

資料33-4

科学技術・学術審議会
研究計画・評価分科会
宇宙開発利用部会
(第33回) H29. 2. 14

SS520-4号機実験失敗の 原因究明結果および対策について

平成29(2017)年2月14日

宇宙航空研究開発機構

宇宙科学研究所

SS520-4号機実験失敗対策チーム

目次

1. 実験結果概要
 - 1-1 実験計画
 - 1-2 実験実施概況
 - 1-3 飛行経路と機体の落下点
 - 1-4 シーケンスオブイベント(SOE)の実績
2. 異常事象の事実関係
 - 2-1 把握された事実
 - 2-2 テレメータ送信機の発生事象
 - 2-3 第2段モータ歪センサの出力異常
 - 2-4 姿勢変更の実施有無の解析結果
 - 2-5 再現試験結果(TLMの事象再現)
 - 2-6 その他の再現試験結果
3. 異常原因解析
 - 3-1 調査検討の流れ
 - 3-2 故障の木解析(FTA)サマリ
 - 3-3 搭載系の電源系統図(機能ブロック図)
 - 3-4 アビオニクス電源系統図
 - 3-5 検証/試験実施結果
 - 3-6 FTA要因分析結果
 - 3-7 ケーブルダクト外観
4. 推定原因
 - 4-1 電源異常の推定メカニズム
 - 4-2 原因の推定
 - 4-3 故障発生部位推定の根拠
 - 4-4 推定原因(1)
 - 4-5 推定原因(2)
5. 推定原因に対する対策
6. まとめ

用語集

機器名	略記	備考
テレメータ送信機	TLM	
コマンド復調装置	CMD	コマンドコンバータ
ミニチュアレーダトランスポンダ	MRT	
搭載電池	28V電池	
太陽センサ	SAS	
姿勢センサ	IMU	
ラムライン制御	RLC	
搭載計算機	OBC	
データ収集装置	DAU	
火工品制御装置	PYRO	
ラムライン制御装置	RCS	
能動型ニューテーション制御	ANC	
3段飛行経路モニタ	FPM	

1. 実験結果概要

- 1－1. 実験計画
- 1－2. 実験実施概況
- 1－3. 飛行経路と機体の落下点
- 1－4. シーケンスオブイベント(SOE)の実績

1-1 実験計画

<飛行実験計画>

実験目的: 民生技術を用いてロケット・衛星の開発を行い、3kg程度の超小型衛星の打上げ実証

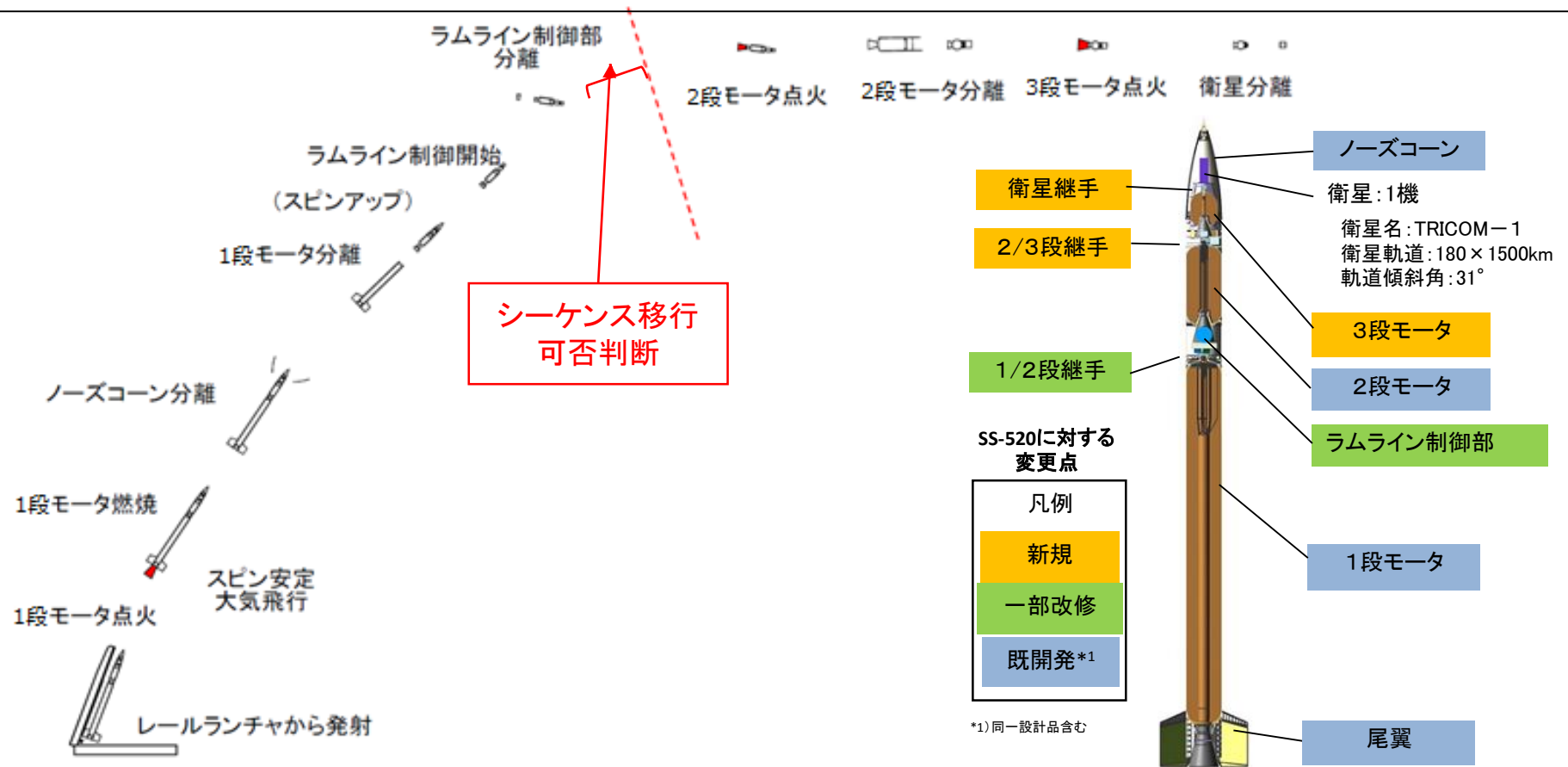
ロケット概要: SS-520-4号機は、2段式ロケットのSS-520を改修した3段式ロケット

飛行計画:

第1段は尾翼によるスピン安定で飛行し、第1段分離後、ラムライン制御により姿勢変更

飛行安全判断に基づき第2段モータ点火許可コマンドを地上から送信し、以降のシーケンスを続行

第3段燃焼終了後、衛星分離



1-2 実験実施概況

<打上げ当日の状況>

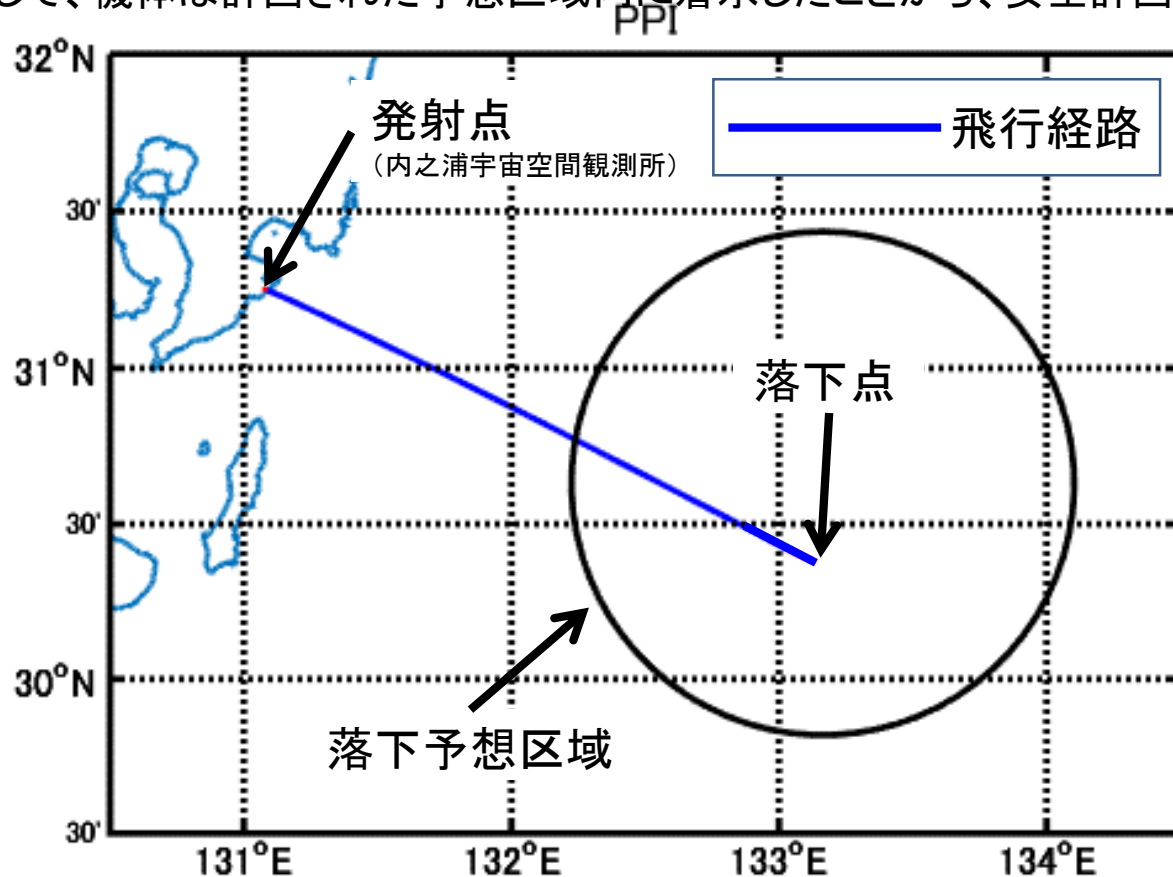
- 平成29年1月15日(日)AM8:33に打上げ実験を実施した。
- 気象条件(天候・風向・風速等)は発射条件を満たしていた。
- AM5:00にタイムスケジュール入りし、発射に係る準備(住民退避を含む保安上の措置等)については計画通り実施した。

<発射後の状況>

- 点火時刻は計画通りであり、発射直後はテレメータ(以下TLMと略記)、レーダ等の通信および追跡に係る地上系を含む全系は正常であった。
- 発射後X+20.4秒にTLMからのデータが途絶え、管制室等のデータ表示画面の情報が消失、合わせて飛行安全管制システム上もTLM情報が確認できなくなった。
- 同時刻帯にはコマンド復調装置(以下CMDと略記)のアンサバックがエラー100%となった。
- その後もデータ受信状況が改善されず、機体の飛行状況を把握できなかったため、安全上の措置として、第2段点火許可コマンドの送出を断念した。
- 第2段は点火しなかったが、レーダはロックオン状態を維持していたため、その後も継続して追跡を実施、落下予想区域内に機体が着水したことを確認した。
- 第2段モータ点火が行われなかったため、超小型衛星TRICOM-1を所定の軌道に投入することができなかった。

1-3 飛行経路と機体の落下点

- ロケットは発射上下角75.1度、方位角125.0度で発射された。
- レーダ追跡データによると、第1段の飛翔は正常(頂点高度190km、対地速度0.918km/s)であり、測風気球およびドップラライダーによる観測風に基づいた打上げ発射上下角および方位角の補正量の設定は適切に実施された。
- 第1段の飛行に続いて、2、3段の飛行が行われた場合の軌道に対しては、ほぼ計画の中央値が達成されたものと推定される。
- 飛行結果として、機体は計画された予想区域内に着水したことから、安全計画通り打上げが実施された。



1-4 シーケンスオブイベント(SOE)の実績

点火後時刻	イベント	成否	根拠等	凡例 ○:実施済 ×:実施できず △:未確認
X+0.0	1段点火	○	飛行データ等	
X+31.7	1段燃焼終了	○	光学記録	
X+53.0	パイロバルブ解放	△		
X+54.0	姿勢コマンド受付開始	×	アンサバックなし	
X+62.0	衛星分離機構起動指令	○	計画通りX+450sで衛星分離	
X+67.0	ノーズコーン分離	○	光学、FPM、衛星データ	
X+68.0	1段分離	△		
X+73.3	ラムライン制御開始	×	レーダ受信レベル解析結果	
X+117.6	ラムライン制御終了	×		
X+121.2	ANC開始	×		
X+145.0	ANC終了	×		
X+147.0	ラムライン分離	△		
X+150.0	タイムコマンド受付開始	△		
X+157.0	第2段点火判定開始	△		
X+164.0	第2段点火信号受信	×		
X+180.0	第2段点火	×		
X+235.0	第2段分離	×		
X+238.0	第3段点火	×		
X+263.8	第3段燃焼終了	×		
X+450	衛星分離	○	衛星からの電波受信	

2. 異常事象の事実関係

- 2-1. 把握された事実
- 2-2. テレメータ送信機の発生事象
- 2-3. 第2段モータ歪センサの出力異常
- 2-4. 姿勢変更の実施有無の解析結果
- 2-5. 再現試験結果(TLMの事象再現)
- 2-6. その他の再現試験結果

2-1 把握された事実

発生した事象を時系列でまとめた

X相対時刻 [秒]	異常表示機器	事象
X+20.015～20.020	2段モータ歪センサ	出力が異常値。センサ電源系統が断線または地絡(解析結果)
X+20.426	テレメータ送信機	約3msの瞬断が10回発生 瞬断周期は平均14.5ms
X+20.446	テレメータ送信機	データ途絶
X+20.572	テレメータ送信機	送信電波途絶(ロックオフ)
X+20.831	コマンド復調装置	アンサーバックエラー100%

＜その他の解析結果＞

- ラムライン制御による姿勢変更が実施されていない。
 - レーダの受信レベル変動からは、ラムライン制御による姿勢変化が見られない。

2-2 テレメータ送信機の発生事象

X+20.4~20.5秒付近における送信電波の受信状況

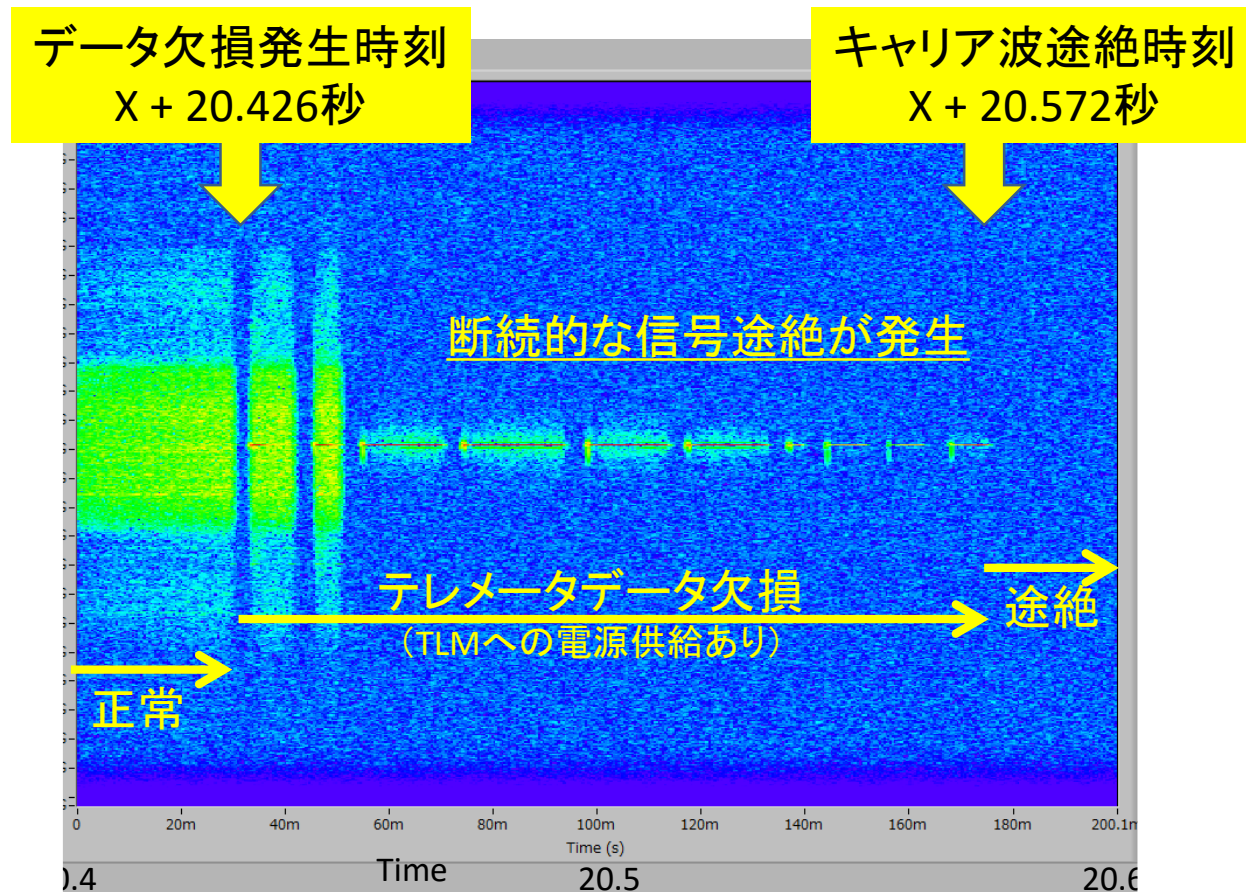
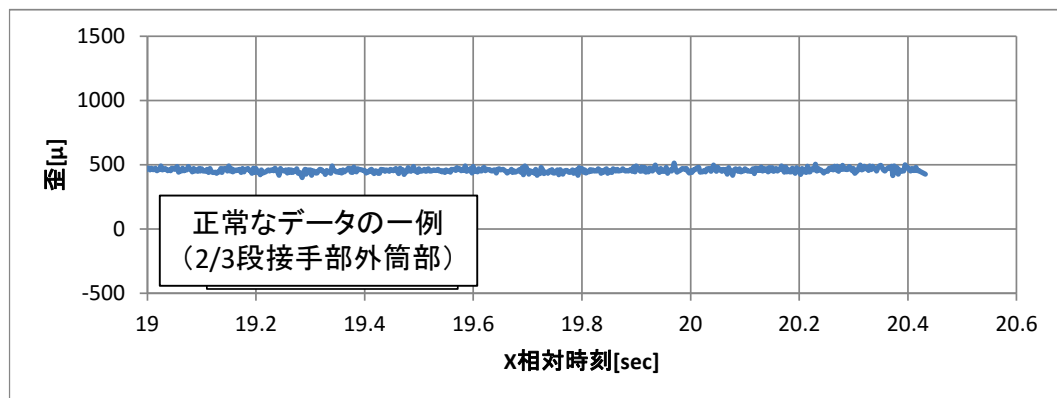
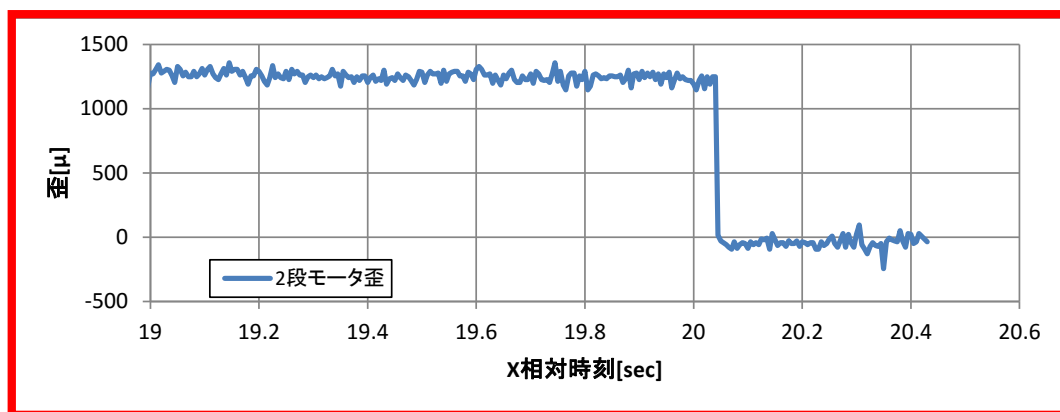


図 テレメータ送信機スペクトル時間変化

2-3 第2段モータ歪センサの出力異常

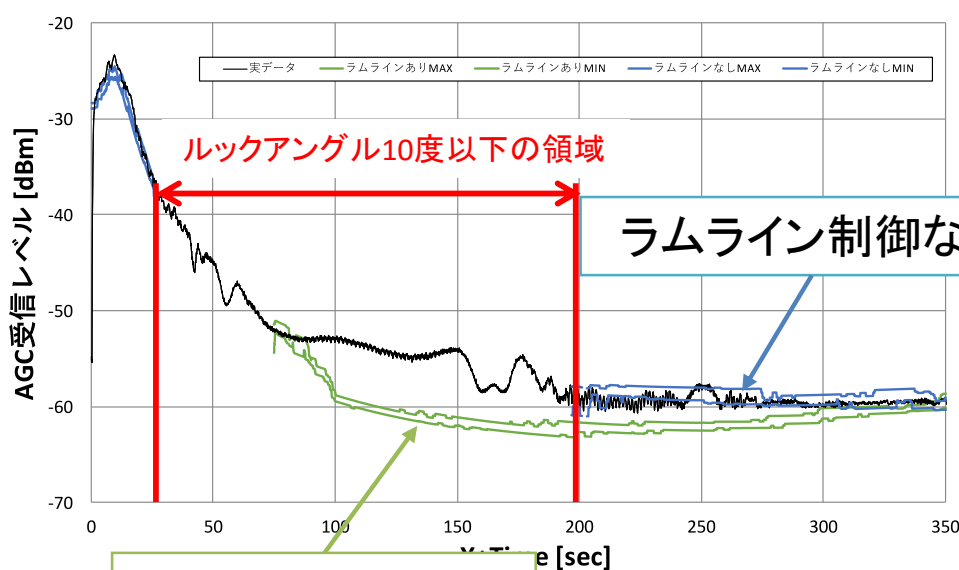
TLMデータ途絶 (X+20.426秒)に近い時刻 (X+20.015~20.020秒)で発生していることから他の事象との関連について考慮が必要なデータとして認識



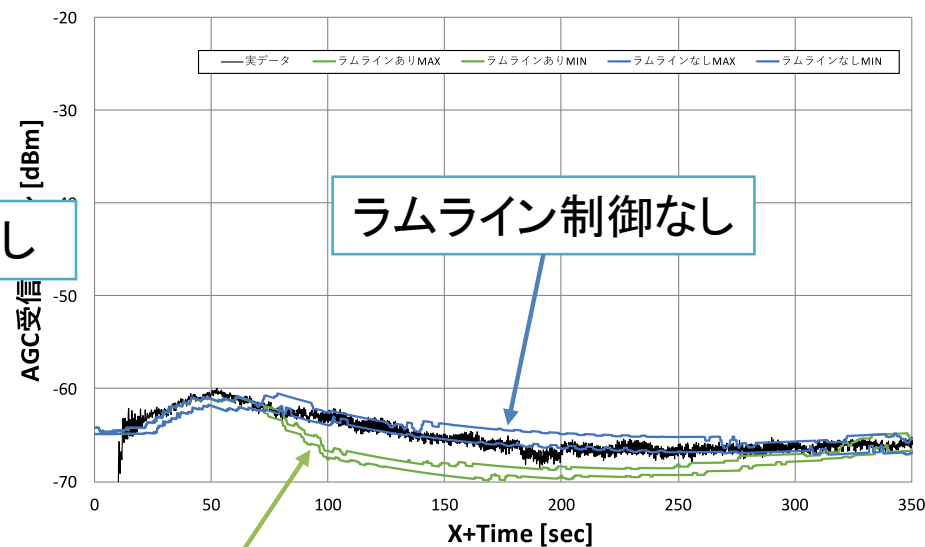
2-4 姿勢変更の実施有無の解析結果

宮原レーダ局(内之浦)、増田レーダ局(種子島)の受信レベル解析

フライトデータはラムライン制御による姿勢変更をしていなかった結果と一致



宮原レーダ局

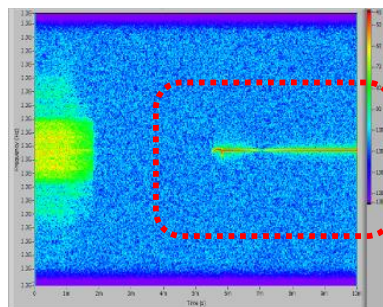


増田レーダ局

2-5 再現試験結果(TLMの事象再現)

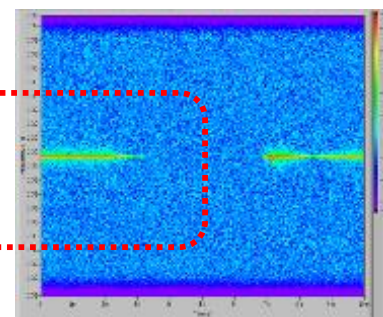
フライトデータに見られた特徴に基づき、TLMの電源ON/OFF時のスペクトラム波形を調べた。

フライトデータ



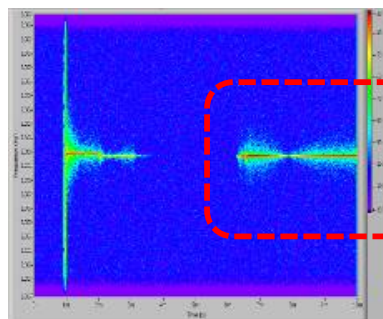
送信電波の復活挙動

波形の特徴



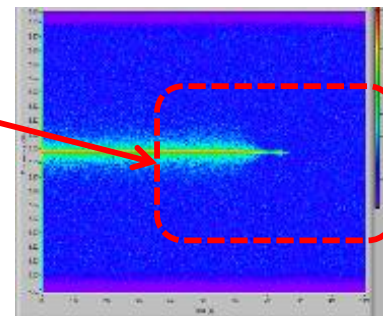
送信電波途絶挙動

再現試験



電源ON時の波形

波形の特徴
(再現)



電源OFF時の波形

再現されたスペクトラム波形の様子から、TLMの電源入力が断続を繰り返した可能性がある。

2-6 その他の再現試験結果

テレメータデータ途絶事象の原因を明確にするため、搭載機器の電源回路中の故障原因を抽出し、以下の試験を実施した。

1. スイッチの開放故障試験

→ 電源供給機器内のスイッチOFFに対して、電源及び機器側の電圧プロファイルを取得した。テレメータデータサンプリング時間(5ms)よりも、短い時間で電源がOFFすることが得られた。

2. コネクタ脱落試験

→ コネクタ脱落による電源電圧プロファイルを取得した。テレメータデータサンプリング時間よりも、短い時間で電源がOFFすることが得られた。

3. 短絡試験

→ 負荷側電源入力部で短絡模擬を行い、各部電圧プロファイルを取得した。テレメータデータサンプリング時間よりも、短い時間で電源がOFFすることが得られた。

以上の結果から、テレメトリデータには電源異常の兆候が残らないことが分かった。

上記の結果を含めて考察した結果、TLMの断続的な信号途絶は、

TLMに対する電源異常

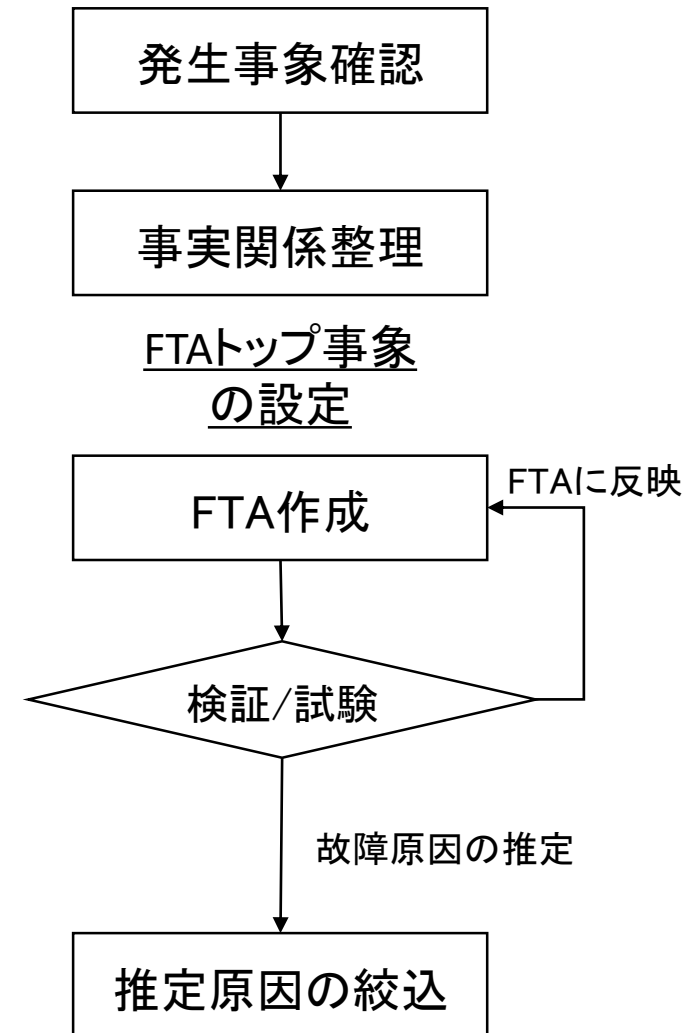
と特定した。

3. 異常原因解析

- 3－1. 調査検討の流れ
- 3－2. 故障の木解析(FTA)サマリ
- 3－3. 搭載系の電源系統図(機能ブロック図)
- 3－4. アビオニクス電源系統図
- 3－5. 検証/試験実施結果
- 3－6. FTA要因分析結果
- 3－7. ケーブルダクト外観

3-1 調査検討の流れ

1. 発生事象の確認
2. 事実関係の整理
→フライトデータ、地上系データ等の事実関係の把握
3. 故障の木解析(FTA)
→把握した事実関係から、推定される故障原因を抽出。
4. 検証/試験
→FTAで抽出された推定要因のうち、机上で確認できない内容については要素試験を実施。試験結果をFTAに反映。(影響の可能性を評価)
5. シナリオ推定
→事実関係及び検証結果等から推定原因を絞り込む。



※ 内容を対策チームで議論

3-2 故障の木解析(FTA)サマリ

FTAで設定したトップ事象は下記の通り。

1. テレメータデータの途絶
2. 第2段モータ歪センサの出力異常

これらの事象が発生する要因についてFTAで解析を実施した結果、以下を抽出した。

- 1) テレメータデータが途絶した原因は、電源系の異常であった（2章の説明より）。

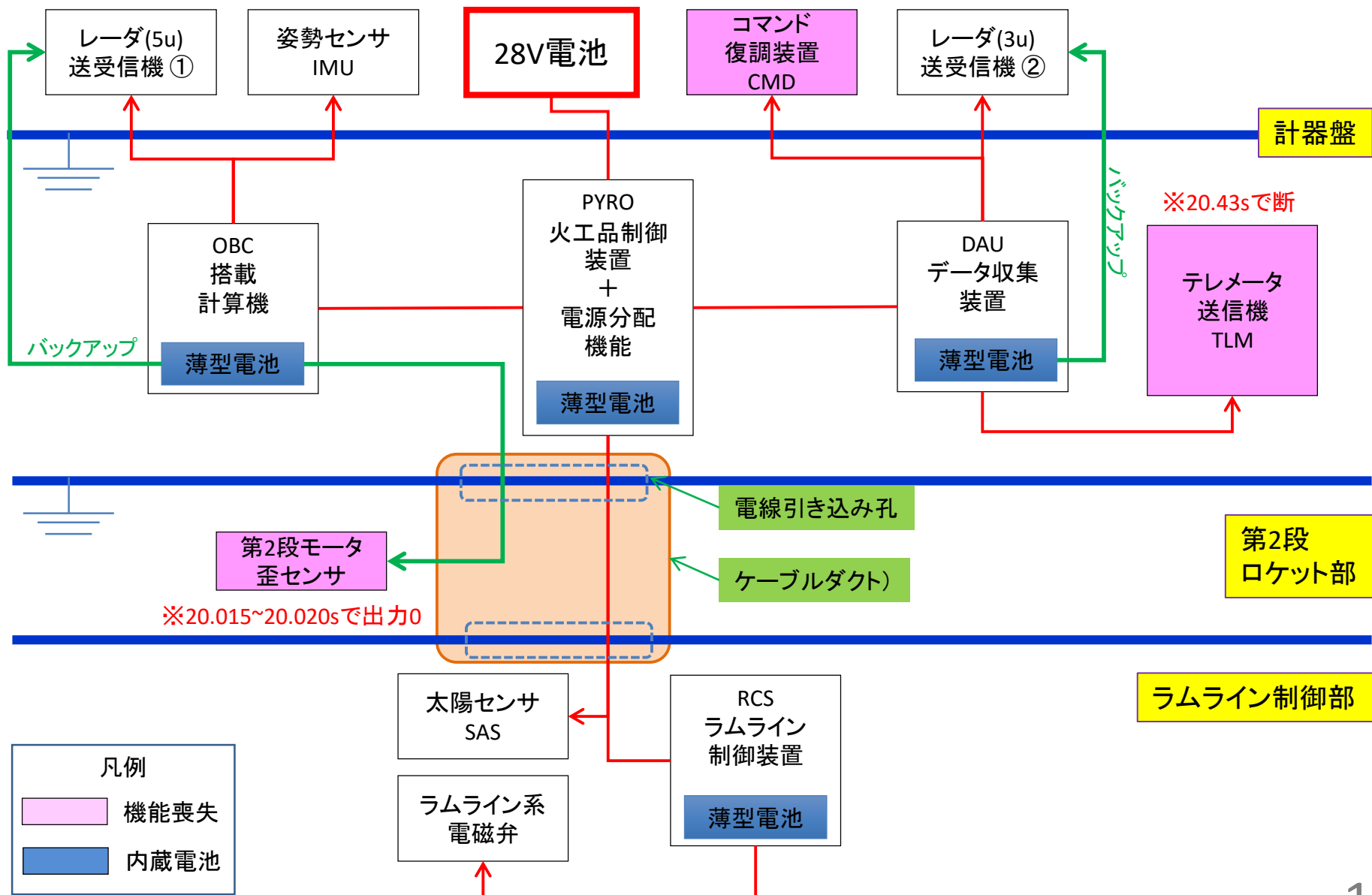
FTAから、その要因として以下が抽出された。

- A) コンポーネント内の入力電源側の部品故障
- B) 電線の損傷等による短絡、地絡、断線
- C) 電線コネクタの脱落、破損

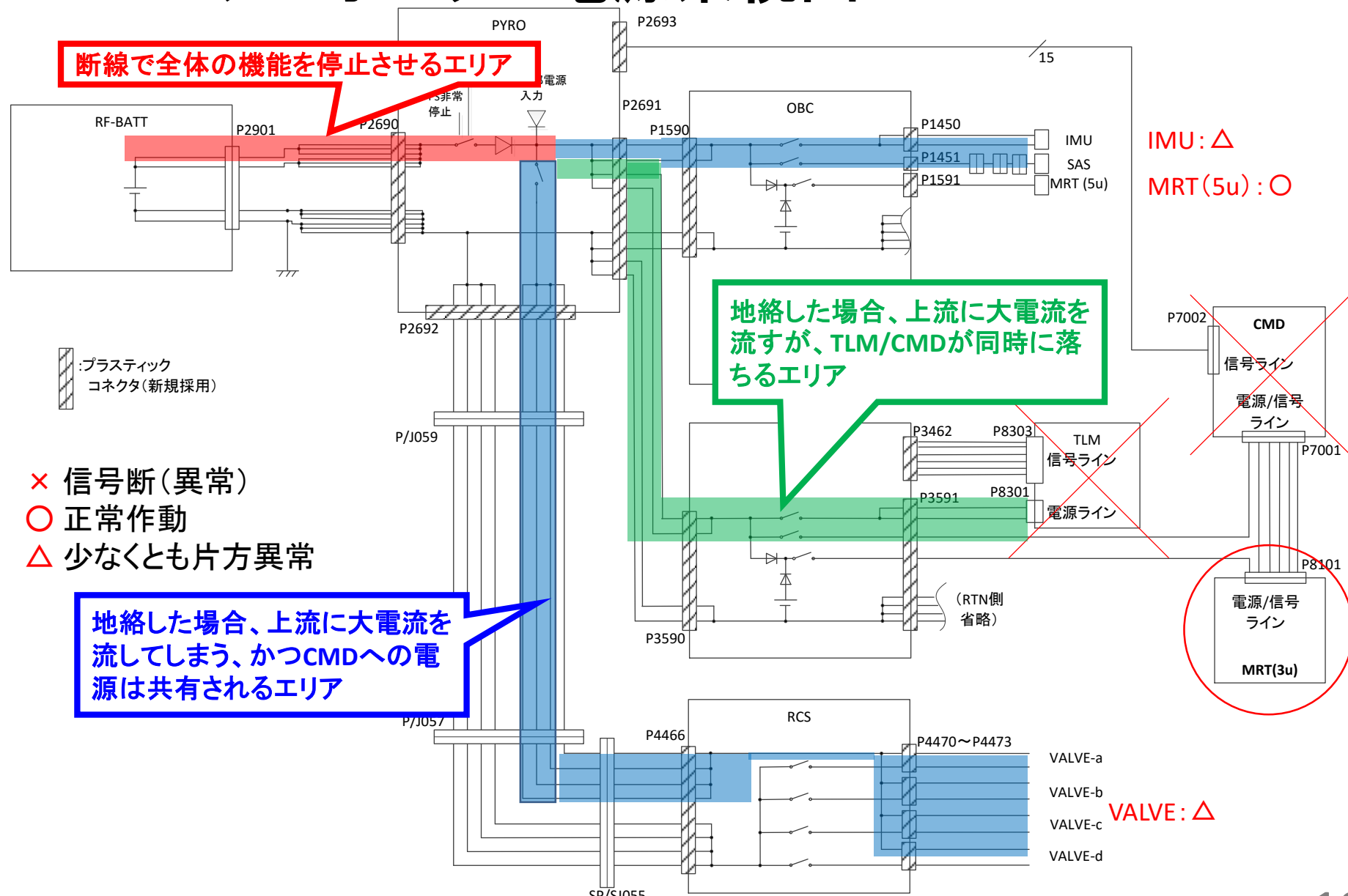
- 2) 第2段モータ歪センサの出力異常の原因は、センサ回路等の解析から、電源ラインの断線または地絡である可能性が抽出された。

※ FTAの詳細は別紙-1、-2参照

3-3 搭載系の電源系統図(機能ブロック図)



3-4 アビオニクス電源系統図



MRT(3u)、MRT(5u)は内部電池からの電源供給で正常動作していた。

3-5 検証/試験実施結果

1. 28V電池 I/F回路の地絡影響確認試験

半導体スイッチ(MOSFET)、セラミックコンデンサ共に異常なし。

2. 電線コネクタ耐久性試験

電線コネクタの固定機構が一部欠損しても、引張力&振動で脱落せず。

3. 電線の断線試験

電線耐久性で、金属部との接触部において保護テープ損傷を検知した。

4. アビオ機器内部コントローラプログラムの再確認

異常に関連ソフトウェア動作なし

5. SAS内部故障の影響調査

SAS内部故障による他機器への異常伝搬なし

6. アビオ機器内部故障の影響調査

制御はソフトウェア管理されており、ハードウェア故障が発生しない限りは起きない(4.参照)。MRT(3u、5u)が正常であったため、OBCは正常と判定。第2段モータ歪センサ異常とは無関係。

7. TLM異常の調査

→ TLM、CMD異常は、第2段モータ歪センサ異常と無関係。

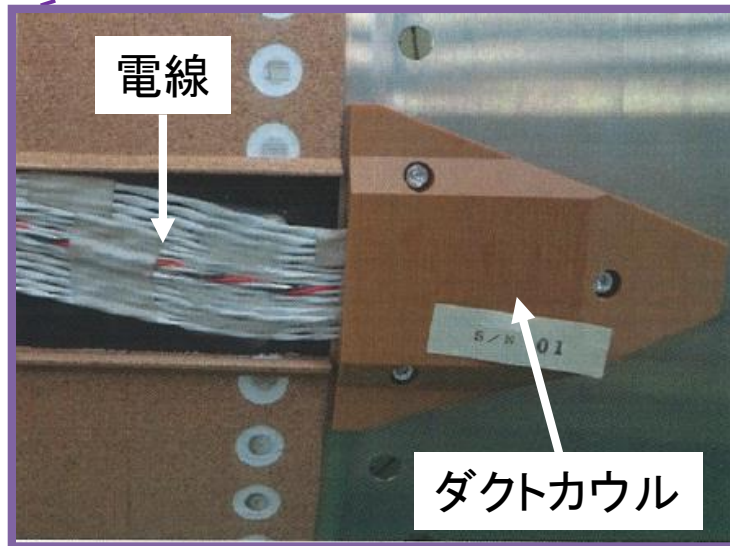
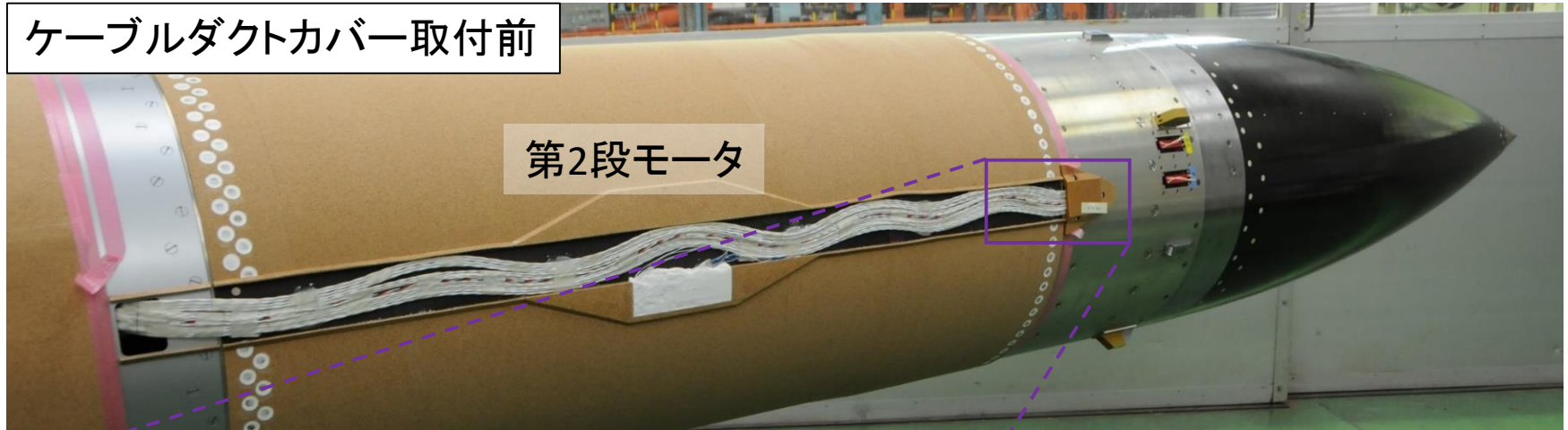
3-6 FTAの要因分析結果

1. テレメータ送信機の発生事象の解析の結果から、電源系統に異常があったことが認められ、短絡・地絡の発生した可能性が抽出された(2章記載)。
2. FTAによりトップ事象に対する主な要因として挙げられたのは、
 - A) コンポーネント内の入力電源側の部品故障
 - B) 電線の損傷等による短絡、地絡、断線
 - C) 電線コネクタの脱落、破損
3. 以下の事実関係から、ケーブルダクトの周辺で不具合が発生した可能性が抽出された。
 1. 28V電池を電源とする機器で、バックアップ電源を持たない機器が機能不全となった。(電源の喪失)
 2. 28V電池の電源系統のどこか1か所で短絡・地絡が発生すると、機器全体に影響がある回路構成となっていた。
 3. 第2段モータの歪センサの電線と28V電池の電源系統は、第2段モータを跨ぐ段間電線に共存していた。(⇒事象発生に関連性)
 4. 電線が電氣的にグランドとなる金属構造部(段間接手)の孔を貫通する形で接していた。

3-7 ケーブルダクト外観

ケーブルダクト: 1/2段間部と上段部の各機器を電氣的に接続するための電線保護

- 第2段モータケースの外部に電線を敷設する必要があるため、飛行環境(加速度、空気力、空力加熱)から電線を保護する。

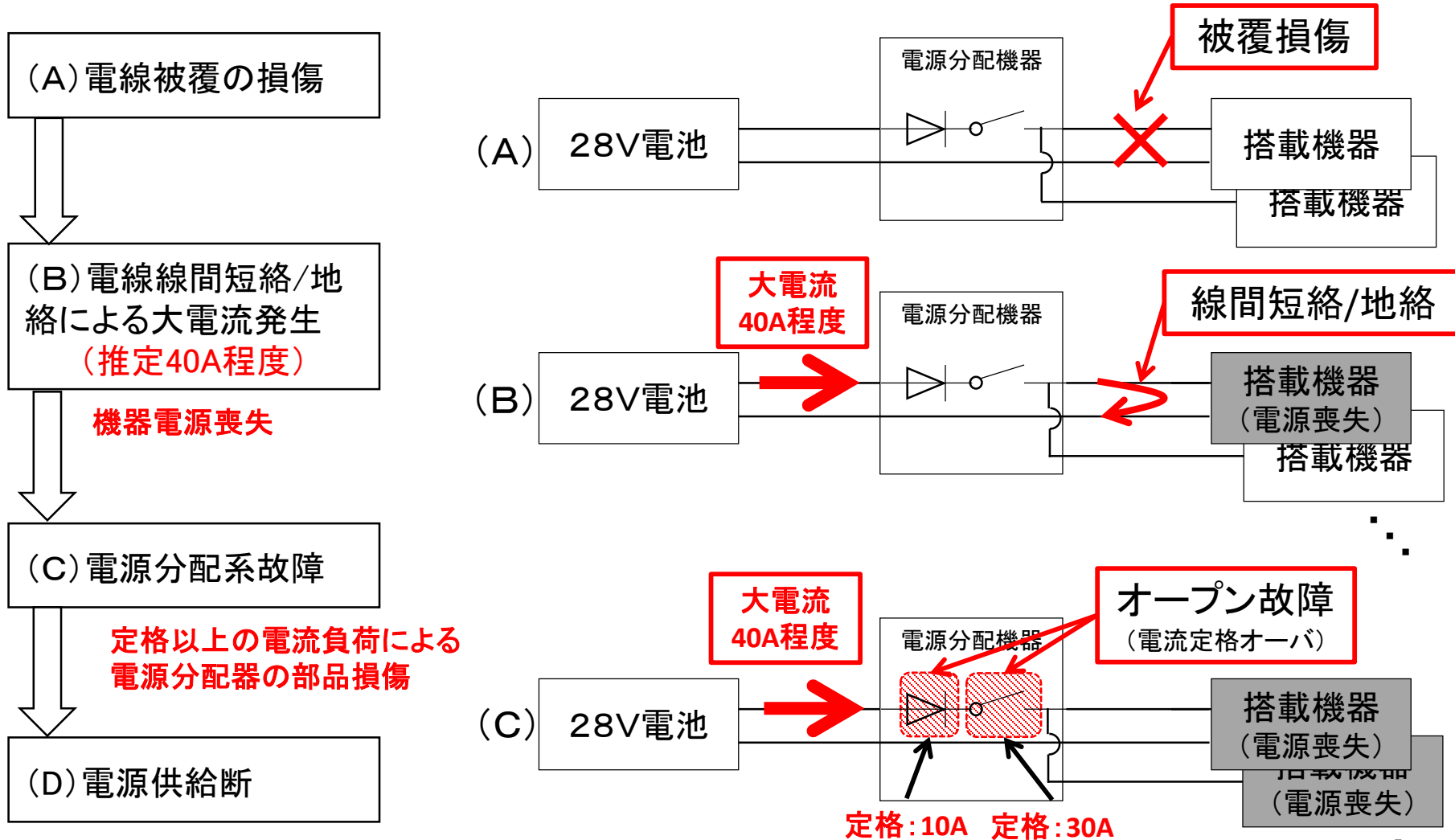


4. 推定原因

- 4－1 電源異常の推定メカニズム
- 4－2 原因の推定
- 4－3 故障発生部位推定の根拠
- 4－4 推定原因(1)
- 4－5 推定原因(2)

4-1 電源異常の推定メカニズム

FTAに基づく要因調査結果から、電源異常に至るメカニズムを以下の通り推定した。



⇒(D) 短絡が起因となって電源分配機器内の部品故障や断線が発生し、最終的には電源供給機能が断たれる。

4-2 原因の推定

確認された発生事象およびFTAによって抽出された発生要因に基づき、発生事象の関連性の有無を考慮した発生部位および原因を以下の通り推定した。

発生事象

- A) テレメータデータの途絶、CMDアンサエラー(28V系電源異常)
- B) 第2段モータ歪センサ計測異常

事象発生に関連有り
(短絡・地絡の発生)

1. ケーブルダクト周辺部
での電線損傷

(1-①) 電線引き込み孔
付近における被覆損傷

(1-②) ケーブルダクト破
損による電線露出、被覆
損傷

※AとBが独立事象と考えた場合

事象発生に関連無し
(電源喪失)

2. 機器内外の部品損傷

(2) 電線コネクタ2個同時
の破損、脱落

4-3 故障発生部位推定の根拠

以下の根拠から故障発生部位を推定した。

(1-①) 電線引き込み孔付近における被覆損傷

- 電線束に28V電源系と第2段モータ歪センサ系の両方が含まれていること(事象の関連性を考慮)
- 当該部位は、金属構造体で電氣的にグランドであり、電線束(部分的にガラステープ保護あり)が直接接していること
- 電線が当該部位で飛行中の振動により摩擦を受ける可能性があること
- 金属構造体が空気力学的影響により温度が上昇すること
- 電線束が加速度の影響で当該部位の角部に押し付けられていること
- **4号機では、金属構造体がステンレスからアルミニウム材に変更されており、熱伝導性が10倍程度高いこと**
- **4号機では、カウリングの形状および電線引き込み孔の位置を変更したこと**
- **4号機では、軽量化のため細い電線を使用したこと**
- **4号機では、ケーブルを固定する接着剤がガラス転移点温度の低いエポキシ系接着材に変更されたこと**

(1-②) ケーブルダクト破損による電線露出、被覆損傷

- 当該部位は、コルクシートで成型されており、破損すると電線が露出する可能性があること
- 当該部位は、飛行中に空気力学的な影響(気流、空気摩擦による加熱等)を直接受けていること
- **4号機では、軽量化、空気抵抗低減目的でケーブルダクトの設計変更(カウリングの採用、内部充填剤不採用)が実施されたこと**
- **圧力モニターに通常と異なる変動が認められたこと(計測レンジに対する変動幅が小さく、かつノイズが大きい
ため事象との関連性については判断は難しい)**

※AとBが独立事象と考えた場合

(2) 電線コネクタの破損、脱落

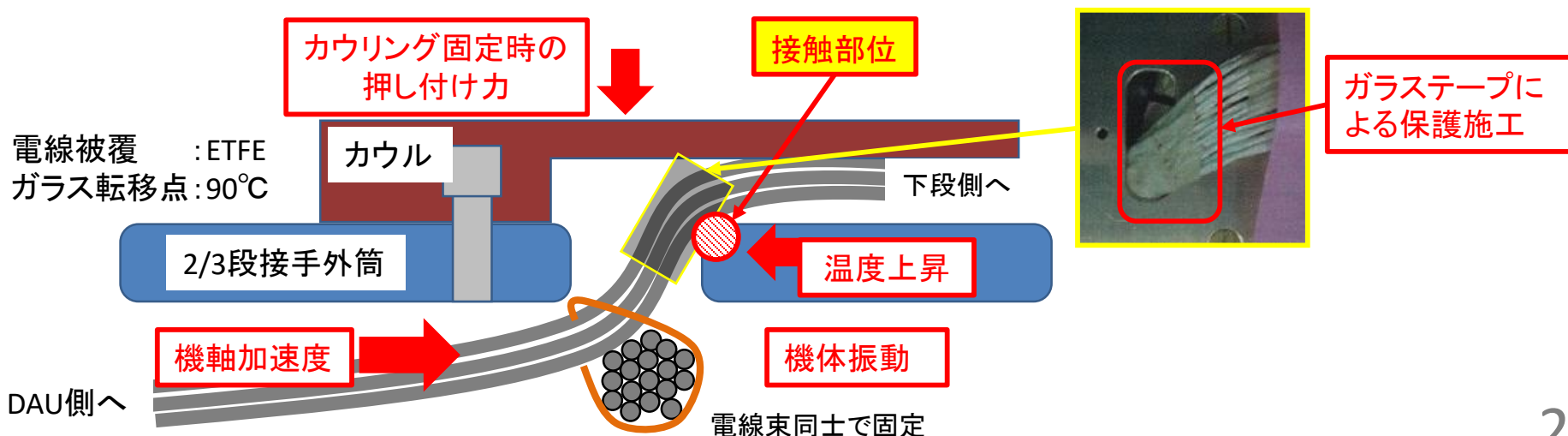
- **4号機では、民生部品(電線コネクタ等)を多用して機器を開発したこと**
- 当該部位(特に電源分配器の28V電池に近いところ)が破損、脱落を起こすと、搭載機器の全体に電源が供給できなくなる回路設計であること

4-4 推定原因(1)

電線取り込み孔における電線被覆損傷による短絡

- 電線引き込み孔付近(上部にカウル取付)に施工された電線が、飛行中の機軸方向加速度及び機体振動の影響を受け、電線被覆表面が摩擦の影響を受けた。
- 電線引き込み孔の周りは空気摩擦により加熱されており、金属部(アルミニウム)の温度が上昇していた。
- その結果、下記のような複合的な影響を受けて電線被覆が損傷した。**
 - カウル取付時の押し付け力による電線・金属構造体の接触
 - 機軸方向加速度による静荷重
 - 機体振動の影響による摩擦
 - 電線接触部の温度上昇に程度の差異(※4号機ではアルミニウム材に変更)
 - 被覆保護措置の前号機との差異(※4号機では孔位置、カウリングの形状変更あり)
- 以上の影響により、28V電源系の電線の芯線が露出し、被覆が破損した電線が金属構造部に接触した結果、短絡が発生した。

※当該部位は最終組立て工程で施工されるため、総合試験では確認できない。



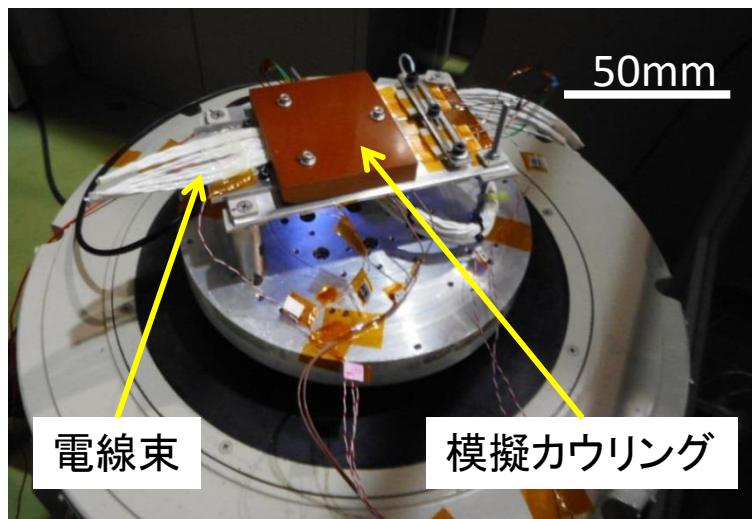
(参考) 電線の摩擦耐性確認試験①

【目的】 電線引き込み孔との接触による電線被覆の摩擦耐久性の確認

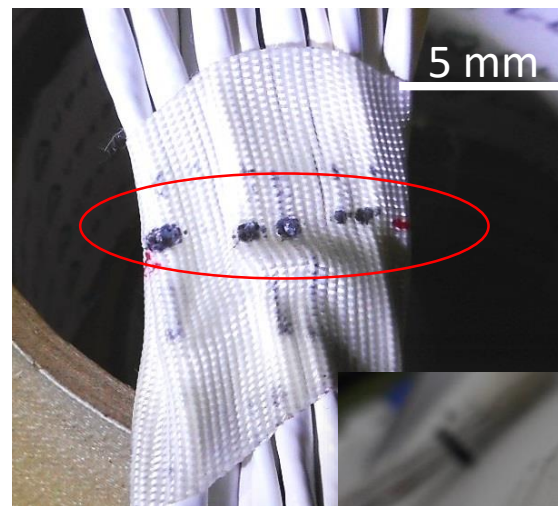
【実施内容】 飛行環境を模擬した温度、振動環境条件で試験を実施した。

【結果】 電線被覆を保護する目的で施工したガラステープの損傷(主に接触部位)

機軸直交方向への加振



接触部位拡大



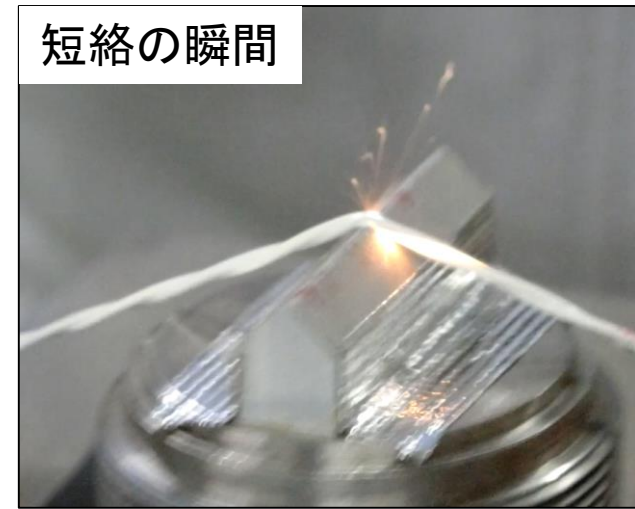
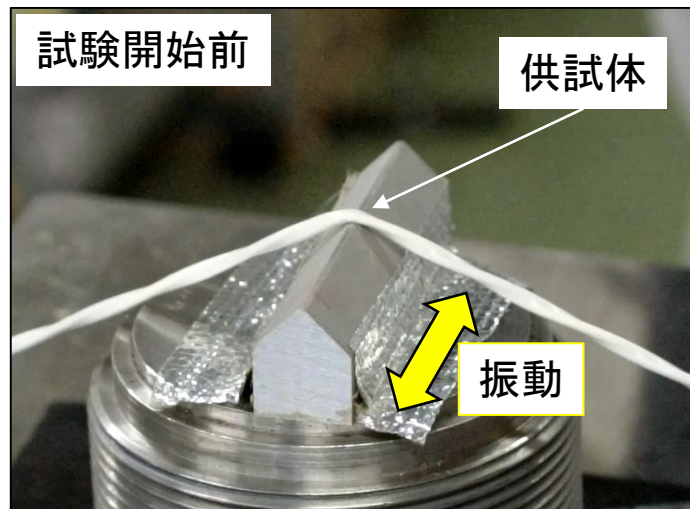
保護用ガラステープ

(参考) 電線の摩擦耐性確認試験②

【目的】 接触部を模擬したアルミニウム材と電線被覆の摩擦耐性確認

【実施内容】 曲率を持った接触面に電線被覆を交差させ、接触部を一定速度と振幅で移動させ、被覆に摩擦を与えて短絡の発生有無を確認した。

【結果】 想定される実機と等価な総摩擦距離で短絡が発生した。



※電線には28V印加

総摩擦距離^(※) 推算結果

	振動数 Hz	振幅 mm	経過時間 s	総摩擦距離 mm	備考
実機(推定)	80~160	0.5	20	1600 ~ 3200	振動数はTLM瞬断周期を参考
模擬実験	3	15	30	2700	温度は130℃を付与した

(※) 総摩擦距離: 振幅、周波数、時間の積で得られる距離

4-5 推定原因(2)

発生する可能性は低いと考えられるが、

A)テレメータデータの途絶、CMDアンサエラー(28V系電源異常)

B)第2段モータ歪センサ計測異常

の発生原因として関連性の可能性が排除できない項目

1-②. ケーブルダクト破損

- SS-520-4号機のケーブルダクトは、超小型衛星打上げロケットの実現に向けて、1、2号機に対して、性能向上のための軽量化、耐熱性の向上、抵抗低減などに配慮した設計とした。
- 当該部位において、以下の要因は単独では破損原因となりえないが、複合的に発生した場合には、ケーブルダクト部の設計余裕が減じた可能性を否定できない。
 - ①機体表面の局所的な圧力分布
 - ②構造強度推定の不確かさ
 - ③最大動圧飛行時における突風現象による圧力変動

上記のA)とB)が独立的に発生した場合の原因として可能性が排除できない項目

2 電線コネクタ2個同時の脱落、破損

- 28V電源と電源分配機能を有する装置の結合部、および歪計測系と機器(OBC)との結合部で電線コネクタを使用している。電線コネクタの2個同時の脱落や破損が生じた場合、当該電源系に関連する機器が電源を喪失し、センサによる計測も正常に機能しなくなる。
- しかしながら、開発過程においては飛行中の環境(振動、真空、熱)を模擬した試験の過程かつ細部の目視確認等を経て搭載に至っているため、想定する事象が発生した可能性は低いと考えられるが、すべての場合を検証することができないため、可能性は排除できない。

5 推定原因に対する対策

①電線被膜の損傷対策（推定原因1－①）

- 電線引き込み孔については、これまでの実績を踏まえて位置、形状等の見直しを行い、信頼性を向上させる。
- 電線と金属部を直に接しないような設計に見直す。当該部位の摩擦試験等を事前に実施して保護効果を確認する。
- さらなる信頼性向上策として、電線および被覆材質、保護施工を見直し、摩擦に対する耐性を向上させる。

②ケーブルダクトの破損対策（推定原因1－②）

軽量化、打上げ能力向上を目指した設計変更を実施したが、実績を踏まえて設計仕様に見直し、信頼性を確保する。

③電線コネクタの脱落、破損（推定原因2）

- 電源喪失に至らないよう各機器への電源系冗長策について再検討する。

いずれの対策についても超小型衛星打上げシステムとしての成立性に配慮し、対策を講じる

6. まとめ

飛行時に起きた異常に関する状況の理解と故障の木解析(FTA)および事象再現のための解析や実証実験等によって、以下のことが明らかとなった。また機体の設計製造、飛行解析および異常事象に対する原因を明らかにすることができた。

1. 打ち上げ後約20秒でテレメータ、コマンドデコーダなど一部の搭載機器が電源を喪失し、テレメータの通信が途絶えたと推定される。
2. 1. の原因として、電線自身の損傷により、ケーブルダクト周辺の電線において短絡が発生し、短時間に上流側電源付近の電源分配機能を有する機器内外の部品の損傷または断線に至り、電源を喪失をした可能性がある。
3. その他の機器の故障が異常の発生に結びついた可能性は低いと判断される。
4. 今回の事象に対する原因を絞り込んだ結果として、ロケットの設計および組立に関し、信頼性の高いシステムとすべく細部に渡って見直しを図る。