



H3ロケット9号機 打上げ準備状況

2026年8月5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)

北山 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)

1. H3ロケット9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9号機 (H3-22S※1)
(読み方：えいち・すりー・ろけっと・きゅうごうき
(えいち・すりーーにー・にー・えす))
- ペイロード： 準天頂衛星システム「みちびき7号機」
- 投入軌道： 準静止遷移軌道

※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

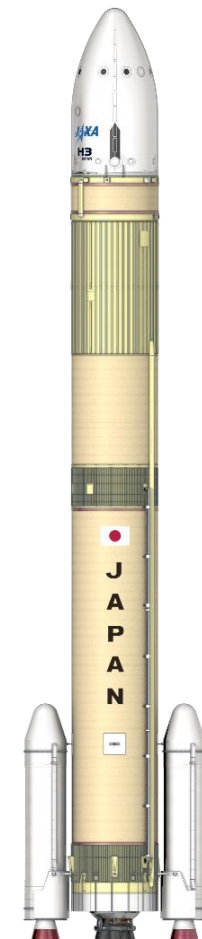


1. H3ロケット9号機 ミッション概要

■ TF1～F8との比較

	TF1	TF2	F3	F4	F5	F6	F7	F8	F9
機体形態	H3-22S	H3-22S	H3-22S	H3-22S	H3-22S	H3-30S	H3-24W	H3-22S	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」	準天頂衛星システム「みちびき7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	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	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	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	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	2026/6/12	2025/10/26	2025/12/22 (失敗)	—

F9
(H3-22S)



2. H3ロケット9号機の特徴

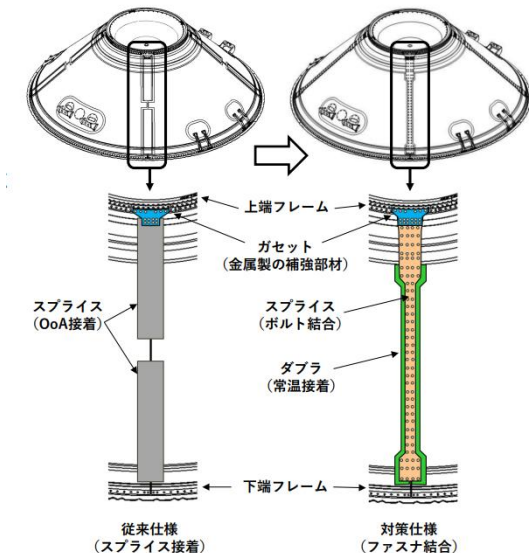
■ H3ロケット8号機失敗を踏まえた反映事項

- **ファスナ結合方式の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直接原因の水平展開として、**スプライス部全体を追加点検し、9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ることを確認した。**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済。
- 6号機に続き、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以下に示す**フライトデータ取得**を行う。
 - ・ 初適用となるファスナ結合方式のPSSの歪み等のデータ
 - ・ 事象把握のためのフェアリングの歪み等のデータ

※ファスナ結合方式のPSS（衛星搭載アダプタ）

4分割のPSSパネルの結合方法を、従来のスプライス接着方式からボルトナットによる結合方式に変更する。

これにより、スプライス接着時に生じる**高温化のリスクを排除し、CFRPスキンとハニカムコア間の剥離の発生を根本的に防ぐ。**

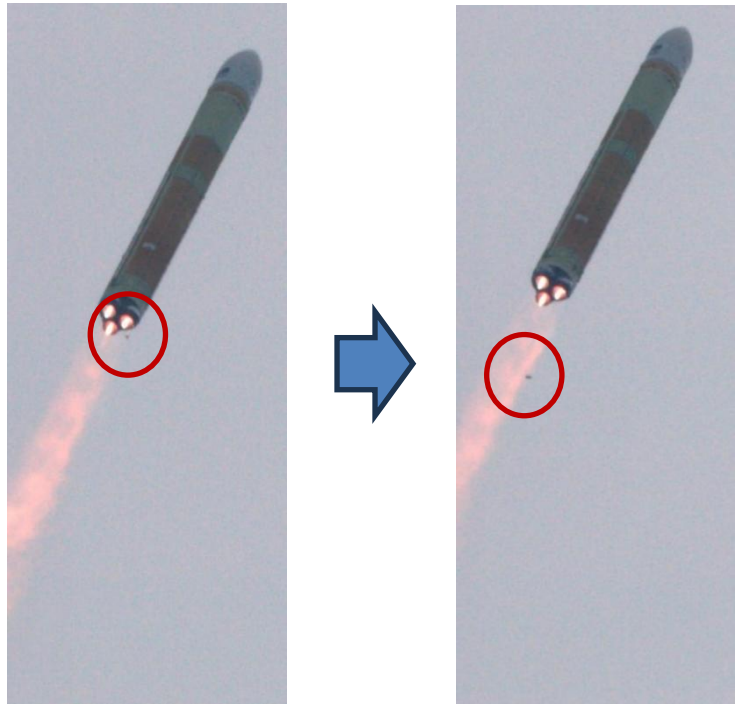


2. H3ロケット9号機の特徴

■ H3ロケット6号機での落下物を踏まえた対応

- 6号機の打上げ約40秒後にエンジン付近から落下物が確認された。映像等を分析した結果、フライト中の空力荷重により**エンジンブランケットの振動が励起**され、繰り返し変形することでその**一部が破断し、落下**したものと特定した。これまでの22形態では破断に至る事象は見られていないが、振動は見られることから、念のための対策として**エンジンブランケットの振動を抑えるためのベルト（※）を取り付けた**。

（※）これまで22形態・24形態ではベルトを取り付けていなかったが、6号機（30形態）ではNo.2,3エンジンと地上設備の距離が近いため、リフトオフ直後にエンジンブランケットが機体の外径より外に出て設備と干渉することを防ぐためのベルトを取り付けていた。6号機の飛行中の映像等を分析した結果、これら2基のエンジンのブランケットでは空力荷重による振動は見られず、ベルトを付けていないNo.1エンジンのブランケットのみ振動していることから、ベルトにフライト中の振動を抑制する効果があることが確認できている。



6号機の打上げ時に見られた落下物

振動抑制ベルト

LE-9エンジン
ノズルスカート



9号機の振動抑制ベルト取付け状態

2. H3ロケット9号機の特徴

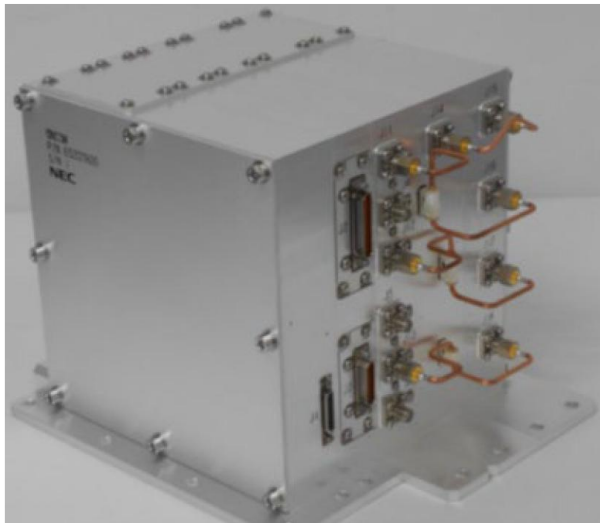
■ 冗長複合航法システム（RINS※¹）の初運用

- 飛行安全管制に必要な情報源としてH-IIAから継続活用していた機器の後継として開発。H3ロケットのTF1及びTF2、イプシロンロケット6号機にて飛行実証を行い良好なデータ取得ができたことから、9号機から**実運用に適用**する。
- 本機器は、**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※²-IMU※³の適用**により、**射点近傍での航法性能が向上**。打上げ時の気象制約も一部緩和可能となり、**打上げ機会の拡大にも貢献**する。

(※1) RINS : Redundant Integrated Navigation System

(※2) MEMS : Micro Electro Mechanical System ミクロン単位の立体的な機械構造と集積回路を組み合わせた超小型デバイス。

(※3) IMU : Inertial Measurement Unit 慣性計測装置

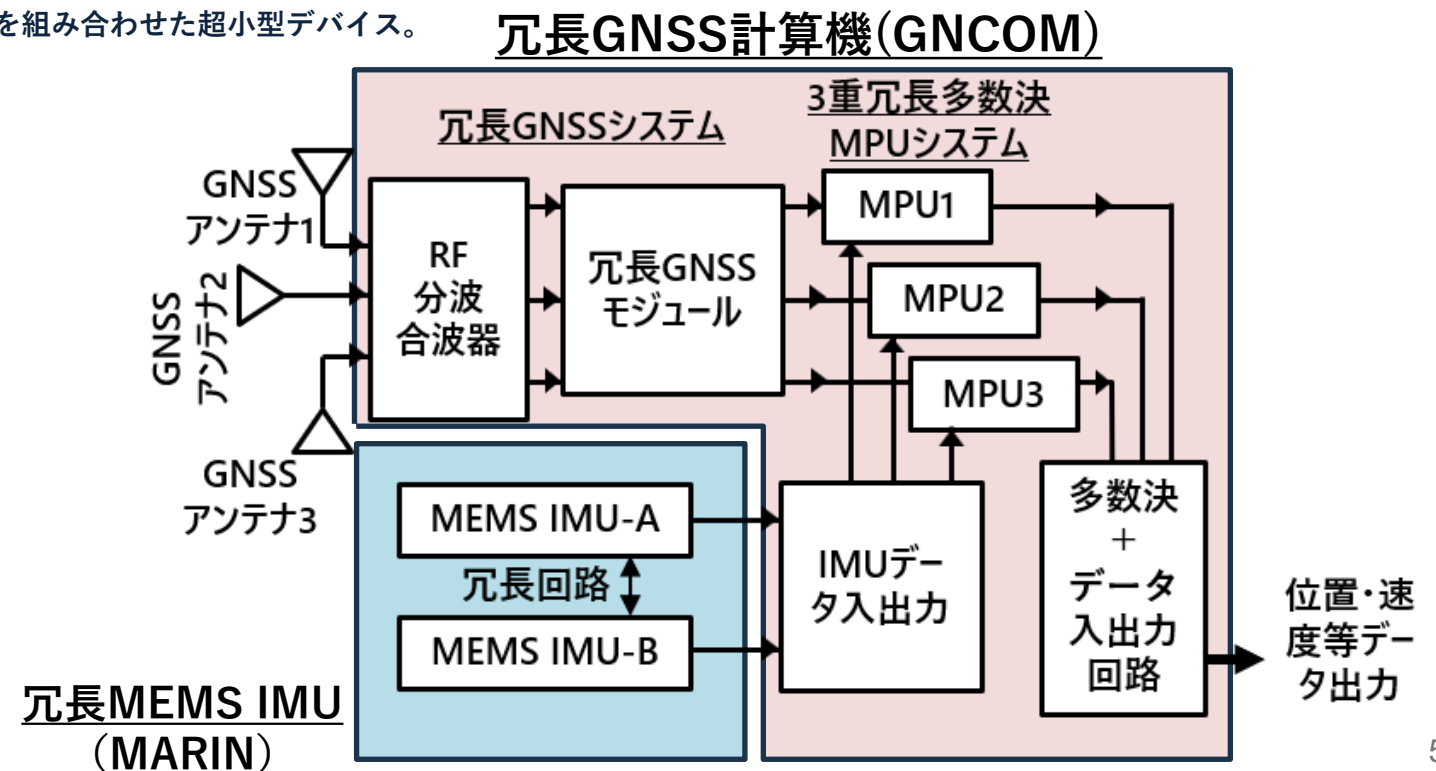


冗長GNSS計算機(GNCOM)



冗長MEMS IMU (MARIN)

RINS エンジニアリングモデル構成品

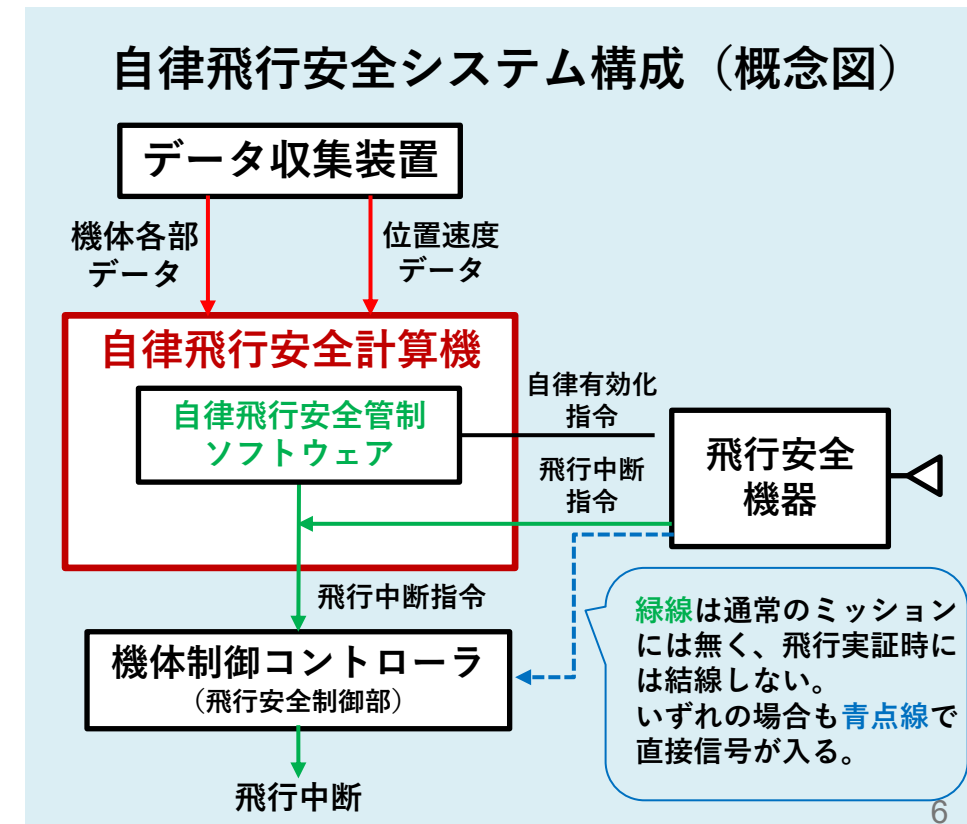
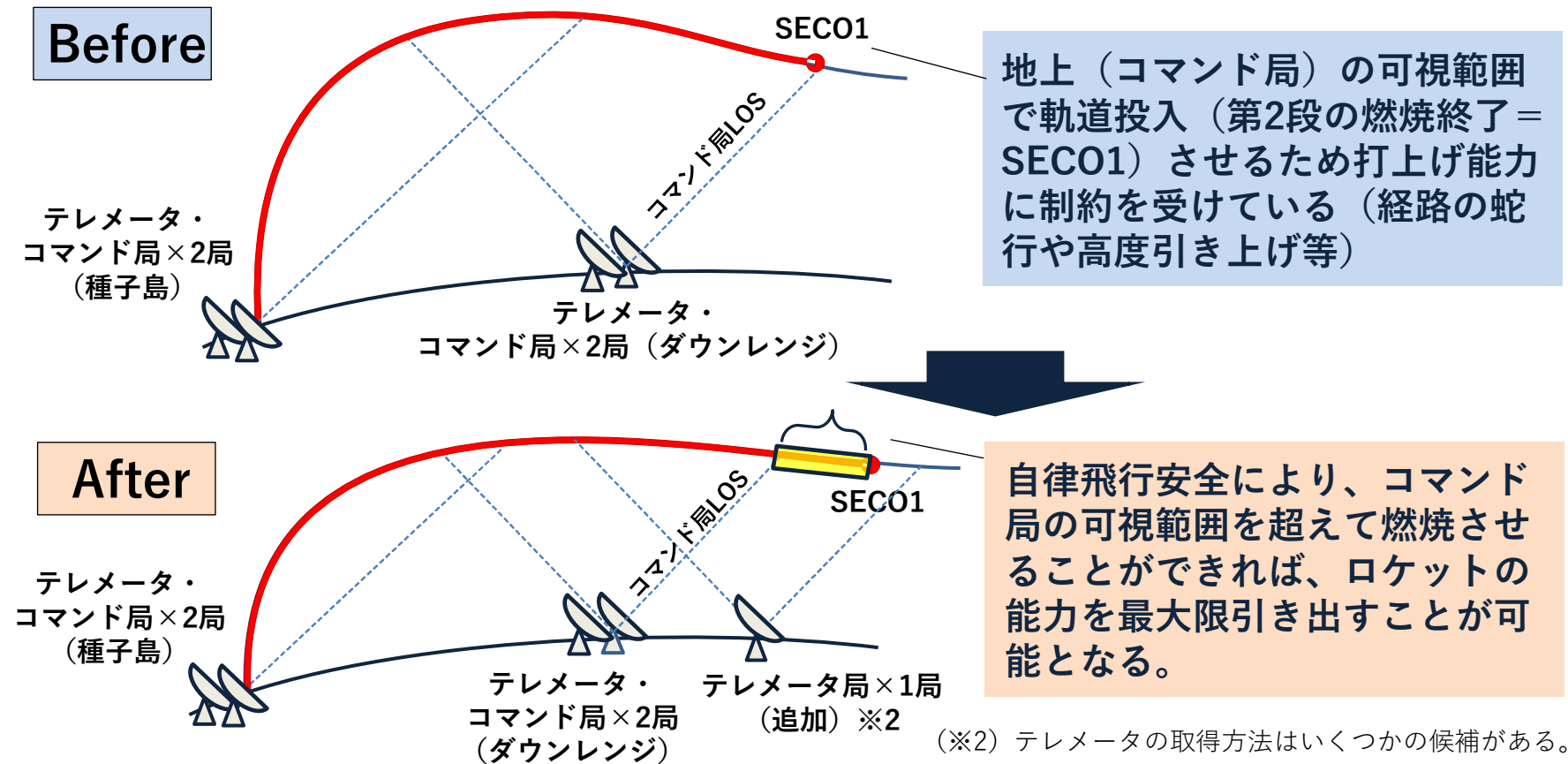


2. H3ロケット9号機の特徴

■ 自律飛行安全技術の飛行実証（2回目）

- H3ロケットの第2段の飛行後半フェーズに自律飛行安全技術※1を適用し、HTV-Xミッション及びGTOミッションの打上げ能力を向上する。1回目の飛行実証は7号機で実施済み。**GTOミッションでの飛行実証は初。**

(※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



3. H3ロケット9号機の準備状況



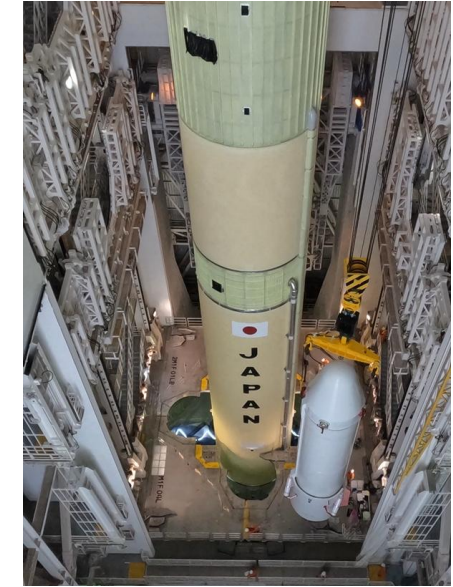
2025年11月20日
コア機体が種子島に到着



2026年7月3日
1段機体VOS※1



2026年7月4日
2段機体 VOS



2026年7月7日
SRB-3 (R側) VOS



2026年7月8日
SRB-3 (L側) VOS

推進系、
電気系等の
機能点検

みちびき7号機
とPAF※2を結合

7月26日

みちびき7号機/PAF
とPSS※3を結合

7月26～27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)



2026年7月29日
みちびき7号機をフェアリングに収缶

3. H3ロケット9号機の準備状況



2026年8月1日
衛星フェアリングVOS



2026年8月2日
最終機能点検

※1 RFシステム：無線通信システム(Radio Frequencyの略)

RFシステム※1
点検

8月3日

リハーサル

8月3日

アーミング/
クローズアウト

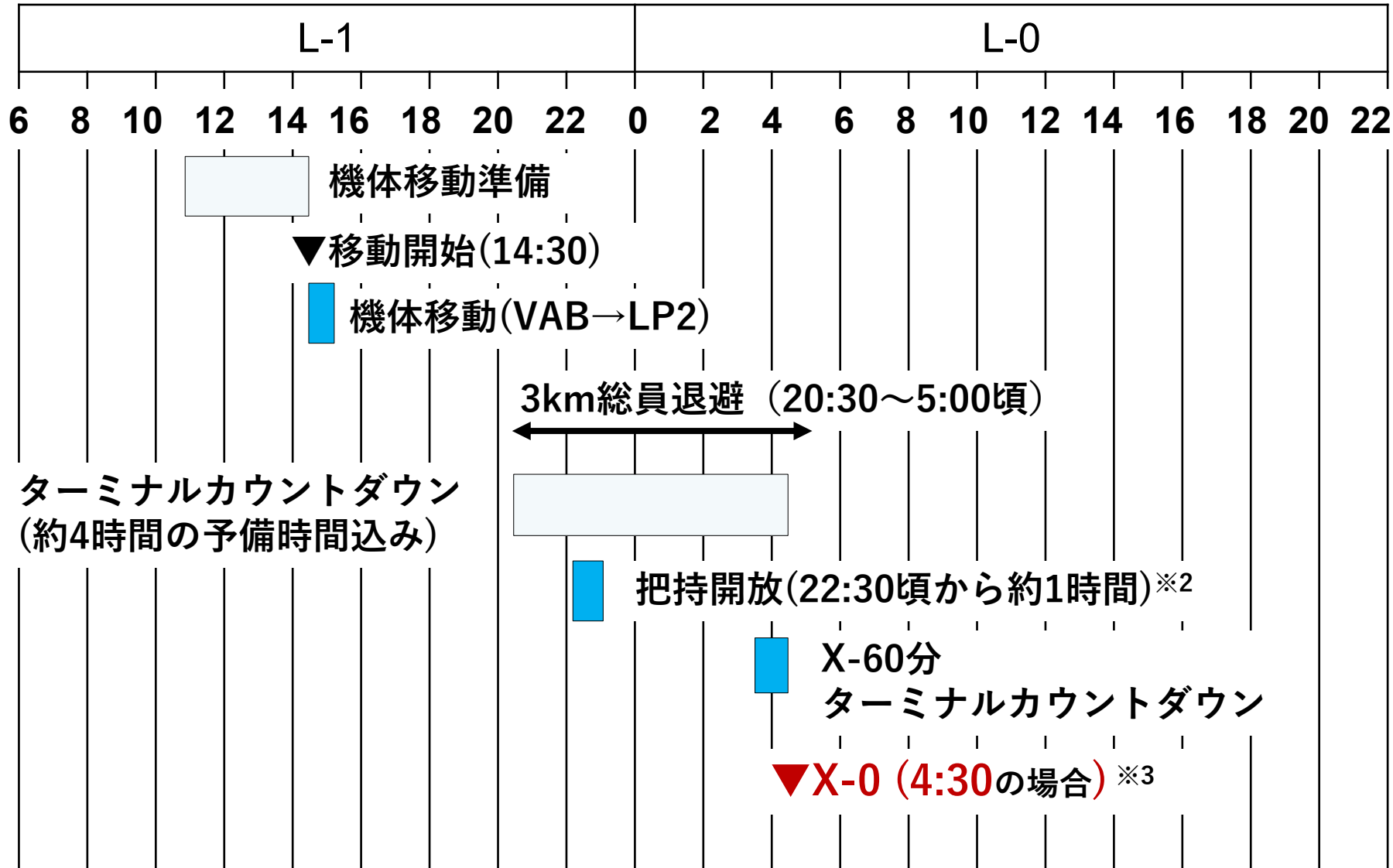
8月4日

機体移動

打上げ

4. 打上げ当日（L-1、L-0） 主要スケジュール※1

X-0：打上げ時刻



● 主要判断タイミング

L-1

11:00頃 打上げ1日前天候判断
(第1回GO/NOGO判断含む)

20:20頃 第2回GO/NOGO判断

L-0

X-60分頃 第3回GO/NOGO判断
(打上げ時刻の60分前頃)

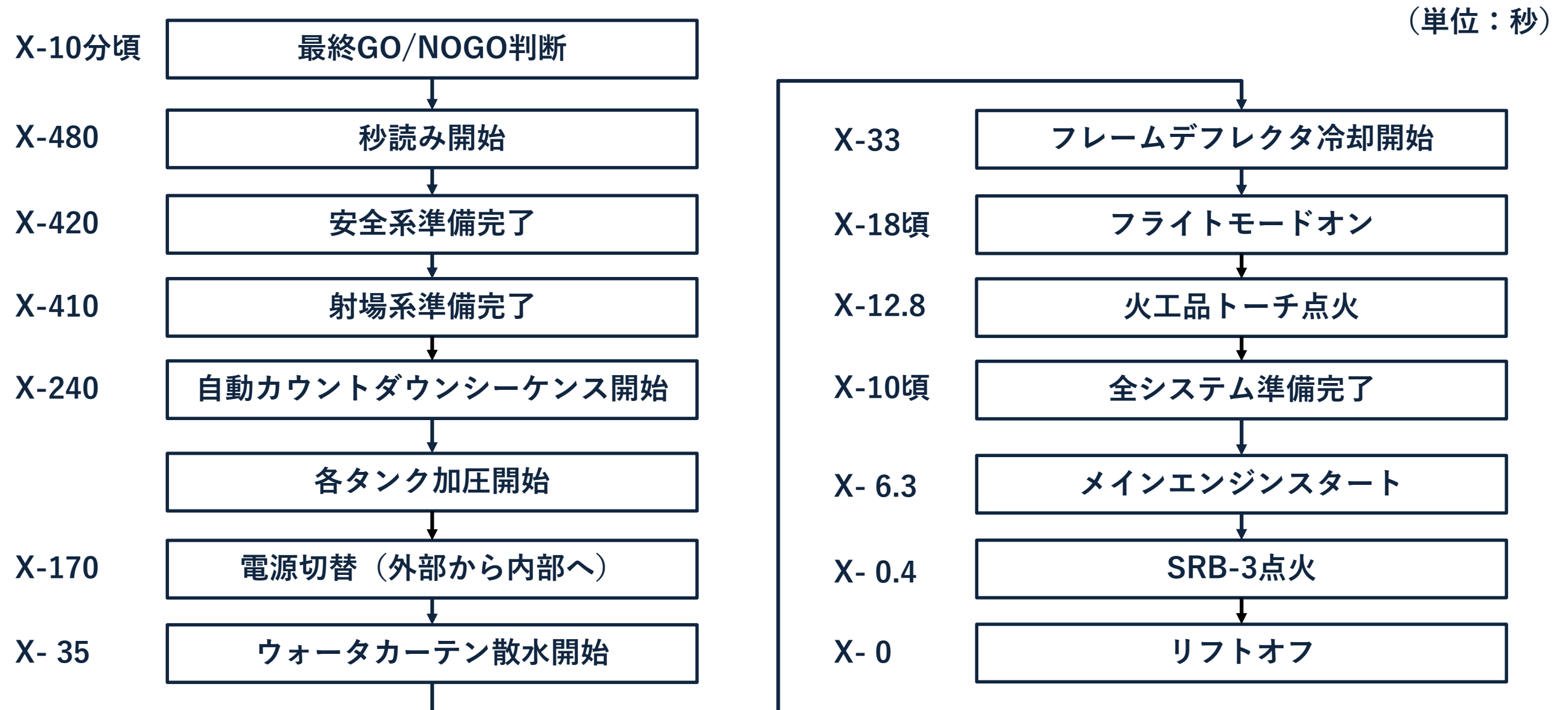
X-10分頃 最終GO/NOGO判断
(打上げ時刻の10分前頃)

※1 打上げ時間帯が4:30～6:00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。

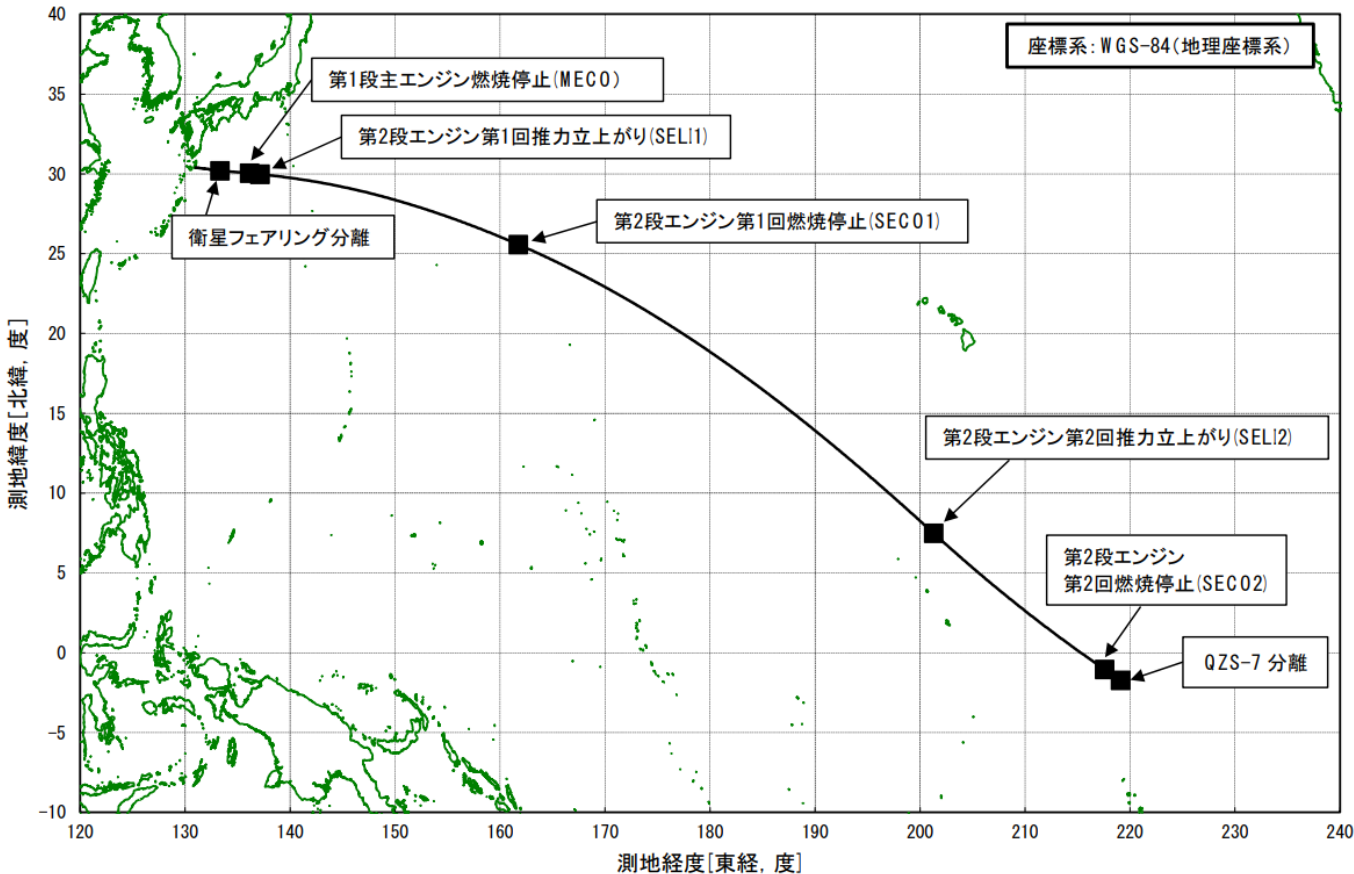
5. カウントダウンシーケンス



6. 飛行計画

- 準静止遷移軌道に「みちびき7号機」を投入する。
- SECO2後に「みちびき7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～F8と同様）。

飛行経路（リフトオフ～「みちびき7号機」分離）



リフトオフ後時刻 (s) ※1

イベント

0	リフトオフ
116	SRB-3分離
224	衛星フェアリング分離
299	第1段エンジン燃焼停止 (MECO※2)
307	第1段・第2段分離
320	第2段エンジン第1回推力立上がり (SELI1※3)
764	第2段エンジン第1回燃焼停止 (SECO1※4)
1466	第2段エンジン第2回推力立上がり (SELI2※3)
1721	第2段エンジン第2回燃焼停止 (SECO2※4)
1742	「みちびき7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

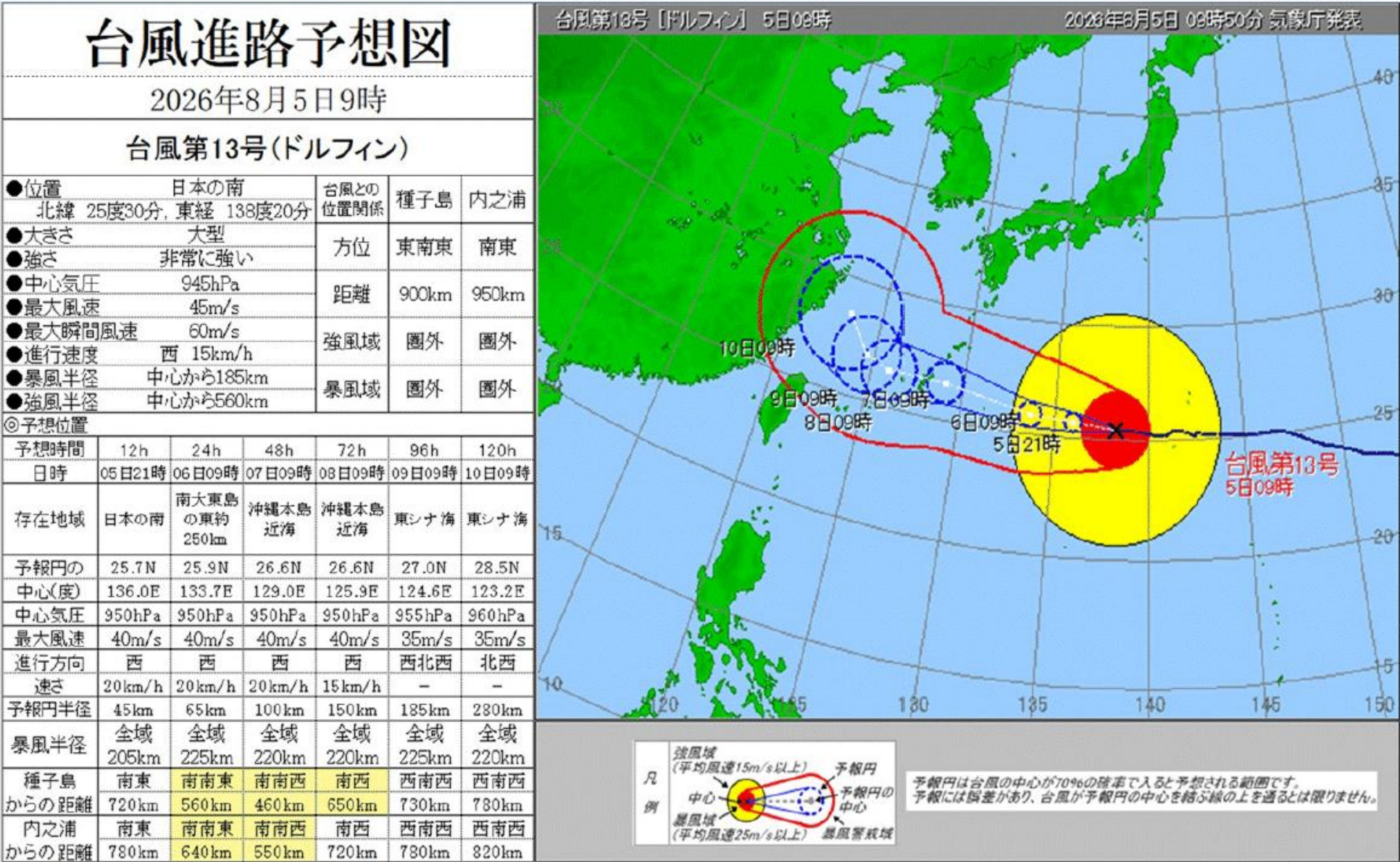
7. 主要打上げ制約条件

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) 飛行中の機体を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30m/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。
	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理に支障がないこと。
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

種子島宇宙センター				週間気象情報												令和8年8月5日発表																
日付	8月6日				8月7日				8月8日				8月9日				8月10日				8月11日				8月12日							
	明日(木)				明後日(金)				土曜日				日曜日				月曜日				火曜日				水曜日							
	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	15 17	17 18	18 20	20 21	20 22	20 22	18 21	16 19	15 17	14 16	13 15	12 14	13 15	13 15	14 19	16 19	16 19	16 19	14 18	11 13	7 10	3 7	1 3	1 3	1 4	4 6	4 6	5 9				
最高 気温	32℃ 並				32℃ 並				31℃ 並				31℃ 並				32℃ 並				32℃ 並				31℃ 並							
最低 気温	28℃ 高				28℃ 高				27℃ 高				27℃ 並				28℃ 高				28℃ 高				28℃ 高							
太陽																																
雲																																
雨																																
雷	△ △				△ △ △ △				△ △ △ △				△ △ △ △				△ △															
強風	× × × ×				× × × ×				× × × △				× × × ×				× × × × △ △															
大雨									△ △ △ △ △				△ △ △ △ △																			
概況	西日本の南海上を西進する台風の影響により、東寄りの湿った気流が更に強まり、荒れ模様の天候となります。				沖縄地方に接近する台風の影響により、大気の状態が不安定となり、荒れ模様の天候が続きます。				沖縄本島付近から東シナ海に進む台風の影響により、大気の状態が不安定で荒れ模様の天候が続きます(台風の動向により予報が変わります)。				東シナ海をゆっくりと北上する台風からの湿った強い気流の影響により、荒れ模様の天候が続きます(台風の動向により予報が変わります)。				台風は引き続き東シナ海をゆっくりと北上し、南からの湿った気流の影響が続く、雨の降りやすい天気となります(台風の動向により予報が変わります)。				台風は黄海を北上し、風は弱まりますが、気圧の谷や南からの湿った気流の影響が残り、雲が流れ込み小雨の降りやすい天気となります。				気圧の谷が残る影響で、雲の多い天気となります。							
凡例	△ 雷：発雷可能性あり × 雷：発雷可能性高い				強風：平均風速10m/s以上 強風：平均風速15m/s以上				大雨：時間15mm以上 大雨：時間40mm以上				大雨：時間15mm以上or積算雨量50mm以上 (※凡例の太字は新基準)				天気 / : 一時 // : 時々 → : のち 気温 高：平年+2℃以上 低：平年-2℃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																																

8. 気象予報



【参考】JAXAホームページ等での情報発信

■ 打上げ特設サイト

9号機打上げに向けた最新情報を掲載

<https://fanfun.jaxa.jp/countdown/h3f9/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

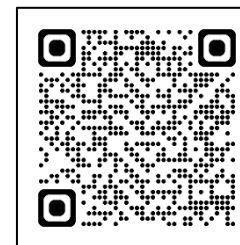
<https://www.rocket.jaxa.jp/rocket/h3/>



■ JAXA種子島宇宙センター 公式X（旧Twitter）

9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



H3ロケット9号機
打上げ現場の様子を発信中！

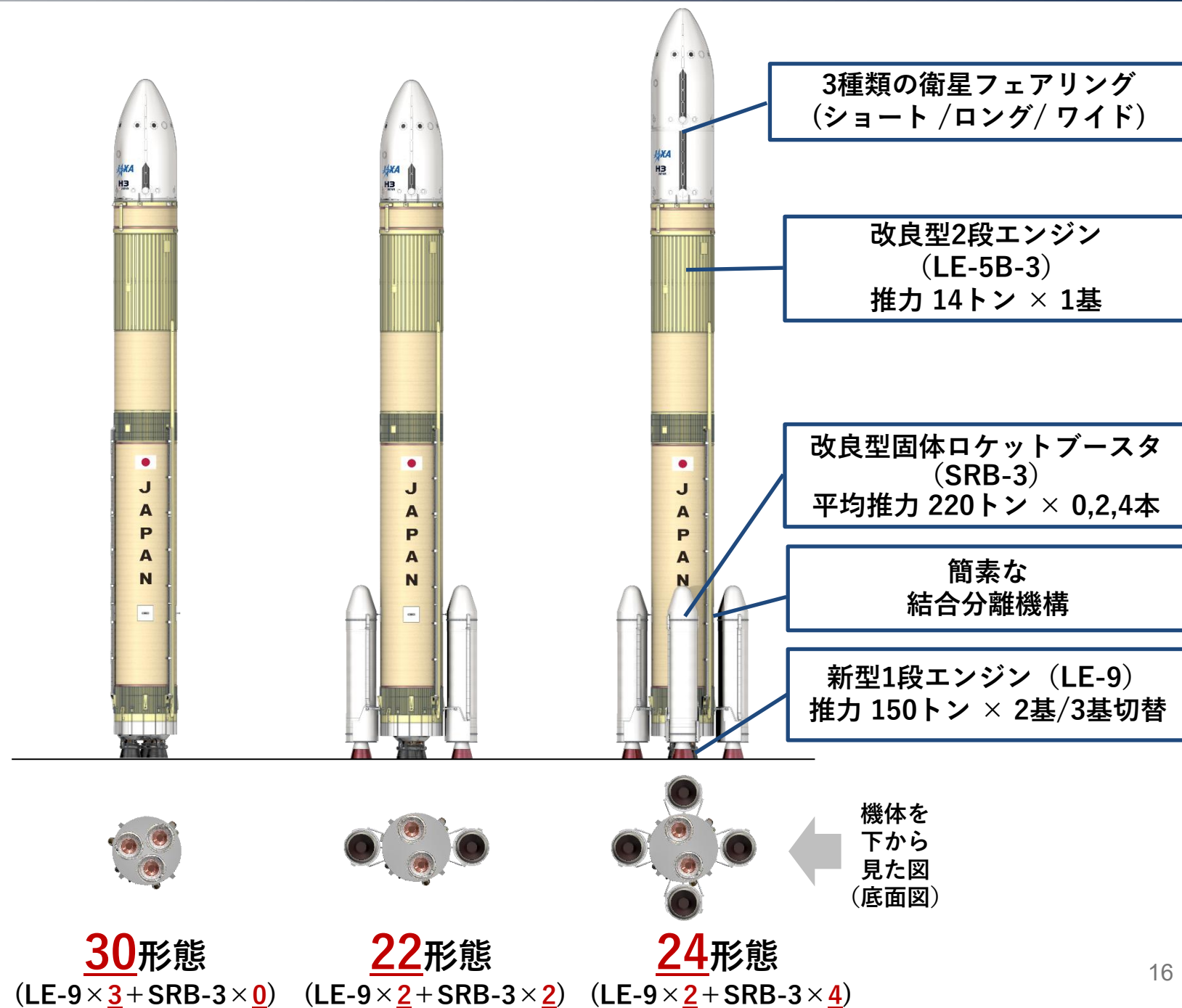
#H3F9

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

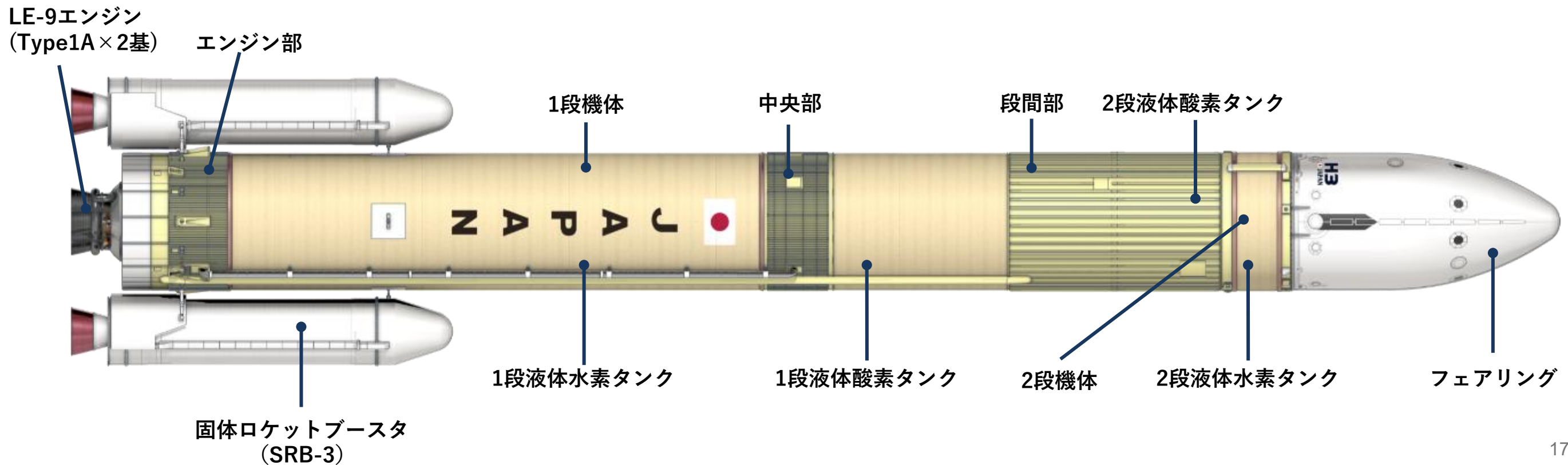
- 全長：約 63m (H3-24L)
約 57m (H3-30S、H3-22S)
 - コアロケット直径：約 5.2m
 - 固体ロケットブースタ直径：約 2.5m
 - 顧客へのサービス
 - 搭載環境条件：世界標準以上
 - 受注から打上げまでの所要期間：世界標準以上
 - 打上げ能力
 - SSO (500km円軌道)：4t以上
 - GTO：6.5t以上
- ※SSO：太陽同期軌道、GTO：静止トランスファ軌道



【参考】 H3ロケット9号機の機体形態

■ H3-22S 【TF1~F5、F8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9号機の主要諸元



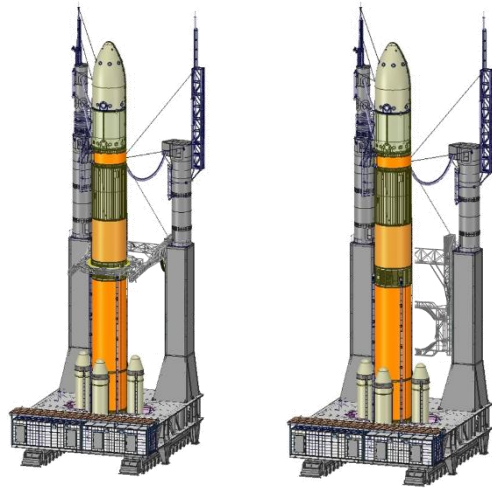
F9 (H3-22S)

全 段				
名称	H3ロケット9号機（F9）			
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

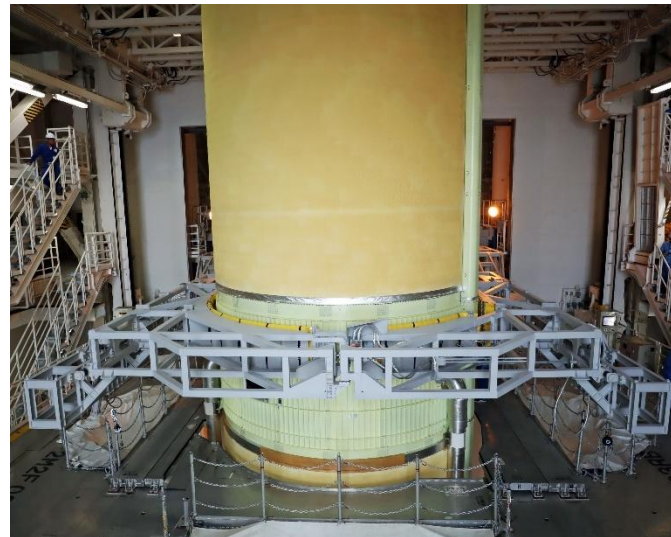
- ・ H3ロケットはH-IIAより大型の機体であることもあり、燃料が入っていない時に風の影響を受けやすいという特徴がある（特に22・24形態の推薬充填前）。このため風の影響を受けにくくする策として機体把持装置を整備。機体移動前に機体を抱え込むように把持し、風による機体の揺れを抑える。燃料充填完了後打上げ前に把持を解除し、機体から退避した状態で打ち上げる。
- ・ 本体構造はML5に取付完了し、2025年7月に実施した6号機CFTにおいて燃料充填状態での作動確認を行い、良好に完了した。**2025年10月、7号機で初めて打上げに供し良好に作動した。**
- ・ 22・24形態においては、機体把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



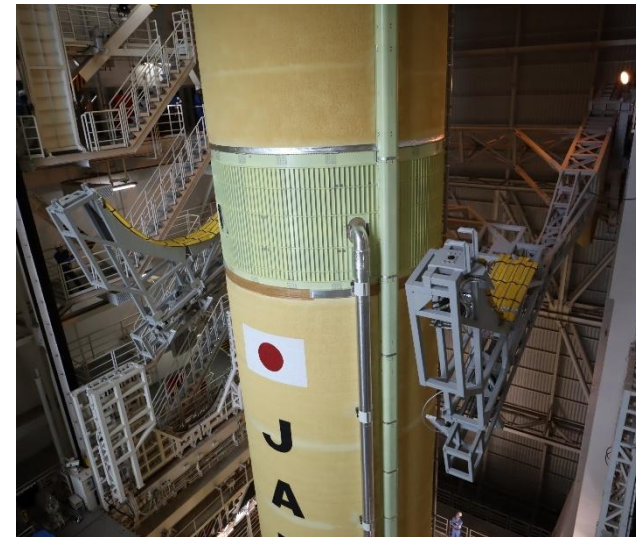
機体把持装置 概念図

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

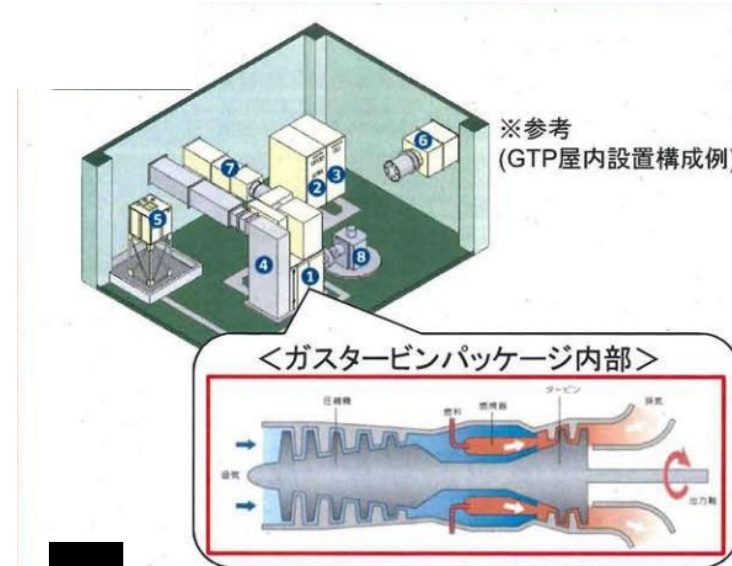
【参考】 フレームデフレクタ冷却水の注水設備

※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。



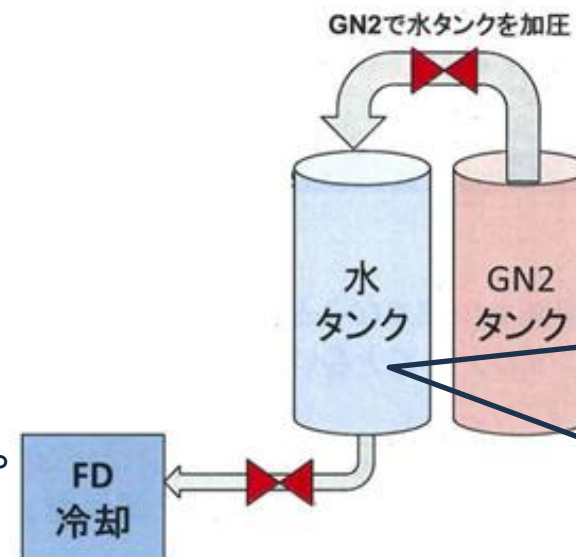
4号機以降

⇒ **ブローダウン方式**

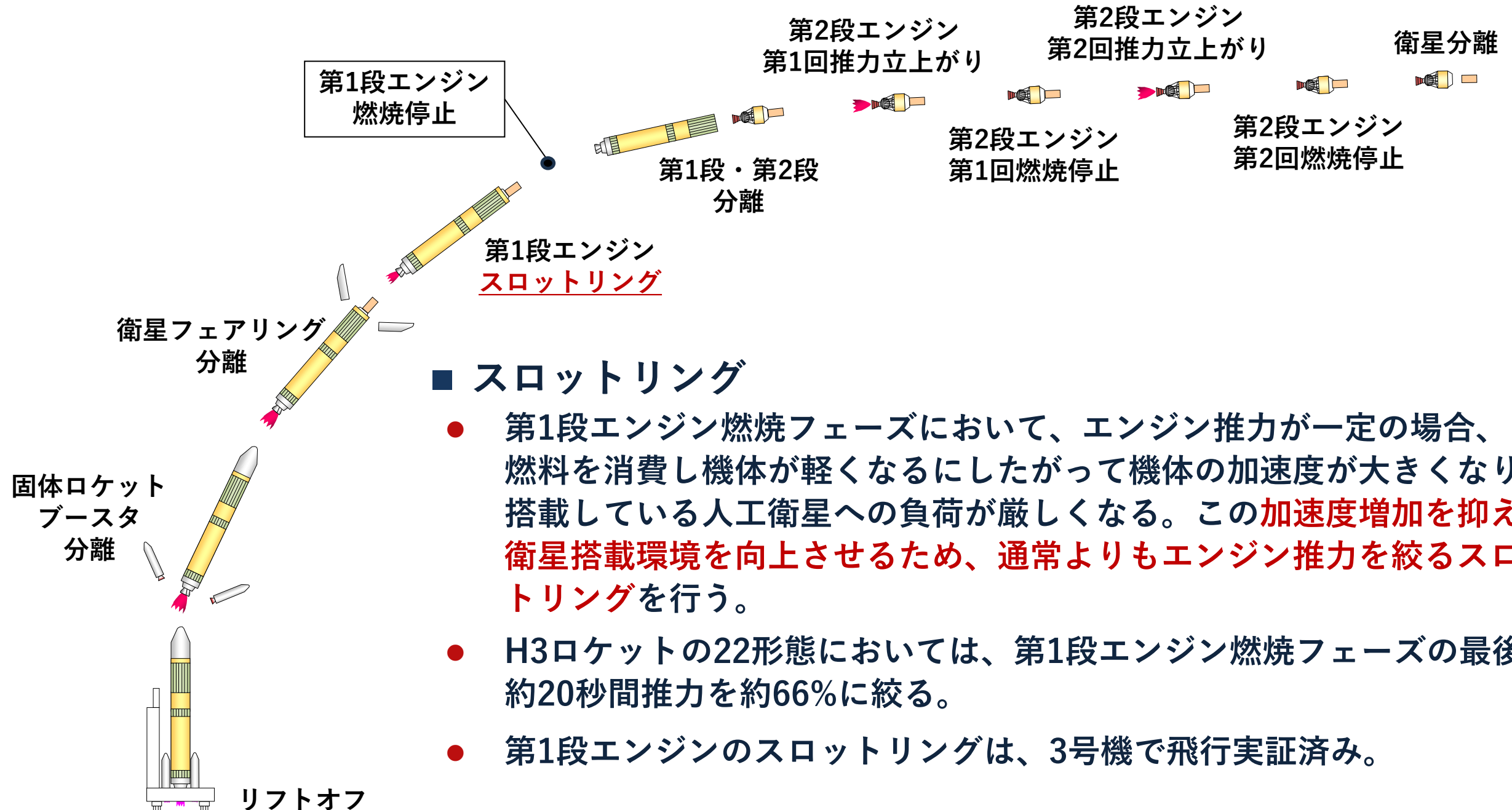
注水タンクに水を充填し、窒素ガスで加圧することで注水。

⇒ 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

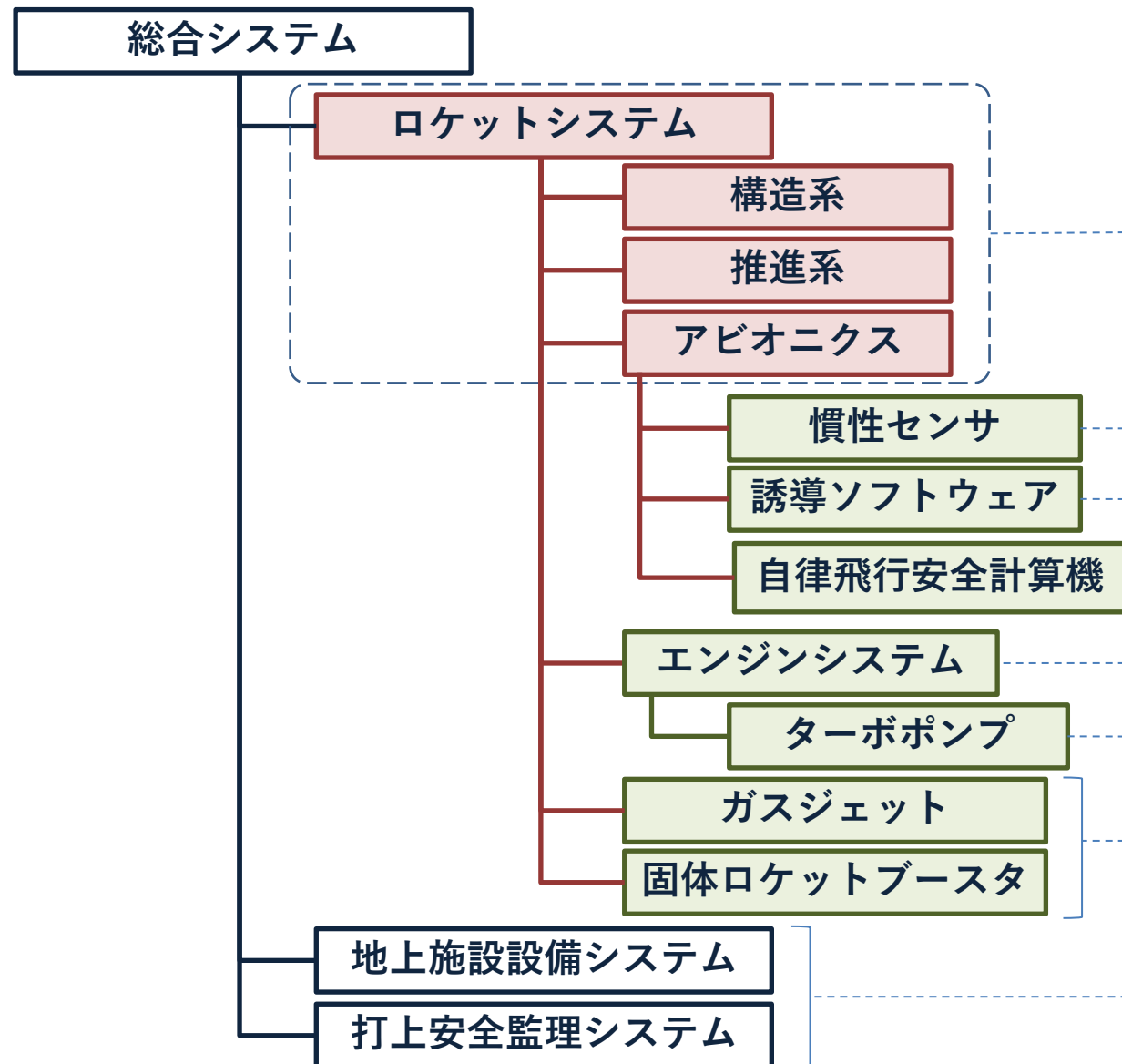


■ スロットリング

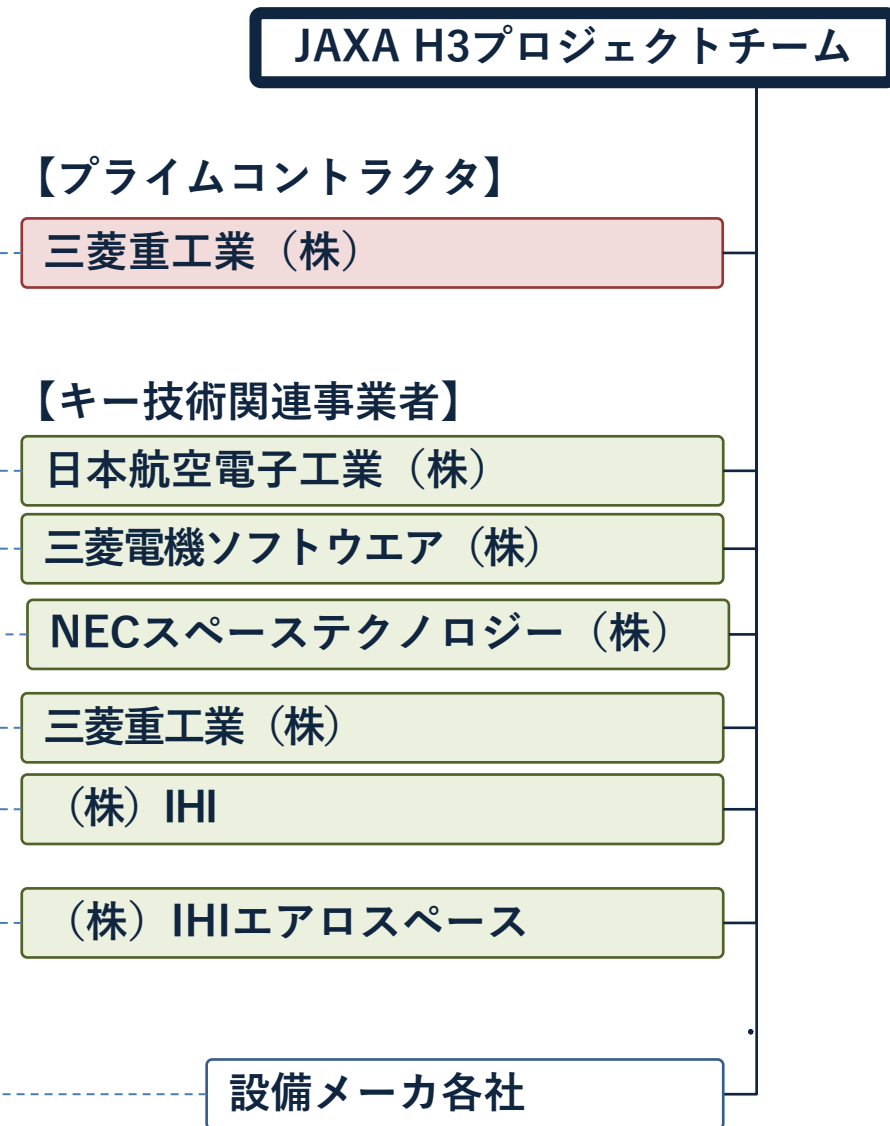
- 第1段エンジン燃烧フェーズにおいて、エンジン推力が一定の場合、燃料を消費し機体が軽くなるにしたがって機体の加速度が大きくなり、搭載している人工衛星への負荷が厳しくなる。この**加速度増加を抑え、衛星搭載環境を向上させるため、通常よりもエンジン推力を絞るスロットリング**を行う。
- H3ロケットの22形態においては、第1段エンジン燃烧フェーズの最後の約20秒間推力を約66%に絞る。
- 第1段エンジンのスロットリングは、3号機で飛行実証済み。

【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