

⑫ 特許公報(B2)

平2-22217

⑤Int. Cl.⁵ 識別記号 庁内整理番号 ⑭⑮公告 平成2年(1990)5月17日
 F 02 C 3/30 Z 7910-3G
 7/16 A 7910-3G
 7/22 Z 7910-3G
 7/224 Z 7910-3G

発明の数 1 (全3頁)

⑭発明の名称 ガスタービンの再熱用燃料吹出し翼

⑯特 願 昭59-75692

⑰公 開 昭60-219401

⑱出 願 昭59(1984)4月17日

⑲昭60(1985)11月2日

特許法第30条第1項適用 1983年10月23~29日に開催された1983Tokyo International Gas
 Turbine Congressにおいて発表

⑳発明者 森下 輝夫 東京都大田区東雪谷1丁目6番5号

㉑出願人 運輸省船舶技術研究所 東京都三鷹市新川6丁目38番1号
長

㉒審査官 山岸 利治

㉓参考文献 特開 昭54-132014(JP, A)

1

2

㉔特許請求の範囲

1 作動ガスをタービン外の再熱器に導くことなくタービン内で再熱用燃料を燃焼させて再熱を行えるようにしたガスタービンにおいて、再熱用燃料を吹き出す静翼及び動翼の後縁に翼高さ方向に不均一に分布させた吹出し孔を設けたことを特徴とする再熱用燃料吹出し翼。

2 内径側に吹出し部分を設けない特許請求の範囲第1項記載の再熱用燃料吹出し翼。

3 翼高さ方向に吹出し孔の幅を変化させ、かつ翼高さ方向に連続した吹出し孔をもつ特許請求の範囲第2項記載の再熱用燃料吹出し翼。

4 翼高さ方向に吹出し孔の幅を一定にし、かつ翼高さ方向に不連続な吹出し孔をもつ特許請求の範囲第2項記載の再熱用燃料吹出し翼。

5 翼高さ方向に吹出し孔の幅を変化させ、かつ翼高さ方向に不連続な吹出し孔をもつ特許請求の範囲第2項記載の再熱用燃料吹出し翼。

発明の詳細な説明

この発明は再熱サイクルガスタービンにおいて、再熱用燃料をタービンと独立の再熱器を用いることなくタービン内で燃焼させて作動ガスの再熱を行わせるための再熱用燃料吹出し翼に関するものである。

従来の再熱サイクルガスタービンでは高压タービンと低压タービンの間に独立した再熱用燃焼器を設けなければならない。このためタービンと再熱用燃焼器をつなぐ風管は高温高压に耐える構造を有しかつ圧力損失を少なくするように配置しなければならない。又、再熱用燃焼器は流入ガスの温度が高いためライナの冷却が著るしく困難になる。従つて再熱サイクルガスタービンは極めて複雑な構造とならざるをえなくなり、従来の方式による再熱タービンでは2回以上の再熱は事実上不可能に近い。

この発明は、複雑な構造を有する高温高压ガス風管及び再熱用燃焼器を設けることなく任意の回数再熱を行い、ガスタービンの熱効率及び比出力を大幅に向上させることができるタービン内再熱装置を得ることを目的としている。

この発明の構造及び機能を図面にもとづいて説明すれば次の通りである。

第1図及び第2図(第1図中の翼のI-I線に沿う横断面図)において、高温高压の作動ガスはタービン内の翼列を4から5へと通過する間に膨脹しその温度が下がる。温度が下つた作動ガスを再熱するのに必要な可燃性ガスは翼の入口1から翼内に送り込まれ、翼内に設けられた流路3を通

つて翼を冷却すると同時に自らも燃焼しやすいように加熱された後、翼の後縁に設けられた吹き出し孔 2 を通つて翼外に吹き出される。吹き出された可燃性ガスは可燃性ガスの自然着火温度以上の作動ガス 5 に触れて燃焼し、その燃焼熱により作動ガスの再熱を行う。翼後縁の吹き出し孔は翼の高さ方向に不均一に分布するよう設けてあるので、再熱用燃料ガスの吹き出し量は翼高さ方向に変化させることができる。従つて、設計上必要なタービンの半径方向の温度分布がえられるように作動流体の再熱を行わせることができる。

すなわち、タービン内の流れは一般に旋回を伴う高速流であるため、流体要素には遠心力が働く。この作用のため軽い（温度の高い）流体要素はタービン内の流路の内周側に、重い（温度の低い）流体要素は外周側に移動しようとする。

以上の理由によりタービン翼後縁から吹き出された再熱用ガス燃料の燃焼のより主流より著しく高温になつた後流中の流体要素はタービン内周側に強く曲げられる。このため燃焼中の、あるいは燃焼完了直後のきわめて高温の流体はタービン内壁面にむけて曲げられこれが壁面に当たると壁面構造を焼損してしまう。また内壁が強く冷却されていると燃焼が中断され再熱効果が不十分になる。

いずれにせよ翼後縁からの吹き出し方法を工夫することが必要になる。そこで、再熱用燃料ガスの吹き出し量の配分、したがつて吹き出し孔の配置は翼後縁の高さ方向（半径方向）に一様にするのではなく、設計上要求される温度分布（一般的には吹き出し燃料の性状を考慮しつつ吹き出し孔を翼高さ方向に不均一に分布させて設けることが必須になる。

第 3 図は、翼後縁の吹き出し孔の配置においてタービンの回転軸に近い内径側に吹き出し孔を設けない場合の実施態様の一例を示すものである。この図は第 1 図に示した翼の II-II 線に沿う縦断面図である。可燃性ガスは翼の入口 1 から入り流路 3 を通つて後縁に流れるが、翼後縁の冷却をよくするため最後の流路 6 は可燃性ガスが内径側から外径側にむかつて流れるように設けてあり、吹き出し孔はこの最後の流路 6 の外径側部分にのみ設けてある。この構造により再熱用ガスは翼後縁の冷却効果を損うことなく翼の高さ方向において外

径側のみから吹き出すことができる。

第 4 図、第 5 図及び第 6 図はそれぞれ翼後縁の外観図である。

第 4 図は翼高さ方向に吹き出し孔の幅を変化させ、かつ翼高さ方向に連続した吹き出し孔を設けた場合の実施態様を示したものである。吹き出し孔が連続しているため、翼を精密鑄造法で製作する場合に中子の取扱いが容易になる。

第 5 図は吹き出し孔の幅は一定で、翼高さ方向に不連続な吹き出し孔を設けた場合の実施態様を示したものである。吹き出し孔が各々独立しているので、翼製造後に吹き出し量を調整するために吹き出し孔の孔うめ加工が容易になる。

第 6 図は吹き出し孔の幅を変化させ、かつ翼高さ方向に不連続な吹き出し孔をもつ場合の実施態様を示したものである。この方式によれば吹き出し孔のピッチを変えずに可燃性ガスの吹き出し量分布を任意に作るができる。

上記のように構成された翼から可燃性ガスを吹き出させると、翼の後縁の吹き出し孔の面積及びピッチが翼の高さ方向に不均一に分布させてあるため、翼列後方の作動ガスの半径方向（翼の高さ方向）の圧力分布に合わせた可燃性ガスの所要流量を流すことができる。

とくに翼列から流出する作動ガス 5 がタービンの周方向（翼列のピッチ方向）の速度成分をもつ場合、即ち旋回流となるときは翼列後方のガスはガスの密度と旋回速度の 2 乗の積に比例する遠心力をうける。通常、翼列後方のガスの中にはこの遠心力と釣合うようにタービンの内径側から外径側に向つて高くなるような圧力分布が発生する。可燃性ガスが吹き出されるとその燃焼によつて翼列後方のガス中に局所的な高温部ができ、この部分の密度は低くなる。従つてこの高温部分に働らく遠心力は密度の低い分だけ小さくなり、高温部分以外のガスに働らく遠心力と差が生じる。その結果、可燃性ガスの燃焼による高温部分のガスは遠心力の差に応じた内径側に向かう力を受け、高温ガスはタービンの内径側へむけて流れる。この作用があるため、可燃性ガスの吹き出し孔を翼高さ方向に均一に設けたりすると翼列後方の環状ガス流路の内径側壁面に火炎が接触し壁面を焼損するおそれがある。従つて、吹き出し孔を外径側に片寄らせて設け、且つ吹き出し孔の翼高さ方向の配

置を前記実施態様のように分布させることにより、ガス流路内壁面の焼損を防ぐとともに遠心力の差によって生じる内向き流れを利用して再熱用燃料吹き出し翼列の後方の流れに半径方向に沿う所要の温度分布を作ることができる。

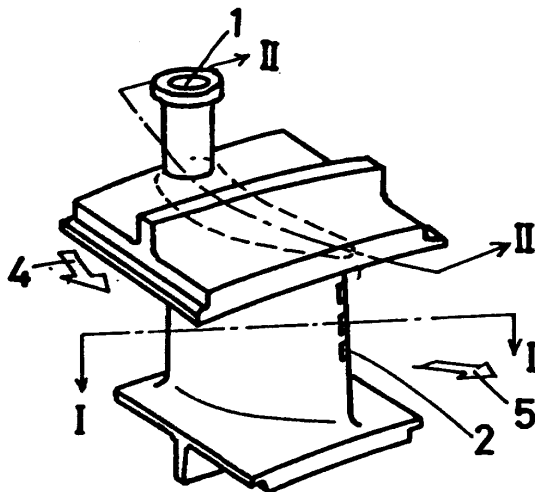
この発明は以上説明したように、再熱用の可燃性ガスを吹き出すタービン翼の吹き出し孔を翼の高さ方向に不均一に分布させて設けるという簡単な構造で、ガスタービンのノズル翼と動翼の間の環状ガス流路、あるいは動翼と次段のノズル翼の間の環状ガス流路において、流路の内径側壁面を過熱させることなく且つ半径方向に所要の温度分布がえられるように作動ガスを再熱することがで

きる。

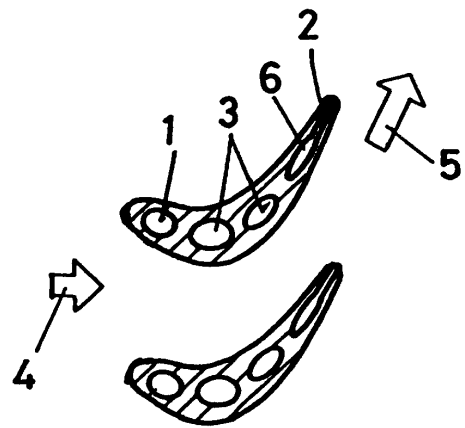
図面の簡単な説明

第1図は本発明によつて構成したガスタービンの再熱用燃料吹き出し翼の外形図、第2図および第3図はそれぞれ第1図の横断面図と縦断面図、第4図ないし第6図は本発明によつて構成した後縁吹き出し孔の実施例の外形図である。1は再熱用燃料の入口、2は後縁に設けた燃料ガス吹き出し孔、3は翼の冷却を兼ねた燃料ガス流路、4、5は翼列を通る作動ガスの流れの向きを示す矢印、6は後縁吹き出し孔直前の燃料ガス流路である。

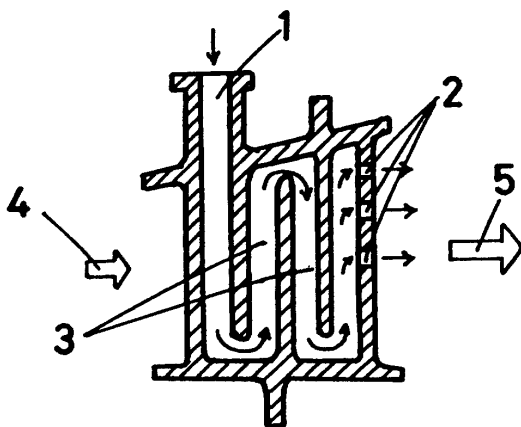
第1図



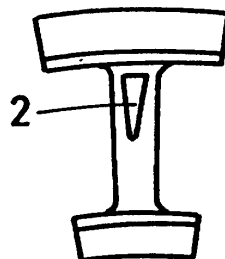
第2図



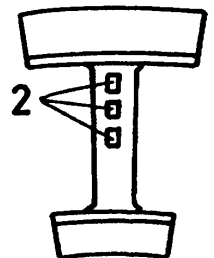
第3図



第4図



第5図



第6図

