

(19) 日本国特許庁(JP)

(12) 公開特許公報(A)

(11) 特許出願公開番号

特開2017-206971

(P2017-206971A)

(43) 公開日 平成29年11月24日(2017.11.24)

(51) Int.Cl.	F I	テーマコード (参考)
FO2C 7/00 (2006.01)	FO2C 7/00 D	3G202
FO1D 25/00 (2006.01)	FO2C 7/00 C	4E167
FO1D 5/14 (2006.01)	FO1D 25/00 X	
FO1D 5/28 (2006.01)	FO1D 25/00 L	
FO1D 9/02 (2006.01)	FO1D 5/14	

審査請求 未請求 請求項の数 8 O L (全 12 頁) 最終頁に続く

(21) 出願番号 特願2016-98044 (P2016-98044)
 (22) 出願日 平成28年5月16日 (2016.5.16)

(71) 出願人 000003078
 株式会社東芝
 東京都港区芝浦一丁目1番1号
 (74) 代理人 110001380
 特許業務法人東京国際特許事務所
 (72) 発明者 斎藤 大蔵
 東京都港区芝浦一丁目1番1号 株式会社東芝内
 (72) 発明者 北山 和弘
 東京都港区芝浦一丁目1番1号 株式会社東芝内
 (72) 発明者 岡村 直行
 東京都港区芝浦一丁目1番1号 株式会社東芝内

最終頁に続く

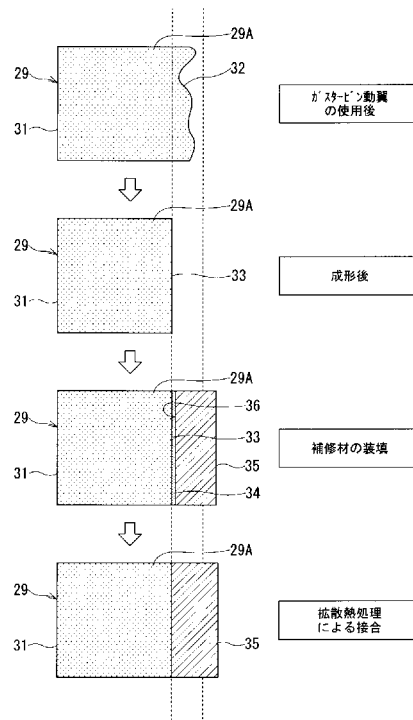
(54) 【発明の名称】 ガスタービン部品の摩耗部位補修方法及びガスタービン部品

(57) 【要約】 (修正有)

【課題】ガスタービン部品の摩耗部位を、き裂を生じさせることなく好適に補修できると共に、補修部分の硬さを均一化できること。

【解決手段】ガスタービン部品としてのタービン動翼のシュラウドに生じた摩耗部位32を補修するガスタービン部品の摩耗部位補修方法であって、シュラウドの摩耗部位32を加工して成形部33を成形する成形工程と、成形部33に接合材34を用いて、耐摩耗材料からなり且つ精密鑄造品である補修材35を装填する装填工程と、補修材35が装填されたタービン動翼に拡散熱処理を施して、補修材35とタービン動翼のシュラウドの基材31とを接合材34を介して拡散接合させる接合工程と、を有するものである。

【選択図】 図4



【特許請求の範囲】**【請求項 1】**

ガスタービン部品に生じた摩耗部位を補修するガスタービン部品の摩耗部位補修方法であって、

前記ガスタービン部品の前記摩耗部位を加工して成形部を成形する成形工程と、

前記成形部に接合材を用いて、耐摩耗材料からなり且つ精密鑄造品である補修材を装填する装填工程と、

前記補修材が装填された前記ガスタービン部品に拡散熱処理を施して、前記補修材と前記ガスタービン部品とを前記接合材を介して拡散接合させる接合工程と、

を有することを特徴とするガスタービン部品の摩耗部位補修方法。

10

【請求項 2】

前記成形工程は、ガスタービン部品の摩耗部位を加工して成形部を成形する際に、この成形部を凹凸形状に加工し、補修材が、前記成形部に適合して嵌り合う形状の接触面を備えることを特徴とする請求項 1 に記載のガスタービン部品の摩耗部位補修方法。

【請求項 3】

前記成形部の凹凸形状が溝形状または波形形状であることを特徴とする請求項 2 に記載のガスタービン部品の摩耗部位補修方法。

【請求項 4】

前記補修材は、ガスタービン部品の基材よりも硬度が高いコバルト基の耐摩耗材料から構成されることを特徴とする請求項 1 乃至 3 のいずれか 1 項に記載のガスタービン部品の摩耗部位補修方法。

20

【請求項 5】

前記補修材の化学成分は、重量比で、炭素が 0.05 ~ 0.15 %、クロムが 19 ~ 21 %、ニッケルが 9.0 ~ 11.0 %、タングステンが 14 ~ 16 %、マンガンが 1.0 ~ 2.0 %、及び不可避免的な元素が数 % で、残部がコバルトであることを特徴とする請求項 4 に記載のガスタービン部品の摩耗部位補修方法。

【請求項 6】

前記接合材は、拡散熱処理により溶融する低融点合金粉末と、前記拡散熱処理により溶融しない高融点合金粉末とが配合された配合粉末を含むことを特徴とする請求項 1 乃至 5 のいずれか 1 項に記載のガスタービン部品の摩耗部位補修方法。

30

【請求項 7】

前記ガスタービン部品は、タービン動翼、タービン静翼、燃焼器ライナまたはトランジションピースであることを特徴とする請求項 1 乃至 6 のいずれか 1 項に記載のガスタービン部品の摩耗部位補修方法。

【請求項 8】

ガスタービン部品に生じた摩耗部位を加工成形した成形部に、耐摩耗材料からなり且つ精密鑄造品である補修材が、接合材を介して拡散接合されて構成されたことを特徴とするガスタービン部品。

【発明の詳細な説明】**【技術分野】**

40

【0001】

本発明は、ガスタービン部品に生じた摩耗部位を補修するガスタービン部品の摩耗部位補修方法、及びこのガスタービン部品の摩耗部位補修方法により補修されたガスタービン部品に関する。

【背景技術】**【0002】**

ガスタービン発電プラントでは、ガスタービンと同軸に設けられた圧縮機の駆動によって圧縮された圧縮空気、及び燃料を燃焼器ライナに導入し、これらを燃焼器ライナの燃焼室内で燃焼させる。この燃焼により発生した高温の燃焼ガスは、トランジションピースを経て、タービン静翼及びタービン動翼からなるガスタービンに導入され、膨張してタービ

50

ン動翼を回転駆動させる。ガスタービン発電プラントでは、この回転駆動による運動エネルギーを利用して、発電機などを回転駆動して発電を行っている。

【0003】

ガスタービンの高温部品である燃焼器ライナ、トランジションピース、タービン静翼及びタービン動翼には、Ni基、Co基またはNi-Fe基の耐熱超合金が用いられるが、ガスタービンの運転とともに種々の損傷が生ずる。まず、高温の燃焼ガス雰囲気にあるため、それぞれの部品について材質劣化が生じる。また、ガスタービンの起動時には比較的低温環境域から高温環境域に、停止時には逆に高温環境域から低温環境域に推移する段階で熱疲労が生じ、疲労損傷が蓄積してき裂が発生する。

【0004】

ところで、ガスタービン高温部品の保守管理は、機器の設計段階で決まるクリップあるいは疲労寿命と、実機の運転状況や立地上の環境により設定される設計寿命とを基に、同一機種あるいは同一運転形態をとるガスタービンを分類し、分類された各グループの先行機の実績を用いて設計寿命を補正して、後続機の保守管理を行っている。また、近年では、ガスタービンの高温部品の劣化、損傷診断を効率的に精度良く予測する保守管理方法が実施されている。いずれの保守管理方法においても、必要に応じて定検毎に補修を繰返し、管理寿命に到達した後に一律に廃却となり、非常に高価な新品と交換している。

【0005】

また、タービン動翼の定検毎の補修においては、使用により摩耗が発生した場合に、摩耗部位を成形して、耐摩耗材料を溶接にて肉盛補修している。

【先行技術文献】

【特許文献】

【0006】

【特許文献1】特開平10-293049号公報

【発明の概要】

【発明が解決しようとする課題】

【0007】

従来溶接による肉盛補修では、入熱量の値にもよるが溶接後にき裂が発生し易く、一旦発生したき裂を除去しながら、き裂がなくなるまで補修を繰り返していた。そのため、補修コストが増大するという課題があった。

【0008】

本発明の目的は、上述の事情を考慮してなされたものであり、ガスタービン部品の摩耗部位を、き裂を生じさせることなく好適に補修できると共に、補修部分の硬さを均一化できるガスタービン部品の摩耗部位補修方法及びガスタービン部品を提供することにある。

【課題を解決するための手段】

【0009】

本発明に係るガスタービン部品の摩耗部位補修方法は、ガスタービン部品に生じた摩耗部位を補修するガスタービン部品の摩耗部位補修方法であって、前記ガスタービン部品の前記摩耗部位を加工して成形部を成形する成形工程と、前記成形部に接合材を用いて、耐摩耗材料からなり且つ精密鑄造品である補修材を装填する装填工程と、前記補修材が装填された前記ガスタービン部品に拡散熱処理を施して、前記補修材と前記ガスタービン部品とを前記接合材を介して拡散接合させる接合工程と、を有することを特徴とするものである。

【0010】

また、本発明に係るガスタービン部品は、ガスタービン部品に生じた摩耗部位を加工成形した成形部に、耐摩耗材料からなり且つ精密鑄造品である補修材が、接合材を介して拡散接合されて構成されたことを特徴とするものである。

【発明の効果】

【0011】

本発明によれば、ガスタービン部品の摩耗部位を成形した成形部に、耐摩耗材料からな

10

20

30

40

50

る補修材が拡散接合されたので、摩耗部位を溶接により肉盛補修する場合に発生するき裂を生じさせることなく、ガスタービン部品の摩耗部位を好適に補修できる。

また、補修材が、精密鑄造により成形された精密鑄造品であることから、ガスタービン部品の成形部と補修材との拡散接合界面及び補修材を含む補修部分の硬さを均一化できる。

【図面の簡単な説明】

【0012】

【図1】本発明に係るガスタービン部品の摩耗部位補修方法における第1実施形態により補修するタービン動翼を備えたガスタービン発電プラントを示す断面図。

【図2】図1のタービン動翼を示す斜視図。

10

【図3】図2のタービン動翼の摩耗部位を補修する手順を示すフローチャート。

【図4】図3における主要な手順を断面状態で示す説明図。

【図5】図2のタービン動翼の摩耗部位と補修材とを具体的に示す斜視図。

【図6】図5の補修材の形状を示し、(A)は正面図、(B)は側面図。

【図7】図5及び図6の補修材による補修部分の断面状態を示す写真図面。

【図8】図5及び図6の補修材による補修部分についての硬さ計測結果を示すグラフ。

【図9】比較例の補修材による補修部分についての硬さ計測結果を示すグラフ。

【図10】本発明に係るガスタービン部品の摩耗部位補修方法における第2実施形態が行うタービン動翼の補修手順の主要な手順を、断面状態で示す説明図。

【図11】図10のXI矢視図であり、溝形状が(A)の四角柱形状、(B)の三角柱形状、(C)の円柱形状のそれぞれの場合を示す図。

20

【図12】図10の第2実施形態の変形形態が行うタービン動翼の補修手順の主要な手順を、断面状態で示す説明図。

【発明を実施するための形態】

【0013】

以下、本発明を実施するための実施形態を図面に基づき説明する。

[A]第1実施形態(図1~図4)

図1は、本発明に係るガスタービン部品の摩耗部位補修方法における第1実施形態により補修するタービン動翼を備えたガスタービン発電プラントを示す断面図である。この図1に示すように、ガスタービン発電プラント10は、外気を圧縮する圧縮機11と、この圧縮機11で加圧された空気と燃料とを混合して燃焼させる燃焼器ライナ12と、この燃焼器ライナ12で生成した燃焼ガスをガスタービン15へ導くトランジションピース14と、このトランジションピース14を通過した燃焼ガスにより回転駆動するガスタービン15とを備える。

30

【0014】

圧縮機11は、圧縮機ケーシング16内に、圧縮機動翼17が植設された圧縮機ロータ18を備える。圧縮機動翼17は、周方向に複数植設され、軸方向に複数段の動翼翼列を構成する。また、圧縮機ケーシング16の内側には、圧縮機静翼19が複数配置され、静翼翼列を構成する。これらの静翼翼列と動翼翼列は軸方向に交互に構成されている。圧縮機動翼17が回転することで、外部の空気が圧縮されつつガスタービン発電プラント10内に導かれる。

40

【0015】

燃焼器ライナ12は、例えばカン型の燃焼器からなり、圧縮機11の周囲に均等に複数備えられる。燃焼器ライナ12では、圧縮機11で加圧された空気と燃料とを混合して燃焼させて、燃焼ガスを生成する。

【0016】

トランジションピース14は、燃焼器ライナ12の出口側端部に接続され、燃焼器ライナ12からの燃焼ガスを整流しつつガスタービン15へ導く。

【0017】

ガスタービン15は、タービンケーシング20内にタービン動翼21が植設されたター

50

ピンロータ 2 2 を備える。タービン動翼 2 1 は、周方向に複数植設され、軸方向に複数段の動翼翼列を構成する。また、タービンケーシング 2 0 の内周には、タービン静翼 2 3 が複数配置され、静翼翼列を構成する。これらの静翼翼列と動翼翼列は軸方向に交互に構成されている。ガスタービン 1 5 に導入された燃焼ガスは、タービン静翼 2 3 を経てタービン動翼 2 1 に噴射され、これよりタービン動翼 2 1 及びタービンロータ 2 2 が回転する。そして、タービンロータ 2 2 に連結された発電機（不図示）が、回転エネルギーを電気エネルギーに変換する。

【 0 0 1 8 】

タービン動翼 2 1 は、図 2 に示すように、基部 2 5 の上面にプラットフォーム 2 6 が設けられると共に、このプラットフォーム 2 6 の下方にエンジェルフィン 2 7 が形成されている。プラットフォーム 2 6 から羽根部 2 8 が一体に延設され、この羽根部 2 8 の先端にシュラウド 2 9 が一体に設けられている。また、基部 2 5 の下部から植込部 3 0 が一体に形成されている。複数枚のタービン動翼 2 1 の植込部 3 0 がタービンロータ 2 2 に係合して、これらのタービン動翼 2 1 がタービンロータ 2 2 に植設されている。

10

【 0 0 1 9 】

複数枚のタービン動翼 2 1 は、ガスタービン 1 5 の運転中に、特にシュラウド 2 9 が互いに接触して摩耗損傷する。本実施形態におけるガスタービン部品としてのタービン動翼 2 1 の摩耗部位補修方法は、特に、実プラントで寿命に達する前のタービン動翼 2 1 におけるシュラウド 2 9 の一端部 2 9 A の摩耗部位 3 2 を補修するものである。

【 0 0 2 0 】

このタービン動翼 2 1 の摩耗部位補修方法は、図 3 に示すように、受入検査工程 S 1、除去工程 S 2、成形工程 S 3、洗浄工程 S 4、装填工程 S 5、接合工程 S 6、表面仕上げ工程 S 7、リコーティング工程 S 8 及び出荷前検査工程 S 9 を行うものである。ここで、タービン動翼 2 1 は、例えば Ni 基の耐熱超合金を基材 3 1 として用いたものである。

20

【 0 0 2 1 】

受入検査工程 S 1 は、実プラントで使用されたタービン動翼 2 1 を搬入し、特にシュラウド 2 9 の一端部 2 9 A が摩耗損傷されているか否かを検査する。図 4 及び図 5 に示すように、タービン動翼 2 1 のシュラウド 2 9 の一端部 2 9 A における基材 3 1 に摩耗部位 3 2 を確認した場合には、このタービン動翼 2 1 を補修の対象とする。

【 0 0 2 2 】

除去工程 S 2 は、補修対象のタービン動翼 2 1 における外表面の酸化皮膜及びコーティング層を除去する工程である。タービン動翼 2 1 の外表面には、高温の燃焼ガスから基材 3 1 を保護するために耐酸化または遮熱のためにコーティング層が施されている。タービン動翼 2 1 の補修においては劣化したコーティング層を除去して新しいコーティング層を施工する必要があるため、まず、劣化したコーティング層を除去する。更に、タービン動翼 2 1 の摩耗部位 3 2 は表面が酸化しているので、この摩耗部位 3 2 を補修するために酸化層を除去する。

30

【 0 0 2 3 】

成形工程 S 3 は、タービン動翼 2 1 のシュラウド 2 9 の一端部 2 9 A における摩耗部位 3 2 を加工（例えば切削加工）して成形部 3 3 を成形する。この成形部 3 3 は、本第 1 実施形態では平面形状に形成する。その後、洗浄工程 S 4 において、シュラウド 2 9 の一端部 2 9 A に成形部 3 3 が形成されたタービン動翼 2 1 を洗浄する。

40

【 0 0 2 4 】

装填工程 S 5 は、タービン動翼 2 1 のシュラウド 2 9 の一端部 2 9 A における成形部 3 3 に、ペースト状の接合材 3 4 を用いて補修材 3 5 を装填（接着）する。この補修材 3 5 は、タービン動翼 2 1 のシュラウド 2 9 の基材 3 1（例えば Ni 基の耐熱超合金）よりも硬度が高い Co 基の耐摩耗材料から構成され、且つ精密鑄造により成形された精密鑄造品である。具体的には、補修材 3 5 の化学成分は、重量比で、炭素が 0.05 ~ 0.15 %、クロムが 19 ~ 21 %、ニッケルが 9.0 ~ 11.0 %、タンゲステンが 14 ~ 16 %、マンガンが 1.0 ~ 2.0 % 及び不可避免的な元素が数 % で、残部がコバルトである。

50

【 0 0 2 5 】

また、この補修材 3 5 は、図 5 及び図 6 に示すように、シュラウド 2 9 の一端部 2 9 A における成形部 3 3 の形状に対応して、正面視で略逆 T 字形状に形成される。また、この補修材 3 5 は、前述の如く平面形状に形成された成形部 3 3 に接合材 3 4 を介して接触するため、平面形状の接触面 3 6 を備える。更に、補修材 3 5 は、精密鑄造品であるため、同一形状の補修材が高精度且つ多量に製作され得ると共に、後述の如く硬さがばらつきなく均一である。

【 0 0 2 6 】

接合材 3 4 は、タービン動翼 2 1 のシュラウド 2 9 の一端部 2 9 A における成形部 3 3 に、補修材 3 5 の接触面 3 6 を接着するものである。この接合材 3 4 は、後述の拡散熱処理により溶融する低融点合金（例えば低融点 Ni 基合金）粉末と、上記拡散熱処理により溶融しない高融点合金（例えば高融点 Ni 基合金）粉末とを配合した配合粉末に、更にバインダを配合したものである。

10

【 0 0 2 7 】

低融点 Ni 基合金としては、JIS Z 3 2 6 5 で規定されている B Ni - 1、B Ni - 1 A、B Ni - 2、B Ni - 3、B Ni - 4、B Ni - 5、B Ni - 6、B Ni - 7 または Ni - Cr - W - Fe - Si - B 系、Ni - Si - B 系、Ni - Co - Cr - Mo - Fe - B 系、Ni - Cr - B 系、Ni - Co - Si - B 系などがある。また、高融点 Ni 基合金としては、Nimonick 2 6 3、IN 6 1 7、IN 7 4 0、IN 7 3 8 LC、GTD 1 1 1（全て商品名）などがある。本実施形態では、低融点の Ni 基合金として B Ni - 5 を、高融点の Ni 基合金として GTD 1 1 1 を用いる。

20

【 0 0 2 8 】

接合工程 S 6 は、シュラウド 2 9 の一端部 2 9 A における成形部 3 3 に補修材 3 5 が装填された複数枚のタービン動翼 2 1 を真空熱処理炉にまとめて投入して、これらのタービン動翼に拡散熱処理を施す工程である。この拡散熱処理は、温度が例えば 1 0 0 0 ~ 2 0 0 0 で、保持時間が例えば 2 0 分 ~ 1 時間の間で行うことが好ましい。

【 0 0 2 9 】

この拡散熱処理によって、接合材 3 4 における低融点の Ni 基合金粉末のみが溶融し、この溶融した低融点の Ni 基合金を介して、タービン動翼 2 1 のシュラウド 2 9 の基材 3 1 と補修材 3 5 と接合材 3 4 の高融点の Ni 基合金とが相互に拡散して強固に接合される。図 7 は、タービン動翼 2 1 のシュラウド 2 9 における成形部 3 3 の基材 3 1 に補修材 3 5 が拡散接合された補修部分の断面状態を示す写真図面である。この図 7 から分かるように、シュラウド 2 9 の基材 3 1 と補修材 3 5 は、これらの拡散接合界面 3 7 に隙間やポイド（気泡）がなく均一に接合されている。

30

【 0 0 3 0 】

表面仕上げ工程 S 7 は、タービン動翼 2 1 のシュラウド 2 9 の一端部 2 9 A における成形部 3 3 に接合された補修材 3 5 の周囲から突出した余剰の接合材 3 4 を削り取って、タービン動翼 2 1 のシュラウド 2 9 を当初の表面形状とする。また、リコーティング工程 S 8 は、表面仕上げが施されたタービン動翼 2 1 の表面に新たなコーティング層を形成する。出荷前検査工程 S 9 は、上述のごとく摩耗部位 3 2 が補修されたタービン動翼 2 1 の適否を検査する。

40

【 0 0 3 1 】

上述の S 1 ~ S 9 の各工程を順次行うことによって、タービン動翼 2 1 のシュラウド 2 9 の一端部 2 9 A に生じた摩耗部位 3 2 を加工成形した成形部 3 3 の基材 3 1 に、Co 基の耐摩耗材料から構成され且つ精密鑄造品である補修材 3 5 が、接合材 3 4 を介して拡散接合された補修済みのタービン動翼 2 1 が得られる。

【 0 0 3 2 】

Co 基の耐摩耗材料から構成され且つ精密鑄造品である補修材 3 5 を、タービン動翼 2 1 のシュラウド 2 9 における成形部 3 3 の基材 3 1 に接合材 3 4 を介して拡散接合させたときの補修部分について、硬さ（荷重 1 kg の作用下でのピッカース硬さ）を計測した結

50

果を図 8 に示す。また、比較例の補修材を、タービン動翼 2 1 のシュラウド 2 9 における成形部 3 3 の基材 3 1 に接合材を介して拡散接合させたときの補修部分について、硬さ（荷重 1 k g の作用下でのビッカース硬さ）を計測した結果を図 9 に示す。上記比較例の補修材は、Ni 基の耐熱超合金製の板材に Co 基の耐摩耗材料を肉盛溶接して得た肉盛溶接材から切り出して作成されたものである。

【 0 0 3 3 】

図 8 及び図 9 において、縦軸はビッカース硬さを示し、横軸は、タービン動翼 2 1 のシュラウド 2 9 と補修材との拡散接合界面の位置を基準（0）としたときの距離を示す。距離が正の領域は補修材の領域である。また、図 8 及び図 9 における硬さ HV 1 と HV 2 の範囲は、タービン動翼のシュラウドの一端部に耐摩耗材料を肉盛溶接して補修したときの従来の補修部分の硬さ範囲を示す。

10

【 0 0 3 4 】

図 9 に示すように、比較例の補修材を用いた場合には、補修材及び拡散接合界面の硬さは、硬さ HV 1 ~ HV 2 の範囲から外れ、しかもばらつきが多い。これに対し、本実施形態の補修材 3 5 を用いた場合には、図 8 に示すように、補修部分（補修材 3 5 及び拡散接合界面 3 7 を含む部分）の硬さは、硬さ HV 1 ~ HV 2 の範囲に収まり、しかもばらつきが少なく均一である。特に、シュラウド 2 9 側における拡散接合界面 3 7 近傍においても、硬さが硬さ HV 1 ~ HV 2 の範囲にあり、拡散接合が良好になされたことが示されている。

【 0 0 3 5 】

以上のように構成されたことから、第 1 実施形態によれば、次の効果（1）及び（2）を奏する。

20

（1）図 3 ~ 図 5 に示すように、タービン動翼 2 1 のシュラウド 2 9 の一端部 2 9 A における摩耗部位 3 2 に成形された成形部 3 3 の基材 3 1 に、Co 基の耐摩耗材料からなる補修材 3 5 が拡散接合されたので、摩耗部位 3 2 を溶接により肉盛補修する場合に発生するき裂を生じさせることなく、タービン動翼 2 1 の摩耗部位 3 2 を好適に補修できる。

【 0 0 3 6 】

しかも、補修材 3 5 が精密鑄造により成形された精密鑄造品であることから、この補修材 3 5 を高精度に量産化できるので補修コストを低減できると共に、シュラウド 2 9 の成形部 3 3 の基材 3 1 と補修材 3 5 との拡散接合界面 3 7 及び上記補修材 3 5 を含む補修部分の硬さを均一化できる。

30

【 0 0 3 7 】

（2）複数枚のタービン動翼 3 1 のシュラウド 2 9 における摩耗部位 3 2 に成形部 3 3 をそれぞれ成形し、これらの成形部 3 3 のそれぞれに接合材 3 4 を用いて補修材 3 5 を装填（接着）する。そして、この補修材 3 5 が装填された複数枚のタービン動翼 2 1 を、まとめて真空熱処理炉に投入して拡散熱処理を施し、タービン動翼 2 1 のシュラウド 2 9 における摩耗部位 3 2 の補修を実施する。このため、タービン動翼 2 1 の摩耗部位 3 2 を 1 枚ずつ補修する場合に比べて、合理的な補修を実現できる。

【 0 0 3 8 】

[B] 第 2 実施形態（図 1 0 ~ 図 1 2 ）

40

図 1 0 は、本発明に係るガスタービン部品の摩耗部位補修方法における第 2 実施形態が行うタービン動翼の補修手順の主要な手順を、断面状態で示す説明図である。この第 2 実施形態において、第 1 実施形態と同様な部分については、同一の符号を付すことにより説明を簡略化し、または省略する。

【 0 0 3 9 】

本第 2 実施形態におけるガスタービン部品（例えばタービン動翼 2 1 ）の摩耗部位補修方法が第 1 実施形態と異なる点は、成形工程 S 3 においてタービン動翼 2 1 のシュラウド 2 9 の摩耗部位 3 2 を加工して成形する成形部 4 0 が、凹凸形状に加工された点である。

【 0 0 4 0 】

つまり、第 2 実施形態の成形工程 S 3 は、タービン動翼 2 1 のシュラウド 2 9 の一端部

50

29Aにおける基材31に生じた摩耗部位32を加工して成形部40を成形する際に、この成形部40を凹凸形状に加工する。この凹凸形状は、図11に示すように、四角柱の溝形状41A(図11(A))、三角柱の溝形状41B(図11(B))、または円柱の溝形状41C(図11(C))である。また、図12に示すように、成形部40の凹凸形状は、成形部40の断面が波形形状42となる形状である。

【0041】

従って、装填工程S5において上述の成形部40に接合材34を用いて装填(接着)される補修材35は、その接触面43が、成形部40の溝形状41A、41B、41Cまたは波形形状42に適合して嵌り合う形状に形成されている。

【0042】

装填工程S5において成形部40に接合材34を用いて補修材35が装填された複数枚のタービン動翼21に対し、接合工程S6ではまとめて拡散熱処理を施し、タービン動翼21のシュラウド29における基材31に、接合材34の低融点のNi合金を介して補修材35を拡散接合させる。

【0043】

以上のように構成されたことから、本第2実施形態によれば、第1実施形態の効果(1)及び(2)と同様な効果を奏するほか、次の効果(3)及び(4)を奏する。

【0044】

(3)成形工程S3では、タービン動翼21のシュラウド29の一端部29Aにおける摩耗部位32を加工して成形した成形部40が、溝形状41A、41B、41Cまたは波形形状42のような凹凸形状に形成され、装填工程S5で用いられる補修材35は、その接触面43が成形部40に適合して嵌り合う形状に形成されて、成形部40に嵌合して装填される。このため、接合工程S6でタービン動翼21が真空熱処理炉に投入された際に、補修材35が重力の作用でタービン動翼21のシュラウド29の成形部40から移動または落下することを確実に防止でき、タービン動翼21の補修を最適化できる。

【0045】

(4)タービン動翼21のシュラウド29の一端部29Aにおける摩耗部位32に成形された成形部40が、溝形状41A、41B、41Cまたは波形形状42のような凹凸形状に形成され、補修材35は、その接触面43が成形部40に適合して嵌り合う形状に形成されて、成形部40に嵌合して装填される。このため、この状態でタービン動翼21のシュラウド29の基材31に拡散接合された補修材35は、このタービン動翼21がガスタービン15の構成部品として使用される際に、せん断力の作用下においても移動することなく、極めて強固に接合される効果を奏する。

【0046】

以上、本発明のいくつかの実施形態を説明したが、これらの実施形態は、例として提示したものであり、発明の範囲を限定することは意図していない。これらの実施形態は、その他の様々な形態で実施されることが可能であり、発明の要旨を逸脱しない範囲で、種々の省略、置き換え、変更を行うことができ、また、それらの置き換えや変更は、発明の範囲や要旨に含まれると共に、特許請求の範囲に記載された発明とその均等の範囲に含まれる。

【0047】

例えば、上述の各実施形態では、ガスタービン部品がタービン動翼21の場合を述べたが、タービン静翼23、燃焼器ライナ12またはトランジションピース14などに本発明を適用して補修してもよい。

【符号の説明】

【0048】

11...圧縮機、12...燃焼器ライナ、14...トランジションピース、15...ガスタービン、21...タービン動翼(ガスタービン部品)、23...タービン静翼、31...基材、32...摩耗部位、33...成形部、34...接合材、35...補修材、36...接触面、40...成形部、41A、41B、41C...溝形状、42...波形形状、43...接触面、S3...成形工程、

10

20

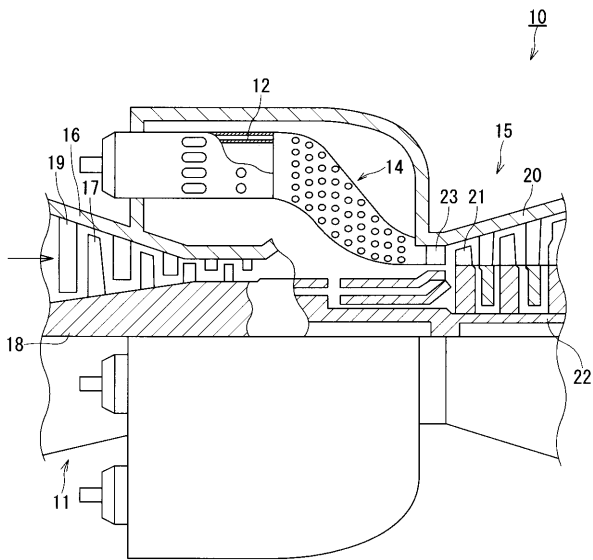
30

40

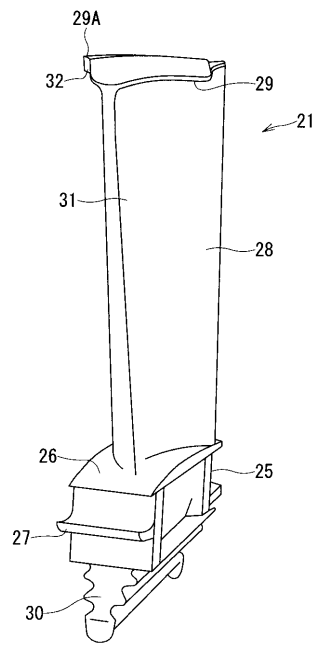
50

S 5 ... 装填工程、S 6 ... 接合工程。

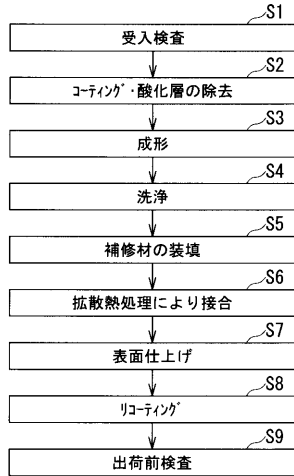
【图 1】



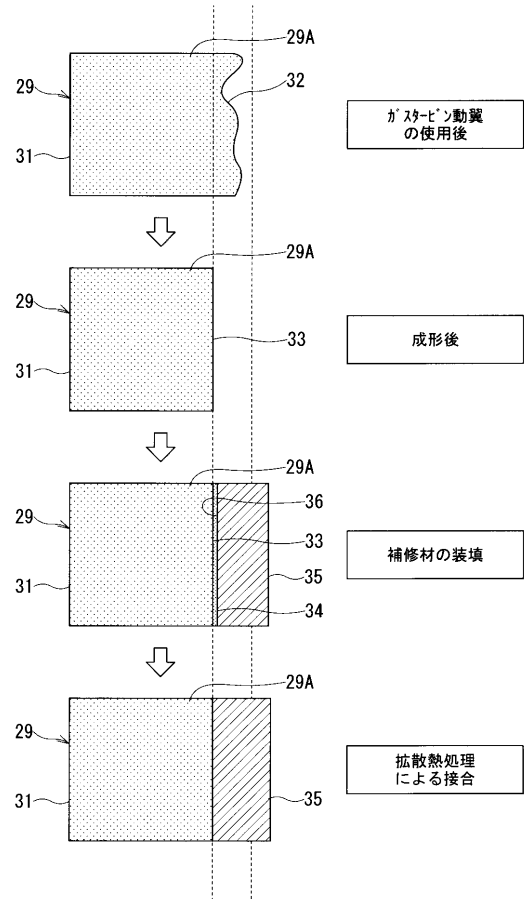
【图 2】



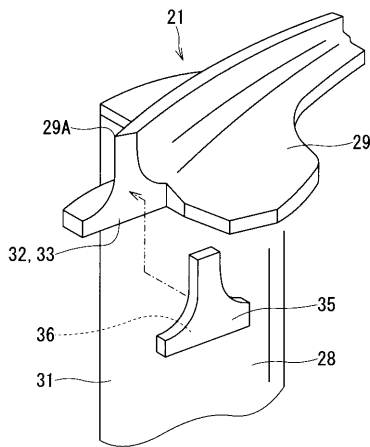
【 図 3 】



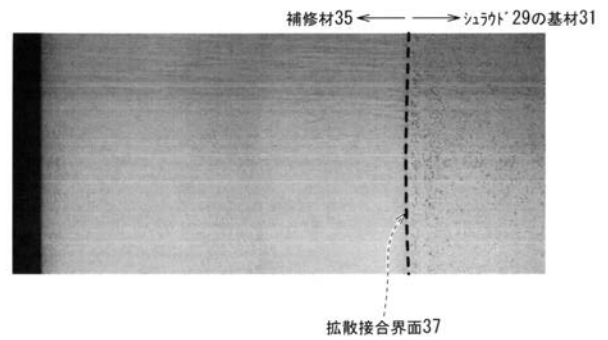
【 図 4 】



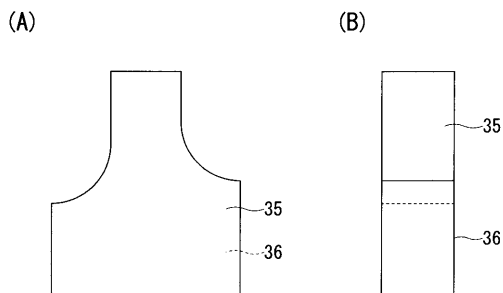
【 図 5 】



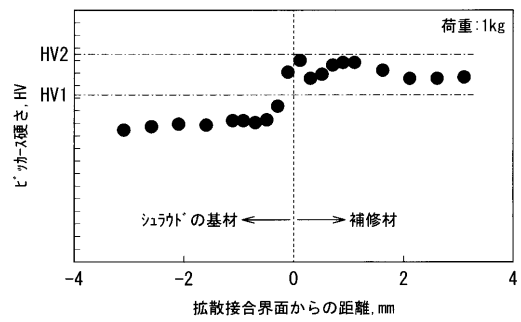
【 図 7 】



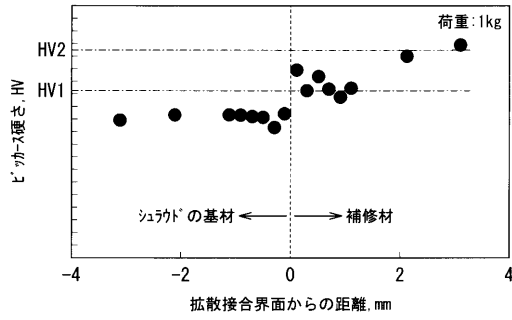
【 図 6 】



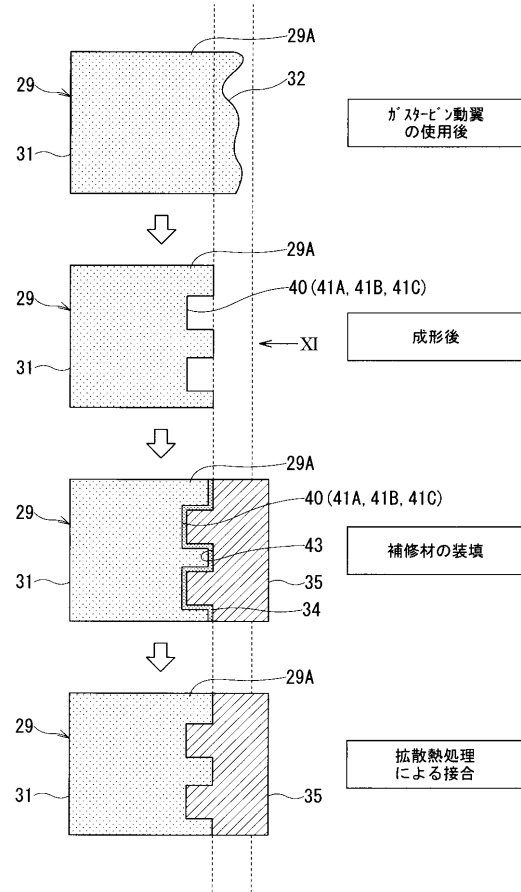
【 図 8 】



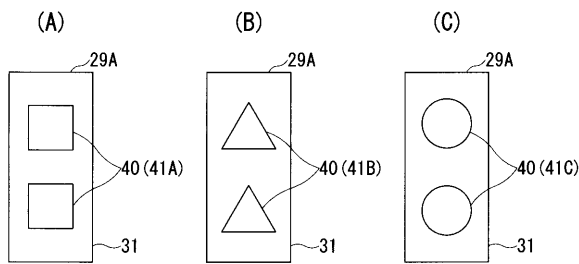
【 図 9 】



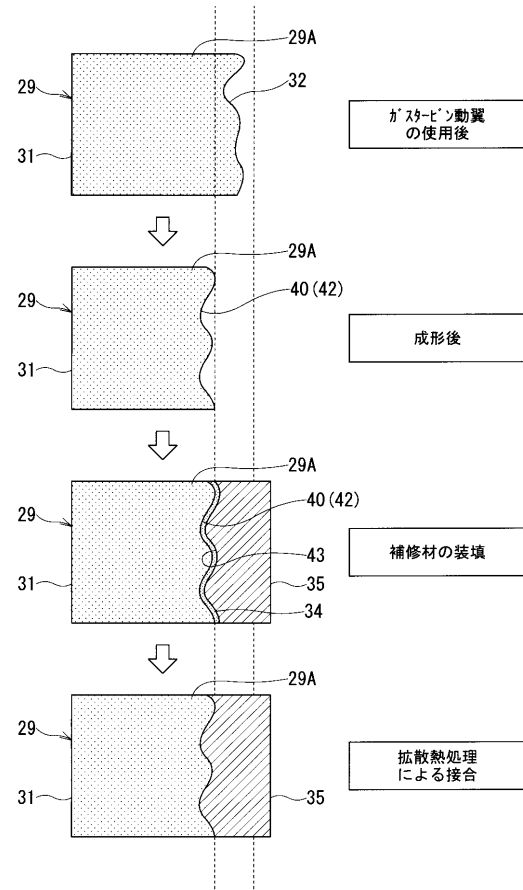
【 図 1 0 】



【 図 1 1 】



【 図 1 2 】



フロントページの続き

(51)Int.Cl.	F I		テーマコード(参考)
<i>F 2 3 R</i> 3/42 (2006.01)	F 0 1 D	5/28	
<i>B 2 3 K</i> 20/00 (2006.01)	F 0 1 D	9/02	1 0 1
<i>B 2 3 K</i> 20/24 (2006.01)	F 2 3 R	3/42	A
<i>C 2 2 C</i> 19/07 (2006.01)	F 2 3 R	3/42	D
<i>B 2 3 P</i> 6/00 (2006.01)	B 2 3 K	20/00	3 1 0 L
	B 2 3 K	20/00	3 1 0 M
	B 2 3 K	20/24	
	C 2 2 C	19/07	G
	B 2 3 P	6/00	Z

(72)発明者 石橋 和利

東京都港区芝浦一丁目1番1号 株式会社東芝内

Fターム(参考) 3G202 BA02 BA06 BA10 BB04 BB05 CA02 CA11 CA15 EA02 EA03
 EA04 EA06 GA07 GA10 GB04
 4E167 AA10 AA11 AA29 AB05 AD04 BA07 CA20 CA21 CB01 DA08
 DB02