

基幹ロケット H3 の開発状況と今後の展望

Development Status of H3, Japanese Primary Launch Vehicle, and Future Evolution



奈良 登喜雄^{*1}
Tokio Nara

恩河 忠興^{*3}
Tadaaki Onga

新津 真行^{*2}
Mayuki Niitsu

田村 貴史^{*4}
Takashi Tamura

北山 治^{*4}
Osamu Kitayama

三原 与周^{*5}
Yorichika Mihara

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りまとめるとともに、エンジンシステムの開発を担当している。開発は現在、検証試験フェーズの最終段階であり、2021 年度の初号機打上に向け、システム試験及び LE-9 燃焼試験を進めている。本報では、H3 ロケットの最新開発状況を報告するとともに、今後の展望について概説する。

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まとめるとともに、国立研究開発法人宇宙航空研究開発機構 (JAXA) ととも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。商業衛星を受注することで一定機数の売上げを確保し、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⁾。

開発は現在、検証試験フェーズの最終段階であり、2021 年度初号機打上を目指し、システム試験及び LE-9 燃焼試験を進めている。本報では、H3 ロケットの最新開発状況を報告するとともに、今後の展望について概説する。

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(W:Wide/L:Long/S:Short)を示す。WはLと同等の全長約 16.4m で、直径を 5.2m から 5.4m に拡大し、大型ペイロードの搭載性を高めたものである。機体最小形態は 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/H3-24W の適用

*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 主席技師

*3 防衛宇宙セグメント宇宙事業部技術部 次長

*4 防衛宇宙セグメント宇宙事業部技術部 主席技師

*5 防衛宇宙セグメント宇宙事業部技術部装備設計課 主席技師

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多数基打上にも、専用搭載構造を準備し柔軟に対応する計画である。

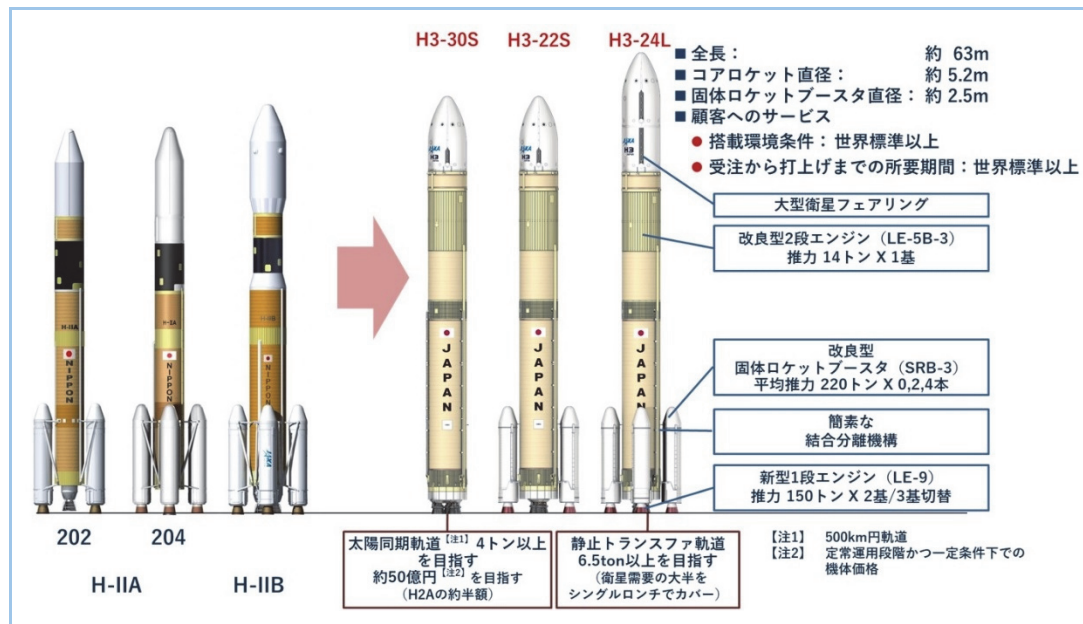


図1 H3 ロケット機体形態

(2) 機体サブシステム

機体サブシステムでは、H-IIA/H-IIB の技術を踏襲しつつ、競争力のある価格実現のための変更・新規技術取り込みとのバランスに配慮した。システム・サブシステム共通の考え方として、簡素化・共通化・汎用化を考慮するとともに組立て・加工・点検の自動化を取り入れている。

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の2段エンジンで実績のある“エキスパンダーブリード”方式を1段・2段とも採用した。本方式はエンジン構造がシンプルでかつ低コスト、制御も容易で信頼性も高い。製造に関しては、噴射器を始め複雑な構成品に3D造形技術を適用し、低コスト化や製造期間の短縮を図っている。

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。

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た。深絞り一体成型ドームによる推進薬タンクの構成部品点数削減、主構造体組立てへの自動穴明け・打鉋機適用、アビオ機器への民生部品最大適用(航空機用・自動車用部品)等がその例である。

H3 ロケットのコストダウン事例を図2に示す。機体サブシステムの特徴詳細については、前報⁽²⁾を参照されたい。

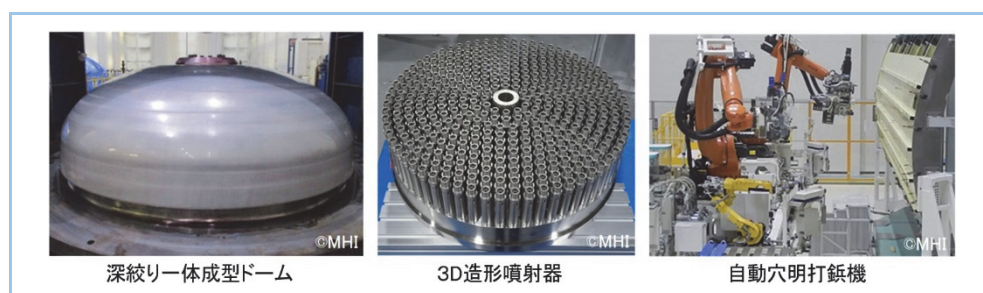


図2 H3 ロケット低コスト化事例

3. H3 開発進捗状況

3.1 LE-9 エンジン開発

(1) 開発進捗状況

H3 全体開発計画を図3に示す。H3 開発は現在検証試験フェーズの最終段階で、2021 年度の初号機(TF1)打上を目指し進めている。当初は 2020 年度初号機打上予定であったが、2020 年5月 LE-9 エンジン認定試験(QT:Qualification Test)で課題が判明し、これに対応するため打上時期を2020 年度から2021 年度に見直している。

LE-9 エンジンは2020 年2月より、フライトと同一形態のエンジンでQT 燃焼試験を開始した。2020 年5月 26 日に実施した8回目の燃焼試験後の点検で、燃焼室内壁面の開口と、液体水素ターボポンプ(FTP:Fuel Turbine Pump)動翼のクラックを確認した。これらの課題は、いずれも8回目燃焼試験後に判明した。

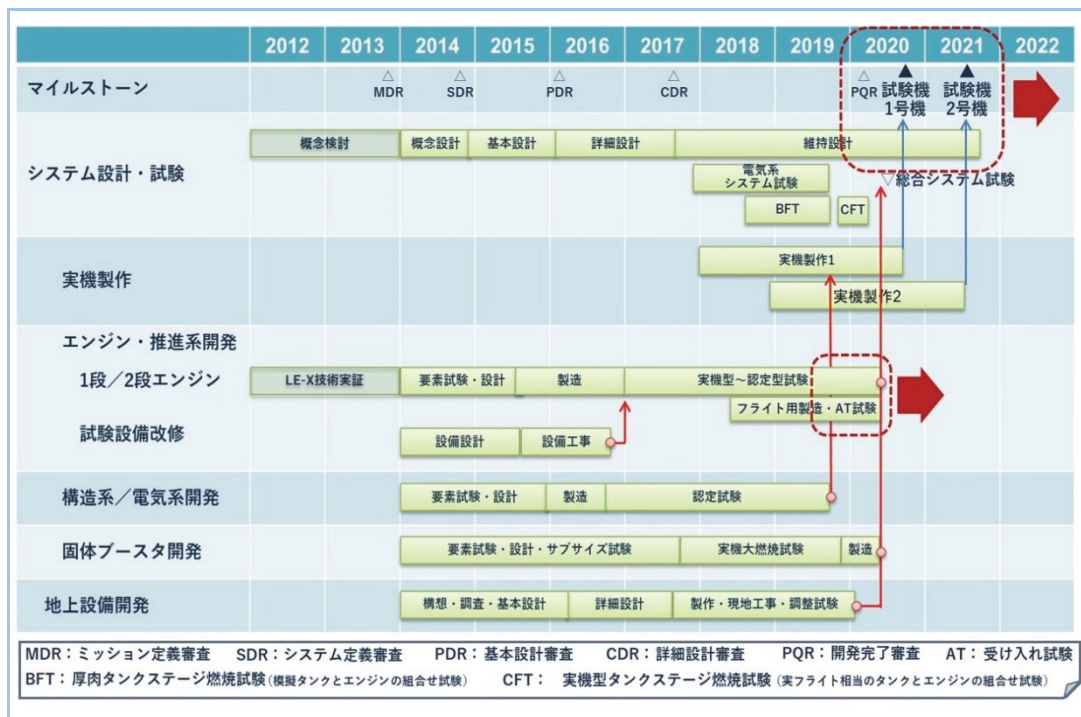


図3 H3 全体開発計画

(2) 課題と対策～燃焼室開口～

燃焼室開口の概要を図4に示す。燃焼室を冷却する液体水素の流路(冷却溝)に沿い最大幅 0.5mm×長さ 10mm 程度の開口が 14 か所確認された。当該試験は、燃焼室への熱負荷が最も厳しくなる作動条件で実施しており、原因究明の結果、定常時の局所的熱流入により内壁が高温化・変形し、表層部が溶損・減肉した結果、開口したと評価した。

対策として、燃焼室内壁面の温度が許容値を超えないよう、エンジンの作動条件を設定する。温度許容値を設定するため、内壁面に温度センサを取り付けた燃焼試験を実施し、開口に繋がる内壁面変形と壁温との相関データを取得するとともに、壁温の解析予測の妥当性を検証した。

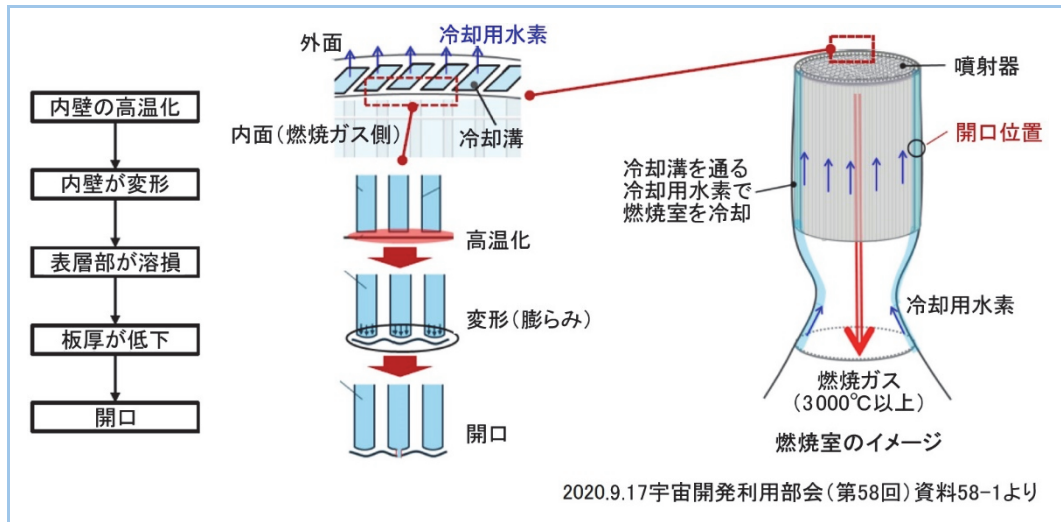


図4 LE-9 燃焼室概要と壁面開口要因

(3) 課題と対策～FTP 動翼クラック～

FTP2段動翼クラックの概要を図5に示す。2段動翼では 76 枚中2枚に疲労破面を確認した。原因究明として、実体破面の詳細調査、特に破壊起点と振動モード上の高応力部位との相関、ビーチマークやストライエーションの特徴とQT試験中の負荷履歴との相関を整理し関与した振動モードを特定した。当該モードでの発生応力は、詳細解析に加えターボポンプ単体の翼振動試験により検証した。本試験では、ターボポンプ単体を実作動させ、タービン動翼上の振動応答（歪）を直接計測して評価した。これら原因究明の結果、当初有意な影響があると評価していた固有振動モード以外の共振により、疲労が蓄積・進行したと整理した。

対策として、全ての固有振動モードをターボポンプ運転領域から除外するよう、タービン翼設計（翼枚数及び翼形状）を変更した。また、今回課題が判明したのは FTP であるが、液体酸素ターボポンプ（OTP）についても、極力同様の方針とし設計変更した。

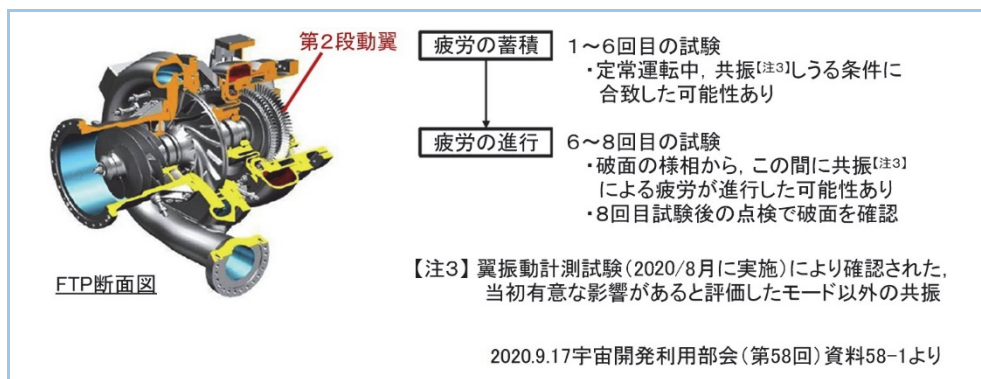


図5 LE-9 液体水素ターボポンプ(FTP)概要とクラック要因

3.2 システム・サブシステム開発

(1) サブシステム試験

図3に示した通り、サブシステム開発は LE-9 認定試験を除きほぼ完了している。残る LE-9 については、3.1 項に示した設計変更・対策を反映したエンジンで、2021 年 10 月以降 QT 燃焼試験を行う。QT 燃焼試験の前半では、FTP/OTP 振動計測用装置を取付け、タービン動翼上で歪応答を計測し対策の妥当性を検証する計画である。

その他主要なサブシステムとして、構造・推進・電気の開発試験概要は以下の通り。構造サブシステムは、各構造体の強度剛性試験を完了している。ペイロードフェアリングは、強度剛性試験に加え、地上1G/大気圧環境下での分離試験を行い、分離時挙動が設計意図通りであることを確認した（図6）。

推進サブシステムは、1段は厚肉タンクステージ燃焼試験(BFT: Battleship Firing Test)、2段は実機型タンクステージ燃焼試験(CFT: Captive Firing Test)を実施。推進系・エンジンに構造系・電気系を加えた1段ステージ、2段ステージとしての検証を完了した(図7)。1段 BFT では、エンジン2基/3基の2形態に対し合計8回/累積約 250 秒の試験を、2段 CFT では実機形態の2段機体を用いて合計3回/累積約 1500 秒の試験を実施し、エンジン着火・停止特性、推進薬供給、タンク圧制御、エンジン操舵制御、機体機器振動・熱環境の検証を行った。

電気サブシステムでは、アビオ機器単体の開発試験に加え、アビオ機器全体をネットワークで結合した形態で、機体全体の機能性能の検証を行う電気系サブシステム試験を完了している(図8)。尚、一部アビオ機器については、開発後半フェーズに判明した課題を反映し、機器改修後に追加検証を実施した。

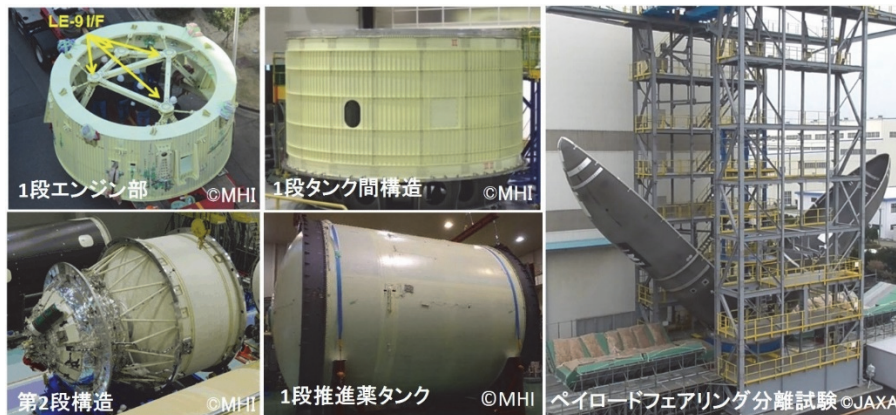


図6 H3 ロケット構造概要とフェアリング分離試験

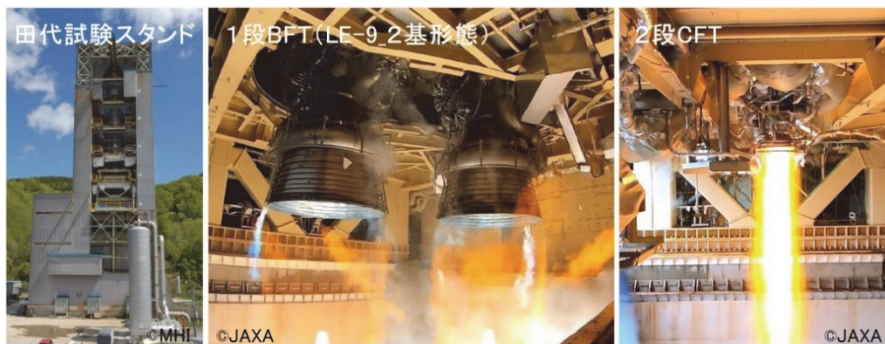


図7 1段 BFT (左) 及び2段 CFT (右)

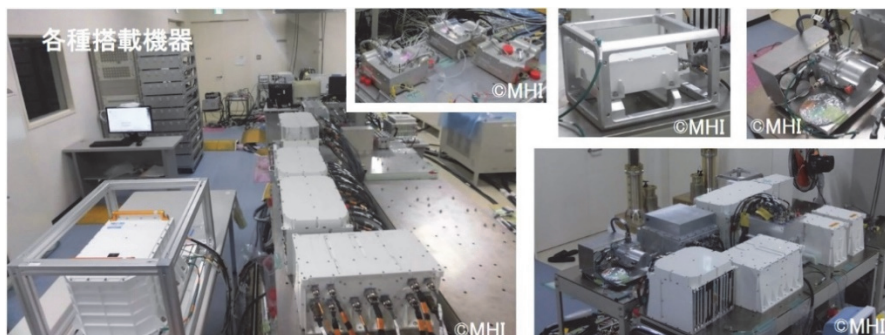


図8 電気系サブシステム試験

(2) システム試験

試験機1号機(TF#1: Test Flight No.1) 1段/2段機体は 2021 年1月に当社飛島工場を出荷、種子島宇宙センターで機体全体を組立て(図9)、全機システムとしての試験や地上設備と組み合わせた検証試験を実施してきた。

2021 年3月には極低温点検(試験)を実施(図10)。本試験では、実際の打上と同様に、機

体を組立棟から射座に移動し、推進薬充填、機体各部の機能点検、自動カウントダウンシーケンスを経て主エンジン着火信号を出すまでの全ての手順を確認した。事前に計画したデータ取得は完了し、打上に向けた反映事項を抽出することができた。

極低温点検の後には、システム試験として、全機モールドサーバイ、姿勢制御系試験、EMC 試験、アンビリアルキャリア離脱試験を実施した。姿勢制御系試験では、機体に振動を与えエンジン操舵信号出力を計測し、入力から出力までの姿勢制御系全体の特性が設計意図通りであることを確認した。また、EMC 試験の一環で、270V 実電池を用いて電池起動から1段エンジン操舵の正常作動を確認した。H3 では1段エンジン・アクチュエータを油圧から電動に変更しており、大電力を用いた制御システムの成立性は重要確認事項の一つであった。

今後全機システムとしては、LE-9 認定試験の完了後、射点起立状態で1段 CFT 試験を行う。本試験は、1段ステージの検証に留まらず、地上システムを組み合わせた全機システムとしての、フライト前の最終検証である。



図9 試験機1号機全機組立て(@種子島宇宙センター)



図10 極低温点検(試験)

4. 今後の展望

H3 ロケットは 2022 年度までに試験機2機(TF1, TF2)を打上げ、その後商業市場に参入する計画である。お客様からは既に多数の照会を頂いており注目度は高い。一方で商業市場は、H3 ロケット開発当初と比べ、スペースXによる価格破壊が進み競争が激化している。欧州 Ariane Space の Ariane6、米国 Blue Origin の New Glenn や米国 ULA の Vulcan 等、他国新型ロケットも同時期に市場投入される見込みで、一層の低価格競争が予想される。また需要も、コンステレーションミッション等小型衛星多数機打上や深宇宙ミッション(月・火星)など多様化してきており、打上価格の更なる低下やロケットの大型化により更に変化していくと予想される。

これら環境の変化に対応し、国の基幹ロケットとしての基盤を維持するためには、H3 ロケットも

継続的に進化発展させていく必要がある。発展構想の一つを図 11 に示す。米国が計画する有人月面探査計画(アルテミス計画)への国際貢献として、H3 を用いて月周回有人拠点(Gateway)に物資を輸送することを想定した案である。1段機体をクラスタ化することで、大幅な打上能力向上を図る構想である。

また、抜本的な打上コスト低減のためには、スペースX社が既に実用化し、各国打上ロケットでも取り組んでいる機体の“部分的あるいは完全再使用化”が必須と考えられる。基幹ロケットの将来構想や革新的将来輸送システムの実現に向けたロードマップについては、文部科学省宇宙開発利用部会に設置された小委員会で検討が進められ、2021 年6月には中間取りまとめ⁽³⁾が報告された。その中では最初のステップとして1段機体の再使用を実現すべく、2026 年頃にサブスケール実証機を、2030 年頃に実運用機を打上げるとしている。次のステップとして、2段機体も含めた完全再使用化を進め、2040 年前半には打上コストを H3 の 1/10 程度とすることを目指すとしている。

当社としても、H3 の短中期的な継続的改良と並行して、革新的な将来輸送システムを実現すべく、JAXA や関連省庁と連携して技術開発に取り組んでいく。

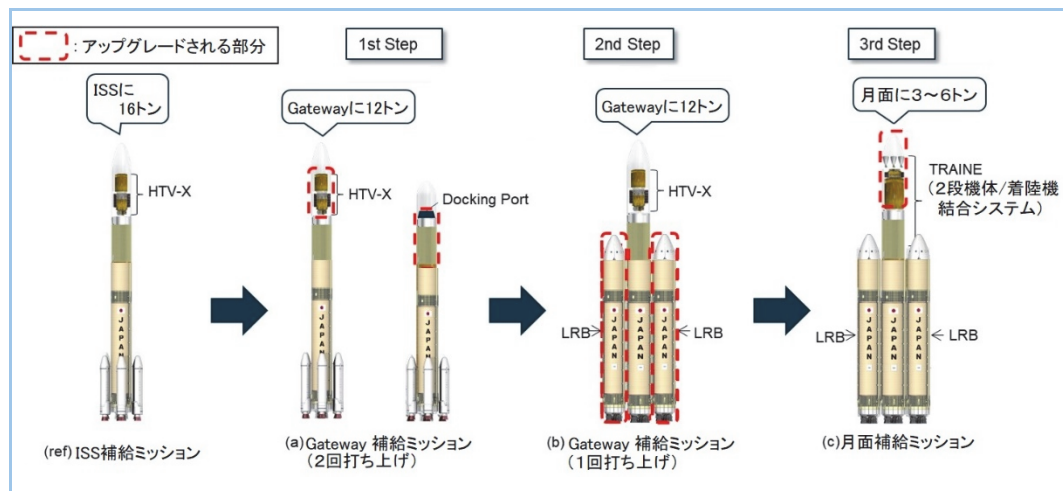


図 11 H3 発展構想の一案

5. まとめ

H3 ロケットは 2014 年4月に概念設計を開始し、現在、試験検証フェーズの最終段階である。LE-9 エンジン以外のサブシステム開発は完了、試験機1号機も既に種子島宇宙センターに出荷され、打上に向け準備中である。種子島宇宙センターでは、1号機機体を用いて極低温点検他、システム試験を行い、全機システムや地上設備と組み合わせた検証を進めてきた。

LE-9 エンジンは QT 燃焼試験で課題が判明したが、設計変更を行い、対策後のエンジンで再 QT 試験の準備を進めている。今後、LE-9QT 試験、射場での1段 CFT を完了した後、1号機打上に臨む計画である。残る開発試験と試験機打上げ(1号機/2号機)を確実にを行い、信頼性のある機体を完成させ、早期に商業市場に参入できるよう、社内外関係者と協力して進める。

H3 ロケット開発当初と比べ、商業市場は価格競争激化やミッションの多様化が進み、急激に変化してきている。こうした市場環境の変化に対応するためには、H3 ロケットの継続的な進化・発展が必須である。特に低コスト化の鍵を握るのは機体の再使用化であり、JAXA や関連省庁と連携して、実現に向けた技術開発に取り組んでいく。

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、Vol51, No.4(2014), p38～43
- (2) 奈良登喜雄ほか、Hロケットの開発、三菱重工技報、Vol54, No.4(2017), p30～37
- (3) 革新的将来宇宙輸送システム実現に向けたロードマップ検討会中間取りまとめについて
https://www.mext.go.jp/b_menu/shingi/chousa/kaihatu/024/toushin/mext_00823.html