Ni 基超合金一方向凝固材の冷却孔周囲の微小き裂進展に及ぼす 高サイクルと低サイクル疲労負荷の重畳効果†

與那國 優希* 吉崎 伸* 岡崎 正和**

Superimposed Effect of High Cycle Fatigue and Low Cycle Fatigue Loadings on Small Crack Propagation Around Cooling Hole in A Directionally Solidified Ni-base Superalloy

by

Yuki YONAKUNI*, Shin YOSHIZAKI* and Masakazu OKAZAKI**

Recent introduction of renewable energy systems has impelled the land based gas turbine power generation systems to play two different types of roles: one is a role as base load system, the other is a role as power adjusting system. To cope with the latter role, it is necessary to take into account of thermal fatigue failure of the gas turbine components, where transient thermal stress is often a critical issue to be concerned. In this study, non-stationary induced thermal fatigue failure behavior of a superalloy was explored. At first, a new test equipment was developed so that high cycle non-stationary thermal fatigue loading can be superimposed on stationary low cycle thermo-mechanical fatigue (TMF) loading. By means of the testing equipment, the early growth of small cracks around the cooling holes was investigated under the superimposed condition in a directionally solidified Ni-base superalloy, where some cooling holes were artificially introduced for a simulation. The experimental works clearly demonstrated that the crack growth rate under the superimposed condition was significantly accelerated, compared with that under the stationary low cycle TMF loading. This behavior was discussed based on fracture mechanistic view point.

Key words:

Superalloy, Non-stationary and stationary thermo-mechanical fatigue loading, Cooling hole, Local thermal stress, Early growth of small crack, Superimposed loading

1. 結 言

Ni 基超合金は高温における優れたクリープ特性を有するためガスタービン動翼などに幅広く用いられている。その一方で、熱効率の向上のために発電用タービン入口温度は年々上昇しており、1700℃の領域にまで達している^{1)~5)}。この温度は Ni 基超合金単体の耐用温度よりも高いため、ガスタービン翼には様々な冷却技術が導入されている^{4)~5)}。たとえば翼表面の多数の冷却孔から圧縮空気を噴出させることで翼周りに冷却フィルムを形成させ、翼壁表面温度を許容値以下に保っている。翼冷却システムは高度化・複雑化の一途をたどっている。その一方で冷却孔周りにおいては温度勾配に起因した熱応力が生じることから、これまで以上の温度勾配が生じたときには従来の知見からは想定しがたい破損を生じること懸念されている^{1)~6)}。

一方、近年では、従来の化石燃料や原子力エネルギーシステムに加えて再生可能エネルギーが世界中に広がっている。再生可能エネルギーシステムの出力は季節や天候に強く依存するため、それらがいったん電源系統に接続されると、発電用ガスタービンは頻繁かつ急激な負荷変動を余儀なくされる。この変動が顕著でかつ高速である場合

には、これまで特に配慮されてこなかった因子による熱疲労破損、すなわち「構造体の過渡的応答に起因した熱応力（熱過渡応力）による破損」が懸念される^{6)~7)}。しかしこれについて実証した研究はごく限られている^{6)~9)}。

以上の背景から、本研究では冷却構造を有するガスタービン翼の冷却孔周りの熱疲労破損に注目した。調査にあたって、はじめに、起動・停止を想定した定常的低サイクル熱機械的疲労（LCF）負荷の上に、冷却孔周りの温度勾配と熱変動により誘起される過渡的（non-stationary）な高サイクル熱疲労（HCF）負荷が重畳された状態を模擬できる試験装置を試作した。つぎにこの試験装置と Ni 基超合金製の試験片を用いて、応力集中部位となる冷却孔周りの破損挙動について、特に温度勾配に誘起される LCF 負荷と HCF 負荷の重畳効果に焦点をあて実験的に調査した。

2. 実環境模擬試験装置

2・1 実環境模擬試験装置の概要

本研究では、起動・停止を想定した定常的低サイクル熱機械的疲労（LCF）負荷の上に、冷却孔周りの温度勾配と熱変動により誘起される過渡的（non-stationary）な高サイクル熱疲労（HCF）負荷が重畳された状態を模擬でき

† 原稿受理 平成30年 7月 9日 Received July 9, 2018 ©2019 The Society of Materials Science, Japan

* 学生会員 長岡技術科学大学大学院 〒940-2188 長岡市上富岡町
Nagaoka University of Tech., Kamitomioka-machi, Nagaoka 940-2188.

** 正 会 員 長岡技術科学大学 〒940-2188 長岡市上富岡町
Nagaoka University of Tech., Kamitomioka-machi, Nagaoka 940-2188.

る試験装置を文献8)のものをベースに改良・試作した⁸⁾。試験装置の概略図を Fig.1 に示す。ここでは試験片に加工した冷却孔から圧縮空気を噴出させることでコールドスポットを人工的に作り出し、その上で熱機械的負荷を油圧サーボ試験機により加える方式としている。装置の基本的原理は文献8)と類似であるが、文献8)では定常的に一定量流していた圧縮空気の流れを、ファンクションジェネレータを介してプログラムした波形に従って間欠的に流せるようにしたもので、試験片の過渡的な熱応答によって生ずる高サイクル熱疲労負荷を模擬できるようにしたものである。

2・2 試験片および実験条件

供試材は CM247LC 一方凝固材 (DS 材) とした。試験片形状を Fig.2 に示す。中空円筒状の試験片の標点部中央およびそこから長手方向に 7mm 離れた位置に合計 3 つの模擬冷却孔 ($\phi 2\text{mm}$) を加工しており、3 つの穴を通じて圧縮冷却空気を試験片内側から外側に向かって噴出させる。ここで DS 材の荷重軸方向は結晶方位 $\langle 001 \rangle$ から 5° 以内となっている。

本研究では 2.1 節で述べた実環境模擬試験装置を用いて、低サイクル熱機械的疲労負荷 (以下, LC-TMF), ならびに, LC-TMF の上に高サイクル熱疲労負荷 (HCF) を重畳させた疲労試験 (以下, LC/HCF-TMF) の 2 種類を実施した。LC-TMF 試験では Fig.3(a) に示すような In-Phase 型の LC-TMF 負荷を与えた。この試験中は常時冷却空気を流しており、加えた応力振幅は 240MPa で (応力比 $R=0$) 周波数は 1/240Hz である。一方, LC/HCF-TMF 試験では LC-TMF サイクル中の外力保持期間中に冷却空気の流れを間欠的に閉鎖させる方式とした。この場合、冷却空気が流れていない期間中 (Fig.3(b) 中の点 P) は試験片の遠方部と冷却孔部はほぼ同じ温度となる一方で、それが流れている期間の最終点 (Fig.3(b) の点 P') では冷却

孔周囲が強制的に冷却され、遠方部との温度差が顕著になる (後述の Fig.5 参照)。本研究では冷却空気の停止の周期を 6s として、空気流量は 100NL/min とした。そして冷却空気停止の回数 n は実験変数とした ($n=0\sim 500$ サイクル)。周期を 6s 間隔としたのは、冷却空気流の中断期間をこの周期とすることにより、冷却孔周囲の温度が試験片遠方部の温度になることが実験的に確かめられたからである。なお、一連の疲労試験実施中においては、冷却孔付近の温度は放射温度計によりモニターしている。

冷却孔周囲の温度分布を調査するために、Fig.4 に示す点 1~8 の位置に K 型熱電対を設け、冷却孔近傍の温度は冷却孔円周に接する位置に設けた熱電対により測定した (ただし、熱電対の線径による制約があるため、最大 0.5mm 離れている可能性がある)。Fig.5 に Fig.3(b) 中の点 P' における試験片内温度の計測結果を示す。ここでは試験片制御位置の最高温度を $T_{c,max}=900^\circ\text{C}$ 、最低温度を $T_{c,min}=300^\circ\text{C}$ としている。Fig.5 から冷却孔遠方位置に対し、周方向では約 100°C の、軸方向では約 130°C の温度勾配が冷却孔周辺で生じていることが確認できる。

Fig.1 Illustration of a new test system.

Fig.2 Geometry of hollow specimen with cooling holes.

Fig.3 (a) Illustration of waveform in the LC-TMF test, (b) LC/HCF-TMF test.

Fig.4 Temperature distribution around the cooling holes.

Fig.5 Temperature distribution around the cooling holes, measured at the point "P" during the HCF cycle in Fig.3(b).

Fig.6 Crack initiation and propagation around the cooling hole.

3. 冷却孔からのき裂発生と初期成長

本研究で行った LC/HC-TMF 試験において観察されたき裂の外観および発生位置を Fig.6 に示す。き裂はすべて下側の冷却孔から発生した。本研究では、き裂の形態として、冷却孔の肉厚中心部から生じた形態と (Crack A) と試験片内面の冷却孔コーナーから生じた形態 (Crack B) が観察された。それらを模擬的に Fig.7 に示す。また、これらのき裂が成長し貫通き裂となったあと (Crack A' および Crack B') の表面実体顕微鏡写真を Fig.6 左上に示す。少なくともここで示す 2 つのき裂周囲において結晶粒界は確認できず、一方向凝固材中の単一の結晶粒内を伝播している。

本研究ではこれらのき裂長さが試験片肉厚のオーダーに達し貫通する直後までの進展挙動に特に注目した。その際、適用の適、不適は別として、現象を直感的に理解するため、LC/HC-TMF 試験中の 1 ブロックあたりのき裂進展速度に注目し、それらを見かけ上の応力拡大係数範囲 $\Delta K_{LCF,app}$ との関係で調査した。 $\Delta K_{LCF,app}$ は暫定的に Newman-Raju の式により評価した¹⁰⁾。

$$\Delta K_{LCF,app} = F(a,b) \Delta \sigma_{ex} \sqrt{\pi a} \quad (1)$$

ここで $\Delta \sigma_{ex}$ は外負荷による応力範囲である。また $F(a,b)$ はき裂長さ a とき裂深さ b から定義される補正係数であり (Fig.7 参照)、ここではき裂のアスペクト比を $a/b=1$ と

Fig.7 Stress intensity factor model for corner and surface crack at hole in finite plate under tension.

Fig.8 Relationship crack propagation rate and stress intensity factor range in terms of Eq. (1).

Fig.9 Relationship crack propagation rate and stress intensity factor range in terms of Eq. (2).

仮定して $\Delta K_{LCF,app}$ を求めた。

Crack A と Crack B について得られた da/dN - $\Delta K_{LCF,app}$ 関係を Fig.8 に示す。図中には比較のため、LC-TMF 試験で確認された貫通き裂 (ここでは Crack C と称す)、および 750°C から 1000°C の間でこれまでに報告されている等温疲労き裂伝ば挙動の結果も併せて示した (これらの結果は長さが数 mm オーダーのき裂を対象としている)¹¹⁾⁻¹³⁾。Fig.8 より見かけ上の $\Delta K_{LCF,app}$ で評価した場合、LC-TMF および LC/HC-TMF 試験における冷却孔周りのき裂進展速度は一定温度下の疲労き裂進展速度よりも非常に大きいことが明らかである。

以上の結果を考察するにあたり、最初に冷却孔による影響の 1 つである応力集中効果に注目する。本研究で扱うき裂長さは発生直後のごく短いものであることから、ここでは応力集中係数 α_{ex} を加味した応力拡大係数範囲を次式により評価した。

$$\Delta K_{LCF,app} = F(a,b) \alpha_{ex} \Delta \sigma_{ex} \sqrt{\pi a} \quad (2)$$

ここでは単軸負荷下の応力集中係数が 3 であることを考慮し、暫定的に $\alpha_{ex} \approx 3$ とした。 $\Delta K_{LCF,app}'$ で Fig.8 を再評

価した結果を Fig.9 に示す. これより応力集中を考慮することで等温疲労き裂伝ば曲線に漸近していることが確認できるが依然として従来までのデータ曲線と差がある. 以上の結果は冷却孔周りの熱機械的疲労き裂伝ば挙動の評価に対して, 等温疲労き裂の情報をそのまま適用するには限界があることを示している.

つぎに LC/HC-TMF 試験における高サイクル熱疲労重量の効果について検討する. これを検討するにあたって, Crack A および Crack B が成長し貫通き裂となった Crack A' を対象に調査を行った. その結果を Fig.10 に示す. この目的のため Fig.10 では, $\Delta K_{LCF, app} \approx 15 \text{ MPa}\sqrt{\text{m}}$ を一定としたうえで, 重量させる HCF のサイクル数 n を 0 から 500 に変化させている. これより, 重量 HCF サイクル数 n の増加により 1 ブロックあたりのき裂進展速度が増加することが確認できる.

4. 冷却孔周囲のき裂伝ば挙動の考察

前章では, 機械的負荷のみを考慮した見かけ上の応力拡大係数範囲でき裂伝ば速度を評価してきたが実際には, 冷却孔周りにおいて温度勾配 (Fig.5) によって誘起される熱応力が生じているはずであり, この影響を無視している. そこで本章では外力に重量される熱応力の観点から前章の結果を考察する.

4・1 温度勾配誘起熱応力による応力拡大係数範囲への影響

本研究で生じる熱応力には LCF 区間中の熱応力と HCF 区間中の熱応力の 2 種類がある. そして, そこでは冷却孔周りで生じる周方向と軸方向の温度分布によって誘起された熱応力が生じているはずである. これらの熱応力は外力との重量によって, (i)疲労負荷中の応力振幅と(ii)応力比を変化させる効果, および(iii)応力の多軸度を変化させる効果をもつと考えられる. この様子を模式的に Fig.11 に示すとともに, 以下, 各項目ごとにそれらの効果を考察する.

(i)~(iii)に共通する項目として冷却孔周囲の熱応力を考える. 冷却孔周囲の温度分布は 3 次的に分布し複雑で

Fig.10 Acceleration of crack propagation rate as superimposed effect of HCF cycles.

Table 1 Rough estimation of remote thermal stress component at point P'.

σ_{ex} , MPa	$\sigma_{th,z}(z)$, MPa	$\sigma_{th,z}(\theta)$, MPa	$\sigma_{th,\theta}(z)$, MPa	$\sigma_{th,\theta}(\theta)$, MPa
240	17.7	111.8	83.9	30.1

あるため, 簡単化のため試験片厚さ方向の温度勾配を無視し, 冷却孔周囲の温度が 2 次的に分布していると考えことにする. その際, 冷却孔周囲の遠方熱応力(remote thermal stress)の負荷軸方向と円周軸方向の成分を $\sigma_{th,z}$, $\sigma_{th,\theta}$ と表記し (Fig.11), それらの大きさをそれぞれの方向の温度勾配によって生じる熱応力の線形和として近似する¹⁴⁾. 文献 14)を参考にすると, Fig.12 中に示す熱応力の各成分は

$$\sigma_{th,z}(z) = \frac{\sqrt{3(1-\nu^2)}}{4(1-\nu^2)} \frac{\sqrt{r_i t}}{l_0} E \beta \Delta T \quad (3a)$$

$$\sigma_{th,z}(\theta) = \frac{1}{3} \beta \Delta T E \quad (3b)$$

$$\sigma_{th,\theta}(z) = \left\{ \frac{(1-\nu^2)}{\sqrt{3(1-\nu^2)}} + \nu \right\} \frac{\sqrt{3(1-\nu^2)}}{4(1-\nu^2)} \frac{\sqrt{r_i t}}{l_0} E \beta \Delta T \quad (3c)$$

$$\sigma_{th,\theta}(\theta) = \frac{A_H E \Delta W}{(A_H + A_L) W_0} \quad (3d)$$

と簡易評価される^{15)~17)}. これら式中の E , β , ν はそれぞれヤング率, 熱膨張係数およびポアソン比であり, 中空試験片の r_i は内半径, t は肉厚, l_0 は標点部長さ, W_0 は円周長さ, A_H および A_L は高温部 (900°C) および低温部 (770°C) が占める縦断面積であり, $A_H \approx A_L$ である.

Fig.11 (a) Schematic diagram on local thermal stress in the present LC/HC-TMF test when thermal stress is superimposed on mechanical stress, (b) remote thermal stress near the cold spot at point P'.

Fig.12 Simplified model of thermal stress based on the temperature distribution in Fig.5, (a) the model with temperature distribution in the axial direction of cylinder, (b) the model with temperature distribution in the circumferential direction of cylinder.

上式の簡易モデルによって、HCF サイクル中の点 P' の時点 (Fig.3(b), 11 参照) において付加的に生じる熱応力の推定値を Table 1 に示す。計算にあたっては Fig.5

の実測結果と物性値として、 $E=150$ GPa, $\nu=0.3$, $\beta=1.48 \times 10^{-5} \text{ K}^{-1}$ を用いた。Table 1 より、各熱応力は外力 σ_{ex} に対して無視できない値となっている。なおこれらの熱応力には冷却孔周囲の応力集中効果は考慮されていない。つぎに、本節冒頭で述べた熱応力の 3 つの効果について検討する。

(i) 熱応力の重畳による疲労応力振幅の変化

Fig.3(b)あるいはFig.11に模擬的に示すように、Table 1 に示した熱応力は LCF 期間中では点 P' において生じ、これは LCF 中の z 軸方向の遠方場応力振幅をみかけ上の値 $\Delta \sigma_{ex}$ から $\Delta \sigma_{ex} + \Delta \sigma_{th,z}(z) + \Delta \sigma_{th,z}(\theta)$ へと増加させる効果となる。この応力の総和は応力集中によってさらに割増させられる。この割増度を α_{ex+th} と表記すると、 α_{ex+th} は主応力の多軸度を表す係数 λ ($\equiv \sigma_2/\sigma_1$, σ_1 と σ_2 は外力方向とそれに垂直な方向の主応力を表す代表記号) を用いて

$$\alpha_{ex+th}(\lambda) \doteq 3 - \lambda \quad (4)$$

と近似できる。式(4)は応力集中係数に対する多軸性を表す近似式である¹⁸⁾。そして λ の値は Fig.11 中の点 P, P' および Q で異なる値をとり、それぞれ

$$\lambda_{P'} \doteq \frac{\sigma_{th,\theta}(\theta, P') + \sigma_{th,z}(z, P')}{\sigma_{ex} + \sigma_{th,z}(\theta, P') + \sigma_{th,z}(z, P')} \quad (5a)$$

$$\lambda_P \doteq 0 \quad (5b)$$

$$\lambda_Q \doteq \frac{\sigma_{th,\theta}(\theta, Q) + \sigma_{th,z}(z, Q)}{\sigma_{th,z}(\theta, Q) + \sigma_{th,z}(z, Q)} \quad (5c)$$

と表される。式(4), (5)を組み合わせると、本研究の LC-TMF 負荷中の LCF 負荷による応力拡大係数は式(2)を補正して

$$K_{LCF,ex+th} = \left\{ \alpha_{ex+th}(\lambda_{P'}) [\sigma_{ex} + \sigma_{th,z}(\theta, P') + \sigma_{th,z}(z, P')] - \alpha_{ex+th}(\lambda_Q) [\sigma_{th,z}(\theta, Q) + \sigma_{th,z}(z, Q)] \right\} F(a, b) \sqrt{\pi a} \quad (6)$$

(ii) 熱応力の重畳による LCF 期間中の応力比の変化

Table 1 の熱応力の作用により、LCF と HCF 期間中に生じる繰返し負荷の応力比 (R_{LCF} , R_{HCF}) は、それぞれ

$$R_{LCF} = \frac{\alpha_{ex+th}(\lambda_Q) [\sigma_{th,z}(\theta, Q) + \sigma_{th,z}(z, Q)]}{\alpha_{ex+th}(\lambda_{P'}) [\sigma_{ex} + \sigma_{th,z}(\theta, P') + \sigma_{th,z}(z, P')]} \quad (7)$$

$$R_{HCF} = \frac{\alpha_{ex} \sigma_{ex}}{\alpha_{ex+th}(\lambda_{P'}) [\sigma_{ex} + \sigma_{th,z}(\theta, P') + \sigma_{th,z}(z, P')]} \quad (8)$$

となる。これらの応力比はき裂伝ばに対して影響するので、それを有効応力拡大係数 ΔK_{eff} の概念を導入して簡便評価することにする¹⁹⁾。すなわち

$$\Delta K_{eff} = \frac{\Delta K_{LCF,ex+th}}{(1 - R_{LCF})^\gamma} \quad (9)$$

ここで γ は R の影響の程度を示す材料定数であり、参考文献 20) より $\gamma=0.36$ を用いることにする。

以上より LC-TMF 試験中の LCF 期間中の有効応力拡大係数範囲は、それぞれ

$$\Delta K_{LCF,eff} = \left\{ \alpha_{ex+th}(\lambda_{P'}) [\sigma_{ex} + \sigma_{th,z}(\theta, P') + \sigma_{th,z}(z, P')] - \alpha_{ex+th}(\lambda_Q) [\sigma_{th,z}(\theta, Q) + \sigma_{th,z}(z, Q)] \right\} F(a, b) \sqrt{\pi a} / (1 - R_{LCF})^\gamma \quad (10)$$

一方

$$\Delta K_{HCF,eff} = \left\{ \alpha_{ex+th}(\lambda_{P'}) [\sigma_{ex} + \sigma_{th,z}(\theta, P') + \sigma_{th,z}(z, P')] - \alpha_{ex} \sigma_{ex} \right\} F(a, b) \sqrt{\pi a} / (1 - R_{HCF})^\gamma \quad (11)$$

(iii) 熱応力による応力の多軸度の変化

この効果の一部については上述の項目(ii)においてすでに言及した。ただし、その他の付加的効果もある。すなわち、式(10)と(11)は、いわば単軸応力状態におきかえて近似評価したものであるが、熱応力は式(1)を出発点とする一連の力学量 ($\Delta K_{LCF,app}$ など) そのものを変化させる効果もある。応力拡大係数に対する多軸負荷場の効果は Newman によって数値計算されており²¹⁾、本研究に対するその視点からの影響は捕捉 1 で記載した。

以上の検討をふまえ、式(10), (11)を介して本研究の伝ば速度を再整理した結果を Fig.13 に示す。これより、温度勾配に誘起された熱応力が及ぼす 3 つの影響 (疲労負荷中の応力振幅、応力比、応力の多軸度を変化させる効果) を考慮することにより、本研究で測定された LC-TMF 中の冷却孔からのき裂の初期成長を、一定温度下の疲労き裂進展速度の知見をもとにある程度予測できると考えられる。

4・2 HCF 重畳効果

前節の議論では、LCF 期間のき裂伝ば速度のみに注目してきたが、それに重畳される HCF 期間中においても、その条件によっては無視できない量のき裂の進展が起こり得る (Fig.10 参照)。これについて考えるため、つぎのような伝ば規準式を考えることにする。

$$\left(\frac{da}{dN} \right)_{block} = \left(\frac{da}{dN} \right)_{LCF} \quad (\text{when } \Delta K_{HCF} \leq \Delta K_{th}) \quad (12a)$$

$$\left(\frac{da}{dN} \right)_{block} = \left(\frac{da}{dN} \right)_{LCF} + \int_n \left(\frac{da}{dN} \right)_{HCF} dN \quad (\text{when } \Delta K_{HCF} \geq \Delta K_{th}) \quad (12b)$$

Fig.13 Relationship crack propagation rate and stress intensity factor range in terms of Eq. (11).

式(12)中の ΔK_{th} はき裂伝ばに対する下限界であり, $\Delta K_{th} \approx 12 \text{MPa}\sqrt{\text{m}}$ である¹²⁾.

4.1 節で導入した各評価式をベースに式(12)による予測結果を Fig.13 中の破線および実線で示した. 計算にあたっては $(da/dN)_{LCF}$ の実測値を用いた. これより, 予測結果と実験結果にはまずまずの一致がみられる.

以上の結果より, LC-TMF 負荷のうえに HC-TMF が重畳されたときのき裂進展速度は式(12)をベースにある程度予測することができると考えられる.

5 結 言

試作・改良した実環境模擬試験装置を用いて, 不均一な温度場下にあるガスタービン翼中の冷却孔まわりの熱機械的疲労破損挙動を実験的に調査した. その際, 特に準定常な熱サイクルによって生ずる付加的な熱疲労破損現象に注目し, その効果を破壊力学的に検討した.

得られた結果を要約すると,

- (1) 準定常な熱サイクルが定常熱機械的負荷に重畳されると, それがない場合と比べ, 微小き裂の進展速度は有意に加速する. そこには準定常熱サイクル期間中に生ずる付加的な熱応力が大きな役割を果たしていることを実験的に示し, それをもたらす複数の効果について検討した.
- (2) 温度勾配があり, かつ低サイクル熱機械的疲労負荷と高サイクル熱疲労負荷が重畳される条件の下におけるき裂の初期成長挙動を予測する方法を提示した.

本研究の遂行にあたり, 科学研究費補助金 (基盤 (A)(Category A, No. 16H02304).) の援助を受けた. 記して感謝の意を示す.

Appendix A

冷却孔がある無限板における応力拡大係数への応力の多軸度の影響について記述する. Fig.14 に Newman らによって調査された各多軸度 λ における無次元応力拡大係数 F と無次元距離 c/R との関係を示す. ここで c は冷却孔の半径長さを含みき裂長さであり, $c=b+R$ である (図中の概略図参照). この図によれば, 冷却孔の応力集中と遠方応力の多軸度 λ の値に依存して応力拡大係数値が変化するが, その影響度は冷却孔からの成長量が増加するにつれて消失する. この結果を本研究の結果 (Fig.13) に適用すると横軸の値は 10%~20% 変化することになる. この変化量は Fig.13 から導出された知見を変えるものではない.

参 考 文 献

- 1) H. Kazempour-Liacy, S. Abouali and M. Akbari-Garakani, "Failure analysis of a first stage gas turbine blade", Engineering Failure Analysis, Vol. 18, pp.517-522 (2011).
- 2) K. Mukai and Y. Itoh, "Hydraulic energy system to improve quality of energy grit", Toshiba Review, 58, (2003).

Fig.14 Stress intensity correction factors for cracks emanating from cooling hole in an infinite plate subjected to biaxial load¹⁸⁾.

- 3) T. Brendel, E. Affeldt, J. Hammer and C. Rummel, "Temperature gradients in TMF specimens. Measurement and influence on TMF life", International Journal of Fatigue, Vol.30, pp.234-240, (2008).
- 4) H. Saeki, M. Matsushita, Y. Fukuyama, T. Yoshida, T. Yokokawa and H. Harada, "Development of a virtual gas turbine system for a 1700 degree class GT", Gas Turbine Society of Japan, Vol.36, No.4, pp.283-288, (2008).
- 5) T. Yoshida, "Cooling technology", Bulletin of Gas Turbine Society of Japan, Vol.25, No.97, pp.29-34, (1997).
- 6) H. L. Bernstein, T. S. Grant, R. C. McClung and J. M. Allen, "Thermomechanical fatigue behavior of materials", ASTM STP 1186, pp.212-238 (1993).
- 7) N. Kasahara, H. Tkasho and A. Yacumpai, "Structural response function approach for evaluation of thermal striping phenomena", Nuclear Engineering and Design, Vol. 212, pp. 281-292 (2002).
- 8) M. Okazaki, S. Yamagishi, M. Milton and M. Sekihara, "Small crack propagation behavior during thermo-mechanical creep-fatigue loading of Ni based superalloy specimen under non-uniformly distributed temperature condition", Materials at High Temperature, Vol.32, No.3, pp.293-297, (2015).
- 9) Y. Yonakuni and M. Okazaki, "Thermo-mechanical fatigue failure behavior of thermal barrier coatings specimen under transient thermal response", Gas Turbine Society, Vol.45, No. 6, pp.458-464, (2017).
- 10) J. C. Newman, Jr. and I. S. Raju, "Stress intensity factor equations for cracks in three-dimensional finite bodies", NASA Technical Memorandum 83200, pp.1-49 (1981).
- 11) H. Kagawa and Y. Mukai, "The effect of crystal orientation and temperature on fatigue crack growth of Ni-based single crystal superalloy", Superalloys 2012, pp.225-233, (2012).
- 12) M. Okazaki, H. Yamada and S. Nohmi, "Temperature dependence of the intrinsic small fatigue crack growth behavior in Ni-base superalloys based on measurement

- of crack closure”, Metallurgical and Materials Transaction, Vol.27, No.4, pp1021-1031, (1996).
- 13) F. Schubert, T. Rieck and P. J. Ennis, “The growth of small cracks in the single crystal superalloy CMSX-4 at 750 and 1000°C”, Superalloy 2000, pp. 341-346, (2000).
 - 14) R. F. Barron and B. R. Barron, “Design for thermal stresses”, New York, John Wiley and Sons (2012).
 - 15) P. Timoshenko, “Theory of plates and shells”, pp. 498-501 (1959).
 - 16) S. Taira, “Thermal stress and thermo-mechanical fatigue”, Nikkan Kogyo Shimbun, pp.21-22 and 245-247, (1976).
 - 17) S. Timoshenko, “Theory of elasticity”, McGraw-Hill College, pp.449-455, (1970).
 - 18) W. D. Pilkey and D. F. Pilkey, “Stress concentration factors”, Willey, (2008).
 - 19) K. Walker, “The effect of stress ratio during crack propagation and fatigue for 2024-T3 and 7075-T6 aluminum”, ASTM STP 462, pp.1-14, (1970).
 - 20) Y. Yamada and J. C. Newman, “Crack closure under high load-ratio conditions for inconel-718 near threshold behavior”, Engineering Fracture Mechanics, 76, pp.209-220, (2009).
 - 21) J. C. Newman Jr, “An improved method of collocation for the stress analysis of cracked plate with various shaped boundaries”, Langley Research Center Hampton, Va. 23365, (1971).