┫技術論文 ┣━

遮熱コーティングの損傷・非弾性変形解析と熱疲労寿命評価法の提案

Damage-Coupled Inelastic Deformation Analysis and Thermo-mechanical Fatigue Life Prediction of Thermal Barrier Coatings

荒井 正行^{*1} ARAI Masayuki 李 美里^{*1} LEE Miri

ABSTRACT

Increasing the inlet temperature is effective for improving the efficiency of gas turbines (GTs). In order to prevent to increase the metal temperature of turbine blade, application of a thermal barrier coating (TBC) to those hot parts is essential. TBC has a double-layer structure of ceramics and MCrAlY alloy, which leads to thermal stress in addition to mechanical stress. Those cyclic loadings in service bring about cracking and peeling in the TBC, which is an important problem. In this report, a finite element (FE) analysis incorporating the damage coupled inelastic constitutive equation developed by our group was conducted to simulate crack initiation and propagation under thermal fatigue conditions. Therefore, a thermal fatigue life prediction model was proposed based upon FE analysis results. The validity of the proposed model was verified by comparing with experimental results.

 キーワード:TBC, 熱疲労, 有限要素解析, 損傷連成非弾性構成式, 熱疲労寿命評価法, き裂発生
 Key words: TBC, Thermal Fatigue, Finite Element Analysis, Damage Coupled Inelastic Constitutive Equation, Thermo-Mechanical Life Prediction Method, Crack Initiation

1. 緒言

ガスタービン (GT) の熱効率改善のためにタービ ン入口温度(T.I.T)の高温化は効果的である。その際、 動静翼のメタル温度の上昇を防止するため、遮熱コー ティング(TBC)の適用は必須となっている。TBCは, 燃焼ガスから基材 (SUB) を保護するためのトップコー ト (TC) とTCとSUBの密着性と耐酸化性を確保するた めのボンドコート (BC) の二層から構成される。通常, TCには部分安定化ジルコニア, BCにはMCrAlY (M=Co, CoNi, NiCoなど)が用いられる。このために動静翼にお いては、遠心力などの機械的応力に加えて、TCとBCな らびにSUBの熱膨張係数の違いにより生じた熱応力が 繰返し発生することになる。この結果、TBCにはき裂 やはく離が発生し、これにより動静翼部材の熱遮蔽性が 著しく損なわれる。このため、TBCの長期健全性を保 証するためにTBCのき裂発生、はく離寿命を精度良く 予測することが求められる。

GT設備の起動・定格運転・停止に伴い,動翼前縁に 生じる温度とひずみの変化においては,定格運転時(昇 温過程)において圧縮ひずみが,設備停止時(降温過

原稿受付 2022年9月15日 查読完了 2023年4月17日 *1 東京理科大学工学部機械工学科

〒125-8585 葛飾区新宿 6 - 3 - 1 E-mail: marai@rs.tus.ac.jp

*2 東京理科大学大学院工学研究科機械工学専攻 〒125-8585 葛飾区新宿6-3-1 程)に引張ひずみが生じることが知られている(1)。この ような負荷形態を考慮して、TBCが施された動静翼の き裂発生、はく離寿命を明らかにするために熱疲労試 験(TMF試験)が行われてきた⁽²⁾。熱疲労試験において は、温度変動とひずみ変動の位相が同期した負荷パター ン(In-phase負荷)と温度変動とひずみ変動の位相が 異なる負荷パターン(Out-of-phase負荷)が試験条件と して用いられる。なお、実機においてはOut-of-phase負 荷に近いとされる⁽³⁾。これまでの研究によれば、YSZ/ CoNiCrAlY/IN738LCの組み合わせにおいて実機に近い ひずみの大きさになるとIn-phase負荷に比べてOut-ofphase負荷でのき裂発生寿命が短いことが明らかにされ ている⁽⁴⁾。さらに実機での温度場を模擬するために丸棒 試験片の半径方向に温度勾配を付与した熱疲労試験(5) (TGMF試験),バーナー加熱下での熱疲労試験⁽⁶⁾が行わ れた。その際、熱疲労負荷下におけるTBCのき裂発生 メカニズムを明らかにするために, TBCを線形弾性体 と仮定して有限要素解析が行われてきた。しかしながら 得られた応力値は過大な結果を与えていた

著者らの研究グループでは、これまでにTBCから切り出されたTCの薄状試験片を対象に電子顕微鏡観察下で高温引張、疲労試験を行い、TC試験片は非線形な応力-ひずみ曲線を呈することを明らかにしてきた⁽⁸⁾。さらに変形挙動の詳細な観察結果から、このような非線形な変形挙動はTCの微視的構造を構成するスプラットバウンダリーでのすべり変形と数ミクロンサイズのマイク

ロクラックの発生に起因していることを見出した。こ の現象に基づきTCのための損傷連成非弾性構成方程式 を開発するとともに、TBCに生じる応力場を解析でき るよう有限要素解析プログラムを整備してきた(9),(10),(11),(12)。 これまでにTBCの高温引張解析や等温疲労解析を行い. その場観察試験により得られた結果をよく再現できるこ とを報告してきた^{(13),(14)}。

本研究では、著者らにより開発されたTBCの非弾性 変形と損傷過程を数値シミュレーションすることが可能 な有限要素解析プログラムにより、様々な熱疲労負荷下 でのTBCの変形挙動とき裂発生寿命を予測することを 試みる。さらにSUBに生じた応力-ひずみ曲線に基づい てTBCのき裂発生寿命を予測するための熱疲労寿命評 価法を提案することを目的とする。

2. TBCの変形挙動と損傷進展のモデル化

2.1 非弹性構成方程式

全ひずみテンソルは.

$$\varepsilon_{ij} = \varepsilon_{ij}^{\rm e} + \varepsilon_{ij}^{\rm in} + \varepsilon_{ij}^{\rm therm} \tag{1}$$

のように分離されるものとした。ここで, εⁱ_iは弾性ひず みテンソルであり,

$$\varepsilon_{ij}^{\rm e} = S_{ijkl}^{\rm M} \sigma_{kl} \tag{2}$$

. S^M/wは弾性コンプライアンステンソル. 上添字M=TC はTC. BCはBC. SUBはSUBの値をそれぞれ示す。また、 $\varepsilon_{ii}^{\text{therm}}$ は熱ひずみテンソルであり,

$$\varepsilon_{ij}^{\text{therm}} = \alpha_{\rm M} \Delta T \delta_{ij} \tag{3}$$

ここで、 $\alpha_{\rm M}$ は熱膨張係数、 ΔT は温度変化、 δ_{ij} はクロ ネッカデルタである。最後に εⁱⁿは非弾性ひずみテンソ ルであり、各層に対してはそれぞれ以下のように与えた。



(a) Tensile loading

Fig. 1 Schematic illustration of stress-strain response of freestanding TC⁽¹²⁾

(i)TC:引張負荷・除荷過程におけるTC単層材の微視 的組織観察結果⁽⁸⁾により, Fig. 1に示すように引張負荷 においてはスプラットバウンダリーに発生したマイクロ クラックの数密度が増加して非弾性変形が生じる。引き 続く除荷ではマイクロクラックが閉口して弾性変形する

とともに、さらなる圧縮負荷によりマトリックスそのも のが弾性変形することが明らかにされている。このよう な変形メカニズムに基づいて, Araiらはマイクロクラッ クを円形状き裂でモデル化し、これが異方性をもって分 散した弾性体によりTCの変形挙動を表現した。これに よる非弾性ひずみは以下の式(9),100で与えられる。

$$\varepsilon_{ij}^{\rm in} = \frac{8}{3} D\left(\frac{1-\nu^2}{\pi E_{\rm TC}}\right) K_{ijkl} \sigma_{kl} \tag{4}$$

ここで、K_{ijkl}はマイクロクラックにより変化したコンプ ライアンステンソル, $E_{TC} = E_{TC}(v_p)$ はヤング率であり, プラズマ溶射施工中の平均粒子速度v_pを変数にもつ関 数である。また、Dは損傷パラメータであり、その発展 方程式は以下のように与えられるものとした。

$$\dot{D} = \dot{D}_{\rm e} \langle \dot{D}_{\rm e} \rangle \langle \sigma_{\rm m} \rangle + \dot{D}_{\rm c} \langle \sigma_{\rm m} \rangle + \dot{D}_{\rm f} \tag{5}$$

ここで, D_e, D_c, D_fは弾性, クリープ, 疲労に関与し た損傷パラメータである。なお、これらの詳細について は紙面の都合上割愛する¹²。また、 のmは静水圧、 <->は マコーレーの括弧である。必要な材料定数は、TC単体 から得られた応力-ひずみ曲線,クリープ曲線,疲労寿 命に基づいて決定された値障を用いた。

Fig. 2にTC単体材を対象に行った曲げ試験結果により 得られた応力-ひずみ曲線と本損傷連成非弾性構成式を 組み込んだ有限要素解析プログラムにより得られた結果 を比較したものを示す。図より、粒子速度条件v_によ らず試験結果と解析結果はよく一致していることが確認 できる112)。



Fig. 2 Stress-strain curve in comparison between FE analysis and experimental data⁽¹²⁾

(ii)BC:BCに対しては、金属材料の非弾性変形挙動を 表現するためによく用いられるプラントル - ルイスの塑 性構成式を仮定した。

$$d\varepsilon_{ij}^{\rm in} = \frac{3d\bar{\sigma}}{2\bar{\sigma}H(T)} \left(\sigma_{ij} - \frac{1}{3}\sigma_{kk}\delta_{ij}\right) \tag{6}$$

ひずみ硬化率であり.

$$H(T) = \frac{\sigma_{\rm B}(T) - \sigma_{\rm Y}(T)}{\delta(T) \times 10^{-2} - \varepsilon_{\rm Y}(T)}$$
(7)

ここで、 $\sigma_{\rm B}$ はBCの引張強さ、 $\sigma_{\rm Y}$ は降伏応力、 δ は破断 伸び、 $\varepsilon_{\rm Y}$ は初期降伏時のひずみである.この構成式にお いても材料定数は試験結果ならびに文献値に基づいて決 定された値を用いた¹²。

(iii)SUB:SUBに対する非弾性構成式は、ニッケル基超 合金IN738LC材の高温変形挙動を考慮して以下の統一型 粘塑性構成式を採用することとした¹⁵⁵。

$$\dot{\varepsilon}_{ij}^{\rm in} = \frac{3}{2} \dot{p} \frac{\sigma_{ij}' - X_{ij}'}{J(\sigma_{ij} - X_{ij})} \tag{8}$$

ここで、 $\sigma'_{ij} \ge X'_{ij}$ は応力と内部応力の偏差成分ならびに

$$J(\sigma_{ij} - X_{ij}) = \sqrt{\frac{3}{2} \left(\sigma_{ij}' - X_{ij}'\right) \left(\sigma_{ij}' - X_{ij}'\right)}$$
(9)

である.また,発展方程式はつぎのように与えられる。

$$\dot{p} = \left\{ \frac{J(\sigma_{ij} - X_{ij})}{K} \right\}^n \tag{10}$$

$$\dot{X}_{ij} = C \left\{ \frac{2}{3} a \dot{\varepsilon}_{ij}^{\text{in}} - (X_{ij} - Y_{ij}) \dot{p} \right\} - \gamma J (X_{ij})^{m-1} X_{ij}$$

$$+ \frac{X_{ij}}{Ca} \frac{\partial (Ca)}{\partial T} \dot{T}$$

$$\dot{Y}_{ij} = -\alpha \left(Y_{\text{st}} \frac{X_{ij}}{J(X_{ij})} + Y_{ij} \right) \gamma J (X_{ij})^m$$
(12)

ここで,式中の*C, a, γ*, *α*, *Y*_{st}は材料定数であり, それらの値には文献値¹⁵を用いた。

2.2 局所化理論に基づくき裂発生・進展アルゴリズム 損傷連成非弾性構成式とともに、以下に述べる局所化 理論¹²に基づいたき裂発生・進展アルゴリズムを組み込 むこととした。



Fig. 3 Crack propagation simulation procedure based upon a non-localized theory

局所化理論とは、Fig. 3に示すようにき裂先端近傍で 急峻な勾配をもつ損傷パラメータの分布を緩和するため に導入したものであり、き裂先端を中心に有効長さ*d** をとり、その領域Ωにおける平均的な損傷パラメータ

$$\overline{D}(\mathbf{x}) = \frac{\int_{\Omega} D(\boldsymbol{\xi})\phi(\mathbf{x},\boldsymbol{\xi}) \, d\Omega}{\int_{\Omega} \phi(\mathbf{x},\boldsymbol{\xi}) \, d\Omega}$$
(13)

を評価する。ここで、 φは重み関数であり、本研究では ガウス関数を仮定した。そして、この値が臨界値を越え たらき裂先端前方にある要素の剛性マトリックスをゼロ とおいてき裂を進展させる。本研究では、臨界値D_cは 高温引張試験¹²に基づいて決定した。

3. 熱疲労負荷を受けるTBC材の力学モデル

有限要素解析に先立ち,温度と応力を繰返し受けると きにTBC材に発生しうる応力-ひずみ曲線について考 察しておく。

Fig. 4にTBC材の力学モデルを示す。通常, TBC材は TCとBC/SUBからなる並列二本棒によりモデル化され る。ただし, BC/SUBに比べてTCの縦弾性係数は極め て小さいことから, ここではTBC材をBC /SUBからな る単一棒でモデル化してもよいものと考える。そして, 一様温度(T)下におかれた単一棒モデルの自由端で垂 直応力σが作用するとき, 同モデルに生じる応力-ひず み曲線について考える。



Fig. 4 Mechanistic model for TBC system

Fig. 5に棒モデルの応力 – ひずみ曲線ならびに負荷制 御波形である温度・応力と時間の関係を模式的に示す。 負荷制御として, $T_{max} \ge T_{min}$ のふたつの一定温度条件下 で応力を三角波形に従って変化させた(等温疲労)とき とこのふたつの温度条件を最大温度と最低温度として三 角波形で変化させつつ,同時に応力も同波形で変化させ た(熱疲労)ときの波形が右側に,それに対応した応力 – ひずみ曲線が左側に示されている。なお,横軸におい て $\alpha \Delta T_{max} = \alpha (T_{max} - T_R)$ ならびに $\alpha \Delta T_{min} = \alpha (T_{min} - T_R)$ であり, T_R は室温である。簡単のために棒モデ ルに生じる応力が降伏応力に比べて小さいことを仮定す ると,等温疲労においては,温度レベルに応じて棒モ デルが熱膨張し,応力とともにひずみが線形に増加す



Fig. 5 Schematic illustration of stress-strain curve under isothermal and thermal fatigue loadings

- 71 -

る。図中の①は最高温度が T_{min} ,②は T_{max} の結果である。 一方,熱疲労において温度と応力が同位相($\varphi=0^{\circ}$)で 変化する場合,温度 T_{min} での熱ひずみと温度 T_{max} での 最高応力の間でひずみは応力とともに変化する。これに 対して位相角 φ が45°となるよう温度と応力が変化する とき、①と②の間でダイヤモンド形状となるように応力 - ひずみ曲線が変化する。これらの結果から明らかなよ うに、熱疲労の応力 - ひずみ曲線は、熱ひずみにより引 張側へシフトすること、最高温度と最低温度における等 温疲労での応力 - ひずみ曲線に囲まれた領域内で変化す ることがわかる。以上の考察を踏まえて以降の有限要素 解析結果を見ていくことにする。

4. TBC材の有限要素解析

4.1 解析方法

本解析では、前述したTCの損傷連成非弾性構成 式、BCの塑性構成式、およびSUBの粘弾塑性構成式 およびき裂進展アルゴリズムを組み込んだ汎用有限要 素解析プログラムMarc(Ver. 2010, MSC software Corporation)を用いた。解析モデルには、実際の試験 片研磨面を電子顕微鏡(Scanning Electron Microscope: SEM)により撮影した画像に基づいてTC内の気孔形状 を忠実に再現したものを用いた。解析モデルの作成手 順をFig. 6に示す。SEMにより試験片の研磨面を撮影し、 得られた画像に対して画像処理ソフトPictBear(JPN Fenrir Inc.) を用いてTC層内の気孔とTC / BC界面を 二値化により抽出した。なお,サイズが1μm以下の気 孔については無視することとした。二値化した画像を BmpToDxf (U.S. Img2cad Inc.) を用いてDXF形式に 変換し、プリポストプロセッサー MENTATにインポー トすることで解析モデルを作成した。各層の寸法は図に 示す通りである。



Fig. 6 The process of establishing the finite element model of TBC systems from an image of an actual specimen.

画像処理により構築した解析モデルに対して,3節点 2次元平面応力アイソパラメトリック三角形の平面応 力要素(要素タイプ"124")により要素分割した。要素 分割には,MENTAT内のAUTOMESH機能を利用した。 なお、解析モデル要素サイズは張らの結果^(3,14)を参考に して、TCとBCについては要素サイズを5 μm, SUBに ついては、BC / SUB界面近傍で5 μm, 下端で40 μm とし、界面から遠方になるほど要素が大きくなるよう工 夫した。また、解析の安定性を確保するため、モデルの 両端に幅100 μmの長方形領域を確保し、両側面での要 素サイズは12.5 μmとなるようにした。境界条件として、 Fig. 6に示すように解析モデル左端のx方向の変位と下 端のy方向の変位を拘束した。そして、モデル右端の節 点をタイニングし、この節点に対してFig. 7に示すよう に繰返し荷重を与えた。

Table 1に本解析で想定した温度・応力負荷条件を示 す。ここでは、温度一定のもとで応力を繰返し変動さ せた"等温疲労負荷(Iso)"と温度と応力を繰返し変動 させた"熱疲労負荷(Therm)"を設定した。さらに熱 疲労負荷において最高温度と最大応力の位相差をφと し、この位相差がTBCのき裂発生寿命に及ぼす影響を 調べることとした。あわせて、本解析により得られた TBCのき裂発生までの繰返し数N_c(以降、き裂発生寿 命と呼ぶ)も併記した。なお、き裂発生寿命は解析結果 におけるTC中のピーク応力が急激に低下した時点とし た。なお、いずれの負荷パターンにおいても負荷速度は 10MPa/sとした。また、温度パターンは応力負荷パター ンにおけるピーク同士が一致するよう昇降温速度を設定 した。



Fig. 7 Thermal loading pattern

Table 1 Thermal loading condition and FE results

| Pattern | σ _{max} [MPa] | T_{\min} [K] | T _{max} [K] | φ [deg] | $N_{\rm c}$ [cycles] |
|---------|---------------------------|----------------|-------------------------|------------|----------------------|
| Iso | 150 | - | 473 | - | 47 |
| Iso | 150 | - | 973 | - | 10 |
| Therm | 150 | 473 | 973 | 0 | 55 |
| Therm | 150 | 473 | 973 | 45 | 3 |
| Therm | 150 | 473 | 973 | 90 | 8 |
| Therm | 100 | 473 | 973 | 0 | 10 |
| Therm | 100 | 473 | 973 | 45 | 18 |
| Therm | 125 | 473 | 973 | 90 | 15 |
| Therm | 200 | 473 | 973 | 45 | 12 |
| | | | | | |

4.2 解析結果および考察

Fig. 8に1サイクル目におけるSUB側の応力-ひずみ 曲線を示す。ここで、応力とひずみ値はFig. 6に示す解 析モデルの右側面に沿って分布したSUBでのそれらを 平均したものである。図より、等温疲労負荷条件におい ては、温度条件によらず最大応力と最小応力の差ならび に応力-ひずみ曲線の傾きはほぼ同一である。なお、非 弾性ひずみの影響によりいずれの応力-ひずみ曲線にお いてもヒステリシスループを描いていることが確認でき る。さらに、温度条件473Kに比べて973Kの方が平均ひ ずみは高いが、これは熱ひずみの影響による。

つぎに位相角が応力 – ひずみ曲線に及ぼす影響につい て注目すると、位相角0°における応力 – ひずみ曲線は 概ね等温疲労負荷における473Kと973Kのそれらの間に 位置し、その傾きは緩やかである。これに対して、位相 角90°における応力 – ひずみ曲線の傾きは位相角0°での それと逆の傾きとなっている。これは最低温度で最大引 張負荷となる負荷パターンに起因したものである。最後 に位相角45°の応力 – ひずみ曲線は等温疲労負荷におけ る473Kと973Kの応力 – ひずみ曲線の間においてダイヤ モンド形状を描いてヒステリシスループを描く。以上の SUBにおける応力 – ひずみ曲線は、第3章で考察した単 一棒モデルにおいて想定された結果にほぼ一致している。 このことから、SUBのみからなる解析モデルにより動静 翼材の変形挙動を議論してもよいといえる。



Fig. 8 Stress-strain curve for substrate obtained under isothermal and thermal fatigue loading condition

つぎにFig. 9にTC側の代表的な応力 – ひずみ曲線を示 す。ここで、応力とひずみ値はFig. 6に示す解析モデル の右側面に沿って分布したTCでのそれらを平均したも のである。Fig. 9 (a)は等温疲労 (973 K), Fig. 9 (b)は位 相角 φ =0°の熱疲労, Fig. 9 (c)は位相角 φ =45°の結果で ある。はじめに等温疲労条件下での応力 – ひずみ曲線に 注目すると、ひずみとともに応力は非線形に増加してい る。これは熱膨張により生じた変形と対応している。そ の後、繰返し応力負荷により応力 – ひずみ曲線はシェイ クダウンを示す。この繰返し負荷を数サイクル経た後に 応力は急激に低下している (図中の①)が、これは後述 するTC表面近傍でき裂が発生したことによる。その後、 き裂進展に伴いピーク応力も低下していることがわかる。

一方, Fig. 9 (b)に示す熱疲労 (φ =0°) 条件下での解 析結果においてもFig. 9 (a)の等温疲労による応力 – ひず み曲線に近い。ただし, 1サイクル当たりの応力ならび にひずみの変動は極めて大きいにも関わらずTCでのき 裂発生寿命は等温疲労のそれに比べてやや長い。このこ とから, TCにおけるき裂発生寿命には1サイクル当た りの平均ひずみが影響を及ぼしたことが推測された。 これに対してFig. 9 (c)に示す熱疲労 (φ =45°) 条件下で の解析結果においては,応力 – ひずみ曲線には大きなヒ ステリシスループが認められる。このため, TCでのき 裂発生寿命も著しく短かった。よって,先の平均ひずみ の効果とともに応力 – ひずみ曲線におけるヒステリシス







Fig. 10 Crack initiation and propagation under isothermal fatigue loading condition at 973 K which was simulated by FE analysis. Contour plot corresponds to damage parameter.

ループの大きさも重要な寿命因子となっているようであ る。

Fig. 10に本FE解析によって得られたTCでのき裂発生, 進展過程を示す。ここでは一例として等温疲労(973 K) の結果を示す。なお、他の負荷パターンにおいてもき裂 発生時期や進展速度は異なっていたが、き裂進展形態は 概ね一致していた。図より, FEモデルの中央部におい て開気孔を中心に引張負荷方向にほぼ垂直な面に沿って 一様にき裂が発生している。その後の繰返し負荷に伴 い、隣接したき裂同士が合体してTCを貫通するようき 裂が進展していることがわかる。その後、図に示すよ うにBCとSUBの界面に沿って損傷パラメータが増加し, TCで発生したき裂先端が界面に沿って進展していく様 子が観察された。なお、著者らにより別途行われたその 場観察下での高温疲労試験により連続観察されたTCで のき裂発生、進展挙動は本FE解析結果にほぼ一致して いたことを確認している。一方、先に示したTCに対す る応力-ひずみ曲線におけるピーク応力の低下は、TC でのき裂発生時期と一致しており、本研究におけるき裂 発生寿命の定義が妥当であることがわかった。さらに繰 返し負荷に伴ってピーク応力も低下していったが、これ はTCでのき裂進展過程と対応している。解析結果によ れば、き裂はTC内を滑らかに進展するというよりも隣 接した開気孔からのき裂との合体を通じて進展しており,

断続的にき裂進展していった点もTBCのき裂進展挙動 として特徴的であるものといえる。

5. 熱疲労寿命評価法

以上の解析結果に基づいてTBCのための熱疲労寿命 評価法について検討していく。本研究におけるTBCの 熱疲労寿命に必要となる応力-ひずみ曲線は、基材での 値を用いることとした。これは、本手法により実機GT に成膜されているTBCの熱疲労寿命を予測することを 想定したことによる。

ところで、GT動翼に用いられている超合金材料の熱 疲労寿命を評価するために応力 – ひずみ曲線における1 サイクル当たりのひずみエネルギー密度が注目されてき た。例えば、W. J. Ostergrenは周波数修正損傷則を提 案している¹⁶。これは、ヒステリシスループの引張側の 面積、すなわち塑性 ひずみエネルギー密度を疲労損傷 の尺度と考え、引張側面積を引張側最大応力 σ_t 、非弾 性ひずみ範囲 $\Delta \varepsilon_{in}$ の積により、以下を提案した。

$$\sigma_{\rm t} \Delta \varepsilon_{\rm in} N_{\rm f}^{\beta} \nu^{\beta(k-1)} = C \tag{14}$$

ここで, β, k, Cは材料定数である。また, vは負荷パ ターンにおける周波数である。なお, この熱疲労寿命評 価法においては, 非弾性ひずみ範囲の小さい高強度材料 では損傷を適切に評価できないとされる。そこで, 弾性 ひずみエネルギー密度も損傷累積に役割を果たすと考え て、松田ら^{tri}は弾性ひずみエネルギー密度と非弾性ひず みエネルギー密度の和である全ひずみエネルギーΔW_{TT} を定義し、

$$\Delta W_{\rm TT} N_{\rm f}^m \tau_{\rm TT}^n = C \tag{15}$$

のように修正した。ここで、 ΔW_{TT} は負荷パターンにお ける1サイクル当たりの引張側での応力 – ひずみ曲線か ら求められたひずみエネルギー密度、 τ_{TT} は引張応力側 での負荷時間、*m、n*は材料定数である。彼らは、同熱 疲労寿命評価法によりNi基超合金Rene 80, Co基超合金 (10Ni-29Cr-7W-0.2Ti-0.25Nb-0.40C-Co) ならびに一方向 凝固Ni基超合金Rene80Hの熱疲労寿命を良好に推定で きることを示している^(17,18)。

以上のGT動翼用超合金に対するこれまでの熱疲労寿 命評価法を参考にして、本研究においてもひずみエネル ギー密度に基づいてTBCのための熱疲労寿命評価法を 検討することとした。このため、単一棒モデルにおいて 考察された応力 – ひずみ曲線、ならびに有限要素解析結 果における応力 – ひずみ曲線と熱疲労寿命との関係から、 負荷パターンにおける1サイクル当たりのヒステリシス ループの面積から計算されたひずみエネルギー密度なら びに熱ひずみによる応力 – ひずみ曲線の引張応力側への シフト量を考慮して、以下のような式を提案する。

$$N_{\rm c} = A \Delta W^{\alpha} (1 - R_{\varepsilon})^{\beta} \tag{16}$$

ここで、 ΔW は1サイクル当たりのヒステリシスループ の面積、 $R_{\varepsilon} = (\varepsilon_{\text{mean}} / \varepsilon_{\text{max}})$ 、 $\varepsilon_{\text{mean}}$ は平均ひずみ、 ε_{max} は最大ひずみである。また、A、 α 、 β は材料定数であ り、本解析結果に基づいてこれらの値を決定した。これ らの値をTable 2にまとめて示す。材料定数の決定のた めに用いた応力 – ひずみ曲線は1サイクル目のものを用 いた。

| Table 2 Material constants determined from FE analysis results | | | | | | | |
|--|----------|----------|--|--|--|--|--|
| А | α | β | | | | | |
| 4.693303 | -1.59842 | 1.522918 | | | | | |



Fig. 11 Fatigue test specimen geometry (dimensions in mm)

つぎに本熱疲労寿命評価法の妥当性を検証するために 行った高温疲労試験の概要について説明する。本研究 では,試験片のSUBとしてNi基超合金IN738LCを用いた。 Fig. 11に試験片形状を示す。本試験片において,SUB の平行部側面にBCとTCを施工した。BCはCoNiCrAIY 合金粉末(Amdry9954,エリコンメテコジャパン(株)) を高速フレーム溶射(HVOF)により積層し,膜厚を約 0.1 mmとした。TCとして8 wt.% Y₂O₃-ZrO₂粉末(Metco 204NS,エリコンメテコジャパン(株))を大気プラズマ溶 射(APS)により約0.5mmまで溶射した。このようにし て準備したTBC試験片に対して,損傷過程観察のため 各試験片表面を軸方向に約0.3 ~ 0.4 mmの範囲に対して バフ研磨した。

高温疲労試験機にはその場観察可能な高温引張・疲 労観察装置(CATY-T3H,(㈱米倉製作所製)を用いた。 TBC材の損傷過程をその場観察するため,CCDカメラ (VHX-600,(㈱キーエンス)により研磨した表面を試験 中,連続的に観察した。高温疲労試験は,クロスヘッド 変位速度0.4 mm/minのもとで最小荷重がゼロ,最大引 張荷重(P_{max})の荷重制御のもとで行った。試験片の 損傷状態を観察するために,1サイクル毎に最大引張荷 重値で試験を途中止めし,画像を撮影した。なお,途中 止めによるクリープ変形の影響を考慮して,撮影時間を 数秒程度となるよう配慮した。試験温度条件はそれぞ れ473Kおよび973Kとした。また,最高応力を150,200, 250,300,400MPa,最低応力をゼロとした三角波形に より高温疲労試験を行った。

Fig. 12に試験温度973K,最高応力200MPaの等温疲労 試験のもとで観察されたき裂発生の様子を示す。図に示



Fig. 12 Example of crack observation in TC layer (973K, 200MPa)



Fig. 13 Results estimated by the crack initiation life of TC

- 75 -

すように引張負荷方向にほぼ垂直な面にき裂がジグザグ と進展している。このとき、このき裂先端はTCとBCの 界面に達し、界面に沿って進展している。

Fig.13にTCのき裂発生寿命と式(16)により予測された き裂発生寿命を比較した結果を示す。なお、図中の○印 は本解析結果、●印は高温疲労試験結果を示す。図より、 本解析結果、高温疲労試験結果ともに負荷パターンに よらず熱疲労寿命評価式(16)によりTCのき裂発生寿命を ファクターオブツーの範囲で適切に予測できていること がわかる。なお、本解析で対象としたような温度と負荷 パターンが任意に変動した条件下でのき裂発生寿命につ いては試験が行えていないため、この点は今後実施すべ き研究課題と考えている。

6. 結言

本研究では、著者らにより開発されたTBCの非弾性変 形と損傷過程を数値シミュレーションすることが可能な 有限要素解析プログラムにより、様々な熱疲労負荷下で のTBCの変形挙動とき裂発生寿命を予測することを試み た。有限要素解析結果に基づき、ひずみエネルギー密度 と平均ひずみに基づいたTCに対するき裂発生寿命評価 式を提案した。別途実施した高温疲労試験結果を予測し た結果、提案した評価式により精度良くき裂発生寿命を 予測できることを示した。

謝辞

本研究は,科研費(18K03847)の助成を受けて実施したものである。また,TBC試験片の準備に際してはトーカロ溶射技術開発研究所からの提供を受けた。関係各位にはここに感謝する。

参考文献

- Bernstein, H. L. and Allen, J. M., Analysis of Cracked Gas Turbine Blades, Transactions of the ASME, Journal of Engineering for Gas Turbine and Power, Vol. 114 (1992), pp. 293-301.
- (2) Baufeld, B., Tzimas, E., Mullejans, H., Peteves, S., Bressers, J. and Stamm, W., Thermal-Mechanical Fatigue of MAR-M 509 with a Thermal Barrier Coating, Materials Science & Engineering A, Vol. 315 (2001), pp. 231-239.
- (3) 吉武茂, 飯尾哲史, 船尾淳喜, 関原傑, 有川秀行, 市川 国弘, 熱機械疲労下における熱遮蔽コーティングのはく 離挙動, 材料, Vol. 58, No. 9 (2009), pp. 759-766.
- (4) Shin, I. W., Lee, D. K., Kim, S., Koo, J. M., Seok, C. S. and Lee, T. W., Assessment of the Characteristic of Thermal Barrier Coating Applied to Gas Turbine Blade by Thermo-Gradient Mechanical Fatigue Test, Procedia Engineering, Vol. 55 (2013), pp. 210-213.
- (5) Bartsch, M., Baufeld, B., Dalkilic, S., Chernova, L. and Heinzelmann, M., Fatigue Cracks in a Thermal Barrier Coating System on a Superalloy in Multiaxial

Thermomechanical Testing, International Journal of Fatigue, Vol. 30 (2008), pp. 211-218.

- (6) Mauget, F., Hamon, F., Morisset, M., Cormier, J., Riallant, F. and Mendez, J., Damage Mechanisms in an EB-PVD Thermal Barrier Coating System During TMF and TGMF Testing Conditions Under Combustion Environment, International Journal of Fatigue, Vol. 99 (2017), pp. 225-234.
- (7) Tzimas, E., Mullejans, H., Peteves, S. D., Bressers, J. and Stamm, W., Failure of Thermal Barrier Coating Systems under Cyclic Thermomechanical Loading, Acta Materiallia, Vol. 48 (2000), pp. 4699-4707.
- (8) 荒井正行, 伍暁紅, 藤本浩司, プラズマ溶射によって成 膜された遮熱コーティング材の非弾性変形, 日本機械学 会論文集(A編), 76巻, 767号(2010), pp. 802-811.
- (9) 荒井正行, 熊谷知久, セラミック遮熱コーティングの非 弾性有限要素解析, 日本機械学会論文集(A編), 78巻, 790号 (2012), pp. 829-842.
- (10) Arai, M., Microdamage-Coupled Inelastic Deformation Analysis of Ceramic Thermal Barrier Coatings Subjected to Tensile Loading, Surface and Coatings Technology, Vol. 304 (2016), pp. 542-552.
- (1) Nakajima, R., Katori, H., Ito, K. and Arai, M, Numerical Simulation on Internal Stress Evolution Based on Formulation of Thermally Grown Oxide in Thermal Barrier Coatings, Engineering Research Express, Vol. 2 (2022), 025037.
- (12) Arai, M., Katori, H. and Ito, K., Numerical Simulation of Inelastic Deformation and Crack Propagation in TBC-Multilayered Ni-Based Superalloy Subjected to Thermo-Mechanical Loadings, Surface and Coatings Technology, Vol. 399 (2020), 126159.
- (13) 張婉君,荒井正行,伊藤潔洋,多孔質遮熱コーティング システムの損傷・非弾性変形に関する数値シミュレー ション,日本機械学会論文集,87巻,901号(2021),pp. 1-15.
- (14) 張婉君,荒井正行,伊藤潔洋,高温疲労条件下での多孔 質遮熱コーティングシステムの損傷・非弾性変形に関す る数値シミュレーション,日本機械学会論文集,88巻, 907号 (2022), pp. 1-13.
- (15) Yaguchi, M., Yamamoto, M., and Ogata, T., A Viscoplastic Constitutive Model for Nickel-Base Superalloy, part 2: Modeling Under Anisothermal Conditions, International Journal of Plasticity, Vol.18 (2002), pp.1111-1131.
- (16) Ostergren, W. J., A Damage Function and Associated Failure Equations for Predicting Hold Time and Frequency Effects in Elevated Temperature, Low Cycle Fatigue, ASTM Test Evaluation, Vol. 4, No. 5 (1976), pp. 327-339.
- (17) 松田憲昭,一方向凝固鋳造超合金Rene 80Hの全ひずみ エネルギーに基づく疲労・クリープ相互作用下の寿命評価,材料,42巻,472号(1993),pp.65-71.
- (18) 松田憲昭,梅沢貞夫,全ひずみエネルギーに基づくCo 基鋳造超耐熱合金の疲労・クリープ相互作用下の寿命評 価,材料,39巻,441号 (1990), pp. 730-736.