



104! 2

科学技術・学術審議会
研究計画・評価分科会
宇宙開発利用部会
(第104回) 2026.4.9

H3ロケット8号機打上げ失敗原因調査状況等について

令和8（2026）年4月9日

宇宙航空研究開発機構

宇宙輸送技術部門 理事 岡田 匡史

H3プロジェクトチーム プロジェクトマネージャ 有田 誠

本日のご報告

<H3ロケット8号機打上げ失敗原因調査状況>

- 2026年2月4日、第102回宇宙開発利用部会において、H3ロケット8号機打上げ失敗原因究明状況をご報告した。
- 本日は、第60回調査・安全小委員会（2026年2月25日）及び第61回調査・安全小委員会（2026年3月24日）でご審議頂いた、H3ロケット8号機打上げ失敗原因究明状況の概要につきご報告する。引き続き原因究明及び対策検討を進め、調査・安全小委員会においてご審議いただく。
 - FTAおよび発生シナリオの検討から**直接要因の絞り込み**を実施した（P2参照）。また、**製造済のPSS（衛星搭載アダプタ）内部に製造工程で生じた剥離があることが確認**され、8号機にも同様な剥離が内在した状態でフライトしていた可能性が高いと評価している（P3参照）。
 - 上記の**剥離が起点**となり、これが進展することで事象に至ったことが**直接要因である可能性が高く**、その他の**フライトデータ（映像など）とも整合し得る**と評価している。また、その他のFTAの項目およびシナリオは**単独では事象に至らない**ことを確認した。
 - **是正対策としてPSSの補修案とファスナ結合案**を検討しており、技術的な成立性、質量等へのインパクト等の観点で今後トレードオフを進める（P5参照）。

<H3ロケット6号機（30形態試験機）第2回CFT実施結果>

- 2026年3月14～15日で実施したH3ロケット6号機（30形態試験機）の第2回1段実機型タンクステージ燃焼試験（CFT）実施結果について、ご報告する。

H3ロケット8号機の原因究明状況 (FTA)

事象		直接要因の評価				連鎖的な要因の評価
		1次要因	2次要因	3次要因	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	△*1	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した。当該加速度センサの出力値は実値の大きさと必ずしも一致しないが、符号は整合することを確認した。これによりフェアリング分離の火工品作動に伴う衝撃は従来号機相当であり、単独で主要因とはならない。	可能性あり
			1.1.4 圧力	△*1	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いる。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検討した上で、単独で主要因とならないと評価した(2-1.FTA1.4の評価参照)。	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、フェアリングが衛星もしくは衛星搭載構造に衝突し、異常な加速度が発生したモードを想定したものである。フェアリングが衝突するには最も早いケースでも0.4秒程度必要であり、直接要因とはなり得ないと評価した。	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。衛星と衛星搭載構造の締結部の歪エネルギーが誤開放されて事象が発生した場合、第1段・第2段分離以降断線したことと整合しないため要因とはならないと評価した。	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	△*1	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。衛星の推進薬については要因とならないことを要素試験で確認した。ロケットの推進薬については、単独では主要因とならないと評価した(2-1.FTA1.3、FTA1.3.1の評価参照)。	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	
2. 内部構造の損傷により発生	△ (~○*2)	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。製造済みの衛星搭載アダプタを調査した結果、CFRPスキンとアルミハニカムコアが剥離している箇所があることが確認された。8号機も同様の状態でフライトに臨んだ可能性が高く、直接要因である可能性がある。製造記録を確認した結果、上記剥離に関連する事項以外には現時点で特異性は確認されていない。	可能性なし			

○: 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

*1 これらのモードが単独で要因となることは可能性として無いが、2.との複合で要因となりうる可能性がある

*2 フライト中の剥離進展や最終的に破壊に至るメカニズムが明確になれば○となり得るが、現時点評価中であるため括弧付きとしている。

H3ロケット8号機の原因究明状況（PSS内部の剥離について）

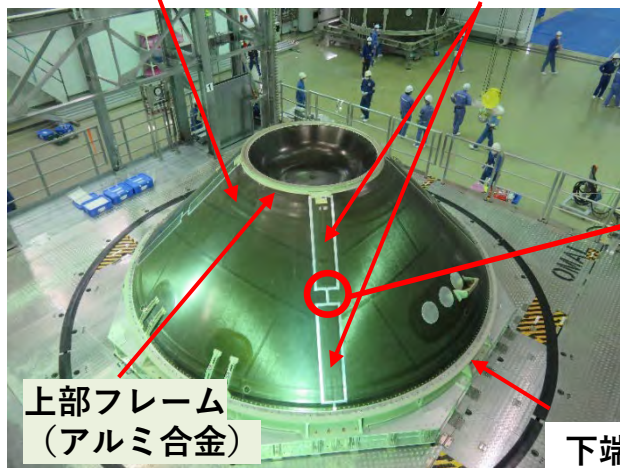
■ PSS内部に製造工程で生じた剥離（FTA 2.）

- PSSはパネルを4分割で製造した後に、全周結合（スプライス接着）する製造工程としている（右下図）。
- 製造済の複数のPSSのスプライス箇所近辺(下図○箇所)に打音検査で異音が確認され、代表箇所を切除し調査した結果、CFRPスキンとアルミハニカムコアが想定を越えて剥離していることを確認（下中央図）。
- F8も同様に剥離した状態でフライトに臨んだ可能性が高く、次ページに示すシナリオで剥離が進展し、PSS全体の破壊に繋がった可能性が高いと評価。
- フライトデータの特異性（画像の白飛び、衛星の破損、早期の分離検知等）とも整合し得ると評価。

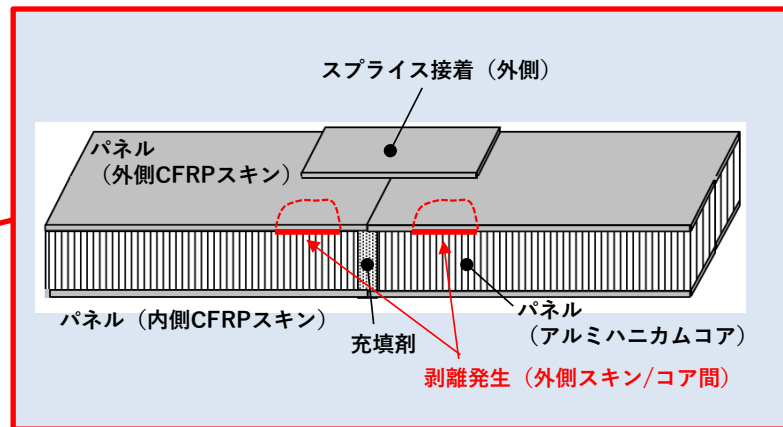
パネル（円周方向4分割）

（CFRPスキン/アルミハニカムコア）

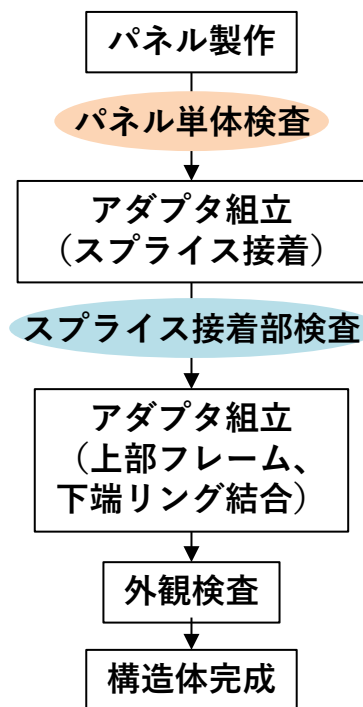
スプライス(約200×1000mm)
90°ピッチ4位相×上下2×内外2=計16枚



下端リング
(アルミ合金)



異音箇所の内部

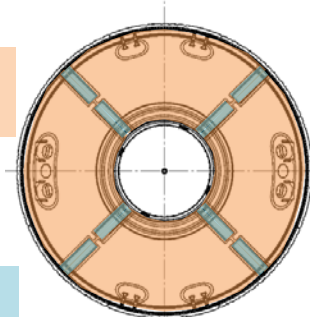


パネルに異常がないことを確認

組合せによる
全面検査

接着部に異常がないことを確認

※左記の剥離は、本製造検査工程の流れの中で検出できなかったものでありスプライス接着工程で発生した可能性



PSSの製造検査工程概要

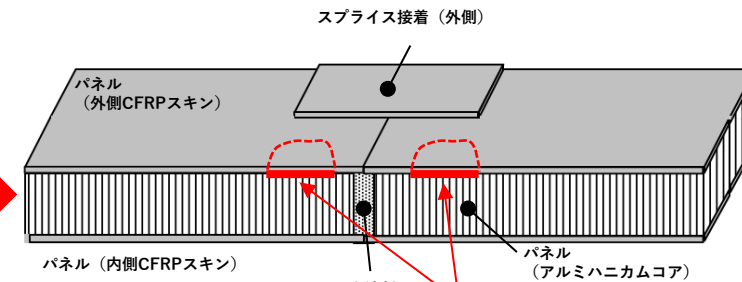
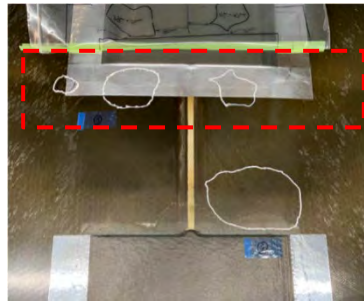
H3ロケット8号機の原因究明状況（PSSの破壊シナリオ）

■ PSSに製造工程で生じた剥離がPSS全体の破壊に繋がるシナリオ

- PSSのスプライス接着工程にて、スプライス近傍のパネルのスキン/コア間に想定以上の剥離が発生
- フェアリング分離までの1段飛行中は、破壊せず耐荷。ただし飛行中の真空環境等により剥離が徐々に進展
- フェアリング分離時の衝撃等により、剥離部を起点にスキンの局所座屈および急激な剥離の進展が発生
- 座屈部の剛性が急激に低下するため荷重再分配により連鎖的に座屈が一気に進展し、構造全周が座屈
- 全周座屈したPSSは衛星の慣性力を支えられず、剥離部を境に上下に分割され、PSS上部が衛星とともにLH2タンク側に落下

これまでに実施した要素試験や解析は上記シナリオを裏付ける結果となっており、更に詳細に検討中

①剥離の発生



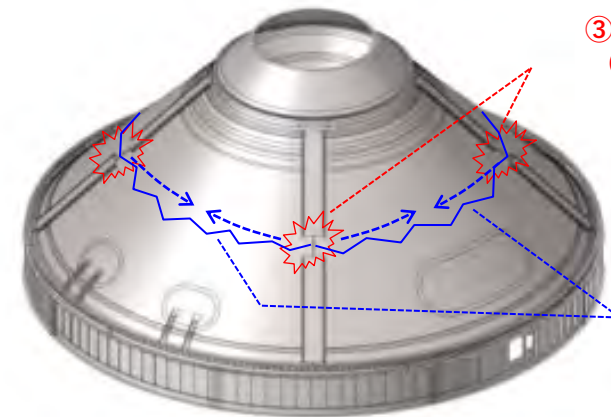
ハニカムコア内部には最大1気圧の空気が残留

パネル外部は真空

差圧により剥離部のスキンは外向きの荷重を受ける

剥離部がさらに進展・拡大

②剥離の進展

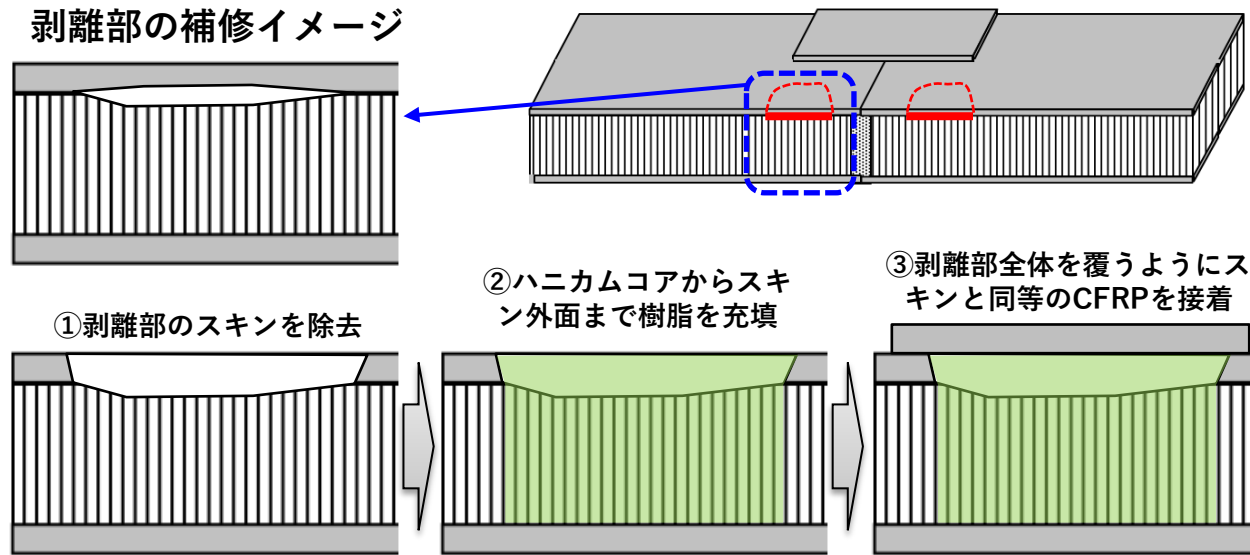


③剥離部を起点とした局所座屈（全周4位相のスプライス間）

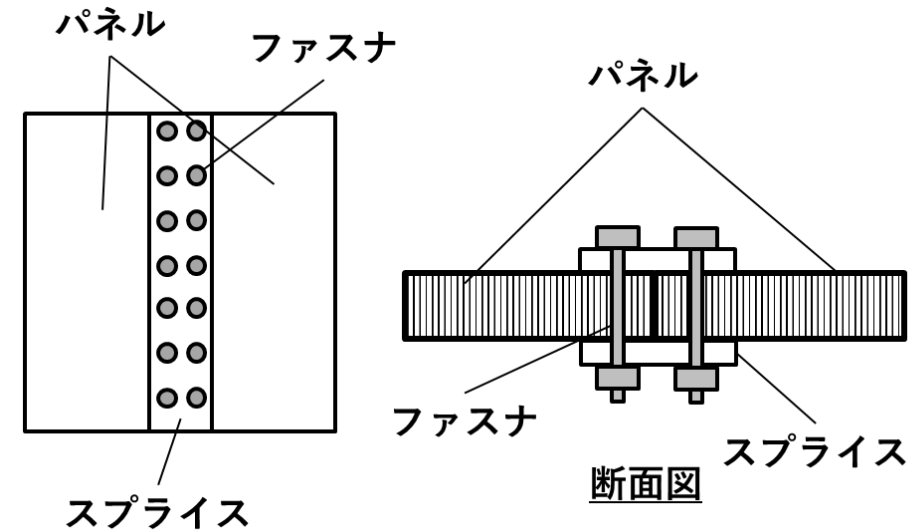
④局所座屈から連鎖的に一気に全破壊

H3ロケット8号機の是正対策

- 今回の事象に対する対策仕様としては、現時点では下記の2つの案を候補として検討を進めている。
 - 【補修案】 製造済みPSSのすべての剥離箇所および接着強度低下範囲を補修し、初期剥離がない状態でフライトに供する案。
 - 【ファスナ結合案】 PSSパネル結合方式を接着からファスナ結合に変更し、スプライス接着時の熱負荷を排除するとともに、剥離の発生や進展を機械的に防止する案。
- 両案の技術的な成立性、質量等へのインパクト、実機反映計画等を検討し、対策方針を決定する。



【補修案】



【ファスナ結合案】

第2回CFTの映像



H3ロケット6号機（30形態試験機） 第2回CFT実施結果

■ 試験目的

- 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。

■ 試験結果

- 実機タンクと1段エンジン（LE-9：3基）を組み合わせた状態で、打上げ時と同様の手順でLE-9エンジンを燃焼させ、**データを良好に取得**した。

X-0時刻 ： 2026年3月15日7時00分

エンジン燃焼時間 ： 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。

- **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

- 機体／設備に関するデータ取得・検証試験等を実施し、今後の運用性の改善に繋がるデータを蓄積した。

- 上記から、30形態のフライトに向けて、機能・性能の検証を概ね完了した。



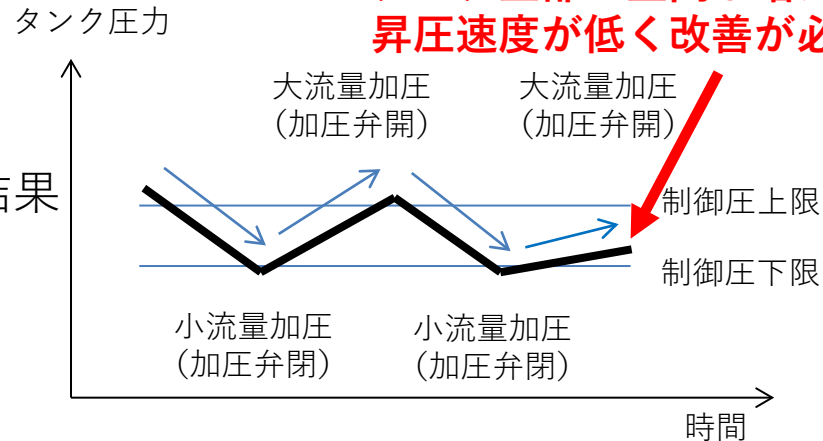
H3ロケット6号機(30形態試験機)
第2回1段実機型タンクステージ燃焼試験の様子（2026年3月15日）

H3ロケット6号機（30形態試験機） 第2回CFT実施結果

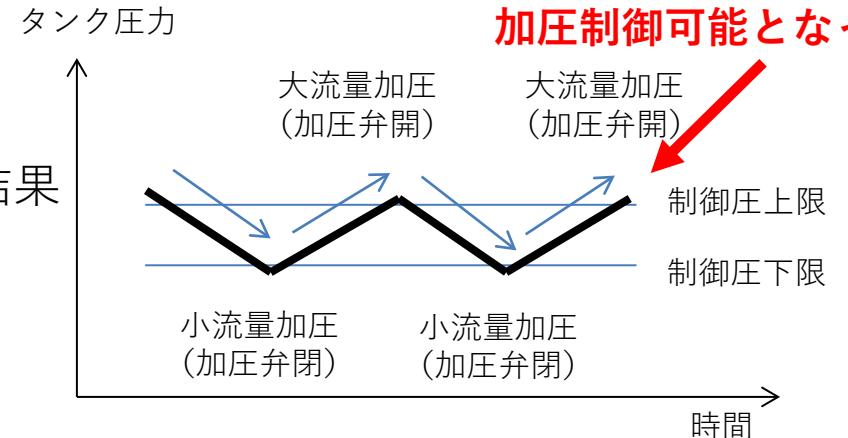
■ 試験結果概要

主要検証項目			データ取得結果	
1	準備の機能	推進薬などの充填	○	1段／2段ともに良好に推進薬を充填
2	カウントダウンの機能	LE-9(3基)の着火	○	着火時刻：6時59分53.7秒(X-6.3秒)
3	飛行中の機能	LE-9(3基)の燃烧	○	燃烧秒時：50秒 作動状況：良好に作動
		推進系機能	○	設定を見直した加圧機能について、加圧性能が良好であることを確認

タンク上部の空間が増える後半で
昇圧速度が低く改善が必要



昇圧速度は改善し計画通り
加圧制御可能となった



H3ロケット6号機（30形態試験機） 第2回CFT実施結果

■ 特別検証結果概要

主要検証項目		データ取得結果	
1	1段エンジン部空調流量とエンジン・ターボポンプ予冷温度の感度データ取得	○	エンジンの温度をモニタしながら空調流量を調整するためのデータを取得した。これによりエンジンの予冷を効率化し、作業時間の短縮に繋げる。
2	スロースタウン制約の改善データ取得	○	不測の事態が発生した際に打上げ時刻を遅らせるスロースタウン手順（機体・設備の状態をそのまま維持し待機する運用）の制約となっている1段酸素系統の一部手順を削減するためのデータを取得した。 これにより新たな打上げ時刻に向けた手順を短縮でき、限られた打上げ時間帯における打上機会の拡大に繋がる。
3	2段水素補充填オペレーションの改善データ取得	○	打上前の推進薬充填作業について、2段水素系統の一部手順を見直し、作業を効率化するためのデータを取得した。これにより作業時間の短縮に繋げる。

【特記】CFT燃焼中 1段水素/酸素タンク圧昇圧不足事象

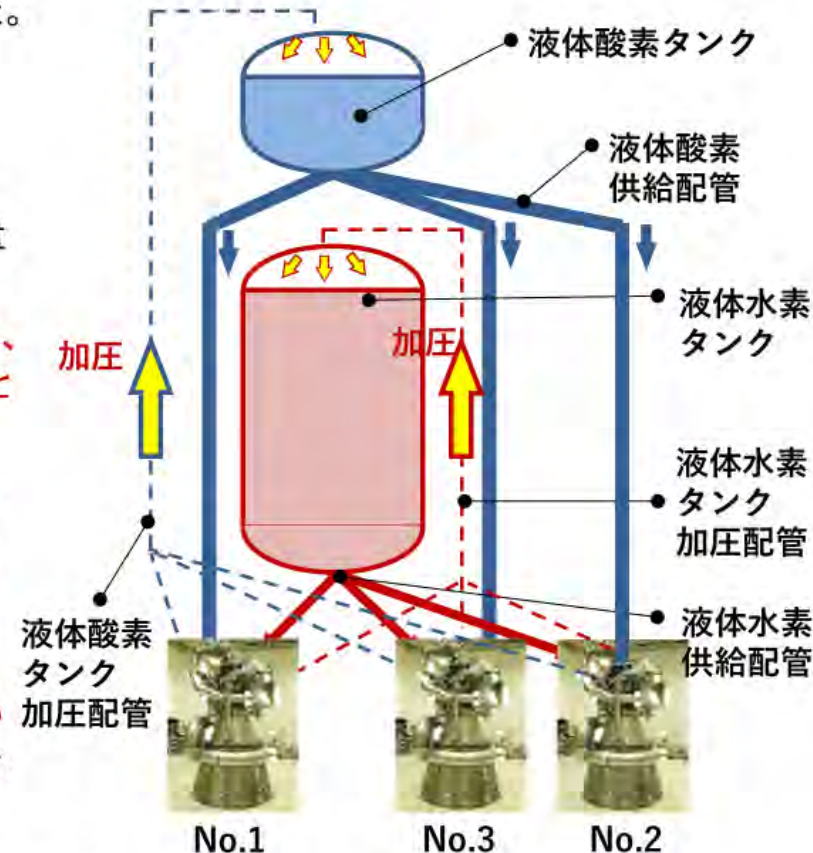


■ 事象

- エンジン燃焼後半において、1段水素/酸素タンクの圧力が制御圧まで昇圧しない事象が発生した。

■ 評価状況

- 原因究明の結果、**30形態特有**のコンフィグレーション(No.3エンジンからの系統には加圧ガス流量を切り替える弁が無く、常に小流量で供給)により**加圧ガス量の余裕が元々少なかったことに加え、加圧効率^(※)が22/24形態に比べて低くなったことが要因**と特定した。
- 対策案として**タンク加圧ガス流量の増加、タンク圧制御計画の見直し**等を検討しており、その検証のためには**再CFTの実施が必要となる見通し**である。
- **22/24形態については、コンフィグレーションの違いや、フライト実績等から問題ないことを確認**しており、**7号機への水平展開は不要**。



(※)加圧効率:「計算上の必要加圧ガス流量/実際の加圧ガス流量」
1以上であれば少ないガス流量で加圧可能であることを意味する。

■ 再CFTの目的

- 初回CFTで確認された1段水素/酸素タンク圧昇圧不足事象に対して、取得したデータの詳細評価を踏まえ、下記2点の変更を行った。再CFTで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。

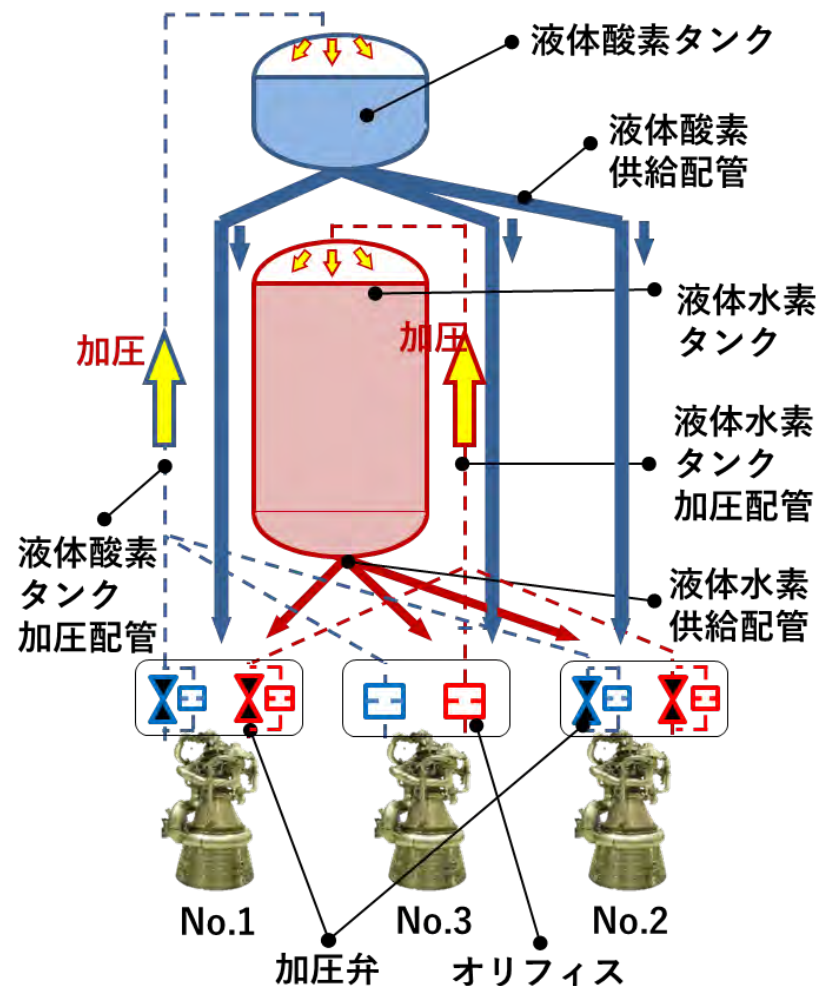
① タンク加圧ガス流量の増加

水素/酸素タンク共に加圧弁の無いNo.3エンジン系統(※)のオリフィス穴径を変更することで、タンクに供給する加圧ガス流量を増加させる。

② タンク圧制御計画の変更

水素タンクについては22/24形態と共通化していた制御圧力の値を30形態専用に適正化することで、タンク圧制御に必要な加圧ガス流量を低減させる(酸素タンクは対策①のみで対応できるため、本対策は実施しない)。

(※) No.3エンジン系統に加圧弁は無く、常に小流量の加圧ガスを供給する。No.1, No.2エンジン系統は加圧弁があり、加圧ガスを大流量(加圧弁開)/小流量(加圧弁閉)に切り替えて加圧ガスを供給する。



参考資料

第102回宇宙開発利用部会（2026年2月4日）
ご報告資料



H3ロケット8号機打上げ失敗原因調査状況等について

令和8(2026)年2月4日

宇宙航空研究開発機構

宇宙輸送技術部門 理事 岡田 匡史

H3プロジェクトチーム プロジェクトマネージャ 有田 誠

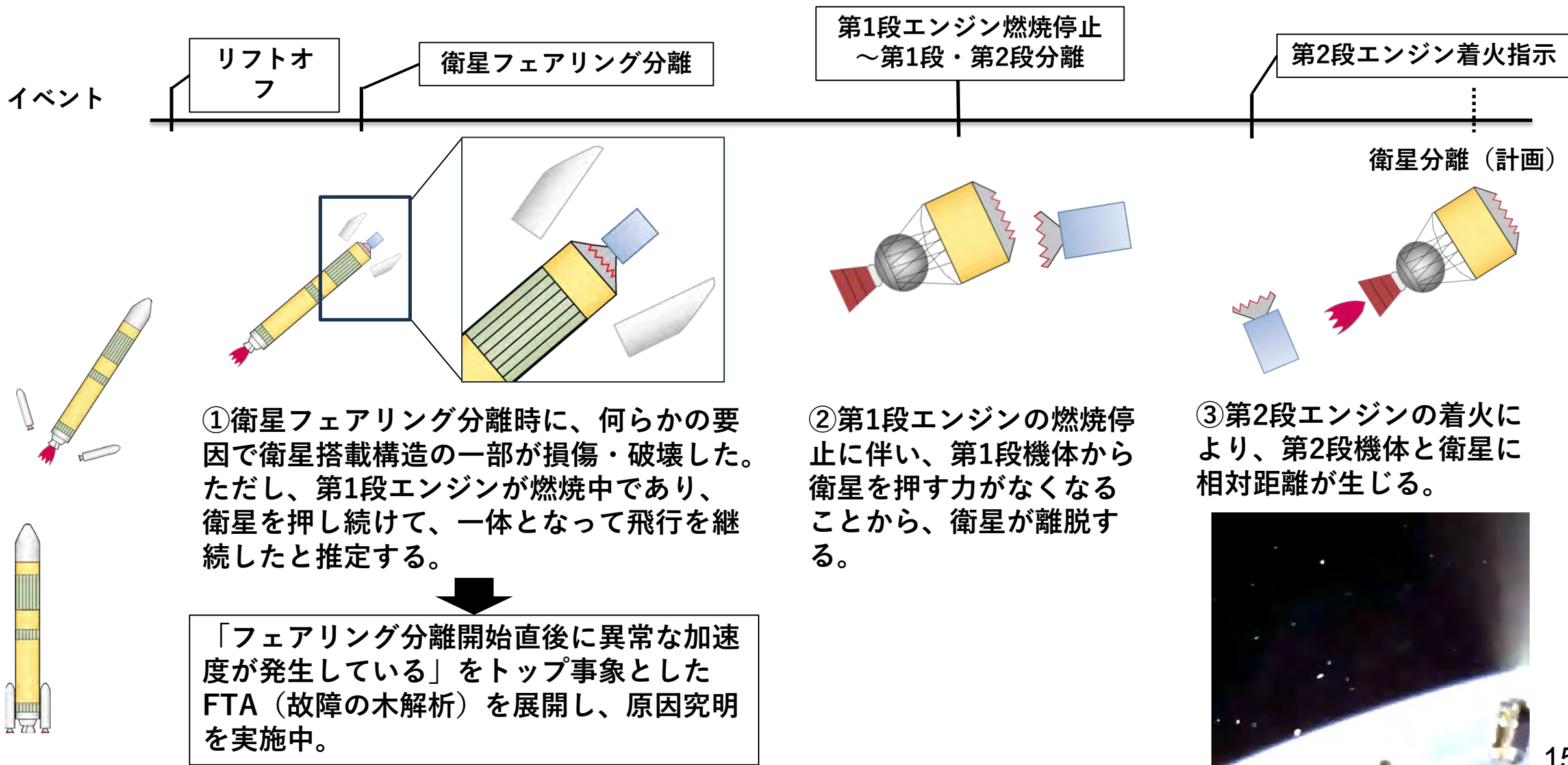
<H3ロケット8号機打上げ失敗原因調査状況>

- 2025年12月23日、第101回宇宙開発利用部会及び第57回調査・安全小委員会において、H3ロケット8号機の打上げ結果として、第2段エンジン第2回燃焼が正常に立ち上がり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、打上げに失敗したことについてご報告した。
- 第58回調査・安全小委員会（2025年12月25日）及び第59回調査・安全小委員会（2026年1月20日）において、H3ロケット8号機打上げ失敗原因究明状況として以下をご報告した。引き続き原因究明を進め、状況は調査・安全小委員会においてご報告する。
 - 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た。
 - 「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、加えて連鎖的な要因のひとつがトップ事象に至る可能性も考慮し、評価を進めている。
- なお、H3ロケット8号機打上げ失敗に関する原因究明及び後続号機への影響評価を行う必要があることから、H3ロケット9号機による準天頂衛星システム「みちびき7号機」の打上げを今年度内は実施しない旨のプレスリリースを2026年2月3日に発出した。

<H3ロケット6号機（30形態試験機）のCFTの実施計画>

- H3ロケット8号機打上げ失敗の原因究明状況を踏まえた、H3ロケット6号機（30形態試験機）の1段実機型タンクステージ燃焼試験（CFT）実施について、ご報告する。

H3ロケット8号機の飛行状況（現時点の推定）

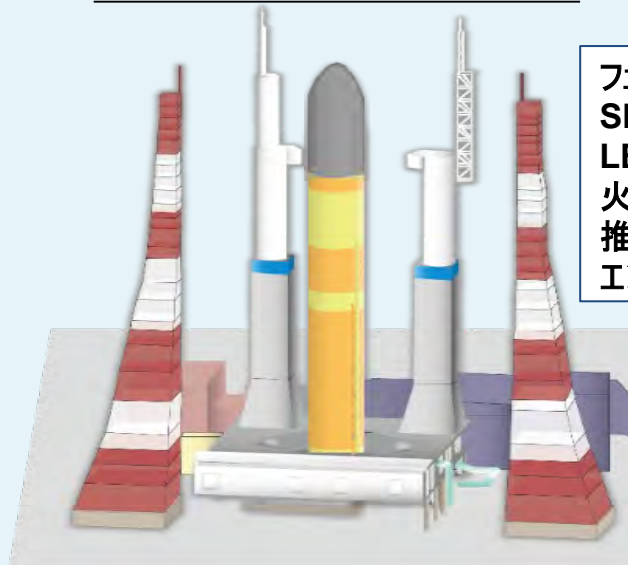


1段実機型タンクステージ燃焼試験 (CFT) の実施計画

■ 試験実施の考え方

- 2025年9月29日の第99回宇宙開発利用部会において、2025年7月に実施したH3ロケット6号機（30形態試験機）の1段実機型ステージ燃焼試験（CFT）の結果として、データの取得状況は良好であったこと及び、**1段水素/酸素タンク加圧機能の追加検証として再CFTが必要**となる見通しについてご報告した。
- **8号機打上げ失敗の原因究明は途上であるが**、これまでの飛行状況の分析から、特異的な事象がフェアリング分離時に発生している状況下でも、**第1段エンジン／推進系は点火から燃焼終了まで正常に機能**しており、これらが**失敗の原因である可能性は考えられず**、**設計変更等の反映も不要**と評価していることから、**打上げ再開までの期間を有効に利用することを考慮し、今年度内の再CFTの実施を計画**する。

H3ロケット6号機 再CFT
試験コンフィギュレーション



フェアリング	: 試験用
SRB-3	: なし
LE-9	: FM(3基)
火工品	: なし
推進薬	: 充填
エンジン着火	: あり



CFTでのエンジン燃焼中の状況(2025年7月24日)

1段実機型タンクステージ燃焼試験 (CFT) の実施計画

■ 再CFTの目的

- 初回CFTで確認された1段水素/酸素タンク圧昇圧不足事象に対して、取得したデータの詳細評価を踏まえ、下記2点の変更を行った。再CFTで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。

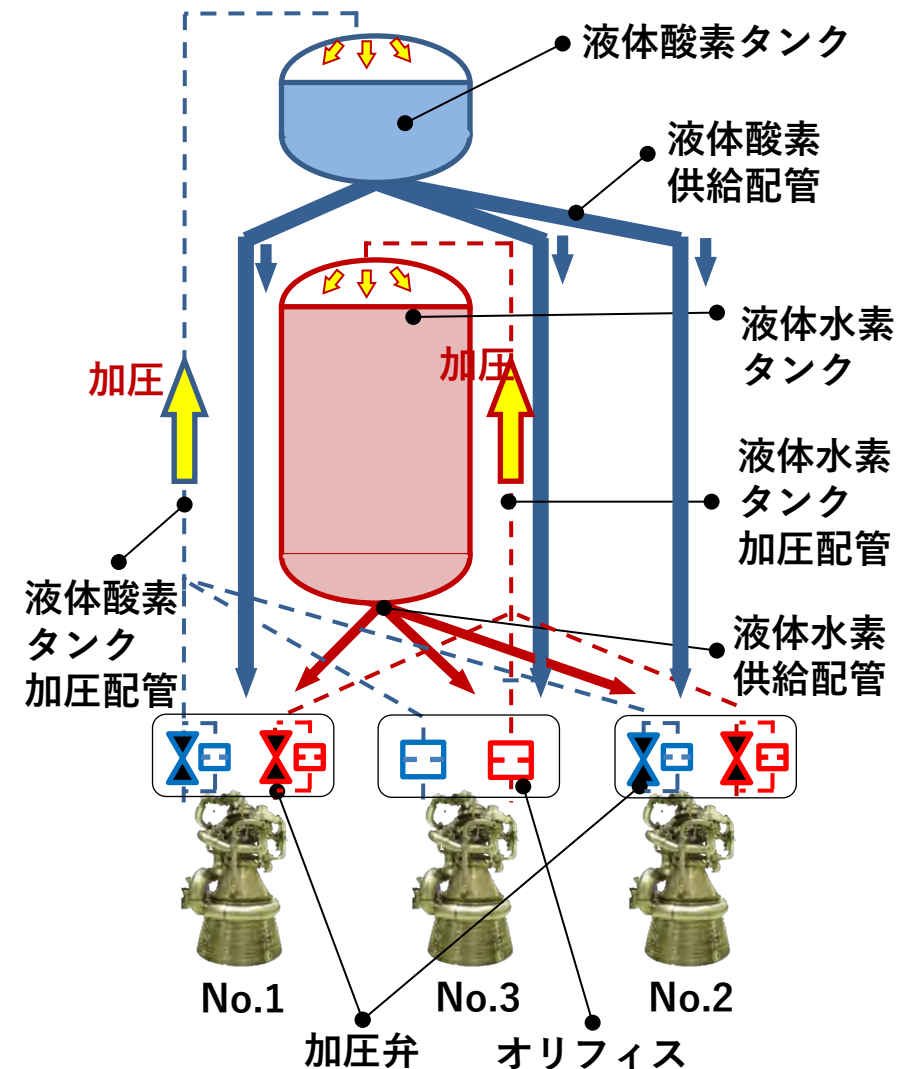
① タンク加圧ガス流量の増加

水素/酸素タンク共に加圧弁の無いNo.3エンジン系統 (※) のオリフィス穴径を変更することで、タンクに供給する加圧ガス流量を増加させる。

② タンク圧制御計画の変更

水素タンクについては22/24形態と共通化していた制御圧力の値を30形態専用に適正化することで、タンク圧制御に必要な加圧ガス流量を低減させる (酸素タンクは対策①のみで対応できるため、本対策は実施しない)。

(※) No.3エンジン系統に加圧弁は無く、常に小流量の加圧ガスを供給する。No.1, No.2エンジン系統は加圧弁があり、加圧ガスを大流量 (加圧弁開) / 小流量 (加圧弁閉) に切り替えて加圧ガスを供給する。



【特記】CFT燃焼中 1段水素/酸素タンク圧昇圧不足事象

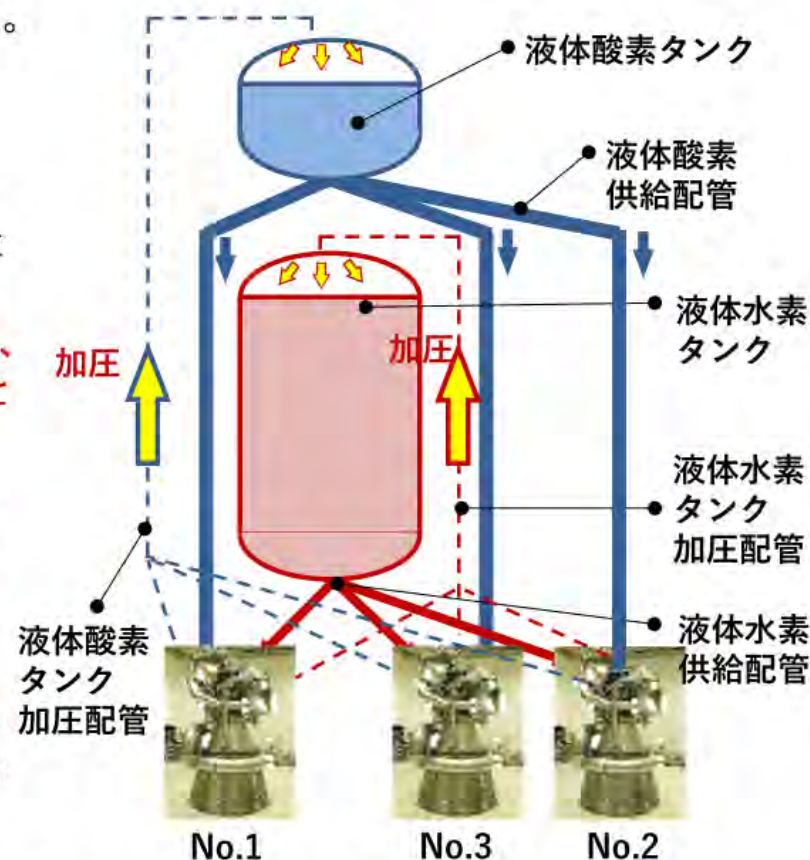


■ 事象

- エンジン燃焼後半において、1段水素/酸素タンクの圧力が制御圧まで昇圧しない事象が発生した。

■ 評価状況

- 原因究明の結果、**30形態特有**のコンフィグレーション(No.3エンジンからの系統には加圧ガス流量を切り替える弁が無く、常に小流量で供給)により**加圧ガス量の余裕が元々少なかったことに加え、加圧効率^(※)が22/24形態に比べて低くなったことが要因**と特定した。
- 対策案として**タンク加圧ガス流量の増加、タンク圧制御計画の見直し等**を検討しており、その検証のためには**再CFTの実施が必要となる見通し**である。
- **22/24形態については、コンフィグレーションの違いや、フライト実績等から問題ないことを確認しており、7号機への水平展開は不要。**



(※)加圧効率:「計算上の必要加圧ガス流量/実際の加圧ガス流量」
1以上であれば少ないガス流量で加圧可能であることを意味する。

参考資料

第61回調査・安全小委員会（2026年3月24日）
ご報告資料



資料61-1
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61回)
R8.3.24

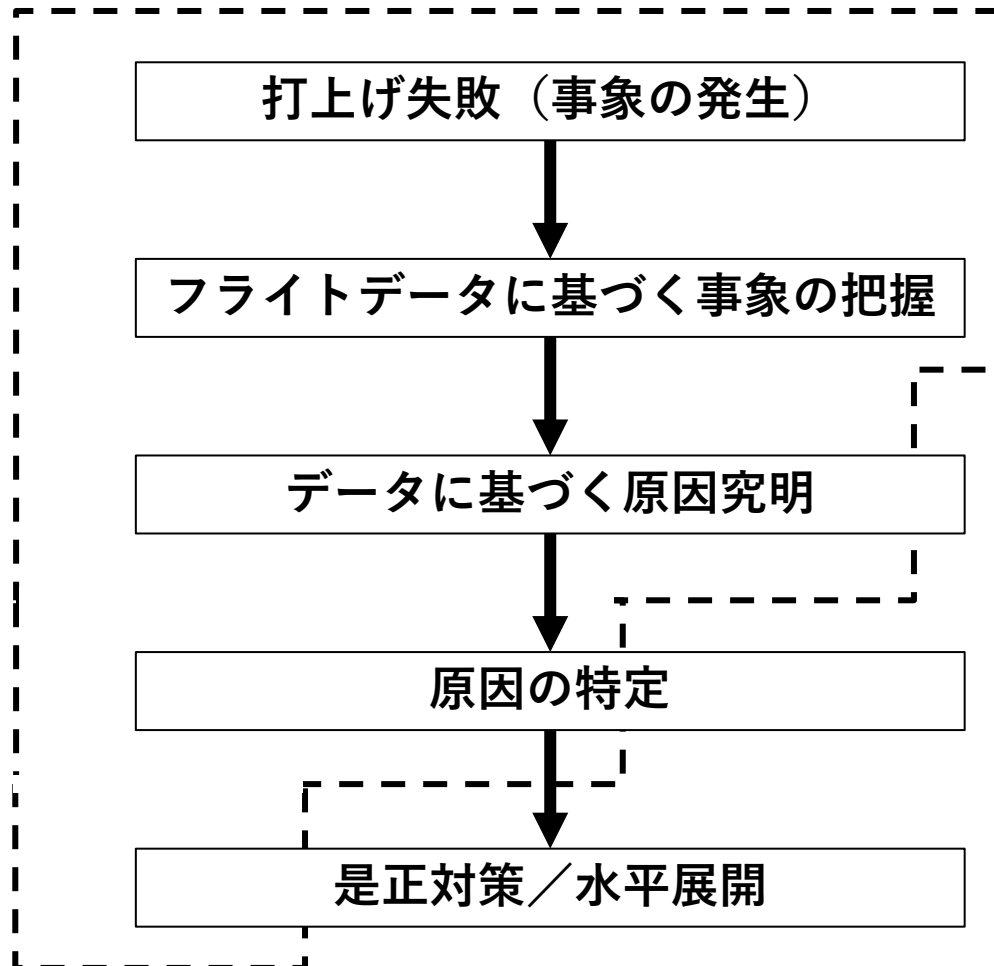
H3ロケット8号機 打上げ失敗原因究明状況

2026年3月24日

宇宙航空研究開発機構

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
 - 2-2. 発生シナリオ
 - 3. 是正対策
 - 4. 今後の計画



今回の資料の範囲

原因究明としてFTAに基づく要因の絞り込みを実施した。また、PSS内部に製造工程で生じた剥離 (FTA 2.)の調査を進めた。この中で、その他のフライトデータとの整合性について評価した。

以上を踏まえて、PSSに製造工程で生じた剥離の対策検討を進めている。

- 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号機の飛行状況の評価
- 2. 原因究明
 - 2-1. FTA
 - 2-2. 発生シナリオ
- 3. 是正対策
- 4. 今後の計画

1-1. H3ロケット8号機 打上げ結果概要

■ 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

※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		各 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			
全 段		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	—

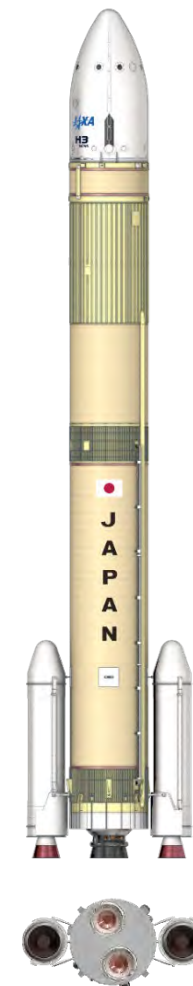
1-2. H3ロケット8号機の主要諸元

※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

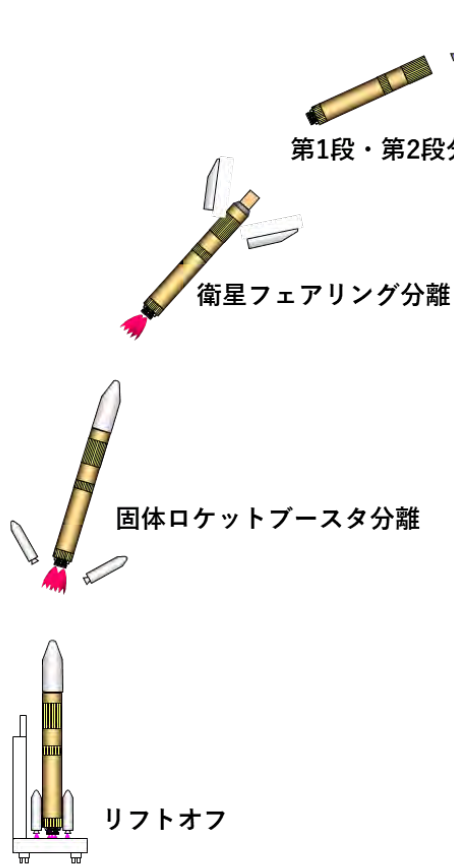
	TF1	TF2	F3	F4	F5	F6	F7	F8
機体形態	H3-22S	H3-22S	H3-22S	H3-22S	H3-22S	H3-30S	H3-24W	H3-22S
ペイロード	先進光学衛星 「だいち3号」 (ALOS-3)	VEP-4 小型副衛星 (CE-SAT-IE) 小型副衛星 (TIRSAT)	先進レーダ衛星 「だいち4号」 (ALOS-4)	Xバンド 防衛通信衛星 「きらめき3号」	準天頂衛星システム「みちびき6号機」	VEP-5 小型副衛星6基	新型宇宙ステーション補給機1号機 (HTV-X1)	準天頂衛星システム「みちびき5号機」
衛星フェアリング	ショートフェアリング	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

- 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。



事象	打上げ後経過時間	予測値	差
	(フライト結果)	(解析結果)	(結果-予測)
	経過秒	経過秒	秒
(1) リフトオフ	0	-	-
(2) SRB-3分離	117	117	0
(3) 衛星フェアリング分離	225	225	0
(4) 第1段エンジン燃焼停止 (MECO)	301	300	1
(5) 第1段・第2段分離	309	308	1
(6) 第2段エンジン第1回推力立ち上がり (SELI1)	323	321	3
(7) 第2段エンジン第1回燃焼停止 (SECO1)	794	767	27
(8) 第2段エンジン第2回推力立ち上がり (SELI2)	1501	1486	15
(9) 第2段エンジン第2回燃焼停止 (SECO2)	※1	1746	-
(10) 「みちびき5号機」分離	※2	1767	-

※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了たが、分離スイッチによる分離検知はされていない

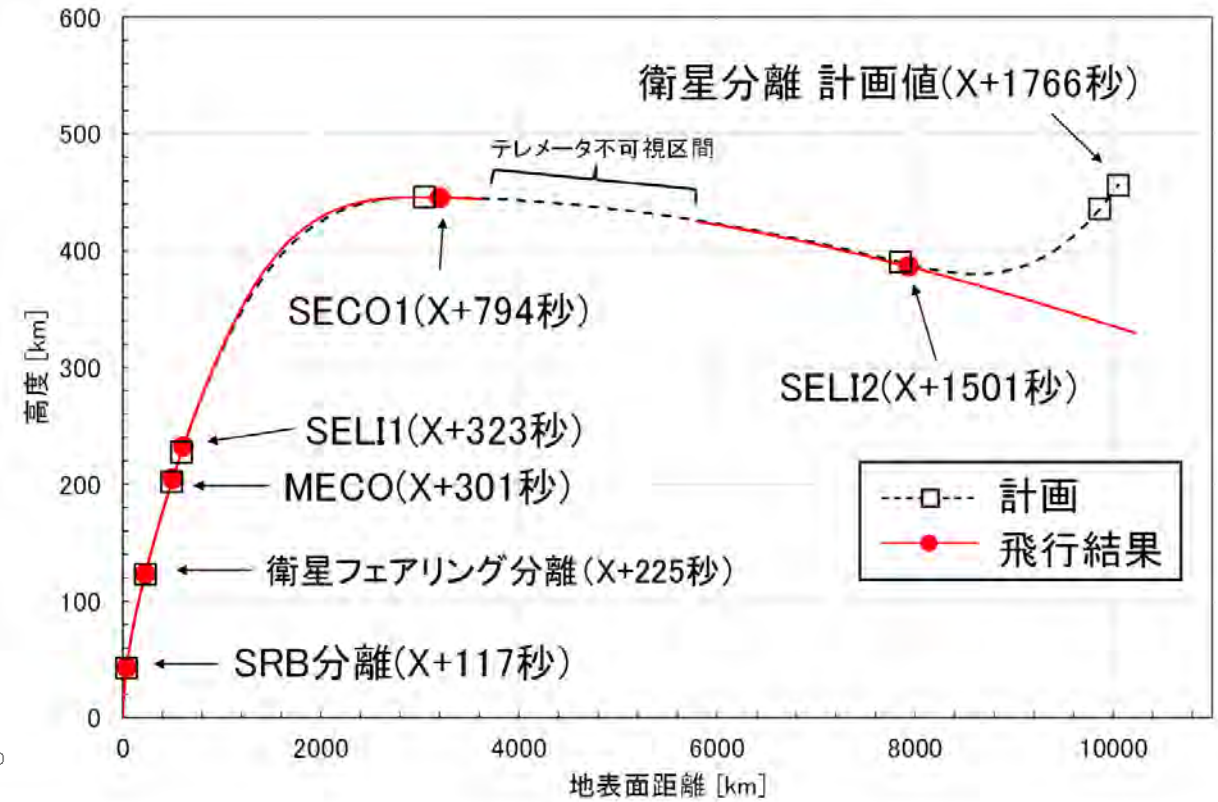
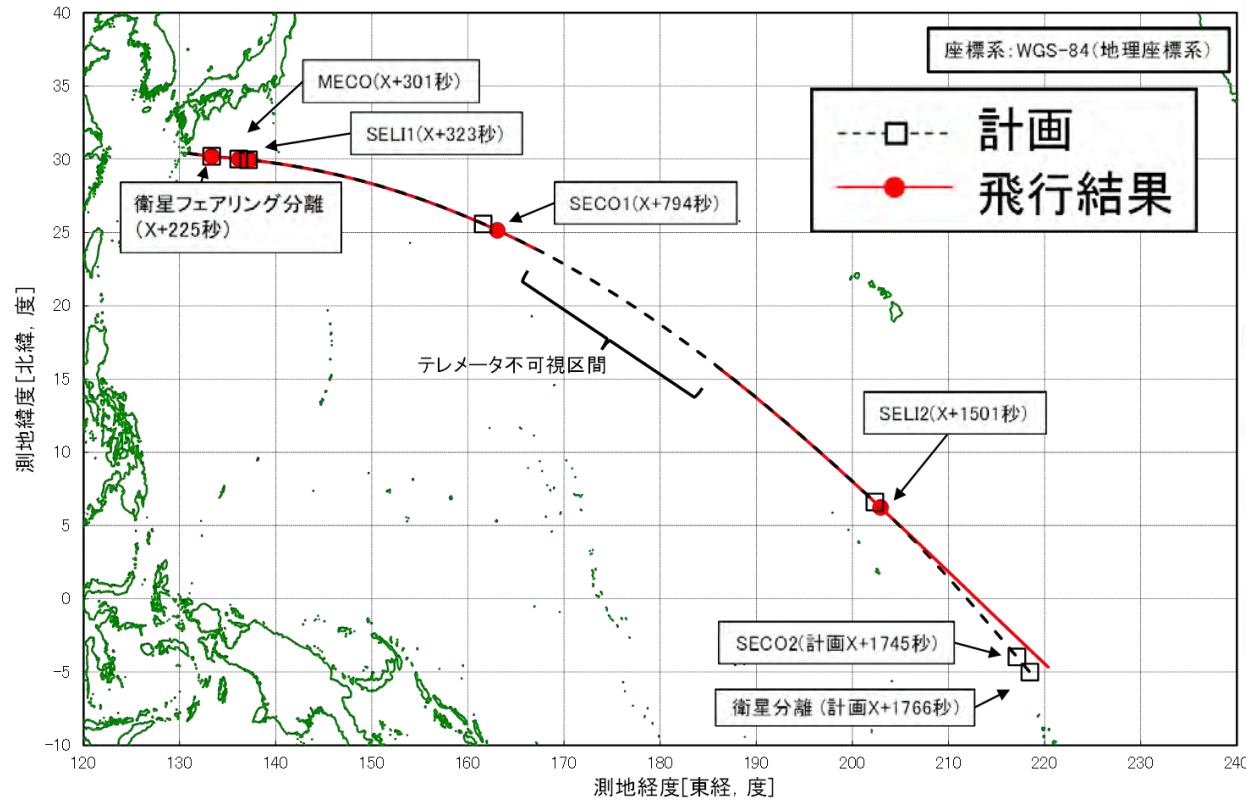
打上げ時刻(10時51分30秒(日本標準時))

予測値と異なる作動結果

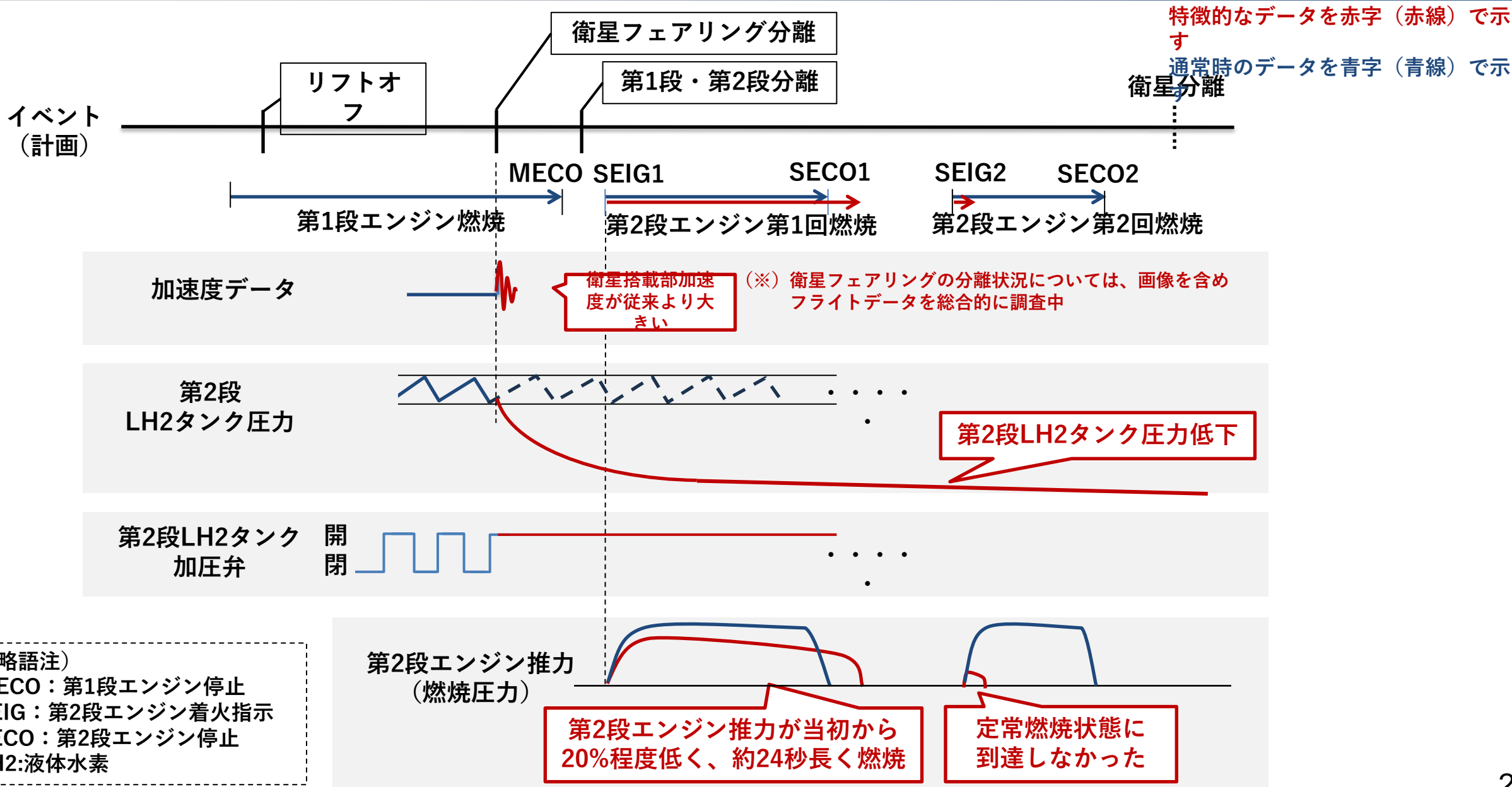
1-3. 打上げ結果

※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回燃烧終了時点の軌道)に到達している。



1-3. 打上げ結果



1-4. H3ロケット8号機飛行状況の評価

■ H3ロケット8号機の飛行状況（現時点の推定）

イベント

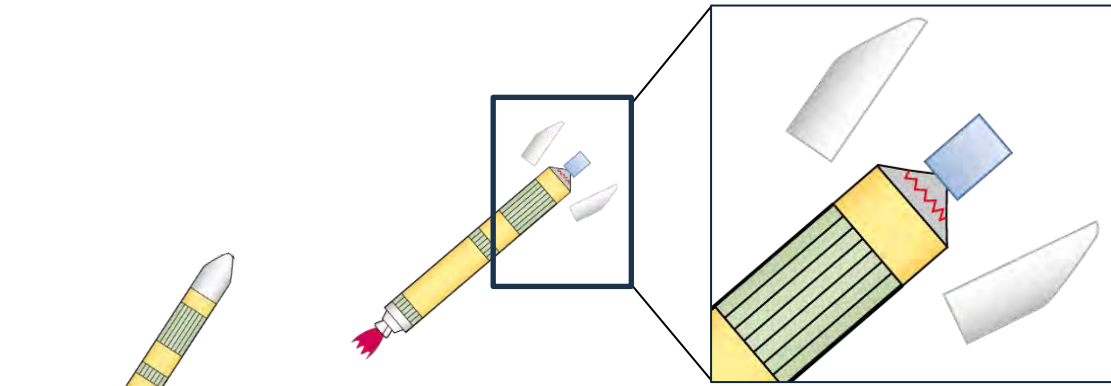
リフトオフ

衛星フェアリング分離

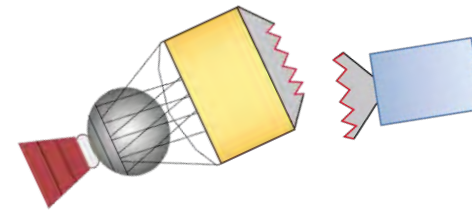
第1段エンジン燃焼停止
～第1段・第2段分離

第2段エンジン着火指示

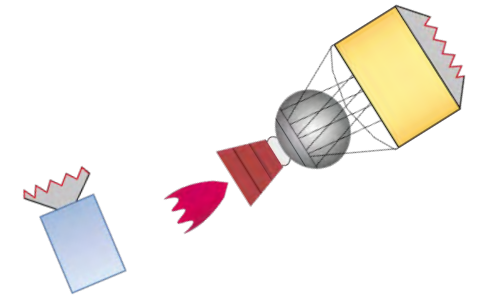
衛星分離（計画）



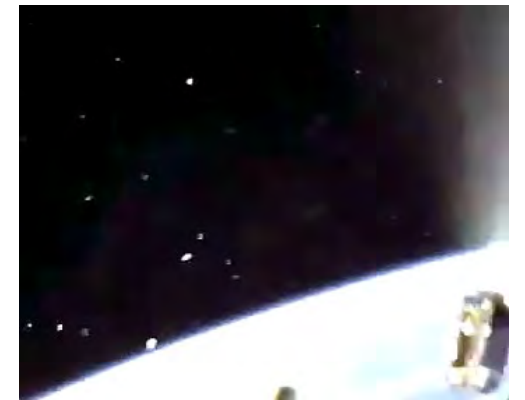
①衛星フェアリング分離時に、何らかの要因で衛星搭載構造の一部が損傷・破壊した。ただし、第1段エンジンが燃焼中であり、衛星を押し続けて、一体となって飛行を継続したと推定する。



②第1段エンジンの燃焼停止に伴い、第1段機体から衛星を押し出す力がなくなることから、衛星が離脱する。



③第2段エンジンの着火により、第2段機体と衛星に相対距離が生じる。



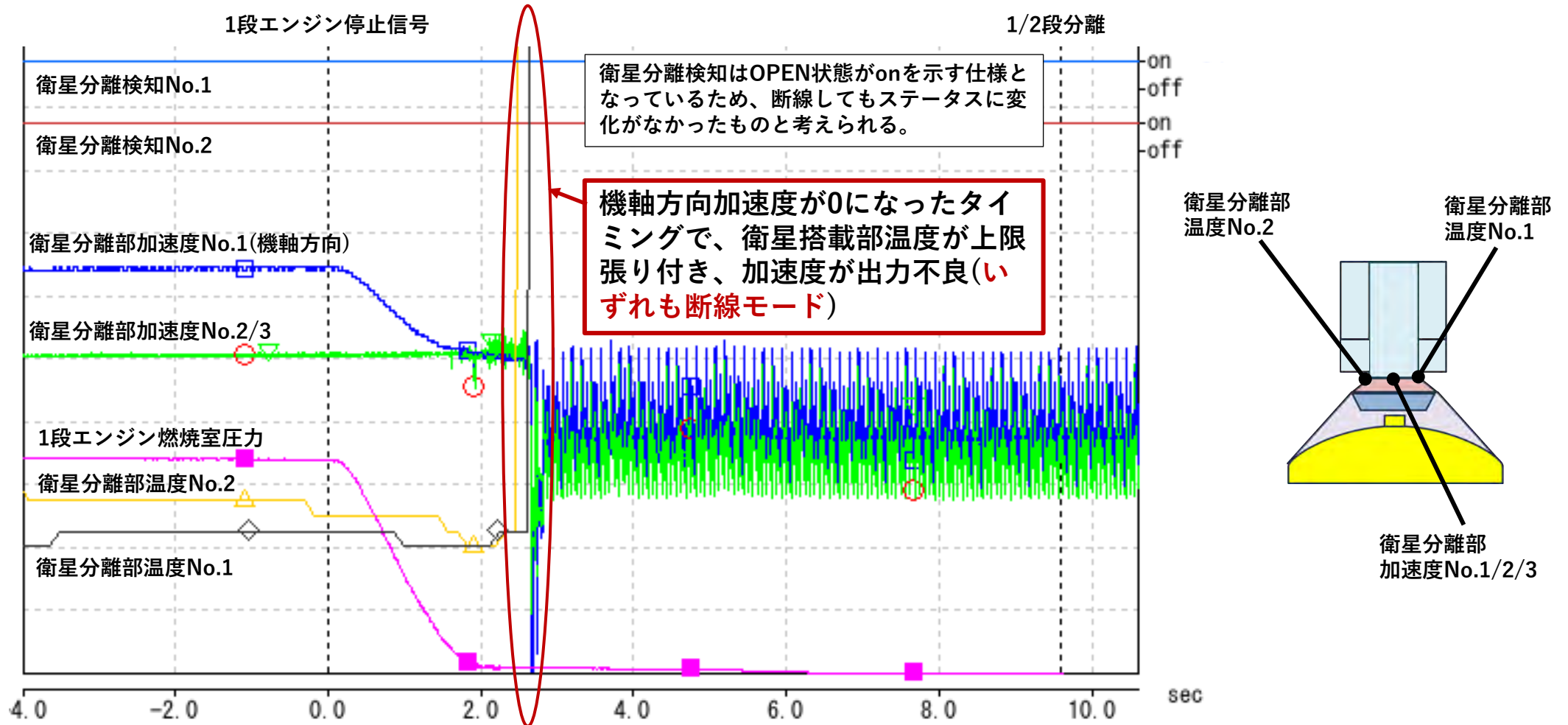
■ H3ロケット8号機の飛行状況（推定の根拠）

- 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示していることから、**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

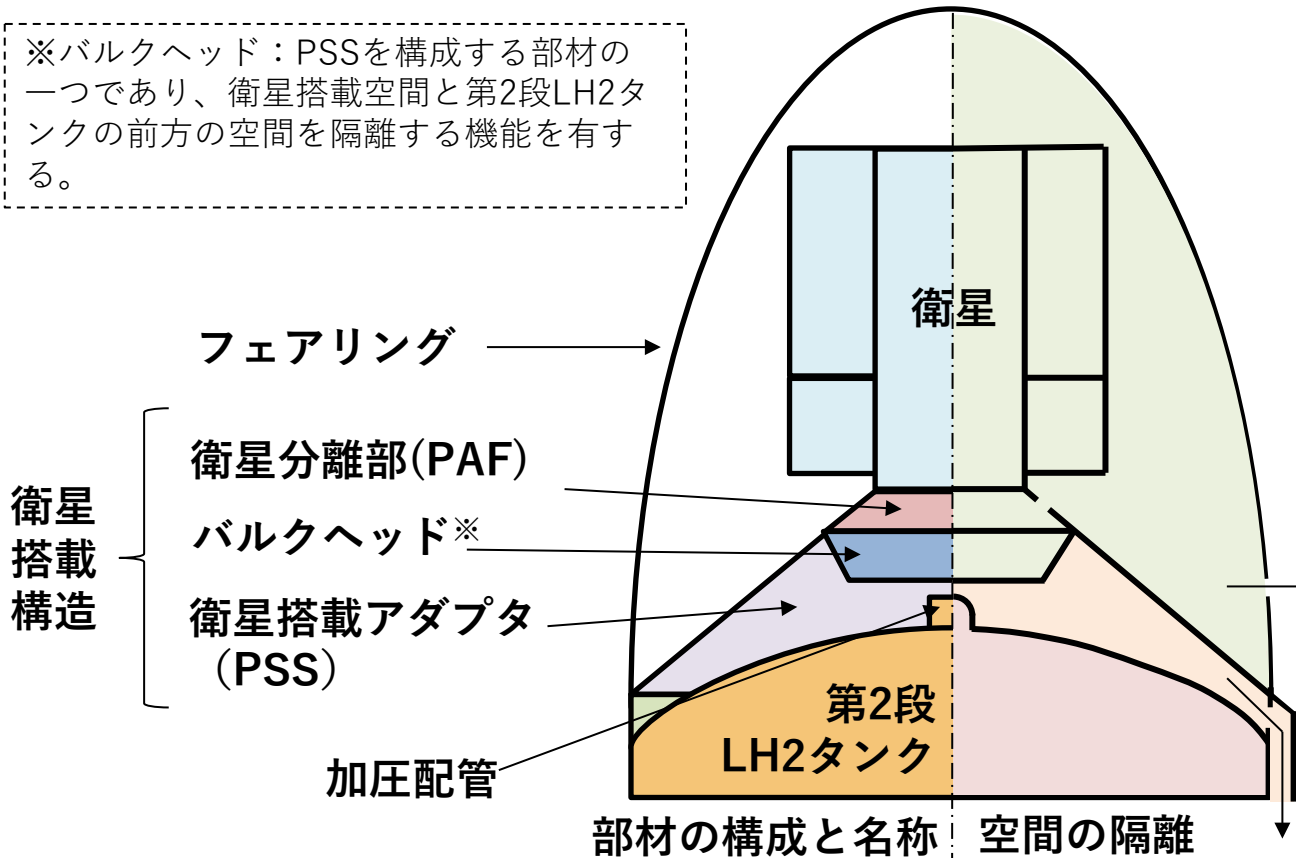
■ 1段エンジンの停止から第1段・第2段分離付近のデータ挙動



■ 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。

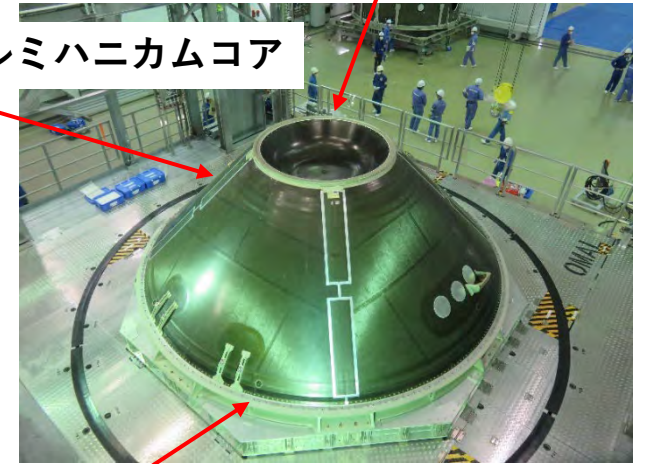
※バルクヘッド：PSSを構成する部材の一つであり、衛星搭載空間と第2段LH2タンクの前方の空間を隔離する機能を有する。



衛星搭載アダプタ(PSS)

上部フレーム (アルミ)

CFRPスキン/アルミハニカムコア



下端リング (アルミ)

内部の気体は機体の上昇に伴う外気圧の低下に従って機外へ放出
(リフトオフまでは空気空調)

内部の気体はシステムトンネルと段間部経由で機外へ放出
(リフトオフまでは窒素ガスで空調)

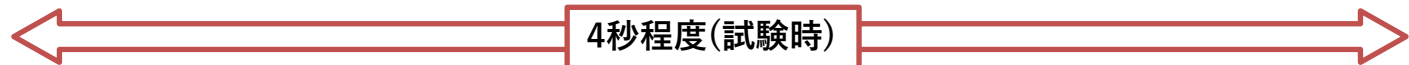
(参考) 衛星フェアリング分離メカニズム

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

■ 衛星フェアリング分離シーケンス

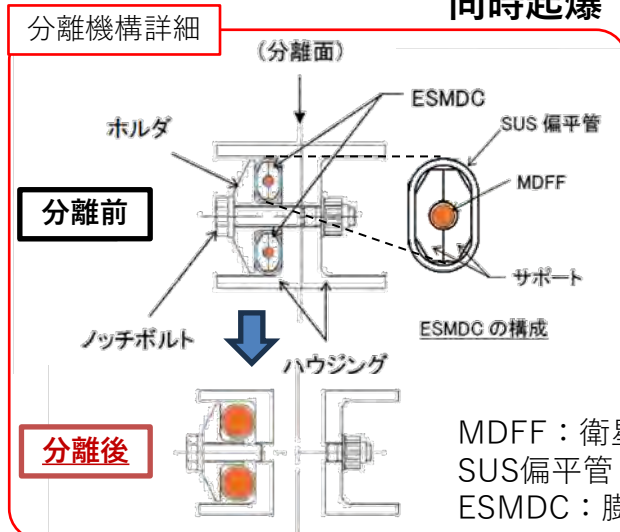
- 直分離機構・曲分離機構はH-IIから同一設計
- H3ロケットでは機体径および形態（ロング・ショート）にあわせた分離機構の長さを変更
- フェアリングが約6度開いたタイミングで分離検知用のQDコネクタが離脱（OPEN）することで分離を検知する。以降、フェアリング分離（基準）とは、このタイミングを意味する。



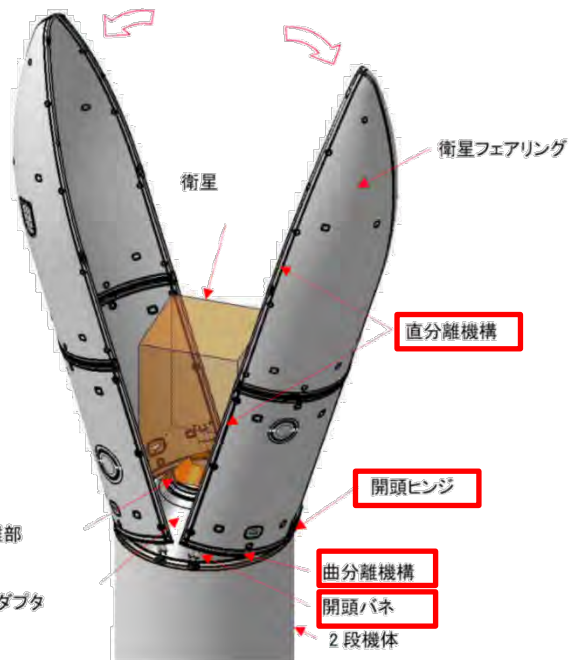
①直分離機構・
曲分離機構を
同時起爆

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



MDFP：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



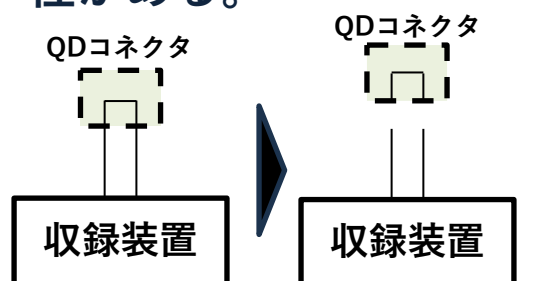
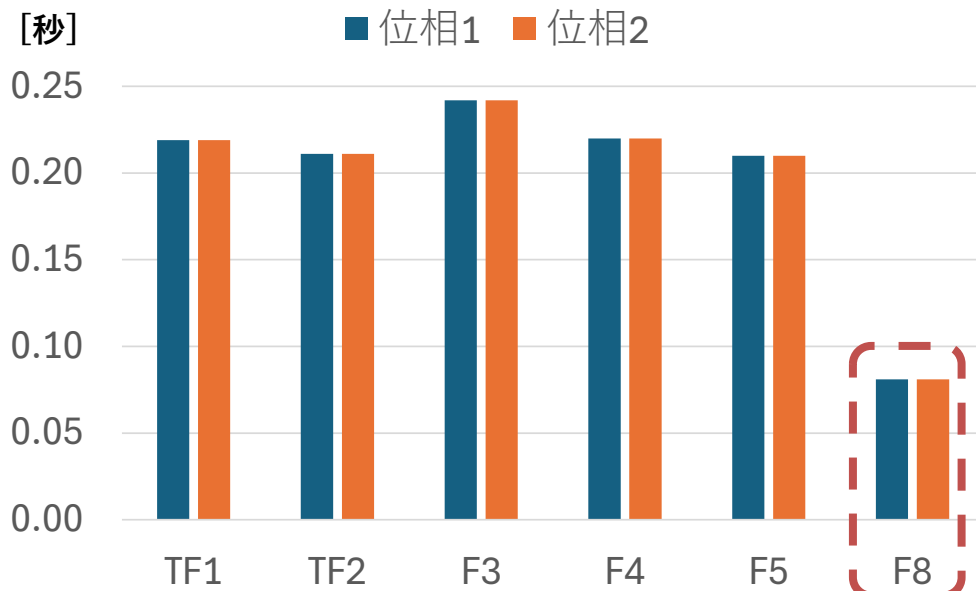
■ フェアリング分離検知時刻の特異性

- フェアリング分離検知は、フェアリング側に片端が固定されているワイヤーでQDコネクタを引き抜くことにより、電気回路の抵抗値が変わることで検知している。

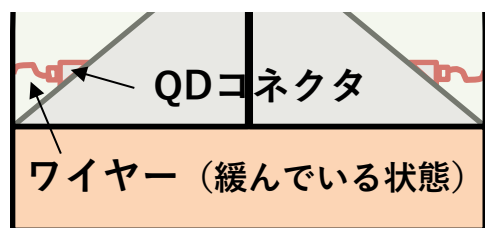
- ①～③までの時間を他号機と比較すると、**8号機は早く分離検知**をしている。2位相で計測している両方で早く検知。

- フェアリング分離検知が通常より早いことは**開頭挙動が早くQDコネクタを引き抜いたか、もしくはQDコネクタから収録装置までのハーネスが断線したか**両方の可能性がある。

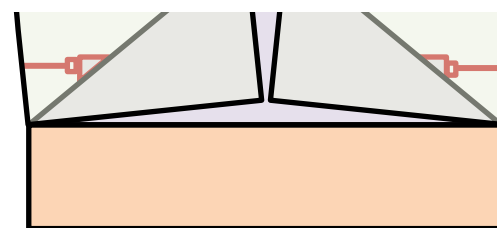
分離用火工品点火～フェアリング分離検知までの時間



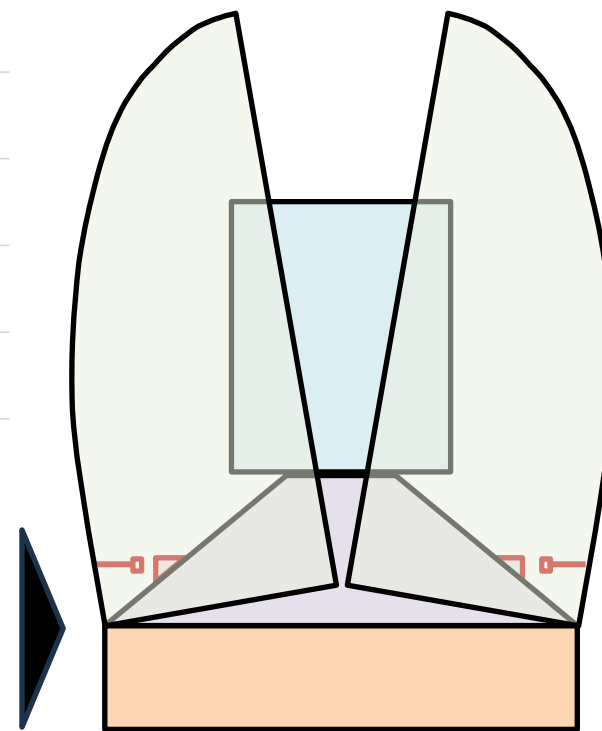
電気回路での分離検知イメージ



①分離用火工品点火



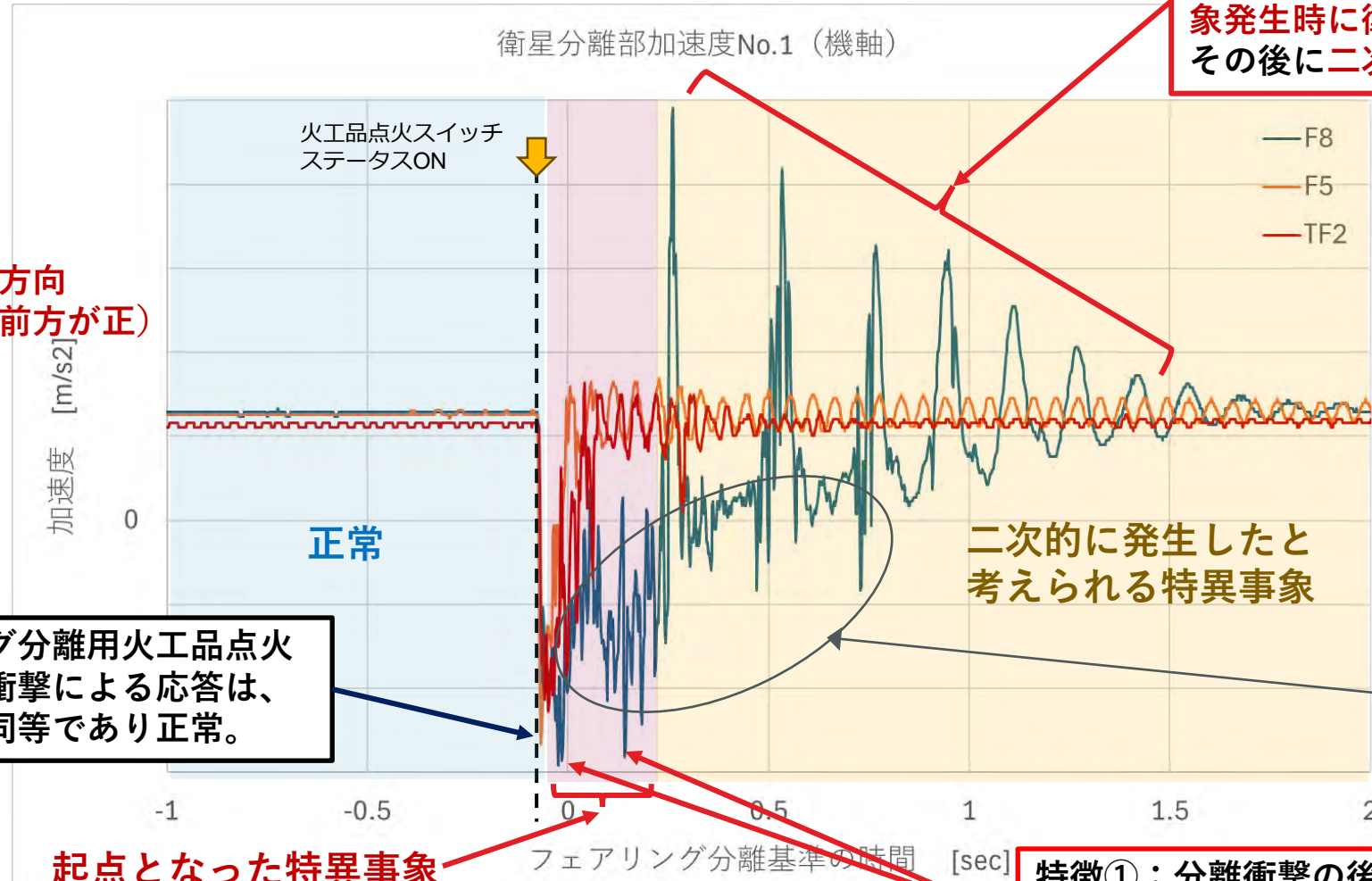
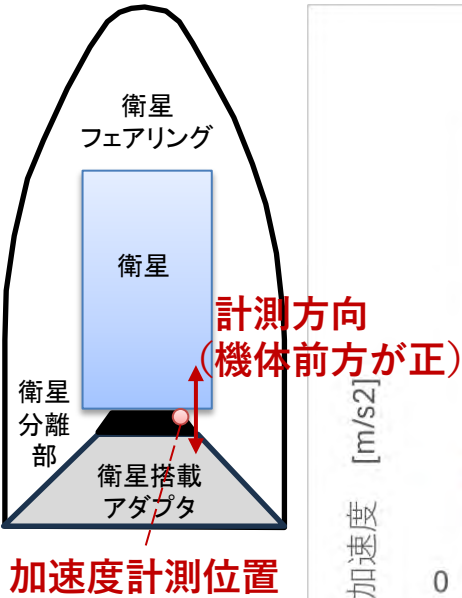
②約6度開頭で弛んでいたワイヤーが突っ張る



③約6度以上開頭するとQDコネクタを引き抜く

1-4. H3ロケット8号機飛行状況の評価

■ 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：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。

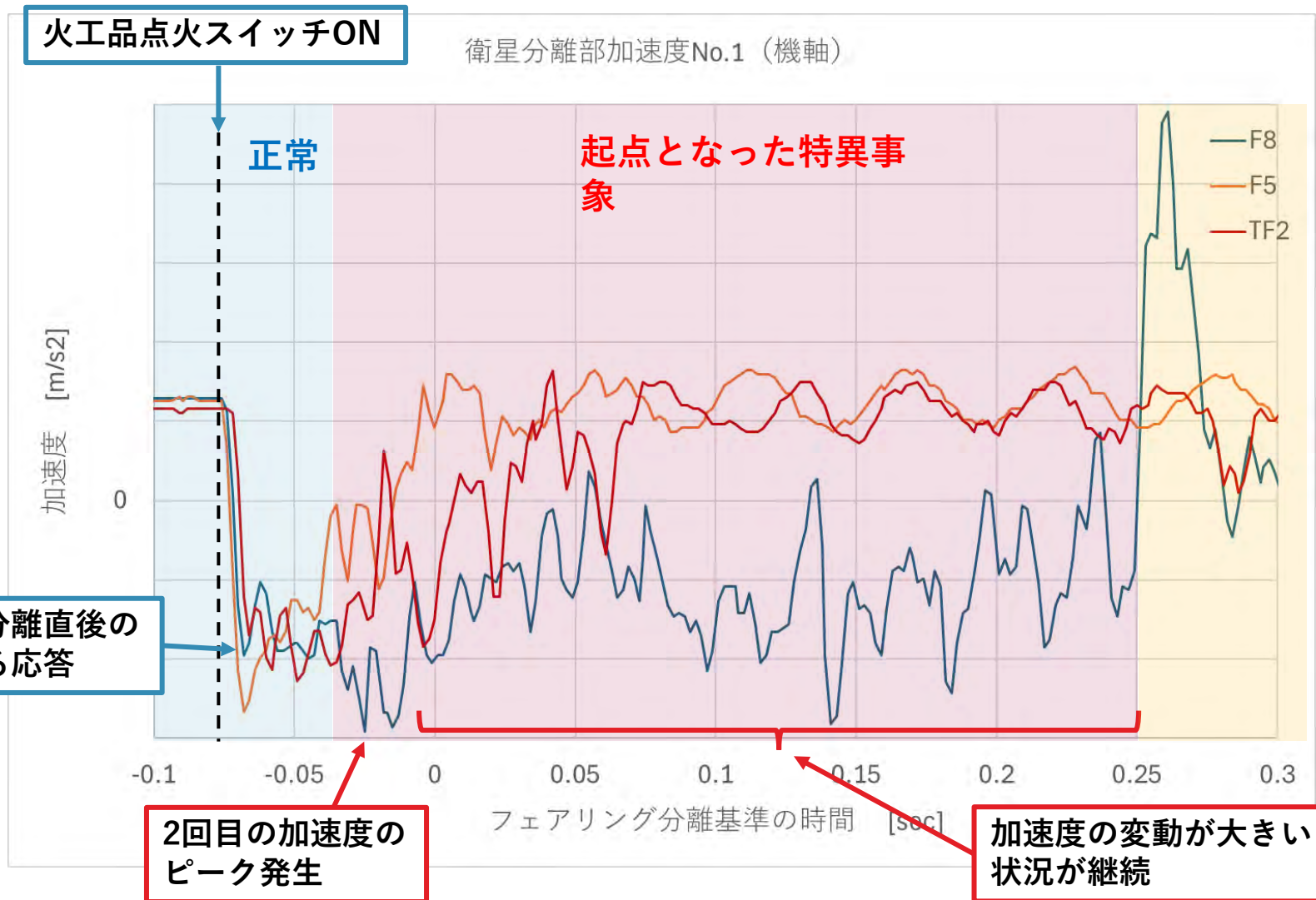
フェアリング分離用火工品点火直後の分離衝撃による応答は、従来号機と同等であり正常。

起点となった特異事象 (次ページにこの範囲前後の拡大図を示す)

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。

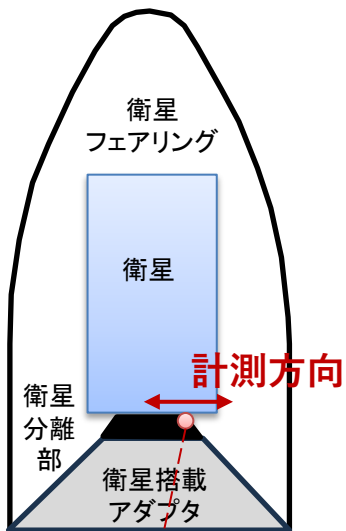
1-4. H3ロケット8号機飛行状況の評価

■ 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

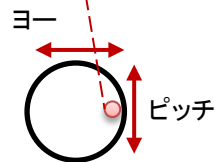


FRG分離用火工品点火直後の衝撃応答は従来号機と同等であり正常。
その後、2回目の加速度のピークが見られ、その後も加速度の変動が大きい状況が継続する点が特異事象。

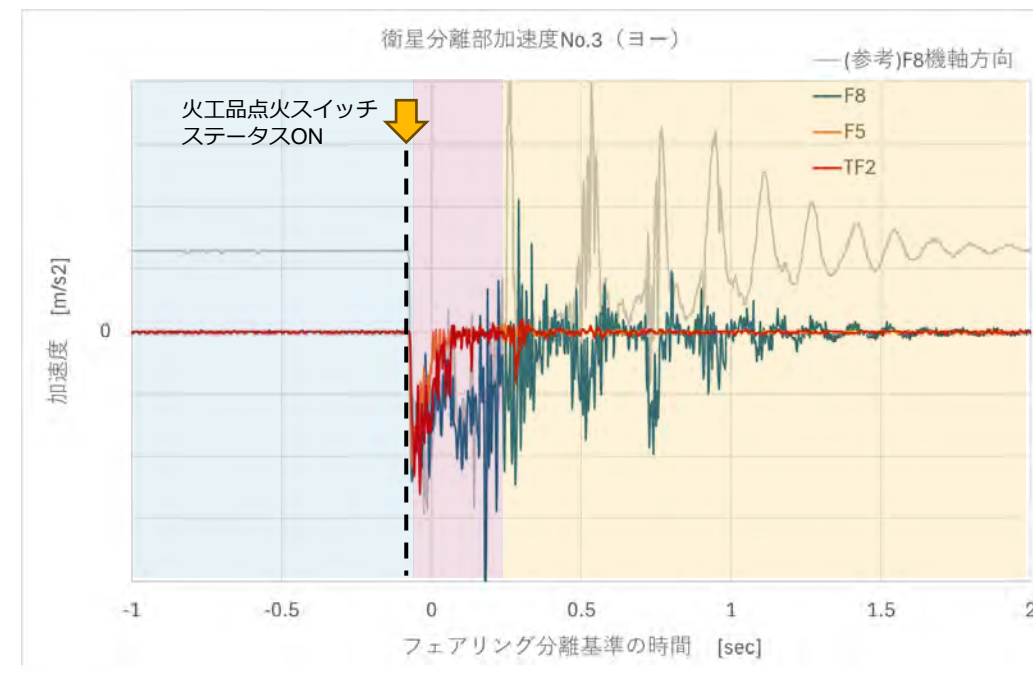
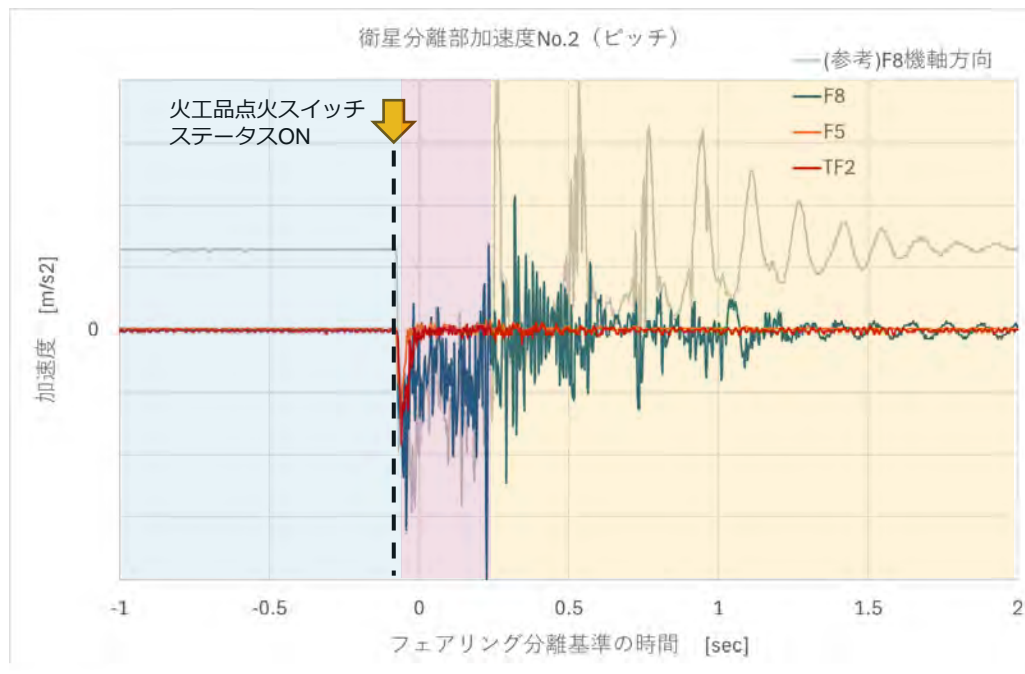
■ 衛星フェアリング分離時の衛星分離部加速度（機軸直交方向）



加速度計測位置



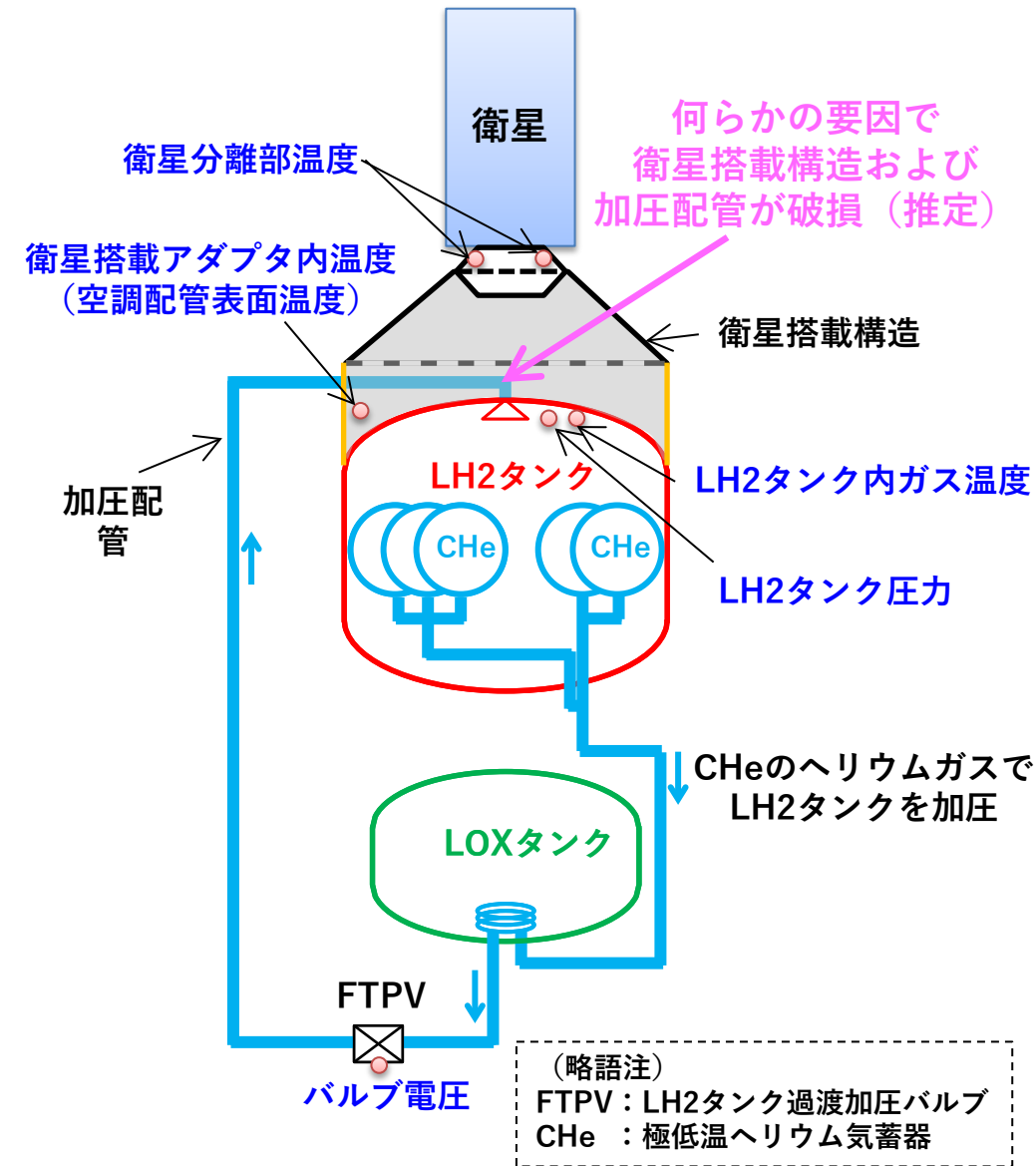
上から見た図



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。

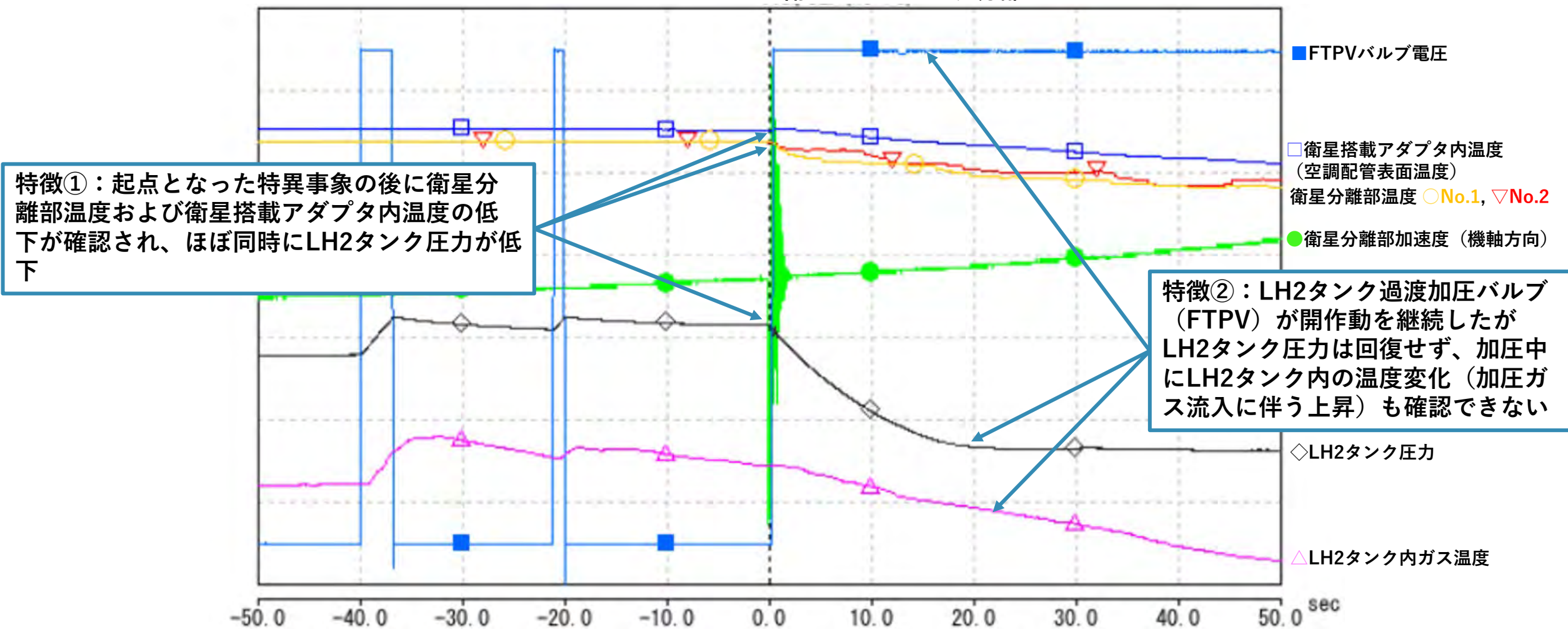
■ 衛星フェアリング分離時のLH2加圧ライン挙動

- 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。**



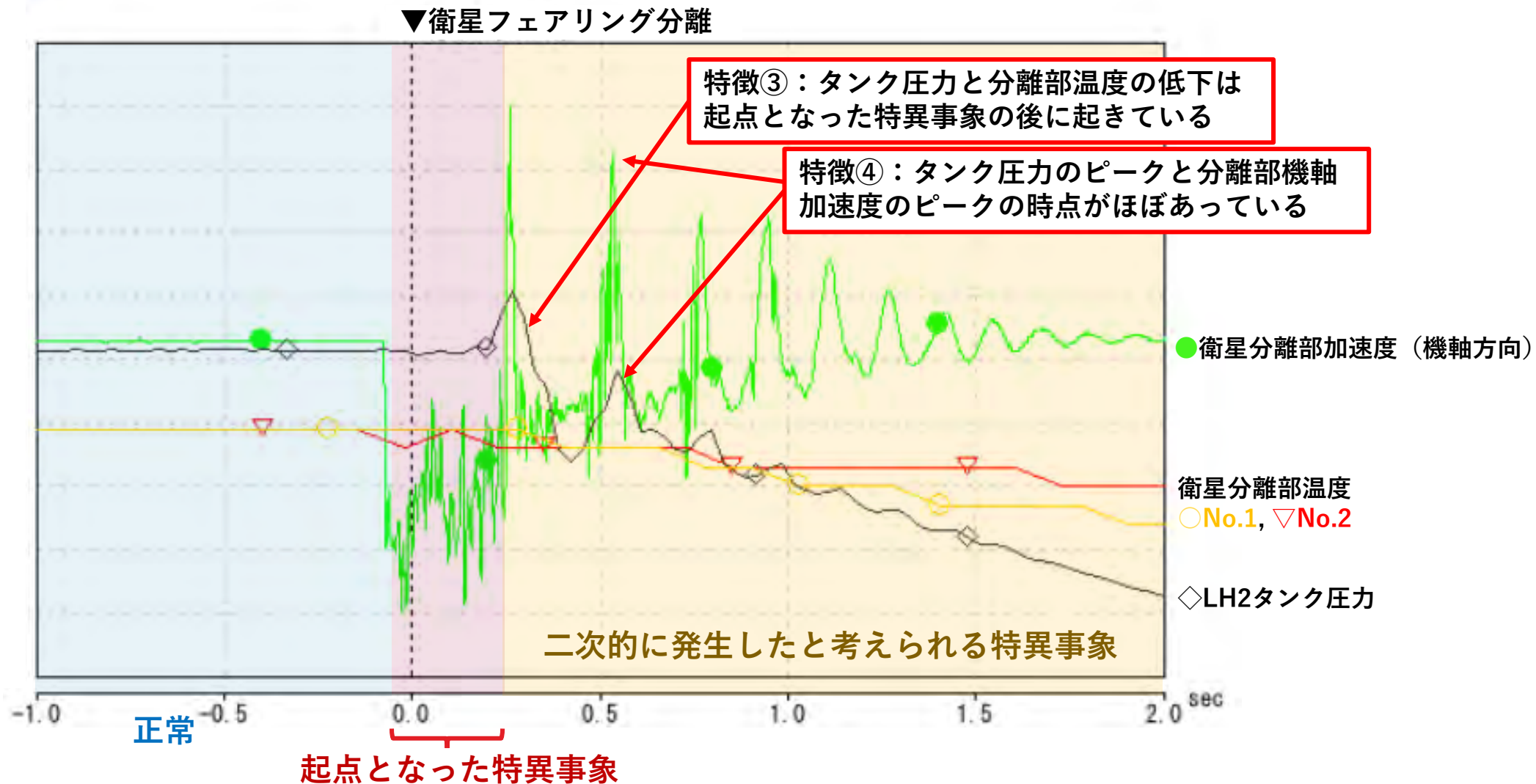
■ 衛星フェアリング分離時のLH2加圧ライン挙動 (概観)

▼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

■ 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

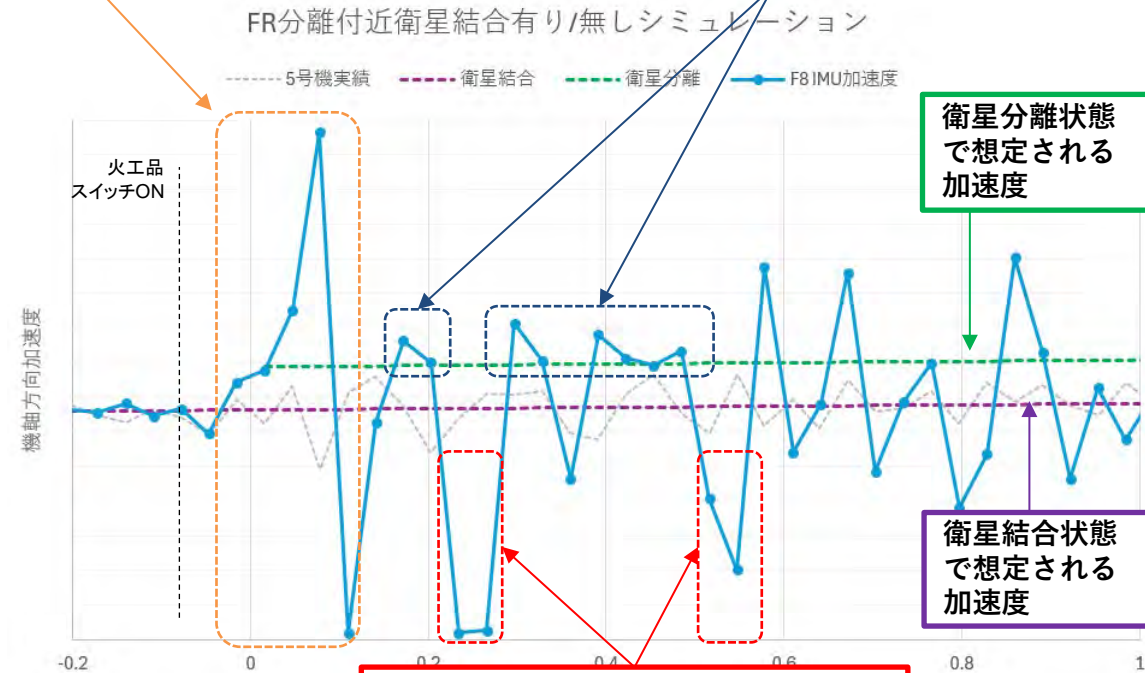
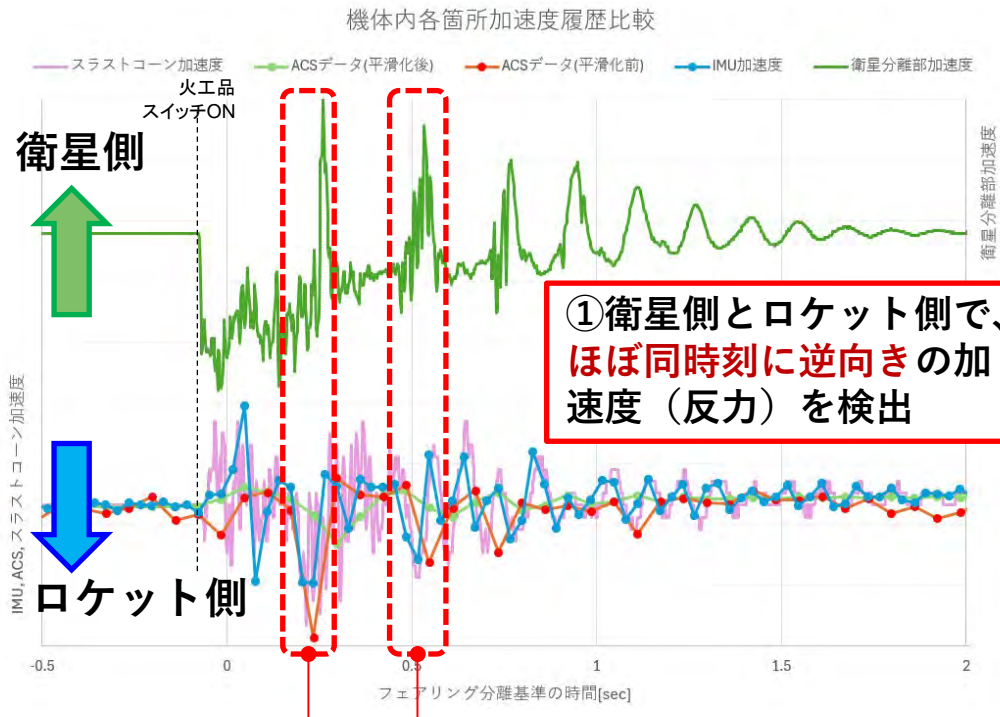
■ 事象発生時点の絞り込み

- 2段機体/1段機体に搭載された各センサ（IMU・ACS※等）のデータを確認した結果、特異事象が発生した直後の機体運動の様子（衛星と2段機体との繰返し接触）を捉えていることが分かった。
- これらセンサデータ挙動から、衛星搭載構造の破壊を捉えていると考えられるデータ区間を絞り込んだ。

※IMU：慣性センサユニット、ACS：1段姿勢制御用センサ

④衛星搭載構造の破壊を捉えていると考えられる区間

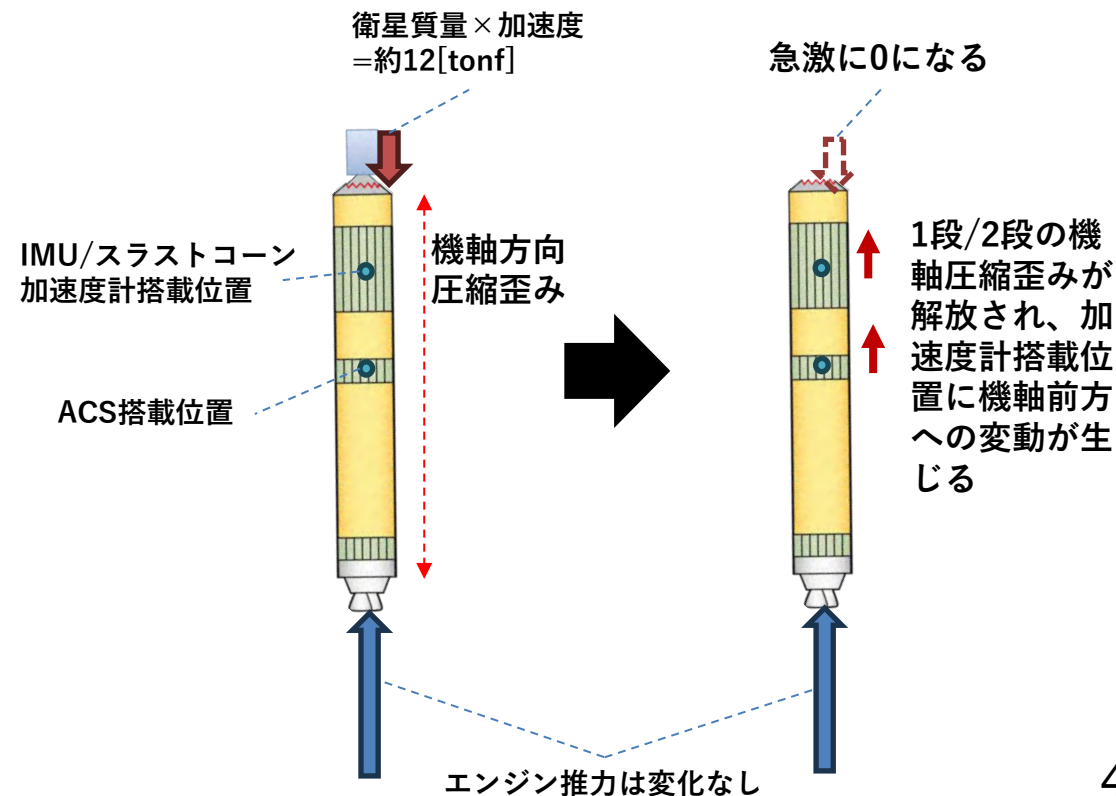
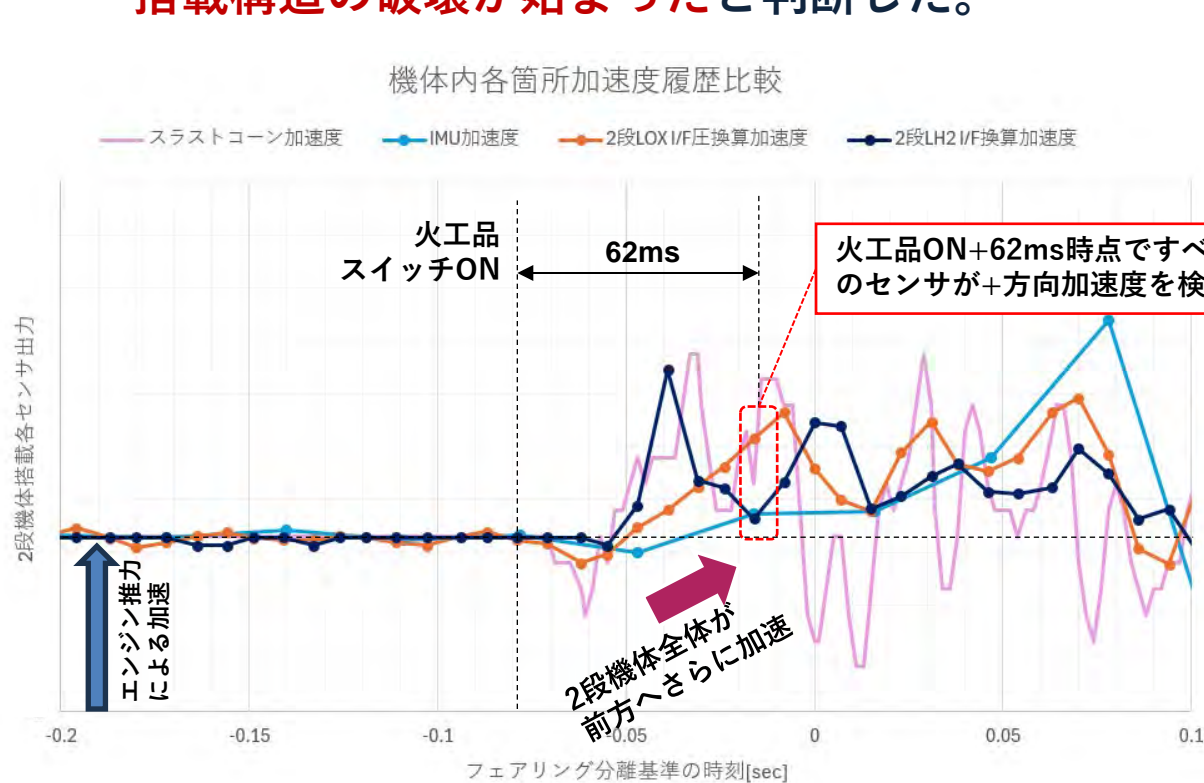
③衛星分離時に想定される加速度に近く、両者が既に分離していると考えられる点



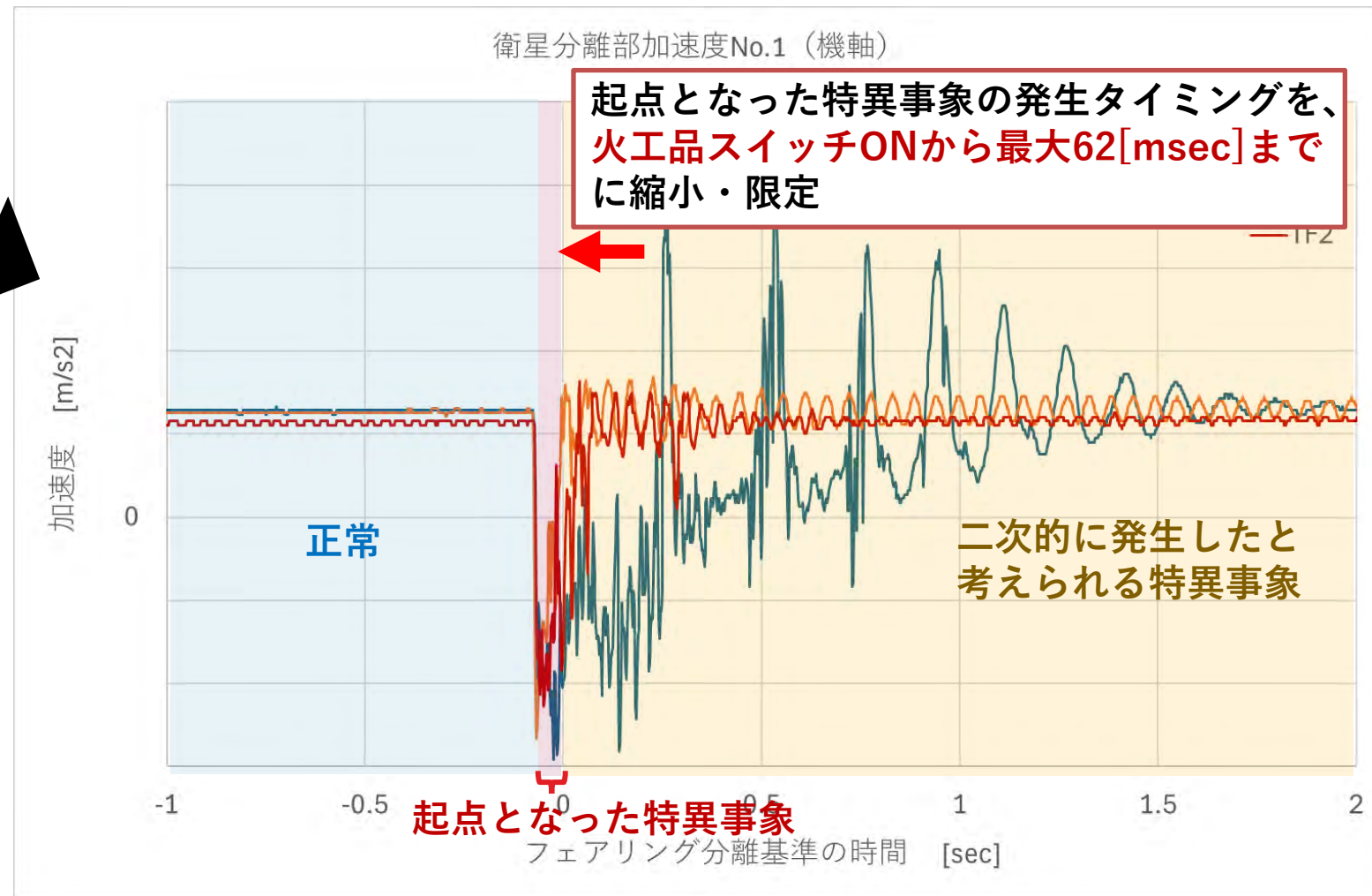
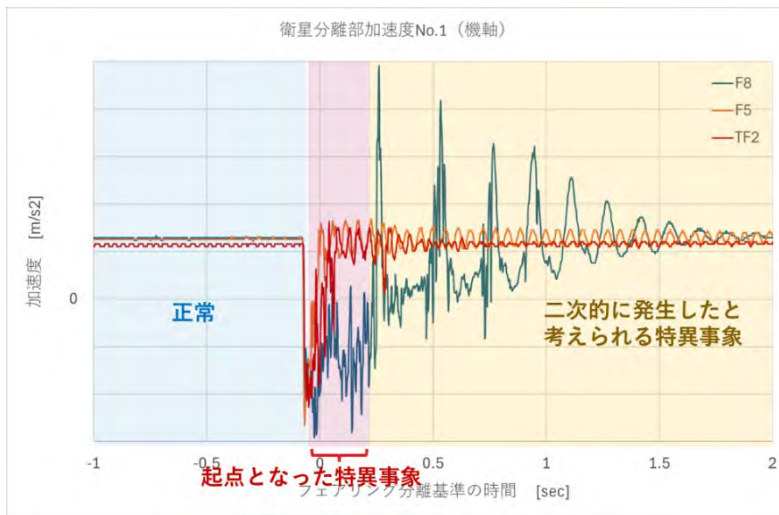
②衛星と2段機体との接触を捉えていると考えられる時点

■ 事象発生時点の絞り込み

- フライトデータのうち、衛星分離部加速度以外の機体内各センサの挙動から、火工品スイッチONから遅くとも62[msec]までに、2段機体の機軸前方への加速度が増加し始めていることを確認。
- 機軸前方加速に関する原因分析の結果、これは衛星質量を支えることで生じる機軸方向圧縮歪みが（衛星搭載構造破壊により）瞬時に解放された結果であり、遅くとも火工品スイッチON+62[msec]までに衛星搭載構造の破壊が始まったと判断した。

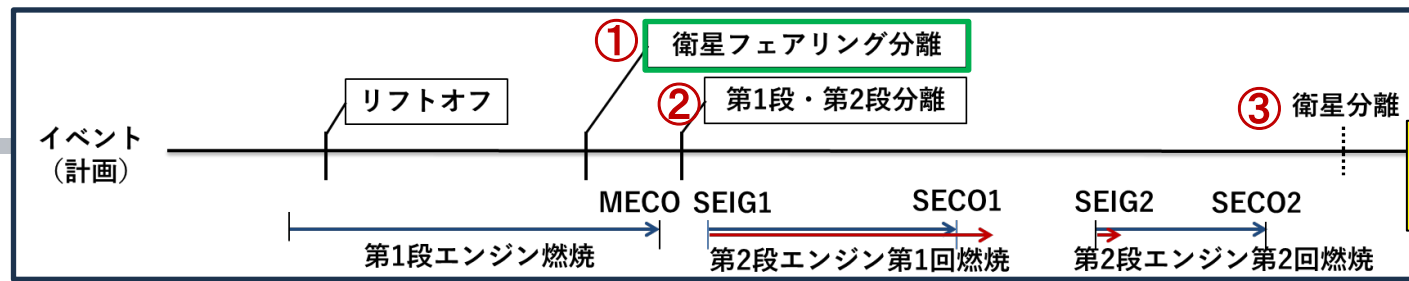


■ 事象発生時点の絞り込み



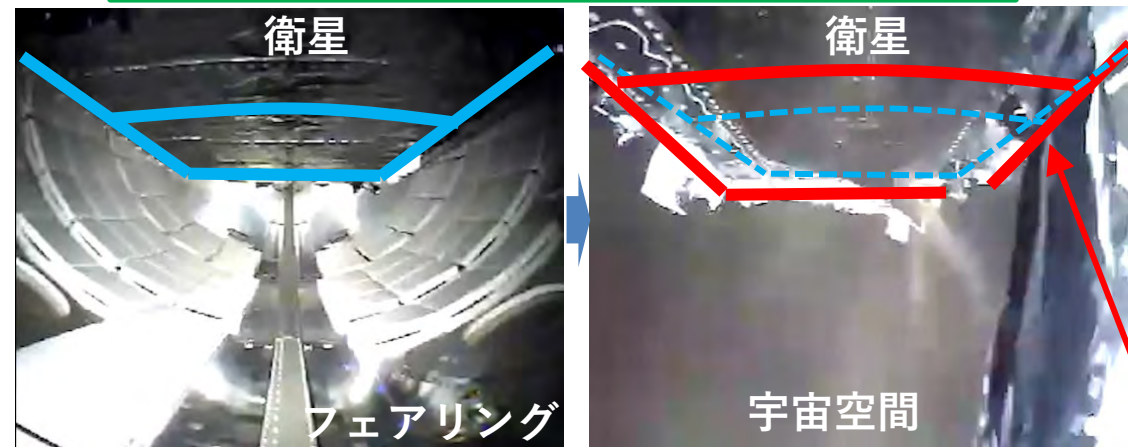
1-4. H3ロケット8号機 飛行状況の評価

■ 取得画像



再掲
調査・安全小委員会
(第61回) 資料

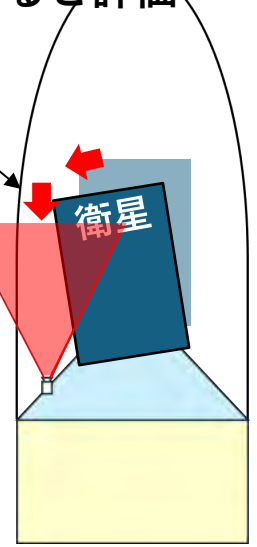
① F8 衛星フェアリング分離前・後



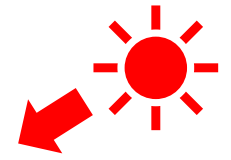
衛星表面の多層断熱材の境界位置から、衛星がカメラに近づく方向（下に落ち込むとともに傾く）に移動していると評価

カメラに近づく方向

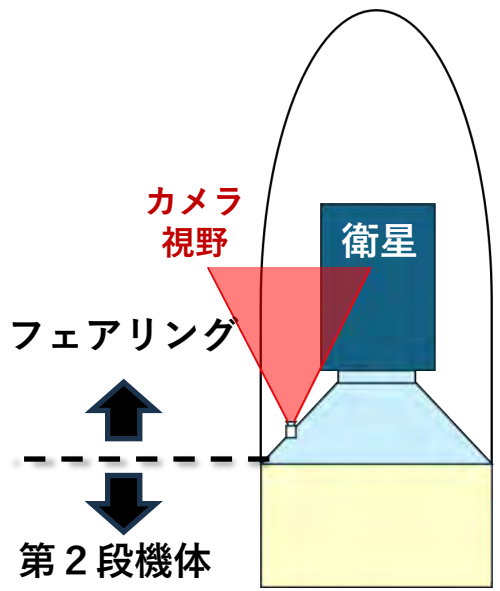
カメラ視野



F8での太陽方向：
カメラ位置からは衛星の反対側機体前方から約60度



(参考) F5 衛星フェアリング分離前・後

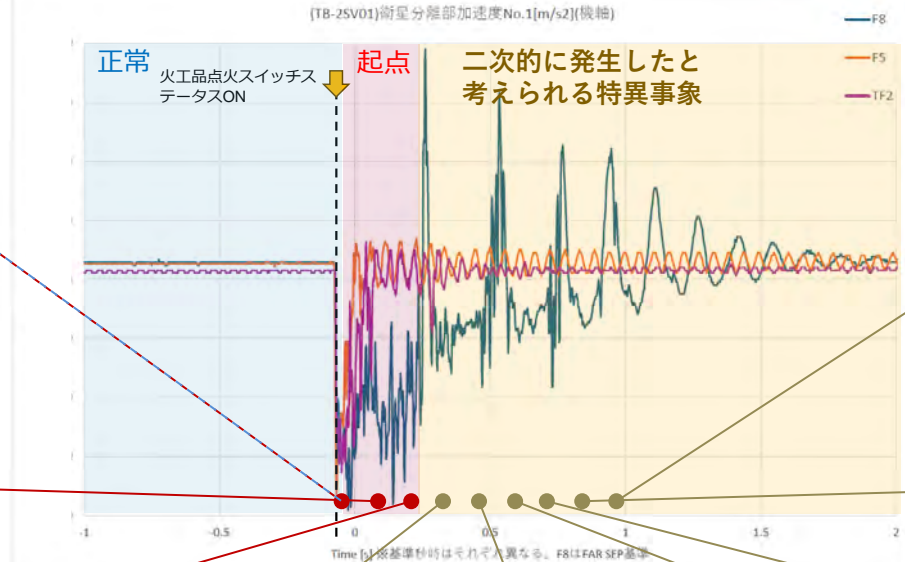
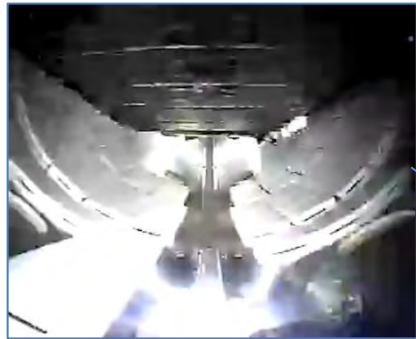


1-4. H3ロケット8号機飛行状況の評価

■ 取得画像（衛星フェアリング分離時詳細）

(※) 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

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)



衛星のパネルが外れている



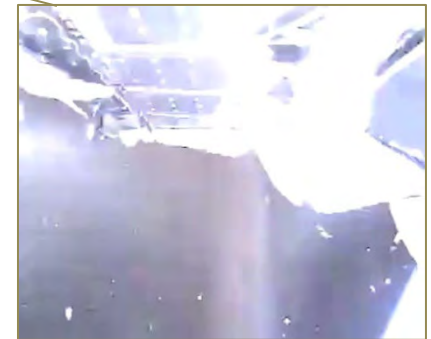
白飛びが継続



これ以降の画像では、衛星がカメラに近づいて見える

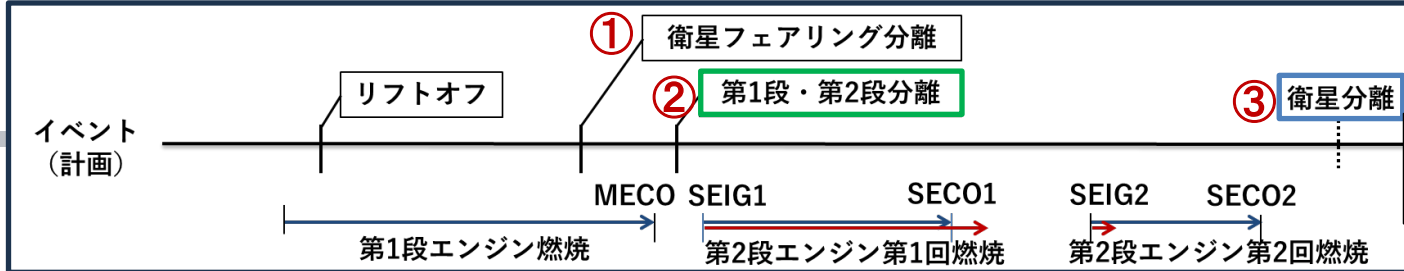


衛星表面の多層断熱材 (MLI) が剥がれ内側のパネルが見えている



1-4. H3ロケット8号機 飛行状況の評価

■ 取得画像



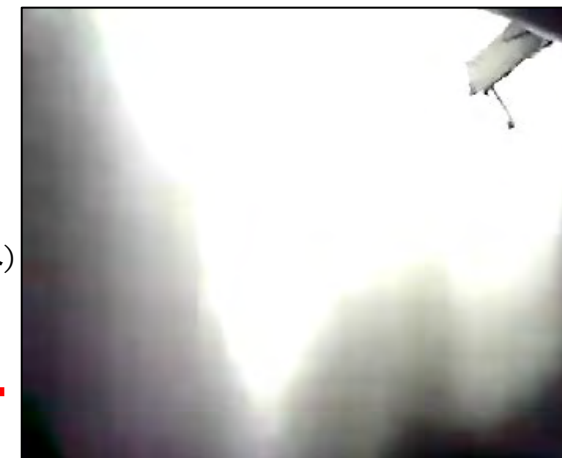
再掲

調査・安全小委員会
(第61回) 資料

② F8 第1段・第2段分離後

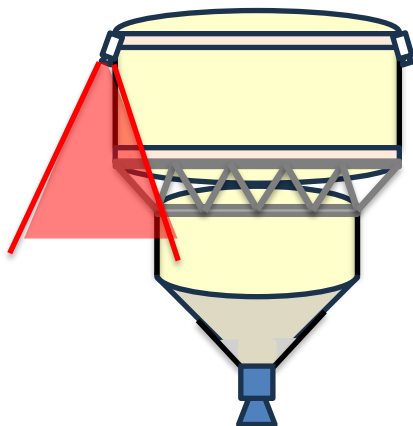


③ F8 衛星分離信号送出時

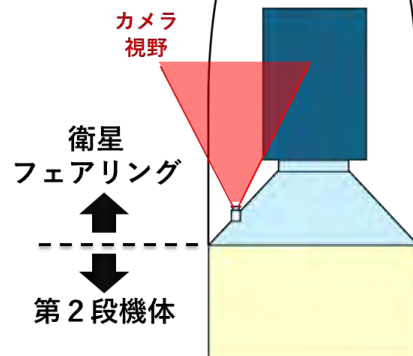


F8での太陽方向：
カメラ位置からは
PSSの反対側
機体前方から
約65度
(映像では上部枠外)

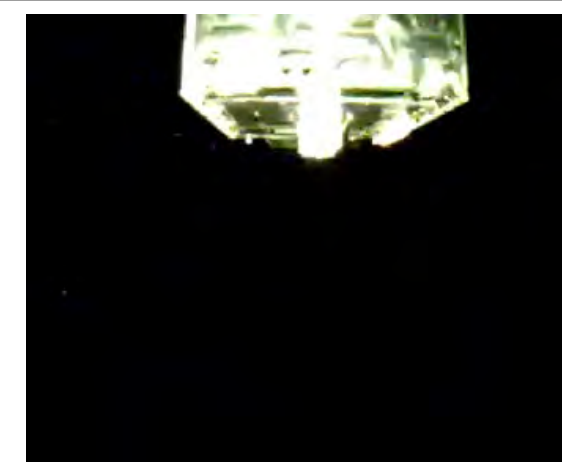
カメラ視野



(参考) F5 第1段・第2段分離後



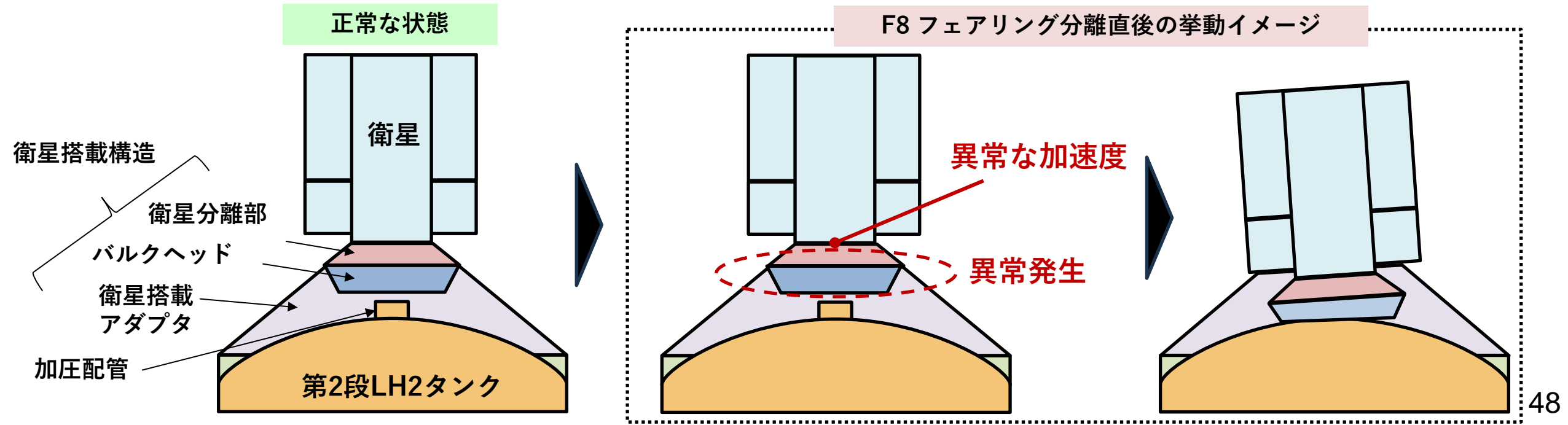
(参考) F5 衛星分離信号送出時



■ 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。



■ 損傷箇所の絞り込み

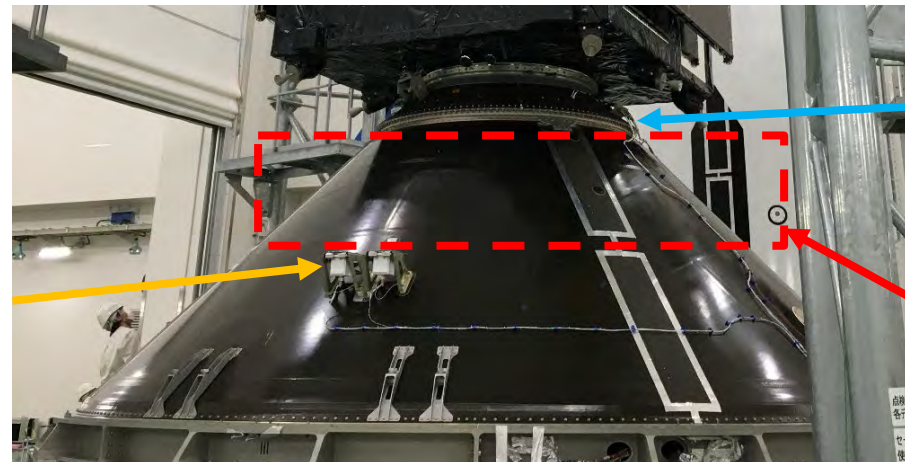
- これまで、衛星搭載構造つまり衛星分離部（PAF）もしくは衛星搭載アダプタ（PSS）が損傷し、衛星が離脱したと評価してきた。
- 以下のデータから、損傷個所は**衛星搭載アダプタ（PSS）の上部**である可能性が高い。
 - PAFのテレメトリ項目のデータは事象発生後も第1段エンジン停止までは正常に取得できている。これらのデータはPAFからPSSを経由し2段機体に繋がっているが、このワイヤハーネスはPAF上にあるブラケットに固定されている。これより上部で損傷した場合には、ブラケットの近傍で断線すると考えられ、データと整合しない。一方、これよりも下部で損傷した場合は、ワイヤハーネスに余長があり、断線に至らなかったと考えられる。
 - PSSに設置しているカメラの画角は事象発生後も大きく変わっていないことから、カメラの高さで大きく損傷していることは考えにくい。



カメラ映像

地球
機体姿勢と整合した見え方をしている

カメラ
および
ランプ



ワイヤハーネス固定用ブラケット
ここより上で損傷した場合には、
ワイヤハーネスが断線し、その
時点でデータが欠落する

損傷した可能性が高い範囲

- 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
 - 2-2. 発生シナリオ
- 3. 是正対策
- 4. 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を△、直接要因であるものを○として評価した**前回時点の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。
- このうち、これまでの検討や試験の結果、1.1.3「衝撃」、1.1.4「圧力」、1.1.6「歪」、1.3.1「爆発・燃焼」及び、2. 「内部構造の損傷により発生」の**内容に進捗があった**ことから次々頁以降にその内容を示し、それらの結果を踏まえた**現時点のFTAをP60**に示す。

2-1. FTA（前回R8.2.25報告FTAを再掲）

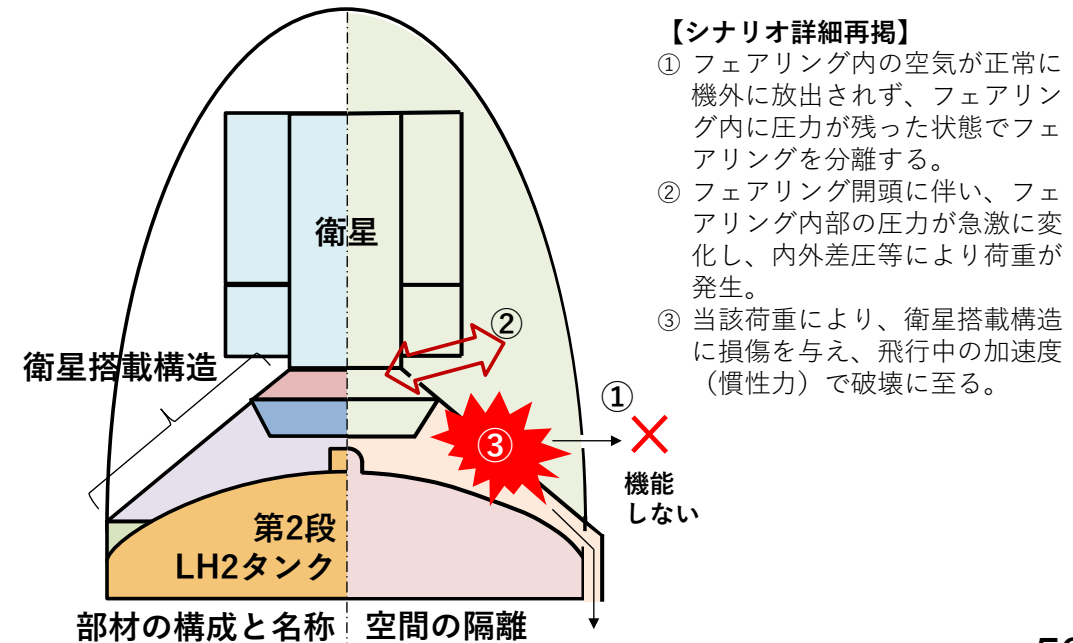
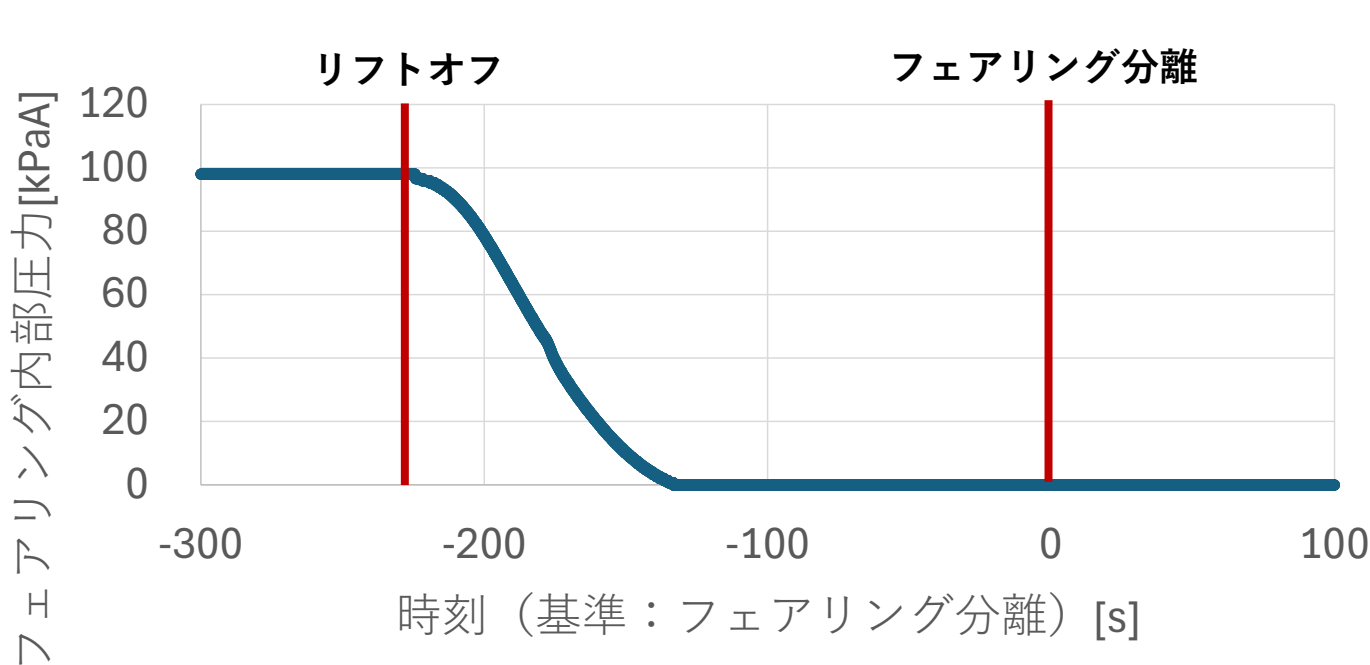
■ 原因究明の進捗を踏まえ、前回R8.2.25報告のFTAから更新を加える箇所を **青枠** で示す。

事象		1次要因	2次要因	3次要因	直接要因の評価 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	連鎖的な要因の評価 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 Worst 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、フェアリングが衛星もしくは衛星搭載構造に衝突し、異常な加速度が発生したモードを想定したものである。フェアリングが衝突するには最も早いケースでも0.4秒程度必要であり、直接要因とはなり得ないと評価した。	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。衛星の推進薬については要因とならないことを要素試験で確認した。	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	
				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。製造済みの衛星搭載アダプタを調査した結果、CFRP スキンとアルミハニカムコアが剥離している箇所があることが確認された。8号機も同様の状態でフライトに臨んだ可能性が高く、直接要因である可能性がある。製造記録を確認した結果、上記剥離に関連する事項以外には現時点で特異性は確認されていない。	可能性なし	

○: 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

■ FTA1.1.4 圧力の評価

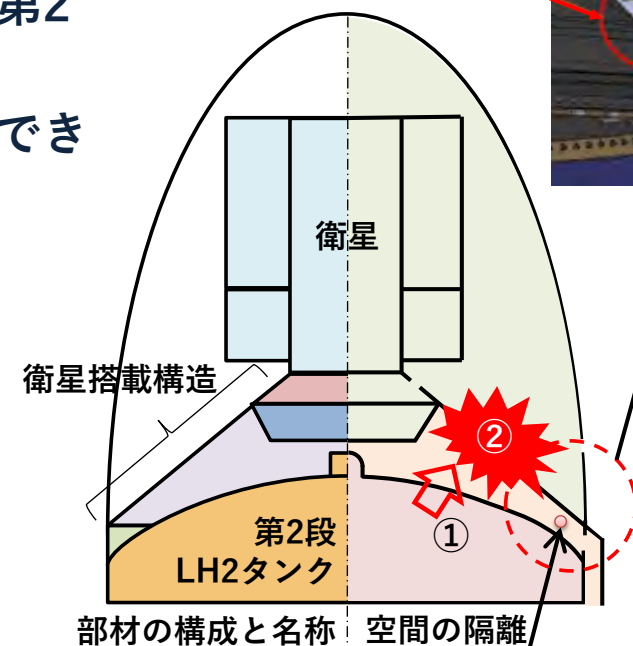
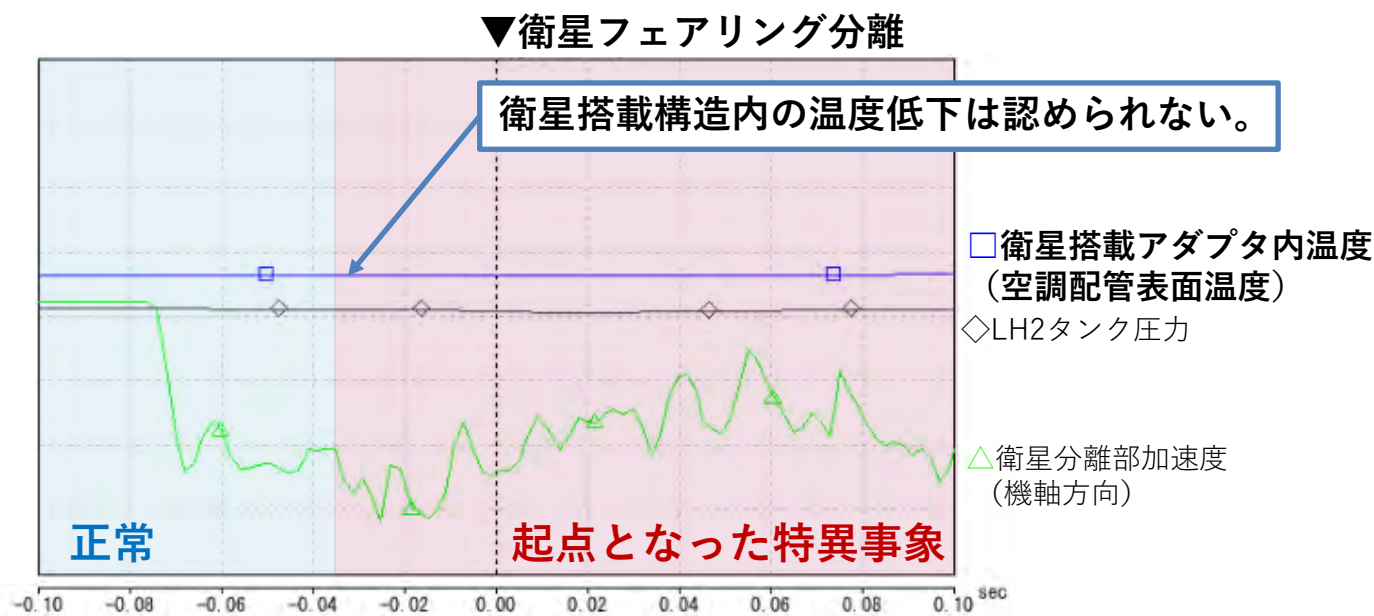
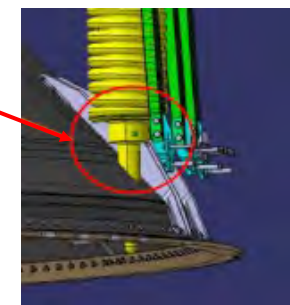
- フェアリング内に圧力が残った状態でフェアリングを分離することで内外差圧等により荷重が発生することを評価した。
- フェアリング内部圧力のフライトデータは下図の通り。減圧状況に異常は認められず、0kPaAまで減圧されている。ここでは、現実には考えにくいですが、最悪の条件としてセンサ誤差や分解能から最大4kPa程度の圧力が残っていたと想定した。
- 更に最悪側の想定として、上記4kPaの圧力が衛星のある1面だけに負荷されたと考えた場合でも、衛星が衛星搭載構造に及ぼす荷重は46kNであり、**PSSの設計荷重に対して十分低いことを確認した。**



■ FTA1.3 化学エネルギーの評価 (フェアリング内のLH2漏洩)

- テレメトリデータを評価した結果、起点となった特異事象が発生するタイミングでは衛星搭載構造内で計測する衛星搭載アダプタ内温度 (空調配管表面温度) にLH2の漏洩が疑われるような温度低下は認められない。
- フライト環境ではフェアリング分離時に開頭バネが外れることはないが、万が一バネが外れた場合にも、バネは金具と干渉して止まることから、第2段LH2タンクには到達しないことを確認した。
- したがって、本故障モードであるLH2の漏洩は発生していないと評価できる。

バネ下端部下面とバネ受金具が干渉して止まる



衛星搭載アダプタ内温度 (空調配管表面温度)

【シナリオ詳細再掲】

- ① リフトオフ後に第2段LH2タンクからLH2または水素ガスが漏洩する。
- ② LH2または水素ガスにより衛星搭載構造を低温化することで損傷を与え、飛行中の加速度 (慣性力) で破壊に至る。

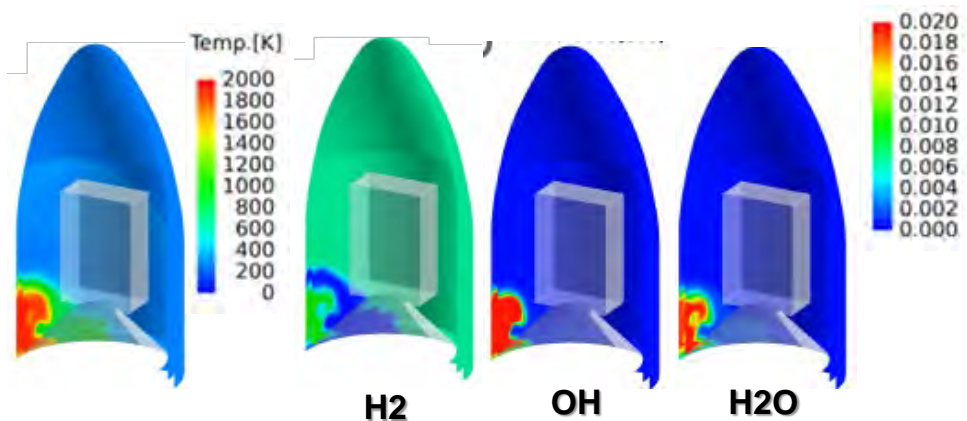
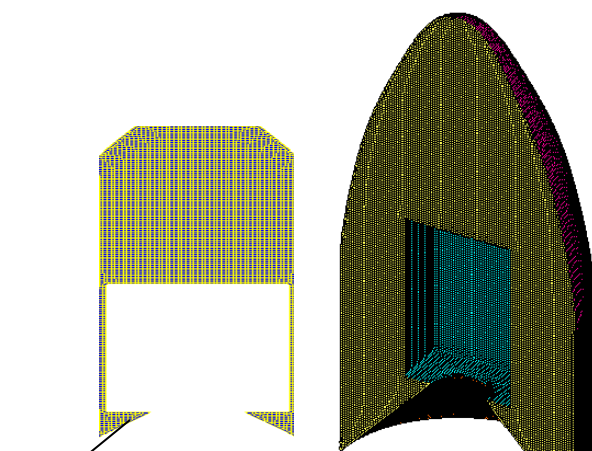
■ FTA1.3.1 爆発・燃焼の評価（フェアリング内の水素ガス爆発）

< 想定した条件 >

- フェアリング内に、圧力計測精度から算定される最大量の水素ガスが漏洩し、ノッチボルトが飛散した際の金属衝突による火花の発生などにより1か所で着火して、分離時点で残留する空気と燃焼が進行することを前提とした条件で解析を行った。

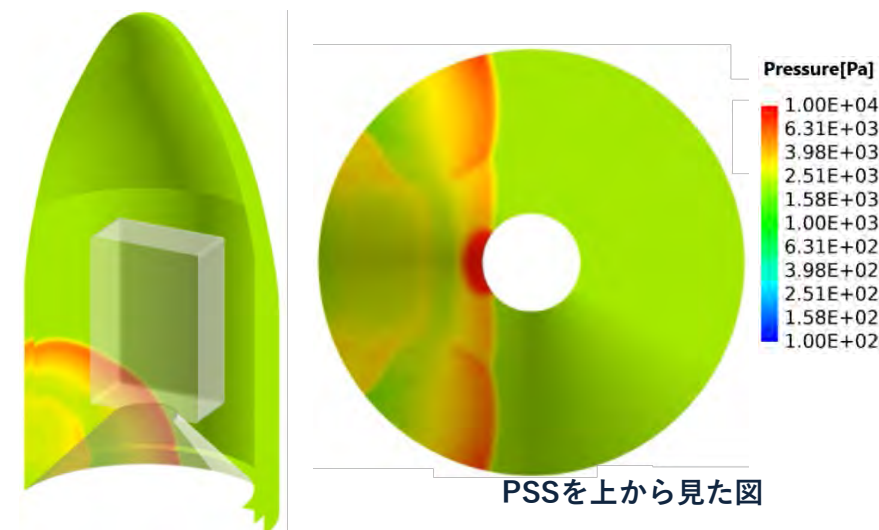
< 解析結果 >

- 着火した領域付近では燃焼が広がるが、圧力波の伝播に追従して高温域の拡大や燃焼ガスの生成は見られず、燃焼がフェアリング内全域に進行することはない。
- 衛星搭載構造・衛星に作用する横方向荷重は**最大で15kN**程度。
- これは**PSSの設計荷重に対して十分低く**、水素ガスが残留空気と混合して燃焼することは、**PSS損傷の直接要因にはなり得ない**と評価できる。



(温度) (反応により生成する化学種のモル分率)

圧力波伝搬後の燃焼状況



衛星にかかる荷重が最大となる時刻の圧力分布

PSSを上から見た図

■ FTA1.3.1 爆発・燃焼の評価（火工品破裂）

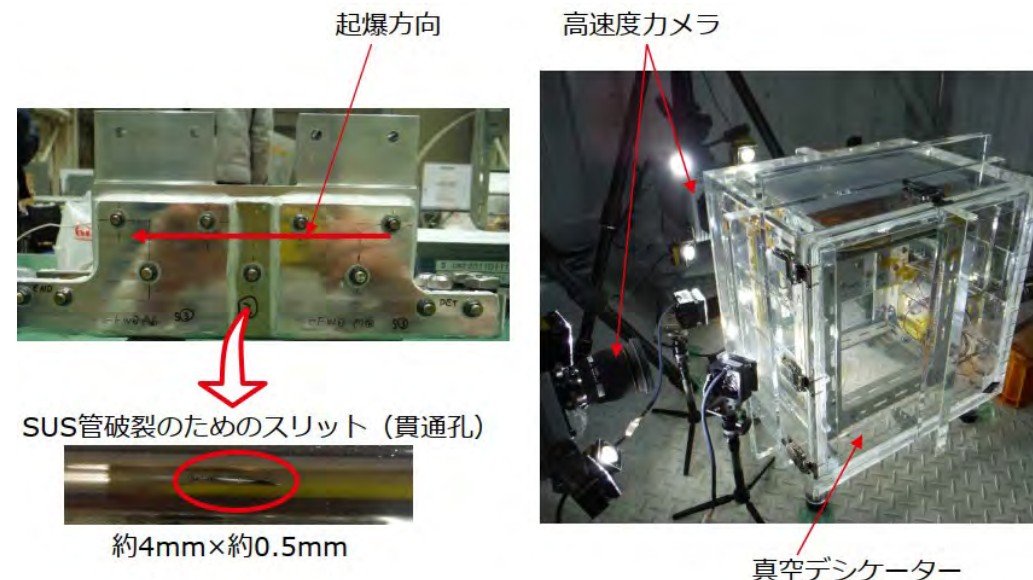
- 下記ふたつのフェアリング分離機構の要素試験結果から、**エネルギー的にPSS破壊に至らない**と評価した。

① 真空環境下SUS管破裂試験

- 真空環境下で分離機構を作動し、あらかじめ亀裂を付与していたSUS管（通常作動時は亀裂が無く破裂しない）を意図的に破裂させ、真空中でMDFF周りに発生するガス圧を評価した。
- その結果、想定を上回る圧力発生は無く、この場合の**フェアリング内圧力の増加分は50Pa以下程度でありPSS構造を破壊させ得るものではない**ことが裏付けられた。

② 真空環境下ノッチボルト切断試験

- 同じく真空環境下で分離機構を作動し、切断されたノッチボルトのナット部が真空中で飛散する速度/エネルギーを評価した（ただし、飛散防止のカバーのため、正常時にナットは飛散しない）。
- その結果、仮に飛散したナットがPSSに衝突したとしてもPSSが受けるエネルギーは0.4J程度であり、**分離時の飛散物がPSS主構造を破壊させるようなエネルギーに到達しない**ことを確認した。



【要素試験①：真空環境下SUS管破裂試験】

■ PSS内部に製造工程で生じた剥離 (FTA 2.)

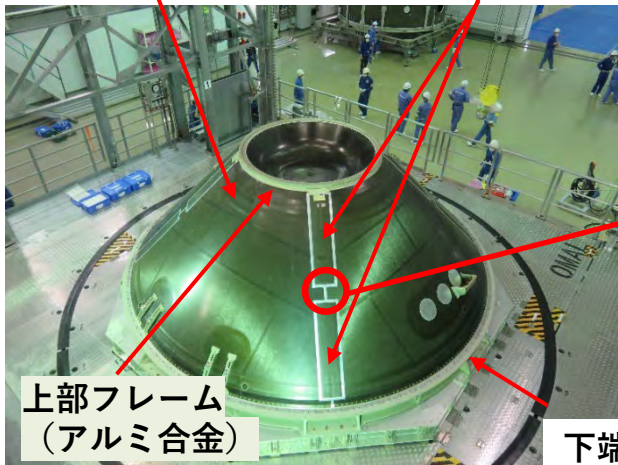
- PSSはパネルを4分割で製造した後に、全周結合 (スプライス接着) する製造工程としている (右下図)。
- 製造済の複数のPSSのスプライス箇所近辺(下図○箇所)に打音検査で異音が確認され、代表箇所を切除し調査した結果、**CFRPスキンとアルミハニカムコアが想定を越えて剥離していることを確認** (下中央図)。
- F8の当該部の状況は記録に残っていないが、同様に剥離した状態でフライトに臨んだ可能性が高く、剥離部が破壊の起点となった可能性がある。ここからスキンの局部座屈及び急激な剥離の進展が発生した場合、故障シナリオが説明できる可能性がある。

パネル (円周方向4分割)

(CFRPスキン/アルミハニカムコア)

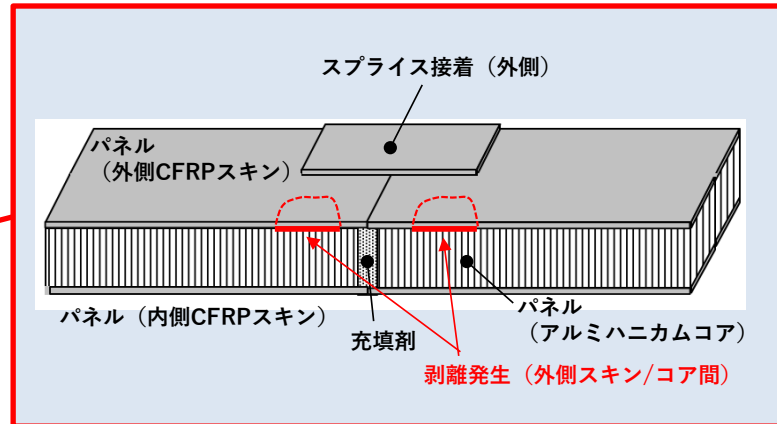
スプライス(約200×1000mm)

90° ピッチ4位相×上下2×内外2=計16枚



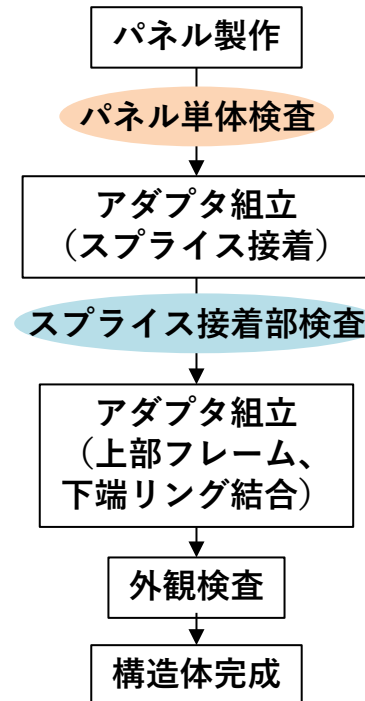
上部フレーム
(アルミ合金)

下端リング
(アルミ合金)



異音箇所の内部

衛星搭載アダプタ(PSS)

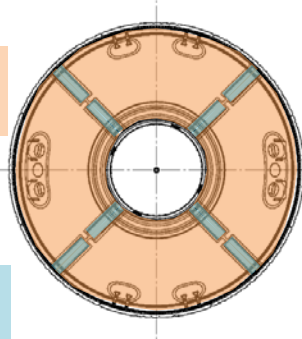


パネルに異常がないことを確認

組合せによる
全面検査

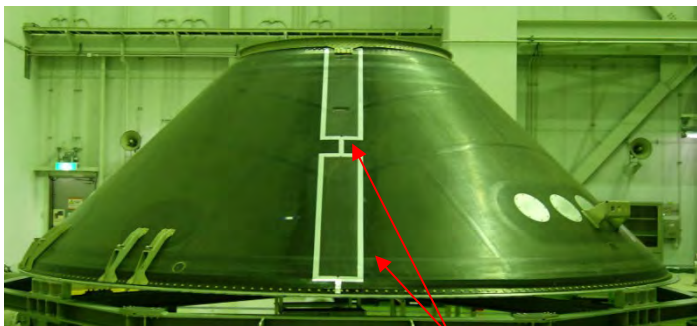
接着部に異常がないことを確認

※左記の剥離は、本製造検査工程の流れの中で検出できなかったものでありスプライス接着工程で発生した可能性

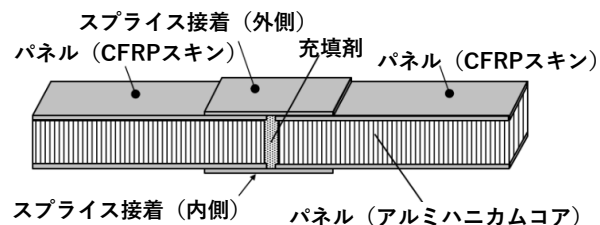


■ PSSのパネルスプライス部の構造と接着工程

4分割のパネルの間にCFRP製のスプライスを置き、常圧下で加温して接着する工程

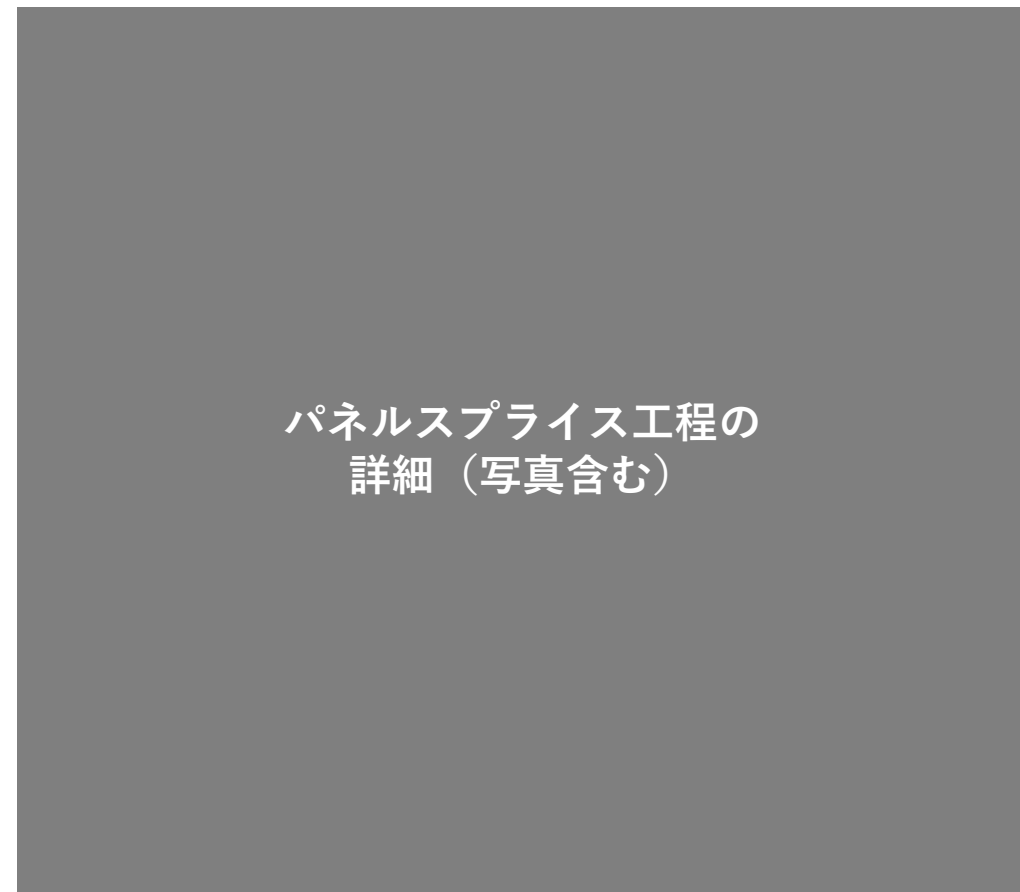


スプライスの外縁およびパネル突合せ部にはアルミテープを施工している。
(接着剤や充填剤等のはみだしによるコンタミを防止する役割を持ち、そのままの状態でのフライトする。)



パネルスプライス部の
詳細図面

パネルスプライス部断面詳細

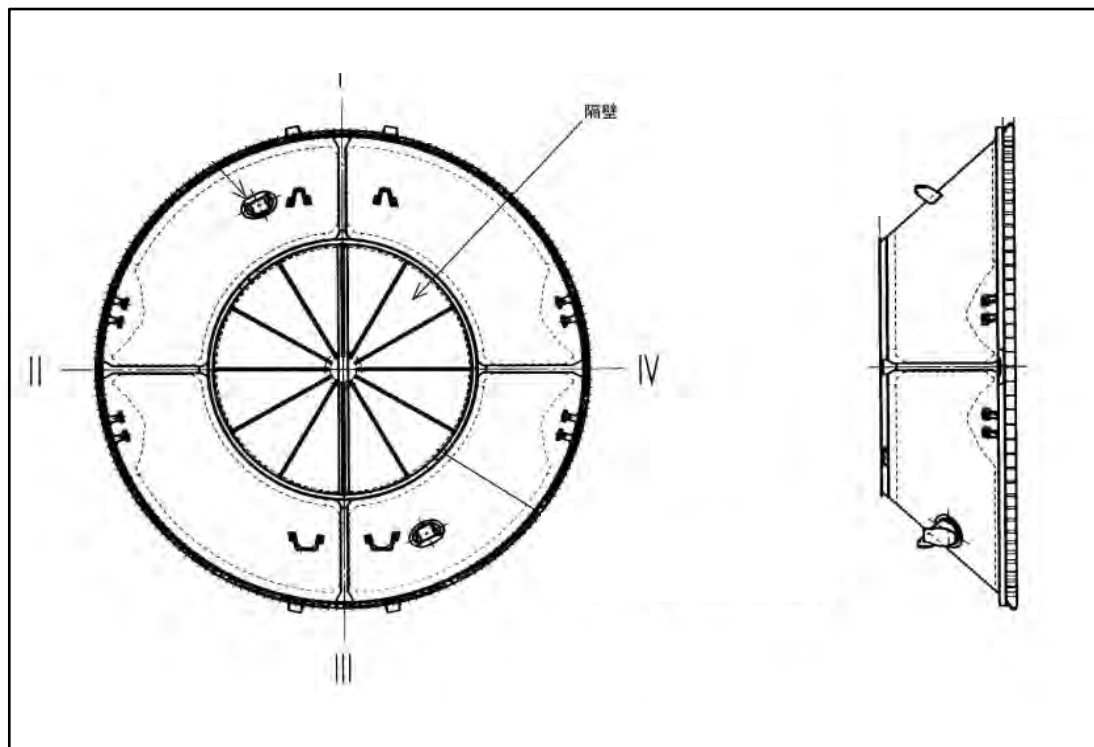


パネルスプライス工程の
詳細 (写真含む)

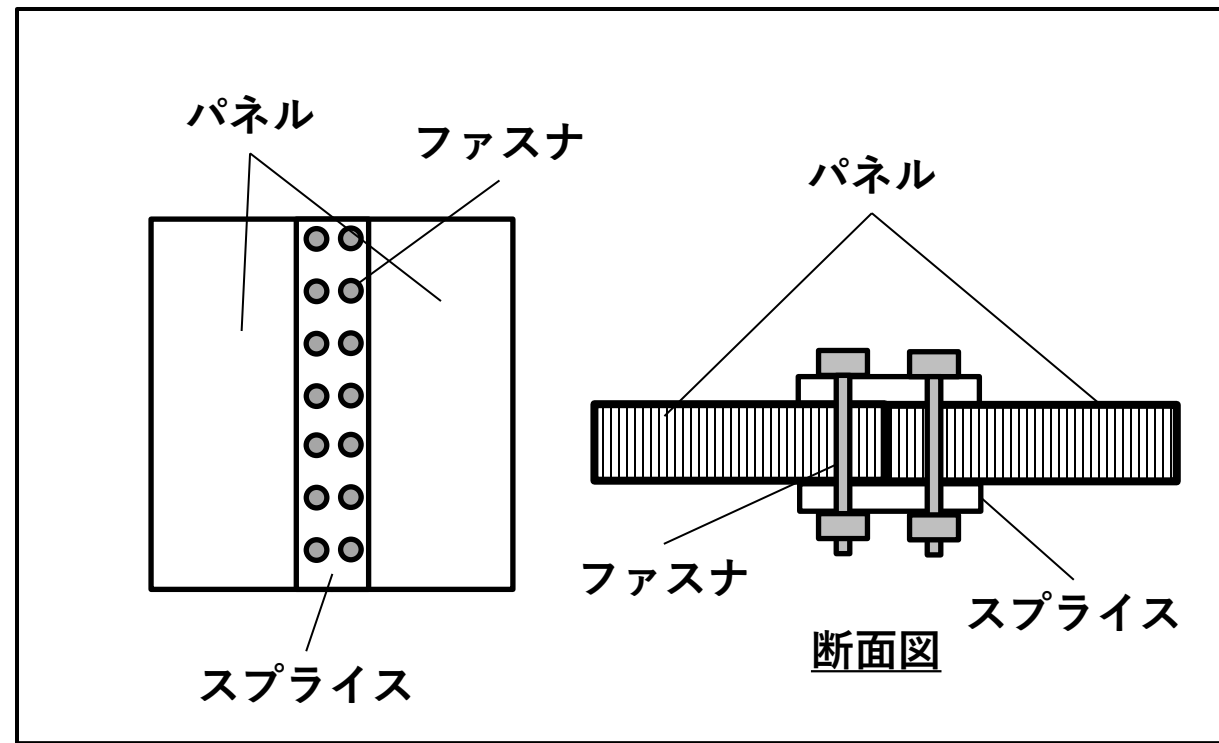
スプライス接着工程詳細

■ H-IIA用PSSからH3用PSSにおける変更点

- CFRPスキン・アルミハニカムサンドイッチパネル構造であることは共通。ただし、CFRP材料は異なる。
- パネルスプライスは、H-IIAではファスナ結合であったが、H3で接着結合に変更（H-IIA用PSSのスプライスを下図に示す）。
- 主構造寸法（直径・高さ）、バルクヘッド形状や材質、上端/下端リングとの結合部等は設計条件に応じ変更。



H-IIA用PSS



H-IIA用PSSのスプライス部概要

■ 製造記録の調査

- 本事象に係る2段機体/フェアリング・PSS/PAFについて、設計・製造工程変更、不具合処置、トレンド評価を確認し、現時点で8号機の失敗に直接的に影響する特記事項がないことを確認した。

【調査内容】

- 8号機に適用した変更設計・製造工程変更
- 8号機で発生した不具合処置記録
- トレンド評価項目に対するトレンドデータ
- FTAにて識別した特記事項であるPSS内部に製造工程で生じた剥離に対し、部品・工程単位での4M（作業
者、製造装置、材料、製造工程）の詳細調査を実施し、2件の特記事項を識別した。その他については、現時点で8号機の失敗に影響する事項はないことを確認した。

【特記事項】

- 超音波探傷検査でのインジケーションを広範囲で確認
- 工程管理試験での接着部強度結果がトレンド外れ（規格値内）

いずれも剥離箇所ではなくスプライス自体の特記事項であり、開発時に設定した根拠に従い適切に技術評価されてフライトに供しており、その評価については現時点でも変わっていない。剥離がスプライス接着工程で発生している可能性が高いことから関連性について評価する。

■ PSS内部に製造工程で生じた剥離 (FTA 2.)の調査進捗

- PSS内部に製造工程で生じた剥離 (FTA 2.)については、以下の評価を重点的に進めることとしており、その結果について説明する。

① 事象の発生メカニズム

- ①-1 製造時の剥離発生メカニズム (8号機で発生した要因を含む)
- ①-2 フライト中に剥離が進展するメカニズム
- ①-3 フェアリング分離時に短時間で破壊に至るメカニズム

② フライト時のデータとの整合性

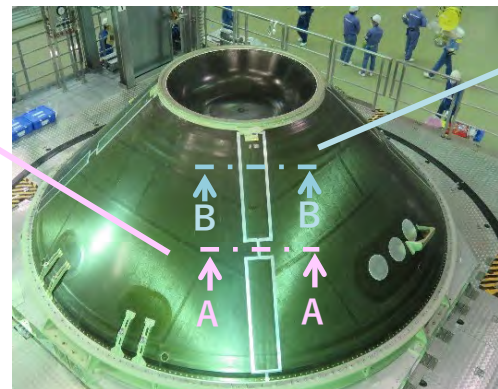
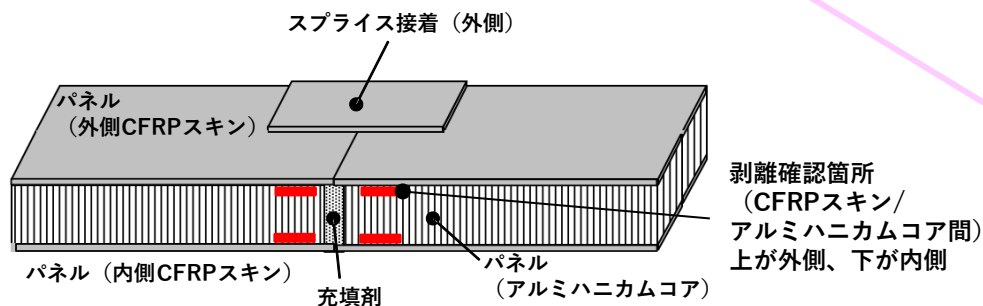
- ②-1 画像に見られた白飛び
- ②-2 衛星のMLI、パネルの剥がれ
- ②-3 フェアリング分離検知の特異性

■ 製造済みPSSの調査状況

- 後続号機用として5機分のPSSのスプライス接着工程が完了している。これらと開発試験用のプロトタイプモデル (PM) のPSSの「CFRPスキンとハニカムコア間の剥離の有無」についての調査状況を示す。

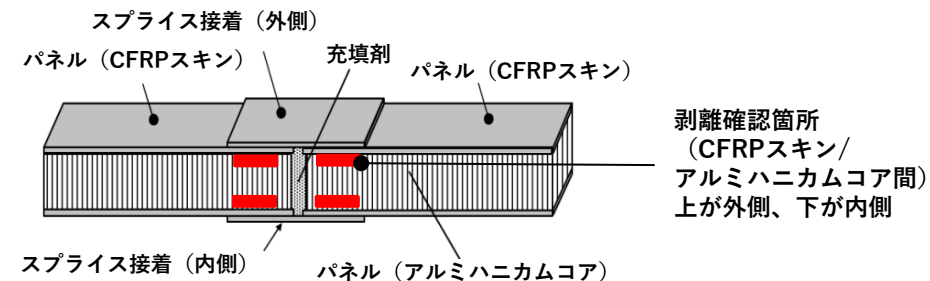
A-A断面 (スプライス間)

スプライスの間に位置する部分



PSS B-B断面 (スプライス下)

スプライス接着部の下に位置する部分



凡例
外側 / 内側
○ : 剥離なし
× : 剥離あり
- : 未確認

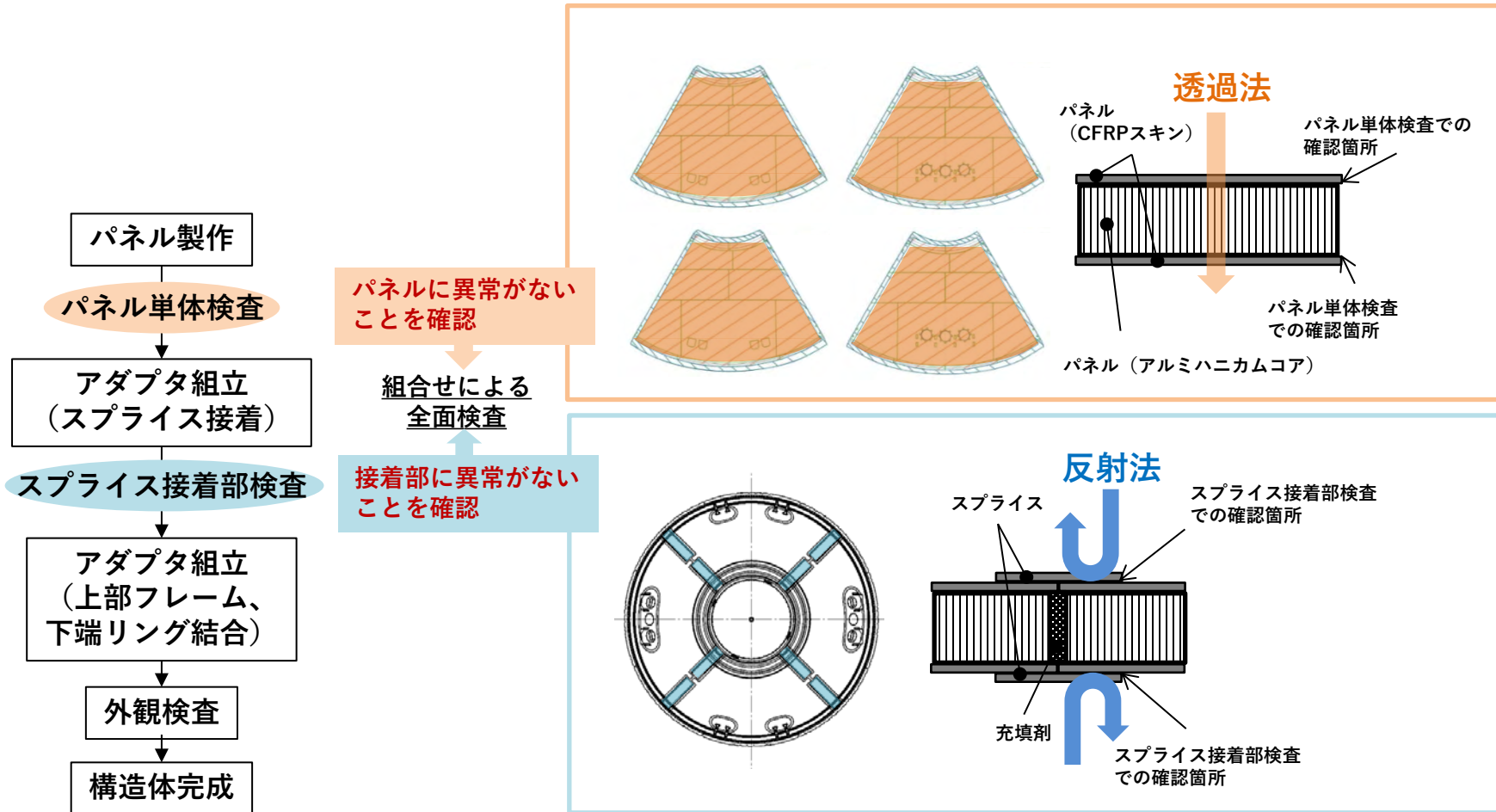
S/N	I-II軸間	II-III軸間	III-IV軸間	IV-I軸間
PM	○ / ○	× / ○	○ / ○	× / ○
05	× / ×	× / ○	× / ○	× / ○
06	× / ○	× / ○	× / ○	× / ○
09	× / ○	× / ○	× / ○	× / ○
10	× / ○	○ / ○	× / ○	○ / ○
12	× / ○	× / ○	× / ○	× / ○

S/N	I-II軸間	II-III軸間	III-IV軸間	IV-I軸間
PM	- / -	- / -	- / -	- / -
05	- / -	- / -	- / -	- / -
06	- / -	- / -	- / -	- / -
09	- / -	- / -	- / -	- / -
10	- / -	- / -	- / -	- / -
12	× / ○	× / ○	× / ○	○ / ○

■ PSSの製造検査工程と追加の詳細調査内容

- 通常の製造工程で実施している検査と追加調査の範囲と内容について示す。

PSSの製造検査工程概要

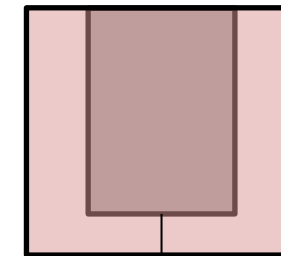
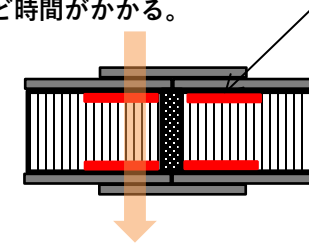


追加検査の概要

透過法:

複数の界面があるので、欠陥箇所の切り分けなど時間がかかる。

従来パネル単体検査で確認範囲、本事象を受け追加調査が必要



超音波探傷検査 (透過法) による追加詳細調査を実施した範囲 (スプライス下)

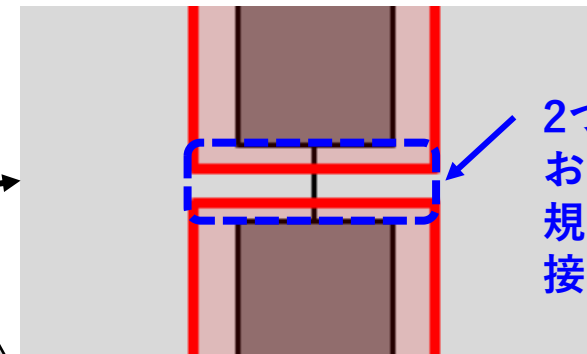
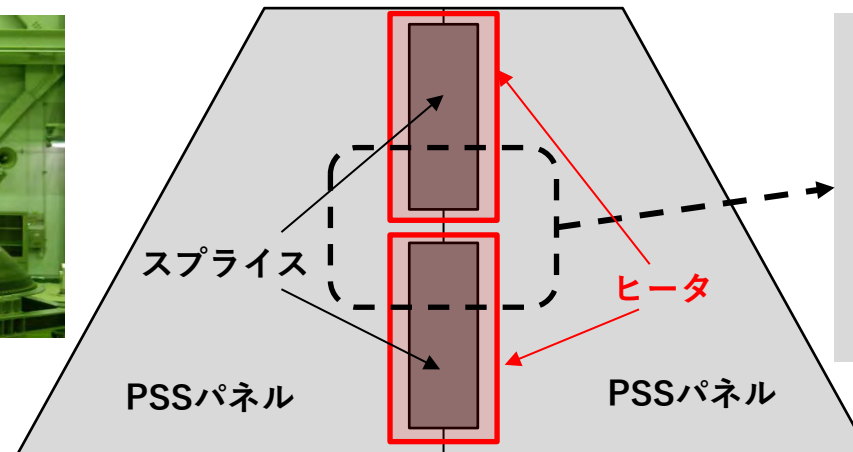
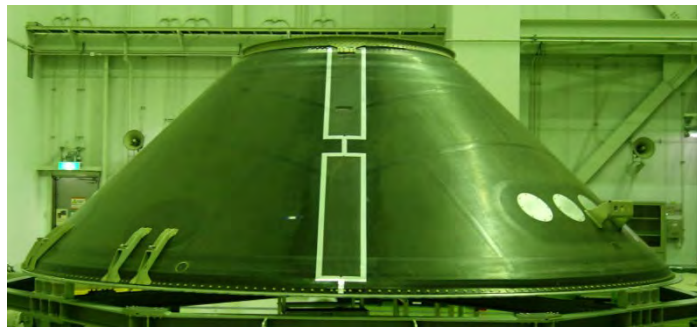
打音検査にて剥離を検出した範囲 (スプライス間)

ヒーター
スプライス

① 事象の発生メカニズム

■ ①-1 製造時の剥離発生メカニズム (スプライス間)

- 実機パネルを用いたスプライス接着工程の再現試験を行い、接着工程の前の乾燥のための第1回加温で、実機で見られたものと同様の剥離が発生したことから、以下のメカニズムで剥離が発生したと考えている。
 - ヒーターにより加温した際に、2つのヒーター間のパネル温度が想定以上に上昇
 - 想定以上に温度上昇した範囲で、スキン/ハニカムコア間の接着強度が低下することを、上記供試体から試験片を切り出し、試験により確認した
 - 強度低下した部位で、ハニカムコア内部空気の加温による膨張等によるスキンを面外に引き剥がす荷重に耐えられず、接着部が破壊しスキンがハニカムコアから剥離

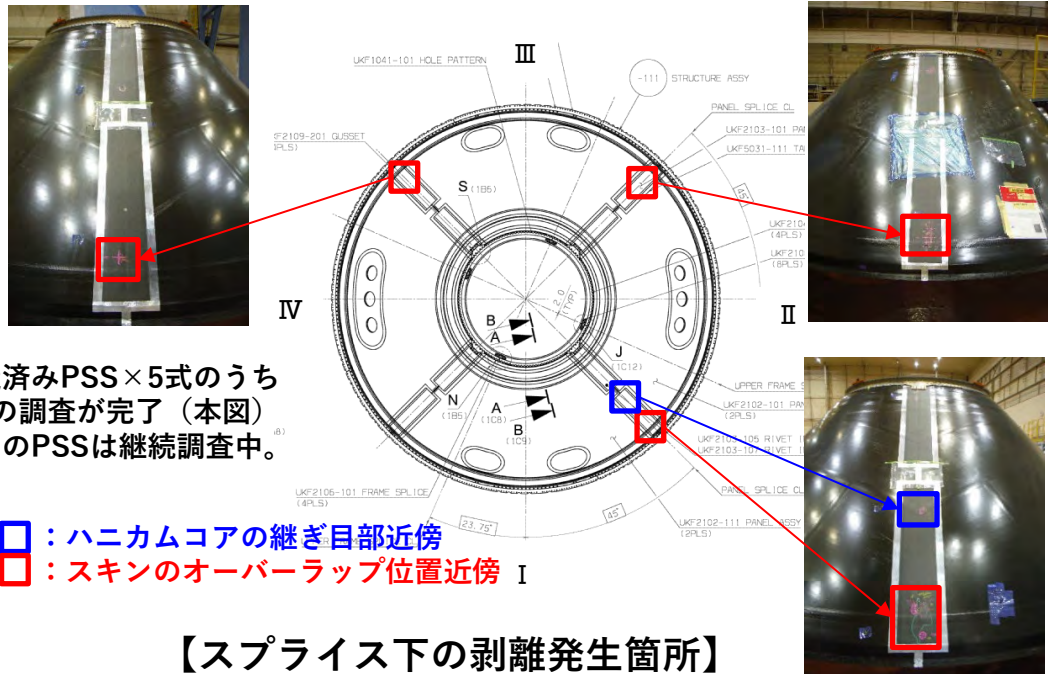


2つのヒーターの端部
およびその間の範囲が
規定温度より高温化し、
接着強度が低下。

① 事象の発生メカニズム

①-1 製造時の剥離発生メカニズム (スプライス下)

- スプライス接着工程で加温されたスプライスの中のスキン/コア間で剥離が発見されたことから、同じく熱影響を受けていると考えられるスプライス下のスキン/コア間の状況を確認するため、製造済みのPSS1式に対して、通常工程のスプライス部の検査では適用していない透過法の超音波探傷検査による詳細調査※を実施したところ、下図の4箇所(Ⅰ～Ⅳ)に計6個のスキン/コア間の剥離を検出した。
- スプライス下の接着時の温度は規定温度に制御できていることから、この剥離は、過加熱により発生したと考えられるスプライス間の剥離とは異なるメカニズムで発生していると考えられる。剥離発生箇所は、ハニカムコアの継ぎ目部の近傍等に限られることから、この特異性にも着目して剥離のメカニズムを検討中。



製造済みPSS×5式のうち
1式の調査が完了(本図)
残りのPSSは継続調査中。

注) □ : ハニカムコアの継ぎ目部近傍
□ : スキンのオーバーラップ位置近傍 I

【スプライス下の剥離発生箇所】

(※)詳細調査内容

- スプライス下のスキン/コア間の剥離を検出するためには、パネル単体と同様に透過法を用いる必要があり、今回全周組立後のスプライス接着部について透過法による検査を実施した。治具を用いて自動的に行えるパネル単体の検査と異なり、人手をかけて両面から位置合わせをしてプローブを当てていく必要がある。
- また、上記調査の過程で、スプライス下の剥離に対しても打音検査の有効性が確認できたため、打音検査も併用した。

① 事象の発生メカニズム

①-1 製造時の剥離発生メカニズム (8号機で発生した要因)

- 8号機のPSSの製造・検査記録を網羅的に確認した結果、従来号機との差異として、**OoAスプライス接着の実施時期が9月であり**、接着前のパネルが夏季休暇期間など建屋空調OFFの期間に、**高温・多湿 (空気中の水分含有量が多い) 環境下で一時的保管**されていたことが抽出された。
- 一般に接着剤は**吸湿の影響により強度が低下**することが知られている。PSSパネルはスキンのCFRPが非常に薄いため、保管中にスキンを通して内部の接着剤が吸湿して影響を受けた可能性がある。
 - これまでの製造記録より、フライト済みの機体のうちTF2、F8は、OoAスプライス接着工程が8~9月の高温多湿期に実施されており、それ以外はすべて1月~4月に実施されている。TF2は搭載衛星 (VEP-4: 約2.6ton) が比較的軽量で飛行中にPSSに負荷される慣性力が小さかったことから、重量衛星 (約4.8ton) を搭載したF8にて初めて発現した可能性があると評価。
 - F8でスプライス接着部の超音波探傷検査においてインジケーションが広範囲にあった等の製造特異事象とも整合する可能性あり。

- 以上から、8号機の特異性として吸湿の影響を評価する必要があると判断し、吸湿による接着強度や破壊靱性への影響を**要素試験 (加速吸湿試験)**にて評価した。
- その結果、接着強度は吸湿がない場合に対して約25%低下するデータが見られたことから、**8号機のPSSは剥離が発生しやすい状態であった可能性**がある。一方、破壊靱性には有意な影響が見られなかったことから、剥離の進展しやすさについては吸湿の影響は小さいと考えられる。

No (※)	OoA実施日	室内温度 [°C]	室内湿度 [%]	絶対湿度 [g/m3]
PM	2019/2/15	7.0~12.5	37.0~45.0	2.9~5.0
TF1	2020/1/24	12.0~15.5	59.0~77.5	6.3~10.3
TF2	2021/9/16	21.7~26.9	57.0~78.0	10.9~20.0
F3	2021/2/18	4.5~10.2	32.5~39.0	2.1~3.7
F4	2022/4/28	15.0~21.0	41.0~55.0	5.3~10.1
F5	2024/3/15	7.9~15.7	57.0~66.0	4.7~8.8
F8	2024/9/20	27.6~31.3	57.0~74.0	15.2~24.1
05	2023/2/24	14.9~18.4	76.0~98.0	9.7~15.4
09	2024/2/14	7.2~15.0	64.0~71.0	5.0~9.1
10	2025/4/21	21.8~25.3	72.0~83.0	13.8~19.5
06	2025/8/22	25.9~28.2	58.0~74.0	14.1~20.4
12	2025/11/7	15.4~21.9	58.0~71.0	7.6~13.7

↑ フライト済み ↓

【OoAスプライス接着実施時の環境】

(※) 未フライトはS/Nを示す

① 事象の発生メカニズム

①-2 フライト中に剥離が進展するメカニズム

【試験検証の状況】

剥離部周辺を部分的に真空負荷した際に、剥離が拡大することを実機PSSの剥離発生部にて確認した。

【解析評価の状況】

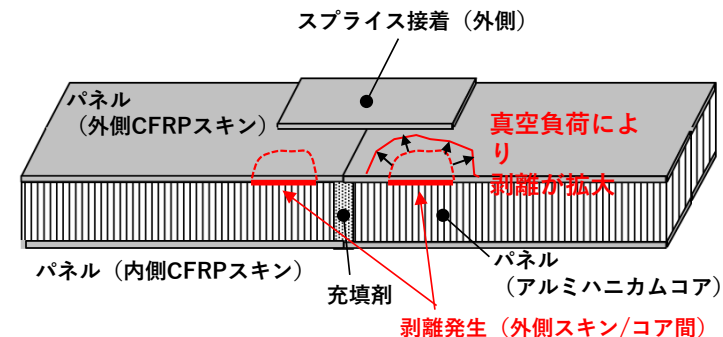
フライト中の真空環境下で、コア内部に密閉された空気との差圧により、スキンを引き剥がす荷重が発生し、剥離が拡大し得ることを確認した。

【今後の計画】

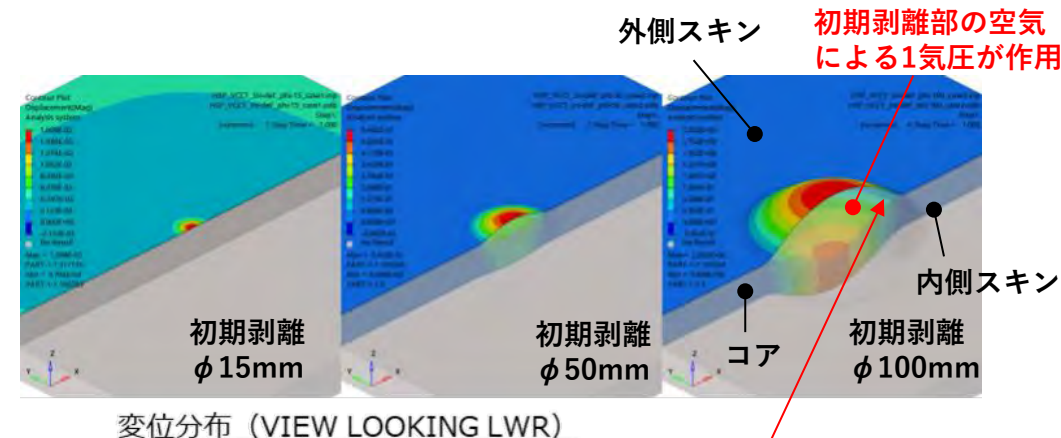
実フライトにおける剥離の拡大挙動を確認するために、スプライス接着工程で剥離を再現させた実機パネルを製作し、剥離が発生したパネル全体を真空チャンバに入れ、剥離が拡大する挙動を観察する試験を準備中。

【部分真空負荷試験】

実機PSSでの剥離部に真空環境を負荷して、剥離が拡大することを確認。



【解析：初期剥離径を3水準設定し、1気圧の差圧負荷時の挙動を評価】



差圧によりスキンを引き剥がす荷重が発生し、剥離先端の曲げ歪が大きくなる

① 事象の発生メカニズム

①-3 フェアリング分離時に短時間で破壊に至るメカニズム

【試験検証の状況】

スプライス接着時の熱負荷および初期剥離を模擬したクーポン試験片に対し、飛行中の静荷重と衝撃を負荷すると、**瞬時に剥離が進展**することを確認した。

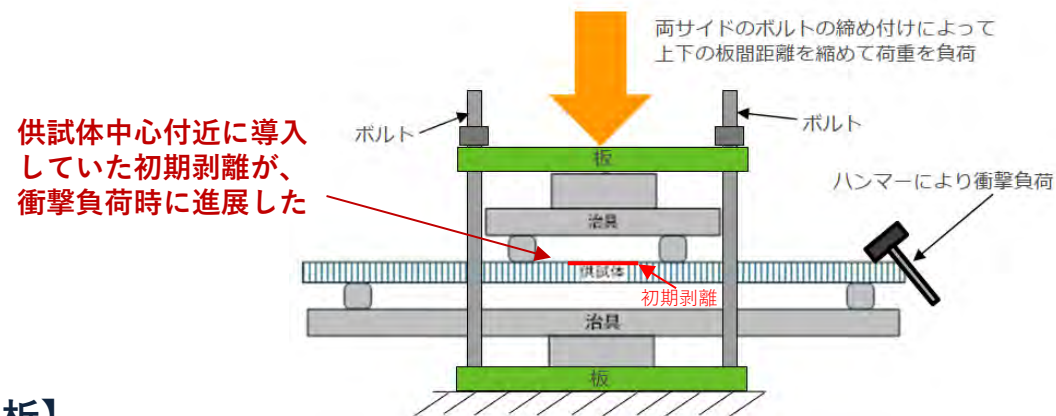
【解析評価の状況】

剥離面積が拡大すると、より低荷重で広範囲のスキンが座屈に至ることを確認した。これは、広範囲のスキンが剥離することでパネルが剛性を喪失し、荷重を支えられなくなることで、**瞬時に全体破壊**に至る可能性があることを示唆している。

【今後の計画】

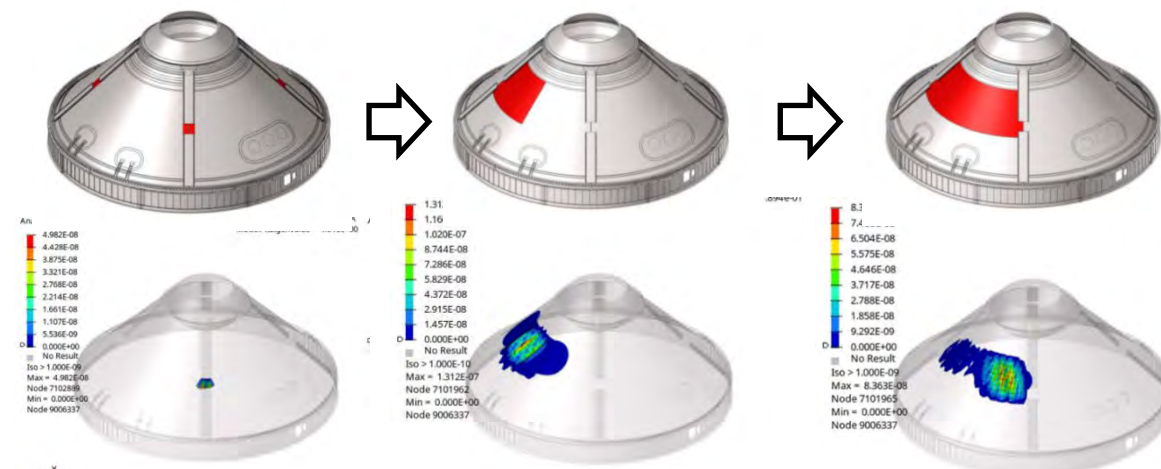
剥離を起点に瞬時に破壊に至るメカニズムを検証するため、**破壊力学的な剥離進展評価が可能な詳細モデルによる解析**を実施し、要素試験によるモデル検証と併せて破壊メカニズム推定の妥当性を検証する。

【試験】 静荷重と衝撃負荷による剥離の拡大



【解析】

FEMモデル上でコア/スキン間の剥離を模擬し、剥離面積拡大時の座屈荷重を評価。(赤色が剥離領域)



剥離面積が拡大すると、低い荷重で大きな面積が座屈することを確認

① 事象の発生メカニズム

■ 製造済みフェアリングの調査状況

- PSSと同様にスプライス接着工程を実施しているフェアリングについて、剥離の有無の確認を進めており、**現時点で剥離は確認されていない**。フェアリングは全長が長いのでアクセス性が確保できるものから順次進める。
- フェアリングで用いているアルミハニカムコアはPSSとは異なり**水没性を確保している仕様**であることから、加温による内圧の上昇が無い場合、剥離が生じていない可能性がある。今後、水平展開として評価をまとめる。

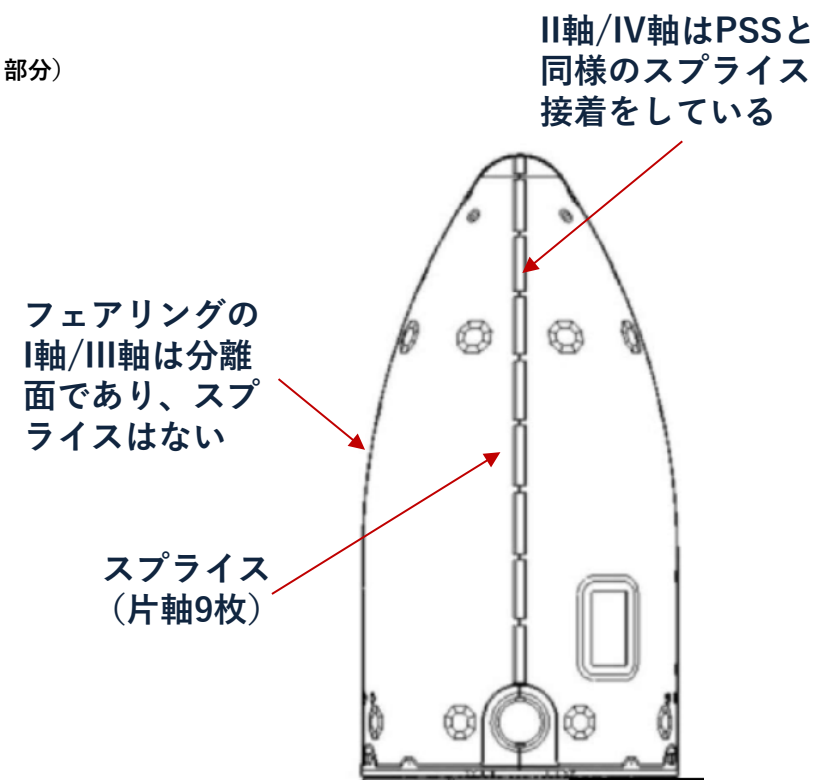
フェアリング スプライス間
(スプライスの間に位置する部分)

S/N	II軸	IV軸
PM	○(※1) / -	○(※1) / -
05	○(※2) / -	○(※2) / -
06	- / -	- / -
09	○(※2) / -	○(※2) / -
10	○(※3) / -	○(※3) / -
11	○(※2) / -	○(※2) / -
12	○ / ○	○ / ○
13	○ / -	○ / ○

凡例
外側 / 内側
○ : 剥離なし
× : 剥離あり
- : 未確認

フェアリング スプライス下
(スプライス接着部の下に位置する部分)

S/N	II軸	IIIV軸
PM	- / -	- / -
05	- / -	- / -
06	- / -	- / -
09	- / -	- / -
10	- / -	- / -
11	- / -	- / -
12	- / -	- / -
13	- / -	- / -



(※1) : PM用のセンサ貼り付けなどの制約から一部未検査箇所あり
 (※2) : 断熱材貼り付け済みもしくはアクセス性から、断熱材貼り付け範囲は未検査
 (※3) : アクセス性から一部 (アクセスドア付近) のみ検査完了

② フライト時のデータとの整合性

■ ②-1 画像に見られた白飛び

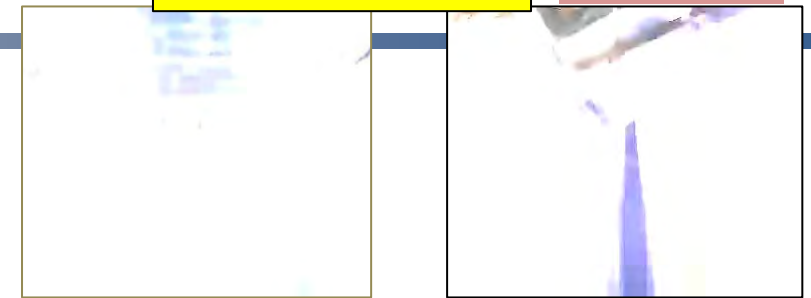
● 特異事象

カメラの自動露出 (AE) 特性から、これまでのフライトにおいてもフェアリング分離に伴う光の入射により映像が白飛びするケースがある。F8号機については**白飛び期間が長く継続**していることと、白飛び期間中にフェアリング外の宇宙空間が写っていないことが特異的である。

したがって、何等かの光 (反射や散乱を含む) がカメラ画角内に広がっていると考えられる。

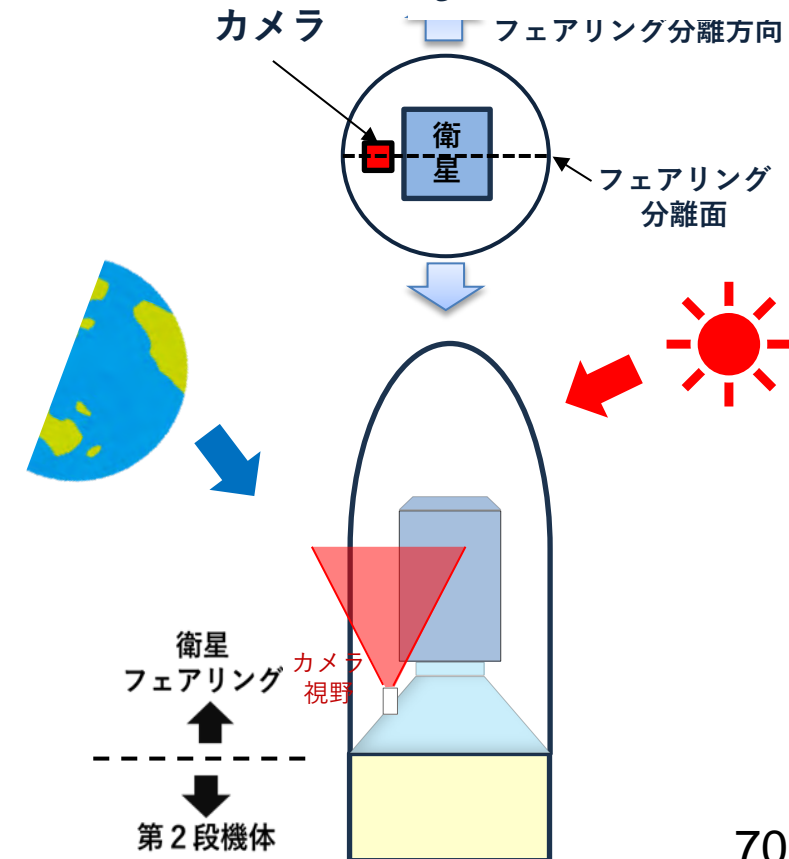
● カメラと太陽・地球の位置関係

太陽は衛星の影にあり直接カメラに入射しないが、フェアリングが開いた後はフェアリングの先端付近に光が差し込む。また、地球はフェアリングが完全に分離した後はカメラの画角に一部入る位置関係にあり、フェアリング分離が開始されるとともに、隙間からフェアリング内にアルベド (反射光) が入る。



F8 白飛びが継続し
宇宙空間が見えない

TF1 外からの入射により
フェアリング内面が白飛びするが宇宙空間は見える

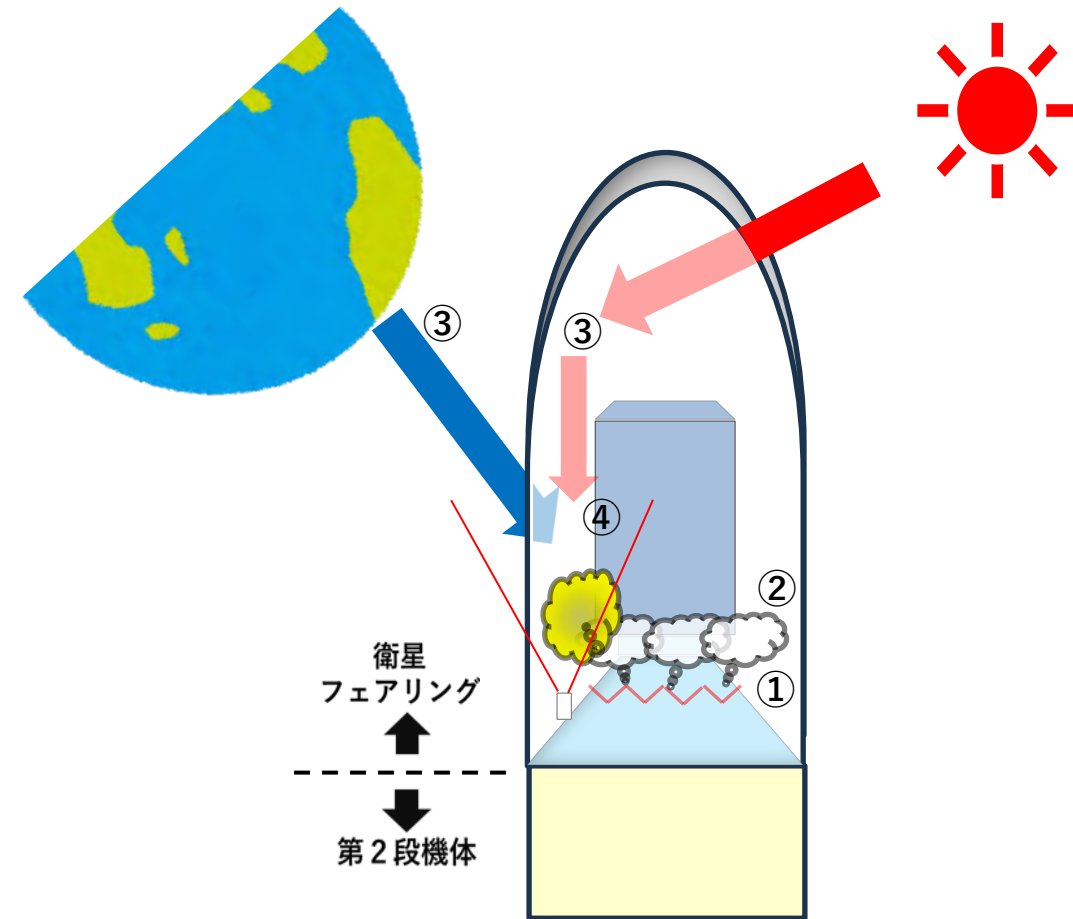


② フライト時のデータとの整合性

■ ②-1 画像に見られた白飛び

● 想定メカニズム

- ① PSSの損傷によりアルミハニカム内に閉じ込められていた空気が真空中に噴出する。
- ② 断熱膨張により温度が下がり空気に含まれている水分が霧状になる。
- ③ フェアリングの開頭挙動によりフェアリングの隙間から太陽光が入射しフェアリング内面に反射する、もしくはフェアリングの隙間から地球のアルベドが入射しカメラ前面を照らす。
- ④ これらが光源となり霧で散乱しカメラに映る。

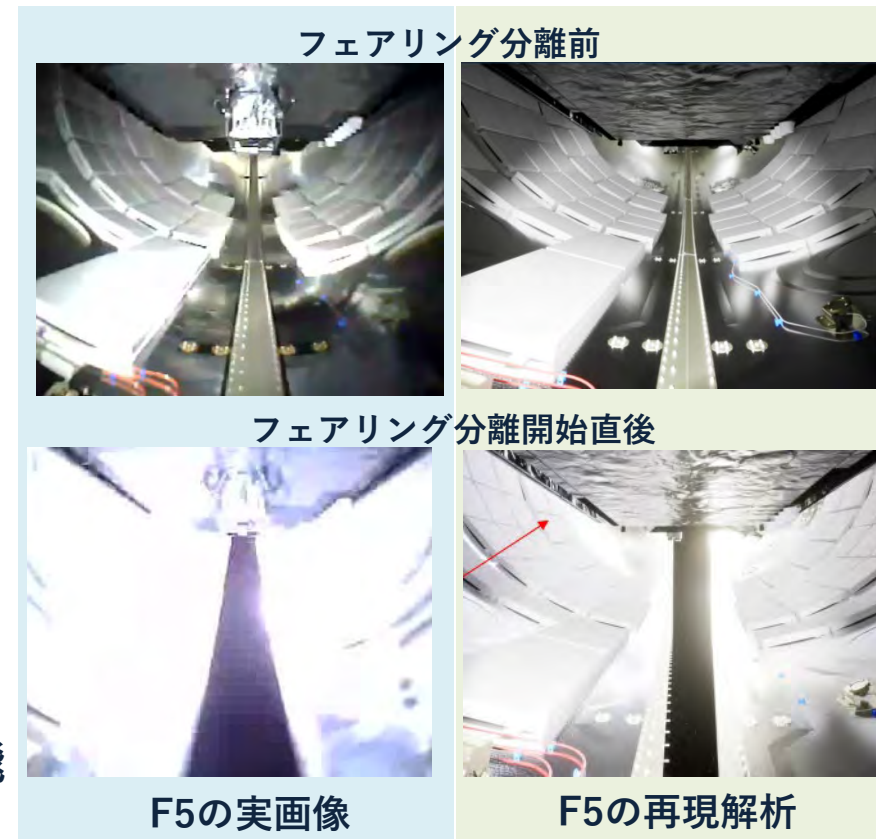


② フライト時のデータとの整合性

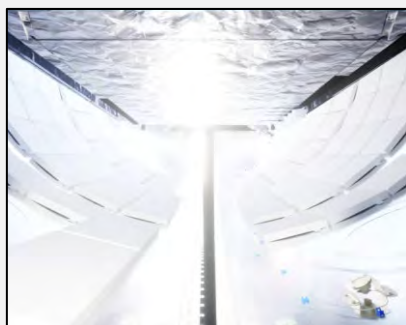
■ ②-1 画像に見られた白飛び

- 解析 (CG) による再現

- ・ フェアリング内の衛星や艀装品、フェアリング外の太陽や地球 (太陽光を反射するアルベド) をモデル化し、正常な打上げであったF5の実画像を再現できるように、材質や光源をチューニングしたモデルを作成した。
- ・ 地球からの反射光が若干弱いものの、**カメラに映る対象物の質感や見え方などを再現**させることができています。
- ・ F8の再現解析として前述したシナリオに①沿ったガス (霧) を生じさせたケースでは、**ガス (霧) の濃度に応じて画面全体が白飛びする映像となることを確認した。**
- ・ 一方、②構造体や③細かな飛散物がカメラ前に出てきたケースでは白飛びは再現されないことを確認した。



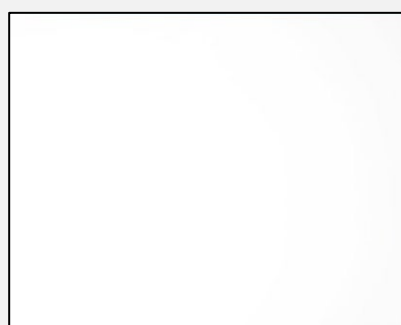
① ガスのケース



ガス (霧) なし

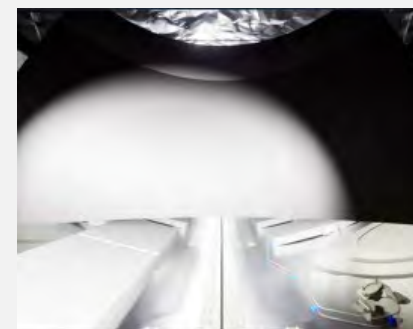


ガス (霧) 濃度中



ガス (霧) 濃度高

② パネルにライトが反射



③ 細かいアルミの飛散



② フライト時のデータとの整合性

■ ②-1 画像に見られた白飛び

● 試験による再現

- 試験条件 (コンフィギュレーションを右図に示す)

カメラ：フライト用と同一

バックグラウンド：分離前のフェアリング内照度を模擬
ガス：スプレー缶 (オープンなコンフィギュレーション
での試験でガス (霧) 濃度のコントロールは困難)

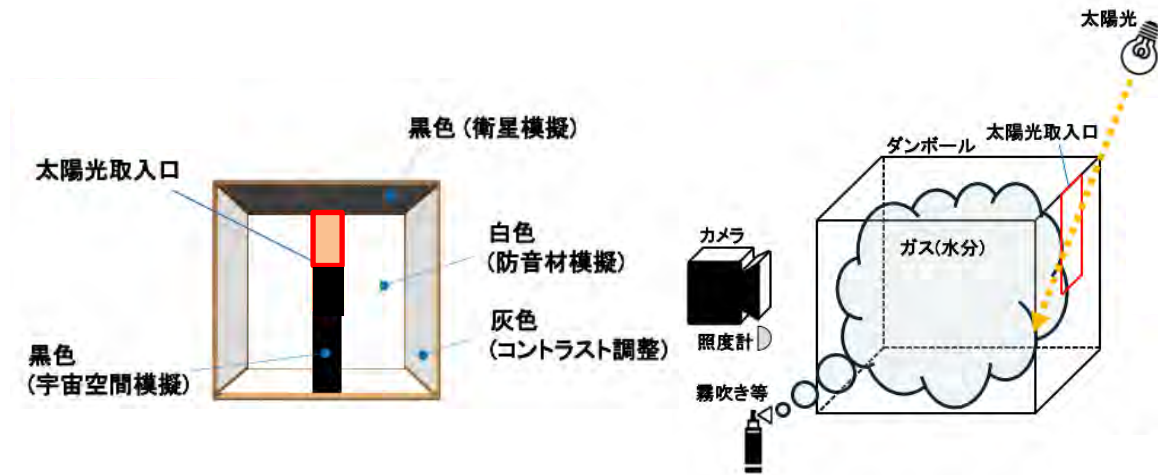
光源：太陽光

● 試験結果

霧を模擬したガスのある状態で太陽光を隙間から入射すると全面に近い広い範囲で白飛びが生じた。

一方で、ガスのない状態では太陽光が入射する部分は白飛びするものの散乱はしないため、白飛びは広がらなかった。

以上から、ガス (霧) に太陽光等が入射し散乱することにより、広い範囲で白飛び映像となり得ることを確認した。



試験コンフィギュレーション



ガス (霧) なし

ガス (霧) あり

試験結果

② フライト時のデータとの整合性

②-1 画像に見られた白飛び

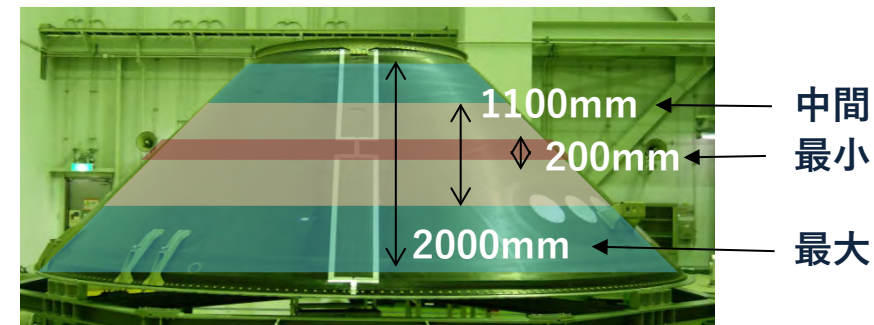
PSSのハニカムパネルの損傷により生じる霧を含んだガスの量について、いくつかの前提のもと評価を実施し、解析との比較を実施。

- パネル (アルミハニカム) から出る空気量 (剥離範囲)

ケース	高さ	パネル内の容量
最大	2000mm	0.4m ³
中間	1100mm	0.22m ³
最小	200mm	0.04m ³

- ハニカム内の空気の湿度 (岐阜の気象データ)

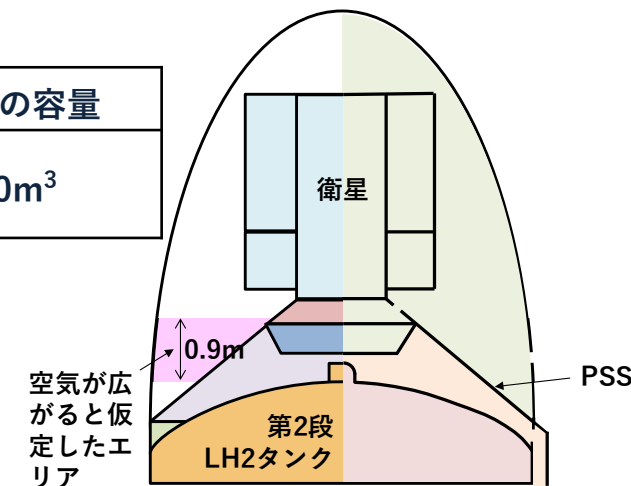
ケース	条件	温度	相対湿度	絶対湿度
最大	夏期	30°C	70%	21.3g/m ³
中間	中間	23°C	60%	12.4g/m ³
最小	冬期	5°C	65%	4.4g/m ³



- 空気が広がるエリア

構造破壊の後に真空中への拡散であり、一概に設定できないが、あるタイミングで図中の赤いエリアに広がると仮定して評価する。

ケース	高さ	空間の容量
ノミナル	900mm	10m ³



② フライト時のデータとの整合性

■ ②-1 画像に見られた白飛び

● パネルから放出される水分量、濃度

ケース	条件	水分量	濃度
最大	剥離最大、夏期	8.4g	0.84g/m ³
中間	中間、中間	2.6g	0.26g/m ³
最小	剥離最小、冬期	0.2g	0.02g/m ³

● 霧の粒径 (文献値)

ケース	直径
最大	10 μm
中間	6.5 μm
最小	3 μm

● ガス中の水分による視程

トラベルトの式：視程を計算する経験式

$$V = C \cdot r / w$$

V：視程 r：粒径 w：単位体積あたりの液状含水量

C：定数（経験値であり粒径が揃っている場合は1.3が一般的）

ケース	条件	視程
最大	水分多い、粒径小	5m
中間	水分中間、粒径中間	30m
最小	水分少ない、粒径大	700m

気象条件の区分

視程

濃霧： ~100m

霧： 100m~1km

もや： 1km~10km

以上の結果から、中間ケースでも濃霧に相当する霧が生じていた可能性があると考えられる。

今後、想定されるガス濃度と解析上のガス濃度の整合性について検討する。

② フライト時のデータとの整合性

■ ②-2 衛星のMLI、パネルの剥がれ

● 特異事象

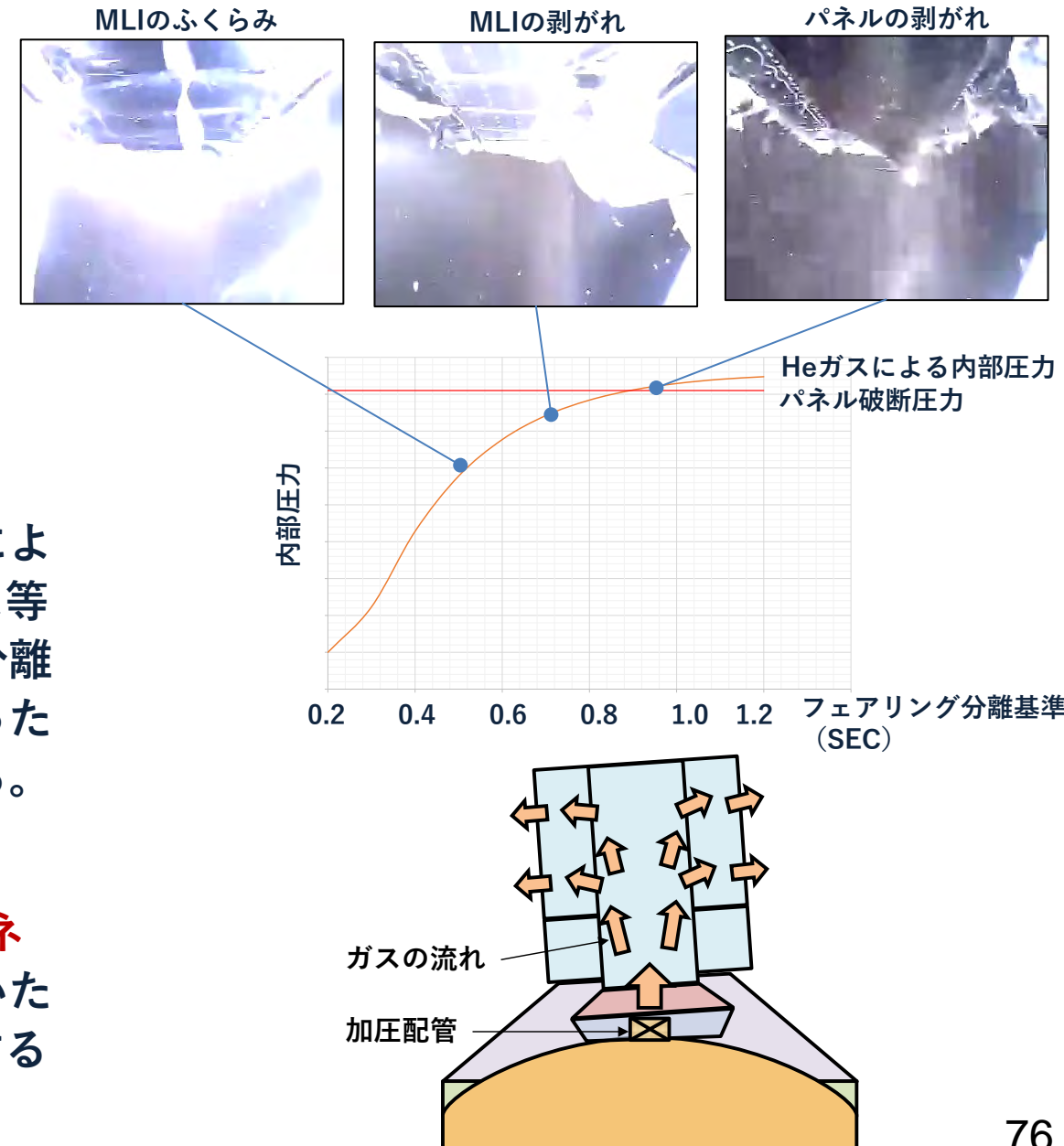
フェアリング分離直後の白飛びが晴れてきたのちに、衛星構体のMLI、パネルが順に吹き飛ばされて最終的に衛星内部が見える状態になっている。また、衛星内部から外部に向けてガスの流れのような物が写っている。

● 推定メカニズム

衛星及び衛星搭載構造の一部が機体内に落ち込んだことにより、第2段LH2タンクの加圧配管を損傷させ流出したHeガス等の流動により衛星の横面から噴き出した。この場合、衛星分離部の温度データと時系列含め整合する。これらは起点となった衛星搭載構造の破壊の後に発生した二次事象と評価している。

● 解析による評価

加圧配管から流出したHeガス等の圧力により、衛星のパネルを破壊し得ることを、衛星に提供いただいたモデルを用いた解析により確認した。パネルに比べてMLIの方が差圧に対する強度が弱く、先にMLIが剥がれたこととも整合している。



② フライト時のデータとの整合性

■ ②-3 フェアリング分離検知の特異性

- 前頁で示したフェアリング分離検知が早いことをトップ事象としたFTAは以下の通り。
- PSSの構造変形等により想定より早くQDコネクタが抜けた可能性が残っている。

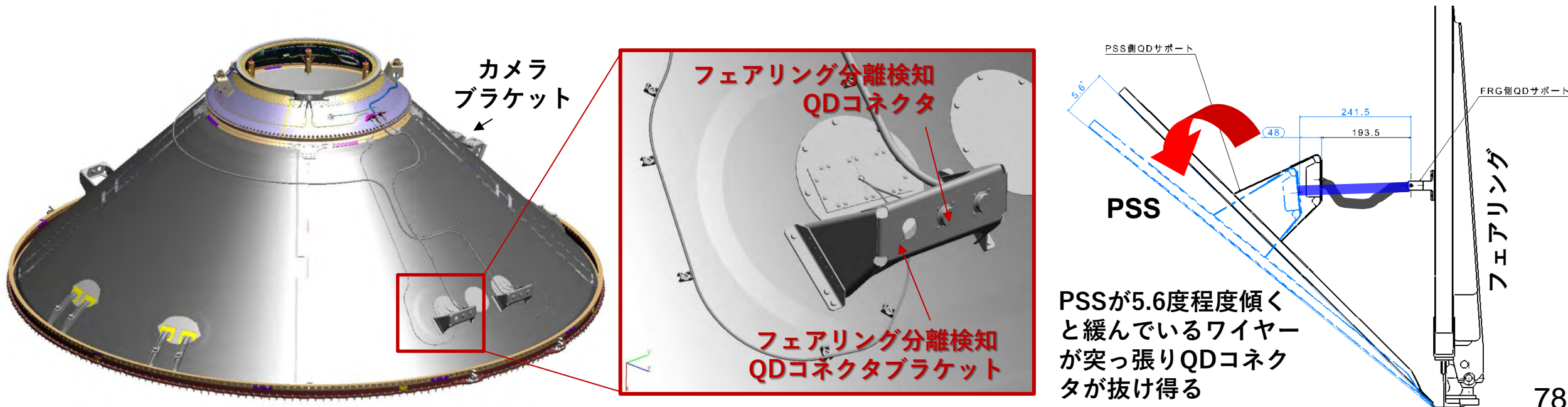
事象		1次要因	2次要因	要因の評価	
TOP事象	分離用火工品点火からフェアリング分離検知までの時間が他号機より早い	E1.QDコネクタのワイヤーが早く突っ張った	E1.1. フェアリングの開頭挙動に異常があり開頭が速かった	×	今号機におけるフェアリング分離のカメラ画像から評価したフェアリングの開頭時間は他号機と同等であることから、要因ではない。
			E1.2. QDコネクタブラケット(PSS側)の変形等により想定より早くQDコネクタを引き抜いた	△	衛星搭載構造(PSS)の上部が破損し、残ったPSSの下部が弾性変形し、50mm程度の変位が発生した場合には、それによってワイヤーが引っ張られてQDコネクタが抜け、分離検知に至る可能性がある。この場合、搭載高さが類似しているカメラの画角も事象発生直後に変化する可能性がある。カメラの映像で白飛び期間に相当することから画角の変化を直接確認はできないが、変化を否定することはできない。今後、PSSの弾性変形が起きた可能性につき検討を継続する。なお、今号機におけるQDコネクタのワイヤーの弛みは他号機と同等であることを打上げ前の写真により確認している。
		E2.QDコネクタから収録装置までのハーネスが断線した		×	収録装置からQDコネクタまでのワイヤハーネス(W/H)が断線した場合、断線したタイミングで検知するため、通常より早いタイミングで断線した場合には早く分離検知する。分離検知用のW/Hは、フェアリング分離検知以降も計測できているテレメータのW/Hとほぼ並行して艤装している。PSS構造破壊後、W/Hを引っ張り、QDコネクタからW/Hが抜けるモードも考えにくい。試験にて、W/H固定用タイラップは破断しやすく余長が発生するためFRG分離検知までの時間ではW/Hを引っ張ることができないことを確認した。
	E3. 想定以上の環境印加によりQDコネクタが抜けた		△	構造破壊時に発生した衝撃等により想定以上の環境が印加されたことによりQDコネクタが抜けて分離検知に至るモードを想定したものであり、要因である可能性がある。詳細評価中。	

○: 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 フライト時のデータとの整合性

■ ②-3 フェアリング分離検知の特異性 (つづき) : FTA E1.2. (△) の補足

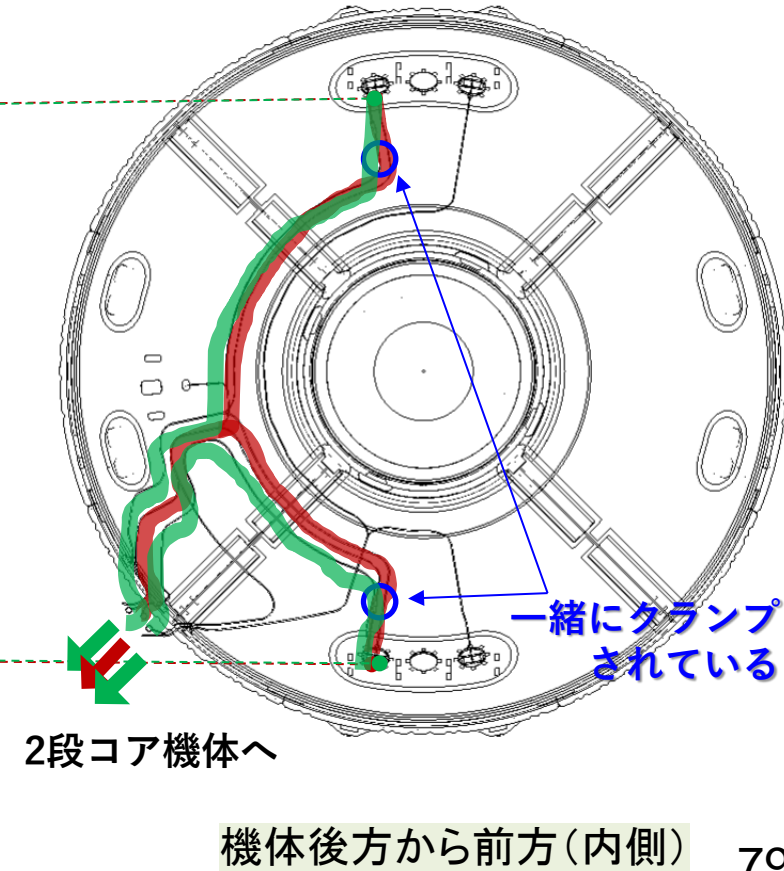
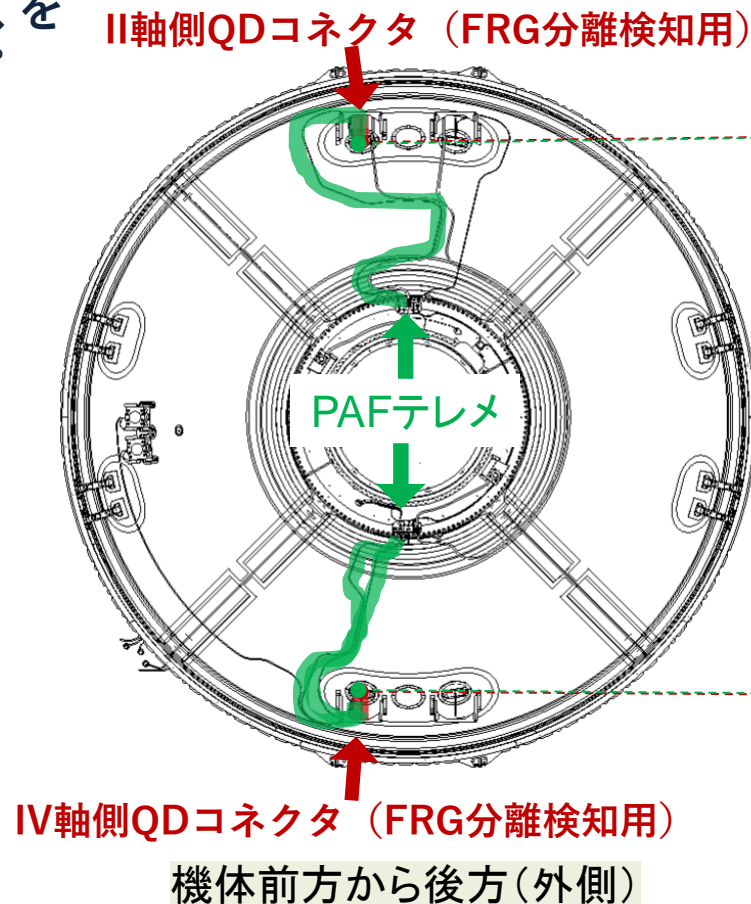
- フェアリング分離検知QDコネクタの外観は下図参照。PSSの上部が破損し、残ったPSSの下部が弾性変形し (右下図参照)、50mm程度の変位 (PSSの傾きとして5.6度程度に相当) が発生した場合には、それによってワイヤーが引っ張られてQDコネクタが抜け、分離検知に至る可能性がある。
- この場合、搭載高さが類似しているカメラも振れていた可能性がある。R8.2.25報告では、カメラの画角は事象発生後も大きく変わっていないとしていたが、事象発生直後の短時間に限るとフェアリング分離画像は白飛びのため非常に不鮮明であり判断は難しい。PSSの弾性変形が起きた可能性につき検討を継続する。



② フライト時のデータとの整合性

■ ②-3 フェアリング分離検知の特異性 (つづき) : FTA E2. (×) の補足

- フェアリング (FRG) 分離検知ラインのワイヤーハーネス (W/H) は、PSS内側に入り、一旦、機体前方側 (中心側) に上がった後、合流して2段コア機体に向かっていくルーティングとなっている。
- MECO付近まで計測できていたPAFテレメラインのW/HはFRG分離検知ラインのW/Hの近くを通っておりかつ、一緒にクランプされている箇所もあるため、FRG分離検知ラインだけ断線したとは考えにくい。
- また、PSS構造破壊後、W/Hを引っ張り、QDコネクタからW/Hが抜けるモードも考えにくい。試験にて、W/H固定用タイラップは破断しやすく余長が発生するためFRG分離検知までの時間ではW/Hを引っ張ることができないことを確認した。



2-1. FTA (本日時点)

調査・安全小委員会
(第61回) 資料

赤字：前回報告からの更新
(前回報告でのFTAはp32参照)

更新

事象		1次要因	2次要因	3次要因	直接要因の評価 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	連鎖的な要因の評価 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	△*1	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した。当該加速度センサの出力値は実値の大きさと必ずしも一致しないが、符号は整合することを確認した。これによりフェアリング分離の火工品作動に伴う衝撃は従来号機相当であり、単独で主要因とはならない。	可能性あり
			1.1.4 圧力	△*1	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いる。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検討した上で、単独で主要因とならないと評価した(2-1.FTA1.4の評価参照)。	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、フェアリングが衛星もしくは衛星搭載構造に衝突し、異常な加速度が発生したモードを想定したものである。フェアリングが衝突するには最も早いケースでも0.4秒程度必要であり、直接要因とはなり得ないと評価した。	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。衛星と衛星搭載構造の締結部の歪エネルギーが誤開放されて事象が発生した場合、第1段・第2段分離以降断線したことと整合しないため要因とはならないと評価した。	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	△*1	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。衛星の推進薬については要因とならないことを要素試験で確認した。ロケットの推進薬については、単独では主要因とならないと評価した(2-1.FTA1.3、FTA1.3.1の評価参照)。	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	
		2. 内部構造の損傷により発生	△ (~○*2)	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。製造済みの衛星搭載アダプタを調査した結果、CFRPスキンとアルミハニカムコアが剥離している箇所があることが確認された。8号機も同様の状態でフライトに臨んだ可能性が高く、直接要因である可能性がある。製造記録を確認した結果、上記剥離に関連する事項以外には現時点で特異性は確認されていない。	可能性なし	

○: 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

*1 これらのモードが単独で要因となることは可能性として無いが、2.との複合で要因となりうる可能性がある

*2 フライト中の剥離進展や最終的に破壊に至るメカニズムが明確になれば○となり得るが、現時点評価中であるため括弧付きとしている。

■ 発生シナリオの設定

- 今後、FTAで識別した要因の絞り込みを進めるにあたり、各要因がどのような流れで進行し事象に至ったのかシナリオとして設定する。
- シナリオとは、一連の発生事象を合理的に説明できる一連の物理的挙動を示し、FTAによる分析では表現しきれない連続的なシステムの挙動を表したものである。
- シナリオ設定においては、事象の把握において明確にしてきた“非常に短時間で発生している”ことや、“最終的に衛星搭載構造の破壊に至る”ことに整合するよう配慮する。

2-2. 発生シナリオ

■ 発生シナリオの設定（続き）

- 設定したシナリオを以下に示す。シナリオは故障要因毎に設定しており、各シナリオの中でも損傷個所などいくつかのパターンが考えられるがその代表的なものを示す。

No.	故障要因	関連するFTA	発生シナリオ	評価
1	火工品破裂	1.3.1	フェアリング分離時に作動する火工品からガスが噴出し、ガスによる熱もしくは圧力波が衛星搭載構造に損傷を与え、飛行中の加速度（慣性力）で破壊に至る。	真空環境下で実施したフェアリング分離機構の要素試験結果から、エネルギー的にPSS破壊に至らないと評価した。
2	フェアリング内の爆発	1.3.1	搭載燃料などの可燃性のガスがフェアリング内に滞留し、フェアリング分離時の衝撃等により爆発し、発生した圧力波が衛星搭載構造に損傷を与え、飛行中の加速度（慣性力）で破壊に至る。	圧力センサで検知できない程度の水素ガスが漏洩し着火した解析を実施し、発生する横方向荷重はPSSの設計荷重に対して十分低いことから直接要因ではない。
3	LH2漏洩	1.3.1	LH2が漏洩し、衛星搭載構造を低温化することで損傷を与え、飛行中の加速度（慣性力）で破壊に至る。	起点となるタイミングで衛星搭載構造内で計測する温度にLH2の漏洩が疑われる温度低下は認められず、起点となるLH2の漏洩は発生していないことから直接要因ではない。
4	差圧荷重発生	1.1.4	フェアリング内のベンティングが正常に行われず、フェアリング開頭に伴いフェアリング内部の圧力が急激に変化し、内外差圧等により荷重が発生、衛星搭載構造に損傷を与え、飛行中の加速度（慣性力）で破壊に至る。	テレメトリデータからフェアリング開頭時に大きな残圧が残っていた可能性はない。最悪側の想定として、センサ誤差範囲の残圧が衛星のある面だけに負荷された評価でもPSSの設計荷重に対して十分低く直接要因ではない。
5	PSS内部構造の剥離	2.	フライト前からPSS内部に製造工程で生じた剥離が存在、フライト中の荷重やPSSパネル内外の圧力差から剥離が進展、フェアリング分離時の衝撃等により剥離が拡大し、飛行中の加速度（慣性力）で破壊に至る。	PSS内部に製造工程で生じた剥離がある状態でのフライトであった可能性が高いと評価。フライト中の剥離進展や最終的に破壊に至るメカニズムについて評価中であり、これらが整合する場合には原因となり得る。

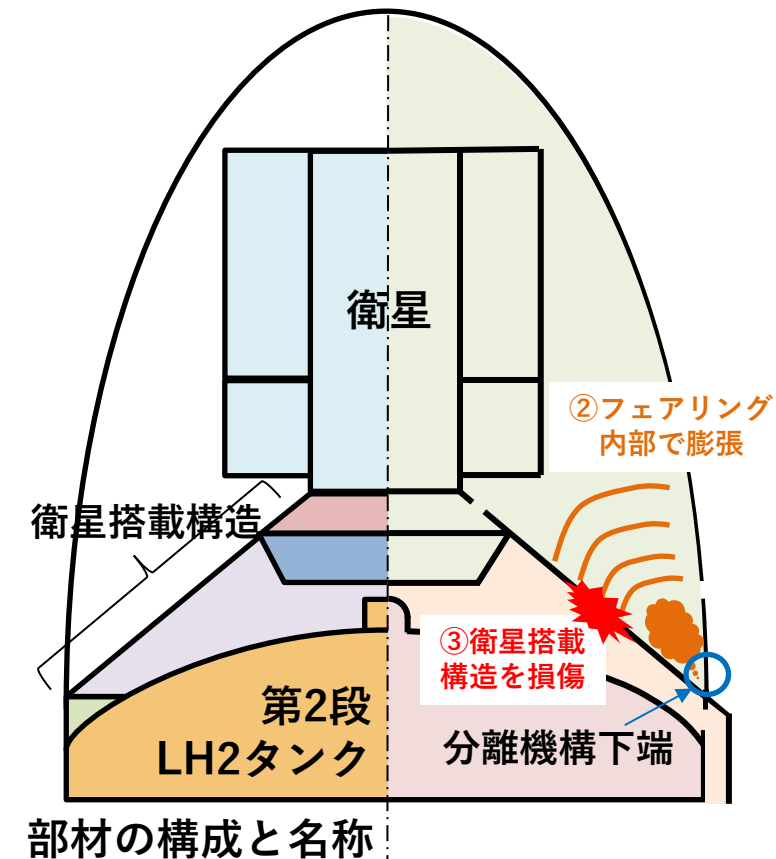
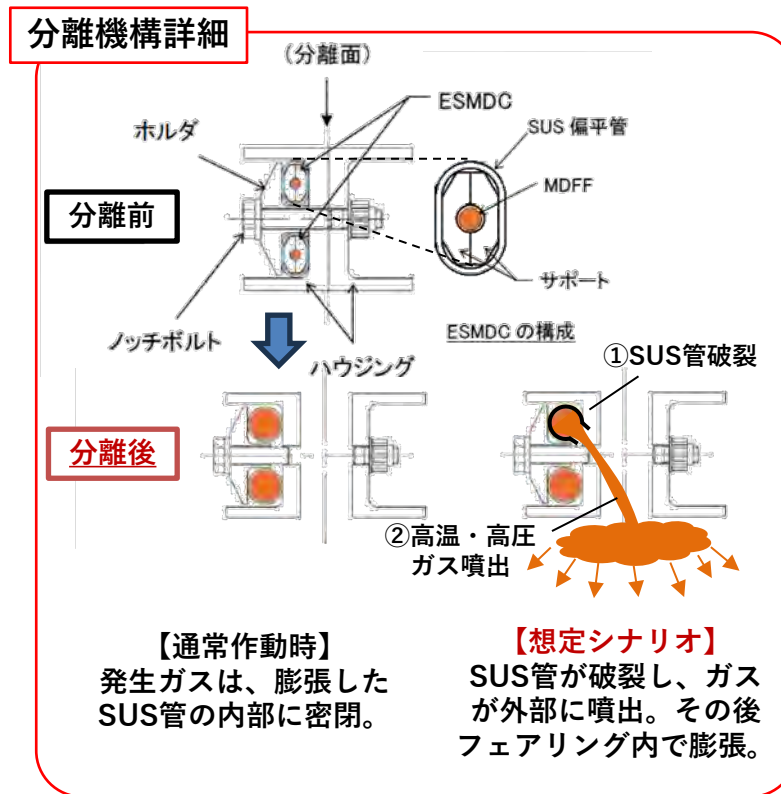
2-2. 発生シナリオ

■ 火工品破裂 (No.1)

- フェアリング分離時に作動する火工品からガスが噴出し、ガスによる熱もしくは圧力波が衛星搭載構造に損傷を与え、飛行中の加速度（慣性力）で破壊に至る。

【シナリオ詳細】

- ① フェアリング分離用火工品が作動した際に、分離機構のSUS偏平管が破裂する。
- ② 破裂したSUS偏平管から、火工品作動時に発生した高温・高圧のガスが噴出し、フェアリング内部空間で急激に膨張する。
- ③ 急激に膨張したガスによる熱もしくは圧力波が、衛星搭載構造に損傷を与え、飛行中の加速度（慣性力）で破壊に至る。



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
 ESMDG：膨脹密封型金属被覆導爆線

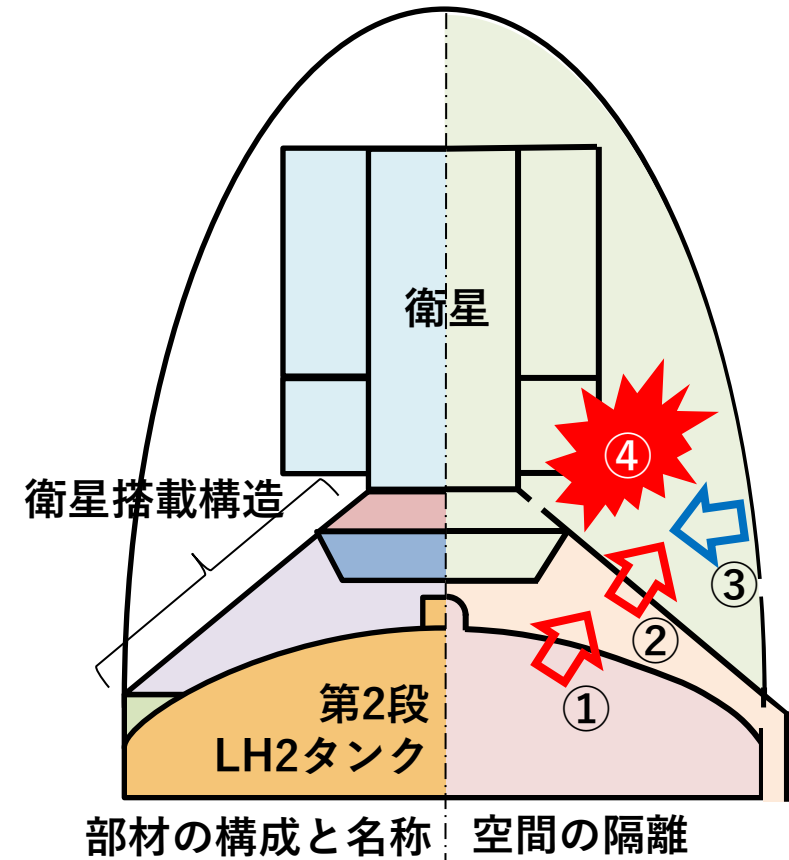
2-2. 発生シナリオ

■ フェアリング内の爆発 (No.2)

- 搭載燃料などの可燃性のガスがフェアリング内に滞留し、フェアリング分離時の衝撃等により爆発し、発生した圧力波が衛星搭載構造に損傷を与え、飛行中の加速度（慣性力）で破壊に至る。

【シナリオ詳細】

- ① リフトオフ後に第2段LH2タンクから水素ガスが漏洩する。
- ② 水素ガスが衛星搭載構造のワイヤハーネスの狭小な貫通部を通じてフェアリング内に侵入する。
- ③ フェアリング構造の内部に残っていた空気（酸化剤）がフェアリング内に出てくる。
- ④ 水素ガスと空気（酸化剤）が混合し、フェアリング分離時に破断したノッチボルトの高温部が着火源となり爆発する。発生した圧力波が衛星搭載構造に損傷を与え、飛行中の加速度（慣性力）で破壊に至る。

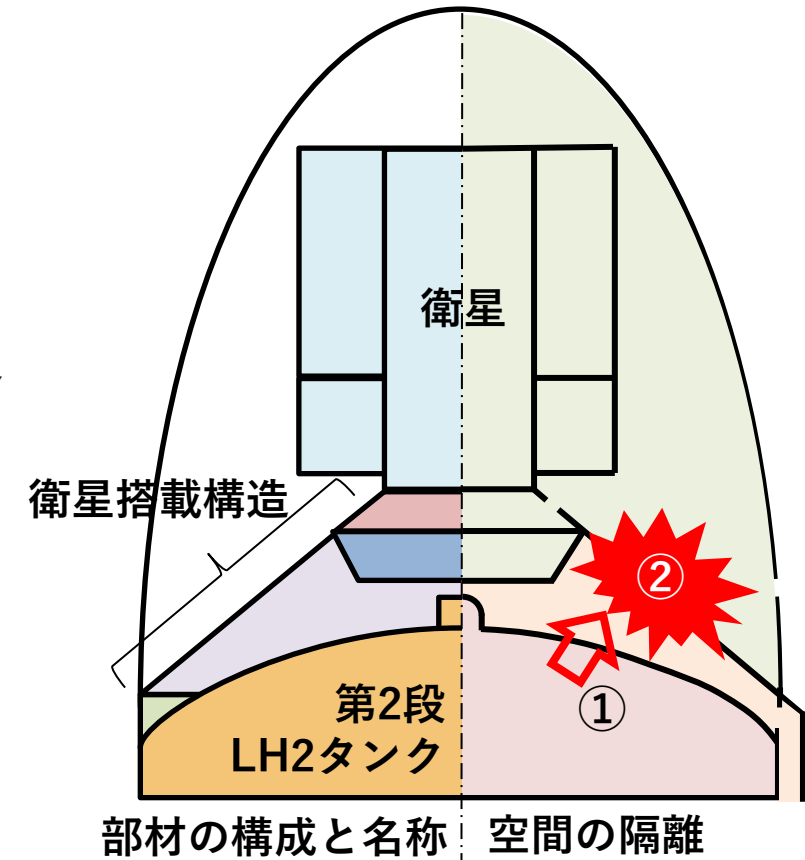


■ LH2漏洩 (No.3)

- LH2が漏洩し、衛星搭載構造を低温化することで損傷を与え、飛行中の加速度（慣性力）で破壊に至る。

【シナリオ詳細】

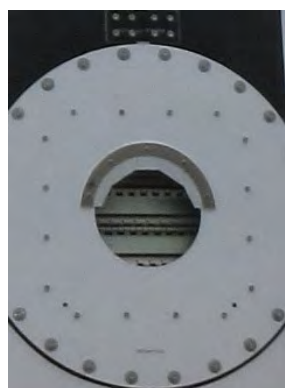
- ① リフトオフ後に第2段LH2タンクからLH2または水素ガスが漏洩する。
- ② LH2または水素ガスにより衛星搭載構造を低温化することで損傷を与え、飛行中の加速度（慣性力）で破壊に至る。



■ 差圧荷重発生 (No.4)

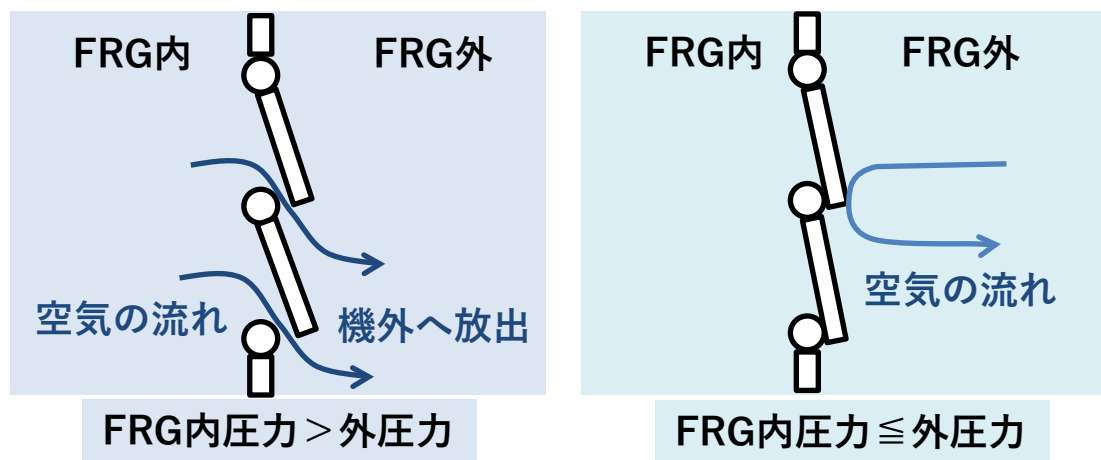
- フェアリング内はリフトオフまで空気で空調しており、内部の気体は機体の上昇に伴う外気圧の低下に従って機外へ放出する。この機外放出について機能しないことを想定したものである。

放出部写真



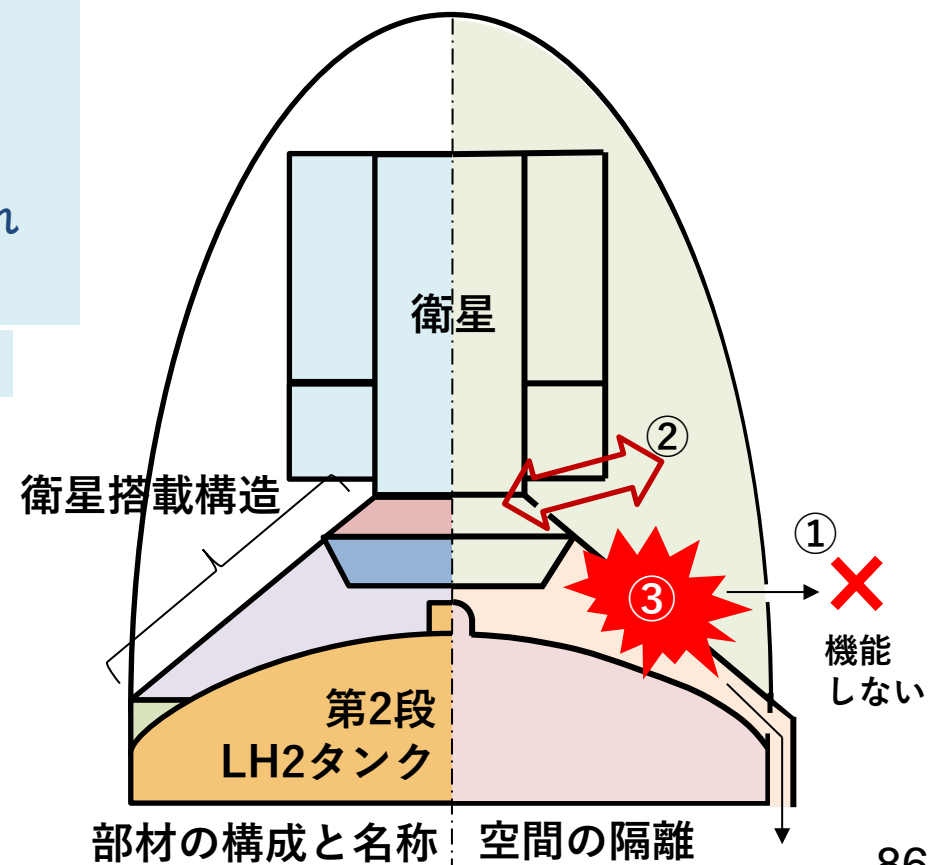
(FRG外側から撮影)

放出部の機能 (正常時の想定)



【シナリオ詳細】

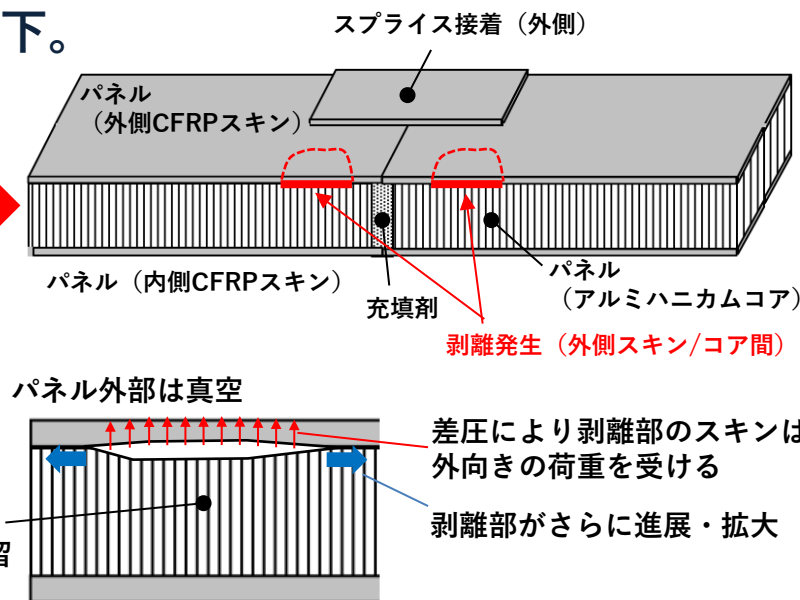
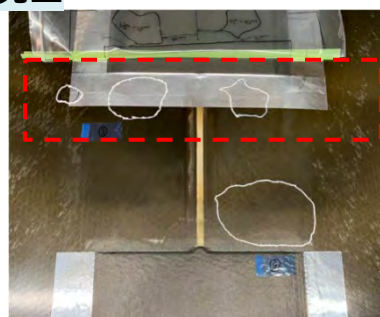
- ① フェアリング内の空気が正常に機外に放出されず、フェアリング内に圧力が残った状態でフェアリングを分離する。
- ② フェアリング開頭に伴い、フェアリング内部の圧力が急激に変化し、内外差圧等により荷重が発生。
- ③ 当該荷重により、衛星搭載構造に損傷を与え、飛行中の加速度(慣性力)で破壊に至る。



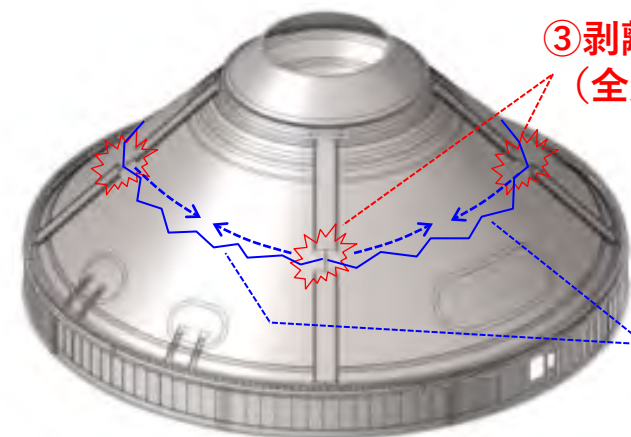
■ PSS内部構造の剥離 (No.5) 【シナリオ詳細】

- ① PSSのスプライス接着工程にて、スプライス近傍のパネルのスキン/コア間に想定以上の剥離が発生。
- ② フェアリング分離までの1段飛行中は、破壊せず耐荷。ただし飛行中の真空環境等により剥離が徐々に進展（ハニカム内部には最大1気圧の空気が密封されており、フライト用PSSで剥離している箇所の外部を局所的に真空状態にしたところ剥離が部分的に進展することを確認した）。
- ③ フェアリング分離時の衝撃等により、剥離部を起点にスキンの局所座屈および急激な剥離の進展が発生。
- ④ 座屈部の剛性が急激に低下するため荷重再分配により連鎖的に座屈が一気に進展し、構造全周が座屈。
- ⑤ 全周座屈したPSSは衛星の慣性力を支えられず、剥離部を境に上下に分割され、PSS上部が衛星とともにLH2タンク側に落下。

①剥離の発生



②剥離の進展



③剥離部を起点とした局所座屈 (全周4位相のスプライス間)

④局所座屈から連鎖的に一気に全破壊

- 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
 - 2-2. 発生シナリオ
- 3. 是正対策
- 4. 今後の計画

3. 是正対策

- RTFに向けた対策は、現時点では、下記の2つの案を候補として、検討を進めている。

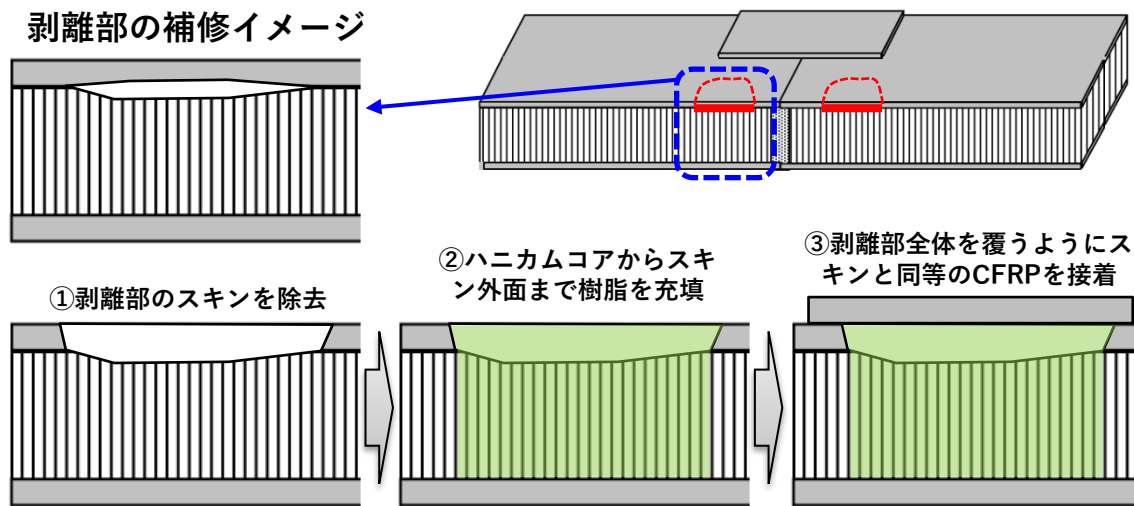
【補修案】

製造済みPSSのすべての剥離箇所および接着強度低下範囲を補修し、初期剥離がない状態でフライトに供する案。

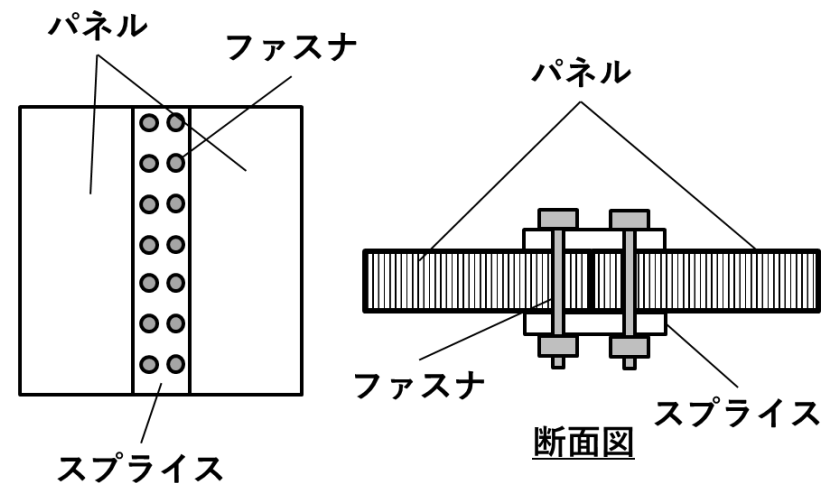
【ファスナ結合案】

PSSパネル結合方式を接着からファスナ結合に変更し、スプライス接着時の熱負荷を排除するとともに、剥離の発生や進展を機械的に防止する案。

- 両案の技術的な成立性、質量等へのインパクト、実機反映計画等を検討し、対策方針を決定する。



【補修案】



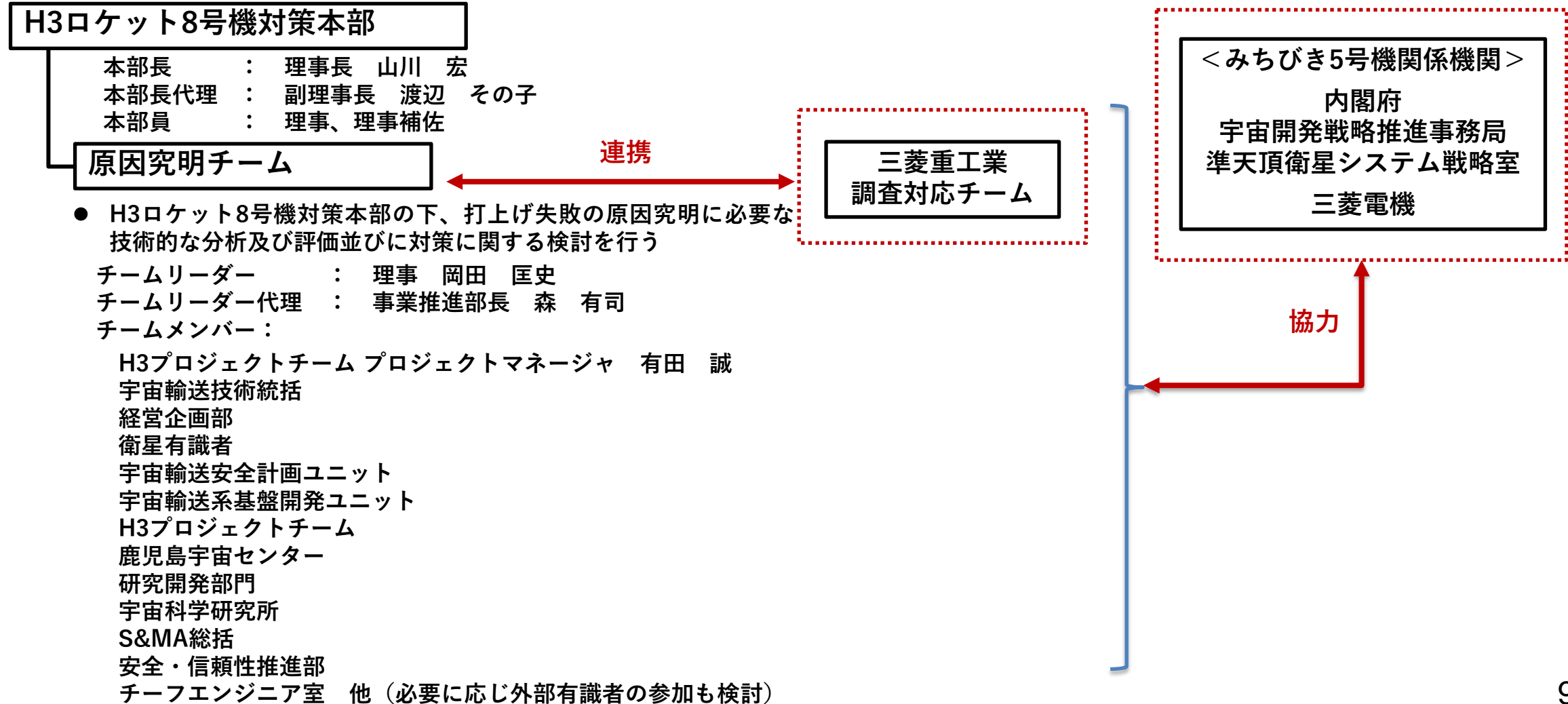
【ファスナ結合案】

- 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
 - 2-2. 発生シナリオ
- 3. 是正対策
- 4. 今後の計画

4. 今後の計画

■ 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。



4. 今後の計画

- FTAおよび発生シナリオを用いて、直接要因の絞り込みを実施した。
- PSSに製造工程で生じた剥離が起点となり、これが進展することで事象に至ったことが直接要因である可能性が高く、その他の取得データ（映像など）とも整合し得ると評価しており、メカニズムの詳細評価を継続する。
- その他のFTAの項目およびシナリオは単独では事象に至らないことを確認した。
- 是正対策としてPSSの補修案とファスナ結合案を検討しており、技術的な成立性、質量等へのインパクト等の観点で今後トレードオフを進める。

【原因の特定】

- 再現試験、再現解析による残りのメカニズムの詳細評価

【是正対策】

- 対策案のトレードオフと効果の確認

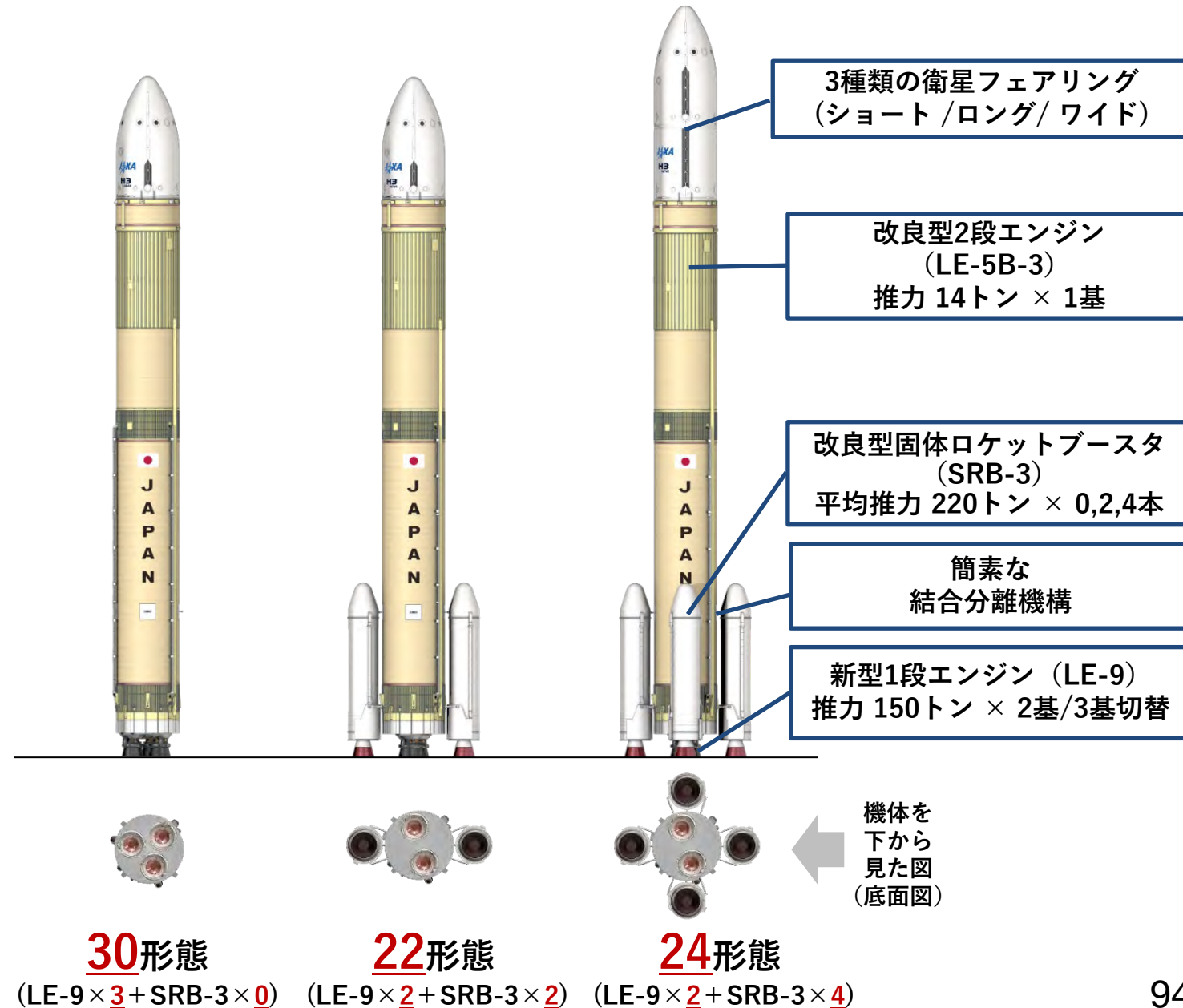
【水平展開】

- 類似の製造プロセスを用いている箇所の評価

参考資料

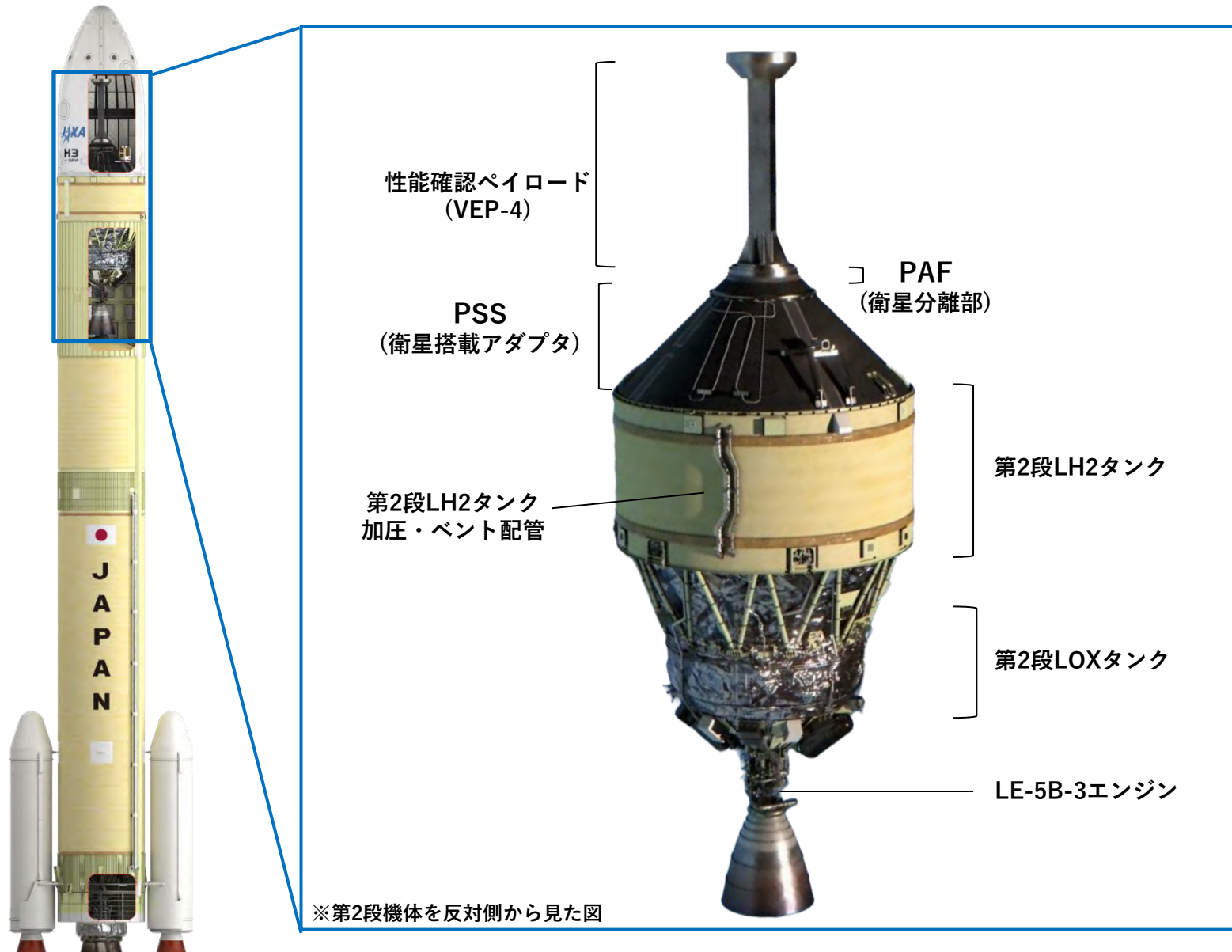
(参考)H3ロケットのシステム概要

- 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



(参考) 第2段機体概要

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

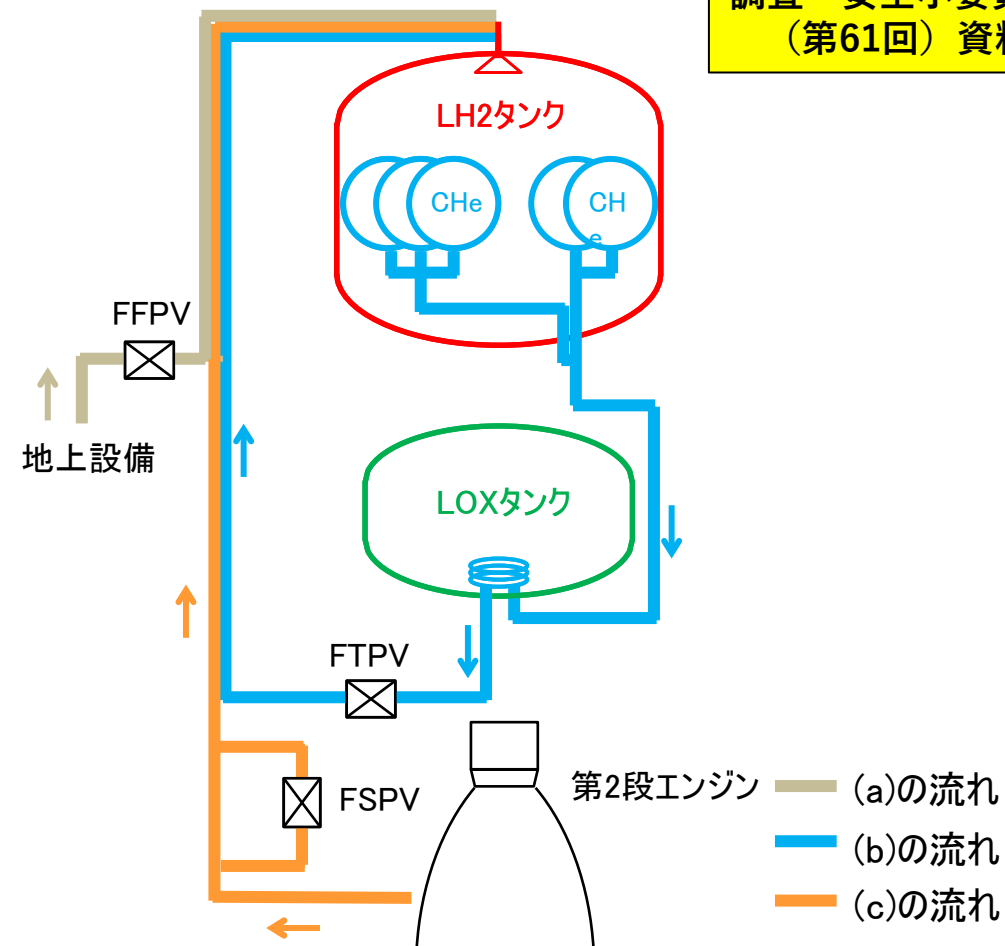
(参考) 第2段液体水素 (LH2) タンク加圧システム

再掲

調査・安全小委員会
(第61回) 資料

■ 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。



第2段推進系系統図(LH2タンク加圧系のみ)

(略語注)

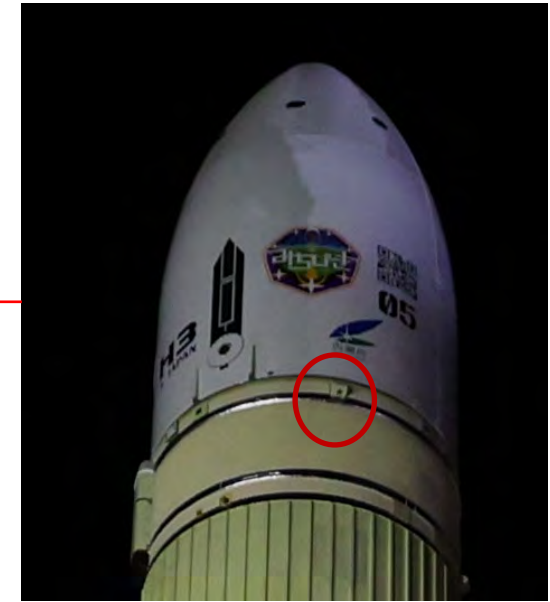
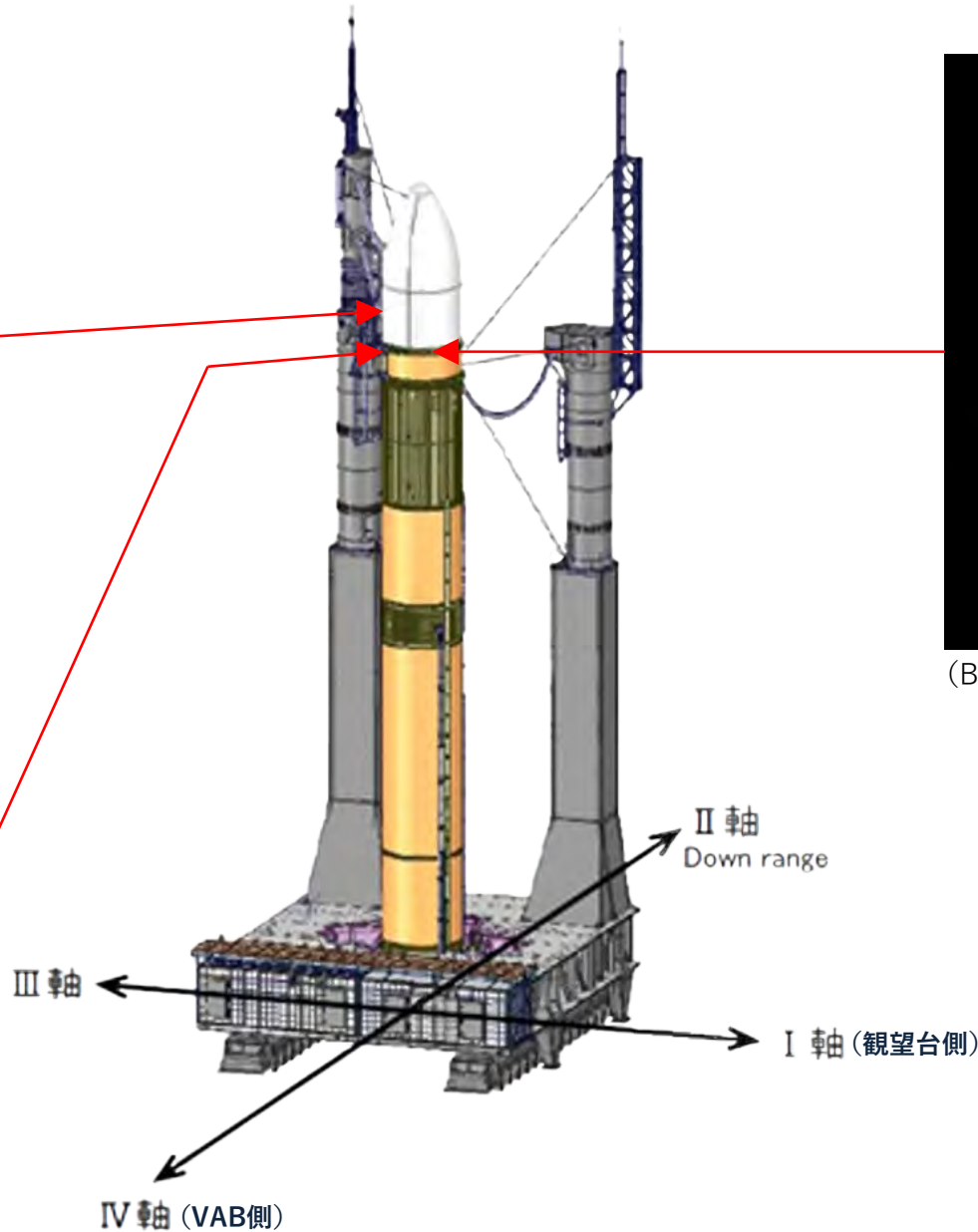
FTPV：LH2タンク過渡加圧バルブ
FSPV：LH2タンク定常加圧バルブ
FFPV：LH2タンク地上予圧バルブ
CHe：極低温ヘリウム気蓄器

(参考)第2回燃焼についても(b)(c)と同じ。

(参考) ロケット搭載カメラの位置



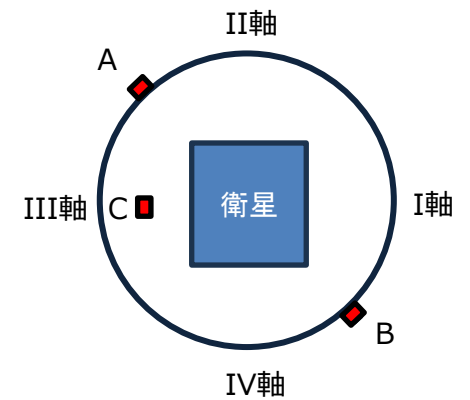
(C) フェアリング分離、衛星分離を撮影



(B) SRB-3分離、第1段・第2段分離を撮影



(A) 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

参考資料

第60回調査・安全小委員会（2026年2月25日）
ご報告資料



資料60-2
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60回)
R8.2.25

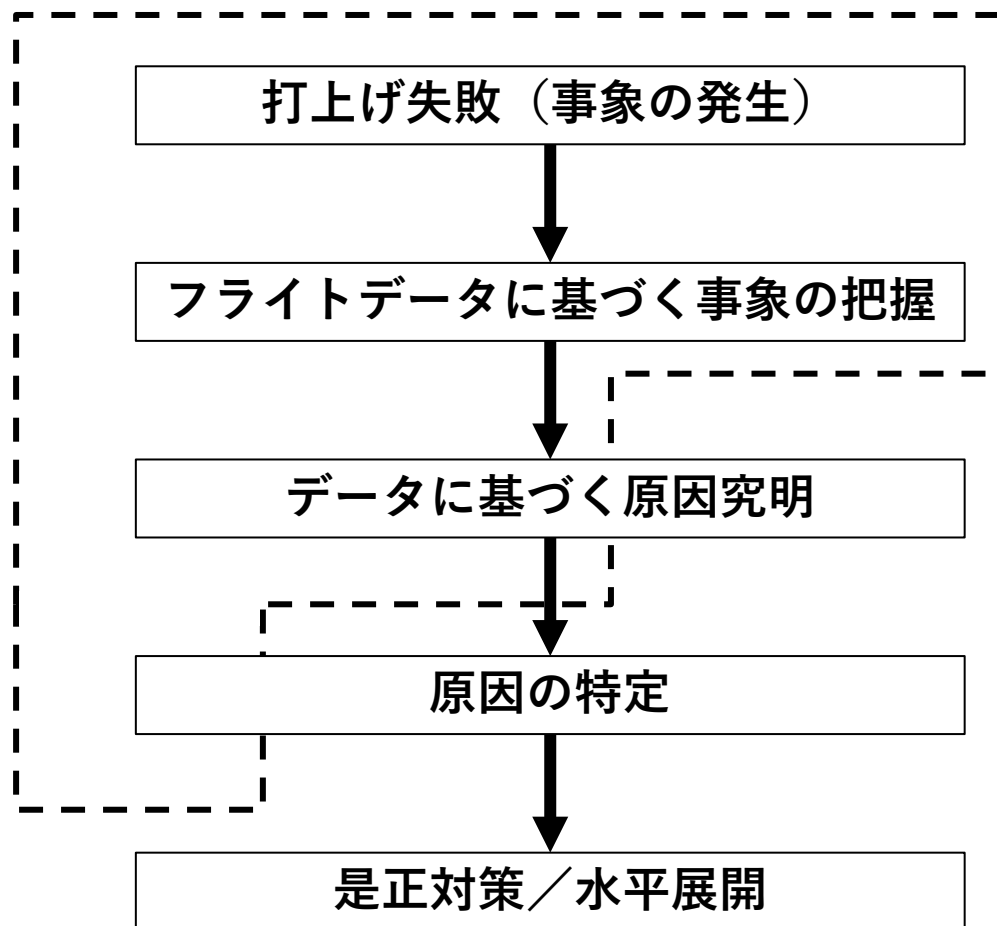
H3ロケット8号機 打上げ失敗原因究明状況

2026年2月25日

宇宙航空研究開発機構

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
 - 2-2. 発生シナリオ
 - 3. 今後の計画



今回の資料の範囲

事象の把握として以下を追加

- ・フェアリング分離検知の特異性
- ・事象発生時点の絞り込み
- ・破壊箇所の絞り込み

原因究明についてはFTAを用いた絞り込みと残った要因からの発生シナリオの設定を実施

- 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
 - 2-2. 発生シナリオ
- 3. 今後の計画

1-1. H3ロケット8号機 打上げ結果概要

■ 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

※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		
	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	—

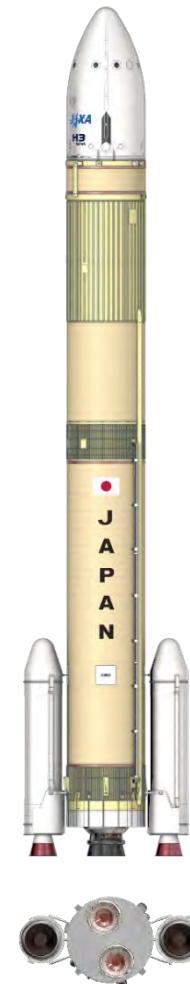
1-2. H3ロケット8号機の主要諸元

※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

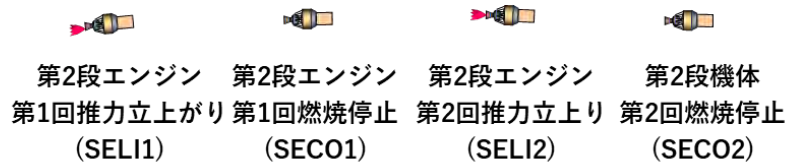
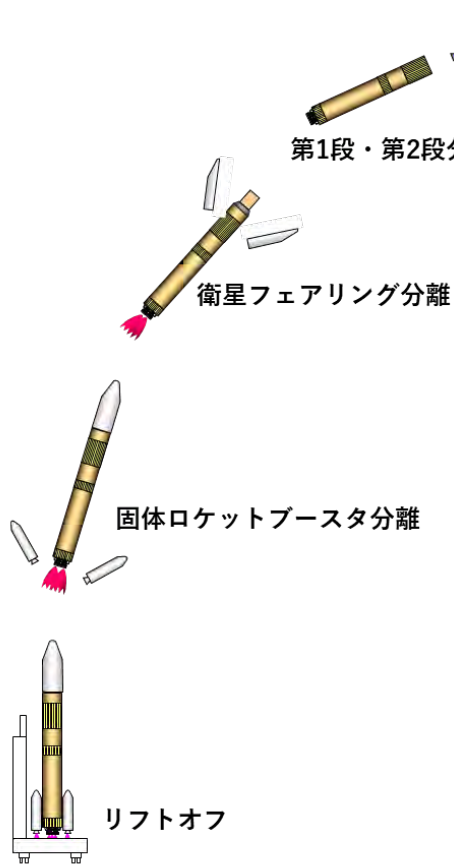
	TF1	TF2	F3	F4	F5	F6	F7	F8
機体形態	H3-22S	H3-22S	H3-22S	H3-22S	H3-22S	H3-30S	H3-24W	H3-22S
ペイロード	先進光学衛星 「だいち3号」 (ALOS-3)	VEP-4 小型副衛星 (CE-SAT-IE) 小型副衛星 (TIRSAT)	先進レーダ衛星 「だいち4号」 (ALOS-4)	Xバンド 防衛通信衛星 「きらめき3号」	準天頂衛星システム「みちびき6号機」	VEP-5 小型副衛星6基	新型宇宙ステーション補給機1号機 (HTV-X1)	準天頂衛星システム「みちびき5号機」
衛星フェアリング	ショートフェアリング	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

- 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。



事象	打上げ後経過時間	予測値	差
	(フライト結果)	(解析結果)	(結果-予測)
	経過秒	経過秒	秒
(1) リフトオフ	0	-	-
(2) SRB-3分離	117	117	0
(3) 衛星フェアリング分離	225	225	0
(4) 第1段エンジン燃焼停止 (MECO)	301	300	1
(5) 第1段・第2段分離	309	308	1
(6) 第2段エンジン第1回推力立ち上がり (SELI1)	323	321	3
(7) 第2段エンジン第1回燃焼停止 (SECO1)	794	767	27
(8) 第2段エンジン第2回推力立ち上がり (SELI2)	1501	1486	15
(9) 第2段エンジン第2回燃焼停止 (SECO2)	※1	1746	-
(10) 「みちびき5号機」分離	※2	1767	-

※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了たが、分離スイッチによる分離検知はされていない

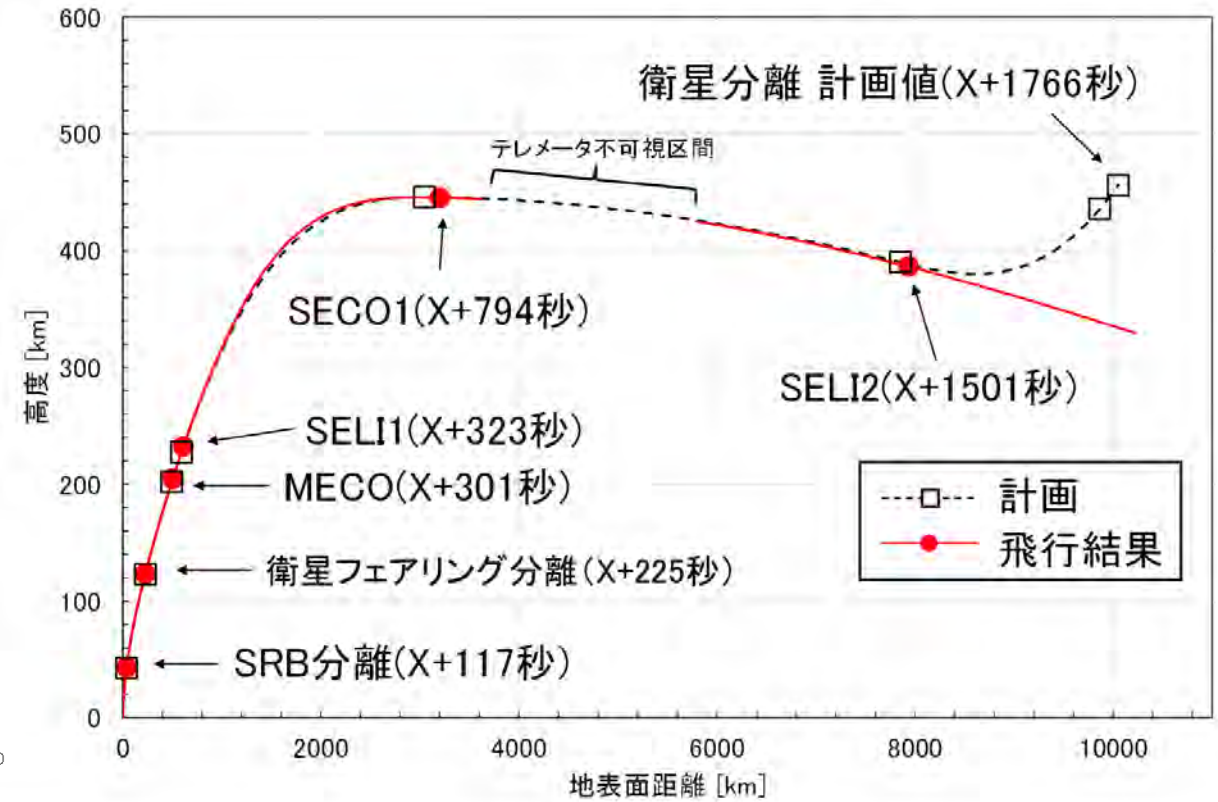
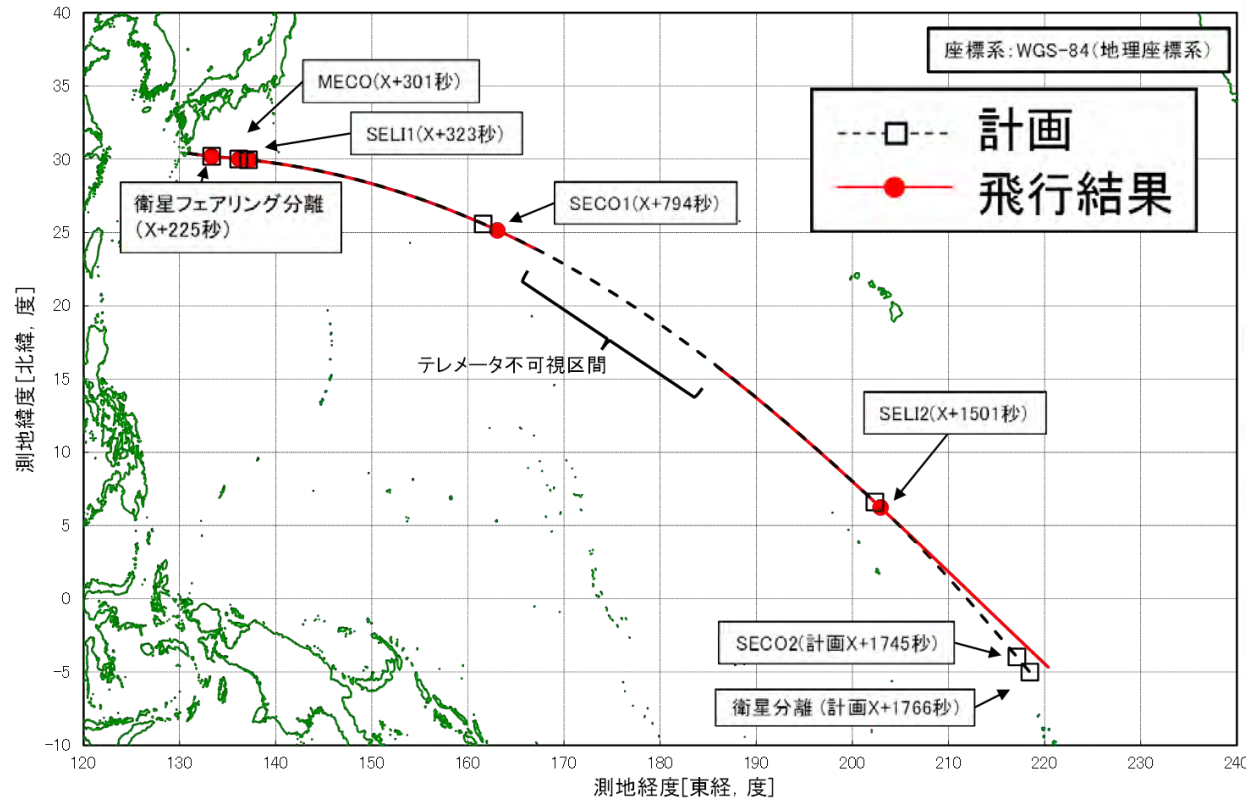
打上げ時刻(10時51分30秒(日本標準時))

予測値と異なる作動結果

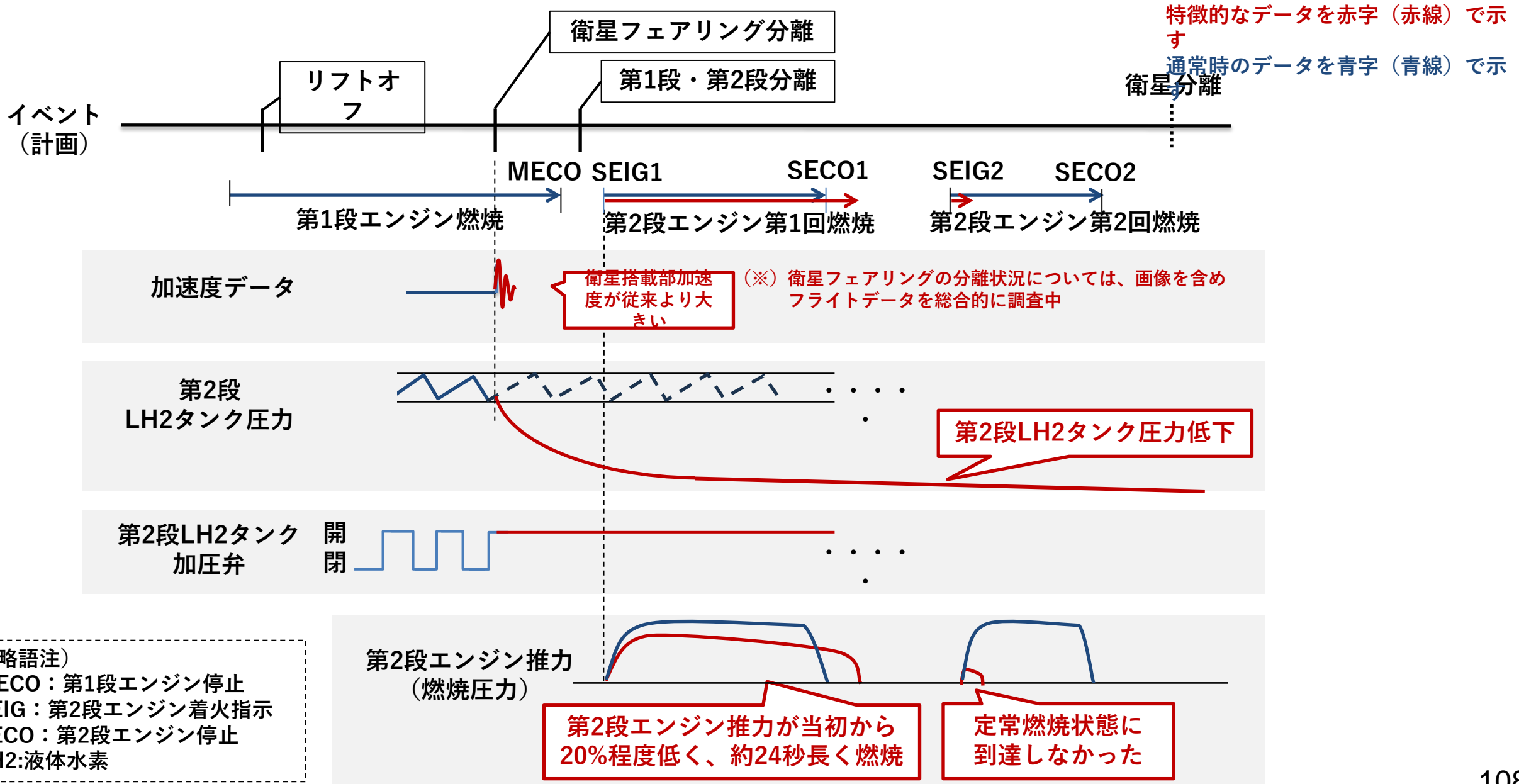
1-3. 打上げ結果

※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。

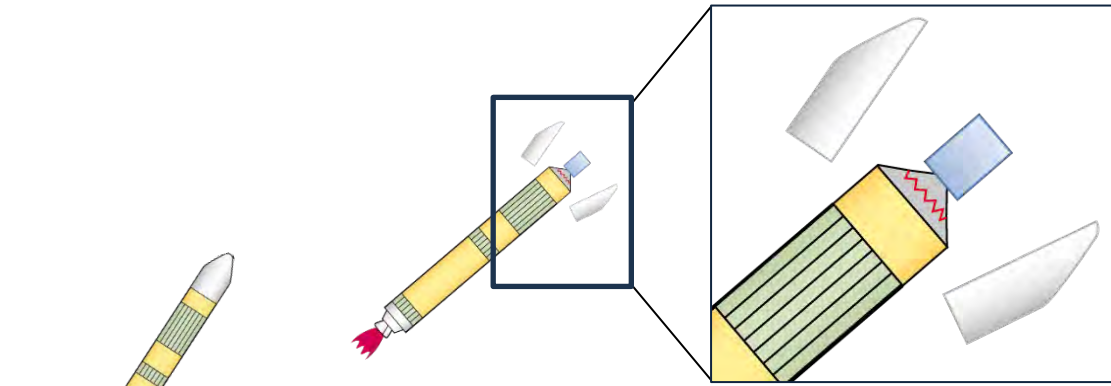
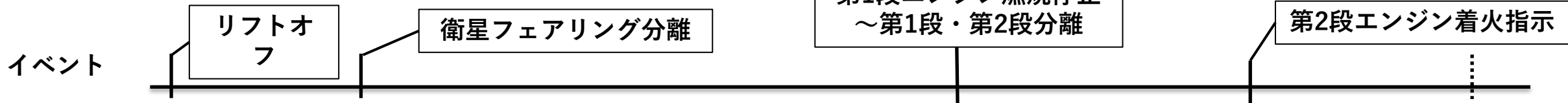


1-3. 打上げ結果

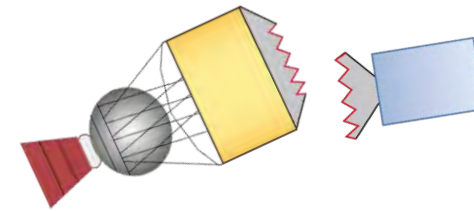


1-4. H3ロケット8号機の飛行状況の評価

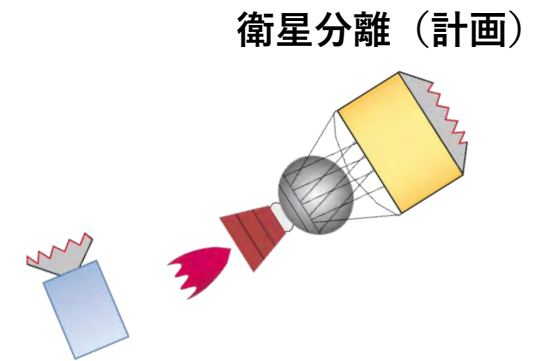
■ H3ロケット8号機の飛行状況（現時点の推定）



①衛星フェアリング分離時に、何らかの要因で衛星搭載構造の一部が損傷・破壊した。ただし、第1段エンジンが燃焼中であり、衛星を押し続けて、一体となって飛行を継続したと推定する。



②第1段エンジンの燃焼停止に伴い、第1段機体から衛星を押し力がなくなることから、衛星が離脱する。



③第2段エンジンの着火により、第2段機体と衛星に相対距離が生じる。

衛星分離（計画）



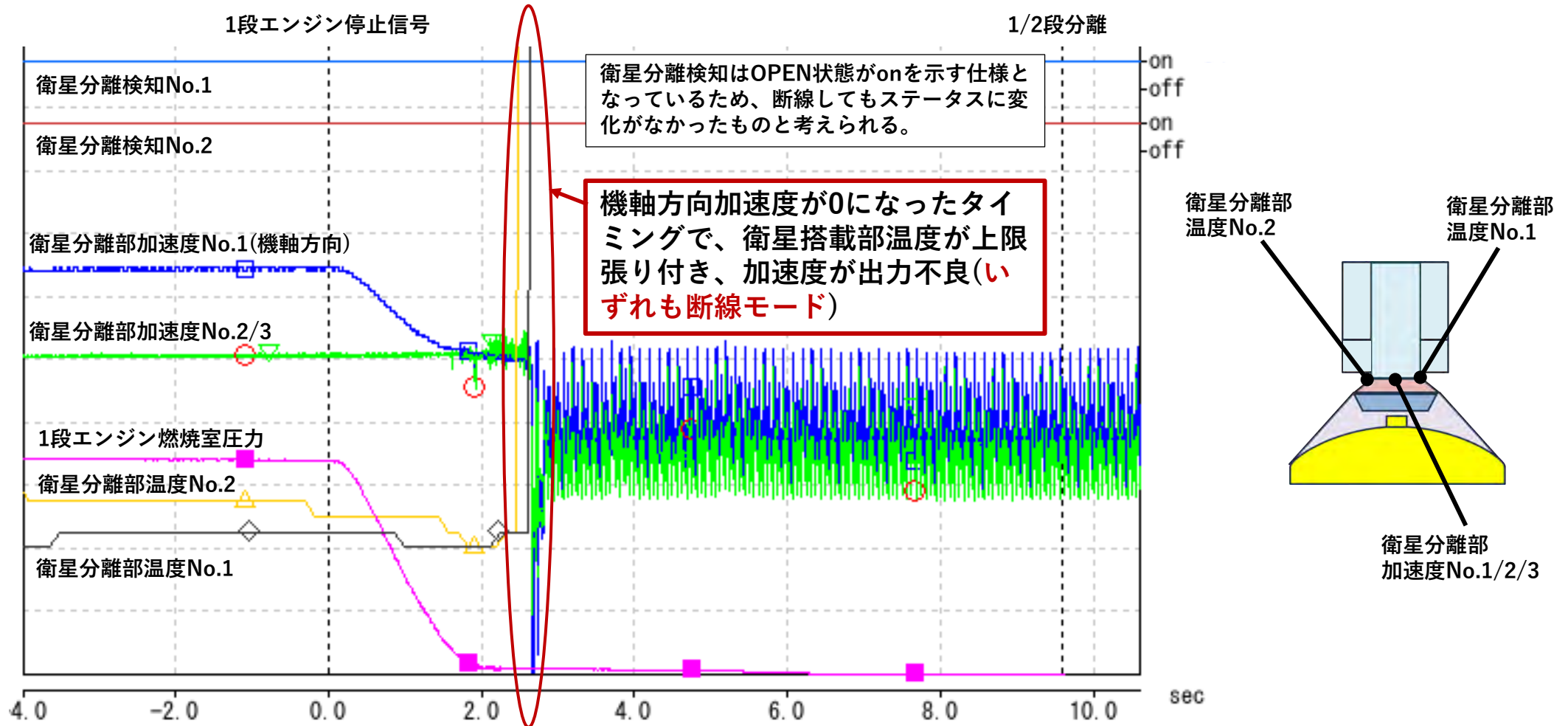
■ H3ロケット8号機の飛行状況（推定の根拠）

- 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示していることから、**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

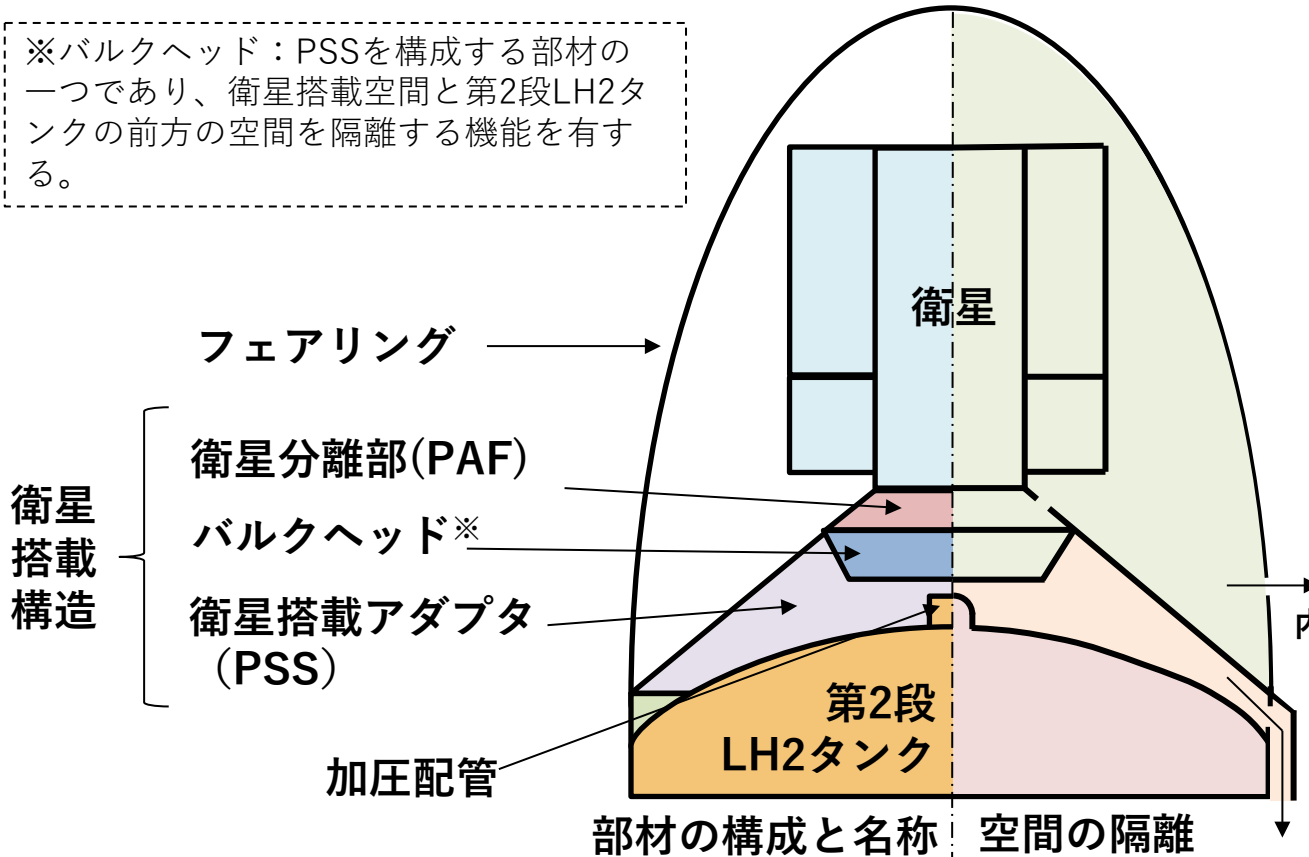
■ 1段エンジンの停止から第1段・第2段分離付近のデータ挙動



■ 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。

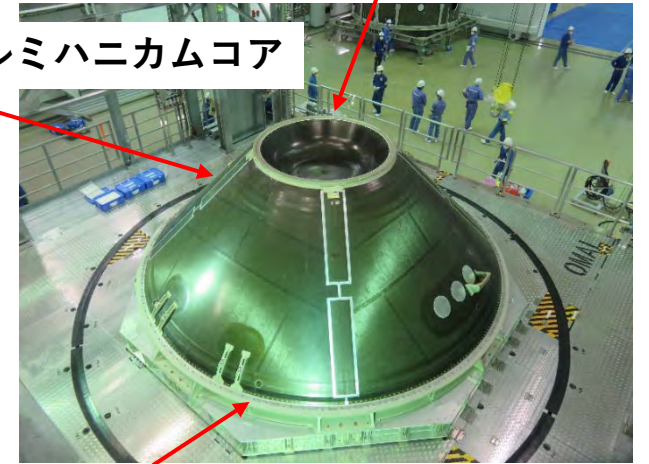
※バルクヘッド：PSSを構成する部材の一つであり、衛星搭載空間と第2段LH2タンクの前方の空間を隔離する機能を有する。



衛星搭載アダプタ(PSS)

上部フレーム (アルミ)

CFRPスキン/アルミハニカムコア



内部の気体は機体の上昇に伴う外気圧の低下に従って機外へ放出
(リフトオフまでは空気空調)

内部の気体はシステムトンネルと段間部経由で機外へ放出
(リフトオフまでは窒素ガス空調)

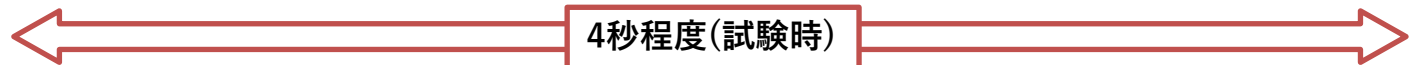
(参考) 衛星フェアリング分離メカニズム

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

■ 衛星フェアリング分離シーケンス

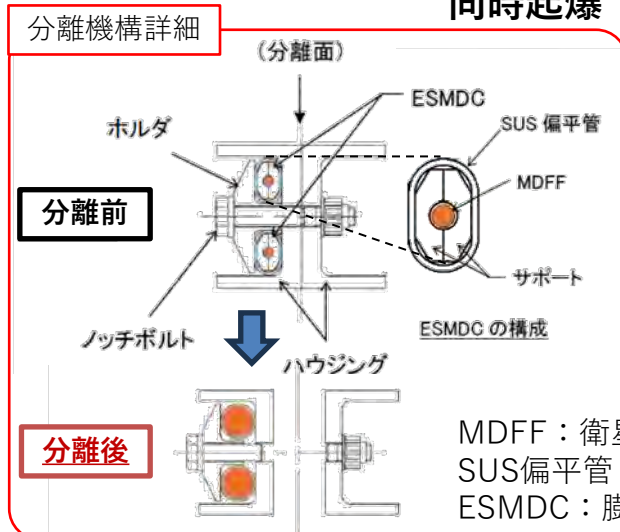
- 直分離機構・曲分離機構はH-IIから同一設計
- H3ロケットでは機体径および形態（ロング・ショート）にあわせた分離機構の長さを変更
- フェアリングが約6度開いたタイミングで分離検知用のQDコネクタが離脱（OPEN）することで分離を検知する。以降、フェアリング分離（基準）とは、このタイミングを意味する。



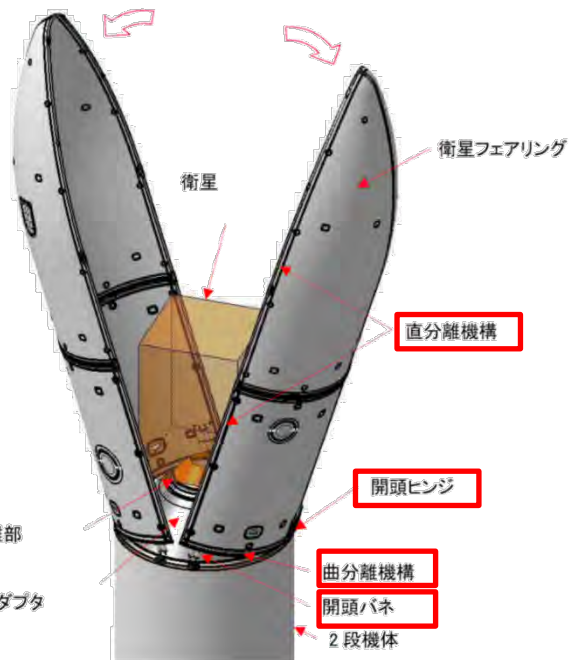
①直分離機構・曲分離機構を同時起爆

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



MDFP：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



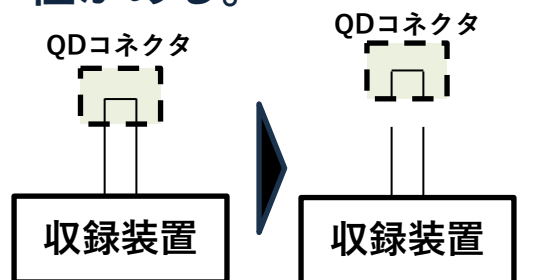
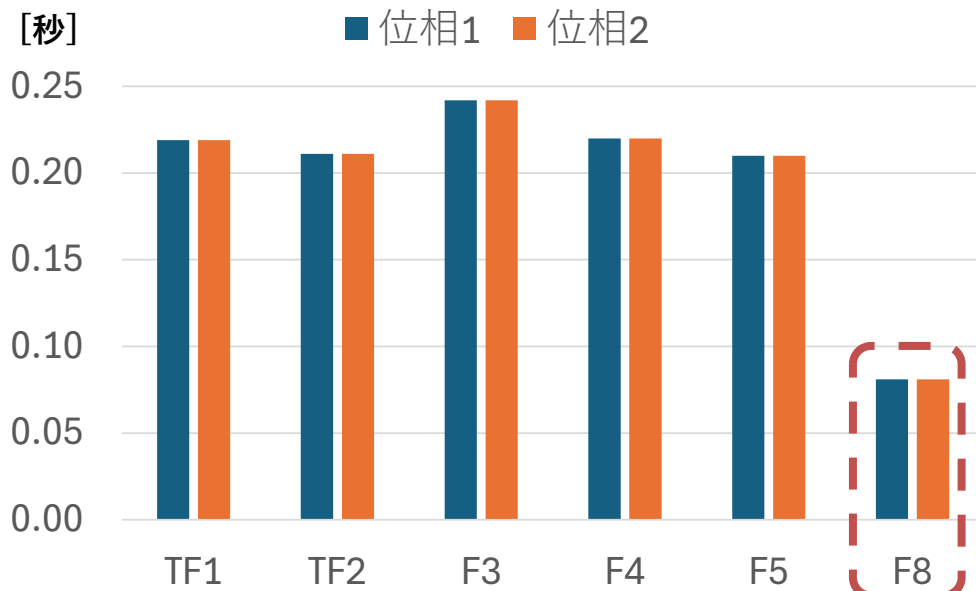
■ フェアリング分離検知時刻の特異性

- フェアリング分離検知は、フェアリング側に片端が固定されているワイヤーでQDコネクタを引き抜くことにより、電気回路の抵抗値が変わることで検知している。

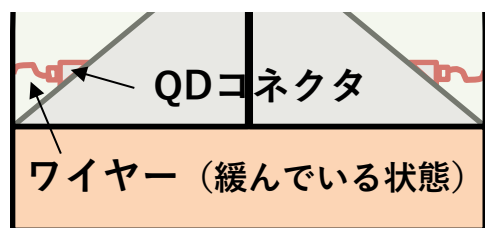
- ①～③までの時間を他号機と比較すると、**8号機は早く分離検知**をしている。2位相で計測している両方で早く検知。

- フェアリング分離検知が通常より早いことは**開頭挙動が早くQDコネクタを引き抜いたか、もしくはQDコネクタから収録装置までのハーネスが断線したか**両方の可能性がある。

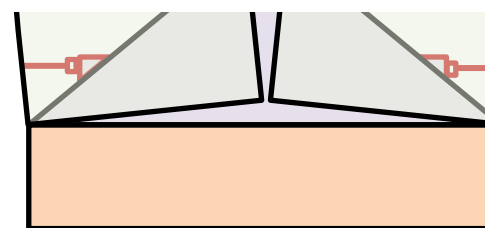
分離用火工品点火～フェアリング分離検知までの時間



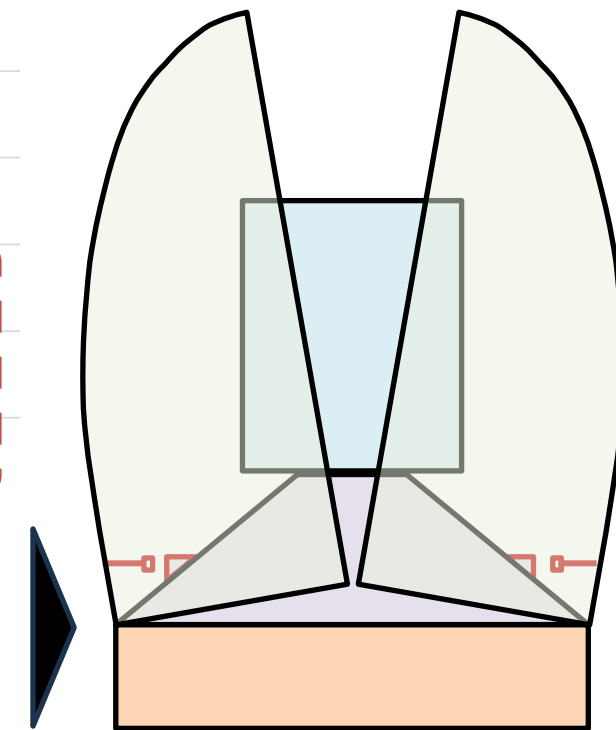
電気回路での分離検知イメージ



①分離用火工品点火



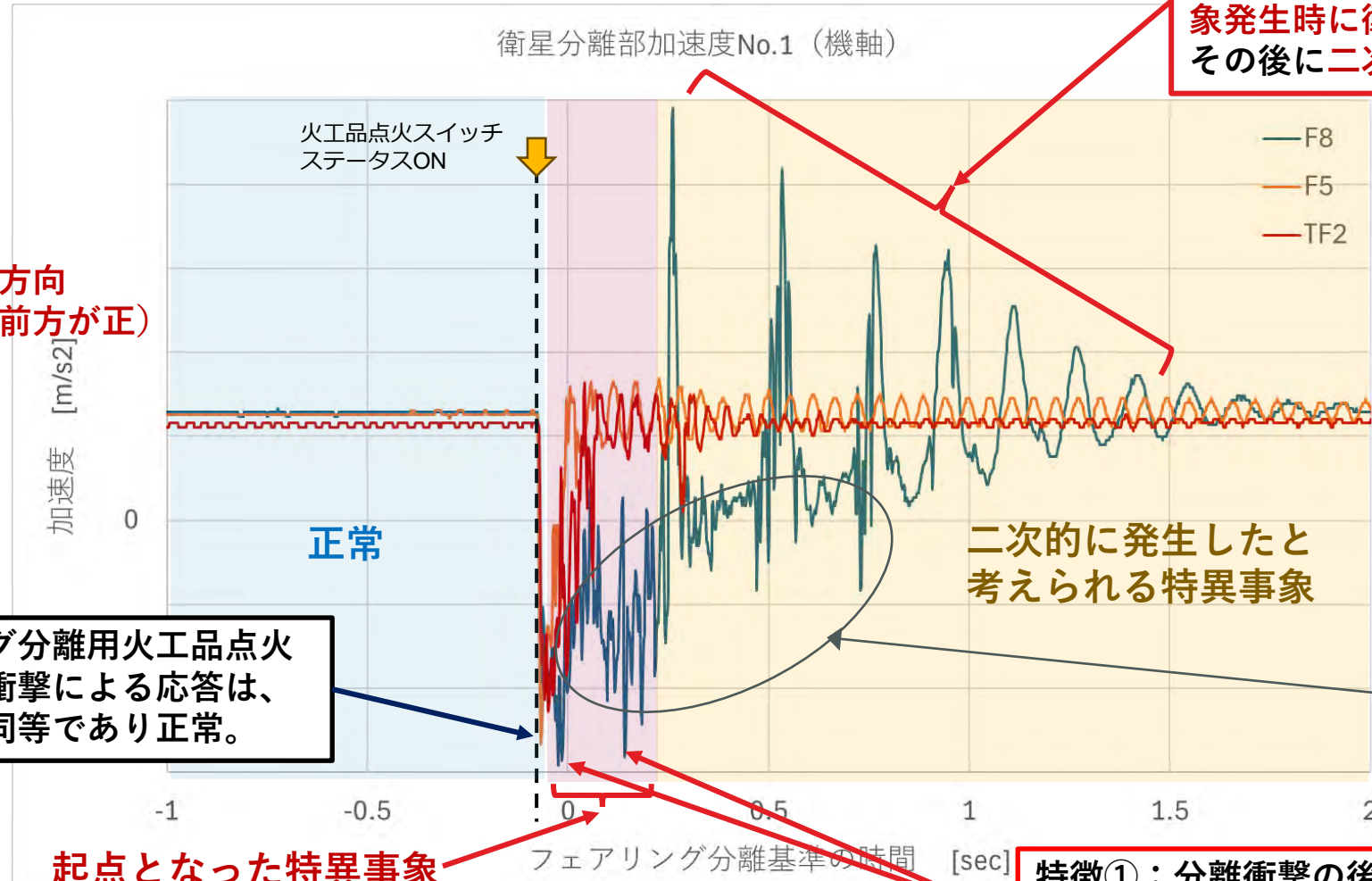
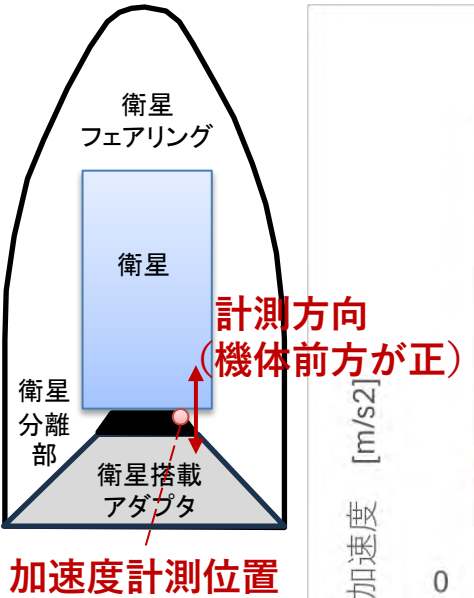
②約6度開頭で弛んでいたワイヤーが引っ張る



③約6度以上開頭するとQDコネクタを引き抜く

1-4. H3ロケット8号機飛行状況の評価

■ 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：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。

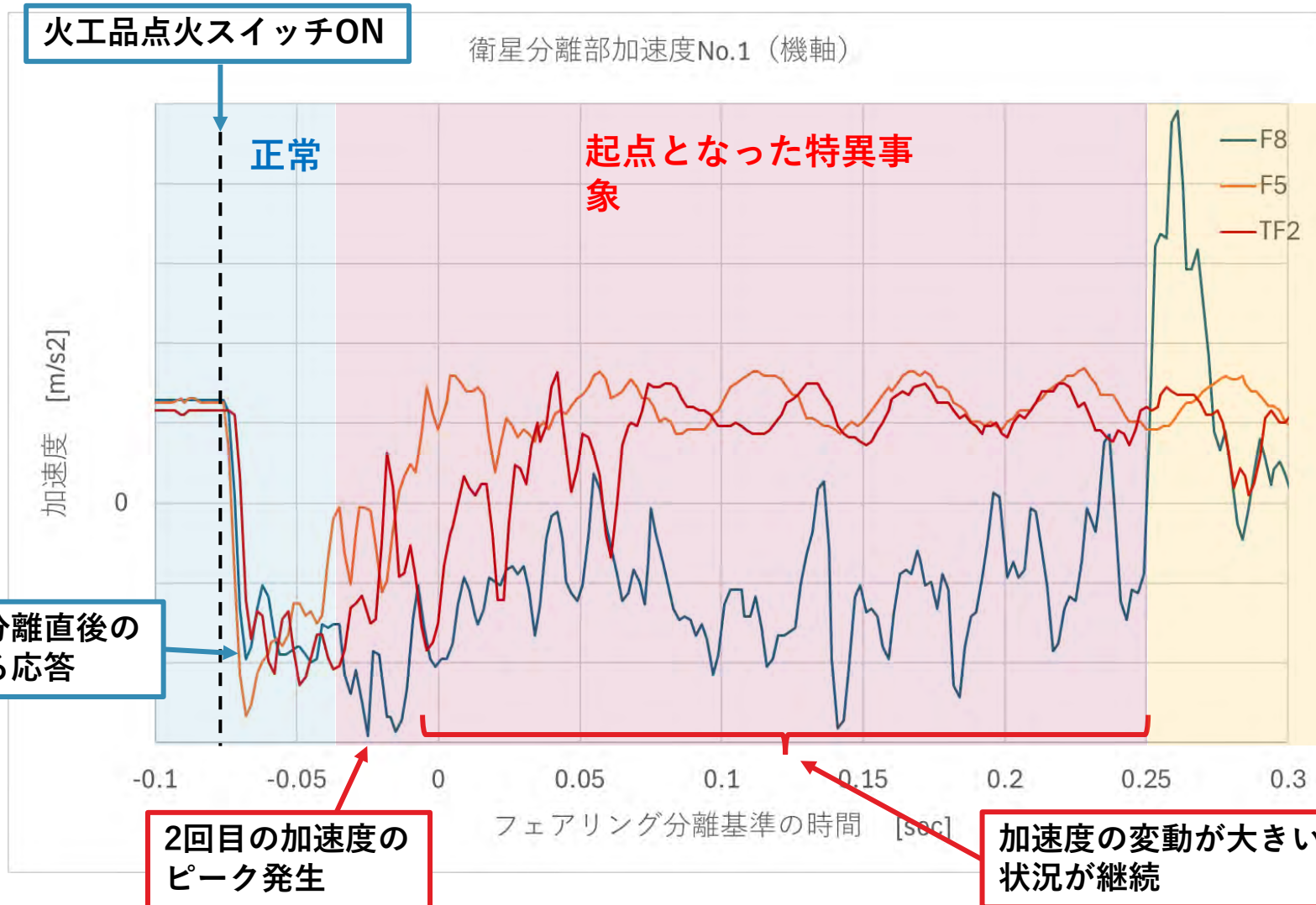
フェアリング分離用火工品点火直後の分離衝撃による応答は、従来号機と同等であり正常。

起点となった特異事象 (次ページにこの範囲前後の拡大図を示す)

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。

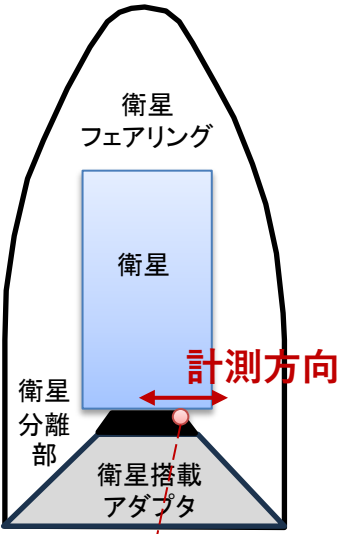
1-4. H3ロケット8号機飛行状況の評価

■ 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

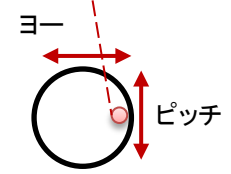
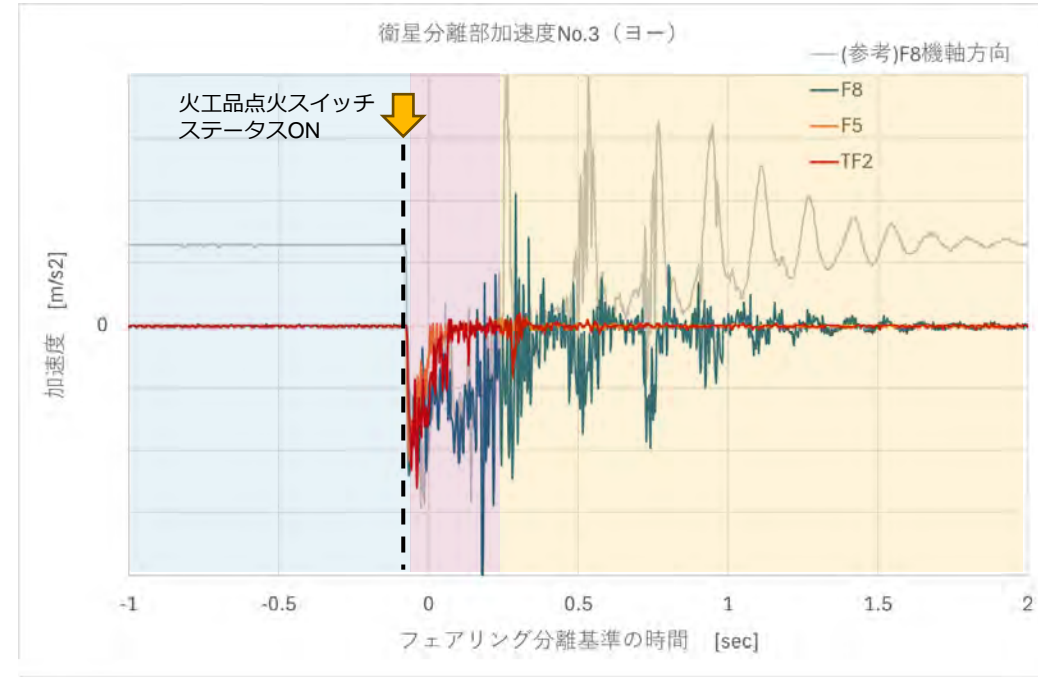
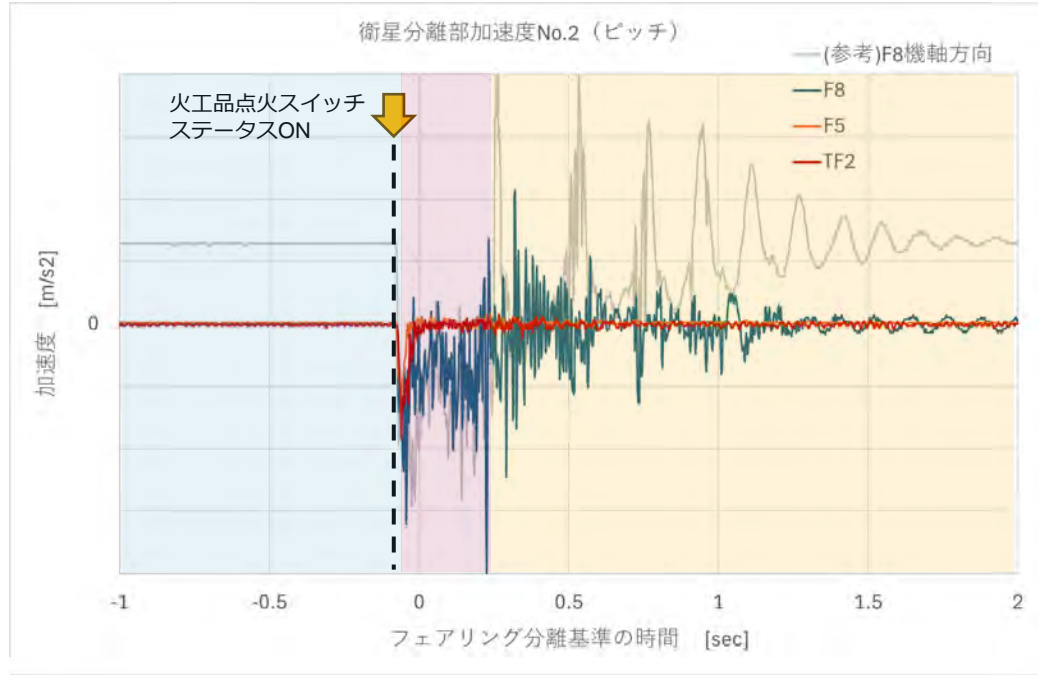


FRG分離用火工品点火直後の衝撃応答は従来号機と同等であり正常。
その後、2回目の加速度のピークが見られ、その後も加速度の変動が大きい状況が継続する点が特異事象。

■ 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）



加速度計測位置

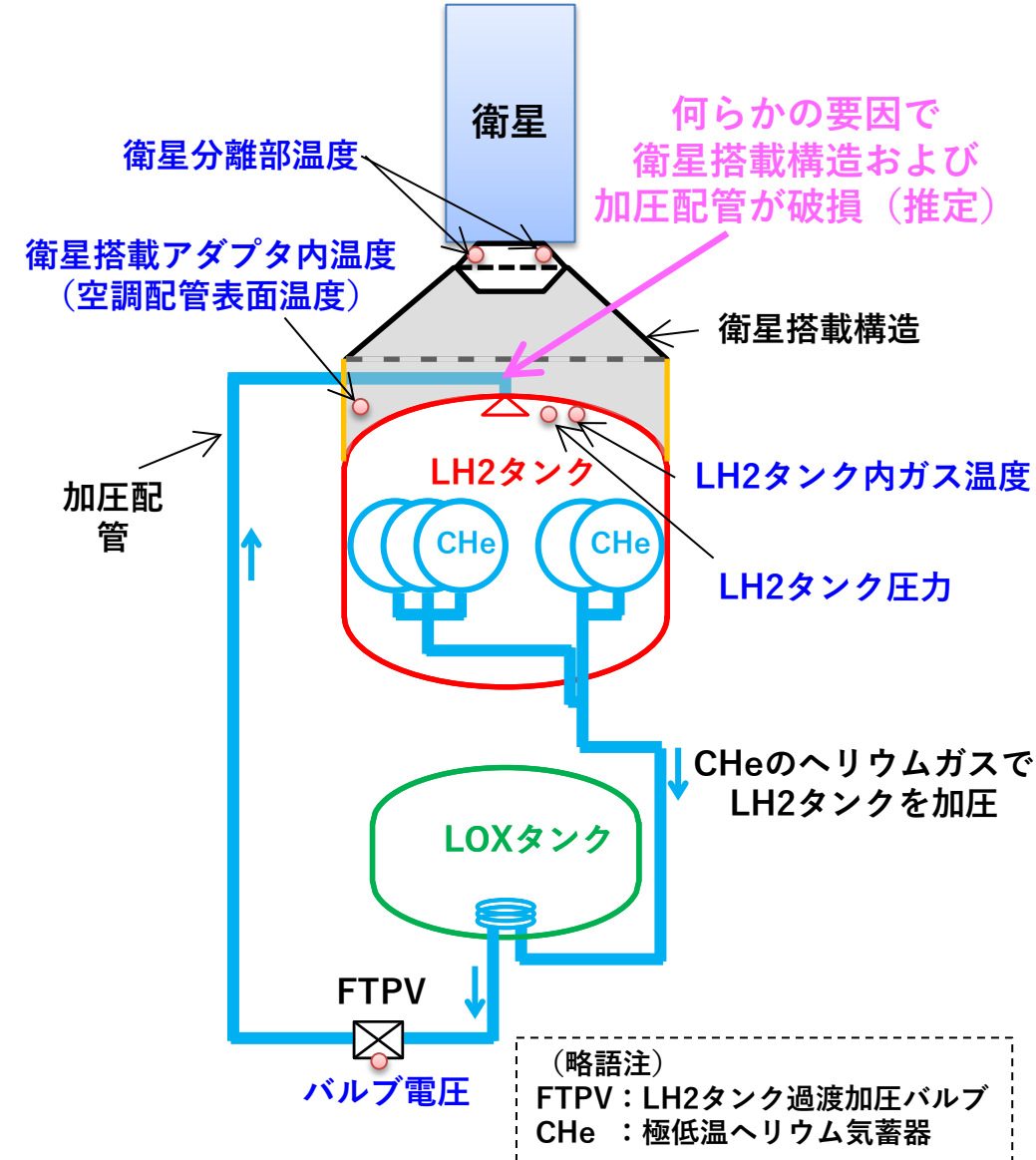


上から見た図

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。

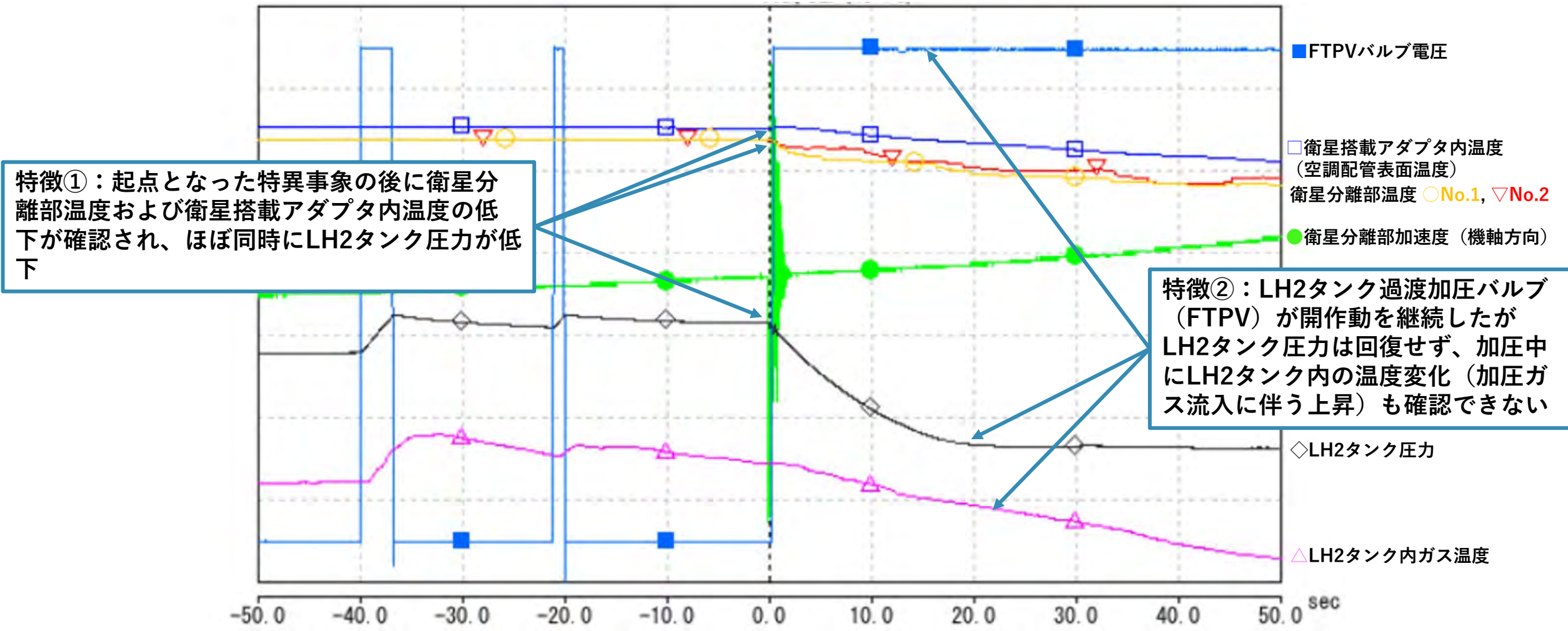
■ 衛星フェアリング分離時のLH2加圧ライン挙動

- 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に起きている（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。**



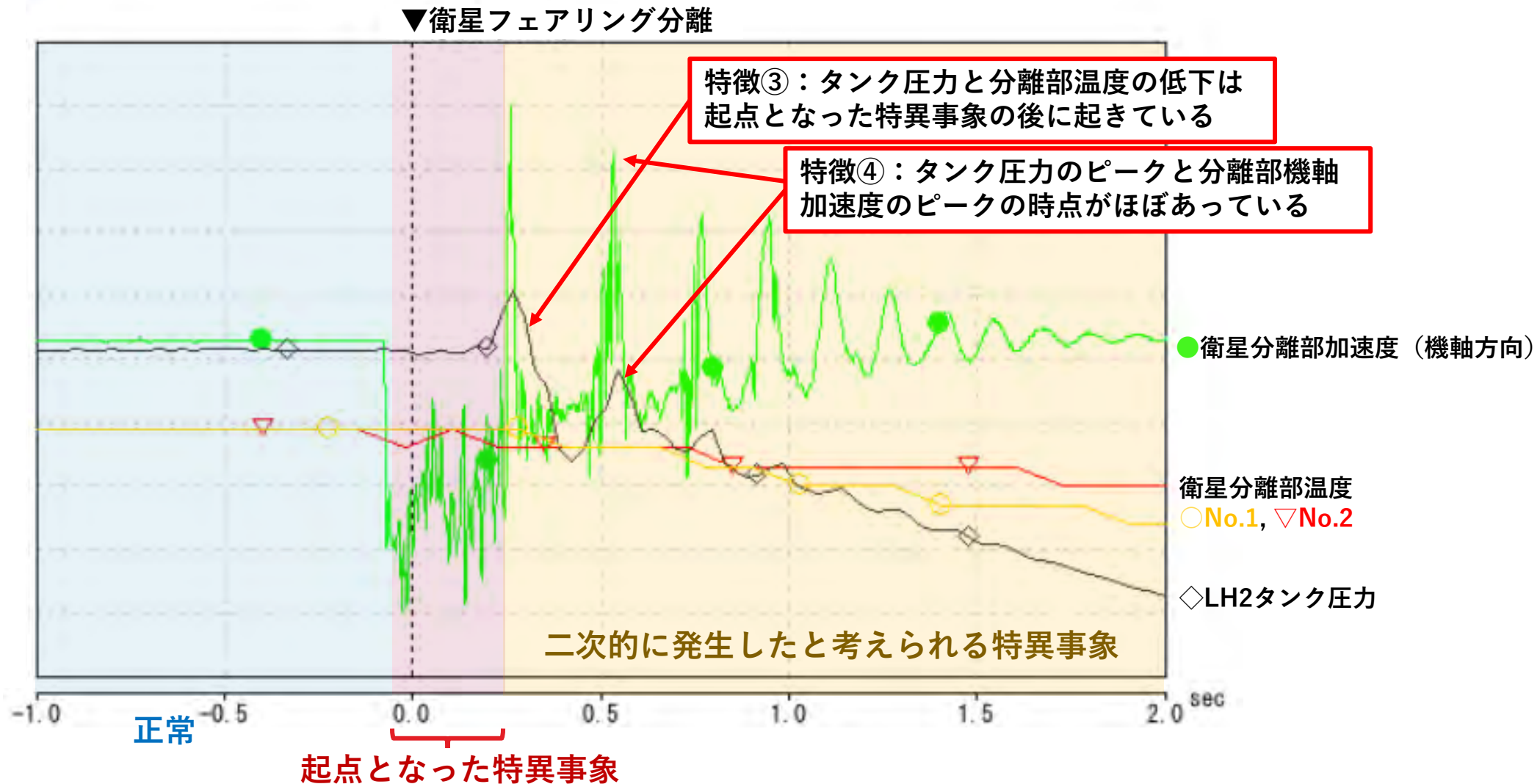
■ 衛星フェアリング分離時のLH2加圧ライン挙動 (概観)

▼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

■ 衛星フェアリング分離時のLH2加圧ライン挙動 (詳細)



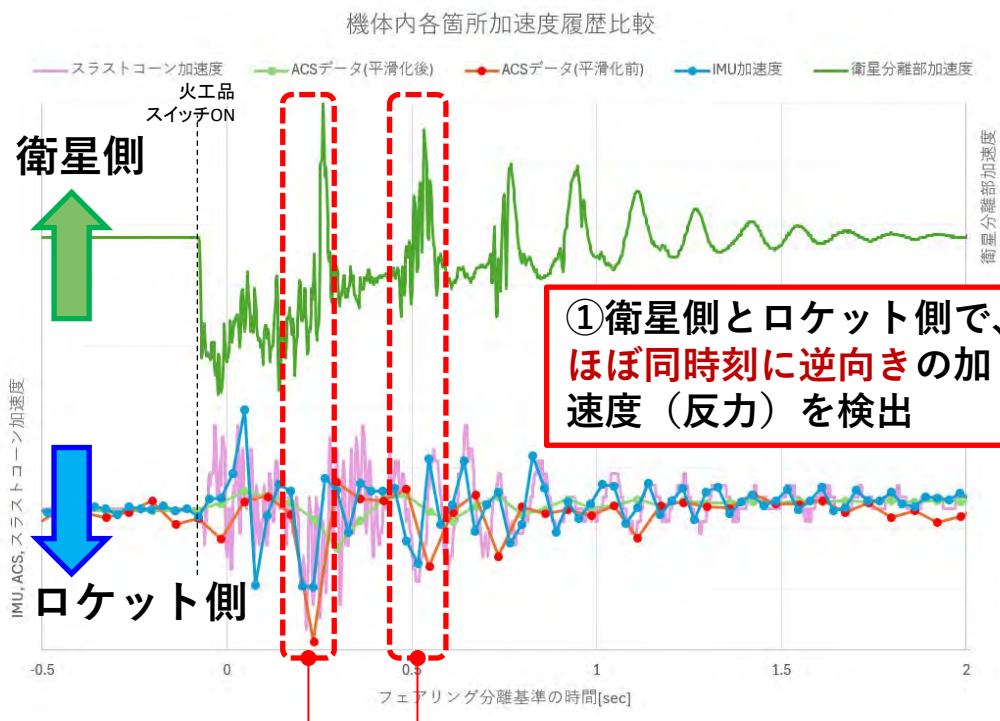
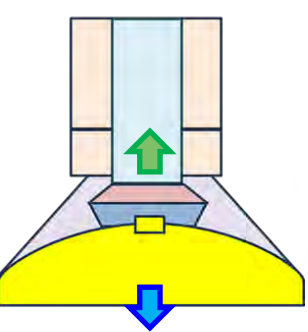
■ 事象発生時点の絞り込み

- 2段機体/1段機体に搭載された各センサ（IMU・ACS※等）のデータを確認した結果、特異事象が発生した直後の機体運動の様子（衛星と2段機体との繰返し接触）を捉えていることが分かった。
- これらセンサデータ挙動から、衛星搭載構造の破壊を捉えていると考えられるデータ区間を絞り込んだ。

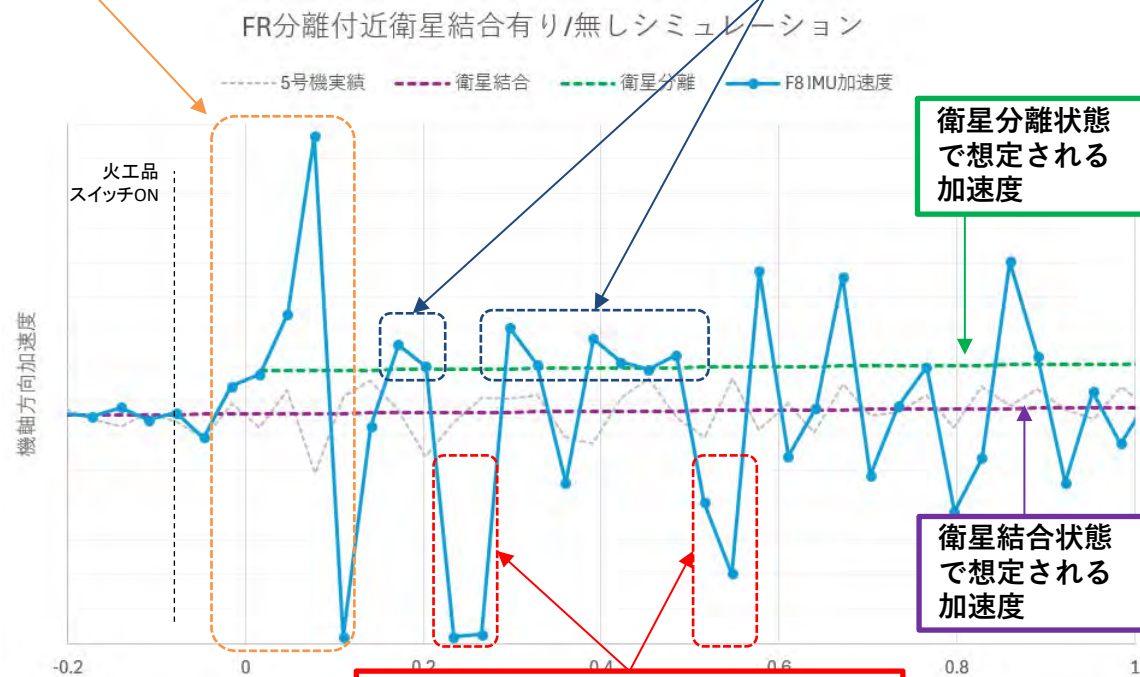
※IMU：慣性センサユニット、ACS：1段姿勢制御用センサ

④衛星搭載構造の破壊を捉えていると考えられる区間

③衛星分離時に想定される加速度に近く、両者が既に分離していると考えられる点



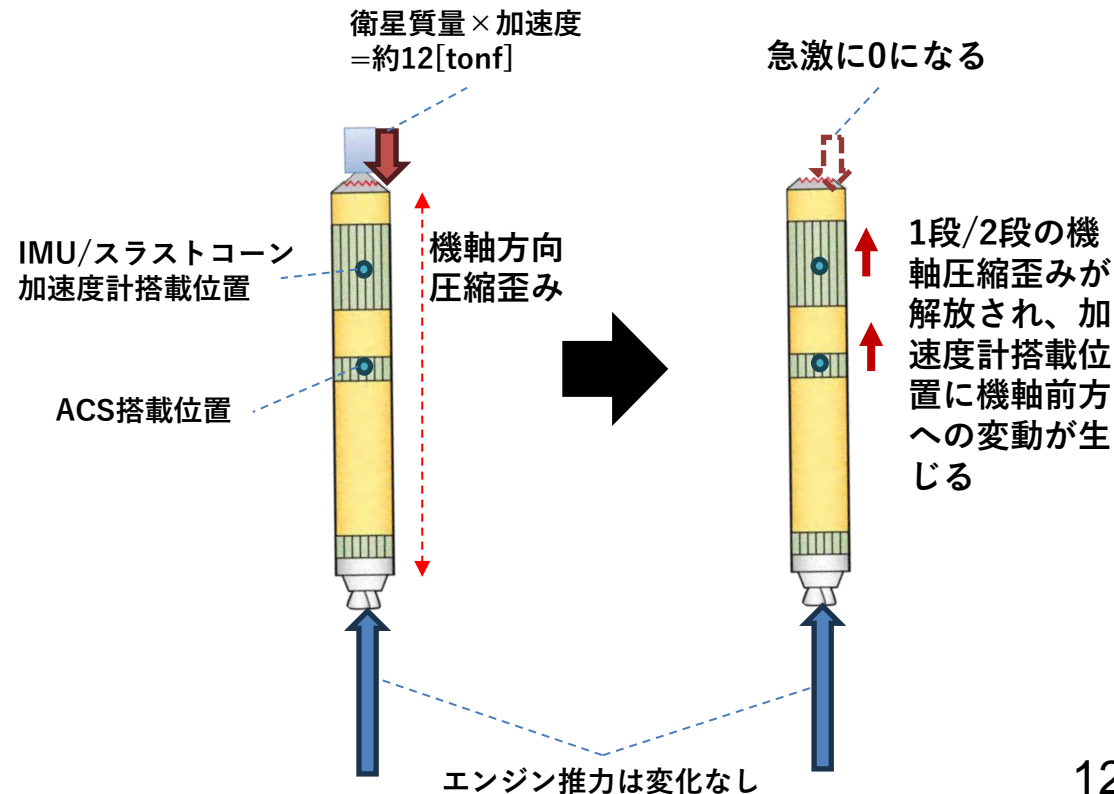
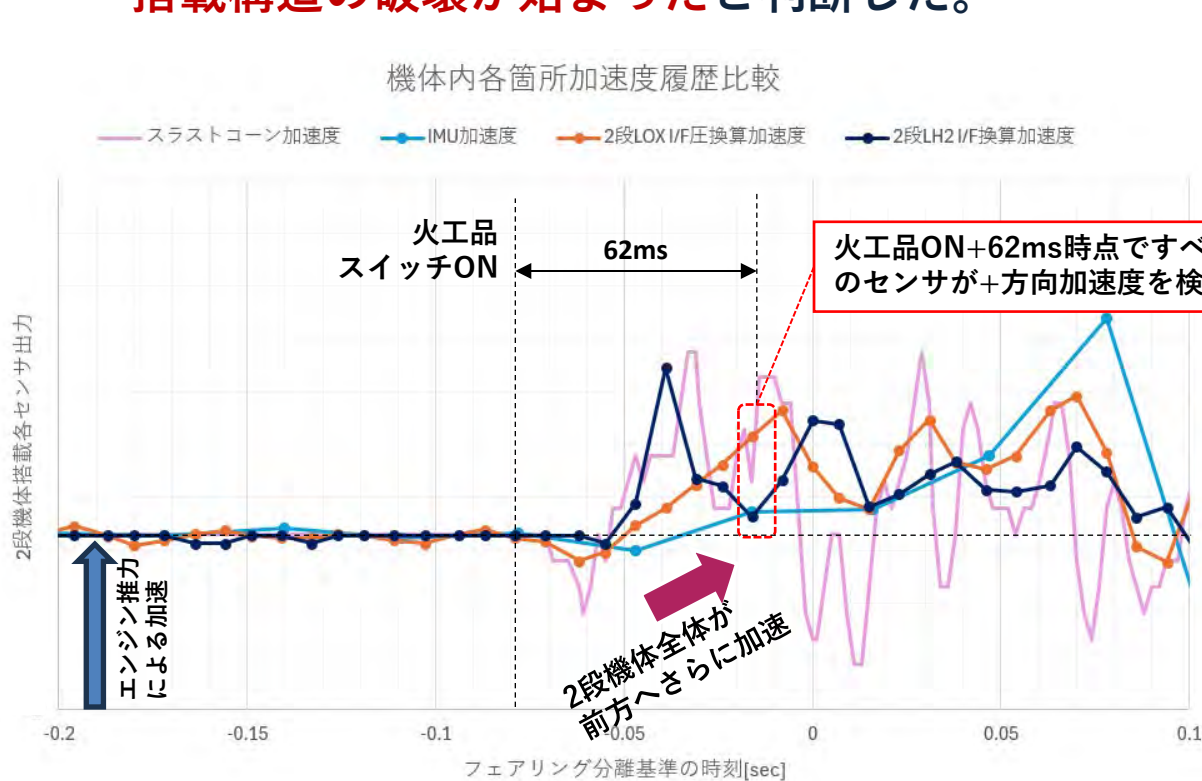
①衛星側とロケット側で、ほぼ同時刻に逆向きの加速度（反力）を検出



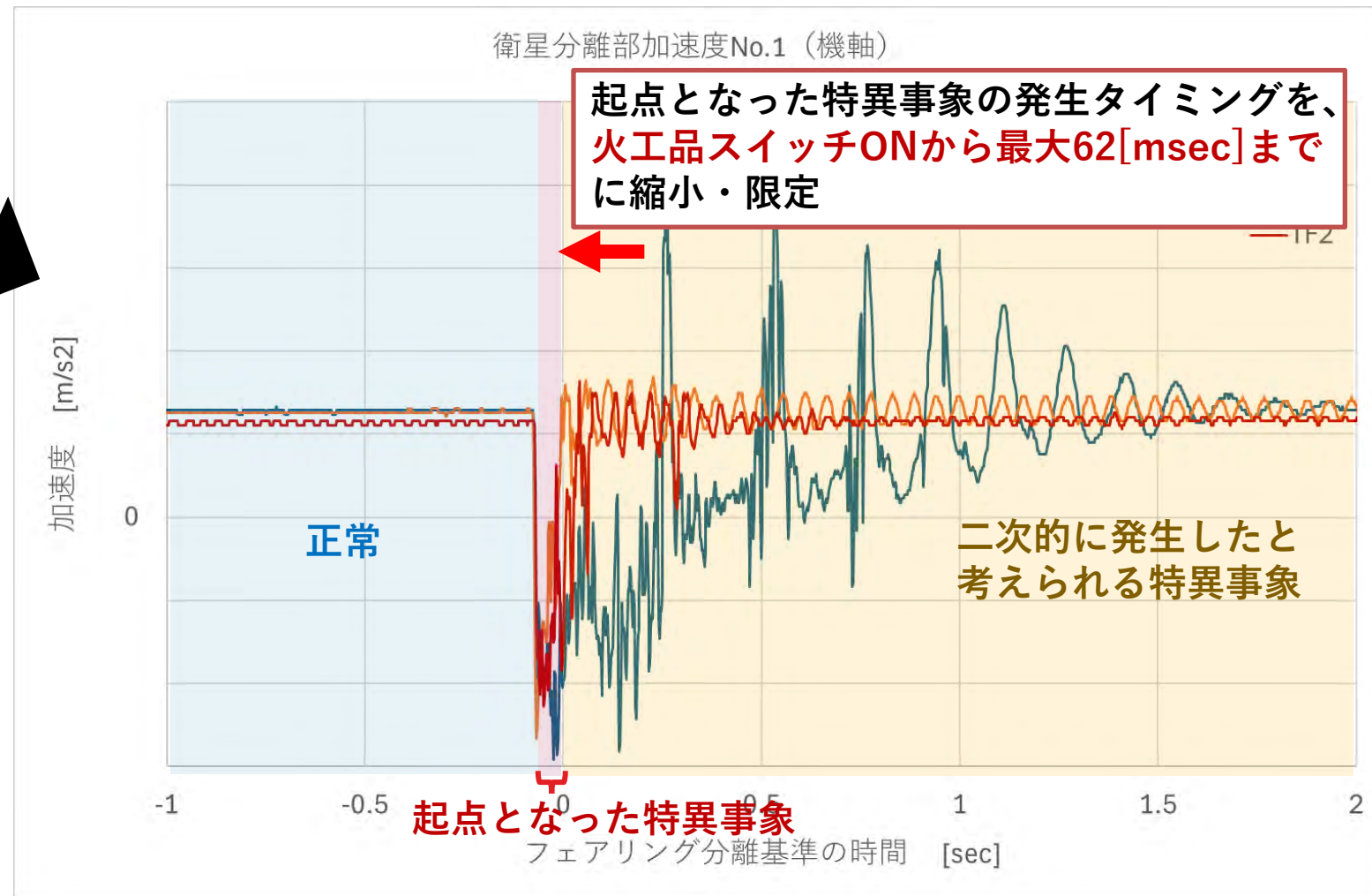
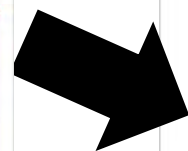
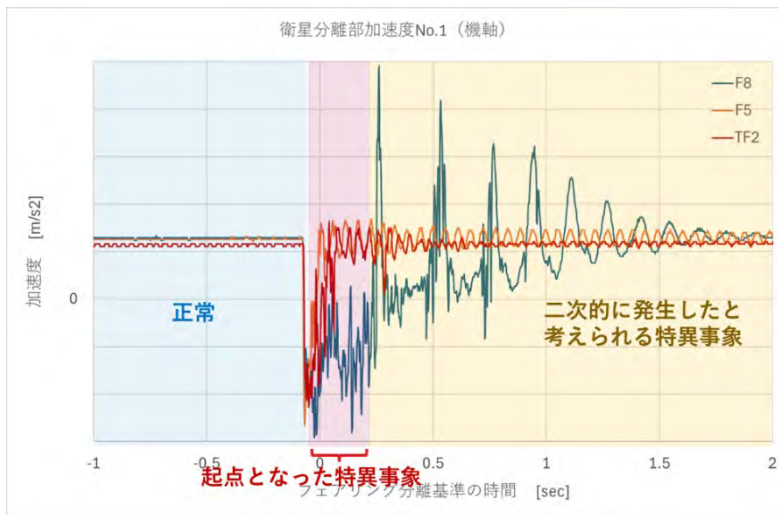
②衛星と2段機体との接触を捉えていると考えられる時点

■ 事象発生時点の絞り込み

- フライトデータのうち、衛星分離部加速度以外の機体内各センサの挙動から、火工品スイッチONから遅くとも62[msec]までに、2段機体の機軸前方への加速度が増加し始めていることを確認。
- 機軸前方加速に関する原因分析の結果、これは衛星質量を支えることで生じる機軸方向圧縮歪みが（衛星搭載構造破壊により）瞬時に解放された結果であり、遅くとも火工品スイッチON+62[msec]までに衛星搭載構造の破壊が始まったと判断した。

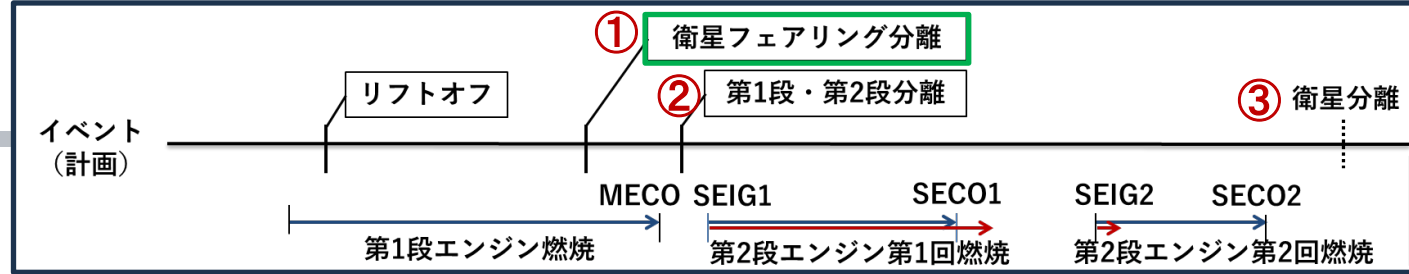


■ 事象発生時点の絞り込み



1-4. H3ロケット8号機 飛行状況の評価

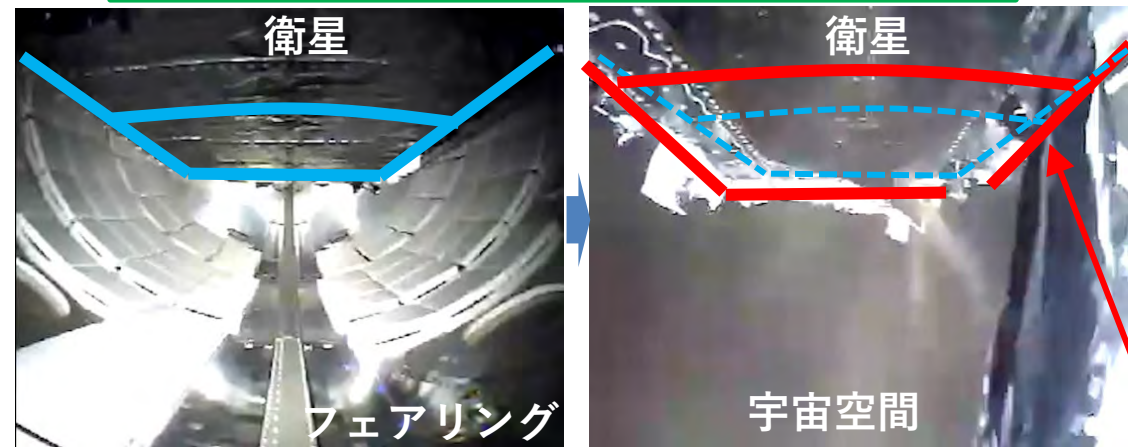
■ 取得画像



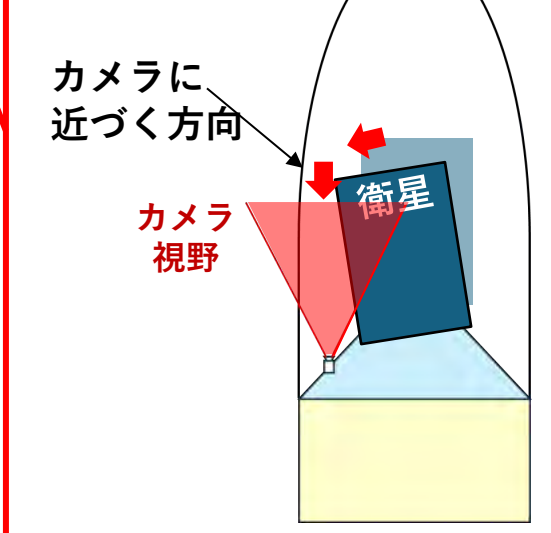
再掲

調査・安全小委員会
(第60回) 資料

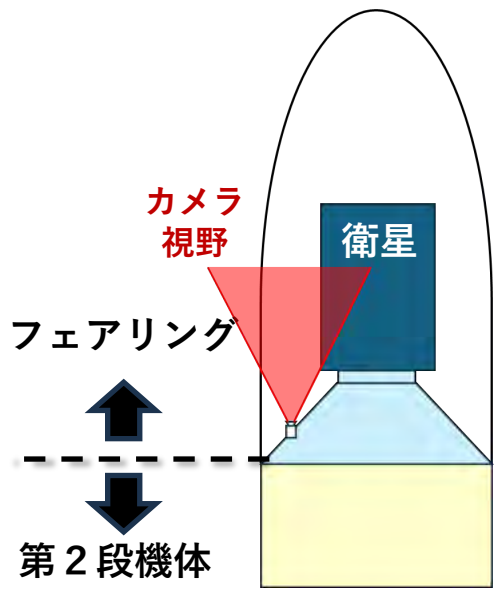
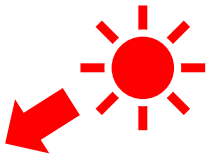
① F8 衛星フェアリング分離前・後



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



F8での太陽方向：
カメラ位置からは衛星の反対側機体前方から約60度



(参考) F5 衛星フェアリング分離前・後

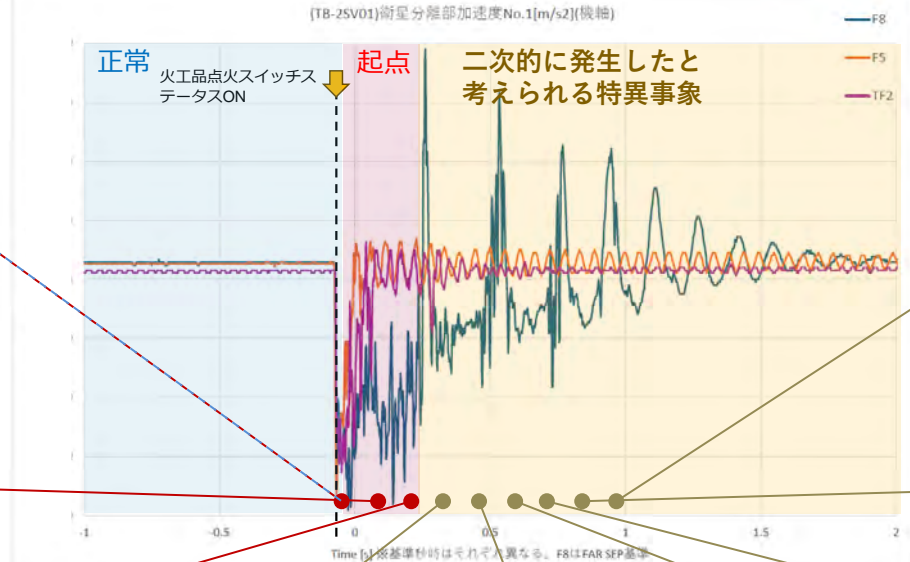
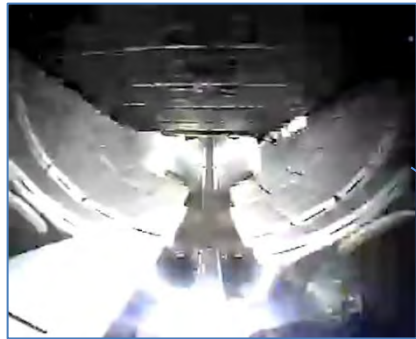


1-4. H3ロケット8号機飛行状況の評価

■ 取得画像 (衛星フェアリング分離時詳細)

(※) 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

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)



衛星のパネルが外れている



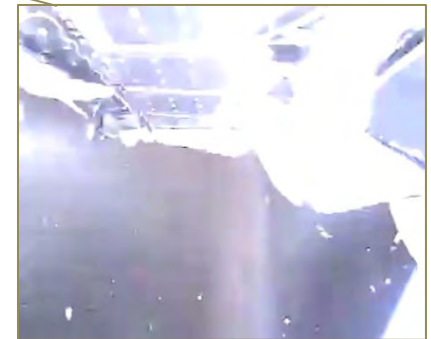
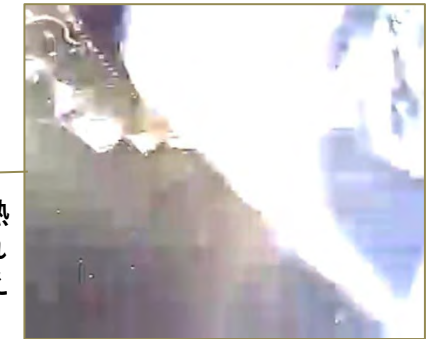
白飛びが継続



これ以降の画像では、衛星がカメラに近づいて見える



衛星表面の多層断熱材 (MLI) が剥がれ内側のパネルが見えている

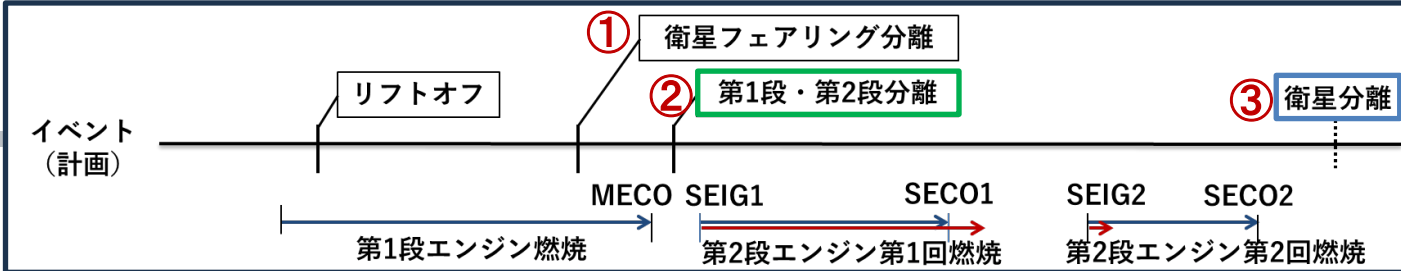


1-4. H3ロケット8号機 飛行状況の評価

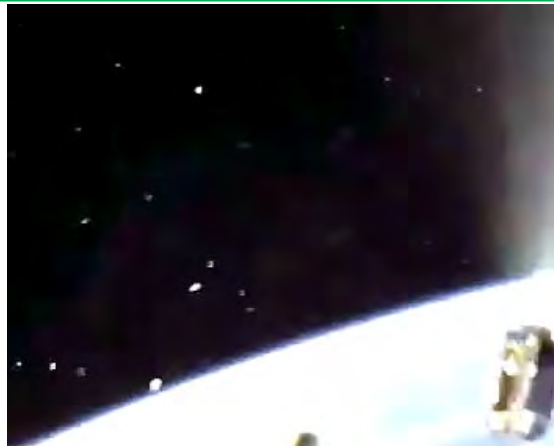
■ 取得画像

再掲

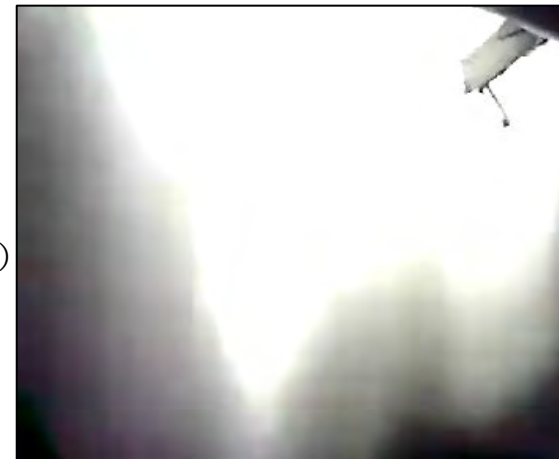
調査・安全小委員会
(第60回) 資料



②F8 第1段・第2段分離後

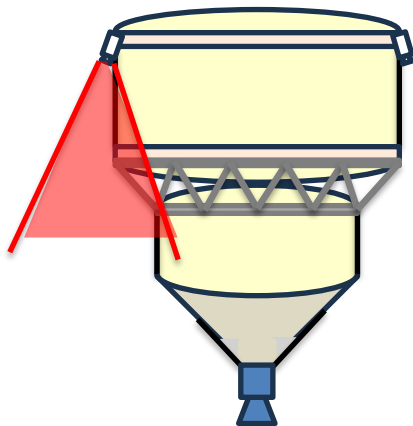


③F8 衛星分離信号送出時



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)

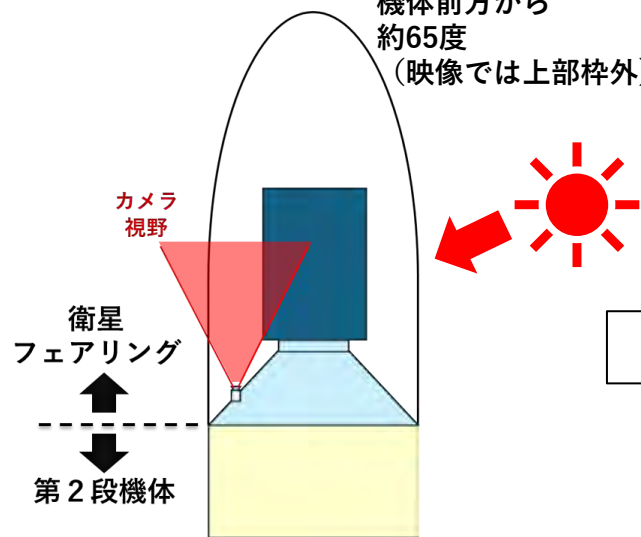
カメラ視野



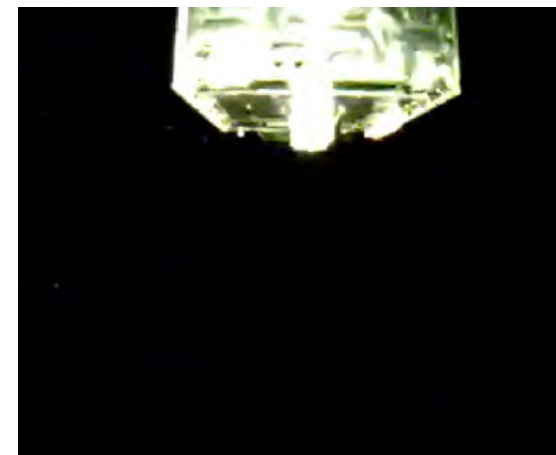
(参考)F5 第1段・第2段分離後



衛星
フェアリング
↑
↓
第2段機体



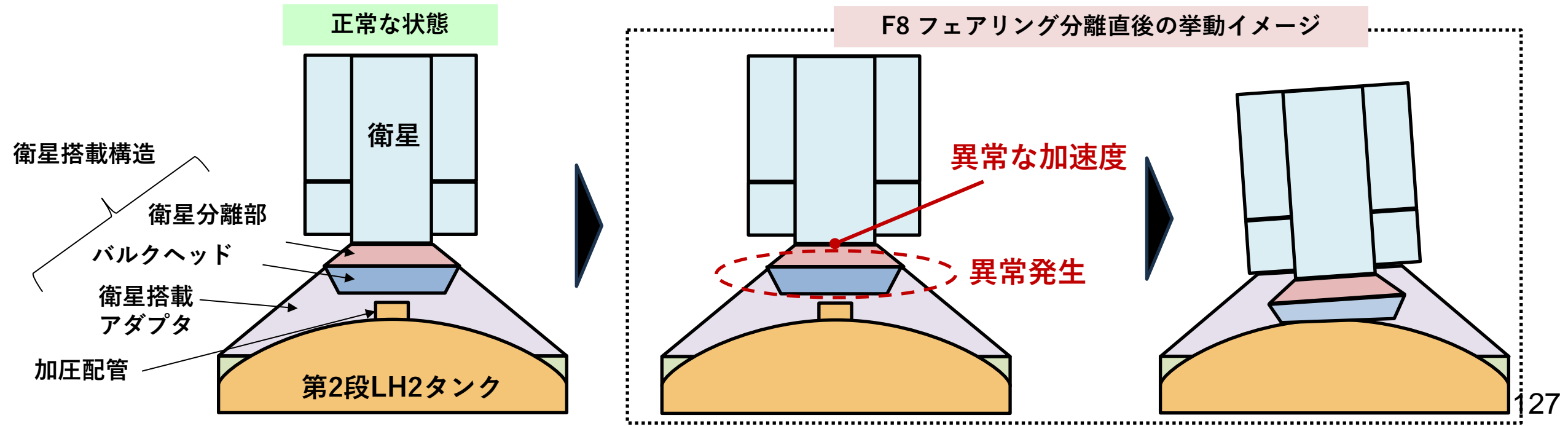
(参考)F5 衛星分離信号送出時



■ 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。



■ 損傷箇所の絞り込み

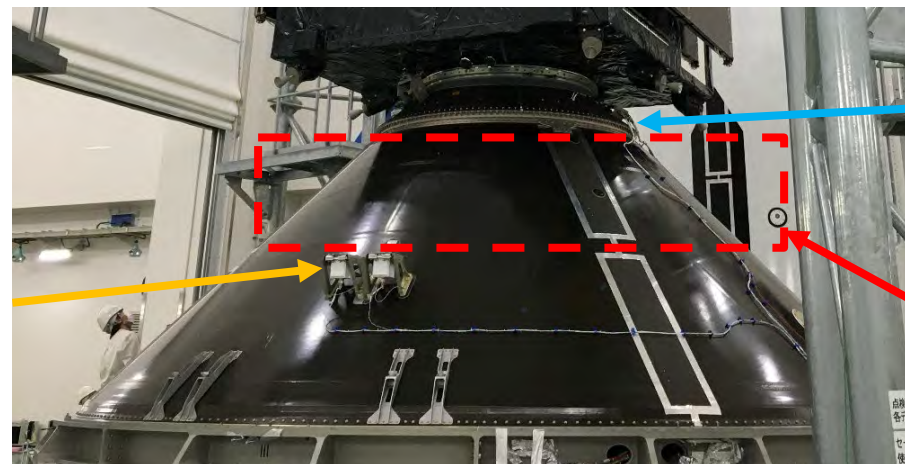
- これまで、衛星搭載構造つまり衛星分離部（PAF）もしくは衛星搭載アダプタ（PSS）が損傷し、衛星が離脱したと評価してきた。
- 以下のデータから、損傷個所は**衛星搭載アダプタ（PSS）の上部**である可能性が高い。
 - PAFのテレメトリ項目のデータは事象発生後も第1段エンジン停止までは正常に取得できている。これらのデータはPAFからPSSを経由し2段機体に繋がっているが、このワイヤハーネスはPAF上にあるブラケットに固定されている。これより上部で損傷した場合には、ブラケットの近傍で断線すると考えられ、データと整合しない。一方、これよりも下部で損傷した場合は、ワイヤハーネスに余長があり、断線に至らなかったと考えられる。
 - PSSに設置しているカメラの画角は事象発生後も大きく変わっていないことから、カメラの高さで大きく損傷していることは考えにくい。



カメラ映像

地球
機体姿勢と整合した見え方をしている

カメラ
および
ランプ



ワイヤハーネス固定用ブラケット
ここより上で損傷した場合には、
ワイヤハーネスが断線し、その
時点でデータが欠落する

損傷した可能性が高い範囲

- 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
 - 2-2. 発生シナリオ
- 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を△、直接要因であるものを○として評価した**前回時点の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。
- このうち、これまでの検討や試験の結果、1.1.5「接触・衝突」、1.3.1「爆発・燃焼」及び、2.「内部構造の損傷により発生」の**内容に進捗があった**ことから次々頁以降にその内容を示し、それらの結果を踏まえた**現時点のFTAをP39**に示す。

2-1. FTA（前回R8.1.20報告FTAを再掲）

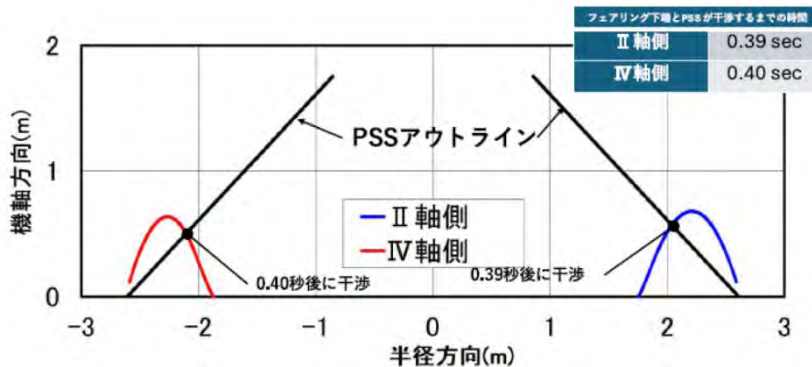
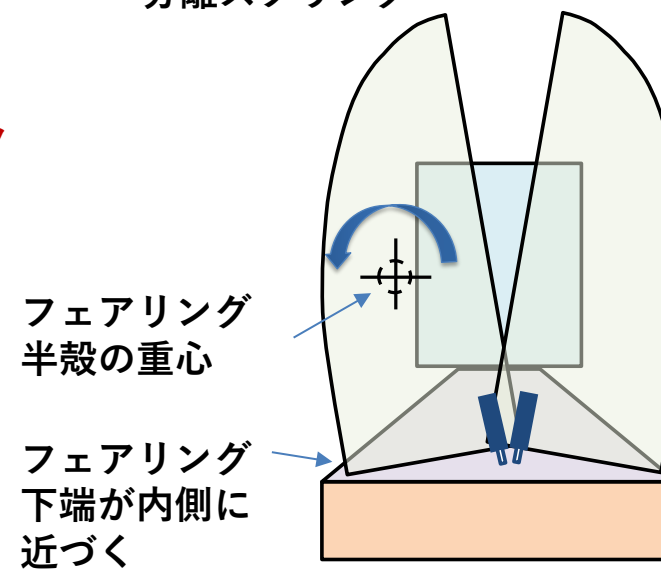
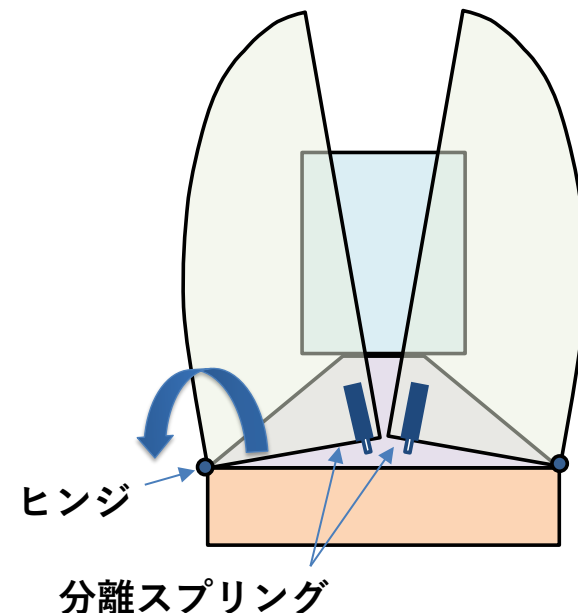
■ 原因究明の進捗を踏まえ、前回R8.1.20報告のFTAから更新を加える箇所を **青枠** で示す。

事象		1次要因	2次要因	3次要因	直接要因の評価 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	連鎖的な要因の評価 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 Worst 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
			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

○：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

■ フェアリング分離時の接触・衝突 (FTA 1.1.5)

- フェアリングは分離スプリングの力によりヒンジ回りに回転しながらコア機体から分離する。
- 仮にヒンジが破損し、フェアリング分離運動が正常に行われない場合には、フェアリングの重心回りに回転することからフェアリングの下端が内側に近づき、PSSに衝突する可能性がある。
- 最も早く衝突するケースとして、分離開始直後にヒンジが破損し、機能しなくなることを想定した分離挙動の解析を実施したところ、**最早約0.4秒にて衝突する結果となった。**
- 一方で、事象発生時点の絞り込みの評価では、**本事象は火工品スイッチON後約0.06秒 (62msec) までに発生しており、発生タイミングから本故障モードは直接要因とはなり得ないと評価する。**



■ 衛星推進薬の爆発・燃焼 (FTA 1.3.1)

- 衛星に搭載された燃料(MMH)は衛星の開発・製造工程及びフライト前のデータなどから、漏洩した可能性は非常に低いと評価しているが、万一フェアリング内に漏洩し、化学反応を起こした場合に、今回の事象に至るかを要素試験等により確認した。フェアリング分離時に生じ**MMHの熱分解や燃焼に至ると想定されるエネルギー源毎に評価した。**

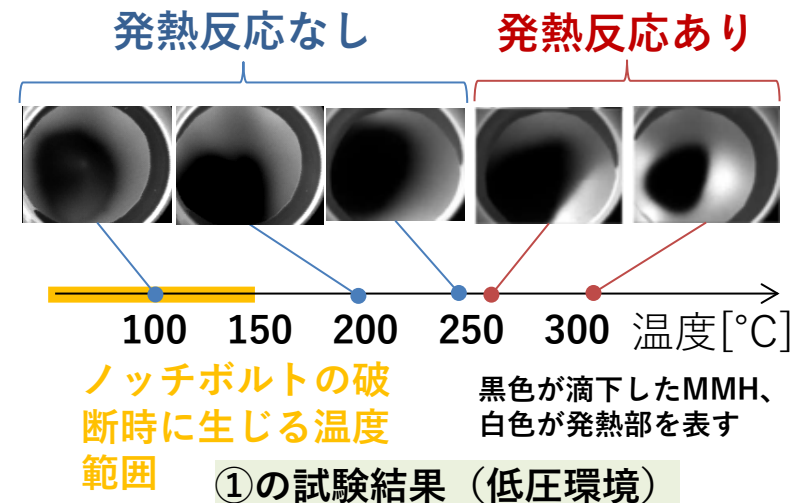
- ①フェアリング分離機構のノッチボルトの破断時に生じる熱い金属端面
 <結果>ノッチボルトの破断時に生じる温度では熱分解反応は発生しなかった。より高い温度や常圧環境※では発熱反応が起きたが、**ゆるやかな反応であり爆発的な反応や強い発光は発生しなかった。**また、フェアリング内にMMHが気体として拡散し、残存する空気と混合した状態から着火した場合についてCFD解析を行った結果(注)、**燃焼が起きる可能性はあるが衛星や搭載構造に働く圧力による荷重は微小であることを確認した。**

(注)CFD解析の結果概要を巻末参考資料に示す。

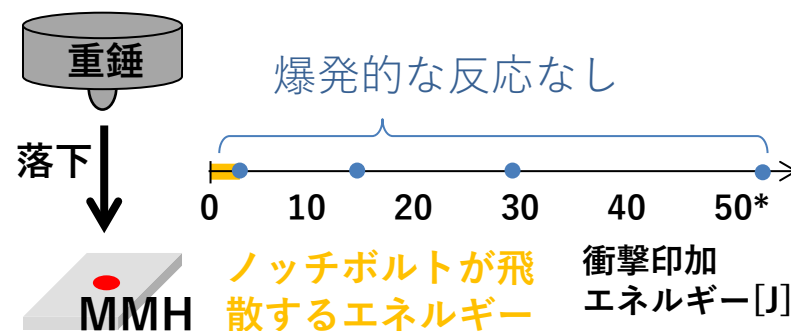
- ②フェアリング分離時に生じる衝撃環境

<結果>MMHに**衝撃を与えても爆発的な反応や発光は発生しなかった。**

- 以上の結果から、フェアリング分離に伴い生じるエネルギー源では、**構造体を破壊するような爆発的な反応は起きないことが確認され、衛星推進薬の爆発・燃焼は本事象の要因ではないとの評価に至った。**



※フェアリングのハウジング内にトラップされた空気がフェアリング分離と共に放出され、十分混合した最悪ケースとして想定



* 滴下したMMHの全量が熱分解するのに必要なエネルギー

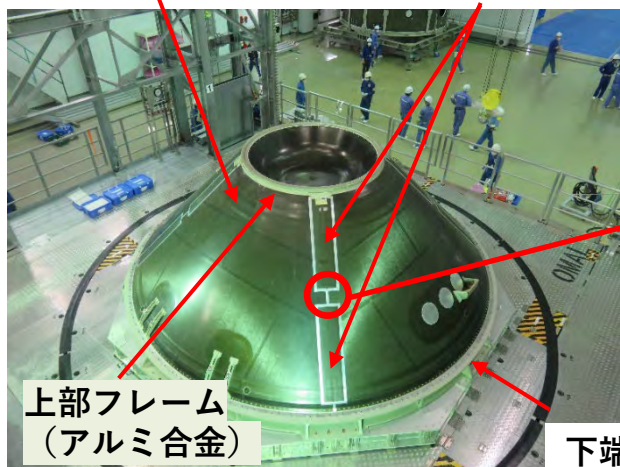
■ PSS内部に製造工程で生じた剥離 (FTA 2.)

- PSSはパネルを4分割で製造した後に、全周結合 (スプライス接着) する製造工程としている (右下図)。
- 製造済の複数のPSSのスプライス箇所近辺(下図○箇所)に打音検査で異音が確認され、代表箇所を切除し調査した結果、**CFRPスキンとアルミハニカムコアが想定を越えて剥離していることを確認** (下中央図)。
- F8の当該部の状況は記録に残っていないが、同様に剥離した状態でフライトに臨んだ可能性が高く、剥離部が破壊の起点となった可能性がある。ここからスキンの局部座屈及び急激な剥離の進展が発生した場合、故障シナリオが説明できる可能性がある。

パネル (円周方向4分割)

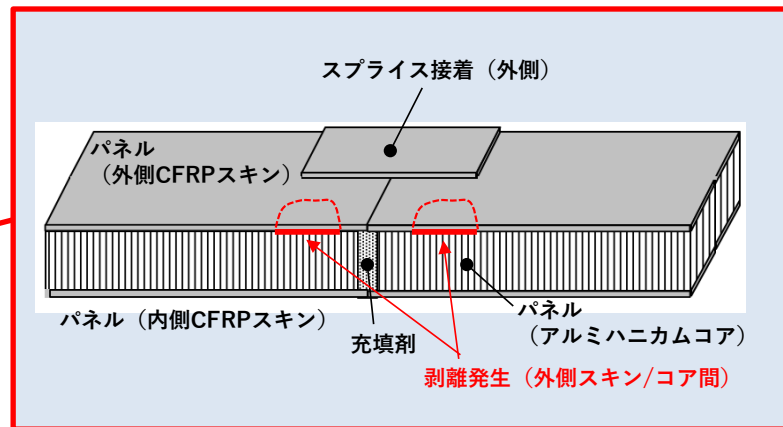
(CFRPスキン/アルミハニカムコア)

スプライス(約200×1000mm)
90° ピッチ4位相×上下2×内外2=計16枚



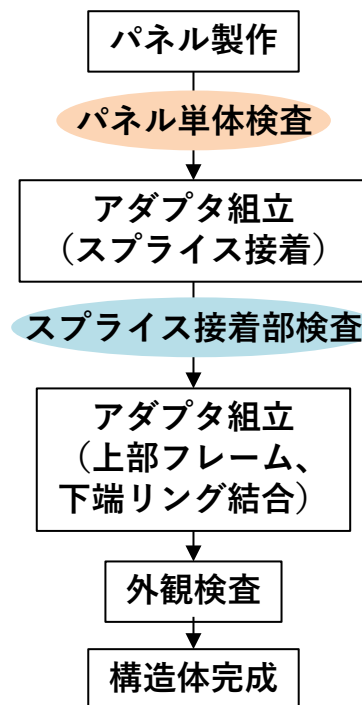
上部フレーム
(アルミ合金)

下端リング
(アルミ合金)



異音箇所の内部

衛星搭載アダプタ(PSS)

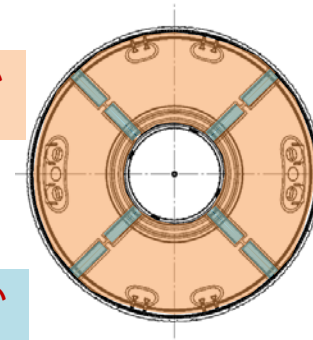


パネルに異常がないことを確認

組合せによる
全面検査

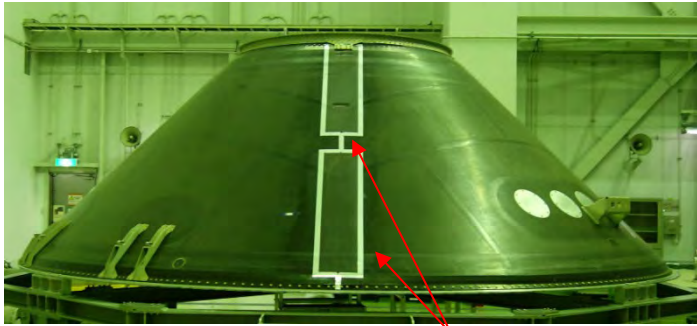
接着部に異常がないことを確認

※左記の剥離は、本製造検査工程の流れの中で検出できなかったものでありスプライス接着工程で発生した可能性

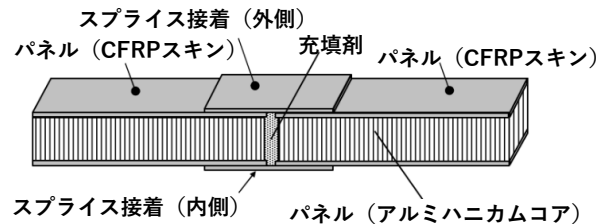


■ PSSのパネルスプライス部の構造と接着工程

4分割のパネルの間にCFRP製のスプライスを置き、常圧下で加温して接着する工程



スプライスの外縁およびパネル突合せ部にはアルミテープを施工している。
(接着剤や充填剤等のはみだしによるコンタミを防止する役割を持ち、そのままの状態でのフライトする。)



パネルスプライス部の
詳細図面

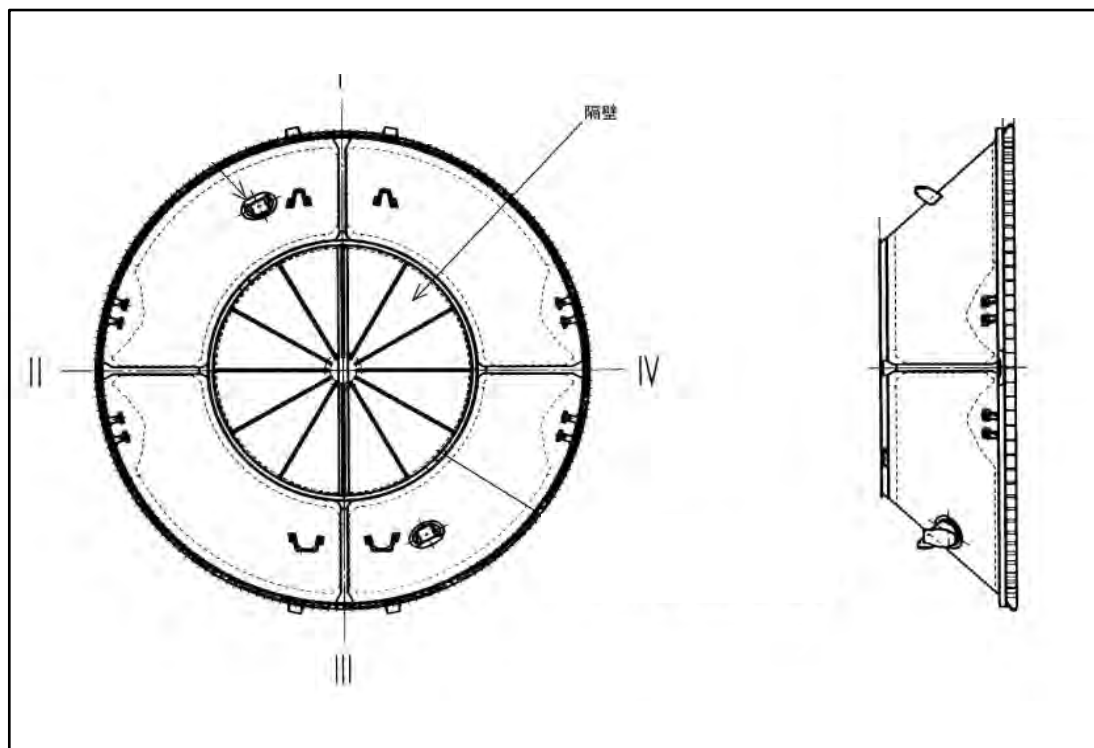
パネルスプライス部断面詳細

パネルスプライス工程の
詳細 (写真含む)

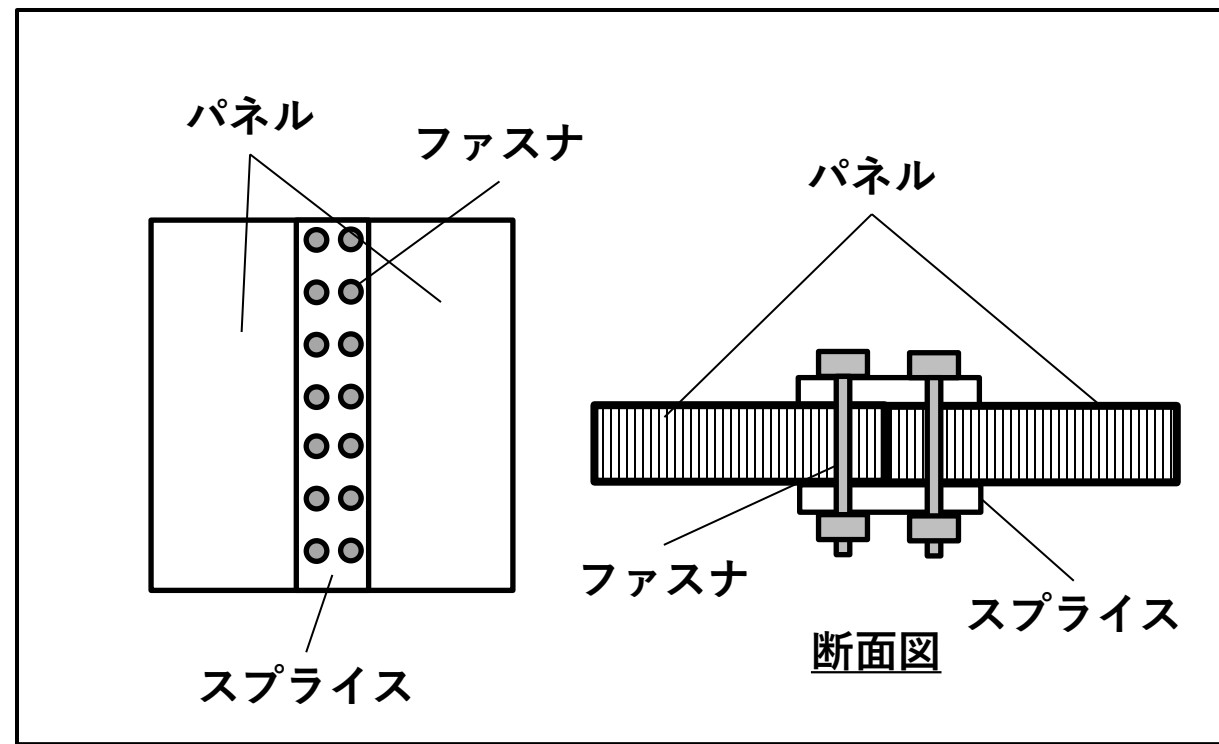
スプライス接着工程詳細

■ H-IIA用PSSからH3用PSSにおける変更点

- CFRPスキン・アルミハニカムサンドイッチパネル構造であることは共通。ただし、CFRP材料は異なる。
- パネルスプライスは、H-IIAではファスナ結合であったが、H3で接着結合に変更（H-IIA用PSSのスプライスを下図に示す）。
- 主構造寸法（直径・高さ）、バルクヘッド形状や材質、上端/下端リングとの結合部等は設計条件に応じ変更。



H-IIA用PSS



H-IIA用PSSのスプライス部概要

■ 製造記録の調査

- 本事象に係る2段機体/フェアリング・PSS/PAFについて、設計・製造工程変更、不具合処置、トレンド評価を確認し、現時点で8号機の失敗に直接的に影響する特記事項がないことを確認した。

【調査内容】

- 8号機に適用した変更設計・製造工程変更
- 8号機で発生した不具合処置記録
- トrend評価項目に対するトレンドデータ
- FTAにて識別した特記事項であるPSS内部に製造工程で生じた剥離に対し、部品・工程単位での4M（作業
者、製造装置、材料、製造工程）の詳細調査を実施し、2件の特記事項を識別した。その他については、現時点で8号機の失敗に影響する事項はないことを確認した。

【特記事項】

- 超音波探傷検査でのインジケーションを広範囲で確認
- 工程管理試験での接着部強度結果がトレンド外れ（規格値内）

いずれも剥離箇所ではなくスプライス自体の特記事項であり、開発時に設定した根拠に従い適切に技術評価されてフライトに供しており、その評価については現時点でも変わっていない。剥離がスプライス接着工程で発生している可能性が高いことから関連性について評価する。

2-1. FTA (本日時点)

調査・安全小委員会
(第60回) 資料

赤字：前回報告からの更新
(前回報告でのFTAはp32参照)

更新

事象		1次要因	2次要因	3次要因	直接要因の評価 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	連鎖的な要因の評価 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 Worst 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、 フェアリングが衛星もしくは衛星搭載構造に衝突し、異常な加速度が発生したモードを想定したものである。フェアリングが衝突するには最も早いケースでも0.4秒程度必要であり、直接要因とはなり得ないと評価した。	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。
		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。 衛星の推進薬については要因とならないことを要素試験で確認した。
					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。
						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。
							△ → △ (~O*)		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。 製造済みの衛星搭載アダプタを調査した結果、CFRP スキンとアルミハニカムコアが剥離している箇所があることが確認された。8号機も同様の状態でフライトに臨んだ可能性が高く、直接要因である可能性がある。製造記録を確認した結果、上記剥離に関連する事項以外には現時点で特異性は確認されていない。	可能性なし
		2. 内部構造の損傷により発生								

○: 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

* フライト中の剥離進展や最終的に破壊に至るメカニズムが明確になれば○となり得るが、現時点評価中であるため括弧付きとしている。138

■ 発生シナリオの設定

- 今後、FTAで識別した要因の絞り込みを進めるにあたり、各要因がどのような流れで進行し事象に至ったのかシナリオとして設定する。
- シナリオとは、一連の発生事象を合理的に説明できる一連の物理的挙動を示し、FTAによる分析では表現しきれない連続的なシステムの挙動を表したものである。
- シナリオ設定においては、事象の把握において明確にしてきた“非常に短時間で発生している”ことや、“最終的に衛星搭載構造の破壊に至る”ことに整合するよう配慮する。

■ 発生シナリオの設定 (続き)

- 設定したシナリオを以下に示す。シナリオは故障要因毎に設定しており、各シナリオの中でも損傷個所などいくつかのパターンが考えられるがその代表的なものを示す。

No.	故障要因	関連するFTA	発生シナリオ	評価
1	火工品破裂	1.3.1	フェアリング分離時に作動する火工品からガスが噴出し、ガスによる熱もしくは圧力波が衛星搭載構造に損傷を与え、飛行中の加速度（慣性力）で破壊に至る。	火工品は実機と同時製造品による性能確認試験を行っておりガスが噴出するリスクは低い。仮に流出した場合に損傷を与えるか評価中。
2	フェアリング内の爆発	1.3.1	搭載燃料などの可燃性のガスがフェアリング内に滞留し、フェアリング分離時の衝撃等により爆発し、発生した圧力波が衛星搭載構造に損傷を与え、飛行中の加速度（慣性力）で破壊に至る。	テレメトリデータなどから燃料などが漏洩した可能性は低い。仮に漏洩し爆発した場合の影響について評価中。
3	LH2漏洩	1.3.1	LH2が漏洩し、衛星搭載構造を低温化することで損傷を与え、飛行中の加速度（慣性力）で破壊に至る。	テレメトリデータなどからLH2が漏洩した可能性は低い。仮に漏洩した場合のデータの整合性について評価中。
4	差圧荷重発生	1.1.4	フェアリング内のベンディングが正常に行われず、フェアリング開頭に伴いフェアリング内部の圧力が急激に変化し、内外差圧等により荷重が発生、衛星搭載構造に損傷を与え、飛行中の加速度（慣性力）で破壊に至る。	テレメトリデータからフェアリング開頭時に大きな残圧が残っていた可能性はない。わずかな残圧で事象に至るか評価中。
5	PSS内部構造の剥離	2.	フライト前からPSS内部に製造工程で生じた剥離が存在、フライト中の荷重やPSSパネル内外の圧力差から剥離が進展、フェアリング分離時の衝撃等により剥離が拡大し、飛行中の加速度（慣性力）で破壊に至る。	PSS内部に製造工程で生じた剥離がある状態でのフライトであった可能性が高いと評価。フライト中の剥離進展や最終的に破壊に至るメカニズムについて評価中であり、これらが整合する場合には原因となり得る。

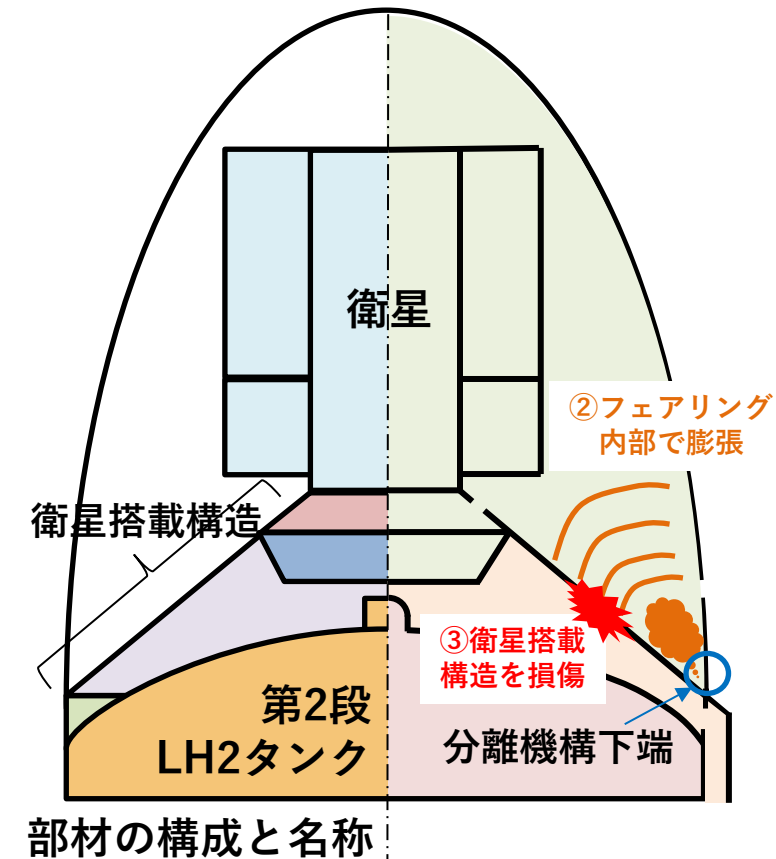
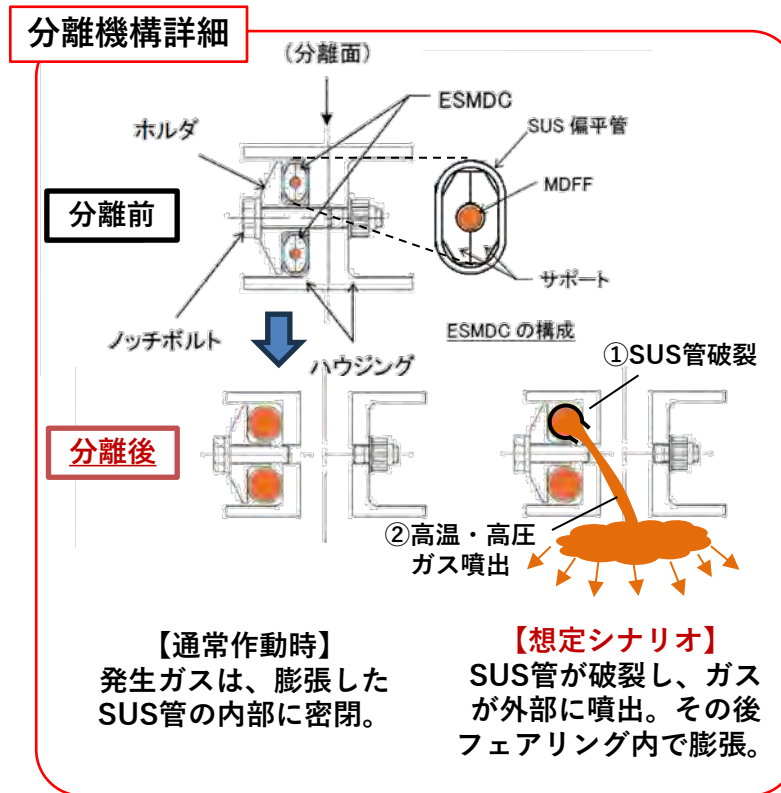
2-2. 発生シナリオ

■ 火工品破裂 (No.1)

- フェアリング分離時に作動する火工品からガスが噴出し、ガスによる熱もしくは圧力波が衛星搭載構造に損傷を与え、飛行中の加速度（慣性力）で破壊に至る。

【シナリオ詳細】

- ① フェアリング分離用火工品が作動した際に、分離機構のSUS偏平管が破裂する。
- ② 破裂したSUS偏平管から、火工品作動時に発生した高温・高圧のガスが噴出し、フェアリング内部空間で急激に膨張する。
- ③ 急激に膨張したガスによる熱もしくは圧力波が、衛星搭載構造に損傷を与え、飛行中の加速度（慣性力）で破壊に至る。



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
 ESMDG：膨脹密封型金属被覆導爆線

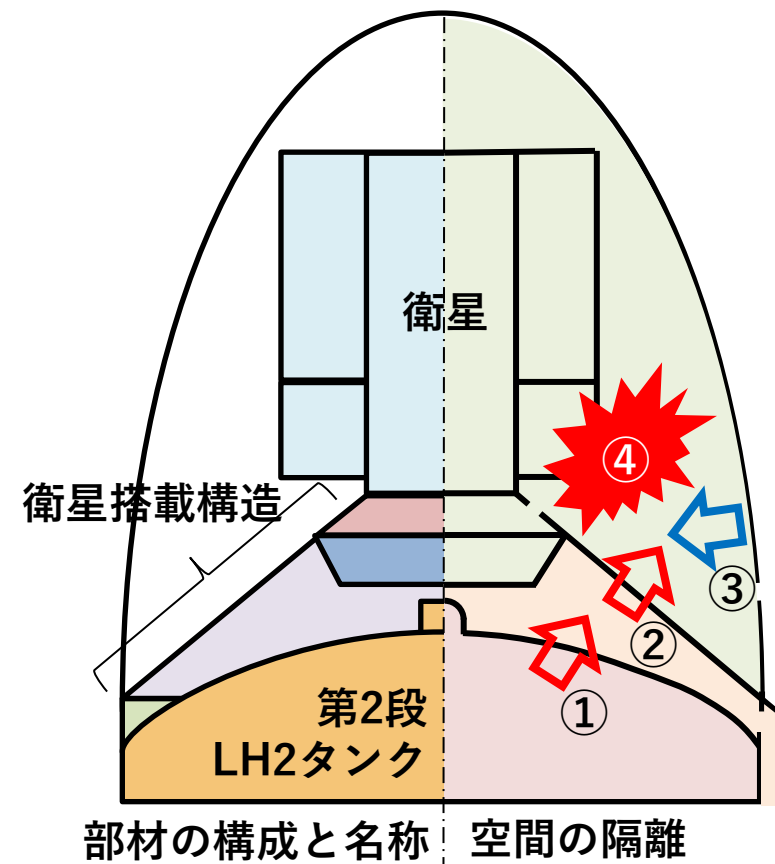
2-2. 発生シナリオ

■ フェアリング内の爆発 (No.2)

- 搭載燃料などの可燃性のガスがフェアリング内に滞留し、フェアリング分離時の衝撃等により爆発し、発生した圧力波が衛星搭載構造に損傷を与え、飛行中の加速度（慣性力）で破壊に至る。

【シナリオ詳細】

- ① リフトオフ後に第2段LH2タンクから水素ガスが漏洩する。
- ② 水素ガスが衛星搭載構造のワイヤハーネスの狭小な貫通部を通じてフェアリング内に侵入する。
- ③ フェアリング構造の内部に残っていた空気（酸化剤）がフェアリング内に出てくる。
- ④ 水素ガスと空気（酸化剤）が混合し、フェアリング分離時に破断したノッチボルトの高温部が着火源となり爆発する。発生した圧力波が衛星搭載構造に損傷を与え、飛行中の加速度（慣性力）で破壊に至る。

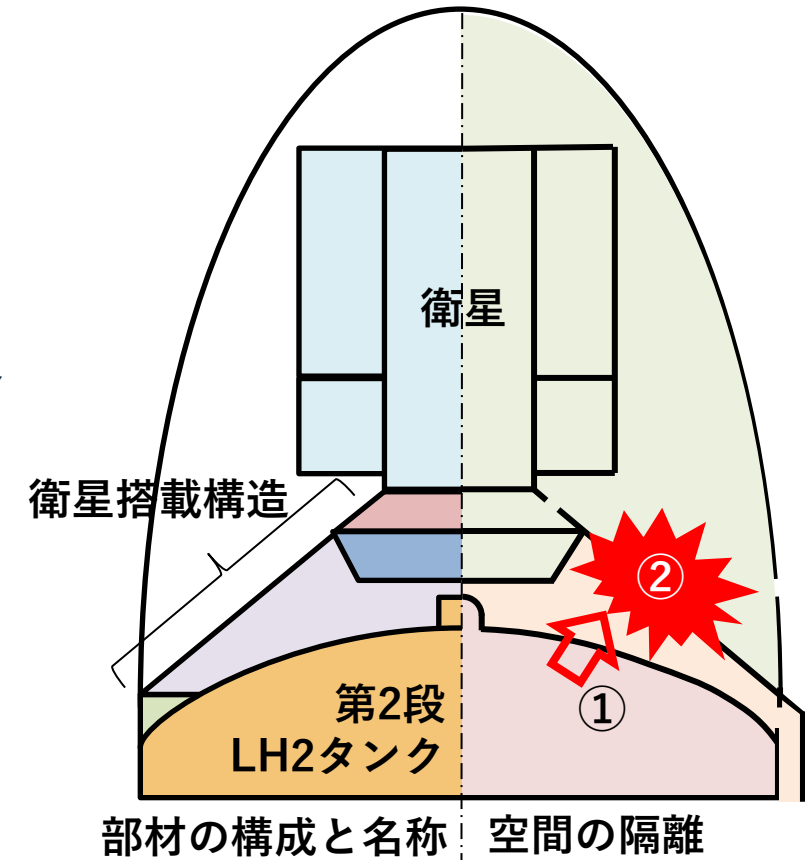


■ LH2漏洩 (No.3)

- LH2が漏洩し、衛星搭載構造を低温化することで損傷を与え、飛行中の加速度（慣性力）で破壊に至る。

【シナリオ詳細】

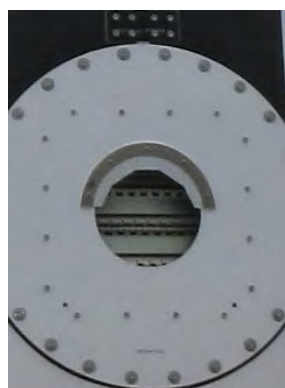
- ① リフトオフ後に第2段LH2タンクからLH2または水素ガスが漏洩する。
- ② LH2または水素ガスにより衛星搭載構造を低温化することで損傷を与え、飛行中の加速度（慣性力）で破壊に至る。



■ 差圧荷重発生 (No.4)

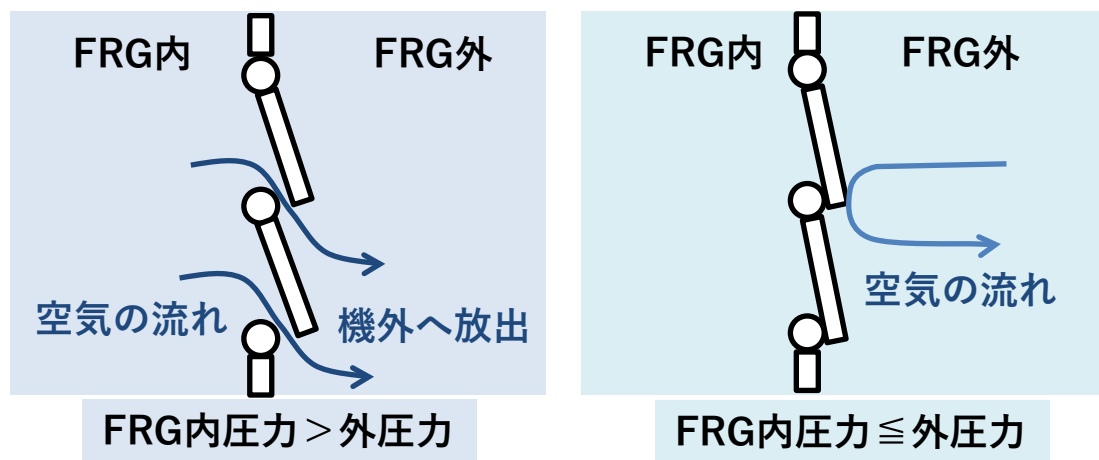
- フェアリング内はリフトオフまで空気で空調しており、内部の気体は機体の上昇に伴う外気圧の低下に従って機外へ放出する。この機外放出について機能しないことを想定したものである。

放出部写真



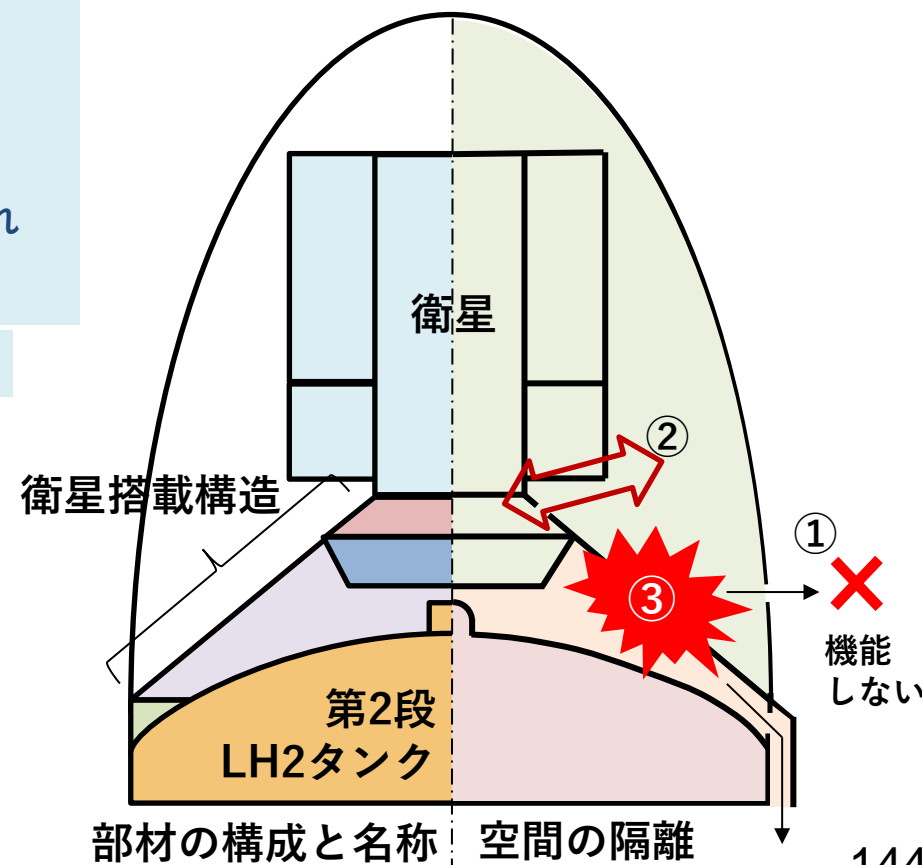
(FRG外側から撮影)

放出部の機能 (正常時の想定)



【シナリオ詳細】

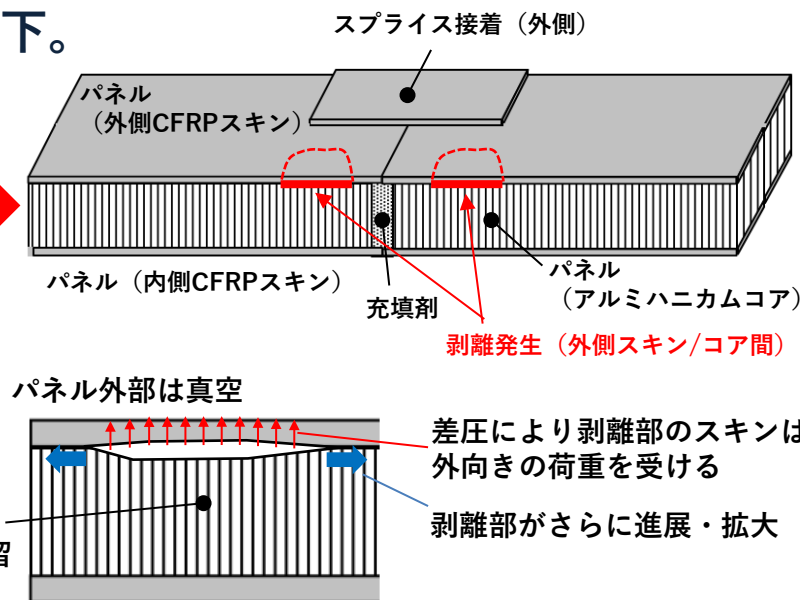
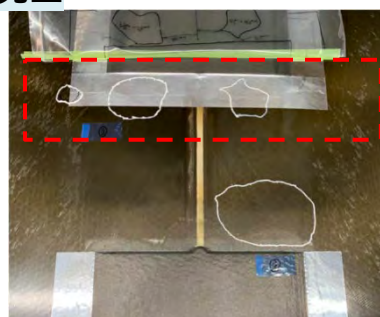
- ① フェアリング内の空気が正常に機外に放出されず、フェアリング内に圧力が残った状態でフェアリングを分離する。
- ② フェアリング開頭に伴い、フェアリング内部の圧力が急激に変化し、内外差圧等により荷重が発生。
- ③ 当該荷重により、衛星搭載構造に損傷を与え、飛行中の加速度(慣性力)で破壊に至る。



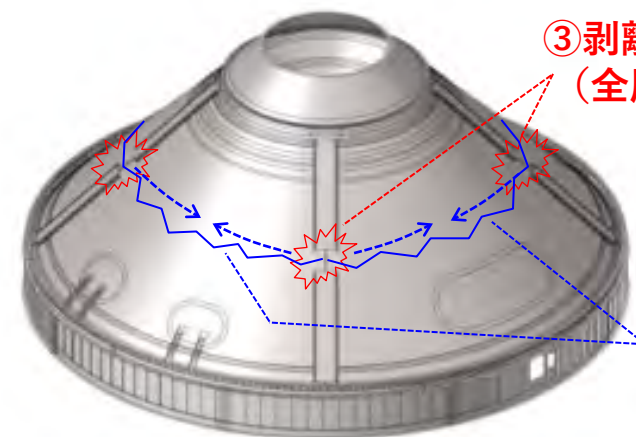
■ PSS内部構造の剥離 (No.5) 【シナリオ詳細】

- ① PSSのスプライス接着工程にて、スプライス近傍のパネルのスキン/コア間に想定以上の剥離が発生。
- ② フェアリング分離までの1段飛行中は、破壊せず耐荷。ただし飛行中の真空環境等により剥離が徐々に進展（ハニカム内部には最大1気圧の空気が密封されており、フライト用PSSで剥離している箇所の外部を局所的に真空状態にしたところ剥離が部分的に進展することを確認した）。
- ③ フェアリング分離時の衝撃等により、剥離部を起点にスキンの局所座屈および急激な剥離の進展が発生。
- ④ 座屈部の剛性が急激に低下するため荷重再分配により連鎖的に座屈が一気に進展し、構造全周が座屈。
- ⑤ 全周座屈したPSSは衛星の慣性力を支えられず、剥離部を境に上下に分割され、PSS上部が衛星とともにLH2タンク側に落下。

①剥離の発生



②剥離の進展

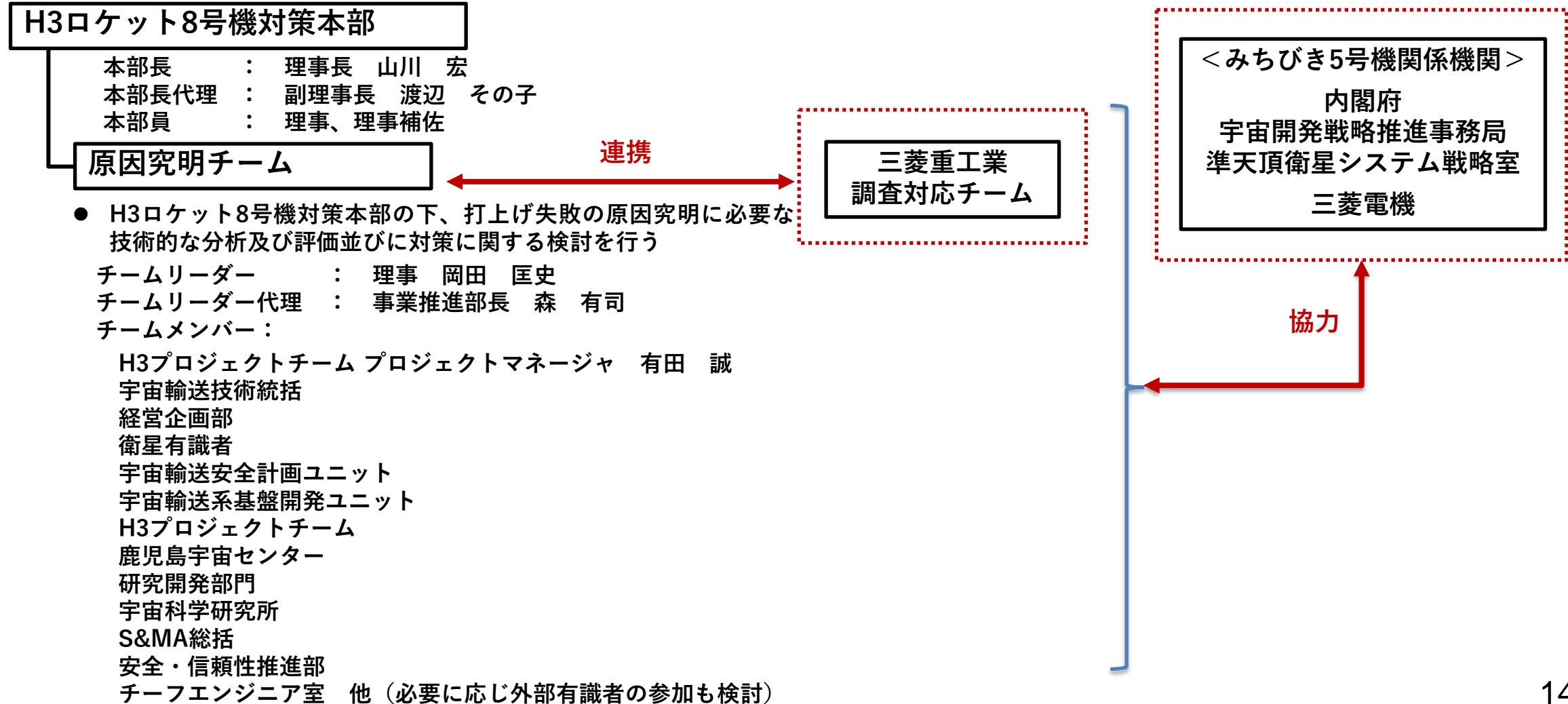


- 0. 本日の報告内容
- 1. H3ロケット8号機打上げ結果
 - 1-1. H3ロケット8号機 打上げ結果概要
 - 1-2. H3ロケット8号機の主要諸元
 - 1-3. 打上げ結果
 - 1-4. H3ロケット8号機飛行状況の評価
- 2. 原因究明
 - 2-1. FTA
 - 2-2. 発生シナリオ
- 3. 今後の計画

3. 今後の計画

■ 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。



3. 今後の計画

- テレメトリデータや画像データの詳細分析から、事象発生時点と破壊箇所の絞り込みを実施した。また、フェアリング分離検知時刻の特異性について整理した。
- これらの事実からFTAのいくつかの項目が今回の直接的な要因ではないことを整理した。
- FTAをもとに発生シナリオを設定した。今後、各シナリオに対して再現試験や再現解析等により評価を進め原因を特定する。
- 製造済のPSS内部に製造工程で生じた剥離があることが確認された。8号機にも同様な剥離が内在した状態でフライトしていた可能性が高く、これが破壊の起点となった可能性がある。
- ただし、これを直接要因として特定するためには、剥離がフライト中に進展し最終的な破壊に繋がるメカニズム、画像に見られた白飛びを含めたフライト時のデータとの整合性及び、8号機まで発現しなかった理由などを明らかにする必要があると考えており、これらの評価を重点的に進める。

【原因究明】

- FTAとシナリオの潰しこみ（継続）

【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

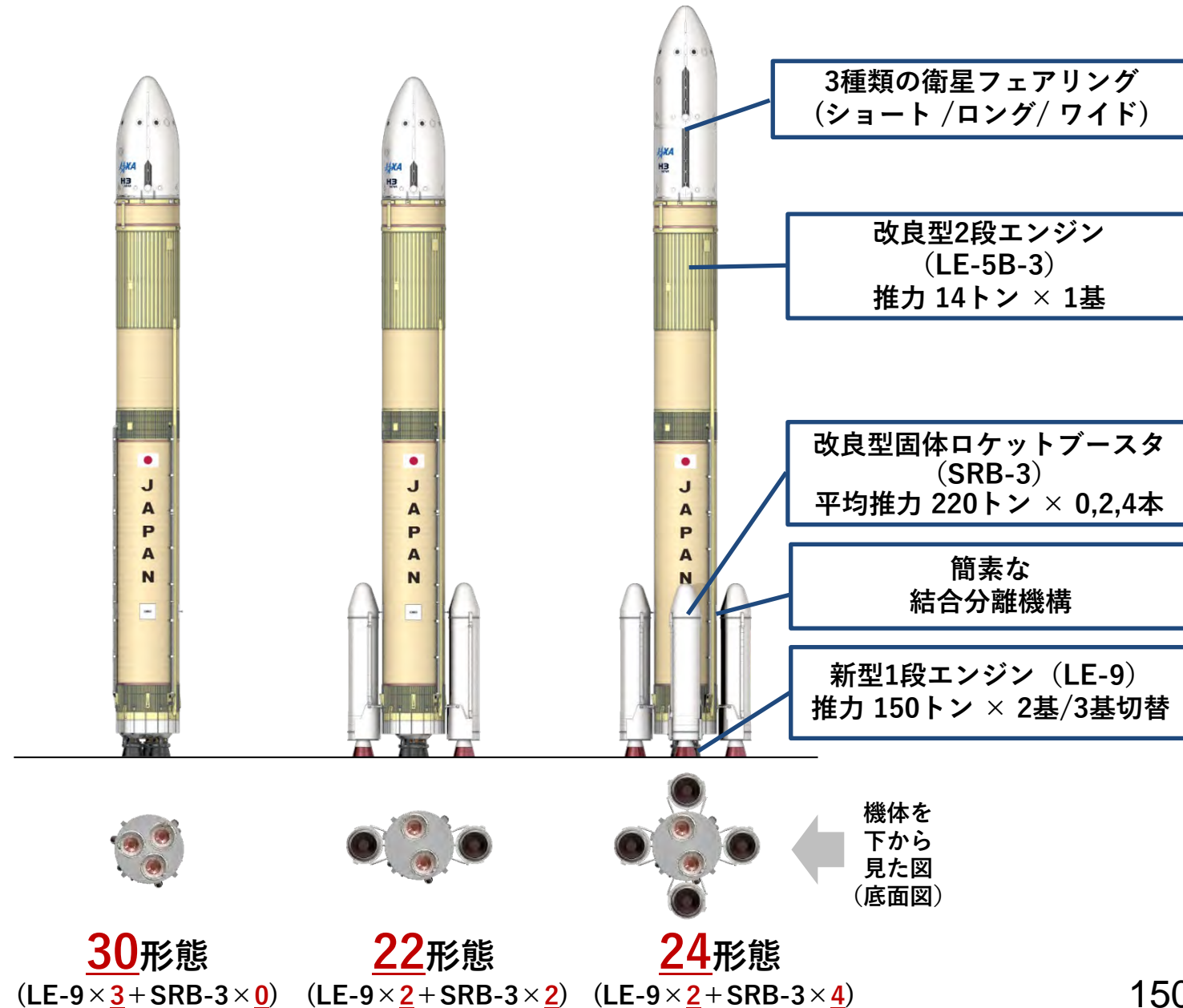
【是正対策】

- 対策案の設定と効果の確認

参考資料

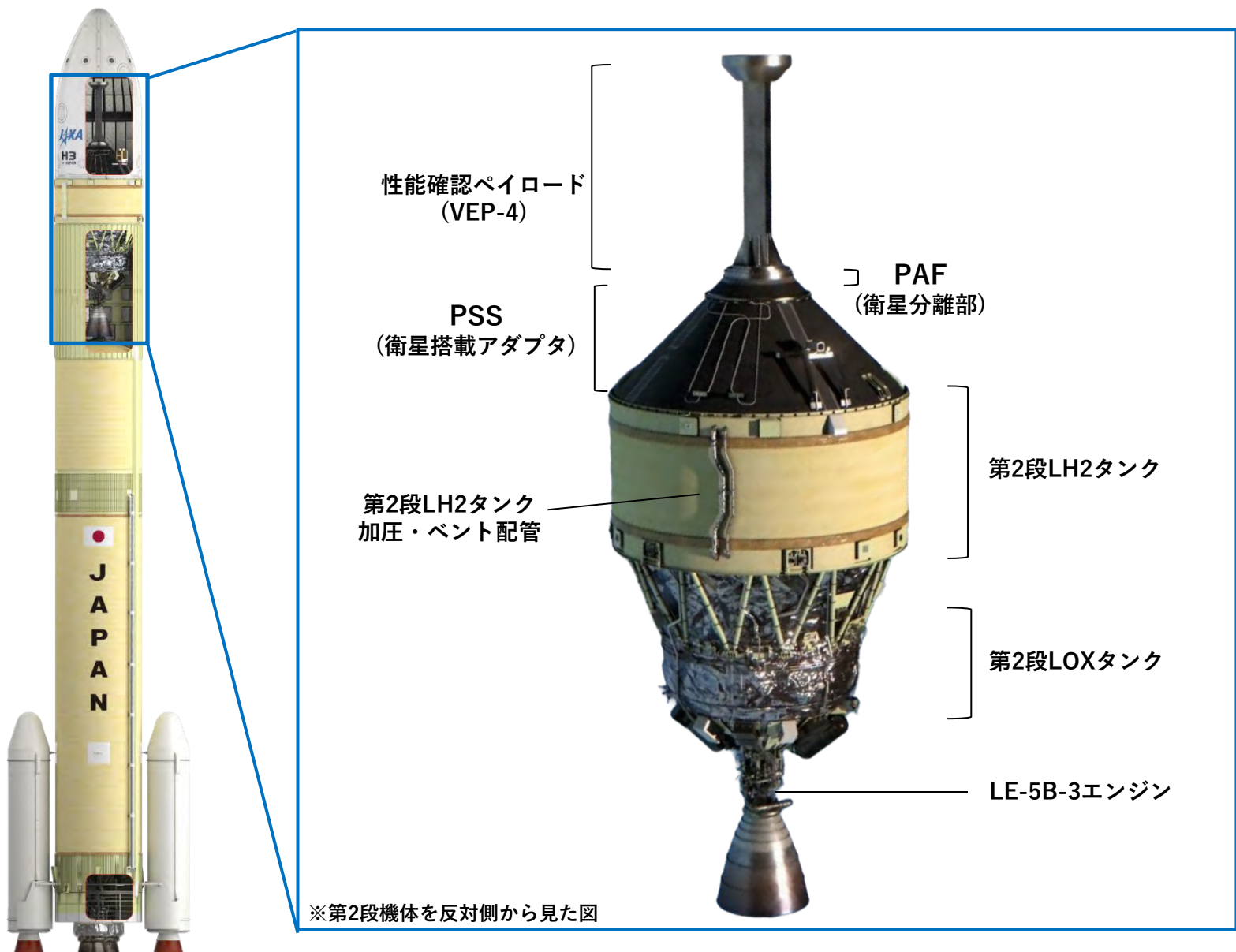
(参考)H3ロケットのシステム概要

- 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



(参考) 第2段機体概要

VEP-4を搭載したH3ロケット試験機2号機CG

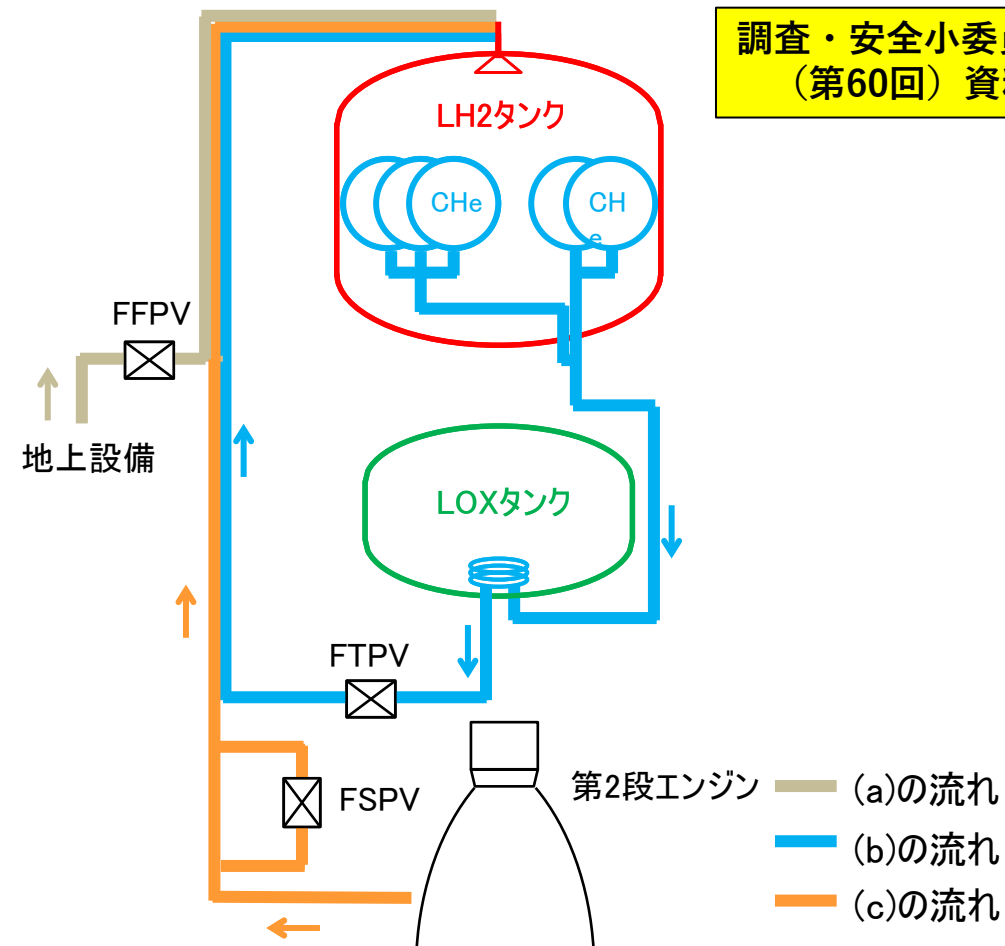


(略語注)
LH2：液体水素
LOX：液体酸素

調査・安全小委員会
(第60回) 資料

■ 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。



第2段推進系系統図(LH2タンク加圧系のみ)

(略語注)

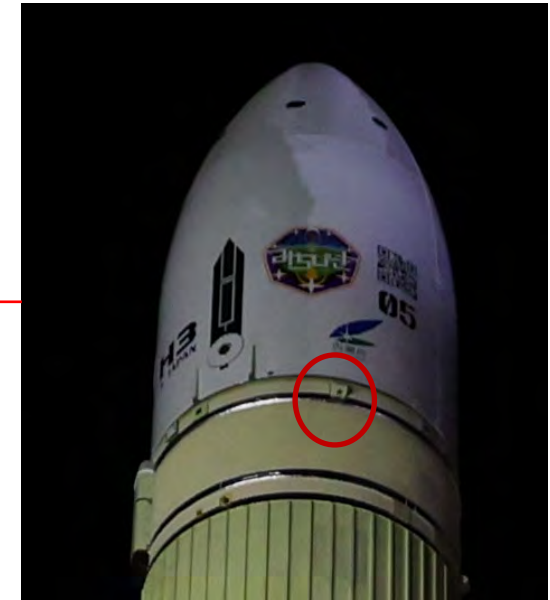
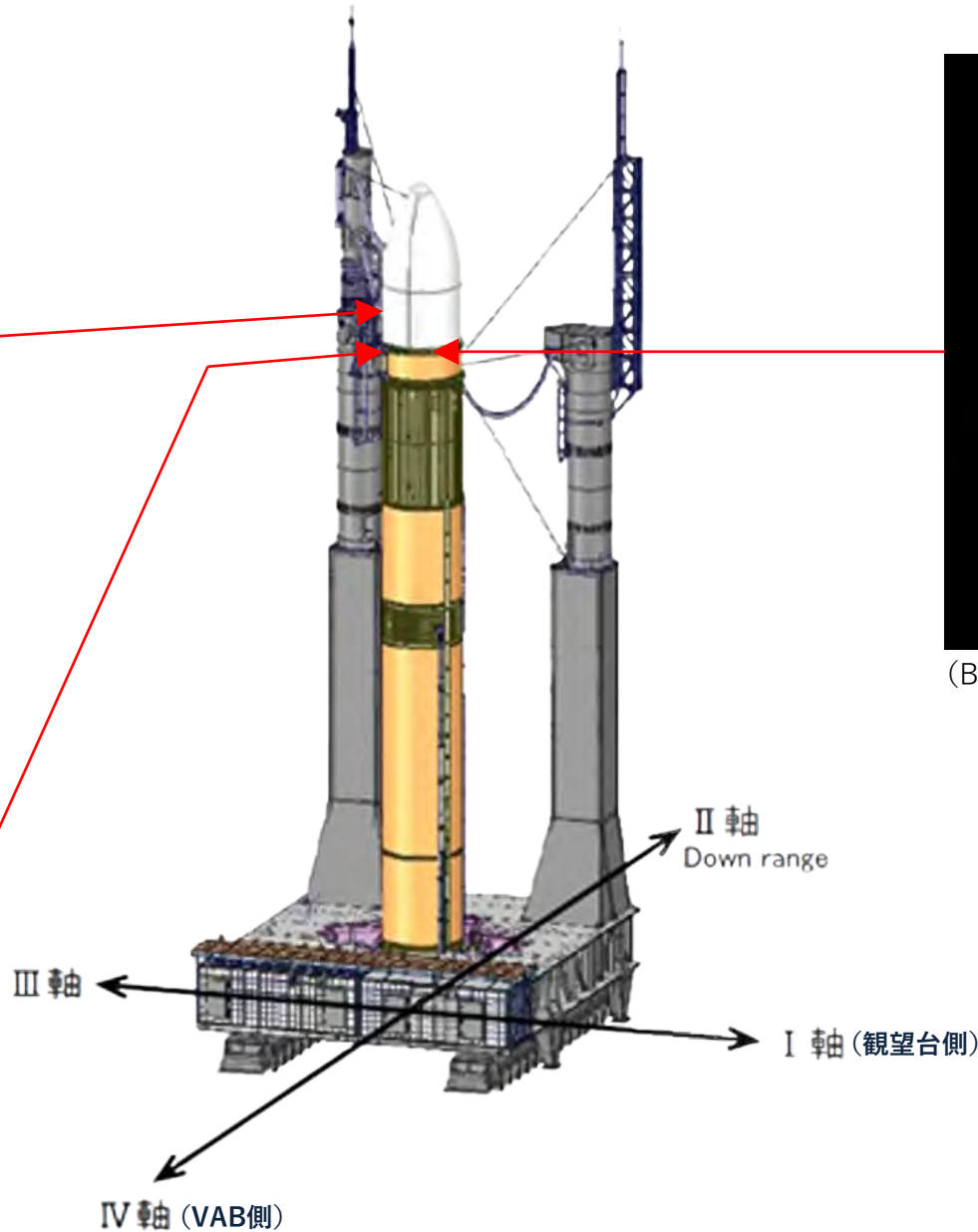
FTPV：LH2タンク過渡加圧バルブ
FSPV：LH2タンク定常加圧バルブ
FFPV：LH2タンク地上予圧バルブ
CHe：極低温ヘリウム気蓄器

(参考)第2回燃焼についても(b)(c)と同じ。

(参考) ロケット搭載カメラの位置



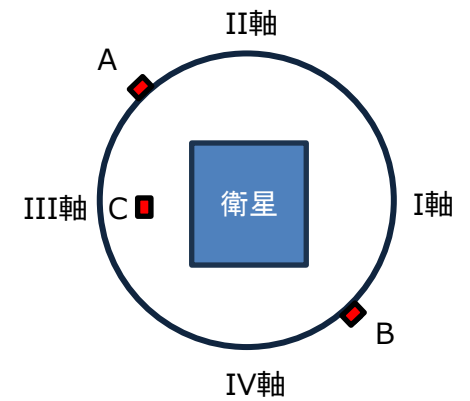
(C) フェアリング分離、衛星分離を撮影



(B) SRB-3分離、第1段・第2段分離を撮影



(A) 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

(参考) フェアリング内MMH-空気予混合燃焼のCFD解析結果

追加

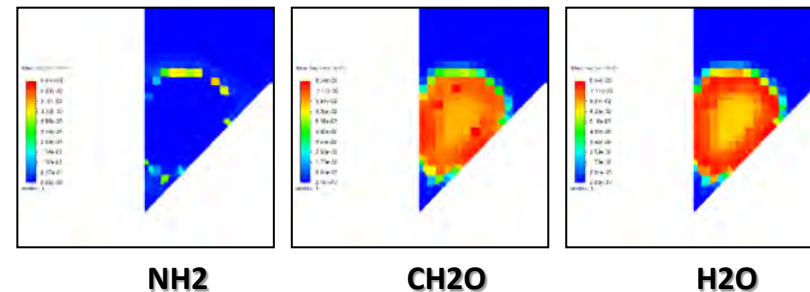
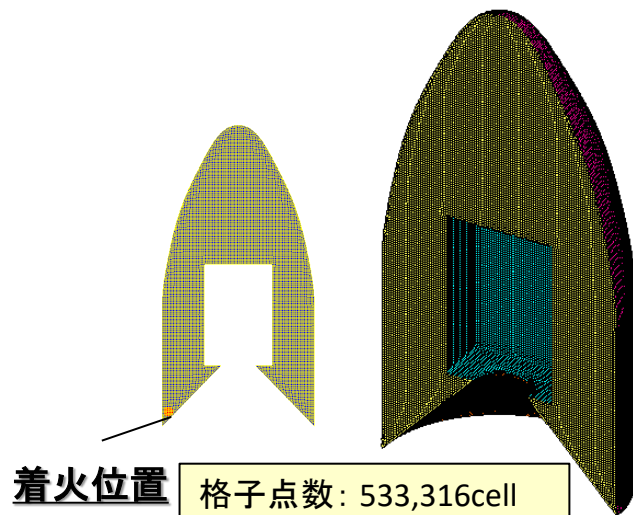
調査・安全小委員会
(第60回) 資料

■ 解析条件

- フェアリング内は、分離時点で残留する空気と量論比のMMHの予混合気体で満たされており、ノッチホルドが飛散した際の金属衝突による火花の発生などにより着火することを前提とした条件で解析を行った。

■ 解析結果

- 着火位置では燃焼により圧力が一時上昇するが、膨張と共に周囲の圧力に減衰していく。
- フェアリング内のガスは反応と共に温度上昇するが、ほとんど膨張しない。
- 安全側の仮定として、最初に圧力が上昇するPSS表面に発生する最大圧力2.8kPaが減衰せず、衛星構体側面（面積：約8.2m²）に作用するとした場合に発生する横方向荷重は23kN程度。
- これはPSSを破壊するために必要な横方向荷重より1桁小さいことから、MMHがフェアリング内に漏洩して気化し、残留空気と混合して燃焼することは、PSS損傷の直接要因にはなり得ないと評価できる。



着火位置での燃焼状況
(反応により生成する化学種のモル分率)

