

(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2004-116529

(P2004-116529A)

(43) 公開日 平成16年4月15日(2004.4.15)

(51) Int.Cl.⁷

F02C 7/00

C23C 14/14

F01D 5/28

F I

F02C 7/00

C23C 14/14

F01D 5/28

テーマコード (参考)

3G002

4K029

審査請求 未請求 請求項の数 11 O L (全 11 頁)

(21) 出願番号 特願2003-333734 (P2003-333734)
 (22) 出願日 平成15年9月25日 (2003.9.25)
 (31) 優先権主張番号 10/259,342
 (32) 優先日 平成14年9月27日 (2002.9.27)
 (33) 優先権主張国 米国 (US)

(71) 出願人 500002515
 ジーイー エイビエーション サービシー
 ズ オペレーション (プライベート)
 リミテッド
 シンガポール国 508726 ナンバー
 23 ローヤング ウェイ (番地なし)
 (74) 代理人 100093908
 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

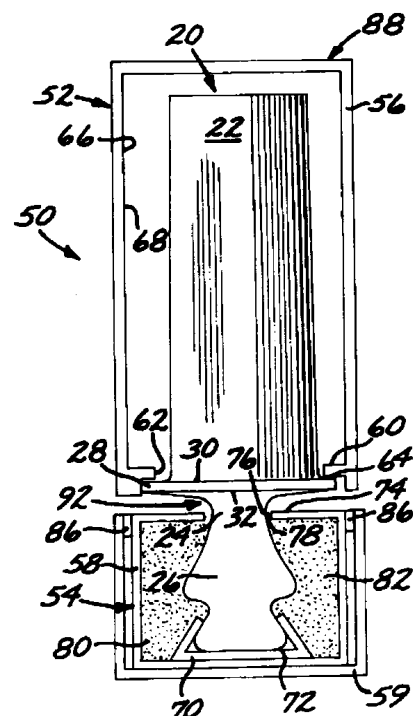
(54) 【発明の名称】 マスキング用囲いで部分的にマスクされたガスタービン翼を気相アルミナイド処理する方法

(57) 【要約】

【課題】 本発明は、ガスタービン翼の一部を保護皮膜で選択的に保護することに関する。

【解決手段】 アルミナイド皮膜で保護されるガスタービン翼(20)は、ガスタービン翼(20)の翼形部(22)上への蒸着を防止する翼形部囲い(52)と、ガスタービン翼(20)のダブテール(26)上への蒸着を防止するダブテール囲い(54)とを含むマスキング用囲い(50)内に配置される。組立体は、マスキング用囲い(50)内にはないガスタービン翼(20)の露出部分(92)上にアルミニウムが蒸着されるように、気相アルミナイド処理される。

【選択図】 図3



【特許請求の範囲】

【請求項 1】

ガスタービン翼（20）を選択的に保護する方法であって、

翼形部（22）と、ダブテール（26）を有するシャンク（24）と、該翼形部と該シャンクとの間に位置しかつ上面（30）及び下面（32）を有するプラットホーム（28）とを有するガスタービン翼（20）を準備する段階と、

マスキング用囲い（50）を準備する段階と、

を含み、該マスキング用囲い（50）が、

それを貫通する上部開口部（62）を有する上部シール板（60）を含み、前記翼形部（22）が前記上部開口部（62）を通して延びかつ前記上部シール板（60）が前記プラットホーム（28）の前記上面（30）に接触した状態で、その中に前記ガスタービン翼（20）の前記翼形部（22）を受け入れる寸法にされた翼形部囲い（52）と、 10

前記ダブテール（26）の下端部（72）をその中に受け入れるダブテール案内（70）と、それを貫通しかつ前記シャンク（24）の周りに適合する寸法にされた下部開口部を有する下部シール板（74）とを含むダブテール囲い（54）と、

を含み、該方法が更に、

前記ガスタービン翼（20）を前記マスキング用囲い（50）内に配置してアルミナイド処理組立体（88）を形成する段階と、その後、

その翼形部（22）及びそのダブテール（26）が前記マスキング用囲い（50）内にある状態の前記ガスタービン翼（20）を有する前記アルミナイド処理組立体（88）を、気相アルミナイド処理して、前記マスキング用囲い（50）内にはない前記ガスタービン翼（20）の露出部分（92）上にアルミニウムが蒸着されるようにする段階と、 20

を含むことを特徴とする方法。

【請求項 2】

前記ガスタービン翼（20）を準備する前記段階が、

既に実用に供された前記ガスタービン翼（20）を準備する段階と、

前記ガスタービン翼（20）を清浄化する段階と、

を含むことを特徴とする、請求項 1 に記載の方法。

【請求項 3】

マスキング用囲い（50）を準備する前記段階が、 30

アルミニウム含有被覆層（68）を前記翼形部囲い（52）の内面（66）上に付着させる段階、

を含むことを特徴とする、請求項 1 に記載の方法。

【請求項 4】

前記ガスタービン翼（20）を配置する前記段階が、

前記ダブテール（26）と前記ダブテール囲い（54）との間の空間（80）をマスキング用粉体（82）で充填する段階、

を含むことを特徴とする、請求項 1 に記載の方法。

【請求項 5】

ガスタービン翼（20）を選択的に保護する方法であって、 40

既に実用に供され、翼形部（22）と、ダブテール（26）を有するシャンク（24）と、該翼形部と該シャンクとの間に位置しかつ上面（30）及び下面（32）を有するプラットホーム（28）とを有するガスタービン翼（20）を、該ガスタービン翼（20）を清浄化する段階を含めて、準備する段階と、

それを貫通する上部開口部（62）を有する上部シール板（60）を含み、前記翼形部（22）が前記上部開口部（62）を通して延びかつ前記上部シール板（60）が前記プラットホーム（28）の前記上面（30）に接触した状態で、その中に前記ガスタービン翼（20）の前記翼形部（22）を受け入れる寸法にされた翼形部囲い（52）と、

前記ダブテール（26）の下端部（72）をその中に受け入れるダブテール案内（70）とそれを貫通しかつ前記シャンク（24）の周りに適合する寸法にされた下部開口部を 50

有する下部シール板（７４）とを含むダブテール囲い（５４）と、
を含むマスキング用囲い（５０）を、前記翼形部囲い（５２）の内面（６６）上にアルミニウム含有被覆層（６８）を付着させる段階を含めて、準備する段階と、その後、

前記ガスタービン翼（２０）を前記マスキング用囲い（５０）内に配置してアルミナイド処理組立体（８８）を、

前記ダブテール（２６）と前記ダブテール囲い（５４）との間の空間（８０）をマスキング用粉体（８２）で充填する段階、

を含めて、形成する段階と、その後、

その翼形部（２２）及びそのダブテール（２６）が前記マスキング用囲い（５０）内にある状態の前記ガスタービン翼（２０）を有する前記アルミナイド処理組立体（８８）を、
、気相アルミナイド処理して、前記マスキング用囲い（５０）内にはない前記ガスタービン翼（２０）の露出部分（９２）上にアルミニウムが蒸着されるようにする段階と、
を含むことを特徴とする方法。 10

【請求項６】

マスキング用囲い（５０）を準備する前記段階が、

前記上部開口部（６２）を、前記翼形部（２２）と該上部開口部（６２）との間の上部間隙（６４）が約０．００５インチより大きくないような寸法にする段階、
を含むことを特徴とする、請求項１又は請求項５に記載の方法。

【請求項７】

マスキング用囲い（５０）を準備する前記段階が、 20

前記ブラットホーム（２８）に隣接する前記翼形部（２２）の形状に一致するような輪郭にされた前記上部開口部（６２）を有する前記上部シール板（６０）を準備する段階、
を含むことを特徴とする、請求項１又は請求項５に記載の方法。

【請求項８】

マスキング用囲い（５０）を準備する前記段階が、

前記下部開口部（７６）を、前記シャंक（２４）と該下部開口部（７６）との間の下部間隙（７８）が約０．００１インチより大きくないような寸法にする段階、
を含むことを特徴とする、請求項１又は請求項５に記載の方法。

【請求項９】

マスキング用囲い（５０）を準備する前記段階が、 30

前記ダブテール囲い（５４）と一体でない前記翼形部囲い（５２）を準備する段階、
を含むことを特徴とする、請求項１又は請求項５に記載の方法。

【請求項１０】

マスキング用囲い（５０）を準備する前記段階が、

前記ダブテール（２６）を前記ダブテール囲い（５４）内に配置できるような寸法にされた取外し可能な端部板（９０）を有する前記ダブテール囲い（５４）を準備する段階、
を含むことを特徴とする、請求項１又は請求項５に記載の方法。

【請求項１１】

気相アルミナイド処理する前記段階が、

前記アルミナイド処理組立体（８８）と物理的に接触していない固体アルミニウム源に
より該アルミナイド処理組立体（８８）を気相アルミナイド処理する段階、
を含むことを特徴とする、請求項１又は請求項５に記載の方法。 40

【発明の詳細な説明】

【技術分野】

【０００１】

本発明は、ガスタービンエンジンで使用されるガスタービン翼に関し、より具体的には、ガスタービン翼の一部分を保護皮膜で選択的に保護することに関する。

【背景技術】

【０００２】

航空機用ガスタービン（ジェット）エンジンでは、空気はエンジンの前部に吸い込まれ 50

、シャフト支持された圧縮機によって加圧され、燃料と混合される。混合気は燃焼させられ、高温燃焼ガスが、同じシャフト上に支持されたタービンを通して流れる。燃焼ガスの流れは、タービン翼及び羽根の翼形部区域に対して衝突することによってタービンを回転させ、該タービンは次にシャフトを回転させて圧縮機に動力を供給する。高温排出ガスはエンジン後部から流れ、エンジンを駆動し、航空機を前方へ駆動する。

【0003】

燃焼及び排出ガスが高温であればある程、ジェットエンジンの作動はより効率的になる。従って、燃焼及び排出ガス温度を上昇させようとする動機が存在する。燃焼ガスの最高温度は通常、エンジンの高温区域の構成部品を製作するのに使用される材料によって制限される。これらの構成部品には、それらの上に燃焼ガスが直接衝突するガスタービンのタービン羽根及びタービン翼が含まれる。現行のエンジンにおいては、タービン羽根及びタービン翼は、ニッケル基超合金で作られ、最大約1800～2100°Fの温度で作動することができる。これらの構成部品は、酸化及び腐食物質による損傷に曝される。

10

【0004】

許容できる耐酸化性及び耐食性を達成しながら、タービン翼及び羽根の作動温度限界及び耐用年数をそれらの現行水準まで増大させるために、多くの解決方法が用いられてきた。基体材料それ自身の組成及び処理が改善されてきた。例えばそれを通して冷却空気が流される内部冷却通路を有する構成部品を構成することによって、冷却技術が使用される。

【0005】

高温区域の構成部品を保護するために使用される別の方法においては、タービン翼の表面の一部分が保護皮膜で被覆される。保護皮膜の1つの形式には、保護される基体材料上に蒸着されたアルミニウム含有保護皮膜が含まれる。アルミニウム含有保護皮膜の露出表面は、酸化して、下にある基体を保護する酸化アルミニウム保護層を生成する。

20

【発明の開示】

【発明が解決しようとする課題】

【0006】

ガスタービン翼の様々な部分は、異なる種類及び厚さの保護皮膜を必要とし、また部分によっては、その上に皮膜がないことを必要とする。最も費用効果がある皮膜技術を使用しながら、一部の領域においては異なる種類及び厚さの保護皮膜を施し、別の領域においては皮膜の蒸着を防止することは、新規に製造される或いは修復を受けている、また、その上に皮膜が既に存在する及び／又は新規な皮膜が施される必要がある場合があるガスタービン翼に対して困難な問題を引き起こす可能性がある。多くの場合、保護皮膜と剥き出しの表面との所望の組み合わせを達成することは困難である。一部の領域においては保護皮膜が存在しまたある厚さを有し、別の領域においては保護皮膜が存在しないことを保証するという必要とされる選択性を実現するような被覆工程に対する改善された解決方法の必要性が存在する。本発明は、この必要性を満たし、更に関連する利点をもたらす。

30

【課題を解決するための手段】

【0007】

本発明は、一部の領域においては所望の種類及び厚さの皮膜を蒸着し、別の領域においては皮膜を防止することによって、ガスタービン翼を選択的に保護する方法を提供する。この方法は、気相アルミナイド処理を使用するが、この気相アルミナイド処理は、パックスアルミナイド処理のような別の方法と比較した場合に比較的経済的でありまた環境的に許容できる被覆技術である。約1/8インチを越えない、被覆領域と非被覆領域との間の移行ゾーンを実現できる。

40

【0008】

ガスタービン翼を選択的に保護する方法は、翼形部と、ダブテールを有するシャンクと、該翼形部と該シャンクとの間に位置しかつ上面及び下面を有するプラットホームとを有するガスタービン翼を準備する段階と、マスキング用囲いを準備する段階とを含む。該マスキング用囲いは、それを貫通する上部開口部を有する上部シール板を含み、翼形部が上部開口部を通して延びかつ上部シール板がプラットホームの上面に接触した状態で、その

50

中にガスタービン翼の翼形部を受け入れる寸法にされた翼形部囲いを含む。該マスキング用囲いは更に、ダブテールの下端部をその中に受け入れるダブテール案内とそれを貫通しかつシャンクの周りに適合する寸法にされた下部開口部を有する下部シール板とを含むダブテール囲いを含む。ガスタービン翼は、マスキング用囲い内に配置されてアルミナイド処理組立体を形成する。その翼形部及びそのダブテールがマスキング用囲い内にある状態のガスタービン翼を有するアルミナイド処理組立体は、気相アルミナイド処理されて、マスキング用囲い内にないガスタービン翼の露出部分上にアルミニウムが蒸着されるようになる。

【0009】

関心のある用途においては、ガスタービン翼は既に実用に供されており、該ガスタービン翼は、マスキング用囲い内に配置されるのに先立って清浄化される。 10

【0010】

翼形部囲いの上部開口部は、翼形部と該上部開口部との間の上部間隙が約0.005インチより大きくないような寸法にされるのが望ましい。同様に、下部開口部は、シャンクと該下部開口部との間の下部間隙が約0.001インチより大きくないような寸法にされるのが望ましい。開口部とタービン翼のそれぞれの部分との間のこの緊密嵌合は、アルミナイド処理段階の間にアルミニウム含有ガスが侵入するのを防止するのを助ける。更に、上部開口部は、プラットホームに隣接する翼形部の形状に一致するような輪郭にされることができる。ダブテールとダブテール囲いとの間の空間はマスキング用粉体で充填されて、アルミナイド処理ガスがシャンクと下部開口部との間の間隙を通して侵入する可能性を減少させる。 20

【0011】

既にアルミナイド処理が行われているような状況にある翼形部からのアルミニウムの損失を防止するために、翼形部囲いの内面上にアルミニウム含有被覆層を付着させることができる。

【0012】

翼形部囲いは、ダブテール囲いと一体でないことが好ましい。ダブテール囲いは、通常、ダブテールをダブテール囲い内に配置できるような寸法にされた取外し可能な端部板を有する。

【0013】

気相アルミナイド処理は、あらゆる実施可能な方法で行うことができる。アルミナイド処理組立体は、該アルミナイド処理組立体と物理的に接触していない固体アルミニウム源により気相アルミナイド処理されることが好ましい。 30

【0014】

気相アルミナイド処理は、ガスタービン保護皮膜に対して必要とされる厚さのアルミニウム含有層を蒸着させるための、効率的で、迅速で、環境に優しい方法である。しかしながら、アルミニウムの存在が許容できないダブテールのような別の部分上にアルミニウムを蒸着させることなく、アルミニウムが必要とされるガスタービンの領域のみの上に、選択的にかつ精密にアルミニウムを蒸着させることは難しい。多くのマスキング技術が使用されてきたが、アルミニウム含有蒸気は極めて流動性があるために殆どのマスクを通して或いは該マスクの周りで侵入するので、利用可能な技術では、マスクした領域をマスクしていない領域から十分良好に区別して形成し得ない。その結果、従来の方が使用される場合には、多くの場合被覆されるべきではない部分上にアルミニウム含有皮膜が生じることになる。本発明の場合、本明細書において説明した他のマスキング技術と組み合わせられた、緊密に嵌合されたマスキング用囲いは、被覆領域と非被覆領域との間の分割線を鮮明に形成する上で非常な成功を納めるものである。試験においては、約1/8インチより大きくない皮膜部分から皮膜なしの部分への移行部分が実現された。皮膜部分から皮膜なしの部分への移行のこの良好な分解能は、多くの場合全長が約2インチより大きくない小型ガスタービン翼にとって特に重要である。更に、再利用可能なマスキング用囲いは、テープ、スラリー或いは粉体マスクのような、より複雑で一回限りのマスキング技術に比較し 40 50

て、使用する上で極めて費用効果がある。本発明の方法による生産効率は、マスキング用囲い内に２つ又はそれ以上のガスタービン翼を配置することができるよう該マスキング用囲いを作ることによって、更に改善することができる。

【００１５】

本発明の他の特徴及び利点は、実施例によって本発明の原理を示す付随の図面に関連してなされる、好ましい実施形態についての以下の更に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。

【発明を実施するための最良の形態】

【００１６】

図１は、好ましくは既に実用に供されたか、或いは新規製造の部品であってもよいガスタービン翼２０を示す。ガスタービン翼２０は、実用運転の間にそれに対して高温燃焼ガスが衝突する翼形部２２と、下方に延びるシャंक２４と、ガスタービンエンジンのガスタービンディスク（図示せず）に対してガスタービン翼２０を取り付けるダブテール２６の形態をした取付け部とを有する。プラットホーム２８が、翼形部２２とシャंक２４及びダブテール２６との間の位置で、横方向外向きに延びる。プラットホーム２８は、翼形部２２に隣接する上面３０と、シャंक２４及びダブテール２６に隣接する下面３２（プラットホームの「下側」と言うこともある）とを有する。本発明の方法を使用することができるガスタービン翼２０の例は、ＣＦ３４－３ＢＩの高圧タービン翼であるが、本発明はそれに限定されるものではない。

【００１７】

ガスタービン翼２０全体は、ニッケル基超合金で作られるのが好ましい。ニッケル基合金は、他の全ての元素よりも多くのニッケルを有し、また、ニッケル基超合金は、ガンマプライム相或いは関連相によって強化されたニッケル基合金である。本発明を使用することができるニッケル基超合金の例は、Ｒｅｎｅ（登録商標）１４２であり、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パーセントの硼素、残部はニッケル及び微量元素である公称組成を有するが、本発明の使用はそれに限定されるものではない。

【００１８】

好ましい実施形態は、既に実用に供されたガスタービン翼２０に対して使用され、本発明は新規製造の部品に対して同様に使用することができるが、この実施形態を説明することにする。既に実用に供されたガスタービン翼２０は、新規製造のガスタービン翼として製造され、その後、航空機用エンジンの実用において少なくとも一度は使用されている。実用での使用の間、ガスタービン翼２０は、その構造を劣化させる条件に曝される。ガスタービン翼の部分は侵食され、酸化され、及び／又は腐食され、その結果、その形状及び寸法が変化し、また皮膜は食孔され又は減損される。ガスタービン翼２０は、高価な部品なので、ガスタービン翼２０を廃棄するのではなく、比較的軽微な損傷は修復されるのが好ましい。本発明の方法により、ガスタービン翼２０の修復、改造及び再生を行い、その結果、ガスタービン翼を実用での使用に戻すことができる。そのような修復、改造及び再生は、そうでなければ使用不能であったガスタービン翼を、適切に処理した後に、その後の実用での使用に戻すことによって、航空機用ガスタービンエンジンの採算性を改善する重要な機能である。

【００１９】

一部のケースにおける修復の１つの態様は、プラットホーム２８の下面３２及びシャंक２４の隣接部分に保護皮膜を施すことである。プラットホーム２８の下面３２及びシャंक２４は、翼形部２２に衝突する高温燃焼ガスの流れから相対的に隔離されるので、過去からの慣習として、それらは保護皮膜を形成されていない。しかしながら、ガスタービ

10

20

30

40

50

ン翼 20 の他の特性が、エンジン効率を増大させるために、より一層高い作動温度を可能にするように改善されてきているので、酸化及び腐食による損傷を抑制しまた望ましくは防止するためには、最新式エンジンにおけるガスタービン翼 20 のプラットホーム 28 の下面 32 及びシャンク 24 の隣接部分は保護皮膜を必要とすることが明白になってきた。既に実用に供されたガスタービン翼に適用されるような本発明は、ガスタービン翼 20 が実用に供された後にのみ、プラットホーム 28 の下面 32 上及びシャンク 24 の隣接部分に対してそのような保護皮膜が必要であることが明白になるという状況に対処する。初期製造工程の間に保護皮膜が必要であると思われる場合には、新規製造のガスタービン翼に対して同様の考慮が払われる。

【0020】

10

図 2 は、本発明を実施するための好ましい方法を示す。上述のようなガスタービン翼 20 が、段階 40 において準備される。ガスタービン翼 20 が実用に供されていた場合、該ガスタービン翼 20 は、準備する段階 40 の一部として清浄化される。この清浄化する段階は通常、本発明の実施において少なくとも被覆される領域、具体的にはプラットホーム 28 の下面 32 及びシャンク 24 の隣接部分から表面汚れ、すす、酸化物、及び腐食生成物を除去することを含む。ガスタービン翼 20 の残り部分もまた、一般的に同じように清浄化される。あらゆる実施可能な清浄化方法を、使用することができる。一つの効果的な方法は、タービン翼 20 をニアンモニウム *versene* のような弱酸浴槽に接触させ、その後該タービン翼 20 にグリットブラストを行うことである。

【0021】

20

その中にガスタービン翼 20 を有する、図 3～図 4 に示すマスキング用囲い 50 が、符号 42 において準備される。マスキング用囲い 50 は、2 つの部品、すなわち翼形部囲い 52 とダブテール囲い 54 とを含み、これら 2 つの部品は互いに一体でないのが好ましい。この翼形部囲い 52 及びダブテール囲い 54 は、後ほど説明するように、剛性壁と該剛性壁を貫通する開口部とを有する箱である。マスキング用囲い 50 の機能は、アルミナイド処理の間に、囲われた部分上へのアルミニウム蒸着を防止し、囲われていない部分上へのアルミニウム蒸着を可能にすることである。囲い 52 及び 54 のそれぞれの壁 56 及び 58 は、アルミナイド処理工程の高い温度条件に曝された場合に顕著に劣化することのないあらゆる実施可能な材料で作られることができ、処理されているガスタービン翼 20 上に対して微粒子を放出することのないニッケル基合金であることが好ましい。そのようなニッケル基合金の例は、*René* (登録商標) 142 である。

30

【0022】

ダブテール囲い 54 は、一般的に箱状の保持装置 59 内に支持され、該保持装置 59 は、図 3 には示されているが図 4 からは理解しやすいように省略されている。ダブテール囲い 54 の壁 58 と保持装置 59 の壁との間に楔 86 を配置して、ダブテール囲い 54 を精密に位置決めし、かつ該ダブテール囲い 54 が傾斜するのを防止する。

【0023】

翼形部囲い 52 は、それを貫通する上部開口部 62 を有する上部シール板 60 を含む。上部開口部 62 は、翼形部 22 が該上部開口部 62 を通して翼形部囲い 52 の内部に延びた状態で、該上部開口部を通してガスタービン翼 20 の翼形部 22 を受け入れるような形状及び寸法にされている。上部シール板 60 は、緊密に接触した状態で、プラットホーム 28 の上面 30 上に接触しかつ載置されることが好ましい。上部開口部 62 は、翼形部 22 と該上部開口部 62 との間の上部間隙 64 が約 0.005 インチより大きくなく、従ってアルミナイド処理ガスが翼形部囲い 52 の内部へは簡単には流ることができないような形状、寸法及び大きさにされることが好ましい。翼形部囲い 52 内部へのそのようなアルミナイド処理ガスのあらゆる流れを更に防止するために、上部開口部 62 がプラットホーム 28 に隣接する翼形部 22 の部分の形状に一致する形状になるように、上部シール板 60 は作られることが望ましい。

40

【0024】

翼形部囲い 52 の壁 56 の内面 66 は、薄いアルミニウム含有被覆層 68 で被覆される

50

ことが好ましい。このアルミニウム含有被覆層 68 は、アルミナイド処理に関連するその後の加熱段階の間に、翼形部 52 内にある翼形部 22 の表面上に既に存在する皮膜からアルミニウムが減損するのを防止する。

【0025】

ダブテール 54 は更に、その中にダブテール 28 の下端部 72 を受け入れる溝の形状をしたダブテール案内 70 を含む。ダブテール案内 70 は、ダブテール 26 を、従ってガスタービン翼 20 全体を、ダブテール 54 及び翼形部 52 に対して正しい配向に保持する。ダブテール 54 の機能は、その後の気相アルミナイド処理段階の間にダブテール 26 上へアルミニウムが蒸着されるのを防止することである。下部シール板 74 は、それを貫通しかつシャンク 24 の隣接部分の周りに適合する形状及び寸法にされた下部開口部 76 を有する。

10

【0026】

下部開口部 76 は、その後のアルミナイド処理段階の間にアルミナイド処理ガスがダブテール 54 の内部に侵入するのを最小にするために、シャンク 24 と下部開口部 76 との間の下部間隙 78 が約 0.001 インチより大きくならないような形状及び寸法にされる。更に、ダブテール 26 とダブテール 54 の壁 58 との間の空間 80 は、必要に応じてマスキング用粉体 82 で充填されることができ、該マスキング用粉体 82 は、ダブテール 54 の壁 58 内の充填用穴 84 (後で塞がれる) を介して充填される。このマスキング用粉体 82 は、アルミナのような不活性物質であることが好ましい。

【0027】

20

ガスタービン翼 20 は、符号 44 で示すように、マスキング用 50 内に配置されて、図 3 ~ 図 4 に見られるようにアルミナイド処理組立体 88 を形成する。この組立体を完成させるために、最初にガスタービン翼 20 がダブテール 54 内に挿入される。ガスタービン翼のダブテール 54 内への挿入を可能にするために、ダブテール 54 には、取外し可能な端部板 90 が設けられるのが好ましい。端部板 90 を取外した状態で、ダブテール 26 をダブテール案内 70 内へ摺り込ませ、次に端部板 90 を取り付ける。翼形部 52 が、翼形部 22 全体を覆って取り付けられる。アルミナイド処理組立体 88 は、マスキング用 50 内部にガスタービン翼 20 の翼形部 22 及びダブテール 26 を有する。

【0028】

30

アルミナイド処理組立体 88 は、段階 46 において、該アルミナイド処理組立体 88 と物理的に接触していない固体アルミニウム含有源によって気相アルミナイド処理されるのが好ましい。アルミニウムは、マスキング用 50 内部にないガスタービン翼 20 の露出部分 92 上に蒸着される。図示した実施形態においては、本発明はそれに限定されるものではないが、露出部分 92 は、プラットホーム 28 の下面 32、及びプラットホーム 28 とダブテール 26 との間のシャンク 24 の隣接部分を含む。

【0029】

気相アルミナイド処理は、当該技術においては公知の方法であり、あらゆる形態の気相アルミナイド処理を使用することができる。その好ましい形態においては、レトルト内において、クローム-アルミニウム合金ペレットのバスケットが気相アルミナイド処理されるガスタービン翼から約 1 インチの範囲内に配置される。バスケット及びタービン翼 20 (一般的に多くのタービン翼が一緒に処理される) を収容しているレトルトが、アルゴン雰囲気中で約 50 ° F / 分の加熱速度で、約 1975 ° F + / - 25 ° F の温度まで加熱され、その温度に約 3 時間 + / - 15 分間保持されてその間にアルミニウムが蒸着され、その後約 250 ° F まで、その後室温まで徐冷される。これらの時間及び温度は、蒸着されるアルミニウム皮膜層の厚さを変えるために変更することができる。

40

【0030】

本発明を集約すると、約 1.8 インチ長さのガスタービン翼が、上述の方法を使用して実施された。アルミナイド処理されたガスタービン翼の露出部分 92 とアルミナイド処理予定でなかったダブテール 26 と間の移行部分は、わずか約 1 / 8 インチであって、精密

50

に制御された分割線を形成した。

【0031】

本発明の特定の実施形態を、例示の目的で詳細に説明してきたが、本発明の技術思想及び技術的範囲から逸脱することなく、様々な変更及び改良を行うことができる。なお、特許請求の範囲に記載された符号は、理解容易のためであってなんら発明の技術的範囲を実施例に限縮するものではない。

【図面の簡単な説明】

【0032】

【図1】ガスタービン翼の斜視図。

【図2】ガスタービン翼を選択的に保護する方法のブロック流れ図。

【図3】マスキング用囲い内におけるガスタービン翼の概略断面端面図。

【図4】マスキング用囲い内におけるガスタービン翼の概略断面側面図。

【符号の説明】

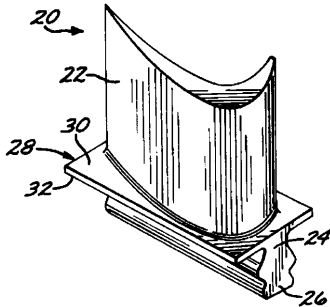
【0033】

- 20 ガスタービン翼
- 22 翼形部
- 24 シャンク
- 26 ダブテール
- 28 プラットホーム
- 30 プラットホームの上面
- 32 プラットホームの下面
- 50 マスキング用囲い
- 52 翼形部囲い
- 54 ダブテール囲い

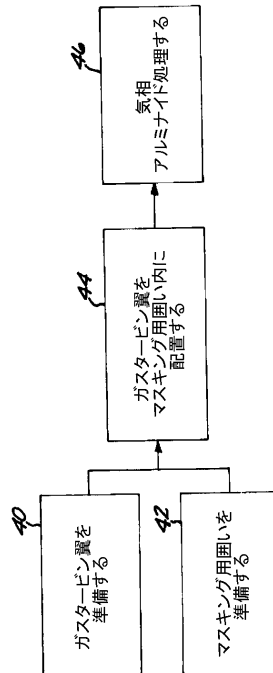
10

20

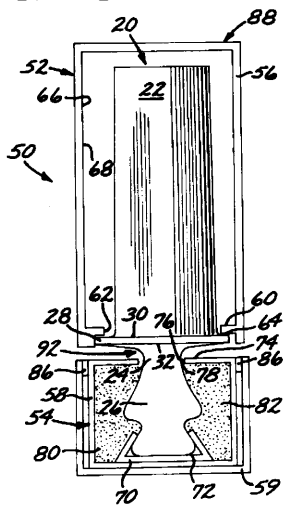
【図1】



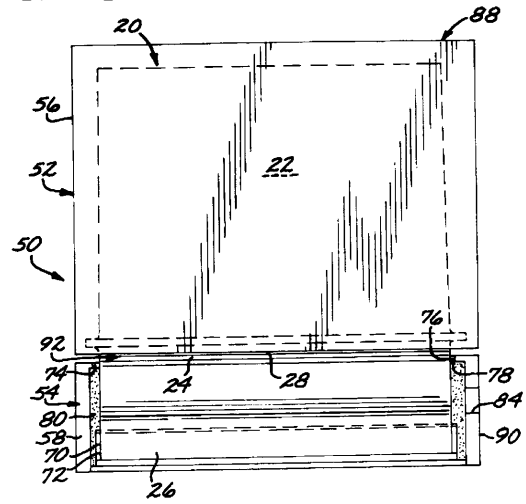
【図2】



【図 3】



【図 4】



フロントページの続き

(72)発明者 ニゲル・ブライアン・トマス・ラングレー

アメリカ合衆国、マサチューセッツ州、ダンバーズ、エクセター・ストリート、11番

(72)発明者 クウォク・ヘン・ヨウ

シンガポール・570160、ビシャン・ストリート・13・エス、ナンバー03-132番

Fターム(参考) 3G002 BA02 BA06 BB04 CA02 CA11 EA04 EA05 EA06 FA03 FA04

FA10 FB03

4K029 AA02 AA24 BA03 BB03 BD03 CA01 HA03 HA04