

2A12 H3 ロケット第1段エンジンの開発計画

○堀秀輔, 黒須明英, 青木賢司, 小林悌宇, 沖田耕一 (宇宙航空研究開発機構)
真子弘泰, 恩河忠興, 田村貴史 (三菱重工株式会社)
水野勉 (株式会社 IHI)

Development of the 1st Stage Engine for the Next Flagship Launch Vehicle “H3 Launch Vehicle”
Shusuke Hori, Akihide Kurosu, Kenji Aoki, Teiu Kobayashi and Koichi Okita (JAXA)
Hiroyasu Manako, Tadaoki Onga and Takashi Tamura (MHI)
Tsutomu Mizuno (IHI)

Key Words: Launch Vehicle, Rocket, Engine, Development

Abstract

The development of the Japanese next generation launch vehicle, H3, was decided in 2013 May based on the discussion in the Committee on National Space Policy. This paper introduces the development plan of its first stage engine (LE-9) for the H3 launch vehicle.

1. はじめに [1],[2],[3]

H3 ロケット (新型基幹ロケット) は, わが国の宇宙輸送にかかる①自律性及び, ②国際競争力の確保を主目的として, 2020 年代の国内及び国際的な打上げ市場投入に向けて開発する新たな大型ロケットである. 2013 年, 宇宙政策委員会の審議に基づき開発着手が決定された.

打上げ能力, 価格, 信頼性等における高い国際競争力はもちろん, 現行の基幹ロケット (H-IIA 及び H-IIB) の後継機として, 現行ロケットが抱える課題を解決し, ロケットに係る産業基盤や技術力を, 国際競争力がある形で国内に保持・向上させることが求められている. これらの目標は, 機体, 射場等の地上設備, 飛行安全システム, 運用体制等を含めた全体 (総合システム) の最適化を行うことにより達成する計画であり, 高い信頼性/性能/価格競争力を有する 1 段エンジン (以下 LE-9 エンジンと呼ぶ) はその要となるコンポーネントである (図 1).

2. LE-9 エンジン開発構想の概要

2.1. 背景

わが国では, 1980 年代の H-I ロケット以来, 液酸/液水エンジンの開発が実施されてきた. 現行基幹ロケット (H-IIA/B) の 1 段エンジン (LE-7A: 推力 110 トン級) 及び 2 段エンジン (LE-5B: 推力 14 トン級) は, これまでの打上げで一度も故障せずに成

功実績を積み重ねている (図 2). 液酸/液水エンジンを保有する国が数少ない宇宙先進国に限られる中, 高い信頼性を有するわが国の液酸/液水エンジン技術は, コア・コンピタンスとも言える.

LE-7A や LE-5B の確実な運用を行う一方, 我々は次世代の宇宙輸送システムを見据え, LE-X エンジン技術実証 (JAXA が実施) や MB-XX エンジンの研究 (MHI 等民間企業が実施) 等, 低コスト・高信頼性を両立させたエンジンの技術開発を行ってきた^[4].

この様に, 液酸/液水エンジンの着実な実績の蓄積と, 低コスト・高信頼性を両立するためのエンジン技術開発の両輪を進めてきたことが, LE-9 エンジン仕様設定の背景となっている.



図 1 H3 ロケット及び LE-9 エンジン

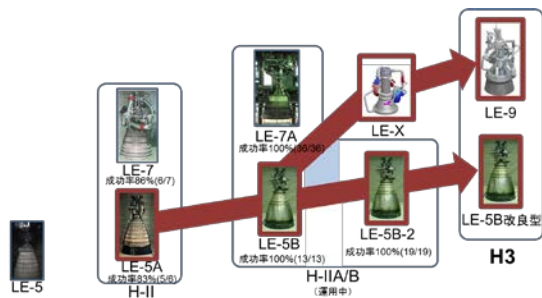


図2 わが国の液体エンジンの系譜

2.2. コンセプト^[4]

より高い打上げ能力・信頼性を実現しつつ現行基幹ロケットの約半分のコストにするという、H3ロケットの要求を受け、エンジンとして高信頼性と低コストの両立を図るための基本コンセプトを以下に述べる。H3ロケットの高い要求を満足するLE-9エンジンは、エンジン単体としても競争力を有するものである。

(1)大推力エキスパンダーブリードサイクル

ロケットエンジンサイクルの中で最もシンプルで、高温部と部品点数が少ないエキスパンダーブリードサイクルを採用し、高信頼性と低コストの両立を図る(図3)。当サイクルは従来LE-5B等の上段エンジンに使用してきたが、信頼性・コストのキーとなる1段エンジンを大幅にシンプル化する技術として研究開発を継続してきた結果、約150トン級のエンジンにも使用できる見通しが得られた。また、同じエンジンサイクルであるLE-5Bエンジンの開発実績、LE-XやMB-XX等の知見を活用し、開発リスクの低減を図ることができる。

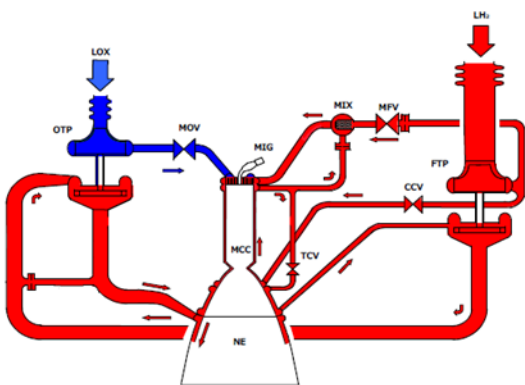


図3 エキスパンダーブリードサイクル

(2)低コスト技術

従来LE-7A等のエンジンバルブには、駆動方式として空圧アクチュエータが用いられてきたが、LE-9ではこれを電動化する。これにより、エンジン作動

の自動制御が可能になると共に、フライト前の領収燃焼試験回数の削減や点検の簡素化等、作業コストの低減効果が得られる。

また、最新の低コスト製造方法(3Dプリンタ等)の採用や^[6]、製造ライン・サプライチェーンの見直し等を図り、製造コストを大幅に低減する。

2.3. エンジン仕様

LE-9仕様をLE-7Aと比較して表1に示す。

LE-7Aとの主な違いは、①エキスパンダーブリードサイクルを採用している点、②LE-9の推力はLE-7Aを大きく超え150トンという過去最大の推力を有する点、③LE-7Aは1基単独または2基クラスタで使用したがLE-9は2基または3基クラスタで使用する点である。それぞれH3ロケットシステムからの要求に対応して設定されたものである。

	LE-7Aエンジン (H-2A/B用1段エンジン)	LE-9エンジン (H-3用1段エンジン)
推進剤	液酸/液水	
エンジンサイクル	二段燃焼サイクル	エキスパンダーブリードサイクル
真空中推力	112tonf	150tonf
真空中比推力	440s	425s
クラスタ数	1基(H-2A)または 2基(H-2B)	2基または3基
混合比	5.9	5.9
スロットリング	なし	あり
バルブ駆動方式	空圧	電動

表1 LE-9エンジン仕様

2.4. 開発体制

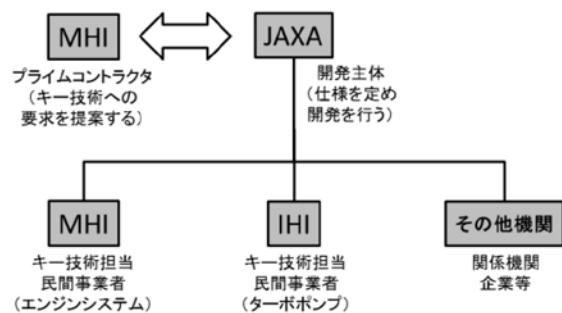


図4 LE-9エンジン開発体制

液体ロケットエンジンはわが国の宇宙活動の自律性の確保に欠かせないキー技術として、JAXAが開発を行い、技術基盤を保有、活用する^[1]。

2014年、JAXAのもとでLE-9の開発を担当する事業者として、エンジンシステム担当事業者(三菱重工業株式会社)、及びターボポンプ担当事業者(株式会社IHI)を選定した(図4)。

2.5. 開発計画

2020 年度に試験機 1 号機の打上げを目指して開発を進める H3 ロケット開発スケジュール（図 5^[3]）に整合し、LE-9 エンジンを開発し、試験機打上げ用エンジンを必要時期に提供する。本項では LE-9 エンジン開発計画について示す。



図 5 H3 ロケット開発スケジュール^[3]

(1)開発手法

開発後半での手戻りを極小化する確実な開発を目指し、これまでに JAXA が構築してきた、次の様な高信頼性開発プロセス^[4]を適用する。

- ① 開発初期に FMEA を基に故障モードを網羅的に抽出する。
- ② 抽出された故障モードについて、要素試験や解析等を行い、その結果の設計へのフィードバック、及びデータの蓄積により、設計信頼度を向上させる。同時に、全故障モードに対する評価を積み上げることにより、設計信頼度を定量的に見える化して評価する。
- ③ 燃焼試験等のシステム試験において、積み上げた設計信頼度の妥当性を最終検証する。比較的低コストで実施できる上記②までの活動を充実させることで、開発後半のシステム試験でのトライアンドエラーを防ぎ、開発規模も適正にする。

(2)開発計画

開発のシナリオを、大凡の時期と共に示す。計画設定後は、段階的プロジェクト計画（PPP: Phased Project Planning）の考え方にに基づき、各フェーズ毎に設定したマイルストーンを目標に着実に進めていく。

(a)基本設計

2015 年にエンジンの基本設計を行う。

先述の高信頼性開発プロセスにおける①故障モードの網羅的抽出及び、②要素試験や解析による故障モード評価についても本フェーズで実施する。材料試験、サブスケール燃焼試験、タービンリグ試験、

インデューサ吸込み性能試験、CFD 解析、構造解析等がそれに相当する。

(b)実機型試験及び詳細設計

基本設計を行ったエンジンを複数台製作し、2016～2018 年にかけて、ターボポンプ単体試験及びエンジン燃焼試験等（実機型試験）を実施する。結果を反映したエンジンの詳細設計を行う。

なお、燃焼試験等においては、フライト中より広い作動範囲での正常作動、複数台燃焼させることによる個体差ばらつき、フライト 1 回あたりの作動時間を上回る時間や回数での燃焼等、フライト条件での正常作動を保証するための厳しい確認を行う。

(c)認定フェーズ

2019～2020 年にかけて、詳細設計を行ったエンジンを複数台製作し、ターボポンプ単体試験及びエンジン燃焼試験（認定試験）を実施する。その結果を踏まえエンジンを認定し、開発を完了する。フライト条件での正常作動を保証するための厳しい確認試験については、上記(b)に同じ。これらの結果を受け、認定の完了したエンジンを試験機打上げ用として必要な時期に提供する。

3. まとめ

H3 ロケットの第 1 段エンジン（LE-9）の開発計画を示した。今後、関連機関や企業と協力し、低コスト・高信頼性を両立するエンジンの開発を着実に進めていくと共に、2020 年代の打上げ市場における高い国際競争力を実現し、わが国の経済や産業の発展に貢献したい。

参考文献

- 1) 宇宙開発戦略本部決定：宇宙基本計画，平成 27 年 1 月 9 日
- 2) 宇宙航空研究開発機構：新型基幹ロケットの開発状況について，宇宙開発利用部会，平成 27 年 7 月 2 日
- 3) Daizo Sugimori, Atsushi Saito, Shigeru Mori, Shintaro Nishihira, Makoto Arita, Masashi Okada, Tatsuya Komaru, Akihiro Sato, Takanobu Kamiya, Mayuki Niitsu, Tokio Nara : Development purposes and concept of Next Flagship Launch System, H-X, 30th ISTS, 平成 27 年 7 月 4 日.
- 4) Shusuke Hori : Technology Demonstration Status of LE-X Engine, IAC-13-C4.1.4, 2013.
- 5) Chinatsu Sezaki, Tadaoki Onga, Hiroyasu Manako,

Takashi Tamura, Tsutomu Mizuno, Teiu Kobayashi,
Koichi Okita : Development of LE-9 Engine for Next
Generation Launch Vehicle, 30th ISTS, 平成 27 年 7
月 4 日.

- 6) 堀秀輔, “3D 造形技術の JAXA における航空宇宙
分野への新たな展開”, 日本機会学会 2015 年度年
次大会講演論文集, 平成 27 年 9 月 13 日.