

実機使用した第一段高圧タービンプレードの放射光による
余命推定技術の確立
**Establishment of Remaining Life Assessment Method for Serviced as
First Stage High Pressure Turbine Blade by Synchrotron Radiation**

近藤 義宏^a, 三浦 信祐^a, 村田 純教^b, 菖蒲 敬久^c, 石山 新太郎^c
Yoshihiro Kondo^a, Nobuhiro Miura^a, Yoshinori Murata^b, Takahisa Shobu^c, Shintaro Ishiyama^c

^a防衛大学校, ^b名古屋大学, ^c(独)日本原子力研究開発機構
^aNational Defense Academy, ^bNagoya University, ^cJAEA

実機使用した単結晶 Ni 基超合金タービンプレードの余命推定技術の確立を意図し、はじめにクリープ試験を種々の時間で中断した単結晶 Ni 基超合金のクリープ中断材について、001 および 100 方向の γ および γ' 相の格子定数を算出して γ/γ' 相ミスフィットを求め、クリープ時間経過に伴うこれらの値の変化を調べた。続いて実機使用材についても同様の実験を行い、各部位の格子定数およびミスフィット値を求めた。得られた両者の結果を比較することで、実機使用環境条件の推定に適応可能な否かについて検討を実施した。その結果、クリープ時間経過に伴い γ 相の格子定数は 100 では増加し、001 では減少すること、ミスフィットは 100 では減少して、001 では増加することが明らかとなった。また、実機使用材のミスフィット変化からリーディングエッジでは翼長方向に、トレーリングエッジでは表面に垂直方向に引張応力が負荷されていることを推測し、放射光による負荷応力の大きさおよび方向に基づく寿命推定技術を確立することはある程度可能であることを示した。

キーワード： Ni 基超合金、タービンプレード、 γ' 相、ラフト、ミスフィット、
ひずみスキヤニング法、XRD

背景と研究目的：

近年、航空機の高性能化および地球環境への負荷低減要求に伴い、ジェットエンジンのさらなる高出力、高効率化が求められている。ジェットエンジンの効率はタービン入口温度(TIT: Turbine Inlet Temperature)に強く依存し、高温ほど高効率となる。最新のエンジンでは、TIT が 1500K のものも実用化され、今後も上昇しつづけると考えられる。ところで、TIT の上昇に直接的に影響するのは、燃焼器、高圧タービンプレードおよびノズルガイドベーンであり、これらに適用されている Ni 基超合金の耐用温度向上が不可欠となる。なかでも、稼働中、温度、応力の両面から見て最も過酷な条件に曝されるタービンプレードは、ブレード先端部で高温、低応力、ブレード付根部では低温、高応力であるといわれている。しかし、稼働中のブレードは高温下で高速回転しているため、実際の温度、応力を測定することは困難である。新たな合金開発、ブレードの設計、さらには安全性および経済性の観点から急務となっている余命推定技術の確立の為には、ブレードの実機稼働温度、応力状態の解明が必要不可欠であると考えられる。

Ni 基超合金の強化相である立方体状の γ' (Ni₃(Al,Ti))相は高温下で 001 方向に引張クリープ変形を受けると、応力軸に対し垂直方向に連結し、板状のラフト構造を形成する。さらにラフト構造の形成時期は温度、応力条件により異なる。これまでこの組織形態の知見を活用し、実機使用したブレードの組織形態との比較検討を行い、温度応力分布の推定を試みている。ところが、高温低応力長時間で形成されたラフト構造と低温高応力短時間でのラフト構造との形態に差異はなく、 γ' 相の形状のみに基づく定量的評価は困難である。したがって、ブレードの余命推定には、組織形状のみならず、新たな組織因子の導出が必要となっている。

そこで本研究では、1273K、100MPa にてクリープ試験を種々の時間で中断して、このクリープ中断材について 001 および 100 方向の γ および γ' 相の格子定数を測定し、クリープ中断時間に伴う両相の格子定数およびミスフィットの変化を求め、前報の 160 および 250MPa での結果と比較するとともに、実機使用材の各部位について γ および γ' 相の格子定数およびミスフィットを求め、

新たな組織因子導出に対して放射光実験の適用の可否を検討して、寿命推定技術の確立を目的とする。

実験：

供試材には 1273K、100、160 および 250MPa にてクリープ試験を種々の時間で中断した第二世代単結晶 Ni 基超合金、CMSX-4、を用いた。なお、供試材の大きさは本放射光測定実験に最適な約 $2 \times 2 \times 2 \text{mm}^3$ とした。さらに、航空機のジェットエンジンにて実機使用した第一段高圧タービンブレード（以後、実機使用材と呼ぶ）を用いた。なお、実機使用材は第一世代単結晶 Ni 基超合金である。加えて、実機使用前の比較材として、約 $2 \times 2 \times 2 \text{mm}^3$ の未使用同一合金も準備した。実験は BL19B2 で行った。エネルギーは約 71keV であり、ダブルスリットによるひずみスキャンニング法によりクリープ中断材については γ -Ni400、 γ' -Ni400 基本反射および γ' -Ni300 超格子反射を、また、実機使用材については γ -Ni400 および γ' -Ni400 基本反射を計測した。なお、入射スリットは $0.15 \times 2 \text{mm}^2$ であり、受光スリットは ω スキャンでは $3 \times 3 \text{mm}^2$ で、 2θ スキャンでは $0.15 \times 3 \text{mm}^2$ とし、検出器には CdTe 検出器を用いた。なお、 2θ スキャンでは ω を揺動しながら計測した。また、格子定数 $a(\text{nm})$ に関しては、以下の式を用いて算出した。

$$a = d\sqrt{h^2 + k^2 + l^2} = \frac{\lambda}{2\sin\theta} \sqrt{h^2 + k^2 + l^2} = \frac{1.2398}{2E\sin\theta} \sqrt{h^2 + k^2 + l^2}$$

ここで、 h, k, l は回折面指数、 λ は X 線の波長、 2θ は回折角、 E は X 線のエネルギーである。

結果および考察：

図 1 に 1273K、100、160 および 250MPa におけるクリープ時間の増加に伴う 100 および 001 方向の γ 相の格子定数変化を示す。なお、100MPa では約 3000h で、160MPa では約 300h で、また 250MPa では約 110h でほぼ完全なラフト構造を形成することがこれまでの SEM 観察等から判明している。いずれの応力でもクリープ時間の増加に伴い 100 の γ 相の格子定数は増加し、001 の γ 相の格子定数は減少する。また、これらの増減の開始は低応力ほど長時間側で生じることが明らかである。したがって、ラフト化に伴い γ 相の格子定数は 100 では増加し、001 では減少することがわかった。

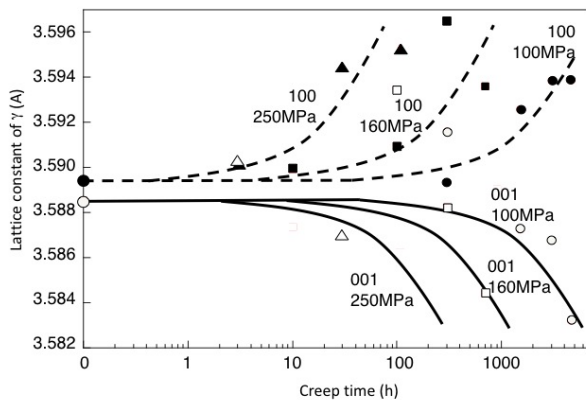


図 1 1273K、100、160 および 250MPa におけるクリープ時間の増加に伴う 100 および 001 方向の γ 相の格子定数変化

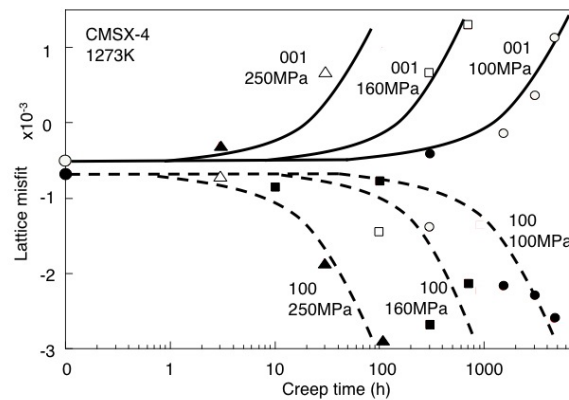


図 2 1273K、100、160 および 250MPa におけるクリープ時間の増加に伴う 100 および 001 のミスフィット変化

図には示していないが、 γ' 相の格子定数は、 γ 相の格子定数変化とは逆に、いずれの応力でもクリープ時間の増加に伴い 100 では減少し、001 の γ 相の格子定数は増加する。しかし、クリープ時間の増加に伴う γ' 相の格子定数変化は、 γ 相の格子定数変化ほど大きくはない。

図 2 に 1273K、100、160 および 250MPa におけるクリープ時間の増加に伴う 100 および 001 の

ミスフィット (γ 相と γ' 相の格子定数の差) 変化を示す。いずれの応力でもクリープ時間の増加に伴い 100 のミスフィットは減少し、001 のミスフィットは増加する。また、これらの増減の開始は、 γ' 相の格子定数変化と同様、低応力ほど長時間側で生じることが明らかである。したがって、ラフト化に伴いミスフィットは 100 では減少し、001 では増加することがわかった。

そこで、次に実機使用材についても同様の実験を行い、これまでに得られた実験結果から実機使用材の組織形状、特にラフト構造の形成方向の判定が可能か否かを検討する。二個の実機使用材を用意し、一方は翼長方向へ七等分に切断して中央部の、他方はその形状のまま切断材とほぼ同じ部位で、それぞれ、リーディングエッジ、トレーディングエッジ付近および腹部、背部の中央部付近を実験に供し、丸棒の未使用材での結果と比較した。また、翼長方向を 001、リーディングエッジとトレーディングエッジを結ぶ線に近い方向を 100、これらに直行する方向を 010 とし、未使用材およびクリープ中断材との方向を区別するため、斜体とした。

図 3 に切断した実機使用材のリーディングエッジ、トレーディングエッジ、腹側および背側における 100、010、001 の γ 相の格子定数を同一合金未使用材での結果と併せて示す。いずれの部位でも γ 相の格子定数は全ての方向において、未使用材における 001 の γ 相の格子定数よりも低い。またトレーディングエッジの 001 および背側の 010 における γ 相の格子定数は、未使用材における 100 および 010 の γ 相の格子定数よりわずかに大きな値を示すが、他の値はいずれも未使用材よりも低い。図 1 で認められた未使用材に対する γ 相の格子定数の変化は生じず、これは未使用材と実機使用材の母合金の違いによるものと考えられる。

図 4 に切断した実機使用材の各部位における 100、010 および 001 のミスフィットを未使用材での結果と併せて示す。リーディングエッジでは 100 の値が減少し、001 の値が大きく増加しており、クリープ中断材のそれぞれ 100 および 001 の変化に対応している。トレーディングエッジでは 100 の値が増加し、001 の値が減少しており、クリープ中断材のそれぞれ 001 および 100 の変化に対応している。さらに、背側では 100 および 010 の値が減少し、001 の値が増加しており、クリープ中断材のそれぞれ 100 および 001 の変化に対応している。なお、腹側では 100、010 および 001 の値はいずれも増加している。したがって、リーディングエッジと背側では翼長方向に引張応力が負荷され、翼長方向と垂直方向に γ' 相のラフト構造が形成されているものと推論される。トレーディングエッジでは翼面と垂直方向に引張応力が負荷され、翼面と平行にラフト構造が形成されていることが推察される。事実、これまでの著者らの SEM 観察結果から、リーディングエッジでは翼長方向と垂直方向に γ' 相のラフト構造が形成され、トレーディングエッジでは翼面と平行にラフト構造が形成されていることが明らかとなっている。しかし、背側では γ' 相は立方体のままであり、腹側では翼面と平行にラフト構造が形成されていた。したがって、背および腹側については、より詳細な検討が必要である。

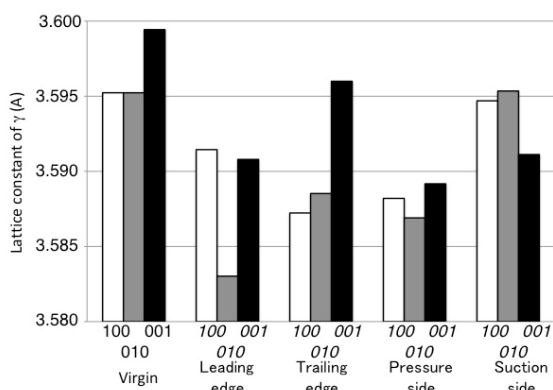


図 3 切断した実機使用材の各部位における 100、010、001 の γ 相の格子定数と未使用材の 100、010、001 の γ 相の格子定数

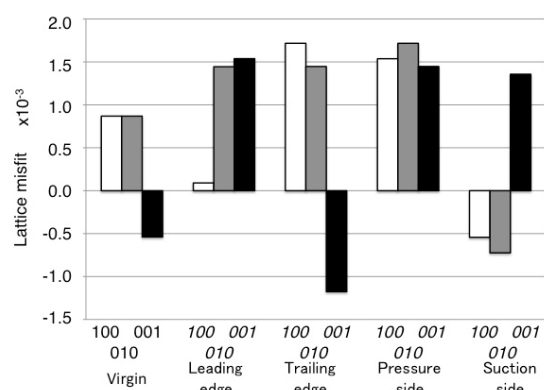


図 4 切断した実機使用材の各部位における 100、010、001 のミスフィットと未使用材の 100、010、001 のミスフィット

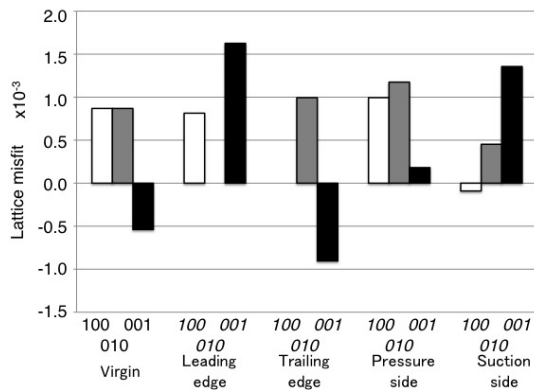


図5 実機使用材のそのまま材の各部位における100、010、001のミスフィットと未使用材の100、010、001のミスフィット

図5に実機使用材のそのまま材の各部位における100、010および001のミスフィットを未使用材での結果と併せて示す。なお、リーディングエッジの010およびトレーリングエッジの100では厚みのため放射光が透過しなかった。そのまま材ではミスフィットを算出できなかったこの二点を除き、切断材ほどの大きな変化はないが、ほぼ同様の傾向が認められた。すなわち、リーディングエッジでは100の値が減少し、001の値が大きく増加しており、クリープ中断材のそれぞれ100および001の変化に対応している。トレーリングエッジでは001の値が減少しており、クリープ中断材の100の変化に対応している。したがって、リーディングエッジでは翼長方向に引張応力が負荷され、翼長方向と垂直方向にγ'相のラフト構造が形成されているものと推論される。トレーリングエッジでは翼面と垂直方向に引張応力が負荷され、翼面と平行にラフト構造が形成されていることが推察される。

本研究の最終目標はラフト構造の機構解明はもとより、実機における材料評価である。今回の測定から、放射光による負荷応力の大きさおよび方向に基づく寿命推定技術を確立することはある程度可能であろう。そして詳細を明らかにするためには高温引張中でのその場観察が必須であり、様々な条件下で作成した試験片の常温測定と合わせて、実施していきたいと考えている。

今後の課題：

- 1) X線プロファイルを含め、得られたデータが転位下部組織を含めた組織因子とどのような対応をしているかを検討するため、3種類のクリープ条件のみならず、他の温度、応力条件での試験料についても検討し、より多くの知見が必要であると考えられる。
- 2) 1)にも関連するが、普遍的なデータ取得には実験手法および解析手法の確立が不可欠と考えられる。
- 3) 本研究では実機使用材の材料評価を一軸引張クリープ試験片での結果を適用したが、実機では圧縮、疲労等の応力環境も考えられ、これらの試験片も用意して、実機使用材の各部位における応力モードを検討し、さらには実機使用環境における詳細な材料評価をする必要がある。