# H3ロケット6号機（30形態試験機）
# 及び
# 1段実機型タンクステージ燃焼試験（CFT）概要

2025年5月8日

有田 誠 （JAXA 宇宙輸送技術部門 H3プロジェクトマネージャ）

# 目次

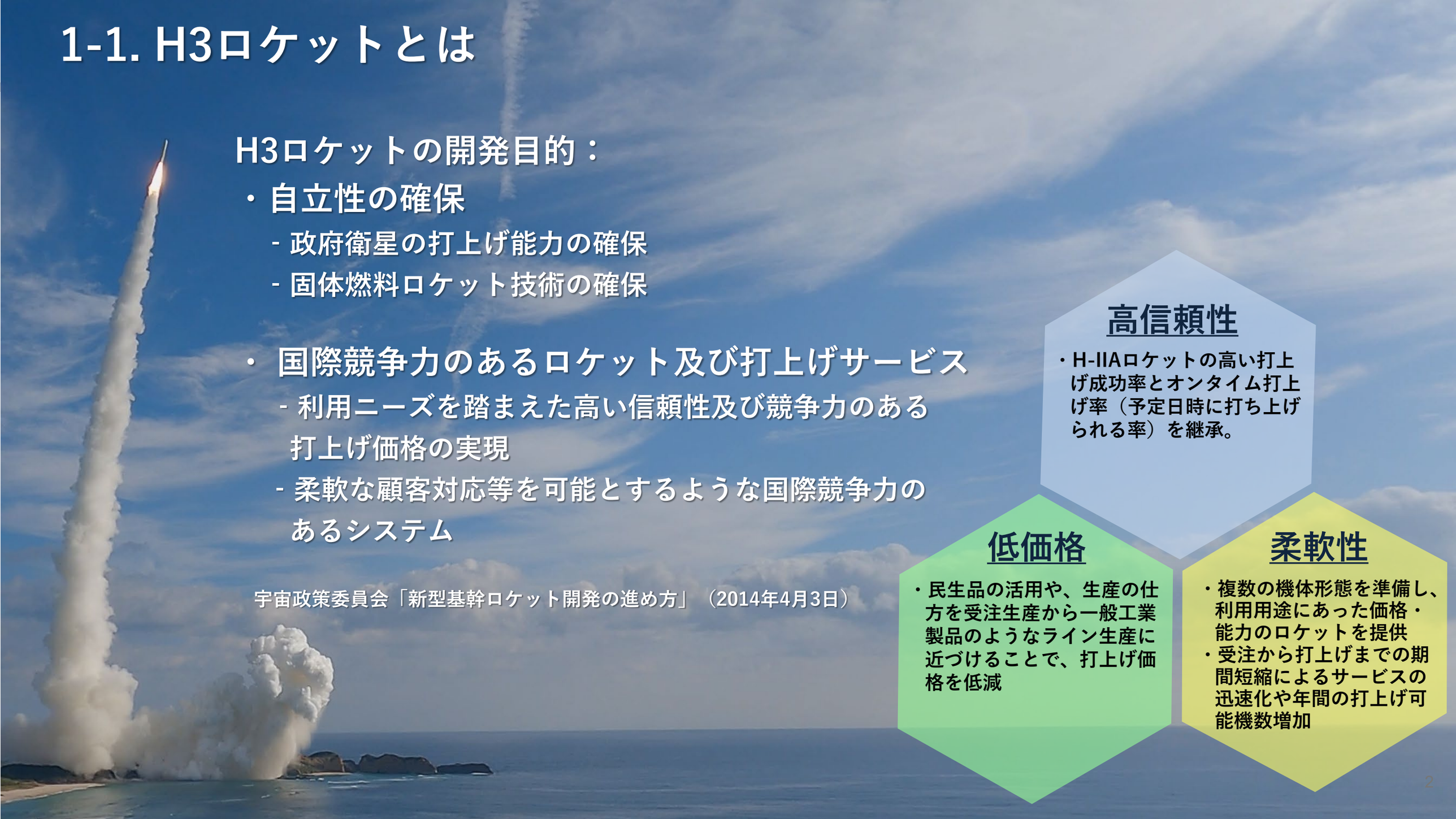

## 1. H3ロケット6号機（30形態試験機）ミッション概要

1-1. H3ロケットとは
1-2. H3ロケット6号機（30形態試験機）ミッション概要
1-3. H3ロケット6号機（30形態試験機）機体形態
1-4. エンジン3基形態燃焼試験の様子
1-5. 射場作業の様子

## 2. 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

2-1. 試験概要と目的
2-2. 機体把持装置について
2-3. 試験スケジュール
2-4. カウントダウンシーケンス
2-5. 天候等の制約
2-6. 試験時の警戒区域

# 1-1. H3ロケットとは



H3ロケットの開発目的：

・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

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）

## 高信頼性

・H-IIAロケットの高い打上げ成功率とオンタイム打上げ率（予定日時に打ち上げられる率）を継承。

## 低価格

・民生品の活用や、生産の仕方を受注生産から一般工業製品のようなライン生産に近づけることで、打上げ価格を低減

## 柔軟性

・複数の機体形態を準備し、利用用途にあった価格・能力のロケットを提供
・受注から打上げまでの期間短縮によるサービスの迅速化や年間の打上げ可能機数増加

# 1-2. H3ロケット6号機（30形態試験機）ミッション概要

## ■ 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形態は、LE-9エンジン2機と固体ロケットブースタ（SRB-3）2本の第1段でリフトオフする。

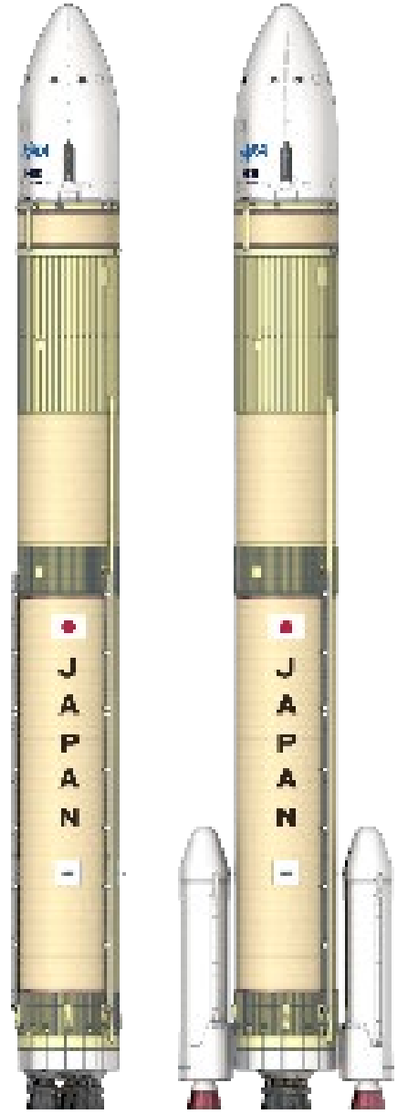
・**【正式名称】H3ロケット6号機（30形態試験機）**
**【読み方】えいち・すりー・ろけっと・ろくごうき**
**（さんぜろけいたい・しけんき）**
**【略称】H3F6**

・**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）を搭載して飛行実証する。**

・**投入軌道：太陽同期軌道（SSO）**

## ■ 副衛星として、超小型衛星を6基搭載予定

・革新的衛星技術実証3号機の2基を搭載。（次ページ一覧のNo.1、No.2）
・Space BD社に移管した「ロケット相乗り超小型衛星打上げ機会の提供事業」の推進のため、本相乗り機会において打上げ枠を提供。（次ページ一覧のNo.3～No.6）

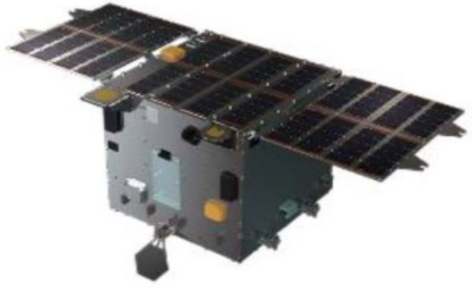



30形態　22形態(参考)

# 1-2. H3ロケット6号機（30形態試験機）ミッション概要

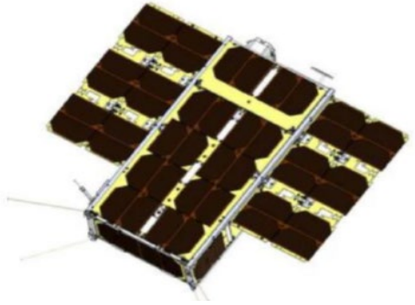
## ■ 超小型衛星一覧

| No. | | 衛星名称<br>（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<br>（東京科学大学） | 超低コスト高精度姿勢制御バスによるマルチスペクトル海洋観測技術の実証 | 約600mm×600×650mm | 約65kg | Simple PAF 15M<br>（KHI） |
| 2 | | STARS-X<br>（静岡大学） | 宇宙テザー技術を用いたデブリ捕獲の技術実証 | 約560×580×600mm | 約65kg | Simple PAF 8M<br>（KHI） |
| 3 | Space BD社関連衛星 | BRO-19<br>（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 | 8U<br>約<br>100×200×400mm | 約10kg | 16U-QuadPack：POD<br>（ISISPACE） |
| 4 | | VERTECS<br>（九州工業大学、ほか国内大学・研究機関） | 可視光波長における宇宙背景放射の観測 | 6U<br>約<br>100×226×340mm | 約9kg | W6U　POD<br>（オービタルエンジニアリング） |
| 5 | | HORN-L<br>（株式会社BULL） | 大気抵抗を利用したPMD（Post Mission Disposal）装置の宇宙実証 | 6U<br>約<br>100×226×366mm | 約10.6kg | 同上 |
| 6 | | HORN-R（同上） | 同上 | 同上 | 同上 | 同上 |



PETREL (軌道上運用時)

STARS-X (軌道上運用時)



BRO-19　(軌道上運用時)

VERTECS (打上げ時)

HORN-L/R (打上げ時)

※各衛星の図は各衛星開発機関に帰属する。

# 1-2. H3ロケット6号機（30形態試験機）ミッション概要

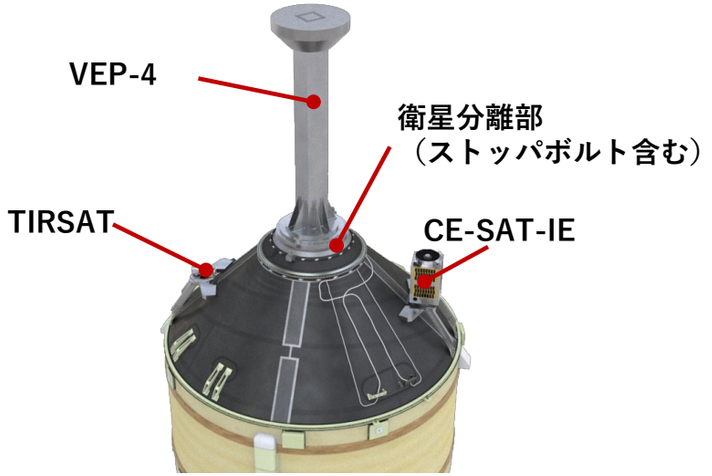
## ■ 超小型衛星搭載用のリング形状アダプタによる衝撃環境条件低減

・H3ロケット試験機2号機での搭載方式は、超小型衛星の搭載環境では衝撃レベルが高く、他小型ロケットでの搭載環境から劣る。

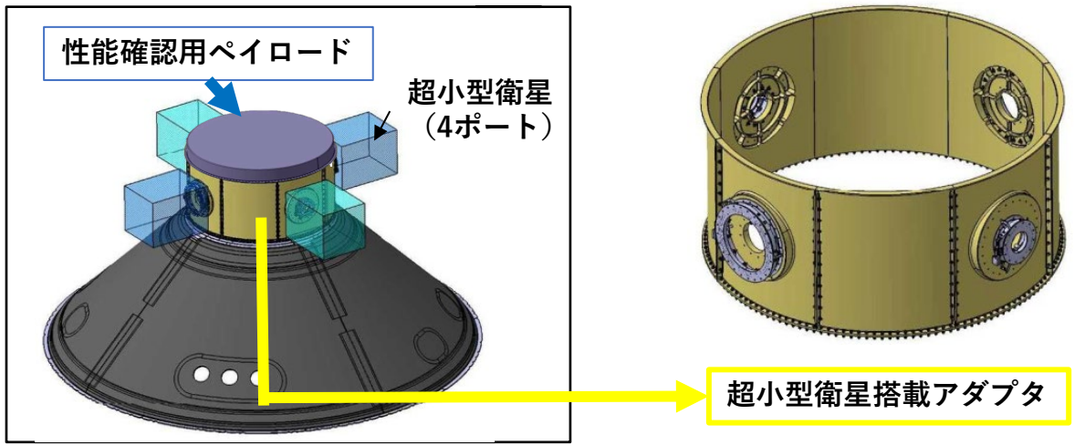
・6号機では、複数衛星搭載に向けた技術知見の獲得を目指し、PSS※1とPAF※2の間に**超小型衛星搭載用のリング形状アダプタ（以下、「超小型衛星搭載アダプタ」）**を設置し衛星を搭載する方式により、衝撃環境条件を低減した搭載技術実証を進める。

※1 PSS：衛星搭載アダプタ（Payload Support Structureの略）
※2 PAF：衛星分離部（Payload Attach Fittingの略）

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）



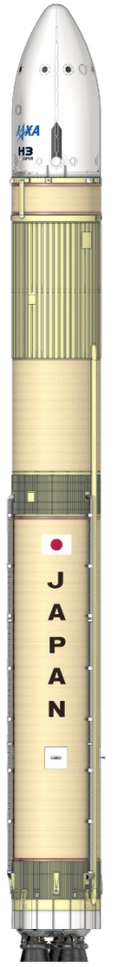
# 1-2. H3ロケット6号機（30形態試験機）ミッション概要

## ■ TF1～F5との比較

赤字はF6での変更点

| | TF1 | TF2 | F3 | F4 | F5 | F6 |
|---|---|---|---|---|---|---|
| 機体形態 | H3-22S | H3-22S | H3-22S | H3-22S | H3-22S | H3-30S |
| ペイロード | 先進光学衛星<br>「だいち3号」<br>（ALOS-3） | VEP-4<br>小型副衛星<br>（CE-SAT-IE）<br>小型副衛星<br>（TIRSAT） | 先進レーダ衛星<br>「だいち4号」<br>（ALOS-4） | Xバンド<br>防衛通信衛星<br>「きらめき3号」 | 「みちびき6号機」<br>（準天頂衛星） | VEP-5<br>小型副衛星6基 |
| 衛星<br>フェアリング | ショート<br>フェアリング | ショート<br>フェアリング | ショート<br>フェアリング | ショート<br>フェアリング | ショート<br>フェアリング | ショート<br>フェアリング |
| 第1段<br>（LE-9） | Type1×2基 | Type1×1基<br>Type1A×1基 | Type1A×2基 | Type1A×2基 | Type1A×2基 | Type1A×3基 |
| 固体ロケット<br>ブースタ<br>（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 |
| 第2段<br>（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 |

※ TF2以降の打上げにおいては、TF1打上げ失敗に係る不具合対策を行ったエキサイタ改修品・ PSC2（2段推進系コントローラ）改修品を搭載。

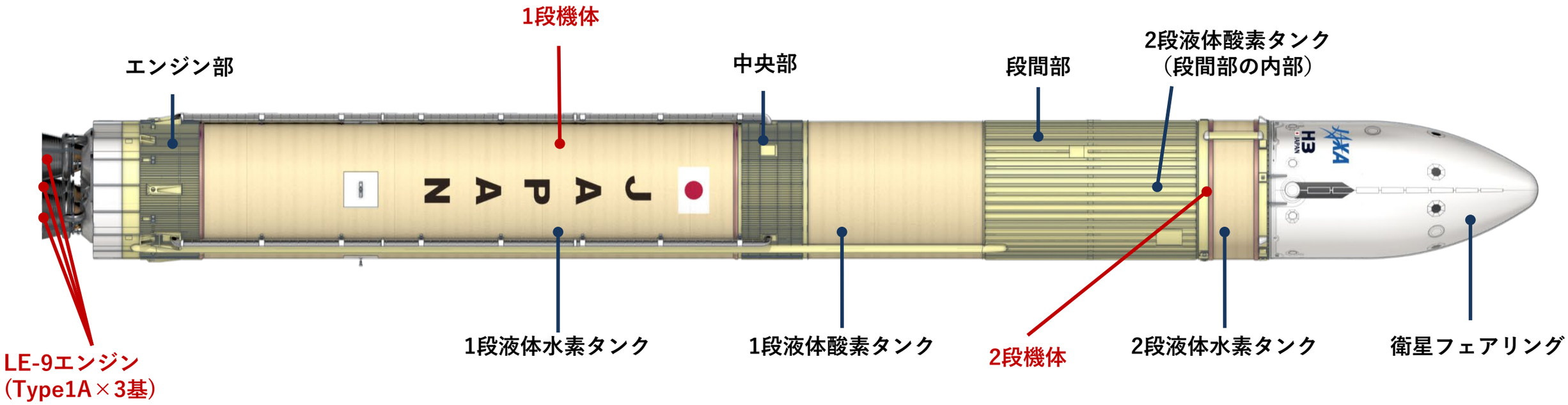



F6
（H3-30S）

# 1-3. H3ロケット6号機（30形態試験機）の機体形態

## ■H3-30S

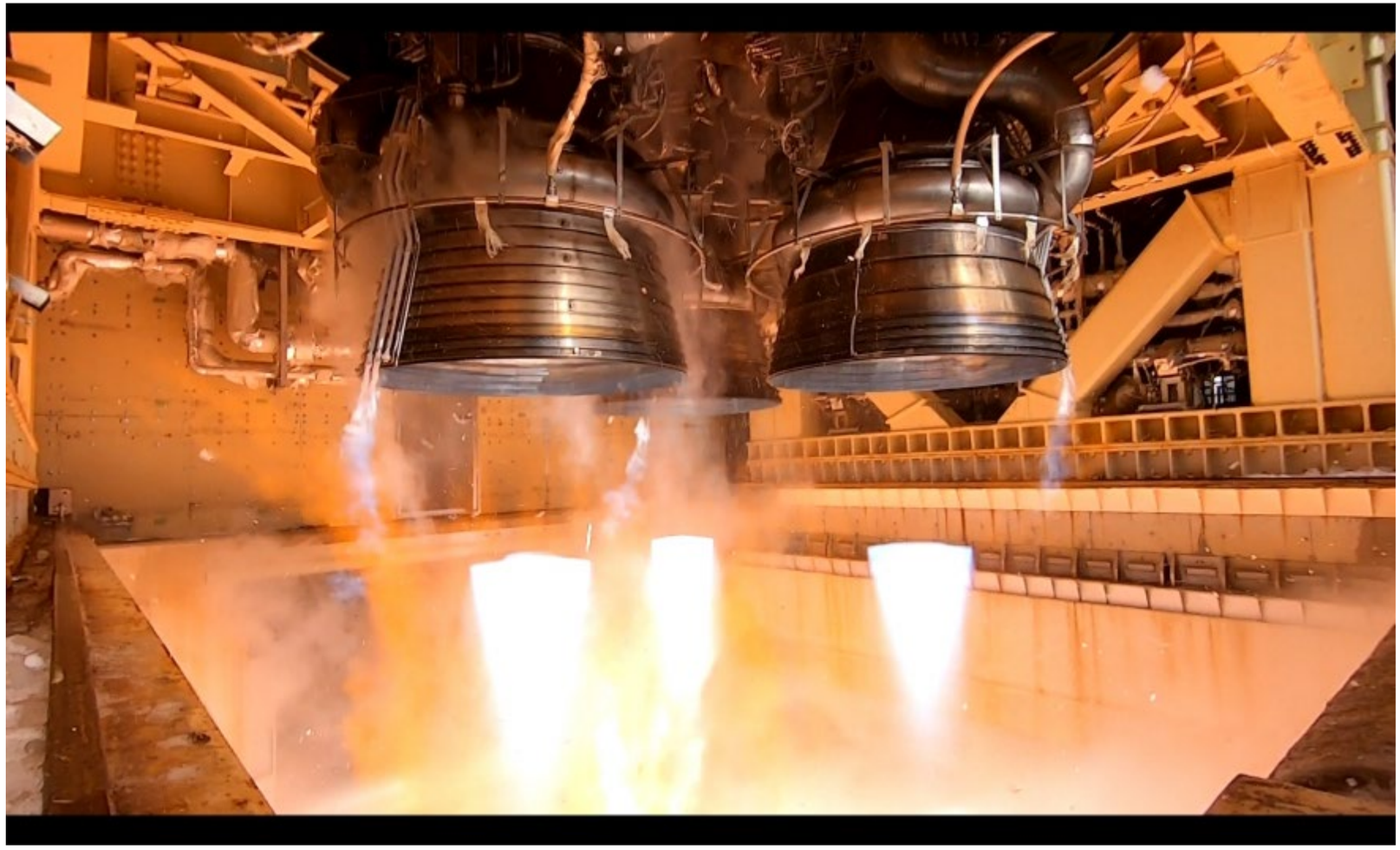
- LE-9エンジン：3式
- 固体ロケットブースタ(SRB-3)：0本
- フェアリング：ショート(S)



# 1-4. エンジン3基形態燃焼試験の様子

## ■ H3ロケット用第1段厚肉タンクステージ燃焼試験（BFT※1）

・2020年1月17日及び2月13日　秋田県田代試験場にて、エンジン3基形態のBFTを実施。結果良好。



H3ロケット用第1段厚肉タンクステージ燃焼試験（BFT）の様子（2020年1月17日）

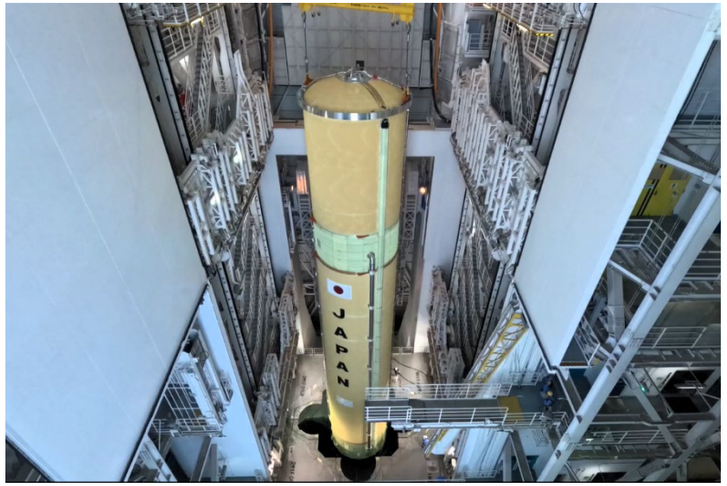
第1段厚肉タンクステージ燃焼試験（BFT）

（注）上記の写真は2基形態燃焼試験の時のものです。

※1 BFT（Battleship Firing Test）：
実機のアルミ合金製タンクではなくステンレスの頑丈な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

# 1-5. 射場作業の様子

2023年1月11日
1段機体の水切り・輸送




2025年3月21日
1段機体VOS

2025年4月5日
2段機体の水切り・輸送

2025年4月8日
2段機体VOS

# 目次


1. H3ロケット6号機（30形態試験機）ミッション概要
   - 1-1. H3ロケットとは
   - 1-2. H3ロケット6号機（30形態試験機）ミッション概要
   - 1-3. H3ロケット6号機（30形態試験機）機体形態
   - 1-4. エンジン3基形態燃焼試験の様子
   - 1-5. 射場作業の様子

2. 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
   - 2-1. 試験概要と目的
   - 2-2. 機体把持装置について
   - 2-3. 試験スケジュール
   - 2-4. カウントダウンシーケンス
   - 2-5. 天候等の制約
   - 2-6. 試験時の警戒区域

# 2-1. 1段実機型タンクステージ燃焼試験（CFT）の概要

## ■ 1段実機型タンクステージ燃焼試験（CFT※1）とは

打上げ当日と同じ手順でロケットを射点に移動して推進薬を充填し、エンジン燃焼試験を行い、ロケットおよび地上設備の機能等を確認する試験。

※1 CFT（Captive Firing Test）：ロケット機体を発射台に固縛した状態で行う燃焼試験

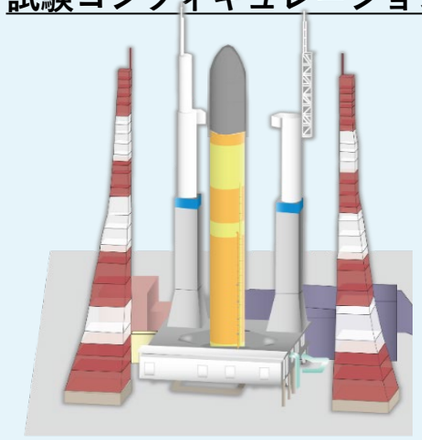
## ■ H3ロケット6号機CFTの実施目的

機体/設備を組合せて30形態の機能・性能を確認すること。

## ■ 試験概要

- 機体移動　：大型ロケット組立棟（VAB）から**射点にロケット／発射台を移動**し、機体制御のための電気ケーブルや、液体推進薬を充填するための配管を接続する。
- 推進薬充填　：設備からロケットに**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する。併せて、機体と地上アンテナの電波リンク（RFリンク）により、機体の状態をモニタできることを確認する。
- 機体把持装置の検証：推進薬充填完了後、機体把持装置を解除・再把持するプロセスを確認する。
- カウントダウン　：打上げのリハーサルとして、**カウントダウン**を実施。LE-9エンジンを**約25秒間燃焼**させる。

**H3ロケット6号機 CFT**
**試験コンフィギュレーション**



| | | |
|---|---|---|
| フェアリング | ： | 試験用 |
| SRB-3 | ： | なし |
| LE-9 | ： | フライト用 |
| 火工品 | ： | あり（未結線） |
| 推進薬 | ： | 充填 |
| エンジン着火 | ： | あり |

【補足】1段実機型タンクステージ燃焼試験（本資料では1段を省略し、CFT）

- 2022年11月7日に試験機1号機の第1段（LE-9エンジン2基）についてCFT実施。
- （参考）第2段については、2020年7-8月にMHI田代試験場にて実施（計3回）


11

# 2-1. 1段実機型タンクステージ燃焼試験（CFT）の概要

## ■ CFTでの主な検証項目

- **準備の機能**
  - 推進薬などの充填
  - 機体把持装置の作動

- **カウントダウンの機能**
  - エンジン（ LE-9 ）着火

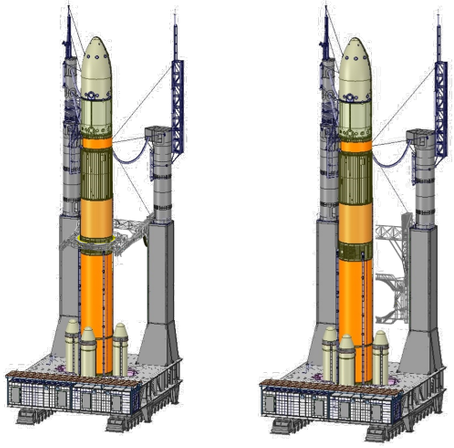
- **飛行中の機能**
  - エンジン燃焼、推進系機能、推力方向制御機能
  - 射点（燃料充填状態）でのロケットと追尾局との通信
  - エンジン燃焼中の振動・音響の確認

H3ロケット試験機1号機
1段実機型タンクステージ
燃焼試験（CFT）の様子
（2022年11月7日）
（竹崎展望台より撮影）

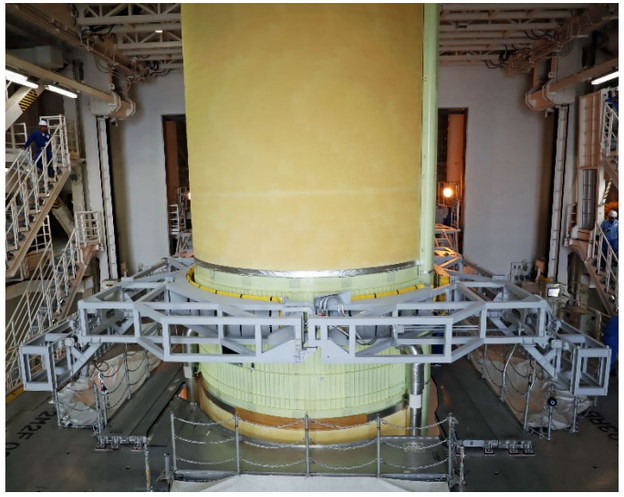
# 2-2. 機体把持装置について

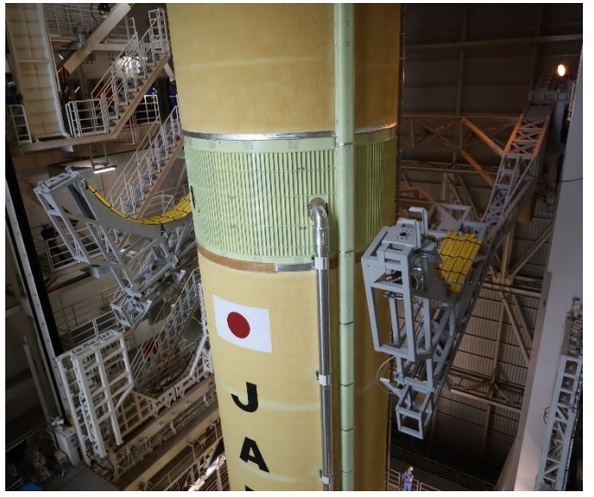
## ■ 機体把持装置

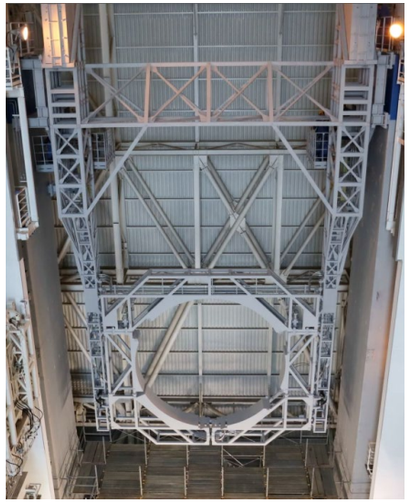
- H3ロケットはH-IIAより大型の機体であることもあり、燃料が入っていない時に風の影響を受けやすいという特徴がある。（特に22・24形態の推薬充填前）
- このため風の影響を受けにくくする策として機体把持装置を整備。機体移動前に機体を抱え込むように把持し、風による機体の揺れを抑える。燃料充填完了後打上げ前に把持を解除し、機体から退避した状態で打ち上げる。
- 本体構造はML5に取付完了。これまでにVAB内でF6の機体を把持し（下写真）、機体と設備が一体となった状態での振動特性データの取得まで完了した。現在最終調整を実施中。
- CFTでは、打上げ当日と同様に機体把持状態にて機体を射点に移動し、**機体に推進薬を充填した極低温状態での作動確認**、作動中のRFリンク確認などを目的に複数回の作動を実施する予定。



機体把持装置　概念図
左図：把持状態
右図：退避状態

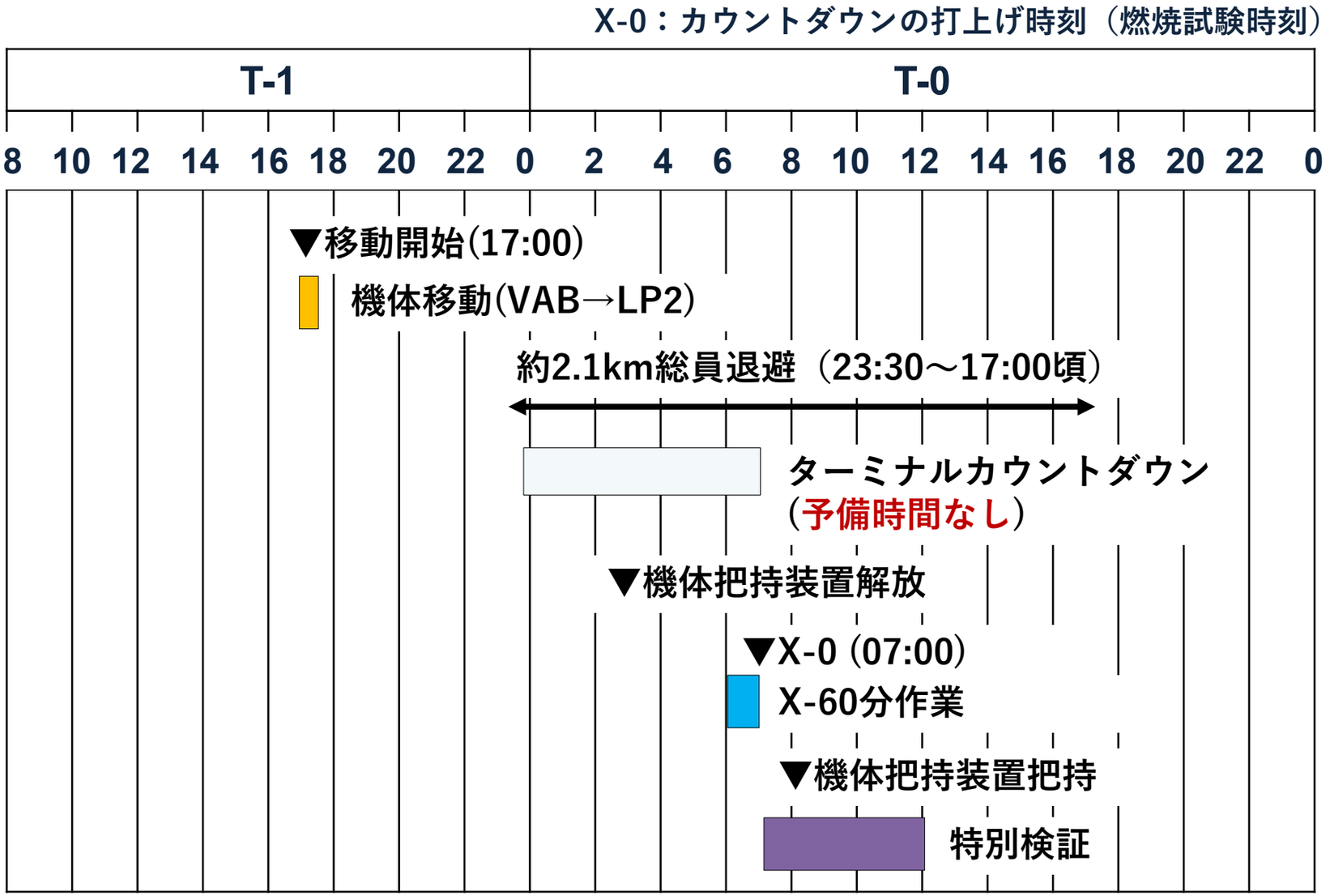






把持状態 ⟷ 機体把持動作中 ⟷ 退避状態

# 2-3. 試験スケジュール




※記者説明（2025/5/8）時点での計画であり、今後試験計画の詳細化・調整を行う中で、変更となる可能性があります。

## ●主要判断タイミング

【1日目（T-1）】
13:00頃　第1回GO/NOGO判断

16:00頃　機体移動開始前判断

23:30頃　第2回GO/NOGO判断

【2日目（T-0）】
6:00頃　第3回GO/NOGO判断

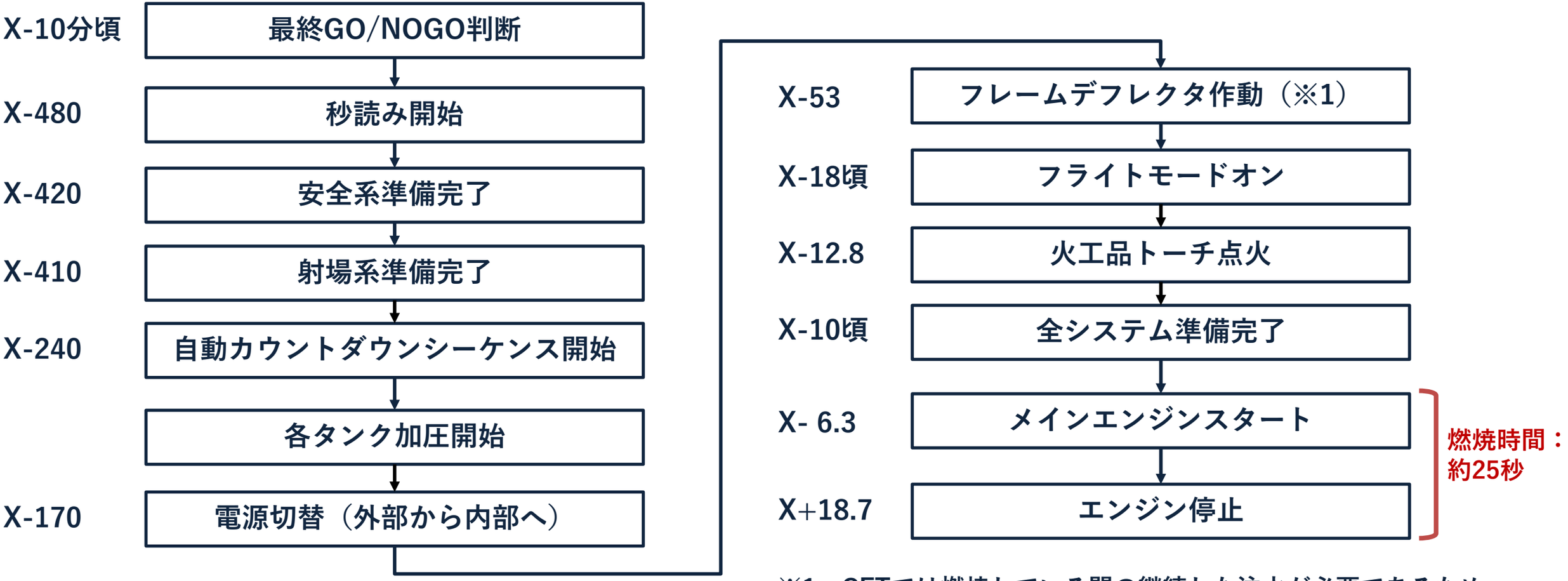
6:50頃　最終GO/NOGO判断

**※当日の天候及び試験状況等により、各時刻が変更となる可能性があります。**

（例）打上げ時は作業マージンとして予備時間（5号機では約4時間）を設定しているが、本CFTでは設定していない。このため、作業進捗によりX時刻を後ろ倒すことがある。

# 2-4. カウントダウンシーケンス

（単位：秒）




※1　CFTでは燃焼している間の継続した注水が必要であるため、ガスタービンポンプ方式の注水設備を使用。（打上げ時はブローダウン方式を使用）

※記者説明（2025/5/8）時点での計画であり、今後試験計画の詳細化・調整を行う中で、変更となる可能性があります。

# 2-5. 天候等の条件

| 対象 | 制約条件 |
|---|---|
| 風 | 制限風速以下であること。<br>（1）機体移動中【制限風速】15m/s(最大瞬間風速)<br>（2）射座起立時【制限風速】22.4m/s(最大瞬間風速)<br>（3）燃焼時　　【制限風速】20.0m/s(最大瞬間風速) |
| 雨 | （1）機体移動中の降雨は15mm/hr以下かつ降り始めから作業終了までの連続雨量が50mm以下であること。<br>（2）機体移動後は降雨強度50mm/hr以下であること。降氷がないこと。 |
| 雷 | 雷警戒報発令時は、直ちに襲雷対策（防御処置）を行うこと。 |
| 温度 | 屋外雰囲気温度：0～38℃<br>(1) 要求を超えた場合は協議にて技術判断をすること。<br>(2) モニタ点は吉信露場とする。 |

※記者説明（2025/5/8）時点での計画であり、今後試験計画の詳細化・調整を行う中で、変更となる可能性があります。

# 2-6. 試験時の警戒区域

- **安全確保のため陸上/海上/上空の立入規制を実施**

- **規制時間（参考）**

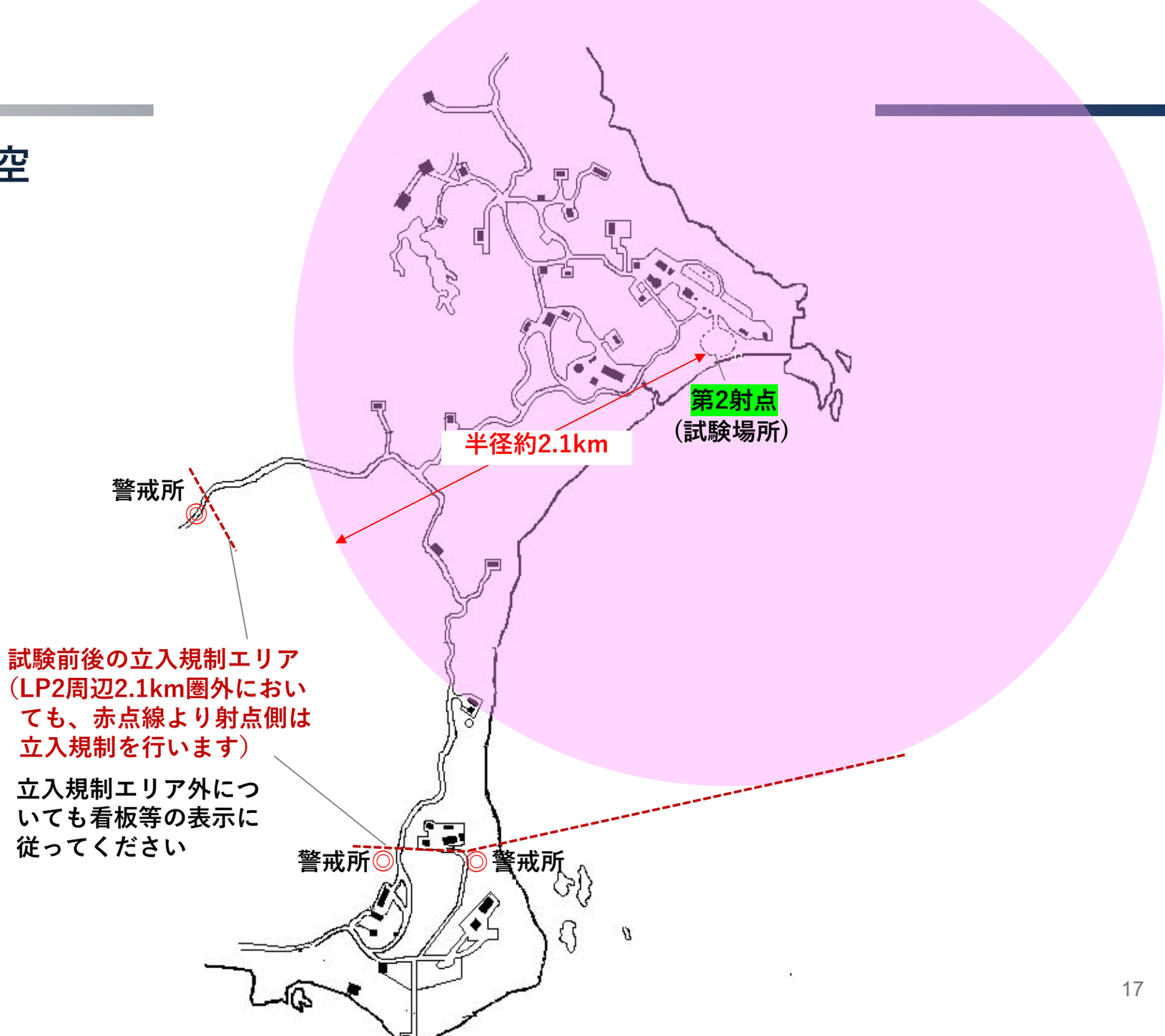
  1日目　23時30分～

  2日目　17時00分

  ※試験状況により変更になる可能性あり

- **規制範囲**

  第2射点（LP2）中心約2.1㎞




※記者説明（2025/5/8）時点での計画であり、今後試験計画の詳細化・調整を行う中で、変更となる可能性があります。

# 参考資料

# 【参考】JAXAホームページでの情報発信

## ■ 特設サイト

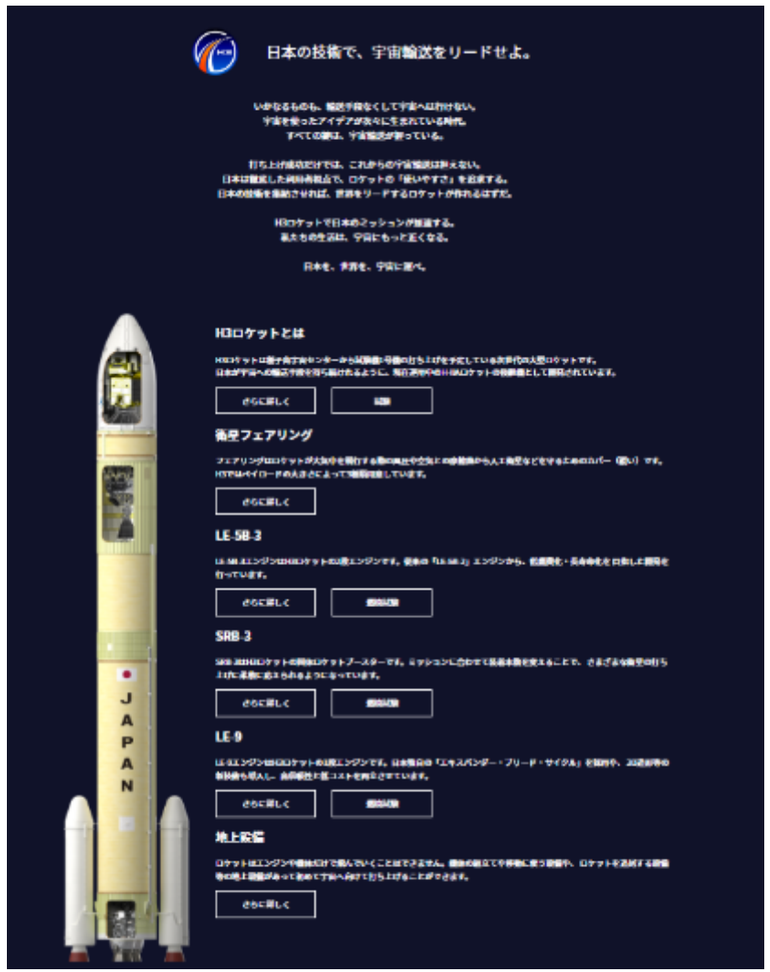
### CFTに向けた最新情報を掲載

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/



# 【参考】ホールドダウンシステム

## ■ ホールドダウンシステムの目的

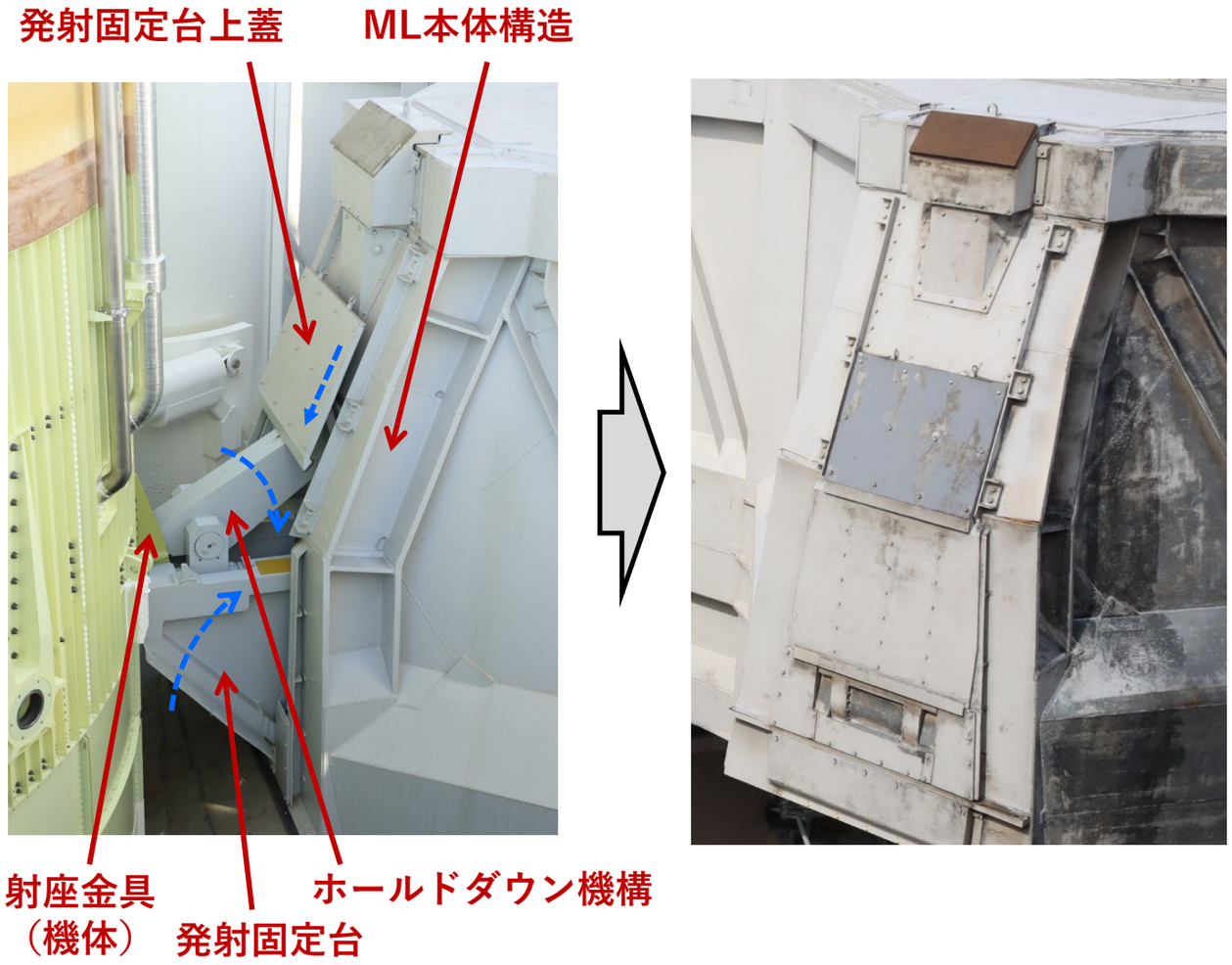
- H3-30形態において、リフトオフ前に3基の LE-9が正常に立ち上がることを確認するまで、機体を拘束（=ホールドダウン）する。

（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押さえつける。
- 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。



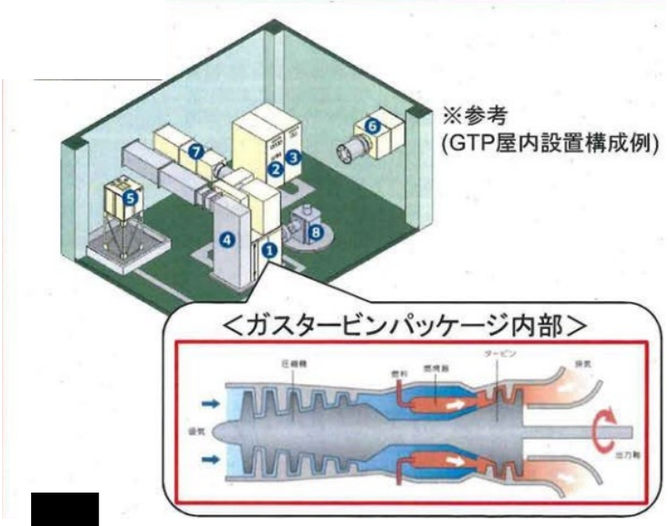
# 【参考】フレームデフレクタ冷却水の注水設備

※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。



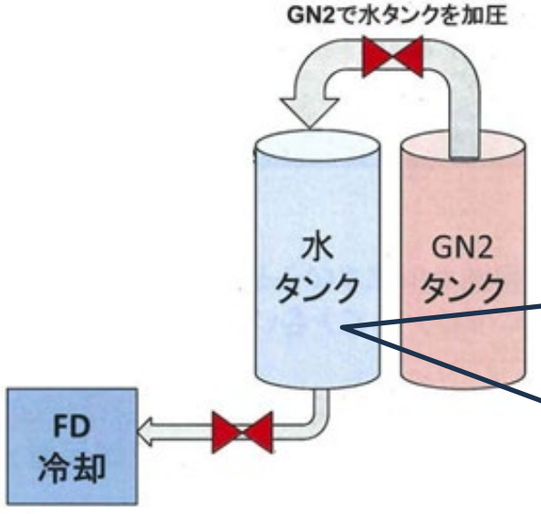
**4号機以降**

**⇒ブローダウン方式**

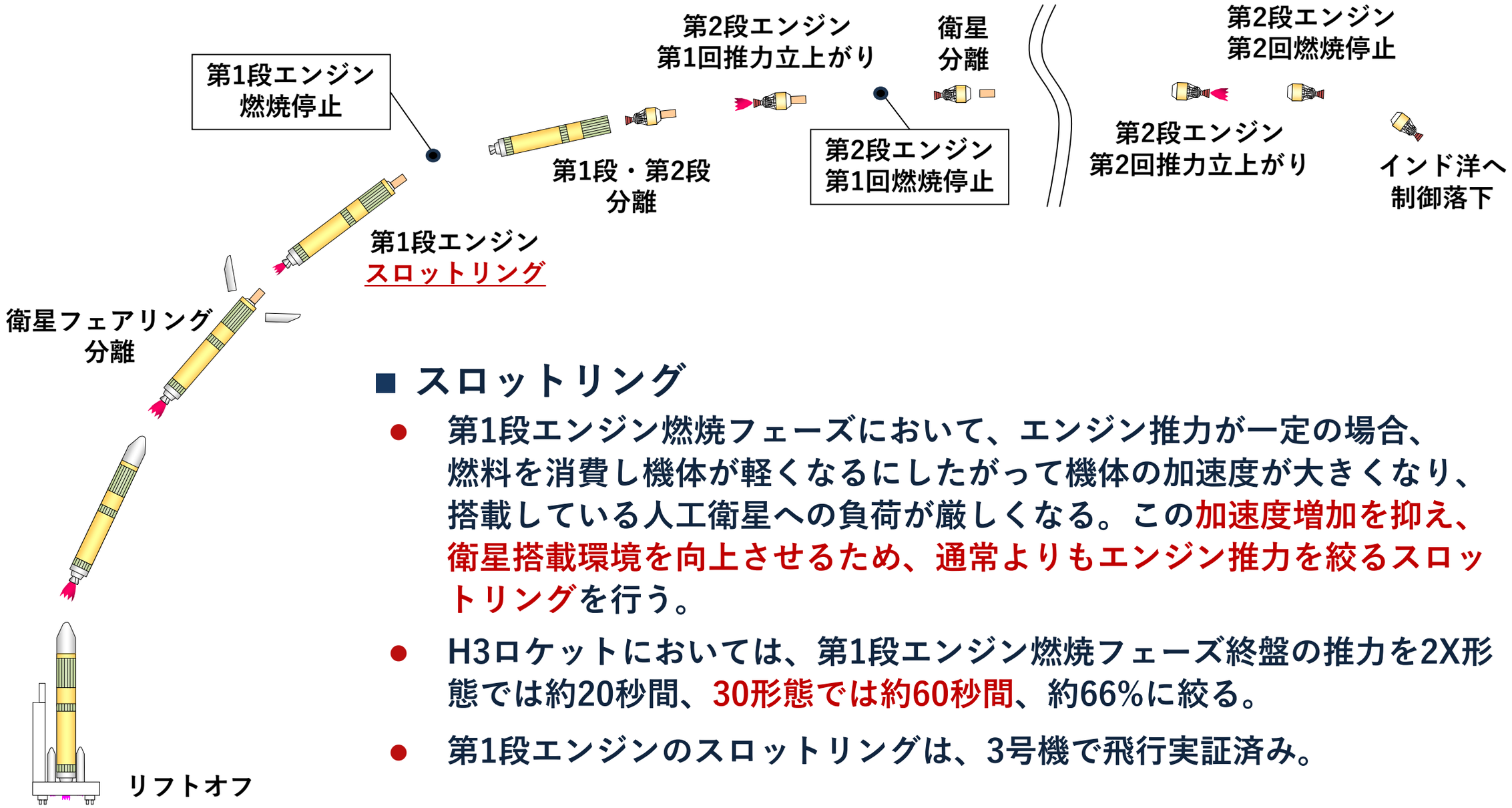
注水タンクに水を充填し、窒素ガスで加圧することで注水。

➡ 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53→33sに後ろ倒し。



# 【参考】スロットリング



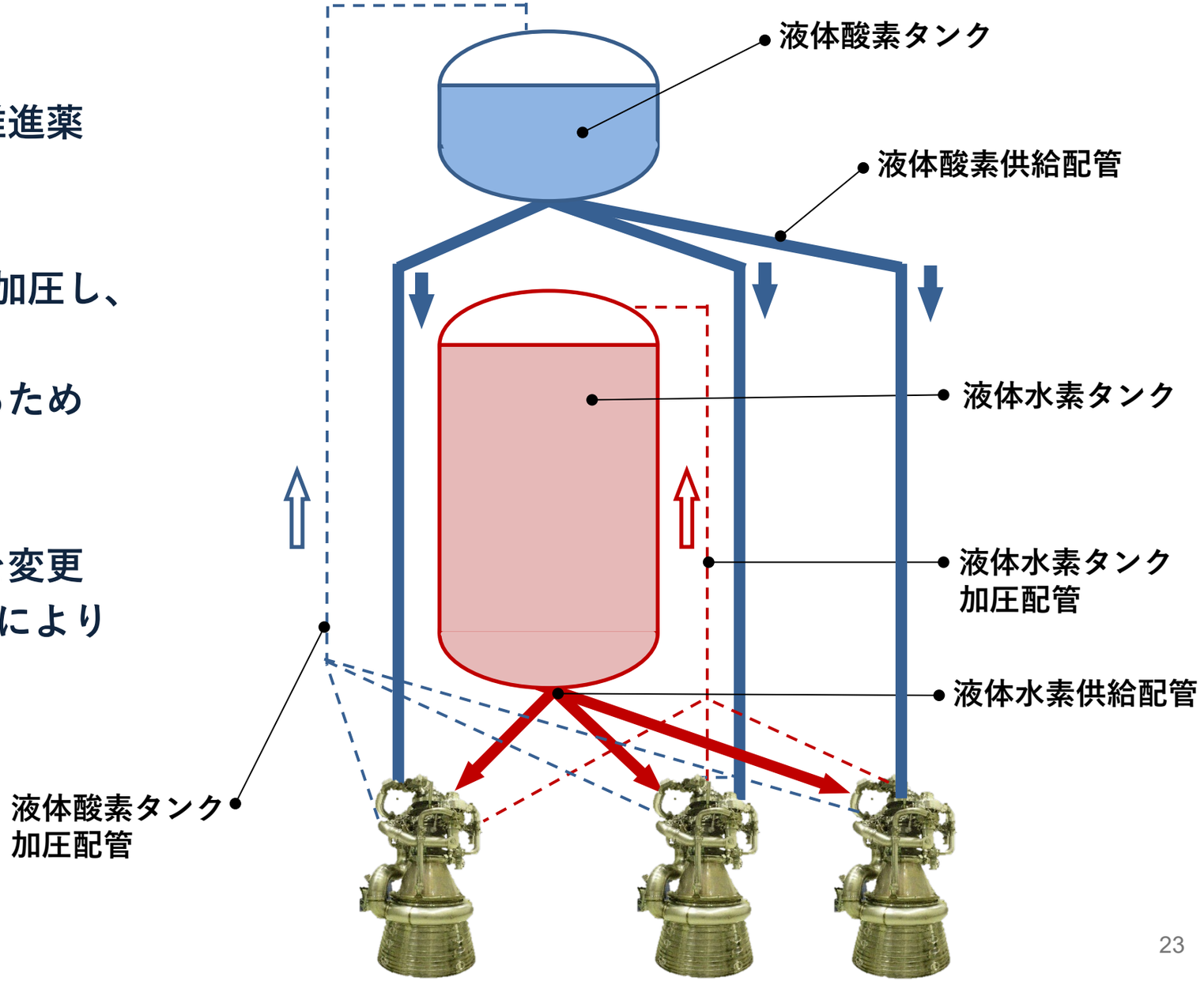

## ■ スロットリング

- 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。

# 【参考】 第1段推進系の概要

## ■ 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



# 【参考】 H3ロケットの開発経緯（1/2）

- 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

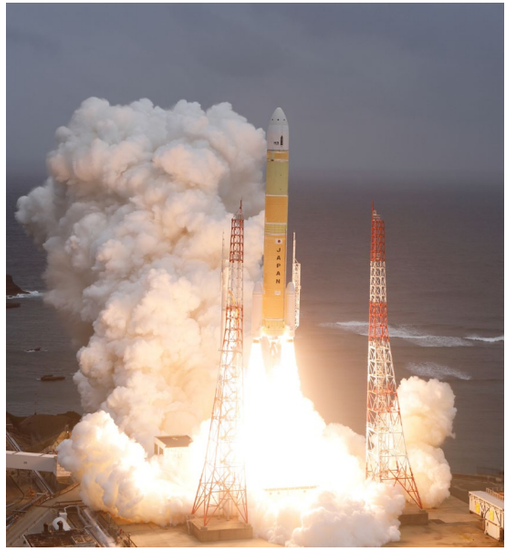
# 【参考】 H3ロケットの開発経緯（2/2）

- 2023年3月　：2023年3月7日、H3ロケット試験機1号機（22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　：第75回宇宙開発利用部会でH3ロケット試験機2号機の方向性についてH3-22形態、ロケット性能確認ペイロード（VEP）、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　：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（22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年度　：3号機（22形態・「だいち4号」搭載）、4号機（22形態・「きらめき3号」搭載）、5号機（22形態・「みちびき6号機」搭載）も計画通りに飛行。
- 2025年度　：以下のミッションの打上げを計画
  VEP-5及び副衛星6基：30形態試験機、HTV-X1：24形態、「みちびき5号機」：22形態、「みちびき7号機」：22形態

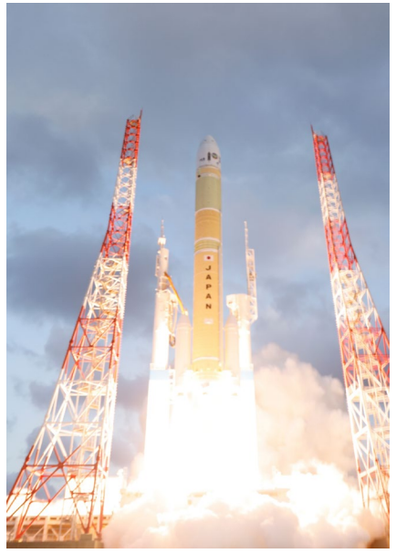
# 【参考】H3ロケット打上げ実績及び打上げ予定

## ■ 2024年度打上げ結果

2024年7月1日 H3ロケット3号機打上げ
（先進レーダ衛星「だいち4号」（ALOS-4））



2024年11月4日 H3ロケット4号機打上げ
（Xバンド防衛通信衛星「きらめき3号」）

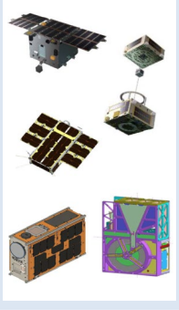


2025年2月2日 H3ロケット5号機打上げ
（「みちびき6号機」（準天頂衛星））

## ■ 2025年度打上げ予定のミッション

H3ロケット30形態試験機
（VEP-5及び副衛星6基を搭載）

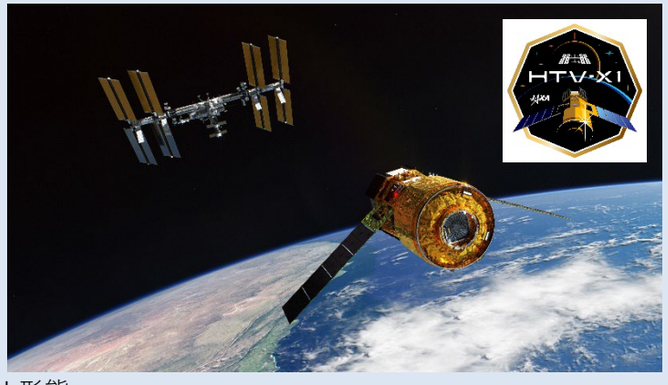
H3ロケット
機体形態：
30-S



「新型宇宙ステーション補給機
（HTV-X）1号機」
（HTVX-1）

H3ロケット
機体形態：
24-W

※左CG図は24-L形態




「みちびき5号機」
（QZS-5）
「みちびき7号機」
（QZS-7）

H3ロケット
機体形態：
22-S

出典：qzss.go.jp

# 【参考】H3ロケットの形態概要

■全長：約 63m（H3-24L）
　　約 57m（H3-30S、H3-22S）

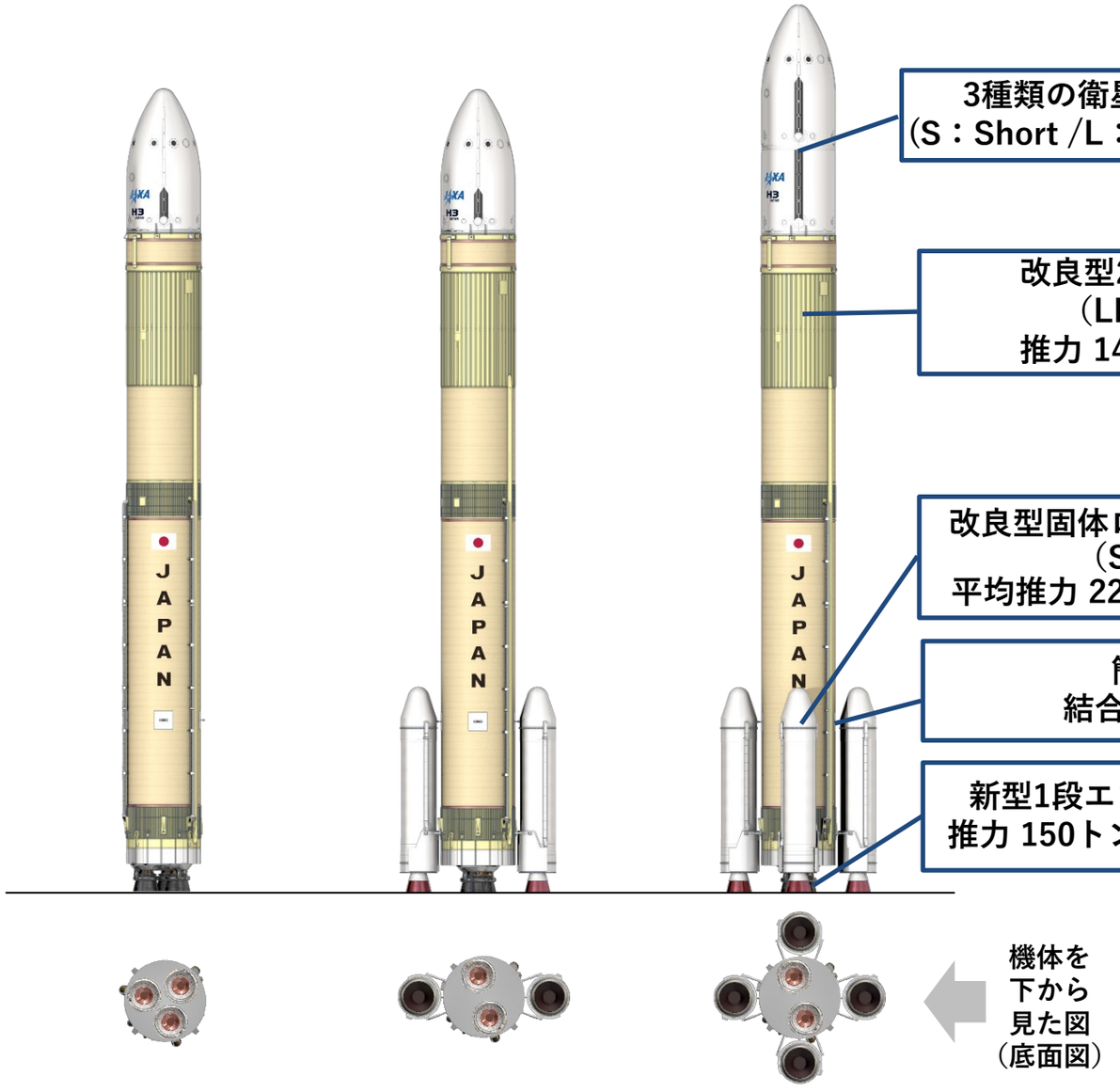
■コアロケット直径： 約 5.2m

■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



# 【参考】LE-9エンジン開発経緯

第75回宇宙開発利用部会（2023年5月24日）にて報告した内容の要約

## LE-9エンジン開発の経緯

- 2020年5月のLE-9エンジン認定燃焼試験にて、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。「燃焼室内壁の開口」は対応策を確立（2022年1月）。
- 「液体水素ターボポンプ（FTP）のタービンの疲労」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、試験機1号機の確実な打上げのために以下の事象への対応が必要な状況であったことから、リスク最小化のため、複数の案を並行開発 。2022年3月～7月のエンジン燃焼試験で**試験機1号機に適した仕様（タイプ1）を選定**。液体酸素ターボポンプ（OTP）については「1の矢」で対策を確立した。

  【事象】・FTP：第1段タービンディスク部のフラッタ
  ・OTP： 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

- 2023年2月からタイプ2に向けたエンジン試験を再開したが、下記に示すFTP「2の矢」で、FTP「1の矢」で見られていた回転非同期の応答は抑制できたが、一部共振応答が大きいデータが得られたことから、恒久対策としては更なる改良が必要と判断し、**試験機2号機以降の当面の打上げに対応するタイプ1Aエンジン**を準備することとした（2023年5月）。

  【FTP・OTPの開発案】

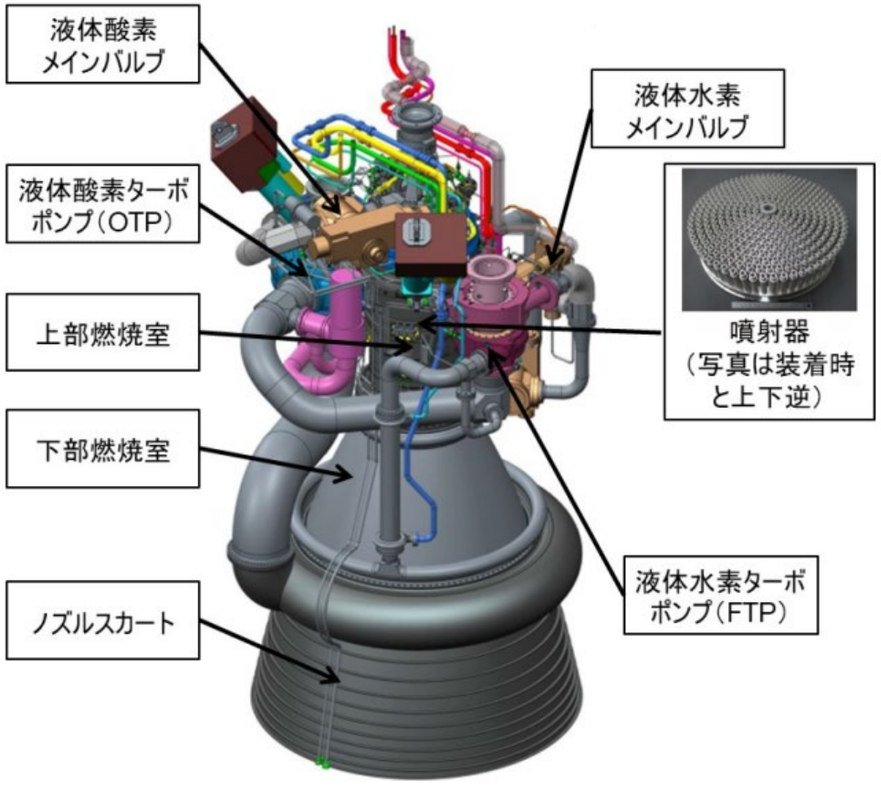
  ・FTP　0の矢：　2021年10月に一部改善効果を確認したタービンを追加工し、減衰力を強化
  　　1の矢：　2021年6月に用いたタービンを基に、ディスク部の剛性を向上
  　　2の矢：　1の矢の派生型として設計・製造の上、1の矢の結果を反映し追加工
  　　3の矢：　複数の案を並行して設計検討

  ・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

# 【参考】 LE-9エンジン　タイプ2開発状況

第1回基幹ロケット開発に係る有識者検討会（2025年3月26日）にて報告した資料から引用

- 2023年度から恒久対策型のタイプ2エンジンを開発中。
- 液体水素ターボポンプ（FTP）のタービン設計を改良して性能（比推力）の向上とタービン翼振動の抑制を両立させるとともに、３Ｄ造形技術を適用する等により製品コストを低減する。
- 2025年度にエンジン燃焼試験を行って恒久対策仕様を確定し、認定試験を実施。




LE-9エンジン概要図

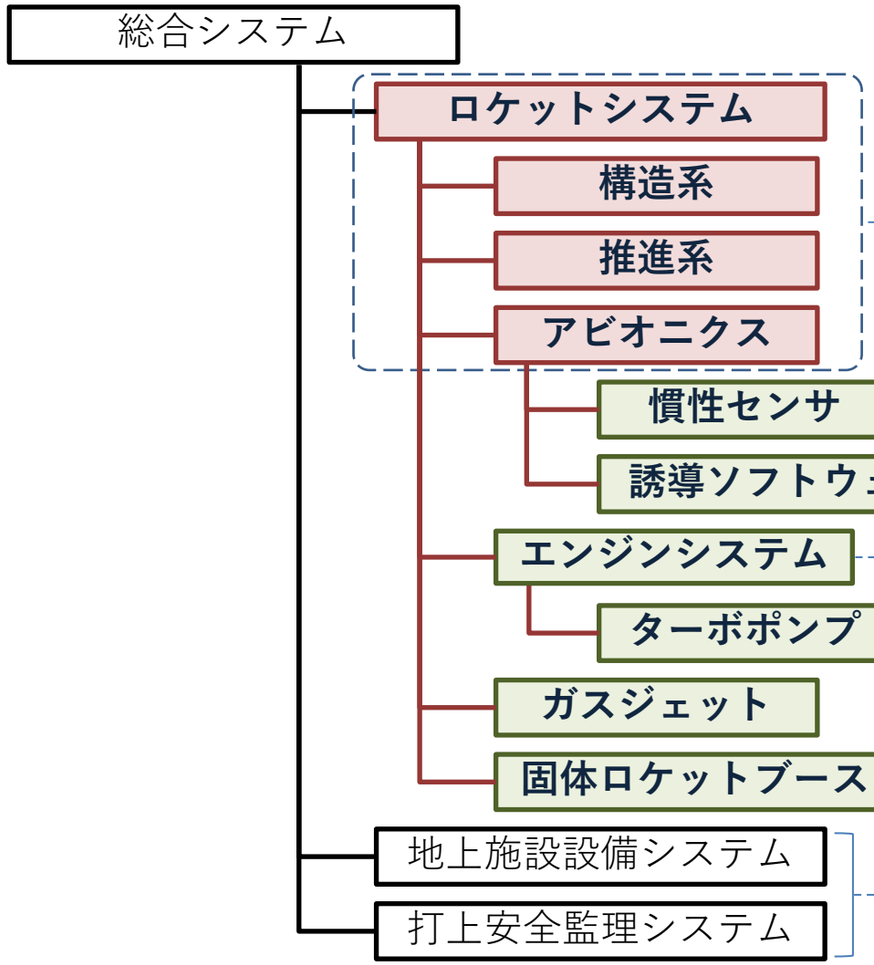
| | タイプ1（試験機1号機） | タイプ1A<br>（試験機2号機～） | タイプ2 |
|---|---|---|---|
| FTP | 0の矢<br>（剛性の向上、減衰力の強化） | タイプ1と同じ | 恒久対策仕様※1,2 |
| OTP | 1の矢（タービン入口部の流れの不均一性を抑制） | 恒久対策仕様<br>（タイプ1と同じ） | 恒久対策仕様<br>（タイプ1と同じ） |
| 噴射器 | 機械加工 | タイプ1と同じ | 恒久対策仕様※2 |
| その他コンポーネント | タイプ1仕様 | 恒久対策仕様<br>（主として既に開発試験で実績があるもの） | 恒久対策仕様 |

※1　FTPの恒久対策仕様として、これまでに試験実績のある設計をベースとすることでリスクを低減する。

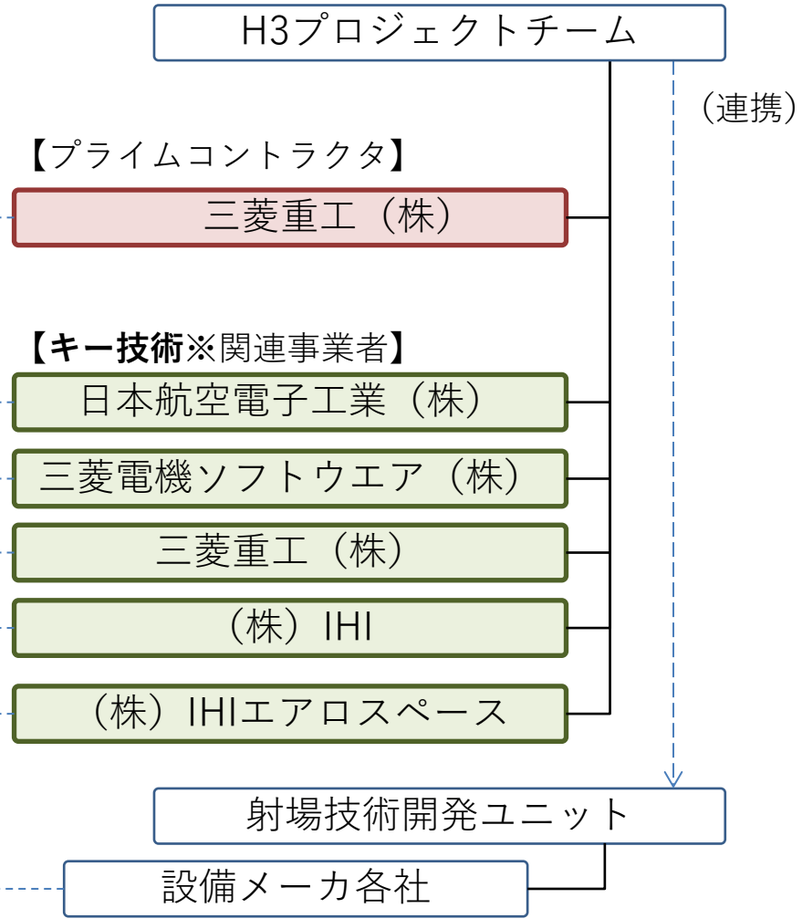
※2　噴射器、ターボポンプの恒久対策仕様として、3D造形技術の適用範囲拡大による製品コスト低減等を計画。

# 【参考】H3ロケットの開発体制

## ■ システム構成




## ■ 体制




**※その他多数の企業がパートナとして開発に参加**

**※キー技術**

我が国が**自律的な宇宙活動**を行うために、**他の産業技術からの転用ができないロケット固有の技術**で、他国からの影響を受けることのないよう**国内に維持する必要のあるロケットに関する基幹技術**、及び**国が責任を負うべき分野の技術**