

(19) 日本国特許庁(JP)

(12) 特 許 公 報(B2)

(11) 特許番号

特許第5554425号
(P5554425)

(45) 発行日 平成26年7月23日(2014.7.23)

(24) 登録日 平成26年6月6日(2014.6.6)

(51) Int.Cl.		F 1	
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 2 (全 10 頁)

(21) 出願番号	特願2013-24442 (P2013-24442)	(73) 特許権者	000006208
(22) 出願日	平成25年2月12日 (2013.2.12)		三菱重工業株式会社
(62) 分割の表示	特願2008-156727 (P2008-156727)		東京都港区港南二丁目16番5号
原出願日	平成20年6月16日 (2008.6.16)	(74) 代理人	100112737
(65) 公開番号	特開2013-122250 (P2013-122250A)		弁理士 藤田 考晴
(43) 公開日	平成25年6月20日 (2013.6.20)	(74) 代理人	100118913
審査請求日	平成25年2月12日 (2013.2.12)		弁理士 上田 邦生
		(72) 発明者	北村 剛
			長崎県長崎市深堀町五丁目717番1号
			三菱重工業株式会社 長崎研究所内
		(72) 発明者	花田 忠之
			愛知県小牧市大字東田中1200番地 三
			菱重工業株式会社 名古屋誘導推進システ
			ム製作所内

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】

内部にサーペンタイン通路を有するタービン翼であって、
前記サーペンタイン通路を形成する第2の冷却媒体通路と第3の冷却媒体通路と第4の冷却媒体通路と、後縁部とを備え、

前記後縁部の少なくとも翼頂部側に、翼長方向に沿って複数個のスロットを備えるとともに、前記第4の冷却媒体通路と前記スロットとが、第1の連通孔のみを介して連通されており、

隣り合う前記スロット同士が、第2の連結孔のみを介して連通されていることを特徴とするタービン翼。

【請求項2】

請求項1に記載のタービン翼を具備していることを特徴とする航空機用ガスタービンエンジン。

【発明の詳細な説明】

【技術分野】

【0001】

本発明は、内部に冷却媒体通路を有するタービン翼（より詳しくは、タービン動翼またはタービン静翼）に関するものである。

【背景技術】

【0002】

内部に冷却媒体通路を有するタービン翼としては、例えば、特許文献1に開示されたタービン翼製造用中子を用いて製造されたタービン翼が知られている。

【先行技術文献】

【特許文献】

【0003】

【特許文献1】特許第3053174号公報

【発明の概要】

【発明が解決しようとする課題】

【0004】

しかしながら、特許文献1に開示されたタービン翼製造用中子を用いて製造されたタービン翼では、翼頂部側の後縁部を略均一に冷却することができないといった問題点があった。

10

【0005】

本発明は、上記の事情に鑑みてなされたもので、熱負荷が大きくなる領域の上流側に位置するスロット出口から排出される冷却媒体の流量を増加させ、熱負荷がさほど大きくない領域の上流側に位置するスロット出口から排出される冷却媒体の流量を減少させることができ、翼頂部側の後縁部を略均一に冷却することができ、熱負荷がさほど大きくない領域の過冷却を防止することができるタービン翼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】

【0006】

20

本発明は、上記課題を解決するため、以下の手段を採用した。

本発明に係るタービン翼は、内部にサーペントライン通路を有するタービン翼であって、前記サーペントライン通路を形成する第2の冷却媒体通路と第3の冷却媒体通路と第4の冷却媒体通路と、後縁部とを備え、前記後縁部の少なくとも翼頂部側に、翼長方向に沿って複数個のスロットを備えるとともに、前記第4の冷却媒体通路と前記スロットとが、第1の連通孔のみを介して連通されており、隣り合う前記スロット同士が、第2の連結孔のみを介して連通されている。

【0007】

本発明に係るタービン翼によれば、航空機用ガスタービンエンジン運転中、遠心力によって半径方向内側（図4において下側）に位置するスロット内の冷却媒体の一部が、タービン翼製造用中子の第2の連結部によって形成された第2の連通孔を介して半径方向外側に位置する隣のスロット内に流入することとなる。また、第2の連通孔を介して半径方向外側に位置する隣のスロット内に流入する冷却媒体の流量は、第2の連通孔の孔径、すなわち、タービン翼製造用中子を成形する際に第2の連結部の外径を調整することによって調整されることとなる。

30

これにより、熱負荷が大きくなる領域の上流側に位置するスロット出口から排出される冷却媒体の流量を増加させ、熱負荷がさほど大きくない領域の上流側に位置するスロット出口から排出される冷却媒体の流量を減少させることができ、翼頂部側の後縁部を略均一に冷却することができ、熱負荷がさほど大きくない領域の過冷却を防止することができる。

40

【0008】

本発明に係る航空機用ガスタービンエンジンは、上記タービン翼を具備している。

【発明の効果】

【0009】

本発明によれば、熱負荷が大きくなる領域の上流側に位置するスロット出口から排出される冷却媒体の流量を増加させ、熱負荷がさほど大きくない領域の上流側に位置するスロット出口から排出される冷却媒体の流量を減少させることができ、翼頂部側の後縁部を略均一に冷却することができ、熱負荷がさほど大きくない領域の過冷却を防止することができるという効果を奏する。

50

【図面の簡単な説明】

【0010】

【図1】本発明の第1参考実施形態に係るタービン翼製造用中子を用いて製造されたガスタービン動翼の断面図である。

【図2】本発明の第1参考実施形態に係るタービン翼製造用中子の平面図である。

【図3】図1のIII-III矢視断面図である。

【図4】本発明の第1実施形態に係るタービン翼製造用中子を用いて製造されたガスタービン動翼の断面図である。

【図5】本発明の第1実施形態に係るタービン翼製造用中子の平面図である。

【図6】本発明の第2参考実施形態に係るタービン翼製造用中子を用いて製造されたガスタービン動翼の断面図である。

10

【図7】本発明の第2参考実施形態に係るタービン翼製造用中子の平面図である。

【図8】本発明の第2実施形態に係るタービン翼製造用中子を用いて製造されたガスタービン動翼の断面図である。

【図9】本発明の第2実施形態に係るタービン翼製造用中子の平面図である。

【発明を実施するための形態】

【0011】

以下、本発明の第1参考実施形態に係るタービン翼製造用中子について、図1から図3を参照しながら説明する。

図1は本実施形態に係るタービン翼製造用中子を用いて製造されたガスタービン動翼の断面図、図2は本実施形態に係るタービン翼製造用中子の平面図、図3は図1のIII-III矢視断面図である。

20

【0012】

本実施形態に係るタービン翼製造用中子を用いて製造されたガスタービン動翼1は、例えば、燃焼用空気を圧縮する圧縮部（図示せず）と、この圧縮部から送られてきた高圧空気中に燃料を噴射して燃焼させ、高温燃焼ガスを発生させる燃焼部（図示せず）と、この燃焼部の下流側に位置し、燃焼部を出た燃焼ガスにより駆動されるタービン部（図示せず）とを備えた航空機用ガスタービンエンジンに適用されるものである。

図1に示すように、ガスタービン動翼1は、例えば、ニッケル基合金等からなり、回転軸側に保持されるクリスマスツリー型の埋込部2が形成され、シャंक3およびプラットホーム4を挟んで翼部（翼プロファイル部）5が形成されている。また、このガスタービン動翼1の内部には、上下方向に延びる空洞が形成され、前縁から後縁にかけて、例えば、4つの冷却媒体通路10、11、12、13が形成されている。そして、前縁側の2つの冷却媒体通路10、11には、ロータ側からの冷却媒体（例えば、空気）を導く供給口14、15がそれぞれ連通している。

30

【0013】

冷却媒体通路（以下「第1の冷却媒体通路」という。）10は、他の3つの冷却媒体通路（「サーペンタイン通路」ともいう。）とは独立した通路であり、翼根部に形成された供給口14から冷却媒体を導入して、翼頂部に形成された排出口10aから冷却媒体を排出する構成となっている。また、この冷却媒体通路10の内壁面には、冷却媒体の流通方向と交差する方向に延びるタービュレータ（乱流発生手段）としてのリブ16が多数形成されている。

40

【0014】

サーペンタイン通路を構成する前縁側の冷却媒体通路（以下「第2の冷却媒体通路」という。）11と中央部の冷却媒体通路（以下「第3の冷却媒体通路」という。）12とは、翼端部に形成された第1の折り返し部17で連通し、第2の冷却媒体通路11を上方に流れた冷却媒体は、第1の折り返し部17で折り返して第3の冷却媒体通路12を下方に流れる。また、第3の冷却媒体通路12と後縁側の冷却媒体通路（以下「第4の冷却媒体通路」という。）13とは、プラットホーム4を挟んでシャंक3側の翼根部に形成され

50

た第2の折り返し部18で連通し、第3の冷却媒体通路12を下方に流れた冷却媒体は、第2の折り返し部18で折り返して第4の冷却媒体通路13を上方に流れる。

【0015】

第2の冷却媒体通路11の内壁面、第3の冷却媒体通路12、および第4の冷却媒体通路13の内壁面にはそれぞれ、冷却媒体の流通方向に交差する方向に延びるタービュレータ(乱流発生手段)としてのリブ16が多数形成されている。また、第4の冷却媒体通路13の翼頂部側の後縁部には、翼長方向(スパン方向の長さ方向:図1において上下方向)に沿って複数個(本実施形態では3個)のスロット19が形成されており、各スロット19と第4の冷却媒体通路13とは、第1の連通孔20を介して連通している。そして、第4の冷却媒体通路13を上方に流れた冷却媒体は、第1の連通孔20を通過して対応するスロット19内に流入した後、図3に示すスロット出口21から排出される。

10

なお、図面の簡略化を図るため、図3にはリブ16を示していない。

【0016】

図2に示すタービン翼製造用中子31は、図1および図3に示すガスタービン動翼1を製造する際に用いられるタービン翼製造用中子の一つで、第2の冷却媒体通路11を形成する前縁側の冷却媒体通路形成部(以下「第1の冷却媒体通路形成部」という。)32と、第3の冷却媒体通路12を形成する中央部の冷却媒体通路形成部(以下「第2の冷却媒体通路形成部」という。)33と、第4の冷却媒体通路13を形成する後縁側の冷却媒体通路形成部(以下「第3の冷却媒体通路形成部」という。)34と、第1の折り返し部17を形成する第1の折り返し部形成部35と、第2の折り返し部18を形成する第2の折り返し部形成部36と、第1の連通孔20を形成する連通穴形成部37と、スロット19を形成するスロット形成部38とを備えている。また、第1の冷却媒体通路形成部32、第2の冷却媒体通路形成部33、第3の冷却媒体通路形成部34、第1の折り返し部形成部35、および第2の折り返し部形成部36は、リブ16を形成するためのリブ形成部39を備えている。そして、第1の冷却媒体通路形成部32と第2の冷却媒体通路形成部33とは、複数個(本実施形態では2個)の連結部40を介して連結されている。なお、図2中の符号41は、鑄造時、図示しない治具に支持される第1の中子支持部である。

20

【0017】

本実施形態に係るタービン翼製造用中子31によれば、ガスタービン動翼1の、第2の冷却媒体通路11を形成する第1の冷却媒体通路形成部32と、第3の冷却媒体通路12を形成する第2の冷却媒体通路形成部33とが、複数個(本実施形態では2個)の連結部40を介して連結されているので、中子自身の強度を向上させることができる。

30

また、このようなタービン翼製造用中子31を用いた製造方法によれば、鑄造時におけるタービン翼製造用中子31の変形および破損が防止され、ガスタービン動翼1のサーペンタイン通路の製作精度が向上し、製作誤差が減少することとなるので、ガスタービン動翼製造の歩留まりを良くすることができ、製造コストを低減させることができるとともに、ガスタービン動翼製造の生産性を向上させることができる。

【0018】

本発明の第1実施形態に係るタービン翼製造用中子について、図4および図5を参照しながら説明する。

40

図4は本実施形態に係るタービン翼製造用中子を用いて製造されたガスタービン動翼の断面図、図5は本実施形態に係るタービン翼製造用中子の平面図である。

図5に示すように、本実施形態に係るタービン翼製造用中子45は、第1参考実施形態のところで説明したスロット形成部38とスロット形成部38とが、複数個(本実施形態では2個)の第2の連結部46を介して連結されているという点で上述した第1参考実施形態のものと異なる。その他の構成要素については上述した第1参考実施形態のものと同じであるので、ここではそれら構成要素についての説明は省略する。

【0019】

本実施形態に係るタービン翼製造用中子45によれば、ガスタービン動翼51の、第2の冷却媒体通路11を形成する第1の冷却媒体通路形成部32と、第3の冷却媒体通路1

50

2を形成する第2の冷却媒体通路形成部33とが、複数個(本実施形態では2個)の第1の連結部40を介して連結されており、かつ、スロット形成部38とスロット形成部38とが、複数個(本実施形態では2個)の第2の連結部46を介して連結されているので、中子自身の強度を第1参考実施形態のものよりも向上させることができる。

また、このようなタービン翼製造用中子45を用いた製造方法によれば、鑄造時におけるタービン翼製造用中子45の変形および破損が第1参考実施形態のものよりも防止され、ガスタービン動翼51のサーペントイン通路の製作精度がさらに向上し、製作誤差がさらに減少することとなるので、ガスタービン動翼製造の歩留まりをさらに良くすることができて、製造コストをさらに低減させることができるとともに、ガスタービン動翼製造の生産性をさらに向上させることができる。

10

【0020】

さらに、このようなタービン翼製造用中子45を用いて製造されたガスタービン動翼51によれば、航空機用ガスタービンエンジン運転中、遠心力によって半径方向内側(図4において下側)に位置するスロット19内の冷却媒体の一部が、タービン翼製造用中子45の第2の連結部46によって形成された第2の連通孔47(図4参照)を介して半径方向外側に位置する隣のスロット19内に流入することとなる。また、第2の連通孔47を介して半径方向外側に位置する隣のスロット19内に流入する冷却媒体の流量は、第2の連通孔47の孔径、すなわち、タービン翼製造用中子45を成形する際に第2の連結部46の外径を調整することによって調整されることとなる。

これにより、熱負荷が大きくなる領域の上流側に位置するスロット出口21から排出される冷却媒体の流量を増加させ、熱負荷がさほど大きくない領域の上流側に位置するスロット出口21から排出される冷却媒体の流量を減少させることができ、翼頂部側の後縁部を略均一に冷却することができ、熱負荷がさほど大きくない領域の過冷却を防止することができる。

20

【0021】

本発明の第2参考実施形態に係るタービン翼製造用中子について、図6および図7を参照しながら説明する。

図6は本実施形態に係るタービン翼製造用中子を用いて製造されたガスタービン動翼の断面図、図7は本実施形態に係るタービン翼製造用中子の平面図である。

図6に示すように、本実施形態に係るタービン翼製造用中子55は、第1参考実施形態のところで説明した第2の折り返し部形成部36から、第1の中子支持部41と反対の側(図7において下側)に向かって第2の中子支持部56が立設されているという点で上述した第1参考実施形態のものとは異なる。その他の構成要素については上述した第1参考実施形態のものと同じであるので、ここではそれら構成要素についての説明は省略する。

30

【0022】

本実施形態に係るタービン翼製造用中子55によれば、鑄造時、第1の中子支持部41および第2の中子支持部56が図示しない治具に支持されることとなるので、鑄造中の変形および破損を第1参考実施形態のものよりも低減させることができる。

また、このようなタービン翼製造用中子55を用いた製造方法によれば、鑄造時におけるタービン翼製造用中子55の変形および破損が第1参考実施形態のものよりも防止され、ガスタービン動翼61のサーペントイン通路の製作精度がさらに向上し、製作誤差がさらに減少することとなるので、ガスタービン動翼製造の歩留まりをさらに良くすることができて、製造コストをさらに低減させることができるとともに、ガスタービン動翼製造の生産性をさらに向上させることができる。

40

【0023】

さらに、このようなタービン翼製造用中子55を用いて製造されたガスタービン動翼61によれば、航空機用ガスタービンエンジン運転中に、第2の中子支持部56によって形成された第3の連通孔57を介して温度上昇していない(温度の低い)冷却媒体がサーペントイン通路内(より詳しくは、第2の折り返し部18内)に流入することとなるので、冷却性能を向上させることができる。

50

【 0 0 2 4 】

本発明の第2実施形態に係るタービン翼製造用中子について、図8および図9を参照しながら説明する。

図8は本実施形態に係るタービン翼製造用中子を用いて製造されたガスタービン動翼の断面図、図9は本実施形態に係るタービン翼製造用中子の平面図である。

図8に示すように、本実施形態に係るタービン翼製造用中子65は、第1参考実施形態のところで説明したスロット形成部38とスロット形成部38とが、複数個（本実施形態では2個）の第2の連結部46を介して連結されているとともに、第2の折り返し部形成部36から、第1の中子支持部41と反対の側（図9において下側）に向かって第2の中子支持部56が立設されているという点で上述した第1参考実施形態のものと異なる。その他の構成要素については上述した第1参考実施形態のものと同じであるので、ここではそれら構成要素についての説明は省略する。

10

【 0 0 2 5 】

本実施形態に係るタービン翼製造用中子65によれば、ガスタービン動翼71の、第2の冷却媒体通路11を形成する第1の冷却媒体通路形成部32と、第3の冷却媒体通路12を形成する第2の冷却媒体通路形成部33とが、複数個（本実施形態では2個）の第1の連結部40を介して連結されており、かつ、スロット形成部38とスロット形成部38とが、複数個（本実施形態では2個）の第2の連結部46を介して連結されているので、中子自身の強度を第1参考実施形態のものよりも向上させることができる。

また、鑄造時、第1の中子支持部41および第2の中子支持部56が図示しない治具に支持されることとなるので、鑄造中の変形および破損を第1参考実施形態のものよりも低減させることができる。

20

さらに、このようなタービン翼製造用中子65を用いた製造方法によれば、鑄造時におけるタービン翼製造用中子65の変形および破損が上述した実施形態のものよりも防止され、ガスタービン動翼71のサーペントイン通路の製作精度がさらに向上し、製作誤差がさらに減少することとなるので、ガスタービン動翼製造の歩留まりをさらに良くすることができて、製造コストをさらに低減させることができるとともに、ガスタービン動翼製造の生産性をさらに向上させることができる。

【 0 0 2 6 】

さらにまた、このようなタービン翼製造用中子65を用いて製造されたガスタービン動翼71によれば、航空機用ガスタービンエンジン運転中に、第2の中子支持部56によって形成された第3の連通孔57を介して温度上昇していない（温度の低い）冷却媒体がサーペントイン通路内（より詳しくは、第2の折り返し部18内）に流入することとなるので、冷却性能を向上させることができる。

30

また、航空機用ガスタービンエンジン運転中、遠心力によって半径方向内側（図8において下側）に位置するスロット19内の冷却媒体の一部が、タービン翼製造用中子65の第2の連結部46によって形成された第2の連通孔47（図8参照）を介して半径方向外側に位置する隣のスロット19内に流入することとなる。また、第2の連通孔47を介して半径方向外側に位置する隣のスロット19内に流入する冷却媒体の流量は、第2の連通孔47の孔径、すなわち、タービン翼製造用中子65を成形する際に第2の連結部46の外径を調整することによって調整されることとなる。

40

これにより、熱負荷が大きくなる領域の上流側に位置するスロット出口21から排出される冷却媒体の流量を増加させ、熱負荷がさほど大きくない領域の上流側に位置するスロット出口21から排出される冷却媒体の流量を減少させることができ、翼頂部側の後縁部を略均一に冷却することができ、熱負荷がさほど大きくない領域の過冷却を防止することができる。

【 0 0 2 7 】

なお、上述した実施形態において、第2の冷却媒体通路11を形成する第1の冷却媒体通路形成部32と、第3の冷却媒体通路12を形成する第2の冷却媒体通路形成部33とを連結する第1の連結部40が、ガスタービン動翼の翼長方向に沿って長軸を有する断面

50

視楕円形状となるように形成されているとさらに好適である。

これにより、航空機用ガスタービンエンジン運転中に、第1の連結部40によって形成された第4の連通孔66への応力集中を低減させることができる。

【0028】

また、上述した実施形態では、第2の冷却媒体通路11を形成する第1の冷却媒体通路形成部32と、第3の冷却媒体通路12を形成する第2の冷却媒体通路形成部33とが、複数個（上述した実施形態では2個）の第1の連結部40を介して連結されたタービン翼製造用中子について説明したが、本発明に係るタービン翼製造用中子はこのようなものに限定されるものではなく、第1の連結部40の代わりに、あるいは第1の連結部40とともに、第3の冷却媒体通路12を形成する第2の冷却媒体通路形成部33と、第4の冷却媒体通路13を形成する第3の冷却媒体通路形成部34とを連結する複数個（例えば、2個）の第3の連結部（図示せず）を有するものであってもよい。

10

【0029】

さらに、本発明に係るタービン翼製造用中子は、ガスタービン動翼を製造する場合のみに適用され得るものではなく、ガスタービン静翼にも適用可能である。

【符号の説明】

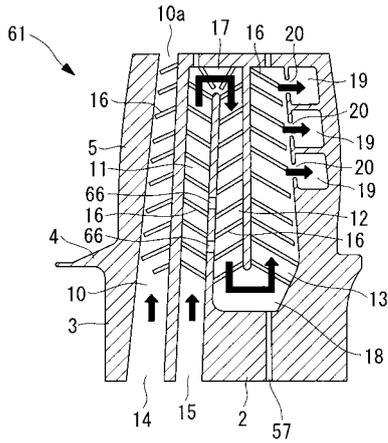
【0030】

- 1 タービン動翼（タービン翼）
- 19 スロット
- 31 タービン翼製造用中子
- 32 第1の冷却媒体通路形成部
- 33 第2の冷却媒体通路形成部
- 38 スロット形成部
- 40 第1の連結部
- 45 タービン翼製造用中子
- 46 第2の連結部
- 51 タービン動翼（タービン翼）
- 55 タービン翼製造用中子
- 56 第2の中子支持部（中子支持部）
- 57 第3の連通孔（連通孔）
- 61 タービン動翼（タービン翼）
- 65 タービン翼製造用中子
- 71 タービン動翼（タービン翼）

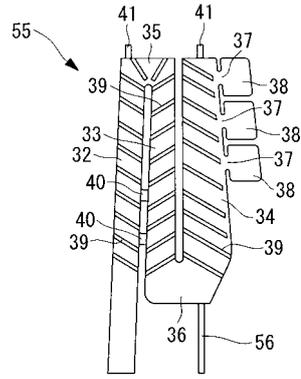
20

30

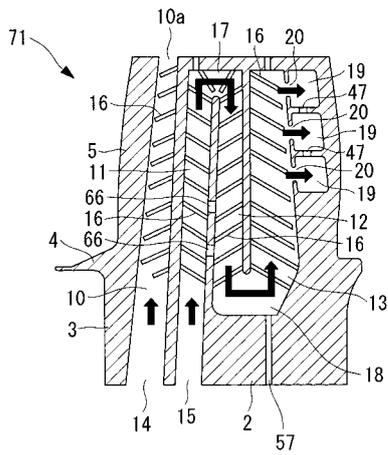
【図6】



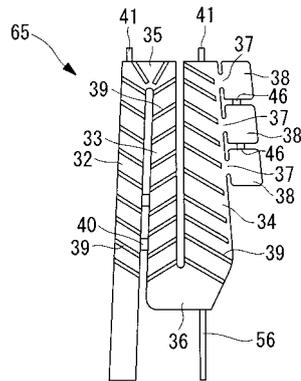
【図7】



【図8】



【図9】



フロントページの続き

審査官 岡本 健太郎

(56)参考文献 特開平10-280904(JP,A)
特開2000-356104(JP,A)
特開平11-287102(JP,A)

(58)調査した分野(Int.Cl., DB名)

F01D	5/18
F01D	9/02
F02C	7/18