を通して流通させることで、ケーシングにおける複数の動翼体の外側部分を効率良く冷却することができる。

【0015】

本発明のガスタービンでは、前記複数のマニホールドは、第1冷却空気供給経路が連結される第1マニホールドと、前記空気通路における空気の流動方向の上流側に配置される第2マニホールドと、前記空気通路における空気の流動方向の下流側に配置されて前記第2冷却空気供給経路が連結される第3マニホールドとを有し、前記連結通路は、前記第1マニホールドと前記第2マニホールドとを連結する第1連結通路と、前記第2マニホールドと前記第3マニホールドとを連結する第2連結通路とを有することを特徴としている。

20

【0016】

従って、第1冷却空気供給経路により第1マニホールドに供給された冷却空気は、第1連結通路を通して第2マニホールドに供給され、第2連結通路を通して第3マニホールドに供給され、第2冷却空気供給経路により排出されることとなり、冷却空気の通路を長く確保することで、ケーシングにおける複数の動翼体の外側部分を効率良く冷却することができる。

【0017】

本発明のガスタービンでは、前記ケーシングは、円筒形状をなして前記空気通路を形成すると共に前記複数の静翼体の外周部を支持する翼環部を有し、前記冷却空気流路は、前記翼環部内に空洞部として形成されることを特徴としている。

30

【0018】

従って、ケーシングにおける複数の動翼体に対向する位置に翼環部を設け、この翼環部に冷却空気流路を空洞部として形成することで、冷却空気流路を容易に形成することができる。

【0019】

本発明のガスタービンでは、前記遮熱環は、周方向に一定の隙間を設けて複数の分割されていることを特徴としている。

【0020】

従って、遮熱環は周方向に一定の隙間を設けて複数の分割されているので、遮熱環の径方向の変位が抑制され、翼環部の径方向の変位に影響しない。

40

【0021】

本発明のガスタービンでは、前記遮熱環は、前記回転軸線回りにリング形状をなして前記複数の動翼体及び前記複数の静翼体より前記空気通路における圧縮空気の流動方向の下流側における前記翼環部の内周部に固定されることを特徴としている。

【0022】

従って、前記遮熱環により動翼体及び静翼体を通過した圧縮空気から翼環部への入熱を効果的に遮断することができる。

【発明の効果】

50

【 0 0 2 3 】

本発明ガスタービンによれば、ケーシングにおける複数の動翼体の外側に対向して冷却空気流路を設けるので、ケーシングにおける複数の動翼体の外側が冷却空気により冷却されて大きく変位することはなく、ケーシングと動翼との隙間を適正量として圧縮機における圧縮性能の低下を抑制し、ガスタービンの性能を向上することができる。

【 0 0 2 4 】

また、翼環部の内周側に遮熱環を配置して、空気通路側からの入熱を低減するので、タービン冷却部に供給される冷却空気の温度上昇を抑えることができ、ガスタービンの性能の低下を防止できる。

【図面の簡単な説明】

10

【 0 0 2 5 】

【図 1】図 1 は、本実施形態のガスタービンにおける燃焼器の近傍を表す断面図である。

【図 2】図 2 は、圧縮機の翼環部の近傍を表す断面図である。

【図 3】図 3 は、翼環部の断面を表す図 2 の III - III 断面図である。

【図 4】図 4 は、遮熱環の近傍を表す断面図である。

【図 5】図 5 は、ガスタービンのホット起動時における圧縮機の構成部材の隙間の挙動を表すグラフである。

【図 6】図 6 は、ガスタービンのコールド起動時における圧縮機の構成部材の隙間の挙動を表すグラフである。

【図 7】図 7 は、ガスタービンの全体構成を表す概略図である。

20

【発明を実施するための形態】

【 0 0 2 6 】

以下に添付図面を参照して、本発明に係るガスタービンの好適な実施形態を詳細に説明する。なお、この実施形態により本発明が限定されるものではなく、また、実施形態が複数ある場合には、各実施形態を組み合わせるものも含むものである。

【 0 0 2 7 】

図 7 は、本実施形態のガスタービンの全体構成を表す概略図である。

【 0 0 2 8 】

本実施形態のガスタービンは、図 7 に示すように、圧縮機 1 1 と燃焼器 1 2 とタービン 1 3 により構成されている。このガスタービンは、同軸上に図示しない発電機が連結され、発電可能となっている。

30

【 0 0 2 9 】

圧縮機 1 1 は、空気を取り込む空気取入口 2 0 を有し、圧縮機車室 2 1 内に入口案内翼 (I G V : Inlet Guide Vane) 2 2 が配設されると共に、複数の静翼 2 3 と複数の動翼 2 4 が空気の流動方向 (後述するロータ 3 2 の軸方向) に交互に配設されてなり、その外側に抽気室 2 5 が設けられている。この圧縮機 1 1 は、空気取入口 2 0 から取り込まれた空気を圧縮することで高温・高圧の圧縮空気を生成し、車室 1 4 に供給される。

【 0 0 3 0 】

燃焼器 1 2 は、圧縮機 1 1 で圧縮され車室 1 4 に溜められた高温・高圧の圧縮空気と燃料が供給され、燃焼することで、燃焼ガスを生成する。タービン 1 3 は、タービン車室 2 6 内に複数の静翼 2 7 と複数の動翼 2 8 が燃焼ガスの流動方向 (後述するロータ 3 2 の軸方向) に交互に配設されている。そして、このタービン車室 2 6 は、下流側に排気車室 2 9 を介して排気室 3 0 が配設されており、排気室 3 0 は、タービン 1 3 に連結する排気ディフューザ 3 1 を有している。このタービンは、燃焼器 1 2 からの燃焼ガスにより駆動し、同軸上に連結された発電機を駆動する。

40

【 0 0 3 1 】

圧縮機 1 1 と燃焼器 1 2 とタービン 1 3 は、排気室 3 0 の中心部を貫通するようにロータ (回転軸) 3 2 が配置されている。ロータ 3 2 は、圧縮機 1 1 側の端部が軸受部 3 3 により回転自在に支持されると共に、排気室 3 0 側の端部が軸受部 3 4 により回転自在に支持されている。そして、このロータ 3 2 は、圧縮機 1 1 にて、各動翼 2 4 が装着されたデ

50

ィスクが複数重ねられて固定されている。また、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、排気室 30 側の端部に発電機の駆動軸が連結されている。

【0032】

そして、このガスタービンは、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。

【0033】

従って、圧縮機 11 にて、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。タービンにて、燃焼器 12 で生成された高温・高圧の燃焼ガスが、タービン 13 における複数の静翼 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を駆動する。一方、燃焼ガスは、運動エネルギーが排気室 30 の排気ディフューザ 31 により圧力に変換されて減速されてから大気に放出される。

【0034】

このように構成されたガスタービンにて、圧縮機 11 における各動翼 24 の先端と圧縮機車室 21 との隙間は、動翼 24 や圧縮機車室 21 などの熱延びを考慮した隙間（クリアランス）となっており、圧縮機 11 による圧縮効率が低下、しいては、ガスタービン自体の性能の低下の観点から、圧縮機 11 における各動翼 24 の先端と圧縮機車室 21 側との隙間をできるだけ小さい隙間にすることが望ましい。

【0035】

そこで、本実施形態では、動翼 24 の先端と圧縮機車室 21 側との初期隙間を大きくすると共に、圧縮機車室 21 側を適正に冷却することで、定常運転時における動翼 24 の先端と圧縮機車室 21 側との隙間を小さくすることで、圧縮機 11 による圧縮効率の低下を防止している。

【0036】

図 1 は、本実施形態のガスタービンにおける燃焼器の近傍を表す断面図、図 2 は、圧縮機の翼環部の近傍を表す断面図、図 3 は、翼環部の断面を表す図 2 の III - III 断面図である。

【0037】

圧縮機 11 において、図 1 に示すように、本発明のケーシングは、圧縮機車室 21 及び翼環部 41 により構成されている。ロータ 32 の回転軸線 C 回りに円筒形状をなす圧縮機車室 21 は、その内側に円筒形状をなす翼環部 41 が固定されることで、圧縮機車室 21 と翼環部 41 との間に抽気室 25 が形成されている。ロータ 32（図 7 参照）は、外周部に複数のディスク 43 が一体に連結されてなり、軸受部 33（図 7 参照）により圧縮機車室 21 に回転自在に支持されている。

【0038】

複数の静翼体 45 と複数の動翼体 46 は、翼環部 41 の内側に圧縮空気 A の流動方向に沿って交互に配設されている。静翼体 45 は、複数の静翼 23 が周方向に均等間隔で配置され、ロータ 32 側の基端部がリング形状をなす内側シュラウド 47 に固定され、翼環部 41 側の先端部がリング形状をなす外側シュラウド 48 に固定されて構成されている。そして、静翼体 45 は、外側シュラウド 48 を介して翼環部 41 に支持されている。

【0039】

動翼体 46 は、複数の動翼 24 が周方向に均等間隔で配置され、基端部がディスク 43 の外周部に固定され、先端部が翼環部 41 側の内周面に対向して配置されている。この場合、各動翼 24 の先端と翼環部 41 の内周面との間に、所定の隙間（クリアランス）が確保されている。

【0040】

圧縮機 11 は、翼環部 41 と、内側シュラウド 47 の間にリング形状をなす空気通路 4

10

20

30

40

50

9が形成されており、この空気通路49に複数の静翼体45と複数の動翼体46が圧縮空気Aの流動方向に沿って交互に配設されている。

【0041】

燃焼器12は、ロータ32の外側に周方向に沿って複数所定間隔で配置され、タービン車室26に支持されている。この燃焼器12は、圧縮機11で圧縮されて空気通路49から車室14に送られた高温・高圧の圧縮空気Aに対して燃料を供給して燃焼することで、燃焼ガス（排気ガス）Gを生成する。

【0042】

タービン13は、タービン車室26によりガス通路51が形成されており、このガス通路51に複数の静翼体52と複数の動翼体53が排気ガスGの流動方向に沿って交互に配設されている。静翼体52は、複数の静翼27が周方向に均等間隔で配置され、ロータ32側の基端部がリング形状をなす内側シュラウド54に固定され、タービン車室26側の先端部がリング形状をなす外側シュラウド55に固定されて構成されている。そして、静翼体52は、外側シュラウド55がタービン車室26の翼環56に支持されている。

【0043】

動翼体53は、複数の動翼28が周方向に間隔をあけて配置され、基端部がロータ32に固定されたディスク57の外周部に固定され、先端部が翼環56側に延出されて構成されている。この場合、各動翼28の先端と翼環部56の内周面との間に、所定の隙間（クリアランス）が確保されている。

【0044】

そして、圧縮機11は、図1及び図2に示すように、翼環部41における複数の動翼体46（動翼24）の先端部に対向して、翼環部41の内周面側に冷却空気流路61が設けられている。この冷却空気流路61は、翼環部41内に空洞部として形成されている。

【0045】

冷却空気流路61は、空気通路49における圧縮空気Aの流動方向に沿って、所定間隔をあけて配置される複数（本実施形態では、3個）のマニホールド62、63、64と、この複数のマニホールド62、63、64を直列に連結する連結通路65、66とを有している。

【0046】

具体的には、冷却空気流路61として、翼環部41における空気通路49の圧縮空気Aの流動方向の中間位置に形成される第1マニホールド62と、翼環部41における空気通路49の圧縮空気Aの流動方向の上流側に配置される第2マニホールド63と、翼環部41における空気通路49の圧縮空気Aの流動方向の下流側に配置されて第3マニホールド64が設けられている。そして、第1マニホールド62と第2マニホールド63とが第1連結通路65により連結され、第2マニホールド63と第3マニホールド64とが第2連結通路66により連結されている。

【0047】

この場合、図3に示すように、各マニホールド62、63、64は、翼環部41内でロータ32の回転軸線C回りにリング形状をなす空洞部として形成されている。そして、第1マニホールド62と第2マニホールド63とを連結する第1連結通路65は、翼環部41の外周部側に周方向に所定間隔で複数形成されている。第2マニホールド63と第3マニホールド64とを連結する第2連結通路66は、翼環部41の第1連結通路65より内周部側で周方向に所定間隔で複数形成されている。この第1連結通路65と第2連結通路66は、周方向にずれる千鳥状に配置されているが、周方向で同位置に配置してもよい。

【0048】

また、圧縮機11は、図1及び図2に示すように、圧縮した圧縮空気Aの一部を車室14から抜き出し、冷却空気流路61に供給する第1冷却空気供給経路71と、第1冷却空気供給経路71の圧縮空気を冷却する冷却器72と、冷却空気流路61の冷却空気をタービン13の冷却部に供給する第2冷却空気供給経路73と、が設けられている。

【0049】

10

20

30

40

50

第1冷却空気供給経路71は、基端部が車室14に連結され、先端部が冷却空気流路61の第1マニホールド62に連結されている。冷却器72は、第1冷却空気供給経路71に設けられており、圧縮空気Aの一部を冷却することができる。また、第2冷却空気供給経路73は、基端部が第3マニホールド64に連結され、先端部がタービン13の冷却部に連結されている。ここで、タービン13の冷却部とは、例えば、タービン13の動翼28であり、ディスク57から動翼28に向けて冷却通路が形成されており、翼環部41を冷却した圧縮空気Aが第3マニホールド64から第2冷却空気供給経路73によりこの冷却通路に供給可能となっている。

【0050】

次に、圧縮機11の空気通路49側から翼環部41への入熱を遮断する構造について、図4を参照しながら説明する。図4は、軸方向に複数列に配列された静翼体45及び動翼体46の軸方向位置に対向するように、複数列に配置された遮熱環82, 83を一例として表示している。圧縮空気Aの流れ方向を、矢印で示す。以下の遮熱環の構造は、遮熱環83を中心に説明する。

【0051】

翼環部41の径方向の内周側には、径方向の内側に突出して、回転軸線C回りにリング状に形成された支持部41aが形成されている。支持部41aの径方向内側端部には、圧縮空気Aの流れ方向の上流側及び下流側に突出する上流縁部41c、下流縁部41dが形成され、各静翼体45の外側シュラウド48に対向するように配置されている。軸方向の上流側及び下流側に配置された支持部41aの間には、径方向外側に凹むように形成された翼環溝41bが形成されている。

【0052】

翼環溝41bには、回転軸線C回りにリング状に形成され、周方向に複数個に分割された遮熱環82, 83が一定の隙間をあけて配置されている。遮熱環83の軸方向の下流側側面には、径方向の内側末端に形成され、軸方向の上流側及び下流側に突出する遮熱環鉤部83aが配置されている。また、前記下流側側面には、前記遮熱環鉤部83aより径方向外側に配置され、軸方向の下流側に突出する固定部83bと、前記固定部83bより径方向外側で前記固定部に平行に配置され、軸方向下流側に突出する側壁突出部83cが形成されている。更に、遮熱環鉤部83a及び前記固定部83bの間には、軸方向上流側に向かって凹むように形成された下部溝83eが形成され、側壁突出部83cと固定部83bの間には、軸方向上流側に向かって凹み、下部溝83eに平行に配置された上部溝83fが形成されている。また、翼環溝41bの内周面に対向して、遮熱環83の径方向外側の外周面の軸方向上流端には、径方向の外側に突出する上部突出部83dが回転軸線C回りにリング状に形成されている。遮熱環82も同様の形状を備えている。

【0053】

また、静翼体45の外側シュラウド48の径方向外側端には、軸方向の上流側及び下流側に突出するシュラウド鉤部48aが形成されている。

【0054】

翼環部41が、上述のような構造を備えることにより、支持部41aの上流縁部41cは、遮熱環83の上部溝83fに軸方向下流側から挿入されている。更に、遮熱環83は、支持部41aの上流縁部41c及び側壁突出部83c並びに固定部83bを介して翼環部41から支持されている。また、静翼体45のシュラウド鉤部48aが、軸方向の下流側から上流側に向かって遮熱環83の下部溝83eに挿入され、静翼体45は、シュラウド鉤部48a及び遮熱環鉤部83a並びに固定部83bを介して遮熱環83から支持されている。

【0055】

通常運転の場合、静翼体45は、軸方向の下流側から上流側に向かう方向（図4の紙面上で右側から左側に向かう方向）へ反力を受ける。そのため、静翼体45の外側シュラウド48は、シュラウド鉤部48aの上流側端部を介して遮熱環83の下部溝83eに接触し、軸方向上流側に遮熱環83を押し付ける。一方、静翼体45のシュラウド鉤部48a

は、固定部 8 3 b と遮熱環鉋部 8 3 a の間に形成された下部溝 8 3 e に挿入され、静翼体 4 5 の径方向の動きが拘束される。同様に、支持部 4 1 a の上流縁部 4 1 c が、固定部 8 3 b と側壁突出部 8 3 c の間に形成された上部溝 8 3 f に挿入され、遮熱環 8 3 の径方向の動きが拘束される。

【 0 0 5 6 】

上述の構造及び拘束条件により、遮熱環 8 3 は、軸方向の下流側で、側壁突出部 8 3 c の径方向内側内周面を介して支持部 4 1 a の上流縁部 4 1 c の径方向外周面に接触する。また、軸方向の上流側で、遮熱環 8 3 の軸方向の上流側側壁 8 3 g が、支持部 4 1 a の下流縁部 4 1 d に接触する。また、径方向の外側で、遮熱環 8 3 の上部突出部 8 3 d が、翼環溝 4 1 b に接触する。即ち、通常運転時においては、遮熱環が翼環部に接触するのは、上述の 3 箇所（上流縁部 4 1 c、下流縁部 4 1 d、上部突出部 8 3 d）に限られ、翼環溝 4 1 b の内周面の全面及び翼環溝 4 1 b の軸方向上流側または下流側の内壁に接触することはない。

【 0 0 5 7 】

また、静翼体 4 5 の外側シュラウド 4 8 は、外側シュラウド 4 8 の上流側及び下流側に延在するシュラウド鉋部 4 8 a と遮熱環 8 3 の遮熱環鉋部 8 3 a を介して遮熱環 8 3 に接触するのみであり、翼環部 4 1 に直接接触することはない。以上の説明は、遮熱環 8 3 を中心に説明したが、遮熱環 8 2 も同様の構造である。また、遮熱環 8 2 の各部の符号は、例えば、遮熱環 8 3 の遮熱環鉋部 8 3 a を 遮熱環鉋部 8 2 a と読み替えればよい。

【 0 0 5 8 】

次に、遮熱環 8 2 を例に挙げて、空気通路 4 9 を流動する圧縮空気 A から翼環部 4 1 への熱の移動を説明する。上述のように、空気通路 4 9 を流動する圧縮空気 A から翼環部 4 1 への熱の移動は、遮熱環 8 2 との接触部からの入熱に限られる。図 4 に示す空気通路 4 9 側からの熱の移動は、矢印 F 1 , F 2 , F 3 , F 4 で示されている。翼環部 4 1 への入熱は、遮熱環 8 2 の内周面の空気通路 4 9 側に面した面からの熱伝達による入熱 F 1 と静翼体 4 5 からの熱伝導による入熱 F 2 とがある。遮熱環 8 2 に入った熱 F 1 , F 2 は、翼環部 4 1 との接触部から翼環部 4 1 に逃げる。即ち、第 1 の熱 F 3 は、側壁突出部 8 2 c の内周端（上部溝 8 2 f）及び支持部 4 1 a の上流縁部 4 1 c を介して翼環部 4 1 の支持部 4 1 a に移動する熱であり、第 2 の熱 F 4 は遮熱環 8 2 の上流側側壁 8 2 g から支持部 4 1 a の下流縁部 4 1 d を介して翼環部 4 1 に移動する熱であり、第 3 の熱 F 5 は 上部突出部 8 2 d を介して翼環部 4 1 に移動する熱と、に限られる。ここでは、遮熱環 8 2 を例に説明したが、他の遮熱環でも同様である。

【 0 0 5 9 】

上述の構造を備えることにより、ガスタービンの運転中、圧縮機 1 1 により圧縮された圧縮空気 A の一部が車室 1 4 から抽気され、第 1 冷却空気供給経路 7 1 に設けられた冷却器 7 2 で冷却された後、冷却空気流路 6 1 に供給される。即ち、翼環部 4 1 では、低温の圧縮空気 A が第 1 マニホールド 6 2 に供給され、第 1 連結通路 6 5 を通して第 2 マニホールド 6 3 に供給され、第 2 連結通路 6 6 を通して第 3 マニホールド 6 4 に供給される。そのため、翼環部 4 1 は、内部を循環される冷却空気により冷却され、高温化が抑制される。その後、翼環部 4 1 を冷却した冷却空気は、第 3 マニホールド 6 4 から第 2 冷却空気供給経路 7 3 によりタービン 1 3 の冷却部に供給される。この冷却空気流路 6 1 では、マニホールド 6 2 , 6 3 , 6 4 の通路断面積よりも各連結通路 6 5 , 6 6 の通路断面積の方が小さいことから、冷却空気が各連結通路 6 5 , 6 6 を通過するときに流速が上昇し、翼環部 4 1 が効果的に冷却される。

【 0 0 6 0 】

また、翼環部 4 1 は、空気通路 4 9 側に 遮熱環 8 1 , 8 2 , 8 3 , 8 4 が設けられているため、空気通路 4 9 を通過する高温・高圧の圧縮空気からの入熱を大幅に低減できる。

【 0 0 6 1 】

また、遮熱環 8 1 , 8 2 , 8 3 , 8 4 は、周方向に複数個に分割され、一定の隙間を設けて回転軸線 C 回りにリング状に配置されている。従って、周方向に一定の隙間を設けら

10

20

30

40

50

れているので、例えば遮熱環 8 1、8 2、8 3、8 4 が、空気通路 4 9 側からの入熱により周方向に延伸しても、周方向の伸び代は隙間に吸収される。従って、遮熱環の径方向外側への変位はほとんど発生せず、翼環部 4 1 の径方向の変位に影響することはない。

【 0 0 6 2 】

ここで、ガスタービンの起動時における圧縮機 1 1 の構成部材における径方向の変位について説明する。

【 0 0 6 3 】

図 5 は、ガスタービンのホット起動時における圧縮機の構成部材の隙間の挙動を表すグラフ、図 6 は、ガスタービンのコールド起動時における圧縮機の構成部材の隙間の挙動を表すグラフである。

10

【 0 0 6 4 】

従来のガスタービンのホット起動時、図 1 及び図 5 に示すように、時間 t_1 にて、ガスタービンを起動する場合、ロータ 3 2 の回転数が上昇し、時間 t_2 にて、ロータ 3 2 の回転数が定格回転数に到達して一定に維持される。この間、圧縮機 1 1 は、空気取入口 2 0 から空気を取り込み、複数の静翼 2 3 及び動翼 2 4 を通過して空気を圧縮されることで高温・高圧の圧縮空気を生成する。燃焼器 1 2 は、ロータ 3 2 の回転数が定格回転数に達する前に点火され、圧縮空気に燃料を供給して燃焼することで高温・高圧の燃焼ガスを生成し、タービン 1 3 は、燃焼ガスが複数の静翼 2 7 及び動翼 2 8 を通過することでロータ 3 2 を駆動回転する。そのため、ガスタービンは、時間 t_3 にて、負荷（出力）が上昇し、時間 t_4 にて、定格負荷（定格出力）に到達して一定に維持される。

20

【 0 0 6 5 】

このようなガスタービンのホット起動時、動翼 2 4 は、高速回転することで径方向における外側に変位（伸張）し、その後、空気通路 4 9 を通過する高温・高圧の圧縮空気から熱を受けることで更に外側に変位（伸張）する。一方、翼環部 4 1 は、停止直後で高温であるが、ガスタービンの起動直後の一定時間の間は、圧縮機 1 1 から低温の抽気空気が翼環部 4 1 に供給され、一旦冷却される。そのため、翼環部 4 1 は、一時的に径方向の内側に変位（収縮）し、その後、圧縮機 1 1 からの抽気空気の温度が上昇して、翼環部 4 1 の抽気空気による冷却効果が薄れ、再び外側に変位（伸張）する。

【 0 0 6 6 】

このとき、従来のガスタービンにて、図 5 に点線で表す翼環部 4 1 は、時間 t_2 にて、低温の空気により冷却されることで内側に変位するため、動翼の先端と翼環部の内周面との隙間が一時的に大きく減少するピンチポイントが発生してしまう。その後、翼環部が高温・高圧の圧縮空気により加熱されて外側に変位（伸張）する。そして、時間 t_4 後の定格運転にて、翼環部は、外側に大きく変位することで、動翼の先端と翼環部の内周面との隙間が必要以上大きくなってしまう。

30

【 0 0 6 7 】

一方、本実施形態のガスタービンにて、図 5 に実線で表す翼環部 4 1 は、時間 t_2 にて、低温の空気により冷却されることで内側に変位するものの、起動前の動翼 2 4 の先端と翼環部 4 1 の内周面との隙間が大きく確保されていることから、動翼 2 4 の先端と翼環部 4 1 の内周面との隙間が従来の構造に比較して減少しない。そして、時間 t_4 後の定格運転にて、翼環部 4 1 は、冷却空気流路 6 1 に供給される冷却空気により冷却されると共に、遮熱環 8 1、8 2、8 3、8 4 により空気通路 4 9 の高温・高圧の圧縮空気からの入熱が抑制される。そのため、翼環部 4 1 は、若干外側に変位するものの、動翼 2 4 の先端と翼環部 4 1 の内周面との隙間が従来の構造に比較して大きくなることはない。

40

【 0 0 6 8 】

また、ガスタービンのコールド起動時は、図 1 及び図 6 に示すように、ホット起動時と比較して翼環部 4 1 が径方向の内側に変位することはないので、ホット起動時よりも更にピンチポイントの発生の可能性は薄い。

【 0 0 6 9 】

このように本実施形態のガスタービンにあっては、圧縮機 1 1 と燃焼器 1 2 とタービン

50

１３とを有する。圧縮機１１として、リング形状をなす空気通路４９を形成する圧縮機車室２１と、圧縮機車室２１の中心部に回転自在に支持されるロータ３２と、ロータ３２の外周部に軸方向に所定間隔をあけて複数固定されて空気通路４９に配置される動翼体４６と、複数の動翼体４６の間で圧縮機車室２１に複数固定されて空気通路４９に配置される複数の静翼体４５と、圧縮機車室２１における複数の動翼体４６の外側に対向して設けられて内部に冷却空気流路６１が形成された翼環部４１と、圧縮空気Ａの一部を冷却空気流路６１に供給する第１冷却空気供給経路７１と、第１冷却空気供給経路７１の圧縮空気Ａを冷却する冷却器７２と、冷却空気流路６１の冷却空気をタービン１３の冷却部に供給する第２冷却空気供給経路７３とを設けている。

【００７０】

10

従って、圧縮機１１から圧縮空気の一部が抽気され、抽気された圧縮空気が冷却器７２により冷却され、第１冷却空気供給経路７１により圧縮機車室２１の冷却空気流路６１に供給され、第２冷却空気供給経路７３によりタービン１３の冷却部に供給される。そのため、圧縮機車室２１における複数の動翼体４６の外側が冷却空気により冷却されることで、この部分が熱を受けて大きく変位することはなく、圧縮機車室２１と動翼２４との隙間を適正量に維持して、圧縮機１１における圧縮性能の低下を抑制し、ガスタービンの性能を向上することができる。

【００７１】

このとき、圧縮機１１が圧縮した圧縮空気Ａを冷却器７２により冷却してから冷却空気流路６１に供給するため、空気通路４９の外側に位置する圧縮機車室２１の内周面を効率良く冷却することができる。そして、圧縮機車室２１の内周面を冷却した冷却空気をタービン１３の冷却部に供給して使用するため、冷却空気を効率的に使用することができる。

20

【００７２】

本実施形態のガスタービンでは、冷却空気流路６１として、空気通路４９における空気の流動方向に所定間隔をあけて配置される複数のマニホールド６２、６３、６４と、各マニホールド６２、６３、６４を直列に連結する連結通路６５、６６とを設けている。従って、圧縮機車室２１内にて、複数のマニホールド６２、６３、６４の間で冷却空気を連結通路６５、６６を通して流通させることで、圧縮機車室２１における複数の動翼体４６の外側部分を効率良く冷却することができる。

【００７３】

30

本実施形態のガスタービンでは、第１冷却空気供給経路７１が連結される第１マニホールド６２と、空気通路４９における空気の流動方向の上流側に配置される第２マニホールド６３と、空気通路４９における空気の流動方向の下流側に配置されて第２冷却空気供給経路７３が連結される第３マニホールド６４とを設け、第１マニホールド６２と第２マニホールド６３を第１連結通路６５により連結し、第２マニホールド６３と第３マニホールド６４を第２連結通路６６により連結している。従って、第１冷却空気供給経路７１により第１マニホールド６２に供給された冷却空気は、第１連結通路６５を通して第２マニホールド６３に供給され、第２連結通路６６を通して第３マニホールド６４に供給され、第２冷却空気供給経路７３により排出されることとなる。そのため、冷却空気は、翼環部４１内を圧縮空気Ａと逆方向に流れてから圧縮空気Ａと同方向に流れることとなり、冷却空気の通路を長く確保することで、圧縮機車室２１における複数の動翼体４６の外側部分を効率良く冷却することができる。

40

【００７４】

本実施形態のガスタービンでは、圧縮機車室２１として、円筒形状をなして空気通路４９を形成すると共に複数の静翼体４５の外周部を支持する翼環部４１を設け、冷却空気流路６１をこの翼環部４１内に空洞部として形成している。従って、圧縮機車室２１全体の構成に影響を与えることなく、翼環部４１だけを加工すればよく、冷却空気流路６１を容易に形成することができる。

【００７５】

本実施形態のガスタービンでは、翼環部４１の空気通路４９側に面する面に、翼環溝と

50

の接触面積を小さくした構造の遮熱環 8 1 , 8 2 , 8 3 , 8 4 を設けている。従って、高温・高圧の圧縮空気 A が空気通路 4 9 を通るとき、遮熱環 8 1 , 8 2 , 8 3 , 8 4 により圧縮空気 A から翼環部 4 1 への入熱が遮断されることで、翼環部への入熱が大幅に低減され、翼環部の温度上昇を抑え、翼環部の径方向の変位を抑制することができる。

【 0 0 7 6 】

本実施形態のガスタービンでは、リング形状をなして複数の動翼体 4 6 の外周側に対向する翼環部 4 1 の内周部に遮熱環 8 1 , 8 2 , 8 3 を固定している。従って、遮熱環 8 1 , 8 2 , 8 3 により圧縮空気 A から各動翼 2 4 に対向する翼環部 4 1 の内周面への入熱を効果的に遮断することができる。

【 0 0 7 7 】

本実施形態のガスタービンでは、リング形状をなして複数の動翼体 4 6 及び複数の静翼体 4 5 より空気通路 4 9 における圧縮空気 A の流動方向の下流側における翼環部 4 1 の内周部に遮熱環 8 4 を固定している。従って、遮熱環 8 4 により動翼体 4 6 及び静翼体 4 5 を通過した圧縮空気 A から翼環部 4 1 の内周面への入熱を効果的に遮断することができる。

【 0 0 7 8 】

なお、上述した実施形態にて、複数のマニホールド 6 2 , 6 3 , 6 4 と複数の連結通路 6 5 , 6 6 を翼環部 4 1 に形成して冷却空気流路 6 1 を構成したが、この構成に限定されるものではない。即ち、マニホールド 6 2 , 6 3 , 6 4 の形状、数、形成位置などは、動翼 2 4 や翼環部 4 1 に形状や位置に応じて適宜設定すればよい。

【 符号の説明 】

【 0 0 7 9 】

- 1 1 圧縮機
- 1 2 燃焼器
- 1 3 タービン
- 1 4 車室
- 2 1 圧縮機車室
- 2 3 静翼
- 2 4 動翼
- 3 2 ロータ（回転軸）
- 4 1 翼環部
- 4 1 a 支持部
- 4 5 静翼体
- 4 8 外側シュラウド
- 4 8 a シュラウド鰐部（鰐部）
- 4 6 動翼体
- 4 9 空気通路
- 6 1 冷却空気流路
- 6 2 第 1 マニホールド
- 6 3 第 2 マニホールド
- 6 4 第 3 マニホールド
- 6 5 第 1 連結通路
- 6 6 第 2 連結通路
- 7 1 第 1 冷却空気供給経路
- 7 2 冷却器
- 7 3 第 2 冷却空気供給経路
- 8 1 , 8 2 , 8 3 , 8 4 遮熱環
- C 回転軸線

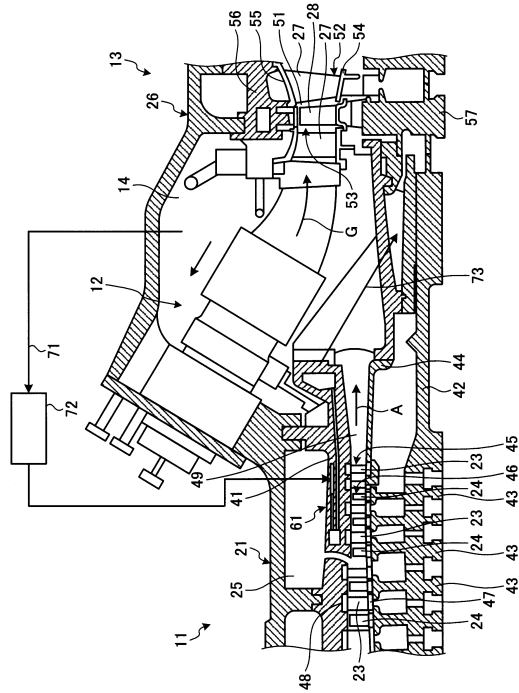
10

20

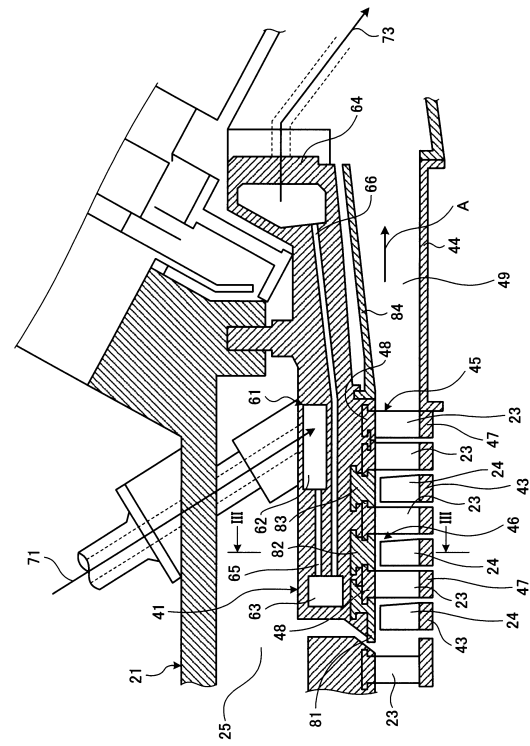
30

40

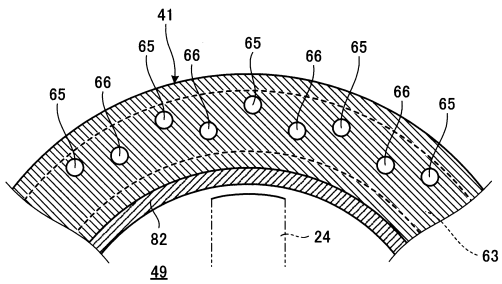
【図 1】



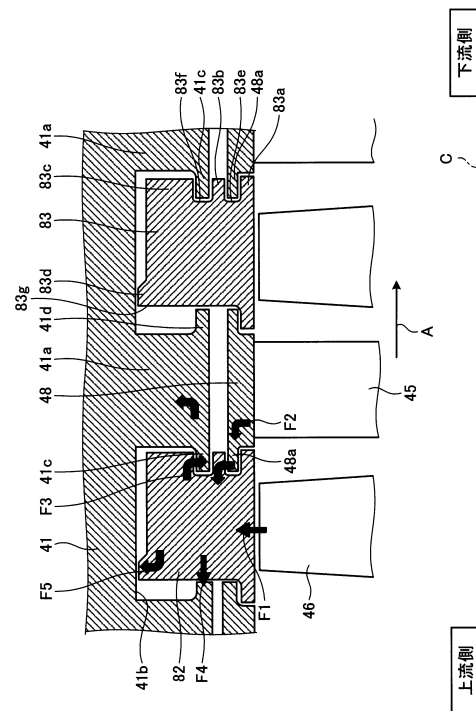
【図 2】



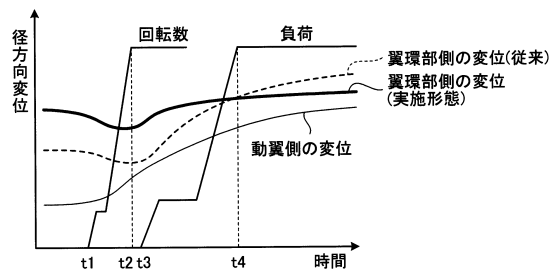
【図 3】



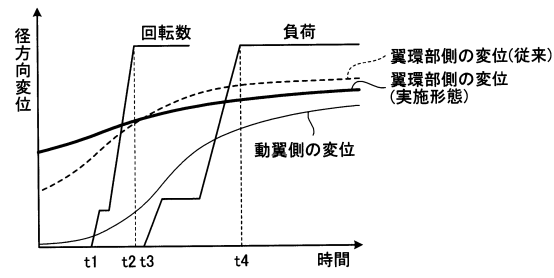
【図 4】



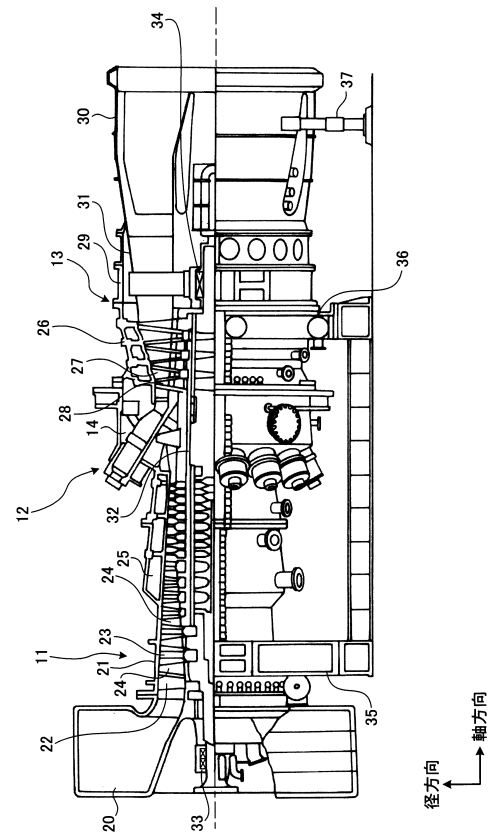
【図 5】



【図 6】



【図 7】



フロントページの続き

(51) Int.Cl.		F I		
F 0 4 D	29/58	(2006.01)	F 0 4 D	19/02
			F 0 4 D	29/58
			F 0 4 D	29/58
				T
				S

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

(58) 調査した分野 (Int.Cl. , D B 名)

F 0 1 D	1 1 / 0 2
F 0 1 D	2 5 / 1 2
F 0 2 C	7 / 1 8
F 0 4 D	1 9 / 0 2
F 0 4 D	2 9 / 5 2
F 0 4 D	2 9 / 5 4
F 0 4 D	2 9 / 5 8