

(19) 日本国特許庁 (JP)

(12) 特 許 公 報 (B2)

(11) 特許番号
特許第4169616号
(P4169616)

(45) 発行日 平成20年10月22日 (2008. 10. 22)

(24) 登録日 平成20年8月15日 (2008. 8. 15)

(51) Int. Cl.

F I

FO1D 9/02 (2006.01)

B23K 35/30 (2006.01)

C22C 19/05 (2006.01)

FO1D 25/00 (2006.01)

FO1D 9/02 1O1

B23K 35/30 31OD

C22C 19/05 B

C22C 19/05 C

FO1D 25/00 L

請求項の数 8 外国語出願 (全 13 頁) 最終頁に続く

(21) 出願番号	特願2003-76721 (P2003-76721)	(73) 特許権者	390041542
(22) 出願日	平成15年3月20日 (2003. 3. 20)		ゼネラル・エレクトリック・カンパニイ
(65) 公開番号	特開2004-36607 (P2004-36607A)		GENERAL ELECTRIC CO
(43) 公開日	平成16年2月5日 (2004. 2. 5)		MPANY
審査請求日	平成18年3月15日 (2006. 3. 15)		アメリカ合衆国、ニューヨーク州、スケネ
(31) 優先権主張番号	10/104, 757		クタデイ、リバーロード、1 番
(32) 優先日	平成14年3月21日 (2002. 3. 21)	(74) 代理人	100093908
(33) 優先権主張国	米国 (US)		弁理士 松本 研一
		(74) 代理人	100105588
			弁理士 小倉 博
		(74) 代理人	100106541
			弁理士 伊藤 信和

最終頁に続く

(54) 【発明の名称】 ガスタービンノズルのスロート面積の設定及びノズル羽根の修正のための技術

(57) 【特許請求の範囲】

【請求項 1】

ガスタービンノズル羽根（42）の後縁（50）を延長するための方法であって、
根元部（52）と先端部（54）との間で長手方向に延びる後縁（50）を有するガスタービンノズル羽根（42）を準備する段階と、
前記後縁（50）に沿って長手方向に延びるように延長用線材（100）を該後縁（50）に固定する段階と、
前記延長用線材（100）と前記後縁（50）とに蠟付け材料（104）を適用する段階と、
を含み、前記後縁（50）は丸みがあり、前記蠟付け材料を適用する段階が、高温熔融性充填用合金の第1層（106）を前記延長用線材（100）と前記後縁（50）との間の間隙領域に適用する段階と、その後で、蠟付け組成物の第2層（110）を前記第1層（106）に重なるように適用する段階と、を含み、
前記方法は更に、該蠟付け材料（104）を蠟付け温度にまで加熱し、該蠟付け材料（104）の少なくとも一部を熔融させ、冷却したときに前記延長用線材（100）と前記蠟付け材料（104）とが前記後縁（50）に接着されるようにする段階を含むことを特徴とする方法。

【請求項 2】

前記ガスタービンノズル羽根（42）がノズル羽根用ニッケル基超合金でできており、前記延長用線材（100）が延長用線材用ニッケル基超合金でできていることを特徴とす

る、請求項 1 に記載の方法。

【請求項 3】

前記延長用線材用ニッケル基超合金が、重量パーセントで、約 12.0 パーセントのコバルト、約 6.8 パーセントのクロム、約 1.5 パーセントのモリブデン、約 4.9 パーセントのタングステン、約 2.8 パーセントのレニウム、約 6.35 パーセントのタンタル、約 6.15 パーセントのアルミニウム、約 1.5 パーセントのハフニウム、約 0.12 パーセントの炭素、約 0.015 パーセントのホウ素を含み、残部がニッケル及び微量元素からなる公称組成を有することを特徴とする、請求項 2 に記載の方法。

【請求項 4】

前記第 1 層 (106) が、前記蝋付け温度より高い第 1 層用ニッケル基超合金融点を有する第 1 層用ニッケル基超合金であることを特徴とする、請求項 1 乃至 3 のいずれか 1 項に記載の方法。

【請求項 5】

前記第 1 層用ニッケル基超合金が、重量パーセントで、約 7.5 パーセントのコバルト、約 9.75 パーセントのクロム、約 1.5 パーセントのモリブデン、約 6.0 パーセントのタングステン、約 4.8 パーセントのタンタル、約 4.2 パーセントのアルミニウム、約 3.45 パーセントのチタン、約 0.15 パーセントのハフニウム、約 0.05 パーセントの炭素、約 0.004 パーセントのホウ素、約 0.5 パーセントのニオブを含み、残部がニッケル及び微量元素からなる公称組成を有する第 1 のニッケル基超合金と、

重量パーセントで、約 12.0 パーセントのコバルト、約 6.8 パーセントのクロム、約 1.5 パーセントのモリブデン、約 4.9 パーセントのタングステン、約 2.8 パーセントのレニウム、約 6.35 パーセントのタンタル、約 6.15 パーセントのアルミニウム、約 1.5 パーセントのハフニウム、約 0.12 パーセントの炭素、約 0.015 パーセントのホウ素を含み、残部がニッケル及び微量元素からなる公称組成を有する第 2 のニッケル基超合金と、
からなる群から選択されることを特徴とする、請求項 4 に記載の方法。

【請求項 6】

ガスタービンノズルの環状構造体の最終のスロート面積を設定するための方法であって、

最終の対間スロート面積の目標範囲を設ける段階と、
ガスタービンの少なくとも 2 つのノズル羽根 (42) を準備する段階と、その後で、
各対のガスタービンノズル羽根 (42) の間の最初の対間スロート面積にして前記最終の対間スロート面積の目標範囲内に収まらないような最初の対間スロート面積を求める段階と、

前記最初の対間スロート面積を求める段階に応答して前記ガスタービンノズル羽根 (42) の少なくとも 1 つの後縁 (50) を延長し、そのことにより、前記最終の対間スロート面積が前記最終の対間スロート面積の目標範囲内に収まるようにする段階と、
を含み、前記延長する段階が、

前記ガスタービンノズル羽根 (42) の根元部 (52) と先端部 (54) との間で長手方向に延びる丸みのある後縁 (50) を有する前記ガスタービンノズル羽根 (42) の 1 つを準備する段階と、

前記後縁 (50) に沿って長手方向に延びるように該後縁 (50) に延長用線材 (100) を固定する段階と、

前記延長用線材 (100) と前記後縁 (50) とに重なるように蝋付け材料 (104) を適用する段階と、

前記延長用線材 (100) と前記後縁 (50) とに前記蝋付け材料 (104) を蝋付けする段階と、
を含むことを特徴とする方法。

【請求項 7】

前記準備する段階は、まとまって前記ガスタービンノズルの環状構造体を構成するようになった複数対のガスタービンノズル羽根（４２）を準備する段階を含むことを特徴とする、請求項 6に記載の方法。

【請求項 8】

最終の総スロート面積の目標範囲を設ける段階と、

まとまって前記ガスタービンノズルの環状構造体を構成する複数対のガスタービンノズル羽根（４２）を、最終の対間スロート面積の総計が前記最終の総スロート面積の目標範囲内に収まるように選択する段階と、

の付加的段階を含むことを特徴とする、請求項 6 又は 7に記載の方法。

【発明の詳細な説明】

10

【０００１】

【発明の属する技術分野】

本発明は、ガスタービンエンジンに関し、より具体的には、ガスタービンエンジンの固定ノズル羽根構造に関する。

【０００２】

【従来の技術】

航空機用ガスタービン（ジェット）エンジンにおいては、空気は、エンジンの前部に引き込まれ、シャフトに取付けられた圧縮機によって圧縮され、燃料と混合される。混合気が燃焼され、その結果生じる高温燃焼ガスは、同じシャフトに取付けられたガスタービンを通過する。燃焼ガス流は、タービンプレードの翼形部分に接触することによってガスタービンを回転させ、ガスタービンがシャフトを回転させて出力を圧縮機に与える。高温の排気ガスがエンジンの後方から噴出し、該エンジン及び航空機を前方に駆動する。更には、タービン部分から延びるシャフトによって駆動され、エンジンの中央コアの周りに空気を強制的に送るバイパスファンを設けることができる。

20

【０００３】

ガスタービンエンジンの燃焼器から流出する燃焼ガスは、ほぼ円筒形のガスタービンエンジンの燃焼ガス流路の周囲周りに半径方向に延びる複数の固定ノズル羽根を有する固定の（即ち回転しない）ノズル構造体に入る。ガスタービンノズル羽根は、適当な速度及び角度でタービンに入るように燃焼ガス流を僅かに加速し方向付けするノズルとして作用する。方向付けされた燃焼ガス流は、タービンシャフトを中心に回転可能なタービンホイールから半径方向に延びるタービンプレードに衝突して、タービンホイールを回転させ、したがって、タービンホイールが圧縮機を駆動するようになる。

30

【０００４】

ガスタービンエンジンの重要な作動パラメータの１つは、固定ノズル羽根構造の面積であり、スロート面積と呼ばれる該面積を通して燃焼ガス流が流れる。ガスタービンエンジンの設計パラメータである総スロート面積は、タービン流の機能を定めるものであり、このタービン流の機能が圧縮機の圧力比及び作動線を設定し、圧縮機の失速限界を求める際の重要パラメータとなる。各対のガスタービンノズル羽根の間の対間スロート面積が、対間スロート面積の選択された目標範囲内に維持され、ガスタービンノズル羽根の全ての対についての総スロート面積も、該総スロート面積の選択された目標範囲内に維持されることが望ましい。

40

【０００５】

ノズル羽根は精密な寸法許容範囲に製造されるが、その許容範囲内のばらつき及び組立体の許容範囲は、ガスタービンエンジンが組み立てられたとき、ガスタービンノズル羽根の隣接する対が、対間スロート面積の目標範囲に合致しなくなるか、又はノズル羽根の全ての組が総スロート面積の目標範囲に合致しなくなるほどに、大きくなることがある。このスロート面積の目標範囲からの偏差の問題は、ガスタービンエンジンが使用され、ノズル羽根の寸法が、侵食、羽根材料の焼損、その他の影響に起因して、ノズル羽根とノズル羽根との間で一様でない大きさにまで変化した後には、さらに深刻なものとなる。その場合には、ガスタービンエンジンのオーバーホールは、個々のノズル羽根の交換又は修理をし

50

、次にノズル羽根の適当な組み合わせを選択し、対間スロート面積及び総スロート面積の目標範囲に合致させるようにすることを含むものとなる。

【特許文献1】

米国特許第6022188号

【0006】

【発明が解決しようとする課題】

個々のノズル羽根を製造するのは高価であるが、スロート面積の目標範囲に合致させるために使用済みノズル羽根の多くを廃棄し、それらを新品のノズル羽根に交換することが、ガスタービンエンジンのオーバーホール中に必要となることが多い。ノズル羽根についての修理技術が提案されてきたが、利用可能な技術は、それらがノズル羽根の性能に望ましくない変更をもたらすことがあるために全面的に受け入れられてはいない。従って、ノズル羽根の性能が許容できるものとなり、またスロート面積の目標範囲に合致するものとなるように、ノズル羽根を修理することについての改良された手法の必要性がある。本発明はこの必要性を満たし、更に関連する利点を提供するものである。

10

【0007】

【課題を解決するための手段】

本発明は、ガスタービンノズルのスロート面積を設定するための技術、及び個々のノズル羽根のための修理手順を提供する。本発明による手法は、対間スロート面積の目標範囲及び総スロート面積の目標範囲の双方に合致することを可能にする。対間スロート面積の目標範囲に合致させる適当な寸法を個々のノズル羽根に与えるために修理手順が利用され、次に、対になるノズル羽根は、総スロート面積の目標範囲に合致するように組み合わせられる。それはまた、他の理由でノズル羽根の寸法を変えるのに用いることもできる。修理手順は、実質的に、ノズル羽根の翼形部の形状を維持する。

20

【0008】

ガスタービンノズルの最終のスロート面積を設定するための方法は、最終の対間スロート面積の目標範囲を設ける段階と、少なくとも2つのガスタービンノズル羽根を準備する段階と、その後で、各対のガスタービンノズル羽根の間における最初の対間スロート面積を求める段階とを含む。その後で、その最初の対間スロート面積が最終の対間スロート面積の目標範囲内に収まらない各対のガスタービンノズル羽根について、最初の対間スロート面積を求める段階にตอบสนองして、ガスタービンノズル羽根の1つの後縁が延長され、そのことにより、最終の対間スロート面積が最終の対間スロート面積の目標範囲内に収まるようになる。

30

【0009】

この方法は、典型的には、複数対のガスタービンノズル羽根がまとまってガスタービンノズルの環状構造体を構成するようになるノズルに適用される。最終の総スロート面積の目標範囲が設けられ、複数対のガスタービンノズル羽根のノズルが選択され、そのことにより、それらの最終の対間スロート面積の総計が、最終の総スロート面積の目標範囲内に収まるようになる。

【0010】

後縁を延長する段階は、好ましくは、ガスタービンノズル羽根の根元部と先端部との間で長手方向に延びる丸みのある後縁を有するガスタービンノズル羽根の1つを準備する段階と、後縁に沿って長手方向に延びるように後縁に延長用線材を固定する段階と、延長用線材と後縁とに重なるように蝋付け材料を適用する段階と、蝋付け材料を延長用線材と後縁とに蝋付けする段階とを含む。蝋付けは、望ましくは、蝋付け材料を蝋付け温度にまで加熱して蝋付け材料の少なくとも一部を熔融させ、冷却したときに、延長用線材と蝋付け材料とが後縁に接着されるようにすることによって達成される。後縁の延長は、上記のように最終のスロート面積の設定に関連して、又はスロート面積についての何らかの考慮事項とは無関係に、他の理由のために行うことができる。

40

【0011】

典型的事例において、ガスタービンノズル羽根はノズル羽根用ニッケル基超合金でできて

50

おり、延長用線材は延長用線材用ニッケル基超合金でできている。例えば、ノズル羽根用ニッケル基超合金は、方向性凝固のR e n e（商標）1 4 2、又はA l l o y X-4 0とすることができ、延長用線材用ニッケル基超合金はR e n e（商標）1 4 2ニッケル基超合金とすることができる。

【0012】

好ましい手法において、蝋付け材料を適用する段階は、延長用線材と後縁との間隙領域内に高温溶融性充填用合金の第1層を適用する段階と、その第1層に重なるように蝋付け組成物の第2層を適用する段階とを含む。第1層は、標準的には、蝋付け温度よりも高い第1層用ニッケル基超合金融点を有する第1層用ニッケル基超合金であり、例えば、R e n e（商標）N 4又はR e n e（商標）1 4 2ニッケル基超合金である。第2層は、蝋付け温度よりも低い第2層用ニッケル基超合金融点を有する第2層用ニッケル基超合金の蝋付け材料であり、例えば、融点を低くするために珪素及び可能ならホウ素を付加することによって変成された重量比で40%のR e n e（商標）1 4 2超合金と、60%のR e n e（商標）8 0ニッケル基超合金との混合物である。この好ましい蝋付け材料の蝋付け温度は、典型的には、約華氏2190度から約華氏2240度までである。

10

【0013】

本発明による手法は、ノズル羽根の後縁を延長することによってノズル羽根を改造するものである。ノズル羽根の翼形部の形状は、実質的に変えられることはない。これに対して、ノズル羽根を修理するための従来の手法の幾つかにおいては、余分な材料が後縁ではなくノズル羽根の翼形部表面に適用されノズル羽根を厚くする。ノズル羽根を厚くすると翼形部の形状が変わることがあり、そのことにより、ノズル羽根の空気力学的性能が変更される。

20

【0014】

後縁を延長するための本発明による手法は、延長用線材を後縁に仮着け溶接し、次に蝋付け材料を適用して後縁に滑らかな空気力学的表面を形成することによって、容易に実行される。延長用線材の直径は、必要とされる延長量に応じて選択することができる。加熱したとき、蝋付け材料は部分的に溶け、延長用線材を後縁に蝋付けする。拡散又は上層アルミニドなどの保護被覆を、任意に後縁とその延長部に重ねて適用することができる。

【0015】

本発明のその他の特徴及び利点は、一例として本発明の原理を表す添付図面と関連してなされた好ましい実施形態についての、以下のより詳細な説明から明らかになるであろう。しかしながら、本発明の技術的範囲は、この好ましい実施形態に限定されるものではない。

30

【0016】

【発明の実施の形態】

図1は、本説明にとって適切なガスタービンエンジン20の構成要素を概略的に示す。軸流圧縮機22からの加圧空気21の流れ及び燃料は、ガスタービンエンジン20の中心線の周りを環状形で延びる燃焼器24に供給される。燃料は加圧空気21と混合され、燃焼器24で燃焼されて燃焼ガス流26を発生させる。燃焼ガス流26がガスタービンノズルの環状構造体28を通過し、ここで、その速度及び流れ方向が変えられて、燃焼ガスがガスタービン30を通過するとき適当な速度及び方向となるようにされる。燃焼ガス流26は、ガスタービン30のタービンディスク34から半径方向に延びるタービンブレード32に衝突する。タービンディスク34は、シャフト36に取付けられ、タービンブレード32への燃焼ガス流26の衝突力を受けて回転する。シャフト36は、圧縮機22まで前方に延びており、該圧縮機は、シャフト36に取付けられているため、タービンディスク34とシャフト36との回転に伴い回転する。ガスタービンノズルの環状構造体28は、シャフト36に取付けられておらず、シャフト36と一緒に回転しないという意味では固定である。燃焼ガス流26は、ガスタービン30を通過した後に、ガスタービンエンジン20の背後から噴出して、前方への推力を生み出す。実際のガスタービンエンジンにおいては、圧縮機22内には、連続して気流が流れる複数の圧縮機段があり、燃焼ガス流2

40

50

6に沿って、ガスタービンノズルの環状構造体28とガスタービン30の連続する複数の対があり、そのため、燃焼ガス流26はそれらの対を連続して通過する。ガスタービンエンジン20の図示された部分は、シャフト36の回転軸線38を中心としてほぼ円筒形で対称となっており、回転軸線が中心線の役割をする。

【0017】

図2は、ガスタービンノズルの環状構造体28をより詳細に示す。ガスタービンノズルの環状構造体28は、ノズル支持構造体40と、そのノズル支持構造体40の外周44において半径方向に延びる複数のノズル羽根42を含む。燃焼ガス流26は、図2の図示面に対して垂直である。

【0018】

ノズル羽根42の対45が図3に示されており、この図3は、外周44の近くでガスタービンノズルの環状構造体28を半径方向外向きに見た図である。ノズル羽根42の各々は、湾曲した翼形部を形成する対向した翼形部表面46を有する。ノズル羽根42の各々は、丸みのある前縁48と丸みのある後縁50を有し、これらは各々の側面において翼形部表面44に緩やかにつながっている。これらの要素はまた、図4の斜視図においても見ることができる。ノズル羽根42は、根元部52及び先端部54と、根元部52と先端部54との間の長さLとを有するものとして説明できる。後縁50は、根元部52と先端部54との間に延びており、長手方向56とほぼ平行である。湾曲したノズル羽根の中心線58は、前縁48から後縁50まで延びており、ノズル羽根42の厚さを2分する。

【0019】

図5は、3つのノズル羽根60、62及び64を示す。ノズル羽根60及び62がノズル羽根の第1の対を構成し、ノズル羽根62及び64がノズル羽根の第2の対を構成する。スロート幅 D_o は、各対の2つのノズル羽根の間の最近接距離である。スロート幅 D_o は、典型的には、1つのノズル羽根の後縁50と隣接するノズル羽根の対面する翼形部表面46の最近接点との間の距離である。例えば、スロート幅 D_{o1} は、ノズル羽根62の後縁50とノズル羽根60の翼形部表面46の最近接点との間の距離であり、スロート幅 D_{o2} は、ノズル羽根64の後縁50とノズル羽根62の翼形部表面46の最近接点との間の距離として定義される。スロート面積TAは、長手方向56に平行に測定された翼形部の長さL(図4参照)とスロート幅 D_o とを掛けた積である。

【0020】

最終の対間スロート面積の目標範囲は、各対のノズル羽根42、例えば、ノズル羽根60及び62の対及び／又はノズル羽根62及び64の対におけるスロート面積TAについての設計上の目標範囲である。典型的なガスタービンエンジンにおいて、最終の対間スロート面積の目標範囲 D_oL の例は、 $1.41 + / - 0.01$ 平方インチである。最終の総スロート面積の目標範囲は、ガスタービンノズルの環状構造体28上のノズル羽根42の対45の全てにわたるTA値の総計TTAについての設計上の目標範囲である。最終の対間スロート面積の目標範囲及び最終の総スロート面積の目標範囲は、エンジン設計者によって、ガスタービンエンジン20の性能を最適化するために選択されるパラメータであり、それらの特定値は本発明による手法の一部にはならない。本発明による手法の1つは、ノズル羽根42の寸法を調整して、これらのパラメータを実現する技術を準備することに関

【0021】

図6は、ガスタービンノズルの環状構造体による最終のスロート面積を設定するための手法のブロックフロー図であり、図7から図12は、その後縁が延長されつつあるノズル羽根42の後縁50の領域を表す図である。翼形部表面46もまた、図7から図12に示される。

【0022】

符号70に示すように、最終の対間スロート面積の目標範囲が設けられる。上記したように、これは、エンジン設計者によって準備される本処理のための入力値である。

【0023】

符号72に示すように、少なくとも2つのガスタービンノズル羽根42が準備され、その後縁領域50の1つが図7に示される。ガスタービンノズル羽根42は上記した形状を有し、典型的には、ノズル羽根42の主金属としてのノズル羽根用ニッケル基超合金から作られる。ニッケル基合金は、その他の成分のいずれよりも多くのニッケルを有する合金であり、ニッケル基超合金は、ガンマ・プライム又はそれに関連する相の析出によって強化されたニッケル基合金である。ガスタービンノズル羽根42を製造するためのノズル羽根用ニッケル基超合金として用いられるニッケル基超合金の例には、Rene（商標）142があり、それは、重量パーセントで、約12.0パーセントのコバルト、約6.8パーセントのクロム、約1.5パーセントのモリブデン、約4.9パーセントのタングステン、約2.8パーセントのレニウム、約6.35パーセントのタンタル、約6.15パーセントのアルミニウム、約1.5パーセントのハフニウム、約0.12パーセントの炭素、約0.015パーセントのホウ素を含み、残部がニッケル及び微量元素からなる公称組成を有する。ガスタービンノズル羽根42は、代わりに、その他の成分のいずれよりも多くのコバルトを有するコバルト基合金で製作することができる。ガスタービンノズル羽根42を製造するために用いられるコバルト基合金の例には、Alloy X-40があり、それは、重量パーセントで、約0.5パーセントの炭素、約1パーセントのマンガン、約1パーセントの珪素、約2.5パーセントのクロム、約2パーセントの鉄、約10.5パーセントのニッケル、約7.5パーセントのタングステンを含み、残部がコバルト及び微量元素からなる公称組成を有する。これらの合金は、好ましいものであるが、本発明による使用は、ノズル羽根42を製作するために用いられるこれらの合金に限定されるものではない。

【0024】

符号74に示すように、各対のガスタービンノズル羽根42の間における最初の対間スロート面積は、典型的には、これらガスタービンノズル羽根が図3に示すように取付けられ、支持された構成で、対のガスタービンノズル羽根の寸法測定を行うことによって求められる。最初のスロート面積が、最終の対間スロート面積の目標範囲内である場合には、その対になるノズル羽根は満足なものであり、符号76に示すように、最終処理に移される。（最初のスロート面積が、最終の対間スロート面積の目標範囲よりも小さい場合には、研磨によるなどして少量の材料を該当する後縁50から取り除くことができ、符号76に示すように、対のガスタービンノズル羽根を最終処理に移すことができる。実際には、こうした状況はめったに見られない。）

【0025】

各対のガスタービンノズル羽根について、その最初の対間スロート面積が最終の対間スロート面積の目標範囲内ではなく、実際に、最終の対間スロート面積の目標範囲以下である場合には、符号80に示すように、ガスタービンノズル羽根42の少なくとも1つの後縁50が、最初の対間スロート面積を求めるステップ74に応答して延長され、それにより、その対のガスタービンノズル羽根42の最終の対間スロート面積は、最終の対間スロート面積の目標範囲内に収まるようになる。

【0026】

後縁50を延長するためには、符号82に示すように、延長用線材100が丸みのある後縁50に固定され、長手方向56に平行な後縁50に沿って延びるようにする。延長用線材100は断面が円形であることが好ましいが、その他の断面形状を有するものでもよい。延長用線材100は、後縁50を所望量だけ延長するのに十分な直径を有する。好ましい手法においては、延長用線材100は約0.045インチの直径を有する。延長用線材100は、ノズル羽根42自体の高温特性と同等な高温特性を有する材料で作られる。好ましい事例においては、延長用線材100は、Rene（商標）142合金のような延長用線材用ニッケル基超合金から製造される。延長用線材100は、好ましくは、図8に示すような反復的仮着け溶接102によって、ノズル羽根42から外向きに、翼形部表面46から離れる方向に延びるように後縁50に固定され、したがって、ノズル羽根の中心線58の外向き突出部分上に位置するようになる。仮着け溶接102は、使用状態で延長用

線材 100 を後縁 50 に保持する所望強度を与えるための主要取付け機構ではなく、むしろ、後に続く蝋付け作業中に、後縁 50 に隣接する所定の位置に延長用線材 100 を保持するのに十分なものであればよい。

【0027】

蝋付け材料 104 は、符号 84 に示すように、延長用線材 100 と後縁 50 とに重なるように適用される。蝋付け材料は、一層又はそれ以上の層で適用することができる。好ましい手法は 2 層を用いることである。最初に、図 9 に示される第 1 層 106 が適用される。好ましい第 1 層 106 は、好ましくは、優れた高温特性を有する高温熔融性充填用合金である。第 1 層 106 は、ノズル羽根の主金属と同じ材料のニッケル基超合金の粉末粒子スラリであることが好ましく、例えば、好ましい事例では Rene (商標) 142 である。第 1 層 106 は、代わりに、ニッケル基超合金の Rene (商標) N4 のような別種類の合金スラリにすることができ、ニッケル基超合金の Rene (商標) N4 は、重量パーセントで、約 7.5 パーセントのコバルト、約 9.75 パーセントのクロム、約 1.5 パーセントのモリブデン、約 6.0 パーセントのタングステン、約 4.8 パーセントのタンタル、約 4.2 パーセントのアルミニウム、約 3.45 パーセントのチタン、約 0.15 パーセントのハフニウム、約 0.05 パーセントの炭素、約 0.004 パーセントのホウ素、約 0.5 パーセントのニオブを含み、残部がニッケル及び微量元素からなる公称組成を有する。第 1 層 106 は、好ましくは、第 1 層の融点が蝋付け温度の融点よりも高い金属でできており、以下で説明する。第 1 層 106 の粉末粒子は、通常、ポリエチレン・オキシド (PEO) のキャリア液体中にスラリ化され、そのスラリは、V 字形の間隙領域 108 (図 8) 内に適用することができるのに十分な粘性を有するものである。第 1 層 106 は、延長用線材 100 と後縁 50 との間の V 字形の間隙領域 108 (ノズル羽根 46 の各側面に 1 つ、図 9 参照) 内に該間隙領域を充填するのに十分な分量だけ適用される。第 1 層 106 は、延長用線材 100 の形状が翼形部表面 46 に良好につながるように滑らかにされる。スラリは、キャリアの部分的蒸発によって所定の位置で乾燥させられる。キャリアの完全な蒸発は、後の加熱段階で生じる。

【0028】

図 10 に示すように、蝋付け組成物の第 2 層 110 が、第 1 層 106 に重なるように適用される。第 2 層 110 は、好ましくは、蝋付け温度より低い第 2 層用ニッケル基超合金融点を有する少なくとも 1 つの成分を含む第 2 層用ニッケル基超合金である。第 2 層 110 は、好ましくは、第 1 成分が蝋付け温度よりも高い第 1 成分融点を有し、第 2 成分が蝋付け温度より低い第 2 成分融点を有する少なくとも 2 つの成分を含む。最も好ましい第 2 層用ニッケル基超合金は、重量比で 60 パーセントの Rene (商標) 142 ニッケル基超合金粉末と、その融点を下げるべく珪素と任意に施されるホウ素との付加によって変成された重量比で 40 パーセントの Rene (商標) 80 ニッケル基超合金粉末との 2 成分からなる混合物である。この変成された Rene (商標) 80 の材料は、重量パーセントで、約 0.16 パーセントの炭素、約 4.5 パーセントの珪素、約 14.0 パーセントのクロム、約 9.5 パーセントのコバルト、約 4.9 パーセントのチタン、約 4.0 パーセントのモリブデン、約 4.0 パーセントのタングステン、約 3.0 パーセントのアルミニウム、約 0.65 パーセントのホウ素、約 0.03 パーセントのジルコニウムを含み、残部がニッケル及び微量元素からなる公称組成を有する。第 2 層 110 は実施可能ないかなる厚さでもよいが、典型的には、約 0.020 インチから約 0.050 インチまでの厚さである。この蝋付け材料が選択されたことにより、米国特許第 4,830,934 号に記載されたような公知の蝋付け材料と比較すると、被覆のない状態での耐酸化性において数倍、アルミニウム皮膜で被覆化された場合では最高約 10 倍までの改善をもたらす。

【0029】

第 2 層 110 のための代替材料は SA650 合金であり、それは、重量パーセントで、約 22~28 パーセントのコバルト、約 16.5~20 パーセントのクロム、約 3.8~4.4 パーセントのチタン、約 2.2~2.8 パーセントのアルミニウム、約 1.9~2.4 パーセントのタンタル、約 0.6~1.3 パーセントのニオブ、約 0.4~0.65 パ

10

20

30

40

50

ーセントのモリブデン、約 1.9～2.25 パーセントのタングステン、約 0.95～1.25 パーセントのホウ素、約 0.03～0.08 パーセントのハフニウム、最大 0.030 パーセントの酸素、最大 0.030 パーセントの窒素を含み、残部がニッケル及び微量元素からなる公称組成を有する。

【0030】

層 106 及び 110 を含む蝋付け材料 104 は、符号 86 に示すように蝋付け温度まで加熱され、好ましい事例では、第 2 層 110 の低温溶融成分である蝋付け材料の少なくとも一部を溶融させる。典型的には、ノズル羽根 42、延長用線材 100 及び蝋付け材料 104 からなる全体構造体は、炉で蝋付け温度まで加熱される。蝋付け温度は、第 2 層 110 の低温溶融成分の融点よりは高く、ノズル羽根 42 の主金属及び延長用線材 100 の融点より低く、更にまた、典型的には、第 1 層 106 の融点よりも低い。好ましい実施形態において、蝋付け温度は、約華氏 2190 度（摂氏 1200 度）から約華氏 2240 度（摂氏 1230 度）までである。組立体が蝋付け温度より高い状態の間に、第 2 層 110 の Rene（商標）80 の粉末成分が溶融し Rene（商標）142 の粉末は溶融しないで残る）、第 1 層 106 の粉末部分に浸透し、第 1 層 106 の粉末粒子を湿らせ、後縁 50 及び延長用線材 100 を湿らす。蝋付け温度より低い温度に、最終的には室温にまで冷却したとき、溶融成分は凝固し、図 11 に示すように、最終蝋付け金属 104 の媒介により延長用線材 100 と蝋付け材料 104 とを後縁に接着させて、後縁の延長部分 112 を形成する。上記の処理により、後縁の延長部分 112 が長くなり過ぎた場合には、研磨によるなどして、適当な量を取り除くことができる。

【0031】

ノズル羽根 42 の湾曲のために、後縁 50 の延長が寸法 D₀ を減少させ、そのことによって、隣接する 2 つのノズル羽根 42 の対間スロート面積を減少させる。

【0032】

後縁の延長部分 112 は、符号 88 に示すように、任意に保護皮膜 114 で被覆することができる。被覆段階 88 は、通常は、ノズル羽根 42 の表面の残りの部分に対する同様の保護皮膜 114 の適用と同時に実行される。保護皮膜 114 は、当技術分野において周知の種類の拡散又は上層によるアルミニウム皮膜などの実施可能ないずれの種類によるものでもよく、任意に、当技術分野において周知の種類の断熱皮膜を適用することもできる。

【0033】

後縁 50 の延長は、図 6 の符号 80 により、所望の最終のスロート面積を達成するための総合的な方法の一部としてここに記載されている。しかしながら、延長方法 80 は、他の理由で、それ自身で実行可能である。

【0034】

全ての対のノズル羽根が適正に所望の寸法の大きさにされ、それぞれの場合において所望の最終の対間スロート面積の目標範囲（TA）が達成されるまで、ステップ 72 からステップ 88 までのステップが、符号 90 に示すように、別の対のノズル羽根 42 に対して繰り返される。

【0035】

最終の総スロート面積の目標範囲は、符号 92 に示すように、入力パラメータとして与えられる。最終の対間スロート面積の目標範囲内に入る最終のスロート面積を有するように既に設定された対のノズル羽根 42 から、符号 94 に示すように、複数対のガスタービンノズル羽根がまとめてガスタービンノズルの環状構造体 28 を構成するようになるノズルが選択される。選択基準は、それらの最終の対間スロート面積の総計が最終の総スロート面積の目標範囲（TTA）内でなければならないということである。

【0036】

図 6 の手法は、ノズル羽根の実際の組に実施され、優れた結果を得た。対間と全体との双方による最終のスロート面積は、所望のスロート面積の目標範囲内にある。

【0037】

例示のために本発明の特定の実施形態を詳細に説明してきたが、本発明の技術思想及び技

10

20

30

40

50

術的範囲から逸脱することなく、種々の変更及び発展を加えることができる。従って、本発明は特許請求の範囲による場合を除き限定されるものではない。

【0038】

特許請求の範囲に示す参照番号は、本発明の技術的範囲を限定するためではなく、それらを容易に理解するためのものである。

【図面の簡単な説明】

【図1】 圧縮機、燃焼器、ガスタービンノズルの環状構造体及びガスタービンの概略断面正面図。

【図2】 ガスタービンノズルの環状構造体の拡大平面図。

【図3】 図2の線3-3から見たノズル羽根対の半径方向外向きの図。

10

【図4】 1つのノズル羽根を示す斜視図。

【図5】 二対のノズル羽根を形成する3つのノズル羽根の概略平面図。

【図6】 本発明による手法を実施するための好ましい方法のブロックフロー図。

【図7】 図6に示す方法の最初の段階におけるノズル羽根の一部を示す長手方向に垂直な面での概略拡大断面図。

【図8】 図6に示す方法の次の段階におけるノズル羽根の一部を示す長手方向に垂直な面での概略拡大断面図。

【図9】 図6に示す方法の次の段階におけるノズル羽根の一部を示す長手方向に垂直な面での概略拡大断面図。

【図10】 図6に示す方法の次の段階におけるノズル羽根の一部を示す長手方向に垂直な面での概略拡大断面図。

20

【図11】 図6に示す方法の次の段階におけるノズル羽根の一部を示す長手方向に垂直な面での概略拡大断面図。

【図12】 図6に示す方法の次の段階におけるノズル羽根の一部を示す長手方向に垂直な面での概略拡大断面図。

【符号の説明】

42 ガスタービンノズル羽根

46 翼形部表面

50 後縁

100 延長用線材

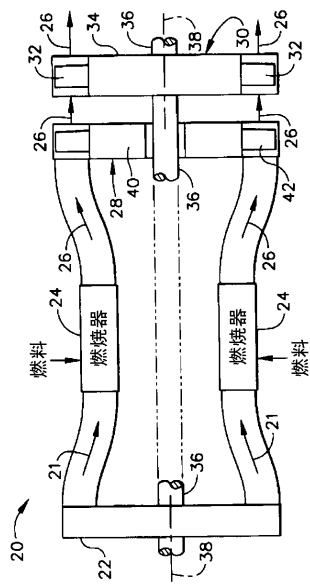
30

104 蝟付け材料

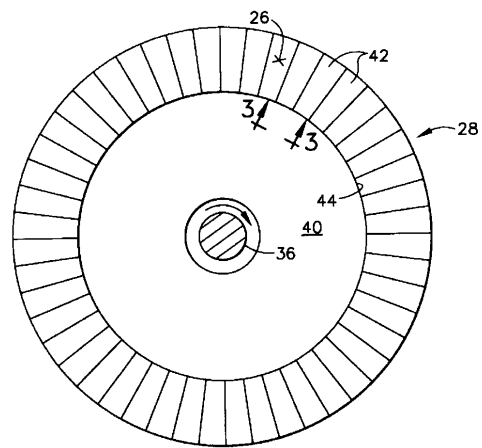
106 蝟付け組成物の第1層

110 蝟付け組成物の第2層

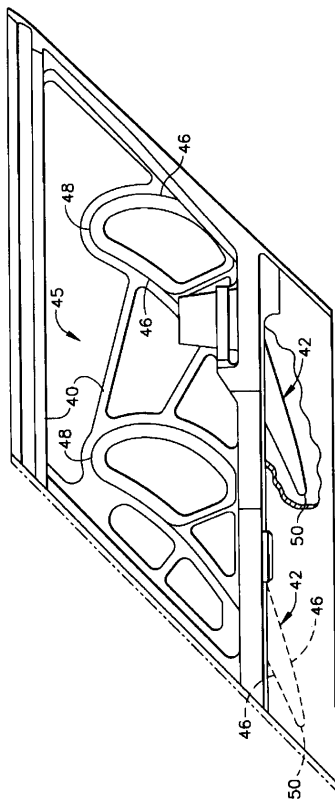
【図 1】



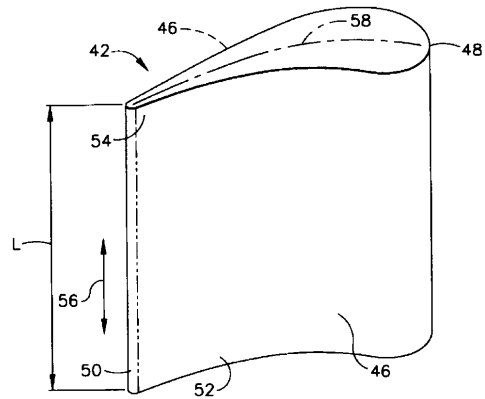
【図 2】



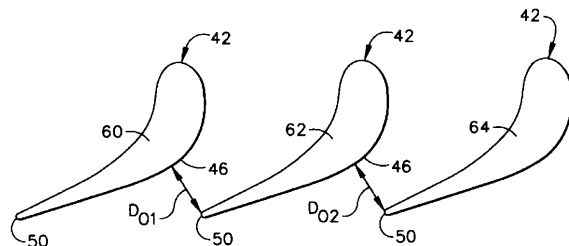
【図 3】



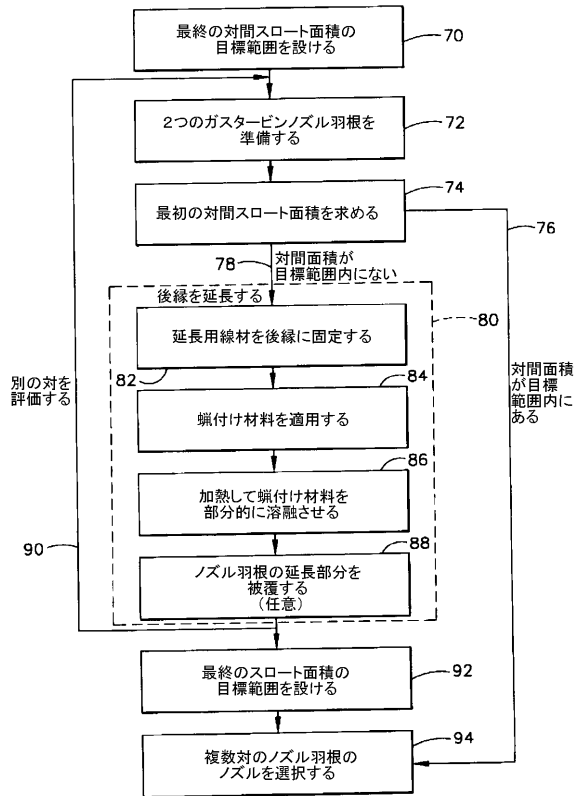
【図 4】



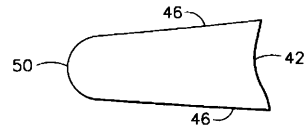
【図 5】



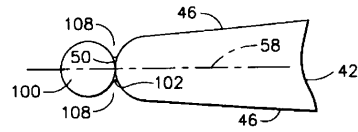
【図 6】



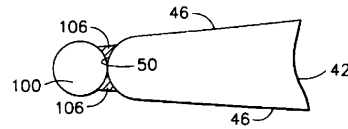
【図 7】



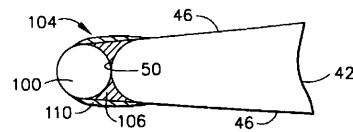
【図 8】



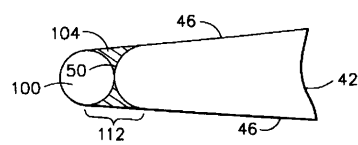
【図 9】



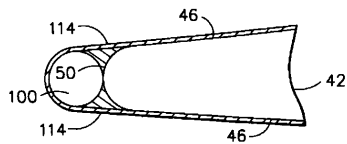
【図 10】



【図 11】



【図 12】



フロントページの続き

(51)Int.Cl. F I
F 0 1 D 25/00 X

- (72)発明者 マルシオ・リンス・チノコ・マルケス
ブラジル、ニテロイーアールジェイ-24210-320、ボア・ピアジェン、126/902、
ルア・アントニオ・パレイラス（番地なし）
- (72)発明者 タチアナ・カルネイロ・デ・レゼンデ
ブラジル、アールジェイ、リオ・デ・ジャネイロ、16、ピリエラ、ルア・アルミランテ・ゴメス
（番地なし）
- (72)発明者 アンドレアス・マーティン・フォン・モンフォール
ブラジル、アールジェイ、ペトロポリス、アパートメント・101・キタンジーニャ、ルア・ディ
ーアール・トゥーゼ・600・ビーエル2-2番
- (72)発明者 デビッド・エドウィン・ブディンガー
アメリカ合衆国、オハイオ州、ラブランド、ミルブルック・レーン、1750番
- (72)発明者 ウィリアム・ジェラルド・メッセリング
アメリカ合衆国、オハイオ州、メイスン、ウェリントン・コート、389番

審査官 寺町 健司

- (56)参考文献 米国特許第5193736（US, A）
特開平11-50806（JP, A）

(58)調査した分野(Int.Cl., DB名)

F01D 25/00
F02C 7/00
F01D 9/02
B23K 101/00
B23P 15/02-04
C22C 19/05