



H3ロケット5号機 打上げ準備状況

2025年1月30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. 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5号機 (H3-22S※1)
- ペイロード： 「みちびき6号機」 (準天頂衛星)
- 衛星投入軌道： 静止トランスファ軌道 (GTO)

※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. ミッション概要

■ TF1～F4との比較

	TF1	TF2	F3	F4	F5
機体形態	H3-22S	H3-22S	H3-22S	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」	「みちびき6号機」 (準天頂衛星)
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
第1段 (LE-9)	Type1×2基	Type1×1基 Type1A×1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
第2段 (LE-5B-3)	1基搭載	1基搭載 エキサイタ改修品	1基搭載 エキサイタ改修品	1基搭載 エキサイタ改修品	1基搭載 エキサイタ改修品
搭載機器	H3-22S対応	H3-22S対応 PSC2※改修品	H3-22S対応 PSC2※改修品	H3-22S対応 PSC2※改修品	H3-22S対応 PSC2※改修品



赤字はF5での変更点

※PSC2：2段推進系コントローラ

F5(H3-22S) 2

2. H3ロケット5号機の準備状況



2024年12月20日
1段機体が種子島に到着



2024年12月24日
1段機体射座据付け (VOS※1)



2024年12月25日
2段機体 VOS



2025年1月7日、8日
SRB-3 VOS

- ※1 VOS：ロケット組み立て作業
(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)



組立が完了したロケット機体

推進系、
電気系等の
機能点検

搭載衛星と
PAF※2を
結合

1月20日

搭載衛星/PAF
とPSS※3を結合

1月21日

フェアリング
への衛星収缶

1月23日

2. H3ロケット5号機の準備状況



2025年1月26日
衛星フェアリングVOS



2025年1月27日
最終機能点検

リハーサル

1月29日

RFシステム
点検

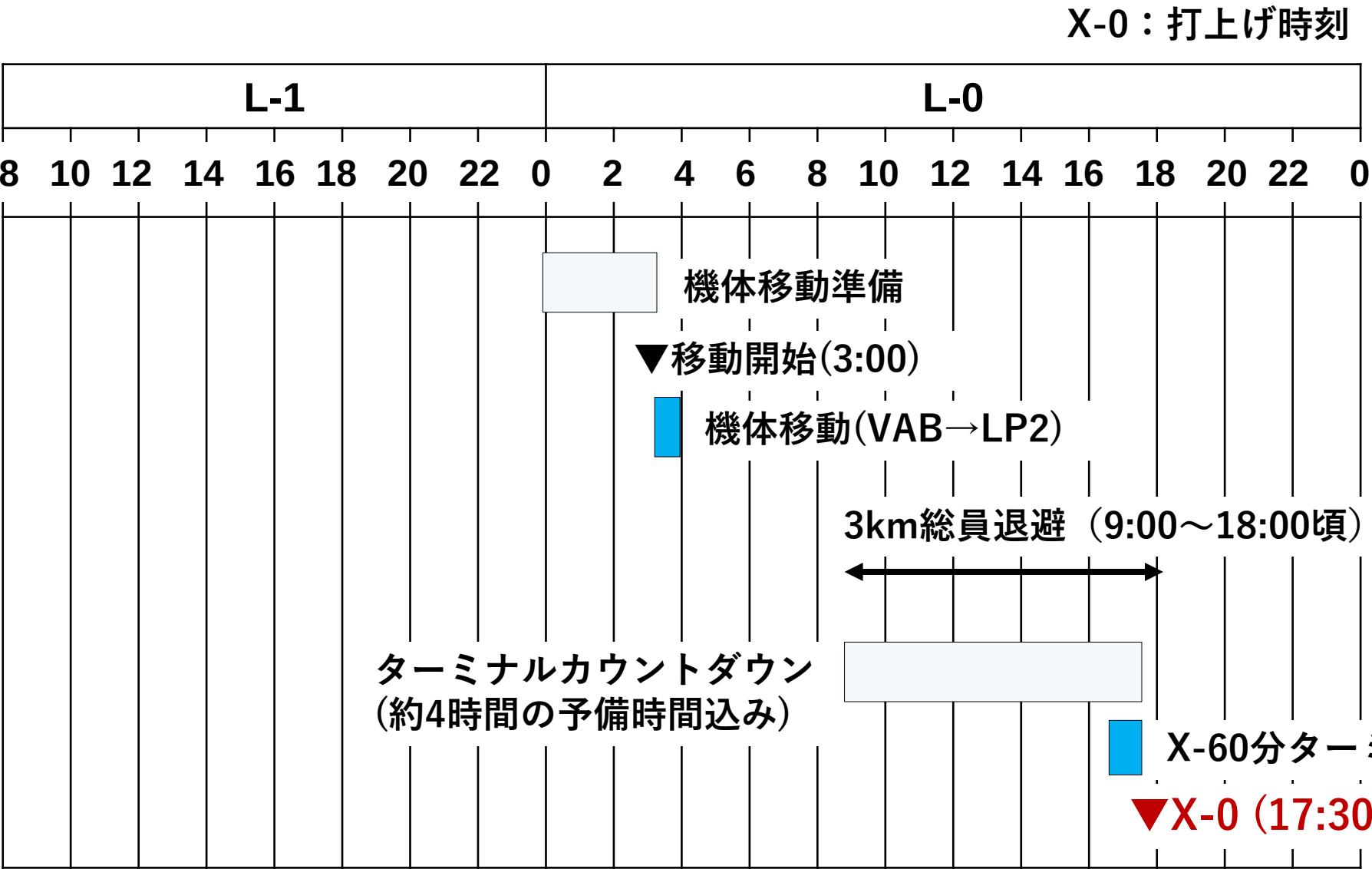
1月29日

アーミング/
クローズアウト

機体移動

打上げ

3. 打上げ当日（L-1、L-0） 主要スケジュール

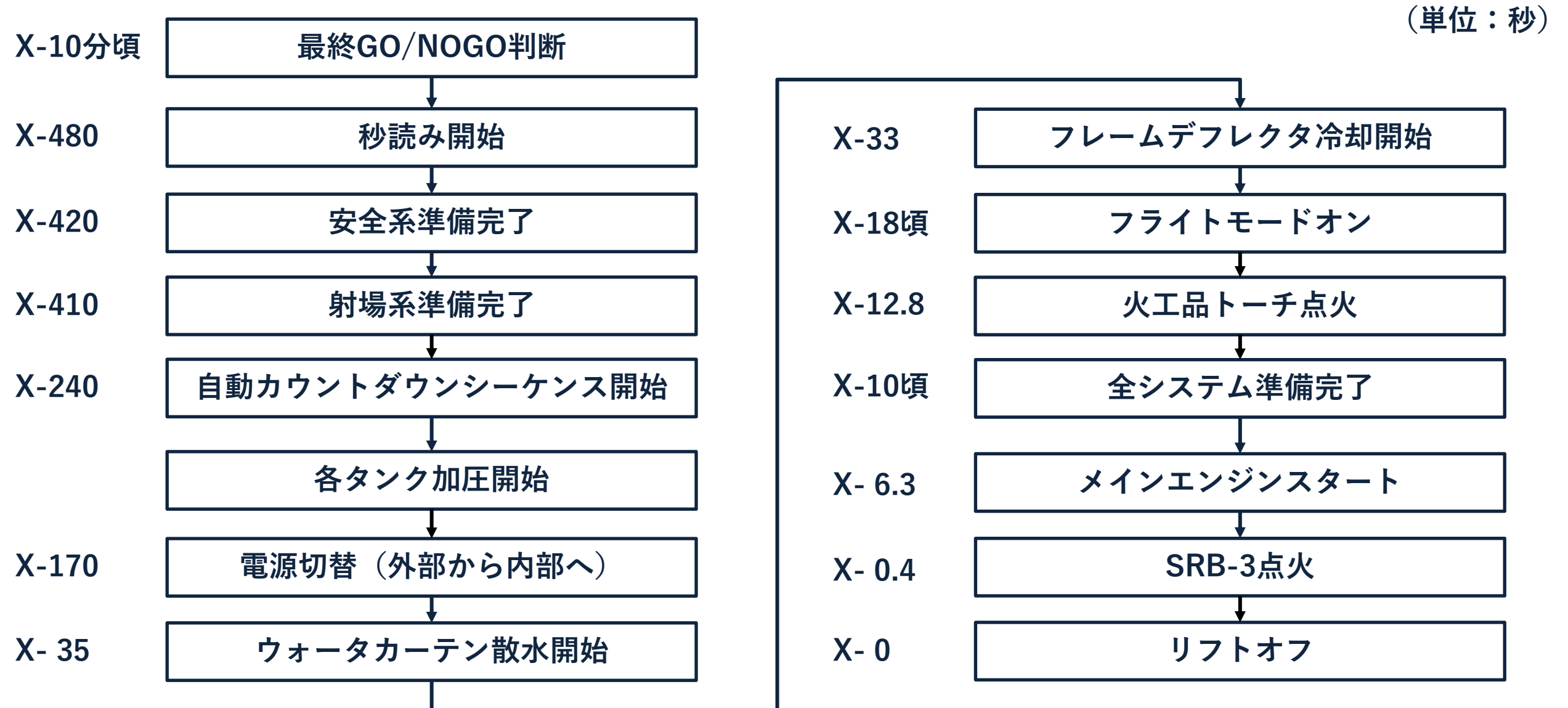


● 主要判断タイミング

- L-1
23:00頃 第1回GO/NOGO判断
- L-0
9:00頃 第2回GO/NOGO判断
16:30頃 第3回GO/NOGO判断 (X-60分頃)
17:20頃 最終GO/NOGO判断 (X-10分頃)

打上げ可能ウィンドウ (17:30～19:30)

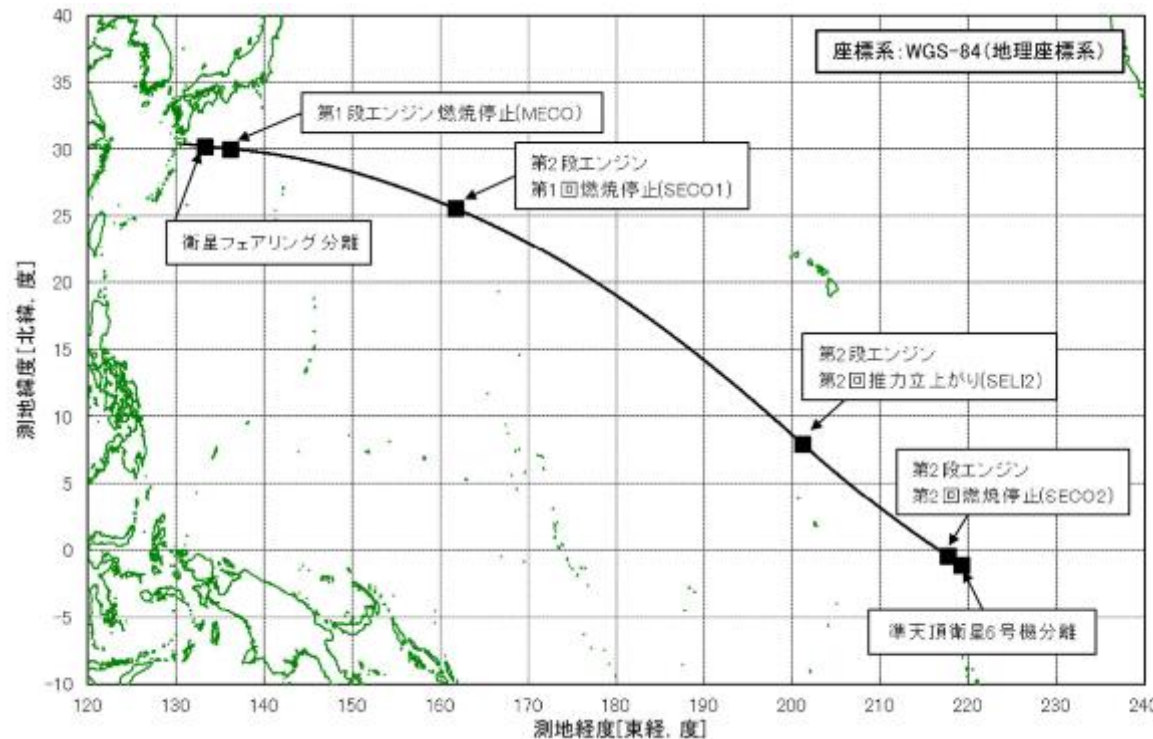
4. カウントダウンシーケンス



5. 飛行計画

- 静止トランスファ軌道（GTO）への衛星投入を行う（F4と同様）。
- SECO2後に「みちびき6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、F4と同様）。
- 衛星分離後に、将来のロングコーストGTOミッションを見据えたデータ取得を行う（F4と同様）。

飛行経路（リフトオフ～「みちびき6号機」分離）



リフトオフ後秒時 (s) ※1

イベント

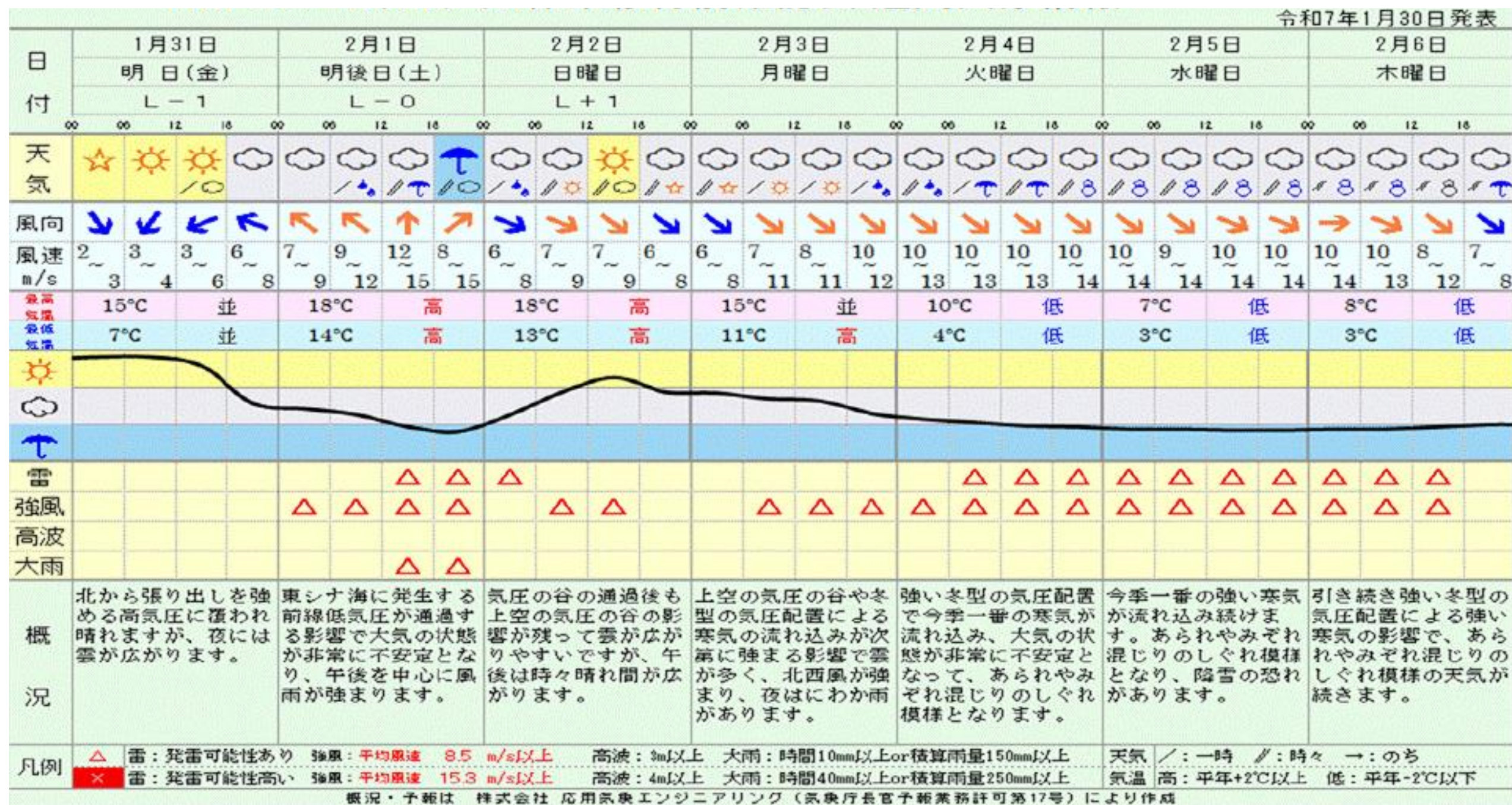
0	リフトオフ
117	SRB-3分離
225	衛星フェアリング分離
301	第1段エンジン燃焼停止 (MECO※2)
309	第1段・第2段分離
322	第2段エンジン第1回推力立上り (SELI1※3)
765	第2段エンジン第1回燃焼停止 (SECO1※4)
1459	第2段エンジン第2回推力立上り (SELI2※3)
1721	第2段エンジン第2回燃焼停止 (SECO2※4)
1741	「みちびき6号機」分離

※1 最新の飛行解析に基づく予定秒時
※2 MECO : Main Engine Cut Off の略
※3 SELI : Second Engine Lock In の略
※4 SECO : Second Engine Cut Off の略

6. 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。
	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。

7. 気象予報



【参考】JAXAホームページでの情報発信

■ 特設サイト

5号機打上げに向けた最新情報を掲載

<https://fanfun.jaxa.jp/countdown/h3f5/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】イプシロンSロケット第2段モータ地上燃焼試験における燃焼異常の影響評価

2024/12/25開催「イプシロンSロケット第2段モータ再地上燃焼試験における燃焼異常原因調査状況に関する記者説明会」において、下記の通り報告。



(参考) H3ロケットへの影響評価

追加

- H3ロケットへの影響評価について、イプシロンSロケット第2段モータ再地上燃焼試験における燃焼異常の原因調査中の状況を踏まえつつ、SRB-3とE-21の設計の違いやSRB-3の製造データ等からSRB-3をフライトへ供するにあたっての懸念事項は無いと判断している。
- 本評価については、2024年12月11日付で「H3ロケット5号機による「みちびき6号機」（準天頂衛星）の打上げ」の別紙としてプレスリリースを発出済みである。

別紙

イプシロンSロケット第2段モータ地上燃焼試験における燃焼異常の H3ロケットへの影響評価

イプシロンSロケット第2段モータ（以下、E-21）再地上燃焼試験における燃焼異常を踏まえ、E-21と同じく固体モータであるH3ロケット用固体ロケットブースタ（SRB-3）について影響を評価いたしました。

SRB-3はモータ設計がE-21とは異なりますが、一部の共通点（イグブースタと材料の一部）を含めて、これまでの地上燃焼試験等の開発結果および4号機までの飛行結果を再評価し、SRB-3としての設計がいずれも良好に検証されていることをあらためて確認いたしました。また、H3ロケット5号機用として製造したSRB-3の検査データに特異なものが無いことも再確認しております。

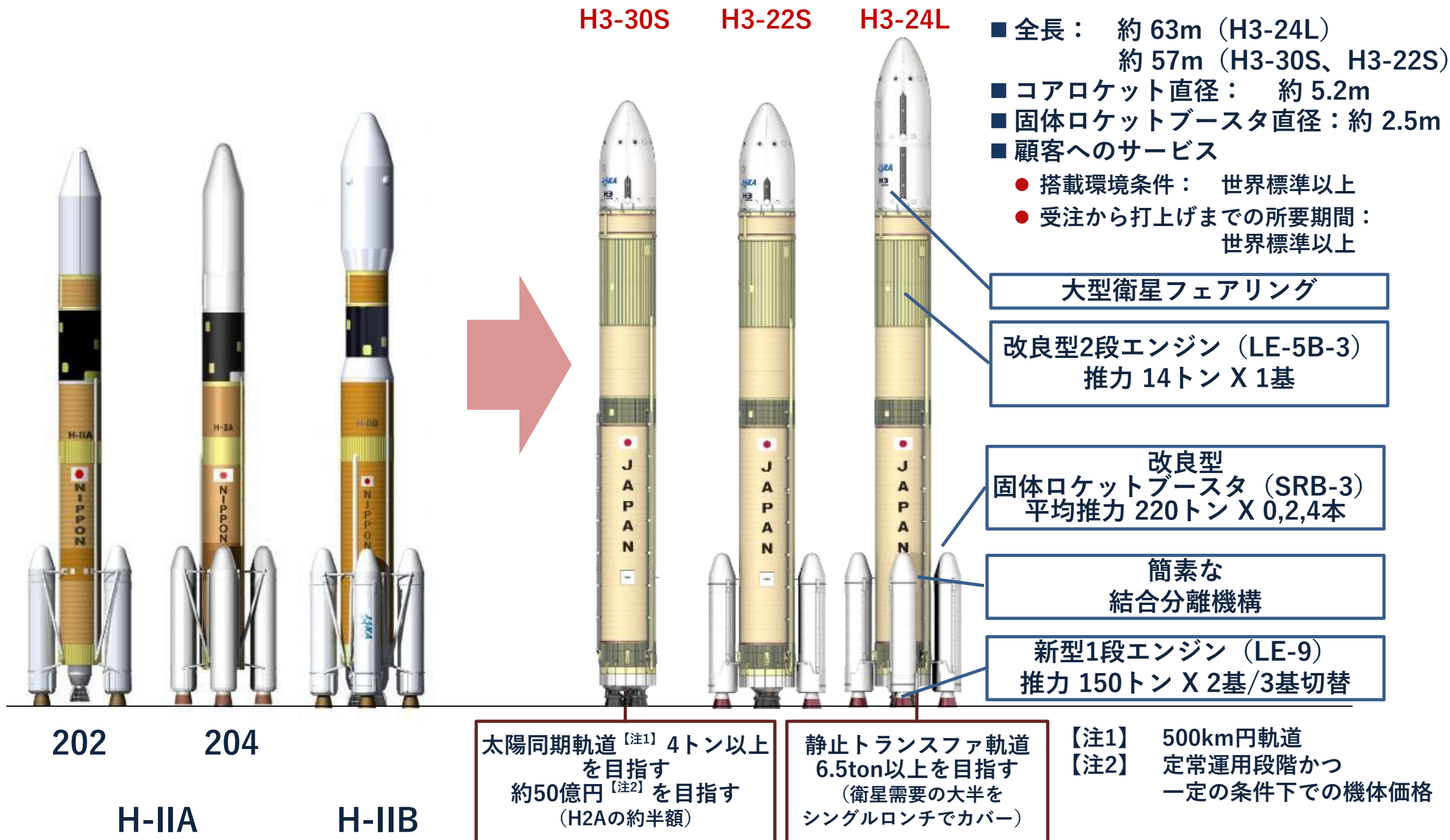
これらの確認結果から、SRB-3をフライトへ供するにあたっての懸念事項は無いと判断しております。

30

【動画（YouTube）】イプシロンSロケット第2段モータ再地上燃焼試験における燃焼異常原因調査状況に関する記者説明会

<https://www.youtube.com/live/DjtzFwMxvAc?si=fDp4TptlgsITNkgK>

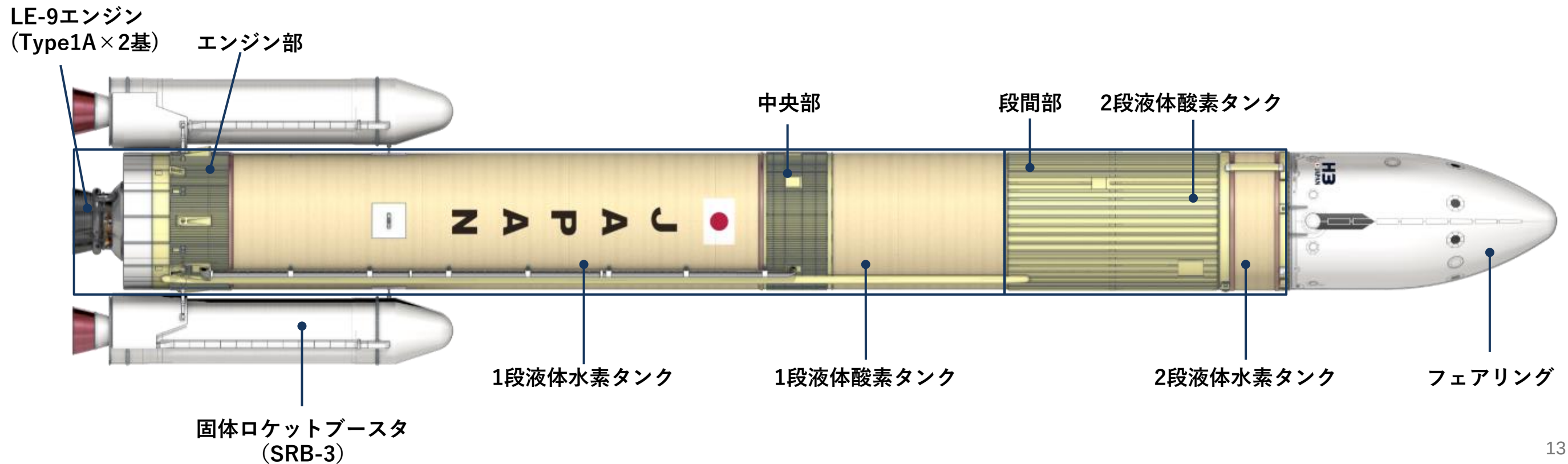
【参考】 H3ロケットのシステム概要



【参考】 H3ロケット5号機の機体形態

■ H3-22S 【TF1~F4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5号機の主要諸元



F5(H3-22S)

全 段				
名称	H3ロケット5号機（F5）			
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（k N）	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】 LE-9エンジン（Type1A）の形態

■ LE-9エンジン仕様比較

	Type1（TF1）	Type1A（TF2～）	Type2
FTP	0の矢 （剛性の向上、減衰力の強化）	Type1と同じ	恒久対策仕様※1
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 （Type1と同じ）	恒久対策仕様 （Type1と同じ）
噴射器	機械加工	Type1と同じ	恒久対策仕様※2
その他 コンポーネント	Type1仕様	恒久対策仕様 （主として既に開発試験で実績があるもの）	恒久対策仕様



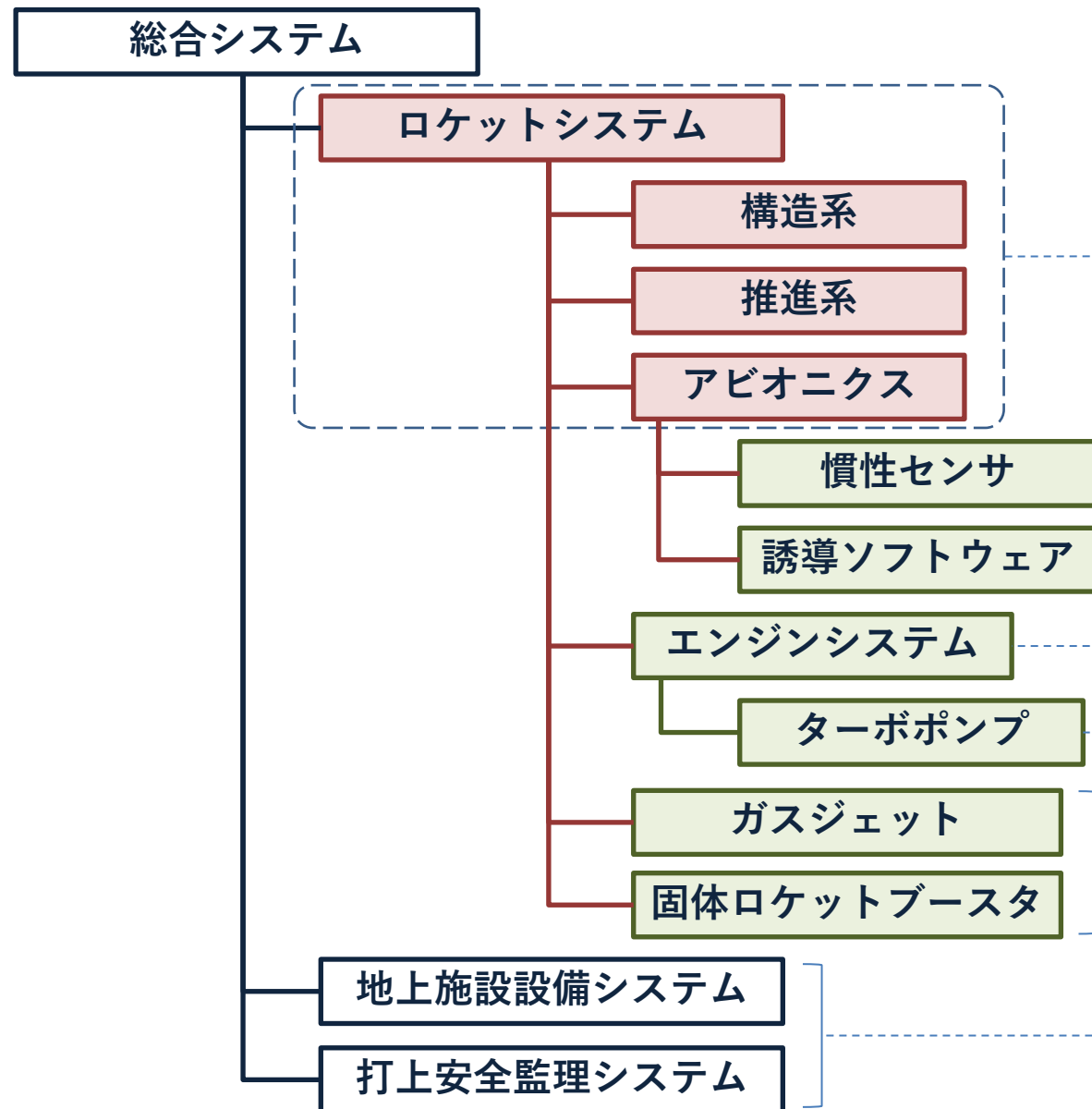
LE-9エンジン概要図

※1 FTPの恒久対策仕様として、タービン効率の向上を図る複数の設計案を検討中。これまでに試験実績のある0の矢、1の矢の設計をベースとすることでリスクを低減する。

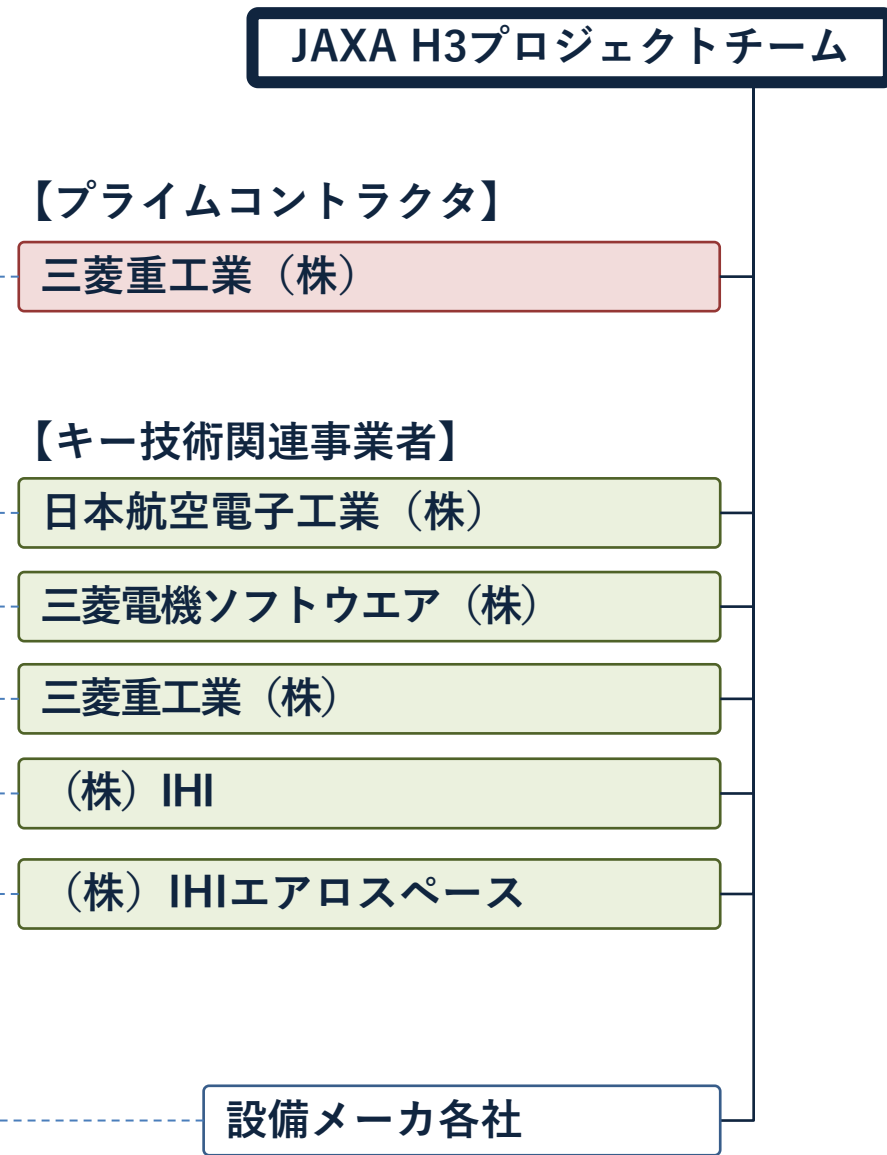
※2 噴射機の恒久対策仕様として、3D造形技術の適用による製品コスト低減等を計画。

【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ーとして開発に参加