

イプシロンロケット6号機 打上げ失敗の原因究明に係る 報告書

2023年5月19日

国立研究開発法人 宇宙航空研究開発機構

イプシロンロケット6号機原因究明チーム

はじめに

国立研究開発法人宇宙航空研究開発機構は、2022年10月12日9時50分43秒（日本標準時）に、内之浦宇宙空間観測所から革新的衛星技術実証3号機、QPS-SAR-3、QPS-SAR-4を搭載したイプシロンロケット6号機の打上げを行った。

しかし、2/3段分離可否判断の時点で目標姿勢からずれ、地球を周回する軌道に投入できないと判断し、9時57分11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2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、即日にイプシロンロケット6号機対策本部を設置し、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。

目次

1. イプシロンロケットの概要と開発経緯.....	5
1.1 イプシロンロケットの概要	5
1.2 イプシロンロケットの開発経緯	7
1.3 イプシロンロケットの打上げ実績.....	7
1.4 イプシロンロケットの姿勢制御	8
1.4.1 イプシロンロケット姿勢制御装置の概要	8
1.4.2 イプシロンロケット 2 段姿勢制御方式.....	9
2. イプシロンロケット 6 号機の概要.....	10
2.1 イプシロンロケット 6 号機の特徴.....	10
2.2 イプシロンロケット 6 号機の搭載ペイロード	11
2.2.1 革新的衛星技術実証 3 号機	11
2.2.2 QPS-SAR-3、QPS-SAR-4 の概要と主要諸元	13
2.3 イプシロンロケット 6 号機の飛行計画	13
3. イプシロンロケット 6 号機の打上げ結果.....	15
3.1 打上げシーケンス	15
3.2 飛行経路.....	15
3.3 事態発生後の対応.....	18
4. フライトでの発生事象の整理	19
4.1 2 段燃焼終了後の姿勢異常	19
4.2 2 段 RCS 圧力データ	20
4.3 2 段燃焼終了後姿勢異常再現シミュレーション.....	21
4.4 2 段燃焼終了後の姿勢異常の原因	22
5. 2 段 RCS (+ Y 軸側) 異常.....	23
5.1 2 段 RCS の概要.....	23
5.2 2 段 RCS (+ Y 軸側) 異常の原因特定まとめ	24
5.3 要因の絞り込み (その 1)	25
5.3.1 計測異常	25
5.3.2 信号系統の異常	25
5.3.3 パイロ弁の開動作不良	25
5.3.4 推進薬供給配管の閉塞	25
5.4 要因の絞り込み (その 2)	26
5.4.1 「パイロ弁の開動作不良」要因の絞り込み.....	26
5.4.2 +Y 軸側下流配管圧力挙動の分析.....	26
5.4.3 「パイロ弁の開動作不良」に関する検討結果.....	30
5.5 要因の絞り込み (その 3)	31
5.5.1 ダイアフラムによる閉塞確認試験	31
5.5.2 ダイアフラム関連製造・検査データの確認.....	33
5.5.3 ダイアフラム関連追加検証試験.....	36

5.5.4 「ダイアフラムによる閉塞」要因の絞り込み	37
5.6 原因の特定	40
6. 是正対策	41
6.1 設計等の改善の考え方（イプシロン S ロケットへの是正処置）	41
6.2 背後要因分析・対策方針	41
6.2.1 イプシロンロケット 6号機不具合事象の背後要因	41
6.2.2 なぜなぜ分析	42
6.2.3 背後要因の水平展開	43
7. 他機種ロケットへの水平展開	45
7.1 影響評価の対象	45
7.2 影響評価の概要	45
7.2.1 H3 ロケット	45
7.2.2 H-IIA ロケット	45
8. 衛星への水平展開	46
8.1 影響評価の対象	46
8.2 影響評価の概要	47
8.2.1 XRISM	47
8.2.2 SLIM	47

1. イプシロンロケットの概要と開発経緯

1.1 イプシロンロケットの概要

イプシロンロケットは3段式固体ロケットの基本形態、及び液体ロケット並みの軌道投入精度に対応するため小型液体推進系（PBS：Post Boost Stage）を搭載したオプション形態の2形態を有する。オプション形態は複数衛星の打上げ（マルチロッチ）が可能である。

イプシロンロケットの外観・コンフィギュレーション展開図を図 1.1-1 に、機体諸元を表 1.1-1 に示す。

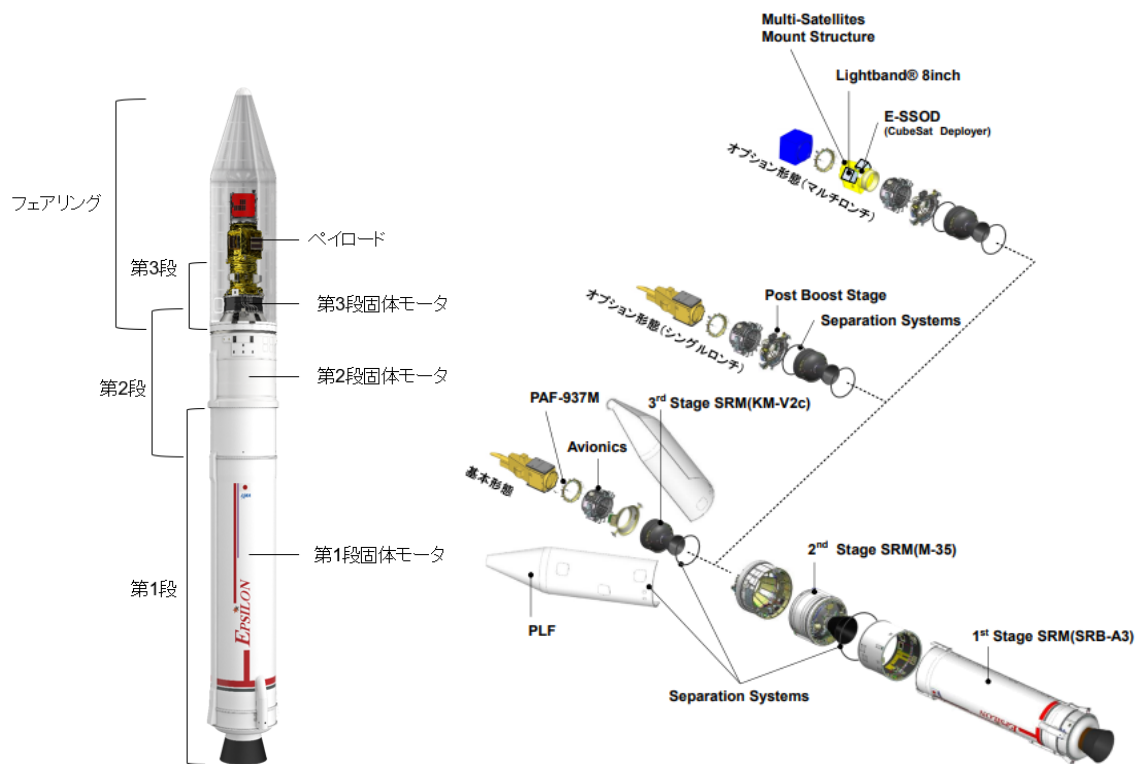


図 1.1-1 イプシロンロケット外観・コンフィギュレーション展開図

表 1.1-1 機体諸元

機体形態		基本形態	オプション形態
全長		約 26.0m	約 26.0m
直径		最大径：φ 2.6 フェアリング径：φ 2.5	最大径：φ 2.6 フェアリング径：φ 2.5
全備質量		約 95.4ton	約 95.7ton
段構成		固体 3 段式	固体 3 段式 + PBS
フェアリング		投棄部： 9187mm 非投棄部： 450mm	投棄部： 9187mm 非投棄部： 450mm
PBS	タンク	N/A	φ 650 x1 基
	推進薬		1 液ヒドラジン
	姿勢制御		PBS スラスタ (3 軸)
第 3 段	モータ	KM-V2c (ノズル非伸展)	KM-V2c (ノズル非伸展)
	推進薬	ポリブタジエン系コンポジット	ポリブタジエン系コンポジット
	姿勢制御	スピン安定	スピン安定
	全備質量	約 2.9ton	約 3.2ton
第 2 段	モータ	M-35 (φ 2.6m) (ノズル非伸展)	M-35 (φ 2.6m) (ノズル非伸展)
	推進薬	ポリブタジエン系コンポジット	ポリブタジエン系コンポジット
	姿勢制御	TVC+RCS	TVC+RCS
	全備質量	約 17.2ton	約 17.2ton
第 1 段	モータ	SRB-A	SRB-A
	推進薬	ポリブタジエン系コンポジット	ポリブタジエン系コンポジット
	姿勢制御	TVC + SMSJ	TVC + SMSJ
	全備質量	約 74.5ton	約 74.5ton
誘導制御		慣性誘導	慣性誘導

1.2 イプシロンロケットの開発経緯

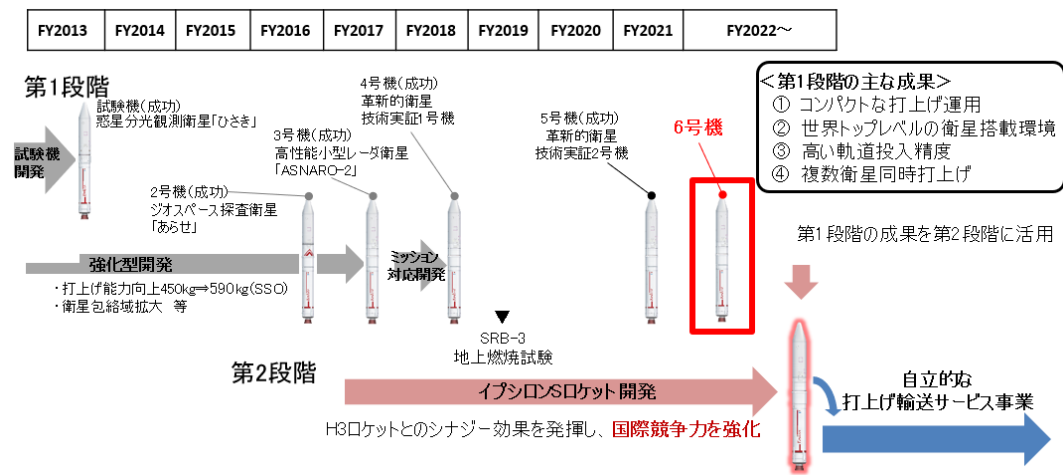
イプシロンロケットは、前身の M-V ロケットの運用終了から 4 年が経過した平成 22 年(2010 年) 8 月に宇宙開発委員会(当時)において開発着手が認められた。

平成 23 年 1 月に内之浦を打上げ射場とすることを決定、翌年から本格的な射場整備を実施。平成 25 年 9 月 14 日に試験機を打上げ、惑星分光観測衛星「ひさき」を軌道投入した。

小型衛星打上げ手段の早期獲得・固体ロケット空白期間を極小化するため、以下の 2 段階の開発を推進。

- ✓ 第 1 段階：M-V 及び H-IIA で培った技術を最大限活用し、試験機および試験機を更にバージョンアップした強化型イプシロンロケットの開発
- ✓ 第 2 段階：H3 ロケットとのシナジー効果を発揮して国際競争力を強化したイプシロン S ロケットの開発

6 号機は第 1 段階開発の最終号機であり、以降の 7 号機から第 2 段階(イプシロン S ロケット)に移行する計画である。イプシロンロケット開発の全体計画を図 1.2-1 に示す。



1.3 イプシロンロケットの打上げ実績

2013 年初号機以降、5 機連続での打上げを成功させた。(図 1.3-1 参照)






試験機	2号機(強化型)	3号機(強化型)	4号機(強化型)	5号機(強化型)
オプション形態(PBS有) 打上げ:2013年9月14日 14:00:00(JST)	基本形態(PBS無) 打上げ:2016年12月20日 20:00:00(JST)	オプション形態(PBS有) 打上げ:2018年1月18日 06:06:11(JST)	オプション形態(PBS有) 打上げ:2019年1月18日 09:50:20(JST)	オプション形態(PBS有) 打上げ:2021年11月9日 09:55:16(JST)
				
衛星:ひさき(SPRINT-A) 投入軌道 高度:約950×1150km 傾斜角:約31度	衛星:あらせ(ERG) 投入軌道 高度:約220×33200km 傾斜角:約32度	衛星:ASNARO-2 投入軌道 高度:約505km 傾斜角:97.4度 <受託衛星> <太陽同期軌道>	衛星:RAPIS-1他、計9基 投入軌道 高度:約500km 傾斜角:97.2度 <複数衛星打上げ>	衛星:RAISE-2他、計9基 投入軌道 高度:約560km 傾斜角:97.6度 <複数衛星打上げ>

図 1.3-1 イプシロンロケット 5 号機までの打上げ実績

1.4 イプシロンロケットの姿勢制御

1.4.1 イプシロンロケット姿勢制御装置の概要

イプシロンロケットの姿勢制御装置を図1.4-1、イプシロンロケットの座標系を図1.4-2、イプシロンロケット姿勢制御シーケンスを図1.4-3に示す。それぞれの機能を以下に示す。

- 第1段 TVC…推力方向制御 (Thrust Vector Control)。電動アクチュエータによってノズルを可動させることで1段モータ燃焼中のピッチ、ヨーの姿勢を制御する。
- SMSJ…固体モータサイドジェット (Solid Motor Side Jet)。第1段モータ後部の外壁上の対称位置に2基ついている固体推進薬を用いた補助推進系。1/2段分離までの3軸制御の機能を有する。1段燃焼中はロール制御のみを実施する。
- 第2段 TVC…推力方向制御。2段エンジン燃焼中にノズルを動かしてピッチ、ヨーの姿勢を制御する。
- 第2段 RCS…2段モータに搭載される1液式ガスジェット装置 (Reaction Control System)。ヒドラジンを燃料とし、1/2段分離～スピンモータ点火までの3軸制御の機能を有する。2段モータ燃焼中はロール制御のみを実施する。
- スピンモータ…固体推進薬を用いた補助推進系。2/3段分離前にロール軸にスピンを与えることで、ジャイロ効果による姿勢の安定性 (スピン安定) を確保する。

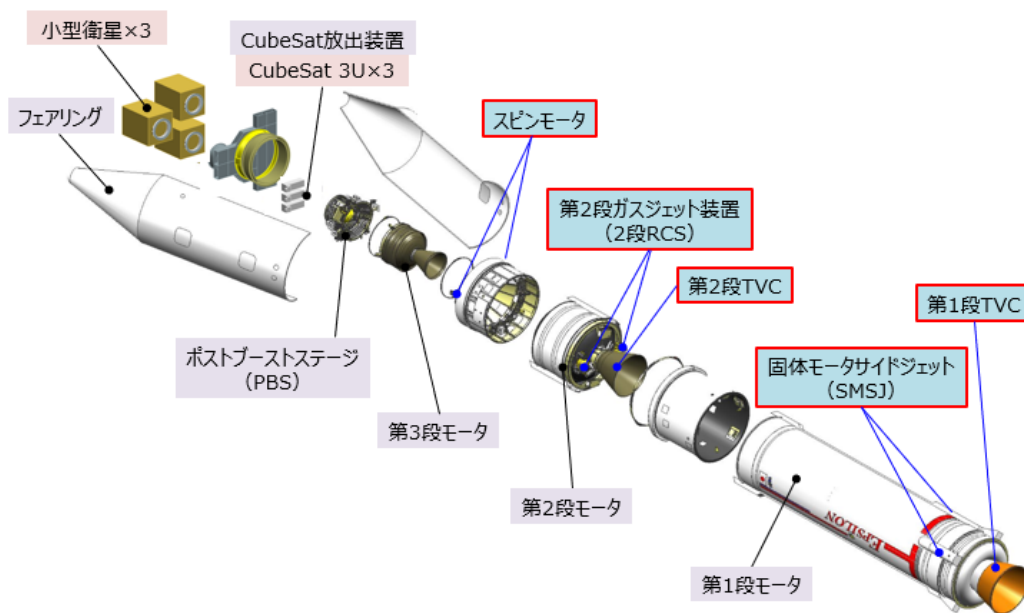


図 1.4-1 イプシロンロケットの姿勢制御装置

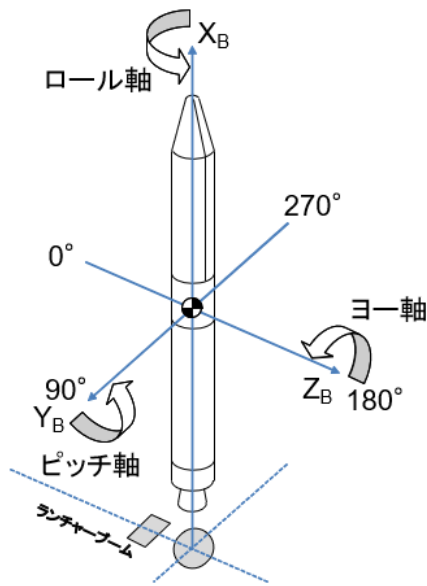


図 1.4-2 イプシロンロケットの座標系

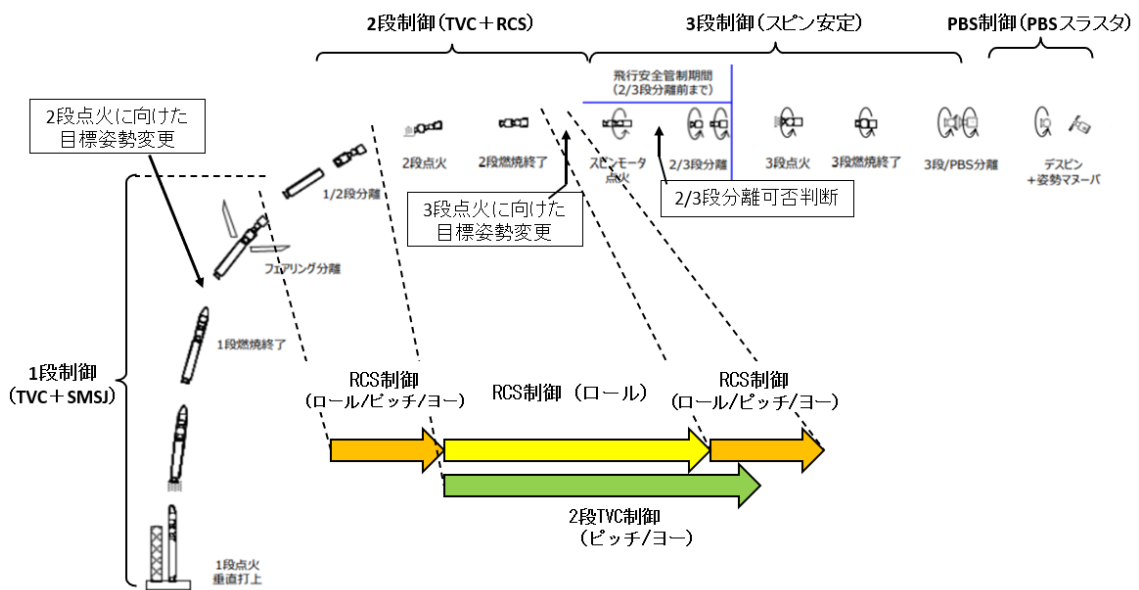


図 1.4-3 イプシロンロケット姿勢制御系シーケンス

1.4.2 イプシロンロケット 2 段姿勢制御方式

イプシロンロケット 2 段燃焼中は TVC によりピッチ軸とヨー軸を、RCS によりロール軸を制御し、2 段燃焼前後は RCS により 3 軸(ロール軸、ピッチ軸、ヨー軸)を制御する。RCS には計 8 基のスラスタがあり、図 1.4-4 の組み合わせにより必要な制御力を発生させる。-Y 側と+Y 側に各 4 基のスラスタがついており、各スラスタの組み合わせによってロール (#3,#6 または #1,#4)、ピッチ (#3,4 または #1,#6)、ヨー (#2 または #5) を制御する。

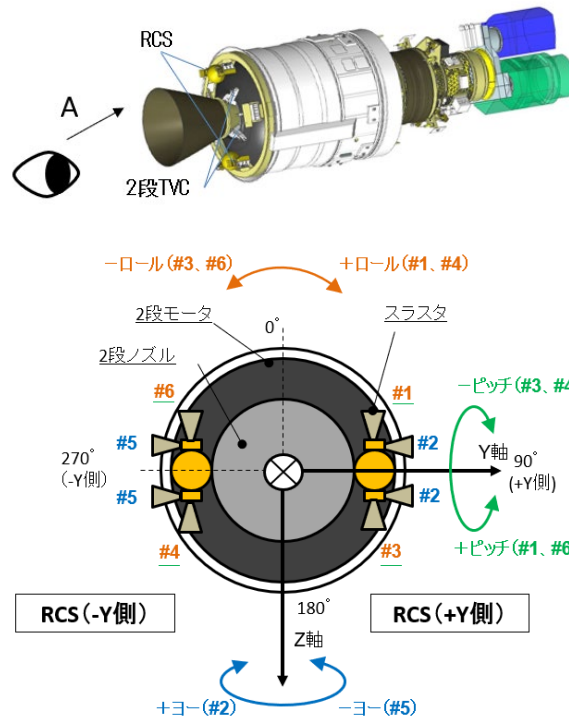


図 1.4-4 2 段 RCS をモータノズル側から見た図

2. イプシロンロケット 6 号機の概要

イプシロンロケット 6 号機は強化型最終号機であり、複数衛星打上げ対応のオプション形態である。

また、イプシロン S ロケットで計画されている民間による打上げサービス化を見据えた打上げスキームの変更を行った。以下にその特徴を示す。

2.1 イプシロンロケット 6 号機の特徴

(1) イプシロン S ロケットの打上げ輸送サービス事業者として選定された IA (IHI Aerospace: (株) IHI エアロスペース) の主体性を発揮させる取り組みを進め、段階的かつ着実な民間移管を推進 (打上げ実施者は JAXA)。

- 具体的には、これまで JAXA が行ってきた発射整備作業およびペイロードインテグレーション作業を IA の請負範囲に拡大し、打上げ直前までのロケット系準備を IA 主体の作業に変更
- 打上げ当日までの準備作業において、上記体制のもとで作業を実施

(2) イプシロン S ロケット適用に向けて開発中の「冗長複合航法システム (RINS; Redundant Integrated Navigation System)」の飛行実証を実施。外観を図 2.1-1 に示す。

- RINS はロケットの位置・速度を計測する機器であり、イプシロン S ロケットと H3 ロケットで共通的に搭載する計画
- 民生部品を使用し、冗長回路技術により放射線耐性を高め、低コスト化を図る
- イプシロンロケット 6 号機に飛行実証用の RINS を搭載し、実飛行環境下での機能・性能を実証

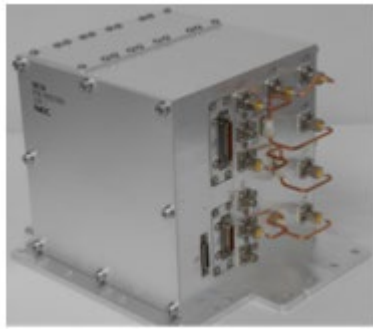


図 2.1-1：RINS 構成品の一部。搭載計算機（左）とセンサユニット（右）
 ※写真はいずれも飛行実証用と同じ設計のエンジニアリングモデル

2.2 イプシロンロケット 6号機の搭載ペイロード

イプシロンロケット 6号機は、革新的衛星技術実証 3号機(小型実証衛星 3号機、キューブサット 5基)、QPS-SAR-3 1基、QPS-SAR-4 1基を搭載。(図 2.2-1 参照)

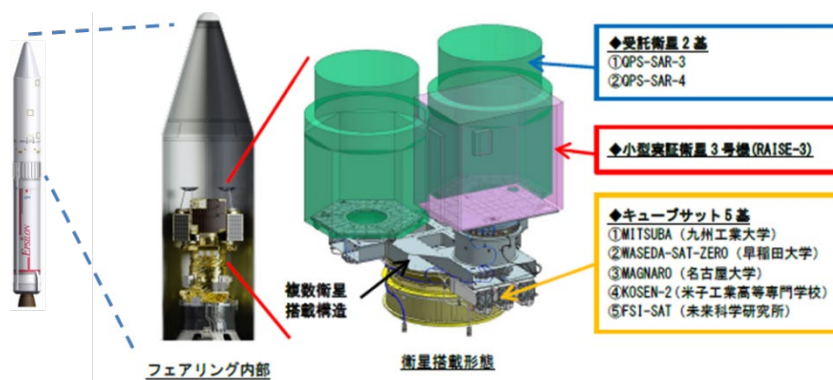


図 2.2-1 ペイロード搭載図

2.2.1 革新的衛星技術実証 3号機

2.2.1.1 小型実証衛星 3号機の概要

JAXA は、革新的衛星技術実証プログラムにより、超小型の人工衛星を活用した新たな知見の獲得・蓄積、将来ミッションプロジェクトの創出、宇宙システムの基幹部品や新規要素技術の軌道上実証実験などのための機会を提供している。革新的衛星技術実証 3号機の小型実証衛星 3号機 (RAISE-3: RApid Innovative payload demonstration SatellitE-3) では、公募により選定された 7 つの部品・コンポーネントの実証テーマを軌道上で実証する計画であった。小型実証衛星 3号機の主要諸元を表 2.2-1 に示す。

表 2.2-1 小型実証衛星 3 号機の主要諸元

項目	諸元
名称	小型実証衛星 3 号機 (RAISE-3)
構造	サイズ:約 1m×0.75m×1m 重量:最大 110kg 発生電力:バス系約 215W 以上 (BOL)
予定軌道	種類:太陽同期軌道 軌道高度:約 560km 軌道傾斜角: 約 97.6 度 周期:約 95 分
ミッション機器	<ul style="list-style-type: none"> • 低軌道衛星 MIMO/IoT 伝送装置 (LEOMI) • ソフトウェア受信機 (SDRX) • 民生 GPU 実証機 (GEMINI) • 水を推進剤とする超小型統合推進システム (KIR) • 小型衛星用パルスプラズマスラスタ (TMU-PPT) • 膜面展開型デオービット機構 (D-SAIL) • 発電・アンテナ機能を有する軽量膜展開構造物 (HELIOS)
ミッション期間	約 1 年

2.2.1.2 キューブサットの概要

革新的衛星技術実証プログラムの公募により選定された 5 基のキューブサット (MAGNARO、MITSUBA、KOSEN-2、WASEDA-SAT-ZERO、FSI-SAT)は、産業育成、利用拡大、ビジネス創出、競争力強化等を目的に、各提案者が軌道上実証を行う計画であった。それぞれのキューブサットの概要を表 2.2-2 に示す。

表 2.2-2 キューブサットの概要

衛星の 開発機関	衛星の名称	質量・寸法
名古屋大学	編隊飛行技術試験衛星 (MAGNARO)	約10×10×34cm 質量:約 4kg
九州工業大学	民生用デバイス利用実証衛星 (MITSUBA)	約10×10×23cm 質量:約 2kg
米子工業高等専門学校	海洋観測データ収集 IoT 技術実証衛星 (KOSEN-2)	約10×10×23cm 質量:約 3kg
早稲田大学	一体成型技術実証衛星 (WASEDA-SAT-ZERO)	約10×10×11cm 質量:約 1kg
一般財団法人未来科学研究所	CubeSat搭載用超小型マルチスペ クトルカメラ実証衛星(FSI-SAT)	約10×10×11cm 質量:約 1kg

2.2.2 QPS-SAR-3、QPS-SAR-4 の概要と主要諸元

IA 社から打上げ受託した、株式会社 QPS 研究所 (QPS 社) の 2 基の小型 SAR 衛星。高頻度・迅速・高精細な地球観測サービスの実現を目的として、打上時収納可能なパラボラアンテナ (開口直径 3.6m) を用いた合成開口レーダー (SAR: SyntheticApertureRadar) による地球観測ミッションを行う計画であった。QPS-SAR-3、QPS-SAR-4 の主要諸元を表 2.2-3 示す。

表 2.2-3 QPS-SAR-3、QPS-SAR-4 の主要諸元

項目	諸元
名称	QPS-SAR-3 (愛称: アマテル-I) QPS-SAR-4 (愛称: アマテル-II)
構造	打上時収納可能なパラボラアンテナ (開口直径 3.6m) を有する 170kg 衛星
予定軌道	種類: 太陽同期軌道 軌道高度: 約 560km 軌道傾斜角約 97.6 度 周期: 約 95 分 ※電気推進スラスタによる軌道維持及びミッション終了後の軌道離脱を実施
ミッション機器	合成開口レーダー装置: 分解能 50cm 以下で観測可能 軌道上画像化装置 (FLIP)
ミッション期間	5 年

2.3 イプシロンロケット 6 号機の飛行計画

イプシロンロケット 6 号機の飛行計画を表 2.3-1、図 2.3-1 に示す。

イプシロンロケット 6 号機は、内之浦宇宙空間観測所 M 台地からの打上げ後まもなく機体のピッチ面を方位角 126.5 度へ向けた後、太平洋上を飛行し、第 1 段～第 3 段を順次分離し、PBS の燃焼を行い、打上げ後約 52 分 35 秒以降に小型実証衛星 3 号機、キューブサットおよび QPS-SAR-3、QPS-SAR-4 に対し順次分離信号を送出する計画であった。

表 2.3-1 イプシロンロケット 6号機の飛行計画（経過時間・高度・慣性速度）

事象	打上後経過時間			高度***)	慣性速度
	時	分	秒		
(1) リフトオフ	00	00		0	0.4
(2) 第1段燃焼終了*)	01	48		108	2.3
(3) 衛星フェアリング分離	02	31		151	2.1
(4) 第1段・第2段分離	02	41		161	2.1
(5) 第2段燃焼開始	02	45		165	2.1
(6) 第2段燃焼終了*)	04	54		294	4.8
(7) 第2段・第3段分離	06	30		390	4.7
(8) 第3段燃焼開始	06	34		394	4.7
(9) 第3段燃焼終了*)	08	02		482	7.9
(10) 第3段・PBS分離	08	54		594	7.9
(11) 第1回PBS燃焼開始**)	16	33		993	7.8
(12) 第1回PBS燃焼停止**)	17	44		1064	7.8
(13) 第2回PBS燃焼開始**)	41	24		2484	7.5
(14) 第2回PBS燃焼停止**)	50	46		3046	7.6
(15) RAISE-3分離	52	35		3155	7.6
(16) MITSUBAおよび WASEDA-SAT-ZERO分離	1	06	30	3990	7.6
(17) 第3回PBS燃焼開始**)	1	08	11	4091	7.6
(18) 第3回PBS燃焼停止**)	1	08	26	4106	7.6
(19) QPS-SAR-3分離	1	09	43	4183	7.6
(20) MAGNARO分離	1	10	06	4206	7.6
(21) QPS-SAR-4分離	1	11	19	4279	7.6
(22) KOSEN-2および FSI-SAT分離	1	11	42	4302	7.6

) 燃焼室圧力最大値の5%時点
 **) PBS (Post Boost Stage): 小型液体推進系
 ***) 直下点での高度

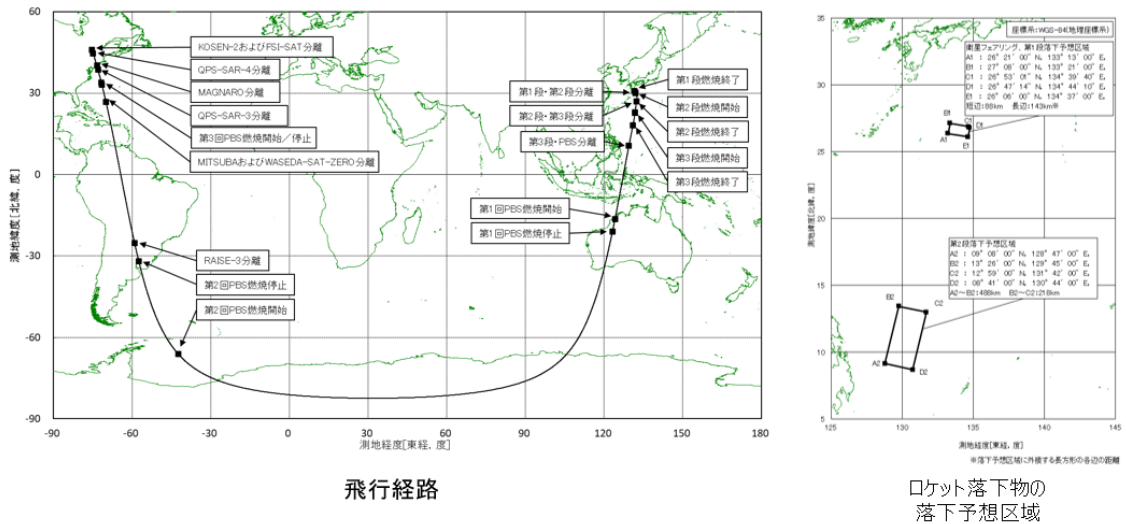


図 2.3-1 イプシロンロケット 6号機の飛行経路（左）とロケット落下物の落下予想区域（右）

3. イプシロンロケット 6号機の打上げ結果

3.1 打上げシーケンス

2022年10月12日9時50分43秒(日本標準時)に、イプシロンロケット6号機打上げしたが、2/3段分離可否判断の時点で目標姿勢からずれ、地球を周回する軌道に投入できないと判断し、9時57分11秒にロケットに指令破壊信号を送出し、打上げに失敗。打上げ結果を図3.1-1に示す。

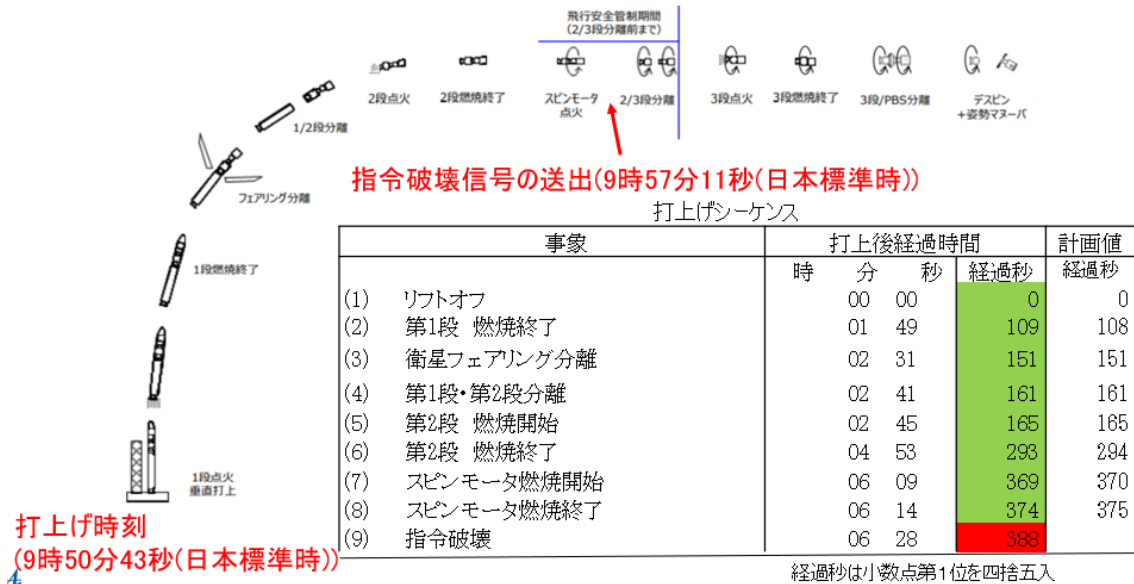


図 3.1-1 イプシロンロケット 6号機の打上げ結果

3.2 飛行経路

イプシロンロケット6号機の飛行経路を図3.2-1に示す。打上げ後、1段モータ燃焼、フェアリング分離、1/2段分離、2段モータ燃焼は正常であり、飛行経路はノミナル経路に対して正常範囲内にあった。

- 飛行経路と第1段および第2段の落下予測点(図3.2-2参照)は、リフトオフから飛行中断まで計画の範囲内*であり正常であった。

*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

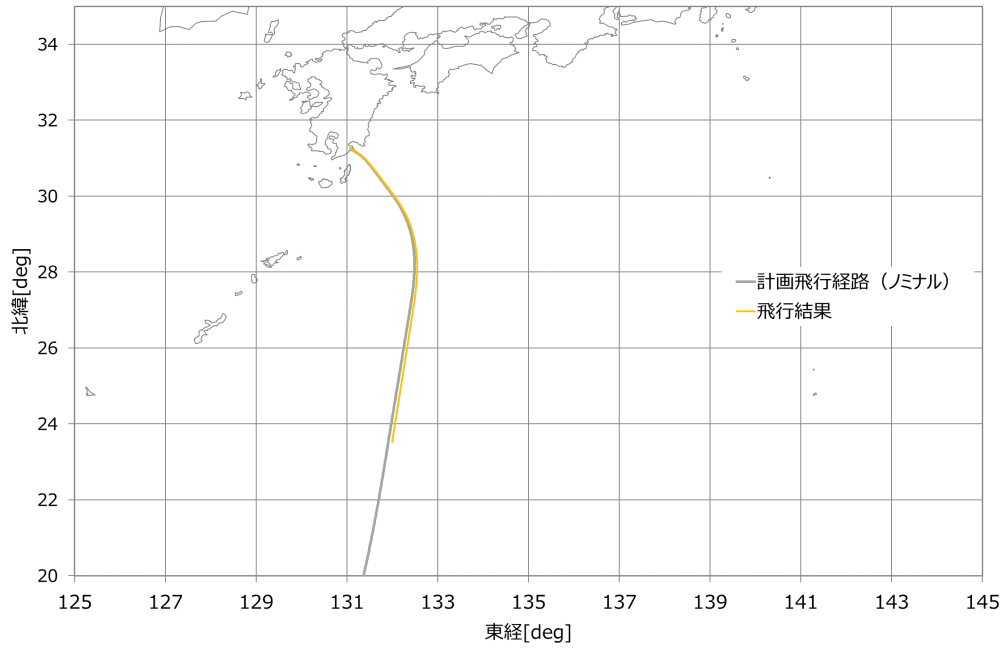


図 3.2-1 飛行経路 (ロケットの位置)

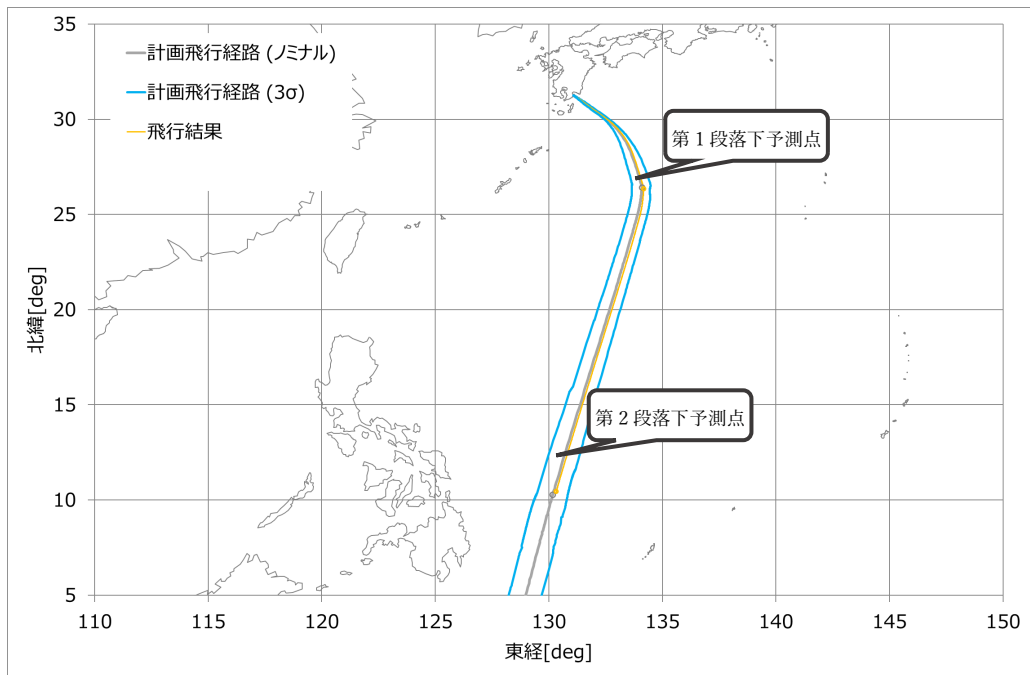


図 3.2-2 飛行経路と落下予測点

- 測地高度と慣性速度（図 3.2-3、3.2-4 参照）は、リフトオフから飛行中断まで計画の範囲内であり正常であった。

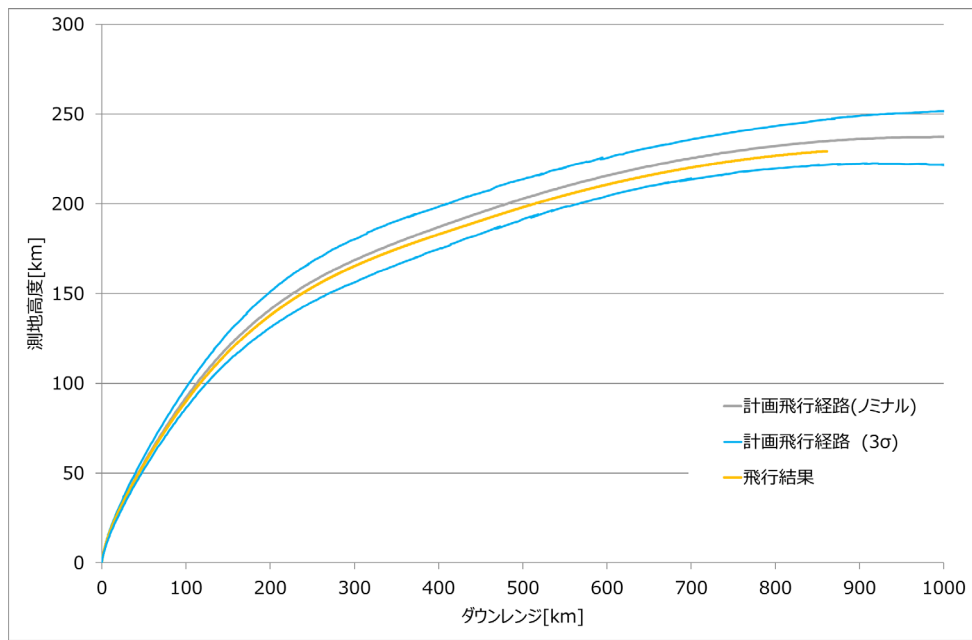


図 3.2-3 ダウンレンジ（測地高度）

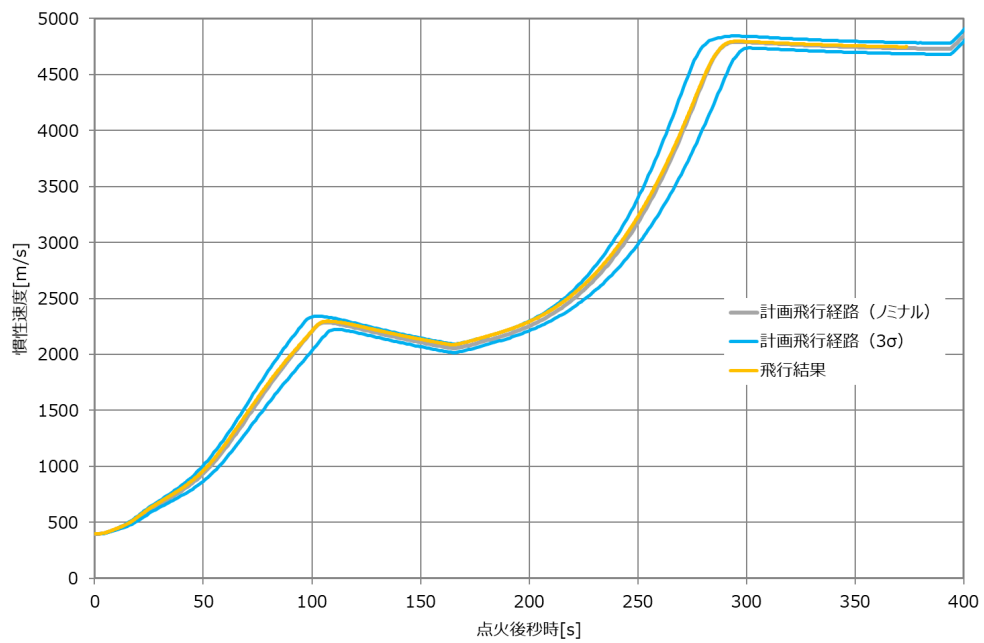


図 3.2-4 測地高度と慣性速度

- 2/3 段分離可否判断の時点で目標姿勢からずれ、地球を周回する軌道に投入できないと判断し、リフトオフから 388 秒後に飛行中断に至った。

3.3 事態発生後の対応

事態発生後、速やかに関係省庁等へ飛行中断の連絡を行うとともに、指令破壊による破片の落下予測域を航空局・海上保安庁に通報し安全の確保に努めた。航空局及び海上保安庁では電子的な警報手段により国際的な周知を図っており、同警報が発信されていたことは航空局及び海上保安庁に確認済。なお、指令破壊後の破片は、図 3.2-5 に示す予め計画された第 2 段落下予想区域内に落下したと解析している。

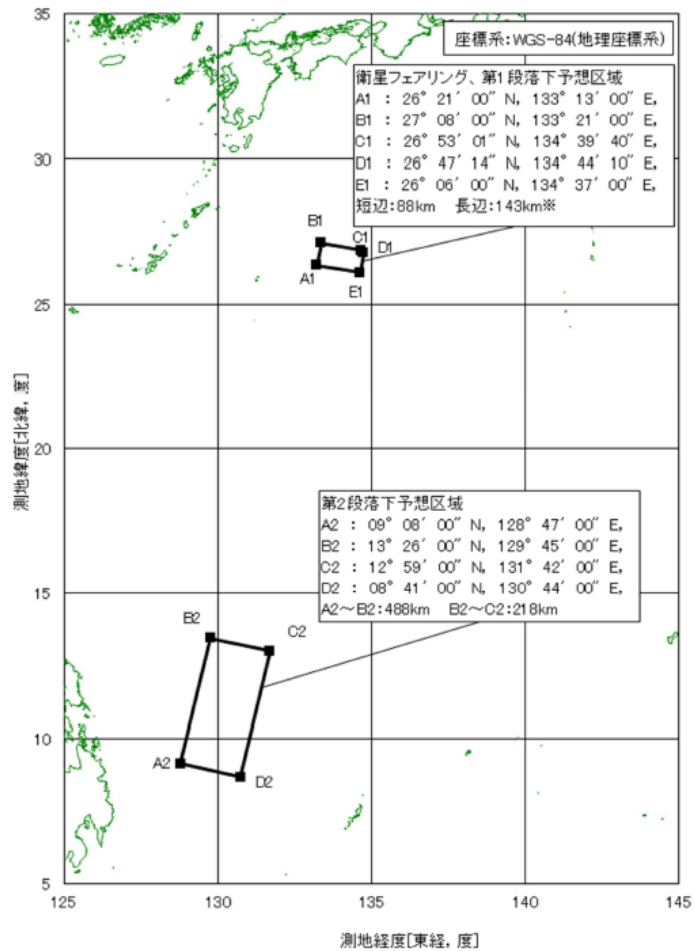


図 3.3-1 飛行計画に基づく投棄物落下予想区域

4. フライトでの発生事象の整理

4.1 2段燃焼終了後の姿勢異常

6号機の姿勢角誤差を図4.1-1に示す。1段モータ燃焼中のTVC制御およびSMSJによる姿勢制御は正常に行われ、2段モータ燃焼中のTVC制御も正常。その後、RCSによる制御のみになった際に3軸全ての姿勢角誤差がRCS制御終了まで拡大し続けた。

6号機の目標姿勢とのずれ量を図4.1-2に示す。2段RCS制御終了/スピンモータ点火時点(リフトオフ後370秒)で目標姿勢とのずれ量は、 3σ 誤差である0.91度を大きく上回って約21度であった(2段燃焼終了後の姿勢異常)。

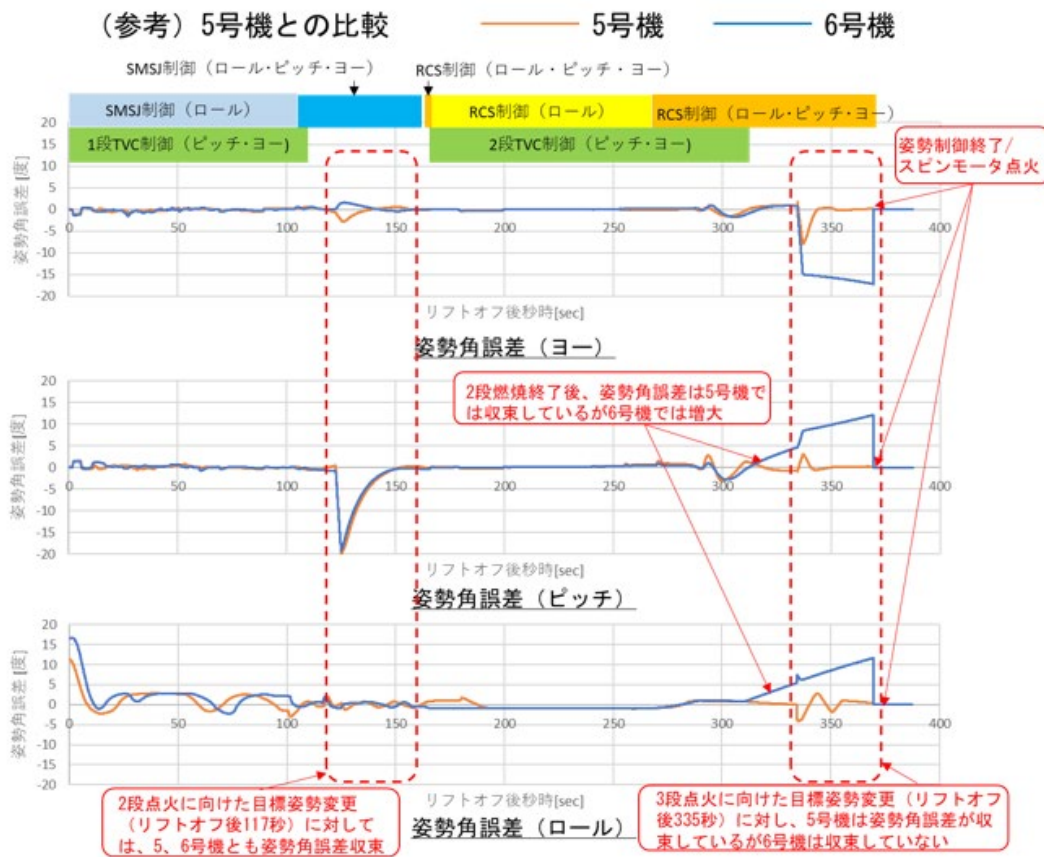


図4.1-1 イプシロンロケット6号機の姿勢角誤差(5号機との比較)

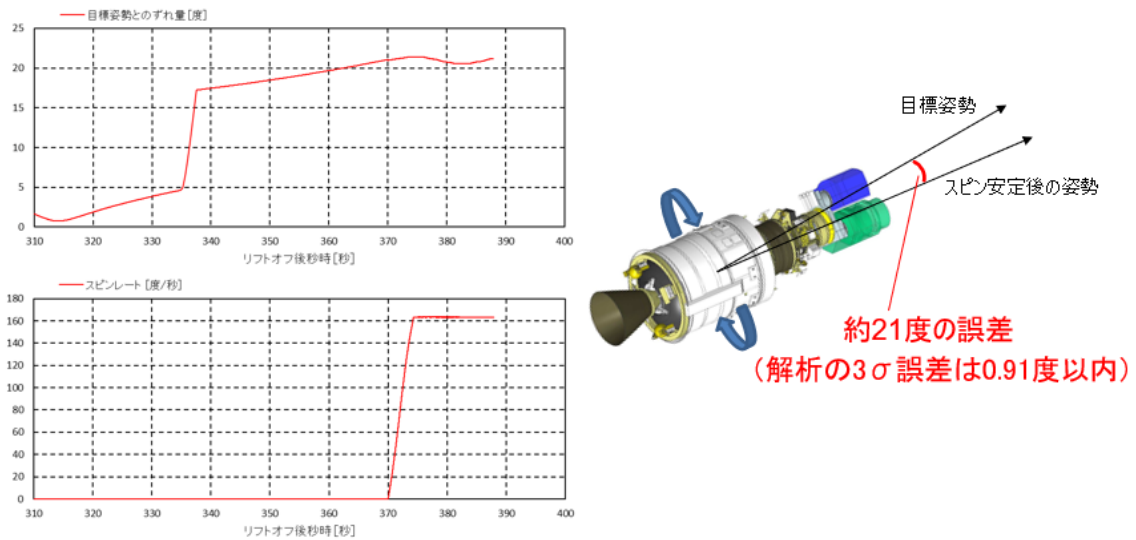


図 4.1-2 スピンモータの姿勢角誤差

4.2 2段 RCS 圧力データ

6号機の2段RCS圧力データを図4.2-1と図4.2-2に示す。-Y軸側(図4.2-1)は、パイロ弁点火信号送出後に下流配管圧力がタンク圧力まで上昇しており正常であるが、+Y軸側(図4.2-2)はパイロ弁点火信号送出後も下流配管圧力がタンク圧力まで上昇していない。パイロ弁点火信号によりパイロ弁が開動作し、タンク側からパイロ弁下流配管にヒドランが流入することにより、下流配管圧力がタンク圧力まで上昇するのが正常であるが、+Y軸側は異常を示している(2段RCS(+Y軸側)異常)。この+Y軸側の2段RCSが機能していなかったため、2段燃焼終了後の姿勢異常が発生した。

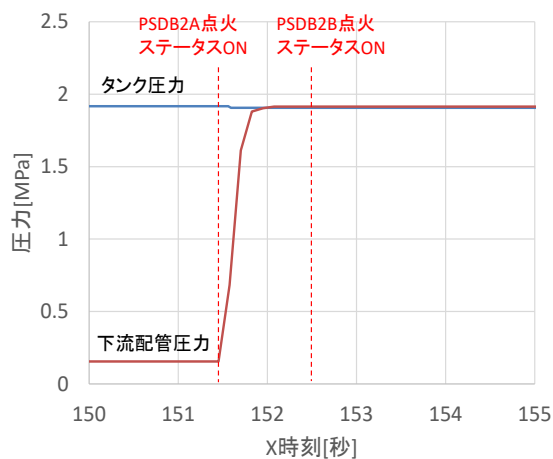


図 4.2-1 -Y軸側圧力データ

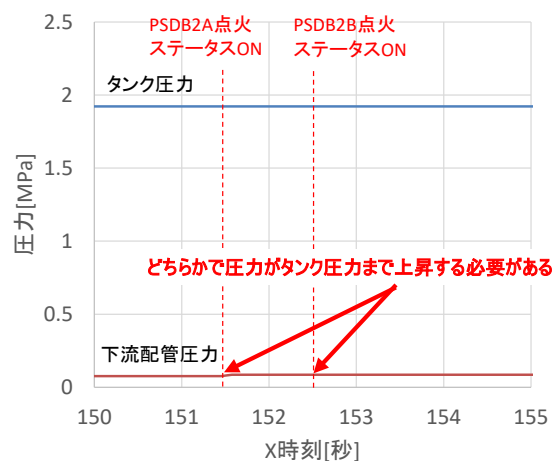


図 4.2-2 +Y軸側圧力データ

4.3 2段燃焼終了後姿勢異常再現シミュレーション

2段 RCS+Y 軸側が機能しなかったことを裏付けるため、2段 RCS+Y 軸側が正常ケースと機能しない(推力ゼロ)ケースの2つのケースに対して、姿勢挙動のシミュレーション解析を行った。解析条件を表 4.3-1、解析結果を図 4.3-1、図 4.3-2 に示す。

正常ケースは最新特性飛行経路 (FT) ノミナルと傾向がよく一致している。また、2段 RCS+Y 軸側が機能しない(推力ゼロ)ケースは、フライト結果と傾向がよく一致している。スピンアップ後の目標姿勢とのずれ量についても、2段 RCS+Y 軸側が機能しない(推力ゼロ)ケースはフライト結果と傾向がよく一致している。

表 4.3-1 姿勢挙動のシミュレーション解析条件

項目		条件
初期条件	姿勢ターゲット	1/2段分離時点(X+161秒)のフライトデータ
	姿勢角	
	姿勢角速度	
入力条件	機体データ	最新特性飛行経路(FT)解析入力データ(下記以外)
	重心オフセット	フライトのTVC舵角履歴からの推定値
	2段推進特性	フライトの燃焼圧力データからの推定値

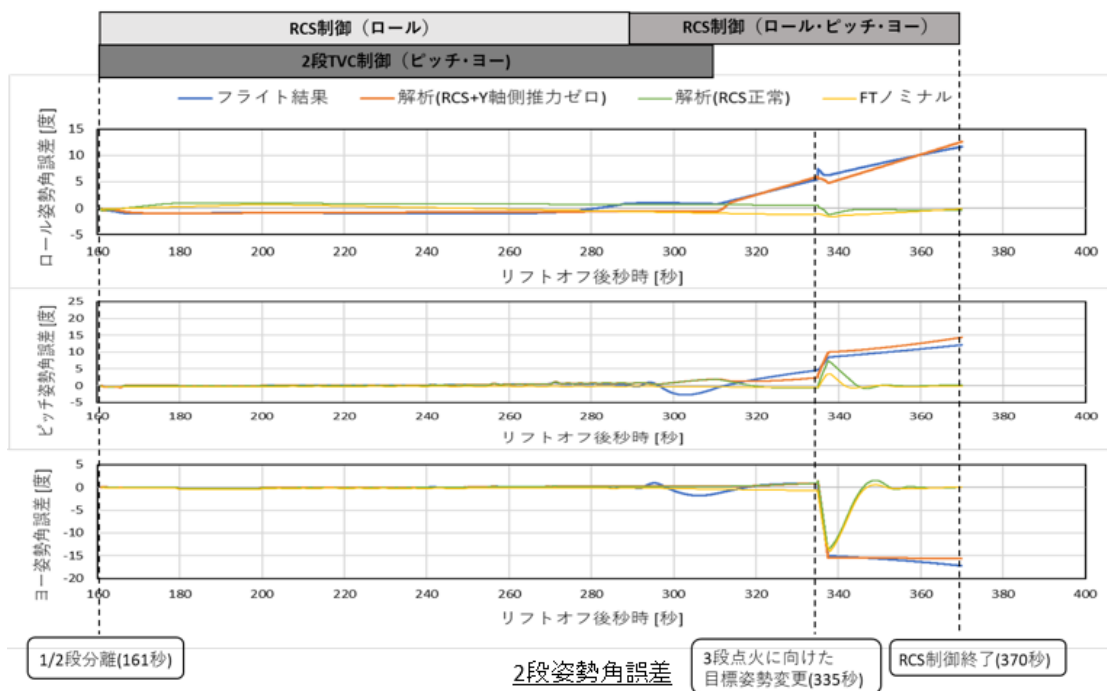


図 4.3-1 2段姿勢角誤差の解析結果

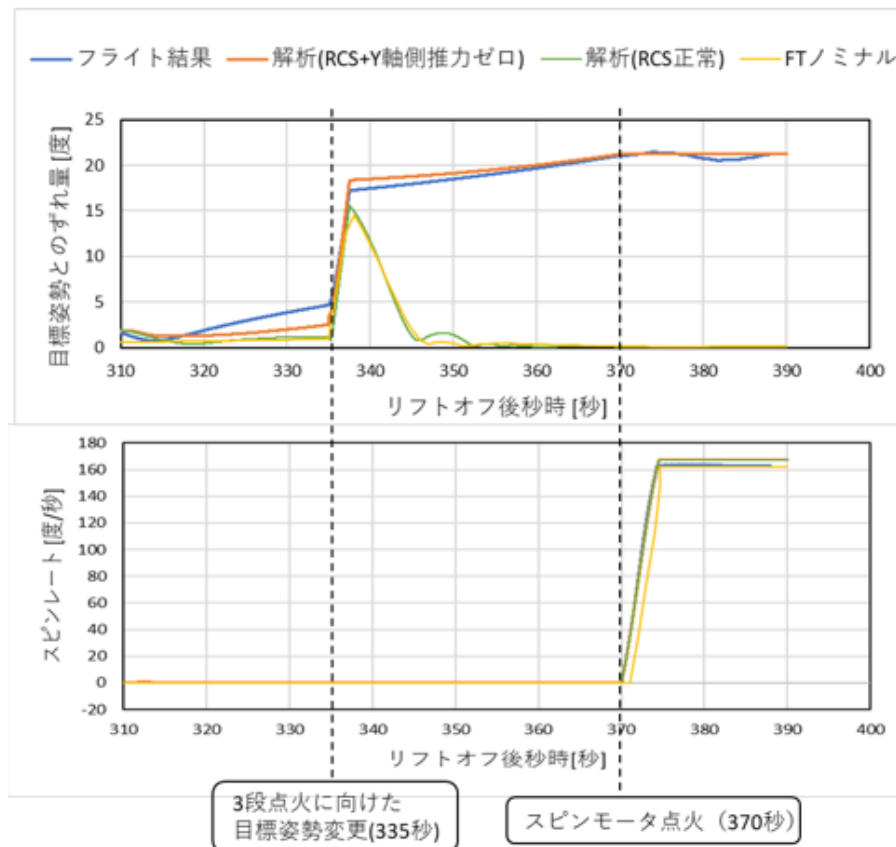


図 4.3-2 目標姿勢とのずれ量とスピンのレート

4.4 2 段燃焼終了後の姿勢異常の原因

2 段燃焼終了後の姿勢異常に対して飛行中に取得したフライトデータ分析と再現シミュレーション結果により、2 段 RCS (+ Y 軸側) 異常が 6 号機打上げ失敗原因であると特定した。故障の木解析 (FTA : Fault Tree Analysis) 結果を図 4.4-1 に示す。

事象	要因	フライトデータ確認結果
2 段燃焼終了後 姿勢異常	2 段 TVC 異常	× 2 段 TVC 制御期間中、正常に姿勢制御できている。
	2 段 RCS 異常	○ 2 段燃焼終了後の RCS のみの 3 軸制御フェーズで姿勢誤差が増大している。 パイロ弁点火信号発出後も +Y 軸側 (90° 側) の下流配管圧力がタンク圧力まで上昇していない。
	スピンモータ異常	× スピンモータ点火前に姿勢異常が発生している。 スピンモータの燃焼パターンは予測と一致している。
	計測異常	× 姿勢制御に必要な慣性センサ (IMU) の出力は、飛行中断まで他のセンサの位置・速度・姿勢データと傾向が一致している。

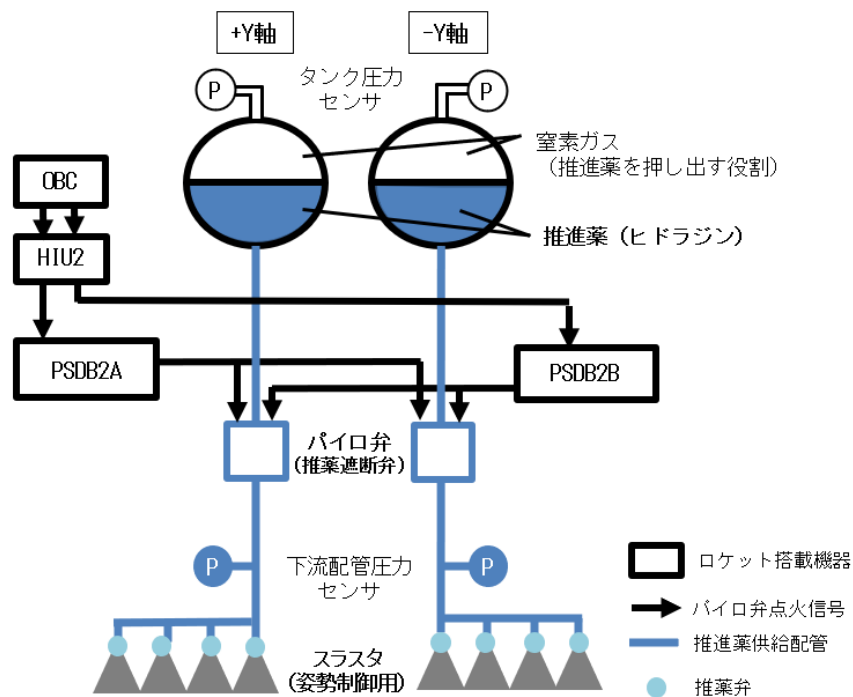
図 4.4-1 2 段燃焼終了後の姿勢異常 FTA

5. 2段 RCS (+Y軸側) 異常

5.1 2段 RCS の概要

2段 RCS は、2段の姿勢制御のための推力を発生する機能を有し、180° 対向で2式搭載されている。2段 RCS 系統図を図 5.1-1 に示す。

- 推進薬タンク：推進薬であるヒドラジンが充填されている。窒素ガスにてヒドラジンをスラスト側へ押し出す仕組み。
- パイロ弁…推進薬遮断弁。飛行前は安全のため推進薬を遮断する。飛行中に誘導制御計算機(OBC)からの信号(点火信号系統は冗長構成)により開動作する。
- 推進弁：開動作によりスラストの触媒層にヒドラジンを供給する機能を有する。
- スラスト：触媒反応によって推力を発生させる機能を有する。



*OBC(On Board Computer)：誘導制御計算機

*HIU2(Hardware Interface Unit 2)：第2段ハードウェアインタフェース装置

*PSDB2(Power and Sequence Distribution Box 2)：第2段電力シーケンス分配器

図 5.1-1 2段 RCS 系統図

5.2 2段 RCS (+Y軸側) 異常の原因特定まとめ

2段燃焼終了後の姿勢異常の原因として特定した2段 RCS (+Y軸側) 異常に関して、「+Y 側モジュールの下流配管圧力がパイロ弁点検信号送出後にタンク圧力まで上昇していない事象」に着目して FTA を展開し、検討した結果のまとめを図 5.2-1 に示す。

フライトデータ詳細分析、製造・検査データの確認および追加検証試験実施により、原因を「ダイヤフラムシール部からの漏洩」に特定した。詳細を次項以降に示す。

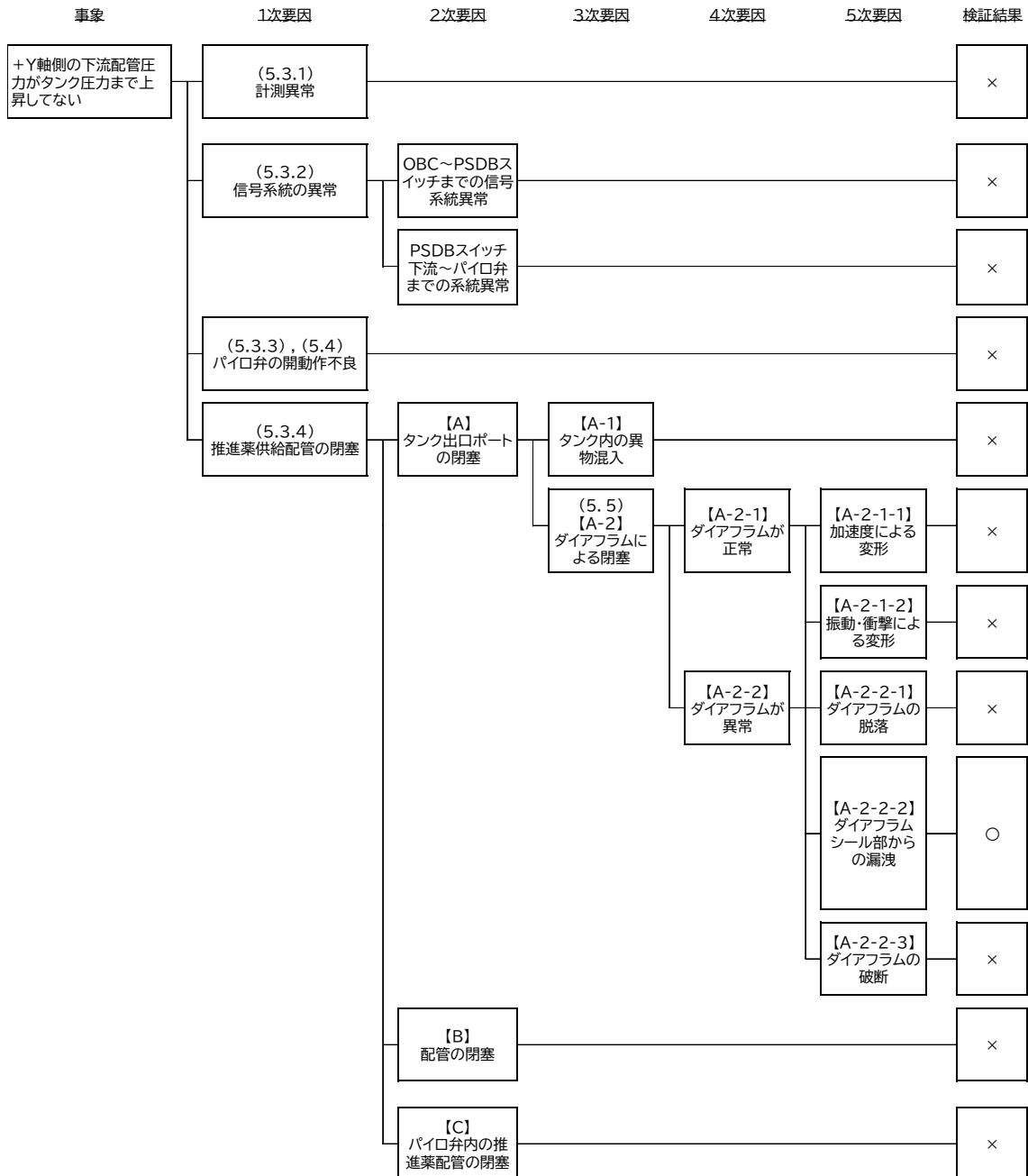


図 5.2-1 2段 RCS 異常 FTA

5.3 要因の絞り込み（その1）

5.3.1 計測異常

下流配管圧力が推薬弁開動作により真空まで下がっているため、計測は正常であり、要因ではない。

5.3.2 信号系統の異常

OBC からの指令により、PSDB2A/2B のパイロ弁点火スイッチが駆動していることから、「OBC から PSDB スイッチまでの信号系統」は正常であり要因ではない。

また、フライトデータ、製造・検査データの確認結果、「PSDB スイッチ下流からパイロ弁までの系統」は正常であり要因ではない。

5.3.3 パイロ弁の開動作不良

5.4 項に詳述する。

5.3.4 推進薬供給配管の閉塞

A) タンク出口ポートの閉塞（図 5.2-1 【A】 参照）

製造・検査データ（タンク内構造、清浄度検査）確認結果により、「タンク内の異物混入【A-1】」は出口ポート閉塞の要因ではない。

「ダイアフラムによる閉塞【A-2】」は 5.5 項に詳述する。

B) 配管の閉塞（図 5.2-1 【B】 参照）

以下の検証を行った結果、「配管の閉塞」は要因ではない。

- ① 製造・検査データ（溶接部の X 線検査等）の確認結果により、配管内の製造不良（形状異常）は要因ではない。
- ② 清浄度検査の確認結果により、配管内の異物混入は要因ではない。
- ③ 配管はステンレス製であり、閉塞に至るような錆の成長の可能性はない。
- ④ 保管における外気温度（最低温度 14°C）、建屋温度（最低温度 17°C）、およびフライトデータ中の温度データから、氷結・凍結の可能性はない。
- ⑤ 輸送中の加速度等は良好であること、およびフライト時の環境（振動・加速度）は過去号機と同等レベルであり、過大な環境印加がないため、配管の変形の可能性はない。

C) パイロ弁内の推進薬配管の閉塞（図 5.2-1 【C】 参照）

図面（パイロ弁内部構造）と製造・検査データ（清浄度検査、非破壊検査）を検証した結果、「パイロ弁内の推進薬配管の閉塞」は要因ではない。

5.4 要因の絞り込み（その2）

5.4.1 「パイロ弁の開動作不良」要因の絞り込み

パイロ弁は、飛行前は推進薬を遮断し、飛行中に火工品(イニシエータ、ブースター)の点火により流路を開通させるバルブである。機能品の一部であるイニシエータは冗長構成となっており、2つのうち1つが点火すれば流路は開通する。(図 5.4-1 参照)

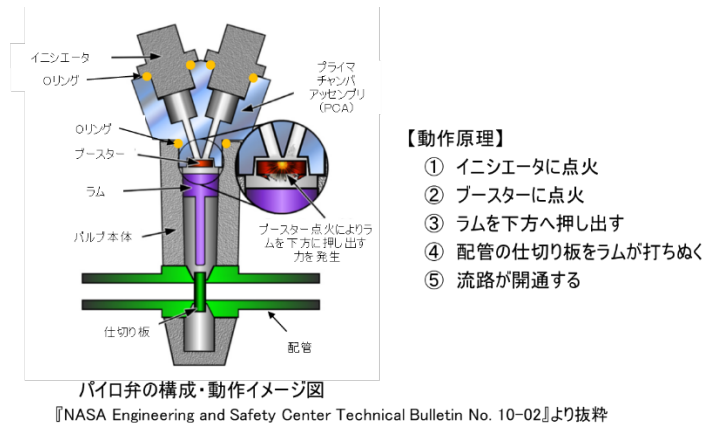


図 5.4-1 パイロ弁の構成・動作イメージ

「パイロ弁の開動作不良」について、詳細 FTA を展開して製造・検査データに基づき絞り込みを実施し、イニシエータおよびブースターの作動不良は要因ではないことを確認した。パイロ弁本体の作動不良に関する分析のためフライトデータの分析と追加検証をした結果を 5.4.2 項に示す。

5.4.2 +Y 軸側下流配管圧力挙動の分析

要因を絞り込むため、フライトでの+Y 軸側下流配管圧力データを図 5.4-2 に示す。パイロ弁点火信号送出後の 1 分解能 (0.011MPa) 圧力上昇および推進薬弁開動作中の圧力保持 (0.022MPaA) の詳細検証を行った。

まず、本データは以下に示す理由により実事象と判断した。

- 区間 A の圧力降下および区間 C の推「薬弁開タイミングでの圧力降下は実事象を示しており、圧力センサは正常に動作している。
- 実事象でない場合は電氣的に以下の要因に絞られるが、いずれも本事象とは整合しない。

① ノイズによる計測値のシフト

パイロ弁点火信号送出時の電流の影響を受けて計測値がシフトする可能性はあるが、この場合は点火電流がなくなれば元に戻る一過性のものであるため本事象とは異なる。

② GND の変動による計測値のシフト

GND (GND : GrouND 基準となる電位) が変動することで計測値がシフトする可能性はあるが、本事象発生時には GND としている機体との接続状態に変化はないこと、及び電氣的に GND が変動することはないため本事象とは異なる。

③ デジタル変換閾値近傍での計測値のシフト

センサ信号（アナログ電圧）がデジタル変換閾値を少しでも超えればデジタル値は1分解能上昇するため、センサ信号が閾値付近であれば計測値（デジタル値）が1分解能シフトする可能性がある。本事象発生前の圧力データから本事象発生時点の圧力信号は閾値付近ではないと判断されるため本事象とは異なる。

【下流配管圧力データ（全体）】

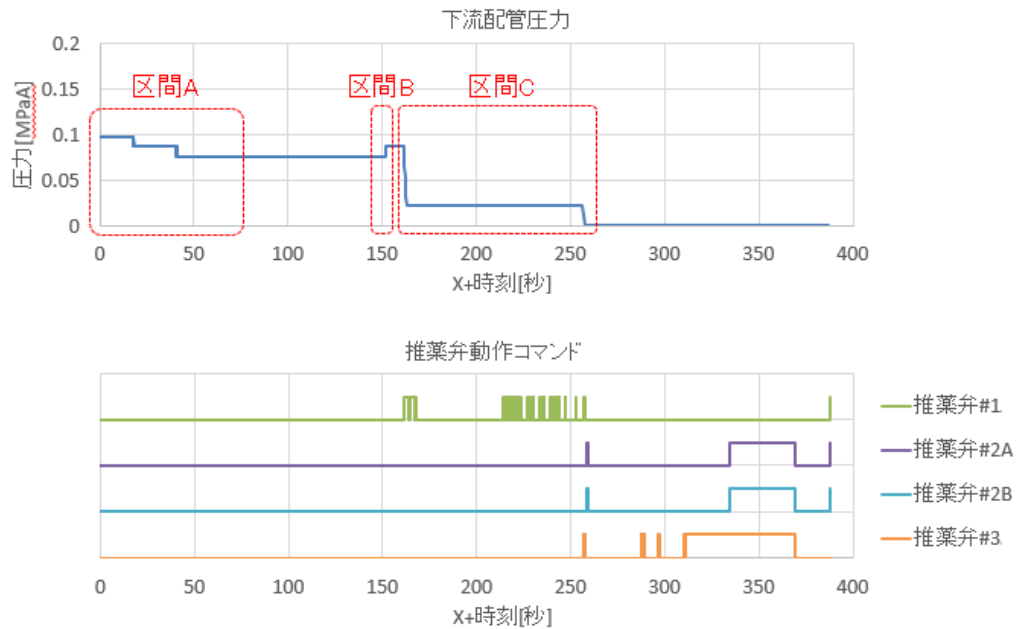


図 5.4-2 +Y 軸側下流配管圧力

【区間 A】 リフトオフ以降、外気圧力の低下と飛行中の振動により圧力が徐々に低下している（図 5.4-3 参照）。

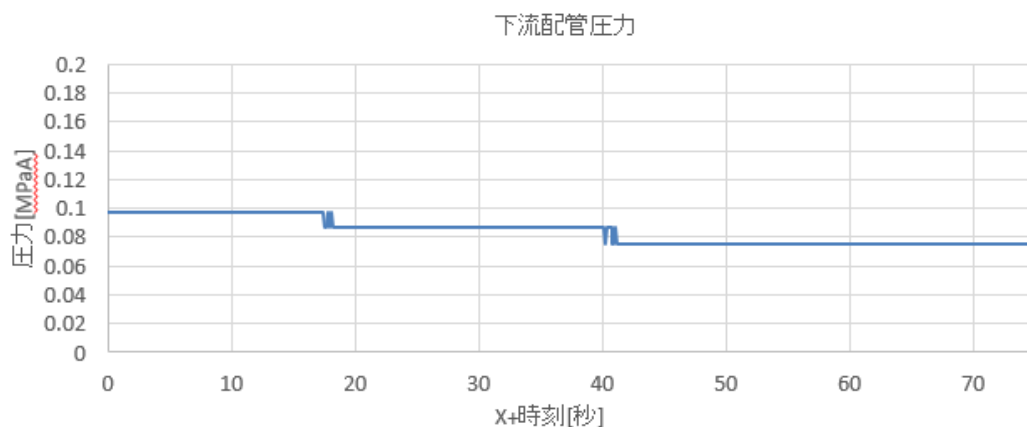


図 5.4-3 区間 A 圧力

【区間 B】パイロ弁点火信号送出時の圧力が 1 分解能分上昇している（図 5.4-4 参照）。

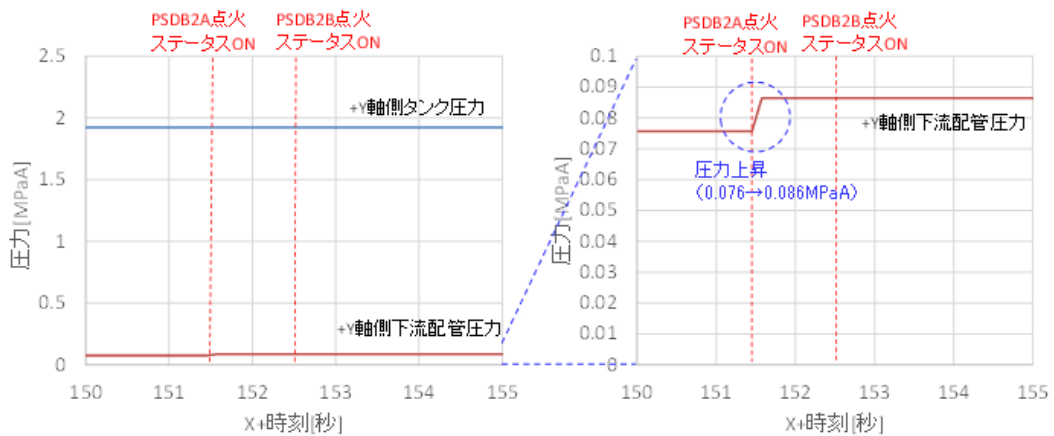


図 5.4-4 区間 B 圧力

【区間 C】X+162 秒に推薬弁#1 が開動作した後、圧力が 0.086MPaA から 0.022MPaA に低下。X+257 秒に推薬弁#1 および#3 が開動作した後、圧力が 0.022MPaA から 0MPaA に低下（図 5.4-5 参照）。

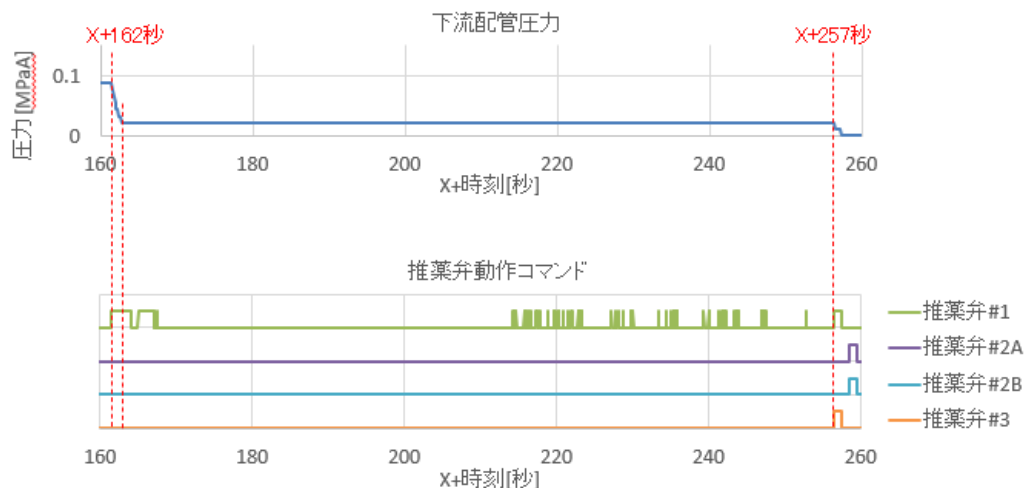
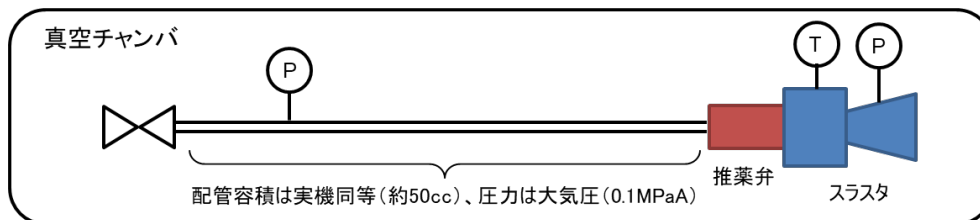


図 5.4-5 区間 C 圧力

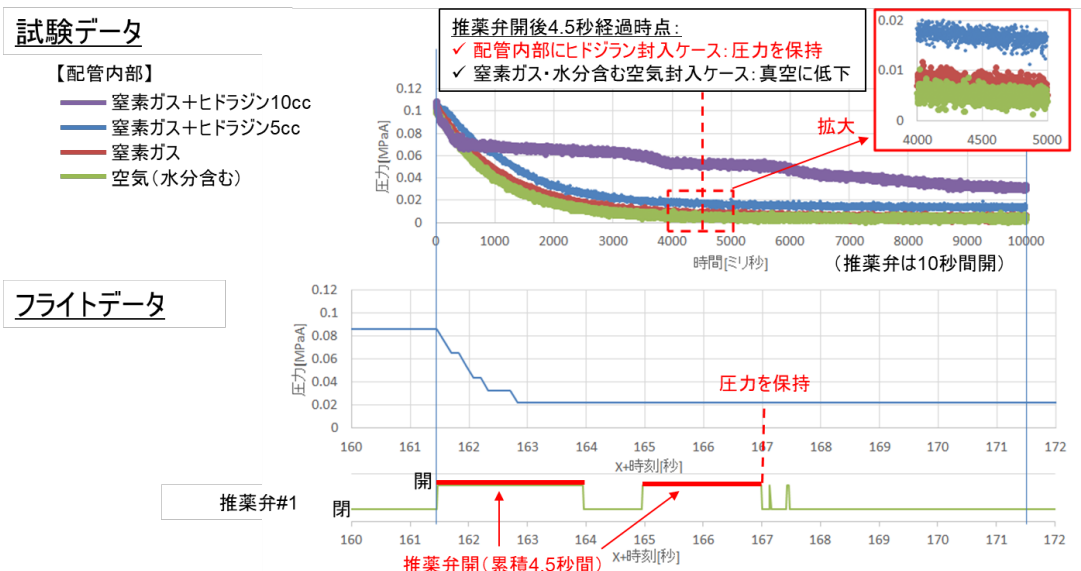
【区間 C の検証】

推薬弁#1 開動作中に圧力 0.022MPaA が保持されている状況の調査として、実機配管を模擬し、推薬弁を開動作させて圧力・温度データを取得する試験を実施した（図 5.4-6、5.4-7 参照）。配管内部に窒素ガス、水分を含む空気を封入したケースでは、圧力は保持されなかった。気体のみの影響や仮説的な可能性を想定していた氷結による推薬弁の閉塞はなかった。配管内部にヒドラジンを封入したケースではフライトと同様に圧力が保持されたため、この区間の圧力保持はヒドラジンの反応等によるものと考えられる。



ケース	配管内部	試験結果
1	窒素ガス (気体のみ影響確認)	・配管圧力は真空まで低下 ・温度変化なし
2	水分を含む空気 (水結可能性の確認)	・配管圧力は真空まで低下 ・温度変化なし
3	窒素ガス +ヒドラジン5cc封入	・配管圧力は約0.01MPaAを保持 ・スラスタ温度およびスラスタ下流圧力に変化あり
4	窒素ガス +ヒドラジン10cc封入	・配管圧力は約0.03MPaAを保持 ・スラスタ温度およびスラスタ下流圧力に変化あり

図 5.4-6 パイロ弁下流～推薬弁圧力変動確認試験



※1 フライト中に推薬弁#1 が連続開動作した時間（累積 4.5 秒間）に対して、試験では 10 秒間推薬弁を開動作させて推薬弁開後 4.5 秒経過時点での圧力挙動の比較評価を実施した。

※2 下流配管圧力（フライトデータ）が保持された理由は、パイロ弁下流に数 cc のヒドラジンが存在していたためと考えられる。気体のみの場合や水分が存在している場合では圧力は保持されない。

図 5.4-7 フライトデータとの比較評価

5.4.3 「パイロ弁の開動作不良」に関する検討結果

パイロ弁の開動作不良の故障シナリオはフライトデータ評価と製造・検査データの確認結果から「PCA 作動後にラムが仕切り板を完全に打ち抜けず、仕切り板に微小な隙間が発生してブースター燃焼ガスまたは推進薬がわずかにパイロ弁下流に入り込んだ」（図 5.4-8 参照）に絞り込まれ、以下の検証により要因ではないことを確認した。詳細 FTA および確認結果を図 5.4-9 に示す。

✓ ブースター燃焼ガスが入り込んだケース

フライトデータで推薬弁#1 開動作中に 0.022MPaA 保持（パイロ弁下流に数 cc のヒドラジンが存在）したと整合しない。

✓ 推進薬がわずかに入り込んだケース

仕切り板の上下流両方に隙間が発生する場合、微小な隙間が発生する時間は数 ms オーダーであり、この作動時間内でパイロ弁下流に流出する推進薬量は 0.001cc オーダーでありフライトデータ（区間 B の 1 分解能（0.011MPa）上昇と区間 C の 0.022MPaA 保持）と整合しない。

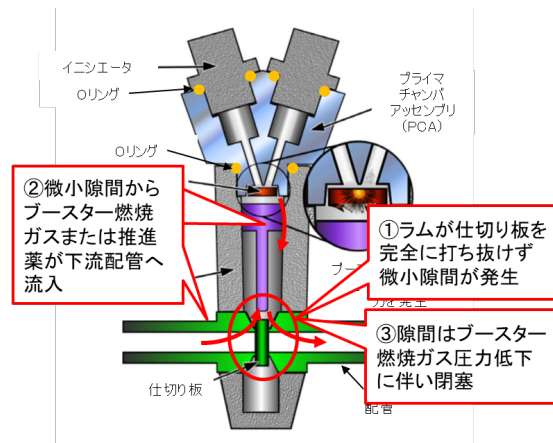


図 5.4-8 パイロ弁開動作不良の故障シナリオ

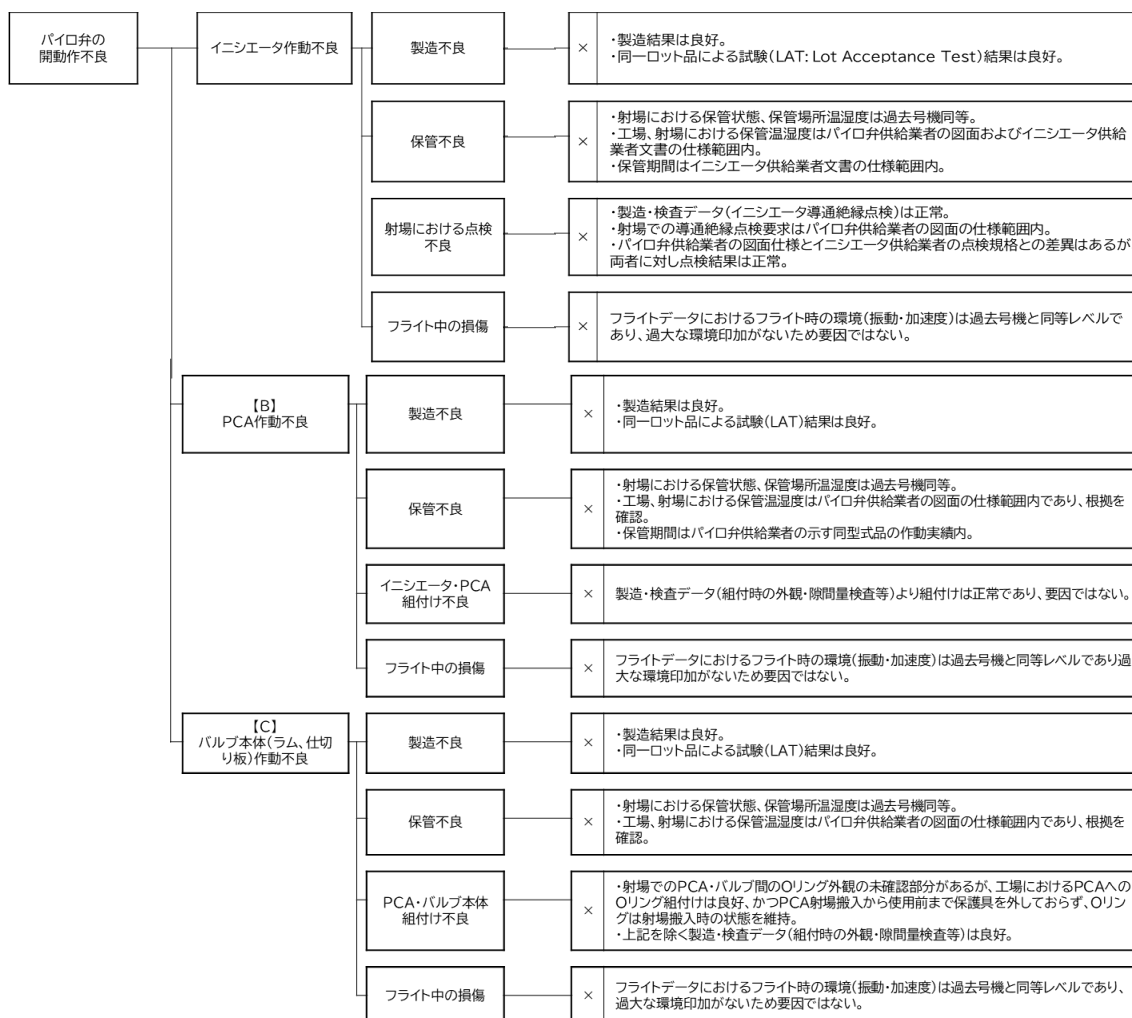
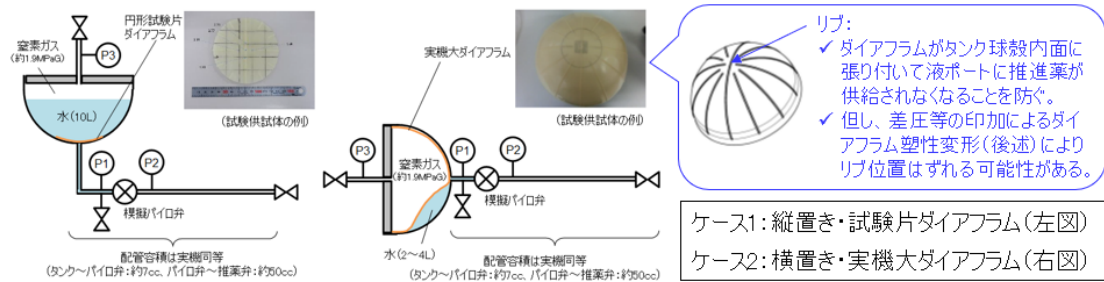


図 5.4-9 パイロ弁開動作不良の詳細 FTA

5.5 要因の絞り込み (その3)

5.5.1 ダイアフラムによる閉塞確認試験

ダイアフラムが液ポートに近接した状態でパイロ弁開動作したときのダイアフラム閉塞可能性を確認するための試験(閉塞確認試験)を実施した結果を図 5.5-1、図 5.5-2 に示す。結果として、閉塞するケースが確認され、模擬パイロ弁開後の配管圧力上昇はフライトデータを再現した。また、配管から 3~11cc の水が採取されたことは、フライトにおいてパイロ弁下流にヒドラジンが数 cc 流入したと考えられること、および実機のタンク出口ポート~パイロ弁の配管容積が 7cc であることと整合する。したがって、「ダイアフラムによる閉塞」はパイロ弁下流配管圧力(フライトデータ)の挙動と整合する。



ケース	試験条件	試験結果	ダイアフラム差圧
1a	液ポート中心にリブあり	閉塞なし(模擬パイロ弁開後約3秒後に配管圧力がタンク圧力まで上昇)	約1.7MPa
1b	液ポート中心にリブなし	閉塞発生、配管圧力約0.01MPa上昇、配管より約3ccの水を採取	約1.9MPa
1c	液ポート中心にリブなし(約5mmずらして設置)	閉塞発生、配管圧力約0.015MPa上昇、配管より約4.5ccの水を採取(約3分経過後に試験片が破断し閉塞解消)	約1.9MPa
2a	水充填量4L、リブあり	閉塞なし(模擬パイロ弁開後約0.2秒後に配管圧力がタンク圧力まで上昇)	約1.7MPa
2b	水充填量3L、リブあり	閉塞発生、配管圧力約0.04MPa上昇、配管より約11ccの水を採取(模擬パイロ弁開後に閉塞解消)	約1.9MPa
2c	水充填量3L、リブあり	閉塞なし(模擬パイロ弁開後約0.2秒後に配管圧力がタンク圧力まで上昇)	約1.7MPa
2d	水充填量2L、リブあり	一時的に閉塞発生、配管圧力約0.01MPa上昇(模擬パイロ弁開後約20秒後に配管圧力がタンク圧力まで上昇)	約1.9MPa

図 5.5-1 ダイアフラム閉塞確認試験結果

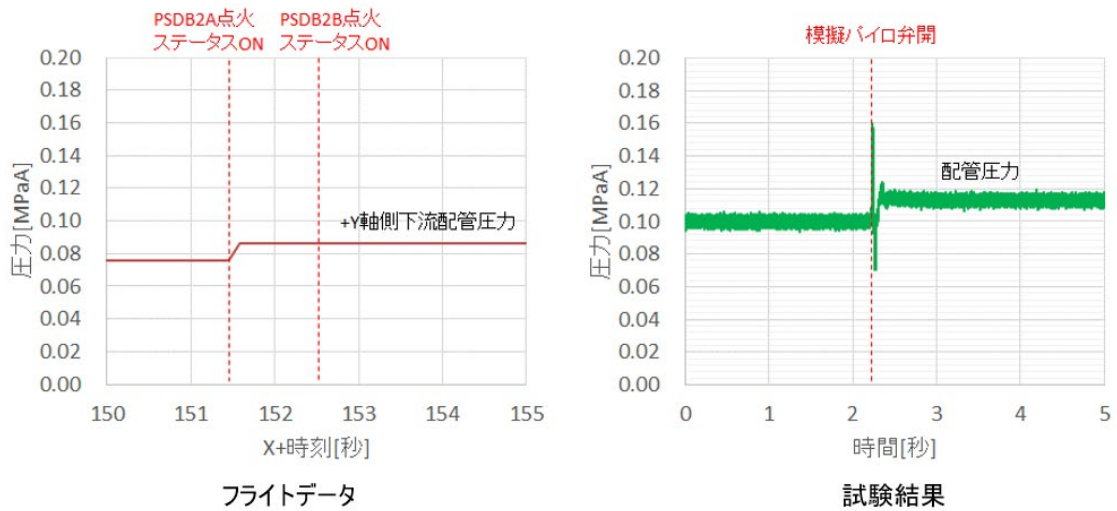


図 5.5-2 ダイアフラム閉塞確認試験データ

5.5.2 ダイアフラム関連製造・検査データの確認

2段 RCS のダイアフラムに関連する製造・組立フローを図 5.5-3、溶接③以降から各段組立までの詳細フローを図 5.5-4、製造・検査データの確認結果を表 5.5-1 に示す。

ダイアフラムに関連する製造・検査データの確認結果において、ダイアフラム組込み以降の寸法検査結果と漏洩検査に関して確認を要する事項を抽出した。

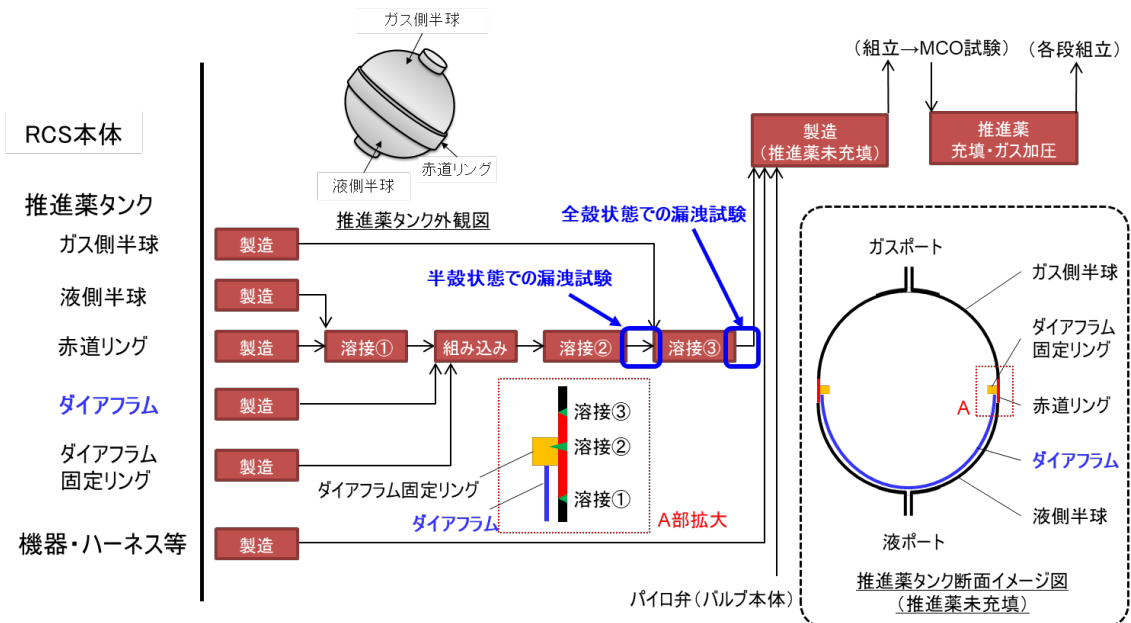
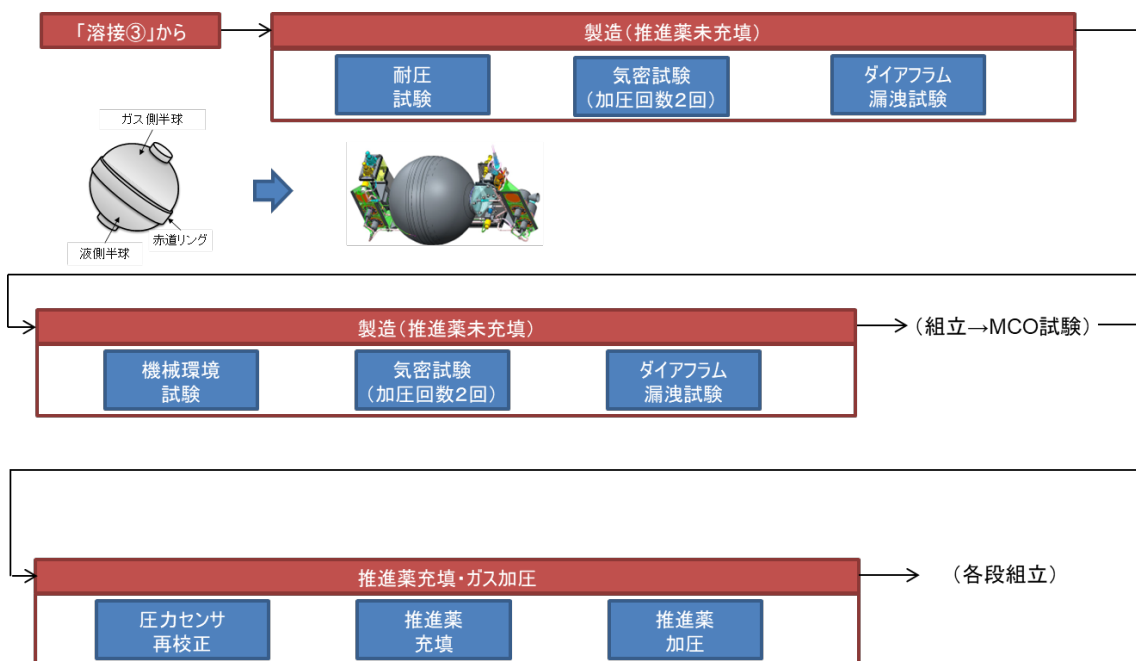


図 5.5-3 2段 RCS 製造・組立フロー



※：MCO(Mission Check Out)試験:各段を試験用ケーブルで接続して実施するロケット全体の電気系試験

図 5.5-4 2段 RCS 製造・組立フロー (詳細)

表 5.5-1 ダイアフラム式タンク製造試験データ確認結果

製造工程	確認項目	確認状況	
ダイアフラム製造(単体)	材料特性試験(試験片、ロット試験)	良好	試験データ
	耐久性試験・気密試験(ロット試験)	良好	試験方法、試験データ
	物性確認試験(試験片※、ロット試験)	良好	試験方法、試験データ
	ダイアフラム成型後外観検査	良好	検査結果
	寸法・質量検査	良好	検査記録
	気密試験	良好	試験データ
	最終外観検査	良好	検査結果

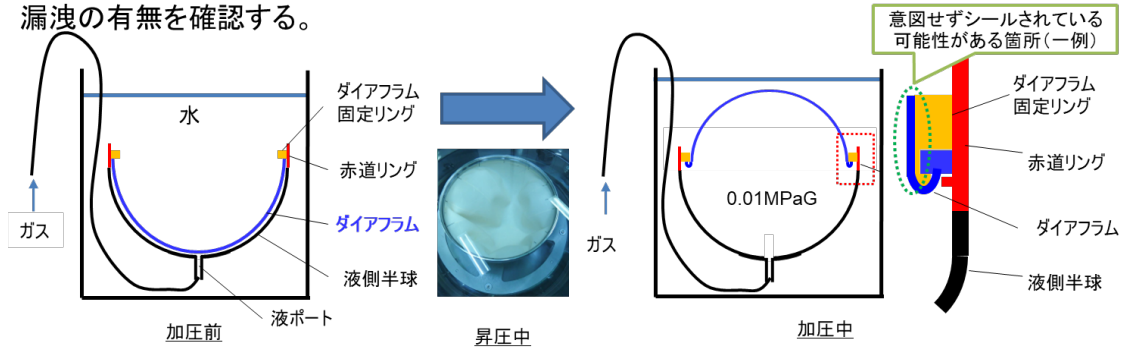
製造工程	確認項目	確認結果	
推進薬タンク製造 (ダイアフラム組付関連)	ダイアフラム固定リング溶接部(溶接②)健全性	良好	検査記録、試験データ
	ダイアフラム組付部寸法(溶接②前後)	検査規格に適合しているが、リング間隙間とシール部幅に大きい部分がある	
	ダイアフラム漏洩試験(機能試験前)	検査規格に適合しているが、シール部以外でシールされ、漏洩を検出できない可能性がある。※1	
	機能試験(ダイアフラム作動試験)	良好	検査記録、試験データ
	ダイアフラム漏洩試験(機能試験後)	検査規格に適合しているが、シール部以外でシールされ、漏洩を検出できない可能性がある。	
	耐圧試験(溶接③後)	良好	試験データ
	気密試験(溶接③後)	良好	試験データ
製造 (推進薬未充填)	ダイアフラム漏洩試験(溶接③後)	検査規格に適合しているが、シール部以外でシールされ、漏洩を検出できない可能性がある。	
	耐圧試験	良好	試験データ
	気密試験	良好	試験データ
	ダイアフラム漏洩試験(機械環境試験前)	検査規格に適合しているが、シール部以外でシールされ、漏洩を検出できない可能性がある。	
	機械環境試験	良好	試験データ
	気密試験	良好	試験データ
	ダイアフラム漏洩試験(機械環境試験後)	検査規格に適合しているが、シール部以外でシールされ、漏洩を検出できない可能性がある。	

製造工程	確認項目	確認状況	
圧力センサ再校正		良好	試験データ
推進薬充填・ガス加圧	推進薬充填	良好	充填手順、充填量データ
	ガス加圧	良好	加圧手順、圧力データ
輸送	輸送環境	良好	加速度データ、温度データ
推進薬タンク圧力データ		良好	圧力データ

※赤枠：確認を要する事項

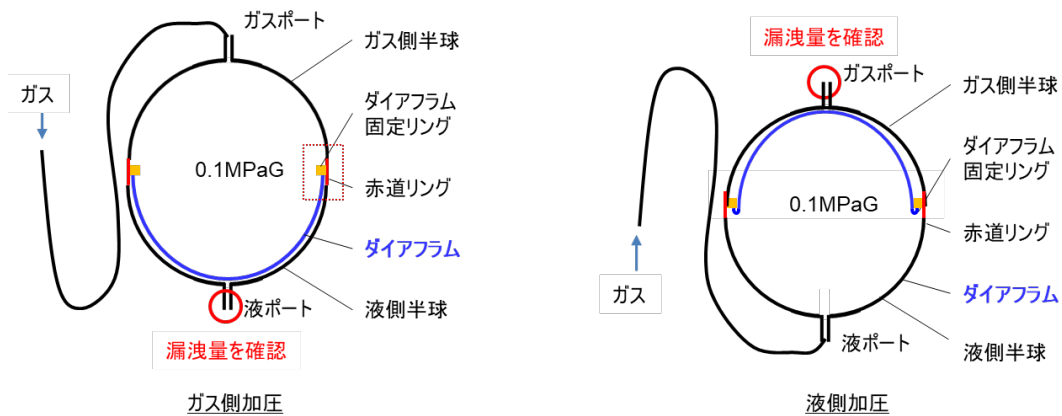
製造・検査データの確認を要する事項のうち、ダイアフラムの漏洩試験(半殻および全殻状態での漏洩試験)において、ダイアフラムのシール部以外でシールされ、仮にシール部での漏洩が発生していた場合でも試験で検出できない可能性があることについて、イメージ図と試験結果をそれぞれ図 5.5-5、図 5.5-6 に示す。

ガス側半球無し状態のタンクを水槽に沈め、液ポートからのガス加压により漏洩の有無を確認する。



工程	評価項目	条件・規格	6号機+Y軸側 検査記録・結果
ダイヤフラム漏洩試験 (機能試験前)	印加圧力	液側0.01 [MPaG]程度	0.0065 [MPaG]
	検査結果	気泡がないこと	良
機能試験 (作動確認)	繰り返し回数	10回	10回
	印加圧力	0.01 [MPaG]程度	0.006 [MPaG]
ダイヤフラム漏洩試験 (機能試験後)	印加圧力	液側0.01 [MPaG]程度	0.0064 [MPaG]
	検査結果	気泡がないこと	良

図 5.5-5 半殻状態でのダイヤフラム漏洩試験結果
およびシール部以外でのシールの可能性 (イメージ)



工程	評価項目	条件・規格	6号機+Y軸側 検査記録・結果	
ダイヤフラム漏洩試験 (溶接③後、 機械環境試験前・後)	印加圧力	0.10 +0/-0.01 [MPaG]	溶接③後	0.096 [MPaG] (ガス側)・0.098 [MPaG] (液側)
			環境試験前	0.10 [MPaG] (ガス側)・0.10 [MPaG] (液側)
			環境試験後	0.10 [MPaG] (ガス側)・0.10 [MPaG] (液側)
	保持時間	1000 [sec] (ガス側・液側共通)	3試験共通	1000 [sec] (ガス側・液側共通)
	漏洩量	2.5E-03 [cm³/sec]以下	3試験共通	1.0E-04 [cm³/sec] (ガス側・液側共通)

図 5.5-6 全殻状態でのダイヤフラム漏洩試験結果
およびシール部以外でのシールの可能性 (イメージ)

5.5.3 ダイアフラム関連追加検証試験

ダイアフラムによる閉塞の発生可能性の見極めと要因の絞り込みのために実施した追加検証試験結果を表 5.5-2 に示す。

表 5.5-2 追加検証試験結果

項目	結果
(a)閉塞確認試験	①ダイアフラムが液ポートに近接している場合、模擬パイロ弁開後に閉塞が発生する。 ②その際に配管から採取した水は3~11cc程度。 ③差圧約1.9MPa印加で肉厚が最も薄いダイアフラムが破断したケースを除き、破断はない。
(b)漏洩模擬試験	①漏洩した水は液側からガス側へ移動し、ダイアフラムが液側球殻に張り付く。
(c)開発供試体による追加検証 ・QTタンク※ ・△QTタンク※	①ダイアフラムの組込み・溶接は正常で漏洩はない。 ②過去の試験でフライト環境の1.4倍の振動を印加したQTタンクのダイアフラムは健全である。 ③ヒドラジン未浸漬の差圧等を印可したダイアフラムは全て部分的に塑性変形している。 ④破壊圧まで印可されて健全であったQTタンクの溶接幅はバラつきが大きく最小溶接幅が小さい。 ⑤水充填タンクの工場～射場を往復輸送後のダイアフラムは健全である(破断はない)。
(d)組込溶接検証試験	①ダイアフラムの組込み・溶接は正常で漏洩はない。 ②ダイアフラムに傷・バリ跡等があってもダイアフラムの組込み・溶接が正常であれば漏洩はない。 ③ダイアフラムの組込み・溶接が正常であれば溶接時の入熱によるダイアフラムへの影響はない。 ④テストピース溶接とタンク溶接の溶接幅は同等であり、テストピースによる工程保証は適切である。 ⑤漏洩試験においてダイアフラムが固定リング等に密着しシール部以外で気密を保持し得る。
(e)輸送模擬試験	①ヒドラジン未浸漬のダイアフラムでは輸送中に発生する振動・衝撃による変形は弾性範囲である。
(f)シール性確認試験	①ダイアフラムのシール部に傷等がなくダイアフラムの組込みが正常であればシール部の潰し量が小さくても漏洩はない。 ②ダイアフラムシール部に傷がありシール部の潰し量が小さければ漏洩する。 ③ダイアフラムのシール部全周のうち7/8程度が赤道リングと固定リングの間に噛み込んだ状態でもダイアフラムの破損等がなければシール部の潰し量が小さくても漏洩はない。
(g)ヒドラジン浸漬試験	①ヒドラジン浸漬による圧縮永久歪は設計条件よりも大きい。 ②ヒドラジン浸漬による膨潤と引張荷重(クリープ)によりダイアフラムは伸びる。
(h)旋回腕試験	ヒドラジン浸漬/未浸漬のダイアフラムにより以下を確認した。 ①フライト中の最大加速度相当を印可してもダイアフラムは液ポートに近接しない。 ②最大加速度から1Gまで除荷するとダイアフラムは液ポートから離れる側に移動し形状は大きく変わらない。 ③初期状態(水(約9L)の上下方向・ダイアフラムの形状)は上記結果に影響ない。
(i)ダイアフラム形状確認試験	①充填推進薬量(約9L)と同容積のガスを充填し、ヒドラジン未浸漬のダイアフラムを人為的に(手で)変形させて液ポートに近づけると最小5mm程度まで近づくが、接するまでには至らない。 ②人為的に(手で)変形させてもダイアフラムは液ポートの直上からずれることが多い。 ③自然に(人為的に近づけた以外に)上記①のような形状になったことはない。
(j)ダイアフラム近接状態での閉塞確認試験	①水約9L充填してダイアフラムを人為的に(手で)変形させ液ポートに近接するように状態で模擬パイロ弁を開いても閉塞しない。 ②水充填量を約6.5L、3L、1Lと変えてダイアフラムを液ポートに近接させて模擬パイロ弁を開いても閉塞しない。 ③水充填量を約0.3Lにしてダイアフラムが液ポートを覆いかぶさる状態にして模擬パイロ弁を開くと閉塞が発生する(フライトデータを再現)。
(k)組込検証試験	①ダイアフラムの組込みが正常であれば赤道リングと固定リングに隙間があっても組み込む過程で赤道リングと固定リングの隙間に偏りはなくなり、最終的にリング間隙間とシール部幅は均一になる。 ②赤道リングと固定リングの隙間にダイアフラムシール部が噛み込むと噛み込んだ位相のリング間隙間とシール部幅は大きくなる。 ③ダイアフラム組込み用治具を取り外すと固定リングが少し押し戻される。
(l)噛み込みによる損傷確認試験	①シール部を切り出したダイアフラムのテストピースを実機の固定リングと赤道リングを模擬した平板金属で挟み込んで溶接するとシール部の大部分が破断する。
(m)噛み込み損傷模擬漏洩検証試験	①シール部噛み込みによる破断を模擬して意図的に以下欠損(破断)させたダイアフラムではシール部から漏洩する。ダイアフラムを手で押して形状を変えると漏洩が発生する。 ・欠損部深さ: 噛み込みによる損傷確認試験結果を反映 ・欠損部長さ: 6号機+Y軸側の製造・検査データを反映 ②上記①において加圧圧力が上がると漏洩しにくくなり、0.01MPaGでは漏洩しない。

5.5.4 「ダイアフラムによる閉塞」要因の絞り込み

5.5.4.1 ダイアフラムが正常【A-2-1】に関する検討

以下の結果から、「ダイアフラムが正常」ケースにおいては、フライト中の加速度環境下でダイアフラムが液ポートに近接することはない。また、ダイアフラムが正常な場合はダイアフラムが液ポートに覆いかぶさって安定する可能性は極めて低いため、ダイアフラム閉塞発生要因とは考えにくいと評価した。

- ① ヒドラジン未浸漬のダイアフラムを装着したタンクに水を約 9L 充填した場合、1G 環境下ではダイアフラムは液ポートから離れている【漏洩模擬試験】
- ② ヒドラジン未浸漬のダイアフラムでは輸送中に発生する振動・衝撃による変形は弾性範囲である【輸送模擬試験】
- ③ ヒドラジン未浸漬の差圧等を印可したダイアフラムでは全て部分的に塑性変形している【開発供試体による追加検証、組込溶接検証試験】
- ④ ヒドラジン浸漬/未浸漬によらずダイアフラムにフライト中の最大加速度相当を印可してもダイアフラムは液ポートに近接しない【旋回腕試験】
- ⑤ 最大加速度から 1 G まで除荷するとダイアフラムは液ポートから離れる側に移動し形状は大きく変わらない【旋回腕試験】
- ⑥ ダイアフラムが閉塞する条件はダイアフラムが液ポートを覆いかぶさることである【ダイアフラム近接状態での閉塞確認試験】
- ⑦ ダイアフラムが閉塞に至る条件である液ポートを覆いかぶさって安定する可能性は極めて低い【ダイアフラム形状確認試験】

5.5.4.2 ダイアフラムが異常【A-2-2】に関する検討

(1) ダイアフラムの脱落【A-2-2-1】に関する検討 (図 5.5-7 参照)

以下の結果から、「ダイアフラムの脱落」は要因ではないと評価した。

- ① 赤道リングと固定リングに組み込まれたダイアフラムは、最大出口隙間と最大引張荷重においても脱落限界以下であるためダイアフラムシール部が脱落することはない
- ② 以下により、固定リング溶接部 (テストピースによる工程保証) は脱落していないと判断した【開発供試体による追加検証、組込溶接検証試験】
 - ✓ 6号機+Y軸側タンクのテストピース溶接の溶接幅は同一溶接条件の組込溶接検証試験供試体のテストピース溶接の溶接幅と同等以上
 - ✓ 組込溶接検証試験供試体のテストピース溶接と固定リング溶接の溶接幅は同等 (テストピースによる工程保証は適切)
 - ✓ 組込溶接検証試験の固定リングの溶接幅は QT(Qualification Test : 認定試験) タンクの固定リング溶接の溶接幅よりバラつきが小さく最小値が大きい (組込溶接検証試験供試体の当該溶接部強度は厳しい環境を印可した QT タンクと同等以上)
 - ✓ したがって、6号機+Y軸側タンクの固定リング溶接部は十分な強度を有する

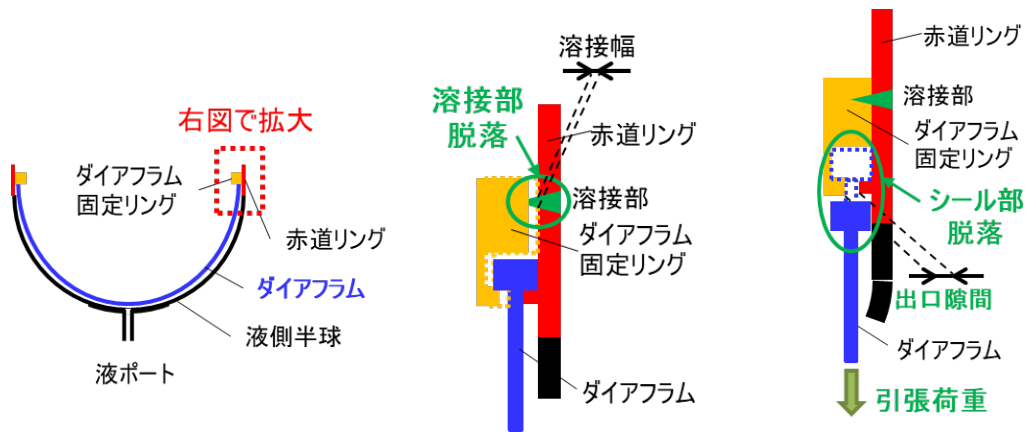


図 5.5-7 ダイアフラムの脱落

(2) ダイアフラムシール部からの漏洩【A-2-2-2】に関する検討 (図 5.5-8 参照)

以下の結果から、ダイアフラムがリング間隙間に噛み込みその後の溶接工程等でその噛み込んだ部分が破断・損傷すると、推進薬が液側からガス側に漏洩する場合、ダイアフラムが液ポートに覆いかぶさり、パイロ弁開動作時にダイアフラムにより閉塞する可能性があることを確認した。

- ① 開発供試体 (QT タンク、 Δ QT (Δ QT:追加認定試験) タンク)、組込溶接検証試験供試体はダイアフラムの組込み・溶接が正常で漏洩はない【開発供試体による追加検証、組込溶接検証試験】
- ② ダイアフラムの組込み・溶接が正常な場合、工程前後のシール部寸法変化は小さい【開発供試体による追加検証、組込溶接検証試験】
- ③ ダイアフラムに傷・バリ跡等があってもダイアフラムの組込み・溶接が正常であれば漏洩はない【開発供試体による追加検証、組込溶接検証試験】
- ④ ダイアフラム組込み時に赤道リングと固定リングの隙間にシール部が噛み込むと組込み後の当該位相のリング間隙間とシール部幅は大きくなる【組込検証試験】
- ⑤ 6号機+Y軸側のリング間隙間とシール部幅は大きい部分がある【製造・検査データ】
- ⑥ ダイアフラムシール部を噛み込ませて溶接するとシール部噛み込み端部が部分的に破断・損傷する。【噛み込みによる損傷確認試験】
- ⑦ 6号機+Y軸側の製造・検査データをもとにダイアフラム欠損(破断)を模擬したダイアフラムではシール部から漏洩する。【噛み込み損傷模擬漏洩検証試験】
- ⑧ 以下により、製造時の検査で漏洩を検出できない可能性がある。
 - ✓ 上記⑦ではダイアフラムを変形させないと漏洩せず、加圧圧力が上がると漏洩しにくくなり、半殻状態でのダイアフラム漏洩試験圧力(0.01MPa)では漏洩しない【噛み込み損傷模擬漏洩検証試験】
 - ✓ シール特性上、シール性がよいため当該シール部以外でシールしている可能性がある【組込溶接検証試験】
 - ✓ ヒドラジンを充填して加圧すると潰し量が小さくなるため、検査時は潰し量が大きく漏洩しにくい【ヒドラジン浸漬試験】
 - ✓ 輸送時の振動や射場作業の取扱いでダイアフラムの状態やシール性が変わる

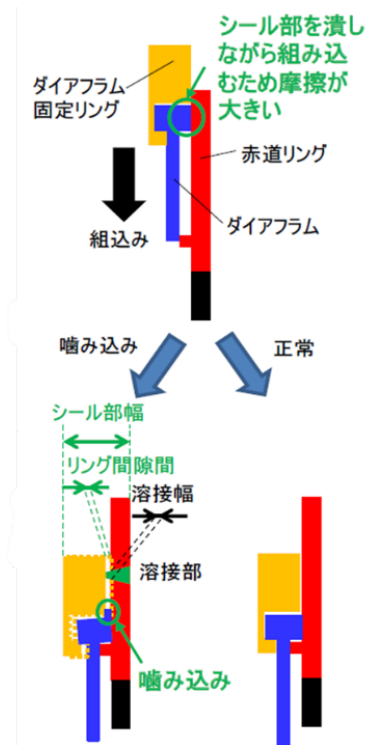


図 5.5-8 ダイアフラムシール部からの漏洩

(3) ダイアフラムの破断に関する検討

以下の結果から、「ダイアフラムの破断」は要因ではないと評価した。

- ① 製造中にダイアフラムに印加される差圧に対して以下の理由により破断していない。
 - ✓ 出口ポート近傍に関しては、差圧が約 1.9MPa 程度が破断限界であると推定される（閉塞確認試験において、差圧約 1.9MPa 印加で肉厚が薄いダイアフラムのケースでのみ破断し、他ケースでは破断はなかった）【閉塞確認試験】
 - ✓ 液側から差圧 0.8MPa、気側から差圧 0.4MPa を印加した QT タンクのダイアフラムは破断していない 【開発供試体による追加検証】
 - ✓ 6号機+Y 軸側タンクは、製造中に印加した最大差圧は約 0.2MPa であるため破断に至る圧力は印加されていない
- ② QT および△QT タンクのダイアフラムは過去にヒドラジン未浸漬でフライト振動の 1.4 倍を印加したが、破断していない。【開発供試体による追加検証】
- ③ ダイアフラムとタンク構造の接触状態が 6号機+Y 軸側タンクと同等の△QT タンクに 9L の水を充填して工場～射場の往復輸送（実運用の 2 倍）を実施したダイアフラムは破断していなかった。【開発供試体による追加検証】

5.6 原因の特定

イプシロンロケット 6 号機のフライトデータ、製造・試験データおよび追加検証試験の結果、6 号機失敗の原因を「ダイアフラムシール部からの漏洩」と特定した。故障シナリオを図 5.6-1 に示す。

- ① ダイアフラムがリング間隙間に噛み込み、その後の溶接工程等で破断・損傷したことで推進薬が液側からガス側に漏洩し、ダイアフラムが液ポートに近接
- ② ダイアフラムが液ポートに近接した状態で、パイロ弁開動作時にダイアフラムが液ポートに引き込まれて閉塞
- ③ 閉塞までの間に配管に流れ込んだ一部の推進薬が配管下流へ流入 (+Y 軸側下流配管圧力挙動)

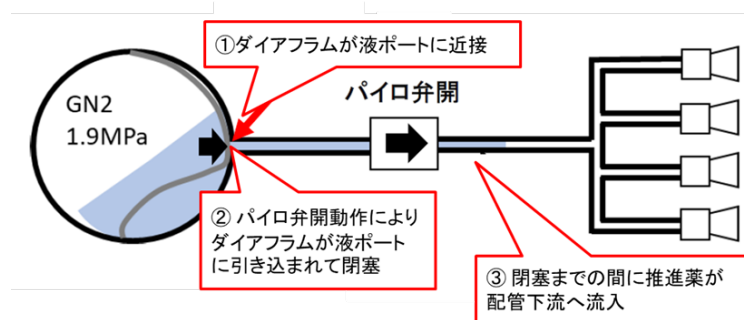


図 5.6-1 推進薬供給配管の閉塞の故障シナリオ

6. 是正対策

6.1 設計等の改善の考え方（イプシロンSロケットへの是正処置）

原因を「ダイアフラムシール部からの漏洩」に特定したことを踏まえて、現在開発中のイプシロンSロケットに対する開発リスクを抑えつつ信頼性を確保するため、大幅な設計変更なく適用可能な国産の推進薬タンクを適用する方針として、表6.1-1に示す2案の対策を検討してトレードオフを実施し、イプシロンSロケットの設計に反映する。

表6.1-1 ダイアフラム式タンク設計変更方針

	現タンク設計変更案	H-IIAタンク活用品(※1)
タンク方式	ダイアフラム式	ダイアフラム式
タンクサイズ	容量24L/直径約360mm	容量37L/直径約420mm
開発内容	6号機原因究明踏まえたタンク再開発 ・シール部の設計・製造・検査改善(※2) ・ダイアフラム閉塞防止対策反映(※3)	タンク置換えに伴う設計変更 ・タンク大型化に伴う機体システム設計 ・充填推進薬量検討

(※1) ダイアフラム組込時にシール部の噛み込みが発生しない設計・製造工程となっており、タンク液ポートに閉塞防止用の機構を有する。

(※2) ダイアフラム組込時にシール部の噛み込みが発生しない設計・製造工程、シール部からの漏洩を確実に検知する方法等を検討する。

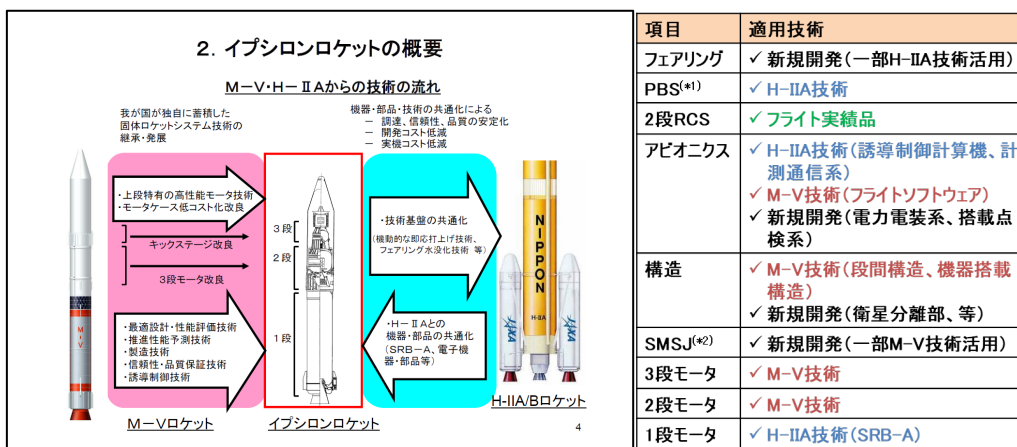
(※3) RCSタンクはブローダウン方式（タンク内加圧ガスにより推進薬を排出）のため、推進薬消費に伴うガス圧低下の影響を抑える観点から充填推進薬量に対して所要のガス容積を確保したタンク容量を確保しつつ、今回の原因究明を受け、以下を含めた閉塞リスクを排除する対策を検討する。

- ・ダイアフラムの変形を考慮した充填推進薬量増加
- ・タンク液ポートへの閉塞防止用の機構追加

6.2 背後要因分析・対策方針

6.2.1 イプシロンロケット6号機不具合事象の背後要因

イプシロンロケットは、M-VとH-IIAで培った技術を最大限活用する方針としつつ、一部は機体仕様に応じて新規開発やフライト実績品を適用した開発を実施した（図6.2-1）。



宇宙開発利用部会（H25.4.4 第9回）資料9-5 「イpsilonロケットの開発及び打上げ準備状況」抜粋

(*1)Post Boost Stage（小型液体推進系） (*2)Solid Motor Side Jet（姿勢制御用補助推進系）

図6.2-1 イpsilonロケット開発の考え方

6.2.2 なぜなぜ分析

「ダイヤフラムシール部からの漏洩」に対してなぜなぜ分析（図 6.2-2）を実施した結果、背後要因は「フライト実績品に対する確認不足」と識別した。

- ✓ M-V と H-IIA 技術を活用した範囲は、ロケットシステムにおいて実績のある技術をベースとして、イプシロンの仕様に合わせた適用開発を行っており、開発段階では新規開発品と同様、約 20 年来の基幹ロケットの信頼性向上の取組を踏まえた設計・製造工程・品質保証方法の確認を実施している
- ✓ 2 段 RCS のダイヤフラム式タンクは元々宇宙機で使用するために開発されたものであり、適用開発時には使用条件の違いを考慮した機械環境試験や耐圧試験等のタンク構造としての確認は実施していたものの、ダイヤフラムシール部等のタンク内部についてはフライト実績を重視し、使用条件の違いを含め設計の考え方・作動原理等を十分理解した上での確認が不足していた。

事象	なぜ#1	なぜ#2	なぜ#3	背後要因
ダイヤフラム組込み時のシール部の噛み込みおよび溶接時のシール部の破断・損傷により、ダイヤフラムシール部からの漏洩が発生	シール部の噛み込みとその後の溶接によるダイヤフラムシール部の破断・漏洩という故障モードを予測できていなかった	ダイヤフラムシール部の設計やメカニズムに関する基礎データ（潰し率と漏洩の関係、ヒドランジ浸漬の影響等）を把握できていなかった。	フライト実績を重視し、実際に想定される使用条件でのダイヤフラムシール部の設計の確認が不足していた。	フライト実績品に対する確認不足 (使用条件が想定と異なる場合はもちろん、信頼性向上に係る開発の目が入っていないもの)
	ダイヤフラム組込み工程や検査が不十分であり、不具合発生リスクを排除できていなかった。	ダイヤフラム組込み時にシール部噛み込みリスクを排除できない工程となっていた。	フライト実績を重視し、ダイヤフラム組込み工程は過去開発時に確立しているものと考え、確認が不足していた。	
		シール部噛み込み発生時の寸法変化を把握できておらず、寸法検査規格が不十分であったために、寸法特異性を検出できなかった。	フライト実績を重視し、ダイヤフラム噛み込みの検出方法は過去開発時に確立しているものと考え、確認が不足していた。	
		シール部漏洩検査で漏洩があっても検出できない可能性があることがメカニズム含めて把握できておらず、漏洩を検出できなかった。	フライト実績を重視し、漏洩検出方法は過去開発時に確立しているものと考え、確認が不足していた。	

図 6.2-2 なぜなぜ分析

6.2.3 背後要因の水平展開

(1) イプシロン S に向けた対策

背後要因である「フライト実績品に対する確認不足」に係る以下の確認をイプシロン S の詳細設計の中で行い、信頼性を向上させる。

- ✓ フライト実績品の使用条件が想定と異なる場合はもちろん、20 年来の信頼性向上に係る開発の目が入っていない場合は、開発当時の設計の考え方や使用条件の根拠、製造工程・品質保証方法に立ち返って確認を実施する。
- ✓ 過去の設計等に立ち返る場合には、2003 年の H-IIA6 号機打上げ失敗以降、基幹ロケットとして取り組んできた信頼性向上の観点（以下）を十分に考慮して、抜けないように確認を実施する。

【不具合事象への対応、メカニズム・動作余裕の確認、製造・検査・整備作業の改善、連鎖事象への対応、安全に係る対応】

(2) 他プロジェクトに向けた水平展開

イプシロンロケット 6 号機において確認が不足していた「フライト実績品」は、使用時には必要な技術情報を把握した上で、適切な管理をしていくべきものであったことを踏まえ、他プロジェクトにおいても類する品目について、以下の観点で管理ができているか、今回の L&L として展開し、各プロジェクト内でフォローする対応とする。

- ① 既存プロジェクト及び今後の新規プロジェクトに対し、フライト実績品を使用する場合は以下の問題提起を共有し、プロジェクト内における対象品目の再確認を行う。ただし、部門内プロジェクト等（※1）については、その目的や意義に照らし、個別に評価要否を検討する。

※1 各部門の裁量で実施される比較的小規模なプロジェクトやシステム開発を伴わない研究開発を行うプロジェクト

- ✓ フライト実績品のうち、信頼性確保に係る開発の目が入っていないもの、かつ不具合を生じた際のミッションへの影響度が大きいものについて、管理すべき対象品目として識別できているか。
 - ✓ 識別された品目の適用について、十分な根拠を以て開発されているか、実績が十分かなど、信頼性の評価に必要な技術情報の取得や、ベンダー等との情報授受を行うための体制が整っており、得られる情報に基づく評価が請負業者において適切に行われた結果を入手できているか。
 - ✓ 技術情報の取得やベンダー等との情報授受の体制が整っていない場合は、対象品目の使用の是非を含め、リスク管理（リスクが許容できる状態にすること）ができているか。
- ② 上記の水平展開を行い、各プロジェクトのマイルストーン審査等において評価を行うとともに、開発を通して独立的な評価やモニタを行っている第三者部門（安全・信頼性推進部等）が当該評価結果を確認する。

(3) 経験・知識継承の取組

① Lessons Learned としての継承

JAXA では、プロジェクト活動で得られた知見・教訓を蓄積し、ナレッジシェアとして組織内に共有する取り組みを進めている。当該データベース（知識共有システム（LINKS：Lessons, Intelligence and Knowledge Sharing System））に今回の事例を登録し、後のプロジェクトに向けて確実な継承を図る。

また、プロジェクトのマイルストーン審査においては、過去の Lessons Learned の取り込み状況を審査することとしている。今回の事例を重要な Lessons Learned のリストに含め、今後の審査において確実に評価されていることを確認する。

② 人材育成の活動

JAXA では、プロジェクト業務を行う職員に対し、SE/PM（※2）および S&MA（※3）に関する必要な知識を有する人材を育成するために、様々な研修を企画・運営している。今回の事例をこれらの研修において教訓事例として取り上げ、得られた教訓の浸透を図る。

※2 システムズエンジニアリング（Systems Engineering）及び
プロジェクトマネジメント（Project Management）

※3 安全・ミッション保証（Safety and Mission Assurance）

7. 他機種ロケットへの水平展開

7.1 影響評価の対象

イプシロンロケット 6号機の FTA 絞り込み状況を踏まえ、H-IIA ロケットおよび H3 ロケットを対象として直接要因の水平展開を行った。なお、2022 年度の打上げスケジュールを考慮し、途中段階での展開としたため、推進薬を充填する「タンク（ダイアフラム含む）」、および「推進薬遮断弁（パイロ弁）」を影響評価の対象とした。

それぞれのロケットの RCS の比較を表 7.1-1 に示す。

	イプシロン RCS	H3 RCS	H-IIA RCS
推進薬	ヒドラジン	ヒドラジン	ヒドラジン
タンク	ダイアフラム式タンク×2式	ダイアフラム式タンク×1式 (イプシロンと設計・形状が異なる)	ダイアフラム式タンク×2式 (イプシロンと設計・形状が異なる)
	タンク容量: 24L 充填量: 9L	タンク容量: 74L 充填量: 72L(試験機1号機)	タンク容量: 37L 充填量: 36L
推進薬供給配管	1/4inch ステンレス配管	6/16inch ステンレス配管	6/16inch ステンレス配管
推進薬遮断弁	パイロ弁 搭載数2式	パイロ弁, 搭載数1式 (イプシロンと同じ製造元であるが 製品は異なる。作動原理は同じ。)	パイロ弁, 搭載数2式 (イプシロンと製造元も作動原理も 異なる。)
パイロ弁点火信号	OBCから1sずらして信号送出	VCON2A,VCON2B(*)から1sずらして 信号送出	GCC2から同時に信号送出
スラスタ	23Nスラスタ 搭載数8式 (2か所にそれぞれ4式)	50Nスラスタ 搭載数8式 (2か所にそれぞれ4式)	50Nスラスタ 搭載数8式 (2か所にそれぞれ4式)

(*)VCON2A/B: 機体制御コントローラ

表 7.1-1 RCS における他機種との共通性比較

7.2 影響評価の概要

7.2.1 H3 ロケット

「推進薬供給配管の閉塞」の要因にかかわるダイアフラムについて、推進薬充填後やパイロ弁開時にダイアフラムが推進薬タンクの液ポートに近接しないため、ダイアフラムによる液ポート閉塞の可能性は無いと評価。また、推進薬のリークやダイアフラムの破損、脱落が発生しないよう管理し、製造異常も確実にスクリーニングできるプロセスとなっていることから、フライトに異常を持ち込むリスクは無く、H3 ロケットに関する懸念は排除されると評価。

一方、「パイロ弁の開動作不良」および「推進薬供給配管の閉塞（パイロ弁内）」の要因にかかわるパイロ弁については、H3 ロケットとイプシロンロケットと製品としては異なるものの製造元と作動原理が同じである。そのため、懸念を排除できない可能性を踏まえ、試験機 1号機に向けては H-IIA ロケットのパイロ弁と交換することとした。なお、パイロ弁は最終的に原因ではなかったため、2号機以降の対応は別途検討することとした。

7.2.2 H-IIA ロケット

「推進薬供給配管の閉塞」の要因にかかわるダイアフラムについて、H-IIA ロケットと H3 ロケットは設計仕様、検査手順等が同じであり、H3 ロケットの評価と同様に H-IIA ロケットに関する懸念は排除されると評価。「パイロ弁の開動作不良」および「推進薬供給配管の閉塞（パイロ弁内）」の要因にかかわるパイロ弁は、仕組みが異なり、製造異常も確実にスクリーニングできるプロセスとなっていることから、H-IIA ロケットに関する懸念は排除されると評価。

8. 衛星への水平展開

8.1 影響評価の対象

ダイヤフラム方式のタンクを採用している衛星のうち、X線分光撮像衛星（XRISM：X-Ray Imaging and Spectroscopy Mission）、小型月着陸実証機（SLIM：Smart Lander for Investigating Moon）について、イプシロンロケット6号機と類似設計であることから水平展開を行った。技術的評価については、各衛星プロジェクトが開発審査の中で評価を実施済み。

上記2つの衛星について、水平展開時点の原因究明ステータスに基づき、可能性が否定できない以下の詳細要因について影響評価を行った。

- (1) 「ダイヤフラムが正常」ケースで、ヒドラジン浸漬後のダイヤフラムが加速度等により液ポートに近接する可能性があるか
- (2) 「ダイヤフラムが異常」ケースで、ダイヤフラムシール部が赤道リングと固定リングの隙間に局所的に噛み込んでいる場合にその後の状態変化等で漏洩が発生するか

XRISM および SLIM の推進システムについて、構成の共通性、相違点について、表 8.1-1 に示すが、XRISM のタンク・ダイヤフラムはイプシロンロケットと同一のものであり、SLIM についてはサイズは異なるが、ダイヤフラムの素材やタンクとダイヤフラムのシール部の設計は類似。

表 8.1-1 RCS における衛星との共通性比較

	イプシロン RCS	XRISM	SLIM
推進薬+加圧ガス	ヒドラジン+窒素	ヒドラジン+窒素	ヒドラジン+ヘリウム
タンク・ダイヤフラム仕様	ダイヤフラム式タンク	ダイヤフラム式タンク (イプシロンと同設計)	ダイヤフラム式タンク (イプシロンと設計類似)
	タンクサイズ: 直径362mm	タンクサイズ: 直径362mm	タンクサイズ: 直径約840mm
	タンク容量: 24L	タンク容量: 24L	タンク容量: 約490L
	充填量: 9L 充填率: 約38%	充填量: 15.6L 充填率: 約65%	充填量: 約297L 充填率: 約58%
充填から打上げ期間	134日	約1か月(予定)	約2.5か月(予定)
ダイヤフラム素材	EPR(エチレンプロピレンゴム)	EPR(エチレンプロピレンゴム)	EPR(エチレンプロピレンゴム)

8.2 影響評価の概要

8.2.1 XRISM

XRISM の推進システムに搭載しているタンク・ダイアフラムはイプシロンロケット 6 号機に搭載しているものと同一のものであるが、詳細要因についてそれぞれ技術評価を行い、問題ないことを確認済。

- (1) 「ダイアフラムが正常」ケースで、ヒドラジン浸漬後のダイアフラムが加速度等により液ポートに近接する可能性があるか
 - ✓ 打上げ時点での推進薬充填量が多いため、運用初期の推薬遮断弁「開」時に閉塞は起こりえない
 - ✓ 運用中の推進薬減少時においてもタンクからの排液にかかる動圧では閉塞しないことを実機を模擬した試験で確認
- (2) 「ダイアフラムが異常」ケースで、ダイアフラムシール部が赤道リングと固定リングの隙間に局所的に噛み込んでいる場合にその後の状態変化等で漏洩が発生するか
 - ✓ 実機に疑似推薬（水）を入れてフライトより厳しい環境条件で振動試験を実施後、水の漏洩がないことを確認
 - ✓ 仮に噛み込みがあった場合でも上記試験以上の負荷は打上げ以後に印加されないため噛み込み部が後から破損する可能性はないと評価

8.2.2 SLIM

SLIM の推進システムに搭載しているタンク・ダイアフラムはイプシロンロケット 6 号機に搭載しているものとサイズ、形状が異なるが、シール部やダイアフラム材料等の一部の設計が類似しているが、詳細要因についてそれぞれ技術評価を行い、問題ないことを確認済。

- (1) 「ダイアフラムが正常」ケースで、ヒドラジン浸漬後のダイアフラムが加速度等により液ポートに近接する可能性があるか
 - ✓ 打上げ時点での推進薬充填量が多いため、運用初期の推薬遮断弁「開」時に閉塞は起こりえない
 - ✓ 運用中の推進薬減少時においてもタンクからの排液にかかる動圧では閉塞しないことを実機を模擬した試験で確認
- (2) 「ダイアフラムが異常」ケースで、ダイアフラムシール部が赤道リングと固定リングの隙間に局所的に噛み込んでいる場合にその後の状態変化等で漏洩が発生するか
 - ✓ 実機のダイアフラム組込み後にリーク試験を行っており漏洩がないことを確認
 - ✓ シール部において噛み込みといった特異事象がないことを、実機の製造検査データから確認