

H-II ロケット主エンジン LE-7 の高温構造設計

High-Temperature Structural Design of the LE-7 Main Engine Used in the H-II Heavy Rocket

技術本部 安藤 清*¹ 北出 正司*²
 名古屋誘導推進システム製作所 長谷川 恵一*³
 名古屋航空宇宙システム製作所 坂本 光正*⁴
 宇宙開発事業団 福島 幸夫*⁵

H-IIロケット第1段のメインエンジンであるLE-7は世界最高レベルの性能を有し、かつコンパクトなエンジンとするため米国スペースシャトルエンジンと同様の2段燃焼サイクルを採用した。このため高温部品である主噴射器は非常に過酷な温度、圧力で使用されることになった。すなわち、起動、停止の際に雰囲気ガス温度が数秒の間で約800℃変化するために極めて大きな熱応力がかかり、また内圧応力も加わる。そこで、高温強度設計上の面から各種破損モード（疲労、クリープ、ラチェット、不安定破壊など）に対する対策、さらに、万一微小亀裂が発生あるいは潜在していても設計寿命中に不安定破壊しない損傷許容設計概念の積極的適用により構造健全性を十分に確保した。

The H-II rocket is powered by the liquid propellant fueled LE-7 engine. The LE-7 is a compact, staged combustion engine which currently has the world's highest performance. The high performance design results in very severe temperature and thermal stress conditions during operation. In particular the main injector is subjected to a large increase in internal pressure and a 600 °C temperature increase during engine start-up, and a 800 °C shock cooling during engine shut down. Because of these severe operating conditions, it has been necessary to consider low cycle thermal fatigue, creep rupture, thermal ratchetting, and brittle fracture material behavior, and to adopt a damage-tolerant design method which assumes the existence of preexisting small defects and cracks which are not able to grow to a dangerous condition during the engine's design life.

1. ま え が き

2トンクラスの静止衛星打上げ能力を有する純国産大型H-IIロケットの開発とその初号機打上げ（平成6年2月4日）に成功した。本報は、H-IIロケット開発の中でも開発要素の大きかったものの一つとして第1段主エンジンLE-7を取り上げ、その高温構造設計の面から種々の問題点を克服してきた経緯とその改善対策について述べる。

2. LE-7 構造設計の考え方

2.1 使用条件

LE-7は推力/重量比及び比推力を高くするために米国のスペースシャトル用エンジンと同様、燃料を液体水素（-253℃）、酸化剤を液体酸素（-183℃）とした2段燃焼サイクルを採用した。また、実際の打ち上げ時の燃焼時間はわずか350sであり、再使用しない。しかし、エンジンの性能確認のため多数回の燃焼試験を実施する必要があり、構造健全性の保証のための要求寿命として12回の使用、累積燃焼秒時の1720sに耐えることが要求される。

2.2 LE-7の構造

図1にエンジンの外観を示す。主要な強度部材には析出硬化型のNi基合金であるINCO 718鍛造材（AMS 5662）、圧延材（AMS 5596）を用いた。それは面心立方格子の結晶構造を持ち、極低温から650℃程度の高温まで強度が高く、溶接性が良いからである。溶接方法としてはタングステンイナートガス溶接（TIG）及び電子ビーム溶接（EBW）を主に用いた。

燃焼室（内筒：銅合金及び電鍍銅、外筒：INCO 718）、ノズ

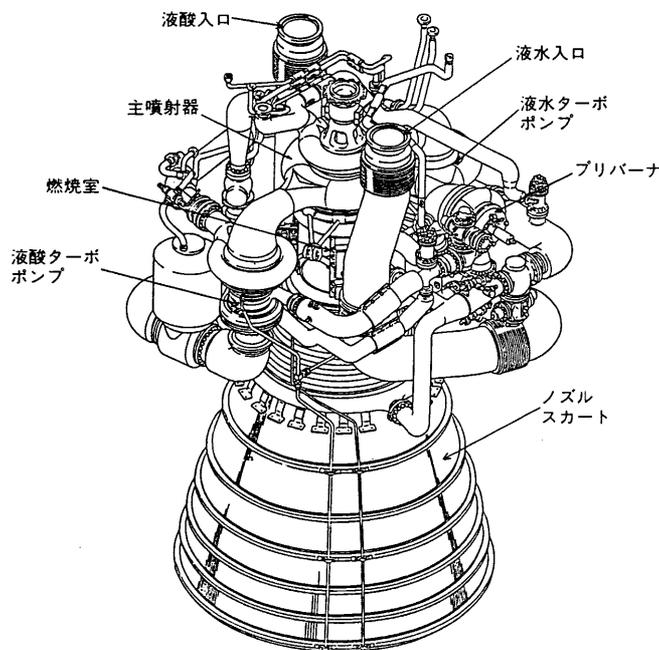


図1 LE-7エンジンの外観 LE-7の外観を示す。
Liquid-propellant rocket engine LE-7

ルスカート（冷却チューブ：A 286、補強リング：INCO 718）は液体水素で冷却されているため、燃焼ガスに直接触れる所以以外は定常中-230～-80℃の低温領域である。また、冷却通路内部圧力は280 kgf/cm²と高圧であるが、構造健全性は耐圧試験にて確認できる。

一方、図2に示す主噴射器（本体及びマニホールド）

*1 長崎研究所強度研究室主務 工博

*2 長崎研究所強度研究室

*3 エンジン・機器部液体ロケットエンジン設計課主務

*4 研究部材料研究課主務

*5 エンジングループ主任開発部員

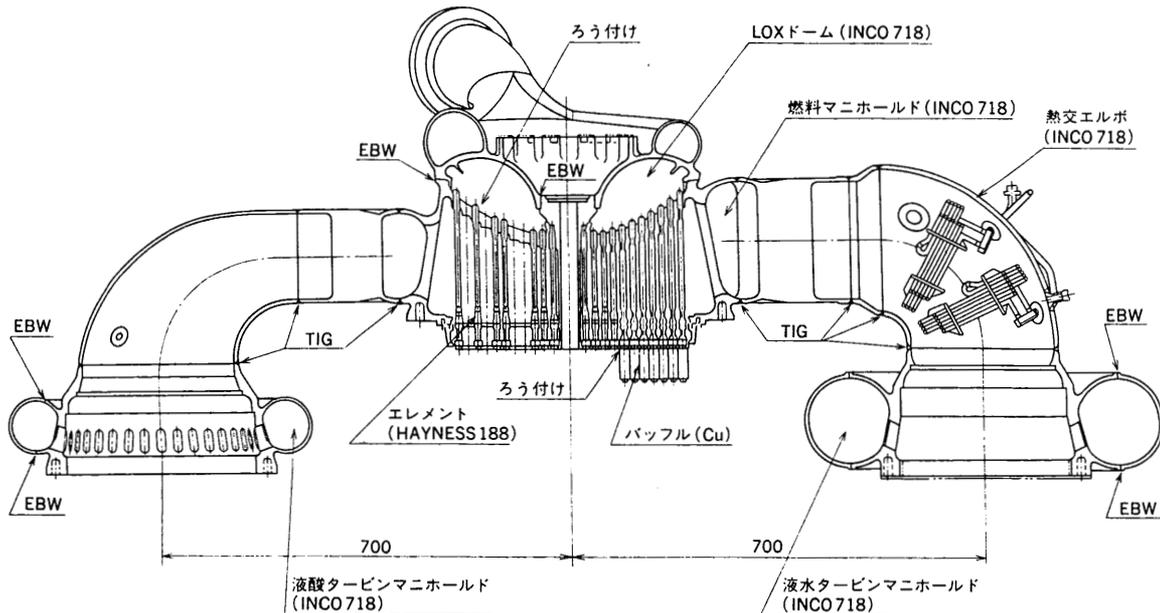


図2 主噴射器の縦断面 主噴射器の縦断面を示す。
Cross-section of main injector

INCO 718, エレメント：HAYNES 188) は、高温強度上最も厳しい部位の一つである。定格燃焼時にメタル温度は高温部で約 600℃、低温部で-170℃という非常に大きな温度差を生じ、かつ内圧も 150~220 kgf/cm²に達する。一次燃焼ガス温度は着火数 s 後で室温から約 600℃となり、また停止と同時に液体水素ページで急冷されるため、定格燃焼状態の応力に加えて、起動及び停止時に大きな熱応力が生じる。LE-7 の高温構造設計の主要課題は高温強度上最も厳しい部位の一つである主噴射器、すなわち、溶接構造物の耐圧、耐熱設計の確立である。

2.3 構造強度上の不具合例

開発試験中に経験した主噴射器の高温強度上の不具合の代表例として、平成 4 年 6 月 18 日の燃焼試験で生じた水素熱交換器組立 TIG 溶接部の破損不具合がある。亀裂の起点は液水タービンマニホールドと熱交エルボの TIG 溶接の内面裏ヒード止端部であり、4 回の燃焼試験により亀裂が発生し、肉厚 7 mm のうちかなり深くまで進展して、5 回目の燃焼試験にて内圧応力により不安定破壊したものと考えられた。すなわち、最も注意し、かつ防止すべき破損形態は溶接部からの亀裂発生・進展及び最終的な不安定破壊である。したがって、構造設計ではこれらを適切に評価できる手法を用いることはもちろんのこと、これらの破損に対する強度特性に優れた材料を使用することが構造健全性を確保する上で必要である。

2.4 高温構造設計の考え方

高温部品の代表である主噴射器に絞って述べる。表 1 に防止すべき破損モードと制限荷重をまとめて示す。解析によって得られた応力を、荷重制御型の応力である 1 次応力と、主として変位制御型の応力である 2 次応力と、切欠きの応力集中により加わるピーク応力とに分ける。これらに対応して、表 1 に示すように各種破損モードである塑性変形、延性破壊、クリープ破壊、不安定破壊、ラチェット等の進行性変形、疲労及びクリープ疲労破壊を防止するように制限荷重を設定した。安全率 (S.F.) は各応力に対する荷重安全率と寿命回数に対する寿命安全率として与えた。

以上のようにして、過大な変形及び亀裂の発生をまず第一に防止した。さらに、万一微小亀裂あるいは欠陥が潜在していたり、

表 1 破損モードと制限荷重
Failure modes and their limited loads

応力	破損モード	制限荷重
1 次膜応力 P_m	延性破壊 クリープ破壊	$P_m < \frac{\sigma_y}{S.F.}$ (S.F.=1.1)
	不安定破壊	$K_I < K_{Ic}$ ただし、 K_I 算出時の応力に S.F.=1.1 を含む。
1 次 (膜+曲げ) 応力 $P_m + P_b$	塑性崩壊	$\frac{P_m + P_b}{\sigma_y} < \frac{1}{S.F.} \left[\frac{3}{2} \left(1 - \frac{P_m^2}{\sigma_y^2} \right) + \frac{P_m}{\sigma_y} \right]$ (S.F.=1.25)
(1 次+2 次) 応力	ラチェット 進行	Bree 線図を用い、 極力シェイクダウン内に納める。
(1 次+2 次+ピーク) 応力	クリープ疲労	$D_c + D_f < 1$ (線形損傷量の和) D_c : クリープ損傷量 (S.F.=10) D_f : 低サイクル疲労損傷量 (S.F.=4)
	高サイクル 疲労	MIL-HDBK の疲労限以下 寿命上の S.F.=4 荷重上の S.F.=1.5

使用初期に亀裂が発生するような場合、要求寿命に寿命安全率を乗じた設計寿命のうちに亀裂が進展して不安定破壊に至らないように損傷許容設計を積極的に導入した。これが LE-7 主噴射器の高温構造設計の最大の特徴である。また、加えて制約の多い製造工程の中で、材料の溶体化処理条件について検討を行い、強度特性の向上を図り、構造健全性を確保した。以下、この 2 点に絞って述べる。

3. INCO 718 の高温強度特性の向上

INCO 718 の TIG 溶接部及び EBW 溶接部はその母材に比べると強度、延性、靱性が低い。これらの引張特性、破壊靱性、疲労強度、クリープ強度、亀裂伝ば特性は、構造強度設計の基本となるものであり、まず、これらの室温及び 600℃ 大気中のデータを取得し、必要に応じて水素中のデータを取得した。

INCO 718 は溶接後の熱処理によってその強度特性は大きく異なる。当初、主噴射器主要部は溶接後そのまま低温時効 (720℃×8h+620℃×10h) 2 回、あるいは溶接後低温溶体化

(955℃あるいは980℃×1h) + 低温時効2回としていたが、延性と靱性が必ずしも十分でないことが判明したので、種々検討の結果、最終的に溶接後高温溶体化(1045℃×1h) + 低温時効2回に改善した。

その経緯は次のとおりである。INCO 718の靱性と延性の向上には溶体化温度を1030℃以上にする必要があり、また、バップル素材の銅の融点が1080℃であるので、炉温制御の余裕をみて、溶体化処理温度を1045℃にした。一方、液体酸素を通すエレメントの1段ろう付け温度は従来1065℃であり、炉温の制御性、温度分布を考慮すると1045℃に対して余裕がないため、1100℃の融点を持つろう材を開発する必要が生じた。また、2段ろう付け温度は従来980℃であるので、これを1045℃の溶体化処理の際に併せてろう付けを行う工程に変更する必要が生じた。高温ろう材の開発と工程の大幅組換えにより、1045℃高温溶体化を可能にした。

高温溶体化(1045℃×1h)後に高温時効処理(760℃×10h+650℃×10h)1回処理した材料の破壊靱性値は若干改善されるものの、600℃では逆に悪くなることが判明した。時効処理によりNb-Ti-C及びNb-Mo析出が進み、引張強度は十分であるが、靱性、延性の改善が少ないためと考えられた。

次に、高温溶体化後、低温時効(720℃×8h+620℃×10h)1回処理したものは、靱性及び延性の改善はできたものの、母材の引張強さ及び0.2%耐力が設計ベースであるAMS規格値(常温で0.2%耐力 $\sigma_y > 105 \text{ kgf/mm}^2$, 引張強さ $> 126 \text{ kgf/mm}^2$)を下回るものがあることが判明した。これは時効処理が不十分なためと考え、低温時効処理を2回したところ、耐力、引張強さも靱性、延性も共に良好な改善効果を得た。以上の経緯で溶接後に1045℃高温溶体化+低温時効処理2回という熱処理を行うことにした。

(1) 引張特性 最終熱処理材(1045℃ST+低温時効2回)は母材に対するAMS規格値(室温での0.2%の耐力, $\sigma_{0.2} > 105 \text{ kgf/mm}^2$ 及び引張強さ $\sigma_B > 126 \text{ kgf/mm}^2$)を十分に満足する。また、絞りもかなり改善されている。

(2) 破壊靱性 図3に破壊靱性値に及ぼす熱処理の影響を示す。溶体化処理温度が高いほど、破壊靱性値は向上する。また溶体化処理のない場合及び溶体化処理温度が1000℃以下の場合は、試験温度が上昇するに従って若干破壊靱性値は向上するが、溶体化処理温度が1000℃を超える場合は、試験温度の上昇に伴い、少し低下する傾向を示す。この低下傾向は温度上昇により絞りの改善効果はあるものの、引張強さの低下が大きいためと理解できる。この傾向はW. J. Mills⁽¹⁾の試験データでも認められる。

(3) 極低サイクル疲労強度特性 図4に低サイクル疲労強度を示す。使用条件が過酷であることから、1~5%と非常に大きなひずみ範囲での軸ひずみ制御疲労試験及び6~7%ひずみの熱衝撃試験を実施した。

図中には、実験結果の包絡線(新Manson式⁽²⁾使用)を示す。高温での溶体化処理を施すことにより1%以上のひずみ範囲で疲労寿命の顕著な向上が認められている。ばらつき下限線で約3倍の寿命向上となった。

設計曲線は、実機の構造物の亀裂発生寿命を試験片の破断寿命(実験下限値)の1/2とし⁽³⁾、さらに、水素環境中では、延性が若干低下することからこの影響を考慮するとともに、寿命安全率を4倍とした。

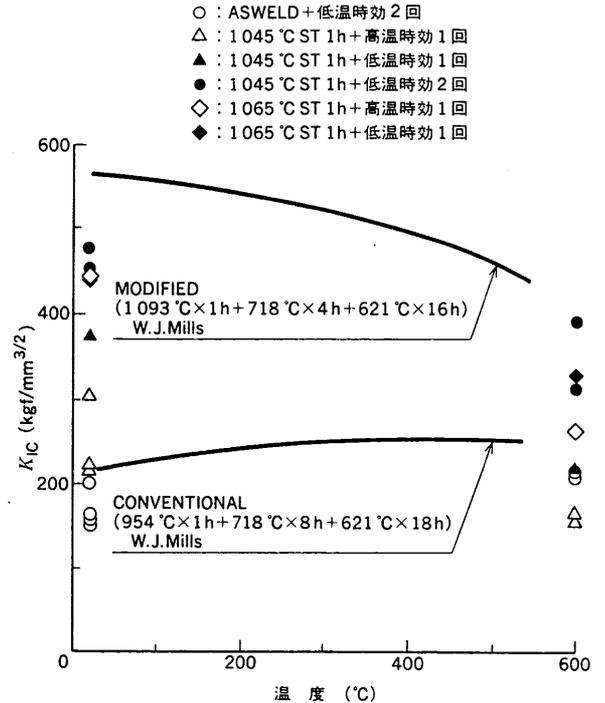


図3 破壊靱性値に及ぼす熱処理の影響 破壊靱性値に及ぼす熱処理の影響を示す。 Effect of heat treatment on fracture toughness

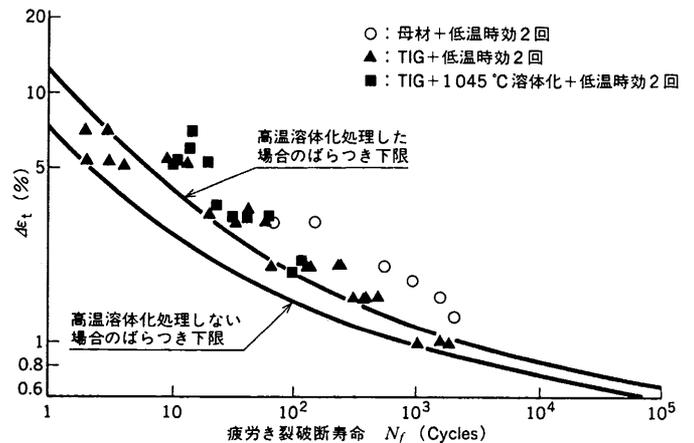


図4 低サイクル疲労強度に及ぼす熱処理の影響 低サイクル疲労強度に及ぼす熱処理の影響を示す。 Effect of heat treatment on low cycle fatigue strength

(4) クリープ特性 平滑母材の1045℃高温溶体化処理材は、溶体化処理のない材料に比べるとクリープ破断強度は低下するものの、平滑継手のクリープ破断強度はほぼ同等である。一方、切欠き継手材の1045℃高温溶体化処理材は、平滑材に比べるとクリープ破断寿命は大きい。

(5) 亀裂伝ば特性 疲労亀裂伝ば速度及びクリープ亀裂伝ば速度共に、TIG溶接後1045℃高温溶体化+低温時効2回処理材は、TIG溶接+低温時効処理2回材及びAerospace Structural Metal Handbookデータ⁽⁴⁾とほぼ同等である。

一方、実機に比べて極めて厳しい条件で実施した350s引張保持付きの疲労+クリープの亀裂伝ば速度は、疲労亀裂伝ば速度とクリープ亀裂伝ば速度の線形加算則で、安全側に評価できることが確認された。なお、実機定格燃焼時の応力レベルは現在熱応力低減構造としたため小さく、クリープの影響は無視できる。

4. 損傷許容設計の適用

亀裂発生防止だけでなく、非破壊検査で発見できない欠陥が存在する場合を想定した損傷許容設計概念を積極的に適用した。損傷許容設計は基本的に非破壊検査により無欠陥あるいは微小欠陥を含む製品に対して、検査で発見できない欠陥が存在するものとして、不安定破壊等の最終破壊に至るまでの亀裂進展解析と定期検査により製品を保証する設計方法である。

LE-7 開発中に生じた主噴射器の構造上のトラブルはすべて亀裂発生、進展によるものであり、その多くは発見されない微小初期亀裂が起点となっている。したがって、製品の製造上の信頼性向上（工作面）はもちろんのこと、損傷許容設計の概念を導入して設計寿命に対応する許容初期欠陥寸法を明確にすること（設計面）、さらに非破壊検査によって少なくとも許容初期欠陥寸法以上の欠陥がないことを確認すること（品質保証面）の三つが必要である。

4.1 製造の観点

微小欠陥が潜在しやすい溶接部の製造品質の向上を三つの観点から向上させた。第一は溶接部設計の改善である。溶接線は応力的に楽な箇所位置を変更した。また、溶接部開先のミスマッチ軽減のために、従来板金成形にて製作していた燃料マニホールドを鍛造材から機械加工による削り出しに変更したりした。第二は溶接施工法の改善である。板金成形のまま溶接するものについては、開先部のサイジング加工を行った。さらに現合加工にて寸法を合わせた上で溶接の実施及び、ビード止端部の応力集中を軽減するためにタービンマニホールドから燃料マニホールドまでの高温部については、内外表面のビードフラッシュを適用した。第三は先に示した材料特性の改善である。

4.2 品質保証の観点

許容欠陥寸法以上の欠陥がすべての溶接箇所がないことを確認するため、非破壊検査の適用拡大と、欠陥検出限界の明確化を図った。第一は、すべての溶接箇所は溶接後に X 線検査を実施した。第二は、初期亀裂の除去と応力集中の軽減を行うために、ビードフラッシュを実施することにし、その箇所はエッチングを行った後に蛍光浸透探傷検査を実施した。インディケーションがある場合には再度ビードフラッシュを実施した。また欠陥検出限界レベルを調査した結果、深さ 0.25 mm 以上の欠陥は検出可能であることを確認した。第三は、燃焼試験間の点検で蛍光浸透探傷検査ができない箇所については、基準となる人工欠陥付きテストピースを整備した上で、超音波探傷検査を適用し、燃焼試験途中でモニタすることにした。

4.3 設計の観点

製造時の検出困難な微小亀裂は残存する可能性がある。これらの大部分のものは亀裂進展は認められなかったが、高応力部に存在することから亀裂が進展して不具合に至る恐れがある。また、蛍光浸透探傷検査の検出限界があり、製造時に亀裂が全くない状態にすることは困難である。そこで、溶接部の裏ビードを積極的に

にフラッシングし、初期欠陥を除去するとともに、このような微小亀裂が残存し、燃焼試験ごとに亀裂が進展しても、設計寿命が満足できるように損傷許容設計を適用した。すなわち損傷許容初期欠陥寸法を求めるための亀裂進展解析を実施した。実際の亀裂は亀裂長さや亀裂深さの比が大きい偏平な亀裂が多い。そこで初期亀裂としては全幅亀裂を条件とした。また、亀裂進展度解析は Forman の式⁵⁾を用い、実際の不具合事例の逆解析を通じて検証し、補正してある。

$$da/dN = C \cdot \Delta K^m / [(1-R) K_{Ic} - \Delta K]$$

ここで、

ΔK : 応力拡大係数範囲

K_{Ic} : 破壊靱性値

$R = \sigma_{min} / \sigma_{max}$: 応力比

C と m : 材料定数

要求寿命 12 回に対して安全率 4 を乗じた 48 回が設計寿命要求である。48 回の使用で亀裂進展して不安定破壊に至ることのない最大許容初期亀裂深さを求めた。その検討の結果、燃焼試験中の点検期間などへの反映は行う必要があるものの、応力的に厳しい箇所についても許容初期亀裂寸法は非破壊検査の欠陥検出限界値 0.25 mm 以上となり、設計寿命を満足させることができた。

5. ま と め

日本の宇宙開発を担う H-II ロケットの 1 段主エンジンとして世界最高レベルの性能を有する LE-7 を開発した。従来の液体ロケットエンジン LE-5 と比べると推力で約 10 倍であり、2 段燃焼サイクル採用により非常に過酷な温度、圧力で使用されることになり、特に主噴射器は高温強度上極めて厳しいものになった。そこで、高温強度の見直しと改善及び対策を積み上げて、LE-7 の構造健全性を確保することに成功した。

- (1) LE-7 の高温強度設計基準の明確化を図った。
- (2) 想定される各種破損モードに対する対策を実施した。
- (3) 設計、工作、品質保証の各部門の一体となった損傷許容設計概念の積極的な適用を図った。

参 考 文 献

- (1) Mills, W.J., Effect of Heat Treatment on the Elevated Temperature Tensile and Fracture Toughness Behavior of Alloy 718 Weldments, Hanford Engineering Development Laboratory HEDL-TME-80-18 (1980)
- (2) 飯田國廣, 金属疲労一事故と予防(2), 共和技報, No. 348 (1987)
- (3) 飯田國廣ほか, 低サイクル疲労寿命の分布形状に基づいた疲労設計曲線の一考察, 日本造船学会論文集, No.133 (1973) p.235
- (4) U.S.Department of Defence, Aerospace Structural Metals Handbook (1991)
- (5) Forman, R.G. et al., Numerical Analysis of Crack Propagation in Cyclic-Loaded Structures, Trans. ASME, Ser D, Vol.89 (1967) p.459