



# H3ロケット8号機 打上げ準備状況

2025年12月15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)

**志村 康治** (三菱重工業株式会社 防衛・宇宙セグメント 宇宙事業部 H3プロジェクトマネージャー)

# 1. H3ロケット8号機 ミッション概要

## ■ ロケット及びペイロードの名称等

- ロケット： H3ロケット8号機 (H3-22S※1)  
(読み方：えいち・すりー・ろけっと・はちごうき)
- ペイロード： 準天頂衛星システム「みちびき5号機」
- 投入軌道： 準天頂軌道

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

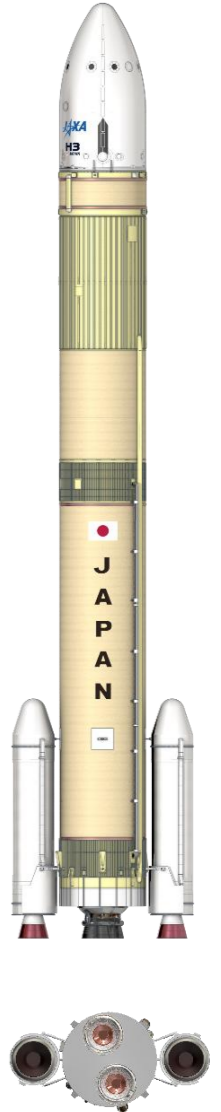


# 1. H3ロケット8号機 ミッション概要

## ■ TF1～F7との比較

	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	—

F8  
(H3-22S)



# 3. H3ロケット 8号機の準備状況



2025年8月30日  
コア機体が種子島に到着



2025年11月10日  
1段機体VOS※1



2025年11月11日  
2段機体 VOS



2025年11月13日  
SRB-3 (R側) VOS



2025年11月14日  
SRB-3 (L側) VOS

推進系、  
電気系等の  
機能点検

みちびき5号機  
とPAF※2を結合

11月25日

みちびき5号機/PAF  
とPSS※3を結合

11月26日

※1 VOS：ロケット組立作業(Vehicle On Standの略)  
※2 PAF：衛星分離部(Payload Attach Fittingの略)  
※3 PSS：衛星搭載アダプタ(Payload Support Structureの略)



11月28日  
みちびき5号機をフェアリングに収容

# 3. H3ロケット8号機の準備状況

※1 RFシステム：無線通信システム(Radio Frequencyの略)



2025年12月1日  
衛星フェアリングVOS



2025年12月2日  
最終機能点検

RFシステム※1  
点検

12月14日

リハーサル

12月14日

アーミング/  
クローズアウト

12月15日

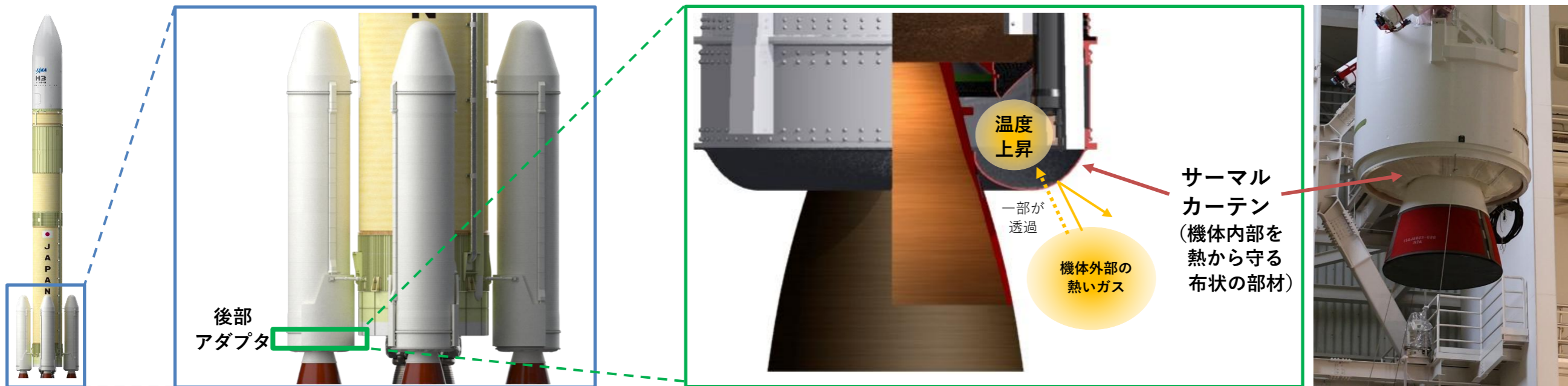
機体移動

打上げ

### 3. H3ロケット8号機の準備状況

#### ■ H3ロケット7号機打上げ時におけるSRB-3後部アダプタ内温度上昇事象への対応

- 【事象】
- ・ 24形態である7号機には4本のSRB-3を装着しており、うち2本は5号機まででフライト実績のある従来仕様品、残り2本にはコストダウンを目指して設計変更したサーマルカーテンを初めて使用した。
  - ・ 打上げ後詳細評価を行ったところ、設計変更したサーマルカーテンを用いた2本の**SRB-3の後部アダプタ内の温度が想定よりも上昇する事象**が確認された（SRB-3の機能には影響のない範囲の温度上昇）。
- 【原因】 設計変更したサーマルカーテンの気密機能がフライト中に低下し、エンジンの噴流等の干渉により生じる機体外部の熱いガスが、サーマルカーテンを透過して後部アダプタ内部に侵入したためと推定。
- 【対策】
- ・ 8号機及び9号機においては、従来仕様品を適用する。
  - ・ 原因調査の結果を踏まえ、10号機以降のサーマルカーテンの仕様を検討する。



# 3. H3ロケット8号機の準備状況

## ■ 慣性センサユニット（IMU）の一時的な出力データ異常

【事象】 ・ 12月2日に実施した最終機能点検において、**慣性センサユニット（IMU）** ※から出力される6つの**加速度データのうちの1つに、一時的に、通常とは異なる出力**を確認した。

・ 本事象を受け、製造工程での環境試験時の生データ（通常は評価対象外）を確認したところ、事象の兆候を示すデータを確認した。

（※）慣性センサユニット（IMU：Inertial Measurement Unitの略）：ロケットの誘導制御に必要な各種信号（加速度、姿勢等）を出力する機器。第2段機体に搭載。内部に冗長系を持っている。

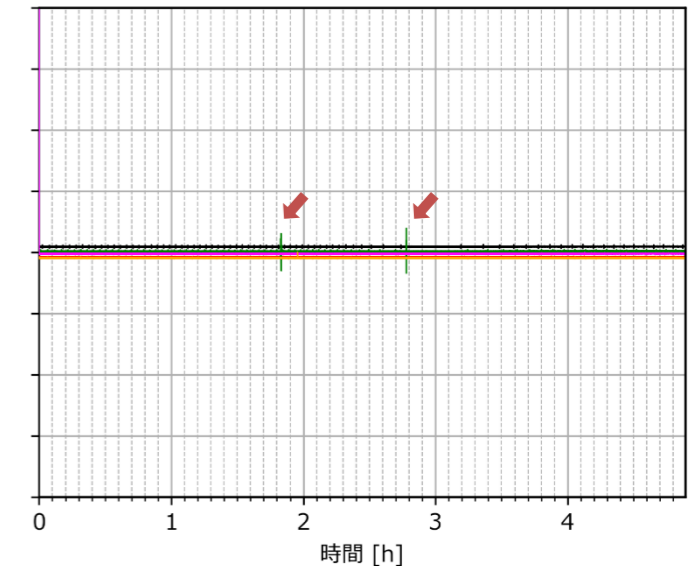
【原因】 ・ IMUを機体から取り外し分解調査を実施したところ、異常値を出力した加速度計の内部回路の一か所に接触不良を確認。温度変化等により当該回路の接触状態が変化することで、一時的な出力異常が発生したと特定した。

・ 調査の結果、製造工程の作業ばらつきにより、極めて稀に発生する事象であると評価している。

【対策】 ・ 8号機については、環境試験時の生データの確認を含め健全性を確認したIMUに交換を実施（12/13に交換及び機能点検を完了）。

・ 後続号機については、検査プロセスの見直し等を検討する。

製造工程での生データ



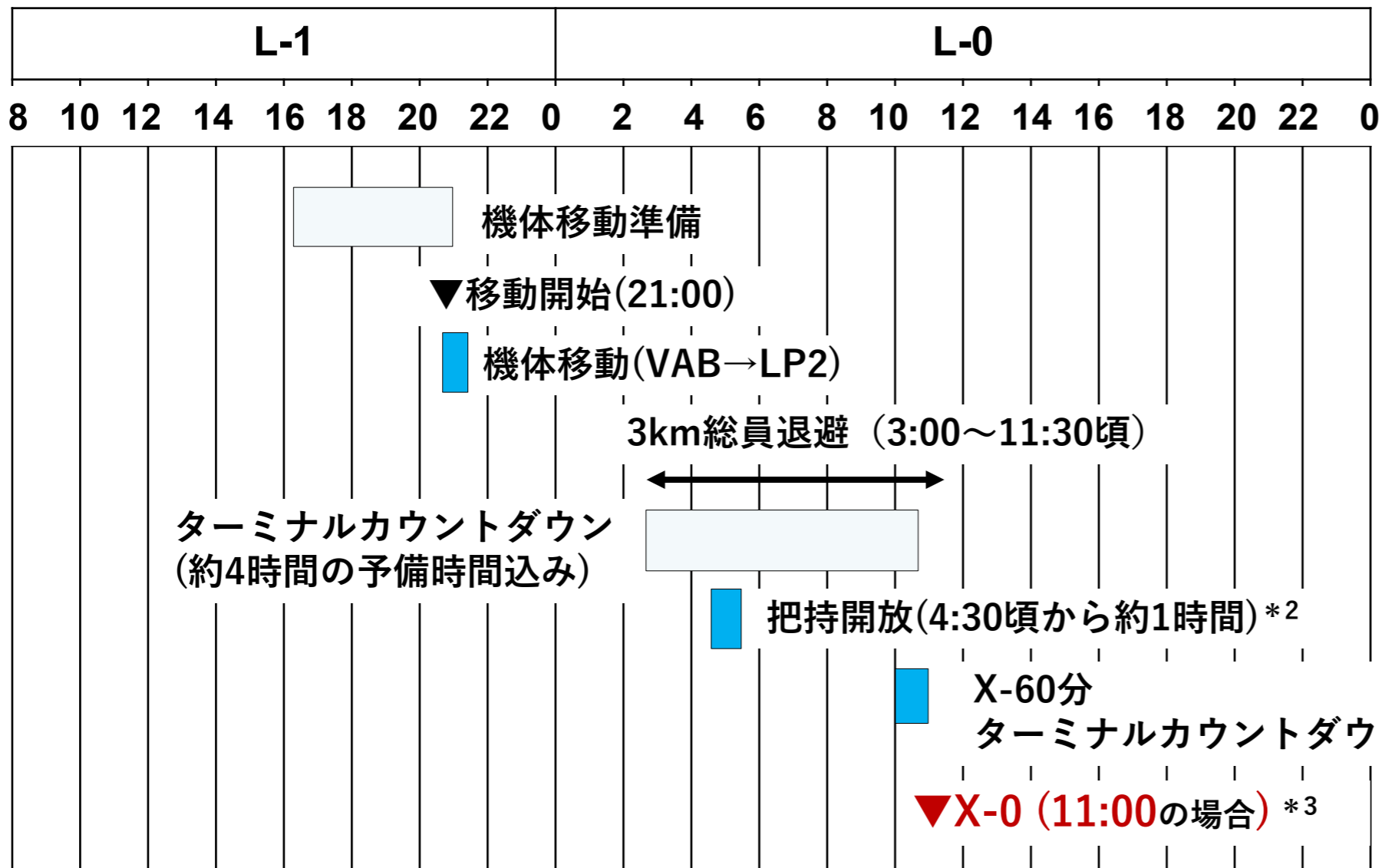
全6個の加速度計の内、当該加速度計には兆候を示すデータが残っている。



IMU外観  
(第2段機体に搭載)

# 4. 打上げ当日 (L-1、L-0) 主要スケジュール

X-0 : 打上げ時刻



## ● 主要判断タイミング

L-1  
17:45頃 第1回GO/NOGO判断

L-0  
2:50頃 第2回GO/NOGO判断  
X-60分頃 第3回GO/NOGO判断  
(打上げ時刻の60分前頃)

X-10分頃 最終GO/NOGO判断  
(打上げ時刻の10分前頃)

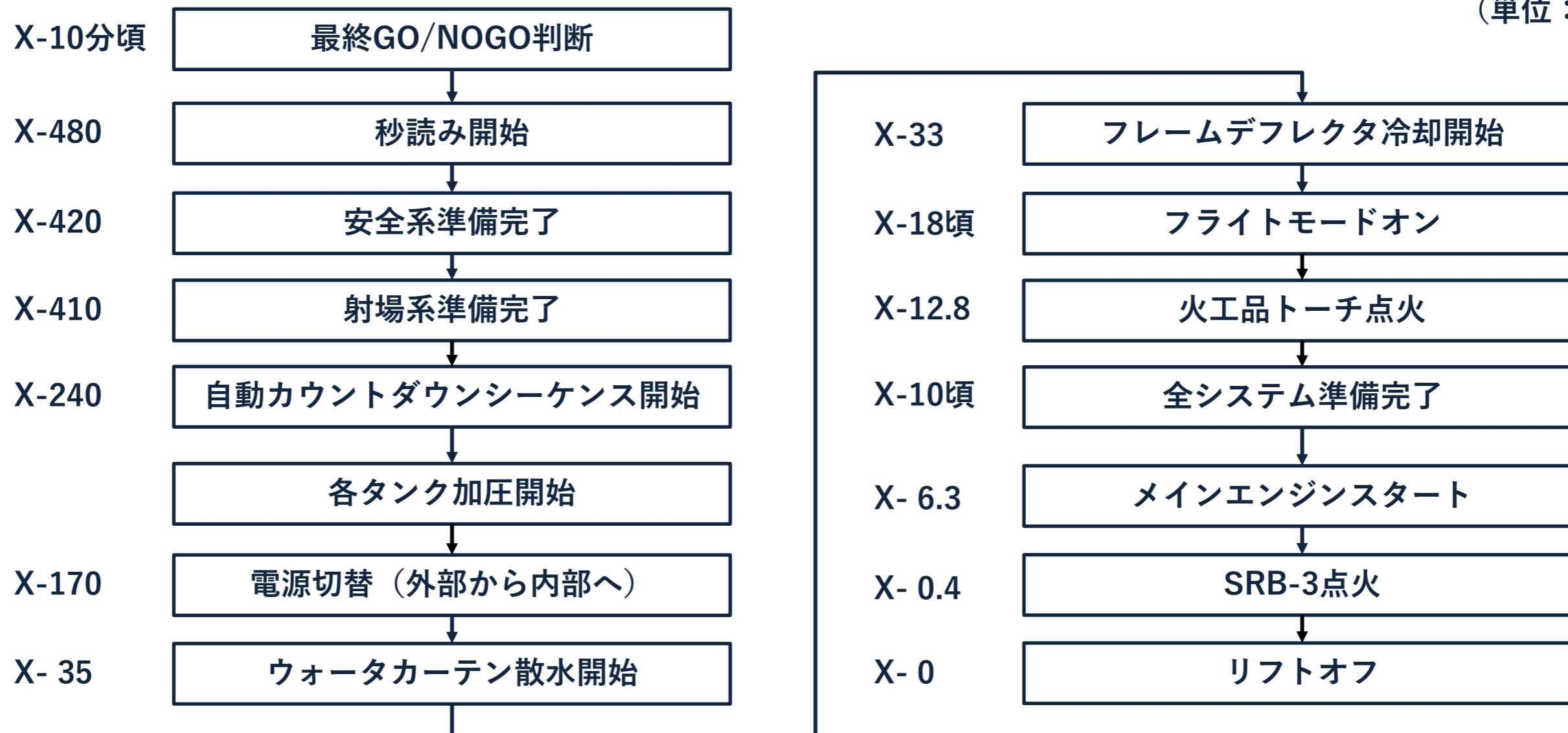
※1 打上げ時間帯が11:00~12:00の間に設定される場合のスケジュール。打上げ時間帯が変更となる場合は、本スケジュールも連動して変更予定。

※2 目安時間であり作業状況等により、予告なく変更となる場合がある。

※3 実際の打上げ時刻及び打上げ時間帯は、各種解析結果を踏まえて決定し、公表する。

# 5. カウントダウンシーケンス

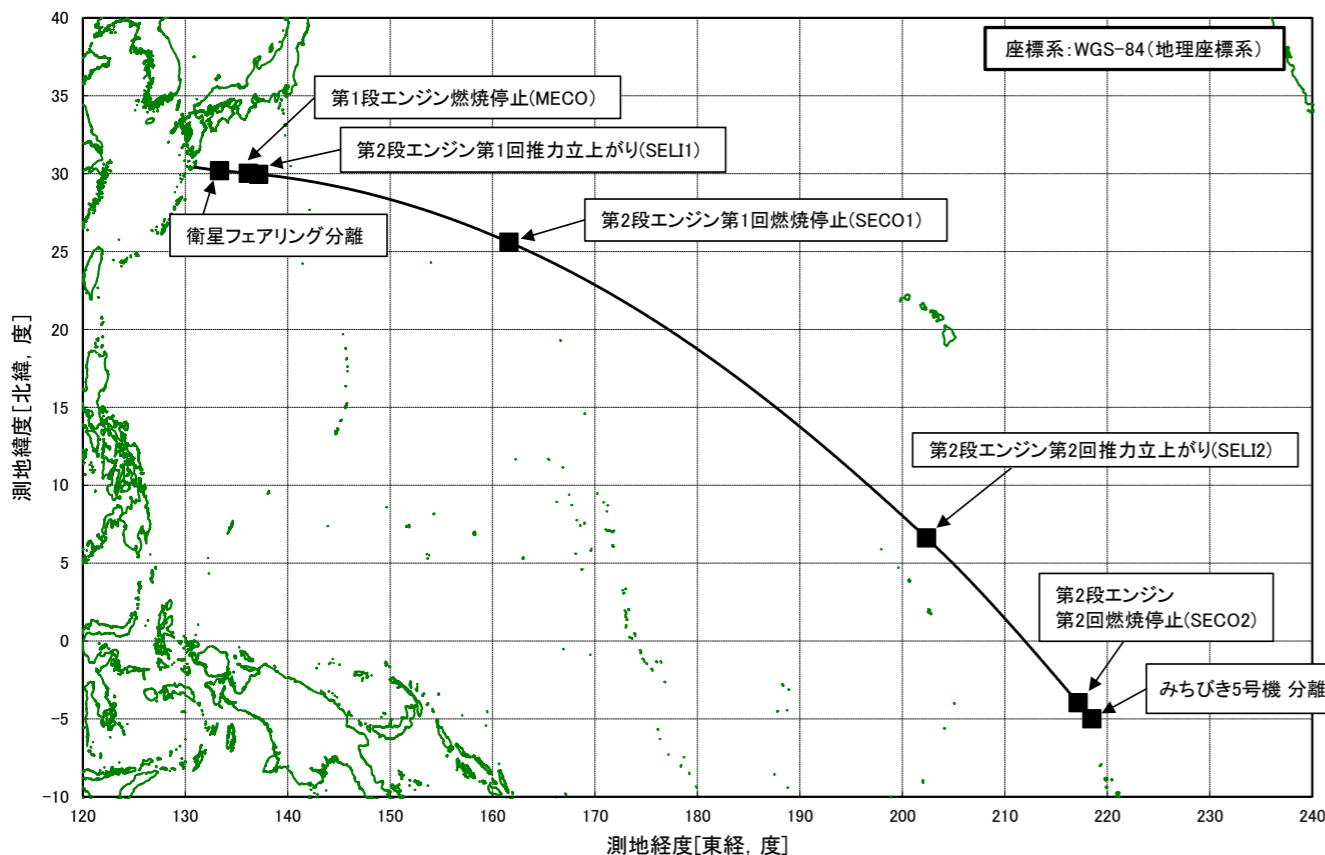
(単位：秒)



# 6. 飛行計画

- 準天頂軌道に「みちびき5号機」を投入する。
- SECO2後に「みちびき5号機」を分離する。
- 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（F3～F5と同様）。

飛行経路（リフトオフ～「みちびき5号機」分離）



リフトオフ後時刻 (s) ※1

イベント

リフトオフ後時刻 (s) ※1	イベント
0	リフトオフ
117	SRB-3分離
225	衛星フェアリング分離
300	第1段エンジン燃焼停止 (MECO※2)
308	第1段・第2段分離
321	第2段エンジン第1回推力立上がり (SELI1※3)
767	第2段エンジン第1回燃焼停止 (SECO1※4)
1486	第2段エンジン第2回推力立上がり (SELI2※3)
1746	第2段エンジン第2回燃焼停止 (SECO2※4)
1767	「みちびき5号機」分離

※1 最新の飛行解析に基づく予定秒時（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

# 7. 主要打上げ制約条件

系	対象	制約条件
ロケット系	風	制限風速以下であること。 (1) 機体移動中 【制限風速】 15m/s(最大瞬間風速) (2) 射座起立時 【制限風速】 22.4m/s(最大瞬間風速) (3) 発射時 【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。 (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。 (3) 発射時の降雨は20mm/hr以下であること。
	雲	積乱雲の中を飛行経路が通過しないこと。
	雷	発射前及び飛行中において機体が空中放電（雷）を受けないこと（ただし、発射時の詳細な気象観測による）。
	高層風	(1) 飛行中の機体が受ける荷重が設計荷重を超えないこと。 (2) 主エンジン・トータル舵角が制限値未満であること。 (3) 各投棄物の落下点がそれぞれの落下予測区域内にあること。
	各設備	地上設備が正常に動作すること。
飛行安全系・射場系	風	リフトオフ以降の最大瞬間風速が27.7m/sを超える見込みがないこと。
	高層風	射点近傍で破壊した場合に、落下破片等による警戒区域外への影響がないこと。
	雲底高度	射点近傍の雲底高度が450mより高いこと。
	有人宇宙物体との干渉評価	ロケット及びロケットからの分離物が、軌道上の有人宇宙物体と衝突しないこと。
	各設備	各設備が正常に動作し、データ取得、データ伝送及び飛行安全管制に支障がないこと。
射場安全系・警備系	陸上警戒	総員退避区域の無人化確認が図れること。警戒区域内の安全が確保されていること。
	海上警戒	設定区域の海上警戒、監視が可能なこと。警戒区域内の安全が確保されていること。
	上空警戒	設定区域に航空機等の侵入が認められないこと。警戒区域内の安全が確保されていること。

# 8. 気象予報

令和7年12月15日発表

日付	12月16日				12月17日				12月18日				12月19日				12月20日				12月21日				12月22日							
	明日(火)				明後日(水)				木曜日				金曜日				土曜日				日曜日				月曜日							
	L-1				L-0				L+1																							
	00	06	12	18	00	06	12	18	00	06	12	18	00	06	12	18	00	06	12	18	00	06	12	18	00	06	12	18	00	06	12	18
天気	☆ /○	☀ /○	☀ /○	☁ //☆	☁ /☆	☁ /☆	☁ /☆	☁ /☆	☁ /☆	☀ /○	☀ /○	☀ /○	☆ /○	☁ /☆	☁ /☆	☁ /☆	☁ /☆	☁ /☆	☁ /☆	☁ /☆	☁ /☆	☁ /☆	☁ /☆	☁ /☆	☁ /☆	☁ /☆	☁ /☆	☁ /☆	☁ /☆			
風向	↓	↓	↙	↙	↑	↗	↗	↗	↓	↓	↙	↙	↙	↙	↙	↙	↙	↙	↙	↙	↙	↙	↙	↙	↙	↙	↙	↙	↓	↓	↙	↙
風速 m/s	3~4	3~4	2~3	1~2	1~3	2~6	4~6	5~9	6~8	5~7	5~7	3~6	2~4	3~5	3~5	3~5	2~4	1~3	1~3	2~4	3~5	4~6	2~4	2~7	6~8	8~10	10~13	10~13				
最高気温	17°C	並	並	並	20°C	高	高	高	19°C	高	高	高	21°C	高	高	高	21°C	高	高	高	20°C	高	高	高	20°C	高	高	高				
最低気温	10°C	並	並	並	14°C	高	高	高	14°C	高	高	高	16°C	高	高	高	17°C	高	高	高	16°C	高	高	高	15°C	高	高	高				
概況	移動性高気圧が本州の南に進み、午前中は概ね晴れますが、午後は上空の気圧の谷が通過して雲が広がります。				晴れ間もありますが、北から南下する前線の影響で雲が多く、夜には大気の状態がやや不安定となり雨が降ります。				前線の通過後、移動性高気圧に覆われ概ね晴れます。				高気圧後面となり、上空の気圧の谷や湿った気流の影響を受けて雲が多く、夜にはわか雨があります。				引き続き東寄りの湿った気流により雲が広がりにわか雨があり、夜には気圧の谷が接近して大気の状態が不安定となり、雨の降る天気となります。				気圧の谷や前線が通過する影響で雨の降る天気となり、断続的に雨足が強まります。				北寄りに張り出す高気圧の周辺部となり、雲が多く北寄りの風が強まり、わか雨があります。							
凡例	△ 雷：発雷可能性あり    強風：平均風速 10.0 m/s以上    高波：3m以上    大雨：時間10mm以上or積算雨量150mm以上    天気 /：一時 //：時々 →：のち × 雷：発雷可能性高い    強風：平均風速 14.3 m/s以上    高波：4m以上    大雨：時間40mm以上or積算雨量250mm以上    気温 高：平年+2°C以上 低：平年-2°C以下																															

概況・予報は 株式会社 応用気象エンジニアリング (気象庁長官予報業務許可第17号) により作成

# 【参考】JAXAホームページ等での情報発信

## ■ 打上げ特設サイト

8号機打上げに向けた最新情報を掲載

<https://fanfun.jaxa.jp/countdown/h3f8/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

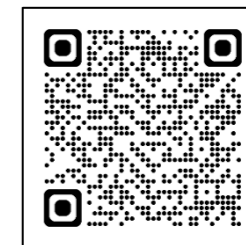
<https://www.rocket.jaxa.jp/rocket/h3/>



## ■ JAXA種子島宇宙センター 公式X（旧Twitter）

8号機射場作業の様子等、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8号機  
打上げ現場の様子を発信中！

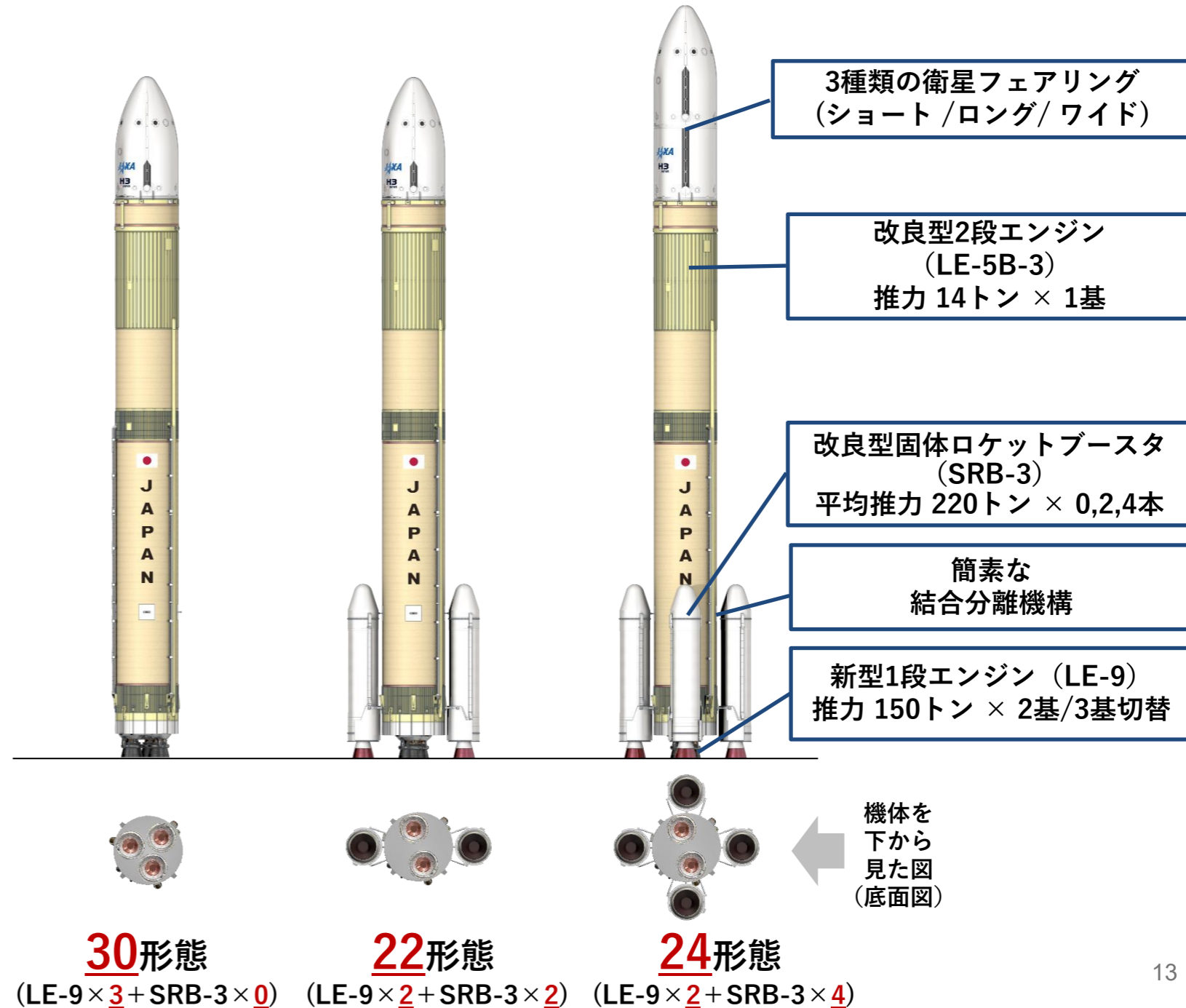
#H3F8

をつけて、  
応援をお願いします！



# 【参考】 H3ロケットの形態概要

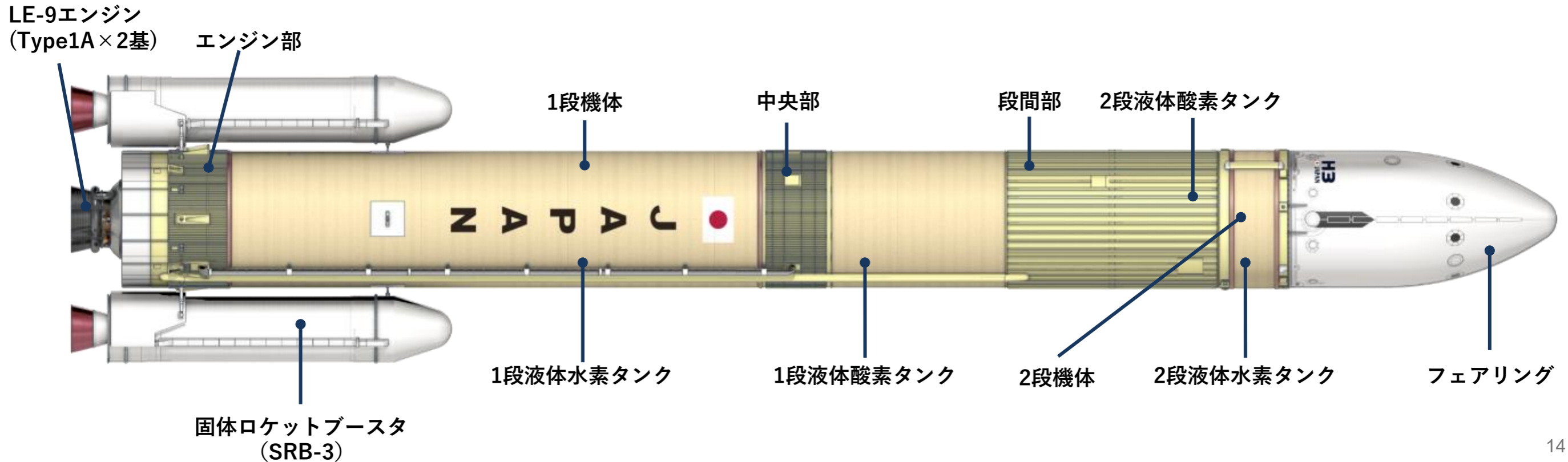
- 全長：約 63m (H3-24L)  
約 57m (H3-30S、H3-22S)
  - コアロケット直径：約 5.2m
  - 固体ロケットブースタ直径：約 2.5m
  - 顧客へのサービス
    - 搭載環境条件：世界標準以上
    - 受注から打上げまでの所要期間：世界標準以上
  - 打上げ能力
    - SSO (500km円軌道)：4t以上
    - GTO：6.5t以上
- ※SSO：太陽同期軌道、GTO：静止トランスファ軌道



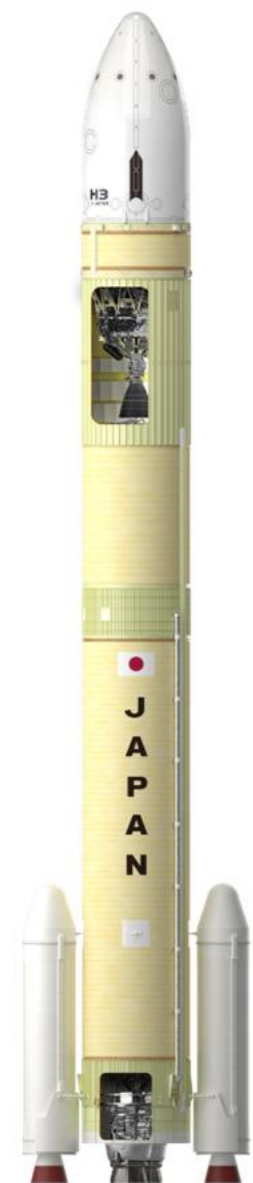
# 【参考】 H3ロケット8号機の機体形態

## ■ H3-**2****2****S** 【TF1~F5と同一形態】

- LE-9エンジン：2式
- 固体ロケットブースタ(SRB-3)：2本
- フェアリング：ショート(S)



# 【参考】 H3ロケット8号機の主要諸元



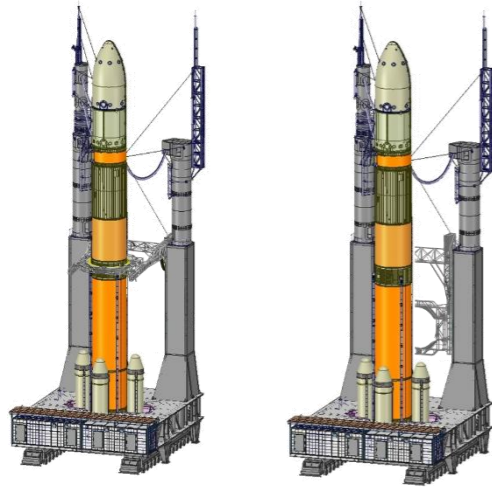
F8 (H3-22S)

全 段				
名称	H3ロケット8号機 (F8)			
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 (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	—

# 【参考】機体把持装置

## 機体把持装置

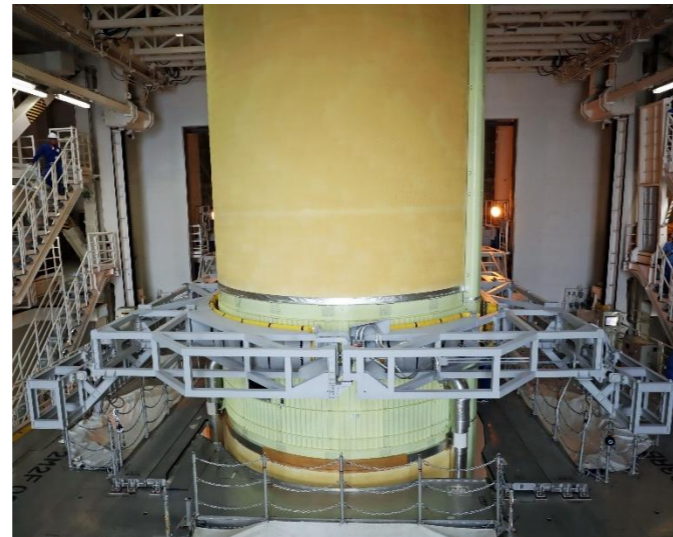
- H3ロケットはH-IIAより大型の機体であることもあり、燃料が入っていない時に風の影響を受けやすいという特徴がある（特に22・24形態の推薬充填前）。このため風の影響を受けにくくする策として機体把持装置を整備。機体移動前に機体を抱え込むように把持し、風による機体の揺れを抑える。燃料充填完了後打上げ前に把持を解除し、機体から退避した状態で打ち上げる。
- 本体構造はML5に取付完了し、2025年7月に実施した6号機CFTにおいて燃料充填状態での作動確認を行い、良好に完了した。**2025年10月、7号機で初めて打上げに供し良好に作動した。**
- 22・24形態においては、機体把持装置適用に伴いホールドダウンシステムによる機体固定を行う必要がなくなったため、7号機以降**ホールドダウンシステムは使用しない。**



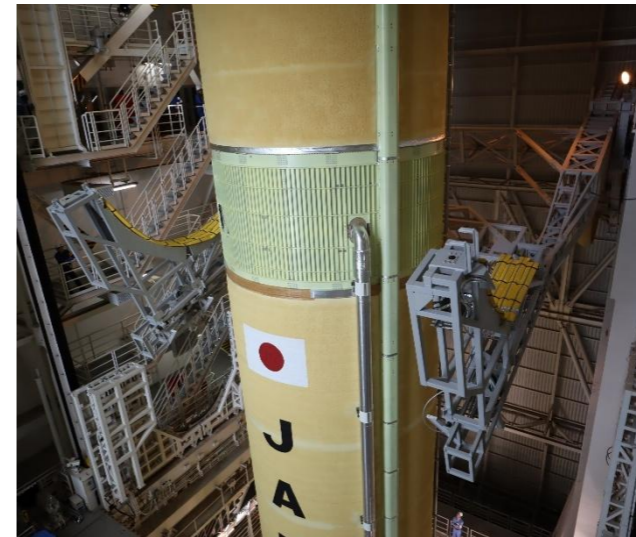
機体把持装置 概念図

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

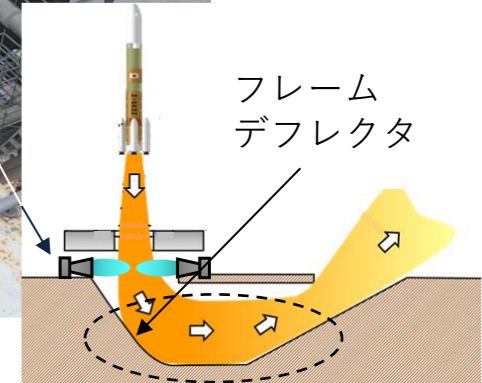
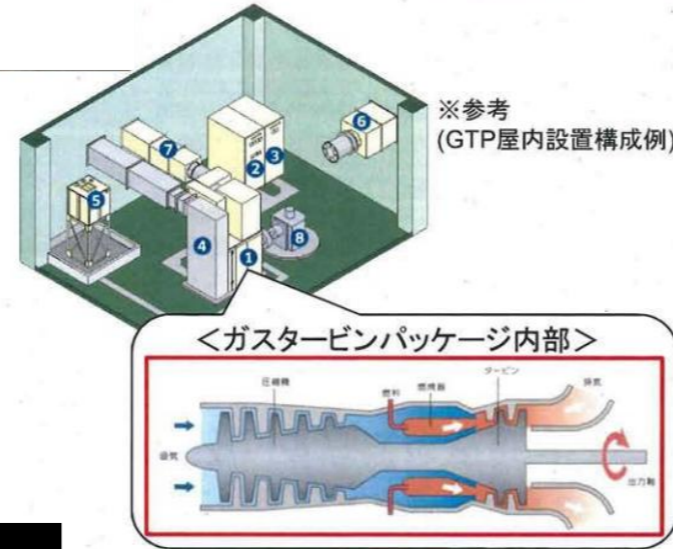
# 【参考】 フレームデフレクタ冷却水の注水設備

※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。



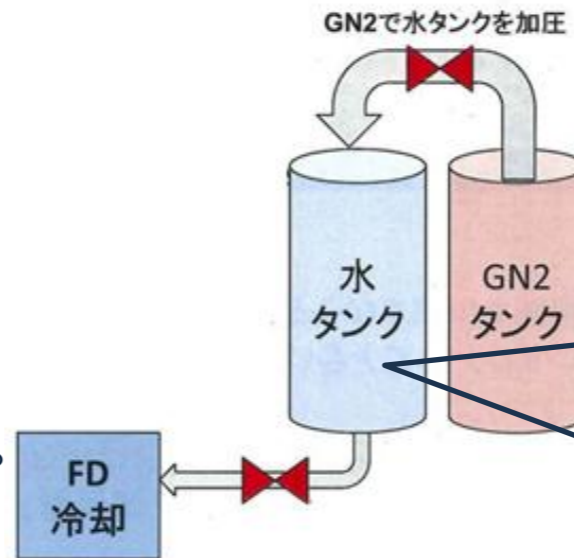
4号機以降

⇒ **ブローダウン方式**

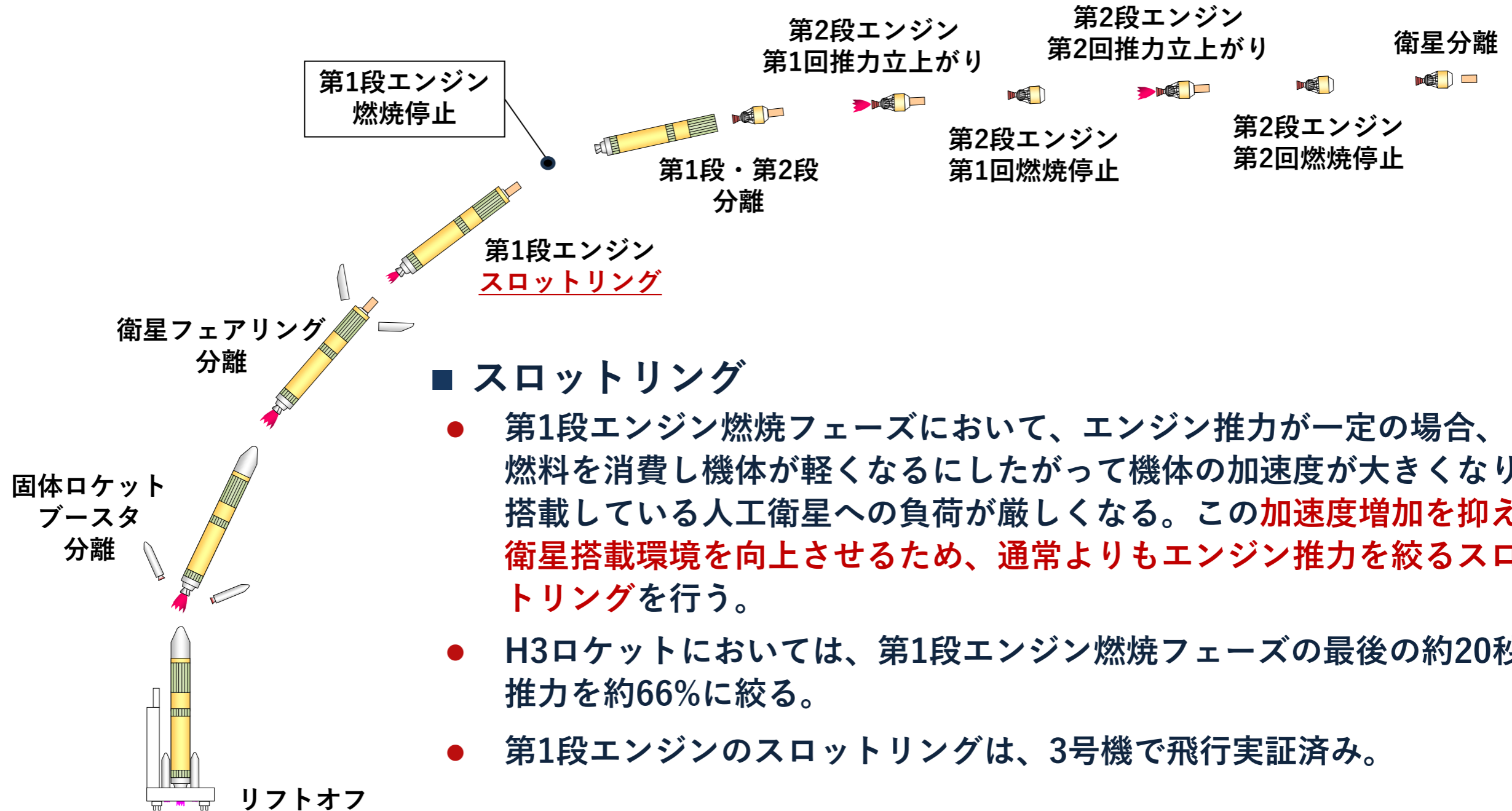
注水タンクに水を充填し、窒素ガスで加圧することで注水。

⇒ 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X-53→X-33に後ろ倒し。



# 【参考】スロットリング

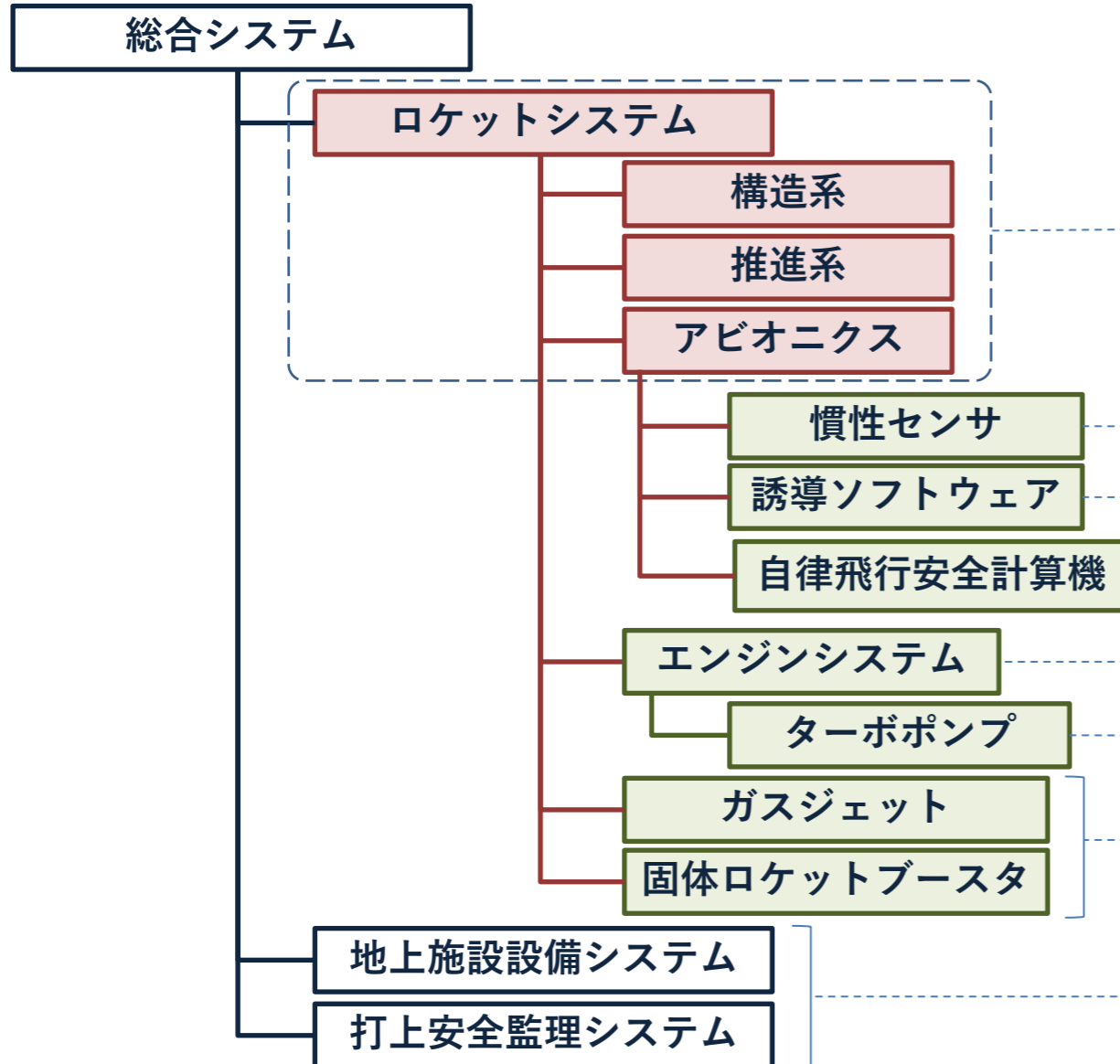


## ■ スロットリング

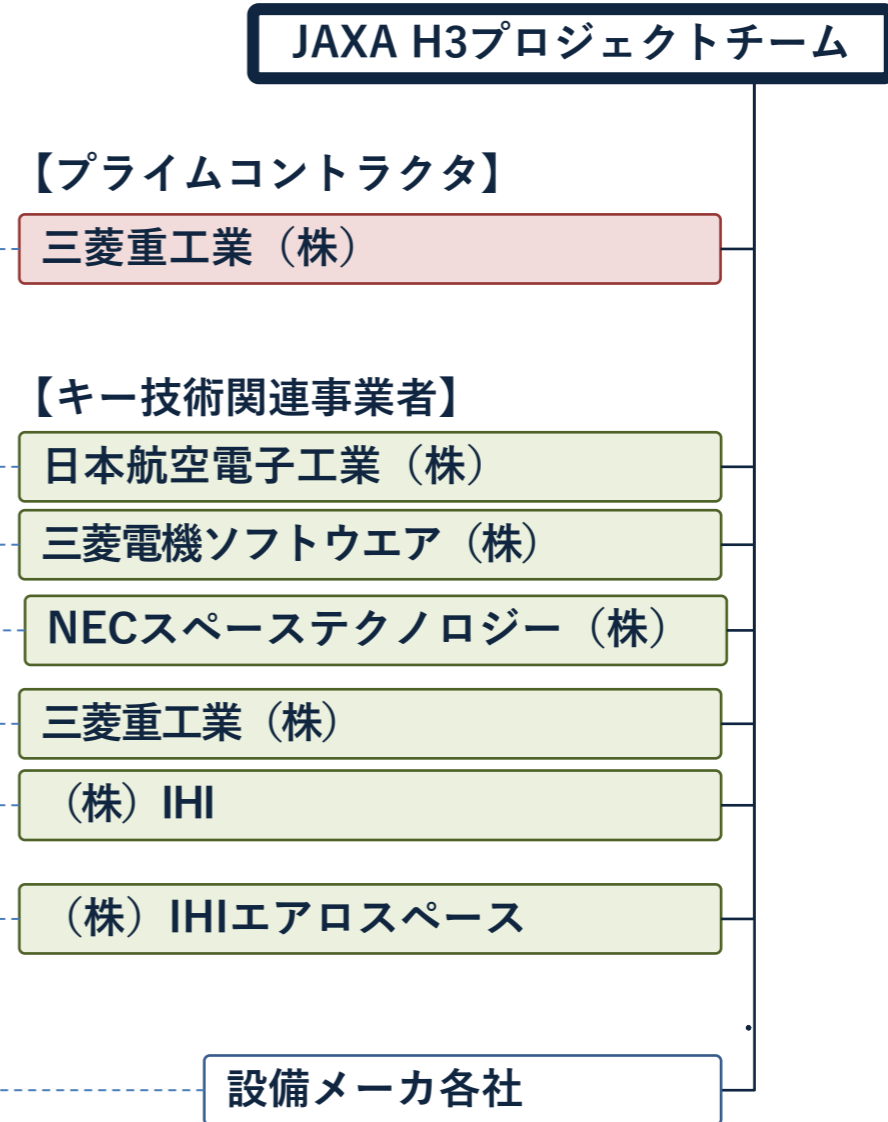
- 第1段エンジン燃焼フェーズにおいて、エンジン推力が一定の場合、燃料を消費し機体が軽くなるにしたがって機体の加速度が大きくなり、搭載している人工衛星への負荷が厳しくなる。この**加速度増加を抑え、衛星搭載環境を向上させるため、通常よりもエンジン推力を絞るスロットリング**を行う。
- H3ロケットにおいては、第1段エンジン燃焼フェーズの最後の約20秒間推力を約66%に絞る。
- 第1段エンジンのスロットリングは、3号機で飛行実証済み。

# 【参考】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ーとして開発に参加