

(19) 日本国特許庁(JP)

## (12) 特許公報(B2)

(11) 特許番号

特許第5850859号  
(P5850859)

(45) 発行日 平成28年2月3日(2016.2.3)

(24) 登録日 平成27年12月11日(2015.12.11)

(51) Int.Cl.

F 1

**C22F 1/18 (2006.01)**  
**C22C 14/00 (2006.01)**  
**C22F 1/00 (2006.01)**

C 22 F 1/18 H  
C 22 C 14/00 Z  
C 22 F 1/00 6 1 2  
C 22 F 1/00 6 2 3  
C 22 F 1/00 6 2 4

請求項の数 42 (全 22 頁) 最終頁に続く

(21) 出願番号 特願2012-550002 (P2012-550002)  
(86) (22) 出願日 平成22年12月29日 (2010.12.29)  
(65) 公表番号 特表2013-518181 (P2013-518181A)  
(43) 公表日 平成25年5月20日 (2013.5.20)  
(86) 國際出願番号 PCT/US2010/062284  
(87) 國際公開番号 WO2011/090733  
(87) 國際公開日 平成23年7月28日 (2011.7.28)  
審査請求日 平成25年10月9日 (2013.10.9)  
(31) 優先権主張番号 12/691,952  
(32) 優先日 平成22年1月22日 (2010.1.22)  
(33) 優先権主張国 米国(US)

(73) 特許権者 501187033  
エイティーアイ・プロパティーズ・インコ  
ーポレーテッド  
アメリカ合衆国オレゴン州97321-O  
580, アルバニー, ノース・イースト・  
オールド・セーレム・ロード 1600  
(74) 代理人 100140109  
弁理士 小野 新次郎  
(74) 代理人 100075270  
弁理士 小林 泰  
(74) 代理人 100096013  
弁理士 富田 博行  
(74) 代理人 100092967  
弁理士 星野 修

最終頁に続く

(54) 【発明の名称】高強度チタンの生産

## (57) 【特許請求の範囲】

## 【請求項 1】

チタン合金の強度および強靭性を増加させる方法であって：

チタン合金の - 相領域において、ある温度で少なくとも 25 % の面積減少の相当塑性変形まで前記チタン合金を塑性変形させることであって、前記少なくとも 25 % の面積減少の相当塑性変形は、前記チタン合金の トランザス温度より下の温度から前記チタン合金の トランザス温度を 400 °F (222) 下回る温度までの塑性変形温度範囲で起こり、前記 - 相領域においてある温度で前記チタン合金を塑性変形させた後、前記チタン合金が、前記チタン合金の トランザス温度でまたはその温度を超える温度まで加熱されない、塑性変形させること；

前記チタン合金に熱処理を施すことであって、前記チタン合金の熱処理は、前記 トランザス温度 - 20 °F 以下の熱処理温度で、熱処理を施した合金を生産するための少なくとも 0.5 時間の熱処理時間をかけた一段階熱処理からなり、熱処理を施した前記チタン合金の破壊靭性 ( $K_{1c}$ ) が熱処理を施されたチタン合金の降伏強度 ( $YS$ ) と、式：

$K_{1c} = 173 - (0.9) YS$   
(式中、 $K_{1c}$  は  $\text{ksi} \cdot \text{in}^{-1/2}$  単位の破壊靭性であり、 $YS$  は  $\text{ksi}$  単位の降伏強度である)

に従って相關している熱処理を施すこととを含む方法。

## 【請求項 2】

前記熱処理を施されたチタン合金の破壊靭性 ( $K_{1c}$ ) が前記熱処理を施されたチタン

合金の降伏強度 (YS) と、式 :

217.6 - (0.9) YS    K<sub>1c</sub>    173 - (0.9) YS

に従って相關している、請求項 1 に記載の方法。

**【請求項 3】**

前記熱処理を施されたチタン合金の破壊靱性 (K<sub>1c</sub>) が前記熱処理を施されたチタン合金の降伏強度 (YS) と、式 :

K<sub>1c</sub>    217.6 - (0.9) YS

に従って相關している、請求項 1 に記載の方法。

**【請求項 4】**

- 相領域でのチタン合金を塑性変形させることが、25%を超える面積減少から 9 10  
9% の面積減少までの範囲の相当塑性変形まで前記チタン合金を塑性変形させることを含む、請求項 1 に記載の方法。

**【請求項 5】**

前記少なくとも 25% の面積減少の相当塑性変形は、トランザス温度を 20°F (1 1.1) 下回る温度から、トランザス温度を 400°F (222) 下回る温度までの塑性変形温度範囲で起こる、請求項 1 に記載の方法。

**【請求項 6】**

前記チタン合金を - 相領域においてある温度で塑性変形させる前に、トランザス温度以上の温度で、および トランザス温度を通過して、塑性変形させることをさらに含む、請求項 1 に記載の方法。

20

**【請求項 7】**

前記チタン合金を トランザス温度以上で塑性変形させることが、トランザス温度を 200°F (111) 超える温度から トランザス温度までの範囲で塑性変形させることを含む、請求項 6 に記載の方法。

**【請求項 8】**

前記チタン合金を塑性変形させた後および前記チタン合金に熱処理を施す前に、前記チタン合金を室温まで冷却することをさらに含む、請求項 1 に記載の方法。

**【請求項 9】**

前記チタン合金を塑性変形させた後および前記チタン合金に熱処理を施す前に、前記チタン合金を熱処理温度まで冷却することをさらに含む、請求項 1 に記載の方法。

30

**【請求項 10】**

前記チタン合金に熱処理を施すことが、900°F (482) から トランザス温度 - 20°F (11.1) の範囲の熱処理温度で、0.5 時間から 24 時間の範囲の熱処理時間をかけて前記チタン合金を加熱することを含む、請求項 1 に記載の方法。

**【請求項 11】**

前記チタン合金を塑性変形させることが、前記チタン合金の鍛造、棒材圧延、板圧延、および押し出しのうちの少なくとも 1 つを含む、請求項 1 に記載の方法。

**【請求項 12】**

前記相当塑性変形が、前記チタン合金の断面積の実際の減少を含む、請求項 1 に記載の方法。

40

**【請求項 13】**

前記チタン合金を塑性変形させることが、前記チタン合金の断面積の 5% 以下の実際の減少をもたらす、請求項 1 に記載の方法。

**【請求項 14】**

前記相当塑性変形が前記チタン合金の断面積の実際の減少を含む、請求項 4 に記載の方法。

**【請求項 15】**

前記チタン合金が、室温で 相を保持することができるチタン合金である、請求項 1 に記載の方法。

**【請求項 16】**

50

前記チタン合金が、チタン合金、準安定チタン合金、-チタン合金、およびニアチタン合金から選択される、請求項15に記載の方法。

【請求項17】

前記チタン合金が重量%で、4.0~6.3のAl、4.5~5.9のV、4.5~5.9のMo、2.0~3.6のCr、0.01~0.08のZr、0.01~0.25のC、0.03~0.25のO、0.2~0.8のFe及び残部のTiからなる合金である、請求項15に記載の方法。

【請求項18】

前記チタン合金が重量%で14.00~16.00のMo、0.10以下のC、0.05以下のN、0.015以下のH、0.1以下のFe及び残部のTiからなる、請求項15に記載の方法。

【請求項19】

前記チタン合金に熱処理を施した後、前記チタン合金が138ksiから179ksiの範囲で最大抗張力を示す、請求項1に記載の方法。

【請求項20】

前記チタン合金に熱処理を施した後、前記チタン合金が59ksi-in<sup>1/2</sup>から100ksi-in<sup>1/2</sup>の範囲でK<sub>1c</sub>破壊靱性を示す、請求項1に記載の方法。

【請求項21】

前記チタン合金に熱処理を施した後、前記チタン合金が134ksiから170ksiの範囲で降伏強度を示す、請求項1に記載の方法。

【請求項22】

前記チタン合金に熱処理を施した後、前記チタン合金が4.4%から20.5%の範囲で伸び率を示す、請求項1に記載の方法。

【請求項23】

前記チタン合金に熱処理を施した後、前記チタン合金が少なくとも166ksiの平均最大抗張力と、少なくとも148ksiの平均降伏強度と、少なくとも6%の伸び率と、少なくとも65ksi-in<sup>1/2</sup>のK<sub>1c</sub>破壊靱性とを示す、請求項1に記載の方法。

【請求項24】

前記チタン合金に熱処理を施した後、前記チタン合金が少なくとも150ksiの最大抗張力および少なくとも70ksi-in<sup>1/2</sup>のK<sub>1c</sub>破壊靱性を示す、請求項1に記載の方法。

【請求項25】

熱機械的にチタン合金を処理する方法であって：

チタン合金のトランザス温度を200°F(111)超える温度から前記チタン合金のトランザス温度を400°F(222)下回る温度範囲の加工温度でチタン合金を加工することであって、前記チタン合金の少なくとも25%の面積減少が前記チタン合金の-相領域で起こり、および前記チタン合金の-相領域で、前記チタン合金の少なくとも25%の面積減少後に、前記チタン合金がトランザス温度を超えて加熱されない、チタン合金を加工すること；

式：K<sub>1c</sub> = 173 - (0.9)YS

(式中、K<sub>1c</sub>はksi-in<sup>1/2</sup>単位の破壊靱性であり、YSはksi単位の降伏強度である)

に従って熱処理を施されたチタン合金の降伏強度(YS)と相関している破壊靱性(K<sub>1c</sub>)を有する熱処理を施されたチタン合金を生産するための少なくとも0.5時間の熱処理時間をかけて、900°F(482)とトランザス温度-20°F(11.1)との間の熱処理温度範囲内のある熱処理温度で一段階熱処理することからなる、前記チタン合金に熱処理を施すこととを含む方法。

【請求項26】

前記熱処理時間が0.5から24時間の範囲にある、請求項25に記載の方法。

【請求項27】

前記チタン合金を加工することが、25%を超える面積減少から99%の面積減少の範囲で相当塑性変形をもたらす、請求項25に記載の方法。

10

20

30

40

50

**【請求項 2 8】**

前記チタン合金を加工することが、 - 相領域において前記チタン合金を完全に加工することを含む、請求項 2 5 に記載の方法。

**【請求項 2 9】**

前記チタン合金を加工することが、 ドランザス温度以上の温度から、 - 領域に、次いで - 領域における最終加工温度まで前記チタン合金を加工することを含む、請求項 2 5 に記載の方法。

**【請求項 3 0】**

前記チタン合金を加工した後、および前記チタン合金に熱処理を施す前に、前記チタン合金を室温まで冷却させることを含む、請求項 2 5 に記載の方法。 10

**【請求項 3 1】**

前記チタン合金を加工した後、前記熱処理温度範囲内の前記熱処理温度まで前記チタン合金を冷却させることをさらに含む、請求項 2 5 に記載の方法。

**【請求項 3 2】**

前記チタン合金が室温で 相を保持することができるチタン合金である、請求項 2 5 に記載の方法。

**【請求項 3 3】**

前記チタン合金に熱処理を施した後、前記チタン合金が少なくとも 166 ksi の平均最大抗張力と、少なくとも 148 ksi の平均降伏強度と、少なくとも 65 ksi - in<sup>1/2</sup> の K<sub>1c</sub> 破壊靭性と、少なくとも 6 % の伸び率とを有する、請求項 2 5 に記載の方法。 20

**【請求項 3 4】**

熱処理を施されたチタン合金の破壊靭性 (K<sub>1c</sub>) が式 :

$$217.6 - (0.9)YS \quad K_{1c} = 173 - (0.9)YS$$

に従って熱処理を施されたチタン合金の降伏強度 (YS) と相関している、請求項 2 5 に記載の方法。

**【請求項 3 5】**

前記熱処理を施されたチタン合金の破壊靭性 (K<sub>1c</sub>) が式 :

$$K_{1c} = 217.6 - (0.9)YS$$

に従って熱処理を施されたチタン合金の降伏強度 (YS) と相関している、請求項 2 5 に記載の方法。 30

**【請求項 3 6】**

チタン合金を処理する方法であって、前記方法が :

チタン合金の少なくとも 25 % の相当面積減少をもたらすために前記チタン合金の - 相領域で前記チタン合金を加工することであって、前記チタン合金が室温で 相を保持することができ、前記チタン合金の 25 % の相当面積減少は、前記チタン合金の ドランザス温度より下の温度から前記チタン合金の ドランザス温度を 400 °F (222) 下回る温度までの塑性変形温度範囲で起こる、チタン合金を加工することと;

少なくとも 150 ksi の平均最大抗張力と、少なくとも 70 ksi - in<sup>1/2</sup> の K<sub>1c</sub> 破壊靭性とを有するチタン合金をもたらすための少なくとも 0.5 時間の熱処理時間 40 をかけて、チタン合金を ドランザス温度 - 20 °F 以下の熱処理温度で一段階熱処理することからなる、前記チタン合金に熱処理を施すこととを含む方法。

**【請求項 3 7】**

前記熱処理時間が 0.5 時間から 24 時間の範囲にある請求項 3 6 に記載の方法。

**【請求項 3 8】**

最終塑性変形温度をさらに含んだ請求項 1 に記載の方法であって、最終塑性変形温度は、チタン合金の塑性変形の終わりの温度であり、かつチタン合金を熱処理する前におけるチタン合金の温度である、前記方法。

**【請求項 3 9】**

熱処理温度が最終塑性変形温度よりも低い、請求項 3 8 に記載の方法。 50

**【請求項 4 0】**

熱処理温度が最終塑性変形温度よりも高く、そしてチタン合金の トランザス温度よりも低い、請求項 3 8 に記載の方法。

**【請求項 4 1】**

少なくとも 25 % の面積減少の相当塑性変形は、トランザス温度を 18 °F (100) 下回る温度から トランザス温度を 400 °F (222) 下回る温度までの塑性変形温度範囲で起こる、請求項 1 に記載の方法。

**【請求項 4 2】**

前記チタン合金を塑性変形させることが、回転鍛造、落とし鍛造、多軸鍛造のうちの少なくとも 1 つを含む、請求項 1 に記載の方法。

10

**【発明の詳細な説明】****【技術分野】****【0001】**

本開示は、高強度および高強靱性を有するチタン合金を生産する方法に関する。本開示による方法は、現在の特定のチタン合金生産方法で使用されている多段階熱処理を必要としない。

**【背景技術】****【0002】**

チタン合金は、概して高い比強度を示し、耐食性であり、かつ適度に高い温度でクリープに対して耐性がある。これらの理由から、チタン合金は、例えば、着陸装置部材およびエンジンフレームなどの重要な構造部品を含む、航空宇宙用途および航空用途で使用されている。また、チタン合金は、ローター、コンプレッサーブレード、油圧システム部品、およびナセルなどのジェットエンジン部品で使用されている。

20

**【0003】**

純チタンでは、約 882 で同素変態が起こる。この温度以下で、チタンは 相と呼ばれる六方最密充填結晶構造を取る。この温度以上では、チタンは 相と呼ばれる体心立方構造になる。 相から 相への変態が起こる温度は、トランザス温度 ( $T_x$ ) と呼ばれる。この トランザス温度は、侵入型元素および置換型元素の影響を受けて、したがって不純物、より重要なことに、合金元素に依存する。

**【0004】**

30

チタン合金では、合金元素は通常、安定化元素または 安定化元素として分類される。 安定化元素（「 安定剤」）をチタンに加えると、トランザス温度が上昇する。例えば、アルミニウムは、チタン用の置換型元素であり、かつ 安定剤である。 安定剤であるチタン用の侵入型合金元素としては、例えば、酸素、窒素、および炭素が挙げられる。

**【0005】**

チタンに 安定化元素を加えると、トランザス温度が低下する。 安定化元素は、結果として生じる状態図に依存して、同形元素か、または 共析型元素のいずれかになり得る。チタンの 同形合金元素の例としては、バナジウム、モリブデン、およびニオブがある。これらの十分な濃度の 同形合金元素との合金により、トランザス温度を室温までまたはそれ以下に下げることが可能になる。 共析型合金元素の例としては、クロミウムおよび鉄がある。さらに、他の元素、例えば、シリコン、ジルコニア、およびハフニウムなどは、これらの元素がチタンおよびチタン合金の トランザス温度にほとんど効果を及ぼさないという意味では中性である。

40

**【0006】**

図 1 A は、安定剤をチタンに加える効果を表す概略状態図である。 安定剤の濃度が上昇すると、トランザス温度も上昇する。これは、トランザス温度線 10 が右上がり斜線であることから理解される。 相領域 1 2 は、トランザス温度線 10 上方に位置し、かつ 相だけがそのチタン合金中に存在する状態図の領域である。図 1 A において、 - 相領域 1 4 は、トランザス温度線 10 の下方に位置し、相と 相の両方 ( + )

50

)がそのチタン合金中に存在する状態図の上の領域である。 - 相領域 14 の下方は、そのチタン合金中に 相だけが存在する 相領域 16 である。

#### 【0007】

図 1B は、同形 安定剤をチタンに加える効果を示す概略状態図である。右下がり斜線 トランザス温度線 10 が示すように、 安定剤の濃度が上昇するにつれて、 トランザス温度が低下する。 トランザス温度線 10 の上方は、 相領域 12 である。また、 図 1Bにおいて、 - 相領域 14 および 相領域 16 は、 同形安定剤を含むチタンの概略状態図に存在する。

#### 【0008】

図 1C は、共析型 安定剤をチタンに加える効果を示す概略状態図である。状態図は、 10 相領域 12 、 トランザス温度線 10 、 - 相領域 14 、および 相領域 16 を示す。加えて、図 1C の状態図にはさらに 2 相領域があり、これらの領域には、チタンの反応産物とともに 相または 相のいずれか、および 共析型安定化合金添加 (Z) を含む。

#### 【0009】

チタン合金は通常、それらの化学組成と、室温でのそれらのミクロ構造とによって分類される。商業的に純度の高い (CP) 純チタンと、アルミニウムなどの 安定剤だけを含有するチタン合金とは、 合金と考えられる。これらは、本質的に 相から構成される主に単相の合金である。しかしながら、 CP チタンおよび他の 合金は、 トランザス温度以下でアニールされた後、通常約 2 ~ 5 体積パーセントの 相を含む。これは チタン合金の鉄不純物で、一般的には安定化される。少量の 相は、再結晶した 相の粒径を制御するために合金中で有用である。 20

#### 【0010】

ニア チタン合金は、少量の 相 (通常は、 10 体積パーセント未満) を含む。これにより、 合金と比較すると、室温抗張力の増加および 400 以上の使用温度で耐クリープ性の増加をもたらす。代表的なニア チタン合金は、約 1 重量パーセントのモリブデンを含み得る。

#### 【0011】

Ti - 6Al - 4V (Ti 6 - 4) 合金および Ti - 6Al - 2Sn - 4Zr - 2Mo (Ti - 6 - 2 - 4 - 2) 合金などの / (+) チタン合金は、 / の両相を含んでおり、航空宇宙産業および航空機産業で広く使われている。 / 合金のミクロ構造および特性は、熱処理と熱機械的処理によって変化し得る。 30

#### 【0012】

安定 チタン合金、準安定 チタン合金、およびニア チタン合金は、集合的に、「 合金」として分類され、 / 合金よりも 安定化元素をかなり多く含む。ニア チタン合金、例えば、 Ti - 10V - 2Fe - 3Al 合金は、空気焼き入れされたときではなく、水焼き入れされたとき、すべての 相構造を維持するのに十分な 安定化元素の量を含む。準安定 チタン合金、例えば Ti - 15Mo 合金は、より高いレベルの 安定剤を含んでおり、空気冷却されるとすべての 相構造を保持するが、増強のための 相を析出するために時効処理ができる。安定 チタン合金、例えば Ti - 30Mo 合金は、冷却されると、すべての 相ミクロ構造を保持するが、 相を析出するために時効処理されることはできない。 40

#### 【0013】

トランザス温度を上回る温度から冷却させると、 / 合金は冷却速度により敏感になることが知られている。冷却の間に粒界で 相が析出すると、これらの合金の強靭性が低下する。現在では、高強度および高強靭性を有するチタン合金の生産は、高温変形処理の組み合わせと、それに続く加熱速度および直接時効処理を慎重に制御することを含む複雑な多段階熱処理とを用いることを必要とする。例えば、米国特許出願公開第 2004 / 0250932A1 は、 トランザス温度を上回る第 1 の温度で少なくとも 5 % のモリブデンを含むチタン合金を実際的な形状に形成すること、または トランザス温度を上回る第 1 の温度でチタン合金を熱処理し続けて 1 分あたりわずか 5 °F (2.8 ) の速度で 50

そのトランザス温度を下回る第2の温度まで制御冷却することを開示する。また、チタン合金は、第3の温度で熱処理されることもある。

#### 【0014】

強靭で高強度のチタン合金を生産するための典型的な先行技術の方法についての温度対時間の概略プロットを図2に示す。この方法は通常、トランザス温度を下回る温度で行われる高温変形ステップと、トランザス温度以上に加熱し、続いて制御冷却することを含む熱処理ステップとを含む。高強度および高強靭性の両方を有するチタン合金を生産するために用いられる先行技術の熱機械的処理ステップは高価であり、かつ現在ではわずかに限られた数の製造業者がこれらのステップを行うことができる。したがって、チタン合金の強度および/または強靭性を増加させる改善された処理を提供することは、有益であろう。10

#### 【発明の概要】

#### 【0015】

本開示の一態様によれば、チタン合金の強度と強靭性を増加させる方法の非限定的実施形態は、チタン合金の-相領域においてある温度で少なくとも25%の面積減少の相当塑性変形までチタン合金を塑性変形させることを含む。-相領域においてある温度でチタン合金を塑的に変形させた後、そのチタン合金はチタン合金のトランザス温度以上の温度へ加熱されない。さらに非限定的実施形態によって、チタン合金を塑的に変形させた後、チタン合金は、式 $K_{1c} = 173 - (0.9)YS$ に従って降伏強度(YS)と相關している破壊靭性( $K_{1c}$ )を有する熱処理された合金を生産するのに十分な熱処理時間をかけて、トランザス温度-20°F以下の熱処理温度で加熱処理される。別の非限定的一実施形態では、チタン合金の-相領域におけるある温度での塑性変形後に、チタン合金は、式 $K_{1c} = 217.6 - (0.9)YS$ に従って降伏強度(YS)と相關している破壊靭性( $K_{1c}$ )を有する熱処理された合金を生産するのに十分な熱処理時間をかけて、トランザス温度-20°F以下の熱処理温度で、少なくとも25%の面積減少の相当塑性変形まで熱処理され得る。20

#### 【0016】

本開示の別のー態様によると、熱機械的にチタン合金を処理する非限定的な方法は、チタン合金のトランザス温度を200°F(111)上回る温度からトランザス温度を400°F(222)下回る温度までの加工温度範囲でチタン合金を加工することを含む。非限定的実施形態では、加工ステップの終わりに、少なくとも25%の面積減少の相当塑性変形は、チタン合金の-相領域で起こることがあり、およびチタン合金の-相領域で少なくとも25%の面積減少の相当塑性変形の後に、チタン合金はトランザス温度以上に加熱されない。非限定的一実施形態によって、チタン合金の加工後、チタン合金は、1500°F(816)と900°F(482)との間の熱処理温度範囲内で、0.5時間と24時間との間のある熱処理時間をかけて、熱処理され得る。チタン合金は、式 $K_{1c} = 173 - (0.9)YS$ に従って、または別の非限定実施形態では、式 $K_{1c} = 217.6 - (0.9)YS$ に従って熱処理された合金の降伏強度(YS)と相關している破壊靭性( $K_{1c}$ )を有する、熱処理した合金を生産するのに十分な熱処理時間をかけて、1500°F(816)と900°F(482)との間の熱処理温度範囲内で熱処理され得る。3040

#### 【0017】

本開示のさらに別のー態様によれば、チタン合金を処理するための方法の非限定的実施形態は、チタン合金の少なくとも25%の面積減少の相当塑性変形をもたらすためにチタン合金の-相領域でチタン合金を処理することを含む。その方法の非限定的一実施形態では、チタン合金は室温で相を保持することができる。非限定的実施形態では、チタン合金の加工の後、チタン合金は、少なくとも150ksiの平均最大引張力と、少なくとも70ksi-in<sup>1/2</sup>の破壊靭性とを有するチタン合金をもたらすのに十分な熱処理時間をかけて、トランザス温度-20°F以下の熱処理温度で熱処理され得る。非限定的実施形態では、この熱処理時間は、0.5時間~24時間の範囲にある。50

## 【0018】

本開示のさらなる態様は、本開示に包含される方法によって、処理されたチタン合金に関する。非限定の一実施形態は、塑性変形するステップと、チタン合金を熱処理するステップとを含む本開示による方法によって処理された Ti - 5 Al - 5 V - 5 Mo - 3 Cr 合金に関する。ここで熱処理された合金が、式  $K_{1c} = 217.6 - (0.9)YS$  に従って、熱処理された合金の降伏強度 (YS) と相関している破壊靱性 ( $K_{1c}$ ) を有する。当技術分野で知られているように、Ti - 5553 合金または Ti 5 - 5 - 5 - 3 合金としても知られている Ti - 5 Al - 5 V - 5 Mo - 3 Cr 合金は、名目上、5 重量パーセントのアルミニウムと、5 重量パーセントのバナジウムと、5 重量パーセントのモリブデンと、3 重量パーセントのクロムと、残部チタンと、不可避的な不純物とを含む。非限定の一実施形態では、チタン合金は、ある温度で、チタン合金の - 相領域において少なくとも 25 % の面積減少の相当塑性変形まで塑性変形される。ある温度で - 相領域においてチタン合金を塑性変形した後、チタン合金は、そのチタン合金の トランザス 温度またはそれを超える温度まで加熱されない。また、非限定の一実施形態では、式  $K_{1c} = 217.6 - (0.9)YS$  に従って、熱処理された合金の降伏強度 (YS) と相関している破壊靱性 ( $K_{1c}$ ) を有する熱処理された合金を生産するのに十分な熱処理時間をかけて、チタン合金は、トランザス 温度 - 20 °F (11.1) 以下の熱処理温度で熱処理される。  
10

## 【0019】

本開示によるさらに別の一態様は、航空用途および航空宇宙用途のうちの少なくとも一用途での使用に適応し、かつ熱処理された合金の破壊靱性 ( $K_{1c}$ ) が式  $K_{1c} = 217.6 - (0.9)YS$  に従って、熱処理された合金の降伏強度 (YS) と相関するよう十分な方法で、チタン合金を塑性変形することと、熱処理することとを含む方法によって処理された Ti - 5 Al - 5 V - 5 Mo - 3 Cr 合金を含む物品に関する。非限定的実施形態では、チタン合金は、チタン合金の - 相領域においてある温度で、少なくとも 25 % の面積減少の相当塑性変形まで塑性変形され得る。ある温度で - 相領域においてチタン合金が塑性変形した後、チタン合金は、チタン合金の トランザス 温度以上の温度まで加熱されない。非限定的実施形態では、チタン合金は、式  $K_{1c} = 217.6 - (0.9)YS$  に従って、熱処理された合金の降伏強度 (YS) と相関している破壊靱性 ( $K_{1c}$ ) を有する熱処理された合金を生産するのに十分な熱処理時間をかけて、トランザス 温度 - 20 °F (11.1) を下回るまたは同程度の（すなわち、以下の）の熱処理温度で熱処理され得る。  
20  
30

## 【0020】

本明細書に記述する方法の特徴および有利性は、添付する図の参照によってよりよく理解され得る：

## 【図面の簡単な説明】

## 【0021】

【図 1 A】 安定化元素によるチタン合金の状態図の一例である；  
 【図 1 B】 同形安定化元素によるチタン合金の状態図の一例である；  
 【図 1 C】 共析型安定化元素によるチタン合金の状態図の一例である；  
 【図 2】 強靱な高強度のチタン合金を生産するための先行技術の熱機械的処理手法の模式図である；  
 【図 3】 すべての - 相塑性変形をかなり含む、本開示による方法の非限定的実施形態の時間対温度の図である；  
 【図 4】 「トランザス通過」塑性変形を含む本開示による方法の別の非限定的一実施形態の時間対温度の図である；  
 【図 5】 先行技術処理によって熱処理された種々のチタン合金に関する  $K_{1c}$  破壊靱性対降伏強度のグラフである。

【図 6】 本開示による方法の非限定的実施形態によって塑性形成され、熱処理されたチタン合金に関する  $K_{1c}$  破壊靱性対降伏強度を示し、かつ先行技術の処理によって熱処理さ  
40  
50

れた合金による実施形態と比較したグラフである。

【図7A】1250°F(677°C)で4時間、圧延および熱処理した後の、Ti5-5-5-3合金の縦方向での顕微鏡写真である；

【図7B】1250°F(677°C)で4時間圧延および熱処理した後の、Ti5-5-5-3合金の横方向での顕微鏡写真である。

#### 【発明を実施するための形態】

##### 【0022】

本開示による方法の特定の非限定的実施形態についての以下の詳細な説明を考慮すると、読者は前述の詳細ならび他の詳細を認識することになる。

##### 【0023】

非限定的実施形態の本説明では、実施例以外において、または別の定義がなされていない場合は、量または特徴を表しているすべての数は、すべての例において「約」なる用語によって修飾されているものと理解されなければならない。したがって、特に明記しない限り、以下の説明に記述するいかなる数値パラメータも、本開示によって高強度、高強靱性のチタン合金を生産するための方法において得ようする所望の特性に応じて変化し得る近似値である。最低限でも、また特許請求の範囲の等価物の原則を適用することを限定することなく、各々の数値パラメータは、記載された有効数字の数の観点から、通常の丸め技法を適用することで少なくとも解釈されるべきである。

##### 【0024】

参照によって本明細書にその全体もしくは一部を取り入れると考えられているいすれの特許、刊行物、または他の開示資料は、取り入れられる資料が既存の定義、ステートメント、または本開示に記載される他の開示資料と矛盾しない程度までの本明細書に取り入れられる。そのようなものとして、必要な範囲まで本明細書に記載する開示は、参照によって本明細書に取り入れられるいすれの矛盾する資料に優先する。参照によって本明細書に取り入れられると考えられているが、既存の定義、ステートメント、または本明細書に記載する他の開示資料と矛盾するいすれの資料、もしくはその一部は、取り入れられる資料と既存の開示資料との間に何ら矛盾が生じない程度までの本明細書に取り入れられる。

##### 【0025】

本開示による特定の非限定的実施形態は、強靱で高強度チタン合金を生産する、複雑な、多段階熱処理の使用を必要としない、熱機械的方法に関する。驚くべきことに、チタン合金で現在および従来用いられていた複雑な熱機械的処理と対照的に、本明細書で開示される熱機械的方法の特定の非限定的実施形態は、高温変形段階と、それに続く特定の航空宇宙材料および航空材料で必要とされる抗張力、延性、および破壊靱性の組み合わせをチタン合金に与える1ステップ熱処理とを含む。本開示の熱機械的処理の実施形態は、チタン熱機械的熱処理を行うために適度に十分に装備されているいすれの施設で行われることができると予想される。これらの実施形態は、チタン合金に高強靱性および高強度を与えるための従来の熱処理手段と対照をなし、実施は合金冷却速度を厳密に制御するための高性能の装置を一般に必要とする。

##### 【0026】

図3の温度対時間の概略プロットを参考すると、チタン合金の強度および強靱性を増加させるための本開示による非限定一方法20は、ある温度で、チタン合金のα-相領域においてチタン合金を少なくとも25%の面積減少の相当塑性変形まで塑性変形すること22を含む。(図1A～1Cおよびチタン合金のα-相領域に関する上記考察を参考されたい。) α-相領域における25%の相当塑性変形は、α-相領域における最終塑性変形温度24を必要とする。用語「最終塑性変形温度」とは、チタン合金の塑性変形の終わりにおける、およびチタン合金の時効処理の前の、チタン合金の温度として本明細書で定義される。図3にさらに示すように、塑性変形22の後で、チタン合金は方法20の間、チタン合金のトランザス温度( $T_x$ )を上回る温度に加熱されない。特定の非限定的実施形態では、および図3に示すように、最終塑性変形温度24での塑性変形に続いて、チタン合金は、高強度および高破壊靱性をチタン合金に与えるのに十分な時間をかけて

10

20

30

40

50

、 トランザス温度を下回る温度で熱処理 26 を施される。非限定的実施形態では、熱処理 26 は、トランザス温度を少なくとも 20 °F 下回る温度で実施され得る。別の非限定的実施形態では、熱処理 26 は、トランザス温度を少なくとも 50 °F 下回る温度で実施され得る。特定の非限定的実施形態では、熱処理 26 の温度は、最終塑性変形温度 24 を下回り得る。他の非限定的実施形態では、図 3 では示していないが、チタン合金の破壊靭性をさらに増加させるために、熱処理温度は、最終塑性変形温度を上回り得るが、

トランザス温度以下である。図 3 は塑性変形 22 の一定温度と、本開示による別の非限定的実施形態での熱処理 26 とを示しているが、塑性変形温度 22 および / または熱処理 26 が変化し得ることは理解されよう。例えば、チタン合金ワークピースの温度の自然な減少は、塑性変形が本明細書に開示される実施形態の範囲内にある間に起こる。図 3 の温度 - 時間の概略プロットは、本明細書に開示する高強度および高靭性を与えるためのチタン合金を熱処理する方法の特定の実施形態は、チタン合金に高強度および高強靭性を与えるための従来の熱処理手段と対照をなすことを示している。例えば、従来の熱処理手段は、典型的には、合金冷却速度を厳密に制御するために、多段階熱処理と高性能の装置とを必要とし、したがって、高価であり、すべての熱処理施設で実施されるというわけではない。しかしながら、図 3 に例示する処理実施形態は、多段階熱処理を含まず、かつ従来の熱処理装置を使用して行われ得る。

#### 【 0027 】

通常、特定のチタン合金組成物は、本開示による方法を用いて所望の機械的特性を与える、熱処理時間と熱処理温度との組み合わせを決定する。さらに、熱処理時間と温度は、特定の合金組成物のために強度と破壊靭性との特定の所望平衡を得るために調整されることができる。本明細書に開示する特定の非限定的実施形態では、Ti - 5 Al - 5 V - 5 Mo - 3 Cr ( Ti - 5 - 5 - 5 - 3 ) 合金を処理するために用いられる熱処理時間および温度を本開示による方法によって調整することで、 $60 \text{ ksi} \cdot \text{in}^{1/2} \text{ K}_1$  から  $100 \text{ ksi} \cdot \text{in}^{1/2} \text{ K}_1$  の破壊靭性レベルと組み合せた  $140 \text{ ksi}$  から  $180 \text{ ksi}$  の最大抗張力を達成した。本開示を考慮すると、当業者は、その所望の用途にあわせた特定のチタン合金について最適な強度および強靭性の特性を与える熱処理時間と温度の特定の組み合わせを、困難を伴わずに決定し得る。

#### 【 0028 】

用語「塑性変形」を本明細書で用いて、その弾性限界を超えて材料を引っ張るストレスまたはストレス類を負加された状態下的材料の非弾力的変形を意味する。

#### 【 0029 】

用語「面積減少」を本明細書で用いて、チタン合金の塑性変形前の形状の断面と、塑性変形後のチタン合金の形状の断面との相違を意味し、その断面は相当する位置で示されている。面積減少を評価する際に用いるチタン合金の形状は、ビレット、棒、平板、桿体、コイル、シート、圧延形、および押出型の形であってもよいが、これらに限定されない。

#### 【 0030 】

塑性変形するための面積減少の算出の一例は、5 インチ径のチタン合金丸ビレットを 2.5 インチのチタン合金の丸棒に圧延することによって起こる。5 インチ径の丸ビレットの断面積は、 $(\pi) \times \text{半径}^2$  すなわち約  $(3.1415) \times (2.5 \text{ inch})^2$  、すなわち  $19.625 \text{ inch}^2$  である。2.5 インチの丸棒の断面積は、約  $(3.1415) \times (1.25)^2$  、すなわち  $4.91 \text{ inch}^2$  である。開始ビレットの断面積の圧延後の丸棒に対する比は、 $4.91 / 19.625$  、すなわち  $25\%$  である。面積減少は、 $100\% - 25\% = 75\%$  の面積減少である。

#### 【 0031 】

用語「相当塑性変形」を本明細書で用いる場合、その弾性限界を超えて材料を歪ませるストレスを負荷された状態下的材料の非弾力性変形を意味する。相当塑性変形は、一軸変形で得られる特定の面積減少をもたらすが、変形後のその合金の形状の寸法が、変形前の合金の形状の寸法と実質的に異なるように起こるストレスを含み得る。限定ではなく、例えば、多軸鍛造を用いて、アップセット鍛造したチタン合金ビレットをかなりの塑性

10

20

30

40

50

変形にかけ、ビレットの最終寸法を実質的に変えることなく、転位を合金に導入し得る。相当塑性変形が少なくとも 25 % である非限定的実施形態では、実際の面積減少は、5 % 以下であり得る。相当塑性変形が少なくとも 25 % である非限定的実施形態では、実際の面積減少は、1 % 以下であり得る。多軸鍛造は、当業者にとって知られている技術であり、したがって本明細書ではさらに説明されない。

#### 【0032】

本開示による特定の非限定的実施形態では、チタン合金は、25 % の面積減少を超えて、99 %までの面積減少の相当塑性変形まで塑性変形され得る。相当塑性変形が 25 % の面積減少を超える特定の非限定的実施形態では、- 相領域において少なくとも 25 % の面積減少の相当塑性変形が塑性変形の終わりに起こり、およびその塑性変形の後にチタン合金は、チタン合金の トランザス温度 ( $T$ ) を超えて加熱されない。

#### 【0033】

本開示による方法の非限定の一実施形態では、図 3 に概ね示すように、チタン合金の塑性変形は、すべての相当塑性変形が - 相領域で起こるようにチタン合金を塑性変形することを含む。図 3 は、- 相領域における一定の塑性変形温度を表わしているが、- 相領域において少なくとも 25 % の面積減少の相当塑性変形が変動する温度で起こることも、本明細書の実施形態の範囲内である。例えば、チタン合金の温度が徐々に低下する間に、チタン合金は - 相領域で加工され得る。チタン合金の トランザス温度まで、もしくはそれを超えてチタン合金が加熱されない限り、一定もしくはほぼ一定の温度を維持するために、またはチタン合金の温度の低下を制限するために、- 相領域における少なくとも 25 % の面積減少の相当塑性変形の間にチタン合金を加熱することも本明細書の実施形態の範囲内である。非限定的実施形態では、- 相領域においてチタン合金を塑性変形することは、トランザス温度のわずかに下、または トランザス温度の約 18 °F (10) を下回る温度から トランザス温度を 400 °F (222) 下回る温度までの塑性変形温度範囲でチタン合金を塑性変形することを含む。別の非限定の一実施形態では、- 相領域においてチタン合金を塑性変形することは、トランザス温度を 400 °F (222) 下回る温度から トランザス温度を 20 °F (11.1) 下回る温度までの塑性変形温度範囲でチタン合金を塑性変形することを含む。さらに別の非限定の一実施形態では、- 相領域においてチタン合金を塑性変形することは、トランザス温度を 50 °F (27.8) 下回る温度から トランザス温度を 400 °F (222) 下回る温度の塑性変形温度範囲でチタン合金を塑性変形することを含む。

#### 【0034】

図 4 の温度対時間の概略プロットを参照すると、本開示による別の非限定的な方法 30 は、本明細書で「トランザス通過」処理と呼ばれる特徴を含む。トランザス通過処理を含む非限定的実施形態では、塑性変形（本明細書では「加工」とも呼ぶ）は、そのチタン合金の トランザス温度 ( $T$ ) 以上のチタン合金温度から始める。また、トランザス通過処理では、塑性変形 32 は、トランザス温度以上のある温度 34 から、チタン合金の - 相領域にある最終塑性変形温度 24 までチタン合金を塑性変形することを含む。このように、チタン合金の温度は、塑性変形 32 の間、トランザス温度を通過する。また、トランザス通過処理では、少なくとも 25 % の面積減少に相当する塑性変形は、

- 相領域で起こり、および - 相領域においてチタン合金を塑性変形した後、チタン合金は、チタン合金の トランザス温度 ( $T$ ) 以上の温度まで加熱されない。図 4 の温度 - 時間の概略プロットは、本明細書に開示する高強度および高強靭性を与えるためのチタン合金を熱処理する方法の非限定的実施形態が、チタン合金に高強度および高強靭性を与えるための従来の熱処理手段と対照をなすことを示している。例えば、従来の熱処理手段は、典型的には、合金冷却速度を厳密に制御するために、多段階熱処理と高性能の装置とを必要とし、したがって、高価であり、すべての熱処理施設で実施されるというわけではない。しかしながら、図 4 で例示する処理実施形態は、多段階熱処理を含まず、かつ従来の熱処理装置を使用して行われ得る。

#### 【0035】

10

20

30

40

50

本開示による方法の特定の非限定的実施形態では、トランザス通過処理においてチタン合金を塑性変形することは、塑性変形の間にトランザス温度を通過して、チタン合金のトランザス温度を $200^{\circ}\text{F}$ (111)上回る温度から、トランザス温度を $400^{\circ}\text{F}$ (222)下回るまでの温度範囲でチタン合金を塑性変形することを含む。(i)少なくとも25%の面積減少に相当する塑性変形が-相領域で起こり、および(ii)-相領域における塑性変形の後に、チタン合金がトランザス温度以上の温度まで加熱されない限り、この温度範囲が有効であることを、本発明者は決定した。

#### 【0036】

本開示による実施形態では、チタン合金は、鍛造、回転鍛造、落とし鍛造、多軸鍛造、棒材圧延、板圧延、および押し出しを含むがこれらに限定されない技術によって、またはこれらの技法のうちの2つ以上の組み合わせによって塑性変形ができる。塑性変形は、用いられる圧延処理技術が、-相領域においてチタン合金ワークピースを少なくとも25%の面積減少の相当まで塑性変形することができる限り、当業者にとって現在知られているまたは今後知られる任意の適切な圧延処理技術によって達成されることがある。

#### 【0037】

上述のように、本開示による方法の特定の非限定的実施形態では、-相領域において生じる少なくとも25%の面積減少の相当までのチタン合金の塑性変形は、チタン合金の最終寸法を本質的にはえることはない。これは、例えば、多軸鍛造などの技術によって達成され得る。別の実施形態では、塑性変形は、塑性変形が完了すると、チタン合金の断面積の実際の減少を含む。25%の面積減少に少なくとも相当する塑性変形がもたらすチタン合金の面積減少は、例えば、参照したチタン合金の断面積を実際にえる、すなわち、わずかに0%または1%から最高25%までのいずれかでの実際の面積減少という結果になり得ることを当業者は認識する。さらに、全面的な塑性変形は、最高99%までの面積減少に相当する塑性変形を含み得るので、最高99%の面積減少に相当する塑性変形後のワークピースの実際の寸法は、わずかに0%または1%から最高99%までのいずれかでのチタン合金の参照した断面積での実際の変化をもたらすこともある。

#### 【0038】

本開示による方法の非限定的実施形態は、チタン合金を塑性変形した後、および熱処理する前に、チタン合金を室温まで冷却することを含む。冷却は、炉中冷却、空冷、水冷、または当業者にとって現在知られているまたは今後知られる他のいずれの適切な冷却技術によって達成されることができる。

#### 【0039】

本開示の一態様は、本明細書に開示する実施形態によりチタン合金を熱加工した後、チタン合金がトランザス温度まで、またはそれを超えるまで加熱されないことである。したがって、熱処理のステップは、チタン合金のトランザス温度でまたはそれを超える温度で起こらない。特定の非限定的実施形態では、熱処理は、 $900^{\circ}\text{F}$ (482)から $1500^{\circ}\text{F}$ (816)の範囲の温度(「熱処理温度」)で、0.5時間から24時間の範囲の時間(「熱処理時間」)でチタン合金を加熱することを含む。他の非限定的実施形態では、破壊靭性を増加させるために、熱処理温度は、最終的な塑性変形温度を超えることもあるが、チタン合金のトランザス温度未満である。別の非限定的一実施形態では、熱処理温度( $T_h$ )は、トランザス温度- $20^{\circ}\text{F}$ (11.1)、すなわち、 $T_h$ ( $T - 20^{\circ}\text{F}$ )以下である。別の非限定的一実施形態では、熱処理温度( $T_h$ )は、トランザス温度- $50^{\circ}\text{F}$ (27.8)、すなわち、 $T_h$ ( $T - 20^{\circ}\text{F}$ )以下である。さらに別の非限定的実施形態では、熱処理温度は、少なくとも $900^{\circ}\text{F}$ (482)からトランザス温度- $20^{\circ}\text{F}$ (11.1)の範囲内、または少なくとも $900^{\circ}\text{F}$ (482)からトランザス温度- $50^{\circ}\text{F}$ (27.8)の範囲内であり得る。部品の厚さのため長い加熱時間が必要な場合、熱処理時間は、例えば、24時間よりも長くてもよいと理解される。

#### 【0040】

10

20

30

40

50

本開示による方法の別の非限定的実施形態は、チタン合金を塑性変形した後、直接時効処理を含み、 - 相領域においてチタン合金を塑性変形した後、チタン合金が加熱処理温度まで直接的に冷却または加熱される。塑性変形の後、チタン合金が熱処理温度まで直接冷却される本方法の特定の非限定的実施形態では、冷却速度は、熱処理ステップによって達成される強度および強靭性の特性に著しく悪影響を及ぼさないと考えられる。チタン合金が最終的な塑性変形温度を超えるが、 トランザス温度を下回る熱処理温度で熱処理される本方法の非限定的実施形態では、 - 相領域においてチタン合金を塑性変形した後、チタン合金は熱処理温度まで直接的に加熱され得る。

#### 【0041】

本開示による熱機械的方法の特定の非限定的実施形態は、室温で 相を保持することができるチタン合金にその処理を適用することを含む。そのようなものとして、本開示による方法の種々の実施形態によって有利に処理され得るチタン合金には、 チタン合金、 準安定 チタン合金、 ニア チタン合金、 - チタン合金、 およびニア チタン合金が挙げられる。本明細書に開示する方法は、 チタン合金の強度および強靭性も増加させ得ると考えられる。これは、上記のように、 C Pチタングレードでさえも、 室温で少濃度の相を含むためである。

#### 【0042】

本開示による方法の別の非限定的実施形態では、その方法を用いて、室温で 相を保持することができ、 および時効処理の後、 相を保持するか、 または析出することができるチタン合金を処理し得る。これらの合金としては、一般カテゴリーの チタン合金、 - チタン合金、 および 相を少量パーセンテージ含む 合金が挙げられるが、これらに限定されるものではない。

#### 【0043】

本開示による方法の実施形態を用いて処理され得るチタン合金の非限定例としては、以下が挙げられる： / チタン合金、 例えば、 Ti - 6 Al - 4 V 合金 (UNS 番号 R 5 6 4 0 0 および R 5 4 6 0 1 ) および Ti - 6 Al - 2 Sn - 4 Zr - 2 Mo 合金 (UNS 番号 R 5 4 6 2 0 および R 5 4 6 2 1 ) ；ニア チタン合金、 例えば、 Ti - 10 V - 2 Fe - 3 Al 合金 (UNS 番号 R 5 4 6 1 0 ) ；ならびに準安定 チタン合金、 例えば、 Ti - 15 Mo 合金 (UNS 番号 R 5 8 1 5 0 ) および Ti - 5 Al - 5 V - 5 Mo - 3 Cr 合金 (UNS 番号未割当て) 。

#### 【0044】

本明細書に開示する特定の非限定的実施形態によってチタン合金を熱処理した後、チタン合金は、 138 ksi から 179 ksi の範囲で最大抗張力を有し得る。本明細書で考査される最大抗張力の特性は、 ASTM E 8 - 04 の規格、 "Standard Test Methods for Tension Testing of Metallic Materials" 「金属材料の引張試験のための標準試験方法」に従って測定され得る。また、本開示による方法の特定の非限定的実施形態によってチタン合金を熱処理した後、チタン合金は、 59 ksi - in<sup>1/2</sup> から 100 ksi - in<sup>1/2</sup> の範囲で K<sub>1c</sub> 破壊靭性を有し得る。本明細書で考査される K<sub>1c</sub> 破壊靭性値は、規格 ASTM E 399 - 08 、 "Standard Test Method for Linear-Elastic Plane-Strain Fracture Toughness K<sub>1c</sub> of Metallic Materials" 「金属材料の線形弾性平面ひずみ破壊靭性 K<sub>1c</sub> のための標準試験方法」に従って測定され得る。加えて、本開示の範囲内の特定の非限定的実施形態によってチタン合金を熱処理した後、チタン合金は、 134 ksi から 170 ksi の範囲で降伏強度を有し得る。さらに、本開示の範囲内の特定の非限定的実施形態によってチタン合金を熱処理した後、チタン合金は、 4.4 % から 20.5 % の範囲で伸び率を有し得る。

#### 【0045】

一般に、本開示による方法の実施形態を実施することによって達成されることがあるチタン合金のための強度および破壊靭性の有利な範囲は、約 40 ksi - in<sup>1/2</sup> K<sub>1</sub>

10

20

30

40

50

<sub>c</sub> から 100 ksi - in<sup>1/2</sup> K<sub>1c</sub> に及ぶ破壊靱性とともに 140 ksi から 180 ksi の最大抗張力、または 60 ksi - in<sup>1/2</sup> K<sub>1c</sub> から 80 ksi - in<sup>1/2</sup> K<sub>1c</sub> に及ぶ破壊靱性とともに 140 ksi から 160 ksi の最大抗張力が含まれるがこれらに限定されるものではない。さらに別の非限定的実施形態では、強度および破壊靱性の有利な範囲は、40 ksi - in<sup>1/2</sup> K<sub>1c</sub> から 60 ksi - in<sup>1/2</sup> K<sub>1c</sub> に及ぶ破壊靱性とともに 160 ksi から 180 ksi の最大抗張力が含まれる。本開示による方法の特定の実施形態を実施することによって達成されることができる強度および破壊靱性の有利な範囲は、以下が挙げられるがこれらに限定されるものではない：55 ksi - in<sup>1/2</sup> K<sub>1c</sub> から 100 ksi - in<sup>1/2</sup> K<sub>1c</sub> に及ぶ破壊靱性とともに 135 ksi から 180 ksi の最大抗張力；60 ksi - in<sup>1/2</sup> K<sub>1c</sub> から 90 ksi - in<sup>1/2</sup> K<sub>1c</sub> に及ぶ破壊靱性とともに 160 ksi から 180 ksi の最大抗張力；および 85 ksi - in<sup>1/2</sup> K<sub>1c</sub> から 95 ksi - in<sup>1/2</sup> K<sub>1c</sub> に及ぶ破壊靱性とともに 135 ksi から 160 ksi の最大抗張力。  
10

#### 【0046】

本開示による方法の非限定的実施形態では、チタン合金を熱処理した後、チタン合金は、少なくとも 166 ksi の平均最大抗張力と、少なくとも 148 ksi の平均降伏強度と、少なくとも 6% の伸び率と、少なくとも 65 ksi - in<sup>1/2</sup> の K<sub>1c</sub> 破壊靱性とを有する。本開示による方法の他の非限定的実施形態は、少なくとも 150 ksi の最大抗張力と、少なくとも 70 ksi - in<sup>1/2</sup> の K<sub>1c</sub> 破壊靱性とを有する熱処理を施したチタン合金をもたらす。本開示による方法のさらに別の非限定的実施形態は、少なくとも 135 ksi の最大抗張力と、少なくとも 55 ksi - in<sup>1/2</sup> の破壊靱性とを有する熱処理を施したチタン合金をもたらす。  
20

#### 【0047】

チタン合金を熱機械的に処理するための本開示による非限定的な方法は、チタン合金のトランザス温度を 200 °F (111) 上回る温度から トランザス温度を 400 °F (222) 下回る温度の温度範囲でチタン合金を加工する（すなわち、塑性変形させる）ことを含む。加工ステップの最終的な部分では、少なくとも 25% の面積減少の相当塑性変形は、チタン合金の - 相領域で起こる。加工ステップの後、チタン合金は トランザス温度を超えて加熱されない。非限定的実施形態では、加工ステップの後、チタン合金は、900 °F (482) から 1500 °F (816) に及ぶ熱処理温度で、0.5 時間から 24 時間に及ぶ熱処理時間で熱処理を施され得る。  
30

#### 【0048】

本開示による特定の非限定的実施形態では、チタン合金を加工することで、25% を超える面積減少および最高 99% の面積減少の相当塑性変形をもたらし、少なくとも 25% の相当塑性変形が加工ステップのチタン合金の - 相領域において起こり、および塑性変形の後、チタン合金は トランザス温度を超えて加熱されない。非限定的実施形態は、 - 相領域においてチタン合金を加工することを含む。別の非限定的実施形態では、加工は、 - 領域において トランザス温度以上の温度で、最終加工温度までの温度でチタン合金を加工することを含み、その加工がチタン合金の - 相領域において 25% の面積減少の相当塑性変形を含み、およびチタン合金が塑性変形後、トランザス温度を超えて加熱されない。  
40

#### 【0049】

特定の航空宇宙用途および航空用途に有用なチタン合金の熱機械的特性を決定するために、ATI Alvac での先行技術の手段によって処理されたチタン合金の機械的試験に由来するデータおよび技術文献から収集したデータを集めた。本明細書で用いる場合、合金は、その合金の強靱性および強度が少なくともある特定の用途に必要とされる程度である、または範囲内にある場合、その用途に「有用」である機械的特性を有する。特定の航空宇宙用途および航空用途に有用な以下の合金の機械的特性を収集した：Ti-10V-2Fe-3-Al (Ti10-2-3; UNS 番号 R54610)、Ti-5Al-5V-5Mo-3Cr (Ti5-5-5-3; UNS 番号 未割当)、Ti-6Al-2  
50

S n - 4 Z r - 2 M o 合金 ( T i 6 - 2 - 4 - 2 ; U N S 番号 R 5 4 6 2 0 および R 5 4 6 2 1 ) 、 T i - 6 A l - 4 V ( T i 6 - 4 ; U N S 番号 R 5 6 4 0 0 および R 5 4 6 0 1 ) 、 T i - 6 A l - 2 S n - 4 Z r - 6 M o ( T i 6 - 2 - 4 - 6 ; U N S 番号 R 5 6 2 6 0 ) 、 T i - 6 A l - 2 S n - 2 Z r - 2 C r - 2 M o - 0 . 2 5 S i ( T i 6 - 2 2 - 2 2 ; A M S 番号 4 8 9 8 ) 、 ならびに T i - 3 A l - 8 V - 6 C r - 4 Z r - 4 M o ( T i 3 - 8 - 6 - 4 - 4 ; A M S 番号 4 9 3 9 、 4 9 5 7 、 4 9 5 8 ) 。これらの合金の各々の組成物は、文献に報告されており、よく知られている。本明細書に開示する方法に修正可能である非限定的な代表的チタン合金の重量パーセントでの典型的化学組成範囲を表 1 に示す。表 1 に示す合金は、本明細書に開示する実施形態によって処理されるとき、強度および強靭性の増加を示し得る合金の非限定的な例だけであり、当業者によって現在または今後認識される他のチタン合金も、本明細書に開示する実施形態の範囲内であると理解される。10

【 0 0 5 0 】

【表1】

表1 (重量%)								
	Ti 10-2-3	Ti 5-5-5-3	Ti 6-2-4-2	Ti 6-4	Ti 6-2-4-6	Ti 6-22-22	Ti 3-8-6-4-4	Ti-15Mo
Al	2.6-3.4	4.0-6.3	5.5-6.5	5.5-6.75	5.5-6.5	5.5-6.5	3.0-4.0	
V	9.0-11.0	4.5-5.9		3.5-4.5			7.5-8.5	
Mo		4.5-5.9	1.80-2.20		5.50-6.50	1.5-2.5	3.5-4.5	14.00-16.00
Cr		2.0-3.6				1.5-2.5	5.5-6.5	
Cr + Mo						4.0-5.0		
Zr		0.01-0.08	3.60-4.40		3.50-4.50	1.5-2.5	3.5-4.5	
Sn			1.80-2.20		1.75-2.25	1.5-2.5		
Si						0.2-0.3		
C	最大 0.05	0.01-0.25	最大 0.05	最大 0.1	最大 0.04	最大 0.05	最大 0.05	最大 0.10
N	最大 0.05		最大 0.05	最大 0.05	最大 0.04	最大 0.04		最大 0.05
O	最大 0.13	0.03-0.25	最大 0.15	最大 0.20	最大 0.15	最大 0.14	0.14	
H	最大 0.015		最大 0.0125	最大 0.015	最大 0.0125	最大 0.01	最大 0.020	最大 0.015
Fe	1.6-2.2	0.2-0.8	最大 0.25	最大 0.40	最大 0.15		最大 0.3	最大 0.1
Ti	残部	残部	残部	残部	残部	残部	残部	残部

10

20

30

40

## 【0051】

複雑な手順で高価な先行技術の熱機械的処理を用いて処理した場合、上述の合金によって示される破壊靱性および降伏強度の有用な組み合わせを図5にグラフで示す。図5において、破壊靱性および降伏強度の有用な組み合わせを含むプロットの領域の下方境界は、 $y = -0.9x + 173$ によって近似ことができ、ここで、「y」はksi-in<sup>1/2</sup>単位のK<sub>1c</sub>破壊靱性であり、「x」はksi単位の降伏強度(YS)である。本明細書の以下に示す実施例1および3(図6も参照されたい)に示すデータは、本明細書に記述するようにチタン合金を塑性形成させ、熱処理を施すことを含む、本開示によるチタン合金を処理する方法の実施形態が、高価で比較的複雑な手順の先行技術の処理技術を

50

用いて達成されるのと同程度の  $K_{1c}$  破壊靱性および降伏強度の組み合わせをもたらすことをはっきり示している。言い換えれば、本開示による方法の特定の実施形態を行うことで達成された結果に基づく図5を参照して、式(1)による破壊靱性および降伏強度を示すチタン合金が達成され得る。

$$K_{1c} = (0.9) YS + 173 \quad (1)$$

#### 【0052】

さらに図5において、破壊靱性および降伏強度の有用な組み合わせを含むプロットの領域の上方境界は、 $y = -0.9x + 217.6$  によって近似されることができ、ここで、「y」はksi-in<sup>1/2</sup>単位の  $K_{1c}$  破壊靱性であり、「x」はksi単位の降伏強度(YS)である。したがって、本開示による方法の実施形態を実施して達成される結果に基づいて、本方法を用いて、図5の境界領域内の、式(2)によって記述され得る破壊靱性および降伏強度を示すチタン合金を生産し得る。

$$217.6 - (0.9) YS \leq K_{1c} \leq 173 - (0.9) YS \quad (2)$$

#### 【0053】

本開示の非限定的な一態様によれば、塑性変形および熱処理のステップを含む本開示による方法の実施形態は、比較的高価で複雑な手順の先行技術の熱機械的技術を用いて処理される場合、同じ合金と少なくとも同程度の降伏強度および破壊靱性を有するチタン合金をもたらす。

#### 【0054】

加えて、以下の実施例1および表1と2に示すデータが示すように、本開示による方法によってチタン合金Ti-5Al-5V-5Mo-3Crを処理することで、先行技術の熱機械的処理によって得られるものを超える機械的特性を示すチタン合金がもたらされた。図6を参照されたい。言い換えれば、先行技術の熱機械的処理によって達成される降伏強度および破壊靱性の組み合わせを含む、図5および6に示す境界領域を参照して、本開示による方法の特定の実施形態は、その破壊靱性および降伏強度が式(3)によって関連されるチタン合金を生産する。

$$K_{1c} = 217.6 - (0.9) YS \quad (3)$$

#### 【0055】

本発明の範囲を制限することなく、以下の実施例は、非限定的実施形態をさらに説明することを目的とする。当業者は、実施例のバリエーションが、特許請求の範囲によってのみ定義される本発明の範囲内で可能であると認識するであろう。

#### 【実施例】

#### 【0056】

##### 実施例1

ATI Allevac (Monroe, North Carolina)からのTi-5Al-5V-5Mo-3Cr (Ti5-5-5-3) 合金製5インチ丸ビレットを、-相領域において約1450°F (787.8) の開始温度で、2.5インチ丸棒に圧延した。Ti5-5-5-3合金のトランザス温度は約1530°F (832) であった。Ti5-5-5-3合金は、5.02重量パーセントのアルミニウム、4.87重量パーセントのバナジウム、0.41重量パーセントの鉄、4.90重量パーセントのモリブデン、2.85重量パーセントのクロミウム、0.12重量パーセントの酸素、0.09重量パーセントのジルコニウム、0.03重量パーセントのシリコン、残部チタンおよび不可避的な不純物からなる平均インゴット化学組成であった。最終加工温度は、1480°F (804.4) であり、また-相領域においてであり、チタン合金のトランザス温度を400°F (222) 下回らなかった。チタン合金の直径の減少は、

-相領域においてチタン合金の75%の面積減少に相当した。圧延後、チタン合金を室温まで空冷させた。冷却した合金の試料を、いくつかの熱処理温度で、種々の熱処理時間をかけて熱処理を施した。熱処理を施した合金試料の機械的特性を縦(L)方向と横方向(T)で測定した。種々の試験試料で用いた熱処理時間および熱処理温度、ならびに試料に対する縦方向での引張試験および破壊靱性( $K_{1c}$ )試験の結果を表2に示す。

10

20

30

40

50

【0057】

【表2】

表2-熱処理条件および縦方向の特性						
番号	熱処理温度 (° F / °C)	熱処理時間 (時間)	最大抗張力 (ksi)	降伏強度 (ksi)	パーセント伸び率	K <sub>1c</sub> (ksi - in <sup>1/2</sup> )
1	1200/649	2	178.7	170.15	11.5	65.55
2	1200/649	4	180.45	170.35	11	59.4
3	1200/649	6	174.45	165.4	12.5	62.1
4	1250/677	4	168.2	157.45	14.5	79.4
5	1300/704	2	155.8	147	16	87.75
6	1300/704	6	153	143.7	17	87.75
7	1350/732	4	145.05	137.95	20	95.55
8	1400/760	2	140.25	134.8	20	99.25
9	1400/760	6	137.95	133.6	20.5	98.2

【0058】

試料に対する熱処理時間、熱処理温度、および横方向での測定した引張試験の結果を表3に示す。

【0059】

【表3】

表3-熱処理条件および横方向の特性					
番号	熱処理温度 (° F / °C)	熱処理時間 (時間)	最大抗張力 (ksi)	降伏強度 (ksi)	パーセント伸び率
1	1200/649	2	193.25	182.8	4.4
2	1200/649	4	188.65	179.25	4.5
3	1200/649	6	186.35	174.85	6.5
4	1250/677	4	174.6	163.3	4.5
5	1300/704	2	169.15	157.35	6.5
6	1300/704	6	162.65	151.85	7
7	1350/732	4	147.7	135.25	9
8	1400/760	2	143.65	131.6	12
9	1400/760	6	147	133.7	15

10

20

30

40

50

**【0060】**

航空宇宙用途で使用される Ti 5 - 5 - 5 - 3 合金の特性の典型的な目標としては、少なくとも 150 ksi の平均最大抗張力および少なくとも 70 ksi · in<sup>1/2</sup> の最低破壊靱性  $K_{1c}$  値が挙げられる。実施例 1 により、これらの目標となる機械的特性は、試料 4 ~ 6 について表 2 に記載した熱処理時間および温度の組み合わせで達成された。

**【0061】****実施例 2**

実施例 1 からの試料番号 4 の試料を各試料のほぼ中間点で切断し、圧延および熱処理の結果生じるミクロ構造を検査するために Kro11 エッティング処理を施した。図 7 A は、縦方向の光学顕微鏡写真 (100×) であり、図 7 B は、調製した代表的な試料の横方向の光学顕微鏡写真 (100×) である。1250°F (677) で、4 時間の圧延および熱処理後に生成されたミクロ構造は、相マトリックス内に分散した微細な相である。

10

**【0062】****実施例 3**

ATI Alvac から入手した Ti - 15Mo 合金の棒材を、- 相領域において 1400°F (760.0) の開始温度で、75% の減少まで塑性変形させた。Ti - 15Mo 合金のトランザス温度は、約 1475°F (801.7) であった。チタン合金の最終加工温度は、約 1200°F (648.9) であり、チタン合金のトランザス温度を 400°F (222) 下回らなかった。加工後、Ti - 15Mo 棒材を 900°F (482.2) で 16 時間、時効処置を施した。時効後、Ti - 15Mo 棒材は、178 ~ 188 ksi に及ぶ最大抗張力と、170 ~ 175 ksi に及ぶ降伏強度と、約 30 ksi · in<sup>1/2</sup> の  $K_{1c}$  破壊靱性値を有した。

20

**【0063】****実施例 4**

Ti - 5Al - 5V - 5Mo - 3Cr (Ti 5 - 5 - 5 - 3) 合金の 5 インチ丸ビレットを 相領域において、約 1650°F (889) の開始温度で、2.5 インチ丸棒に圧延した。Ti 5 - 5 - 5 - 3 合金のトランザス温度は、約 1530°F (832) である。最終加工温度は、- 相領域において、1330°F (721) であり、チタン合金のトランザス温度を 400°F (222) 下回らない。チタン合金の直径の減少は、75% の面積減少に相当する。塑性変形温度は塑性変形の間に冷えて、トランザス温度を通過する。チタン合金が塑性変形の間に冷えると、少なくとも 25% の面積減少が - 相領域で起こる。- 相領域で少なくとも 25% 減少すると、合金は トランザス温度を超えて加熱されない。圧延後、チタン合金を室温まで空冷させた。チタン合金に 1300°F (704) で 2 時間、時効処置を施した。

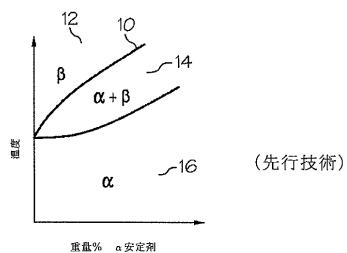
30

**【0064】**

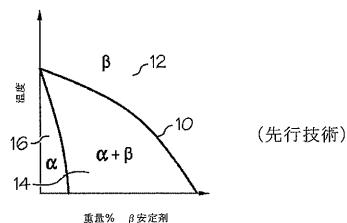
本開示は、種々の代表的な、説明的かつ非限定的な実施形態に関して記述されている。しかしながら、種々の置換、修飾、または開示した実施形態（もしくはその部分）のうちの任意の組み合わせが、特許請求の範囲だけによって定義される本発明の範囲から逸脱することなくなされ得ることを当業者は認識するであろう。このように、本開示は、本明細書に明示的に記載されてないさらなる実施形態を網羅すると考えられ、かつ理解される。そのような実施形態は、例えば、本明細書に記述する実施形態に関して開示されたステップ、材料、構成物質、構成成分、元素、特徴、態様等を任意に組み合せておよび／または修飾することによって得られ得る。このように、本開示は、種々の代表的な、説明的かつ非限定的な実施形態についての記述によって限定されず、むしろ特許請求の範囲によってのみ限定される。このように、出願者は、出願手続きの間、本明細書にさまざまに記述した特徴を追加するよう本特許請求の範囲を修正する権利を留保する。

40

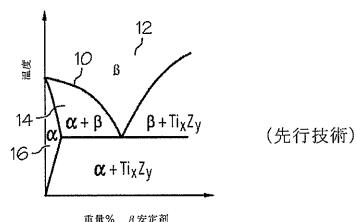
【図 1 A】



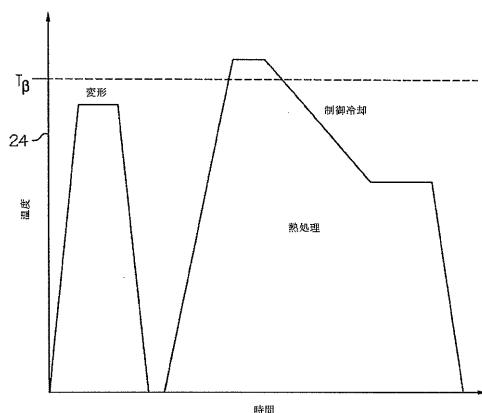
【図 1 B】



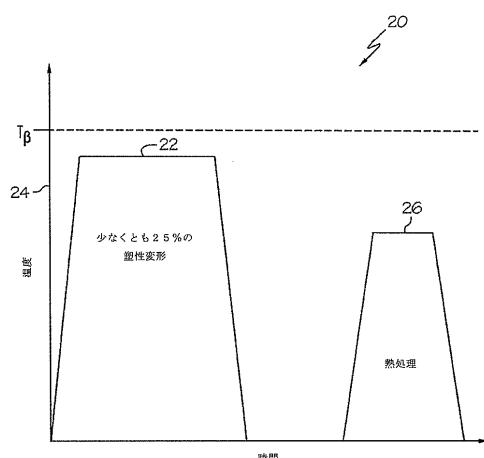
【図 1 C】



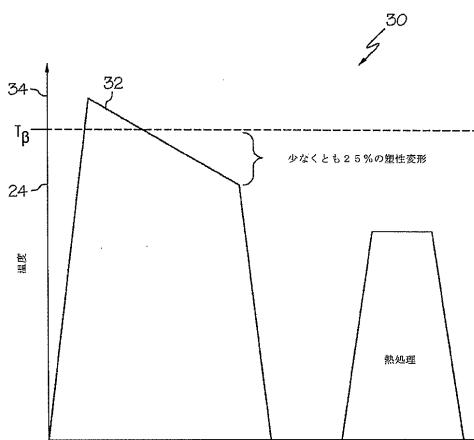
【図 2】



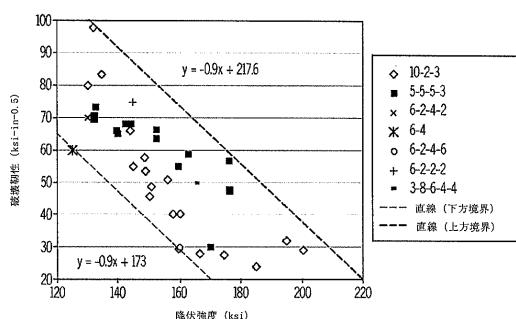
【図 3】



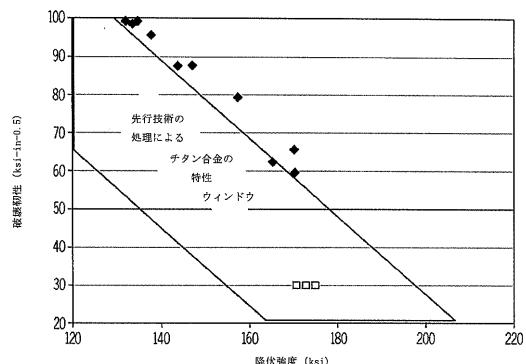
【図 4】



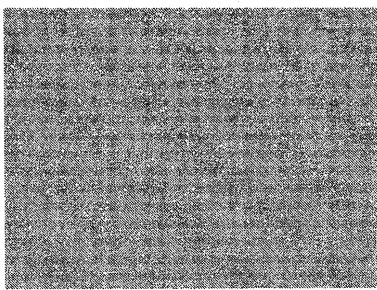
【図 5】



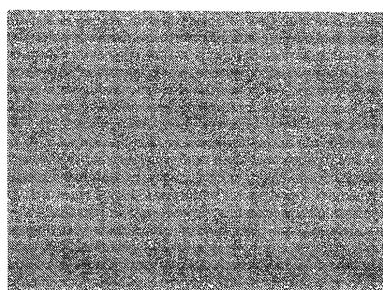
【図6】



【図7B】



【図7A】



---

フロントページの続き

(51)Int.Cl.

F I

C 22 F	1/00	6 3 0 A
C 22 F	1/00	6 3 0 B
C 22 F	1/00	6 3 0 K
C 22 F	1/00	6 8 3
C 22 F	1/00	6 9 1 B
C 22 F	1/00	6 9 1 C
C 22 F	1/00	6 9 4 A
C 22 F	1/00	6 9 4 B

(74)代理人 100161595

弁理士 森下 梓

(72)発明者 ブライアン , デヴィッド・ジェイ

アメリカ合衆国ノース・カロライナ州28079 , インディアン・トレイル , ブルー・ストリーム  
・レーン 8005

審査官 川村 裕二

(56)参考文献 米国特許出願公開第2008 / 0210345 (US, A1)

米国特許第5399212 (US, A)

米国特許出願公開第2003 / 0089433 (US, A1)

米国特許出願公開第2004 / 0250932 (US, A1)

特開平09 - 143650 (JP, A)

(58)調査した分野(Int.Cl. , DB名)

C 22 F 1 / 18

C 22 C 14 / 00

C 22 F 1 / 00