



資料1
宇宙開発利用に係る
調査・安全有識者会合
R5.3.16

H3ロケット試験機1号機 打上げ失敗原因調査状況

2023年3月16日

宇宙航空研究開発機構

宇宙輸送技術部門

事業推進部 部長 佐藤寿晃

H3プロジェクトチーム プロジェクトマネージャ 岡田匡史

目次

0. 本日の報告内容

1. H3ロケット試験機1号機 概要

1-1 打上げ結果概要(再掲)

1-2 機体諸元(再掲)

1-3 打上げ結果(再掲)

1-4 発生事象の内容

1-4-1 1段/2段分離後の2段エンジン着火シーケンス

1-4-2 これまでに確認された事象

1-4-3 SEIG近傍のテレメータデータ確認状況

2. 原因究明の状況

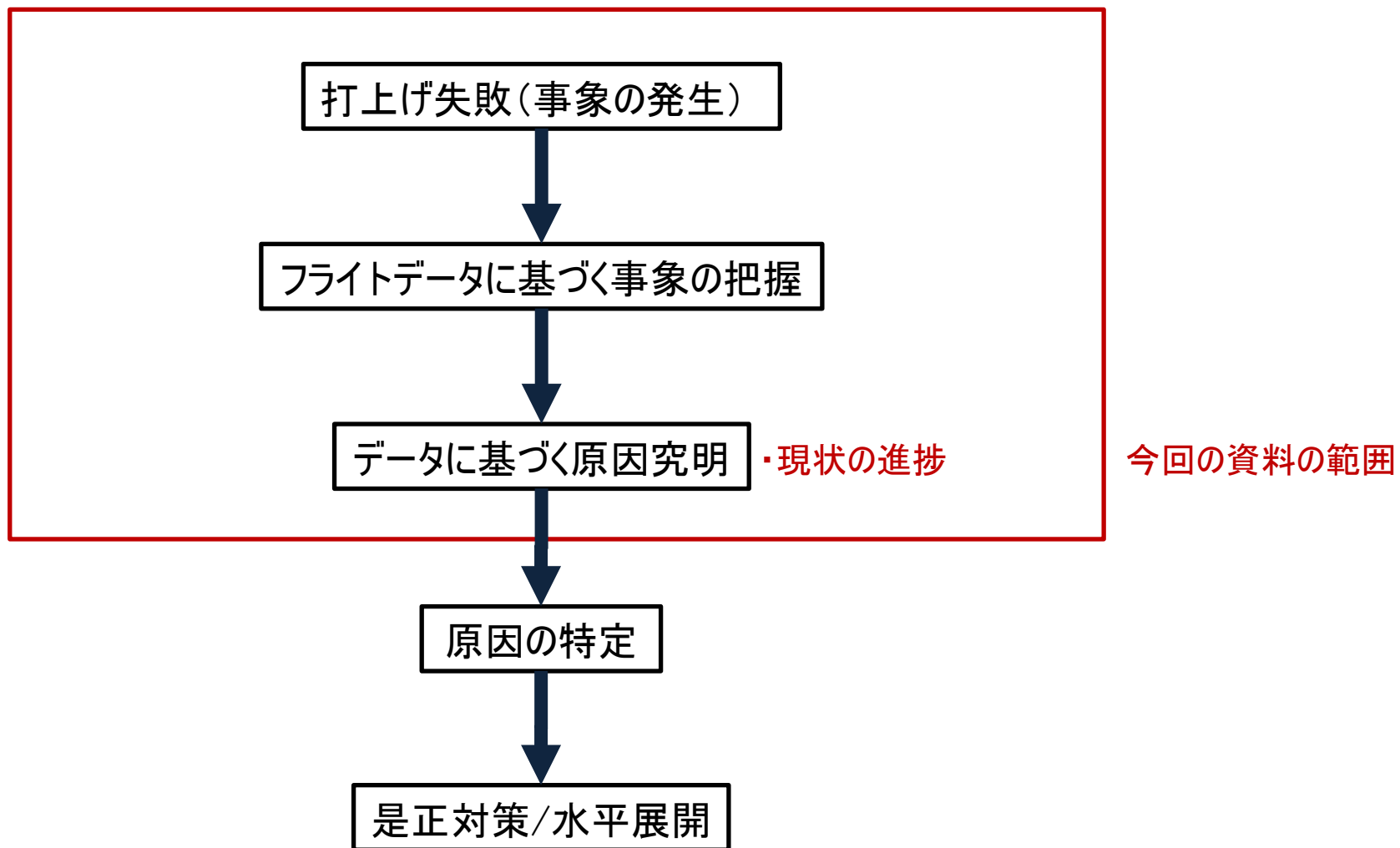
2-1 FTA

2-2 FTAを踏まえた想定事象

3. 今後の進め方

参考資料

0. 本日の報告内容



1-1 打上げ結果概要(再掲)

■ 打上げ日時

- 打上げ日 : 2023年3月7日(火)
- 打上げ時刻 : 10時37分55秒(日本標準時)
- 打上げ場所 : 宇宙航空研究開発機構 種子島宇宙センター

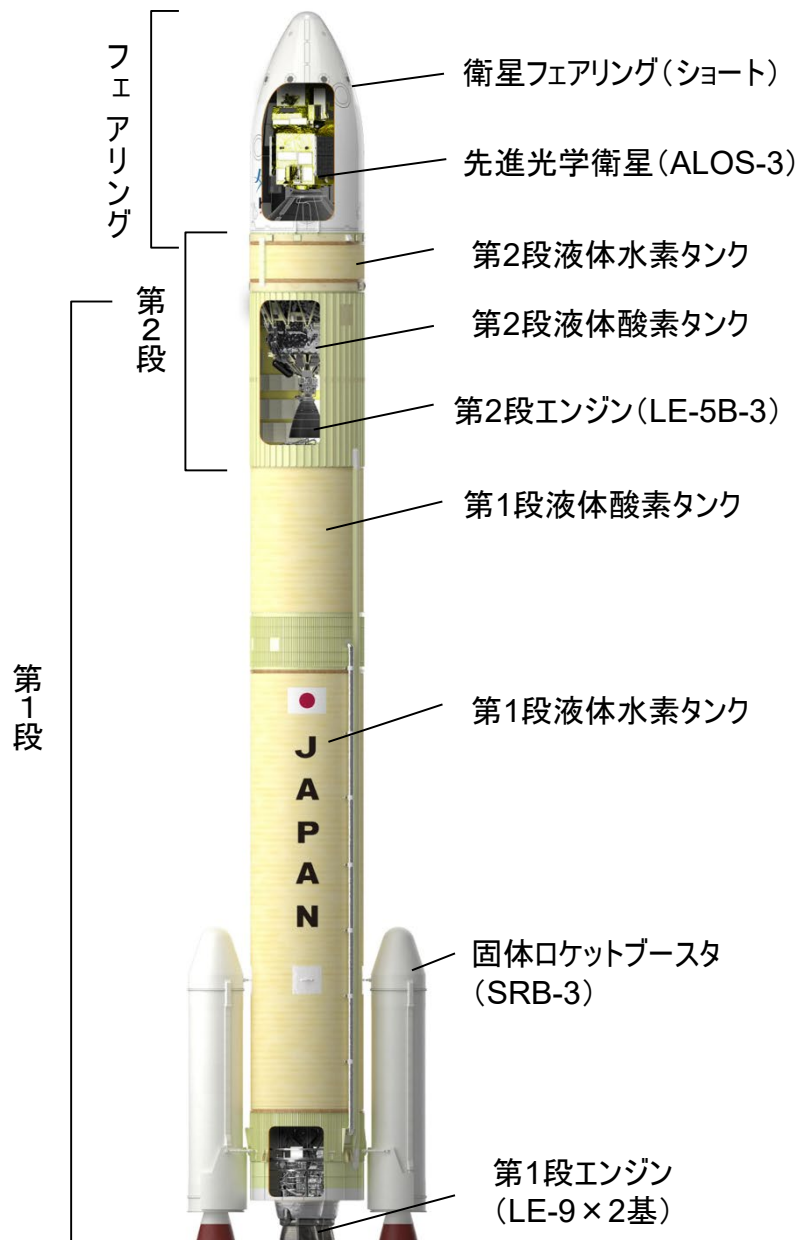
■ 搭載衛星

● 先進光学衛星「だいち3号」(ALOS-3)

「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、「だいち」と比べ大型化・高性能化したセンサを搭載することにより、「だいち」の広い観測幅(直下70km)を維持しつつ、さらに高い地上分解能(直下0.8m)のセンサを搭載。



1-2 機体諸元(再掲)

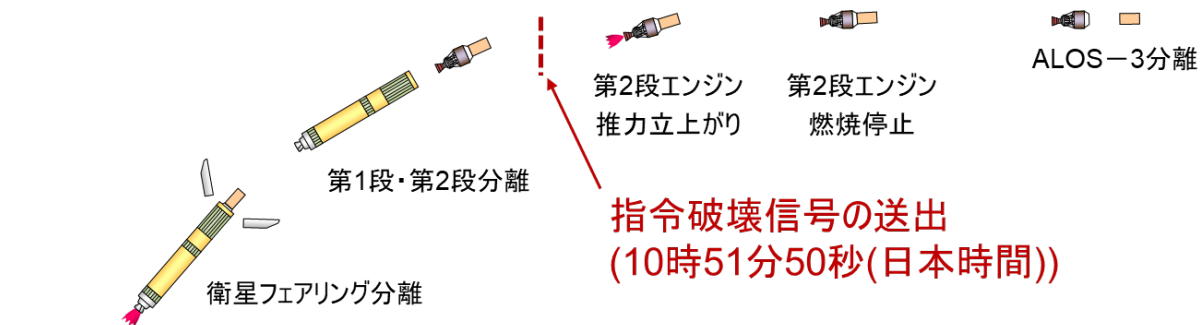


主要諸元

全段				
名称	H3ロケット試験機1号機			
全長	約57m			
全備質量	約422t(人工衛星の質量は含まず)			
各段	第1段 (LE-9)	固体ブースタ (SRB-3)	第2段 (LE-5B-3)	フェアリング (ショート)
全長	約37m	約15m	約12m	約10.4m
外径	約5.2m	約2.5m	約5.2m	約5.2m
質量	約240t	約152.4t (2本分)	約28t	約1.8t
推進薬質量 (最大値)	225.7t	134.4t (2本分)	24.6t	-
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	-
推力(真空中)	約2942kN (2基分)	約4600kN (2本分) (最大推力)	約137kN	-
燃焼時間	約300s	約110s	約694s	-
姿勢制御	ジンバル	-	ジンバル ガスジェット装置	-

1-3 打上げ結果(再掲)

- 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。
- ロケットは第1段・第2段分離まで、計画どおり飛行した。

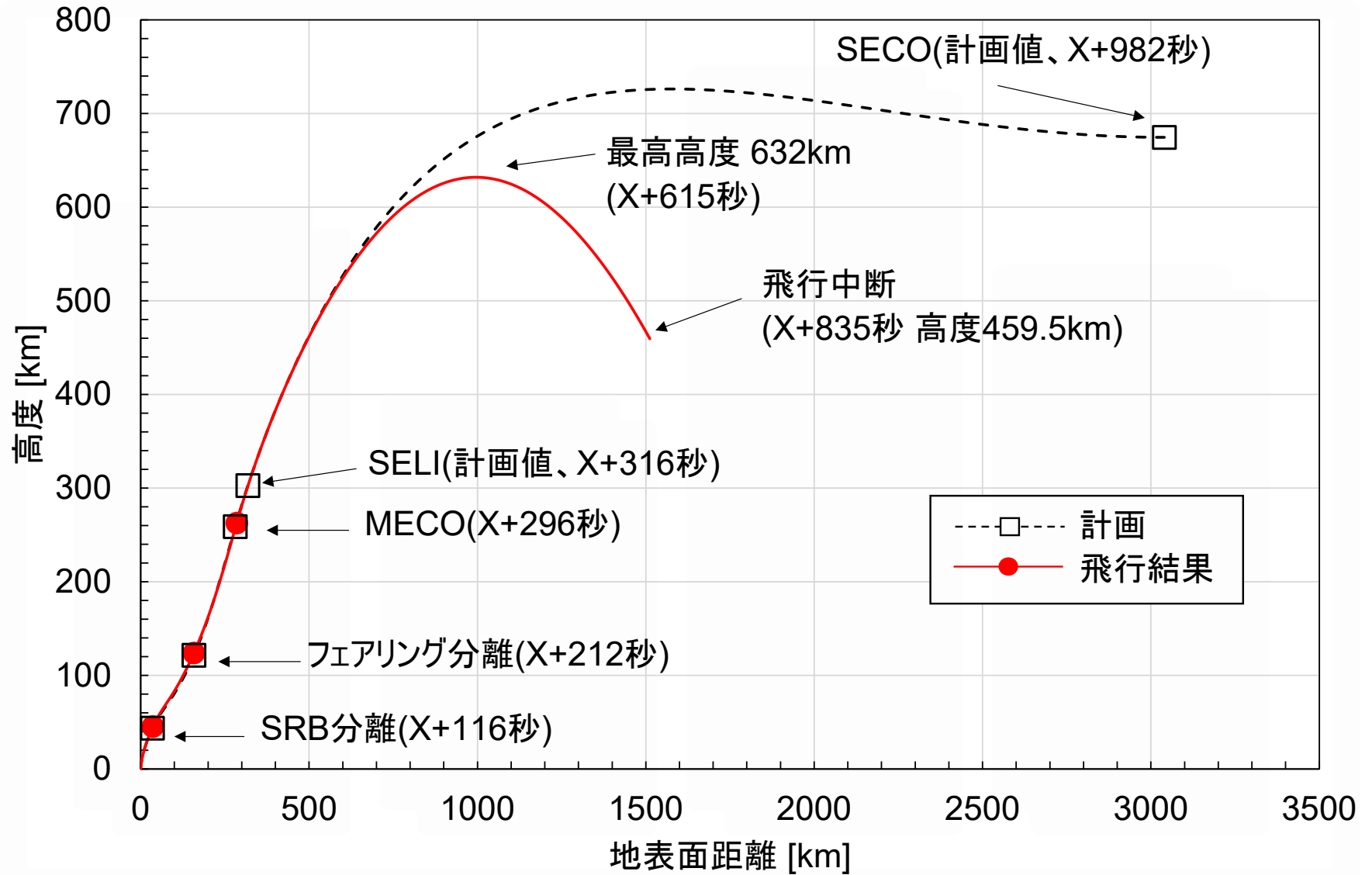


指令破壊信号の送付
(10時51分50秒(日本時間))

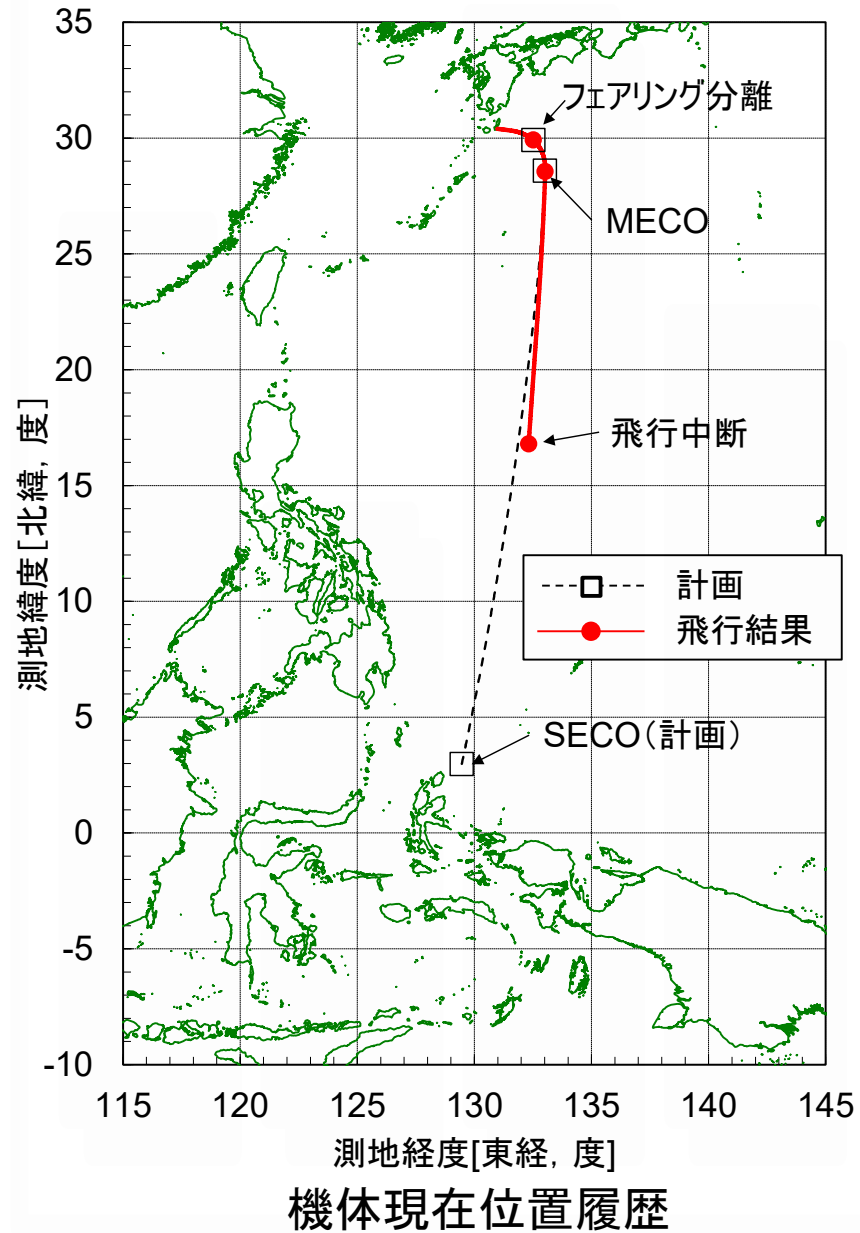
事象	打上後経過時間 (フライト結果)			(参考)予測値		
	経過秒	分	秒	経過秒	分	秒
(1) リフトオフ	0	0	0	0	0	0
(2) SRB-3分離	116	1	56	116	1	56
(3) 衛星フェアリング分離	212	3	32	211	3	31
(4) 第1段エンジン燃焼停止(MECO)	296	4	56	296	4	56
(5) 第1段・第2段分離	304	5	4	303	5	3
(6) 第2段エンジン第1回推力立上がり(SELI)	-	-	-	316	5	16
(7) 飛行中断	835	13	55	-	-	-

打上げ時刻(10時37分55秒(日本時間))

1-3 打上げ結果(再掲)

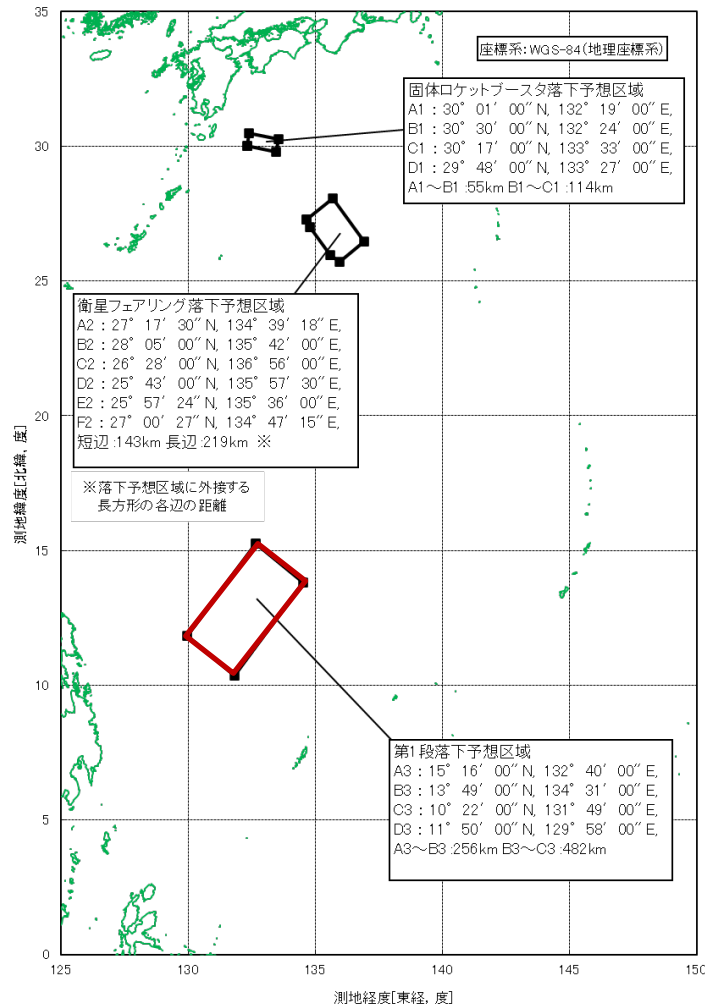


1-3 打上げ結果(再掲)



1-3 打上げ結果(再掲)

- 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。



※ 落下予想区域は、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）を実施頂いているエリアである。

飛行計画に基づく投棄物落下予想区域

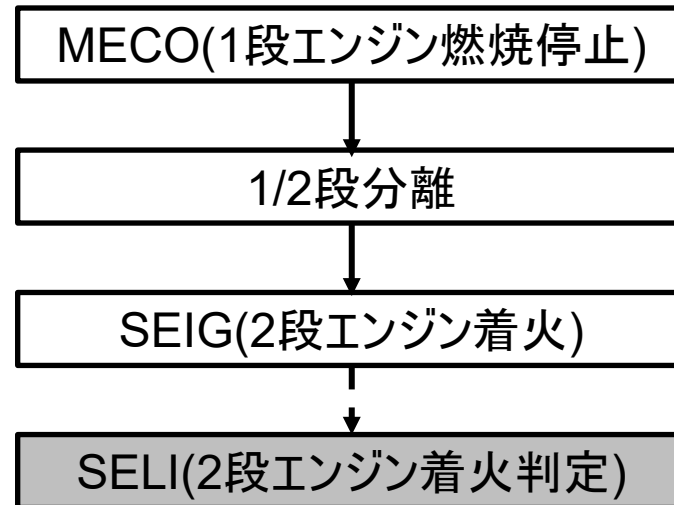
1-4 発生事象の内容(再掲)

■ 2段エンジン着火シーケンス

- 2段エンジン着火にかかるシーケンスを下図に示す。

■ これまでに確認された事象

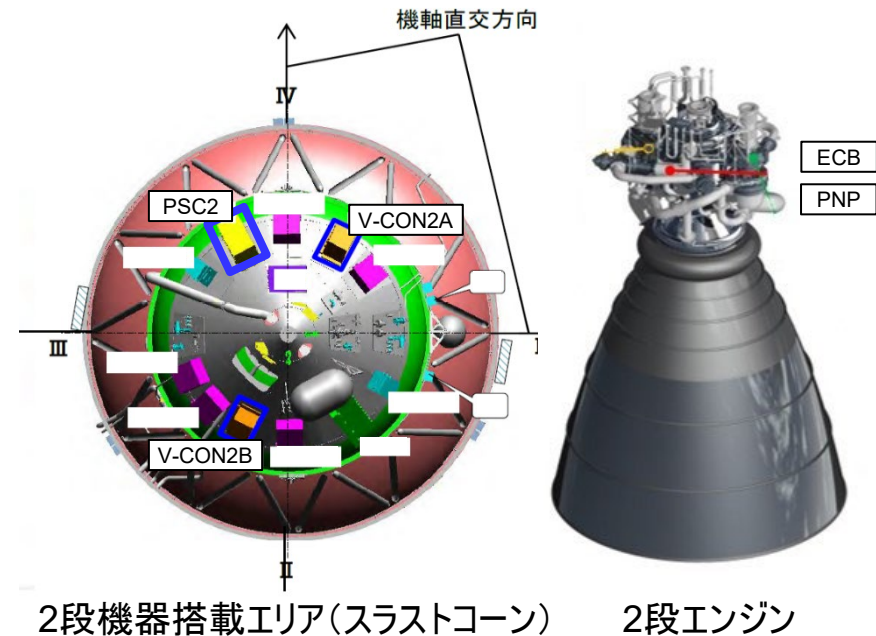
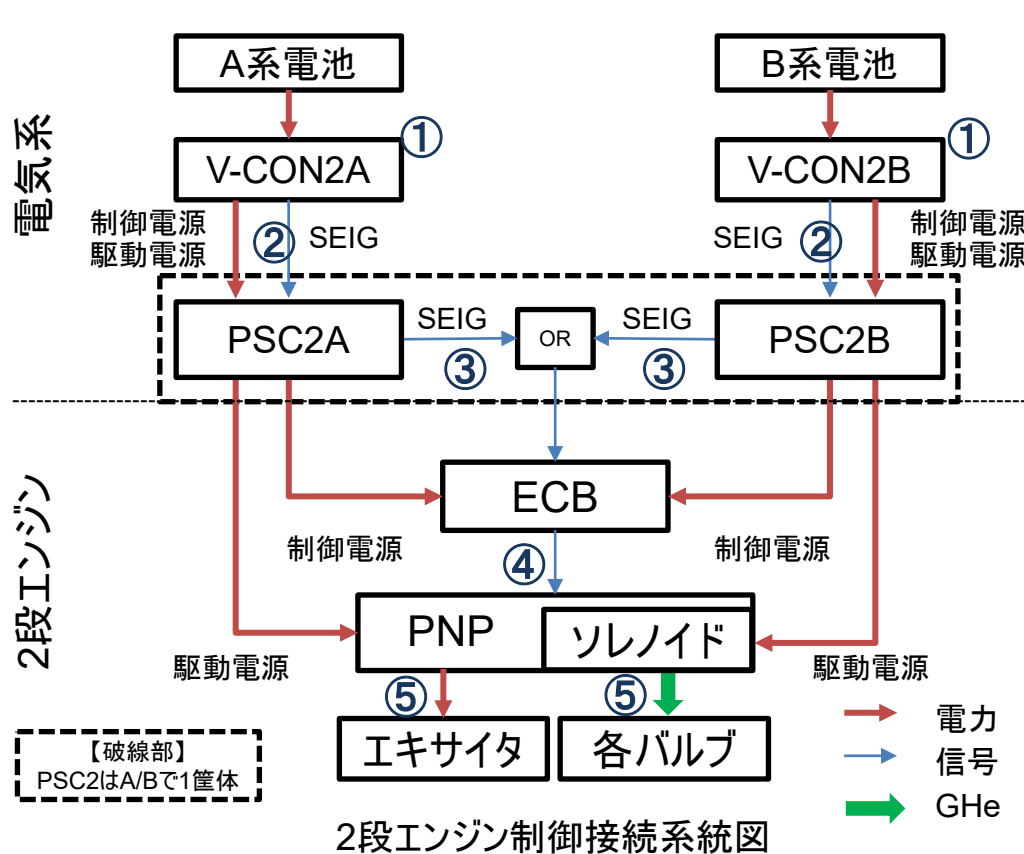
- 1段/2段分離を検知したのち、機体側から2段エンジンへ着火指示(SEIG)を送り、2段エンジン側がSEIGを受信したことを確認した。
- SEIG付近で、電源系統の異常を確認した(機体側かエンジン側の要因かは調査中)。



1-4-1 1段/2段分離後の2段エンジン着火シーケンス

■ 基本動作

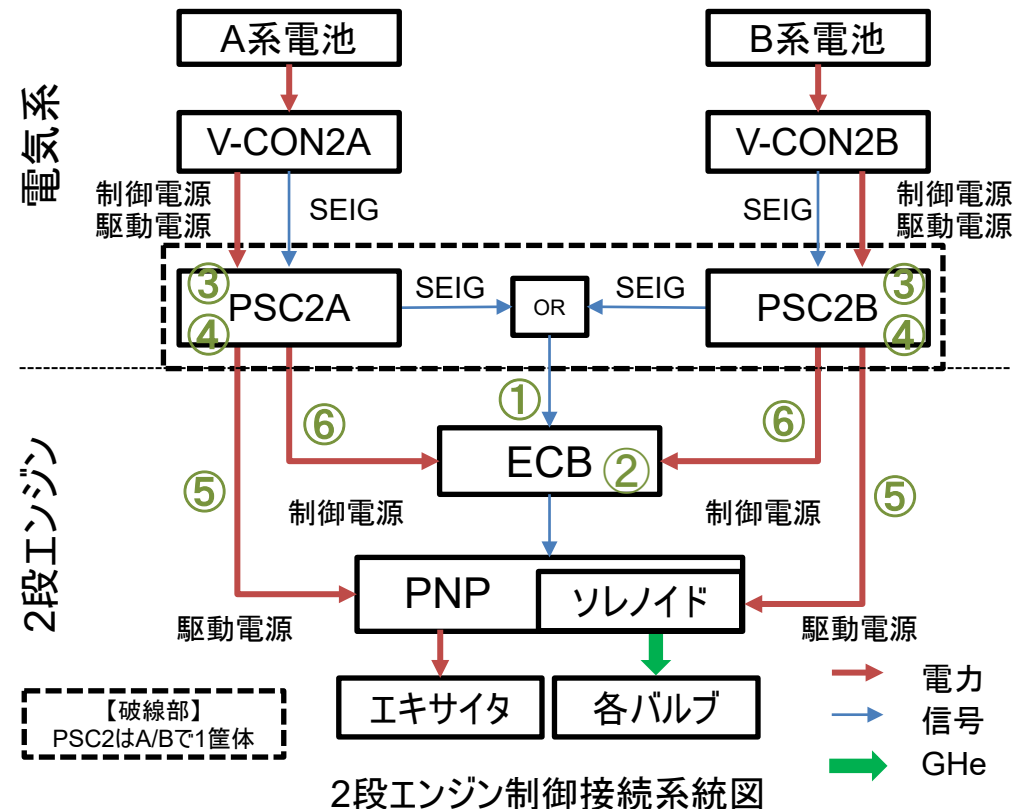
- ① 2段機体制御コントローラ(V-CON2A/2B)が1段/2段分離を検知
- ② その後、2段推進系コントローラ(PSC2)へ2段エンジンの着火信号(SEIG)を出力
- ③ PSC2はそれを受けて2段エンジンのコントロールボックス(ECB)へSEIGを出力
- ④ ECBがSEIGを受けた後、ニューマチックパッケージ(PNP)に駆動を指示
- ⑤ PNPは指示に基づき、各エンジンバルブおよび点火器のエキサイタスパークプラグを駆動



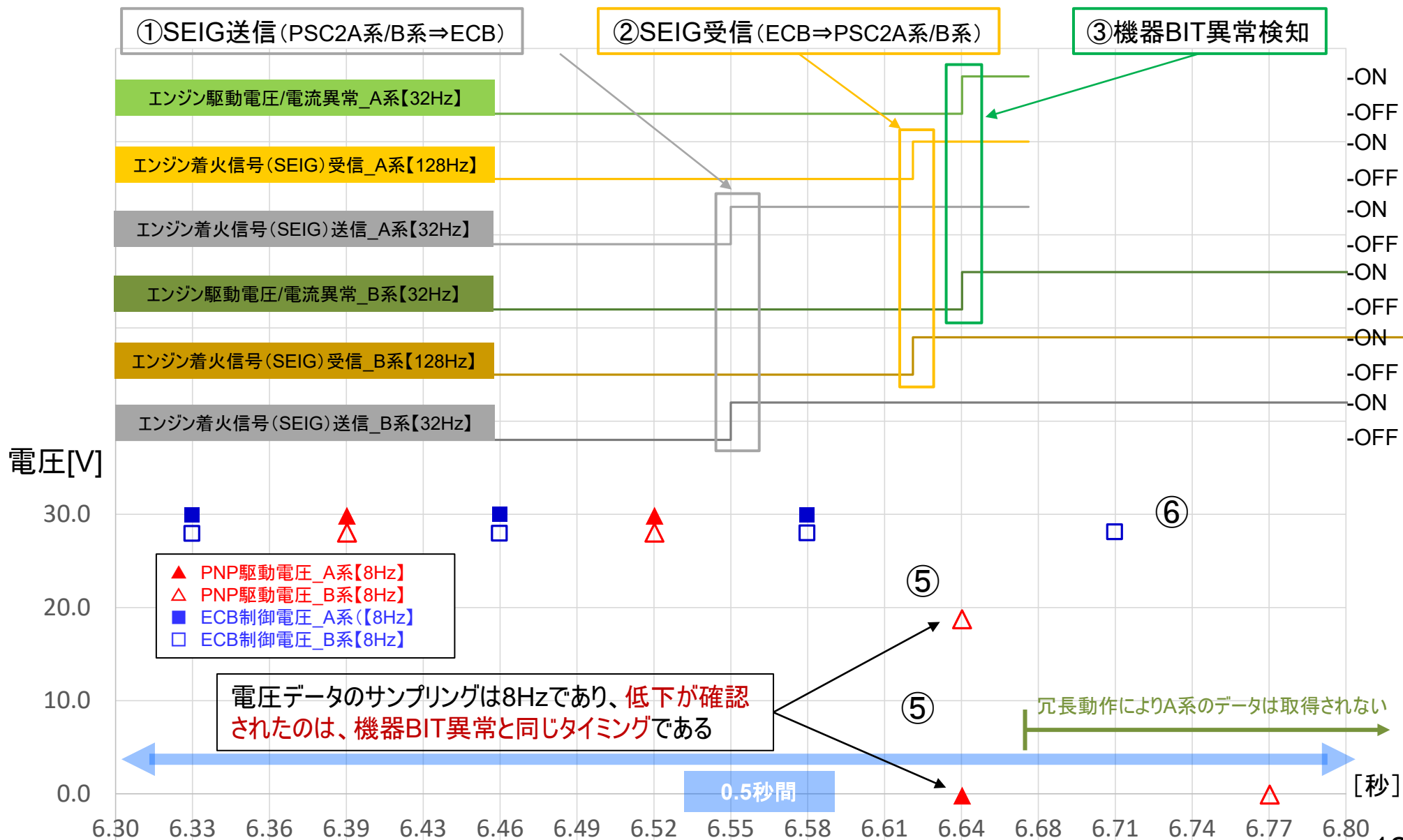
- PNP: エンジンバルブ駆動用ヘリウムガスの供給や点火器エキサイタスパークプラグの駆動を制御する装置
- ソレノイド: エンジンの各バルブの駆動に必要なヘリウムガス(GHe)を供給する電磁弁(ソレノイドバルブ)
- エキサイタ: エンジン点火器のエキサイタスパークプラグ

1-4-2 これまでに確認された事象

- テレメータデータにより以下を確認
 - 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
 - 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】)。
 - その後エンジンバルブの作動は確認されず、エンジンは着火しなかった。

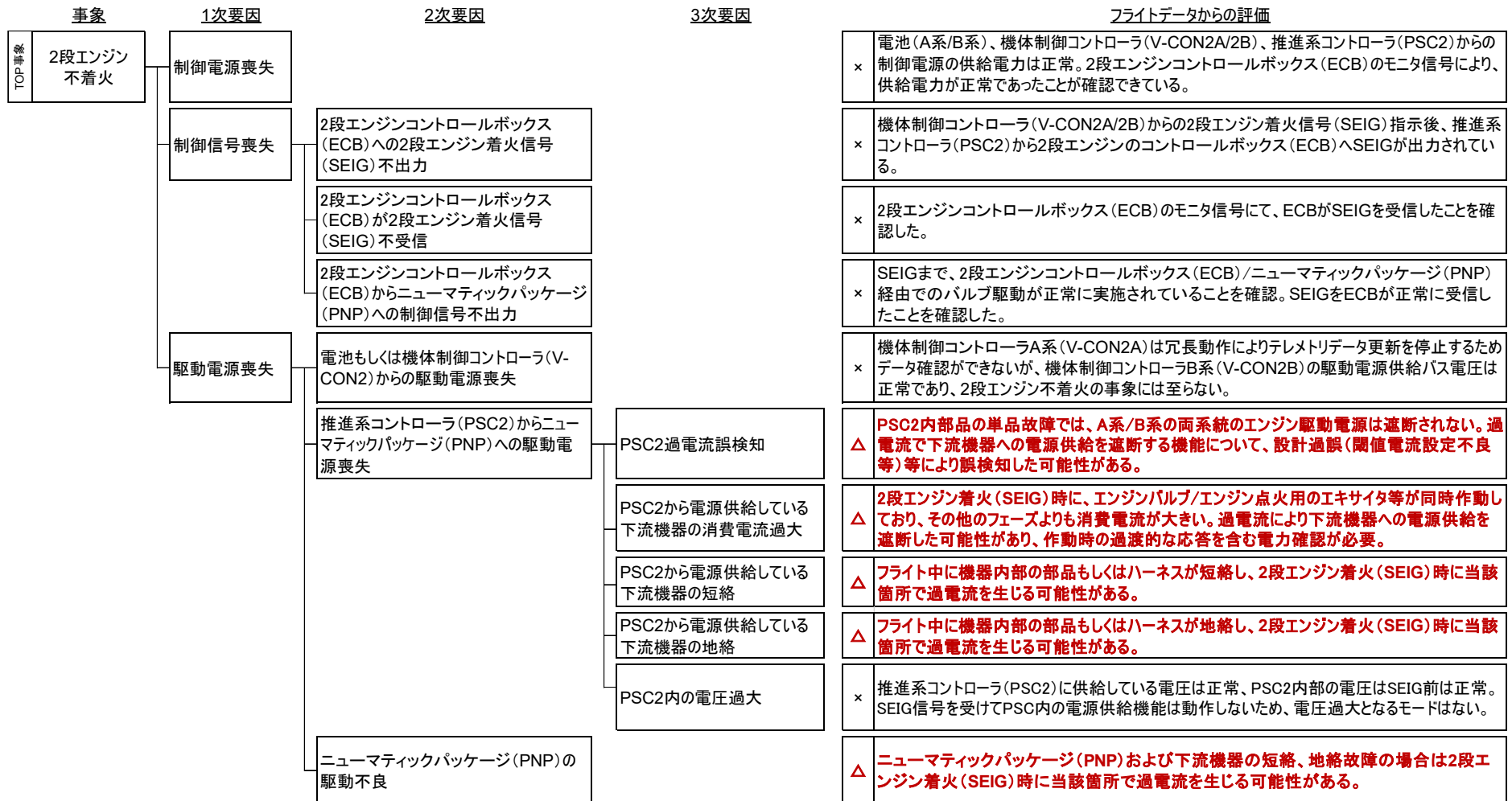


1-4-3 SEIG近傍のテレメータデータ確認状況



2-1 FTA (Fault Tree Analysis※)

■ 2段エンジン不着火に関して系統図からFTAを作成し、フライトデータから評価した。



※FTA: 事象から始め、それに繋がる因果関係を洗い出し、原因を特定する解析

2-2 FTAを踏まえた想定事象

- テレメータデータの分析およびFTAより、本事象には以下の特徴がある。
 - ECBはSEIGを正常に受信し、ECBの制御電源の正常も確認されている。
 - SEIGのタイミングで突合せ供給しているエンジン駆動電源のA系B系両系統の電源でBIT異常を検知していることから、A系/B系両方に電源異常を発生させうる共通因子が異常となった可能性が高いと考える。
- 両系統のエンジン駆動電源でほぼ同時に異常検知するケースとして以下が考えられる。
 - PSC2が過電流を誤検知
 - PSC2から電源供給している下流機器の正常動作範囲で消費電流が過大
 - PSC2から電源供給している下流機器の短絡故障、またはワイヤハーネス等の地絡により過電流が発生
- 上記の各可能性（FTA上の要因）について確認するための試験を実施中。
 - 短絡発生ケースの再現試験：PSC2駆動電源の電流検知動作をコンポーネントレベル（開発供試体）で確認
 - SEIG時の機器駆動試験：PSC2とエンジン機器を接続し、SEIG時の駆動電圧/電流の挙動をコンポーネントレベル（開発供試体）とシステムレベル（後続機体）で確認

3. 今後の進め方

■ これまでの技術検討結果を踏まえた現時点の評価

- PSC2の電源遮断機能は**設計想定どおりの動き**をしていることを確認した。
- 現時点ではSEIG時に作動するPSC2下流の**負荷側(2段エンジンのPNP等)**で何らかの要因で**発生した過電流**により、**PSC2の電源遮断**が行われた**可能性が高くなっている**。
※ なお、打上げ前(3月2日)に最終準備状態の機体を用いた**エンジンバルブ等を実際に駆動するフライトシーケンス試験を実施**しており、SEIGを含む全シーケンスが正常に進むことを確認している。

(参考)

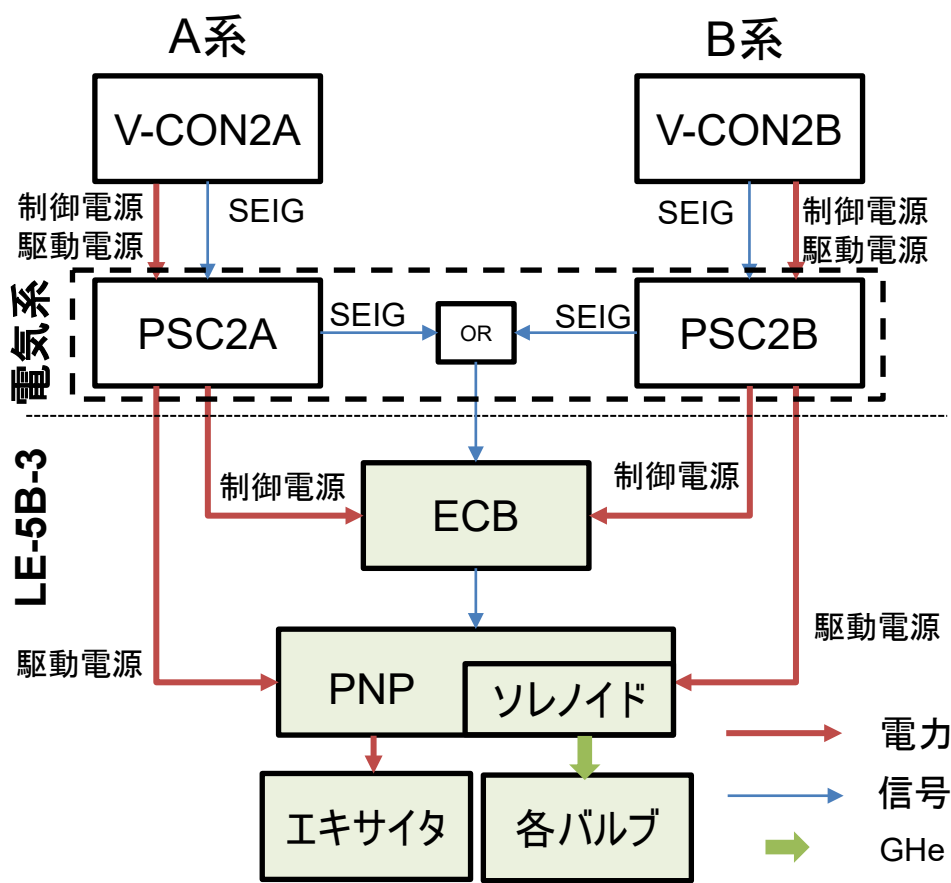
- 上述の評価から、今回の打上げ失敗で発生した事象は、2月17日の打上げ中止の原因となった事象(詳細は参考資料参照)とは異なるものであることを確認している。
- #### ■ 今後の進め方
- PSC2内部の電圧等の詳細なデータ取得や実機機体を用いた試験を行い、**推定原因の確度を高めると共に、負荷側の可能性がある箇所やその原因の特定を進める**。
 - H-IIAの2段エンジンの搭載機器について詳細に影響を評価し、次の打上げに臨む。

參考資料

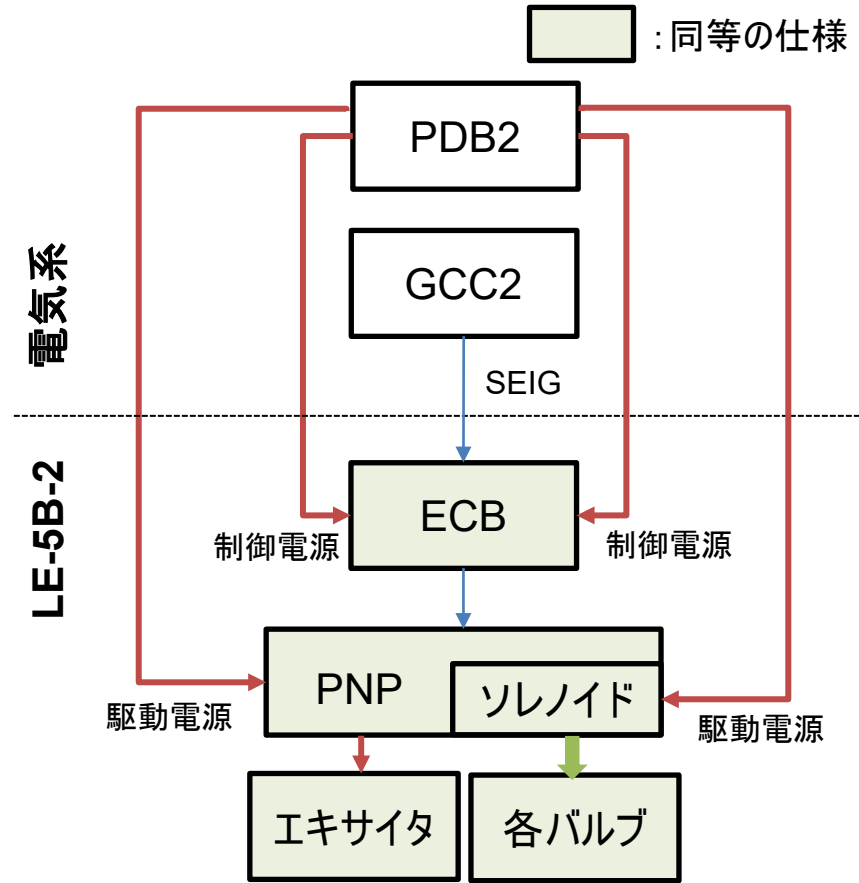
H3ロケットとH-IIAロケットの電気系統の違い

■ 機体電気系統含めた変更点

- H3ロケットでは第2段の制御系を冗長構成(A系/B系)にしている。
- H-IIAロケットは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。電力分配器(PDB2)に下流機器の電圧・電流の異常検知機能はない。



2段エンジン制御接続系統図(H3)

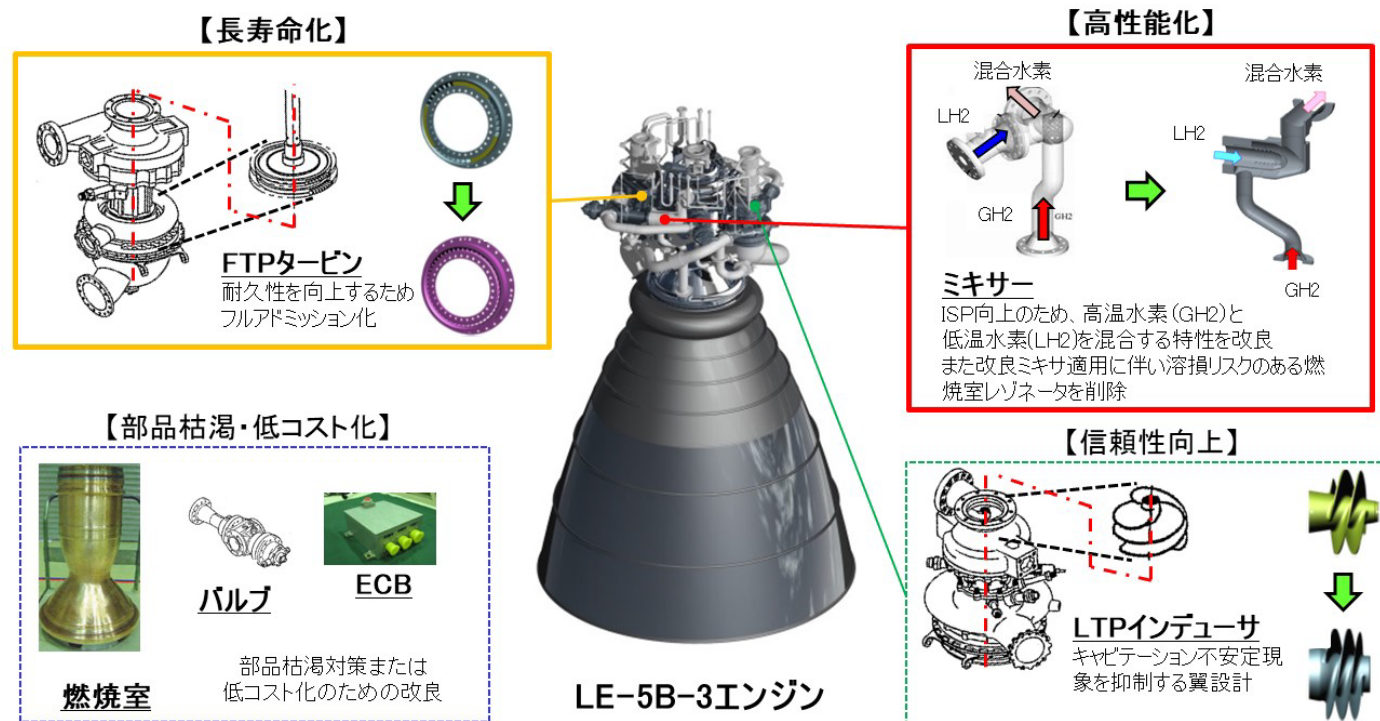


2段エンジン制御接続系統図(H-IIA)

LE-5B-2とLE-5B-3の違い

■ LE-5B-3改良サマリ(LE-5B-2からの変更点)

- H3用2段エンジン(LE-5B-3)は、ロケットシステムからの要求に応えるため、H-IIA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う。
- **エンジンの搭載機器は基本的に同等**である。





2月17日の打上げ中止の原因となった事象とその対応の詳細説明資料

H3ロケット試験機1号機 打上げ中止の原因調査と対応について

2023年3月3日

2023年3月16日 A追記

宇宙航空研究開発機構

H3プロジェクトチーム

プロジェクトマネージャ 岡田匡史

- 自動カウントダウンシーケンス(図1)において、「LE-9エンジンスタート」のステップまで進行し、LE-9エンジンは着火した。その後、LE-9エンジンが立ち上がり、**打上げ条件^[注1]は成立**した(フライトロックイン(FLI))。
【注1】打上げ条件:LE-9エンジンの立ち上がり(推力90%相当)と各機器の作動状態が正常であることを自動判定
- 打上げ条件成立後、**リフトオフ直前までの異常監視中に1段機体制御コントローラが異常信号を検知**したことから、**固体ロケットブースタ(SRB-3)への点火信号の送信を自動停止、安全な状態に移行**した。SRB-3に異常はない(フェイルセーフ設計が機能)。
- H3ロケット、衛星(ALOS-3)、および地上設備に損傷は生じていない。

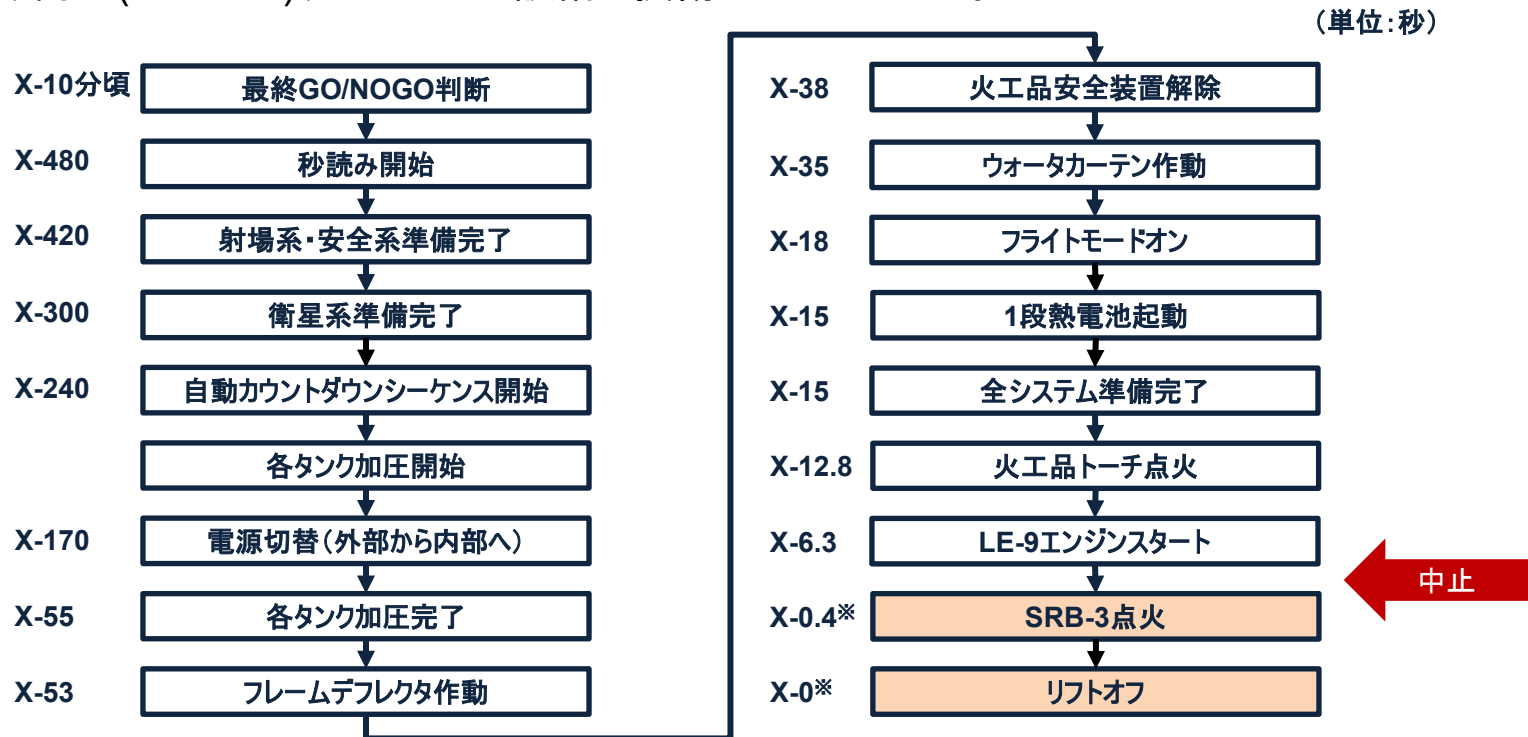
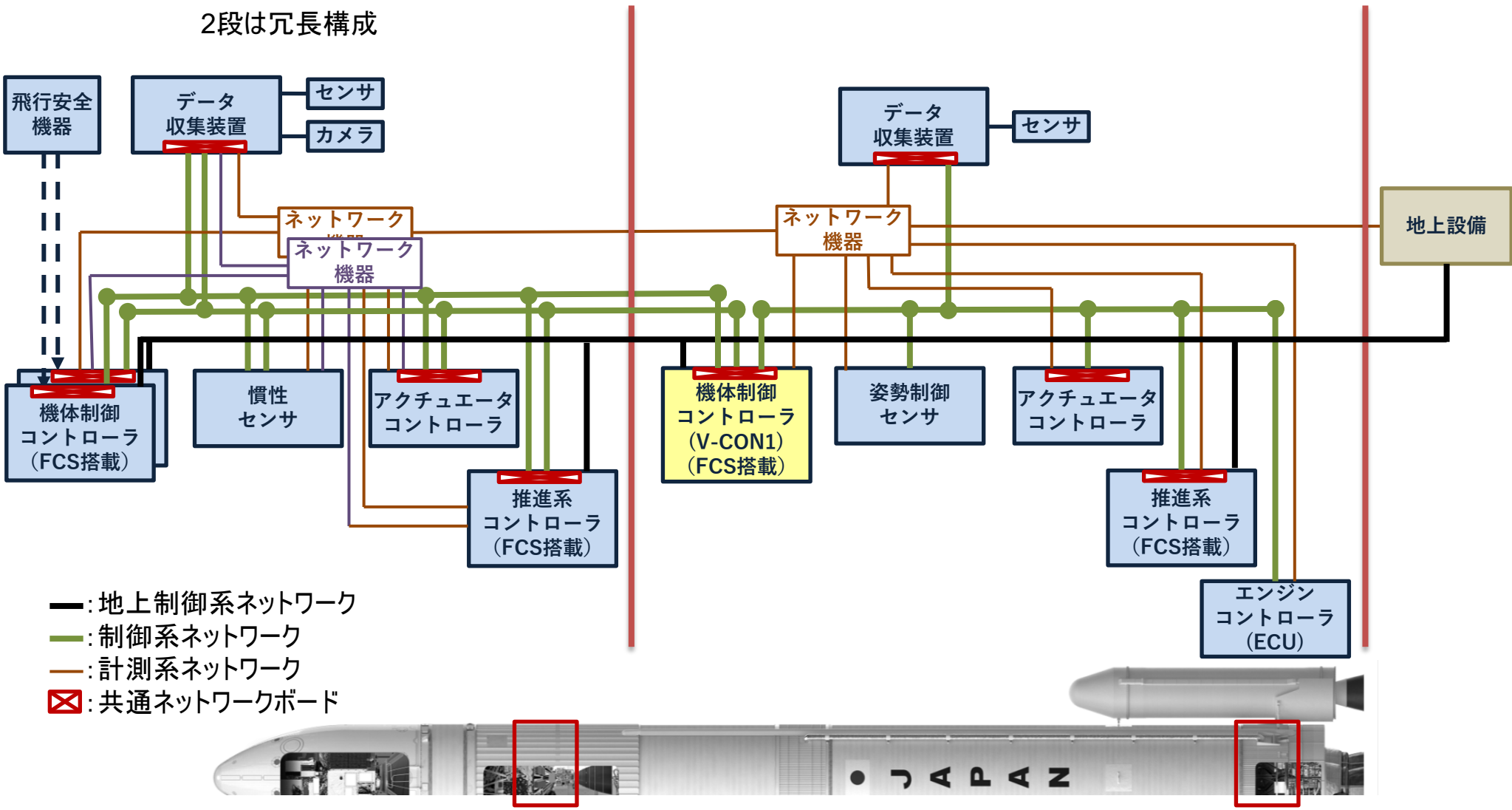


図1 H3ロケットのカウントダウンシーケンス

【参考】H3ロケットの電気系システム構成(イメージ)

参考

2段は冗長構成



2段の機器搭載部

1段の機器搭載部

図2 H3ロケットの電気系システム構成

- 打上げ条件成立後、SRB-3の点火信号送信前に、1段機体制御コントローラが異常信号を検知し、飛行制御ソフトウェアが以降のシーケンスを停止(図3)。
 - 異常内容: 1段エンジン用電源供給系統における異常(図4)
- この事象に対して原因調査では、機体や地上設備の電気的な挙動が影響を与えた可能性が高いところまで原因を絞り込み、詳細な原因調査を行い、必要な対策を実施した。

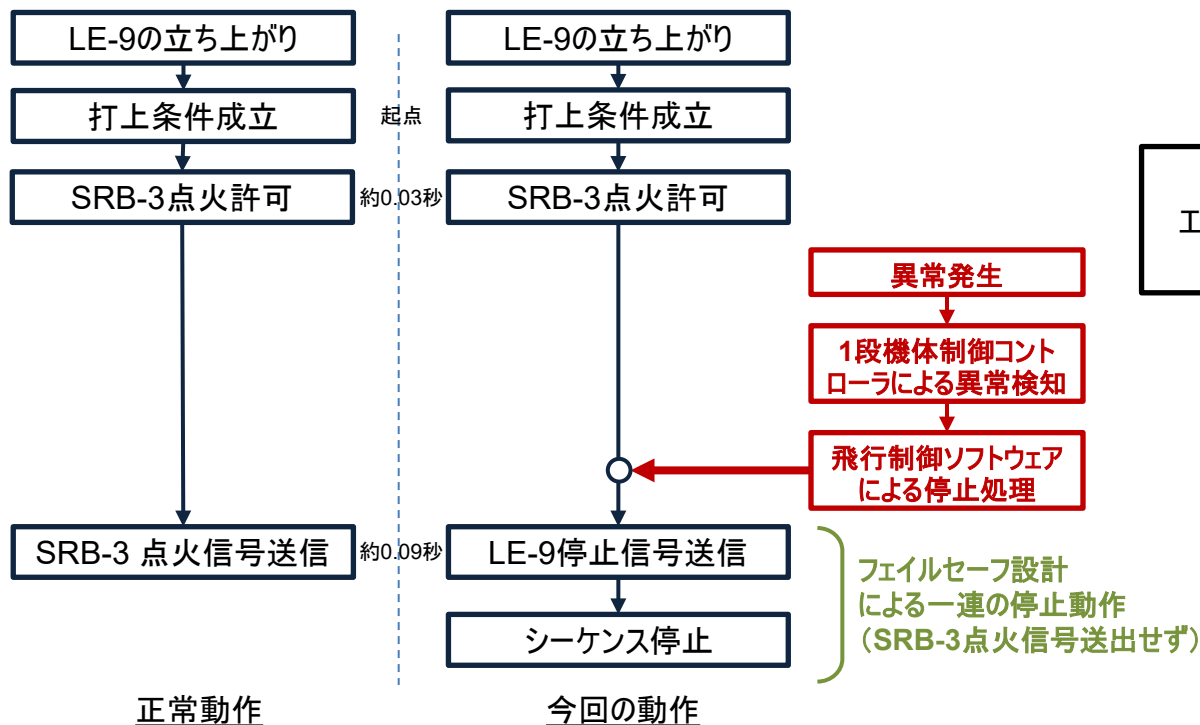


図3 動作フロー

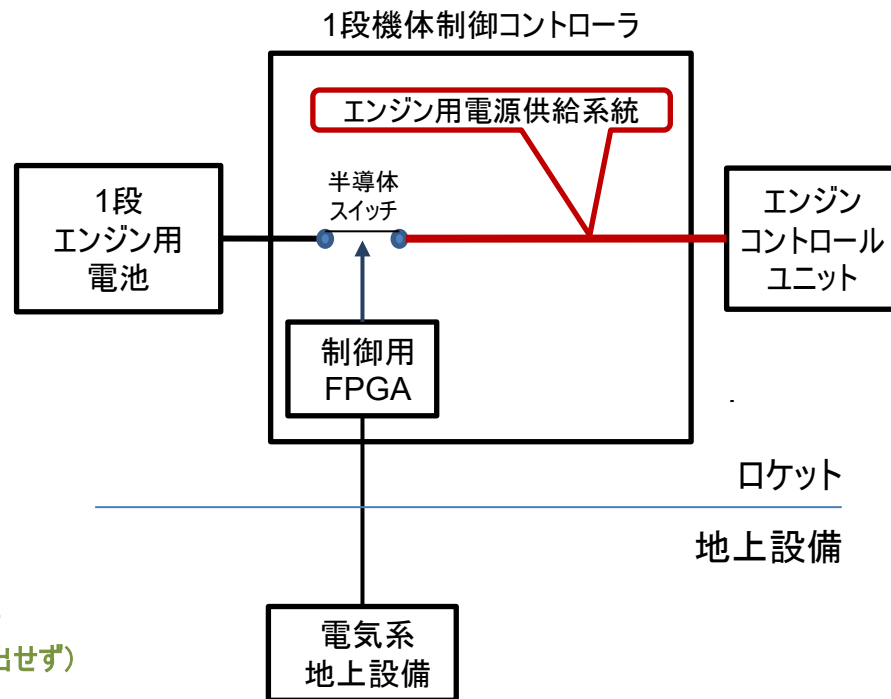


図4 1段機体制御コントローラ周辺の概略図

- 原因調査として、機器単体や種子島宇宙センターでの実機を用いた検証試験、ソフトウェアおよび回路の専門家レビュー等に基づき、故障の木解析を中心に原因の絞り込みを実施。
- その結果、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**^{【注1】}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。

【注1】電氣的離脱：リフトオフ時の物理的な遮断(＝アンビリカル離脱)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気信号を遮断する操作

- 現象に至るシナリオは以下のとおり。
 - ① 電氣的離脱
 - ② 電氣的離脱時の過渡的な電位変動によりV-CON1内で誤ったコマンドを検知
 - ③ 半導体スイッチをOFF

【注】○数字は、図5に対応

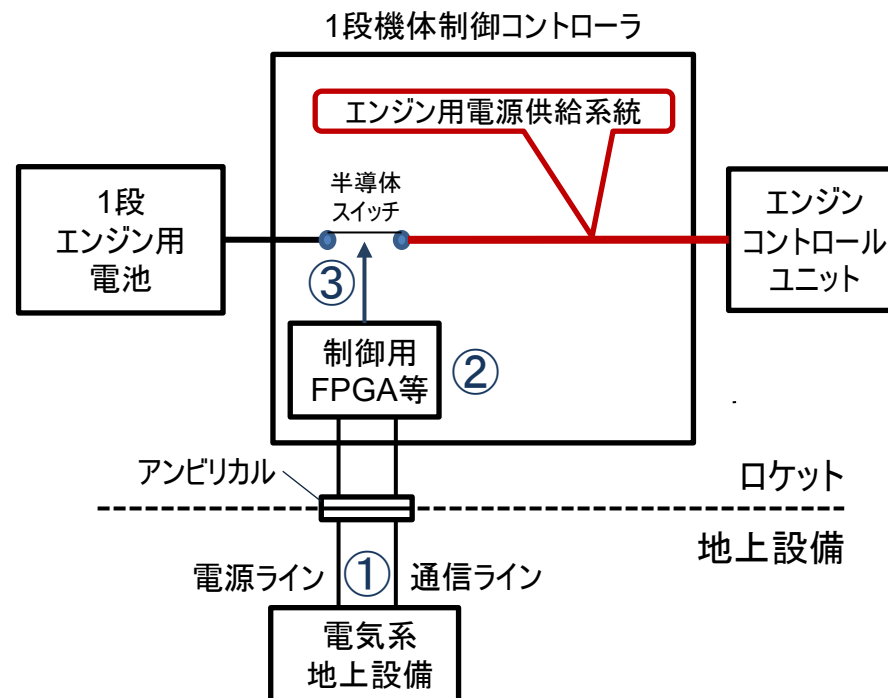
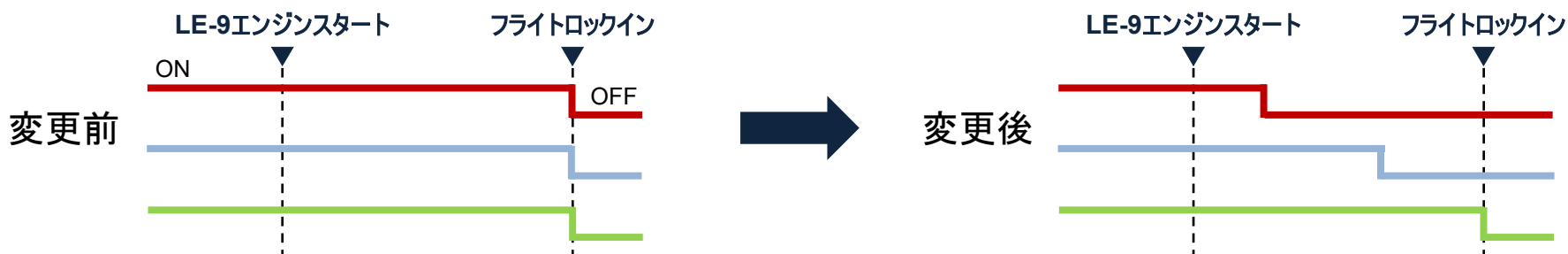


図5 1段機体制御コントローラ周辺の概略図

■ 対応策

- 電氣的離脱手順の見直し: 地上設備からの通信・電源ラインをこれまで一括で遮断していたところを、一定の時間差で遮断するよう変更し、遮断時の過渡的な電位変動を抑制。打上げ前日の射点における最終検証試験を含め、対策の有効性を確認。A追記
- 遮断のイメージ(本数、タイミング等は実際と異なる)



- 水平展開: 地上設備との過渡応答があり得る他の系統を確認し、必要に応じ同様に対策。A追記
- 電氣的離脱手順の見直しは2段の電気機器(VCON2A/2B、PSC2)に対しても適用済み。
- 1/2段分離時の電氣的挙動については地上試験時のデータを再確認し、問題ないことを確認した。
- 3月7日のフライトデータにて、電氣的離脱時および1/2段分離時における電氣的な遮断が問題なく行われたことを確認した。

原因究明体制

H3ロケット試験機1号機対策本部

本部長 : 理事長 山川 宏
本部長代理: 副理事長 鈴木 和弘
本部員 : 理事、理事補佐等

原因究明チーム

- H3ロケット試験機1号機対策本部の下、データ収集・分析、原因の特定、是正対策、水平展開を実施

チームリーダー : 理事 布野 泰広
チームリーダー代理: 宇宙輸送技術統括 藤田 猛
事業推進部長 佐藤 寿晃

チームメンバー:

H3プロジェクトチーム

プロジェクトマネージャ 岡田 匡史

宇宙輸送安全計画ユニット

宇宙輸送系基盤開発ユニット

H3プロジェクトチーム

鹿児島宇宙センター

研究開発部門

S&MA総括

安全・信頼性推進部

環境試験技術ユニット

チーフエンジニア室

連携

三菱重工業
原因究明チーム

電気系等に関わる専門家が参加

(必要に応じ外部からの参加も検討)

略語集

略語	日本語名称	説明
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
RCS	2段ガスジェット装置	PSC2からの電力供給及び制御信号に基づき、ロケットの姿勢制御及びアレッジ制御を行う装置
MECO	1段エンジン燃焼停止	1段エンジンの推力低下・燃焼停止のこと。またはその検知信号
SEIG	2段エンジン着火	2段エンジンを着火すること。またはそのためのコマンド信号
SELI	2段エンジン立ち上がり検知	2段エンジンの推力が立ち上がり、定常燃焼に移行すること。またはその検知信号
BAT	電池	内部電源。充電式リチウムイオンバッテリー
GCC2	2段誘導制御計算機	H-IIAの飛行制御を司る計算機
PDB2	2段パワーディストリビューションボックス	H-IIA第2段の各機器への電力供給、推進系バルブの駆動を行う装置
BIT	Built-In Test	組込み自己診断プログラム