

H3 ロケット試験機 1 号機

打上げ失敗の原因究明に係る

報告書

2023 年 10 月 26 日

国立研究開発法人 宇宙航空研究開発機構

H3 ロケット試験機 1 号機原因究明チーム

はじめに

宇宙航空研究開発機構は、2023年3月7日10時37分55秒（日本標準時）に、種子島宇宙センターから先進光学衛星「だいち3号」（ALOS-3）を搭載したH3ロケット試験機1号機の打上げを行った。

第1段エンジンの燃焼、1/2段分離まで計画通り飛行していたが、第2段エンジンが着火しなかったことにより、所定の軌道に投入できる見込みがないことから10時51分50秒にロケットに指令破壊信号を送出した。

なお、指令破壊後の破片は、予め計画された第1段落下予想区域内に落下したと解析している。

この事態を受けて、宇宙航空研究開発機構は、即日H3ロケット試験機1号機対策本部の設置、およ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。

内容

1. H3 ロケットの概要と開発経緯.....	5
1.1 H3 ロケットの概要.....	5
1.2 H3 ロケットの開発体制.....	6
1.3 H3 ロケットの2段エンジン・電気系システムの概要.....	7
1.3.1 H3 ロケットの2段エンジン (LE-5B-3).....	7
1.3.2 H3 ロケットの電気系システム.....	8
1.3.3 H3 ロケット2段エンジン着火シーケンス.....	10
2. H3 ロケット試験機1号機の概要.....	11
2.1 H3 ロケット試験機1号機の搭載ペイロード.....	11
2.2 H3 ロケット試験機1号機の飛行計画.....	13
3. H3 ロケット試験機1号機の打上げ結果.....	14
3.1 打上げシーケンス.....	14
3.2 飛行経路.....	14
4. フライトでの発生事象の整理.....	16
4.1 SEIG 近傍のテレメータデータ確認状況.....	16
4.2 時系列の詳細検討.....	18
5. 異常事象の原因検討.....	20
5.1 テレメータデータに基づく故障の木解析 (FTA: Fault Tree Analysis).....	20
5.1.1 H3 ロケット試験機1号機フライト品の製造記録の確認結果.....	22
5.1.2 再現試験.....	24
5.1.3 システムレベルの試験.....	28
5.2 故障シナリオの検討.....	31
5.2.1 H-IIA ロケット共通要因.....	31
5.2.2 H3 ロケット固有要因.....	39
5.3 検討の網羅性確認.....	44
5.3.1 調圧回路の電圧制御不安定性に関する検討.....	44
5.3.2 PSC2 系統の過電流の FTA.....	45
5.3.3 異なる視点からの確認結果.....	46
5.3.4 全事象の網羅性.....	47
6. 是正対策.....	48
6.1 直接要因への対応.....	48
6.1.1 対策.....	48
6.1.2 システム検証.....	53
6.1.3 H-IIA ロケットへの水平展開.....	54
6.2 背後要因分析・対策.....	55
6.2.1 H3 ロケット試験機1号機不具合事象の背後要因.....	55
6.2.2 背後要因の対策.....	56
6.3 信頼性向上の取り組み.....	57

6.3.1 H3 ロケットの計測データ充実化.....	57
6.3.2 H3 ロケットの冗長切り替えロジック改善.....	58
6.3.3 ロケット電気系開発の強化.....	59

1. H3 ロケットの概要と開発経緯

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、重さの衛星を打上げることを可能とする。

H3 ロケットの外観図を図 1.1-1 に、機体諸元を表 1.1-1 に示す。

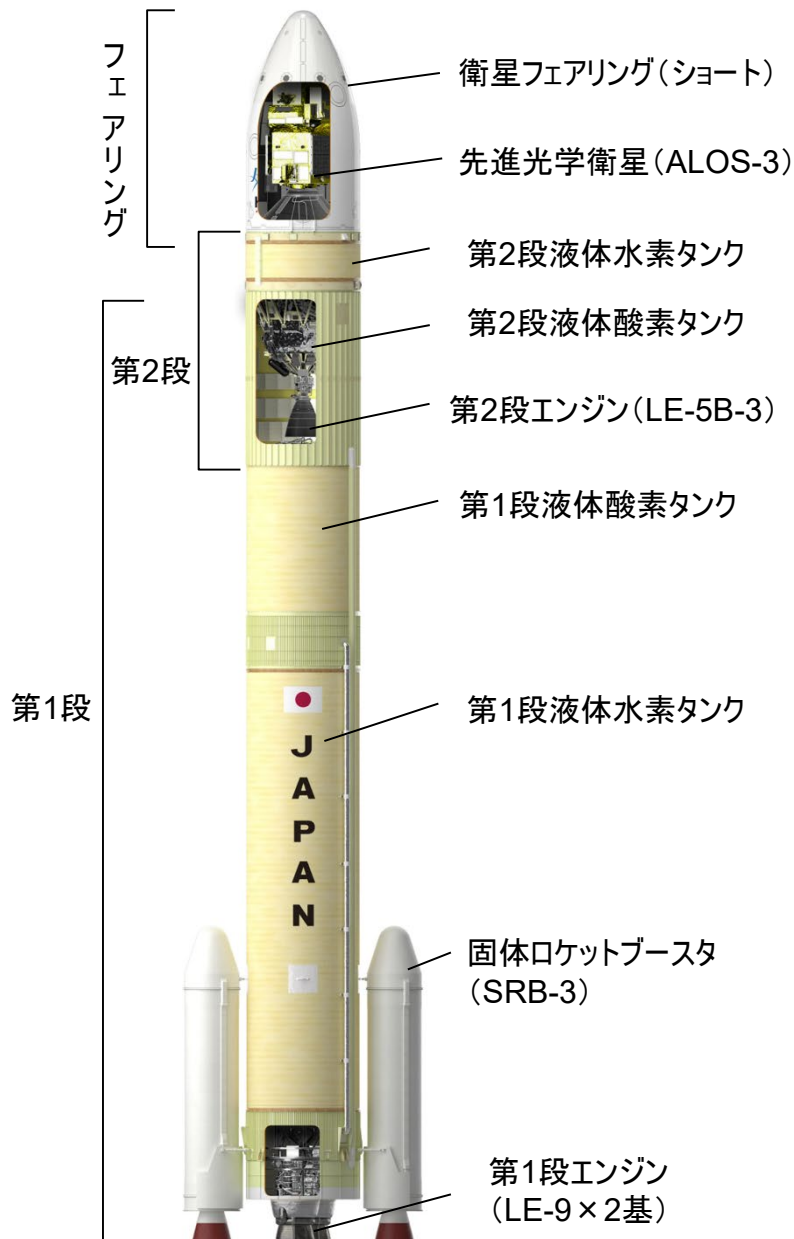


図 1.1-1 H3 ロケット外観 (22 形態)

表 1.1-1 機体諸元

全段				
名称	H3 ロケット試験機 1 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 (22 形態)				
	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)	225.7	134.4 (2 本分)	24.6	-
推力※1 (kN)	約 2942(2 基分)	約 4600(2 本分)	約 137	-
燃焼時間 (s)	約 300	約 110	約 694	-
推進薬種類	液体水素/液体 酸素	コンポジット推 進薬	液体水素/液体 酸素	-
推進薬供給方式	ターボポンプ	-	ターボポンプ	-
姿勢制御方式	ジンバル	-	ジンバル ガスジェット装 置	-
主要搭載電子装 置	誘導制御系機器	-	誘導制御系機器 電波航法機器 テレメータ送信 機 指令破壊装置	-

※1：真空中 固体モータは最大推力で規定

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、および地上設備を担当し、早期の打上げサービス化を見据えた体制で開発を進めている。

1.3 H3 ロケットの2段エンジン・電気系システムの概要

1.3.1 H3 ロケットの2段エンジン (LE-5B-3)

2段エンジン (LE-5B-3) は、H-IIA ロケット用2段エンジン (LE-5B-2) に対して性能および寿命の向上を図る改良型である。その実現のため、燃焼室を冷却したあとの高温水素ガスとポンプから直接供給される低温の液体水素を混合させる「ミキサー」と呼ばれる配管と、液体水素ターボポンプ (FTP: Fuel Turbo Pump) のタービンの改良を行った。

その他、開発費とリスクを極力増加させない範囲で信頼性向上・部品枯渇対策等を目的とした各コンポーネントの改良を行った。尚、エンジンの制御系搭載機器にはエンジンバルブの開閉を制御するエンジン・コントロール・ボックス (ECB: Engine Control Box) や、点火器 (エキサイタ) を制御するニューマティック・パッケージ (PNP: Pneumatic Package) が搭載されているが、H-IIA ロケットと基本的に同等である。

LE-5B-3 の外観・改良点を図 1.3-1 に、主要諸元を表 1.3-1 に示す。

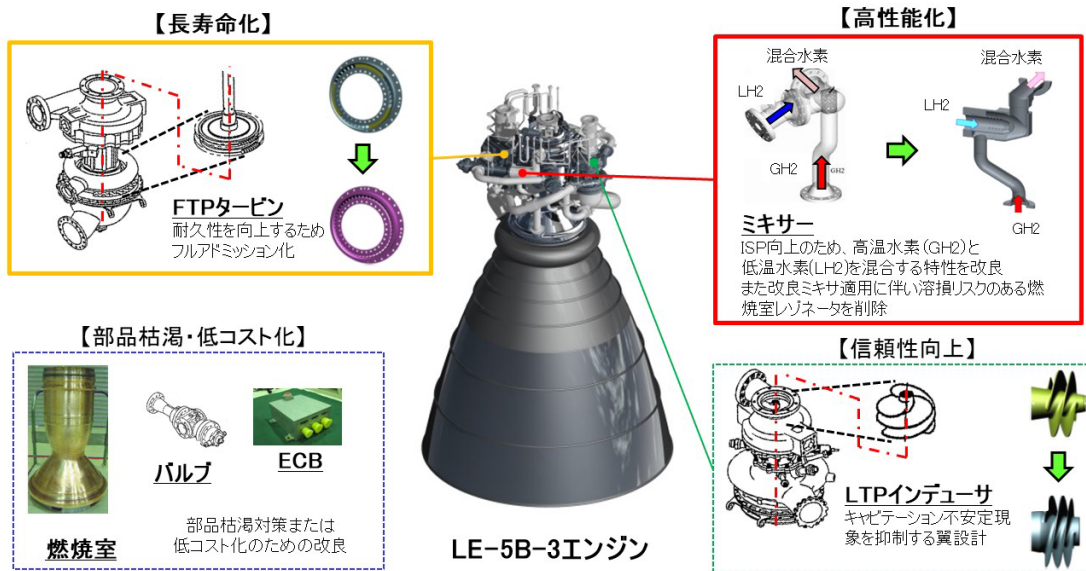


図 1.3-1 LE-5B-3 エンジンの概要

表 1.3-1 LE-5B-3 主要諸元

真空中推力	137kN
エンジン混合比	5
真空中比推力	448 秒
エンジンサイクル	エキスパンダブリードサイクル
推進剤	LH2/LOX
膨張比	110
LH2 ターボポンプ駆動ガス温度	約 400K
LH2 ターボポンプ回転数	約 52,000 回転/分
LOX ターボポンプ回転数	約 18,000 回転/分

1.3.2 H3 ロケットの電気系システム

電気系とは、ロケットの姿勢制御を行うためのセンサや計算機、地上との通信機器等を指す。H3 ロケットにおいては、高い信頼性を低コストで実現するため、機器更新等を容易に行えるよう制御機能を分散させ、機器間をネットワークで接続する構成とした。また、放射線試験による耐性評価を踏まえ、他の宇宙部品と同等のプロセスの品質保証を経て各電気・電子機器には民生部品（航空機用・自動車用部品）を最大限活用した。

各電気・電子機器は、試作試験モデル（BBM: Bread Board Model）による成立性の確認、地上試験モデル（EM: Engineering Model）における検証を行い、開発を進めてきた。H3 ロケットの制御系ネットワークの概略を図 1.3-2 に示す。

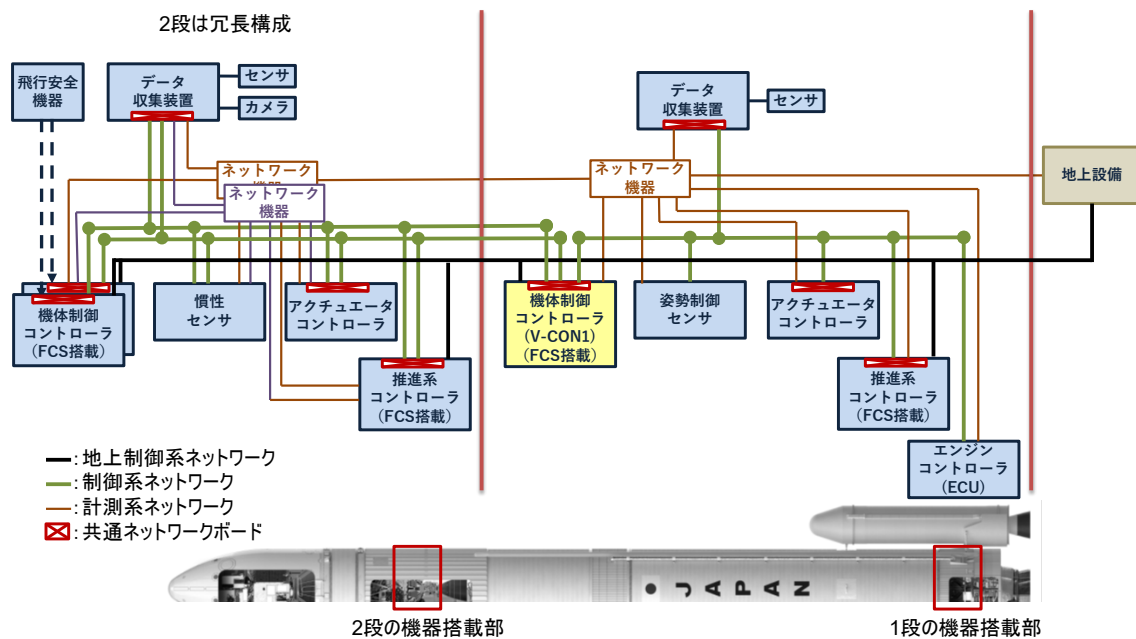


図 1.3-2 H3 ロケットの制御系ネットワーク概略

H3 ロケット電気系では、信頼度、質量、コスト等のバランスを取り1段電気系はシングルに、2段電気系について独立二重冗長設計を採用している。本設計に関する要点を以下に示す。

(1) アクティブ冗長設計の採用

ロケットは飛行中のイベント制御等をリアルタイムかつ確実に処理する必要があるタイムクリティカルなシステムである。このことから、飛行中の各信号処理を取りこぼすことがないように、A系/B系が常に動作するアクティブ冗長設計を採用した。

(2) シングル設計要素とのインタフェース

2段電気系は独立二重冗長を採用したが、ロケット内には二重冗長になっていないシングル設計要素が存在する（LE-5B-3 エンジン等）。二重冗長設計部分とシングル設計部分とのインタフェースについては、以下2つの考え方を採用した。

① 並列冗長

冗長切替時の瞬間的な電力供給異常や制御信号の抜けがミッションフェイルに繋がるものについては、並列冗長設計（A系/B系の双方の出力をOR結合する）とした。並列冗長ではA系/B系がそれぞれについて正常性を判断し、異常が検知された場合はその系の出力を速やかに停止（フェイル・サイレント）することにより、残されたもう一方の系での制御が正常に継続できるように構成した。

今回事象が発生したエンジン駆動電源供給系統については図 1.3-3 に示すように並列冗長が採用されている。

② 待機冗長

冗長切替時に瞬間的な制御信号の抜けなどがあっても即ミッションフェイルに直結しないものについては、待機冗長（初期状態ではA系が制御権を握り、A系が異常になった場合のみB系に制御権が移る）とした。なおこの設計では、B系で異常が検知されてもB系からA系に制御権を戻すことはせず、B系が可能な限り機能を維持する。

今回事象が発生した系統ではないが、エンジンのジンバル（推力方向）制御やガジェットスラスト制御等には待機冗長が採用されている。

(3) 2段エンジン駆動電源系統への待機冗長適用について

2段エンジン駆動電源系統に対しては上記のうち並列冗長設計が採用されており、B系電源で異常が検知された場合においてもA系と同様の機能遮断が行われる。本件につき、B系電源で異常検知した場合も電源供給を継続する（エンジン駆動電源系統の待機冗長化）という設計は、B系が先に故障してしまった場合に異常電圧・電流を下流機器に印加してしまうという点で採用していない。

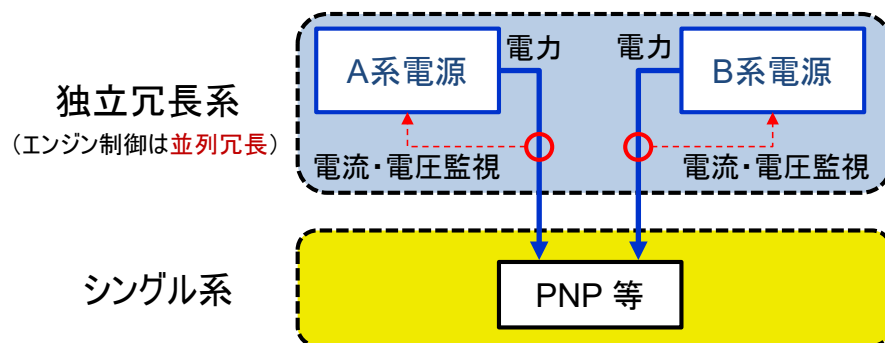


図 1.3-3 エンジン駆動電源系統の冗長系統図

1.3.3 H3 ロケット 2 段エンジン着火シーケンス

H3 ロケットの 1 段エンジンの燃焼停止後に、1/2 段機体分離が行われる。その後、1/2 段分離を検知した後、機体側から 2 段エンジンへ着火指示（SEIG：Second Stage Engine Ignition）を送り、2 段エンジン側で SEIG を受信する。2 段エンジン着火シーケンスの基本動作を以下に、系統図を図 1.3-4 に示す。

- ・ V-CON2A/V-CON2B：2 段機体制御コントローラ。ロケットの飛行制御を司る計算機。自身の位置・速度・姿勢情報をもとにエンジン制御・ガスジェット制御・エンジン舵角制御等の機体制御信号を生成し、各サブシステムコントローラへ指示を行う。
- ・ PSC2A/PSC2B：2 段推進系コントローラ。V-CON2 からの指示を受け、タンク圧制御、エンジン制御、ガスジェット制御等の推進系サブシステム制御を行う。
- ・ ECB：エンジン・コントロール・ボックス。エンジンの始動停止時にバルブの開閉タイミングを決定する制御装置。
- ・ PNP：ニューマティック・パッケージ。エンジンバルブ駆動用ヘリウムガスの供給や点火器エキサイタスパークプラグの駆動を制御する装置。
- ・ ソレノイド：エンジンバルブの各バルブの駆動に必要なヘリウムガスを供給する電磁弁。
- ・ エキサイタ：エンジン点火器のスパークプラグ。

<基本動作>

1. 2 段機体制御コントローラ（V-CON2A/2B）が 1 段/2 段分離を検知
2. その後、2 段推進系コントローラ（PSC2）へ 2 段エンジンの着火信号（SEIG）を出力
3. PSC2 はそれを受けて 2 段エンジン・コントロール・ボックス（ECB）へ SEIG を出力
4. ECB が SEIG を受けた後、ニューマティック・パッケージ（PNP）に駆動を指示
5. PNP は指示に基づき、各エンジンバルブおよび点火器のエキサイタスパークプラグを駆動

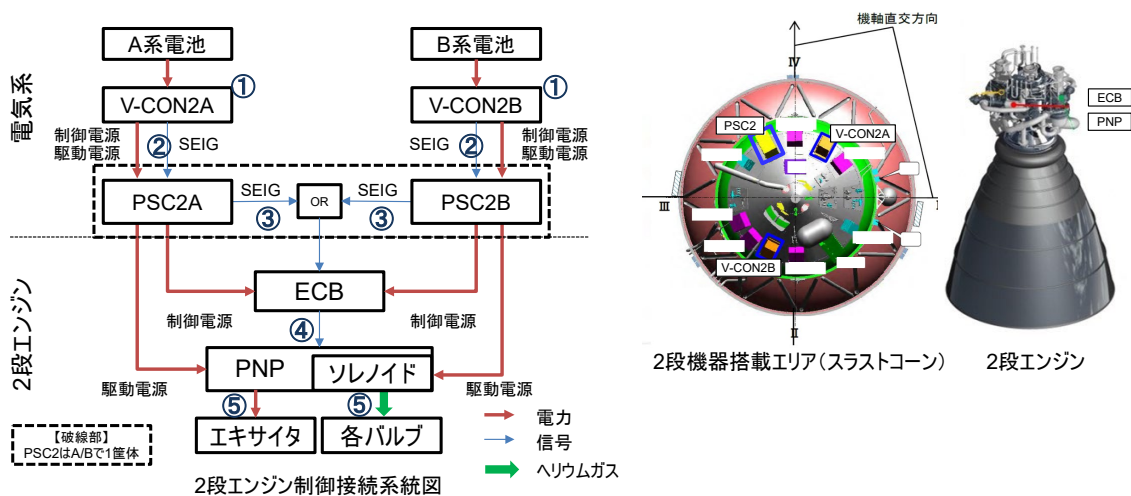


図 1.3-4 2 段エンジン着火シーケンス系統図

1.3.4 H3 ロケットと H-IIA ロケットの電気系統の違い

H3 ロケットおよび H-IIA ロケット 2 段エンジンの制御接続系統図を図 1.3-5 に示す。H3 ロケットでは 1.3.2 項に示す通り、第 2 段の制御系を冗長構成 (A 系/B 系) とする考え方を採用している。H-IIA ロケットの機器はシングル構成であるが、機器間のラインを冗長にしている。

また、H3 ロケットでは PSC2A/B で電圧・電流の異常を検知して切替えを行うのに対し、H-IIA ロケットの電力分配器 (PDB2: Power Distribution Box) に下流機器の電圧・電流の異常検知機能はない。ECB を含めた下流の系統は同一設計となっている。

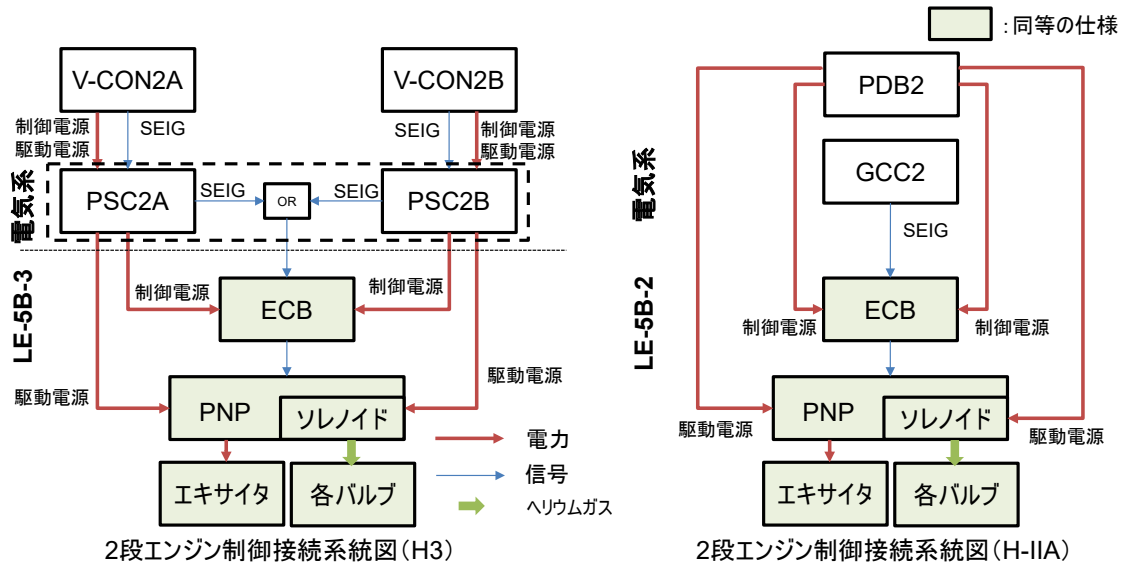


図 1.3-5 H3 ロケット/H-IIA ロケット 2 段エンジン制御接続系統図

2. H3 ロケット試験機 1 号機の概要

2.1 H3 ロケット試験機 1 号機の搭載ペイロード

H3 ロケット試験機 1 号機は、先進光学衛星「だいち 3 号」(ALOS-3) を搭載。

JAXA が開発する「だいち 3 号」は、陸域観測技術衛星「だいち」(2006~2011 年) の光学ミッションを引き継ぐ地球観測衛星で、陸域観測技術衛星「だいち」で獲得したセンサ技術を発展させた広域かつ高分解能撮像が可能な光学センサにより、分解能 1m 以内で日本本土の高頻度観測を実施する予定であった。ALOS-3 の主要諸元および形状を表 2.1-1 および図 2.1-1 に示す。

表 2.1-1 だいち 3 号主要諸元

名称	先進光学衛星 (ALOS-3)
構造	サイズ：約 5.0m×約 16.5m×約 3.6m (太陽電池パドル展開時) 重量：約 3 トン
予定軌道 (運用時)	種類：太陽同期準回帰軌道 軌道高度：約 669km 軌道傾斜角：約 98.1 度 周期：約 98 分
ミッション機器	○広域・高分解能センサ ・パングロマチックバンド(白黒) 観測波長帯：0.52~0.76 μ m 地上分解能：0.8m 観測幅：70 km ・マルチバンド(カラー) 観測波長帯：0.40~0.89 μ m 地上分解能：3.2m 観測幅：70 km ○衛星搭載型 2 波長赤外線センサ
設計寿命	7 年



図 2.1-1 だいち 3 号外観

2.2 H3 ロケット試験機1号機の飛行計画

H3 ロケット試験機1号機は、だいち3号を搭載し、種子島宇宙センター大型ロケット第2射点より打上げ後まもなく機体のピッチ軸を方位角90.8度へ向けた後、表2.2-1に示す所定の飛行計画に従って太平洋上を飛行し、約16分57秒後に高度約675km、軌道傾斜角98.1度の太陽同期準回帰軌道でALOS-3を分離する計画であった。

H3 ロケット試験機1号機の飛行計画を図2.2-1に示す。

表2.2-1 H3 ロケット試験機1号機の飛行計画

打上げ後経過時間 (秒)	事象
0	リフトオフ
116	SRB-3分離
211	衛星フェアリング分離
296	主エンジン燃焼停止 (MECO)
303	第1段・第2段分離
315	第2段エンジン第1回推力立ち上がり (SELI1)
982	第2段エンジン第1回燃焼停止 (SECO1)
1002	ALOS-3分離

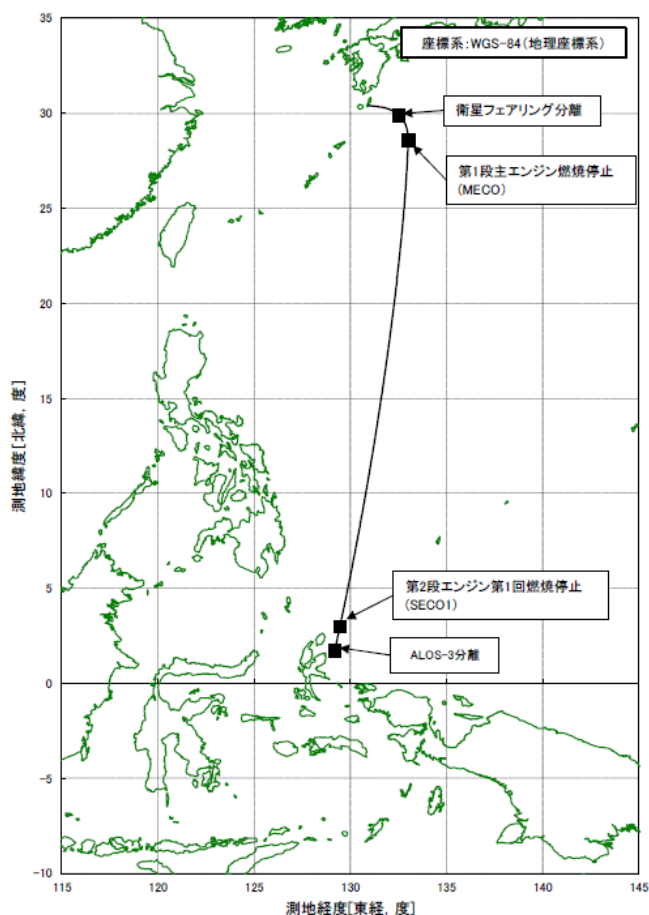


図2.2-1 H3 ロケット試験機1号機の飛行計画

3. H3 ロケット試験機 1号機の打上げ結果

3.1 打上げシーケンス

2023年3月7日10時37分55秒(日本標準時)に、H3 ロケット試験機 1号機を打ち上げた。第2段エンジンが着火しなかったことにより、所定の軌道に投入できる見込みがないことから10時51分50秒にロケットに指令破壊信号を送出し、打上げに失敗した。

打上げ結果を図 3.1-1 に示す。

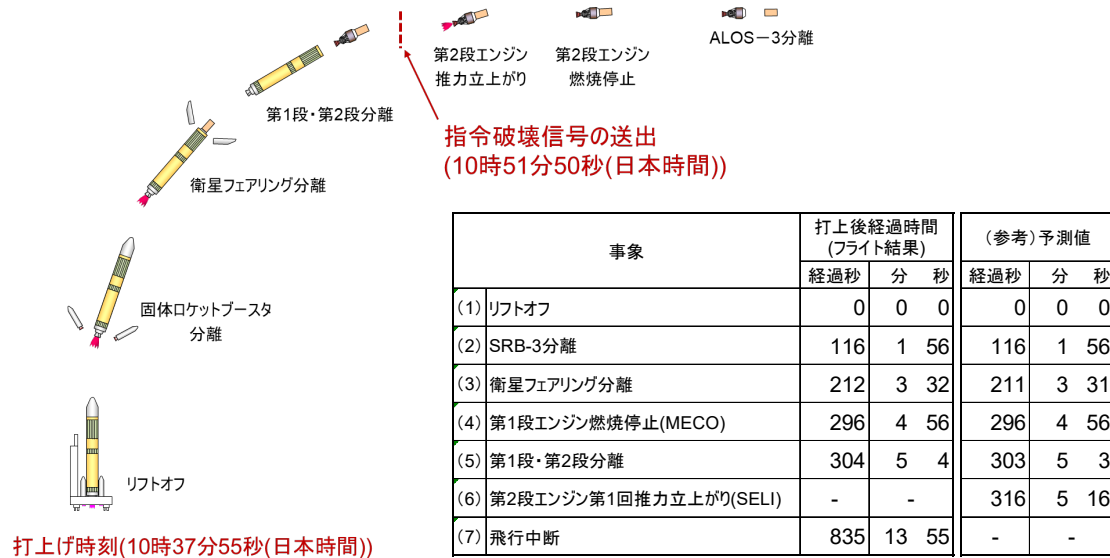


図 3.1-1 H3 ロケット試験機 1号機の打上げ結果

3.2 飛行経路

H3 ロケット試験機 1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。打上げ後、SRB-3 分離、フェアリング分離、1 段エンジン燃焼停止 (MECO: Main Engine Cut Off) は正常であり、リフトオフから飛行中断までの飛行経路はノミナル経路に対して正常範囲内にあった。

指令破壊後の破片は、予め計画された第1段落下予想区域内*に落下したものと解析した。

*落下予想区域；打上げに係る情報の一部として国土交通省および海上保安庁等に対して事前に通知しているエリア(図 3.2-3)であり、通知先各機関により、航空機および船舶に対する安全確保に係る対応(航行規制および規制情報の周知)を実施しているエリア

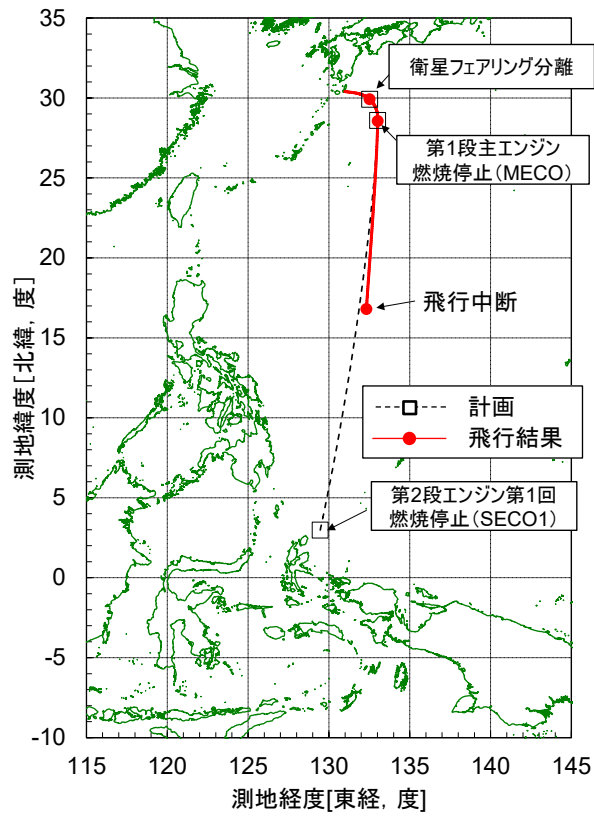


図 3.2-1 H3 ロケット試験機 1 号機の飛行経路

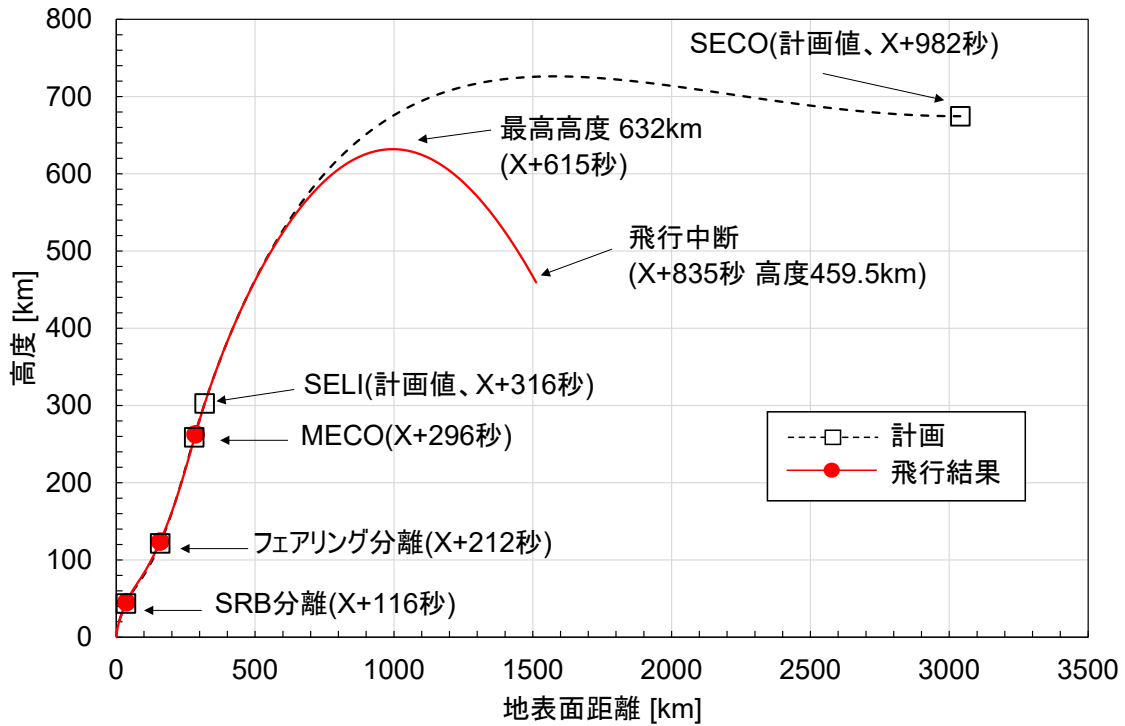


図 3.2-2 H3 ロケット試験機 1 号機の高度履歴

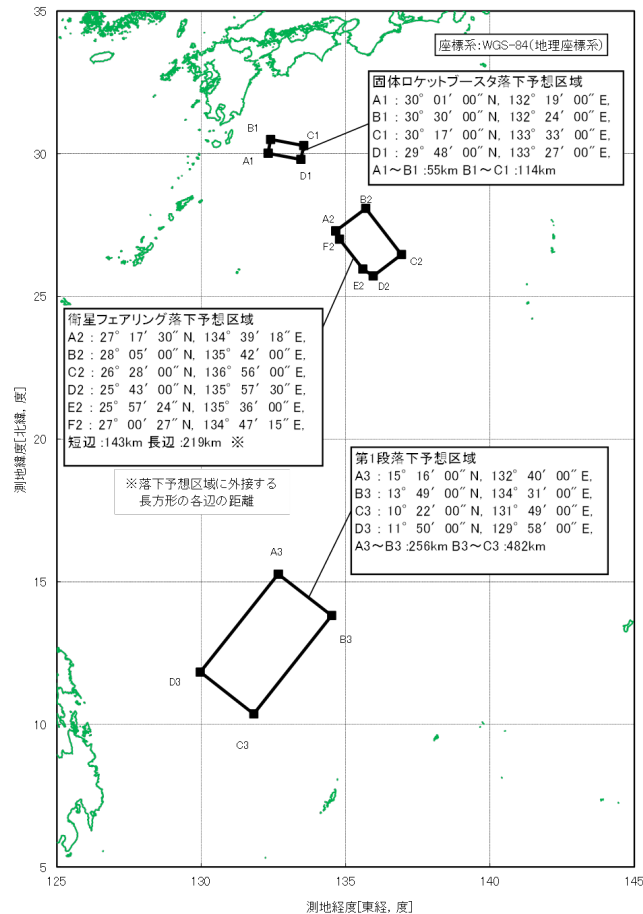


図 3.2-3 飛行計画に基づく投棄物落下予想区域

4. フライトでの発生事象の整理

4.1 SEIG 近傍のテレメータデータ確認状況

H3 ロケット試験機 1 号機のテレメータデータにより、2 段エンジン制御接続系統における以下の動作を確認した。テレメータデータを図 4.1-1、2 段エンジン制御接続系統図との関係を図 4.1-2 に示す。

- SEIG まで ECB/PNP 経由の各バルブの制御は正常。
- PSC2 が ECB に対して SEIG を送信【①】。その後 ECB が PSC2 から SEIG を受信したことを確認【②】。(ここまでは正常動作)
- ECB が SEIG を受信した直後、PSC2 で A 系/B 系共にエンジン駆動電圧/電流異常を示す機器 BIT (Built-In Test:組込み自己診断プログラム) において異常【③】を検知したため、下流機器への電源供給を遮断【④】。
- 同時に A 系から B 系に冗長切替え。
- 同時に PNP に対して供給する駆動電圧が A 系、B 系共に下降【⑤】した (なお、ECB の制御電圧は正常【⑥】)。

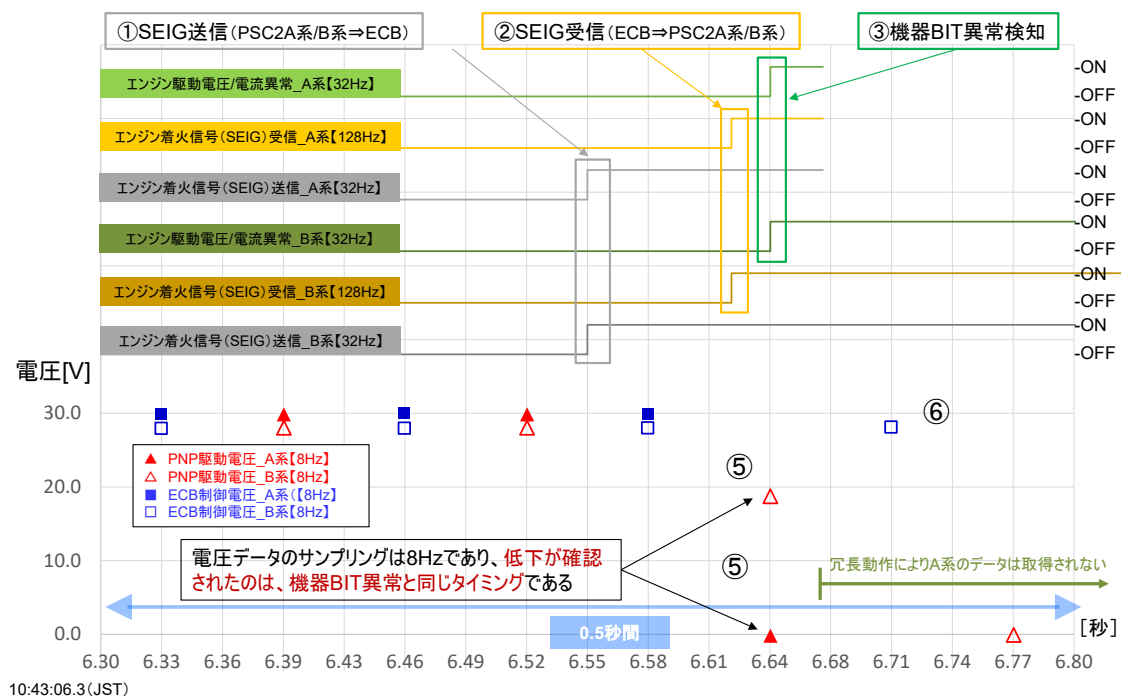


図 4.1-1 SEIG 近傍のテレメータデータ

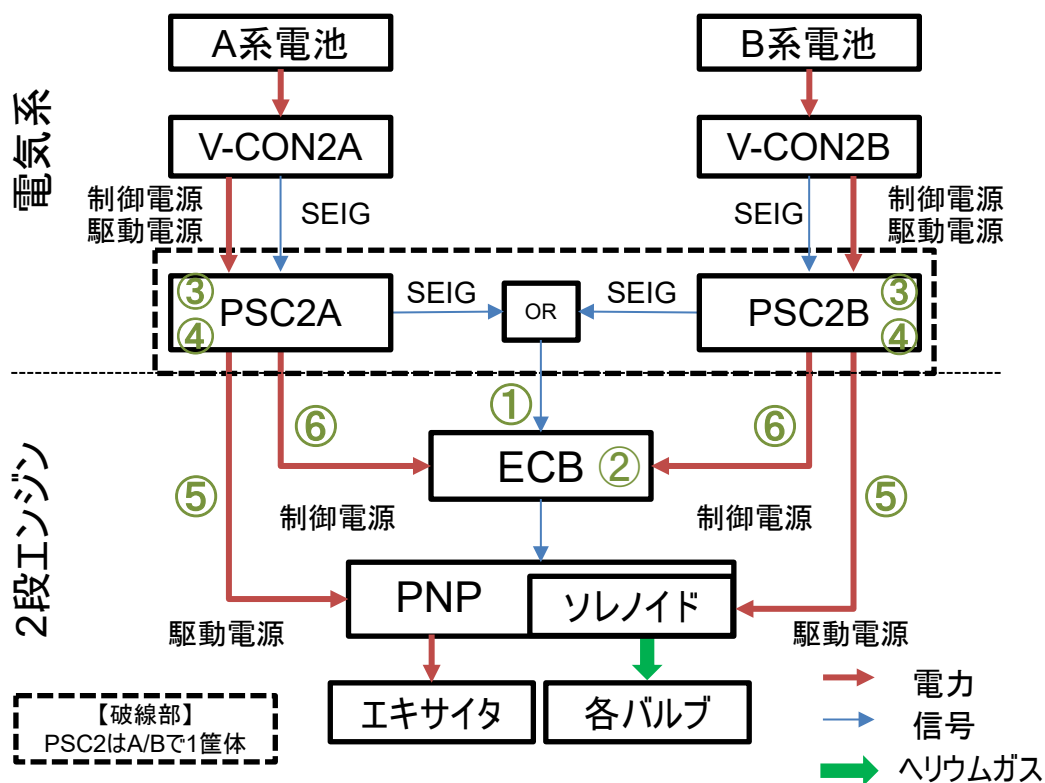


図 4.1-2 2 段エンジン制御接続系統図との関係

4.2 時系列の詳細検討

フライト時に得られている離散的なテレメトリデータに対して、機器内や機器間の信号伝達に必要な時間を計測し詳細な評価を進めた。その結果、「エキサイタ・ソレノイド電源スイッチ ON (以下、エキサイタ ON)」と、「A系が過電流検知を開始したタイミング」には時間差があることを確認した。

SEIG を時刻の基準として、SEIG からエキサイタ ON にかかる時間と、SEIG から A 系過電流検知開始までの時間を評価し、時間差が 10ms 程度あることを確認した。補足図を図 4.2-1 に示す。

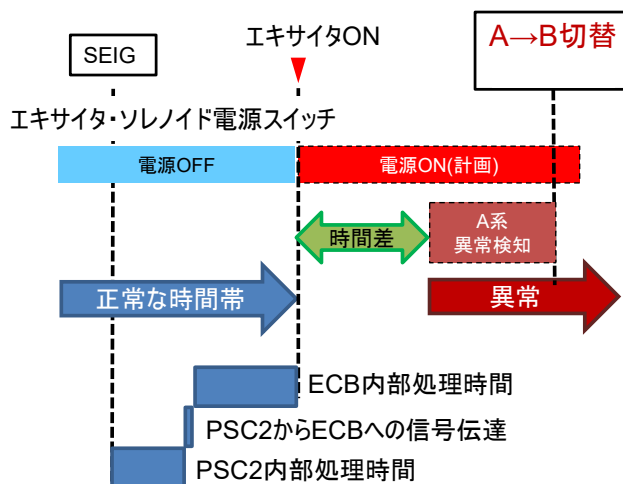


図 4.2-1 エキサイタ ON と A 系過電流検知開始タイミングの時間差

この時間差を有することから、図 4.2-2 に示す通り、A 系異常検知と B 系異常検知がマイナーサイクル (1/32 秒) 内のどのタイミングで発生したかの候補ケースのうち、「不整合のケース」と「整合のケース」を識別した。

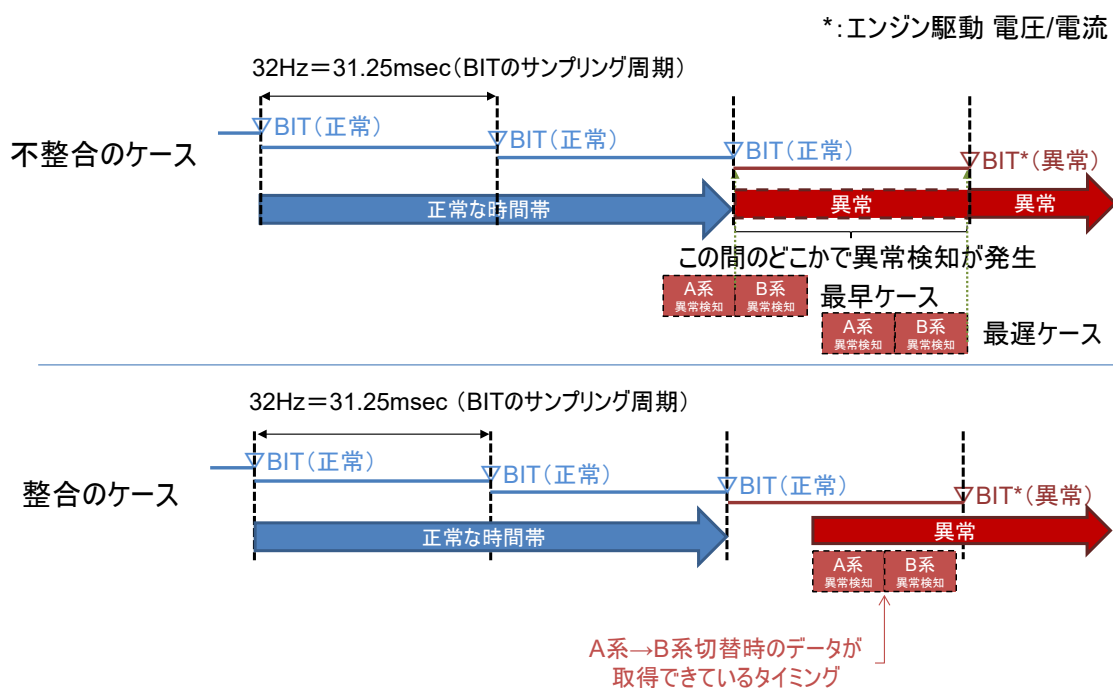


図 4.2-2 A 系異常検知と B 系異常検知の発生タイミングへの考察

また、上記時間差を有することから以下が考えられる。補足図を図 4.2-3 に示す。

- エキサイタ ON の瞬間では、PSC2/PNP/エキサイタを含めた全システム内で完全な短絡・地絡等による大電流は流れていなかった。
- 過電流の発生メカニズムは、エキサイタ ON 後に遅延時間（10ms 程度）を経て完全に短絡・地絡等が発生し、大電流が流れるモードに限られる。

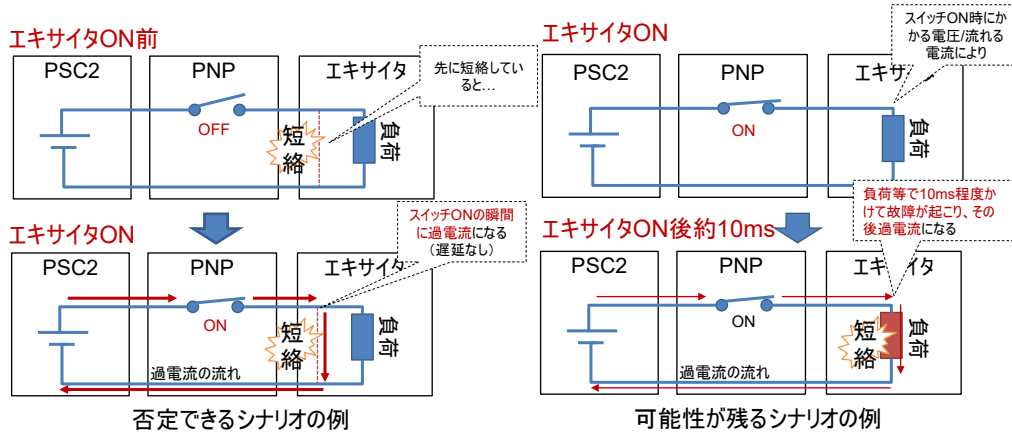


図 4.2-3 上記時間差を有することから想定される故障シナリオの例

更に、この時間差 10ms の間に取得された V-CON2 の電流値の更なる分析を進めた結果、以下を確認した。補足を図 4.2-4 に示す。

- エキサイタ ON から約 6ms 後の電流値は正常範囲内であり、このタイミングまでは電流の大きな変化は発生していない。

これらの分析から、「エキサイタ ON の約 6ms から約 10ms の間に電流値が増加」したと考えられる。

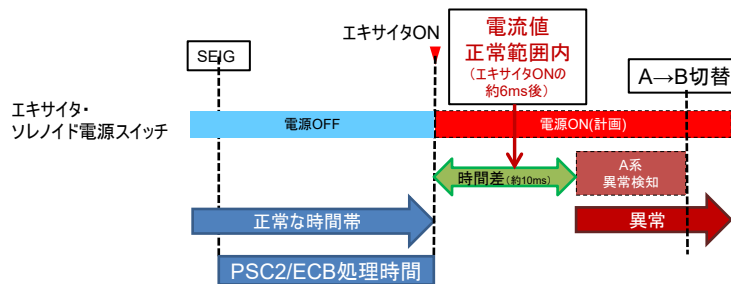


図 4.2-4 エキサイタ ON と異常検知開始タイミングの時間差の間に取得した電流値

5. 異常事象の原因検討

5.1 テレメータデータに基づく故障の木解析 (FTA: Fault Tree Analysis)

H3 ロケット試験機 1号機のテレメータデータから、2段エンジン不着火に関して制御接続系統図から FTA の評価を行い要因の絞り込みを行った。次項以降の調査結果を含めた FTA の分析結果を図 5.1-1, 図 5.1-2 および表 5.1-1, 表 5.1-2 に示す。

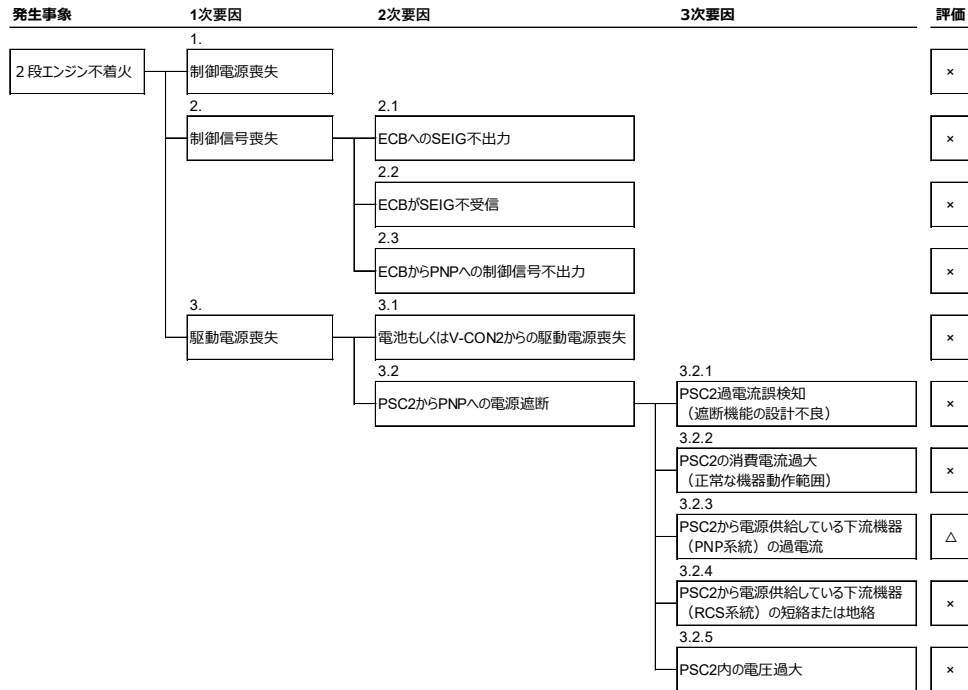


図 5.1-1 FTA (1~3次要因)

表 5.1-1 FTA (1~3次要因) 評価内容

1次要因	2次要因	3次要因	評価	共通性	評価内容
1			×	H3 固有	電池 (A系/B系)、機体制御コントローラ (V-CON2A/2B)、推進系コントローラ (PSC2) からの制御電源の供給電力は正常。2段エンジンコントロールボックス (ECB) のモニタ信号により、供給電力が正常であったことが確認できている。
2	2.1		×	H3 固有	機体制御コントローラ (V-CON2A/2B) からの2段エンジン着火信号 (SEIG) 指示後、推進系コントローラ (PSC2) から2段エンジンのコントロールボックス (ECB) へSEIGが出力されている。
	2.2		×	H3 固有	2段エンジンコントロールボックス (ECB) のモニタ信号にて、ECBがSEIGを受信したことを確認した。
	2.3		×	H3 固有	SEIGまで、2段エンジンコントロールボックス (ECB) /ニューマティック・パッケージ (PNP) 経由でのバルブ駆動が正常に実施されていることを確認。SEIGをECBが正常に受信したことを確認した。
3	3.1		×	H3 固有	機体制御コントローラA系 (V-CON2A) は冗長動作によりテレメトリデータ更新を停止するためデータ確認ができないが、機体制御コントローラB系 (V-CON2B) の駆動電源供給バス電圧は正常であり、2段エンジン不着火の事象には至らない。
		3.2.1	×	H3 固有	PSC2内部品の単品故障では、A系/B系の両系統のエンジン駆動電源は遮断されない。過電流で下流機器への電源供給を遮断する機能の動作確認とデータ取得を行い、PSC2の遮断機能は設計通り機能することを確認した。フライトデータの詳細確認および再現試験から誤検知の可能性はないことを確認した。
	3.2	3.2.2	×	H3 固有	2段エンジン着火 (SEIG) 時に、エンジンバルブ/エンジン点火用のエキサイタ等が同時動作する際の消費電流を機器レベルおよびシステムレベルの試験にてデータ取得し、機器の正常な範囲では異常検知に至るような過電流は発生しないことを確認した。
		3.2.3	△	H3固有 /H-11A 共通	図5.1-2参照
		3.2.4	×	H3 固有	RCS系統のBITが異常を検知していないことをフライトデータから確認した。
3.2.5	×	H3 固有	推進系コントローラ (PSC2) に供給している電圧は正常、PSC2内部の電圧はSEIG前は正常。SEIG信号を受けてPSC2内の電源供給機能は動作しないため電圧過大となるモードはない。		

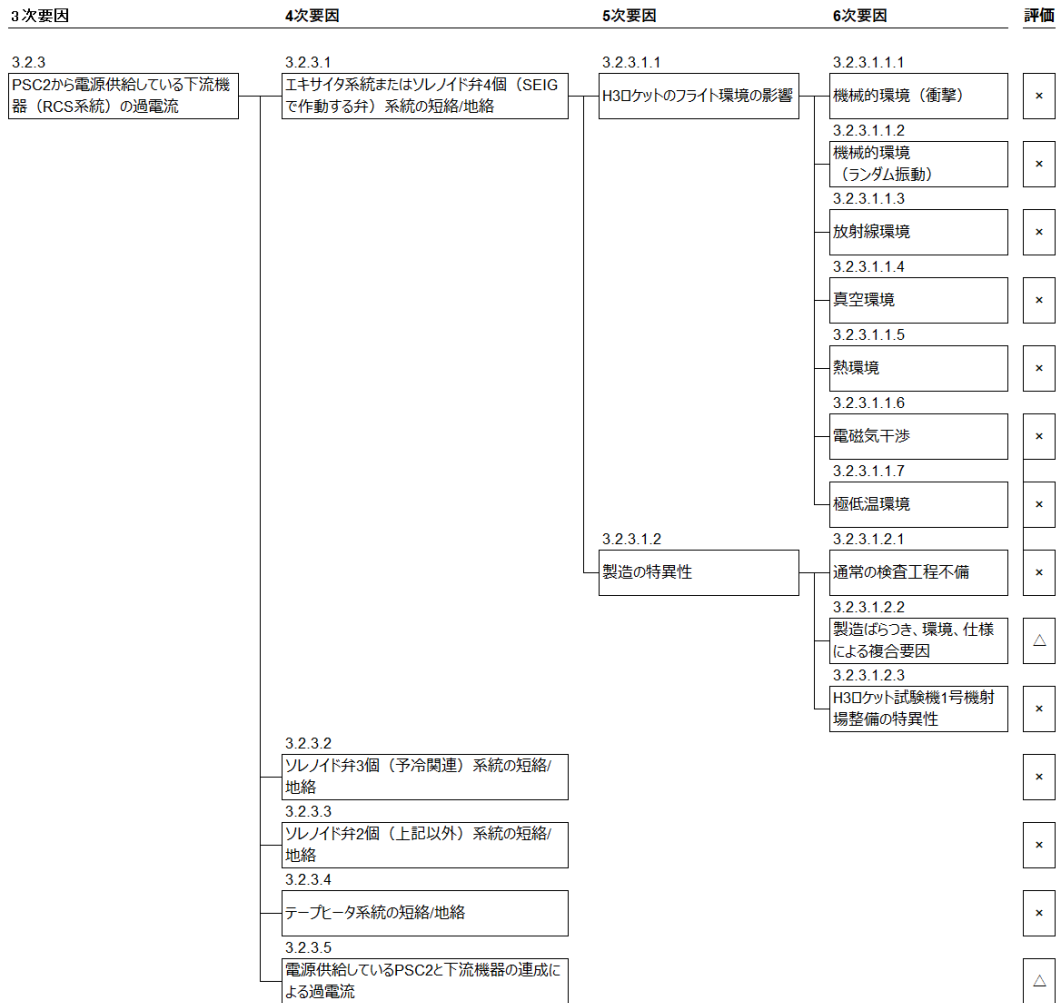


図 5.1-2 FTA (4~6 次要因)

表 5.1-2 FTA (4~6 次要因) 評価内容

4次要因	5次要因	6次要因	評価	共通性	評価内容
3.2.3.1	3.2.3.1.1	3.2.3.1.1.1	×	H3 固有	1/2段分離時に2段機体で計測した衝撃レベルが、環境条件規定値を超過した。そのため、この分離衝撃によりエンジン電気系コンポーネントが短絡・地絡に至った可能性を検討したが、コンポーネントレベル・電子部品レベルで1/2段分離時の推定衝撃レベル以上の衝撃耐性を有していることから、1/2段分離時の衝撃がコンポーネントの短絡・地絡の原因とは考えにくい状況である。実機大1/2段分離試験（1回目）を実施し、エンジン取付点の衝撃は耐性が確認できている衝撃値以下であることを確認した。より模擬度を上げた実機大1/2段分離試験（2回目）を実施し、2段エンジン着火に関連する各機器の衝撃環境は想定範囲内であることを確認した。なお、試験後のPSC2分解点検時に基板間の接続コネクタにわずかに隙間（許容値1.5mmに対し約1mm）があることが確認されていたが、要因ではないと評価した。
		3.2.3.1.1.2	×	H3 固有	フライト時の音響環境に起因するランダム振動環境による影響で短絡・地絡に至った可能性があり、詳細評価を実施。コンポーネント・電子部品レベルでランダム振動に対する振動耐性を有していることを確認した。
		3.2.3.1.1.3	×	H3 固有	放射線による部品の誤動作が発生したとしても、短絡・地絡の事象には至らない。
		3.2.3.1.1.4	×	H3 固有	PNP電源ON時またはSEIG時にグロー放電が発生し短絡・地絡が起こった可能性や、フライト中の機器の帯電によりPNP、エキサイタが誤作動した可能性を懸念していたが、真空環境下での作動試験によって、トランス内部でグロー放電は発生せず、内部の損傷や過電流が生じないことを確認した。
		3.2.3.1.1.5	×	H3 固有	取得できているフライトデータではフライト中の熱環境は設計想定内であった。H-IIAとH3の差異としてエンジン予冷で放出する酸素のノズル方向の差異の影響をフライトデータ/解析から評価し、要因ではないと判断した。
		3.2.3.1.1.6	×	H3 固有	工場・射場での全機EMC試験により、他の機体構成要素からの伝導/放射による感受性はないことを確認済である。
		3.2.3.1.1.7	×	H3 固有	エキサイタ、PNP表面温度は常温を維持。ワイヤーハーネスのコネクタ部は多層断熱材（MLI）（製造記録確認済）で養生されており液空流入の可能性はない。
	3.2.3.1.2	3.2.3.1.2.1	×	H-IIA 共通	TF1で用いた2段エンジンは定められた試験、検査を経て機体に搭載されており、製造記録を確認した結果、特異性は確認されていない。
		3.2.3.1.2.2	△	H-IIA 共通	上記フライト環境や電源（PSC2）と負荷（PNP内ソレノイドもしくはエキサイタ）のインタフェースに起因する負荷に対する耐性が弱く、製造ばらつきにより短絡/地絡に至った可能性がある。
		3.2.3.1.2.3	×	H3 固有	製造後、フライトまでの期間が長かったことによるコネクタ腐食の可能性について、後続号機や20年以上種子島で保管している機種のコネクタを確認したが腐食はなかったため要因ではないと判断した。なお、地上で当該系統の健全性を確認して以降、アクセス床を設置していなかった。また、射場で工具紛失等はなかった。
3.2.3.2			×	H-IIA 共通	SEIGまでの2段エンジンの予冷弁（A群）のバルブ駆動は正常であったことを確認した。ただし、SEIG時にバルブOFFするシーケンスであり、エンジン駆動電源遮断時にもOFFとなるため、指示に従ったのか、エンジン駆動電源が遮断されたのか区別はつかない。
3.2.3.3			×	H-IIA 共通	その他のソレノイド弁（C群）は、SEIGのタイミングで作動させないため、SEIGのタイミングで過電流を生じる可能性がない。
3.2.3.4			×	H-IIA 共通	テープヒータにはPNPへの電力供給時、常時ONされており、SEIGのタイミングでON/OFFするものではない。
3.2.3.5			△	H3 固有	当該系統（PNP系統）とシステムの連成により、SEIGのタイミングで必然性のある故障シナリオや、A系B系の両系統の故障に至るシナリオで過電流を生じる可能性について評価した。降圧回路の発振・出力不安定により、A系の定電圧ダイオードが短絡した場合にA系からB系に伝播するメカニズムを評価および試験にて確認した。

5.1.1.1 H3 ロケット試験機 1号機フライト品の製造記録の確認結果

H3 ロケット試験機 1号機フライト品の特異性（FTA3.2.3.1.2）に関し、エキサイタおよびPNPを中心にエンジン電気系のコンポーネントの製造記録（製造・検査データ）を再確認した結果、不具合事象に直接繋がるような異常は認められていない。確認結果を以下に示す。

エキサイタ

エキサイタの製造記録に異常はない。特記事項を以下に、製造から交換までの経緯を図 5.1-3 に示す。

- H3 ロケット試験機 1号機のエキサイタは 2020 年の H-IIA ロケット用の製造時に

発生したエキサイタ内の半導体チップの接合不良不具合の水平展開としてエンジン AT（受入試験：Acceptance Test）後に対策品※に交換した（対策品は H3 ロケット試験機 1 号機前の H-IIA ロケット 46 号機にてフライト実績あり）。

※ 組立途中の後続号機用エキサイタを分解して、X 線 CT 検査済みの半導体チップに交換して H3 ロケット試験機 1 号機用に完成させた。

- なお、2019 年の製造時に 2 回発生したエキサイタ内のコイル収納方法の不良で絡させた不具合を受けて、改善した収納方法で H3 ロケット試験機 1 号機用を組み立てている（改善した収納方法は H3 ロケット試験機 1 号機前の H-IIA ロケット 43 号機, 45 号機, 46 号機にてフライト実績あり）。

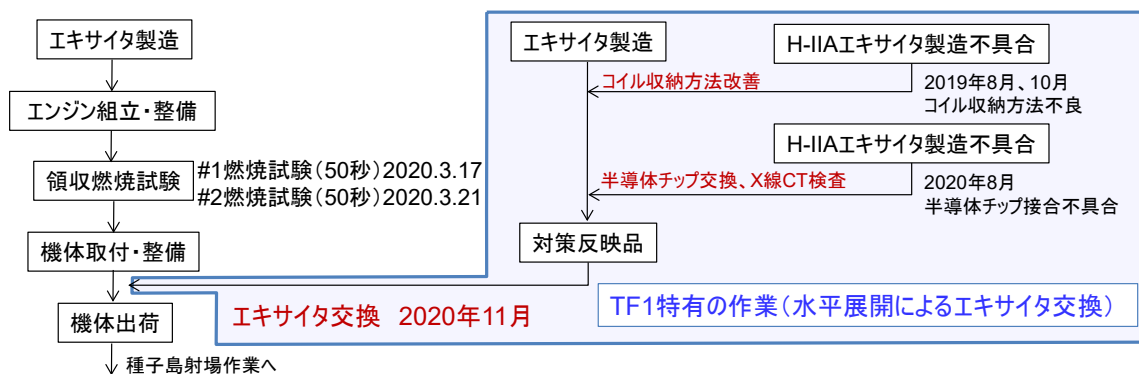


図 5.1-3 エキサイタ製造から交換までの経緯

PNP

PNP の製造記録に異常はない。特記事項を以下に示す。

- H3 ロケット試験機 1 号機の PNP は 2018 年の製造時に発生した H-IIA ロケット 42 号機用のソレノイド作動不良（内部部品の接触）の水平展開としてエンジン AT 前にソレノイドを分解して対策品（接触しない寸法部品）に交換している（対策品は H3 ロケット試験機 1 号機前の H-IIA ロケット 42 号機～46 号機にてフライト実績あり）。

ワイヤ・ハーネス / テープヒータ

ワイヤ・ハーネス / テープヒータの製造記録に異常はない。射場作業について以下の通り異常が無いことを確認した（特記事項無し）。

- 3 月 2 日の総合機能点検において、PNP のソレノイドバルブおよびエキサイタが正常に作動したことを確認した（フライトでは本点検時よりも同時作動する RCS* 基数が多い）。
- 3 月 2 日の点検以降、打上げまでにエンジンの点検やエンジンへのアクセスがないことを確認した。

*RCS:2 段ガスジェット装置（Reaction Control System）。PSC2 からの電力供給および制御信号に基づき、ロケットの姿勢制御およびアレージ制御を行う装置。

第2段エンジンの保管や作動実績について以下の通り異常が無いことを確認した。

- H3 ロケット試験機 1号機用 2段エンジンは打上げ時点で製造開始後約3年半経過していた。各コンポーネントは寿命要求範囲内であるが、H-IIA ロケット用 2段エンジンと比較すると長期保管されていた。
- PNP 作動寿命 (5000 回) およびエキサイタ作動寿命 (300 回) に対し、H3 ロケット試験機 1号機の PNP 作動回数は 1000 回未満、エキサイタ作動回数は 87 回と寿命よりも小さい。

5.1.2 再現試験

5.1 項で示した FTA に基づき、推進系コントローラ (PSC2) からニューマティック・パッケージ (PNP) への電源遮断 (FTA3.2) について、以下表 5.1-3 に示す再現試験を実施した (試験コンフィギュレーション概要を図 5.1-4, 図 5.1-5 に示す)。それぞれの試験結果から「PSC2 の過電流誤検知 (5.1.2.1 項、FTA:3.2.1)」、「PSC2 の消費電流過大 (5.1.2.2 項、FTA:3.2.2)」、「RCS 系統の短絡もしくは地絡 (5.1.2.3 項、FTA:3.2.4)」について詳細検討を実施し、要因ではないことを確認した。結果を次項以降に示す。

表 5.1-3 再現試験サマリ

No.	名称	試験内容	結果
1	SEIG時の機器駆動試験	(1-1) PSC2及びENG機器組み合わせた状態での動作、再現性確認	・SEIG時の消費電流は異常検知の電流量より十分小さい。
		(1-2) 上記に加えて、PSC2内部の波形を測定	・PSC2内部の波形評価から過渡的なグラウンドノイズも機器の誤動作に至るレベルでないことを確認。
2	F3機体を用いた再現試験	ロケットシステムレベルでTF1フライトシーケンスを模擬した状態での挙動、再現性確認。	
3	短絡発生ケースの再現試験	(3-1) PSC2単体での過電流検知機能の確認	・PSC2の短絡による異常検知は設計意図通りの動作をしていることを確認。
		(3-2) 上記に加え、RCSを負荷として追加した際の動作及びPSC2内部の波形確認	
		(3-3) (1-1)と同じ試験系で、PNP及びエキサイタに対して短絡・地絡試験を実施し、併せて正常動作時の内部動作の確認を行う。	・PNP、エキサイタの短絡・地絡でもPSC2の過電流検知機能が働くことを確認。 ・PNP、エキサイタの内部動作については詳細確認中。

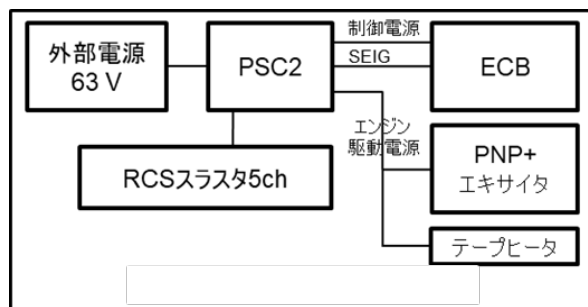


図 5.1-4 No.1 試験コンフィギュレーション

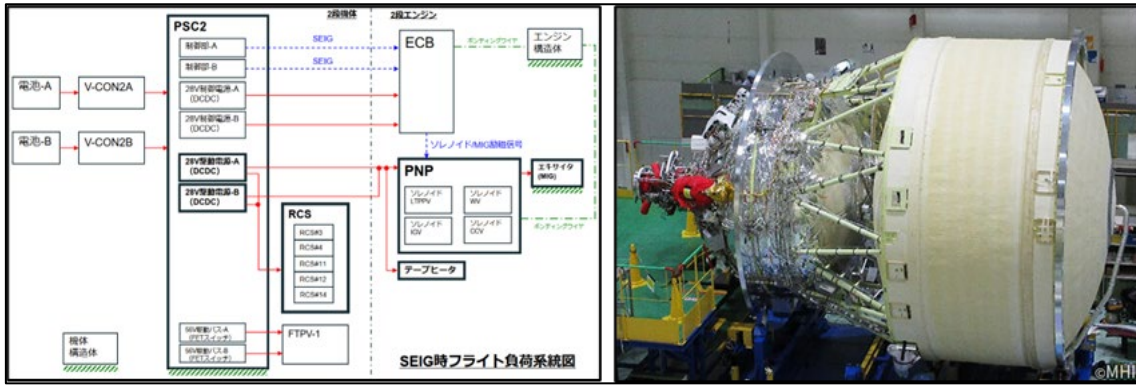


図 5.1-5 No.2 試験コンフィギュレーション

5.1.2.1 PSC2 の過電流誤検知の検討

PSC2 の過電圧・過電流検知および電源遮断機能は、H3 ロケットの基本的な冗長設計の考え方に基づく設計意図通りであり、事象に至る可能性が残るのは以下に示す根拠 1～3 から検知回路の二重故障ケースのみであることを確認した。

根拠 1：設計の確認

PSC2 の過電圧・過電流検知機能の設計について、回路設計・FPGA 設計の専門家を交えたレビューを実施し、意図通り設計されていることを確認した（確認観点のイメージを図 5.1-6 に示す）。確認の観点は以下の通り。

- ① 過電圧・過電流と判断する電圧・電流閾値が正しく設定されているか
- ② 過電圧・過電流と判断する検知時間幅が正しく設定されているか
- ③ 電源遮断回路が意図せず OFF されることはないか
- ④ エンジン始動時に生じる突入電流により、過電流検知が誤作動することはない（十分な余裕があるか）
- ⑤ エンジン始動時のバルブ作動により生じる電圧変動等により、過電圧検知が誤作動することはないか（十分な余裕があるか）



図 5.1-6 確認観点のイメージ

根拠 2：フライト時の電圧・電流検知回路の正常性

以下の確認の結果から、フライト時の電圧・電流検知回路は正常（フライト時の電圧・電流検知回路の正常性を図 5.1-7 に示す）と判断している

- ① 過電圧・過電流監視の為、PSC 2 内には電圧・電流計測回路が存在する
- ② 同計測回路で計測された電圧・電流は過電圧過電流の検知に使用されるが、同時にテレメトリデータとしても取得されており、少なくとも SEIG の瞬間まで異常は見られない（仮に計測回路に異常が生じ、結果として過電流を誤検知したのなら、そ

れが同時にデータにも表れる)

- ③ 「2 段エンジン着火 (SEIG) と同時に外部からノイズが混入し PSC2 内の電圧・電流検知回路が誤動作する」という可能性については、根拠 3 の再現試験により SEIG 時に PSC2 が実際に誤動作しないことを確認している。

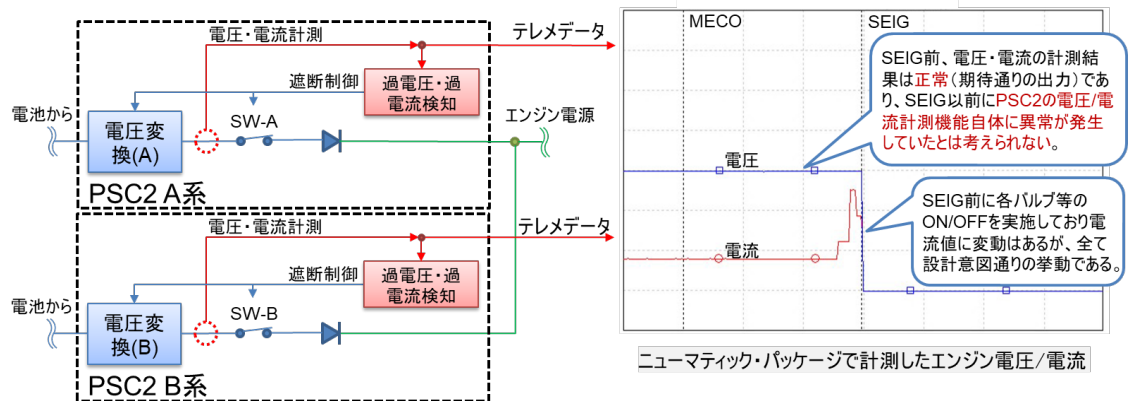


図 5.1-7 フライト時の電圧・電流検知回路の正常性

根拠 3：再現試験による確認

PSC2 の過電圧・過電流検知機能について再現試験を実施した結果、設計意図通り動作することを確認した。試験結果は以下の通り（短絡発生ケースの再現試験結果を図 5.1-8 示す）。

- ① 地上にて H3 ロケット試験機 1 号機の状況と可能な限り同等の機器作動状態とした上で、2 段エンジン着火^{※1}を実施し問題なく作動（過電圧・過電流を誤検知しない）した。
- ② 上記試験において、2 段エンジン着火^{※1}時に PSC2 が誤動作するような電位変動は起こらないことを確認した。これにより、2 月 17 日打上げ中止^{※2}原因と類似の事象ではないことを確認した。
- ③ 意図的に過電流が発生するような回路を仕掛けておき、2 段エンジン着火を実施すると、設計意図通り過電流検知機能が作動した。加えてこのときの PSC2 の動作が、フライト時に得られたデータと整合することも確認した。A 系の電圧が高い設計であり、下流の短絡時には A 系、B 系の順に遮断する。

※1 2 段エンジン着火は、電氣的作動のみを模擬

※2 フライトロックインの直後に、機体と地上設備との電氣的離脱（リフトオフ時の物理的な遮断（=アンビカル離脱）に先立ち、フライトロックイン後に電源ラインおよび通信ラインの電氣信号を遮断する操作）が行われる際、地上との通信・電源ライン遮断時の過渡的な電位変動が影響し機体制御コントローラ（V-CON1）が誤作動したものと推定した。

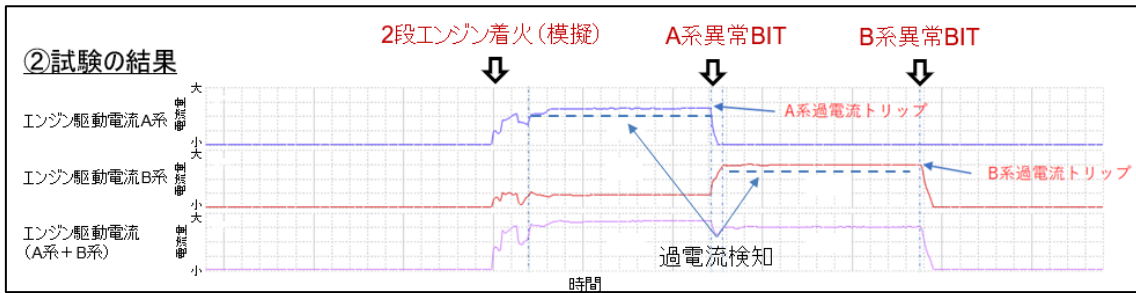


図 5.1-8 短絡発生ケースの再現試験結果

5.1.2.2 PSC2 の消費電流過大の検討

過電流事象が PSC2 以下の下流機器の異常によってではなく、正常動作の範囲内で発生した可能性を考慮し、再現試験による電流挙動の評価を実施した。

結果として、機器の正常な範囲内の消費電流では異常検知に至るような過電流が発生していないことを確認した。

確認の観点

① 電流に対する余裕度 (図 5.1-9)

各負荷 (PNP 等) の正常時の消費電流の合計は、過電流検知閾値よりも十分小さいことを確認した

② 時間に対する余裕度 (図 5.1-10)

正常時の SEIG 時突入電流の時間幅は、過電流検知時間幅よりも十分小さいことを確認した

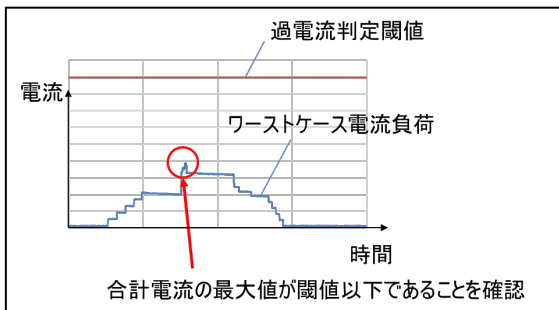


図 5.1-9 電流に対する余裕度

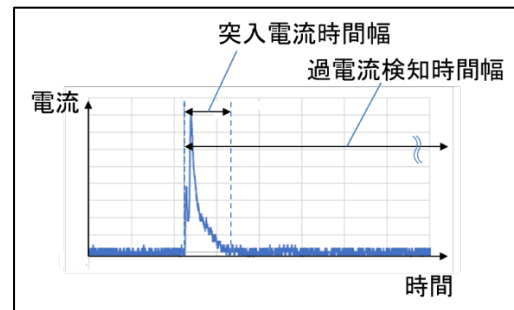


図 5.1-10 時間に対する余裕度

5.1.2.3 RCS 系統の短絡もしくは地絡の検討

PSC2 と電氣的に接続されている RCS 系統が動作したことにより異常事象 (PSC2 過電流検知) が発生したと仮定して、フライトデータを詳細評価した。

評価結果 (図 5.1-11)

RCS 系統は A 系で異常 BIT 検知が起こっていない為、本系統で短絡・地絡に至った可能性は無い。

根拠

- ③の機器 BIT 異常 (PNP 系統) のタイミングで、RCS 電源 BIT は A 系、B 系とも異常検知なし。その後④のタイミングで B 系が異常検知しており、PNP 系統の異常で電源遮断したことを示している。

- RCS 系統が起因の場合には、RCS 電源 BIT (A 系) が③と同時にになる。
- 冗長動作により A 系のデータは③以降取得されていない。

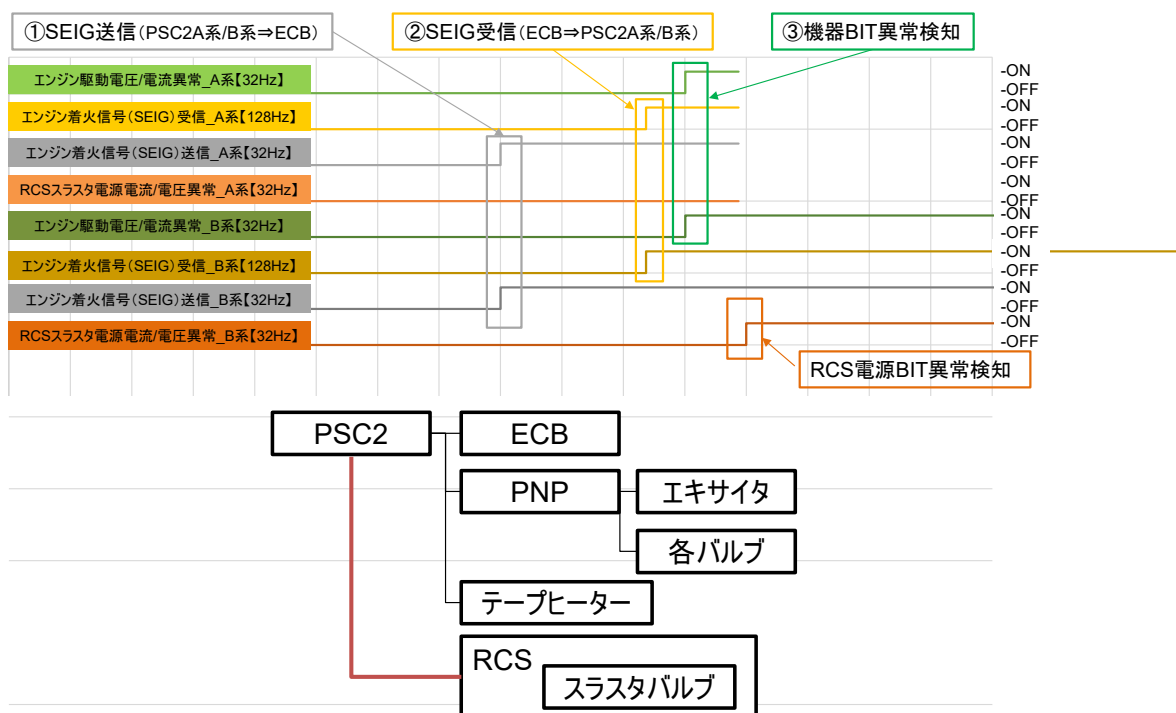


図 5.1-11 RCS 系統フライトデータ評価

5.1.3 システムレベルの試験

5.1 項に示す FTA の要因の検証および未知の故障シナリオの抽出を目的として以下のシステムレベルの試験を実施した。

5.1.3.1 実機大 1/2 段分離試験

H3 ロケット試験機 1 号機のフライト中に取得した 1/2 段分離時の 2 段機体各部の衝撃レベルが環境条件規定値を超過したことを受け、開発時には実施していなかった、タンク間構造以下の構造体を含めた実機相当の 2 段機体および実火工品を使用した実機大 1/2 段分離試験を実施し、以下を直接確認した（実機大 1/2 段分離試験のコンフィギュレーション概要を図 5.1-12 に示す）。

- ① 実火工品作動時の 2 段各部の衝撃レベル
- ② システムレベルの 1/2 段分離関連の故障モード（未知の故障シナリオの抽出と検証を含む）

なお、本試験は供試体の実機模擬度を段階的に向上させた全 2 回の試験を実施した。それにより、2 回目の試験では、搭載機器質量の模擬および 1 回目の試験結果に基づく計測位置の適正化等により、特にスラストコーン上の各機器の衝撃環境について、実機の環境を精度よく測定することができた。主要な試験結果を以下に示す。

- 実火工品作動時の 2 段機体各部の衝撃レベルを取得し、その結果に基づき実機の

衝撃環境条件を適切に見直した。見直しの結果、必要な機器については再認定試験を実施することとした。ただし、H3 ロケット試験機 1 号機の原因となり得る機器については、コンポーネントレベル・電子部品レベルで 1/2 段分離時の推定衝撃レベル以上の衝撃耐性を有していることから、1/2 段分離時の衝撃環境が原因ではない。

- 2 回目の試験では PSC2 の実機を搭載した。試験後の分解点検で、基板間の接続コネクタにわずかな隙間（許容値 1.5mm に対し約 1mm）があることを確認されたが、コネクタ内のピン配置等の評価から、起点となる過電圧や定電圧ダイオードの故障にはつながらないことを確認し、要因ではないと評価した。
- その他、2 段エンジン着火に関連するシステムレベルの故障モードや、未知の故障シナリオは抽出されなかった。

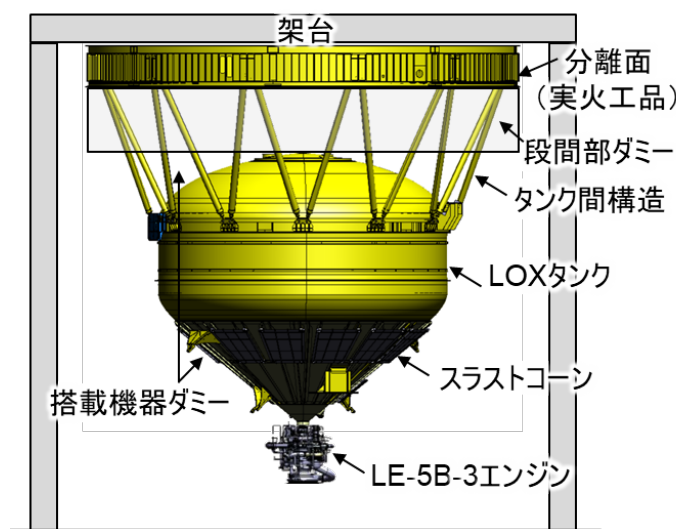


図 5.1-12 実機大 1/2 段分離試験のコンフィギュレーション概要

5.1.3.2 PSC2 と PNP/エキサイタを組み合わせた真空試験

エンジンコンポーネント (PNP/エキサイタ) について挙動を確認する試験を実施したが、事象の再現には至らなかった。このことから、PSC2 を含むエンジン駆動電源システム全体を対象とした真空試験を実施した (試験コンフィギュレーションおよび真空槽内部を図 5.1-13、図 5.1-14 に示す)。

この際、以下の様々な圧力環境下で PNP 電源 ON、エンジン着火に関するシーケンスを動作確認した。

- (1) 大気圧環境下
- (2) 1000Pa ~ 1Pa
- (3) 1.0×10^{-4} Pa

試験結果として、いずれの圧力下において取得したデータ (機器 BIT、電圧・電流波形) に異常はなく、未知の故障シナリオは抽出されなかった。

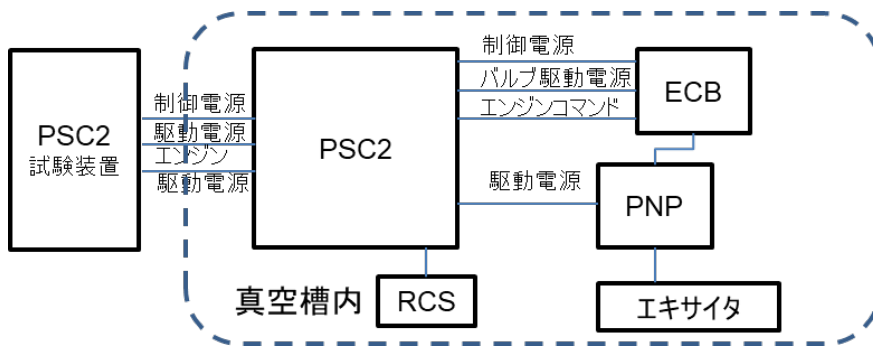


図 5.1-13 試験コンフィギュレーション

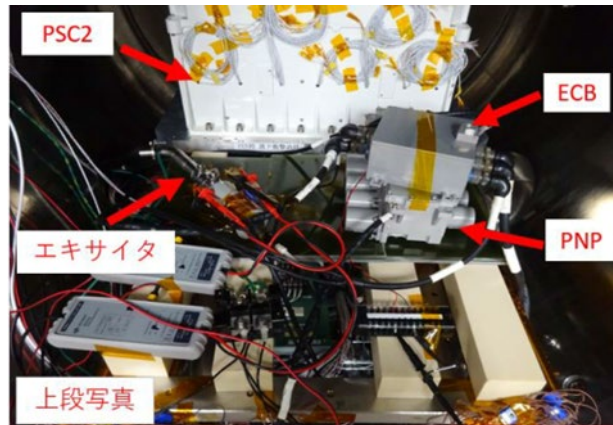


図 5.1-14 真空槽内部

5.1.3.3 エキサイタ耐久試験

エキサイタの耐久性確認を目的として、エキサイタの動作に関連する機器やハーネスをシステムとして組み合わせた状態で、新品のエキサイタに対して、製品仕様書上規定される寿命時間まで連続作動させ、故障に至る原因や未知の故障シナリオが確認されるかを検証した（エキサイタ耐久試験コンフィギュレーションを図 5.1-15 に示す）。実施した試験結果は以下のとおり。

【試験条件】

- ① H3 ロケット試験機 1号機作動模擬試験：H3 ロケット試験機 1号機の実動作実績回数×2倍（安全率を考慮）の点火試験を実施し、異常の有無を確認
- ② 耐久試験：①に引き続き、製品仕様上のエキサイタ寿命時間上限まで点火試験を実施し、異常の有無を確認

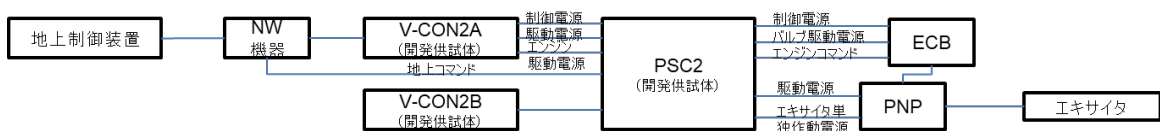


図 5.1-15 エキサイタ耐久試験コンフィギュレーション

【試験結果】

エキサイタを H3 ロケット試験機 1号機機体の作動回数の2倍、更に規程寿命に達するまで作動させても異常は発生せず、故障原因や未知の故障シナリオの抽出には至らなかった

た。試験結果サマリを以下の表 5.1-4 に示す。

表 5.1-4 エキサイタ耐久試験結果サマリ

試験項目	作動方法	エキサ作動時間	回数	秒	結果
①TF1作動模擬	SEIG	①数秒	TF1作動実績の2倍	①×回数	入力電流、電圧共に異常無し
	単独作動	②数秒	TF1作動実績の2倍	②×回数	
②耐久試験	SEIG	③数秒	寿命時間まで	③×回数	
	単独作動	④数十秒	寿命時間まで	④×回数	
累積秒				寿命時間以上	

5.2 故障シナリオの検討

5.1 項の FTA による絞り込みから残る要因について、図 5.2-1 に示す 2 段エンジン制御系統の H3 ロケットと H-IIA ロケットの違い（ハードウェアの違いだけでなく、同等仕様の部分についての使い方やフライト環境の違い）に着目しつつ、それぞれについてシナリオの抽出と検討を進めた。

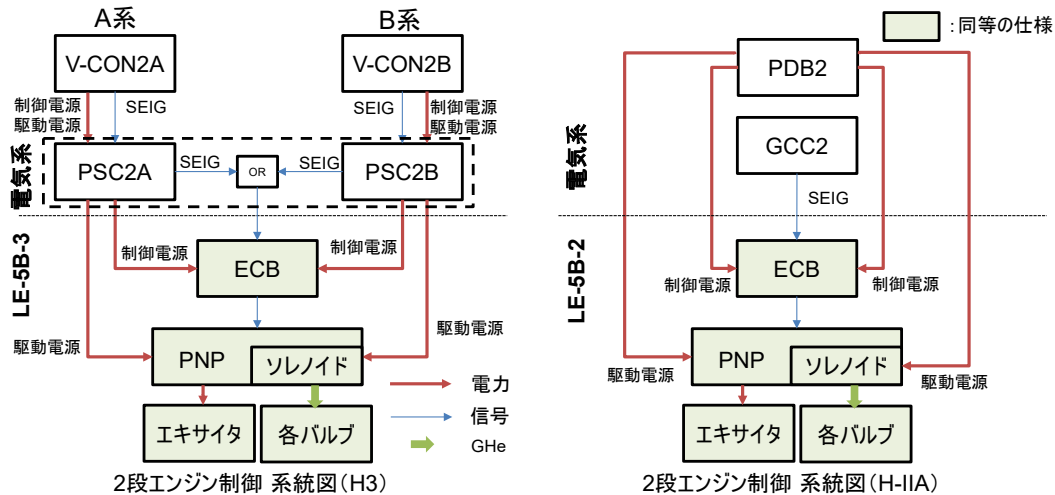


図 5.2-1 2 段エンジン制御系統の H3 ロケットと H-IIA ロケットの比較

5.2.1 H-IIA ロケット共通要因

5.2.1.1 故障シナリオの抽出

(1) 故障シナリオの検討と原因究明の進め方

H3 ロケット試験機 1 号機の不具合は 2023 年 3 月 2 日の地上点検までは正常であり、その後、SEIG 時に過電流を生じている特徴がある。

このため、要因として絞り込まれた全ての部品について、製造・点検から不具合事象に至るまでに複合する要因によって説明可能な故障シナリオを抽出し、検証した。故障シナリオの抽出の進め方を図 5.2-2 に示す。

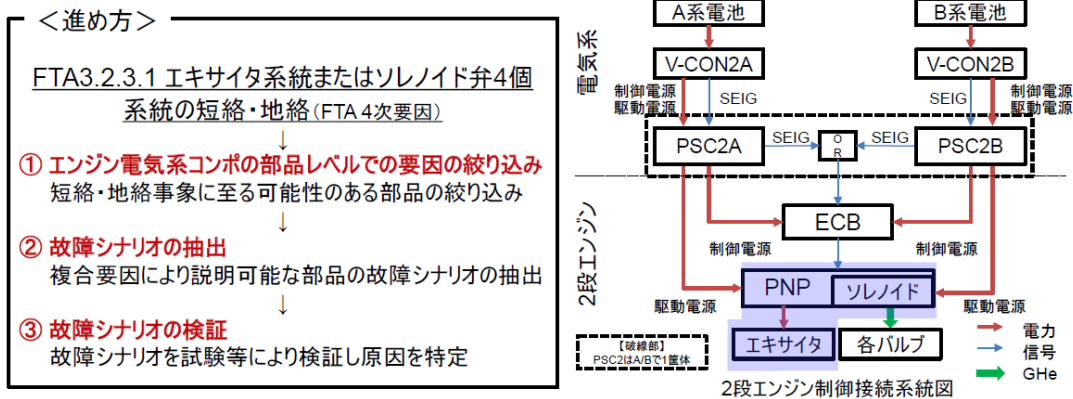


図 5.2-2 故障シナリオの抽出の進め方

① エンジン電気系コンポーネントの部品レベルでの要因の絞り込み

FTA で絞り込んできた推定要因 (△) である短絡・地絡事象について、エンジン電気系コンポーネント (PNP (ソレノイド)、エキサイタ、ワイヤ・ハーネス) を構成する部品レベルに細分化を行い、部品リストに対し、主に以下の観点から短絡・地絡事象に至る可能性のあるものを絞り込んだ。

- フライトデータから要因として否定できるものは排除したうえで、当該部品の故障によって過電流に至るものを抽出した。
(例) コンデンサは、短絡すると大電流が流れるため該当。ある抵抗器は、短絡しても回路上の抵抗値の変化は小さく大電流が流れないため非該当。
- 製造上や寸法上、短絡・地絡に至るリスクがあるものを抽出した。
(例) ハーネスは、何らかの要因によりケース等と接触して組立てられると擦れて損傷することで地絡に至るため該当。基板に実装された部品のはんだ部は、樹脂でモールドされているため短絡・地絡の可能性は無く非該当
- 過去に不具合事例があるものを抽出した。
(例) コイルは、収納方法の不良により被覆が損傷して地絡させた例があるため該当。トランジスタは、はんだの接合不良により絶縁不良に至った例があるため該当

次にエンジン電気系のコンポーネント (PNP (ソレノイド)、エキサイタ、機器間ワイヤ・ハーネス) について、回路図から短絡・地絡事象 (故障モード) を引き起こす可能性のある内部部品を網羅的に抽出し、各部品について FTA 上識別された不具合要因であるフライト環境の影響や製造の特異性との関連性を整理した。各コンポーネントの内部部品の故障モードと不具合要因との網羅的整理を表 5.2-1 に示す。

本整理に基づき環境要因と特異性を組み合わせた故障シナリオを抽出した。

表 5.2-1 各コンポーネントの内部部品の故障モードと不具合要因との網羅的整理

コンポーネント	内部部品	故障モード			要因				
		FTA3.2.3.1(4次要因) エキサイタまたはPNPの短絡・地絡			FTA3.2.3.1.1(5次要因) フライト環境の影響			FTA3.2.3.1.2 (5次要因) 製造の特異性	
		開放	短絡	地絡	衝撃	振動	真空	製造・組立	
PNP	MOS-FET	—	—	○	○	○	—	○	
	リード線	—	○	○	—	○	—	○	
ハーネス	シールド結線部	—	○	○	○	○	—	○	
	コネクタ	—	○	○	○	○	—	○	
エキサイタ	コンデンサ	—	○	○	○	○	—	○	
	貫通フィルタ	—	—	○	○	○	—	○	
	トランジスタ	—	○	○	○	○	—	○	
	トランス	1次	—	○	—	—	—	○	—
		2次	—	—	—	—	—	—	—
	ダイオード	○	—	—	○	○	—	○	
	フィルタ組立	—	—	○	○	○	—	○	
	発振回路部	—	○	○	—	○	—	○	

製造時に内在する可能性のある短絡・地絡しやすい状態を以下に列挙する。

- PNP 内部部品
 - MOS-FET(トランジスタの一種) : 取扱時にドレインピン損傷
 - リード線 (FET、ソレノイド) : 振動摩耗・組立時挟み込み
- PNP-エキサイタ間ハーネス
 - シールド結線部 : 製造時入熱損傷・低温劣化・負荷
 - コネクタ : 勘合時にメッキが剥がれてジャンパ
- エキサイタ内部部品
 - コンデンサ : 取扱時損傷・リード線とケース接触
 - 貫通フィルタ : 取扱時に損傷
 - トランジスタ : リード線接触・製造時入熱損傷
 - トランス : グロー放電を誘発するポッティング亀裂
 - ダイオード : 取扱時に損傷しオープン故障
 - フィルタ組立 : 組立不良によるコイルとケースの接触
 - 発振回路部 : 異物による地絡・1次/2次コイル接触

これらが環境要因と複合した故障シナリオを抽出し、検証により絞り込みを行うこととした。

5.2.1.2 故障シナリオの検証

(1) 故障シナリオの検証結果

抽出した故障シナリオに対して、それぞれ検証を行い、可能性を否定できないものは対策を行った。最終的な故障シナリオの評価結果を表 5.2-2 に示す。対策については 6.1.1 項で詳述する。

表 5.2-2 故障シナリオの評価結果 (1/3)

区分	No.	故障部位	シナリオ	対策	最終評価	
共通シナリオ	1	MOS-FET (トランジスタの一種)	取扱不良でドレインピンの素線が外れかけて部品の金属部と距離が近くなり、打上げ前までは地絡しかけていたものが、打上げ時の振動・衝撃で完全に外れて金属部と接触し、SEIG時に地絡。	不要	X線CT検査によって内部構造を調べたところドレインピンの素線の長さは短く、仮に脱落したとしても複数の金属部へ同時に接触することはないことを確認した。(Δ→×)	
	2	FET リード線	リード線が基板やケースに接触した状態で組立され、単体振動試験やエンジン試験、打上げ時の振動でリード線被覆が摩耗、素線が露出してケース等の金属部と接触し、SEIG時に短絡または地絡。	不要	数千秒のエンジン試験に供したPNPを分解点検した結果、FETリード線とケースに擦れ痕が無く、短絡または地絡に至る可能性がないことを確認した。(Δ→×)	
	3	ソレノイド リード線	リード線が基板やケースに接触した状態、角部と接触、または挟まれた状態で組立され、単体振動試験やエンジン試験、打上げ時の振動でリード線被覆が摩耗、素線が露出してケース等の金属部と接触し、SEIG時に短絡または地絡。	<p><絶縁強化></p> <ul style="list-style-type: none"> ・リード線の振動を低減するため、リード線の固縛を追加する。 ・金属部の露出のあるスクリューに絶縁剤を塗布する絶縁処理を追加する。 ・金属ケースの内面に保護テープを追加する。 ・基板貫通穴の角部を滑らかにするため、絶縁剤の塗布を追加する。 	再現試験の結果、リード線の素線が露出するまでの損傷に至らなかったことが確認できたため、本故障シナリオは発生しないと評価した。(Δ→×)	
	4	ハーネス (PNP-エキサイタ間)	シールド結線部	はんだ付けしている結線部の被覆がはんだ付け時の入熱で損傷。打上げ時の振動・衝撃で完全に被覆が損傷し、SEIG時に配線同士で短絡またはケースと地絡。	不要	X線CT検査や臓器状態模擬した振動試験によって、被覆損傷が発生しないことを確認した。(Δ→×)
	5		予冷戻り配管に近接している箇所がCFTや打上げ時に低温化して被覆が劣化。打上げ時の振動・衝撃で完全に被覆が損傷し、SEIG時に配線同士で短絡またはケースと地絡。	不要	検証試験によって低温化による被覆の劣化がないことを確認した。(Δ→×)	
	6		ハーネスの曲げ・ねじり・固定の仕方により結線部やコネクタに負荷がかかった状態となり、打上げ時の振動で結線部やコネクタが外れ、SEIG時に配線同士で短絡またはケースと地絡。	不要	実機を模擬した荷重負荷試験や振動試験後のX線CT検査によって、結線部やコネクタの状態変化がないことを確認した。(Δ→×)	
	7		コネクタ	コネクタ結合時にコネクタ内部に混入した導電性のコンタミが打上げ時の振動・衝撃で移動し、ピン間に付着・ブリッジしてSEIG時に短絡または地絡。	不要	短絡または地絡に至るためには1mm以上の長さのコンタミが必要だが、結合作業は清浄度管理されたエリアで行われたこと、1mm以上であれば結合前の目視点検で確実に識別できることなどから可能性はないと評価した。(Δ→×)

表 5.2-2 故障シナリオの評価結果 (2/3)

区分	No.	故障部位	シナリオ	対策	最終評価
共通シナリオ	8	コンデンサ	取扱不良で誘電体が損傷し、打上げ前までは短絡しかけていたものが、打上げ時の振動・衝撃で損傷し、SEIG後の発熱等により完全に短絡。	<検査強化> ・エキサイタの製造検査にX線CT検査を追加し、コンデンサのリード線/タンタルの損傷(曲がり)がないことを確認する。	時系列の詳細評価との整合性を検討し、通电後の電気的な変化による発熱等による状態変化を考慮すると、要因になり得ると評価。
	9	コンデンサ	組立時にリード線とケースが近接状態となってしまう、打上げ前までは接触していなかったが、打上げ時の振動・衝撃で接触し、SEIG後の発熱等により完全に地絡。	<絶縁強化および検査強化> ・リード線に保護テープを追加する。 ・エキサイタの製造検査にX線CT検査を追加し、リード線とケースが近接状態になっていないことを確認する。	No.8と同様の評価
	10	貫通フィルタ	取扱不良で誘導体等内部部品が損傷し、打上げ前までは地絡しかけていたものが、打上げ時の振動・衝撃で破損し、SEIG後の発熱等により完全に地絡。	<検査強化> ・エキサイタ製造検査にX線CT検査を追加し、貫通フィルタに地絡に至る損傷がないことを確認する。	No.8と同様の評価
	11	エキサイタ トランジスタ	組立時にコレクタリード線とケースが近接状態となってしまう、打上げ前までは接触していなかったが、打上げ時の振動・衝撃で接触し、SEIG時に地絡。	<絶縁強化および検査強化> ・コレクタリード線に熱収縮チューブを追加する。 ・エキサイタ製造検査にX線CT検査を追加し、リード線とケースが近接状態になっていないことを確認する。	再現試験の結果、リード線の素線が露出するまでの損傷に至らなかったことが確認できたため、本故障シナリオは発生しないと評価した。(△→×)
	12	トランジスタ	組立時に2回はんだ付けを実施しており、はんだ付けの熱負荷過大により損傷し、打上げ前までは短絡しかけていたものが、打上げ時の振動・衝撃で完全に損傷し、SEIG時に短絡。	不要	・TF1用エキサイタの製造後から打上げまでのデータでは、スパークレートの低下傾向がないため、損傷の可能性はないと評価した。(△→×)
	13	トランス	打上後123秒時点(真空環境)のPNP電源ON時に一瞬にエキサイタまで通電し、グロー放電が発生。放電エネルギーによりトランス内部を損傷して短絡回路を形成し、SEIG時に通電した際に過電流発生。	不要	・真空環境下での作動試験によって、トランス内部でグロー放電は発生せず、内部の損傷や過電流が生じないことを確認した。(△→×)
	14	ダイオード	組立時の絶縁シート固定時に取扱不良で損傷し、打上げ時の振動・衝撃で完全に破損しオープンとなった。その後のエキサイタON時に一次回路が発振できず電圧が継続的に上昇、過電流発生。	不要	・ダイオードを含むトランスの2次側部品のオープン故障模擬試験によって、1次側の回路に電圧が継続的に上昇することはなく、過電流が生じないことを確認した。(△→×)

表 5.2-2 故障シナリオの評価結果 (3/3)

区分	No.	故障部位	シナリオ	対策	最終評価
共通シナリオ	15	フィルタ組立	組立時にコイル・ケース間の絶縁シートがずれ、コイルとケースが接触。組立作業中の取り扱いや打上げ時の振動・衝撃でコイル表面のエナメル被覆が剥がれ、コイル素線とケースが接触し、SEIG後の発熱等により完全に地絡。	<p><絶縁強化および検査強化></p> <ul style="list-style-type: none"> ・エキサイタ製造検査にX線CT検査を追加し、コイルとフィルタケースの接触がないことを確認する。 ・コイルの絶縁シートの巻き数を適正化し、コイルをケースに収納し易くしてクリアランスを改善する。 ・コイルリード線にRTVゴム、コネクタ基板間ケーブルに熱収縮チューブを追加し摩耗に対する保護を強化する。 	No.8と同様の評価
	16	エキサイタ 発振回路部	不適合対策(トランジスタ交換作業)に伴い摩耗粉が発生。打上げ時の振動で摩耗粉が絶縁シートを貫通し、摩耗粉を介してトランジスタとボルトが接触し、SEIG後の発熱等により完全に地絡。	<p><検査強化></p> <ul style="list-style-type: none"> ・エキサイタ製造検査にX線CT検査を追加し、トランジスタとケース間の絶縁シートに摩耗粉(金属片)がないことを確認する。 	No.8と同様の評価
	17	発振回路部	組立時に絶縁テープに傷をつけ、打上げ時の振動で絶縁シートが損傷、1次/2次コイルが接触し短絡、SEIG時に過電流が発生。	<p><検査強化></p> <p>絶縁テープに傷がある場合、スパーク開始電源電圧が異常値となり、かつスパーク中の電圧にノイズが観測される。このため、スパーク開始電源電圧の検査とスパーク作動時に電圧にノイズがないことを検査することによって絶縁テープに傷がないことを確認する。</p>	製造記録の詳細確認(部品製造メーカーの記録に遡った調査)により、本シナリオの起点となる絶縁テープ損傷がないことを確認したため、本シナリオは要因ではないと評価する。(△→×)
	18	エキサイタ トランジスタ	エキサイタ点火時にトランジスタの電圧(Vce)が定格を超過し損傷、短絡による過電流が発生。	<p><部品選別></p> <p>トランジスタに印加される電圧が定格内となるトランジスタと抵抗値の組合せとする。</p>	<p>(1)再現試験および過負荷試験の結果、事象の再現には至っていないが、定格を超える電圧がトランジスタに印加されることを確認。</p> <p>(2)エキサイタ内部回路の電氣的動作によるトランジスタの破損のメカニズムを詳細に解析・検証した結果、部品の実力耐性を超える負荷による故障の再現には至っていない。</p> <p>(1)の結果から要因になり得ると評価。</p>

(2) シナリオの詳細説明

① エキサイタ内部で軽微な短絡、SEIG後に完全に短絡(対象となる故障シナリオ:共通No.8、9、10、15、16)

これらのシナリオは最終的に短絡・地絡に至ったエキサイタ内部の電気部品(コンデンサやフィルタなど)の種類が異なるものの、そのシナリオは概ね以下の通り共通している。

- ・ エキサイタ製造時に、内部の電気部品の取り扱いの結果等で電気部品間の距離が狭い箇所があり、短絡や地絡を生じやすい状態にあった。
- ・ 打上げ前までは短絡や地絡に至っていなかったが、打上げ時の振動や1/2段分離時の衝撃によって電気部品間の距離が縮まったり、電気部品の絶縁用の被覆が擦れて素線が露出したりして、軽微な(抵抗値が比較的大きい)短絡や地絡状態となった。
- ・ SEIG時にエキサイタへ通電すると、6msまでは短絡・地絡箇所の抵抗値が大きかったため短絡・地絡電流は比較的小さかったが、その後短絡・地絡した部分での発熱などによって接触部の状態が変わり、過電流を発生させるに至った。

故障シナリオが概ね共通であるため、過去に製造工程の中で地絡を生じた不具合事例のある故障シナリオ No.15 を代表例として次に示す。

故障シナリオ No.15 エキサイタフィルタ組立の故障

シナリオの詳細を以下に、補足図を図 5.2-3 に示す。

- i. エキサイタ製造において、フィルタ組立時にコイルとケース間の絶縁シートがずれて組み立てられ、コイルとケースが接触した状態でエキサイタ単体製品が完成した（不具合および是正の事例有り）
- ii. エンジンへの取付け作業時や打上げ時の振動で、接触していたコイル素線のエナメル被覆が擦れて徐々に剥がれていき、接触部で地絡しやすい状態が生じた（不具合および是正の事例有り）
- iii. 1/2 段分離時の衝撃でコイルが動いて、被覆の剥がれたコイル素線の一部とケースが接触に至り、軽微な地絡状態（抵抗値が比較的大きい状態）となった。SEIG 時にエキサイタへ通電すると、6ms までは地絡箇所の抵抗値が大きかったため地絡電流は比較的小さかったが、その後地絡した部分での発熱などによって接触部の状態が変わり、過電流を発生させるに至った

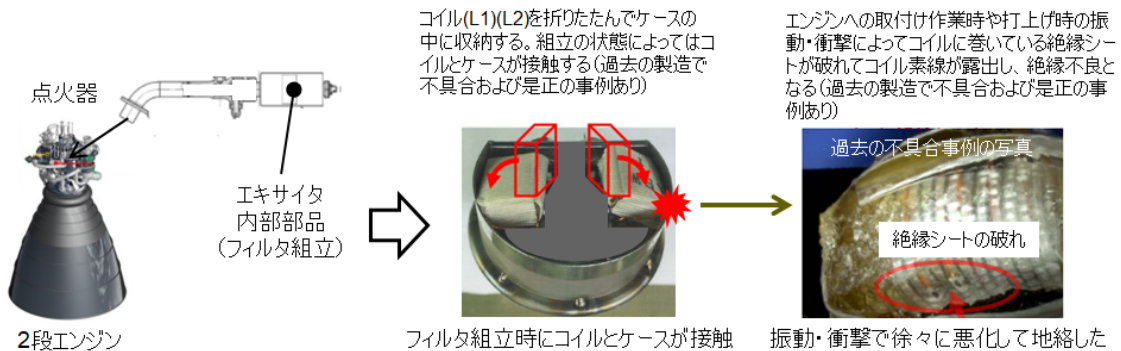


図 5.2-3 故障シナリオ No.15 の補足図

② エキサイタへの通電で過電流状態が発生（対象となる故障シナリオ：共通 No.18）

故障シナリオ No.18 エキサイタ内部トランジスタの故障

シナリオの詳細（時系列）を以下に、補足図を図 5.2-5 に示す。

- i. 地上点検時、SEIG（エキサイタ電源 ON）時に、エキサイタ内部の電氣的発振動作により、内部で使用されているトランジスタのコレクタ-エミッタ間（Vce）に絶対最大定格以上の電圧が印加される。
- ii. 上記を繰り返すことにより、徐々にトランジスタに負荷が蓄積し、電圧耐性が低下。
- iii. フライト中の SEIG（エキサイタ電源 ON）にて、トランジスタに電圧が印加され、電氣的発振動作を開始した直後、10ms 程度を経てトランジスタが定格以上の電圧に耐えきれず降伏（短絡）し、過電流に至る。

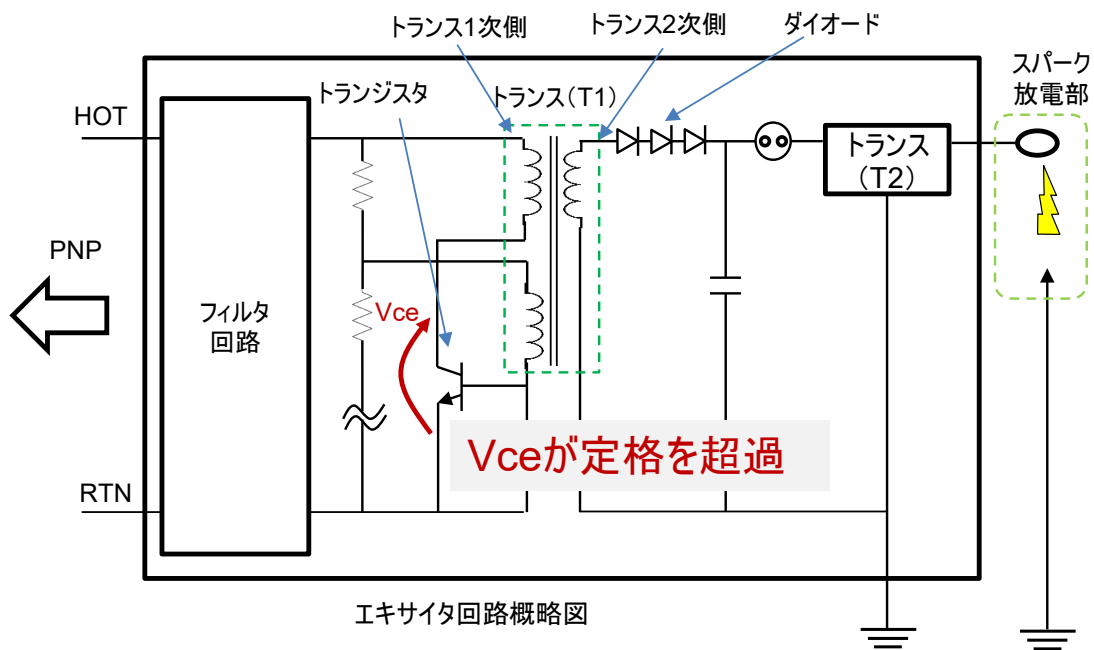


図 5.2-5 故障シナリオ No.18 の補足図

検証結果

- i. 回路モデルに基づくシミュレーションの結果、最大定格以上の電圧を印加している可能性があることを確認。
- ii. シミュレーション結果を踏まえ、エキサイタ内部の電圧波形を実測したところ、実際にトランジスタの最大定格を超過する電圧が印加されていることを確認。
【トランジスタに定格以上の電圧が印加されていたことは事実】
- iii. エキサイタの作動寿命を超える耐久性試験（着火を繰り返す試験）を新品のフライト用試体を用いて実施したが、故障は再現していない。
- iv. 実機のエキサイタおよび模擬回路を用いて、トランジスタに対し、部品定格を超えた V_{ce} 電圧を加える試験を繰り返し実施したが、故障は再現していない。
【トランジスタは定格を超過しているものの、なかなか壊れない】
- v. トランジスタの耐電圧性のバラつきを評価するため、トランジスタ単体に直流電源にて最大定格を超える電圧を印加する試験を実施した結果、短絡故障した。トランジスタの個体バラつきがあることを確認。
【トランジスタはなかなか壊れないが、壊れやすさのバラつきがある】

以上の結果から、エキサイタ駆動時のトランジスタ故障には至っていないものの、トランジスタの壊れやすさにはバラつきがあり、部品定格を超えて使用していたことから、本シナリオの可能性は残る。

<参考> これまでのフライト実績（開発試験を除く）

当該エキサイタは、同設計である H-IIA/B ロケット（1 段、2 段エンジン）で、合計 182 個のフライト実績を有する。

5.2.2 H3 ロケット固有要因

5.2.2.1 故障シナリオの抽出

H3 ロケット固有要因の故障シナリオとして、H3 システム（H3 固有部分と H-IIA ロケットとの共通部分との組合せ等）について、必然的に故障に至り得るシナリオがないかを検討した。

H3 固有部分は、H-IIA ロケットとの共通部分と異なり、SEIG 前から通電している箇所のみで構成されており、また、多くの部分が A 系と B 系の冗長系を有している（図 5.2-7 参照）。そのため、H3 固有部分が要因となり得るには以下の 2 点を満たす必要があることから、それぞれの観点で要因となり得るものを網羅的に識別し、故障シナリオを検討した。

- ① SEIG 時に発生する故障モード
- ② A 系/B 系の二重故障に至る故障モード

また、個々のシナリオの検討に加え、未知の故障シナリオの抽出と検証を兼ね、下記に示すシステムレベルの試験（5.1.2 項参照）を実施した。結果的には、未知のモードは抽出されなかった。

- 実機大の 1/2 段分離試験
- PSC 2 と PNP/エキサイタを組合せた真空試験
- エキサイタ耐久試験

以上の検討から、5.2.2.2 項に示す故障シナリオを抽出した。

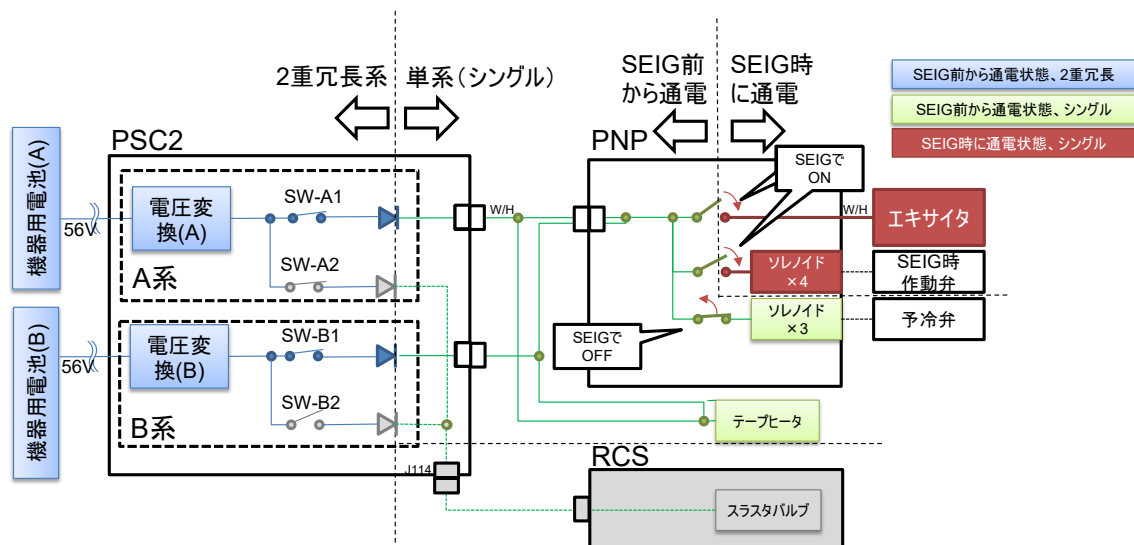


図 5.2-7 H3 ロケット固有シナリオの抽出

(1) SEIG 時に発生する故障モードの評価

H3 ロケット試験機 1 号機飛行時のシーケンス・オブ・イベント (SOE) を基に、SEIG 時の前後の動作で状態が変化する要素を網羅的に抽出し、フライトデータ、解析、試験等にて評価した。

SEIG 前後の正常時の機体動作を図 5.2-8 に示す。本図内の赤丸で示すものが SEIG の前後で状態が変化する要素であり、これらに対し、故障シナリオを検討した。上記要素に

対する故障シナリオの評価結果を表 5.2-3 に示す。

- ・制御信号ラインの状態変化
- ・エキサイタ/ソレノイド弁への通電（電流の増加、電流変化率大、電圧の印加）
- ・予冷弁の OFF
- ・アクチュエータの作動

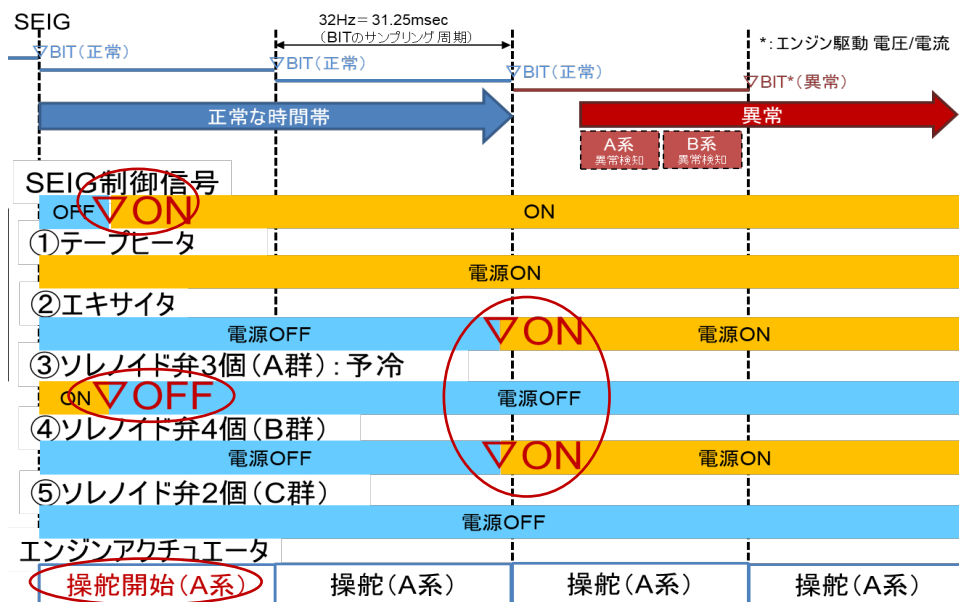


図 5.2-8 SEIG 前後のシーケンス・オブ・イベント（正常時の機体動作）

表 5.2-3 SEIG 時に発生する故障モードの評価

No.	SEIGで変化するもの	想定する影響(シナリオ)	評価結果
1	制御信号ラインの状態変化	SEIGを出力するまでは電位が不定だったラインと駆動電源ラインの短絡が発生していて、SEIGで制御信号ラインをONした際に、駆動電流がグラウンドに流れる。制御信号だけでなく、SEIGでONとなるモータ回路も評価対象にした。	回路ベースで詳細評価を実施し、対象となる部位を特定した上で、当該ラインが駆動電源ラインと空間的に離れていることを確認し、要因ではないと評価(×)
2	電流の増加	SEIG以前の電流では機能していた電気部品が電流増加(含むラッシュ電流影響)により機能喪失する。(大電流が流れたことをきっかけに降圧回路が故障する等)。	故障に至りうるシナリオ(H3固有No.1,2)を抽出(△-)
3	電流変化率大	電流値の変化により発生する過渡的なグラウンド変位(ノイズ)が大きくなり、誤動作を起こす。	影響を受ける要素を抽出し、誤作動リスクのあるものについては、発生するノイズが誤動作を起こしうるノイズレベルより十分小さいことから、要因ではないと評価(×)
4	電圧の印加	SEIG以前にフライト環境等で損傷していたものが通電により過電流に至る。	H3システム動作として過電流に至りうる故障モードの評価を進めたが、時間差があるため、新たなシナリオは抽出されなかった(×)
5	予冷弁のOFF	予冷弁(PNPのソレノイド弁)OFFによる電流・電圧変化で電気部品が破損する。	予冷弁OFFのタイミングは事象発生より十分前であり、要因ではないと評価(×)
6	アクチュエータ作動	SEIGにより制御を開始した2段エンジンバルブ用アクチュエータが作動し、振動や荷重、変位により電気部品が機械的な負荷を受け損傷する。	フライトデータからSEIG時の操舵は十分小さいことを確認しており、要因ではないと評価(×)

(2) A系/B系の二重故障に至る故障モードの評価

図 5.2-9 に示す通り、二重故障のモードを以下に分類し、網羅的に抽出した。これらのモードに対する評価を表 5.2-4 に示す。

(表5.2-4との関係)

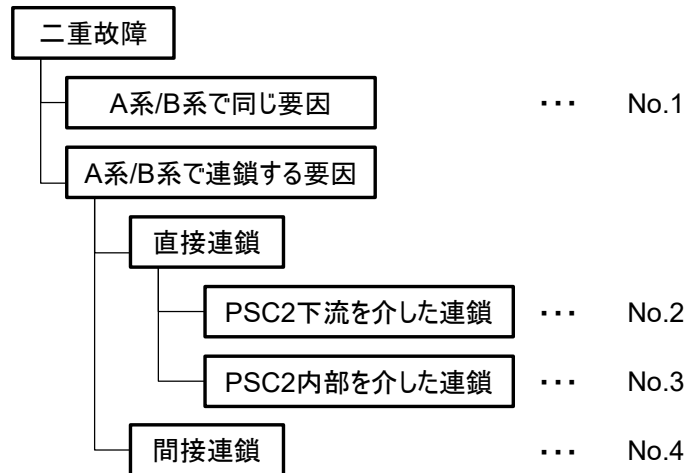


図 5.2-9 二重故障に至る故障モード

表 5.2-4 A系/B系の二重故障に至る故障モードの評価結果

N o.	想定するモード	想定する影響(シナリオ)	評価結果
1	同一設計/同一仕様部位の破壊	A系とB系の同一設計部位が、単一要因(例:衝撃環境)で損傷する。	(1)のSEIG時に発生する故障モードの評価の中で検討した。
2	PSC2のA/B系突合せ部の下流を介した連鎖	<p>【下流の想定外事象により、A系異常/遮断⇒B系異常/遮断が発生】PSC2出口端にはダイオードが実装されており、下流の影響は受けないと評価しているが、ダイオードが故障していた場合に、系統間のアイソレートができずA/B間が干渉し、連成により故障が発生した可能性がある。</p> <p>【下流の想定外事象により、A系異常/遮断⇒B系異常/遮断が発生】(PNP発振)下流PNPが回路不安定で発振。電流変動の影響が上流(PSC2)に影響を与え、降圧回路が不安定となる。</p> <p>【A系異常が下流故障を誘発⇒その結果B系の異常/遮断が発生】A系降圧回路の異常⇒過電圧で下流のエキサイタで部品破壊⇒B系切替後は下流短絡により過電流で切替え。</p>	<p>テレメトリデータからダイオードは故障していなかったことを確認しており、要因ではないと評価(×)</p> <p>故障に至りうるシナリオ(H3固有No.1,2)を抽出(△-)</p>
3	PSC2内部を介した連鎖	A系/B系で共通で使用している部位(筐体等)を介し連成する可能性と故障モードを評価する。	A系/B系で電氣的な接続がある部位(グランド等)について網羅的に抽出・評価。新たな故障シナリオは抽出されなかった。(×)
4	PSC2外部も含めたA系→B系連鎖事象	影響を与える要因と影響を受け得る部位(PSC2/PNP等)をマトリクス形式で評価する。	影響を与える要因として機体内の構成要因を網羅的に並べ、影響を受ける部位が故障しうるシナリオを評価。新たな故障シナリオは抽出されなかった。(×)

5.2.2.2 故障シナリオの検証

抽出した故障シナリオに対して、それぞれ検証を行い、可能性を否定できないものは対策を行うこととした。

最終的な故障シナリオの評価結果を表5.2-5に示す。対策については6.1.1項で詳述する。

表 5.2-5 故障シナリオの評価結果

区分	No.	故障部位		シナリオ	対策	最終評価
H3 固有 シナリオ	1	PNP /エキ サイタ	トラン ジスタ etc.	(1)SEIGによる下流機器への電源投入時に、PSC2A降圧回路が電流変動(突入電流または機器動作)に伴い発振・出力不安定となり、過電圧を出力した。 (2)過電圧により、下流のシングルポイント機器(PNPまたはエキサイタ)を短絡故障させ、過電流を発生させた(過電圧が発生してから過電流に至るまでに、10ms程度の遅延があった)。PSC2 A系およびB系で過電流検知により電源遮断を行った。	不要	(1)部品故障で過電圧に至る3ケースを抽出。 (2)負荷(PNP、エキサイタ)側の過電圧試験の結果、負荷には十分過電圧耐性があることを確認した。 (3)上記部品が故障に至る要因は抽出されなかった。 (4)各モードに対してフライト時のテレメータとの矛盾はない。 以上の結果から負荷側の過電圧耐性は十分有しており、要因ではないと評価した。
	2	PSC2	定電 圧ダイ オード etc.	(1)PSC2内部の部品故障により、PSC2の降圧回路が不安定な挙動となった。 (2)過電圧により、PSC2A内部の部品(例:定電圧ダイオード)を短絡故障させ、過電流を発生させた。 (3)A系の過電流がB系に伝搬し、B系でも過電流を生じた。	定電圧ダイオードの削除 【追加対策】	(1)同上 (2)仮に過電圧になった場合を想定しPSC2内の定電圧ダイオードの過電圧試験を実施し、短絡故障に至ることを確認。 (3)PSC2A内で過電流が発生した場合に、PSC2Bも過電流を発生させる伝搬モードを評価し、発生があると評価。 (4)同上 以上の結果から要因になり得ると評価した。

(1) H3 固有シナリオ No.1 の検証

本シナリオは SEIG 時点で PSC2A 系の降圧回路が電流変動により過電圧を出力することで下流のシングルポイント機器 (PNP またはエキサイタ) が短絡故障したというものであるため、「PNP またはエキサイタが過電圧により短絡故障に至るか」を検証した。

検証の結果、PNP またはエキサイタは PSC2 側で発生しうる異常電圧に対し耐性を有しており、本シナリオの可能性はないと評価した。

(2) H3 固有シナリオ No.2 の検証

フライトでの事象が最終的に A 系/B 系の両方で生じていることから、A 系で定電圧ダイオードが短絡故障した後に、B 系に伝搬するメカニズムについて、①シミュレーション、および②試験にて評価を実施した。

① シミュレーションによる評価

PSC2 からエンジン駆動電源を供給する降圧回路が不安定になることを起点に、A 系の定電圧ダイオードの短絡から B 系に故障が伝搬するメカニズムについて、シミュレーションを用いて評価した。A 系の定電圧ダイオードが何らかの理由で短絡した場合、短絡時に生じる電流が A 系のリターンラインから B 系の駆動電源のリターンラインに分流し、B 系駆動電源のリターン電位を変動させる過渡事象(約 0.2ms 間、最大 45.1v) が生じ得ることをシミュレーションで確認した。メカニズムを図 5.2-10 に、シミュレーション結果を図 5.2-11 に示す。

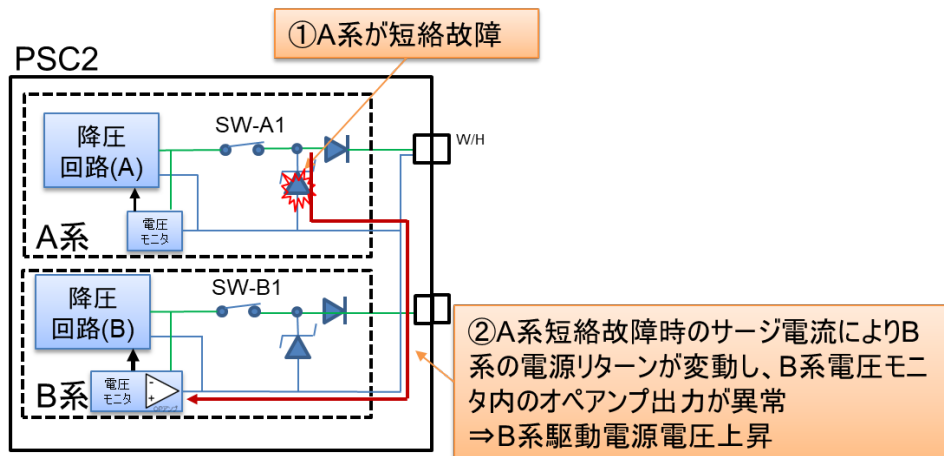


図 5.2-10 固有シナリオ No.2 のメカニズム

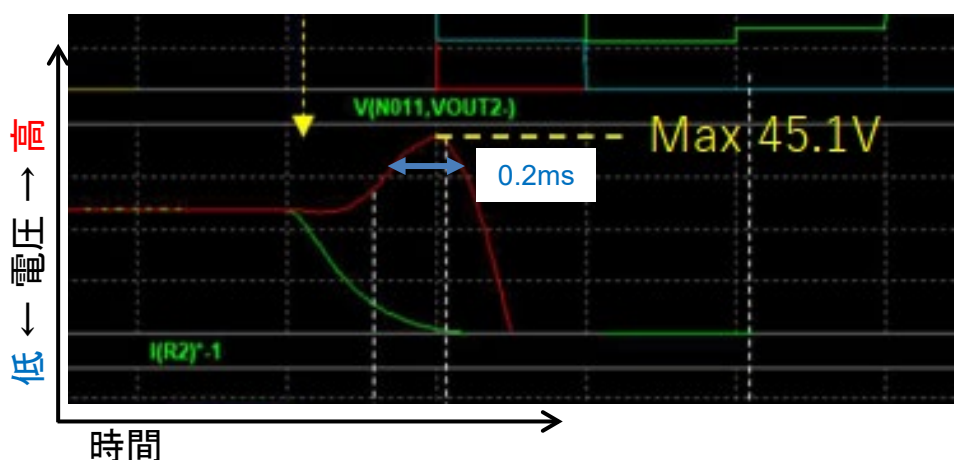


図 5.2-11 固有シナリオ No.2 のシミュレーション結果

② 試験結果

連鎖事象が起り得るかを確認するため、PSC2 実機を用いて A 系の降圧回路から強制的に過電圧を出力して A 系の定電圧ダイオードを短絡させた後、B 系の定電圧ダイオードの短絡に至るか検証した。

検証の結果、B 系の定電圧ダイオードは短絡せず、A 系/B 系共にフライトデータと整合する事象に至らなかったが、A 系の定電圧ダイオードの短絡時の過渡電流によって、リターン電位が変動することにより、B 系降圧回路の電圧モニタオペアンプ出力が連成して変動する（A 系の定電圧ダイオードの故障が B 系の回路動作に波及する）ことを確認した。

以上の結果を踏まえ、H3 固有シナリオ No.2 のシナリオ詳細（時系列）を示す。

- i. フライト中の環境等により PSC2A 系降圧回路の一部の部品（FET スイッチ、インダクタ、コンデンサの何れか）が故障した。（但しフライトテレメータでは確認できない状態）
- ii. SEIG（エキサイタ電源 ON）の瞬間に生じる過渡的な電気変化により、上記故障に伴い、PSC2A 系の降圧回路のフィードバック制御が不安定となる。
- iii. フィードバック制御不安定化により駆動電源電圧が 50V を超過して定電圧

- ダイオードが短絡する。
- iv. A系は過電流異常により故障を検出し、冗長系切替を実施。
 - v. 短絡電流がA系リターンラインからB系リターンラインに分流し、B系リターンラインの電位が変動する。
 - vi. B系リターンラインの変動により、B系駆動電源のフィードバック電圧モニタのオペアンプが異常となり、電圧モニタの出力が異常となる。
 - vii. B系駆動電源電圧が上昇し、B系の定電圧ダイオードが短絡し、B系も過電流異常に至る。

5.3 検討の網羅性確認

前項までに示すシナリオ抽出と検証が網羅性を持って進められていることを、別視点から事象を俯瞰することにより確認した。

4項フライトでの発生事象の整理より、図 5.3-1 に示す流れで事象に至ったと評価した。ここで、過電流検知 (③、⑥) はテレメデータから確認した (4.1 項参照)。作用点 (②、⑤) は FTA と系統図を基に、過電流が流れ得る箇所を蓋然性を考慮しつつ識別した (5.2.1.1 項参照)。起点 (①、④) は作用点に影響を与え得る箇所 (PSC2、エキサイタ等) に FMEA を展開して網羅的に抽出し、作用点につながり得るかを含めてシナリオの識別と成立性の検討を進めた。

上記の事象に至る流れを念頭に、5.3.1 項は H3 ロケット固有シナリオの起因となる電圧制御不安定性に関する要因の網羅性を確認した。また、5.3.2 項にて別視点での FTA を作成し、5.3.3 項にて従来の FTA と比較することにより、全体のシナリオの抽出に漏れがないかを確認した。さらに、5.3.4 項にて全事象を対象とした広い範囲の確認を実施した。

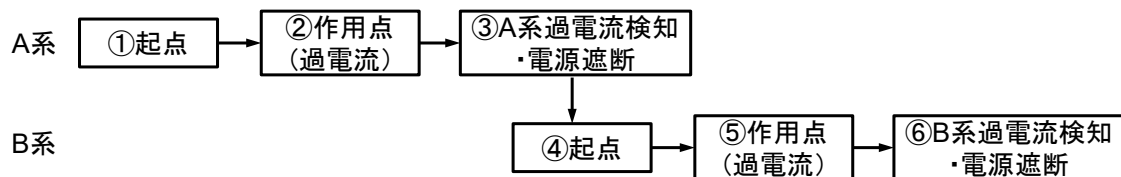


図 5.3-1 事象に至る流れ

5.3.1 調圧回路の電圧制御不安定性に関する検討

5.2.2.1 項で識別した「PSC2 からの過電圧出力による (下流機器 or PSC2 内での) 短絡」というシナリオについて、以下の観点から網羅的な調査・分析行われていることを確認した。

- A) PSC2 が過電圧を発生させるメカニズムの抽出として PSC2 部品&故障モードの網羅性を確認
- B) A) のうち、特に地上試験時/フライト時のテレメデータに陽に現れない部品・モードの識別の確認
- C) 過電流 (短絡故障) に至る要素の抽出として、システム内部品短絡評価の網羅性の確認

A)、B)の確認として、PSC2内部のエンジン駆動電源に関与する全ての電気素子・部品に対し想定される故障モードを列挙し、以下の観点で原因になりえるかを整理した。

- 最終的にPSC2からの電源出力が過電圧となるか
- フライトテレメではその故障が検出できない場合があるか*

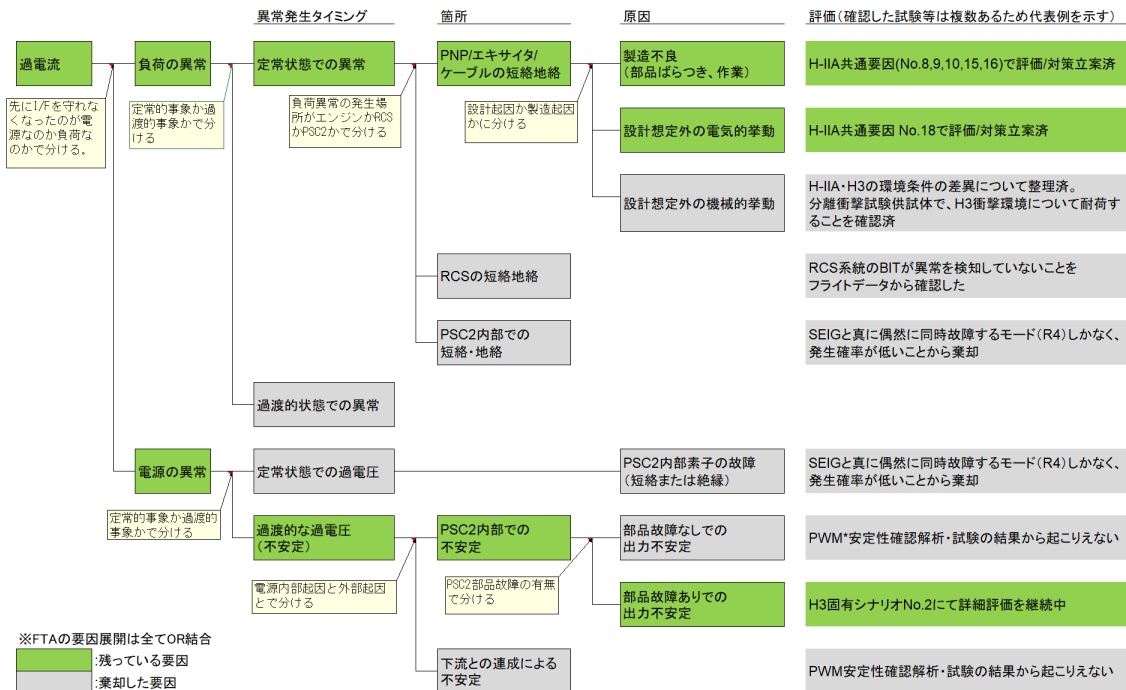
※ PSC2の他のBITが必ず検知される、電流・電圧テレメに明確に現れる等のモードは除いたその結果、降圧回路内の以下3点の部品・故障モードを上記条件に合致する可能性があるとして識別した。

- ① FETスイッチおよび駆動回路のオープン故障
- ② インダクタの短絡故障
- ③ コンデンサのオープン故障

C)の確認のために、エンジン駆動電源の負荷となるPSC2および下流機器内に存在する全ての電気素子に対し過電圧印加時の短絡故障リスクを評価した。その結果、PSC2内部の定電圧ダイオード、PNP/エキサイタのみが過電圧印可時に短絡故障になり得ることを確認した。

5.3.2 PSC2 系統の過電流の FTA

5.1項に示すFTAは、H-IIAロケットとの共通要因を早期に識別する観点から、「機能」や「部位」の切り口で要因展開しており、過電流をトップ事象としたときには網羅性が確認しにくい構成であった。それを補うため、PSC2のエンジン駆動電源系統の過電流をトップ事象として、各要因に展開する際の視点を明確にすることで網羅性を確認しやすい構成として作成したFTAを図5.3-2に示す。



※ PWM(Pulse Width Modulation):パルス幅を変えることで、FETなどの素子に流れる電流の時間を変化させ、電圧等を制御する方式

図 5.3-2 PSC2 系統の過電流の FTA (1/2)

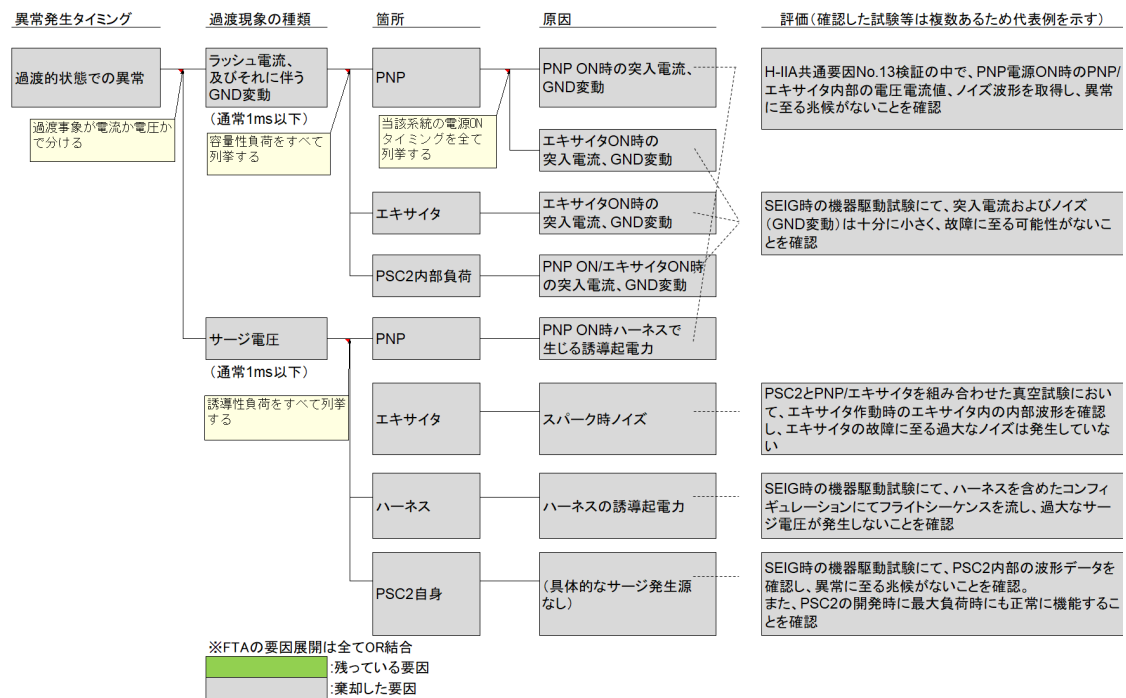


図 5.3-2 PSC2 系統の過電流の FTA (2/2)

5.3.3 異なる視点からの確認結果

5.1 項に示す全体 FTA は 「機能」、「部位」の視点で要因展開したことから、作用点 (図 5.3-1 の②、⑤) の「箇所」の網羅性を判別しやすい構成である。また、5.3.2 項に示す PSC2 系統の過電流の FTA は「電気的な挙動」の視点で要因展開したことから、作用点 (図 5.3-1 の②、⑤) の「状態」の網羅性を判別しやすい構成である。図 5.3-3 に示すように、異なる視点で展開した 2 つの FTA の双方とも最終的に同じシナリオと結びついており、いずれの視点にも抜け漏れがなく識別できていることを確認した。

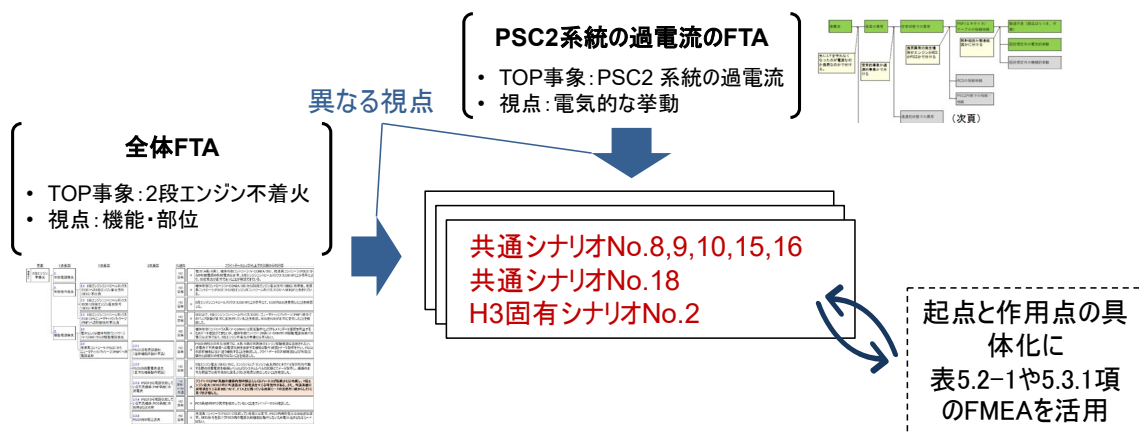


図 5.3-3 異なる視点での確認結果

5.3.4 全事象の網羅性

以下の2点を表形式で整理し、全事象に対する検討の網羅性が担保されていること、および、残っている故障シナリオがそれぞれどこに位置づけられるのかを確認した。

- 過電流が流れ得る状態になったタイミング
- PSC2のA系/B系の誤検知の有無(すなわち②、⑤が実事象でない可能性を考慮)

確認結果を表5.3-1に示す。評価が○となっているケースは、故障もしくはその連鎖により事象に至るケースであり、故障シナリオとして評価が必要。ただし、表5.3-1の「4d」についてはPSC2内の検知ロジックが適切に設定されていることを確認済みであること、A系/B系の検知回路が独立していることから、故障シナリオとならない。評価が×1となっているケースは事象に至る可能性がある。これまでの検討の中で明示的に取り扱っていなかったが、二重故障を前提としたものであることから、あらためて評価し棄却した。評価が×2となっているケースはフライトデータや事象と整合しないと評価した。

以上により、事象の網羅性を担保した上で、前項までに識別している故障シナリオの位置づけ(フライトデータに照らして評価すべきと考えられるケース(表5.3-1の「1a」と「2a」)と、残っている故障モードが整合している、すなわち、これら評価すべきケースに対して故障シナリオが漏れなく抽出できていること)を確認するとともに、新たに追加すべき故障シナリオはないことを確認した。

表 5.3-1 全事象の網羅性の確認結果

※1:10msギャップの考慮が必要

No.	過電流が流れ得る状態になったタイミング	PSC2-A系誤検知	PSC2-B系誤検知	評価	抽出したシナリオとの対応	
1a	SEIG前	無し	無し	○	過電流が生じ、PSC両系とも意図どおり検知し遮断※1	共通シナリオNo8,9,10,15,16
1b		有り	無し	—	B系は切り替え後に検知するため3bに統合して評価	
1c		無し	有り	×1	A系は通電により過電流※1、B系は誤検知(二重故障)	
1d		有り	有り	—	過電流状態のタイミングによらない、4dに統合して評価	
2a	SEIG後	無し	無し	○	過電流が生じ、PSCは両系とも意図どおり検知し遮断	共通シナリオNo.18、固有シナリオNo.2
2b		有り	無し	—	B系は切り替え後に検知するため3bに統合して評価	
2c		無し	有り	×1	A系は通電により過電流、B系は誤検知(二重故障)	
2d		有り	有り	—	過電流状態のタイミングによらない、4dに統合して評価	
3a	A系遮断後	無し	無し	×2	不整合(本ケースでは、A系に過電流を生じない)	
3b		有り	無し	×1	A系は誤検知、B系は通電により過電流(二重故障)	
3c		無し	有り	×2	不整合(本ケースでは、A系に過電流を生じない)	
3d		有り	有り	—	過電流状態のタイミングによらない、4dに統合して評価	
4a	無し	無し	無し	×2	不整合(本ケースでは両系とも検知しない)	
4b		有り	無し	×2	不整合(本ケースでは、B系が検知しない)	
4c		無し	有り	×2	不整合(本ケースでは、A系が検知しない)	
4d		有り	有り	○	両系とも誤検知	

○:評価要 ×1:事象に至るが二重故障のケースであり棄却 ×2:データと不整合 —:他項目に含めて評価

6. 是正対策

6.1 直接要因への対応

5項までの検討結果から残るシナリオを大きく3つに整理し評価した。各シナリオの評価内容を6.1.1.1～6.1.1.3に示す。

- ① エキサイタ内部で軽微な短絡、SEIG後に完全に短絡：共通シナリオ No.8,9,10,15,16
時系列の詳細評価との整合性を検討し、通电後の電気的な変化による発熱等による状態変化を考慮すると、要因になり得ると評価。対策として、絶縁強化および検査強化を実施。
- ② エキサイタへの通电で過電流状態が発生：共通シナリオ No.18
エキサイタ内部の電气的動作によるトランジスタの破損メカニズムの詳細解析・検証を行ったが、故障の再現には至っていない。一方、試験の結果、部品定格を超過している電圧を確認しており、要因になり得ると評価。対策として、部品選別により電圧を定格内とする。
- ③ PSC2 A系内部での過電流、その後B系への伝搬：H3固有シナリオ No.2
PSC2A系の内部で定電圧ダイオードが短絡故障し過電流が生じた場合に、B系に伝搬するメカニズムが存在することを試験および詳細評価にて確認した。対策として定電圧ダイオードを取り除き、B系への伝搬を防止する策を追加設定した。

上記①～③のシナリオについて様々な条件で再現試験等を実施した。その結果、故障発生メカニズムが部分的にはあるが再現しており、これらのいずれかが要因となりエキサイタもしくはPSC2が損傷することにより2段不着火事象が発生したと評価した。これを踏まえ、エキサイタおよびPSC2に対して対策を行うことで再発を防止する。

6.1.1 対策

6.1.1.1 エキサイタ内部で軽微な短絡、SEIG後に完全に短絡

原因究明活動の結果残る要因「エキサイタ内部で軽微な短絡が発生し、SEIG後に完全に短絡」に至るモードとして複数のシナリオが想定されるが、対策の基本的な考え方は共通しており、次の通りである。

- リード線や基板等が接触して短絡・地絡する可能性がある箇所に対して、可能性を排除する絶縁処置を実施する（共通シナリオ No.9,15）。＜絶縁強化＞
- リード線や基板等が接触して短絡・地絡する可能性があるものの、絶縁強化の処置が難しい箇所に対しては、接触の可能性を排除する十分な隙間があることをX線CT検査によって確認する（共通シナリオ No.8,9,10,15,16）。＜検査強化＞

故障解析の結果として短絡または地絡が懸念される箇所に対し、絶縁強化または検査強化の対策を講じることにより短絡地絡リスクを排除する。各故障シナリオに対する具体的な対策内容を以下に示す。

共通シナリオ No.8 エキサイタ内部のコンデンサ（誘電体損傷）故障

【シナリオ】

取扱不良で誘電体が損傷し、打上げ前までは短絡しかけていたものが、打上げ時の振動・衝撃で完全に損傷し、SEIG 時に短絡した。

【対策】

エキサイタの製造検査に X 線 CT 検査を追加し、コンデンサのリード線/タンタルの損傷（曲がり）がないことを確認する。＜検査強化＞

対策内容の補足説明を図 6.1-1 に示す。



図 6.1-1 共通シナリオ No.8 の対策補足図

共通シナリオ No.9 エキサイタ内部のコンデンサ（リード線接触）の故障

【シナリオ】

組立時にリード線とケースが近接状態となってしまう、打上げ前までは接触していなかったが、打上げ時の振動・衝撃で接触し、SEIG 時に地絡した。

【対策】

- リード線に保護テープを追加する。＜絶縁強化＞
- エキサイタの製造検査に X 線 CT 検査を追加し、リード線とケースが近接状態になっていないことを確認する。＜検査強化＞

対策内容の補足説明を図 6.1-2 に示す。

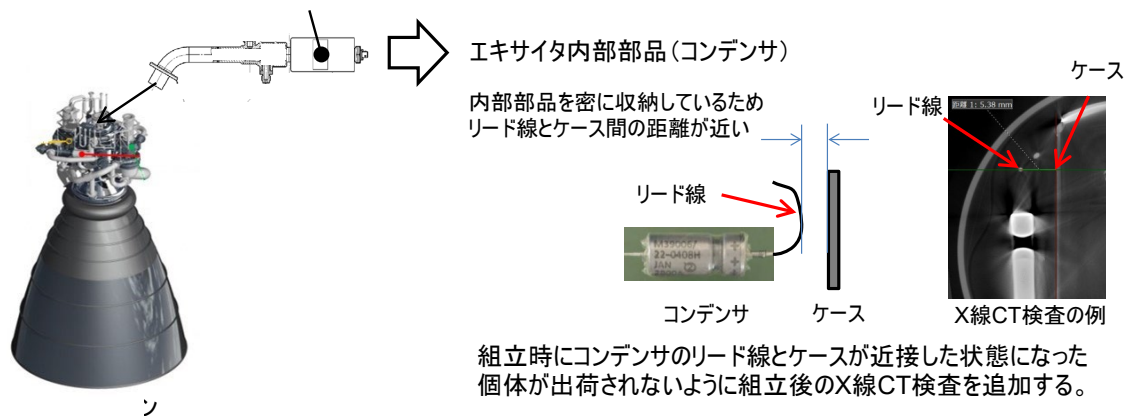


図 6.1-2 共通シナリオ No.9 の対策補足図

共通シナリオ No.10 エキサイタ内部の貫通フィルタ故障

【シナリオ】

取扱不良で誘導体等内部部品が損傷し、打上げ前までは地絡しかけていたものが、打上げ時の振動・衝撃で完全に破損し、SEIG 時に地絡した。

【対策】

エキサイタ製造検査に X 線 CT 検査を追加し、貫通フィルタに地絡に至る損傷がないことを確認する。＜検査強化＞

対策内容の補足説明を図 6.1-3 に示す。

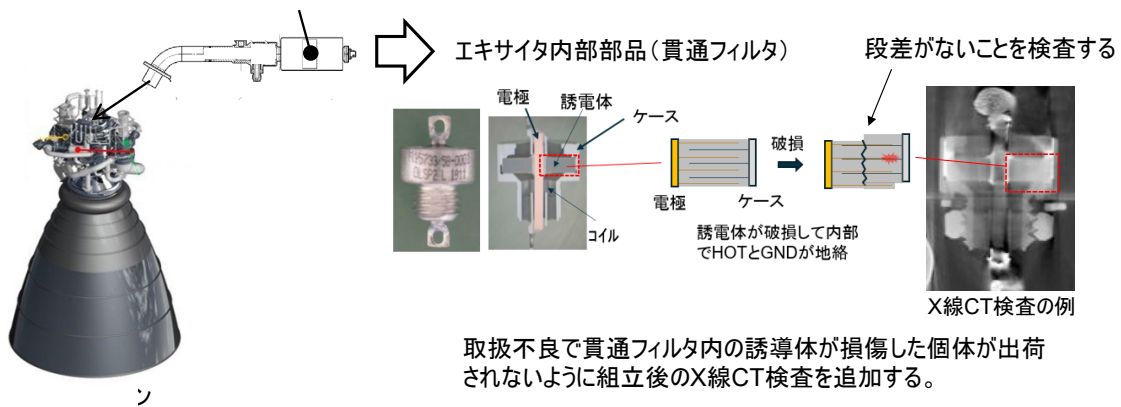


図 6.1-3 共通シナリオ No.10 の対策補足図

共通シナリオ No.15 エキサイタ内部のフィルタ組立故障

【シナリオ】

組立時にコイル・ケース間の絶縁シートがずれ、コイルとケースが接触。組立作業中の取り扱いや打上げ時の振動・衝撃でコイル表面のエナメル被覆が剥がれ、コイル素線とケースが接触し、SEIG 時に地絡した。

【対策】

- エキサイタ製造検査に X 線 CT 検査を追加し、コイルとフィルタケースの接触がないことを確認する。＜検査強化＞
- コイルの絶縁シートの巻き数を 1.5 巻→1 巻に変更して厚みを減らし、コイルをケースに収納しやすくしてクリアランスを改善する。＜絶縁強化＞
- コイルリード線に RTV ゴム、コネクタ基板間ケーブルに熱収縮チューブを追加し摩耗に対する保護を強化する。＜絶縁強化＞

対策内容の補足説明を図 6.1-4 に示す。

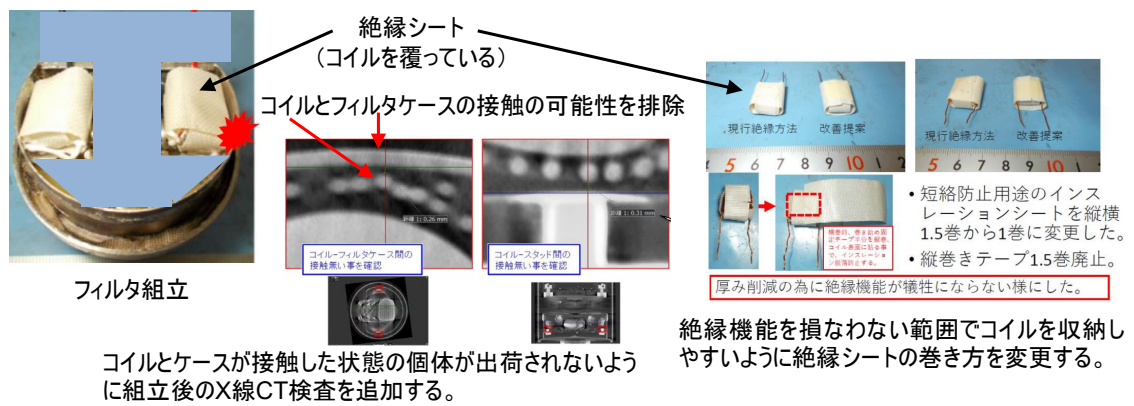


図 6.1-4 共通シナリオ No.15 の対策補足図

共通シナリオ No.16 エキサイタ内部の発振回路部（トランジスタ）故障

【シナリオ】

製造中の不適合対策（トランジスタ交換作業）に伴い摩耗粉が発生。打上げ時の振動で摩耗粉が絶縁シートを貫通し、摩耗粉を介してトランジスタとボルトが接触し、SEIG時に地絡した。

【対策】

エキサイタ製造検査に X 線 CT 検査を追加し、トランジスタとケース間の絶縁シートに摩耗粉（金属片）がないことを確認する。＜検査強化＞

対策内容の補足説明を図 6.1-5 に示す。

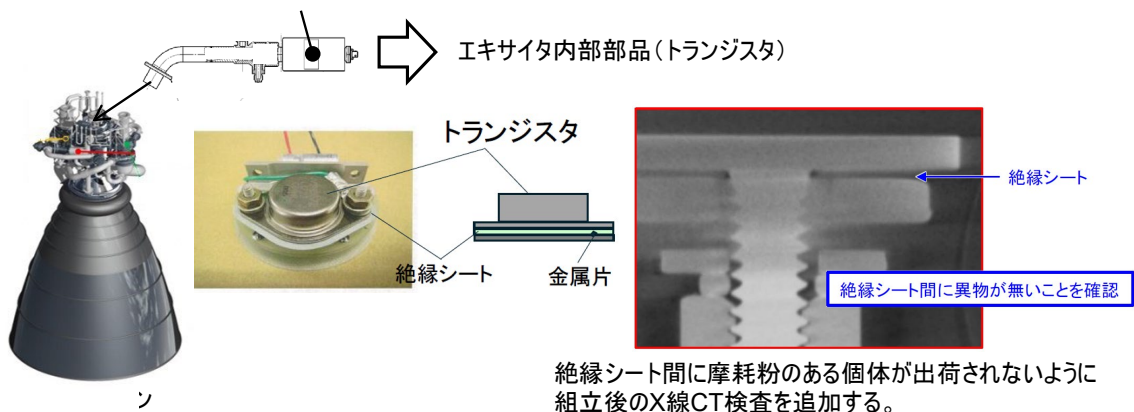


図 6.1-5 共通シナリオ No.16 の対策補足図

6.1.1.2 エキサイタへの通電で過電流状態が発生

【シナリオ】

エキサイタ内部の電氣的動作によるトランジスタの破損メカニズムの詳細解析・検証において、部品定格を超過している電圧を確認しており、要因になり得ると評価した。そのため対策として、部品選別および発振回路の抵抗値定数調整により電圧を定格内とする。

【対策】

対策内容の補足説明図を図 6.1-6 に示す。エキサイタ内発振回路の動作によりトランジスタのコレクタ・エミッタ間に定格を越える電圧が印加されることを防ぐため、発振回路の作動点を調整する。具体的にはトランジスタ、発振回路のスパークレート調整用抵抗につき部品特性を調整することにより、発振動作による電流の急激な変動を抑制し、トランジスタに加わる電圧が定格範囲内に収まるようにする。

本対策によりフライト中のスパークレートは低下するが、過去の開発試験等でエンジン着火に影響がないことを確認した範囲で設定できることを確認している。

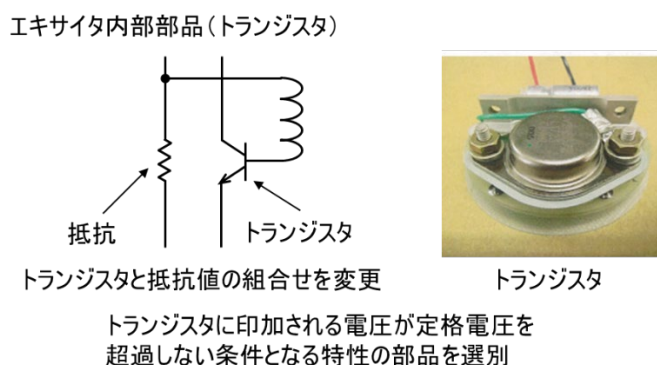


図 6.1-6 共通シナリオ No.18 の対策補足図

6.1.1.3 PSC2 A 系内部での過電流、その後 B 系への伝搬

【シナリオ】

原因究明活動の結果、エキサイタへの通電開始直後に、部品故障による降圧回路の異常動作等により、過電圧が生じて、PSC2 の A 系内部の定電圧ダイオードが短絡故障し、故障時の過渡的な電流が電源のリターンラインを経由して B 系に伝搬して、A 系電源の遮断に引き続き、B 系の電源も過電流を検知して遮断に至った可能性が要因として残った。(H3 固有シナリオ No.2) このため、PSC2 に対して以下の対策を講じる。

【対策】

定電圧ダイオードの短絡故障が H3 固有シナリオ No.2 の起点となり得るため、PSC2 の A 系/B 系双方の定電圧ダイオードを削除する。

【定電圧ダイオードを実装していた目的と上記対策を採用した理由】

定電圧ダイオードは、PSC2 の過電圧検知遮断機能に加え、下流機器を保護する目的で実装していたものである。(過電圧が生じた場合に下流機器保護する機能として 2 重に具備していた。つまり機能冗長。) 特に、FPGA ロジックで実現している過電圧検知遮断機能は、過電圧検知から 8ms 後に作動する機能であるため、同機能が作動するまでの時間 (8ms 以下) の過電圧に対する保護を考慮して冗長に実装していたものだが、原因究明活動の中で、下流機器に対して短時間の過電圧を印加しても故障に至らないことが確認できたことから、削除可能と判断した。なお、並行して容量の大きい定電圧ダイオードに置き換える案も検討したが、部品の選定や実装する際の改修規模から影響が大きいと判断したため、トレードオフの結果、定電圧ダイオードの削除案 (図 6.1-7) が妥当と判断した。

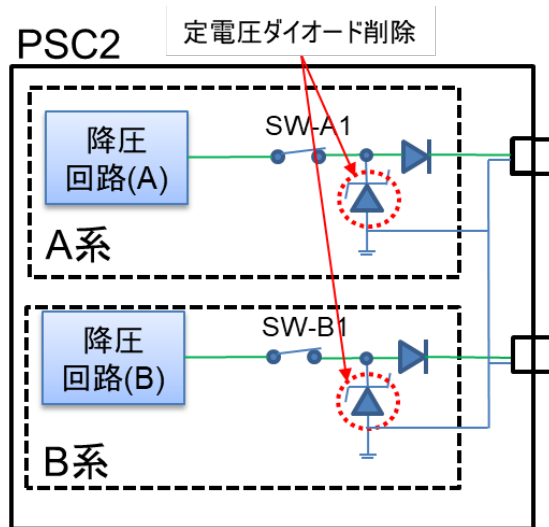


図 6.1-7 定電圧ダイオード削除のイメージ

6.1.2 システム検証

対策の妥当性の最終確認として、6.1.1 項に示した各種対策を施した機器を組合せ、2 段エンジンの着火が可能であることを確認するためにシステム検証試験を H3 ロケット試験機 2 号機の前に実施する。

通常の打上げ前の点検では、フライト中の飛行シーケンスを模擬した試験を常圧環境下で実施しているが、2 段エンジンが実際に着火する真空環境を模擬した試験を追加で実施するものであり、2 段エンジン着火に関わる電気機器（電池、V-CON2、PSC2、ECB、PNP、エキサイタ等）を真空チャンバ内に設置し、着火に必要なエキサイタの作動（エキサイタへの電源供給含む）が正常に行えることを検証する。試験コンフィギュレーションを図 6.1-8 に示す。ただし、以下の 2 点は試験的に模擬せず、別途検証することとする。

- ・ 水素や酸素を供給した実際のエンジン着火（点火器やエンジン単体にて検証）
- ・ 振動や衝撃の機械的環境や熱環境（機器単体で耐性を評価）

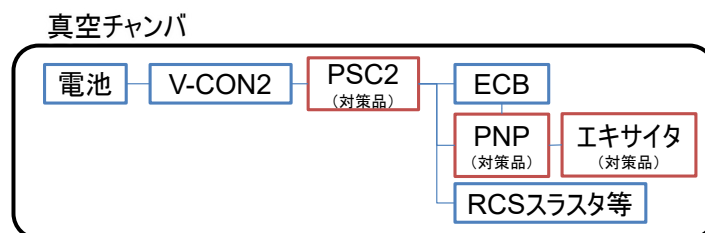


図 6.1-8 システム検証試験のコンフィギュレーション

また、システム検証試験の試験コンフィギュレーションおよび試験条件についての詳細は、以下を考慮する。

- ・ 2 段エンジン着火に関連する電気機器を使用し（対策を施す機器は対策品を使用する）、機器間を実機相当のワイヤ・ハーネスで結線し構成する。また、フライト時のグラウンド（接地）状態を模擬する。なお、PSC2 の降圧回路の負荷を模擬するために、エンジン以外の機器（RCS スラスタ等）についても接続する。

- フライトの真空環境を模擬するため、上記機器を真空チャンバ内に設置する。なお、機器の艤装は可能な限り実機と同等となるようにする。
- 2段エンジンの着火シーケンスが正常に作動することを確認するために、SEIG 前後のシーケンスを模擬した試験を実施する。

6.1.3 H-IIA ロケットへの水平展開

6.1.3.1 H-IIA ロケットにおける評価

5.2 項の故障シナリオの検討において「H-IIA ロケット共通要因」と識別した内、△が残る「製造ばらつき、環境、仕様による複合要因」(FTA 3.2.3.1.2.2) について H-IIA ロケットでの評価を実施した。

H-IIA ロケット共通要因に対する対策をそのまま適用することで、2段エンジン機器の懸念を排除でき、これを反映することで H-IIA ロケットに関する懸念は排除できると評価した。適用した対策について表 6.1-1 に示す。(H-IIA ロケット 47 号機は打上げ機会が限定されていることから、H3 ロケットに先立ち H-IIA ロケット 47 号機を打上げるため、原因究明の進捗により故障シナリオから想定される故障シナリオの全てに対策を適用した。)

なお、H-IIA/B ロケットの過去フライトデータ評価で過電流等の異常がないことを再確認している。

表 6.1-1 H-IIA ロケットに適用した対策

故障内部部品		内在する可能性のある 短絡・地絡しやすい状態 (シナリオNo.を○数字で表示)	表5.2-2 対策設定との対応		
機器	部品		絶縁強化	検査強化	部品選別
PNP	ソレノイドリード線	③振動摩耗	○(③)		
エキサイタ	コンデンサ	⑧取扱時損傷、⑨リード線とケース接触	○(⑨)	○(⑧⑨⑩⑪⑫⑬⑭⑮) エキサイタ完成状態で X線CT検査	
	貫通フィルタ	⑩取扱時に損傷			
	トランジスタ	⑪リード線接触、⑯電圧超過	○(⑪)		○(⑯)
	フィルタ組立	⑮組立不良によるコイルとケースの接触	○(⑮)	○(⑰) エキサイタ作動データ (ノイズ等)の確認強化	
	発振回路部	⑯異物による地絡、⑰1次/2次コイル接触			

6.1.3.2 打上げ再開に向けた評価

H-IIA ロケット打上げ再開に際して、6.1.3.1 項に示した対策に加え、2段エンジン機器と共通設計の1段エンジン機器について以下の対応をとる。

- フライト環境で作動する PNP については2段エンジンと同様の対策を適用する。
- フライト前の作動のみのエキサイタ（主燃焼室用とプリバーナ用の2式）については、環境等との複合要因としての故障が考えにくいこと、万一故障が発生してもリフトオフ前に緊急停止すること等から従来品を適用する。(対策品はミッションクリティカルな2段用エキサイタへ優先的に適用する)

6.2 背後要因分析・対策

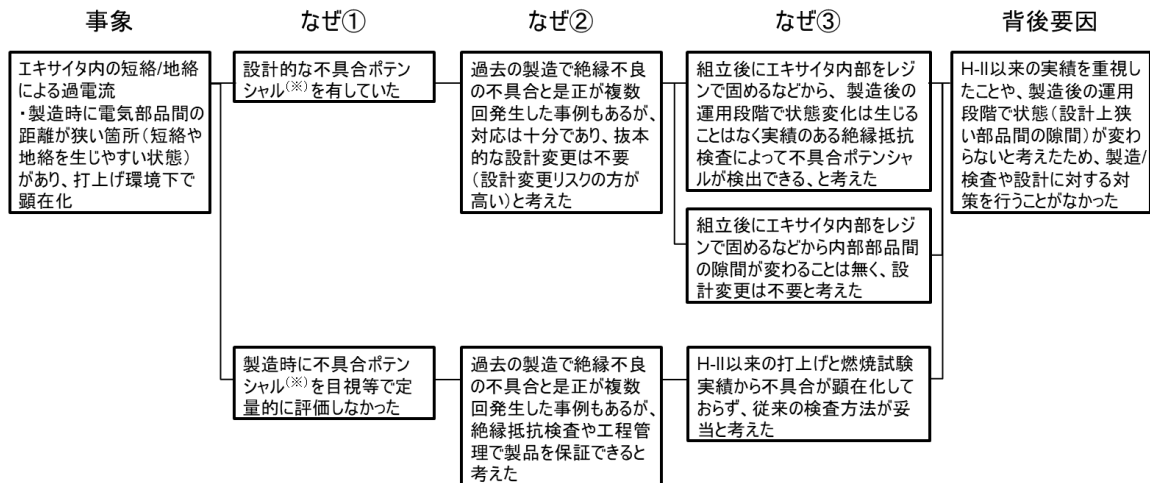
6.2.1 H3 ロケット試験機1号機不具合事象の背後要因

原因究明結果として特定した3つのシナリオに対し、なぜなぜ分析(図6.2-1)を実施し、背後要因を識別した。H3 ロケットは H-IIA ロケット 6号機の失敗以後、20 年来の信頼性向上の取り組みを基に開発が進められてきたが、以下の背後要因分析①および②について、H-II 以前に基本的な設計および製造工程が確立された実績品に対し、内在する不具合ポテンシャルへの知見が及ばなかったものと分析している。

- 背後要因分析① エキサイタ内部で軽微な短絡、SEIG 後に完全に短絡：共通シナリオ No.8,9,10,15,16

(背後要因)

H-II 以来の実績を重視したことや、製造後の運用段階で状態(設計上狭い部品間の隙間)が変わらないと考えたため、製造/検査や設計に対する対策を行うことがなかった。



(※)狭小なエリアに組み込む必要があり、短絡/地絡の可能性のある隙間

図 6.2-1 (1/3) なぜなぜ分析 (背後要因①)

- 背後要因分析② エキサイタへの通電で過電流状態が発生：共通シナリオ No.18 (背後要因)

基本的な設計および製造工程(計測技術を含む)が H-II ロケット以前に確立され、運用し続けている電気系機器を H3 ロケットに適用する際に、部品適合性評価に不足が無いかの確認がなかった。

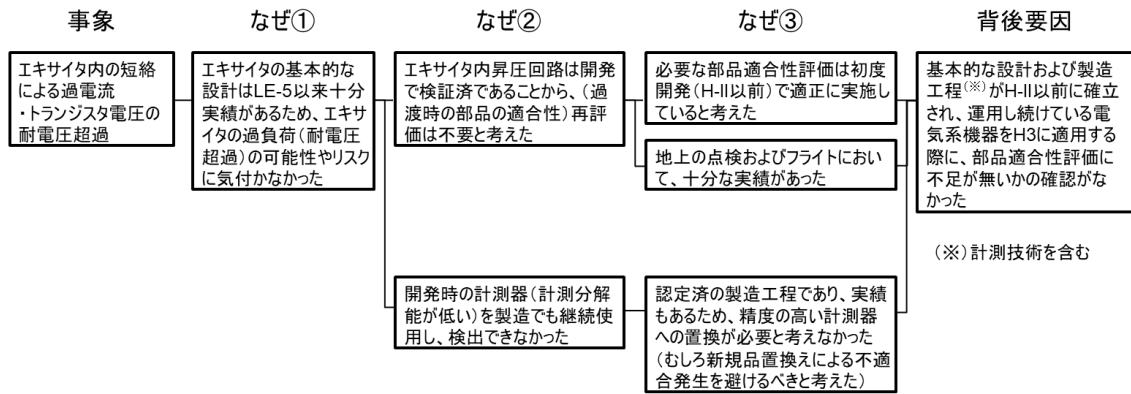


図 6.2-1 (2/3) なぜなぜ分析 (背後要因②)

- 背後要因分析③ PSC2A 系内部での過電流、その後 B 系への伝搬：H3 固有シナリオ No.2 (背後要因)

システム異常時の挙動において起こり得る事象に対し、下流機器を保護する目的で設置している部品(安全装置)が耐性を有するかの確認が完全でなかった。

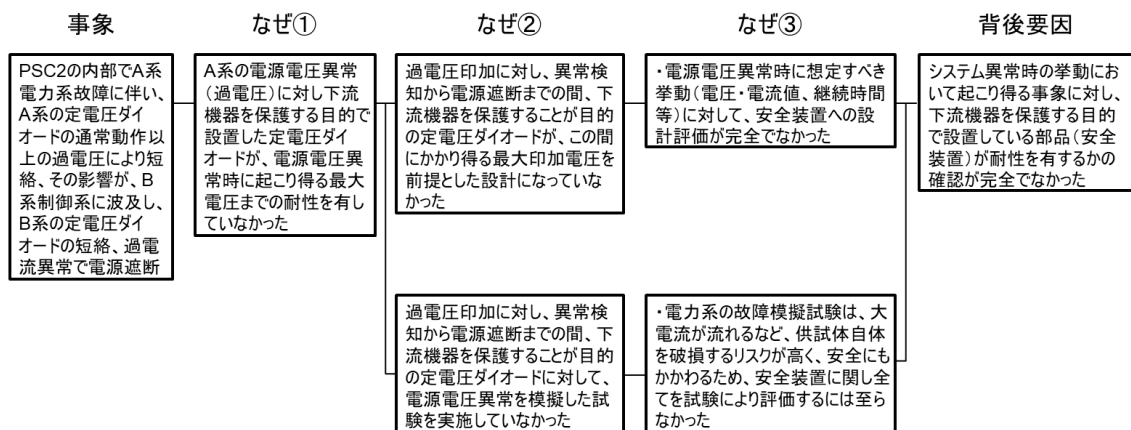


図 6.2-1 (3/3) なぜなぜ分析 (背後要因③)

6.2.2 背後要因の対策

6.2.1 項で識別した背後要因から導かれる以下の視点から確認を行い、ロケット開発への対策を講じる。

- 背後要因分析① エキサイタ内部で軽微な短絡、SEIG 後に完全に短絡 H-II ロケットから使い続けている機器に対し、製造しにくさ等により不具合ポテンシャルを内在しているものが無いか確認する。

(視点)

- H-II ロケットから使い続けている機器
- 製造/検査難易度の高いもの

(例) 狭小なエリアに組み込む必要がある(技量や注意を要する)ものや、組立て

後の検査が難しいもの

iii. 製造後にフライト環境等で状態が変化して顕在化するもの

- 背後要因分析② エキサイタへの通電で過電流状態が発生
H-II ロケット以前に基本的な設計を確立し運用し続けている電気系機器に対し、開発時に評価した部品の適合性評価を再確認し、評価が不十分な点がないか確認する。

(視点)

- i. 基本的な設計は H-II ロケット以前に確立され運用し続けている電気系機器をそのまま新システムに適用しているもの
- ii. 部品適合性（ディレーティング等）の再評価を実施していないもの
(例) 過渡的なサージ電圧等による短絡等、部品の故障がミッションクリティカルな不具合につながるもの

- 背後要因分析③ PSC2 A 系内部での過電流、その後 B 系への伝搬
通常動作では機能しない安全装置が故障した結果、ミッションクリティカルな不具合につながる可能性のあるものについて、安全装置の設計/検証の妥当性を確認する。

(視点)

- i. 下流機器を保護する目的で設置している部品や機能に対し、システム異常時の挙動において起こり得る事象に耐性を有するかの確認
(例) 異常時の保護機能を有するもの（定電圧ダイオードやバルブ等）

6.3 信頼性向上の取り組み

H3 ロケット試験機 1 号機打上げ失敗の直接的な要因ではないが、原因究明活動を進める中で、『H3 ロケットの信頼性向上に資する改善点』を抽出した。今後 H3 ロケットの信頼性を向上させ、更に運用しやすいロケットとして行くために、『計測データの充実化』と『冗長切替ロジックの改善』を行う。加えて、今後のロケット開発の確実化を図るための活動として、『ロケット電気系開発強化』を進める。

6.3.1 H3 ロケットの計測データ充実化

H3 ロケット試験機 1 号機原因究明作業では、テレメータデータから得られる情報が限られていたため、原因箇所の切り分けや事実確認に時間を要した。具体的には、取得したテレメータデータの収集サイクルの途中で起きている事象（すなわち直接見えない事象）に対して、前後の変化量や他のデータとの比較により推測することが必要で、その推測から事実を整理、特定していく過程が困難であった。

もともとテレメータデータは、ロケットから地上局にダウンリンクする際の伝送量制約（割り当てられた周波数と電波リンクの強さに依存し、先代の H-IIA ロケットから技術や

仕組みは変わっていない)の中で、飛行安全の運用上、必須な項目と、打上後の評価に必要な項目を打上号機に依存しないデータとして設定(H-IIA ロケットでは「基本テレメータ」と呼称)している。その上で、伝送量を超過する項目は特別計測項目として運用の初期段階に限定し、データ収集機器とセンサを追加搭載した上で、データを取得する(従来、H-IIA ロケットでは「技術テレメータ」と呼称)コンセプトで運用している。

このような伝送量制約がある中、打上げ前の検証やフライト中のオペレーションで過電流または過電圧事象が発生した場合に、原因箇所の切り分けや特定が容易になるように、取得データの最適化を行うこととした。具体的な改善箇所は以下のとおり。

【後続号機共通の恒久的な改善】

- ① 今後のフライト等において過電圧を起因とする事象の切り分けを容易にするために、PSC2のエンジン駆動電源電圧の取得レートを8Hzから32Hzに向上させる。
- ② 今後のフライト等において過電流を起因とする事象の切り分けを容易にするために、V-CON2A/2Bの電源バス電流の取得レートを64Hzから256Hzに向上させる。

【H3 ロケット試験機2号機のみ限定的な改善】

- ③ 対策効果を確認する目的で、PSC2/PNP間に電流計測センサを追加し、512Hzの高速サンプリングでデータ取得する。
- ④ 対策効果を確認する目的で、PSC2/PNP間に電圧計測センサを追加し、512Hzの高速サンプリングでデータ取得する。

6.3.2 H3 ロケットの冗長切り替えロジック改善

H3 ロケット試験機1号機原因究明作業の結果、2段エンジン着火信号送信から極短時間に冗長系のA系/B系双方が駆動電源バスを遮断したことが判明している。ミッション継続性の観点では、異常検知から遮断迄の余裕時間が少ないことから、冗長系設計思想を損なわない範囲で、ミッション継続の可能性(ロバスト性)を向上させる改善策について検討した。

1.3.2項のとおり、H3 ロケットの2段系システムは冗長系を採用しており、エンジンの制御は図6.3-1に示す並列冗長を採用している。このため、「冗長化した範囲内で故障を検知した場合に、それを他系および下流に伝搬させないこと」を目的に故障伝搬防止機能を具備している。

2段エンジンへ制御電源、駆動電源を供給するPSC2はこの故障伝搬防止のため、異常または故障を検知したら「極力早く遮断する」ように過電流、過電圧の検知遮断機能を実装していた。また、並列冗長でA系/B系双方が同時に動作している状況下では、B系が先に異常になる場合も想定して、遮断検知機能は「A系/B系同一ロジック」としていた。

このように従来の設計思想から、過電流/過電圧の異常または故障事象に対し何れも「極力早く遮断する」、且つ「A系/B系同一ロジック」としていたが、故障モードを考慮した検知条件を過電流と過電圧に分けて再評価した結果、以下のように差別化が図れると整理した。

- ① 過電流は電源供給機能より下流機器の異常または故障に起因するため、下流機器に耐性があり、上流機器の機能維持が担保される期間であれば、遮断時間の延長が可

能。

- ② 過電圧は電源供給機能そのものの異常または故障に起因するため、直ちに遮断する必要があり、遮断時間の延長は不可。
- ③ 過電流に対する検知機能は、上記①の条件を満足できるのであれば、A系/B系で異なる動作（異種冗長）とすることが可能。

上記①~③の整理結果に基づき、PSC2のエンジン駆動系電源は、B系の過電流検知遮断機能に対し、従来の8msから1sに延長（A系は従来どおり8msで変更しない）とする。これにより、短時間の短絡から復帰するような事象*が生じた場合、ミッション継続の可能性（ロバスト性）が向上する。（図6.3-1の【改善A】が該当）

※ 一過性過電流で短絡と復帰を繰り返した後、復帰するようなソフトショート事象を想定。

更に、機能が冗長に具備されることにより、ロバスト性が損なわれている箇所が無いかを再確認した結果、今回の不具合事象とは直接の関連がないが、エンジン制御系電源の過電流検知遮断機能は、PSC2とその上流のV-CON2A/2Bの双方に実装していた（つまり同一の電源系統に2つのブレーカスイッチを直列で具備していた状態となっていた）ため、PSC2のエンジン制御電源に対する過電流検知遮断機能は削除する。（下記図6.3-1の【改善B】が該当）

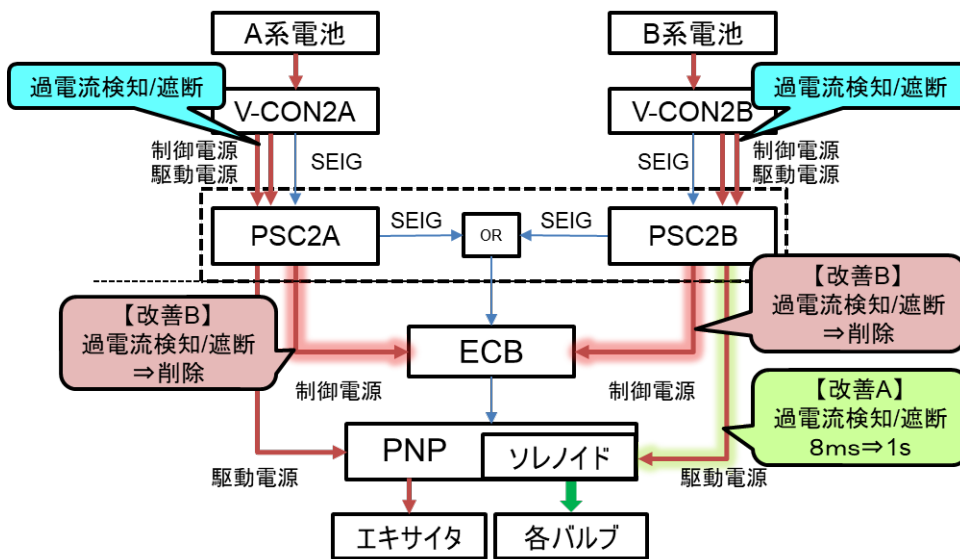


図 6.3-1 改善箇所の概略図

6.3.3 ロケット電気系開発の強化

今後のロケット開発の確実化を図るため、以下の教訓を開発体制および技術開発プロセスに反映する。

H3 ロケットは、信頼性・運用性の向上やコスト低減の観点から従前の基幹ロケットの電気系を刷新（冗長系の適用を含む）したため、より複雑なシステムを開発してきた。

他方、最終的な検証段階（H3 ロケット試験機1号機の打上げを含む）で、電気系の課題

が確認された。これらの課題の解決にあたっては様々な電気系専門家の参画を得た。

これらを踏まえると、以下の2つの方策に取り組む。

① 特に開発初期段階における多面的な知見の活用

幅広く電気系専門家（衛星部門や研究開発部門等）からの知見を得てこれを設計に考慮することにより、最終的な検証段階で一層信頼性の高い開発ができていた可能性がある。

② 開発の規模・質に応じた JAXA および企業のロケットの電気系エンジニアの確保

(1) を設計へ確実に反映し信頼性の高いシステム構築や検証を行うことのできる力量を持つ人材を、各開発フェーズ（図 6.3-2）に対応して柔軟に確保する（当面の H3 ロケット開発を含む）。

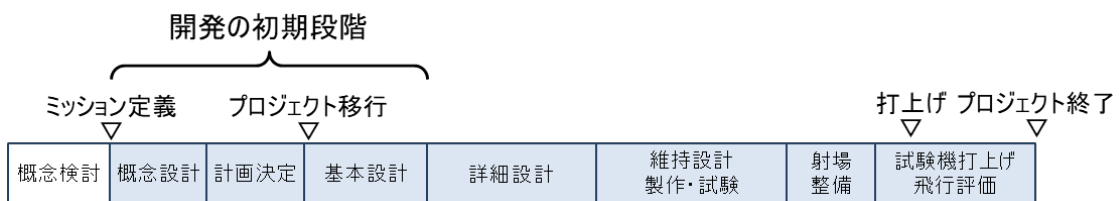


図 6.3-2 開発フェーズ