き裂成長解析に基づくガスタービン静翼の余寿命評価*

西田 秀高^{*1}, 山口 寛^{*2}
磯部 展宏^{*3}, 桜井 茂雄^{*3}Residual Life Assessment Based on a Crack Growth Analysis
for First-stage Nozzle of Gas TurbineHidetaka NISHIDA^{*4}, Hiroshi YAMAGUCHI,
Nobuhiro ISOBE and Shigeo SAKURAI^{*4}Chugoku Electric Power Co., inc., Tech. Res. Center,
3-9-1, Kagamiyama, Higashihiroshima, Hiroshima, 739-0046 Japan

A crack growth analysis method for gas turbine first-stage nozzle was discussed in order to improve the residual life assessment method of the nozzle. A cobalt base superalloy was used for the nozzle material. Crack growth test of the cobalt base superalloy was carried out using the trapezoidal strain waveform including the compressive strain hold. Crack growth rate was accelerated with increase of the compressive hold period. A crack growth analysis was carried out considering the stress profile in the nozzle which has a gradient due to the hot combustion gas and inner cooling. Crack growth rate calculated in this analysis was modified with considering the compressive strain hold effect. The predicted crack growth was coincided with the inspection data within factor of 1.5. Furthermore, a simplified method to predict the crack length after service operation was also proposed and it was verified by using the inspection data.

Key Words: Crack Propagation, Fatigue at Elevated Temperature, Life Prediction, Fracture Mechanics, Gas Turbine, Nozzle

1. 緒 言

火力発電設備として近年増加しているコンバインド、サイクル発電プラントは高効率発電に向けて燃焼ガス、温度の上昇並びに起動停止の容易さからDSS(Daily Start-up and Shut-down)運用の増加など、設備運用の過酷化が進んでいる。プラント主機の一つであるガスタービン動静翼などの高温部品は、特に過酷な条件下で使用され、従来の機器に比べ、比較的短期間に損傷が発生、成長する事例が増加している⁽¹⁾。現状は経験的な損傷の成長予測により、補修や交換を判断しており、今後損傷メカニズム等に基づいた余寿命評価手法の高精度化・高信頼化が大いに期待されている。

ガスタービン初段静翼など高温部品では起動停止などの負荷変動に伴い繰返し熱応力が発生する。この熱応力は近年の高温化や起動停止回数の増加に伴い厳し

くなる傾向にあり、部材に熱疲労き裂が発生する事例が各種報告されている。そのため、このような部材に対する余寿命評価ではき裂の成長評価が重要となる。静翼に限らずガスタービン高温部品の余寿命評価法として、統計的手法や損傷成長シミュレーションによる手法が提案されているが⁽²⁾、実機の損傷データを用いて余寿命評価法の検討を行った例はまだ少ない。

著者らは前報⁽³⁾において80 MW級ガスタービン初段静翼における熱疲労き裂の成長挙動と材質劣化評価について検討を行った。本研究ではガスタービン静翼の余寿命評価の開発およびその高精度化を目的として、静翼材であるCo基超合金のき裂進展特性の調査と、破壊力学による実機静翼のき裂成長評価法について検討した。

2. 試 験 方 法

静翼材であるCo基超合金のき裂進展特性を把握するため、クリープ疲労条件下におけるき裂進展試験を行った。供試材であるCo基超合金の化学成分を表1に示す。試験片は標点部板幅8 mm、厚さ3 mmの両側切欠付平板試験片である。試験片形状を図1に示す。切欠きは深さが0.2 mm、先端の曲率半径が約0.2 mmで標点部中央の両側に設けた。試験片標点部

* 原稿受付 1998年1月20日。

^{*1} 正員、中国電力(株)技術研究センター (〒739-0046 東広島市鏡山3-9-1)。^{*2} 中国電力(株)技術研究センター。^{*3} 正員、(株)日立製作所機械研究所 (〒316-8511 日立市幸町3-1-1)。

E-mail: 455084@pnet.energia.co.jp

には試験前に 1000 番のエメリー紙で研磨を施した。試験温度は 900°C として大気中でひずみ制御により行った。また実機運転中は材料は高温に長時間さらされるため、時効の影響が生じることが考えられる。そこで試験温度と同じ 900°C で 5 000 時間の時効処理を行った材料についてもき裂進展試験を行った。さらに 12 600 時間使用された実機使用翼のエンドウォール部からも試験片を採取し、同様の試験を行った。

試験装置には荷重容量 49 kN の電気モータ式疲労試験機を用いた。変位の検出にはセラミックス棒と板ばねを組合わせた、てこの原理の伸び計を用いた。標

点間距離は 16 mm である。試験片の加熱には最大出力 2 kW の電気炉を用いた。温度の計測・制御は熱電対により行い、標点部の温度が設定温度の $\pm 3^\circ\text{C}$ 以内となるようにした。

実機静翼においては定常運転中に構造的な拘束による圧縮熱ひずみが発生し、それが保持された状態にある。そこで本研究では図 2 に示す、圧縮最大ひずみで保持を伴う圧縮片振りのひずみ波形を用いた。ひずみ範囲は 0.5%，ひずみ速度は 0.05%/s とした。また保持時間は 0～60 分の間で変化させた。実機使用翼から採取した試験片については 2 分保持試験のみを行った。き裂の進展量は適宜試験を中断し、レプリカ法により測定した。

Table 1 Chemical composition of the material tested

C	Si	Mn	Ni	Cr	Co	W	Fe	B
0.25	0.90	0.51	10.6	29.7	Bal.	7.07	0.25	0.012

Fig. 1 Shape and dimensions of the specimen

Fig. 2 Strain waveform

Fig. 3 Crack growth behaviors under compression hold fatigue test of unaged material⁽⁵⁾

3. き裂進展試験結果

図 3, 4 に本試験で得られたき裂進展挙動を示す。一般に圧縮応力場でのクリープはき裂進展に影響しな

Fig. 4 Crack growth behaviors under compression hold fatigue test of aged material

Fig. 5 Relationship between crack growth rate and cyclic J -integral range

いとして無視されることが多い。しかし、この結果では時効材と非時効材とも、圧縮ひずみ保持によるき裂進展の加速が観察された。時効材と非時効材のき裂進展速度の差は小さく、保持の効果も時効材のほうが小さくなった。したがって、き裂進展特性に対する時効の効果は小さいことがわかる。図5に保持なし試験により得られたき裂進展速度と、繰返し J 積分範囲の関係を示す。繰返し J 積分範囲の計算式としては微小き裂に対し提案されている次式⁽⁴⁾を用いた。

$$\begin{aligned}\Delta J_f &= \Delta J_e + \Delta J_p \\ &= 2\pi Y^2 \left[\frac{\Delta\sigma\Delta\epsilon_e}{2} + \frac{f(1/n')\Delta\sigma\Delta\epsilon_p}{2\pi} \right] a \quad \cdots (1)\end{aligned}$$

ここで、 Y はき裂の形状係数であり、無限板中の縁き裂の値である $Y=1.12$ とした。 $\Delta\sigma$ 、 $\Delta\epsilon_e$ 、 $\Delta\epsilon_p$ はそれぞれ応力範囲、弾性ひずみ範囲、塑性ひずみ範囲である。また a はき裂長さである。関数 $f(1/n')$ は次式で表される。

$$f(1/n') = 3.85\sqrt{\frac{1}{n'}}(1-n') + \pi n' \quad \cdots (2)$$

n' は繰返し硬化指数である。またき裂進展速度は5点の増分多項式法により求めた。図5からもき裂進展特性に対する時効の効果は小さいことがわかる。図中の実線は非時効材のデータを最適近似したものであり、次式で表される。

$$da/dN = 5.87 \times 10^{-5} (\Delta J_f)^{1.88} \quad \cdots (3)$$

前報⁽³⁾において時効により静翼材の破壊靱性値や破断延性が低下することを報告した。したがって、時効については破壊靱性値の低下を評価する際に考慮する必要があるが、き裂進展特性にはほとんど影響しないといえる。

圧縮ひずみ保持の効果については著者らがガスタービン翼材の圧縮ひずみ保持波形による試験を行い、無

Fig. 6 Relationship between normalized crack growth rate and loading frequency

次元化き裂進展速度が負荷周波数の $-1/4$ 乗に比例することを報告している⁽⁵⁾。図6に示すように、時効材および実機使用材についても負荷周波数が小さくなるにつれて無次元化き裂進展速度が増加する傾向が見られた。このき裂進展速度の加速は主にき裂先端における酸化の効果であると考えられる⁽⁵⁾。静翼に発生する熱疲労き裂についても、き裂面は実機使用条件下で酸化の影響を受けるため、この圧縮ひずみ保持によるき裂進展速度の加速を考慮して、実機静翼のき裂進展評価を行う必要がある。

4. き裂進展解析による 静翼の余寿命評価

4.1 初段静翼の熱応力解析 初段静翼のき裂進展解析を行うにあたり、部材に作用する応力を推定するため、初段静翼の三次元モデルを用いた有限要素法による構造解析を行った。前報⁽³⁾において実機のケーシング側エンドウォールの翼間および翼後縁部が、主な最大き裂の発生した部位であることを報告した。したがって、これらの部位が高応力発生部位あるいは高温にさらされている部位と考えられる。熱応力解析を行う際には実測でのき裂分布に一致する応力分布になるよう、熱伝達係数などの熱的境界条件を求め、有限要素法による熱応力解析を行った。この条件で起動停止に伴う温度変動を考慮した熱応力解析を行い、作用応力を推定した。図7に解析結果の一例として、翼後縁部における温度-応力ヒステリシスを示す。以上の静翼熱応力解析で得られた応力を以降のき裂進展解析に用いた。

4.2 初段静翼のき裂進展解析 静翼に発生するき裂は起動・停止に伴う上記熱応力の繰返しによる熱疲労き裂である。この熱応力は部材の熱膨張と構造的な拘束に起因するが、静翼は内部冷却構造をとっているため、部材内に温度こう配が生じる。そのため熱応力もこう配を持ち、高温ガスにさらされる外面側で

Fig. 7 A example of stress-temperature hysteresis at the trailing edge of the nozzle

高応力となる。したがって、き裂の進展は表面方向に比べ、深さ方向の進展量が小さくなる。ところでき裂が板厚方向に貫通すると、その部分を通して冷却空気の流れが生じ、効率が低下すると考えられる。すなわち、静翼の余寿命評価にはき裂の深さ方向への進展評価が重要になる。そこで初段静翼について、部材深さ方向のき裂進展解析⁽⁶⁾に基づく、余寿命評価法を検討した。

深さ方向のき裂進展解析を行うため、板厚方向の応力分布は、急冷却時または急加熱時の熱応力分布を示した Biot の論文⁽⁷⁾を参照し、式(4)を仮定した。

$$\sigma = \sigma_0 \cdot [(1-x/t)^2 + \nu n] / (1+n) \quad \cdots \cdots (4)$$

ここで σ_0 は板表面に発生する最大応力、 n は部材形状による定数であり、静翼翼部を平板と仮定すると $-1/3$ となる。 x は外表面からの深さ、 t は板厚、 ν はポアソン比である。この応力場で外表面からき裂が進展する場合の応力拡大係数 K を次式で表される Buchalet と Bamford の式⁽⁸⁾から求めた。

$$K = \sigma_0 \sqrt{\pi a} \left[A_0 F_0 + 0.637 A_1 F_1 \frac{a}{t} + 0.5 A_2 F_2 \left(\frac{a}{t} \right)^2 \right] \quad \cdots \cdots (5)$$

ここで、 a はき裂長さ、 A_0, A_1, A_2 は式(4)を展開したときの $(x/t)^n (n=0, 1, 2)$ の項の係数、 F_0, F_1, F_2 は形状係数である。 F_0, F_1, F_2 の値については、Green 関数法⁽⁹⁾と比較して、応力拡大係数の算出値がき裂長さに対して同様の傾向を示すように決定した。その結果 $F_0, F_1, F_2 = 1.12$ とした。なお、この取扱いは安全側の評価となることを確認した。式(5)と次式より、 J 積分範囲 ΔJ を求めた。

$$\Delta J = (\Delta K)^2 / E \quad \cdots \cdots (6)$$

ここで E はヤング率である。ヤング率は静翼材の引張試験より求めた 130 GPa とした。上式で得られる

値は弾性 J 積分であるが、一般に熱応力に対しては弾性 J 積分を用いても精度のよい評価が可能であるため、この値をそのまま用いた。また、 t は一様とし、翼部の平均板厚を t_0 とした。このようにして求めた板厚内の ΔJ 値の分布を図 8 に示す。き裂が比較的浅い範囲では ΔJ 値はき裂の成長に伴って増加するが、板厚の約 $1/3$ で最大値となる。その後、応力の低下により板厚方向へのき裂の進展に伴い ΔJ 値は減少する。

上記した J 積分範囲は保持なしの条件に対するものであり、実際にはこれに加え保持によるき裂進展速度の増加を考慮する必要がある。圧縮ひずみ保持の効果として、き裂先端での酸化の影響が大きい。そこで、酸化によるき裂進展量を全き裂進展量から分離して評価することが必要である。しかし実機条件下での酸化による進展量の評価は困難である。そこで簡易的に図 6 の関係を用いて保持によるき裂進展速度の加速を推定する。すなわち、実機における負荷周波数は起動停止 1 回当たりの運転時間の逆数になる。運転時間を t_h [hours] とすると、それに対する負荷周波数は $1/3600 t_h$ [Hz] となる。式(3)は負荷周波数が 0.05 Hz の試験で求めたものであり、き裂進展速度の加速係数として β を定義すると式(7)となる。

$$\beta = \{0.05 / (1/3600 t_h)\}^{1/4} = (180 t_h)^{1/4} \quad \cdots \cdots (7)$$

この係数 β を式(3)に乗じた式(8)によりき裂進展速度を推定し、き裂進展解析を行った。

$$da/dN = \beta \cdot 5.87 \times 10^{-5} (\Delta J_f)^{1.88} \quad \cdots \cdots (8)$$

以上の条件で、前報報告の DSS モードで運用された初段静翼を対象に、き裂進展解析を行った。得られたき裂進展曲線を図 9 に示す。図中の実線が解析により得られたき裂進展曲線である。初期き裂寸法は、静翼材 (Co 超合金) デンドライト組織の平均直径である約 $50 \mu\text{m}$ とした。破線は解析結果に対する Factor of

Fig. 8 J -integral distribution in the nozzle thickness

Fig. 9 Comparison of predicted crack growth behavior with inspection data for the nozzle operated under DDS mode

1.5の範囲を示している。なお図中の横軸はき裂進展解析で、き裂が貫通すると予想された寿命で基準化したものである。図中のプロットは対象とした初段静翼において、各定検時に観察された各静翼セグメントの最大き裂の平均値であり、誤差棒は実機データのばらつきの 1σ (σ : 標準偏差)の範囲を示している。上記したき裂進展解析ではき裂の深さ方向への進展を評価しているので、実機で観察されたき裂表面長さを深さに変換する必要がある。実機データの深さ方向のき裂進展量は、静翼を破壊調査して得られたき裂のアスペクト比と板厚比の関係⁽⁶⁾を用いて推定した。

図9より、 1σ の区間はほぼ Factor of 1.5 のばらつき範囲内に含まれることがわかる。したがって、大部分の静翼のき裂進展挙動が上記解析で求めた曲線を用いて $\pm 50\%$ の精度で評価できることになる。以上のように、ガスタービン静翼に発生するき裂の進展を破壊力学に基づいた手法で精度良く評価することが可能であることがわかった。

4.3 実機適用のための簡易評価手法 図9から

Fig. 10 A schematic of predicted crack growth behavior with varying the stress range

Fig. 11 Relationship between stress range and crack length

もわかるように、静翼セグメントごとのき裂進展はリング内でばらつく。それらを個別に評価し、寿命管理することが重要である。実機におけるき裂進展のばらつきは使用温度、拘束条件の違いに起因するものと考えられる。そこで、静翼において比較的一様な断面形状である翼後縁部について、上記したき裂進展解析を、応力を変化させた条件で数ケース行った。その結果得られたき裂進展曲線を図10に示す。これらは深さ方向のき裂進展解析結果であるが、ここでは静翼の破壊調査より求めた表面長さとの関係を用いて、深さを表面長さに変換した。図10より、ある同一の繰返し数 N_1, N_2 での応力とき裂長さの関係を求めた結果を図11に示す。実機におけるき裂進展のばらつきが、応力のばらつきによるものと考え、図11に示したように、ある繰返し数(起動停止回数) N_1 におけるき裂長さから、将来のある繰返し数 N_2 のき裂長さを予測した。同じ初段静翼に対して行われた、2回の定期検査時に得られた最大き裂長さについて、評価を行った結果の一例を図12に示す。予測き裂長さは点検時に観察されたき裂長さとして、ほぼ Factor of 1.5 の範囲で一致した。したがって、図10のようき裂進展解析から求めた同一の起動停止回数における応力とき裂長さの関係を用いて、実機き裂長さデータに基づく、静翼き裂進展予測が比較的簡便にかつ高精度に行える。

4.4 限界き裂長さ評価 静翼の余寿命評価にあたってはき裂進展評価と同様に、限界き裂長さの評価も重要となる。限界き裂長さの評価については前報⁽³⁾で報告した、スモールパンチ(SP)試験に基づいた評価が有効であると考えられる。本評価においては起動停止サイクル中の最高応力時の J 積分値 J_{max} が破壊靱性値 J_{Ic} を越えるかどうかで判断される。そこで、

Fig. 12 Comparison of predicted and actual crack lengths of the nozzle

Fig. 13 An illustration of the critical crack length evaluation for the nozzle

板厚方向にき裂が進展したときの $J_{\max}$ の変化を図 13 に破線で示す。ここで $J_{\max}$ は静翼の熱応力解析で得られた最高応力に対応する J 積分値とした。 J 積分値は応力分布の影響により、板厚の約 1/3 以降は減少する。破線靱性値は SP 試験による破壊ひずみと J_{IC} 値の間に良好な関係が見られたことから⁽⁹⁾、実機切出し材の SP 試験結果の下限値を用いて評価した。なお、その低下の割合は運用モードにより変化する。そこで WSS と DSS モードに対して、上記き裂進展解析より、運転時間に対するき裂進展挙動を予測し、同一の運転時間における J_{IC} 値とき裂深さの関係を求めたものが図 13 の実線である。図中プロットは切出し材と同じ、12 600 時間運転後の J_{IC} 値およびき裂深さに対応するものである。WSS モードのほうが同じ起動停止回数に対する運転時間が長くなるため、同じ深さまでき裂が進展したときの J_{IC} 値の低下量は DSS モードよりも大きくなる。実機使用条件下では熱疲労だけでなく、トリップや外部からの物体の衝突による損傷 (FOD; Foreign Object Damage) などによる過大な負荷も考慮し、限界き裂長さの評価を行う必要があるが、限界き裂長さを上記のように、スモールパンチ法に基づいて評価することにより、運用の信頼性向上や適切な検査、取替スケジュールの策定が可能になると思われる。

5. 結 言

80 MW 級ガスタービン初段静翼の熱疲労き裂進展解析に基づく余寿命評価法について検討を行い、以下のことが明らかになった。

(1) 圧縮ひずみ保持波形による、静翼材のき裂進展試験を行ったところ、き裂進展速度は負荷周波数の $-1/4$ 乗に比例して増加し、圧縮保持がき裂進展を加速させる効果があることを確認した。

(2) 時効のき裂進展試験で得られたき裂進展速度は、非時効材と同程度であり、き裂進展特性に対する時効の影響は無視できる。

(3) 定常運転中の圧縮ひずみ保持により生じるき裂成長の加速を考慮し、破壊力学に基づく手法により、初段静翼のき裂進展解析を行った。その結果、実機データの 1σ の範囲がき裂進展解析予測曲線の Factor of 1.5 の範囲内であった。

(4) 実機におけるき裂進展のばらつきを考慮し、評価の簡易化および高精度化を図るために、き裂成長予測線図を作成した。これにより Factor of 1.5 内で、き裂長さ予測が可能となった。

(5) 限界き裂長さ評価法について検討しスモールパンチ試験に基づく評価法を提案した。

文 献

- (1) Bernstein, H. L., McClung, R. C., Sharron, T. R. and Allen, J. M., *Trans. ASME, J. Eng. Gas Turbines Power*, **116** (1994), 207-216.
- (2) 藤山一成・村上格・吉岡洋明・岡部永年, 日本ガスタービン学会誌, **22-85** (1994), 76-82.
- (3) 西田秀高・山口寛・磯部展宏・桜井茂雄, 機論, **66-642, A** (2000), 334-340.
- (4) Dowling, N. E., *ASTM STP*, 637 (1977), 97-112.
- (5) 磯部展宏・桜井茂雄, 日本材料学会, 第 35 回高温強度シンポジウム前刷集, (1997-12), 124-128.
- (6) Isobe, N., Sakurai, S. and Kunihiro, M., *IGTC 95*, (1995), III-1.
- (7) Biot, M. A., *J. Aeronaut. Sci.*, **24** (1957), 857-868.
- (8) Buchalet, C. B. and Bamford, W. H., *ASTM STP*, 590 (1976), 385-402.
- (9) Evans, A. G. and Charles, E. A., *J. Am. Ceram. Soc.*, **60-1-2** (1977), 22-28.