

(19) 日本国特許庁(JP)

(12) 特 許 公 報(B2)

(11) 特許番号

特許第5387751号
(P5387751)

(45) 発行日 平成26年1月15日(2014.1.15)

(24) 登録日 平成25年10月18日(2013.10.18)

(51) Int.Cl.		F I	
FO1D	5/18	(2006.01)	FO1D 5/18
FO1D	9/02	(2006.01)	FO1D 9/02 102
FO2C	7/18	(2006.01)	FO2C 7/18 A

請求項の数 3 (全 8 頁)

(21) 出願番号	特願2012-243759 (P2012-243759)	(73) 特許権者	000000099
(22) 出願日	平成24年11月5日(2012.11.5)		株式会社 I H I
(62) 分割の表示	特願2009-16686 (P2009-16686) の分割		東京都江東区豊洲三丁目1番1号
原出願日	平成21年1月28日(2009.1.28)	(74) 代理人	100175802
(65) 公開番号	特開2013-32779 (P2013-32779A)		弁理士 寺本 光生
(43) 公開日	平成25年2月14日(2013.2.14)	(74) 代理人	100064908
審査請求日	平成24年11月5日(2012.11.5)		弁理士 志賀 正武
		(74) 代理人	100167553
			弁理士 高橋 久典
		(72) 発明者	大北 洋治
			東京都江東区豊洲三丁目1番1号 株式会 社 I H I 内
		審査官	石黒 雄一

最終頁に続く

(54) 【発明の名称】 タービン翼

(57) 【特許請求の範囲】

【請求項1】

内部の中空領域に冷却ガスが供給可能であると共に、中空領域から後縁部の腹側に抜ける第1貫通孔と、後縁部の腹側から前記後縁部の背側に抜ける第2貫通孔とを備えるタービン翼であって、

前記冷却ガスの流れ方向の上流側に配列される複数の前記第1貫通孔と前記冷却ガスの流れ方向の下流側に配列される複数の前記第2貫通孔とを備え、

前記第1貫通孔の前記後縁部の腹側の開口部から前記冷却ガスの後流位置とずれた位置に前記第2貫通孔の前記後縁部の腹側の開口部が形成されている

ことを特徴とするタービン翼。

【請求項2】

前記第2貫通孔が前記後縁部の背側における外部流体の流れ方向と鋭角をなすように傾斜されていることを特徴とする請求項1記載のタービン翼。

【請求項3】

前記第2貫通孔の断面積が前記後縁部の腹側から背側に向かうに連れて縮小されていることを特徴とする請求項1または2記載のタービン翼。

【発明の詳細な説明】

【技術分野】

【0001】

本発明は、内部の中空領域に冷却ガスが供給可能なタービン翼に関するものである。

【背景技術】

【0002】

タービンが備えるタービン翼は、一般的に高温の流体に晒される。特に、ガスタービンが備えるタービン翼は、燃焼器から排出された高温の燃焼ガスに晒されるため、極めて高温の環境に晒されることとなる。

このような高温の環境に晒されるタービン翼に対して耐久性を高めるために、タービン翼の内部に冷却空気等の冷却ガスを供給する場合がある。このように冷却ガスをタービン翼の内部に供給することによって、タービン翼の温度上昇を抑制し、タービン翼の耐久性を向上させることが可能となる。

【0003】

ところで、タービン翼の後縁部は、タービンの空力性能の観点から薄いことが望まれるため、内部に上記冷却ガスを流すための流路を形成することが困難な場合が多い。その一方で、タービン翼の後縁部は、高温の流体の流れが速いために熱伝達率が高く、高温の流体によって加熱されやすい部位であり、冷却が望まれる部位である。

このため、例えば特許文献1や特許文献2には、タービン翼の後縁部の腹側に切欠き部を形成することによって後縁部を薄くすると共に、切欠き部によって露出された腹側の面に向けて冷却ガスを吹き付けることによって後縁部をフィルム冷却する方法が提案されている。

【先行技術文献】

【特許文献】

【0004】

【特許文献1】米国特許第4303374号明細書

【特許文献2】米国特許第4601638号明細書

【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や特許文献2において提案されている方法では、タービン翼の後縁部を十分に冷却することが難しく、さらなる冷却効率の向上が望まれている。

【0006】

本発明は、上述する問題点に鑑みてなされたもので、タービン翼の後縁部の冷却効率を向上させてタービン翼の耐久性を向上させることを目的とする。

【課題を解決するための手段】

【0007】

本発明は、上記課題を解決するための手段として、以下の構成を採用する。

【0008】

第1の発明は、内部の中空領域に冷却ガスが供給可能なタービン翼であって、上記中空領域から後縁部の腹側に抜ける第1貫通孔と、上記後縁部の腹側から上記後縁部の背側に抜ける第2貫通孔とを備えるという構成を採用する。

【0009】

第2の発明は、上記第1の発明において、上記第2貫通孔が上記後縁部の背側における外部流体の流れ方向と鋭角をなすように傾斜されているという構成を採用する。

【0010】

第3の発明は、上記第1または第2の発明において、上記第2貫通孔の断面積が上記後縁部の腹側から背側に向かうに連れて縮小されているという構成を採用する。

【0011】

第4の発明は、上記第1～第3いずれかの発明において、上記冷却ガスの流れ方向の上流側に配列される複数の上記第1貫通孔と上記冷却ガスの流れ方向の下流側に配列される複数の上記第2貫通孔とを備え、上記第1貫通孔の上記後縁部の腹側の開口部から上記冷却ガスの後流位置に上記第2貫通孔の上記後縁部の腹側の開口部が形成されているという構成を採用する。

10

20

30

40

50

【 0 0 1 2 】

第5の発明は、上記第1～第3いずれかの発明において、上記冷却ガスの流れ方向の上流側に配列される複数の上記第1貫通孔と上記冷却ガスの流れ方向の下流側に配列される複数の上記第2貫通孔とを備え、上記第1貫通孔の上記後縁部の腹側の開口部から上記冷却ガスの後流位置とずれた位置に上記第2貫通孔の上記後縁部の腹側の開口部が形成されているという構成を採用する。

【発明の効果】

【 0 0 1 3 】

本発明によれば、第1貫通孔によってタービン翼内部の中空領域から後縁部の腹側に冷却ガスが抜け、当該冷却ガスによって後縁部の腹側が冷却される。一方で、第1貫通孔から後縁部の腹側に抜けた冷却ガスの一部が第2貫通孔を介して後縁部の背側に抜け、当該冷却ガスによって後縁部の背側が冷却される。

つまり、本発明によれば、後縁部の腹側と背側との両側が冷却ガスによって冷却される。したがって、本発明によれば、タービン翼の後縁部の冷却効率を向上させてタービン翼の耐久性を向上させることが可能となる。

【図面の簡単な説明】

【 0 0 1 4 】

【図1】本発明の第1実施形態におけるタービン翼の斜視図である。

【図2】本発明の第1実施形態におけるタービン翼の断面図である。

【図3】図3の要部拡大図である。

【図4】本発明の第2実施形態におけるタービン翼の斜視図である。

【発明を実施するための形態】

【 0 0 1 5 】

以下、図面を参照して、本発明に係るタービン翼の一実施形態について説明する。なお、以下の図面においては、各部材を認識可能な大きさとするために、各部材の縮尺を適宜変更している。また、以下の説明においては、本発明に係るタービン翼を備えるガスタービンエンジンについて説明する。

【 0 0 1 6 】

(第1実施形態)

図1は、本実施形態のタービン翼51の斜視図である。また、図2は、タービン翼51の断面図である。また、図3は、図2の要部拡大図である。

これらの図に示すように、タービン翼51は、内部に冷却ガスが供給可能な中空領域R1を備えている。そして、本実施形態のタービン翼51は、内部の中空領域R1から後縁部51aの腹側51bに抜ける第1貫通孔10と、該第1貫通孔10の下流側において後縁部51aの腹側51bから背側51cに抜ける第2貫通孔20とを備えている。

【 0 0 1 7 】

第1貫通孔10は、中空領域R1に供給された冷却ガスを後縁部51aの腹側51bに導出するための流路として機能するものであり、タービン翼51のハブからチップへ向かう方向に複数配列されている。

【 0 0 1 8 】

第2貫通孔20は、第1貫通孔10を通過した冷却ガスの一部を後縁部51aの腹側51bから背側51cに導出するための流路として機能するものであり、第1貫通孔10と同様にタービン翼51の幅方向に複数配列されている。

【 0 0 1 9 】

そして、本実施形態のタービン翼51においては、第1貫通孔10から噴出された冷却ガスの流れの上流側に第1貫通孔10が配列され、下流側に第2貫通孔20が配列されている。

なお、本実施形態のタービン翼51においては、図1に示すように、第1貫通孔10の後縁部51aの腹側51bの開口部10aから冷却ガスの流れ方向に進んだ位置に第2貫通孔20の後縁部51aの腹側51bの開口部20aが形成されている。

10

20

30

40

50

【0020】

また、本実施形態のタービン翼51においては、図2に示すように、第2貫通孔20が後縁部51aの背側51cにおける外部流体（燃焼器4が排出する燃焼ガス）の流れ方向と鋭角をなすように傾斜されている。

また、第2貫通孔20の断面積は、後縁部51aの腹側51bから背側51cに向かうに連れて縮小されている。すなわち、第2貫通孔20は、後縁部51aの腹側51bから背側51cに向かう先細り形状を有している。

【0021】

このように構成された本実施形態のタービン翼51においては、中空領域R1に冷却ガスが供給されると、冷却ガスが第1貫通孔10を介して後縁部51aの腹側51bに噴出される。そして、第1貫通孔10を通過して噴出された冷却ガスによって後縁部51aの腹側51bが冷却される。

10

また、タービン翼51では、背側51cにおける外部流体の流速が腹側51bにおける外部流体の流速として比較して速いため、背側51cが負圧状態となる。すなわち、背側51cと腹側51bとに圧力差が生じている。このため、第1貫通孔10を通過して噴出された冷却ガスの一部は、第2貫通孔20を介して後縁部51aの腹側51bから背側51cに噴出される。

【0022】

ここで、第2貫通孔20の開口部20aは、第1貫通孔10の開口部10aから冷却ガスの流れ方向に進んだ位置に形成されている。このため、第2貫通孔20の開口部20aが第1貫通孔10の開口部10aから冷却ガスの後流（流れ方向に進んだ）位置からずれた位置に形成されている場合と比較して、第2貫通孔20に流れ込む冷却ガスの流量が増加し、後縁部51aの背側51cに噴出される冷却ガスの流量を増加させることができる。

20

また、第2貫通孔20が後縁部51aの背側51cにおける外部流体の流れ方向と鋭角をなすように傾斜されているため、第2貫通孔20から噴出された冷却ガスが外部流体を乱すことを抑制することができる。

さらに、第2貫通孔20の断面積が後縁部51aの腹側51bから背側51cに向かうに連れて縮小されているため、第2貫通孔20から噴出される冷却ガスの流速を高め、第2貫通孔20から噴出された冷却ガスと外部流体との速度差を小さくし、これにより冷却ガスと外部流体との過度な混合を抑制することができる。

30

【0023】

なお、2つの流体層が並行して流れていることを考えた場合、両方の流体層が同じ速度で流れている場合には、両方の流体層は互いに作用を及ぼさず、さらに流体層間で摩擦力も働かないため、急激に2つの流体層が混じることはない。一方で、両方の流体層の速度が大きく異なると、流体層同士の境界面に摩擦力が作用して互いの流体層が相手側の速度に近づこうとするため混合が急激に進む。したがって、冷却ガスと外部流体との速度差を小さくすることで、冷却ガスと外部流体との過度な混合を抑制することができる。

【0024】

そして、本実施形態のタービン翼51においては、第2貫通孔20を介して後縁部51aの背側51cに噴出された冷却ガスによって後縁部51aの背側51cが冷却される。

40

【0025】

以上のような本実施形態のタービン翼51によれば、第1貫通孔10によってタービン翼51内部の中空領域R1から後縁部51aの腹側51bに冷却ガスが抜け、当該冷却ガスによって後縁部51aの腹側51bが冷却される。一方で、第1貫通孔10から後縁部51aの腹側51bに抜けた冷却ガスの一部が第2貫通孔20を介して後縁部51aの背側51cに抜け、当該冷却ガスによって後縁部51aの背側51cが冷却される。

つまり、本発明によれば、後縁部の腹側と背側との両側が冷却ガスによって冷却される。したがって、本実施形態のタービン翼51によれば、タービン翼51の後縁部51aの冷却効率を向上させてタービン翼の耐久性を向上させることが可能となる。

50

【0026】

また、本実施形態のタービン翼51においては、第2貫通孔20の開口部20aが第1貫通孔10の開口部10aから冷却ガスの後流位置に形成されているため、上述のように後縁部51aの背側51cに噴出される冷却ガスの流量を増加させることができる。したがって、後縁部51aの背側51cの冷却効果を高めることができる。

【0027】

また、本実施形態のタービン翼51においては、第2貫通孔20が後縁部51aの背側51cにおける外部流体の流れ方向と鋭角をなすように傾斜されているため、第2貫通孔20から噴出された冷却ガスが外部流体を乱すことを抑制できる。したがって、タービン翼51の空力性能の低下を抑制しながらタービン翼51の冷却を図ることが可能となる。

10

【0028】

また、本実施形態のタービン翼51においては、第2貫通孔20の断面積が後縁部51aの腹側51bから背側51cに向かうに連れて縮小されることによって、第2貫通孔20から噴出される冷却ガスの流速を高め、第2貫通孔20から噴出された冷却ガスと外部流体との速度差を小さくし、これにより冷却ガスと外部流体との過度な混合を抑制できる。したがって、タービン翼51の空力性能の低下を抑制しながらタービン翼51の冷却を図ることが可能となる。

【0029】

また、本実施形態のタービン翼51においては、2つの貫通孔を形成するのみで、後縁部51aの冷却を図ることが可能となる。

20

このため、金属からなるタービン翼よりも複雑な加工が困難なセラミックス基複合材料からタービン翼においても、容易に後縁部51aの冷却を図ることが可能となる。

【0030】

(第2実施形態)

次に、本発明の第2実施形態について説明する。なお、本実施形態の説明において、上記第1実施形態と同様の部分については、その説明を省略あるいは簡略化する。

【0031】

図4は、本実施形態のタービン翼51Aの斜視図である。この図に示すように、本実施形態のタービン翼51Aにおいては、図4に示すように、第1貫通孔10の後縁部51aの腹側51bの開口部10aから冷却ガスの流れ方向に進んだ位置とずれた位置に第2貫通孔20の後縁部51aの腹側51bの開口部20aが形成されている。

30

すなわち、第1貫通孔10の開口部10aと第2貫通孔20の開口部20aとが、冷却ガスの流れ方向に千鳥配置されている。

【0032】

このように、第1貫通孔10の開口部10aと、第2貫通孔20の開口部20aとが、冷却ガスの流れ方向に千鳥配置されることによって、第2貫通孔20の開口部20aが第1貫通孔10の開口部10aから冷却ガスの流れ方向に進んだ位置に形成されている場合と比較して、第2貫通孔20に流れ込む冷却ガスの流量が減少し、後縁部51aの背側51cに噴出される冷却ガスの流量を低減させることができる。

そして、後縁部51aの背側51cに噴出される冷却ガスの流量を低減させることによって、後縁部51aの背側51cが過剰に冷却されることを防止することが可能となる。

40

【0033】

以上、添付図面を参照しながら本発明に係るタービン翼の好適な実施形態について説明したが、本発明は、上記実施形態に限定されないことは言うまでもない。上述した実施形態において示した各構成部材の諸形状や組み合わせ等は一例であって、本発明の主旨から逸脱しない範囲において設計要求等に基づき種々変更可能である。

【0034】

例えば、上記実施形態においては、第2貫通孔20が直線状に延在される構成について説明した。

しかしながら、本発明はこれに限定されるものではなく、第2貫通孔20が折れ曲がっ

50

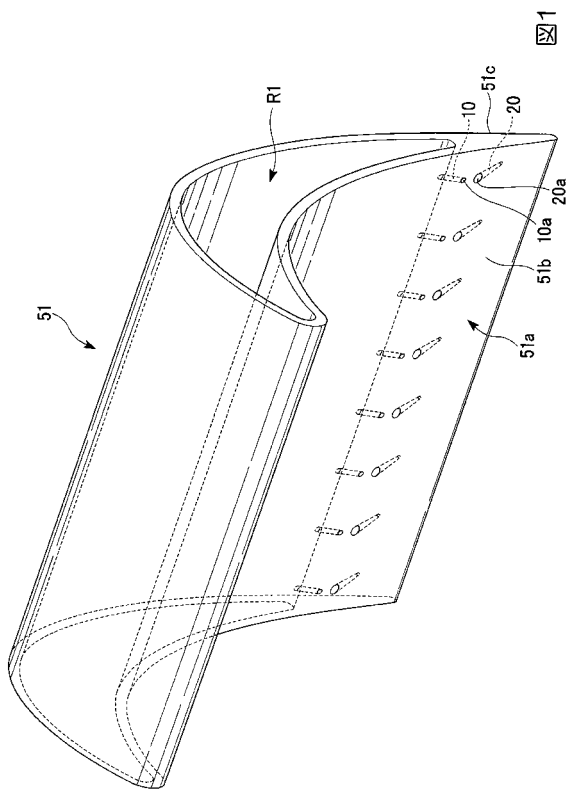
て延在される構成や湾曲される構成を採用することも可能である。

【符号の説明】

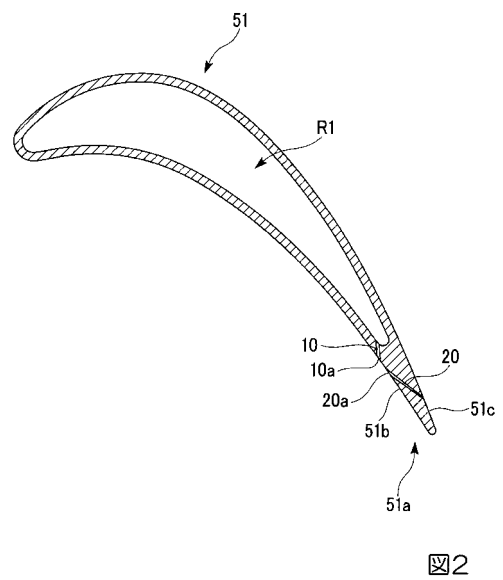
【0035】

51, 51A.....タービン翼、51a.....後縁部、51b.....腹側、51c.....背側、
10.....第1貫通孔、10a.....開口部、20.....第2貫通孔、20a.....開口部、R1
.....中空領域

【図1】



【図2】



【 図 3 】

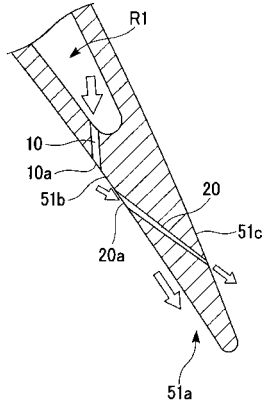


図 3

【 図 4 】

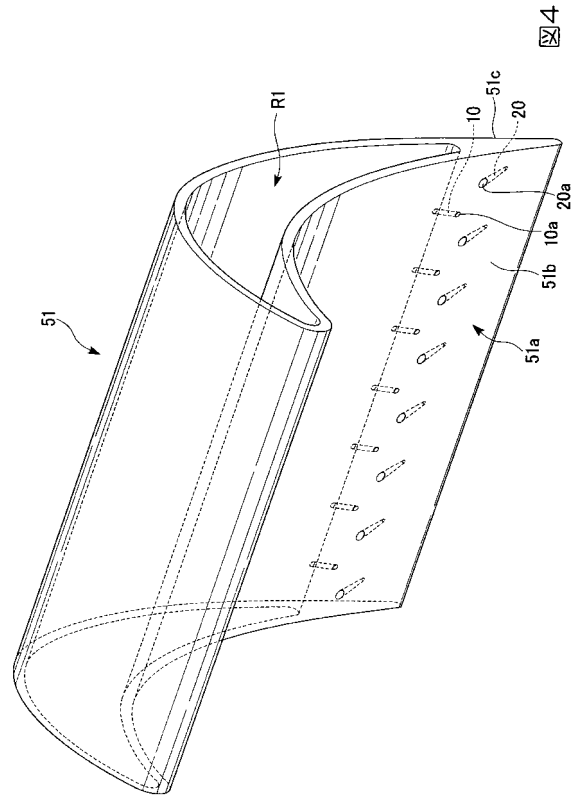


図 4

フロントページの続き

- (56)参考文献 特開2008-215233(JP,A)
特開2004-162603(JP,A)
特開2001-200704(JP,A)
特開2005-127204(JP,A)
特開2005-98203(JP,A)
特開平7-253002(JP,A)

(58)調査した分野(Int.Cl., DB名)

F01D	1/00 - 11/24
F02C	1/00 - 9/58
F23R	3/00 - 7/00