

(19) 日本国特許庁(JP)

(12) 特許公報(B2)

(11) 特許番号

特許第5973081号
(P5973081)

(45) 発行日 平成28年8月23日(2016.8.23)

(24) 登録日 平成28年7月22日(2016.7.22)

(51) Int.Cl.	F 1		
FO2C 7/00	(2006.01)	FO2C 7/00	D
FO1D 5/14	(2006.01)	FO1D 5/14	
FO1D 25/00	(2006.01)	FO1D 25/00	X

請求項の数 19 (全 11 頁)

(21) 出願番号	特願2015-542012 (P2015-542012)
(86) (22) 出願日	平成25年11月12日 (2013.11.12)
(65) 公表番号	特表2015-536404 (P2015-536404A)
(43) 公表日	平成27年12月21日 (2015.12.21)
(86) 国際出願番号	PCT/US2013/069671
(87) 国際公開番号	W02014/078305
(87) 国際公開日	平成26年5月22日 (2014.5.22)
審査請求日	平成27年9月7日 (2015.9.7)
(31) 優先権主張番号	13/675,345
(32) 優先日	平成24年11月13日 (2012.11.13)
(33) 優先権主張国	米国(US)

(73) 特許権者	599078705 シーメンス エナジー インコーポレイテッド アメリカ合衆国 32826-2399 フロリダ オーランド アラファヤ トレ イル 4400
(74) 代理人	100108453 弁理士 村山 靖彦
(74) 代理人	100110364 弁理士 実広 信哉
(72) 発明者	クリスチャン・エックス・キャンベル アメリカ合衆国・ノースカロライナ・28 210・シャーロット・セント・ジョン・ レーン・6518

最終頁に続く

(54) 【発明の名称】先端部の近傍に薄肉部分を有する主壁を備えたガスタービンエンジンの長尺ブレードを形成するための方法

(57) 【特許請求の範囲】

【請求項 1】

ガスタービンエンジンの翼を形成するための方法において、
主壁及び内部キャビティを有するガスタービンエンジンの翼の鋳物を形成するステップ
であって、前記主壁が、前記主壁の外面から前記内部キャビティに至るまで延在している
壁厚を有しており、前記主壁のラジアル方向外側部分の壁厚が、最終厚さより大きい、前記ステップと；

肉厚測定器によって前記鋳物を破壊しないで測定された、前記主壁の外側部分における
前記鋳物の第1の壁厚データを収集するステップと；

収集された前記第1の壁厚データと格納されたモデル厚さデータとをコンピュータシステム
によって比較し、前記主壁の外側部分に沿って前記鋳物から除去すべき壁厚材料の初期量を決定するステップと；

材料の第1の層が、前記主壁の外側部分に沿った複数のラジアル方向部分において前記
鋳物から除去されるように、材料除去装置と前記鋳物とを互いに対し移動させるステッ
プと；その後に、

前記肉厚測定器によって前記鋳物を破壊しないで測定された、前記主壁の外側部分にお
ける前記鋳物の第2の壁厚データを収集するステップと；

収集された前記第2の壁厚データと格納された前記モデル厚さデータとを前記コンピュ
ータシステムによって比較し、前記主壁の外側部分に沿って除去すべき壁厚材料の付加的
な量を決定するステップと；

10

20

材料の第2の層が、前記主壁の外側部分に沿った複数のラジアル方向部分の一部から除去されるように、前記材料除去装置と前記鋳物とを互いに対し移動させるステップと；
を備えていることを特徴とする方法。

【請求項2】

前記肉厚測定器が、超音波装置、X線検査装置、渦電流測定装置、又は赤外線画像装置であることを特徴とする請求項1に記載の方法。

【請求項3】

前記翼の鋳物が、ガスタービンエンジンのブレードを形成しており、

前記主壁の外側部分が、前記翼の鋳物の基部と先端部との間の中間点から前記先端部に至るまで延在しており、前記中間点の近傍の位置から前記先端部に向かってラジアル方向に移動した場合に略一定の壁厚を有していることを特徴とする請求項1に記載の方法。 10

【請求項4】

前記主壁の外側部分に沿った複数のラジアル方向部分の一部が、前記翼の鋳物の先端部まで延在することを特徴とする請求項3に記載の方法。

【請求項5】

前記材料除去装置が、グリットblast装置であることを特徴とする請求項1に記載の方法。

【請求項6】

前記グリットblast装置が、粒状の研削材を流体媒質に含有させている作動流体を前記鋳物に対して噴射することを特徴とする請求項5に記載の方法。 20

【請求項7】

前記グリットblast装置が、前記鋳物の前記主壁の外面に対して直角でない角度で前記作動流体を前記鋳物に向けて噴射することを特徴とする請求項6に記載の方法。

【請求項8】

前記鋳物が、翼の長さが約26インチ～約35インチである、ガスタービンエンジンのブレードを形成していることを特徴とする請求項1に記載の方法。

【請求項9】

材料が、ラジアル方向部分の横方向部分のみから除去されることを特徴とする請求項1に記載の方法。

【請求項10】

ガスタービンエンジンの翼を形成するための方法において、

主壁及び内部キャビティを有するガスタービンエンジンの翼の鋳物を形成するステップであって、前記主壁が、前記主壁の外面から前記内部キャビティに至るまで延在している壁厚を有しており、前記主壁のラジアル方向外側部分の壁厚が、前記翼の鋳物の基部と先端部との間の位置から前記先端部に至るまで延在しており、最終厚さより大きい、前記ステップと； 30

肉厚測定器によって前記鋳物を破壊しないで測定された、前記鋳物の壁厚データを収集するステップと；

前記鋳物の前記主壁の外側部分に沿って1つ又は複数のラジアル方向部分から除去すべき壁厚材料の所望の量を決定するために、収集された前記壁厚データと格納されたモデル厚さデータとをコンピュータシステムによって比較するステップと； 40

材料の層が、前記鋳物の前記主壁に沿った1つ又は複数のラジアル方向部分において前記鋳物から除去されるように、材料除去装置と前記鋳物とを互いに対し移動させるステップと；

前記収集するステップ、前記比較するステップ、及び前記移動させるステップを、前記鋳物の前記主壁の外側部分が所望の厚さに至るまで1回又は複数回繰り返すステップと；
を備えていることを特徴とする方法。

【請求項11】

前記肉厚測定器が、超音波装置、X線検査装置、渦電流測定装置、又は赤外線画像装置であることを特徴とする請求項10に記載の方法。 50

【請求項 1 2】

前記翼の鋳物が、ガスタービンエンジンのブレードを形成していることを特徴とする請求項 1 0 に記載の方法。

【請求項 1 3】

前記材料除去装置が、グリットblast装置であることを特徴とする請求項 1 0 に記載の方法。

【請求項 1 4】

前記グリットblast装置は、粒状の研削材を流体媒質に含有させている作動流体を前記鋳物に対して噴射することを特徴とする請求項 1 3 に記載の方法。

【請求項 1 5】

前記グリットblast装置が、前記鋳物の表面に対して直角でない角度で前記作動流体を前記鋳物に向けて噴射することを特徴とする請求項 1 4 に記載の方法。

【請求項 1 6】

前記収集するステップ、前記比較するステップ、及び前記移動させるステップを 1 回又は複数回繰り返し実施した結果として、前記鋳物の前記主壁の外側部分の厚さが、前記外側部分の長さに沿って変化することを特徴とする請求項 1 0 に記載の方法。

【請求項 1 7】

前記先端部の近傍の前記主壁の前記外側部分の厚さが、前記翼の鋳物の前記基部と前記先端部との間の位置における前記外側部分の厚さより小さいことを特徴とする請求項 1 6 に記載の方法。

10

【請求項 1 8】

前記基部から中間点に至るまで延在している前記主壁の内側ラジアル方向部分が、実質的に最終厚さを有するように鋳造され、これにより、材料が、前記主壁の前記外側部分のみにおいて前記鋳物から除去されることを特徴とする請求項 1 6 に記載の方法。

20

【請求項 1 9】

材料が、ラジアル方向部分の横方向部分のみから除去されることを特徴とする請求項 1 0 に記載の方法。

【発明の詳細な説明】**【技術分野】****【0 0 0 1】**

30

【連邦政府資金による研究開発の記載】

本発明は、米国政府の支援を受け、米国エネルギー省によって与えられた契約番号 D E F C 2 6 0 5 N T 4 2 6 4 4 のもとで行われた。米国政府は本発明に関して権利を有する。

【0 0 0 2】

本発明は、先端部の近傍に薄肉部分を有する主壁を備えたガスタービンエンジンの長尺ブレードを形成するための方法に関する。

【背景技術】**【0 0 0 3】**

動作温度が高温であるので、ガスタービンエンジンのブレードは一般に、高密度のニッケル基超合金から形成されている。ガスタービンエンジンの流路直径は一般に大きいので、対応するタービンブレードの先端部の直線速度は極めて大きい。従って、各ブレード端の材料は、ブレードの残りの部分に大きな遠心力を及ぼす。ブレード端の余分な材料はいずれも、ブレードを流れ落ち、ブレードに対するラジアル方向の引張力が増大する。より長尺のブレードを鋳造するためには、ブレード端の壁厚を減少させ、それによってブレードのラジアル方向の引張力を減少させることが望ましい。しかしながら、先端部の近傍に薄肉部分を有する長尺のタービンブレードを鋳造することは難しい。これはなぜなら、鋳造プロセス中に用いられるセラミック中子が、鋳造中に当該鋳造プロセスにおける許容誤差の範囲内で移動し、その結果、ブレードの先端部に対する中子の位置が不安定になるからである。従って、設計プロセスの際の、先端部又は先端部の近傍における壁厚の削減は

40

50

、鋳造中の中子の移動によって限定される。壁厚を過剰に減少させると、中子が鋳造中に先端部の近傍の壁を突き破る可能性がある。

【発明の概要】

【発明が解決しようとする課題】

【0004】

本発明の第1の態様によると、ガスタービンエンジンの翼を形成するための方法が設けられており、当該方法は、以下のステップを備えている：主壁及び内部キャビティを有するガスタービンエンジンの翼の鋳物を形成するステップであって、主壁は主壁の外面から内部キャビティまで延在する壁厚を有しており、主壁のラジアル方向外側部分は最終厚さよりも大きな壁厚を有しているステップ；肉厚測定器を用いて、主壁の外側部分における鋳物の第1の壁厚データを非破壊検査によって収集するステップ；収集された第1の壁厚データを格納されたモデル厚さデータとコンピュータシステムを用いて比較し、主壁の外側部分に沿って鋳物から除去されるべき壁厚材料の初期量を決定するステップ；材料除去装置と鋳物との互いに対する動きを生じさせるステップであって、それによって材料の第1の層が、主壁の外側部分に沿った複数のラジアル方向部分において鋳物から除去されるステップ。その後、当該方法はさらに、肉厚測定器を用いて、主壁の外側部分における鋳物の非破壊の第2の壁厚データを収集するステップ；収集された第2の壁厚データを格納されたモデル厚さデータとコンピュータシステムを用いて比較し、主壁の外側部分に沿って除去されるべき壁厚材料の付加的な量を決定するステップ；材料除去装置と鋳物との互いに対する動きを生じさせるステップであって、それによって材料の第2の層が、主壁の外側部分に沿った複数のラジアル方向部分の一部から除去されるステップを含んでいて良い。10

【課題を解決するための手段】

【0005】

肉厚測定器は、超音波装置、X線検査装置、渦電流測定装置及び赤外線画像装置の内1つを備えていて良い。

【0006】

翼の鋳物は、ガスタービンエンジンのブレードを画定して良く、主壁の外側部分は、翼の鋳物の基部と先端部との間の位置から先端部まで延在して良い。20

【0007】

主壁の外側部分に沿った複数のラジアル方向部分の一部は、翼の鋳物の先端部まで延在して良い。

【0008】

材料除去装置はグリットblast装置を含んでいて良く、当該グリットblast装置は、粒状の研削材を流体媒質に含有させている作動流体を鋳物に対して噴射する。グリットblast装置は、鋳物の主壁の外面に対して直角でない角度で作動流体を鋳物に向けて噴射して良い。30

【0009】

鋳物は、ガスタービンエンジンの、約26インチから約35インチの長さの翼を有するブレードを画定して良い。40

【0010】

本発明の第2の態様によると、ガスタービンエンジンの翼を形成するための方法が設けられており、当該方法は、以下のステップを備えている：主壁及び内部キャビティを有するガスタービンエンジンの翼の鋳物を形成するステップであって、主壁は主壁の外面から内部キャビティまで延在する壁厚を有しており、主壁のラジアル方向外側部分は翼の鋳物の基部と先端部との間の位置から先端部まで延在し、最終厚さよりも大きな壁厚を有しているステップ；肉厚測定器を用いて、鋳物の壁厚データを非破壊検査によって収集するステップ；収集された壁厚データを格納されたモデル厚さデータとコンピュータシステムを用いて比較し、鋳物の主壁の外側部分に沿って1つ又は複数のラジアル方向部分から除去されるべき壁厚材料の所望の量を決定するステップ；材料除去装置と鋳物との互いに対す50

る動きを生じさせるステップであって、それによって材料の層が、鋳物の主壁に沿った1つ又は複数のラジアル方向部分において鋳物から除去されるステップ；収集、比較及び動きを生じさせるステップを、鋳物の主壁の外側部分が所望の厚さを有するまで1回又は複数回繰り返すステップ。

【0011】

収集、比較及び動きを生じさせるステップを1回又は複数回繰り返した結果、好ましくは、鋳物の主壁の外側部分の厚さが、外側部分の長さに沿って変化し、好ましくは、一般に円滑で連続的に、基部と先端部との間の位置から先端部まで変化している。

【0012】

先端部の近傍における主壁の外側部分の厚さは、翼の鋳物の基部と先端部との間の位置における外側部分の厚さよりも小さくて良い。 10

【0013】

好ましくは、材料は、主壁の外側部分においてのみ、鋳物から除去される。

【0014】

本明細書は、特に本発明を指摘し、明確に主張している請求項で締めくくられるが、本発明は、添付の図面を用いた以下の説明から、より良好に理解されるであろうと思われる。これらの図面において、類似した参照符号は、類似した要素を特定している。示されているのは以下の図である。

【図面の簡単な説明】

【0015】

【図1】本発明に係る方法を用いて形成された最終厚さを有するブレードの斜視図である。
。

【図2】図1の線2-2に沿った断面図である。

【図3】図1の線3-3に沿った断面図である。

【図4】図1の線4-4に沿った断面図である。

【図5】ブレードの鋳物の主壁の外側部分のラジアル方向部分から材料を除去するグリットブラスト装置の図である。

【図6】ブレードの鋳物の主壁の外側部分のラジアル方向部分から材料を除去するグリットブラスト装置の図である。

【図7】従来の測定装置、コンピュータシステム及びブレードの鋳物を示す図である。

【発明を実施するための形態】

【0016】

好ましい本出願の実施態様について、本出願の一部を成す添付図面を参照しつつ以下に詳述する。当該図面は、本発明を実施するための実施態様を表わすが、図解することを目的とするにすぎず、限定することを目的とする訳ではない。他の実施態様が利用可能であること、並びに、本発明の技術的思想及び技術的範囲を逸脱することなく変更可能であることに留意すべきである。

【0017】

図1は、本発明に係る方法に基づいて形成されたタービンブレード10を表わす。タービンブレード10は、ガスタービンエンジン(図示しない)のタービンセクション(図示しない)で利用されるように構成されている。タービンセクションの内部には、一連の固定式ベーン列及び回転式ブレード列が設けられている。一般に、タービンセクションには4つのブレード列が設けられている。図1に表わすタービンブレード10は、タービンセクションの3番目又は4番目のブレード列についてのブレード構造を規定していることに留意すべきである。 40

【0018】

ブレードは、シャフト及びディスクアセンブリ(図示しない)に連結されている。ガスタービンエンジンの燃焼器セクション(図示しない)からの高温の作動ガスは、ブレード列に至るまで移動する。作動ガスがタービンセクションを通じて膨張するので、当該作動ガスによって、ブレードが、ひいてはシャフト及びディスクアセンブリが回転される。 50

【0019】

タービンブレード10は、翼20と根元部30とプラットフォーム40とを備えている。図示の実施態様では、翼20と根元部30とプラットフォーム40とが、例えば金属合金247のような合金材料から単一の一体ユニットとして形成されている。根元部30は、タービンブレード10をタービンセクションのシャフト及びディスクアセンブリに連結するように機能する。翼20は、根元部30からラジアル方向に延在している主壁120を含んでいる。図2に表わすように、主壁120は、略凹状の第1の正圧側側壁122と、略凸状の第2の負圧側側壁124とを形成している。第1の側壁122と第2の側壁124とは、前縁126及び後縁128において共に結合されている。また、図示の実施態様では、主壁120は複数の内部キャビティ130を形成している。主壁120の壁厚は、キャビティ130の近傍において、主壁120の外面120Aから内部キャビティ130に至るまで延在している。

【0020】

図示の実施態様では、図1に表わすように、主壁120は、翼20の基部20Aと翼の先端部20Bとの間に配置された中間点MPを備えている。さらに、主壁120は、中間点MPの近傍の位置から先端部20Bに至るまで延在しているラジアル方向外側部分OSを備えている。図1に表わす実施態様では、ラジアル方向外側部分OSは、第1のラジアル方向部分RP₁と第2のラジアル方向部分RP₂と第3のラジアル方向部分RP₃とを備えている。ラジアル方向部分それぞれが、本発明に係る機械加工の解像度を規定している。図1の実施態様では、説明を簡略化するために、3つのラジアル方向部分RP₁ - RP₃のみが設けられている。しかしながら、より高い解像度が望ましい場合には、3つより多いラジアル方向部分が規定されることに留意すべきである。いずれにしても、ラジアル方向部分の数量が、3つより小さいか、又は3つより大きい場合がある。

【0021】

外側部分OSは、外側部分OSの長さに沿って変化する最終厚さを有している。一般に、当該最終厚さは、図2において厚さTAで表わすように、中間点MPの近傍で最大になり、図4において厚さTCで表わすように、先端部20Bの近傍で最小になるように徐々に減少する。図3に表わす、外側部分OSに沿った中間位置における厚さTBは、先端部20Bの近傍においてTAより小さいが厚さTCより大きく、TA > TB > TCの関係を有している。長さLが約26インチから約35インチである翼については、先端部20Bの近傍の厚さTCが約0.7mm～約1.5mmの範囲内とされる。

【0022】

上述のように、長さLが大きく且つ翼端の近傍における主壁の厚さが非常に小さい翼を鋳造することは難しい。本発明では、翼は、外側部分OSにおいて主壁の厚さが最終厚さより大きくなるように鋳造されている。すなわち、翼は、主壁の厚さが過度に大きくなるように鋳造されている。例えば、中間点MPの近傍から先端部20Bに向かってラジアル方向に移動する場合にラジアル方向外側部分OSが略一定の厚さを有しているように、且つ、中間点MPの近傍から先端部20Bに向かってラジアル方向に移動する場合に付加的な主壁材料が略連続的に徐々に増加するように、ラジアル方向外側部分OSが鋳造されている場合がある。好ましくは、基部20Aから中間点MPに至るまで又はその近傍に至るまで延在している翼20の内側ラジアル方向部分ISの主壁の厚さは、内側部分ISから材料を除去する必要がないように、内側部分ISの最終厚さとなるように鋳造される。その後に、翼の鋳物の外側部分OSが、セラミック中子によって鋳造工程の際に形成された内部キャビティ130の位置を考慮して、所望の最終厚さになるように機械加工される。

【0023】

図7は、ブレードの鋳物Cを表わす。従来技術に基づく肉厚測定器TMDが設けられている。図示の実施態様では、肉厚測定器TMDは、超音波測定装置50を含んでおり、超音波測定装置50は、任意の地点において主壁120の外側部分OSの厚さを測定するための音波厚さプローブ50Aを有しているので、壁厚データが、非破壊検査によって鋳物Cから収集され、コンピュータシステム60に提供される。また、肉厚測定器は、例え

10

20

30

40

50

X線検査測定装置、渦電流測定装置又は赤外線画像測定装置のような、任意の既知の装置であっても良いことに留意すべきである。コンピュータシステム60は、自身のメモリに、翼20の外側部分OSの全ての位置についてのモデル厚さデータを格納している。従つて、コンピュータシステム60は、主壁の外側部分OSについての収集された壁厚データと格納されたモデル厚さデータとを比較することによって、主壁の外側部分OSから除去すべき壁厚材料の所望量を決定する。また、コンピュータシステム60は、主壁の外面120Aに対する内部キャビティ130の位置を考慮するので、所望の主壁最小壁厚は、外面120Aと内部キャビティ130との間ににおいて常時維持される。

【0024】

図示の実施態様では、図5及び図6に表わすように、材料除去装置は、グリットブラスト装置70を備えている。グリットブラスト装置70は、例えばアルミナや砂等のようなグリットを研削材として例えば空気や水等のような流体媒質に含有させている作動流体Fを鋳物Cに対して噴射することができる。好ましくは、グリットブラスト装置70は、鋳物Cの主壁の外面に対して直角でない角度で作動流体を鋳物Cに向けて噴射する。グリットブラストの作動流体Fは、直径が約0.125インチ～約1インチの円状の面積すなわち接触面積で鋳物Cに衝突することに留意すべきである。また、グリットブラスト装置70の代替として、例えばベルト式研磨機のような他の既知の材料除去装置が利用可能であることに留意すべきである。

【0025】

好ましくは、グリットブラスト装置70は、主壁120の外側部分OSから材料を層ごとに除去するために利用される。グリットブラスト装置70が、固定具(図示しない)によって固定されている鋳物Cに対して移動されるが、鋳物Cが、グリットブラスト装置70に対して移動される場合もある。コンピュータシステム60を介して制御する従来技術に基づく移動装置によって、グリットブラスト装置70及び/又は鋳物Cが移動される場合がある。鋳物Cから除去された材料の層の厚さそれぞれが、約0.05mm～約0.25mmであることに留意すべきである。

【0026】

上述のように、図1は、3つのラジアル方向部分RP₁、RP₃を表わすが、材料除去作業における解像度を高めるために、3つより多いラジアル方向部分が設けられている場合がある。ラジアル方向部分それぞれは、鋳物Cに衝突するグリットブラストの作動流体Fの接触面積の直径と略同一のラジアル方向寸法を有しているように規定されている。従つて、グリットブラストの作動流体Fは、1つ又は複数のラジアル方向部分から材料の1つ又は複数の層を除去するために、ラジアル方向に対する横方向において繰り返し移動する。

【0027】

図5に表わすように、材料の第1の層は、グリットブラスト装置によって、外側部分OSの第1のラジアル方向部分RP₁、第2のラジアル方向部分RP₂、及び第3のラジアル方向部分RP₃それぞれについての複数又は全ての地点又は位置から除去される。「層」という用語は、例えば前縁126から後縁128に至るまで延在している方向のようなラジアル方向に対して直角の方向において厚さが均一又は不均一である層を包含することを意図している。従つて、材料の層が、第1のラジアル方向部分RP₁、第2のラジアル方向部分RP₂、及び第3のラジアル方向部分RP₃のうちのラジアル方向部分から除去される場合には、当該層において除去される材料の量は、その厚さについて、ラジアル方向に対して直角の方向において均一であっても、変化しても良い。また、一の材料の層が、ラジアル方向部分の一の横方向部分のみから除去されるので、ラジアル方向部分の1つ又は複数の残りの横方向部分から材料が除去されないように留意すべきである。ラジアル方向部分の横方向部分が、前縁126から後縁128に至るまで延在している場合がある。材料の第1の層が、第1のラジアル方向部分RP₁、第2のラジアル方向部分RP₂、及び第3のラジアル方向部分RP₃から除去された後に、超音波測定装置50は、全ての地点において主壁120の外側部分OSの厚さを測定し、更新された壁厚データをコン

10

20

30

40

50

ピュータシステム 60 に供給する。コンピュータシステム 60 は、更新された測定された壁厚データと格納されたモデル厚さデータとを比較することによって、外側部分 OS から除去すべき材料のさらなる量を決定する。例えば、最終厚さは、ラジアル方向において中間点 MP の近傍から先端部 20B に向かって薄くなるので、第 1 のラジアル方向部分 RP₁ から材料をこれ以上除去する必要はないが、第 2 のラジアル方向部分 RP₂ 及び第 3 のラジアル方向部分 RP₃ からさらなる 1 つ又は複数の材料の層を除去することが依然として必要とされる場合がある。図 6 は、第 1 のラジアル方向部分 RP₁ から材料を除去しないが、第 2 のラジアル方向部分 RP₂ 及び第 3 のラジアル方向部分 RP₃ の両方から材料の層をさらに除去している、グリットブラスト装置 70 を表わす。主壁 120 の外側部分 OS の厚さを測定するプロセス、測定された厚さデータと格納されたモデル厚さデータとを比較するプロセス、及び、主壁 120 から材料の付加的な層を除去するプロセスが、外側部分 OS に沿った、すなわち第 1 のラジアル方向部分 RP₁、第 2 のラジアル方向部分 RP₂、及び第 3 のラジアル方向部分 RP₃ に沿った全ての点において所望の最終厚さに到達するまで、何回も繰り返される。

【0028】

本発明の特定の実施態様を図示かつ説明してきたが、本発明の精神及び範囲から離ることなく、様々なその他の変更及び修正を行うことが可能であることが、当業者には明らかであろう。従って、添付の請求項では、本発明の範囲内のそのような全ての変更及び修正を対象とすることが意図されている。

【符号の説明】

【0029】

10 タービンブレード

20 翼

20A 基部

20B 先端部

30 根元部

40 プラットフォーム

50 超音波測定装置

50A 音波厚さプローブ

60 コンピュータシステム

70 グリットブラスト装置

120 主壁

120A 外面

122 第 1 の側壁

124 第 2 の側壁

126 前縁

128 後縁

130 内部キャビティ

C 鑄物

F 作動流体

IS 内側ラジアル方向部分

L 長さ

MP 中間点

OS ラジアル方向外側部分

RP₁ 第 1 のラジアル方向部分RP₂ 第 2 のラジアル方向部分RP₃ 第 3 のラジアル方向部分T_A、T_B、T_C 厚さ

TMD 肉厚測定器

10

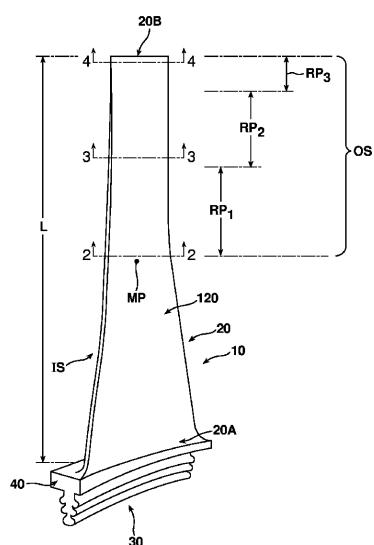
20

30

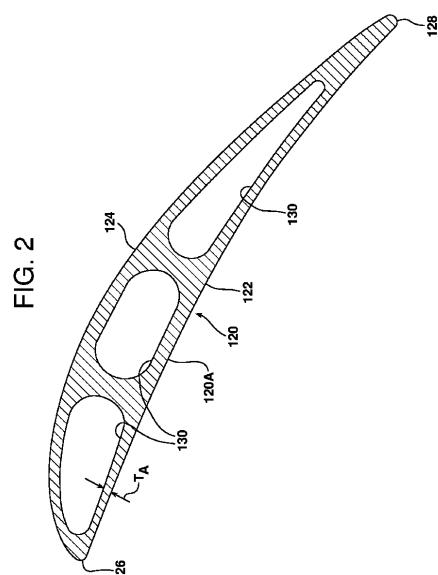
40

【図1】

FIG. 1

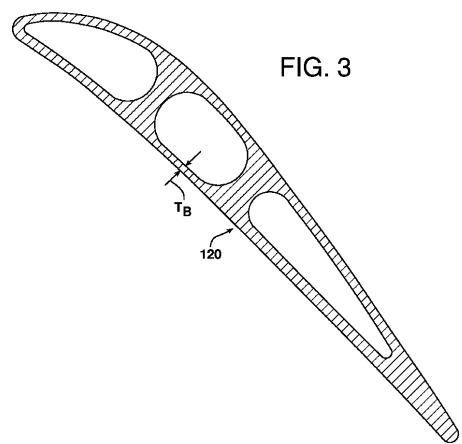


【図2】

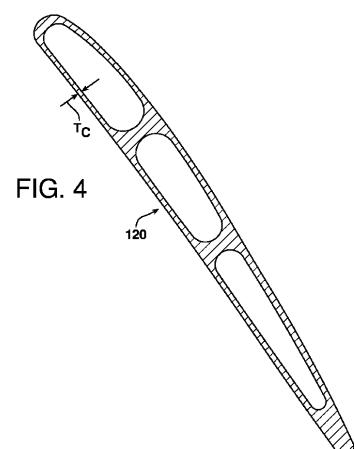


【図3】

FIG. 3

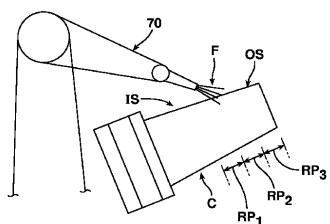


【図4】



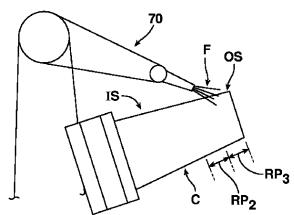
【図5】

FIG. 5



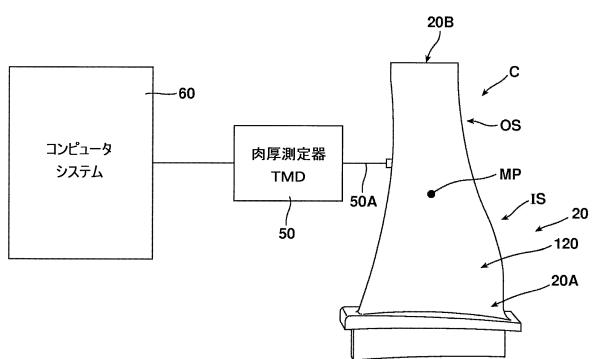
【図6】

FIG. 6



【図7】

FIG. 7



フロントページの続き

(72)発明者 ディミトリオス・トマイディス
ドイツ・14197・ベルリン・ベルクハイマー・シュトラーセ・7

審査官 山崎 孔徳

(56)参考文献 米国特許出願公開第2010/0202889(US, A1)
特開2005-23930(JP, A)
特開2003-344026(JP, A)
特表2003-520313(JP, A)
特開2001-132408(JP, A)

(58)調査した分野(Int.Cl., DB名)

F 02 C 7 / 00
F 01 D 5 / 14
F 01 D 25 / 00