

平成 27 年 6 月 24 日現在

機関番号：82723

研究種目：若手研究(B)

研究期間：2012～2014

課題番号：24760589

研究課題名(和文) ジェットエンジンタービンブレードの金属組織学に基づく余命推定技術の確立

研究課題名(英文) Establishment of life estimation techniques based on the metallography of the jet engine turbine blade

研究代表者

三浦 信祐 (Nobuhiro, Miura)

防衛大学校(総合教育学群、人文社会科学群、応用科学群、電気情報学群及びシステム工・システム工学群・准教授

研究者番号：60546167

交付決定額(研究期間全体)：(直接経費) 3,500,000 円

研究成果の概要(和文)：実機使用した単結晶Ni基超合金の第一段高圧タービンブレードについて、各断面、各部位の(001)および(100)のコーティング層から冷却孔近傍までの詳細な組織観察を行い、ブレードに負荷される温度、応力および応力方向の推定を試みた。その結果、部位によって、 $\gamma'$ 相の形状が大きく異なり、ラフト構造の形成方向から、ブレードには回転に伴う遠心力以上に高い熱応力が負荷されていることが明らかとなった。さらにブレードに単純時効を施し、立方体状を保持していた部位の $\gamma'$ 相の形状変化に基づき、ブレード内部においても高い応力環境下にあることを示し、実機稼働環境の推定に金属組織学的知見が活用可能であることを明示した。

研究成果の概要(英文)：The morphology of  $\gamma'$  precipitates of a nickel-based superalloy serviced in a 1st HPT blade of a jet engine was investigated before and after aging to estimate the temperature and the stress distribution, and the stress directions in service. After serviced blade, rafted  $\gamma'$  structures formed as the parallel to (010) at the vicinity of coating layer of the pressure side. On the contrary, rafted plate which were parallel to (001) were observed at the trailing edge. However, most of the  $\gamma'$  precipitates remained cuboidal in shape at the internal cooling channel side. After simple aging, the rafted  $\gamma'$  structures appeared in the direction parallel to the blade surface at all portions of the leading edge, while at the internal cooling channel side of the all portions, the  $\gamma'$  precipitates were coarsened. Consequently, very complicated stress is load on the blade in service, and the stress direction and stress distribution are different by the part and portions.

研究分野：金属組織学

キーワード：単結晶Ni基超合金 タービンブレード  $\gamma'$ 相 ラフト構造 余命推定 クリープ

## 1. 研究開始当初の背景

最新の航空機用ジェットエンジンの第一段高圧タービンブレード(以下ブレードとする)には、優れた高温クリープ特性および熱疲労特性等を有する単結晶 Ni 基超合金が用いられている<sup>1)</sup>。この単結晶 Ni 基超合金は Ta、Re 等のレアメタルを多数添加することにより、高温での機械的特性の向上が図られてきた。しかし近年、レアメタルの価格高騰に伴うブレードの高価格化および Ni の融点 1455 をはるかに超えるガス温度に曝されることから、経済性および安全性の観点よりブレードの長寿命化が強く求められている。そこで、新たな合金の開発とともに、使用時間および目視による表面の損傷状態にて判断されているブレード交換時期を延長するため、余寿命推定技術の確立が不可欠となっている。一方で、ブレードは高温下で高速回転するため、温度、応力の実測は困難であり、余寿命推定に必要なブレード使用状態の詳細は未だ不明である。

ところで、単結晶 Ni 基超合金は立方体状の  $\gamma$  ( $\text{Ni}_3(\text{Al}, \text{Ti})$ ) 相を母相中に析出させ、母相を移動する転位の障害物とすることで、高温でのクリープ強度を得ている。この  $\gamma$  相は高温下で引張クリープ変形を受けると、負荷応力軸に対し垂直方向へ連結し、ラフト構造と呼ばれる板状組織を形成することはよく知られている。一方、応力無負荷状態にて高温下で単純時効を施した場合、時効時間の増加に伴い凝集粗大化し、ラフト構造を形成しないことも明らかとなっている。

したがって、金属組織学的知見を活用することで、稼働中の温度・応力条件の推定が期待できることから、実機使用したブレードの詳細な組織観察を実施するとともに、これまで実験室にて得られた各種条件下での組織形態と比較検討することにより、余寿命推定への知見を得ることが期待される。

## 2. 研究の目的

(1) ジェットエンジンの性能を大きく左右する第一段高圧タービンブレードについて、金属組織学的知見を適用することにより、未だ解明されていない実機使用中のタービンブレード各部位に負荷される温度・応力推定を試みる。

(2) 現状、多数のレアメタルを使用しているにもかかわらず、使用時間および表面の損傷状態の目視のみでタービンブレード寿命を決定している現状を改善するため、本研究にて得られた結果をもとに、余寿命判定に関する知見を提示することを目的とする。

## 3. 研究の方法

(1) 単結晶 Ni 基超合金の実機使用ブレードについて、燃焼ガスが直接あたるブレードエアフォイル部より、長手方向に対し垂直な(001)および平行な(100)を切り出した後、母

材表面から内部冷却孔にわたって、各断面各部位の SEM による詳細な組織観察を実施し、組織マップを作成する。

(2) 組織形態変化が少ない部位での温度、応力推定への知見を得るため、各試料に 1273K にて単純時効を施し、SEM 観察を実施し、時効前後の組織形態比較を行う。

(3) 得られた組織形態と実験室レベルで得られている種々のクリープ試験材の組織と比較することで、実機使用材の温度・応力および応力方向の推定を金属組織学的に行い、ブレードの余寿命推定を試みる。

## 4. 研究成果

(1) ジェットエンジンにて約 1000 時間実機使用した単結晶 Ni 基超合金の第一段高圧タービンブレードについて、詳細な組織観察を実施した。最も過酷な条件となるブレード中央部における各部位のコーティング層と母材との界面から冷却孔方向への母材内部について、(001)および(100)両面の詳細な組織観察を行い、 $\gamma$  相の形態に基づく母材内部の温度、応力分布の推定を試みた。

### 腹側における $\gamma$ 相の形態

前縁部におけるコーティング層と母材との界面から冷却孔に向かってそれぞれ 5 分割した部位の SEM 組織を Fig.1 に示す。コーティング層近傍では、(100)において  $\gamma$  相は [010] に数個連結し、ラフト構造の形成が始まっているのに対し、(001)では  $\gamma$  相が凝集粗大化している。コーティング層近傍より 0.1mm 部から内部冷却孔近傍では、 $\gamma$  相は角が取れ丸みを帯びた立方体状をしている。

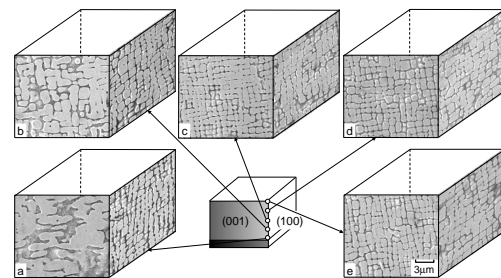


Fig.1 腹側前縁部の(a)コーティング層近傍、(b)コーティング層より 0.1mm、(c)0.2mm、(d)0.4mm および(e)冷却孔近傍の SEM 組織

後縁部における SEM 組織を Fig.2 に示す。コーティング層近傍および内部冷却孔近傍では、ブレード長手方向に対し垂直方向、すなわち(001)に平行なラフト構造を形成している。一方、コーティング層近傍より 0.1mm 部では、ブレード長手方向と平行方向となる(010)に沿ったラフト構造を示している。コーティング層近傍より 0.2mm 部では  $\gamma$  相が [100]および[010]へ連結し、粗大化している。

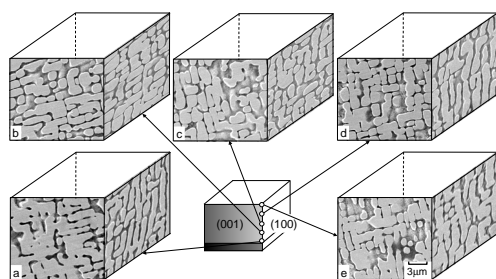


Fig.2 腹側後縁部の(a)コーティング層近傍、(b)コーティング層より 0.1mm、(c)0.2mm、(d)0.4mm および(e)冷却孔近傍の SEM 組織

#### 背側における $\gamma'$ 相の形態

前縁部のコーティング層近傍から冷却孔近傍の SEM 組織を Fig.3 に示す。コーティング層付近では、いずれにおいても  $\gamma'$  相は (010) に沿った平行に数個連結している。一方、母材内部から内部冷却孔近傍にかけては大半の立方体状  $\gamma'$  相は角が取れ丸みを帯びた形状であった。

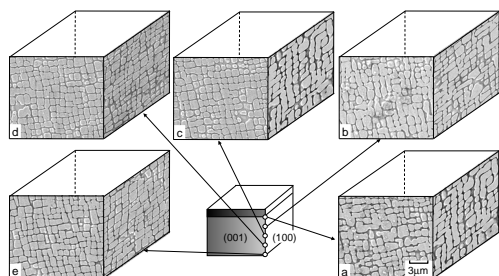


Fig.3 背側前縁部の(a)コーティング層近傍、(b)コーティング層より 0.4mm、(c)0.8mm、(d)1.2mm および(e)冷却孔近傍の SEM 組織

後縁部のコーティング層近傍から冷却孔近傍の SEM 組織を Fig.4 に示す。各部位において  $\gamma'$  相の形態変化が著しく進展し、コーティング層近傍では、(001) に平行に形成されたラフト構造が崩れ始めている。一方、母材内部では、(001) に平行なラフト構造が形成されており、冷却孔近傍で、完成度の高いラフト構造が認められる。

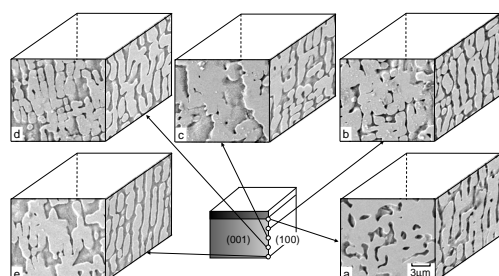


Fig.4 腹側後縁部の(a)コーティング層近傍、(b)コーティング層より 0.1mm、(c)0.2mm、(d)0.4mm および(e)冷却孔近傍の SEM 組織

他の断面においても、部位により  $\gamma'$  相の形状が大きく異なることが明らかとなった。

#### (2) ブレード内部の温度推定

ブレードの部位およびコーティング層から冷却孔方向への距離によって、 $\gamma'$  相の形状に差異が生じ、特に後縁部では、冷却孔近傍にまでラフト構造の形成が認められた。また、ラフト構造の形成方向もブレード長手方向に平行あるいは垂直と異なることが明らかとなった。そこで、 $\gamma'$  相の形態を立方体状からラフト構造、そしてラフト構造が崩れているものへと 5 分類し、組織分布図を作成した。その結果を Fig.5 に示す。腹側の前縁部から 7 および 15mm 部においてコーティング層から冷却孔にわたって内部にまで  $\gamma'$  相の形態変化が生じている。さらに、腹および背側ともに後縁部では形態変化が著しく進展し、母材全ての領域においてラフト構造を形成し、コーティング層近傍ではラフト構造の崩壊が開始していた。

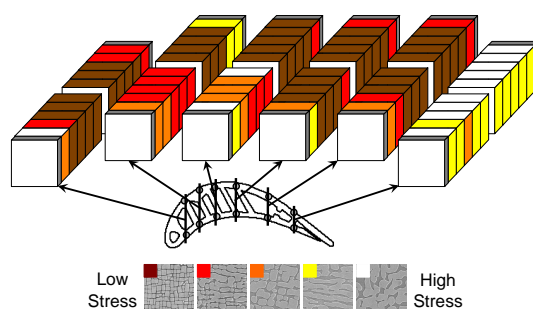


Fig.5 ブレード中央部の組織分布図

したがって、ラフト化が生じたコーティング層近傍は高温条件となっていることが推察される。また、母材内部にまで組織形態変化が生じていた腹側前縁部より 7 および 15mm 部では冷却孔近傍まで高温条件下であったといえる。さらに、ラフト構造が崩壊していた後縁部では腹および背側ともにコーティング層から冷却孔近傍にかけて全領域で 1273K を超える極めて高い温度環境下であったと推論される。

#### (3) ブレード内部の応力条件推定

コーティング層近傍では、後縁部を除き、ブレード長手方向に平行な (010) に沿った板状ラフト構造を形成していた。これは、コーティング層と母材との熱膨張係数の差による熱応力および、あるいは母材内の表面近傍と内部冷却孔付近の温度差による熱応力に起因して、ブレード表面に対して垂直方向への引張応力が負荷されているものと推測される。ところが、前縁部では観察されたラフト構造は全てブレード長手方向に対して垂直方向、すなわち (001) と平行な板状であった。これは、ブレード長手方向への引張応力、すなわち遠心応力が主として負荷されていたことを示唆している。さらに、表面近傍のみならず、冷却孔近傍にまでわたってラフト化が進展することから、母材が 1223K 以上の高温で、母材全面にて熱応力以上に引張応力が負荷されていると考えられる。



#### (4)1273K にて単純時効を施したブレードの時効前後の組織形態変化

ブレードはラフト化が生じた部位において温度、応力推定は定性的に可能であることを示した。一方で、立方体状  $\gamma'$  相が形態変化を生じない部位での応力の大きさおよびその方向の決定は困難である。ところで、クリープひずみを予め与え、 $\gamma'$  相が立方体状を保っている単結晶 Ni 基超合金に単純時効を施した場合、 $\gamma'$  相は時効時間の増加に伴い、負荷応力の履歴方向に対し垂直方向にラフト構造を形成し、その完成度は負与されたひずみが大きいほど高くなる<sup>2)</sup>。これらの知見を活用し、各試料に単純時効を施し、時効前後の組織形態変化を比較、検討した。

ブレード中央部、1273K、 $2.52 \times 10^6$ s 単純時効後の組織分布を Fig.6 に示す。大半の部位で、 $\gamma'$  相は粗大化が進展していた。前縁部では(001)と平行なラフト構造が内部にまで形成されていた。このことは、ブレード長手方向である[001]の引張応力が負荷されており、ブレードの回転により遠心力が主応力であったと推察される。これに対し、前縁から 15mm 部では腹、背側ともに(010)の平行なラフト構造が内部にまで形成され、一部で崩壊していた。

したがって、ブレードには表面近傍のみならず、内部および冷却孔近傍にまで、ラフト構造を形成できるほどの 1%を超えるひずみが付与された環境下に曝されていることが明らかとなった。単純時効を付与しない場合にラフト化せず、 $\gamma'$  相立方体状を保持しているのは、温度が 850 以下であったためと推論される。

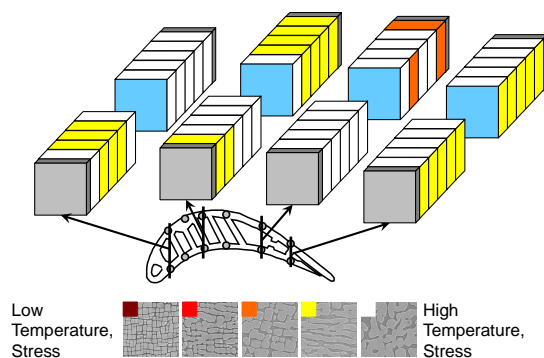


Fig.6 動翼実機使用材中央部、1273K、 $2.52 \times 10^6$ s 単純時効後の組織分布図

このことから、実機使用したブレードに単純時効を施すことで、実機使用時点で  $\gamma'$  相の形態変化が生じていない部位についてもその形態変化から、温度、応力分布およびその方向が定性的に推測可能であることが明らかとなった。

本研究結果により、ジェットエンジン実機使用材の稼働環境推定に金属組織学的な観点からの定性的推定が可能であることを明らかにした。また、ラフト構造の形成が進展

していることはクリープひずみ 1%以上の塑性変形が付与されていることから、ブレード寿命に到達していると推測され、運用設計を超えた時間使用されていないことがわかる。一方で、負荷された温度、応力条件の定量的評価には、転位下部組織、極微細領域の格子ひずみの実測等より詳細な検討が必要であることが課題として明示された。

#### <引用文献>

- 1) 原田広史、材料設計、学振 123 委研究報告、Vol.38, No.3、1997、185-196.
- 2) N. Miura, K. Nakata, M. Miyazaki, Y. Hayashi and Y. Kondo, Change in Morphology of  $\gamma'$  of Prior-crept Single Crystal Nickel-based Superalloy, CMSX-4, with Simple Aging, Mat. Sci. Forum, Vols. 539-543, 2007, 3024-3029.

#### 5. 主な発表論文等

(研究代表者、研究分担者及び連携研究者には下線)

[雑誌論文](計1件)

Nobuhiro MIURA、Shiho YAMAMOTO、Yoshihiro KONDO, Microstructure of  $\gamma'$  Precipitates in the Middle Part of A First Stage High Pressure Turbine Blade of A Ni-based Superalloy After Service and Following Aging、Proceedings of the 10th Liege Conference on Materials for Advanced Power Engineering、2014、568-577

[学会発表](計2件)

三浦信祐、山本詩歩、近藤義宏、第一段高圧タービンブレードとして実機使用した単結晶 Ni 基超合金の(001)および(100)の  $\gamma'$  相の形態、第 41 回日本ガスタービン学会定期講演会講演論文集、2013、369-372

三浦信祐、山本詩歩、近藤義宏、実機使用した単結晶 Ni 基超合金の第一段高圧タービン動翼先端部の単純時効に伴う  $\gamma'$  相の形態変化、第 42 回日本ガスタービン学会定期講演会講演論文集、2014、125-130

#### 6. 研究組織

##### (1)研究代表者

三浦 信祐 (MIURA, Nobuhiro)  
防衛大学校・システム工学群・准教授  
研究者番号：60546167