

H3F9

PRESS KIT



目次

目次	1
1 H3 ロケットとは.....	7
2 H-IIA ロケットから H3 ロケットへ.....	10
2.1 H-IIA ロケットとは.....	10
2.2 課題	12
2.2.1 国際的な価格競争	12
2.2.2 人工衛星の市場の変化（大型化、多様化）	16
2.2.3 輸送コストの増加	17
2.2.4 新規開発機会の不足と技術力の低下	17
2.2.5 設備の老朽化.....	17
2.2.6 打ち上げ機会の不足	18
2.3 基幹ロケットとしての「自立性の維持」と「国際競争力の確保」	18
2.3.1 自立性の維持	18
2.3.2 国際競争力の確保	19
3 H3 ロケットが目指す「柔軟性・高信頼性・低価格」	20
3.1 柔軟性	20
3.2 高信頼性	21
3.3 低価格	22
4 H3 ロケットの開発体制	23
4.1 キー技術担当事業者	23
4.2 開発費	24
4.3 開発スケジュール	24
5 H3 ロケットの概要	33
5.1 機体名称	33
5.2 機体概要	33
5.3 諸元	35
5.4 打ち上げ能力.....	36
5.5 打ち上げ価格.....	37

5.6 種子島宇宙センター	38
6 LE-9 エンジン	40
6.1 LE-9 エンジンとは	40
6.2 系譜	41
6.3 エキスパンダー・ブリード・サイクル	42
6.4 新技術の導入	44
大推力エキスパンダー・ブリード・サイクル	44
世界初の大型電動バルブによる可変推力（スロットリング）	44
AM（Additive Manufacturing、3D プリンター）	45
6.5 2 段階開発	45
6.6 タイプ 1A エンジン	46
6.7 タイプ 2 エンジン	46
7 LE-5B-3 エンジン	49
7.1 LE-5B-3 エンジンとは	49
7.2 諸元	50
8 固体ロケットブースター（SRB-3）	52
8.1 SRB-3 とは	52
8.2 特徴と改良点	53
9 フェアリング	57
9.1 フェアリングとは	57
9.2 改良点(ショート・ロングフェアリング)	58
9.2.1 形状の変更	58
9.2.2 自動積層装置（AFP）の導入	58
9.2.3 脱オートクレーブ接着技術の活用	58
9.2.4 水没化	58
9.2.5 シート式断熱材	59
9.2.6 クイックアクセスドア	59
9.2.7 機種間におけるシナジー効果の発揮	59
10 推進系/構造系/電気系	61
10.1 推進系	61
10.2 構造系	64

10.3 電気系.....	65
11 地上設備①（射点系設備）	66
11.1 竹崎発射管制棟（LCC）	67
11.2 移動発射台（ML）	68
11.2.1 地上風揺動対策	68
11.2.2 開口部拡大・退避式発射固定台の採用.....	68
11.2.3 ホールドダウンシステムの採用	70
11.2.4 機体把持装置	72
11.3 移動発射台運搬車（ドーリー）	74
11.4 冷却水注水設備	75
11.5 改修、流用	76
11.6 老朽化対策.....	77
12 地上設備②（射場系設備）	78
12.1 射場系・飛行安全系設備の刷新	78
12.2 刷新の難しさとコロナ禍.....	80
13 地上設備③（衛星系設備）	82
13.1 第3衛星フェアリング組立棟（SFA3）	82
各部屋の役割	83
13.2 他の施設.....	83
第1衛星組立棟（STA1）	83
第2衛星組立棟（STA2）	84
衛星フェアリング組立棟（SFA）	84
第2衛星フェアリング組立棟（SFA2）	85
14 H3 ロケットが挑むコストダウンへの取り組み	86
14.1 すべての段階でコストダウン	86
14.2 部品点数削減	86
14.3 タクト生産	87
14.4 自動車部品の導入	87
14.5 AM（Additive Manufacturing、3D プリンター）	88
14.6 SRB-3.....	89
14.7 地上設備維持費削減の取り組み	89

15 H3 ロケットに見るロケット開発の難しさ	91
15.1 エンジン認定計画の見直し	91
15.2 開発計画見直しで 1 度目の打ち上げ延期	92
15.2.1 燃焼室内壁の開口	92
15.2.2 液体水素ターボポンプ（FTP）のタービンの疲労破面	93
15.3 2 度目の開発計画見直しと打ち上げ延期	94
15.4 タイプ 1 エンジンの完成	95
15.5 タイプ 1A エンジンの開発と現状	97
15.6 タイプ 2 エンジンの開発と現状	98
15.7 LE-9 ならではの難しさ	99
16 試験機ミッション	101
16.1 検証とは	101
17 H3 ロケットの製造	104
17.1 開発と製造の足並み	104
17.2 サプライチェーン	105
17.3 三菱重工業が導入する新規技術	105
18 射場整備作業	107
18.1 H3 総合システム	107
18.2 射場作業	107
18.3 VOS	108
18.4 H3 総合システムの試験	108
18.4.1 極低温点検（F-0）（※試験機 1 号機および 3 号機で実施）	108
18.4.2 特別点検（※試験機 1 号機で実施）	110
18.4.3 1 段実機型タンクステージ燃焼試験（CFT）	111
18.4.4 H3F6（30 形態試験機）1 段実機型タンクステージ燃焼試験（CFT）	115
19 試験機 1 号機の打ち上げ	118
19.1 ミッション概要	118
19.2 飛行シーケンス	118
19.3 デザイン	121
20 試験機 1 号機の打ち上げ失敗と原因究明	122
20.1 打ち上げ中止（2 月 17 日）の原因とその対策	122

20.1.1 概要.....	122
20.1.2 原因調査と対策	123
20.2 打ち上げ失敗（3月7日）の原因とその対策.....	124
20.2.1 打ち上げ失敗の概要.....	124
20.2.2 着火シーケンスと発生事象	125
20.2.3 原因究明結果	127
20.2.4 対策.....	131
20.2.5 背後要因分析と対策.....	135
20.2.6 信頼性向上への取り組み	137
21 試験機 2 号機の打ち上げ.....	140
21.1 試験機 2 号機のミッション概要.....	140
21.2 機体形態.....	143
21.3 主要諸元.....	144
21.4 飛行シーケンス	146
21.5 ペイロード紹介	149
21.5.1 ロケット性能確認用ペイロード（VEP-4）	149
21.5.2 小型副衛星	150
21.6 衛星分離試験	154
21.6.1 Simple PAF15M	155
21.6.2 3U ポッド.....	156
22 3～5、7 号機の打ち上げ実績.....	157
22.1 3 号機	157
22.2 4 号機	157
22.2.1 静止トランスファー軌道への投入	157
22.2.2 ロングコーストミッションを見据えたデータ取得	158
22.3 5 号機	160
22.4 7 号機のミッション概要	161
23 8 号機の打ち上げ	163
23.1 8 号機のミッション概要	163
23.2 機体形態.....	163
23.3 飛行シーケンス（計画）	163

23.4 8号機の打ち上げ失敗と原因究明	165
23.4.1 打ち上げ中止（2025年12月17日）の原因とその対策	165
23.4.2 打ち上げ失敗（2025年12月22日）の原因とその対策	167
24 6号機（30形態試験機）	176
24.1 6号機のミッション概要	176
24.1.1 H3 ロケット 8号機失敗を踏まえた反映事項	177
24.1.2 超小型衛星搭載アダプターによる衝撃環境条件低減	178
25 9号機の打ち上げ	180
25.1 9号機のミッション概要	180
25.2 機体形態	180
25.3 主要諸元	181
25.4 飛行シーケンス	182
26 今後の展望	184
付録1 国産ロケットの系譜	186
ペンシルから始まった日本の固体ロケット	186
米国からの技術導入から始まった日本の液体ロケット	188
日本独自のロケットへ	189
付録2 イプシロンとのシナジー開発	190

1 H3 ロケットとは



H3 ロケット7号機の打ち上げ

H3 ロケットは、宇宙航空研究開発機構（JAXA）と三菱重工業株式会社（以下、三菱重工業）が共同で開発を進めている、日本の新しい大型基幹ロケットである。

H-IIA ロケットの後継機として、日本が宇宙への輸送手段を持ち続けられるようにするとともに、衛星事業者などの利用者の要求に応える「使いやすいロケット」を目指している。その実現に向け、柔軟性、高信頼性、低価格を兼ね備えた機体を追求し、日本がこれまで培ってきたロケット技術を受け継ぎながら、新しく開発した技術も取り入れている。こうした取り組みを通じて、ロケット技術を次の世代へ継承する役割も担っている。

こうした目標の実現に向け、H3ではロケット本体を刷新するとともに、地上設備や運用方法も見直した。

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」を採用した。第2段を含む機体全体を大型化し、打ち上げ能力の向上により幅広いミッションに対応できるようにしている。さらに、LE-9エンジンの基数、固体ロケットブースター「SRB-3」の本数、衛星フェアリングの種類を組み合わせることで、複数の機体形態を用意し、衛星の大きさや質量、投入する軌道に応じた効率的な打ち上げの実現を目指している。

低価格の実現に向けては、機体やエンジンの設計だけでなく、製造や運用のあり方も含めて効率化を進めている。生産体制の効率化や、3Dプリンターなどの新しい製造技術の導入に取り組むほか、小型固体ロケット「イプシロンS」と技術や部品を共通化することで、開発や製造の効率化も図っている。

地上設備や運用面でも、H3に合わせた整備を進めている。種子島宇宙センターの射点系設備は、H-IIAの設備を多く活用しつつ、一部を新たに製造した。また、追尾局の刷新や地上設備への自動点検の導入などにより、打ち上げ運用の効率化と信頼性の向上も図っている。

H3ロケット試験機1号機は、2023年3月7日に打ち上げを実施した。しかし、第2段エンジンが着火せず、搭載していた先進光学衛星「だいち3号」（ALOS-3）を所定の軌道に投入できる見込みがなくなったため、ロケットに指令破壊信号を送出した。その結果、打ち上げは失敗した。

打ち上げ失敗後、対策本部を設置し、三菱重工業などの関係企業とも協力しながら原因究明を進めた。調査では、原因として考えられる複数のシナリオを整理し、直接要因に対する対策に加えて、背後要因の分析に基づく対策や信頼性向上策も進めた。

そして、対策を反映したうえで、2024年2月17日に試験機2号機の打ち上げを実施した。試験機2号機には、ロケット性能確認用ペイロード「VEP-4」と小型副衛星2機を搭載した。ロケットは計画どおり飛行し、試験機1号機で果たせなかった第2段機体の所定軌道への投入を達成するとともに、小型副衛星2機を分離した。さらに、地球周回後には第2段機体の制御再突入（デブリ低減）を行い、

VEP-4 では衛星分離部の動作も確認した。

2024 年 7 月 1 日には、先進レーダー衛星「だいち 4 号」（ALOS-4）を搭載した 3 号機を、11 月 4 日には X バンド防衛通信衛星「きらめき 3 号」を搭載した 4 号機を、2025 年 2 月 2 日には準天頂衛星「みちびき 6 号機」を搭載した 5 号機を打ち上げ、いずれもミッションを達成した。また、いずれも SRB-3 が 2 本、LE-9 エンジン 2 基の H3-22 形態の打ち上げであった。

2025 年 10 月 26 日には、7 号機で「新型宇宙ステーション補給機 1 号機（HTV-X1）」の打ち上げに成功した。7 号機は、SRB-3 を 4 本装着し、ワイド（W）型フェアリングを搭載した「H3-24W」形態の初飛行でもあった。

その一方で、2025 年 12 月 22 日に打ち上げた 8 号機では、第 2 段エンジンの第 2 回燃焼が正常に立ち上がり、早期に停止した。このため、搭載していた準天頂衛星システム「みちびき 5 号機」を予定した軌道に投入できず、打ち上げは失敗した。打ち上げ失敗後、対策本部を設置し、原因究明と対策の検討を進めた。2026 年 4 月には、打ち上げ再開に向けた原因究明と対策案について、文部科学省 H3 ロケット 8 号機対策本部で技術的に妥当である旨が了承された。

上記対策を施した H3 ロケット 6 号機は、2026 年 6 月 12 日に打ち上げられた。6 号機は SRB-3 を装着せず、LE-9 エンジン 3 基のみでリフトオフする「30 形態」の試験機であり、第 2 段機体を所定の軌道への投入を達成するとともに、搭載した小型副衛星 6 基を分離した。

30 形態試験機の飛行実証の成功により、H3 の機体のラインナップが揃った。今後は LE-9 エンジンタイプ 2 の開発、予定されている H3 の打ち上げを着実に進めるとともに、民間主体の打ち上げへと移行し、基幹ロケットとしての自立性の維持、運用の効率化、国際競争力の強化に取り組んでいく。さらに、需要変化や国際競争に対応するため、ブロック・アップグレード方式による、ロケットの性能や射場の機能の向上を図る計画である。

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

これまで日本の主力大型ロケットとして運用してきた「H-IIA」（2025 年 6 月運用終了）は、いまから 20 年以上前の 2001 年に初打ち上げを迎えた。H-IIA は基幹ロケット—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、運用が行われた。

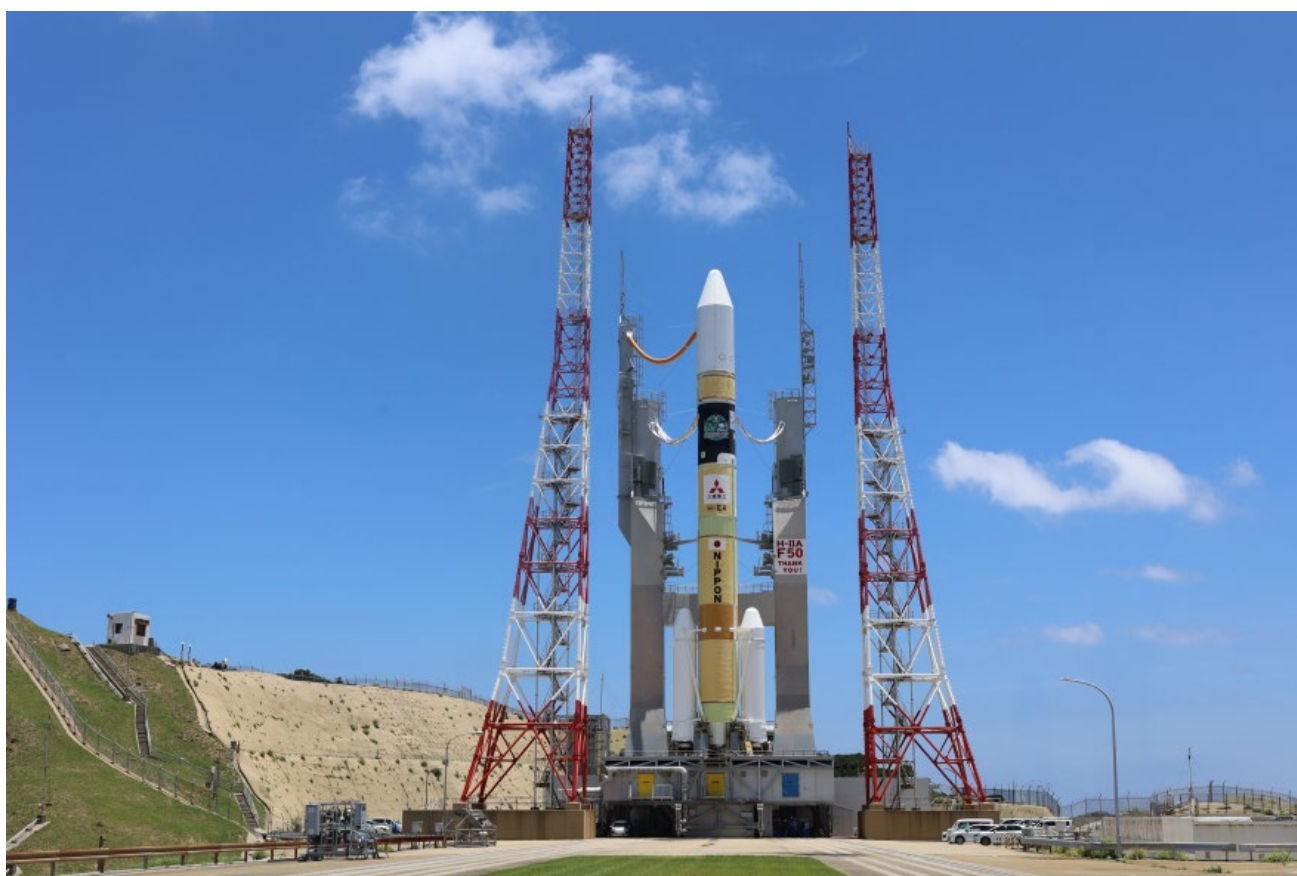
H-IIA は世界のロケットの中でも大型の部類に入り、打ち上げ能力が大きいという特徴をもつ。たとえば、地球観測衛星などが運用される、地球の高度数百 km を南北に回る太陽同期軌道（SSO）には最大約 5.1t、気象衛星や通信・放送衛星が打ち上げられる静止トランスファー軌道（GTO）には最大約 6.0t の打ち上げ能力をもつ。また、2 機の衛星を同時に打ち上げ、それぞれ異なる軌道に投入したり、月・惑星探査機のような特殊な軌道への投入ミッションをこなしたりなど、多種多様な衛星の打ち上げをこなすことができるロケットであった。

初打ち上げ以来、2025 年 6 月 29 日の H-IIA 最終号機までに計 50 機を打ち上げ、6 号機を除いてすべてが成功した。打ち上げ成功率は約 98.0%、また 7 号機以降、44 機が連続で打ち上げに成功するなど、世界的にも高い信頼性をもっていた。

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に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った。

2007 年には、JAXA から三菱重工業へロケット技術に移管し、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」を手掛けた。

こうした高い性能と信頼性という特長を活かし、H-IIA は気象衛星や準天頂衛星、情報収集衛星といった日本政府の衛星のほか、小惑星探査機「はやぶさ 2」、小型月着陸実証機（SLIM）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、民間事業者である三菱重工業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」ロケットも誕生した。2020 年までに 9 機を打ち上げ、国際宇宙ステーションに向けて宇宙ステーション補給機「こうのとり」（HTV）を打ち上げ、補給物資や科学実験装置など送り届け、大きな貢献を果たした。



打ち上げを控える H-IIA ロケット 50 号機

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、先代の「H-II ロケット」よりも打ち上げ費用を抑えることに成功し、国内外の衛星事業者などから注文を受けて打ち上げを行う「商業打ち上げ」市場に参入した。しかし、2010 年代以降、世界では新しいロケットが相次いで登場している。これらのロケットは、価格の安さや使いやすさを売りにしており、H-IIA は受注面で苦戦を強いられてきた。

その代表例が、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」ロケットである。ファルコン 9 は 2010 年に初打ち上げを果たしたあと、段階的に改良を重ね、打ち上げ能力を高めてきた。さらに、第 1 段機体やフェアリングを回収・再使用する設計を採用し、打ち上げコストを大きく引き下げた。現在では、第 1 段機体の回収・再使用は標準的な運用となっており、2025 年にはファルコン 9 だけで年間 165 回の軌道打ち上げを実施した。同等の打ち上げ能力をもつ他のロケットと比べ、半額近い価格で提供されることもあるとされる。

さらにスペース X は、次世代ロケット「スターシップ/スーパー・ヘヴィ」の開発も進めている。機体を飛行機のように何度も使えるようにすることで、1 回あたりの打ち上げ費用を 100 万～1000 万ドルほどまで下げることを目指している。

スペース X 以外の動きも活発である。2024 年 1 月には、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）が、新型ロケット「ヴァルカン」の初打ち上げに成功した。ヴァルカンは、これまで米国の大型衛星打ち上げを支えてきた「アトラス V」や「デルタ IV」の後継機にあたるロケットである。衛星の重さや投入する軌道に応じて構成を変えられる柔軟性を

もち、大型衛星やコンステレーションの打ち上げを担う。

また、Amazon 創業者として知られるジェフ・ベゾス氏の宇宙企業ブルー・オリジンも、大型ロケット「ニュー・グレン」を開発し、2025 年 1 月に初打ち上げに成功した。第 1 段機体を洋上の着陸船に降ろして回収・再使用することを前提に設計されており、2025 年 11 月の 2 回目の打ち上げで第 1 段の回収に成功した。さらに 2026 年 4 月には、その第 1 段を再使用して打ち上げ、再び回収することにも成功している。ファルコン 9 ほどの打ち上げ実績や再使用回数にはまだ達していないものの、有力な競合となりうる。

欧州でも、「アリアン 5」の後継機となる「アリアン 6」が 2024 年 7 月に初打ち上げに成功した。アリアン 6 は、アリアン 5 に比べて運用の柔軟性を高め、低コスト化を図ったロケットである。打ち上げサービスはアリアンスペースが担当しており、かつて商業打ち上げ市場で大きな存在感を示してきた欧州勢にとって、競争力を取り戻すための新型ロケットに位置づけられる。

インドの動きも無視できない。インド宇宙研究機関（ISRO）の大型ロケット「LVM3」は、低軌道に最大約 10t、静止トランスファー軌道に約 4t を打ち上げる能力をもつ。国家的なミッションに使われる一方、商用通信衛星を打ち上げる商業ミッションも実施しており、国際的な打ち上げ市場でも存在感を高めている。

さらに世界的にベンチャー企業による新しい小型・中型ロケットの開発も活発で、そうしたロケットも小型衛星の打ち上げ市場では潜在的に競合相手となりうる。

こうした背景から、日本でも、国際市場で競争できる価格、すなわち、より低い打ち上げ費用を実現したロケットが求められている。

H3 のライバルとなる各国の主な現行・次世代ロケット

ロケット名	ファルコン 9 ブロック 5	ヴァルカン・セ ントール	ニュー・グレン	アリアン 6	LVM3 (GSLV MK III)
製造/運用	スペース X (米 国)	ユナイテッド・ ローンチ・アラ イ ア ン ス (ULA) (米国)	ブルー・オリジ ン (米国)	アリアングル ープ/アリアン スペース (欧 州)	インド宇宙研 究機関 (ISRO)
LEO 打ち上げ能力 [t] (*1)	22.8	25.6	45.0	21.6	10.0
SSO 打ち上げ能力 [t] (*2)	非公開 (SSO 対応は明記)	22.3	非公表 (SSO 対応は明記)	15.5	非公開 (SSO 対応は明記)
GTO 打ち上げ能力 [t] (*3)	8.3	14.4	13.0	11.5	4.2
初打ち上げ年	2018 年 (原型 は 2010 年)	2024 年	2025 年	2024 年	2017 年 (軌道 への初打ち上 げ)
打ち上げ価格 (*4)	7400 万ドル (回収時)	1 億 1000 万ド ル～	非公表	非公表	非公表
再使用	第 1 段機体フ ェアリング	第 1 段のエン ジン部 (将来構 想)	第 1 段機体	なし	なし

*1 LEO……地球低軌道。高度や軌道傾斜角の条件は各ロケットで統一していない。各社・各機関が公表している代表値または最大値を示した

*2 SSO……太陽同期軌道。高度や軌道傾斜角の条件は各ロケットで統一していない。各社・各機関が公表している代表値または最大値を示した

*3 GTO……静止トランスファー軌道。静止化 ΔV 条件は統一していない。各社・各機関が公表している代表値または最大値を示した

*4 各社・機関の Web サイトなどの公称値



米国スペースXの「ファルコン9」ロケット © SpaceX



アリアン 6 ロケット 1 号機の打ち上げ © ESA - S. Corvaja

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っており、より大きな質量、サイズの衛星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、そもそも打ち上げることすらできない衛星が出てきている状況にある。

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、これまで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、市場分析、将来予測によると、2028 年までに打ち上げが計画されている衛星のうち、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能力が求められ、専用搭載構造（ディスペンサー）などを用意する必要性が生まれている。

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、これまでよりも大質量の衛星を、これまでより低コストで打ち上げるという、矛盾する要求に応える必要が出てきている。

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 20 年以上が経っており、さらに開発の始まりは 1994 年までにさかのぼる。また、H-IIA は H-II の改良型、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た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 20 年以上、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、年間で 1～4 機程度と他国と比べて限定的だった。打ち上げ数が少ないと、安定した産業基盤の維持・発展は難しい。そのため、打ち上げ機数をより増やすことが求められている。

2.3 基幹ロケットとしての「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 年代半ばに、「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、「自立性の維持」と「国際競争力の確保」という 2 つの大きな目標を実現するため、新型の H3 ロケットを開発することとなった。

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、安全保障のみならず、ビジネスや国際貢献などさまざまな面で、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、H3 と並行して開発している小型固体ロケット「イブシロン S」 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。

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 機の安定した打ち上げを計画する。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）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（衛星事業者など）の要望の分析を行うことから始めた。

分析の結果、顧客がロケットを選ぶ際、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は、機体の設計は共通のまま、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、複数の構成（ラインアップ）を用意する。

これにより、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、H-IIAは受注後に製造する一品受注生産に近い形式であり、いわば特注品だった。このため、コストが嵩んでいたばかりか、打ち上げ頻度の向上の足かせにもなっていた。

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し、打ち上げ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し、その後衛星側がエンジンを噴射し、静止トランスファー軌道から静止軌道へ乗り移るのが基本である。そのため、衛星側が負担する増速量（ 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。

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（事実上の標準）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に打ち上げざるを得なかったり、 $\Delta V=1500\text{m/s}$ の軌道へ打ち上げる場合には打ち上げ能力が落ちたりという欠点があった。

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し、デファクト・スタンダードに沿った、H-IIAよりも衛星側の負担が少ないロケットにすることを目指している。

3.2 高信頼性

H-IIAは、打ち上げ成功率が98%と高く、また7号機以降、44機が連続で成功するなど、世界的にも高い信頼性をもつ。さらに、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。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し、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するなどし、より高い信頼

性を追求する。

3.3 低価格

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っている。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する。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し、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。

4 H3 ロケットの開発体制

H3 の開発は 2014 年から始まった。三菱重工業がプライムコントラクターとして機体開発を取りまとめており、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する。また、三菱重工業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

(50 音順)

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装置)

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 (ターボポンプ以外)

三菱電機ソフトウェア株式会社 (MESW)

- 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 開発費

総開発費……2393 億円（令和 7 年度 3 月時点）

4.3 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……三菱重工業を開発主体に選定
- 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、固体ロケットブースター（SRB-3）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 LE-9 エンジン実機型 #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 LE-9 エンジン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 LE-9 エンジン実機型 #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 LE-9 エンジン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 LE-9 エンジン実機型 #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 LE-9 エンジン実機型 #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 LE-9 エンジン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SRB-3実機型モーター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LE-5B-3エンジン認定試験（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LE-9エンジン実機型#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……三菱重工業 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SRB-3認定型モーター地上燃焼試験（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LE-9エンジン実機型#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……三菱重工業 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LE-9エンジンターボポンプ単体試験（その5）を計2回実施
- 12月17日……川崎重工業 播磨工場においてフェアリング分離放擲試験を実施

2020年

- 2月13日～5月26日……種子島宇宙センターにおいてLE-9エンジン認定型#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SRB-3認定型モーター地上燃焼試験（その2）を実施

- 7月2日～8月29日……三菱重工業 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 LE-9 エンジン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号機の打ち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 LE-9 エンジン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 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 LE-9 エンジン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、極低温点検を実施
- 6月26日～7月13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（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 LE-9 エンジン認定型#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 LE-9 エンジン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 LE-9 エンジン翼振動計測試験・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
- 12月23日……試験機 1 号機による先進光学衛星「だいち 3 号」（ALOS-3）の打ち上げを発表

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

- 2月17日……試験機1号機の打ち上げを中止。ロケットの自動カウントダウンシーケンス中に、1段機体システムが異常を検知し、固体ロケットブースター（SRB-3）の着火信号を送出しなかったため
- 2月21日～4月8日……種子島宇宙センターにおいてLE-9エンジン翼振動計測試験・技術データ取得試験を計5回実施
- 3月7日……試験機1号機の打ち上げを実施。しかし、ミッションを達成する見込みがないとの判断から、指令破壊信号を送信し、打ち上げ失敗
- 3月7日……H3ロケット試験機1号機の打ち上げ失敗に係る対策本部を設置
- 3月8日、16日、4月27日……宇宙開発利用に係る調査・安全有識者会合において、H3ロケット試験機1号機の打ち上げ失敗について報告
- 4月28日……宇宙開発利用部会（第74回）において、H3ロケット試験機1号機打ち上げ失敗原因調査状況について報告
- 5月24日……宇宙開発利用部会（第75回）において、H3ロケット試験機2号機計画に関する方向性について報告
- 5月25日……宇宙開発利用部会 調査・安全小委員会（第47回）においてH3ロケット試験機1号機打ち上げ失敗原因調査状況を報告
- 6月1日～11日……種子島宇宙センターにおいてLE-9エンジン翼振動計測試験を計2回実施
- 6月22日……宇宙開発利用部会 調査・安全小委員会（第48回）においてH3ロケット試験機1号機打ち上げ失敗原因調査状況を報告
- 6月27日……宇宙開発利用部会（第76回）において、H3ロケット試験機2号機での「超小型衛星相乗り」の実施について報告
- 7月13日～25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を計3回実施

- 7月31日……宇宙開発利用部会 調査・安全小委員会（第49回）においてH3 ロケット試験機1号機打ち上げ失敗原因調査状況を報告
- 8月23日……宇宙開発利用部会 調査・安全小委員会（第50回）においてH3 ロケット試験機1号機打ち上げ失敗原因調査状況を報告
- 8月6日～12月12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8回実施
- 9月25日……宇宙開発利用部会 調査・安全小委員会（第51回）においてH3 ロケット試験機1号機打ち上げ失敗原因調査状況を報告
- 10月15日、26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（2基目）領収燃焼試験を実施
- 10月26日……H3 ロケット試験機1号機対策本部が、打ち上げ失敗の原因究明に係る報告書を取りまとめ、同日に開催された文部科学省 宇宙開発利用部会 調査・安全小委員会（第52回）に報告。同日開催の宇宙開発利用部会において決定
- 12月28日……H3 ロケット試験機2号機の打ち上げを発表

2024 年

- 1月17、24日……角田宇宙センターにおいてH3 ロケット用LE-9 エンジンのターボポンプ単体試験を実施
- 2月17日……H3 ロケット試験機2号機の打ち上げを実施
- 5月26、27日……H3 ロケット極低温点検を実施
- 6月21日、7月6日、11月7日、11月14日、11月21日……種子島宇宙センターにおいて、LE-9 エンジン燃焼試験（翼振動計測試験・技術データ取得試験）を実施
- 7月1日……H3 ロケット3号機による先進レーダー衛星「だいち4号」（ALOS-4）の打ち上げを実施

- 11月4日……H3 ロケット4号機によるXバンド防衛通信衛星「きらめき3号」の打ち上げを実施

2025 年

- 2月2日……H3 ロケット5号機による「みちびき6号機」の打ち上げを実施
- 5月15、20、27日、6月3日……種子島宇宙センターにおいて、LE-9 エンジン燃焼試験（翼振動計測試験・技術データ取得試験）を実施
- 7月23、24日……種子島宇宙センターにおいて、H3 ロケット6号機（30 形態試験機）1 段実機型タンクステージ燃焼試験を実施
- 10月26日……H3 ロケット7号機による「新型宇宙ステーション補給機1号機（HTV-X1）の打ち上げを実施
- 12月22日……H3 ロケット8号機（22S 形態）を打ち上げ。第2段エンジン第2回燃焼が正常に立ち上がりず早期に停止したことから、予定した軌道に「みちびき5号機」を投入することができず、打ち上げに失敗
- 12月22日……H3 ロケット8号機の打ち上げ失敗に係る対策本部を設置

2026 年

- 3月11日……6号機（30 形態試験機）第2回1段実機型タンクステージ燃焼試験（CFT）を実施し、良好に完了
- 4月22日……第105回宇宙開発利用部会において「H3 ロケット8号機打ち上げ失敗の原因究明に係る調査・安全小委員会 中間報告書」について調査・安全小委員会より報告
- 6月12日……6号機（30 形態試験機）の打ち上げを実施

- 7月23日……第107回宇宙開発利用部会「H3 ロケット 8号機打ち上げ失敗の原因究明に係る調査・安全小委員会 報告書」について調査・安全小委員会より報告
- 3月27日、4月7日、4月17日、6月20日、7月1日、7月10日、7月19日、7月27日……種子島宇宙センターにおいて LE-9 エンジン（タイプ 2）の認定型エンジン 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、東海道新幹線の先頭車両 2 両分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、質量の衛星の需要、要求に対応できることにある。

機体形態は「H3-abc」で表し、このうち

- a : 第 1 段メインエンジン (LE-9) 基数 (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 / W : Wide)

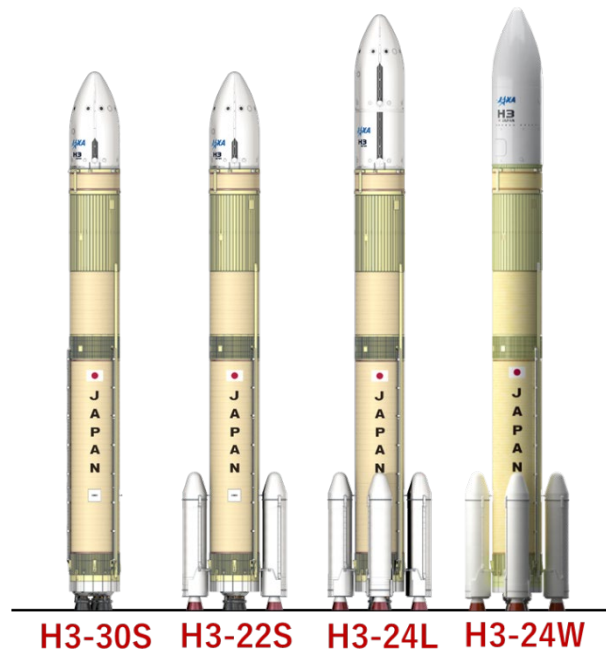
となっている。

このうち、最小形態となるのは「H3-30S (えいち・すりー・さん・ぜろ・えす)」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) に物資を補給する新型宇宙ステーション補給機「HTV-X」も 24 形態で打ち上げを予定している。なお、HTV-X 打ち上げには、HTV-X 専用のワイドフェアリングを用いる。

衛星搭載構造 (PAF) には、国内外のメーカーが製造する標準的なクランプバンド (留め具) を使用でき、直径 937mm、1194mm、1666mm の PAF に対応している。これにより、さまざまな種類や大きさの大型衛星の 1 機単位での打ち上げに対応できる。また、近年拡大しつつある小型衛星を多数機まとめた打ち上げにも、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 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）、57m（ショートフェアリングの場合）、64m（ワイドフェアリングの場合）
- 打ち上げ時質量……575t（H3-24L・24W）、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） / ワイド（W）
- PAF……直径 937mm / 1194mm / 1666mm

1 段 (直径 5.2m)	エンジン	LE-9 を 2 基または 3 基
	真空中推力	1471kN/基 (100%) スロットリング機能あり
	比推力	422s
2 段 (直径 5.2m)	エンジン	LE-5B-3 を 1 基
	真空中推力	137kN
	比推力	448s
固体ロケットブースター (直径 2.5m)	モーター	SRB-3 を 0 本または 2 本または 4 本
	真空中推力	2300kN
	比推力	283.6s

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……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……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 打ち上げ価格

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として、2014 年当時の経済情勢を前提として、H3-30S において、H-IIA ロケットの機体価格の半額を目指す

5.6 種子島宇宙センター

H3 は、鹿児島県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 月に開設し、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 で、東京ドーム約 200 個分に相当する。センター内には「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 ロケットの打ち上げ射場である種子島宇宙センター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

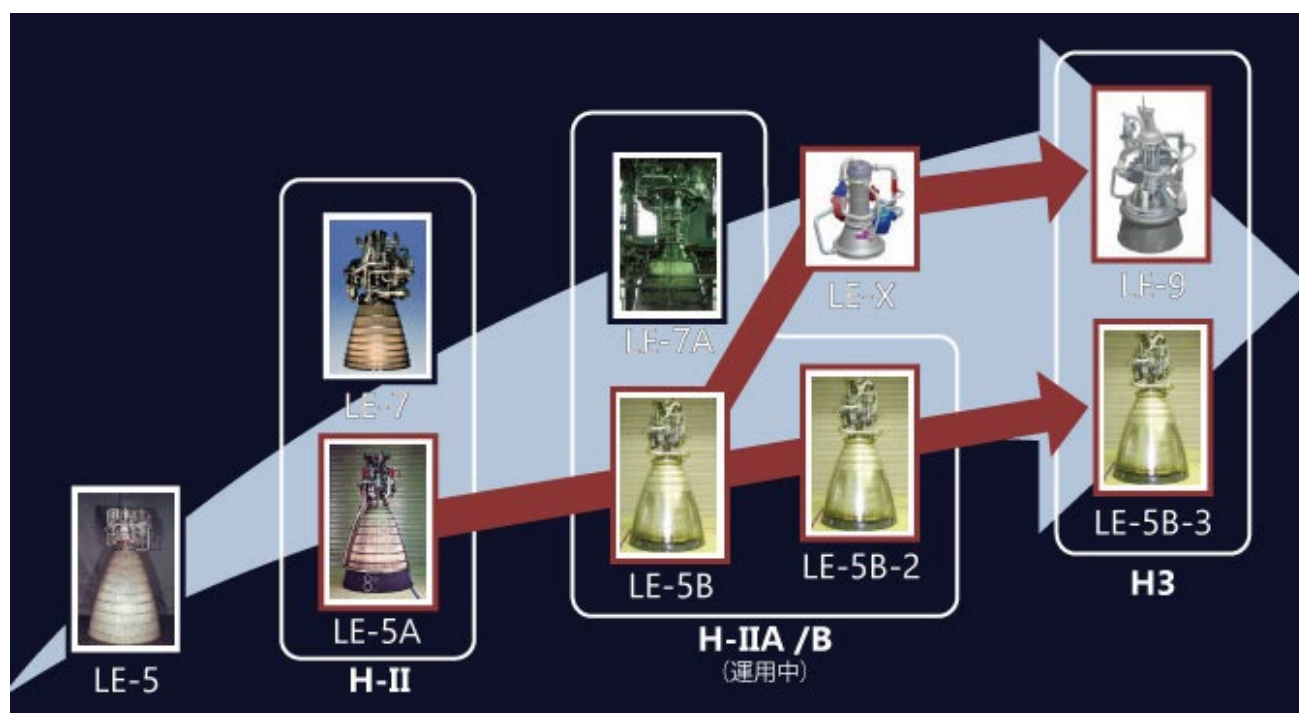
LE-9 エンジンは、H3 の第 1 段メインエンジンとして開発中の新型ロケットエンジンである。開発は JAXA を中心に、三菱重工業と IHI が参画している。

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結集するとともに、新たな技術にも挑戦し、H3 が掲げる柔軟性・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。

燃料に液体水素、酸化剤に液体酸素を使用し、1 基あたりの推力は、現行の H-IIA の第 1 段メインエンジン「LE-7A」と比べ、約 1.4 倍にパワーアップする。また、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。これにより、H-IIA や H-IIB 以上の柔軟で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している。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 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。

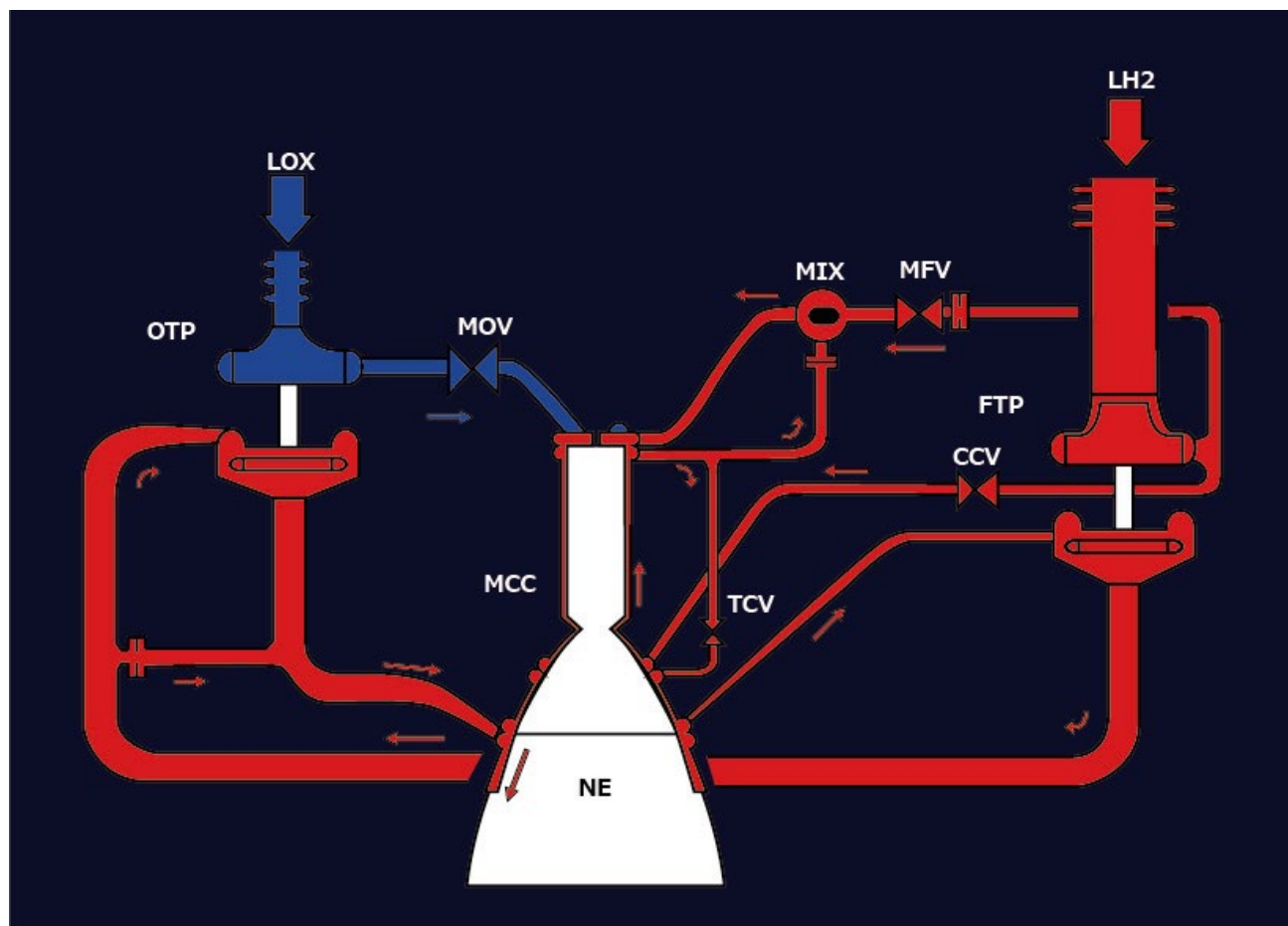
LE-7A が採用している「二段燃焼サイクル」は、まずプリバーナーという副燃焼室（小さな燃焼室）で推進剤を燃やして、そのガスでエンジンの駆動源となるターボポンプを動かす。そして推進剤をタンクからエンジンの主燃焼室に送り込むとともに、ターボポンプを動かしたガスも主燃焼室に送り込んでいっしょに燃焼させる。推進剤を 2 段階で完全に燃焼させることから、この名がある。

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、また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」にも採用した。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 エンジン系統図

LE-9 と LE-7A との比較

	LE-9	LE-7A
真空中推力	1471kN (150tonf) スロットリング機能あり	1100kN (112tonf)
エンジン混合比	5.9	5.9
比推力 (Isp)	422s	440s
エンジンサイクル	エキスパンダー・ブリード	2 段燃焼
推進剤	LH2/LOX	LH2/LOX

燃焼圧力	10.0MPa	12.3MPa
LH2 ターボポンプ回転数	約 41,000 回転/min	約 41,900 回転/min
LOX ターボポンプ回転数	約 17,000 回転/min	約 18,300 回転/min
全長	3.75m	3.7m
質量	約 2.4ton	約 1.8ton
バルブ駆動方式	電動バルブ 作動点を連続制御	空圧バルブ オリフィスで作動点調整

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、次の 3 つがあげられる。

大推力エキスパンダー・ブリード・サイクル

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。これは、タービン駆動に必要なエネルギーを得る必要があることから、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。

世界初の大型電動バルブによる可変推力（スロットリング）

LE-9 では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（スロットリング）が可能となる。

H3 では、第 1 段エンジン燃焼フェーズの終盤に、LE-9 の推力を約 66% に絞るスロットリングを行

う。これは、推進薬の消費により機体質量が減少し、加速度が増加することによって、搭載衛星に加わる負荷が大きくなることを抑えるためである。スロットリングを行う時間は形態によって異なり、2X 形態では約 20 秒間、30 形態では約 60 秒間としている。

また、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も図っている。

AM (Additive Manufacturing、3D プリンター)

AM (Additive Manufacturing、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。

6.5 2 段階開発

LE-9 の開発は、2 段階開発計画で進めている。

当初は試験機 1 号機から、3D プリンターなど新技術で製造した LE-9 エンジンを使用する計画だった。しかし 2019 年、燃焼試験中に 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、ひびのようなものが確認されるなどの技術的課題が見つかった。

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した。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、共振領域そのものを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。

しかし、タイプ 1 エンジンの試験を行っていた 2020 年には、新たに 2 つの技術的課題が見つかり、2 度目の計画見直しを強いられた。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。

その後、タイプ 1 エンジンは完成したものの、続いて試験機 2 号機以降で使用する「タイプ 2」エンジンに向け、最適な仕様を選定する作業を進めていたところ、新たにさらなる改良および試験が必要と判断される事象が見つかった。

これにともない、試験機 2 号機以降の当面の打ち上げに対応するため、「タイプ 1A」エンジンを準備することとした。

6.6 タイプ 1A エンジン

タイプ 1A エンジンは、試験機 2 号機以降の当面の打ち上げに対応するために開発したエンジンであり、LE-9 の段階的な開発において、恒久対策仕様を適用するタイプ 2 エンジンへつなぐ仕様として位置付けている。

タイプ 1A では、液体水素ターボポンプ（FTP）および噴射器について、タイプ 1 で用いた仕様を継承している。一方、液体酸素ターボポンプ（OTP）には、タービン入口部の流れの不均一性を抑えるための恒久対策仕様を適用している。また、その他の主要コンポーネントについても、開発試験を通じて機能・性能を確認した仕様を採用している。

タイプ 1A は、タイプ 1 で確立した技術を継承しつつ、H3 ロケットの初期運用を支えるエンジンとして、実機での運用実績を積み重ねている。

6.7 タイプ 2 エンジン

タイプ 2 エンジンは、LE-9 エンジンの恒久対策仕様を適用するエンジンである。タイプ 1 およびタ

タイプ 1A で得られた開発成果を踏まえ、H3 の安定的な運用と今後の量産を見据えた仕様として開発を進めている。

タイプ 2 では、液体水素ターボポンプ（FTP）のタービン設計を改良し、エンジン性能の向上とタービン翼振動の抑制の両立を図る。

また、噴射器をはじめとする主要部品には、AM（Additive Manufacturing、積層造形）技術を適用する。噴射器については、従来の機械加工では 1000 点以上の部品で構成していたものを、AM 技術により 1 点に集約することを目指している。これにより、複雑な内部流路を一体で形成し、部品点数や製造工程を大幅に削減するとともに、性能、信頼性、製造性の向上を図る。

LE-9 エンジン仕様比較

	タイプ 1	タイプ 1A	タイプ 2
FTP	0 の矢 （剛性の向上、減衰力の強化）	タイプ 1 と同じ	恒久対策仕様 ¹
OTP	1 の矢 （タービン入口部の流れの不均一性を抑制）	恒久対策仕様 （タイプ 1 と同じ）	恒久対策仕様 （タイプ 1 と同じ）

¹ FTP の恒久対策仕様として、タービン効率の向上を図る複数の設計案を検討中。これまでに試験実績のある 0 の矢、1 の矢の設計をベースとすることでリスクを低減する。

噴射器	機械加工	タイプ 1 と同じ	恒久対策仕様 ²
その他 コンポーネント	タイプ 1 仕様	恒久対策仕様 (主として、すでに 開発試験で実績があ るもの)	恒久対策仕様

² 噴射器の恒久対策仕様として、3D 造形技術の適用による製品コスト低減などを計画。

7 LE-5B-3 エンジン

7.1 LE-5B-3 エンジンとは

「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もち、H-IIA/H-IIB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。

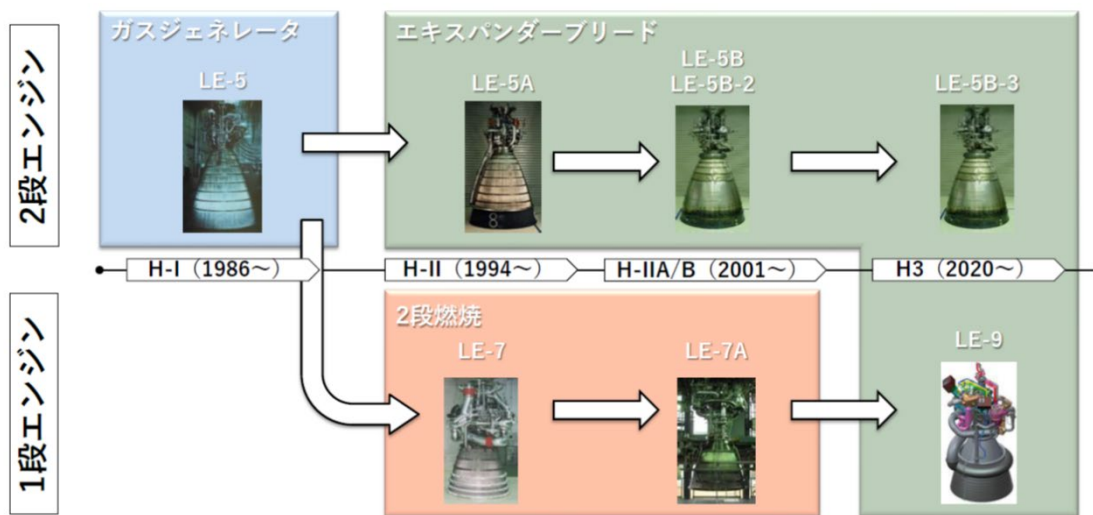
その実現のため、熱交換によって燃焼室を冷却したあとの高温水素ガスと、ポンプから直接供給される低温の液体水素を混合させる「ミキサー」と呼ばれる配管と、液体水素ターボポンプ（FTP）のタービンの改良を行った。

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 の第 1 段エンジンとして採用した 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。



LE-9 エンジン/LE-5B-3 エンジンの系譜

7.2 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	エキスパンダー・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	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

8 固体ロケットブースター（SRB-3）

8.1 SRB-3 とは



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

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（IA）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

う 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。

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。ジンバル（エンジンのノズルを首振りさせる機構）によってロケットの姿勢を変える役割は、第 1 段に 2 基ないしは 3 基装着する LE-9 によって行う。

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。

8.2 特徴と改良点

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、短期間での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立。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「ヨーブレス」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、ヨーブレスはヨー方向（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、ほぼ同時にヨーブレスを火工品（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、どこか一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。

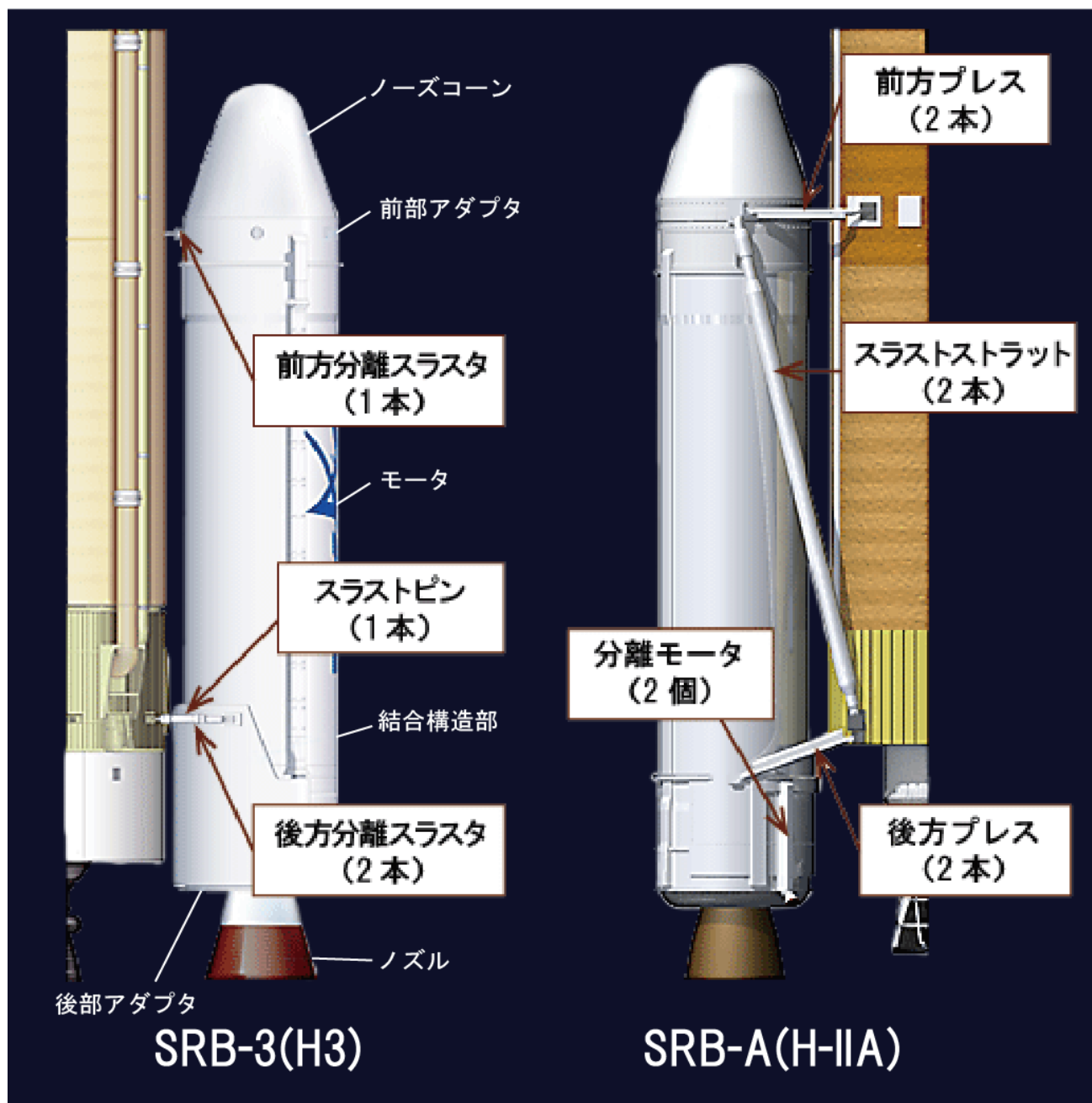
もちろん、このスラストピンを直接 CFRP 製のモーターケースにくっつけると壊れてしまうため、ブースター下部には金属製の「結合構造部」という頑丈な部分があり、この部分がスラストピンを介して、第 1 段機体にブースターの推力を伝えるようになっている。

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（分離スラスト）」という部分が担う。ガスの力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には、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。



SRB-3 と SRB-A の比較

9 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

9.1 フェアリングとは

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。

H3 では、フェアリングのサイズによって「L (Long)」、「S (Short)」、「W (Wide)」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。W は新型宇宙ステーション補給機（HTV-X）用に開発され、直径は 5.4m、大型のレイトアクセスドアを有する。L、S の開発、製造は川崎重工業、W は Beyond Gravity 社（スイス）が担当する。

9.2 改良点(ショート・ロングフェアリング)

9.2.1 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。

9.2.2 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同時に対応するため、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した。

9.2.3 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した。

9.2.4 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は内部

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。

9.2.5 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した。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。

9.2.6 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。

9.2.7 機種間におけ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技術で、改良を加えたうえで、H3 でも適用することとなった。

さらに、H3 のフェアリング開発で得た技術は、イプシロンの発展型「イプシロン S」ロケットに適

用する。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ていくことを計画している。

10 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。

10.1 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用、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）を適用している。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。民生部品の適用においては、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。

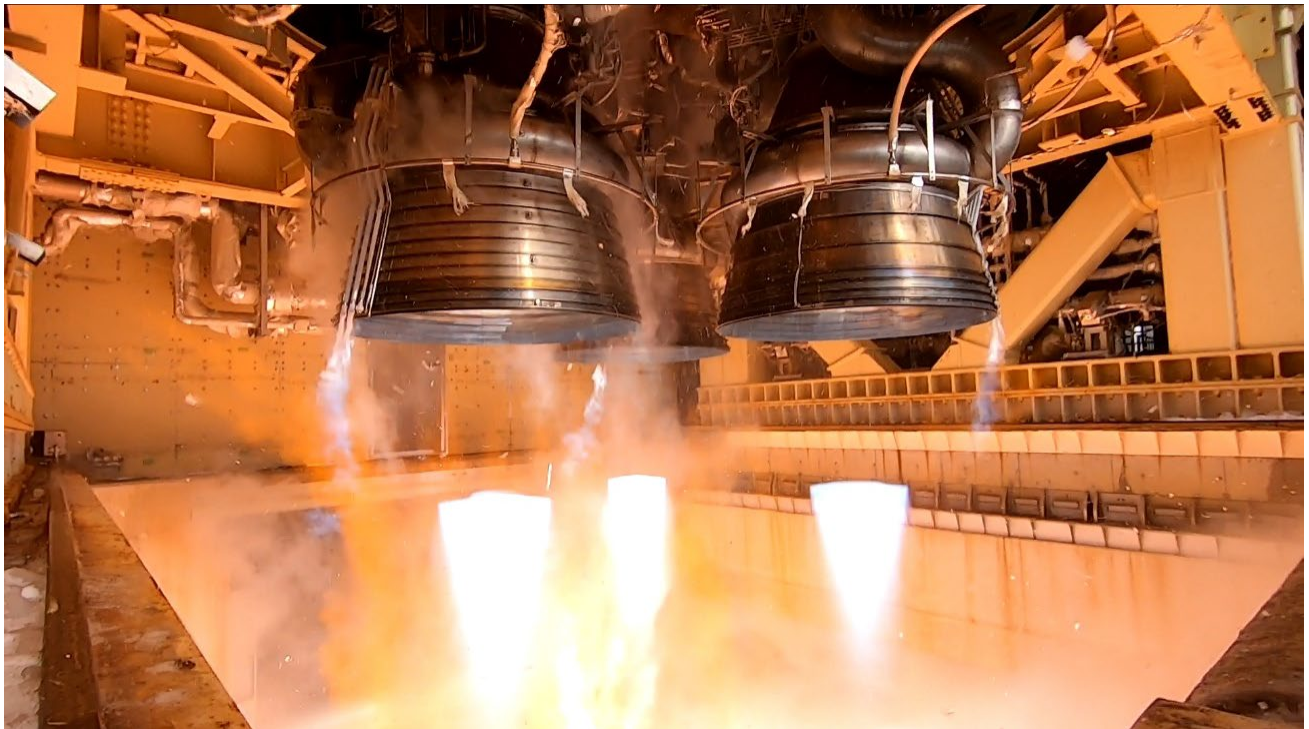
共通化としては、駆動エネルギー源の共通化としてバルブやアクチュエーターの電動化が挙げられる。従来は高圧ガスや油圧を使っていたが、これらが不要となることで、システムの簡素化、それによる信頼性や性能の向上、低コスト化を図っている。

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総合的な試験は三菱重工業 田

代試験場（秋田県）で行った。

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）」を実施した。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 エンジンを実機と同じ 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。





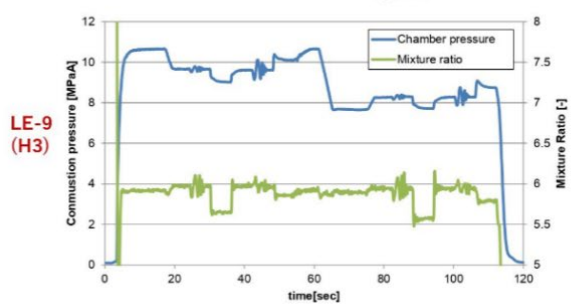
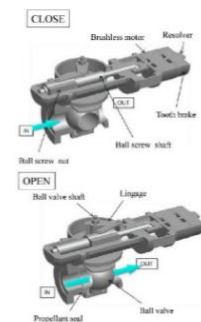
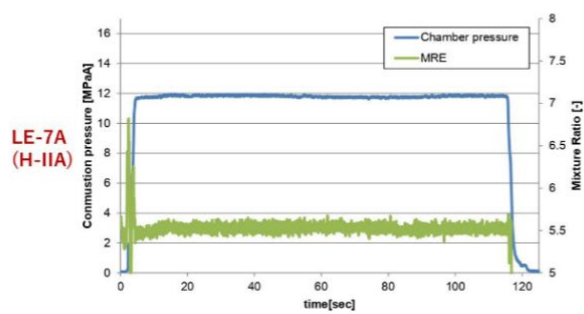
三菱重工業株式会社田代試験場で行われた BFT の様子

■ 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



H3 で採用する電動バルブ

10.2 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、既存仕様をベースにしつつ、形状の簡素化、特殊材料の削減、工程自動化などにより低コスト化を実現した。

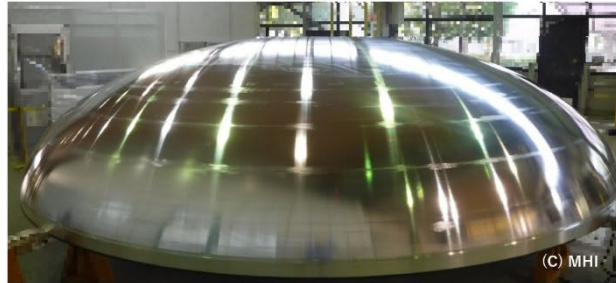
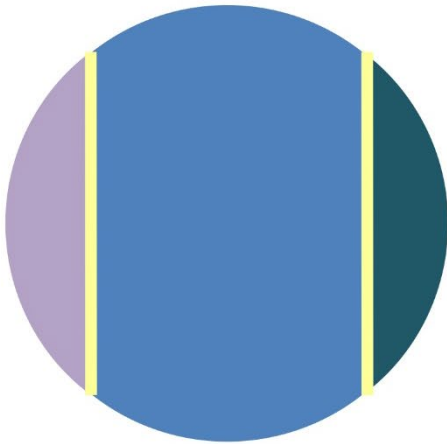
たとえば、推進剤タンクにおいて、H-IIB の開発で獲得したドーム成形技術を発展させ、一体成型範囲を広げた「一体成型ドーム」とすることで部品点数を削減し、コスト低減を実現した。

また、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・打鉚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。

くわえて、H3 の最大の特徴でもある、第 1 段エンジンを 2 基と 3 基で切り替えられる機能を実現しつつ、コストを抑えるため、エンジン部は 2 基でも 3 基でも同じものが使えるよう、共通化を図っている。

■ 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



タンクドーム

10.3 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。

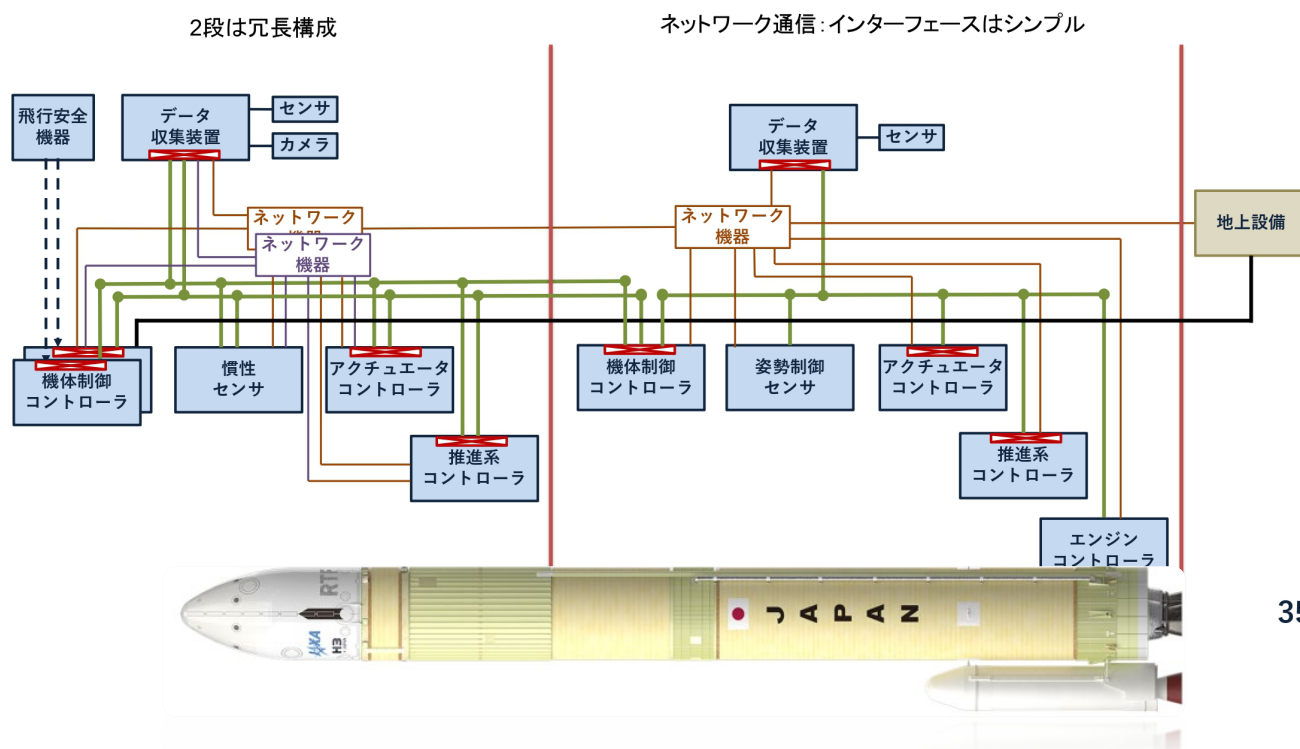
H-IIA/B では、数多くあるセンサーと計算機、地上との通信機器とを直接ケーブルで結び、数値や情報を伝えていた。しかし、これでは大量のケーブルが必要になるため重くなり、また組み立て時の接続作業や点検作業も膨大なものになっていた。

そこで H3 では、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。具体的には、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）を最大限活用している。使用にあ

たつては、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。

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。



11 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。

H3 の打ち上げを行う種子島宇宙センターの射点系設備は、多くを H-IIA/H-IIB から流用しつつ、一

部を新たに製造した。

11.1 竹崎発射管制棟（LCC）

H-IIA/B では、発射官制棟（LCC、通称「ブロックハウス」）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。これにより、作業員の負担の軽減につながる。

また、LCC の近くには、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。

さらに、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。



竹崎発射管制棟（LCC : Launch Control Center）

11.2 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 用の移動式発射台（ML、Movable Launcher）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。

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。

11.2.1 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。

11.2.2 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、地上側のみに設置することで、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。



指示部の退避

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。

11.2.3 ホールドダウンシステムの採用



H3 ロケット用新型移動発射台

H-IIA/B とは異なり、H3 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らないようになっていた。また、H3 の 22 形態や 24 形態でも、LE-9 エンジンの始動後も、2 基の LE-9 エンジンだけでは推力が機体の自重を上回らず、SRB-3 が機体の重りとして働くため SRB-3 の点火前に機体が浮き上がることはない。このため、リフトオフ直前まで機体を発射台に拘束する仕組みを必要としない。SRB-3 に点火し、機体全体の推力が自重を上回ること、機体は初めてリフトオフする。

しかし、H3-30 形態では SRB-3 を装着しないため、3 基の LE-9 エンジンが立ち上がった時点で、その推力だけで機体の自重を上回る。そのため、全エンジ

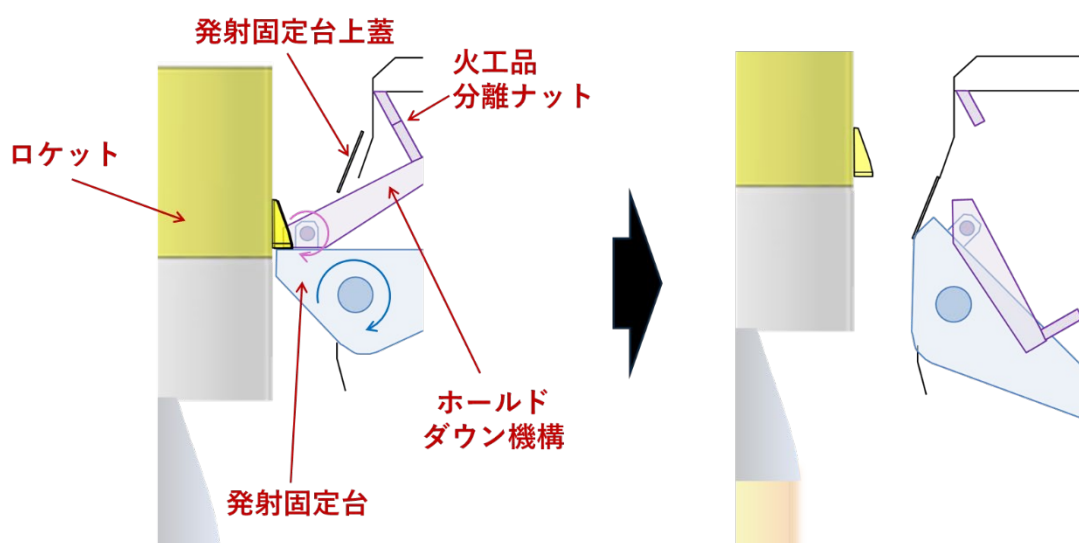
ンが正常に立ち上がったことを確認するまで、ホールドダウンシステムによって機体を発射台に固定しておく必要がある。

ホールドダウンシステムは、発射台上の、ロケット機体下部の第1段エンジン周辺に対応する位置に4か所設けられた、大きな爪のような機構である。ロケット機体側に設けた射座金具を押さえるようにして、機体を発射台に拘束する。3基のLE-9エンジンが点火し、全エンジンの状態が正常であることを確認したあとに拘束を解除し、機体がリフトオフできるようにする。

もし、解除のタイミングにずれが生じると、リフトオフ時の機体挙動に影響を与えるおそれがあるため、確実な作動が求められる。

さらに、ホールドダウンシステムが外部に露出したままでは、ロケットの噴射ガスの影響で損傷する可能性もある。このため、拘束を解除したあと、即座に発射台内に収容し、蓋を閉じて保護する必要がある。

30形態試験機である6号機の打ち上げで初めて打ち上げに供された。



ホールドダウンシステムの作動イメージ

11.2.4 機体把持装置

機体把持装置は、H3 ロケットが地上にある間、風によって機体が大きく揺れることを防ぐための地上設備である。

H3 は H-IIA よりも機体が大型化しており、とくに推進薬が入っていない状態では風の影響を受けやすい。具体的には、地上風によって機体に非線形の共振現象が起き、一定の風速を超えると、機体の揺れが急に大きくなり、最悪の場合、転倒するおそれもあった。とくに SRB-3 を 4 本装着する H3-24 形態では、機体が重くなって固有振動数が低くなり、比較的弱い風でも共振しやすくなるため、機体把持装置の導入が重要であった。

機体把持装置は、H3 用の移動発射台「ML5」に設けた 2 本のマストの間に配置している。円筒形のロケットを半円状の部品で抱えるように支え、その部品を腕状の機構で昇降させる構造になっている。把持するときは、腕状の機構がロケットの両脇まで上がり、半円状の部品が回転して、第 1 段中央部を抱え込む。駆動には地上設備から供給される油圧を使い、制御系統には二重故障許容の設計を採用している。

運用時には、機体把持装置でロケットを支えた状態で、大型ロケット組立棟から射点へ移動する。その後、配管接続などを行い、ロケットに推進薬を充填する。推進薬が満たされると機体は重くなり、風の影響を受けにくくなるため、把持を解除して装置を退避させる。

2025 年 7 月に実施した H3 ロケット 6 号機の 1 段実機型タンクステージ燃焼試験（CFT）で、昇降を 3 回実施し、把持、解除、退避という一連の動作が正常に行えることを確認したうえで、同年 10 月の H3 ロケット 7 号機の打ち上げで運用を開始した

なお、SRB-3 を装着しない H3-30 形態では、機体が比較的揺れにくい。加えて、発射台のホールドダウンシステムで固定していることから、機体把持装置は基本的には使用しない。

また、22 形態と 24 形態では、従来の打ち上げ時にはホールドダウンシステムを使って機体を固定していたが、機体把持装置の適用により、その必要がなくなった。



把持ホールド中の様子



11.3 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。H-IIA/H-IIB 用に使用していたドーリーは製造から 20 年以上が経過することなどから、JAXA の要求に基づき、三菱重工業が詳細仕様を決め、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）

11.4 冷却水注水設備

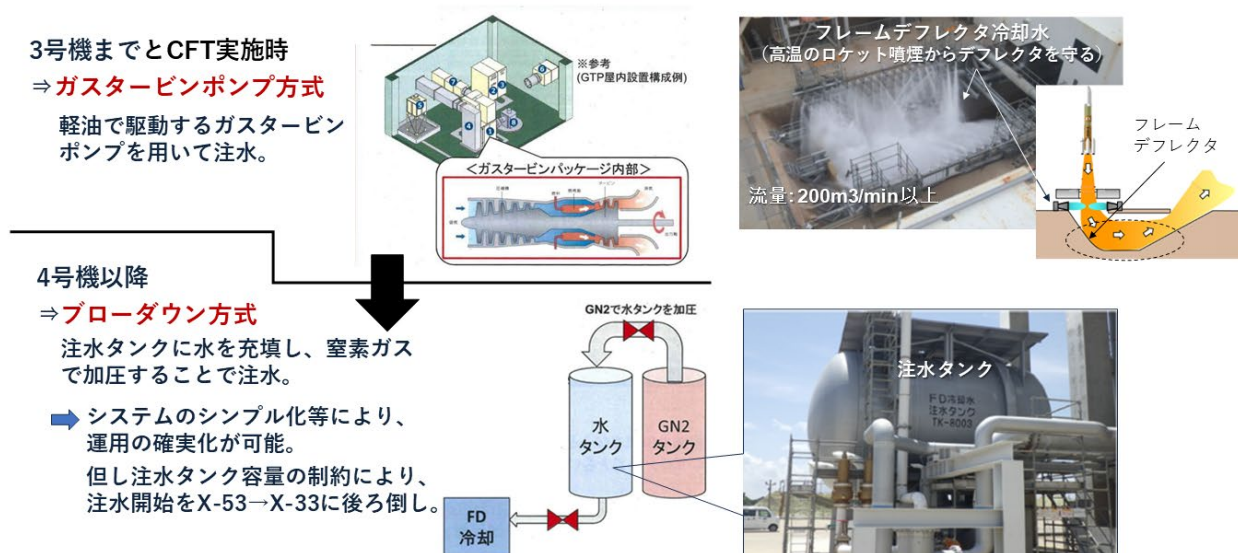
発射台の下には、噴流の向きをそらして横方向へ逃がす「フレームデフレクター」や、噴流を安全な方向へ導く「煙道」が設けている。

冷却水注水設備は、打ち上げ時にこれらの発射台下の設備へ大量の水を注ぐ地上設備であり、ロケットエンジンから出る高温・高速の噴流による損傷を防ぐ役割を果たす。また、水が蒸発して発生する水蒸気には、エンジンが発する大きな音を和らげ、ロケットや衛星に伝わる音響を抑える役割もある。

H3 では、3 号機まで、軽油で駆動するガスタービンポンプを使って冷却水を注水していた。一方、4 号機以降は、水を入れたタンクを窒素ガスで加圧し、その圧力で水を送り出す「ブローダウン方式」に変更した。これにより、設備構成を簡素化し、運用の確実性を高めた。

方式変更に伴い、注水開始のタイミングは、ガスタービン方式での打ち上げ 53 秒前から 33 秒前へ変更した。

※1 フレームデフレクタ：ロケットの噴流の方向を変えるための耐火コンクリートの壁

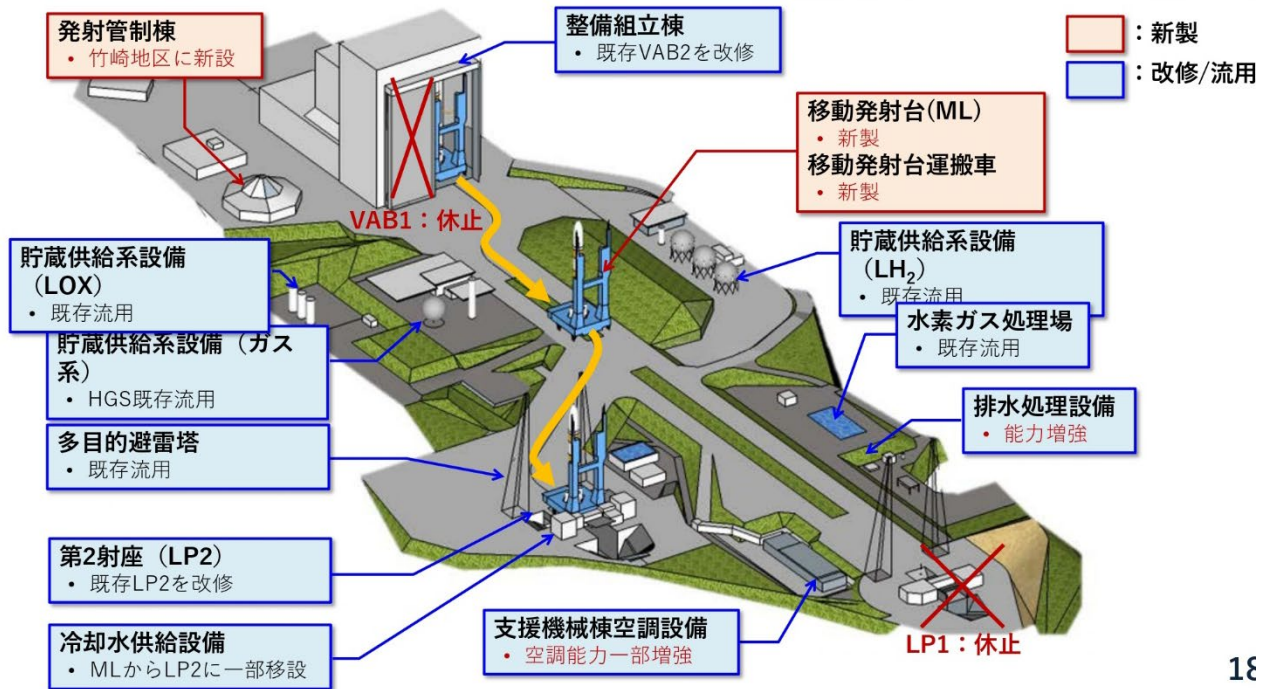


冷却水注水設備

11.5 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する。ML が設置される射座についても、従来 H-IIB 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。



18

射点系施設設備

11.6 老朽化対策

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。

12 地上設備②（射場系設備）

12.1 射場系・飛行安全系設備の刷新

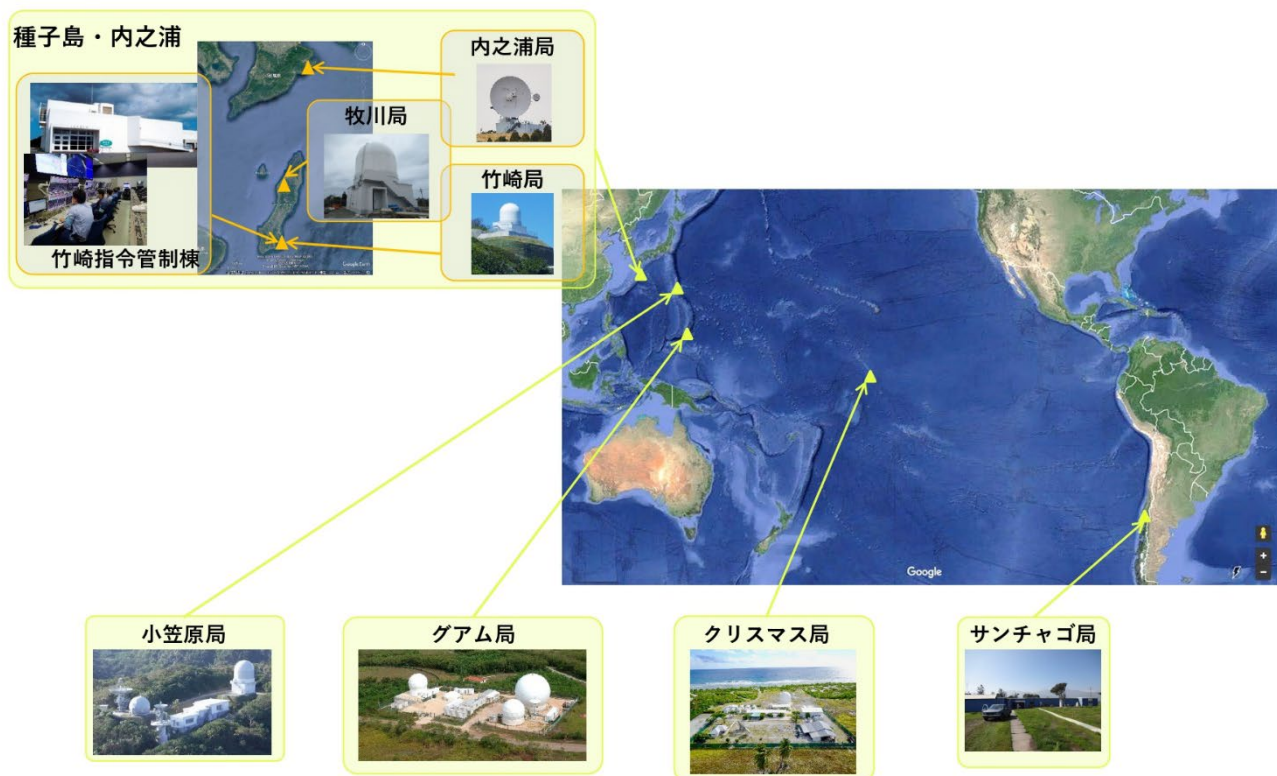
H3 は打ち上げ後、竹崎総合指令棟（RCC）から管制（飛行の状態を常に監視し、安全な飛行の確保や、打ち上げミッション達成確認など、さまざまな判断をすること）を受けながら飛行する。

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、電波はまっすぐにしか飛ばない。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、アンテナを小型化した。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。



H3 ロケットで使用する追跡局



種子島宇宙センター内の竹崎局

12.2 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た。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。

13 地上設備③（衛星系設備）

ロケットで打ち上げる人工衛星を準備、点検する設備を「衛星系設備」と呼ぶ。種子島宇宙センターにはこれまで、第1衛星試験棟（STA1）をはじめ、衛星系設備は計4か所があったが、今後の衛星の大型化、複数化、年間多数機打ち上げに備え、新たに「第3衛星フェアリング組立棟（SFA3）」を整備した。

13.1 第3衛星フェアリング組立棟（SFA3）

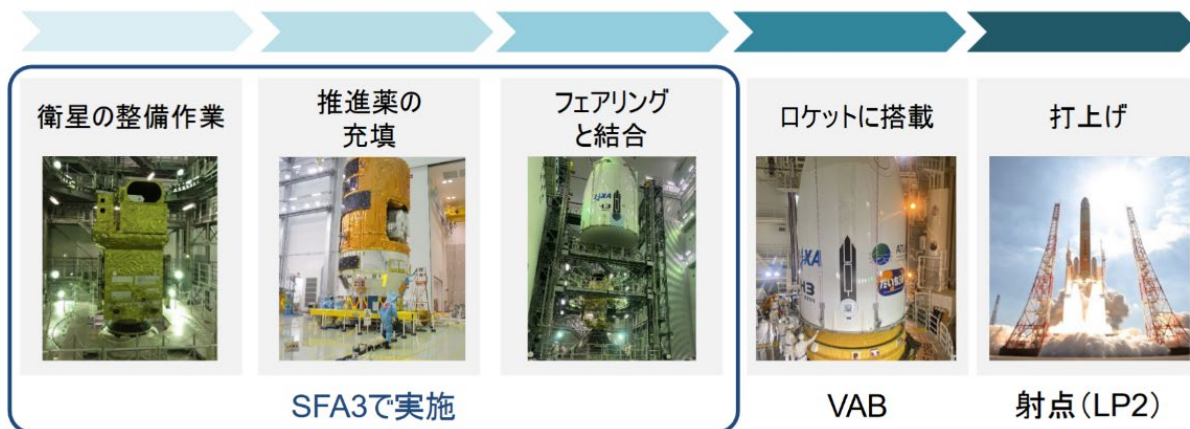
■ 第3衛星フェアリング組立棟（SFA3）の概要

- 人工衛星の大型化、複数化、年間多数機打ち上げに対応するため新整備
- 射場搬入後、衛星の試験から推進薬充填、フェアリング格納までの一連の作業を行う
- 射点から3kmの警戒区域外に整備、他ミッションの影響を受けない



SFA3外観

■ 打ち上げまでの流れ（写真はTF1他、別ミッションのもの）



2

第3衛星フェアリング組立棟（SFA3）は、大型化する衛星や、複数の衛星を同時に整備し、今後予定される年間多数機打ち上げに対応できるようにするために、新たに整備した施設である。

また、別の衛星の打ち上げ作業を実施しているときにも、影響されことなく後続の衛星の整備作業ができるよう、建屋を射点から3kmの警戒区域外に建設したことが特徴となっている。

工事は2020年度から始まり、2023年度に完成した。SFA3の運用は、試験機2号機から開始している。

なお、従来あったSTA1などの施設は、今後も整備する衛星に合わせてコーディネートしつつ、SFA3と協調させて運用を続けることを予定している。

各部屋の役割

国内外の衛星メーカーで製造された衛星は、種子島宇宙センターに搬入後、SFA3に入り、以下の部屋で衛星の試験から推進薬充填、フェアリング格納までの一連の作業を行う。

- エアロック室：衛星やフェアリングが最初に搬入される部屋。外面清掃後にコンテナから出し、それぞれの組立室に移動させる
- フェアリング組立室：衛星とフェアリングの結合、大型ロケット組立棟への移動準備を行う
- ペイロード組立室：衛星搬入後の組み立て、機能確認、推進薬充填等を行う
- チェックアウト室：遠隔制御、監視を行う

13.2 他の施設

第1衛星組立棟（STA1）

第1衛星組立棟（First Spacecraft Test and Assembly Building、STA1）は、1tクラスの小型・中型衛星の輸送後の開梱および外観検査、衛星組立、電波特性試験、機能点検、適合性試験の各種試験などを行うところである。

衛星は環境条件（クリーン度1万クラス、温湿度要求等）を維持した試験室内におき、隣接する点検

室に設置した点検装置により機能試験を実施する。

第2 衛星組立棟（STA2）

第2 衛星組立棟（Second Spacecraft Test and Assembly Building、STA2）は、輸送された大型衛星の開梱および外観検査、衛星組立、電波特性試験、機能点検、適合性試験の各種試験を行うところである。

また、衛星フェアリング組立棟、大型ロケット発射塔内で衛星を監視する他、衛星フェアリング組立棟内で行う衛星の姿勢制御用燃料であるヒドラジン充填作業および2 液式アポジモーターの燃料充填作業の遠隔制御並びに監視を行うことも可能である。この建屋は、エアロック室、衛星試験室、治工具室、計測準備室、チェックアウト室および開梱室からなる。

高さ 25m の試験室は、衛星の環境（クラス 10 万のクリーン度等）を維持し、分割された状態で搬入された衛星各ユニットの組立、点検、アライメント測定、電気性能等衛星機能チェックを行うところである。この際、チェックアウト室から遠隔制御および監視等を行う。

また、衛星が大型ロケット組立棟や射点に移動した後、衛星のシステムチェックおよびモニターを行うため、第2 衛星組立棟と大型ロケット組立棟・移動発射台を結ぶ光ケーブルと空中線設備が整備されている。更に増田宇宙通信所とも空中線設備で結ばれている。

なお、1997 年3 月に、将来予想される年間多数機の打ち上げにそなえ、2 つの大型衛星を同時に整備できるよう増築した。

衛星フェアリング組立棟（SFA）

衛星フェアリング組立棟（Spacecraft and Fairing Assembly building; SFA）は、高さ 30m、クラ

ス 10 万のクリーン度の組立室を始め、エアロック室、推進薬充填室、制御監視室および充填装置室などから成る。

この建屋では、第 1 衛星組立棟および第 2 衛星組立棟の作業に引き続き、衛星推進系の高圧リーク試験、衛星への推進剤充填、加圧作業、火工品の取り付け、衛星系固体ロケットモーターの取り付けなどを行い、最後にフェアリングへ衛星を収納する作業を行う。

第 2 衛星フェアリング組立棟（SFA2）

第 2 衛星フェアリング組立棟（Second Spacecraft and Fairing Assembly Building、SFA2）は、第 2 衛星組立棟と衛星フェアリング組立棟の機能を合わせ持ち、輸送後の衛星の各種試験から推進薬充填作業、フェアリングへの収納までの一連の作業を実施する建屋である。

この建屋は、エアロック室、ペイロード組立室、フェアリング組立室、チェックアウト室等からなる。

ペイロード組立室は、高さ 28m、クラス 10 万のクリーン度の環境を保つことができ、衛星の輸送後の組立、機能確認、推進薬充填・加圧作業および点検を実施するところである。

フェアリング組立室は、高さ 35m、クラス 10 万のクリーン度の環境を保つことができ、衛星とフェアリングの結合作業、大型ロケット組立棟への移動準備作業を実施するところである。

これらの作業の際、チェックアウト室から遠隔制御および監視等を行う。また、衛星が大型ロケット組立棟や射点に移動した後、衛星のシステムチェックおよびモニターを行うため、第 2 衛星フェアリング組立棟と大型ロケット組立棟・移動発射台を結ぶ光ケーブルが整備されている。

なお、2009 年には、大きなペイロードである宇宙ステーション補給機「こうのとり（HTV）」の作業に対応できるよう、約 1000m² の作業エリアの増築を行った。

14 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。

14.1 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や技術開発を進めるとともに、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。

14.2 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。

14.3 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、部品取り付け、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する。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。

14.4 自動車部品の導入

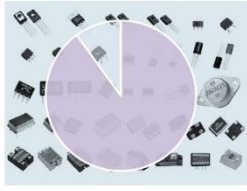
従来のロケットでは、バルブやセンサー、電気・電子機器に宇宙用に開発した部品を使っていた。こうした部品は特殊仕様で、使用個数も少なく非常に高価だった。

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。

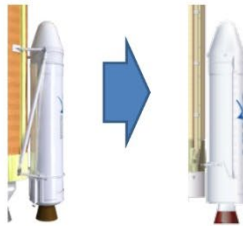
■ 車載電子部品の適用

- 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



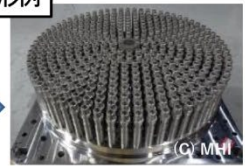
低価格

柔軟性

3Dプリンタ



造形例



24

設計段階での低コスト仕様の採用

14.5 AM（Additive Manufacturing、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AM（Additive Manufacturing、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



26

製造コスト低減への取り組み

14.6 SRB-3

SRB-3 については、第 8 章で紹介したように、モーターケースの国産化や結合分離システムの革新、推進薬組成と原材料の見直しなどにより、低コスト化を図った。

14.7 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、アンテナを小型化し、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。

15 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。

15.1 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、ひびのようなものが確認された。

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、共振領域そのものを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

15.2 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）を開始した。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。

15.2.1 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。

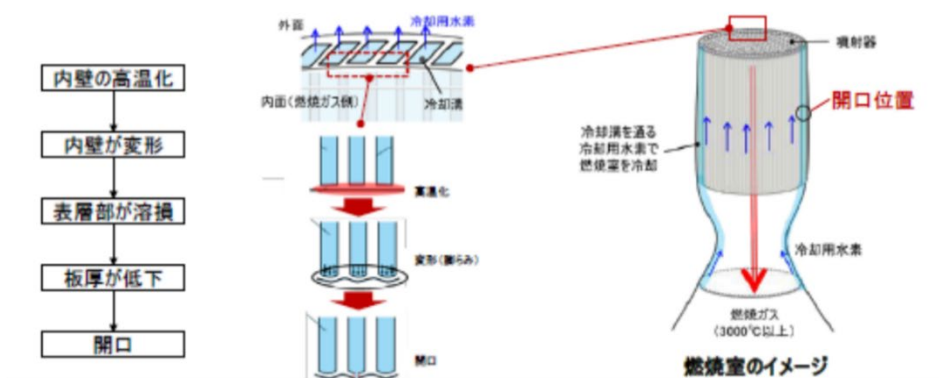
8 回目の燃焼試験の翌日に燃焼室を点検したところ、内壁から冷却溝にまで至るほどの開口（孔）を計 14 か所確認された。それぞれの大きさは、溝方向に最大で幅 0.5mm×長さ 10mm 程度だった。

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した。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、考えられう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」に至ったと推定した。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。



15.2.2 液体水素ターボポンプ（FTP）のタービンの疲労破面

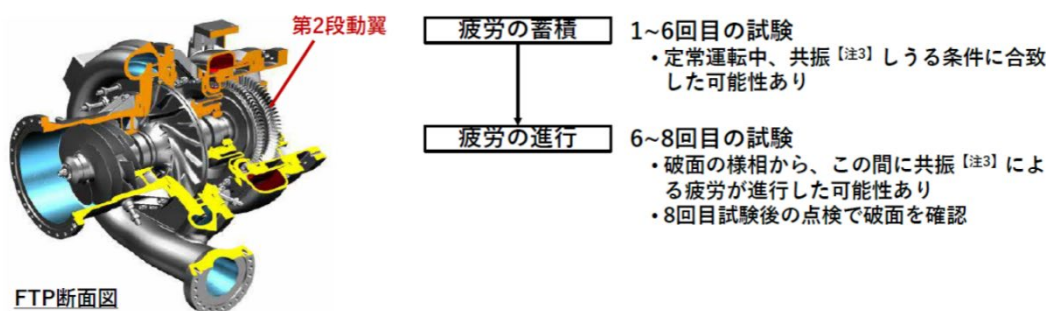
2 つ目の事象は「液体水素ターボポンプ（FTP）のタービンの披露破面」である。

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、従来共振が起き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、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。



15.3 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、一定の目途を得たものの、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。

15.4 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事とした。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事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事とした。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次第翼振動計測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などの各段階で待機する形を取った。

複数の対応策の並行開発

液体水素ターボポンプ（FTP）

- 0の矢：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
- 1の矢：2021年6月に用いたタービンを基に、ディスク部の剛性を向上
- 2の矢：1の矢の派生型として設計・製造の上、1の矢の結果を反映し追加工予定
- 3の矢：複数の案を並行して設計検討

液体酸素ターボポンプ（OTP）

- 0の矢：2021年12月に一部改善効果を確認したタービンを基に、減衰力を強化
- 1の矢：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
- 2の矢：2021年6月に用いたタービンを基に、固有値を抜本的に変更
- 3の矢：複数の案を並行して設計検討

その結果、

- FTP……0の矢：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……1の矢：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

の対策を取ることにした。

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 エンジン完成に至った。

15.5 タイプ 1A エンジンの開発と現状

タイプ 1 エンジンの完成に続き、試験機 2 号機以降で使用するタイプ 2 エンジンに向けて、引き続き評価を行い、最適な仕様を選定する作業を進めた。

その中で、2023 年 2 月から行った、タイプ 2 エンジンに向けた FTP の 2 の矢（1 の矢の派生型として設計・製造の上、1 の矢の結果を反映し追加工）の翼振動計測試験において、1 の矢で見られていた回転非同期の応答は抑制できたものの、一部共振応答が大きいデータが得られたことから、さらなる改良および試験が必要と判断した。

これにともない、試験機 2 号機以降の当面の打ち上げに対応するため、「タイプ 1A」エンジンを準備することとした。

タイプ 1A では、FTP と噴射器は、暫定的にタイプ 1 と同じものを用い、OTP はタイプ 1 と同じ恒久対策仕様とした。また、その他のコンポーネントについては、主として、すでに開発試験で実績があるものを恒久対策仕様として使用した。

タイプ 1A エンジンは、2023 年 8 月 10 日から 12 月 12 日にかけて、計 8 回の認定燃焼試験（QT）を実施した。この試験では、タイプ 1A エンジンの組み立て、および主要部品がフライト用として使用しうる機能・性能を有すること、また製造・検査設備ならびに製造工程が適切であることを確認した。計 8 回の試験では、当初の計画どおり、必要なデータを取得した。

また、試験機 2 号機を極力早期に打ち上げるため、QT を前半と後半に分割し、その間に試験機 2 号機用の 2 台目エンジンの領収燃焼試験（AT）を実施した。また、比較的手戻りが発生しやすい作動範囲確認は QT 前半に行い、後半では寿命実証を行う計画とし、QT 後半で手戻りが生じるリスク、すなわ

ち再 AT が必要となるリスクの抑制を図った。

なお、試験機 2 号機で使用する 2 基の LE-9 のうち、1 台目は試験機 1 号機と同じタイプ 1 エンジンを使用する。このエンジンは試験機 1 号機の打ち上げ時のバックアップとして用意していたものを流用した。

2 台目はタイプ 1A エンジンで、こちらも計画どおり領収燃焼試験を完了し、ロケットに組み込んだ。

タイプ 1A は試験機 2 号機で初めて飛行に用い、3 号機、4 号機、5 号機、7 号機にも適用した。各ミッションでは計画どおりの飛行を重ね、実機運用の中で飛行実績を積み重ねている。また、8 号機の飛行状況分析においても、第 1 段エンジンおよび推進系は、点火から燃焼終了まで正常に機能していたと評価している。

タイプ 1A は、実機運用の中で所要の機能・性能を発揮し、H3 の初期運用を支えている。

(LE-9 エンジン仕様 : P47 参照)

15.6 タイプ 2 エンジンの開発と現状

タイプ 1A エンジンの開発および適用と並行して、LE-9 エンジンの恒久対策仕様であるタイプ 2 エンジンの開発を進めている。タイプ 2 は、液体水素ターボポンプ (FTP) や噴射器をはじめとする主要コンポーネントに恒久対策仕様を適用し、H3 の安定的な運用と量産を見据えた仕様の確立を目指している。

タイプ 2 の開発においては、ターボポンプ単体試験、翼振動計測試験、技術データ取得試験を重ねてきた。2024 年から 2025 年にかけては、種子島宇宙センターにおいて、タイプ 2 に向けた翼振動計測試験および技術データ取得試験を実施し、ターボポンプの翼振動応答、エンジンとしての作動特性、主要部品の機能・性能に関するデータを取得した。

これらの試験を通じて得られた知見を踏まえ、2026 年 3 月からタイプ 2 の認定型エンジン燃焼試験を開始した。この試験は、技術データの取得、機能・性能の確認、および寿命実証を目的とするものである。

これまでの LE-9 開発で得られた知見を反映し、H3 の継続的な運用を支えるエンジンとして、認定に向けた確認と仕様の確立に取り組んでいる。

15.7 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、そもそも内壁を薄く造ら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。そのため、エンジンからより効率的に熱を奪う必要があることから、燃焼室と冷却用の液体水素が隣り合う内壁はできる限り薄く作られている。吸熱効率はエキスパンダー・ブリード・サイクルの肝であり、それを高めるため内壁の厚さは 0.7mm と、技術的な限界に近い、かなり厳しい薄さに挑戦している。

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。その低エンタルピーのガスから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であったり、タービン入り口の圧力が高かったりと、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と評価している。

16 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。ロケットは、「飛ばして初めてわかること」、言い換えれば「飛ばさないと決してわからないこと」がある。

そのため、H3 を実際に打ち上げ、実際に目標とする軌道に向けて飛行させ、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、それを評価し、最終検証を実施して、その成果をもって開発完了となる。

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、実運用を開始し、将来的に民間（三菱重工業）主体による打ち上げへの移行を行うことを予定している。

また、試験機ミッションが完了したあとも、打ち上げに至るプロセスの作り込みは、たゆまず洗練させていくことを目指している。

16.1 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。

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。

■ 要求マネジメントと検証計画

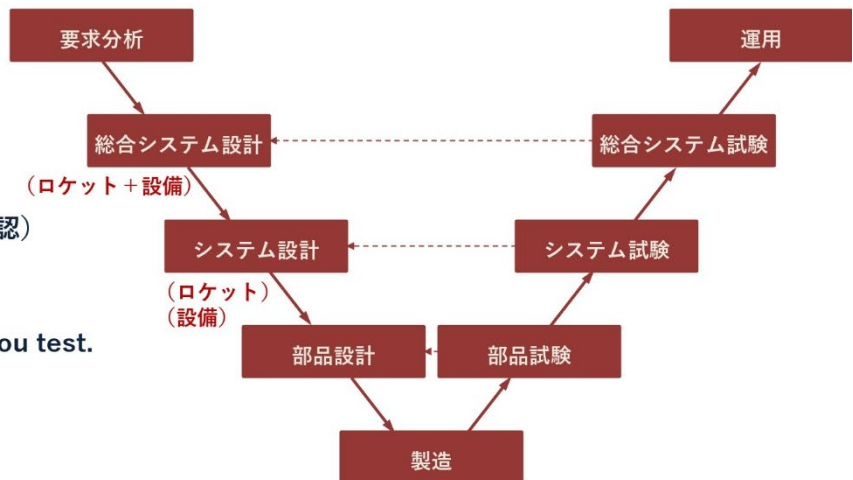
■ 要求分析

■ 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

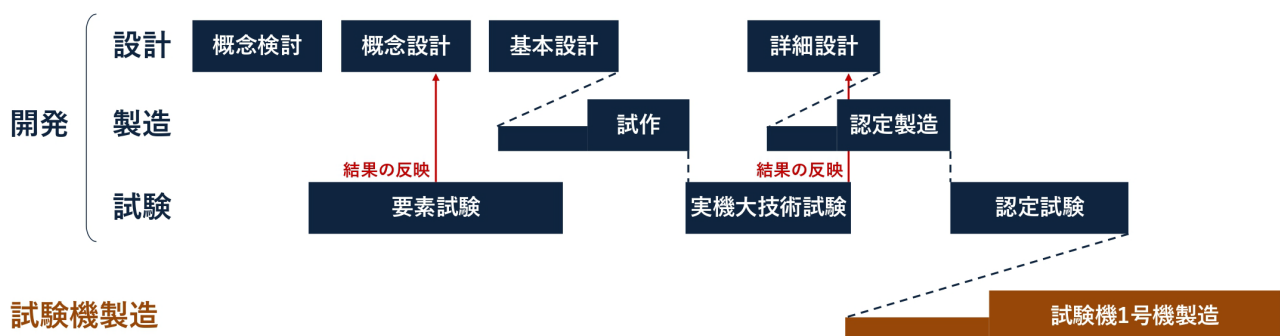
17 H3 ロケットの製造

17.1 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。

- 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



7

開発と製造の足並み

17.2 サプライチェーン

- 三菱重工業……名古屋（愛知県）、田代（秋田県）
- IHI……瑞穂（東京都）
- IHI エアロスペース……富岡（群馬県）
- 川崎重工業……播磨（兵庫県）

17.3 三菱重工業が導入する新規技術

H3 は、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として、2014 年当時の経済情勢を前提として、H3-30S において、H-IIA ロケットの機体価格の半額を目指している。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指している。

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業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指している。

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する。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、アビオニクス（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。

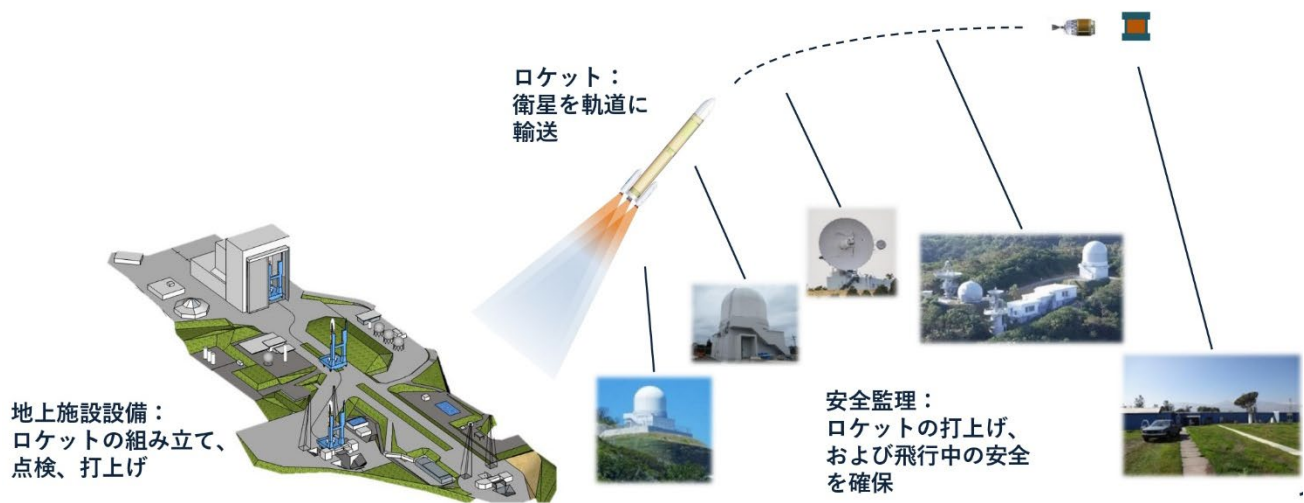
H3 の開発と目指す姿の実現のためには、こうした民間企業の叡智と努力による製造段階での工夫も必要不可欠である。

18 射場整備作業

18.1 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「打ち上げ安全監理」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、そして打ち上げ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。このうちどれかひとつが欠けても、また不十分でも、ロケットを飛ばすことはできない。



H3 総合システム

18.2 射場作業

ロケットや地上施設設備、打ち上げ安全監理のそれぞれの試験は単体でもできるが、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。

18.3 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。三菱重工業など、各社の各工場で製造さ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 段機体を結合し、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。

18.4 H3 総合システムの試験

18.4.1 極低温点検（F-0）（※試験機 1 号機および 3 号機で実施）

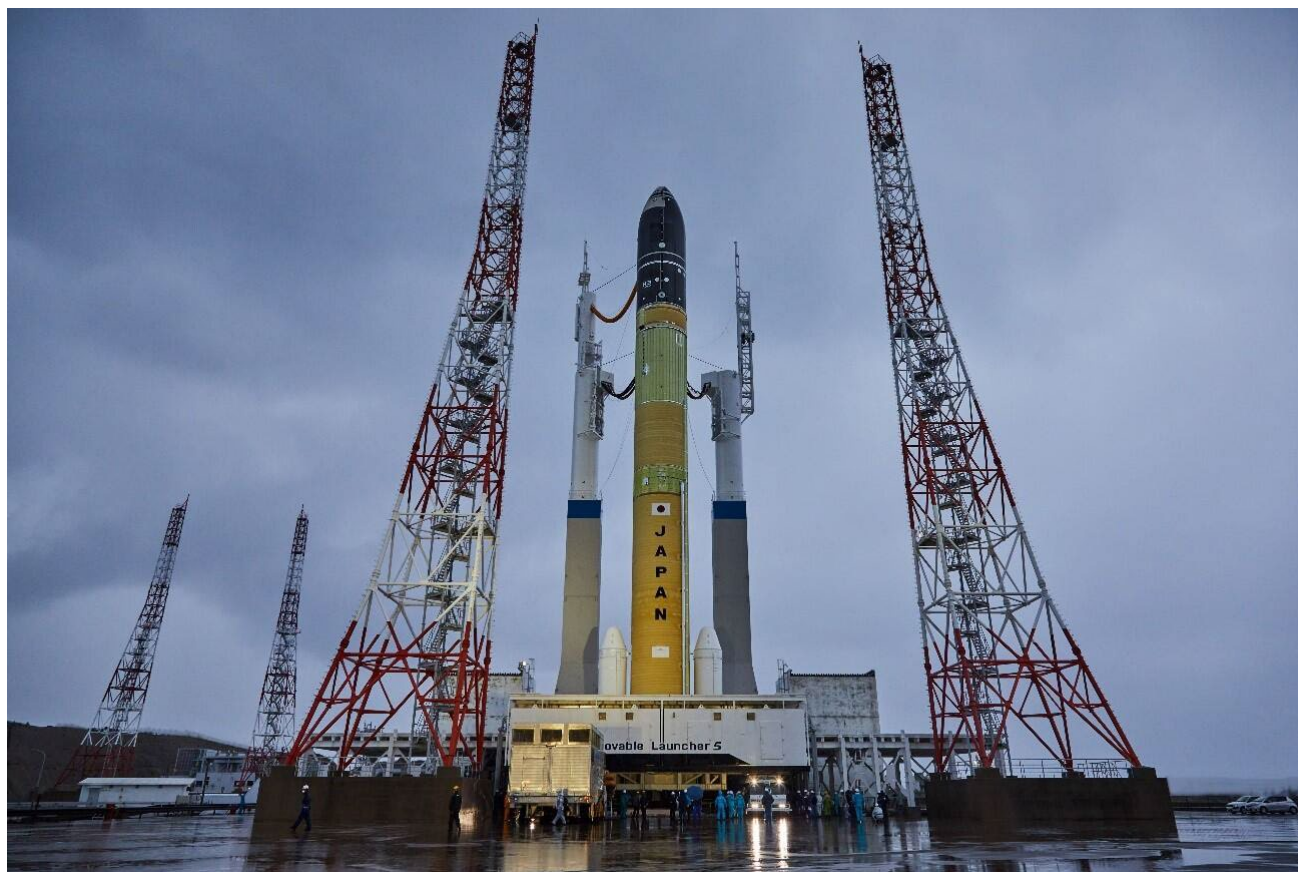
試験機 1 号機では、2021 年 3 月 17 日から 3 月 18 日にかけて極低温点検（F-0）を行った。

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、打ち上げ安全監理という 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

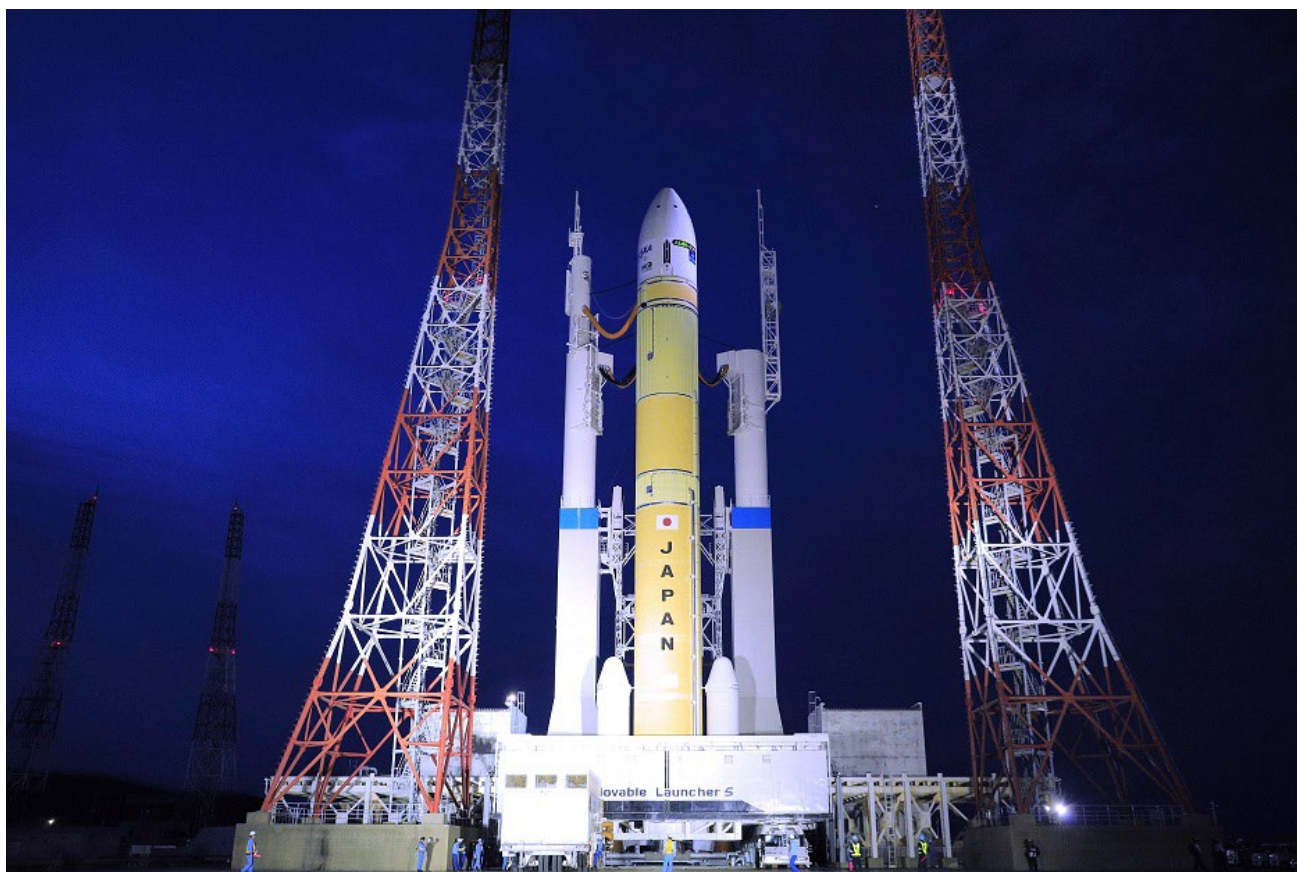
ることができた。

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る火薬類も装着しない。



H3 ロケット試験機 1 号機の極低温点検の様子

3号機では、2024年5月29日から5月30日にかけて極低温点検（F-0）を行った。3号機の極低温点検（F-0）は試験機の実績からの改善点について検証等を行うことを目的として実施し、良好にデータを取得した。



H3 ロケット 3 号機の極低温点検の様子

18.4.2 特別点検 （※試験機 1 号機で実施）

試験機 1 号機で極低温点検（F-0）に続き実施した特別点検では、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、アンビリカル（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。

18.4.3 1 段実機型タンクステージ燃焼試験（CFT）

CFT とは

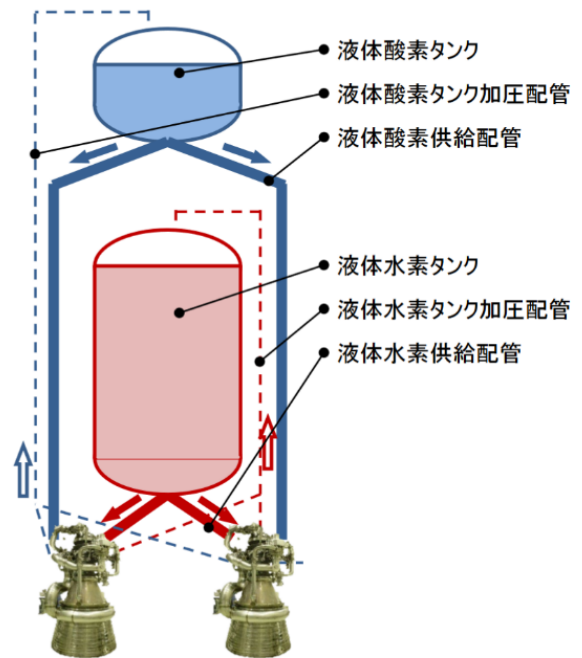
打ち上げ前最後の大きな関門となるのが「1 段実機型タンクステージ燃焼試験」、英語で「CFT（Captive Firing Test）」である。

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 月に三菱重工業・田代試験場にて、計 3 回実施している。

■ 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段実機型タンクステージ燃焼試験（CFT）

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

試験機1号機の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。

CFT を通じては大小様々な改善・反映事項を抽出した。主なものは以下のとおり。

1. 1 段液体酸素加圧配管接手部の漏洩（試験後）

【概要】液体酸素/液体水素充填時のタンク熱収縮により加圧配管が変形し、これに伴い接手部に発生した荷重によりシールが変形。試験後の常温復帰時、配管の変形が戻った際に接手に隙間が生じ、変形したシールの隙間から漏洩したものと推定。

【改善策】接手を設計変更した一部の配管を交換するとともに、ボルト締め付け等の手順を変更。

2. 1 段液体酸素タンク上部ドーム部リリーフバルブにおける振動環境条件規定の超過

【概況】加圧・排気時のガス流動によりタンクドームが振動し、軽量のリリーフバルブが設計上の環境条件規定を超過したものと推定。

【改善策】リリーフバルブの環境条件を再評価し、CFT の結果を踏まえ、フライト時に想定される環境条件下でのバルブ単体の振動試験を実施して耐性を確認。

3. 2 段機器搭載部等における振動環境条件規定の超過

【概要】燃焼試験時の煙道出口からの音響により 2 段機器搭載部等が加振され、環境条件規定を超過したものと推定。

【改善策】環境条件規定を見直すこととし、耐性を評価。詳細評価が必要とされた慣性センサーについては、追加の認定試験による検証を実施。



試験機 1 号機の 1 段実機型タンクステージ燃焼試験（CFT）の様子

18.4.4 H3F6（30 形態試験機）1 段実機型タンクステージ燃焼試験（CFT）

30 形態試験機の打ち上げに向けても、「1 段実機型タンクステージ燃焼試験（CFT）」を実施した。

これまでの H3 は LE-9 を 2 基搭載する形態で飛行実績を積んできたが、30 形態では 3 基で互いに大きくばらつくことなく協調して推力を発生させる必要があり、CFT では 3 基のエンジンを組み合わせた状態で、第 1 段推進システム全体の動きを確認する。

また、30 形態には SRB-3 がないため、LE-9 が立ち上がる途中で機体が浮き上がらないよう、第 1 段エンジンが十分な推力を発生するまで機体を発射台に押さえておく必要がある。そのシステムであるホールドダウンシステムを含む地上設備との組み合わせも CFT における重要な確認対象となる。

CFT の結果

CFT は 2025 年 7 月 24 日に実施し、第 1 段エンジン 3 基を計画通り 25 秒間燃焼させた。試験ではエンジン燃焼を含め、機体・設備を動作させデータを良好に取得した一方、燃焼後半に、第 1 段の水素タンクと酸素タンクの圧力が制御圧まで十分に上がらない事象を確認した。液体ロケットでは、タンク内の圧力を適切に保たなければ、液体水素や液体酸素をエンジンへ安定して送ることができない。このため、タンク圧の昇圧不足は、30 形態の飛行前に対策すべき重要な課題であった。

この対策として、タンクへ送る加圧ガスの流量を増やすとともに、タンク圧の制御計画を見直した。その妥当性を確認するため、2 回目の CFT を 2026 年 3 月 15 日に行い、タンク圧力データを充実させるため第 1 回よりも長い 50 秒間の燃焼を行った。

- 初回CFTで確認された1段水素/酸素タンク圧昇圧不足事象に対して、取得したデータの詳細評価を踏まえ、下記2点の変更を行った。再CFTでエンジン燃焼時のデータを取得し、その妥当性を検証する。

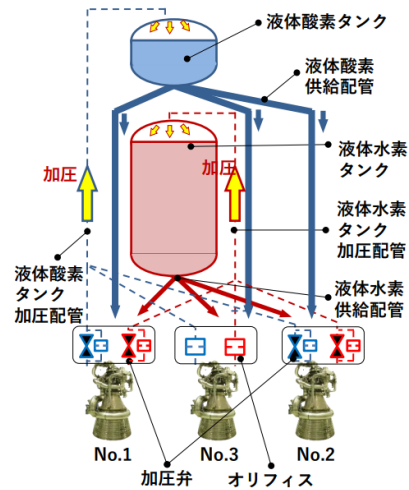
① タンク加圧ガス流量の増加

水素/酸素タンク共に加圧弁の無いNo.3エンジン系統（※）のオリフィス穴径を変更することで、タンクに供給する加圧ガス流量を増加させる。

② タンク圧制御計画の変更

水素タンクについては22/24形態と共通化していた制御圧力の値を30形態専用に適正化することで、タンク圧制御に必要な加圧ガス流量を低減させる（酸素タンクは対策①のみで対応できるため、本対策は実施しない）。

（※）No.3エンジン系統に加圧弁は無く、常に小流量の加圧ガスを供給する。No.1,No.2エンジン系統は加圧弁があり、加圧ガスを大流量（加圧弁開）/小流量（加圧弁閉）に切り替えて加圧ガスを供給する。



1 回目 CFT 結果の対策と 2 回目 CFT の目的

試験は計画どおり終了し、エンジン燃焼を含め、機体・設備を動作させデータを良好に取得した他、第 1 段水素・酸素タンク圧の加圧制御が正常に行われ、事前の予測と同等の結果を得た。これにより、1 回目の CFT で確認した昇圧不足事象への対策の妥当性を確認し、30 形態の飛行に向けた機能・性能の検証をおおむね完了した。



2 回目の CFT の様子

19 試験機 1 号機の打ち上げ

19.1 ミッション概要

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、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た。

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。

19.2 飛行シーケンス

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 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）となつ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 ロケット試験機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（SELI1）	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 (SELI2)	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

19.3 デザイン

ロケットのカラーリングやデカー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業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、形状が変わって貼るのが難しくなったことから、フェアリングに貼り付けることとなった。

フェアリングにはまた、宇宙へ向かって勢いよく飛んでいくことをイメージし、黒い矢印形の図形をアクセントとして入れている。ちなみにこの黒色は、フェアリングを構成している複合材の地の色をそのまま活かしている。

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。



20 試験機 1 号機の打ち上げ失敗と原因究明

試験機 1 号機は当初、2023 年 2 月 17 日に打ち上げを予定していたが、リフトオフ直前までの異常監視中に 1 段機体制御コントローラーが誤作動したことから、打ち上げを中止した。

原因究明と対策を取り、同年 3 月 7 日に再度打ち上げを実施したが、第 2 段エンジンが着火しなかったことにより、所定の軌道に投入できる見込みがないことから、ロケットに指令破壊信号を送出し、打ち上げに失敗した。

20.1 打ち上げ中止（2 月 17 日）の原因とその対策

20.1.1 概要

2023 年 2 月 17 日、試験機 1 号機の打ち上げ準備は順調に進み、X-10（打ち上げ 10 分前）頃に最終 GO/NOGO 判断を行い、自動カウントダウンシーケンスに移行した。

その後もシーケンスは順調に進み、「LE-9 エンジンスタート」のステップまで進行し、LE-9 エンジンを着火した。LE-9 も正常に立ち上がり、打ち上げ条件³が成立した「フライトロックイン（FLI）」の状態になった。

打ち上げ条件成立後、リフトオフ直前までの異常監視中に、第 1 段機体制御コントローラーが異常信号を検知したことから、飛行制御ソフトウェアが以降のシーケンスを停止した。打ち上げ条件成立の直後には、SRB-3 への点火信号が送信されることになっていたが、フェイルセーフ設計が機能したことで、SRB-3 は点火せず、異常はなかった。

³ LE-9 エンジンの立ち上がり（推力 90%相当）と各機器の作動状態が正常であることを自動判定

また、H3 ロケット機体、搭載していた衛星「だいち 3 号」、地上設備にも損傷は生じなかった。

20.1.2 原因調査と対策

原因調査では、機器単体や種子島宇宙センターでの実機を用いた検証試験、ソフトウェアおよび回路の専門家レビューなどに基づき、故障の木（FTA）解析を中心に、原因の絞り込みを実施した。

その結果、FLI の直後に、機体と地上設備との電氣的離脱⁴が行われる際、地上との通信・電源ライン遮断時の過渡的な電位変動が影響し、機体制御コントローラー（V-CON1）が誤作動したものと推定した。

これを踏まえ、電氣的離脱手順を見直す対策を取った。具体的には、地上設備からの通信・電源ラインを、これまでは一括で遮断していたところについて、一定の時間差で遮断するよう変更し、遮断時の過渡的な電位変動を抑制することとした。そして、検証試験にて、対策の有効性を確認した。

また、地上設備との過渡応答があり得る、ほかの系統も確認し、必要に応じて、同様の対策を取った。

さらに、対応策の最終的な検証として、L-1（打ち上げ前日）に行う機体移動（ロケットを組立棟から射点へ移動させる作業）のあとにデータを取得した。

⁴ リフトオフ時の物理的な遮断（＝アンビリカル離脱）に先立ち、フライトロックイン後に電源ラインおよび通信ラインの電気信号を遮断する操作

20.2 打ち上げ失敗（3月7日）の原因とその対策

20.2.1 打ち上げ失敗の概要

H3 ロケット試験機 1 号機は 2023 年 3 月 7 日 10 時 37 分 55 秒（日本標準時）、種子島宇宙センターから打ち上げられた。

前述の飛行シーケンスにしたがい、離昇から SRB-3 の分離、衛星フェアリング分離、第 1 段エンジン燃焼停止、第 1 段・第 2 段分離まで正常に飛行した。

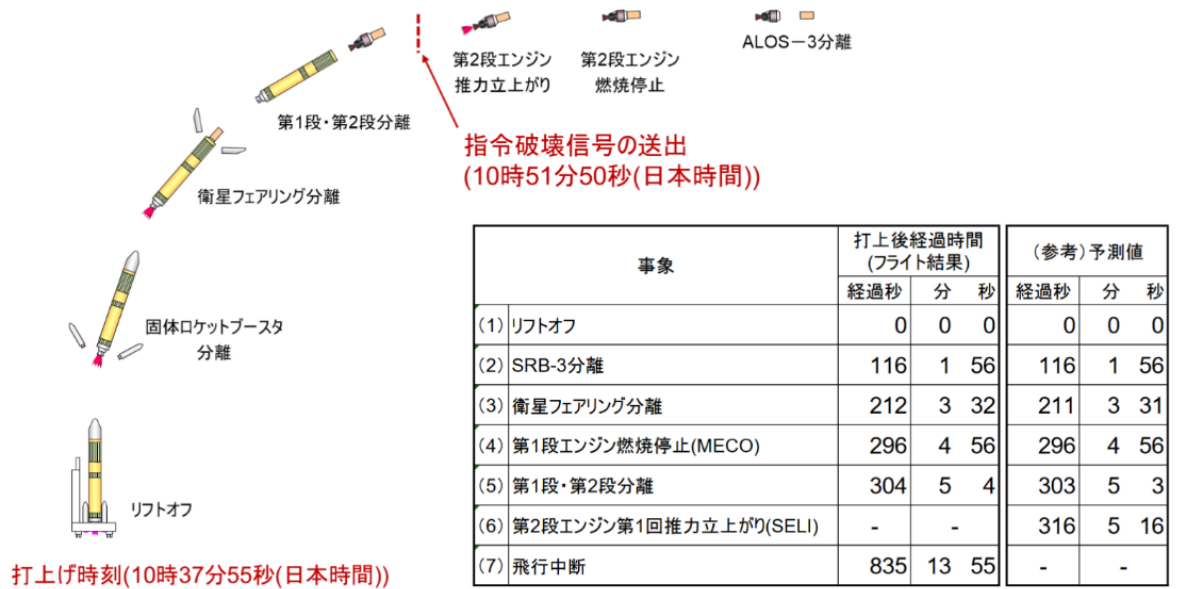
しかし、第 2 段エンジンの推力の立ち上がり（SELI、Second Engine Lock In）が確認できなかったことから、所定の軌道に投入できる見込みがないと判断した。そして離昇から 835 秒（13 分 55 秒）後、10 時 51 分 50 秒に、ロケットに指令破壊信号を送出して機体を破壊し、打ち上げに失敗した。

指令破壊後の破片は、あらかじめ計画された第 1 段落下予想区域内に落下したものと解析している。

JAXA では 7 日付けで、山川宏理事長を長とする対策本部を設置し、JAXA 理事の布野泰広をチームリーダーとする原因究明チームを立ち上げ、三菱重工業株式会社の原因究明チームとともに、データ収集・分析、原因の特定、是正対策、水平展開を実施した。また、三菱重工業の原因究明チームとも連携したほか、JAXA 内においては、人工衛星の開発を担当する第一宇宙技術部門や国際宇宙ステーション等を担当する有人宇宙技術部門、基礎研究を担当する研究開発部門など他の部門から主に電気系などに関わる専門家が参加し、さらには主に電気系などに関わる専門家、外部有識者、OB も加わり、総力を挙げて原因究明と対策に当たった。

また、原因究明や対策の状況は、文部科学省が主催する宇宙開発利用部会 調査・安全小委員会へ逐次報告し、さらにその様子をインターネットの動画サイトを通じ、広く一般に向けて公開した。

- 2023年3月7日10時37分55秒(日本標準時)に、H3ロケット試験機1号機を打ち上げた。
- 第2段エンジンが着火しなかったことにより、所定の軌道に投入できる見込みがないことから10時51分50秒にロケットに指令破壊信号を送出し、打上げに失敗した。
- ロケットは第1段・第2段分離まで、計画どおり飛行した。



20.2.2 着火シーケンスと発生事象

H3 の 2 段エンジンの着火シーケンスは、以下の流れとなっている。

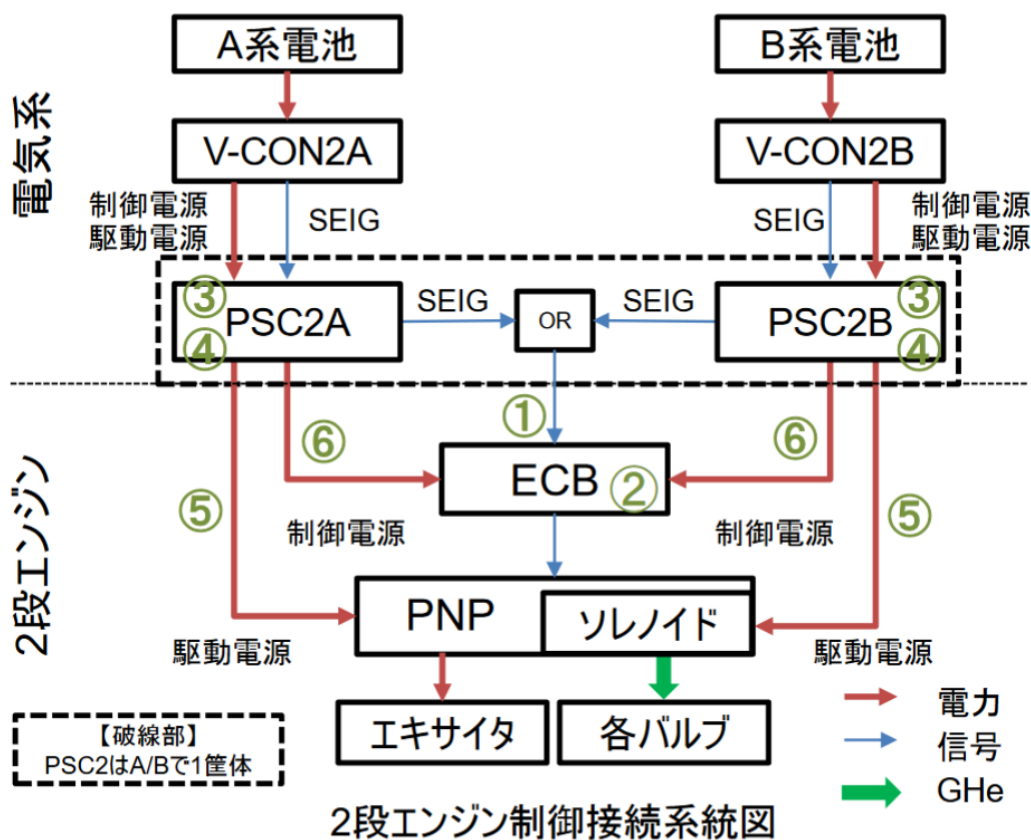
- ① 2 段機体制御コントローラー（V-CON2A/2B）が 1 段/2 段分離を検知
- ② その後、2 段推進系コントローラー（PSC2）へ 2 段エンジンの着火信号（SEIG、Second Engine Ignition）を出力
- ③ PSC2 はそれを受けて 2 段エンジンのエンジン・コントロール・ボックス（ECB）へ SEIG を出力
- ④ ECB が SEIG を受けた後、ニューマティックパッケージ（PNP）に駆動を指示
- ⑤ PNP は指示に基づき、各エンジンバルブおよび点火器のエキサイター・スパーク・プラグを駆動

- 2 段機体制御コントローラー（V-CON2）……ロケットの飛行制御を司る計算機。自身の位置・速度・姿勢情報をもとにエンジン制御・ガスジェット制御・エンジン舵角制御等の機体制御信号を生成し、各サブシステムコントローラへ指示を行う。なお、V-CON は冗長化のため V-CON2A と V-CON2B の、同じものを 2 つ搭載している
- 2 段推進系コントローラー（PSC2）……V-CON2 からの指示を受け、タンク圧制御、エンジン制御、ガスジェット制御等の推進系サブシステム制御を行う。1 つの箱の中に PSC2A と 2B の 2 つの回路を持ち、冗長系統となっている。
- エンジン・コントロール・ボックス（ECB）……エンジンの始動停止時にバルブの開閉タイミングを決定する制御装置
- ニューマティック・パッケージ（PNP）……エンジンバルブ駆動用ヘリウムガスの供給や点火器エキサイター・スパーク・プラグの駆動を制御する装置
- エキサイター……エンジン点火器のエキサイター・スパーク・プラグ。ぱちぱちと火花を出してエンジンに着火する役割をもつ

しかし、今回の打ち上げでは、以下のような異常事態が発生したことが確認された

- SEIG まで ECB/PNP 経由の各バルブの制御は正常
- PSC2 が ECB に対して SEIG を送信【①】。その後 ECB が PSC2 から SEIG を受信したことを確認【②】（ここまでは正常動作）
- ECB が SEIG を受信した直後、PSC2 で A 系/B 系共にエンジン駆動電圧/電流異常を示す機器 BIT（Built-In Test:組込み自己診断プログラム）において異常【③】を検知したため、下流機器への電源供給を遮断【④】

- 同時に A 系から B 系に冗長切り替え
- 同時に PNP に対して供給する駆動電圧が A 系、B 系共に下降【⑤】した（なお、ECB の制御電圧は正常【⑥】）
- その後エンジンバルブの作動は確認されず、エンジンは着火しなかった



20.2.3 原因究明結果

このデータをもとに、「故障の木解析（FTA、Fault Tree Analysis）」と呼ばれる製品故障およびそれにより発生した事故の原因を分析する手法を用い、「2 段エンジン不着火」という発生事象から始

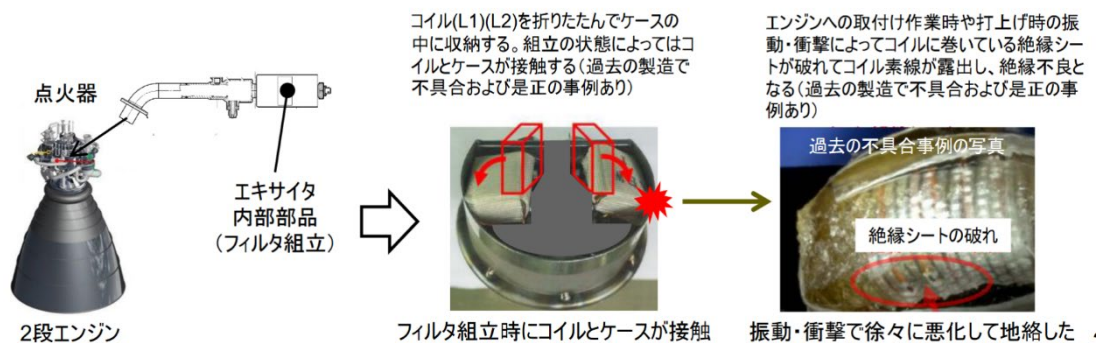
め、それに繋がる因果関係を洗い出し、原因を特定する解析を実施した。そして、さまざまな失敗原因のシナリオを想定し、当該シナリオの検証確認や再現試験を行った結果、最終的に3つのシナリオに絞り込んだ。

①エキサイター内部で軽微な短絡、SEIG 後に完全に短絡

1 つ目のシナリオは、エキサイターに問題があり、内部が短絡した状態にあったとするものである。

エキサイターは、製造時に内部の電気部品の取り扱いの結果などで、電気部品間の距離が狭い箇所があり、短絡や地絡を生じやすい状態にあった。たとえば打ち上げ前までは短絡や地絡に至っていなくとも、打ち上げ時の振動や 1/2 段分離時の衝撃によって電気部品間の距離が縮まったり、電気部品の絶縁用の被覆が擦れて素線が露出したりして、軽微な（抵抗値が比較的大きい）短絡や地絡状態となった可能性がある。

エキサイターをはじめ、ソレノイドなどの PNP 内にある装置のうちのいくつかは、SEIG 前には通電しておらず、SEIG のタイミングでスイッチが入り、初めて通電するものがある。このとき、エキサイターに前述のような問題があり、短絡が起きていたとすれば、スイッチを入れても回路は正常に機能せずに着火に至らない。回路には短絡箇所を通じて過大な電流が流れ PSC2A が異常と判断してスイッチを切る動作となる。続いて冗長系の PSC2B から電気が供給されることになるが、電力供給先のエキサイターは同じであるため、これが短絡していれば結局は同じように過大な電流が流れ、異常と判断してスイッチを切ることになる。



過去に製造工程の中で地絡を生じた不具合事例のある故障シナリオ

②エキサイターへの通電で過電流状態が発生

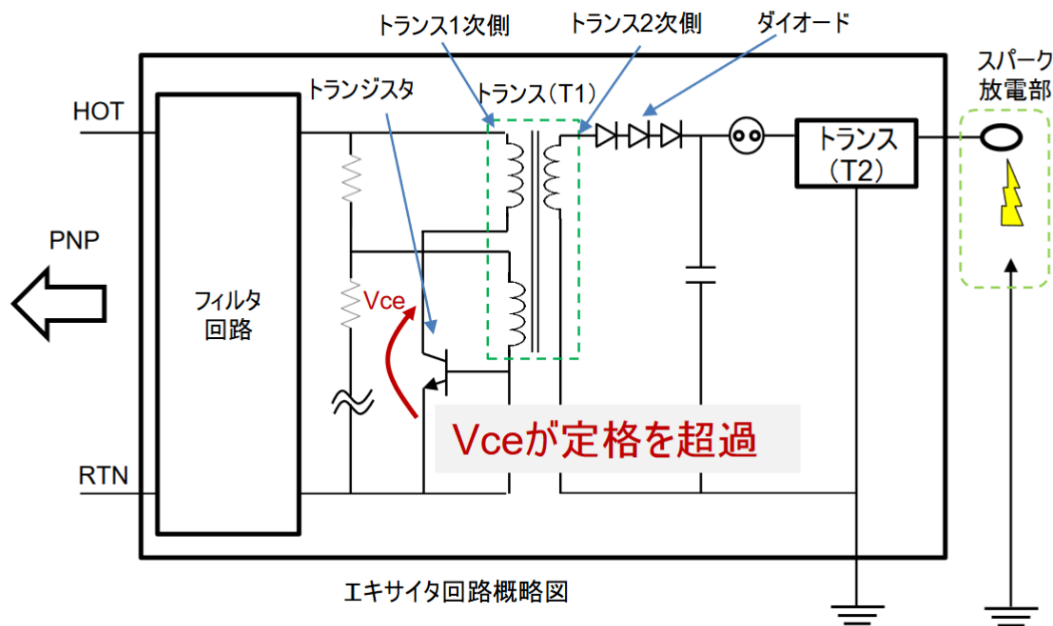
2つ目のシナリオは、①とは違い、エキサイターそのものには問題はなかったものの、スイッチが入って電流が流れた瞬間にエキサイターが壊れ、短絡状態になったというものである。

エキサイターは、約 30V の比較的低い電圧が供給されると、内部にあるトランスでスパークを発生させるのに必要な電圧にまで昇圧する回路がある。その過程で、トランジスターにかかる電圧が定格を超えていた可能性が見出された。この部分は、打ち上げ前の試験などでも実際に稼働させるため、そのたびにトランジスターに定格を超える電圧がかかり、ダメージが蓄積し、そして飛行中についに壊れ、短絡した可能性がある。

この部分は H-IIA/B ロケットと設計が共通しており、同じ型のトランジスターは 182 個がフライトし、宇宙用部品としては比較的高い実績があったことから、すでに成熟した技術と考え、それを踏まえて H3 にも使用していた。

トランジスターに定格を超える電圧が印加される事象については、今回の検証の中で初めて確認されたもので、H-IIA の開発当時の計測機器の精度では検出ができなかった。

なお、検証を通じ、トランジスターは定格を超過してもなかなか壊れにくいこと、さらに壊れやすさにバラつきがあることもわかった。



③PSC2A 系内部での過電流、その後 B 系への伝搬

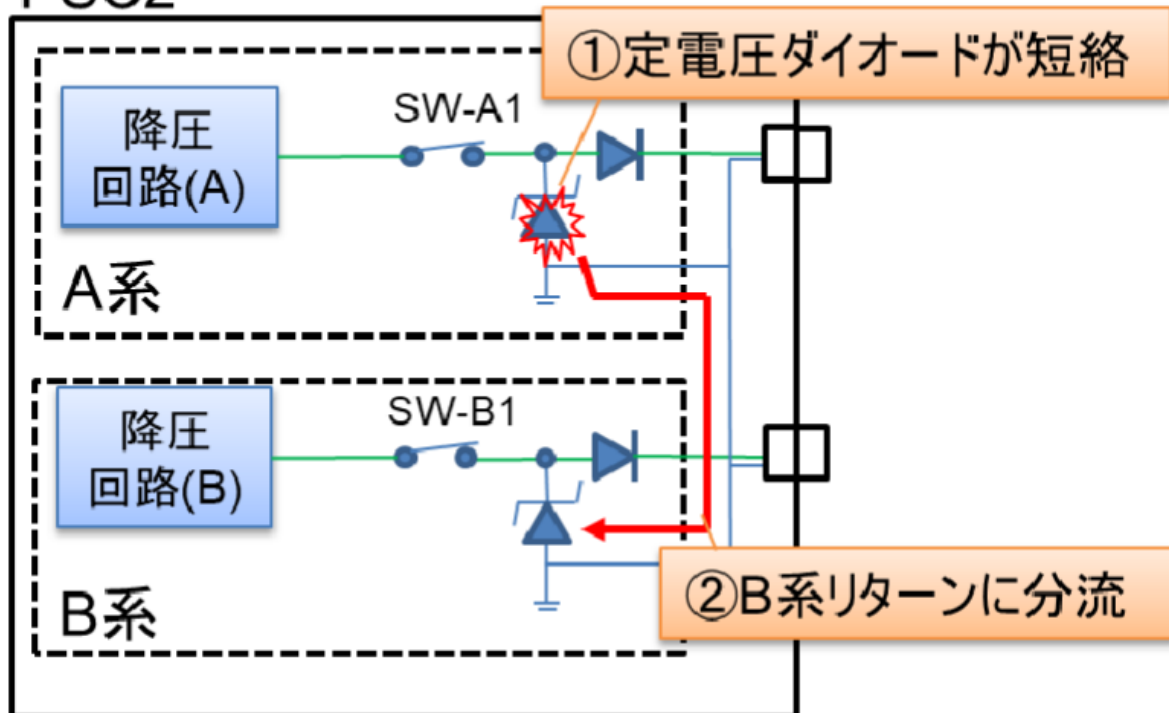
PSC2 は冗長になっており、A 系（PSC2A）と B 系（PSC2B）で、基本的にはそれぞれが独立して分かれています。

PSC2 の電源となる電池は約 60V を供給しているが、降圧回路で約 30V に落としたうえで PSC2 へ供給されている。そのため、降圧回路が故障し、高い電圧のまま供給されることを防ぐことを目的に、定電圧ダイオードを組み込み、安全装置として機能するようにしていた。

しかし、定電圧ダイオードは 30V を少し上回る程度の電圧が供給された場合には正常に機能するものの、降圧回路が完全に故障し、電源の 60V がそのまま供給されてしまった場合には、定電圧ダイオード自体が短絡故障することが判明した。これは極端な条件であり、事前に想定していなかった。

さらに、A 系と B 系のリターンライン（電源のマイナス側のライン）は、物理的にはつながっており、定電圧ダイオードが短絡故障すると、特殊な場合には短絡時に生じる電流がリターンラインを經由して B 系にも影響を与えてしまうことが起こりうるということがわかった。

PSC2



20.2.4 対策

この3つのシナリオは、どれも否定ができなかった。そこで、この3つすべてに対策を打つこととした。

「①エキサイター内部で軽微な短絡、SEIG 後に完全に短絡」への対策

このシナリオでは、エキサイター製造において、フィルタ組立時にコイルとケース間の絶縁シートがずれて組み立てられ、コイルとケースが接触した状態で完成とされた可能性がある。そして、エンジンへの取り付け作業時や打ち上げ時の振動で、接触していたコイル素線のエナメル被覆がこすれて徐々に剥がれていき、接触部で地絡しやすい状態が生じたものと考えられる。こうした不具合は、過去に製造工程の中で実際に起こったことが記録されている。

この対策として、エキサイター内部の「絶縁の強化」と「検査の強化」を行うこととした。

絶縁の強化

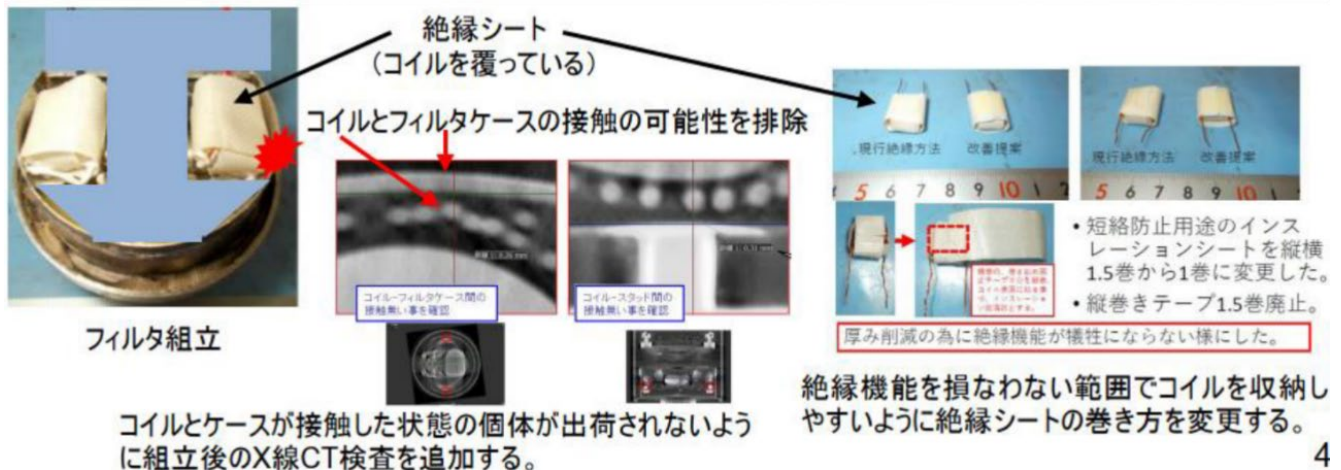
- コイルの絶縁シートの巻数を 1.5 巻から 1 巻に変更して厚みを減らし、コイルをケースに収容しやすくしてクリアランスを改善する。なお、薄くなることで絶縁機能を損なわないようにも配慮した
- コイルリード線に RTV ゴム、コネクタ基盤間ケーブルに熱収縮チューブを追加し、摩耗に対する保護を強化する

検査の強化

- エキサイター製造検査に X 線 CT 検査を追加し、コイルとフィルタケースの接触がないことを確認する

この対策は、H-IIA 47 号機の製造時から取り入れており、2023 年 9 月 7 日に無事に打ち上げが成功したことで、問題がないことが確認できている。

No.	故障部位		シナリオ	対策
15	エキサイタ	フィルタ組立	組立時にコイル・ケース間の絶縁シートがずれ、コイルとケースが接触。組立作業中の取り扱いや打上げ時の振動・衝撃でコイル表面のエナメル被覆が剥がれ、コイル素線とケースが接触し、SEIG時に地絡。	<絶縁強化および検査強化> ・エキサイタ製造検査にX線CT検査を追加し、コイルとフィルタケースの接触がないことを確認する。 ・コイルの絶縁シートの巻き数を1.5巻→1巻に変更して厚みを減らし、コイルをケースに収納し易くしてクリアランスを改善する。 ・コイルリード線にRTVゴム、コネクタ基板間ケーブルに熱収縮チューブを追加し摩耗に対する保護を強化する。



シナリオ No.15 : エキサイター内部のフィルタ組立故障への対策

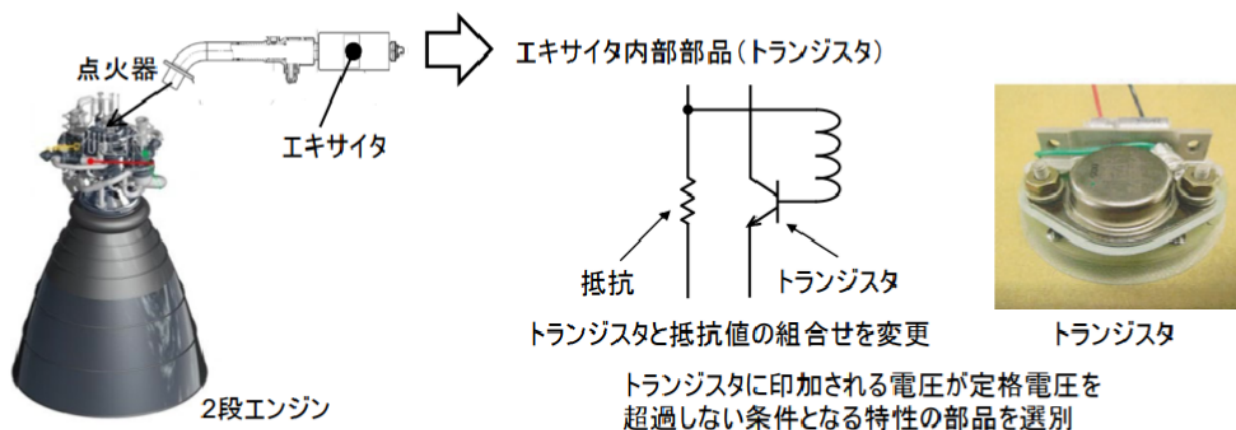
「②エキサイターへの通電で過電流状態が発生」への対策

このシナリオでは、トランジスターにかかる電圧が定格を超えていたことが原因と考えられる。ただ、常時高い電圧がかかるわけではなく、エキサイターがスパークを放つときに、回路が発振動作をする際に、高い電圧が非常に短い時間かかるというものである。

そこで、発振動作を少し緩やかにし、スパーク時の電圧を抑えることで解決を図る。なお、これによりスパークレート（火花がぱちぱちする頻度）を落とすことになるが、過去の開発試験でエンジン着火に影響がないことを確認した範囲内であるため問題はないと判断している。

この対策についても、H-IIA 47号機の製造時から取り入れ、打ち上げ成功により問題がないことを確認している。

No.	故障部位		シナリオ	対策
18	エキサイタ	トランジスタ	エキサイタ点火時にトランジスタの電圧 (Vce) が定格を超過し損傷、短絡による過電流が発生。	＜部品選別＞ トランジスタに印加される電圧が定格内となるトランジスタと抵抗値の組合せとする（従来からエキサイタのスパークレートの調整のために組合せを選別していたが、目的を変えて電圧調整のための選別とするもの）。電圧を下げる選別によってスパークレートが低下するが、過去の開発試験でエンジン着火に影響がないことを確認した範囲であるため許容可能と評価した。



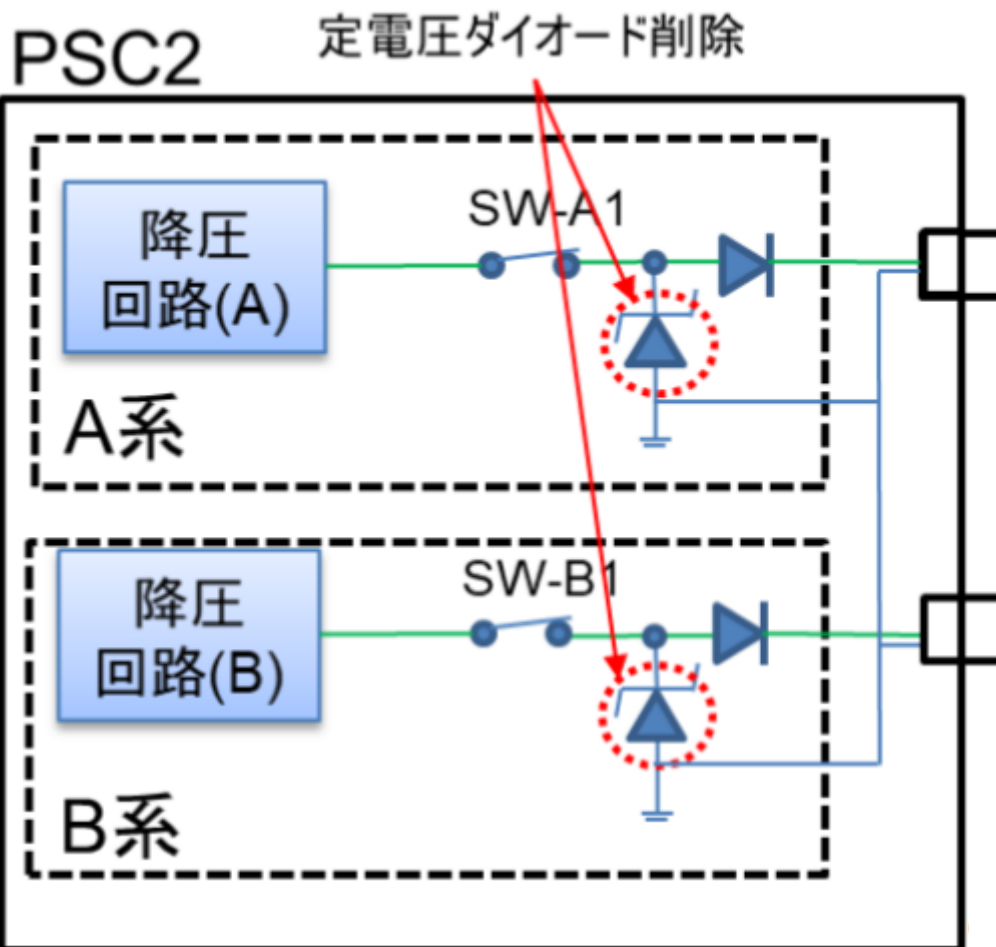
シナリオ No.18：エキサイター内部のトランジスター（電圧超過）故障への対策

「③PSC2A 系内部での過電流、その後 B 系への伝搬」への対策

PSC2 内にある定電圧ダイオードは、本来安全装置として取り付けただけのもので、降圧回路が完全に壊れ、電池の電圧がそのままかかると壊れるということが判明したため、保護回路としては不十分であると評価した。

また、これよりも下流にある機器（ECB、PNP、エキサイターなど）は、試験の結果、電池電圧に対し十分な耐電圧性をもっていることを確認した。つまり定電圧ダイオードは不要であり、むしろ場合によっては、逆に不具合の原因になり得ることから、定電圧ダイオードは削除することとした。

なお、この部分は H-IIA にはなく、H3 で新たに開発したものであるため、この対策の飛行での実証は試験機 2 号機を用いて行う。



20.2.5 背後要因分析と対策

失敗の直接要因となったこの3つの故障シナリオに対して、「なぜなぜ分析」を実施し、こうした要因を促してしまう効果があった、あるいは直接要因をもたらしたとみられる、背後要因を突き詰めていった。

1 「エキサイター内部で軽微な短絡、着火信号後に完全に短絡」シナリオについて

【背後要因】 H-II 以来の実績を重視したことや、製造後の運用段階で状態（設計上狭い部品間の隙間）が変わらないと考えたため、製造／検査や設計に対する対策を行うことがなかった。

【対策】 H-II から使い続けている機器に対し、製造しにくさ等により不具合ポテンシャルを内在し

ているものが無いか確認する。

2 「エキサイターへの通電で過電流状態が発生」シナリオについて

【背後要因】基本的な設計および製造工程が H-II 以前に確立され、運用し続けている電気系機器を H3 に適用する際に、部品適合性評価に不足がないかの確認がなかった。

【対策】H-II 以前に基本的な設計を確立し運用し続けている電気系機器に対し、開発時に評価した部品の適合性評価を再確認し、評価が不十分な点がないか確認する。

3 「PSC2・A 系内部での過電流、その後 B 系への伝搬」シナリオについて

【背後要因】システム異常時の挙動において起こり得る事象に対し、下流機器を保護する目的で設置している部品（いわば安全装置）が耐性を有するかの確認が完全でなかった。

【対策】通常の動作では機能しない安全装置が故障した結果、ミッションクリティカルな（打ち上げが失敗するような）不具合につながる可能性のあるものについて、安全装置の設計・検証の妥当性を確認する。

なお、この 1. および 2. に関して、H3 は、H-IIA 6 号機の失敗以降、約 20 年来の信頼性向上の取組を基に開発を進めてきたが、当該機器は 30 年以上前の H-II 以前に基本的な設計および製造工程が確立された機器として、200 個近くのパイト実績が H-IIA/B を通じて継続しており、不具合ポテンシャルなどが内在するか立ち戻る観点での開発には至らなかったと分析される。

なぜなぜ分析……事故・不具合の要因を規則的に、順序よく、漏れなく抽出するための手法。事象の経緯整理によって明らかになった問題点、エラーに対し、「なぜ」発生したのか要因を考える。さらに「なぜ」「なぜ」を繰り返して要因の追及を進め、再発防止対策に結びつくまで行う

20.2.6 信頼性向上への取り組み

試験機 1 号機の失敗原因の究明と対策には目途が立ったものの、原因究明活動を通じて、H3 の信頼性向上に資する改善点を抽出した。今後、ロケットの信頼性を向上させ、より運用しやすいロケットとしていくための活動として、「H3 ロケットの計測データ充実化」と「H3 ロケットの冗長切り替えロジック改善」を進める。

上述の取り組みに加え、今後のロケット開発の確実化を図るための活動として、「ロケット電気系開発の強化」を進める。

H3 ロケットの計測データ充実化

今回の原因究明では、ロケットのテレメトリー・データ（機体の状態を示すさまざまな信号）から得られる情報が限られていたため、原因箇所の切り分けなどに時間を要した。また、最終的にひとつの原因に絞り込めなかった遠因とも考えられる。

もっとも、ロケットから地上局にデータを下ろす（ダウンリンクする）にあたっては、伝送できる量に制約がある。そのため従来は、飛行安全上必須な項目と打ち上げ後の評価に必要な項目のみを取得しており、またその内容は、基本的に打ち上げ号機に依存しない（毎号機で共通化）ものだった。

こうした中で、試験機 1 号機の失敗を受けた教訓として、打ち上げ前の検証やフライト中のオペレーションで過電流または過電圧事象が発生した場合に、原因箇所の切り分けや特定が容易になるように、伝送量制約の中で取得データの最適化を行うこととした。

【改善例】

- PSC2 のエンジン駆動電圧の取得レート向上（8Hz→32Hz）【恒久的な改善】
（目的：今後のフライトにおいて過電圧を起因とする事象の切り分け）

従来は 8Hz で取得していたが、SEIG 送信から SEIG 受信までの時間よりも大きいため、その間でなにか問題が起きたときに得られるデータが少なかった。そこで、32Hz に向上させ、より詳しいデータを取得できるようにする

- V-CON2A/2B の電源バス電流の取得レート向上 (64Hz→256Hz) 【恒久的な改善】
(目的：今後のフライトにおいて過電流を起因とする事象の切り分け、原因箇所の切り分け)
- PSC2/PNP 間高速電流モニターの特別計測追加 (512Hz) 【TF2 のみの改善】※1
(目的：対策効果の確認)
- PSC2/PNP 間エンジン駆動電圧 (※2) の特別計測追加 (512Hz) 【TF2 のみの改善】※1
(目的：対策効果の確認)

※1：他の計測項目等に影響が無いことを、改善後の TF2 実機を用いて打ち上げ前に検証、確認することを条件とする。

※2：エキサイターおよびバルブの一部

H3 ロケットの冗長切り替えロジック改善

ロケットの機体側（エンジンの上）の部分の電気系は、V-CON2 と PSC2、それぞれの回路、そしてそれらからエンジン側の ECB や PNP に電源を供給する回路が、A 系と B 系の 2 系統あり、片方に問題が起きても、もう片方が正常であれば電源を供給し続ける冗長設計になっている。

しかし、今回のシナリオ①、②のように、下流側（エンジン側）で異常が起きると、両方の電源が切れてしまうという結果となる。

これを踏まえ、故障が起こるモードの想定を再検討し、各系の機能遮断の方法と、機能遮断判断の前提となる故障検知の機能を切る条件を見直すこととした。

具体的には、「過電圧を 検知したのか」それとも「過電流を検知したのか」、それとも「過電圧を

検知したのか」で切り分けるようにした。

過電圧（電圧が高い）を検知した場合は、PSC2（電源側）が壊れて高い電圧が供給されていると考えられる。この場合、下流側にある正常な機器に想定以上の電流が流れてしまい、破壊してしまう危険性がある。したがってこの場合には、従来設計通り、A系、B系のうち壊れている側を速やかに遮断する。

一方、過電流（電圧は同じで電流が増える）を検知した場合、下流側（負荷側）で異常が起こっており、PSC2（電源側）には問題は起きていないと考えられる。したがってこの場合には、すぐに電源を遮断するのではなく、これまでよりも余裕を持って判断するようにし、従来は異常を検知してから遮断までの時間を8msとしていたものを、1sに延長した。これにより、短い時間の過電流、たとえば短絡が起きてすぐに復帰するような事象が起きた場合に、電源が生き続けることで、ミッション継続の可能性（ロバスト性）が高められると考えている。

21 試験機 2 号機の打ち上げ

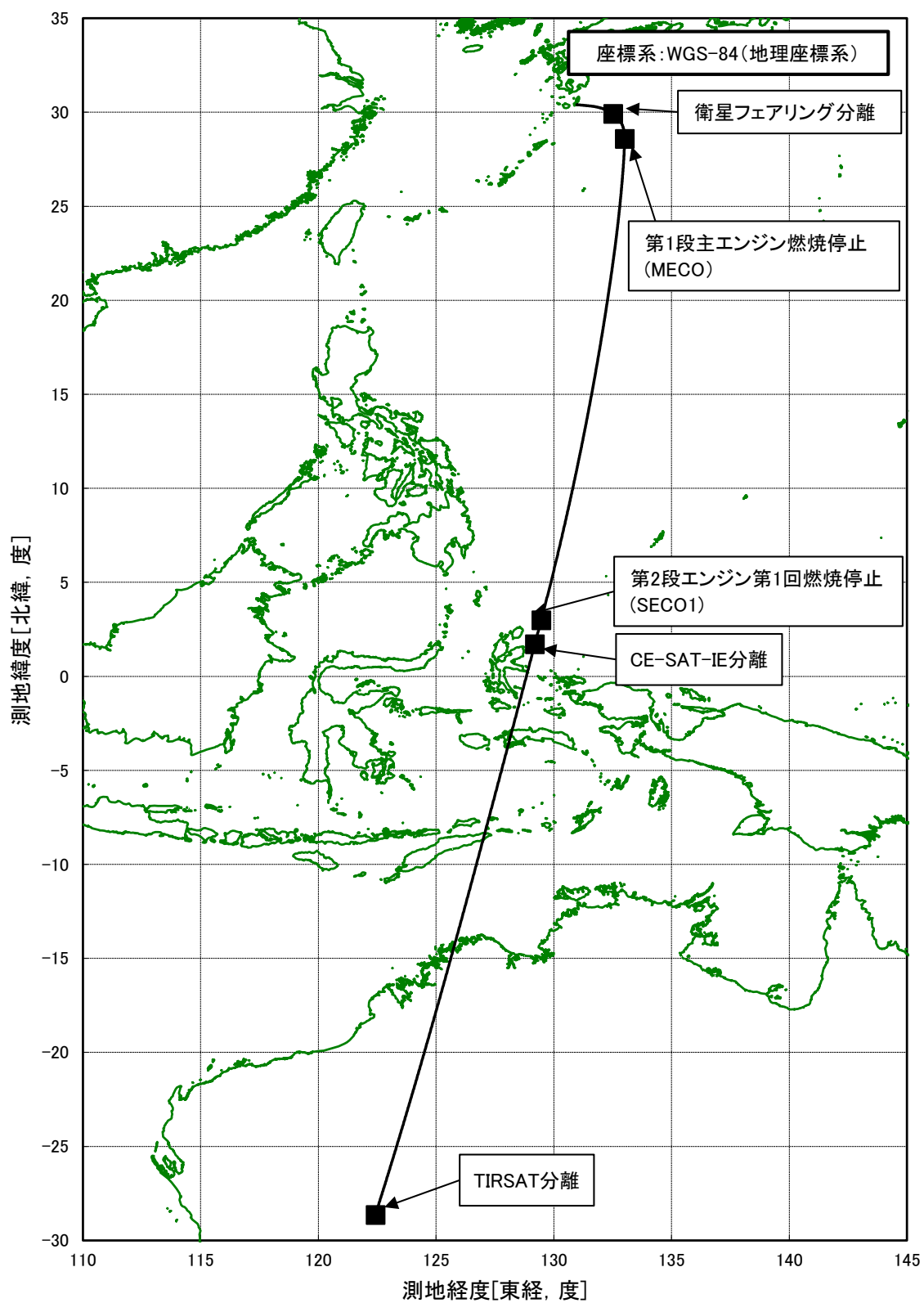
21.1 試験機 2 号機のミッション概要

試験機 2 号機は、H3 ロケットの軌道投入を実現し、飛行実証により H3 ロケット開発の妥当性を検証することをメインのミッションとして 2024 年 2 月 17 日に打ち上げを実施した。

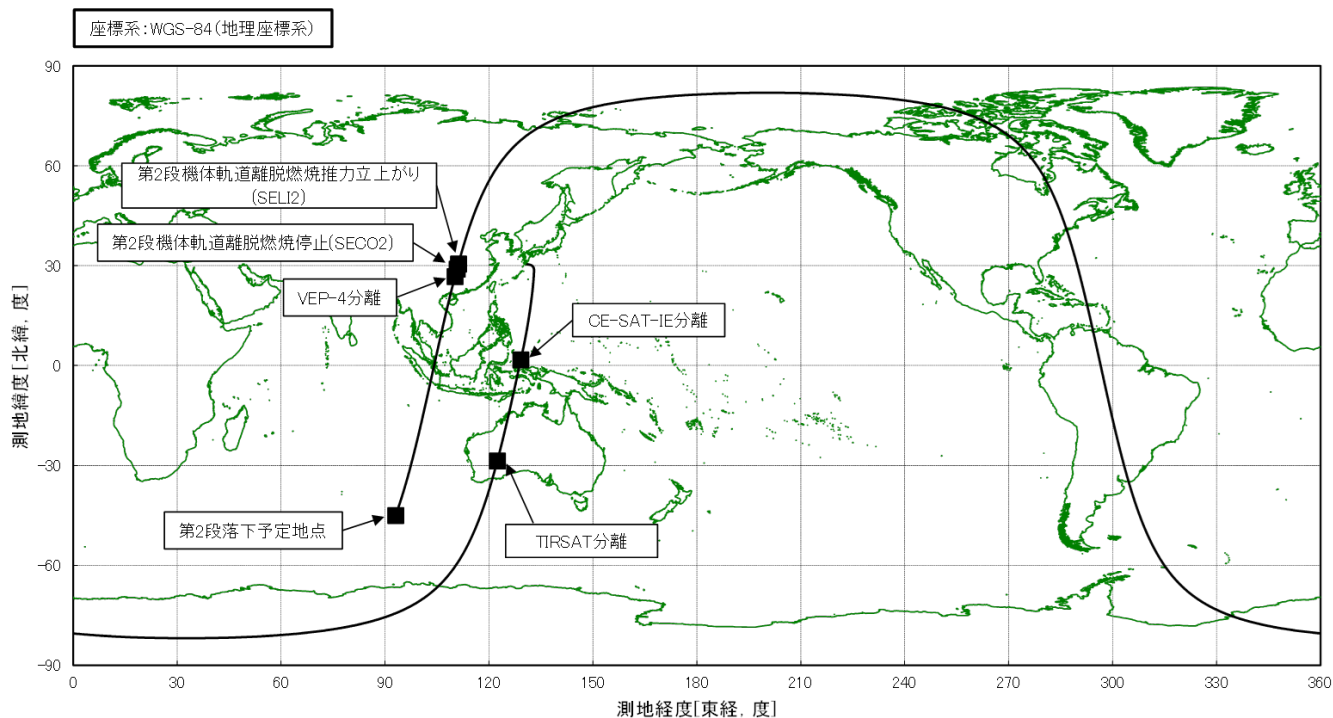
試験機 1 号機の打ち上げ失敗とそれによる先進光学衛星（ALOS-3）「だいち 3 号」の喪失を受け、打ち上げ失敗時の衛星喪失リスクにともなう影響を考慮するとともに、早期のフライト実証を行い、今後の打ち上げ計画への影響を最小化することを念頭に進めた。

このため、試験機 1 号機のミッション解析結果を最大限活用できる機体形態として、試験機 1 号機と同じ「H3-22S」形態とし、ペイロードには ALOS-3 と同等の質量特性をもつ「ロケット性能確認用ペイロード（VEP-4）」を搭載し、軌道投入（第 2 段エンジン第 1 回燃焼停止）までの飛行経路は試験機 1 号機と同様とした。

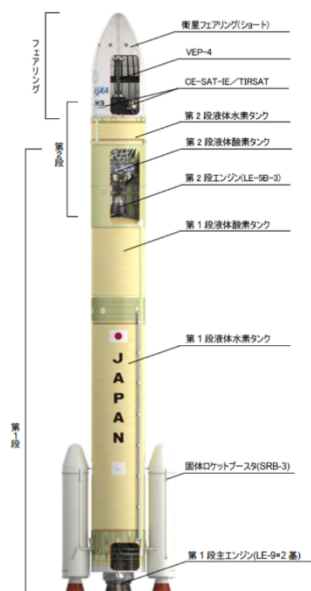
また、2 機の小型副衛星「CE-SAT-IE」、「TIRSAT」に対して、軌道投入の機会を提供した。



ロケットの飛行経路 (打ち上げ～CE-SAT-IE/TIRSAT 分離)



ロケットの飛行経路 (打ち上げ～第 2 段制御落下)



TF2 (H3-22S)

TF1とTF2の比較

	TF1	TF2
機体形態	H3-22S	H3-22S
ペイロード	ALOS-3	VEP-4 小型副衛星 (CE-SAT-IE) 小型副衛星 (TIRSAT)
衛星フェアリング	ショートフェアリング	ショートフェアリング
第1段 (LE-9)	Type1 × 2基	Type1 × 1基 Type1A × 1基
固体ロケットブースタ (SRB-3)	2本搭載	2本搭載
第2段 (LE-5B-3)	1基搭載	1基搭載 TF1不具合対応として エキサイタ改修品搭載
搭載機器	H3-22S対応の 各機器を搭載	H3-22S対応の 各機器を搭載 TF1不具合対策として PSC2改修品搭載

赤字はTF2での主要変更点

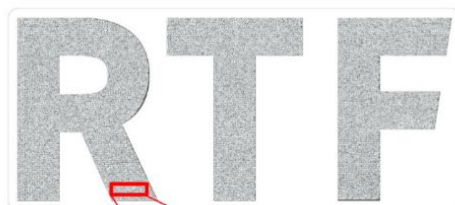
21.2 機体形態

機体形態 : H3-22S

LE-9 エンジン 2 基、固体ロケットブースター (SRB-3) 2 本、ショートフェアリングの機体形態

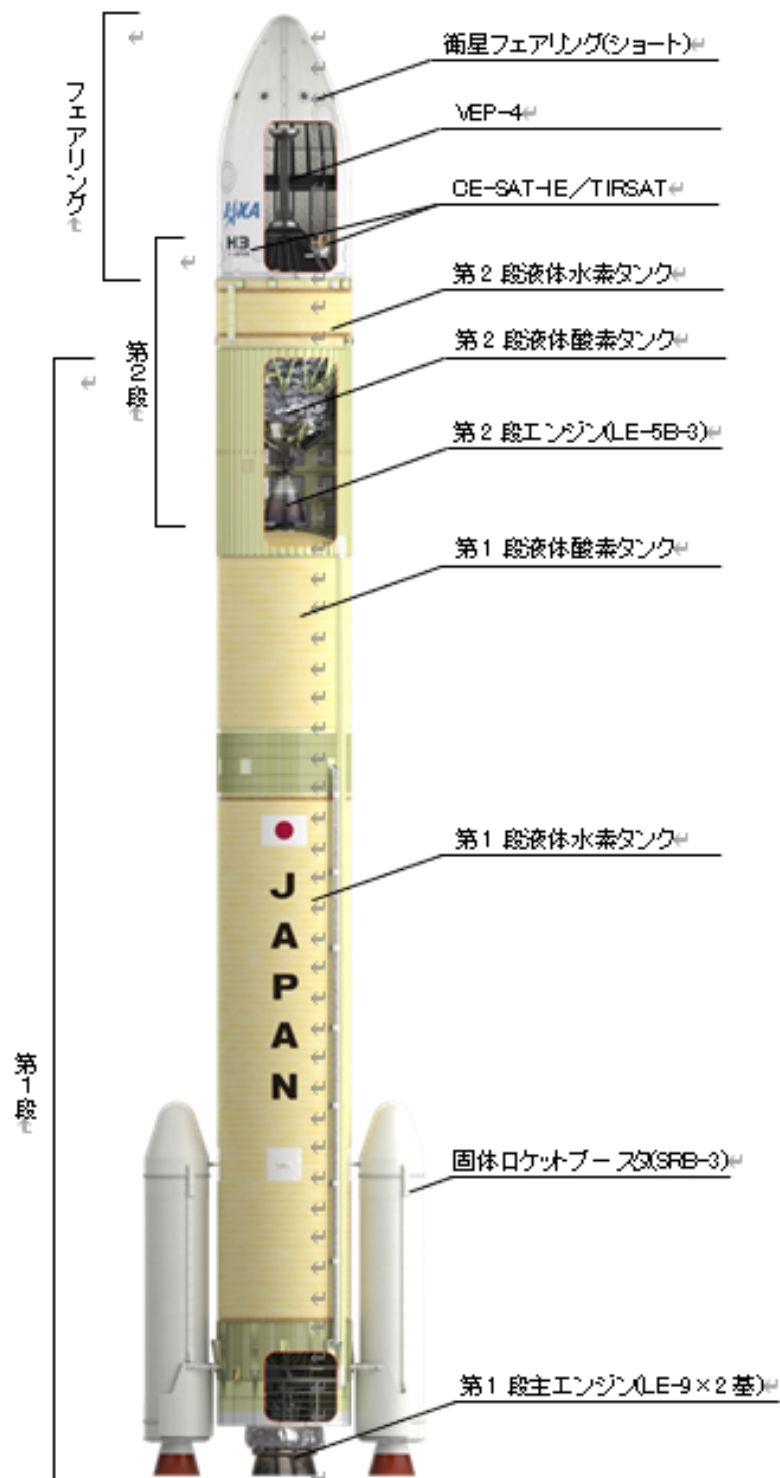
なお、フェアリングには応募いただいたメッセージを衛星フェアリングに貼り付けて打ち上げた。

- 特設サイト、X（旧 Twitter）で応援メッセージを募集
- 応募総数 2,931 件（応募期間：11 月 10 日～30 日）うち公序良俗に反するものを除き、2,845 件を「RTF」の文字に印字し、フェアリングに貼り付けた。
- 「RTF : Return To Flight（飛行再開フライト）」の意味



ロケット無事に打ち上がってください希望を棄せて夢へと真っ
功は失敗の積み重ねです。次こそ成功します。がんばれ H3 ロ
ち上がることを祈っています。打ち上げ関係者の皆様、頑張
てくれます。頑張ってください！ H3 は日々の研究、積み上げ
も落胆しました。それは私が宇宙開発に興味が出てきたからで
とを期待しています。打ち上げ再挑戦！広い宇宙へ飛び立つ H3
型ロケットで宇宙への新たな扉を開け祝成功！必ず宇宙へ届く
援します。頑張れ H3！頑張れおとん！皆様の強い信念が必ず
はずっと皆さんと H3 ロケットを応援しています。頑張れ～！

21.3 主要諸元



ロケットの形状（H3 ロケット試験機2号機（H3-22S））

H3 ロケット試験機 2 号機の主要諸元

名称	H3 ロケット試験機 2 号機			
全長（m）	約 57			
全備質量（t）	約 422（人工衛星の質量は含まず）			
誘導方式	慣性誘導方式			
各段				
	第 1 段 (LE-9)	固体ロケットブース ター(SRB-3)	第 2 段 (LE-5B-3)	衛星フェアリング (ショート)
全長（m）	約 37	約 15	約 12	約 10.4
外径（m）	約 5.2	約 2.5	約 5.2	約 5.2
質量（t）	約 240	約 152.4(2 本分)	約 28	約 1.8
推進薬質量（t） (最大値)	224.5	134.4(2 本分)	24.6	－
推力※ ¹ （kN）	約 2942(2 基分)	約 4600(2 本分)	約 137	－

燃焼時間（s）	約 300	約 110	約 694	—
推進薬種類	液体水素／ 液体酸素	コンポジット 推進薬	液体水素／ 液体酸素	—
推進薬供給方式	ターボポンプ	—	ターボポンプ	—
姿勢制御方式	ジンバル	—	ジンバル ガスジェット装置	—
主要搭載電子装置	誘導制御系機器	—	誘導制御系機器 電波航法機器 テレメータ送信機 指令破壊装置	—

※1：真空中 固体モーターは最大推力で規定

21.4 飛行シーケンス

試験機 2 号機は、VEP-4 および小型副衛星 2 機を搭載し、種子島宇宙センター大型ロケット第 2 射点より打ち上げる。

ロケットは、打ち上げ後まもなく機体のピッチ面を方位角 90.8 度へ向けた後、下図に示す所定の飛

行計画に従って太平洋上を飛行する。

その後、SRB-3 を打ち上げ約 1 分 56 秒後（以下、時間は打ち上げ後の経過時間を示す）に、衛星フェアリングを約 3 分 34 秒後に分離する。約 4 分 58 秒後には第 1 段メインエンジンの燃焼を停止し、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 秒後に燃焼を停止し、約 16 分 57 秒後に CE-SAT-IE を高度約 675km、軌道傾斜角 98.1 度の太陽同期準回帰軌道で分離する。分離後、ロケットは飛行を続け、約 25 分 17 秒後に TIRSAT に対し分離信号を送出する。

この後、ロケット第 2 段について、インド洋上への制御落下を行い、打ち上げにともなう宇宙ごみ（スペースデブリ）が発生しないようにする。

また、第 2 段機体の軌道離脱燃焼終了後に、衛星分離機構の実証として VEP-4 の分離確認試験を実施する。VEP-4 はロケットから分離はするものの、ストッパーボルトにより衛星フレームは機体に保持され、第 2 段とともに制御落下する。

H3 ロケット試験機 2 号機の飛行計画

事象		打ち上げ後経過時間		高度 km	慣性速度 km/s
		9 時 22 分 55 秒（予定）	経過秒		
(1)	リフトオフ	00 00	0	0	0.4
(2)	SRB-3 分離	01 56	116	43	1.5
(3)	衛星フェアリング分離	03 34	214	121	2.1

(4)	第 1 段エンジン燃焼停止 (MECO)	04 58	298	258	3.6
(5)	第 1 段・第 2 段分離	05 05	305	275	3.6
(6)	第 2 段エンジン第 1 回推力立 ち上がり(SELI1)	05 17	317	302	3.5
(7)	第 2 段エンジン第 1 回燃焼停 止(SECO1)	16 36	996	675	7.5
(8)	CE-SAT-IE 分離	16 57	1017	675	7.5
(9)	TIRSAT 分離	25 17	1517	682	7.5
(10)	第 2 段機体軌道離脱燃焼推力 立ち上がり(SELI2)	1 47 13	6433	679	7.5
(11)	第 2 段機体軌道離脱燃焼停止 (SECO2)	1 47 39	6459	678	7.1
(12)	VEP-4 分離※	1 48 19	6499	676	7.1

※分離後ストッパーボルトにより第 2 段機体に保持

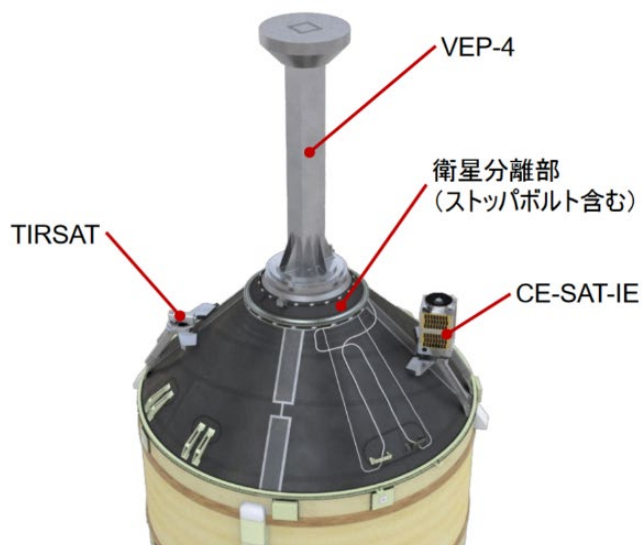
21.5 ペイロード紹介

21.5.1 ロケット性能確認用ペイロード（VEP-4）

サイズ	上部 :φ約1.2m×約0.4m 支柱部 :□約0.4m×高さ約3.5m
質量	約2.6トン



VEP-4外観



VEP-4および小型副衛星搭載図
(衛星フェアリング内)

- 名称：ロケット性能確認用ペイロード（Vehicle Evaluation Payload-4、VEP-4）
- サイズ：
- 上部：φ 約 1.2m×約 0.4m
- 支柱部：約 0.4m×高さ約 3.5m
- 質量：約 2.6t
- 製造：三菱重工業

VEP-4 は、試験機 1 号機で打ち上げた先進光学衛星（ALOS-3）「だいち 3 号」と同等の質量特性を持たせることにより、H3 ロケットの性能確認を行った。

また、主衛星分離機構の実証として、第 2 段機体軌道離脱燃焼終了後に分離確認試験を行う。なお、分離後の VEP-4 はストッパーボルトにより第 2 段機体に保持される。

21.5.2 小型副衛星

目的

試験機 2 号機の打ち上げにおいては、小型副衛星への打ち上げ機会の提供を行う。

これは、民間企業、大学などが製作する小型衛星に対して容易かつ迅速な打ち上げ・運用機会を提供する仕組みを作り、我が国の宇宙開発利用の裾野を広げるとともに、小型副衛星を利用した教育・人材育成への貢献を目的としたものである。

なお、小型副衛星は主ミッションである H3 ロケット試験機 2 号機の飛行実証に対して影響を与えないことを前提とするものであり、主ミッションの打ち上げに支障をきたす恐れがある場合には、JAXA の判断で搭載しないこともあるとされたが、いずれの小型副衛星も予定通りの軌道に投入された。

経緯

JAXA はこれまでも、大学・民間企業などへの継続的な軌道上実証機会提供を確保し、必要な技術知見を獲得することを目的とし、H-IIA ロケットの打ち上げを利用した「超小型衛星相乗り」事業を進めてきた。

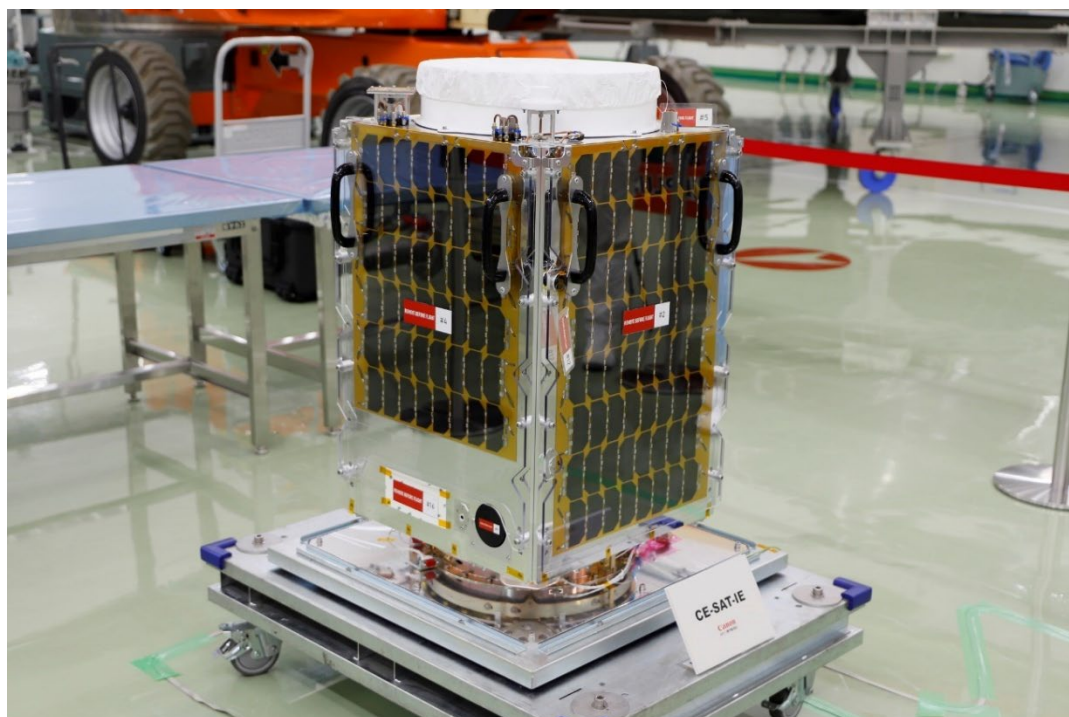
これを H3 ロケットにおいても継続することとし、2019 年 12 月に H-IIA ロケット/H3 ロケットでの「超小型衛星相乗り」について、SpaceBD との間で事業移管に係る基本協定を締結し、それに基づ

き、H3 ロケット試験機 2 号機での実施に向けた調整を進めていた。しかし、打ち上げ予定の変更や打ち上げの能力の問題から、2022 年 5 月に一度、実施を断念している。

その後、2023 年 5 月 24 日、第 75 回宇宙開発利用部会において、「H3 ロケット TF2 計画に関する方向性について」に関する議論がなされ、ロケット性能確認用ペイロードを搭載する形態の方向性、および「ロケット性能に係る着実なデータの取得に影響のない範囲でピギーバック衛星搭載の可能性も検討する」ことが確認された。検討の結果、50kg 級衛星 1 機と 3U 衛星 1 機は相乗り搭載が可能と判断した。

そして 2023 年 6 月 5 日から 12 日まで、相乗り衛星候補に係る情報提供要請（RFI）を実施した結果、4 つの衛星の情報提供があり、「技術的課題」と「スケジュールリスク」の観点で相対評価を行い、搭載衛星として、50kg 級衛星 1 機（CE-SAT-IE）と 3U 衛星 1 機（TIRSAT）を選定し、2023 年 6 月 27 日、第 76 回宇宙開発利用部会に報告した。

CE-SAT-IE



呼称：シー・イー・サット・ワン・イー

開発機関：キヤノン電子（株）

サイズ：約 50×50×80cm

質量：約 70kg

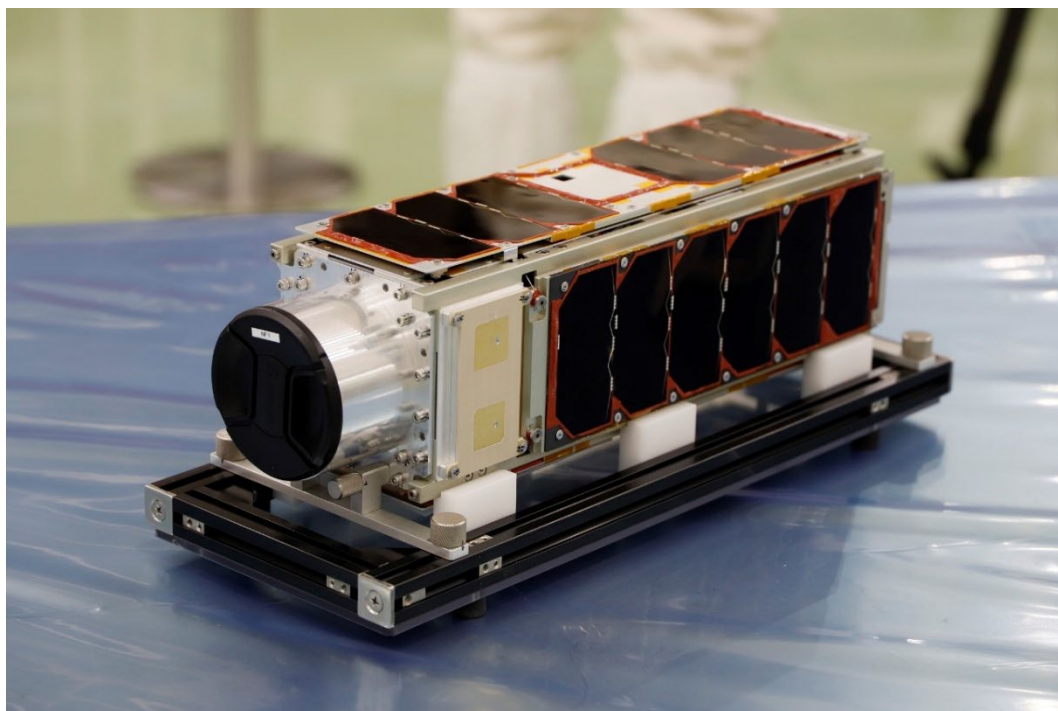
主な光学仕様：

- 主光学系 口径 40cm 反射望遠鏡+EOS R5 1 台
- 副光学系 PowerShot S110 1 台

ミッション内容

- 主光学系による地上分解能 0.8m の地表撮影（静止画・8K 動画）
- リモートセンシング事業に向けた実証を行う。および天体撮影
- JAXA の地理空間情報・防災活動への貢献
- 社会の安心・安全に寄与する衛星画像の取得
- 天体・宇宙物体も、それぞれに適切な空間分解能・時間分解能・撮影時間・信号雑音比・範囲で撮影することが可能
- 衛星バス技術の実証
- 新規開発のミッション用計算機、通信機、および自社開発の光学系、各種センサー、アクチュエーターの宇宙実証
- JAXA 開発機器（Mt. FUJI）を用いたレーザー測距による衛星軌道決定の演習（レーザー測距によるデータ取得・評価は JAXA で実施、軌道決定等の評価は共同で実施）
- 軌道離脱装置

TIRSAT



呼称：ティー・アイ・アール・サット

開発機関：

- 一般財団法人宇宙システム開発利用推進機構
- セーレン（株）
- （株）ビジョンセンシング
- （株）アークエッジ・スペース

サイズ：約 12×12×38 cm

質量：約 5kg

ミッション内容

- 世界規模の新型コロナウイルス感染症拡大の影響で、グローバルなサプライチェーンの寸断リスクが浮き彫りとなり、迅速な情報収集が急務
- この問題に対処するためには、世界の主要生産地域の工場等稼働状況を把握する仕組みの構築が必要で、これには人工衛星を活用したリモートセンシングが有効
- 熱赤外センサーを用いることで、工場などの熱源を感知し、稼働状況を推定することが可能
- 経済産業省が開発を進めてきた熱赤外カメラ（非冷却熱赤外センサー利用）と超小型衛星バスによる「TIRSAT」を軌道投入し、宇宙環境での実証を行い、将来の危機に備える情報収集手段としての有効性を確認

ミッションの特徴

- 搭載する熱赤外カメラは、常温付近の対象物の温度計測に最適な遠赤外領域の計測を行う（高感度モード：8-14 μ m 帯、波長限定モード：10.5–12 μ m 帯の選択が可能）
- 赤外線センサーは、非冷却熱赤外センサーを利用する。観測対象の地上分解能は高度 600km の場合に 96m 程度が実現できる。現在利用できる熱赤外観測データとして分解能では他衛星に対して遜色ない
- 超小型衛星バスは、3U（10cm x 10cm x 30cm）の大きさに、衛星としての基本機能（電力、姿勢制御、通信）を備え、熱赤外カメラを利用して観測を行う。通信については、S 帯・X 帯の通信機器を持ち、特に画像データのダウンリンクでは X 帯の高速通信を利用する

21.6 衛星分離試験

試験機 2 号機の打ち上げでは、試験機 1 号機で実施できなかった、衛星分離部（PAF）の動作を実証する。

実証は、第2段機体の軌道離脱燃焼終了後に行い、搭載している VEP-4 を実際に分離し、確認試験を実施する。ただし、VEP-4 はロケットから分離はするものの、ストッパーボルトにより衛星フレームは機体に保持されたまま、第2段とともに制御落下する。

衛星搭載構造（PAF）は、多種多様な衛星の打ち上げに対応できるよう、国内外のメーカーが製造する標準的なクランプバンド（留め具）を使用できる。

また、小型副衛星の分離についても、それぞれ衛星放出機構を搭載し、分離を行う。

21.6.1 Simple PAF15M

川崎重工業が開発した衛星放出機構で、火工品を使わないため、低衝撃での衛星分離が可能なのが特徴である。

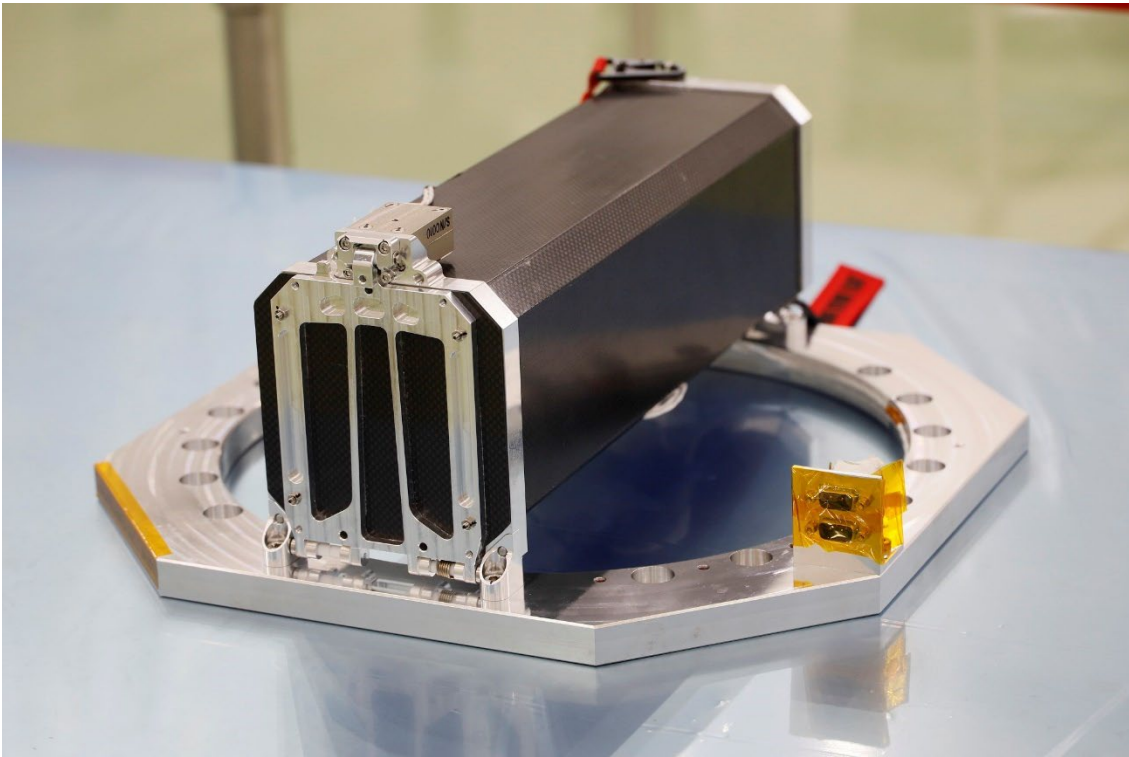
直径約 40cm の2つの円形フレームをサンドイッチしたような形状をしており、上部のフレームは衛星が、下部はロケット側とそれぞれ結合している。それぞれのフレームは、バンドで抑え込む形で取り付けられている。

ロケットから分離信号が来ると、ピンプラーという装置が動き、バンドを緩め、バネで衛星を放出する。

従来の PAF は、火工品（火薬）を作動させて分離しており、衝撃が大きかったが、Simple PAF15M では火工品を使わないため、衝撃を小さくできる。

今回のミッションでは、CE-SAT-IE の衛星放出機構として使用する。

21.6.2 3U ポッド



オービタルエンジニアリングが開発した衛星放出機構で、箱状のケースになっており、中に衛星を搭載し、宇宙空間で放出する。

箱の蓋を開ける部分に火工品を使っていないため、低衝撃での衛星分離が可能なこと、また炭素繊維強化プラスチック（CFRP）製のため軽量である点を特徴とする。

今回のミッションでは、TIRSAT の衛星放出機構として使用する。

22 3～5、7 号機の打ち上げ実績

22.1 3 号機

打ち上げ日時：2024 年 7 月 1 日 12 時 06 分 42 秒

搭載ペイロード：先進レーダー衛星「だいち 4 号」（ALOS-4）

打ち上げ結果：成功

ミッション詳細：https://fanfun.jaxa.jp/countdown/alos4-h3/files/h3_f3_presskit-a_240619.pdf

備考：3 号機は、試験機 2 号機で飛行実証を行った H3-22 形態により、先進レーダー衛星「だいち 4 号」（ALOS-4）を打ち上げた。また、第 1 段エンジン燃焼フェーズにおいて、スロットリングを行った。

22.2 4 号機

打ち上げ日時：2024 年 11 月 4 日 15 時 48 分 00 秒

搭載ペイロード：X バンド防衛通信衛星「きらめき 3 号」

打ち上げ結果：成功

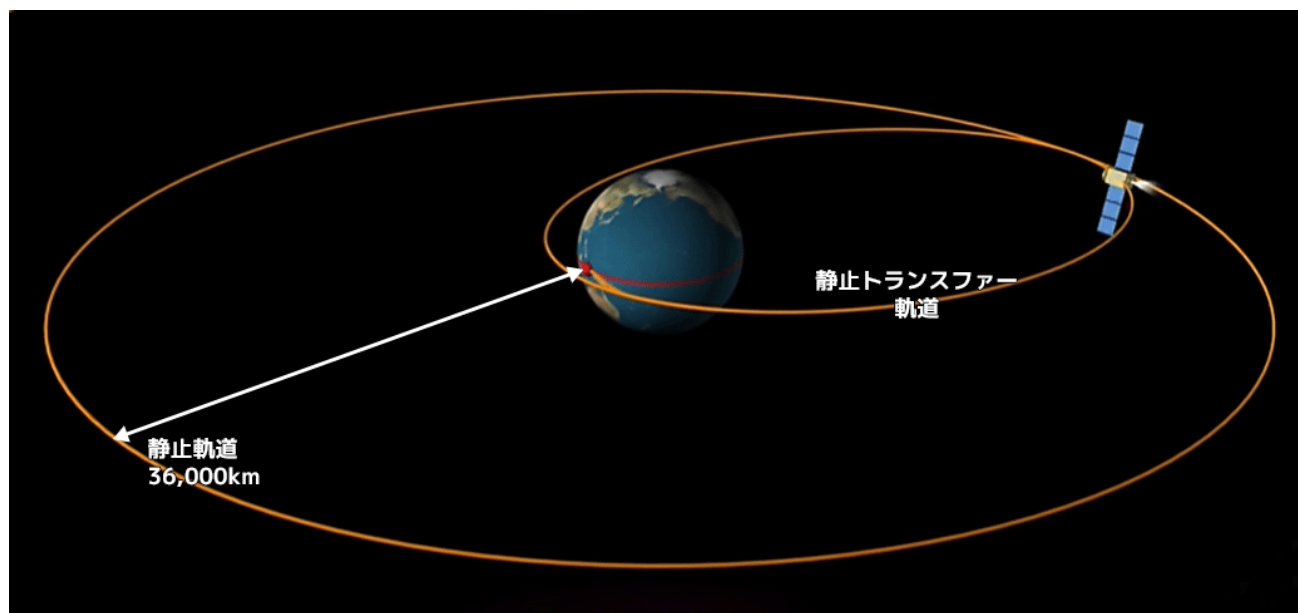
ミッション詳細：https://fanfun.jaxa.jp/countdown/h3f4/files/h3f4_presskit_20241028.pdf

備考：4 号機は、防衛省の X バンド防衛通信衛星「きらめき 3 号」を、H3 としては初となる静止トランスファー軌道へ投入した。機体形態はこれまでの 1～3 号機と同じ「H3-22S」で、衛星分離後には、将来のロングコーストミッションを見据えたデータ取得を行った。

22.2.1 静止トランスファー軌道への投入

今回のペイロードは気象衛星や通信衛星と同様に「静止軌道」で活躍する人工衛星である。静止軌道は赤道面上から約 36,000 km 先にあり、この軌道上の衛星は地球の自転と同じ速度で移動するため、地球

上のほぼ同じ場所を観測し続けることができる。地上から見ると常に衛星が「静止」しているように見えるため、「静止衛星」と呼ばれている。衛星は静止軌道に入る前に、ロケットによって「静止トランスファー軌道（GTO）」と呼ばれる楕円軌道に投入される。GTO 投入後は衛星自身の燃料を使い静止軌道まで飛行する。

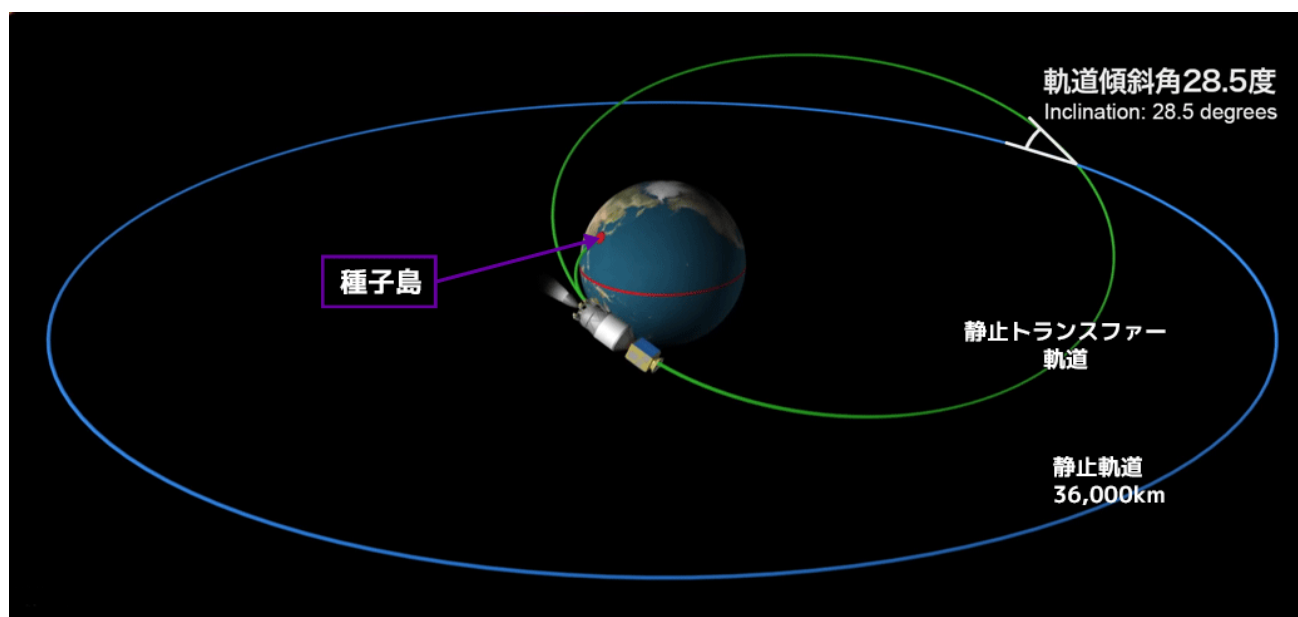


22.2.2 ロングコーストミッションを見据えたデータ取得

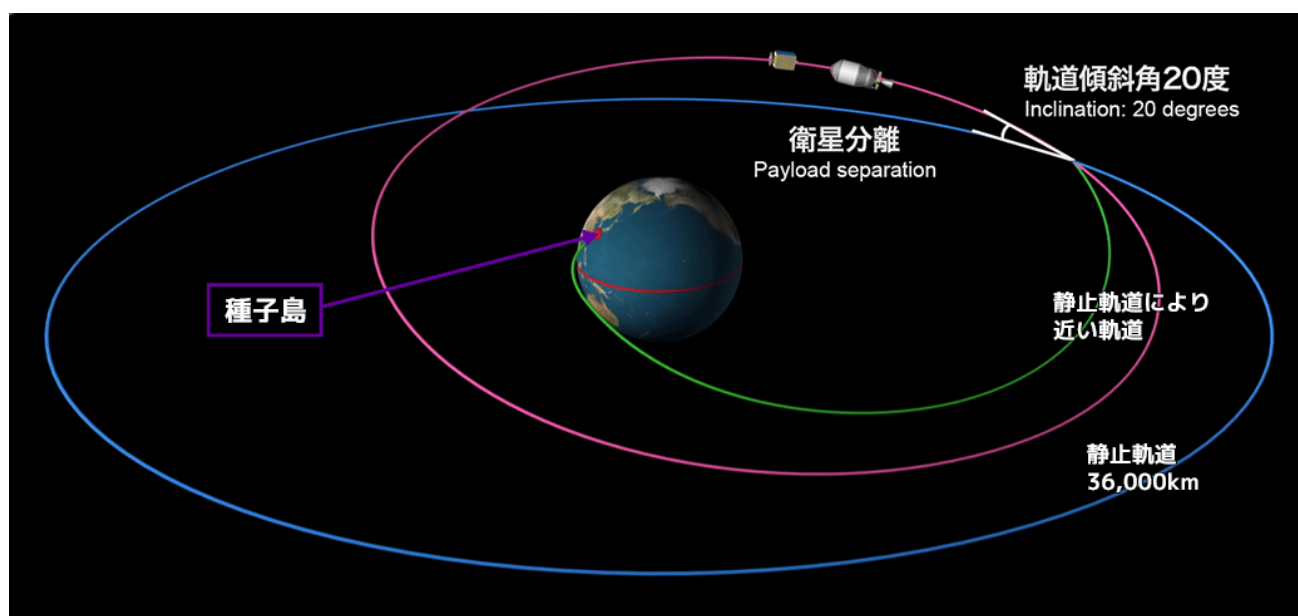
静止軌道へ衛星を投入する場合、H3 ロケットの打ち上げ発射場がある「種子島」は赤道からやや高い緯度であり 28.5 度の軌道傾斜角が付くつまり投入軌道が赤道に対して斜めになるため、赤道上空の軌道に直接投入できる赤道上に打ち上げ射場がある場合に比べて、打ち上げ能力の観点でやや不利に働く。

それを緩和するためロケットが宇宙空間を長時間飛行し、2 段エンジンを改めて着火する（再々着火）ことで、衛星を「静止軌道により近い軌道」まで運ぶことができるようになる。この場合、軌道傾斜角が約 20 度となり、軌道高度も上げることができるため、衛星自身が消費する燃料を低減することができる。

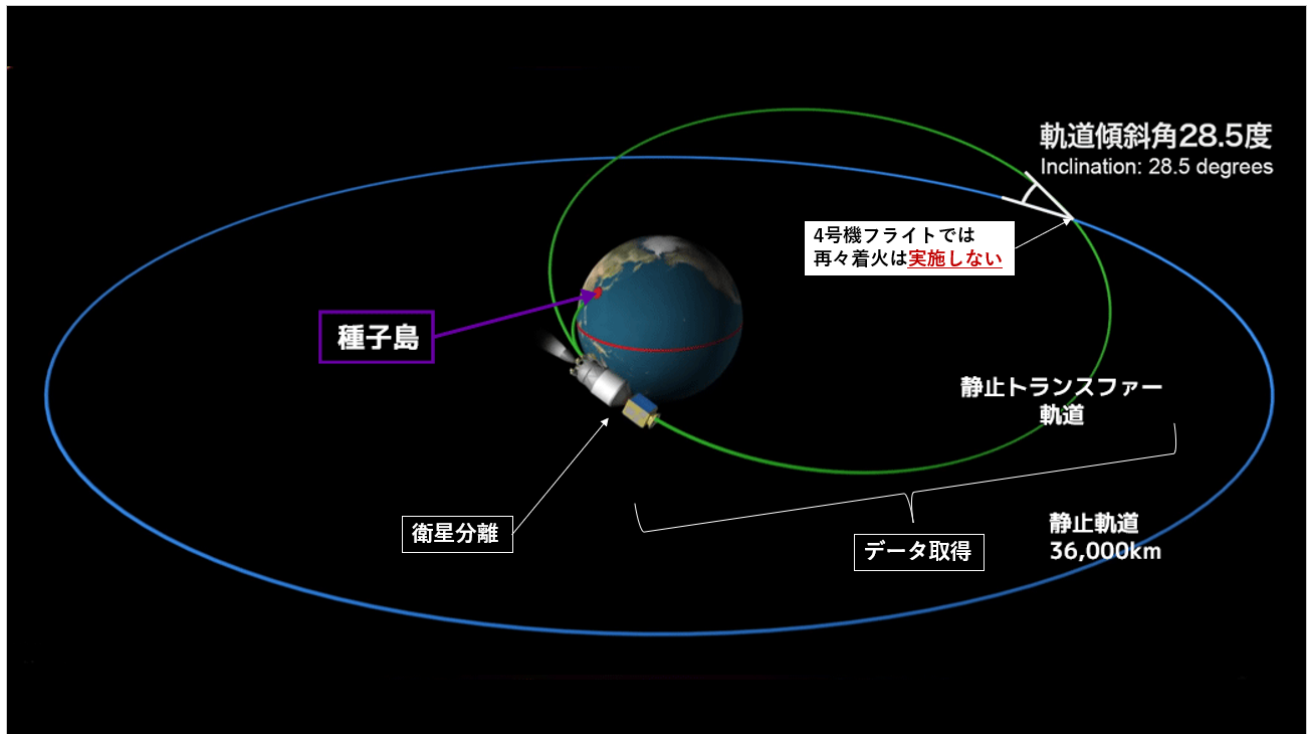
これはH-IIA ロケット「高度化プロジェクト」として開発された技術で、将来的にはH3でも適用するべく、今回は必要なデータ取得を行う。今回のミッションでは推進薬は「きらめき3号」の軌道投入まででほぼ使い切ってしまうため、実際に2段エンジンに改めて着火する（再々着火）ことまではせず、その手前の慣性飛行中のデータを取得する予定である。なお地上局との通信距離が長くなるため、4号機の機体にはハイゲインアンテナを追加搭載している。



種子島から静止軌道を打ち上げる場合の軌道投入イメージ



ロングコーストミッションを採用した場合の軌道投入イメージ



4号機で実施するデータ取得イメージ

22.3 5号機

打ち上げ日時：2025年2月2日 17時30分00秒

搭載ペイロード：「みちびき6号機」（準天頂衛星）

打ち上げ結果：成功

ミッション詳細：https://fanfun.jaxa.jp/countdown/h3f5/files/h3f5_presskit_20250131.pdf

備考：5号機は、「みちびき6号機」（準天頂衛星）を静止トランスファー軌道へ投入した。機体形態はこれまでの試験機1号機～4号機と同じ「H3-22S」で、第1段エンジン燃焼フェーズにおいて、スロットリングを行った（3、4号機と同様）。

また、衛星分離後に、将来のロングコーストGTOミッションを見据えたデータ取得を行った（4号機と同様）。

22.4 7号機のミッション概要

打ち上げ日時：2025年10月26日 9時00分15秒

搭載ペイロード：新型宇宙ステーション補給機1号機（HTV-X1）

打ち上げ結果：成功

ミッション詳細：https://fanfun.jaxa.jp/countdown/htv-x1_h3f7/files/h3f7_presskit.pdf

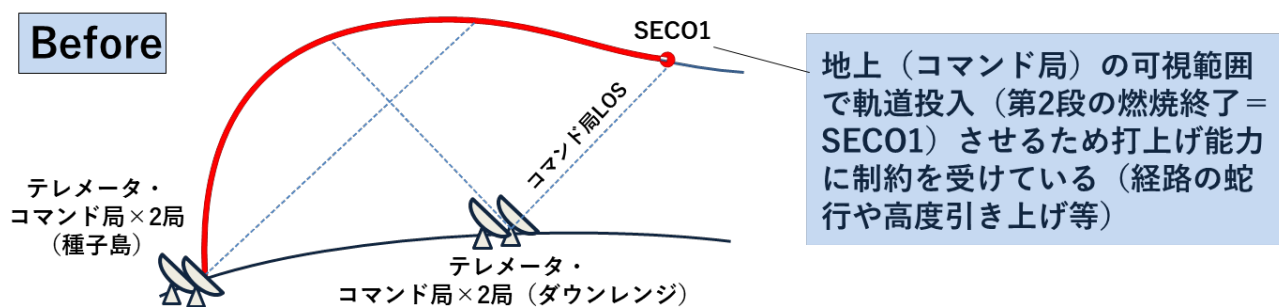
備考：7号機は、新型宇宙ステーション補給機（HTV-X）1号機（以降「HTV-X1」）をISS軌道へ投入した。機体形態は「H3-24W」で、H3の中では最も打ち上げ能力の高い固体ロケットブースターを4本装着した24形態の初フライトとなった。

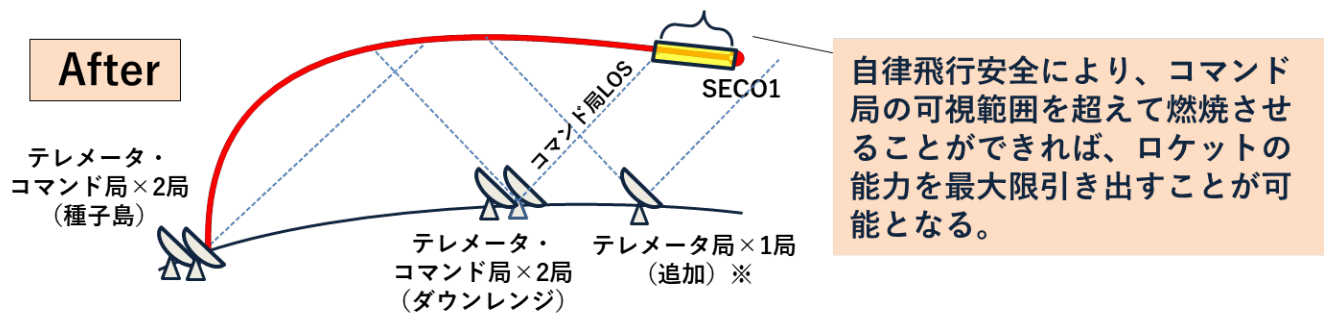
また、将来のミッションを見据え、自律飛行安全システムの飛行実証と、TDRS対応開発の通信実証を行った。

22.4.1 自律飛行安全システムの飛行実証

将来的に、HTV-X ミッションおよび静止トランスファー軌道（GTO）ミッションの打ち上げ能力を向上するため、「自律飛行安全技術」を適用することを計画している。これは、第2段ロケットの飛行後半フェーズにおいて、ロケットに搭載されたシステムが、機体や飛行経路に異常が発生した場合に地上からのコマンドに拠らず自律的に状況を判断し、エンジンの停止やロケットの破壊などを行い、飛行を中断させる仕組みである。

7号機では、新規に開発した自律飛行安全管制ソフトウェアを搭載した計算機を搭載し、飛行実証を行った。ただし、飛行中断系への結線は行わず、データ取得のみを行った。

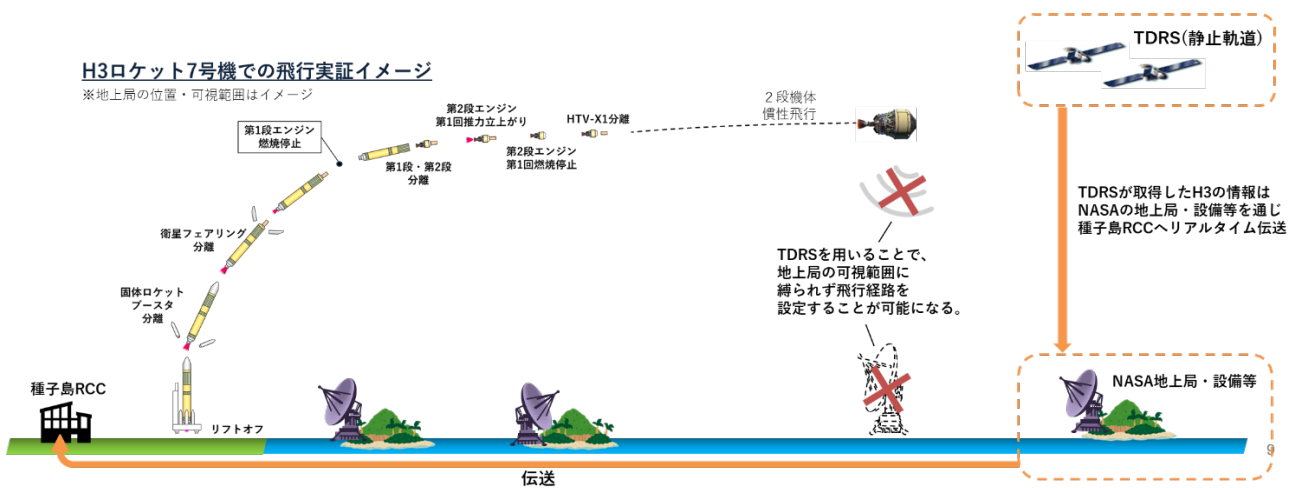




22.4.2 TDRS 対応開発の飛行実証

世界初の火星衛星サンプルリターンミッション「MMX（Martian Moons eXploration）」等の月惑星探査ミッションにおいては、地上局がないエリアを飛行する場合が多く、ロケットと通信が可能なNASAの通信衛星「TDRS（Tracking and Data Relay Satellite）」によるデータ中継サービスを用いることを計画している。

7号機では、2段機体にTDRSに対応した送信機およびアンテナを新たに搭載し、HTV-X1を分離後、大西洋上空においてTDRS経由のデータ取得の飛行実証を行った。



23 8号機の打ち上げ

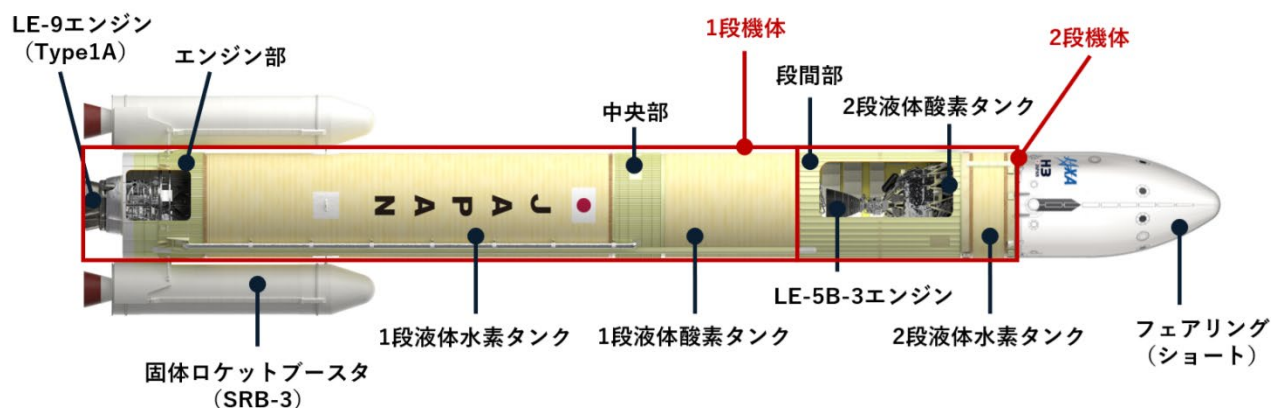
23.1 8号機のミッション概要

8号機では準天頂衛星システム「みちびき5号機」を準天頂軌道へ投入する計画だった。機体形態はこれまでの試験機1号機～5号機と同じ「H3-22S」で、第1段エンジン燃焼フェーズにおいて、スロットリングを行う（3～5号機と同様）。

23.2 機体形態

機体形態：H3-22S（試験機1号機～5号機と同様）

LE-9エンジン2基、固体ロケットブースター（SRB-3）2本、ショートフェアリングの機体形態



23.3 飛行シーケンス（計画）

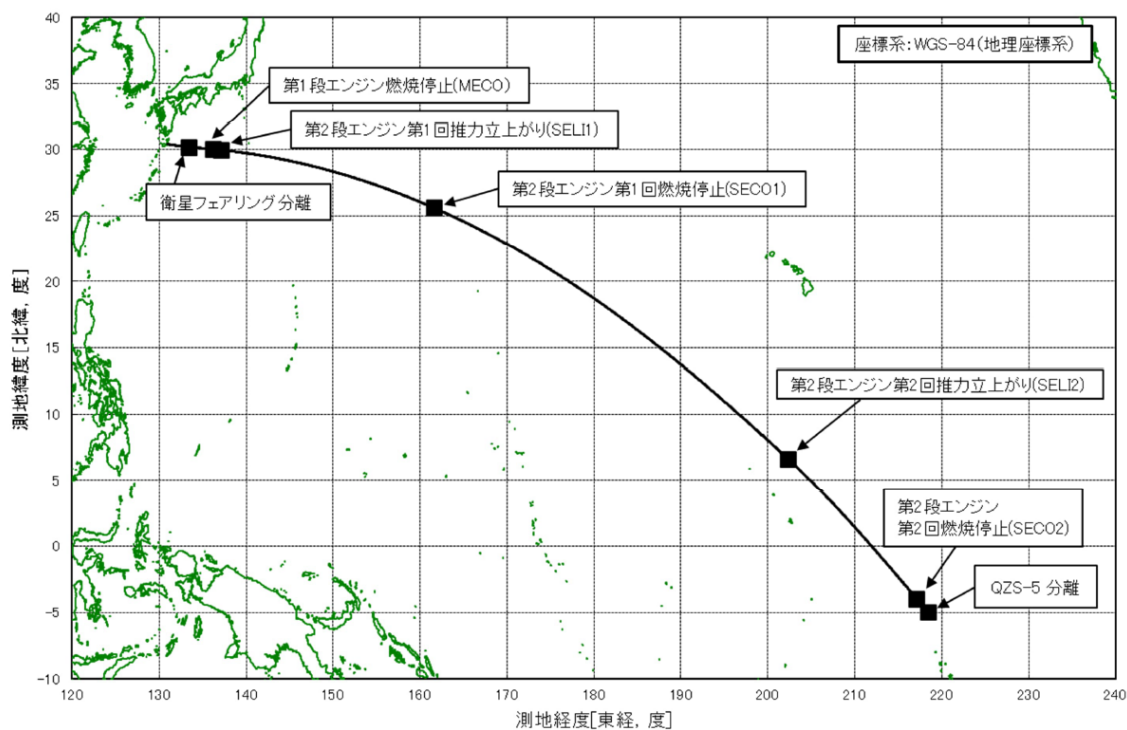
8号機は、「みちびき5号機」を搭載し、種子島宇宙センター大型ロケット第2射点より打ち上げ

た。ロケットは、打ち上げ後まもなく機体のピッチ面を方位角 90 度へ向けた後、所定の飛行計画に従って太平洋上を飛行する。

その後、固体ロケットブースターを打ち上げ約 1 分 56 秒後（以下、時間は打ち上げ後の経過時間を示す）に、衛星フェアリングを約 3 分 45 秒後に分離、約 4 分 59 秒後には第 1 段主エンジンの燃焼を停止し、約 5 分 7 秒後に第 1 段を分離する。なお、第 1 段エンジン燃焼フェーズにおいて、スロットリングを行う（F3～F5 と同様）。

続いて、約 5 分 20 秒後に第 2 段エンジンの第 1 回目の燃焼が開始され、約 12 分 48 秒後に燃焼を停止、慣性飛行を続けた後、約 24 分 46 秒後に第 2 段エンジンの第 2 回目の燃焼が開始され、約 29 分 5 秒後に燃焼を停止した後、約 29 分 26 秒後に近地点高度約 370 km、遠地点高度約 35586 km、軌道傾斜角 36.0 度の準天頂軌道上で「みちびき 5 号機」を分離する。

なお、スペースデブリ発生防止対策としてミッション終了後に第 2 段機体の近地点高度を下げ、25 年以内に自然落下するよう軌道寿命の短縮を図る。



飛行経路（リフトオフ～「みちびき 5 号機」分離）

23.4 8号機の打ち上げ失敗と原因究明



H3 ロケット 8 号機の打ち上げ

23.4.1 打ち上げ中止（2025 年 12 月 17 日）の原因とその対策

H3 ロケット 8 号機は、2025 年 12 月 17 日 11 時 10 分 00 秒に、準天頂衛星システム「みちびき 5 号機」を搭載して打ち上げる予定で作業を進めていた。

しかし、打ち上げ 16.8 秒前に冷却水注水設備の異常を検知し、自動カウントダウンシーケンスが緊急停止したため、打ち上げを中止した。ロケット、衛星、地上設備に損傷は生じなかった。

冷却水注水設備は、窒素ガスで水タンクを加圧し、高温のロケット噴流に大量の水を注ぐ設備である。水によってフレームデフレクターや煙道を冷却し、熱から守るとともに、発生した水蒸気でロケットエンジンの大きな音響を吸収し、ロケットや衛星を保護する役割もある。

調査の結果、今回の異常は、冷却水注水設備のうち、フレームデフレクター冷却水系統で発生したことを特定した。同じ設備に含まれる煙道部注水系統は良好に作動していたが、フレームデフレクター冷却水系統では注水量が規定より少なかった。規定流量は毎分 200m³であるのに対し、当日の実績流量は約 150m³にとどまっていた。

直接の原因は、水タンクを加圧する窒素ガスの量を調整する手動弁の開度が、想定よりも小さく設定されていたことである。開度が不足したため、窒素ガスによる水タンクに加圧が十分に行われず、必要な冷却水の流量を確保できなかった。

その背景には、作業性向上のために手順の一部を変更していたことがあった。従来は、手動弁の開度を確認するため、所定箇所の長さをスケールで測っていた。しかし、作業後の視認確認が難しく、計測箇所も狭かったため、8号機から開度確認用の治具を導入した。本来は従来と同じ位置で確認する想定であったが、現場では異なる位置で確認したため、結果として手動弁の開度が小さくなった。

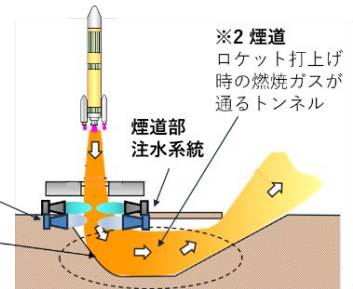
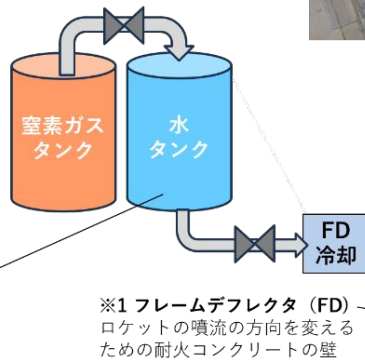
対策として、8号機の打ち上げでは、従来の実績のある手順で手動弁の開度を設定することとした。その手順で確認試験を行い、規定の流量で注水できることを確認した。あわせて、今後は、作業性向上のために手順や治具を変更する場合でも、事前検証や初回作業への立ち会い、手順書への適切な反映を徹底し、品質を保つ仕組みを改善することとした。

(参考) 冷却水注水設備とは

窒素ガスで水タンクを加圧して、高温のロケットの噴流に注水する設備。水で冷却することで、フレームデフレクタ※1や煙道※2を守る。また、発生した水蒸気により、ロケットエンジンが発する大きな音響を吸収し、衛星やロケットを守る。

※冷却水注水設備には、フレームデフレクタ (FD) 冷却水系統および、これと同様の仕組みを持つ煙道部注水系統がある。

今回は煙道部注水系統の作動は良好、FD冷却水系統の注水量が規定より少なかったのが中止の原因である。



冷却水注水設備

23.4.2 打ち上げ失敗（2025 年 12 月 22 日）の原因とその対策

打ち上げの概要

H3 ロケット 8 号機は、2025 年 12 月 22 日 10 時 51 分 30 秒（日本標準時）に、種子島宇宙センターから打ち上げられた。

ロケットはリフトオフ後、固体ロケットブースター分離、衛星フェアリング分離、第 1 段エンジン燃焼停止、第 1 段・第 2 段分離を経て、第 2 段エンジン第 1 回燃焼を行った。第 2 段エンジン第 1 回燃焼の終了時には、所定の地球周回軌道（パーキング軌道）に到達した。

しかし、その後に予定していた第 2 段エンジン第 2 回燃焼は正常に立ち上がらず、早期に停止した。このため、予定していた軌道に「みちびき 5 号機」を投入することができず、打ち上げは失敗となった。衛星分離については、第 2 段機体から分離信号は送出されたものの、分離スイッチによる分離検知は確認されていない。衛星は第 1 段と同様に第 1 段落下予想区域内に落下したと考えており、被害に関する報告などは確認されていない。

打ち上げ失敗を受け、JAXA は同日、山川宏理事長を本部長とする「H3 ロケット 8 号機対策本部」を設置した。対策本部の下には、打ち上げ失敗の原因究明に必要な技術的な分析、評価、対策の検討を行う原因究明チームを置き、三菱重工業の調査対応チームとも連携して調査を進めている。また、JAXA の衛星有識者を加え、みちびき 5 号機の関係機関である内閣府宇宙開発戦略推進事務局準天頂衛星システム戦略室や三菱電機の協力も得ながら、原因究明と対策の検討を進めている。

打ち上げで何が起きたのか

打ち上げ直後に確認された異常は、第 2 段エンジンの第 2 回燃焼が正常に立ち上がらず、早期に停止したことだった。しかし、その後にフライトデータを詳しく確認した結果、異常は第 2 段エンジン第 2 回燃焼の時点で突然起きたものではなく、それより前の段階から生じていたことがわかった。

具体的には、衛星フェアリングの分離時に、何らかの要因で衛星搭載構造の一部が損傷・破壊した。この損傷に伴い、第 2 段の液体水素タンクを加圧する配管も損傷した可能性が高い。実際にフライトデータでは、衛星分離部温度や、衛星搭載構造の一部である衛星搭載アダプター（PSS）内温度の低下とほぼ同時に、液体水素タンク圧力の低下が確認された。さらに、液体水素タンクを加圧するバルブが開いていたにもかかわらず、圧力は回復せず、加圧ガスがタンクに届いていることを示す温度変化も確認できなかった。

このため、衛星搭載構造の破損により液体水素タンクの加圧配管に損傷が生じ、第 2 段エンジンの燃焼に必要なタンク加圧が十分に行えない状態になったと考えている。

一方、この時点では第 1 段エンジンが燃焼を続けており、ロケットが衛星を押し続ける状態にあった。そのため、衛星はすぐには機体から離れず、ロケットと一体となって飛行を続けたとみられる。

その後、第 1 段エンジンの燃焼が停止すると、第 1 段機体から衛星を押す力がなくなった。これにより、それまでロケットと一体となって飛行していた衛星は、第 1 段・第 2 段分離のころにロケットから離脱したと推定している。このため、第 2 段エンジンが着火した時点では、衛星はすでにロケットから離れた状態にあり、第 2 段機体は衛星を搭載していない状態で飛行したと考えている。

この推定は、複数のフライトデータと整合する。第1段・第2段分離時の映像には、衛星らしき物体が映っていた。また、第2段エンジン第1回燃焼の推力は計画より20～35%低かったにもかかわらず、燃焼時間は5%程度長いだけで、所定のパーキング軌道に到達していた。これは、第2段機体が衛星を搭載しておらず、衛星を搭載している場合より軽い状態で飛行していたと考えると説明できる。

また、衛星分離部の加速度や温度のデータは、第1段エンジン停止までは正常に取得できていたが、第1段・第2段分離時点で断線を示す挙動となっていた。このことから、衛星搭載構造の一部が衛星側に付いたまま、衛星がロケットから離脱したと考えている。衛星分離部と衛星の間にある分離スイッチにつながるラインも同じ時点で断線したとみており、分離スイッチによる分離検知が確認されていないことも整合する。

以上のことから、8号機では、衛星フェアリング分離の直後に衛星搭載構造で異常が発生し、その後の飛行中に衛星がロケットから離脱したと推定している。第2段エンジン第2回燃焼の異常は、こうした一連の事象のあとに起きた結果のひとつであると位置づけている。

■ H3ロケット8号機の飛行状況（現時点の推定）



フライトデータから推定される H3 ロケット 8 号機の飛行状況

なぜ起きたのか

原因究明では、FTA（Fault Tree Analysis：故障の木解析）と呼ばれる手法を用い、打ち上げ失敗につながり得る要因を幅広く洗い出した。これは、考えられる原因を階層的に整理し、フライトデータや試験結果と照らし合わせながら、可能性を一つずつ確認していく分析である。

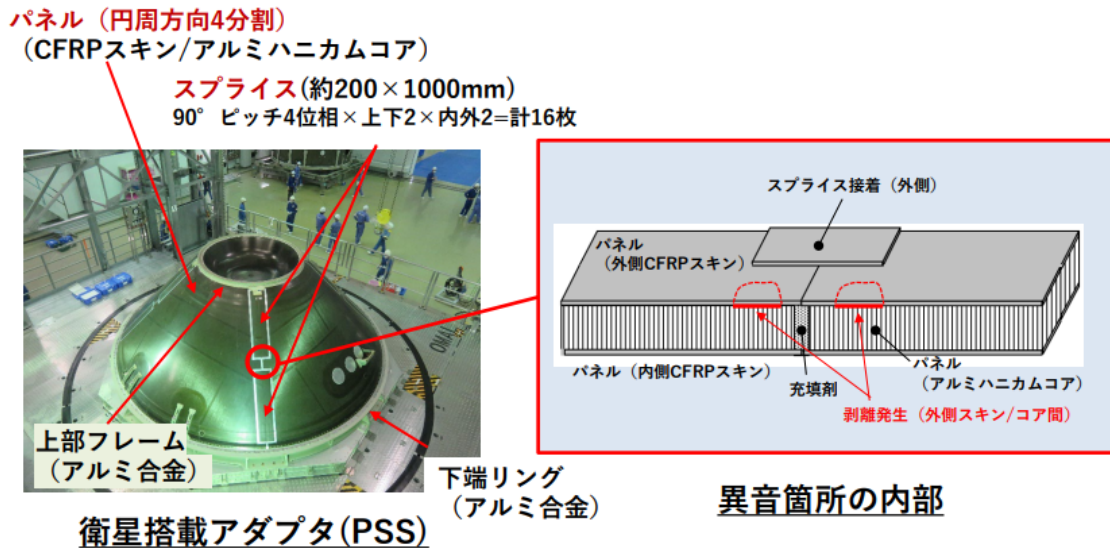
この分析と、製造記録の調査や再現試験を進めた結果、衛星搭載アダプター（PSS）の内部に、製造工程で生じた剥離があり、その剥離が衛星フェアリング分離時の衝撃で進展し、PSS 全体の破壊に至った可能性が極めて高いと考えている。

PSS は、衛星をロケットに搭載するための構造体で、炭素繊維強化プラスチック（CFRP）スキンとアルミハニカムコアを組み合わせたパネルなどで構成されている。衛星と第 2 段機体は、衛星搭載アダプター（PSS）と衛星分離部（PAF）からなる衛星搭載構造を介して結合されている。また、PSS を構成する部材の一つであるバルクヘッドは、衛星搭載空間と第 2 段液体水素タンク前方の空間を隔離する機能をもつ。

製造工程では、円周方向に 4 分割したパネルを製作したあと、それらを組み合わせて一体化する工程を経て製造している。このとき、隣り合うパネルのつなぎ目をまたぐように、CFRP 製の細長い部材を内側と外側から貼り付け、常圧下で加温して接着する。このつなぎ目をまたいで補強・結合する部材を「スプライス」と呼び、この工程を「スプライス接着」という。

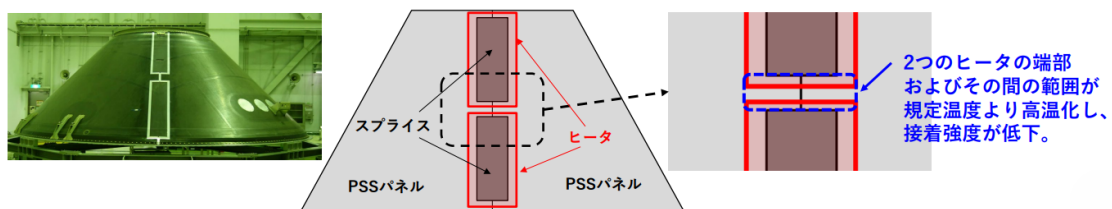
H-IIA 用 PSS では、パネル同士をファスナー（ボルトナットなど）で結合していたが、H3 用 PSS では接着による結合に変更していた。これは軽量化や低コスト化を目的とした改良だった。

原因究明の中で調査を進めたところ、製造済みの複数の PSS について、スプライス箇所の近くに打音検査で異音が確認された。代表箇所を切り出して詳しく調べたところ、CFRP スキンとアルミハニカムコアの間に、想定を超える剥離が生じていることを確認した。



8号機の該当部分そのものの状態は記録に残っていない。しかし、同じ製造工程を経た PSS で同様の剥離が確認されたことから、8号機の PSS も、内部に剥離を抱えた状態で飛行に臨んだ可能性が高いと考えている。この剥離があると、フェアリング分離時の衝撃を受けた際に、CFRP スキンの局所的な座屈や、剥離の急激な進展につながり得る。この過程によって PSS の破壊に至ったとみている。

剥離が生じた主な要因は、開発時に確立したスプライス接着工程の一部で、温度が想定より高くなっていたことだと考えている。実機パネルを用いてスプライス接着工程を再現した試験では、接着工程の前に行う乾燥のための第1回加温で、実機で確認されたものと同様の剥離が発生した。ヒーターで加温した際、2つのヒーターの間にあるパネルの温度が想定以上に上昇し、その範囲で CFRP スキンとアルミハニカムコアの間の接着強度が低下した。さらに、ハニカムコア内部の空気が加温によって膨張し、スキンを外側へ引き剥がす荷重が生じたことで、接着部がその荷重に耐えられず、スキンがハニカムコアから剥離したと考えている。



また、調査では、PSS のスプライス間に生じた剥離と、スプライス下に生じた剥離を区別して評価している。このうち、失敗の主要因になった可能性が極めて高いと判断しているのは、PSS のスプライス

なお、FTA で整理した要因候補の中には、主要因と考えている PSS 内部の剥離に複合した可能性を完全には排除できないものも残っている。ロケットの打ち上げ失敗では、飛行した実機を回収して調べることが難しく、限られたテレメトリデータや映像、地上試験、製造記録などを組み合わせて、飛行中に起きた事象を推定する必要がある。そのため、今回取得できたデータだけでは、PSS 内部の剥離に加えて、他の要因が事象の発生や進展に影響した可能性を完全には排除できない。

工場

第1段エンジン燃焼

MECO

SEIG1 SEOC1 SEIG2 SEOC2

計画値 F8フライト

第2段エンジン 第1回燃焼

第2段エンジン 第2回燃焼

第1段・第2段 分離

第1段エンジンの燃焼停止に伴い、第1段機体から衛星を押し下す力なくなる。

第2段エンジンの着火により、第2段機体と衛星に相対距離が生じる。

第2段エンジン推力が当初から20%程度低く約24秒長く燃焼

定常燃焼状態に到達しなかった

製造工程にて PSSの スプライス間に 剥離が発生

リフトオフ

衛星 フェアリング 分離

分離衝撃伝播

剥離の進展

PSS全体の座屈

衛星の機体内への落ち込み

衛星の離脱

LH2加圧配管 損傷

加圧ガス 流出

衛星MLI・ パネル剥がれ

1/2段分離映像 への衛星映り込み

PAF関連テレメ断

PSSパネルからの 空気噴出

霧 発生

カメラ映像 白飛び

第2段LH2タンク圧低下

PSSブラケット 部の変異

QDコネ クタ離脱

フェアリング 分離早期検知

起点となった特異事象 (火工品スイッチONから最大62[msec])

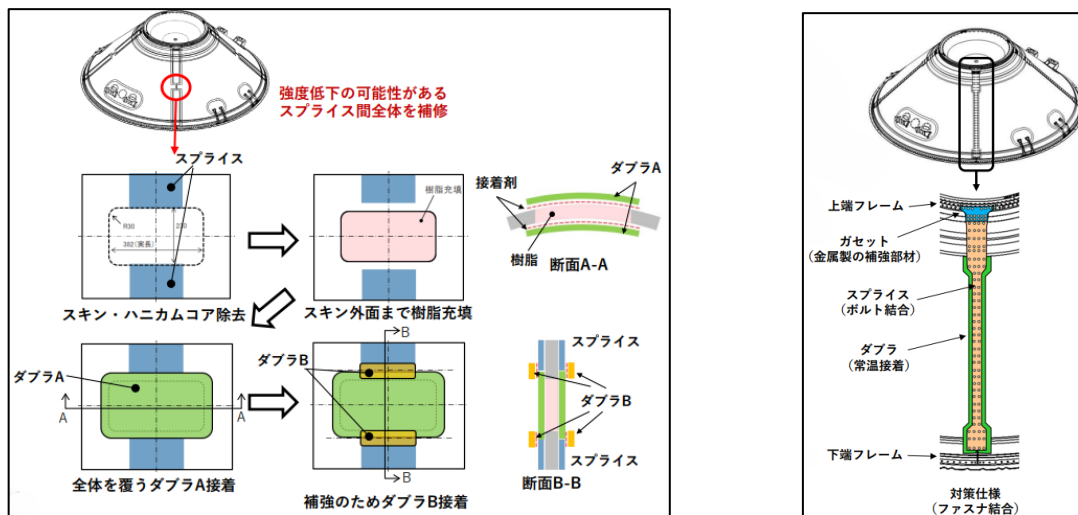
● 特定した原因

特異的な事象を赤枠・赤線で示す

通常の事象を青枠・青線で示す

172

打ち上げ再開に向けた是正対策



8号機の失敗と原因究明結果を受けた是正対策（左：補修方式、右：ファスナー結合方式）

8号機の失敗の主要因となった可能性が極めて高いPSS内部の初期剥離に対し、打ち上げ再開に向けて、この剥離をなくすことを対策の基本方針とした。そのうえで、製造済みのPSSを補修して使用する「補修方式」と、PSSパネルの結合を接着からファスナー結合に変更する「ファスナー結合方式」の2案を検討した。

補修方式は、製造済みのPSSについて、すべての剥離箇所と接着強度が低下している範囲を補修し、初期剥離がない状態にして打ち上げに使用する方法である。剥離した部分のスキンを取り除き、ハニカムコアからスキン外面まで樹脂を充填したうえで、その範囲全体を覆うようにCFRPを接着する。これにより、初期剥離を残さず、必要な強度を確保した状態にする。

一方、ファスナー結合方式は、PSSパネルの結合方法を、接着からボルトナットによる機械的な結合に変更する方法である。これにより、スプライス接着時に生じる熱負荷を排除するとともに、剥離の発生や進展を構造的に防ぐ。

これら 2 案について、技術的な成立性、質量への影響、実機への反映計画などを検討した。その結果、補修方式とファスナー結合方式のいずれについても、適切に対策を行えば、必要な強度を確保できると考えている。

8 号機の失敗後、打ち上げ再開の第 1 号機となる 6 号機（30 形態試験機）には、補修方式を採用し、必要な検査と補修を施し、十分な強度を確認した PSS を適用する。30 形態試験機は、搭載するペイロードの質量が小さく、重心も低いことから、PSS にかかる荷重が標準の設計条件の 3 分の 1 程度と小さい。このため、補修方式を適用した場合でも、必要な強度余裕を確保できると評価している。

一方、6 号機に続く当面の重要なミッションについては、剥離のリスクを根本から排除できるファスナー結合方式を採用する方針とした。補修方式では、初期剥離をすべて検出し、補修することが前提となる。これに対し、ファスナー結合方式では、スプライス接着時の熱負荷をなくし、剥離の発生や進展につながる要因を根本から取り除くことができる。こうした点を踏まえ、安定した品質を確保しながら重要なミッションを進める観点から、ファスナー結合方式を選択した。

なお、6 号機の飛行で取得した PSS に追加した歪センサーの計測結果から、6 号機の PSS で適用した補修方法は妥当であり、ファスナー結合方式と共通の PSS の強度設計手法も妥当と評価されている。また、6 号機打ち上げの段階では複合要因としての発生の可能性が完全には排除できないとしていた事象が発生していないことも確認できた。

なお、恒久対策については、現時点で決定していない。今後、機体ごとのミッション条件や搭載する衛星、製造への影響などを踏まえ、補修方式やファスナー結合方式を含め、最適な方法を選択していく方針である。

水平展開

直接原因に対する水平展開として、衛星フェアリングは PSS と同様にスプライス接着工程を用いて製造しているため、フェアリングのスプライス部全体の追加点検を当面全号機に対し行うこととしている。9 号機で使用するフェアリングは剥離が生じていないことを確認済みである。

より広範囲の水平展開として、H3 で導入した全ての新規要素（材料、製造技術）、プライムメーカーの内作品およびパートナー製造品を問わず全てのサブシステム、コンポーネントについても、十分な要素試験や基礎データに基づき工程設計されているかを確認した。その結果、追加で対策すべき事項は識別されなかった。

背後要因分析と再発防止策

背後要因分析として、2 段階の分析を実施した。第一段階として、不具合事象が検出されないまま打ち上げに至った経緯について H3 ロケットの開発プロセスに潜在する技術的要因分析を行った。次に第二段階として、プロジェクトマネジメント、知識管理、リスク管理および人材・能力といった H3 ロケットに限定しない組織全体の視点からの背後要因を分析した。

その結果、H3 ロケットの開発プロセスに潜在する要因として、以下 2 点を抽出した。

- ① H3 ロケットの開発目標や製造設備の制約などから難易度の高い新規技術を採用することとなり、それに伴うリスク識別を実施していたが、他によりリスクが高いと考えた形態の試験で包含されると考え、PSS の不具合の識別に至らなかった。
- ② 認定試験にて計画通りの挙動を示したことから試験後の非破壊検査は実施せず、また破壊試験も実施しなかったため、開発プロセスを通じて不具合を見抜くことができなかった。

また、組織全体の視点からは、リスクを抽出する手法について、改善すべき課題があることが確認された。

これらの要因から、開発時のリスク評価に不足している点があったと言える。それを踏まえ、開発の初期段階や仕様変更時に開発全体を見渡し、リスクや不具合の識別を抜けなく実施し、必要な試作試験などを計画するとともに、新規開発要素の多い開発項目については、実際の開発経験を有する専門家の参画を拡充し、第三者的視点での審査の強化や、技術的知見や経験則に基づくより多角的かつ実効的なチェックが行える体制に強化していく。さらに、フライトで不具合が顕在化することを防止するため、認定試験後の破壊試験等による検査・確認を確実に実施していく。

24 6 号機（30 形態試験機）



H3 ロケット 30 形態試験機

24.1 6 号機のミッション概要

打ち上げ日時：2026 年 6 月 12 日 9 時 53 分 59 秒

搭載ペイロード： ロケット性能確認用ペイロード「VEP-5」、小型副衛星 6 基（PETREL／STARS-X／BRO-22／VERTECS／HORN-L／HORN-R）

小型副衛星の詳細は以下の通り。

https://fanfun.jaxa.jp/countdown/h3f6/files/sub_payload_presskit.pdf

打ち上げ結果：成功

ミッション詳細 : https://fanfun.jaxa.jp/countdown/h3f6/files/h3f6_presskit.pdf

備考 : 6号機は、固体ロケットブースター（SRB-3）を装着せず、3基の液体ロケットエンジン（LE-9エンジン）のみでリフトオフする30形態の試験機として、30形態特有の技術要素——LE-9エンジン3基によるリフトオフ（ホールドダウンシステムの作動を含む）、第1段飛行および機体制御などを確認することを目的として打ち上げられ、H3で計画してきた主要な機体ラインアップが揃った。あわせて、H3ロケット8号機の打ち上げ失敗後に打ち上げとして衛星搭載アダプター（PSS）や衛星フェアリングに必要な確認・対策の反映、原因究明の評価を裏付け、後続ミッションの確実性を高めるための追加のフライトデータの取得も行った。また、小型副衛星の搭載機構として、新しく開発した超小型衛星搭載アダプターを適用した。

24.1.1 H3 ロケット 8 号機失敗を踏まえた反映事項

6号機では、8号機の打ち上げ失敗を踏まえ、補修方式のPSSを適用することとし、認定試験（QT、Qualification Test）および、フライト品に対する荷重試験を完了している。

また、衛星フェアリングについても、8号機失敗原因究明結果の水平展開として、スプライス部全体を追加点検した。その結果、6号機用のフェアリングでは剥離は生じておらず、補修は不要であった。さらに、フライト時の空力加熱に対する余裕を確保するため、スプライス部に追加の断熱処置を実施した。

あわせて、原因究明の評価を裏付けるとともに、後続ミッションの確実性を高めるため、以下のような追加のフライトデータ取得を行った。また、これらのデータをもとに、将来的にスプライス接着方式を、十分な対策を施したうえで再度適用する可能性も視野に入れている。

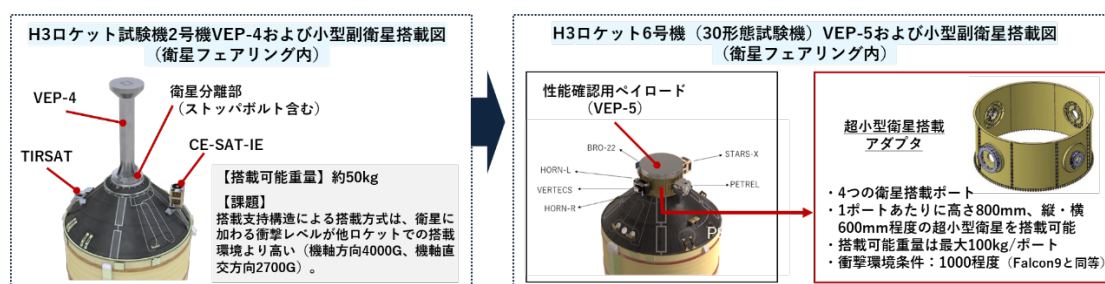
- PSSパネルのひずみデータを各軸（内外面）にて取得する。真空と静荷重が同時に負荷された場合のフライト条件での荷重を直接確認し、解析との比較を行う
- 8号機では、テレメトリデータの精度や点数が十分ではなく、FTAで△-の評価にとどまった要素があった。このため、関連するデータ取得を改善する。

具体的には、フェアリング分離時の衝撃が想定内であることを確認するための高周波用加速度センサー、機体からの空気の排出（ベント）が想定通りであることを確認するためのフェアリング内圧力センサーおよび PSS 内圧力センサー、推進薬などの漏洩の兆候がないことを確認するためのフェアリング内、PSS 内、段間部内の温度センサーを追加搭載する

- フェアリング内のカメラ映像の収録時間を延長し、第 1 段エンジンの燃焼終了（MECO）時および 1/2 段分離時に異常な事象が発生していないことを確認する。なお、8 号機では 1/2 段分離時に機体外のカメラのみ収録していたため、衛星が脱落する様子は直接確認できていない

なお、追加フライトデータの取得の一部は、6 号機以降の打ち上げでも継続することを計画している。

24.1.2 超小型衛星搭載アダプターによる衝撃環境条件低減



H3 ロケット 6 号機（30 形態試験機）の衛星搭載図、および超小型衛星搭載アダプター

主ペイロードの打ち上げ機会を利用した小型副衛星の軌道投入は、試験機 2 号機でも実施した。しかし、このときの搭載支持構造による搭載方法では、搭載位置がフェアリングの分離部に近いことから、衛星に加わる衝撃レベルが他ロケットでの搭載環境より高かった。

そこで、多数の小型衛星の打ち上げ・実証計画の需要に対応するため、超小型衛星の衝撃環境条件を低減して搭載環境を改善するとともに、搭載能力を高めることを目的に、超小型衛星搭載用のリング形状アダプター（超小型衛星搭載アダプター）を新しく開発した。

6号機では、PSSと衛星分離部（PAF）の間に、この超小型衛星搭載アダプターを設置し、4つすべてのポートに衛星を搭載した状態で飛行し、実証を行った。

25 9 号機の打ち上げ

25.1 9 号機のミッション概要

9 号機は準天頂衛星システム「みちびき 7 号機」(QZS-7) を準天頂軌道へ投入する計画である。機体形態はこれまでの試験機 1 号機～5 号機と同じ「H3-22S」。

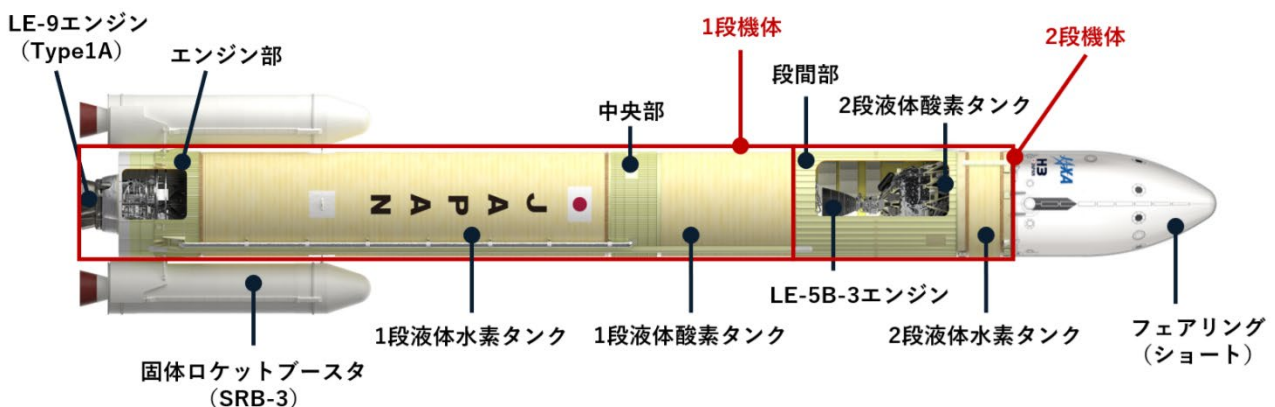
9 号機において、航法センサーとして冗長複合航法システム、RINS (Redundant Integrated Navigation System) を初運用する。RINS は飛行安全用航法センサー (RINA、Radio and Inertial Navigation Sensor) の後継となる電波航法機器であり、試験機 1 号機、2 号機にて飛行実証を実施済みである。RINS は、民生品を活用しつつ 3 重多数決の内部冗長設計とすることで、信頼性を損なうことなくコストダウンを達成した。また、高性能な冗長 MEMS-IMU の適用により射点近傍での航法性能を向上させたことから、打ち上げ時の気象制約も一部緩和可能となり、打ち上げ機会の拡大にも貢献する。

また、8 号機の失敗原因への対策としてファスナー結合方式の PSS を H3 ロケットでは初めて適用するほか、7 号機で飛行実証を行った自律飛行安全システムの 2 回目の実証を 9 号機で行う。GTO ミッションでの飛行実証は初となる。

25.2 機体形態

機体形態 : H3-22S (試験機 1 号機～5 号機、8 号機と同様)

LE-9 エンジン 2 基、固体ロケットブースター (SRB-3) 2 本、ショートフェアリングの機体形態



25.3 主要諸元

名称	H3 ロケット 9 号機			
全長（m）	約 57			
全備質量（t）	約 422（人工衛星の質量は含まず）			
誘導方式	慣性誘導方式			
	各段			
	第 1 段 (LE-9)	固体ロケットブースター(SRB-3)	第 2 段 (LE-5B-3)	衛星フェアリング (ショート)
全長（m）	約 37	約 15	約 12	約 10.4
外径（m）	約 5.2	約 2.5	約 5.2	約 5.2
質量（t）	約 240	約 152.4(2 本分)	約 28	約 1.8
推進薬質量（t） (最大値)	224.5	134.4(2 本分)	24.6	－
推力※ ¹ （k N）	約 2942(2 基分)	約 4600(2 本分)	約 137	－
燃焼時間（s）	約 300	約 110	約 694	－
推進薬種類	液体水素／ 液体酸素	コンポジット 推進薬	液体水素／ 液体酸素	－
推進薬供給方式	ターボポンプ	－	ターボポンプ	－
姿勢制御方式	ジンバル	－	ジンバル ガスジェット装置	－
主要搭載電子装置	誘導制御系機器	－	誘導制御系機器 電波航法機器 テレメータ送信機	－

			指令破壊装置	
--	--	--	--------	--

25.4 飛行シーケンス

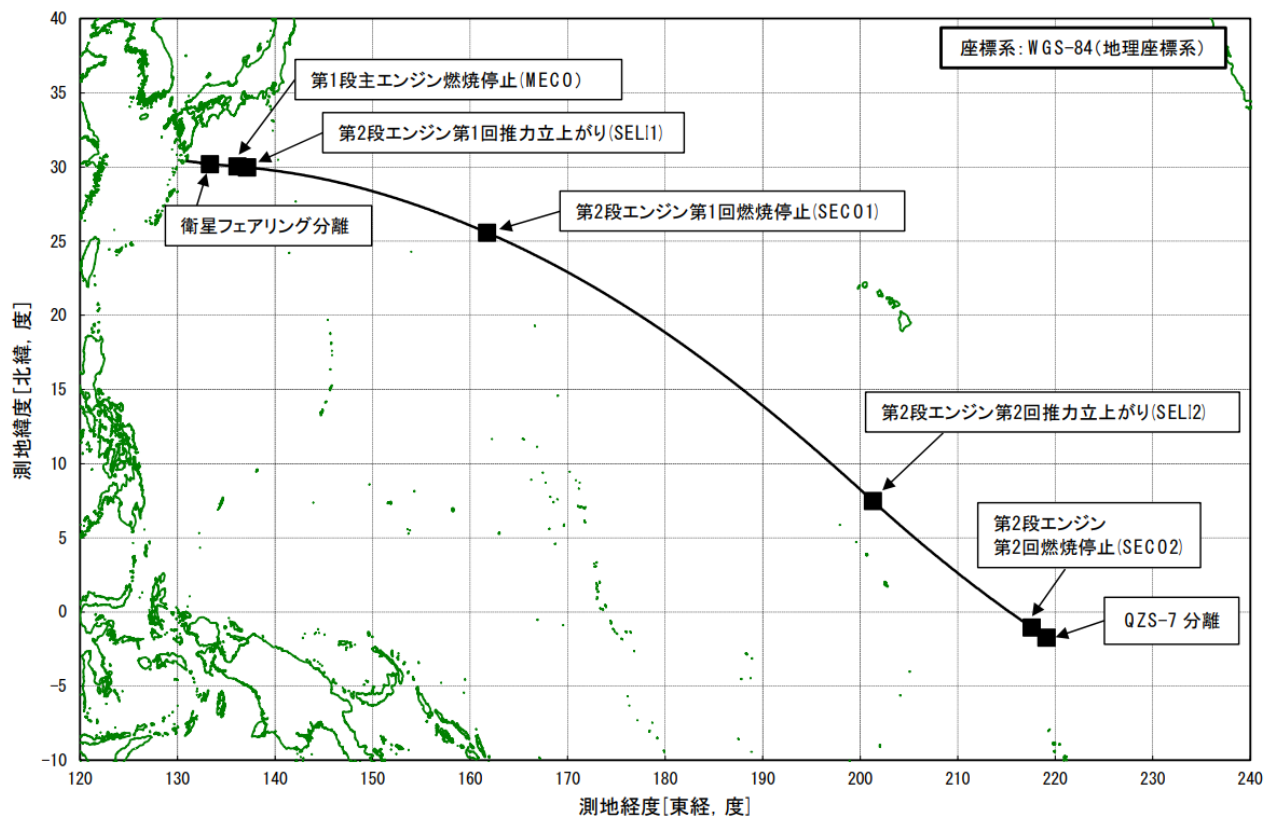
9号機は、準天頂衛星7号機（QZS-7）を搭載し、種子島宇宙センター大型ロケット第2射点より打ち上げられる。

ロケットは、打ち上げ後まもなく機体のピッチ面を方位角90度へ向けた後、所定の飛行計画に従って太平洋上を飛行する。

打ち上げ約1分56秒後に固体ロケットブースターを、約3分44秒後に衛星フェアリングを分離し、約4分59秒後には第1段主エンジンの燃焼を停止し、約5分7秒後に第1段を分離する。

続いて、約5分20秒後に第2段エンジンの第1回目の燃焼が開始され、約12分53秒後に燃焼を停止、慣性飛行を続けた後、約24分28秒後に第2段エンジンの第2回目の燃焼が開始され、約28分50秒後に燃焼を停止した後、約29分10秒後に近地点高度約370 km、遠地点高度約35586 km、軌道傾斜角22.9度の準静止遷移軌道上で「みちびき7号機」を分離する。

なお、スペースデブリ発生防止対策としてミッション終了後に第2段機体の近地点高度を下げ、25年以内に自然落下するよう軌道寿命の短縮を図る。



飛行経路 (リフトオフ～「みちびき 7 号機」分離)

26 今後の展望

H3 ロケットはこれまでに、2～5 号機で「H3-22S」形態、7 号機で「H3-24」形態、6 号機で「H3-30」形態の飛行実証を完了した。

今後 H3 は、情報収集衛星や、準天頂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、科学衛星など、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。

そして、H3 の開発が完了し、実運用段階に入っても、製造から組み立て、試験、そして打ち上げに至るプロセスの作り込みは、たゆまず洗練させていくことを目指している。

さらに、将来的には民間（三菱重工業）主体による打ち上げへの移行を行い、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）と三菱重工業との間で、H3 による衛星打ち上げを受注している。

また、商業打ち上げ市場は、H3 の開発当初と比べて大きく変化し続けている。たとえば、米国のスペースXのファルコン9 による安価なロケットによる打ち上げの価格破壊が進み、競争が激化している。くわえて、米国 ULA のヴァルカンをはじめ、米ブルー・オリジンのニュー・グレン、欧州のアリアンスペースのアリアン6 など、他国の新型ロケットも H3 とほぼ同時期に市場に投入され、一層の低価格競争が予想される。

打ち上げの需要も、大型の静止衛星の1 機単位での打ち上げにとどまらず、コンステレーションなどの小型衛星の多数機打ち上げや、深宇宙ミッション（月・火星）など多様化してきている。そして、ロケット再使用などによる打ち上げ価格のさらなる低下や、ロケットの大型化などにより、今後もさら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 も継続的に改

良、発展させていく必要がある。

その歩みとともに、日本の宇宙輸送の自立性は維持され、日本や世界の宇宙利用は、さらに発展を続けていくことになろう。

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



糸川英夫とペンシルロケット

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。

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



N-I ロケット 1 号機の打ち上げ

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。

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。

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。

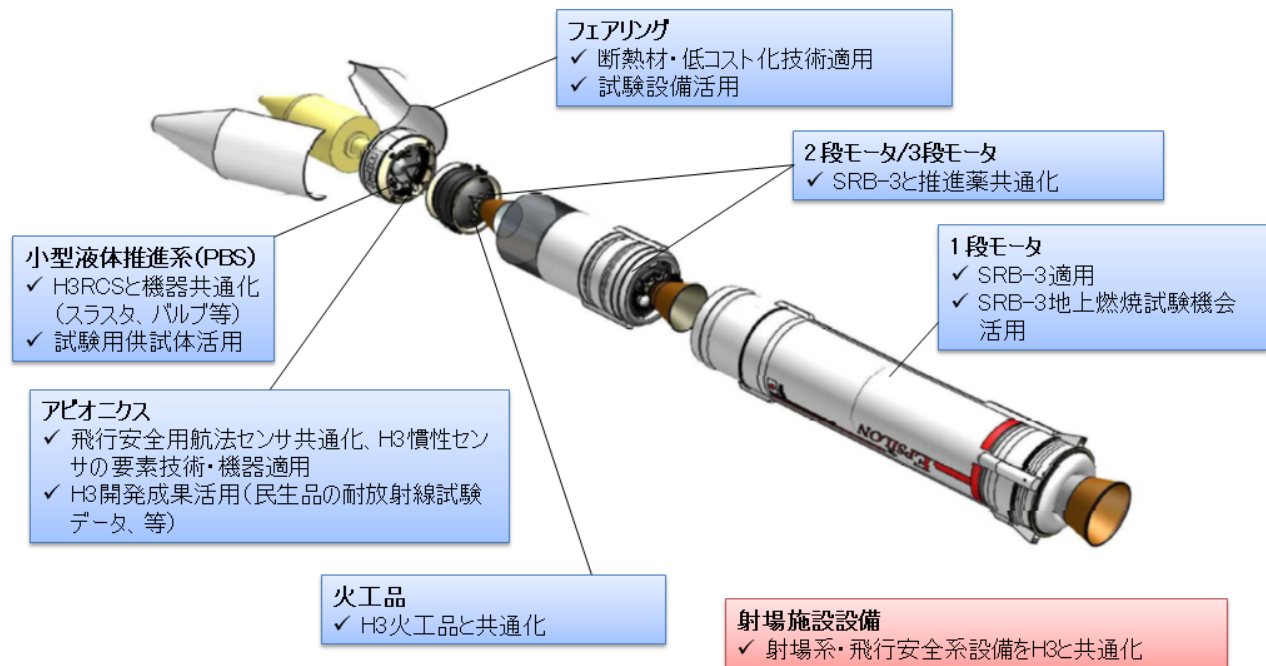
イプシロンは 2013 年に試験機（1 号機）の打ち上げに成功し、その後打ち上げ能力の向上などを目指した「強化型」開発を行い、2016 年の 2 号機から投入した。これまでに 6 機を打ち上げている。

そして現在、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」の開発を進めている。

イプシロン S の最も大きな特徴は、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って能力向上や低コスト化を図っている点にある。たとえば、H3 の 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。

イプシロン S については 2023 年 7 月 14 日に能代ロケット実験場と、2024 年 11 月 26 日に種子島宇宙センターで第 2 段モーター（E-21）の地上燃焼試験を実施したが、いずれも燃焼異常により第 2 段モーターが爆発する事象が発生した。部門長を長とした「イプシロン S ロケット第 2 段モーター再地上燃焼試験における燃焼異常に係る原因調査チーム」を設置し現在、原因調査および対策検討を進めている。



H3 とイプシロン S の共通化例