

H3ロケット8号機打上げ失敗の原因究明について

資料 3

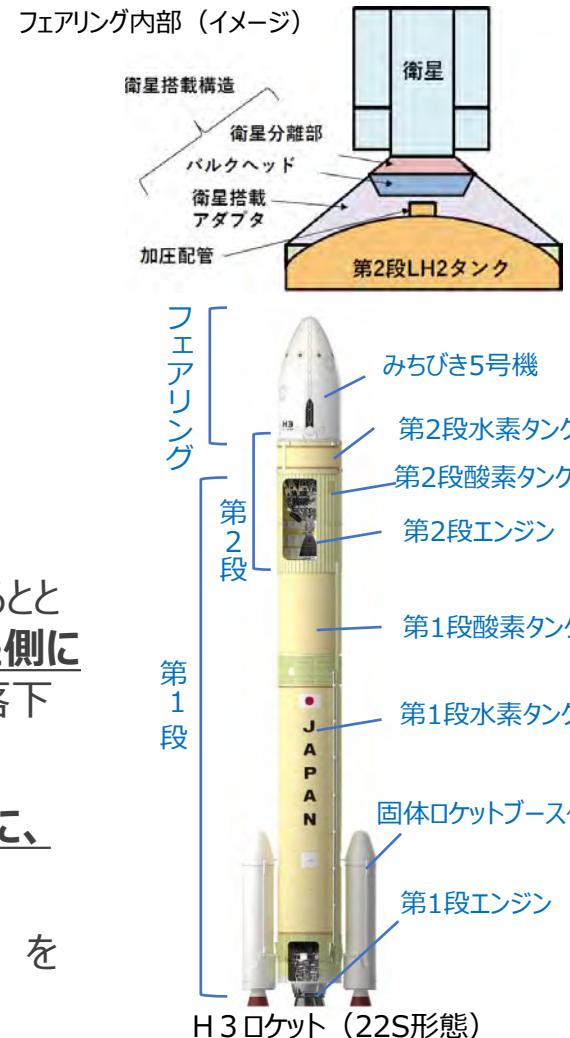
- ▶ 昨年12月22日10時51分、H3ロケット8号機により「みちびき5号機」を打ち上げたが、予定した軌道に「みちびき5号機」を投入することができず、打上げは失敗。
- ▶ 1月20日に、3回目となる文部科学省の有識者会議（宇宙開発利用部会 調査・安全小委員会）を開催し、JAXAから原因調査の状況等を聴取するとともに、今後の調査方針等について議論。

前回までの調査内容

- 衛星フェアリング分離時やロケット第1段の分離時のデータや画像等を確認したところ、通常と異なる挙動を確認。
- ロケットの第2段エンジンについては、特異な環境下であったが、適切に作動していたことを確認。
- 第2段機体及び衛星は既に地球に再突入した可能性が極めて高いと推定され、第三者被害は確認されていない。

今回（1/20）での進歩

- 取得したデータの分析の結果、衛星は第1段分離時点でロケットから離脱するとともに、本来はロケット第2段に固定されているべき衛星搭載構造の一部が衛星側に付いた状態でロケットから離脱したと推定。衛星は第1段落下予想区域内に落下し、被害は発生していないと考えられる。
- 上記の異常事象は、衛星フェアリング分離開始直後の異常な加速度発生時に、衛星搭載構造に損傷が発生したことが起点となり生じたと想定。
- これらを踏まえ、引き続き、詳細な解析（FTA分析：Fault Tree Analysis）を行うことで、ロケット側及び衛星側の両面から原因の特定作業を進める。





資料59-1
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59回)
R8.1.20

H3ロケット8号機 打上げ失敗原因究明状況

2026年1月20日
宇宙航空研究開発機構

目次

12/25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

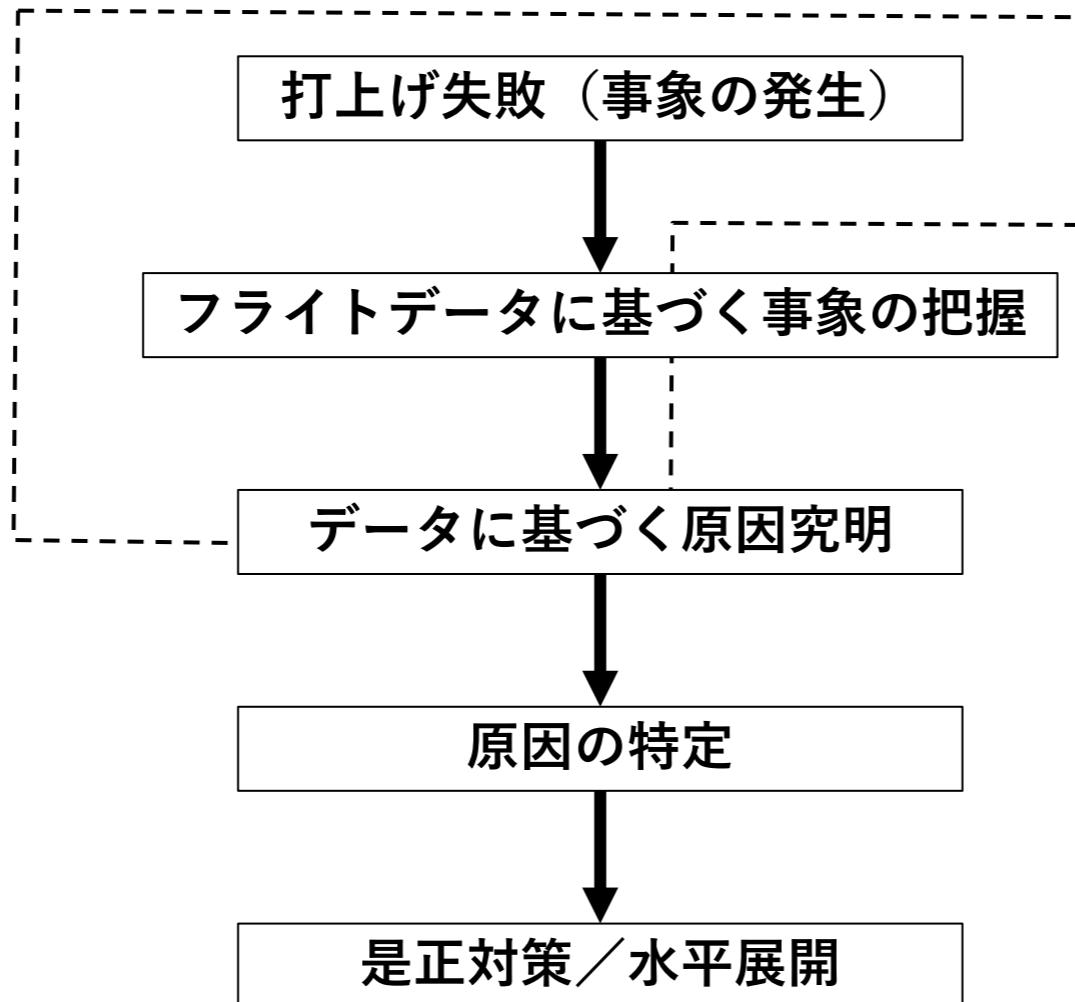
- 1-1. H3ロケット8号機 打上げ結果概要
- 1-2. H3ロケット8号機の主要諸元
- 1-3. 打上げ結果
- 1-4. H3ロケット8号機飛行状況の評価

2. 原因究明

- 2-1. FTA

3. 今後の計画

0. 本日の報告内容



今回の資料の範囲

事象の把握として飛行状況の評価を追加

今回の報告から、みちびき5号機関係機関およびJAXAの衛星有識者の協力を得て検討を進めている。

目次

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
- 1-4. H3ロケット8号機飛行状況の評価

2. 原因究明

- 2-1. FTA

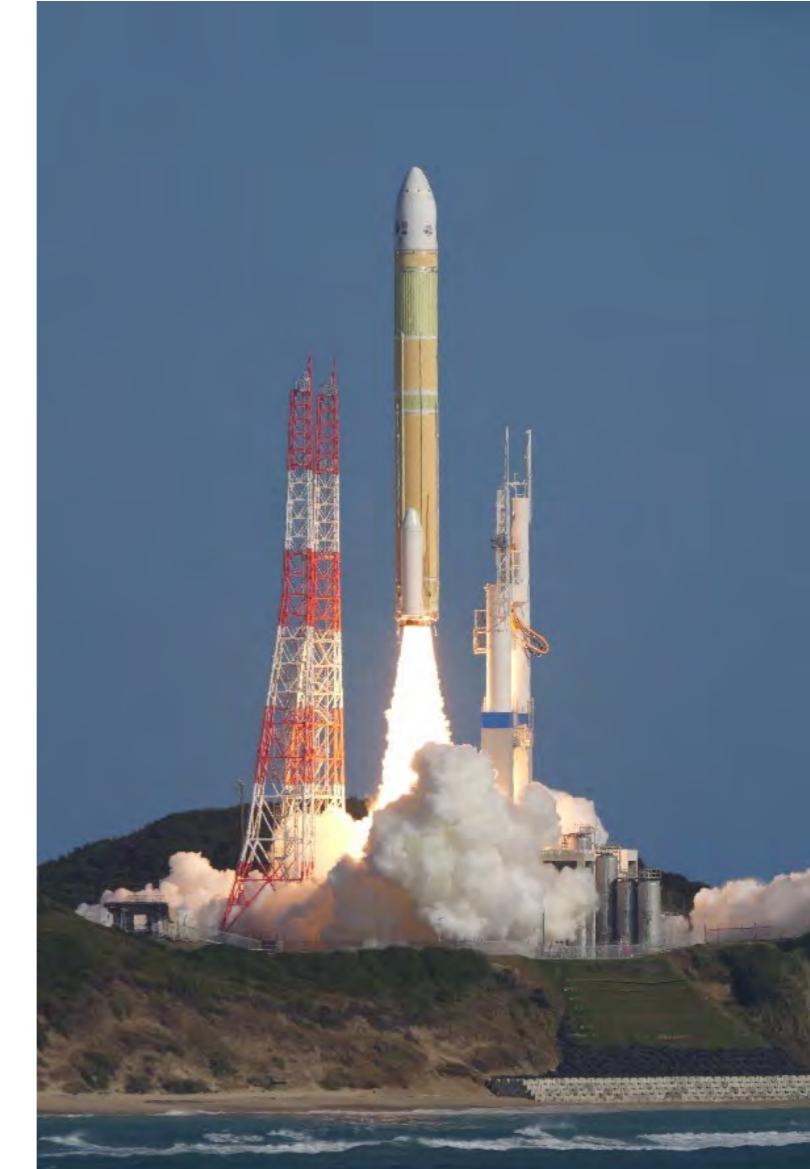
3. 今後の計画

■ 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



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 (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	—

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

■ TF1～F7との比較

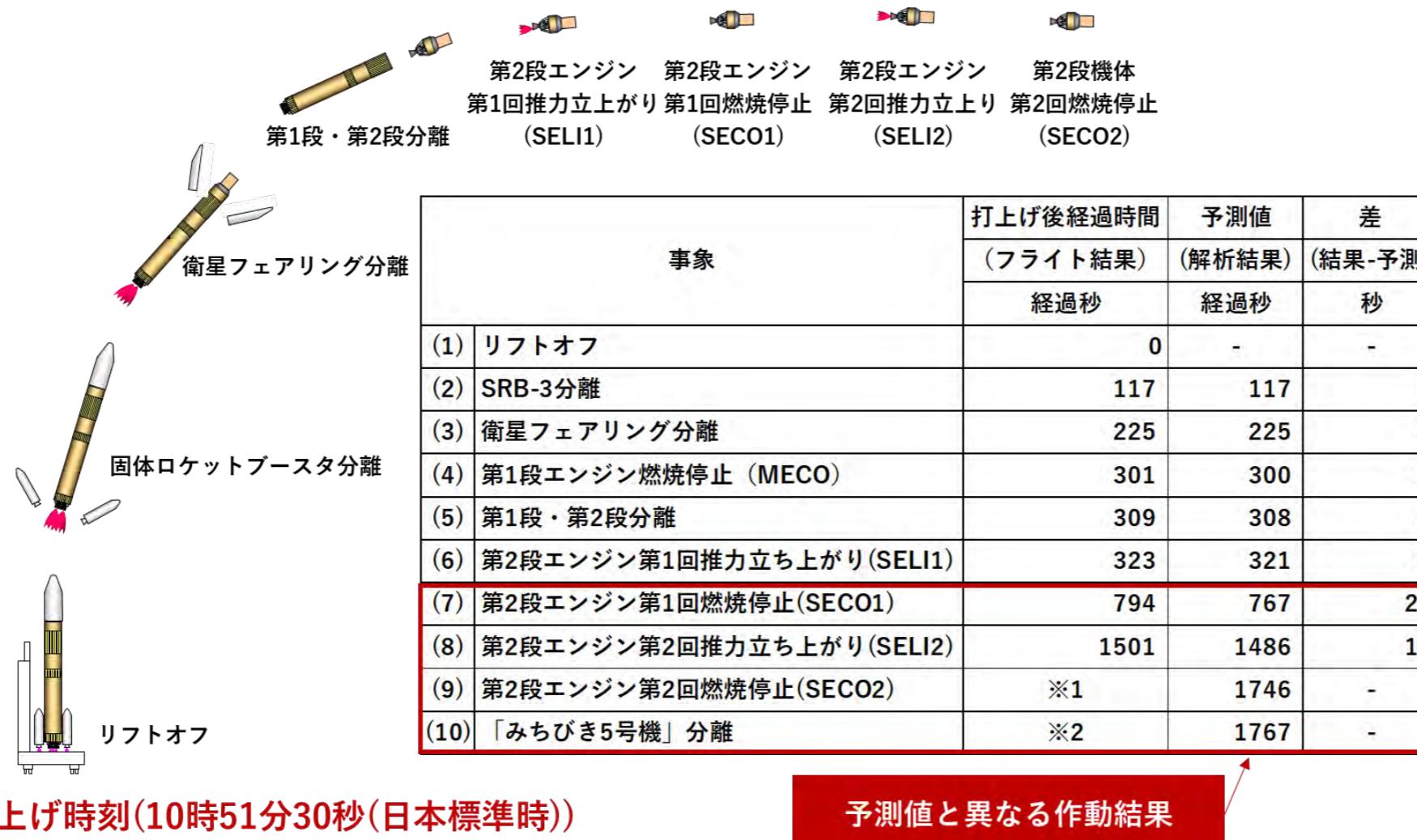
	TF1	TF2	F3	F4	F5	F6	F7	F8
機体形態	H3-22S	H3-22S	H3-22S	H3-22S	H3-22S	H3-30S	H3-24W	H3-22S
ペイロード	先進光学衛星 「だいち3号」 (ALOS-3)	VEP-4 小型副衛星 (CE-SAT-IE) 小型副衛星 (TIRSAT)	先進レーダ衛星 「だいち4号」 (ALOS-4)	Xバンド 防衛通信衛星 「きらめき3号」	準天頂衛星システム 「みちびき6号機」	VEP-5 小型副衛星6基	新型宇宙ステーション補給機 1号機 (HTV-X1)	準天頂衛星システム 「みちびき5号機」
衛星フェアリング	ショート フェアリング	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)



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回燃焼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回燃焼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。

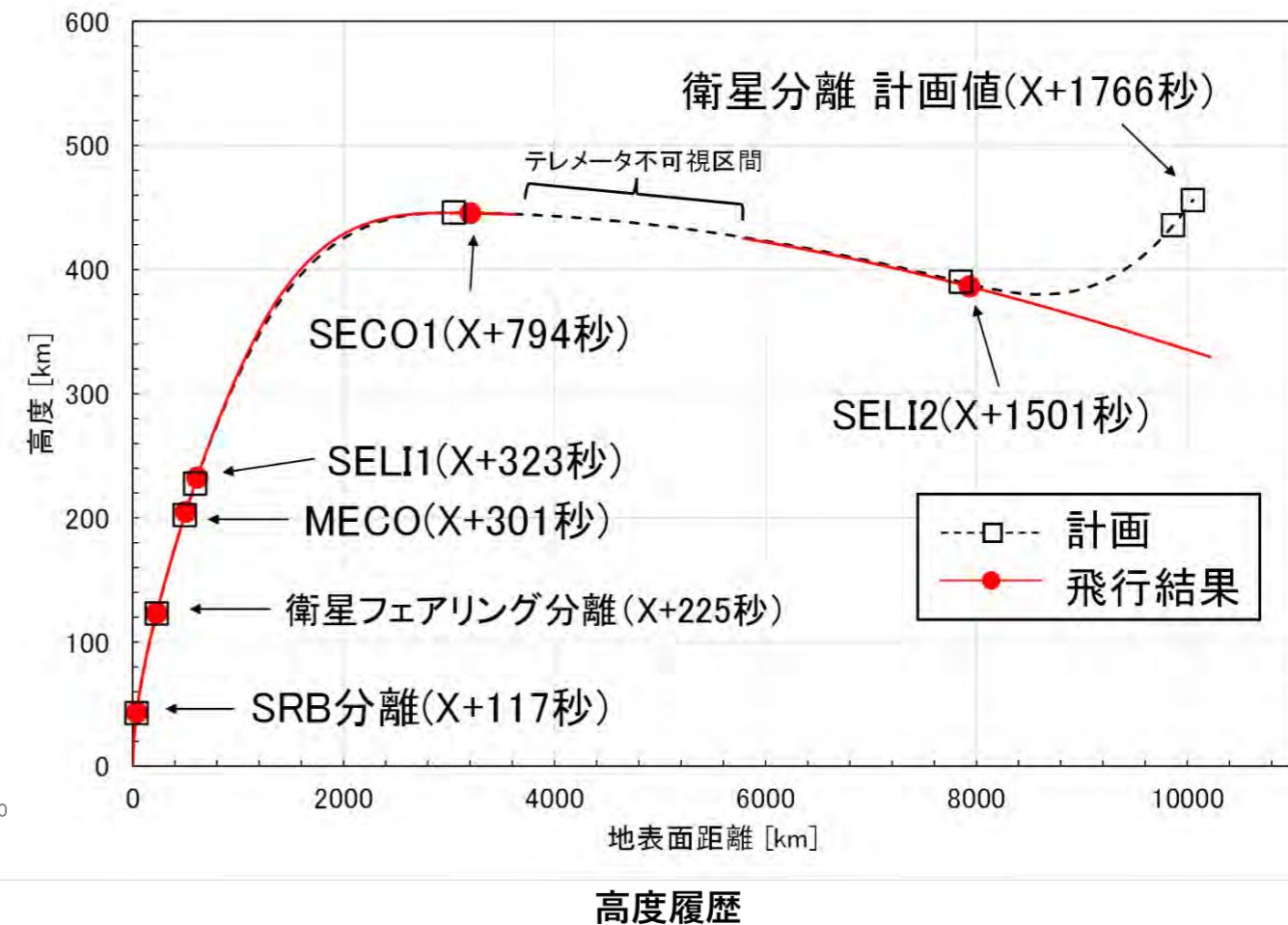
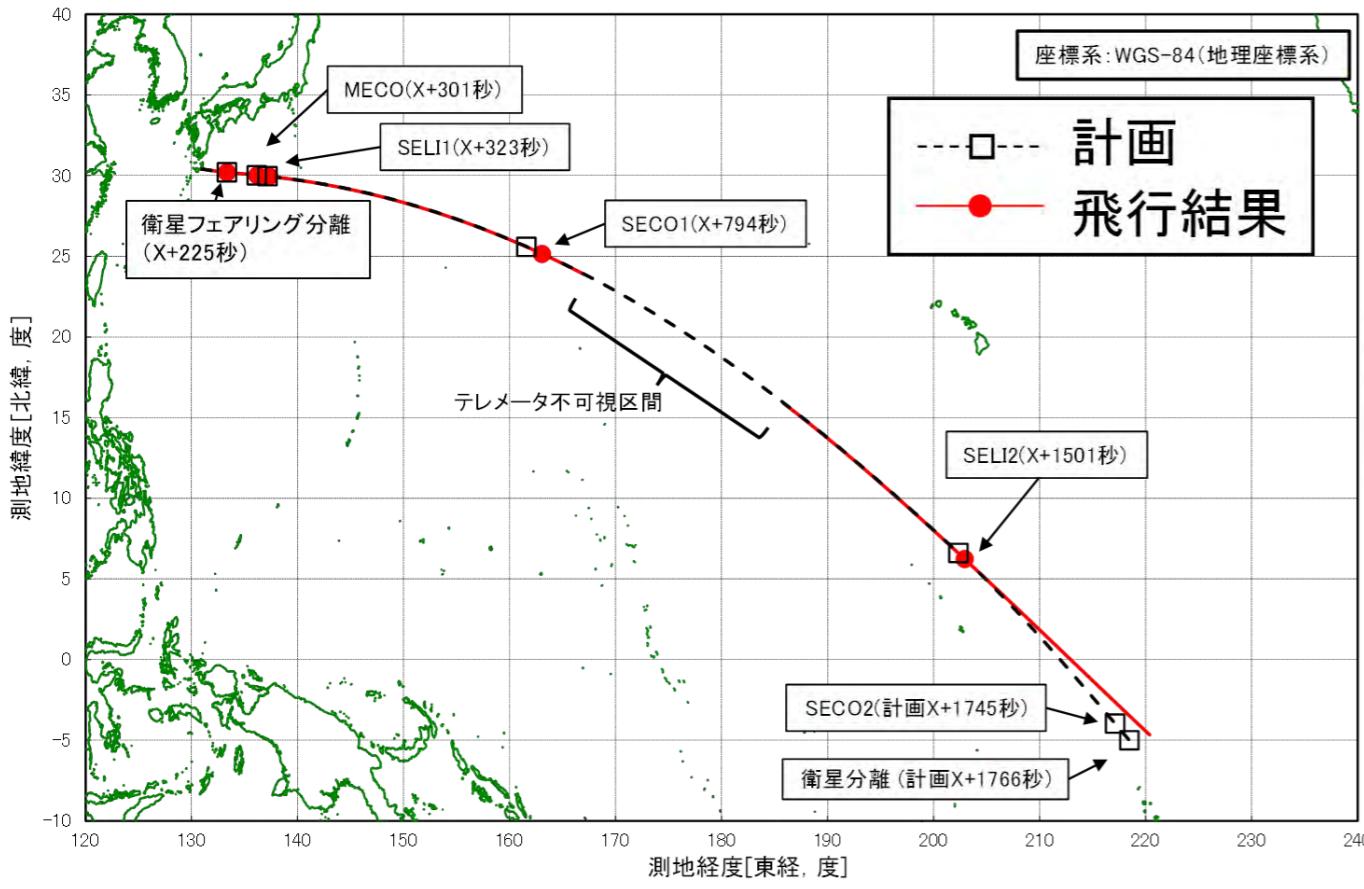


1-3. 打上げ結果

更新

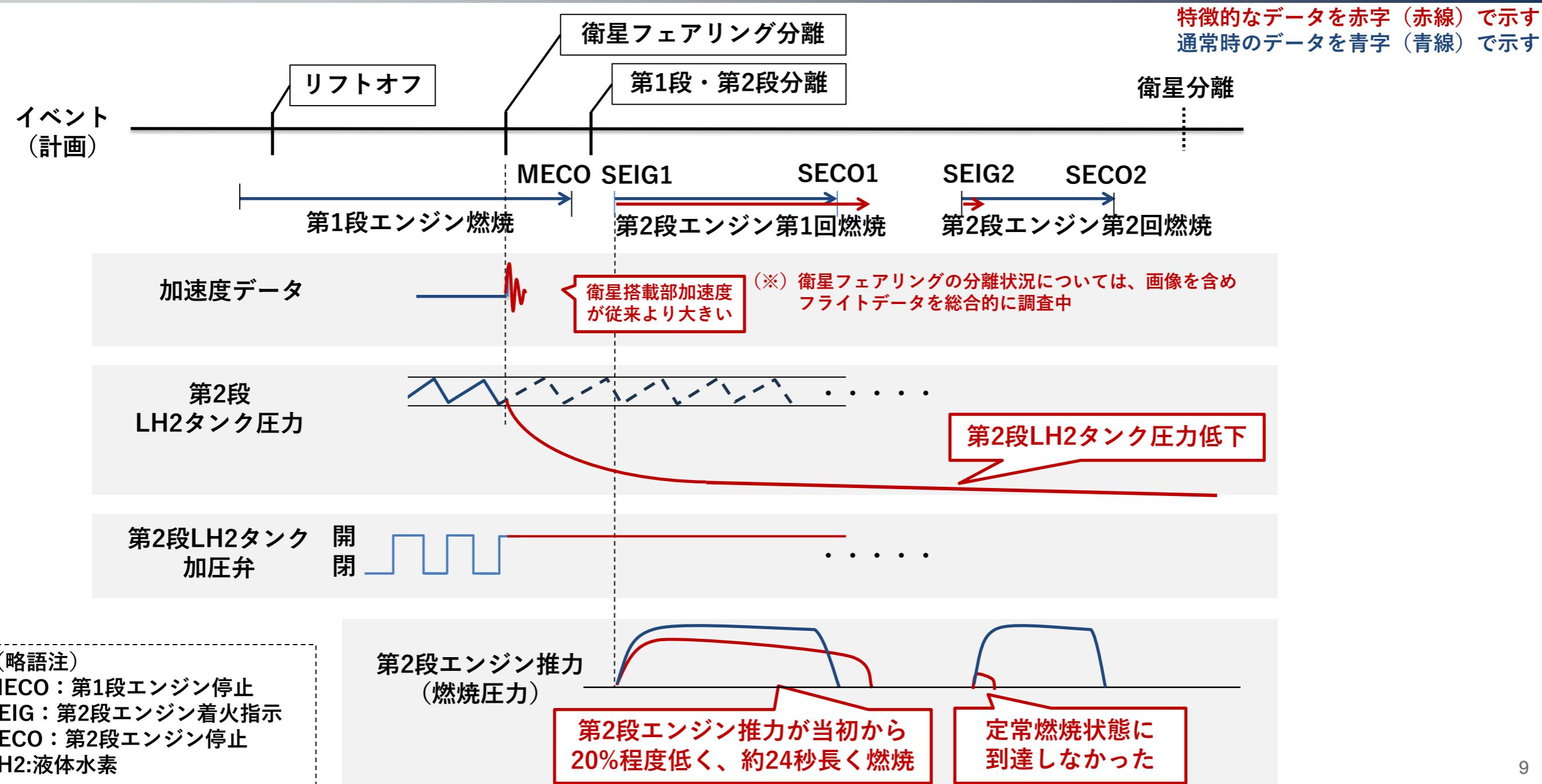
※2025/12/25 第58回調査安全小委員会資料より抜粋作成。内容及びデータの更新なし。

- 第2段機体は、地球周回軌道(当初計画の第2段第1回燃焼終了時点の軌道)に到達している。



1-3. 打上げ結果

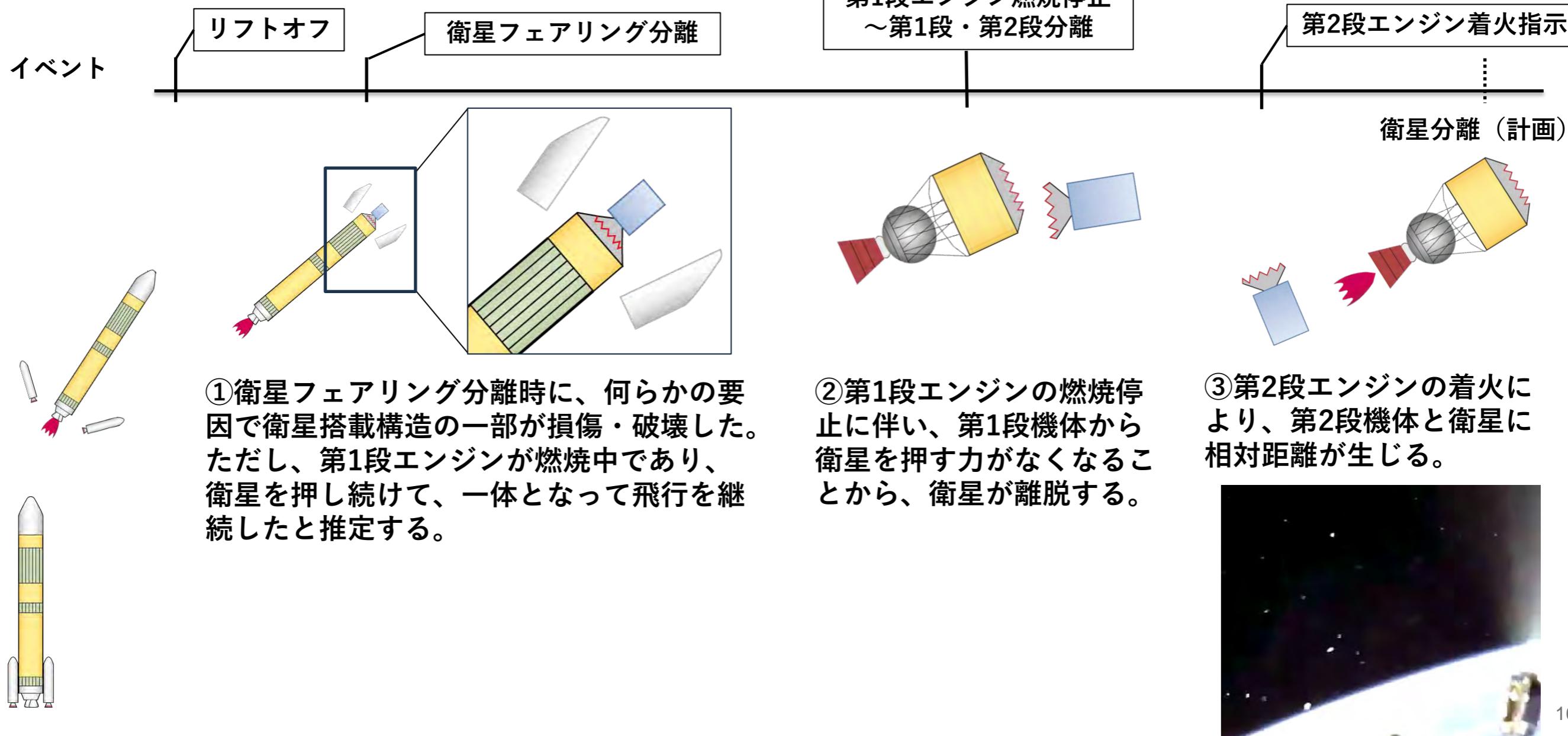
再掲



1-4. H3ロケット8号機の飛行状況の評価

追加

■ H3ロケット8号機の飛行状況（現時点の推定）



■ H3ロケット8号機の飛行状況（推定の根拠）

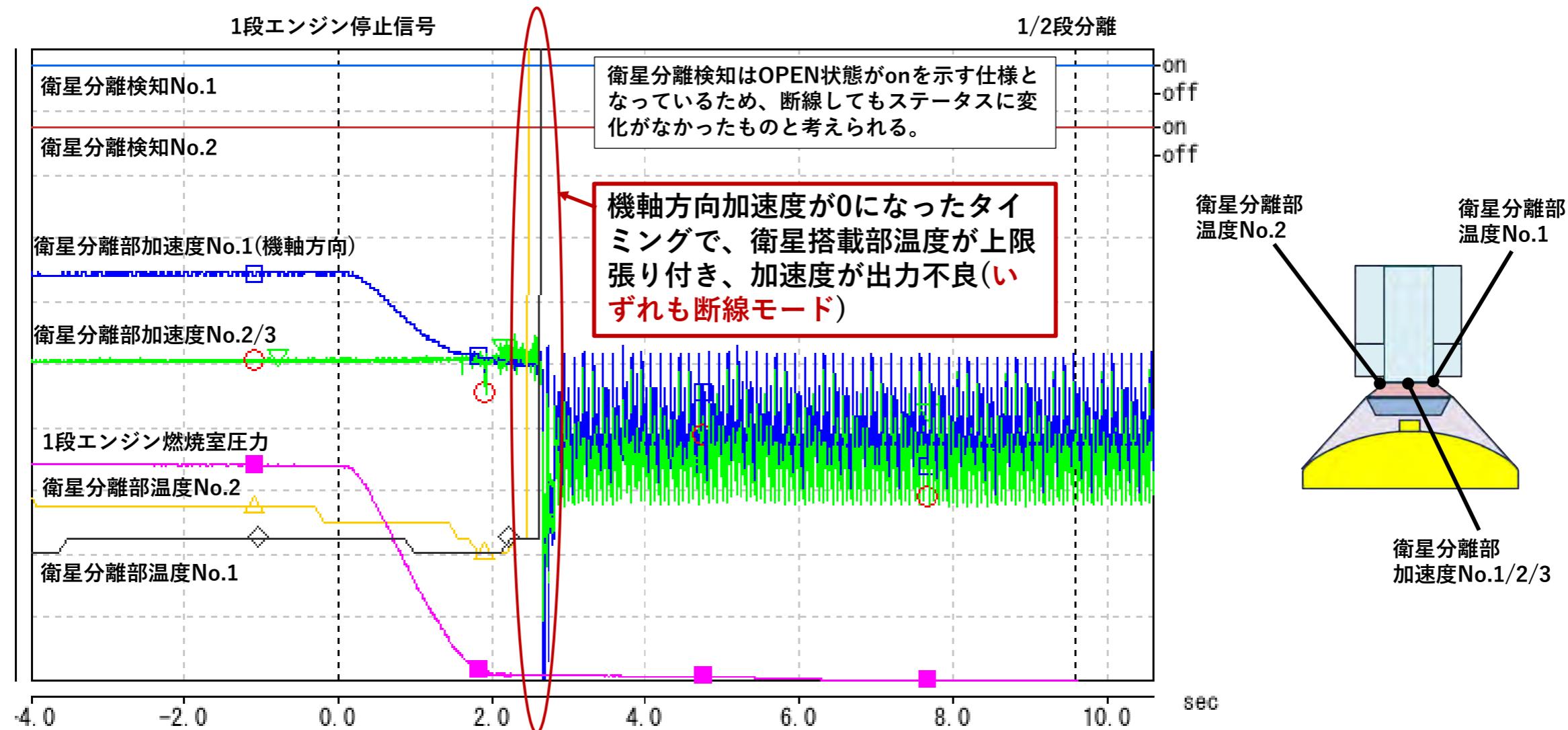
- 第1段・第2段分離時の映像に衛星らしき物体が映っている。
- 第2段エンジンの第1回燃焼は推力が20～35%低かったにも関わらず、燃焼時間は5%程度長いだけで所定のパーキング軌道（最終軌道投入前の中間的な軌道）に到達しているが、これは**第2段エンジンの燃焼開始時には衛星がなく軽い状態であったと仮定すると説明できる**。このことと映像の情報を合わせると、**第1段・第2段分離時点では衛星が離脱していたと考えるのが妥当である**。したがって、衛星は第1段と同様に第1段落下予想区域内に落下していると考えられ、被害に関する報告などは確認されていない。
- P12に示す通り、衛星分離部のテレメトリ項目（加速度、温度）は、第1段エンジン停止までは正常に取得できており、その後、衛星がロケットから離れたと考えられる第1段・第2段分離時点で断線をしていることから、**衛星搭載構造の一部が衛星側に付いたままの状態でロケットから離脱したと考えられる**。衛星分離部と衛星間にある分離スイッチに繋がるラインも同じ時点で断線したと考えられるが、これが断線した場合には、衛星が非分離状態であることを示す仕様となっており、**分離検知がなされていない事実とも整合する**。

上記の異常な事象は、衛星フェアリング分離開始直後の異常な加速度発生時に、衛星搭載構造に損傷が発生したことが起点となり生じたと推定しており、P13以降に、この詳細評価を示す。

1-4. H3ロケット8号機飛行状況の評価

追加

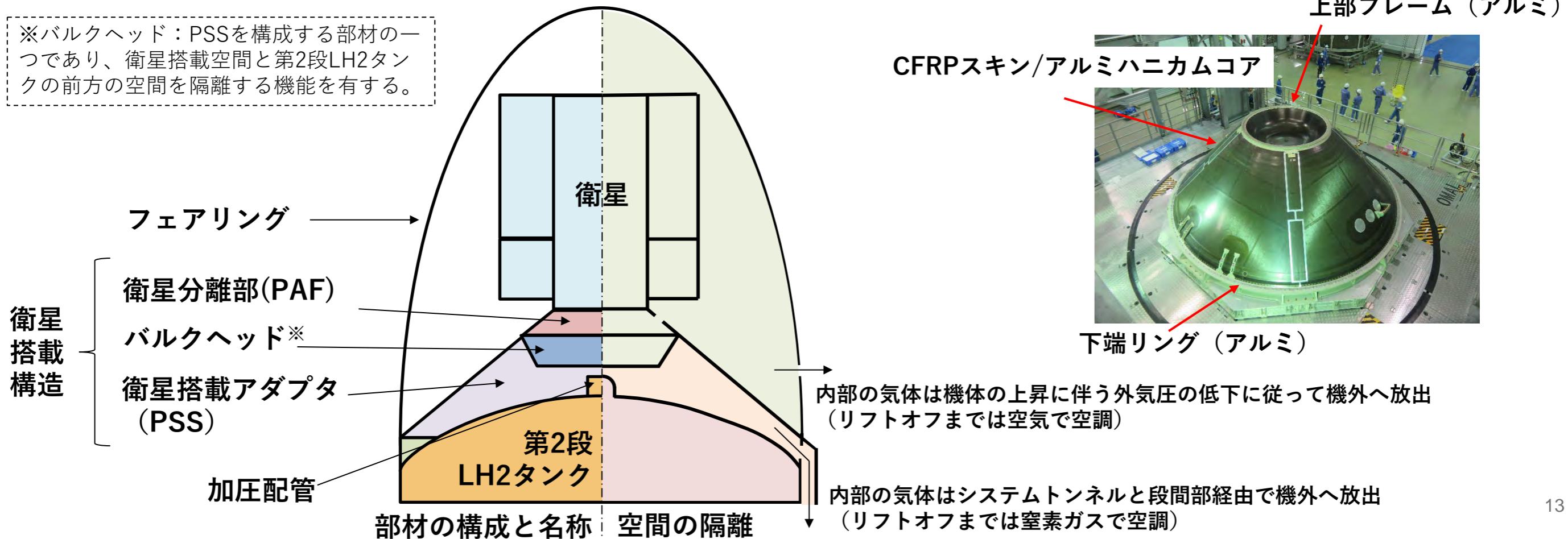
■ 1段エンジンの停止から第1段・第2段分離付近のデータ挙動



■衛星搭載構造の構成

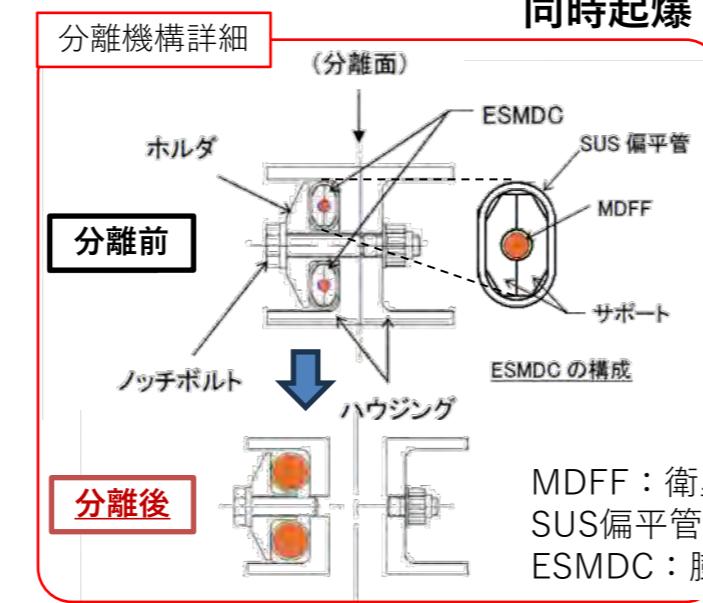
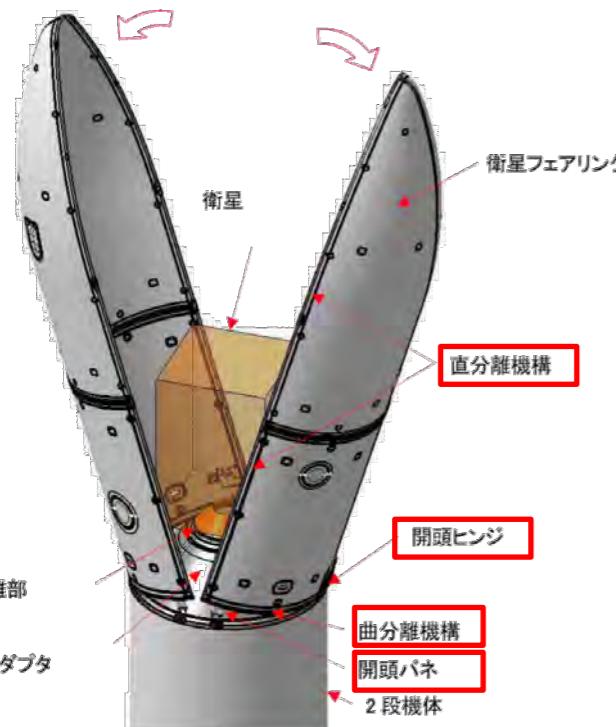
- 衛星と第2段機体は衛星搭載構造（衛星搭載アダプタ(PSS)・衛星分離部(PAF)）を介して結合されている。
- 衛星フェアリング内は、衛星搭載アダプタとバルクヘッドにより、衛星搭載部（下図右側緑色部分）と衛星搭載アダプタ内（下図右側橙色部分）は空間的に隔離されている。

※バルクヘッド：PSSを構成する部材の一つであり、衛星搭載空間と第2段LH2タンクの前方の空間を隔離する機能を有する。



■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
- フェアリングが約6度開いたタイミングで分離検知用のQDコネクタが離脱（OPEN）することで分離を検知する。以降、フェアリング分離（基準）とは、このタイミングを意味する。



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



①直分離機構・
曲分離機構を
同時起爆

②開頭バネ力で
開頭運動開始

③開頭ヒンジ部を
中心に運動

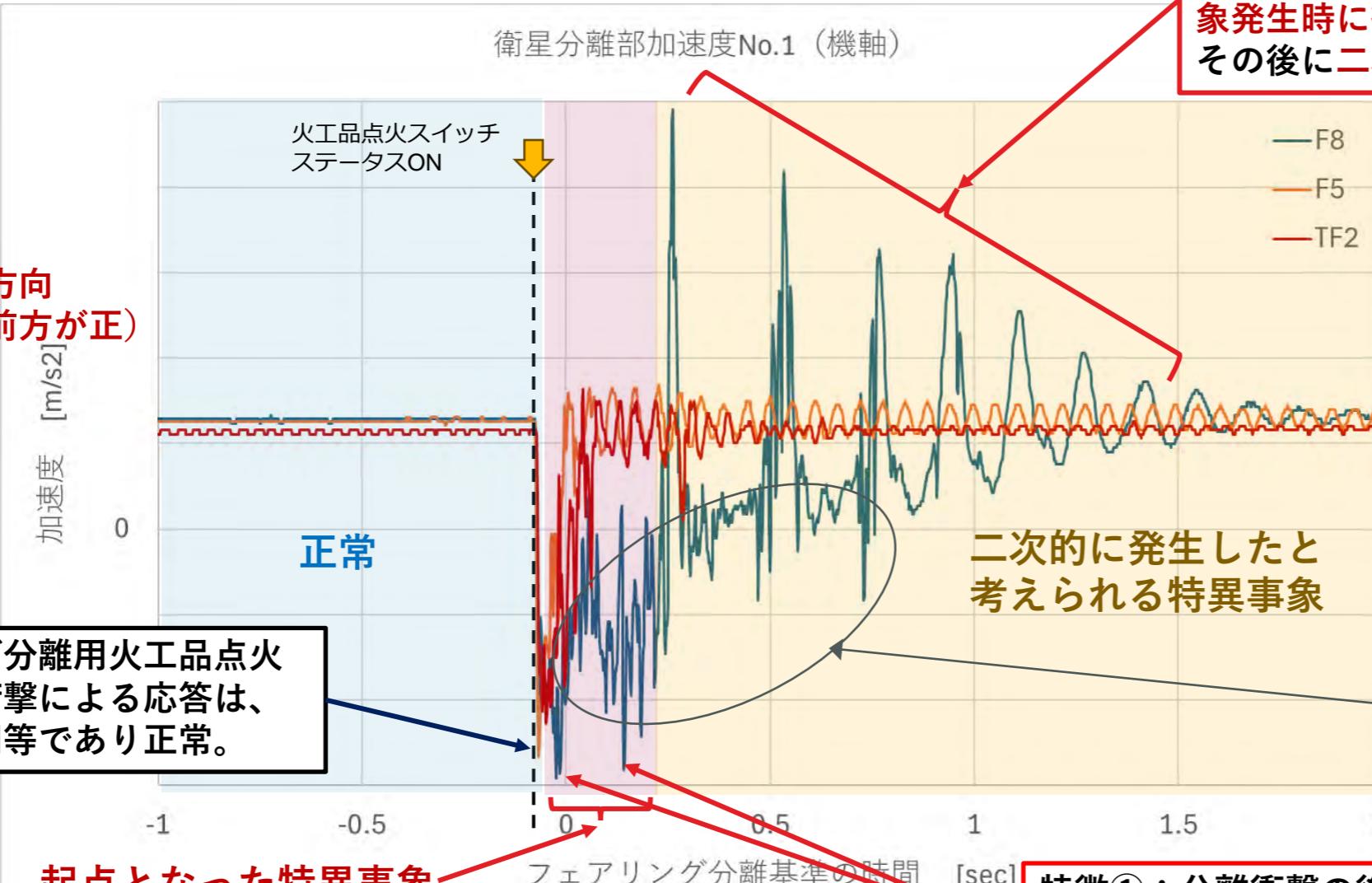
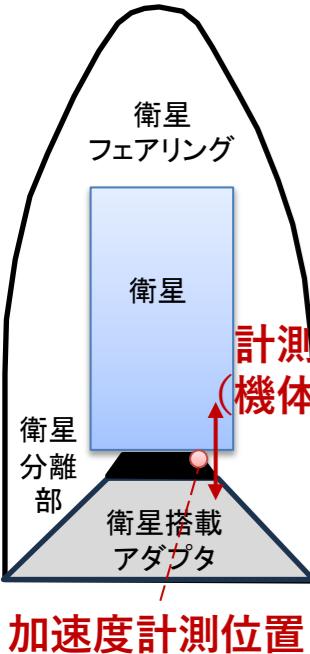
MDFF：衛星フェアリング用金属被覆導爆線
SUS偏平管：ステンレス製の偏平な形状をした配管
ESMDC：膨脹密封型金属被覆導爆線



1-4. H3ロケット8号機飛行状況の評価

追加

■衛星フェアリング分離時の衛星分離部加速度（機軸方向）



フェアリング分離用火工品点火直後の分離衝撃による応答は、従来号機と同等であり正常。

特徴②：構造物が複数回衝突し、その後減衰した事象と推定されることから、**起点となった特異事象発生時に衛星搭載構造は大きく破損し、これはその後に二次的に発生した事象と考えられる。**

(補足②)従来号機は衝撃荷重が印加された後、約0.1秒で収束。その後は機体の全機周波数18Hzで応答。

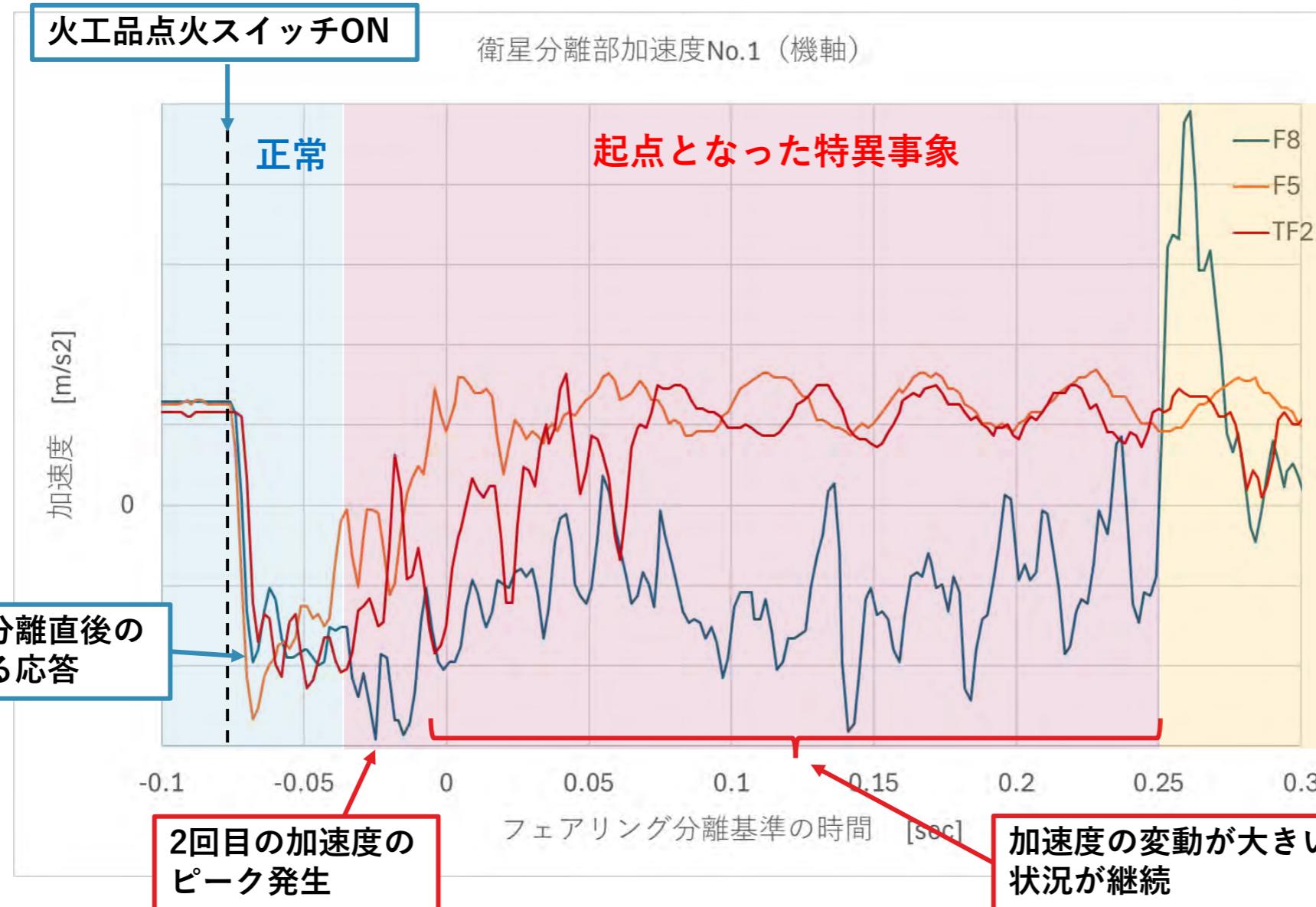
(補足①)本センサは低周波計測用であることから、この領域の準静的な動きについては、過大な瞬時加速度がかかった場合のセンサ特性による出力の可能性が高く、この領域の振幅データは定量的な評価には用いることができないと考えている。

特徴①：分離衝撃の後にもう1回加速度のピークが見られ、その後も加速度の変動が大きい状況が継続するため、この領域が**起点となった特異事象**であると考えられる。

1-4. H3ロケット8号機飛行状況の評価

追加

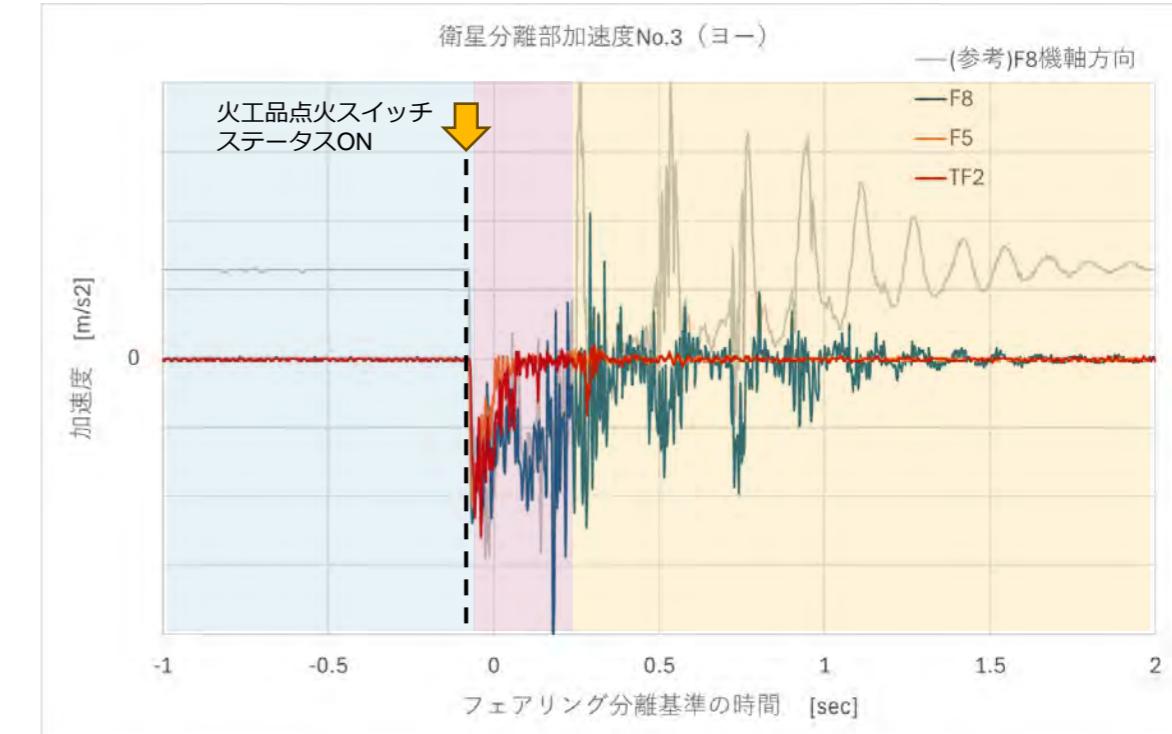
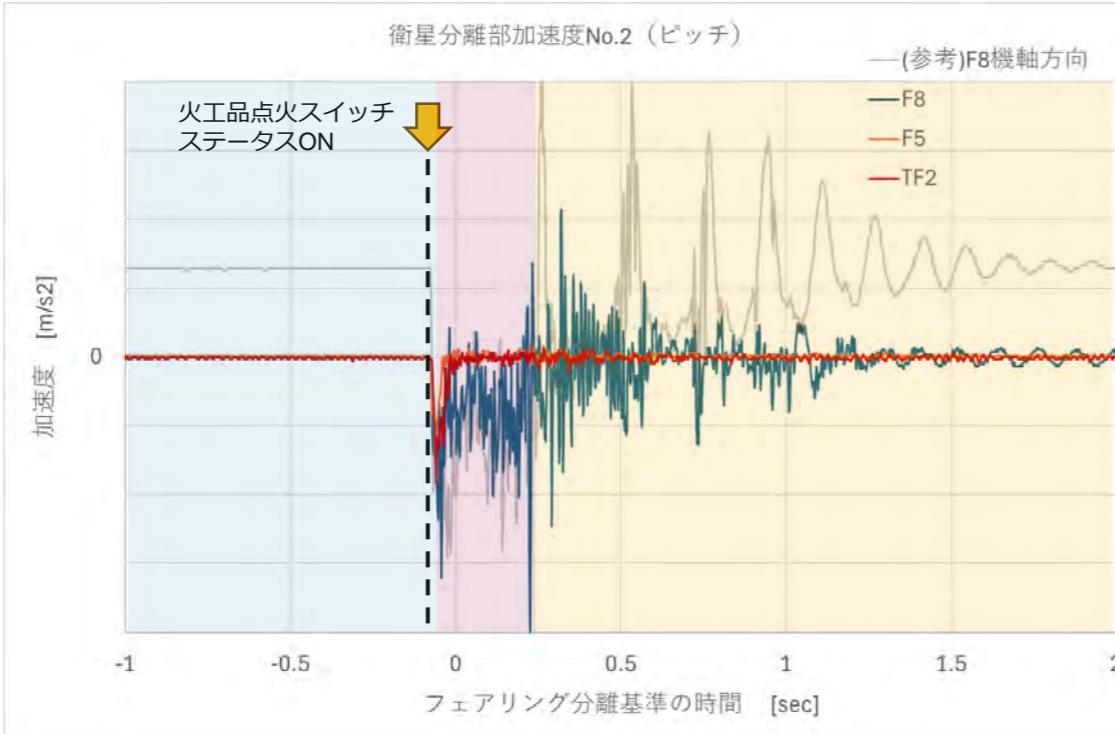
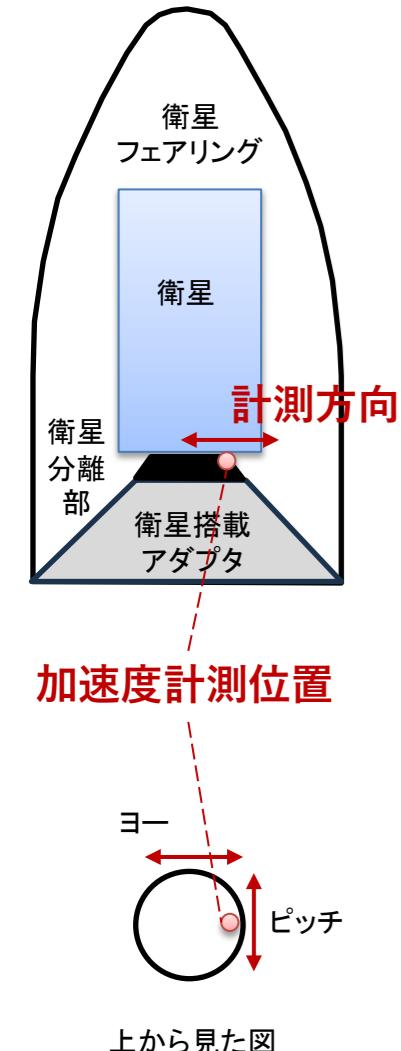
■衛星フェアリング分離時の衛星分離部加速度（機軸方向）特異事象発生時点拡大



1-4. H3ロケット8号機飛行状況の評価

追加

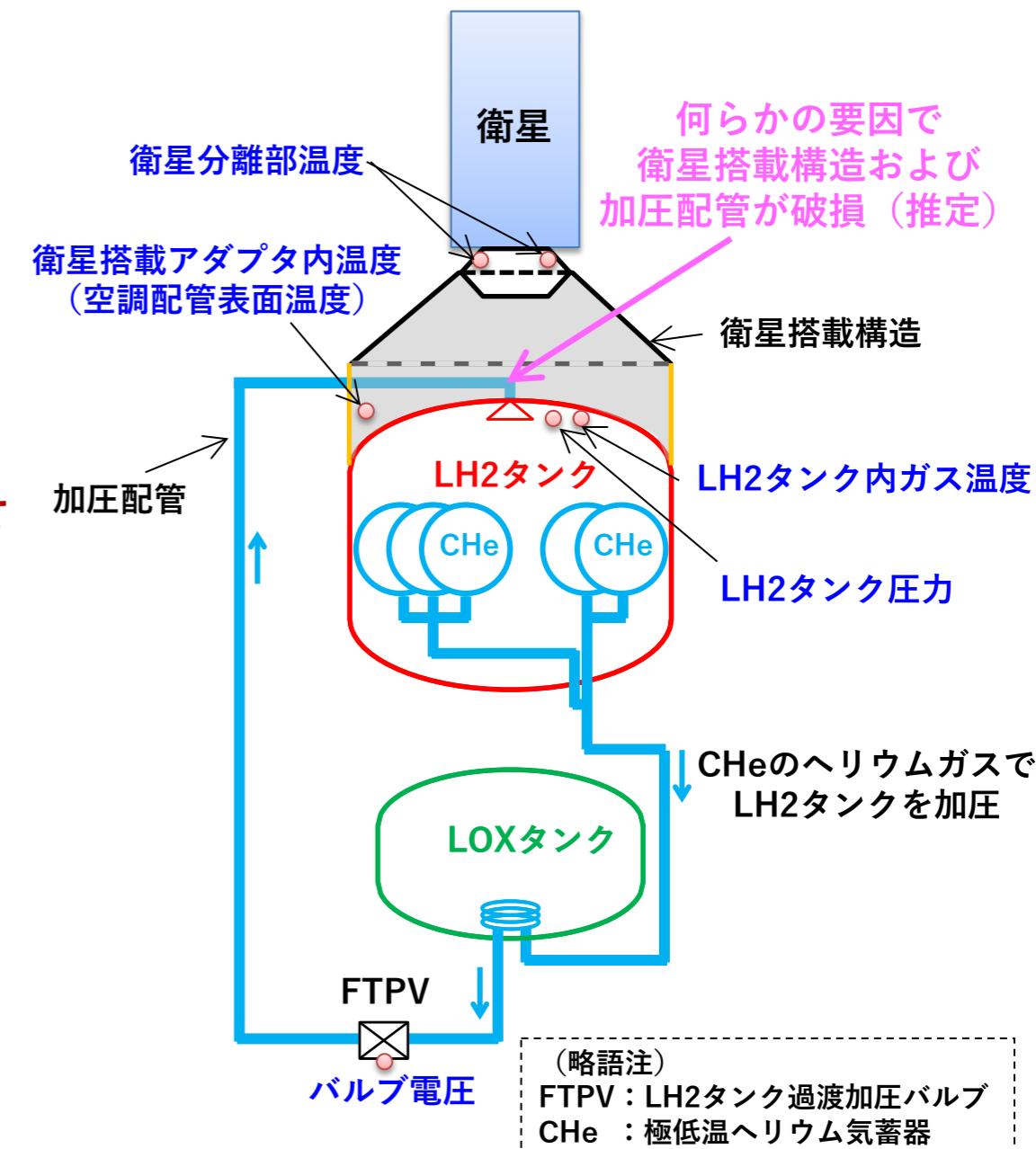
■衛星フェアリング分離時の衛星分離部加速度（機軸直交方向）



機軸直交方向の加速度についても、機軸方向の加速度と同様に「起点となった特異事象」の領域（ピンク色）で大きな加速度とセンサ特性によると考えられる動きが見られるとともに、「二次的に発生したと考えられる特異事象」の領域（黄色）においても機軸方向の加速度に対応した動きがみられる。

■衛星フェアリング分離時のLH2加圧ライン挙動

- 第2段エンジンの第1回燃焼に向けてLH2タンクの加圧制御中に、起点となった特異事象の後に衛星分離部温度および衛星搭載アダプタ内温度の低下が確認され、ほぼ同時にLH2タンク圧力の低下を確認した（特徴①）。
- LH2タンク圧力を回復するためにLH2タンク過渡加圧バルブ（FTPV）が開作動を継続したがLH2タンク圧力は回復せず、加圧中にLH2タンク内の温度変化（加圧ガス流入に伴う上昇）も確認できないため、加圧ガスはLH2タンクに届いていない状況にあることを確認した（特徴②）。
- LH2タンクの圧力低下や衛星分離部温度および衛星搭載アダプタ内温度低下は、起点となった特異事象の後で起きている（特徴③）ことから、何らかの要因で衛星搭載構造が破損し、その結果として加圧配管が損傷した可能性が高いと考えられる。

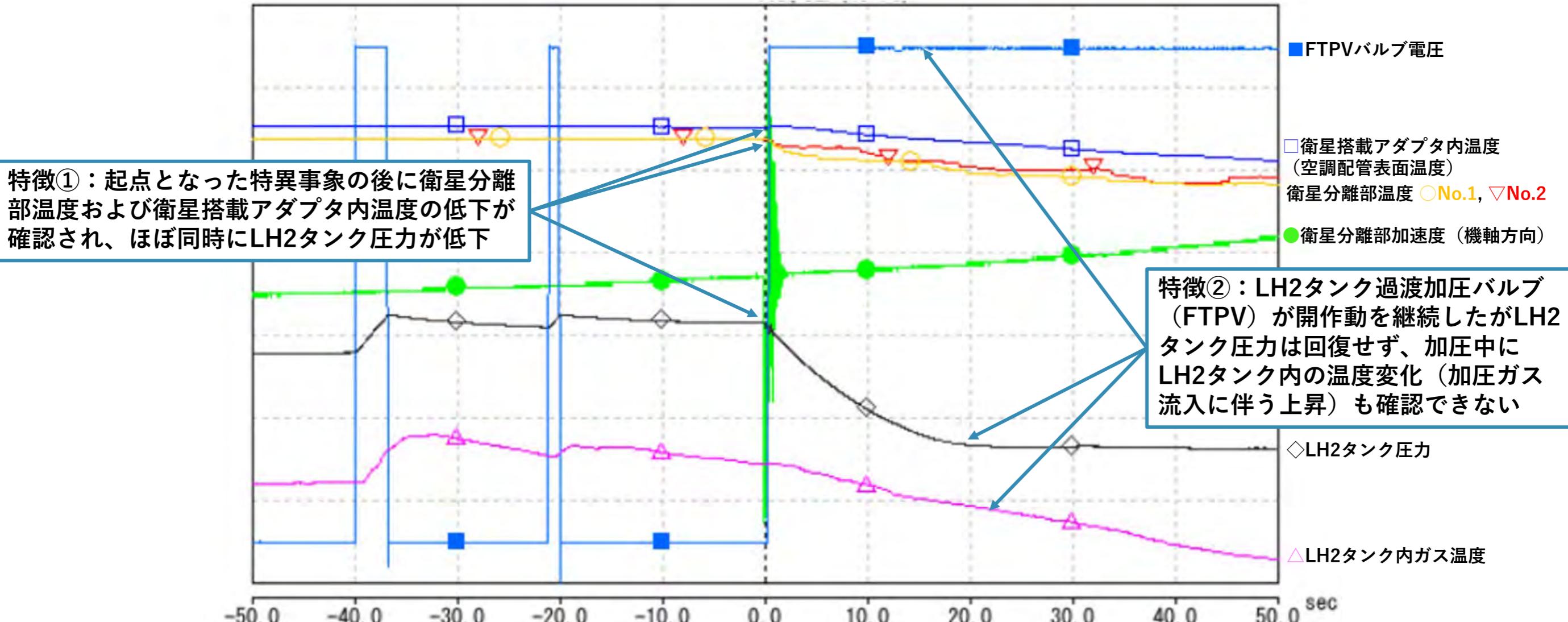


1-4. H3ロケット8号機飛行状況の評価

追加

■衛星フェアリング分離時のLH2加圧ライン挙動（概観）

▼衛星フェアリング分離

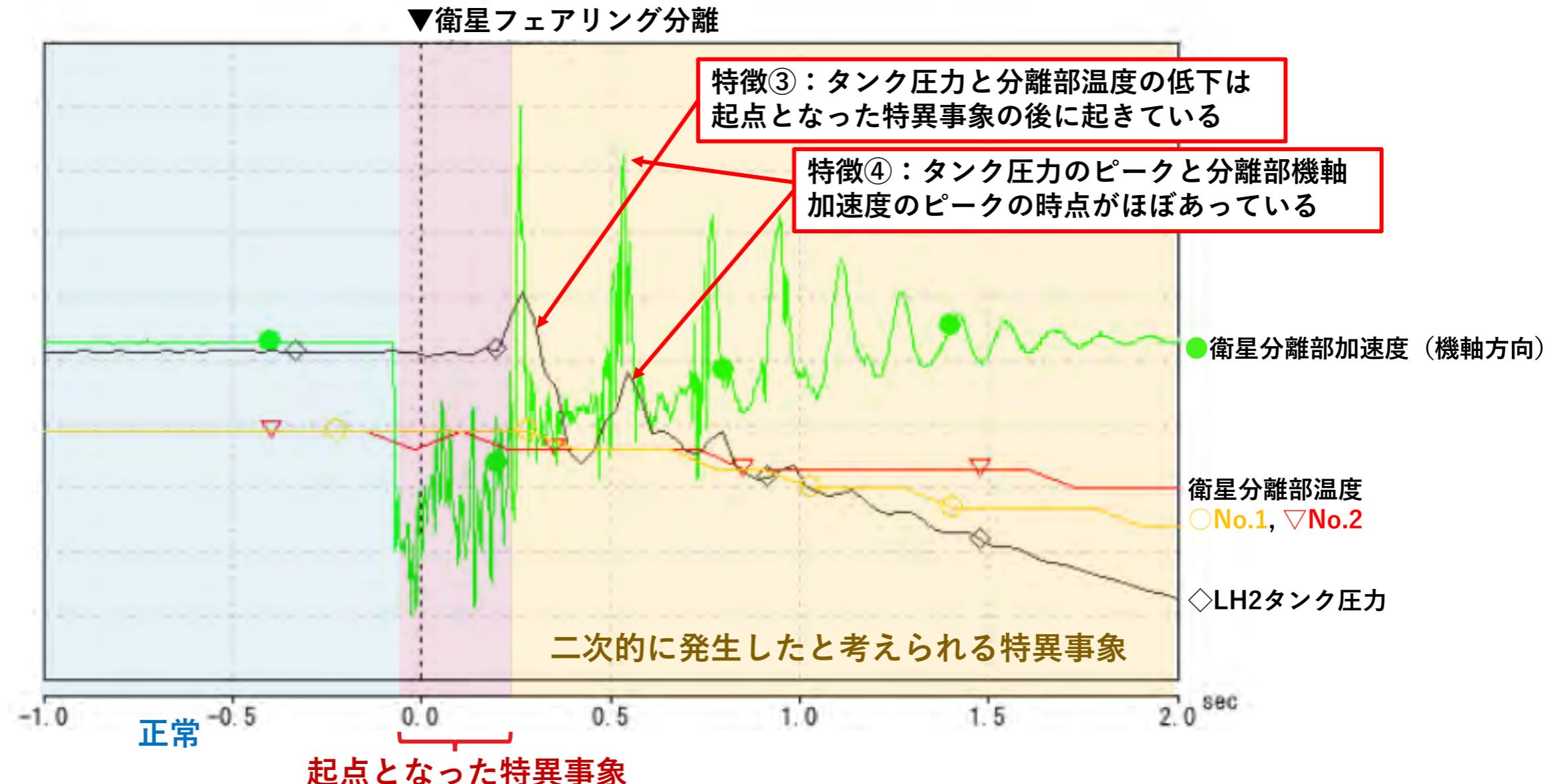


次ページにこの範囲の拡大図を示す

1-4. H3ロケット8号機飛行状況の評価

追加

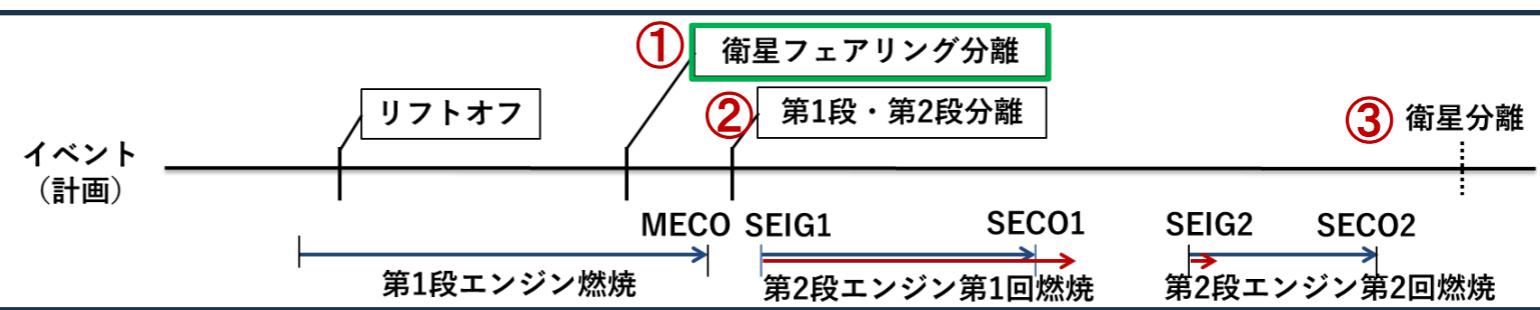
■衛星フェアリング分離時のLH2加圧ライン挙動（詳細）



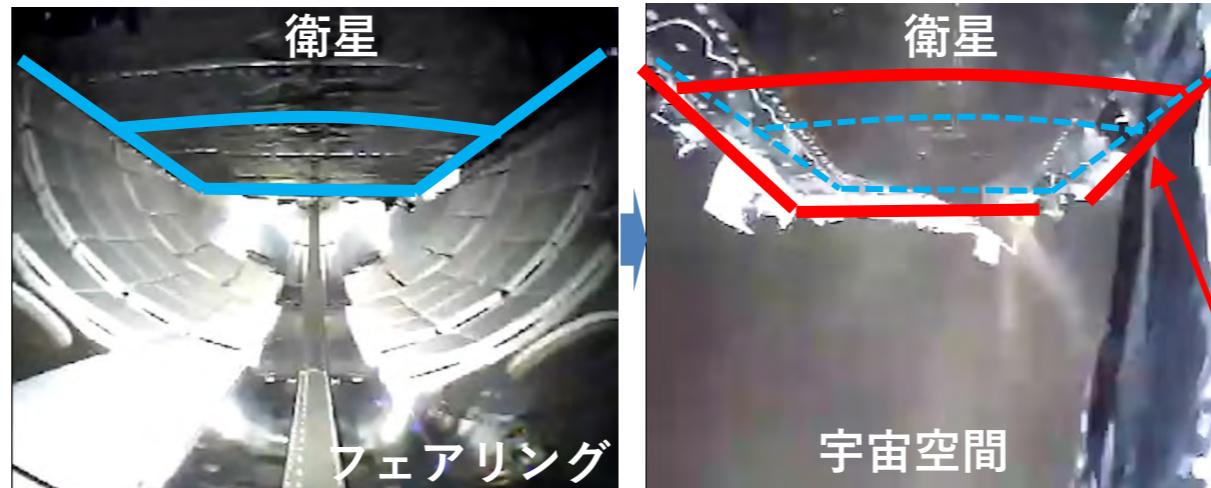
1-4. H3ロケット8号機 飛行状況の評価

更新

■ 取得画像



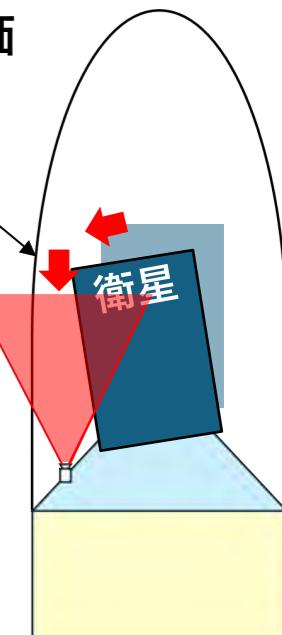
①F8 衛星フェアリング分離前・後



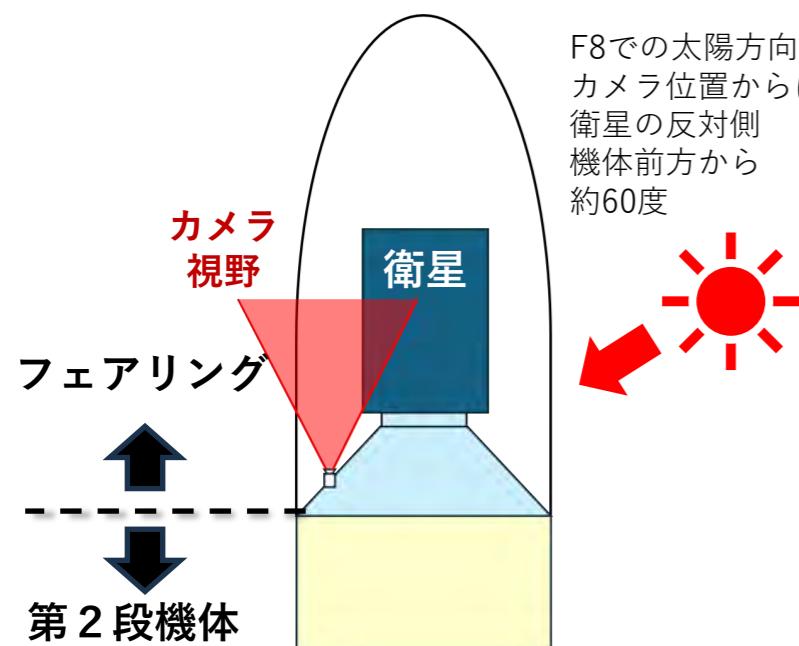
衛星表面の多層断熱材の境界位置から、衛星がカメラに近づく方向（下に落ち込むとともに傾く）に移動していると評価

カメラに
近づく方向

カメラ
視野



(参考) F5 衛星フェアリング分離前・後



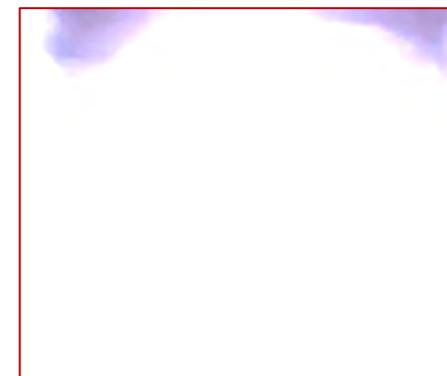
1-4. H3ロケット8号機飛行状況の評価

更新

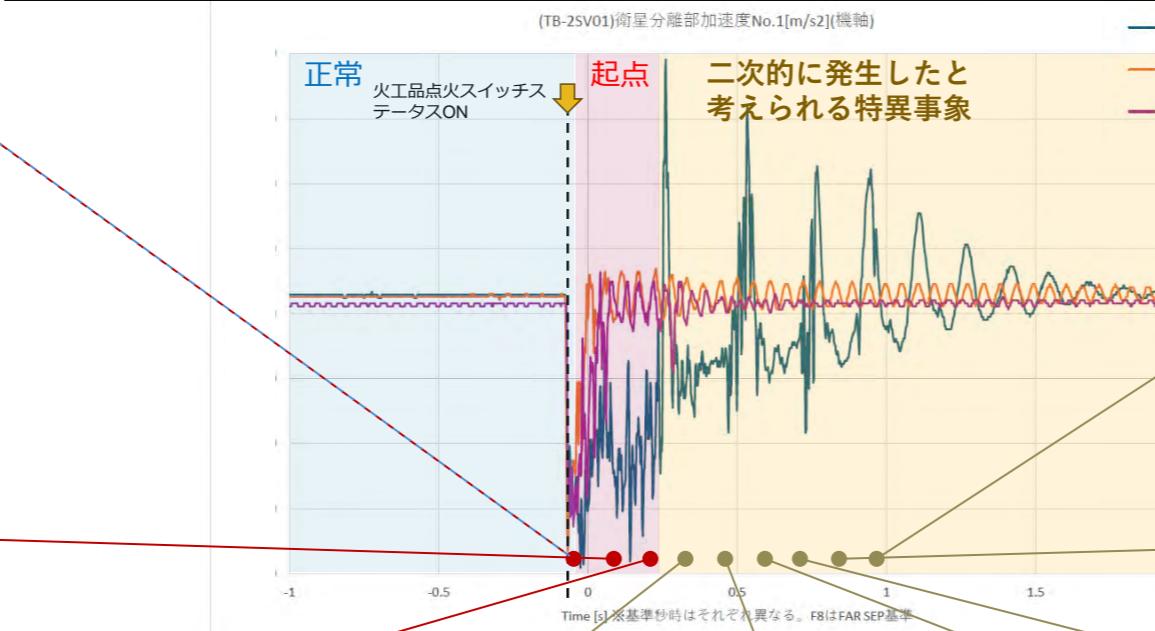
■ 取得画像（衛星フェアリング分離時詳細）



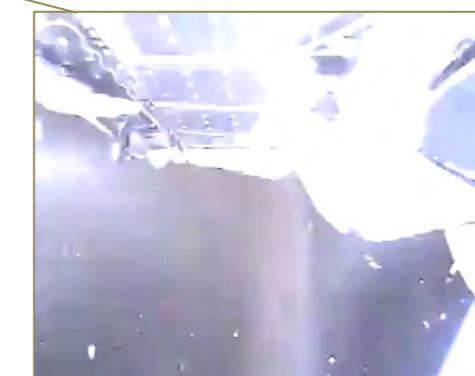
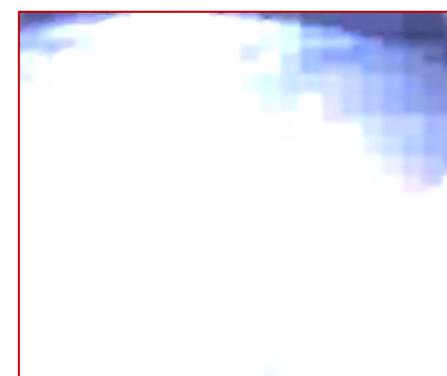
起点となった特異事象の前後のフェアリング分離画像の特徴的な挙動を示す。（15枚/秒の画像を1つ置きに表示）



白飛びが継続



これ以降の画像では、衛星
がカメラに近づいて見える



衛星のパネルが外れ
ている



(※) 映像とテレメトリデータの完全な同期は取れて
いないが、起点や二次的な事象の時系列は確認可能



衛星表面の多層断熱
材(MLI)が剥がれ
内側のパネルが見
ている

1-4. H3ロケット8号機飛行状況の評価

追加

■ 取得画像（衛星フェアリング分離時他号機との比較）

フェアリング分離後の全フレームの連続画像(1/6)

- ・カメラの特性から太陽光の反射による白飛びが過去号機にも発生している。
- ・過去号機はフェアリング分離面から外部が識別できていたが、F8では全面の白飛びが継続していることが特徴的。

F8

フェアリング
開頭開始
-0.08sec (※)



TF1



TF2



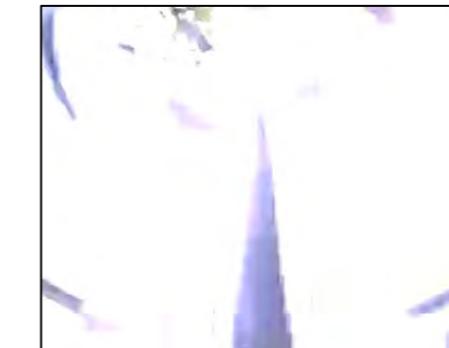
F3



F5



-0.01sec



0.05sec



(※) 映像とテレ
メトリデータの完
全な同期が取れて
いないので時刻は
参考

1-4. H3ロケット8号機飛行状況の評価

追加

■ 取得画像（衛星フェアリング分離時他号機との比較）

フェアリング分離後の全フレームの連続画像(2/6)

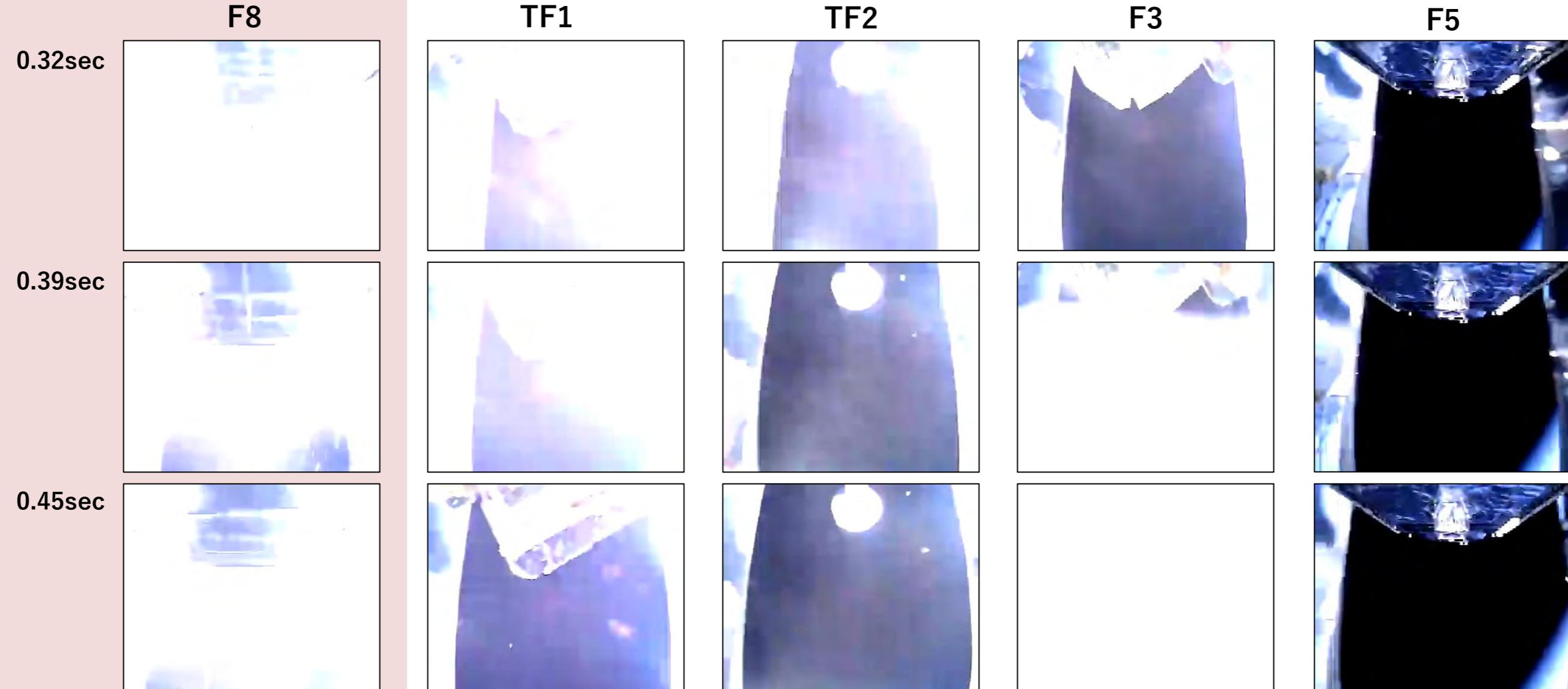


1-4. H3ロケット8号機飛行状況の評価

追加

■ 取得画像（衛星フェアリング分離時他号機との比較）

フェアリング分離後の全フレームの連続画像(3/6)

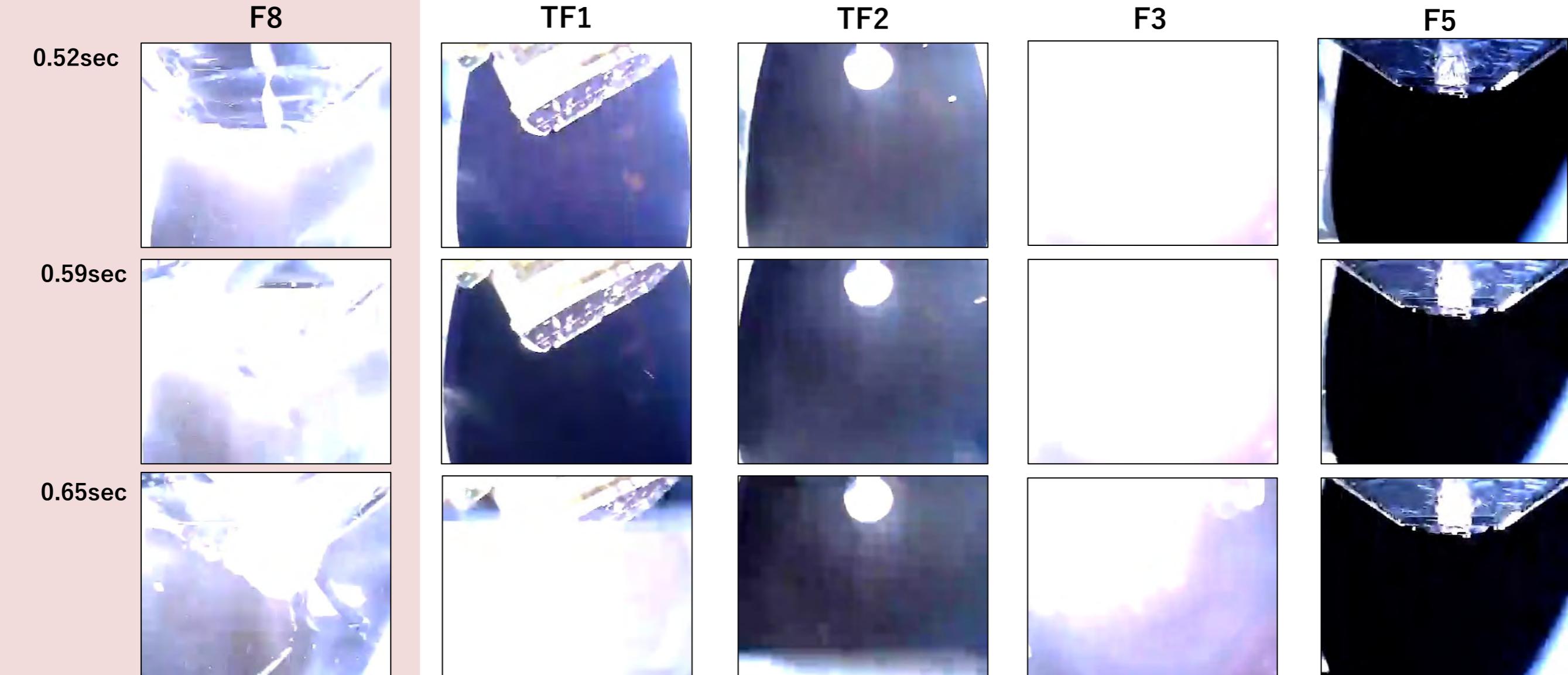


1-4. H3ロケット8号機飛行状況の評価

追加

■ 取得画像（衛星フェアリング分離時他号機との比較）

フェアリング分離後の全フレームの連続画像(4/6)



- ・TF1はフェアリング開頭により太陽が画角に入り白飛びしている。

1-4. H3ロケット8号機飛行状況の評価

追加

■ 取得画像（衛星フェアリング分離時他号機との比較）

フェアリング分離後の全フレームの連続画像(5/6)

- ・TF2はフェアリング開頭により太陽が画角に入り白飛びしている。

F8

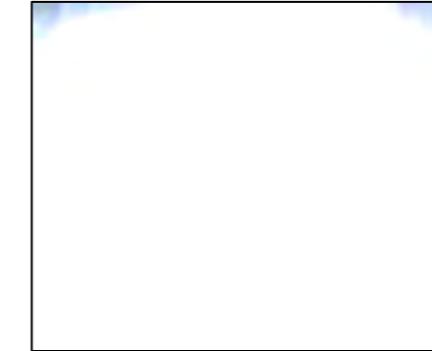
0.72sec



TF1



TF2



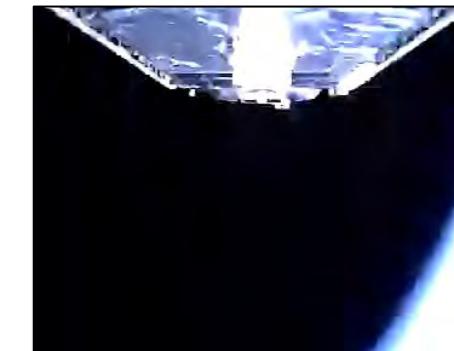
F3



F5



0.79sec



0.85sec

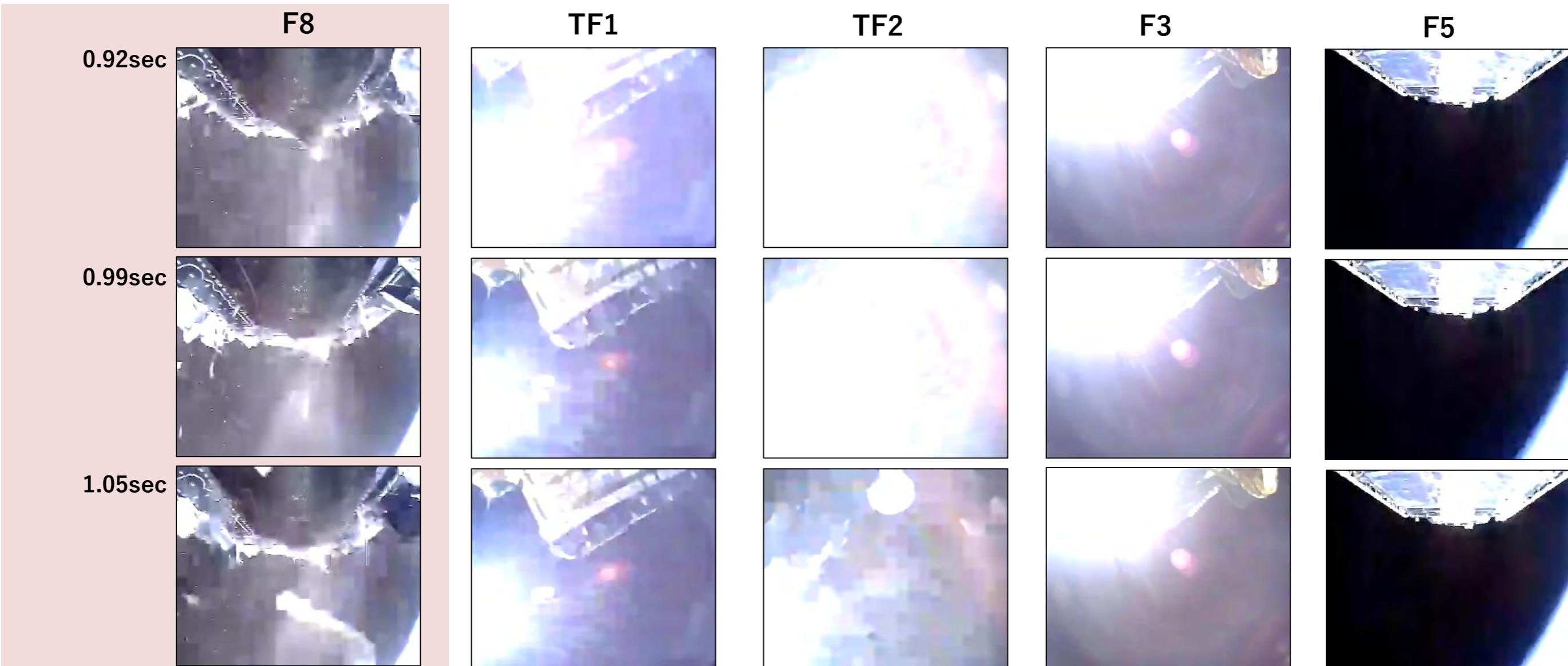


1-4. H3ロケット8号機飛行状況の評価

追加

■ 取得画像（衛星フェアリング分離時他号機との比較）

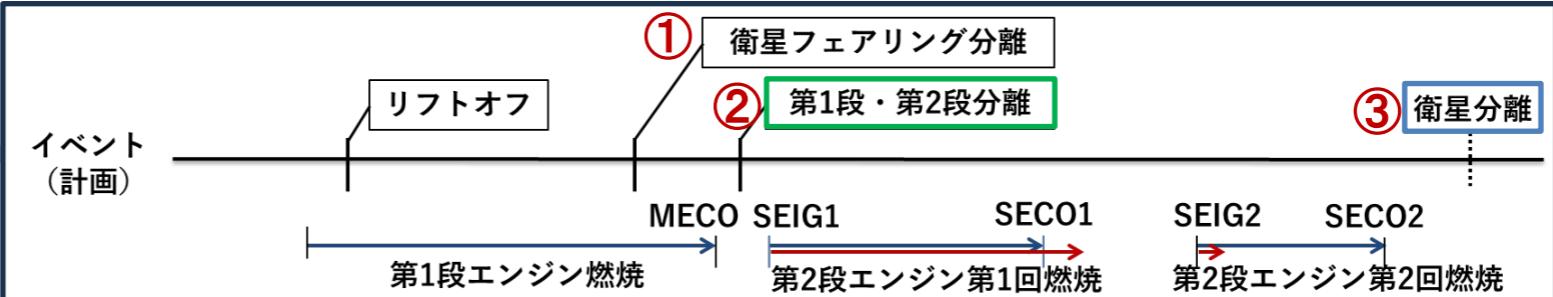
フェアリング分離後の全フレームの連続画像(6/6)



1-4. H3ロケット8号機 飛行状況の評価

更新

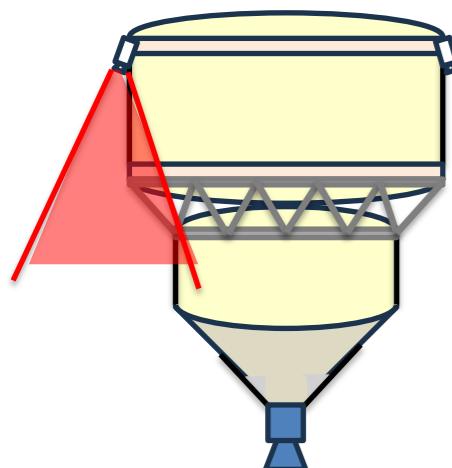
■ 取得画像



②F8 第1段・第2段分離後



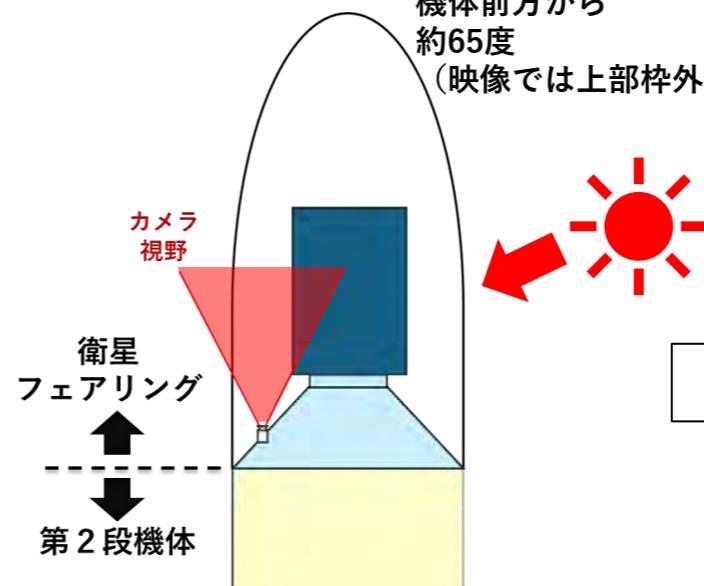
カメラ視野



(参考)F5 第1段・第2段分離後



F8での太陽方向：
カメラ位置からは
PSSの反対側
機体前方から
約65度
(映像では上部枠外)



③F8 衛星分離信号送出時



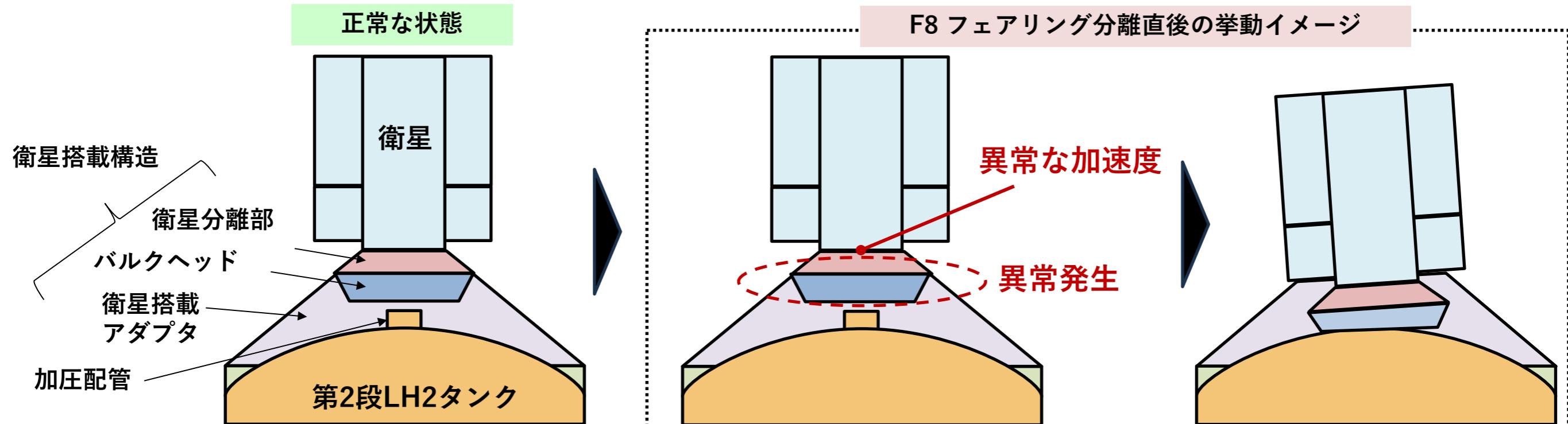
(参考)F5 衛星分離信号送出時



■ 推定される衛星搭載構造の損傷状況

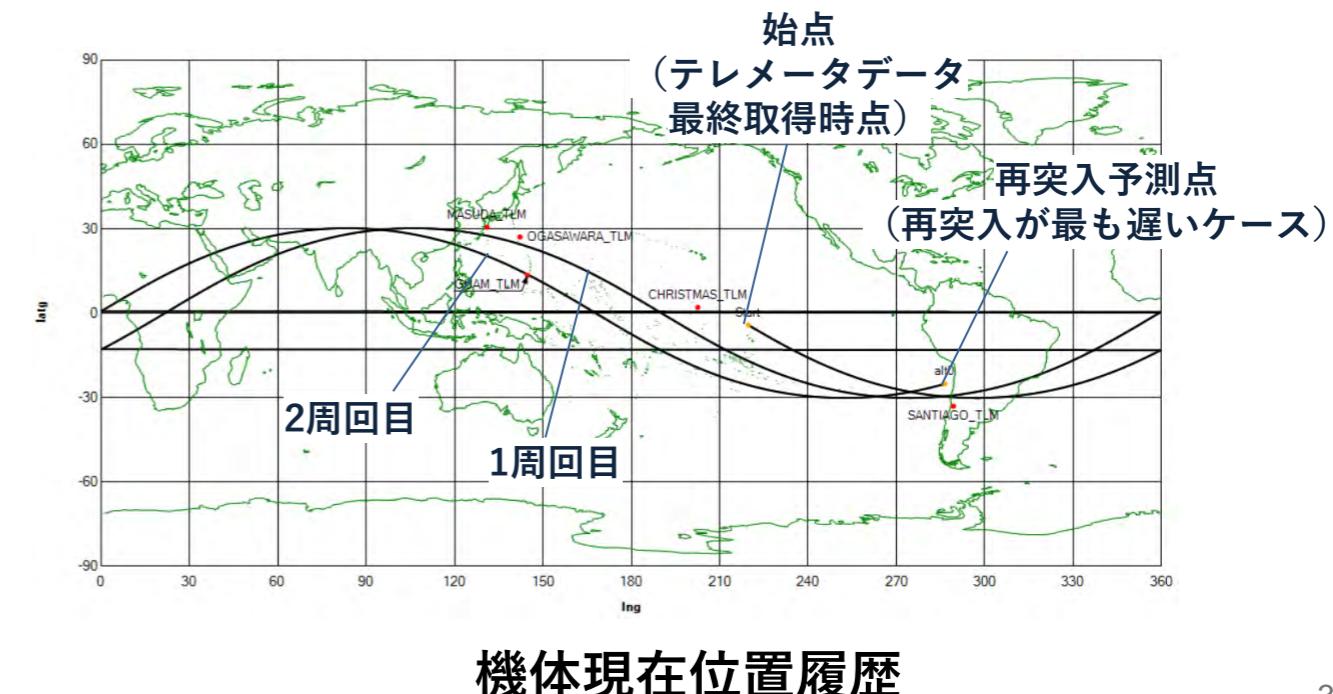
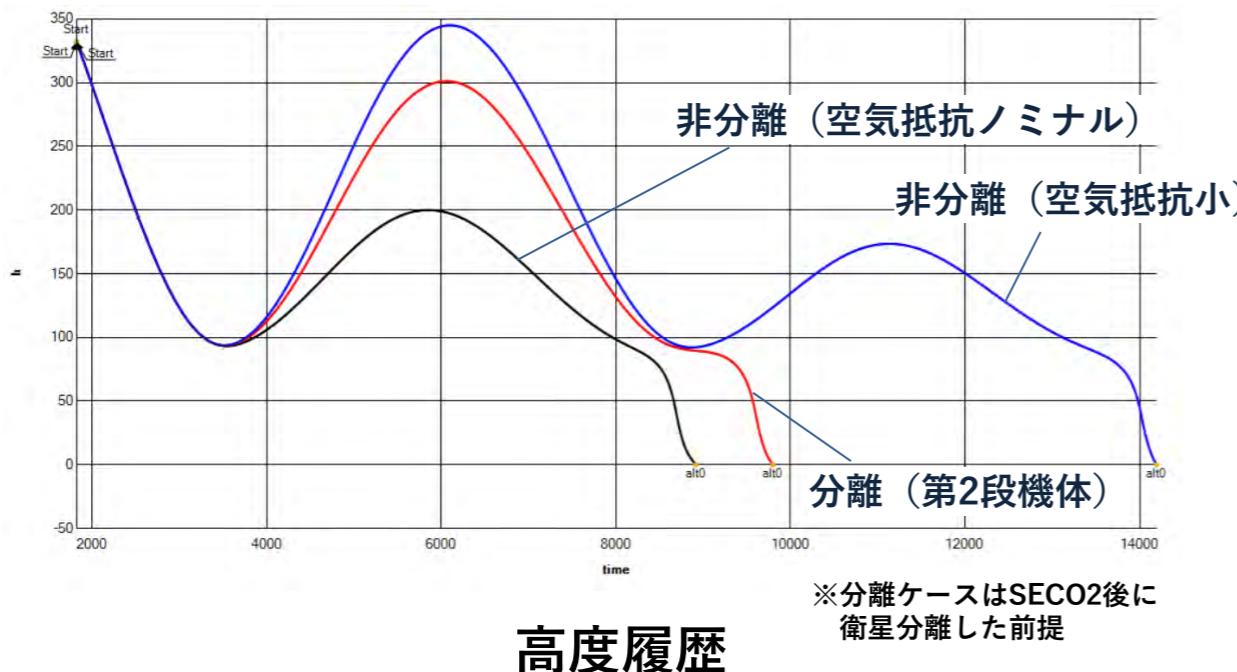
これまでに示した衛星分離部加速度・温度データ、第2段LH2タンク圧力データ、取得画像等による分析から、衛星搭載構造や第2段LH2タンクの加圧配管が下記のように損傷したと推定している。

- フェアリング分離開始直後に、**何らかの異常（損傷）**が衛星搭載構造に発生した。
- 本タイミングは、第1段エンジンの動力フライト中であることから、衛星及び衛星搭載構造の一部が機体内に落ち込んだ。
- この落ち込みにより、第2段LH2タンクの加圧配管を損傷させ、LH2タンク圧の低下等が生じた。



■ 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の状態を評価した。
- 複数の解析条件で評価を行ったが、いずれの場合でも第2段機体は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いる。また、第2段機体は第1段・第2段分離時の状況から、通常とは異なる状態となっていたと考えられることから、軌道投入時に何らかの破片を伴っている可能性があるが、想定される破片の特性は上記の解析条件の間にあることを確認しており、全て2周回以内に再突入していると考えられ、第1段の落下予想区域内に落下したと推定される衛星と同様に、落下に伴う被害に関する報告などは確認されていない。



目次

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
- 1-4. H3ロケット8号機飛行状況の評価

2. 原因究明

2-1. FTA

3. 今後の計画

■ FTA

- 様々な特記事象が確認されているが、1章の通り、フェアリング分離開始直後において、衛星搭載構造に何らかの異常が発生したことが起点となっており、客観的な事象としてデータで確認されている「フェアリング分離開始直後に異常な加速度が発生している」をトップ事象としたFTA（故障の木解析）を展開した。
- 1次要因を外的荷重起因と内部構造の損傷起因、2次要因をエネルギー分類、3次要因をエネルギー源に着目し、要因をブレークダウンした。
- それぞれの要因に対して、直接要因となりうるかを、8号機のフライトデータ、地上での試験や製造記録、解析や机上検討で評価する。直接要因とならないと評価したものを×、直接要因の可能性が残るもの△、直接要因であるものを○として評価した現時点のFTAを次頁に示す。
- 加えて、直接要因のみでなく、正常動作だったとしても、連鎖的な要因のひとつとなってトップ事象に至りうるかについても識別し、引き続き評価していく計画。

2-1. FTA

追加

事象	1次要因	2次要因	3次要因	直接要因の評価	連鎖的な要因の評価
				フライトデータ、地上での試験や製造記録、解析や机上検討からの評価	可能性の有無
TOP事象 フェアリング分離開始直後に異常な加速度が発生した	1. 外的荷重により発生	1.1 力学的エネルギー	1.1.1 準静的加速度	✗ 今号機におけるフェアリング分離開始までの衛星分離部加速度は従来実績相当であることを確認しており、要因ではない。	可能性なし
		1.1.2 音響	✗ 今号機におけるフェアリング内部音響が従来実績相当以下であることを確認しており、要因ではない(フェアリング分離時点は外気圧が低いため音響レベルは小さい)。	可能性なし	
		1.1.3 衝撃	△ フェアリング分離衝撃により、衛星搭載構造を損傷させ、異常な加速度も発生したモードを想定したものである。要因となる可能性は現時点では否定できない。衛星分離部加速度センサについて、高周波帯域での特性を追加試験で確認する。	可能性あり	
		1.1.4 圧力	△ 今号機におけるフェアリング内部の圧力は、想定通り下がっていることを確認しており要因ではないと考えているが、計測誤差をワースト側に評価した場合に要因となる可能性について詳細評価中。	可能性あり	
		1.1.5 接触・衝突	△ フェアリング分離中の開頭時に、衛星に衝突し、異常な加速度が発生したモードを想定したものである。フェアリングの放てき運動が問題なかったか詳細評価を実施中。	可能性あり	
		1.1.6 歪	△ フェアリング分離までに残存している歪エネルギー(衛星と衛星分離部の締結等)がフェアリング分離により開放され、異常な加速度が発生したモードを想定したものである。詳細評価を実施中。	可能性あり	
	1.2. 熱エネルギー		✗ 今号機における衛星分離部温度は、従来実績相当であり、要因ではない。	可能性あり	
	1.3. 化学エネルギー	1.3.1 爆発・燃焼	△ ロケット・衛星ともに、推進薬・高圧ガス・火工品を有しており、これらが漏洩していたことを示すデータは確認されていないが、異常な加速度が発生した要因となる可能性は現時点では否定できない。詳細評価を実施中。	可能性あり	
	1.4 電気エネルギー		✗ 想定外の電位差が発生し、衛星搭載構造を損傷させ、異常な加速度が発生したモードを想定したものであるが、地上における電気抵抗値計測結果は問題ないこと、以降、結合状態が維持されていることから要因ではない。	可能性あり	
	1.5 電磁エネルギー		✗ 送信機が発生した電波等により衛星搭載構造を損傷させ、異常な加速度が発生したモードを想定したものであるが、今号機における送受信強度は正常であり要因ではない。	可能性あり	
○:直接要因である △:直接要因の可能性が残る ✗:直接要因とならない	2. 内部構造の損傷により発生		△ 衛星搭載構造等の主構造部材について、強度不足があった場合に損傷し、その結果として、異常な加速度が発生する可能性がある。今号機の製造結果の確認を進めているが、現時点では強度不足につながる情報は確認されていない。	可能性なし	

目次

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
- 1-4. H3ロケット8号機飛行状況の評価

2. 原因究明

- 2-1. FTA

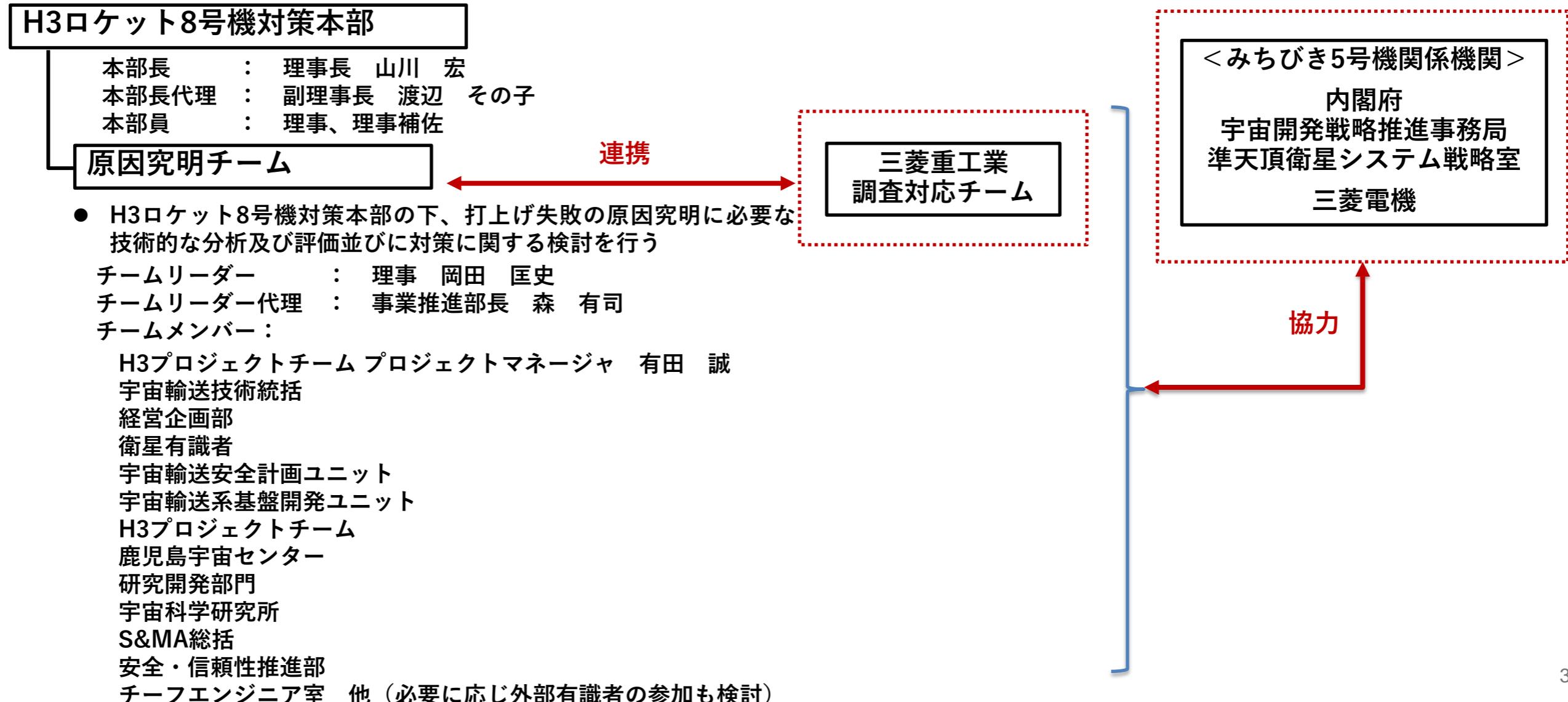
3. 今後の計画

3. 今後の計画

更新

■ 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。
- JAXAの衛星有識者を追加し、みちびき5号機関係機関の協力を得て進めている。



- これまでに実施したテレメトリデータや画像データの分析から、衛星フェアリング分離開始直後に、何らかの要因による通常時には無い大きな加速度の発生や、これに関係すると考えられる衛星搭載構造の損傷といった特異な事象が発生し、その後、第1段・第2段分離時点で衛星がロケットから離脱したものと評価している。
- 今後、みちびき5号機関係機関の協力も得ながら、引き続きフェアリング分離開始直後の事象に着目し、原因究明の作業を進め、あらゆる可能性を考慮して打上げ失敗に至った原因を調査する。

【原因究明】

- 衛星搭載構造の損傷モードの特定
- FTAの詳細化および漬しこみ
- 製造記録の調査（継続）
- 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】

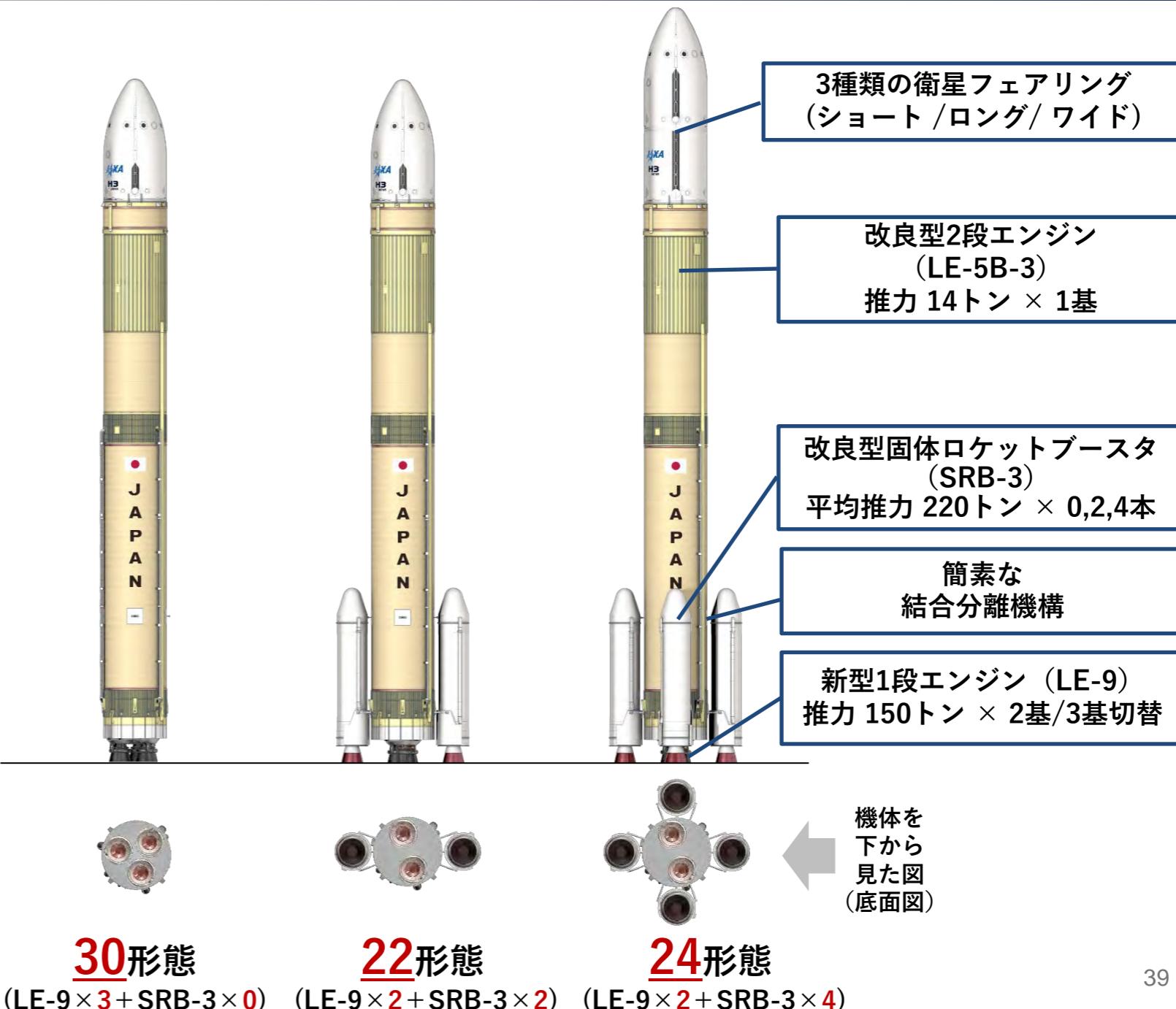
- 再現試験、再現解析によりシナリオの裏付けと特定

參考資料

(参考) H3ロケットのシステム概要

再掲

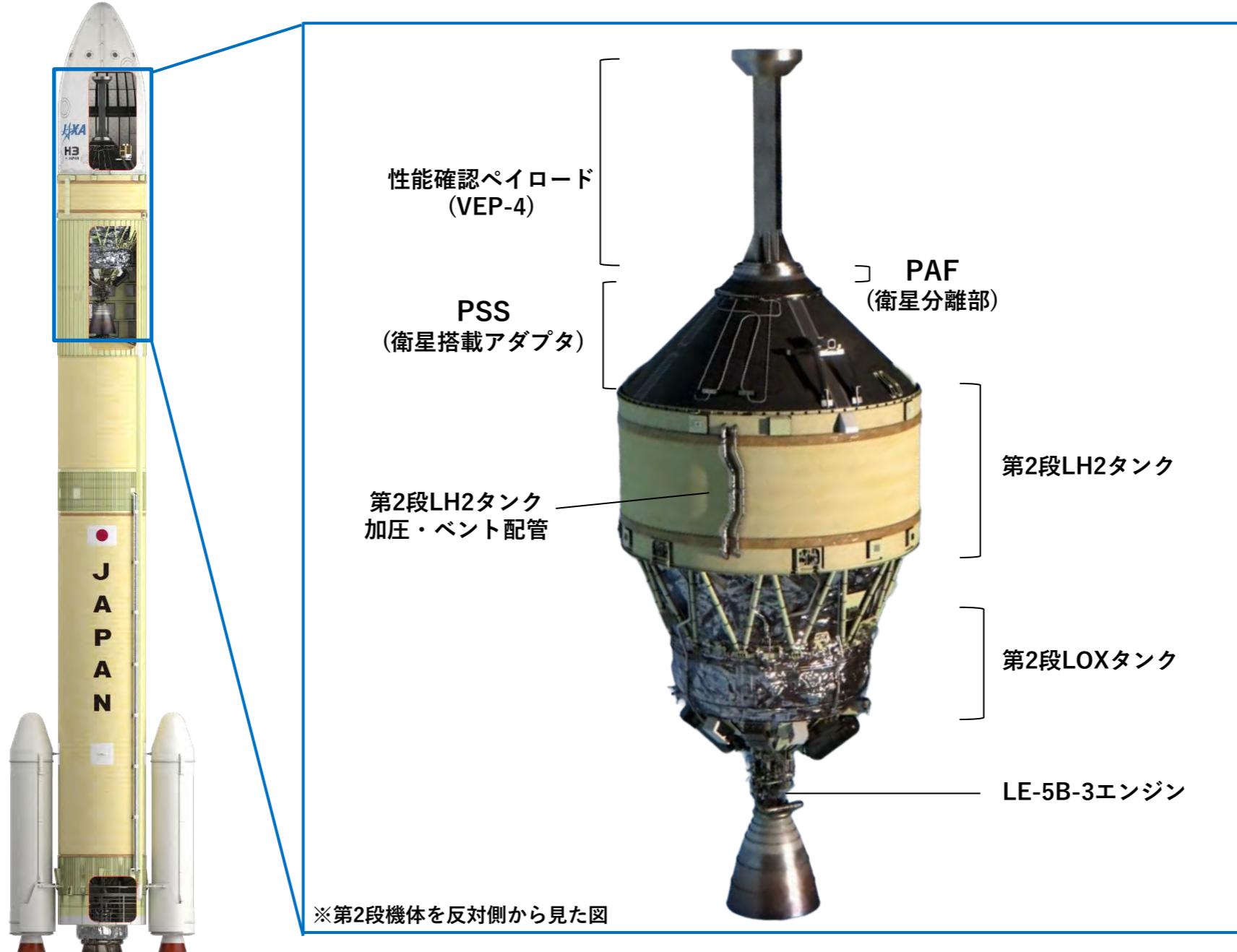
- 全長：約 63m (H3-24L)
約 57m (H3-30S、H3-22S)
 - コアロケット直径：約 5.2m
 - 固体ロケットブースタ直径：約 2.5m
 - 顧客へのサービス
 - 搭載環境条件：世界標準以上
 - 受注から打上げまでの所要期間：世界標準以上
 - 打上げ能力
 - SSO (500km円軌道) : 4t以上
 - GTO : 6.5t以上
- ※SSO：太陽同期軌道、GTO：静止トランスファ軌道



(参考) 第2段機体概要

再掲

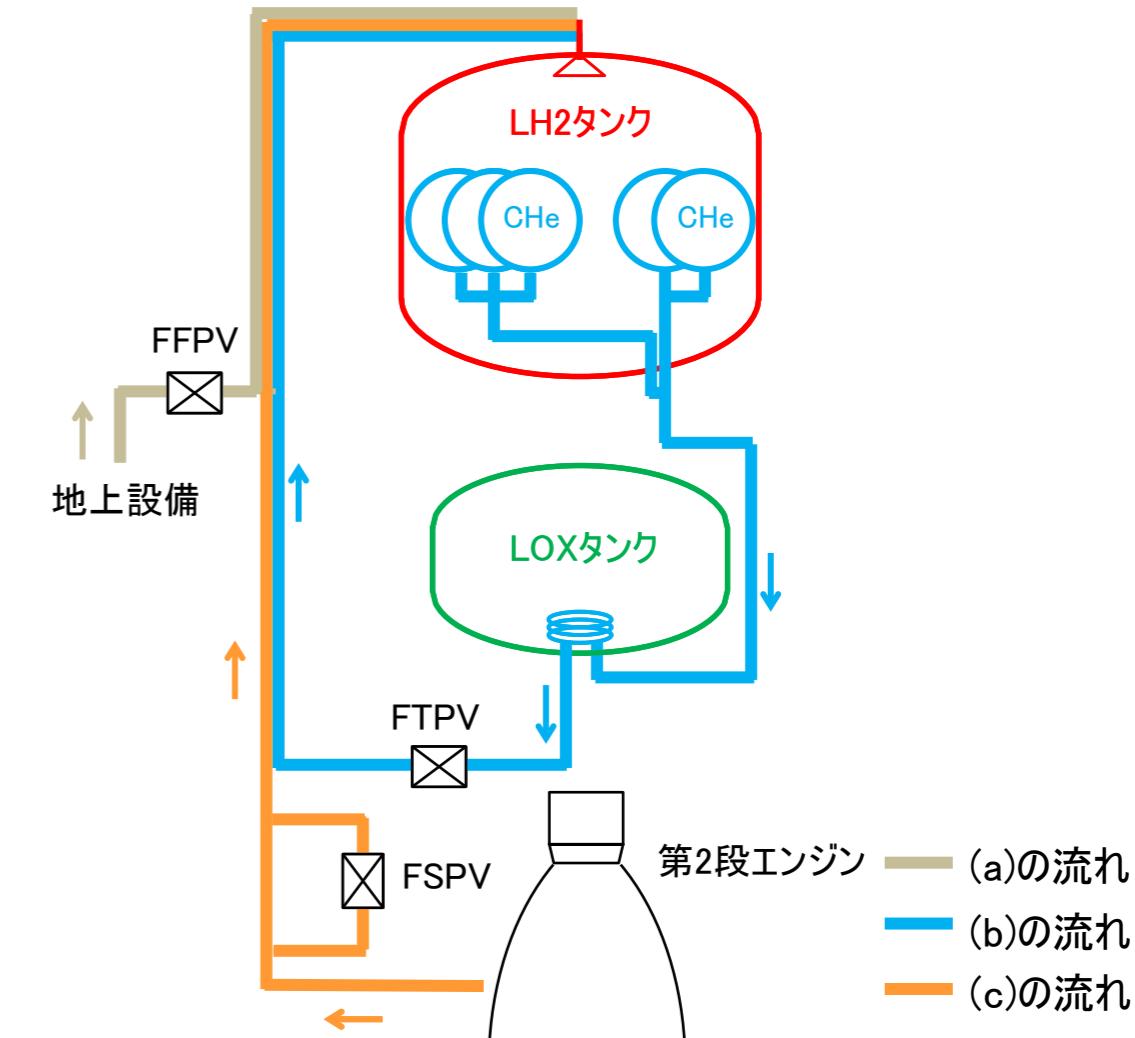
VEP-4を搭載したH3ロケット試験機2号機CG



(略語注)
LH2：液体水素
LOX：液体酸素

■ LH2タンク加圧システム

- (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（予備加圧）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タンク加圧（過渡加圧）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（タップオフ）した水素ガスを使用して飛行中のLH2タンク加圧（定常加圧）を行う。



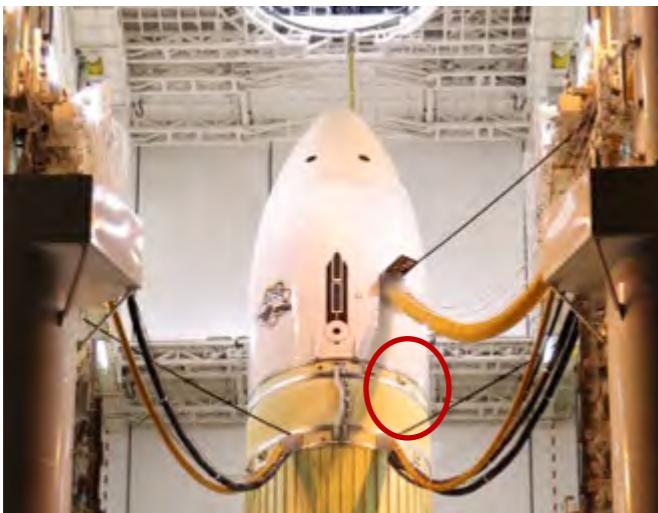
(参考)第2回燃焼についても(b)(c)と同じ。

(参考) ロケット搭載カメラの位置

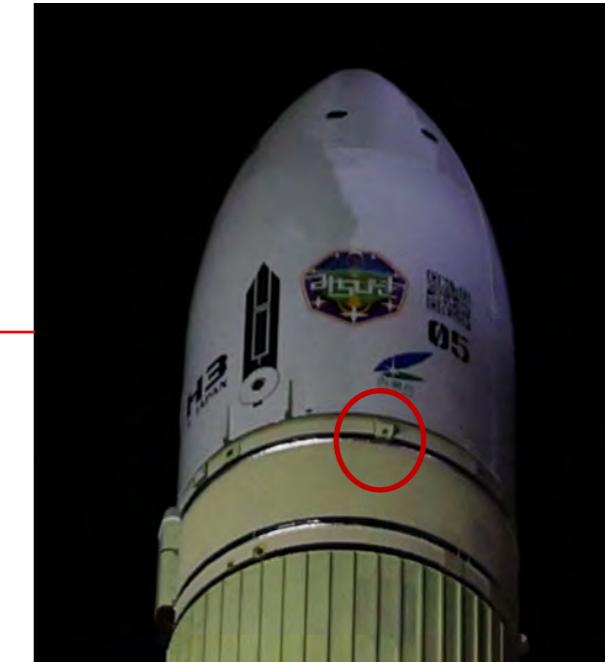
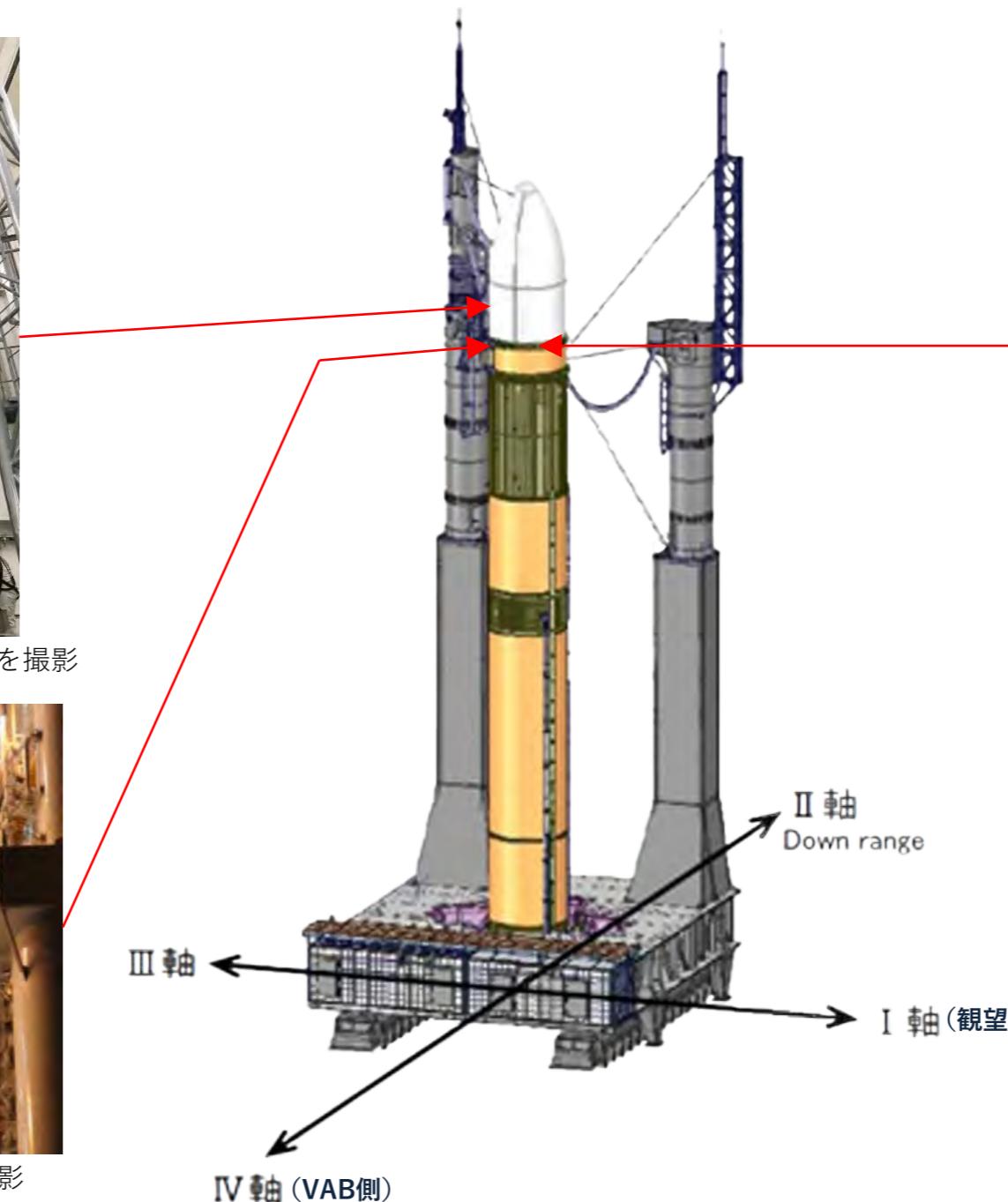
追加



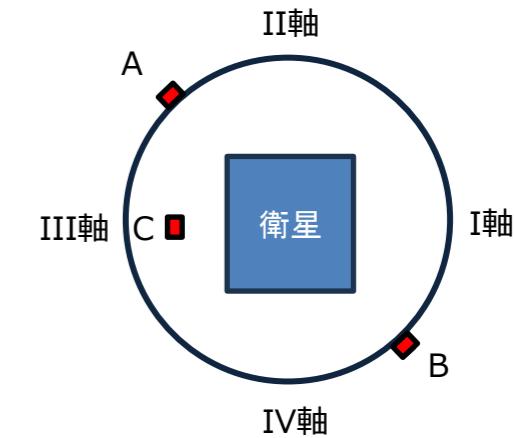
(C) フェアリング分離、衛星分離を撮影



(A) SRB-3分離、第1段・第2段分離を撮影



(B) SRB-3分離、第1段・第2段分離を撮影



カメラ搭載位置をロケットの上からみた図