

(19) 日本国特許庁(JP)

(12) 公開特許公報(A)

(11) 特許出願公開番号

特開2013-148082
(P2013-148082A)

(43) 公開日 平成25年8月1日(2013.8.1)

(51) Int.Cl.	F I	テーマコード (参考)
FO2C 7/143 (2006.01)	FO2C 7/143	3H079
FO2C 3/107 (2006.01)	FO2C 3/107	
FO2C 6/08 (2006.01)	FO2C 6/08	
FO2C 7/00 (2006.01)	FO2C 7/00	B
FO2C 7/16 (2006.01)	FO2C 7/16	Z
審査請求 未請求 請求項の数 9 O L (全 15 頁) 最終頁に続く		

(21) 出願番号 特願2012-258465 (P2012-258465)
 (22) 出願日 平成24年11月27日 (2012.11.27)
 (31) 優先権主張番号 特願2011-279439 (P2011-279439)
 (32) 優先日 平成23年12月21日 (2011.12.21)
 (33) 優先権主張国 日本国 (JP)

(71) 出願人 503361400
 独立行政法人 宇宙航空研究開発機構
 東京都調布市深大寺東町七丁目4番地1
 (74) 代理人 100092200
 弁理士 大城 重信
 (74) 代理人 100110515
 弁理士 山田 益男
 (74) 代理人 100153497
 弁理士 藤本 信男
 (72) 発明者 福山 佳孝
 東京都調布市深大寺東町7-44-1 独立行政法人宇宙航空研究開発機構内
 (72) 発明者 柳 良二
 東京都調布市深大寺東町7-44-1 独立行政法人宇宙航空研究開発機構内
 最終頁に続く

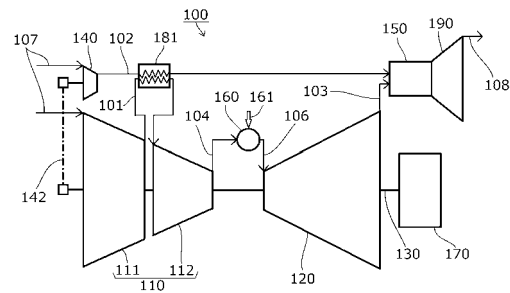
(54) 【発明の名称】 ガスタービン装置

(57) 【要約】

【課題】装置全体の大型化、複雑化を抑制しつつ、効率の低下を抑制あるいは効率を向上させ、かつ、出力を向上するとともに、メンテナンスが容易であり、関連設備の大型化、複雑化が抑制されるガスタービン装置を提供すること。

【解決手段】空気圧縮機110、燃焼室160、タービン120および排気デバイス190を有するガスタービン装置100であって、タービン120と排気デバイス190の間に、副流空気供給部から供給される副流空気102とタービン120から排気される排気ガス103を混合排出するエジェクタ手段150を設けるとともに、副流空気102によって中間圧縮空気101を冷却する圧縮側中間熱交換器181を設けること。

【選択図】 図1



【特許請求の範囲】**【請求項 1】**

空気圧縮機、燃焼室、タービンおよび排気デバイスを有するガスタービン装置であって、

前記タービンと排気デバイスの間に、副流空気供給部から供給される副流空気とタービンから排気される排気ガスを混合するエジェクタ手段を設け、

前記空気圧縮機が複数段に分割され、

該分割された中間の中間圧縮空気が通過する圧縮側中間熱交換器が設けられ、

前記副流空気が、該圧縮側中間熱交換器を通過して前記中間圧縮空気を冷却することを特徴とするガスタービン装置。

10

【請求項 2】

前記エジェクタ手段が、前記副流空気の流速を加速するノズル部と、該ノズル部の後流で前記副流空気と排気ガスを混合するミキサ部とを有し、

前記排気デバイスが、前記ミキサ部の後流に設けられ、前記副流空気と排気ガスの混合気の流速を減速するディフューザで構成されることを特徴とする請求項 1 に記載のガスタービン装置。

【請求項 3】

前記ノズル部が、前記排気ガスの流速を加速するよう構成されることを特徴とする請求項 2 に記載のガスタービン装置。

【請求項 4】

20

前記副流空気部が、前記タービンの出力軸により直接あるいは伝動手段を介して駆動される副流空気供給手段からなることを特徴とする請求項 1 乃至請求項 3 のいずれかに記載のガスタービン装置。

【請求項 5】

前記副流空気供給手段が、前記空気圧縮機の前段に設けられた吸入圧縮機で構成され、該吸入圧縮機の後流が、前記副流空気と前記空気圧縮機に吸入される主流空気に分流されることを特徴とする請求項 4 に記載のガスタービン装置。

【請求項 6】

前記吸入圧縮機が、前記空気圧縮機の前段に同軸に設けられたファンで構成され、該ファンの外周部が、前記副流空気供給手段として機能することを特徴とする請求項 5 に記載のガスタービン装置。

30

【請求項 7】

前記空気圧縮機が、低圧空気圧縮機と高圧空気圧縮機の 2 段からなり、前記タービンが、低圧タービンと高圧タービンの 2 段からなり、前記低圧空気圧縮機と低圧タービンが低圧側回転軸に設けられ、前記高圧空気圧縮機と高圧タービンが高圧側回転軸に設けられ、前記低圧側回転軸が、負荷を駆動する出力軸であることを特徴とする請求項 1 乃至請求項 6 のいずれかに記載のガスタービン装置。

【請求項 8】

前記空気圧縮機と燃焼室の間に圧縮空気が通過する高圧側熱交換器が設けられ、前記タービンから排気される排気ガスが、前記高圧側熱交換器を通過して圧縮空気を加熱した後、前記エジェクタ手段に達するように構成されていることを特徴とする請求項 1 乃至請求項 7 のいずれかに記載のガスタービン装置。

40

【請求項 9】

前記副流空気が通過する排気側熱交換器が設けられ、前記タービンから排気される排気ガスが、前記排気側熱交換器を通過して副流空気を加熱した後、前記エジェクタ手段に達するように構成されていることを特徴とする請求項 1 乃至請求項 8 のいずれかに記載のガスタービン装置。

【発明の詳細な説明】**【技術分野】**

50

【0001】

本発明は、空気圧縮機、燃焼室、タービンおよび排気デバイスを有するガスタービン装置に関するものであり、特に、中小型の発電用に好適なガスタービン装置に関する。

【背景技術】

【0002】

ガスタービン装置は周知慣用され、特に定置型のガスタービン装置が発電用途に広く用いられている。

一般的に、ガスタービン装置の動力出力はタービンの出力と空気圧縮機の駆動動力の差であり、ガスタービン装置の出力を向上するには、空気圧縮機の駆動動力の低減とタービンの出力の増大を図る必要があることは周知である。

空気圧縮機の駆動動力の低減には、空気圧縮機の入口及び中間の中間圧縮空気の温度を低減することが効果的であり、空気圧縮機に中間冷却器を設置することが考えられる。

但し、空気圧縮機の中間冷却は空気圧縮機の出口空気温度も低減する影響を持つため、タービン入口(燃焼器出口)温度を同じレベルとするには、より多くの燃料を使用する必要があり、一般的には、熱効率の低下をもたらす。

また、中間冷却を水等を使用した外部冷却システムで実施しようとするれば、その設備に関連する敷地、設備、メンテナンス、運用費用(水補給や水処理)の増加が発生する。

【0003】

この影響を低減するか、熱効率を向上する手段として、高温のタービン排気で空気圧縮機の出口空気を加熱する再熱熱交換器を設置することも考えられる。

しかし、これらの熱交換器を設置する場合、当然ながら空気圧縮機の空気流れやタービンの燃焼ガス流れに対して圧力損失が発生する為、タービン膨張比(タービン入口圧力と出口圧力の比)が低下し、タービン仕事が減少するデメリットが存在する。

ここで、一般のガスタービン装置では、タービンの出力に直結するタービン膨張比(タービン入口圧力と出口圧力の比)を増加する手段を持ち合わせておらず、前記、性能向上を実現するに至っていない。

【0004】

火力発電所等の大規模な発電設備においては、大型かつ複雑な設備構成による高効率化、高出力化が推し進められているが、特に小規模なビル等の自家発電や非常用発電等に用いられる場合、高効率化、高出力化と同時に小型化、簡素化も強く要求されている。

これらの要求に対して、排気を減圧吸引することで効率、出力を向上させるもの(例えば、特許文献1等参照。)や、圧縮空気を冷却して温度や圧力の上昇を抑えてガスタービン装置自体の大型化、複雑化を抑制して出力を向上させるもの(例えば、特許文献2等参照。)が公知である。

【先行技術文献】

【特許文献】

【0005】

【特許文献1】特開2004-84642号公報

【特許文献2】特開2010-31866号公報

【発明の概要】

【発明が解決しようとする課題】

【0006】

しかしながら、特許文献1に記載のような公知のガスタービン装置では、排気を減圧吸引するための機構が水蒸気を利用するものとなっており、水の循環システムのために装置全体や関連設備が大型化、複雑化し、効率、出力は向上するものの、小型化、簡素化ができないという問題があった。

また、水や水蒸気の漏洩を高度に監視、防止する必要があるとともに、水や水蒸気に接触する部分の金属材料等の腐食や劣化は避けられないため、頻繁なメンテナンスが必要となるという問題があった。

特許文献2に記載のような公知のガスタービン装置では、熱交換器の追加のみで装置全

10

20

30

40

50

体の大型化、複雑化を抑制しつつ温度の上昇を抑えて出力の向上を図ることは可能となるものの、圧縮空気の熱エネルギーの一部が利用されることなく排出されることとなり、全体の効率がその分だけ低下するという問題があった。

また、屋内等で使用する際には熱交換器からの排熱の処理が必要となり、関連設備が大型化、複雑化するという問題があった。

【0007】

そこで、本発明は、装置全体の大型化、複雑化を抑制しつつ、効率の低下を抑制あるいは効率を向上させ、かつ、出力を向上するとともに、メンテナンスが容易であり、関連設備の大型化、複雑化が抑制されるガスタービン装置を提供することを目的とするものである。

10

【課題を解決するための手段】

【0008】

本請求項1に係る発明は、空気圧縮機、燃焼室、タービンおよび排気デバイスを有するガスタービン装置であって、前記タービンと排気デバイス間に、副流空気供給部から供給される副流空気とタービンから排気される排気ガスを混合するエジェクタ手段を設け、前記空気圧縮機が複数段に分割され、該分割された中間の中間圧縮空気が通過する圧縮側中間熱交換器が設けられ、前記副流空気が、該圧縮側中間熱交換器を通過して前記中間圧縮空気を冷却することにより、前記課題を解決するものである。

【0009】

本請求項2に係る発明は、請求項1に係るガスタービン装置の構成に加え、前記副流空気の流速を加速するノズル部と、該ノズル部の後流で前記副流空気と排気ガスを混合するミキサ部とを有し、前記排気デバイスが、前記ミキサ部の後流に設けられ、前記副流空気と排気ガスの混合気の流速を減速するディフューザで構成されることにより、前記課題を解決するものである。

20

本請求項3に係る発明は、請求項2に係るガスタービン装置の構成に加え、前記ノズル部が、前記排気ガスの流速を加速するよう構成されることにより、前記課題を解決するものである。

本請求項4に係る発明は、請求項1乃至請求項3のいずれかに係るガスタービン装置の構成に加え、前記副流空気供給部が、前記タービンの出力軸により直接あるいは伝動手段を介して駆動される副流空気供給手段からなることにより、前記課題を解決するものである。

30

本請求項5に係る発明は、請求項4に係るガスタービン装置の構成に加え、前記副流空気供給手段が、前記空気圧縮機の前段に吸入圧縮機で構成され、該吸入圧縮機の後流が、前記副流空気と前記空気圧縮機に吸入される主流空気に分流されることにより、前記課題を解決するものである。

本請求項6に係る発明は、請求項5に係るガスタービン装置の構成に加え、前記吸入圧縮機が、前記空気圧縮機の前段に同軸に設けられたファンで構成され、該ファンの外周部が、前記副流空気供給手段として機能することにより、前記課題を解決するものである。

【0010】

本請求項7に係る発明は、請求項1乃至請求項6のいずれかに係るガスタービン装置の構成に加え、前記空気圧縮機が、低圧空気圧縮機と高圧空気圧縮機の2段からなり、前記タービンが、低圧タービンと高圧タービンの2段からなり、前記低圧空気圧縮機と低圧タービンが低圧側回転軸に設けられ、前記高圧空気圧縮機と高圧タービンが高圧側回転軸に設けられ、前記低圧側回転軸が、負荷を駆動する出力軸であることにより、前記課題を解決するものである。

40

本請求項8に係る発明は、請求項1乃至請求項7のいずれかに係るガスタービン装置の構成に加え、前記空気圧縮機と燃焼室の間に圧縮空気が通過する高圧側熱交換器が設けられ、前記タービンから排気される排気ガスが、前記高圧側熱交換器を通過して圧縮空気を加熱した後、前記エジェクタ手段に達するように構成されていることにより、前記課題を解決するものである。

50

本請求項 9 に係る発明は、請求項 1 乃至請求項 8 のいずれかに係るガスタービン装置の構成に加え、前記副流空気が通過する排気側熱交換器が設けられ、前記タービンから排気される排気ガスが、前記排気側熱交換器を通過して副流空気を加熱した後、前記エジェクタ手段に達するように構成されていることにより、前記課題を解決するものである。

【発明の効果】

【0011】

本請求項 1 に係るガスタービン装置によれば、中間圧縮空気が圧縮側中間熱交換器で副流空気によって冷却されるため、装置全体の大型化、複雑化を抑制しつつ温度や圧力の上昇を抑えて出力の向上を図ることが可能となるとともに、圧縮側中間熱交換器で中間圧縮空気により加熱された副流空気と排気ガスをエジェクタ手段で混合することにより、中間圧縮空気が副流空気によって冷却され、高圧空気圧縮機によって圧縮される圧縮空気の温度の上昇が抑えられ、燃焼室の耐圧、耐熱性を強化することなく、より多くの燃料の燃焼が可能となり、ガスタービン装置自体の大型化、複雑化を抑制して出力を向上させることが可能となる。

10

また、副流空気をエジェクタ手段で混合することにより、副流空気を効率良く供給可能となり、副流空気の供給のために消費するエネルギー以上のタービン出力の向上が可能となり、ガスタービン装置そのものを大型化することなく出力を向上させることができる。

また、簡単な構造のため、メンテナンスが容易であり、関連設備の大型化、複雑化が抑制されるとともに、熱や圧力の損失も少ないため、効率の低下を抑制あるいは効率を向上しつつタービン出力を向上することができる。

20

【0012】

本請求項 2 に記載の構成によれば、ノズル部において副流空気の高圧高速の空気流を製造してミキサ部で低圧の排気ガスと混合することで、可動部分を設けることなく簡単な構成で効率よく副流空気と排気ガスを混合することが可能となり、さらに、メンテナンスが容易であり、関連設備の大型化、複雑化が抑制される。

本請求項 3 に記載の構成によれば、ノズル部において排気ガスを加速することで、副流空気と排気ガスの速度差を小さくして速度差に起因する混合時の損失を低下させることが可能となる。

本請求項 4 に記載の構成によれば、副流空気供給手段によって副流空気を積極的に供給でき、供給される副流空気の流量、流速、圧力、温度等を適宜設定可能となるため、これらを最適に設定することで効率や出力のさらなる向上が可能となる。

30

また、副流空気供給手段の駆動のための他の駆動源を設ける必要がないため、構成が簡素化され、関連設備の大型化、複雑化が抑制される。

本請求項 5 に記載の構成によれば、副流空気供給手段の構成がさらに簡素化されるとともに空気圧縮機の小型化が可能となり、関連設備の大型化、複雑化が抑制される。

本請求項 6 に記載の構成によれば、航空機用のいわゆるターボファンエンジンを少ない改造で定置型のガスタービン装置に転用することが可能となる。

【0013】

本請求項 7 に記載の構成によれば、いわゆる同軸 2 軸 2 段の構成とすることで、燃焼室に供給される圧縮空気の圧縮比を高め、さらに小型で高出力とすることが可能となる。

40

本請求項 8 に記載の構成によれば、圧縮空気が高圧側熱交換器で排気ガスによりさらに加熱されるため、燃焼室における燃料を節約することが可能となり、かつ、高圧側熱交換器で排気ガスが冷却されることによりタービン出口圧力がさらに減少してタービン膨張比が増加し、タービンの出力をさらに向上することが可能となる。

本請求項 9 に記載の構成によれば、副流空気が排気側熱交換器で排気ガスにより加熱されてエジェクタ手段による排気ガスの吸引力がさらに向上し、タービンの出力をさらに向上することができるとともに、効率の向上も図ることができる。

【図面の簡単な説明】

【0014】

【図 1】本発明の第 1 実施形態であるガスタービン装置の概略説明図。

50

【図 2】図 1 のエジェクタ手段の概略説明図。

【図 3】本発明の第 2 実施形態であるガスタービン装置の概略説明図。

【図 4】本発明の第 3 実施形態であるガスタービン装置の概略説明図。

【図 5】本発明の第 4 実施形態であるガスタービン装置の概略説明図。

【図 6】本発明の第 5 実施形態であるガスタービン装置の概略説明図。

【図 7】本発明の第 6 実施形態であるガスタービン装置の概略説明図。

【発明を実施するための形態】

【0015】

本発明のガスタービン装置は、空気圧縮機、燃焼室、タービンおよび排気デバイスを有するガスタービン装置であって、タービンと排気デバイスの中に、副流空気供給部から供給される副流空気とタービンから排気される排気ガスを混合排出するエジェクタ手段を設け、前記空気圧縮機が複数段に分割され、該分割された中間の中間圧縮空気が通過する圧縮側中間熱交換器が設けられ、前記副流空気が、該圧縮側中間熱交換器を通過して前記中間圧縮空気を冷却することにより、装置全体の大型化、複雑化を抑制しつつ、効率の低下を抑制あるいは効率を向上させ、かつ、出力を向上するとともに、メンテナンスが容易であり、関連設備の大型化、複雑化が抑制されるものであれば、その具体的な実施形態はいかなるものであっても良い。

10

なお、以下に説明する各実施形態を示す図は、本発明の技術的特徴を概略的に示すものであり、図示された各構成要素の実際の機器類の形状、配置、寸法等を何ら規定するものではなく、また、本発明の実施形態が図示のものに限定されるものではない。

20

また、本発明の技術的特徴を変更しない限り、図示されていない他の構成要素が追加された実施形態を排除するものでもない。

【0016】

本発明の第 1、第 2 および第 5 実施形態であるガスタービン装置 100、200、500 は、その基本的構造は一般的なガスタービン装置と同様であり、図 1、図 3、図 5 に概略的に示すように、出力軸 130、230、530 に空気圧縮機 110、210、510 とタービン 120、220、520 が設けられ、空気圧縮機 110、210、510 とタービン 120、220、520 の間には燃焼室 160、260、560 が設けられて、出力軸 130、230、530 によって発電機等の負荷機器 170、270、570 が駆動される。

30

また、本発明の第 1、第 2 および第 5 実施形態に係るガスタービン装置 100、200、500 の基本的な動作も、一般的なガスタービン装置と同様である。

すなわち、外気 107、207、507 が空気圧縮機 110、210、520 によって吸入圧縮されて圧縮空気 104、204、504 となり、圧縮空気 104、204、504 が燃焼室 160、260、560 に供給され、該燃焼室 160、260、560 内に燃料 161、261、561 を噴射して燃焼させ、その燃焼ガス 106、206、506 がタービン 120、220、520 に供給されて該タービン 120、220、520 を回転駆動して排気ガス 103、203、503 として排出される。

このタービン 120、220、520 による回転駆動力は、出力軸 130、230、530 を介して空気圧縮機 110、210、510 および負荷機器 170、270、570 に伝達される。

40

【実施例 1】

【0017】

本発明の第 1 実施形態であるガスタービン装置 100 においては、図 1 に示すように、上記の基本構造に加えて、空気圧縮機 110 が中間圧縮空気 101 を排出する低压空気圧縮機 111 と中間圧縮空気 101 を吸入して圧縮空気 104 を排出する高压空気圧縮機 112 の 2 段に分割されている。

また、副流空気 102 を供給する副流空気供給手段 140 と、中間圧縮空気 101 を副流空気 102 で冷却する圧縮側中間熱交換器 181 と、該圧縮側中間熱交換器 181 を通過した副流空気 102 によってタービン 120 から排出される排気ガス 103 を吸引する

50

エジェクタ手段 150 が設けられ、該エジェクタ手段 150 の後流に副流空気 102 と排気ガス 103 の混合気 108 を排出する排気デバイス 190 が設けられている。

副流空気供給手段 140 は、ギア、チェーン等の伝動手段 142 を介して出力軸 130 によって駆動される。

なお、副流空気供給手段 140 は出力軸 130 により直接駆動されるものであっても良く、他の駆動手段により駆動されるものであっても良い。

また、他の駆動手段として電動モータ等を使用し、負荷機器 170 としての発電機からの電力で駆動しても良い。

【0018】

エジェクタ手段 150 は、図 2 に示すように、副流空気 102 の流速を加速するノズル部 151 と、該ノズル部 151 の後流で副流空気 102 と排気ガス 103 を混合するミキサ部 152 とを有している。

本実施形態では、ノズル部 151 が、排気ガス 103 の流速も加速するように構成されている。

また、エジェクタ手段 150 の後流に排気デバイス 190 が設けられ、該排気デバイス 190 は、エジェクタ手段 150 のミキサ部 152 で混合された副流空気 102 と排気ガス 103 の混合気 108 の流速を減速するディフューザ 191 で構成されている。

【0019】

以上の構成により、低圧空気圧縮機 111 によって圧縮された中間圧縮空気 101 は、圧縮側中間熱交換器 181 を通過することで、副流空気供給手段 140 から供給される副流空気 102 によって冷却される。

このことで、高圧空気圧縮機 112 によって圧縮される圧縮空気 104 の温度の上昇を抑えられ、燃焼室 160 の耐圧、耐熱性を強化することなく、より多くの燃料の燃焼が可能となり、ガスタービン装置自体の大型化、複雑化を抑制して出力を向上させることが可能となる。

また、副流空気 102 はノズル部 151 でほぼ音速まで加速されるとともに、排気ガス 103 もそれよりやや低い速度まで加速（温度が高いので音速の7割程度に調整）され、ミキサ部 152 で混合されることにより排気ガス 103 が吸引される。副流空気 102 は圧縮側中間熱交換器 181 を通過して中間圧縮空気 101 によって加熱されてエジェクタ 150 に導入されることで、十分な吸引力が得られる。

【0020】

このことで、タービン 120 の出口圧力が減少してタービン膨張比（タービン 120 の入口圧力と出口圧力の比）が増加し、タービン 120 の回転出力が向上する。

タービン 120 の回転出力の一部は副流空気供給手段 140 の駆動力に消費されるが、該副流空気供給手段 140 の消費分を出力向上分以下とすることにより、負荷機器 170 を駆動する出力を向上させることが可能であり、エジェクタ手段 150 のない従来のガスタービン装置と比べて大型化することなく出力向上を図ることが可能となる。

また、これらの動作は全て外気のみを導入して行うものであり、水や水蒸気を使用しないため、水の循環系統の設備が不要であり、メンテナンスが容易であり、関連設備の大型化、複雑化が抑制される。

なお、エジェクタ手段 150 は、副流空気 102 によって排気ガス 103 を吸引してタービン 120 の出口圧力を減少させることができるものであれば、ターボ機械等の別の構成であっても良い。

【実施例 2】

【0021】

本発明の第 2 実施形態であるガスタービン装置 200 においては、図 3 に示すように、上記の基本構造に加えて、第 1 実施形態であるガスタービン装置 100 と同様に、空気圧縮機 210 が中間圧縮空気 201 を排出する低圧空気圧縮機 211 と中間圧縮空気 201 を吸入して圧縮空気 204 を排出する高圧空気圧縮機 212 の 2 段に分割されている。

また、副流空気 202 を供給する副流空気供給手段 240 として機能する吸入圧縮機で

10

20

30

40

50

あるファン 241 と、中間圧縮空気 201 を副流空気 202 で冷却する圧縮側中間熱交換器 281 と、該圧縮側中間熱交換器 281 を通過した副流空気 202 によってタービン 220 から排出される排気ガス 203 を吸引するエジェクタ手段 250 が設けられ、該エジェクタ手段 250 の後流に副流空気 202 と排気ガス 203 の混合気 208 を排出する排気デバイス 290 が設けられている。

【0022】

本実施形態では、空気圧縮機 210 の前段に空気圧縮機 210 よりも径の大きなファン 241 が同軸に設けられており、吸入される外気 207 は、ファン 241 の外周部で吸入圧縮されたものが副流空気 202 となり、内周部で吸入圧縮されたものが主流空気 209 として空気圧縮機 210 に吸入されるように分流される。

10

エジェクタ手段 250 は、第 1 実施形態のエジェクタ手段 150 と同様である。

以上の構成により、第 1 実施形態の作用、効果に加え、副流空気供給手段 240 がファン 241 で構成されることにより装置全体の構造が簡素化され、メンテナンスが容易であり、関連設備の大型化、複雑化が抑制される。

【0023】

本発明の第 3 および第 4 実施形態であるガスタービン装置 300、400 は、2 段 2 軸式であって、その基本的構造は一般的な 2 段 2 軸式の航空機用ターボファンエンジンの構造である。

すなわち、図 4、図 5 に概略的に示すように、空気圧縮機 310、410 が低压空気圧縮機 311、411 と高压空気圧縮機 312、412 の 2 段で構成され、タービン 320、420 が低压タービン 322、422 と高压タービン 321、421 の 2 段で構成されており、低压側回転軸 331、431 と高压側回転軸 332、432 の 2 軸を有している。

20

低压側回転軸 331、431 には、低压空気圧縮機 311、411 と低压タービン 322、422 が設けられ、高压側回転軸 332、432 には、高压空気圧縮機 312、412 と高压タービン 321、421 が設けられている。

高压空気圧縮機 312、412 と高压タービン 321、421 の間には燃焼室 360、460 が設けられている。

低压側回転軸 331、431 と高压側回転軸 332、432 は同軸に設けられ、低压側回転軸 331、431 が出力軸 330、430 として発電機等の負荷機器 370、470 が駆動される。

30

低压空気圧縮機 311、411 の前段には、該低压空気圧縮機 311、411 よりも径の大きなファン 341、441 が低压側回転軸 331、431 と同軸に設けられている。

【0024】

また、本発明の第 3 および第 4 実施形態に係るガスタービン装置 300、400 の基本的な動作も一般的な 2 段 2 軸式の航空機用ターボファンエンジンの動作と類似のものである。

すなわち、外気 307、407 がファン 341、441 で吸入圧縮され、外周部で吸入圧縮されたものが副流空気 302、402 となり、内周部で吸入圧縮されたものが主流空気 309、409 として低压空気圧縮機 311、411 に吸入されるように分流される。

40

主流空気 309、409 は低压空気圧縮機 311、411 によって吸入圧縮されて中間圧縮空気 301、401 として排出され、該中間圧縮空気 301、401 が、さらに高压空気圧縮機 312、412 によって圧縮されて圧縮空気 304、404 となる。

圧縮空気 304、404 は燃焼室 360、460 に供給され、該燃焼室 360、460 内に燃料 361、461 を噴射して燃焼させ、その燃焼ガス 306、406 が高压タービン 321、421 に供給されて該高压タービン 321、421 を駆動する。

【0025】

この高压タービン 321、421 の駆動力は、高压側回転軸 332、432 を介して高压空気圧縮機 312、412 にのみ伝達される。

高压タービン 321、421 から排出される中間膨張ガス 305、405 は、低压ター

50

ピン 3 2 2、4 2 2 に供給されて該低圧タービン 3 2 2、4 2 2 を駆動し、排気ガス 3 0 3、4 0 3 として排出される。

この低圧タービン 3 2 2、4 2 2 の駆動力は、低圧側回転軸 3 3 1、4 3 1 (出力軸 3 3 0、4 3 0) を介して低圧空気圧縮機 3 1 1、4 1 1、ファン 3 4 1、4 4 1 および負荷機器 3 7 0、4 7 0 に伝達される。

【実施例 3】

【0026】

本発明の第 3 実施形態に係るガスタービン装置 3 0 0 においては、図 4 に示すように、上記の基本的構造に加えて、中間圧縮空気 3 0 1 を冷却する圧縮側中間熱交換器 3 8 1 と、該圧縮側中間熱交換器 3 8 1 を通過した副流空気 3 0 2 によって低圧タービン 3 2 2 から排出される排気ガス 3 0 3 を吸引するエジェクタ手段 3 5 0 が設けられ、該エジェクタ手段 3 5 0 の後流に副流空気 3 0 2 と排気ガス 3 0 3 の混合気 3 0 8 を排出する排気デバイス 3 9 0 が設けられている。

10

エジェクタ手段 3 5 0 は、第 1 実施形態のエジェクタ手段 1 5 0 と同様である。

【0027】

以上の構成により、第 1 実施形態および第 2 実施形態と同様に、低圧空気圧縮機 3 1 1 によって圧縮された中間圧縮空気 3 0 1 は、圧縮側中間熱交換器 3 8 1 を通過することで、副流空気供給手段 3 4 0 であるファン 3 4 1 の外周部から供給される副流空気 3 0 2 によって冷却される。

このことで、高圧空気圧縮機 3 1 2 によって圧縮される圧縮空気 3 0 4 の温度の上昇を抑えられ、燃焼室 3 6 0 の耐圧、耐熱性を強化することなく、より多くの燃料の燃焼が可能となり、ガスタービン装置自体の大型化、複雑化を抑制して出力を向上させることが可能となる。

20

さらに、圧縮側中間熱交換器 3 8 1 を通過して中間圧縮空気 3 0 1 によって加熱された副流空気 3 0 2 がエジェクタ 3 5 0 に導入されることで、排気ガス 3 0 3 の吸引力が向上して低圧タービン 3 2 2 の出口圧力が減少し、低圧タービン 3 2 2 のタービン膨張比 (低圧タービン 3 2 2 の入口圧力と出口圧力の比) が増加し、低圧タービン 3 2 2 の回転出力が向上する。

【0028】

このことで、第 1 実施形態および第 2 実施形態と同様の効果を奏するとともに、航空機用のいわゆるターボファンエンジンを少ない改造で、耐圧力や耐温度を強化することなく定置型のガスタービン装置に転用することが可能となる。

30

【実施例 4】

【0029】

本発明の第 4 実施形態に係るタービン装置 4 0 0 においては、図 5 に示すように、上記の基本的構造に加えて、第 3 実施形態と同様に、中間圧縮空気 4 0 1 を冷却する圧縮側中間熱交換器 4 8 1 と、該圧縮側中間熱交換器 4 8 1 を通過した副流空気 4 0 2 によって低圧タービン 4 2 2 から排出される排気ガス 4 0 3 を吸引するエジェクタ手段 4 5 0 が設けられ、該エジェクタ手段 4 5 0 の後流に副流空気 4 0 2 と排気ガス 4 0 3 の混合気 4 0 8 を排出する排気デバイス 4 9 0 が設けられている。

40

エジェクタ手段 4 5 0 は、第 1 実施形態のエジェクタ手段 1 5 0 と同様である。

本実施形態では、さらに、高圧空気圧縮機 4 1 2 で圧縮された圧縮空気 4 0 4 を加熱する高圧側熱交換器 4 8 2 と、圧縮側中間熱交換器 4 8 1 を通過した副流空気 4 0 2 を加熱する排気側熱交換器 4 8 3 が設けられている。

【0030】

以上の構成により、本実施形態では、前記の第 3 実施形態に係るガスタービン装置 3 0 0 の作用、効果に加え、高圧空気圧縮機 4 1 2 によって圧縮された圧縮空気 4 0 4 が高圧側熱交換器 4 8 2 を通過することで、低圧タービン 4 2 2 から排出される排気ガス 4 0 3 によって加熱されるため、排気ガス 4 0 3 に残存する熱エネルギーを圧縮空気 4 0 4 に移動させて高圧タービン 4 2 1 および低圧タービン 4 2 2 で該エネルギーを再利用可能とな

50

り、全体の熱効率を向上させることができる。

【0031】

さらに、高圧側熱交換器482を通過した排気ガス403は排気側熱交換器483に導入され、圧縮側中間熱交換器481を通過して中間圧縮空気401によって加熱された副流空気402を排気側熱交換器483でさらに加熱される。

この副流空気402がエジェクタ450に導入されることで、排気ガス403の吸引力がさらに向上して低圧タービン422の出口圧力がさらに減少し、低圧タービン422のタービン膨張比（低圧タービン422の入口圧力と出口圧力の比）が増加し、低圧タービン422の回転出力がさらに向上する。

【0032】

このことで、装置全体の大型化、複雑化を抑制しつつ、排気ガス403に残存する排熱エネルギーを再利用することで、さらに出力が向上するとともに、さらに効率の低下を抑制し、条件によって効率を向上させることも可能となる。

また、第1実施形態乃至第3実施形態と同様に、上記動作は耐圧力や耐温度を強化させずに行うことが可能なため、装置全体の大型化、複雑化が抑制され、また、全て外気のみを導入して行うものであり、水や水蒸気を使用しないため、水の循環系統の設備が不要であり、メンテナンスが容易であり、関連設備の大型化、複雑化が抑制される。

【実施例5】

【0033】

本発明の第5実施形態であるガスタービン装置500においては、図6に示すように、前述した本発明の第1、第2および第5実施形態に係るガスタービン装置100、200、500の基本構造に加えて、空気圧縮機510が中間圧縮空気501を排出する低圧空気圧縮機511と中間圧縮空気501を吸入して圧縮空気504を排出する高圧空気圧縮機512の2段に分割されている。

また、副流空気502を供給する副流空気供給部として副流空気取入口543と、中間圧縮空気501を副流空気502で冷却する圧縮側中間熱交換器581と、該圧縮側中間熱交換器581を通過した副流空気502をタービン520から排出される排気ガス503によって吸引するエジェクタ手段550が設けられ、該エジェクタ手段550の後流に副流空気502と排気ガス503の混合気508を排出する排気デバイス590が設けられている。

副流空気取入口543は、外気を少ない抵抗で取り込み可能であれば設備のいかなる場所に設けられても良い。

エジェクタ手段550は、第1実施形態のエジェクタ手段150と同様の構造であり、排気ガス503によって副流空気502が効率良く吸引されるように設定されている。

【0034】

以上の構成により、低圧空気圧縮機511によって圧縮された中間圧縮空気501は、圧縮側中間熱交換器581を通過することで、副流空気取入口543から吸引される副流空気502によって冷却される。

このことで、高圧空気圧縮機512によって圧縮される圧縮空気504の温度の上昇を抑えられ、燃焼室560の耐圧、耐熱性を強化することなく、より多くの燃料の燃焼が可能となり、ガスタービン装置自体の大型化、複雑化を抑制して出力を向上させることが可能となる。

また、排気ガス503はノズル部151で加速されるとともに、副流空気502もそれよりやや低い速度まで加速され、ミキサ部152で混合されることにより排気ガス503によって副流空気502が吸引される。

【0035】

また、上記中間圧縮空気501による出力の向上のための副流空気502が、排気ガス503に吸引されるため、余分なエネルギーを消費することなく負荷機器570を駆動する出力を向上させることが可能であり、エジェクタ手段550のない従来のガスタービン装置と比べて大型化することなく出力向上を図ることが可能となる。

10

20

30

40

50

また、これらの動作は全て外気のみを導入して行うものであり、水や水蒸気を使用しないため、水の循環系統の設備が不要であり、メンテナンスが容易であり、関連設備の大型化、複雑化が抑制される。

なお、エジェクタ手段550は、排気ガス503によって副流空気502を吸引することができるものであれば、ターボ機械等の別の構成であっても良い。

【実施例6】

【0036】

本発明の第6実施形態であるガスタービン装置600は、2段2軸式であって、その基本的構造は一般的な2段2軸式のガスタービン装置の構造である。

すなわち、図7に概略的に示すように、空気圧縮機610が低圧空気圧縮機611と高圧空気圧縮機612の2段で構成され、タービン620が低圧タービン622と高圧タービン621の2段で構成されており、低圧側回転軸631と高圧側回転軸632の2軸を有している。

低圧側回転軸631には、低圧空気圧縮機611と低圧タービン622が設けられ、高圧側回転軸632には、高圧空気圧縮機612と高圧タービン621が設けられている。

高圧空気圧縮機612と高圧タービン621の間には燃焼室660が設けられている。

低圧側回転軸631と高圧側回転軸632は同軸に設けられ、低圧側回転軸631が出力軸630として発電機等の負荷機器670が駆動される。

【0037】

また、本発明の第6実施形態に係るガスタービン装置600の基本的な動作も一般的な2段2軸式のガスタービン装置の動作と類似のものである。

すなわち、外気607が低圧空気圧縮機611によって吸入圧縮されて中間圧縮空気601として排出され、該中間圧縮空気601が、さらに高圧空気圧縮機612によって圧縮されて圧縮空気604となる。

圧縮空気604は燃焼室660に供給され、該燃焼室660内に燃料661を噴射して燃焼させ、その燃焼ガス606が高圧タービン621に供給されて該高圧タービン621を駆動する。

【0038】

この高圧タービン621の駆動力は、高圧側回転軸632を介して高圧空気圧縮機612にのみ伝達される。

高圧タービン621から排出される中間膨張ガス605は、低圧タービン622に供給されて該低圧タービン622を駆動し、排気ガス603として排出される。

この低圧タービン622の駆動力は、低圧側回転軸631（出力軸630）を介して低圧空気圧縮機611および負荷機器670に伝達される。

【0039】

本発明の第6実施形態に係るタービン装置600においては、図7に示すように、上記の基本的構造に加えて、中間圧縮空気601を冷却する圧縮側中間熱交換器681と、該圧縮側中間熱交換器681を通過した副流空気602を、低圧タービン622から排出される排気ガス603によって吸引するエジェクタ手段650が設けられ、該エジェクタ手段650の後流に副流空気602と排気ガス603の混合気608を排出する排気デバイス690が設けられている。

エジェクタ手段650は、第1実施形態のエジェクタ手段150と同様である。

本実施形態では、さらに、高圧空気圧縮機612で圧縮された圧縮空気604を排気ガス603によって加熱する高圧側熱交換器682が設けられている。

【0040】

以上の構成により、本実施形態では、前記の第5実施形態に係るガスタービン装置500の作用、効果に加え、高圧空気圧縮機612によって圧縮された圧縮空気604が高圧側熱交換器682を通過することで、低圧タービン622から排出される排気ガス603によって加熱されるため、排気ガス603に残存する熱エネルギーを圧縮空気604に移動させて高圧タービン621および低圧タービン622で該エネルギーを再利用可能とな

10

20

30

40

50

り、全体の熱効率を向上させることができる。

【0041】

このことで、装置全体の大型化、複雑化を抑制しつつ、排気ガス603に残存する排熱エネルギーを再利用することで、さらに出力が向上するとともに、さらに効率の低下を抑制し、条件によって効率を向上させることも可能となる。

また、第1実施形態乃至第5実施形態と同様に、上記動作は耐圧力や耐温度を強化させずに行うことが可能なため、装置全体の大型化、複雑化が抑制され、また、全て外気のみを導入して行うものであり、水や水蒸気を使用しないため、水の循環系統の設備が不要であり、メンテナンスが容易であり、関連設備の大型化、複雑化が抑制される。

【産業上の利用可能性】

10

【0042】

本発明は、定置式のタービン装置に好適であり、特に小規模なビル等の自家発電や非常用発電等に用いられ、高効率化、高出力化と同時に小型化、簡素化も強く要求されている用途に好適である。

また、副流空気供給部をタービンの出力軸により駆動される副流空気供給手段とする場合には、低圧空気圧縮機の前方に一体に設けられたファンの外周部で構成することが可能なため、航空エンジン転用型の定置式タービン装置として使用する場合の改造のコストも抑制することで好適である。

【符号の説明】

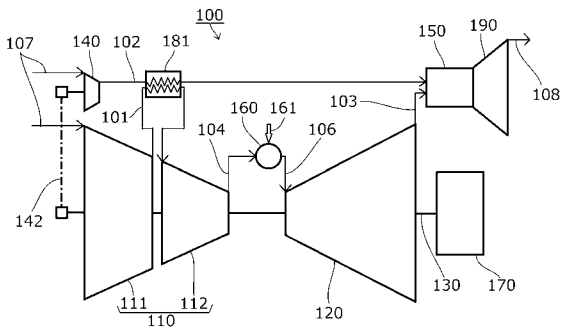
20

【0043】

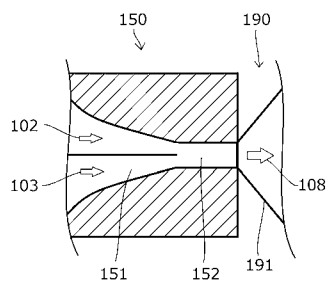
100、200、300、400、500、600	・・・	ガスタービン装置	
101、201、301、401、501、601	・・・	中間圧縮空気	
102、202、302、402、502、602	・・・	副流空気	
103、203、303、403、503、603	・・・	排気ガス	
104、204、304、404、504、604	・・・	圧縮空気	
	305、405、605	・・・	中間膨張ガス
106、206、306、406、506、606	・・・	燃焼ガス	
107、207、307、407、507、607	・・・	外気	
108、208、308、408、508、608	・・・	混合気	
	209、309、409	・・・	主流空気
110、210、310、410、510、610	・・・	空気圧縮機	30
111、211、311、411、511、611	・・・	低圧空気圧縮機	
112、212、312、412、512、612	・・・	高圧空気圧縮機	
120、220、320、420、520、620	・・・	タービン	
	321、421、621	・・・	高圧タービン
	322、422、622	・・・	低圧タービン
130、230、330、430、530、630	・・・	出力軸	
	331、431、631	・・・	低圧側回転軸
	332、432、632	・・・	高圧側回転軸
140、240、340、440	・・・	副流空気供給手段	40
	241、341、441	・・・	ファン
142	・・・	伝動手段	
	543、643	・・・	副流空気取入口
150、250、350、450、550、650	・・・	エジェクタ手段	
151	・・・	ノズル部	
152	・・・	ミキサ部	
160、260、360、460、560、660	・・・	燃焼室	
161、261、361、461、561、661	・・・	燃料	
170、270、370、470、570、670	・・・	負荷機器	
181、281、381、481、581、681	・・・	圧縮側中間熱交換器	50

- 482、 682 . . . 高压側熱交換器
- 483 . . . 排気側熱交換器
- 190、290、390、490、590、690 . . . 排気デバイス
- 191 . . . ディフューザ

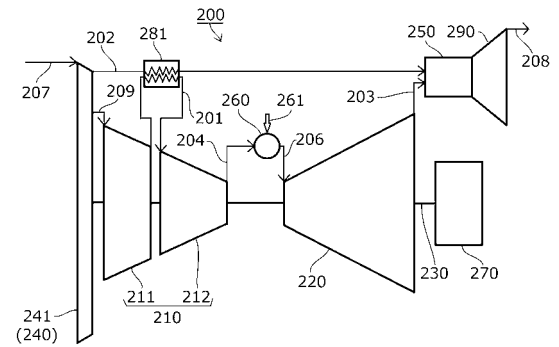
【図1】



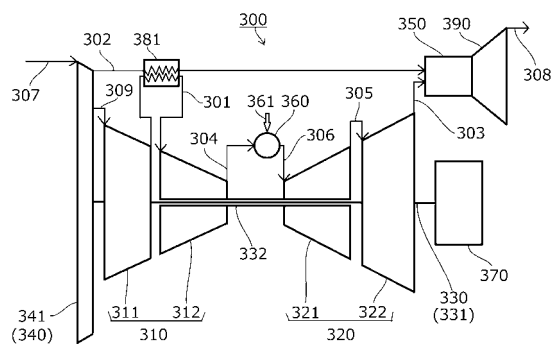
【図2】



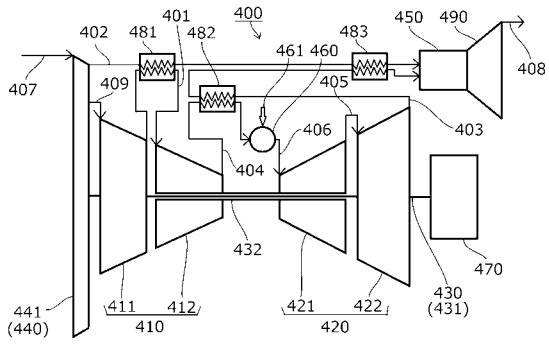
【図3】



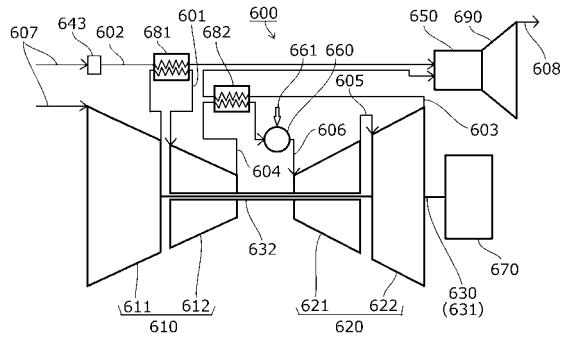
【図4】



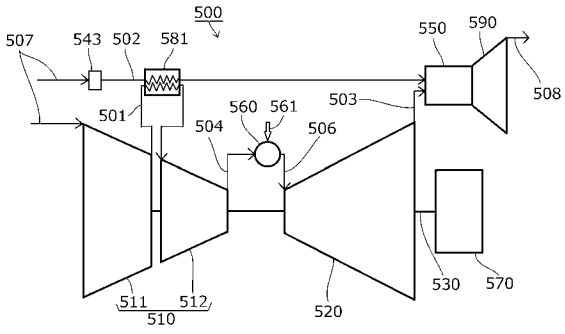
【 図 5 】



【 図 7 】



【 図 6 】



フロントページの続き

(51) Int.Cl.			F I			テーマコード(参考)
<i>F 0 2 C</i>	<i>7/36</i>	<i>(2006.01)</i>	<i>F 0 2 C</i>	<i>7/36</i>		
<i>F 0 1 D</i>	<i>25/12</i>	<i>(2006.01)</i>	<i>F 0 1 D</i>	<i>25/12</i>		E
<i>F 0 1 D</i>	<i>25/30</i>	<i>(2006.01)</i>	<i>F 0 1 D</i>	<i>25/30</i>		B
<i>F 0 4 F</i>	<i>5/20</i>	<i>(2006.01)</i>	<i>F 0 4 F</i>	<i>5/20</i>		E
<i>F 0 4 F</i>	<i>5/46</i>	<i>(2006.01)</i>	<i>F 0 4 F</i>	<i>5/46</i>		A

(72)発明者 藤原 仁志

東京都調布市深大寺東町7 - 4 4 - 1 独立行政法人宇宙航空研究開発機構内

Fターム(参考) 3H079 AA18 AA24 BB10 CC03 CC21 DD02 DD03 DD16