LE-7 ロケットエンジン主噴射器における
INCONEL718 溶接継手の熱衝撃疲労試験*長谷川 恵一^{*1}, 安藤 清^{*2}, 北出 正司^{*2}
福島 幸夫^{*3}, 沖田 耕一^{*3}Thermal Shock Fatigue Test of INCONEL718 Welded Joint
in LE-7 Rocket Engine Main InjectorKeiichi HASEGAWA, Kiyoshi ANDO, Shouji KITADE,
Yukio FUKUSHIMA and Koichi OKITA

A thermal shock fatigue test was conducted as a part of low cycle fatigue life evaluation of the INCONEL718 welded joint in the LE-7 rocket engine main injector. It was revealed that specimen thermal shock fatigue test data were in agreement with standard low cycle fatigue test data. Thus thermal shock fatigue life, which is determined predominantly by thermal bending stress, can be analyzed and evaluated appropriately by the same method which is used for low cycle fatigue life evaluation under the control of membrane stress. Application of high-temperature solution heat treatment after welding improved low cycle fatigue life of the welded joint as well as ductility and toughness. Another thermal shock fatigue test of a structural model, which was exposed to thermal stress as large as the actual main injector, showed longer fatigue life than required.

Key Words: Low Cycle Fatigue, Thermal Stress, Heat Treatments, Thermal Shock, Welded Joint, INCONEL718, Rocket Engine, LE-7

1. 緒 言

H-II ロケット一段エンジンであるLE-7は小型でかつ大推力を発生させるために、高燃焼圧二段燃焼サイクルを採用している。このため主噴射器の燃料マニホールドは定常作動中、高温、高圧下にさらされ、始動、停止時には大きな熱応力が負荷されるので、低サイクル疲労寿命上極めて厳しい環境条件にある。このため、溶接継手について特に高ひずみ範囲の低サイクル疲労寿命データを取得して寿命評価を実施してきた。⁽¹⁾ この結果、溶接後は時効処理のみとしていた開発当初の熱処理では低サイクル疲労寿命が短く、設計要求寿命が満たせないことが判明したため、溶接後、高温溶体化処理及び時効処理を実施する熱処理に変更して低サイクル疲労寿命を改善した経緯がある。

しかしながら、主噴射器の応力は内圧による膜応力よりもエンジンの始動、停止に伴う過渡的熱曲げ応力の方が支配的であるので、実際の応力条件を模擬した熱衝撃による疲労データを取得することが必要と考え

られた。このため、試験片による熱衝撃疲労試験及び主噴射器構造体の一部を用いた実体モデルによる熱衝撃疲労試験を実施した。

2. LE-7 エンジン 構造 概要

図1に主噴射器構造図を示す。主噴射器の材料としては本体、エルボ及びマニホールドには INCONEL718 (AMS5662)、エレメントには HAYNESS188 を採用、本体とエレメントの接合はろう付け(1段ろう付け温度1065℃、2段ろう付け温度980℃)、本体とエルボ、マニホールドの接合は TIG及び EBW溶接としている。開発当初、溶接後の熱処理はろう付け温度との関係から(720℃×8h+620℃×10h)×2回の時効処理のみとし

図1 主噴射器構造図

* 原稿受付 1994年10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)。

ていた。時効処理を2回としているのは、主噴射器のような大きな溶接構造物では他部品を組み付けるフランジ等の寸法を精度よくおさえるために、溶接工程の途中で熱処理を施して溶接残留応力を解放させ、構造物全体のひずみを固定させる必要があるためである。

主噴射器燃料マニホールドは定常作動中燃焼ガス温度500～600℃、内圧14.7～21.6MPa{150～220kgf/cm²}の高温、高圧下で運転される。しかも、図2の燃焼試験データが示すように、約5秒という極めて短時間の間にエンジンの始動、停止が行われるので、燃料マニホールドには熱衝撃に近い大きな熱応力が負荷される。即ち、図3に示すようにエンジン始動時には常温の燃料マニホールドに燃焼ガスが急激に流入するために、過渡的に内面は圧縮、外面は引張の応力場となる。40～50秒の定常運転の後には内外面の温度差がなくなるので内圧による若干の引張応力のみとなるが、停止時には始動時とは逆に、ほとんど燃焼ガス温度まで加熱された供試体に極低温の水素ガスが流入するために、過渡的に内面は引張、外面は圧縮の応力場となる。

このような急速な始動、停止による燃焼試験1サイクルあたりの応力振幅 $\Delta\sigma$ は1570～1760MPa{160～180kgf/mm²}に達し、これに溶接ビード形状による応力集中係数3程度が加算されると溶接部の局部ひずみは3%以上となることもある。以上のような過酷な熱応力条件下では低サイクル疲労寿命評価が重要であると考えられたので、溶接継手について全ひずみ範囲1～5%のひずみ制御型低サイクル疲労データを取得した。その結果、低サイクル疲労寿命は特に高ひずみ領域において開発当初の推定値よりもかなり短く、設計要求寿命が満足できないことが明らかとなった。

このため、ろう付け温度の変更、溶接及び熱処理工程の変更等の事前確認を実施した上で、溶接金属中の

δ 相(Ni3Nb)を再固溶させ、延性、靱性を向上させる目的で、溶接後高温溶体化処理(1045℃×1h)及び時効処理(720℃×8h+620℃×10h)×2回の熱処理を適用することにした。これにより、低サイクル疲労寿命も大幅に改善され、主噴射器の溶接継手は設計要求寿命を満足することが可能となった。

3. 試験片による熱衝撃疲労試験

通常の低サイクル疲労試験はいわば引張、圧縮の膜応力による疲労寿命を求めるものであるが、主噴射器の応力分布は図3に示すようにむしろ熱曲げ応力によって支配されているので、熱曲げ応力支配型の応力場にあっても通常の低サイクル疲労寿命推定の考え方がそのまま適用できるかどうか、また、急熱、急冷による大きな熱衝撃の繰返しによって材料特性が劣化し、脆性破壊を起すことがないかどうかを確認するために、まず試験片による熱衝撃疲労試験を実施した。

3・1 試験条件 試験片形状を図4に示す。JIS Z 2278の「金属材料の熱疲労試験方法」に規定されている短冊形試験片形状を参考にして、INCONEL718の板材をTIG溶接し、その溶接金属部を突起状に加工した。突起部の隅肉部4ヵ所は応力集中係数の影響を評価するために、それぞれ異なる曲率半径に加工した。隅肉部はエンドミルカッターにて加工し、倍率200倍の投影器にて隅肉部の曲率半径 ρ を測定した。試験片の熱処理条件は溶体化処理の効果を確認するために次の2種類とし、それぞれ2個の試験片を準備した。A材は開発当初の熱処理条件、B材は改善対策後の熱処理条件である。

図2 燃焼試験データ(350秒試験)

図3 噴射器内面応力ヒストリー

①～⑬ ; Thermoelectric couple location

図4 熱衝撃疲労試験試験片形状

A 材：TIG溶接＋時効処理(720℃×8h+620℃×10h)×2回

B 材：TIG溶接＋高温溶体化処理(1045℃×1h)

＋時効処理(720℃×8h+620℃×10h)×2回

試験は坩堝(内径150mm、深さ250mm)のなかで 630℃ に加熱した熔融金属 (Sn：融点232℃)の中に常温の試験片を浸漬させて急加熱し、均一温度になるまで保持した後、取出した試験片を冷却装置に取り付け、水噴射にて急冷する方法で実施した。冷却時の試験状況を図5に示す。大きな熱応力を負荷するためには試験片の突起部及び隅肉部のみを急熱、急冷する必要があるため、試験片は熱伝導性の小さい繊維状のセラミックス断熱材と接着剤にてマスキングを施した。この方法によって試験片に 600℃の温度分布を与えることができた。また、試験時の熱応力算定のために急熱、急冷時の試験片の表面温度を測定した。表面温度計測点を図4に合わせて示す。温度計測は応答時間遅れと機械的強度を考慮し、線径0.3mmのクロメル－アルメル熱電対を用いて、200Hzのサンプリング速度で実施した。

3・2 熱応力評価結果 図6に温度計測データの一例を示す。図中の温度計測点は図4の計測点と対応

図5 熱衝撃疲労試験状況（冷却時）

図6 熱衝撃疲労試験表面温度計測データ

している。急熱、急冷試験とも試験開始から80秒までの温度計測を行ったが、すべてのサイクルではほぼ同様の計測結果であった。急熱時よりも急冷時の方が試験片の温度変化が急激であった。これらの温度計測値をもとにして非定常熱伝導解析及び弾性熱応力解析を実施した。図7にA試験片の突起部幅5mm、隅肉部の $\rho = 0.02\text{mm}$ の部分の解析モデルを示す。対称性から試験片全体の1/4を解析対象とし、平面応力状態を仮定した。図8に温度解析結果と計測値の比較結果を示す。図中の数字は図4の温度計測位置に対応している。熱伝導解析による表面温度が実際の計測値と一致するように熱伝達率を定めると、昇温時は $2.3\text{KW/m}^2\text{℃}$ {2000 kcal/m²h℃}、降温時は $4.7\text{KW/m}^2\text{℃}$ {4000 kcal/m²h℃}となり、降温時の値は実機の主噴射器の約1/4となっていた。

図7 試験片突起隅肉部解析モデル（A試験片用）

図8 温度解析結果と計測値の比較

図9にA試験片隅肉部の熱応力解析結果を示す。昇温時は5.5秒、降温時は2.8秒で隅肉部の熱応力が最大となった。昇温時と降温時を合わせたトータルの熱応力範囲はミーゼス相当応力で $\Delta \sigma = 13640\text{MPa}$ {1391 kgf/mm²}であり、相当全ひずみ範囲は $\Delta \epsilon = 8.6\%$ となった。ここでヤング率は平均温度300℃での溶接金属の値で $E = 158800\text{MPa}$ {16200 kgf/mm²}とした。この試験条件は試験片A1、A2とも同様であった。また、同様の解析によりB試験片の相当全ひずみ範囲を求めたところ、ひずみ範囲の最も大きい箇所ではB1試験片（突起部幅3.5mm、隅肉部の $\rho = 0.02\text{mm}$ ）は7.0%、B2試験片（突起部幅5.0mm、隅肉部の $\rho = 0.02\text{mm}$ ）は8.6%であった。

3・3 試験結果及び寿命評価 急熱、急冷試験の1サイクル終了ごとに浸透探傷検査及び実体顕微鏡にてき裂発生の有無を確認したところ、溶体化処理を施

図9 突起隅肉部の熱応力解析結果(ミーゼス相当応力)

していない試験片Aについては熱衝撃疲労試験2サイクル後にA2試験片に、3サイクル後にA1試験片にき裂発生を認めた。き裂の発生点はいずれも隅肉部であり曲率半径が0.02mmと最も小さい場所であった。図10に熱衝撃疲労試験10サイクル後の隅肉部のき裂進展状況を、図11にき裂断面写真を示す。き裂は溶接金属のデンドライト組織に沿って試験片長手方向に対して直角方向に約1mm進展していた。

高温溶体化処理を施したB試験片についてはB1試験片は14サイクルまで、B2試験片は15サイクルまで熱衝撃疲労試験を繰り返したが、き裂発生は認められなかった。なお、B2試験片について、15サイクルの熱衝撃疲労試験の前後で試験片のビッカース硬度(荷重10kgf)を測定した結果を図12に示す。ビッカース硬度は試験片先端部を長手方向に1mm間隔で測定したが、試験前後での顕著な変化は認められなかった。このことから、かなり大きな熱ひずみ範囲であったにもかかわらず、熱衝撃サイクルの繰返しによる強度低下は生じていないものと考えられる。

図13に別途実施した平滑丸棒試験片による低サイクル疲労試験及び砂時計型板状試験片による高ひずみ疲労試験(いずれもひずみ制御型)の結果⁽¹⁾と本熱衝

図10 突起隅肉部のき裂進展状況(10サイクル終了後)

図11 突起隅肉部のき裂断面写真(10サイクル終了後)

図12 熱衝撃疲労試験前後の硬度測定結果(B2試験片)

図13 低サイクル疲労試験結果と熱衝撃疲労試験結果

撃疲労試験の結果との比較を示す。本熱衝撃疲労試験データのうち溶体化処理を施していないA試験片のデータは他の疲労試験データのばらつき範囲内にあることから、熱曲げ応力支配型の熱衝撃疲労寿命も膜応力支配型の通常の低サイクル疲労寿命と同等に取り扱って良いことがわかる。また、全ひずみ範囲 $\Delta \epsilon = 7 \sim 8\%$ の高ひずみ領域においても、通常の熱応力解析及び疲労寿命推定の手法が妥当であることが確認できた。溶体化処理を施していないA試験片と高温溶体化処理を施したB試験片とでは疲労寿命に顕著な差が認められ、高温溶体化処理の適用により延性、靱性が向上し^{(1)、(2)}、溶接金属の熱衝撃疲労寿命が大幅に改善されていることがわかる。

4. 実体モデルによる熱衝撃疲労試験

4.1 供試体及び試験条件 図1中の水素熱交換器エルボはINCONEL718のエルボの中にA286のチューブをコイル状に装着した構造となっており、液水タービンの排気ガスの熱源を利用して液体水素をガス化させ、点火器に供給するための熱交換器としての機能を持っている。この熱交換器のコイルは図14に示すように、エルボ内表面にTIG溶接にて隅肉溶接された数個の板状ブラケットによって保持されている。エルボ内部はもとより流速が速く熱伝達率も高いために熱応力的に厳しい場所であることから、解析のみによるのではなく実体モデルによる熱衝撃疲労試験を実施し、隅肉溶接部の疲労寿命を検証する必要がある。

図15に本実体モデル試験の評価対象ヵ所であるブラケットの隅肉溶接部を示す。供試体の加熱、冷却を速やかに実施するために熱交換器コイルはあらかじめ取り外してある。また、溶接後本機と同一の高温溶体化処理及び時効処理を施してある。

図16に試験装置の模式図を示す。実体モデルは熱容量がかなり大きく急加熱するのは困難であるので、本試験では実機の停止時の急冷条件のみを模擬することにした。従って、実機と比較するとトータルの温度変化が小さいが、これに対しては冷却時の温度降下を実機よりも速くすることで対応することにした。また、実機の熱負荷は始動時は圧縮、停止時は引張の両振りであるが、本実体モデル試験では引張側の片振りである。これに対しては 4・2 節に示すように、発生する熱ひずみ範囲が材料の延性に対してそれほど大きくはなく、両振りと片振りの違いによる疲労寿命の差はほとんどないと考えられる。試験では、供試体を電気炉にて 600℃ に均一に加熱し、次に貯水タンク、水ポンプ及び噴射ノズルより成る冷却装置から供試体内面に水を噴射し、エルボの肉厚方向の温度差及びエルボとブラケットの温度差による熱応力を発生させた。

4・2 熱応力評価結果 エルボ内外面及びブラケット側面に貼付した熱電対により表面温度を計測し、この計測値と一致するように熱伝達率を仮定して非定常熱伝導解析を実施し、隅肉溶接部に発生する熱応力を算出した。図17に熱電対貼付位置及び温度計測結果を示す。ブラケット及びエルボ内面の温度降下は極めて速く、エルボ内外面の温度差は最大 480℃ となった。

図14 熱交換器コイル取り付け状況

図15 熱交換器ブラケット隅肉溶接部

図16 実体モデル熱衝撃疲労試験装置模式図

図17 熱電対貼付位置及び温度計測結果

解析モデルは図18に示すようにブラケット肉厚方向の断面をとった2次元モデルとし、ブラケット中央部断面の熱応力を評価する意味で平面ひずみ状態を仮定した。また、隅肉部の ρ は実体モデルの形状に合わせて $\rho=1.6$ とした。図19に示すように急冷時の温度変化の解析値と計測値はかなり良く一致している。ブラケット側面の熱伝達率は $30.2 \text{ kW/m}^2\text{°C}$ $\{26000 \text{ kcal/m}^2\text{h}^{\circ}\text{C}\}$ であり、実機の $19.7 \text{ kW/m}^2\text{°C}$ $\{16920 \text{ kcal/m}^2\text{h}^{\circ}\text{C}\}$ よりも少し大きい値となった。熱応力は冷却開始から 0.5秒で最大となった。図20に隅肉溶接部の応力分布を示す。隅肉部には一般部と比較して 1.6倍程度の応力集中が生じており、最大応力はミーゼス相当応力で 1850 MPa $\{188.8 \text{ kgf/mm}^2\}$ 、相当ひずみ範囲は 1.1% となった。

ここで、実機と本実体モデル試験での熱衝撃条件を両面加熱平板モデルと比較して検討する。あらかじめ一様な高温に加熱された板厚 2δ の平板を瞬間的に冷媒中に投入したと仮定すると、板表面に発生する無次元熱応力の最大値 $\sigma^*_{\max}$ は近似的にビオ数 Bi によって次式で表せる。^{(3)、(4)}

$$\frac{1}{\sigma^*_{\max}} = \frac{E \alpha \Delta T}{(1-\nu) \sigma_{\max}} = 1.5 + \frac{3.25}{Bi} - 0.5e^{-\frac{1.6}{Bi}} \dots \dots (1)$$

ここで、 $Bi = \delta h / \lambda$ 、 α ：線膨張係数、 ΔT ：初期温

図18 熱交換器ブラケット隅肉部解析モデル

図19 急冷時の表面温度の解析値と計測値の比較

図20 ブラケット隅肉部の応力分布(ミーゼス相当応力)

度差、 ν ：ポアソン比、 h ：熱伝達率、 λ ：熱伝導率である。また、無次元時間（フーリエ数） t^* は σ^* 、 Bi 、 t^* の関係線図から求められ、最大熱応力の発生時間は $t = t^* \delta^2 / \kappa$ から求められる。^{(4)・(5)・(6)}ここで κ は温度伝導率である。図21に実機と本実体モデル試験における無次元最大熱応力及び無次元時間とビオ数の関係を示す。本実体モデル試験ではビオ数 $Bi = 9.48$ 、無次元最大熱応力 $\sigma^*_{max} = 0.57$ であり、実機の使用条件よりも少し厳しい熱衝撃条件の試験をしたことになる。この時の平板モデルの表面の最大熱応力は $\sigma_{max} = 1197\text{MPa}$ $\{122.1\text{kgf/mm}^2\}$ 、最大熱応力の発生時間は $t = 0.48$ 秒となる。以上の理論値に対して、図20の2次元モデルでの非定常熱伝導解析によると、本実体モデルの一般部では冷却開始後0.5秒で 1160MPa $\{118.3\text{kgf/mm}^2\}$ の最大熱応力が発生していると推定される。従って、本実体モデル試験では平板モデルの仮定に近い極めて急激な冷却過程であったことになる。

供試体の冷却完了後、数サイクルごとに、浸透探傷

図21 無次元最大熱応力及び無次元時間とビオ数

検査により隅肉溶接部のき裂発生の有無を確認し、これを30サイクルまで繰返したが、き裂は認められなかった。図13に本実体モデル試験結果を合わせて示す。実機では本実体モデル試験ほど熱伝達率は大きくはないものの、急冷時の熱応力の他に急熱時の熱応力も加算され、トータルの熱応力振幅としてはブラケット隅肉部で 1684MPa $\{171.8\text{kgf/mm}^2\}$ 、一般部で 1124MPa $\{114.6\text{kgf/mm}^2\}$ であるので、本実体モデル熱衝撃疲労試験ではほぼ実機と同程度の熱衝撃サイクルを負荷したことになる。実機ではこのような熱応力条件で12サイクルの始動、停止の繰返しに耐えることが要求されているが、本試験にて30サイクルまでの耐久性を検証したことになる。

5. 結 言

LE-7エンジン主噴射器溶接継手の低サイクル疲労寿命評価の一環として試験片及び実体モデルによる熱衝撃疲労試験を実施し、以下の知見を得た。

(1) 試験片による熱衝撃疲労試験データは別途実施した低サイクル疲労試験データと同一母集団内にある。従って、熱応力に起因する熱衝撃疲労寿命は膜応力による通常の低サイクル疲労寿命と同様の手法で解析、評価できる。

(2) 溶接部に高温溶体化処理を適用することにより、熱衝撃疲労寿命が大幅に改善できる。この場合、熱衝撃試験前後で硬度変化は認められず、熱衝撃サイクルの繰返しによる強度特性の劣化は生じない。

(3) 実体モデルを用いた熱衝撃疲労試験では加熱された供試体を水噴射にて急冷することにより、実機と同程度の熱応力振幅を発生させることができ、設計要求寿命以上の耐久性があることを検証した。

文 献

- (1) 長谷川・安藤・北出・坂本・ほか2名、機論投稿中、No.94-1492
- (2) 橋本・渡辺・坂本・長谷川、航空宇宙、42-488 (1994)
- (3) S. S. Manson, Thermal Stress and Low Cycle Fatigue (1966) McGraw-Hill
- (4) 竹内、熱応力、(1971)、日新出版
- (5) 伝熱工学資料、(1975)、日本機械学会
- (6) 平、熱応力と熱疲労、(1974)、日刊工業新聞社