

(19) 日本国特許庁 (JP)

(12) 特 許 公 報 (B2)

(11) 特許番号
特許第6856364号
(P6856364)

(45) 発行日 令和3年4月7日 (2021. 4. 7)

(24) 登録日 令和3年3月22日 (2021. 3. 22)

(51) Int. Cl.

F I

FO2C 7/18 (2006.01)

FO1D 5/18 (2006.01)

FO1D 9/02 (2006.01)

FO2C 7/18 A

FO1D 5/18

FO1D 9/02 102

請求項の数 6 (全 20 頁)

(21) 出願番号	特願2016-232044 (P2016-232044)	(73) 特許権者	000006208
(22) 出願日	平成28年11月30日 (2016. 11. 30)		三菱重工業株式会社
(65) 公開番号	特開2018-87551 (P2018-87551A)		東京都千代田区丸の内三丁目2番3号
(43) 公開日	平成30年6月7日 (2018. 6. 7)	(74) 代理人	110000785
審査請求日	令和1年8月7日 (2019. 8. 7)		誠真 I P 特許業務法人
前置審査		(72) 発明者	石黒 達男
			東京都港区港南二丁目16番5号 三菱重工業株式会社内
		審査官	中村 大輔

最終頁に続く

(54) 【発明の名称】 ガスタービン用高温部品、ガスタービンの翼及びガスタービン

(57) 【特許請求の範囲】

【請求項 1】

後縁部を含む翼部を備え、前記後縁部は冷却ガスが通過可能な異なる複数の多孔質部によって形成されるガスタービンの翼であって、
前記複数の多孔質部は、前記翼部の内部から前記多孔質部を通じて前記翼部の後縁から前記冷却ガスが流出するように構成され、

前記複数の多孔質部は、
外側多孔質部と、
前記外側多孔質部によって覆われ、前記外側多孔質部よりも気孔率が高い内側多孔質部と
を含み、

前記後縁部を形成する前記外側多孔質部は、前端から前記後縁部の下流側に向かうにつれて厚さが薄くなる領域を含む、
ガスタービンの翼。

【請求項 2】

前記外側多孔質部の厚さは、前記後縁部の上流側において、前記後縁部の下流側に比べて大きい、請求項 1 に記載のガスタービンの翼。

【請求項 3】

前記外側多孔質部は、少なくとも前記翼部の前記後縁部の外壁を構成する、請求項 1 または 2 に記載のガスタービンの翼。

【請求項 4】

前記翼部は、冷却ガスが供給される内部空間を含む、請求項 1 から 3 のいずれか一項に記載のガスタービンの翼。

【請求項 5】

前記翼部は、前記内部空間と前記内側多孔質部とを流体的に接続するための冷却ガス供給孔を含む、請求項 4 に記載のガスタービンの翼。

【請求項 6】

請求項 1 ～ 5 のいずれか一項に記載のガスタービンの翼を備えることを特徴とするガスタービン。

【発明の詳細な説明】

10

【技術分野】**【0001】**

本開示は、ガスタービン用高温部品、ガスタービンの翼及びガスタービンに関する。

【背景技術】**【0002】**

ガスタービンは、圧縮機、燃焼器及びタービンを有し、大気を吸い込んで圧縮機で圧縮し、燃焼器で燃料を燃焼させて高圧高温の燃焼ガスを生成し、タービンを回転させる。そして、ガスタービンのタービンの出力により、電気や推力を生成可能である。

燃焼器、タービンの静翼、動翼、及び、分割環といったガスタービン用高温部品は、高温の燃焼ガスに曝されるため、冷却空気によって冷却される。

20

例えば、特許文献 1 が開示するガスタービンに適用可能な部品は、冷却空気供給孔が形成された基板と、基板上に形成された多孔質層とを有する。多孔質層は、燃焼ガスが流れるガスパス側に配置されるが、冷却空気供給孔を通じて供給された冷却空気が多孔質層の内部を流動することによって冷却される。

【先行技術文献】**【特許文献】****【0003】**

【特許文献 1】米国特許第 9 0 0 3 6 5 7 号明細書

【発明の概要】**【発明が解決しようとする課題】**

30

【0004】

ガスタービン用高温部品では、冷却空気は、内側の圧力と外側の圧力（ガスパス静圧）との差の平方根に大凡比例して流れる。

ここで、ガスタービン用高温部品の外側（ガスパス側）には圧力分布が有る。このため、特許文献 1 が開示するように、冷却空気供給孔の分布や、多孔質層の厚さ及び気孔率が一定であれば、ガスパス静圧が高い領域で冷却空気の流量が少なく、ガスパス静圧が低い領域で冷却空気の流量が多くなる。このため、多孔質層において冷却空気の流量に不所望の分布が生じてしまう。具体的には、部品が動翼や静翼の場合、腹面側と背面側とを比較すると、腹面側のガスパス静圧が背面側のガスパス静圧よりも高く、腹面側で冷却空気の流量が少なくなり、腹面側が背面側よりも過熱され易い。また、部品が動翼や静翼の場合、前縁側と後縁側とを比較すると、後縁側のガスパス静圧が前縁側のガスパス静圧よりも低く、後縁側で冷却空気の流量が多くなる。これにより、後縁側から必要以上に冷却空気が流れ、ガスタービンの性能低下を招く虞がある。

40

また、ガスタービン用高温部品に作用する熱負荷には分布がある。例えば、燃焼ガスの流れ方向にて上流側の方が、下流側よりも熱負荷が大きい。この熱負荷の分布によっても、部品が局所的に過熱される虞がある。また、熱負荷の大きさによっては、多孔質層を配置する必要がなかったり、冷却空気による冷却が必要でない場合もある。

【0005】

一方、ガスタービンの翼の後縁部には、翼の内部を冷却した冷却ガスを翼の後縁から流出させるために、冷却ガスの排出流路が設けられている。このような冷却ガスの排出流路

50

を翼の後縁部に設けるために、翼の後縁部の厚さを厚くする必要があり、翼形状の設計の自由度が低下しているという問題があった。

【 0 0 0 6 】

上述した事情に鑑みて、本発明の少なくとも一実施形態の目的は、局所的な過熱や、冷却ガスの局所的な流量過剰によるガスタービンの性能低下が防止されるガスタービン用高温部品、及び、ガスタービンを提供することにある。

また、上述した事情に鑑みて、本発明の少なくとも一実施形態の目的は、翼の後縁部の厚さにかかわらずに、翼の内部を冷却した冷却ガスを翼の後縁から流出させることが可能なガスタービンの翼、及び、ガスタービンを提供することにある。

【課題を解決するための手段】

10

【 0 0 0 7 】

(1) 本発明の少なくとも一実施形態に係るガスタービン用高温部品は、
本体部と、

前記本体部の少なくとも一部として、又は、前記本体部の少なくとも一部の上に設けられ、冷却ガスが通過可能な多孔質部と、を備え、

前記本体部又は前記多孔質部に作用する熱負荷及び圧力差の分布のうち一方又は両方に応じて、前記多孔質部の配置又は前記多孔質部における前記冷却ガスの通過流量に分布をもたせるように構成されている。

【 0 0 0 8 】

上記構成 (1) によれば、本体部又は多孔質部に作用する熱負荷及び圧力差の分布のうち一方又は両方に応じて、多孔質部の配置又は多孔質部における冷却ガスの通過流量に分布をもたせるように構成されているので、本体部や多孔質部が局所的に過熱されたり、冷却ガスの通過流量が局所的に過剰になることが防止される。

20

【 0 0 0 9 】

(2) 幾つかの実施形態では、上記構成 (1) において、

前記多孔質部は、前記本体部の少なくとも一部の上に設けられ、

前記本体部には、前記多孔質部に前記冷却ガスを供給するための複数の冷却ガス供給孔が設けられ、

前記多孔質部に作用する熱負荷及び圧力差の分布のうち一方又は両方に応じて、前記複数の冷却ガス供給孔の分布が決定されている。

30

【 0 0 1 0 】

上記構成 (2) によれば、多孔質部に作用する熱負荷及び圧力差の分布のうち一方又は両方に応じて、冷却ガス供給孔の分布が決定されているので、簡単な構成にて、多孔質部が局所的に過熱されたり、冷却ガスの通過流量が局所的に過剰になることが防止される。

【 0 0 1 1 】

(3) 幾つかの実施形態では、上記構成 (1) 又は (2) において、

前記多孔質部は、前記本体部の少なくとも一部の上に設けられ、

前記本体部には、前記多孔質部に前記冷却ガスを供給するための複数の冷却ガス供給孔が設けられ、

前記多孔質部に作用する熱負荷及び圧力差の分布のうち一方又は両方に応じて、前記複数の冷却ガス供給孔の各々の断面積が決定されている。

40

【 0 0 1 2 】

上記構成 (3) によれば、多孔質部に作用する熱負荷及び圧力差の分布のうち一方又は両方に応じて、複数の冷却ガス供給孔の各々の断面積が決定されているので、簡単な構成にて、多孔質部が局所的に過熱されたり、冷却ガスの通過流量が局所的に過剰になることが防止される。

【 0 0 1 3 】

(4) 幾つかの実施形態では、上記構成 (1) 乃至 (3) の何れか一つにおいて、

前記本体部には、前記複数の冷却ガス供給孔のうち少なくとも1つと前記多孔質部との間に、前記冷却ガス供給孔よりも断面積が大きい空洞が設けられている。

50

【 0 0 1 4 】

上記構成（４）によれば、冷却ガス供給孔よりも大きな断面積を有する空洞が冷却ガス供給孔と多孔質部との間に設けられているので、多孔質部の広い領域に冷却ガスを供給することができる。この結果として、多孔質部が局所的に過熱されたり、冷却ガスの通過流量が局所的に過剰になることが防止される。

【 0 0 1 5 】

（５）幾つかの実施形態では、上記構成（１）乃至（４）の何れか一つにおいて、

前記多孔質部の気孔率は、前記多孔質部に作用する熱負荷及び圧力差の分布のうち一方又は両方に応じて、分布を有する。

【 0 0 1 6 】

上記構成（５）によれば、多孔質部の気孔率は、多孔質部に作用する熱負荷及び圧力差の分布のうち一方又は両方に応じて、分布を有するので、多孔質部が局所的に過熱されたり、冷却ガスの通過流量が局所的に過剰になることが防止される。

【 0 0 1 7 】

（６）幾つかの実施形態では、上記構成（１）乃至（５）の何れか一つにおいて、

前記多孔質部の厚さは、前記多孔質部に作用する熱負荷及び圧力差の分布のうち一方又は両方に応じて、分布を有する。

【 0 0 1 8 】

上記構成（６）によれば、多孔質部の厚さは、多孔質部に作用する熱負荷及び圧力差の分布のうち一方又は両方に応じて、分布を有するので、多孔質部が局所的に過熱されたり、冷却ガスの通過流量が局所的に過剰になることが防止される。

【 0 0 1 9 】

（７）幾つかの実施形態では、上記構成（１）乃至（６）の何れか一つにおいて、

前記本体部又は前記多孔質部は、動翼、静翼、分割環及び燃焼器のうち何れか一つの少なくとも一部を構成している。

【 0 0 2 0 】

上記構成（７）によれば、ガスタービン用高温部品としての動翼、静翼、分割環又は燃焼器において、多孔質部が局所的に過熱されたり、冷却ガスの通過流量が局所的に過剰になることが防止される。

【 0 0 2 1 】

（８）本発明の少なくとも一実施形態に係るガスタービンの翼は、

翼部の少なくとも後縁部を構成し、冷却ガスが通過可能な多孔質部を備え、

前記多孔質部は、前記翼部の内部から前記多孔質部を通じて前記翼部の後縁から前記冷却ガスが流出するように、気孔率の分布を有する。

【 0 0 2 2 】

上記構成（８）によれば、翼部の後縁部を多孔質部によって構成し、多孔質部を通じて冷却ガスを流すことで、翼部の後縁部が薄肉であっても、翼部の後縁から冷却ガスを排出することができる。この際、翼部の後縁から冷却ガスが流出するように多孔質部の気孔率に分布をもたせることで、冷却ガスが翼部の後縁に到達する前に後縁部の背面側や腹面側から冷却ガスが全て流出することを防止することができ、後縁から冷却ガスを排出することができる。

（９）本発明の少なくとも一実施形態に係るガスタービンは、

上記構成（１）乃至（７）の何れか一つに記載のガスタービン用高温部品を備える。

【 0 0 2 3 】

上記構成（９）によれば、ガスタービン高温用部品において、多孔質部が局所的に過熱されたり、冷却ガスの通過流量が局所的に過剰になることが防止されるので、ガスタービンをより高温で運転可能である。これにより、より高効率のガスタービンを実現可能である。

（１０）本発明の少なくとも一実施形態に係るガスタービンは、

上記構成（８）に記載のガスタービンの翼を備える。

【 0 0 2 4 】

上記構成（ 1 0 ）によれば、後縁部の後縁から冷却ガスを排出可能であり、ガスタービンの翼の設計の自由度が向上する。この結果として、高効率の形状を有するガスタービンの翼を実現可能であり、もって、高効率のガスタービンを実現可能である。

【 発明の効果 】

【 0 0 2 5 】

本発明の少なくとも一実施形態によれば、局所的な過熱や、冷却ガスの局所的な流量過剰によるガスタービンの性能低下が防止されるガスタービン用高温部品、及び、ガスタービンが提供される。

本発明の少なくとも一実施形態によれば、翼の後縁部の厚さにかかわらず、翼の内部を冷却した冷却ガスを翼の後縁から流出させることが可能なガスタービンの翼、及び、ガスタービンが提供される。

【 図面の簡単な説明 】

【 0 0 2 6 】

【 図 1 】本発明の一実施形態に係るガスタービン用高温部品が適用されたガスタービンの構成を概略的に示す図である。

【 図 2 】本発明の一実施形態に係るガスタービン用高温部品として、タービンに適用可能な 1 つの静翼 1 1 を概略的に示す斜視図である。

【 図 3 】本発明の一実施形態に係るガスタービン用高温部品として、タービンに適用可能な 1 つの動翼を概略的に示す斜視図である。

【 図 4 】本発明の一実施形態に係るガスタービン用高温部品として、タービンに適用可能な 1 つの分割環を概略的に示す斜視図である。

【 図 5 】本発明の一実施形態に係る分割環を概略的に示す縦断面図である。

【 図 6 】本発明の一実施形態に係る分割環を概略的に示す縦断面図である。

【 図 7 】本発明の一実施形態に係る分割環を概略的に示す縦断面図である。

【 図 8 】本発明の一実施形態に係る分割環を説明するための図であり、（ a ）は分割環を概略的に示す縦断面図であり、（ b ）は、分割環における多孔質部の気孔率の分布を概略的に示すグラフである。

【 図 9 】本発明の一実施形態に係る分割環を概略的に示す縦断面図である。

【 図 1 0 】本発明の一実施形態に係る分割環を概略的に示す縦断面図である。

【 図 1 1 】本発明の一実施形態に係る分割環を概略的に示す縦断面図である。

【 図 1 2 】本発明の一実施形態に係る分割環を説明するための図であり、（ a ）は分割環を概略的に示す縦断面図であり、（ b ）は、分割環における気孔率の分布を概略的に示すグラフである。

【 図 1 3 】本発明の一実施形態に係る分割環を概略的に示す縦断面図である。

【 図 1 4 】本発明の一実施形態に係る分割環を概略的に示す縦断面図である。

【 図 1 5 】本発明の一実施形態に係る動翼を説明するための図であり、（ a ）は翼部の概略的な横断面図であり、（ b ）は、燃焼ガスの流れ方向における、翼部の腹面外側の静圧の分布、翼部の背面外側の静圧の分布、及び、翼部の内側の静圧の分布を概略的に示すグラフであり、（ c ）は、燃焼ガスの流れ方向における、腹面側の多孔質部における気孔率の分布、及び、背面側の多孔質部における気孔率の分布を概略的に示すグラフである。

【 図 1 6 】本発明の一実施形態に係る動翼を説明するための図であり、（ a ）は翼部の概略的な横断面図であり、（ b ）は、燃焼ガスの流れ方向における、翼部の腹面外側の熱負荷の分布、及び、翼部の背面外側の熱負荷の分布を概略的に示すグラフであり、（ c ）は、燃焼ガスの流れ方向における、腹面側の多孔質部における気孔率の分布、及び、背面側の多孔質部における気孔率の分布を概略的に示すグラフである。

【 図 1 7 】本発明の一実施形態に係る動翼を概略的に示す横断面図である。

【 図 1 8 】本発明の一実施形態に係る静翼の翼部の一部を概略的に示す部分斜視図である。

【 図 1 9 】本発明の一実施形態に係るガスタービン用高温部品に適用される多孔質部の製

10

20

30

40

50

造方法の手順を概略的に示すフローチャートである。

【図 20】スラリ付与工程の一例を説明するための概略的な斜視図である。

【図 21】スラリ付与工程の一例を説明するための概略的な平面図である。

【図 22】集合体用意工程で用意された複数の織物を示す概略的な斜視図である。

【発明を実施するための形態】

【0027】

以下、添付図面を参照して本発明の幾つかの実施形態について説明する。ただし、実施形態として記載されている又は図面に示されている構成部品の寸法、材質、形状、その相対的配置等は、本発明の範囲をこれに限定する趣旨ではなく、単なる説明例にすぎない。

例えば、「ある方向に」、「ある方向に沿って」、「平行」、「直交」、「中心」、「同心」或いは「同軸」等の相対的或いは絶対的な配置を表す表現は、厳密にそのような配置を表すのみならず、公差、若しくは、同じ機能が得られる程度の角度や距離をもって相対的に変位している状態も表すものとする。

例えば、「同一」、「等しい」及び「均質」等の物事が等しい状態であることを表す表現は、厳密に等しい状態を表すのみならず、公差、若しくは、同じ機能が得られる程度の差が存在している状態も表すものとする。

例えば、四角形状や円筒形状等の形状を表す表現は、幾何学的に厳密な意味での四角形状や円筒形状等の形状を表すのみならず、同じ効果が得られる範囲で、凹凸部や面取り部等を含む形状も表すものとする。

一方、一の構成要素を「備える」、「具える」、「具備する」、「含む」、又は、「有する」という表現は、他の構成要素の存在を除外する排他的な表現ではない。

【0028】

図 1 は、本発明の一実施形態に係るガスタービン用高温部品が適用されたガスタービン 1 の構成を概略的に示す図である。

図 1 に示したように、ガスタービン 1 は、圧縮機（圧縮部）3 と、燃焼器（燃焼部）5 と、タービン（タービン部）7 とを備えている。圧縮機 3 は、大気を吸い込んで圧縮し、圧縮空気を生成する。燃焼器 5 には、燃料とともに圧縮機 3 から圧縮空気が供給され、燃焼器 5 は、燃料を燃焼させることにより高温高压の燃焼ガスを生成する。タービン 7 は、燃焼ガスを利用して回転軸 9 を回転させる。回転軸 9 は、圧縮機 3 に接続されるとともに、例えば発電機（不図示）に接続され、回転軸 9 が出力したトルクによって圧縮機 3 が駆動されるとともに発電機が発電する。

【0029】

図 2 は、本発明の一実施形態に係るガスタービン用高温部品 10 として、タービン 7 に適用可能な 1 つの静翼 11 を概略的に示す斜視図である。複数の静翼 11 は、回転軸 9 の周方向に配列された状態で、タービン 7 のハウジング（車室）12 に対し固定される。静翼 11 は、翼部 13 と、翼部 13 の両側に配置されるプラットホーム 15, 17 を有し、プラットホーム 15, 17 間に燃焼ガスの流路（ガスパス）が規定される。従って、ガスパスに面するプラットホーム 15, 17 の表面及び翼部 13 の表面が燃焼ガスに曝される。

【0030】

図 3 は、本発明の一実施形態に係るガスタービン用高温部品 10 として、タービン 7 に適用可能な 1 つの動翼 19 を概略的に示す斜視図である。複数の動翼 19 は、回転軸 9 の周方向に配列された状態で回転軸 9 に対して固定される。動翼 19 は、翼部 21 と、翼部 21 の片側に配置されるプラットホーム 23 と、プラットホーム 23 から翼部 21 とは反対側に突出する翼根部 25 とを有する。翼根部 25 が回転軸 9 に埋設されることにより、動翼 19 が回転軸 9 に固定される。プラットホーム 23 は、回転軸 9 を覆うように配置され、プラットホーム 23 の翼部 21 側の表面がガスパスを規定する。従って、ガスパスに面するプラットホーム 23 の表面及び翼部 21 の表面が燃焼ガスに曝される。燃焼ガスは、複数の動翼 19 の翼部 21 に衝突し、回転軸 9 を回転させる。

【0031】

図４は、本発明の一実施形態に係るガスタービン用高温部品１０として、タービン７に適用可能な１つの分割環２７を概略的に示す斜視図である。複数の分割環２７は、回転軸９の周方向に配列された状態で、タービン７のハウジング１２に対し固定される。分割環２７は、回転軸９の径方向にて動翼１９の外側に配置され、周方向に配列された複数の分割環２７は、周方向に配列された複数の動翼１９を囲む。分割環２７は、動翼１９を囲む囲繞壁を構成する壁部２９と、壁部２９をハウジング１２に固定するための係合部３１、３３とを有する。動翼１９側の壁部２９の表面（凹曲面）がガスパスを規定し、ガスパスに面する壁部２９の表面が燃焼ガスに曝される。

【００３２】

図５は、本発明の一実施形態に係る分割環２７（２７ａ）を概略的に示す縦断面図である。図６は、本発明の一実施形態に係る分割環２７（２７ｂ）を概略的に示す縦断面図である。図７は、本発明の一実施形態に係る分割環２７（２７ｃ）を概略的に示す縦断面図である。図８は、本発明の一実施形態に係る分割環２７（２７ｄ）を説明するための図であり、（ａ）は分割環２７（２７ｄ）を概略的に示す縦断面図であり、（ｂ）は、分割環２７（２７ｄ）における多孔質部の気孔率の分布を概略的に示すグラフである。図９は、本発明の一実施形態に係る分割環２７（２７ｅ）を概略的に示す縦断面図である。図１０は、本発明の一実施形態に係る分割環２７（２７ｆ）を概略的に示す縦断面図である。図１１は、本発明の一実施形態に係る分割環２７（２７ｇ）を概略的に示す縦断面図である。図１２は、本発明の一実施形態に係る分割環２７（２７ｈ）を説明するための図であり、（ａ）は分割環２７（２７ｈ）を概略的に示す縦断面図であり、（ｂ）は、分割環２７（２７ｈ）における気孔率の分布を概略的に示すグラフである。図１３は、本発明の一実施形態に係る分割環２７（２７ｉ）を概略的に示す縦断面図である。図１４は、本発明の一実施形態に係る分割環２７（２７ｊ）を概略的に示す縦断面図である。

【００３３】

図１５は、本発明の一実施形態に係る動翼１９（１９ａ）を説明するための図であり、（ａ）は翼部２１の概略的な横断面図であり、（ｂ）は、燃焼ガスの流れ方向における、翼部２１の腹面外側の静圧の分布、翼部２１の背面外側の静圧の分布、及び、翼部２１の内側の静圧の分布を概略的に示すグラフであり、（ｃ）は、燃焼ガスの流れ方向における、腹面側の多孔質部における気孔率の分布、及び、背面側の多孔質部における気孔率の分布を概略的に示すグラフである。

図１６は、本発明の一実施形態に係る動翼１９（１９ｂ）を説明するための図であり、（ａ）は翼部２１の概略的な横断面図であり、（ｂ）は、燃焼ガスの流れ方向における、翼部２１の腹面外側の熱負荷の分布、及び、翼部２１の背面外側の熱負荷の分布を概略的に示すグラフであり、（ｃ）は、燃焼ガスの流れ方向における、腹面側の多孔質部における気孔率の分布、及び、背面側の多孔質部における気孔率の分布を概略的に示すグラフである。

図１７は、本発明の一実施形態に係る動翼１９（１９ｃ）を概略的に示す横断面図である。

図１８は、本発明の一実施形態に係る静翼１１の翼部１３の一部を概略的に示す部分斜視図である。

【００３４】

本発明の少なくとも一実施形態に係るガスタービン用高温部品１０は、図５～図１８に示したように、本体部４０と、多孔質部４２とを有する。

本体部４０は、ガスタービン用高温部品１０を形作る基本的な骨格を構成しており、例えば、Ni基合金等の耐熱性金属や、セラミックス複合材（CMC: Ceramic Matrix Composites）等によって構成される。CMCは、例えばSiCやAl₂O₃等のセラミックス繊維と、セラミックス繊維を覆う例えばSiCやAl₂O₃等のセラミックスマトリックスとによって構成される。なお、セラミックス繊維とセラミックスマトリックスとの間には、例えばBN等の中間層が設けられる。

【００３５】

多孔質部 4 2 は、本体部 4 0 の少なくとも一部として、又は、本体部 4 0 の少なくとも一部の上に設けられている。例えば、多孔質部 4 2 が本体部 4 0 の少なくとも一部として設けられる場合、多孔質部 4 2 は、ガスタービン用高温部品 1 0 の壁の一部を構成する。また例えば、多孔質部 4 2 が本体部 4 0 の少なくとも一部の上に設けられる場合、多孔質部 4 2 は、ガスタービン用高温部品 1 0 の外面を覆う被覆層を構成する。

多孔質部 4 2 は微小な気孔（不図示）を有しており、冷却ガスが、気孔を通じて多孔質部 4 2 を通過可能である。つまり、多孔質部 4 2 は微細冷却構造を有している。冷却ガスは例えば空気である。多孔質部 4 2 は、例えば、NiAl 等の発泡金属（多孔質金属）、多孔質性のイットリウム安定化ジルコニア等のセラミックス、又は、多孔質性の CMC 等によって構成されている。多孔質部 4 2 は、例えば、3D プリンタによって作製されたものであってもよい。

10

そして、ガスタービン用高温部品 1 0 は、本体部 4 0 又は多孔質部 4 2 に作用する熱負荷及び圧力差の分布のうち一方又は両方に応じて、多孔質部 4 2 の配置又は多孔質部 4 2 における冷却ガスの通過流量に分布をもたせるように構成されている。

【0036】

多孔質部 4 2 の少なくとも一部は、ガスタービン用高温部品 1 0 において、燃焼ガスが流れるガスパス側に配置される。ガスタービン用高温部品 1 0 は、多孔質部 4 2 によってガスパスと分離された内部空間 4 4 を有し、内部空間 4 4 には、ガスパスを流れる燃焼ガスよりも高圧の冷却ガスが供給される。多孔質部 4 2 は、内部空間 4 4 を区画する本体部 4 0 が冷却されることによる内面冷却若しくはインピンジメント冷却、又は、内部空間 4 4 における冷却ガスの静圧とガスパスにおける燃焼ガスの静圧の圧力差に応じて、冷却ガスが多孔質部 4 2 を通過するトランスピレーション冷却若しくはマイクロチャネル冷却によって、冷却される。

20

ここで、ガスタービン用高温部品 1 0、即ち本体部 4 0 又は多孔質部 4 2 に作用する熱負荷や圧力差は一樣に作用するのではなく、分布を有する。

そこで、上記構成では、ガスタービン用高温部品 1 0 が、本体部 4 0 又は多孔質部 4 2 に作用する熱負荷及び圧力差の分布のうち一方又は両方に応じて、多孔質部 4 2 の配置又は多孔質部 4 2 における冷却ガスの通過流量に分布をもたせるように構成されているので、本体部 4 0 や多孔質部 4 2 が局所的に過熱されたり、冷却ガスの通過流量が局所的に過剰になることが防止される。

30

【0037】

幾つかの実施形態では、図 5 ~ 図 11 及び図 13 ~ 18 に示したように、多孔質部 4 2 は、本体部 4 0 の少なくとも一部の上に設けられている。つまり、多孔質部 4 2 は、本体部 4 0 の少なくとも一部を覆うように層状に形成され、断熱膜を構成している。

本体部 4 0 には、多孔質部 4 2 に冷却ガスを供給するための複数の冷却ガス供給孔 4 6 が設けられている。冷却ガス供給孔 4 6 は、内部空間 4 4 と多孔質部 4 2 とを流体的に接続している。

そして、ガスタービン用高温部品 1 0 では、図 5、図 6 及び図 14 に示したように、多孔質部 4 2 に作用する熱負荷及び圧力差の分布のうち一方又は両方に応じて、複数の冷却ガス供給孔 4 6 の分布が決定されている。

40

【0038】

上記構成によれば、多孔質部 4 2 に作用する熱負荷及び圧力差の分布のうち一方又は両方に応じて、冷却ガス供給孔 4 6 の分布が決定されているので、簡単な構成にて、多孔質部 4 2 が局所的に過熱されたり、冷却ガスの通過流量が局所的に過剰になることが防止される。

【0039】

例えば、燃焼ガスの流れ方向にて上流側ほど、多孔質部 4 2 に作用する熱負荷が高くなる。そこで、燃焼ガスの流れ方向にて上流側ほど、冷却ガス供給孔 4 6 の数が高くなるように（冷却ガス供給孔 4 6 の密度が高くなるように）、冷却ガス供給孔 4 6 が形成される。

50

また例えば、燃焼ガスの流れ方向にて上流側ほど、多孔質部 42 に作用する圧力差が小さくなる。そこで、燃焼ガスの流れ方向にて上流側ほど、冷却ガス供給孔 46 の数が多くなるように、冷却ガス供給孔 46 が形成される。

更に例えば、ガスタービン用高温部品 10 が静翼 11 や動翼 19 といった翼の場合、翼部 13, 21 の背面側及び腹面側の各々で、図 15 (b) に示したように、ガスパスの静圧に分布があり、圧力差に分布がある。具体的には、腹面側の圧力差は、腹面側では流れ方向にて中間部で最も小さくなり、背面側では流れ方向中間部で最も大きくなる。そこで、このような圧力差の分布に応じて、翼部 13, 21 の背面側及び腹面側の各々で、圧力差が小さくなるほど冷却ガス供給孔 46 の数が多くなるように、冷却ガス供給孔 46 の数を決定してもよい。

10

【0040】

また更に、例えば、ガスタービン用高温部品 10 が静翼 11 や動翼 19 といった翼の場合、翼部 13, 21 の背面側及び腹面側の各々で、図 16 (b) に示したように、熱負荷に分布がある。具体的には、腹面側の熱負荷は、流れ方向にて前縁で最も高く、前縁の直下流の部分で最小となり、それよりも下流の部分で徐々に上昇し、更にそれよりも下流の部分では後縁まで徐々に減少する。背面側の熱負荷は、流れ方向にて前縁で最も高く、前縁の直下流の部分で最小となり、それよりも下流の部分では後縁まで徐々に増加する。そこで、このような熱負荷の分布に応じて、翼部 13, 21 の背面側及び腹面側の各々で、熱負荷が大きくなるほど冷却ガス供給孔 46 の数が多くなるように、冷却ガス供給孔 46 の数を決定してもよい。

20

なお、熱負荷が低い多孔質部 42 の領域が存在する場合、図 6 に示したように、当該領域に冷却ガスを供給するための冷却ガス供給孔 46 を設けなくてもよい。換言すれば、熱負荷が高い多孔質部 42 の領域にのみ冷却ガスを供給するように、冷却ガス供給孔 46 を設けてもよい。具体的には、燃焼ガスの流れ方向にて上流側にのみ冷却ガス供給孔 46 を設けてもよい。

また、内面冷却やインピンジメント冷却による冷却のみで十分である場合、即ちガスタービン用高温部品 10 を内側から冷却するのみで、本体部 40 や多孔質部 42 の温度を許容温度以下に保つことができる場合には、冷却ガス供給孔 46 を省略してもよい。

【0041】

幾つかの実施形態では、図 7 に示したように、多孔質部 42 は、本体部 40 の少なくとも一部の上に設けられている。つまり、多孔質部 42 は、本体部 40 の少なくとも一部を覆うように層状に形成され、断熱膜を構成している。

30

本体部 40 には、多孔質部 42 に冷却ガスを供給するための複数の冷却ガス供給孔 46 が設けられている。冷却ガス供給孔 46 は、内部空間 44 と多孔質部 42 とを流体的に接続している。

そして、ガスタービン用高温部品 10 では、図 7 に示したように、多孔質部 42 に作用する熱負荷及び圧力差の分布のうち一方又は両方に応じて、複数の冷却ガス供給孔 46 の各々の断面積（流路面積）、換言すれば等価直径が決定されている。

【0042】

上記構成によれば、多孔質部 42 に作用する熱負荷及び圧力差の分布のうち一方又は両方に応じて、複数の冷却ガス供給孔 46 の各々の断面積が決定されているので、簡単な構成にて、多孔質部 42 が局所的に過熱されたり、冷却ガスの通過流量が局所的に過剰になることが防止される。

40

例えば、燃焼ガスの流れ方向にて上流側ほど、多孔質部 42 に作用する熱負荷が高くなる。そこで、燃焼ガスの流れ方向にて上流側ほど、冷却ガス供給孔 46 の断面積が大きくなるように、冷却ガス供給孔 46 が形成される。

また例えば、燃焼ガスの流れ方向にて上流側ほど、多孔質部 42 に作用する圧力差が小さくなる。そこで、燃焼ガスの流れ方向にて上流側ほど、冷却ガス供給孔 46 の断面積が大きくなるように、冷却ガス供給孔 46 が形成される。

更に例えば、ガスタービン用高温部品 10 が静翼 11 や動翼 19 といった翼の場合、翼

50

部 13, 21 の背面側及び腹面側の各々で、図 15 (b) に示したように、ガスパスの静圧に分布があり、圧力差に分布がある。具体的には、腹面側の圧力差は、腹面側では流れ方向にて中間部で最も小さくなり、背面側では流れ方向中間部で最も大きくなる。そこで、このような圧力差の分布に応じて、翼部 13, 21 の背面側及び腹面側の各々で、圧力差が小さくなるほど冷却ガス供給孔 46 の断面積が大きくなるように、冷却ガス供給孔 46 の断面積を決定してもよい。

【0043】

また更に、例えば、ガスタービン用高温部品 10 が静翼 11 や動翼 19 といった翼の場合、翼部 13, 21 の背面側及び腹面側の各々で、図 16 (b) に示したように、熱負荷に分布がある。具体的には、腹面側の熱負荷は、流れ方向にて前縁で最も高く、前縁の直下流の部分で最小となり、それよりも下流の部分で徐々に上昇し、更にそれよりも下流の部分では後縁まで徐々に減少する。背面側の熱負荷は、流れ方向にて前縁で最も高く、前縁の直下流の部分で最小となり、それよりも下流の部分では後縁まで徐々に増加する。そこで、このような熱負荷の分布に応じて、翼部 13, 21 の背面側及び腹面側の各々で、熱負荷が大きくなるほど冷却ガス供給孔 46 の断面積が大きくなるように、冷却ガス供給孔 46 の断面積を決定してもよい。

【0044】

幾つかの実施形態では、図 11 及び図 13 に示したように、本体部 40 には、複数の冷却ガス供給孔 46 のうち少なくとも 1 つと多孔質部 42 との間に、冷却ガス供給孔 46 よりも断面積が大きい空洞 48 が設けられている。空洞 48 は多孔質部 42 に隣接している。

上記構成によれば、冷却ガス供給孔 46 よりも大きな断面積を有する空洞 48 が冷却ガス供給孔 46 と多孔質部 42 との間に設けられているので、多孔質部 42 の広い領域に冷却ガスを供給することができる。この結果として、多孔質部 42 が局所的に過熱されたり、冷却ガスの通過流量が局所的に過剰になることが防止される。

【0045】

空洞 48 は、例えば、冷却ガス供給孔 46 と同軸の円柱形状や角柱形状を有している。或いは、空洞 48 は、多孔質部 42 に沿って延在する溝形状若しくはチャネル形状を有している。

幾つかの実施形態では、空洞 48 の断面積が可及的に大きくなるように、空洞 48 が形成される。

幾つかの実施形態では、隣り合う空洞 48 を隔てる壁が可及的に薄くなるように空洞 48 が形成される。

【0046】

幾つかの実施形態では、図 10 に示したように、多孔質部 42 は、本体部 40 に作用する熱負荷及び圧力差の分布のうち一方又は両方に応じて配置されている。

上記構成によれば、本体部 40 に作用する熱負荷及び圧力差の分布のうち一方又は両方に応じて多孔質部 42 が配置されているので、ガスタービン用高温部品 10 に占める多孔質部 42 の比率を小さくしながら、本体部 40 を熱から保護することができる。

例えば、多孔質部 42 は、図 10 に示したように、燃焼ガスの流れ方向にて上流側にのみ設けられる。

【0047】

幾つかの実施形態では、図 8、図 11、図 12、図 13、図 15 及び図 16 に示したように、多孔質部 42 の気孔率は、多孔質部 42 に作用する熱負荷及び圧力差の分布のうち一方又は両方に応じて、分布を有する。

上記構成によれば、多孔質部 42 の気孔率は、多孔質部 42 に作用する熱負荷及び圧力差の分布のうち一方又は両方に応じて、分布を有するので、多孔質部 42 が局所的に過熱されたり、冷却ガスの通過流量が局所的に過剰になることが防止される。

例えば、燃焼ガスの流れ方向にて上流側ほど、多孔質部 42 に作用する熱負荷が高くなる。そこで、燃焼ガスの流れ方向にて上流側ほど、多孔質部 42 の気孔率が大きくなるよ

10

20

30

40

50

うに、例えば段階的に大きくなるように、多孔質部 4 2 (4 2 a ~ 4 2 e) が形成される。

また例えば、燃焼ガスの流れ方向にて上流側ほど、多孔質部 4 2 に作用する圧力差が小さくなる。そこで、燃焼ガスの流れ方向にて上流側ほど、多孔質部 4 2 の気孔率が大きくなるように、例えば段階的に大きくなるように、多孔質部 4 2 (4 2 a ~ 4 2 e) が形成される。

更に例えば、ガスタービン用高温部品 1 0 が静翼 1 1 や動翼 1 9 といった翼の場合、翼部 1 3 , 2 1 の背面側及び腹面側の各々で、図 1 5 (b) に示したように、ガスパスの静圧に分布があり、圧力差に分布がある。具体的には、腹面側の圧力差は、腹面側では流れ方向にて中間部で最も小さくなり、背面側では流れ方向中間部で最も大きくなる。そこで、このような圧力差の分布に応じて、図 1 5 (c) に示したように、翼部 1 3 , 2 1 の背面側及び腹面側の各々で、圧力差が小さくなるほど多孔質部 4 2 の気孔率が大きくなるように、例えば段階的に大きくなるように、多孔質部 4 2 の気孔率の分布を決定してもよい。

10

【 0 0 4 8 】

また更に、例えば、ガスタービン用高温部品 1 0 が静翼 1 1 や動翼 1 9 といった翼の場合、翼部 1 3 , 2 1 の背面側及び腹面側の各々で、図 1 6 (b) に示したように、熱負荷に分布がある。具体的には、腹面側の熱負荷は、流れ方向にて前縁で最も高く、前縁の直下流の部分で最小となり、それよりも下流の部分で徐々に上昇し、更にそれよりも下流の部分では後縁まで徐々に減少する。背面側の熱負荷は、流れ方向にて前縁で最も高く、前縁の直下流の部分で最小となり、それよりも下流の部分では後縁まで徐々に増加する。そこで、このような熱負荷の分布に応じて、図 1 6 (c) に示したように、翼部 1 3 , 2 1 の背面側及び腹面側の各々で、熱負荷が大きくなるほど多孔質部 4 2 の気孔率が大きくなるように、例えば段階的に大きくなるように、多孔質部 4 2 の気孔率の分布を決定してもよい。

20

【 0 0 4 9 】

幾つかの実施形態では、図 9 及び図 1 7 に示したように、多孔質部 4 2 の厚さは、多孔質部 4 2 に作用する熱負荷及び圧力差の分布のうち一方又は両方に応じて、分布を有する。

上記構成によれば、多孔質部 4 2 の厚さは、多孔質部 4 2 に作用する熱負荷及び圧力差の分布のうち一方又は両方に応じて、分布を有するので、多孔質部 4 2 が局所的に過熱されたり、冷却ガスの通過流量が局所的に過剰になることが防止される。

30

例えば、燃焼ガスの流れ方向にて上流側ほど、多孔質部 4 2 に作用する熱負荷が高くなる。そこで、燃焼ガスの流れ方向にて上流側ほど、多孔質部 4 2 の厚さが薄くなるように、例えば段階的に薄くなるように、多孔質部 4 2 が形成される。

また例えば、燃焼ガスの流れ方向にて上流側ほど、多孔質部 4 2 に作用する圧力差が小さくなる。そこで、燃焼ガスの流れ方向にて上流側ほど、多孔質部 4 2 の厚さが薄くなるように、例えば段階的に薄くなるように、多孔質部 4 2 が形成される。

更に例えば、ガスタービン用高温部品 1 0 が静翼 1 1 や動翼 1 9 といった翼の場合、翼部 1 3 , 2 1 の背面側及び腹面側の各々で、図 1 5 (b) に示したように、ガスパスの静圧に分布があり、圧力差に分布がある。具体的には、腹面側の圧力差は、腹面側では流れ方向にて中間部で最も小さくなり、背面側では流れ方向中間部で最も大きくなる。そこで、このような圧力差の分布に応じて、翼部 1 3 , 2 1 の背面側及び腹面側の各々で、圧力差が小さくなるほど多孔質部 4 2 の厚さが薄くなるように、例えば段階的に薄くなるように、多孔質部 4 2 の厚さの分布を決定してもよい。

40

【 0 0 5 0 】

また更に、例えば、ガスタービン用高温部品 1 0 が静翼 1 1 や動翼 1 9 といった翼の場合、翼部 1 3 , 2 1 の背面側及び腹面側の各々で、図 1 6 (b) に示したように、熱負荷に分布がある。具体的には、腹面側の熱負荷は、流れ方向にて前縁で最も高く、前縁の直下流の部分で最小となり、それよりも下流の部分で徐々に上昇し、更にそれよりも下流の

50

部分では後縁まで徐々に減少する。背面側の熱負荷は、流れ方向にて前縁で最も高く、前縁の直下流の部分で最小となり、それよりも下流の部分では後縁まで徐々に増加する。そこで、このような熱負荷の分布に応じて、翼部 13, 21 の背面側及び腹面側の各々で、熱負荷が大きくなるほど多孔質部 42 の厚さが薄くなるように、例えば段階的に薄くなるように、多孔質部 42 の厚さの分布を決定してもよい。

【0051】

幾つかの実施形態では、図 12 に示したように、多孔質部 42 がガスタービン用高温部品 10 の本体部 40 全体を構成していてもよい。

【0052】

幾つかの実施形態では、図 13 に示したように、多孔質部 42 上には遮熱層 (TBC: Thermal Barrier Coating) 50 が設けられていてもよい。遮熱層 50 は、例えば、イットリウム安定化ジルコニア等のセラミックスによって構成され、多孔質部 42 よりも小さい気孔率を有する。遮熱層 50 には、冷却ガスを流出させる冷却ガス放出孔 52 が形成されていてもよい。

10

【0053】

幾つかの実施形態では、図 14 に示したように、本体部 40 と多孔質部 42 との間に接着層 (中間層) 54 が設けられていてもよい。接着層 54 は、本体部 40 と多孔質部 42 とを接合するものであり、例えば、リン酸アルミニウムを焼成したものや、MCrAlY 合金からなる。ここで、MCrAlY 合金の M は、Ni、Co 及び Fe よりなる群から選ばれる一種又は二種以上を表す。MCrAlY 合金は、一例として、Co-32Ni-21Cr-8Al-0.5Y で表される組成を有する。

20

【0054】

幾つかの実施形態では、図 5 ~ 図 14 に示したように、多孔質部 42 は、少なくとも、分割環 27 の壁部 29 の外面側 (ガスパス側) に設けられる。

幾つかの実施形態では、図 15 ~ 図 17 に示したように、多孔質部 42 は、少なくとも、動翼 19 の翼部 21 の外面側 (ガスパス側) に設けられる。

幾つかの実施形態では、図 18 に示したように、多孔質部 42 は、少なくとも、静翼 11 の翼部 13 の外面側 (ガスパス側) に設けられる。

【0055】

上述した実施形態では、ガスタービン用高温部品 10 としての動翼 19、静翼 11 又は分割環 27 の少なくとも一部を本体部 40 又は多孔質部 42 が構成していたが、幾つかの実施形態では、ガスタービン用高温部品 10 は、図 1 に示したように、燃焼器 5 である。この場合、本体部 40 又は多孔質部 42 は、燃焼器 5 の少なくとも一部、例えば燃焼筒又は尾筒 (トランジションピース) を構成する。

30

上記構成によれば、ガスタービン用高温部品 10 としての燃焼器 5 において、動翼 19、静翼 11 又は分割環 27 と同様、本体部 40 や多孔質部 42 が局所的に過熱されたり、冷却ガスの通過流量が局所的に過剰になることが防止される。

【0056】

本発明の少なくとも一実施形態に係るガスタービンの翼、即ち静翼 11 又は動翼 19 は、図 17 に示した動翼 19 のように、翼部 21 の少なくとも後縁部 56 を構成し、冷却ガスが通過可能な多孔質部 42, 58 を備えている。

40

そして、多孔質部 42, 58 は、翼部 21 の内部から多孔質部 58 を通じて翼部 21 の後縁から冷却ガスが流出するように、気孔率の分布を有する。

より詳しくは、多孔質部 (内側多孔質部) 58 は、多孔質部 (外側多孔質部) 42 によって覆われており、多孔質部 58 の気孔率は、多孔質部 42 の気孔率よりも大きい。このため、冷却ガスは、多孔質部 42 よりも多孔質部 58 を通過し易く、多孔質部 58 によって、冷却ガスが翼部 21 の後縁まで導かれる。一方、多孔質部 42 の厚さは、後縁よりも手前で冷却ガスが流出しないように、後縁部 56 の上流側において厚くなっている。

【0057】

上記構成によれば、翼部 21 の後縁部 56 を多孔質部 42, 58 によって構成し、多孔

50

質部 58 を通じて冷却ガスを流すことで、翼部 21 の後縁部 56 が薄肉であっても、翼部 21 の後縁から冷却ガスを排出することができる。この際、翼部 21 の後縁から冷却ガスが流出するように多孔質部 42, 58 の気孔率に分布をもたせることで、冷却ガスが翼部 21 の後縁に到達する前に後縁部 56 の背面側や腹面側から冷却ガスが全て流出することを防止することができ、後縁から冷却ガスを排出することができる。

【0058】

幾つかの実施形態では、図 18 に示した静翼 11 のように、内部空間 44 は複数の分室 60 に区画され、各分室 60 に並列に冷却ガスが供給される。そして、圧力差による分室 60 からの冷却ガスの流出量を、冷却ガス供給孔 46 の数や断面積、或いは、多孔質部 42 の気孔率や厚さによって十分に制御できない場合に、分室 60 への冷却ガスの流路に、

10

絞り 62 が介挿される。

上記構成によれば、絞り 62 により、分室 60 における冷却ガスの静圧を制御することができ、特定の分室 60 から多量の冷却ガスが流出することを防止することができる。

【0059】

図 19 は、本発明の一実施形態に係るガスタービン用高温部品 10 に適用される多孔質部の製造方法の手順の一例を概略的に示すフローチャートである。

【0060】

多孔質部の製造方法は、図 19 に示したように、スラリー用意工程 S1 と、集合体用意工程 S3 と、スラリー付与工程 S5 と、乾燥工程 S7 と、加熱工程 S9 とを備えている。

スラリー用意工程 S1 では、スラリーの原材料として、溶媒としての水、例えば蒸留水又は脱イオン水と、セラミックス粉末と、気孔生成用粉末と、必要に応じて分散剤と、必要に応じて結着剤とが用意される。そして、原材料が攪拌混合され、スラリーが用意される。

20

セラミックス粉末は、例えば、 SiC 、 Si_3N_4 、 βSiAlON 、 AlN 、 TiB_2 、 BN 、及び、 WC 等からなる群から選択される一種以上又はその原材料を含む粉末である。

気孔生成用粉末は、例えば、有機材料、カーボン及び黒鉛等からなる群より選択される一種以上を含む粉末である。有機材料の粉末は、例えば、アクリル系、スチレン系又はポリエチレン系等の高分子粉末である。

分散剤は、例えば、ポリカルボン酸アンモニウム塩、ポリカルボン酸ナトリウム塩、ポリリン酸アミノアルコール中和品、ナフタレンスルホン酸アンモニウム塩、ポリカルボン酸アルキルアミン塩、非イオン系界面活性剤、及び、カチオン系界面活性剤等からなる群より選択される一種以上を含む。

30

結着剤は、例えば、ポリビニルアルコール樹脂、アクリル樹脂、及びパラフィンからなる群より選択される一種以上を含む。

【0061】

集合体用意工程 S3 では、セラミックス繊維の集合体が用意される。セラミックス繊維の集合体は、セラミックス繊維の束や織物である。セラミックス繊維は、例えば、 SiC 、 SiTiCO 、 SiZrCO 、 SiAlCO 、及び、 Si_3N_4 等からなる群より選択される一種以上又はその原材料を含む。

【0062】

スラリー付与工程 S5 では、セラミックス繊維の集合体にスラリーが付与される。この際、セラミックス繊維の隙間にスラリーが浸透するように、セラミックス繊維の集合体にスラリーが付与される。

40

例えば、スラリー付与工程 S5 では、セラミックス繊維の集合体が、大気圧よりも低圧下にてスラリーに浸漬される。あるいは、セラミックス繊維の集合体に対し、スラリーを塗布した後、ローラがけすることによって、スラリーが付与される。

【0063】

乾燥工程 S7 では、セラミックス繊維の集合体に付与されたスラリーが例えば 120 の雰囲気中で乾燥させられ、グリーン体（中間体）が形成される。

加熱工程 S9 では、グリーン体が例えば 1200 の還元雰囲気下で加熱され、セラミ

50

ックス粉末が焼結させられるとともに、気孔生成用粉末が消失させられる。

【 0 0 6 4 】

上述した多孔質部の製造方法によれば、スラリー用意工程 S 1 でスラリー中に気孔生成用粉末を混合し、加熱工程 S 9 で気孔生成用粉末を消失させることで、多孔質部内に、気孔生成用粉末に対応する気孔を生成することができる。

また、上述した多孔質部の製造方法によれば、スラリーに添加する気孔生成用粉末の量を調整することにより、気孔率を制御することができる。

【 0 0 6 5 】

図 2 0 は、スラリー付与工程 S 5 の一例を説明するための概略的な斜視図である。図 2 1 は、スラリー付与工程 S 5 の一例を説明するための概略的な平面図である。

10

幾つかの実施形態では、図 2 0 に示したように、複数のディスペンサ 6 4 を用いてセラミックス繊維の織物 6 6 に対し、スラリー 6 8 が並列に付与される。この際、複数のディスペンサ 6 4 によって、気孔生成用粉末の含有量が相互に異なるスラリー 6 8 を並列に付与する。

そして、図 2 1 に示したように、スラリー 6 8 の延在方向に沿ってローラ 7 0 をかけ、スラリー 6 8 を織物 6 6 に浸透させる。

上記構成によれば、気孔生成用粉末の含有量が異なるスラリー 6 8 を並列に付与し、スラリー 6 8 の延在方向に沿ってローラ 7 0 をかけることにより、スラリー 6 8 の延在方向と直交する方向にて、気孔率が段階的に変化する多孔質部を製造可能である。

一方、スラリー 6 8 の延在方向と直交する方向に沿ってローラ 7 0 をかければ、気孔率の変化が滑らかな多孔質部を製造可能である。

20

【 0 0 6 6 】

なお、図 2 1 に示したように、多孔質部 4 2 の厚さに応じて、複数の織物 6 6 を重ねてもよい。この場合、1つの織物 6 6 に対してディスペンサ 6 4 によりスラリー 6 8 を付与し、ローラ 7 0 をかけ、次の織物 6 6 を重ね、スラリー 6 8 を付与し、ローラ 7 0 をかける、という作業を繰り返してもよい。或いは、1つの織物 6 6 に対してディスペンサ 6 4 によりスラリー 6 8 を付与し、次の織物 6 6 を重ね、スラリー 6 8 を付与する、という作業を繰り返し、最後に一括してローラ 7 0 をかけてもよい。

【 0 0 6 7 】

図 2 2 は、集合体用意工程 S 3 で用意された複数の織物 6 6 を示す概略的な斜視図である。幾つかの実施形態では、異なる大きさの複数の織物 6 6 が用意され、相互に重ね合わせられる。

30

上記構成によれば、簡単な構成にて、熱負荷や圧力差に応じて、多孔質部 4 2 の厚さを変化させることができる。

【 0 0 6 8 】

本発明は上述した実施形態に限定されることはなく、上述した実施形態に変更を加えた形態や、これらの形態を組み合わせた形態を含む。

特に、ガスタービン用高温部品 1 0 として、分割環 2 7 を中心に説明したが、分割環 2 7 について説明した構成を、燃焼器 5、静翼 1 1 及び動翼 1 9 にも適用可能であり、静翼 1 1 について説明した構成を、燃焼器 5、動翼 1 9 及び分割環 2 7 にも適用可能であり、動翼 1 9 について説明した構成を、燃焼器 5、静翼 1 1 及び分割環 2 7 にも適用可能である。

40

また、ガスタービン用高温部品 1 0 とは、燃焼ガスの影響により、少なくとも一部が例えば 8 0 0 以上の温度まで加熱される部品であり、上述した燃焼器 5、静翼 1 1、動翼 1 9、及び、分割環 2 7 に限定されることはない。

更に、スラリー付与工程 S 5 で織物 6 6 に対し付与するスラリー 6 8 のパターンは、図 2 0 及び図 2 1 に示したように並列に限定されることはなく、熱負荷や圧力差の分布に応じて適宜選択可能である。

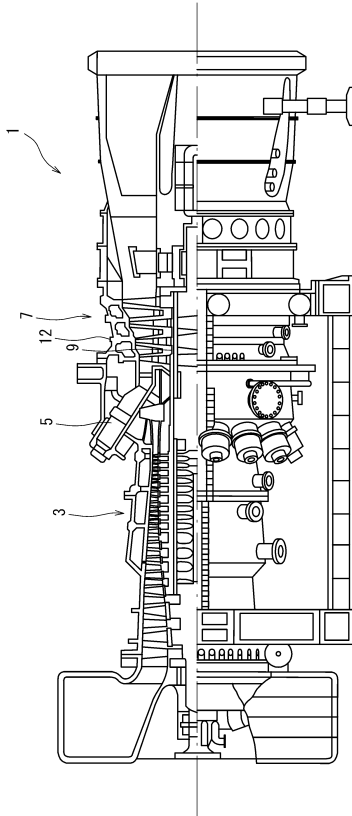
【 符号の説明 】

【 0 0 6 9 】

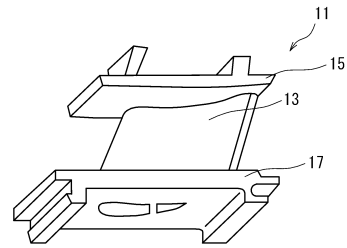
50

1	ガスタービン	
3	圧縮機	
5	燃焼器	
7	タービン	
9	回転軸	
1 0	ガスタービン用高温部品	
1 1	静翼	
1 2	ハウジング	
1 3	翼部	
1 5 , 1 7	プラットホーム	10
1 9	動翼	
2 1	翼部	
2 3	プラットホーム	
2 5	翼根部	
2 7	分割環	
2 9	壁部	
3 1 , 3 3	係合部	
4 0	本体部	
4 2 , 4 2 a ~ 4 2 e	多孔質部	
4 4	内部空間	20
4 6	冷却ガス供給孔	
4 8	空洞	
5 0	遮熱層	
5 2	冷却ガス放出孔	
5 4	接着層	
5 6	後縁部	
5 8	多孔質部	
6 0	分室	
6 2	絞り	
6 4	ディスペンサ	30
6 6	セラミックス繊維の織物	
6 8	スラリ	

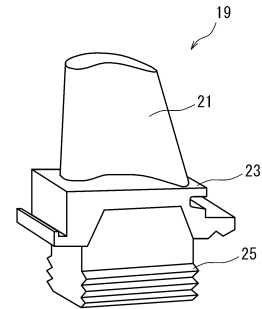
【図 1】



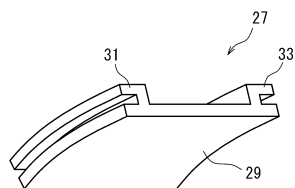
【図 2】



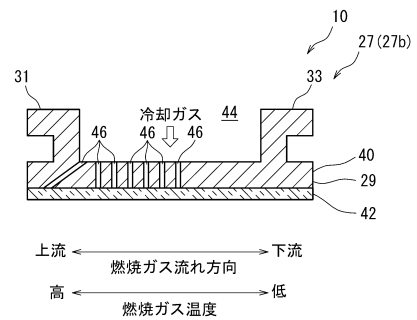
【図 3】



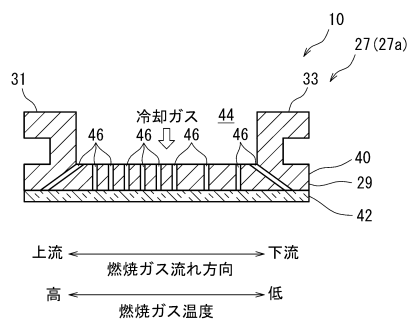
【図 4】



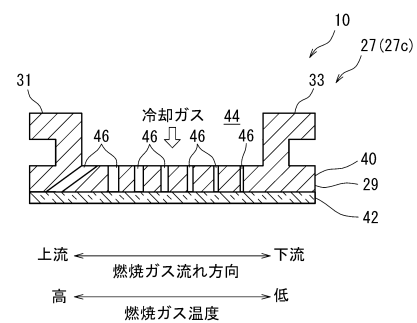
【図 6】



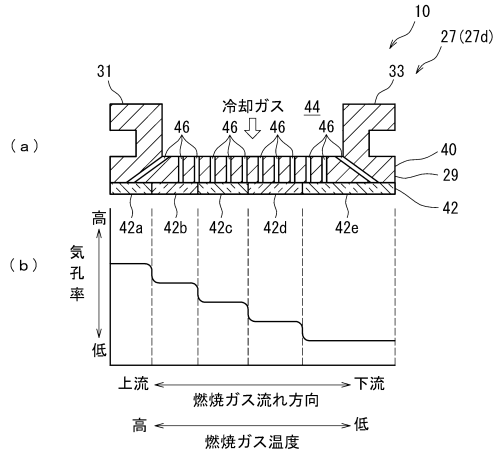
【図 5】



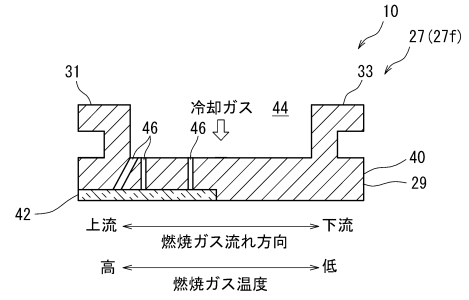
【図 7】



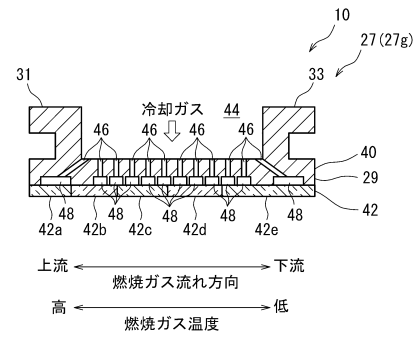
【図 8】



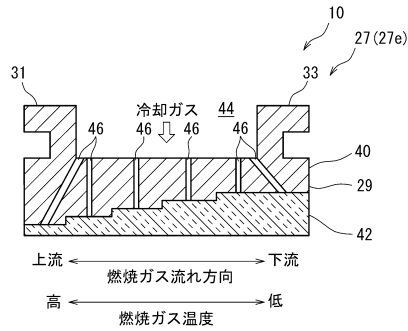
【図 10】



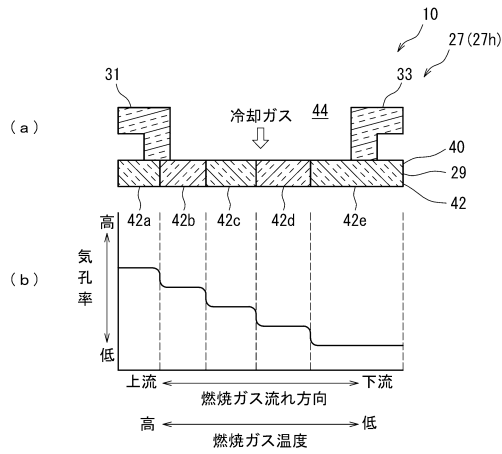
【図 11】



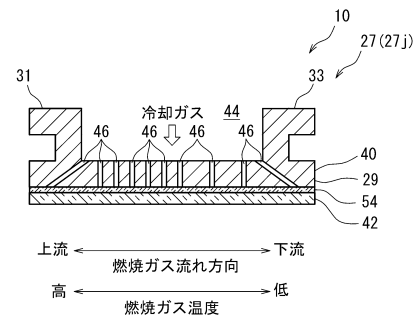
【図 9】



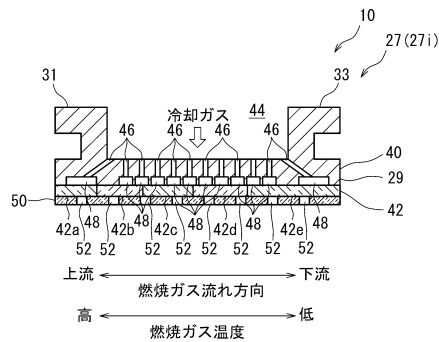
【図 12】



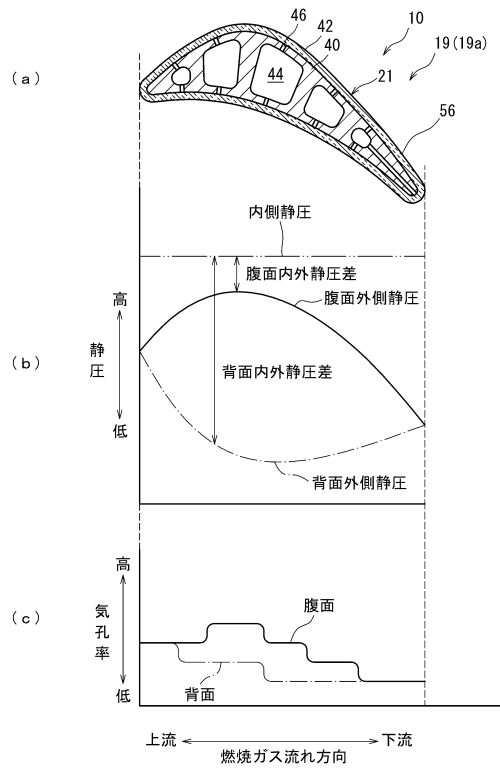
【図 14】



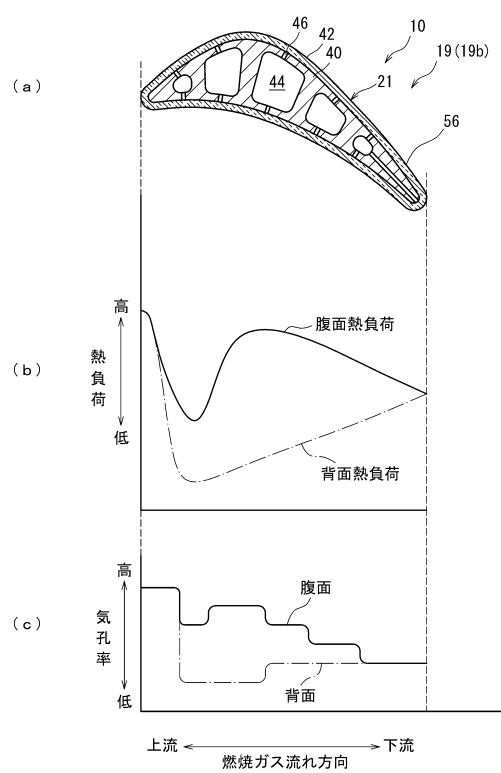
【図 13】



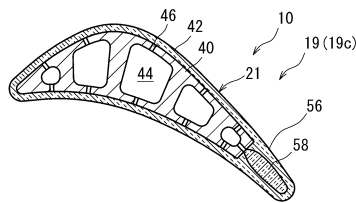
【図 15】



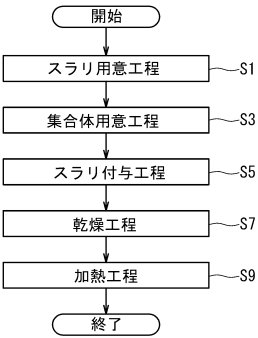
【図 16】



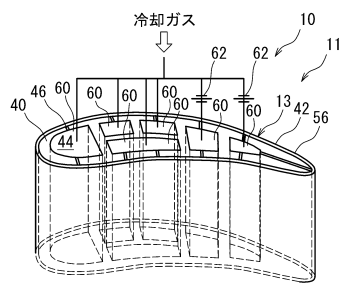
【図 17】



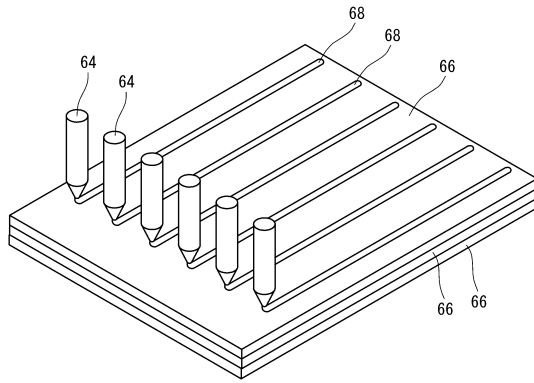
【図 19】



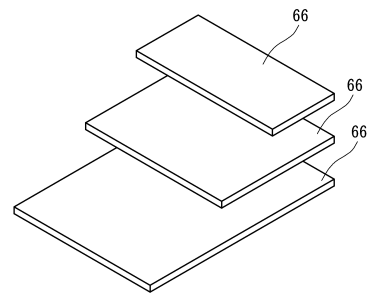
【図 18】



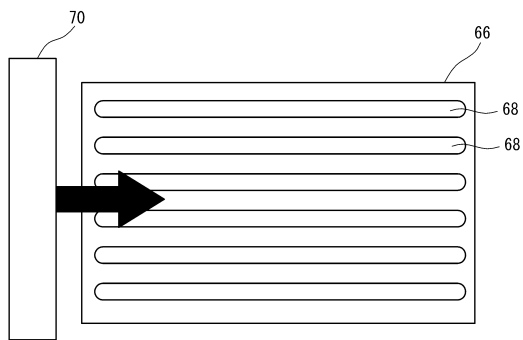
【図 20】



【図 22】



【図 21】



フロントページの続き

(56)参考文献 特開 2 0 1 5 - 0 4 8 8 4 7 (J P , A)
米国特許出願公開第 2 0 0 3 / 0 0 2 1 9 0 5 (U S , A 1)
特開 2 0 1 0 - 0 6 5 6 3 4 (J P , A)
特開 2 0 1 4 - 2 0 6 1 5 4 (J P , A)

(58)調査した分野(Int.Cl. , D B 名)

F 0 1 D	5 / 1 8
F 0 1 D	9 / 0 2
F 0 2 C	7 / 1 6 - 7 / 1 8