研究成果報告書 科学研究費助成事業



6 月 1 6 日現在 今和 5 年

機関番号: 37111					
研究種目: 研究活動スタート支援					
研究期間: 2021 ~ 2022					
課題番号: 21K20407					
研究課題名(和文)せん断型疲労き裂進展下限界に基づく析出強化型Ni基超合金の疲労強度評価手法の確立					
77交细距久(茶文)Fatigue limit evaluation on Ni based superallay 740 based on abser mode					
研充課題名(英文)Falligue Timit evaluation on NT-based superality /18 based on shear-mode threshold					
研究代表者					
田中 佑弥(Tanaka, Yuya)					
福岡大学・工学部・助教					
研究者番号:5 0 9 0 4 5 8 8					
交付決定額(研究期間全体): (直接経費) 2,200,000円					

研究成果の概要(和文):本研究では,Ni基超合金Alloy 718の疲労限度決定メカニズムの解明を目的とし,各 種疲労試験(疲労き裂進展試験,引張圧縮疲労試験,ねじり疲労試験)およびき裂先端近傍の弾性応力場の解析 を実施した.一連の研究成果をもとに,き裂先端近傍の応力状態,および開口型とせん断型の疲労き裂に対する 進展下限界値の大小関係から,Alloy 718の疲労限度を定量的に評価する手法を提案した.

研究成果の学術的意義や社会的意義 本研究では,疲労き裂の開口型およびせん断型進展に要する下限界の駆動力(き裂進展下限界値)の大小関係と き裂先端近傍の応力状態に着目し,Ni基超合金Alloy 718の疲労限度を定量評価する手法を提案した.この知見 は,主要構成材料としてNi基超合金が採用されている再利用ロケットブースターの安全保障に大きく貢献するも のである.また,き裂進展下限界値の競合関係とき裂先端近傍の応力状態が複合した条件により,材料の疲労限 度が支配されていることを定量的に示した研究は前例がなく,本研究は学術的にも意義深いものである.

研究成果の概要(英文): In this study, to establish the comprehensive evaluating method of the fatigue limit of Ni-based superalloy 718 (Alloy 718) via fracture mechanics, (i) a KI-decreasing, (ii) torsional fatigue tests and (iii) tension-compression fatigue tests were carried out. All the tests were performed at the stress ratio, R, of -1. In addition, the elastic stress fields near the visitive of the near the stress hand in a stress fields near the stress ratio. vicinity of the crack tip in some loading conditions were analyzed. The present results and the authors ' previous findings indicated that the competition of stress intensity factor ranges authors associated with the opening- and shear-mode crack growths and the rivalry between the respective threshold conditions dominate the crack arresting mode. Based on the above experimental findings and analyses, a novel strategy for evaluating the crack-arresting mode and fatigue limit of Alloy 718 was proposed.

研究分野: 材料力学,破壊力学

キーワード: <u>Al</u>loy 718 破壊力学 せん断型疲労き裂 開口型疲労き裂 き裂進展駆動力 き裂進展下限界値 疲労 限度

科研費による研究は、研究者の自覚と責任において実施するものです。そのため、研究の実施や研究成果の公表等に ついては、国の要請等に基づくものではなく、その研究成果に関する見解や責任は、研究者個人に帰属します。

1.研究開始当初の背景

人工衛星打上げや宇宙ステーションへの物資輸送のコスト削減に向けロケットブースターの 再利用に関心が高まっているが,再利用ブースターの安全性を保証するために構成材料の強度 設計には高い信頼性が求められる.特にブースターに搭載されるロケットエンジンの繰返し利 用による疲労破壊の問題は最大の懸案事項である.ロケットエンジンの主要構成材料である析 出強化型 Ni 基超合金では特有のせん断疲労破壊が問題となるが,この破壊に対する定量的な解 決策は未だ確立されていない.-般的な機械・構造物では,使用材料の引張強さを安全率で除し た許容応力を用いて疲労設計が行われるが、金属材料の疲労限度が引張強さの40~50%程度とな る経験則が古くから知られており、上記の方法で安全な設計が可能である.しかし、析出強化を 施した面心立方(FCC)構造を有する材料の疲労限度はこの強度レベルに到達しないため,従来 の疲労設計手法をロケットエンジンに適用することは危険である.上記の経験則は主として体 心立方(BCC)構造を持つ鉄鋼材料を対象としているが,BCC 鋼中の疲労き裂は非金属介在物 などの欠陥を起点として最大引張応力方向に対し垂直に発生・進展する.一方,析出強化型 FCC 金属の破壊起点は欠陥とならず, {111}面に沿った最大せん断応力方向へ疲労き裂が発生・進展 する.つまり,従来の開口型き裂の発生・進展を前提とした評価を析出強化型 FCC 金属に用い ることは非合理的であり,Ni 基超合金の疲労強度はせん断型疲労き裂の進展下限界値にもとづ いて評価すべきである。

研究代表者らの先行研究(文献)では, Ni 基超合金 Alloy 718 の平滑材を用いた疲労試験を 行い, Alloy 718 平滑材の疲労限度はせん断型き裂の進展限界で決定されることを明らかにした. しかし, せん断型き裂の発生・進展が優位となるねじり疲労負荷においても,疲労限度がせん断 型き裂の進展限界で決定されるケースは前例がほとんどない. Alloy 718 の疲労限度が開口型で はなく, せん断型き裂の進展限界で決定されることに対する学術的根拠は未だ不明である.

2.研究の目的

開口型き裂とせん断型き裂ではき裂先端近傍での変形モードが異なり,同一の材料・き裂寸法 に対してもき裂進展下限界値は停留様式により異なる.そのため,き裂進展がより容易である方 の様式(開口型またはせん断型)でのき裂進展下限界,つまり開口型とせん断型のうち,進展下 限界値がより低い方の様式でき裂は停留すると予想される.本研究では,この仮説に基づき,開 口型およびせん断型のき裂進展駆動力とその下限界値に注目し,Alloy 718 におけるき裂停留様 式の決定メカニズムを力学的に解明し,疲労限度の包括的な評価手法を提案する.

3.研究の方法

供試材には,Ni基超合金 Alloy 718 (UNS-N07718)の鍛造丸棒(直径 30 mm),熱間圧延丸棒 (直径 20 mm),および鍛造板(板厚 22.2 mm)を用いた.表1に熱処理条件および室温・大気 中で取得した機械的性質(0.2%耐力 $\sigma_{0.2}$,引張強さ σ_{B})および平均ビッカース硬さ HV(荷重 9.8 N,保持時間 30 s,測定点数 20 点)を示す.熱処理条件の違いに起因し,各素材の結晶粒径は異 なっていた.以後,直径 30 mm の素材をS材,直径 20 mm の素材をM材,板材をL材と記す. 平均結晶粒径はS材 6.6 µm,M材 53.8 µm,L材 200 µm であった.

Table 1 Heat-treatment conditions and mechanical properties of experimental materials.							
Material	Heat-treatment condition	$\sigma_{0.2}$ [MPa]	$\sigma_{\rm B}$ [MPa]	HV			
S	Solution-treatment: 1228 K, 1 h water-quenching Aging: 991 K, 8 h furnace cooling, 894 K, 8 h air cooling	1207	1420	456			
М	Solution-treatment: 1338 K, 1 h water-quenching Aging: 1033 K, 8 h furnace cooling, 923 K, 8 h air cooling	1161	1359	463			
L	Solution-treatment: 1338 K, 1 h water-quenching Aging: 1033 K, 10 h furnace cooling, 923 K, 10 h air cooling	1116	1372	447			

Table 1 Heat-treatment conditions and mechanical properties of experimental materials.

一般に,き裂進展下限界値は応力比 R に依存するため,同じ R のもとで取得した開口型き裂 の進展下限界値 ΔK_{Ith} とせん断型き裂の進展下限界値 ΔK_{rth} を比較することが適切である.長さ が短く,いわゆる Small crack 領域に属するき裂の R = -1 における進展下限界値は丸棒試験片を 用いた疲労試験により求められてきた.一方,Alloy 718 において,長さの大きい Large crack 領 域に属するき裂の進展下限界値を R = -1 の下で取得した例はほとんどない.そこで,Fig.1(a)に 示す丸棒状のつかみ部を有する平板試験片を用いて R = -1 での Large crack 領域における開口型 き裂の進展下限界値 $\Delta K_{\text{Ith,lc}}$ を, ΔK_{I} 漸減試験により測定した.き裂進展方向が母材である S 材の 軸方向と直交するよう試験片を作製した.平板部の表面にはエメリー紙を用いた研磨後,ダイヤ モンドペーストを用いたバフ研磨により鏡面仕上げを施した.また放電加工により平板部中央 に貫通切欠きを導入した. ΔK_{I} 漸減試験を行う前に一定の荷重範囲 $\Delta P = 27$ kN, R = -1 の条件で き裂長さ 2a が 4 mm となるまで疲労予き裂を導入した.また ΔK_{I} 漸減試験の最中には所定回数 の負荷を与えたのち,光学顕微鏡(OM)を用い 2a を測定した.実験には油圧サーボ型単軸疲労 試験機を用い,正弦波状の荷重を周波数f = 10 Hz で試験片に負荷した.実験環境は室温・大気中である.き裂進展速度 da/dN が 10^{-11} m/cycle 以下となった場合き裂は停留したと判断し,その時の ΔK_1 を進展下限界値 $\Delta K_{\text{th,lc}}$ とした.なお ΔK_1 は次式より算出した.

$\Delta K_{\rm I} = (\Delta P/B) \cdot \sqrt{\pi \alpha / \{2W \cos(\pi \alpha/2)\}}$

ここで *B* は平板部の板厚, *W* は平板部の板幅, *α* は 2*a* と *W* の比 (*α* = 2*a*/*W*)である.

Small crack 領域のき裂進展下限界値を取得するため,共振型ねじり疲労試験機または油圧サ ーボ型単軸疲労試験機を用い,ねじりおよび引張圧縮疲労試験を行った.Fig.1(b)(c)に各試験片 の形状・寸法を示す.ねじり疲労試験片はM材の軸方向と,引張圧縮疲労試験片はL材の圧延 方向と軸方向が一致するよう作製した.各試験片の平行部にはエメリー紙を用いた研磨後,ダイ ヤモンドペーストおよびコロイダルシリカを用いたバフ研磨により鏡面仕上げを施した.なお, 引張圧縮疲労試験片には,軸方向に対し45°傾斜した人工欠陥を放電加工(EDM)により導入し た.ねじり疲労試験では正弦波状のねじりトルクをR=-1,f=50Hz で試験片に負荷した.引張 圧縮疲労試験では,正弦波状の軸荷重をR=-1,f=10Hz で試験片に負荷した.所定の繰返し負 荷を与えたのち,レプリカ法またはOMを用いた試験片表面の直接観察により,き裂の発生・進 展挙動を観察した.実験環境は室温・大気中である.ねじり疲労試験では10⁸回の繰返し負荷に 耐えた最高のせん断応力振幅をねじり疲労限度 τ_w と定義した.一方,引張圧縮疲労試験では, 試験機の性能上,高速で試験が行えず負荷回数が 10⁸回に到達するまでに長時間を要するため, 10⁷回の繰返し負荷に耐えた最大の軸応力振幅を引張圧縮疲労限度 σ_w とした.



Fig. 1 Shape and dimensions of the specimens used in (a) fully-reversed ΔK_{I} -decreasing test, (b) torsional fatigue test and (c) tension-compression fatigue test (unit: mm).

4.研究成果

4-1 ΔK_I漸減試験結果

Fig. 2 に ΔK_{I} 漸減試験で得られた $da/dN \geq \Delta K_{I}$ の関係 を示す. ΔK_{I} の低下にともない da/dN は減速して行き, ΔK_{I} が 10.0 MPa·m^{1/2} に到達したところで 10⁻¹¹ m/cycle を 下回ったため, $\Delta K_{Ith,lc} = 10.0$ MPa·m^{1/2} とした.

4-2 ねじり疲労試験結果

Fig. 3 にねじり疲労試験で得られた *S-N* 線図を示す. 疲労限度の応力 $\tau_w = 200$ MPa を負荷した試験片の表面に は複数の疲労き裂が観察され,それらは最大せん断応力 方向に沿っていた.これらのうちで最長のき裂が $N \approx$ 4.0×10^7 cycles で進展を停止したことを確認したため, τ_w はせん断型き裂の進展限界で決定されたと判断した.Fig. 4 に最長の停留き裂を示す.このき裂の最大せん断応力 方向に沿う長さ $2a_{\tau,max}$ は 237 µm であった.



Fig. 2 Fatigue crack-growth curve of Alloy 718 measured in fully-reversed ΔK_{I} -decreasing test.

ここで Okazaki ら(文献)が提案したせん断型き裂進展に対する応力拡大係数 K_τの評価式 に従い, ΔK_{τth}の値を次式で求めた.

$\Delta K_{\rm tth} = 2 \times 0.69 \tau_{\rm w} \sqrt{\pi \sqrt{area_{\rm tr}}}$

(2)

ここで $\sqrt{area_t}$ は最長の表面き裂を最大せん断応力面へ投影した面積の平方根である.なお,試験 片内部のき裂形状は不明なため本研究では,き裂が半球状の結晶粒から発生した場合を想定し, き裂の表面長さ2*a*の半幅とき裂深さ*b*のアスペクト比*b/a*を1と仮定した.計算の結果, $\sqrt{area_t}$ = 149 µm, $\Delta K_{\tau th}$ = 6.0 MPa·m^{1/2}が得られた.





Fig. 3 *S-N* diagram obtained *via* torsional fatigue tests.

4-3 引張圧縮疲労試験結果

Fig.5 に引張圧縮疲労試験で得られた S-N 線図を, Fig.6 にレプリカ観察結果を示す.荷重軸に対し45°傾斜した方 向に欠陥先端から疲労き裂が発生・停留した.ねじり疲労 試験と同様 , σω もせん断型き裂の進展限界で決定された ように見えるが,結果の解釈には注意が必要である.Fig. 7 に示すように,疲労限度の応力 σw=180 MPa よりわずか に高い応力振幅 σ_a=200 MPa では, 欠陥先端から開口型き 裂が発生・進展した.この結果は,疲労限度ではFig.7の き裂を Mode I 分岐させるに十分なき裂進展駆動力が与え られておらず,き裂は見かけ上せん断型で停留したことを 示唆している .Endo ら(文献)は,炭素鋼 S35C の熱間 圧延材を用いたねじり疲労試験により ,せん断型で停留し たように見えるき裂材の疲労限度が,実際には開口型の分 岐き裂の伝ば停留限界により決定されることを明らかに した . Endo らの報告を踏まえ,本研究では σwが開口型き 裂の進展限界で決定されていたと判断した.





ここで Murakami (文献)が提案している K_I の評価式に従い, ΔK_{Ih} を次式で計算した.

 $\Delta K_{\text{Ith}} = 2 \times 0.65 \sigma_{\text{w}} \sqrt{\pi \sqrt{area_{\text{I}}}}$

(3)

 \sqrt{area}_1 はき裂を主応力方向へ投影した面積の平方根であり,初期欠陥寸法である 422 μm を計算 に用いたところ, ΔK_{Ith} = 8.5 MPa·m^{1/2}が得られた.



Fig. 6 Arrested crack initiated from the notch tip observed at the fatigue limit ($\sigma_w = 180$ MPa, $N = 1.0 \times 10^7$ cycles): (a) bird's-eye view of the EDMnotch; (b) magnified image of the area enclosed by dashed line in (a).



Fig. 7 Crack-growth morphology initiated from an artificial-notch in the tension-compression fatigue test with the axial-stress amplitude of 200 MPa. The observation was conducted after 8.0×10^6 cycles of fatigue loading via plastic-replica technique.

4-4 疲労限度の決定メカニズム

代表研究者ら(文献)は, Alloy 718 の ΔK_{tth}の評価式 として次式を提案した.

 $\Delta K_{\rm \tau th} = 1.01 (\sqrt{area_{\rm \tau}})^{1/3}$

一方, Murakami(文献)は,種々の金属材料の∆K_{Ith}は 次式で予測できるとしている.

 $\Delta K_{\rm Ith} = 3.3 \times 10^{-3} (HV + 120) (\sqrt{area_{\rm I}})^{1/3}$

Fig. 8 に本研究で取得した ΔK_{th} および ΔK_{th} ,式(4),(5)の 関係,Kevinsanny ら(文献)の報告も含めた先行研究 の結果(文献)を示す.ねじり疲労試験で取得した M 材の ΔK_{th} は式(4)で評価できている.一方,L 材の引張圧 縮疲労試験や Kevinsanny らが取得した ΔK_{th} は式(5)と ΔK_{I} 漸減試験で明らかにした $\Delta K_{th,lc}$ で整理できている.ここ からは Alloy 718 の疲労限度を支配するき裂停留様式が 混在する理由を,き裂先端近傍の応力状態と,き裂進展 下限界値の大小関係に着目し考察する.

 $\Delta K_{\text{Ith}} \ge \Delta K_{\text{th}}$ の値はき裂寸法に依存するが,ここでは 本研究で実施した引張圧縮疲労試験を例に考察を行う.



Fig. 8 $\Delta K_{\rm lth}$ and $\Delta K \tau$ th as a function of $\sqrt{area_{\rm I}}$ or ($\sqrt{area_{\tau}}$. The value of $\Delta K_{\rm Ith,lc}$ and prediction formulas for $\Delta K_{\rm Ith}$ and $\Delta K_{\tau th}$ were also illustrated as blacksolid lines.

Fig. 1(c)に示す欠陥では、 $\sqrt{area_{I}} = 422 \ \mu m$ 、 $\sqrt{area_{\tau}} = 501 \ \mu m$ となり、 ΔK_{th} と $\Delta K_{\tau th}$ の値は 10.0 MPa·m^{1/2} および 8.0 MPa·m^{1/2} となる. せん断型進展に対する抵抗の方が小さいため、疲労限度は せん断型き裂の進展限界で決まると予想されるが、4-3 で示した通り、実際には開口型き裂の進 展限界が疲労限度を支配していた.これは進展下限界値の大小関係に加え、疲労限度を支配する 因子が他にも存在することを意味する. Fig. 9(a)に示す 2 次元き裂の先端近傍における弾性応力振幅の分布を図示すると、Fig. 9(b)のようになる(導出過程は紙面の都合で省略). σ_{θ} と $\tau_{t\theta}$ は Fig. 9(a)の極座標系で表示した引張およびせん断応力成分である.ここで、各進展様式に対する駆動力の最大値である ΔK_{Imax} と K_{tmax} の比 $\Delta K_{Imax}/\Delta K_{tmax}$ を R_{D} と定義する. Fig. 9 のき裂に対する R_{D} は 1.673 となり、開口型でのき裂進展の方が優位になると考えられる.

(4)

(5)

過去に Murakami ら(文献)は,き裂先端近傍の応力状態を考慮して式(5)を応用し,炭素鋼のねじり疲労限度評価に成功した.疲労限度の支配因子として,き裂先端近傍の応力状態を考慮に加えると,き裂停留様式とき裂進展下限界値には以下の関係が成り立つと予想される.

Case A. $\Delta K_{\text{Ith}} < R_D \Delta K_{\text{Tth}}$: き裂は開口型で停留 上記弾性計算の結果を踏まえると,4-3 で述べた欠陥材では $R_D = 1.673$ と考えられ,確かに Case A に該当する.一方,4-2 で述べた通り,M 材のねじり疲労試験での疲労限度はせん断型き 裂の停留で決定されていた.本実験結果から $\Delta K_{\text{Ith}} = 10.0 \text{ MPa} \cdot \text{m}^{1/2}, \Delta K_{\text{Tth}} = 6.0 \text{ MPa} \cdot \text{m}^{1/2}$,Murakami ら(文献)の報告から $R_D = 1.155$ とすると,4-2 の結果は Case B に該当していたことが分かっ た.以上のように,Alloy 718 の疲労限度は $\Delta K_{\text{Ith}} \ge \Delta K_{\text{Tth}}$ の競合関係とき裂先端近傍の応力状態 の両者が複合した条件により支配されていることが示された.本研究で示したき裂進展下限界 値と駆動力の関係式からき裂停留様式を判別することができれば,対応したき裂進展下限界値 から疲労限度を予測することが可能になる.



Fig. 9 (a) Definition of the stresses near the crack tip inclining against the loading axis; (b) normalized stress ranges as a function of crack-growth direction.

<引用文献

- (文献) Y. Tanaka *et al.*, Int. J. Fatigue, 148, 106558 (2021).
- (文献) S. Okazaki *et al.*, Theor. Appl. Fract. Mech, 73, 161 (2014).
- (文献) M. Endo *et al.*, Int. J. Fatigue, 125, 112 (2019).
- (文献) Y. Murakami, Metal Fatigue, Academic Press (2019).
- (文献) Kevinsanny et al., Fatigue Fract. Eng. Mater. Struct, 42, 1203 (2019).
- (文献) Y. Murakami et al., Fatigue Fract. Eng. Mater. Struct, 21, 1473 (1998).

5.主な発表論文等

〔雑誌論文〕 計0件

[学会発表] 計2件(うち招待講演 0件/うち国際学会 0件) 1.発表者名

田中佑弥,岡﨑三郎,小川祐平,遠藤正浩,松永久生

2 . 発表標題

せん断型疲労き裂進展下限界に基づくNi基超合金Alloy 718の疲労限度予測

3.学会等名 第20回破壊力学シンポジウム

4.発表年 2021年

1. 発表者名 田中佑弥, Park Sungcheol, 岡崎三郎, 松永久生

2.発表標題

き裂進展駆動力の競合関係およびき裂進展下限界値の大小関係に着目したNi基超合金 Alloy 718の疲労限度評価

3.学会等名

第35回 疲労シンポジウム

4 . 発表年 2022年

〔図書〕 計0件

〔産業財産権〕

〔その他〕

6.研究組織

	氏名 (ローマ字氏名) (研究者番号)	所属研究機関・部局・職 (機関番号)	備考
研究協力者	松永 久生 (Matsunaga Hisao)	九州大学・工学研究院・教授	
	(80346816)	(17102)	

7.科研費を使用して開催した国際研究集会

〔国際研究集会〕 計0件

8.本研究に関連して実施した国際共同研究の実施状況

共同研究相手国

相手方研究機関