

(別添)

H3 ロケット 8 号機
打上げ失敗の原因究明に係る
報告書

2026 年 7 月 23 日

国立研究開発法人宇宙航空研究開発機構

H3 ロケット 8 号機原因究明チーム

目次

1. H3 ロケットの概要	4
1.1 H3 ロケットの概要	4
1.2 H3 ロケットの開発体制	4
1.3 H3 ロケットの打上げ実績	5
1.4 H3 ロケット機体概要（8 号機原因究明関連）	6
1.4.1 第2 段機体.....	6
1.4.2 衛星搭載構造	7
1.4.3 衛星搭載アダプタ（PSS）	7
1.4.4 衛星フェアリングの分離メカニズム	8
1.4.5 第2 段液体水素（LH2）タンク加圧システム	9
2. H3 ロケット 8 号機の概要	11
2.1 H3 ロケット 8 号機の特徴	11
2.2 H3 ロケット 8 号機の搭載衛星	12
2.3 H3 ロケット 8 号機の飛行計画	13
3. H3 ロケット 8 号機の打上げ結果	14
3.1 打上げ結果	14
3.2 第2 段エンジン第2 回燃焼終了までの飛行経路.....	14
3.3 第2 段エンジン第2 回燃焼終了後の飛行経路	17
4. H3 ロケット 8 号機フライトでの発生事象の整理	18
4.1 H3 ロケット 8 号機で発生した異常事象の概要	18
4.2 H3 ロケット 8 号機で発生した異常事象の特定	19
4.2.1 衛星分離部のデータ挙動（加速度、温度）	20
4.2.2 衛星フェアリング分離検知時刻	20
4.2.3 衛星フェアリング分離時の衛星分離部加速度（機軸方向）	21
4.2.4 衛星フェアリング分離時の LH2 加圧ライン挙動.....	23
4.2.5 ロケット搭載カメラの画像	25
4.3 「起点となった特異事象」の発生タイミングの絞り込み.....	27
4.4 衛星搭載構造の損傷状況の推定	29
4.5 フライトデータの詳細評価結果から推定される H3 ロケット 8 号機の飛行状況 ...	30
5. 異常事象の原因検討	32
5.1 故障の木解析（FTA：Fault Tree Analysis）による直接原因の特定.....	32
5.1.1 H3 ロケット 8 号機の FTA.....	32
5.1.2 FTA の評価根拠（「1.1.3 衝撃」「1.1.4 圧力」「1.3.1 爆発・燃焼」）	35
5.1.3 製造記録の調査結果	39
5.2 異常事象の発生メカニズム（FTA「2. 内部構造の損傷により発生」）	40

5.2.1	PSS の構造と製造工程.....	41
5.2.2	PSS 内部に製造工程で生じた剥離	42
5.2.3	PSS 内部に製造工程で生じた剥離の発生メカニズム（スプライス間）	43
5.2.4	PSS 内部に製造工程で生じた剥離の発生メカニズム（スプライス下）	46
5.2.5	フライト中の真空環境による剥離進展挙動の評価結果.....	47
5.2.6	PSS 破壊に至るメカニズム	49
5.3	フライト時のデータとの整合性確認	50
5.3.1	「4.2.2 衛星フェアリング分離検知時刻」との整合性.....	50
5.3.2	「4.2.5 ロケット搭載カメラ画像」に見られた白飛びとの整合性.....	52
5.3.3	「4.2.5 ロケット搭載カメラ画像」に見られた衛星の MLI、パネルの剥がれとの整合性	57
5.4	打上げ失敗の原因の特定.....	59
5.5	H3 ロケット 6 号機（30 形態試験機）打上げ結果の評価.....	60
6.	是正対策.....	62
6.1	直接原因への対応.....	62
6.1.1	対策方針	62
6.1.2	「ファスナ結合方式」の設計結果と検証結果	63
6.1.3	「補修方式」の設計結果と検証結果.....	64
6.2	直接原因に対する水平展開.....	66
6.2.1	水平展開の方針.....	66
6.2.2	フェアリングへの水平展開	66
6.2.3	PSS とフェアリング以外の新規要素への水平展開.....	68
7.	背後要因分析	69
7.1	H3 ロケット開発プロセスに潜在する技術的要因の分析	69
7.1.1	要因特定のプロセス	69
7.1.2	H3 ロケット開発プロセスに潜在する技術的要因の特定	71
7.1.3	再発防止策（ロケット開発における視点）	72
7.2	組織全体の視点からの分析.....	73
7.2.1	組織的要因の分析.....	73
7.2.2	再発防止策（組織全体の視点）	75
8.	H3 ロケット 8 号機原因究明の体制と宇宙開発利用部会 調査・安全小委員会等への報告状況.....	76
8.1	H3 ロケット 8 号機原因究明の体制.....	76
8.2	宇宙開発利用部会 調査・安全小委員会等への報告状況	76
[参考 1]	ロケット搭載カメラの画像（衛星フェアリング分離時の全フレーム画像）	78
[参考 2]	H3 ロケット 6 号機（30 形態試験機）の概要及び打上げ結果.....	81

はじめに

宇宙航空研究開発機構は、2025 年 12 月 22 日 10 時 51 分 30 秒（日本標準時）に、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）を搭載した H3 ロケット 8 号機の打上げを行った。

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第 2 段機体を投入したが、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。

この事態を重く受け止め、宇宙航空研究開発機構は、即日、H3 ロケット 8 号機対策本部の設置及び原因究明チームを編成し、原因究明作業等を行ってきた。

本資料は、本対策本部及び原因究明チームにて実施した打上げ失敗に係る原因究明結果の報告書である。

1. H3 ロケットの概要

1.1 H3 ロケットの概要

H3 ロケットは、人工衛星等を他国に依存することなく打ち上げる能力を保持する自立性を確保し、ロケットに係る産業基盤や技術力の確保、国際競争力の向上を目指して開発された新型基幹ロケットである。

「柔軟性」、「高信頼性」、「低価格」の3つの要素を兼ね備える「使いやすいロケット」を目指し、地球低軌道から静止トランスファー軌道、さらには地球脱出軌道まで、さまざまな軌道に向け、多種多様な大きさ、重さの衛星を打ち上げることを可能とする。

H3 ロケットのシステム概要を図 1.1-1 に示す。

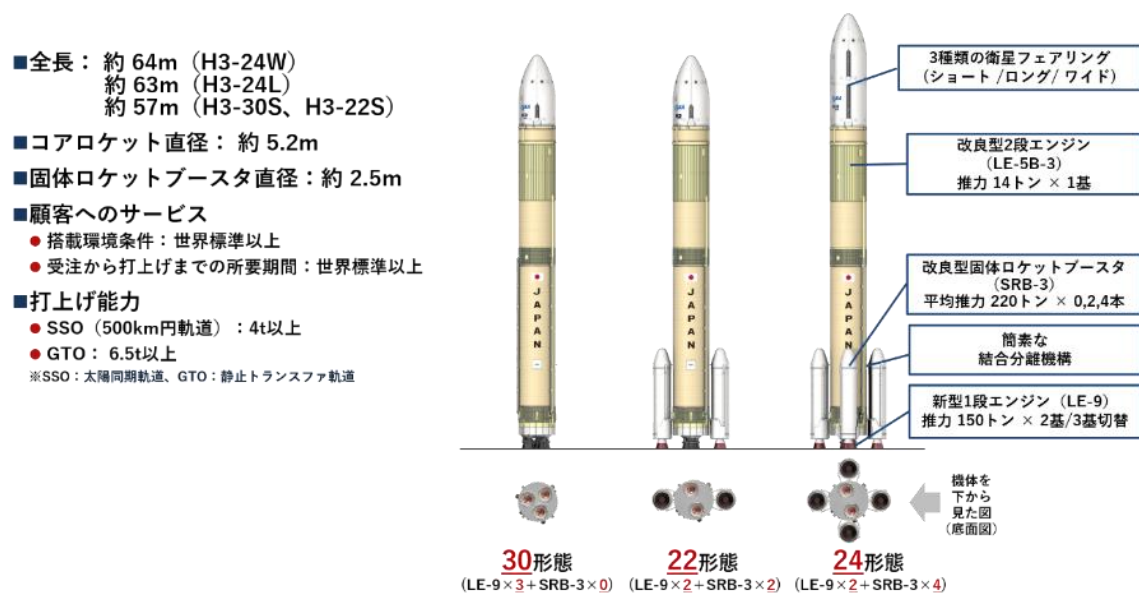


図 1.1-1 H3 ロケットのシステム概要

1.2 H3 ロケットの開発体制

H3 ロケット開発は 2014 年より開始し、三菱重工業株式会社がプライムコントラクターとして機体開発を取りまとめており、JAXA は総合システム開発、キー技術開発、及び地上設備を担当し、早期に民間主体の打上げ体制に移行することを見据えた体制で開発を進めている。

H3 ロケットの開発体制を図 1.2-1 に示す。

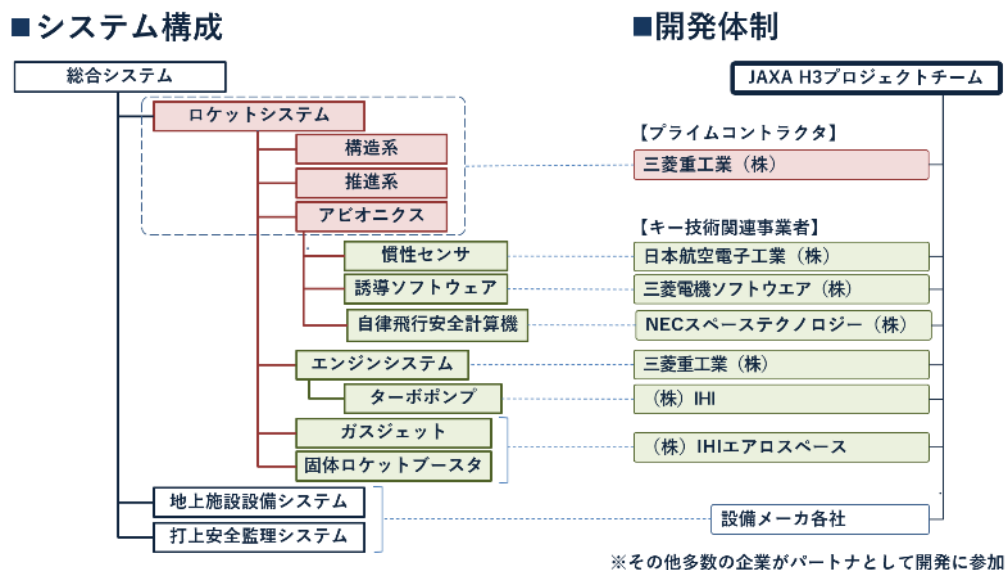


図 1.2-1 H3 ロケットの開発体制

1.3 H3 ロケットの打上げ実績

H3 ロケットは、2023 年 3 月 7 日の試験機 1 号機の打上げ失敗後、2024 年 2 月 17 日の試験機 2 号機で打上げに初成功した。その後、22 形態である 3～5 号機、24 形態である 7 号機の打上げに連続成功したが、2025 年 12 月 22 日の 8 号機（H3-22S）の打上げに失敗した。

JAXA は即日、H3 ロケット 8 号機対策本部の設置及び原因究明チームを編成し、原因究明作業等を行った。本原因究明作業等は、JAXA での原因調査等を専門的見地から独立した目で調査検討を行う、文部科学省の宇宙開発利用部会 調査・安全小委員会での調査検討を受けながら実施した。2026 年 4 月 13 日に開催された宇宙開発利用部会 調査・安全小委員会（第 62 回）までの JAXA からの報告内容を元に、同小委員会において「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」が取りまとめられ、同年 4 月 22 日開催の宇宙開発利用部会（第 105 回）において審議・決定された。本決定を踏まえ、4 月 23 日開催の文部科学省 H3 ロケット 8 号機対策本部では、H3 ロケットの打上げ再開に向けた原因究明や対策案が技術的に妥当である旨が了承された（JAXA における原因究明の体制、及び宇宙開発利用部会 調査・安全小委員会等への報告状況は 8 章を参照）。

上記を受け、30 形態試験機である 6 号機を 2026 年 6 月 12 日に打上げ、成功した（6 号機の概要及び打上げ結果は[参考 2]を参照）。

	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	2026/6/12	2025/10/26	2025/12/22 (失敗)

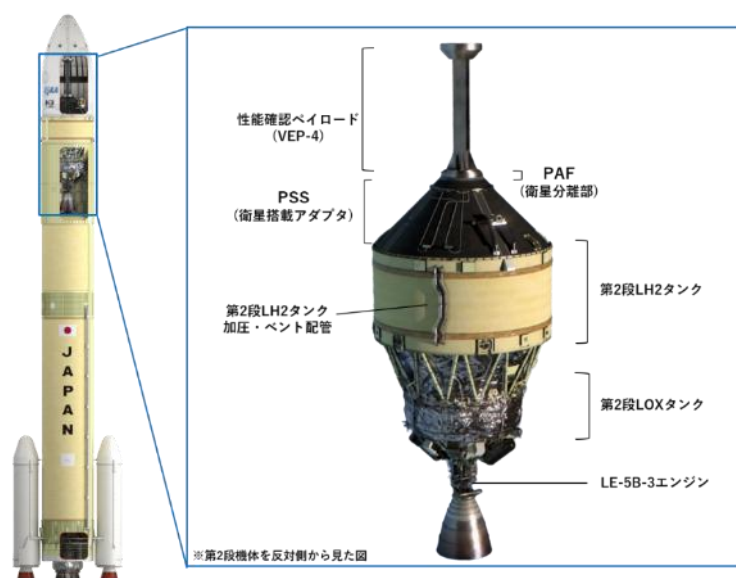
図 1.3-1 H3 ロケット打上げ実績

1.4 H3 ロケット機体概要（8号機原因究明関連）

H3 ロケット 8号機原因究明に関連する H3 ロケット機体の構造・システム等について解説する。

1.4.1 第2段機体

H3 ロケットの第2段機体の概要を図 1.4.1-1 に示す。



(略語注) LH2：液体水素、LOX：液体酸素

図 1.4.1-1 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）

1.4.2 衛星搭載構造

H3 ロケットでは、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、PSS（バルクヘッドを含む）により、衛星搭載部とPSS内は空間的に隔離されている。

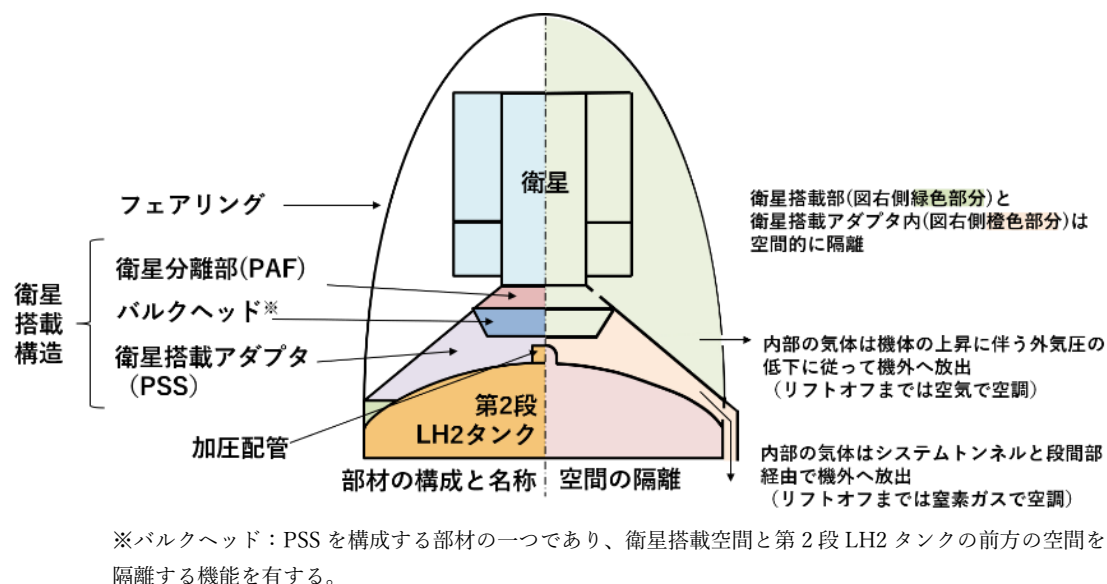


図 1.4.2-1 衛星搭載構造の概要

1.4.3 衛星搭載アダプタ (PSS)

衛星搭載アダプタ (PSS) とは第2段機体とPAFを結合するとともに、ロケットと衛星の占める空間を隔離するための構造体であり、PAFが衛星とのインタフェースによりいくつかのサイズを有するのに対して、どのPAFとも共通的にインタフェースする。PSSは衛星フェアリングの土台にもなっており、衛星フェアリングと併せて開発・製造されている。



図 1.4.3-1 衛星搭載アダプタ (PSS) 外観

H3 ロケット用 PSS は新規開発されたものである。H-IIA ロケット用 PSS との違いは以下のとおり。

- ・ 炭素繊維強化プラスチック（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であるが、CFRP 材料が異なる。
- ・ PSS パネルのスプライス（結合）の方式は、H-IIA ロケットではファスナ結合であったが、H3 ロケットで接着結合へ変更した。
- ・ 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を設計条件に応じ変更した。

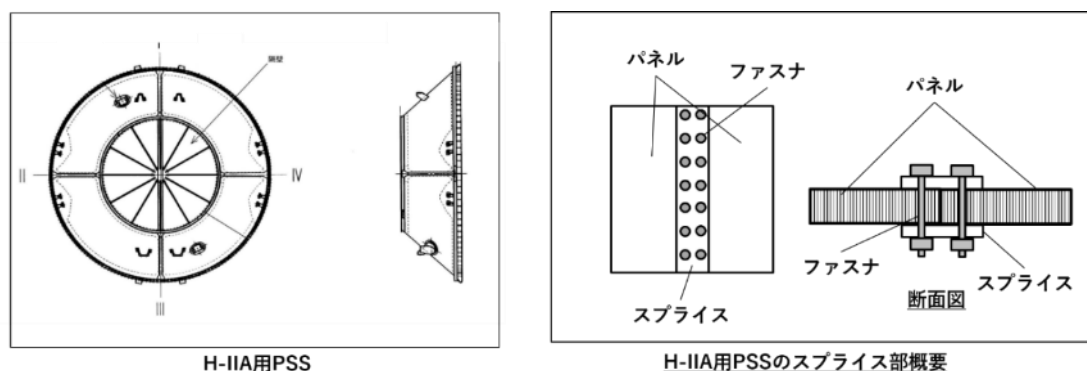


図 1.4.3-2 H-IIA ロケット用 PSS

1.4.4 衛星フェアリングの分離メカニズム

H3 ロケットの衛星フェアリングの分離機構について、直分離機構・曲分離機構は H-II から同一設計であるが、H3 ロケット向けに機体径及び形態（ロング・ショート）にあわせて分離機構の長さを変更している。

衛星フェアリングの分離メカニズムを、図 1.4.4-1 に示す。直分離機構・曲分離機構を同時起爆すると、開頭バネ力により開頭運動が開始され、開頭ヒンジ部を中心に開頭運動が進行する。分離機構の詳細を図 1.4.4-2 に示す。

衛星フェアリング分離検知は、衛星フェアリングが約 6 度開いたタイミングで分離検知用の QD（Quick Disconnect）コネクタが離脱（OPEN）することによってなされる。以降、衛星フェアリング分離（基準）とは、このタイミングを意味する。

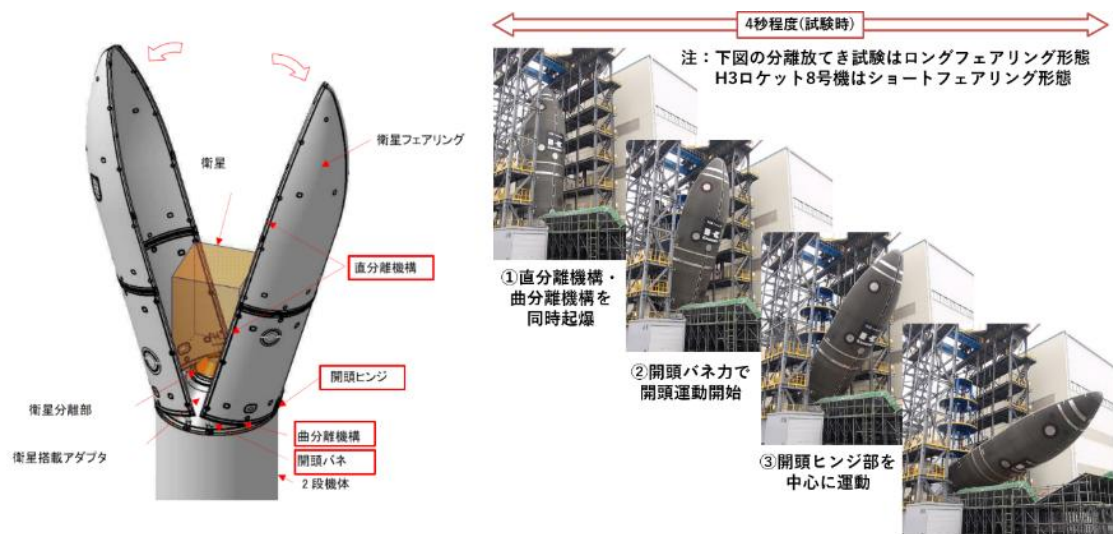
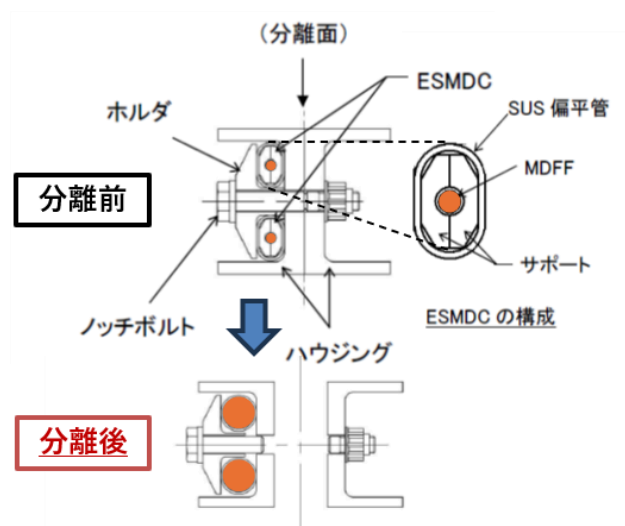


図 1.4.4-1 H3 ロケット用衛星フェアリングの分離メカニズム



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管
 ESMDC：膨脹密封型金属被覆導爆線

図 1.4.4-2 分離機構詳細

1.4.5 第2段液体水素 (LH2) タンク加圧システム

H3 ロケットの第2段液体水素 (LH2) タンクは以下の仕組みで加圧される。なお、第2段エンジンの第2回燃焼時も(b)(c)と同じ仕組みで加圧される。

(a)地上～リフトオフまで

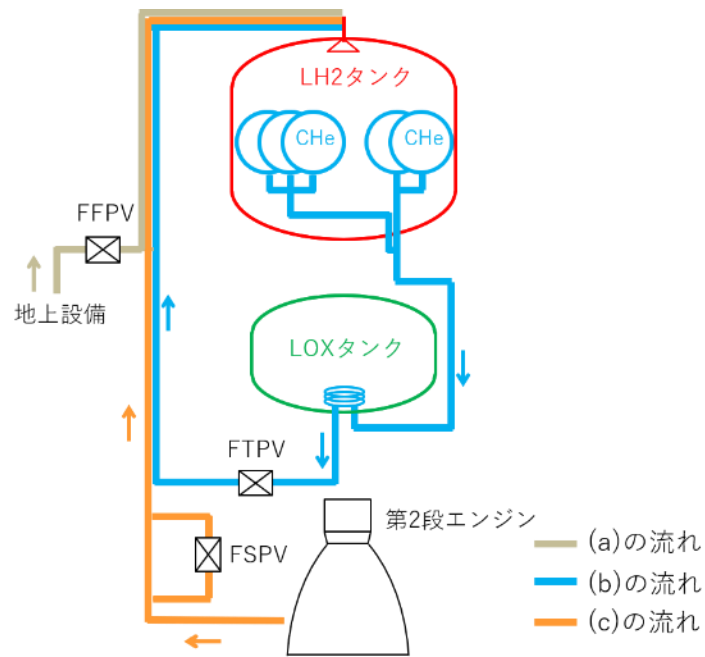
地上設備のヘリウムガスを使用してフライト前に LH2 タンクの地上予圧（予備加圧）を行う。

(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。



(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、CH4 : 極低温ヘリウム気蓄器

図 1.4.5-1 第2段推進系系統図 (LH2 タンク加圧系のみ)

2. H3 ロケット 8 号機の概要

2.1 H3 ロケット 8 号機の特徴

H3 ロケット 8 号機は、2025 年 12 月 22 日に、内閣府の準天頂衛星システム「みちびき 5 号機」を搭載し、種子島宇宙センター大型ロケット発射場第 2 射点より打ち上げられた。

8 号機の機体形態は、LE-9 エンジン（Type1A）2 基、固体ロケットブースタ（SRB-3）2 本、ショートフェアリングを適用した「H3-22S」である。

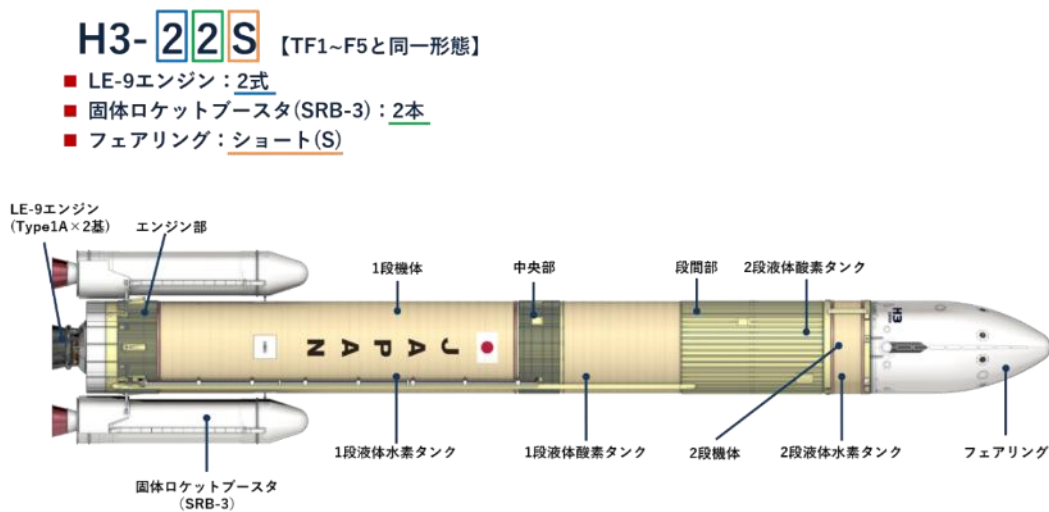


図 2.1-1 H3 ロケット 8 号機（H3-22S）の機体形態

表 2.1-1 H3 ロケット 8 号機（H3-22S）の機体諸元

全 段				
名称	H3 ロケット 8 号機			
全長（m）	約 57			
全備質量（t）	約 422（人工衛星の質量は含まず）			
誘導方式	慣性誘導方式			
各 段				
	第 1 段 (LE-9)	固体ロケットブー スタ(SRB-3)	第 2 段 (LE-5B-3)	衛星フェアリング (ショート)
全長（m）	約 37	約 15	約 12	約 10.4
外径（m）	約 5.2	約 2.5	約 5.2	約 5.2
質量（t）	約 240	約 152.4(2 本分)	約 28	約 1.8
推進薬質量（t） (最大値)	224.5	134.4(2 本分)	24.6	—

推力※1（k N）	約 2942 （2 基分）	約 4600（2 本分）	約 137	—
燃焼時間（s）	約 300	約 110	約 694	—
推進薬種類	液体水素／ 液体酸素	コンボジット 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：真空中 固体モータは最大推力で規定

2.2 H3 ロケット 8 号機の搭載衛星

内閣府が開発する準天頂衛星システム「みちびき」は、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み合わせる高精度な衛星測位システムである。8 号機に搭載された「みちびき 5 号機」を含めた 7 機体制での衛星測位システムを構築することで、他国のシステムに頼らないサービス提供を行うことを目指していた。

また、「みちびき 5 号機」には、JAXA が開発した高精度測位システム（ASNAV：Advanced Satellite NAVigation System）が搭載され、衛星間測距機能及び衛星/地上間測距機能による測位精度の向上に取り組むことが予定されていた。

図 2.2-1 準天頂衛星システム「みちびき 5 号機」



表 2.2-1 準天頂衛星システム「みちびき 5 号機」主要諸元

〔 出典：内閣府、みちびき（準天頂衛星システム）「みちびき 5 号機の概要」より引用
<https://qzss.go.jp/7satellite-constellation/qzs-5/outline.html>（2026 年 7 月 15 日閲覧） 〕

質量	ドライ 約 1.8t、打上げ時 約 4.8t
寸法	翼端間の全長 約 19m
衛星バス	DS2000
測位信号	L1-C/B (*1), L1C, L5, L6
L 帯アンテナ	パッチ方式(*2)
軌道	準天頂軌道

(*1) L1-C/A コードを BOC (Binary Offset Carrier) 変調して送信する信号

(*2) 平面形状のアンテナ素子を配列したアンテナ

2.3 H3 ロケット 8 号機の飛行計画

H3 ロケット 8 号機は、「みちびき 5 号機」を搭載し、種子島宇宙センター大型ロケット発射場第 2 射点より打ち上げ、その後まもなく機体のピッチ面を方位角 90 度へ向けた後、所定の飛行計画に従って太平洋上を飛行し、約 29 分 26 秒後に近地点高度約 370km、遠地点高度約 35586km、軌道傾斜角 36.0 度の準天頂軌道上で「みちびき 5 号機」を分離する計画としていた。

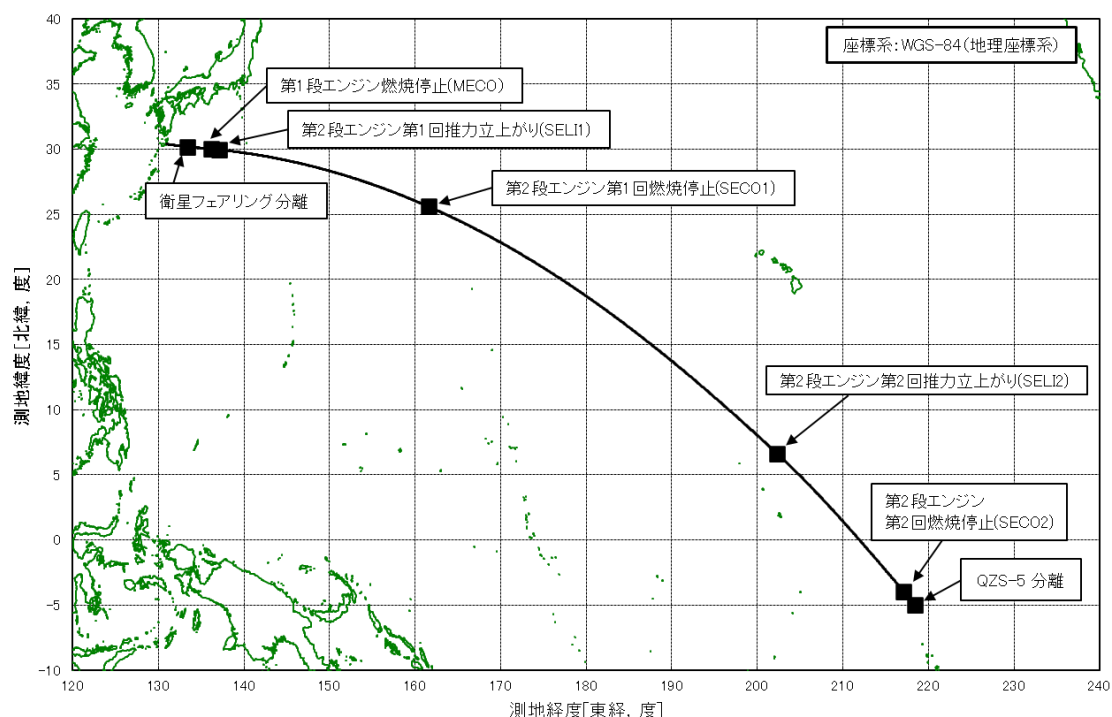


図 2.3-1 H3 ロケット 8 号機の飛行経路（打上げ～「みちびき 5 号機」分離）

3. H3 ロケット 8 号機の打上げ結果

3.1 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（SECO1：Second Engine Cut Off）時には所定の地球周回軌道に投入したが、第 2 段エンジン第 2 回燃焼（SELI2：Second Engine Lock In）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。

なお、「みちびき 5 号機」は、第 1 段・第 2 段分離時点で、衛星搭載構造の一部が衛星側に付いたままの状態でもロケットから離脱していたと評価しており、その詳細を 4 章に示す。



打上げ時刻(10時51分30秒(日本標準時))

予測値と異なる作動結果

- ※1 第 2 段エンジン第 2 回燃焼は正常に立ち上がらなかったため、正常な SECO2 検知に至っていない。
- ※2 衛星分離については 2 段機体から分離信号が送出されたが、分離スイッチによる分離検知はされていない。

図 3.1-1 H3 ロケット 8 号機の打上げ結果

3.2 第 2 段エンジン第 2 回燃焼終了までの飛行経路

H3 ロケット 8 号機の飛行経路を図 3.2-1 に、高度履歴を図 3.2-2 に示す。

第 2 段エンジン第 1 回燃焼終了（SECO1）時には当初計画の第 2 段第 1 回燃焼終了時点の軌道（地球周回軌道）に到達した。

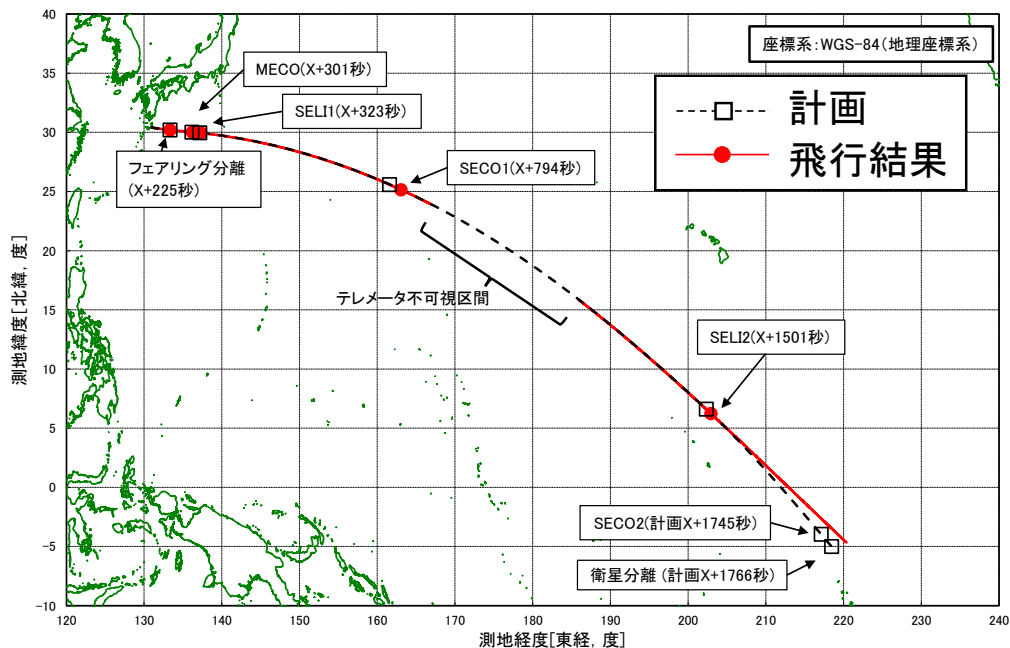


図 3.2-1 H3 ロケット 8 号機の飛行経路 (機体現在位置履歴)

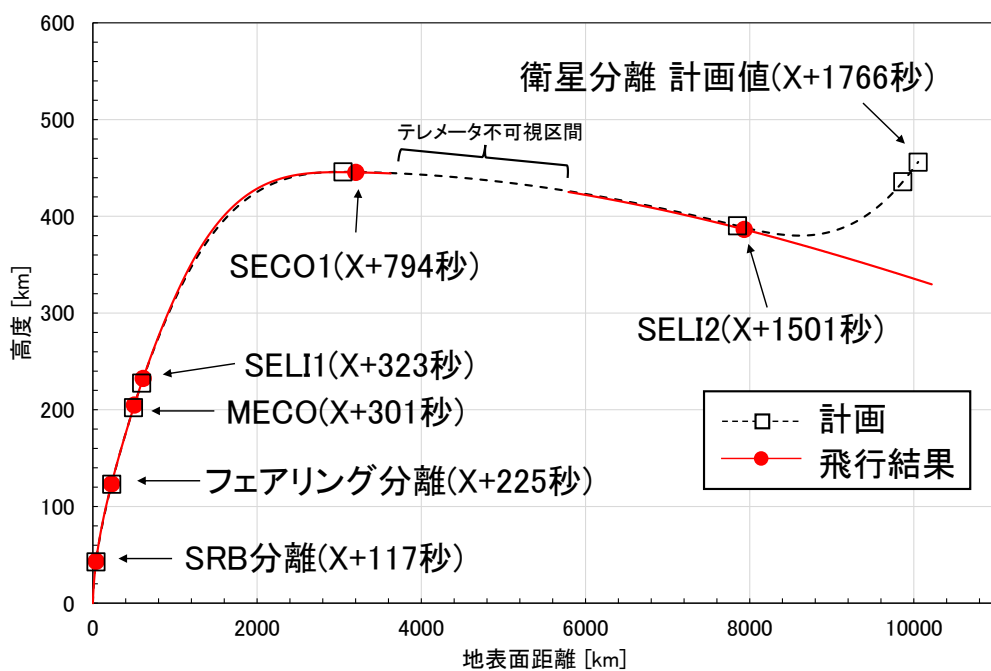


図 3.2-2 H3 ロケット 8 号機の高度履歴

SRB-3、衛星フェアリング及び第1段機体は、予め計画された落下予想区域に落下した。「みちびき5号機」は、4章に示すとおり、第1段・第2段分離時点、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評価されることから、第1

段落下予想区域内に落下したと推定される。なお、被害に関する報告等も確認されていない。

(参考) 落下予想区域とは、打上げに係る情報の一部として国土交通省及び海上保安庁に対して事前に通知しているエリア(図 3.2-3 及び図 3.2-4)であり、通知先各機関により、航空機及び船舶に対する安全確保に係る対応(航行規制及び規制情報の周知)を実施いただいているエリアである。

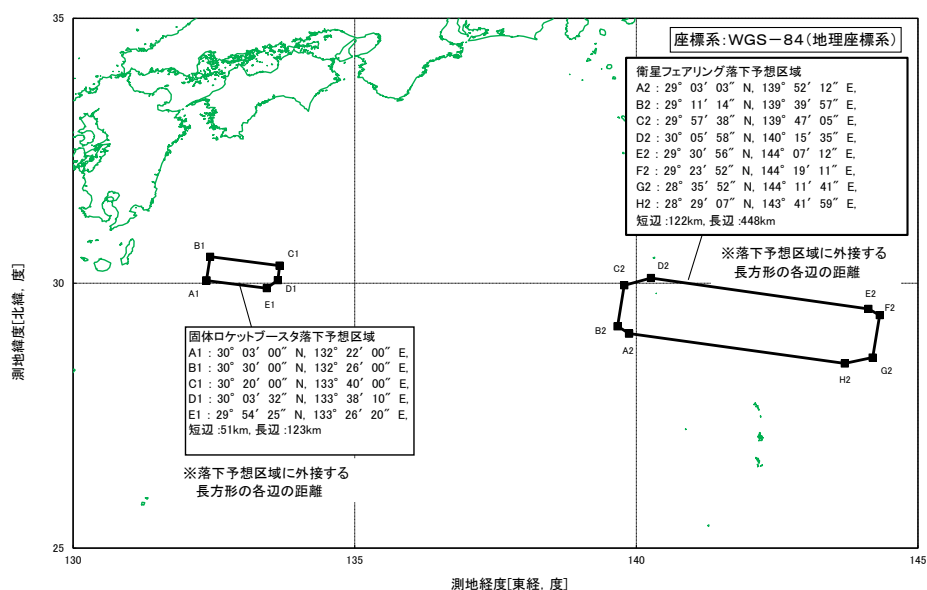


図 3.2-3 H3 ロケット 8 号機の落下物の落下予想区域 (SRB-3、衛星フェアリング)

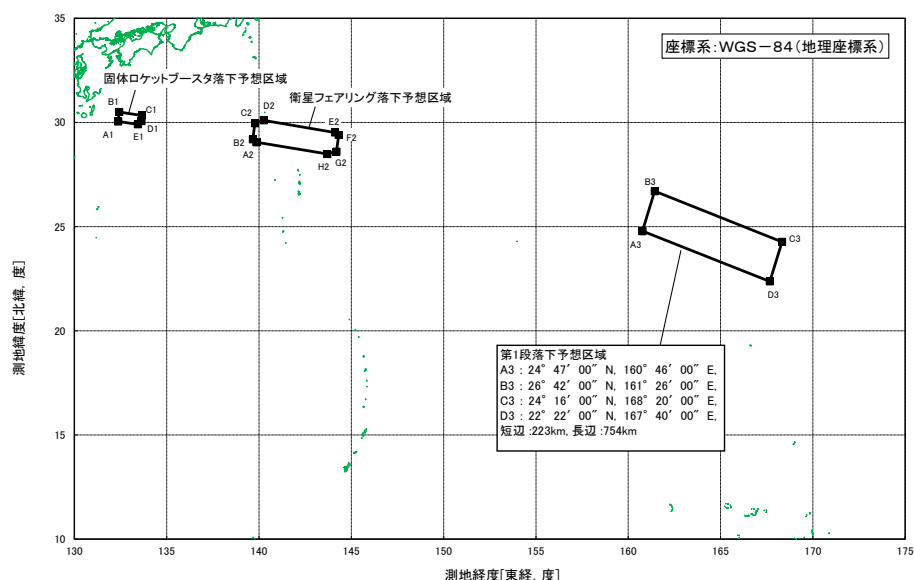


図 3.2-4 H3 ロケット 8 号機の落下物の落下予想区域 (第 1 段)

3.3 第2段エンジン第2回燃焼終了後の飛行経路

テレメータデータで取得できている最終軌道を基に、その後の機体の状態を複数の解析条件で評価した結果、いずれの場合でも第2段機体は2周回（打上げから約4時間）以内に地球に再突入した可能性が極めて高いと評価した。

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

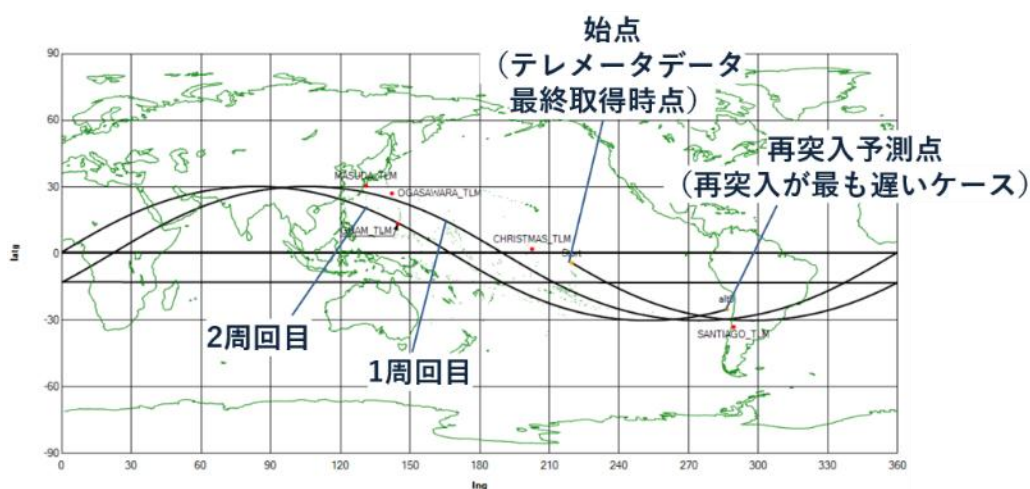


図 3.3-1 H3 ロケット 8 号機の飛行経路の解析結果（機体現在位置履歴）

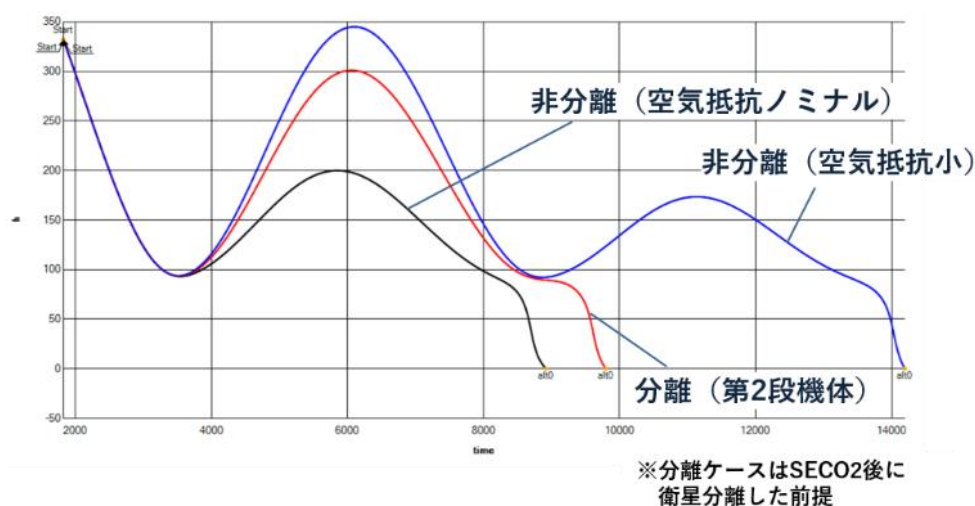


図 3.3-2 H3 ロケット 8 号機の高度履歴の解析結果

4. H3 ロケット 8 号機フライトでの発生事象の整理

4.1 H3 ロケット 8 号機で発生した異常事象の概要

H3 ロケット 8 号機のフライトデータには、以下の特徴があった。その全体像を図 4.1-1 に示す。

- ・ 第 1 段・第 2 段分離時のロケット搭載カメラ画像に、衛星らしき物体が映っている（ロケット搭載カメラ画像の詳細は 4.2.5 項を参照）。
- ・ 衛星搭載部加速度が従来よりも大きい。
- ・ 衛星分離部（PAF）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。
- ・ 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。
- ・ 衛星フェアリング分離時の LH2 加圧ライン挙動について、第 2 段エンジンの第 1 回燃焼に向けた LH2 タンクの加圧制御中の LH2 タンク圧力が低下し、これを回復させるために LH2 タンク過渡加圧バルブ（FTPV）が開作動を継続したが LH2 タンク圧力は回復しなかった。
- ・ 衛星分離検知がなされなかった。

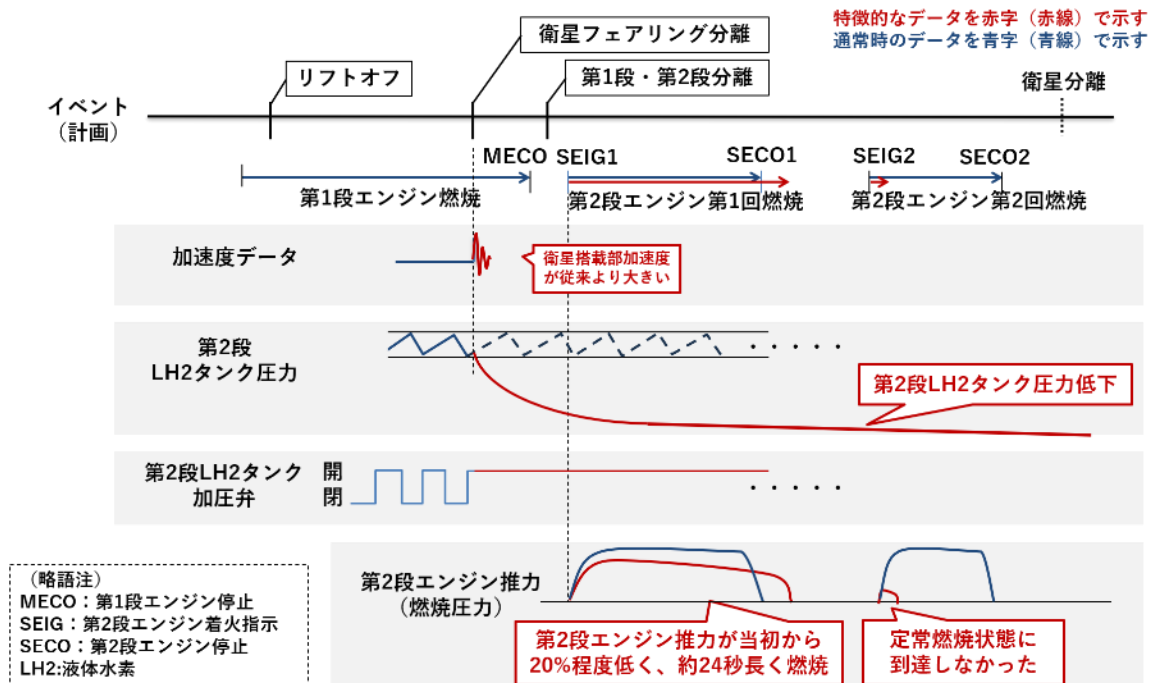


図 4.1-1 H3 ロケット 8 号機で発生した異常事象の概要

4.2 H3 ロケット 8 号機で発生した異常事象の特定

フライトデータを詳細評価した結果、H3 ロケット 8 号機で発生した異常事象は、衛星フェアリング分離開始直後の異常な加速度発生時に、衛星搭載構造に損傷が発生したことが起点となり生じた（以下、「起点となった特異事象」という。詳細は 4.2.3 項を参照。）と特定した。

なお、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。このこととロケット搭載カメラ画像の情報を合わせ、第 1 段・第 2 段分離時点において衛星は第 2 段機体から離脱していたと考えられる。

表 4.2-1 8 号機フライトデータの評価結果概要

報告書 項番	フライトデータ	データ詳細評価により推定される H3 ロケット 8 号機での発生事象
4.2.1	衛星分離部のテレメトリ項目（加速度、温度）	・衛星搭載構造の一部が衛星側に付いたままの状態でもロケットから離脱した。
4.2.2	衛星フェアリング分離検知時刻	・以下のいずれかの事象が発生した。 (a)開頭挙動が早く QD コネクタを引き抜いた (b)QD コネクタから収録装置までのハーネスが断線した (c)上記(a)(b)の両方 ・故障の木解析（FTA）、構造解析や衝撃試験による最終的な評価結果は 5.3.1 項を参照。
4.2.3	衛星フェアリング分離時の衛星分離部加速度（機軸方向）	・衛星フェアリング分離の直後に加速度に異常が見られ、その後も加速度が大きい状況が継続していた（8 号機で発生した異常事象の「起点となった特異事象」）。
4.2.4	衛星フェアリング分離時の LH2 加圧ライン挙動	・何らかの要因で衛星搭載構造が破損し、その結果として LH2 加圧配管が損傷した。
4.2.5	ロケット搭載カメラ画像	・衛星フェアリング開頭から 0.45sec 以降に、衛星がカメラに近づく方向（下に落ち込むとともに傾く）に移動した。 ・第 1 段・第 2 段分離時点において、衛星は第 2 段機体から離脱していた。（「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）に到達した」というフライト結果も踏まえての評価）

4.2.1 衛星分離部のデータ挙動（加速度、温度）

第1段エンジン停止～第1段・第2段分離付近の衛星分離部のデータ（加速度、温度）を、図4.2.1-1に示す。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た。このことから、衛星搭載構造の一部が衛星側に付いたままの状態でのロケットから離脱したと推定される。

なお、H3 ロケット 8 号機では衛星分離が検知されていない。衛星分離スイッチに繋がるラインは第2段機体と衛星分離部の間に設けられているが、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いる。当該ラインについても同様に第1段・第2段分離時点で断線したと推定されるが、この推定は衛星分離が検知されていない事実とも整合する。

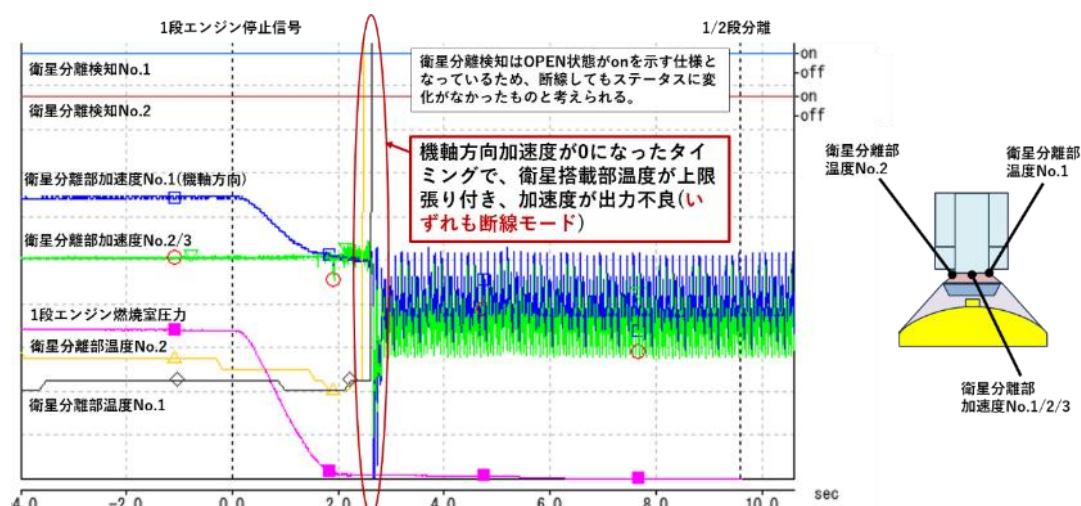


図 4.2.1-1 第1段エンジン停止～第1段・第2段分離付近の衛星分離部のデータ挙動

4.2.2 衛星フェアリング分離検知時刻

衛星フェアリングの分離メカニズムは1.4.4項に示すとおり。衛星フェアリングの分離検知は、衛星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。

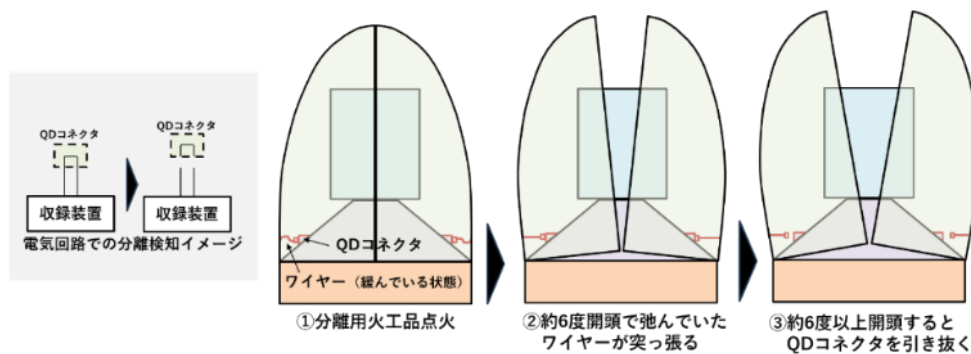


図 4.2.2-1 衛星フェアリング分離検知のメカニズム

図 4.2.2-1 に示す①分離用火工品点火～③衛星フェアリング分離検知までの時間を、過去号機と比較したのが図 4.2.2-2 である。H3 ロケット 8 号機では、2 位相で計測している両方において、過去号機よりも衛星フェアリング分離を早く検知している。

このことから、衛星フェアリング開頭挙動が早く 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、あるいはその両方が発生した可能性がある（FTA、構造解析及び衝撃試験による最終的な評価結果は 5.3.1 項を参照）。

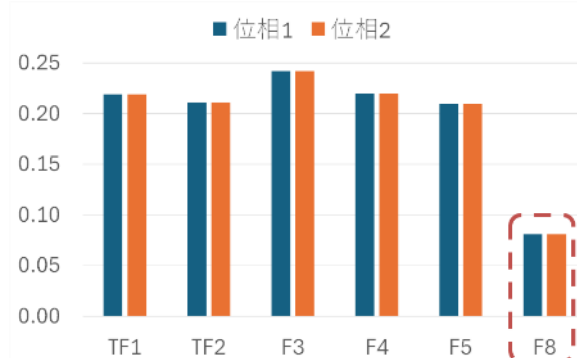


図 4.2.2-2 分離用火工品点火～衛星フェアリング分離検知までの時間

4.2.3 衛星フェアリング分離時の衛星分離部加速度（機軸方向）

衛星フェアリング分離時の衛星分離部加速度（機軸方向）のデータを、図 4.2.3-1 に示す。まず、フェアリング分離衝撃は、従来号機と同等であり明確な異常は見られなかった。

一方、衛星フェアリング分離の直後に加速度に異常が見られ、その後も加速度が大きい状況が継続しており、これが8号機の異常事象の「起点となった特異事象」とであると推定した（図 4.2.3-1 の特徴①）。なお、加速度センサの特性から、振幅データは定量的な評価には用いることができなかった。

その後、複数回衝突が発生し、そのたびに発生する加速度が減衰していく様子がみられることから、これを二次的に発生した事象と評価した（図 4.2.3-1 の特徴②）。

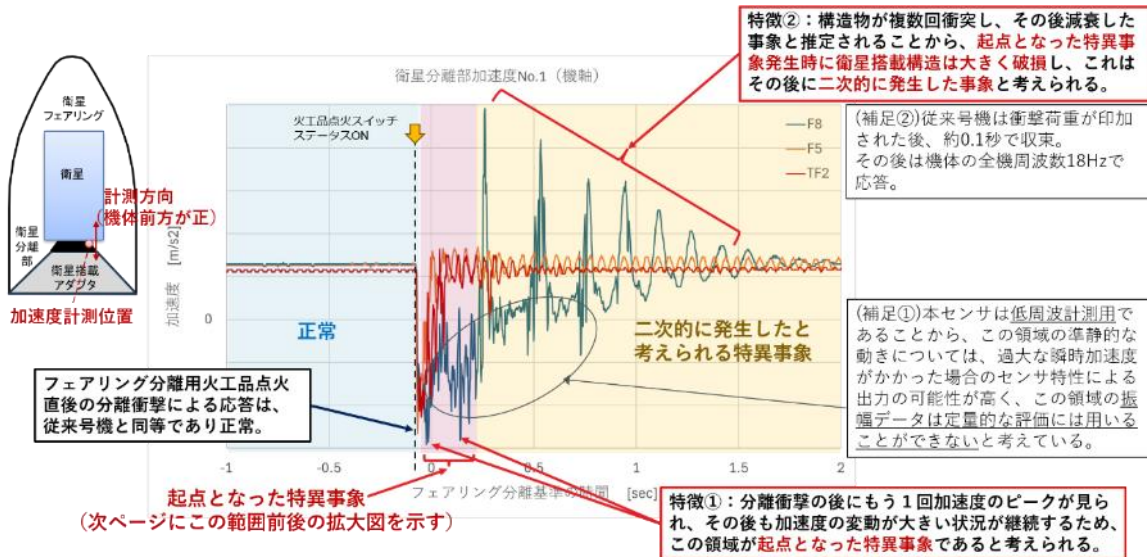


図 4.2.3-1 衛星フェアリング分離時の衛星分離部加速度（機軸方向）

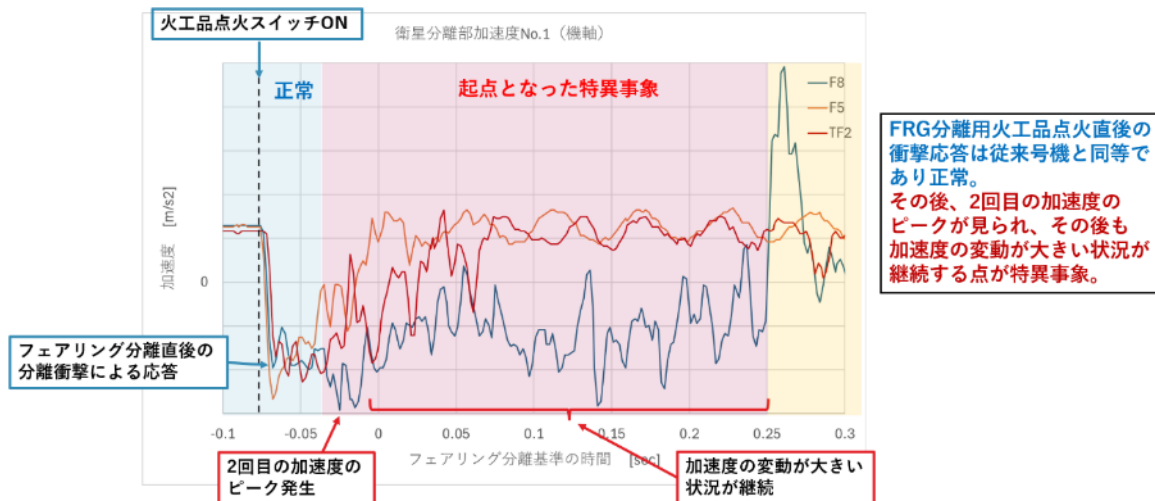


図 4.2.3-2 衛星分離部加速度（機軸方向）特異事象発生時点拡大

なお、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（図 4.2.3-3 のピンク色部分）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（図 4.2.3-3 の黄色部分）においても機軸方向の加速度に対応した動きがみられた。

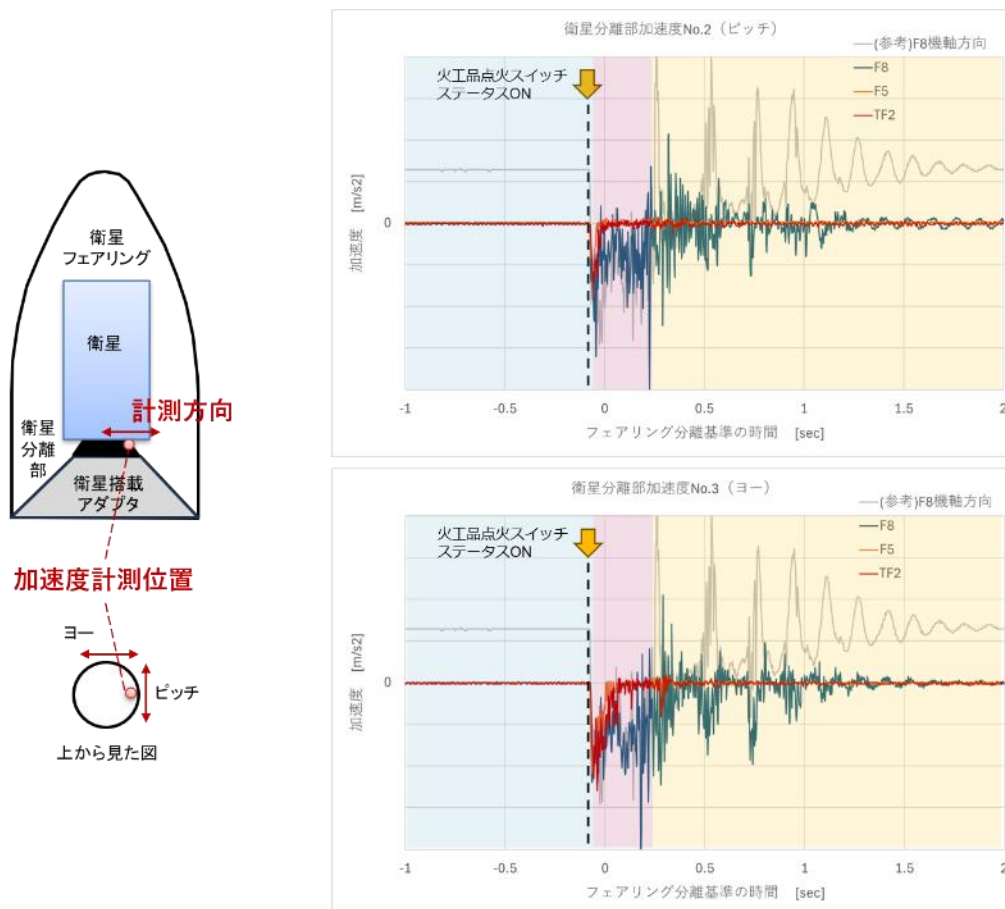


図 4.2.3-3 衛星フェアリング分離時の衛星分離部加速度（機軸直交方向）

4.2.4 衛星フェアリング分離時の LH2 加圧ライン挙動

衛星フェアリング分離時の LH2 加圧ライン挙動には、以下の特徴があった。

- ・ 第 2 段エンジンの第 1 回燃焼に向けた 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及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（図 4.2.4-2 の特徴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（図 4.2.4-2 の特徴②）。
- ・ LH2 タンクの圧力低下や衛星分離部温度及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（図 4.2.4-3 の特徴③）。
- ・ タンク圧力のピークと分離部機軸方向加速度のピークの時点がほぼあっていることから、衛星及び衛星搭載構造の一部が機体内に落ち込んだ際に（詳細は 4.4 項を参照）、タンクドーム上に複数回衝突したことを示している（図 4.2.4-3 の特徴④）。

このことから、何らかの要因で衛星搭載構造が破損し、その結果として LH2 加圧配管が損傷したと推定される。

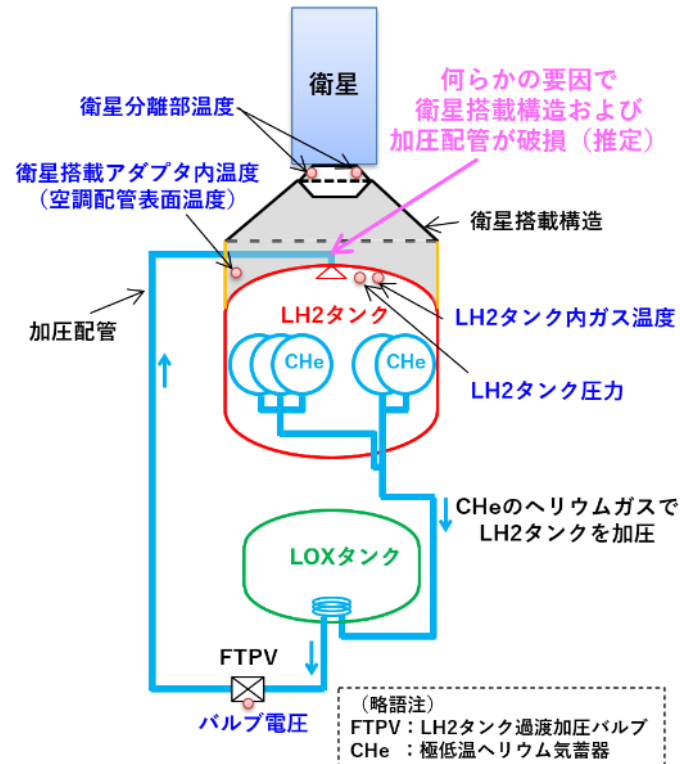


図 4.2.4-1 第 2 段推進系統図 (LH2 タンク加圧系のみ)

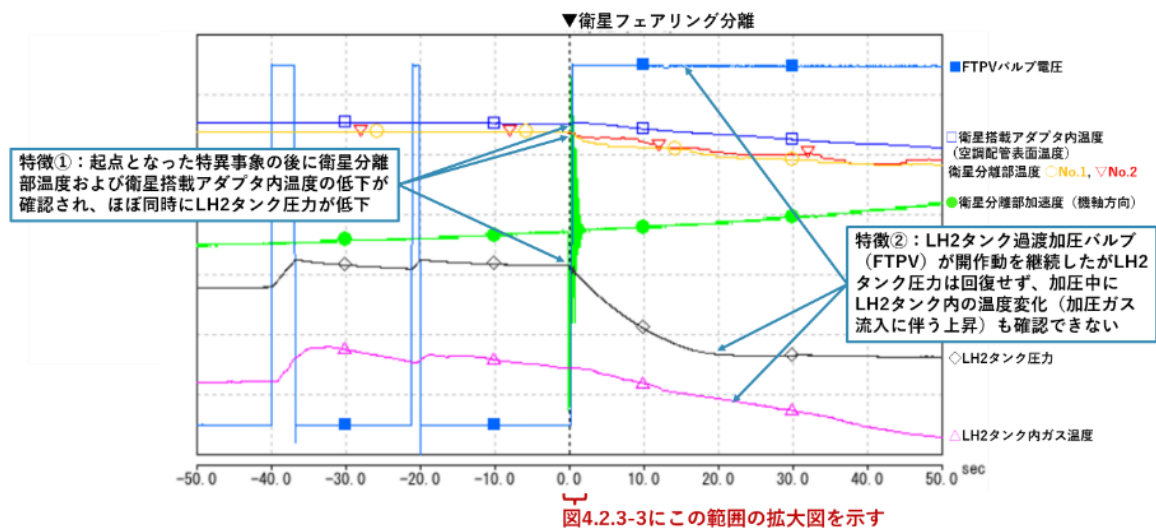


図 4.2.4-2 衛星フェアリング分離時の LH2 加圧ライン挙動 (概観)

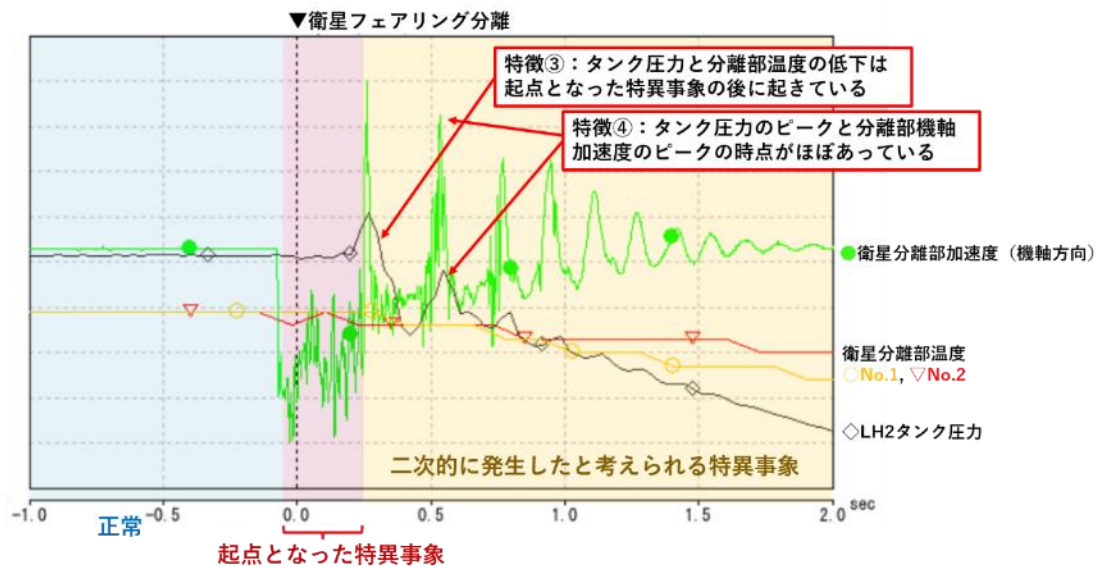


図 4.2.4-3 衛星フェアリング分離時の LH2 加圧ライン挙動（詳細）

4.2.5 ロケット搭載カメラの画像

H3 ロケット 8 号機には、図 4.2.5-1 に示すとおり 3 台のカメラが搭載されており、SRB-3 分離、衛星フェアリング分離、第 1 段・第 2 段分離、衛星分離の 4 つのイベントに係る信号を送出した前後数秒の撮影が行われた。

3 章に示すとおり、H3 ロケット 8 号機は SRB-3 分離時点では飛行状況及びフライトデータに異常は見られず、SRB-3 分離時に取得された画像にも異常は見られなかった。

よって、以下では、①衛星フェアリング分離、②第 1 段・第 2 段分離時、③衛星分離信号送出時の取得画像に対する詳細評価を示す。

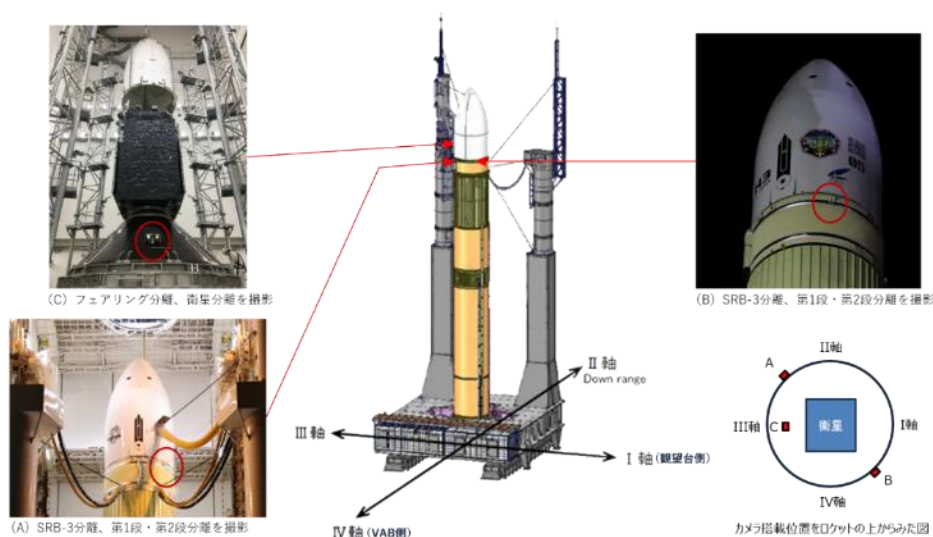


図 4.2.5-1 ロケット搭載カメラの位置

①衛星フェアリング分離時の取得画像

起点となった特異事象の前後の衛星フェアリング分離画像の特徴的な挙動を図 4.2.5-2 に示す（衛星フェアリング分離時の全フレーム画像は「参考 1」を参照）。

まず、衛星フェアリング開頭直後より白飛びが継続している。その後、0.45sec 以降の画像では衛星がカメラに近づいて見える。この点については、図 4.2.5-3 に示すとおり、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した。更に、0.72sec 以降の画像では衛星表面の多層断熱材（MLI）が剥がれ内側のパネルが見え、最終的には衛星のパネルが外れている。

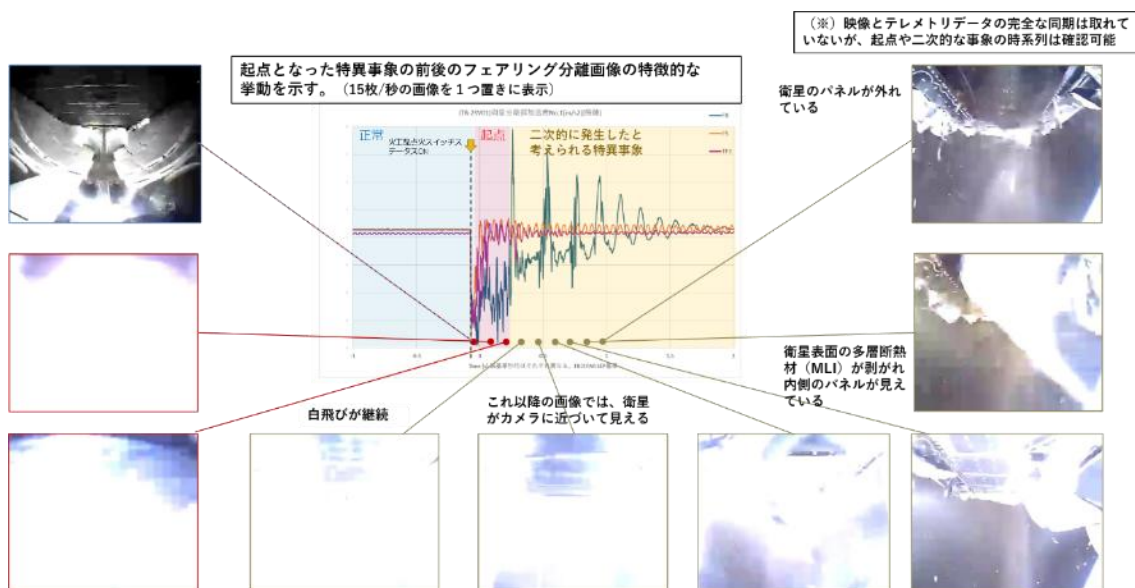


図 4.2.5-2 衛星フェアリング分離時の取得画像（特徴的な挙動）

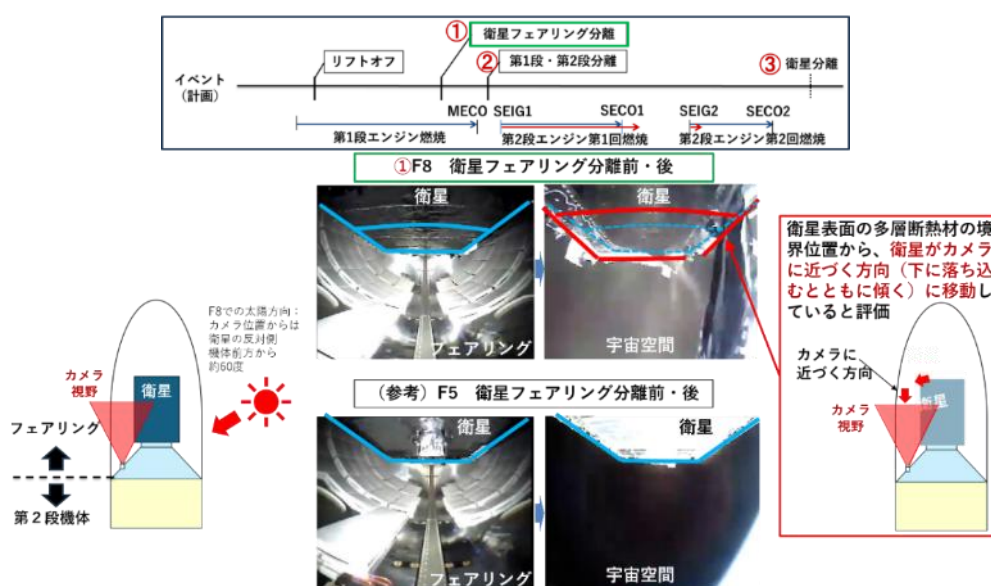


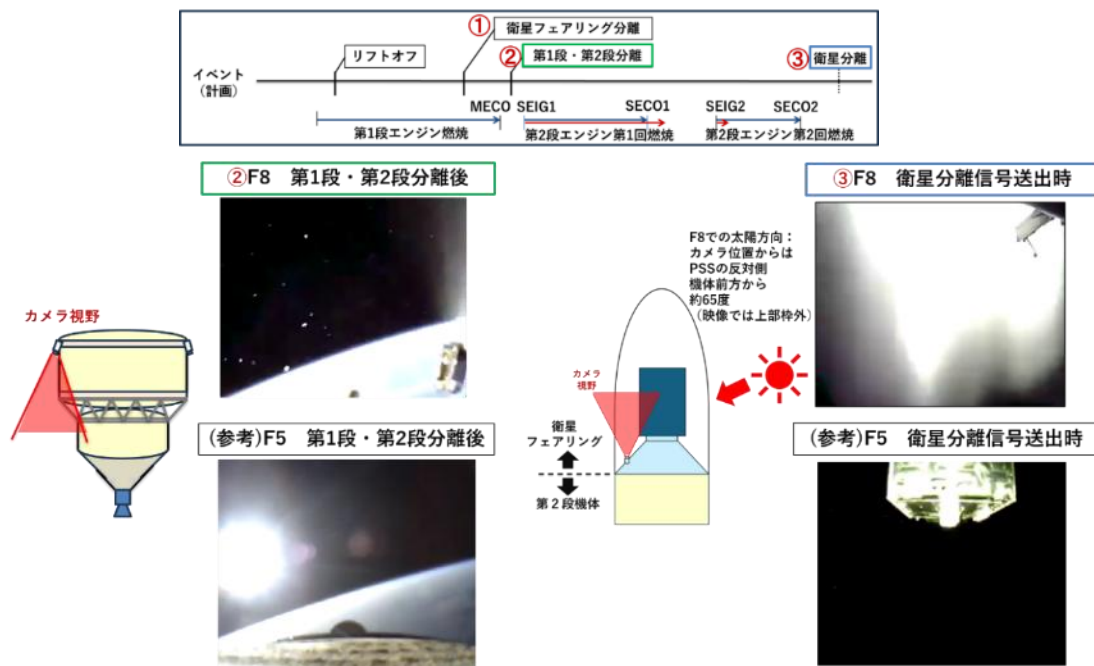
図 4.2.5-3 衛星フェアリング分離時の取得画像（衛星位置の評価）

②第1段・第2段分離時及び③衛星分離信号送出時の取得画像

②第1段・第2段分離時及び③衛星分離時の取得画像を図4.2.5-4に示す。

第1段・第2段分離時の画像には、衛星らしき物体が映っていた。

また、衛星分離信号送出時の画像には、衛星の姿はなく、ガスのような白い発光体が映っていた。



4.3 「起点となった特異事象」の発生タイミングの絞り込み

第2段機体/第1段機体に搭載された各センサ（IMU：慣性センサユニット、ACS：1段姿勢制御用センサ、等）のデータには、特異事象が発生した直後の機体運動の様子が捉えられていた。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）が検出されており（図4.3-1の①②）、これは衛星と第2段機体との接触を捉えていると考えられる。また、衛星分離時に想定される加速度に近いデータも捉えられており（図4.3-1の③）、この時点では衛星は既にロケット機体から分離していたと考えられる。このことから、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、図4.3-1の④の区間に絞り込んだ。

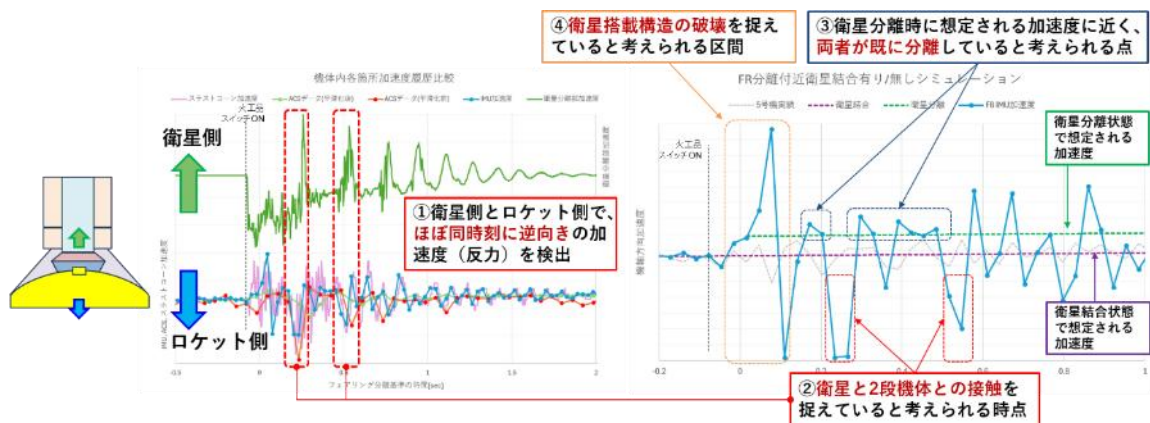


図 4.3-1 第 2 段機体/第 1 段機体に搭載された各センサのデータ挙動

更に、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、衛星フェアリング分離の火工品スイッチ ON から遅くとも 62msec までに、第 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した。

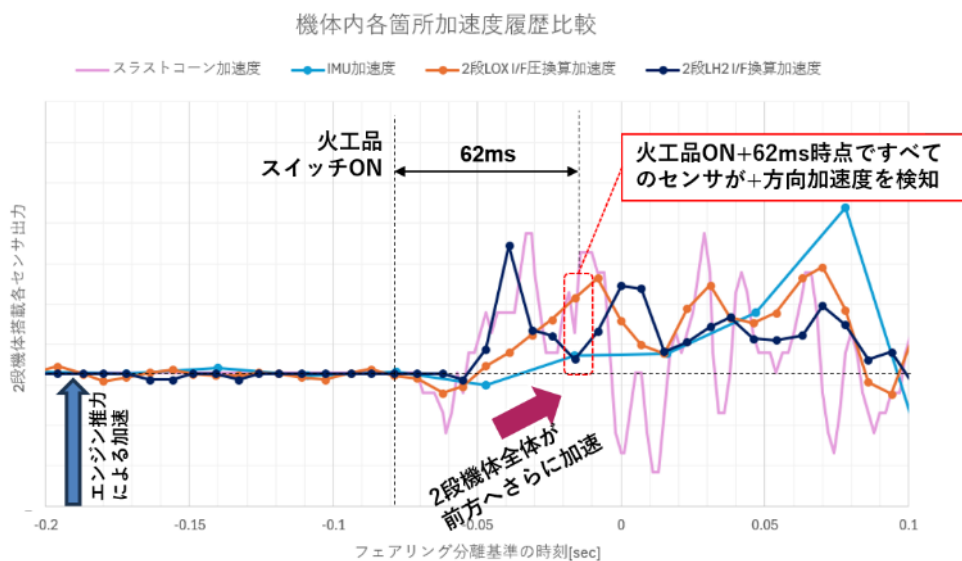


図 4.3-2 衛星分離部加速度以外の機体内各センサの挙動

第 2 段機体の機軸前方への加速度が増加した原因を分析した結果、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（衛星搭載構造の破壊により）瞬時に解放された結果であることが確認された（図 4.3-3）。このことから、遅くとも衛星フェアリング分離の火工品スイッチ ON から 62msec までに衛星搭載構造の破壊が始まったと判断した。

以上より、「起点となった特異事象」の発生タイミングを、4.2.3 項で推定した範囲から縮小・限定し、衛星フェアリング分離の火工品スイッチ ON から最大 62msec までとした。

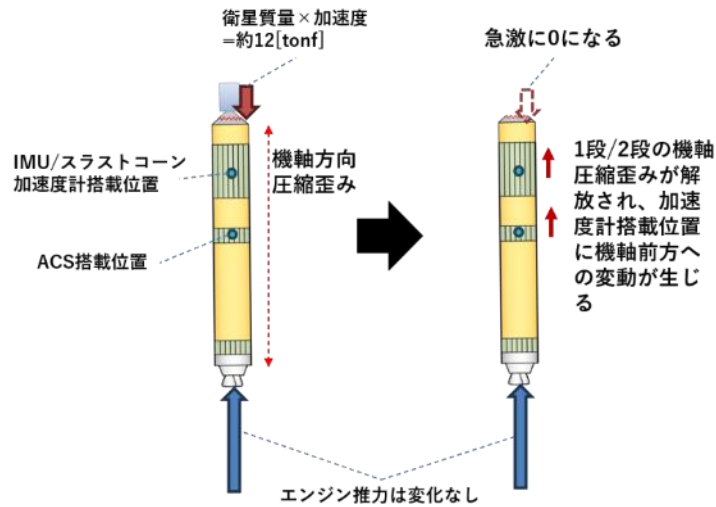


図 4.3-3 第2段機体の機軸前方への加速度が増加した原因の分析結果

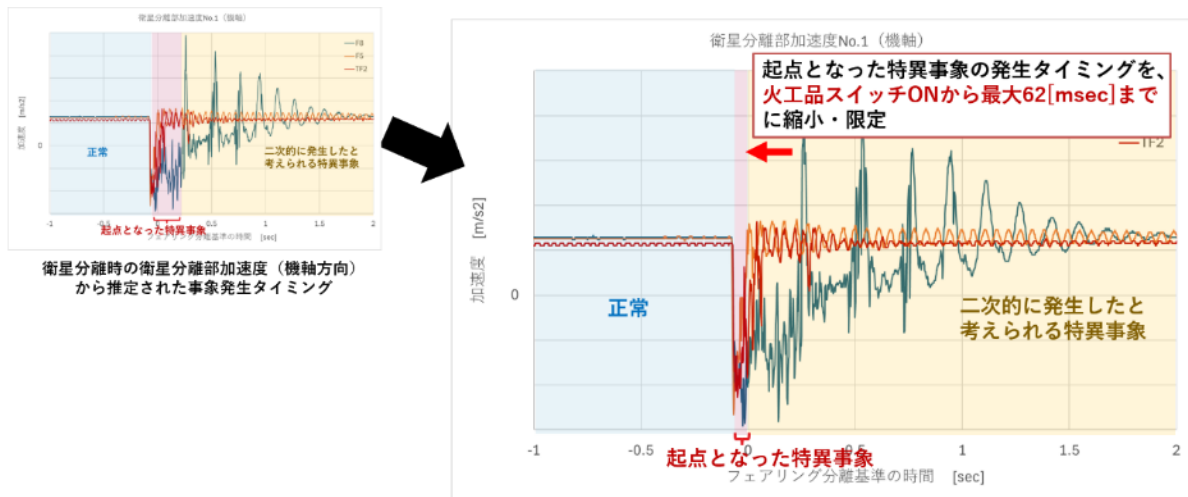


図 4.3-4 「起点となった特異事象」の発生タイミングの絞り込み結果

4.4 衛星搭載構造の損傷状況の推定

4.2 項及び 4.3 項に示した分析から、衛星搭載構造や第2段 LH2 タンクの加圧配管の損傷状況を以下のとおりに推定した。

すなわち、まず、衛星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。

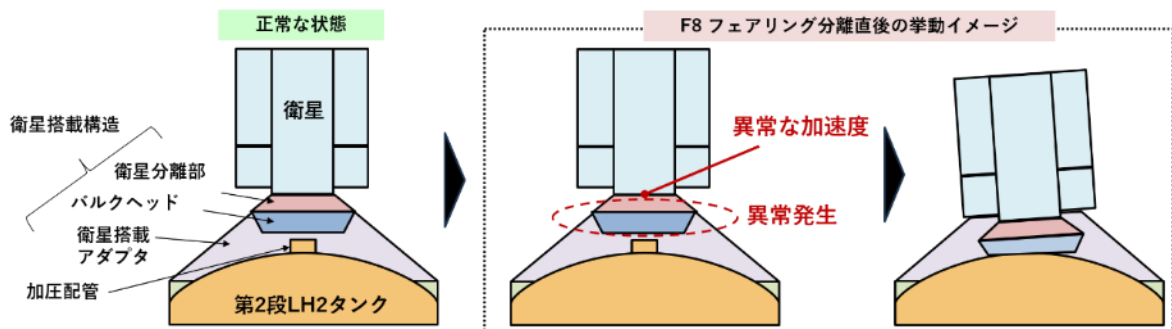


図 4.4-1 衛星搭載構造や第 2 段 LH2 タンク加圧配管の損傷イメージ

なお、衛星搭載構造の具体的な損傷箇所は、以下のデータから衛星搭載アダプタ (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 を経由し第 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。

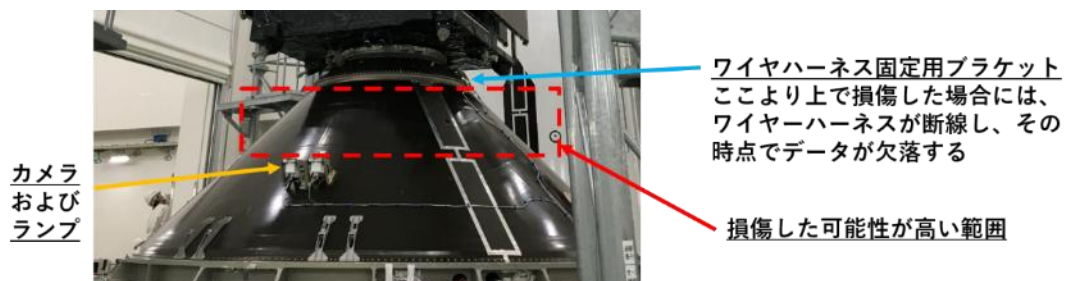


図 4.4-2 衛星搭載構造の具体的な損傷箇所

4.5 フライトデータの詳細評価結果から推定される H3 ロケット 8 号機の飛行状況

フライトデータの詳細評価結果から、H3 ロケット 8 号機の飛行状況は以下のとおりであったと推定される。

すなわち、衛星フェアリング分離の火工品スイッチ ON から最大 62msec までの間に、何らかの要因で衛星搭載構造の一部が損傷・破壊したが、当該時点では第 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。その後、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。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ことで、ロケット搭載カメラが第1段・第2段分離時に取得した画像に衛星らしき物体が映った。

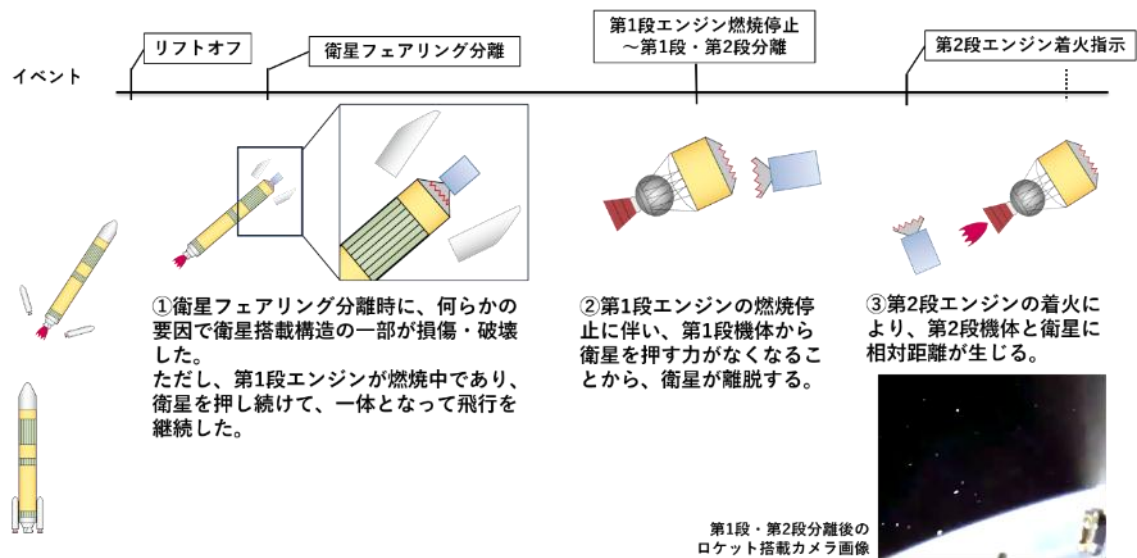


図 4.5-1 H3 ロケット 8 号機の飛行状況（フライトデータの詳細評価結果から推定）

5. 異常事象の原因検討

5.1 故障の木解析（FTA：Fault Tree Analysis）による直接原因の特定

5.1.1 H3 ロケット 8 号機の FTA

4 章に示すとおり、H3 ロケット 8 号機で発生した異常事象は、衛星フェアリング分離開始直後の異常な加速度発生時に、衛星搭載構造に損傷が発生したことが起点となり生じたと推定される。このことを踏まえ、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故障の木解析（FTA）を展開した。

FTA では、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、要因をブレイクダウンした。そして、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し、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。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。

加えて、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のシナリオ設定による評価も併用した。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。

FTA による評価結果を図 5.1.1-1 及び表 5.1.1-1 に示す。8 号機で発生した異常事象の起点である FTA トップ事象「フェアリング分離開始直後に異常な加速度が発生している」は、「2. 内部構造の損傷により発生」したものであり、具体的には衛星搭載アダプタ（PSS）のサ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 8 号機失敗の直接原因であると特定した。この発生メカニズムの詳細は 5.2 項で詳説する。

一方、FTA のうち「1.1.3 衝撃」「1.1.4 圧力」「1.3.1 爆発・燃焼」は、単独で直接要因とならないと評価でき、また得られているデータや製造記録等から発生した予兆なども確認されなかったものの、限られたフライトデータからは直接要因である「2. 内部構造の損傷により発生」に複合した可能性が完全に排除できないことから「△-」と評価した。この詳細評価結果を、5.1.2 項に示す。なお、FTA1.1.3・1.1.4・1.3.1 に対しては、H3 ロケット 6 号機（30 形態試験機）でデータの追加取得を行っている。追加取得データの詳細は 5.5 項を参照のこと。

さらに、FTA 評価根拠である製造記録の調査結果を 5.1.3 項に示す。

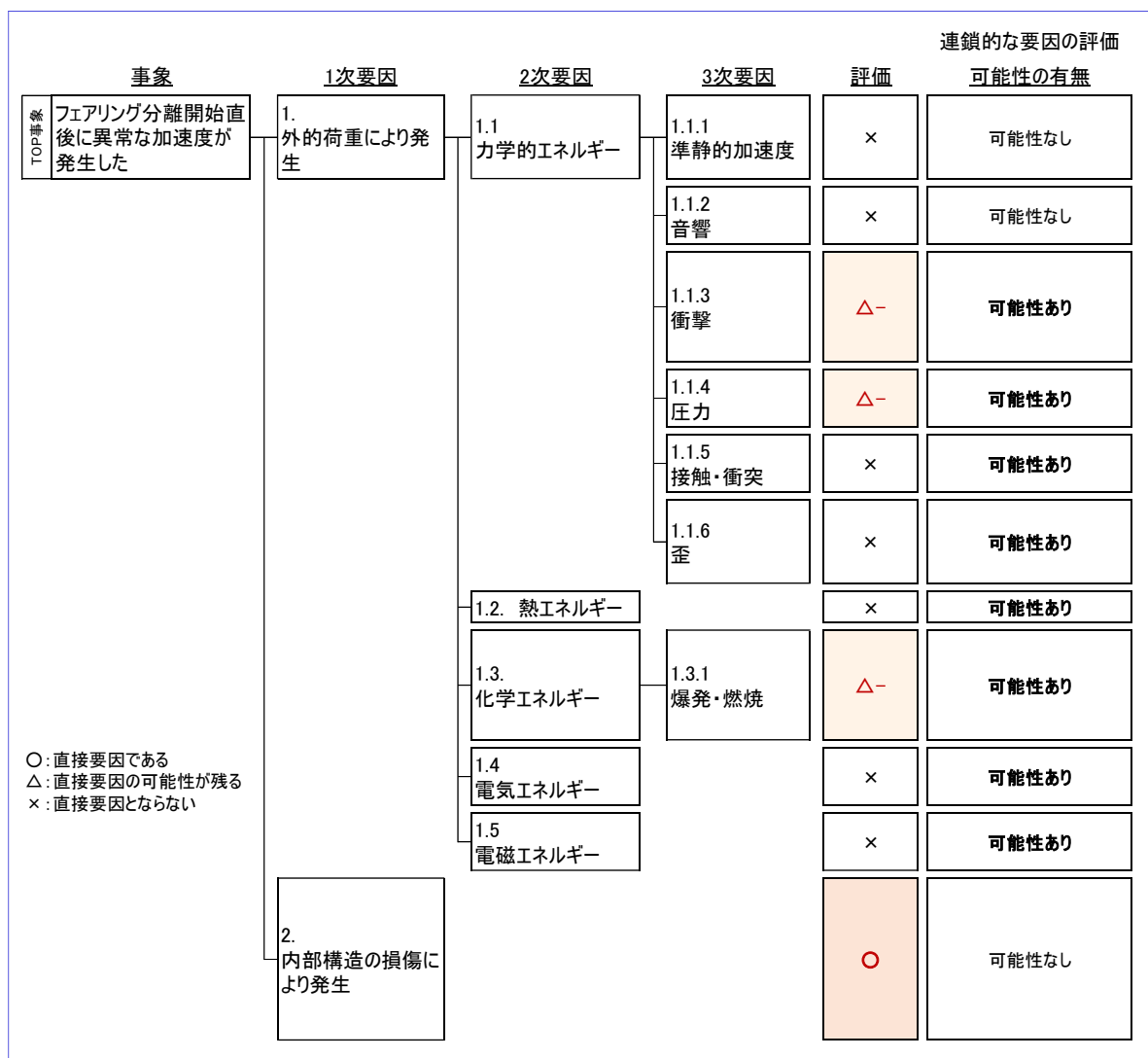


図 5.1.1-1 FTA (1～3 次要因)

表 5.1.1-1 FTA (1～3 次要因) 直接要因の評価

1 次要因	2 次要因	3 次要因	評価	評価内容 (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)
1	1.1	1.1.1	×	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。
		1.1.2	×	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いため音響レベルは小さい）。
		1.1.3	△-	フェアリング分離衝撃により、衛星搭載構造を損傷させ、異常な加速度を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、単独で直接要因とはならない。一方で、直接要因（2.）に複合した可能性は現時点完全には排除できない。	
	1.1.4	△-	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、単独で直接要因とならないと評価した。一方で、直接要因（2.）に複合した可能性は現時点完全には排除できない。	
	1.1.5	×	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 秒程度必要である一方、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（4.3 項参照）、発生タイミングから直接要因とはなり得ないと評価した。	
	1.1.6	×	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ものと整合しないため要因とはならないと評価した。	
	1.2	×	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。	
	1.3	1.3.1	△-	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、単独では直接要因とならないと評価した（5.1.2 項の評価参照）。一方で、直接要因（2.）に複合した可能性は現時点完全には排除できない。
	1.4	×	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	×	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。	
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 PSS 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。 <u>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 8 号機失敗の直接要因である可能性が極めて高い</u> 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。	

5.1.2 FTAの評価根拠（「1.1.3 衝撃」「1.1.4 圧力」「1.3.1 爆発・燃焼」）

FTAのうち、「△-」と評価した「1.1.3 衝撃」「1.1.4 圧力」「1.3.1 爆発・燃焼」について、評価根拠を以下に示す。なお「○」と評価した「2. 内部構造の損傷により発生」の評価結果は5.2項を参照のこと。

FTA 「1.1.3 衝撃」

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、単独で直接要因とはならないと評価した。

FTA 「1.1.4 圧力」

本要因の発生シナリオとして、以下(a)を設定し、評価を行った。

(a) 差圧荷重発生

【シナリオ】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。

【評価結果】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発生する荷重について評価した。フェアリング内部圧力のフライトデータは図5.1.2-2のとおり。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。

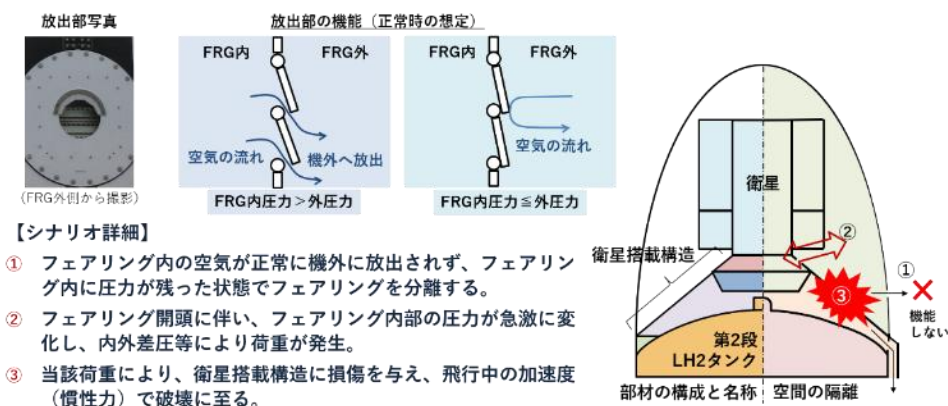


図 5.1.2-1 「差圧荷重発生」シナリオ

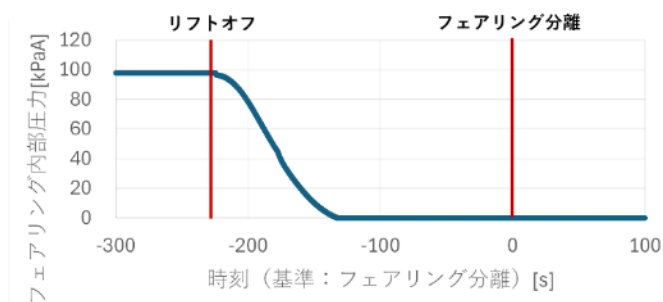


図 5.1.2-2 フェアリング内部圧力のフライトデータ

FTA 「1.3.1 爆発・燃焼」

本要因の発生シナリオとして、以下の(a)(b)(c)を設定した。

(a) 火工品破裂

【発生シナリオ】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。

【評価結果】2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 偏平管破裂試験（図 5.1.2-4）

- ・ 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 偏平管（ステンレス製の偏平な形状をした管。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、真空中で衛星フェアリング用金属被覆導爆線（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。

【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。

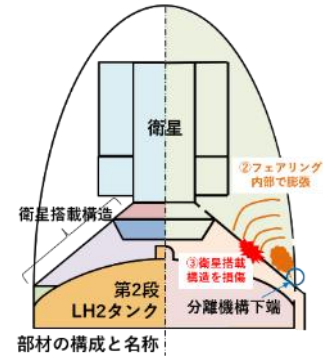
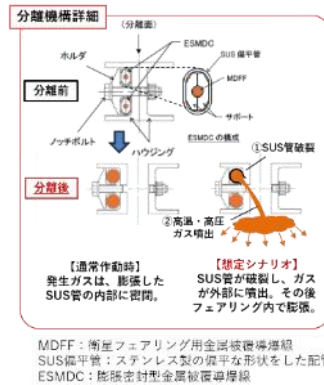


図 5.1.2-3 「火工品破裂」シナリオ

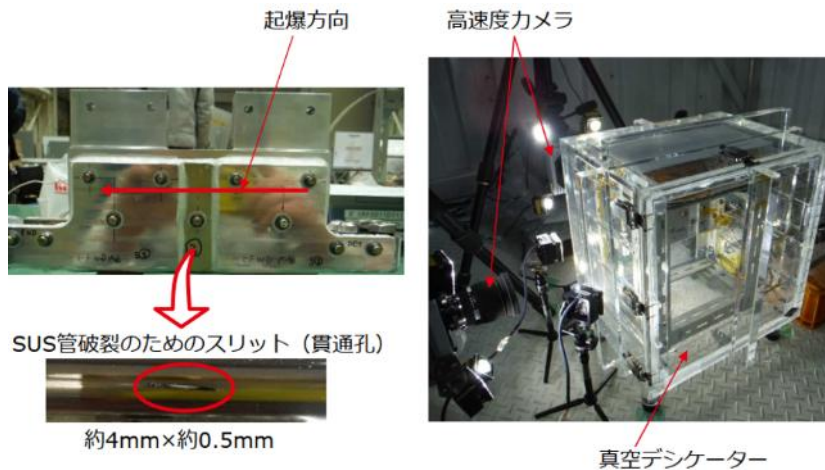


図 5.1.2-4 要素試験①真空環境下 SUS 管破裂試験

(b) フェアリング内爆発

【シナリオ】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。

【評価結果】

＜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（図 5.1.2-6）＞

- ・ 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。
- ・ 衛星搭載構造及び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した。

【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。

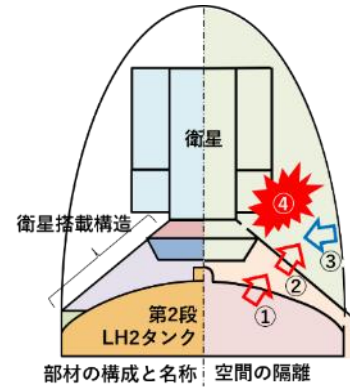


図 5.1.2-5 「フェアリング内爆発」シナリオ

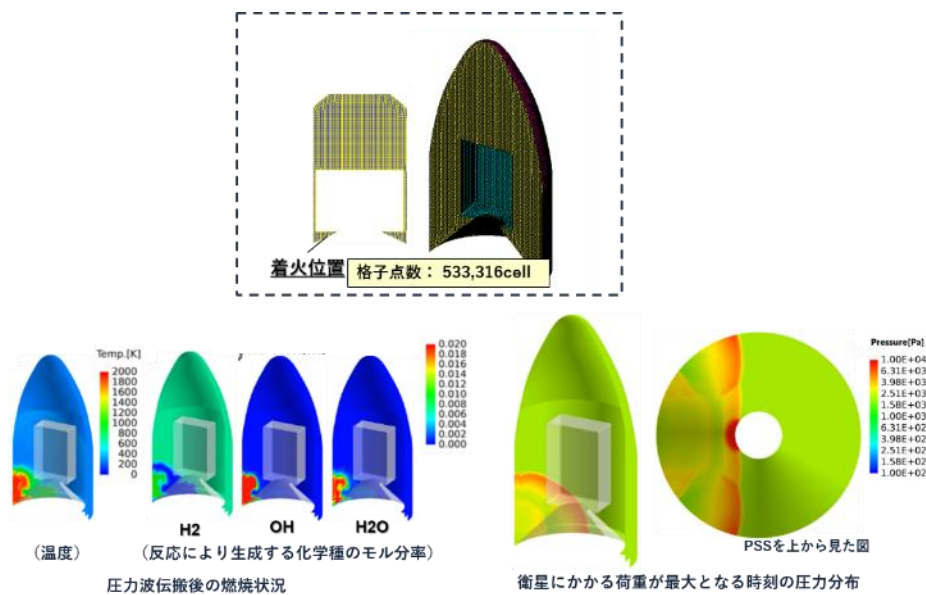


図 5.1.2-6 解析結果

(c) LH2 漏洩

【シナリオ】 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。

【評価結果】 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 PSS 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かった（図 5.1.2-8）。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、LH2 の漏洩は発生していないと評価した。

【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。

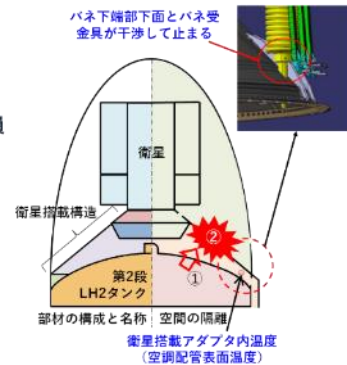


図 5.1.2-7 「LH2 漏洩」シナリオ

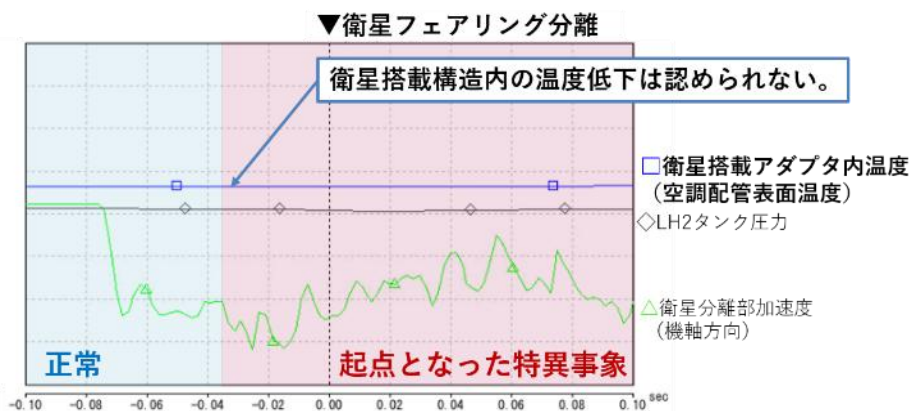


図 5.1.2-8 衛星搭載アダプタ (PSS) 内温度 (空調配管表面温度)

5.1.3 製造記録の調査結果

本事象に関係する第2段機体、フェアリング（PSSを含む）及び衛星分離部（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、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。

調査内容は、8号機に適用した設計変更、製造工程変更、8号機で発生した不具合処置記録及びトレンド評価項目に対するトレンドデータである。

一方、FTA「2. 内部構造の損傷により発生」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。いずれも剥離箇所ではなくスプライン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されていた。本事象を受けて改めて評価した結果としても当時の評価と同様であ

る。

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）

また、本評価を通じて、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結果を5.2.2項に示す。

5.2 異常事象の発生メカニズム（FTA「2. 内部構造の損傷により発生」）

FTA「2. 内部構造の損傷により発生」に関する原因究明を進める中で、製造済みのPSS（開発試験用供試体及び後続号機のフライト品）の検査を実施したところ、PSSパネルのスプライス付近にパネルのスキンとコア間の剥離が生じていることを確認した。これを踏まえ、以下のシナリオ設定を行い、詳細評価を行った。

- ・PSS 内部構造の剥離

【シナリオ】

- 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により、剥離部を起点にスキンの局所座屈及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。

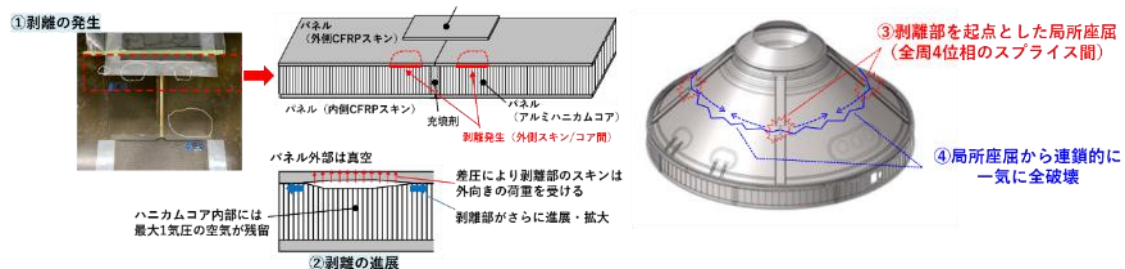


図 5.2-1 「PSS 内部構造の剥離」シナリオ

5.2.1 PSS の構造と製造工程

まず、5.2.2 項以降の詳細評価の前提となる、PSS の製造工程を示す。

H3 ロケットの PSS はパネルをオートクレーブを用いて 4 分割で製造した後に、その 4 分割のパネルの間に CFRP 製のスプライスを常圧下で加温して接着し、全周結合（スプライス接着）する製造工程としている。

検査工程については、2 種類の検査の組み合わせによる全面検査を行っていた。すなわち、まずパネル製作後にパネル全面に透過法の NDI 検査を行いパネルに異常がないことを確認し、スプライス接着後にスプライス接着部に対して反射法の NDI 検査を行うことで接着部に異常がないことを確認していた。

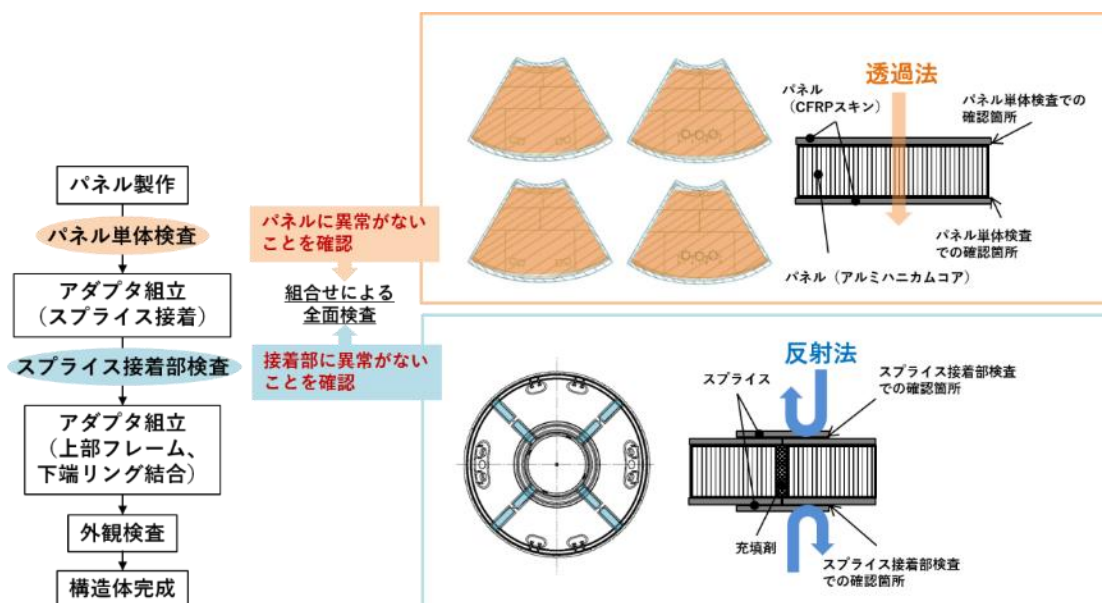


図 5.2.1-1 PSS の製造検査工程概要

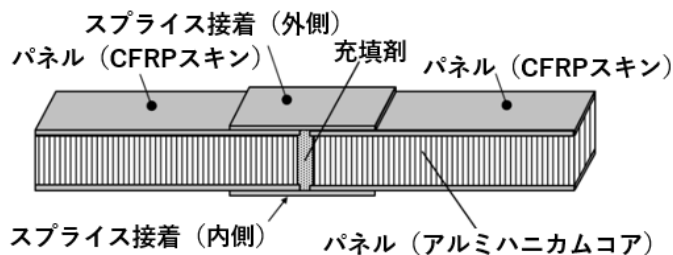
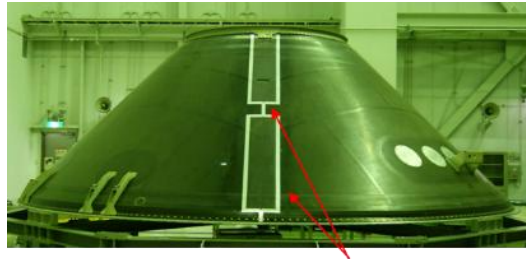


図 5.2.1-2 PSS のスプライス接着部の構造



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、そのままの状態でフライトする。)

図 5.2.1-3 PSS のスプライス接着部の外観

5.2.2 PSS 内部に製造工程で生じた剥離

製造済の複数の PSS のスプライス箇所近辺(図 5.2.2-1 の○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超えて剥離していることを確認した。

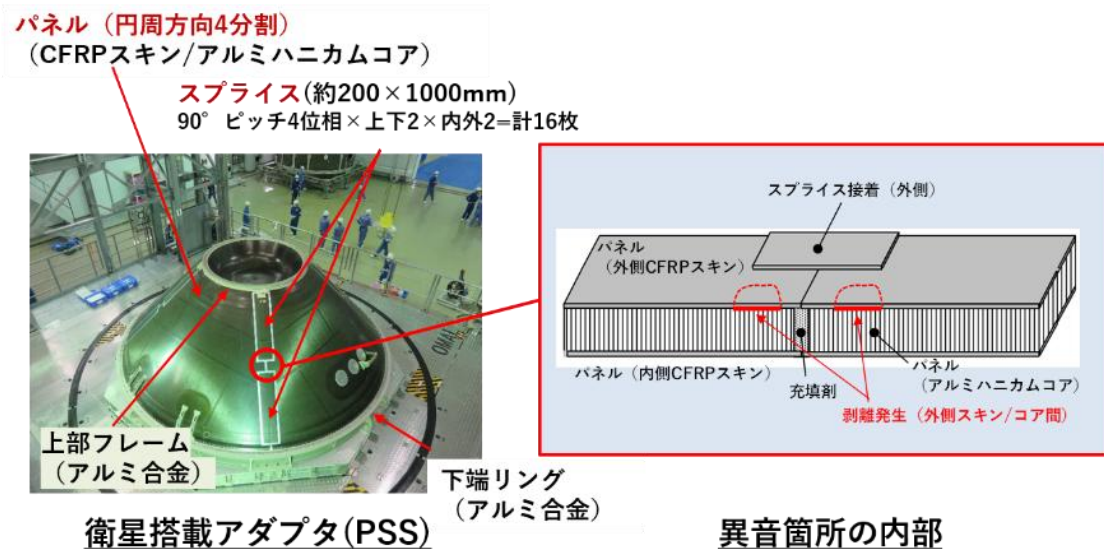


図 5.2.2-1 PSS 内部に製造工程で生じた剥離の概要

このことを受け、後続号機用としてスプライス接着工程が完了している 5 機分の PSS 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」についての調査を行った。調査のための追加検査の概要は図 5.2.2-2 に示すとおり、スプライス間には打音検査、スプライス下については超音波探傷検査 (透過法) を行った。

調査結果を図 5.2.2-3 に示す。製造済み PSS のほぼすべてのスプライス間及びスプライ

ス下の外側 CFRP スキン/ハニカムコア間に想定以上の大きさの剥離が確認された。

8 号機 PSS の当該部の状況は記録に残っていないものの、上記の製造済み PSS と同様に CFRP スキンとハニカムコア間に剥離を内包した状態でフライトに臨んだ可能性が高く、当該剥離部が破壊の起点となった可能性があると評価した。

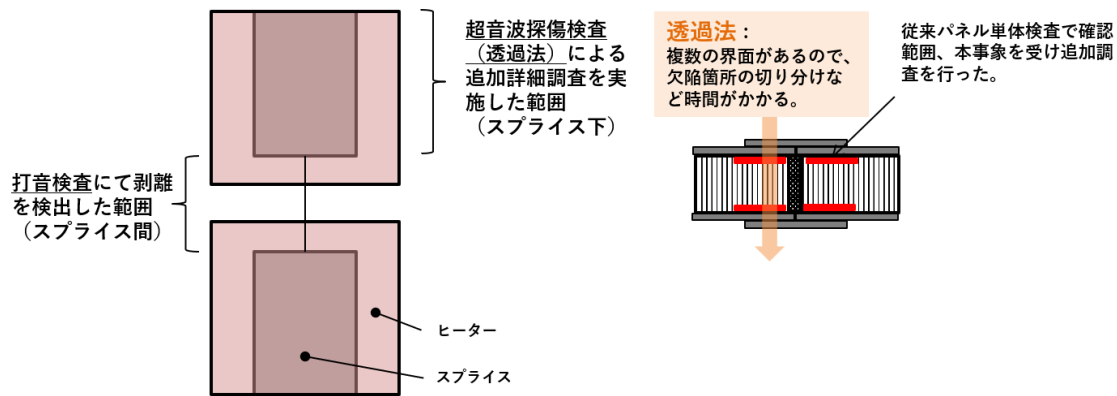


図 5.2.2-2 追加検査の概要



図 5.2.2-3 PSS の「CFRP スキンとハニカムコア間の剥離の有無」の調査結果

5.2.3 PSS 内部に製造工程で生じた剥離の発生メカニズム（スプライス間）

PSS 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。

PSS 内部に製造工程で生じた剥離は、図 5.2.2-3 にあるとおり、スプライス間及びスプライス下の両方で生じているが発生メカニズムが異なると考えられることから、本項でスプライス間での発生メカニズム、次の 5.2.4 項でスプライス下での発生メカニズムに関する評価結果を示す。

スプライス間での剥離の発生メカニズムを特定するため、PSS 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った。

その結果、接着工程の前の乾燥のための第1回加温において実機で見られたものと同様の剥離が発生した。このことに加え、2つのヒーター間のパネル温度が想定以上に上昇していること、そして供試体から切り出した試験片の確認により、上記の温度上昇した範囲においてスキン/ハニカムコア間の接着強度が低下することを確認した。

この接着強度が低下した部位について、ハニカムコア内部空気の加温による膨張等によりスキンを面外に引き剥がす荷重がかかり、当該荷重に接着部が耐えられず破壊し、スキンがハニカムコアから剥離したものと推定した。

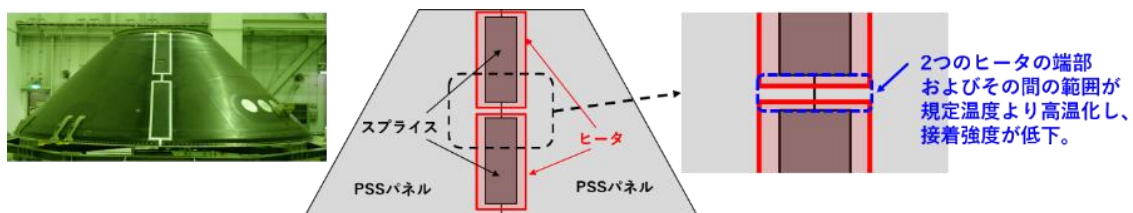


図 5.2.3-1 想定以上の温度上昇がみられた箇所

さらに、8号機のPSSの製造・検査記録も網羅的に確認した。その結果、8号機のPSSはOoAスプライス接着の実施時期が9月であり、高温・多湿（空気中の水分含有量が多い）環境下で一時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おり、PSSパネルはスキンのCFRPが非常に薄く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とから、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。また、接着剤が吸湿により影響を受けることは、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があるとして評価した。

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ことが判った。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。

表 5.2.3-1 過去号機及び製造済み PSS の OoA スプライス接着実施時の環境

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

※未フライトは S/N (シリアルナンバー) を示す。

※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。

これらを基に、以下のメカニズムでスプライス間の剥離が発生したと評価した。

- ・ 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が影響度合いは限定的である (吸湿の影響度合いは図 5.2.3-2 を参照)。
- ・ 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によってスキンとハニカムコアの剥離が生じた。

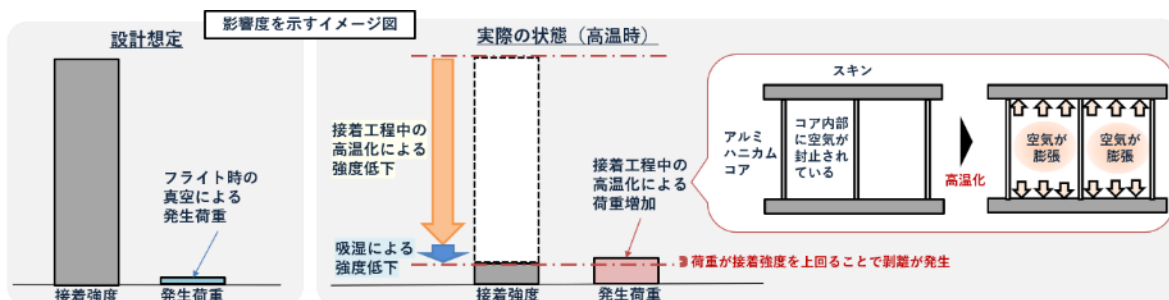


図 5.2.3-2 スプライス間の剥離の発生メカニズム

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た。

5.2.4 PSS 内部に製造工程で生じた剥離の発生メカニズム（スプライス下）

5.2.3 項に記載の PSS 実機パネルを用いたスプライス接着工程の再現試験において確認した結果、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た。

一方、スプライス下においても、スプライス間と同様に熱影響を受けていると考えられることから、スプライス下のスキン/コア間の状況を確認するため、1 式の製造済み PSS 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。

その結果、図 5.2.4-1 の 4 箇所 に計 6 個のスキン/コア間の剥離を検出した。また、特徴として、剥離発生箇所がハニカムコアの継ぎ目部の近傍等（図 5.2.4-2）に限られていることが判った。

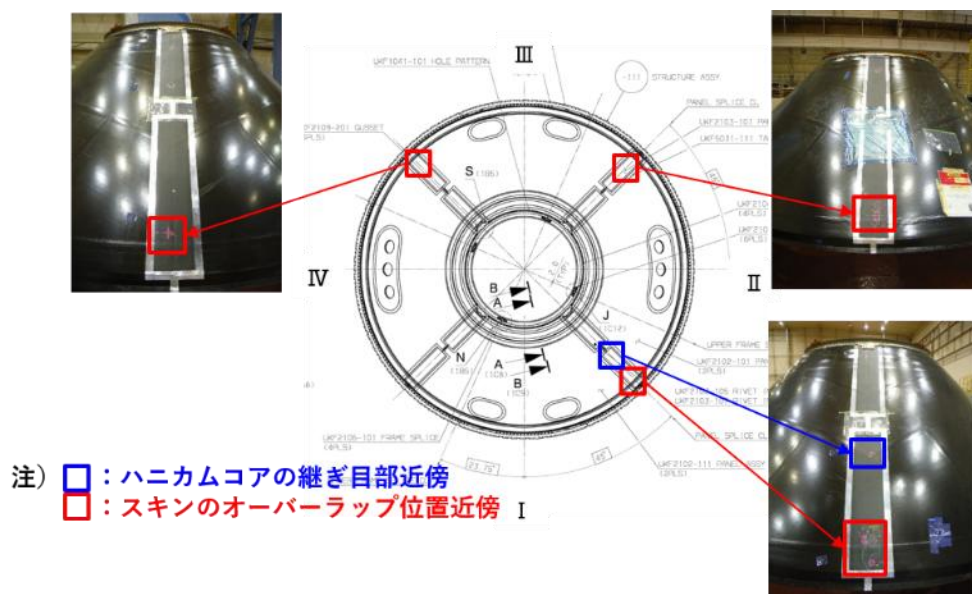


図 5.2.4-1 スプライス下の剥離発生箇所（製造済み PSS への詳細調査結果）

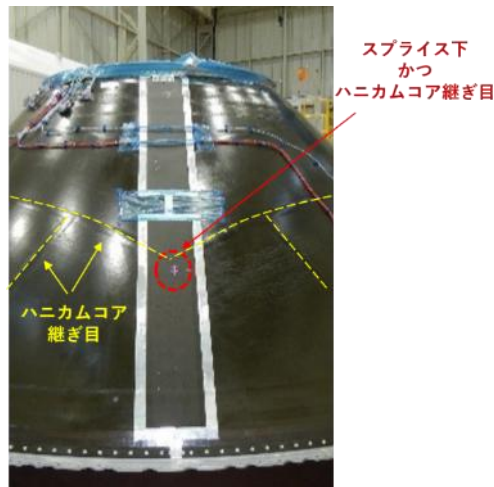


図 5.2.4-2 スプライス下の剥離発生箇所の詳細

このことから、以下のメカニズムでスプライス下の剥離が発生したと評価した。

- ・ 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。

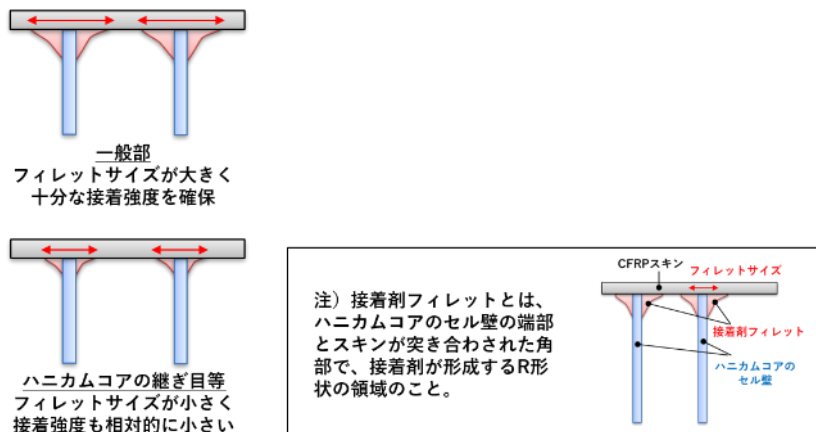


図 5.2.4-3 一般部とハニカムコアの継ぎ目等の内部構造の違い

5.2.5 フライト中の真空環境による剥離進展挙動の評価結果

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 (図 5.2.5-1)。また、解析評価に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、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 (図 5.2.5-2)。

さらに、フライト中に剥離が進展するメカニズムを解明するために、実機のスプライス接着工程により接合した PSS パネル（スプライス間及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ではなく、スプライス間でわずかに剥離が進展するのみであり、上記に示す解析及び部分的な真空負荷により評価した剥離進展挙動と同じ結果が得られた。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（図 5.2.5-3）。

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。

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。

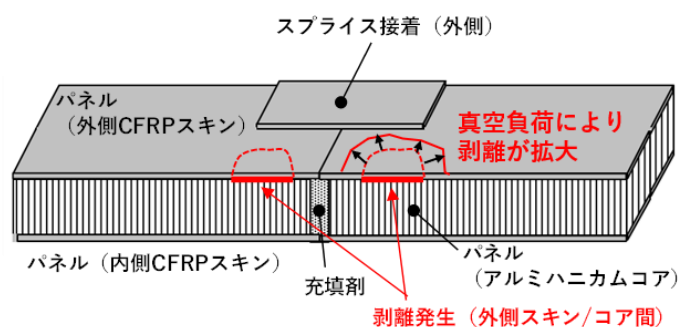


図 5.2.5-1 部分真空負荷試験

【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】

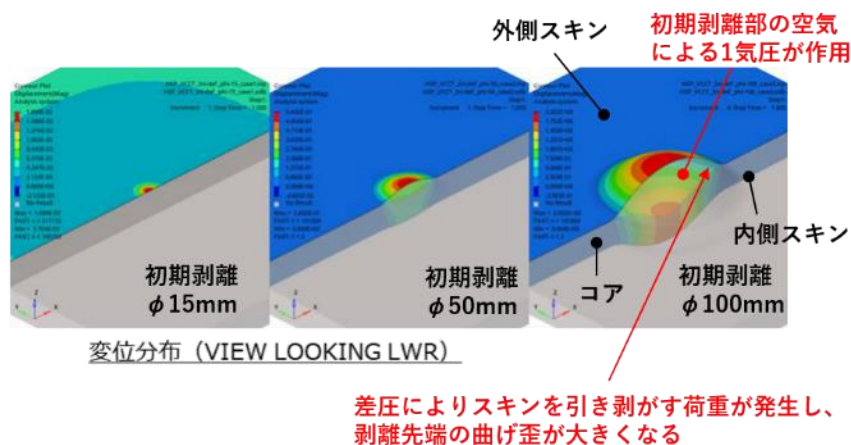


図 5.2.5-2 剥離進展に関する解析評価

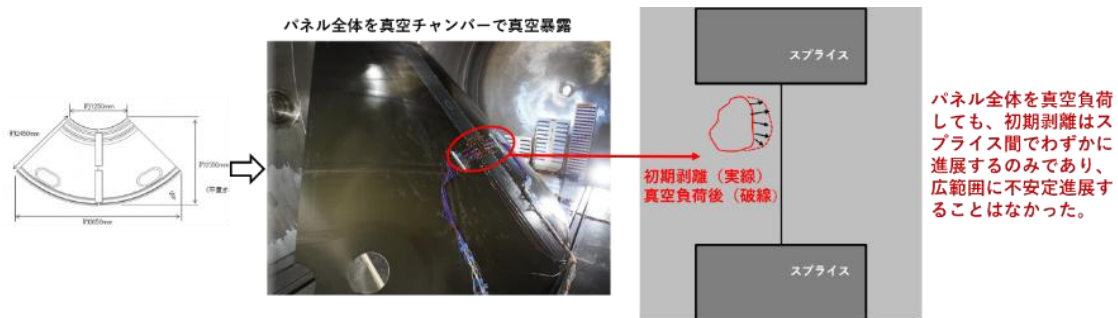


図 5.2.5-3 真空環境による剥離進展挙動の評価結果

5.2.6 PSS 破壊に至るメカニズム

解析により、PSS 内部に製造工程で生じた剥離が進展し、PSS 破壊に至るメカニズムを調査した。

スプライス間の初期剥離サイズを変えて解析を実施したところ、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 (図 5.2.6-1)。

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 (図 5.2.6-2)。

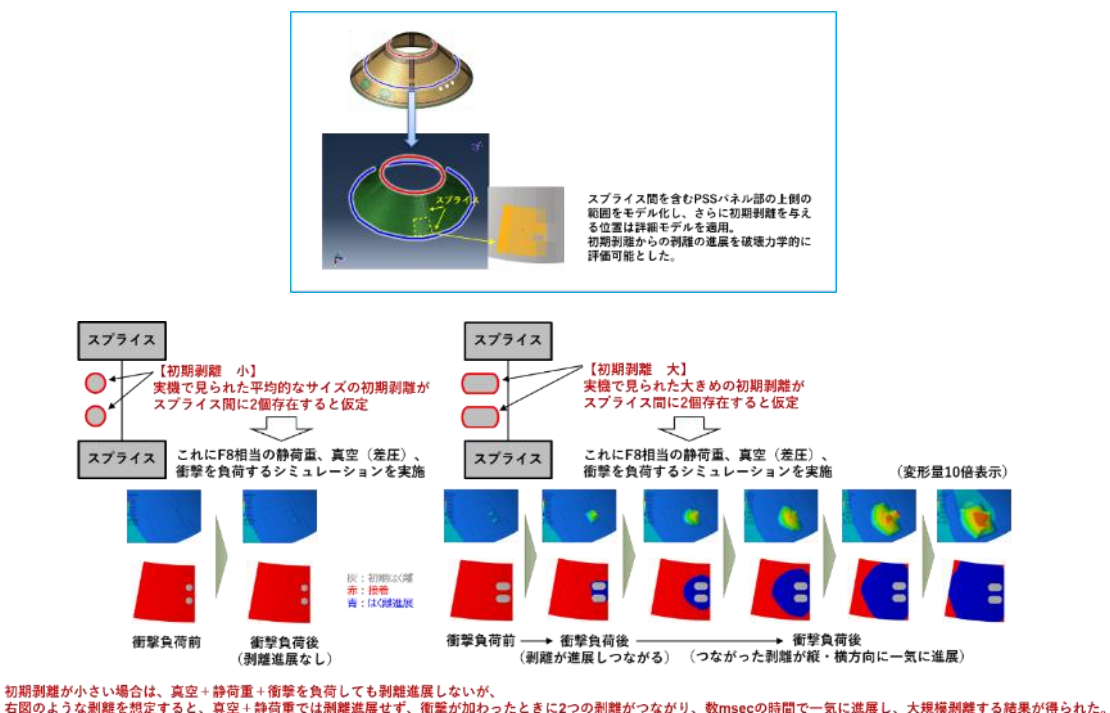


図 5.2.6-1 解析結果 (衛星フェアリング分離時に短時間で破壊に至るメカニズム)

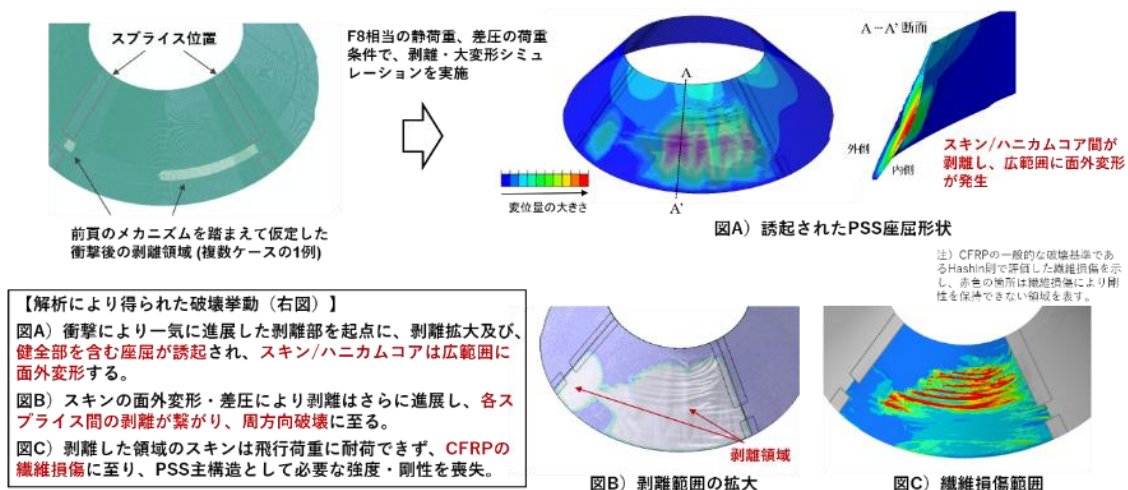


図 5.2.6-2

解析結果 (衛星フェアリング分離衝撃後の PSS パネル上部の座屈及び破壊挙動)

5.3 フライト時のデータとの整合性確認

4.2 項に示したフライトデータのうち、「4.2.2 フェアリング分離検知時刻」と「4.2.5 ロケット搭載カメラ画像」について、5.2 項で確認したメカニズムとの整合性を以下のとおり確認した。

5.3.1 「4.2.2 衛星フェアリング分離検知時刻」との整合性

フェアリング分離検知 QD コネクタの外観は図 5.3.1-1 を参照。PSS の上部が破損し、残った PSS の下部が弾性変形し (図 5.3.1-2)、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。

このことを踏まえ、「4.2.2 衛星フェアリング分離検知時刻」で示したフェアリング分離検知の特異性について、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 を図 5.3.1-3 に示す。

FTA 及び(a)構造解析・(b)衝撃試験の結果、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、早期分離検知に至ったと評価した (E1.2.と E3.の組み合わせ)。

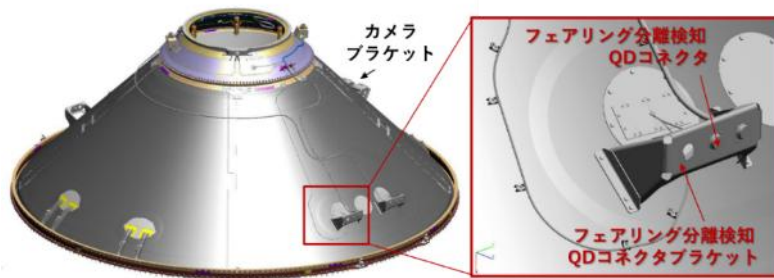


図 5.3.1-1 フェアリング分離検知 QD コネクタ外観

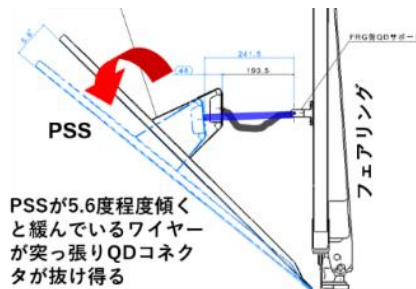


図 5.3.1-2 PSS 下部が弾性変形した場合の挙動

事象	1次要因	2次要因	要因の評価
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 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	× 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。 △ 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とはほぼ並行して継装している。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E1.2.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。

図 5.3.1-3 フェアリング分離検知に係る FTA と評価結果

(a) 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 (図 5.3.1-4)。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。

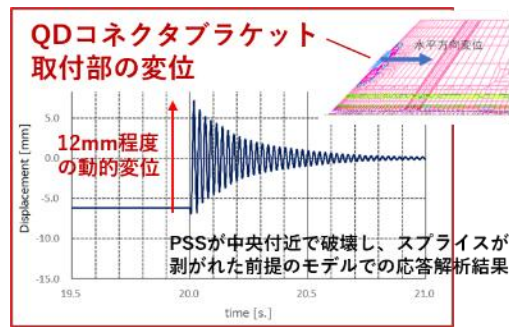


図 5.3.1-4 PSS の変形解析結果

(b) QD コネクタの衝撃試験結果 (E3)

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（図 5.3.1-5 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、8 号機では 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。

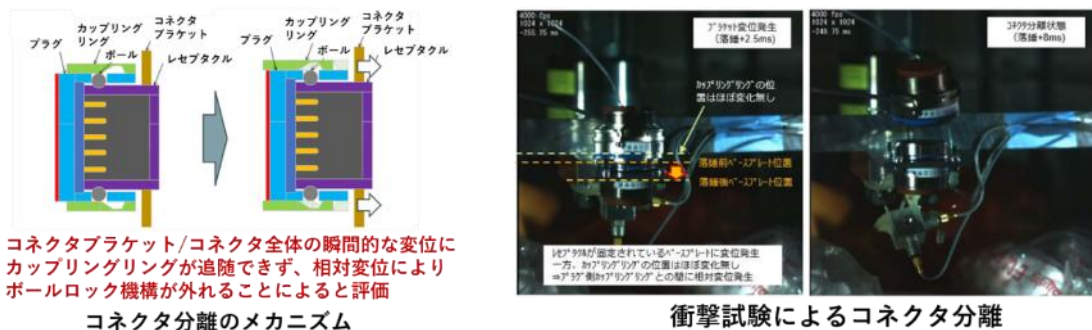


図 5.3.1-5 QD コネクタの衝撃試験結果

5.3.2 「4.2.5 ロケット搭載カメラ画像」に見られた白飛びとの整合性

ロケットカメラの自動露出 (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った。一方、8 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った (図 5.3.2-1)。これは、何らかの光 (反射や散乱を含む) がカメラ画角内に広がっていることで生じているものであると推定される。



図 5.3.2-1 8 号機と試験機 1 号機の取得画像比較

まず、8 号機におけるカメラと太陽・地球の位置関係を確認した。図 5.3.2-2 に示すとおり、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。

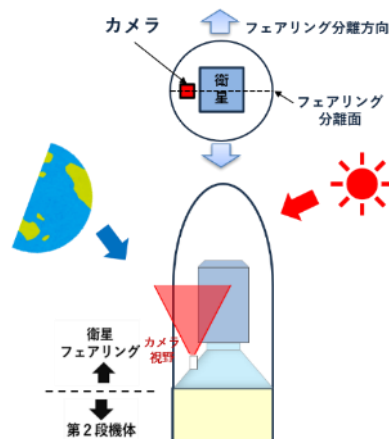


図 5.3.2-2 8 号機におけるカメラと太陽・地球の位置関係

カメラと太陽・地球の位置関係と 8 号機打上げ失敗の直接原因を踏まえ、白飛びの発生メカニズムを以下及び図 5.3.2-3 のとおりに推定し、解析及び再現試験によりこの妥当性を確認した。

- 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。

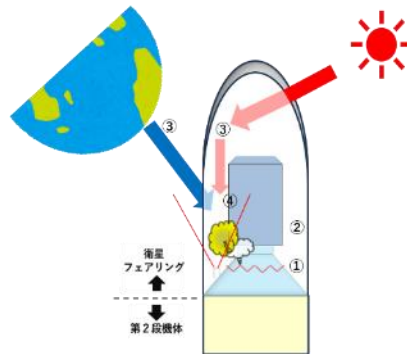


図 5.3.2-3 白飛びの発生メカニズム

白飛びの発生メカニズムを裏付ける解析及び再現試験について、(a)解析（CG）による再現、(b) 搭載カメラを用いた白飛びの再現試験、(c) 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の評価、(d) 湿り空気を真空中に放出した再現試験の内容及び結果を示す。

(a) 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5号機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。本モデルは、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る。



図 5.3.2-4 解析（CG）のためのモデル

次に、8号機の再現解析として前述したシナリオに沿った解析（CG）による再現を実施した。結果を図 5.3.2-5 に示す。①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。



図 5.3.2-5 解析（CG）での再現結果

(b) 搭載カメラを用いた白飛びの再現試験

試験条件を以下に、コンフィギュレーションを図 5.3.2-6 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

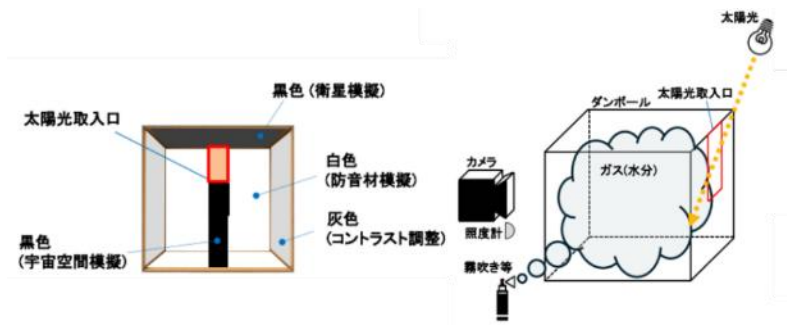


図 5.3.2-6 再現試験のコンフィギュレーション

再現試験の結果、図 5.3.2-7 に示すとおり、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。

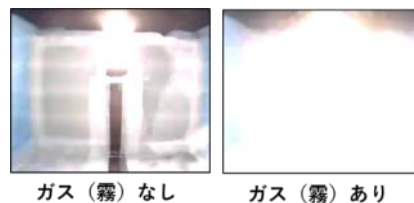


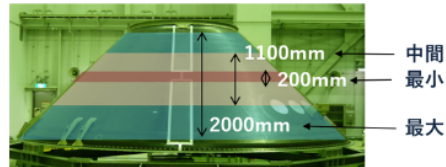
図 5.3.2-7 再現試験の試験結果

(c) 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の評価

PSS のハニカムパネルの損傷により生じる空気に含まれる水分の量について、いくつかの前提のもと評価を実施し、気象条件として定義される霧の濃度との比較を実施した。前提条件の詳細を図 5.3.2-8 に示す。

■パネル（アルミハニカム）から出る気体量（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



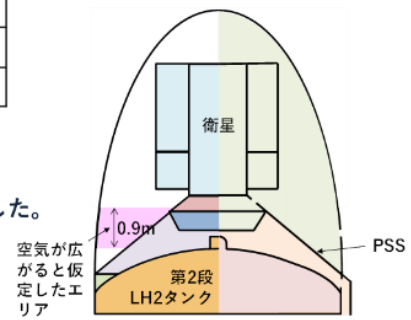
■ハニカム内の空気の湿度（岐阜の気象データ）

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、あるタイミングで右図中の赤いエリアに広がると仮定して評価した。

ケース	高さ	空間の容量
ノミナル	900mm	10m ³



■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	10μm
中間	6.5μm
最小	3μm

図 5.3.2-8 前提条件

上記の前提のもと、パネルから放出された空気に含まれる水分により発生する霧の視程を、トラベルトの式を用いて評価した結果が図 5.3.2-9 である。この結果から、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。

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 (m)
- ・ 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	気象条件の区分 視程 濃霧：～100m 霧：100m～1km もや：1km～10km
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	

図 5.3.2-9 トラベルトの式による視程

(d) 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以下の再現試験から確認した。

- ・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した。再現試験に用いた衝撃波管の概要を図 5.3.2-10 に示す。高圧室側に湿り空気、低圧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した。
- ・再現試験により、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した。
- ・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図 5.3.2-11 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。

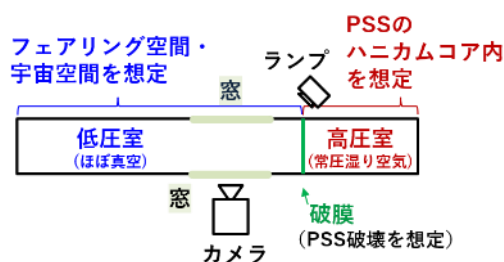


図 5.3.2-10

再現試験に用いた衝撃波管の概要

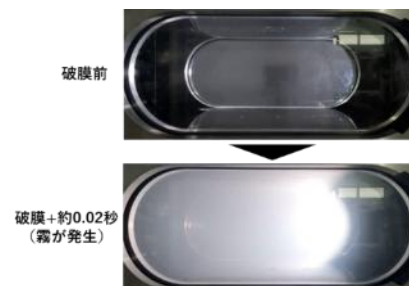


図 5.3.2-11

中間ケースの条件に相当する画像

5.3.3 「4.2.5 ロケット搭載カメラ画像」に見られた衛星の MLI、パネルの剥がれとの整合性

8 号機ロケット搭載カメラ画像では、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 (多層断熱材)、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た。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た。

この衛星の MLI 及びパネルの剥がれの発生メカニズムは次のとおりに推定される。すなわち、まず、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（8 号機失敗の直接原因）。これにより、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（ヘリウム）ガス等の流動により衛星の横面から噴き出した。なお、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。

この推定メカニズムは、衛星分離部の温度データ（図 4.2.4-3 参照）と時系列含め整合する。また、衛星関係者により提供いただいたモデルを用いた解析により、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確認した。また、衛星関係者からの提供情報によりパネルに比べて MLI の方が差圧に対する強度が弱いことも確認され、このことは先に MLI が剥がれたこととも整合している。

よって、「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 8 号機失敗の直接原因と考えると、ロケット搭載カメラ画像で確認された衛星の MLI 及びパネルの剥がれ状況とも整合する。

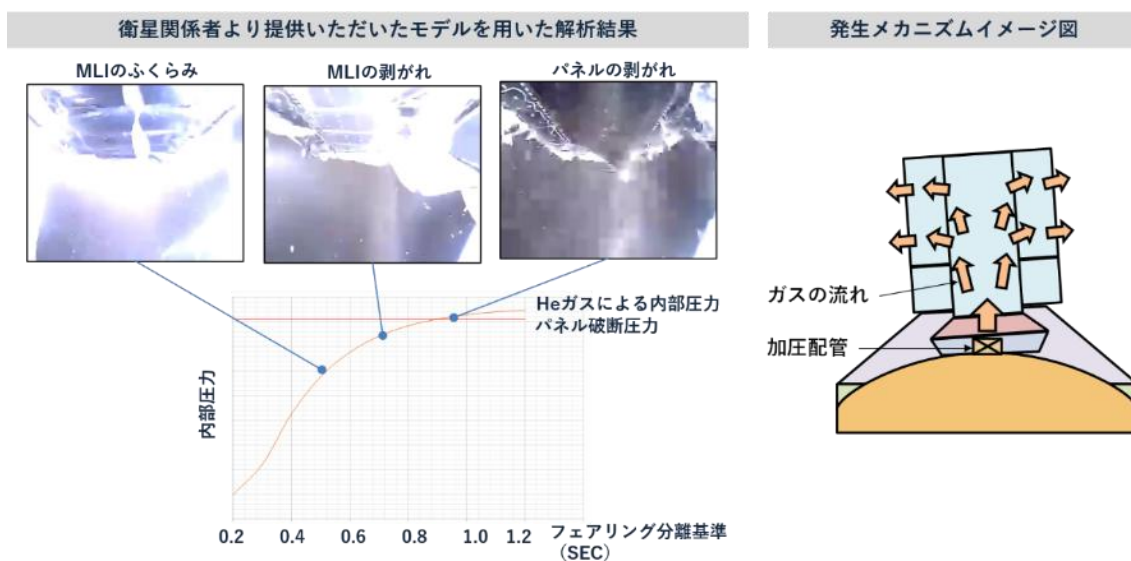


図 5.3.3-1 衛星の MLI 及びパネルの剥がれの発生メカニズム

5.4 打上げ失敗の原因の特定

以上の検討の結果として特定された、8号機打上げ失敗の原因を総括する。

まず、PSS 内部には製造工程で生じた剥離が存在していた。製造済み PSS 等を調査した結果から特定される、PSS での剥離の発生箇所と状況は表 5.4-1 のとおり。

表 5.4-1 PSS に生じる剥離の一覧

剥離の発生箇所	状況	進展のリスク
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。 ・比較的大きな初期剥離が生じる。	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。
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。 ・剥離発生の主要因は、一般部に比較し、ハニカムコアの継ぎ目等の部位は内部構成が異なることから接着強度が相対的に小さいこと。	比較的小さな剥離であり、進展のリスクは小さい。

表 5.4-1 で示した①PSS のスプライス間に生じた剥離について、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こと（5.2.5 項及び 5.2.6 項）、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（5.3 項）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 8 号機失敗の直接原因であると特定した。

なお、表 5.4-1 で示した②PSS のスプライス下に生じた剥離については、発生部位が限定される比較的小さな剥離であり進展のリスクが低いことから、8号機打上げ失敗の原因でないと評価した。

以上の原因究明結果を踏まえ、8号機のフライトで生じた複数の特異的な事象の発生タイミングと因果関係を図 5.4-2 に整理する。全ての事象が製造工程で生じた剥離がフェアリング分離時点に進展したことで、二次的に生じたことが分かる。

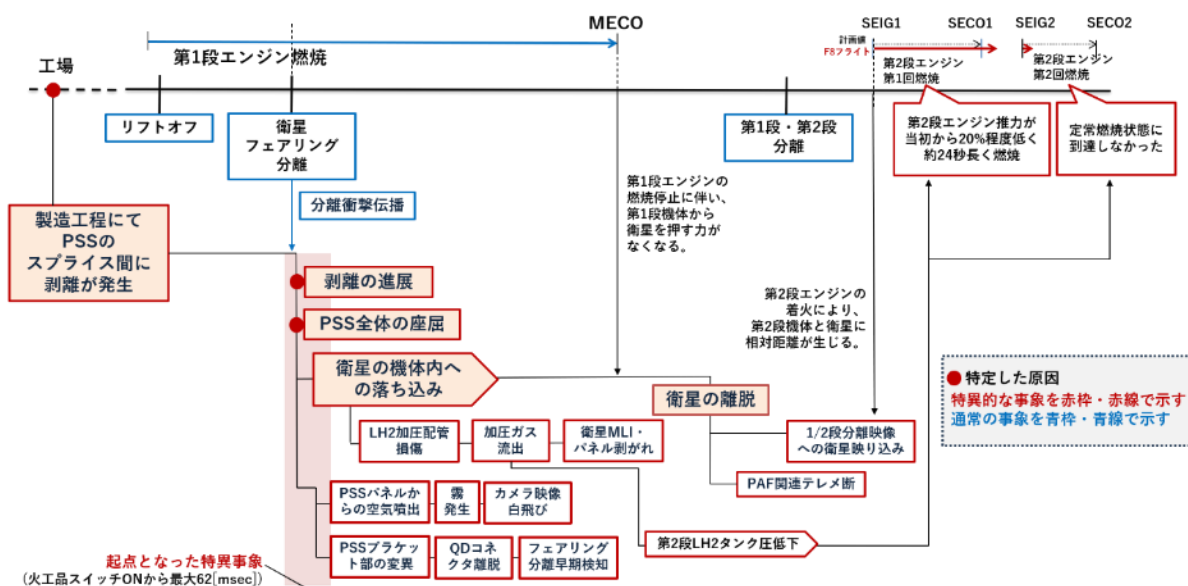


図 5.4-2 8号機での発生事象の時系列整理

5.5 H3 ロケット 6 号機（30 形態試験機）打上げ結果の評価

30 形態試験機のフライト機会を利用し、補修方式の PSS を適用して追加のフライトデータ取得を行うことは、原因究明の評価を裏付け、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ことから、「補修方式」の PSS を適用し（詳細は「6.1 直接原因への対応」を参照。）、2026 年 6 月 12 日に H3 ロケット 6 号機（30 形態試験機）を打ち上げた。このフライトデータを分析し評価した結果を示す。

なお、H3 ロケット 6 号機（30 形態試験機）の概要及びフライト結果は[参考 2]を参照のこと。

その結果、PSS に追加した歪センサの計測結果から、飛行中に発生した歪に異常な挙動はみられず、許容値内に十分収まっていることを確認した。PSS の補修方法は妥当であり、ファスナ結合方式と共通の PSS の強度設計手法も妥当と評価した。

また、以下のとおり、2026 年 4 月 22 日時点の中間報告の段階では複合要因としての発生の可能性が完全には排除できないとしていた 3 つの事象（FTA のうち「△-」と評価した「1.1.3 衝撃」「1.1.4 圧力」「1.3.1 爆発・燃焼」。詳細は 5.1.1 項及び 5.1.2 項を参照。）が起きていないことを確認した。

- ・ フェアリング分離衝撃：衝撃を正確に計測できるセンサによりフェアリング分離時の衝撃加速度を計測した結果、開発試験や過去のフライトで取得した分離衝撃データと有意な差は無く、過大な分離衝撃が発生していないことを確認した。

- ・ フェアリング内圧：真空付近の圧力計測精度を向上してフェアリング内の減圧履歴を計測した結果、フェアリング分離時点で有意な圧力の残留や発生はなく、フェアリング内圧の異常が発生していないことを確認した。
- ・ フェアリング内温度：推進薬の漏洩の可能性を示す温度変化や、フェアリング・PSS構造の想定外の温度変化は見られず、推進薬等の爆発や燃焼が発生していないことを確認した。

6. 是正対策

6.1 直接原因への対応

6.1.1 対策方針

5章に示すとおり、H3 ロケット 8 号機打上げ失敗の直接原因は、「衛星搭載アダプタ (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」であると特定した。

このことから、打上げの再開に向け、PSS の初期剥離をなくすことを対策として、2 つの是正対策を検討した。1 つ目が「補修方式」で、製造済み PSS のすべての剥離箇所及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もの。2 つ目が「ファスナ結合方式」で、PSS のパネル結合方式を、接着方式から H-IIA ロケットにおいて実績のある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ものである。

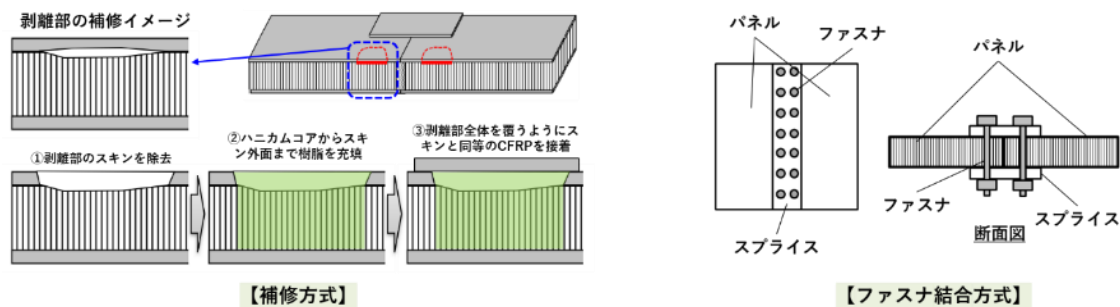


図 6.1.1-1 「補修方式」及び「ファスナ結合方式」の概要

初期剥離をなくした「補修方式」及び「ファスナ結合方式」はともに十分な強度余裕を確保することが可能であるということを前提に、両方式の技術的な成立性、質量等へのインパクト、実機反映計画等を検討し、対策方針を以下のとおりに決定した。

- ・ 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、6 号機（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
(※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。

表 6.1.1-1 対策方針

ミッション	PSS への対策
6 号機（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

なお、PSS 内部に製造工程で生じた剥離のうちスプライス下に生じた剥離（詳細は 5.2.4 項及び 5.4 項を参照）は、発生部位が限定される比較的小さな剥離であり進展のリスクが低いことから、8 号機打上げ失敗の原因で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こととした。

6.1.2 「ファスナ結合方式」の設計結果と検証結果

「ファスナ結合方式」の設計結果を図 6.1.2-1 に示す。「ファスナ結合方式」は、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である。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する（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決定した。

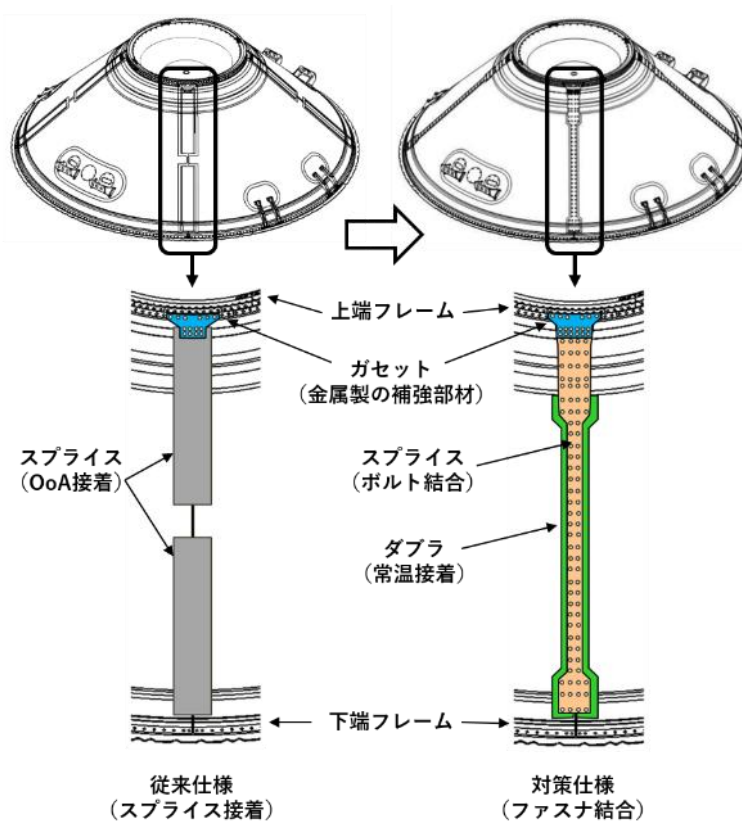


図 6.1.2-1 「ファスナ結合方式」の設計結果

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うことで、フライトに供することが可能と評価した。

- ・ 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、設計終極荷重及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。

6.1.3 「補修方式」の設計結果と検証結果

「補修方式」の設計結果を図 6.1.3-1 に示す。スプライス間は、剥離有無によらずスキン及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ラ（図 6.1.3-1 のダブラ 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ラの間を結合するためのダブラ（図 6.1.3-1 のダブラ 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。

げに成功した。6号機（30形態試験機）の概要及び打上げ結果は[参考2]を参照のこと。

6.2 直接原因に対する水平展開

6.2.1 水平展開の方針

8号機打上げ失敗の直接原因は、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、直接原因に対する水平展開及び背後要因分析を行った。背後要因分析の結果については「7. 背後要因分析」に後述する。

直接原因に対する水平展開は、以下の観点・対象に対し評価を行った。

- ・ 【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次構造及びエンジン／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。

CFRP／接着を有する構造体に対する評価結果について、PSS及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た。

6.2.2 フェアリングへの水平展開

次に、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調査した結果、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なかった。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。調査結果を図6.2.2-1に示す。

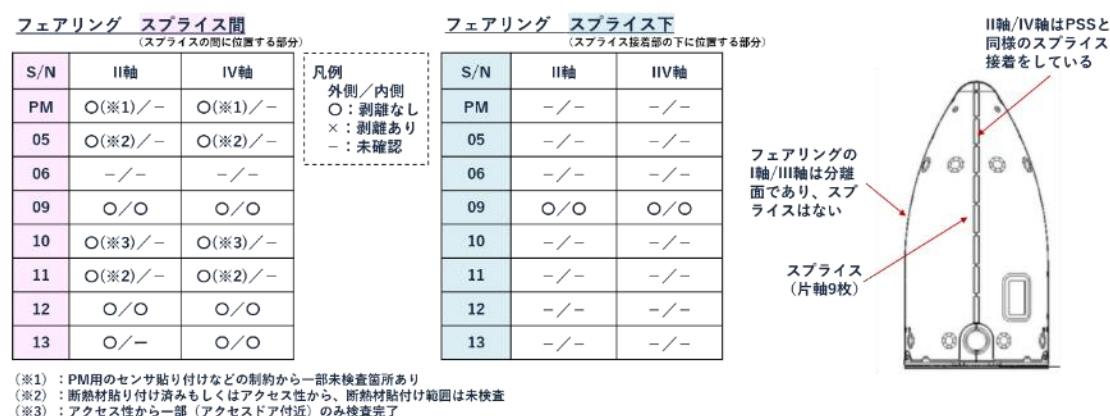


図 6.2.2-1 フェアリング調査結果

工程再現試験においてフェアリングのスプライス下に確認された小規模な剥離の発生メカニズムと、フライトへの影響評価は以下のとおりである。

- ・ 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た。
- ・ 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た。
- ・ 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。

よって、処置としては、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、フェアリングのスプライス部全体を追加点検し、剥離が生じている場所は補修を行うこととした（当面全数点検）。

なお、6 号機（30 形態試験機）用のフェアリングは、追加点検の結果、剥離は生じておらず補修は不要であった。また、フライト時の空力加熱に対する余裕を確保するために、スプライス部に追加の断熱処置を実施した。

6.2.3 PSS とフェアリング以外の新規要素への水平展開

より広範囲の水平展開として、以下の観点で新規に採用した要素（材料、製造技術）が、十分な要素試験や基礎データに基づき工程設計されているか確認した。

- ・ 水平展開の範囲
 - ・ H3 で導入した全ての新規要素（材料、製造技術）
（例：3D 造形、自動加工装置等）
 - ・ プライムの内作品及びパートナー製造品を問わず全てのサブシステム、コンポーネント
- ・ 水平展開の観点

新規要素の採用時には開発過程においてリスク識別と評価を実施しているものの、8号機の失敗と原因究明結果を受け、以下の観点を強化したうえで、有識者を含めた複数の目で製造工程の再確認を実施した。

 - ・ H3 で導入した新規要素による、その前後工程への影響評価
 - ・ 製造プロセスで工夫した工程による影響評価
 - ・ 認定試験後の点検内容の妥当性評価

その結果、追加で対策すべき事項は識別されなかった。一方で、製造品質の向上に資する改善事項を抽出しており、これに対しては継続的に品質向上活動として取り組むこととした。

7. 背後要因分析

今回の失敗の直接原因は、開発時に確立した衛星搭載アダプタ（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。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、背後要因分析を行った。

具体的には、2段階の分析を実施した。第1段階として、不具合事象が検出されないまま打上げに至った経緯について H3 ロケットの開発プロセスに潜在する技術的要因分析を行った（7.1 項）。次に、第2段階として、プロジェクトマネジメント、知識管理、リスク管理及び人材・能力といった H3 ロケットに限定しない組織全体の視点からの背後要因を分析した（7.2 項）。

分析結果から、上記管理項目は規定されたルールに基づき運用されていた一方、必要な検査項目の設定根拠となる潜在リスクの抽出における観点の整理・網羅の仕方に課題があると総合的に評価した（7.1.3 項及び 7.2.2 項）。

7.1 H3 ロケット開発プロセスに潜在する技術的要因の分析

7.1.1 要因特定のプロセス

「PSS 破壊に至る CFRP スキン/アルミハニカムコア間の剥離を打上げ前に検出できなかった」ことをトップ事象ととらえ、H3 ロケット開発プロセスに潜在する技術的要因を図 7.1.1-1 に示す手順により分析した。

PSS に剥離を生じたままフライトさせたことは単なる製造や検査の不備ではなく、開発を含めた複数の工程をすりぬけて発生したものである。したがって、製造フェーズ・開発フェーズのそれぞれの経緯に立ち戻り、「バリエーションツリー」を活用し問題点がどこにあったのかを識別し、識別した問題点に対して「なぜなぜ分析」を行い要因を抽出した。

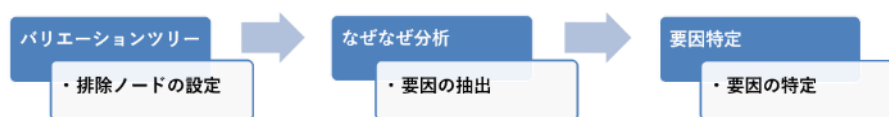
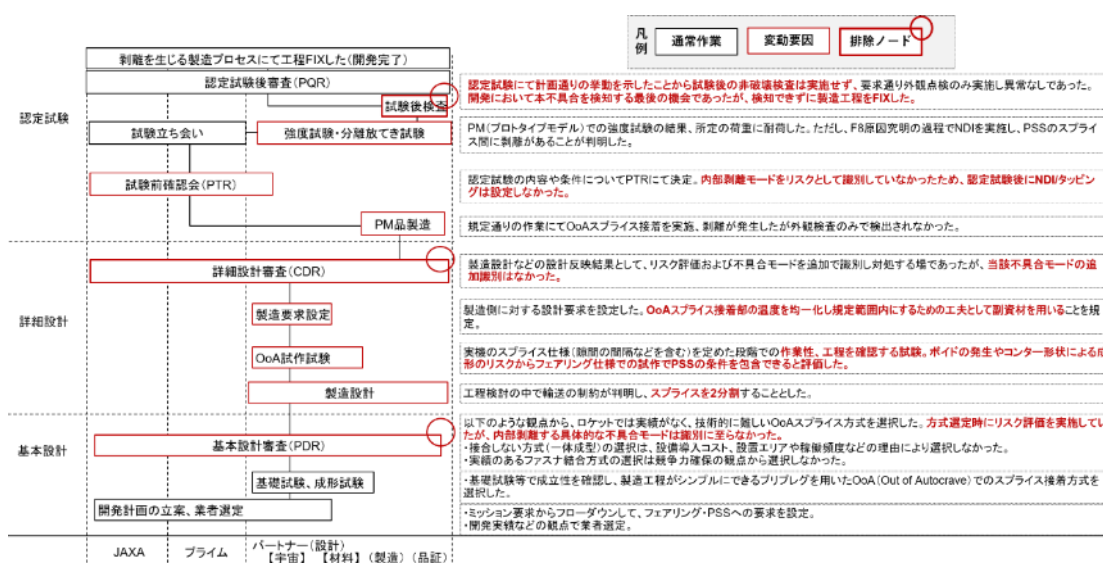


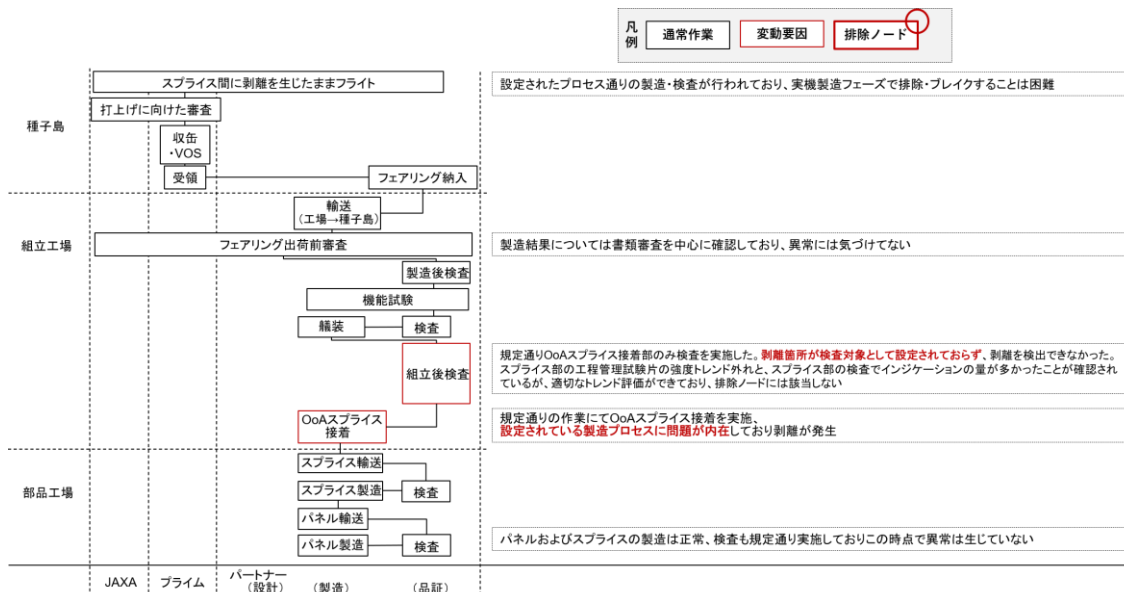
図 7.1.1-1 要因特定のプロセス

バリエーションツリー分析法（Variation Tree Analysis； VTA）は、従来どちらかといえばハードウェアを対象としていた FTA（Fault Tree Analysis）などの分析手法の欠点を補い、事象の関連を時系列的に記述することで事故の細部を検討しようとする事故の事例分析手法である。いわゆる「事象のチェーン」の流れを捉えて、事故や不具合の発生過程を記述する（JERG-0-018A：ヒューマンファクタ分析ハンドブック からの引用）。

通常通り行われた作業と、不具合が発生した（もしくはその要素が内在した）作業とを

バリエーションツリーによる分析の結果（図 7.1.1-2 及び図 7.1.1-3）、製造フェーズにおいては設定されたプロセス通りの製造・検査が行われており、実機製造フェーズで排除・ブレイクすることは困難であったと評価する。一方で、開発フェーズでは複数の過程において本事象と関連する仕様決定ポイントや検査ポイントを識別しており、これらのうち、本事象を排除すべきポイントを排除ノードとして識別した。





さらに、バリエーションツリーにおいて識別された問題に対して実施したなぜなぜ分析の結果を図 7.1.1-4 に示す。

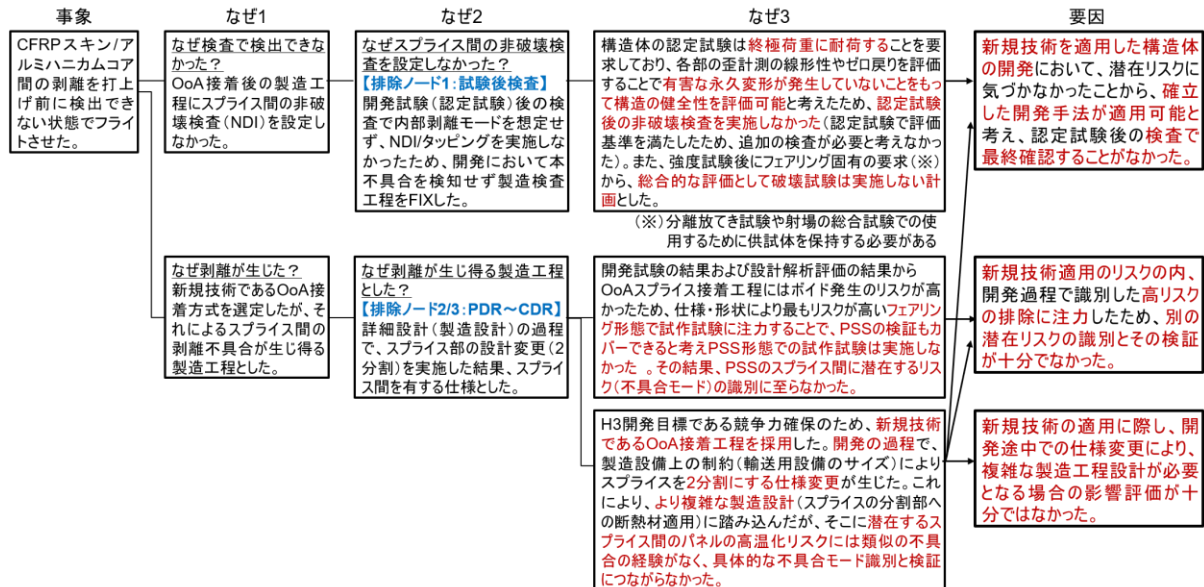


図 7.1.1-4 なぜなぜ分析の結果

7.1.2 H3 ロケット開発プロセスに潜在する技術的要因の特定

以上より、H3 ロケット開発プロセスに潜在する技術的要因を以下の 2 点に特定した。

(1) H3 ロケットの開発目標や製造設備の制約などから難易度の高い新規技術を採用することとなり、それに伴うリスク識別を実施していたが、他によりリスクが高いと考えた形態の試験で包含されると考え、PSS の本不具合モードの識別に至らなかった。

- 競争力確保のために新たに OoA スプライス接着を採用したため、FMEA や L.L. を活用して、成形済みのパネルを高温化することによる損傷リスクは識別していたが、内部剥離する具体的な不具合モードは識別できていなかった。
- その他にボイドの発生や PSS やフェアリングがコンター形状であることによる成形不良発生のリスクがより高いと識別された。上記で識別したリスクはフェアリングの試作試験 (製造工程を作り込むための設計フェーズの試験) で PSS の条件も包含可能と判断し、PSS としての試作試験を実施しなかった。
- 製造設備の制約でスプライスパッチの積層と OoA 接着工程を別工場で実施する必要からスプライスを 2 分割としたが、2 つのスプライスの端の温度もスプライス中央部と同程度とするためにスプライス間に断熱材をかぶせていた。結果的に 2 つのヒーターに挟まれた部分の局所的な高温化のリスクを識別できていなかったため、適切な対策を講じることができなかった。

(略語注)

FMEA : Failure Modes and Effects Analysis 故障モードの網羅的抽出と影響評価を行う手法

L.L. : Lessons Learned 「知識の継承」のため、過去のプロジェクトから抽出した教訓集

(2) 認定試験にて計画通りの挙動を示したことから試験後の非破壊検査は実施せず、また、強度試験後に供試体を別の試験に活用する必要があったことから、破壊試験を実施しない計画としており、開発プロセスを通じて本不具合を見抜くことができなかった。

- ・ パネル成型時の検査と接着後のスプライス部の検査の組み合わせにより、全体の健全性が確認可能と評価した。
- ・ 構造系開発で行う強度試験においては、構造体にかかる負荷と、それに対応して変化する各部の歪の量が比例関係にある（線形性がある）ことの確認や、負荷を除いた際に歪の量がゼロに戻ることを確認することで、有害な永久変形が発生していないと評価（構造の健全性を評価）することが一般的であり、PSS 開発時の強度試験でもこれらに問題がなかったことから、内部欠陥の検査を実施しなかった（ただし、これはロケット開発一般にあてはまる訳ではなく、例えばエンジン開発では切断検査を、電気系開発では機能点検を認定試験後に実施し、健全性を確認している。）。
- ・ 強度試験後に分離放てき試験等を実施する必要があるフェアリング開発の要求（耐荷後の機能検証や射場の総合試験での使用）から、供試体を保持する必要があり、総合的な判断として破壊試験は実施しない計画としていた。

7.1.3 再発防止策（ロケット開発における視点）

8号機の失敗では H3 ロケット開発時のリスク評価に不足している点があったことから、再発防止策としては、今後の部分的な改良開発（ブロックアップグレード）や新規ロケット開発に向けては、新規技術要素や変更要素に対して開発の初期段階や仕様変更時に開発全体を見渡し、リスクや不具合モードの識別を抜けなく実施し、必要な試作試験などを計画することが重要である。

ただし、大規模システムにおける開発初期段階でのリスク抽出は、熟練の技術者であっても「未知の未知（Unknown Unknowns）」を特定しなければならない非常に難易度が高いタスクである。机上検討の段階で、システム全体や製造工程全体を俯瞰して検討することには限界があるため、技術者の技術や経験則を体系的に引き出すためのトリガーとなるチェックリストの整備を進めると共に、今後のロケット開発においてブラッシュアップを継続する。なお、本チェックリストは、体系的となるようリスクカテゴリを設定し、過去の経験を一般化した上で広くチェックできる項目（例：新規製造工程における、その前後工程への影響評価（環境の影響を含む）、製造プロセスで工夫した工程による影響評価、認定試験後の点検内容の妥当性評価）を設定する予定である。

JAXA やメーカーにおける審査会の技術的な評価能力を一層強化する観点から、特に新規開発要素の多い開発項目については、実際の開発経験を有する専門家の参画を拡充し、第三者的視点での審査の強化や、技術的知見や経験則に基づくより多角的かつ実効的なチェックが行える体制に強化する。

さらに、開発プロセスをすり抜け、フライトにて不具合が顕在化することを防止するため、認定試験後の検査等（破壊試験による余裕の確認、非破壊検査や切断検査による内部状態の確認など）を確実に実施する。

7.2 組織全体の視点からの分析

7.2.1 組織的要因の分析

H3 ロケットの開発プロセスにおける要因特定結果を踏まえ、宇宙開発における特に重要となるプロジェクトマネジメント、知識管理、リスク管理、人材・能力に関して、組織全体の視点から分析を行った。

(a)プロジェクトマネジメント

JAXA では、審査会の進め方や独立評価体制の構築を含むプロジェクトマネジメントプロセスを組織としてルール化し、全プロジェクトに対して QCD（品質・コスト・スケジュール）の厳格な管理を実施している。審査会は、開発メーカーによる技術審査、JAXA プロジェクト事業部門における審査、ならびに JAXA 全体における経営審査と階層構造になっており、各審査会ではプロジェクトの人員に加え、専門技術や安全信頼性技術など多くの有識者が異なる視点で独立評価している。さらに、長年の宇宙開発で得た技術成果を蓄積・分析・評価し、標準化した共通技術文書（設計・工程・試験等の標準文書を含む）を適用することで、ミッションの信頼性や品質が担保されるよう開発を進めている。

上記ルールや共通技術文書に関しては、本不具合の事前回避の観点から、要求事項の充足性について再評価を行ったが、問題は確認されなかった。

また、H3 プロジェクトにおいて、設計審査、製造工程審査、フライト品の製造・検査、試験などがこれらのルールに基づき適切に実施されていることを確認した。加えて、本不具合との関係について再点検を行った結果、プロジェクトマネジメントの規定上に今回の事象を招いた不備は認められなかった。

(b)知識管理

不具合や再発防止策を含む知見は、タイムリーな各プロジェクトへの展開とともにデータベース化される。また、プロジェクトは開発フェーズごとの審査会でこれらを確認・評価し、必要に応じて開発計画へ反映することがルール化され、プロジェクト間、関連組織間で不具合情報を共有する仕組みも整備されており、

H3 プロジェクトでもこれらが順守されている。さらに最新の知識データベースの内容について詳細評価を行ったが、今回の事象に該当、または事象の発生回避に有効と考えられる過去の教訓は確認されなかった。これらのことから、今回の事象が知見の共有・参照の手順そのものに起因するものではなかったと評価している。

(c) リスク管理

プロジェクトでは製造前に適用技術の成熟度（TRL: Technology Readiness Level）を評価し、試作等により段階的に TRL を向上させ、打上げ前に TRL8（実機による実環境試験完了レベル）を達成する計画を立てる。また、外部環境の不確実性も含めてリスクを識別し、管理計画を策定する。本手順は H3 プロジェクトにも適用されており、スプライス接着時のパネル高温化リスクとリスク低減策としての温度管理の必要性も識別されていた。

しかしながら、開発初期段階において高温化リスク自体は識別されていた一方で、後工程で生じたスプライス 2 分割というコンフィギュレーション変更後における部分的な高温化の可能性については当時の知見や検討の範囲からは抽出・評価ができていなかった。このため、新規開発要素に対し、副資材の適用など新たな要素が加わった際に派生しうるリスクについて多面的・網羅的に展開してリスクを抽出する手法について、改善すべき課題があることが確認された。リスクは検査項目の必要性とも関連していることを踏まえ、今後のさらなる開発確実化に向け、リスクの技術的な評価能力の強化や、リスク識別の観点をより体系的に整理・活用することが、組織的に強化すべきポイントと評価している。

(d) 人材・能力

プロジェクトメンバー（メーカ含む）及び設計・製造・試験・品質管理を担うエンジニアに対し、必要な技術力を維持・向上するための教育・研修プログラムが整備され、マネジメント研修や専門技術研修を継続的に実施している。本不具合を踏まえ取組状況を確認した結果、プロジェクトメンバー等はこれらの教育・研修プログラムを適切に受講していることを確認した。また、人材育成または技術力維持上の制度的不備は認められなかった。

一方で、開発中の審査や確認において、想定すべき観点を体系的に整理し、より多角的なリスク評価（インタフェース先を含む全体のリスク、設計/製造/試験といった全工程でのリスク、熱/構造等の複合分野の境界条件でのリスク等に配慮する視点に立っての評価）を行ってれば、潜在リスクを打上げ前に抽出できた可能性がある。こうした可能性を高めるために、技術者の経験や見識を効果的に引き出していくことが課題である。また、本知見をデータベース化し関係者へ周知するとともに、プロジェクトメンバーや評価者に対する継続的な教育・研修を

通じてさらなる開発の確実化を図ることが重要であり、組織として取り組むべきポイントと評価している。

7.2.2 再発防止策（組織全体の視点）

H3 ロケット 8 号機の打上げ失敗に係る直接的な対策については、安全・信頼性推進部から信頼性技術情報（件名：衛星搭載アダプタ（PSS）破損に伴う衛星軌道投入失敗（CRA-26001））を発行し、関係各社及びプロジェクトに展開した。今後は JAXA、関係各社にて同様の不具合が内在していないことを各プロジェクトの審査会にて確実に確認していく。

新規技術採用に際し、初期の開発時点で十分に見える化できなかったリスクについてはその後の製造、試験で課題が発現しない場合、審査会等において抽出することは難しくなる傾向にあると分析している。これまでの本不具合の原因究明、再発防止対策に関する検討状況も鑑み、以下を Lessons Learned 案として JAXA 内の知識共有システム（LINKS: Lessons, Intelligence and Knowledge Sharing System）に追加することを検討している。

さらに本 Lessons Learned については社内の研修等にも取り込み、全社的な周知徹底を図る方針で準備を進めている。

2026/7/6 第 64 回調査・安全小委員会報告時点 Lessons Learned 案

新規技術を採用する際は、開発初期段階で以下のリスク評価・対策及び開発中のフォローを確実に実施すること。

1. **部位の抽出：**新規技術がインタフェースする全ての部位を網羅的に抽出すること。
2. **耐性評価：**各部位に対し、「組立」「製造」「試験」の各工程で加わる熱的・機械的・電氣的ストレス（ばらつきを含む不確定性を考慮した最悪ケースを考慮）への耐性を評価すること。
3. **リスク評価と対策検討：**評価結果に基づき、許容値内の場合においても、成立条件（マージン含む）とその妥当性見える化し、関係者間での共有を十分に行うこと。また、許容値を超えるリスクに対しては、設計変更や工程改善等の対策を行うこと。
4. **開発中のフォロー：**開発の進捗に伴い、コンフィギュレーション変更がある場合、想定していない非線形や不連続部分が生じ、ストレス範囲やレベルが成立条件外となり、リスクが顕在化する可能性がある。開発全般にわたり、耐性評価時のリスクと成立条件については十分にウォッチしつつ、必要に応じて成立条件の再評価を行うこと。さらに、その影響が懸念される場合は検査での確認を基本とし、検査は当該部位まで十分に行うこと。

※本内容は Lessons Learned 案であるため、JAXA 内知識共有システム（LINKS）に実際に登録される情報とは異なる場合がある。

8. H3 ロケット 8 号機原因究明の体制と宇宙開発利用部会 調査・安全小委員会等への報告状況

8.1 H3 ロケット 8 号機原因究明の体制

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行った。JAXA 内の衛星有識者に加え、みちびき 5 号機関係機関の協力を得て実施した。

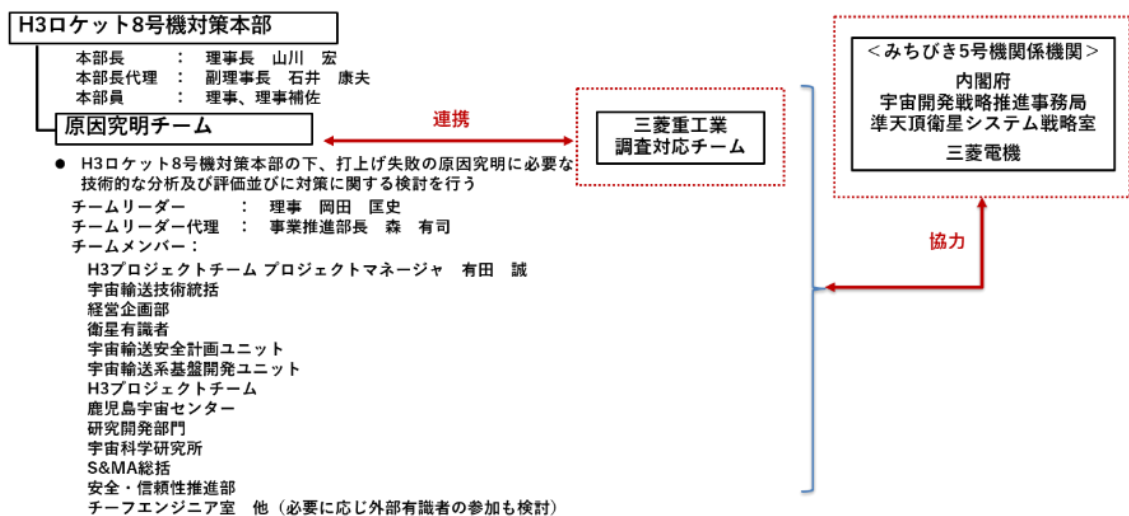


図 8.1-1 H3 ロケット 8 号機原因究明の体制（2026/4/13 時点）

8.2 宇宙開発利用部会 調査・安全小委員会等への報告状況

JAXA での原因究明作業等は、専門的見地から独立した目で調査審議を行う文部科学省の宇宙開発利用部会 調査・安全小委員会への報告と、同小委員会での調査検討を受けながら実施した。

また、文部科学省の宇宙開発利用部会では、同小委員会への報告内容を踏まえ、H3 ロケットの開発の進め方を審議いただいた。

表 8.2-1 宇宙開発利用部会 調査・安全小委員会等への報告状況（2026/7/15 時点）

開催日	会議名称	主な内容
2025/12/23	第 101 回 宇宙開発利用部会 第 57 回 調査・安全小委員会 (合同開催)	打上げ結果の確認。
2025/12/25	第 58 回	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

	調査・安全小委員会	握。
2026/1/20	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。
2026/2/4	第 102 回 宇宙開発利用部会	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）実施が妥当であることを評価。
2026/2/25	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）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。
2026/3/24	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。
2026/4/13	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。
2026/4/21	第 63 回 調査・安全小委員会	これまでの調査検討を踏まえ、中間報告書を取りまとめ。
2026/4/22	第 105 回 宇宙開発利用部会	「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」を宇宙開発利用部会として決定。
2026/6/12	（参考）H3 ロケット 6 号機（30 形態試験機）打上げ	
2026/7/6	第 64 回 調査・安全小委員会	6 月 12 日に打ち上げた H3 ロケット 6 号機で取得した追加データにより、PSS の補修結果と強度設計手法並びに特定された直接要因の妥当性を確認。背後要因についてはロケット開発と組織体制のそれぞれの観点から分析を行い、リスク識別の手法と、試験検証の網羅性に関する課題を抽出。第三者視点での審査やチェック体制の強化、効果的なチェックリストの整備、認定試験後の検査の見直しなどとともに、今回の事案を Lessons Learned として JAXA 内全体に周知徹底することを再発防止策として検討。

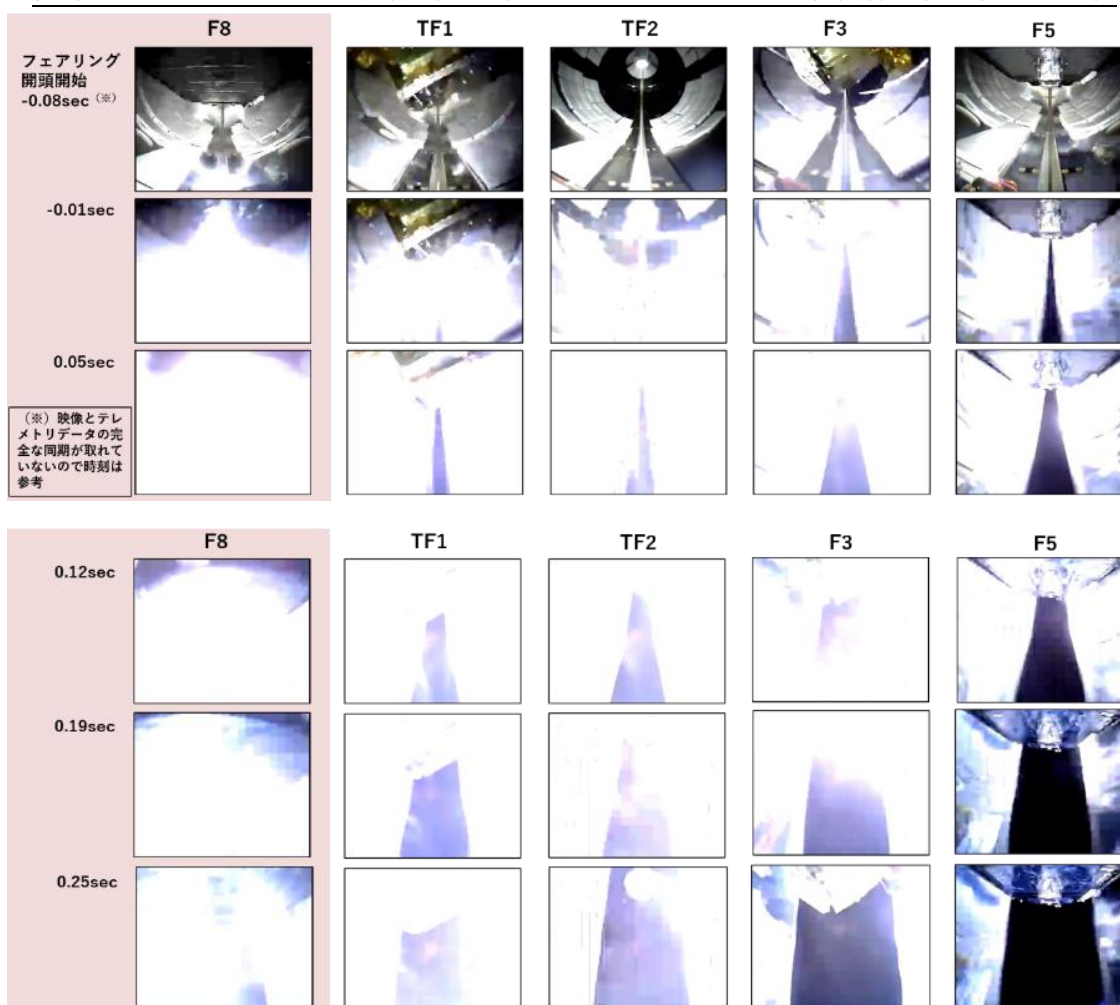
[参考 1] ロケット搭載カメラの画像（衛星フェアリング分離時の全フレーム画像）

ロケット搭載カメラの画像について、衛星フェアリング分離時に取得された全フレームの連続画像と、他号機との比較を参考図 1-1 に示す。

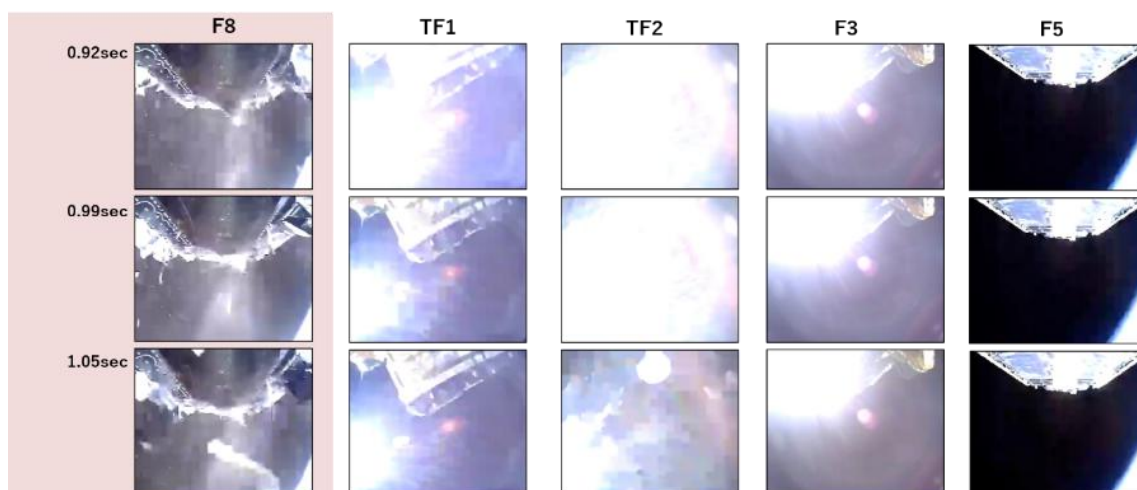
衛星フェアリング開頭後、カメラの特性から太陽光の反射による白飛びが過去号機にも発生しているが、過去号機は衛星フェアリングの分離面から外部が識別できていたのに対し、H3 ロケット 8 号機では全面的白飛びが継続していることが特徴的であった。

なお、過去号機では、衛星フェアリング開頭により太陽が画角に入り白飛びしているケースがある（TF1：0.65sec 以降、TF2：0.72sec 以降、F3：0.39sec 以降）。

参考図 1-1 フェアリング分離時に取得された全フレームの連続画像と他号機との比較



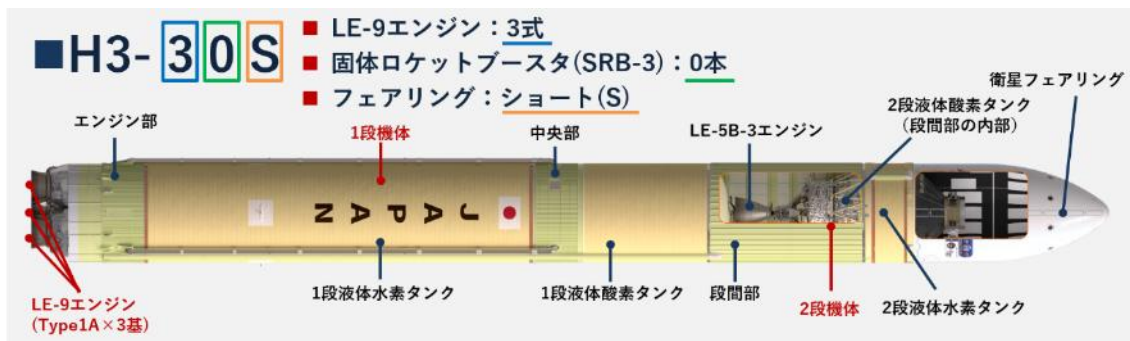




【参考 2】 H3 ロケット 6 号機（30 形態試験機）の概要及び打上げ結果

【H3 ロケット 6 号機（30 形態試験機）の概要】

- ・ 固体ロケットブースタを装着せず、3 基の液体ロケットエンジン（LE-9 エンジン）のみでリフトオフする日本では初めての大型液体ロケット。
（参考）飛行実績のある 22 形態／24 形態は、[22 形態]LE-9 エンジン 2 機と固体ロケットブースタ（SRB-3）2 本／[24 形態] LE-9 エンジン 2 基と固体ロケットブースタ（SRB-3）4 本の第 1 段でリフトオフする。
- ・ 8 号機の失敗を受けて、補修方式の対策を施した PSS を搭載して打上げを実施。
- ・ 原因究明の評価を裏付け、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取得を実施。



参考図 2-1 H3 ロケット 6 号機（30 形態試験機）の概要

【H3 ロケット 6 号機（30 形態試験機）のフライト結果】

- ・ 打上げ日時
 - ・ 打上げ日 : 2026 年 6 月 12 日（金）
 - ・ 打上げ時刻 : 9 時 53 分 59 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
- ・ 搭載衛星と投入軌道
 - ・ ペイロード：性能確認用ペイロード（VEP-5：Vehicle Evaluation Payload-5）1 基
 - 小型副衛星（PETREL） 1 基
 - 小型副衛星（STARS-X） 1 基
 - 小型副衛星（BRO-22） 1 基
 - 小型副衛星（VERTECS） 1 基
 - 小型副衛星（HORN-L） 1 基
 - 小型副衛星（HORN-R） 1 基
 - ・ 投入軌道： 太陽同期軌道（SSO）

- ・ 打上げシーケンス：計画通り。

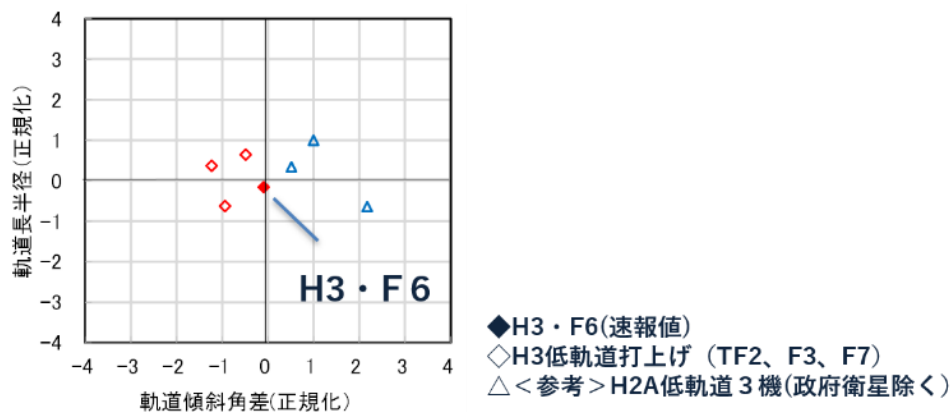
事象	フライト結果	予測値	差
	経過秒	経過秒	(結果-予測) 秒
(1) リフトオフ	0	—	—
(2) 衛星フェアリング分離	192	192	0
(3) 第1段エンジン燃焼停止 (MECO)	214	214	0
(4) 第1段・第2段分離	222	223	-1
(5) 第2段エンジン第1回推力上がり (SEL11)	234	235	-1
(6) 第2段エンジン第1回燃焼停止 (SECO1)	903	907	-4
(7) PETREL/STARS-X分離	964	968	-4
(8) BRO-22分離 ※1	1336	1338	-2
(9) VERTECS分離 ※1	1634	1638	-4
(10) HORN-L分離 ※2	1714	1718	-4
(11) HORN-R分離 ※2	1794	1798	-4
(12) 第2段軌道離脱燃焼開始 (SEL12)	6291	6294	-3
(13) 第2段軌道離脱燃焼停止 (SECO2)	6309	6312	-3

※1：周回後のテレメータデータにより分離信号を確認した結果を反映。
※2：VERTECS分離時刻にシーケンサによる分離信号発出タイミングを考慮した推定値。

参考図 2-2 H3 ロケット 6 号機 (30 形態試験機) の打上げシーケンス (速報)

- ・ 衛星分離の状況及び投入軌道：

テレメトリデータ及び搭載カメラの映像などから小型衛星 6 基の分離を確認。また、計画通りの軌道に衛星を投入した。



参考図 2-3 投入軌道誤差 (低軌道打上げ：H-IIA F37 で正規化)