特 別 解 説

H-II ロケット 1 段エンジンの開発 —LE-7 エンジンと溶接技術*

福 島 幸 夫**

Development of the first-stage engine in the H-II rocket —Welding technologies in the LE-7 engine*

by Yukio Fukushima**

キーワード：H-II ロケット，LE-7 エンジン，溶接技術，溶接欠陥，損傷許容設計

1. は じ め に

H-II は、我が国のロケット技術の粋を集め、全段自主技術により、総額 2700 億円を投入して開発したものである。静止軌道に 2 トンの人工衛星を打上げる能力を有する、世界的水準の、高性能 2 段式ロケットである。今後我が国の主力ロケットとして、大型人工衛星の打上げや、惑星探査機の打上げなどに使用されていく予定である。1994 年 2 月の 1 号機に続いて、2, 3 号機の打上げにも成功したことは、我が国のロケット技術が、世界的レベルにまで達したことを証明した。また同時に、我が国が今後、広範かつ多様な宇宙開発活動を、自在に展開していくための、宇宙輸送手段を確保したことも意味している。

H-II の開発は、幾度かの技術的な困難に遭遇し、結局当初計画から 2 年遅れ、初号機の打上げまでに 10 年の歳月を要した。開発では予想されていたとおり、第 1 段の LE-7 の開発が難航したが、それ以外の部分は、比較的順調に開発を完了することができた。

LE-7 開発の最大の関門は、溶接技術にあった。エンジン主要部は、Ni 基の耐熱合金を溶接して製作するが、本体は複雑な形状をしており、単に溶接するだけでも難しい。さらに溶接部は内圧、熱衝撃、熱変形に起因する高応力にも耐える必要があった。本稿では、LE-7 の開発過程で経験した、溶接技術上の

問題点と、その対策について概説する。

2. H-II ロケットの概要

ロケットの構成は、H-I の 3 段式に対し、H-II では 2 段式である。直径 4 m、全長約 50 m、総重量約 260 t のロケットである。第 1 段と第 2 段は、共に液体水素と液体酸素を推進剤とする液体ロケットである。第 1 段エンジンには LE-7、第 2 段には LE-5 A という名前をつけている。

第 1 段の横に 2 本装着しているのが初期加速用ロケットで、固体ロケットブースタ (SRB) と呼んでいる。SRB 2 本の合計推力は約 320 t であり、LE-7 の推力約 86 t と合わせて、発射時の合計推力は約 400 t になる。

H-II は、一度発射台を離れると、あとは自分で加速や飛行距離などを判断しながら、目標に向かって飛んでいく。慣性誘導と呼ばれる方式で、頭脳に相当する装置や、自分の向いている方向などを知るための、感覚器官に相当する装置を搭載している。これらの慣性誘導装置には、レーザー・ジャイロなどの新しい技術を採用している。

先端部にあるフェアリングは、飛行中に人工衛星を空気流から守るための覆いで、ロケットが空気の層を抜けると切り離す。

3. LE-7 エンジンの概要

H-II 最大の特徴は、第 1 段の LE-7 にある。液体水素を燃料に、液体酸素を酸化剤として使用し、まづブリバーナと呼ばれる所で、低混合比で予備燃焼

*原稿受付 平成 7 年 7 月 17 日

** 宇宙開発事業団 National Space Development Agency of Japan

それぞれのロケットは常に新規開発であるので、開発のリスクは常に大きい。

2) 開発期間が比較的短く、また、エンジン、設備、燃料が高価である。このため、例えば1基15～20億円もの高価なエンジンを用いて試行錯誤的な開発試験を行うことはできない。また、万一事故が発生した場合、供試体、設備の復旧にかなりの費用、期間が必要になる。

3) 公開された技術情報が乏しい、もともとロケット技術は、日本を除いては軍事技術として発展してきたため、公開されている技術情報が極めて少ない。

4) 設計変更に長い期間を要する。一般的にエンジン材料は特殊であるため、発注から素材入手まで1年以上になることも珍しくない。このため、エンジン製作には2年程度を要するのが普通である。開発期間を10年と仮定しても、その間で許される大幅な設計変更はせいぜい2～3回程度である。

5) 部分(要素)試験で、エンジン全体の作動状況をシミュレートした試験を実現することは困難である。例えば巨大な試験設備を建設すれば技術的には試験可能であると思われるが、費用的にはとてつ

もなく非現実的になる。したがって、開発初期の、技術的に不確実性の高い段階から、危険を承知でエンジン全体での燃焼試験を行わざるを得ない。この手法は前記と矛盾するが、開発時に大きなトラブルが発生しないかぎり費用的には利点がある。

5. ロケットエンジン設計の特徴

ロケットエンジン設計の考え方は、自動車や航空機のエンジン設計に比べてかなり異なる。ロケットエンジンでは、要求する作動時間が極めて短秒時であるかわりに、極限の軽量化を要求している。このため、航空機エンジンでは考えられないような、強度余裕の少ない設計を行っている。以下に特徴を述べる。

1) LE-7の設計要求寿命は12回の始動・停止、作動秒時1720秒である。実際の飛行秒時は約350秒であるが、エンジン製造時の領収燃料試験回数、および設計マージンなどを加味して寿命要求を決めている。別の視点から見ると、新製エンジンでも、12回の始動・停止後に壊れてもよいことになる。ロケットエンジンの構造設計がいかに苛酷であるかが想像できると思われる。

2) 設計条件を最後まで確定できない。エンジン作動中の各部の圧力、温度、流速分布、流体変動圧力、熱伝達係数、振動、変位(振動、熱歪)などを、設計条件として正確に設定することは困難である。これは、エンジン作動状態での各種物理量を実測することが困難であるためである。エンジン各部は、高温または極低温、高振動レベルの環境にあ、既存のセンサーがほとんど使えない状況にある。したがって、エンジン開発では、4項と矛盾するが、ある程度の試行錯誤的な開発形態とならざるを得ないのである。

3) 設計手法が確立していない。例えば、エンジン内面に生じた微小亀裂進展速度の予測は、試験を安全に実施するうえで重要である。しかし、現在の破壊力学では十分に説明できない亀裂進展現象も、エンジン開発では多く経験している。対策としては、(熱応力の見積りが正確にできない面もあり)微小亀裂の進展予測については、十分な設計余裕を持たせるか、試験間に頻繁に検査を行うことなどで対処した。

4) 使用実績の少ない特殊材料を多用している。エンジンでは、データ・ベースが十分でない特殊材料を多用している。また、データ・ベースが、ある

図4 LE-7燃焼試験

程度存在する場合でも、材料の能力限度付近で使用せざるを得ない場合が多いため、ハンドブックに記載されているデータでは不十分な場合が多い。溶接継手の材料データについては、溶接法、熱処理条件などが一致するデータがほとんどなかったため、開発の過程でデータ・ベースを充実していかなければならなかった。溶接継手のデータ・ベースの充実については、現在も継続して、データ取得に努力している。

5) 荷重条件が苛酷である。エンジン構造は高圧力、高温、極低温、熱衝撃(1000 k)などの複合環境に曝される。主噴射器を例にとり、その荷重条件を以下に述べる。主噴射器は、定常作動中、予備燃焼ガス温度 750 K~850 K、圧力 15 MPa~22 MPa の高温、高圧下で運転される。一方、この予備燃焼ガスに混合される液体酸素は約 90 K の低温であるため、主噴射器本体には温度差による大きな熱応力が発生する。始動時は高温のガスが急激に流入するため、過渡的に内面は圧縮、外面は引張の応力場になる。停止時には過渡的に液体酸素が流入するため、内面は引張、外面は圧縮の応力場になる。このような急激な始動・停止による応力振幅 $\Delta\sigma$ は 1600~1800 MPa に達し、さらに溶接ビード形状による応力集中係数 3 程度が加算される場合、溶接部の局部歪は 3% 以上になる場合もある。

6) エンジン主要部(高温部)では内圧応力よりも熱応力が支配的である。内圧応力の割合はたかだか 10~30% 程度にすぎないため、耐圧試験ではエンジン作動状態の応力分布を模擬することができない。すなわち、耐圧試験では構造の健全性を保障することが出来ない。このため、強度解析上クリティカルな箇所は、燃焼試験の合間に随時分解点検を実施し、損傷の有無を確認しながら試験を進める必要があった。

7) 燃焼試験期間中の非破壊検査は困難である。エンジン内面に生じた微小亀裂の進展により、不安定破壊に至った事故が、開発過程で数度発生している。エンジン各部の不安定破壊条件は、だいたい 0.3

~2 mm の亀裂深さである。現在の非破壊検査技術水準では、エンジンをテストスタンドに取り付けたままで、精度のある検査を行うことは困難である。また、エンジンを試験途中でテストスタンドから取り外し、また再装着するだけでも約 1ヶ月の期間を要する。このため、LE-7 開発試験では、スタンドに装着したままでエンジンを部分的に分解し、主要な部分の非破壊検査を実施せざるを得なかった。

6. ロケットエンジンの解析技術

1) 構造強度解析。まずエンジン各部の圧力、温度、変位などのデータを入力してエンジン全系解析を行い、各部の応力、変位を計算する。また同時に、エンジン全系振動解析を行い、主構造、配管部分の振動荷重を計算する。次に全系解析で求めた値を用いて、高圧・高温部の溶接継手部の弾性解析を行い、局所的に生じている高応力値を確認する。さらに、溶接継手部の高応力が生じている箇所について弾塑性解析を行い、ビード止端部などの詳細な応力を把握する。一般的に、解析と実際の亀裂発生場所、程度などが一致することは少なく、境界条件、熱伝達率などの見直しを行いながら、試行錯誤的に設計・開発を進めてきた。

2) 流体解析。エンジン内部の流体の状態を解析することは、現在の技術レベルでは困難である。このため、モデル試験にて実際のエンジン内部の流体の状態を把握した。これらの実験値と解析値をたがいに補完しあいながら、エンジン内部の流体の状態を設定していった。

7. LE-7 エンジンで経験した溶接欠陥

LE-7 主構造は、析出硬化型の Ni 基合金、INCONEL 718 を用いている。溶接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)を用いている。エンジン製造時、燃焼試験期間中、

図5 高温部品の内圧、熱応力の時間的挙動

図6 主噴射器構造図

および燃焼試験後の検査で発見された溶接欠陥を以下に述べる。特に燃焼試験完了後、エンジンを切断し、溶接部内外面を詳細に調査した。

- ・融合不良
- ・酸化スケール巻き込み
- ・オーバ・ラップ
- ・高温割れ
- ・EBW ルート・クラック
- ・熱影響部のミクロクラック
- ・クラック（粒界およびヘキ界破面）
- ・ポロシティ

8. 溶接欠陥対策

LE-7の開発過程で発見された溶接欠陥については、その都度、溶接部の改善および対策を実施してきた。これらの努力の積み重ねが、LE-7の開発を成功に導いたと言える。ここでは種々の溶接欠陥に対して実施した改善、対策などについて述べる。

1) 板厚を合わせる(熱容量を合わせる)。LE-7では板厚の相異が、溶接欠陥の生じる最大の要因になっていた。エンジン部品は幾つかの要素を溶接して製作する。このため、溶接線部の板厚の相違は、至る所に存在する。対策としては、重要な溶接線は板厚に合わせるか、どちらかの要素の溶接線部をテーパ加工し板厚を一致させた。また、板厚を合わせたことは、溶接作業性を著しく向上させることにもなった。

2) 可能な限り自動溶接を適用する。エンジン形状が複雑なため、自動溶接を適用することが困難であった。一方、溶接作業の僅かな相違により発生したと思われる融合不良や、高温割れが何度も発見されたこと。また INCO 718 の溶接では、特に溶接棒の動かし方によって、溶接欠陥の発生する頻度が大きく左右されることも経験した。このため、重大な事故につながる恐れのある、主噴射器の溶接線については、溶接線部の形状を設計変更し、自動溶接が適用出来るようにした。

3) ミス・マッチの改善。ミス・マッチも溶接欠陥が生じる主要な要因になっている。例えば主噴射器は、完成寸法が横幅約 1400 mm の構造であるが、数個の要素を溶接して製作していき、溶接縮み代をコントロールして 1 mm 以内の精度（誤差）で製作しなければならない。溶接技術としては非常に難しく、また高度なレベルである。対策としては、

- ・溶接工程中の縮み代把握

図7 裏ビード止端部のクラック例（深さ 0.08 mm）

- ・現合加工、サイジングの実施
- ・要素を板金加工から機械加工に変更し、溶接部の寸法精度を改善

- ・適切な溶接姿勢を確保するため、溶接治具を改善

4) 開先の改善。溶接欠陥の出やすい溶接部について、加工試験を実施し、最適な開先形状を選定した。

5) 溶接線の変更。溶接継手部に生じる応力を低減するため、溶接線を可能な限り低応力側へ移動した。

6) 材料成分の調整。INCO 718 の化学成分中で、B, S, Si, Nb, Mn, C などの微量成分は、溶接時の割れ感受性を高める特性がある。これら元素の含有率を抑えるのが望ましい。しかし、これら元素は、材料強度を向上させるためのものでもあるので、安易に含有率を抑えることは出来ない。特に、Nb は δ 相 (Ni 3 Nb) として析出し、強度向上に寄与している。またその反面、延性、靱性を阻害する要因にもなっている。そこで最適の成分配分を見つけるため、材料の規格範囲内で、元素含有率をパラメータにして、溶接割れ感受性試験を行った。試験の結果、微量成分を規格上限側にコントロールした素材は、ミクロクラックの発生が極めて大きいことが判った。したがって、ミクロクラック発生防止の観点から、微量成分を規格範囲の中間程度以下にしなければならないことが明確になった。

7) 粒度コントロール (溶接前). TIG あるいは EBW 溶接の熱影響部にしばしばマイクロクラックが認められた。マイクロクラックは粒界に発生する高温割れであり、次のプロセスにより発生すると考えられる。まず、溶接時の熱影響により、NbC が析出し、共晶の液相を生成して、粒界の結合力を低下させる。一方、溶接部は溶接直後の凝固収縮時に、熱影響を受けていない母材によって拘束される。このため、溶接部に大きな引張応力が発生し、熱影響部にマイクロクラックが発生する。マイクロクラックの発生する割合は、材料の化学成分、強度特性、結晶粒度の大きさ、溶接時の入熱量、溶接部の拘束条件などに依存する。特に、溶接前の母材の溶体化処理温度が高いと、結晶粒度が粗大化し、粒界の表面積が減少する。そのため、粒界における不純物の偏析量が増加し、融点が低下して NbC の液相を作りやすくなり、よりマイクロクラックが発生し易くなる。これらマイクロクラックのほとんどは、極めて微細であったため、エンジン構造強度上は無害である場合も多かった。しかし、中にはかなりの大きさであるにもかかわらず、通常の浸透探傷、X 線検査では検出できなかった場合もあった。対策としては、低温側の溶体化処理温度を溶接前の母材に適用することや、母材の化学成分をコントロールすることなどによって、マイクロクラックの発生を防止した。

8) 溶接後、高温溶体化処理を適用。エンジン開発初期の頃、主噴射器の溶接後熱処理は、ロー付け温度との関係から、時効処理のみとしていた。主噴射器は、高温、高圧条件下で運転され、かつ発生する応力が最も高いことから、溶接構造に係わる数回の重大な不具合が起きている。これら不具合は全て、溶接継手裏ビード止端部に存在していた微小亀裂、または燃焼試験中に発生した微小亀裂が、燃焼試験の繰り返しにより亀裂がさらに進展し、不安定破壊に到ったものであった。不具合を起こした主噴射器から採取した溶接継手を調査した結果、実際の溶接部の低サイクル疲労寿命、破壊靱性値が母材の数分の 1 程度しかなく、設計要求寿命を満足していないことが判明した。このため、溶接継手の材料特性そのものを改善するため、溶接後 1045°C の高温溶体化処理を適用することにした。しかしながら、この設計変更を実現するためには、1100°C の高温ロー材の開発、実際の主噴射器を用いた溶体化処理模擬試験、溶接割れ感受性試験など、大がかりな試験を実施する必要があった。高温溶体化処理の適用により、溶

図 8 低サイクル疲労強度に及ぼす熱処理の影響

接部の低サイクル疲労寿命、破壊靱性値、亀裂進展速度などが大幅に改善された。逆に母材部の材料特性は悪化する傾向にあり、溶接継手部と母材部の材料特性が類似してきたとも言える。熱処理条件変更後、主噴射器の溶接継手不具合は一掃された。

9) ビードフラッシュ基準の設定 (特に裏ビード)。溶接部ミスマッチ、及び不適切なビード形状による過大な応力集中が、一連の不具合の一因になっていた。燃焼試験の完了したエンジン実物の切断検査を実施した結果、微小な溶接欠陥が少なからず裏ビード止端部に潜在していることが認められた。これら溶接欠陥は、燃焼試験の繰り返しで亀裂が進展し、大きな不具合を引き起こす潜在要因になっていた。溶接欠陥の発生頻度を低減するため、例えば TIG の多層溶接作業では、開先及び層間の磨き、各層ごとの電流の規定、クレータ処理時の電流コントロールなどを明確化した。さらに実機溶接作業時には、同一作業者が実機と同様のテストピースにて、溶接予備試験を行い、溶接条件、ビード形状などを事前確認してから、実機の溶接を実施することとした。ビード止端部の応力集中の軽減と、微小溶接欠陥の削除を兼ねて、特にエンジン高温・高圧部内外表面のビードフラッシュを徹底した。これら改善により、応力集中係数を、溶接のままで是最悪 3~5 であったものを、1.1~1.2 程度にまで減少させた。

10) 溶接部非破壊検査技術の改善。溶接工法の改善を実施しても、溶接欠陥を全くゼロにすることは出来ない。したがって、溶接後検査を厳しく実施し、欠陥を摘出し、補修することで製造品質を完全なものにする必要があった。検査は、X 線検査、超音波検査、浸透探傷検査を用いた。このなかで、溶接欠陥の検出能力において、優れていたのは浸透探傷検査であった。溶接継手部の試験片を用い、各種条件

にて浸透探傷検査の基礎試験を行った。結果は、好条件下での欠陥検出能力は亀裂深さ 0.25 mm、ビードフラッシュ後エッチングが出来ない場合（条件が悪い場合）には 0.5 mm であることが判明した。応力的に最も厳しい主噴射器溶接部の内外面について、全て浸透探傷検査を適用することとした。またこの検出限界を、後述する溶接部損傷許容設計のベース・データとした。溶接組立品であるエンジンは、構造的に内面の浸透探傷検査が出来ない箇所があるのである。このため、（またはエンジンがスタンドに装着されている状態など）X 線検査や超音波検査を適用せざるを得ない時もあった。これら手法の欠陥検出限界は、だいたい 1 mm 前後であった。したがって、浸透探傷検査を補完するために用いたり、重要な溶接部の亀裂をモニタし、不慮の不安定破壊を防止するためなどに用いた。

9. 損傷許容設計の適用

溶接継手部には、製造時に生じた、検出困難な微小亀裂が残存している可能性がある。これら微小亀裂が、万一エンジンの高応力部に存在していた場合、亀裂が急速に進展し、事故に至る恐れがあった。製造時に亀裂が全くない状態にすることは、ビードフラッシュを徹底したとしても、現実的には困難であった。そこで、溶接部裏ビードを積極的にフラッシングし、初期欠陥を極力除去すると共に、微小亀裂が残存し、燃焼試験ごとに亀裂が進展したとしても、設計寿命を満足するように、損傷許容設計を導入した。設計要求寿命 12 回の始動・停止に対して、安全率 4 を乗じた 48 回を、設計目標とした。エンジン試験 48 回で、亀裂が進展し、不安定破壊に至る事のない、最大許容初期亀裂深さを各溶接部ごとに設定した。その結果、燃焼試験中、設定した期間ごとに点検を行う必要があるものの、応力的に厳しい箇所についても、許容初期亀裂深さは浸透探傷検査の欠陥検出限界値 0.25 mm 以上になり、設計寿命を保障することが出来るようになった。

10. あ と が き

LE-7 の開発は、溶接欠陥との戦いの歴史でも

図 9 H-II 1 号機の打上げ

あった。開発初期は、INCO 718 の溶接技術について、特別の認識があったわけではなく、ごく普通の注意を払っていたにすぎない。しかし、開発の過程では、まさに溶接技術が LE-7 開発の鍵を握っていることを認識させられた。熱応力は板厚を薄くすれば緩和できるが、高圧力に耐えるには十分な板厚が必要である。この二律背反は材料の能力と超高品質の溶接技術で解決するしかなかった。INCO 718 で開発の目処が見いだせない場合のことを考えて、不安にかられながらの開発であった。

現在の LE-7 は、労働集約型の製品に近いと言えるが、これからのエンジンには、高信頼性、低コスト化が求められており、技術集約型の製品に脱皮しなければならない。これらの要求に応えるため、現在 LE-7 の改良計画を進めている。LE-7 開発の過程で得られた教訓を生かし、またレーザビーム溶接、自動溶接の多用、検査技術の向上など新しい技術にも挑戦し、溶接技術の一層の向上を目指している。