

H3 ロケットの開発 —世界で戦えるロケットを目指して—

Development Status of H3 Launch Vehicle
—To compete and survive in the world commercial market—



奈良 登喜雄^{*1}
Tokio Nara

恩河 忠興^{*2}
Tadaoki Onga

新津 真行^{*3}
Mayuki Niitsu

瀧田 純也^{*4}
Junya Takida

佐藤 晃浩^{*5}
Akihiro Sato

根来 延樹^{*6}
Nobuki Negoro

H3 ロケットは H-IIA/H-IIB に替わる我が国の基幹ロケットとして、現在開発が進められている。H3 ロケットでは“自律性”に加え“国際競争力”を確保し、商業衛星を受注することで産業基盤の維持・強化を図ることを狙いとしている。当社はプライムコントラクタとして機体開発を取纏めると共に、エンジンシステムの開発を担当している。開発は現在、詳細設計フェーズの途中であり、2020 年度の初号機打上に向け、計画通り進捗中である。本報では、開発状況、特に開発成否の鍵を握るエンジン開発について、その特徴、開発計画と最新状況を報告する。

1. はじめに

H3 ロケットは H-IIA/H-IIB に替わる我が国の基幹ロケットとして、2014 年に開発が開始された。当社は、プライムコントラクタとして機体開発を取纏めると共に、国立研究開発法人宇宙航空研究開発機構 (JAXA) と共にエンジンシステムの開発を進めている。

H3 ロケットでは“自律性”と“国際競争力”確保を主要な目的としている。商業衛星打上を受注することで一定機数の売上を確保し、産業基盤の維持・強化を図る狙いである。このため、H-IIA/H-IIB の強みである“高い信頼性”に加え、お客様からのヒアリング結果も踏まえ、①競争力のある打上能力と価格、②射場運用性の改善と希望打上時期への対応、③振動の少ない乗り心地の良い機体、の3点を開発仕様に反映した⁽¹⁾。

H3 開発は現在詳細設計フェーズの半ばであり、2020 年度の初号機打上に向け計画通り進捗中である。本報では、H3 ロケット概要と開発状況、特に開発成否の鍵を握るエンジン開発について、その特徴、開発計画と最新状況を報告する。

2. H3 ロケット概要

(1) 機体システム

H3 ロケットの機体形態を図1に示す。H3 ロケットは静止軌道 (静止化増速量 $\Delta V = 1500\text{m/sec}$ の条件) に対し約2～7ton の打上能力を有する。幅広い打上能力要求にシームレスに対応するため、固体ロケットブースタ本数と、1段主エンジンの機数を選択できる仕様とし

*1 防衛宇宙セグメント宇宙事業部 主席プロジェクト統括

*2 防衛宇宙セグメント宇宙事業部宇宙システム技術部 主席技師

*3 防衛宇宙セグメント宇宙事業部宇宙システム技術部宇装設 主席チーム統括

*4 防衛宇宙セグメント宇宙事業部宇宙機器部 主席技師

*5 防衛宇宙セグメント宇宙事業部宇宙機器部 主席チーム統括

*6 防衛宇宙セグメント宇宙事業部宇宙機器部

た。機体形態は H3-abc で表し, a:1段主エンジン機数(2/3), b:固体ロケットブースタ本数(0/2/4), c:フェアリングサイズ(L/S)を示す(図2)。最小形態は H3-30S で主に官需ミッションに適用, 商業ミッションには H3-22L/H3-24L の適用を想定している。

衛星搭載構造としては, 標準的なクランプバンド径(937/1194/1666mm)を有する衛星分離部を準備する。近年拡大しつつある小型衛星複数基打上にも, 要すれば専用搭載構造を準備し柔軟に対応する。

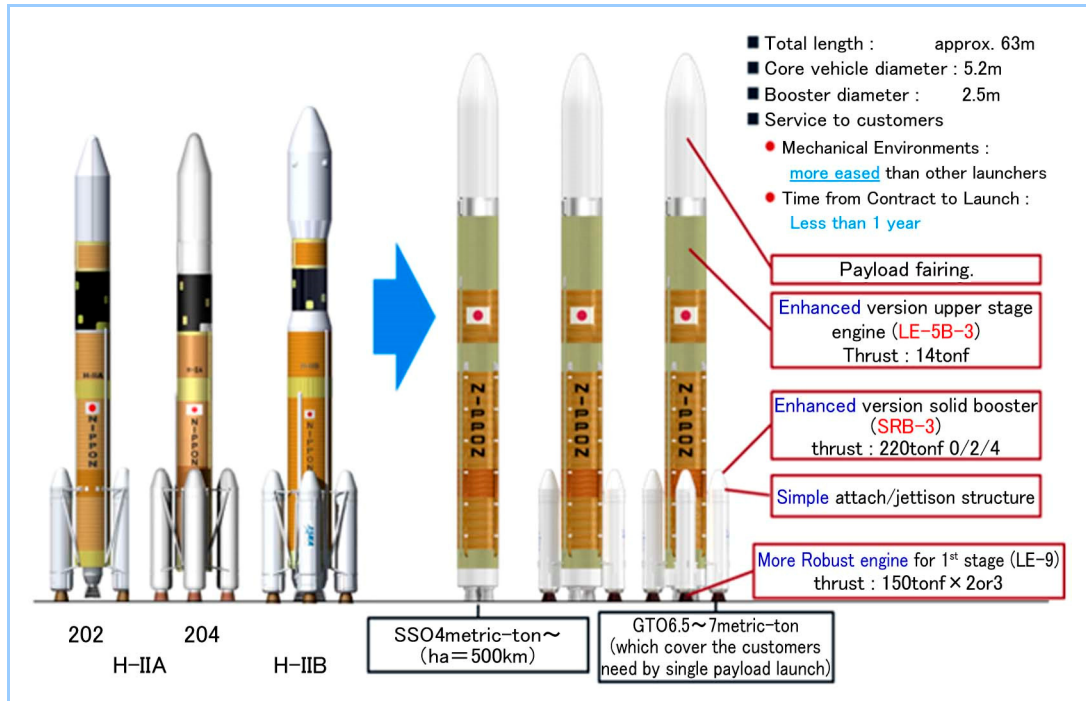


図1 H3 ロケット機体形態

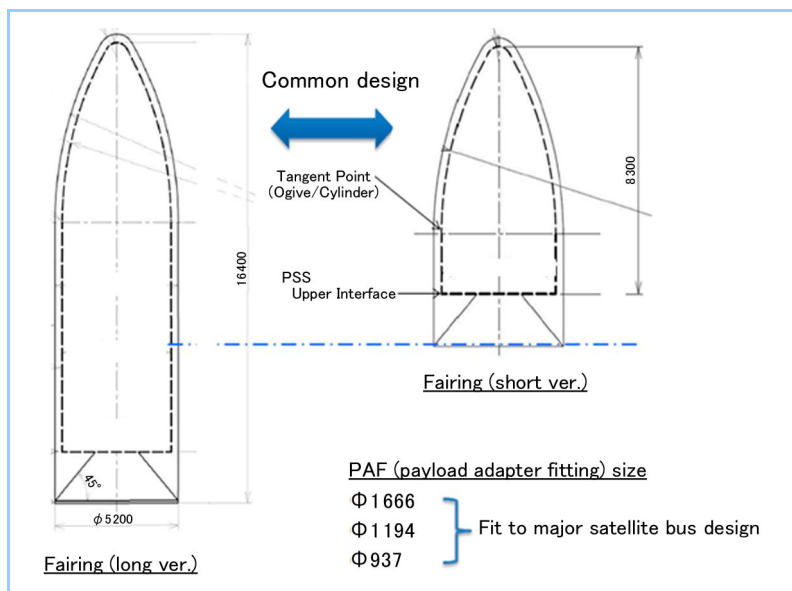


図2 ペイロードフェアリング形態

(2) 機体サブシステム

H3 では, H-IIA/H-IIB で培った“信頼性”と, 競争力のある価格を実現するための新規技術の取込みのバランスに配慮した。H-IIA/H-IIB の仕様・製造・運用プロセスを詳細に分析し, 部品・材料調達・製造から射場作業・打上まで, 全体を見通し低コスト化を徹底した。また, システム・サブシステムに共通する基本的な考え方として, 簡素化・共通化・汎用化を考慮した。

主要なサブシステムとして, 液体ロケットエンジンには, 我が国独自の技術でH-IIA/H-IIBで

実績のある“エキスパンダーブリード”方式のエンジンを1段・2段とも採用した。本方式では、高温の燃焼器を冷却し気化した燃料ガス(水素ガス)でタービンを駆動するため、タービン駆動用ガスの発生器(副燃焼器)を別に持つ方式と比べ、構造がシンプル且つ低コスト、制御も容易で安全性・信頼性も高い。エンジン開発計画・進捗については3章に詳細を示す。

固体ロケットブースタについては、H-IIA/H-IIB/イプシロンで実績のある技術・仕様を活用し、信頼性と低コストを両立させた。モータケースサイズや材料、ノズル等は実績のある仕様を踏襲する一方、機能の削減(固定ノズル)、結合部構造簡素化等により低コスト化を図った(図3)。

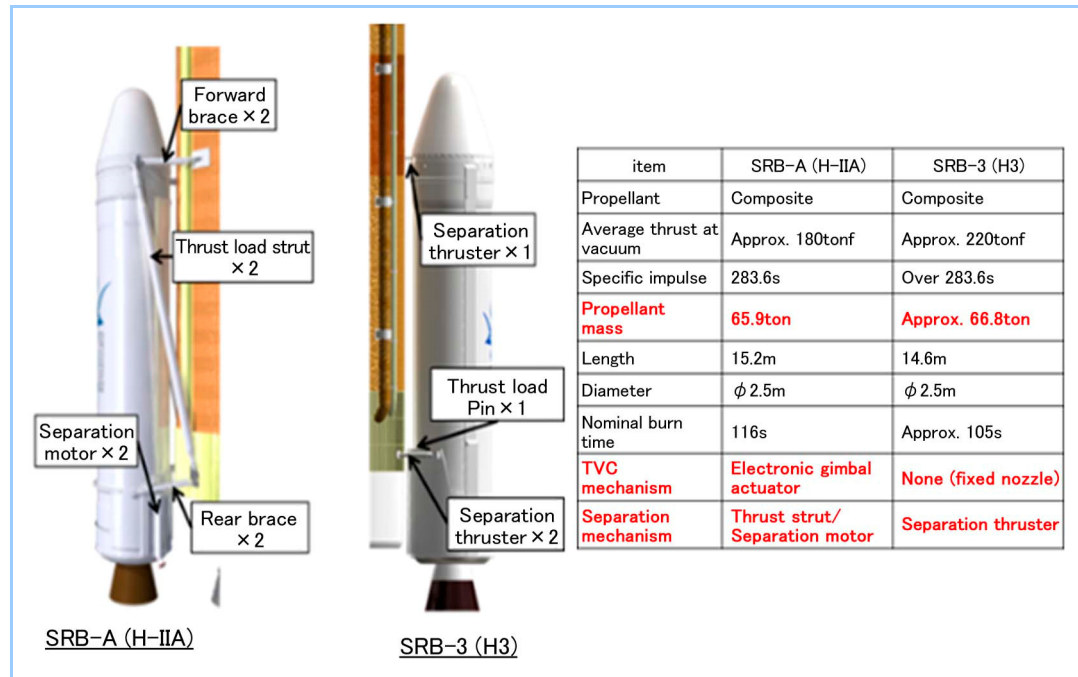


図3 固体ロケットブースタ仕様

機体の構造系・推進系については、既存仕様をベースにしつつ、形状簡素化、特殊材料削減、工程自動化等により低コスト化を実現している。図4には、H3 推進薬タンクの一体成型ドームを示す。H-IIB 開発で獲得したドーム成形技術を発展させ、一体成型範囲を広げることで部品点数を削減し、コスト低減を実現した。電気系については、高い信頼性を低コストで実現するため、又、短期間での機器更新に容易に対応するため、制御機能を分散させ、機器間をネットワークで接続する構成とした。アビオ機器には民生部品(航空機用・自動車用部品)を最大限活用する方針とし、放射線試験による耐性評価を踏まえ、適用可能な部品種を選定した。各アビオ機器は、試作試験モデル(Bread Board Model;BBM)による成立性の目途付けを概ね完了し、地上試験モデル(Engineering Model;EM)フェーズに順次移行している。



図4 H3 推進薬タンクドーム供試体

3. エンジン開発計画と進捗

3.1 1段エンジン LE-9

(1) LE-9 エンジンの特色

LE-9 は副燃焼器を持たない1段エンジンとしては世界で初めてのエンジンであり、H3 ロケットの特色である世界で戦える信頼性、価格、性能の達成に大きく寄与している。現行の1段エンジンである LE-7A エンジンからの主な改良点を以下に示す。

- (a) エキスパンダーブリード方式の採用により副燃焼器がなく構造がシンプル。
- (b) 燃料・酸化剤供給バルブの駆動を空圧方式から電動方式に変更。
- (c) 3D 造形技術 (Additive Manufacturing, AM) 等の新規製造技術の採用。
- (d) 信頼性向上のために確率論的設計手法を採用。

LE-7A エンジンでは図5に示した2段燃焼サイクルの採用によりエンジン比推力(燃費効率)を高めることができる反面、副燃焼器をはじめとした部品点数が多く、また作動圧力・温度が高くなるために構造が複雑化しているのに対し、LE-9 エンジンではエキスパンダーブリード方式の採用により構造をシンプルにすることができ、製造コストが低減できる。また本方式はタービン駆動のために燃焼ガスを用いないためタービン駆動系の故障に対し破壊的なモードに遷移せずにエンジンが自然にパワーダウンする本質安全の特長を有し、信頼性向上にも寄与している。

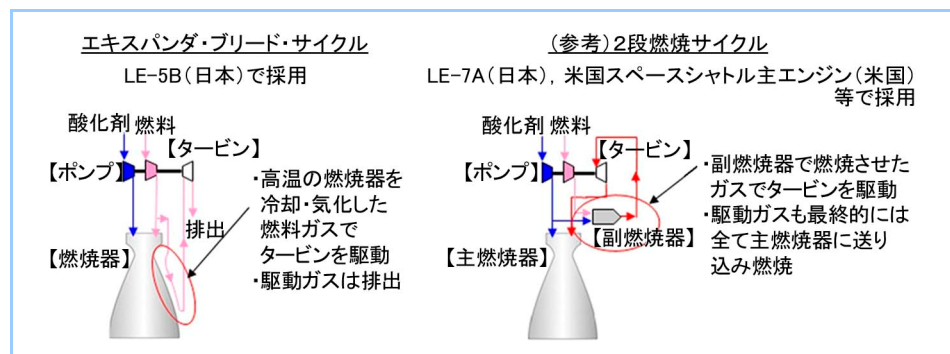


図5 エンジンの作動方式

エンジンのタービン・ポンプの駆動方式を模式的に示す。

図6にLE-9エンジンの外観及び模式図を示す。LE-9エンジンは4つの燃料・酸化剤供給バルブがあるが、それらの駆動方式を従来の空圧方式から電動方式に変更することで空圧ラインを削除できるとともに、バルブの開度を任意に連続的に制御することができるため従来エンジン毎に複数回燃焼試験を実施してエンジン作動点の調整を行っていたものを1回化することが可能になるため製造コストが低減できる。

LE-9エンジンでは製造コスト低減のために積極的に新規製造技術を採用している。3D造形技術がその代表例であり、パウダーベッド式金属積層造形(Selective Laser Melting, SLM)及び材料噴射式金属積層造形(Laser Metal Deposition)を適用予定である。これらは従来、機械加工、接合(溶接、ろう付)といった複数の工程で製作していた複雑な構造体の製造コスト、工期を大幅に削減することができる。

LE-9エンジンの開発に当たっては開発後半での手戻りを極小化する確実な開発を目指した高信頼性開発プロセスを適用している。具体的には開発初期にFMEA(Failure Mode and Effect Analysis, 故障モードとその影響解析)を基に考えられる故障モードを網羅的に抽出し、要素試験や解析により故障モードごとの評価の積み上げにより、設計信頼度が高いことを定量的に示す。比較的lowコストで実施できるこれらの活動を充実させることで開発後半のトライアンドエラー等を防ぎ、開発規模も抑える計画である。

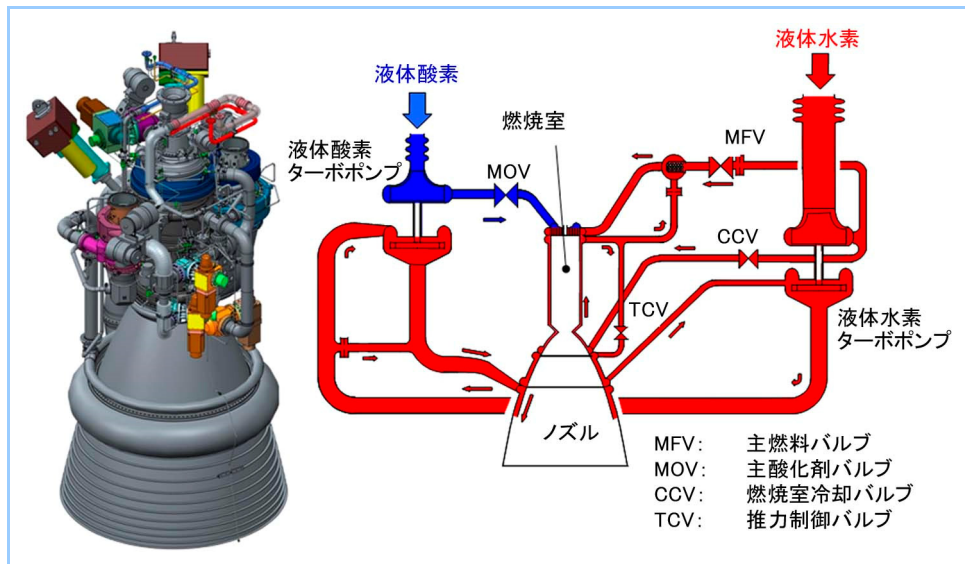


図6 LE-9 エンジンの外観及び模式図

(2) LE-9 開発計画

LE-9 エンジン開発スケジュールを図7に示す。2010 年より始まった大型エキスパンダエンジンの技術実証プログラム(LE-X)を経て、2014 年より LE-9 エンジン開発に着手した。実機型エンジン開発フェーズでは4台のエンジンを製作し、エンジン燃焼試験によりエンジン性能、構造耐久性、運用性、製造検査プロセスといった基本的な特性を確認する。その後の認定型エンジン開発フェーズでは実機型エンジンで確認した事項の反映を行ったうえでエンジンとしての確性を挙げる。

	2010 ～2013	2014	2015	2016	2017	2018	2019	2020
LE-X技術実証プログラム								
LE-9エンジン開発		概念設計	基本設計	詳細設計	維持設計			
要素開発フェーズ		要素試験・コンポーネント試験						
実機型開発フェーズ				実機型 エンジン試験				
認定型開発フェーズ							認定型 エンジン試験	

図7 LE-9 エンジン開発スケジュール

(3) LE-9 開発状況

2017 年4月から7月に1台目の実機型エンジンを用いた燃焼試験第1シリーズを JAXA 種子島宇宙センターの地上燃焼試験設備で実施した。図8に燃焼試験の様子を収めた写真を示す。全 11 回、合計で約 270 秒の燃焼試験を計画通りに実施し、以下の確認を行うことができた。

- エンジンの基本性能取得
- エンジン始動・停止の過渡特性取得
- 電動バルブによるエンジン制御特性取得
- エンジン予冷特性の取得
- 試験間の点検運用性の確認

このうち、LE-9 エンジンの特長である電動バルブによる制御性については図9に示す通り、エンジン燃焼中に狙いの作動点を振って、所定の推力、混合比(酸化剤と燃料の質量比)に制御できることを実証した。

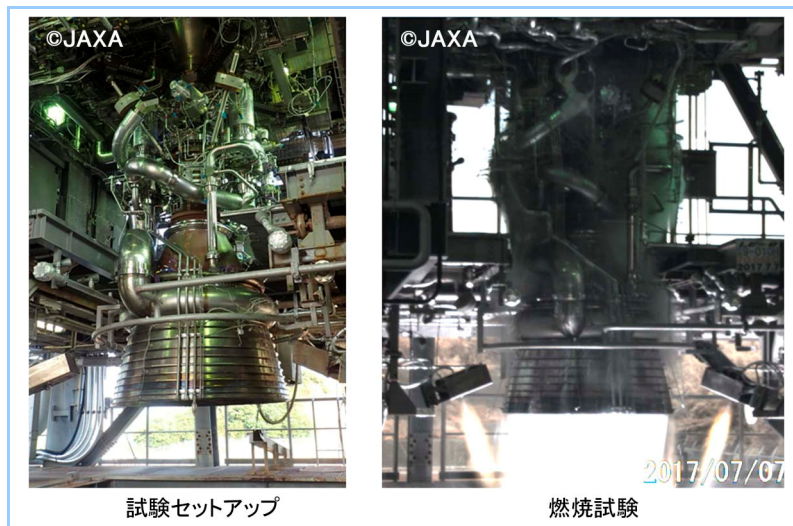


図8 実機型第1シリーズ燃焼試験の様子

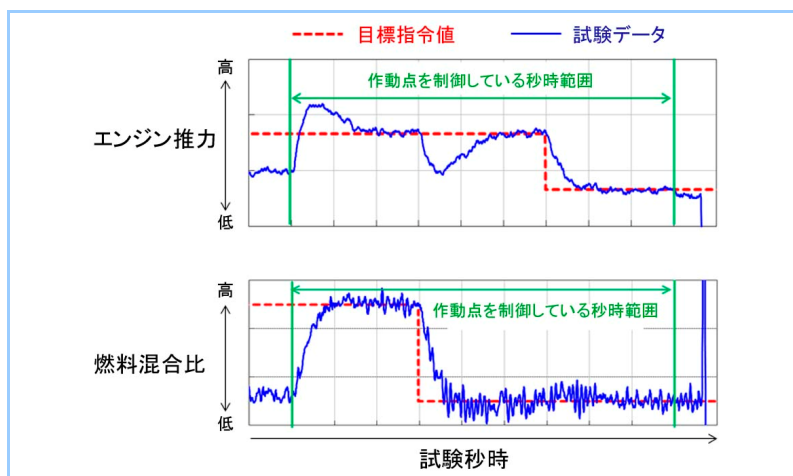


図9 LE-9 エンジン燃焼試験での推力、混合比制御

(4) 今後の展開

残る実機型エンジン開発フェーズの中で作動範囲を広範に振った特性データの取得、構造耐久性の確認を行い、2019年より2台の認定型エンジンによるエンジン確性を行う。またその間には機体システムとエンジンを組み合わせた厚肉タンク燃焼試験 (Battleship Firing Test; BFT) に実機型エンジン3台を供し、1段機体システム全体での実証を進める計画である。

3.2 2段エンジン LE-5B-3

(1) LE-5B-3 エンジンの特色

H3 ロケットの2段エンジン LE-5B-3 は開発費用、開発リスクを極力抑えた中で性能向上、製品費削減を狙った現行 LE-5B-2 エンジンの改良型エンジンである。図 10 に LE-5B-3 エンジンの外観図及び LE-5B-2 からの変更箇所を示す。現行エンジンからの改良開発のポイントを以下に示す。

- (a) 機体要求への対応 (性能向上, 長寿命化)
- (b) 安定供給への対応と製造性改善
- (c) 製品費の低減

H3 ロケットの打上げ性能要求に対応するため、現行エンジンから燃料混合ミキサの改良と液体酸素ターボポンプの吸い込み性能向上の設計改善を行う。また長寿命化への要求に対し、液体水素ターボポンプタービンの改良設計を行う。

LE-5B シリーズのエンジンは開発着手から 20 年以上が経過し、H3 ロケット用2段エンジンとして今後も 20 年以上の部品を安定供給するため、LE-5B-3 エンジン開発の機会を利用して製

造歩留り向上のための燃焼室素材製法の見直しや製造中止部品の置き換えのための代替品開発(電気系)を行う。

製造コスト低減に向けても構造簡素化や製造性改善により開発リスクを抑えた取組みを行う。

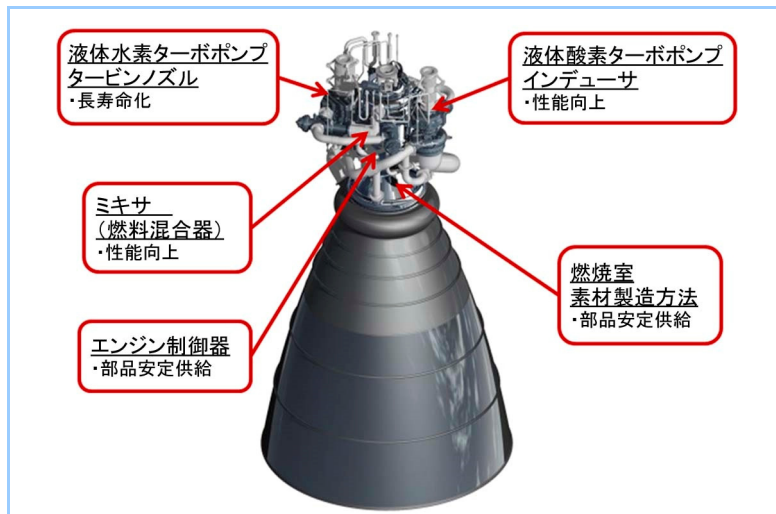


図 10 LE-5B-3 エンジンの外観及び LE-5B-2 からの主要変更箇所

(2) LE-5B-3 開発計画

LE-5B-3 エンジンの開発スケジュールを図 11 に示す。現行エンジンの改良開発であり、多くのコンポーネントが要求寿命を実証済みである。これまでにミキサ改良効果確認のためのシステム(フィージビリティ)試験や要素試験による目途付けを行っており、2台のエンジンを用いた認定型フェーズにて効果的なエンジン開発を行う。

	2014	2015	2016	2017	2018	2019	2020
LE-5B-3エンジン開発	詳細設計					維持設計	
認定型開発フェーズ				認定型 エンジン試験			

図 11 LE-5B-3 開発スケジュール

(3) LE-5B-3 開発状況

2017 年3月より1台目の認定型エンジンを用いた燃焼試験第1シリーズを当社の田代試験場(秋田県大館市)と JAXA 角田宇宙センター(宮城県角田市)で実施した。図 12 に燃焼試験の様子を収めた写真を示す。全 23 回(再着火含む)、合計で 3160 秒の要求寿命を達成し、改良設計の妥当性を実証した。



図 12 LE-5B-3 エンジン燃焼試験の様子

(4) 今後の展開

2台目の認定型エンジンにおいても、要求寿命の実証とエンジン個体差確認を行う。その後、本エンジンは機体システムとエンジンを組み合わせた実機型タンク燃焼試験(Captive Firing Test;CFT)へ供し、2段機体システム全体での実証を進める計画である。

4. まとめ

H3 ロケット開発は、2014 年4月に概念設計を開始、2016 年4月には基本設計審査を完了し、現在詳細設計フェーズの途中である(図 13)。H3 ロケットのエンジンには、1/2 段とも液体酸素と液体水素を燃料とするエキスパンダーブリード方式を採用。1段 LE-9 エンジン、1段としては世界初となる大推力エキスパンダーブリード方式のエンジン、2段 LE-5B-3 エンジンは現行 LE-5B-2 エンジンの改良型である。

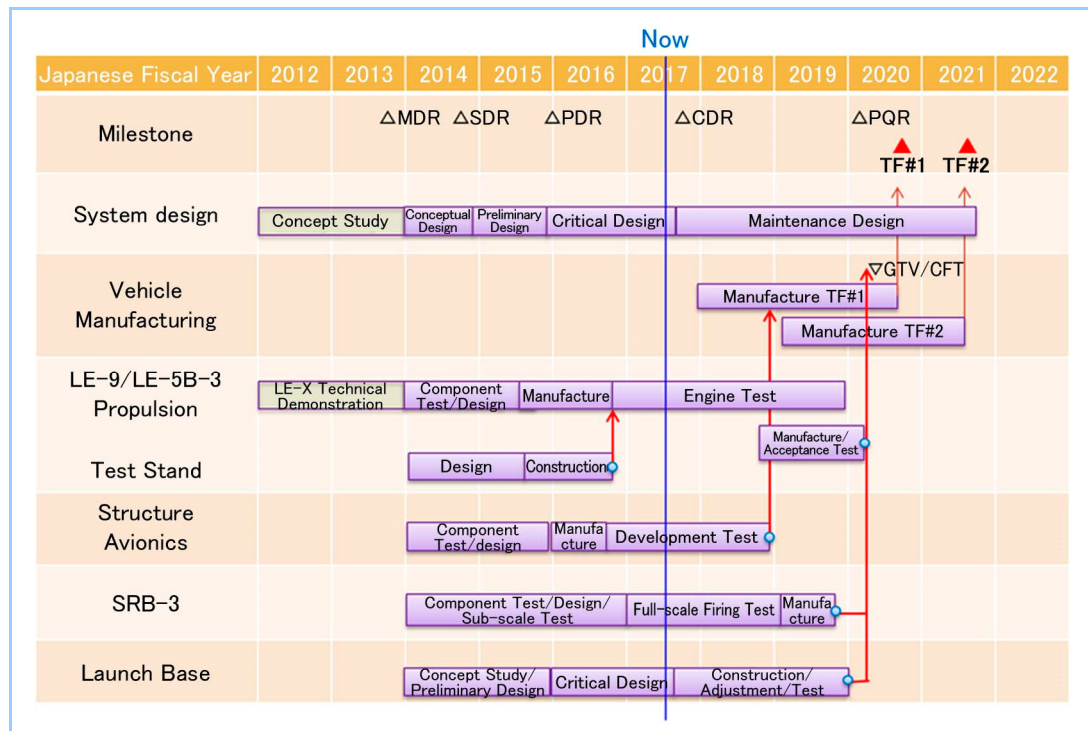


図 13 開発スケジュール

現在、LE-9 エンジンは実機型燃焼試験#1 シリーズ、2段 LE-5B-3 エンジンの認定型燃焼試験#1 を完了。エンジン性能実現の目途を得て、開発ステップは大きく前進した。今後、エンジン単体燃焼試験を継続しデータ蓄積を行うと共に、2018 年度秋には1段 BFT, 2019 年度秋には2段 CFT を実施し、エンジンと機体システムとを組合せた検証を行う。

2020 年度初号機打上に向け、開発も期間の半ばを過ぎた。H-IIA/H-IIB と同等以上の信頼性を確保し、且つ、打上サービス価格を半減するというチャレンジングな目標実現に向け、社内外関係者で知恵を絞り、協力して取組んで行く。

参考文献

- (1) 田村篤俊ほか、新型基幹ロケットの開発、三菱重工技報、Vol.51, No.4(2014), p38～43