INCONEL718 溶接継手構造モデル試験および解析による LE-7 ロケットエンジン主噴射器のクリープ疲労損傷評価*

長谷川 恵一^{*1}, 安藤 清^{*2}, 山内 雅文^{*2}
猪狩 敏秀^{*2}, 福島 幸夫^{*3}, 沖田 耕一^{*3}

Creep-Fatigue Life Evaluation of LE-7 Rocket Engine Main Injector by Test and Analysis of INCONEL718 Welded Joint Structure Model

Keiichi HASEGAWA, Kiyoshi ANDO, Masafumi YAMAUCHI,
Toshihide IGARI, Yukio FUKUSHIMA and Koichi OKITA

An LE-7 rocket engine main injector is subjected to both internal pressure stress and high thermal stress due to large temperature difference between the fuel manifold (600°C) and LOX dome (-180°C). Therefore thermal ratchetting was considered to be one of the problems. A failure-mode simulation test was conducted using the structure model of an INCONEL718 welded joint, which ended with cracking of the weldment after 70 cycles of axial mechanical load and thermal load. Measured accumulated strain was smaller than that estimated from Bree's ratchetting diagram. Elastic-plastic thermal analysis showed a fairly good agreement between estimated life and test result, and this failure mode was due to mainly creep damage. It is confirmed that the thermal ratchetting effect on this failure mode is negligible, and the analytical method of creep-fatigue life evaluation is adequate for the prediction of structure life.

Key Words: Creep, Low-Cycle Fatigue, Life Prediction, Thermal Stress, Welded Joint, Ratchetting, Rocket Engine, LE-7, INCONEL718

1. 緒 言

H-II ロケット一段エンジンであるLE-7は二段燃焼サイクルを採用しており、主噴射器の燃料マニホールドは 600°C の高温状態で運転される。一方、LOX (液体酸素) ドームは -180°C の低温状態であるため、その接合部は約 800°C の大きな温度差を有し、内圧応力の他に過大な熱応力を生じやすい構造となっている。図 1 にエンジン外観図、図 2 に主噴射器構造図を示す。材料には極低温から 650°C 程度の高温まで強度が高く、溶接性も良い析出硬化型のNi基合金 INCONEL718 (AMS 5662) を採用している。

この構造ではクリープ損傷、低サイクル疲労損傷、ラチェット^{(1)、(2)}による累積ひずみ損傷等の損傷モードに対してかなり厳しい応力条件となっている懸念があったため、実機構造を模擬した構造モデルにより破損模擬試験を実施し、破損モードの特定、破損寿命の精度良い予測が可能かどうかについて評価検討した。

⁽³⁾ 但し、このような構造モデルでは多軸応力場とな

り、ラチェット変形により損傷が加速されることも考えられるので、比較のため単軸での累積ひずみ破断試験(累積ひずみを伴う低サイクル疲労試験)も併行して実施した。

2. 構 造 モ デ ル 試 験

2.1 供試体 図 3 に構造モデル模式図、図 4 に供試体形状を示す。肉厚の異なる円筒を別々に製作し、TIG溶接後仕上げ加工した。供試体N0.1は溶接部Aが段付き部に、供試体N0.2は溶接部Bが円筒平行部にく

図 1 LE-7 エンジン外観図

* 原稿受付 1994 年 8 月 5 日。

^{*1} 正員、三菱重工業(株)名古屋誘導推進システム製作所 (〒487 小牧市東田中 1200)。

^{*2} 正員、三菱重工業(株)長崎研究所 (〒851 長崎市深堀町5-717-1)。

^{*3} 宇宙開発事業団 (〒105 東京都港区浜松町 2-4-1)。

図2 主噴射器構造図

るようにしてある。素材は実機と同じINCONEL718とし、溶接後時効処理 ($720^{\circ}\text{C} \times 8\text{h} + 620^{\circ}\text{C} \times 10\text{h}$) を行った。また、溶接後のひずみ測定のために円周方向10mm×軸方向15mmの50μピッチの銅メッシュを円周上4ヵ所に接着し、時効処理中に接合させた。なお、X線検査、浸透探傷検査によりあらかじめ溶接部の欠陥がないことを確認した。

2・2 試験方法 図5に試験方法を示す。まず、一次応力である実機の内圧応力を模擬するために、供試体上部に水平に機械荷重を負荷することにより曲げ応力を生じさせ、引張側を試験対象部位とした。次に、実機の熱サイクル模擬のためには、構造モデル内に冷却水を満たし、冷却水の水面を一定に保った上で、外面を高周波加熱コイルで加熱する方式をとった。熱負荷サイクルの例を図6に示す。本図の温度は図4のA位置より11mm上方にて測定したものである。約4分30

図3 構造モデル模式図

図4 構造モデル供試体

秒で最高メタル温度 650°C に達し、加熱停止後9～10分で80～90℃まで自然冷却させる。この方法により、供試体の軸方向に最高温度 650°C の温度勾配を生じさせることができる。但し、この方法では最高温度の位置と最大熱応力の位置を一致させることができないため、2個の供試体の役割を次のように設定した。

供試体N0.1：段付き円筒付け根の構造不連続部の溶接部が最大熱応力となる。但し、最高温度は約 400°C である。

供試体N0.2：円筒平行部の溶接部で最高温度となる。但し、熱応力は最大とはならない。

2・3 試験条件 試験条件は実機と完全に一致させることは困難であるので、図7のBree線図^{(4)・(5)}上で同程度のラチェットひずみが生じるように設定した。但し、 σ_m 、 σ_{th} 、 σ_y はそれぞれ、一次応力、熱応力、降伏応力である。図8に供試体N0.1の温度分布及び熱応力解析結果を示す。設定温度到達時の温度は段付き溶接部の位置Aで 400°C 、ここより11mm上方の平行部母材の位置で 650°C となった。これらの内外面温度データを入力として、供試体を二次元回転体にモデル化し弾性非定常熱応力解析を実施した。要素分割

図5 構造モデル試験方法

図6 熱負荷サイクル例

は軸方向長さを1mmきざみの分割とし、二節点軸対称シェル要素を使用した。この結果、段付き溶接部内面は相当応力で1980MPa{202kgf/mm²}の熱応力となっていた。一方、供試体N0.2の温度分布及び熱応力解析結果を図9に示す。溶接平行部の位置Bでの最高温度は700℃、熱応力は相当応力で1206MPa{123kgf/mm²}であった。

一次応力は供試体N0.1が874MPa{89.1kgf/mm²}、供試体N0.2が849MPa{86.6kgf/mm²}であった。従って、400℃、700℃でのINCONEL718の降伏応力を $\sigma_y=1169$ MPa{119.2kgf/mm²}、839MPa{85.6kgf/mm²}として、一次応力パラメタ $X(\sigma_m/\sigma_y)$ 及び熱応力パラメタ $Y(\sigma_{th}/\sigma_y)$ は次のとおりとなった。

供試体N0.1段付き溶接部 $X=0.75$ 、 $Y=1.69$

供試体N0.2 平行溶接部 $X=1.01$ 、 $Y=1.44$

これらの試験条件を図7のBree線図に合わせて示す。

一次応力は実機よりもかなり大きめであるが、これは

図7 Bree線図上の試験条件

図8 供試体N0.1の温度と熱応力の解析結果

図9 供試体N0.2の温度と熱応力の解析結果

ラチェットひずみの進行を促進させ、破損までの繰返し数を速めるためである。

2・4 試験結果 供試体N0.1は140サイクルまで試験したが溶接部の破損は生じなかった。格子法による計測結果では70サイクルまでの軸方向累積ひずみは1%程度であり、顕著なラチェット変形は見られなかった。供試体N0.2は70サイクル終了後溶接部にき裂を検出した。それ以前の50、60サイクル終了時には浸透探傷検査によりき裂のないことを確認している。この時までの累積ひずみは1.7%であった。

図10にき裂の状況を示す。機械曲げ荷重が引張側となる溶接部に長さ約100mmにわたって円周方向にき裂が認められた。詳細に見ると3本のき裂(A、B、C)があり、それが一部連結しており、かつ肉厚方向に貫通していた。図11にき裂破面を示す。き裂A、Bは破

図10 供試体N0.2のき裂発生状況

面の着色状況（外面側：濃青紫、内面側：薄青茶）から、き裂の起点は外面側であり、3～4回の熱サイクルでき裂進展し、内面側へ貫通したものと考えられる。C部は内面までき裂進展していないので、3つの中では最も新しいき裂であると考えられる。但し、BとCの間には内面からき裂が発生したと考えられるカ所も見られた。図12にA部破面のSEM（Scanning Electron Microscope）観察結果を示す。肉厚方向に3層の組織が認められ、最外層（図上層）は溶接金属部でデンドライト組織の境界にそった割れが見られる。中間層は溶接金属と母材熱影響部から成る。最内層（図下層）は母材熱影響部であり粒界割れを生じている。このような破面形態を別途実施した溶接継手材の低サイクル疲労試験片、クリープ試験片等の破面と比較したところ、クリープ試験片の破面形態と類似していた。

図11 供試体N0.2のき裂破面状況

図12 き裂A破面のSEM観察結果

2・5 寿命評価 構造モデル供試体について弾塑性解析を実施し、その結果を用いて寿命評価を行った。弾塑性解析は弾性解析と同様に二次元回転体モデルを用い、試験で得られた温度分布の時間変化と荷重をインプットした。試験における機械荷重は曲げであるが、対象カ所はほぼ一様の引張状態であるため、解析では軸力として扱った。供試体N0.2外面についての3サイ

クル目までの軸応力 σ_z と軸ひずみ ϵ_z の解析結果を図13に示す。

この解析結果をもとに疲労損傷及びクリープ損傷を求めた。疲労損傷は相当ひずみ $\Delta \epsilon$ （Mises型、ASME Boiler and Pressure Vessel Code N-47⁽⁶⁾ の定義による）を求め、疲労寿命曲線と対比することにより一サイクル当たりの損傷量を求めた。疲労寿命曲線としては、図14に示す別途実施の5mm厚さの圧延材にて取得した600℃での溶接継手のデータを使用した。それは次式で与えられる。

$$\Delta \epsilon (\%) = 82.98N^{-0.865} + 1.778N^{-0.102} \dots (1)$$

但し、Nは疲労破断寿命である。一方、クリープ損傷はMisesの相当応力と溶接継手のクリープ寿命曲線と対比することにより求めた。クリープ寿命曲線は別途

図13 供試体N0.2弾塑性解析結果（溶金部外面）

図14 溶接継手の疲労寿命曲線

実施の 600℃での溶接継手について取得したデータ図 15 をラーソンミラーパラメタで整理した次式を用いた。

$$t_r(h) = 10^{\left(\frac{72500}{T_k} - 20\right)} \times (9.80\sigma)^{\left(\frac{-27260}{T_k}\right)} \dots (2)$$

ここで、 t_r はクリープ破断寿命 (h; 時間)、 T_k は絶対温度 (°K) である。

表 1 に構造モデル供試体のクリープ疲労寿命評価結果を示す。クリープ損傷と疲労損傷の和であるクリープ疲労損傷は、供試体 N0.2 について 1 を越えており、溶接部外面 (溶接金属部) 及び内面 (母材熱影響部) にき裂が生じたことを裏付ける結果となっている。また、損傷の主因はクリープ損傷であることが示唆され、破面観察結果の所見と一致している。

3. 単 軸 累 積 ひ ず み 破 断 試 験

疲労強度に及ぼすラチェットひずみの影響を把握するため、サイクルごとに一定のラチェットひずみが生

図 15 溶接継手のクリープ寿命曲線

通常の低サイクル疲労寿命を N_0 とし、単軸累積ひずみ破断試験での寿命を N としてその比 N/N_0 を求め、両者の関係を示すと図 17 のようになる。 $\varepsilon/\varepsilon_0$ が大きくなるほど N/N_0 が低下し、この傾向はおおむね $\varepsilon/\varepsilon_0 + N/N_0 = 1$ の直線で表すことができる。また、図 18 には N/N_0 と $\Delta\varepsilon/\Delta N$ の関係を示すが、 $\Delta\varepsilon/\Delta N$ が小さい時は N/N_0 はほとんど低下しないが、 $\Delta\varepsilon/\Delta N$ が大きくなるにつれて N/N_0 は極端に低下する。これらの結果により、ラチェットひずみが大きくなると疲労寿命が低下することが示された。

これに比べると構造モデル試験での累積ひずみは小さく、供試体 N0.2 の破損については疲労損傷に及ぼすラチェットひずみの影響は小さいと考えられる。また、図 16 に示す単軸累積ひずみ破断試験結果に構造モデル

図 16 単軸累積ひずみ破断試験結果

表 1 構造モデル供試体クリープ疲労寿命評価結果

	MAX. temp T_{max}	Mechanical stress σ_z	Thermal stress σ_{th}	Test cycles	Measured accumulated strain	Fatigue damage D_f	Total strain range $\Delta\varepsilon$	Creep damage D_c	Total damage $D_f + D_c$	Test result
Model No.1	400 °C	874 MPa { 89 kgf/mm ² } ($\sigma_z/\sigma_y = 0.75$)	inside 1980 MPa { 202 kgf/mm ² } ($\sigma_{th}/\sigma_y = 1.69$)	140	outside 1.0%	inside 0.389	inside 1.48 %	inside 0.000	0.389	not broken
						outside 0.224	outside 1.23 %	outside 0.000	0.224	
Model No.2	700 °C	849 MPa { 86.6 kgf/mm ² } ($\sigma_z/\sigma_y = 1.01$)	outside 1206 MPa { 123 kgf/mm ² } ($\sigma_{th}/\sigma_y = 1.44$)	70	outside 1.7%	inside 0.001	inside 0.52 %	inside 1.360	1.361	broken $N_f = 70$
						outside 0.003	outside 0.69 %	outside 1.210	1.213	

じる条件下でひずみ制御型の単軸累積ひずみ破断試験 (累積ひずみを伴う低サイクル疲労試験) を実施した。図 16 にその結果を示す。図中には別途実施の低サイクル疲労試験の結果も合わせて示す。但し、 $\Delta\varepsilon/\Delta N$ は一サイクルごとのラチェットひずみである。母材、溶接継手試験片とも累積ひずみを伴う場合、通常の低サイクル疲労試験より寿命が低下している。また、累積ひずみが同じ場合、母材よりも継手材の方が寿命低下が大きい。通常の引張試験の破断伸びを $\varepsilon_0 = 24.7\%$ (母材)、 10.0% (継手) とし、単軸累積ひずみ破断試験の破断伸びを ε としてその比 $\varepsilon/\varepsilon_0$ を求める。一方、

図 17 疲労寿命とラチェット破断伸びの関係

図18 疲労寿命とラチェットひずみの関係

試験結果を併記すると、純粋な疲労寿命よりも低下しているが、これはクリープ損傷の影響が大きく寄与しているためであると考えられる。

4. 考 察

Breeモデルによるラチェットひずみの推定精度について検討した。Breeモデルの考え方に従うと、供試体 NO.1、NO.2とも図7の R1領域にあるので、一サイクル当たりのラチェットひずみは次式で与えられる。

$$\Delta \epsilon r = 2 \epsilon y \{Y - 2 \sqrt{(1-X)Y}\} \quad \dots\dots\dots (3)$$

供試体 NO.1、NO.2の一サイクル当たりのラチェットひずみはそれぞれ0.5%、1.7%であり、単純に試験サイクルを乗じるとそれぞれ70%、119%となるが、実際の計測結果ではこれほど大きなラチェットひずみは発生していない。これはBree線図が内圧と板厚方向の温度差による熱曲げ応力を受ける弾完全塑性特性を持つ一次元円筒のラチェットモデルであることに起因しているものと考えられる。本構造モデルのように大きな熱膜応力を含むような場合のラチェット評価には、Bree線図は適していないと判断される。

そこで破損の生じた供試体 NO.2の弾塑性解析結果と計測された累積ひずみの比較検討を行った。弾塑性解析結果によるラチェットひずみ ϵr を $\log \epsilon r$ と $\log N$ の関係線図上で試験終了回数 (70サイクル) まで外挿すると、外面で $\epsilon r = 0.99\%$ 、内面で $\epsilon r = 1.87\%$ となる。このひずみは塑性ひずみであり、実際にはこれにクリープひずみも付加される。ここで、概算ではあるが、704℃ (1300°F)での次のクリープひずみデータ⁽⁷⁾と軸方向引張応力 $\sigma = 849\text{MPa}$ (86.6kgf/mm²)によりクリープひずみ速度を算出し、一サイクル当たりの有効な高温クリープ時間を1分程度と考えると、70サイクルで0.7%程度のクリープひずみが発生し得る。

$$\dot{\epsilon} c (\text{mm/mm/h}) = 2.90 \times 10^{-11} \sigma^{8.81} \quad \dots\dots\dots (4)$$

この場合、塑性ひずみとクリープひずみの和であるラチェットひずみは外面で1.7%、内面で2.6%となり、外面については計測値とほぼ対応した値となる。内面については計測されていないが、外面よりも大きなラチェットひずみが発生していたものと考えられる。

これから、構造モデルの形状を考慮に入れた二次元回転体弾塑性解析によるラチェットひずみの推定は、一次元円筒モデルによるBree線図による推定に比べるとより実用できるレベルにあるものと考えられる。一般に単軸応力場でのBreeモデルは大きめのラチェットひずみを与える傾向にあることから、実機のラチェット挙動に関する設計手順としては、まずBree線図で概略スクリーニングを実施し、厳しいと判断される場合に詳細の弾塑性解析を実施して確認するという手順をとればよいと判断される。

本構造モデル試験の結果をふまえて溶接構造上の改善が実施され、LE-7のフライト型エンジンでは熱応力軽減のための形状変更、溶接施工法の改善、溶接後高温溶体化処理適用による溶接部の靱性、延性の向上がはかられており、十分な構造健全性を有している。

5. 結 言

LE-7エンジン主噴射器の燃料マニホールドとLOXドームの結合部は内圧応力の他に過大な熱応力が生じやすい構造となっており、ラチェットひずみの累積が懸念された。そのため、実機構造を模擬した構造モデルを用いて、破損モードの特定、破損寿命の予測精度について検討した結果、下記のことが明らかとなった。

- (1) 単軸応力場でのBreeモデルで予測されるほどの大きなラチェットひずみは実機を模擬した多軸応力場の構造モデルでは生じないことが試験と解析から明らかとなった。従って、実機についてはラチェットの悪影響は無いと判断される。
- (2) 疲労強度に及ぼすラチェットひずみの影響を把握するために単軸累積ひずみ破断試験を実施し、ラチェットひずみが大きくなると疲労寿命が低下することを示した。
- (3) 構造モデルの破損寿命について解析的なクリープ疲労寿命評価を行ったところ、ほぼ試験結果を説明することができ、解析手法の妥当性が確認された。

文 献

- (1) Miller, D. R., Trans, ASME, J. Basic Eng. (1959) 190
- (2) 山内、材料、22-234、(1973) 174
- (3) 安藤、長谷川他、三菱重工技報 Vol.30, No.6 (1993) 507
- (4) Bree, J., J. Strain Analysis, 2 (1967) 226
- (5) 安藤、岡林、原子力プラントの構造設計、(1977)、東大出版
- (6) ASME Boiler and Pressure Vessel Code, Case Interpretation N 47 (1986)
- (7) US Department of Defence, Aerospace Structural Metals Handbook (1991)