

(19) 日本国特許庁 (JP)

(12) 特 許 公 報 (B2)

(11) 特許番号

特許第6284624号
(P6284624)

(45) 発行日 平成30年2月28日 (2018. 2. 28)

(24) 登録日 平成30年2月9日 (2018. 2. 9)

(51) Int. Cl.

G O 1 N 33/20 (2006.01)

F I

G O 1 N 33/20

N

請求項の数 10 (全 12 頁)

(21) 出願番号	特願2016-508212 (P2016-508212)	(73) 特許権者	516227272
(86) (22) 出願日	平成26年4月11日 (2014. 4. 11)		サフラン・エアクラフト・エンジンズ
(65) 公表番号	特表2016-519303 (P2016-519303A)		フランス国、75015・パリ、ブルーバ
(43) 公表日	平成28年6月30日 (2016. 6. 30)		ール・ドユ・ジエネラル・マルシイアル・
(86) 国際出願番号	PCT/FR2014/050880		バラン、2
(87) 国際公開番号	W02014/174179	(74) 代理人	110001173
(87) 国際公開日	平成26年10月30日 (2014. 10. 30)		特許業務法人川口国際特許事務所
審査請求日	平成29年3月22日 (2017. 3. 22)	(72) 発明者	コラドン、ファブリス
(31) 優先権主張番号	1353660		フランス国、77550・モワシークラ
(32) 優先日	平成25年4月22日 (2013. 4. 22)		マイエル・セデックス、レオーロン・ポワ
(33) 優先権主張国	フランス (FR)		ン・ルネ・ラボー、スネクマ・ペ・イ (ア
			・ジ・イ)
		審査官	伊藤 幸仙
			最終頁に続く

(54) 【発明の名称】 タービンエンジンの部品の破断面を分析する方法

(57) 【特許請求の範囲】

【請求項 1】

特に T i A l 系合金のような非常に脆い破壊材料からなるタービンエンジンの金属部品 (12) の破断面または亀裂面 (10) を分析する方法であって、前記面は、破断面または壊れていない亀裂部品の実験室での切開前の亀裂面に対応し、方法は、

a) 面上に、劈開面 (16) の位置および方位を特定して、破断または亀裂の開始領域 (26) を特定し、前記破断または亀裂の伝播方向を確認するステップ、

b) 面を分析して、等軸粒子 (42) および／または薄層状粒子 (44) を含む領域を検出することにより、破断または亀裂が形成されたときの温度を求めるステップ、

c) 面の熱変色 (複数可) を、熱変色カラーチャート (49) からサンプルのものと比較するステップであって、前記サンプル群が、部品と同じ材料から作成され、かつ酸化熱処理を所定の温度で、所定の時間長に亘って受けて、破断または亀裂の伝播速度を求める、比較するステップ

のうちの少なくとも 1 つのステップを含み、

ステップ a)、b)、および c) はいずれかの順番で行なわれることを特徴とする、方法。

【請求項 2】

ステップ a) では更に、亀裂または破断の発生を説明することができる少なくとも 1 つの形状欠陥または金属欠陥 (25) を確認することを特徴とする、請求項 1 に記載の方法。

10

20

【請求項 3】

方法では、ステップ a) において、面のビデオ画像で、劈開面（16）の位置および方位を特定して直接突き止めることを特徴とする、請求項 1 から 2 のいずれか一項に記載の方法。

【請求項 4】

ステップ a) およびステップ b) のうちの少なくとも一方のステップは、双眼ルーペを使用して、かつ／または走査電子顕微鏡撮像システムを利用して行なわれることを特徴とする、請求項 1 から 3 のいずれか一項に記載の方法。

【請求項 5】

ステップ b) では更に、破断または亀裂が、高温使用時または低温製造時に発生したかどうかについて判断することを特徴とする、請求項 1 から 4 のいずれか一項に記載の方法。

10

【請求項 6】

方法では、ステップ b) において、破断または亀裂が、500℃以上または500℃以下で形成されたかどうかについて判断することを特徴とする、請求項 1 から 5 のいずれか一項に記載の方法。

【請求項 7】

方法では、ステップ b) において、温度を、面上の等軸粒子の密度を推定することにより求めることを特徴とする、請求項 1 から 6 のいずれか一項に記載の方法。

【請求項 8】

20

方法では更に、ステップ b) において、面を分析して、延性ディンプルを含む領域を検出することを特徴とする、請求項 1 から 7 のいずれか一項に記載の方法。

【請求項 9】

ステップ c) では、サンプル群が熱処理を受ける前に、切り欠き部（50）を各サンプルに形成し、次にサンプルに応力を加えて、破断または亀裂を前記切り欠き部の領域に発生させることを特徴とする、請求項 1 から 8 のいずれか一項に記載の方法。

【請求項 10】

ステップ c) では更に、部品の表面の熱変色を前述のサンプル群の熱変色と比較して、部品が到達した温度の高さを求めることを特徴とする、請求項 1 から 9 のいずれか一項に記載の方法。

30

【発明の詳細な説明】

【技術分野】

【0001】

本発明は、タービンエンジンの金属部品、特にTiAl系金属合金からなる金属部品の破断面または亀裂面を分析する方法に関する。

【背景技術】

【0002】

タービンエンジン部品は、エンジン部品を開発している過程で、または使用中に亀裂または破断が生じる可能性がある。“face”と表記される破断面または亀裂面の分析（破面分析）は、従って実験室で行なわれる。この面は、部品の破断面に対応しているか、または壊れていない亀裂部品の実験室での切開前の亀裂面に対応している。この面を分析することにより、部品に破断または亀裂が生じた過程および原因を説明することができる。本分析の主目的は、特に亀裂または破断の開始領域を特定し、部品の全ての冶金学的または幾何学的異常を特定し、亀裂または破断の種類（過酷性、振動性、または周期性）を求めることにあり、部品に負荷を掛ける（曲げる、ねじる、または引っ張る）方法を用いて、破断または亀裂などを生じさせた。

40

【0003】

ニッケル系金属合金またはコバルト系金属合金からなるタービンエンジン部品の破断面または亀裂面は読み取ることができ、そして前述の分析は、過度な難しさを伴うことなく行なわれるが、その理由は、前記面が比較的平滑であり、かつ破断開始領域または亀裂

50

開始領域は、面から観測できる巨視的な疲労痕および微視的な疲労痕の形状および方位から推定することができるからである。

【0004】

新しい金属合金、特にTiAl系金属合金を使用して、タービンエンジンの部品を製造し、前記新しい合金は、耐久性ニッケル系合金として機能し、かつより軽量であるという利点を有している。破断または亀裂が生じる場合のこれらの新しい合金の挙動を検討する必要がある。

【0005】

文献的考察および研究実験（引っ張り、高サイクル疲労、低サイクル疲労、クリープ変形など）から、新しいこれらの合金は、従来の態様で、亀裂および破断に耐えるのではないので、破断または亀裂の開始部位を特定するのが、すなわち破断または亀裂の伝播方向、および疲労とともに進行する亀裂と過度の破断との違いを特定するのが非常に難しいことが判明している。

10

【0006】

特に、TiAl系金属合金（Ti48-2-2のような）からなるタービン翼の破断面を観察する場合、この面は均一であり、かつ破断の開始領域、前記破断の伝播の最前線位置、および破断の種類を特定するのが非常に難しいことに留意されたい。

【発明の概要】

【発明が解決しようとする課題】

【0007】

20

前記新しい金属合金から製造される部品の面を分析する簡単かつ効率的な、安価な方法が実際に必要であり、この方法は、ダメージ分析を実施する分野に適用することができる。

【課題を解決するための手段】

【0008】

本発明は、特にTiAl系合金のような非常に脆い破壊材料からなるタービンエンジンの金属部品の破断面または亀裂面を分析する方法を提案し、前記面は、破断面または壊れていない亀裂部品の実験室での切開前の亀裂面に対応し、方法は、

a) 面上に、劈開面の位置および方位を特定して、破断または亀裂の開始領域を特定し、そして前記破断または亀裂の伝播方向を確認するステップ、

30

b) 面を分析して、等軸粒子および／または薄層状粒子を含む領域を検出することにより、破断または亀裂が形成されたときの温度を求めるステップ、および

c) 面の熱変色（複数可）を、熱変色カラーチャートのサンプル群の熱変色に基づいて比較するステップであって、前記サンプル群が、部品と同じ材料から作成され、かつ酸化熱処理を所定の温度で、所定の時間長に亘って受けて、破断または亀裂の伝播速度を求める、比較するステップ

のうちの少なくとも1つのステップを含むことを特徴とする。

【0009】

本発明による方法が含むステップがより多くなると、部品の面の分析がより完全になる。方法は、ステップa)のみ、ステップb)のみ、ステップc)のみ、ステップa)およびb)、ステップa)およびc)、ステップb)およびc)、またはステップa)、b)、およびc)を含むことができる。

40

【0010】

ステップa)、b)、および／またはc)は、いずれの順番でも行なわれるが、上に示した順番で行なわれることが好ましい。

【0011】

本発明による方法により、破断または亀裂の開始領域を正確に特定することができ（ステップa)）、破断が発生する、または亀裂が形成されるときに温度を認識することができ（ステップb)）、かつ／または破断が過度の破断であるか、または亀裂が疲労とともに進行しているかどうかを判断することができる（ステップc)）。

50

【0012】

本出願では、非常に脆い破壊材料とは、前記破断の始点を調査するために分析することができる従来の破断の痕跡が材料に全く残らないような材料を意味すると理解される。

【0013】

ステップa)は、面の劈開面の位置および方位を分析することにより行なわれる。部品の材料の脆性結晶は、前記劈開面を形成する特定の平面に沿って破断する。一般的に、前記劈開面は全て、破断または亀裂の伝播の最前線領域に位置する中心点に対して外側に向かって略半径方向に配向する。これらの劈開面は、破断または亀裂が生じている面のほぼ全表面に亘って分布している。最終破断領域は普通、開始領域の反対側に位置している。従って、これらの劈開面から、破断または亀裂の伝播方向を見つけ出すことができる。

10

【0014】

ステップa)は、例えば双眼ルーペを使用して、かつ／または走査電子顕微鏡（SEM）撮像システムを利用して行なわれる。ステップa)では、面のビデオ画像で、劈開面の位置および方位を特定して直接突き止めることができる。

【0015】

ステップa)では更に、亀裂または破断の発生を説明することができる少なくとも1つの幾何学的欠陥（引っ掻き傷、衝撃痕など）または冶金学的欠陥（空隙または異物介在など）を確認することができる。

【0016】

亀裂面または破断面は、破断または亀裂が形成されたときの温度に応じて変化する。部品の材料は、面で観察することができる等軸粒子および／または薄層状粒子を含むことができる。等軸粒子は、好適な方位（対称結晶および等方結晶）を持たず、かつ普通、材料が500℃以上の温度に晒される場合に現われる。従って、前記粒子が破断面に含まれている、または含まれていないことにより、破断または亀裂が形成されたときの温度を求めることができる。従って、方法では、ステップb)において、破断または亀裂が500℃以上の温度で、または500℃以下の温度で形成されたかどうかを判断することができる。ステップb)では更に、破断または亀裂が高温使用時または低温製造時に発生したかどうかを判断することができる。

20

【0017】

ステップb)は、例えば双眼ルーペを使用して、かつ／または走査電子顕微鏡（SEM）撮像システムを利用して行なわれる。

30

【0018】

方法のステップb)では、破断または亀裂が形成されたときの温度を、面上の等軸粒子の密度を推定することにより求めることができる。実際、本願発明者は、前記粒子群の密度が温度とともに高くなるという知見を得た。

【0019】

方法では更に、ステップb)において、面を分析して、延性ディンプルを含む領域を検出することができる。TiAl合金は、合金が、1～3%の破断延びを有するので、最高800℃の温度まで比較的脆弱になる。この延びは、800℃以上の温度で非常に大きくなり、かつ約900℃で20%になる。800℃以上の温度では、延性ディンプルが面に現われて、例えば面のSEM画像を観察することにより容易に特定することができる。このようなディンプルが面に含まれている場合、これは従って、部品が異常に過熱されたことを示しているが、その理由は、前記合金は普通、800℃以上の温度では、合金が機械的特性を失うので、タービンエンジンには使用されないからである。従って、延性ディンプルを面上に検出することにより、部品が晒された温度を求めることができる。

40

【0020】

ステップc)では、本出願人から本出願よりも早い時期に出願された仏国特許第FRA 1-2, 968, 759号明細書に記載の通り、部品の破断の種類を、面の熱変色（複数可）を、カラーチャートまたは前に作成されているチャートからサンプルのものと比較することにより確認することができる。面の破断面が均一な色を有している場合、破断が過

50

度に行なわれたことになる。それとは異なり、破断面が徐々に変化する色を有している場合、破断が進行していて、かつ普通、振動疲労または低サイクル疲労に起因する。この種類の疲労は、面の熱変色勾配から破断の伝播段階を推定することにより確認される。

【0021】

ステップc)では、サンプル群に対して熱処理を施す前に、切り欠き部を各サンプルに形成することができ、次に、このサンプルに応力を加えて、破断または亀裂を前記切り欠き部の領域に発生させる。

【0022】

ステップc)では更に、部品の表面の熱変色を、前述のサンプル群の熱変色と比較することにより、部品が到達した温度の高さを求めることができる。

10

【0023】

本発明は、非限定的な例を通して与えられる以下の説明を、添付の図面を参照しながら読み取ることにより一層深く理解され、そして本発明の他の詳細、特徴、および利点が明らかになる。

【図面の簡単な説明】

【0024】

【図1】TiAl製タービンエンジン翼の破断面の双眼ルーペ画像である。

【図2】図1の翼の破断面のSEM画像である。

【図3】図1の翼の破断面のSEM画像である。

【図4】TiAl翼の別の破断面の双眼ルーペ画像である。

20

【図5】図4の面の一部のSEM画像である。

【図6】TiAl翼の別の破断面の部分SEM画像である。

【図7】TiAl部品の非常に模式的な断面図であり、亀裂が部品の粒状領域を通して進行している様子を示している。

【図8】TiAl翼の別の破断面の部分SEM画像であり、等軸粒子および薄層状粒子を示している。

【図9】酸化熱処理が施されているTiAl翼の面のビデオ画像である。

【図10】熱変色カラーチャートのビデオ画像である。

【図11】本発明による方法の1つの実施形態の異なるステップのフローチャートである。

30

【図12】破断面のSEM画像であり、劈開面を示している。

【図13】破断面のSEM画像であり、等軸粒子を示している。

【図14】破断面のSEM画像であり、延性ディンプルを示している。

【発明を実施するための形態】

【0025】

まず、図1を参照するに、図1は、タービンエンジンのタービンのTiAl翼12の破断面10の双眼ルーペ画像である。破断面10は、この場合は、翼のリーフに直角な平面内を延在している。

【0026】

前述のように、この面の破断形状は、比較的均一であり、かつタービンエンジン部品の破断面を分析する、現在採用されている方法を用いてこの面を分析することはできないことに留意されたい。

40

【0027】

図2および図3は、TiAl製タービン翼の破断面のSEM画像であり、これらの破断は、疲労負荷を加えることにより意図的に生じさせている。図2の面は、振動疲労または高サイクル疲労(HCF)による亀裂面であり、図3の面は、静的破断面である。これらの面の間には、破面形状に顕著な差異が認められず、同様の観察が、低サイクル疲労(LCF)またはクリープ変形について行なわれている。

【0028】

本発明は、タービンエンジンの金属部品、特にTiAlからなる金属部品の破断面また

50

は亀裂面を分析する方法を提案し、この方法の1つの実施形態が、図11のフローチャートで模式的に図示されている。

【0029】

図11の方法の第1ステップ14では、破断面10上に、劈開面を、双眼ルーペを使用して図で示す、すなわち前記面上に、これらの劈開面の位置および方位を特定する。前記劈開面群は、材料の脆弱粒子の破断面を示している。

【0030】

図4は、双眼ルーペを使用して取得され、かつコンピュータを使用して処理して矢印を付加した画像であり、これらの矢印は、劈開面16の位置および方位を指示している。図5は、図4の一部を拡大したSEM画像である。図4の翼の破断は、切り欠き部18を翼リーフの後縁に形成し、次に翼に対して、過酷な破断実験を実験室で、曲げ方法に従って下面から上面に向かって実施することにより得られた。

【0031】

劈開面16の方位は、曲げ中の翼リーフの破断方向に一致する。図11の方法の第2ステップ24では、破断の開始領域を特定して、破断方向を確認する（最終破断領域は、開始領域とは反対側に位置している）。このステップによって更に、破断の原因である形状欠陥（引っ掻き傷、または衝撃痕—図11の参照番号25）または金属欠陥（空隙または異物介在）を確認することができる。

【0032】

図4に示す例では、これらの劈開面16はほぼ、切り欠き部18の底部から翼リーフの前縁22の方に（詳細には、切り欠き部18の底部に位置する角コーナー20と直角な方向に）向かっている。これにより、破断の開始位置を、前記角コーナー20の領域に特定することができ、更にこのことから、前記角コーナーが、破断が現われる幾何学的原因であると結論付けることができる（応力が前記角コーナーの領域に集中するので）。

【0033】

図6は、TiAl合金製翼の別の破断面のSEM画像であり、この破断は、大気温度における高サイクル疲労実験によって生じている。劈開面16の位置および方位により、開始領域26を、翼の前縁部に特定することができる。

【0034】

TiAlは合金であり、この合金は、600～800℃の温度範囲で使用することができるので特に有利である。タービンエンジンのタービンの場合、前記合金は、低圧段において750℃の平均温度で使用される。本発明による方法では、材料が、材料が晒される温度に応じて結晶学的に変化する性質を利用する。

【0035】

図7は、亀裂が伝播した状態のTiAl部品の極めて模式化された断面図であり、亀裂の進行は、参照番号38で指示される。前記亀裂は、この図面の断面平面における引っ張り実験（矢印40）により発生させた。この模式図では、連続線で区画される各領域は、特定種類の粒子を含んでいる領域を定義している。灰色領域は等軸粒子 γ を含み、クロスハッチ領域は薄層状粒子 $\gamma + \alpha_2$ を含む。従って、部品は、二重微細構造を有する。更に、番号“1”は、亀裂が薄層状粒子の周りに走って、亀裂面の表面の粒間パターンとして現われる様子を示しており、番号“2”は、亀裂が等軸粒子または薄層状粒子内を通過して、面の表面の劈開パターンとして現われる様子を示しており（亀裂は、薄層状粒子の場合に、薄層と平行に伝播する）、そして番号“3”は、亀裂が薄層状粒子内を、薄層と平行ではない方向に通過する様子を示している。亀裂が等軸粒子または薄層状粒子内を通過して伝播する（参照番号2および3）と、劈開面が破断面に現われる。同じ結果が、部品に対して振動疲労実験を高い振動数（HCF）で実施する場合に、または高サイクル疲労実験を低い振動数（LCF）で実施する場合に得られる。しかしながら、異なる結果が、部品の熱処理温度に応じて得られた。等軸粒子は、部品が熱に晒されない場合に破断面から無くなっている。前記粒子群は、500℃以上になると現われ始め、そして粒子の密度は、部品が晒される温度が高くなるにつれて高くなる。700℃の熱処理を受けてこの温

10

20

30

40

50

度で破断する部品は、500℃の熱処理を受ける破断部品よりも2～3倍以上の個数の等軸粒子を含む。従って、破断面または亀裂面の等軸粒子の密度を分析することにより更に、部品が晒された温度を求めることができる。

【0036】

図11の方法の第3ステップ28では、破断の開始時、破断の中間進行時、および破断の終了時の面のSEM画像を分析する。この分析から、粒間パターン（等軸粒子—図11の参照番号30）が面に存在することが判明する場合、これは、亀裂または破断が、高温時に発生した（すなわち、使用中に—図11の参照番号32）ことを示しているが、その理由は、これらのパターンは、材料が500℃超の温度に晒される場合にのみ現われるからである。この分析から、このようなパターンが存在しないことが判明する場合（図11の参照番号34）、これは、亀裂または破断が、低温時に発生した（図11の参照番号36）ことを示している、すなわち、部品を製造しているときに発生したことを示している。

10

【0037】

等軸粒子は500℃以上になると現われるので、前記粒子群が破断面または亀裂面に含まれている、または含まれていないことにより、亀裂または破断が発生する温度の高さを判断することができる。従って、亀裂が現われた段階、製造中（例えば、部品を大気温度で加工している場合—従って、等軸粒子は破断面には存在せず、劈開粒子のみが存在する）、またはタービン内で作動流体が流れているとき（高温時—この場合、異なる粒子を見分けるのは比較的容易である）のいずれかの段階であることを確認することができる。

20

【0038】

図11の方法の最終ステップ46, 48では、まず、部品が到達した温度の高さを判断し、次に、破断または亀裂の伝播速度を求めることができる。

【0039】

図9は、酸化熱処理を受けた翼の亀裂面を示している。切り欠き部50を翼のリーフに形成し、次に、この翼のリーフに疲労実験により亀裂を入れた。面の領域52は、亀裂部を示し、領域54は、酸化熱処理後に切り出して面を観察した部分を示している。切り欠き部分50および亀裂領域にのみ色付けしているが、これらの部分だけが、酸化を受けたからである。この酸化により、酸化層が領域50, 52に形成され、この酸化層は、表面の熱変色としてこれらの領域に現われ、この変色は、熱処理の温度および時間長によって決まる。

30

【0040】

翼の材料の熱変色のカラーチャートは、熱処理を受けた前記カラーチャートサンプル群に、熱処理の温度および熱処理の処理時間長に応じて分類することにより作成される。

【0041】

この目的のために、翼の材料と同じ材料からなる複数のサンプルを作成し（切り欠きを入れて亀裂を入れた）、図9を参照して前述の通りに熱処理を施す。図10の例では、3つのサンプル集合体を作成し、各集合体は、6個のサンプルを含み、合計で18個のサンプルとなる。

【0042】

次に、前記サンプル群に対して異なる酸化熱処理を施し、各サンプルに対する熱処理は、他のサンプル群に対する熱処理とは、熱処理の温度、および／または熱処理の処理時間長の点で異なっている。これらの熱処理は、オーブンを利用して行なうことができ、このオーブンに、これらのサンプルを搬入し、これらのサンプルにはそれぞれ、熱電対モジュールが取り付けられ、熱電対モジュールは、サンプルの処理温度を測定するのに適する手段に接続される。オーブンには大気が供給される。3つのサンプル集合体は、600, 700, および800℃の処理温度でそれぞれ処理され、そして各集合体のサンプル群は、1分、20分、1時間、3時間、7時間、および50時間の処理時間長で、それぞれ処理される。

40

【0043】

50

表面の熱変色は、サンプル群のうちの少なくとも幾つかのサンプルに現われる。前記変色は、多少の差はあれ、顕著であり、かつ濃いイエロー（Y）、黄土色（O）、ブラウン（Br）、ブルー（Bl）、淡いブルー（LB）、グレー（G）、または濃いグレー（DG）とすることができる。前記変色は、特にこれらのサンプルに熱処理中に形成される酸化層の性質および厚さによって異なる。

【0044】

図10は、前述の18個のサンプル、すなわち6個のサンプルからなる3つの集合体を含むカラーチャート49を示している。これらのサンプルは、支持体に固定されて、テーブルを形成し、このテーブルでは、各行は処理温度に対応し、各列は処理時間長に対応している。処理温度は、上から下に向かって昇順に分類され、処理時間長は左から右に向かって昇順に分類される。

10

【0045】

これらのサンプルの表面の熱変色は、イエロー、黄土色、ブラウン、ブルー、淡いブルー、グレー、および濃いグレーの色調をそれぞれ表わす文字Y、O、Br、Bl、LB、G、およびDGで模式的に図示されている。2つのサンプルが同様の変色を有する場合、これらのサンプルの艶消し性または光沢の度合いが異なるのでこれらのサンプルを見分けることができる。更に、フレーク（鱗片状）がこれらのサンプルの表面に現われる。カラーチャートから、部品の表面の熱変色の進行度は、到達した温度の高さ、およびこの温度が維持される時間の両方によって異なることが明らかになった。部品の熱変色を、カラーチャートからサンプルと直接比較し、前記カラーチャートの写真とは比較しないことが好ましいが、その理由は、これらのサンプルの色が写真では異なってくる可能性があるからである。

20

【0046】

前記カラーチャートはまず、翼の表面の熱変色から、翼が到達した温度の高さを、前記変色をカラーチャートからサンプルのものと比較することにより判断することができる（ステップ46）。

【0047】

第1期間では（ステップ51）、翼リーフの下面または上面の熱変色が、カラーチャートからサンプルのものと比較され、翼が到達した温度の高さを求めることができる（ステップ53）。

30

【0048】

次に（ステップ55）、破断面の熱変色をカラーチャートからサンプルのものと比較することができる。この変色が均一である（ステップ56）場合、破断が過度に行なわれたと結論付けることができる（ステップ58）。面が、徐々に変化する色を有する（ステップ60）反対の場合では従って、破断が進行していた（ステップ62）と結論付け、かつ破断が疲労負荷に起因していることを結論付けることができる。

【0049】

カラーチャートから次に、亀裂または破断の伝播速度を面の熱変色酸化勾配により求めることができる（ステップ48）。実際、面が、徐々に変化する色または色勾配を有する前述の場合では、これらの変色をカラーチャートからサンプルのものと比較することにより、伝播の進行が速かった（ステップ64）または遅かった（ステップ68）かどうかを判断することができる。伝播速度が速い（ステップ64）ということは、破断が振動疲労（HCF-66）に起因していることを示しており、伝播速度が遅い（ステップ68）ということは、破断が低サイクル疲労（LCF-70）に起因していることを示している。

40

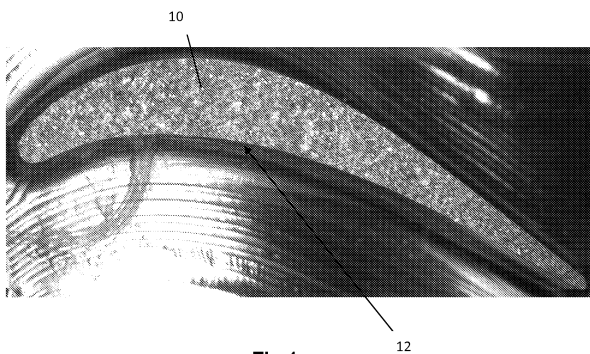
【0050】

図12から図14は、破断面のSEM画像であり、劈開面、等軸粒子、および延性ディンプルをそれぞれ示している。前述の劈開面（図12）および等軸粒子（図13-500℃以上で現われる）は、容易に特定される。延性ディンプル（図14）も明確に特定することができる。理論的には、前記ディンプルは、TiAl製タービンエンジン部品の破断面に現われてはならないが、その理由は、前記ディンプルは、800℃の温度を上回ると

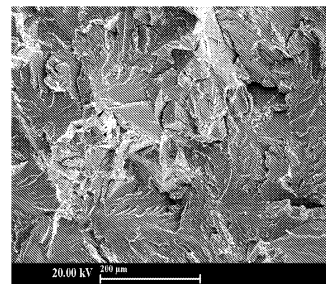
50

きにしか現われず、かつTiAl製タービンエンジン部品は普通、800℃超の温度では使用されないからである。しかしながら、前記ディンプルが、タービンエンジン部品の破断面または亀裂面に現われる場合、これは、前記部品が、異常に過熱された（800℃超に）ことを示している。従って、前記延性ディンプルが破断面または亀裂面の表面に存在していることを分析することにより、部品が動作中に晒される温度を求めるのに役立つことができる。

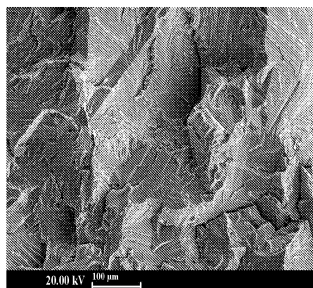
【図 1】



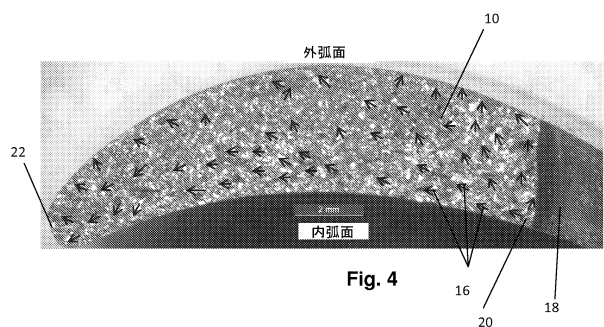
【図 3】



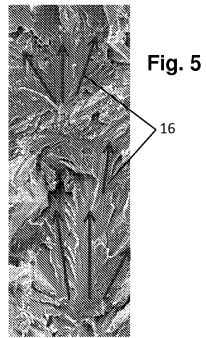
【図 2】



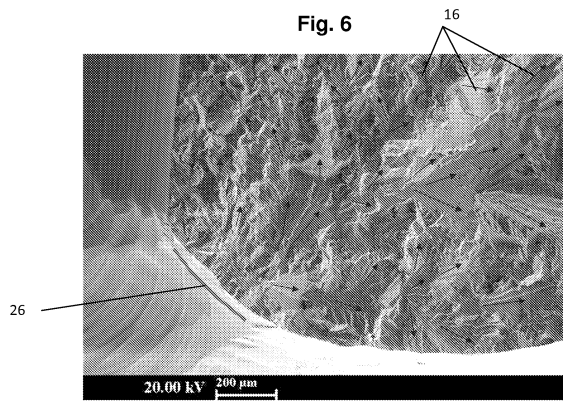
【図 4】



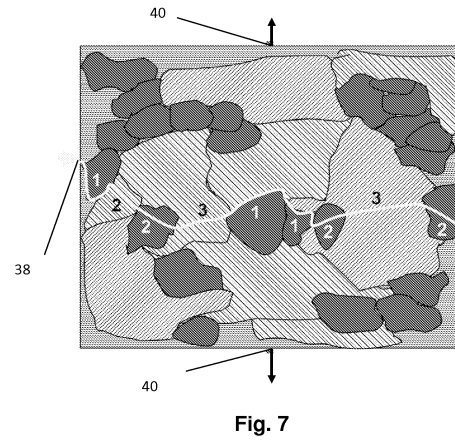
【図 5】



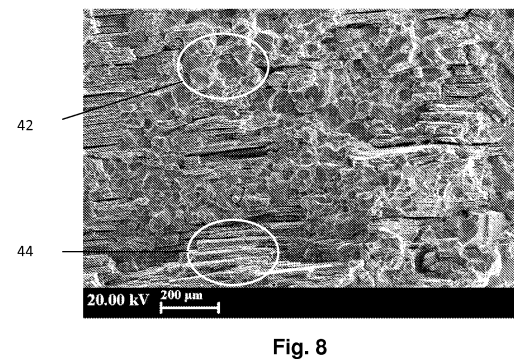
【図 6】



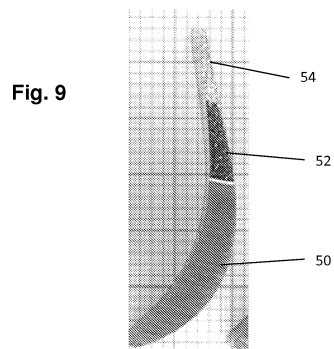
【図 7】



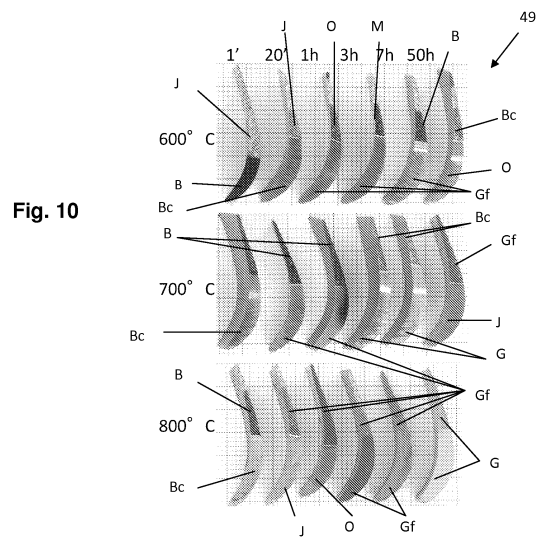
【図 8】



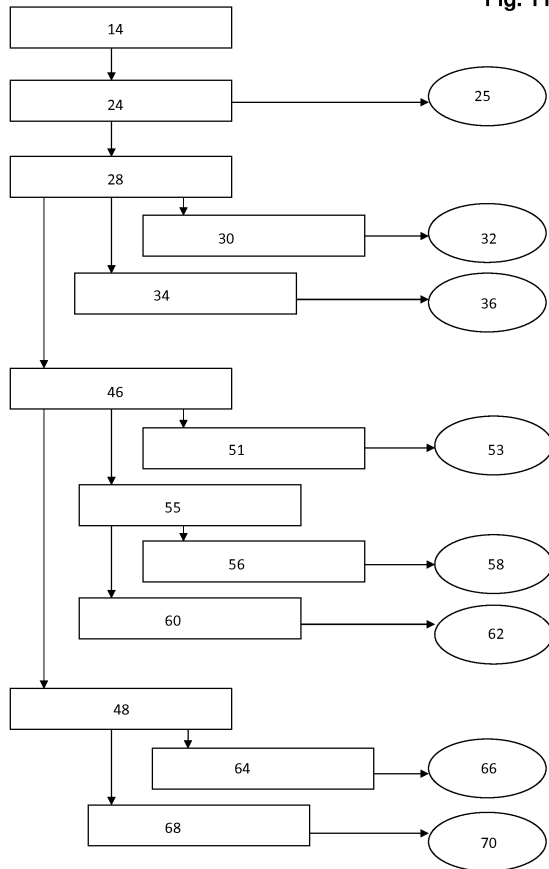
【図 9】



【図 10】

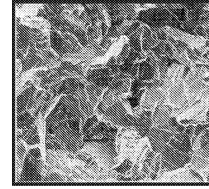


【図 1 1】



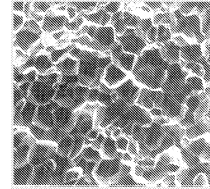
【図 1 2】

Fig. 12



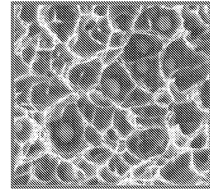
【図 1 3】

Fig. 13



【図 1 4】

Fig. 14



フロントページの続き

- (56)参考文献 特開平08-104933 (JP, A)
特開平04-282455 (JP, A)
米国特許第9816905 (US, B2)
欧州特許第2989455 (EP, B1)
仏国特許発明第3004808 (FR, B1)
E.Poursaeidi, M.Salavatian, "Failure analysis of generator rotor fan blades", Engineering Failure Analysis, 米国, ELSEVIER, 2007年, Vol.14, No.5, p851-860
Lucjan Witek, "Failure analysis of turbine disc of an aero engine", Engineering Failure Analysis, 米国, ELSEVIER, 2006年, Vol.13, No.1, p.9-17
Z.Mazur, et al., "Steam turbine blade failure analysis", Engineering Failure Analysis, 米国, ELSEVIER, 2008年, Vol.15, p.129-141

- (58)調査した分野(Int.Cl., DB名)
G01N 33/20
G01M 15/14
G01M 5/00