

# H3ロケット開発状況 及び 6号機(30形態試験機) ミッション概要

2026年5月13日  
JAXA 宇宙輸送技術部門  
H3プロジェクトマネージャ 有田 誠



# 目次

## 1. H3ロケット開発状況

- 1-1. H3ロケットとは
- 1-2. H3ロケット開発状況
- 1-3. H3ロケット8号機打上げ失敗原因究明状況

## 2. H3ロケット6号機（30形態試験機）

### ミッション概要

- 2-1. 6号機（30形態試験機）ミッション概要
- 2-2. 6号機（30形態試験機）の準備状況
- 2-3. 飛行計画



A photograph of an H3 rocket launching from a launch pad. The rocket is white with a yellow and green stripe. It is surrounded by a large plume of white smoke and fire. The launch pad structure is visible on the left. The sky is a deep blue with some clouds.

# 1. H3ロケット開発状況

1-1. H3ロケットとは

1-2. H3ロケット開発状況

1-3. H3ロケット8号機打上げ失敗原因究明状況

## ■ 日本の液体ロケット開発の歴史



[1975-1982]

N-I ロケット

[1981-1987]

N-II ロケット



[1986-1992]

H-I ロケット



[1994-1999]

H-II ロケット



[2001-2025]

H-IIAロケット

- ・ JAXA開発
- ・ 2007年 (H-IIA F13) からMHIによる打上げ輸送サービス開始。



[2009-2020]

H-IIBロケット

- ・ 開発初期はJAXA開発。開発途中 (詳細設計) から民間主体。
- ・ 2013年 (H-IIB F4) からMHIによる打上げ輸送サービス開始。



## ■ 2014年4月 H3プロジェクト始動

日本の宇宙輸送システムを

**自立的かつ持続可能な事業構造へ転換**することを  
目指し、開発がスタート

- **自立性の確保**

- 政府衛星の打上げ能力の確保
- 固体燃料ロケット技術の確保

- **国際競争力のあるロケット及び打上げサービス**

- 利用ニーズを踏まえた高い信頼性及び競争力のある打上げ価格の実現
- 柔軟な顧客対応等を可能とするような国際競争力のあるシステム

- **商業市場で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が主体的に参画**

宇宙政策委員会「新型基幹ロケット開発の進め方」（2014年4月3日）

## ■ H3ロケットの開発コンセプト

### 世界中から利用されるロケット



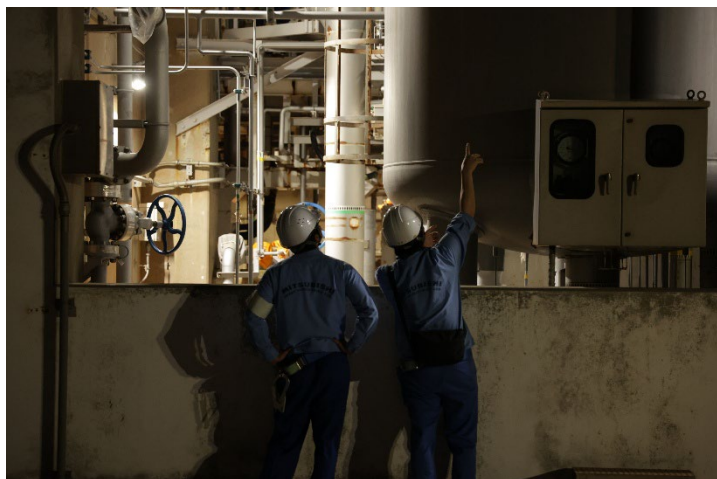
商業衛星受注を目指し、  
利用者の声を重視

### 20年間使い続けられるロケット



20年間どのように使い、  
成長させるかを見通す

### 日本のロケット技術を引き継ぐ



日本のロケット技術の集大成  
ロケット技術を未来へ伝承

### ロケット開発における民間事業者の役割拡大

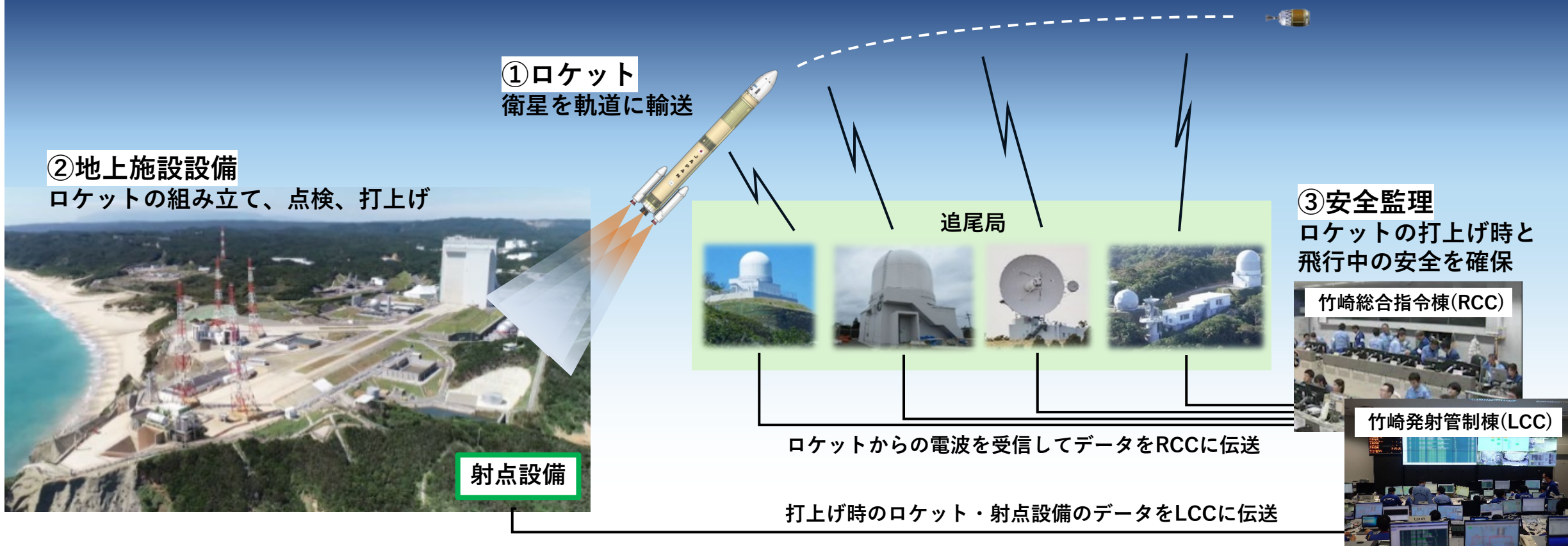


技術開発のみならず  
“打上げ”事業”開発を行う

## ■ H3総合システム

- H3ロケットでは、ロケット機体のみならず、射場等の**地上施設設備**、飛行安全システム等の**安全監理**も含めた全体を**総合システム**としてとらえ、システム全体の最適化を目指し開発を行ってきた。

総合システム（System of Systems）：3システム（①ロケット、②地上施設設備、③安全監理）の集合体



## ■ H3総合システム（主要設備）

- ・ H-IIA/B打上げで使用していた種子島宇宙センターの設備を改修・流用→開発コスト削減
- ・ 機体にはほぼアクセスすることなくロケットの点検が可能→射場整備期間の短縮
- ・ 打上げ時の焼損部位の極小化→再整備期間の短縮
- ・ 必要設備・装置の削減→維持費低減

赤枠：新製

青枠：改修／流用



### 竹崎総合司令棟（RCC）

- ✓ 総合指令室内の運用管制センターを、H3での集中管制に向けて整備

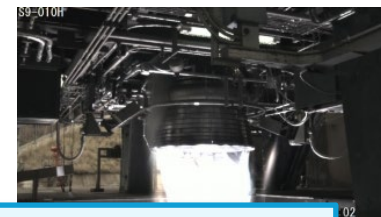
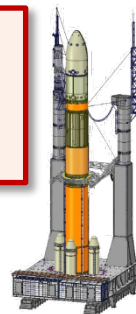


### 竹崎発射管制棟（LCC）

- ✓ 吉信地区から移設し、遠隔で機能点検・カウントダウンを行う
- ✓ 各種点検機器を打上制御システムに統合

### 移動発射台（ML5）

- ✓ 機体大型化に伴い新製
- ✓ 開口部拡大
- ✓ F7より機体把持装置の運用開始



### LE-9テストスタンド （エンジン試験用設備）

### 移動発射台運搬車（ドーリー）



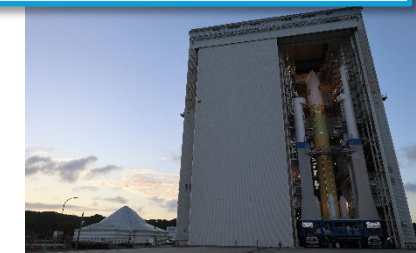
### 第2射座（LP2）

- ✓ 注水設備等を改修（ガスタービン方式、F3までとCFT時に適用）
- ✓ ブローダウン方式の注水設備を新製し、F4より運用開始



### 大型ロケット組立棟（VAB）

- ✓ 機体・MLとの干渉部等を小改修
- ✓ VAB1（H-IIA用）は休止。



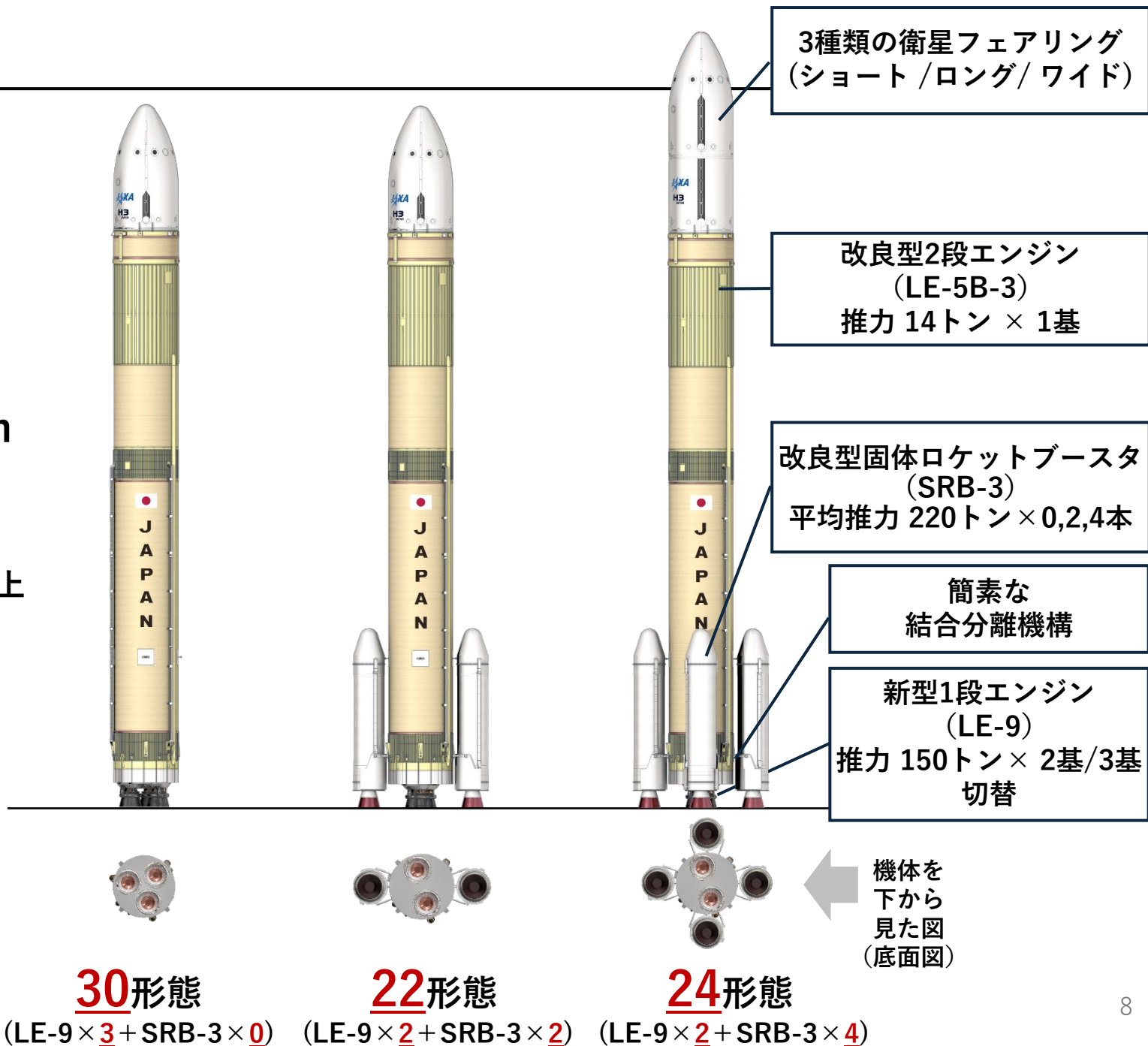
### 推進薬供給系設備等



## ■ H3ロケット機体ラインナップ

- 全長：約 64m (H3-24W)  
約 63m (H3-24L)  
約 57m (H3-30S、H3-22S)
- コアロケット直径：約 5.2m
- 固体ロケットブースタ直径：約 2.5m
- 顧客へのサービス
  - ・ 搭載環境条件：世界標準以上
  - ・ 受注から打上げまでの所要期間：世界標準以上
- 打上げ能力
  - ・ SSO (500km円軌道)：4t以上
  - ・ GTO：6.5t以上

※SSO：太陽同期軌道、GTO：静止トランスファ軌道



- 22形態（H3-22S形態）は、試験機1号機の打上げ失敗後、試験機2号機～5号機の打上げに4機連続で成功。その後、2025年12月に8号機の打上げに失敗。
- 24形態は、HTV-X対応開発※1を適用したH3-24W形態※2の7号機で打上げ初成功。

(※1) 新型宇宙ステーション補給機（HTV-X）を搭載するための開発。大型のレイトアクセスドアを有するワイドフェアリング、大型の分離機構や開口部を有する衛星分離部等。

(※2) LE-9エンジン2基、固体ロケットブースタ(SRB-3)4本、ワイドフェアリングの機体形態。

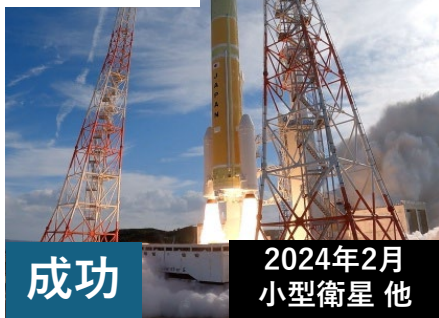
試験機1号機  
(H3-22S)



失敗

2023年3月  
だいち3号

試験機2号機  
(H3-22S)



成功

2024年2月  
小型衛星 他

3号機  
(H3-22S)



成功

2024年7月  
だいち4号

4号機  
(H3-22S)



成功

2024年11月  
きらめき3号

5号機  
(H3-22S)



成功

2025年2月  
みちびき6号機

7号機  
(H3-24W)



成功

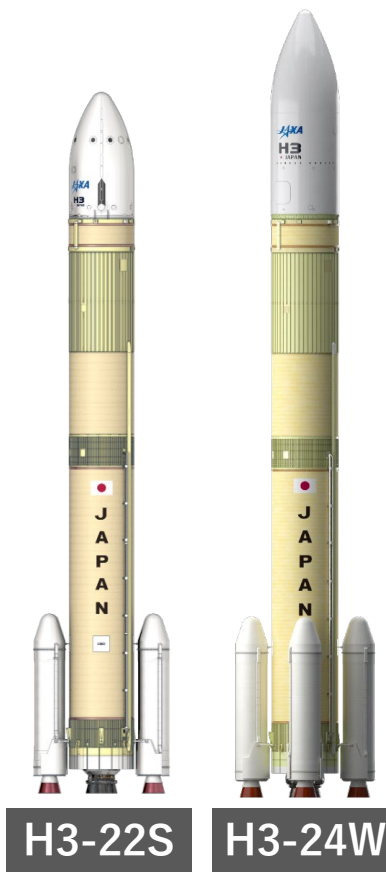
2025年10月  
HTV-X1

8号機  
(H3-22S)



失敗

2025年12月  
みちびき5号機



H3-22S

H3-24W

## ■ 打上げ実績のある22形態/24形態の開発状況

(22形態の開発状況として、2025年9月29日 第99回宇宙開発利用部会報告で同様の内容を報告済み)

【打上げ能力】 フライトデータを用いた評価から、確保していたシステムマージンを解放可能なこと、機体の誤差源等の見直しを行うこと、及びLE-9Type2を適用することにより、目標としていた**打上能力を達成可能な見込み**。

【コスト】 打上能力に応じ、定常運用段階かつ一定の条件下※1でH-IIA/Bの約半額の機体価格を実現するという**開発目標を達成可能な見通し**。一方、開発開始から10年以上が経過し、物価や為替レート等は大きく変動しており、**実際の価格にはこれらの適正な反映が必要**。

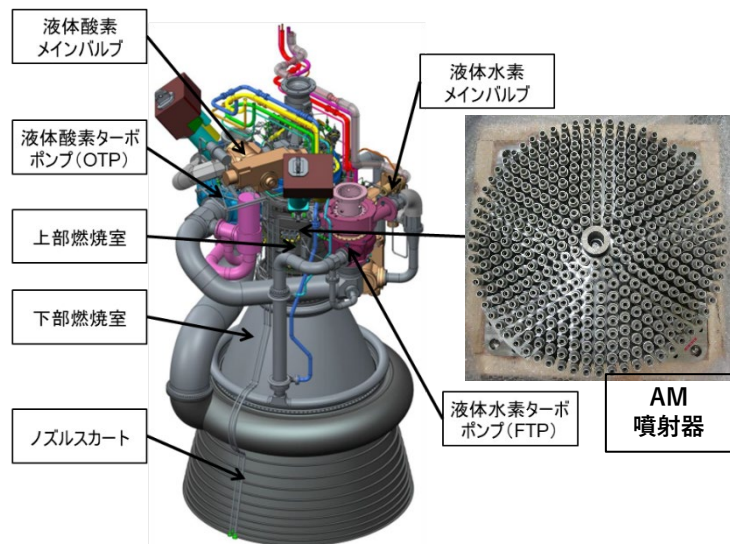
(※1) 開発開始当時の物価や為替レートを前提とした条件

【運用性】 製造設備・地上設備・射場作業の簡素化や習熟により、**毎年6機程度を安定して打上げ可能な見込み**。

## ■ サブシステムの開発状況及びその他の取り組みについて次頁以降に示す。

## LE-9エンジンの開発状況（1/2）

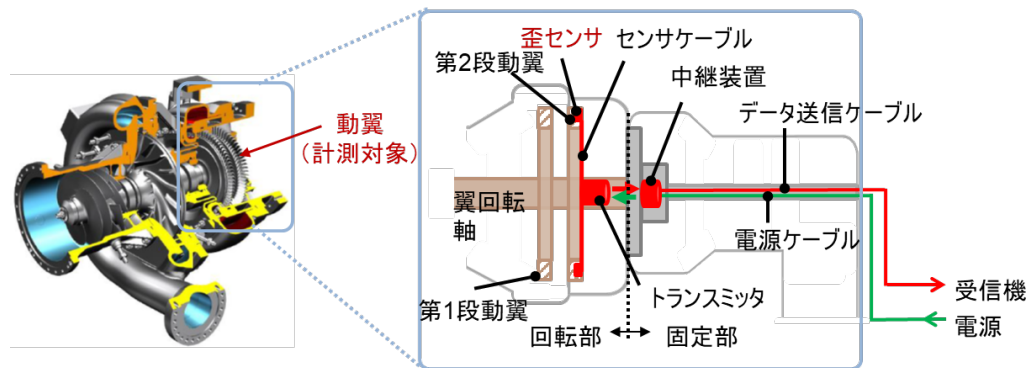
- 第1段主エンジンであるLE-9エンジンについては、**Type1Aの開発を完了**。
- Type1AはH3の早期の運用開始を実現したものの、当初の開発目標に比して、性能やコストの面で改良の余地があることから、**2023年度から恒久対策としてのType2の開発を継続**。
- Type2エンジンの開発目的
  - 液体水素ターボポンプ（FTP）の**タービン翼の振動問題を解決**による、**性能（比推力）の向上**。
  - 噴射器へのAM（金属積層：Additive Manufacturing）技術の適用等**による**製品コストの低減**。



	Type1A（試験機2号機～）	Type2
液体水素ターボポンプ（FTP）	暫定仕様 （減衰力強化のためタービン効率が低い）	恒久対策仕様 （タービン効率向上かつ低コスト仕様）
液体酸素ターボポンプ（OTP）	恒久対策仕様 （タービン入り口部の流れの不均一性を抑制）	恒久対策仕様＋低コスト仕様
噴射器	機械加工	恒久対策仕様（AM噴射器）
その他コンポーネント	恒久対策仕様	恒久対策仕様＋低コスト仕様

## ■ LE-9エンジンの開発状況 (2/2)

- 2023年2月から2025年6月にかけて、実機大エンジンを用いた4シリーズの燃焼試験（累計14回3239秒）を実施。認定作動範囲（フライトで作動する可能性のある作動範囲）をほぼ包絡する作動点の試験を行い、**主要な技術課題（性能、FTP翼振動）の解決と低コスト化を実現する設計に目途を得た。**
  - 全ての試験シリーズで**タービンの翼振動計測**を行い、最新のタービン設計では、認定作動範囲において**有害な振動が発生せず、かつ当初目標の性能を発揮**できることを確認した。
  - AM噴射器については、4種類試作し、認定作動範囲で**安定に燃焼**する仕様を選定した。AMの適用により**従来1000点以上必要であった部品を1点に集約**でき、大幅なコストダウンを実現。
- 現在、その他の低コスト設計を含む恒久対策仕様を検討し、仕様を確定したうえで、2026年3月末より認定試験を実施中。



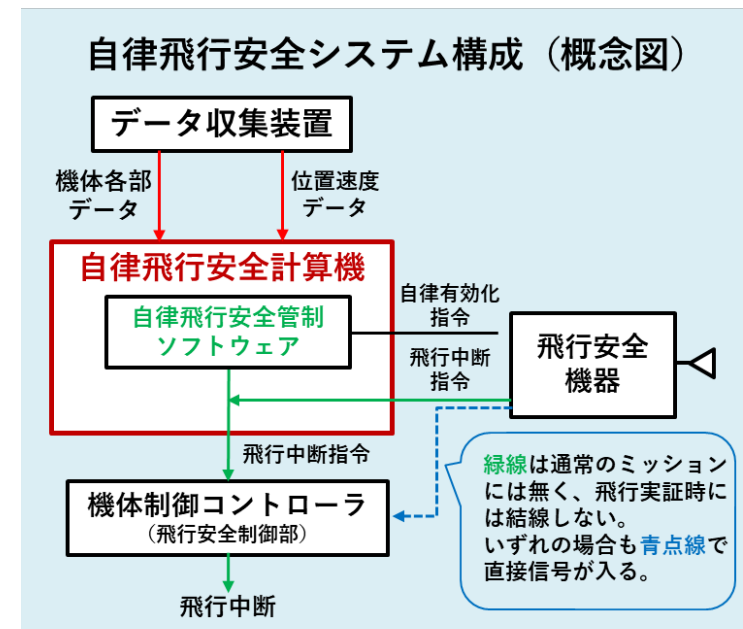
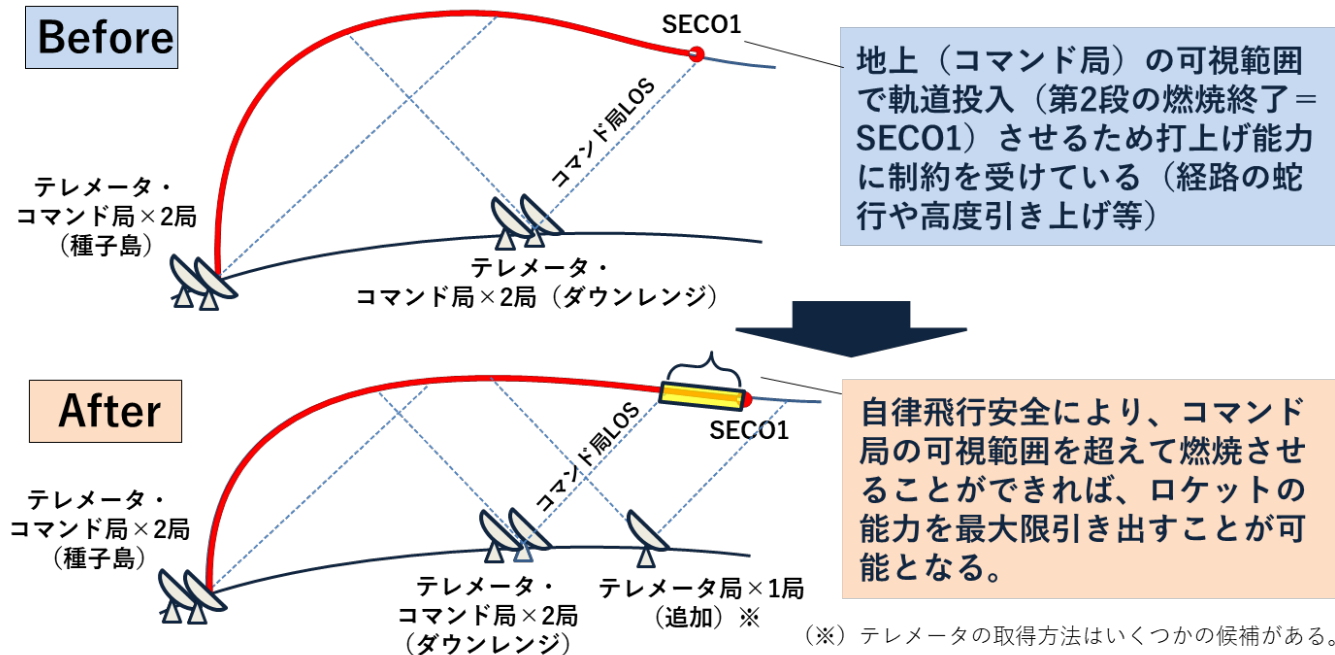
翼振動計測方法



2026年4月7日 認定試験の様子

## ■ 自律飛行安全技術の開発状況

- HTV-Xミッション及びGTO（静止トランスファ軌道）ミッションの**打上げ能力を向上**するため、第2段ロケットの飛行後半フェーズに**自律飛行安全技術※1を適用**することを計画している。  
 (※1) 自律飛行安全技術：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抛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って飛行を中断する仕組み。
- 7号機において、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自律飛行安全計算機を機体に搭載し、自律飛行安全システムの機能を飛行実証し、**良好に完了**した。

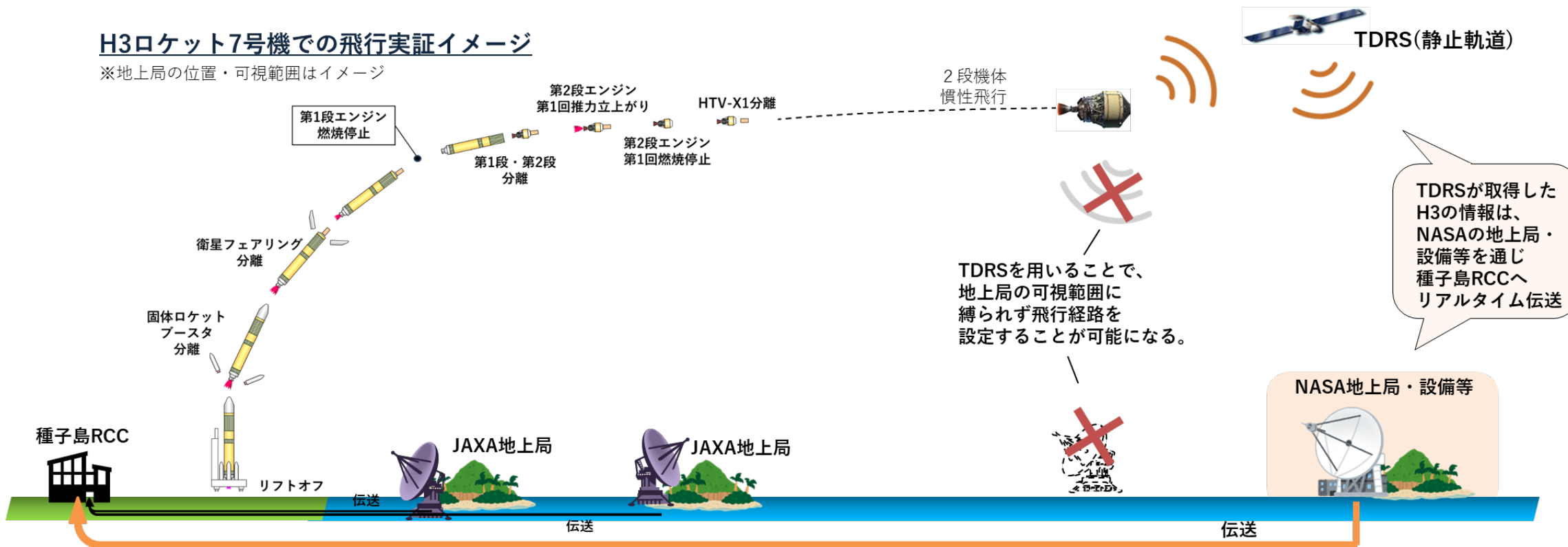


## ■ TDRSの対応開発の開発状況

- **MMX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機会が多く、ロケットと通信が可能なNASAの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号機において飛行実証を行い、良好に完了した。** MMX打上げミッションに適用予定。

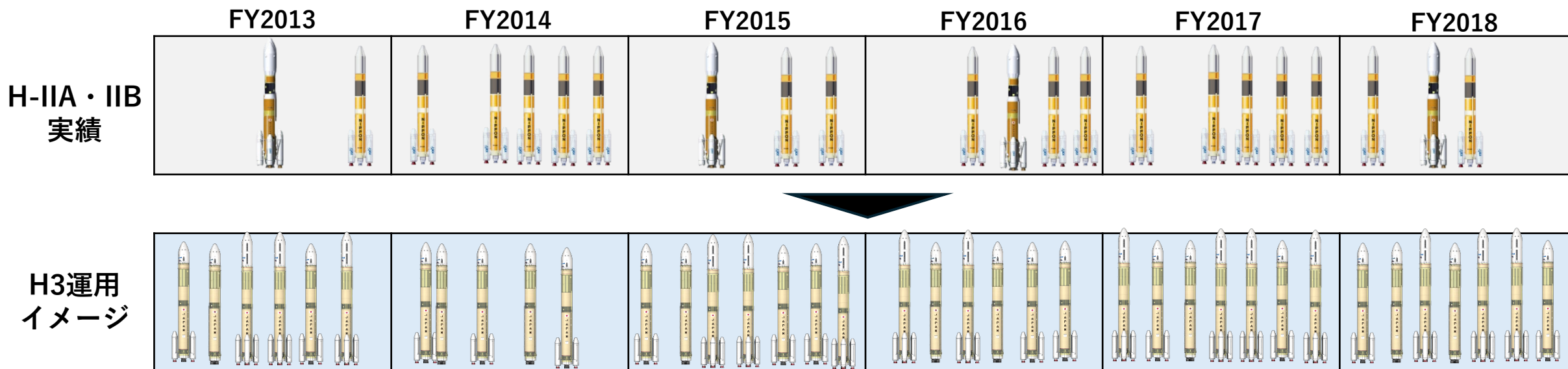
### H3ロケット7号機での飛行実証イメージ

※地上局の位置・可視範囲はイメージ



## ■ その他の取り組み (2025年9月29日 第99回宇宙開発利用部会報告)

- **打上げの安定化、機数増**を図るため、フライトデータの継続した取得などの**成熟度向上**や、**高頻度化**に向けた取組みを実施中。
- 4号機以降の打上げに際しては、顧客との打上げサービス契約はプライムコントラクター、宇宙活動法上の打上げ実施者をJAXAが務める形としているが、今後のフライト結果も踏まえ、**民間を主体とした打上げへの移行を段階的に進める**こととし、適用する形態や時期の調整を行う。
- 国内外の打上げ需要とその多様化に応えるため、基幹ロケット開発に係る有識者検討会での議論も踏まえ、**高度化**による段階的な開発プロセス (**ブロック・アップグレード**) を進める。



## ■ H3ロケット8号機の打上げ結果

- 2025年12月22日10時51分30秒（日本標準時）に、H3ロケット8号機を打ち上げた。第2段エンジン第1回燃焼終了時には所定の地球周回軌道に投入した。
- 第2段エンジン第2回燃焼が正常に立ち上がら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、打上げに失敗した。



打上げ時刻(10時51分30秒(日本標準時))

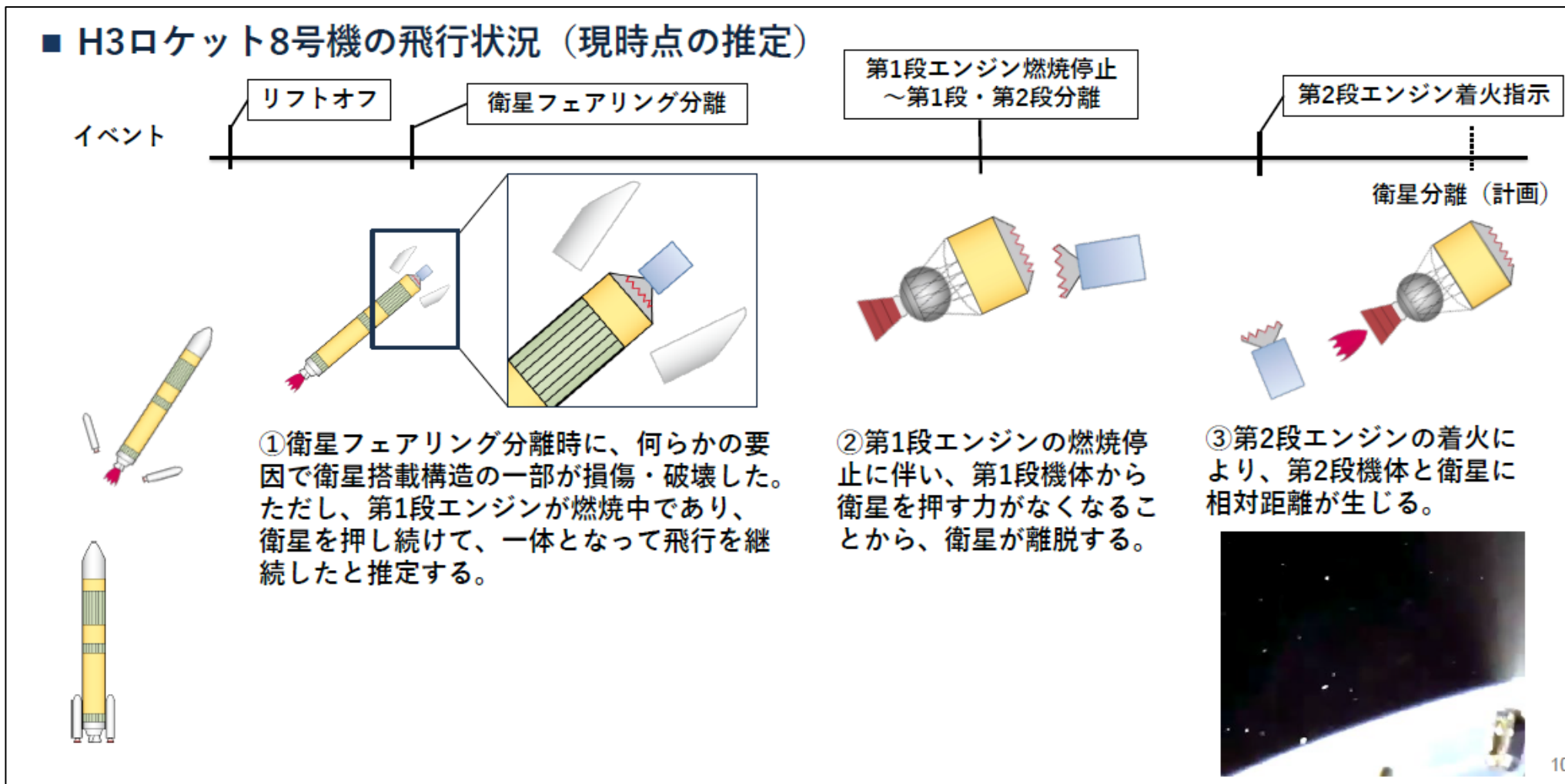
予測値と異なる作動結果

※1 第2段エンジン第2回燃焼は正常に立ち上がらなかったため、正常なSECO2検知に至っていない

※2 衛星分離については2段機体から分離信号が送出されたが、分離スイッチによる分離検知はされていない

7

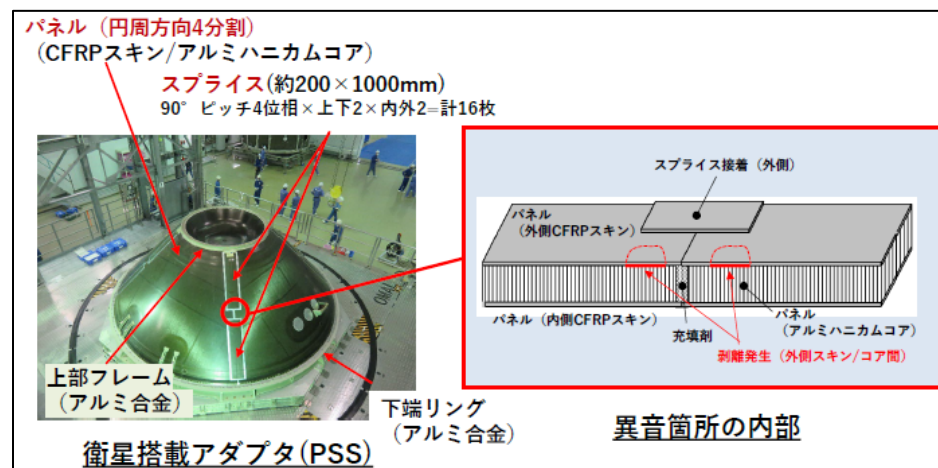
## ■ フライトデータから推定されるH3ロケット8号機の飛行状況



## ■ 直接要因の特定

- FTA に基づくデータの詳細分析、追加解析、再現試験の結果、**PSS のスプライス間に生じた剥離が衛星フェアリング分離時の衝撃で進展し、最終的に不安定破壊に至り得るメカニズムが示された。**このシナリオは、その他のフライトデータとも矛盾しないため、**H3 ロケット 8 号機打上げ失敗の主要因**であった可能性が極めて高いと判断した。
- その他のFTA 項目およびシナリオについては、その発生を直接裏付けるフライトデータが存在せず、発生の可能性は非常に低いと考えられるものの、これらが上記主要因と複合した可能性は現時点で完全に排除できないため、今後のフライトにおいて追加データを取得し、より詳細な現象の理解と高い信頼性の確保に努める。

衛星搭載アダプタ(PSS)とスキンの剥離

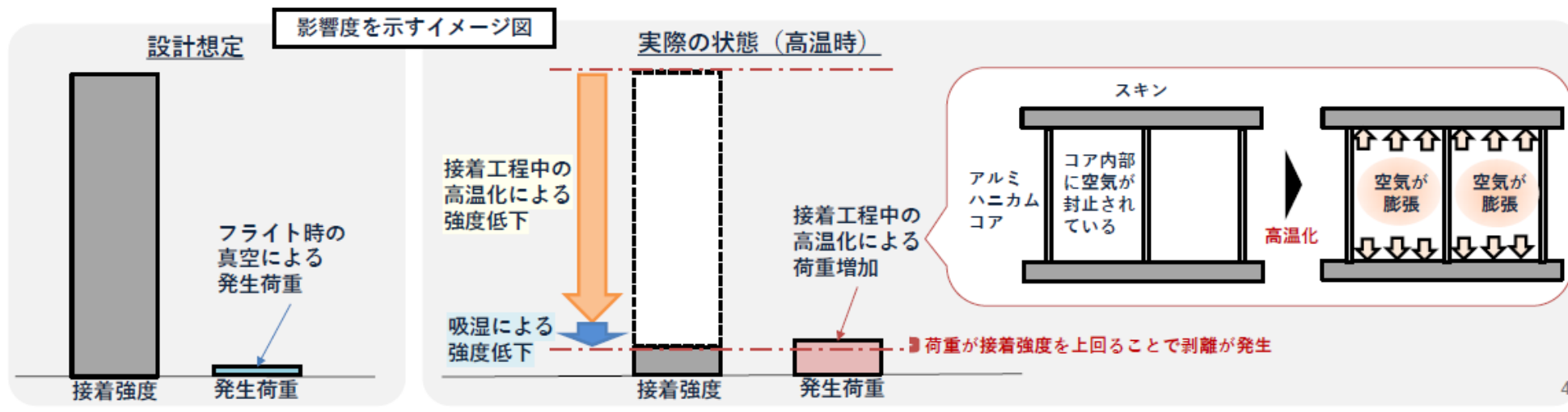


## ■ PSS内部に製造工程で生じた剥離の発生メカニズム

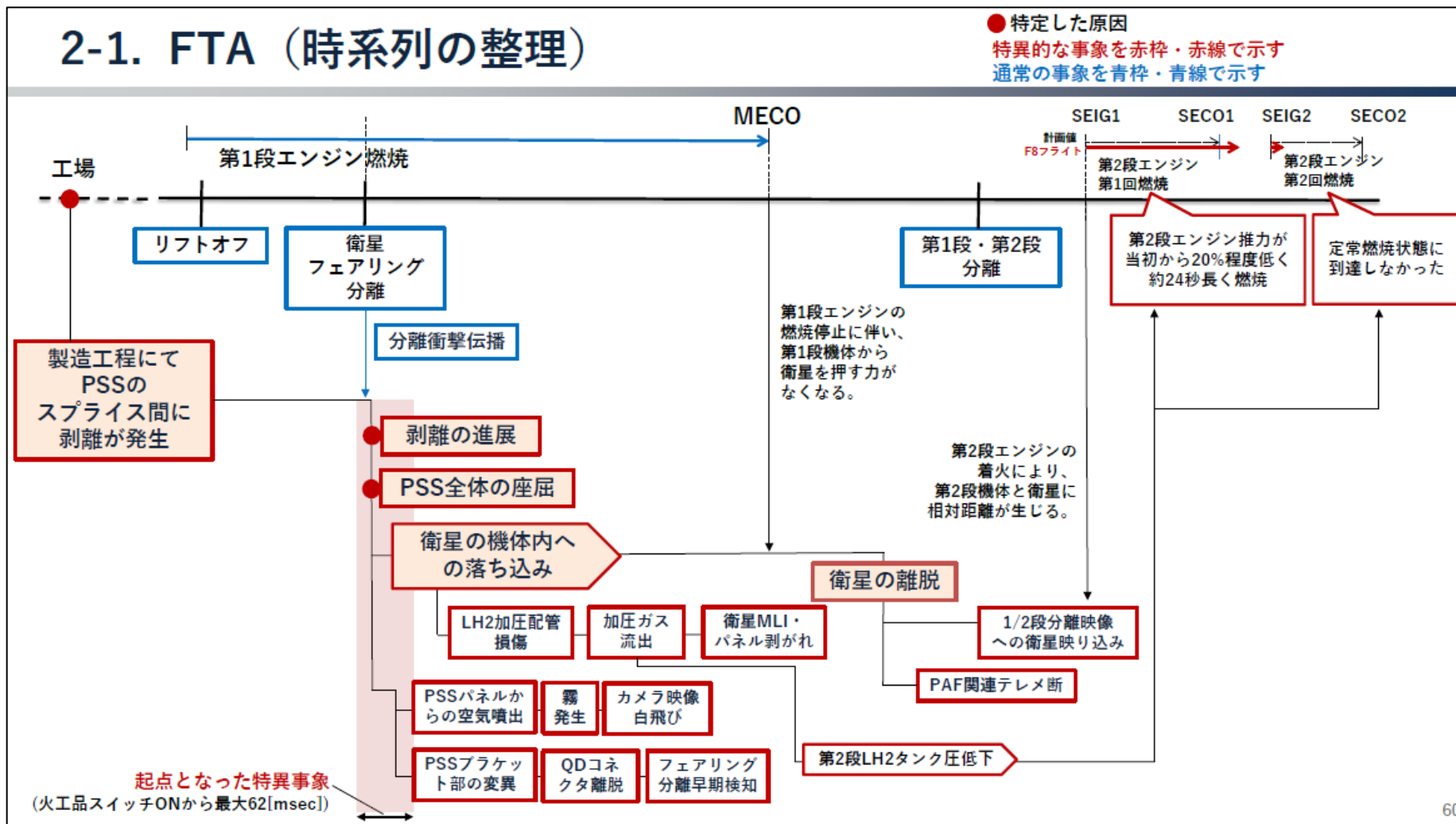
### ■ ①-1 製造時の剥離発生メカニズム（主要因）

これまでの調査結果から、製造済みの全てのPSSにスプライス間に剥離が生じているメカニズムを以下の通り特定した。なお、スプライス接着工程は開発時に確立し、実機の製造・検査は規定通り実施されていた。

- スプライス接着工程において一部の箇所が想定以上に高温化していたことにより**スキン/ハニカムコア間の接着強度が低下**していた。また、吸湿も接着剤の強度低下に影響していた。
- 接着工程中の高温化により**ハニカムコア内の空気が膨張**することでスキンを引き離す荷重がかかっており、これが低下した強度を上回ることによって**スキンとハニカムコアの剥離が生じた**。
- 以上より、PSS内部に製造工程で生じた剥離は、吸湿の影響もあるものの、**主要因はスプライス接着工程で想定以上の高温が負荷されたことによる接着強度の低下とハニカムコア内の空気の膨張**と評価している。



## 発生・観測された事象の時系列整理

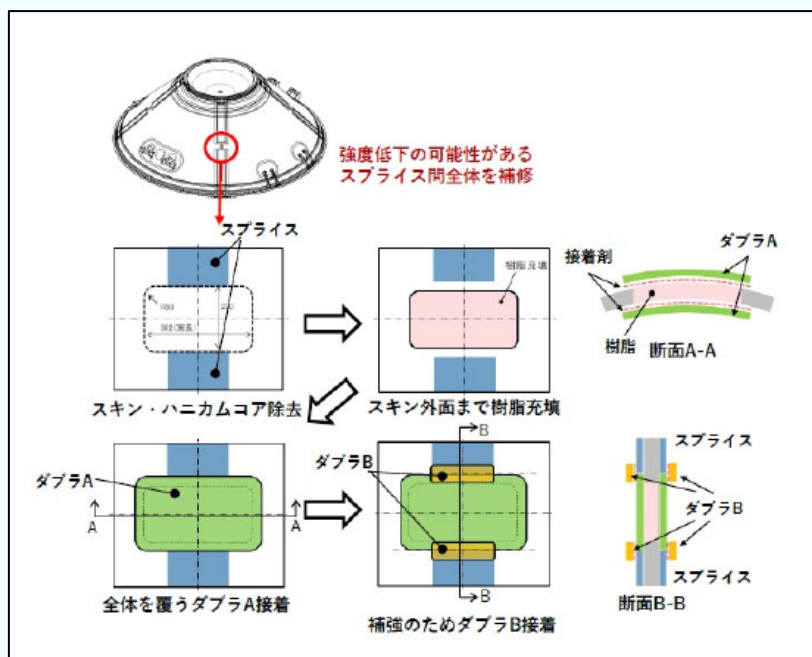


## ■ 是正対策（対策案）

- 直接要因がスプライス間に生じたCFRP スキンの剥離による強度低下であることから、是正対策案として以下の2案を検討した。

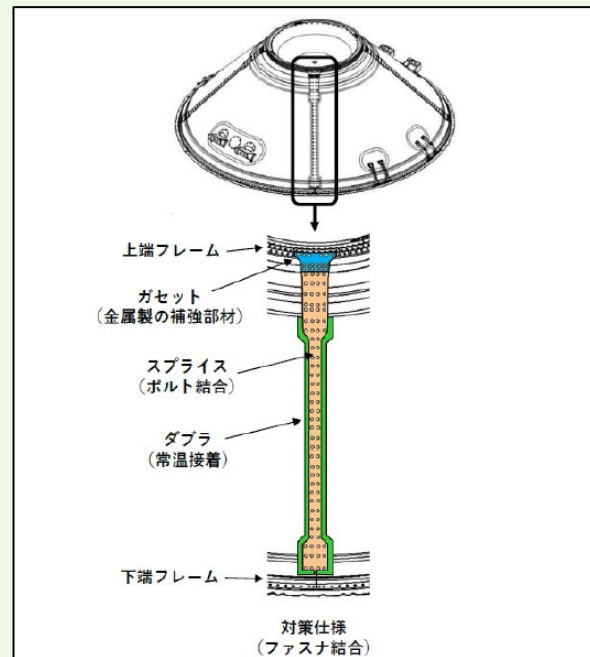
### ①補修方式

剥離部を含むスプライス間のスキン及びハニカムコアを切除し、樹脂を充填してダブルによる補修を行う。



### ②ファスナ結合方式

4分割されたパネルを、スプライスを介してファスナ（ボルト）にて結合する。



## ■ 是正対策（対策方針）

### ■ 対策方針の設定

- 初期剥離を無くした補修案、ファスナ結合案ともに十分な強度余裕を確保することが可能である。
- PSSに剥離が生じた主要因は、開発時に確立したスプライス接着工程において、一部の温度が想定より高くなっていたことであり、このリスクを根本から排除し、安定した品質を確保可能なファスナ結合方式の採用を基本とすることが、当面の重要なミッションを確実に打ち上げるためには必要であると判断した。
- 一方、30形態試験機については、必要な検査と補修を施して十分な強度が確認されたPSSを適用し、今回の原因究明の評価を裏付け、今後の実用衛星の打上げを行う後続ミッションの確実性を増すための追加のフライトデータ<sup>(※1)</sup>取得を計画する（追加取得は当面実施）。30形態試験機はペイロードの質量が小さく重心も低い<sup>(※2)</sup>ことから、PSSにかかる荷重が標準の設計条件<sup>(※3)</sup>の1/3程度と小さいため、更なる強度マージンを確保可能である。なお、これにより今後予定している打上げ計画への影響が最小化できる。

(※1) PSSの歪データなどを取得し、真空と静荷重が同時に負荷された場合の荷重について直接確認するとともに、FTAで抽出した各要素のうち、F8のテレメトリデータからは直接確認できていない項目（衝撃、温度等）のデータを得ることで、原因究明の評価を裏付ける。また、カメラ映像を充実化させ、想定外の事象が発生していないか直接的な確認を行う。

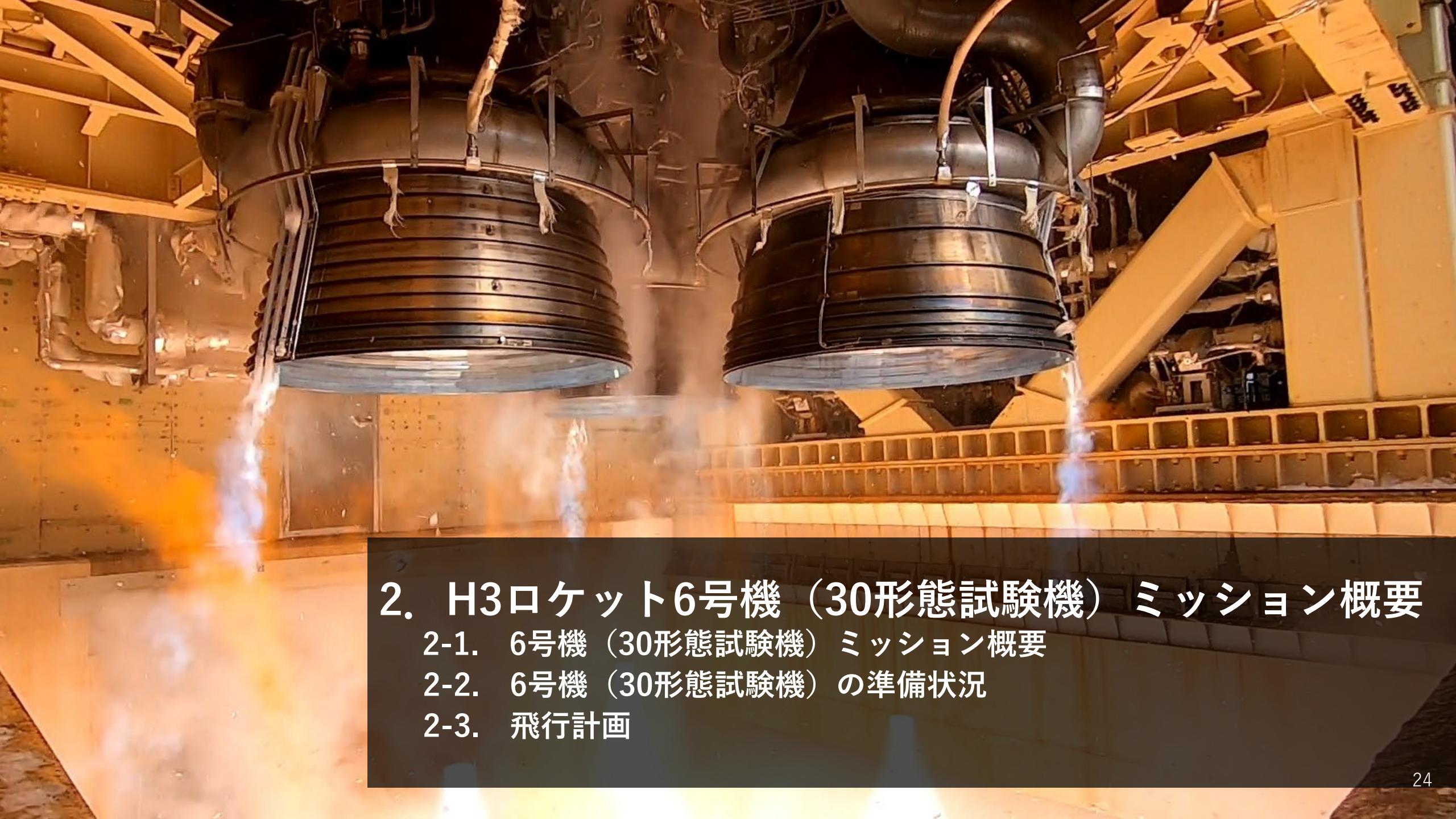
(※2) VEP-5+小型衛星：質量約2ton、重心高さ0.9m (※3) 標準の設計条件：質量約8ton、重心高さ2.5m

- また、HTV-X用PSS及びフェアリングについては、標準のものとは設計・製造プロセスが異なり、同様の不具合のリスクを有していないことが確認できていることから、水平展開として追加点検等は不要と評価した。

ミッション	PSSへの対策
F6（30形態試験機）	補修方式
標準ミッション	ファスナ結合方式
HTV-Xミッション	対策不要

## ■ 水平展開

- 直接要因について、部品レベルの単体検査の結果は良好であっても、**その後の工程（組立等）で過度な負荷を与え、強度低下や欠陥を招く可能性がないか、検査不十分なものがないか**という観点で水平展開を実施中。
  - ・ CFRP/接着を有する構造体（フェアリング、SRB-3等）については、**PSS及びフェアリングのスプライス接着工程を除き、追加の処置や検査が必要ない**ことを確認した。
  - ・ 衛星フェアリングについては、PSSと同様のプロセスで製造され、剥離が生じている可能性があることから、**スプライス部全体を追加点検し、剥離が生じている箇所は補修を行う**（当面全数点検）。
- 背後要因について、PSSに剥離を生じたままフライトさせたことに対する背後要因分析から抽出した観点を元に分析を実施することに加え、有識者のレビュー等を含めた分析の深掘りを実施中。



## 2. H3ロケット6号機（30形態試験機）ミッション概要

- 2-1. 6号機（30形態試験機）ミッション概要
- 2-2. 6号機（30形態試験機）の準備状況
- 2-3. 飛行計画

## ■ ロケット及びペイロードの名称等

- ロケット : H3ロケット6号機（30形態※1試験機）  
（読み方：えいち・すりー・ろけっと・ろくごうき  
（さん・ぜろ・けいたいしけんき））
- ペイロード：性能確認用ペイロード（VEP-5※2） 1基
  - 小型副衛星（PETREL） 1基
  - 小型副衛星（STARS-X） 1基
  - 小型副衛星（BRO-22） 1基
  - 小型副衛星（VERTECS） 1基
  - 小型副衛星（HORN-L） 1基
  - 小型副衛星（HORN-R） 1基
- 投入軌道： 太陽同期軌道（SSO）

※1：LE-9エンジン3基、固体ロケットブースタ(SRB-3)0本の機体形態

※2：Vehicle Evaluation Payload-5の略



## ■ H3ロケット6号機（30形態試験機）とは

- 固体ロケットブースタを装着せず、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日本では初めての大型液体ロケット。

（参考）飛行実績のある22形態／24形態は、[22形態]LE-9エンジン2機と固体ロケットブースタ（SRB-3）2本／[24形態] LE-9エンジン2機と固体ロケットブースタ（SRB-3）4本の第1段でリフトオフする。

- H3ロケットの全機体ラインナップが出揃う節目となるフライト。

## ■ H3- 30S

- LE-9エンジン：3式
- 固体ロケットブースタ(SRB-3)：0本
- フェアリング：ショート(S)



	TF1	TF2	F3	F4	F5	F6	F7	F8
機体形態	H3-22S	H3-22S	H3-22S	H3-22S	H3-22S	H3-30S	H3-24W	H3-22S
ペイロード	先進光学衛星 「だいち3号」 (ALOS-3)	VEP-4 小型副衛星 (CE-SAT-IE) 小型副衛星 (TIRSAT)	先進レーダ衛星 「だいち4号」 (ALOS-4)	Xバンド 防衛通信衛星 「きらめき3号」	準天頂衛星 システム 「みちびき6号機」	VEP-5 小型副衛星6基	新型宇宙ステーション補給機 1号機 (HTV-X1)	準天頂衛星 システム 「みちびき5号機」
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	ショートフェアリング	ショートフェアリング	ショートフェアリング	ショートフェアリング	ワイドフェアリング	ショートフェアリング
第1段 (LE-9)	Type1×2基	Type1×1基 Type1A×1基	Type1A×2基	Type1A×2基	Type1A×2基	Type1A×3基	Type1A×2基	Type1A×2基
固体ロケットブースタ (SRB-3)	2本搭載	2本搭載	2本搭載	2本搭載	2本搭載	搭載なし	4本搭載	2本搭載
第2段 (LE-5B-3)	1基搭載	1基搭載	1基搭載	1基搭載	1基搭載	1基搭載	1基搭載	1基搭載
打上げ日	2023/3/7 (失敗)	2024/2/17	2024/7/1	2024/11/4	2025/2/2	—	2025/10/26	2025/12/22 (失敗)

## ■ H3ロケット6号機（30形態試験機）の特徴

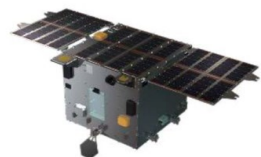
- **H3-30形態の初フライト**であり、システムレベルの刷新を伴う試験機であることから、性能確認用ペイロード（VEP-5）を搭載。**メインミッションであるH3ロケットの軌道投入**を実現し、飛行実証により30形態開発の妥当性を検証する。
- ロケット軌道投入後、**小型副衛星6基**（PETREL/STARS-X/BRO-22/VERTECS/HORN-L/HORN-R）に対して、**軌道投入の機会を提供**する。当該小型副衛星の搭載機構として、新規開発した**超小型衛星搭載アダプタ**を適用し、H3ロケットでの複数衛星搭載に向けた技術知見の獲得を目指す。
- **ホールドダウンシステム**を、H3-30形態の打上げに初めて供する。3基のLE-9が正常に立ち上がることを確認するまでの間ML（移動発射台）に機体を拘束し、LE-9立ち上がり確認後に4つのホールドダウンを解除する。  
（参考）22形態（5号機まで）ではX-18秒頃に拘束解除。
- **H3ロケット8号機の打上げ失敗**を踏まえ、必要な検査と補修を施して十分な強度が確認された**補修方式のPSS**を適用。原因究明の評価を裏付けるとともに、将来的にはスプライス接着方式を適用する可能性も視野に入れた後続ミッションの確実性を増すため、**追加のフライトデータ取得**を行う。



## ■ 搭載する超小型衛星

		衛星名称[開発機関]	ミッション	寸法	質量	分離機構
1	革新的衛星 技術実証 3号機 関連衛星	うみつばめ (PETREL) [東京科学大学]	宇宙科学、地球観測用マルチスペクトルカメラとハイパースペクトルカメラを用いた海洋・地上観測および近紫外線望遠鏡を用いた天体測位・変動天体のオンボード識別を目的として、軌道上での機能・性能検証を行うとともに、撮像データの市場提供・ビジネス応用を行う。	約 600×600 ×650mm	約 65kg	Simple PAF 15M (KHI)
2		STARS-X [静岡大学]	軌道上での以下の実証実験を行う。 ・1000m 宇宙テザーの長距離伸展・回収 ・テザー上のロボット移動によるテザー形状の制御 ・模擬宇宙ごみの捕獲	約 560×580 ×600mm	約 65kg	Simple PAF 8M (KHI)
3	Space BD社 関連衛星	BRO-22 [Unseenlabs社(仏)]	海上領域の監視を目的とした RF スペクトルモニタリングを行う。	8U(約100× 200×400mm)	約 10kg	16U- QuadPack : POD(ISISPACE)
4		VERTECS [九州工業大学、ほか 国内大学・研究機関]	多色カメラを搭載した望遠鏡観測装置によって宇宙可視光背景放射を観測し、計測された放射スペクトルの形状分析により、宇宙可視光背景放射の起源天体を解明する。	6U(約100× 226×340mm)	約 9kg	W6U POD (オービタルエン 지니어リング)
5		HORN-L [株式会社BULL]	宇宙ゴミ対策装置の1種である膜面展開型PMD(Post Mission Disposal)装置の軌道上実証を行う。	6U(約100× 226×366mm)	約 10.6kg	同上
6		HORN-R [同上]		同上	同上	同上

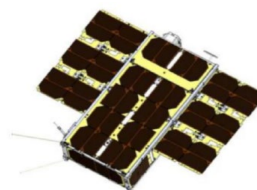
外観（軌道上運用時）  
※各衛星の図は各衛星開発  
機関に帰属する。



うみつばめ (PETREL)



STARS-X



BRO-22



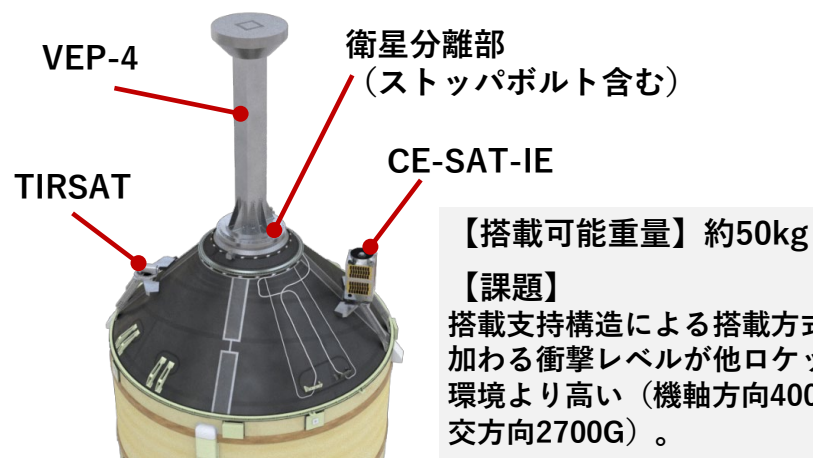
VERTECS



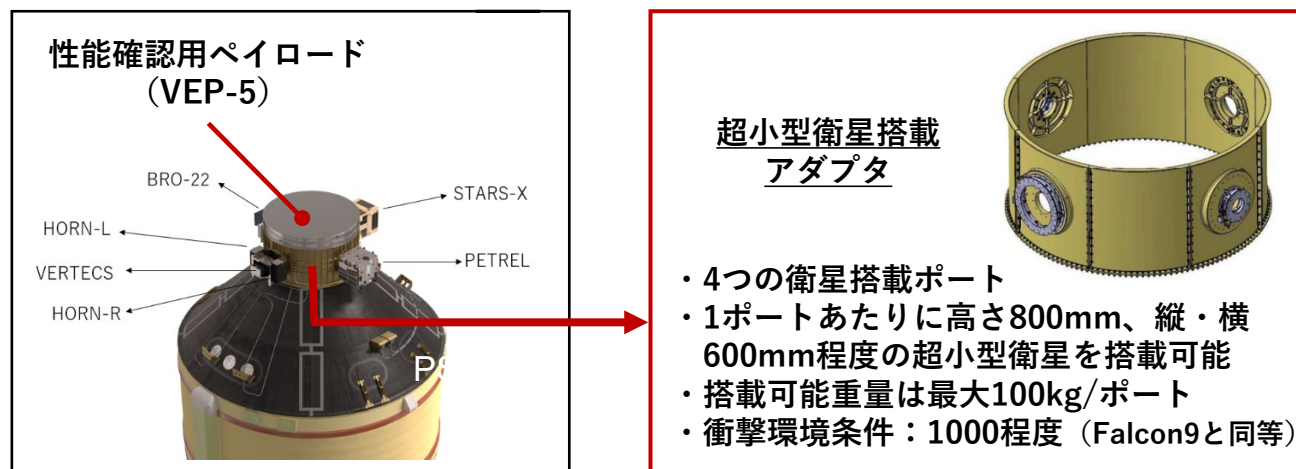
HORN-L/R

- 超小型衛星搭載アダプタによる衝撃環境条件低減
  - 試験機2号機で実績のある搭載方式（搭載支持構造による搭載）では、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。
  - 多数の小型衛星打上・実証計画の需要に対応するため、超小型衛星の**衝撃環境条件の低減による搭載環境の向上と搭載能力の向上**を目的に、超小型衛星搭載用のリング形状アダプタ（以下、「**超小型衛星搭載アダプタ**」）を新規開発。
  - 6号機では、PSSとPAFの間に超小型衛星搭載アダプタを設置し、4つの全てのポートに衛星を搭載した状態でフライトし実証を行う。

H3ロケット試験機2号機VEP-4および小型副衛星搭載図  
（衛星フェアリング内）



H3ロケット6号機（30形態試験機）VEP-5および小型副衛星搭載図  
（衛星フェアリング内）



## ■ ホールドダウンシステムの目的

- H3-30形態において、リフトオフ前に3基のLE-9が正常に立ち上がることを確認するまで、機体を拘束（=ホールドダウン）する。

（補足）H3-22/24形態では、2基のLE-9が立ち上がってもSRB-3が錘になるためホールドダウンは不要。

## ■ ホールドダウンシステムの仕様

- 機体エンジン部の射座金具（4位相）をホールドダウン機構で拘束する。
- LE-9が正常に立ち上がったことを検知し、火工品（分離ナット）を作動させ、拘束を解除する。
- その後、機体との干渉を避けるため、発射固定台とともにML本体構造内部に退避する（退避後、噴煙の侵入による損傷を避けるため、上蓋がスライドして開口部を塞ぐ）。

（補足）4つのホールドダウンの解放タイミングがずれると機体の飛行挙動に影響を与えてしまう。そのため、火工品を用いて同時に拘束を解除する。

発射固定台上蓋 ML本体構造



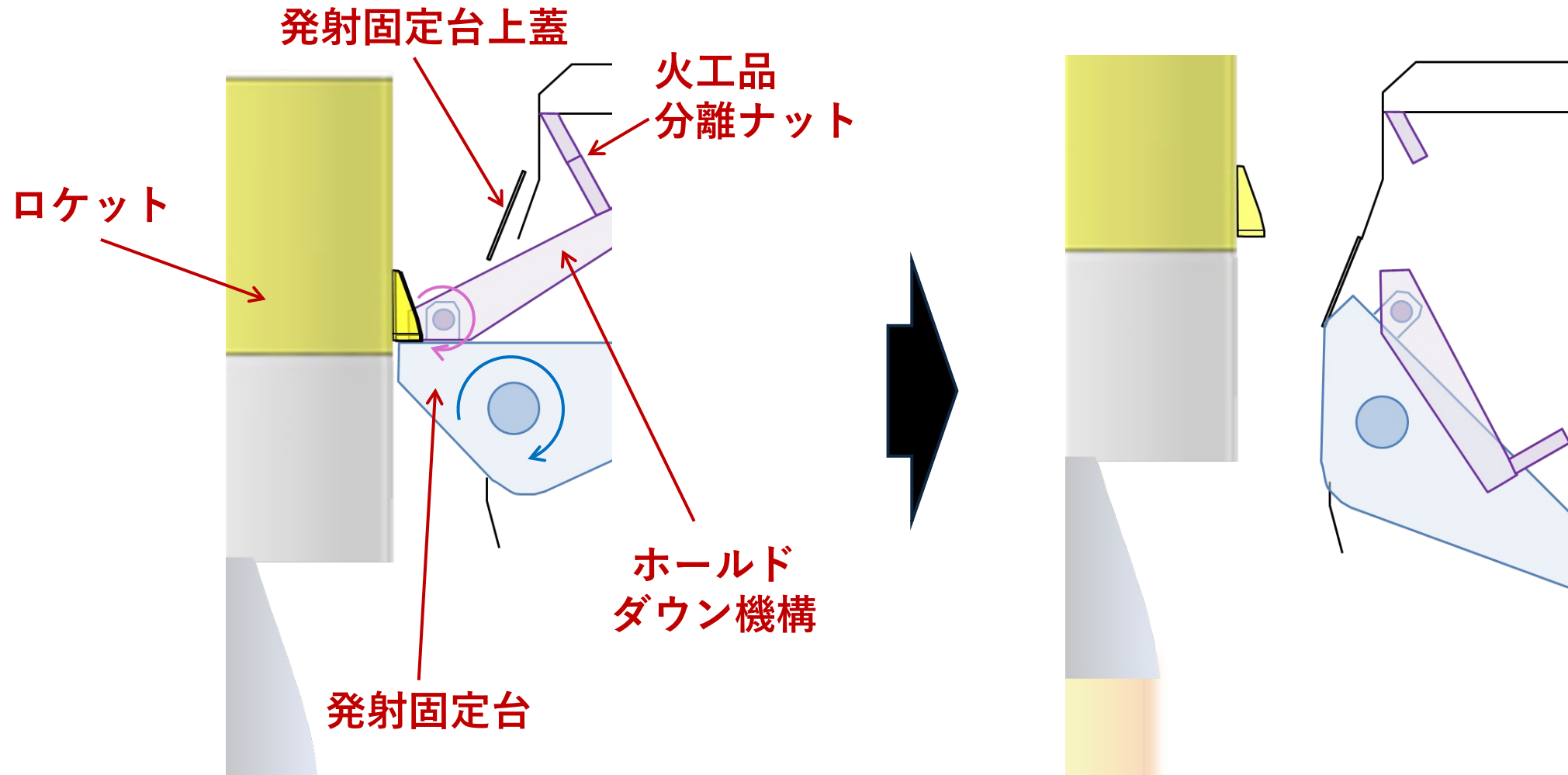
射座金具（機体） ホールドダウン機構  
発射固定台

打上げ前



打上げ後

## ■ ホールドダウンシステムの作動イメージ



## ■ H3ロケット8号機失敗を踏まえた反映事項

- 補修方式のPSSを適用し、QT及びフライト品に対する荷重試験を完了している。
- 衛星フェアリングについて、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、6号機用のフェアリングについては剥離は生じておらず補修は不要であった。**また、フライト時の空力加熱に対する余裕を確保するために、スプライス部に追加の断熱処置を実施する。
- 原因究明の評価を裏付け、将来的にはスプライス接着方式を適用する可能性も視野に入れた後続ミッションの確実性を増すため、以下に示す**追加のフライトデータ取得**を行う。
  - ・ **PSSパネルの歪データ**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。
  - ・ **F8で十分な精度や点数のテレメトリデータが取得できていなかったために、FTAで△-の評価に留まった各要素に関連するデータ取得の改善**を行う。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の追加搭載、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真空付近の圧力を正確に計測できるフェアリング内のセンサおよびPSS内の圧力降下を計測するセンサの追加搭載、推進薬等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内および段間部内の温度センサの追加搭載等を行う。
  - ・ フェアリング内の**カメラ映像の収録時間を延長**し、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、F8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。

## ■ H3ロケット8号機失敗を踏まえた反映事項（補修方式の詳細）

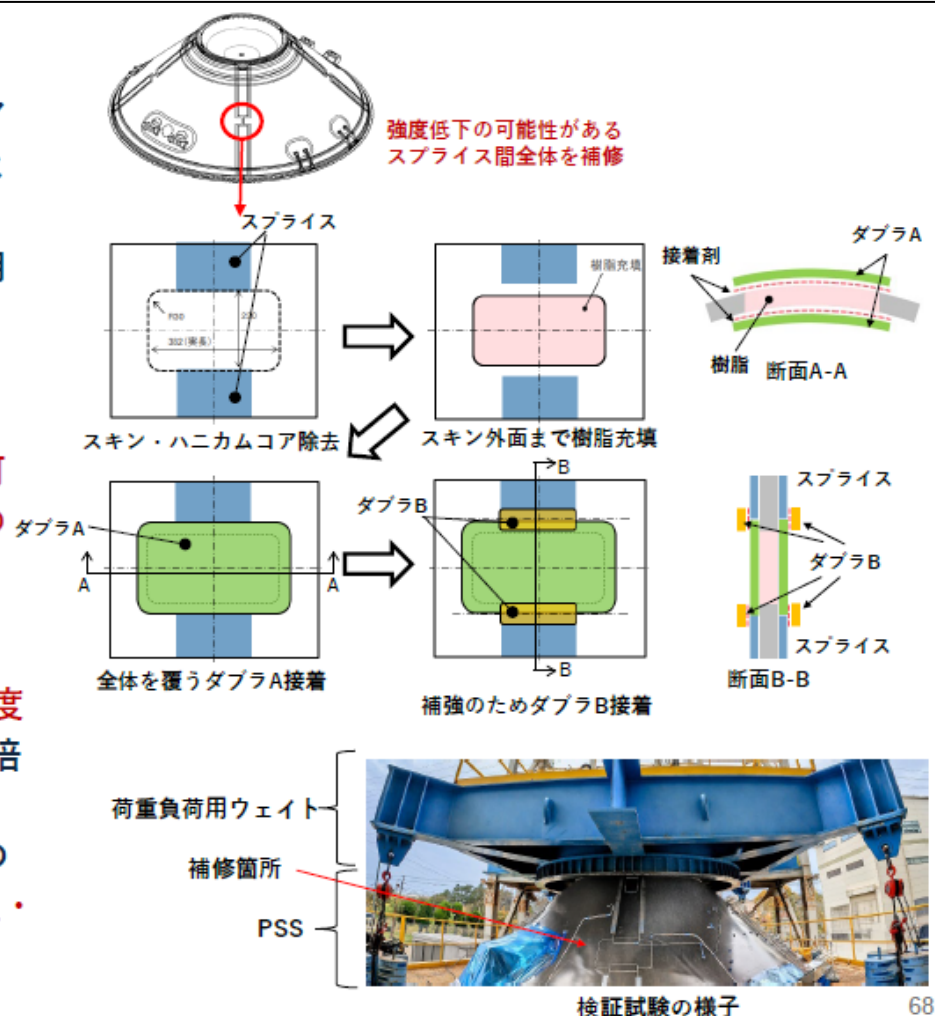
### ■ 補修方式の設計結果

- スプライス間は、剥離有無によらずスキンおよびハニカムコアを除去したうえで樹脂をスキン外面まで充填し、全体を覆うようダブラ（右図のダブラA）を常温接着する。
- また、スプライスとの荷重伝達のために、スプライスと補修用ダブラの間を結合するためのダブラ（右図のダブラB）を常温接着する。
- スプライス下も、剥離発生箇所は同様の方法により補修する。
- 上記の補修方法は、実機相当のパネルを用いて試行し、実施可能であることを確認済みである。これを適用し速やかに実機の補修を進める。

### ■ 検証計画

- 補修を実施したPSS部分構造でF6フライト荷重に対するQT強度試験を実施し、飛行中の真空環境、静荷重（フライト荷重の2倍以上）および衝撃荷重に耐荷することを検証する。
- また、フライト品に対する確認として真空とF6フライト荷重の1.25倍<sup>(※)</sup>の負荷をかける試験を実施し、補修部に剥離が発生・進展しないことを実証した上でフライトに供する。

(※) プルーフファクタ（実際にフライトさせる製品の保証のために用いる係数）



# 6号機（30形態試験機）の準備状況



2023年1月11日 1段機体の水切り・輸送



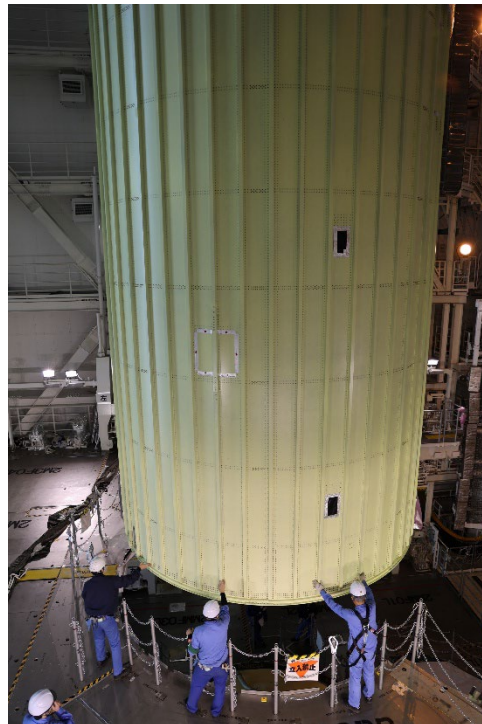
2025年4月5日 2段機体の水切り・輸送



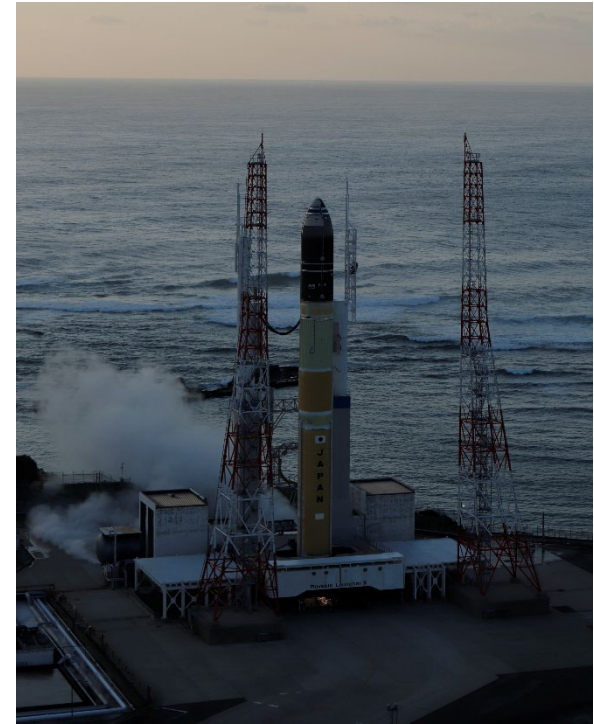
2025年7月24日 第1回CFT



2026年2月3日  
1段VOS



2026年2月4日  
2段VOS



2026年3月15日  
第2回CFT

## ■ 1段実機型タンクステージ燃焼試験（CFT）

- 2025年7月及び2026年3月に1段実機型タンクステージ燃焼試験（CFT）を実施した。また、これに引き続いて実施した電磁適合性（EMC）試験も2026年4月16日までに良好に完了し、初フライトに向けた機能・性能の検証を完了した。

	第1回CFT	第2回CFT
X-0時刻	2025年7月24日6時15分	2026年3月15日7時00分
試験目的	機体/設備を組合せて30形態の機能・性能の確認。30形態特有の条件（環境条件、1段推進-エンジン組合せ特性（エンジン定常/過渡特性、タンク加圧特性））、煙道等について、エンジン燃焼時の確認を行う。	第1回CFT（2025年7月実施）で確認された1段水素/酸素タンク圧昇圧不足事象への対応について、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。
エンジン燃焼時間	25秒（計画通り）	50秒※1（計画通り） （※1）タンク圧の昇圧データを充実化させるため、第1回CFT（燃焼時間25秒間）より長い燃焼時間とした。
結果	<ul style="list-style-type: none"> <li>・1段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。</li> <li>・取得したデータを詳細評価した結果、特記事項（1段水素/酸素タンク圧昇圧不足）が抽出され、原因究明の結果、30形態特有のコンフィギュレーションに起因するものであることが判明した。</li> </ul>	<ul style="list-style-type: none"> <li>・1段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。</li> <li>・1段水素/酸素タンク圧の加圧制御は正常に行われ、予測と同等の結果を得た。これにより、第1回CFTで発生した昇圧不足事象の対策※2の妥当性を確認した。</li> </ul> （※2）①タンク加圧ガス流量の増加、②タンク加圧制御計画の変更



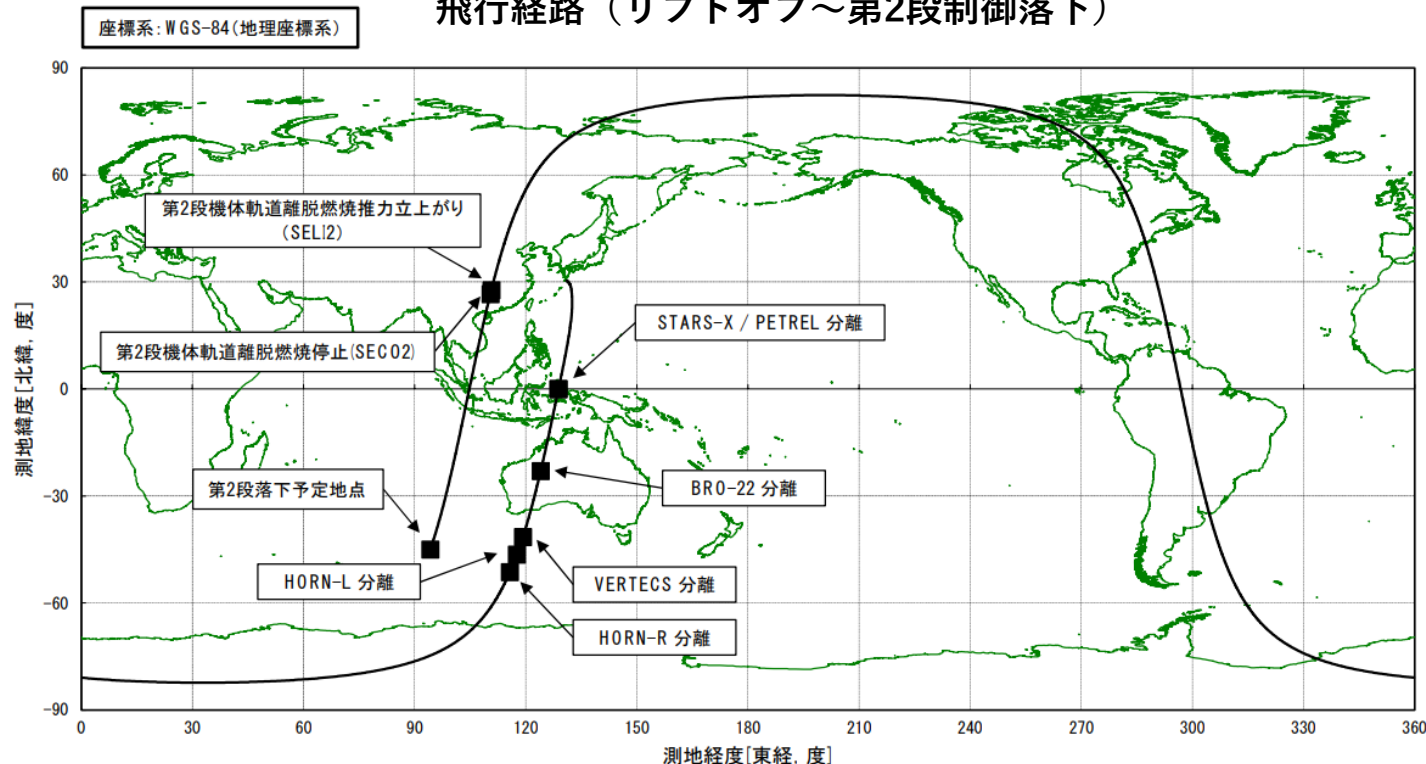
第1回CFTの様子（2025年7月24日）



第2回CFTの様子（2026年3月15日）

- 太陽同期軌道に第2段機体を投入する。
- 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。
- SECO1後に小型副衛星を分離（VEP-5は分離しない）。その後コーストフェーズを経て、第2段機体の制御再突入を行う。

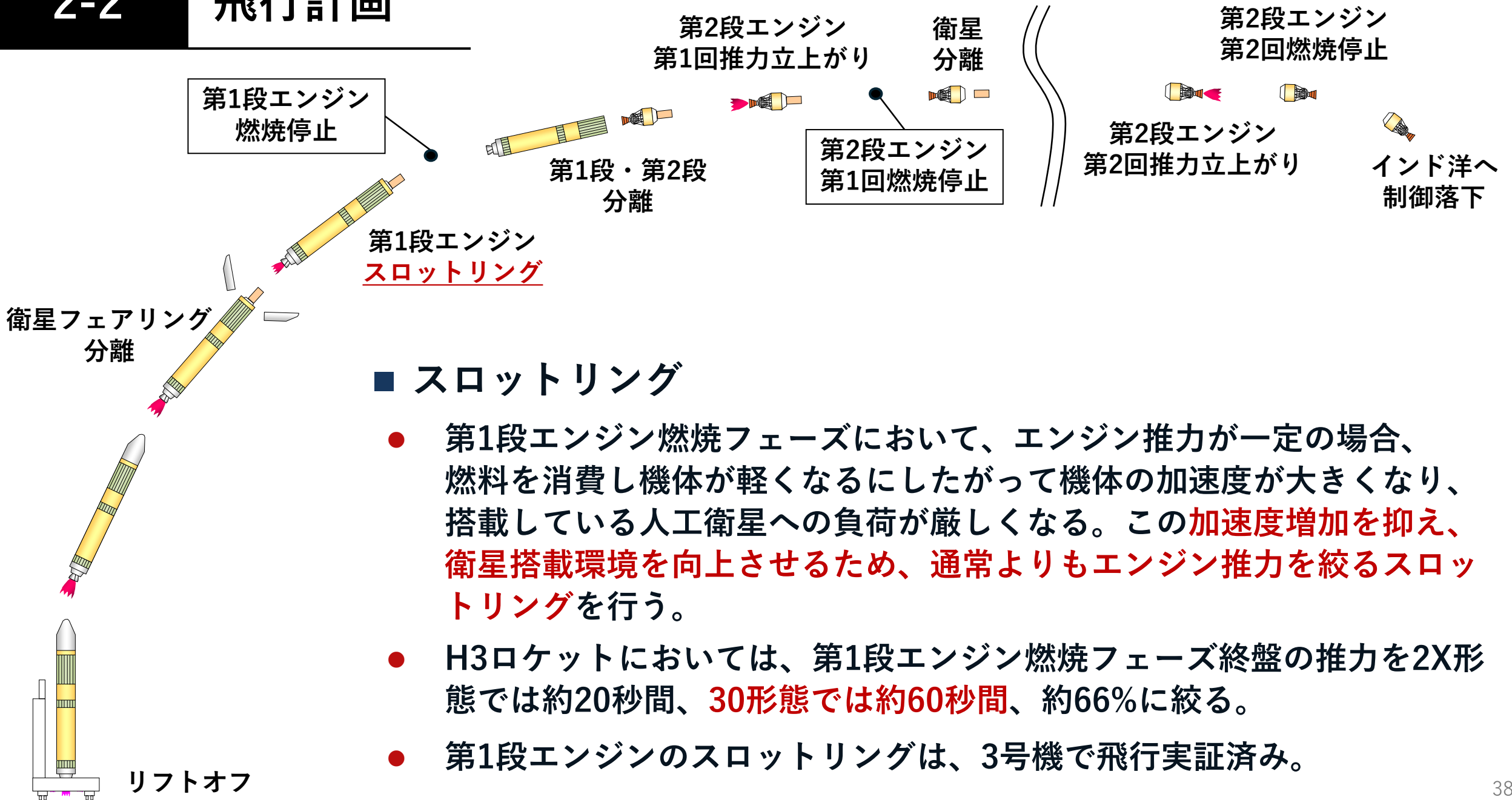
飛行経路（リフトオフ～第2段制御落下）



リフトオフ後時刻(S) <sup>※1</sup>	イベント
0	リフトオフ
192	衛星フェアリング分離
214	第1段エンジン燃焼停止 (MECO <sup>※2</sup> )
222	第1段・第2段分離
234	第2段エンジン第1回推力立上り (SELI1 <sup>※3</sup> )
915	第2段エンジン第1回燃焼停止 (SECO1 <sup>※4</sup> )
976	PETREL/STARS-X 分離
1346	BRO-22分離 <sup>※5</sup>
1646	VERTECS 分離 <sup>※5</sup>
1726	HORN-L 分離 <sup>※5</sup>
1806	HORN-R 分離 <sup>※5</sup>
6298	第2段機体軌道離脱燃焼推力立上り (SELI2 <sup>※3</sup> )
6316	第2段機体軌道離脱燃焼停止 (SECO2 <sup>※4</sup> )

※1 打上げ計画書に記載の予定秒時(小数点以下四捨五入) / ※2 MECO : Main Engine Cut Off の略  
 ※3 SELI : Second Engine Lock In の略 / ※4 SECO : Second Engine Cut Off の略

※5 BRO-22、VERTECS、HORN-L、HORN-R はコーストフェーズ中の地上局からの不可視域にて分離。



## ■ スロットリング

- 第1段エンジン燃焼フェーズにおいて、エンジン推力が一定の場合、燃料を消費し機体が軽くなるにしたがって機体の加速度が大きくなり、搭載している人工衛星への負荷が厳しくなる。この**加速度増加を抑え、衛星搭載環境を向上させるため、通常よりもエンジン推力を絞るスロットリング**を行う。
- H3ロケットにおいては、第1段エンジン燃焼フェーズ終盤の推力を2X形態では約20秒間、**30形態では約60秒間**、約66%に絞る。
- 第1段エンジンのスロットリングは、3号機で飛行実証済み。

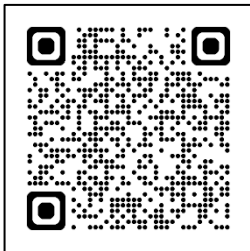


# 參考資料

## ■ 打上げ特設サイト

6号機打上げに向けた最新情報を掲載

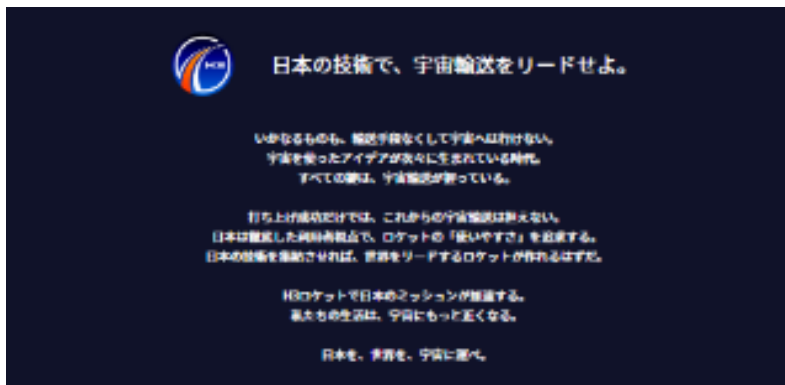
<https://fanfun.jaxa.jp/countdown/h3f6/index.html>



## ■ ロケットナビゲーター

H3ロケットに係る詳細情報を掲載

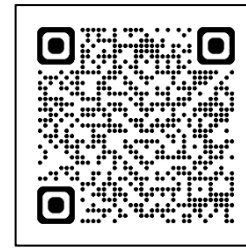
<https://www.rocket.jaxa.jp/rocket/h3/>



## ■ JAXA種子島宇宙センター 公式X (旧Twitter)

射場作業の様子等、打上げ現場からの最新情報を発信

[https://twitter.com/tnsc\\_JAXA](https://twitter.com/tnsc_JAXA)

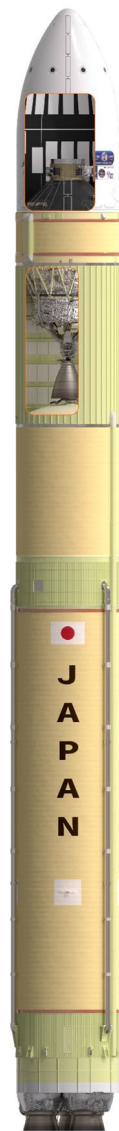


H3ロケット6号機  
打上げ現場の様子を発信予定

# #H3F6

をつけて、  
応援をお願いします！

# H3ロケット6号機（30形態試験機）の主要諸元



F6 (H3-30S)

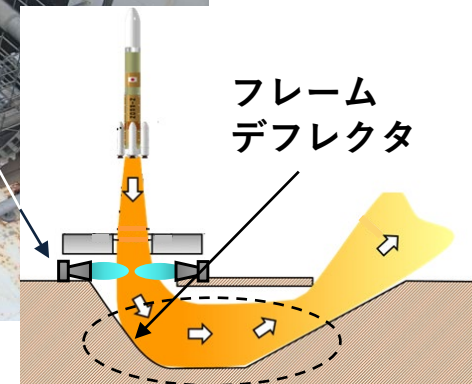
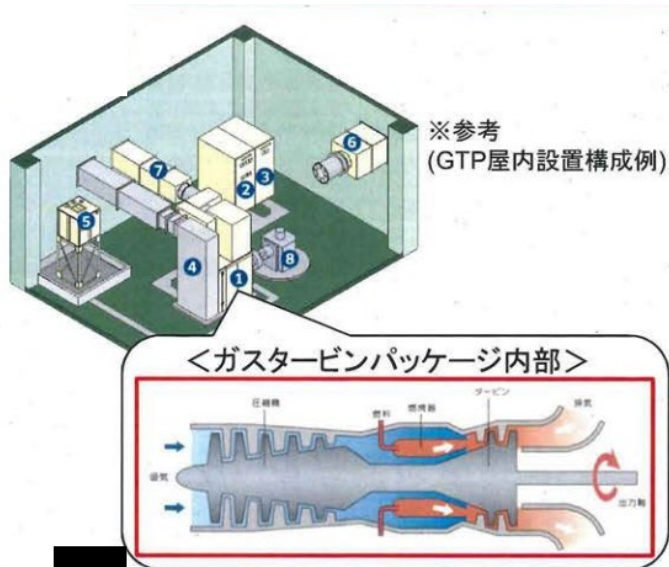
全 段				
名称	H3ロケット6号機 (F6)			
全長 (m)	約57			
全備質量 (t)	約271 (人工衛星の質量は含まず)			
誘導方式	慣性誘導方式			
各 段				
	第1段 (LE-9)	固体ロケットブースタ (SRB-3)	第2段 (LE-5B-3)	衛星フェアリング (ショート)
全長 (m)	約37	—	約12	約10.4
外径 (m)	約5.2	—	約5.2	約5.2
質量 (t)	約241	—	約28	約1.8
推進薬質量 (t) (最大値)	226	—	24.6	—
推力※1 (k N)	約4413(3基分)	—	約137	—
燃焼時間 (s)	約225	—	約699	—
推進薬種類	液体水素 / 液体酸素	—	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 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

## 3号機までとCFT実施時

### ⇒ ガスタービンポンプ方式

軽油で駆動するガスタービンポンプを用いて注水。



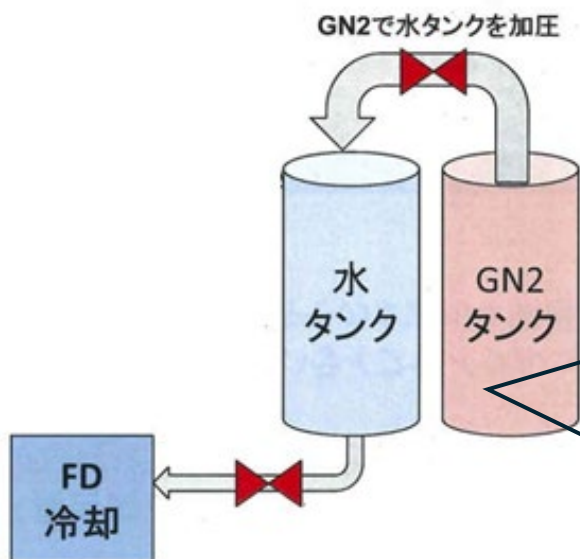
## 4号機以降

### ⇒ ブローダウン方式

注水タンクに水を充填し、窒素ガスで加圧することで注水。

➡ システムのシンプル化等により、運用の確実化が可能。

但し注水タンク容量の制約により、注水開始をX-53→X-33に後ろ倒し。



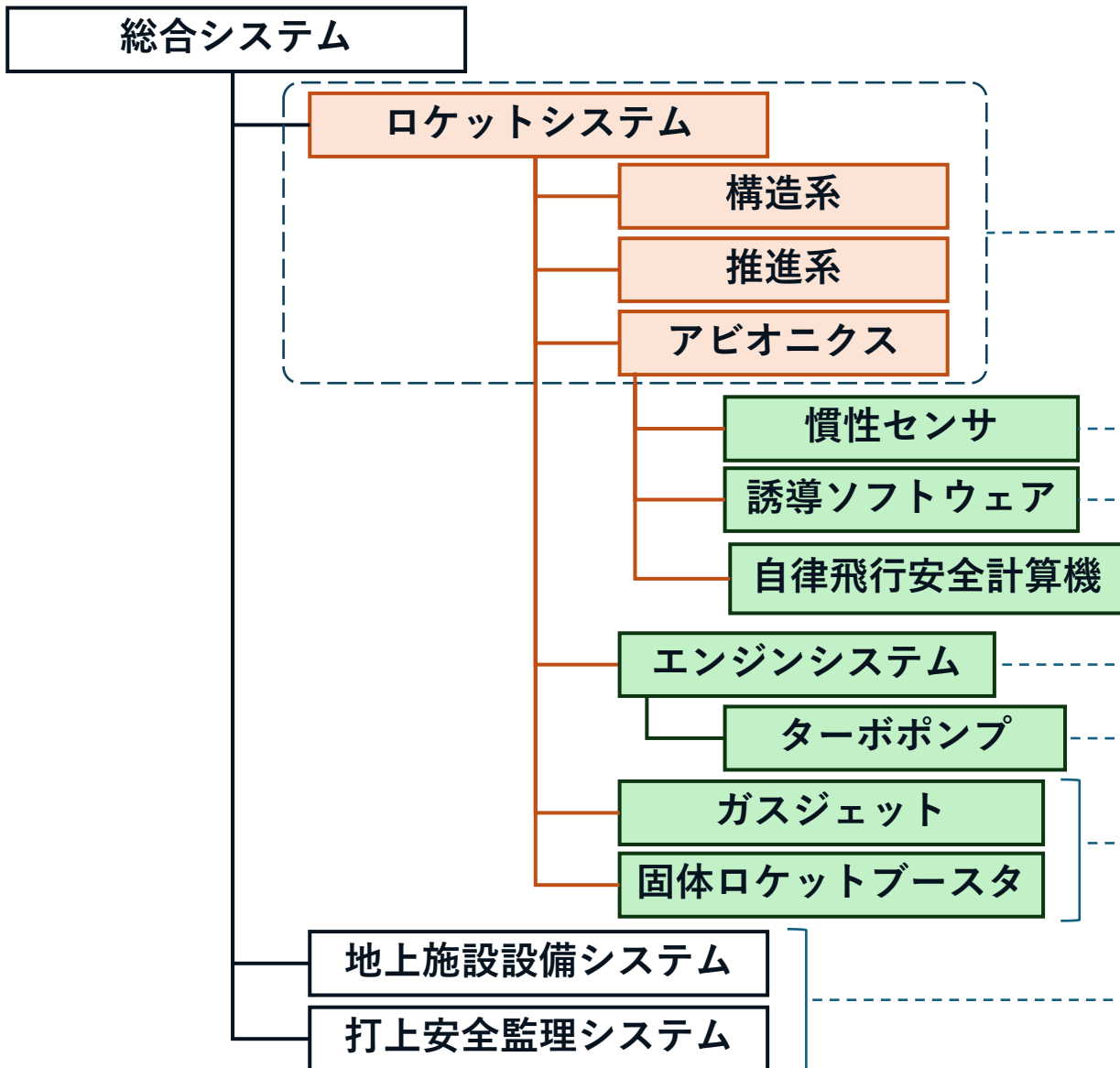
- 2014年4月 : 開発に着手。
- 2016年6月 : JAXAにおいて、H3ロケット総合システム基本設計審査 (PDR) を実施し、詳細設計フェーズへの移行は可能であると判断。(第28回宇宙開発利用部会(2016年 6月14日)にて報告)
- 2017年4月~ : 種子島宇宙センターにおいて、第1段エンジン (LE-9) 実機型#1-1燃焼試験を開始。
- 2017年12月 : JAXAにおいて、H3ロケット総合システム詳細設計審査 (CDR) を実施し、製作・試験フェーズへの移行 (試験機の順次製造着手を含む) は可能であると判断。(第40回宇宙開発利用部会 (2018年 1月24日)にて報告)
- 2020年5月 : **LE-9エンジン認定燃焼試験 (※1) にて、2つの事象 (燃焼室内壁の開口および液体水素ターボポンプ (FTP) タービンの疲労) が発生。**
  - (※1) 認定燃焼試験 (QT) : 実際の打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
- 2020年9月 : 上述の事象への対応を確実にを行うため、開発計画を見直した。これにより、試験機1号機 (TF1) の打上げ時期は2021年度、試験機2号機 (TF2) は2022年度となる見込みとした。(第58回宇宙開発利用部会(2022年 9月17日)にて報告)

- 2022年1月 : 前述の2つの事象のうち、「燃焼室内壁の開口」については対応策を確立した。一方「液体水素ターボポンプ (FTP) のタービンの疲労」については全翼の設計変更等により改善効果を確認できたものの、以下の事象に対して確実な打上げを行うための対応が必要な状況。このため、**TF1の打上げを2022年度に見直し**。  
(第65回宇宙開発利用部会(2022年 3月23日)にて報告)
  - ・ FTP : 第1段タービンディスク部のフラッタ
  - ・ OTP (※2) : タービン入口部の流れの不均一性等が要因と推定される共振(※2) OTP: 液体酸素ターボポンプ
- 2022年11月 : 試験機1号機 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。  
(第104回宇宙開発利用部会(2022年 12月20日)にて報告)
- 2023年3月 : 2023年3月7日、**試験機1号機** (22S形態・「だいち3号」搭載) を打ち上げ。第2段エンジンが着火しなかったことにより、ロケットに指令破壊信号を送出し**打上げに失敗**。ロケットは第1段・第2段分離まで、計画どおり飛行。  
(第74回宇宙開発利用部会(2023年 4月28日)にて報告)
- 2023年5月 : H3ロケット試験機2号機の方角性についてH3-22形態、ロケット性能確認ペイロード (VEP-4)、LE-9は試験機1号機に搭載したタイプ1を改良したタイプ1Aを適用することを決定。(第75回宇宙開発利用部会(2023年 5月24日)にて審議)

- 2023年8月 : 試験機1号機について、第2段エンジンが着火しなかった**故障原因を大きく3つに整理** (※1)。**エキサイタおよび第2段推進系コントローラ (PSC2) に対して対策を行うこと**でこれら全てに対処することを決定。(第78回宇宙開発利用部会(2023年 8月29日)にて報告)  
(※1)故障原因 ① エキサイタ内部で軽微な短絡、SEIG後に完全に短絡  
② エキサイタへの通電で過電流状態が発生  
③ PSC2 A系内部での過電流、その後B系への伝搬
- 2024年2月 : 2024年2月17日、上記対策を行った**試験機2号機 (22S形態・VEP-4/小型副衛星2基搭載)**は**計画通りに飛行**。(第86回宇宙開発利用部会(2024年 4月23日)にて報告)
- 2024年9月 : 6号機 (30形態試験機) の打上げ計画について、システムレベルの刷新を伴う試験機であることから、飛行性能評価のためのロケット性能確認ペイロード (VEP-5) を搭載して飛行実証することを決定。(第90回宇宙開発利用部会(2024年 9月27日)にて審議)
- 2024年度 : 3号機 (22S形態・「だいち4号」搭載)、4号機 (22S形態・「きらめき3号」搭載)、5号機 (22S形態・「みちびき6号機」搭載)、計画通りに飛行。
- 2025年7月 : 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 (CFT) を実施。  
(特記事象への対策妥当性検証のための再CFT実施を第99回宇宙開発利用部会(2025年 9月29日)にて報告)

- 2025年10月 : 7号機 (24W形態・HTV-X1搭載) 計画通りに飛行。
- 2025年12月 : 2025年12月22日、**H3ロケット8号機** (22S形態) を打上げ。第2段エンジン第2回燃焼が正常に立ち上がら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、**打上げに失敗**。(第101回宇宙開発利用部会(2025年 12月23日)にて報告)
- 2026年3月 : 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。(第104回宇宙開発利用部会(2026年 4月9日)にて報告)
- 2026年4月 : 8号機について、**「PSSの製造工程で生じた内部の剥離がフェアリング分離時の衝撃等により進展することで、PSSが破損したこと」**が打上げ失敗の主要因であると特定。対策について、実用衛星搭載機では、剥離のリスクを排除したファスナ結合方式PSSを適用すること、**6号機 (30形態試験機) については、補修方式PSSを適用すること**とした。(第105回宇宙開発利用部会(2026年 4月22日)「H3ロケット8号機打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」)

## ■ システム構成



## ■ 体制



※その他多数の企業がパートナーとして開発に参加