

(19) 日本国特許庁(JP)

(12) 特許公報(B2)

(11) 特許番号

特許第4096706号
(P4096706)

(45) 発行日 平成20年6月4日(2008.6.4)

(24) 登録日 平成20年3月21日(2008.3.21)

(51) Int.Cl. F I
FO1D 5/18 (2006.01) FO1D 5/18

請求項の数 4 (全 7 頁)

<p>(21) 出願番号 特願2002-329258 (P2002-329258) (22) 出願日 平成14年11月13日(2002.11.13) (65) 公開番号 特開2004-162603 (P2004-162603A) (43) 公開日 平成16年6月10日(2004.6.10) 審査請求日 平成17年10月17日(2005.10.17)</p>	<p>(73) 特許権者 000000099 株式会社 I H I 東京都江東区豊洲三丁目1番1号 (74) 代理人 100097515 弁理士 堀田 実 (72) 発明者 山脇 栄道 東京都西多摩郡瑞穂町殿ヶ谷229 石川 島播磨重工業株式会社 瑞穂工場内 審査官 藤原 直欣</p>
---	---

最終頁に続く

(54) 【発明の名称】 薄肉軽量冷却タービン翼

(57) 【特許請求の範囲】

【請求項1】

翼の前方を構成し、その内部に冷却空気を通す前翼部冷却空気流路と該前翼部冷却空気流路に導入された冷却空気を前記翼の背側と腹側に噴き出すための前側フィルム冷却孔とを有する前翼部と、前記翼の後方を構成し前記前翼部よりも肉厚の薄い中実構造の後翼部と、前記前翼部と後翼部との間に位置し前記翼の中間部を構成し前記前翼部よりも肉厚の薄い中実構造の中翼部とから構成され、

該中翼部の腹側は背側に向かって凹部を形成し、

前記翼の腹側を流れる高温ガスが、前縁部で一旦後縁部方向と腹側に沿う方向とに分岐して剥離し、後縁部でこの剥離した高温ガスが再付着することにより、剥離領域を形成するようにした、ことを特徴とする薄肉軽量冷却タービン翼。

10

【請求項2】

前記中翼部と前記後翼部は、前記前側フィルム冷却孔から噴き出された冷却空気の一部を前記翼の腹側から背側に供給するための連通孔を有している、ことを特徴とする請求項1に記載の薄肉軽量冷却タービン翼。

【請求項3】

翼の前方を構成し、その内部に冷却空気を通す前翼部冷却空気流路と該前翼部冷却空気流路に導入された冷却空気を前記翼の背側と腹側に噴き出すための前側フィルム冷却孔とを有する前翼部と、前記翼の後方を構成しその内部に冷却空気を通す後翼部冷却空気流路と該後翼部冷却空気流路に導入された冷却空気を前記翼の背側と腹側に噴き出すための後

20

側フィルム冷却孔とを有する後翼部と、前記前翼部と後翼部との間に位置し前記翼の中間部を構成し前記前翼部よりも肉厚の薄い中実構造の中翼部とから構成され、

該中翼部の腹側は背側に向かって凹部を形成し、

前記翼の腹側を流れる高温ガスが、前縁部で一旦後縁部方向と腹側に沿う方向とに分岐して剥離し、後縁部でこの剥離した高温ガスが再付着することにより、剥離領域を形成するようにした、ことを特徴とする薄肉軽量冷却タービン翼。

【請求項 4】

前記中翼部は、前記前側フィルム冷却孔から噴き出された冷却空気の一部を前記翼の腹側から背側に供給するための連通孔を有している、ことを特徴とする請求項 3 に記載の薄肉軽量冷却タービン翼。

【発明の詳細な説明】

【0001】

【発明の属する技術分野】

本発明は、タービン部材の表面に冷却空気の薄いフィルムを形成するためのフィルム冷却孔を備えた冷却タービン翼に関する。

【0002】

【従来の技術】

図 3 はターボジェットエンジンの模式的構成図であり、空気取入口 1、圧縮機 2、燃焼器 3、ガスタービン 4、アフターバーナ 5、ジェットノズル 6、を備えている。かかるターボジェットエンジンでは、空気を空気取入口から 1 から導入し、圧縮機 2 でこの空気を圧縮し、燃焼器 3 内で燃料を燃焼させて高温の燃焼ガスを発生させ、発生した燃焼ガスでガスタービン 4 を駆動し、このガスタービン 4 で圧縮機 2 を駆動し、アフターバーナ 5 でタービンを出力した排ガスにより燃料を再度燃焼させ、高温の燃焼排ガスをジェットノズル 6 で膨張させて後方に噴出し、推力を発生するようになっている。この構成は、ターボジェットエンジン以外のジェットエンジンでも同様である。

【0003】

上述したジェットエンジンやその他のガスタービンにおいて、ガスタービンのタービン翼を冷却することによって、より高いタービン入口温度を採用することができ、これにより、ガスタービンの性能が向上することが、従来から知られている。また、このため、通常対流冷却以外にインピンジ冷却、フィルム冷却、トランスピレーション冷却、等の冷却手段がタービン翼を冷却するために設けられていた。

【0004】

図 4 は、従来の冷却タービン翼の一例を示す断面図である。この例では、タービン翼 4 a の内部に冷却空気流路を設け、この冷却空気流路を通りタービン翼 4 a の内面をインピンジ冷却した冷却空気が、タービン翼 4 a の背側、腹側に設けられた空気冷却孔 7 (フィルム冷却孔) から吹き出してタービン翼 4 a の表面に冷却空気の薄い膜 (フィルム) を形成し、フィルム冷却するようになっている (例えば、特許文献 1 参照)。

【0005】

【特許文献 1】

特開平 8 - 28203 号公報

【0006】

【発明が解決しようとする課題】

タービン翼は高速で回転しており、その回転速度を上げるほど効率よく動力を取り出すことができるが、タービン翼を支えるタービンディスクの強度で回転速度の限度が定まっていた。すなわち、ディスクに加わる力の大部分は、回転するタービン翼に作用する遠心力によるもので、タービン翼の総重量が結果的に回転速度の限界を決めている。したがってタービン翼はその重量が軽量であるほど有利であるが、前述のようにタービン翼の冷却手段を設ける必要性から、タービン翼の内部に冷却空気を流通させる通路を確保するため一定の厚みが必要であり、このためタービン翼の重量を増大させる要因となっていた。また、空気力学的に良好な性能を発揮するためにはタービン翼の背側と腹側との流速の差を大

10

20

30

40

50

きくとする必要があり、一定の厚みを確保しなければならず、タービン翼の軽量化、薄肉化を実現することが困難であった。

【0007】

本発明は、かかる事情に鑑みて創案されたものである。すなわち、本発明の目的は、タービン翼を軽量化し、タービンの回転速度を向上させることによりガスタービンの性能向上を図ることができる薄肉軽量冷却タービン翼を提供することにある。

【0008】

【課題を解決するための手段】

本発明によれば、翼の前方を構成し、その内部に冷却空気を通す前翼部冷却空気流路と該前翼部冷却空気流路に導入された冷却空気を前記翼の背側と腹側に噴き出すための前側フィルム冷却孔とを有する前翼部と、前記翼の後方を構成し前記前翼部よりも肉厚の薄い中実構造の後翼部と、前記前翼部と後翼部との間に位置し前記翼の中間部を構成し前記前翼部よりも肉厚の薄い中実構造の中翼部とから構成され、該中翼部の腹側は背側に向かって凹部を形成し、前記翼の腹側を流れる高温ガスが、前縁部で一旦後縁部方向と腹側に沿う方向とに分岐して剥離し、後縁部でこの剥離した高温ガスが再付着することにより、剥離領域を形成するようにした、ことを特徴とする薄肉軽量冷却タービン翼が提供される。

【0009】

本発明の薄肉軽量冷却タービン翼によれば、中翼部と後翼部が薄肉中軸構造に形成されているので、これによりタービン翼を軽量化し、タービンの回転速度を向上させることによりガスタービンの性能向上を図ることができる。

【0010】

本発明の好ましい実施の形態によれば、前記中翼部と前記後翼部は、前記前側フィルム冷却孔から噴き出された冷却空気の一部を前記翼の腹側から背側に供給するための連通孔を有している。これにより、連通孔から噴き出される冷却空気により翼の背側をフィルム冷却することができるので、翼の背側の冷却性能を向上させることができる。

【0011】

また本発明によれば、翼の前方を構成し、その内部に冷却空気を通す前翼部冷却空気流路と該前翼部冷却空気流路に導入された冷却空気を前記翼の背側と腹側に噴き出すための前側フィルム冷却孔とを有する前翼部と、前記翼の後方を構成しその内部に冷却空気を通す後翼部冷却空気流路と該後翼部冷却空気流路に導入された冷却空気を前記翼の背側と腹側に噴き出すための後側フィルム冷却孔とを有する後翼部と、前記前翼部と後翼部との間に位置し前記翼の中間部を構成し前記前翼部よりも肉厚の薄い中実構造の中翼部とから構成され、該中翼部の腹側は背側に向かって凹部を形成し、前記翼の腹側を流れる高温ガスが、前縁部で一旦後縁部方向と腹側に沿う方向とに分岐して剥離し、後縁部でこの剥離した高温ガスが再付着することにより、剥離領域を形成するようにした、ことを特徴とする薄肉軽量冷却タービン翼が提供される。この薄肉軽量冷却タービン翼によれば、中翼部が薄肉中軸構造に形成されているので、これによりタービン翼を軽量化し、タービンの回転速度を向上させることによりガスタービンの性能向上を図ることができる。

【0012】

また、前記中翼部は、前記前側フィルム冷却孔から噴き出された冷却空気の一部を前記翼の腹側から背側に供給するための連通孔を有している。

【0013】

これにより、連通孔(8)から噴き出される冷却空気により翼(10)の背側をフィルム冷却することができるので、翼(10)の背側の冷却性能を向上させることができる。

【0014】

タービン翼の冷却手段としては、上述したように翼内部に冷却空気を流す他に、翼表面に冷却空気を噴き出してフィルム冷却する手段があり、翼厚を十分に確保できない翼の後縁部では、スロット状の冷却孔から空気を噴き出す形態が主流であることから、翼を中空構造とせず薄肉の中実構造としてもフィルム冷却で冷却することが可能と考えられる。

【0015】

10

20

30

40

50

また、空気力学的観点から一定の翼厚を確保することが必要であることは上述した通りであるが、本発明者は、かかる点を解決するため、翼の前縁部腹側において高温ガスの流れを一旦剥離させ、後縁部で再付着させることにより、流れが剥離している区間は、あたかも肉厚の翼形状があるかのような流れ場を実現できることが近年の研究により明らかとなっていることにヒントを得て、流れが剥離している区間を従来より非常に薄い翼厚にすることにより軽量化を実現する薄肉軽量冷却タービン翼を創案した。

【0016】

従って、上記本発明によれば、タービン翼の一部分ないし大部分を薄肉中軸構造とすることができ、これによりタービン翼を軽量化し、タービンの回転速度を向上させることによりガスタービンの性能向上を図ることができる。

10

【0017】

【発明の実施の形態】

以下、本発明の実施の形態を図面を参照して説明する。なお、各図において、共通する部分には同一の符号を付して使用する。

【0018】

図1は、本発明の第1の実施形態における薄肉軽量冷却タービン翼の模式的断面図であり、翼10の前方を構成し、その内部に冷却空気を通す前翼部冷却空気流路12aとこの前翼部冷却空気流路12aに導入された冷却空気を翼10の背側と腹側に噴き出すための前側フィルム冷却孔7aとを有する前翼部10aと、翼10の後方を構成する後翼部10bと、前翼部と後翼部との間に位置し翼10の中間部を構成する中実構造の中翼部10cと

20

【0019】

この薄肉中実構造の翼部には前側フィルム冷却孔7aから吹き出された冷却空気の一部を翼10の腹側から背側に供給するための連通孔8が複数設けられている。

【0020】

また、本実施形態において前翼部冷却空気流路12aは3つの空気流路からなっているが、その数は適宜変更することが可能である。前側フィルム冷却孔7aは、前縁部、背側及び腹側に複数設けられている。

【0021】

翼10の腹側は、図4に示すような従来のタービン翼4aの腹側を削り取ったような形状をしている。すなわち、中翼部の腹側は背側に向かって凹部を形成しが薄肉となっている。このような形状をなすことにより、燃焼器から流入する高温ガスはタービン翼の前縁部腹側で一旦後縁部方向と腹側に沿う方向とに分岐して剥離し、後縁部腹側で再付着する。そしてこの流れが剥離している領域(剥離領域S)は、あたかも肉厚の翼形状があるかのような流れ場を実現する。

30

【0022】

したがって、高温ガスの流れが剥離している区間では従来のような肉厚の翼形状は必要でなく、翼厚を従来より非常に薄くすることができ、これにより最大で約50%の軽量化が可能となる。そして、タービン翼が50%軽量化できた場合、軽量化前と同じ遠心力がタービンディスクに作用するまでタービンの回転速度を上げることが可能であるとすれば、従来に比べてタービンの回転速度を40%上げることが可能となり、タービンから取り出せる仕事も同じ割合で増加させることができる。

40

【0023】

一方、同様にタービン翼の重量を50%軽量化できた場合であって、回転速度を維持した場合は、タービン翼を支えるタービンディスクに作用する遠心力が半減するため、タービンディスクの重量も半減することが可能となる。これにより、タービンディスクを支えるシャフト、シャフトを支えるケースを軽量化することができる。

【0024】

いずれにしても、一定のタービン仕事で考えると、航空エンジンの軽量化を大幅に図ることが可能となり、エンジンを支える航空機の構造重量もその数倍減少させることが可能と

50

なって、航空機積載総重量を増やすことが可能となるため、運航費の低減が図ることができる。

【0025】

また、前縁部、腹側及び背側に前側フィルム冷却孔7aを設け、この前側フィルム冷却孔7aから吹き出される冷却空気によりフィルム冷却を行うと共に、翼10の腹側に設けられた前側フィルム冷却孔7aから吹き出される冷却空気の一部を連通孔8を通して翼10の腹側から背側に供給することにより、背側をフィルム冷却する。これにより、翼10全体をフィルム冷却することが可能となる。

【0026】

図2は本発明の第2の実施形態における薄肉軽量冷却タービン翼の模式的断面図であり、翼10の前方を構成し、その内部に冷却空気を通す前翼部冷却空気流路12aとこの前翼部冷却空気流路12aに導入された冷却空気を翼10の背側と腹側に噴き出すための前側フィルム冷却孔7aとを有する前翼部10aと、翼10の後方を構成する後翼部10bと、前翼部と後翼部との間に位置し翼10の中間部を構成する中実構造の中翼部10cとから構成されている。後翼部10bは、その内部に冷却空気を通す後翼部冷却空気流路12bとこの後翼部冷却空気流路12bに導入された冷却空気を翼10の背側と腹側に噴き出すための後側フィルム冷却孔7bとを有している。中翼部は薄肉の中実構造となっており、翼10の腹側の前側フィルム冷却孔7aから吹き出された冷却空気の一部を翼10の腹側から背側に供給するための連通孔8が複数設けられている。翼10の腹側は背側に向かって凹部を形成している。

【0027】

本実施形態は、前記第1の実施形態における薄肉軽量冷却タービン翼の後翼部10bに後翼部冷却空気流路12bを設けたものであり、このような構成によっても、燃焼器から流入する高温ガスはタービン翼の前縁部腹側で一旦後縁部方向と腹側に沿う方向とに分岐して剥離し、後縁部腹側で再付着する。そしてこの流れが剥離している領域(剥離領域S)は、あたかも肉厚の翼形状があるかのような流れ場を実現する。そして、このような構成によれば、後縁部の冷却性能を向上させることができる。

【0028】

この構成を採用した場合、タービン翼の軽量化という観点からは第1の実施形態におけるタービン翼よりも劣るものの、タービン翼の冷却性能という観点からは優れており、後縁部のフィルム冷却を十分に行うと共にタービン翼の軽量化を図ることができる。

【0029】

また、翼10の腹側に設けられた前側フィルム冷却孔7aから吹き出される冷却空気の一部を連通孔8を通して翼10の腹側から背側に供給することにより、背側をフィルム冷却する。これにより、翼10全体をフィルム冷却することが可能となる。

【0030】

尚、本発明のタービン翼は、上述の図示例にのみ限定されるものではなく、本発明の要旨を逸脱しない範囲において種々変更を加え得ることは勿論である。

【0031】

【発明の効果】

以上、説明したように本発明のタービン翼によれば、タービン翼の一部分ないし大部分を薄肉中実構造とすることができ、これによりタービン翼を軽量化し、タービンの回転速度を向上させることによりガスタービンの性能向上を図ることができる。

【図面の簡単な説明】

【図1】本発明によるタービン翼の第1の実施形態を示す模式的断面図である。

【図2】本発明によるタービン翼の第2の実施形態を示す模式的断面図である。

【図3】ターボジェットエンジンの模式的構成図である。

【図4】従来のタービン翼の模式的断面図である。

【符号の説明】

1 空気取入口

10

20

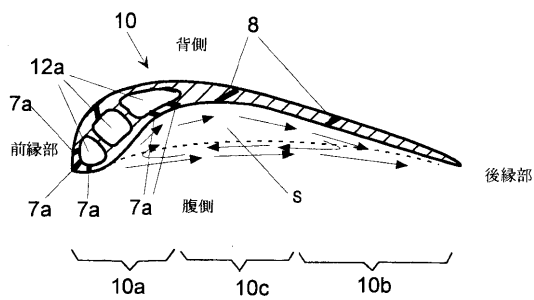
30

40

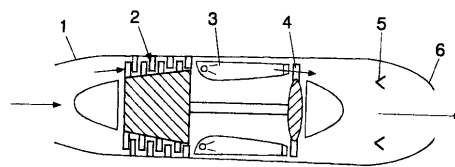
50

- 2 圧縮機
- 3 燃焼器
- 4 ガスタービン
- 4 b タービン翼
- 5 アフターバーナ
- 6 ジェットノズル
- 7 a 前側フィルム冷却孔
- 7 b 後側フィルム冷却孔
- 8 連通孔
- 10 翼
- 10 a 前翼部
- 10 b 後翼部
- 10 c 中翼部
- 12 a 前翼部冷却空気流路
- 12 b 後翼部冷却空気流路
- S 剥離領域

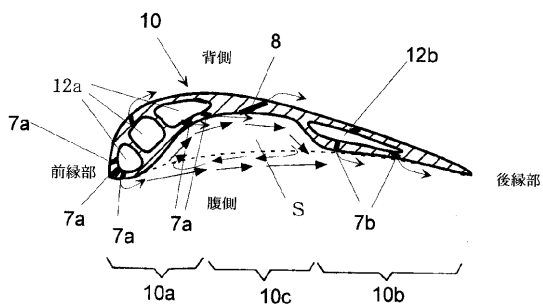
【図1】



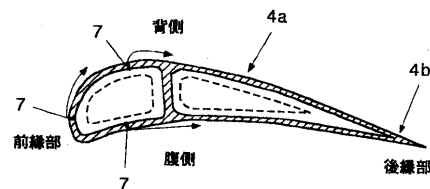
【図3】



【図2】



【図4】



フロントページの続き

- (56)参考文献 特開平09 - 004404 (JP, A)
特表平10 - 510021 (JP, A)
特開2000 - 337101 (JP, A)
実開昭55 - 004356 (JP, U)

- (58)調査した分野(Int.Cl., DB名)
F01D 5/18