



資料58-1
科学技術・学術審議会
研究開発・評価分科会
宇宙開発利用部会
調査・安全小委員会(第58回)
R7.12.25

H3ロケット8号機 打上げ失敗原因究明状況

2025年12月25日
宇宙航空研究開発機構

目次

12/23に報告した内容との差異はページ右上に識別

再掲	前回報告済み
更新	前回報告から内容を更新
追加	今回新たに追加

0. 本日の報告内容

1. H3ロケット8号機打上げ結果

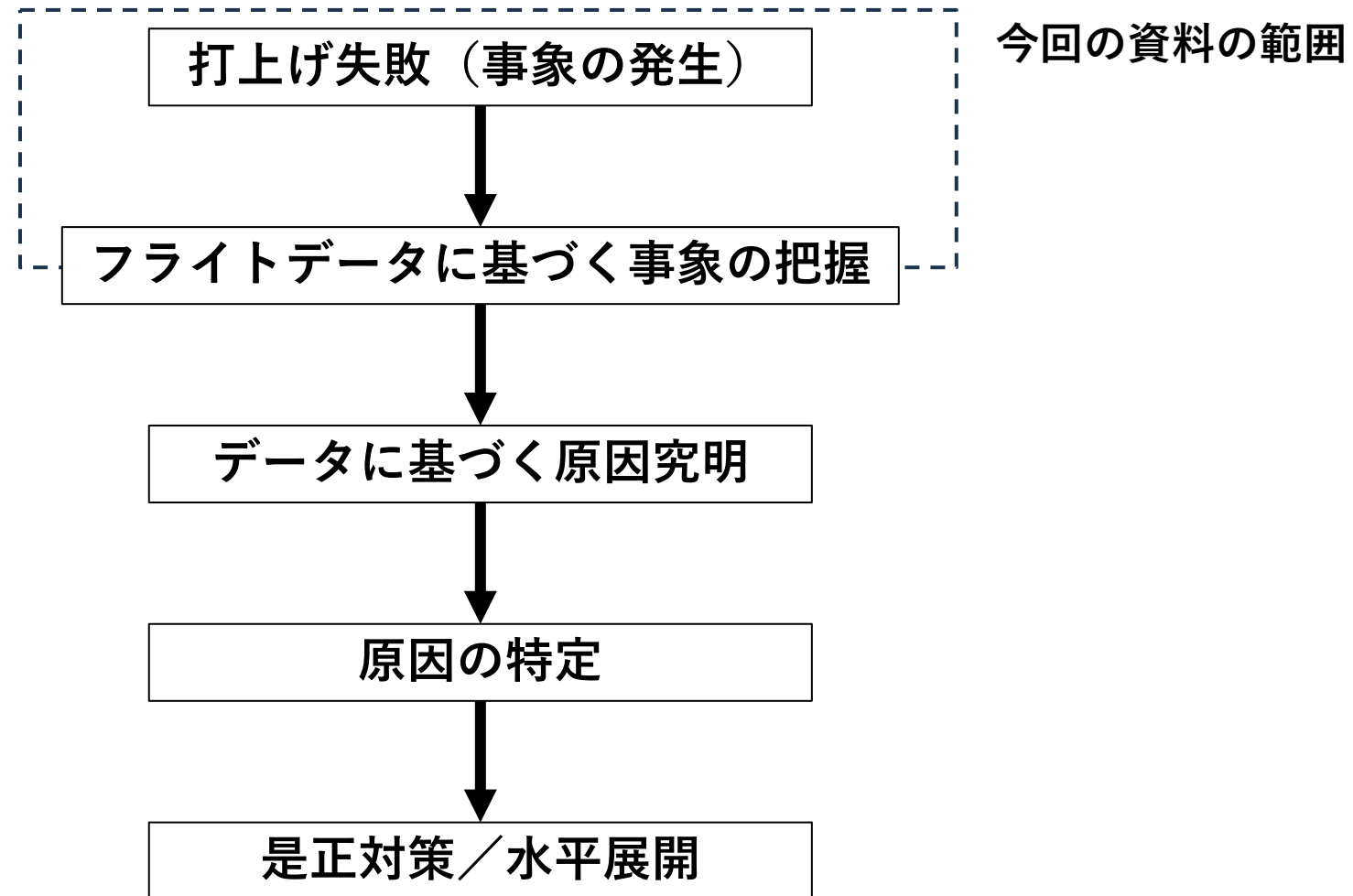
1-1. H3ロケット8号機 打上げ結果概要

1-2. H3ロケット8号機の主要諸元

1-3. 打上げ結果

2. 今後の計画

0. 本日の報告内容



1-1. H3ロケット8号機 打上げ結果概要

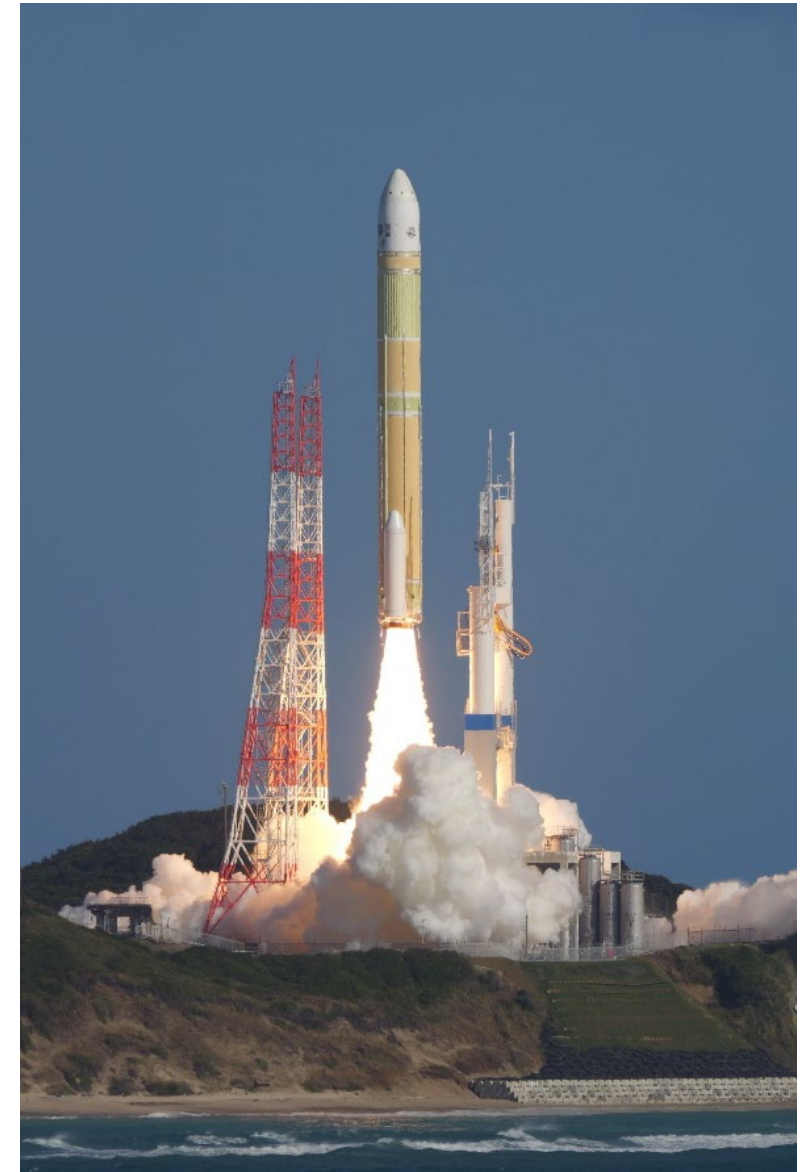
再掲

■ 打上げ日時

- 打上げ日 : 2025年12月22日 (月)
- 打上げ時刻 : 10時51分30秒 (日本標準時、24時間表記)
- 打上げ場所 : 宇宙航空研究開発機構 種子島宇宙センター

■ 搭載衛星

- 準天頂衛星システム「みちびき5号機」(QZS-5)
日本で常に天頂付近に1機の衛星が見えることを目的として、複数の軌道面にそれぞれ配置された衛星を組合せて利用する準天頂衛星システム。



1-2. H3ロケット8号機の主要諸元

再掲

※12/15 H3ロケット8号機打上げ前ブリーフィング資料より抜粋



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（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	—

1-2. H3ロケット8号機の主要諸元

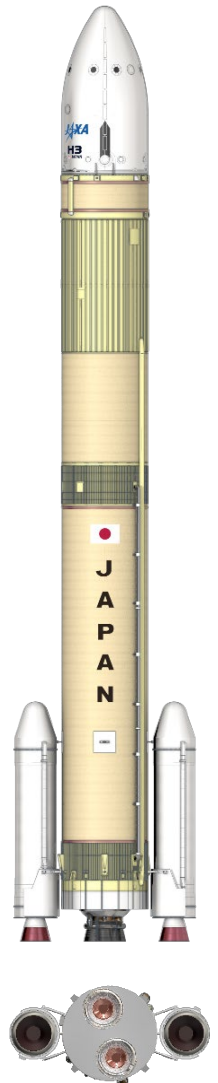
追加

※12/15 H3ロケット8号機打上げ前ブリーフィング資料より抜粋

■ 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	2025/12/22 (失敗)

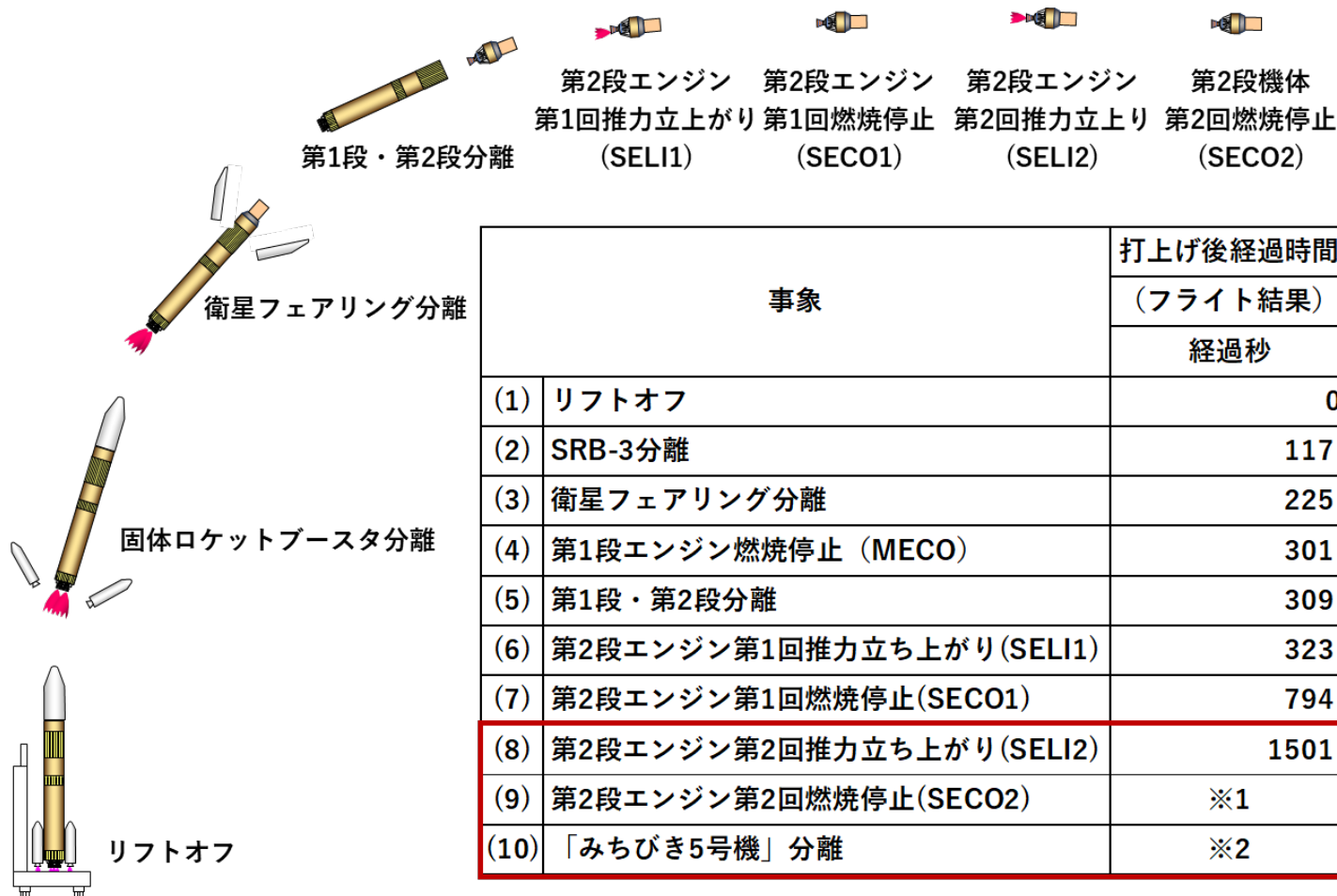
F8
(H3-22S)



1-3. 打上げ結果

再掲

- 2025年12月22日10時51分30秒（日本標準時）に、H3ロケット8号機を打ち上げた。第2段エンジン第1回燃烧終了時には所定の地球周回軌道に投入した。
- 第2段エンジン第2回燃烧が正常に立ち上がらず早期に停止したことから、予定した軌道に「みちびき5号機」を投入することができず、打上げに失敗した。



打上げ時刻(10時51分30秒(日本標準時))

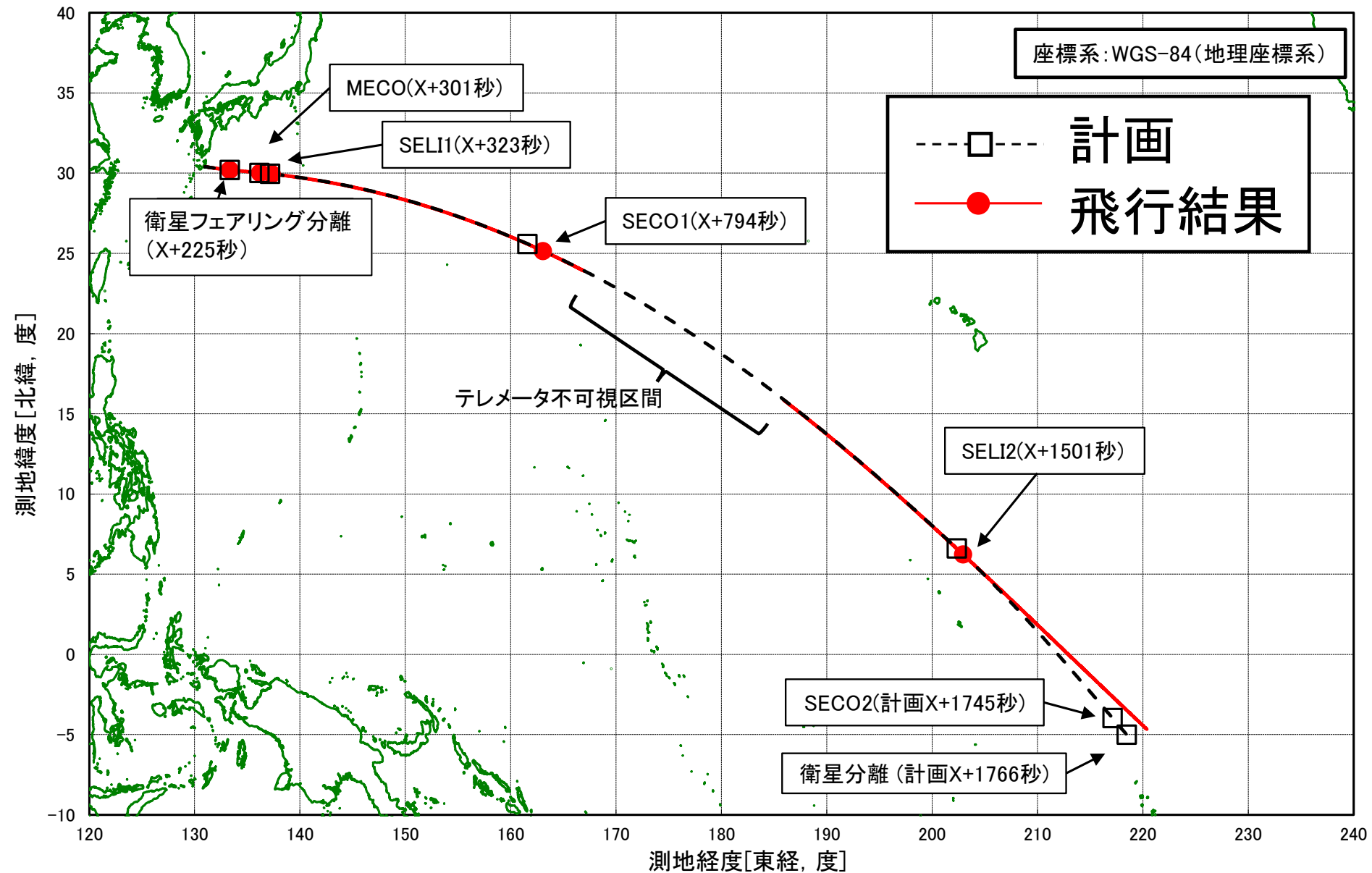
予測値と異なる作動結果

※1 第2段エンジン第2回燃焼は正常に立ち上がらなかったため、正常なSECO2検知に至っていない

※2 衛星分離については2段機体から分離信号が送出されたが、分離スイッチによる分離検知はされていない

1-3. 打上げ結果

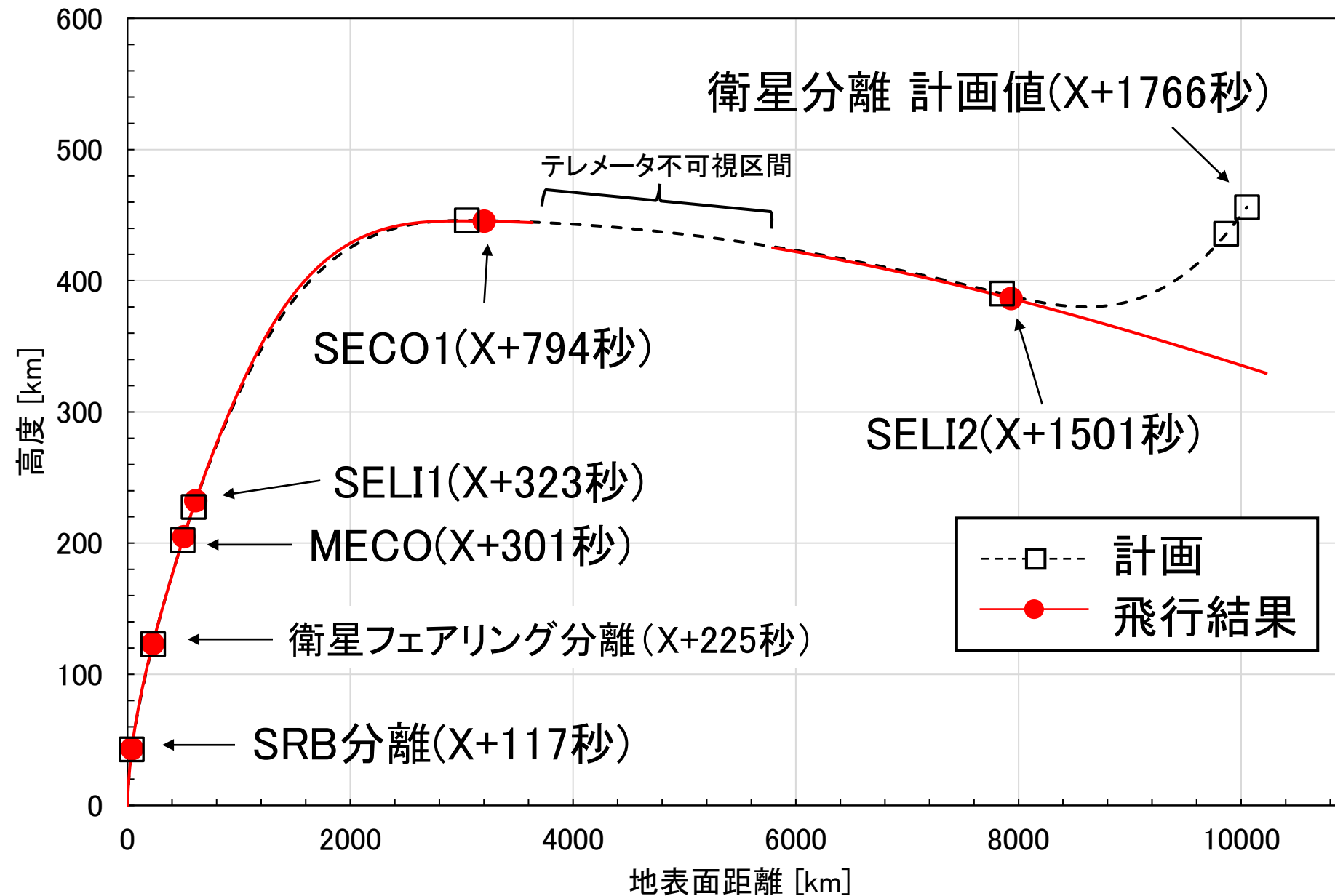
追加



機体現在位置履歴

1-3. 打上げ結果

追加

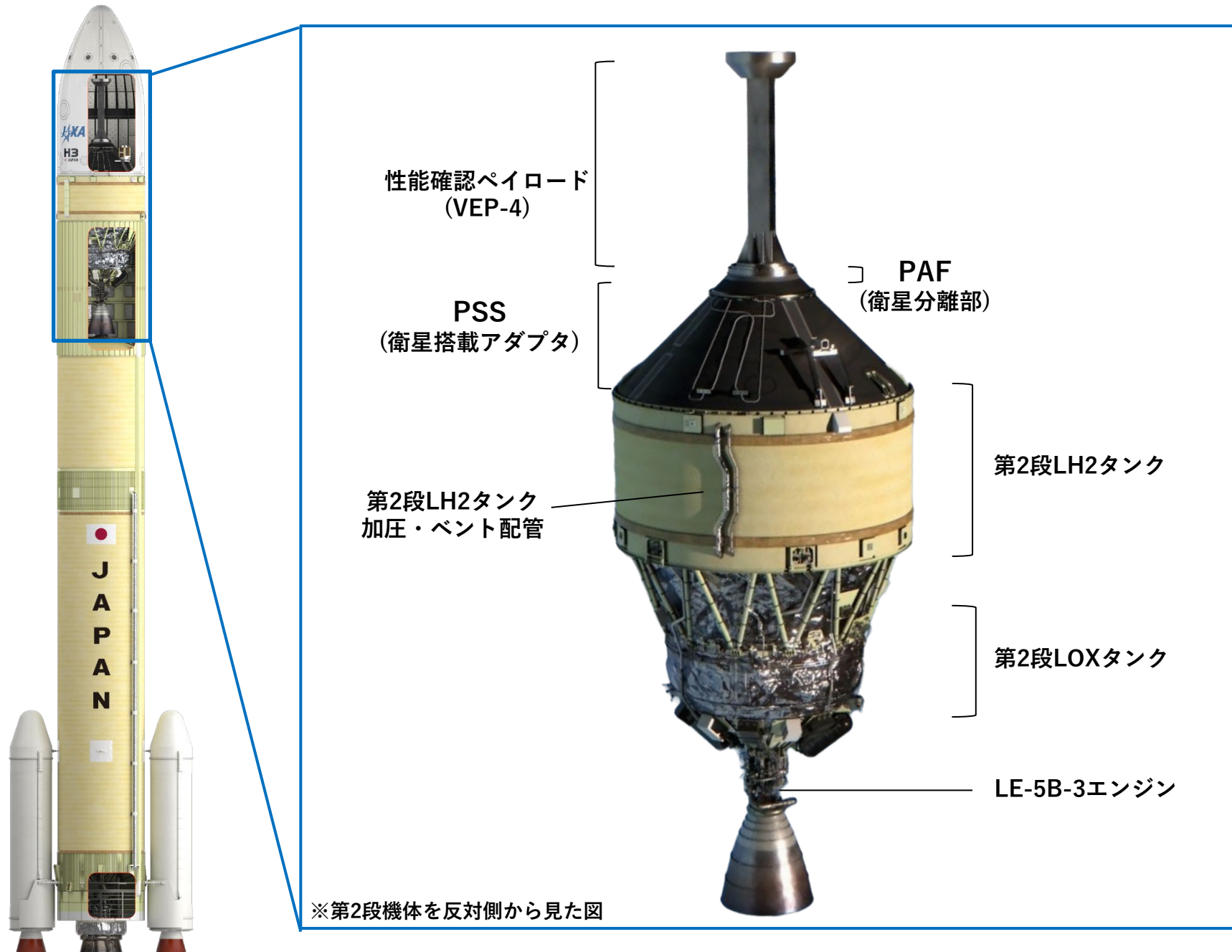


高度履歴

(参考) 第2段機体概要

追加

VEP-4を搭載したH3ロケット試験機2号機CG



(略語注)
LH2：液体水素
LOX：液体酸素

(参考) 衛星フェアリング分離メカニズム

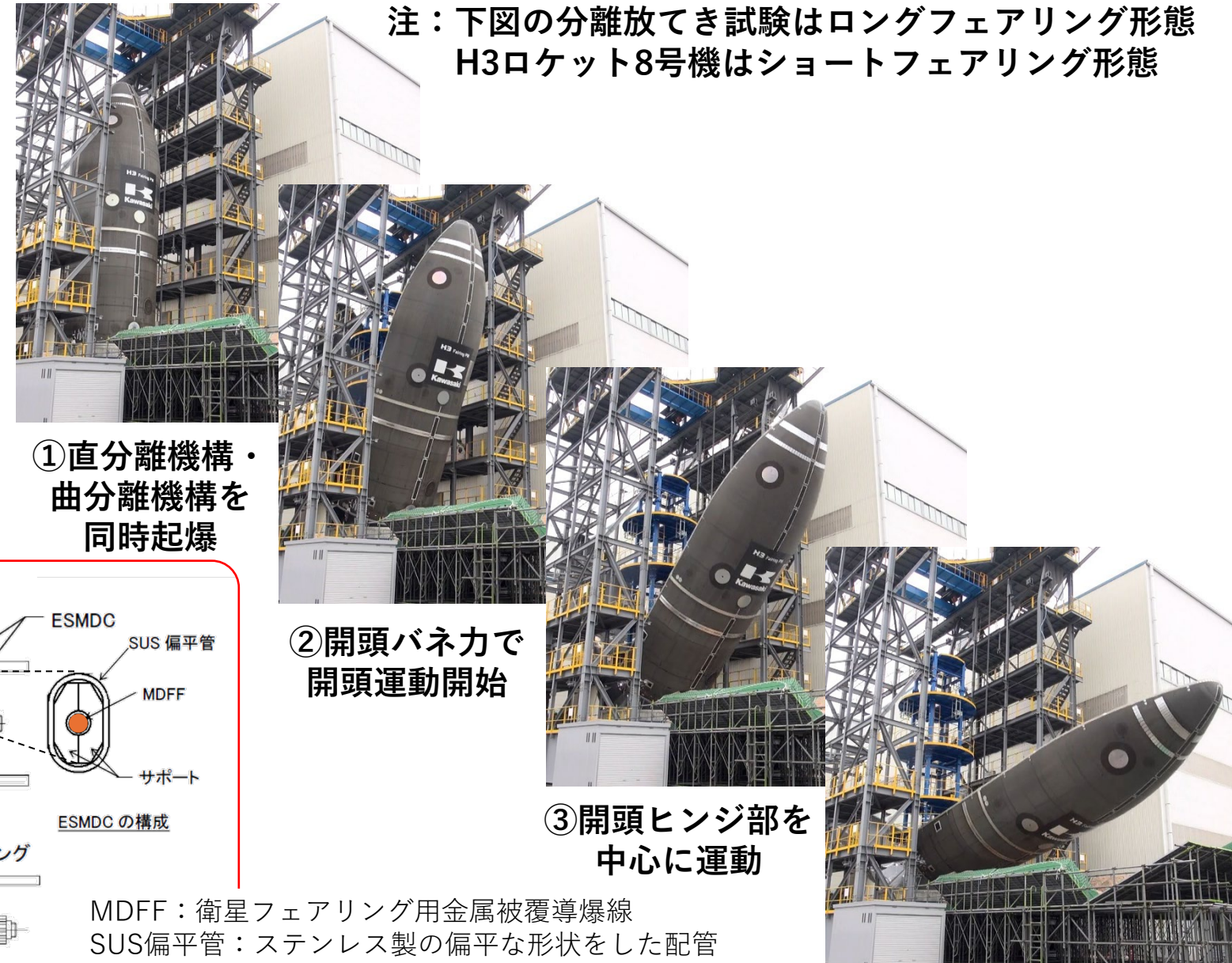
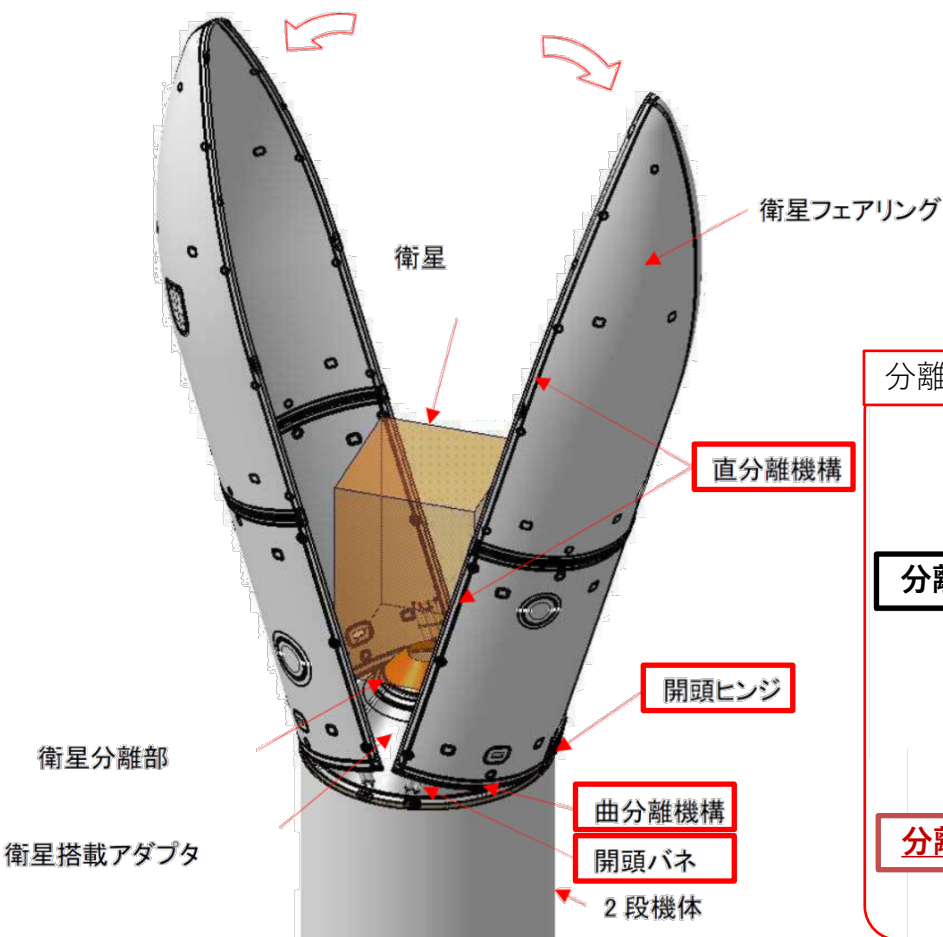
追加

■ 衛星フェアリング分離シーケンス

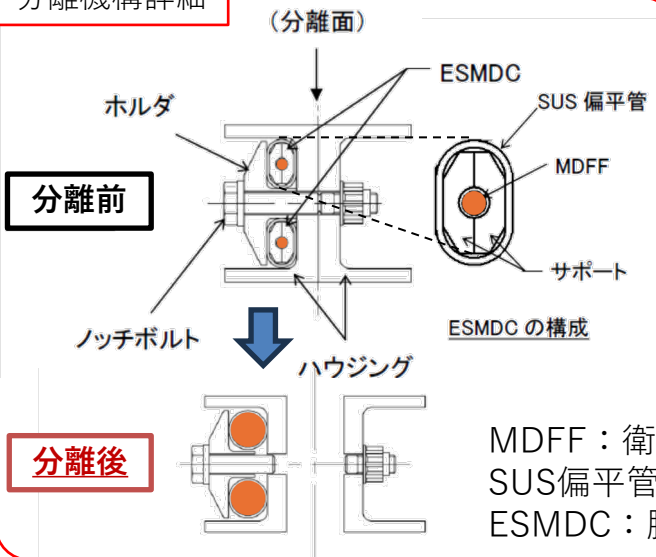
- 直分離機構・曲分離機構はH-IIから同一設計
- H3ロケットでは機体径および形態（ロング・ショート）にあわせた分離機構の長さを変更

← 4秒程度(試験時) →

注：下図の分離放てき試験はロングフェアリング形態
H3ロケット8号機はショートフェアリング形態



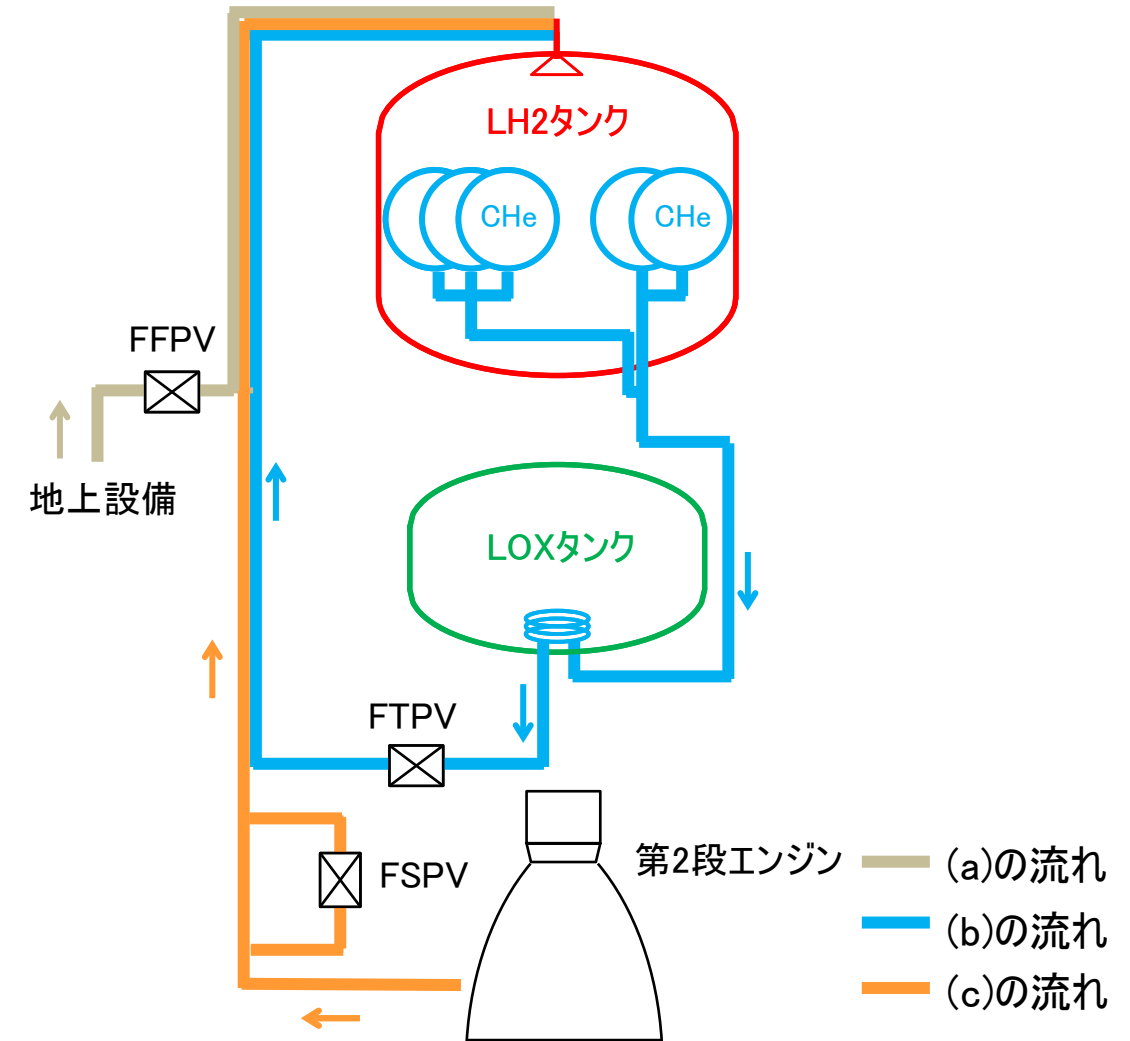
分離機構詳細



MDF：衛星フェアリング用金属被覆導爆線
SUS偏平管：ステンレス製の偏平な形状をした配管
ESMDC：膨脹密封型金属被覆導爆線

■ LH2タンク加压システム

- (a)地上～リフトオフまで
 - ・ 地上設備のヘリウムガスを使用してフライト前にLH2タンクの地上予圧（予備加压）を行う。
- (b)リフトオフ～(衛星フェアリング分離)～第1回燃焼前
 - ・ LH2タンク内に搭載する極低温ヘリウム気蓄器のヘリウムガスを使用して第2段エンジン着火前のLH2タンク加压（過渡加压）を行う。
- (c)第1回燃焼～燃焼停止
 - ・ 第2段エンジンから分岐して取り出した（タッポーフ）した水素ガスを使用して飛行中のLH2タンク加压（定常加压）を行う。



第2段推進系系統図 (LH2タンク加压系のみ)

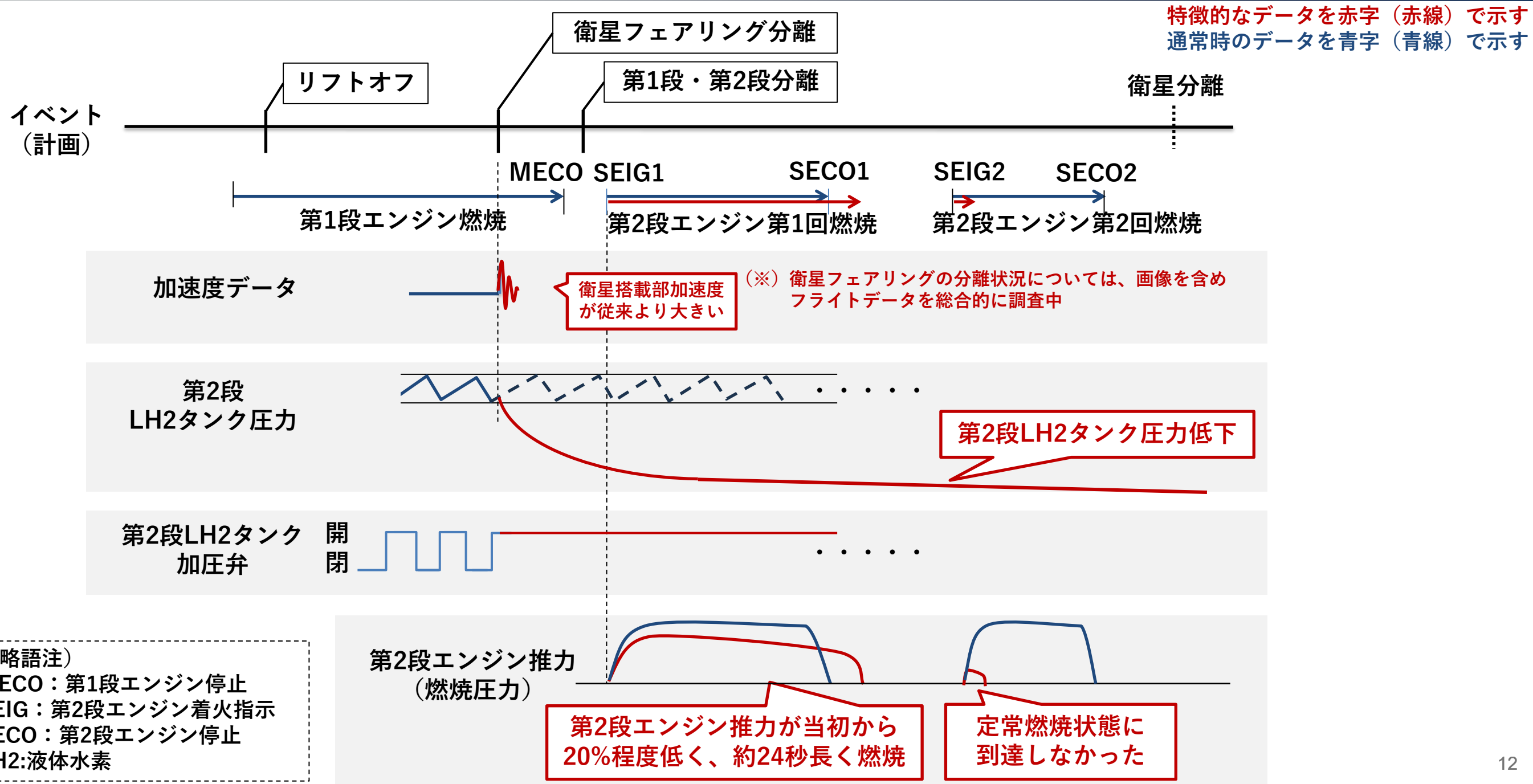
(略語注)

FTPV : LH2タンク過渡加压バルブ
FSPV : LH2タンク定常加压バルブ
FFPV : LH2タンク地上予圧バルブ
CHe : 極低温ヘリウム気蓄器

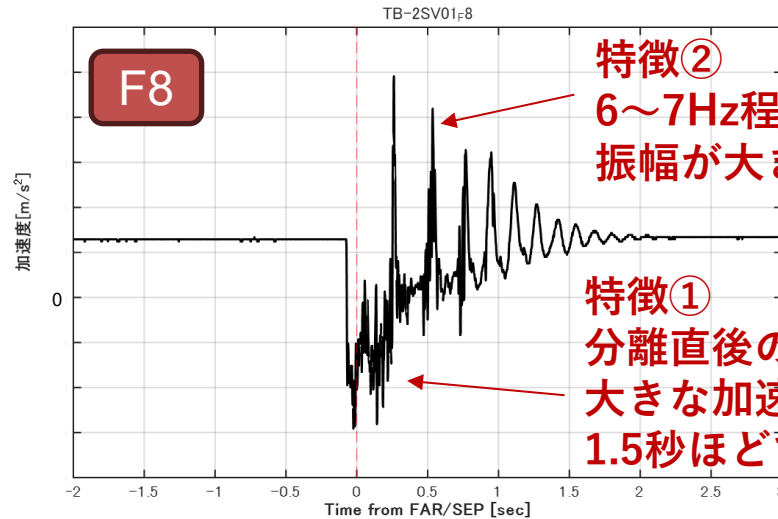
(参考)第2回燃焼についても(b)(c)と同じ。

1-3. 打上げ結果

更新

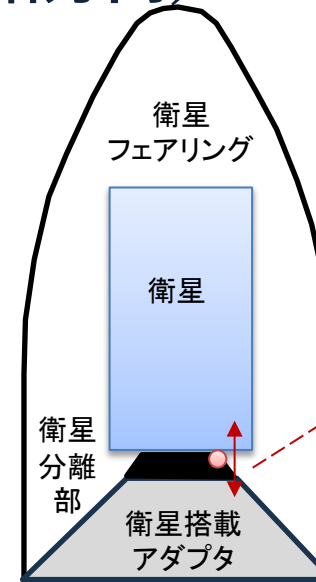


■ 衛星フェアリング分離時の衛星分離部加速度（機軸方向）

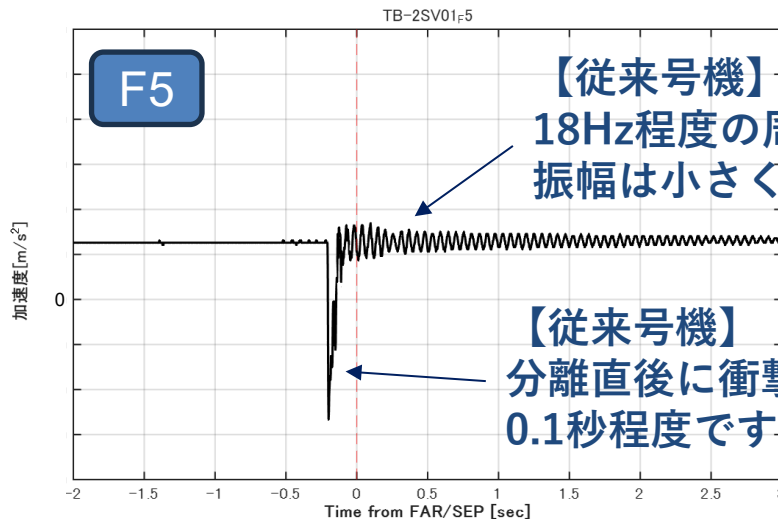


特徴②
6～7Hz程度の低周波のピーク。
振幅が大きく減衰も大きい。

特徴①
分離直後の衝撃応答に続き、
大きな加速度が持続し
1.5秒ほどでゆっくり収束

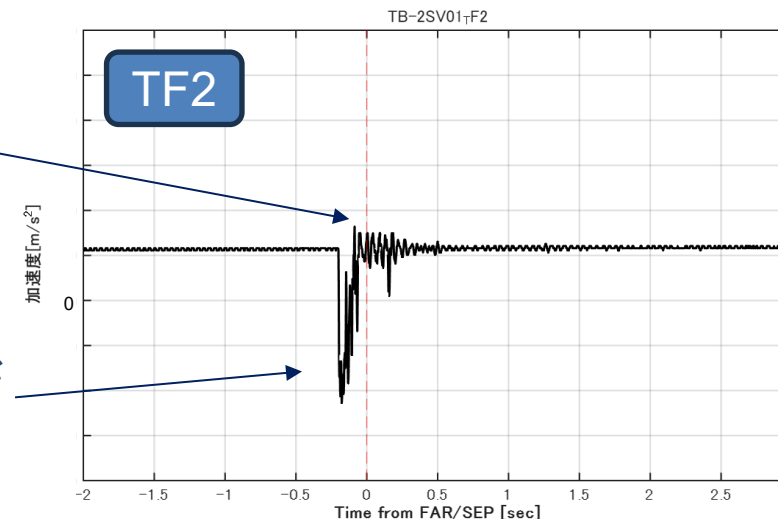


加速度計測位置は衛星フェアリング内部の衛星分離部上端で、3軸方向を計測。ここでは顕著に特徴がある加速度を計測した機軸方向のデータを示す。



【従来号機】
18Hz程度の周波数の応答。
振幅は小さく、減衰も小さい。

【従来号機】
分離直後に衝撃応答が見られるが
0.1秒程度ですぐに収束。



分離直後の衝撃応答は、火工品で曲分離機構を作動した際に発生する正常なデータ。その後機体の固有振動数に対応した過渡応答が見られる。

注) 縦軸の加速度の絶対値はすべて同じスケールで統一している。

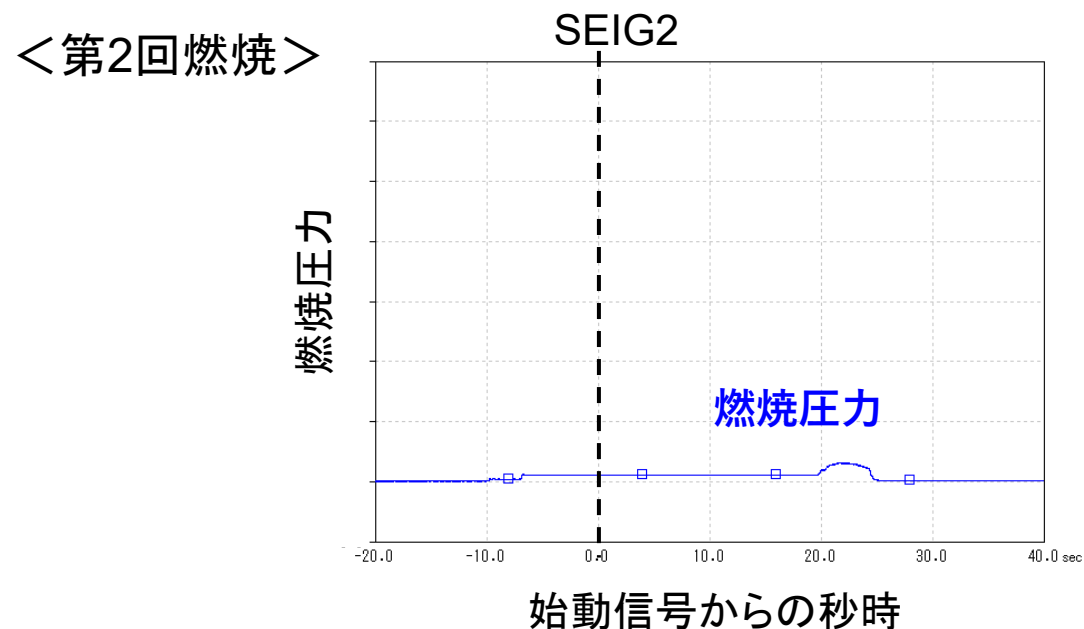
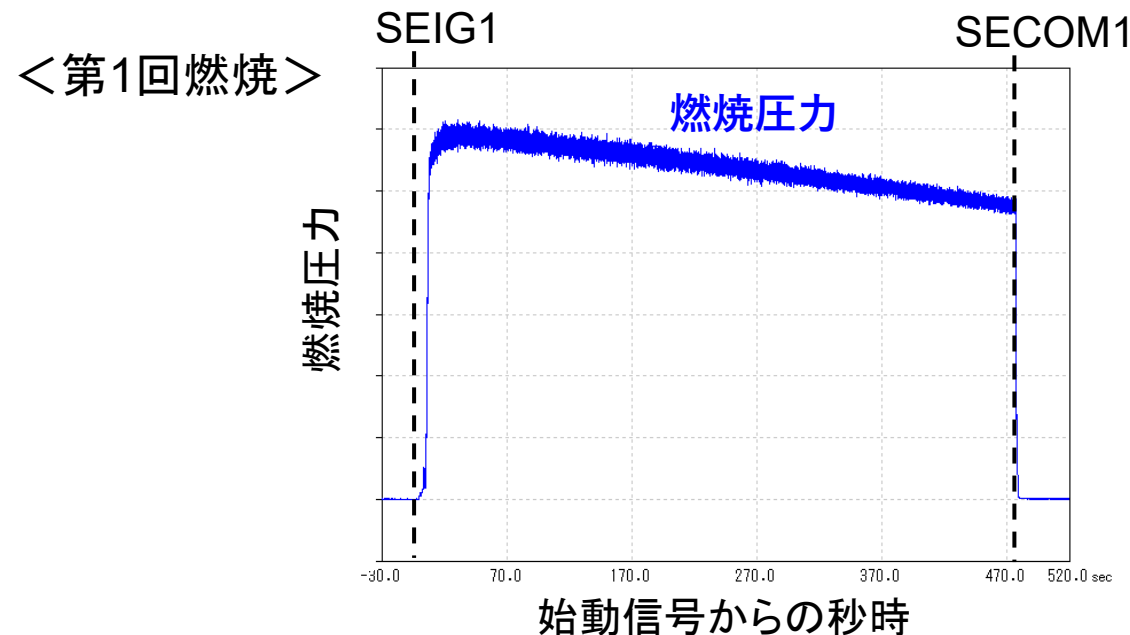
■ 第2段エンジンの評価

<第1回燃焼>

- L/O+225sの衛星フェアリング分離以降LH2タンク圧力が低下を始め、制御圧力を下回るエンジン入口圧力で初回着火した。低い入口圧力のため燃焼圧力は通常の約80%で定常燃焼を開始した。
- LH2タンク圧力が低下し続けたことに伴い、燃焼停止時には燃焼圧力は通常の約65%まで低下、液水ターボポンプの回転数は定格を40%以上超え、エンジンシステムとして認定範囲を超えた条件の作動となったが、計画より約24秒長く燃焼を継続し、無事に燃焼終了を迎えた。

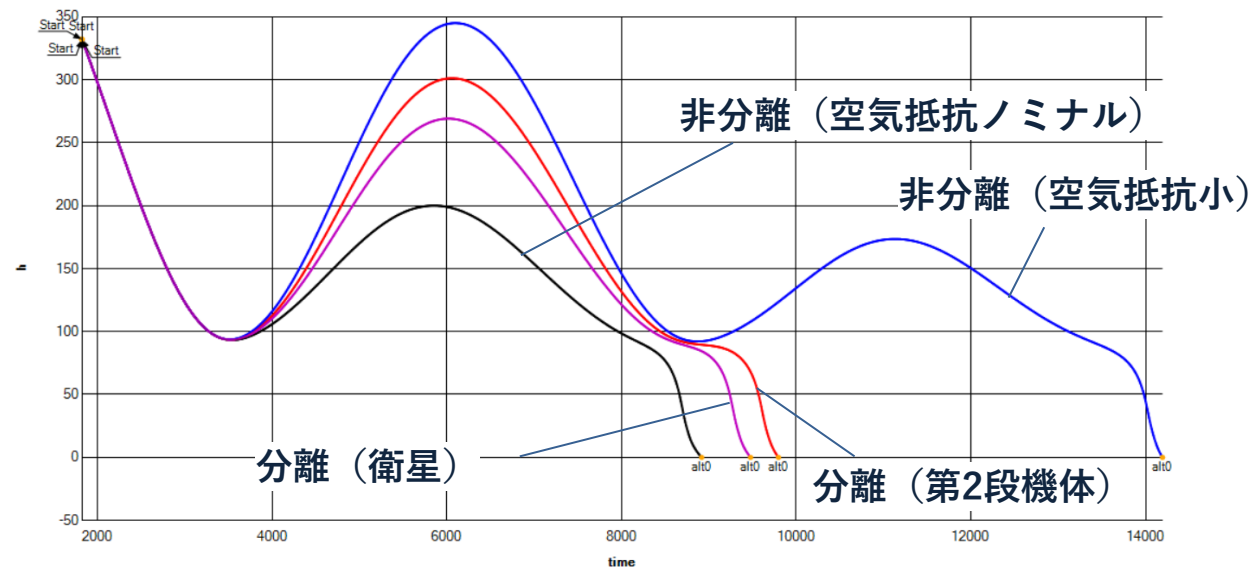
<第2回燃焼>

- 更なるエンジン入口圧の低下等のため、正常な定常燃焼状態には到達せず、早期に停止した。



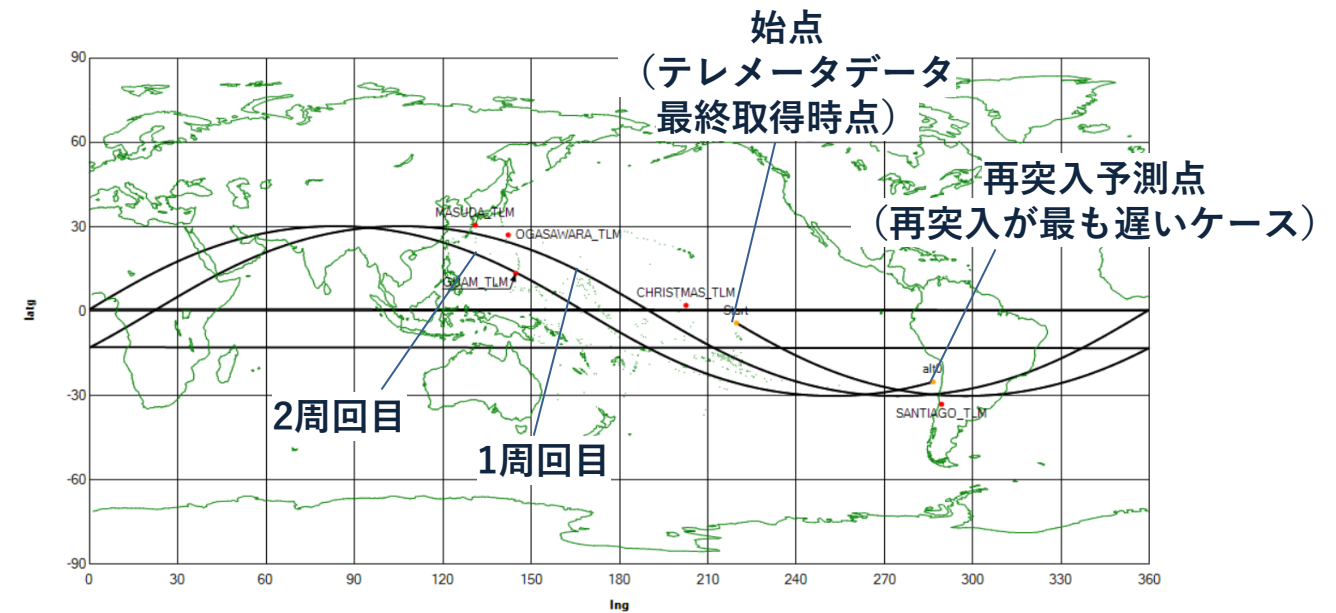
■ 第2段エンジン第2回燃焼終了後の経路

- テレメータデータで取得できている最終軌道を基にその後の機体および衛星の状態を評価した。
- 第2段機体の質量や空気抵抗のバラつきに加えて、第2段機体と衛星が分離されているケースと、分離されていないケースが想定されるが、いずれの場合でも2周回（打上げから約4時間）以内に地球に再突入した可能性が極めて高いと評価しており、第2段機体及び衛星は再突入したと考えられる。



高度履歴

※分離ケースはSECO2後に
衛星分離した前提

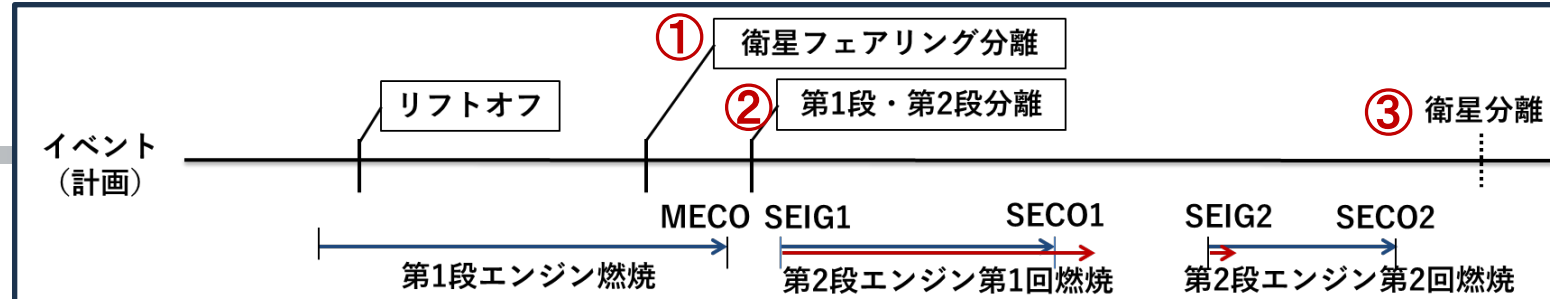


機体現在位置履歴

1-3. 打上げ結果

■ 取得画像

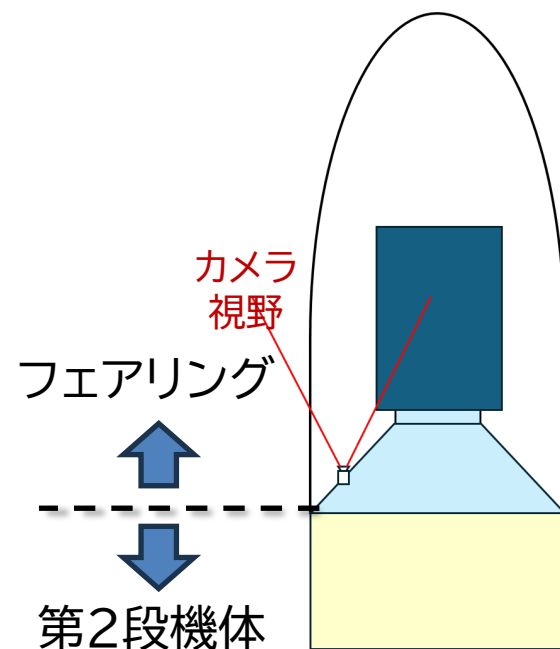
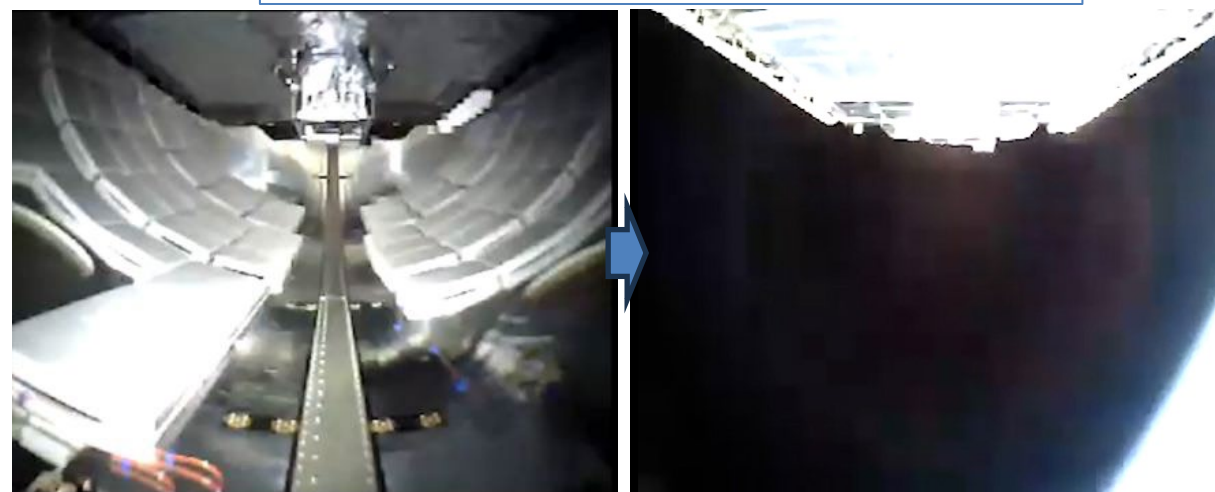
追加



①F8 衛星フェアリング分離前・後



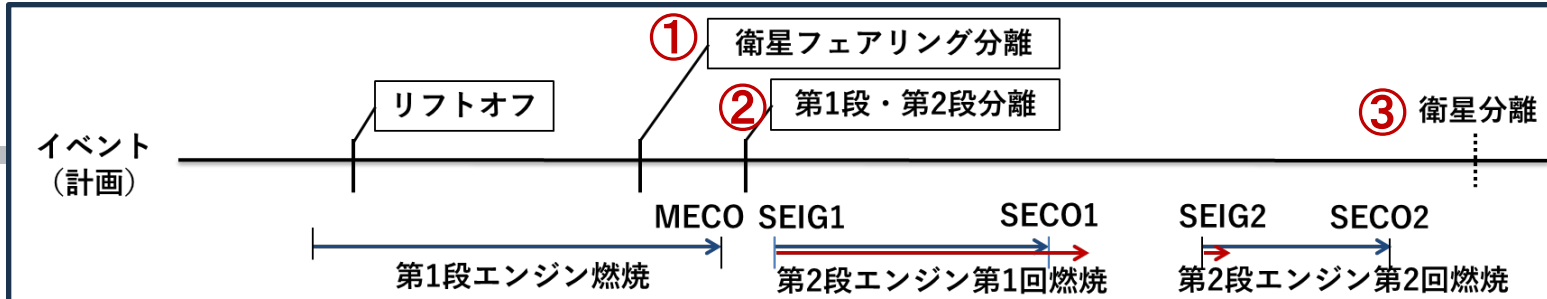
(参考)F5 衛星フェアリング分離前・後



1-3. 打上げ結果

■ 取得画像

追加



②F8 第1段・第2段分離後



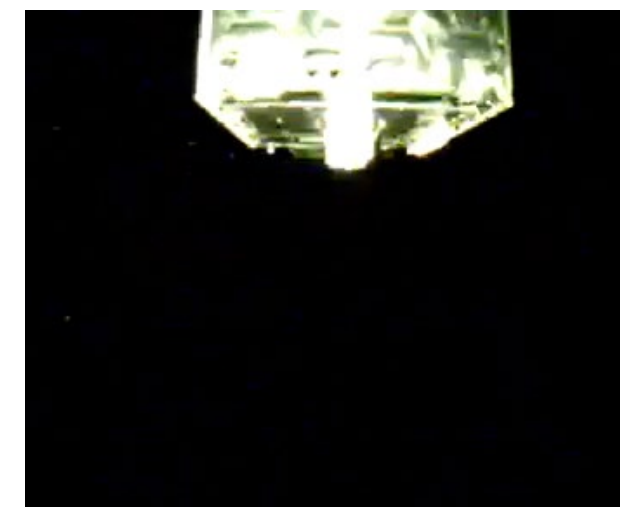
③F8 衛星分離信号送出時



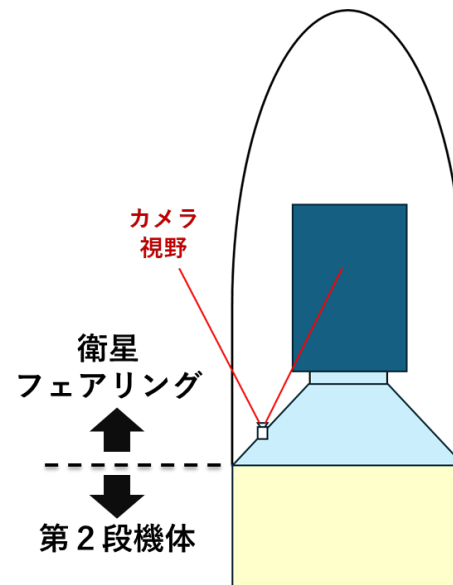
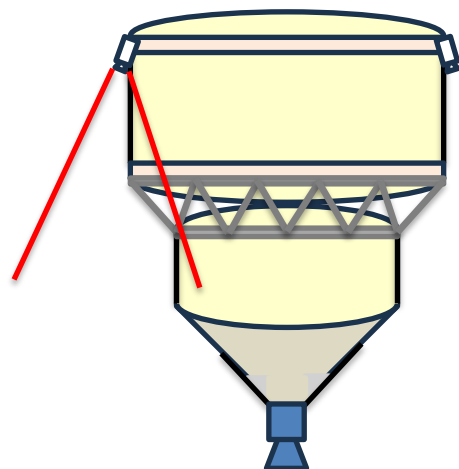
(参考)F5 第1段・第2段分離後



(参考)F5 衛星分離信号送出時



カメラ視野



2. 今後の計画

追加

■ 当面の計画

- 2025年12月22日に山川理事長を長とする「H3ロケット8号機対策本部」を設置し、原因究明を進めている。



- H3ロケット8号機対策本部の下、打上げ失敗の原因究明に必要な技術的な分析及び評価並びに対策に関する検討を行う

チームリーダー : 理事 岡田 匡史

チームリーダー代理 : 事業推進部長 森 有司

チームメンバー :

H3プロジェクトチーム プロジェクトマネージャ 有田 誠

宇宙輸送技術統括

宇宙輸送安全計画ユニット

宇宙輸送系基盤開発ユニット

H3プロジェクトチーム

鹿児島宇宙センター

研究開発部門

宇宙科学研究所

S&MA総括

安全・信頼性推進部

チーフエンジニア室 他 (必要に応じ外部有識者の参加も検討)

2. 今後の計画

追加

- 第2段エンジンについては、特異な環境下での作動となったが、第2段の第1回燃焼まで当該環境に応じて良好に作動を行ったものと考えている。
- 今後、フェアリング分離後の挙動に着目し以下の作業を進め、打上げ失敗に至った原因を調査するとともに、あらゆる可能性を考慮して検討を進める。

【事象の把握】

- ・ カメラ映像の詳細評価
- ・ テレメータデータの詳細評価（時系列の詳細評価、機体運動の推定）

【原因究明】

- ・ FTA作成、製造記録の調査
- ・ 発生事象に対する仮説としてのシナリオ設定

【原因の特定】

- ・ 再現試験、再現解析によりシナリオの裏付けと特定

參考資料

(参考) H3ロケットのシステム概要

- 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

