



H3

PRESS KIT

H3ロケット
試験機1号機

先進光学衛星
「だいち3号」
(ALOS-3)



目次

| | | |
|----------|----------------------------------|----|
| 1 | H3 ロケットとは | 04 |
| 2 | H-IIA ロケットから H3 ロケットへ | 05 |
| 2.1 | H-IIA ロケットとは | 05 |
| 2.2 | 課題 | 07 |
| 2.2.1 | 国際的な価格競争 | 07 |
| 2.2.2 | 人工衛星の市場の変化（大型化、多様化） | 10 |
| 2.2.3 | 輸送コストの増加 | 10 |
| 2.2.4 | 新規開発機会の不足と技術力の低下 | 10 |
| 2.2.5 | 設備の老朽化 | 10 |
| 2.2.6 | 打ち上げ機会の不足 | 10 |
| 2.3 | H3 が目指す「自立性の維持」と「国際競争力の確保」 | 11 |
| 2.3.1 | 自立性の維持 | 11 |
| 2.3.2 | 国際競争力の確保 | 11 |
| 3 | H3 ロケットが目指す「柔軟性・高信頼性・低価格」 | 12 |
| 3.1 | 柔軟性 | 12 |
| 3.2 | 高信頼性 | 13 |
| 3.3 | 低価格 | 13 |
| 4 | H3 ロケットの開発体制 | 14 |
| 4.1 | キー技術担当事業者 | 14 |
| 4.2 | 開発スケジュール | 14 |
| 5 | H3 ロケットの概要 | 17 |
| 5.1 | 機体名称 | 17 |
| 5.2 | 機体概要 | 17 |
| 5.3 | 諸元 | 19 |
| 5.4 | 打ち上げ能力 | 19 |
| 5.5 | 種子島宇宙センター | 20 |
| 6 | LE-9 エンジン | 21 |
| 6.1 | LE-9 エンジンとは | 21 |
| 6.2 | 系譜 | 21 |
| 6.3 | エキスパンダー・ブリード・サイクル | 22 |
| 6.4 | 新技術の導入 | 23 |

| | | |
|-----------|-------------------------------|----|
| 7 | SRB-3/ フェアリング | 24 |
| 7.1 | SRB-3 | 24 |
| 7.1.1 | SRB-3 とは | 24 |
| 7.1.2 | 改良点 | 25 |
| 7.2 | フェアリング | 27 |
| 7.2.1 | 改良点 | 27 |
| 8 | LE-5B-3 | 28 |
| 8.1 | LE-5B-3 とは | 28 |
| 8.2 | 主要諸元 | 29 |
| 9 | 推進系 / 構造系 / 電気系 | 30 |
| 9.1 | 推進系 | 30 |
| 9.2 | 構造系 | 32 |
| 9.3 | 電気系 | 33 |
| 10 | 地上設備①（射点系設備） | 34 |
| 10.1 | 射点系設備 | 34 |
| 11 | 地上設備②（射場系設備） | 38 |
| 11.1 | 射場系・飛行安全系設備の刷新 | 38 |
| 11.2 | 刷新の難しさとコロナ禍 | 40 |
| 12 | H3 ロケットが挑むコストダウンへの取り組み | 40 |
| 12.1 | すべての段階でコストダウン | 40 |
| 12.2 | 部品点数削減 | 40 |
| 12.3 | タクト生産 | 41 |
| 12.4 | 自動車部品の導入 | 41 |
| 12.5 | 3D プリンター | 42 |
| 12.6 | SRB-3 接合箇所の削減 | 42 |
| 12.7 | 地上設備維持費削減の取り組み | 43 |
| 13 | H3 ロケットに見るロケット開発の難しさ | 43 |
| 13.1 | エンジン認定計画の見直し | 43 |
| 13.2 | 開発計画見直しで1度目の打ち上げ延期 | 44 |
| 13.3 | 2度目の開発計画見直しと打ち上げ延期 | 45 |
| 13.4 | タイプ1 エンジンの完成 | 46 |
| 13.5 | LE-9 ならではの難しさ | 46 |
| 14 | 試験機ミッション | 47 |

| | |
|--------------------------------|----|
| 15 H3 ロケットの製造 | 49 |
| 15.1 開発と製造の足並み | 49 |
| 15.2 サプライチェーン | 50 |
| 15.3 三菱重工が導入する新規技術 | 50 |
| 16 射場整備作業 | 51 |
| 16.1 H3 総合システム | 51 |
| 16.2 射場作業 | 51 |
| 16.3 H3 総合システムの試験 | 52 |
| 17 試験機 1 号機の打ち上げ | 55 |
| 17.1 ミッション概要 | 55 |
| 17.2 飛行シーケンス | 55 |
| 17.3 デザイン | 57 |
| 18 試験機 1 号機のパイロード | 59 |
| 19 試験機 2 号機とその後の運用・将来展望 | 61 |
| 19.1 試験機 2 号機 | 61 |
| 19.2 3 号機以降の予定、初期運用計画 | 61 |
| 付録 1 国産ロケットの系譜 | 62 |
| ペンシルから始まった日本の固体ロケット | 62 |
| 米国からの技術導入から始まった日本の液体ロケット | 63 |
| 日本独自のロケットへ | 64 |
| 付録 2 イプシロンとのシナジー開発 | 65 |

1 H3ロケットとは

日本の技術で、
宇宙輸送をリードせよ。
いかなるものも、輸送手段なくして宇宙へは行けない。
宇宙を使ったアイデアが次々に生まれている時代。
すべての鍵は、宇宙輸送が握っている。

打ち上げ成功だけでは、これからの宇宙輸送は担えない。
日本は徹底した利用者視点で、ロケットの「使いやすさ」を追求する。
日本の技術を集結させれば、世界をリードするロケットが作れるはずだ。

H3 ロケットで日本のミッションが加速する。
私たちの生活は、宇宙にもっと近くなる。

日本を、世界を、宇宙に運べ。

H3 ロケットは、三菱重工業株式会社（以下、三菱重工）と、宇宙航空研究開発機構（JAXA）が共同で開発している、次世代の大型ロケットである。

目標としているのは、柔軟性・高信頼性・低価格の3つの要素を兼ね備えた、「使いやすいロケット」。衛星会社など利用者の要求や期待に十分に答えられるロケットを、日本のロケット技術を結集させ、さらに日本が得意とする技術を融合させることで実現。そしてロケット技術を未来へ伝承することを目指している。

現在運用中のH-IIAロケットは、高い信頼性を特長としているが、その一方でコスト面や技術力の低下をはじめとする、数々の課題も見えてきた。

そこでH3では、そうした課題を解決し、日本の宇宙への輸送手段の自立性を維持し続けるとともに、国際競争力の強化により、商業衛星の打ち上げ市場¹で戦えるロケットにすることで、産業基盤の維持・強化を図る。

これを実現するため、H3の第1段メインエンジンには、日本独自の技術を用いた新開発の「LE-9」を採用。第2段機体をはじめ機体全体も大型化し、H-IIAよりも大きく重い衛星を、より効率的に打ち上げられるようになる。

さらに、これまで培ってきた技術や知見により信頼性の向上を図るほか、生産体制の見直しや3Dプリンターのような新技術の導入、そして小型固体ロケット「イブシロン」との技術や部品の共通化によるシナジー効果などにより、徹底した低コスト化も図る。

当初は2020年度の試験機1号機の打ち上げを目指して開発を進めていたが、2020年5月、LE-9に技術的課題が見つかったことから、開発計画を見直すことを決定。現在は、2022年度の試験機1号機の打ち上げを目指して開発を進めている。

今後、試験機1号機、2号機の打ち上げを経て、三菱重工へ運用を移管することを予定している。





H3 ロケット試験機 1号機飛翔イメージ

2 H-IIAロケットからH3ロケットへ

2.1 H-IIAロケットとは

現在、日本の主力大型ロケットとして運用中の「H-IIA」は、いまから約 20 年前の 2001 年に試験機 1 号機の打ち上げを迎えた。基幹ロケット——安全保障を中心とする政府のミッションを達成するため、国内に保持し輸送システムの自立性を確保するうえで不可欠な輸送システム——と位置付けられ、運用が続けられている。

H-IIA は世界のロケットの中でも大型の部類に入り、打ち上げ能力が大きいという特徴をもつ。たとえば、地球観測衛星などが運用される、地球の高度数百 km を南北に回る太陽同期軌道（SSO）には最大約 5.1t、気象衛星や通信・放送衛星が打ち上げられる静止トランスファー軌道（GTO）には最大約 6.0t の打ち上げ能力をもつ。また、2 機の衛星を同時に打ち上げ、それぞれ異なる軌道に投入したり、月・惑星探査機を打ち上げたりなど、多種多様な衛星の打ち上げをこなすことができる。

初打ち上げ以来、2023 年 1 月末までに 46 機を打ち上げ、6 号機を除くすべてが成功。打ち上げ成功率は約 97.8% で、また 7 号機以降、40 機が連続で成功するなど、世界的にも高い信頼性をもつ。

また、天候不良など不可抗力によるものを除き、ロケットの機体や地上設備などの技術的なトラブルによる延期が少なく、ロケットをあらかじめ決めた日時できっちり打ち上げることができる「オンタイム打ち上げ」率が高いという特長もある。

2007 年には、JAXA から三菱重工へロケット技術が移管され、以来、同社が衛星打ち上げの受注からロケットへの搭載、そして打ち上げまで責任をもって行う「打ち上げ輸送サービス」を手掛けている。

こうした高い性能と信頼性という特長を活かし、気象衛星や準天頂衛星、情報収集衛星といった、政府の衛星のほか、小惑

星探査機「はやぶさ2」のような科学衛星など、数々の重要な衛星を宇宙へ送り届けてきた。それに加え、三菱重工という民間事業者が主体的に運用することで、韓国航空宇宙研究院 (KARI)、テレサット (カナダ)、アラブ首長国連邦・ドバイ宇宙機関 (MBRSC)、インマルサット (英国) といった、海外顧客からの打ち上げ受注も獲得している。

また 2009 年には、H-IIA を改良して、打ち上げ能力を向上させた「H-IIB」ロケットも誕生。2020 年までに 9 機を打ち上げ、国際宇宙ステーションに宇宙ステーション補給機「こうのとりの HTV」を送り届けた。



H-IIA ロケット 40 号機の打ち上げ



H-IIB ロケット 2 号機の打ち上げ

2.2 課題

その一方で、日本のロケットをとりまく環境は大きく変化し続けており、新たな課題にも直面している。

— 2.2.1 国際的な価格競争

H-IIA は、先代にあたる「H-II」ロケットよりも低コスト化を達成し、国内外の民間の衛星会社などから受注してビジネスとして行う打ち上げ、「商業打ち上げ」市場への参入を果たした。しかし、2010年代以降、世界中で新しいロケットが続々と登場し、いずれも低価格、高柔軟性などの特長をもち、苦戦を強いられている。

たとえば、米国の実業家イーロン・マスク氏率いるスペースXの「ファルコン9」ロケットは、第1段機体やフェアリングを再使用できる設計を採用し、従来のロケットに比べ大幅な低コスト化を実現。他の同性能のロケットに比べ、半額近い価格で販売されることもあるといわれている。

さらに同社は、飛行機のように手軽に運用することを目指した「スターシップ/スーパーヘヴィ」も開発中で、1回あたりの打ち上げコストを100万～1000万ドルという破格なものにすることを目指している。

また、商業打ち上げにおいて約半分のシェアを維持し続けている欧州のアリアンスペースは、現行の「アリアン5」の後継機となる「アリアン6」を開発中で、アリアン5よりも柔軟に、そして低コスト化を図っている。

米国ではこのほか、ジェフ・ベゾス氏の宇宙企業ブルーオリジンの「ニューグレン」ロケットや、ボーイングとロッキード・マーティンの合併企業ユナイテッド・ローンチ・アライアンス（ULA）の「ヴァルカン」ロケットが開発中で、いずれも従来より半額近い低コスト化を目標としている。さらにロシアでも、安価な「アンガラ A5」ロケットの試験打ち上げが行われている。

こうした事情から、価格競争力のある、すなわちより安価なロケットが求められている。

| ロケット名 | ファルコン9 ブロック5 | スターシップ/ スーパーヘヴィ | アリアン6 | ヴァルカン | ニューグレン | アンガラ A5 |
|-------------------------|-------------------------------|--------------------|-------------------------------|----------------------|-----------------|-----------------|
| 製造 / 運用 | スペースX (米国) | | アリアングループ/ アリアンスペース (欧州) | ULA (米国) | ブルーオリジン (米国) | フルニチェフ (ロシア) |
| LEO 打ち上げ 能力 [t] (*1) | 22.8 | 100 | 20.0 | 9.4 ~ 31.4 | 45.0 | 24.0 |
| SSO 打ち上げ 能力 [t] (*2) | 非公開 | 100 | 4.5 | 7.7 ~ 27.9 | 非公開 | 非公開 |
| GTO 打ち上げ 能力 [t] (*3) | 8.3 | 100 | 4.5 ~ 10.5 | 4.8 ~ 16.3 | 13.0 | 5.4 ~ 7.5 |
| 初打ち上げ | 2015 年 | 2023 年 (予定) | 2023 年 (予定) | 2023 年 (予定) | 2023 年 (予定) | 2014 年 |
| 成功数/ 打ち上げ数 (*4) | 106/106 | — | — | — | — | 2/3 |
| 打ち上げ価格 (*5) | \$62M (使い捨て) / \$49M (再使用) | \$1 ~ 10M (目標) | \$94M-\$117M (推定) | \$85M-\$260M (推定) | 非公開 | \$100M (推定) |
| 再使用 | 第1段機体、 フェアリング | 機体すべて | なし | 第1段の エンジン部 | 第1段機体 | なし |

*1 LEO……地球低軌道

*2 SSO……太陽同期軌道

*3 GTO……静止トランスファー軌道 (静止化ΔVは統一されていない)

*4 2023 年 1 月時点

*5 各事業者の Web サイト、FAA 2018などを参照





圧倒的な低価格で市場を席巻した米国スペース Xの「ファルコン 9」 ロケット © SpaceX



欧州が開発中の次世代ロケット「アリアン 6」の想像図 © ESA - D. Ducros

— 2.2.2 人工衛星の市場の変化（大型化、多様化）

H-IIA は大型ロケットに分類されるが、それでも打ち上げられないほど大きな衛星の需要が高まりつつあるほか、小型の衛星を何十機もまとめて打ち上げる需要も高まり、より大きな質量、そして寸法のもを打ち上げられるロケットが求められている。

たとえば近年、通信の大容量化や、電気推進の採用による長寿命化などにより、静止衛星の寸法、質量はこれまでより増え、7～8t もある静止衛星が打ち上げられることもある。H-IIA の静止トランスファー軌道（GTO）への打ち上げ能力は最大約 6t であり、そもそも打ち上げ自体できない。

また、通信・放送衛星は、基本的にアンテナが大きければ大きいほど性能が良くなるため、従来より大きなアンテナの衛星を搭載できる、大きなフェアリングをもったロケットも求められている。

さらに、2028 年までに打ち上げが計画されている衛星を各軌道ごとに機数で見ると、多数の小型衛星を打ち上げて編隊で運用する「衛星コンステレーション」の需要が大きく増加する予想となっている。このため、数十機の小型衛星を一度に積んで打ち上げられる専用搭載構造（ディスペンサー）などを用意する必要も生まれている。

— 2.2.3 輸送コストの増加

前述のような大型衛星や小型衛星のまとめ打ち上げなど、大きな質量の衛星を打ち上げるには、大きなロケットが必要になる。大きなロケットは打ち上げコストも高くなるが、一方で価格競争の観点からコストを抑える必要もある。つまり、従来より大質量の衛星を、従来より低コストで打ち上げるといふ、矛盾する要求に応える必要が出てきた。

— 2.2.4 新規開発機会の不足と技術力の低下

前述のように、H-IIA は初打ち上げから約 20 年を迎え、その開発の始まりは 1994 年にまでさかのぼる。H-IIA は H-II の改良型、また H-IIB も H-IIA の改良型であることを考えると、日本がまったく新しいロケットを開発したのは、30 年以上も前のこととなる。このため、熟練の技術者から新しい世代の技術者への、技術やノウハウの伝承が途切れ、将来的にロケットの開発、製造がままならなくなる懸念がある。

— 2.2.5 設備の老朽化

H-IIA の打ち上げに使っている種子島宇宙センターの大型ロケット発射場や射場系設備のうち、古いものは建設から約 20 年、比較的新しいものでも 10 年以上が経過しており、老朽化が進んでいる。とくに同センターは海沿いに建っていることもあり、配管や弁の腐食が進行しやすい状況にある。現在は定期的に補修を行うことで維持しているが、宇宙開発予算の中でも大きな割合を占めている状況もあり、新型ロケットの開発に合わせて抜本的な改修が求められている。

— 2.2.6 打ち上げ機会の不足

H-IIA の打ち上げは現在、年間で 1～4 機程度と他国と比べて限定的である。安定した産業基盤の維持・発展のために年間の打ち上げ機数をより増やすことが求められている。

2.3 H3が目指す「自立性の維持」と「国際競争力の確保」

こうした課題などを背景に、2010年半ばに、「このままでは10年後に日本のロケットが維持できなくなる」という危機的状況に直面した。

そこで、こうした課題を解決し、そして「自立性の維持」、「国際競争力の確保」という2つの大きな目標を実現すべく、新型のH3ロケットの開発が行われることとなった。

— 2.3.1 自立性の維持

通信・放送や気象観測、測位など、人工衛星はいまや私たちの生活にとってなくてはならないものとなった。その衛星を宇宙に打ち上げるためには、ロケットという輸送手段が必要不可欠である。

とくに、ロケットは安全保障にも直結することから、自国から、自国のロケットを、自由に打ち上げられる能力、すなわち宇宙輸送の自立性を確保、維持することは、きわめて重要である。また今後、あらゆる分野で宇宙利用はさらに拡大するとみられており、日本においても、さまざまな衛星を、より効率よく、高い信頼性で打ち上げられるロケットが必要となっている。

そこでH3は、H-IIAの後継機として、日本の宇宙輸送の自立性を引き続き維持するとともに、その能力をさらに発展、強化することを目指している。

また、固体ロケットブースター（SRB-3）を、小型固体ロケット「イブシロン」と共通化することで、日本独自の固体ロケット技術の維持にも寄与する狙いがある。

— 2.3.2 国際競争力の確保

自立性を維持するためには、ロケットを安定的に打ち上げ続け、技術や産業基盤を維持・強化する必要がある。

そのためには、日本政府の衛星だけでなく、国内外の民間の衛星事業者などから受注して、ビジネスとして行う打ち上げ、「商業打ち上げ」の数を増やすことが不可欠である。現在運用中のH-IIAも、商業打ち上げの獲得を目指し、信頼性の向上や低コスト化を図ったが、苦戦を強いられている。

このためH3では、利用ニーズを踏まえた高い信頼性と競争力のある打ち上げ価格を実現し、衛星事業者などの利用者にとって使いやすいロケットを目指す。そして商業打ち上げの受注数を増やすことで、日本政府の衛星と合わせ、年間6機程度の安定した打ち上げを計画。これにより、さらなる信頼性向上やコストダウンを図り、日本の宇宙輸送の自立性をさらに強固なものにすることを狙っている。

また、国際競争力のあるシステムとするため、プロジェクトに民間事業者（三菱重工業株式会社（以下「三菱重工」））が主体的に参画する。



3 H3ロケットが目指す「柔軟性・高信頼性・低価格」

「自立性の維持」、「国際競争力の確保」という2つの大きな目標を達成するため、H3の開発はまず、需要の動向や競合ロケット、そしてロケットを利用する顧客（衛星会社など）要望の分析を行うことから始めた。

中でも、顧客要望分析の結果、ロケットを選ぶ際、最も重要視するのは「打ち上げ価格」と「信頼性」で、その次に重要視するのが「打ち上げスケジュールの柔軟性/確実性」だった。

そこでH3では、「柔軟性・高信頼性・低価格」という3つの特徴を持たせることを目指している。

3.1 柔軟性

人工衛星の大きさや質量、投入する軌道は千差万別であり、衛星の数だけ需要、要求が存在する。そこでH3では、機体の設計は共通なまま、エンジンやブースターの数を変えたり、フェアリングのサイズを変えたりなど、複数の機体を用意。H-IIAよりも質量が小さい衛星をより効率よく、またH-IIAでは打ち上げられない質量の大きな衛星も打ち上げられるようになり、小さな衛星から大きな衛星まで、また地表に近い軌道から遠く離れた軌道まで、幅広い打ち上げ需要、要求に、最適な対応ができるようにする。

また、現在のH-IIAは受注を受けてから製造する、受注一品生産型と呼ばれる形式で生産しており、いわゆる一品物、特注品だった。

これをH3では、自動車や航空機などの一般工業製品と同じライン生産に近い形とする。H-IIAは受注から打ち上げまで約2年かかっていたが、H3では半分の約1年にまで期間を短縮。これにより、サービスの迅速化を図る。

さらに、ロケットの打ち上げ間隔も、これまでは2か月の間隔を開ける必要があったが、H3では1か月に半減させ、打ち上げ機会を拡大させる。射場におけるロケットの組み立てや、衛星のロケット搭載作業期間も、従来の1か月から0.5か月に半減させる。

くわえて、ロケットが静止衛星を打ち上げる際には、「静止トランスファー軌道」という、静止軌道の一步手前の軌道に投入するが、衛星は自力で、静止トランスファー軌道から静止軌道へ乗り移る必要があるため、そのための増速量（ ΔV ）が少なくなくて済むよう、なるべく静止軌道に近い静止トランスファー軌道に投入できるロケットが好まれる。

世界的には $\Delta V=1500\text{m/s}$ の静止トランスファー軌道がデファクト・スタンダードとなっているが、種子島宇宙センターは緯度が高いことから、H-IIAでは増速量が大きな軌道が、 $\Delta V=1500\text{m/s}$ の軌道へ打ち上げる場合には打ち上げ能力が落ちるといった欠点があった。

そこでH3では、打ち上げ能力の向上により、 $\Delta V=1500\text{m/s}$ の静止トランスファー軌道に6.5t以上の衛星を投入することができるようにする。



3.2 高信頼性

現在運用中の H-IIA は、打ち上げ成功率が約 97.8%と高く、また 7 号機以降、40 機が連続で成功するなど、世界的にも高い信頼性をもつ。また、天候不良など不可抗力によるものを除き、ロケットの機体や地上設備などの技術的なトラブルによる延期が少なく、ロケットをあらかじめ決めた日時できっちりと打ち上げることができる「オンタイム打ち上げ」率が高いという特長もある。

H3 でも、こうした高い信頼性を受け継ぐことを目指している。

また、新たに開発する第 1 段メインエンジン LE-9 に、高信頼性開発手法を適用。さらに耐故障性を追求したアビオニクス（ロケット搭載の電子機器）のシステム構成も採用し、より高い信頼性を追求する。

3.3 低価格

現在の H-IIA では、近年新たに登場した他国のロケットに対して、打ち上げ価格（コスト）が比較的高いという欠点があった。

そこで H3 では、構想段階から開発段階、さらには運用段階に至るまで、すべての段階でコストダウンを図る。たとえば機体には、宇宙専用の部品ではなく、自動車など国内の他産業の優れた民生品を活用。くわえて、製造プロセスやサプライチェーンの見直しや、Additive Manufacturing（3D 造形、3D プリンター）などの低コスト技術を導入する。また、前述のように生産の仕方についてもライン生産に近い形に改善する。

地上設備には自動点検を導入。さらに種子島宇宙センターにおける作業要員の数も、従来の 4 分の 1 に削減する。

こうした低コスト化への取り組みにより、H-IIA は最小構成での打ち上げ価格から H3 では固体ロケットブースターを装着しない軽量形態（主に低軌道の打ち上げに用いる想定）で、約半額を目指す。

4 H3ロケットの開発体制

H3の開発は2014年から始まった。三菱重工がプライムコントラクターとして機体開発を取まとめており、JAXAは総合システム開発とキー技術開発と地上設備を担当。また、三菱重工とともにエンジンシステムの開発も進めている。

4.1 キー技術担当事業者

| | |
|-------------------------|--|
| 株式会社 IHI (IHI) | LE-9、LE-5B-3 の液体酸素、液体水素ターボポンプ |
| 株式会社 IHI エアロスペース (IA) | 固体ロケットブースター (SRB-3) RCS (ロケットの姿勢制御に使うガスジェット装置) |
| 日本航空電子工業株式会社 (JAE) | ロケット用慣性センサーユニット (リングレーザー・ジャイロと加速度計を搭載した装置で、ロケットの位置、姿勢角、方位角、速度、加速度、角度を出力し、ロケットの姿勢制御に使う) |
| 三菱重工業株式会社 (MHI) | LE-9、LE-5B-3 エンジンのエンジンシステム、燃焼器系 (ターボポンプは含まない) |
| 三菱スペース・ソフトウェア株式会社 (MSS) | ミッション解析 飛行シミュレーション 航法誘導ソフトウェアなど |

4.2 開発スケジュール

2012年

システムの概念検討、LE-9の元となるLE-Xエンジンの技術実証を実施

2013年

システムの概念検討、LE-Xエンジンの技術実証を実施

5月28日……内閣府宇宙政策委員会の宇宙輸送システム部会の第6回会合において、2014年度から新型基幹ロケットの開発を始めることを決定

2014年

1月……JAXAでミッション定義審査 (MDR) を実施



3月25日……三菱重工を開発主体に選定

4月……H3プロジェクト始動

2015年

4月……システム定義審査（SDR）完了、概念設計フェーズから基本設計フェーズへ移行。ロケット機体のシステムならびに構造系、電気系、エンジン、固体ブースターなどの各サブシステム、および地上施設設備の基本設計に着手

2016年

4月……JAXAにおいて、H3ロケット総合システム基本設計審査（PDR）を実施し、詳細設計フェーズへの移行は可能と判断
12月27日～2017年1月26日……角田宇宙センターにおいて第1段エンジンLE-9ターボポンプ単体試験（その1）を計7回実施

2017年

3月30日～10月31日……角田宇宙センターにおいて第2段エンジンLE-5B-3認定試験（その1）を計20回実施
4月24日～7月12日……種子島宇宙センターにおいて第1段エンジンLE-9実機型#1-1エンジン燃焼試験を計11回実施
6月5日～30日……角田宇宙センターにおいて第1段エンジンLE-9ターボポンプ単体試験（その2）を計6回実施
12月……JAXAにおいて、H3ロケット総合システム詳細設計審査（CDR）を実施し、製作・試験フェーズへの移行は可能と判断。
12月12日～2018年6月25日……種子島宇宙センターにおいて第1段エンジンLE-9実機型#2エンジン燃焼試験を計8回実施

2018年

2月20日～3月9日……角田宇宙センターにおいて第1段エンジンLE-9ターボポンプ単体試験（その3）を計4回実施
8月23日……種子島宇宙センターにおいて第1段エンジンLE-9実機型#3エンジン燃焼試験を実施
9月24日……種子島宇宙センターにおいて第1段エンジンLE-9実機型#4エンジン燃焼試験を実施
9月25日～10月5日……角田宇宙センターにおいて第1段エンジンLE-9ターボポンプ単体試験（その4）を計3回実施
8月26日……種子島宇宙センターにおいて固体ロケットブースタ（SRB-3）実機型モータ地上燃焼試験を実施
11月10日～2019年2月18日……角田宇宙センターにおいて第2段エンジンLE-5B-3認定試験（その2）を計15回実施
12月25日～2019年5月29日……種子島宇宙センターにおいて第1段エンジンLE-9実機型#1-2エンジン燃焼試験を計8回実施

2019年

1月18日～4月12日……三菱重工 田代試験場において、LE-9エンジン2基クラスター構成による第1段厚肉タンクステージ燃焼試験（BFT）を計4回実施
5月20日……IHIエアロスペース 富岡事業所においてSRB-3分離試験（その1）を実施
8月28日……種子島宇宙センターにおいて固体ロケットブースタ（SRB-3）認定型モータ地上燃焼試験（その1）を実施
10月12日、21日……種子島宇宙センターにおいて第1段エンジンLE-9実機型#1-3エンジン燃焼試験を計2回実施
10月17日～2021年2月13日……三菱重工 田代試験場において、LE-9エンジン3基クラスター構成によるBFTを計4回実施
11月15日、20日……角田宇宙センターにおいて第1段エンジンLE-9ターボポンプ単体試験（その5）を計2回実施
12月17日……川崎重工 播磨工場においてフェアリング分離放擲（ほうてき）試験を実施

2020年

2月13日～5月26日……種子島宇宙センターにおいて第1段エンジンLE-9認定型#1エンジン燃焼試験を計8回実施
2月29日……種子島宇宙センターにおいて固体ロケットブースタ（SRB-3）認定型モータ地上燃焼試験（その2）を実施
7月2日～8月29日……三菱重工 田代試験場において第2段実機型タンクステージ燃焼試験を計3回実施
7月24日……IHIエアロスペース 富岡事業所においてSRB-3分離試験（その2）を実施
8月9日、15日……角田宇宙センターにおいて第1段エンジンLE-9ターボポンプ単体試験（その6）を計2回実施
9月11日……2020年度の試験機1号機の打上げ見合わせを発表
9月28日～10月3日……角田宇宙センターにおいて第1段エンジンLE-9ターボポンプ単体試験（その6-2）を計2回実施
11月19日～2021年4月8日……種子島宇宙センターにおいて第1段エンジンLE-9技術データ取得燃焼試験を計9回実施



2021年

- 3月12日、4月1日……角田宇宙センターにおいて第1段エンジンLE-9ターボポンプ単体試験（その7）を計2回実施
- 3月17日～18日……種子島宇宙センターにおいて、極低温点検（F-0）を実施
- 6月26日、7月13日……角田宇宙センターにおいて第1段エンジンLE-9ターボポンプ単体試験（その7-2）を計2回実施
- 6月30日～10月19日……種子島宇宙センターにおいて第1段エンジンLE-9認定型#2エンジン燃焼試験を計5回実施
- 12月9日～18日……角田宇宙センターにおいて第1段エンジンLE-9ターボポンプ単体試験（その8）を計3回実施

2022年

- 1月21日……2021年度の試験機1号機の打ち上げ見合わせを発表
- 3月23日～6月29日……種子島宇宙センターにおいて第1段エンジンLE-9翼振動計測試験・技術データ取得試験を計6回実施
- 7月3日～9日……角田宇宙センターにおいてLE-9ターボポンプ単体試験（その9）を計2回実施
- 7月20日～8月14日……種子島宇宙センターにおいてLE-9認定型#3エンジン燃焼試験を計5回実施
- 9月6日、12日……種子島宇宙センターにおいて試験機1号機用LE-9エンジン（1基目）領収燃焼試験を実施
- 9月29日……角田宇宙センターにおいてLE-9エンジンターボポンプ単体試験（試験機2号機以降に向けた最適な仕様を選定するためのデータ取得）を実施
- 10月3日……種子島宇宙センターにおいて試験機1号機用LE-9エンジン（2基目）領収燃焼試験を実施
- 10月23日～11月10日……種子島宇宙センターにおいてLE-9認定型エンジン燃焼試験を計4回実施
- 11月6日……種子島宇宙センターにおいて第1段実機型タンクステージ燃焼試験（CFT）を実施
- 12月10日……角田宇宙センターにおいてLE-9エンジンターボポンプ単体試験（試験機2号機以降に向けた最適な仕様を選定するためのデータ取得）を実施

2023年

- 1月8日……種子島宇宙センターにおいて試験機2号機用LE-9エンジン（1基目）領収燃焼試験を実施



5 H3ロケットの概要

5.1 機体名称

日本語名称：H3 ロケット（エイチ・スリー・ロケット、英数字は半角、H3 とロケットの間にスペースなし、短縮形：H3）
英語名称：H3 Launch Vehicle（短縮形：H3）

選定理由

- ・大型の液体酸素 / 液体水素ロケットの系譜（“H”を継承）。
- ・H-IIA が H-II の改良型であるのに対し、コンセプトを根本から見直したロケットであることから「H-IIC」とはしない。
- ・国際競争力の要素である、信用度の確保（“H”を継承）。
- ・ローマ数字（III）ではなくアラビア数字（3）とした理由は以下のとおり。
 - II と混同しない明確さ
 - 報道などでの実質的な認知度・知名度

5.2 機体概要

H3 は全長約 63m、直径約 5.2m で、サッカーコートの横幅（64m）とほぼ同じ大きさをもつ。

H3 の大きな特長は、機体の設計は共通なまま、第 1 段メインエンジン「LE-9」の基数や固体ロケットブースター「SRB-3」の本数の組み換え、衛星フェアリングの種類を変えることで、多種多様な大きさ、質量の衛星を打ち上げることができる。

機体形態は「H3-abc」で表し、

- a：第 1 段メインエンジン（LE-9）機数（2、3 基）
- b：固体ロケットブースター（SRB-3）本数（0、2、4 基）
- c：フェアリングのサイズ（L：Long/S：Short）

となっている。

このうち、最小形態となるのは「H3-30S」で、太陽同期軌道（500km × 500km）に 4t 以上の打ち上げ能力をもつ。この軌道は情報収集衛星や地球観測衛星など官需ミッションの需要が高く、また民間の衛星事業者でも需要が高まっている。従来の H-IIA 202 形態では能力が過剰だったが、H3-30 は最適な能力をもち、その結果より安価に打ち上げられるようになる。

商業ミッションには「H3-22L」、「H3-24L」の使用を想定している。主に 22 は中型の静止衛星の打ち上げに、24 は質量 6t 級の大型の静止衛星や、小型衛星を複数機まとめて打ち上げる需要に対応する。24 は H-IIA よりも打ち上げ能力が大きくなり、衛星打ち上げの対応範囲が広がることになる。

また、商業衛星の打ち上げ需要が多い静止トランスファー軌道へは、欧州の「アリアン 5」ロケットなどと同等の、静止化増速度量 $\Delta V=1500\text{m/s}$ の条件の軌道に投入することができる。



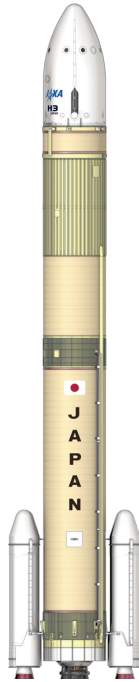
さらに、国際宇宙ステーション（ISS）に物資を補給する補給機「HTV-X」も 24 形態で打ち上げを想定している。

衛星搭載構造（PAF）には、標準的なクランプバンド（留め具）径である直径 937mm、1194mm、1666mm の衛星分離部を用意。大型衛星を 1 機打ち上げから、近年拡大しつつある小型衛星の多数機の打ち上げにも、専用搭載構造を準備し柔軟に対応できるようにしている。

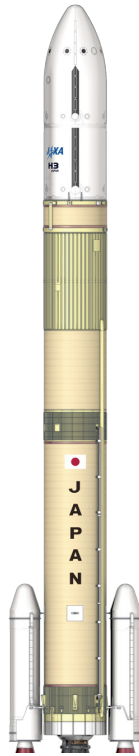
H3-30S



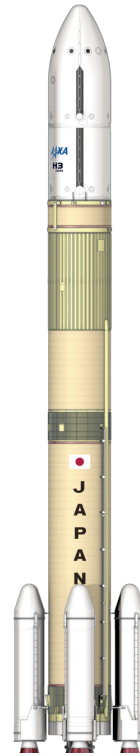
H3-22S



H3-22L



H3-24L



H3 ロケットのラインアップ

5.3 諸元

全長……63m (ロングフェアリングの場合)、57 m (ショートフェアリングの場合)

全備重量……572t (H3-24L)、420t (H3-22L)、419t (H3-22S)、270t (H3-30S)

衛星搭載

フェアリング……ショート (S) / ロング (L)

PAF……直径 937mm / 1194mm / 1666mm

| | 固体ロケットブースター | 第 1 段 | 第 2 段 |
|-------------|-----------------|---------------------------------|----------------------------|
| エンジン / モーター | SRB-3 × 0/2/4 本 | LE-9 × 2/3 基 | LE-5B-3 × 1 |
| 全長 [m] | 15 | 37 | 12 |
| 直径 [m] | 2.5 | 5.2 | 5.2 |
| 全備質量 [t] | 76.2 (1 本) | 240 | 27 |
| 推進剤質量 [t] | 67.2 (1 本) | LOX 193 LH2 32 | LOX 20 LH2 4.5 |
| 真空中推力 [kN] | | 1472/ 基 (100%)、 927/ 基 (63%) | 137 |
| 海面上推力 [kN] | 2158/ 本 | 1221/ 基 (100%)、 669/ 基 (63%) | |
| 燃焼時間 [s] | 約 110 | 約 300 | 約 686 |
| 推進剤 | 固体 コンポジット推進薬 | 液体酸素 / 液体水素 | 液体酸素 / 液体水素 |
| 比推力 [s] | 283.6 | 425 | 448 |
| 姿勢制御方式 | なし | ジンバル (TVC) | ジンバル (TVC) ガスジェット (RCS) |

5.4 打ち上げ能力

H3 は固体ロケットブースターの有無や装着本数、フェアリングの選択により、小さな衛星から大きな衛星まで、さまざまな軌道へ向けて、最適かつ柔軟に打ち上げられるようになっている。

また、静止衛星を打ち上げる際に投入する静止トランスファー軌道へは、従来の H-IIA では、種子島宇宙センターの緯度が高いことなどから、デファクト・スタンダードとなっている静止化増速量 $\Delta V=1500\text{m/s}$ の軌道に、あまり重いものを打ち上げることができなかった。

そこで H3 では、打ち上げ能力の向上により、 $\Delta V=1500\text{m/s}$ の静止トランスファー軌道に 6.5t 以上の衛星を投入することができるようにする。

| | |
|----------------|---------------------------------------|
| SSO (高度 500km) | 4t 以上 |
| GTO | 6.5t 以上 ($\Delta V=1500\text{m/s}$) |

- 地球低軌道……地上から高度数百 km を回る軌道の総称。とくに、射場から真東方向に打ち上げた場合に投入される軌道、すなわちそのロケットの最大能力を指すことが多い
- 太陽同期軌道 (SSO) ……地球低軌道のひとつで、高度数百 km を南北に回り、なおかつ衛星と太陽の位置関係が常に同じになるように周回できる軌道。衛星の軌道面にあ、たる太陽からの光の角度が同じ、つまり同一地域を通過する時間 (太陽方位角) が同じになり、太陽光の当たる向きが常に一定になる。このため、地表を撮影した画像の解析がしやすくなるという利点があり、地球観測衛星の運用に適している
- 静止トランスファー軌道 (GTO) ……ロケットが静止衛星を打ち上げる際に、衛星を投入する静止軌道の一手手前の軌道。静止衛星は静止トランスファー軌道から静止軌道へ自力で乗り移る必要があるため、そのための増速量 (ΔV) が少なく済むよう、なるべく静止軌道に近い静止トランスファー軌道に投入できるロケットが好まれる。

5.5 種子島宇宙センター

H3 は、鹿児島島の南に浮かぶ種子島にある、JAXA 種子島宇宙センターから打ち上げる。サンゴ礁とエメラルド・グリーンの海が見える海岸線に面しており、「世界一美しいロケット発射場」とも呼ばれる。

同センターは 1969 年 10 月に開設。小型の実験ロケットの打ち上げから始まり、N-I、N-II、H-I、H-II、J-I、そして H-IIA/B といった、主に実用衛星を打ち上げるための中型、大型ロケットを打ち上げてきた。

センターの総面積は約 970 万平方 m。「大型ロケット発射場」をはじめ、「衛星組立棟」、「衛星フェアリング組立棟」などのいくつかの設備があり、人工衛星の最終チェックからロケットへの搭載、ロケットの組み立て・整備・点検・打ち上げ、打ち上げ後のロケットの追跡まで一連の作業を行っており、日本の宇宙開発において人工衛星打ち上げの中心的な役割を果たしている。



H3 ロケットを打ち上げる、種子島宇宙センターの大型ロケット発射場

6 LE-9エンジン

6.1 LE-9エンジンとは

LE-9エンジンは、H3の第1段メインエンジンとして開発中の新型ロケットエンジンである。開発はJAXAを中心に、三菱重工とIHIが参画している。

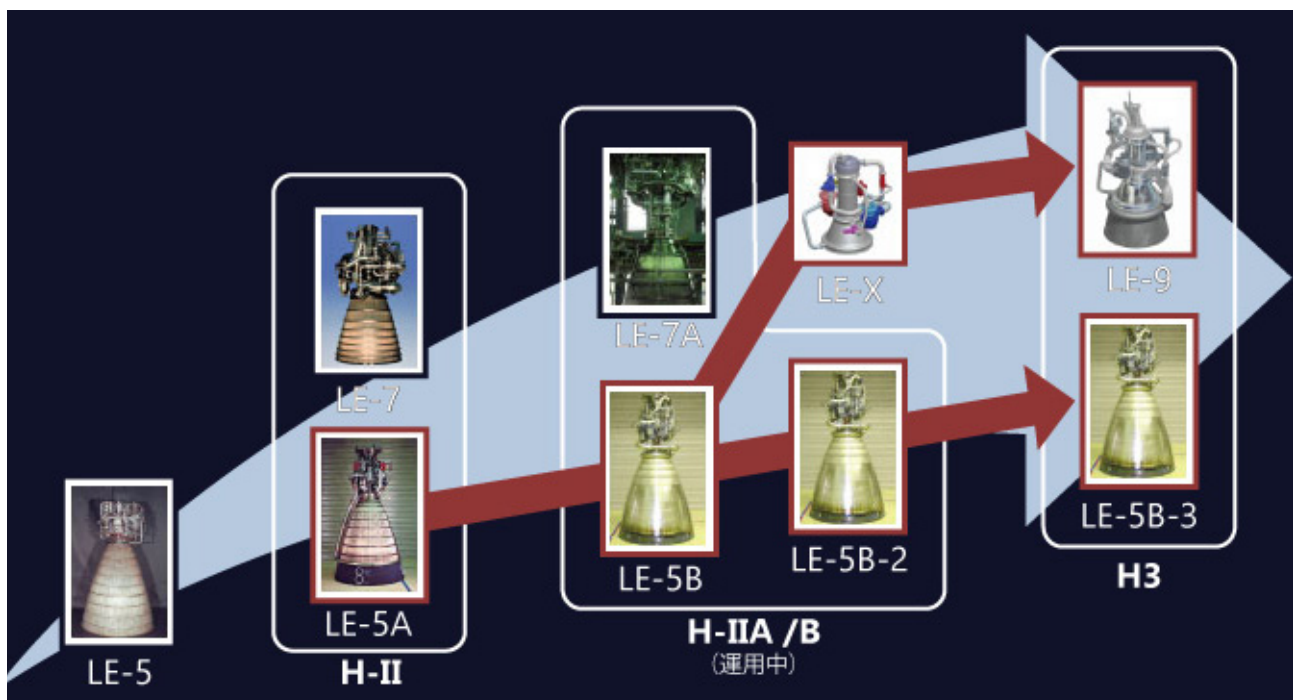
燃料に液体水素、酸化剤に液体酸素を使用し、打ち上げる衛星の質量や投入軌道に合わせて、LE-9を2基、ないしは3基をクラスター化して装着する。

これまで日本がつちかってきたロケットエンジン技術を集結するとともに、新たな技術にも挑戦し、H3が目指している柔軟性・高信頼性・低価格を高いレベルで実現することを目指している。

LE-9の推力は、現行のH-IIAの第1段メインエンジン「LE-7A」と比べ、約1.4倍にパワーアップ。これにより、H-IIAやH-IIB以上の高い打ち上げ能力を実現する。

この大推力エンジンを安価かつ信頼性高く実現するために、これまでのロケット開発・運用で知見を得てきた、日本独自の「エキスパンダー・ブリード・サイクル」方式のエンジンシステムを採用。さらに3D造形（3Dプリンター）や世界初の大型電動弁による可変推力技術などの新技術も導入し、高信頼性と低コストを両立させている。

6.2 系譜



LE-9に至る、日本の液体ロケットエンジンの系譜

6.3 エクスパンダー・ブリード・サイクル



LE-9 エンジン

LE-9は、エクスパンダー・ブリード・サイクルと呼ばれる日本独自のロケットエンジン技術を、初めて第1段向けの大推力エンジンとして採用する。

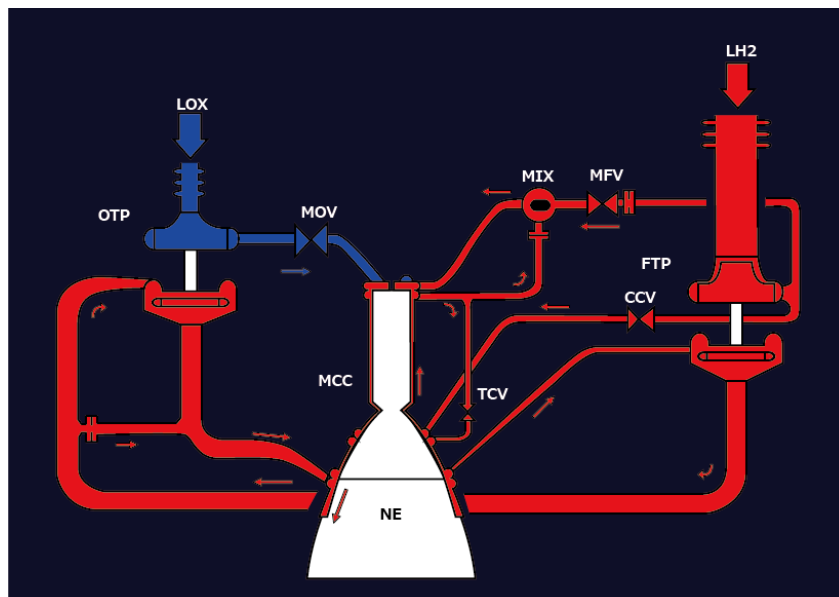
現行のLE-7Aが採用している「二段燃焼サイクル」は、まずプリバーナーという副燃焼室（小さな燃焼室）で推進剤を燃やして、そのガスでエンジンの駆動源となるターボポンプを動かす。そして推進剤をタンクからエンジンの主燃焼室に送り込むとともに、ターボポンプを動かしたガスも主燃焼室に送り込んでいっしょに燃焼させる。推進剤を2段階で完全に燃焼させることから、この名がある。

この仕組みは、推進剤をいっさい無駄にすることなく噴射に使えるため、効率の良いエンジンにできるという長所がある。しかし、エンジンの中にもうひとつエンジンがあるようなものなので、構造が複雑になり、また各所にかかる圧力や温度の条件が厳しく、どこかで不調が起きると途端に爆発する危険性がある。さらに、エンジン起動のタイミングの制御も難しいなど、短所もある。

一方、LE-9で採用するエクスパンダー・ブリード・サイクルは、燃料である液体水素を燃焼室やノズルの冷却に使うと同時に、ガス化させて温度を上げ、そのガスでエンジンの駆動源となるターボポンプを動かすという、シンプルな仕組みをしている。

効率は二段燃焼サイクルほど高くはないものの、プリバーナーがいらないなど構造が単純で、エンジン全体のパーツ数を減らすことができた。また推進剤の漏洩やターボポンプの異常時などに全系がパワーダウンし、カタストロフィックな状態に至り難い本質安全性を有する異常な燃焼状態になりにくいなどの特長があり、高信頼性と低価格を高いレベルで両立させることができる。

このサイクルの技術は、H-IIロケットの第2段エンジン「LE-5A」で初めて実用化し、H-IIA/Bの第2段エンジン「LE-5B」にも採用。また、日本以外での開発、採用例はない。日本が独自に、長年つちかってきた技術をもって、LE-9の開発を行っている。



LE-9の系統図

6.4 新技術の導入

LE-9 において導入した新技術の代表的なものとしては下記があげられる。

- 大推力エキスパンダーブリードサイクル
- 3D 造形
- 世界初の大型電動弁による可変推力

大型エキスパンダーブリードサイクルを実現させるため、燃焼室の長大化を図っている。タービン駆動に必要なエネルギーを得るため、燃焼室の冷却に使う水素の吸熱量を高めるための対策である。この長大化の実現のため、型鍛・フローフォーミングを用いた大型素材整形を採用した。

3D 造形（3D プリンター）による製造部品は、開発ステップ上、試験機 1 号機からバルブ、燃焼室、配管等に適用し、今後、噴射器やその他の構造体に適用範囲を拡大する計画である。ロケット部品には形状が複雑で溶接やボルト締結で多数の部品を結合している部品も多かった。これらを 3D 造形で一体で成形することで大幅な部品点数削減、コスト削減を実現する。

世界初の大型電動弁による可変推力技術は、試験機 1 号機から適用される。従来のヘリウムガス作動を利用したバルブから、電動バルブに切り替えたことにより、系統はシンプルになりコスト削減が図れるとともに、技術的には細かなバルブ開度調整、それによるエンジン推力調整が可能となる。フライトでのスロットリングによる推力制御はもとより、開発段階、製品の検査としての燃焼試験においても複数の作動点での確認が一度にできる、作動点の実証点数が格段に増えるなど、試験プロセスの革新が図れている。試験機 1 号機では、飛行計画上スロットリングは不要であるが、今後の柔軟な飛行計画に対応できる技術である。



7 SRB-3/フェアリング

7.1 SRB-3



2019年8月21日に実施した、H3 ロケット用固体ロケットブースター（SRB-3）認定型モーターの地上燃焼試験の様子

— 7.1.1 SRB-3とは

SRB-3 は、H3 の固体ロケットブースターである。開発、製造は IHI エアロスペースが担当する。

SRB-3 は、H3 の最小構成（H3-30）では装着しないが、大きな打ち上げ能力が必要となる場合に使われる H3-22 では 2 本、さらに大きな能力をもつ H3-24 では 4 本装着する。

ミッションに合わせて装着本数を変えられることで、さまざまな衛星の打ち上げに柔軟に応えられるようになっている。

現在の H-IIA には、「SRB-A」という固体ロケットブースターを用いている。SRB とは Solid Rocket Booster の略で、先代の H-II ロケットが装着していた SRB に続く改良型という意味で "A" を冠している。

SRB-3 は、H3 のブースターであること、SRB から数えて 3 代目であることなどから、「3」という数字を冠している。

SRB-3 は、SRB-A の改良型であり、直径は同じ 2.5m、固体ロケットにとっての機体にあたるモーターケースの大きさもほぼ同じである。推力や燃焼時間はわずかに違いがあるが、これはそれぞれのロケットの特性に合わせて、燃焼パターンを変えている（推進薬の形状を変えるなど）ため、ブースター がもつ能力そのものには大きな違いはない。

また、SRB-A では可動式だったノズルを固定式にしている。

さらに SRB-3 は、将来的に「イプシロン S」ロケットの第 1 段にも適用し、シナジー効果による信頼性向上、コスト低減を図る。

— 7.1.2 改良点

モーターケースの国産化

SRB-3 の大きな改良点のひとつは、モーターケースを国産化したことにある。

SRB-A では、モーターケースに炭素繊維複合材（CFRP）のフィラメント・ワインディング方式を採用し、構造の簡素化や性能向上を図った。ただ、短期間で開発が求められたため、当時米国にあったモーターをベースとして設計しており、ライセンス料も支払っていた。また製造装置も海外製だった。

SRB-A の開発後、「M-V」ロケットや「イプシロン」ロケット上段のモーターケースの開発などを経て、日本国内で大型の CFRP 製モーターケースを設計、開発し、そして安定した品質で製造する技術を確認。それを受け、SRB-3 では国産化が果たされることになった。

国産化により、ライセンス料の支払いなどが不要になり、コストダウンを実現。そして設計や、使う材料の自在性が増し、ロケットの開発に自由度が生まれることになった。

結合・分離方法の改良

もうひとつの大きな改良点は、ブースターと第 1 段機体との結合・分離方法を刷新したことである。

H-IIA や H-IIB の SRB-A は、モーターケースの上下にアルミ合金製のアダプターを取り付け、「スラストストラット」と「ヨープレス」と呼ばれる、計 6 本の白い棒のような部品によって、第 1 段機体との結合、分離を行っていた。このうちスラストストラットは、SRB-A の推力を第 1 段機体に伝える役割を、ヨープレスはヨー方向（左右に振る方向）の動きを伝える役割をもつ。ブースター燃焼終了後には、まず分離するための小さなロケットモーターに点火し、ほぼ同時にヨープレスを火工品（火薬）で切断。直後にスラストストラットも切断し、第 1 段機体下部と SRB-A の上部を支点として分離する。

SRB-A のモーターケースを構成する CFRP は、高い強度と軽さを合わせもった素材ではあるものの、どこかか所に力が集まることに弱く、ボルトを使って直接結合するようなことはできない。そこで、計 6 本の棒を使って巧みに力を分散させ、結合しているのである。

しかし、これらは 1 本あたり電柱ほどの太さがあるため重く、また、分離時に切断に失敗すれば、ブースターの分離ができず、打ち上げが失敗するリスクもある。

そこで H3 では、この結合・分離方式を見直し、新しい、そしてシンプルな方式を採用する。

まず、ブースターから第 1 段機体に推力を伝える部品は、「スラストピン」と呼ばれる単一の部品のみとする。スラストピンは金属製の円柱形をした部品で、ピンという文字どおり簡単な留め具のようになっており、第 1 段機体と結合はされず、ただ穴に嵌っているだけのような状態にある。

もちろん、このスラストピンを直接 CFRP 製のモーターケースにくっつけると壊れてしまうため、ブースターの下部には金

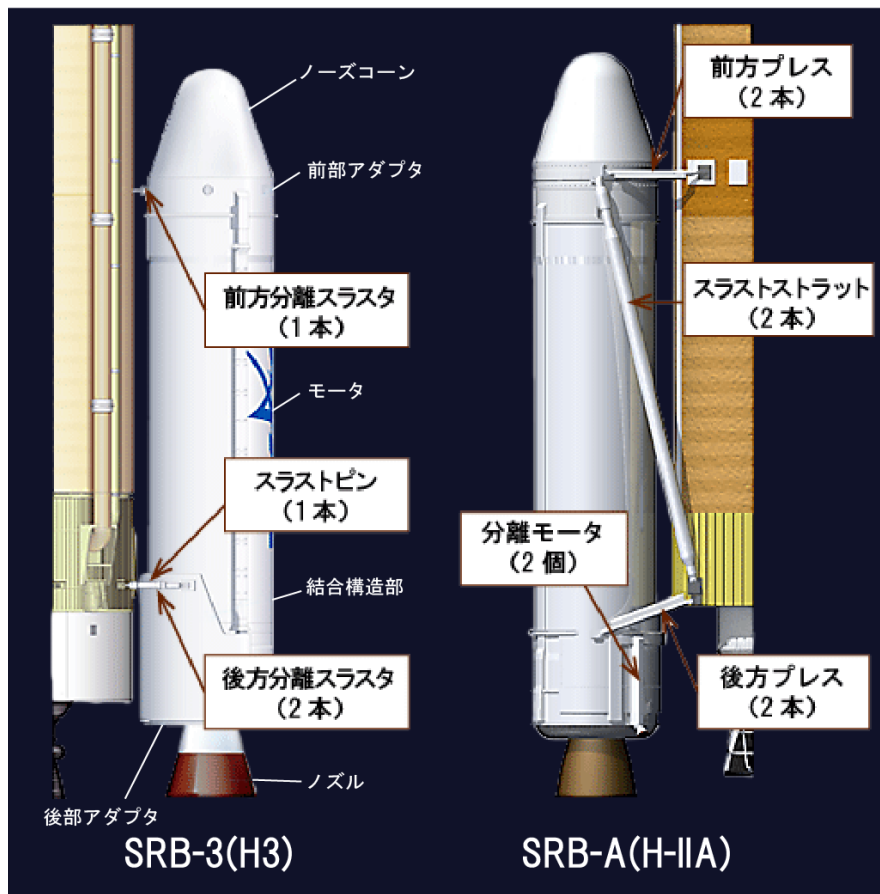
属製の「結合構造部」という頑丈な部分があり、この部分がスラストピンを介して、第1段機体にブースターの推力を伝えるようになっている。

そして結合と分離は、ブースターの上下に取り付けられた「ガスアクチュエーター（分離スラスタ）」という部分が担う。ガスでピストンを押し出すような装置で、ロケット本体との結合時は棒の状態でしっかりつながっているものの、分離時には内部でガスを発生させ、ピストンを押し出し、第1段機体を蹴飛ばすようにして離れるようになっている。

これにより、スラストストラットや分離モーターは不要になり、第1段機体との結合箇所も削減。結合・分離機構を簡略化して軽くなったことで性能も上がり、コストダウンにも寄与している。

同様の分離機構は、米国の「アトラスV」ロケットのブースターや、かつてH-IIAで使われていた固体補助ロケット（SSB）に採用されている。ただ、どちらもブースターは比較的小さく、SRB-3ほどの大型モーターで採用された例はない。そのため世界的に見ても新規性のある開発だった。

こうした、シンプルな結合・分離機構が実現したのは、モーターケースを国産で造れるようになったことが最も大きい。設計に自在性ができたことで、最適な仕組みを取り入れることができた。



7.2 フェアリング



2019年12月17日に実施した、H3 ロケット用フェアリング分離放てき試験の様子

衛星フェアリングは、ロケットが大気中を飛行する際の風圧や、空気との摩擦熱から衛星を守るためのカバー（覆い）である。開発、製造は川崎重工が担当する。

H3では、フェアリングのサイズによって「L (Long)」、「S (Short)」の3種類を用意する。Sは主に中型衛星の打ち上げに用いる。LはSの約2倍の長さ（16.4m）をもち、大型の衛星や、複数の衛星の搭載時に用いる。

— 7.2.1 改良点

形状の変更

H-IIA/Bのフェアリングは、先端が直線的なコーン形状だったのに対して、H3ではなだらかな曲線を描く、オジャイブ（ダブルコンター）形状にする。これにより、空力性能の向上を図る。

自動積層装置 AFP の導入

構体パネルの製作費の低減と生産機数の増加に対応するため、自動積層装置（Automated Fiber Placement、AFP）を導入し、CFRPを低コストで積層することを実現。

脱オートクレーブ接着技術の活用

H-IIA/B のフェアリングは、構体パネル同士の結合をボルトとナットで行っているが、H3 ロケットでは質量とコストを同時に低減するため、接着技術を最大限に活用することとして、脱オートクレーブ接着技術を適用。

水没化

ロケットから分離されたフェアリングは、海上に着水することになるが、従来のフェアリングの内部が空洞であるため、沈まずに浮遊してしまう。そのままでは船舶の航行に支障を与えたり、沿岸部に漂着したりする恐れがあることから、船で回収していた。そこで H3 では、海水を流入させて水没するようにし、回収の手間を省く。これにより、コストダウンを図る。

シート式断熱材

H-IIA のフェアリングでは、ガラスマイクロバルーン入りシリコン断熱材を専用の塗装ブースでスプレー塗布していたが、乾燥に時間がかかるため、製造機数の増加に伴い塗装ブースが製造の制約になることがあった。そこで H3 では、あらかじめシート状に成形されたシリコンフォームを接着剤で貼り付ける方法を開発。これにより、組立エリア内での断熱施工が可能になり、製造工程の制約の解消につながる。

クイックアクセスドア

H3 では、ロケットや衛星の整備時間を短縮するため、フェアリングにあるアクセスドアのクローズ時間を短くする工夫を取り入れる。

シナジー効果の発揮

こうした改良点のうち、「水没化」、「シート式断熱材」、「クイックアクセスドア」については、もともとイプシロン用のフェアリングで開発されたもので、改良を加えたうえで、H3 へ受け継がれることとなった。さらに、H3 のフェアリング開発で得た技術もまた、イプシロンの発展型「イプシロン S」ロケットにも適用。こうした H3 とイプシロンとの間のシナジー効果により、今後も効率的にフェアリング技術を発展させることとなっている。

8 LE-5B-3

8.1 LE-5B-3とは

「LE-5B-3」は、これまで日本が培ってきた第 2 段エンジン技術を踏襲し、H3 ロケット用に新たに開発したエンジンである。

元となった「LE-5B-2」エンジンは、H-II ロケット用に開発した「LE-5A」エンジンと同様に軌道上で複数回燃焼させることができる複数回着火機能を持ち、「H-IIA / H-IIB ロケット」の第 2 段エンジンとして適用している。

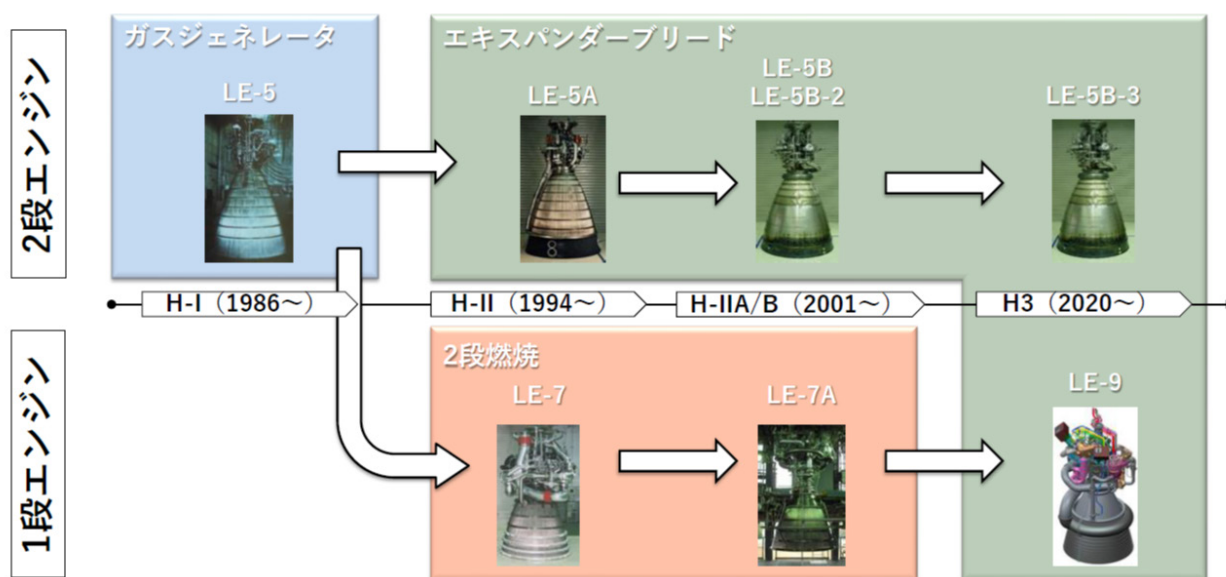
H3 に装備する LE-5B-3 は、H3 が目指す要求に対応するため、従来の LE-5B-2 エンジンから低燃費化・長寿命化を図っている。その実現のため、熱交換によって燃焼室を冷却したあとの高温水素ガスと、ポンプから直接供給される低温の液体水素を混合させる「ミキサー」と呼ばれる配管と、液体水素ターボポンプ（FTP）のタービンを改良を行った。

ミキサーの改良では、高温水素ガスと液体水素の混合を改善することで、燃焼室内の燃焼温度むらを抑え、燃焼室の熱交換特性を向上させた。これにより、ターボポンプを駆動するために必要な水素ガスの量を減らし、低燃費化を図っている。具体的には、比推力と呼ばれる燃費の指標を LE-5B-2 の 446.6 秒から 448.0 秒へ向上させる。

また、H3 では 2 段エンジンの作動時間が LE-5B-2 の 534 秒から 740 秒に延長されるため、FTP タービンが高サイクル疲労によって損傷しないように、FTP タービンに作用する圧力や温度の変化を低減するタービン構造に改良することで、高サイクル疲労を抑制し、長寿命化を図っている。

この他にも「LE-5B-3」エンジンでは信頼性向上や低コスト化を目的とした改良を行っている。

LE-5B 系のエンジンではエキスパンダー・ブリード・サイクルを採用しており、燃焼室の冷却に使った推進薬（液体水素）をターボポンプ駆動用のタービンガスとして使うユニークな燃焼サイクルをしている。H3 ロケットの第 1 段エンジンとして採用された「LE-9」も同じ燃焼サイクルを採用しており、より大推力が出るよう大型化している。



8.2 主要諸元

| | |
|------------------|-----------------|
| 真空中推力 | 137kN |
| エンジン混合比 | 5 |
| 真空中比推力 | 448sec |
| エンジンサイクル | エキスパンダブリードサイクル |
| 推進剤 | LH2/LOX |
| 膨張比 | 110 |
| LH2 ターボポンプ駆動ガス温度 | 約 400K |
| LH2 ターボポンプ回転数 | 約 52,000 回転/min |
| LOX ターボポンプ回転数 | 約 18,000 回転/min |

| | |
|----------------|----------|
| 全長 | 約 2.8m |
| 質量 | 約 300kg |
| 最大径 | φ 1690mm |
| 燃焼秒時 (100%推力) | 740 秒 |
| 燃焼秒時 (アイドルモード) | 250 秒 |
| 着火回数 | 3 回 |

9 推進系/構造系/電気系

ロケットは大きく、「推進系」、「構造系」、「電気系」という3つのサブシステムと呼ばれる要素から構成されている。H3ではこれらのサブシステムについて、簡素化、汎用化、共通化を考慮している。

9.1 推進系

推進系とは、その名のとおりロケットを推進させるためのサブシステムで、ロケットエンジンや推進剤を入れておくタンク、エンジンの性能や推進剤の流れをコントロールするためのバルブや圧力センサーなどを含めたシステムの総称である。

前述のように、エンジンには部品一体化による点数削減、最終製品形状に近い素材を準備することによる材料の歩留り改善と加工費削減、加工を容易化する形状の採択、工程自動化などによる簡素化を図っている。たとえばエンジンには、近年急速に普及が進む3Dプリンターによる部品製作を導入している。

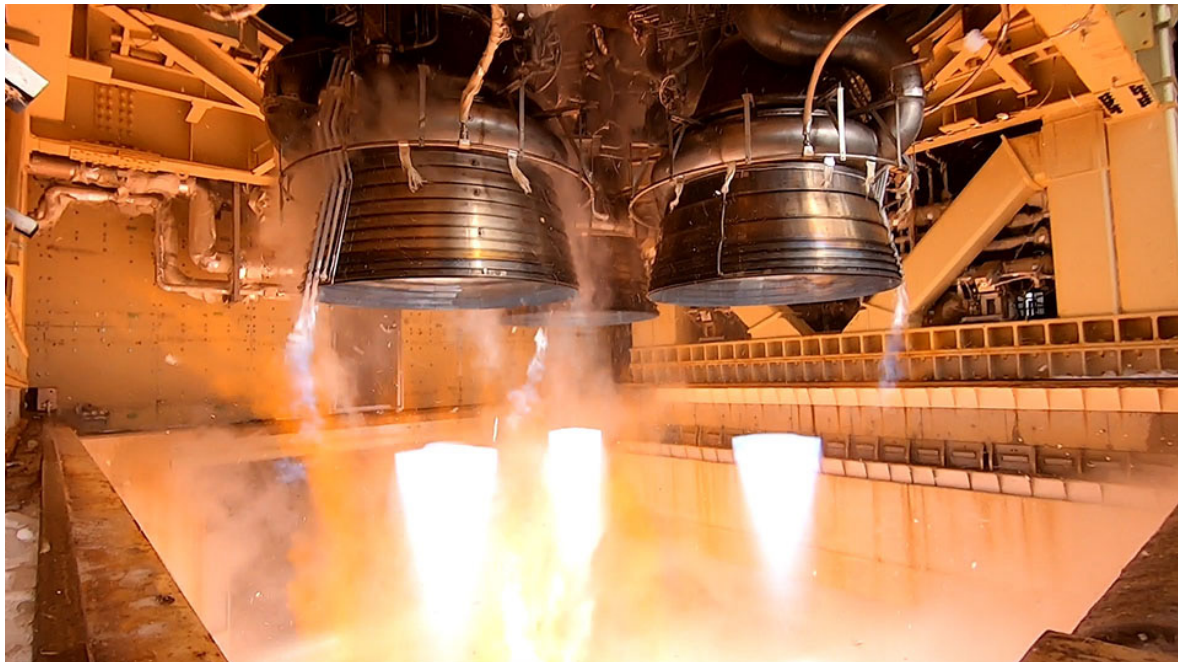
汎用化としては、バルブやセンサー類に民生部品（航空機用・自動車用部品）を適用。宇宙用部品は特殊仕様で、使用個数も少なく非常に高価であるため、信頼性が高く安価な民生部品を適用できる効果は大きい。民生部品適用については、部品選定基準や安全基準にも関連するため、適用にあたってはJAXAと民間企業が連携して評価を進めた。

共通化としては、駆動エネルギー源の共通化としてバルブやアクチュエーターの電動化が挙げられる。従来は高圧ガスや油圧を使っていたが、これらが不要となることで、システムの簡素化、それによる信頼性や性能の向上、低コスト化を図っている。

推進系の試験は、JAXAの種子島宇宙センター（鹿児島県）、角田宇宙センター（宮城県）のほか、実機に使うバルブやセンサーなども組み合わせた推進システムとしての試験は三菱重工田代試験場（秋田県）でも行った。

とくに田代試験場では、1段推進系開発の山場のひとつである「第1段厚肉タンクステージ燃焼試験（BFT）」を実施。推進薬タンクとエンジンを組み合わせ、飛行時の圧力や温度を地上で模擬した総合的な燃焼試験で、タンク以外は実機と同じ構成部品を使用し、LE-9エンジンは実機と同じ2基もしくは3基を束ねて燃焼させる大規模な燃焼試験となった。

BFTは2019年1月から始まり、2020年2月13日までに計8回の試験を行い、無事に完了した。



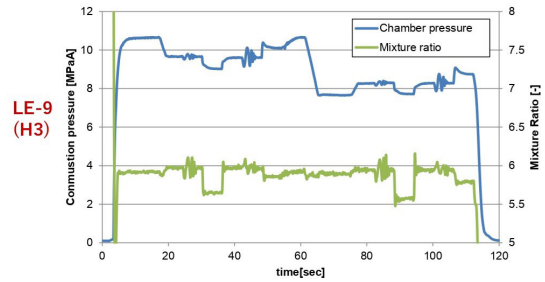
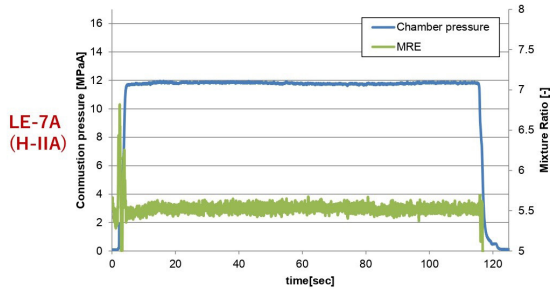
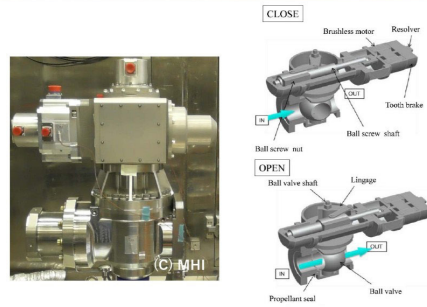
電動バルブ

■ 試験プロセスの革新

- フィードバックによる目標作動点への制御
- 開発試験：複数の試験の統合（効率化）
- 製造試験：試験回数の削減（再調整不要化）

■ 自動点検

- 製造期間、射場での整備期間の短縮



9.2 構造系

構造系とは、ロケットを形づくる外枠や、フェアリング、段間部、また搭載機器を支えたり固定したりする部分の総称である。

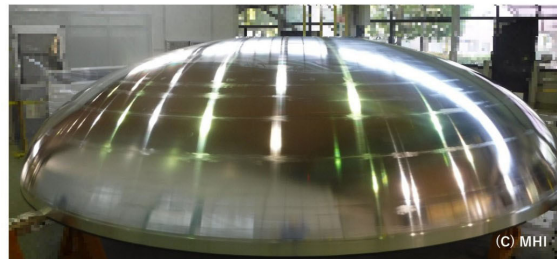
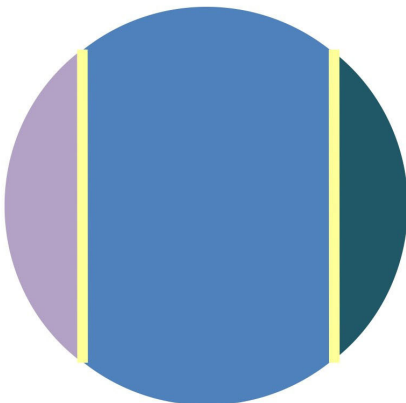
H3においては、まず推進剤タンクにおいて、H-IIBの開発で獲得したドーム成形技術を発展させ、一体成型範囲を広げた「一体成型ドーム」とすることで部品点数を削減し、コスト低減を実現した。

そのほか、第1段エンジンを取り付けるエンジン部や、第1段と第2段の間にある段間部など主構造体組み立てに、自動穴明け・打錠機を使用することなどによっても低コスト化を実現している。

タンクドーム

■ タンクドーム成形用素材準備

- 特殊な大型サイズの板材の代わりに汎用サイズの板材を溶接



9.3 電気系

電気系とは、ロケットの姿勢制御を行うためのセンサーや計算機、地上との通信機器などのことを指す。英語ではアビオニクス (Avionics) と呼ぶ。

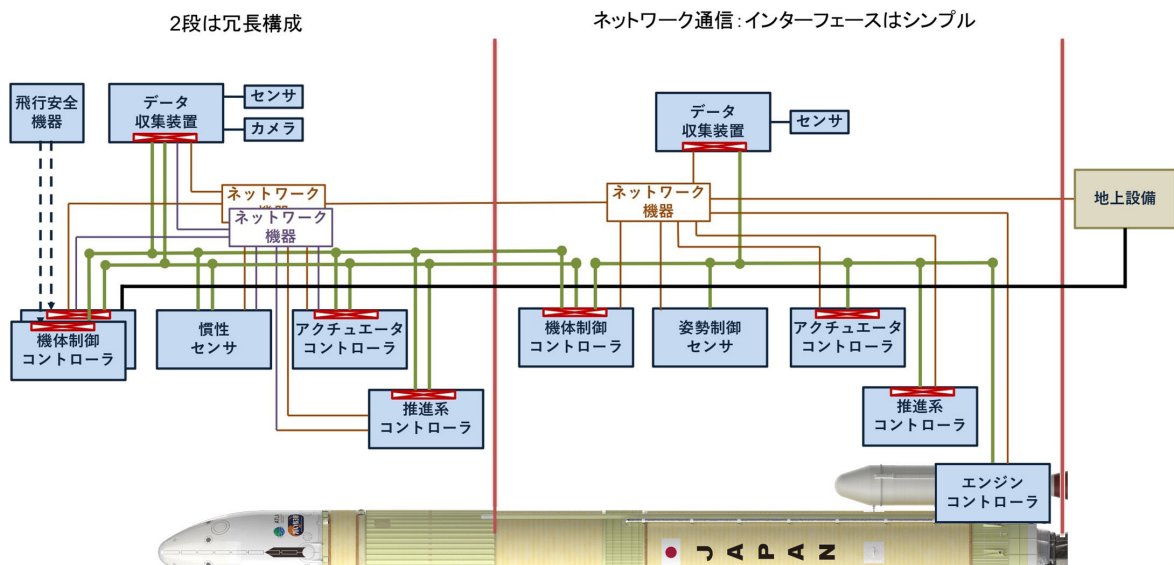
H3 においては、高い信頼性を低コストで実現するため、また短期間での機器更新に容易に対応するため、制御機能を分散させ、機器間をネットワークで接続する構成とした。H-IIA/B では、数多くあるセンサーと計算機、地上との通信機器とを直接ケーブルで結び、数値や情報を伝えていた。しかし、これでは大量のケーブルが必要になるため重くなり、また組み立て時の接続作業や点検作業も膨大なものになっていた。

そこで H3 ではアビオニクスを構成する各機器をネットワーク接続し、基本的にはケーブル 1 本で済むようになった。これにより軽量化、組み立てや射場における点検と打ち上げの作業の簡素化、コスト低減を実現した。

また、各電気・電子機器には民生部品 (航空機用・自動車用部品) を最大限活用。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。

各電気・電子機器は、試作試験モデル (Bread Board Model、BBM) による成立性の目途付けを行ったあと、地上試験モデル (Engineering Model、EM) を経て、開発を完了した。

ネットワーク化



10 地上設備①（射点系設備）

ロケットは、エンジンや機体だけでは飛んでいくことはできない。機体の組み立てや移動に使う設備、ロケットに推進剤や電力を供給する設備、そして発射台などの地上設備があって、初めて宇宙へ向けて打ち上げることができる。

こうした地上設備のうち、ロケットが飛び立つ射点周辺にある設備を「射点系設備」、打ち上がったロケットを電波やレーダーで追尾したり、万が一の際に指令破壊するための信号を送ったりするための設備を「射場系・飛行安全系設備」と呼ぶ。

10.1 射点系設備

H3 ロケットの打ち上げを行う種子島宇宙センターの射点系設備は、多くのを H-IIA/H-IIB から流用しつつ、一部を新たに製造した。

竹崎発射管制棟（LCC）

H-IIA/B では、発射官制棟（LCC）は射点内の整備組立棟（VAB）の近くに位置していたが、H3 では射点から約 3km 離れた竹崎地区に「竹崎発射官制棟」を新設した。近くには、ロケットの打ち上げ作業全般の指令管制を行う「竹崎総合指令棟（RCC）」があり、その隣に設置することで連携を密にする。

また、自動化などによる省力化も果たし、発射管制を行う人員を H-IIA に比べ 3 分の 1 から 4 分の 1 程度に減らすことに成功した。



竹崎発射官制棟（LCC）

移動発射台（ML）

H-IIA/B では発射台を移動式とすることで、高い効率での連続した打ち上げを可能とした。H3 用 ML でもそのコンセプトは踏襲するとともに、H-IIB 用 ML と比べ、大きく 3 つの改良、改修を加えている。

地上風揺動対策

ロケット機体の移動時などに、ML のマストなどに風が当たると、その風の後流れの影響で機体が揺れることがある。H3 用 ML では、この揺れを最小限に抑えるため、マストの上部の断面形状を変更するとともに、左右に立つ 2 つのマストと連結するオーバブリッジを削除した。

開口部拡大・退避式発射固定台の採用

ML には、液体ロケットエンジンや固体ロケットブースターの煙（噴流）が流れる「開口部」と呼ばれる部分があるが、H3 用 ML ではそのサイズを大きくしている。具体的には、H-IIB 用 ML では各噴流に対して小さい開口部を 5 つ設けていたのに対し、H3 用 ML では大きな開口部を 1 つにしている。

これは次の 3 つの狙いがある。

1. 打ち上げ時の熱損傷を減らす

現行の H-IIA/B 用 ML から開口部を広く取ることで、打ち上げ時の噴流の熱などによる構造体の損傷を抑える。また、上部デッキにあった推進剤や高圧ガス、水などの配管や機体固定台をなくしたことで、打ち上げ後の補修が容易になり、打ち上げ間隔を短縮することができる。

2. 打ち上げ時の音響を低減する

射点には、打ち上げ時に発生する音響を抑えるために、水を大量に散水する注水システムを備えている。H-IIA/B ロケットでは ML にも注水装置があるが、H3 ロケットでは ML 開口部を大きくすることで発生する音を小さくし、それにより必要な注水量を減らすことに成功。ML から注水装置をなくし、注水システムの簡素化を図っている。

また、ML から注水装置をなくし、地上側だけに設置することで、ML が射点に到着したあとの水配管の接続作業が不要となり、運用性が向上している。

3. ロケットの支え方の変更

H-IIA/B 用 ML では、上面に設置した 4 か所の台座でロケット機体を支えていた。一方、H3 用 ML では大きくなった開口部の側面に取り付けた、4 か所の可動式の支持部でロケット機体を支える方式を採用している。これにより、H3 ロケットは ML の内部に沈み込んだ位置で固定できるようになり、H-IIB ロケットよりも全長が 6.4m 長く（高く）なっているにもかかわらず、既存の大型ロケット組立棟（VAB）で組み立てることができるようになっている。

また、支持部を ML の構造内に退避させることで噴流による損傷を防ぎ、打ち上げ後の補修作業を短縮することにも役立っている。

このように様々な工夫を施すことで、H3 ロケットでは打ち上げ後の設備補修にかかる期間を大幅に短縮することができ、従来約 2 か月必要であった打ち上げ間隔を 1 か月以下に抑えることができるようになっている。

ホールドダウンシステムの採用

H-IIA/B ロケットとは異なり、H3 ロケットでは、固体ロケットブースターがなく液体ロケットエンジンだけで飛ぶ機体形態（H3-30 形態）がラインアップにある。

これまでの H-IIA/B ロケットでは、液体ロケットエンジンが正常に立ち上がった状態でも固体モーターが“おもり”となり、固体モーターが点火するまでは機体は飛び上がりらないようになっていた。しかし、H3-30 形態ではおもりとなる固体ロケットブースターがないため、液体ロケットエンジンが立ち上がるまでの間、機体が飛び上がらないように押さえつける（ホールドダウンする）必要がある。



そのため、H3 用 ML ではホールドダウンシステムを採用。これにより、液体ロケットエンジンが正常に立ち上がったことを確認したうえで打ち上げられるようになり、高い信頼性を確保している。

なお、H3 用の新しい移動発射台は「ML5 (Movable Launcher 5)」と呼び、これまで使ってきた ML1 (H-IIA 用)、ML3 (H-IIB 用) の名前や伝統を踏襲したものとなっている。



H3 ロケット用新型移動発射台

移動発射台運搬車（ドーリー）

移動発射台運搬車（通称「ドーリー」）は、前述した ML と、その上に載ったロケットを、VAB から射点へと運ぶ役割をもつ。現在使用中のドーリーは製造から 20 年が経過することなどから、JAXA の要求に基づき、三菱重工が詳細仕様を決め、日本車輛製造が設計・開発、製造を行った。

運搬時には 2 台が協調して運転。1 台あたりの全長は約 25m、高さ・幅は約 3m。台車は 2 台が 1 組となって並走して H3 ロケットを運び、積載能力は 1460 トンにもなる。最高速度は約 2km/h で、VAB から射座までの約 500m の距離を、約 30 分かけて運ぶ。

運転席には人が乗車するものの、基本的には地面に埋め込まれた磁石をセンサーがたどることで自動運転する。

また、発射台と射座との間を配管などでつなぐ必要があることから、停止位置の誤差はわずかプラスマイナス 25mm（前後左右）に収まるようになっている。さらに水平精度は常に 0.2 度、つまりほとんど傾かずに、さらに加減速時の加速度は 0.08G 以下と、優しく安全に運べるようにも配慮されている。

くわえて、故障などにそなえ、高い信頼性、冗長性、メンテナンス性も兼ね備えている。さらに、各部のチェックを自動でできるようにしたり、部品の消耗度を管理するシステムを導入したりすることで、年間維持費を半減した。



H3 ロケット用新型移動発射台運搬台車（ドーリー）

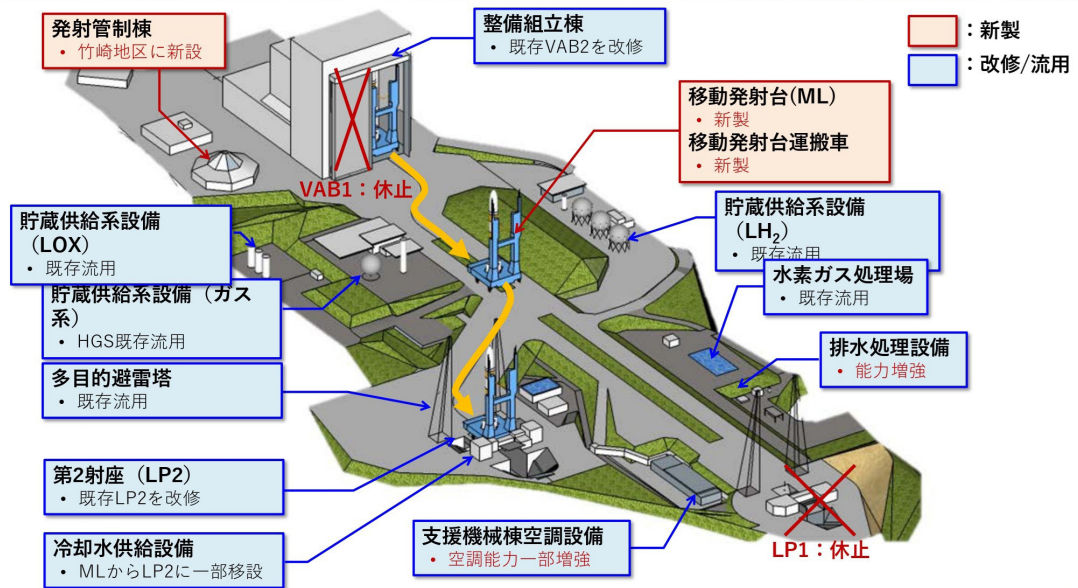
改修、流用

このほか、ロケットを組み立て、整備する整備組立棟（VAB）は、H-IIA で使っている既存の VAB のうち、北側にある VAB2 を改修したうえで流用。ML が設置される射座についても、従来 H-II/B で使ってきた第 2 射座（LP2）を改修、流用する。

排水処理設備や支援機械棟空調設備については能力を増強。ロケットの推進剤である液体酸素や液体水素の貯蔵・供給系設備や、ガス系の貯蔵・供給系設備、冷却に使ったり蒸発したりした水素ガスの処理場など、多くの設備についても既存のものを改修、流用している。

また、発射台と射座との間を配管などでつなぐ必要があることから、停止位置の誤差はわずかプラスマイナス 25mm（前後左右）に収まるようになっている。さらに水平精度は常に 0.2 度、つまりほとんど傾かずに、さらに加減速時の加速度は 0.08G 以下と、優しく安全に運べるようにも配慮されている。

射点系施設設備



老朽化との闘い

このように、H3 では多くの施設設備を改修、流用しているが、一方でこれらの老朽化も進んでいる。

とくに古いものは建設から約 20 年、比較的新しいものでも 10 年以上が経過しており、さらに同センターは海沿いに建っていることもあり、配管や弁の腐食が進行。2020 年 1 月には、配管の腐食が原因で、H-IIA ロケット 41 号機の打ち上げが延期となる事態も起きた。

現在は定期的に補修を行うことで維持しているが、宇宙開発予算を圧迫しつつあり、今後の H3 の安定的な運用、さらに次の世代の新型ロケットの開発に向けて、抜本的な刷新が求められている。

11 地上設備② (射場系設備)

11.1 射場系・飛行安全系設備の刷新

H3 は打ち上げ後、竹崎総合指令棟 (RCC) から管制 (飛行の状態を常に監視し、安全な飛行の確保や、打ち上げミッション達成確認など、さまざまな判断をすること) を受けながら飛行する。

そのため、飛行経路の下にあたる地域に、電波でロケットを追尾し、ロケットとの間の信号を送受信する「追尾局」を設置している。地球は丸いが、電波はまっすぐには飛ばない。そのため、国内外にある複数の追尾局を使い、リレーのバトン渡しのように順番に追尾を行う。こうした追尾のための施設設備のことを「射場系・飛行安全系」と呼ぶ。

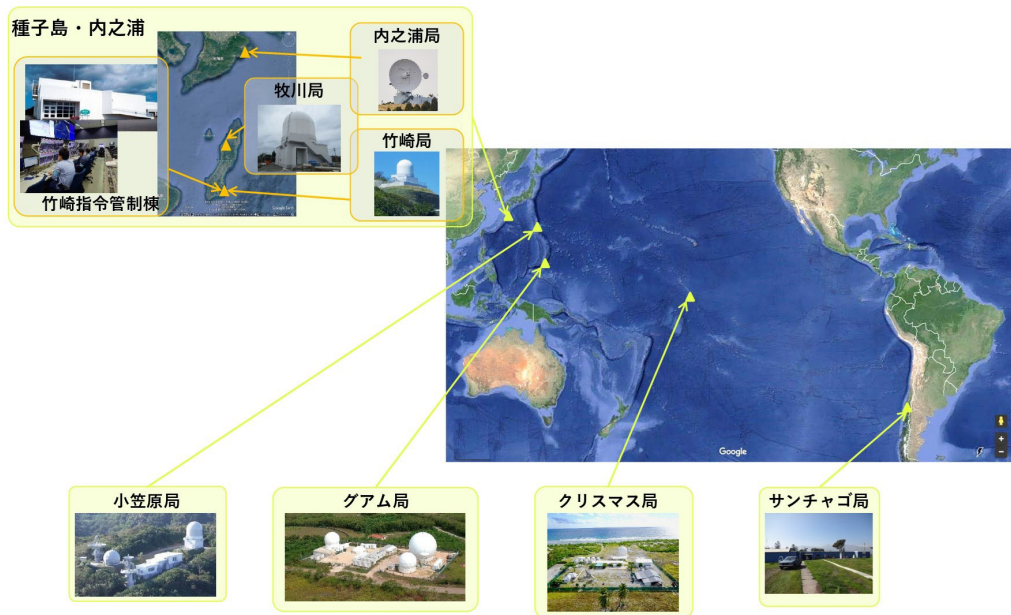
JAXA では、種子島、内之浦、小笠原、グアム島 (米国)、クリスマス島 (キリバス)、そしてサンチャゴ (チリ) に追尾局をもつ。ただ、古いものは H-IIA の試験機 1 号機を打ち上げたところから使っており、すでに約 20 年が経過。アンテナや設備の老朽化が進んでいる。また、地上局は長い期間使うこと、そして H3 が目指す「柔軟性・高信頼性・低価格」という目標に設備

側から貢献するため、H3 の開発に合わせて、新たに整備、刷新することとなった。

最も大きな変化は、各追尾局の運用を RCC から遠隔操作できるようになったこと。これによって追尾局に配置する人を減らすことができ、打ち上げ費用の削減に寄与する。また、RCC からの操作も自動化することによって、運用要員の負担を減らすとともに、設備維持の効率化や維持費の削減も可能にした。

受信設備では、H3 の搭載機器と追尾局の性能バランスを最適化し、アンテナを小型化。さらに受信系装置の数を減らすことで維持費の削減を図っている。

ロケット追尾局



射場系の刷新の一環で、種子島に新しく建設した竹崎局

11.2 刷新の難しさとコロナ禍

追尾局の刷新にあたっては、H-IIA、H-IIB の運用と並行して進めることの難しさがあった。たとえば、グアムの追尾局にはすでに H-IIA/B のアンテナがあるため、敷地内の限られた場所に H3 用のアンテナを新設する必要があった。

また、2020 年 3 月末には、追尾局を含めた射場系全体の機能を最終確認する試験を行ったが、このころ世界を襲った新型コロナウイルス感染症（COVID-19）の影響により、グアムやクリスマス島に外国人が入国、滞在できない事態が発生。しかし、遠隔操作できるシステムにしていたため、すべて RCC から試験ができるよう環境をつくり、なにかあればオンコールでメーカーの技術サポートを得る形で実施し、乗り切った。

設備整備完了後には、H-IIA の 41、42 号機、H-IIB の 8、9 号機の打ち上げ機会を利用した追尾試験を実施済みである。

12 H3 ロケットが挑むコストダウンへの取り組み

H3 の目標である国際競争力の確保、そしてそのための低価格化に向け、ロケットの設計、製造、運用、地上設備のすべてにわたって、さまざまなコストダウン策を取り入れている。

12.1 すべての段階でコストダウン

H3 では徹底したコストダウンを図るため、ロケットの構想段階、開発段階、そして運用段階のすべてにおいて、いかにしてコストを抑えるかを意識した。

たとえば構想段階では、低コストを実現するコンセプトを考えるとともに、コンポーネント（部品）ごとへの価格要求をはっきりさせ、そしてサプライチェーン（ロケットの材料・部品の調達から、製造、在庫管理、配送、販売、消費までの一連の流れ）のすべてにおいて、どうすればコストダウンが可能かを突き詰めて検討した。

続く開発段階では、設計段階で低コスト仕様の採用・技術開発するとともに、製造方法の工夫によるコスト低減も進め、そして設計審査でもコスト評価をすることで、コンセプトで定めたコストを達成できるよう進めた。

そして今後、運用段階においても、ロケットや構成する部品の量産・まとめ手配、そして継続的な効率化・改善の活動により、徹底したコストダウンを図る計画である。

12.2 部品点数削減

第 1 段メインエンジンの LE-9 は、前述のようにエキスパンダー・ブリード・サイクルという、シンプルな構造をした仕組みを採用した。また、後述する 3D プリンターを使った部品製造もあり、H-IIA のメインエンジン LE-7A よりも部品点数をコンポーネントレベルで 2 割ほど削減することに成功した。

12.3 タクト生産

現在の H-IIA は、受注を受けてから製造する、受注一品生産型と呼ばれる形式で生産していた。

これを H3 では、部品取付、組立、点検 / 出荷の時間を均等化し、ライン生産自動車や航空機などの一般工業製品と同じライン生産に近い形とする。とくに、タクト生産と呼ばれる、ロケットを 4 つのセグメントに分けて、それぞれ移動と加工が同期して繰り返すことで生産する方式を採用。これにより、製造の効率化と期間短縮、そして低コスト化を図る。

12.4 自動車部品の導入

従来のロケットでは、バルブやセンサー、電気・電子機器に宇宙用に開発した部品を使っていた。こうした部品は特殊仕様で、使用個数も少なく非常に高価だった。

そこで H3 では、民生部品（航空機用・自動車用部品）を最大限に適用。民生部品は信頼性が高く、大量生産されているため安価であり、信頼性の向上や低コスト化に大きな効果をもたらした。

民生部品の適用においては、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。また、部品選定基準や安全基準にも関連するため、適用にあたっては JAXA と民間企業が連携して評価を進めた。

設計段階での低コスト仕様の採用

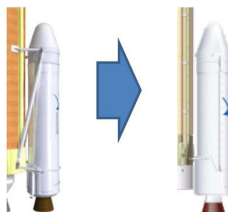
■ 車載電子部品の適用

- 全数の90%



■ シンプルなシステム設計

- 固体ブースタ結合構造の簡素化



■ 新型エンジンLE-9

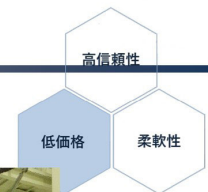
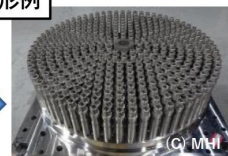
- 大推力
- オール電化制御
- 部品点数の削減
- 3Dプリンタ



3Dプリンタ



造形例



12.5 3Dプリンター

前述のように、第1段メインエンジンのLE-9には3D造形（3Dプリンター）技術によって製造した部品を使うことで、部品点数削減と、それによる低コスト化を図っている。

LE-9では、主に配管・バルブ・噴射器・燃焼室などの構造体、ケーシング部品に3Dプリンターを使っている。たとえば噴射器は、燃焼室に液体水素と液体酸素を供給して混合させるという役割を担う部品で、約500本のエレメントと呼ばれる二重円管の筒を寄せ集めて構成されており、その筒の真ん中を液体酸素が流れ、二重円管の隙間を液体水素が流れる。

従来の噴射器は、複数の部品を機械加工で500本分製造し、それを集めて接合してから本体に付けるという構造をしており、加工とともに組み立ての手間がかかるコンポーネントだった。それが3Dプリンターであれば、コアとなる部分を一体で造形することができ、全体コストの50%以上を削減することが可能となった。

製造コスト低減への取り組み

- 製造プロセスやサプライチェーンの見直し
- 加えて、Additive Manufacturing（3D造形）等の低コスト技術を導入



12.6 SRB-3接合箇所の削減

H-IIA/Bでは、第1段機体と固体ロケットブースター（SRB-A）の結合方法が複雑で、結合箇所や結合に使う部品が非常に多かった。

そこでH3では、この結合・分離方式を見直し、新しい、そしてシンプルな方式を採用。結合や分離に使う部品を大幅に削減。軽くなったことで性能が上がり、コストダウンにも寄与している。

このようなシンプルな結合・分離機構が実現したのは、モーター・ケースを国産で造れるようになったことが最も大きい。設計に自在性ができたことで、最適な仕組みを取り入れることができた。

12.7 地上設備維持費削減の取り組み

ロケットの打ち上げを支える地上設備では、移動発射台（ML）の上部デッキを平坦化することで打ち上げ後の補修作業の削減を図っているほか、MLを運ぶ移動発射台運搬車（ドーリー）も、各部のチェックを自動でできるようにしたり、部品の消耗度を管理するシステムを導入したりすることで、年間維持費を半減した。

打ち上げ後のロケットを電波で追尾し、ロケットとの間の信号を送受信する追尾局についても、国内外に設けた各追尾局の運用を、種子島宇宙センターの竹崎総合指令棟（RCC）から遠隔操作できるようにし、追尾局に配置する人を減らすことができ、打ち上げ費用の削減に寄与している。また、RCCからの操作も自動化することによって、運用要員の負担を減らすとともに、設備維持の効率化や維持費の削減も可能にした。

受信設備では、H3の搭載機器と追尾局の性能バランスを最適化し、アンテナを小型化。さらに受信系装置の数を減らすことで維持費の削減を図っている。

13 H3ロケットに見るロケット開発の難しさ

古今東西のロケット開発の例に漏れず、H3ロケットの開発においても数々の技術的課題が立ちふさがった。

とくに困難をきわめたのが、第1段メインエンジン「LE-9」の開発だった。開発にあたっては、あらかじめ「LE-X」という試作エンジンの設計、開発を行い、要素（部品）単位での試験も行うなど、十分な準備をして挑んだが、それでも技術的課題がいくつも発生した。

13.1 エンジン認定計画の見直し

最初のつまずきは2019年だった。このときLE-9の開発は、「実機型エンジン」と呼ぶ、基本的な機能・性能に関する技術データの取得を目的とした試作エンジンの燃焼試験を繰り返していた段階にあった。

しかし、そのさなかに、3D造形製造法（3Dプリンター）で製作した噴射器の燃焼特性に異常が見られた。また、液体水素ターボポンプ（FTP）のタービン動翼に、疲労破面と呼ばれる繰り返しの力を受け、物体の強度が低下したことで発生する、ひびのようものが確認された。

これを受け、2019年10月には、LE-9の開発を2段階の認定計画へと見直すことを決定。まず第1段階では、実績のある機械加工噴射器の適用のほか、共振領域以外で運転する「タイプ1」エンジンを開発し、続いて第2段階で、3D造形による噴射器を適用し、共振領域そのものの排除するよう改良した「タイプ2」エンジンを開発することとした。

- 第1段階（タイプ1エンジン）：実績のある機械加工噴射機の適用、共振領域以外での運転
- 第2段階（タイプ2エンジン）：3D造形による噴射機の適用、共振領域そのものを排除

13.2 開発計画見直しで1度目の打ち上げ延期

そして2020年2月から、タイプ1エンジンの認定燃焼試験（QT）を開始。QTとは、実際の打ち上げに用いるエンジンと同等設計・プロセスで製造した試験用エンジンによる機能・性能の確認および寿命実証を目的とした燃焼試験で、運用時に遭遇し得る環境を想定した厳しい作動条件を含む試験を計8回、累計1098.5秒間にわたって実施した。

しかし、5月26日に実施した8回目の燃焼試験後のエンジンの内部点検にて、次の2つの事象が発生・確認された。その対策のため、開発計画を見直すことを決定。これにより、試験機1号機の打ち上げ時期は2021年度、試験機2号機は2022年度となる見込みとした。

燃焼室内壁の開口

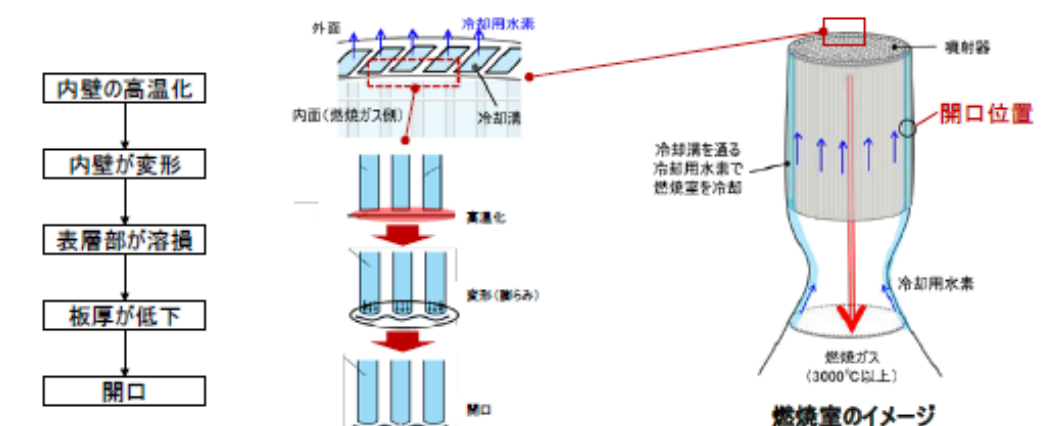
1つ目の事象は「燃焼室内壁の開口」である。LE-9の燃焼室の壁は内壁と外壁に分かれており、その間に冷却溝という多数の溝が設けられている。そしてこの溝に、燃料である液体水素の一部を流すことで燃焼室を冷却するとともに、ターボポンプを駆動させるためのガスを生み出している。

8回目の燃焼試験の翌日に燃焼室を点検したところ、内壁から冷却溝にまで至るほどの開口（孔）を計14か所確認。それぞれの大きさは、溝方向に最大で幅0.5mm×長さ10mm程度だった。

原因究明の結果、8回目の試験においてエンジンを高温作動条件で動かした際に、燃焼室内壁が設計値以上に高温化したと推定。その結果、内壁が変形し、表層部が溶損して板厚が低下し、開口に至ったものとみられる。

高温作動条件とは、通常よりも約100℃高い温度でエンジンを動かすというものである。エンジンは、製造上のばらつきや、飛行中の加速度の変化や燃料の量、圧力の変化などによって作動条件も変化することから、考えられる最悪の条件でもエンジンが耐えられるかどうかを確かめることを目的としていた。

その後、試験データの評価とシミュレーションなどにより、「定常燃焼中に壁面に繰り返し高温の温度サイクルが負荷されることにより一定方向の塑性変形が累積し、最終的に開口」に至ったと推定。対応策として、壁面の変形が有意に進行しない壁温の上限（約1100K）以下で作動させる方法を取った。



液体水素ターボポンプ（FTP）のタービンの疲労破面

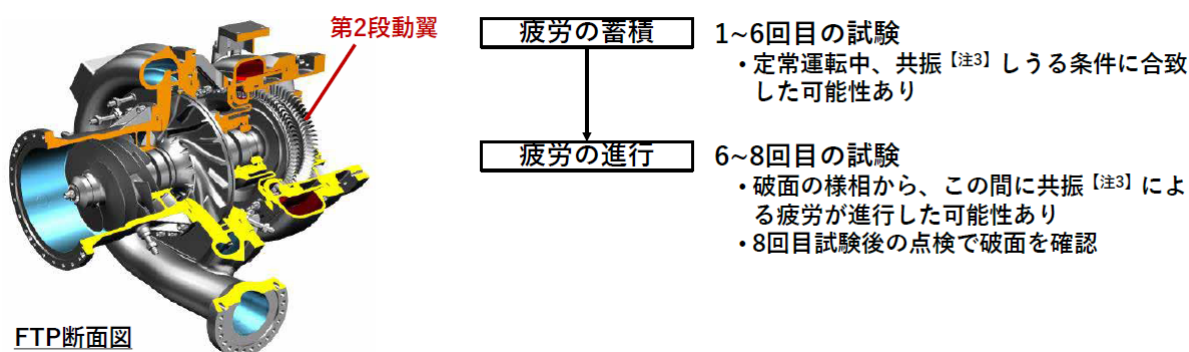
2つ目の事象は「液体水素ターボポンプ（FTP）のタービンの疲労破面」である。LE-9には推進剤をタンクからエンジンに供給するために、液体水素側と液体酸素側にそれぞれ1基ずつターボポンプという強力なポンプを装備している。このうち液

体水素側のターボポンプ（FTP）の第2段動翼の76枚中2枚に、疲労破面が確認された。

なお、前述した燃焼室内壁の開口との因果関係はなく、両者はそれぞれ独立して起きたもので、たまたま同じタイミングで確認されたものと推測される。

この事象にあたっては、ターボポンプを実作動させ、動翼に発生する歪を直接計測する試験「翼振動試験」をはじめ、実体の詳細調査、解析を行った結果、共振が起きたことで、疲労が蓄積・進行したためと推定される。前述のように、FTPのタービンは、過去に実機型エンジンの試験でも同様に疲労破面が生じ、共振する領域を避けるように運転することで対策を図ったが、そのときとは別の、従来共振が起らないと考えられていた領域でも問題が起きた。

対応策としては、応答が大きくなすべての構造固有値を運転領域から除外したタービンに設計を変更。また、念のため、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を行うこととした。



13.3 2度目の開発計画見直しと打ち上げ延期

その後、この2つの事象に対して対応策の適用と、その有効性の確認を進めた。その結果、「燃焼室内壁の開口」については対応策を確立することができた。

しかし、FTPタービンの疲労を受けたターボポンプの改修については、一定の目的を得たものの、有効性の検証のための試験中に、第1段タービンディスク部に、翼やタービンディスクとそのまわりを流れる流体とが連成して生じる自励振動——フラッタと呼ばれる現象が発生した。

さらに、念のためとして設計変更を行ったOTPでも、対応すべき振動応答（課題として顕在化していない、タービン入口部の流れの不均一性等に起因すると推定）を新たに把握した。

これを受け、確実な打ち上げを行うための対応が必要な状況となったことから、開発計画をふたたび見直し、試験機1号機の2021年度の打ち上げを見合わせる事となった。

13.4 タイプ1エンジンの完成

この新たな事象への対応にあたっては、リスクを最小化するための開発ステップを取ることにした。複数の案を並行開発して、1の矢、2の矢……と、ある案が功を奏さなかった場合に備え、対策を矢継ぎ早に次々と打てるようにした。

くわえて、虻蜂取らずにならないように、つまり対策を打ったことで別の新たなリスクを持ち込むことにならないようにという観点から、共振などに対してこれまでに有効性を検証した設計方針は維持し、極力実績を重視した対策を取ることにした。一方で、従来設計の延長では対応が不十分な場合も想定した。

また、この矢、つまり対応案は、第一に「効果の度合い」、第二に「設計の成熟度（実績、新規性など）」、そして第三に「製造スケジュール」を含め評価した。

さらに、並行して各案の設計を進めるため、複数の設計チームを編成するとともに、企業の垣根を超えた「ターボポンプ開発推進室」を設置して技術評価を実施した。

そして順次、設計・製造を行い、準備が整ったのち、種子島宇宙センターと角田宇宙センターにおいて翼振動試験による検証を開始した。まず従来設計に最小限の変更を施した試験、つまり「0の矢」からスタートし、検証未達の場合に備え、後続案、つまり1の矢、2の矢……は部品完成または設計完了等の各段階で待機する形を取った。

その結果、

FTP……2021年10月に一部改善効果を確認したタービンを追加工し、減衰力を強化

OTP……2021年6月に用いたタービンを基に、タービン入口部の流れの不均一性を抑制

という対策を取ることで落ち着いた。

その後、認定燃焼試験（QT）用ターボポンプを製作し、LE-9のQTを実施。続いて領収燃焼試験（AT）を経て、タイプ1エンジンは完成に至った。

なお、試験機2号機以降への使用を計画しているタイプ2エンジンに向けては、引き続き評価を行い、2の矢を含めた候補の中から最適な仕様を選定する予定としている。

13.5 LE-9ならではの難しさ

LE-9のような大推力のエキスパンダー・ブリード・サイクルのエンジン開発は、世界初の挑戦だった。度重なるように現れた技術的課題は、まさにその世界初の頂きに挑戦したことの現れでもあった。

たとえば燃焼室内壁の開口は、そもそも燃焼室の壁温を高めなければならないという要求があった。エキスパンダー・ブリードでは、燃料の液体水素を使ってエンジンを冷却するとともに、その際に吸収した熱を利用してタービン駆動用のガスを生み出す。タービン駆動用のガスは推力には寄与しないことから、その量をできるだけ少なくするためにガスの温度を高くすることがエキスパンダー・ブリード・サイクルの肝であり、そのため燃焼室の壁温も高くなる。

また、燃焼室で暖められて作られたタービン駆動用のガスは、エネルギー（エンタルピー）が比較的低い。できるだけ少ない量の低エンタルピーのガスで大出力を得るために、タービン膨張比は8.5と非常に高く、タービンを流れるガスが超音速と

なり、かなり厳しい条件にある。

さらに、コストダウンなどを目的に、タービンの翼とディスクを一体成型した設計を採用したことで、共振がやや起きやすいという特性もあった（LE-7A では両者が分かれており、はめ込むことで構成されているため、共振が発生しにくい）。

H3 ロケットが目指す高い柔軟性と信頼性、そして低価格を実現するためには、この性能、能力のエンジンが必要不可欠であり、そのためには避けては通れない、乗り越えるべき壁でもあった。

14 試験機ミッション

ロケットの開発は、ロケットの機体や射場などを造り、地上で試験をすれば終わりというわけではない。H3 は 2022 年度の試験機 1 号機の打ち上げ、そして 2023 年度に試験機 2 号機の打ち上げも行い、最終検証を実施。その成果をもって開発完了となる。

試験機ミッションでは、H3 を実際に目標とする軌道に向けて飛行させ、ロケットの機能・性能を最終検証するためのデータを取ることを目的としている。ロケットは、「飛ばして初めてわかること」、言い換えれば「飛ばないと決してわからないこと」がある。そのため、発射からミッションの終了までのデータを順次取得し、地上に送って、それを評価する。

また、古今東西、新型ロケットの試験飛行ではダミー（模型）の衛星が搭載される場合もあるが、H3 の試験機 1 号機では JAXA の先進光学衛星「だいち 3 号」を搭載し、軌道に投入する。実際の衛星を搭載して打ち上げることで、打ち上げ時刻の制約への対応など、実運用と同じ条件での試験が可能となる。

さらに、製造から射場整備作業、衛星との結合作業、そしてカウントダウンといった、打ち上げに至るプロセスを作り込むことも大きな目的である。

こうした最終検証で問題がなければ、3 号機からの実運用開始、そして三菱重工へ運用を移管することを予定している。

ただ、打ち上げに至るプロセスの作り込みは、試験機打ち上げ後もたゆまず洗練させていくことを目指している。

検証とは

H3 の試験機ミッションで行う「検証」で重要となるのが、「システムズ・エンジニアリング」である。

ロケットは複雑なシステムであり、そこにはロケット工学だけでなく、機械、電気・電子、ロボットといったさまざまな専門分野がかかわる。こうしたシステムを成功させるための複数の専門分野にまたがるアプローチと手段のことを、システムズエンジニアリングと呼ぶ。

H3 は、まず「要求分析」から始まり、そこからロケットと設備を合わせた「総合システム設計」を行い、そこからロケット、設備それぞれの「システム設計」を行い、さらにそれぞれを構成する部品の設計を行う。こうしたシステムを分割、細分化したうえで設計していくことで、リスク軽減を図っている。

それらが終わると製造へ移り、そして製造した部品の試験を行い、次にその部品を組み合わせたロケット、設備の「システム試験」を行い、さらにロケットと設備を組み合わせた「総合システム試験」を行っていく、設計とは逆に積み上げていく過程に入る。また同時に、そもそも設計が、意図したことを達成できるように設計できているかどうかを確認する「妥当性確認」

も行う。

その過程で、それぞれの設計が意図どおりにできているかどうかの確認することが検証の目的である。ただ、すべての部品や事柄を、いちいち検証していると、時間もコストもいくらあっても足りない。そのため、開発規模とのバランスを取りつつ、「Test as you fly, fly as you test（飛ぶように試験し、試験するように飛ばす）」ことを原則として、検証プログラムを決めていく。

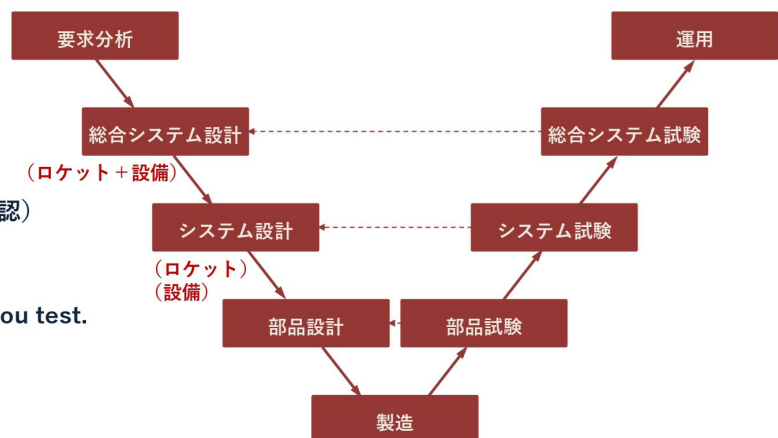
そして、その検証と最後、すなわち最終検証となるのが試験飛行なのである。

また同時に、そもそもの設計が、意図したことを達成できるように設計できているかどうかを確認する「妥当性確認」も行う。

検証とは何か？

■ 要求マネジメントと検証計画

- 要求分析
- システムの分割
 - ・ 困難は分割せよ
 - ・ 機能の割付と設計
- 統合と検証
 - ・ Verification：検証
(Validation：妥当性確認)
 - ・ 段階的に統合し、検証
 - ・ 開発規模とのバランス
 - ・ Test as you fly, fly as you test.
 - ・ 最終検証は、試験飛行



■ 運用コンセプト

- Think the end before the beginning.
 - ・ まずはトリセツ

15 H3ロケットの製造

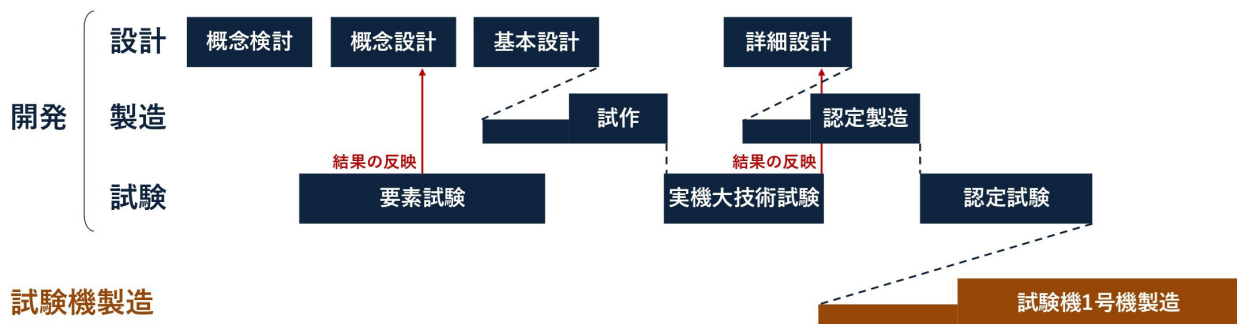
15.1 開発と製造の足並み

自動車など、多くの工業製品の製造というものは、製品が開発され、生産ラインもできて、すべてが整ったうえで量産に入っていく。一方ロケットのように、プロジェクトの時間が限られている場合には、あることが終わってから次のことを始める余裕はない。そこでH3では、「ファスト・トラッキング」と呼ばれる、ひとつの工程が終わる前に次の工程を開始して進めることで、時間の短縮を図る。

その場合、次の工程を始めたあとに、前の工程でなにか問題が発生すると、そこからやり直す、いわゆる「手戻り」が発生しうる。それに備え、手戻りに対するリスクマネジメントとして、きめ細かにゲート（判断する場面）を設けることで、「すべては終わっていないが、ここまで終わっていたら次の工程に進んで問題ない」と判断するやり方を採用した。

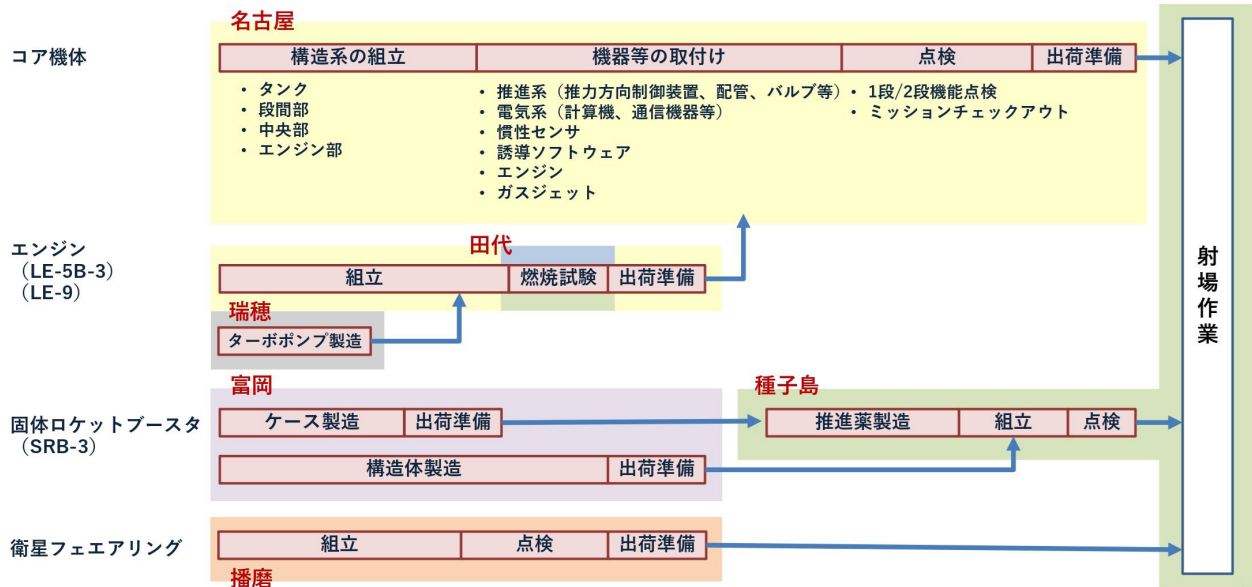
開発と製造の足並み

- プロジェクト：有期性（限られた時間）
- 対応策：ひとつの工程が終わる前に、次工程を開始
 - ファスト・トラッキング
 - 手戻りのリスクマネジメント=きめ細かなゲート



15.2 サプライチェーン

H3ロケットの製造プロセス



三菱重工……名古屋、田代
 IHI……瑞穂
 IHI エアロスペース……富岡
 川崎重工……播磨

15.3 三菱重工が導入する新規技術

H3は打ち上げ価格を、H3-30Sにおいて従来のH-IIAより約半額にすることを目標としている（製造が安定した定常運用段階かつ一定の条件下での機体価格）。また、打ち上げの間隔も、従来の2か月から1か月に半減させ、打ち上げ機会を拡大させることを目標としている。

こうしたH3が目指す「低価格」と「柔軟性」を実現するため、製造を担うプライムコントラクターの三菱重工の投資により工場を拡張。自動車や航空機などの一般工業製品と同じ、ライン生産に近い形とすることを目標としている。

また製造工程においても、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、組み立て・加工・点検の自動化を取り入れている。

LE-9の製造に関しては、噴射器を始め複雑な構成部品に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。

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、工程自動化などにより低コスト化を実現。たとえば、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・打鉚機適用、アピオニクス（電子）機器への民生部品最大適用（航空機用・自動車用部品）などを行っている。

H3の開発と目指す姿の実現のためには、こうした民間企業の叡智と努力による製造段階での工夫も必要不可欠である。

16 射場整備作業

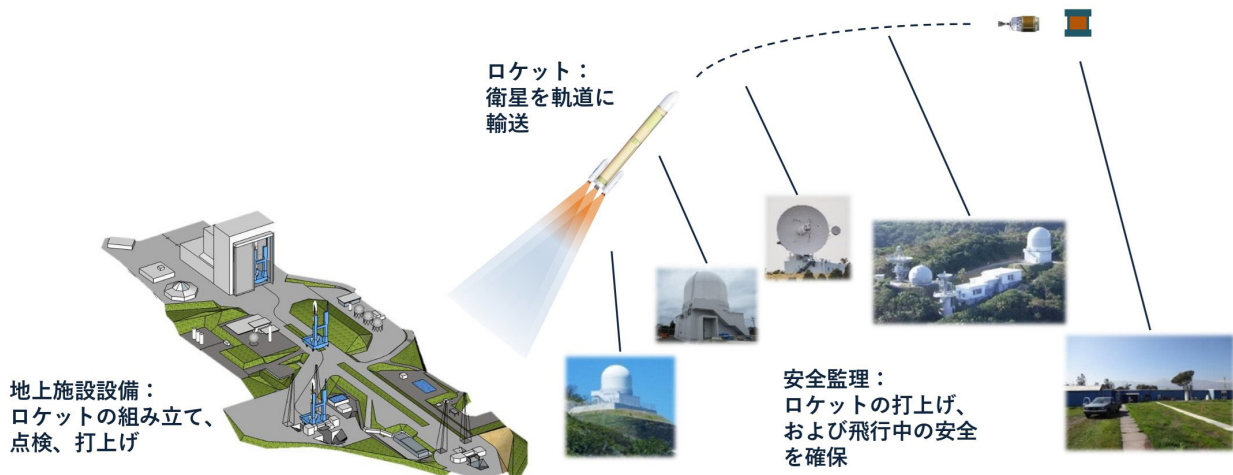
16.1 H3総合システム

ロケットを打ち上げるために、ロケットの機体と同じくらい重要かつ複雑なシステムが、「地上施設設備」と「安全監理」である。ロケットは衛星を軌道に運び、地上施設設備はそのロケットの組み立て、点検、打ち上げを担い、そして安全監理はロケットの打ち上げと飛行中の安全を確保する役割をもつ。

この3つの集合体（System of Systems）を総合システムと呼ぶ。このうちどれひとつが欠けても、不十分でも、ロケットは飛ぶことはできない。

H3総合システム

- 総合システム：3つのシステム（ロケット・地上施設設備・安全監理）の集合体- System of Systems-



16.2 射場作業

ロケットや地上施設設備、安全監理のそれぞれ試験は、それぞれ単体でもできるが、総合システムとしての試験は、実際にロケットを組み立て、点検し、打ち上げに近い状態までもっていくことで、初めて可能となる。

そのため H3 の試験機ミッションでは、まず「VOS」を行ったのち、「F-0」、「特別点検」、「CFT」という、大きく3つの試験を行う。

VOS

VOSとは Vehicle On Stand の略で、移動発射台上にロケット機体を組み立てる作業を指す。三菱重工など、各社の各工場で作られた各コンポーネントは種子島宇宙センターに持ち込まれ、まず移動発射台（ML5）の上に第1段機体を建てるように

して設置する。続いて、その上に第2段機体を結合。次に、第1段機体にSRB-3を結合する。

そのうえで機能点検を行ったのち、衛星が入った衛星フェアリングを結合。そして最終準備を経て、打ち上げに向けたカウントダウンに移る。

16.3 H3総合システムの試験

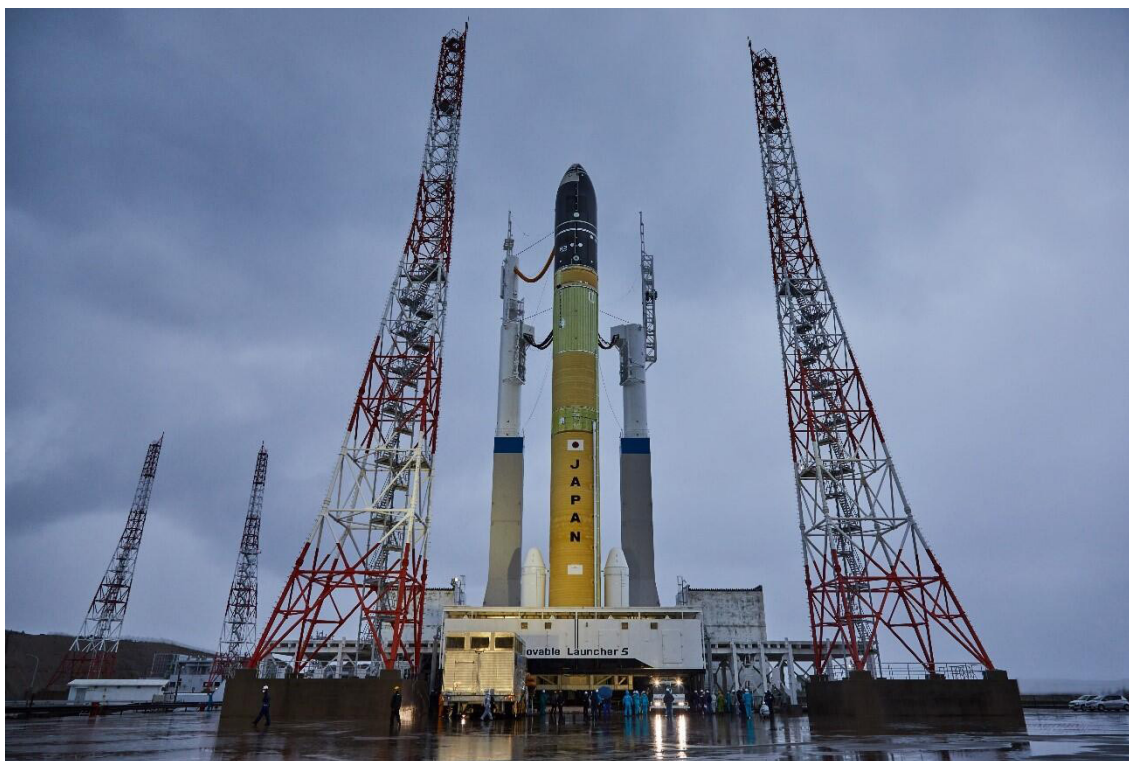
極低温点検 (F-0)

実際の打ち上げでは、このVOS後、ロケットは宇宙へ飛び立つことになるが、H3の試験機ミッションでは、まず2021年3月17日から3月18日にかけて極低温点検(F-0)を行った。

極低温点検では、打ち上げを行う射点にH3ロケットを立て、ロケットに推進剤の液体水素と液体酸素を充填し、エンジンに着火する直前までのカウントダウン作業のリハーサルを行う。ロケットに実際に極低温の推進剤を流し込むため、極低温点検と呼ぶ。

また、ロケットと地上設備、安全監理という3つのシステムのインタフェース確認も実施。これにより、組み立てた機体と射点設備を組み合わせた状態で、打ち上げまでの作業性や手順を確認することができた。

ただし、フェアリングは過去の開頭試験で使ったものを、またLE-9はまだ完成していないため試験用のものを装着する。火工品と呼ばれる、ブースターやフェアリングの分離などで用いられる火薬類も装着しない。



H3 ロケットの極低温点検の様子

特別点検

続く特別点検では、ロケットの全段を組み立てた状態での技術データ取得を行った。具体的には、電磁適合性(EMC)試験、全機振動試験、全機姿勢制御システム試験、アンビカル(発射施設とロケットをつないでいる配管、配線など)の離脱試験などを行った。

1 段実機型タンクステージ燃焼試験 (CFT)

CFT とは

打ち上げ前最後の大きな関門となるのが「1 段実機型タンクステージ燃焼試験」、英語で「CFT (Captive Firing Test)」である。

CFT の目的は、第 1 段推進系 (推進剤タンクと LE-9 エンジン、およびそれらを接続する配管やバルブなどから構成されるシステム) の機能・性能を確認することにある。また、実際に打ち上げに使うフライト用 LE-9 を装着し、短時間ながら発射台上で燃焼も行う。

第 2 段機体、衛星フェアリングも実際に飛行で使うものを装着する。

ただし、SRB-3 は、CFT では試験しないこと、また万が一事故が起きたときのリスクなどを考え、装着しない。

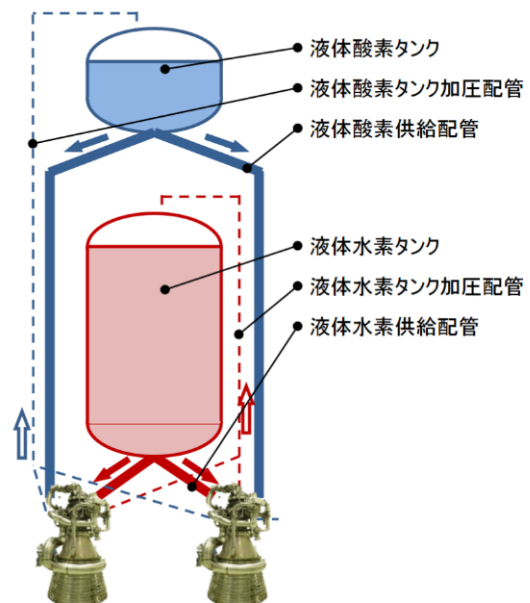
CFT ではまた、2021 年 3 月に実施した極低温点検と同様に、機体と設備を組み合わせ打ち上げまでの一連の作業を行う。これにより、極低温点検からの反映事項を含む機能の確認、および作業性や手順を確認する。

なお、第 2 段の CFT については、2020 年 7 ~ 8 月に三菱重工・田代試験場にて、計 3 回実施している。

試験機 1 号機の開発状況 1 段実機型タンクステージ燃焼試験 (CFT)

■ 第 1 段推進系: 飛行中の主な機能

- 加圧された各タンクからエンジンに推進薬 (水素/酸素) を供給
- エンジン燃焼により推力を発生
 - ・ ターボポンプにより高圧に推進薬を加圧し、燃焼室に供給
- 推進薬の消費によりタンク圧が下がるためエンジンから取り出されたガスによりタンクを加圧
- 推力方向制御機能により、飛行方向を変更
 - ・ 推力方向制御機能: アクチュエータによりエンジンを首振り



第 1 段推進系

CFT の流れ

整備組立棟から射点にロケット / 発射台を移動し、電気ケーブルや液体推進薬を充填する配管を接続

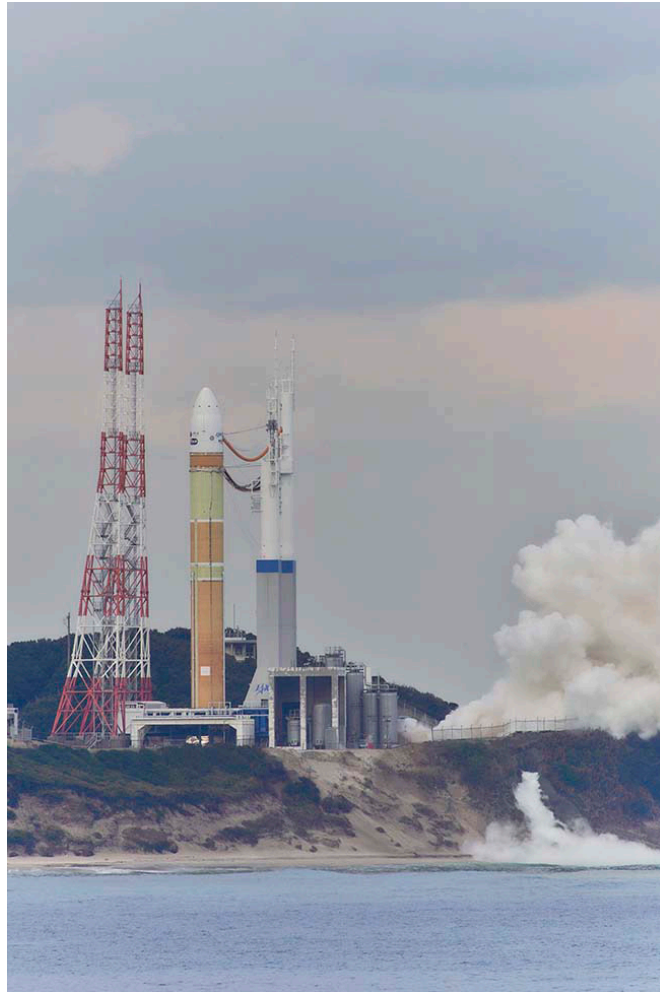
- ロケットに液体推進薬を充填し、極低温状態で機体の機能が健全に動作することを確認
- 併せて、機体と追尾局のアンテナとの電波リンクにより、機体の状態をモニター
- 打ち上げのリハーサルとして、カウントダウンを実施

CFT の結果、抽出した主な改善事項例

CFT は 2022 年 11 月 6 日から 8 日にかけて実施、7 日 16 時 30 分には LE-9 エンジンに点火し、25 秒間の燃焼も行った。

その後、必要なデータの取得ができたことを確認。さらに、取得したデータの詳細な分析、評価を行った結果、CFT の所期

の目標を達成したと判断した。



11月6日から8日にかけて行った、1段実機型タンクステージ燃焼試験（CFT）の様子

17 試験機1号機の打ち上げ

17.1 ミッション概要

H3 試験機 1 号機は、実際にロケットを打ち上げ、総合システムとしての最終試験を行うとともに、その一環として JAXA の先進光学衛星「だいち 3 号」を搭載し、所定の軌道へ投入することを目的としている。

機体形態は「H3-22S」を使用。LE-9 エンジンが 2 基、固体ロケットブースター（SRB-3）が 2 本、ショートフェアリングを搭載する。LE-9 が 2 基なのは、H-IIB ロケットで実績のあるエンジン 2 基クラスター形態からの段階的検証を重視したため。SRB-3 が 2 本、ショートフェアリングなのは搭載する「だいち 3 号」の寸法や質量、打ち上げ軌道に合わせたものである。

17.2 飛行シーケンス

H3 ロケット試験機 1 号機は、「だいち 3 号」を搭載し、種子島宇宙センター大型ロケット第 2 射点より打ち上げられる。

ロケットは打ち上げ後まもなく、機体のロール軸を回転させてピッチ面を方位角 90.8 度へ向け、所定の飛行計画に従って太平洋上を飛行する。

その後、離昇から約 1 分 56 秒後に固体ロケットブースター（SRB-3）を分離（以下、時間は離昇からの経過時間を示す）。続いて約 3 分 34 秒後には衛星フェアリングを分離する。

そして約 4 分 58 秒後には第 1 段メインエンジン（LE-9）の燃焼を停止し、約 5 分 5 秒後に第 1 段を分離する。続いて、約 5 分 17 秒後に第 2 段エンジンの燃焼を開始し、約 16 分 36 秒後に燃焼を停止。そして離昇から約 16 分 57 秒後に、高度約 675km、軌道傾斜角（赤道面からの傾き）98.1 度の太陽同期準回帰軌道で「だいち 3 号」を分離する。

ミッション終了後のロケット第 2 段機体については、インド洋上への制御落下を行い、機体が軌道上でスペース・デブリ（宇宙ごみ）となって残らないよう配慮する。

制御落下は、H-IIA では必要な機能を有していなかったため実施していなかったが、H-IIB では 2 号機から最終号機の 9 号機まで実施した実績をもつ。

H3 では昨今の世界動向（デブリ問題など）を踏まえて、当初から制御落下の機能を盛り込んで設計しており、試験機 1 号機以降も、打ち上げ能力の余裕など条件を満たすミッションでは制御落下を実施することとしている。

H3 試験機 1 号機の打ち上げシーケンス

| 事象 | 打ち上げ後経過時間 | | 高度 | 慣性速度 |
|------------------------------|-----------|------|-----|------|
| | 時分秒 | 経過秒 | km | km/s |
| リフトオフ (離昇) | 00 00 | 0 | 0 | 0 |
| SRB-3 分離 | 01 56 | 116 | 43 | 1.5 |
| 衛星フェアリング分離 | 03 34 | 214 | 121 | 2.1 |
| 第 1 段エンジン燃焼停止 (MECO) | 04 58 | 298 | 258 | 3.6 |
| 第 1 段・第 2 段分離 | 05 05 | 305 | 275 | 3.6 |
| 第 2 段エンジン第 1 回推力立ち上がり (SEL1) | 05 17 | 317 | 302 | 3.5 |
| 第 2 段エンジン第 1 回燃焼停止 (SECO1) | 16 36 | 996 | 675 | 7.5 |
| 「だいち 3 号」分離 | 16 57 | 1017 | 675 | 7.5 |
| 第 2 段機体軌道離脱燃焼推力立ち上がり (SEL2) | 1 47 13 | 6433 | 681 | 7.5 |
| 第 2 段機体軌道離脱燃焼停止 (SECO2) | 1 47 30 | 6450 | 680 | 7.1 |

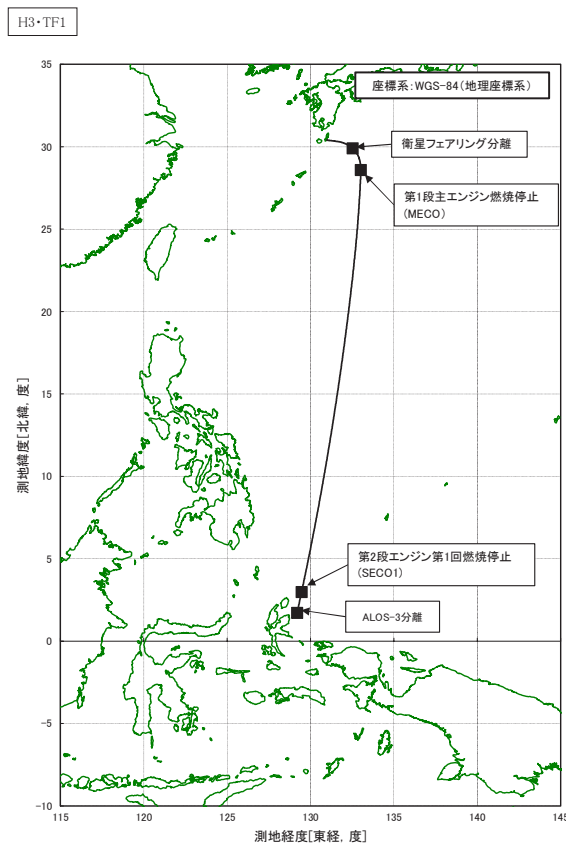


図-3 ロケットの飛行経路(打上げ～ALOS-3分離)

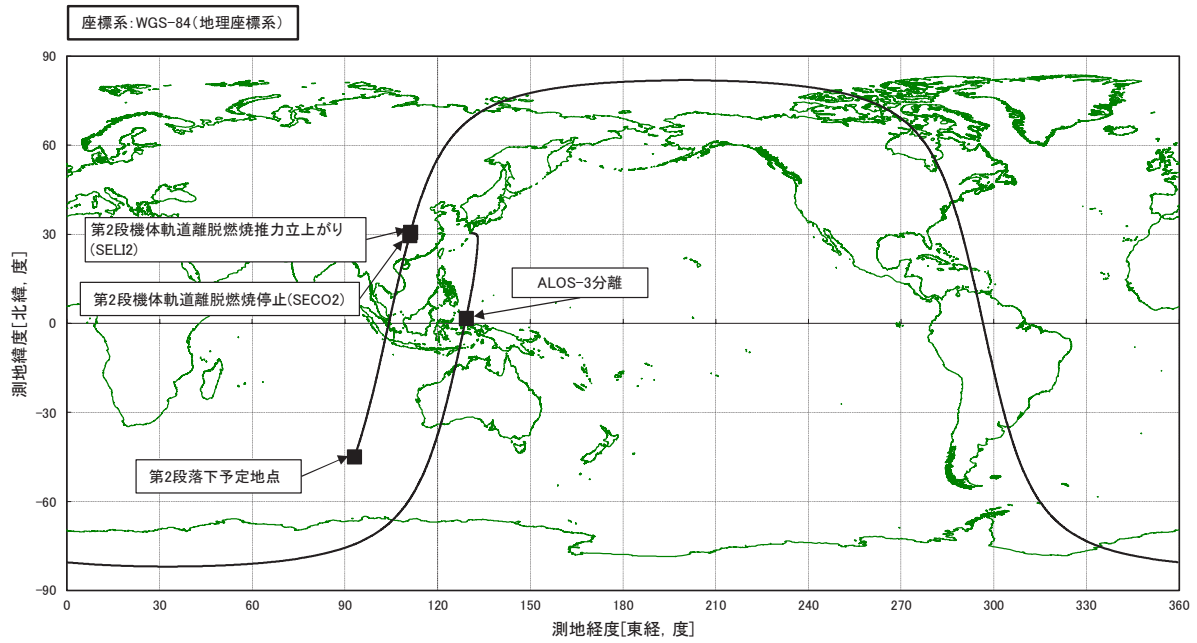
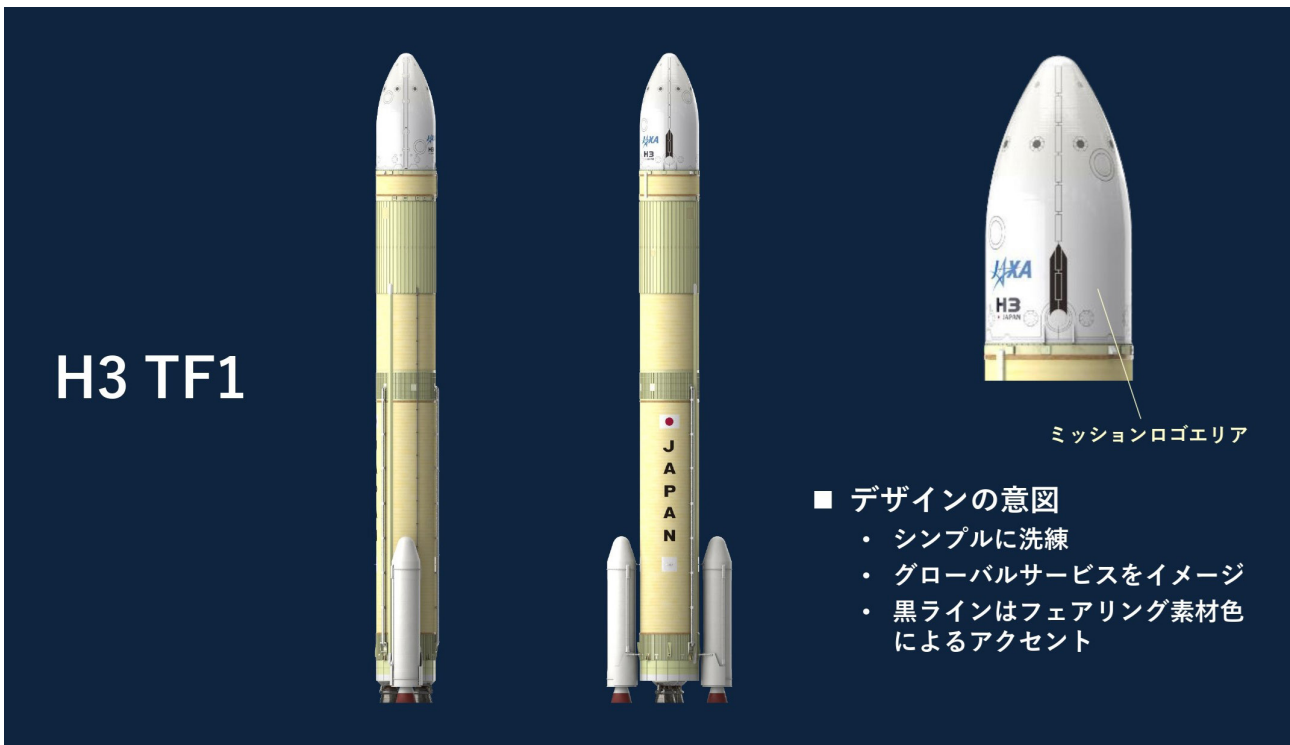


図-4 ロケットの飛行経路(打上げ～第2段制御落下)

17.3 デザイン



ロケットのカラーリングやデカルなどのデザインは、H3の「シンプルに洗練」というコンセプトを反映したものとしている。

フェアリングには「JAXA」と「H3」のロゴを入れた。なお、H3は将来的に三菱重工に運用を移管するため、いずれJAXA

のロゴはなくなる見込みである。

また、フェアリングには、打ち上げる衛星のロゴマークなどを貼り付けられるミッションロゴエリアも確保している。H-IIA/Bでは、段間部と呼ばれる第1段と第2段の間にあたる部分にミッションロゴを貼り付けていたが、形状が変わって貼れなくなったため、フェアリングに移動した。

フェアリングにはまた、黒い矢印形の図形をアクセントとして入れている。この黒い色は、フェアリングを構成している複合材の地の色が出ている。

第1段機体には日本の国旗と「JAPAN」の文字を入れている。H-IIA/Bまでのロケットでは「NIPPON」と表記していたが、H3はグローバルなサービスを目指したものであることを意図し、日本を示すより一般的な英単語であるJAPANとした。



18 試験機1号機のペイロード

H3 試験機1号機で打ち上げる先進光学衛星「だいち3号」(ALOS-3)は、陸域観測技術衛星「だいち」(ALOS)の光学ミッションを引き継ぐ地球観測衛星である。

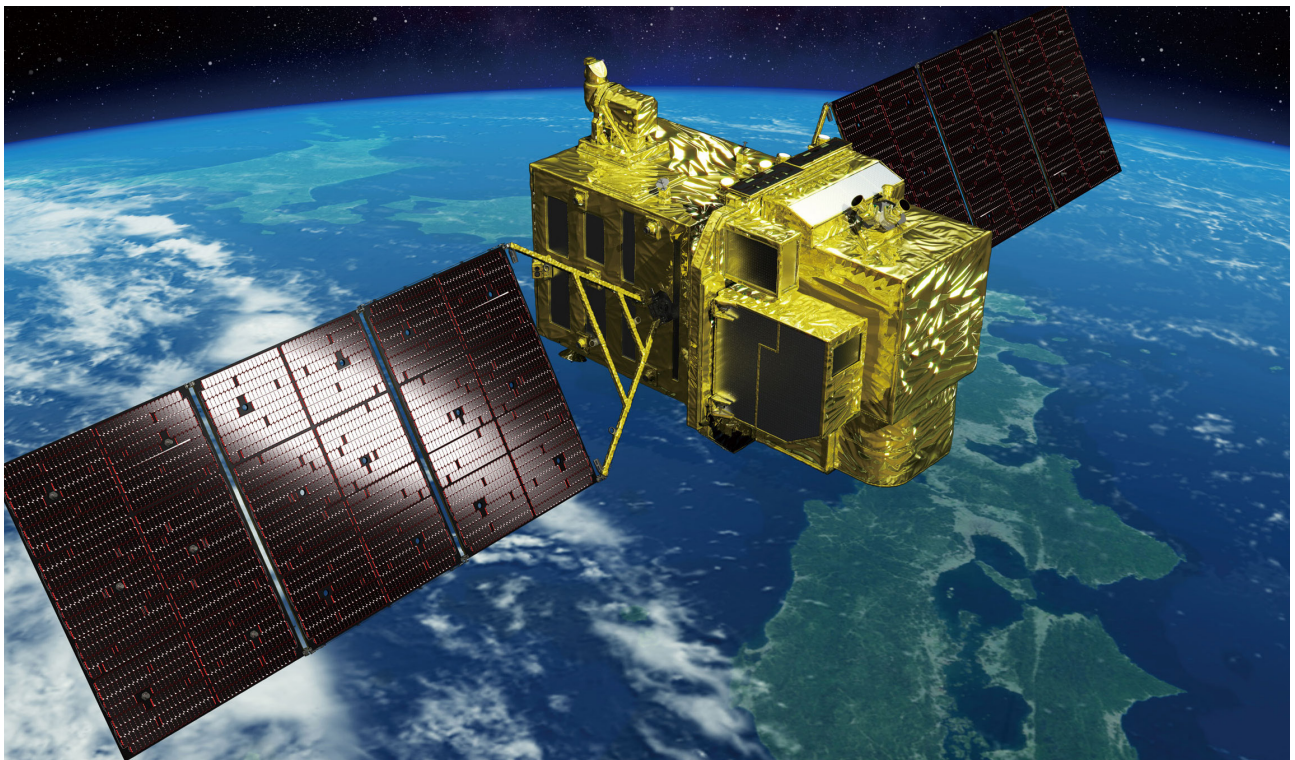
「だいち」は2006年に打ち上げ、2011年まで運用。地上を光学センサー(カメラ)で撮影できる技術の実証し、地図作成や資源調査、そして東日本大震災などの災害状況把握などで活躍した。

「だいち3号」は、その能力を受け継ぎつつ、大型化・高性能化したセンサーを搭載。「だいち」と同じ、70kmという広い観測幅(視野)を維持しつつ、高い地上分解能(どれだけ地上のものを細かく見られるかという指標)は2.5mから0.8mへと大幅な能力向上を実現する。

「だいち3号」は地上のあらゆる地点を定期的に観測できることから、国内・海外を問わず全地球規模の陸域を継続的に観測することができ、蓄積した平常時と災害発生時の画像を迅速に取得・処理・配信するシステムを構築することで、国及び自治体などの防災活動、災害対応になくてはならない手段のひとつになることを目指している。

とくに、「だいち3号」の地上分解能は「だいち」に比べて大幅に向上するため、建物の倒壊や道路の寸断の状況がより明確に視認できるようになる。さらに、災害発生前後の画像の比較により、詳細な被害状況を速やかに把握することも可能になる。

また、「だいち3号」の観測画像は、わが国や開発途上国の高精度な地理空間情報の整備・更新に貢献するほか、多様な観測機能による沿岸域や植生域の環境保全への利用・研究など、さまざまな分野での活用が期待されている。



先進光学衛星「だいち3号」(ALOS-3)の想像図

| 項目 | 仕様 |
|---------|--|
| ミッション機器 | 広域・高分解能センサー ・パングロマチックバンド（白黒） 地上分解能：0.8m、観測幅：70km 波長：0.52～0.76 μ m ・マルチバンド（カラー） 地上分解能：3.2m、観測幅：70km 波長： バンド1 0.40～0.45 μ m（コースタル） バンド2 0.45～0.50 μ m（青） バンド3 0.52～0.60 μ m（緑） バンド4 0.61～0.69 μ m（赤） バンド5 0.69～0.74 μ m（レッドエッジ） バンド6 0.76～0.89 μ m（近赤外域） |
| データ伝送 | 直接地上伝送（Ka 帯、X 帯） 中継衛星による光データ伝送 |
| サイズ | 5m × 16m × 3.5m（太陽電池パドル展開時） |
| 質量 | 約 3t |
| 設計寿命 | 7 年以上 |
| 運用軌道 | 太陽同期準回帰軌道……高度 669km 回帰日数……35 日（サブサイクル……約 3 日） 降交点通過地方太陽時……10 時 30 分 ± 15 分 |

19

試験機2号機とその後の運用・将来展望

19.1 試験機2号機

試験機1号機の打ち上げ試験後、2023年度には試験機2号機の打ち上げも予定している。

試験機2号機では、LE-9エンジンが3基、SRB-3を装着せず、ショートフェアリングの「H3-30S」形態での打ち上げを予定している。

19.2 3号機以降の予定、初期運用計画

試験機1号機、2号機の打ち上げ試験が完了すれば、H3は実運用段階に入り、また同時に運用を三菱重工へと移管することとなっている。H-IIAロケットも近年中に運用を終え、H3へと移行する予定となっている。

3号機以降のH3は、Xバンド防衛通信衛星や準天頂衛星、情報収集衛星といった政府系衛星をはじめ、月極域探査機や火星衛星探査計画「MMX」といった月・惑星探査機、宇宙マイクロ波背景放射偏光観測衛星「LiteBIRD」のような科学衛星、そして国際宇宙ステーション（ISS）や月周回有人拠点「ゲートウェイ（Gateway）」に物資を補給する「HTV-X」など、さまざまな日本の衛星・宇宙機の打ち上げを計画している。

さらに、商業打ち上げ市場にも参入し、国内外の衛星の商業打ち上げでも活躍することを見込んでいる。すでに2018年には、移動体衛星通信サービスの大手企業である英国インマルサット（Inmarsat）と三菱重工との間で、H3による衛星打ち上げを受注している。



付録1 国産ロケットの系譜

ペンシルから始まった日本の固体ロケット

日本の固体ロケット開発は、東京大学生産技術研究所の故・糸川英夫が中心となって開発した「ペンシルロケット」から始まった。

ペンシルロケットは直径 1.8cm、全長 23cm というきわめて小さなもので、また当時の日本にはまだレーダーによるロケットの追跡技術もなかったため、水平に発射することで実験を行った。1955 年 4 月 12 日には公開発射実験を実施し、日本の固体ロケット開発、そして宇宙への挑戦は産声をあげた。



糸川英夫とペンシルロケット

その後、徐々にロケット技術を進歩させ、やがて宇宙空間にも到達。そして 1970 年に「L (ラムダ) -4S」ロケットによって、日本初の人工衛星「おおすみ」の打ち上げに成功した。

その後、より大型の「M (ミュー)」シリーズによって、1970 年代から 2000 年代にかけて、日本の宇宙科学は飛躍的な発展を遂げ、X 線天文学、宇宙プラズマ物理学、太陽物理学などにおいて数多くの成果を挙げた。

とくに、M シリーズの最後のロケットとなった「M-V」ロケットは、輸送能力・制御能力などすべての点で、固体ロケットにおける世界最高の水準にあり、世界のロケット技術において高く評価された。



日本初の人工衛星「おおすみ」を搭載した「L（ラムダ）-4S」ロケットの打ち上げ

米国からの技術導入から始まった日本の液体ロケット

ペンシルロケットから始まった固体ロケットの開発が進む一方、1960年代には、宇宙開発の実利用（衛星放送や気象衛星など）も進み、日本もこの分野に乗り出すべく準備が進められ、1969年に宇宙開発事業団（NASDA）が設立された。

実利用衛星は静止軌道に投入されるものが多く、固体ロケットよりも打ち上げ能力、制御能力に優れた液体ロケットを開発することが求められた。当初は国産で開発することも検討されたが、技術不足や、早期にロケットを開発する必要があったこともあり、米国からの技術導入を行うことを決定。「N-I」ロケットに始まり、「N-II」、そして「H-I」と開発し、運用した。

この間、米国から技術を教わりつつも、日本独自の技術も研究・開発し、第2段エンジンなどに徐々に取り入れていった。



N-I ロケット 1号機の打ち上げ

日本独自のロケットへ

そして1994年には、初の純国産液体ロケットとなる「H-II」ロケットの開発に成功。これまで米国に頼っていた第1段メインエンジンからすべて国産化するとともに、ペンシルロケットに始まった日本の高い固体ロケット技術も組み合わせ、ついに日本は自立した大型ロケットを手にした。

その後、H-IIから信頼性の向上や低コスト化を図った「H-IIA」、宇宙ステーション補給機HTVを打ち上げるため打ち上げ能力を向上した「H-IIB」を開発。さらに固体ロケットも、日本がもつ固体ロケット技術を受け継ぎつつ、低コスト化などを図った「イプシロン」を開発し、現在に至っている。

H3は、こうした日本がもつ固体・液体ロケットの歴史と伝統、そして自立性を受け継ぎ、さらに使いやすいロケットを目指して開発が行われている。



日本初の純国産大型ロケットH-IIの打ち上げ

付録2 イプシロンとのシナジー開発

H3の開発における大きなポイントのひとつは、日本の小型固体ロケット「イプシロンS」とのシナジー開発を行うことにある。

イプシロンは2013年に試験機（1号機）の打ち上げに成功。その後、打ち上げ能力の向上などを目指した「強化型」開発を行い、2016年の2号機から投入。これまでに5号機までの打ち上げにすべて成功している。

そして現在、H3と技術や部品などを最大限共通化し、そのシナジー効果によるさらなる能力向上や低コスト化などを目指した「イプシロンS」の開発が進んでいる。

最も大きな部分は、H3の固体ロケットブースター（SRB-3）とイプシロンSの第1段モーターの、モーターケースや推進薬、推力パターンなどを最大限共通化している（ただし、SRB-3はノズルが固定式になるのに対し、イプシロンSでは推力方向制御（Thrust Vector Control、TVC）機能を付加する）。

このほか、フェアリングや第2、3段モーター、小型液体推進系（PBS）、アビオニクス（搭載電子機器）、火工品、射場施設設備についても、H3と共通化や技術の活用などを行っている。

