

# 改良型 LE-7 エンジンの開発

## Development of Improved LE-7

名古屋誘導推進システム製作所 岸本健治\*<sup>1</sup> 吉田裕宣\*<sup>2</sup>  
 深堀修\*<sup>3</sup> 大東弘幸\*<sup>4</sup>  
 技術本部 安藤清\*<sup>5</sup>  
 宇宙開発事業団 福島幸夫\*<sup>6</sup>

LE-7はH-IIロケットの第一段用として開発されたエンジンである。これは推力110t級の液体水素、液体酸素を燃料とするロケットエンジンであり、スペースシャトルメインエンジンと同じ、2段燃焼サイクルを採用している。LE-7の開発は1984年に始まり、1994年に終了した。その後、3回のH-IIロケットの打上げが成功している。この次の段階として、LE-7改良の研究が1994年に始まり、その冬期には技術確認の燃焼試験が行われた。今回の改良の目的は信頼性向上、コスト低減、打上げシステムの柔軟性を増すための機能付加である。1995年からは改良型LE-7の基本設計が始まり、同年10月には基本設計審査会が開かれた。現在は詳細設計と製造計画を進めつつある。

The LE-7 engine was developed as the first stage engine of the H-II launch vehicle. It is a 110 ton class LOX/LH2 propellant rocket engine using a staged combustion cycle like the Space Shuttle Main Engine. The development of the LE-7 engine started in 1984 and finished in 1994. Following this three H-II test flights were conducted successfully. For next step, the study of LE-7 improvement began in 1994 and feasibility hot firing tests were conducted. The design concept is to obtain high reliability, cost reduction and mission flexibility for the launch system. From 1995, the basic design of the improved LE-7 was studied and a preliminary design review of the improved LE-7 was held in October 1995. Now detailed design and manufacture planning is in progress.

### 1. ま え が き

LE-7は宇宙開発事業団を中心に開発された2t級静止衛星の打上げ能力を持つ大型ロケットH-IIの第1段用エンジンである。米国スペースシャトル用メインエンジンと同じ、液体水素と液体酸素を燃料とする2段燃焼サイクルを採用しており、真空中推力は110tとこれまでに開発を行ったLE-5Aの約10倍となる大型高性能エンジンである。エンジン内は最高300気圧に近い高圧下、温度も20Kの極低温から3000Kを超える高温までさらされる厳しいものであり、開発時には多くの困難に遭遇した。昭和59年から始まった開発は16台のエンジンを試作、281回、合計15000sを超える燃焼試験を行い、平成5年度に終了している。平成6年2月4日にはH-II初号機が無事打ち上げられ、引続く2回のテストフライトも成功し、10年以上にわたる開発も区切りを迎えた。

この成功によって、我が国も独自の宇宙輸送手段を持つこととなったわけであるが、これがより多くの目的に利用され、商業的にも成功するためにはエンジンも更なる改良が必要である。本報では平成5年度から行ってきたLE-7改良の開発作業のうち、三菱重工が担当している部分について概要及び状況を述べる。

### 2. 開 発 の 目 的

LE-7の改良は信頼性向上、コスト低減、機能追加の三つを柱として計画されている。これらはLE-7のポテンシャルを高め、これまで以上に用途を広げるものである。以下に開発目的の概要を示す。

#### 2.1 信頼性の向上

現LE-7は信頼性を確保するため、労力の多くを高度な加工と厳しい検査に費やしている。これは低コスト化の点からも好まし

くなく、製造・検査の容易な設計とすることが重要な課題である。また、こういった工程に寛容な製品が高い信頼性を持つともいえる。米国においてもスペースシャトルのような性能追求型から、“Robustness”-“丈夫さ”ということが言われるようになっていく。“高性能から丈夫で使いやすいエンジンへ”，ということが求められている。

具体的にはエンジンギ装を見直し、耐振性の高いレイアウトにするとともにコンポーネントの構造も変えて溶接箇所の削減等を進めている。また、初期から検査工程について考慮した設計を採用している。

#### 2.2 低コスト化

再使用を狙ったスペースシャトルの成功は使い捨てロケットの市場を狭めるかに見えたが、期待されたほどコストは下がらず、打上げビジネスの中心は今も使い捨てロケットである。この市場ではアリアン社、ロシア、中国がしのぎを削り、米国も海外との協力を図りながら従来の打上げロケットの改良に努めており、コスト競争は一層激しくなっている。日本のH-IIも信頼性の面では高い評価を受けているものの開発当初に比べれば2倍の円高になっていることもあり、コスト削減は避けられない命題である。

実際の取組みとしてはLE-7の経験から省けると考えられるものについてシステムの簡略化、コンポーネントについても加工形状簡略化、一体鋳造化等の構造の見直しを行っている。エンジンを実際に使用する際の運用性や燃焼試験作業の効率化にも十分留意した。また、いわゆる設計変更に加えて、現業部門とも十分に調整を重ね細部コストの低減を行っている。2.1節で述べた信頼性向上も結果的にはコスト低減につながるものである。

#### 2.3 機能追加

将来には現H-IIと違った機体コンフィギュレーションも検討されており、エンジン側でも各種のミッションに対応できる柔軟性

\*1 エンジン・機器部次長

\*2 エンジン・機器部液体ロケットエンジン設計課長

\*3 エンジン・機器部技術課長

\*4 エンジン・機器部液体ロケットエンジン設計課

\*5 長崎研究所強度研究室長

\*6 エンジングループ主任開発部員

が求められる。改良型 LE-7 では定常運転中に推力を変えるスロットリング能力を付加する計画である。また、機体の液体酸素タンク加圧システムが変わることに対応して、これまでのヘリウム熱交換器から酸素熱交換器へ変更し、ガス酸素供給機能を追加する。

3. 改良型 LE-7 エンジンの概略

前項で述べた開発目的に対応して LE-7 開発の経験を生かしてエンジンの設計変更を実施中である。計画中のエンジン主要諸元を表 1 に示す。基本的なエンジンシステム等は LE-7 と変更して

表 1 改良型 LE-7 エンジン主要諸元  
Improved LE-7 major characteristics

	単位	LE-7	改良型 LE-7
真空中推力	t	110	110
燃焼室混合比	-	6	6.3
比推力	s	446.4	441
膨張比	-	52	54
メイン燃焼圧	kgf/cm <sup>2</sup>	130	121
液水ポンプ回転数	rpm	42 200	41 270
液酸ポンプ回転数	rpm	18 100	18 040
最大径	mm	2 570	1 815
エンジン長	mm	3 243	3 660
重量	kg	1 720	1 800
スロットリング	-	-	70 %
燃焼時間	s	350	350~600

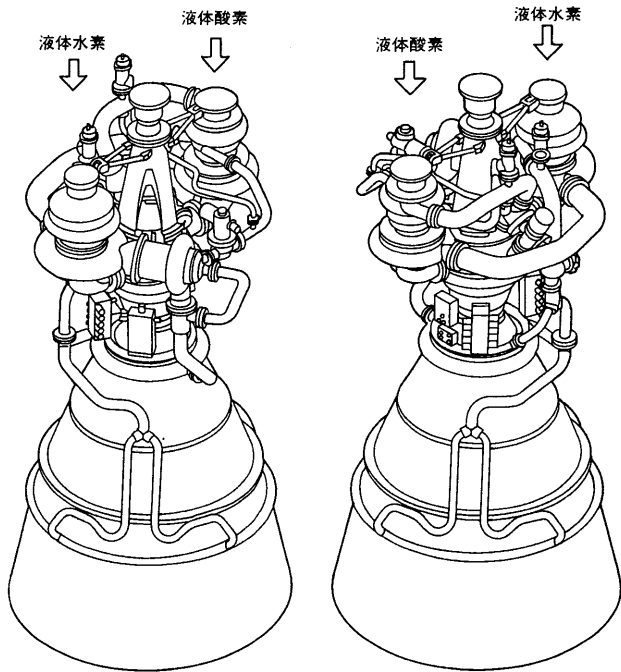
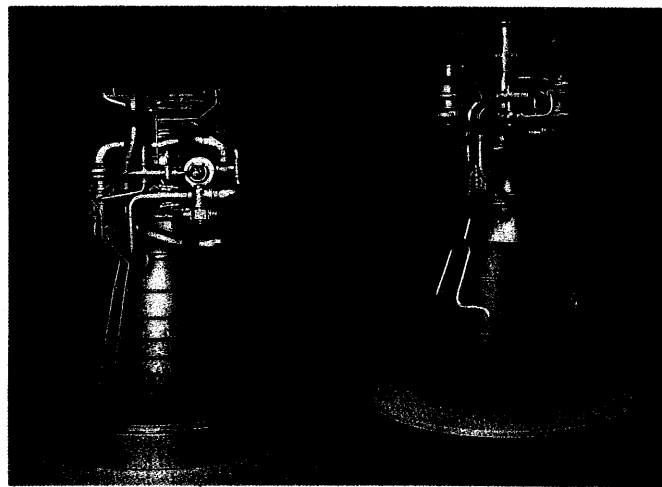


図 1 改良型 LE-7 概略図 CAD による装設計画図、Improved LE-7 design model



(a) LE-7 (b) 改良型 LE-7

図 2 改良型 LE-7 モックアップ Improved LE-7 mockup

表 2 改良型 LE-7 設計変更点まとめ  
Summary of LE-7 improvement plan

項目	変更内容	確認計画	状況	目的		
				信頼性向上	コスト低減	機能追加
メイン噴射器	LOX ドーム鋳物採用 バップル削除 溶接構造見直し エレメント数減	材料試験で確認	◎	○	○	
		フィージビリティ燃焼試験で確認	◎	○	○	
		実機型燃焼試験で確認	△	○	○	
		実機型燃焼試験で確認	△	○	○	
燃焼室	レゾネータ削除 スロット径 UP	実機型燃焼試験で確認	◎		○	
		実機型燃焼試験で確認	○	○		
プリバーナ	LOX ドーム鋳物採用 壁面冷却方式変更 小径化 エレメント数減	材料試験で確認	◎	○	○	
		フィージビリティ燃焼試験で確認	◎		○	
		実機型燃焼試験で確認	△		○	
		実機型燃焼試験で確認	△		○	
ノズルスカート	ろう付け構造変更 下部板金ノズル化	実機型燃焼試験で確認	△	○		
		実機型燃焼試験で確認	△		○	○
点火器	点火器用熱交換器廃止 冷却構造廃止	フィージビリティ燃焼試験で確認	◎		○	
		実機型燃焼試験で確認	○		○	
バルブ	シール構造削除	フィージビリティ燃焼試験で確認 (含 単体試験)	◎		○	
推進供給配管	廃止	-	-		○	
高圧主要配管	経路変更	実機型燃焼試験、振動試験で確認	△	○		
小物配管	経路変更、継手部減	実機型燃焼試験、振動試験で確認	△	○		
システム系-電気系 タンク加圧熱交換器	一部変更 新規開発	実機型燃焼試験、単体試験で確認	○		○	○
		実機型燃焼試験	△		○	○

状況 ◎: フィージビリティ試験で確認, ○: 実機型試験で確認 LE-7 で実績あり開発要素小, △: 実機型で確認

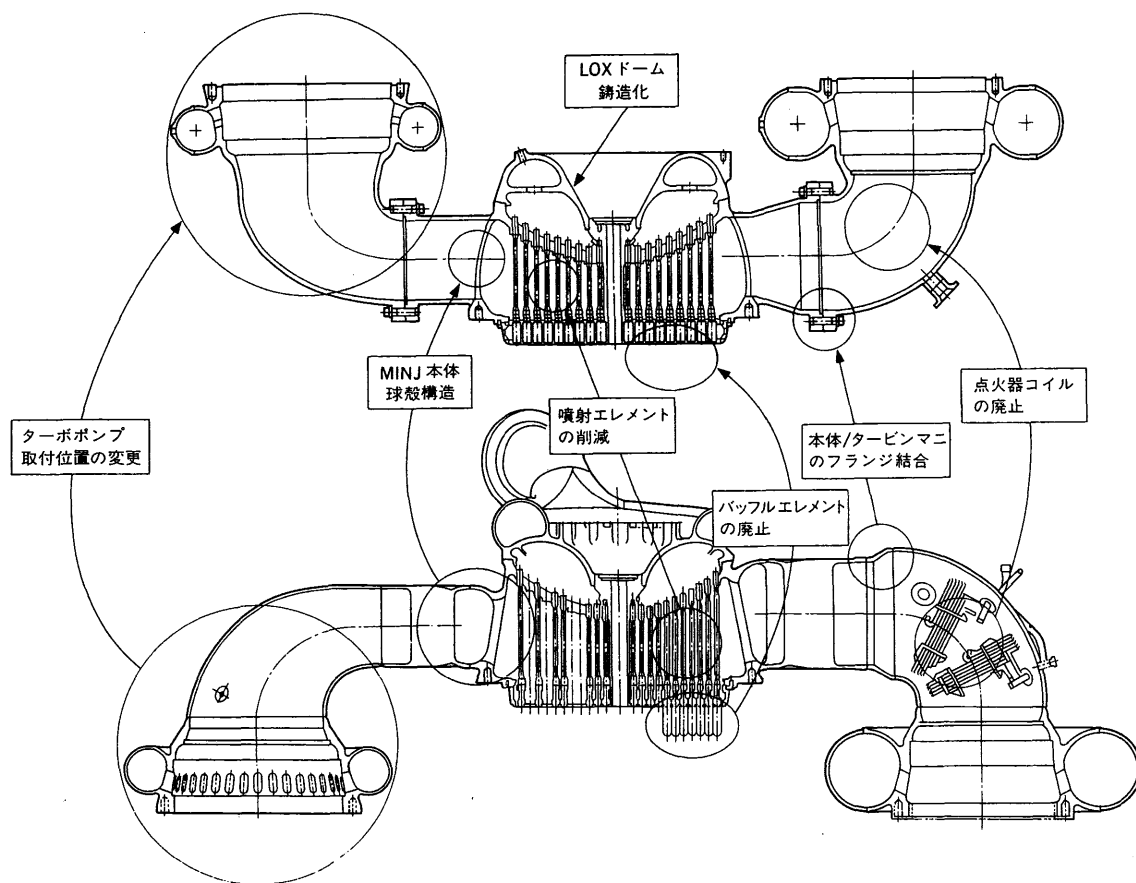


図3 メイン噴射器設計変更計画 上が改良型 LE-7 で下が LE-7.  
Improvement plan of main injector

おらず、液体水素と液体酸素を推薬とする2段燃焼サイクルエンジンである。また、エンジン概略図を図1に、モックアップ写真をLE-7と並べ図2に示す。推薬昇圧用のターボポンプを取付ける方向を反転している点がこれまでと大きく異なっている点である。この変更により、機体側のインタフェースとターボポンプ入口部とを直結することができ、推薬供給の配管を廃止することができる。この配管は推力方向変更のジンバリング用に3個のベローズを持つ大口径配管であり、コスト低減の目玉となっている。

このぎ装変更によって、若干エンジンの長さは延びたが、最大径は小さくなっており、全体としてはかなりコンパクトになっている(図2参照)。これは将来的に考えられるエンジンのクラスタ化(一つの機体に複数エンジンを搭載)には必要な要素である。また、コンポーネント間を結ぶ配管の長さも短くなって剛性が増し、耐振性も向上している。

設計変更点のまとめを表2に示す。内容は多岐にわたるため、ここでは今回のコンポーネント改良で中心となるメイン噴射器について述べる。メイン噴射器はエンジンの中心に位置する最も重要なものであり、全体のぎ装計画と絡めて設計変更を計画した。図3に設計変更点をLE-7と対比し、図中に書込んだ形で示すが、前述したようにターボポンプ取付方向を反転している。構造はこれまでのNC加工と溶接を多用したのから変更し、可能な限り旋削で加工し、低温の液体酸素流路部分については一体鋳造化し、加工・溶接箇所の削減を図っている。推薬噴射エレメントはコスト低減のため、過去のLE-5開発時の少数エレメント噴射試験の実績と諸外国のエンジン例を考慮して性能に影響のない範囲を検討し、およそ6割に本数を減らしている。また、改良型LE-7では一体の構造を途中のダクト部分でボルト結合すること

として3分割にして取外せるようにし、取扱いを容易にするとともに噴射器内部の点検整備性も改善している。

システム簡略化としては噴射面の燃焼振動抑制バップル、燃焼ガス通路内の点火器システム用コイル熱交換器をなくしている。今回の設計変更で溶接箇所は従来の10%に減っており、検査工程も激減している。

#### 4. 開発状況

表3に開発スケジュールを示す。改良型LE-7の開発はLE-7の改良という位置付けから、通常は原型エンジン試験、実機型エンジン試験、認定型エンジン試験の3フェーズを含むところを、原型エンジン試験をLE-7を改修したエンジンでキーテクノロジーのみを確認する試験で置換えて進めている。これは平成6年12月から平成7年1月にかけて田代試験場で行われ、8回、132sの燃焼試験を実施した。この中では燃焼器の燃焼振動抑制部の削除(燃焼中に外乱を与え、収束の様子を見るBomb試験を実施)、点火システムの簡略化、メインバルブ構造の簡略化、エンジン停止時パーシシステムの変更、スロットリング時の特性把握と作動点調整等の設計変更の確認試験を行い、それぞれ所定の目的を達成した。並行して、エンジンシステムの検討と改良型LE-7で必要となる要素技術開発のため試験を行っている。試験としてはメインバルブの構造簡略化の妥当性を確認する極低温バルブ単体試験を三菱重工長崎研究所で行った。部品の一体鋳造による加工・溶接減を目指した鋳造材溶接部基礎試験は長崎研究所及び名古屋航空宇宙システム製作所の協力で実施し、材料特性把握のためのデータを取得している。また、最も変更が大きいメイン噴射器については同じく長崎研究所の協力の下で大型アクリルモ

表3 改良型LE-7開発スケジュール  
Development schedule of improved LE-7

西暦年度	1993	1994	1995	1996	1997	1998	1999	
H-II	TF#1 VEP ▼	TF#2 ETS-VI ▼	TF#3 GMS-6 /SFU ▼	F#4 ADEOS COMETS /JAS-2 ▽	F#5 COMETS ▽	F#6 ETS-VII /TRMM ▽	F#7 ADEOSII ▽	F#8 MTSAT ▽
概念検討	[Bar]							
基本設計及び試験		[Bar]						
実機型試験			[Bar]					
認定型試験					[Bar]			
機体ステージ試験						[Bar]	[Bar]	

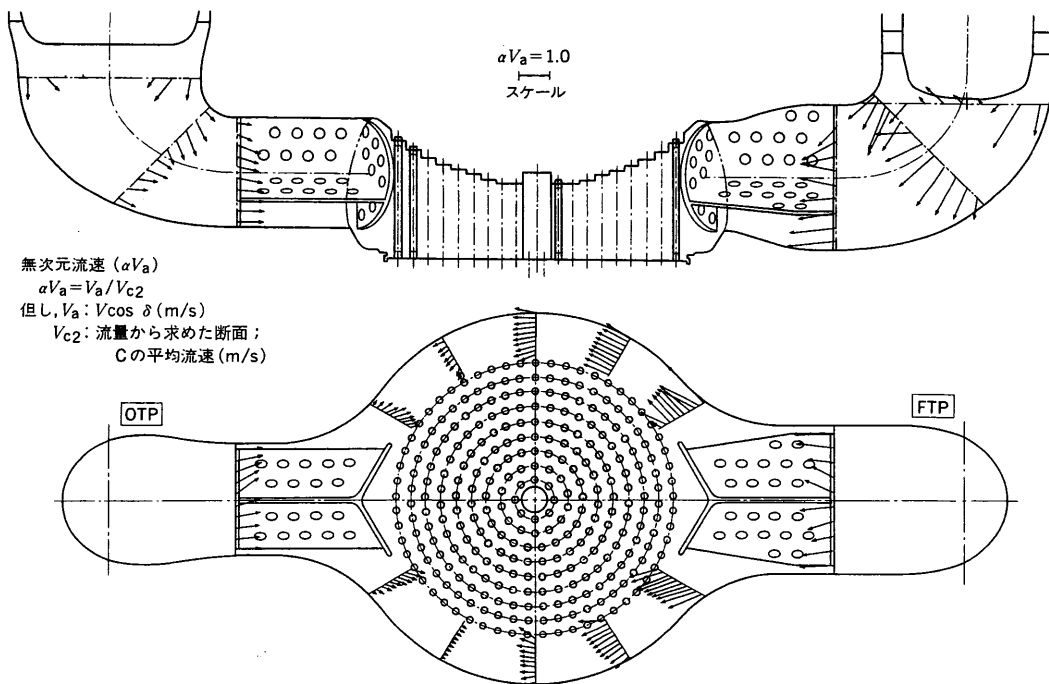


図4 メイン噴射器流れ試験結果 流速分布のベクトル図。  
Result of main injector flow test

デルによる流れ試験及び数値解析を実施した。これは形状変更によって噴射器内部の流れが大きく乱れたり、推進剤の噴射が燃焼に有害な分布を持つことがないこと等の確認のためである。一例として、噴射器流れ試験の結果を図4に示す。

平成7年度からはエンジンの基本設計と平成6年度に引続いて要素技術試験・解析、鋳鍛材の開発に取掛った。同年10月末には改良型LE-7基本設計審査会(PDR)が行われ、改良型LE-7の設計は基本的に了承された。現在は実機型エンジンの詳細設計、製造に移行し、作業を順次進めている。その後は実機型エンジン燃焼試験からこの結果を反映した認定型エンジン試験、機体システムを含めたステージ燃焼試験へと進んでいくこととなる。

5. む す び

以上、改良型LE-7開発について概要と現在の状況を述べた。

これはLE-7という大推力液酸液水2段燃焼サイクルエンジンを開発するという性能追求型の開発とは違う、次のステップである。改良型LE-7を丈夫で信頼性が高く、低コストで製造・運用が容易、かつ付加機能も併せ持ったエンジンとし、宇宙環境を安全に、安価に利用できる手段としてH-IIロケットの発展につなげていかなければならない。

参 考 文 献

- (1) Fukushima Y. et al., Lesson Learned in the Development of the LE-5 and LE-7, AIAA-94-3375
- (2) Noda K. et al., LE-7 and LE-5 A Engine-Current Status and Future Improvement Plan, IAF-94-S. 2.410
- (3) Fukushima Y. et al., Improved LE-7 Engine-Current Status and Improvement Plan, IAF-95-S. 2.06
- (4) Ryan R., Robustness, NASA-TP-3336 (1993)