

(19) 日本国特許庁(JP)

(12) 特許公報(B2)

(11) 特許番号

特許第4878688号
(P4878688)

(45) 発行日 平成24年2月15日 (2012.2.15)

(24) 登録日 平成23年12月9日 (2011.12.9)

(51) Int. Cl. F I
FO4D 29/38 (2006.01) F O 4 D 29/38 G
FO2C 7/00 (2006.01) F O 2 C 7/00 D

請求項の数 10 外国語出願 (全 14 頁)

(21) 出願番号	特願2001-65850 (P2001-65850)	(73) 特許権者	390041542
(22) 出願日	平成13年3月9日 (2001.3.9)		ゼネラル・エレクトリック・カンパニー
(65) 公開番号	特開2001-317490 (P2001-317490A)		アメリカ合衆国、ニューヨーク州、スケネクタデー、リバーロード、1番
(43) 公開日	平成13年11月16日 (2001.11.16)	(74) 代理人	100137545
審査請求日	平成20年3月7日 (2008.3.7)		弁理士 荒川 聡志
(31) 優先権主張番号	09/567243	(72) 発明者	レスリー・マククリーン・ヘレマン
(32) 優先日	平成12年5月11日 (2000.5.11)		アメリカ合衆国、オハイオ州、レバノン、ライト・アベニュー、209番
(33) 優先権主張国	米国 (US)	(72) 発明者	クリストファー・リー・イングリッシュ
			アメリカ合衆国、オハイオ州、メイソン、フィールドハースト・コート、5103番

最終頁に続く

(54) 【発明の名称】 プリスクの溶接補修

(57) 【特許請求の範囲】

【請求項1】

翼部(14)の列を有するプリスクの補修方法であって、当該方法が、
 前記翼部のうちの1つから損傷(18)を機械的に除去し、前記翼部に切欠き(28)を形成することと、

前記翼部に補修物(32)を溶接して前記切欠きを充填することと、

前記補修物(32)を機械加工して、前記補修物でほぼ元の損傷前の構成に一致するように前記翼部を修復することと

を含んでおり、更に、

前記損傷(18)を機械的に除去し、前記損傷よりも面積の広い所定の寸法を有する前記切欠き(18)を形成することと、

前記プリスクの応力を分析し、作動中の前記プリスクの最大翼部応力を判定することと

前記所定の切欠き寸法を特定し、前記最大応力を受ける翼部の位置を除外することと
 を含む方法。

【請求項2】

前記切欠き寸法は、前記プリスクにおける損傷部分に関係なく、前記プリスク中の前記翼部の全てに対して一様である請求項1記載の方法。

【請求項3】

前記翼部(14)の前縁(24)又は後縁(26)に沿って前記翼部の基端部(20)

10

20

から外側に離間して位置するように、前記切欠き(28)を位置決めすることを更に含む請求項1記載の方法。

【請求項4】

前記切欠き(28)の外側で前記補修溶接を開始且つ終了することを更に含む請求項3記載の方法。

【請求項5】

前記切欠き(28)の内側端部で前記翼部(14)に開始タブ(44)を接着することと、

前記切欠き(28)の外側端部で前記翼部に終了タブ(46)を接着することと、
前記開始タブ(44)で前記補修溶接を開始し、前記切欠き(28)に沿って進み、前記終了タブ(46)で前記補修溶接を終了することとを更に含む請求項3記載の方法。

10

【請求項6】

前記切欠き(28)で複数の重なり合う層(32a)をなすように前記翼部(14)を溶接し、前記溶接補修物で前記切欠きを充填することを更に含む請求項5記載の方法。

【請求項7】

翼部(14)の列を有するブリスク(10)の補修方法であって、当該方法が、
 前記翼部のうちの1つから損傷(18)を機械的に除去し、多軸数値制御フライス盤(30)で翼部に前記切欠き(28)を形成することと、

前記翼部に前記補修物(32)を溶接し、多軸数値制御溶接機(34)で前記切欠きを前記補修物(32)で充填することと、

20

前記補修物(32)を機械加工し、前記補修物でほぼ元の損傷前の構成と一致するように前記翼部を修復することと

を含んでおり、更に、

前記ブリスクの応力を分析し、前記ブリスクの作動中の最大翼部応力を判定することと

、
所定の切欠き寸法を特定し、前記最大応力を受ける翼部の位置を除外することと、
前記損傷(18)を機械的に除去し、前記損傷よりも面積の広い所定の寸法を有する前記切欠き(28)を形成することと

を含む方法。

【請求項8】

30

前記切欠き(28)の外側で前記補修溶接を開始且つ終了することを更に含む請求項7記載の方法。

【請求項9】

前記切欠き寸法は、前記ブリスクにおける損傷部分に関係なく、前記ブリスク中の前記翼部の全てに対して一様である請求項7記載の方法。

【請求項10】

前記切欠きとの継ぎ目で前記切欠きよりも厚い補完挿入物(32b)を前記切欠き(28b)に接着することと、

前記切欠き沿いの前記翼部と、前記切欠きの内側と外側にある前記開始タブ及び終了タブとに前記挿入物(32b)を電子ビーム溶接することとを更に含む請求項9記載の方法

40

【発明の詳細な説明】

【0001】

【発明の属する技術分野】

本発明は、一般的には、ガスタービンエンジンに関し、特に、ガスタービンエンジンのロータ部品の補修に関する。

【0002】

【従来の技術】

ガスタービンエンジンでは、空気は圧縮機で圧縮され、燃料と混合され、燃焼器で点火されて高温燃焼ガスを生じ、下流側のタービン段でエネルギーが取り出される。通常の圧縮

50

機は、複数の段又はロータブレードの列と、空気が下流側軸方向へ流れると連続して空気圧を増加させる対応の静翼とを有する。

【0003】

一般的な構成で、圧縮機のブレードは、ロータディスクの周囲の対応ダブテールスロットに着脱自在に設置される一体ダブテールを含む。これにより、各ブレードの個々の製造、及び作動中にブレードが損傷した場合の個々の取り替えが可能になる。しかし、このような羽根付きディスクは、対応ロータブレードの列を半径方向に保持するために使用される軸方向又は周方向のダブテールスロットの周辺に生じる遠心反動応力を制限するために、延長ディスクリムを必要とする。

【0004】

ガスタービンエンジンの羽根付きディスクに関してなされた最新の改良は、単体又は一体化されたブリスク構成でロータディスクの周囲に一体形成されたロータ翼部の列である。ブレードのダブテールは、ディスクの周囲の対応ダブテールスロットと共に除去され、遠心性の負荷は、固有の強力な負荷経路により、個々の翼部から対応ディスクへと伝えられる。従って、ブリスクは、羽根付きディスクよりも機械的に強く、エンジンの更なる利点及び性能を提供するためにディスクの寸法及び重量を減少させるためにより効率的に構成され得る。

【0005】

【発明が解決しようとする課題】

しかし、ブリスクの翼部は、支持ディスクと一体に形成されているので、異物による損傷が起こった場合でも、翼部を個々に除去又は取り替えできない。長年にわたり、比較的小さい圧縮機用ブリスクが商用として使用されているが、このブリスクは十分に小さいので、1枚以上の翼部がひどい損傷を受けた場合は、ただ全体的に取り替えてしまうだけのこともある。

【0006】

また、損傷が比較的軽微である場合、例えば、研削などによりただ除去してしまってもよく、このとき、残される翼部は元の構成よりも小さくなる。この損傷除去方法は、空気力学的性能が非常に劣化し、それにより生じる重大な回転不均衡は、普通のつりあい処理では訂正が難しいので、大きな損傷の場合は、許容しがたい。

【0007】

更に、損傷除去は、翼部自体の強度に悪影響を及ぼす恐れがある。通常の圧縮機の翼部は、細身で、薄い前縁と後縁との間に軸方向に延在する三日月型、又は翼形の輪郭を有する。翼部は、その基端部から片持ち型になっており、作動中、周囲のケーシング又は囲いに密接して配置される半径方向で基端部と対向する先端部を備えている。翼部は、通常、複雑な3次元(3D)構成又は作動中に空気流を空気力学的に圧縮するための輪郭を有し、基端部から先端部までねじられている。

【0008】

輪郭付けされた翼部は、作動中に空気力学的且つ遠心性の負荷を受け、翼部には、種々のパターンの応力が生じる結果となる。翼部は、従って、作動中に好ましく有用な寿命を享受するために最大の翼部応力を制限するように設計されなければならない。翼部の材料は、通常、チタンのような高強度の材料であるが、これは作動中に伝えられる実質的な負荷を収容するためである。

【0009】

ブリスクの最初の製造では、使用される種々の機械加工プロセスにより、材料強度を減らしたり、材料強度に関して妥協すべきではない。極端な温度は材料特性を劣化させるので、避けるべきである。例えば、個々の翼部の機械加工は、正確な移動を行なうために数値制御多軸を有するフライス盤又は電気化学的機械を用いて行われる。素材は、元のワーク又はブランクから最小限の熱上昇だけで除去され、材料強度の劣化を防ぐ。

【0010】

従って、既知の圧縮機用ブリスクの補修プロセスは、翼部の強度低減を防ぐために翼部の

10

20

30

40

50

損傷の単なる除去に制限される。

【0011】

圧縮機用ブリスクをガスタービンエンジンで使用する事の利点により、上流側の多段軸圧縮機及び低圧通風機圧縮機で使用するための実質的に大きく且つより高価なブリスクの開発が助長されている。通風機ブリスクは、比較的厚い翼部を有し、下流側の圧縮機ブリスクの比較的薄い翼部よりも異物により受ける損傷がかなり少ない。それでも、圧縮機ブリスクは、比較的大型でかなり高価である。

【0012】

例えば、2段のタンデムブリスクは、一体化された構体における対応ディスクから延在する2列の翼部を含む。いずれかの段のブリスクの翼部のいずれか1枚への損傷は、2段のブリスク全体の有用性に影響する。2段のブリスクを補修できないために、相応の実質的なコストを払ってブリスクを完全に取替えることが必要になる。

10

【0013】

従って、ブリスクの翼部を補修箇所で元の構成と一致するように修復するために、ブリスクの補修方法を提供することが望まれている。

【0014】

【課題を解決するための手段】

ブリスク翼部における損傷は、機械的に除去され、切欠きを形成する。補修物が翼部に溶接されてこの切欠きを充填する。溶接補修物は、次に機械加工され、補修箇所でほぼ元の損傷前の構成と一致するように翼部を修復する。

20

【0015】

【発明の実施の形態】

本発明は、好適な例示の実施形態にしたがい、さらなる目的及び利点を伴って、添付の図面を参照した以下の詳述で、より具体的に説明される。

【0016】

図1に示すのは、補修を行なうためにガスタービンエンジン12から取り外されたブリスク10の一例である。エンジンは、飛行中の航空機に動力を供給するターボ送風機ガスタービンエンジンなどの従来形態をとっても良く、ブリスクは、エンジンの多段軸圧縮機又はエンジンの上流側に配置される通風機のもので良い。

【0017】

図1に示す実施形態では、ブリスクは、環状のディスク16のリムから外側に半径方向に延在する2列又は2段の圧縮機ロータの翼部14を有するタンデムディスクの形態をとっている。ブリスクは、従来技術の用語であり、ここでは、翼部14が、ダブテールを保持することなく単体又は一体化された構体で、支持ディスク16と一体に形成されている。個々の翼部は、一体となったディスクのリム又は周囲から外側に半径方向に延在するので、個々に除去することはできない。

30

【0018】

例示した実施形態では、一体化された2段のブリスクを提供するために一体的に接合されている対応ディスクから、2列の翼部14が延在しており、エンジンの圧縮機内部に設置された場合に、静翼(不図示)の列を支持できるような大きさに形成されている2列の翼部の間には、軸方向の間隔が設けられる。

40

【0019】

エンジンの作動中、いずれか1つ以上のブリスク翼部が、翼部の形状を元の損傷前の構成から変えてしまう異物による損傷を受ける。

【0020】

図2でより具体的に示されるように、各翼部14は、対応一体ディスク16から外側に半径方向に、ディスクにおける基端部20から放射状先端部22まで延在する。各翼部14は、軸方向に対向する前縁24及び後縁26の間で弦状に延在する周方向に対向する側部により規定される。

【0021】

50

翼部 14 は、前縁と後縁、基端部及び先端部を含む周囲により囲まれるほぼ凸状の圧力側とほぼ凸状の吸込側を有し、ほぼ三日月形状又は翼形である。翼部の構成は、3次元で変動し、通常、従来の方法で空気力学的性能を最大限にするために、基端部から先端部までねじられている。

【0022】

最初に図1に示される損傷18は、異物からの衝撃により先端部付近の翼部の前縁が曲っている例示形態で、図2でも仮想線で示されている。通常の異物は、主に翼部の前縁に影響を及ぼし、通常、翼部先端部付近の翼部の後縁にも影響を及ぼすことがある。

【0023】

ブリスクの翼部14は、ダブテールを保持することなく、支持ディスク16と一体に形成されるため、翼部はブリスクから取り外しできない。これは、ディスク周囲の対応ダブテールスロットに設置されるブレードダブテールを使用する従来の羽根付きディスクでは可能である。個々の翼部14は、ブリスクの元の位置でのみ補修可能であり、翼部の補修は、補修した翼部の強度又はブリスク全体のうちの損傷を受けていない翼部のいずれの強度に対しても悪影響を及ぼすことがあってはならない。

【0024】

図1及び2に示すように、本発明の好適な実施形態によれば、ブリスクの補修方法は、ガスタービンエンジンで再使用するためにブリスクの機械強度及び材料強度を維持する一方で、望ましくない損傷を除去し、ブリスクを元の損傷前の構成と一致させる。損傷18は、まず、対応する翼部から機械的除去により取り去られ、翼部で所定の寸法且つ所定の構成のカットアウト、すなわち、切欠き28を形成する。

【0025】

損傷18の機械的な除去は、ブリスク及びその翼部の元の構成を規定し、損傷を受けた翼部を機械加工して損傷箇所を切欠き28を形成するようにプログラムされる多軸数値制御フライス盤30で自動的に行われるのが好ましい。フライス盤30は、Cincinnati Machine Company of Cincinnati, Ohioから市販されているT30 Machining Centerなど、いかなる従来型形態を有しても良い。

【0026】

切欠き28は、次に、好ましくは多軸数値制御溶接機34を使用して、補修物32を溶接することにより充填する。溶接機34は、以下でさらに開示するように、損傷箇所における元の翼部よりも適度に大きい寸法になるように機械加工した切欠きを自動的に充填するために、翼部の自動的な溶接を行なういかなる従来型の構成を有しても良い。

【0027】

続いて、溶接補修物32自体が、同じフライス盤30又は必要に応じて代替の機械で機械加工され、補修箇所で、ほぼ元の損傷前の構成と一致するように翼部を修復する。

【0028】

前述のように、小さなブリスクに対する従来型の補修は、補修される翼部を元の構成と一致させるように修復せず、軽微な損傷を除去することに限定される。このようにして、機械加工自体により生じる元の翼部に対する副次的な熱損傷は制限され、補修された翼部の機械強度の低減も、同様に制限される。

【0029】

図1及び2に示される比較的大きなディスク及びこれに応じて大きな翼部は、本発明の補修プロセスにより元の構成と一致するように修復されることが好ましい。溶接は、本来の翼部材料とは異なる材料特性及び材料強度を有する局所的な熱影響部を形成するので、補修されるブリスクの強度及び一体性は、機械加工された切欠き28及びその中に形成された対応溶接補修物32の範囲を優先的に制限することにより維持される。元の損傷18は、機械的に除去され、除去される損傷18よりも広い面積の所定の構成及び所定の寸法を有する切欠き28を形成する。

【0030】

切欠き28の寸法は、予め決められ、翼部の損傷部の範囲に関係なく、ブリスクの対応列

10

20

30

40

50

における翼部の全てに対して、一様又は一定であるのが好ましい。切欠き 2 8 の機械加工は、フライス盤 3 0 にプログラムされているので、補修を必要とする各翼部に対して正確に再現される。翼部損傷の範囲が、所定の切欠きの面積よりも狭い場合、翼部は効果的に補修される。翼部損傷の範囲が、所定の切欠きよりも大きい場合、翼部はこのプロセスによっては効果的に補修されない可能性もあり、可能であれば違う方法で補修しなければならない。又は、ブリスク全体がスクラップされる必要がある。

【 0 0 3 1 】

特定の翼部構成及び翼部寸法に対する溶接補修領域のジオメトリー又は構成は、特定のエンジンへの応用に使用するために、ブリスクの応力分析に基づいて予め判定され、補修箇所又はその付近での後続翼部の損傷を防ぐために、最大応力のかかる翼部中のいずれの領域からも補修物を孤立させる。

10

【 0 0 3 2 】

ブリスクの元の設計は、その使用目的のために翼部の高度な応力分析を含む。このような応力分析は、従来型のものであるが、通常、作動中に空気力学的且つ遠心性負荷を受けるブリスクの翼部の最新の 3 次元のコンピュータ分析を含む。図 2 では、ガスタービンエンジンで、その使用目的のためのブリスクの応力分析を実行するように、デジタル形式でプログラムされるための何らかの従来構成をもつ可能性があるコンピュータ 3 6 を概略的に示した。

【 0 0 3 3 】

作動中のブリスクの応力は、動作中に予想される最大の翼部応力及び翼部における位置を判定するために、コンピュータで詳細に分析される。応力分析の結果は、通常、個々の翼部の対向する圧力側及び吸込み側に対しての応力分布図を含み、この図は、最小から最大までの応力の等斜構造を示す。応力分布図は、次に、切欠き 2 8 の認可済みの構成及び寸法を予め特定するために使用され、予想される最大応力を受ける翼部の位置を除外する。

20

【 0 0 3 4 】

このようにして、切欠き 2 8 は、位置と範囲が予め決められ、後にくる溶接補修物自体が翼部の損傷につながらないように、翼部の最大応力領域から孤立されられるのが好ましい。翼部の最大応力領域は、形成される溶接補修物及びその対応する熱影響部又は融接部は言うまでもなく、翼部の強度を維持するための溶接補修物により変更されたり、影響されたりはしない。

30

【 0 0 3 5 】

図 1 及び 2 に示されるように、例示したブリスクのために行われる応力分析は、切欠き 2 8 の位置を翼部の前縁 2 4 或いは後縁 2 6 のいずれか又はその両方に制限し、翼部の基端部から外側に半径方向に離間して配置され、外側に半径方向に延在し、翼部の先端部 2 2 の各部を含むのが好ましい。各翼部 1 4 は、その前縁及び後縁に沿った部分が比較的薄く、その弦の中央領域に向かって厚さを増す。図 2 に示す設計例では、翼部の最大応力領域は、翼部で見つかった異物による損傷を除去することが必要とされると、補修切欠き 2 8 が翼部の片方の縁又は両縁に沿って形成されるのを同様に可能とする前縁及び後縁の間に配置される。

【 0 0 3 6 】

図 2 に示す一般的な実施形態で、補修切欠き 2 8 は、翼部の縁に沿って湾曲した輪郭を有しており、この輪郭は、翼部の縁から分岐し、翼部の全長に沿ってほぼ直線状に翼部先端部まで延びている。次に、ガスタングステンアーク (G T A) 溶接機 3 4 a を使用する一実施形態で、図 3 及び 4 により詳細に示されるように、翼部は補修溶接され、補修切欠き 2 8 を完全に充填するために複数のパス、すなわち、層 3 2 a をなすように、溶接補修物 3 2 を形成する。G T A 溶接は、従来の方法であり、溶接機 3 4 は、Sciaky Inc., Chicago, Illinois から市販されている AcuWeld 1000 システムなどの多軸数値制御溶接機を含む何らかの従来形態を有することもある。

40

【 0 0 3 7 】

図 3 に概略的に示すように、G T A 溶接機 3 4 a は、後続パスで、切欠き 2 8 に沿って翼

50

部と一致するように凝固・融解する溶接補修物及び重なり合う層32aを形成するために溶接箇所には運ばれるワイヤ状又は粉末状の適切な充填材40を溶融する溶接熱を供給するための電動電極38を含む。また、溶接機は、溶接補修物が形成されたときにその溶接補修物の材料特性を保護するために、溶接箇所では不活性カバーガスを供給する好適な手段42も含む。

【0038】

図2及び3に示す個々の翼部14は、プリスクにおける元の位置で補修されるので、個々のブレードへのアクセスは、ブレードの列間で、周方向及び軸方向に隣接するブレードの近接性により制限され、補修箇所の特定の位置次第である。各翼部は、例えば、包装用テープによって形成された一時的な囲いにより囲まれるのが好ましく、この中では、カバーガスは1つ以上の供給管により導入されても良い。電極38と充填材40は、プリスクの利用可能な空間内で補修溶接を行なうためのガスの囲いを突破するのが好ましい。

10

【0039】

図3に示すように、補修溶接は、切欠き28の外側で開始され、各パスで再び切欠き28の外側で終了するのが好ましい。作動中、電極38は、溶接プロセスを開始するにあたりアークと接触するが、アークとの接触により望ましくない溶接欠陥が形成される。従って、アーク接触及び溶接開始は、切欠きにおける翼部の元の構成を修復するために、ほぼ欠陥のない溶接層32aが切欠き28内に形成されるように、切欠きの領域外で行われるのが好ましい。

【0040】

同様に、各溶接パスは、終了しなければならないため、終了時に溶接欠陥を受ける。これも、補修切欠き28の外側で行われるのが好ましい。

20

【0041】

図3は、例えば、仮付け溶接により、翼部に接着されるのが好ましい、ランオンタブ（又は開始タブ）の一例を示す。開始タブ44は、切欠き28が翼部の前縁24と接合する溶接プロセスを開始する際のその使用目的上、三角形の形状であるのが好ましい。従って、開始タブ44は、前縁における切欠きの湾曲した湾曲と一致するランプを提供するために、切欠きの半径方向に内側の端部で翼部の前縁に接着される。

【0042】

更に、ランオフタブ（又は終了タブ）46は、例えば、仮付け溶接により、切欠き28の対向する端部で、翼部に接着されるのが好ましい。終了タブ46は、切欠き28が翼部先端部22と合流する箇所に、切欠き28の直線状部分と一列になるように配置される出口ランプを提供するように構成される。終了タブは、通常、ほぼ矩形の形状を有し、切欠き28の半径方向外側の端部で、翼部先端部に接着させられる。

30

【0043】

このように、開始タブ44及び終了タブ46は、切欠きを充填するのに必要な数枚の層の各々に対して、溶接補修が開始タブ44で開始され、切欠き28自体に沿って進み、終了タブ46で終了するように、一体延長ランプを、ランプと一列になるように配置された補修切欠き28の両端で提供する。従って、溶接プロセスの開始と終了のせいと考えられる溶接欠陥は、補修切欠き28の範囲外の領域、及び目的の修復済み翼部の構成外の領域に限られる。

40

【0044】

各溶接層32aは、開始タブ44の上の後続層における翼部の前縁の外側で開始し、終了タブ46の上の後続層における翼部の先端部の外側で終了するのが好ましい。最終溶接補修物32が、切欠き28で形成されるとき、後続の機械加工が、そこで検出した余分な溶接材料及び欠陥を除去できるように、最終的な溶接補修物32は、補修箇所の翼部の構成よりも寸法が大きいのが好ましい。

【0045】

図1に示すタンデム段プリスクに対して、翼部の第1の列の前縁及び翼部の第2の列の後縁は、他方の列に妨害されることなく接近することができる。しかし、第1の列の後縁及

50

び第2の列の前縁は、対向するブリスクの列により部分的に妨害される。従って、翼部の列間の対応する補修切欠きの構成は、溶接補修を行なうために使用される特定の溶接装置の接近可能性により制限される。

【0046】

図3に示す好適な実施形態で、例えば、溶接は、補修を必要とする各翼部の基端部で開始され、翼部の先端部で終了するのが好ましい。このように、開始タブ44は、終了タブ46よりも、受ける加熱がかなり少ない。従って、開始タブ44は、ブレードの前縁付近の限られた空間内におさまるように、例示の三角形の形状では、比較的小さくされている。翼部の露出した先端部には障害物はなく、比較的大きく、矩形の終了タブ46は、集積的なパスにおける溶接プロセスにより生成されたかなりの量の熱による熱歪を阻止するために、先端部で使用しても良い。

10

【0047】

このように、個々の翼部14に対する望ましくない熱入力、開始タブ及び終了タブの加熱を制限するとともに制限される。必要であれば、銅のチルブロック又は装置(不図示)が、補修切欠き28の付近で翼部の両側を挟むのに使用されて、溶接プロセス中の不要な熱を除去し、さらに、望ましくない歪から元の翼部の一体性を保護する。

【0048】

溶接補修物で切欠きを充填するとき使用される充填材40は、翼部14の元の強度を補うのに適した材料組成を有しても良い。充填材材料は、翼部の特性を最大化するために必要であれば、元の翼部材料に類似した化学組成であっても、又は異なった化学組成であっても、どちらでも良い。

20

【0049】

図3に示すように、各溶接層32aは、翼部の目的の前縁の外側から対応する先端部の外側まで延在し、切欠き及び翼部の半径方向の輪郭をたどる。図4に示すように、補修溶接も、補修切欠き28を横方向又は軸方向に横断して延在する特定の湾曲した輪郭をたどるのが好ましく、前縁などの補修箇所でも目的の翼形又は翼部の三日月型輪郭をたどる。このように、数枚の補修層32aは、数値制御溶接機を使用することにより正確に形成され、通常、3次元空間で変動する補修箇所における翼部の半径方向及び軸方向の輪郭をたどる。

【0050】

溶接プロセスを行なった後、補修箇所は、開始タブ44並びに終了タブ46と、余分な溶接補修物との両方を除去するために機械加工されるのが好ましく、対応する仕様に従って元の損傷前の構成と一致するように翼部を修復する。図1及び2に概略的に示される数値制御フライス盤30は、補修箇所を正確に機械加工するために使用され、既に充填された補修切欠きを横断して湾曲した輪郭をたどり、翼部を所望の構成と一致するように修復する。機械加工される翼部は、機械加工中の歪を最小化するための翼部の隣接物で支持されるために、適切なワックス又はその他の固着料で注封されるのが好ましい。

30

【0051】

まず、2つのタブは、補修溶接物の機械加工に先立って、必要であれば仮付け溶接箇所でも研削を行なうことで除去しても良い。研削は、材料特性を劣化させる可能性がある翼部の過剰な局所加熱を防ぐために制限されるべきである。溶接補修物の機械加工は、通常、機械加工する際の翼部の過剰な加熱を防ぐ冷却潤滑材を使用して行われる。

40

【0052】

溶接補修物の機械加工は、適切なオーバーサイズ輪郭と一致させる荒削りと、続く欠陥の検査と、更に続く元の翼部構成と一致させる最終加工とを含むステップで達成される。必要であれば、補修された翼部の適切な熱処理を、補修された翼部における残りの応力を削減又は除去するか、さもなければ、補修された翼部の材料強度を最大化するために行なっても良い。

【0053】

図2に最初に示されるように、溶接補修は、補修プロセス中の溶接熱入力を減少させるた

50

めに特に構成された切欠きのある翼部 1 4 と協働する従来の電子ビーム溶接機 3 4 b を使用して行われることもある。図 5 は、所定の切欠き 2 8 b が通常三角形の構成であり、翼部の基端部付近の前縁 2 4 から元の前縁から尾翼の方へ配置される翼部の先端部 2 2 までの翼部に沿った直線状の縁を有するプリスクの翼部 1 4 の一例を示す。

【 0 0 5 4 】

本実施形態で、溶接補修物は、予備品図面 (S P A D) における予備品として識別されるために S P A D と呼ばれる予成形した挿入物 3 2 b を含む。補修挿入物 3 2 b は、三角形の切欠き 2 8 b を補完するものであり、切欠きの直線状の縁に沿って翼部に電子ビーム溶接される。

【 0 0 5 5 】

図 5 に示すように、補修挿入物 3 2 b は、まず、翼部の前縁及び先端部で従来の仮付け溶接により切欠き 2 8 b に局所的に接着され、直線状の縁をもつ切欠きに対して直接隣接して翼部に挿入物を固定する。

【 0 0 5 6 】

電子ビーム溶接機又は電子ビーム溶接装置 3 4 b は、いかなる従来構成でも良く、通常、プリスクが設置される真空の囲いを含み、電子ビームは、補修を行なうために翼部に挿入物を溶接するための継ぎ目を局所的に溶融するために、挿入物と切欠きの継ぎ目に沿って正確に方向づけされる。

【 0 0 5 7 】

また、電子ビーム溶接は、開始も終了も行なわなければならない、溶接欠陥を受けることになるので、図 2 の実施形態に示される三角形のタブのような開始タブ 4 4 は、図 5 の実施形態でも翼部の前縁で使用される。そして、終了タブ 4 6 b は、図 2 に示す対応タブのように、翼部の先端部で使用されるが、三角形の構成を有することが好ましい。

【 0 0 5 8 】

図 5 に示す挿入部 3 2 b の本体は、通常、三角形であり、機械加工により最初に除去される元の翼部における切欠きの三角形の構成と一致する。挿入物 3 2 b は、挿入部と一体的であり、補修切欠き 2 8 b の直線状の縁に隣接する挿入物の縁に沿って直線状である一対の内側延長部 4 8 a と外側延長部 4 8 b を含む。2 つのタブ 4 4、4 6 b は、電子ビーム溶接が、開始タブ 4 4 で切欠きの外側で開始し、終了タブ 4 6 で切欠きの外側で終了することを可能にするための 2 つの延長部 4 8 a、4 8 b に沿って内側及び外側で、補修切欠き 2 8 b からの直線状の継ぎ目を継続するように構成される。

【 0 0 5 9 】

挿入部及び協働するタブの構成は、挿入物が、対応する開始タブ 4 4 及び終了タブ 4 6 への 2 つの延長部 4 8 a、4 8 b の溶接を含む補修切欠き 2 8 b の全範囲に沿って、翼部に電子ビーム溶接されることを可能にする。翼部に沿った結果的な電子ビーム溶接物は、ほぼ欠陥がない。

【 0 0 6 0 】

前述のように、切欠き 2 8 b は、前縁から先端部まで翼部に沿って直線状の縁を有する三角形であるのが好ましく、挿入物 3 2 b は、補完的な三角形の構成を有する。このように、電子ビーム溶接は、切欠き 2 8 b と挿入物 3 2 b との間の直線状の継ぎ目を正確にたどる。

【 0 0 6 1 】

従来の電子ビーム溶接では、2 つのワークが、材料を局所的に溶融させることにより、継ぎ目で共に溶接される。電子ビーム溶接は、熱入力を正確に制御し、最小限の熱影響部で強力な溶接物を形成する。しかし、充填材の欠如により、プリスクの翼部を補修するのに望ましくない溶接継ぎ目に沿った欠肉又は浅いくぼみが発生される。他の種類の欠肉は、ビーム振動に関連して溶接方向が原因で生じることがある。

【 0 0 6 2 】

図 6 に示すように、挿入部 3 2 b は、一方の側面上に一体リップ、すなわち、突起 5 0 を含むのが好ましく、この側部に沿って、補修切欠き 2 8 b の対応縁が、自己整合の状態

10

20

30

40

50

保持される。挿入物は、突起50に対向し、補修切欠き28bの直線状の縁の他方の側部に沿った必要以上に大きな角部52を更に含む。

【0063】

電子ビーム溶接中に、電子ビームは、翼部と挿入物とのインタフェース、すなわち、継ぎ目に沿って、翼部と挿入物を局所的に溶融し、強力に結合するように両材料を融合させる。突起50と角部52は、電子ビーム溶接中に溶融するような薄さであるのが好ましく、翼部と挿入物との間の継ぎ目、すなわち、インタフェースを充填し、最終的な溶接継ぎ目で表面に不連続又はくぼみができるのを防ぐために更なる材料を提供する。

【0064】

図7は、溶接プロセス中に溶融除去される突起50と角部52との完成後の溶接継ぎ目を示す。突起50は、補修切欠きに沿って挿入物を自己整合し、外視検査により確認したとき、溶接中の溶融により完全な電子ビーム溶接又は継ぎ目の消失が確認される監視機能を提供するという更なる利点を提供する。

10

【0065】

挿入物が、図5に示すプロセス中に翼部に溶接された後、開始タブ44、終了タブ46b及び挿入延長部48a、48bは、例えば、図1に示すフライス盤を用いて図2に関して説明された実施形態に類似した方法で機械加工することにより、除去されることが好ましい。同様に、残存する挿入物32bは、最初は少々オーバーサイズであるが、フライス盤30で機械加工され、翼部を補修箇所での元の構成と一致するように修復する。前述のGTA溶接及び電子ビーム溶接の両実施形態では、図1及び5から7の仮想線で示されるように、結果的な最終加工補修物32cは、損傷を受けた翼部を元の損傷前の構成と一致するように修復する。

20

【0066】

電子ビーム溶接プロセスの更なる利点は、必要であれば、元の翼部の材料特性及び材料強度と最適に一致するように、補修挿入物32bが予成形されて熱処理を施されることである。挿入物の翼部への電子ビーム溶接は、修復された翼部が、溶接継ぎ目に直に隣接する翼部の挿入物の領域に制限された狭い熱影響部を有する結果となる。実際上では、溶接された継ぎ目の熱処理は、補修を受けないブリスク部分の元の材料強度に悪影響を及ぼすことなく、あらゆる従来方法で行なうことができる。

【0067】

前述のように、図1に示す例示したブリスク10は、対応する翼部14の列を有するタンデムディスク16を含む。従って、翼部は、損傷を受けるが、この損傷は、第1の翼部の列の後縁に沿った損傷及び第2の翼部の列の前縁に沿った損傷を含む。2つの翼部の列間のこのような翼部の損傷は、これらの2つの列により妨害されるため、制限された接近可能性しか持たない。

30

【0068】

ガスタングステンアーク溶接及び電子ビーム溶接は、狭い線に沿って行われるので、図1に示す翼部の頂部からの接近可能性は、2つの翼部の列間の翼部補修を可能にする。従って、翼部の列間の前縁及び後縁の外側全体に沿って主に発見された翼部の損傷は、機械的に除去されて相応の寸法の切欠きが翼部に形成される。続いて、切欠きは、上述のように補修溶接されて、次に補修機械加工が続く。この補修機械加工は、最初の例では、タンデムブリスクを機械加工し、必要であれば他の機器も機械加工した元の機器を使用して行われる。

40

【0069】

前述の補修プロセス特有の利点は、自動的且つ正確に補修切欠きを機械加工を行ない、これらの切欠きを補修溶接し、溶接補修物を所望の元の翼部構成と一致するように機械加工する能力を含む。所定の補修切欠きは、結果として生じる元の翼部との熱影響部インタフェースを、ブリスクの作動中の最大応力よりも弱い応力を受ける位置のみに制限する。このように、翼部の補修物は、作動中に最大の応力を受けることはなく、翼部の耐用年数を制限したり、ブリスクの供用期間中の性能を低下させることもない。

50

【 0 0 7 0 】

更に、補修切欠き及び後続の補修溶接物の自動機械加工は、翼部の局地的な加熱を制限し、手動での研削中に起こりうるであろう材料特性の劣化を防ぐ。従って、最終的な輪郭のベンチングに制限される。

【 0 0 7 1 】

このように補修されたブリスクは、種々の溶接補修の導入では解決されなかったほぼ完全な強度を維持する一方で、空気力学的な性能を完全に修復してきた。ブリスクは、異物による損傷にかからわず、予期の耐用年数にわたり、再度、使用に供される。

【 0 0 7 2 】

ここでは、本発明の好適で例示的な実施形態と思われるものを説明してきたが、本発明の他の修正例も、本教示により当業者には明らかであろう。従って、本発明の趣旨の範囲内でのこのような修正は、添付の特許請求の範囲で、確立されるのが望ましい。

10

【 0 0 7 3 】

従って、米国特許として保護されるべき本発明は、各特許請求の範囲で定義され、区別される。

【 図面の簡単な説明 】

【 図 1 】 本発明の例示した実施形態による航空機のガスタービンエンジン用の 2 段圧縮機ブリスクの一例の等角図、及びその補修方法のフローチャート。

【 図 2 】 図 1 に示すブリスクの翼部の一例の拡大図、及びその補修方法の対応するフローチャート。

20

【 図 3 】 本発明の例示の実施形態に従って概略的に溶接補修物を示す図 2 の翼部の側面図。

【 図 4 】 図 3 に示す翼部の前縁部分の線 4 - 4 に沿った半径方向断面図。

【 図 5 】 溶接補修の別の実施形態による図 1 に示す翼部の一例の拡大図。

【 図 6 】 図 5 に示す翼部の前縁部分全体の半径方向の断面図であり、補修挿入物が翼部の切欠きに電子ビーム溶接されるところを含む図。

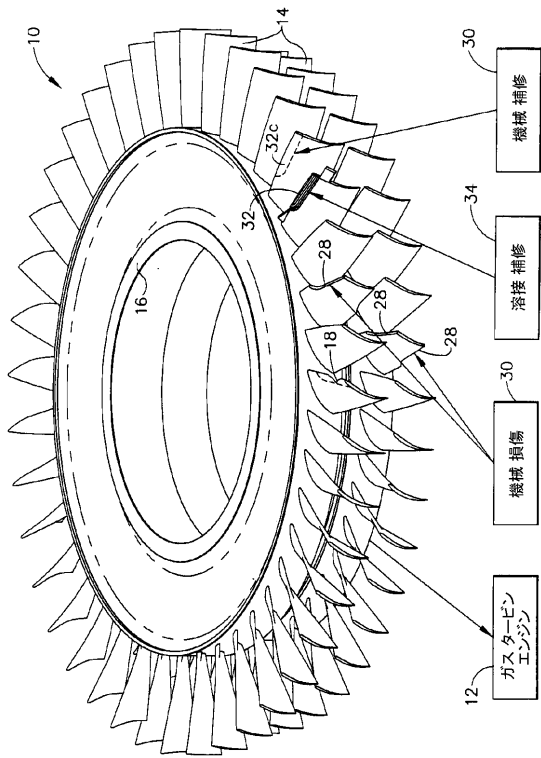
【 図 7 】 図 6 と同様、翼部への電子ビーム溶接に続く挿入を示す半径方向の断面図。

【 符号の説明 】

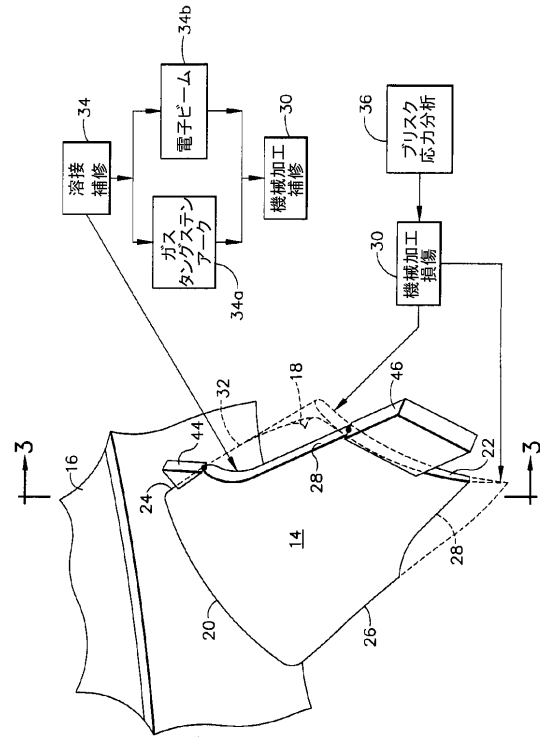
- 1 0 ブリスク
- 1 4 翼部
- 1 8 損傷
- 2 8 切欠き
- 3 0 多軸数値制御制御フライス盤
- 3 2 補修物
- 3 4 多軸数値制御溶接機

30

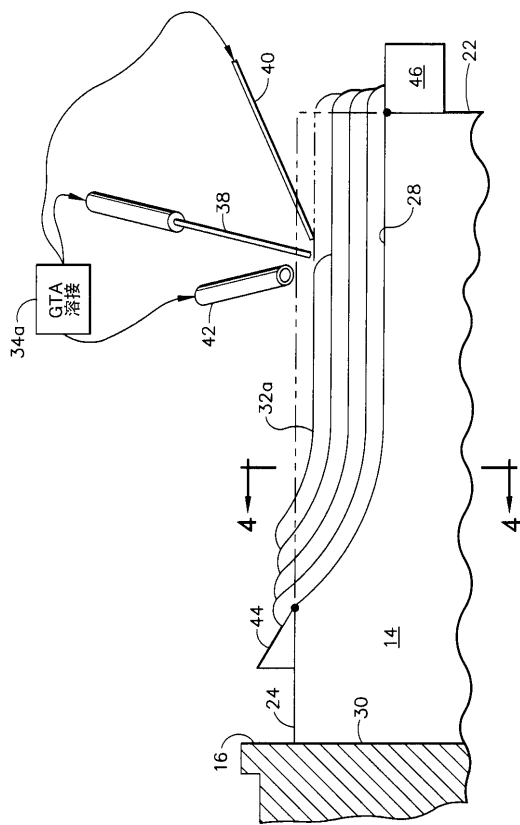
【図1】



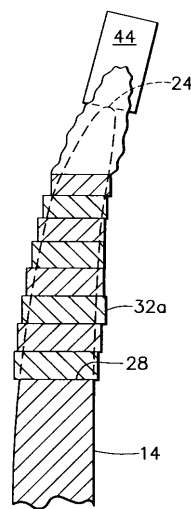
【図2】



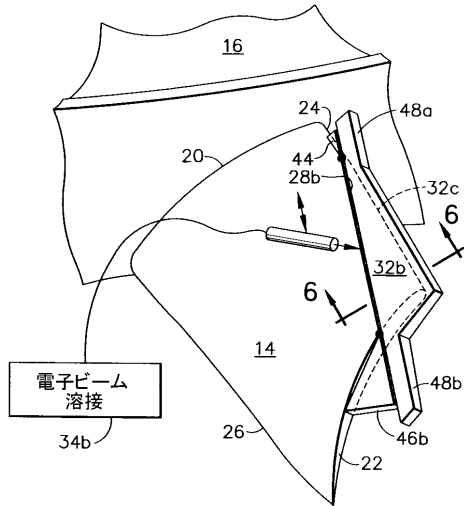
【図3】



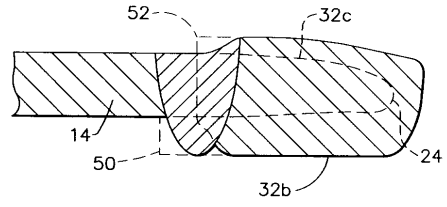
【図4】



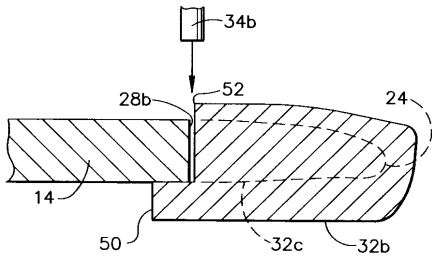
【図5】



【図7】



【図6】



フロントページの続き

- (72)発明者 ブルース・レオナルド・ボルン
アメリカ合衆国、ケンタッキー州、フローレンス、ウエスト・デイルクレスト、173番
- (72)発明者 ロナルド・クラレンス・グラバー
アメリカ合衆国、オハイオ州、バタヴィア、スタントン・ホール、4605番

審査官 尾崎 和寛

(56)参考文献 特開平10-080767(JP,A)

(58)調査した分野(Int.Cl., DB名)

F04D 29/38

F02C 7/00