



H3ロケット6号機（30形態試験機） 打上げ準備状況

2026年6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）

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6号機（30形態試験機） 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



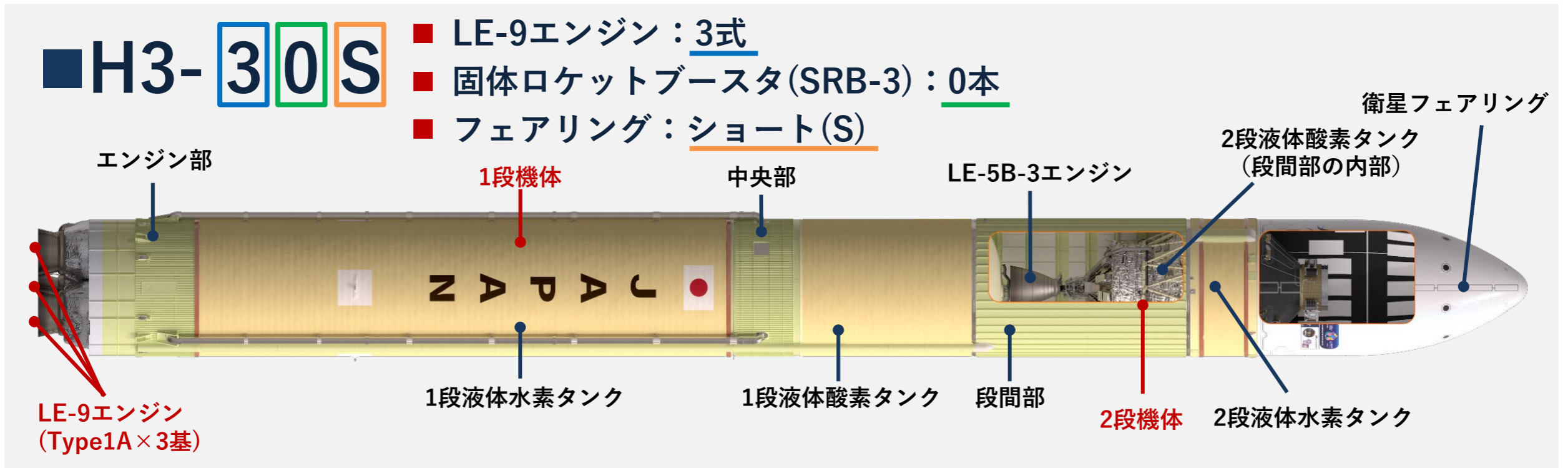
1. H3ロケット6号機（30形態試験機） ミッション概要

■ 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／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。

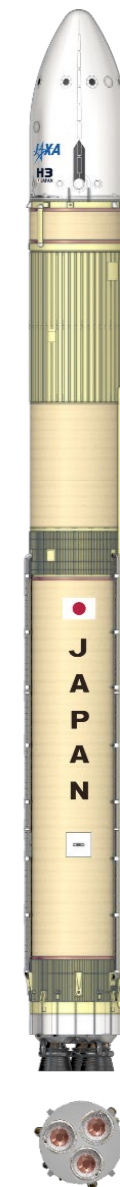


1. H3ロケット6号機（30形態試験機） ミッション概要

■ 他号機との比較

	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	2025/12/22 (失敗)

F6
(H3-30S)



1. 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）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确实性を増すため、**追加のフライトデータ取得**を行う。

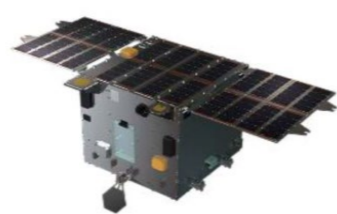


1. H3ロケット6号機（30形態試験機） ミッション概要

■ 搭載する小型副衛星

		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 (オービタルエンジニアリング)
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

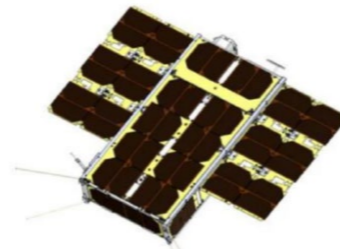
外観（軌道上運用時）
※各衛星の図は各衛星開発機関に帰属する。



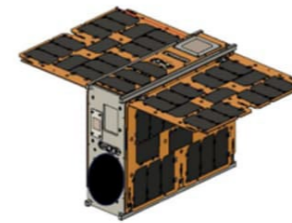
うみつばめ (PETREL)



STARS-X



BRO-22



VERTECS

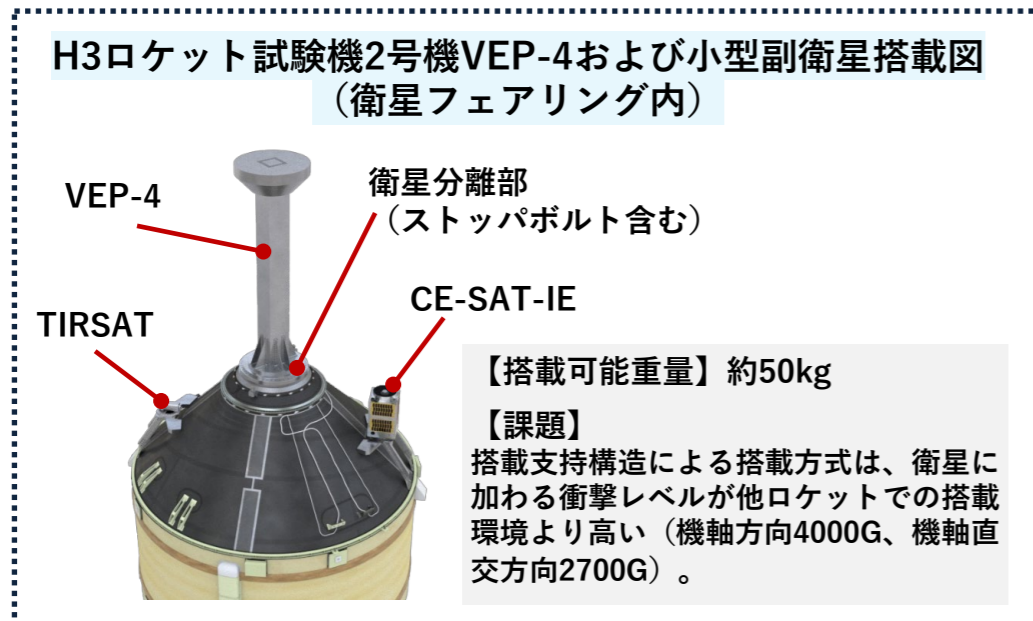


HORN-L/R

1. 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VEP-5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。



1. H3ロケット6号機（30形態試験機） ミッション概要

■ 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

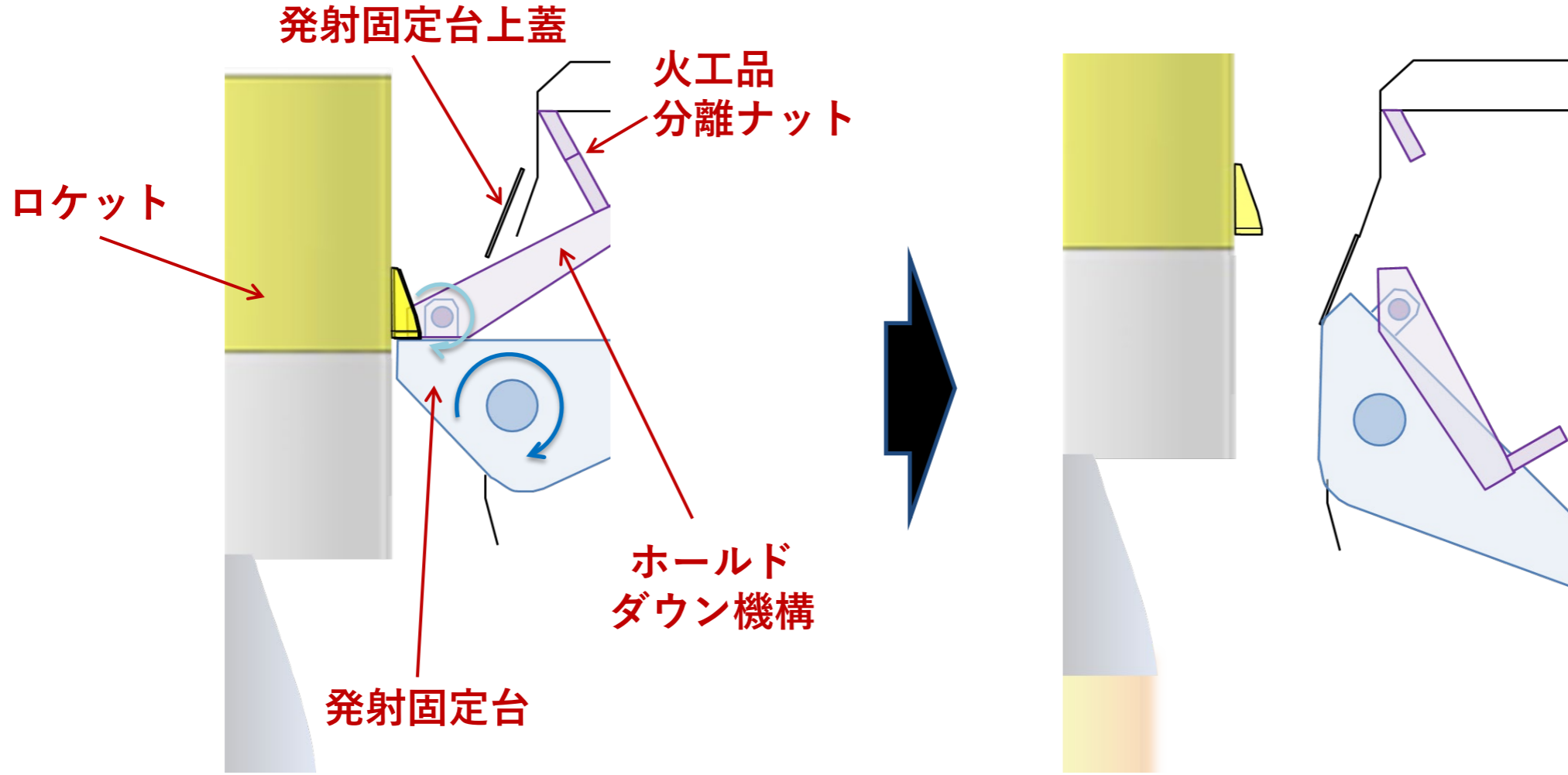
- 機体エンジン部の射座金具（4位相）をホールドダウン機構で拘束する。
- LE-9が正常に立ち上がったことを検知し、火工品（分離ナット）を作動させ、拘束を解除する。
- その後、機体との干渉を避けるため、発射固定台とともにML本体構造内部に退避する（退避後、噴煙の侵入による損傷を避けるため、上蓋がスライドして開口部を塞ぐ）。

（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。



1. H3ロケット6号機（30形態試験機） ミッション概要

■ ホールドダウンシステムの作動イメージ



1. 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、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确实性を増すため、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。

1. H3ロケット6号機（30形態試験機）

ミッション概要

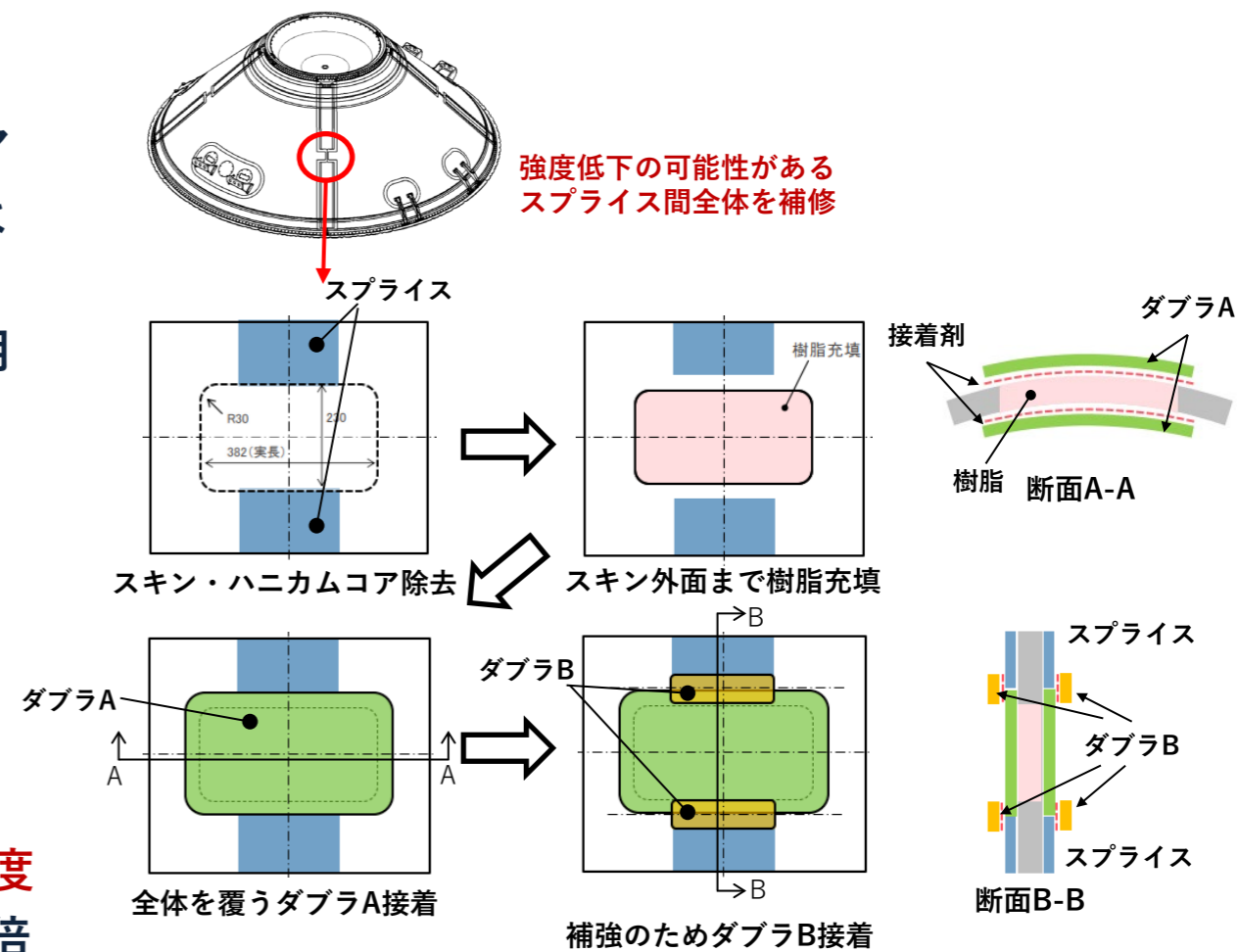
■ 補修方式のPSS

- 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ル（右図のダブル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ルの間を結合するためのダブル（右図のダブル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。
- これらの方法により実機の補修を実施した。

■ 検証結果

- 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確認した。
- 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（※）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。

（※）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）



検証試験の様子

1. 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8号機失敗を踏まえた水平展開

- 8号機失敗はH3ロケットで新規に採用した製造技術に対するリスク評価や不具合モードの識別が完全ではなかったことが関係していることから、H3ロケットで新規に採用した要素（材料、製造技術）が、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確認した。
- その結果、追加で対策すべき事項がないことを確認した。また、製造品質の向上に資する改善事項を抽出しており、継続的に品質向上活動として取り組む。

【水平展開の範囲】

- H3で導入した**全ての新規要素（材料、製造技術）**（※）
 - プライムの内作品およびパートナ製造品を問わず**全てのサブシステム、コンポーネント**
- （※） 3D造形、自動加工装置等

【水平展開の観点】

新規要素の採用時には開発過程においてリスク識別と評価を実施しているが、F8の失敗を受け以下の観点を追加したうえで、有識者を含めた複数の目で製造工程の再確認を実施。

- H3で導入した新規要素による、その前後工程への影響評価
- 製造プロセスで工夫した工程による影響評価
- QT後の点検内容の妥当性評価

2. H3ロケット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

※1 VOS：ロケット組立作業
(Vehicle On Standの略)



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

2. H3ロケット6号機（30形態試験機）の準備状況

■ 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"> ・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。 ・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。 	<ul style="list-style-type: none"> ・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。 ・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。 （※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）

2. H3ロケット6号機（30形態試験機）の準備状況

推進系、
電気系等の
機能点検

小型副衛星を
超小型衛星搭載
アダプタと結合

5月28,29日

小型副衛星/超小型衛星
搭載アダプタ
とPSS※1を結合

5月29日



5月30日
フェアリング収缶



6月4日
衛星フェアリングVOS ※2



6月5日
最終機能点検

RFシステム※3
点検・リハーサル

6月7日

※1 PSS：衛星搭載アダプタ(Payload Support Structureの略)
※2 VOS：ロケット組立作業(Vehicle On Standの略)
※3 RFシステム：無線通信システム (Radio Frequencyの略)

アーミング/
クローズアウト

6月8日

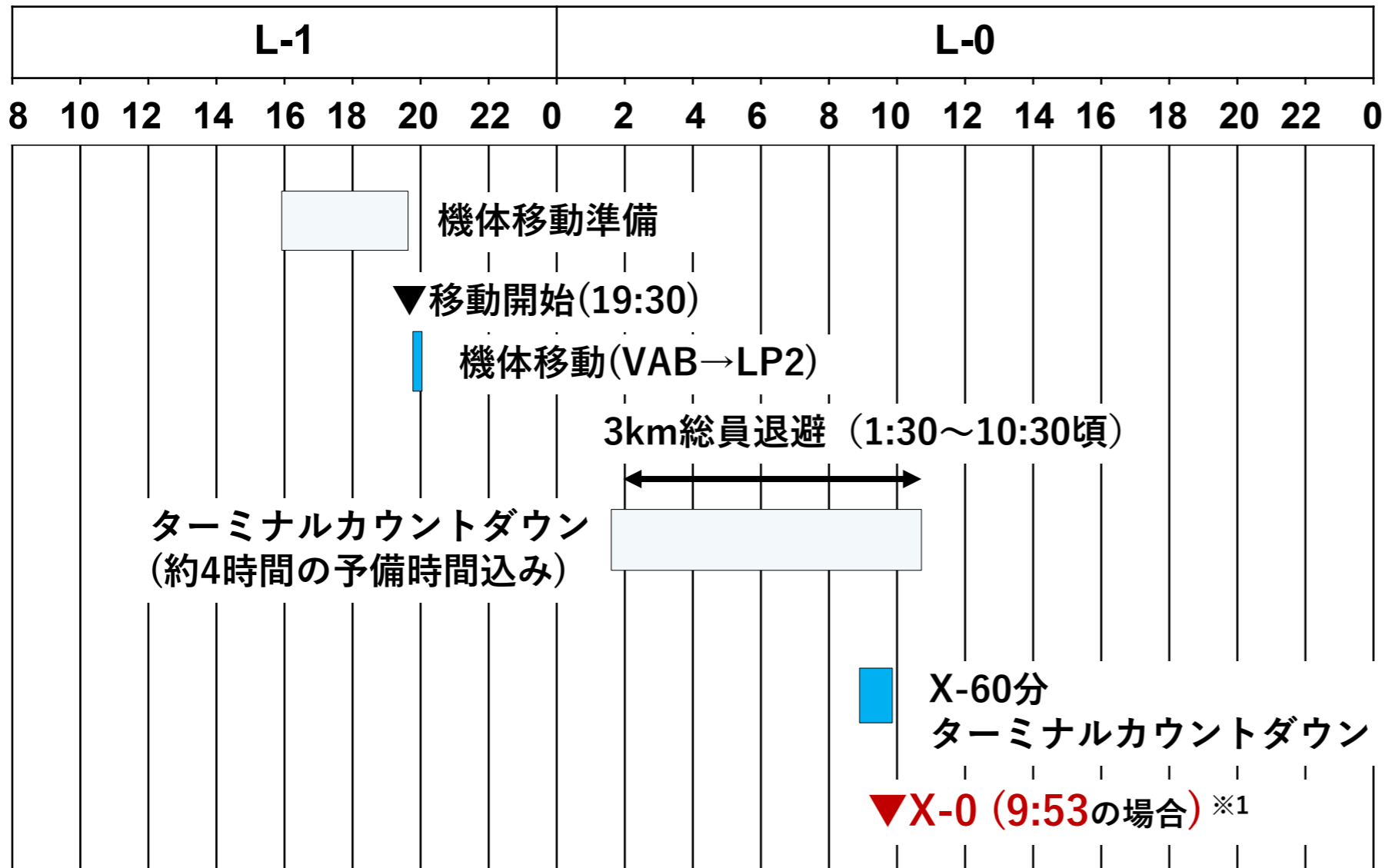
機体移動

6月9日

打上げ

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



打上げ可能ウィンドウ (9:53:59~11:52:46)

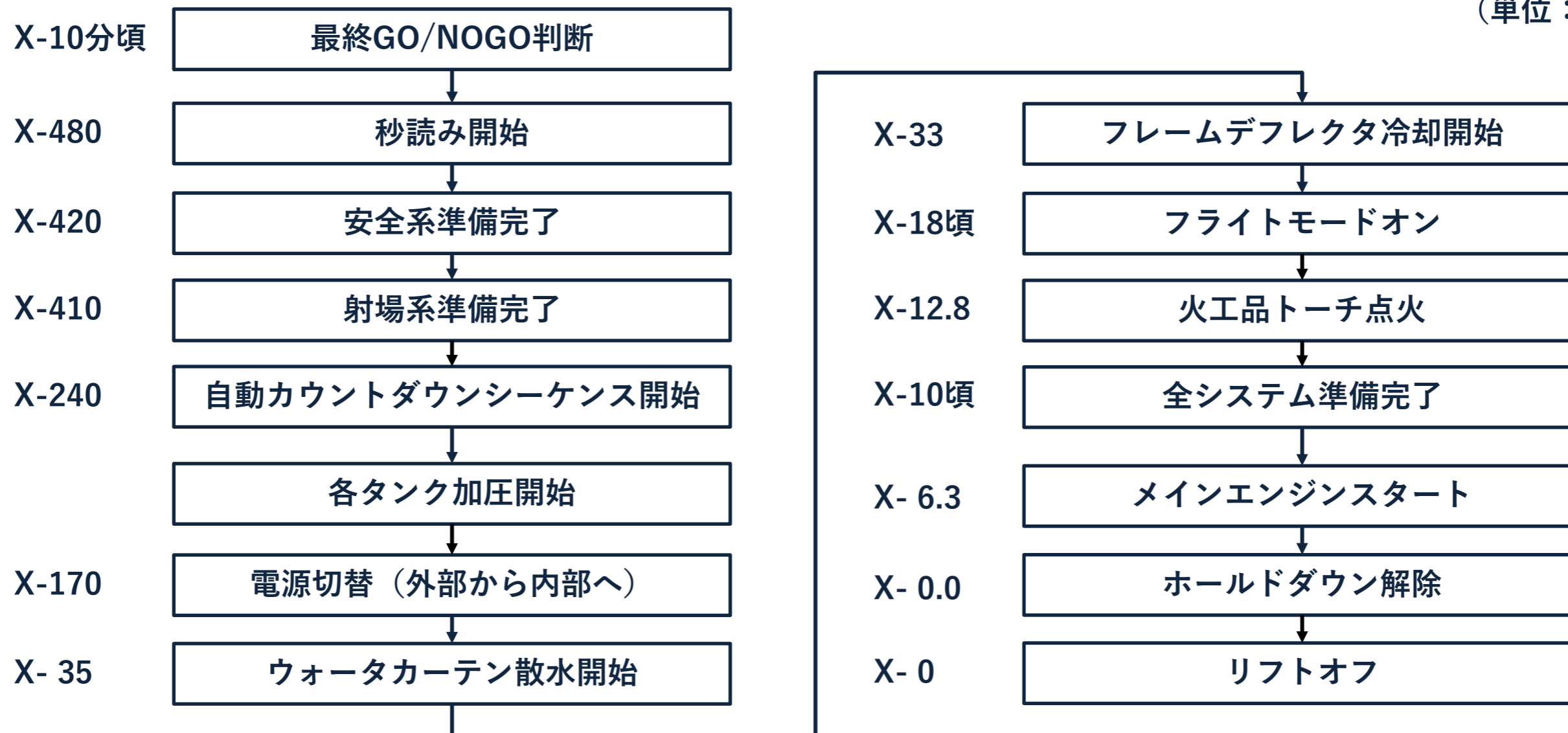
● 主要判断タイミング

- L-1
 - 16:15頃 第1回GO/NOGO判断
- L-0
 - 1:20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 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。打上げ時刻及び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。

5. カウントダウンシーケンス

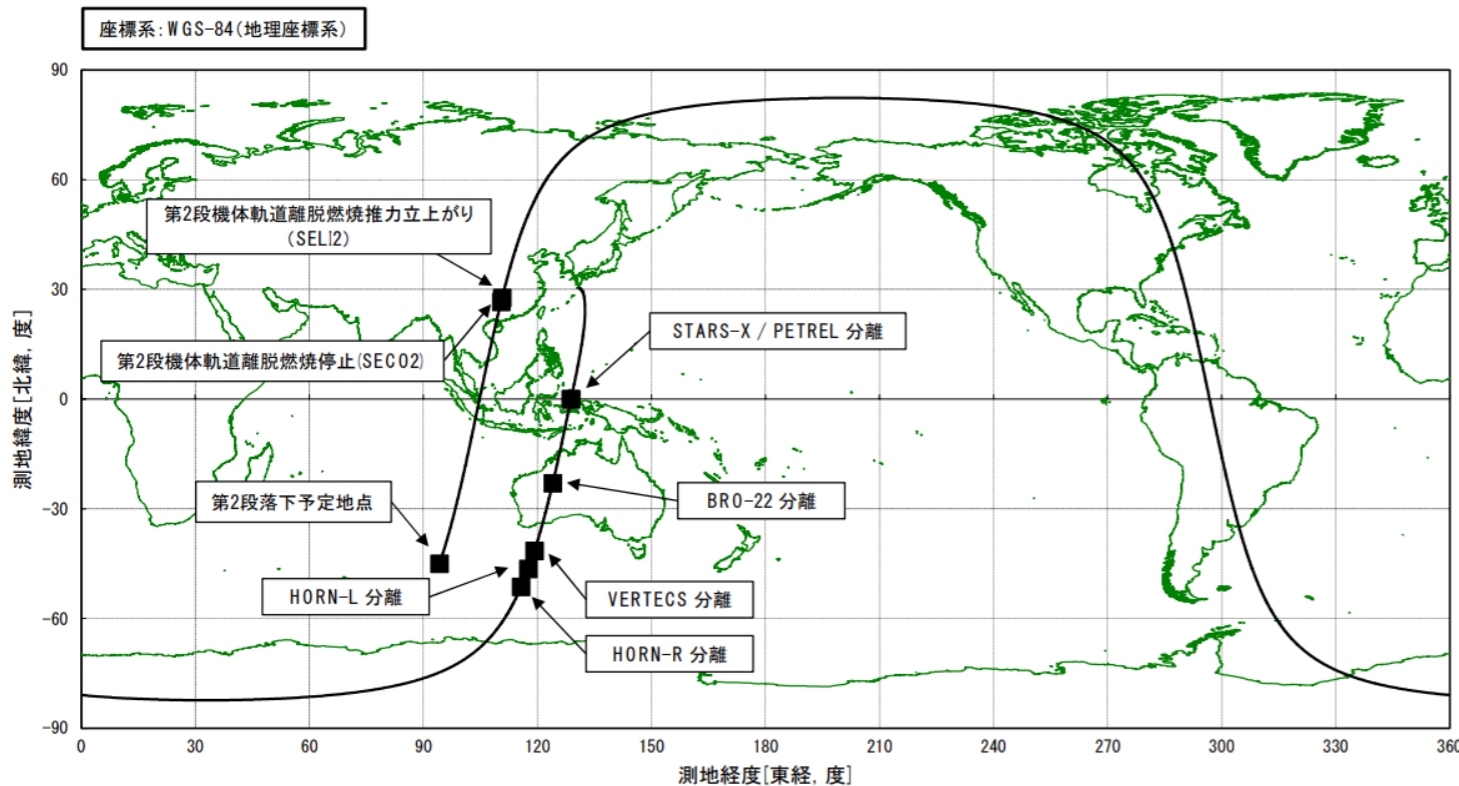
(単位：秒)



6. 飛行計画

- 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。

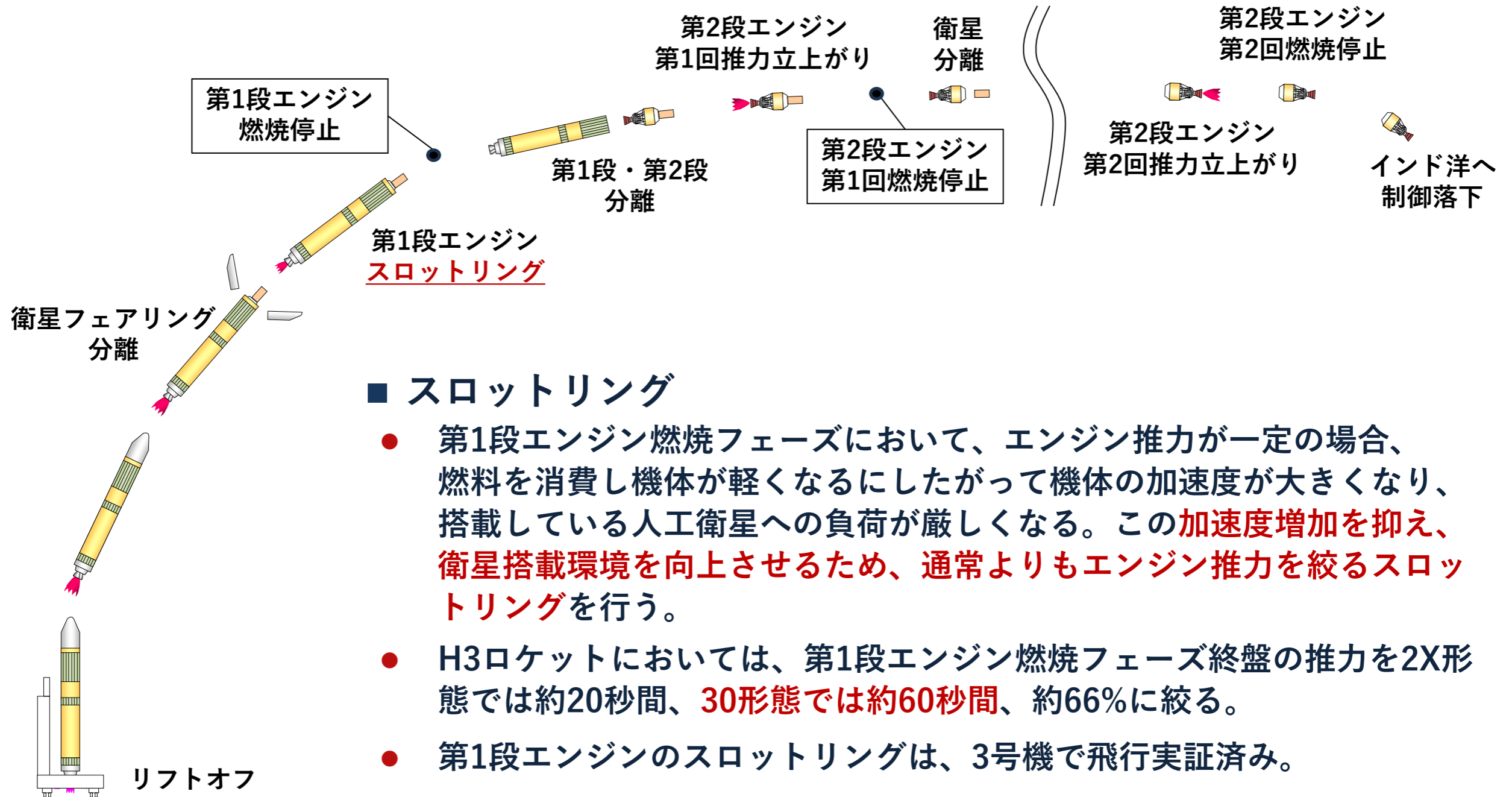
飛行経路（リフトオフ～第2段制御落下）



リフトオフ後時刻(S) ^{※1}	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 ^{※2})
223	第1段・第2段分離
235	第2段エンジン第1回推力立上り (SELI ^{※3})
907	第2段エンジン第1回燃焼停止 (SECO1 ^{※4})
968	PETREL/STARS-X 分離
1338	BRO-22分離 ^{※5}
1638	VERTECS 分離 ^{※5}
1718	HORN-L 分離 ^{※5}
1798	HORN-R 分離 ^{※5}
6294	第2段機体軌道離脱燃焼推力立上り (SELI2 ^{※3})
6312	第2段機体軌道離脱燃焼停止 (SECO2 ^{※4})

※1 最新特性飛行経路に基づく予定秒時(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
 ※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

6. 飛行計画



■ 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ロケットにおいては、第1段エンジン燃烧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。

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】 21.4m/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

種子島宇宙センター 週間気象情報		令和8年6月8日発表																																														
日付	6月9日				6月10日				6月11日				6月12日				6月13日				6月14日				6月15日																							
	明日(火)				明後日(水)				木曜日				金曜日				土曜日				日曜日				月曜日																							
	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	00	06	12	18																
天気	☔☔☔☔				☔☔☔☔				☔☔☔☔				☀☀☀☀				☁☁☁☁				☔☔☔☔				☁☁☁☁																							
風向	↓ ↓ ↓ ↓				↘ ↘ ↘ ↘				↙ ↙ ↙ ↙				↓ ↓ ↓ ↓				↘ ↘ ↘ ↘				↙ ↙ ↙ ↙				↘ ↘ ↘ ↘																							
風速 m/s	4	9	10	10	9	8	7	3	3	4	2	3	4	6	5	4	2	2	3	5	7	7	6	4	4	6	6	5	9	9	9	7																
最高 気温	23℃				低				24℃				並				27℃				並				25℃				並				27℃				並											
最低 気温	19℃				並				19℃				並				21℃				並				20℃				並				19℃				並				23℃				高			
概況	<p>梅雨前線は種子島の南に停滞します。雨の降る天気となり、風雨が強まります。</p> <p>梅雨前線は引き続き種子島の南に停滞して雨の降る天気が続き、断続的に雨足が強まります。</p> <p>前線は、奄美付近に南下しますが、気圧の谷や前線を東進する低気圧の影響により、雨の降る天気が続き、断続的に雨足が強まります。</p> <p>梅雨前線は、沖縄本島の南に南下し、東シナ海に進む高気圧に覆われ、概ね晴れの天気となります。</p> <p>上空の気圧の谷や、北上する梅雨前線の影響により、雲が広がりやすい天気となります。</p> <p>午前には種子島の南に停滞する梅雨前線の影響により、大気の状態が不安定で雨の降る天気となります。午後は前線が南下し、天気はやや回復します。</p> <p>梅雨前線は奄美付近からゆっくりと北上し、東寄りの湿った気流や上空の気圧の谷の影響により、雲が流れ込み小雨の降りやすい天気となります。</p>																																															
雷	△ △																				△ △								△																			
強風	△ △ △ △				△ △																																											
大雨	△ △ △ △				△ △				△ △																△ △																							
凡例	<p>△：雷：発雷可能性あり 強風：平均風速10m/s以上 大雨：時間15mm以上or積算雨量50mm以上 天気 /：一時 //：時々 →：のち</p> <p>×：雷：発雷可能性高い 強風：平均風速15m/s以上 大雨：時間40mm以上 (※凡例の太字は新基準) 気温 高：平年+2℃以上 低：平年-2℃以下</p>																																															
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

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

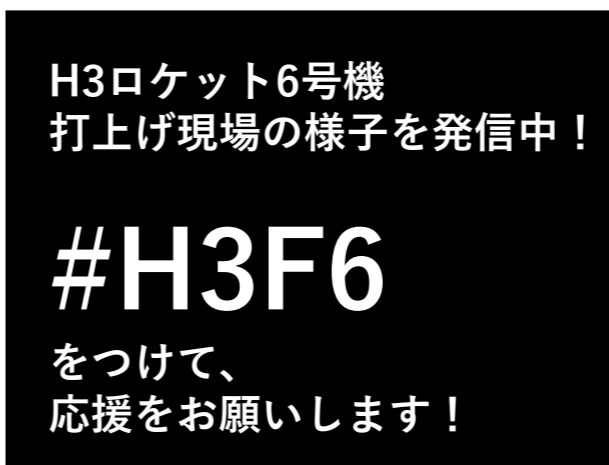
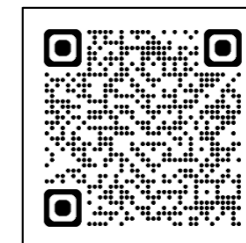
<https://www.rocket.jaxa.jp/rocket/h3/>



■ JAXA種子島宇宙センター 公式X (旧Twitter)

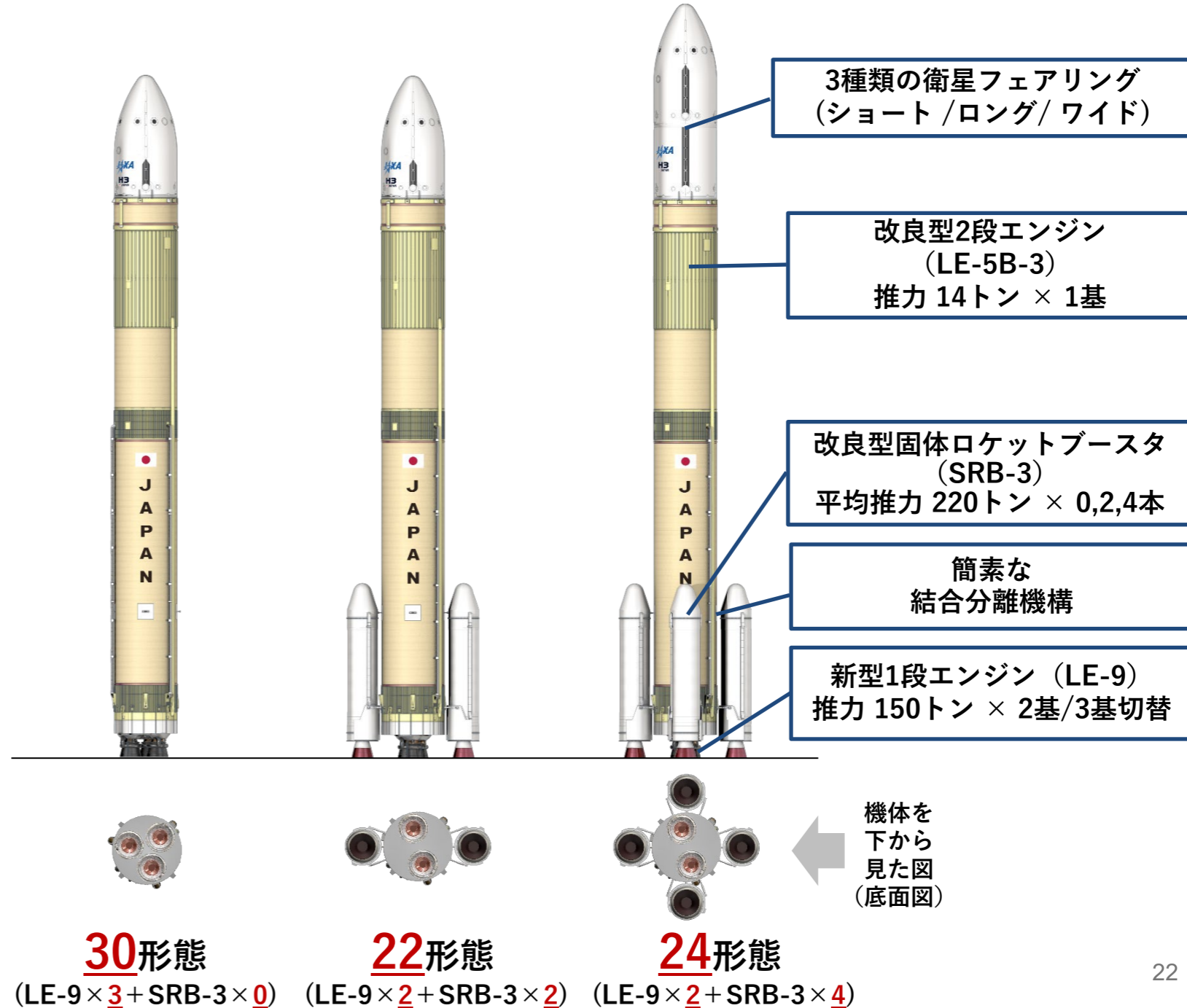
射場作業の様子等、打上げ現場からの最新情報を発信

https://twitter.com/tnsc_JAXA

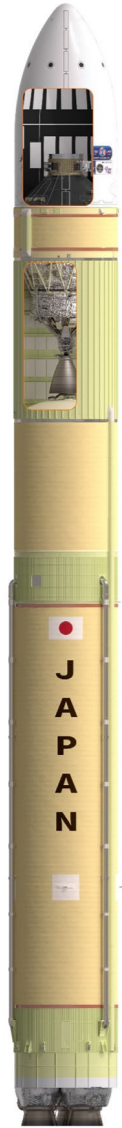


【参考】 H3ロケットの形態概要

- 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



【参考】 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	—

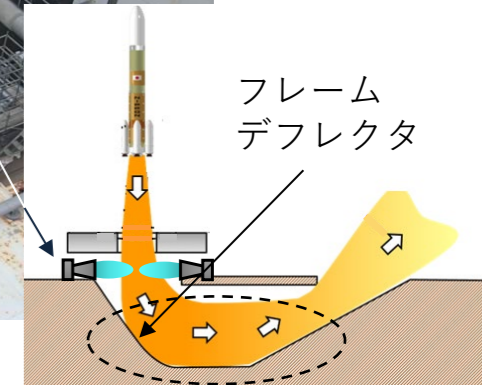
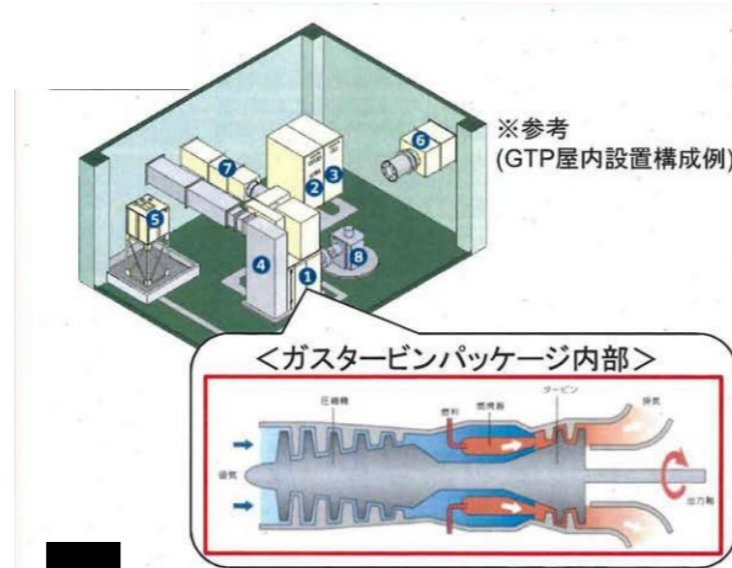
【参考】 フレームデフレクタ冷却水の注水設備

※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。



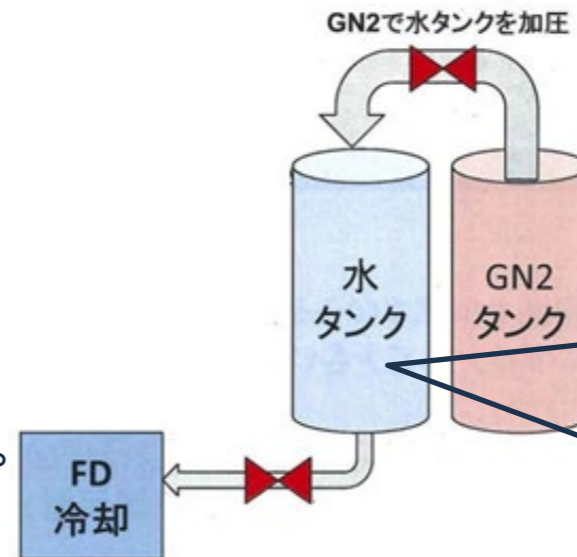
4号機以降

⇒ **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。

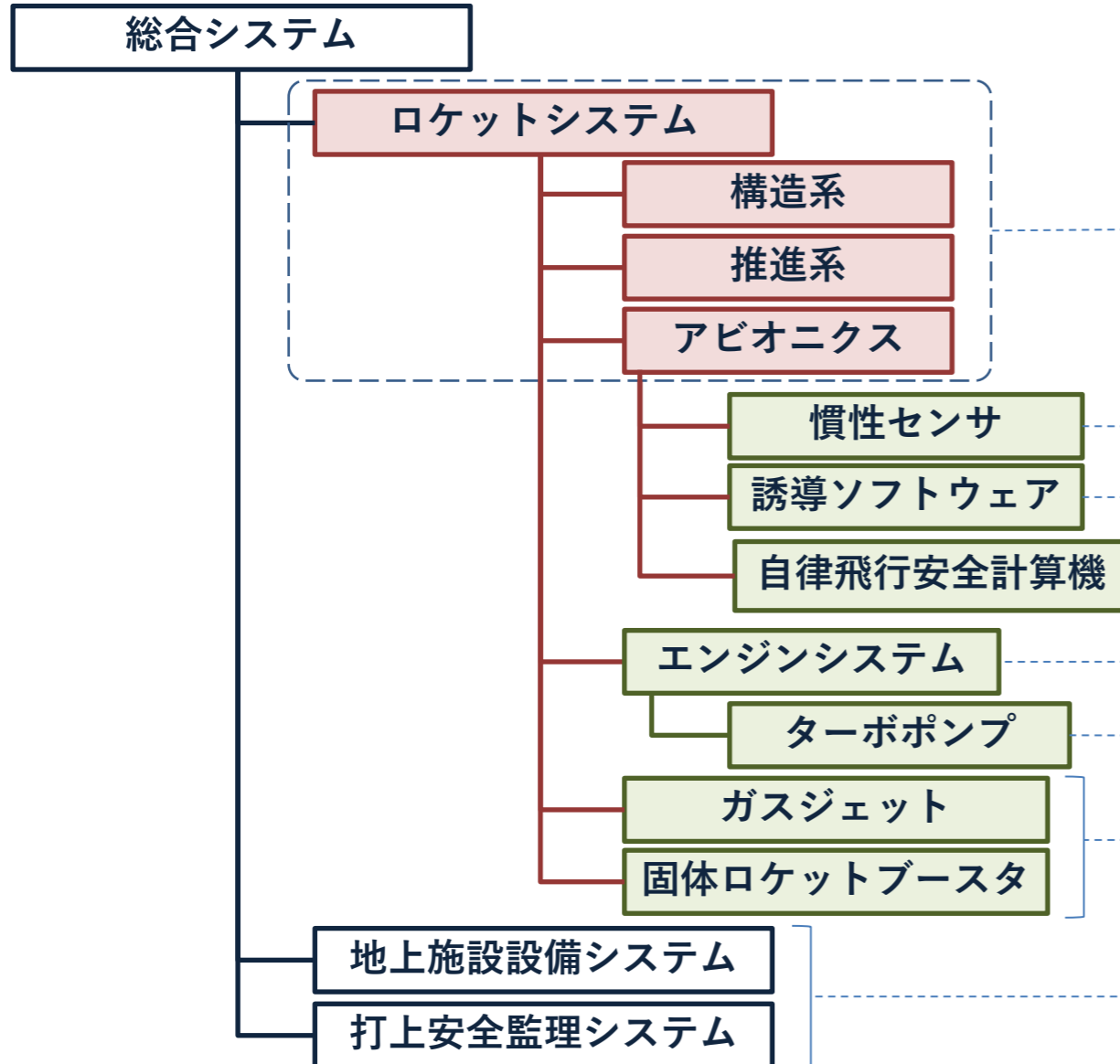
⇒ システムのシンプル化等により、運用の確実化が可能。

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。

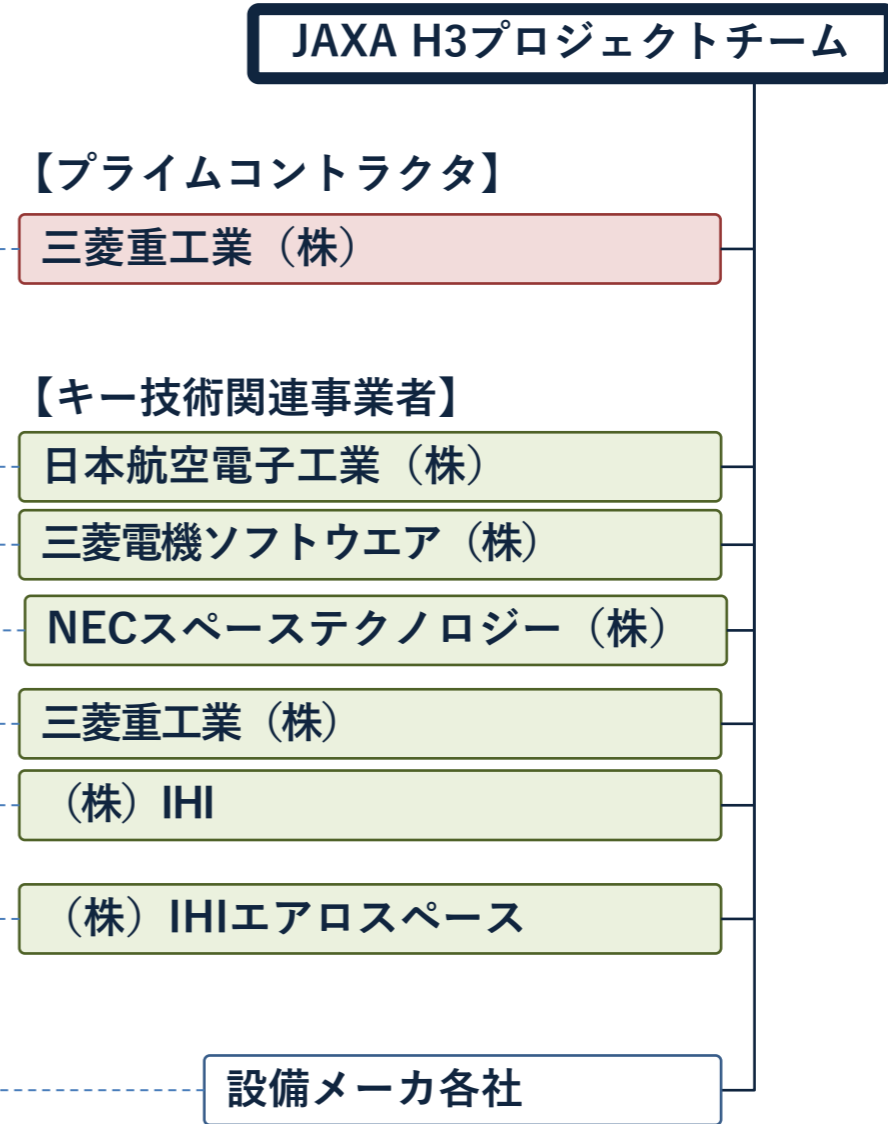


【参考】H3ロケットの開発体制

■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