

資料 63-1

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
調査・安全小委員会
(第 63 回) 2026.4.21

H3 ロケット 8 号機打上げ失敗の原因究明に係る
調査・安全小委員会 中間報告書
(案)

令和 8 年 4 月 21 日
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
調査・安全小委員会

目次

1. 調査検討の経緯	1
2. 調査検討の概要	2
(1) 発生事象の把握	2
(2) 直接要因の特定	2
(3) 是正対策案の検討	4
(4) 水平展開	5
3. 中間まとめ	6

参考 1 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
調査・安全小委員会 委員名簿

別添 H3 ロケット 8号機打上げ失敗原因究明状況
(「調査・安全小委員会 (第 62 回) 資料 62-1」を一部修正)

1. 調査検討の経緯

H3 ロケット 8 号機は、国立研究開発法人宇宙航空研究開発機構（JAXA）により、令和 7（2025）年 12 月 22 日 10 時 51 分 30 秒（日本標準時、以下同じ）、JAXA 種子島宇宙センターから、準天頂衛星システム「みちびき 5 号機」（QZS-5）を搭載して打ち上げられた。第 2 段エンジン第 1 回燃焼終了まで所定の飛行経路をたどったが、その後の第 2 回燃焼が正常に立ち上がりず早期に停止し、予定した軌道に QZS-5 を投入することができず、打上げは失敗した。

翌 12 月 23 日、宇宙開発利用部会 調査・安全小委員会（第 57 回）が開催され、打上げ失敗原因について調査検討を開始した。現在まで 6 回にわたり、搭載カメラ映像を含むフライトデータ分析等による発生事象の把握、製造・検査記録の確認、追加解析や地上再現試験の結果等をもとに、JAXA による原因究明の状況及び是正対策案について調査検討を行った（表 1-1）。また、宇宙開発利用部会においても JAXA から適宜状況報告がなされている。

現在までの検討から、直接要因の特定と是正対策案（2 案）が設定され、打上げ失敗の原因究明に関する技術的評価としては、一区切りついた状況である。今後、対策の実行により十分な信頼性を確保した上で打上げ再開を目指すにあたり、現時点で原因究明活動について中間まとめを行うことには意義がある。

一方、打上げ失敗につながる背後要因については、その分析・検討を継続しているところである。今後、最終まとめに向けて、イプシロンロケット 6 号機及び H3 ロケット試験機 1 号機の事例も踏まえた十分な検討を行うことが必要であり、当小委員会としても引き続き支援を行っていく。

表 1-1 調査・安全小委員会の開催状況

開催日	会議名称	主な内容
令和 7 年 12 月 23 日	第 57 回 調査・安全小委員会	打ち上げ結果の確認。（第 101 回宇宙開発利用部会と合同開催）
令和 7 年 12 月 25 日	第 58 回 調査・安全小委員会	搭載カメラ映像を含むフライトデータによる発生事象の把握。
令和 8 年 1 月 20 日	第 59 回 調査・安全小委員会	画像を含むデータ分析結果から、衛星フェアリング分離開始直後に、何らかの要因で衛星搭載構造が損傷し、その後、第 1 段・第 2 段分離時点で衛星が搭載構造の一部とともにロケットから離脱したものと評価。
令和 8 年 2 月 25 日	第 60 回 調査・安全小委員会	故障の木解析（FTA）に基づき 5 つの発生シナリオを設定。再現試験等により検証を実施中。複数の製造済み衛星搭載アダプタ（PSS）に炭素繊維強化プラスチック（CFRP）製スキンの剥離が検出され、これがフライト中の破損の起点となった可能性を評価。
令和 8 年 3 月 24 日	第 61 回 調査・安全小委員会	要因の絞り込みが進捗。PSS の剥離を起点に破損が進行し、事象に至った可能性が高く、他の観測事象とも整合すると評価。対策として剥離部補修案と分割パネルのファスナ結合案を検討。
令和 8 年 4 月 13 日	第 62 回 調査・安全小委員会	スプライス接着工程において生じた初期剥離が進展し、衛星フェアリング分離時の衝撃により、PSS が全体破壊に至るメカニズムを特定。対策として、当面のミッションにはファスナ結合方式を、30 形態試験機には補修した PSS を適用し原因究明結果の裏付けと後続ミッションへの反映を目指して、追加のデータ取得を行うことが妥当と判断。また、PSS と類似のスプライス接着工程を持つ衛星フェアリングにも一部に剥離が確認されたが、標準的な手順で補修可能であることを確認。

2. 調査検討の概要

当小委員会に報告され、調査検討を行った内容は主に以下の通りである。

(1) 発生事象の把握

画像・映像を含むフライトデータの分析結果から、衛星フェアリング分離以降の飛行状況は図 2-1 に示すものであったと考えられる。

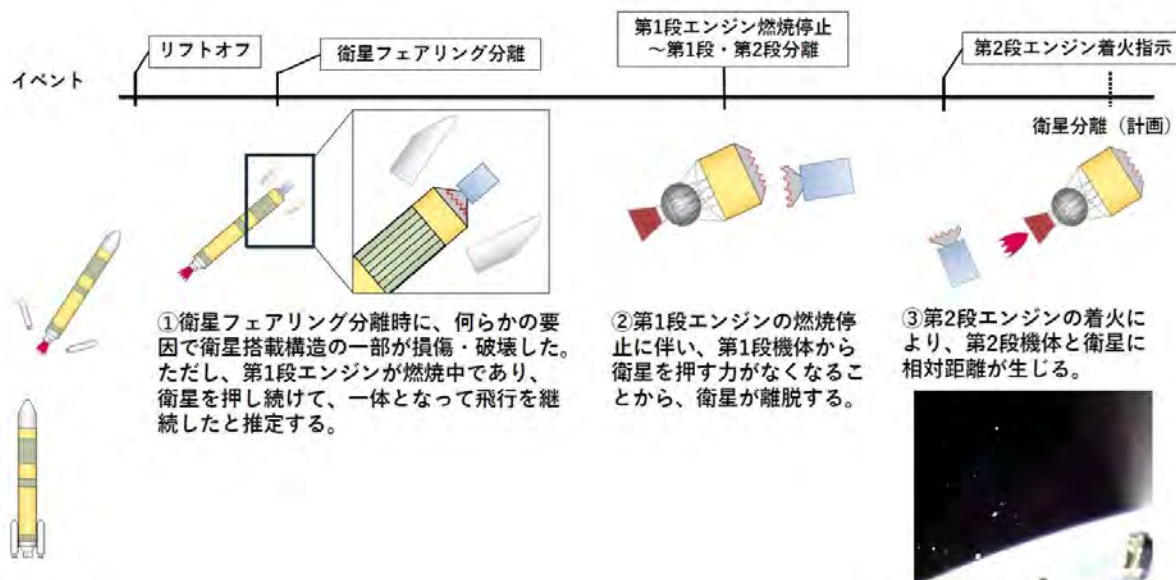


図 2-1 H3 ロケット 8 号機の飛行状況

(2) 直接要因の特定

FTA に基づくデータの詳細分析、追加解析、再現試験の結果、PSS のスプライス間に生じた剥離が衛星フェアリング分離時の衝撃で進展し、最終的に不安定破壊に至り得るメカニズムが示された。このシナリオは、その他のフライトデータとも矛盾しないため、H3 ロケット 8 号機打上げ失敗の主要因であった可能性が極めて高いと判断した。

その他の FTA 項目およびシナリオについては、その発生を直接裏付けるフライトデータが存在せず、発生の可能性は非常に低いと考えられるものの、これらが上記主要因と複合した可能性は現時点で完全に排除できないため、今後のフライトにおいて追加データを取得し、より詳細な現象の理解と高い信頼性の確保に努めるべきである。



図 2-2 衛星搭載アダプタ (PSS) とスキンの剥離

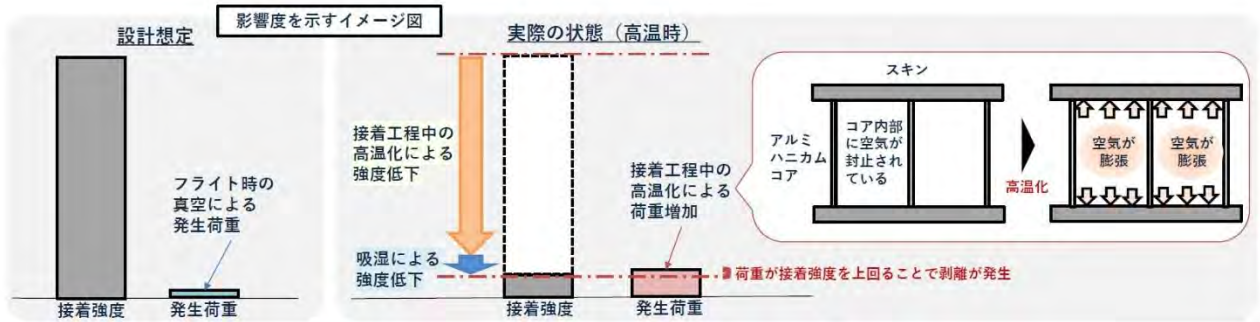


図 2-3 スプライス間スキン剥離の発生メカニズム

なお、8号機のフライトにおいて観測された以下の事象については、詳細なデータ分析及び解析の結果、主要因とされる PSS の不安定破壊を起点に生じた一連の事象として説明できると判断した。

- ① 第2段エンジンの第1回燃焼における低推力及び第2回燃焼の早期停止
- ② 衛星フェアリング内画像に見られた白飛び
- ③ 衛星フェアリング分離直後に見られた衛星の多層断熱材、パネルの剥がれ
- ④ 衛星フェアリング分離開頭の早期検知

発生・観測された事象を時系列で整理したものを図 2-4 に示す。

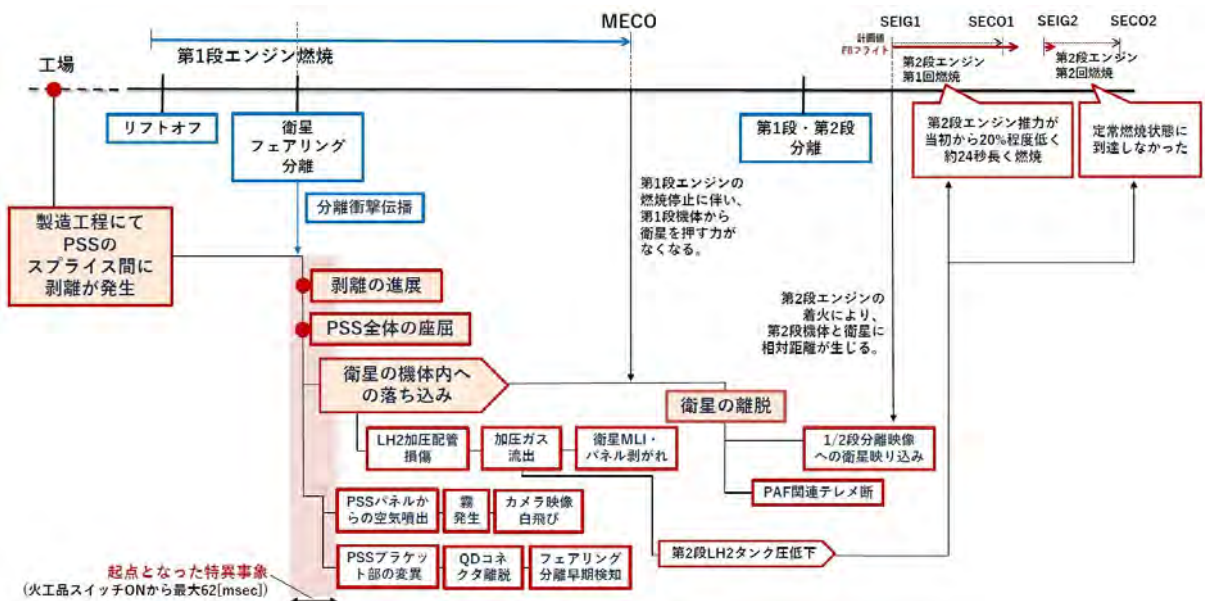


図 2-4 発生事象の時系列整理

(3) 是正対策案の検討

直接要因がスプライス間に生じた CFRP スキンの剥離による強度低下であることから、是正対策案として以下の2案を検討した。

- ① 補修方式：剥離部を含むスプライス間のスキン及びハニカムコアを切除し、樹脂を充填してダブラによる補修を行う（図 2-5）。
- ② ファスナ結合方式：4分割されたパネルを、スプライスを介してファスナ（ボルト）にて結合する（図 2-6）。

補修方式、ファスナ結合方式ともに十分な強度余裕を確保することが可能であると判断した。

ただし、当面の実用衛星等を確実に打ち上げるためには、PSS に剥離が生じるリスクを根本から排除し、安定した品質を確保可能なファスナ結合方式を基本とすることが必要であると判断した。

一方、30 形態試験機については、必要な検査と補修を施して十分な強度が確認された補修方式の PSS を適用し、今回の原因究明の評価を裏付け、今後の実用衛星の打上げを行う後続ミッションの確実性を増すための追加のフライトデータを取得する（30 形態試験機はペイロードの質量が小さく重心も低いことから、PSS にかかる荷重が標準の設計条件の 1/3 程度と小さいため、更なる強度マージンを確保可能）という計画の妥当性を確認した。

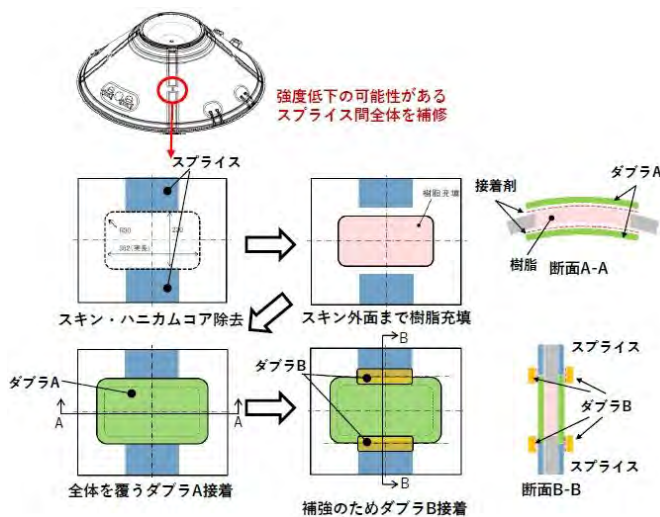


図 2-5 補修方式

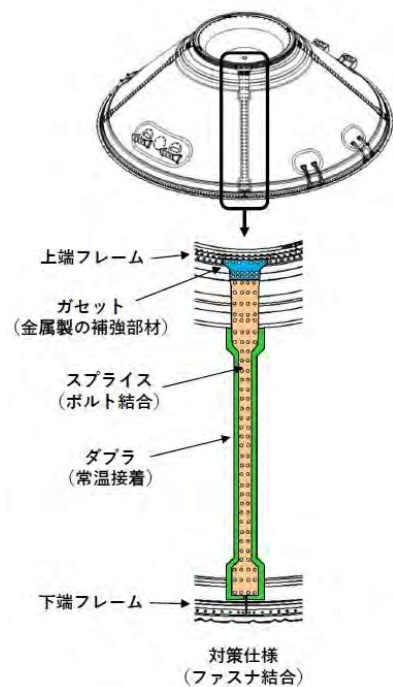


図 2-6 ファスナ結合方式

(4) 水平展開

直接要因については、部品レベルの単体検査の結果は良好であっても、その後の工程（組立等）で過度な負荷を与え、強度低下や欠陥を招く可能性がないか、検査不十分なものがないかという観点で、水平展開が行われている。

その結果、衛星フェアリングのスプライス接着工程を除き、追加の処置や検査が必要な項目はないことを確認した。

衛星フェアリングについては PSS と同様のプロセスで製造され、剥離が生じている可能性があることから、スプライス部全体を追加点検し、剥離が生じている箇所は補修を行うことが適当である（当面全数点検）。

背後要因については、PSS に剥離を生じたままフライトさせたことに対する要因分析から抽出した観点を基に分析を実施することに加え、有識者のレビュー等を含めた深掘りを実施の上、水平展開を図ることが必要である。

3. 中間まとめ

- ・ H3 ロケット8号機打上げ失敗に係る直接要因について、JAXA から、詳細なフライトデータ、製造・検査データ、追加の解析や地上再現試験及び検証試験結果を含む調査結果の提出を受け、委員との間の質疑応答を経て、検討の網羅性についても確認した上で、JAXA の報告の内容は、合理的な説明がなされており妥当と判断する。
- ・ 是正対策として、当面の重要なミッションを確実に打ち上げるために、剥離のリスクを根本から排除したファスナ結合方式を採用することは、妥当な判断と考える。
- ・ また、30 形態試験機のフライト機会を利用し、十分な強度が確認された補修方式による PSS を適用して追加のフライトデータ取得を行うことは、今回の原因究明の評価を裏付けるとともに、当面はファスナ結合方式を基本とし、将来的にはスプライス接着方式を適用する可能性も視野に入れた後続ミッションの確実性を増すために、必要かつ重要であると評価する。
- ・ さらに、再発防止に向けた背後要因分析とそれに対する是正対策検討については、イプシロンロケット6号機及び H3 ロケット試験機1号機の打上げ失敗等の事例も踏まえ、今後詳細に実施されることが必要である。当小委員会としても協力を惜しまない。
- ・ 最後に、ここまでの調査検討に当たって、JAXA はもちろん、関係する企業が、非常に真摯に協力していただいたことに対し感謝の意を表したい。

(参考 1)

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 調査・安全小委員会 委員名簿

(五十音順)

(臨時委員)

	笠原 次郎	東海国立大学機構名古屋大学 未来材料・システム研究所 教授
主査	木村 真一	東京理科大学 創域理工学部 教授
主査代理	神武 直彦	慶應義塾大学大学院 システムデザイン・マネジメント研究科 教授

(専門委員)

柿沼 志津子	国立研究開発法人 量子科学技術研究開発機構 放射線医学研究所 放射線影響予防研究部 客員研究員
熊崎 美枝子	横浜国立大学環境情報研究院 教授
豊嶋 守生	国立研究開発法人 情報通信研究機構 ネットワーク研究所 ワイヤレスネットワーク研究センター 主管研究員
中西 美和	慶應義塾大学理工学部 教授
花本 健二	東海旅客鉄道株式会社 執行役員 安全対策部長



(別添)



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
調査・安全小委員会（第62回）
資料62-1を一部修正

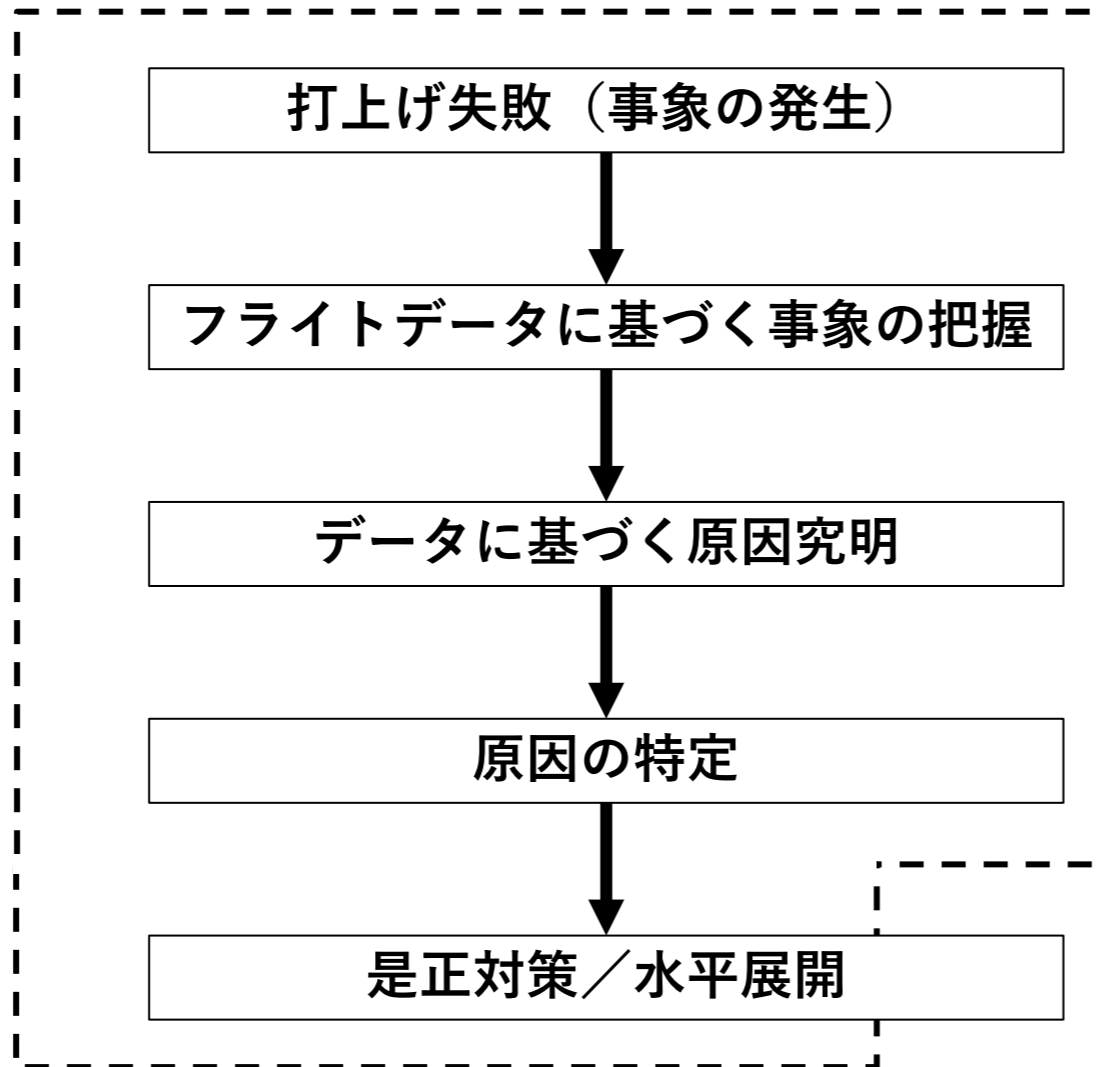
H3ロケット8号機 打上げ失敗原因究明状況

宇宙航空研究開発機構

目次

0. 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. 水平展開
5. 今後の計画

0. 報告内容



今回の資料の範囲

PSS内部に製造工程で生じた剥離（FTA 2.）の調査を進め、剥離が生じたメカニズムおよび剥離が進展してPSS全体の破壊に至るメカニズムや、その他のデータ等と整合性を示し、これが失敗の主要因となった可能性が極めて高いと評価した。

PSSに製造工程で生じた剥離に対する是正対策を設定した。また、水平展開としてフェアリングについての見通しを示すとともに、今後の点検内容を設定した。引き続き、背後要因分析に基づく水平展開を実施中。

目次

- 0. 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. 水平展開
- 5. 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 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	—

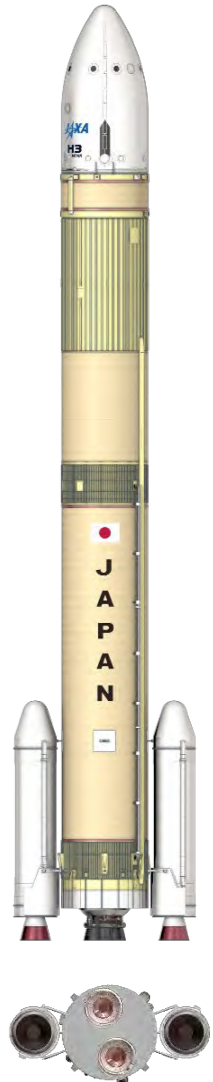
1-2. H3ロケット8号機の主要諸元

※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

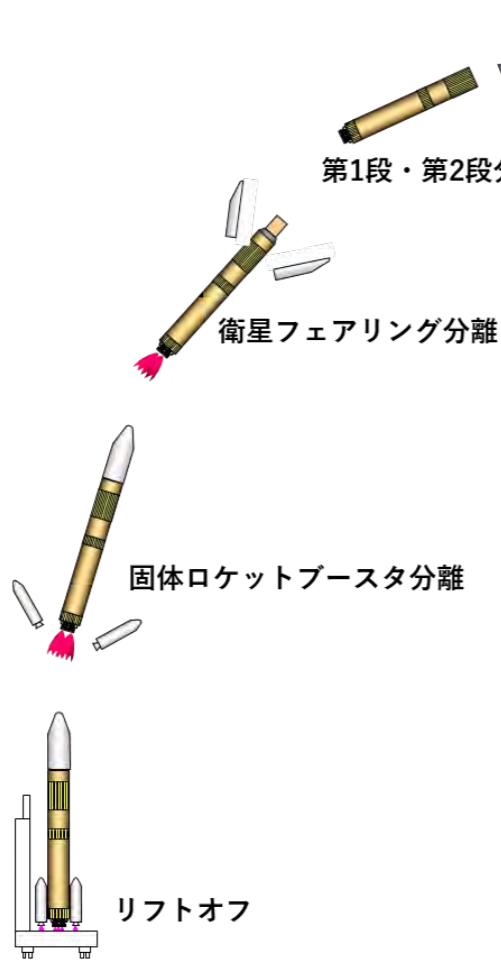
	TF1	TF2	F3	F4	F5	F6	F7	F8
機体形態	H3-22S	H3-22S	H3-22S	H3-22S	H3-22S	H3-30S	H3-24W	H3-22S
ペイロード	先進光学衛星 「だいち3号」 (ALOS-3)	VEP-4 小型副衛星 (CE-SAT-IE) 小型副衛星 (TIRSAT)	先進レーダ衛星 「だいち4号」 (ALOS-4)	Xバンド 防衛通信衛星 「きらめき3号」	準天頂衛星システム 「みちびき6号機」	VEP-5 小型副衛星6基	新型宇宙ステーション補給機 1号機 (HTV-X1)	準天頂衛星システム 「みちびき5号機」
衛星フェアリング	ショートフェアリ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

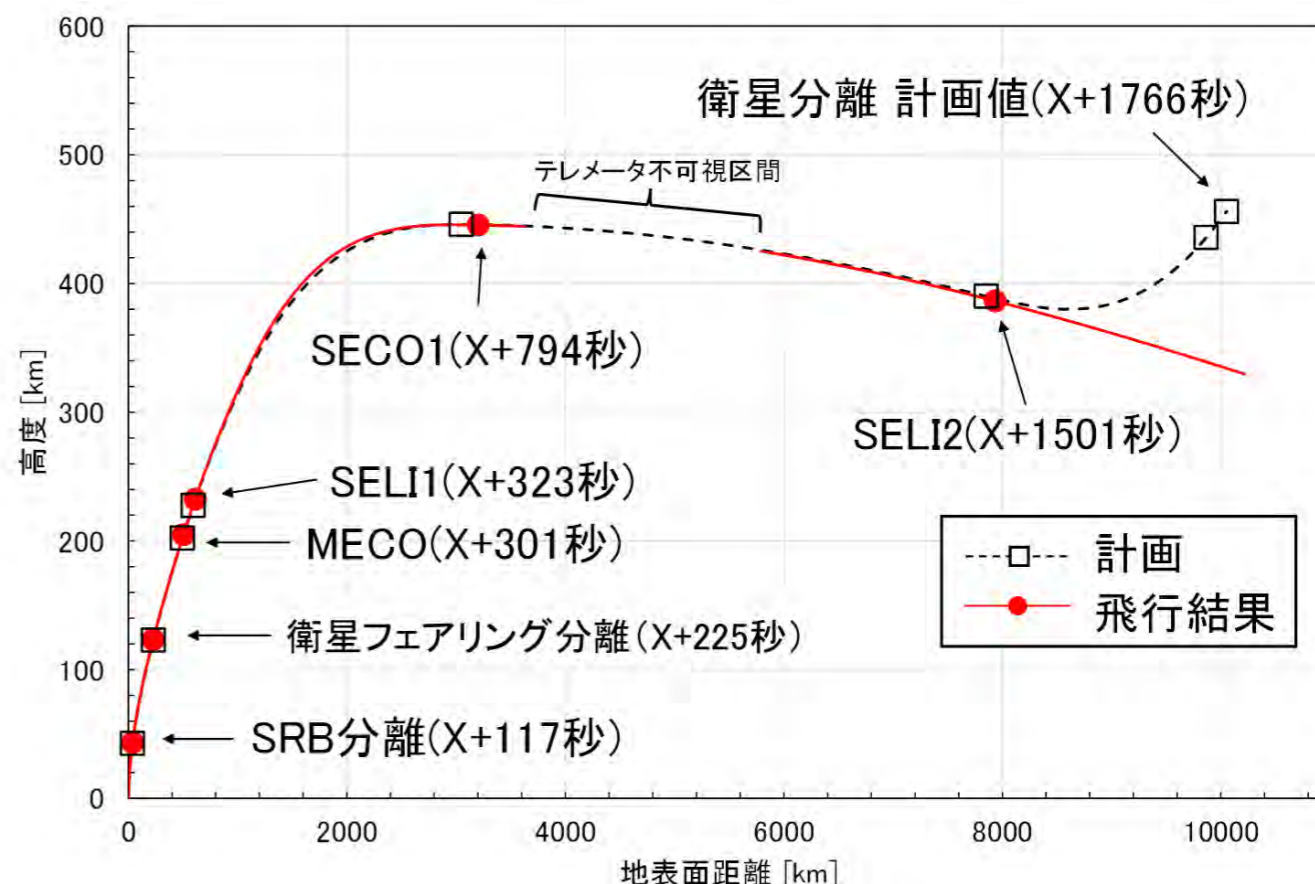
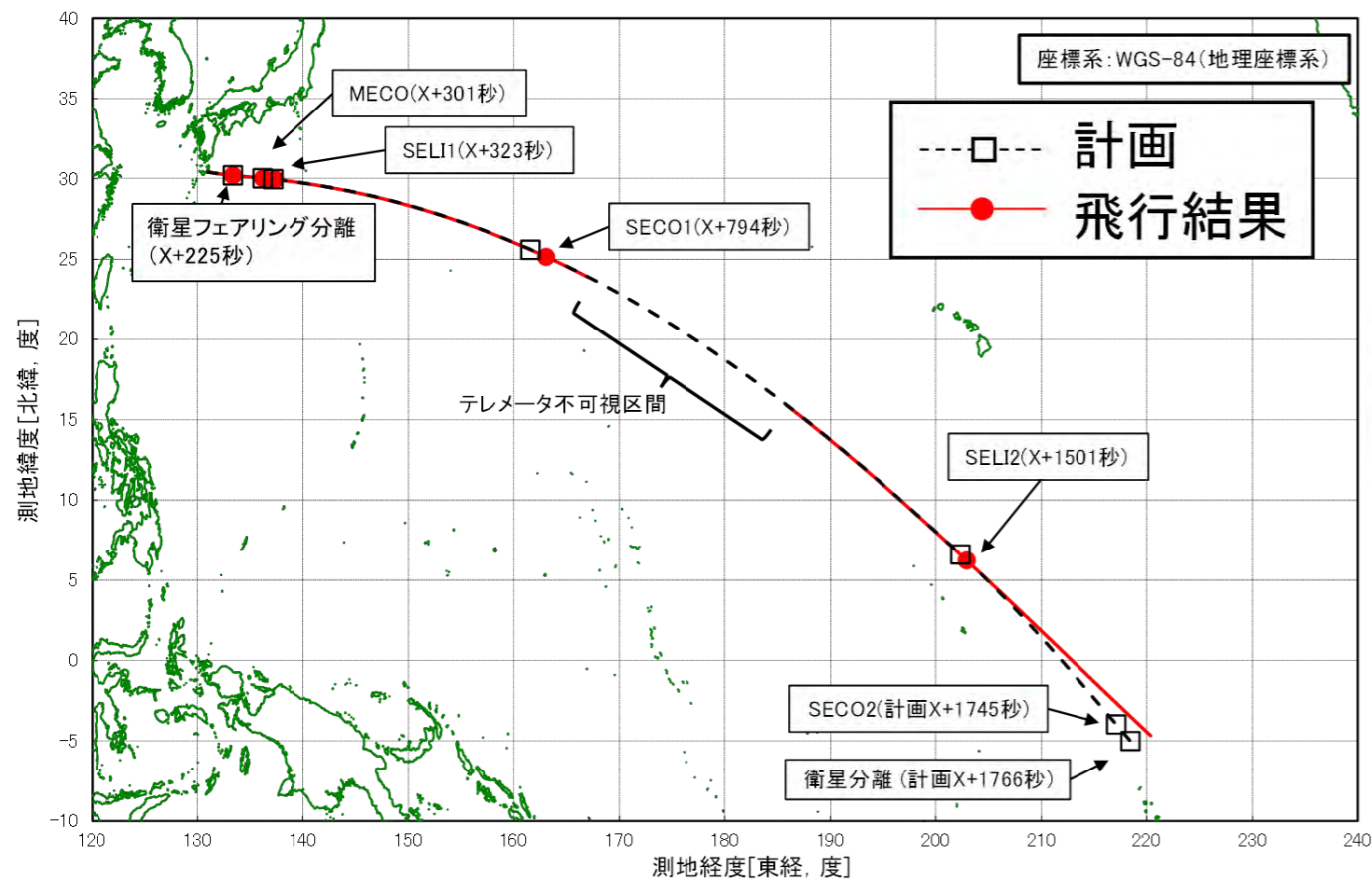
打上げ時刻(10時51分30秒(日本標準時))

予測値と異なる作動結果

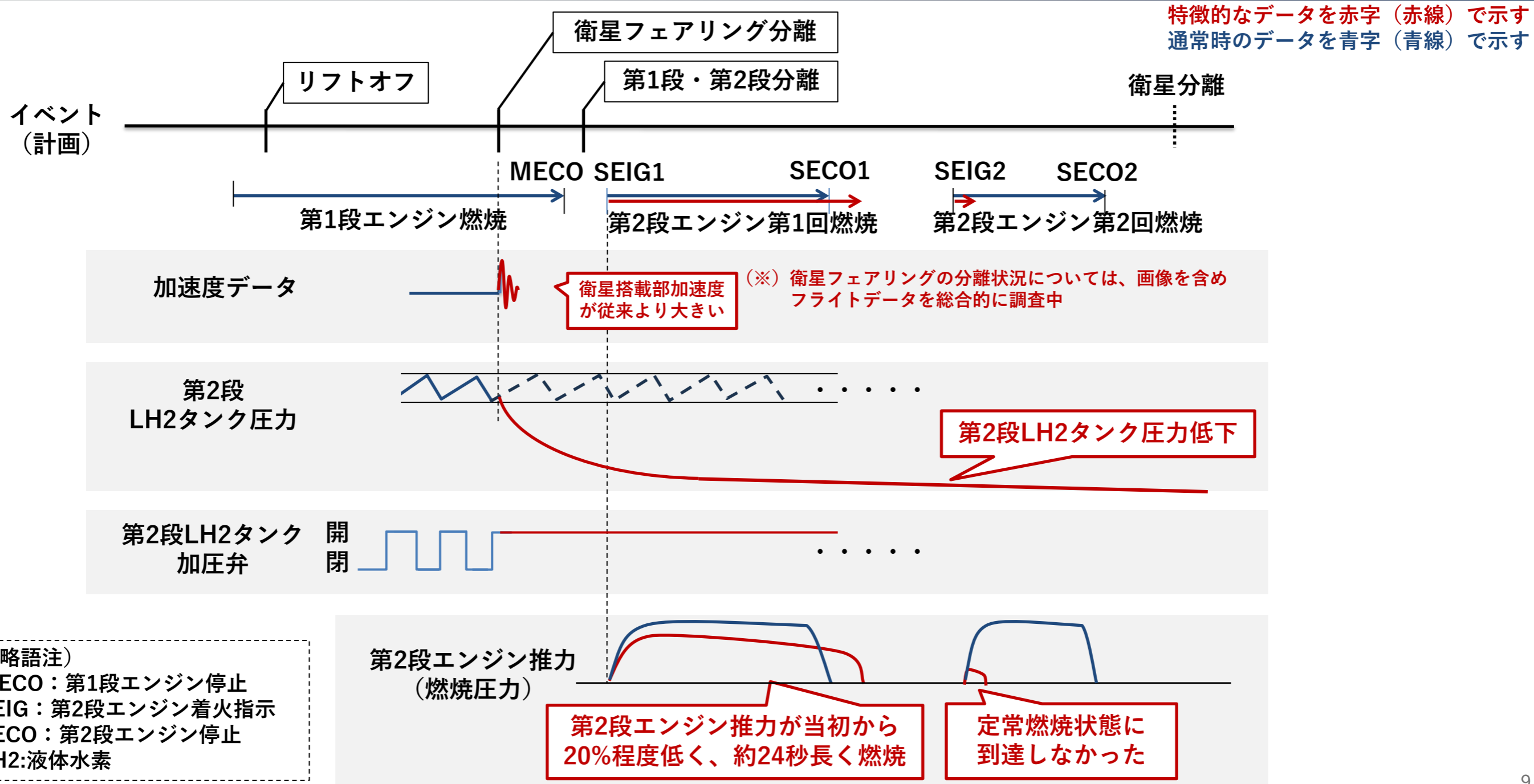
1-3. 打上げ結果

※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。

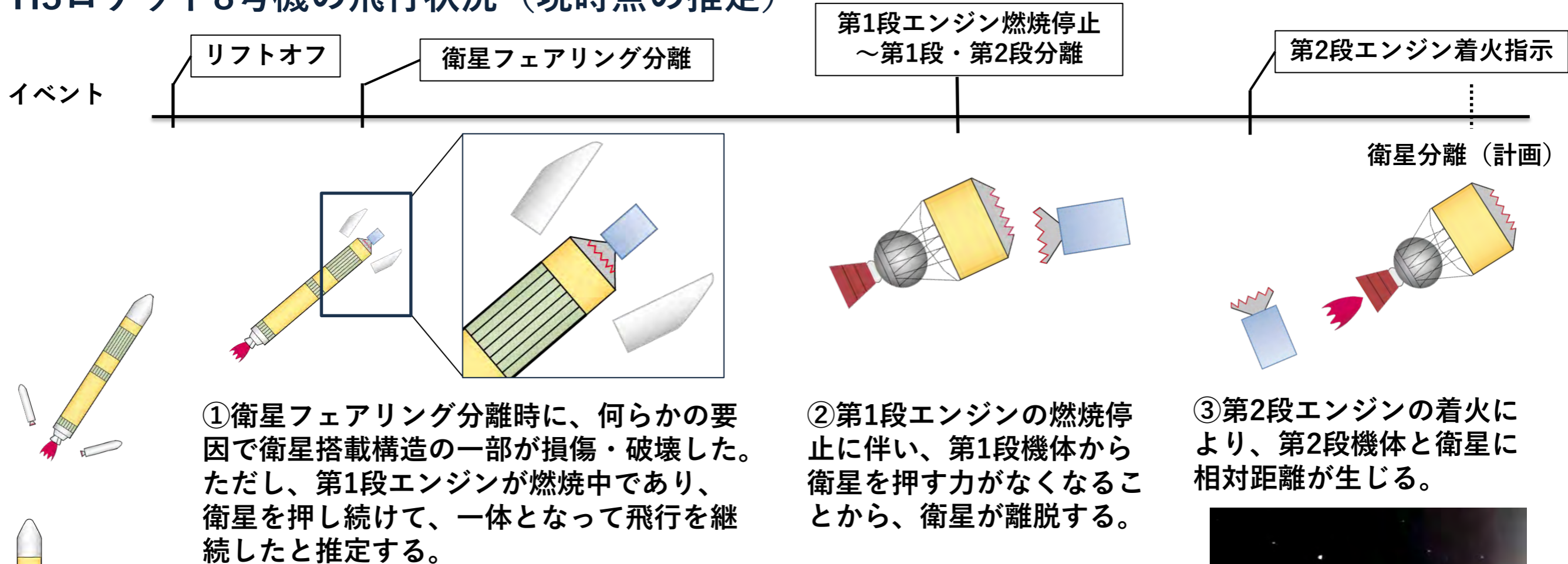


1-3. 打上げ結果



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）



1-4. H3ロケット8号機飛行状況の評価

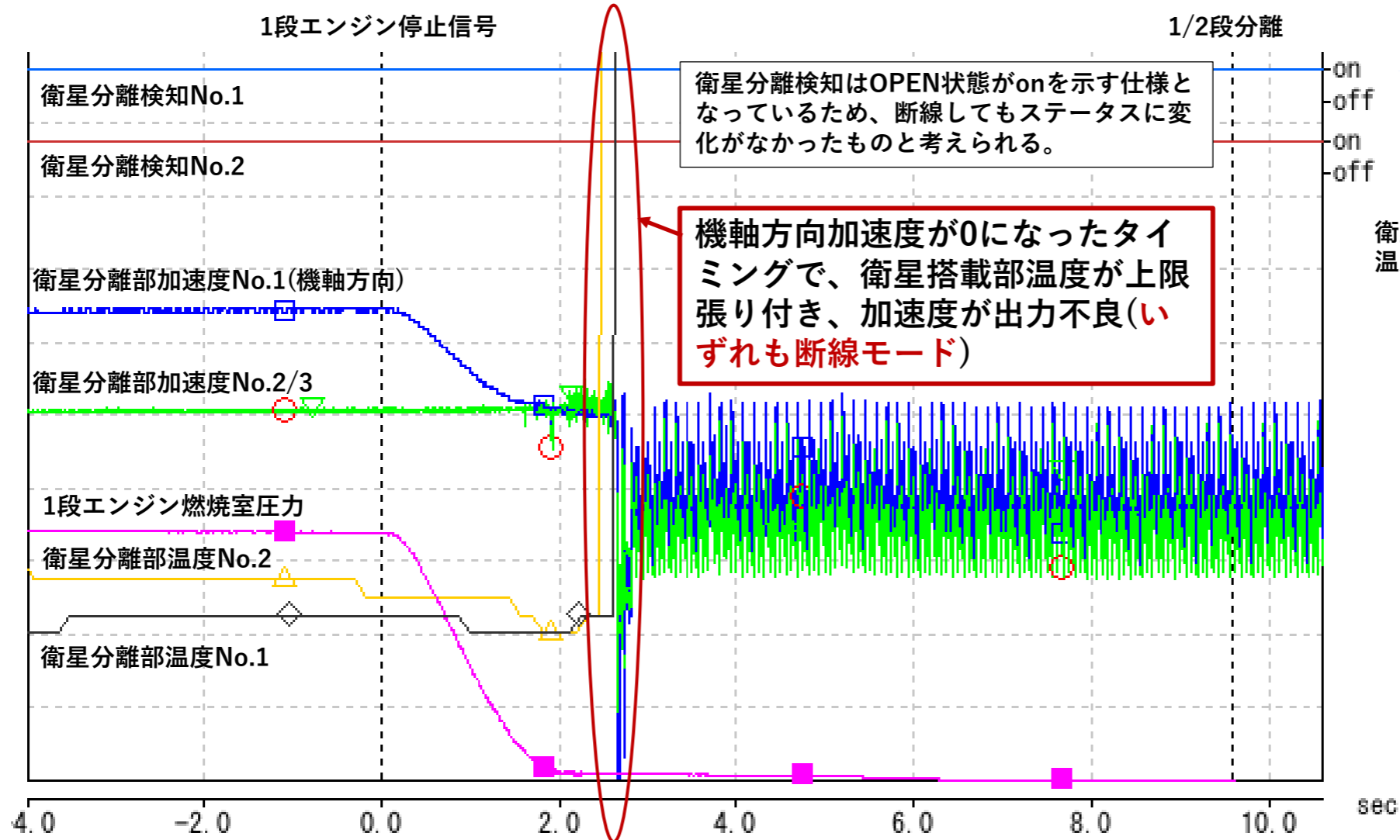
■ H3ロケット8号機の飛行状況（推定の根拠）

- 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

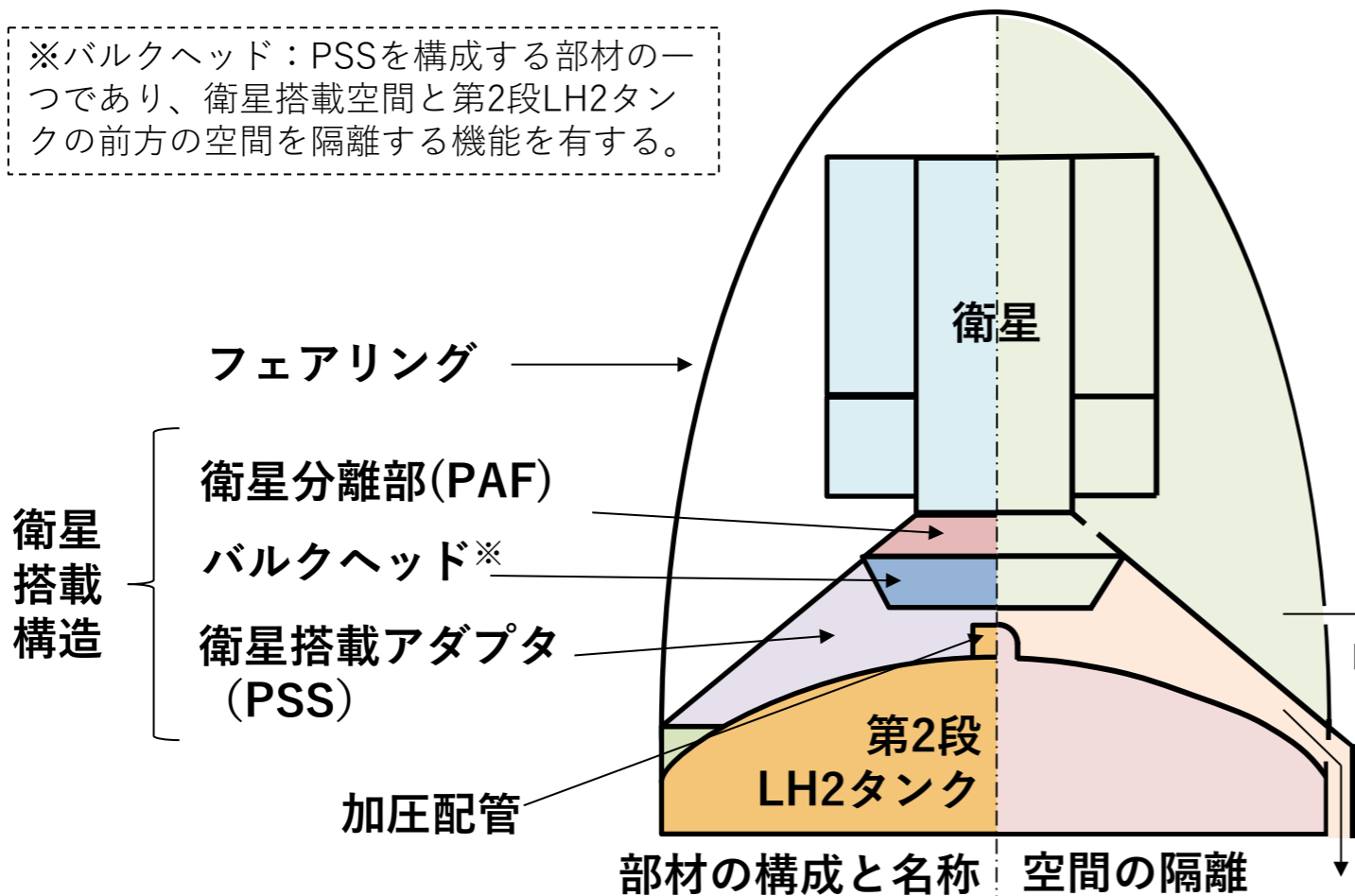


1-4. H3ロケット8号機飛行状況の評価

■ 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。



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で空調)

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)

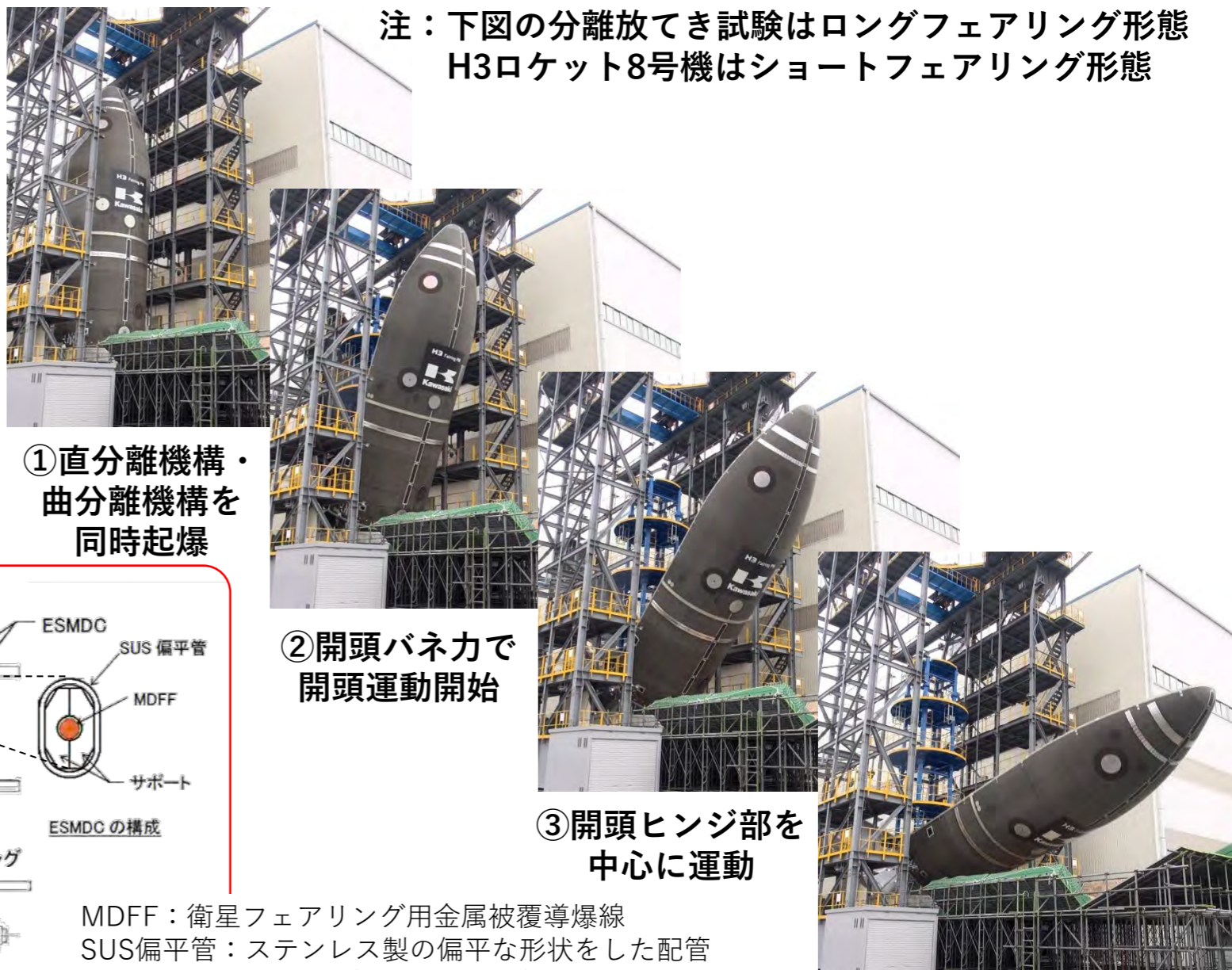
(参考) 衛星フェアリング分離メカニズム

■ 衛星フェアリング分離シーケンス

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

← 4秒程度(試験時) →

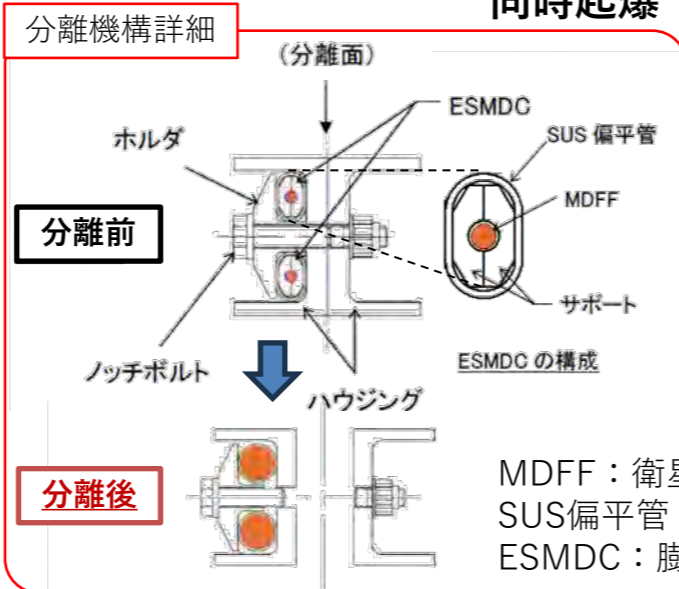
注：下図の分離放てき試験はロングフェアリング形態
H3ロケット8号機はショートフェアリング形態



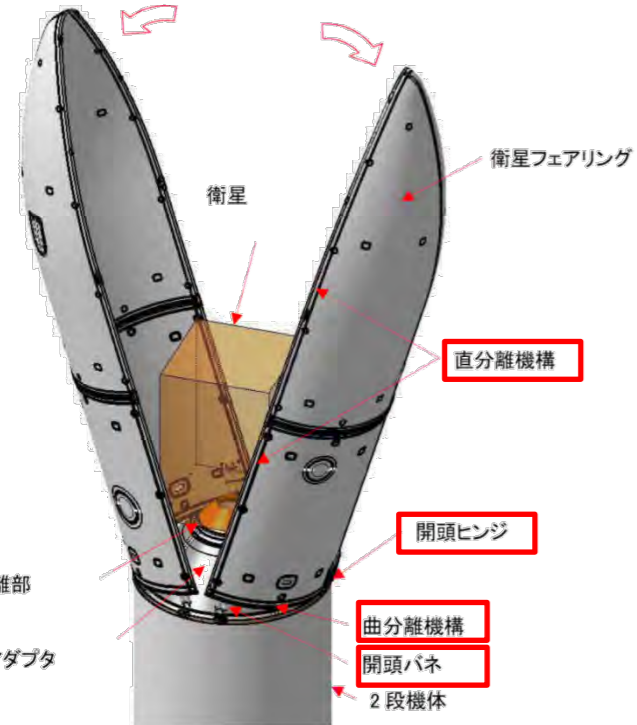
①直分離機構・曲分離機構を同時起爆

②開頭バネ力で開頭運動開始

③開頭ヒンジ部を中心に運動



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

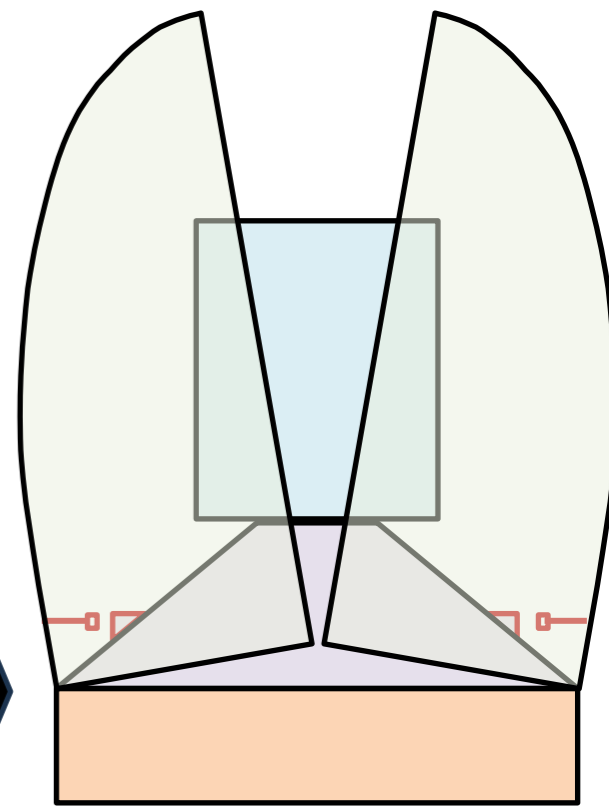
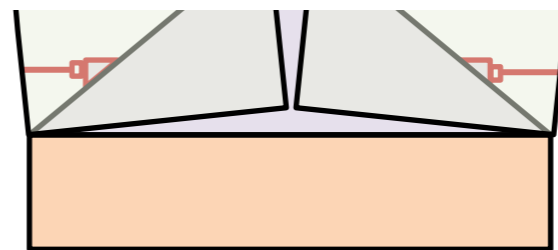
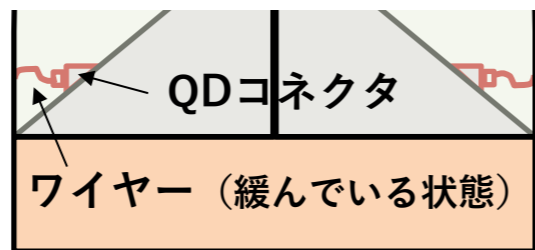
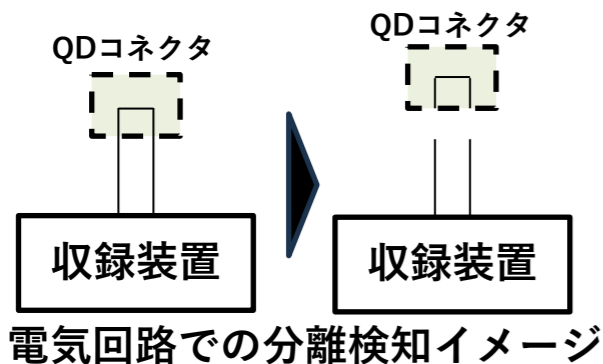
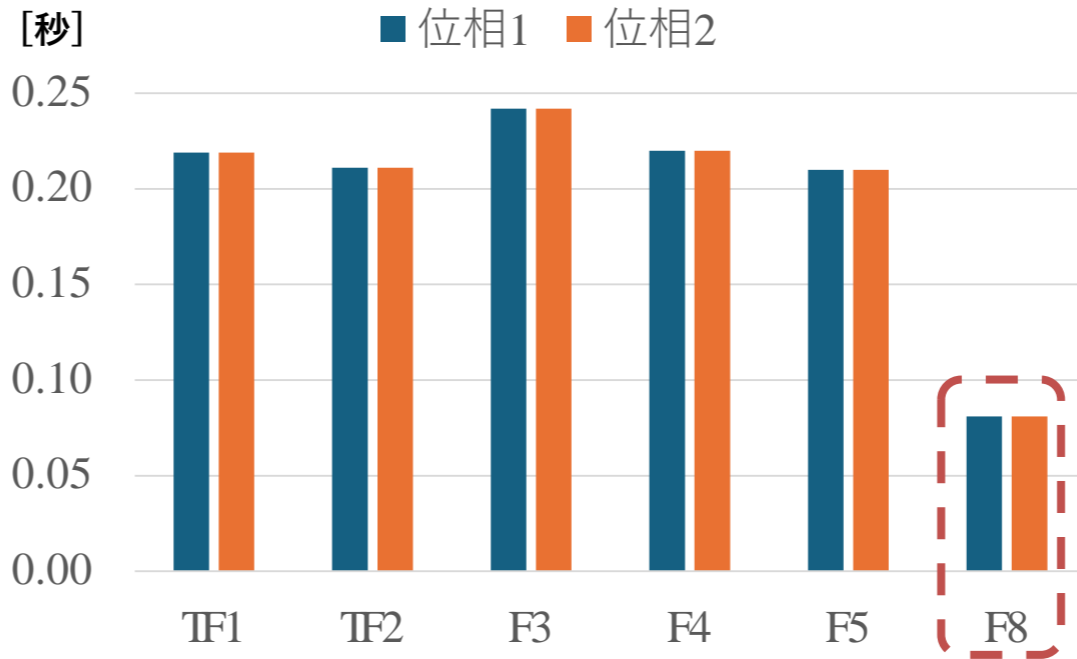


1-4. H3ロケット8号機飛行状況の評価

■ 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



1-4. H3ロケット8号機飛行状況の評価

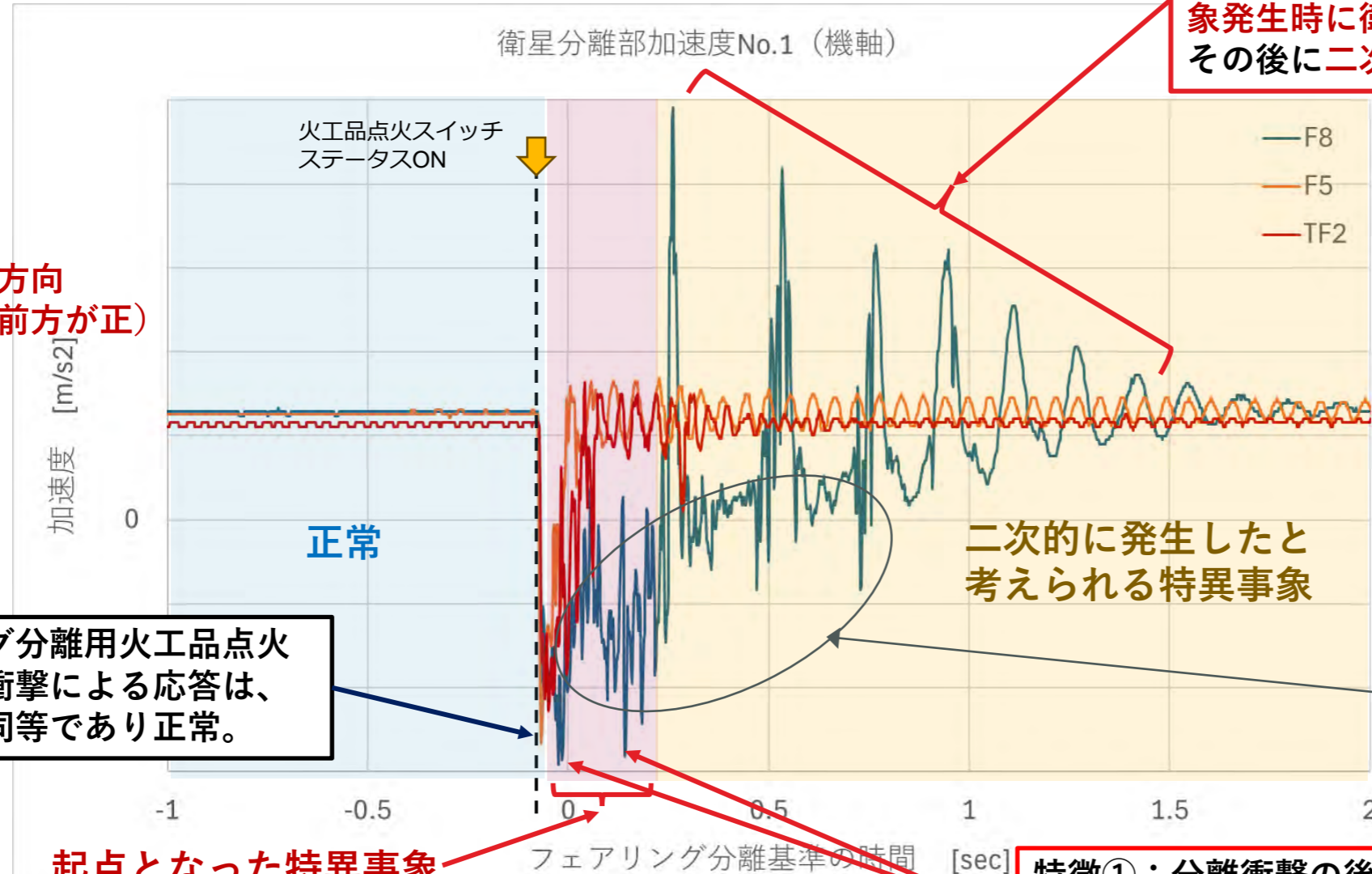
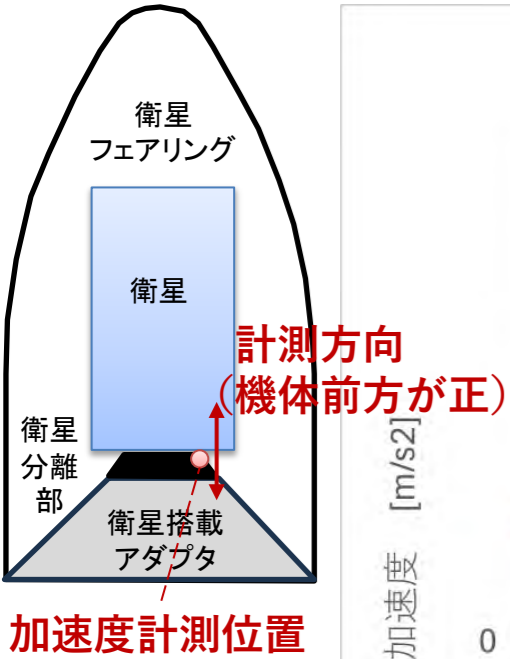
■ 衛星フェアリング分離時の衛星分離部加速度（機軸方向）

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、これはその後二次的に発生した事象と考えられる。**

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

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

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

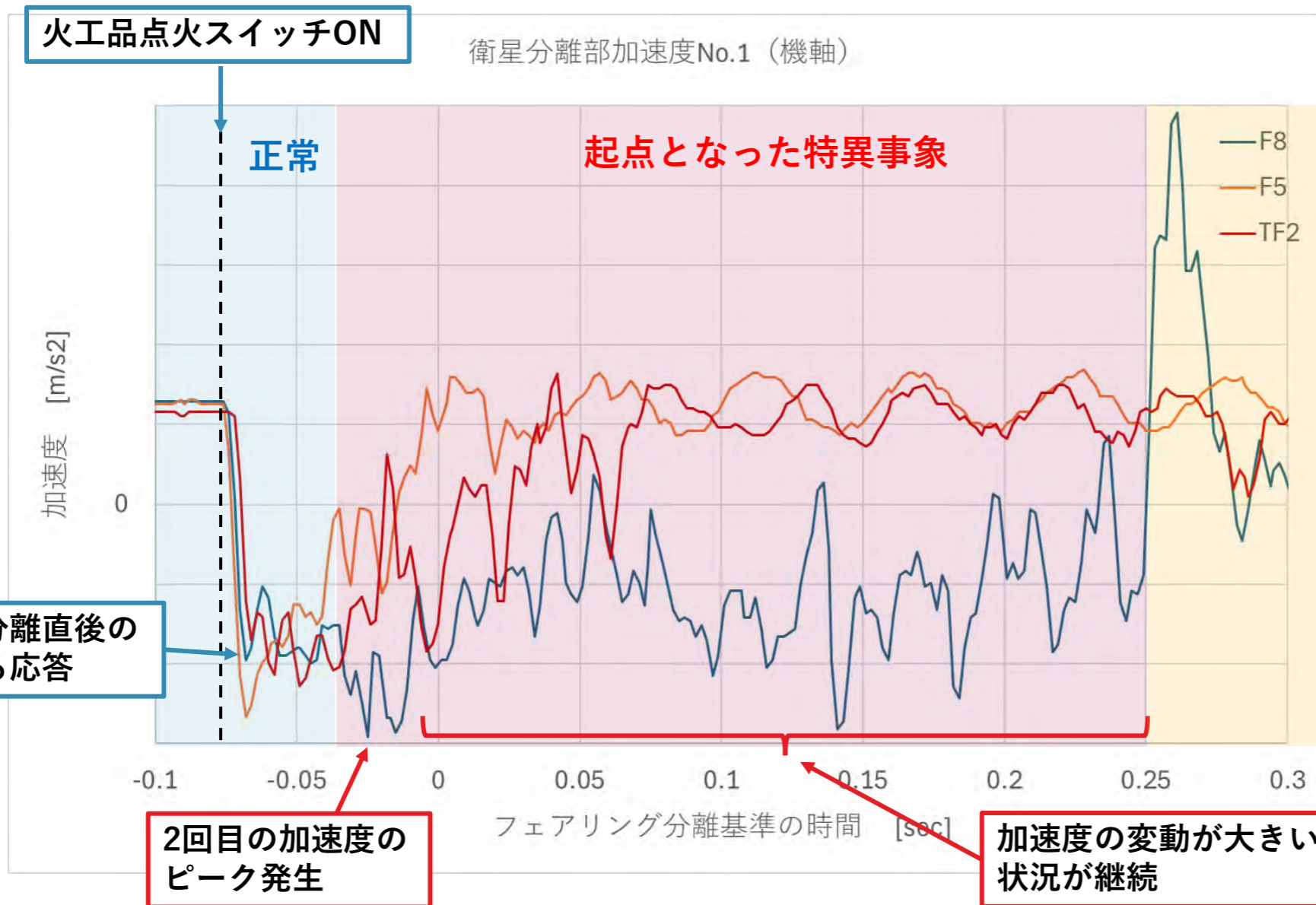


フェアリング分離用火工品点火直後の分離衝撃による応答は、従来号機と同等であり正常。

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)

1-4. H3ロケット8号機飛行状況の評価

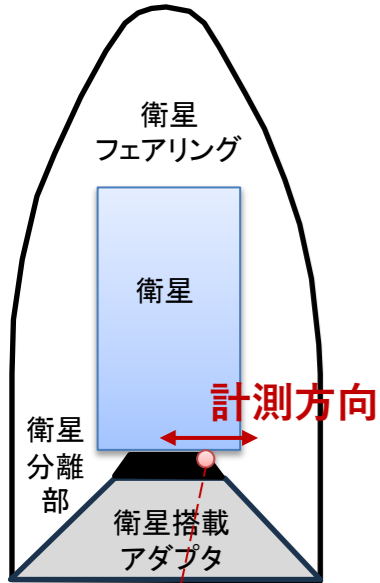
■ 衛星フェアリング分離時の衛星分離部加速度（機軸方向） 特異事象発生時点拡大



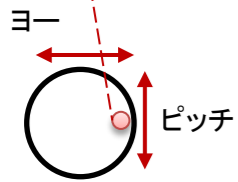
FRG分離用火工品点火直後の衝撃応答は従来号機と同等であり正常。
その後、2回目の加速度のピークが見られ、その後も加速度の変動が大きい状況が継続する点が特異事象。

1-4. H3ロケット8号機飛行状況の評価

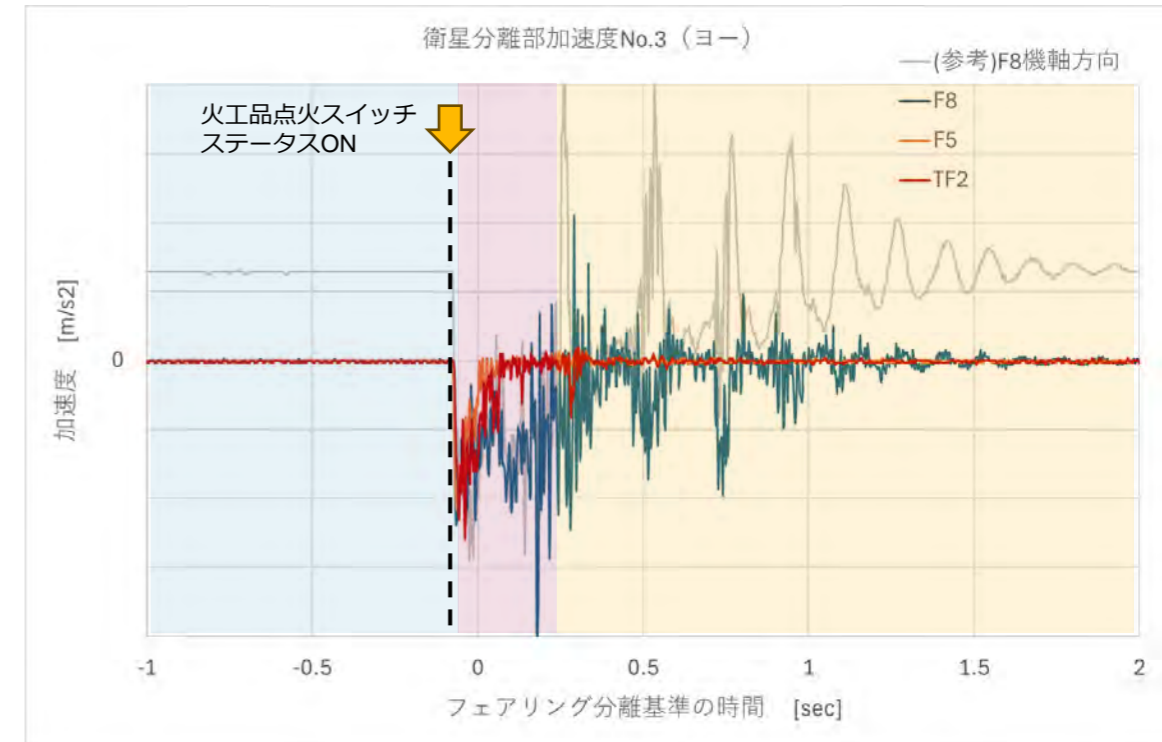
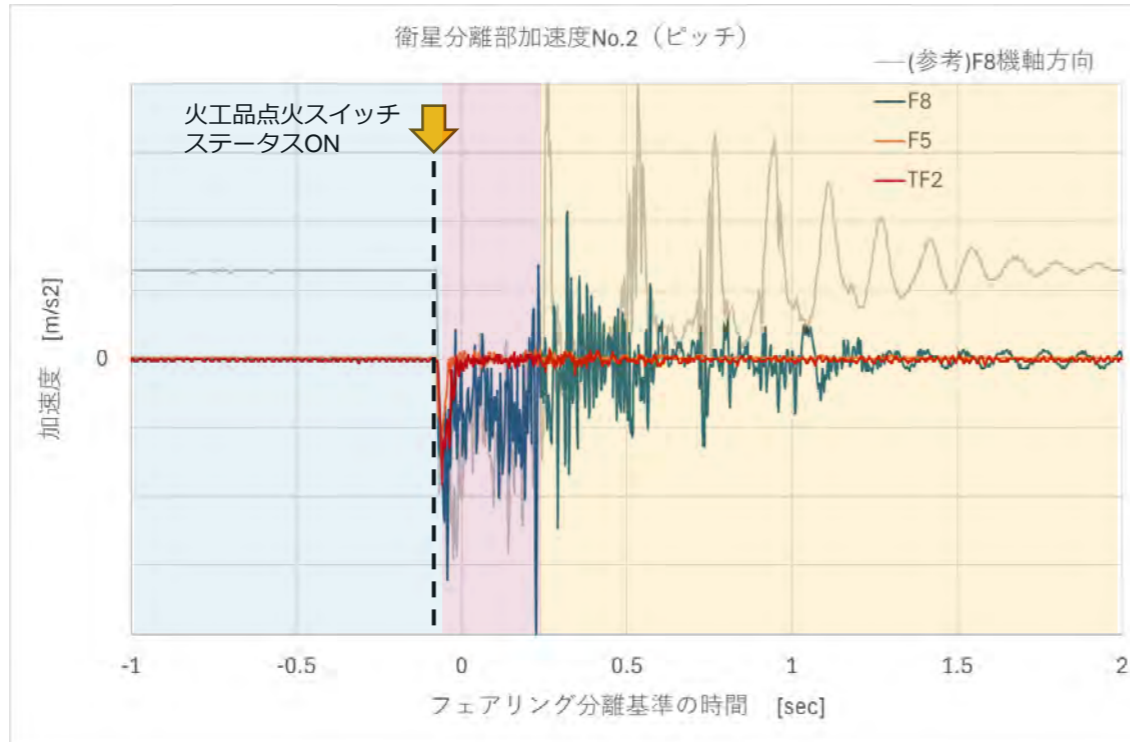
■ 衛星フェアリング分離時の衛星分離部加速度（機軸直交方向）



加速度計測位置



上から見た図

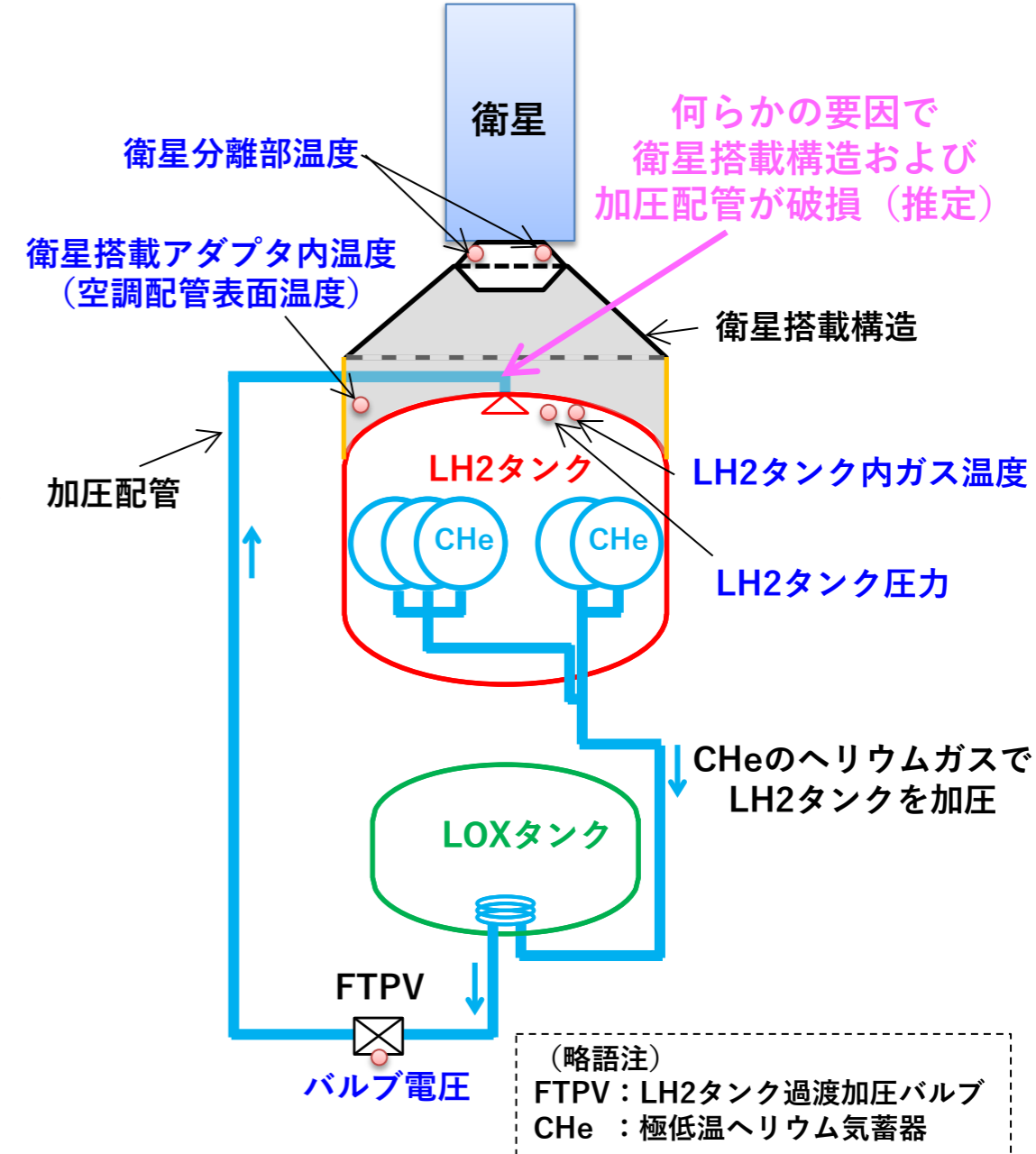


機軸直交方向の加速度についても、機軸方向の加速度と同様に「**起点となった特異事象**」の領域（**ピンク色**）で**大きな加速度**とセンサ特性によると考えられる動きが見られるとともに、「**二次的に発生したと考えられる特異事象**」の領域（**黄色**）においても**機軸方向の加速度に対応した動き**がみられる。

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

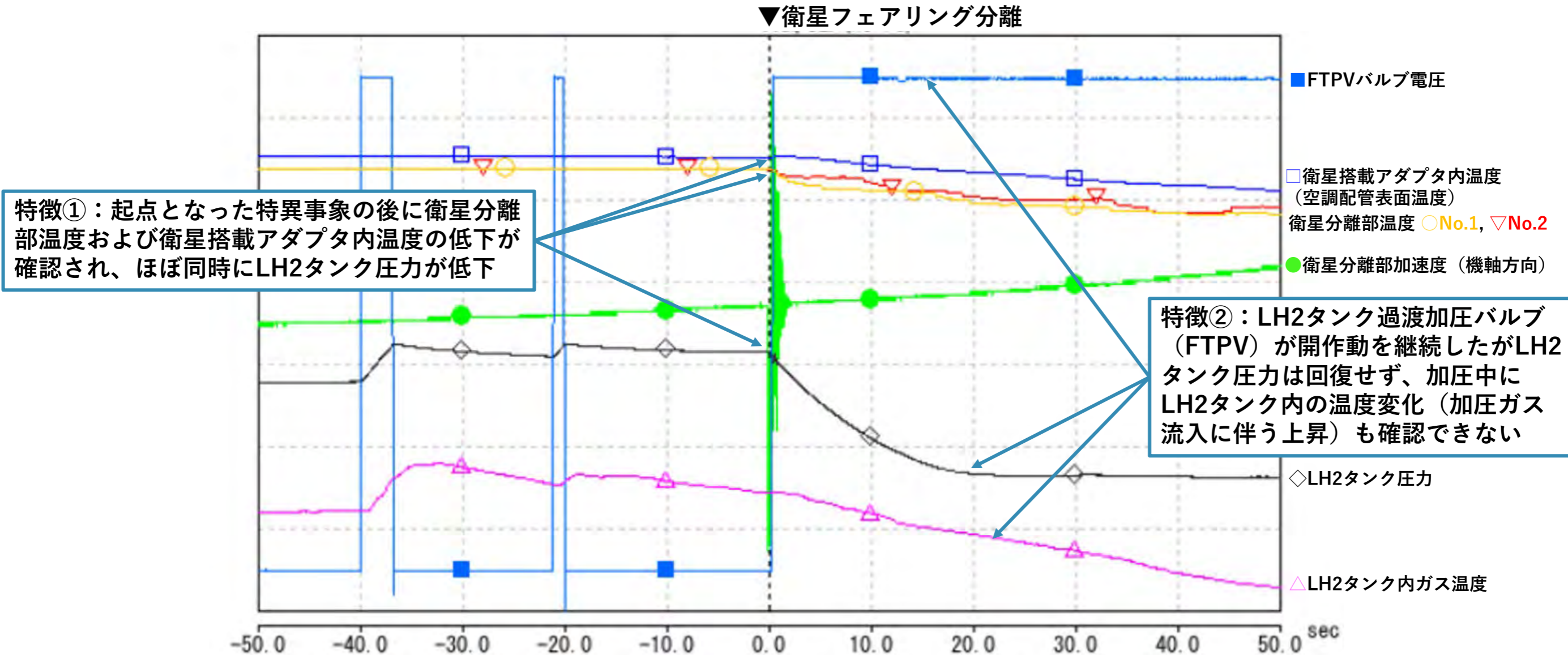
- 第2段エンジンの第1回燃焼に向けてLH2タンクの加圧制御中に、**起点となった特異事象の後に衛星分離部温度および衛星搭載アダプタ内温度の低下が確認され、ほぼ同時にLH2タンク圧力の低下を確認した（特徴①）。**
- LH2タンク圧力を回復するためにLH2タンク過渡加圧バルブ（FTPV）が開作動を継続したがLH2タンク圧力は回復せず、加圧中にLH2タンク内の温度変化（加圧ガス流入に伴う上昇）も確認できないため、**加圧ガスはLH2タンクに届いていない状況にあることを確認した（特徴②）。**
- LH2タンクの圧力低下や衛星分離部温度および衛星搭載アダプタ内温度低下は、**起点となった特異事象の後で起きている（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。**



第2段推進系系統図（LH2タンク加圧系のみ）

1-4. H3ロケット8号機飛行状況の評価

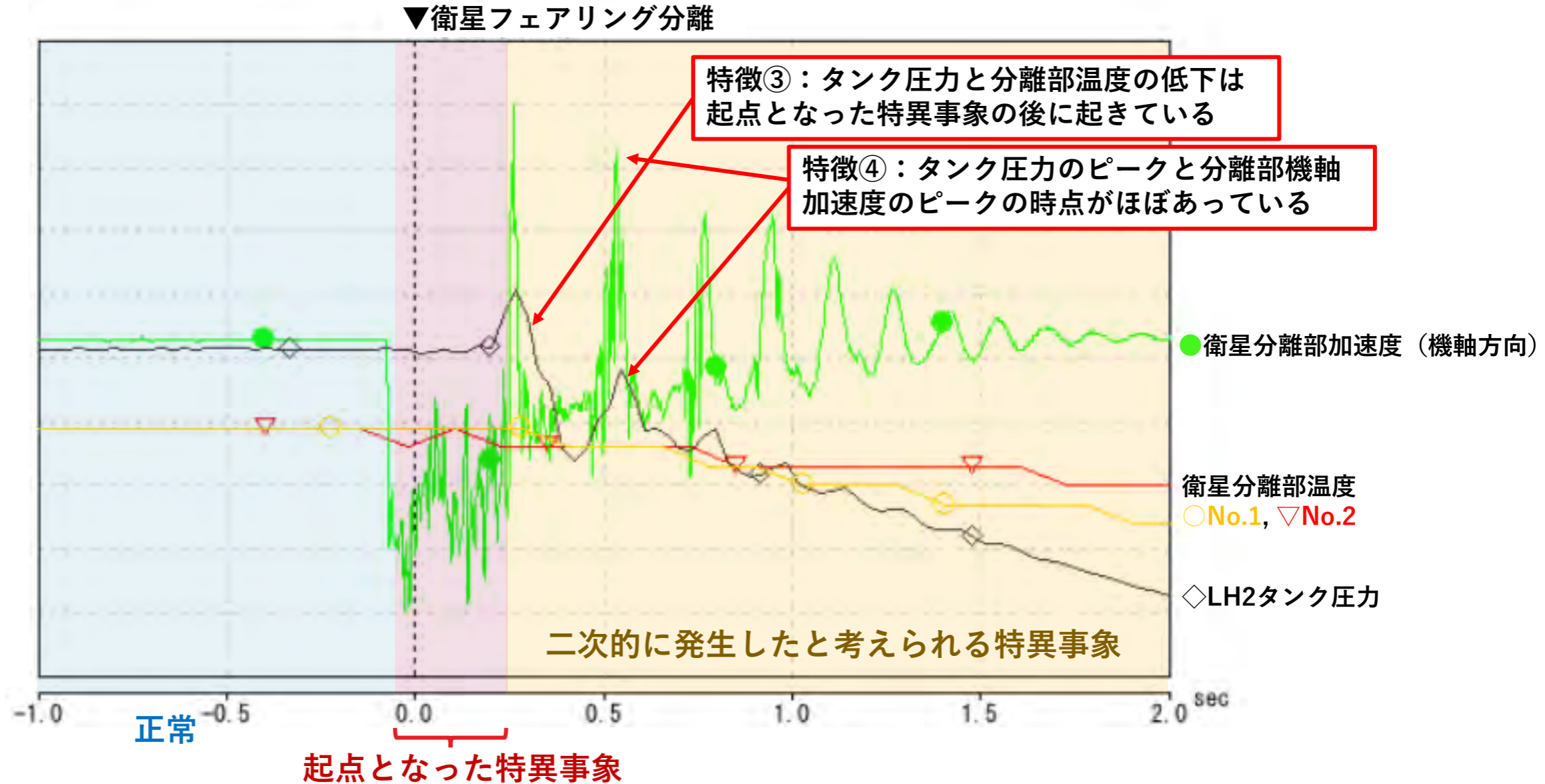
■ 衛星フェアリング分離時のLH2加圧ライン挙動（概観）



次ページにこの範囲の拡大図を示す

1-4. H3ロケット8号機飛行状況の評価

■ 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

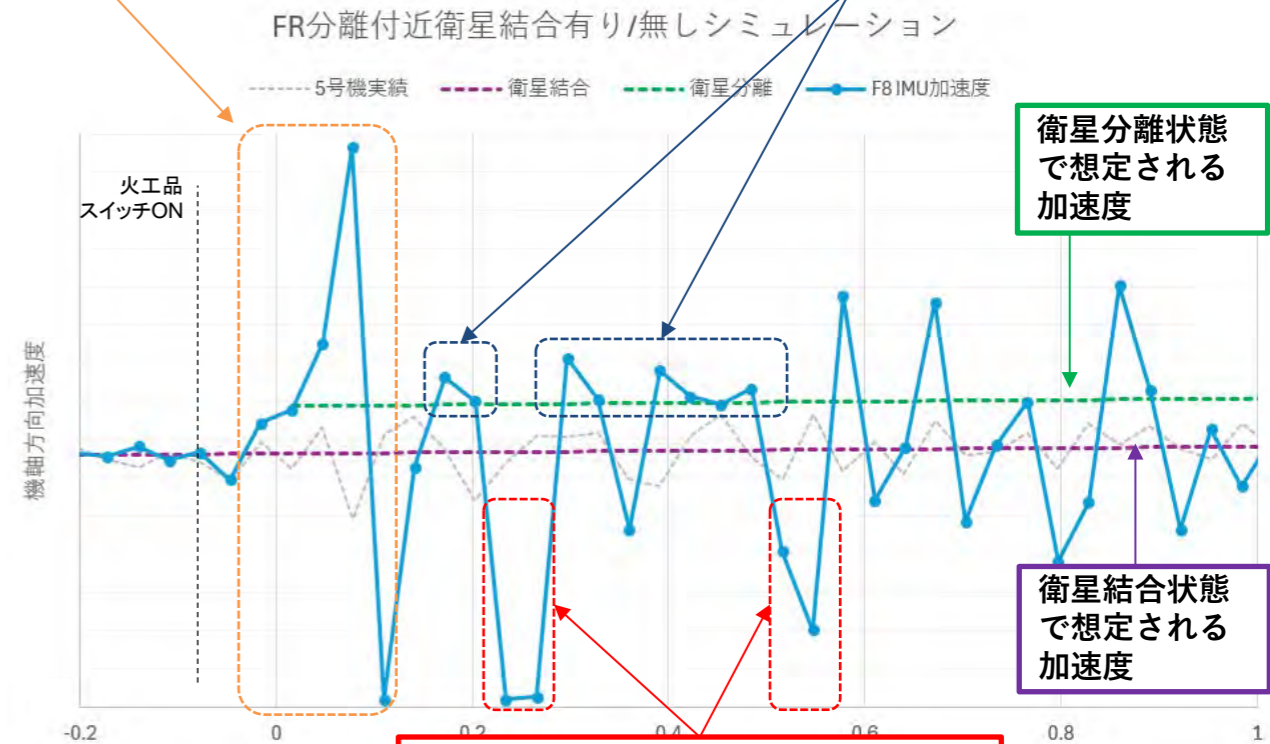
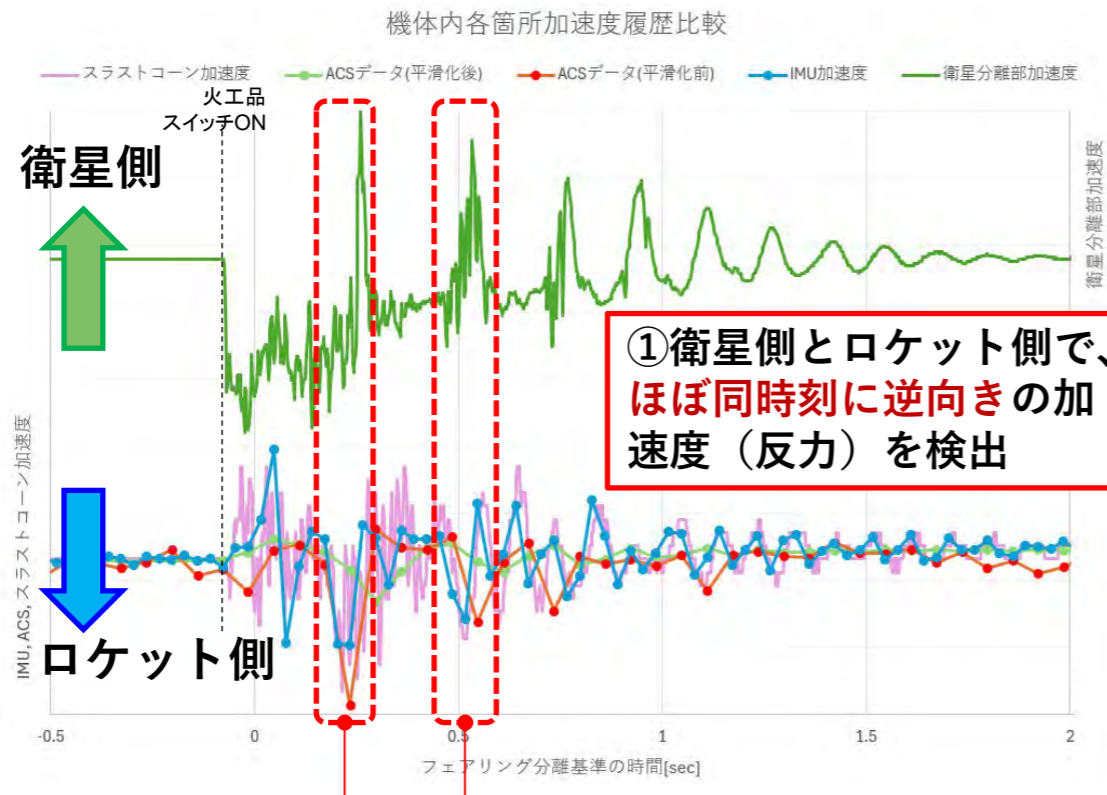
■ 事象発生時点の絞り込み

- 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

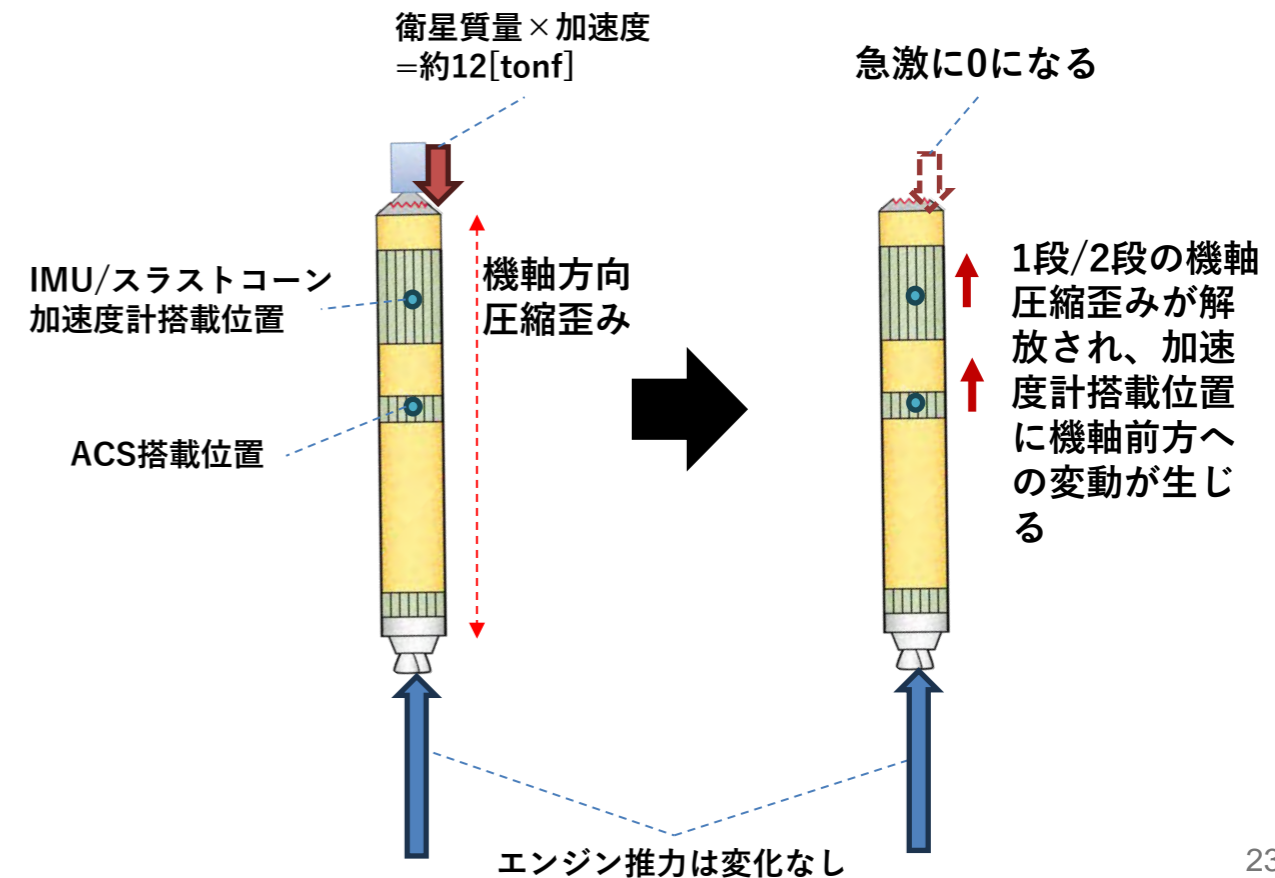
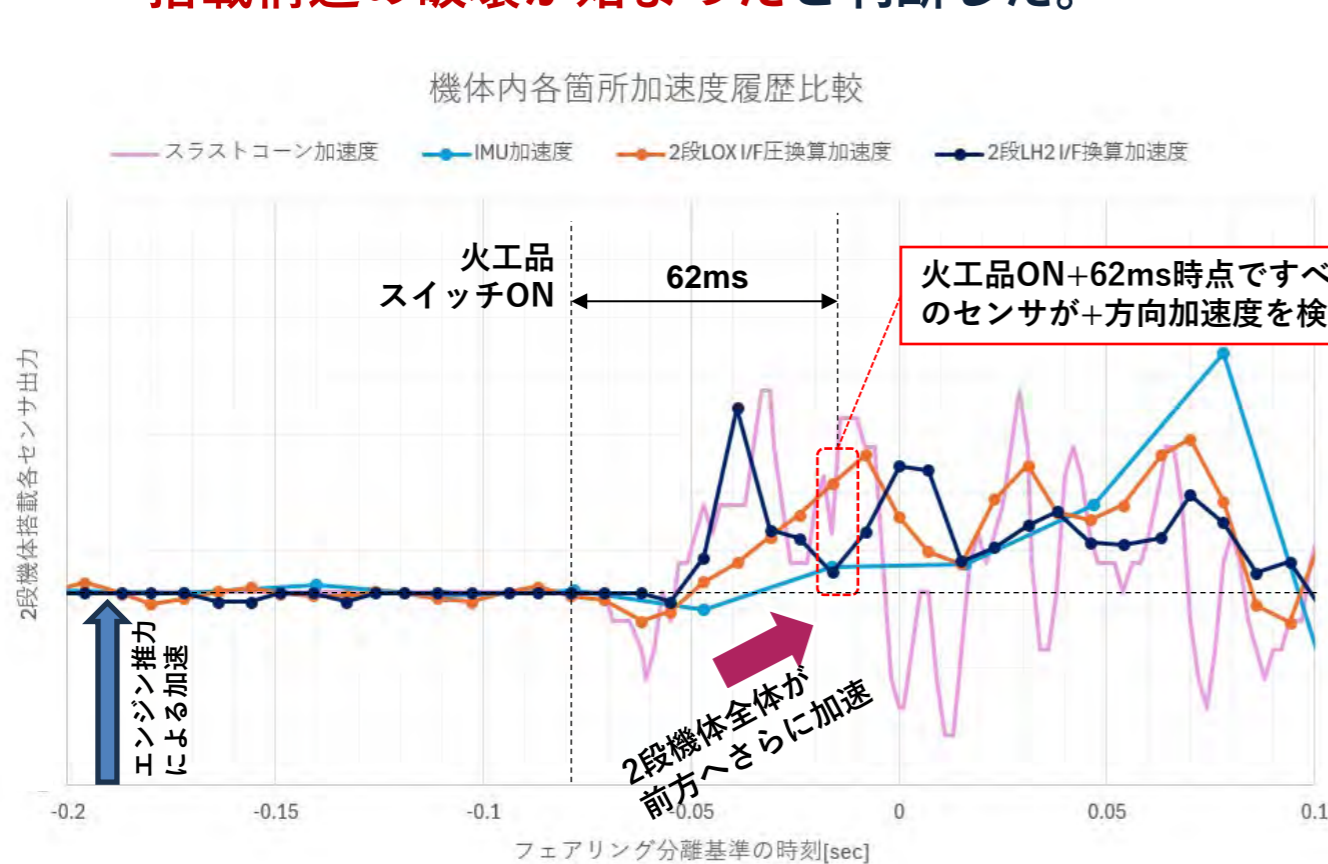
③衛星分離時に想定される加速度に近く、両者が既に分離していると考えられる点



1-4. H3ロケット8号機飛行状況の評価

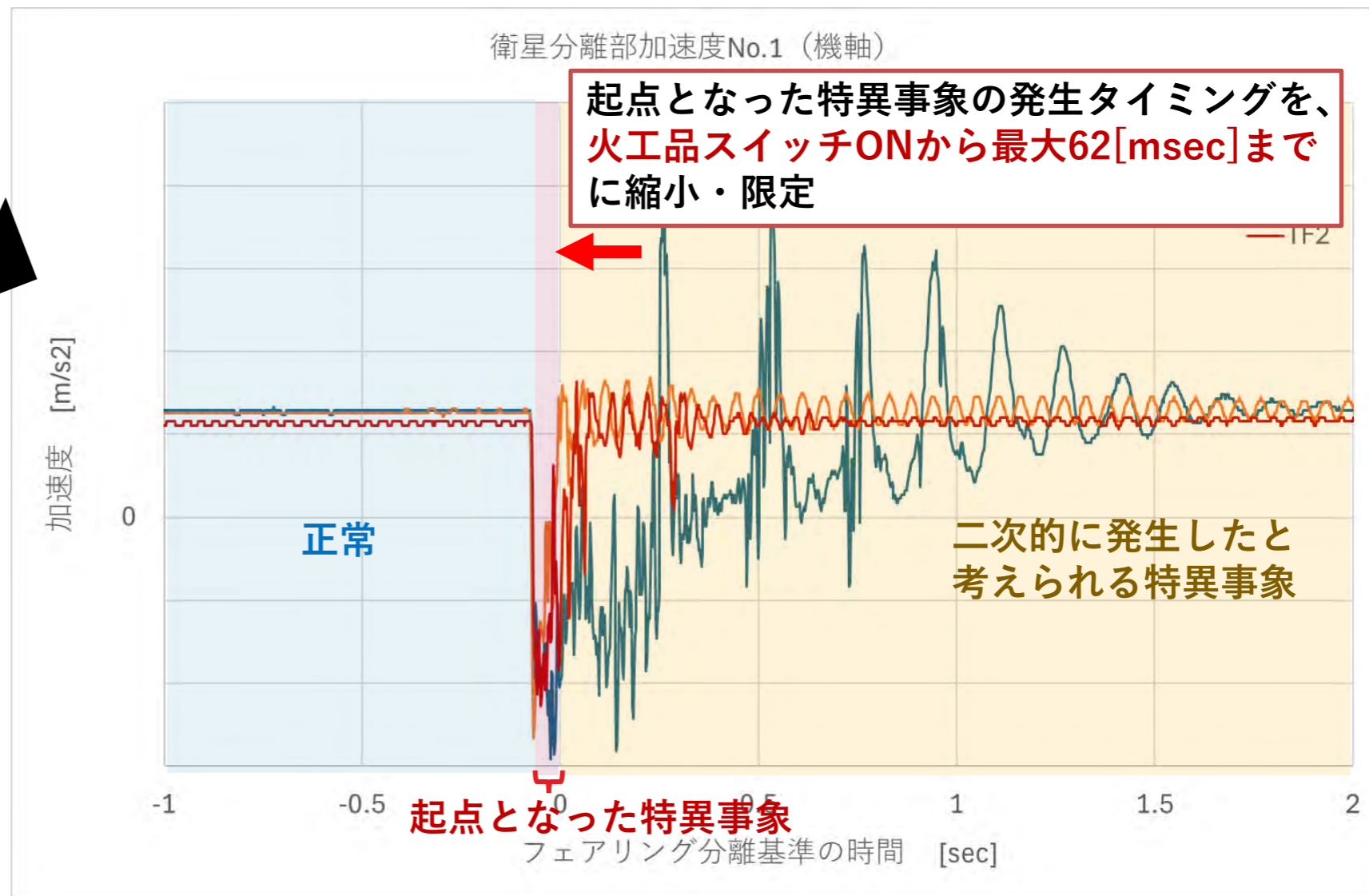
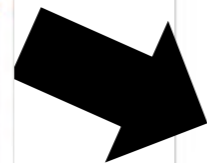
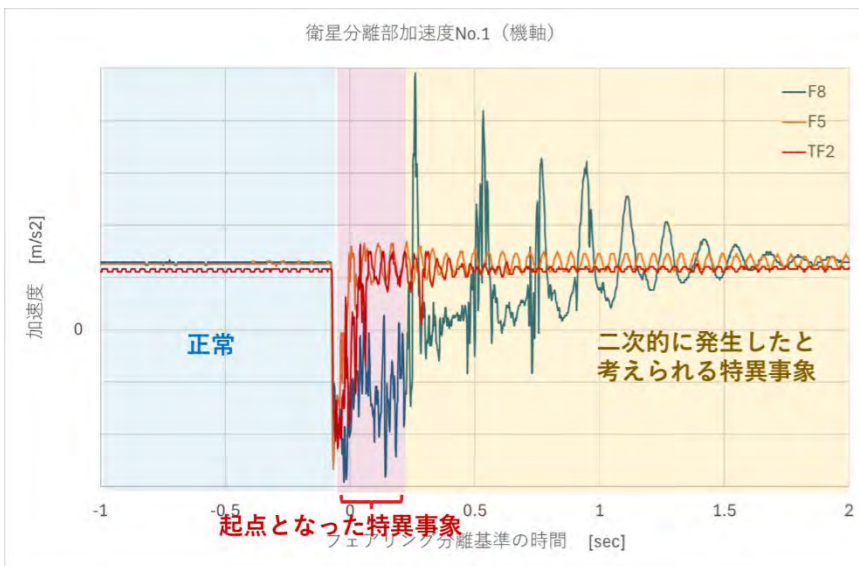
■ 事象発生時点の絞り込み

- 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。



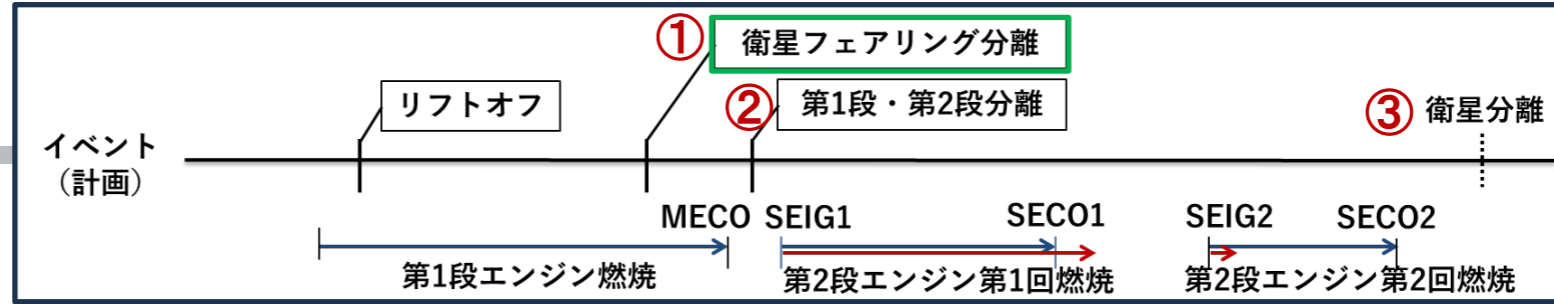
1-4. H3ロケット8号機飛行状況の評価

■ 事象発生時点の絞り込み

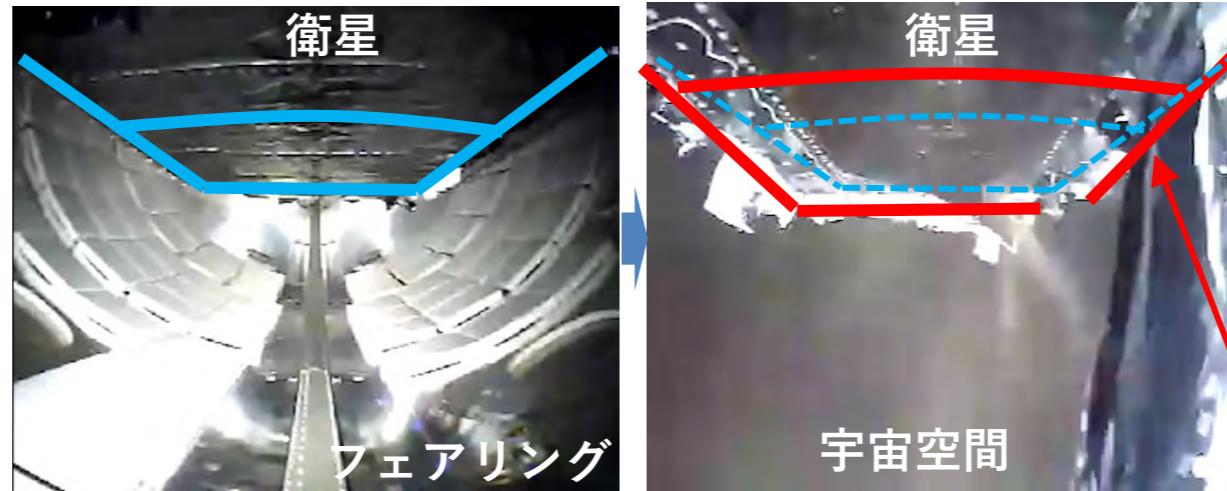


1-4. H3ロケット8号機 飛行状況の評価

■ 取得画像



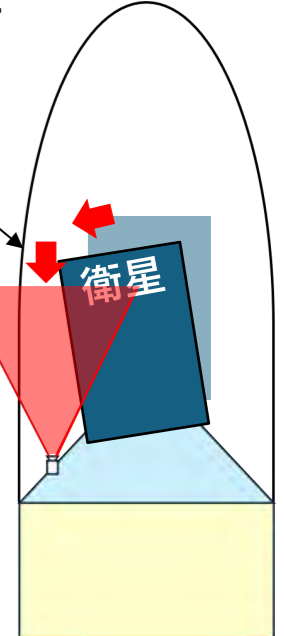
① F8 衛星フェアリング分離前・後



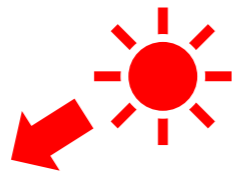
衛星表面の多層断熱材の境界位置から、衛星がカメラに近づく方向（下に落ち込むとともに傾く）に移動していると評価

カメラに近づく方向

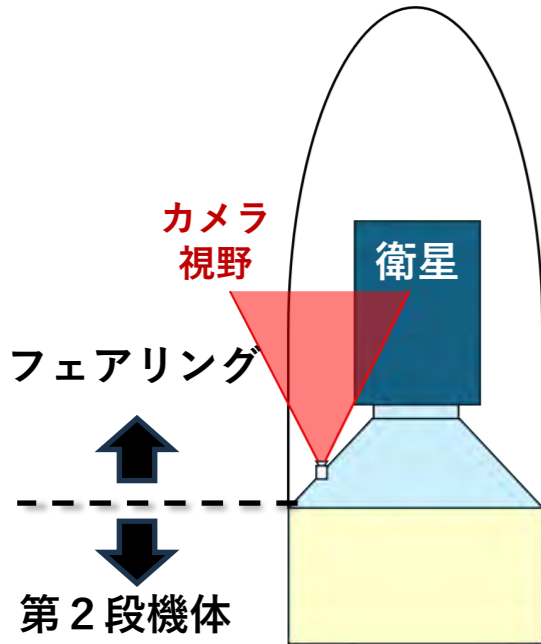
カメラ視野



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



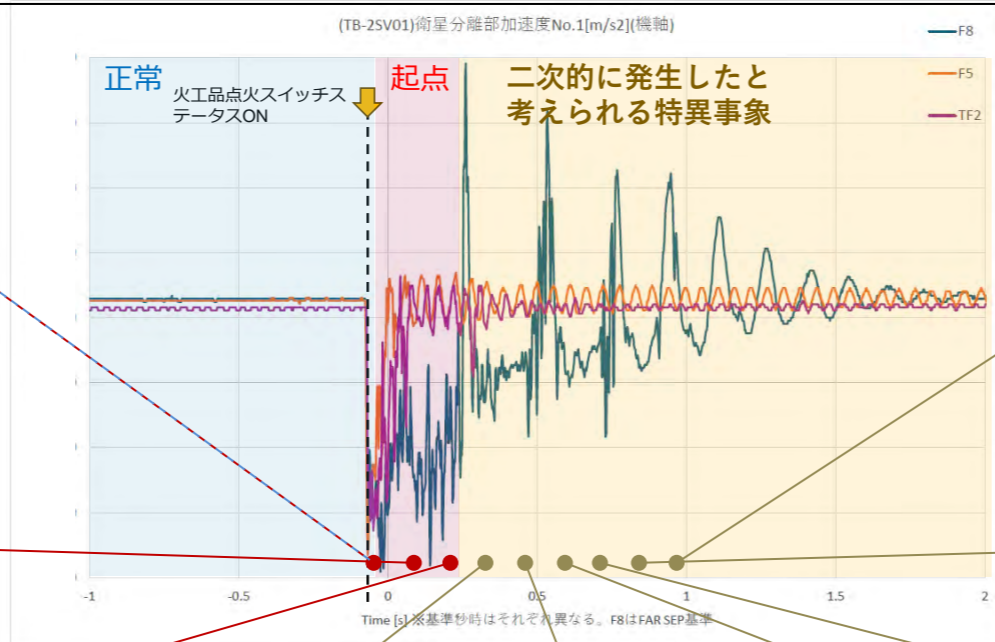
1-4. H3ロケット8号機飛行状況の評価

■ 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



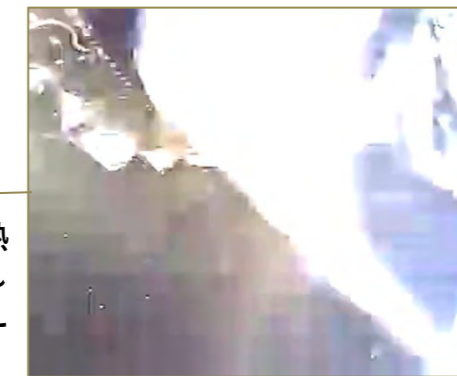
起点となった特異事象の前後のフェアリング分離画像の特徴的な挙動を示す。（15枚/秒の画像を1つ置きに表示）



衛星のパネルが外れている



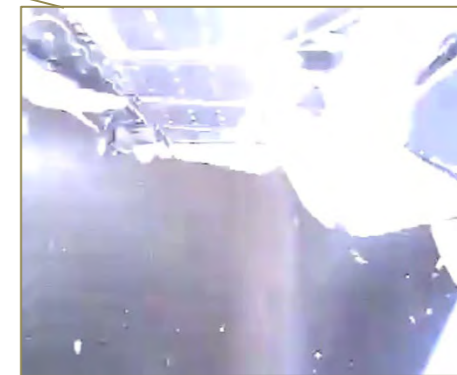
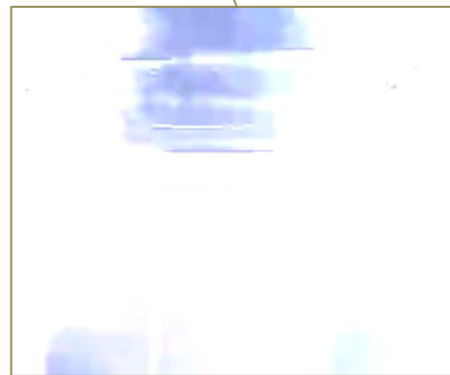
衛星表面の多層断熱材 (MLI) が剥がれ内側のパネルが見えている



白飛びが継続

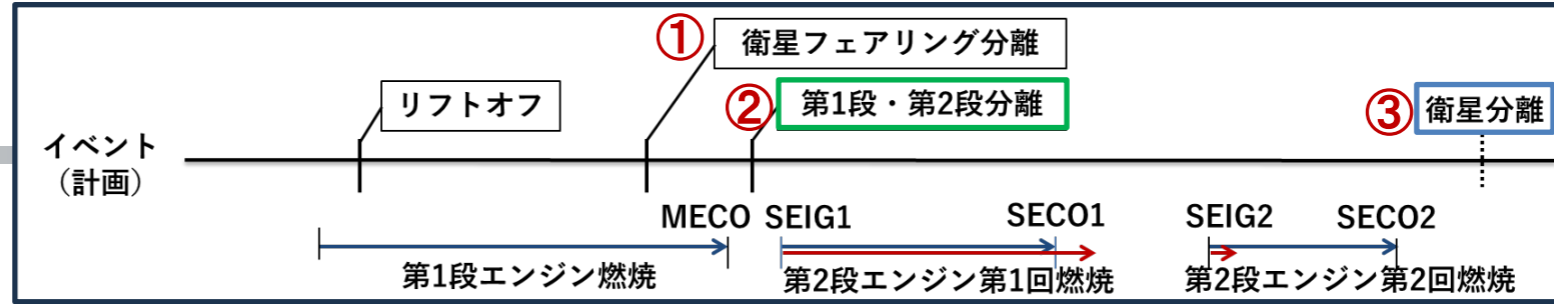


これ以降の画像では、衛星がカメラに近づいて見える



1-4. H3ロケット8号機 飛行状況の評価

■ 取得画像



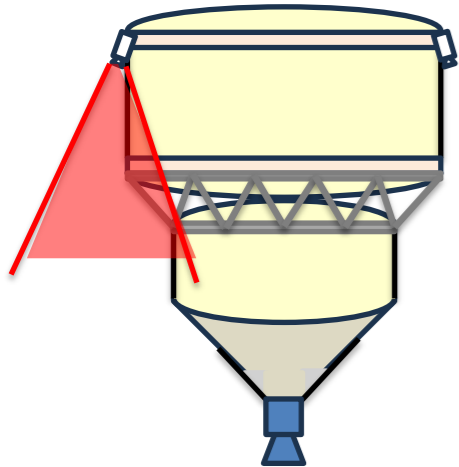
② F8 第1段・第2段分離後



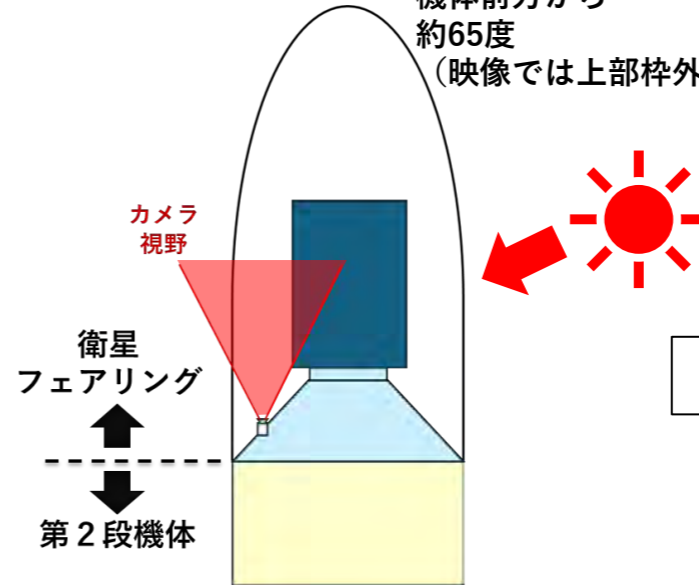
③ F8 衛星分離信号送出時



カメラ視野



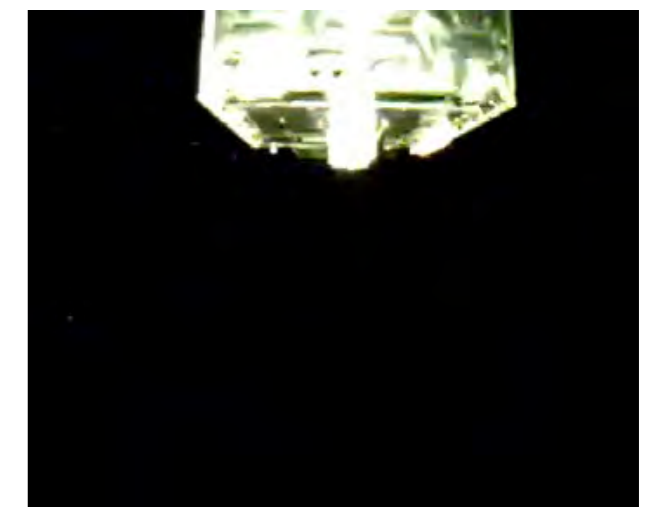
F8での太陽方向：
カメラ位置からは
PSSの反対側
機体前方から
約65度
(映像では上部枠外)



(参考) F5 第1段・第2段分離後



(参考) F5 衛星分離信号送出時

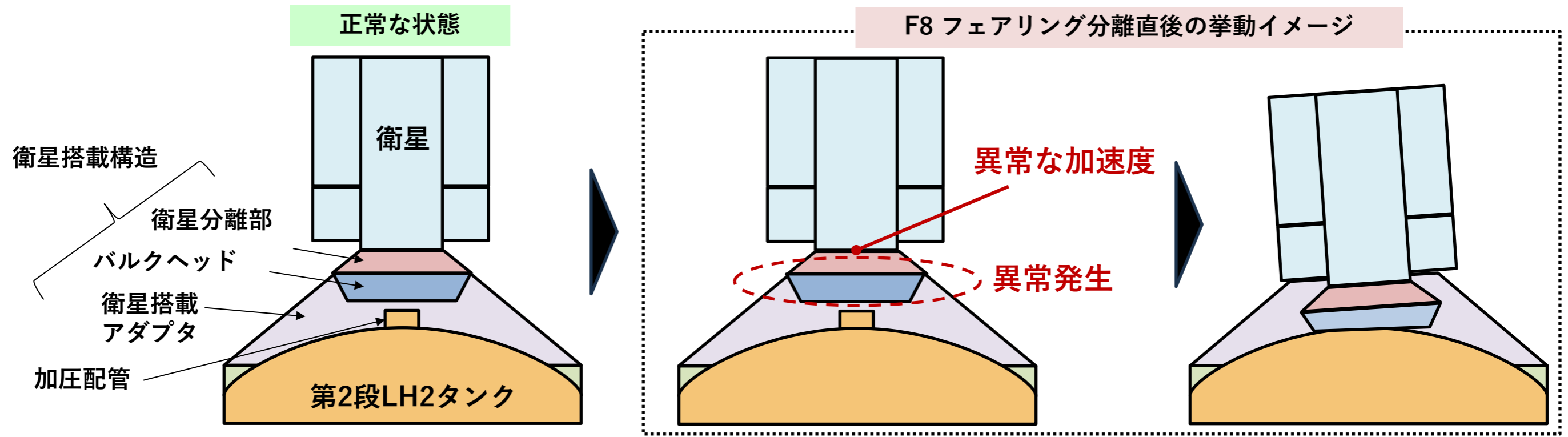


1-4. H3ロケット8号機飛行状況の評価

■ 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。



1-4. H3ロケット8号機飛行状況の評価

■ 損傷箇所の絞り込み

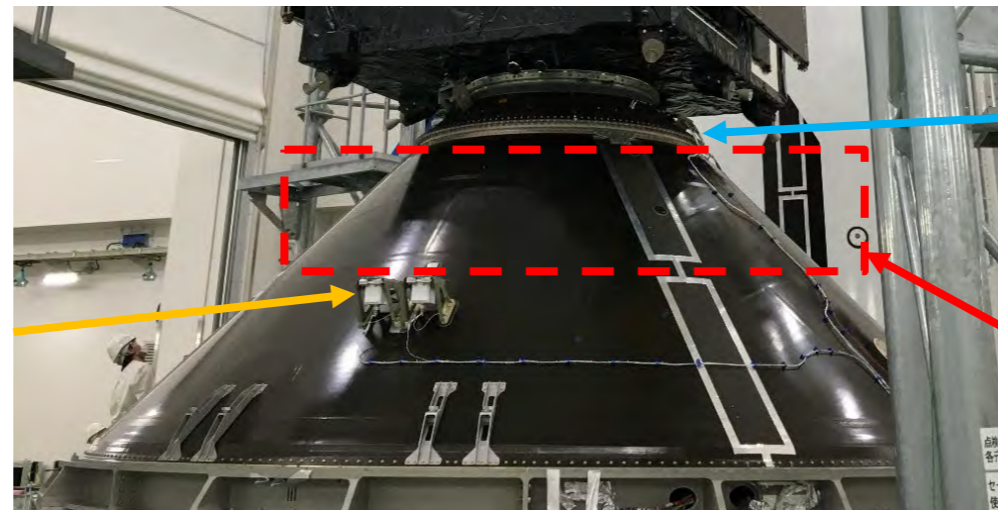
- これまで、衛星搭載構造つまり衛星分離部（PAF）もしくは衛星搭載アダプタ（PSS）が損傷し、衛星が離脱したと評価してきた。
- 以下のデータから、損傷個所は**衛星搭載アダプタ（PSS）の上部**である可能性が高い。
 - PAFのテレメトリ項目のデータは事象発生後も第1段エンジン停止までは正常に取得できている。これらのデータはPAFからPSSを経由し2段機体に繋がっているが、このワイヤハーネスはPAF上にあるブラケットに固定されている。これより上部で損傷した場合には、ブラケットの近傍で断線すると考えられ、データと整合しない。一方、これよりも下部で損傷した場合は、ワイヤハーネスに余長があり、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

目次

- 0. 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. 水平展開
- 5. 今後の計画

2-1. FTA

■ 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、評価した。
- このうち、これまでの検討や試験の結果、2. 「内部構造の損傷により発生」の**進捗を整理し、それを踏まえてその他の要因についても整理をまとめた。以上を反映したFTAをP58**に示す。

2-1. FTA（前回R8.3.24報告FTAを再掲）

■ 原因究明の進捗を踏まえ、前回R8.3.24報告のFTAから更新を加える箇所を **青枠** で示す。

TOP事象	事象	1次要因	2次要因	3次要因	直接要因の評価		連鎖的な要因の評価	
					○	△	可能性の有無	
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。	△
				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 Worst 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.FTA1.1.4の評価参照)。	△
					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。	×
				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とと整合しないため要因とはならないと評価した。	△
			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。	×
			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

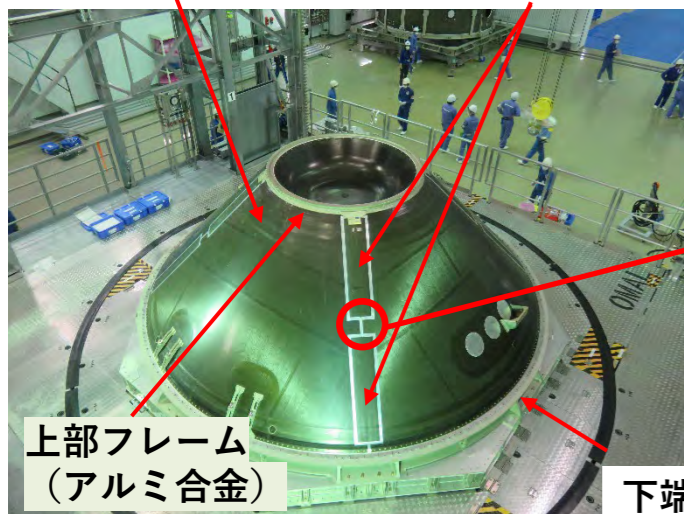
2-1. FTA

■ 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。

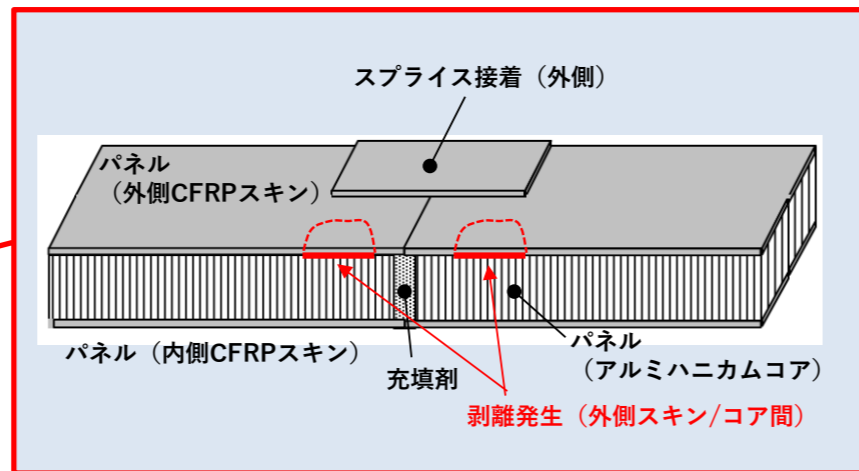
パネル (円周方向4分割)
(CFRPスキン/アルミハニカムコア)

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



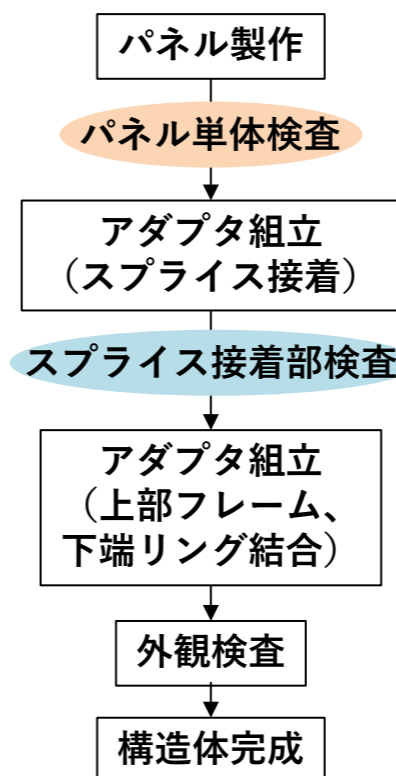
上部フレーム
(アルミ合金)

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)

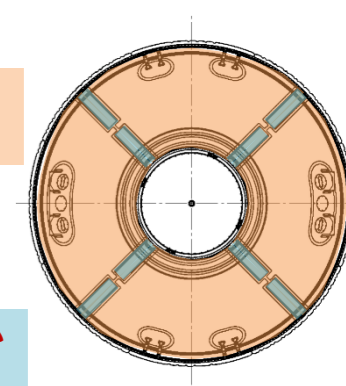


パネルに異常がないことを確認

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

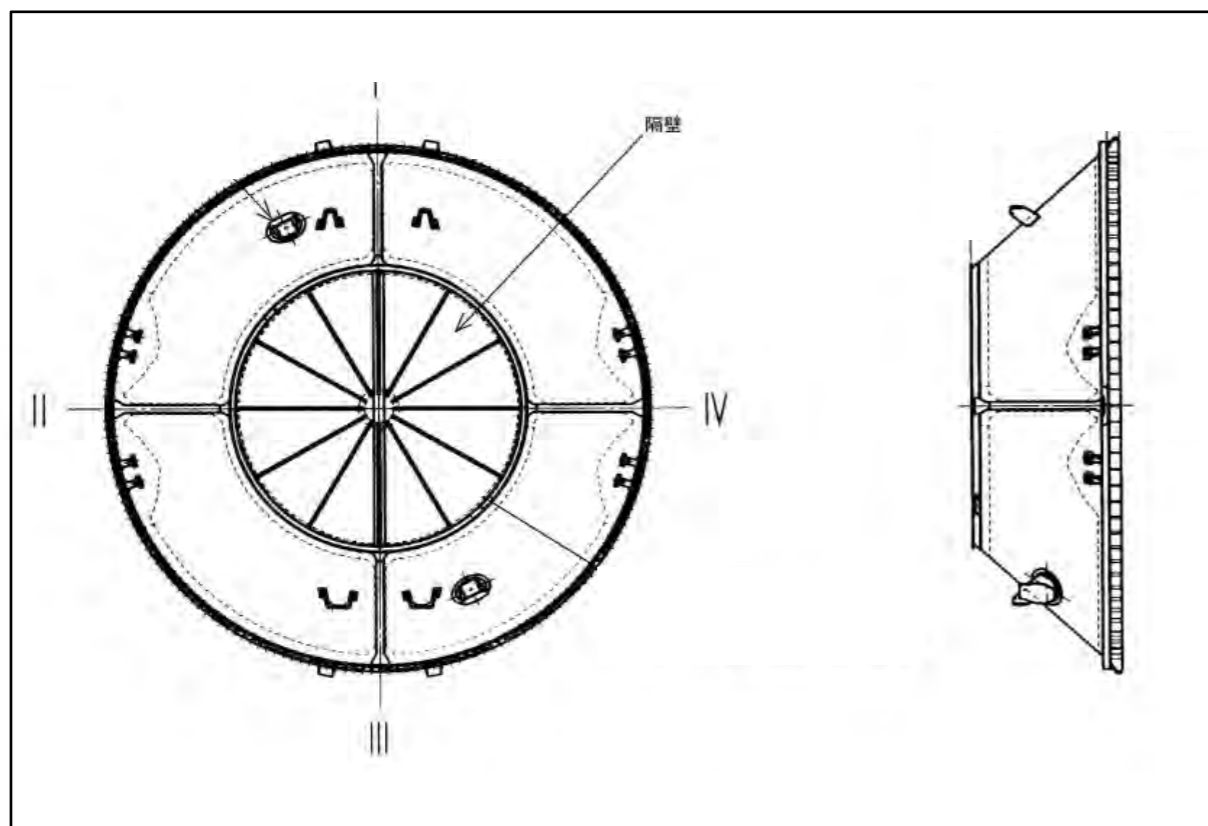


PSSの製造検査工程概要

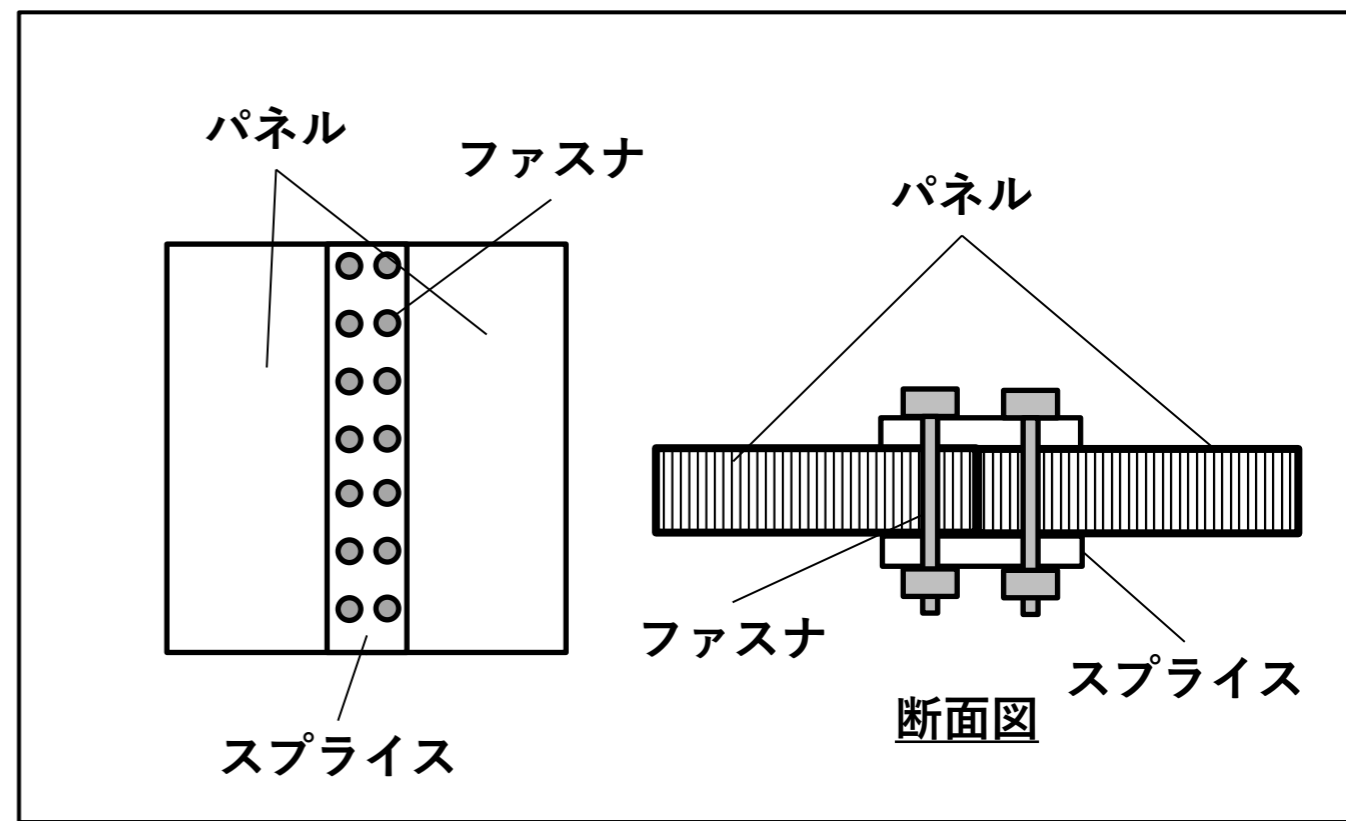
2-1. FTA

■ 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

2-1. FTA

■ 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こととの関連性について評価した（P40参照）。

2-1. FTA

■ 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

2-1. FTA

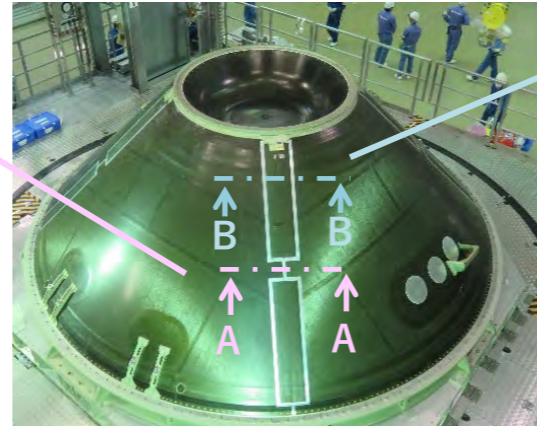
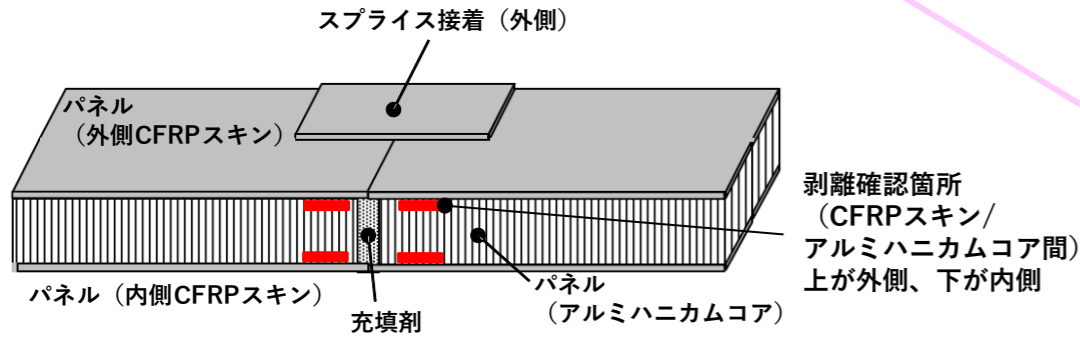
PSS内部に製造工程で生じた剥離 (FTA 2.)の調査進捗

■ 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。

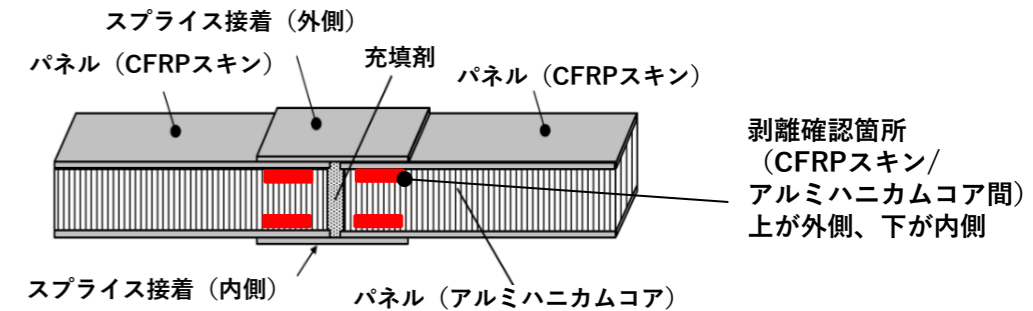
A-A断面 (スプライス間)

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	×/○	×/○	×/○	○/○

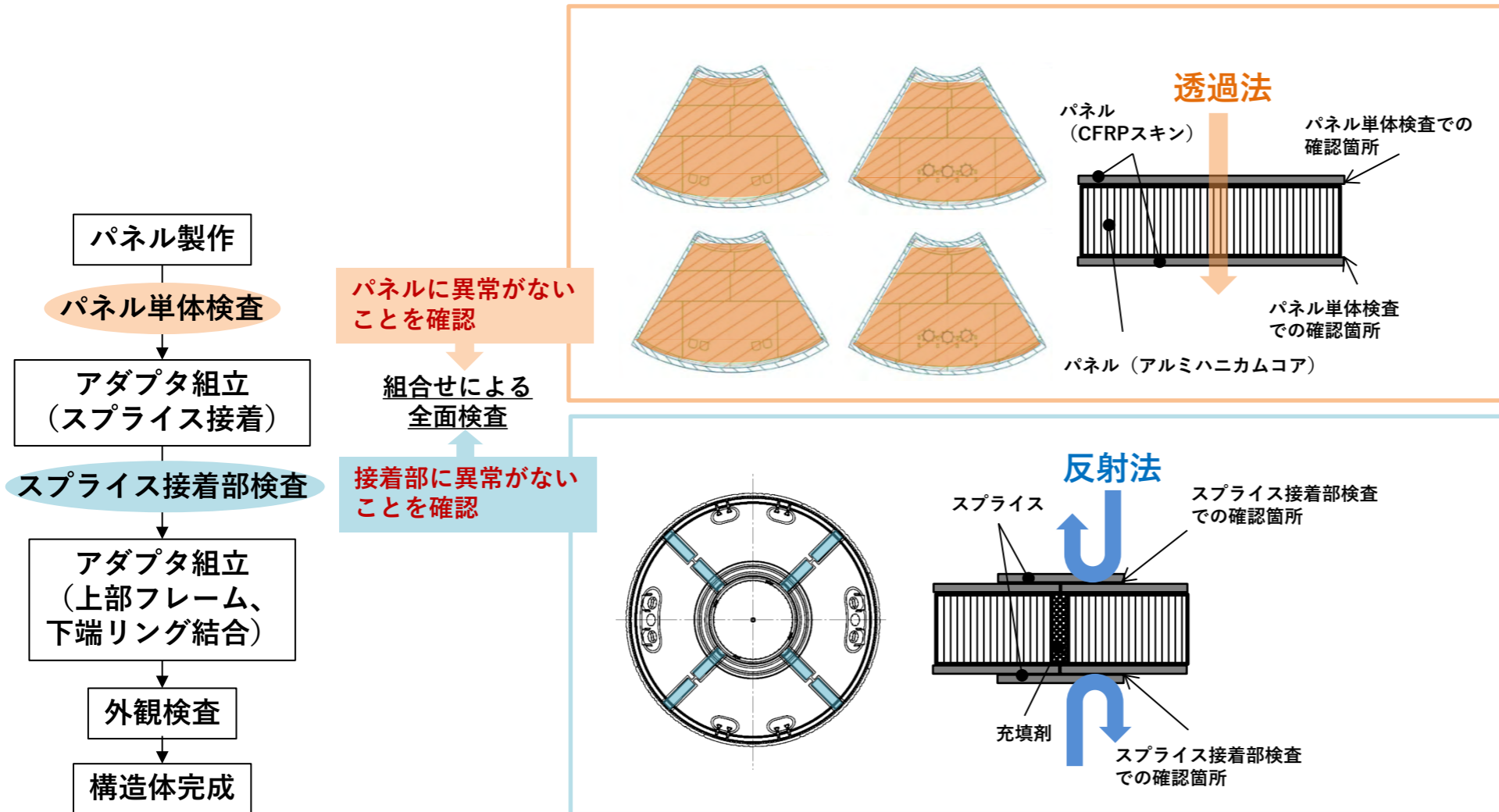
2-1. FTA

PSS内部に製造工程で生じた剥離 (FTA 2.)の調査進捗

■ PSSの製造検査工程と追加の詳細調査内容

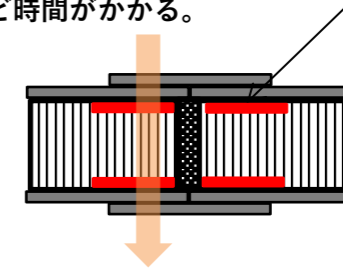
- 通常の製造工程で実施している検査と追加調査の範囲と内容について示す。

PSSの製造検査工程概要



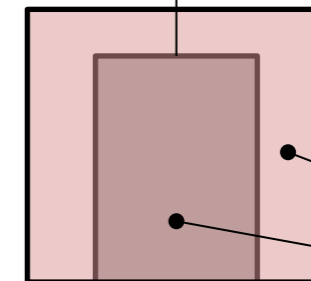
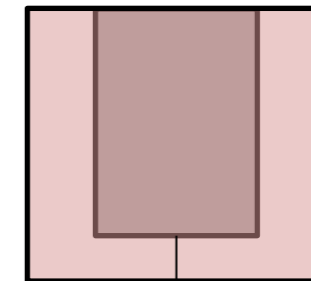
追加検査の概要

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)



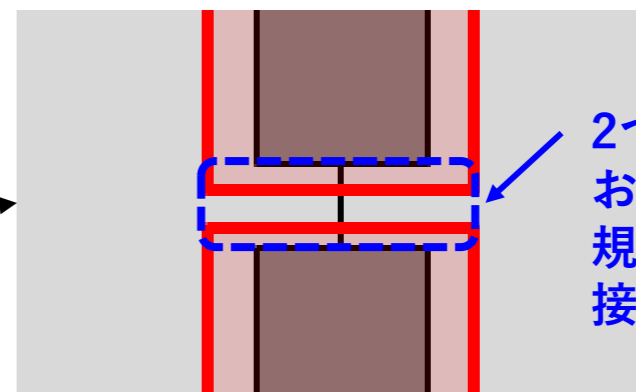
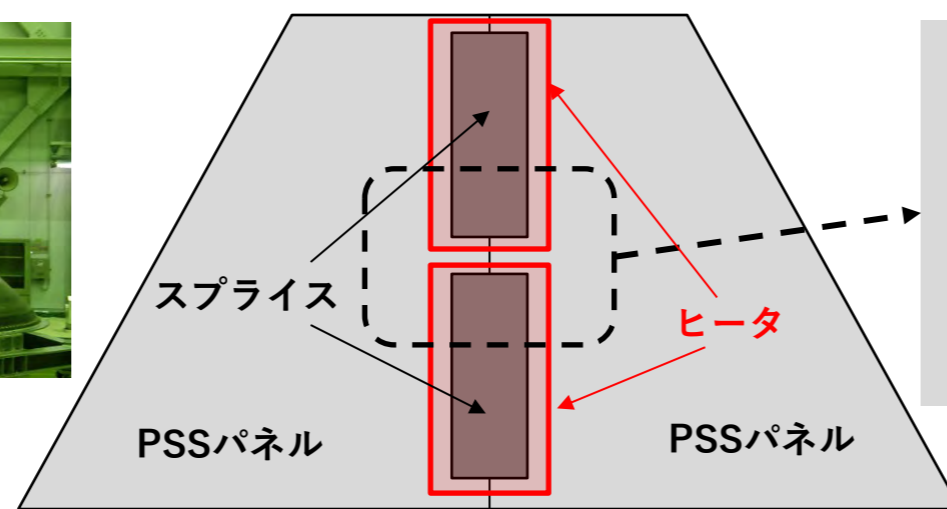
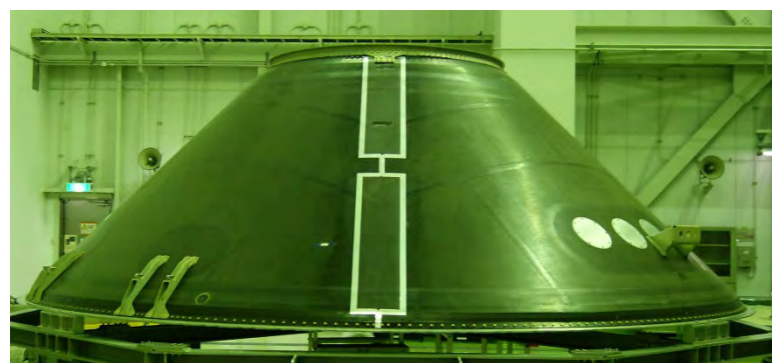
ヒーター
スプライス

2-1. FTA PSS内部に製造工程で生じた剥離 (FTA 2.)の調査進捗

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
- なお、上記スプライス接着工程は、開発段階で確立されたものであり、実機の製造・検査はその規定通り実施されていた。



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。

2-1. FTA PSS内部に製造工程で生じた剥離 (FTA 2.)の調査進捗

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での剥離発生に影響した可能性**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

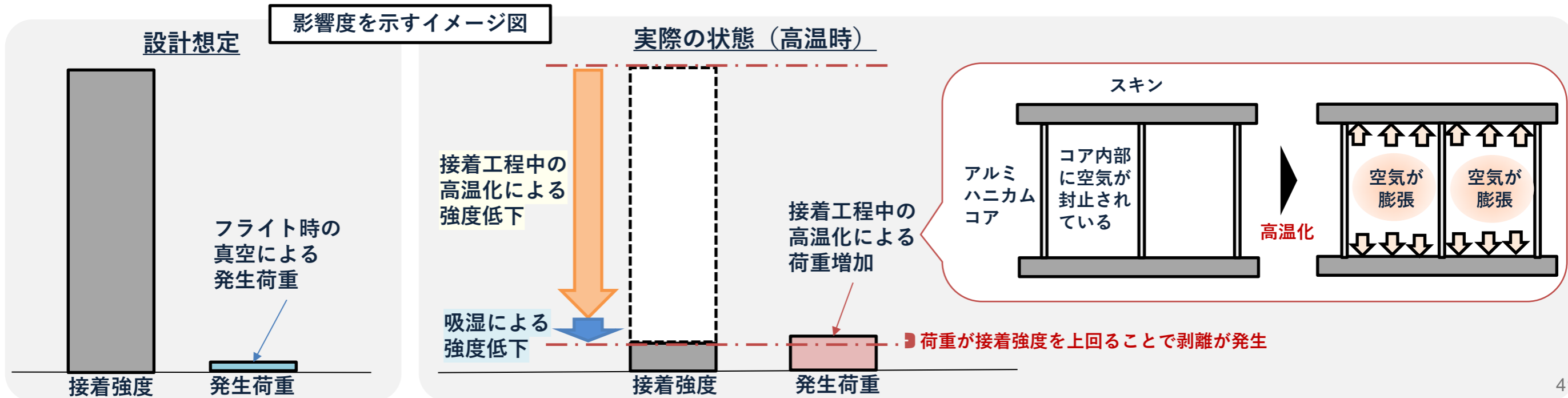
2-1. FTA PSS内部に製造工程で生じた剥離 (FTA 2.)の調査進捗

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 (主要因)

これまでの調査結果から、製造済みの全てのPSSにスプライス間に剥離が生じているメカニズムを以下の通り特定した。なお、スプライス接着工程は開発時に確立し、実機の製造・検査は規定通り実施されていた。

- スプライス接着工程において一部の箇所が想定以上に高温化していたことにより**スキン/ハニカムコア間の接着強度が低下**していた。また、吸湿も接着剤の強度低下に影響していた。
- 接着工程中の高温化により**ハニカムコア内の空気が膨張**することでスキンを引き離す荷重がかかっており、これが低下した強度を上回ることでスキンとハニカムコアの剥離が生じた。
- 以上より、PSS内部に製造工程で生じた剥離は、吸湿の影響もあるものの、**主要因はスプライス接着工程で想定以上の高温が負荷されたことによる接着強度の低下とハニカムコア内の空気の膨張**と評価している。



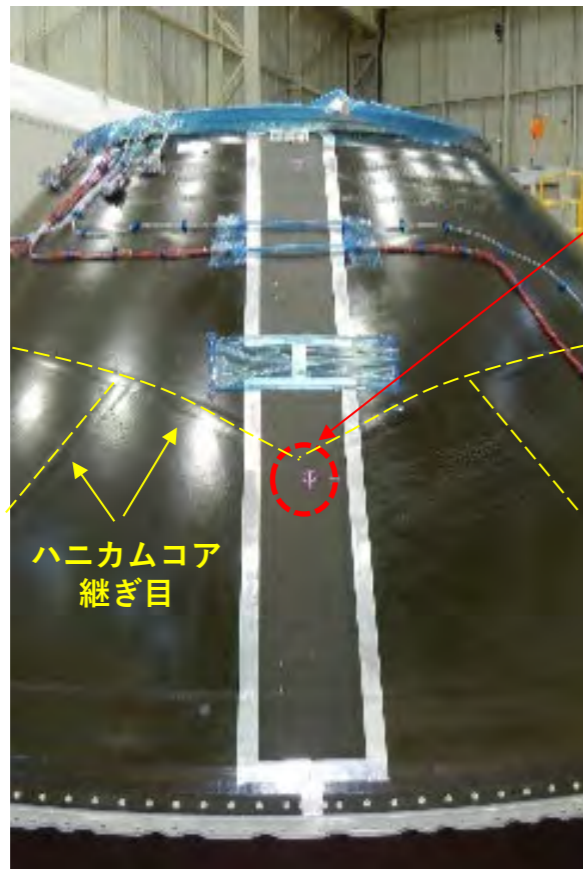
2-1. FTA PSS内部に製造工程で生じた剥離 (FTA 2.)の調査進捗

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)

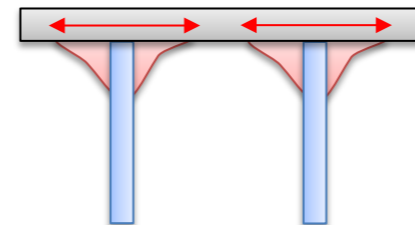
前ページで示したスプライス下に見つかった剥離の発生箇所は、ハニカムコアの継ぎ目等 (下図) に限定されることが判り、パネルに剥離が発生したメカニズムはスプライス間とは異なり、以下の通りと推定した。

- ハニカムコアの継ぎ目等の部位は、パネル成型を円滑に行うために内部構成に違いがある。
- この違いが影響し、この部位の接着剤フィレットが薄くなり接着強度が相対的に小さい。さらにスプライス接着時の加温によるコア内空気膨張に伴うスキンの引き剥がし力により剥離が発生した。



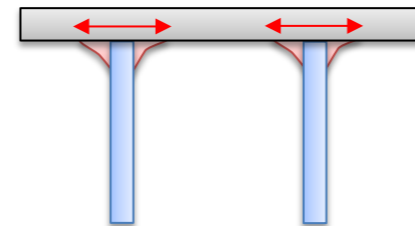
スプライス下
かつ
ハニカムコア継ぎ目

ハニカムコア
継ぎ目

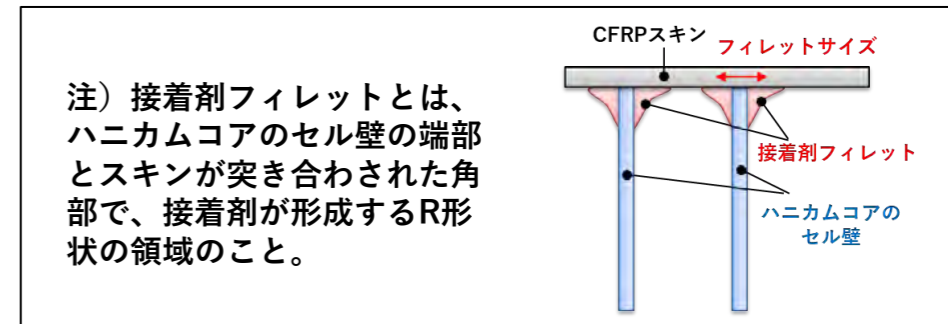


一般部

フィレットサイズが大きく
十分な接着強度を確保



ハニカムコアの継ぎ目等
フィレットサイズが小さく
接着強度も相対的に小さい



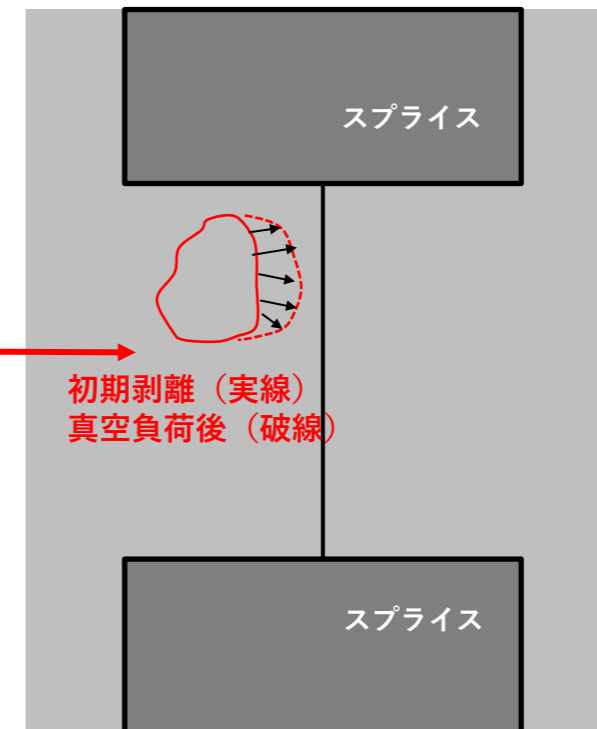
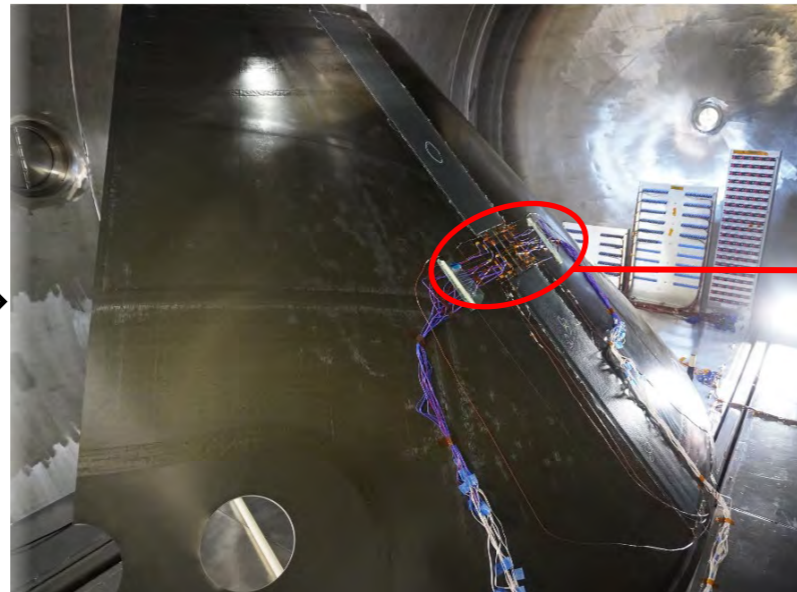
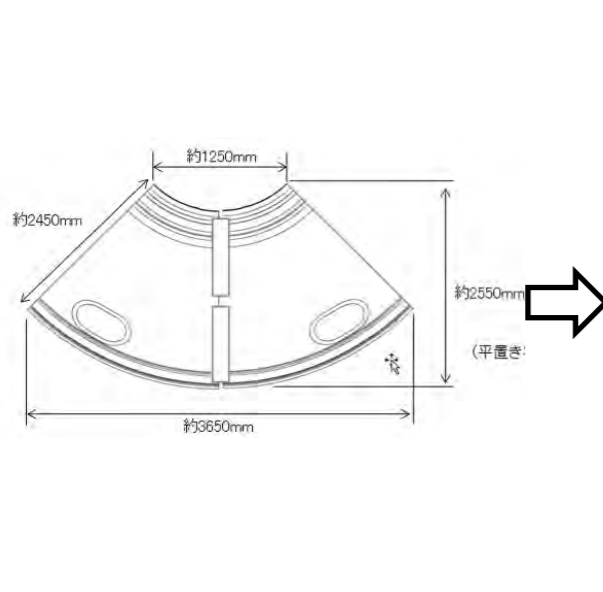
2-1. FTA PSS内部に製造工程で生じた剥離 (FTA 2.)の調査進捗

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

- 実機のスプライス接着工程により接合したPSSパネル（スプライス間およびスプライス下に剥離あり）全体を、真空チャンバに入れて温度や歪を計測するとともに、フライト中の真空環境による剥離進展挙動を評価した。
- 試験結果から、**パネル全体を真空に晒しても広範囲に剥離が進展することはない、スプライス間でわずかに剥離が進展するのみであり、**これまで解析および部分的な真空負荷により評価してきた剥離進展挙動と同じ結果であった。
- また、**要素試験結果と解析により設定した破壊靱性値（剥離進展条件）とも整合する結果であった。**
- 以上より、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剥離は拡大し得るが、広範囲の不安定進展には至らないことを確認した。

パネル全体を真空チャンバーで真空暴露



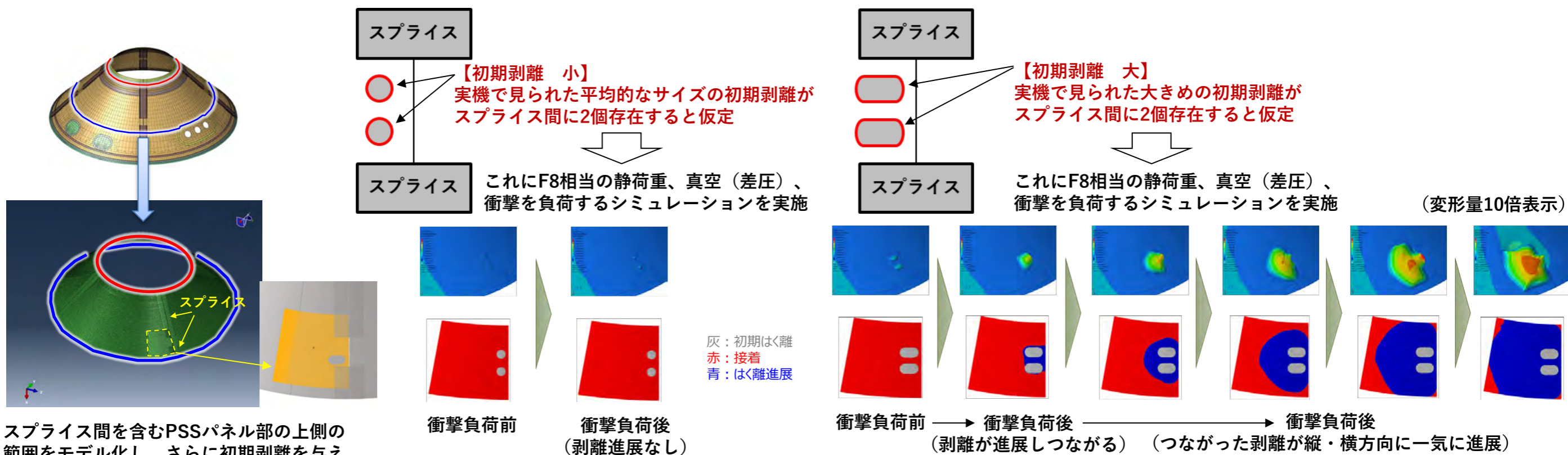
パネル全体を真空負荷しても、初期剥離はスプライス間でわずかに進展するのみであり、広範囲に不安定進展することはない。

2-1. FTA PSS内部に製造工程で生じた剥離 (FTA 2.)の調査進捗

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

- スプライス間の初期剥離サイズを変えて解析を実施し、剥離のサイズと個数によって、**フライト中の真空環境と静荷重だけでは大規模な剥離の進展はないが、ここに正常なフェアリング分離時の衝撃が作用すると剥離が一気に進展し得ることを確認した (下図)。**さらに**これがPSS全体の座屈を伴う不安定破壊に繋がる結果も得られた (次ページ)。**
- 上記解析で用いたモデルやパラメータは実際に行った試験結果等に基づいて設定したものである。この解析結果は、F8で発生した事象を矛盾なく説明可能であることから、**事象の発生メカニズムを示すことができた**と評価している。



スプライス間を含むPSSパネル部の上側の範囲をモデル化し、さらに初期剥離を与える位置は詳細モデルを適用。初期剥離からの剥離の進展を破壊力学的に評価可能とした。

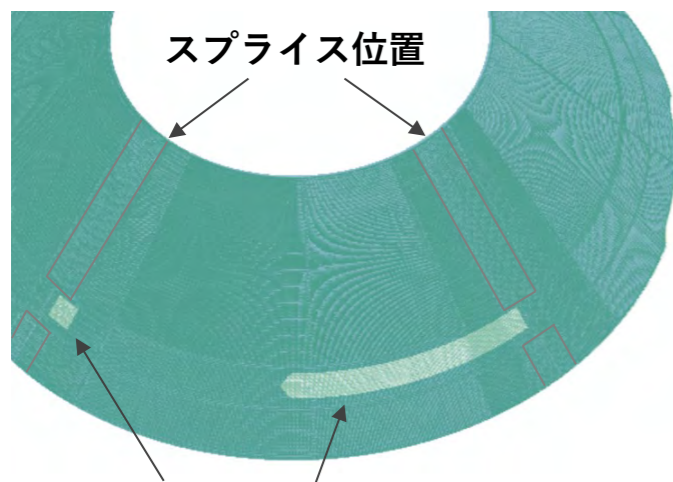
初期剥離が小さい場合は、真空 + 静荷重 + 衝撃を負荷しても剥離進展しないが、右図のような剥離を想定すると、真空 + 静荷重では剥離進展せず、衝撃が加わったときに2つの剥離がつながり、数msの時間で一気に進展し、大規模剥離する結果が得られた。

2-1. FTA PSS内部に製造工程で生じた剥離 (FTA 2.)の調査進捗

① 事象の発生メカニズム

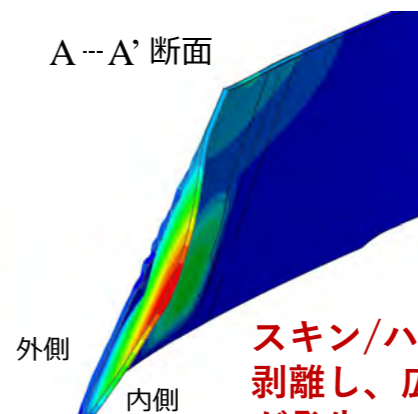
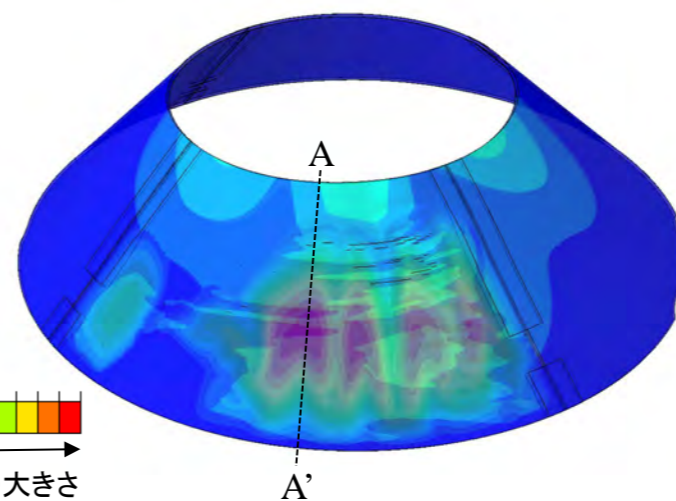
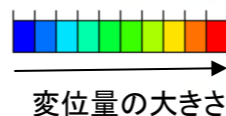
①-3 フェアリング分離時に短時間で破壊に至るメカニズム

● 衝撃後のPSSパネル上部の座屈および破壊挙動



前頁のメカニズムを踏まえて仮定した
衝撃後の剥離領域 (複数ケースの1例)

F8相当の静荷重、差圧の荷重
条件で、剥離・大変形シミュ
レーションを実施



スキン/ハニカムコア間が
剥離し、広範囲に面外変形
が発生

図A) 誘起されたPSS座屈形状

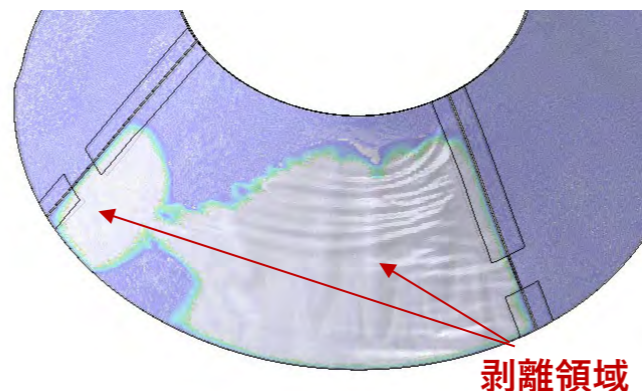
注) CFRPの一般的な破壊基準であるHashin則で評価した繊維損傷を示し、赤色の箇所は繊維損傷により剛性を保持できない領域を表す。

【解析により得られた破壊挙動 (右図)】

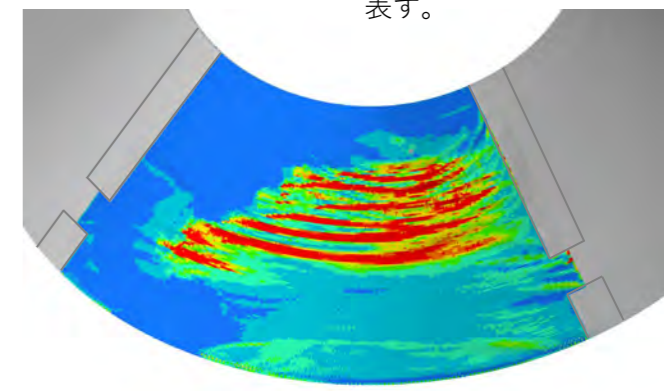
図A) 衝撃により一気に進展した剥離部を起点に、剥離拡大及び、健全部を含む座屈が誘起され、**スキン/ハニカムコアは広範囲に面外変形する。**

図B) スキンの面外変形・差圧により剥離はさらに進展し、**各スプライス間の剥離が繋がり、周方向破壊に至る。**

図C) 剥離した領域のスキンは飛行荷重に耐荷できず、**CFRPの繊維損傷**に至り、PSS主構造として必要な強度・剛性を喪失。



図B) 剥離範囲の拡大



図C) 繊維損傷範囲

2-1. FTA PSS内部に製造工程で生じた剥離 (FTA 2.)の調査進捗

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

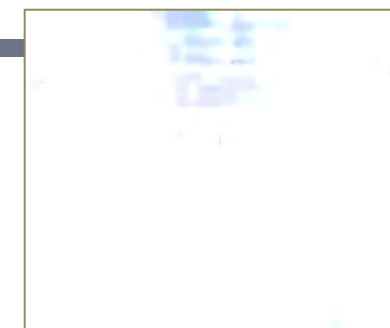
- 特異事象

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。

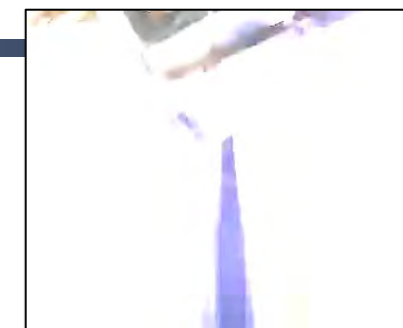
したがって、何等かの光 (反射や散乱を含む) がカメラ画角内に広がっていると考えられる。

- カメラと太陽・地球の位置関係

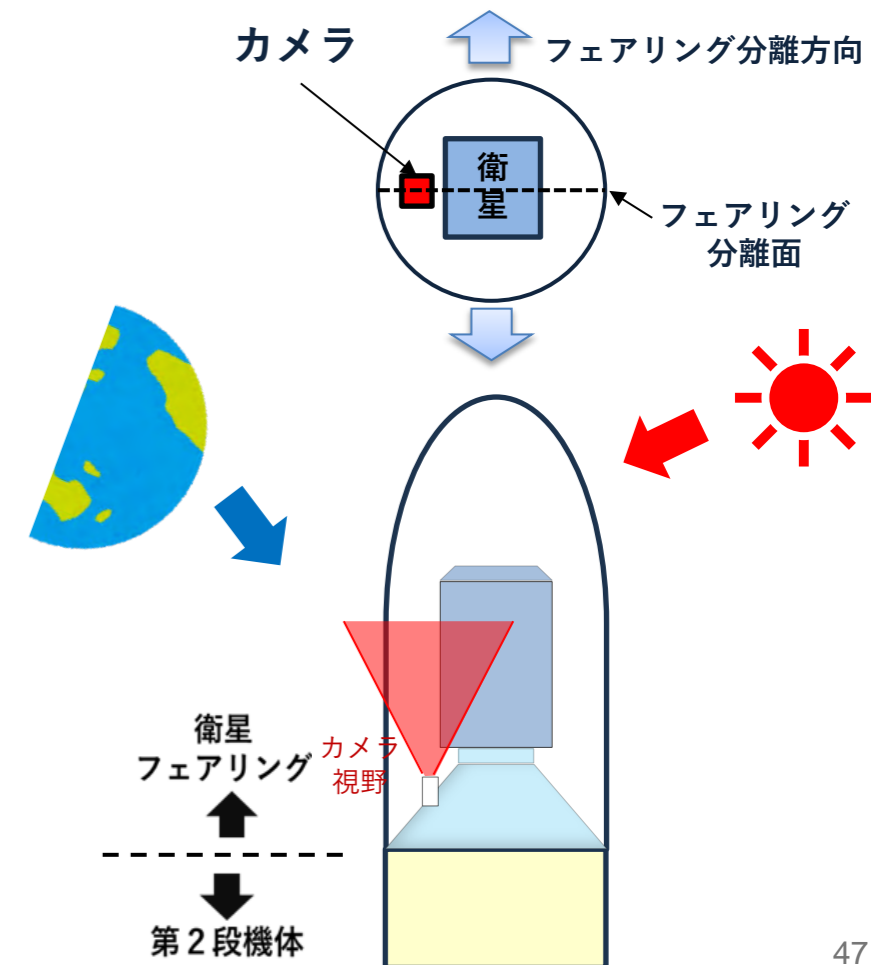
太陽は衛星の影にあり直接カメラに入射しないが、フェアリングが開いた後はフェアリングの先端付近に光が差し込む。また、地球はフェアリングが完全に分離した後はカメラの画角に一部入る位置関係にあり、フェアリング分離が開始されるとともに、隙間からフェアリング内にアルベド (反射光) が入る。



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



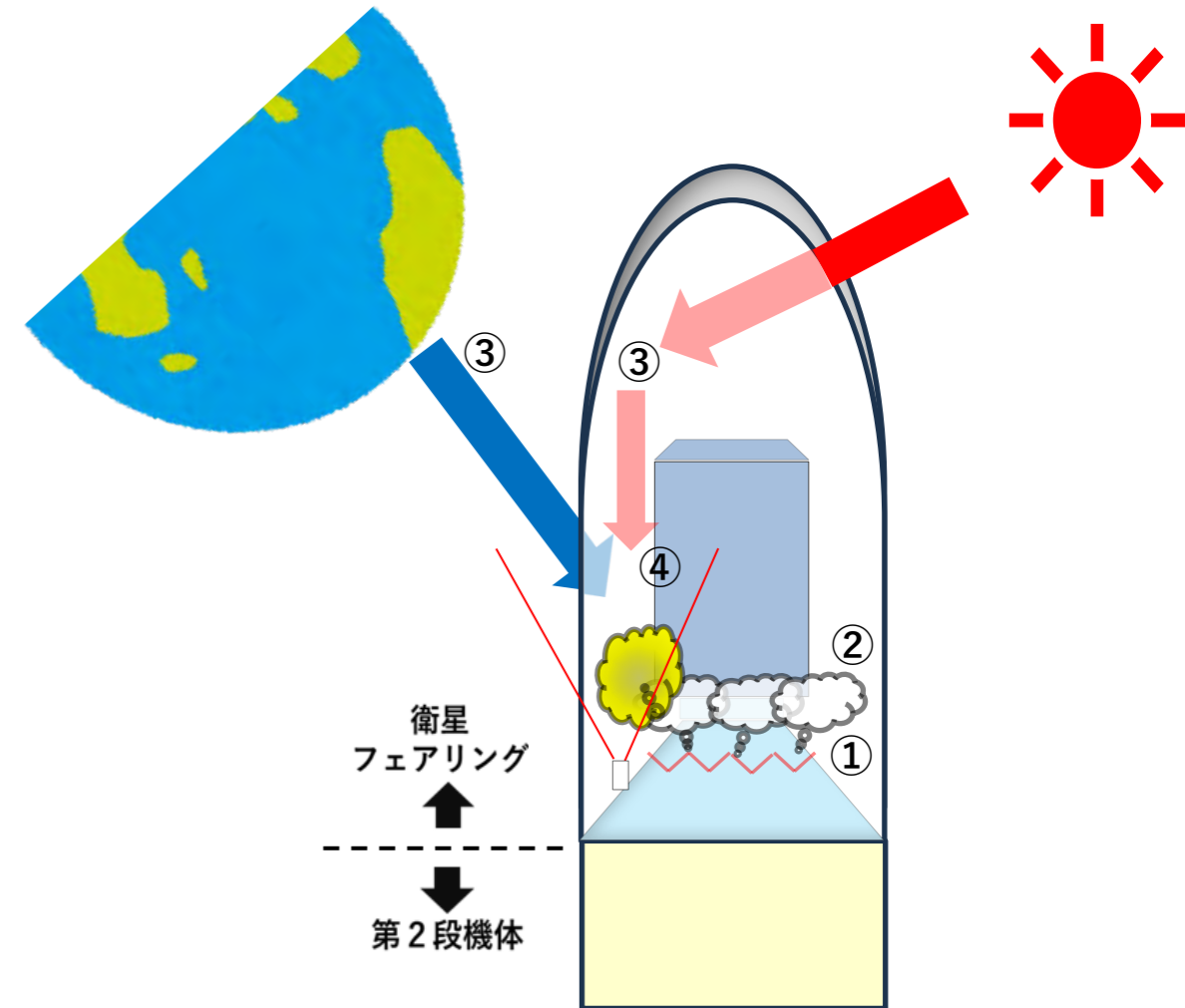
2-1. FTA PSS内部に製造工程で生じた剥離 (FTA 2.)の調査進捗

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。



2-1. FTA PSS内部に製造工程で生じた剥離 (FTA 2.)の調査進捗

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

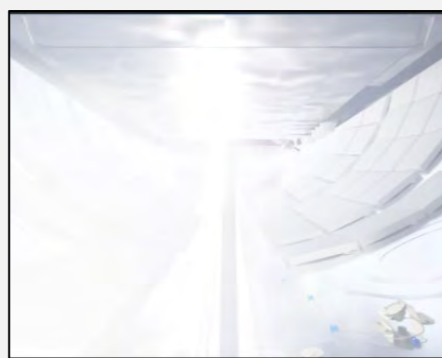
- ・フェアリング内の衛星や機装品、フェアリング外の太陽や地球 (太陽光を反射するアルベド) をモデル化し、正常な打上げであったF5の実画像を再現できるように、材質や光源をチューニングしたモデルを作成した。
- ・地球からの反射光が若干弱いものの、**カメラに映る対象物の質感や見え方などを再現**させることができる。
- ・F8の再現解析として前述したシナリオに①沿ったガス (霧) を生じさせたケースでは、**ガス (霧) の濃度に応じて画面全体が白飛びする映像となる**ことを確認した。
- ・一方、②構造体や③細かな飛散物がカメラ前に出てきたケースでは白飛びは再現されないことを確認した。



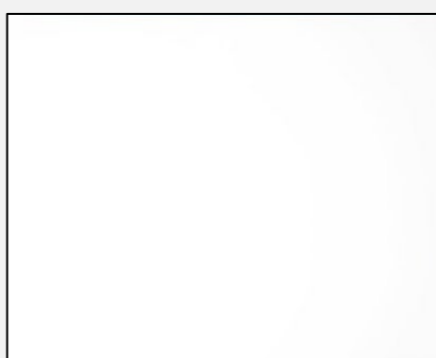
①ガスのケース



ガス (霧) なし

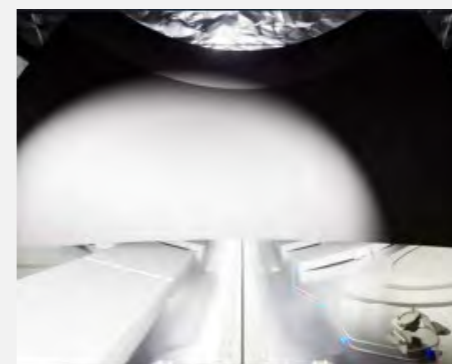


ガス (霧) 濃度中



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



2-1. FTA PSS内部に製造工程で生じた剥離 (FTA 2.)の調査進捗

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)

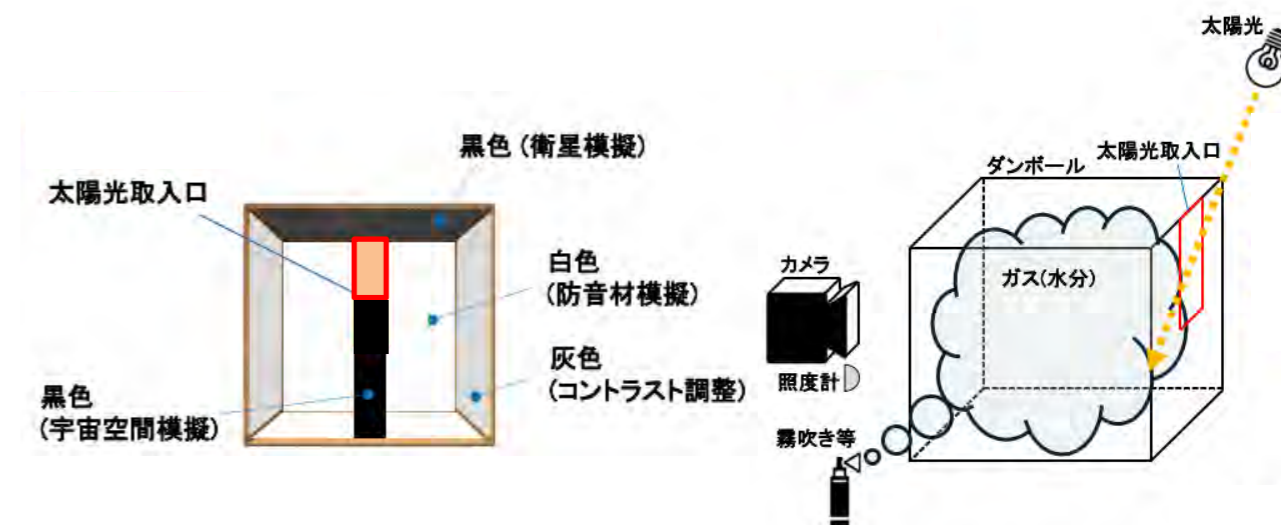
光源：太陽光

● 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

2-1. FTA PSS内部に製造工程で生じた剥離 (FTA 2.)の調査進捗

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

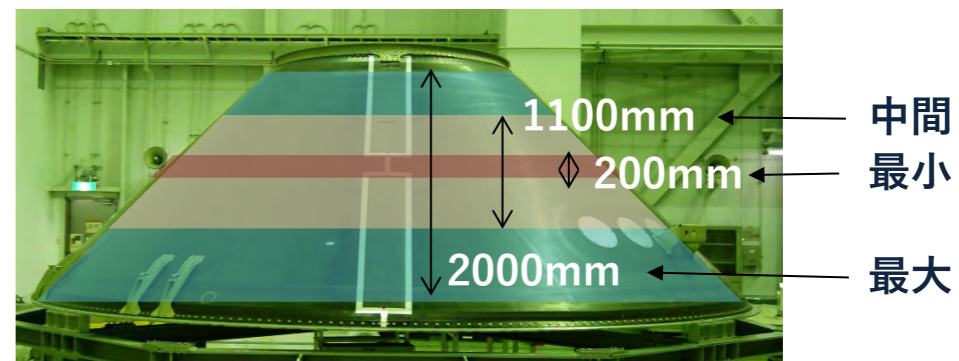
PSSのハニカムパネルの損傷により生じる霧を含んだガスの量について、いくつかの前提のもと評価を実施し、解析との比較を実施。

- パネル（アルミハニカム）から出る空気の量（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）

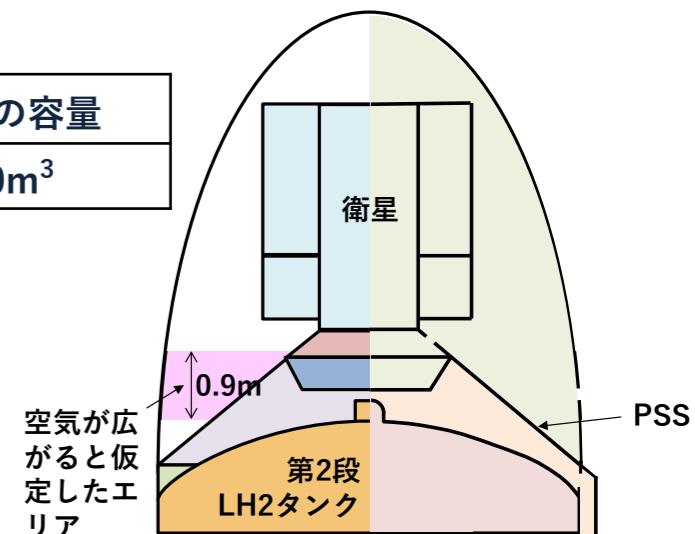
ケース	条件	温度	相対湿度	絶対湿度
最大	夏期	30℃	70%	21.3g/m ³
中間	中間	23℃	60%	12.4g/m ³
最小	冬期	5℃	65%	4.4g/m ³



- 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



2-1. FTA PSS内部に製造工程で生じた剥離 (FTA 2.)の調査進捗

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。

想定される水分濃度の空気を用いた再現試験の結果を次ページに示す。

2-1. FTA PSS内部に製造工程で生じた剥離 (FTA 2.)の調査進捗

② フライト時のデータとの整合性

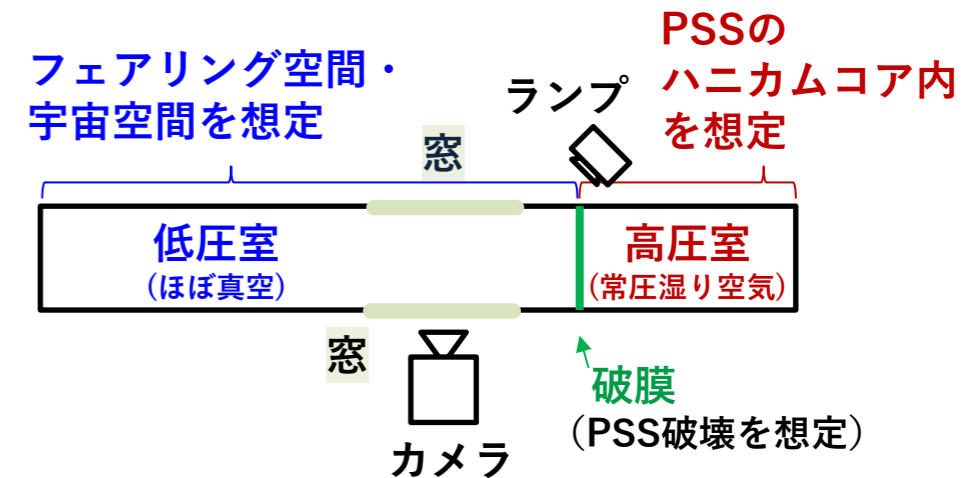
■ ②-1 画像に見られた白飛び

- 湿り空気を真空中に放出した再現試験

PSSハニカムコア内に残存していたと想定される**湿り空気を真空中に放出することで霧が発生することを確認した。**

- ・ PSSの破壊により、PSSのハニカムコア内の湿り空気が、ほぼ真空のフェアリング空間内に放出された状態を想定し名古屋大学の**衝撃波管を用いて再現試験を実施。**
- ・ 高压室側に湿り空気、低压室側をほぼ真空として、衝撃波管で破膜直後に霧が発生するかを確認。
- ・ 絶対湿度を約7~15g/m³の範囲で変化させると、霧の濃度や継続時間に多少の違いはあるが、いずれの場合も**霧が発生。**
- ・ 代表例として前頁の中間ケースの条件に相当する画像を右図に示す。**霧の発生により画角外のランプ光で散乱し、白飛びが発生しうることを確認した。**

再現試験に用いた衝撃波管の概要



破膜前



破膜+約0.02秒
(霧が発生)



2-1. FTA PSS内部に製造工程で生じた剥離 (FTA 2.)の調査進捗

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

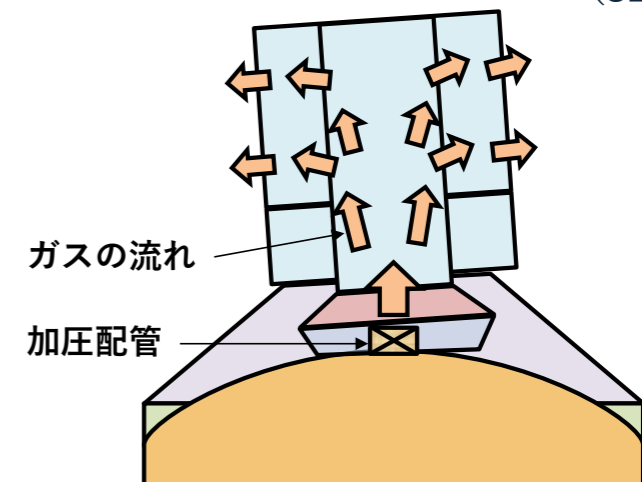
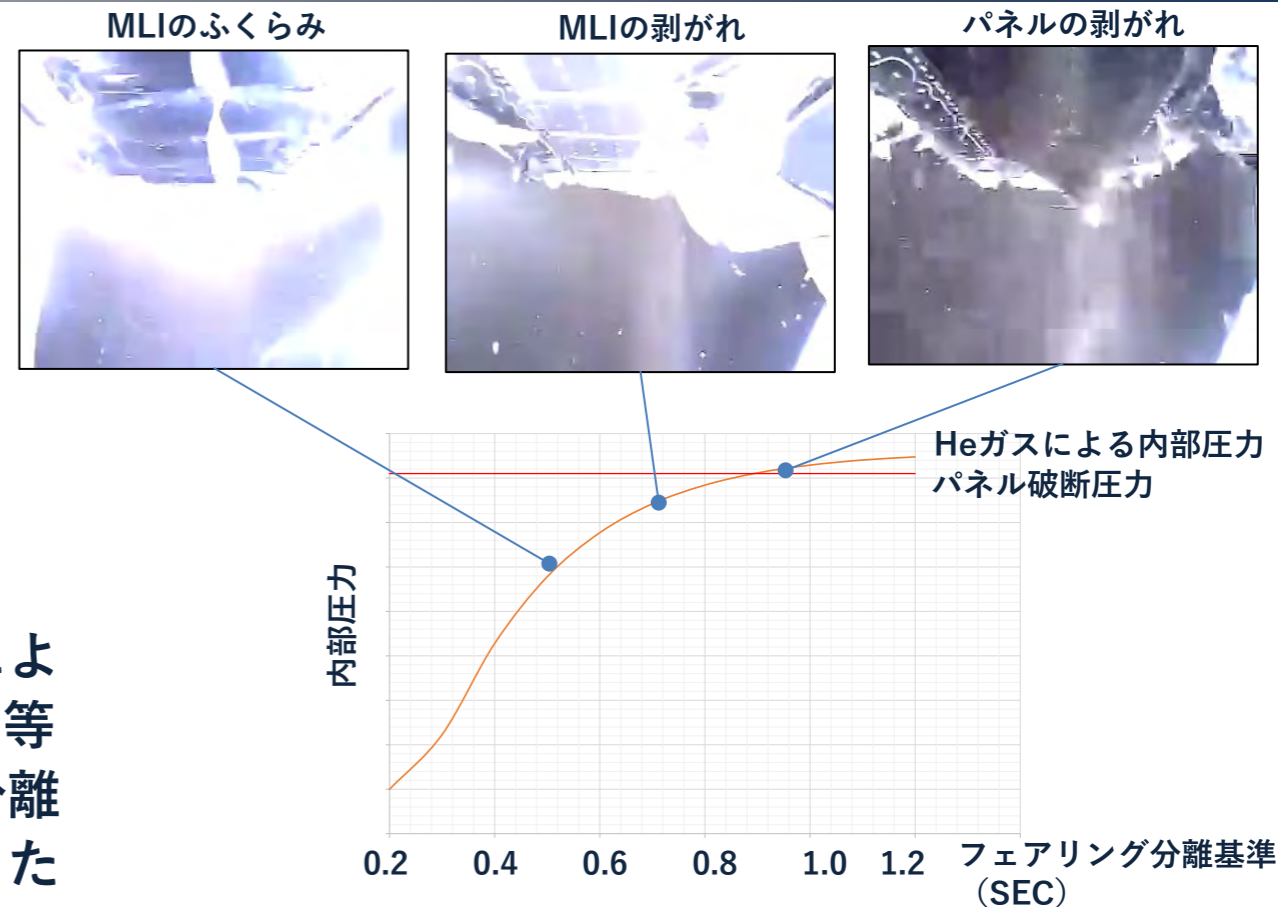
フェアリング分離直後の白飛びが晴れてきたのちに、衛星構体のMLI、パネルが順に吹き飛ばされて最終的に衛星内部が見える状態になっている。また、衛星内部から外部に向けてガスの流れのような物が写っている。

- 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。



2-1. FTA PSS内部に製造工程で生じた剥離 (FTA 2.)の調査進捗

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（座屈）により想定より早くQDコネクタが抜けたと評価した（E1.2.とE3.の組み合わせ）**

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。 PSS構造の破壊に伴いQDコネクタブラケットは12mm程度、瞬間的に変位することが判ったが、50mmには達しないことから、ワイヤーが引っ張られてコネクタが抜けるモードには至らないことが判った。 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。 QDコネクタの衝撃試験を行った結果、コネクタブラケットにE.1.2.のような瞬間的な変位が発生した場合、3~4mm程度コネクタブラケットに対して相対的な変位が発生してロックが外れ、QDコネクタが分離することが判明した。	

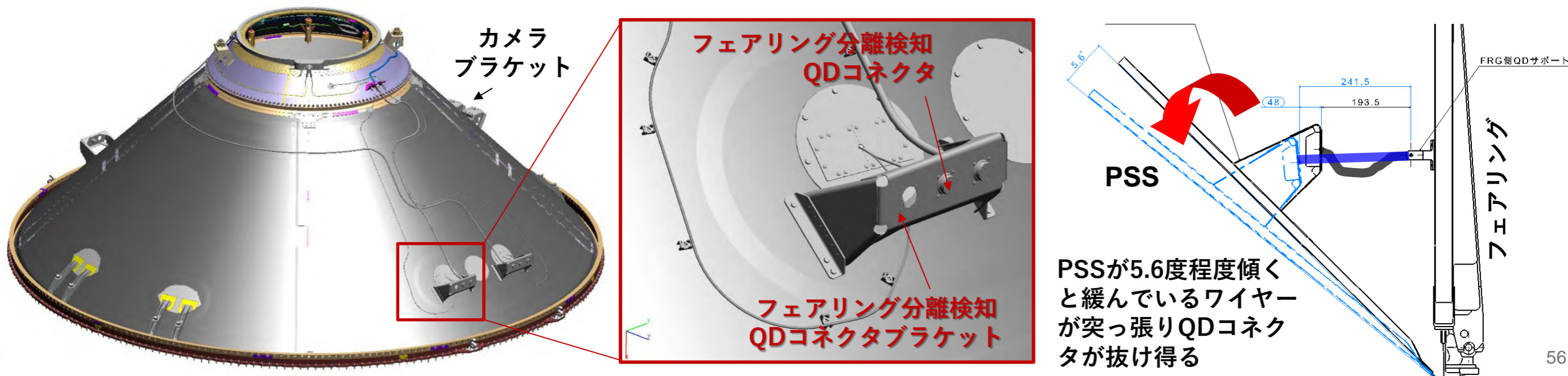
○: 直接要因である
 △: 直接要因の可能性が残る
 ×: 直接要因とならない

2-1. FTA PSS内部に製造工程で生じた剥離 (FTA 2.)の調査進捗

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破壊後の構造解析とQDコネクタの衝撃試験を実施した結果、次ページに示すメカニズム (E1.2.とE.3の組み合わせ) で早期分離検知に至った可能性が高いことが判った。



2-1. FTA PSS内部に製造工程で生じた剥離 (FTA 2.)の調査進捗

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.およびE3 (△) の補足

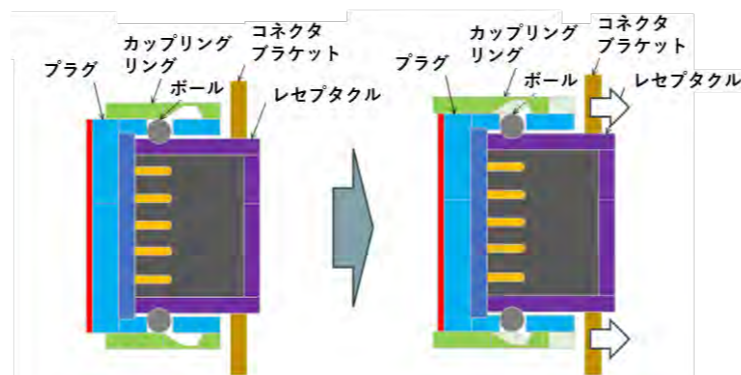
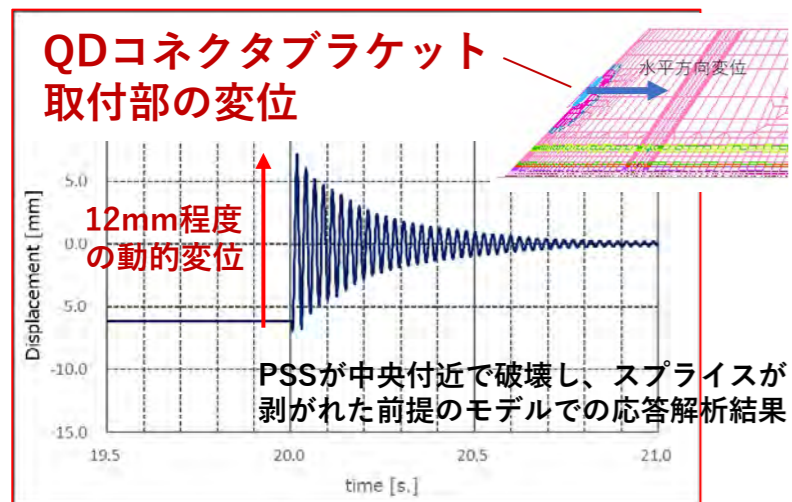
● PSSの変形解析結果 (E1.2.)

PSS構造が破壊し、衛星の慣性力が消失したことを想定した**応答解析の結果**から、このとき**QDコネクタブラケットは最大12mm程度、瞬間的に変位**することが判った (左下図)。この結果、変位が前ページに示した50mmには達しないことから、**ワイヤーが引っ張られてコネクタが抜けるモードには至らない**ことが判った。

● QDコネクタの衝撃試験結果 (E3)

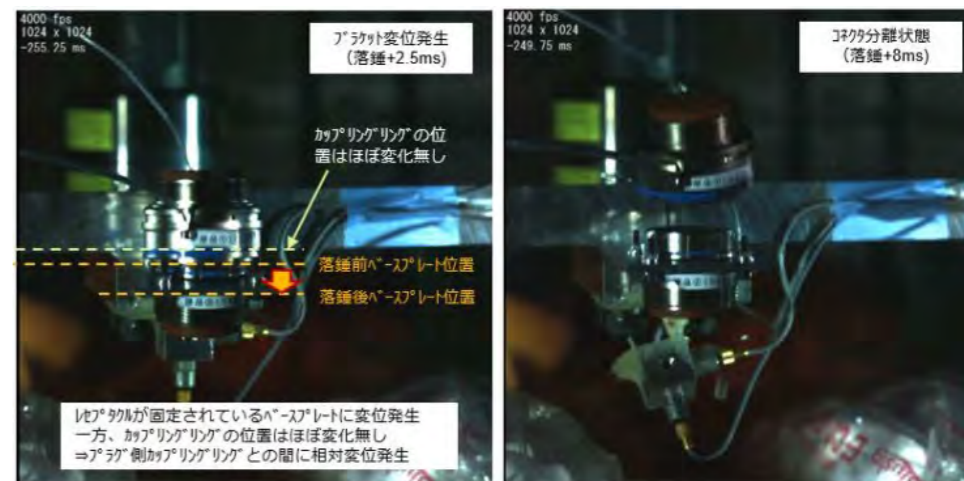
一方、QDコネクタの衝撃試験を行った結果、コネクタブラケットに上記のような**瞬間的な変位が発生した場合**、コネクタのロック機構 (右下図のカップリングリング) が慣性力のために追従できず、**3~4mm程度コネクタブラケットに対して相対的な変位が発生してロックが外れ、QDコネクタが分離**することが判明した。

以上から、F8ではPSSの構造破壊により、QDコネクタブラケットに瞬間的な変位が発生してコネクタのロック機構が外れ、QDコネクタが離脱したことにより早期に分離検知した可能性が高いと評価した。



コネクタブラケット/コネクタ全体の瞬間的な変位に
カップリングリングが追従できず、相対変位により
ボールロック機構が外れることによると評価

コネクタ分離のメカニズム



衝撃試験によるコネクタ分離

2-1. FTA (本日時点)

赤字：前回報告からの更新
(前回報告でのFTAはp32参照)

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ので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、異常な加速度が発生したモードを想定したものである。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。一方で、主要因(2.)に複合した可能性は現時点完全には排除できない。	可能性あり
			1.1.4 圧力	△*1 →△-	フェアリング内部の圧力は想定通り下がっている。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、単独で主要因とならないと評価した。一方で、主要因(2.)に複合した可能性は現時点完全には排除できない。	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)。一方で、主要因(2.)に複合した可能性は現時点完全には排除できない。	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い。PSSに製造工程で生じたCFRPスキンとハニカムコア間の剥離がPSS全体の破壊に繋がったメカニズムを検討した結果や他のフライトデータとも整合する点から、これがF8失敗の主要因である可能性が極めて高いと評価した。製造記録を確認した結果、上記剥離に関連する事項以外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、評価中であるため括弧付きとしていた。

2-1. FTA

■ 剥離の状況（まとめ）

調査の結果、以下の箇所に剥離が確認された。

①PSSのスプライス間

剥離発生の主要因は、開発時に確立したスプライス接着工程において、一部の**温度が想定より高くなっていたために、その部位の接着強度が低下したこと**であり、比較的大きな初期剥離が生じることから衝撃により剥離が進展しうる。

②PSSのスプライス下

ハニカムコアの継ぎ目等に限定される比較的小さな剥離であり、進展のリスクは小さい。

■ 原因の特定

①に生じた剥離がフェアリング分離時の衝撃で進展し、最終的に不安定破壊に至り得るメカニズムを示すことができた。また、①が原因でPSSの破壊に至ったことは、その他のフライトデータとも矛盾しないことが確認できたことから、**PSSのスプライス間に製造工程で生じた剥離がフェアリング分離時の衝撃で進展し、PSSの全体破壊に至ったことがF8失敗の主要因であった可能性が極めて高いことが判った**。①に対する対策については3項に示す。また、②の剥離はその大きさからF8失敗の原因ではないと考えられるが、標準的な補修等によりリスクを取り除く。

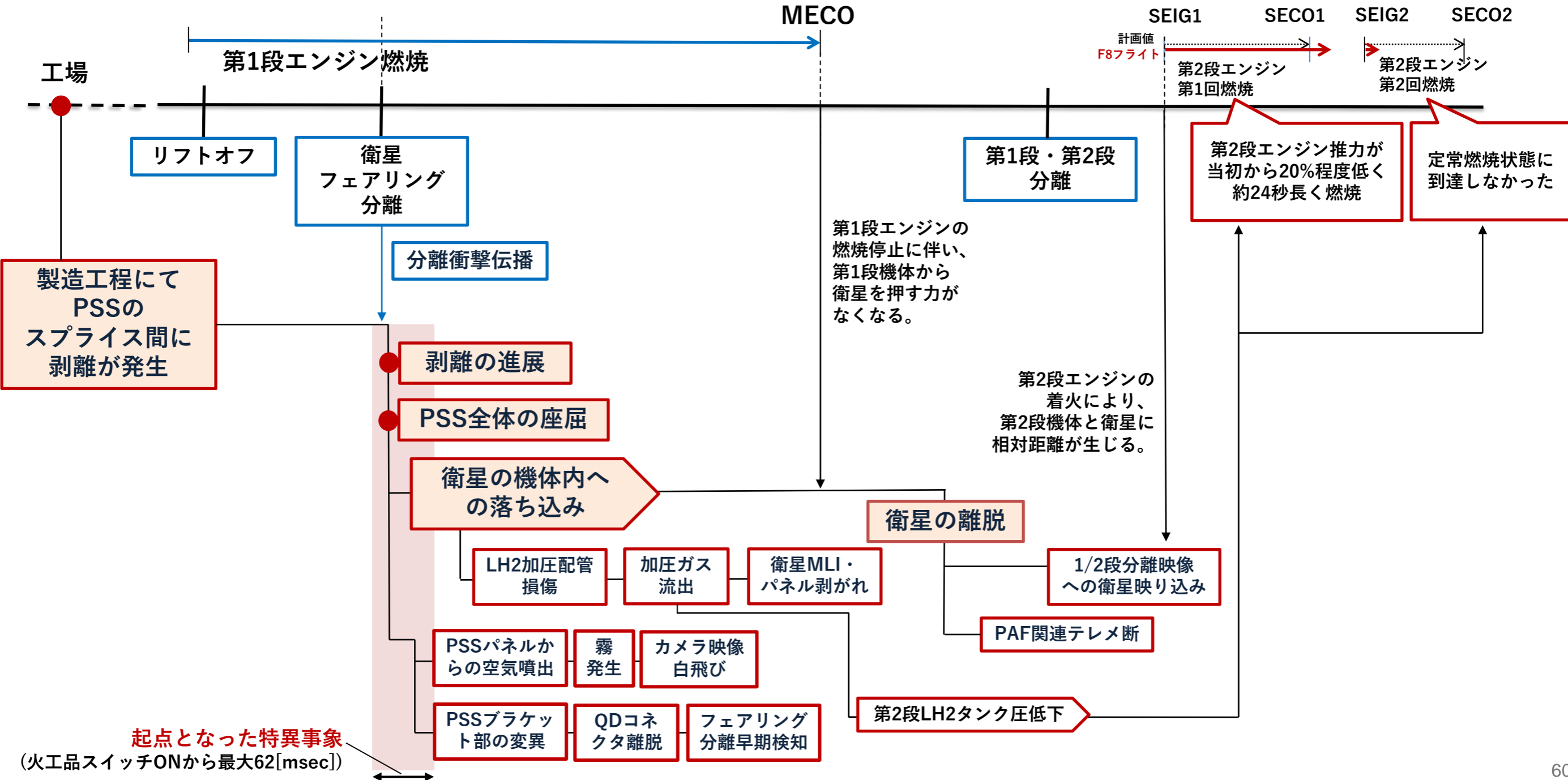
その他のFTAの項目およびシナリオについては、フライトデータにその発生を直接裏付けるデータがないことから、発生した可能性は非常に低いと考えられるものの、今回のフライトデータだけから、これらが上記主要因に複合した可能性を現時点で完全に排除することは難しいため、後続のミッションにおいて追加でフライトデータを取得し、より詳細な現象の理解と高い信頼性の確保に努めることとする。

今回発生したと考えられる**事象を時系列**として次ページに整理した。

2-1. FTA (時系列の整理)

● 特定した原因

特異的な事象を赤枠・赤線で示す
通常の事象を青枠・青線で示す



2-2. 発生シナリオ

■ 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。

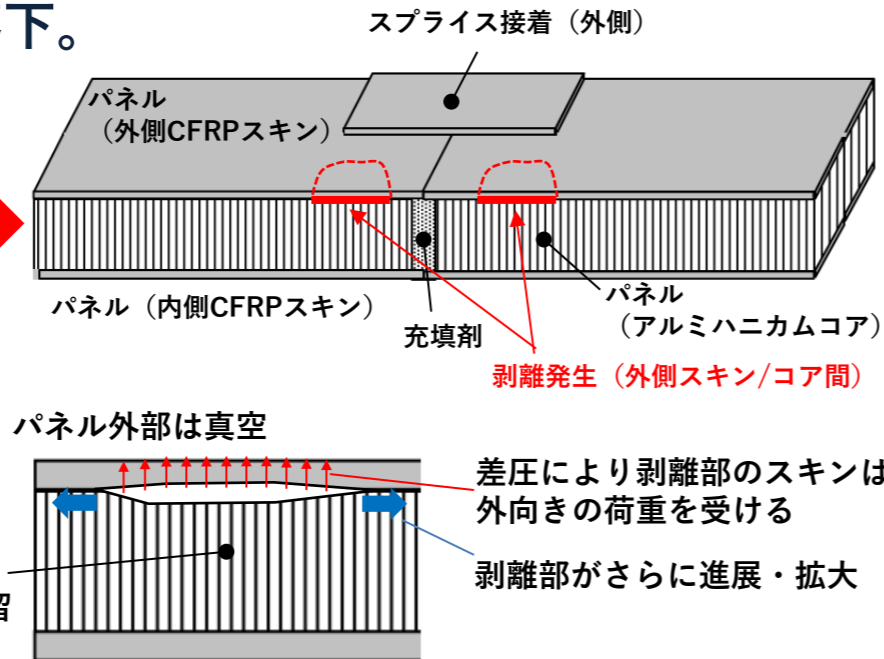
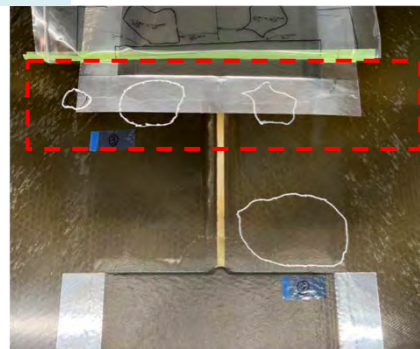
No.	故障要因	関連するFTA	発生シナリオ	評価
1	火工品破裂	1.3.1	フェアリング分離時に作動する火工品からガスが噴出し、ガスによる熱もしくは圧力波が衛星搭載構造に損傷を与え、飛行中の加速度（慣性力）で破壊に至る。	真空環境下で実施したフェアリング分離機構の要素試験結果から、エネルギー的にPSS破壊に至らないと評価した。
2	フェアリング内の爆発	1.3.1	搭載燃料などの可燃性のガスがフェアリング内に滞留し、フェアリング分離時の衝撃等により爆発し、発生した圧力波が衛星搭載構造に損傷を与え、飛行中の加速度（慣性力）で破壊に至る。	圧力センサで検知できない程度の水素ガスが漏洩し着火した解析を実施し、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。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り、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ったことから、本シナリオにて事象に至ったと評価した。

2-2. 発生シナリオ

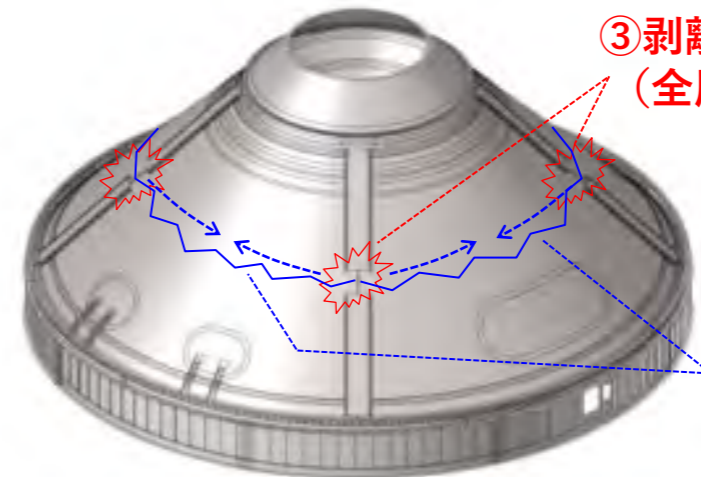
■ PSS内部構造の剥離 (No.5) 【シナリオ詳細】

- 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を局部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

目次

- 0. 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. 水平展開
- 5. 今後の計画

3. 是正対策

- 打上げの再開に向け、初期剥離を無くすことを対策として下記の2つの案を候補として、検討を実施した。

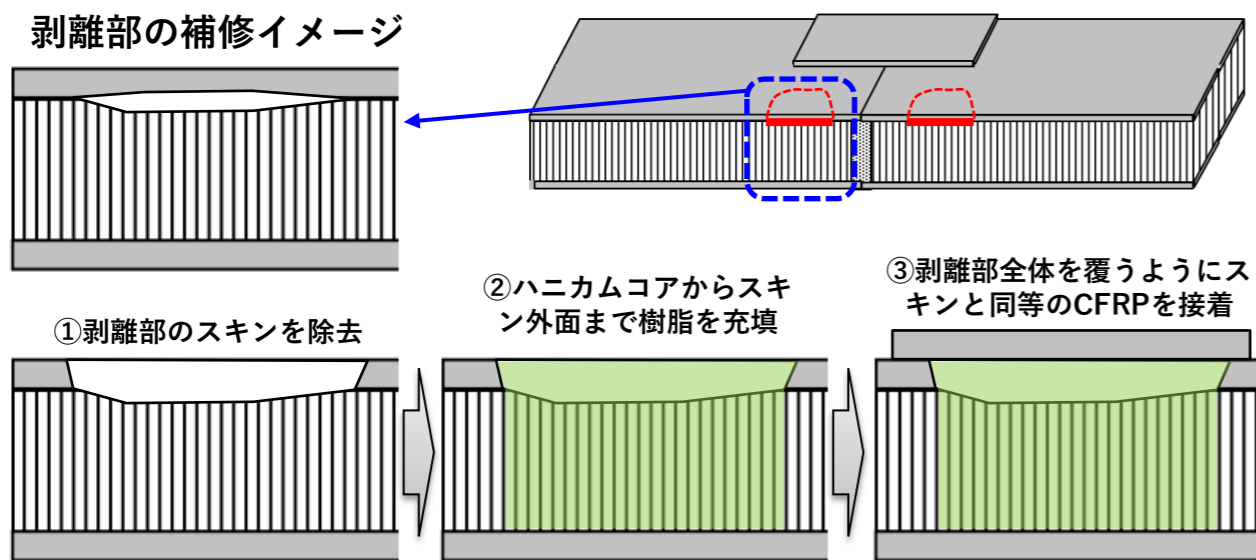
【補修案】

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

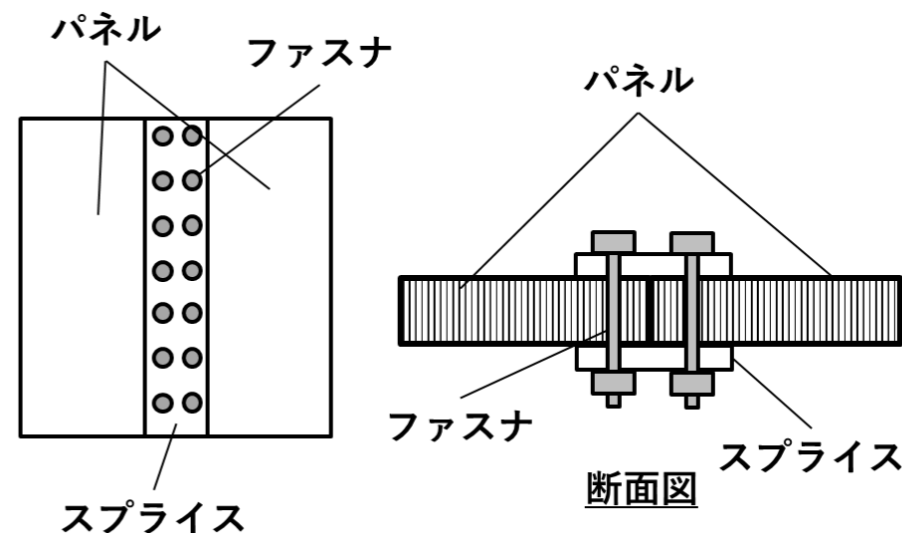
【ファスナ結合案】

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、次ページに示す対策方針を決定した。



【補修案】



【ファスナ結合案】

3. 是正対策

■ 対策方針の設定

- 初期剥離を無くした補修案、ファスナ結合案ともに十分な強度余裕を確保することが可能である。
- PSSに剥離が生じた主要因は、開発時に確立した**スプライス接着工程**において、一部の温度が想定より高くなっていたことであり、このリスクを根本から排除し、安定した品質を確保可能な**ファスナ結合方式の採用を基本とすることが、当面の重要なミッションを確実に打ち上げるためには必要であると判断した。**
- 一方、**30形態試験機**については、必要な検査と補修を施して十分な強度が確認されたPSSを適用し、今回の原因究明の評価を裏付け、今後の実用衛星の打上げを行う後続ミッションの確実性を増すための**追加のフライトデータ** (※1) 取得を計画する（追加取得は当面実施）。30形態試験機はペイロードの質量が小さく重心も低い (※2) ことから、PSSにかかる荷重が標準の設計条件 (※3) の1/3程度と小さいため、更なる**強度マージンを確保可能である。**なお、これにより今後予定している打上げ計画への影響が最小化できる。

(※1) PSSの歪データなどを取得し、真空と静荷重が同時に負荷された場合の荷重について直接確認するとともに、FTAで抽出した各要素のうち、F8のテレメトリデータからは直接確認できていない項目（衝撃、温度等）のデータを得ることで、原因究明の評価を裏付ける。また、カメラ映像を充実化させ、想定外の事象が発生していないか直接的な確認を行う。

(※2) VEP-5+小型衛星：質量約2ton、重心高さ0.9m (※3) 標準の設計条件：質量約8ton、重心高さ2.5m

- また、**HTV-X用PSS及びフェアリング**については、標準のものとは設計・製造プロセスが異なり、**同様の不具合のリスクを有していないことが確認できていることから、水平展開として追加点検等は不要と評価した。**

ミッション	PSSへの対策
F6 (30形態試験機)	補修方式
標準ミッション	ファスナ結合方式
HTV-Xミッション	対策不要

3. 是正対策

■ ファスナ結合方式の設計結果

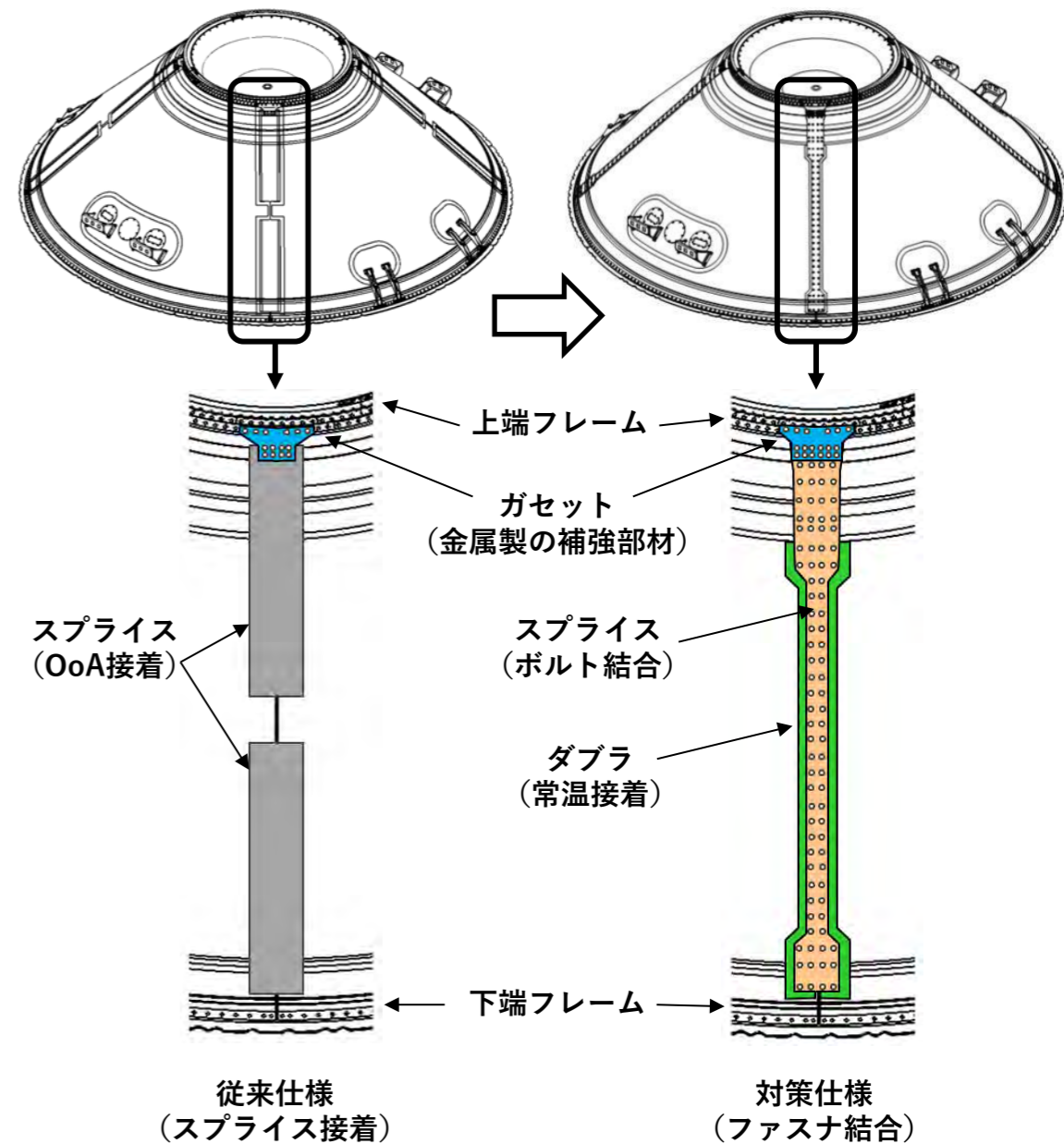
ファスナ結合方式の設計結果を右図に示す。

- パネル上端から下端まで1枚の**CFRP製スプライス**を**ボルト結合**する方式。パネルには、ボルト結合部強度確保のために、CFRPダブラを**常温接着**し、欠陥がないことを検査する。
- 上端フレームとスプライス間は、**ガセット**と呼ばれる**金属製の補強部材**を適用（H-IIA、H3従来品と同様）。
- **H-IIAや他部位での適用実績をベースに設計し**、**詳細設計審査会にて設計・製造検査工程の妥当性を審査した。**

■ 検証計画

上記の設計に対し、必要十分な開発プロセスとして以下の検証を今後行ったうえで、フライトに供する。

- 本対策仕様を適用した**実機大PSSでQT強度試験**を実施する。
（対策部位に真空環境、設計終極荷重および衝撃を負荷して検証）
- また、対策仕様のフライト品については、少なくとも初品に対する確認試験を実施し、**スプライス部がフライト荷重に耐荷することを実証する。**



3. 是正対策

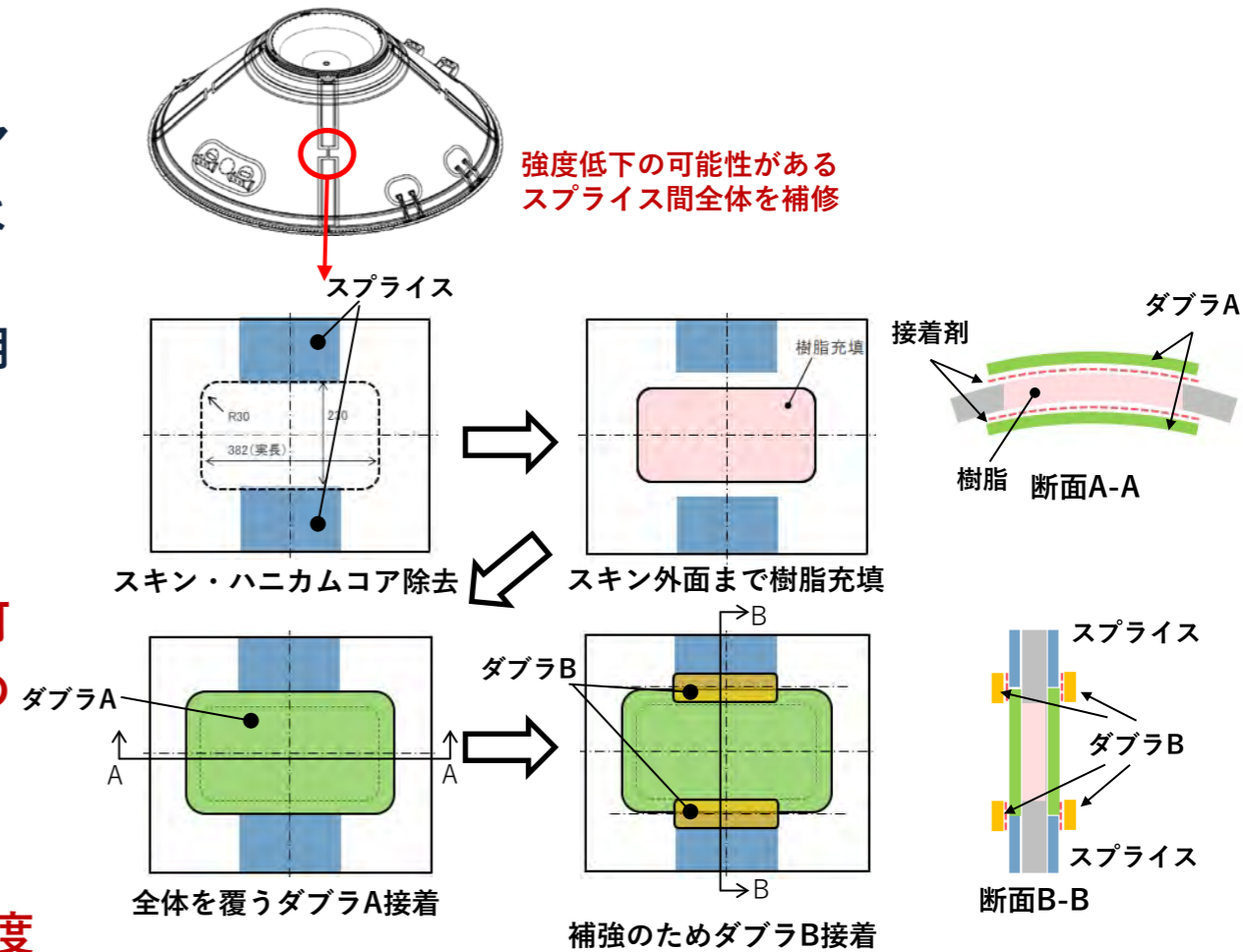
■ 補修方式の設計結果

- スプライス間は、剥離有無によらずスキンおよびハニカムコアを除去したうえで樹脂をスキン外面まで充填し、全体を覆うようダブル（右図のダブルA）を常温接着する。
- また、スプライスとの荷重伝達のために、スプライスと補修用ダブルの間を結合するためのダブル（右図のダブルB）を常温接着する。
- スプライス下も、剥離発生箇所は同様の方法により補修する。
- **上記の補修方法は、実機相当のパネルを用いて試行し、実施可能であることを確認済みである。これを適用し速やかに実機の補修を進める。**

■ 検証計画

- 補修を実施したPSS部分構造でF6フライト荷重に対するQT強度試験を実施し、飛行中の真空環境、静荷重（フライト荷重の2倍以上）および衝撃荷重に耐荷することを検証する。
- また、フライト品に対する確認として真空とF6フライト荷重の1.25倍（※）の負荷をかける試験を実施し、**補修部に剥離が発生・進展しないことを実証した上でフライトに供する。**

（※）プルーフファクタ（実際にフライトさせる製品の保証のために用いる係数）



検証試験の様子

目次

- 0. 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. 水平展開
- 5. 今後の計画

4. 水平展開

■ 水平展開活動の方針

- 今回の失敗の主要因は、開発時に確立したPSSの製造工程において、スプライス接着時の一部の温度が想定より高かったことによりCFRPスキン/ハニカムコア間に剥離を発生させたこと、及びこれをフライト前に検出できなかったことであった。これまでの開発や試験機を通して、製造・検査工程を確立してきた中でも、このような事象が発現したことを踏まえ、同様なリスクが無いかを今一度再確認し、万一発見した場合にはこれを排除できるよう、直接原因および背後要因に対する水平展開を行う。

■ 直接原因に対する水平展開

● 水平展開の観点

部品レベルの単体検査は良好でも、その後の工程（組立等）で過度な負荷を与え、強度低下や欠陥を生じる可能性がないか、検査が十分できていないものがないかを評価する。評価においては、その対応がシステムの的に過大なインパクトを生じない範囲で有効な改善に繋がる点（過度に安全側で非現実的なものにならないよう）に留意して進める。

● 対象

荷重を受け持つ1次構造およびエンジン／推進系部品

CFRP／接着を有する構造体（フェアリング、SRB-3等）を最優先とし、H3で初適用した製造プロセス等、段階的に評価を進める。

● 評価状況

CFRP／接着を有する構造体については、PSSおよびフェアリングのスプライス接着工程を除き、追加の処置や検査が必要な項目はないことを確認している。引き続き、詳細な評価を進める。

フェアリングの調査および評価状況について次ページ以降に示す。

4. 水平展開

■ 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、水平展開として剥離の有無の確認を実施
- フェアリングはアクセス性や断熱材の貼り付け状況などの制約があり、フライトに近いものから順次点検している。
- 調査の結果、PSSで大きな剥離が生じていたスプライス間に剥離は検出されていない。一方、スプライス下には工程再現試験において、PSSと同様に小規模な剥離が確認された。発生メカニズムおよび処置について次ページに示す。

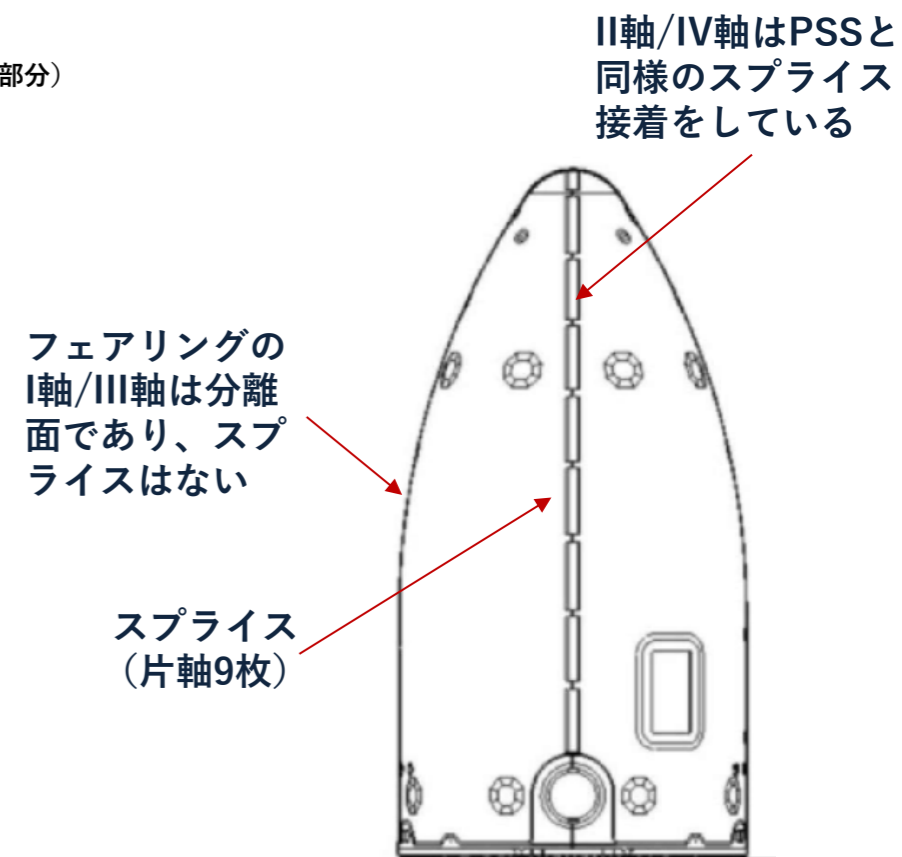
フェアリング **スプライス間**
(スプライスの間に位置する部分)

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	IV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

4. 水平展開

■ 製造済みフェアリングの調査（続き）

- フェアリングのアルミハニカムコアの**大部分は水没仕様**であることから、スプライス接着時にハニカムコアの温度が上がっても、**内部の空気が外に抜け、スキンを剥がす荷重が発生しない**ことが、PSSで発生しているスプライス間の剥離がフェアリングでは発生していない理由と評価している。
- 一方、実機の検査と並行して、製造中のパネルを用いたフェアリングのスプライス接着時の状況を再現する試験を実施したところ、スプライス接着前の乾燥のための1回目の加温後のタッピング検査にて、**スプライス下の数か所に異音**を確認した。スプライス部は部分的にPSSと同様に**空気の抜けないハニカムコア**を使用し、ハニカムコアの継ぎ目等のある箇所がある。剥離しているのは当該箇所のみであることから、この剥離は**PSSのスプライス下の剥離と同じメカニズム**により発生したと評価している。
- 加温時の温度分布を確認したところ、PSSと同様に**スプライス間の温度が想定以上となっている**ことを確認したが、大部分を占める**水没仕様の範囲には剥離や接着強度の低下がない**ことを確認済みである。剥離の発生はPSSと類似設計の箇所に限定され、面積も小さいことから、**標準的な手順による補修でフライトに供することが可能と評価している**。

■ 処置

- 製造済みのフライト用のフェアリングについても同様のプロセスで製造しており、剥離が生じている可能性があることから、**スプライス部全体を追加点検し、剥離が生じている箇所は補修を行う（当面全数点検）**。

4. 水平展開

■ 背後要因に対する水平展開

- PSSに剥離を生じたままフライトさせたことに対する背後要因分析（なぜなぜ分析）から抽出した観点を基に水平展開を実施する。
- 現時点、一次の背後要因分析を実施したところ。有識者のレビューを含め、分析を深掘りの上、水平展開を図る。

目次

- 0. 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. 水平展開
- 5. 今後の計画

5. 今後の計画

※2026/4/1付人事を反映

■ 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。

H3ロケット8号機対策本部

本部長 : 理事長 山川 宏
本部長代理 : 副理事長 石井 康夫
本部員 : 理事、理事補佐

原因究明チーム

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

チームリーダー : 理事 岡田 匡史
チームリーダー代理 : 事業推進部長 森 有司
チームメンバー :

H3プロジェクトチーム プロジェクトマネージャ 有田 誠
宇宙輸送技術統括
経営企画部
衛星有識者
宇宙輸送安全計画ユニット
宇宙輸送系基盤開発ユニット
H3プロジェクトチーム
鹿児島宇宙センター
研究開発部門
宇宙科学研究所
S&MA総括
安全・信頼性推進部
チーフエンジニア室 他 (必要に応じ外部有識者の参加も検討)

連携

三菱重工業
調査対応チーム

<みちびき5号機関係機関>
内閣府
宇宙開発戦略推進事務局
準天頂衛星システム戦略室
三菱電機

協力

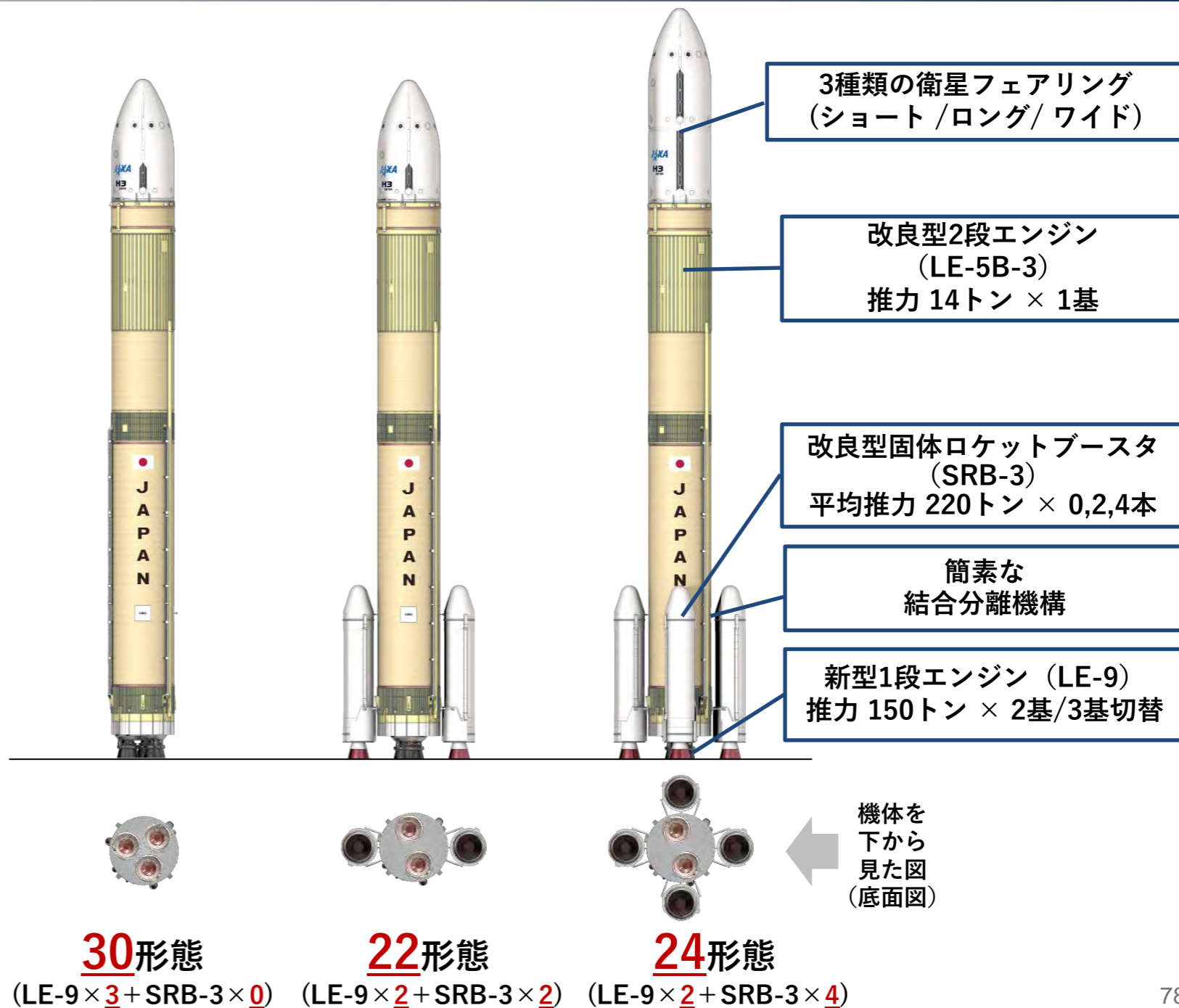
5. 今後の計画

- これまでの調査の結果、PSSの製造工程で生じたCFRPスキンとハニカムコア間の剥離がフェアリング分離時の衝撃で進展し、PSSの全体破壊に至ったことがF8失敗の主要因であった可能性が極めて高いことが判った。これに対しては最優先で対策を講じ、フライトに向けて十分な検証を行うこととする。
- その他のFTAの項目およびシナリオが発生した可能性は非常に低いと考えられるものの、今回のフライトデータだけから、これらが主要因に複合した可能性を完全に排除することは現時点では難しいため、後続のミッションにおいて追加でフライトデータを取得し、より詳細な現象の理解と高い信頼性の確保に努める。
- 是正対策として、剥離のリスクを根本から排除したファスナ結合方式を採用することが、当面の重要なミッションを確実に打ち上げるためには必要であると判断した。
- 30形態試験機については、必要な検査と補修を施して十分な強度が確認されたPSSを適用し、今回の原因究明の評価を裏付け、今後の実用衛星の打上げを行う後続ミッションの确实性を増すための追加のフライトデータ取得を計画する。
- 水平展開については、PSSと同様の工程があるフェアリングについて、補修によりフライトに供せる見通しを示すとともに、今後の点検内容を設定した。更に、背後要因分析に基づく検討を継続しており評価を完了させたうえで、打上げを再開する予定である。

參考資料

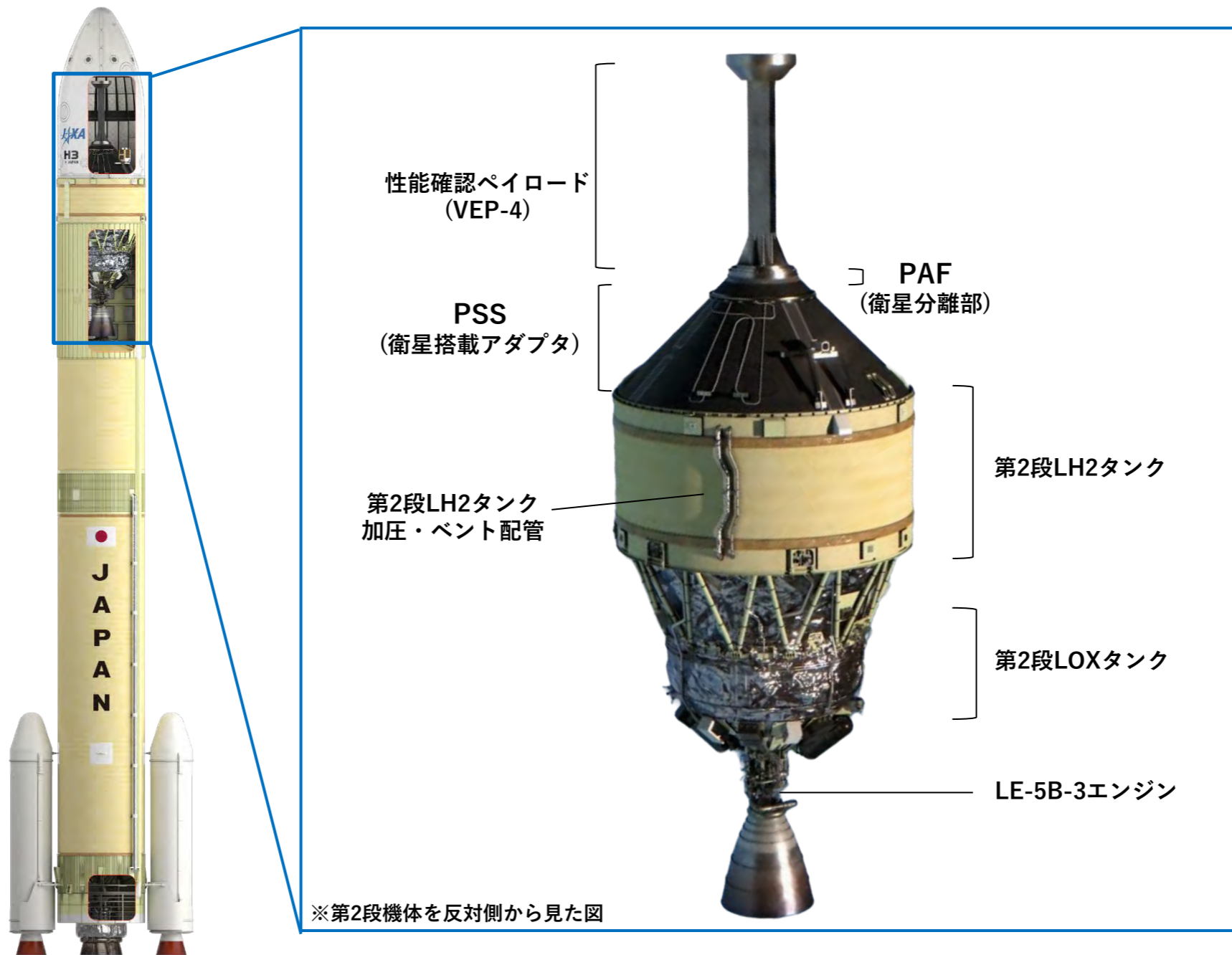
(参考) H3ロケットのシステム概要

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



(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



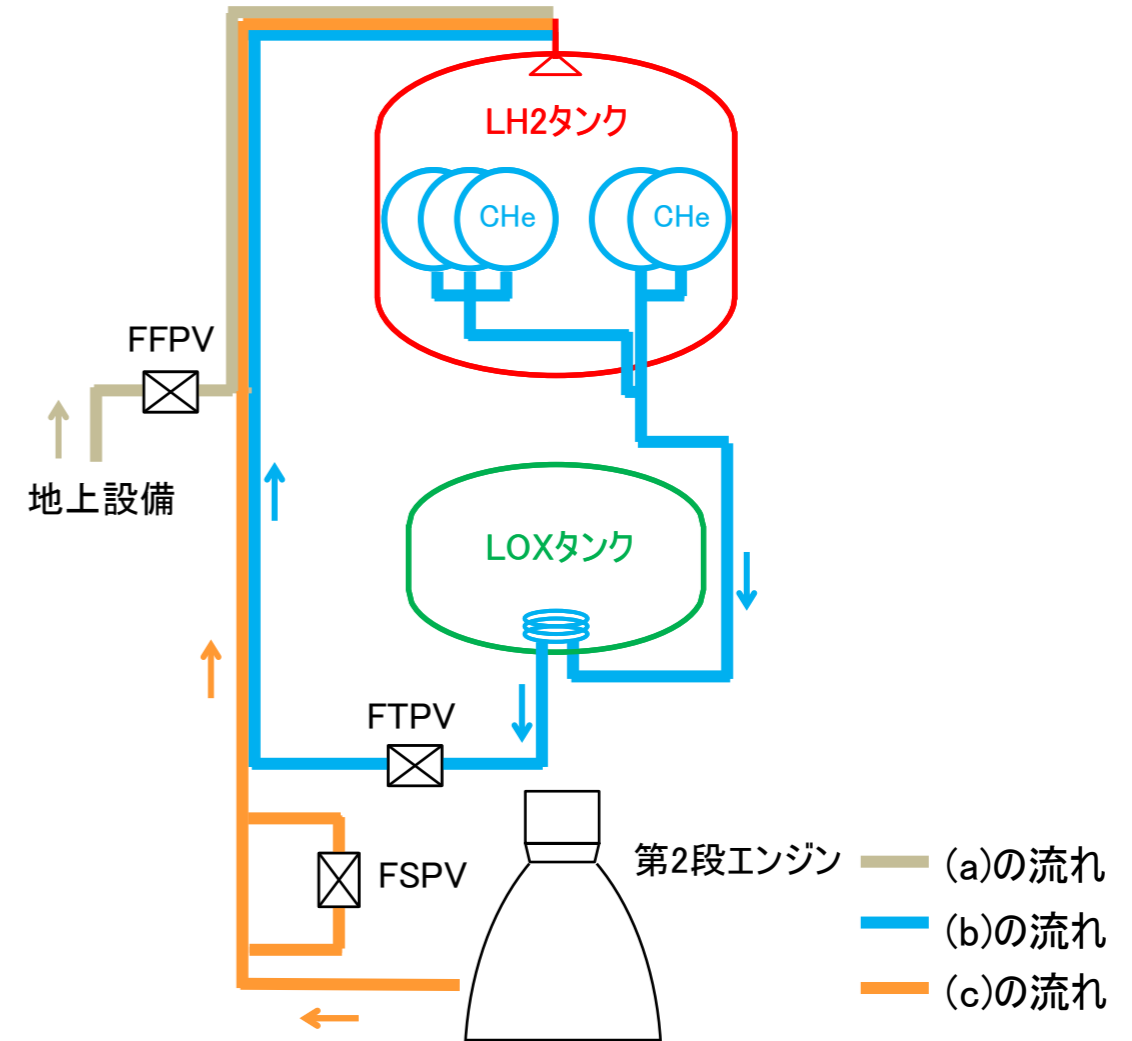
(略語注)
LH2：液体水素
LOX：液体酸素

(参考) 第2段液体水素 (LH2) タンク加圧システム

■ LH2タンク加圧システム

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

(参考)第2回燃焼についても(b)(c)と同じ。



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

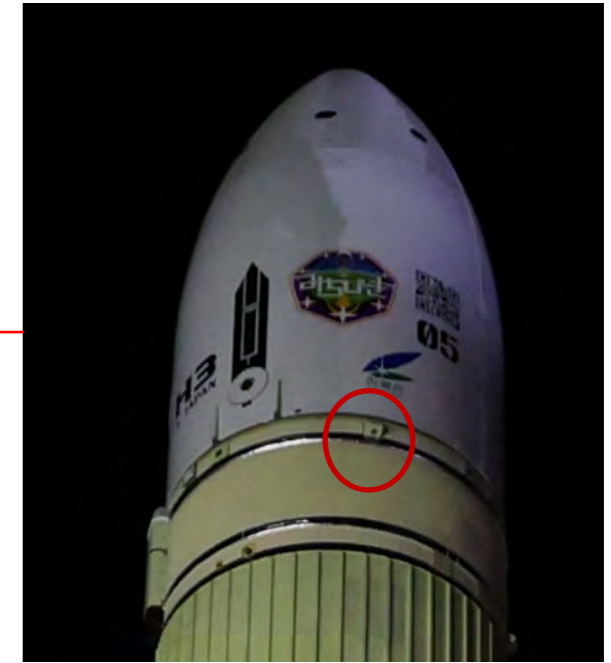
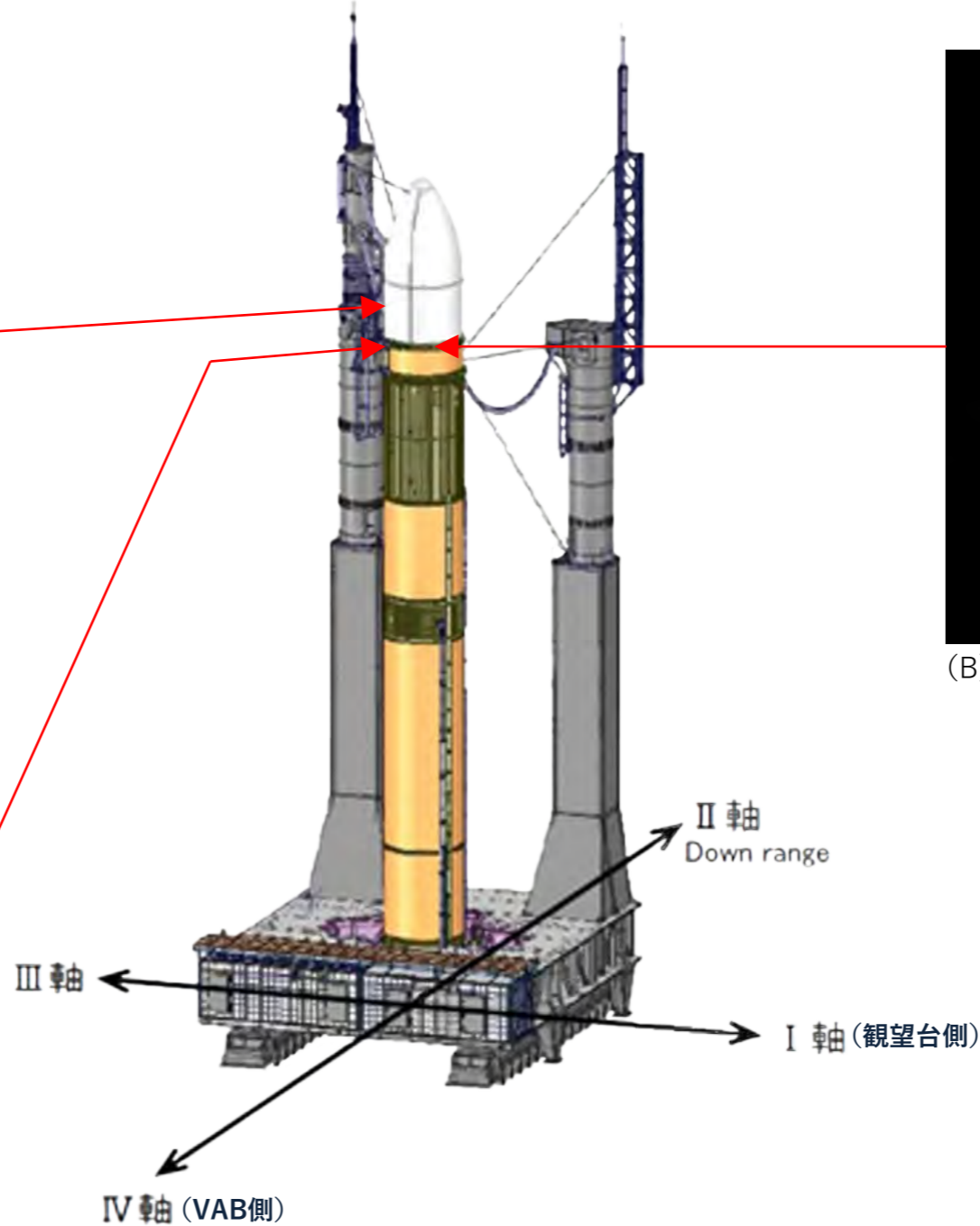
(参考) ロケット搭載カメラの位置



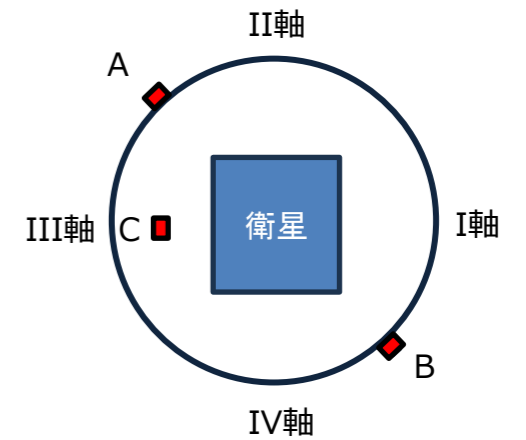
(C) フェアリング分離、衛星分離を撮影



(A) SRB-3分離、第1段・第2段分離を撮影



(B) SRB-3分離、第1段・第2段分離を撮影



カメラ搭載位置をロケットの上からみた図