

ORIGAMI PROJECT

OrigamiSat-1 報告書

ver. 1.0 : 2019年10月13日

ver. 1.1 : 2020年3月23日

ver. 2.0 : 2020年11月25日

目 次

第1章 背景および衛星の概要	1
第2章 ミッション定義	3
2.1 開発の目的・ミッション定義	3
2.1.1 開発の目的	3
2.1.2 ミッション定義	3
2.1.3 サクセスクライティリア	4
2.1.4 ミッションシークエンス	4
2.2 システム要求	5
2.2.1 ミッション系	5
2.2.2 バス系	7
2.2.3 ロケットインターフェース	7
2.2.4 システム安全	7
2.2.5 國際宇宙ステーションへのリスク防止要求	8
2.3 システム設計	8
2.3.1 システム構成	8
2.3.2 システムダイアグラム	10
第3章 サブシステム開発の経緯（設計・試験）	15
3.1 電源系（概要/EPS/インヒビット設計（二重絶縁）/電源系統図/電池/SAP）（池谷・中塚）	15
3.1.1 概要	15
3.1.2 SAP	17
3.1.3 バッテリ	17
3.1.4 インヒビット回路	17
3.1.5 放出検知スイッチ・ライトピン	21
3.1.6 CIB 内電源回路	23
3.1.7 EPS	23
3.1.8 ミッション部電源系	28
3.1.9 電源系コメント	28
3.2 通信系（衛星）（大本）	29
3.2.1 通信機、アンテナ概要	29
3.2.2 VHF 系	30
3.2.3 UHF 系	32
3.2.4 5.8GHz 系	32
3.3 地上局（加藤・飯島）	33
3.4 C&DH 系（OBC 岩崎・小出・林・井手, COBC 黒崎・中塚・大本, Rpi 飯島）	33
3.4.1 CIB	33
3.4.2 OBC	43
3.4.3 初期運用	46
3.5 姿勢制御系	54

3.5.1	制御方式	54
3.5.2	主要諸元	54
3.6	構体系（奥山・大野）重量管理も含む	56
3.6.1	3DCAD 設計	56
3.6.2	図面作成	57
3.6.3	発注	57
3.6.4	組み立て	58
3.7	熱系（中村・坂本）	59
3.7.1	熱設計の方針	59
3.7.2	熱解析結果：高温ケース	61
3.7.3	熱解析結果：低温ケース（Nominal）	61
3.7.4	熱解析結果：低温ケース（膜展開後）	62
3.7.5	熱系の振り返り	63
3.8	VHF/UHF 展開アンテナ（仁尾・坂本）	64
3.8.1	概要	64
3.8.2	アンテナ材料の選定と製造	65
3.8.3	テグス，ニクロム線，ボビン	66
3.8.4	金メッキ	66
3.8.5	開発と試験	67
3.8.6	収納手順	70
3.9	ミッション系	70
3.9.1	5.8GHz 通信ミッション（井手）	70
3.9.2	伸展カメラ	71
3.9.3	膜展開部（および膜上デバイス制御部）	83
第4章	統合試験	98
4.1	放射線試験（寺田（報告書）・池谷・黒崎）	98
4.1.1	試験概要	98
4.1.2	試験供試体および照射条件	99
4.1.3	照射量	101
4.1.4	検証方法	102
4.1.5	試験手順	103
4.1.6	試験結果	104
4.2	形状計測試験（大野・奥山）	104
4.2.1	外形寸法に関する要求	105
4.2.2	レールに関する要求	107
4.2.3	エンベロープに関する要求	107
4.2.4	質量特性に関する要求	107
4.2.5	セパレーションスプリング/ディプロイメントスイッチに関する要求	108
4.2.6	強度要求	108
4.2.7	アクセス窓	108
4.3	振動試験（加藤・飯島）	109
4.3.1	振動試験とは	109
4.3.2	試験内容	110

4.3.3	各試験の概要	115
4.3.4	振動試験実施の流れ	116
4.3.5	OrigamiSat-1 の振動試験において発生した不具合及びトラブル	117
4.4	衝撃試験（大野）	118
4.4.1	使用装置	119
4.4.2	準備（私がやったこと）	119
4.4.3	試験	121
4.4.4	キャリーケースの損傷	122
4.4.5	付録：全体スケジュール	122
4.5	連続動作試験 EMver (?)	122
4.6	姿勢制御試験（恒光）	122
4.7	通信系 機能試験（大本）	122
4.7.1	通信系設計、機能試験を行うにあたって	123
4.7.2	モノポールアンテナ	123
4.7.3	パッチアンテナ	123
4.7.4	モノポールアンテナ インピーダンスマッチング試験	124
4.7.5	モノポールアンテナ 放射特性試験	127
4.7.6	パッチアンテナ 利得・放射特性試験	128
4.7.7	長距離通信模擬試験	130
4.7.8	反省点	130
4.8	熱真空試験（中村・坂本）	130
4.8.1	EM 熱平衡試験（2018年2月13～14日）	131
4.8.2	EM 3U 熱真空試験（2018年2月27～3月1日）	131
4.8.3	EM 2U 熱真空試験（2018年3月12～14日）	132
4.8.4	FM 熱真空試験（2018年9月25～27日）	133
4.8.5	熱真空試験での気づき	134
4.9	表面あらさ計測（大野・奥山）	134
4.9.1	計測の目的	134
4.9.2	計測機器	135
4.9.3	1回目の計測	135
4.9.4	レール傷の処理	135
4.9.5	2回目の計測	135
4.10	放出試験（大野・奥山）	136
4.10.1	計測の目的	136
4.10.2	水平引き出し試験	137
4.10.3	垂直引き出し試験	138
第5章	安全審査（中西・坂本）	140
5.1	Phase 0/1	140
5.2	Phase 2	140
5.3	Phase 3	140

第 6 章 引き渡し	141
6.1 コンプライアンスマトリクス（大野・中西）	141
6.2 内之浦での引き渡し（中西・坂本）	141
第 7 章 運用と不具合解析	142
7.1 運用（坂本）	142
7.1.1 東工大地上局での運用	142
7.1.2 アマチュア無線家による受信報告	144
7.2 運用の経緯と軌道上データ（坂本・中西）	144
7.2.1 運用の経緯	144
7.2.2 軌道上データ	145
7.3 不具合解析（岩崎・大本）	145
7.3.1 衛星動作モード切替に関する不具合	145
7.3.2 I2C 信号衝突による不具合	145
第 8 章 革新的衛星技術実証プログラムへの参加（坂本）	146
第 9 章 國際周波数調整（中西）	147
第 10 章 内閣府宇宙活動法（坂本）	148
第 11 章 物体登録（中西）	149
第 12 章 プロジェクトマネジメント（池谷・岩崎・大野）	150
12.1 開発日程	150
12.1.1 BBM 開発	150
12.1.2 EM 開発	150
12.1.3 FM 開発	151
12.2 人員配置・引継ぎ	151
12.3 コメント	151
第 13 章 教訓（池谷）	152
13.1 反省会まとめ	152
13.1.1 目的	152
13.1.2 方法	152
13.1.3 課題・改善点	152
13.1.4 コメント	154
第 14 章 付録	156
14.1 システム設計	156
14.2 5.8	156
14.3 構体系	156
14.4 VHF/UHF 展開アンテナ	156
14.5 通信系	156
14.6 C&DH 系	156
14.7 電源系	156

14.7.1 バッテリ充放電特性計測	156
14.8 振動試験	156
14.9 熱真空試験	156
14.10 連続動作試験	156
14.11 引渡し	156
14.12 プロジェクトマネジメント	156
14.13 展開膜	156
14.14 MDC	156
14.15 伸展カメラ部	156
14.16 運用	156
謝辞	158

第1章 背景および衛星の概要

柔軟な膜やケーブルで構成される宇宙構造は軽量・高収納率の展開構造として、薄型アンテナ、薄膜太陽電池アレー、ソーラーセイル、サンシールド、オカルタなど多様な宇宙利用が期待されている。近年、薄膜化が進むアンテナや太陽電池セルなど、各種薄型デバイスを膜構造上に貼付しながら、膜面構造を高収納率に収納し、高い信頼性で軌道上で展開を実現する構造様式（以降これを「多機能展開膜構造」と呼称する）の実証は特にいまだ希少である。デオービットを目的とした膜の展開実証は為されてきている一方で、薄膜デバイス搭載膜の宇宙実証については、2010年の小型ソーラー電力セイル実証機 IKAROS および 2017 年の国際宇宙ステーション上での Roll-Out Solar Array (ROSA) 等の数例しかない。したがって開発コストが比較的安価である CubeSat を用いて多機能展開膜の宇宙実証を行うことは意義が高い。また、CubeSat を用いて展開膜の展開挙動の動画撮影などを実施することが考えられるが、超小型衛星には通信レートの低さの課題がある。2012年にISSより放出された福岡工業大学の1U CubeSat FITSAT-1（にわか）は、アマチュア5.8GHz帯での115kbpsの通信に成功しており [1]、本技術の活用・発展が望まれる。

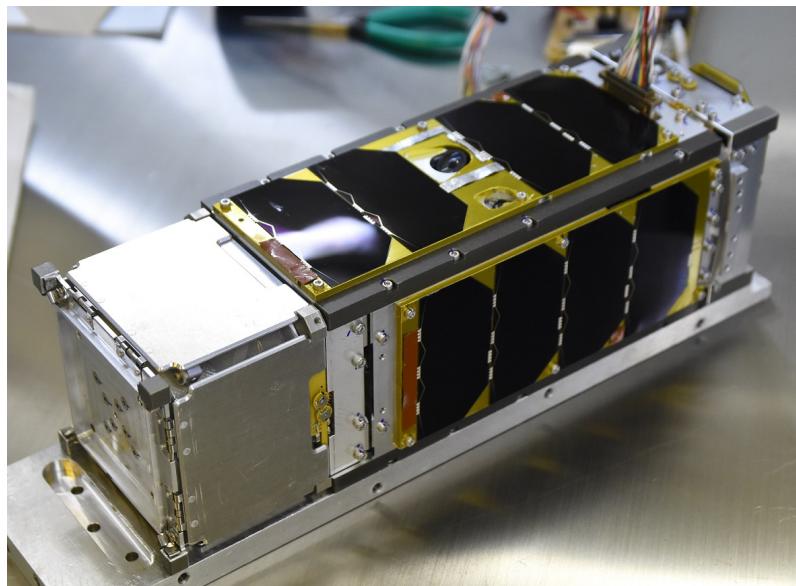


図 1.1: OrigamiSat-1 フライトモデル

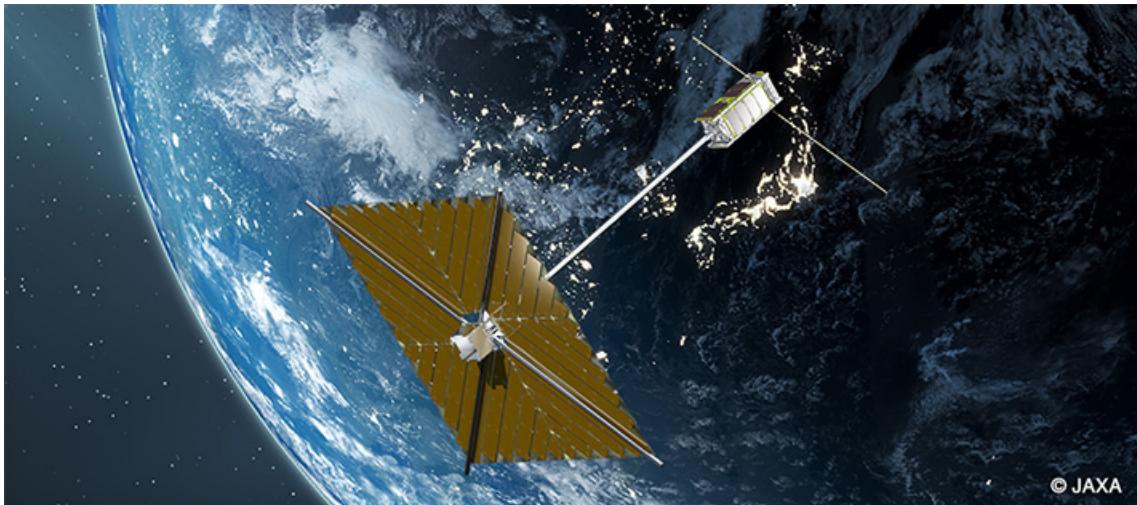


図 1.2: OrigamiSat-1 軌道上での展開イメージ

上記背景から、我々は 3U CubeSat 「OrigamiSat-1」を開発した。宇宙実証衛星を開発・運用するという活動を通して、大学が持つ技術シーズを実際の宇宙機器へ実装し、さらに開拓精神を持つ若手人材を育成する「宇宙展開構造物 研究開発拠点」を醸成することを目指す。OrigamiSat-1 は以下の 3 つの主要ミッションを持つ。第一に、太陽発電アレーや平面アンテナを薄膜上で実現しうる、大幅な構造の軽量化・高収納率化を可能にするブーム・膜複合構造（著者らが提案）による「多機能展開膜構造」を宇宙実証する（多機能膜展開ミッション）。第二に、3U キューブサット上で各種展開構造物の宇宙実験を可能にし、今後も継続的に宇宙実証を活用した技術開発を行っていくための「実験プラットフォーム」を構築し、その宇宙実証を行う。OrigamiSat-1 の 3U のうち、実験プラットフォーム部分が 2U サイズ、供試体が 1U サイズとする（宇宙実証プラットフォーム開発ミッション）。第三に、5.8GHz 帯でのアマチュア無線衛星通信技術を確立し、同周波数帯の普及に貢献する（アマチュア無線ミッション）。著者らは 2015 年 1 月から衛星の概念設計を開始し、(i) 多機能展開膜、(ii) 膜計測実験プラットフォームの 2 つの主要コンポーネントを新規に開発し、(iii) 5.8GHz 通信系を実装し、また (iv) 上記 3 つのミッション系に対応するバス系を開発しシステムの統合を実施した。衛星は 2018 年 11 月に JAXA イプシロンロケット 4 号機へ引き渡され、2019 年 1 月 18 日に高度 500km の軌道へ打ち上げられた。打ち上げ後、衛星からの信号を受信し、さらに地上局からのコマンドアップリンクによる衛星状態の取得を実施した。しかし、ミッションを開始する直前の、打ち上げから 6 日半が経過した時点で、地上局運用中に衛星からの信号が途絶える不具合が発生し、本報告書執筆時点で衛星との通信が復帰していない状態にある。

本報告書を次の 3 つの目的で執筆する。第一に、新規性の高い 2 種のミッション部の設計と、それらを 3U CubeSat へ統合するためのバス部およびシステムの設計について記することで、OrigamiSat-1 が実装した CubeSat 設計の知見を共有する。第二に、OrigamiSat-1 の打ち上げ後からの発生事象を記すとともに、初步的な不具合解析を示すことで、衛星バス部が直面している状況を共有し議論・学びの糧とする。第三に、OrigamiSat-1 の開発過程を振り返り、その中で特徴的な失敗のエピソードを記す。これにより、教科書などに示されている衛星開発のデザインパターンを補間しうる、CubeSat 開発のアンチパターンを抽出・体系化していく議論を喚起する。

第2章 ミッション定義

2.1 開発の目的・ミッション定義

2.1.1 開発の目的

平成26年度文部科学省宇宙航空科学技術推進委託費・宇宙科学研究拠点形成プログラム「革新的宇宙科学を切り拓く先進展開構造の研究・開発拠点形成」をきっかけに始めたプロジェクトを「ORIGAMI (ORganization of research Group on Advanced deployable Membrane structures for Innovative space science) Project」と名付け、以下を目指す。

1. 多機能展開膜構造の宇宙実証と数値解析モデル高精度化
2. 繙続的な展開構造物 宇宙実証のための「実験プラットフォーム」構築
3. 大学・企業が連携し宇宙実証を行う「研究・開発拠点」形成

2.1.2 ミッション定義

上述3つの目的達成のためのパイロットプロジェクトとして、以下の3つのミッションを実施する衛星（3U CubeSat）を開発する。この衛星を、「OrigamiSat-1」と名付ける。なお、打ち上げ後にアマチュア無線通信に成功したことから、Fuji-OSCAR-98（FO-98）の名称も付与された。したがって、「OrigamiSat-1/FO-98」あるいは「OrigamiSat-1 (FO-98)」を正式名称とする。

多機能膜展開ミッション：今後多様なアプリケーションへの発展を実現する目的で、開発者らが提案する多機能膜構造の展開・展張特性を軌道上で評価し、(i) 膜構造の設計・検証手法の発展に寄与するデータを取得するとともに、(ii) 多様なユーザーへアピールする。

宇宙実証プラットフォーム開発ミッション：先進的展開構造の宇宙実証を容易にする目的で、主に大学・企業の研究者・技術者らに向けた宇宙実証プラットフォームを構築する。具体的には、(i) 市販衛星部品を利用した衛星開発を行いながら、(ii) 伸展マストを用いた軌道上撮影技術を獲得する。

アマチュア高速通信ミッション：衛星通信技術の発展と普及を目的に、アマチュア無線5.8GHz帯を用いた高速通信を実現する。

まず多機能膜展開ミッションでは、10cm × 10cm の筐体内から 1m × 1m サイズへと2次元方向に展開する多機能展開膜を軌道上で展開し、展開挙動・展張状態のデータを取得する。また、膜には薄膜デバイス（形状記憶合金アンテナ、太陽電池、球状太陽電池）を添付し、これらが機能することを検証する。

次に、宇宙実証プラットフォーム開発ミッションでは、今後の実証実験を容易にするため、(A) 販売機器を利用した衛星開発を行い、かつ (B) 伸展マストを用いた軌道上撮影技術を開発して、多機能展開膜の展開挙動および展張形状を計測する。

最後に、高速通信ミッションでは、アマチュア無線 5.84GHz 高速通信を用いた衛星通信を実現する。福岡工業大学が 2013 年に FITSAT-1 を用いて開発した衛星通信技術を実装・運用する。

2.1.3 サクセスクライテリア

OrigamiSat-1 のサクセスクライテリアを、図 2.1 に示す。

ミニマム サクセス	(M1)	【宇宙実証プラットフォーム開発ミッション】データのダウンリンク/アップリンクを実施	地上局で確認
	(M2)	【高速通信ミッション】5.8GHz高速通信により1024x768pixel画像をダウンリンク	地上局で確認
	(M3)	【宇宙実証プラットフォーム開発ミッション】伸展マストの伸展開始を確認	エンコーダデータあるいは画像から判断
	(M4)	【多機能膜展開ミッション】約1mX1m正方形の多機能膜構造の展開開始を確認	ジャイロデータあるいはTLEあるいは画像から判断
フル サクセス	(F1)	【宇宙実証プラットフォーム開発ミッション】伸展マストを伸展し、膜が全展開した場合に膜全体が撮影可能な位置へ膜展開部を移動	エンコーダおよび伸展カメラ部の撮影画像により相対位置を推定。(詳細を別ページに示す。)
	(F2)	【多機能膜展開ミッション】膜面の90%以上の展開を確認	展開完了後、画像から判断する(マスト伸展長さに対応した確認方法の詳細を別ページに示す。)
	(F3)	【多機能膜展開ミッション】【宇宙実証プラットフォーム開発ミッション】膜展開過程でのフレーム/膜・衛星本体の動的応答を画像と角速度計・加速度計で計測	展開前後2枚と展開過程3枚以上のタイムスタンプがついた膜構造のおよび角速度・加速度データを取得
アドバンスト サクセス	(A1)	【多機能膜展開ミッション】【宇宙実証プラットフォーム開発ミッション】膜面の展開後の面外形状モードを計測	展開完了後、膜のステレオ視により面外変形を推定。
	(A2)	【多機能膜展開ミッション】展開膜上の薄膜太陽電池の発電量を評価(薄膜太陽電池アレイ機能)	軌道上でI-V特性と温度を計測し、地上実験結果と比較する
	(A3)	【多機能膜展開ミッション】展開膜上のSMA製アンテナの機能を確認(膜上アンテナ機能)	SMA製アンテナによる受信を確認
	(A4)	【多機能膜展開ミッション】展開膜上のSMA製アンテナの形状伸展を確認(膜面形状制御機能)	SMA上ひずみゲージによる伸展の確認
	(A5)	【多機能膜展開ミッション】球状太陽電池の発電による膜上LEDの発光を確認(球状太陽電池発電機能)	カメラ画像を取得
	(A6)	【多機能膜展開ミッション】【宇宙実証プラットフォーム開発ミッション】1地球周回以上の時間をかけ、膜形状の時間変化を観察	90分以上経過後、再度、膜のステレオ撮影を行い画像をダウンリンク
	(A7)	【宇宙実証プラットフォーム開発ミッション】伸展マストが伸展完了しない場合を想定しても膜展開が画像で確認できること	側面カメラを用いて画像を取得
	(A8)	【宇宙実証プラットフォーム開発ミッション】展開膜をバス部から切り離し、軌道上寿命を延長できること	TLEあるいはカメラ画像で確認
	(A9)	【多機能膜展開ミッション】【多宙実証プラットフォーム開発ミッション】40 fps以上のレートの膜展開動画を取得	地上局で確認

図 2.1: 3U キューブサット OrigamiSat-1 のサクセスクライテリア

2.1.4 ミッションシークエンス

図??に軌道投入後のミッションシークエンスを示す。本衛星はロケットより放出後、VHF および UHF 用のモノポールアンテナを展開し、初期チェックアウトを実施する。その後、伸展カメラ部のマストを 1m 伸展することにより膜展開部がカメラの画角に入るよう調整し、多機能膜の展開・計測を行う。膜展開後は、膜形状の経時変化を定期的にカメラで計測する他、膜上の薄膜デバイスの機能検証を実施する。軌道高度が 400km 付近まで低下した後は軌道寿命を延長するため、伸展マストおよび膜展開部を切り離し 2U サイズ CubeSat として、主に 5.8GHz 帯を用いた高速通信実験および、撮影データのダウンリンクを行う。

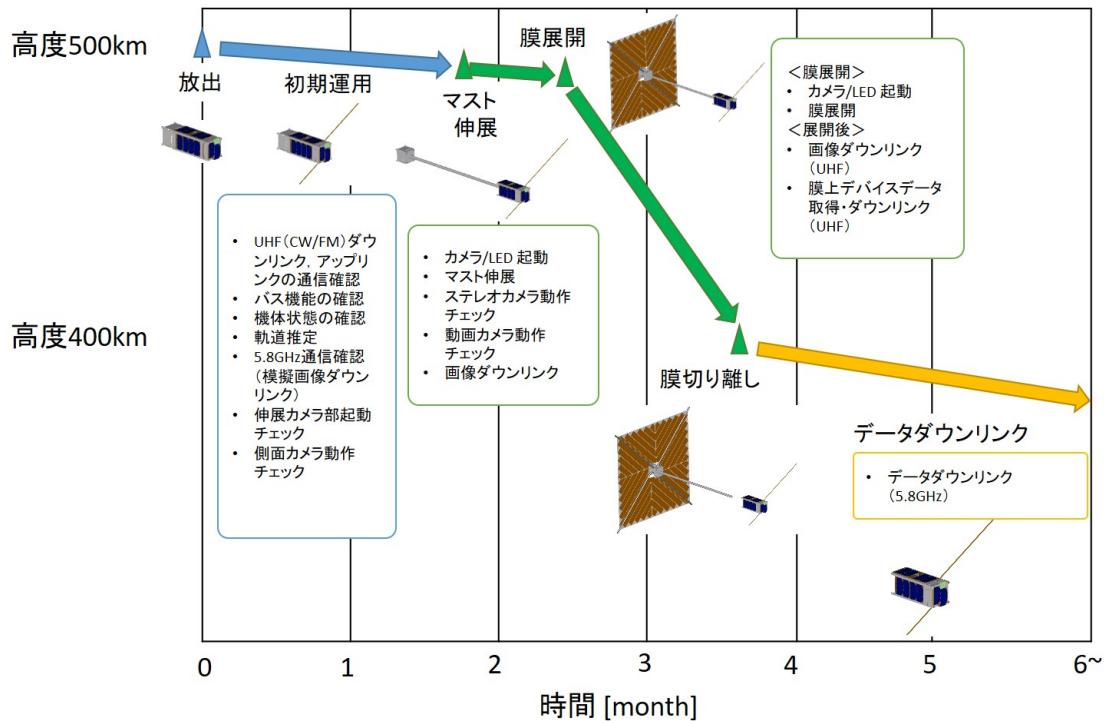


図 2.2: 3U キューブサット OrigamiSat-1 のミッションシーケンス可視化

2.2 システム要求

2.2.1 ミッション系

サクセスクライテリアに対応させ、ミッション系に以下を要求した。

(1) ミニマムサクセス

(M1) バス確認

- (mR-1) 衛星から地上局へダウリンクができること
- (mR-2) 地上局から衛星へアップリンクができること

(M2) 5.8GHz 実証

- (mR-3) アマチュア 5.8GHz 帯により 1024×768 pixel 画像をダウリンクできること¹

(M3) マスト伸展開始

- (mR-4) 伸展マストの伸展が開始できること
- (mR-5) 伸展マストの伸展長を推定できるエンコーダデータが得られること
- (mR-6) 伸展マストの伸展長を推定できる画像が得られること

(M4) 膜展開開始

¹ (注) 福岡工大 FITSAT-1 は 640×480 を使用

- (mR-7) 多機能膜の展開が開始できること
- (mR-8) 展開機構の動作が確認できること
- (mR-9) 多機能膜展開開始がわかる角速度あるいは加速度データが得られること
- (mR-10) 多機能膜展開がわかる TLE データが得られること
- (mR-11) 多機能膜展開過程あるいは展開後の画像が得られること

(2) フルサクセス

(F1) マスト伸展完了

- (mR-12) 伸展マストを正常に伸展完了できること
- (mR-13) 伸展マストの伸展によって膜が全展開した場合に膜全体が撮影可能な位置へ膜展開部を移動したことを確認できる画像、あるいはエンコーダデータおよび画像、が得られること

(F2) 膜展開完了

- (mR-14) 多機能膜の投影面積 90%以上を展開できること
- (mR-15) 膜面積 90% 以上の展開完了を確認できる画像が得られること

(F3) 展開ダイナミクス計測

- (mR-16) 展開前 1 枚、展開後 1 枚を含み、多機能膜展開過程でタイムスタンプのついた画像 5 枚以上が得られること
- (mR-17) 多機能膜展開挙動について知見が得られるサンプリングレート（160Hz 以上）で、展開過程において角速度データが得られること
- (mR-18) 多機能膜展開挙動について知見が得られるサンプリングレート（角速度計と同一レート）で、展開過程において加速度データが得られること

(3) アドバンストサクセス

(A1) 膜形状計測

- (mR-19) 多機能膜の展開後の面外形状モードを推定できるステレオ画像（面外方向の標準偏差 $\pm 10\text{mm}$ 以内）が得られること

(A2) 薄膜太陽電池

- (mR-20) 多機能膜展開後に薄膜太陽電池の I-V 特性と温度、および本体の各ソーラーパネルの発電量が得られること

(A3) 膜上アンテナ

- (mR-21) 多機能膜展開前後で SMA アンテナ受信ゲインの変化が確認できること

(A4) SMA 形状制御

(mR-22) 多機能膜展開前後で SMA アンテナ伸展を確認できるひずみゲージデータを取得できること

(A5) 球状太陽電池

(mR-23) 多機能膜展開後に球状太陽電池による膜上 LED 発光を確認できる画像を取得できること

(A6) 動画取得

(mR-24) 40fps 以上のレートの膜展開動画が得られること

(A7) 膜経時変化

(mR-25) 軌道 1 周期（約 90 分）以上経過後に再度、多機能膜の展開後の面外形状モードを推定できるステレオ画像（mR-18 と同一精度）が得られること

(A8) 膜切り離し

(mR-26) 展開膜全体をバス部から切り離せること

(A9) 側面カメラ

(mR-27) 伸展マストが伸展完了しない場合を想定しても膜展開が確認できる画像が得られること

2.2.2 バス系

バス系に対するシステム要求を表 2.1 に示す。

2.2.3 ロケットインターフェース

ロケットとのインターフェースは、JX-ESPC-101655 「OrigamiSat-1 イプシロンロケット 4 号機インターフェース管理文書」にて定義されている。これを満たすための要求を表 2.2 に示す。

2.2.4 システム安全

本衛星のシステム安全については、以下の文書（ハザードレポート）により定義・管理を実施した。

- OP-S1-0041 OrigamiSat-1 スタンダードハザードレポート (STD-HR)
- OP-S1-0042 OrigamiSat-1 UHR-1 (衛星の構造破壊)
- OP-S1-0043 OrigamiSat-1 UHR-2 (展開機構の誤展開)
- OP-S1-0050 OrigamiSat-1 UHR-3 (意図しない電波放射)
- OP-S1-0053 OrigamiSat-1 UHR-4 (バッテリの破裂・発火)

これらの文書からの設計要求を表 2.3 および表 2.4 に示す。上記文書内、OP-S1-0042, OP-S1-0043 については、システム安全審査 Phase 3 の際に、識別すべきハザードから除外されたが、開発完了時であるため、設計要求については、設計時の物を記載する。

表 2.1: バス系システム要求一覧

項目	要求番号	要求
通信	bR-1	アマチュア無線 UHF 帯の FM および CW ダウンリンク機能を有すること。
	bR-2	アマチュア無線 VHF 帯の FM アップリンク機能を有すること。
	bR-3	アマチュア 5.8GHz 帯の FM 送信機能を有すること。
	bR-4	地球局からのコマンドで、宇宙機からの電波放射を停止できること。
	bR-5	国際周波数調整により定められた電波の型式、周波数で通信を行えること。
電源	bR-6	太陽電池により必要な電力を獲得できること。
	bR-7	太陽電池で発電した電力をバッテリに蓄えることが出来ること。
	bR-8	バッテリ電力を各コンポーネントに供給できること。
	bR-9	打上時は電力供給が遮断され、放出後に供給が開始されること。
C & DH	bR-10	地球局からのコマンドに基づき、通信機、EPS、伸展カメラ部、膜上デバイス制御部、膜展開部を制御する機能を有すること。
	bR-11	通信機、EPS、伸展カメラ部、膜上デバイス制御部、膜展開部からのデータを収集し、テレメトリを生成できること。
	bR-12	取得データおよび、テレメトリを蓄えることができること。
	bR-13	取得データおよび、テレメトリを通信機を介して地上にダウンリンクできること。
	bR-14	地上からのコマンドにより再起動できること。
構造	bR-15	打上時、放出時の振動・衝撃で破損しないこと。
	bR-16	打上時、可動部は HRM (Hold and Release Mechanism) によって固定され、放出後定められたタイミングで解放されること。
熱	bR-17	打上時、及び軌道上における温度環境で機能喪失しないこと。
放射線	bR-18	各機器は軌道上の放射線環境下において、ミッション終了まで破損しないこと。

2.2.5 国際宇宙ステーションへのリスク防止要求

本衛星の運用にあたっては、国際宇宙ステーションに対するリスクを防止する観点から、JAXA と協議の上、表 3.13 に示す要求を設定した。

2.3 システム設計

2.3.1 システム構成

OrigamiSat-1 衛星 (100mm × 100mm × 340.5mm, 4.1kg) は主に 3 つのサブシステムからなる。すなわち、(I) バス部、(II) 伸展カメラ部、(III) 膜展開部、である。また別途、(IV) 地上局、がある。OrigamiSat-1 の主な機器配置を図 2.3 に示す。衛星 FM の外観写真を図??および組立図を図 2.4 に示す。次節のシステムダイアグラムに示す通り、バス部の主要な機器は海外／国内のメーカーからの購入品を使用している。主に多機能展開膜ミッショ

ン担う(III) 膜展開部、および宇宙実証プラットフォーム開発ミッションを担う(II) 伸展カメラ部については新規開発品である。

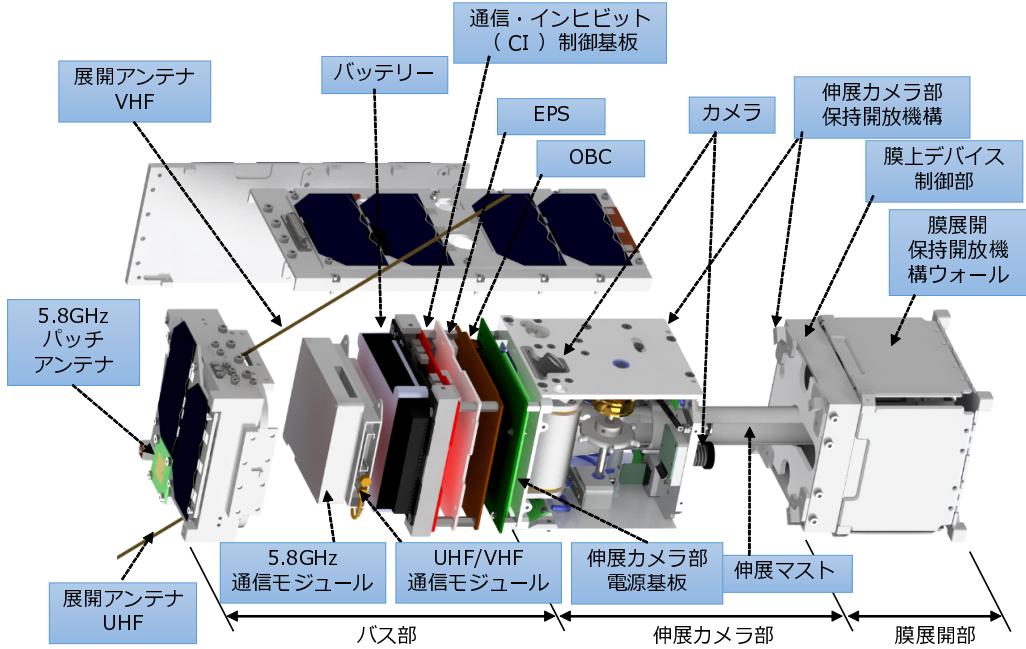


図 2.3: 衛星機器配置

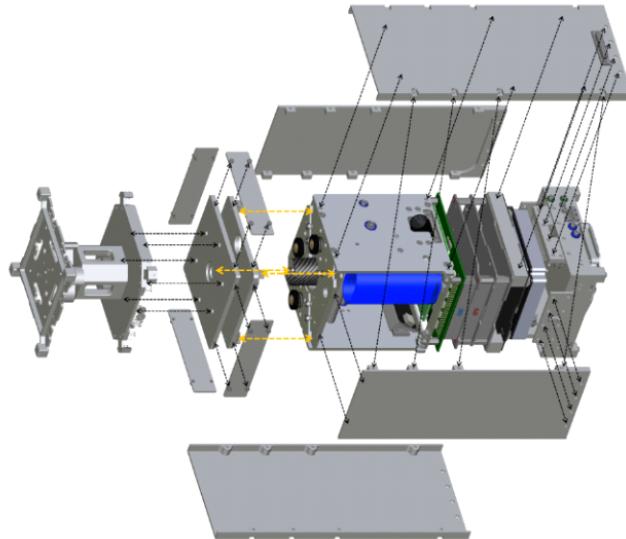


図 2.4: 組み立て図

図 2.5 に本衛星の通信回線を示す。本衛星はコマンドアップリンクにアマチュア VHF 帯、テレメトリダウンリンクにアマチュア UHF 帯を用いる。アンテナはいずれも展開式の半波長モノポールアンテナ（特注品のリン青銅製コンベックスステップ）を使用する。地上局については既存の東工大局のハードウェアおよびソフトウェアを一部更新して用いた。さらに、

5.84GHz 通信を実現するため、FITSAT-1で用いたものと同等の通信機（ロジカルプロダクト社 LPTX5840-1、出力 2W）を衛星に搭載する。衛星に搭載した 5.84GHz 円偏波パッチアンテナは購入品では性能が低かったため新規開発し搭載した。地上局については、FITSAT-1 で用いたのと同等の LNB (Low Noise Block Converter) を購入し、東京工業大学が保有していたパラボラアンテナに設置した。これにより、アマチュア 5.8GHz 帯で最大 115kbps の通信を行う。パッチアンテナはバス部の端面に取り付けられる。本アンテナは半値幅約 60 deg の指向性であり、これを地上へ向ける姿勢制御が必要である。本衛星では、FITSAT-1 にて実績のある、永久磁石を用いた沿磁力線姿勢制御を行う。角速度のダンピングについては、PC パーマロイの板を用いたヒステリシスダンパにより行う。姿勢制御の概要を図 2.6 に示す。

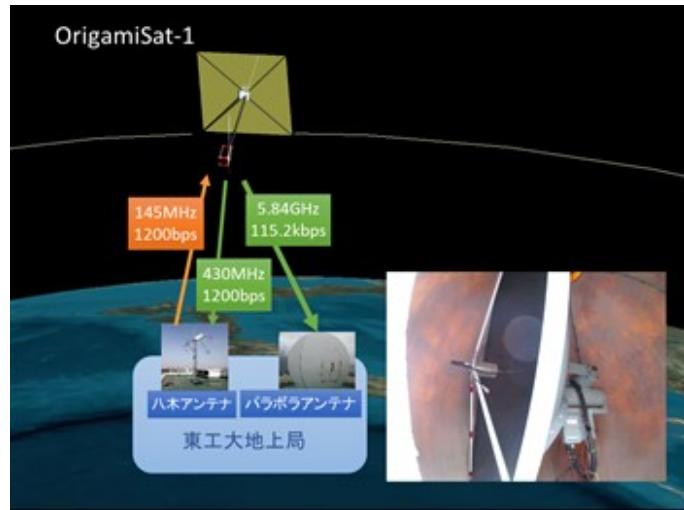


図 2.5: 通信回線の概要

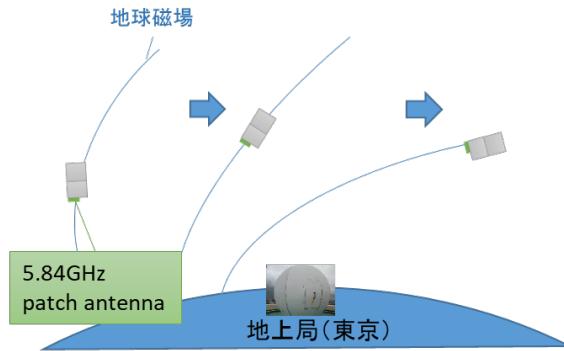


図 2.6: 永久磁石を用いた沿磁力線制御

2.3.2 システムダイアグラム

OrigamiSat-1 のシステムダイアグラムを図 2.7 に示す。

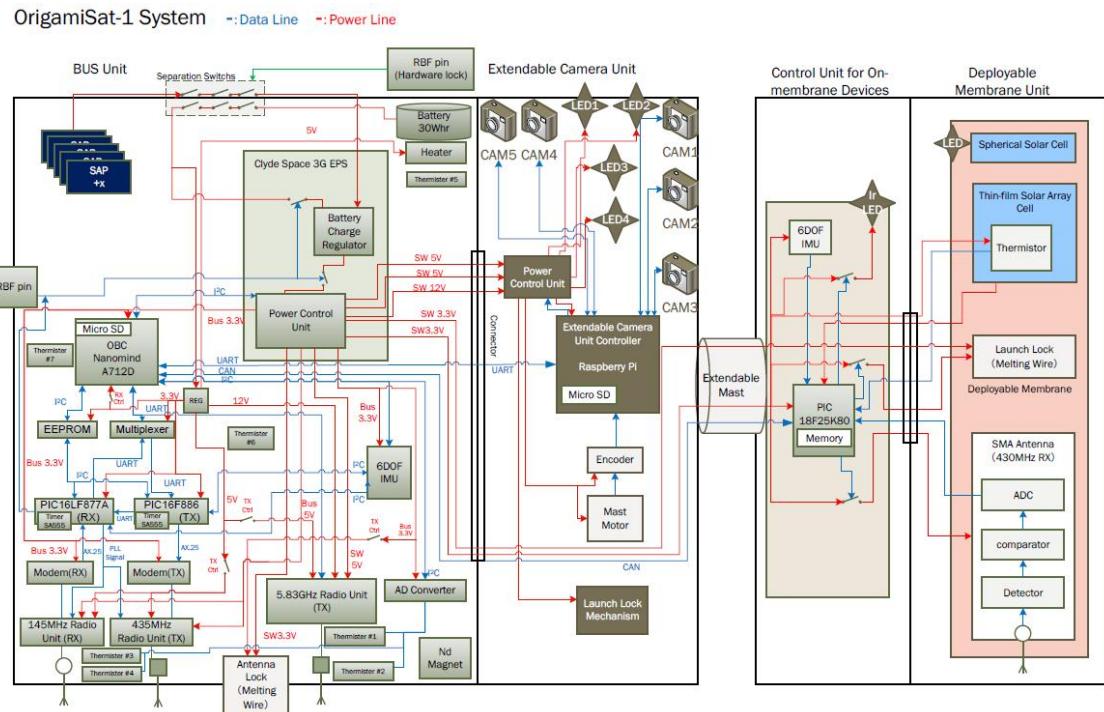


図 2.7: OrigamiSat-1 フライトモデルのシステムダイアグラム

表 2.2: ロケットインターフェースに関する要求一覧

要求番号	源泉文書項目	要求
4.2 項	iR-1	衛星の最低次固有振動数は、レール 4 本の両端部を固定した条件で、113Hz 以上であること。
4.3 項	iR-2	規定された外形寸法を満たすこと。
4.4 項	iR-3	衛星 Z_{sc} 軸に平行な四辺に、規定された長さ、幅、形状、表面処理のレールを有すること。
4.5 項	iR-4	衛星の主構体及び突起部を規定されたエンベロープ内に収めること。
4.6 項	iR-5	質量は 4.5kg 以下であること、また、質量中心は 4 本のレールで構成される直方体の幾何中心を中心とする半径 20mm の球体内に位置すること。
4.7(2) 項、 5.1(1)-(5) 項	iR-6	所定の形状・機能のディプロイメントスイッチを所定の位置に搭載すること。
4.8 項	iR-7	地上での取り扱い、試験、運搬、打ち上げ、運用等、全ての環境において破損や永久変形することなく、材料の許容応力に対して安全余裕 (MS) が正となること。
4.9 項	iR-8	E-SSOD への収納後に外部からアクセスするポートは、定められたアクセス窓の位置に配置すること。
5.1(6) 項	iR-9	太陽電池及びバッテリ電力による衛星起動に対して、ディプロイメントスイッチを含めて、3つ以上、電力を遮断する手段を設けること。
5.2 項	iR-10	E-SSOD 収納後に地上での取り扱いが必要になった場合に備え、衛星はアクセス窓側にボンディングポイントを有すること。
6 項	iR-11	衛星はコールドロンチとする。射場作業開始～ロケット・衛星分離後 200s 経過するまで RF 放射しないこと。また、定められた許容値を超える磁気を放射しないこと。
7.4.1(2) 項	iR-12	CubeSat 放射後 200 秒経過するまで展開物を展開しないこと。
8.5.1 項	iR-13	定められた、ロケット及び射場からの放射電界レベルを許容すること。
9 項	iR-14	定められた機械環境適合試験（正弦波振動、ランダム振動、モーダルサーベイ、衝撃、質量特性）を実施すること。

表 2.3: システム安全に関する要求一覧 1

対応ハザードレポート	項目番号	要求番号	要求
STD-HR	1.1 b)-1	hR-1	ロケット搭載時における通常の運用コンフィギュレーションにおいて（故障は想定する必要はない），自身または混載ペイロードの推進薬のリークに対して点火源とならない。
	1.1 b)-3 項	hR-2	振動試験／衝撃試験により電子機器の健全性を確認する。（バッテリ直下のリレーが非密封性の場合、チャタリングの確認を含む）
	1.1 b)-4 項	hR-3	適切に接地することで静電気を防止する。
	1.1 b)-5 項	hR-4	ヒドラジンに対する触媒作用となる鏽などがないことを管理する。（防鏽材料の使用）
	2 b) 項	hR-5	電波放射は、3インヒビットスイッチによって発生しないようにコントロールする。
	9 b) 項	hR-6	露出した高温、低温表面がない設計とする。
UHR-1	1.1 項	hR-7	規定の安全係数（降伏荷重に対して 1.25、終極荷重に対して 1.5(TBD)）を掛けた荷重を印加された時の安全余裕が正となる構造とする。
UHR-2	1.2 項	hR-8	展開力及び、打上時の振動に対して十分な強度を有する保持解放機構を有すること。
	2.3 項	hR-9	収納時に発生する張力と打上げ時の機械環境により発生する荷重に対して、充分な強度を持つテグスを選定する。
	2.4 項	hR-10	テグスの結び目にほつれが生じない結び方を選定する。
	2.5 項	hR-11	収納時に発生する張力を長期間受けることで生じる伸び量を吸収できるテグスの引き回し方法・張力を選定する。
	2.7 項	hR-12	収納時に発生する張力と打上げ時の機械環境により発生する荷重に対して、充分な強度を持つようテグス基部（ボビンフランジ）を設計し、テグスの緩み発生を防止する。
	3.1 項	hR-13	ニクロム線へ電源を供給する回路に放出検知ピンによる 3 インヒビットを設け、放出ポッド搭載から放出までの電源供給を遮断する。
	3.2 項	hR-14	ニクロム線へ電源を供給する回路にライトピンによる 3 インヒビットを設け、放出ポッド格納までの電源供給を遮断する。

表 2.4: システム安全に関する要求一覧 2

対応ハザードレポート	項目番号	要求番号	要求
UHR-3	1.1 項	hR-15	通信系へ電源を供給する回路に放出検知ピンによる 3 インヒビットを設け、放出ポッド搭載から放出までの電源供給を遮断する。
	1.2 項	hR-16	通信系へ電源を供給する回路にライトピン(2ヶ所)を設け、放出ポッド搭載までの電源供給を遮断する。
UHR-4	1.1 項	hR-17	バッテリを充電する回路に放出検知ピンによる 3 インヒビットを設け、放出ポッド搭載から放出までの電源供給を遮断する。
	1.2 項	hR-18	バッテリを充電する回路にライトピンを設け、放出ポッド搭載までの電源供給を遮断する。
	2.2 項	hR-19	環境試験前後で充放電特性に変化のないバッテリを使用する。
	4.1 項	hR-20	打上環境に耐性のあるバッテリセルを選定する。
	4.2 項	hR-21	バッテリ搭載時にセルに機械的ストレスが生じない取付構造の設計とする。
	4.3 項	hR-22	引渡しから放出までの間、バッテリが保管温度範囲を逸脱しない設計とする。

表 2.5: 国際宇宙ステーションへのリスク防止に関する要求一覧

要求番号	要求
oR-1	ISS より高い軌道で膜を分離する場合、ISS の軌道を横切るタイミングで ISS と 200m/s 以上の相対速度があること。
oR-2	ISS の軌道範囲に入る 4 日前から ISS の Perigee を抜けるまでの間は分離や膜展開など物体数や BN(Ballistic Number) が大きく変わらるようなアクションを実施しないこと。

第3章 サブシステム開発の経緯（設計・試験）

3.1 電源系（概要/EPS/インヒビット設計（二重絶縁）/電源系統図/電池/SAP）（池谷・中塚）

3.1.1 概要

本節では本衛星の電源系について述べる。本衛星の電源系の概要を図 3.1 に示す。本衛星の電源系は主に以下のコンポーネントから構成されている。

- 太陽電池パネル (Solar Array Panel, SAP)
- バッテリ
- インヒビット回路
- 放出検知スイッチ・ライトピン
- CIB 内電源回路
- 電源基板 (Electrical Power System, EPS)
- 伸展カメラ部電源系

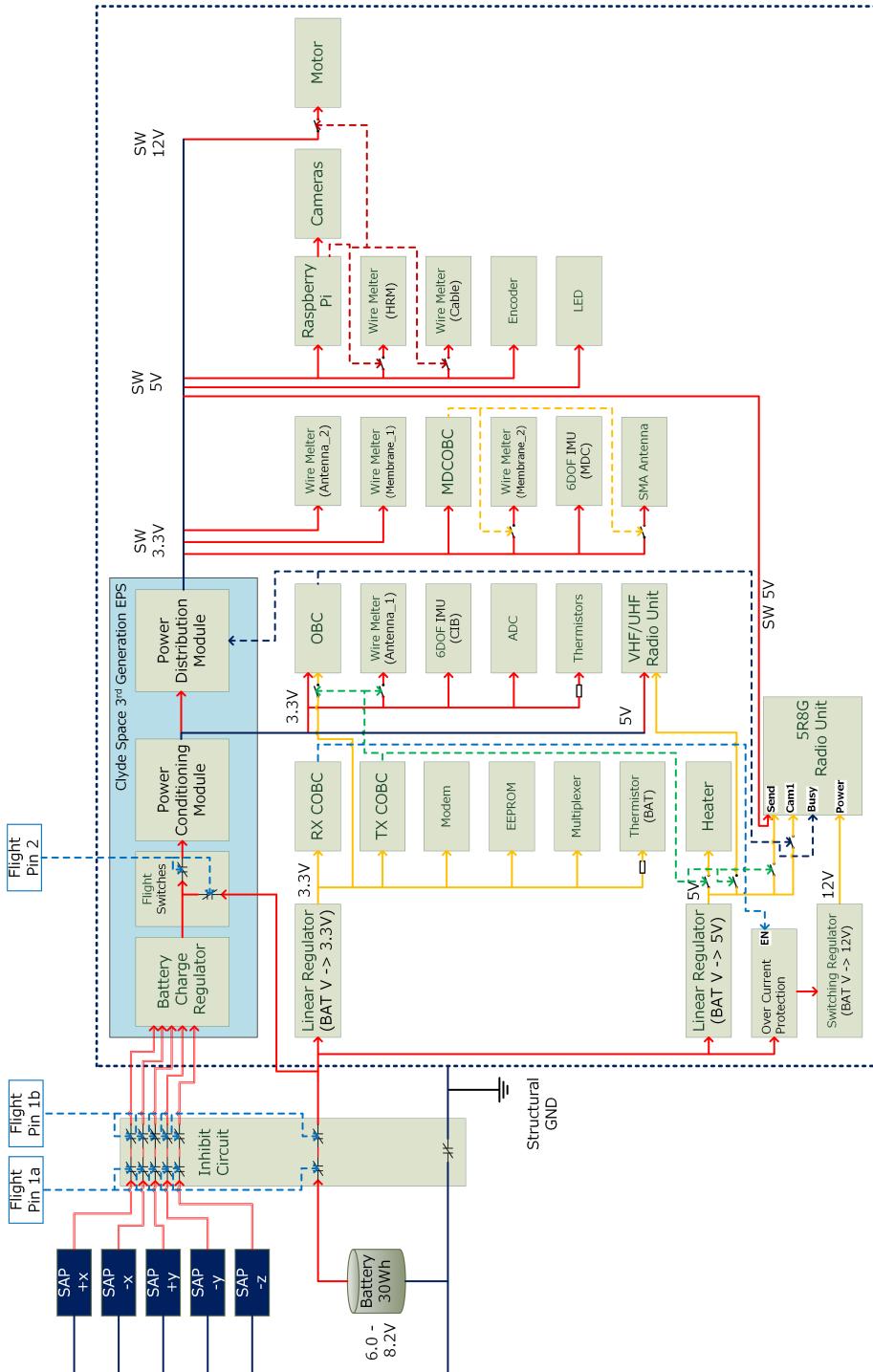


図 3.1: Example of a figure caption.

3.1.2 SAP

(1) SAP 製作

OrigamiSat-1 では AZUL 社の太陽電池セルを購入し、アレイ化、土台への接着を開発メンバーで行った。アレイ化は、太陽電池セル同士や感光基板をはんだで繋げて、設計どおりの直列数及び形状の太陽電池アレイを作る作業である。アレイ化の詳細手順は「太陽電池セル簡易アレイ化手順書.docx」を参照。土台への接着は、上記太陽電池アレイを接着剤を用いて、カプトンテープを貼った土台上に接着する作業である。土台への接着の詳細手順は、「Solar_Cell_Lay_Down.pdf」及び「20180607_OrigamiSat-1_EM_SAP 接着.docx」を参照。

(2) SAP 試験

太陽電池の出力特性試験は、太陽シミュレーターを用いて軌道上と同等の照射強度の光を照射し、太陽電池の電圧-電流特性を測定することで、太陽電池が正常に機能しているかを確認するための試験である。試験により測定した出力特性と、太陽電池セルのデータシート記載の出力特性を比較し確認を行った。出力特性試験は太陽電池セル単体、セルのアレイ化後、アレイの土台への接着後、機体組立後に行った。ただし機体組立後については、正しい測定位置に太陽電池面を持ってくることができなかつたため簡易的に行い、データシートの出力値と大きく変化がないことのみ確認した。組立後に正確に測定をするためには別途専用の治具を製作する必要があると思われる。詳細な試験手順については「ソーラーシミュレーター実験計画書.docx」を参照。また上記の太陽電池出力特性試験とは別に、アレイ化後以降はアレイの一部セルを覆って光が当たらないようにした上で出力を測定し、バイパス機能の確認も行った。

3.1.3 バッテリ

バッテリは公称電圧 7.6V、放電容量 3900mAh の Clyde Space 社の 30Wh Standalone CubeSat Battery を購入した（図 3.2）。バッテリの電気・構造的特性を表 3.1 に、絶対最大定格を表 3.2 に示す。このバッテリパックは 2 直 3 並列のリチウムポリマー電池であり、UN 勧告適合品、NASA 標準 EP-Wi-032 適合品である。

本バッテリにはセルレベルの過電流、過充電、過放電保護回路（図 3.3），および 1 並列ごとの過電流保護回路が組み込まれている（図 3.4）。これらの保護機能については、Clyde Space 社から試験報告書入手し、さらに本衛星開発チームで環境試験（振動、衝撃）前後の充放電特性を測定した（14.7.1 参照）。

また 0°C 以下で自動で動作するヒータが組み込まれており、さらに温度関係なく制御可能な自作ヒータを貼り付けた（図 3.5）。

FM および EMにおいてはバッテリの I²C ラインの故障が生じたために、組み込まれていたテレメトリ取得機能が使用不可能となった。バッテリの電圧、温度等の情報は別系統で取得可能にしていた。

3.1.4 インヒビット回路

射場作業から衛星分離までの期間における意図しない電波放射を防ぐ、あるいは放出ポッド搭載から放出までの太陽電池からの電源供給を遮断する等の目的のために、文献 [?] を参

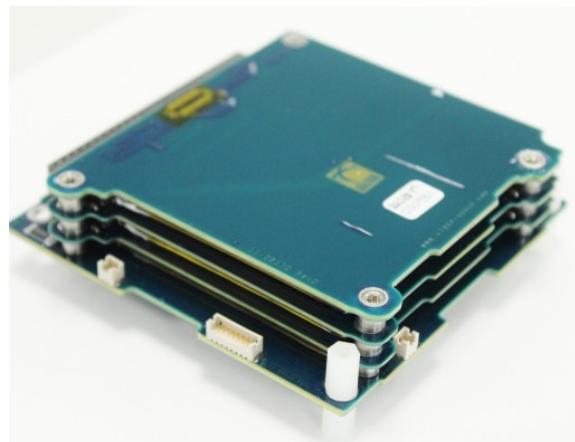


図 3.2: 30Wh Standalone CubeSat Battery (c)Clyde Space

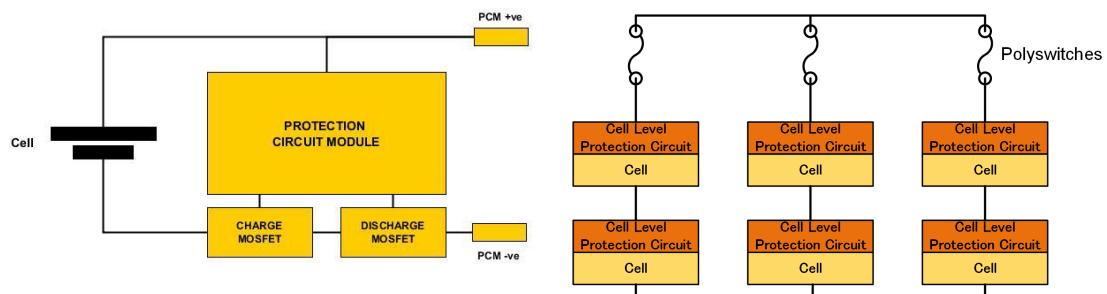


図 3.3: Cell Level Protection Circuit Schematic [?]

図 3.4: Battery Protection Architecture

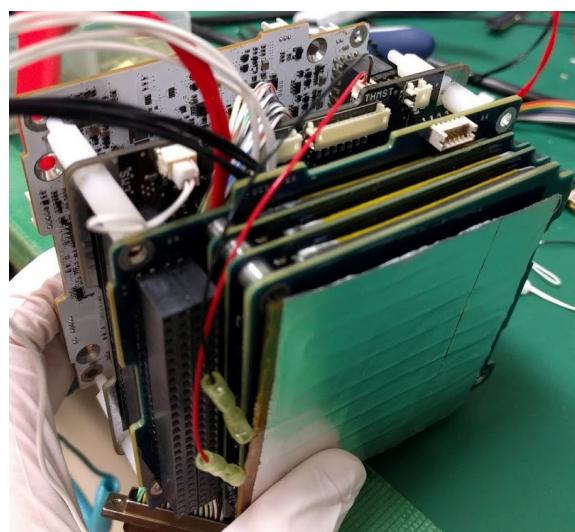


図 3.5: Image of Heater on Battery

Description	Notes	Min	Typical	Max	Unit
Charge Conditions					
EoC Voltage		8.22	8.26	8.3	V
Charge Current	Recommended maximum C/2	--	1.95	--	A
Discharge Conditions					
Full Discharge Voltage		6.16	6.2	6.24	V
Discharge Current	Recommended maximum C/2	--	1.95	--	A
Depth of Discharge	Recommended	--	20%	--	Capacity
Capacity					
Discharge rate C/15	-20°C	--	3.64	--	Ah
	0°C	--	3.92	--	Ah
	20°C	--	4.04	--	Ah
	40°C	--	4.02	--	Ah
Discharge rate C/10	-20°C	--	3.57	--	Ah
	0°C	--	3.88	--	Ah
	20°C	--	4.03	--	Ah
	40°C	--	4.15	--	Ah
Discharge rate C/5	-20°C	--	3.4	--	Ah
	0°C	--	3.87	--	Ah
	20°C	--	4.01	--	Ah
	40°C	--	4.02	--	Ah
Discharge rate C/2	-20°C	--	2.49	--	Ah
	0°C	--	3.59	--	Ah
	20°C	--	3.78	--	Ah
	40°C	--	3.89	--	Ah
Operating Conditions					
Quiescent Power Consumption	Draw from 3V3 (and negligible power from 5V)	--	--	< 0.1	W
Heater					
Power Draw	Heater active (3V3 powered heater)	--	0.60	--	W
Temperature	Enable heater	--	1	--	°C
	Disable heater	--	6.5	--	°C
Physical					
Dimensions	Height from top PCB to lowest component	21.55			mm
Weight		254	268	281	g

表 3.1: Electrical and Physical Characteristics of Battery [?]

表 3.2: Maximum Ratings of Battery [?]

Max Ratings Over Operating Temperature Range (Unless Otherwise Stated)				
	BCR	Value	Unit	
Charge Limits	Voltage	max	8.4	V
	Current	max	6	A
	Current Rate	max	1.53C	Fraction of Capacity
Discharge Limits	Voltage	max	6.2	V
	Current	max	6	A
	Current Rate	max	1.53C	Fraction of Capacity
Operating Temperature		-10 to 50		°C
		1 Year: -20 to +20		
Storage Temperature		3 Months: -20 to +45		°C
		1 Month: -20 to +60		
Vacuum		10 ⁻⁵		torr
Vibration		To [RD-3]		

考に 3 インヒビット回路を本衛星に設けた。購入品の機能ではこの要求を満たせなかつたため、Battery-EPS 間に新たに通信・インヒビット基板 (Communication & Inhibit circuit Board, CIB) を設けた (図 3.6, ??)。

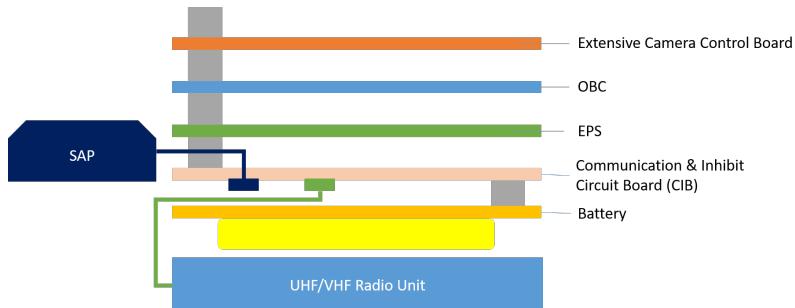


図 3.6: Overview of Satellite Bus Components

インヒビット回路の回路図は図 3.8 のようになっている。購入した EPS の仕様上 Battery-EPS 間のみならず、SAP-EPS 間も遮断し、SAP に光が当たっていても EPS が動作しないようにした (図 3.13 参照)。

COLD 側の MOSFET は ON Semiconductor 社の NTMFS5C404N を Back to Back で接続した。これは電流を双方向に流すことが目的であったが実際には EPS 側からバッテリ側にのみ流れるため、MOSFET 内のドレイン・ソース間オン抵抗、および基板実装を考慮し、片方のみが好ましい。

HOT 側のソリッドステートリレーは Battery-EPS 間にオムロン株式会社の G3VM-31HR を、SAP-EPS 間にはパナソニック株式会社 AQY211G2 を選定した。これは低オン抵抗であることを重要視して選定した。HOT 側のインヒビットは P-channel MOSFET と N-channel MOSFET を組み合わせても (充放電ともにできるよう設計しなければならないが) 実現可能である。本衛星では回路の簡易化のためにソリッドステートリレーを選択したものの、MOSFET のほうが概して内部抵抗が小さいため基板の面積との兼ね合いでは MOSFET に

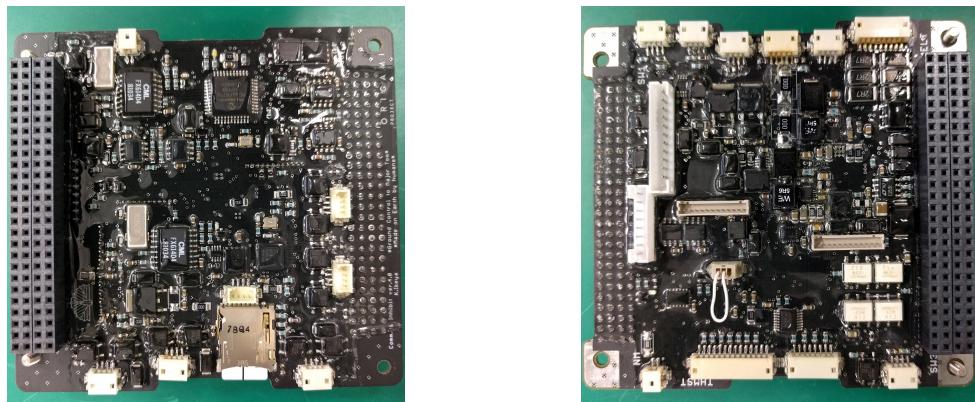


図 3.7: Image of CIB

による遮断も検討する必要がある。

これらのIC動作の不具合は衛星にとって致命的であるため実証実績の少ないソリッドステートリレーは並列に接続し冗長系を組んだ。また放射線試験によって放射線耐性を入念に確認した。

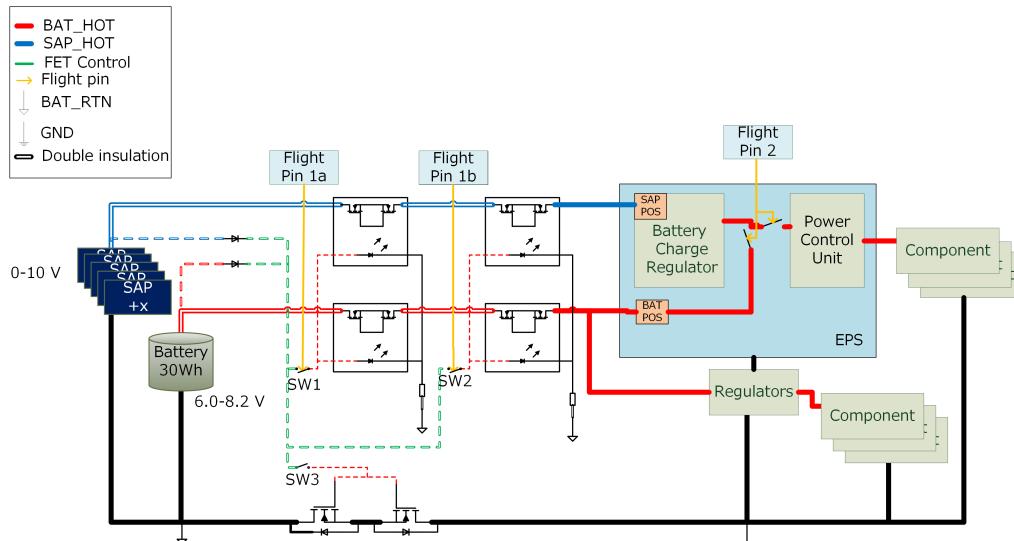


図 3.8: Inhibit Circuit Diagram

3.1.5 放出検知スイッチ・フライトピン

図3.8中のSW1, SW2, SW3は放出検知スイッチであり、放出検知ピンにより開放・短絡が制御される(図3.9)。

放出ポッド搭載までの意図せぬ電源投入を防ぐためにフライトピンを設けた。本衛星には放出検知ピンを機械的にロックするフライトピン(1a, 1b, 図3.10)と電気的にEPS以降の起動を阻止するフライトピン2がある。

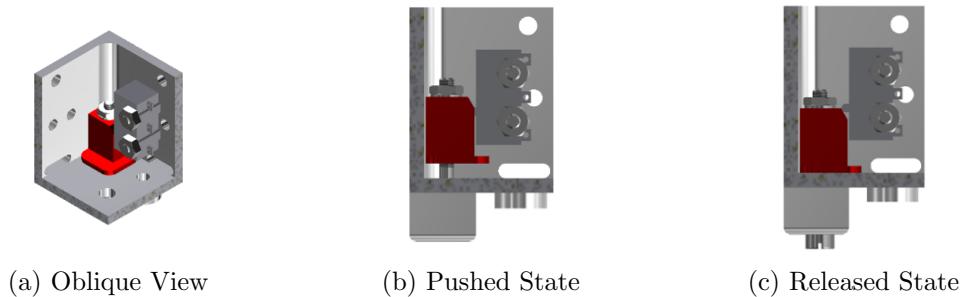


図 3.9: Release Detection Pin

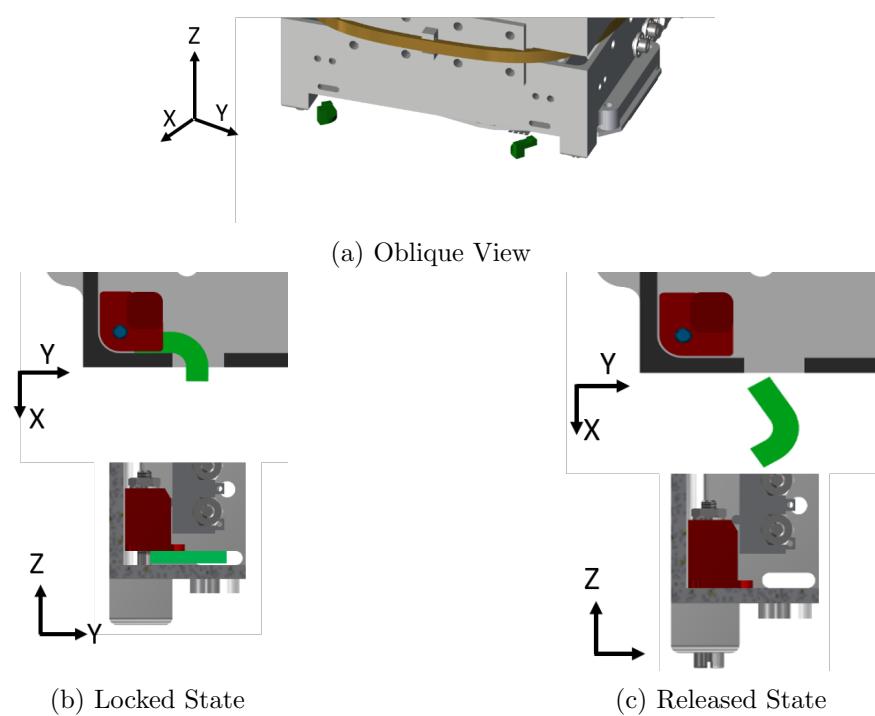


図 3.10: Flight Pin 1

フライトピン 2 は EPS の組み込み機能である Separation Switch 端子と RBF(Remove Before Flight) Switch 端子を GND に導通させることで EPS の起動を防ぐ。

3.1.6 CIB 内電源回路

通信用マイコンである RXCOBC, TXCOBC はミッション開始から終了まで非常時を除きすべての期間で起動している必要がある。EPS から電源供給されるコンポーネントの一括 ON/OFF を可能にするためにこれらの電源系は EPS 基板とは別に新たに設け、EPS 電源が入っていない状態においても衛星として最低限の役割が機能するように設計した。RXCOBC, TXCOBC の電源である CIB 内の 3.3 V 系には一般的に効率の良いスイッチングレギュレータではなく信頼性の高いリニアレギュレータを使用した。さらにレギュレータが 1 つ動作しなかった場合に備えて二つのレギュレータを並列で繋いだ（図 3.11）。一般にリニアレギュレータの並列は OR ダイオードを用いて行われる [?].

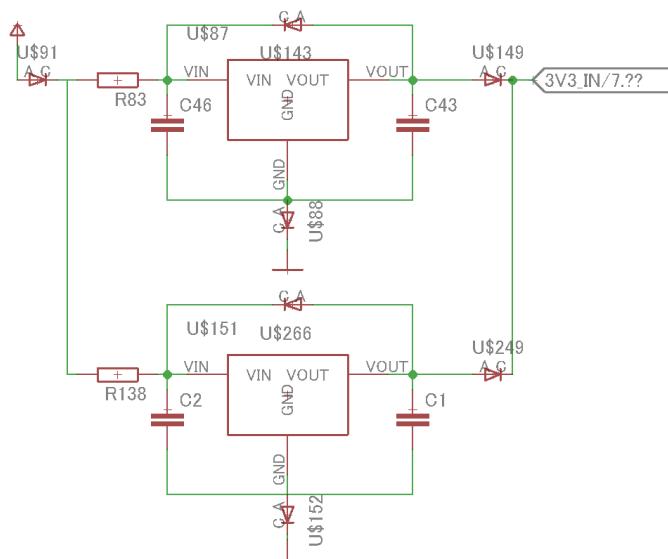


図 3.11: Paralleling Linear Regulators Schematic

UHF/VHF 無線機は EPS からの供給をメインとし、EPS 非起動時にも通信が行えるように 5V を CIB 内でリニアレギュレータを用いて生成できるようにした。

さらに 5.8GHz 送信を行う際の突入電流により EPS の過電流保護機能が働き、他の機器への影響がでてしまうため昇圧スイッチング・レギュレータを用いて 12V 系も新たに CIB 上に設計した。さらにレギュレータの故障による過電流防止のために、IC を設けた。また放射線試験による IC の放射線耐性を入念に確認した。

3.1.7 EPS

EPS は Clyde Space 社の 3rd Generation 3U EPS を購入した。EPS の電気・構造的特性を表 3.3 に、絶対最大定格を表 3.4 に示す。

EPS ユーザーマニュアル記載の EPS および SAP, Battery を含めた機能図を図 3.13 に示す。なお本衛星では Battery-EPS 間、SAP-EPS 間にインヒビット回路が組み込まれている

表 3.3: Electrical and Physical Characteristics of EPS [?]

Description	Conditions	Min	Typical	Max	Unit
BCRs 1&2					
Input Voltage		7.4	--	30	V
Output Voltage		6.144	--	8.26	V
Output Current		0	--	1.5	A
Switching Frequency		245	250	255	kHz
Efficiency	@16.5V input, Full Load	85%	90%	92%	
BCR 3					
Input Voltage		3.5	--	9.2	V
Output Voltage		6.144	--	8.26	V
Output Current		0	--	0.5	A
Operating Frequency		160	170	180	kHz
Efficiency	@6V input, Full Load	77%	79%	80%	
Unregulated Battery Bus					
Output Voltage		6.144	--	8.26	V
Output Current		--	4	4.5	A
Operating Frequency		--	--	--	
Efficiency	@8.26V input, Full Load	98.5%	99%	99.5%	
5V Bus					
Output Voltage		4.95	5	5.05	V
Output Current		--	4	4.5	A
Operating Frequency		470	480	490	kHz
Efficiency	@5V input, Full Load	95%	96%	98%	
3.3V Bus					
Output Voltage		3.267	3.3	3.333	V
Output Current		--	4	4.5	A
Operating Frequency		470	480	490	kHz
Efficiency	@3.3V input, Full Load	94%	95%	97%	
12V Bus					
Output Voltage		11.88	12	12.12	V
Output Current		--	1.2	1.5	A
Operating Frequency		750	800	850	kHz
Efficiency	@3.3V input, Full Load	90%	94%	96%	
Communications					
Protocol		--	I ² C	--	
Transmission speed		--	100	--	Kbits ⁻¹
Bus voltage		3.26V	3.3V	3.33V	
Node address		--	0x2B	--	Hex
Address scheme		--	7bit	--	
Node operating frequency		--	27MHz	--	
Quiescent Operation					
Power Draw	Flight Configuration of Activation Switches	--	--	<0.2	W
Physical					
Dimensions	Height from top of PCB to bottom of next PCB in stack	95	90	15.24	mm
Weight		84	86	88	g



図 3.12: EPS

表 3.4: Maximum Ratings of EPS [?]

OVER OPERATING TEMPERATURE RANGE (UNLESS OTHERWISE STATED)				
	BCR	Value	Unit	
Input Voltage ⁽²⁾	SA1A, SA1B (pin 1s)	BCR1	25	V
	SA2A, SA2B (pin 1s)	BCR2	25	V
	SA3A, SA3B (pin 1s)	BCR3	10	V
	Battery		8.3	V
	5V Bus		5.05	V
	3.3V Bus		3.33	V
	12V		12.12	V
Input Current	BCR1	@16V	750	mA
	BCR2	@16V	750	mA
	BCR3	@6V	750	mA
Output Current	Battery Bus	@8.26V	4.5	A
	5V Bus	@5V	4.5	A
	3.3V Bus	@3.3V	4.5	A
	12V Bus	@12V	1.5	A
Operating Temperature		-40 to 85	°C	
Storage Temperature		-50 to 100	°C	
Vacuum		10 ⁻⁵	torr	
Radiation Tolerance		10	kRad	
Vibration		To [RD-3]		

ため実際のコンフィグレーションとは異なる。EPS の各スイッチの ON/OFF は OBC からの I²C によって制御された。

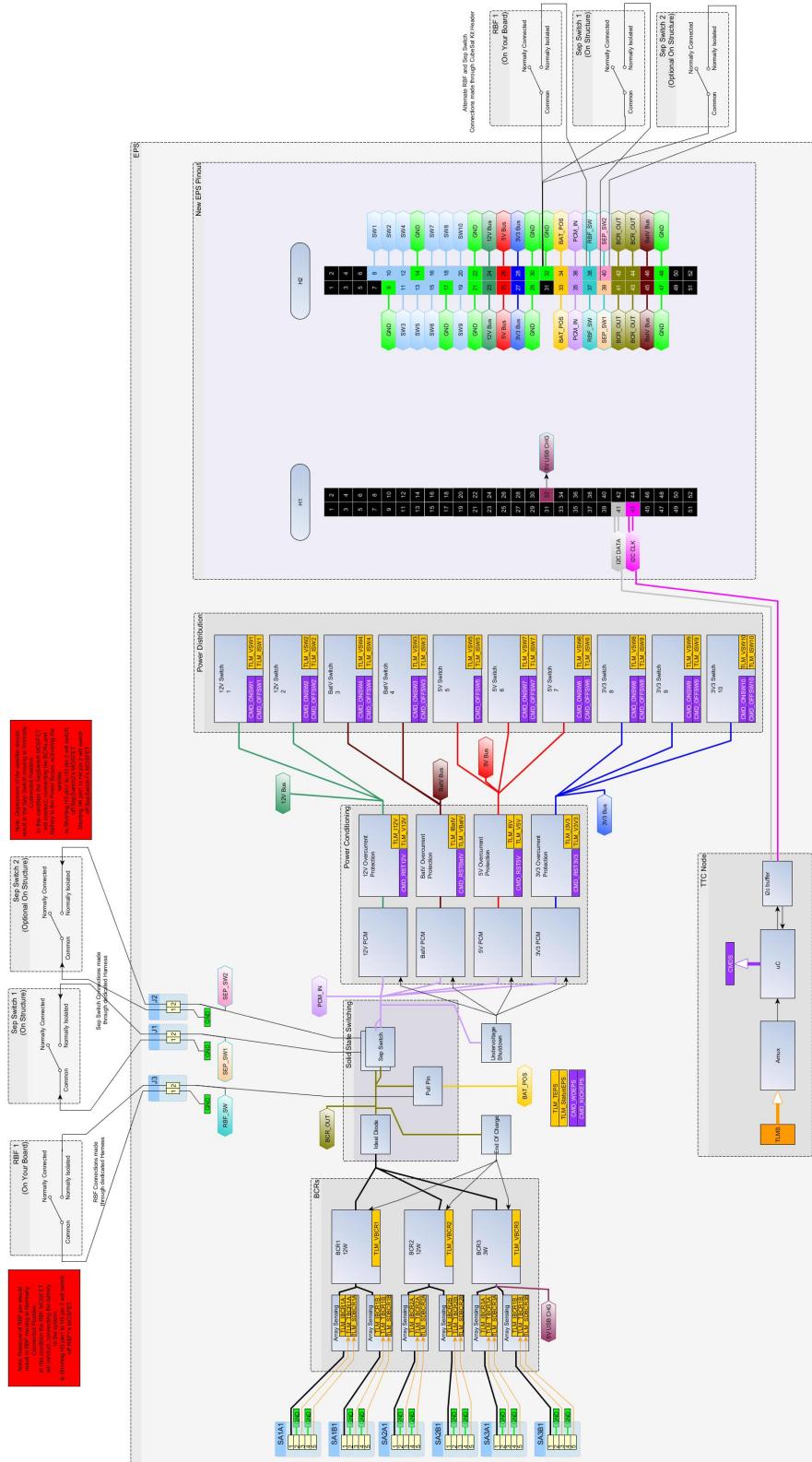


図 3.13: Functional Diagram of EPS [?]

3.1.8 ミッション部電源系

ミッション部電源系は OBC が送信した UART 信号により Raspberry Pi がスイッチの ON/OFF を切り替えることで操作される。詳細は \ref{text} で述べる。

3.1.9 電源系コメント

(1) SAP

SAP 製作

- SAP 製作及び SAP 試験は作業量的には 1 人いれば十分可能だが、精神衛生上 2 人以上の作業を勧める。特に SAP 出力特性試験では連日 3 号館 101 室を真っ暗にして何時間も 1 人での作業が続き、思っていた以上に負担が大きかった。
- SAP 製作は非常に時間がかかる上に少しのミスで大きな手戻りが発生する作業である。購入するセル枚数、製作時間には大きくマージンをとっておくことを推奨する。OrigamiSat-1 では最終的に FM 機体用のセルの予備がなくなり、一部表面にひびが入っているセルを使用することになった。なお、OrigamiSat-1 の試験においては、多少表面にひびが入っていても太陽電池の出力に変化はみられなかった。しかし軌道上で耐久性等に影響が出ることも考えられる。製作時間に関しては、アレイ化の作業時間に加えて、接着剤の乾燥時間も必要であるため、1 回手戻りが発生すると 2 週間弱追加でかかった。
- 土台への接着後、アレイのうち 1 つでもセルが破損した場合、基本的にはアレイ全て取り換える必要がある。なお、一部のみの取り換えは不可能ではない。実際 OrigamiSat-1 では予備のセルがなかったこともあり、開発過程で 4 直のアレイのうち 1 枚だけを取り除いて他のセルを再利用したこともある。しかし取り換え作業は非常に困難な上、正常な他のセルも傷つける可能性が高い。
- OrigamiSat-1 では太陽電池セルの総枚数が 18 枚であったため SAP 製作が可能であったが、今後の衛星開発でもし太陽電池の枚数を増やすことがあれば、予算との兼ね合いもあるが、SAP 製作の外注も検討するべきだと思う。SAP の設計次第ではあるが、太陽電池のセル単位の購入ではなくアレイ化までしてもらった状態での購入も選択肢として存在する。BBM から FM まで合計何枚の太陽電池セルを発注するか、SAP の製作精度、開発時間等を含め SAP 製作のどこを自分達で行うか今後の衛星開発では検討することを勧める。
- 内之浦での OrigamiSat-1 の E-SSOD への挿入時、IA の点検担当の方から感光基板の端のわずかな浮きを指摘された。この浮きは接着作業が完璧でなかったことが原因で生じたものであり、衛星引き渡し時は、振動等によってこれ以上浮きが進展しないことを説明し理解が得られた。このような浮きが生じないようにするために、接着作業だけでなく乾燥期間の重し等の状態にも注意が必要である。

SAP 試験

- 出力特性試験では、あらかじめ大きなブレッドボード上に試験に使う抵抗を一式用意しておき、ハーネスの接続先を変えるだけの状態で試験をした方がよかったです。FM 用 SAP 試験では、残り作業量がわずかだと思っていたため毎回抵抗を付け替えて行って

いたが、1回の試験での付け替えには時間がかかる上に、最終的には何かと追加試験をやる機会が増えたため、改善しておけばよかった。

- 太陽シミュレーター及びサーモパイアル(太陽シミュレーター用放射強度計)は非常に高価な機器であるため、取り扱いには特に注意する。また、サーモパイアルの管理には注意をすること。一時期サーモパイアルが行方不明になっていたようであるが、サーモパイアルがなければ正しく放射強度の設定を行うことができず試験にならないため要注意。また、松永研所有の機器であるため、使用許可を必ずとること。使用報告の徹底が行き届いておらず、松永先生に注意されたことがあった。

3.2 通信系(衛星) (大本)

3.2.1 通信機、アンテナ概要

本衛星に搭載する通信機としては、以下の3つがある。

- 1 地上局からのアップリンクを受信する VHF 系
- 2 地上局へ CW 信号、FM 信号をダウンリンクする UHF 系
- 3 地上局へ大容量データをダウンリンクする 5.8GHz 系

衛星と地上局の通信の概略図を図 3.14 に示す。本衛星の回線設計は本衛星の軌道情報、東工大松永研究室地上局設備の性能を加味し、図 3.15 のようになされた。それぞれに要求される性能を記述する。

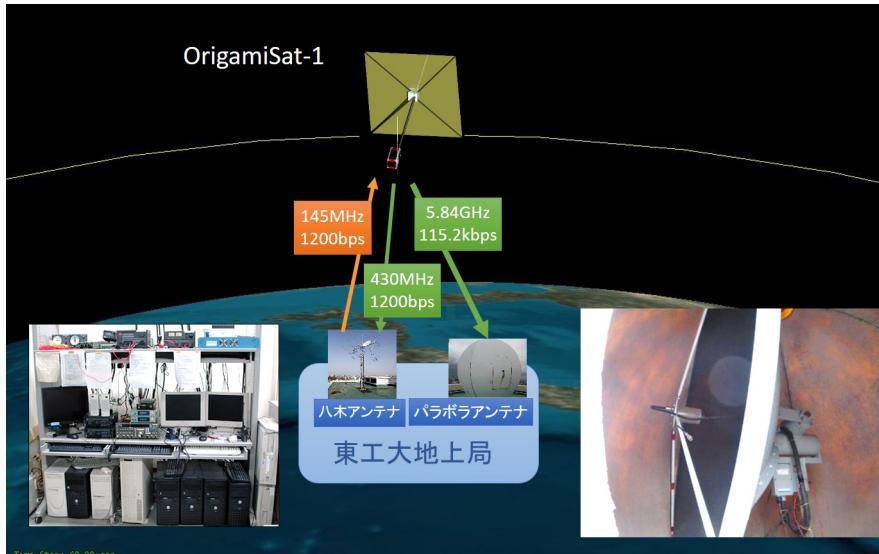


図 3.14: 通信系概略図

軌道: 高度 500km、太陽同期軌道
最大通信距離: 2071km
通信仰角: 5° 以上

項目	単位	記号	UP LINK (FM)	DOWN LINK (FM)	DOWN LINK (CW)	DOWN LINK (5.84GHz)
周波数	MHz		145.0	435.0	435.0	5840.0
送信 EIRP	dBW	P_E	20.59	-4.18	-13.21	3.01
送信出力	dBW	P_TX	16.99	-0.97	-10.00	3.01
給電損失	dB	L_FTX	2.70	0.21	0.21	0.00
送信アンテナ利得	dBi	G_ATX	9.30	0.00	0.00	3.00
ポイントティング損失	dB	L_APTX	3.00	3.00	3.00	3.00
自由空間損失	dB	L_d	142.00	151.55	151.55	174.10
偏波損失	dB	L_P	3.00	3.00	3.00	0.00
電離層吸収損失	dB	L_Ion	0.00	0.00	0.00	0.00
大気吸収損失	dB	L_A	0.00	0.00	0.00	0.00
降雨損失	dB	L_RA	0.00	0.00	0.00	0.01
受信 G/T			-34.07	-14.61	-14.61	9.39
ポイントティング損失	dB	L_APRX	0.83	3.00	3.00	3.00
受信アンテナ利得	dBi	G_ARX	-5.00	19.00	19.00	38.62
給電損失	dB	L_FRX	0.45	4.30	4.30	0.00
システム雑音	dBK	T_S	27.79	26.31	26.31	26.23
受信 C/N0	dBHz		70.12	55.26	46.23	66.89
要求 C/N0	dBHz		49.79	45.79	44.03	65.61
ビットレート	dBHz	BR	30.79	30.79	29.03	50.61
要求 Eb/N0	dB		10.50	9.50	9.50	9.50
変調方式			AFSK (1200bps)	AFSK (1200bps) (80wbm)	CW 2 値	FSK
変調損失	dB	L_m	6.00	6.00	6.00	6.00
ハードウェア劣化量	dB	L_DM	2.50	2.50	2.50	2.50
符号化利得	dBi	Q_c	0.00	3.00	3.00	3.00
回線マージン	dB		20.32	9.47	2.20	1.27

図 3.15: 回線設計

3.2.2 VHF 系

VHF 帯 (Very High Frequency) の通信機では地上局からのアップリンクを受信するため用いる。通信機は西無線研究所の 301A 型 (図 3.16) を用いた。アンテナにはコンベックス加工を行ったリン青銅製のモノポールアンテナ (幅 5mm, 厚さ 0.1mm) のものを用い、長さはインピーダンスマッチング試験を通じて決定した。以下に設計スペックおよび系統図 (3.17) を示す。

- 周波数 : 145.980MHz
- 送信出力 : 100mW(CW), 800mW(CW)
- 寸法 : 60x50x10.5mm
- 重量 : 38g
- アンテナ利得 : 0dBi
- 周波数帯域幅 : 500Hz(CW), 20kHz(FM)

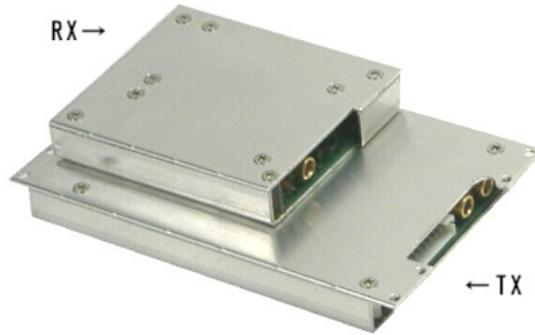


図 3.16: TXE430MFMCW-301A, RXE145M-301A

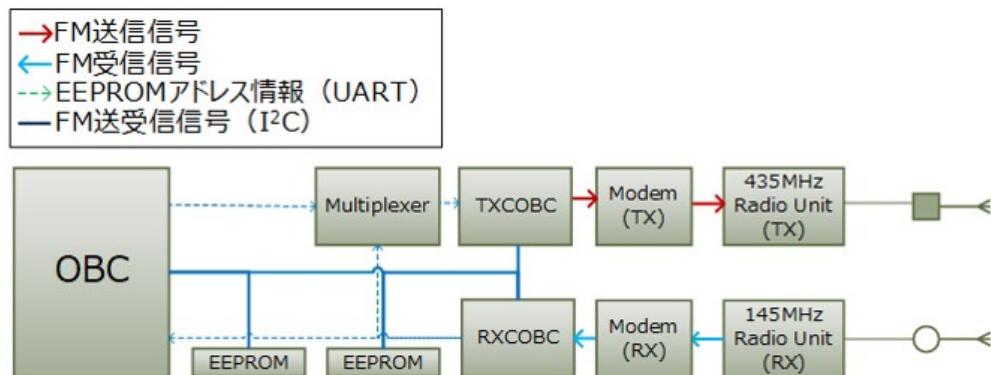


図 3.17: UHF/VHF 系通信系統図

購入した無線機内部にはモデム回路が組み込まれておらず、そのため本衛星では CIB 上にモデム回路が搭載された。モデム IC は CML Microcircuits 社の FX614 を購入した(購入先は誠大電機)。初期は Texas Instruments 社の TCM3105NL を用いて開発を行っていたが、調整必要なパラメータが大きくそれぞれの感度が高く送受信困難であったため、CubeSat 仕様実績のある FX614 に変更した。モデム回路図を図 3.18 に示す。

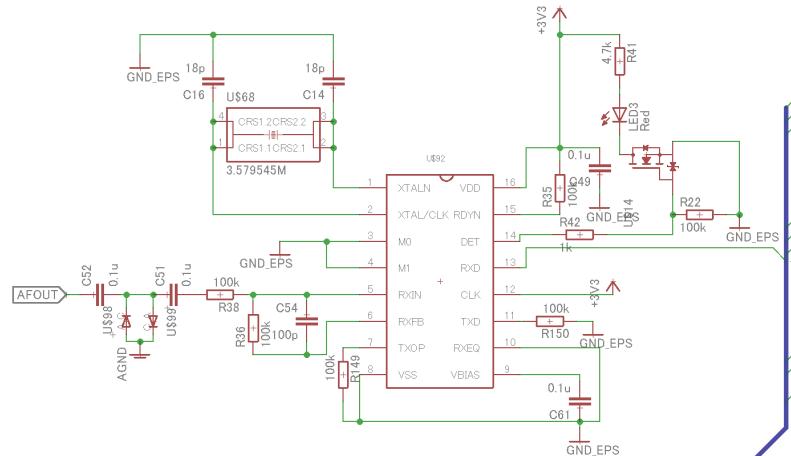


図 3.18: RX Modem Circuit Schematic

3.2.3 UHF 系

UHF 帯 (Ultra High Frequency) の通信機では地上局へ CW 信号, FM 信号をダウンリンクするために用いる。通信機は西無線研究所の 301A 型を用いた。アンテナにはコンベックス加工を行ったリン青銅のモノポールアンテナ (幅 5mm, 厚さ 0.1mm) のものを用い, 長さはインピーダンスマッチング試験を通じて決定した。以下に設計スペックおよび系統図 (3.17) を示す。

- 周波数 : 437.505MHz
 - 寸法 : 100x60x10.5mm
 - 重量 : 60g
 - アンテナ利得 : 0dBi

こちらもモデム回路はCIB上に新たに搭載された(図3.19)。無線機のFMMOD端子には約0.5Vp-pのAFSK信号入力を推奨されていたため、この回路図のR155とR156の抵抗値は変更されるべきである。実験によってこの値でも問題なく通信できることは確認済であった。

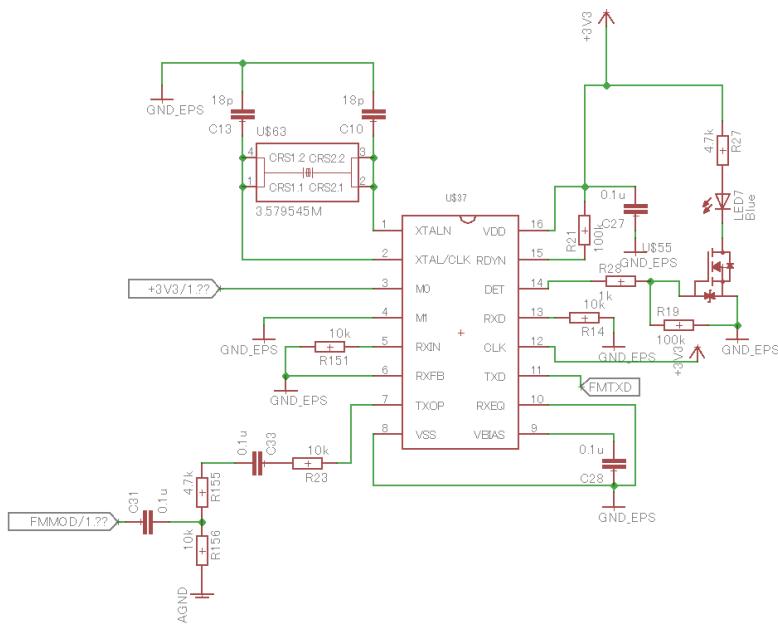


図 3.19: TX Modem Circuit Schematic

3.2.4 5.8GHz 系

5.8GHz 系の通信機では画像などの大容量データをダウンリンクするために用いる。通信機はロジカルプロダクト社製 LPTX5840-1 を用いた。アンテナには円偏波パッチアンテナ (30x30x1.6mm) を用いた。以下に設計スペックおよび系統図 (3.20) を示す。

- 周波数：5840MHz
 - 送信出力：2W
 - 尺法：76x70x16mm

- 重量 : 220g
 - アンテナ利得 : 3dBi
 - 周波数帯域幅 : 210kHz

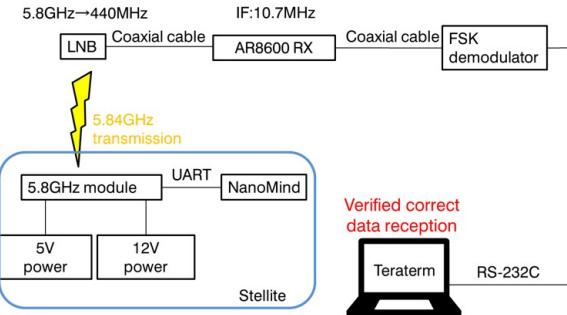


図 3.20: 5.84GHz 系通信系統図

3.3 地上局（加藤・飯島）

3.4 C&DH 系 (OBC 岩崎・小出・林・井手, COBC 黒崎・中塚・大本, Rpi 飯島)

3.4.1 CIB

(1) 基本設計思想

CIB(Communication and Inhibit Board) は、イプシロンロケット搭載のためのシステム安全要求(電源のインヒビット機能)を満たすこと、および消費電力の高い5.8GHz送信機の電源系統を別とすることを目的として新規開発を行った基板であり、バッテリとEPSの間に挿入されている。また、VHF/UHFの受信機(RX)/送信機(TX)(西無線301A型)のためのマイコンであるRXPIC(PIC 16F877A), TXPIC(PIC 16F886)およびモデム回路もCIB上に搭載されている。RXPICはメインOBCより上位にあるものと考え、メインOBCを監視する。RXPIC及びTXPICはWDT(Watch Dog Timer)を用いて異常時には自身ヘリセットをかける。

(2) WDT 回路

タイマー IC SA555 を二つ組み合わせることによって WDT をタイムアウトモード（一定期間内に MCU からの信号入力が無い場合、MCU を異常状態とみなしリセット信号を出力するモード）で搭載した。図 3.21 にその回路図を示す。

前段は Missing-Pulse Detector として機能させ、一定時間 low のパルスが MCU (今回は PIC) から送られてこない場合に、再び low が来るまで OUT ピンから low を出力する。後段は Mono-stable Operation として機能し、前段からの low 信号が入力されたら一定時間 high を出力する。これら二つ組み合わせることによって、MCU から Low がある一定秒送られなかった (MCU が動作停止した) 場合に、後段がまた別の一定秒 High 信号を送るこ

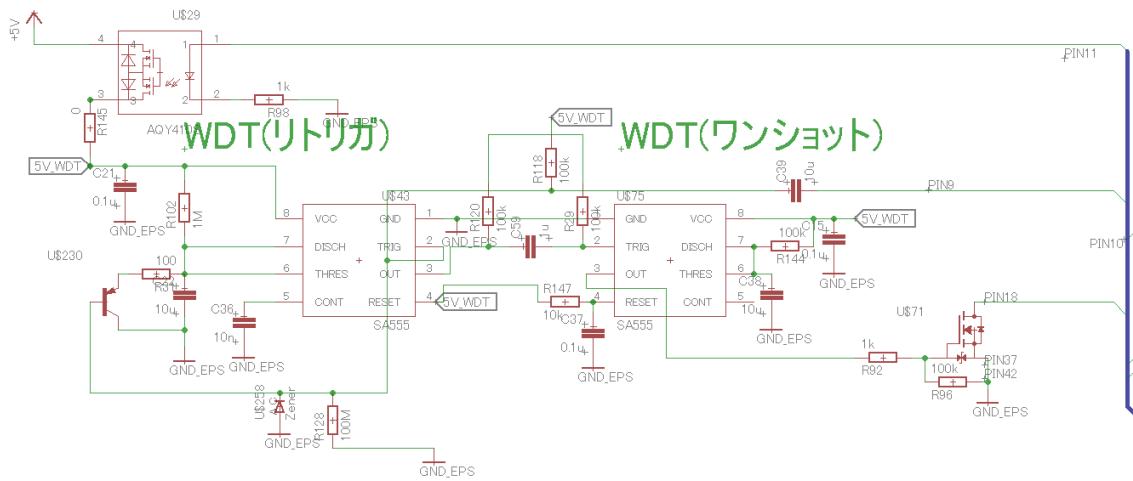


図 3.21: WDT 回路図

とができる。後段の OUT ピンによって PIC の MCLR を一定時間 GND に落とし復帰させれば PIC のリセットがかかる。

前段の TRIG ピンがプルアップされているのは、MCU からの信号が low で固定されてしまった故障モードにおいても次第に high にすることでエラーを検知するためである。

(3) プログラム概要

RXPIC 役割 RXPIC の持つ主要機能は大きく分けて以下のものがある。RXPIC の各機能詳細は (4) 参照。

- 初期運用
- EPS リセット
- 無線機の周波数設定
- バッテリ電圧測定及び衛星モード切替
- アップリンクコマンド処理

TXPIC 役割 TXPIC の持つ主要機能は大きく分けて以下のものがある。TXPIC の各機能詳細は (5) 参照。

- 初期運用
- ADC の値を取得
- レシーブコマンドダウンリンク
- CW ダウンリンク (HK データ/指定データ)
- FM ダウンリンク (HK データ/指定データ)
- スイッチ操作

(4) RXPIC 詳細

RXPIC のフローチャートを図 3.22 に示す。

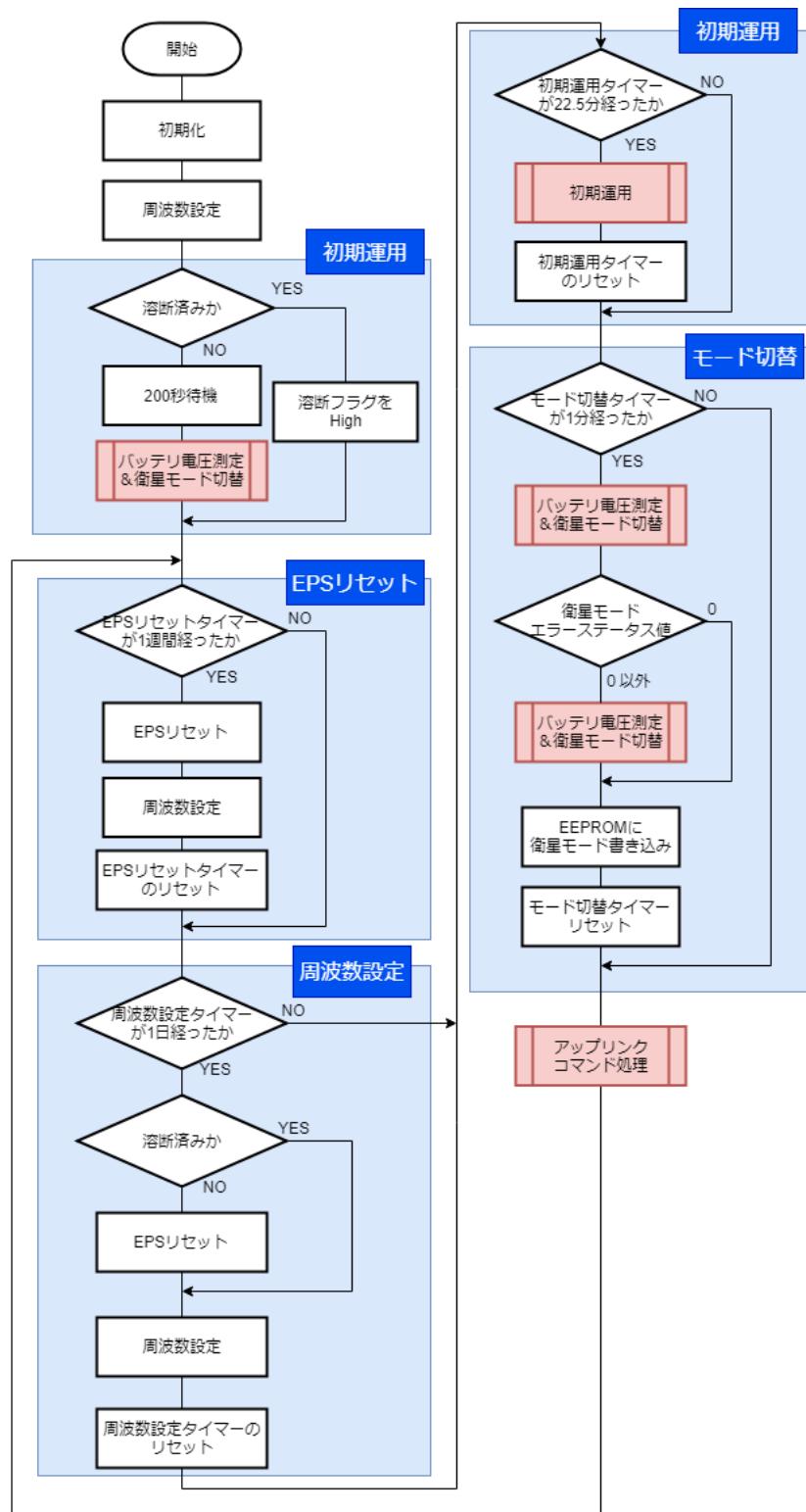


図 3.22: RXPIC 全体フローチャート

以下で RXPIC の各機能について説明する。

初期運用 詳細については初期運用項(統合時ラベル付けして参照)を参照。

EPS リセット RXPIC では 1 週間毎に EPS リセットのタイマー割込みが発生する。これは RXPIC 及び TXPIC 以外の、EPS から電源供給されているコンポーネントの不具合が生じ、実装しているエラー処理で対応しきれないケースに備え、1 週間毎にリセットをかけることを目的として実装した機能である。なお初期運用中は、これに加えて 1 日毎の EPS リセットも行われる。

無線機の周波数設定 RXPIC では 1 日毎に無線機の周波数設定のタイマー割込みが発生する。無線機の周波数設定でエラーが生じ通信できなくなるケースに備え、通常の無線機の電源 ON/OFF に伴う周波数設定とは別に実装した機能である。

バッテリ電圧測定及び衛星モード切替 RXPIC では 1 分毎にバッテリ電圧測定及び衛星モード切替のためのタイマー割込みが発生する。バッテリ電圧に応じて衛星モードは Nominal, Saving, Survival に切り替わり、モードに応じてアクティブなコンポーネントが変化する。モード切替の概念を図 3.23 に示す。モード切替の閾値電圧の初期値はそれぞれ図 3.23 に示す値であり、これらの閾値はコマンドにより変更することができる。電圧降下時と上昇時の初期閾値電圧に差があるのは、電圧上昇によるモード切替に伴いアクティブなコンポーネントが増えることで一時的に電圧が低下し、直後に再びモード切替が起こることを防ぐためである。

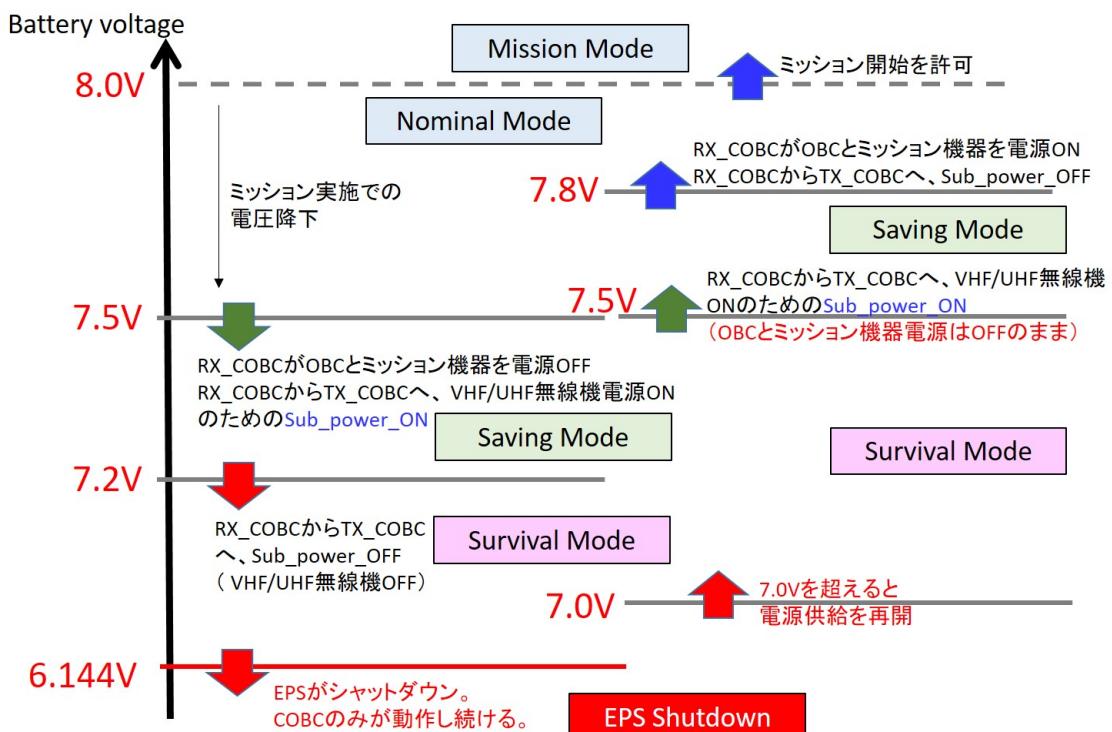


図 3.23: モード切替の概念図

バッテリ電圧測定及び衛星モード切替のフローチャートを図 3.24 に示す。衛星モード切替では、バッテリー電圧、閾値電圧、及び前の衛星モードを取得し、それを元に切替処理を行っている。閾値電圧はメイン/サブ EEPROM を、前の衛星モードはメイン/サブ EEPROM 及びグローバル変数を利用して、取得できないリスクを低減させている。また衛星モード切替

中にエラーが生じ、正常に処理が完了できない場合には基本的に Saving モードに切り替える。バッテリ電圧測定及び衛星モード切替処理では返り値として 1byte のエラーステータスを用意しており、異なる 2bit ずつを異なるエラーに割り当てることで、同時に生じる複数のエラーを検知できるように実装している。1bit ずつの割り当てでないのは、放射線等による bit 反転の影響を小さくするためである。エラー値の詳細については OP-S1-0109 「CW 通信フォーマット」の衛星モードエラーステータスを参照。また衛星モード切替の詳細については、OP-S1-0104 「OrigamiSat-1 モード切替について」を参照。

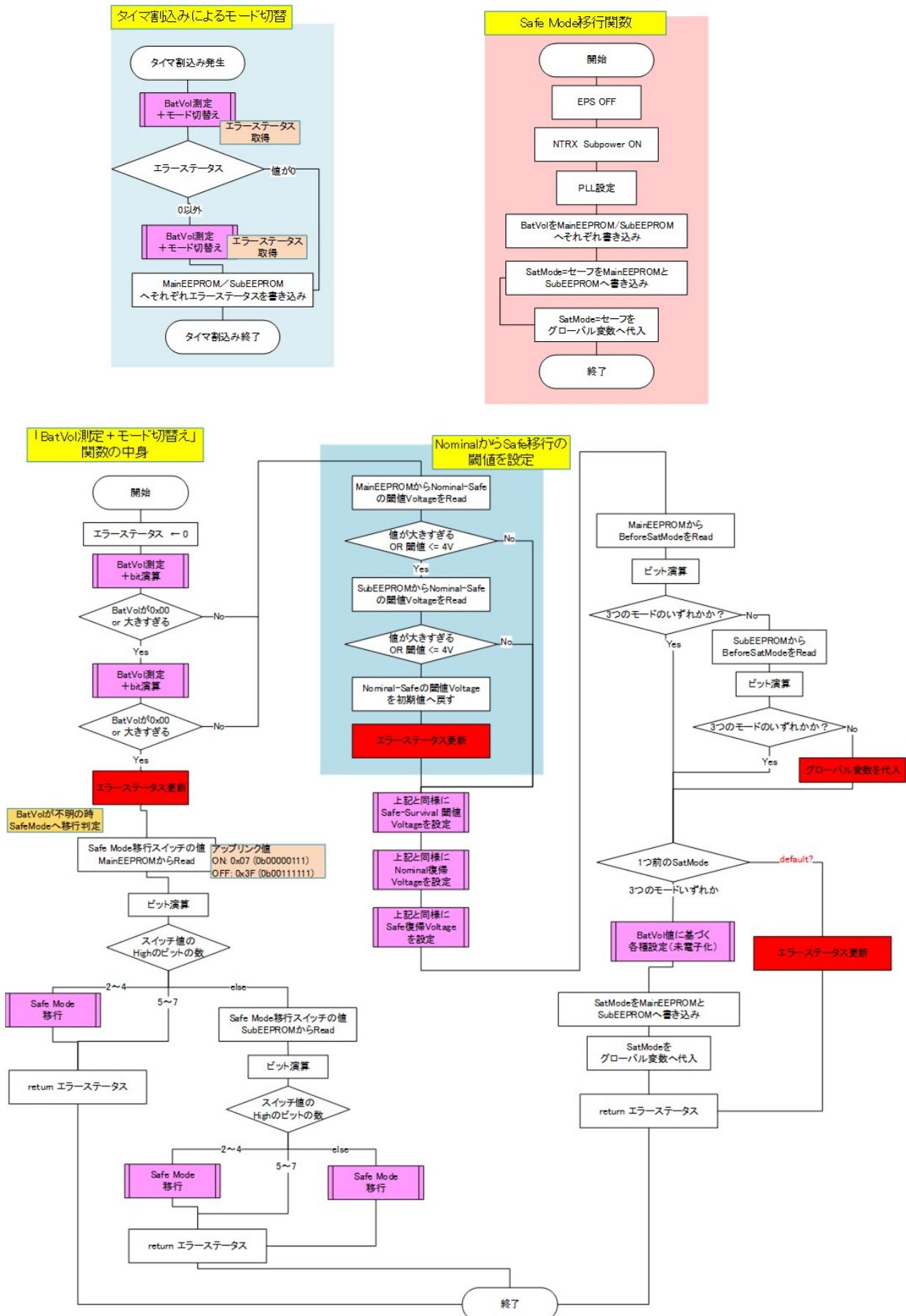


図 3.24: モード切替フローチャート

アップリンクコマンド処理 RXPIC のアップリンクコマンド処理時のフローチャートを図 3.25 に示す。地上局からのアップリンクコマンドを受信後コマンド ID の確認を行い、最終実行コマンド ID と同じであればコマンドの実行は行わない。これは地上局から誤って同じコマンドを 2 回送った時、衛星がそれを実行しないようにするためにある。コマンド ID のチェックが終わった後は EEPROM にコマンドを書き込み、コマンドターゲットに応じて処理を行う。コマンドターゲットが RXPIC であった場合のコマンド実行関数内では、コマンドタイプに応じて switch 文で分岐し、それぞれの処理を行っている。

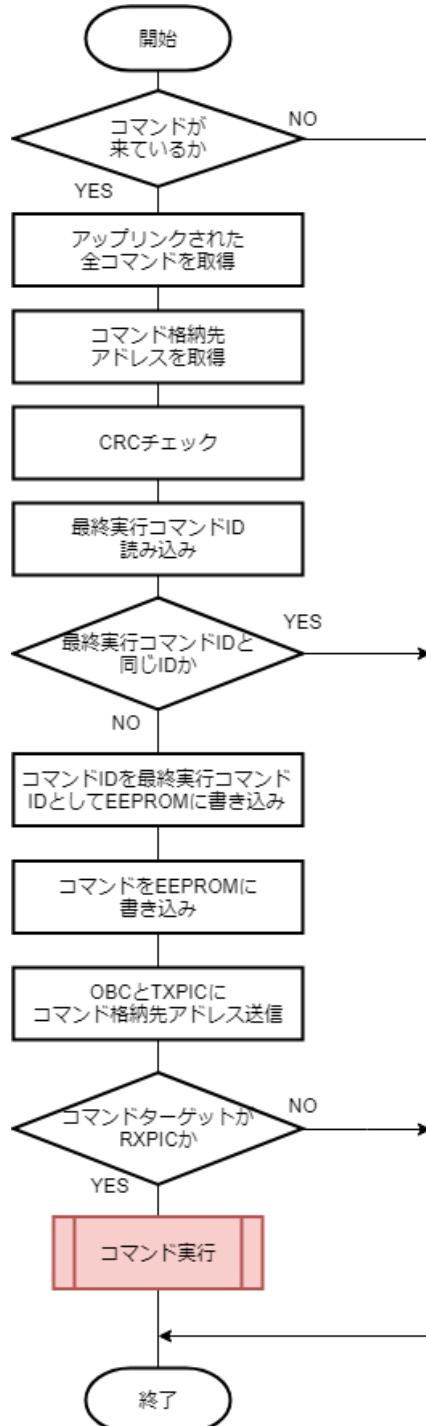


図 3.25: アップリンクコマンド処理フローチャート

(5) TXPIC 詳細

TXPIC のフローチャートを図 3.26 に示す。図 3.26 のフローチャートとは別に割込み関数として、コマンドが来た際に (3) の主要機能のうち、レシーブコマンドダウンリンク、CW ダウンリンク (データ), FM ダウンリンク (HK/データ), スイッチ切替は、図 3.26 中のコマンド実行関数内で行われる。

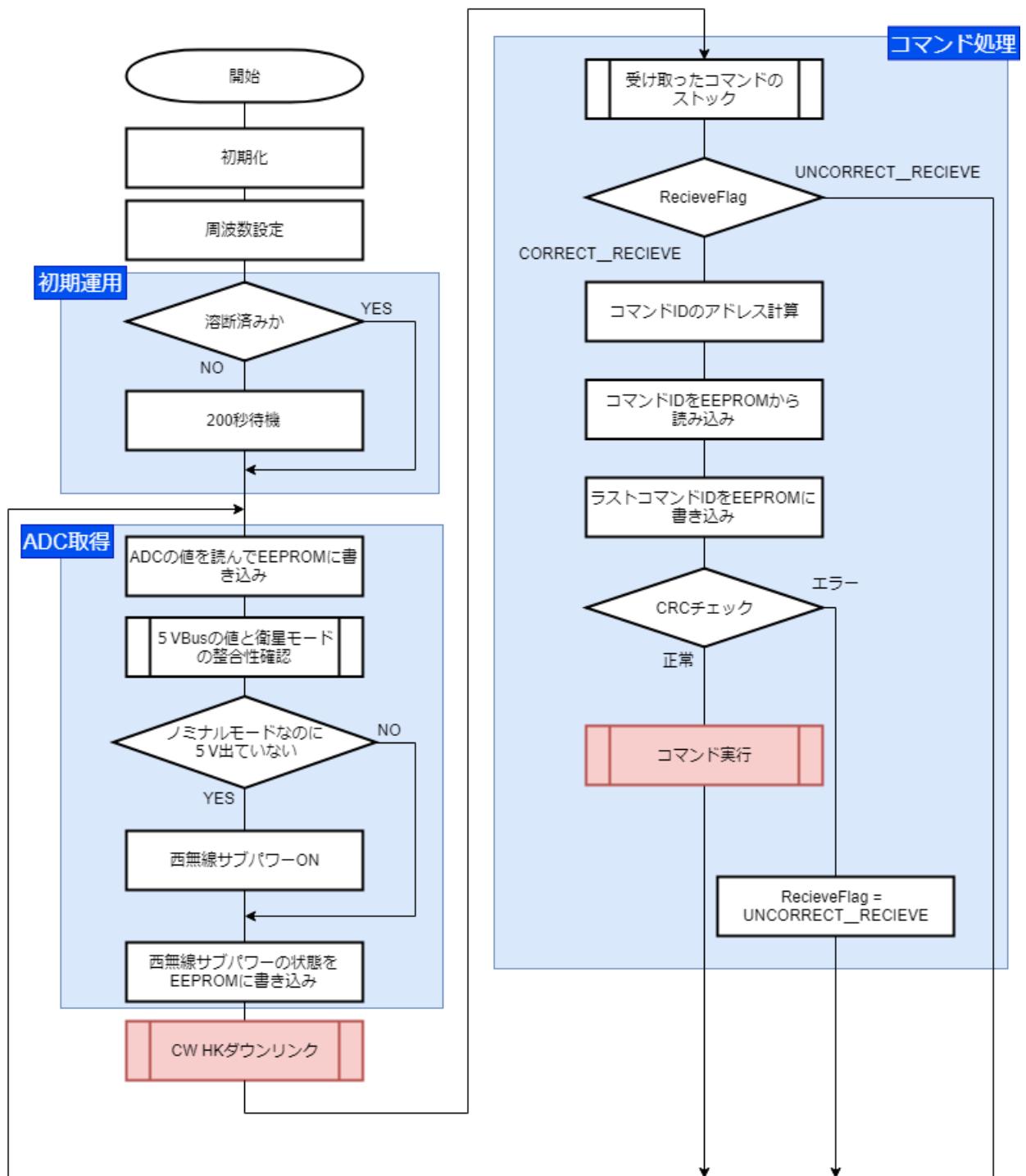


図 3.26: TXPIC 全体フローチャート

以下で TXPIC の各機能について説明する。

初期運用 詳細については初期運用項 (統合時ラベル付けして参照) を参照。

ADC の値を取得 ADC の CH1-4 の値を取得し, EEPROM に保存する。なお, CH1-4 はそれぞれバッテリ温度, EPS5V ライン電圧, EPS3.3V ライン電圧, 5V ライン電圧電圧の値

を示す。ADC の値を取得後、EEPROM から衛星モードの読み込みを行い整合性を確認する。整合性がとれない、すなわちノミナルモードにもかかわらず EPS 5 V ラインの電圧が低かった場合、西無線のサブパワーを ON にする。これは、ノミナル時にエラー等により西無線の電源が遮断され、地上局との通信ができなくなるリスクの低減のために実装を行った。

レシーブコマンドダウンリンク 地上局からアップリンクされたコマンドを受信した後、RXPIC からの指示を受けて TXPIC はアップリンクされたコマンドを地上局に返す。これはコマンドアップリンク時、衛星側がコマンドを受け取ったかどうか判断するために実装を行った。

CW ダウンリンク CW ダウンリンクは、HK ダウンリンクとコマンドによる指定データのダウンリンクの 2 種類がある。CWHK ダウンリンクフォーマットの詳細については、OP-S1-0109 「CW 通信フォーマット」 を参照。コマンドによる指定データのダウンリンクでは、コマンドによって指定された EEPROM アドレスのデータを指定回数ダウンリンクする。CW によるデータダウンリンク機能は、FM 及び 5.8GHz データ送信機能が共に失われた場合に備え実装を行った。

FM ダウンリンク FM ダウンリンクは、HK ダウンリンクとコマンドによる指定データのダウンリンクの 2 種類がある。FM ダウンリンクフォーマットの詳細については、OP-S1-0108 「FM ダウンリンクフォーマット」 を参照。

スイッチ切替 コマンドに応じてヒーター、送受信機、5.8GHz 送信機予備電源、溶断回路、WDT, FMPTT, CWKEY の ON/OFF を切り替える。コマンドで時間を指定することにより、指定時間 ON/OFF を切り替えた後、元の状態に戻す機能が実装されている。

(6) コメントや次回への改善点

- システム設計を早い時期にしっかりと行い、優先順位の高いものからプログラムを作っていくべきだった。複数箇所で使う重要な機能の開発が後半に残っていたことがあった。また、機能を実装したもののは結局使わないものや、ほぼ同じ機能を持つ関数が複数存在する事態が開発途中で発生した。また OrigamiSat-1 の CIB では開発の遅れからエラー処理を実装しきれないところが多くかった。システム設計を早期にしっかりと行い、エラーについても体系的に処理を行い HK データ等でダウンリンクすることで、エラー箇所の切り分けを行うことができれば故障解析もしやすくなつたのではないかと思う。
- EPS リセットの 1 週間という頻度には根拠がないため、次回の衛星開発においてはリセット頻度を検討する必要がある。また、OrigamiSat-1 では RX/TXPIC は自身で定期的にリセットをすることはなかったが、これらについても定期的なリセット機能をつけた方がよかつた可能性もある。
- CW HK データに衛星モード切替のエラーステータスを含めたのは良かった。当初の予定では含まれておらず、衛星引き渡し直前に CW HK データのうち TX/RX コマンドエラーステータス機能にバグを発見し FM 機への実装を断念したことを受け、CIB 開発メンバーで相談し急遽 HK データに入れたものであるが、結果的に衛星の状況を確認し故障解析に必要なデータとして役立った。

- CW HK ダウンリンクでは、データ 1 つずつ EEPROM を読みにいく処理を行っていたが、結果的に EEPROM を読みにいく頻度が高くなり、I2C エラーの一因となっていた可能性がある。複数データをまとめて読みにいく処理に変えるという案も開発途中出ていたが、開発期が間に合わなかった。また、他のコンポーネントが EEPROM を読んでいる時は待機するような機能を実装した方がよかった。
- 複数の同一基板を用意しておいた方がよかった。FM 機搭載基板と全く同じ基板が試験用に存在しなかったため、環境が異なっていたことにより、打ち上げ前に発見できなかったバグが存在した。特に周波数設定に関しては、EM では西無線のテストボードを使用していたため FM 機体の試験環境とは大きく異なっていた。

3.4.2 OBC

(1) 概要および設計思想 (林)

- OBC は地上局から送信したコマンドを指定された時間に本衛星の各コンポーネントに送る（実行する）役割と、HK の生成などを行っている。OBC のプログラムでは、リアルタイム OS を用いており、様々なタスクを切り替えて処理を行うようになっている。

(2) OBC の内部処理

OBC 内部処理の全体像 (林)

- OBC の内部処理では、衛星放出後のテグスの溶断確認などを行う初期運用、HK データ生成、地上局からアップリンクしたコマンドの実行に関わるコマンド受信を行っている。
- OBC の内部処理では、HK データを地上局から
- コマンド受信と HK 受信などの詳細は書かずに全体像のみをここではじめに書く

初期運用 (小出)

衛星が放出後、地上局との通信のためにアンテナを出すために、アンテナを固定しているテグスを溶断する。OBC 起動時にはこのタスクのみが動いており、初期運用の終了を認識すると、そのほかのタスクが解放される流れになっている。詳細は、初期運用の項を参考にする。

HK 生成 (小出)

衛星内における各モジュールの電圧、電流、温度、加速度等を計測して衛星内の状態を取得して保存することを行っている。CW, FMHK データのフォーマットは、OP-S1-0109_CW ダウンリンク通信フォーマットと OP-S1-0108_FM ダウンリンク通信フォーマットを参照とする。

- HK データの中に SAP の太陽光発電量があるが、うまく計測できなかつたため電流値の測定を加えた。後に、発電量計測に必要な部分の配線がしていない設計だったためハード的に測定が不可能だった
- SAP の電流値は、Z 面の測定がうまくいっていない。認識していたコネクタとは別の部分のコネクタ部分につながっているためである。

- SAP の太陽光パネル電流値の配置が離れているが、バッテリーとの I2C 通信が故障のために不通になりその部分に後から電流値を入れたためである。

コマンド受信 (林)

コマンド受信では、地上局からアップリンクされたコマンドの内容を指定された時間に各コンポーネントに送信することを行っている。地上局からアップリンクされたコマンドは CIB によって EEPROM の所定の場所 (以下、アップリンクコマンド保存アドレス) に保存されている。OBC はアップリンクコマンド保存アドレスから、RAM であるタイムテーブルにコマンド実行時間とコマンドの保存アドレスを記録し、コマンドの実行を管理している。

1. アップリンクコマンドのタイムテーブルへの書き込み

OBC は 30 秒おきにアップリンクコマンド保存アドレスにアクセスし、新しいアップリンクコマンドがないかを確認している。確認方法はアップリンクコマンド保存アドレスに保存されたアップリンクコマンド各々の CRCcheck と呼ばれる部分を確認することである。CRCcheck には、コマンドがどのようなステータスを持っているかをビットで表現しており、表 3.5 のようになっている。7bit 目の CRC のチェックが ok, 3bit 目のタイムテーブル格納が no, 0bit 目の消去済みコマンドが no であればタイムテーブルに加えるという仕様になっている。タイムテーブルに載せられる情報は、タスクステータ、コマンド保存アドレス、コマンド実行時間である。タスクステータスには、コマンド未格納、コマンド格納済、コマンド未実行、コマンド実行済がある。タスクステータスがコマンド未格納かコマンド実行済であるタスクテーブルにコマンドを追加する仕様になっている。また、コマンドが加えられたタスクテーブルのタスクステータスにはコマンド格納済のステータスが入れられる。

表 3.5: CRCcheck の内容

bit 番号	内容	判定
7	GS-RXC OBC uplink CRCcheck	0: error 1:ok
6	RXC OBC-TXCOBC UART CRCcheck	0: error 1:ok
5	mainEEPROM-TXCOBC I2C CRCcheck	0: error 1:ok
4	subEEPROM-TXCOBC I2C CRCcheck	0: error 1:ok
3	task added to commandtable	0: no 1: yes
2	task started	0: no 1: yes
1	task finished	0: no 1: yes
0	task discarded	0: no 1: yes

2. コマンド実行

タスクテーブルに加えられたコマンドが指定された時間にコマンドが実行されるよう、コマンド実行では 1 秒おきにタスクテーブル内すべてのコマンドの実行時間（タスクタイミング）を確認している。まず、実行時間を確認する前に、タスクテーブル内コマンドのタスクステータスの確認を行う。タスクステータスが、コマンド未格納、コマンド実行済でなくて、コマンド格納済であれば、そのコマンドのタスクタイミングと現時刻を比較し、現時刻がタスクタイミングより進んでおり、1 分いないであればコマンド実行に移る。

タスクタイミングの条件を満たしたものはまず最初に CRC の確認を行う。そのコマンドのアップリンクコマンドアドレスにアクセスし、CRC の確認をして問題がなければ、二重コマンドの確認を行う。(二重コマンドの説明は後で述べる。) CRC に問題があれば、OBC の再起動を行いアップリンクコマンド保存アドレスの CRCcheck の 0bit 目の消去済みコマンドを yes にし、タスクテーブル全部のタスクステータスをコマンド未格納にする。二重コマンドでなければ、各コンポーネントに送信するときの構造体にコマンドの内容を入れ、そのコマンドのタスクステータスをコマンド実行済にする。そのあとは、アップリンクコマンド内のタスクターゲットを確認し、指定されたコンポーネントにコマンドのパラメータを送信している。また、コマンドを実行する際は、HK 生成タスクを一時停止させ、コマンド実行では、タスクテーブルに加えられたコマンドが実行時間になったら、コマンドを実行するコンポーネントに送信する。

送信した後は、コマンドを実行した結果が返り値として帰ってくるようになっている。正常にコマンドが実行されれば返り値が 0、ミッションに深刻な影響を与えない異常が出た場合は返り値が正の値、ミッションに深刻な影響を与える異常が出た場合は返り値が負の値になっている。返り値が負の値であった場合、OBC の再起動を行いアップリンクコマンド保存アドレスの CRCcheck の 0bit 目の消去済みコマンドを yes にし、タスクテーブル全部のタスクステータスをコマンド未格納にする。また、実行したコマンドのコマンド識別 ID とコマンドを実行したとき返り値は EEPROM の所定のアドレスに保存され、履歴として残される。最後に実行したコマンドのコマンド識別 ID とコマンド返り値の情報があるアドレスもまた、EEPROM の所定のアドレスに保存される。

※二重コマンドについて

二重コマンドとは、実行されてしまうと衛星に重大な問題を引き起こすコマンドを、ヒューマンエラーにより誤ってアップリンクされても実行されないための仕組みである。

二重コマンドを実行するためには、2 回アップリンクを行う必要がある。最初にアップリンクするのは EEPROM の所定のアドレスにある二重コマンド格納アドレスである。次にアップリンクするのは、アップリンク保存アドレスである。2 回目にアップリンクしたコマンドは通常のコマンドと同様にタスクテーブルに入れられ、コマンド実行時間になったら、実行する手順に入る。また、二つのコマンドは、コマンド内容は全く同じにする必要がある。上でも述べたように、二重コマンドか否かを判断するのは CRC の確認を行った後である。コマンドのタスクターゲットが OBC の時に、二重コマンド確認に入る。この時、二重コマンド格納アドレスのアップリンクコマンドの CRC を確認して問題がなければ、実行手順に入っているコマンドと二重コマンド格納アドレスのコマンド内容を比較し、まったく同じであれば、アップリンクコマンドのコマンド内容の各 byte をそれぞれ 2byte ずらして新たにコマンドを生成する。その手順を経て、タスクターゲットが地上局から生成できない二重コマンド用のものに切り替わり、二重コマンドを実行することができるようになっている。

(3) 開発中における不具合およびトラブル (小出・林)

- SD カードのマウントの変更が OBC の起動中に行えると考えていたが、起動時にしかマウントの変更ができないことが発覚。GOMSPACE にも問い合わせたが、物理的に

は可能だが、推奨していないと言われた。

(4) 次回への改善点 (小出・林)

- 全体的にプログラムの開発が遅かった。バス部なので本番でもきちんと動くものを早い段階で完成させておくべきだった。コマンド実行のプロセスも早いうちに完成させておくべきだったと思う。

3.4.3 初期運用

(1) 初期運用概要 (黒崎)

初期運用では、放出直後に地上との通信を行うため、アンテナの展開を試みるフェーズである。アンテナを収納する際に巻かれたテグスを溶断することでアンテナの展開を行う。以下に初期運用の簡単な流れを示す。

- 1 OBC または COBC が溶断する
- 2 溶断が完了しアンテナが展開し、CW HK ダウンリンクが開始する
- 3 CW HK ダウンリンクが地上局で確認されたら、溶断停止コマンドを東工大地上局からアップリンクを行う
- 4 衛星が溶断停止コマンドを受信したら、溶断を停止し、初期運用モードから定常運用モードに移行する
- 5 CW HK ダウンリンクの溶断ステータスが溶断前から溶断済みに更新されていることを確認することで、衛星が定常運用モードに移行したことを地上局が認識する

(2) 基本設計思想 (黒崎・小出)

- OBC がメインで溶断を行う。OBC が溶断に失敗している場合に CIB が溶断を行う。本来であれば、Saving モードで OBC の電源が切られてしまうため、CIB がメインで溶断を行う方がシンプルな設計に出来た。しかし、CIB は初期運用以外の開発がかなり遅れていたため、初期運用のデバックに割ける時間が限られていること、また CIB に機能の集中を避けること、溶断の電源の供給の 1 つが OBC しか出来ないことなどを考慮し、OBC をメインにしたという背景がある。
- 溶断頻度は 22.5 分間隔。これは地球 1 周を 90 分かける OrigamiSat-1 の軌道において、地球 1 周の間に 4 回溶断をトライする設計になっている。地球 1 周分を基準に考えているのは、日向、日陰条件で宇宙環境温度が異なり、溶断の成功確率に影響が出ることを考慮している。
- 1 日の間で 8 回（地球 2 周分）溶断をトライした後は、溶断を行わず待機。これはバッテリーを温存するためである。

(3) 開発の流れ (黒崎)

開発の流れは以下の通りである。

- 3-A 不具合想定表作成
- 3-B ソフトフローチャート作成
- 3-C ソフト作成
- 3-D デバック
- 3-E フローチャートとソフトが対応しているか確認
- 3-F OBC/CIB 統合
- 3-G 恒温槽試験で溶断時間の確認
- 3-H FM 最終確認

各工程の詳細を以下に示す。

3-A 不具合想定表作成：不具合想定表は、「A）不具合原因表」と「B）不具合対応表」からなる。

A) 不具合原因表は、電源系、通信系、その他の 3 種類に分けて作成した。実際に作成した表を表 3.6、表 3.7、表 3.8 に示す。表 3.6 に関しては、機器のトラブルによる再起動/電源オフだけでなく、モード切替による意図的な再起動/電源オフも想定している。

B) 不具合対応表は、各シーケンスにおいて、表 3.6、表 3.7、表 3.8 で想定された不具合が発生した場合の、1. 対処法（どのように冗長系を組むか）、2. デバックの際の検証方法を示している。OBC、RXPIC、TXPIC それぞれにおいて対応表を作成した。実際に作成した表を表 3.9、表 3.10、表 3.11 に示す。

項目	再起動	可能性 (1:低～5:高)
1	OBCのみ再起動	3
2	OBCオフ	1
3	EPS再起動(OBC再起動、西無線再起動)	1
4	EPSオフ(OBCオフ、西無線オフ)	1
5	RX再起動	1
6	TX再起動	1
7	西無線再起動	2
8	西無線オフ	1
9	EPSオフ(OBCオフ、西無線オン)	3

表 3.6: 不具合原因表（電源系）

項目	通信系	可能性 (1:低～5:高)
A	OBC→EPS I2Cerror	2
B	OBC→EEPROM I2Cerror	4
C	OBC→TX UARTerror	2
D	RX→TX UARTerror	2
E	TX→EEPROM I2Cerror	2
F	RX→EEPROM I2Cerror	2
G	西無線→RXPIC	1
H	西無線→TXPIC	1

表 3.7: 不具合原因表（通信系）

項目	その他不具合	可能性 (1:低～5:高)
あ	ioピン不良	3
い	TXのWDT	1
う	RXのWDT	1
え	ビット反転	2
お	EPS 溶断SW	2
か	TX 溶断SW	2
き	マルチプレクサ	3
く	マルチプレクサhigh状態	1
け	西無線 CW TX	2
こ	西無線 FM TX	2
さ	西無線 FM RX	2
し	OBC 故障	2
す	バッテリー電圧測定用ADCの故障	2

表 3.8: 不具合原因表（その他）

該当シーケンス	エラー項目	該当エラー	それに対する例外処理	検証方法
OBC起動しない	さ	OBC 故障	CIBが溶断シーケンス どちらも溶断が始まってしまう可能性あり →時間差でうまく調整する? →EEPROMに溶断中かどうか書き込む? ありだと思う。溶断ステータスを未溶断、溶断中、溶断済みで区別のはいいと思う。井手	
IO.PIN_50セット	あ	ioピン不良 OBC出力の不良は経験ない CIB側の入力の不良が心配 井手	エラーが起きたらEPSキルをRXに送信? →出来ないったらそのままでもいい?一応スイッチのリミットタイマーを打ち上げ前につけておく(30秒) リミットタイマーは初期運用後に停止できるよね? 毎回30秒で止まつてしまわないか心配。岩崎	保留
EPSスイッチ全オフ	A	OBC→EPS I2Cerror	リミットタイマー開数デバック済みのため、特にに行わない リミットタイマーはSW10のみの実装予定	
溶断ステータス読み込み (溶断前に必ず読み込み)	B	OBC→EEPROMI2Cerror	SPIに溶断ステータス書き込み さくじゅうせん→RXに書き込み→シード→無限ループに入る可能性 F2Hセレクトコマンドをやめたとしてどうするか? →読み込みが遅い限りCIB溶断にはならない どちらも失敗する可能性を考慮する必要あり →失敗したら終わる処理ではなく、ループで何度もUARTを送る処理になってなかつたつけ? 井手	I2Cエラーがでたと想定してiopinを切ってタスクを停止 →CIBが溶断シーケンスに入れるかを確認する
通常溶断SW	A	OBC→EPS I2Cerror	エラーが起きたら通常溶断終了、冗長溶断へ →通常ができないれば冗長予定だがUART割り込みも失敗したらどうするのか? →ioピンをきらない限りCIB溶断にはならない どちらも失敗する可能性を考慮する必要あり →失敗したら終わる処理ではなく、ループで何度もUARTを送る処理になってなかつたつけ? 井手	I2Cエラーが出てそのままプログラムが流れるので特に検証を行わない
通常溶断SW	お	EPS 溶断SW	通常溶断不可→冗長溶断へ	I2Cエラーが出てそのままプログラムが流れるので特に検証を行わない
OBCが通常溶断中	1	OBCのみ再起動	OBGのイニシャライズでEPS全スイッチオフ EPSがOBCの起動確認でEPSオフ →スイッチのままのタスクへける(30秒) →CIB側の操作されるのが確定で回数で変わるのが溶断時間だけなら →OBCがオフになると可能性が低いため考慮しない	溶断中にOBCを再起動させEPSの溶断SWをオフに出来るかを確認
OBCが通常溶断中	2	OBCオフ		溶断中にOBCを再起動させEPSの溶断SWをオフに出来るかを確認 特に対策はしないことにやった
アップリンク待ち	1	OBCのみ再起動	何回溶断したかをEEPROMに保存、再起動その値を読んで再開	OBCを途中で再起動させ再度読み込みを行うかを検証
溶断回数読み込み	B	OBC→EEPROMI2Cerror	エラーが出るのからスタートして通常溶断になろう →溶断ステータスと同様にタスク停止でCIBに頼む? ・溶断するのが確定で回数で変わるのが溶断時間だけなら →OBCで溶断してもいい気がする 岩崎	溶断回数読み込み時にエラーを起こして0から始まるかを確認する
OBC冗長系コマンド送信中	1	OBCのみ再起動	TXがコマンド破棄 CRCではじけるはず	あえて途中で途切れたUARTを送信後OBCを再起動
OBC冗長系コマンド送信中	さ	マルチブレクサ	冗長系溶断使用できない通常溶断へ	
OBC冗長系コマンド送信中	C	OBC→TX UARTerror	今uartの閑数って返り値ないから成功の判断をどうするかが問題だね 岩崎 IO.PINのHigh, Lowの組み合わせでチェックできない? 井手	

表 3.9: 不具合対応表 (OBC)

該当シーケンス	エラー項目	該当エラー	それに対する例外処理	検証方法
アップリンク待ち	3 EPS再起動 (OBC再起動、西無線再起動)	西無線の周波数設定をタイマー割り込みで定期的に行う。周波数設定の頻度が未定。	西無線周波数設定をタイマー割り込みの中で定期的にputCmndで周波数設定を行っていることを確認。※1	
アップリンク待ち	4 EPSオフ (OBCオフ、西無線オフ)	•原因: 周波数設定を行った場合、RXPICはバッテリーから電源供給の切り替えを行った場合は、溶断しないが問題ない。電源が落ちたら、CIBがモード切替とし、EPSオフとなる。 •原因: 明確なオフ→西無線がCIB切り替えにならない。TXCOBCがEPSオフに気付かず、RXPICがEPSをリセットする。どうやつてTXがRXに指示しよう。	①パネル→saving サブパワーに切り替わる ②TXPICがEPSStatusを定期的に監視。mainの中で、電圧異常でEPSリセットコマンドがTXからRXに送られる。RXがEPSをリセット。それでもだめなら、sub power供給にする。 RXPICはリセットする前に、OBC取得の電圧値を確認する必要あるか? ダブルチェックが必要か要検討。※2	
アップリンク待ち	7 西無線再起動	周波数設定必要。RXPICがタイマー割り込みで定期的に行なう。	※1と同様	
アップリンク待ち	8 西無線オフ	•原因: エラー4→電源供給の切り替え •EPSが生きている。EPSをリセットさせて、周波数設定を行って生き返らせる。? 初期運用中は、EPS定期リセットの頻度を上げることで、解消? 定期リセットのタイミングで、エラーと勘違いしないか注意。 •西無線がついているか、消えているかは RXPICはつかない。TXPICで判断。どうやつてTXからRXに指示するか。	①定期的な周波数設定(※1と同様) ②EPSリセット頻度を通常週1回、初期は1日1回※3 ③※2と同様	
アップリンク待ち	9 西無線 FM RX	西無線再起動。EPSの定期リセットで解決。	※1と同様	
アップリンク受信中	10 RXWDT	WDTとは別にカウンターを用意し、立ち往生し続けたらいbreak処理。	要検討	
OBCの生死チェック中	1 OBCのみ再起動	•原因: OBCとCIBが同時に溶断してしまうとバッテリーがリセットしてしまうかもしれない。要注意		
OBCの生死チェック中	2 OBCオフ	OBCとCIBが同時に溶断してしまうとバッテリーがリセットしてしまうかもしれない。要注	②delay追加 ③WDTとdelayの中ではたらく OBCが長時間delayをしてしまうので、ここでdelayを抑える必要はなくない	
OBCの生死チェック中	3 EPS再起動 (OBC再起動、西無線再起動)	delay中にWDTがようすにすればいいんじゃないでしょうか?(大本)		
OBCの生死チェック中	4 EPSオフ(OBCオフ、西無線オフ)	•読み込み途中に止まる。WDTがRXPICがリセット。main->subのEEPROMが読めないと永遠にリセットを繰り返す。WDTが壊れていたら永遠にリセットを続ける WDTはタイマー割り込みなので、リセットは起きない。止まつてしまいます。	①存在しない slave address or high/low address:read→0x00がくる→mainで0x0が来てしまった。subepromを読みに行こうにすると。 ②read/writeの間際のI2CMasterWaitの途中でmainを永遠に繰り返す。WDTのパルスを打ち続てるためセッティングが起きない。 ③I2CはUARTと違う。待機しているわけではないから、止まることはない。by 井手。→タイマー処理はとりあえず保留※4	
溶断ステータス読み込み	F	RX→EEPROM I2Cerror	止まつてしまふ。WDTも死んだら、定期的なEPSリセットを待つ。	※3と同様
溶断ステータス読み込み	9	RXのWDT	•読み込み途中に止まる。初期運用のI2Cリードだけ、一定時間読み込めなかったら、0x00をreturnする。何がいいのです? 読み込み途中に止まる。WDTが壊れた時に測定されたepromの値をreadするだけではいけない。でも、それは解りยากがあるので、ADCの方が多い気がする。 •他の場合は起きて、無限ループに入ることもあるため、このままいけば死んでしまうかもしれない。バッテリー電圧測定の記録は、データtrapのタイミングでリセット(モード切替)でこなしてやる。	
電圧測定	F	バッテリー電圧測定用ADCの値	電圧測定は中止→衛星動作モードを読んでEPSがついているかついていないかを判断	
電圧測定	F	RX→EEPROM I2Cerror	①読み込み途中に止まる。WDTがRXPICをリセット。 ②読み込み途中に止まる。WDTが壊れていたり永遠にリセットを繰り返す。WDTが壊れていたら永遠に止まつてしまうので、I2Cにタイマー追加。読み込み途中に止まる。初期運用のI2Cリードだけ、一定時間読み込めなかったら、0x00をreturnする。何がいいのです? 溶断ステータス読み込みと同じ意見です(大本) ④カウンターが72以上の場合は、subを読みに行。それでもだめなら、0x00に戻す	①変な衛星モードをepromに保存 ②途中でdelayを入れる ③※3と同様 ④大きいカウンターの数字を入れる
衛星動作モードを読み込み	F	RX→EEPROM I2Cerror	•main以外の変な衛星動作モードを読みだら、subを読みに行く。それでもだめなら、エラーだす ②読み込み途中に止まる。WDTがRXPICをリセット。 ③読み込み途中に止まる。WDTが壊れていたり永遠にリセットを繰り返す。WDTが壊れていたら永遠に止まつてしまうので、I2Cにタイマー追加。読み込み途中に止まる。初期運用のI2Cリードだけ、一定時間読み込めなかったら、0x00をreturnする。何がいいのです? 溶断ステータス読み込み同じ意見です(大本) ④カウンターが72以上の場合は、subを読みに行。それでもだめなら、0x00に戻す	•存在しない slave address or high/low address:read→0x00がくる→mainで0x0が来てしまった。subepromを読みに行くようにする。
溶断カウンター読み込み	F	RX→EEPROM I2Cerror	WDTとは別にカウンターを用意し、立ち往生し続けたらいbreak処理。	
200s待機	9	RXのWDT	•200s待機中もWDTにパルスを送り続ける必要あり。 •タイマー割り込みで割り込んでくれればいいが、割り込んでくれない場合は、ここ200秒待機の中でもパルスを途中で送る必要あり。 •WDTが壊れた時の対処法未定	•delay時間中にもパルスを送っており、リセットがかかるないことを確認済み。
RXPICからTXPICへコマンド送信中	D	RX→TX UARTerror	コマンドを送れない。RXPICは送っていないことを気づく。しかし、TXPICルート2論議か。OBCの通常溶断と冗長溶断に期待付かず、複数回送る? 要検討	RXPICからTXPICにコマンドを送ったら、RXPICがちゃんと受け取ったよ。と返事するまで、複数回送る? 要検討
溶断ステータス書き換え	F	RX→EEPROM I2Cerror	WDTとは別にカウンターを用意し、立ち往生し続けたらいbreak処理。	※4ほぼ同様。readバージョン

表 3.10: 不具合対応表 (RXPIC)

該当シーケンス	エラー項目	該当エラー	それに対する例外処理	検証方法
CWダウンリンク	け	西無線 CW TX	周波数設定?	RXPIC※①と同様
OBCからの割り込み				
OBCからのコマンド	C (1,2,3,4,6)	OBC→TX UARTerror	基本、次のトライに期待。 •1byte来ない。割り込み後、中でコマンド受信を待機し続ける→TXのmain文のWDTがリセットを受けた。 •1byte受け取ったが、ノイズが乗りおかしい。 •Cから誤ったメッセージが送られてくる •switch文のdefaultに入る	※6 •0t/g以外の文字で割り込みを発生させ模擬的に停止。②1文字目は/であったが後半途中で停止。③バッテリーをFT232xPCから割り込み、WDTリセットがかかるかチェック。 →ちゃんとリセットかかる。確認終了。 •他の数字を教えて必要なものにする •存在しないコマンドを送信
OBCからのコマンド	い	TXのWDT	•WDTの電源がonになっていた、立ち往生時 にリセットがかかるない→WDT POWER HIGHを定期的に行う。 •WDTの電源はonだが、パルスpin不規により、リセットがかかるり続ける	井手さんのnew割り込み閑数で、立ち往生時は、すぐbreakできる※5
OBCからのコマンド	え	ピット反転	CRCチェックではじかれるとOBC通常溶断のみ	CRC機能チェック
OBCからのコマンド	き	マルチブレクサ	•OBCが生きていって、OBCからTXPICへのコマンドが、通らなかった場合、通常溶断のみになってしまひうど。大丈夫? (要検討)	OBCは意図的に、RXPICのioピンを切るんだけ? →i2cエラーが出たら、CIBの冗長ルート溶断を意図的に行うために、ioピンを切る。
OBCからのコマンド	4	EPSオフ(OBCオフ、西無線オフ)	EPSが切れていいたら、溶断の電源が入らない、一諦める? 1日1回のEPSリセットで復活を期待	①EPSの生死判断、RXPIC※2と同様 ②EPS定期リセット、RXPIC※3と同様
溶断中	か	TX 溶断SW	1日1回のEPSリセットで復活することを期待	RXPIC※3と同様
溶断中	6	TX再起動	TXが落ちれば溶断PINもlowになる? (要確認)次のトライに期待※6	ピンをhighにした状態で、電源を切り、溶断ピンがlowにならぬ確認。 →CIBリセットかあるとTX冗長溶断用の溶断ピンはlowになった。TXPICが再起動してしまっても、HIGHにさりげなくにはならないから大丈夫。
RXからの割り込み				
RXからのコマンド1byte受信	い	TXのWDT	上と同様	※5と同様
RXからのコマンド1byte受信	D	RX→TX UARTerror	上と同様	※6と同様
RXからのコマンド1byte受信	6	TX再起動	コマンド破棄される。残りのbyteも1byteチェックではひかれれる。	コマンド送信中に再起動。はじかれた。確認済み。
RXからのコマンド1byte受信	5	RX再起動	10byte送れず、割り込み閑数内で立ち往生するが、WDTでリセットかきループ抜け出す	抜け出した。確認すみ。
溶断ステータス読み込み	6	TX再起動	次のトライに期待	-----
溶断ステータス読み込み	E	TX→EEPROM I2Cerror	•Main eepromエラーで0xEが帰ってきた場合は、sub eepromを読みに行く、立ち往生したらWDTでリセット。次のトライに期待	RXPICと同じ。プログラム更新まだ。
溶断ステータス読み込み	い	TXのWDT	上と同様	RXPIC※4と同じ。
溶断中	か	TX 溶断SW	上と同様	RXPIC※3と同じ
溶断中	6	TX再起動	※6と同じ	※6と同じ
ダウンリンク				
データダウンリンク開始	7	西無線再起動	RXが周波数設定を定期的に行っている	RXPIC※1と同じ
データダウンリンク開始	8	西無線オフ	EPS/SVBUSの電圧を常に監視。EPS offと判断したら、西無線オフとpowerに切り替え、周波数設定を再実行し、CWダウンリンク再開	RXPIC※2と同じ
データダウンリンク開始	6	TX再起動	問題なし	-----
データダウンリンク開始	け	西無線 CW TX	EPSリセット、RXPIC周波数設定を定期的に行ってるので、復活を待つ。	-----
データダウンリンク開始	こ	西無線 FM TX	EPSリセット、RXPIC周波数設定を定期的に行ってるので、復活を待つ。	-----
データダウンリンク開始	さ	西無線 FM RX	EPSリセット、RXPIC周波数設定を定期的に行ってるので、復活を待つ。	RXPIC※1と同じ

表 3.11: 不具合対応表 (TXPIC)

3-B ソフトフローチャート作成: 3-A で作成した不具合想定表を元に、初期運用時の OBC, TXPIC, RXPIC のフローチャートを作成した。作成したフローチャートは、他のコンポーネント担当者等とも検討した。

3-C ソフト作成: 3-B で作成されたフローチャートを元に、ソフトを書いた。

3-D デバック : 3-C と同時並行で書いたソフトをその都度デバックする。いつ、どの部分をデバックし、結果はどうであったかを必ず記録する。後に確認した際にどの部分までデバックしたか分からなくなってしまうため。

3-E フローチャートとソフトが対応しているか確認

3-F OBC/CIB 統合. 初期運用は OBC と CIB が連携して行うため、統合作業が必要である。冗長系を含むフローチャートの全てのルートにおいてバグが無いかを、単体では 3-D で確認済みだが、OBC と CIB のプログラムを同時に動かして確認した。

3-G 恒温槽試験で溶断時間の確認: 恒温槽において、宇宙環境の想定最大温度 50 °C と想定

最低温度-30 °C を再現し、それぞれの温度環境下で溶断することができるか、溶断時間は適切であるか検証した。

3-H FM 最終確認: FM 本体を JAXA に引き渡す直前、最終プログラム書き込み後、eprom 初期パラメータ書き込み前に、初期運用プログラムで溶断できるか確認を行った。FM 本体を溶断することはできないので、ダミーの糸を溶断した。

(4) OBC 正常時初期運用モードソフト詳細（小出）

OBC 正常時のフローチャートを以下に示す。

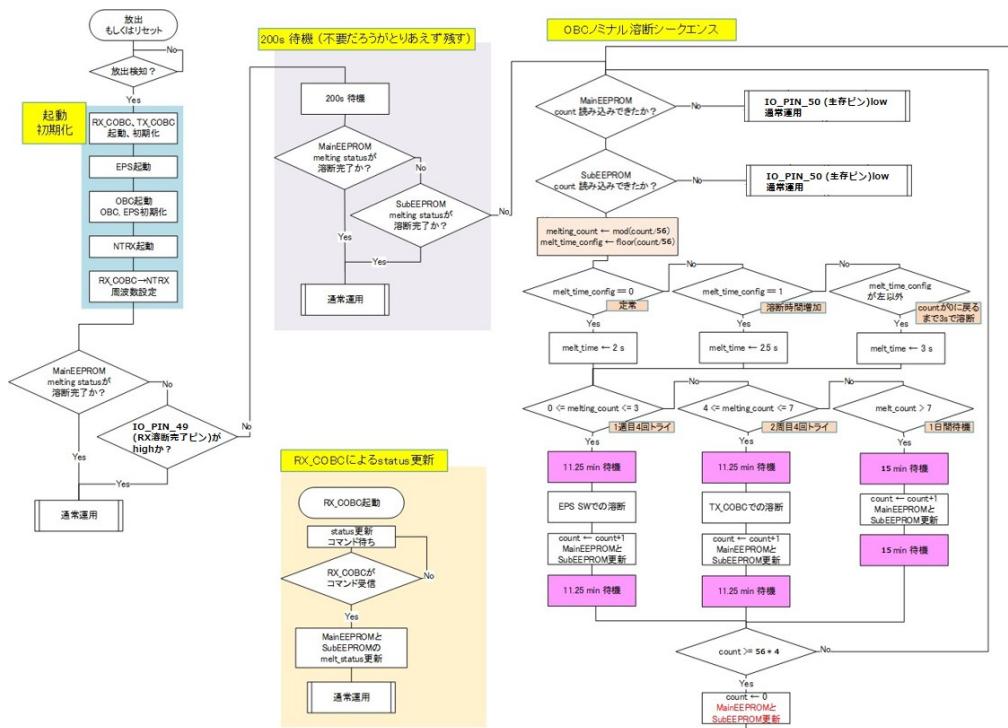


図 3.27: OBC 正常時のフローチャート

- OBC は RTOS を使い複数のタスクを持っているが起動時に動くのは初期運用のタスクのみである。OBC は起動後必ず OBC 生存ピンである 50 番の IO ピンを high にする。
- EEPROM に書き込まれた溶断ステータスの計算式については 1byte を 1bit ずつ加算その値が 4 以上だと溶断判断。これは放射線などの影響で bit 反転の可能性を防ぐためである。
- count で溶断回数又は待機を判断しているが、これは待機中に OBC の電源を落ちることを考慮し、定期的に EEPROM に書き込みを行う。
- OBC は EPS の WDT を管理しているので、初期運用時では初期運用のタスク内のループで叩きに行く構造(通常は OBC のコマンド確認で行っている詳細は OBC の章)

(5) OBC 異常時初期運用モードソフト詳細（黒崎）

OBC 異常時のフローチャートを図 3.28 に示す。

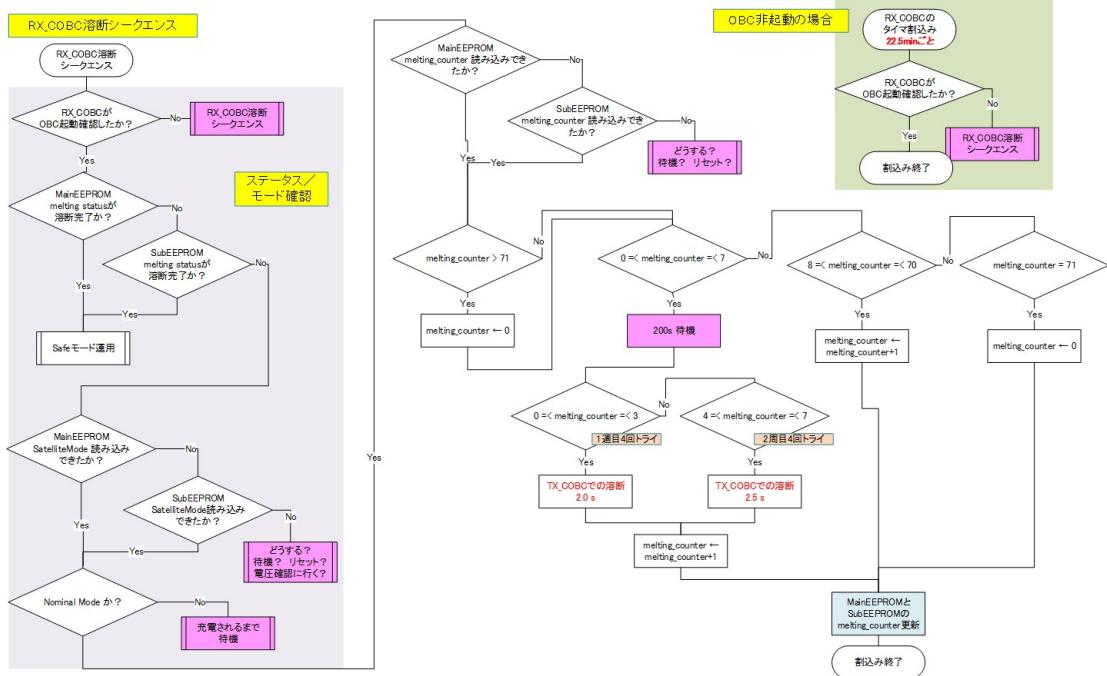


図 3.28: OBC 異常時のフローチャート

- RXPIC で 22.5 分毎に行われるタイマー割込み処理内で、OBC の起動が確認できない場合、RXPIC での溶断シーケンスに入る。
- 溶断ステータス及び衛星モードを確認し、未溶断かつ Nominal モードの時に溶断処理に入る。
- EEPROM の溶断カウンターの値を読み込み、値に応じて溶断を行った後、溶断カウンターを更新する。

(6) 初期運用 運用結果（黒崎）

アマチュア無線家からの CW HK データ受信報告を受け、東工大地上局にて溶断停止コマンドをアップリンク。CW HK データで溶断ステータスが溶断前から溶断済みに書き換わっていることを確認した。

(7) コメントや次回の改善点

OBC / CIB 共通（黒崎・小出）

- 溶断済みフラグを CW HK データのフリースペースの 1byte に入れたのは神采配だったと思う。OrigamiSat-1 の場合、アップリンクで EEPROM の指定アドレスを読んでダウンリンクする機能が使えなくなってしまっていたため、CW HK データ以外に溶断済みを確認する術が無かった。
- OBC と CIB が同時に溶断を行ってしまった場合、バッテリーがどの程度減少するかの検証をできていなかった。
- OBC と CIB のどちらが、何回目の溶断で溶断を成功し、ダウンリンクを開始したかを分かるようにした方がいいのかもしれない。

- ・ 「(3) 開発の流れ」3-FにおけるOBC/CIBの統合は、初期運用のプログラムしか動かしていなかったので、モード切替やダウンリンクなども動かし、本番の運用を想定したデバックが必要であった。
- ・ 溶断系統としてEPSのSWでの溶断、冗長系としてTXPICによる溶断があったが、EPSのSWにおける溶断はOBCのみしか使用できぬ仕組みになっていた。どちらでも溶断できるように

OBC（小出）

- ・ 初期運用を必ず成功させるために複雑なシークエンスにしてしまったが、もう少し簡潔なシークエンスのほうがよかつたと思う。溶断時間の変化をなくして、プログラムを優しくする方法も考えられる。

CIB（黒崎）

- ・ FMに書き込んだプログラムでは、溶断ステータスは毎回、EEPROMを読み込んで判断していたが、一度、溶断停止コマンドがアップリンクされて溶断ステータスが書き換わったら、PIC内のグローバル変数も書き換わるようなプログラムの方が良かったかもしれない。

というのも、RXPICがEEPROMの読み込みができず、溶断ステータスを判断できない場合は全て「未溶断」判定にしていた。実際、OrigamiSat-1はEEPROMを読み込めないといい事象が起きてしまい、RXPICは毎回、初期運用モードに入り、200秒待機や溶断などをしてしまっていたと思われるため。

3.5 姿勢制御系

3.5.1 制御方式

OrigamiSat-1搭載の5.8GHz通信用パッチアンテナは指向性を持つため、同アンテナ取付面を地上に向ける姿勢制御が必要となる。本衛星では、永久磁石と地磁気の干渉を利用した受動的姿勢制御を採用した。飛行と姿勢のイメージを図3.29に示す。衛星内部に搭載された棒磁石により姿勢は地磁場の磁力線に沿う様に回転する。この過程で、日本の緯度付近を通過する際、パッチアンテナの面が地上を向く。但し、軌道上では運動を減衰させる要素が乏しく、実際には磁力線を中心に揺動運動することとなる。このため、本衛星では、PCパーマロイ製のヒステリシスダンパを搭載している。本ダンパは、磁力線の相対運動に伴い電磁誘導を生じ、内部抵抗による電力消費によって、運動を熱に変換する。本方式は、同じく5.8GHzパッチアンテナを搭載していた、FITSAT-1（にわか）に採用され、実績があることから採用した。

3.5.2 主要諸元

本衛星の姿勢制御用永久磁石およびヒステリシスダンパの搭載イメージを図3.30に示す。また、それぞれの諸元を表??、表??に示す。

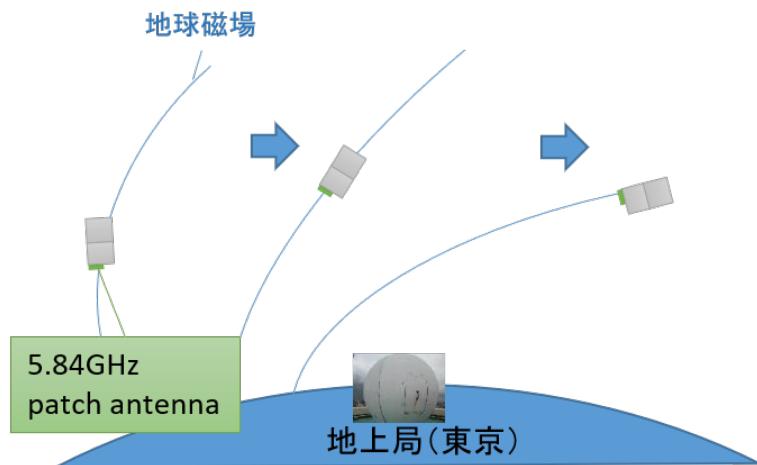


図 3.29: 飛行と姿勢のイメージ

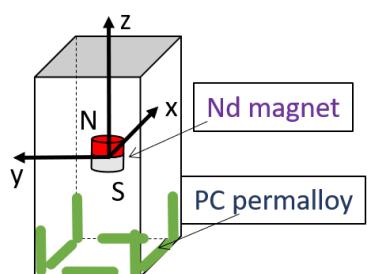


図 3.30: 永久磁石とヒステリシスダンパ搭載イメージ

表 3.12: OrigamiSat-1 搭載磁石諸元

項目	諸元
材質	Nd
体積	$2.73 \times 10^{-6} [\text{m}^3]$
磁束密度	0.468 [T]
発生トルクオーダー	$10^{-5} [\text{Nm}]$

表 3.13: OrigamiSat-1 搭載ヒステリシスダンパ諸元

項目	諸元
材質	PC パーマロイ
体積 (X-axis)	$1.603 \times 10^{-7} [\text{m}^3]$
体積 (Y-axis)	$1.320 \times 10^{-7} [\text{m}^3]$
体積 (Z-axis)	$5.055 \times 10^{-8} [\text{m}^3]$
飽和磁束密度	0.65 [T]
残留磁束密度	0.40 [T]
保磁力	1.2 [A/m]
発生トルクオーダー	$10^{-6} [\text{Nm}]$

3.5.3 姿勢解析

衛星の回転運動に関する運動方程式は、次式で表される。

$$\mathbf{I}\dot{\boldsymbol{\omega}} + \boldsymbol{\omega} \times \mathbf{I}\boldsymbol{\omega} = \mathbf{T} \quad (3.1)$$

ここで、 \mathbf{I} は慣性テンソル、 $\boldsymbol{\omega}$ は角速度、 \mathbf{T} は外力トルクである。本衛星では、地磁気と永久磁石による磁気トルク \mathbf{T}_m 、地磁気とヒステリシスダンパによる磁気トルク \mathbf{T}_d 、空気抵抗によるトルク \mathbf{T}_{air} 、太陽光輻射圧トルク \mathbf{T}_{sun} 、重力傾斜トルク \mathbf{T}_g を想定し、 \mathbf{T} を式??で与える。

$$\mathbf{T} = \mathbf{T}_m + \mathbf{T}_h + \mathbf{T}_{sun} + \mathbf{T}_{air} + \mathbf{T}_g \quad (3.2)$$

(1) 磁気トルク

地磁気と衛星搭載磁石により発生するトルクは、磁石の磁気モーメント \mathbf{M}_m と地球磁場 \mathbf{H} により次式で表される。

$$\mathbf{T}_m = \mathbf{M}_m \times \mathbf{H} \quad (3.3)$$

$$\mathbf{M}_m = \frac{V_m}{\mu_0} \mathbf{B}_m \quad (3.4)$$

ここで、 V_m は磁石の体積、 μ_0 は真空の透磁率、 \mathbf{B}_m は磁石の磁束密度ベクトルである。

(2) ヒステリシスダンパ

常磁性体は外部磁場により磁化された後、図??に示すように、外部磁場が減少し 0 になつても、磁化(磁束密度)が残留する(ヒステリシスを持つ)。このヒステリシスループを巡る過程でエネルギー損失が発生し、ダンパとして作用する。

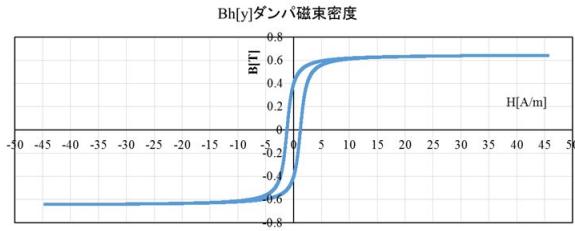


図 3.31: 磁性体のヒステリシス

ヒステリシスダンパの磁束密度 B_h は、地球磁場により次式のように与えられる。

$$B_h = \frac{2B_s}{\pi} \tan^{-1} \left[\frac{1}{H_0} \tan \left(\frac{\pi B_0}{2B_s} \right) (H \pm H_0) \right] \quad (3.5)$$

ここで、 B_s , B_0 , H_0 はそれぞれヒステリシスダンパの飽和磁束密度、残留磁束密度、保持力である。この時、ヒステリシスダンパトルク \mathbf{T}_h は、

$$\mathbf{T}_h = \mathbf{M}_h \times \mathbf{H} \quad (3.6)$$

$$\mathbf{M}_h = \frac{V_h}{\mu_0} \mathbf{B}_h \quad (3.7)$$

となる。ここで \mathbf{M}_h , V_h は、それぞれヒステリシスダンパの磁気モーメント、体積である。永久磁石とヒステリシスダンパのサイジングについては、後述のシミュレーション結果に基づく遺伝的アルゴリズムにより決定した。

(3) 太陽光輻射トルク

光圧は、鏡面反射、拡散反射、吸収によって異なり、それぞれの単位面積当たりの光圧 $d\mathbf{f}_a$, $d\mathbf{f}_s$, $d\mathbf{f}_d$ はそれぞれ次式で表される。

$$d\mathbf{f}_a = -M_s \rho_a (\mathbf{s} \cdot \mathbf{n}) \mathbf{s} dA \quad (3.8)$$

$$d\mathbf{f}_s = -2M_s \rho_s (\mathbf{s} \cdot \mathbf{n})^2 \mathbf{n} dA \quad (3.9)$$

$$d\mathbf{f}_d = -M_s \rho_d (\mathbf{s} \cdot \mathbf{n}) \left(\mathbf{s} + \frac{2}{3} \mathbf{n} \right) dA \quad (3.10)$$

ここで、 ρ_a , ρ_s , ρ_d はそれぞれ、光の吸収率、鏡面反射率、拡散反射率であり、光が透過しない材料では以下の関係を持つ。

$$\rho_a + \rho_s + \rho_d = 1 \quad (3.11)$$

また、 \mathbf{s} は太陽方向ベクトル、 \mathbf{n} は衛星表面の法線ベクトル、 A は照射面積である。 M_s は、次式で定義される。

$$M_s = \frac{E_s}{c} \cdot \left(\frac{AU}{r_{sun}} \right)^2 \quad (3.12)$$

ここで、 E_s , c , AU , r_{sun} はそれぞれ、太陽定数、光速、地球-太陽間距離、衛星-太陽間距離である。これらを用いて、太陽光輻射圧トルクは次式で与えられる。

$$\mathbf{T}_{sun} = \int_{\mathbf{s} \cdot \mathbf{n}} \mathbf{r} \times \nu (d\mathbf{f}_a + d\mathbf{f}_s + d\mathbf{f}_d) \quad (3.13)$$

ここで ν は日照条件である。(日照: $\nu = 1$, 日陰: $\nu = 0$).

(4) 空気抵抗トルク

空気抵抗トルクは次式で与えられる

$$\mathbf{T}_{air} = \int_{\mathbf{n} \cdot \mathbf{v}} \mathbf{r} \times -\frac{1}{2} C_d \rho (\mathbf{n} \cdot \mathbf{v}) \mathbf{v} dA \quad (3.14)$$

ここで、 \mathbf{r} は衛星重心から空力中心への位置ベクトル、 C_d は空気抵抗係数、 ρ は大気密度、 \mathbf{v} は衛星の速度ベクトルである。

(5) 重力傾斜トルク

重力傾斜トルクは、次式で与えられる。

$$\mathbf{T}_g = -\frac{3\mu}{|\mathbf{r}_e|^3} \mathbf{r}_e \times (\mathbf{I} \cdot \mathbf{r}_e) \quad (3.15)$$

ここで、 μ は地球重力定位数、 $|\mathbf{r}_e|$ は地球重心から衛星重心への位置ベクトル、 \mathbf{I} は衛星の慣性テンソルである。

3.5.4 解析結果

上記の式に基づき、地球周回時の OrigamiSat-1 の姿勢についてシミュレーションを行った。地球磁場については、国際地球電磁気学会の標準磁場モデルである IGRF (International Geomagnetic Reference Field) を用いた。また、大気モデルとして Harris Priester Model を用いた。

以下、各条件における OrigamiSat-1 の運動予測について結果を示す。各軸方向は、図 3.30 の通りである。

(1) 3U 膜展開前

E-SSOD より放出された直後を想定し、3U 状態、膜面未展開、マスト伸展無し、高度 500km、初期角速度が全軸 0 という条件における角速度および、機体 z 軸と地球磁力線とのなす角をそれぞれ図??と図??に示す。放出からおよそ 16000 秒程度で姿勢が安定している。

また、初期角速度を、x 軸: 30deg/s, y 軸: 30deg/s, z 軸: 5deg/s, とした場合についての結果を図??と図??に示す。この条件においても、静定に数日を要するものの、姿勢は静定する。

(2) 2U 膜切り離し後

ミッションの後半。マストおよび膜切り離し後に 2U 状態となった際の運動について、機体の慣性条件が変化しても姿勢安定が成立するかを検討した。2U 状態、高度 400km、初期角速度が全軸 0 という条件における角速度および、機体 z 軸と地球磁力線とのなす角をそれぞれ図??と図??に示す。2U の状態においても、放出からおよそ 10000 秒程度で姿勢が安定している。

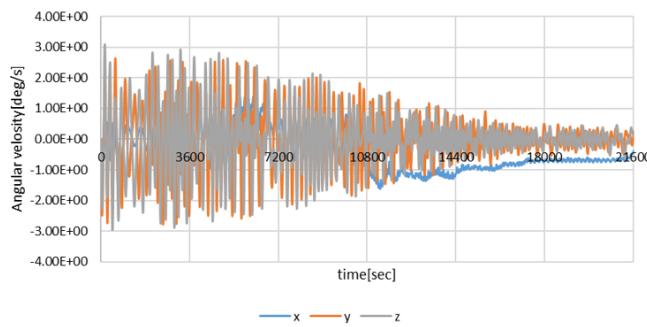


図 3.32: 放出直後の角速度推移（初期角速度無し）

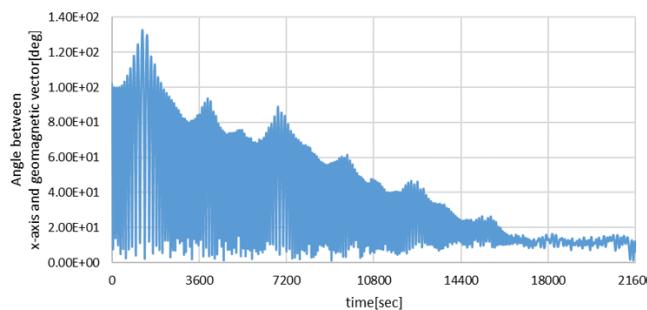


図 3.33: 放出直後の機体 z 軸と地球磁場のなす角度の推移 (初期角速度無し)

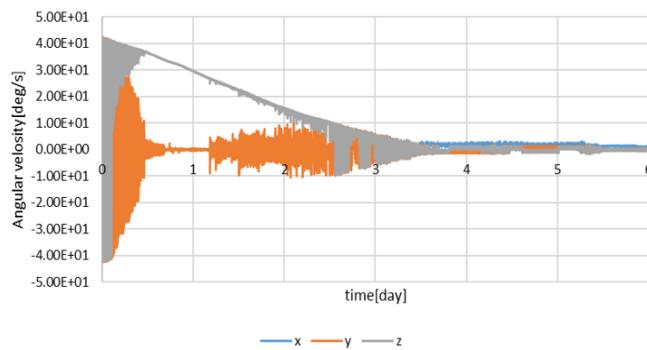


図 3.34: 放出直後の角速度推移 (初期角速度あり)

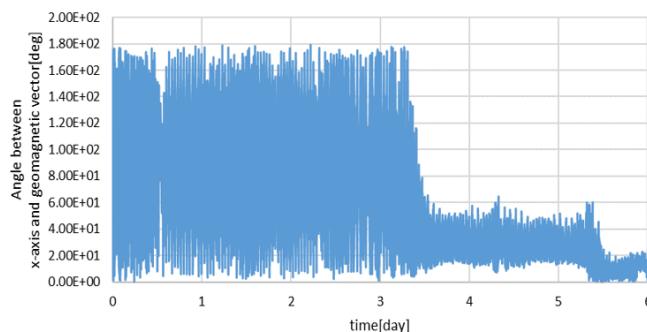


図 3.35: 放出直後の機体 z 軸と地球磁場のなす角度の推移 (初期角速度あり)

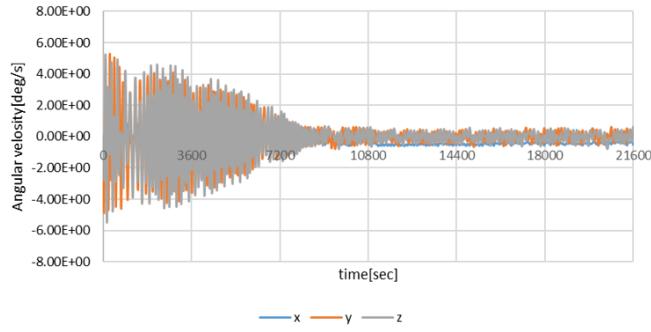


図 3.36: 膜切り離し後の角速度推移

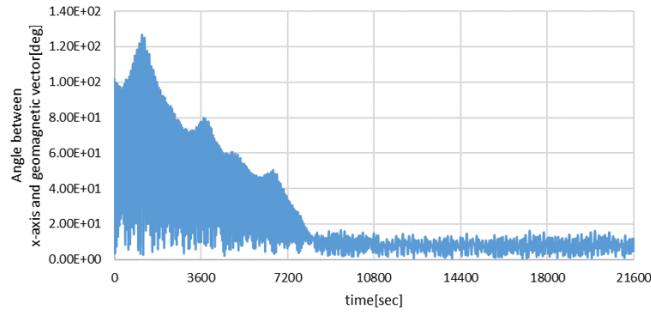


図 3.37: 膜切り離し後の機体 z 軸と地球磁場のなす角度の推移

(3) 3U 膜展開時

膜展開状態は、空力、太陽光輻射、重力傾斜各トルクの外乱が大きくなることが予想されるが、この状態においても姿勢安定が可能であれば、5.8GHz 高速通信が可能となる。3U 状態、高度 500km、マスト伸展状態、初期角速度が全軸 0 という条件における角速度および、機体 z 軸と地球磁力線とのなす角をそれぞれ図??と図??に示す。こちらは角速度が発散することは無く、 10^{-1} deg/s オーダーの運動となっているが、姿勢は安定せず 5.8GHz パッチアンテナを地上に向け続けることは困難であることが判明した。本結果に基づき、5.8GHz 高速通信については膜切り離し後に実施することとし、それまで大容量の実験データは機体上に保存しておくこととした。

3.6 構体系（奥山・大野）重量管理も含む

本稿では、私が携わった EM の設計の修正から FM の組立までについて、各開発フェーズごとに記載する。なお、詳細な不具合は「OP-S1-0065_OriamiSat-1 不具合・A/I 管理表_20190124」に記載している。また、設計について EM から FM で修正する際の修正項目（EM での不具合項目）は「FM 発注リスト.xlsx」に記載している。

3.6.1 3DCAD 設計

3DCAD 設計でミスが起こると開発が進んだときの手戻りが大きいので気をつける。

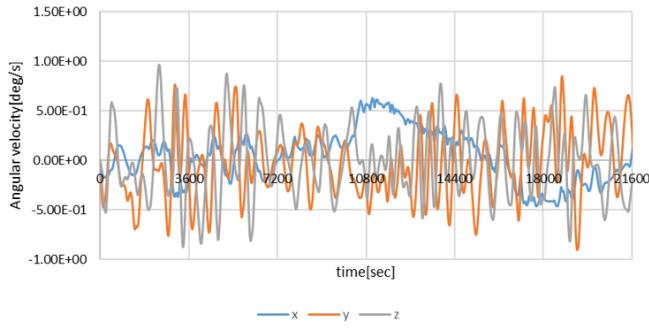


図 3.38: 膜展開時の角速度推移

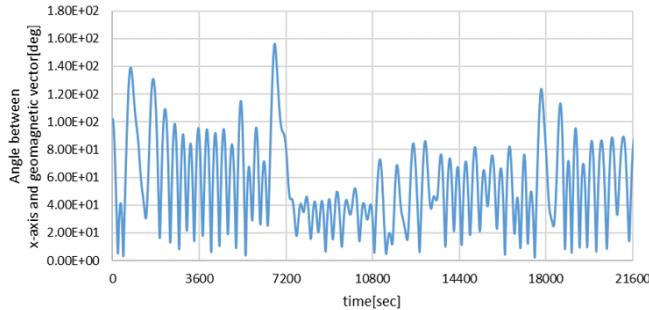


図 3.39: 膜展開時の機体 z 軸と地球磁場のなす角度の推移

(1) 干渉の確認

構体の部品同士の干渉を確認する必要がある。ここで注意したいことが、加工公差である。CAD 上では公差は指定していないため、公差を含めて干渉がないかを考慮する必要がある。EM では、展開アンテナとそれを通す溝の幅が同じであったため、CAD 上では干渉はないが、実際にはアンテナがはまって展開できなかった。(追加工で対応)

(2) ハーネス・コネクタ等の電子部品の考慮

CAD でハーネス、コネクタを入れることをお勧めする。ハーネスがどこを通るか、通る場所には通れるだけの隙間があるか、コネクタは干渉しないかを確認する必要がある。また、ハーネスは曲率の限界があるので注意する。

(3) ハーネスの通り道に突起物を置かない

特に注意するのが、構造部品の角である。振動等でハーネスの皮膜が破れる恐れがあるため、R をつける。また、さらに補強としてハーネスにガラスクロステープを巻いた。

(4) 組立を考慮した設計

組み立てについては、工具の大きさと、組み立てのしやすさを考慮する必要がある。工具の大きさについては、組み立て時に工具と部品に干渉なく組み立てられるかを注意する。底面パネルに対するパッチアンテナ土台の取り付けは、取り付けるねじに対して工具を同軸で

取り付けるべきであるが、底面パネルと工具が干渉するので、工具を斜めにして取り付けていた。組み立てのしやすさについては、D-sub の取り付け等無理な体勢での組み立てがあつたので、良くない。何度かワッシャを構体内に落としたこともあったので注意して欲しい。

(5) ばか穴による組み立てのズレの考慮

ばか穴にしている箇所は、ねじの径との差の範囲で部品間が相対的にずれる。0.1mm オーダーの差があり、レール精度は± 0.1mm であるので、十分影響がある。要求精度以外にも、ディプロイメントスイッチの接触不良があった。スイッチの位置によってディプロイメントピンとの相対的位置関係が変わり、スイッチ起動の要求、インターフェイスを満たせない場合があった。今回はスイッチ取り付け後のピンを取り付ける際に位置を調整することで対処した。

3.6.2 図面作成

図面作成は寸法を全て書き込めば良いだけでなく、加工する際に必要な寸法を書くことが重要である。自ら加工することも少なくなかったので、そのような経験があるとよりうまく書けると思う。

(1) 加工順序の考慮

自分で加工するとき、前日までに加工順序を確認しておくことをお勧めする。当日朝から工場に行ってから工程を考えると進捗が得られない。

(2) 加工者との早めの相談

公差等わからないことがあつたら専門家に聞くほうが良い。考えるより細かい部分は話しながら決めたほうが早く進む。

3.6.3 発注

発注は相手に誤解されないように伝えることが重要である。

(1) 業者と工場の違い

基本的には工場の発注が良い。工場のメリットは大学内に併設しているので直接コンタクトがとりやすい。外部業者であるとメールのみのやり取りで伝えきれないことがあつたりする。外部業者は、工場が立て込んでいて納期が遅かったり、休業のときに利用する。工場は大学内の様々な案件を行っているので、時期によっては納期がだいぶ先になる。また、外部業者で工場が海外であると日本と休日が異なるため、助かることがある。(特に GW)

3.6.4 組み立て

(1) 手順の決め方

基本的には底面パネルから膜展開部に向かって組み立てる。それに加え、左記の流れであると組めない部分は順序を適宜変えた。また、レール精度が求められている部品（底面パネル、側面パネル×4、膜展開部）に関してはトルクはかけずに仮締めを行い、その後精度出しを行った。最終的な手順は「組み立て手順書」に記載する。

(2) 手順書の作り方

誰でも組み立てができるることを目指とした。組み立て時に考えることはないようにする。また、ソフトを書く人にはバス系の組立ができるようにしてもらうことを薦める。ソフトを書き込むために分解が必要なときもあるので、そのたびに構体系の担当がいないと開発が進まない事態になったことが何度もあった。

(3) 精度出しの方法

精度出しの方法は「組み立て手順書」に記載している。

(4) 基板保持の治具

基板保持とCIBの取り付け誤差により、基板がずれて側面パネルが固定できないことが何度もあった。それにより、基板保持とCIBの相対位置を固定する治具を作成した。

(5) 基板の組み立て誤差

上記の対応で精度は良くなつたが、その先の基板を取り付けた際に再現性がなく、側面パネルと干渉することがあった。これの原因はわかっていない。

(6) サーミスタの貼付方法

サーミスタを貼り付ける際は貼り付ける部品にカプトンテープを貼り、その上にサーミスタを置き、上からカプトンテープを貼る。このとき、どちらのカプトンテープも多数の穴を開けた。これは、真空中でカプトンと部品との間の気泡が膨張し、カプトンがはがれることを防ぐためである。

(7) 配線

ハーネスの経路は、構体部品との干渉を避けることとハーネスの可動域を考慮してどのように動いても部品間でハーネスをはさまないよう取り回すことを考慮する。後者についてはFMの1回目の振動試験でハーネスを構体部品ではさんでしまっていたので、はさんでしまったハーネスを別のハーネスをくぐらせて動いたとしても挟まれないようにした。

(8) ディプロイメントスイッチの不具合

ディプロイメントピンの公差の指定を誤り、底面パネルにピンが固着してしまった。対策としては、底面パネルの穴を削り、微調整した。また、ピンには二硫化モリブデン処理を施し、摩擦係数を減らした。

(9) 工具の管理

工具は作業が終わっていなくてもその目中には片付けることを徹底する。放置したり、他の人が使ったりした後、翌日に探すことが多々あった。構体系のみならず開発者全員の認識が必要である。

3.7 熱系（中村・坂本）

3.7.1 熱設計の方針

熱系については、下記の考え方のもと設計・検証を実施した。この考え方は主に、戸谷剛・北海道大学准教授がふくい宇宙産業創出研究会WGで講演（2016年11月24日）された資料をご厚意で見せていただき、そこからの学びを元に構築した。

- 温度が均一化できるところとなるべく増やし、複雑度を下げる方針とした。
- Thermal Desktop等解析ソフトを用いた詳細解析は行わず、解析については少数節点解析でのパラメータサーベイのみを行った。結果、当初設計の表面仕上げで良いとの見込みのもと開発を進めた。
- 受動的熱制御を主体とした。ただし、開発の最後のフェーズでバッテリにヒータを貼付し、能動的熱制御を取り入れる設計変更をした。
- 材料の熱光学パラメータは宇宙科学研究所小川研のご厚意で、TESA2000を使用させていただき計測した。
- 接触コンダクタンスの影響を少なくするため熱伝導シートを導入した。
- ウエルリサーチ社の熱真空槽を用い、熱平衡試験でパラメータ同定をしたのちに、熱真空試験で機器の動作確認をした。これらの試験については別章に記載する。

下図のように節点へ分割したモデルを作成した。Matlabを用いin-houseでプログラムを書いた。

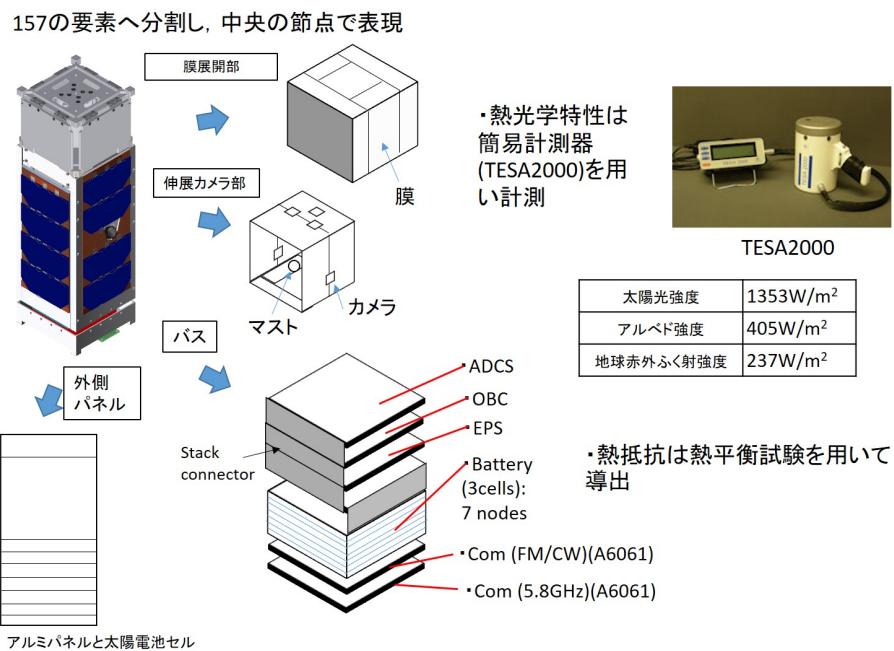


図 3.40: 節点法による熱解析

パラメータ同定のために熱平衡試験を実施した。試験については別章にて詳説する。概要を数に示す。

熱平衡試験

目的: 热解析モデルのコリレーションを行うため

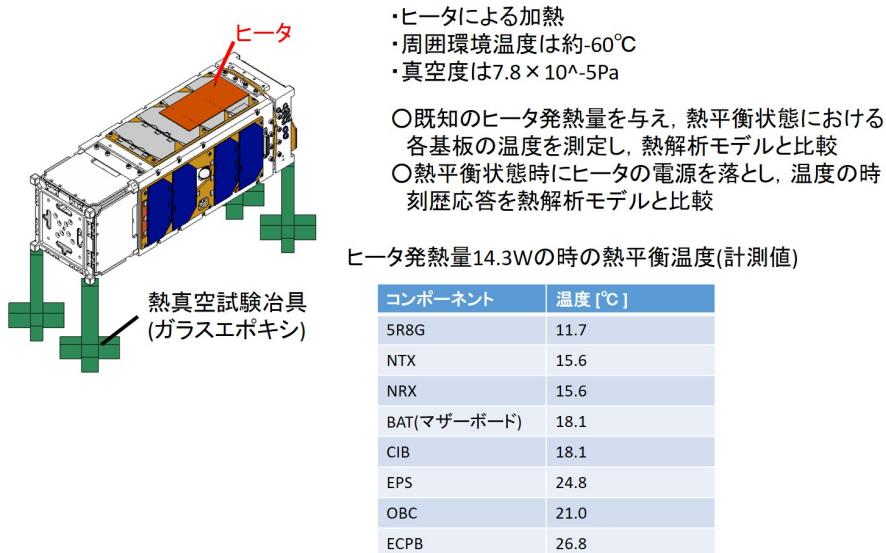


図 3.41: 热平衡試験による解析モデルコリレーション

ここで得たパラメータを元に、節点解析モデルを用いて、軌道上での各節点の温度変化を予測した。

3.7.2 熱解析結果：高温ケース

高温ケースで以下の結果を得た。

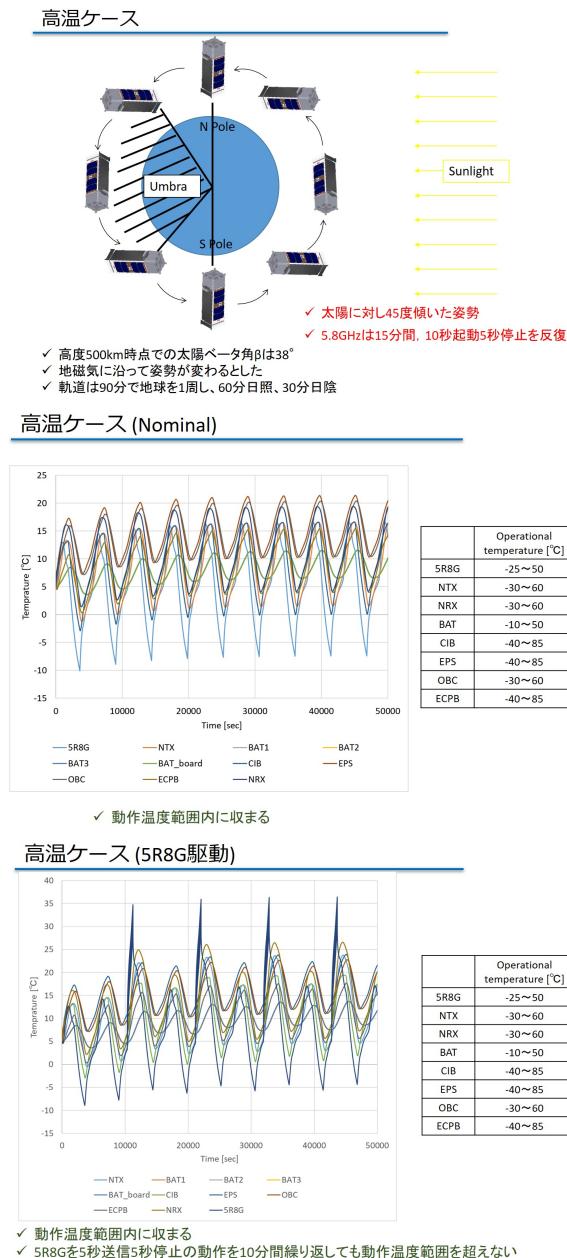
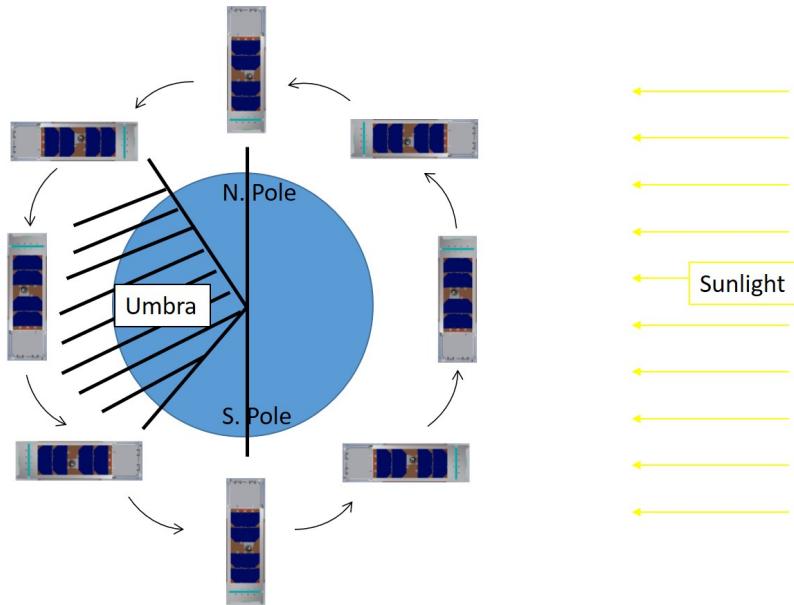


図 3.42: 節点法熱解析結果：高温ケース

3.7.3 熱解析結果：低温ケース (Nominal)

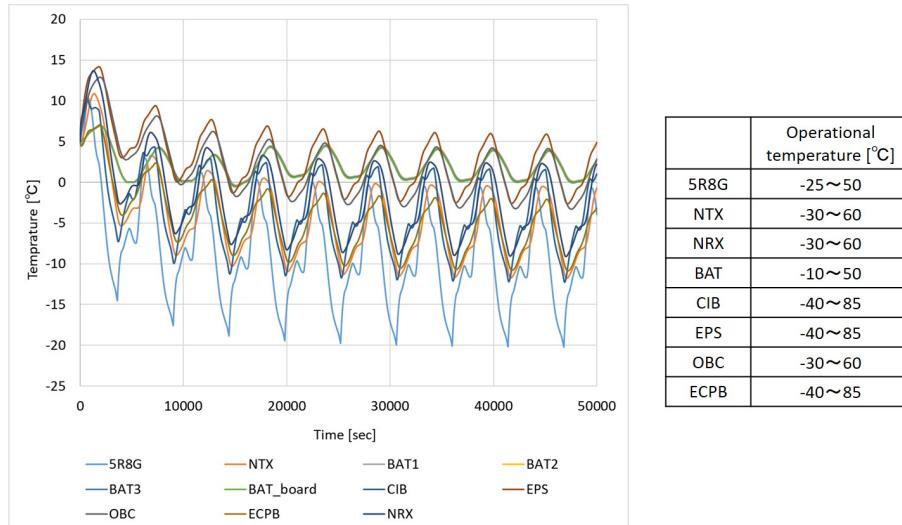
膜展開前の低温ケースで以下の結果を得た。

低温ケース (Nominal)



✓ 太陽光に対し垂直に回転する場合

低温ケース (Nominal)



✓ 動作温度範囲内に収まる

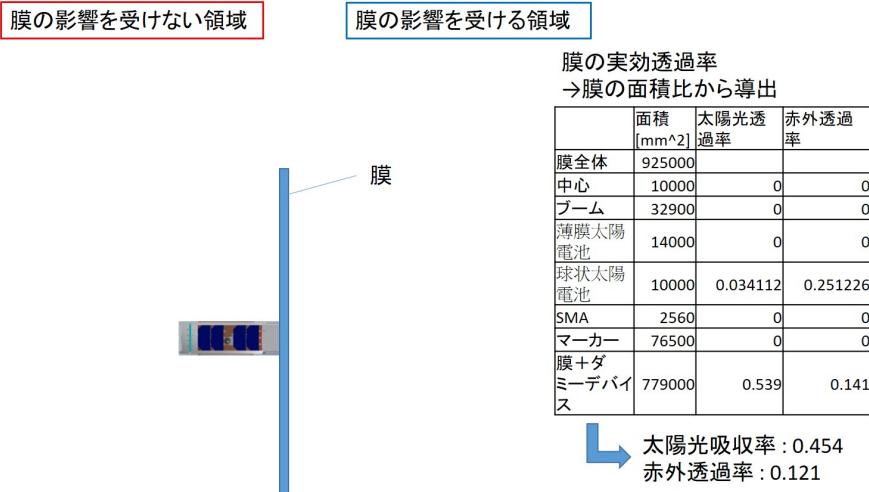
図 3.43: 節点法熱解析結果：低温ケース (Nominal)

3.7.4 热解析結果：低温ケース（膜展開後）

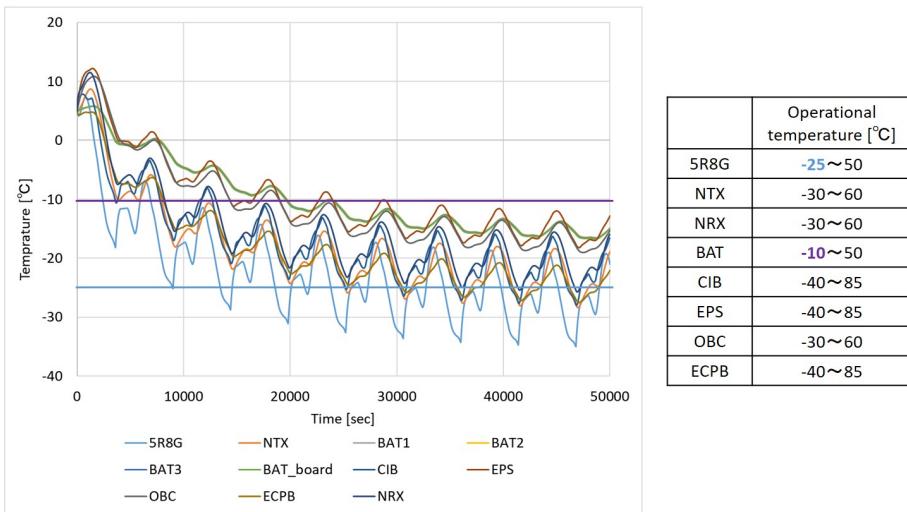
膜展開後の低温ケースで以下の結果を得た。

低温ケース(膜展開時)

- マストが伸展しなかった場合
- 膜上のダミーデバイスが紫外線により着色された場合



低温ケース(膜展開時)



- BATにヒータを搭載
- 5R8Gは温度テレメトリの値から駆動するか判断するシステムへ変更

図 3.44: 節点法熱解析結果：低温ケース（膜展開後）

3.7.5 热系の振り返り

別章に掲載する軌道上温度のHKデータを見ると、解析結果よりも温度が高く、また温度変化の幅も小さい。したがって解析・実験による予測が適切でなかった可能性がある。軌道上結果を見る限りでは、バッテリにヒータを追加する設計変更は不要だった可能性がある（ただし膜を展開していないので膜展開時についてはさらなる詳細解析を要する）。

3.8 VHF/UHF 展開アンテナ（仁尾・坂本）

3.8.1 概要

下図に示すVHF/UHFの展開アンテナを新規で開発した。JAXA文書「CSA-112040A 小型衛星非金属ロックワイヤに関する安全チェックリスト」に準拠する設計とした。

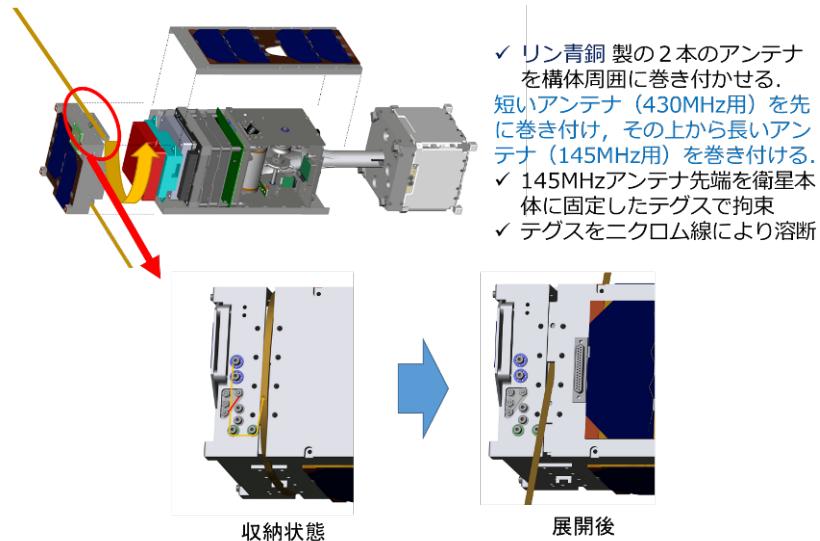


図 3.45: VHF/UHF 展開アンテナの概要

テグス／ニクロム線の配置について

- ✓ テグス（ベクトランミシン糸#40）2本それぞれをもやい結び（3.5末尾参照）で145MHzアンテナ先端穴に結ぶ
 - ✓ アンテナ先端穴にカプトンテープを貼付し、テグスを保護

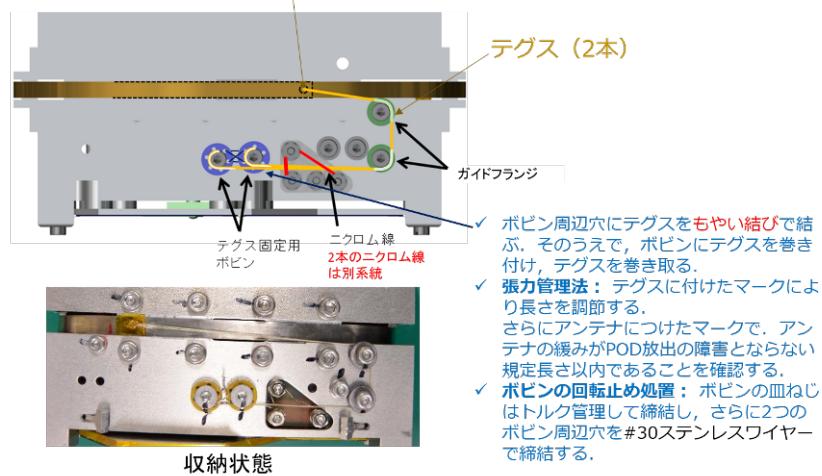


図 3.46: VHF/UHF 展開アンテナのテグスとニクロム線配置

ボビンの詳細について

- ✓ ボビンは下図の形状をしており、図の「テグス巻き付け部」にテグスを巻き付ける。
- ✓ M2.5皿ねじを筐体側面の穴に締結する。

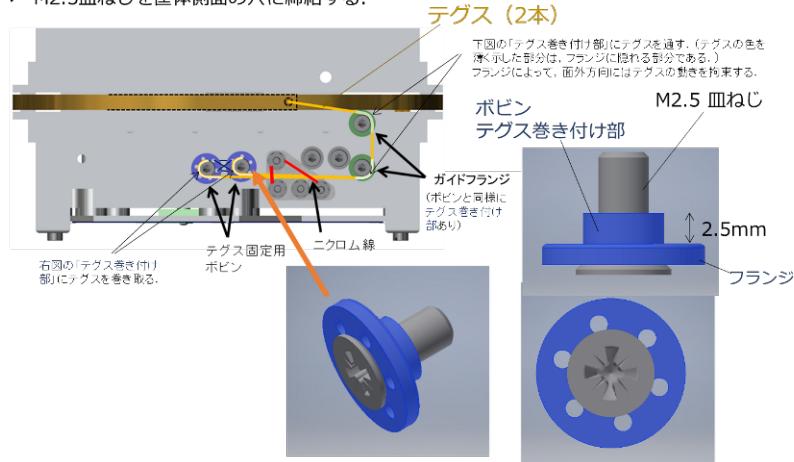


図 3.47: VHF/UHF 展開アンテナのテグス用ボビン

UHF/VHF 展開アンテナの衛星本体への固定

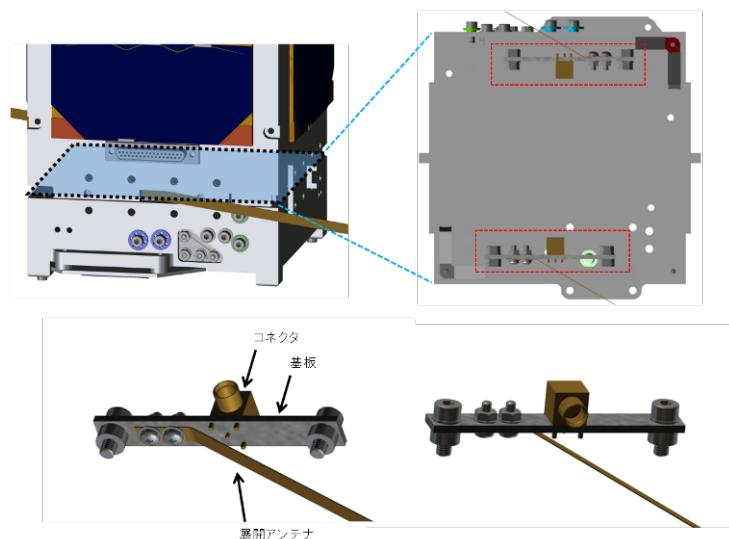


図 3.48: VHF/UHF 展開アンテナの本体への固定

3.8.2 アンテナ材料の選定と製造

CSA-112040A 2015年9月から開発を開始した。展開機構・回路は、日本大学SEEDSとSPROUTの経験を基盤とし、材料としてリン青銅を選択した。しかし、収納試験を行ったところ、曲げ癖により展開後の真直度が低かった。そこで大阪府立大学OPUSATの経験を聞いたところ、バネ性リン青銅をコンベックス（巻き尺）形状に加工する特注品を作っていたということだった。府立大衛星チームからの紹介で阿尾システムエナジー研究所（担当：阿尾様）に試作を依頼したところ、真直度の向上が見られたため、この特注アンテナを採用

した。寸法などの詳細は以下である。インピーダンスマッチングを行って長さを調整するためにアンテナは長めに製作した。価格は2本+2本で約11万円であった。

- 加工依頼内容: コンベックスR形状の加工
- 材料: バネ性リン青銅 (C5210P-H)
- 寸法と個数: (長さx幅x厚さ) = 300x5x0.1mm および 700x5x0.1m

コンベックスR加工したものは高価であったため、コンベックス加工していない同材料のアンテナ(数千円)を試験用に購入し、限定的な数のみコンベックスR加工品を購入した。

3.8.3 テグス, ニクロム線, ボビン

テグスおよびボビンは、サカセ・アドテック社が開発した「膜展開部」の溶断機構と同一のものを用いることとした。ニクロム線は日本大などの設計を基に自作した。

3.8.4 金メッキ

バネ性リン青銅の錆を防止するため、FMについてはアンテナ全体に金メッキを施した。以下に手順を示す。

試験道具は以下の通り。

- メッキ工房金メッキセット (<https://www.higasi-osaka.com/mekki-koubou-senyou.htm>)
- 金属磨き用ウエス
- 手袋
- メッキ用シート
- UHF/VHF展開アンテナ

試験手順は以下の通り。

1. 購入後初の試験であつたら、メッキ液の入った容器に穴をあけ、使える状態にする。
2. メッキ用シートを敷く。
3. 金属磨き： 金属磨き液をウエスに染み込ませ、十分光沢が出るまでメッキを行う金属を磨く。以降の作業は手袋を着用すること。
4. 脱脂： 白色フェルトに脱脂液をしみこませ、メッキを行う金属の油分を十分取り除く。
5. ニッケルメッキ： 緑色フェルトにニッケルメッキ液を染み込ませ、メッキを行う金属に十分に染み込ませる。十分に染み込ませたら、ニッケルメッキ液が乾くまでしばらく待つ。
6. 金メッキ： 黄色フェルトに金メッキ液を染み込ませ、メッキを行う金属に十分に染み込ませる。

ただし、少々の錆では通信機能に影響はない可能性もあり、この金メッキについては省くことができたかもしれない。

3.8.5 開発と試験

2015年9月から開発着手したものの、実質的なプロトタイプ製作は2017年1月ごろから開始された。

2017/01/21 : 3Dプリンタ筐体を用いた収納・展開試験

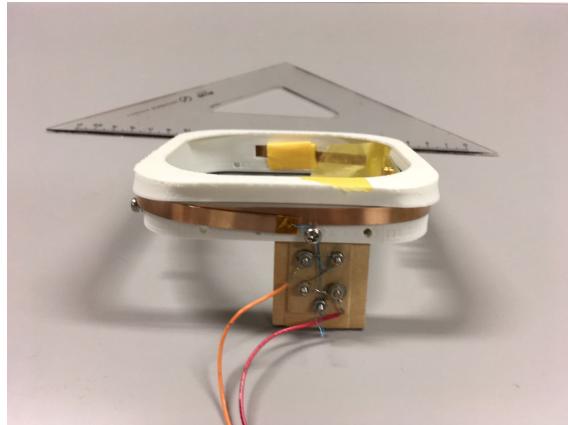


図 3.49: VHF/UHF 展開アンテナ初期プロトタイプ収納・展開

2017/1/31 : BBM 溶断試験

電流値を変化させて溶断できる最小の電流値を探査した。BBM 溶断回路 ($0.96\ \Omega$) に、 1.5A だと溶断できず、 1.8A にて溶断成功した。 1.8A 流す設計として、抵抗値を調整した。

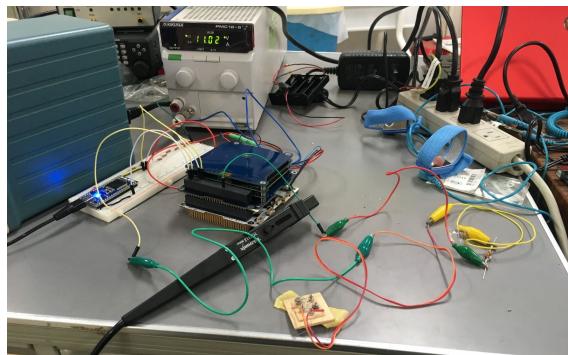


図 3.50: VHF/UHF 展開アンテナ溶断回路 BBM 試験

2017/3/3 : ボビンを模擬した溶断回路 BBM2 による溶断試験

電流値が 2.0A を下回り衛星 EPS 電源で溶断できることが確認できた。今後溶断回路のバージョンアップによって抵抗値は変化する。その際は全体の抵抗値を $3.3\text{V}/1.8\text{A}=1.83\ \Omega$ にする方針を確認。テグスがボビンに絡まる不具合があった。テグスの端部の取り扱いに注意。JAXA の衛星要求外形寸法 (113mm*113mm) からはみ出しているため改善の必要あり（後日 4/8 のコンベックス加工をしたアンテナの収納試験で解消）。

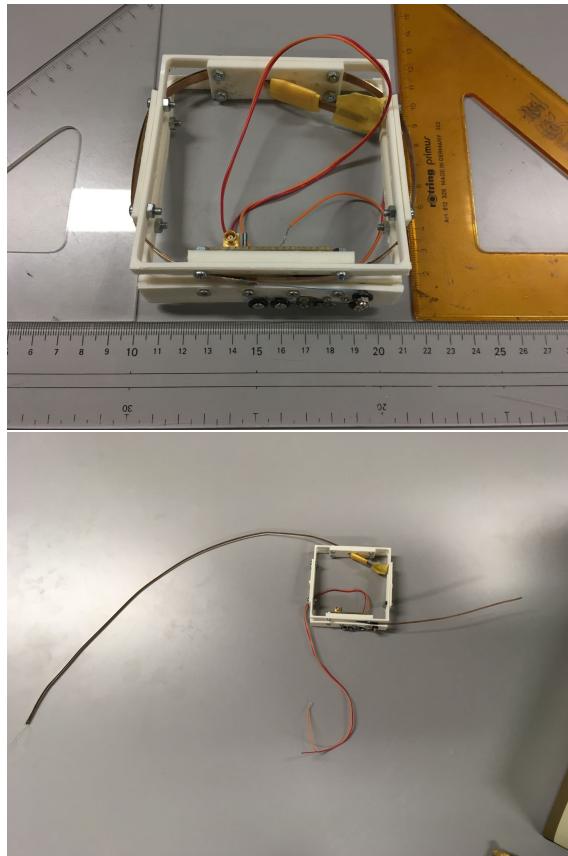
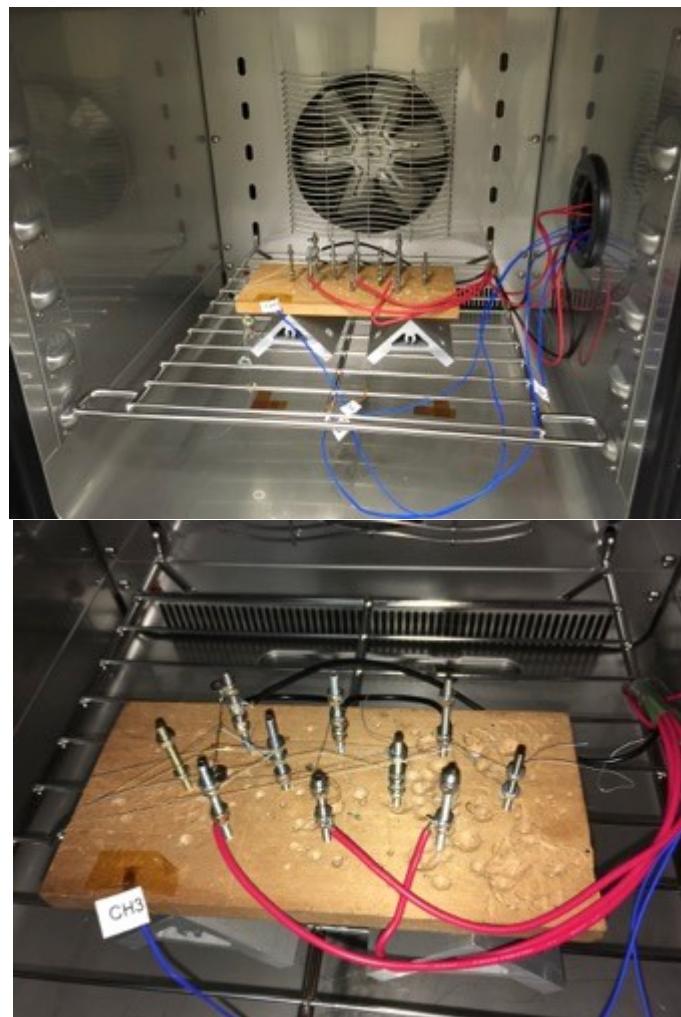


図 3.51: VHF/UHF 展開アンテナ溶断回路 BBM2 試験

2017/7/1: 恒温槽内での溶断試験-65deg に設定した恒温槽の内部でニクロム線 0.1mm, 0.2mm, 0.4mm の三種類, テグスとしてダイニーマ 0.8 号, ベクトラン 40 号の二種類, それぞれ 6 種類の組み合わせにおいて溶断可能な電流値を測定した。テグスへの張力は M5 ナットの重力によって与えた。恒温槽内の温度は-61.3deg だった。



	0.4mmニクロム		0.2mmニクロム線		0.1mmニクロム線	
ポート	A		B		C	
テグス	ダイニーマ	ベクトラン	ダイニーマ	ベクトラン	ダイニーマ	ベクトラン
電圧[V]	1.6	2.1	4	4	6.5	6.5
電流[A]	2	2.6	2.1	2.1	1	1
溶断にかかる時間[s]	20	20	1	1	1	1

図 3.52: VHF/UHF 展開アンテナ溶断回路の低温溶断試験

2018/1/5：長期収納試験

衛星構体形状と同一のモックアップに巻き付け収納時間の影響を計測した。

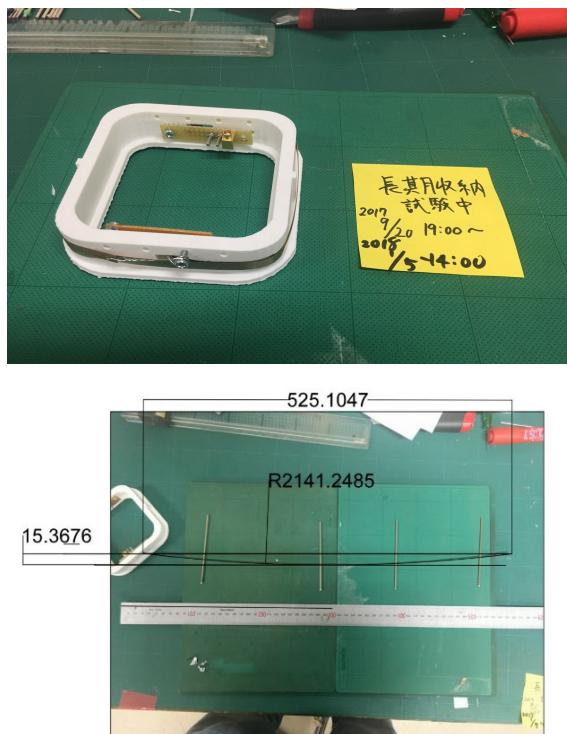


図 3.53: VHF/UHF 展開アンテナ長期収納試験

3.8.6 収納手順

組立て手順書を参照。FMの組み立てでは、展開アンテナの収納は最後の作業であり、作業者（仁尾）の待ち時間が非常に長かった。神経を使う作業であるのに呼ばれるタイミングが読めないでいた。

なお、フライト結果から、VHF/UHF アンテナは宇宙で正常に展開したことがわかつている。

3.9 ミッション系

OrigamiSat-1 は、ミッション系ペイロードとして、以下の 3 つを有する。本節ではそれぞれの設計と試験について述べる。

- 5.8GHz 通信ミッション
- 伸展カメラミッション
- 膜展開ミッション

3.9.1 5.8GHz 通信ミッション（両手）

ここでは 5.84GHz 帯高速通信を担うモジュール（以下 5.8）について述べる。

(1) ミッション内容

衛星内部で膜展開前後の写真・動画を地上局に送る。モジュールは福岡にあるロジカルプロダクト社から購入しており、これは福岡工業大学の衛星プロジェクトで用いたものと同じである。

(2) ハードの概要

5.8にはMicrochip Technology社のPIC16F886(以下PIC)を用いており、写真保存用のフラッシュメモリ(以下FROM)はMicron Technology社のM25P32を用いている。ここに回路図の写真。

(3) ソフトの概要

PICのプログラムにはC言語を用いている。衛星にはブランチ名master-debugger、コミット番号51237d7e783d32032fe3db0332d3c69a6ab9e13eを書き込んだ。ソフトは1つのメイン文が繰り返し実行されるが、主に2つの部分に分かれている。1つはコマンドをOBCから受け取る部分、もう1つは受け取ったコマンドを実行する部分である。

まずコマンドの受け取り方法について記述する。コマンドはいつOBCから送られてくるかわからないため常に待機状態にあり、CRC16を用いたコマンドのチェックを通過したコマンドのみ実行する。OBCとの通信にはUARTを用いた。通信速度はモジュールの振動子から14400, 57600, 115200[bps]と設定できるが、デフォルトは115200に設定してある。OBCとの通信時には常に115200を用い、地上局との通信時には通信速度を変更することができる。

3.9.2 伸展カメラ

(1) システム開発(ウェルリサーチ・坂本)

伸展カメラ部については、週に1回のSkype定例会合を東工大とウェルリサーチで持ち、主に

- ハードウェア開発、およびRaspberry Piの基本ソフトの開発まではウェルリサーチが担当。
- カメラのキャリブレーションや計測アルゴリズムの開発、およびRaspberry Piの詳細なソフトウェアプログラムを東工大が担当。

と共同で実施した。試験はウェルリサーチと東工大坂本研、および古谷研において実施した。開発したシステムについてはウェルリサーチが作成した以下の文書に良くまとまっている。

- OS1-TEC-003 設計仕様書
- OS1-TEC-005 BBM 試験報告書
- OS1-TEC-011 放射線試験計画書
- OS1-TEC-012 放射線試験報告書

本項の以下ではシステムの概要を述べる。実施した試験については次項で述べる。

OrigamiSat-1 に搭載する伸展カメラ部は、(i) 1m の長さの伸展マスト（双安定性 STEM (Storable Tubular Extendable Member)）を伸展すること、(ii) 膜展開過程の動画撮影を行うこと、(iii) 膜展張形状のステレオ撮影を行うこと、を担う。さらに、ミッションシークエンスに示した通り、(iv) 膜展開ミッションの終了後に、膜展開部を切り離すこと、を実施する。システムの主な構成要素を図 3.45 に示す。図 3.46 に EM 品の写真を示す。図 3.47 に STEM およびそれに沿ったハーネスを伸展し、切り離す機構の説明を示す。

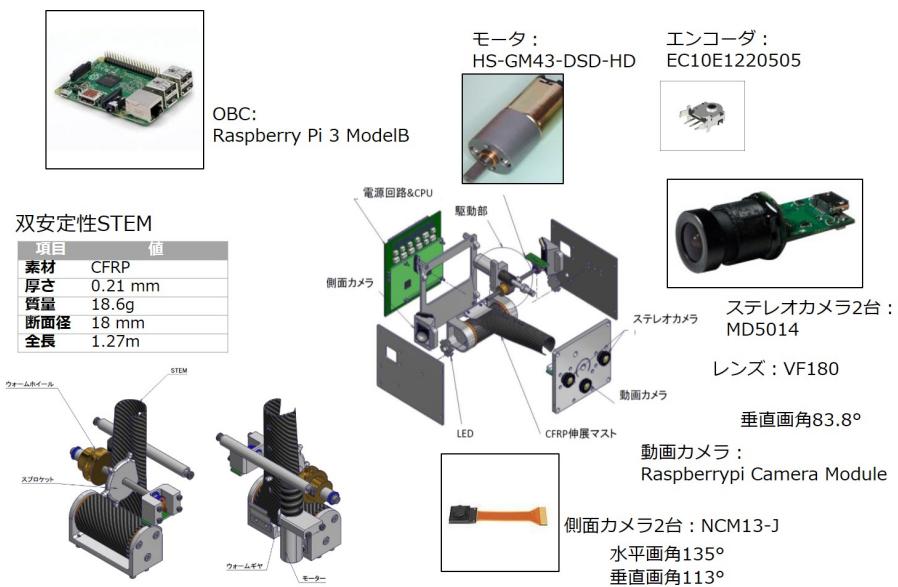


図 3.54: 伸展カメラ部の構成

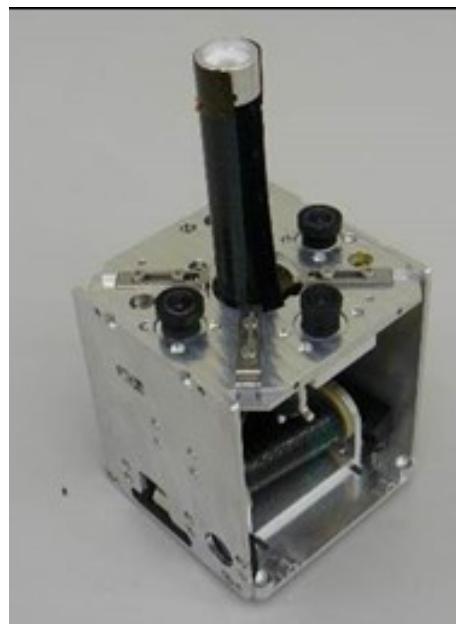


図 3.55: 伸展カメラ部 EM

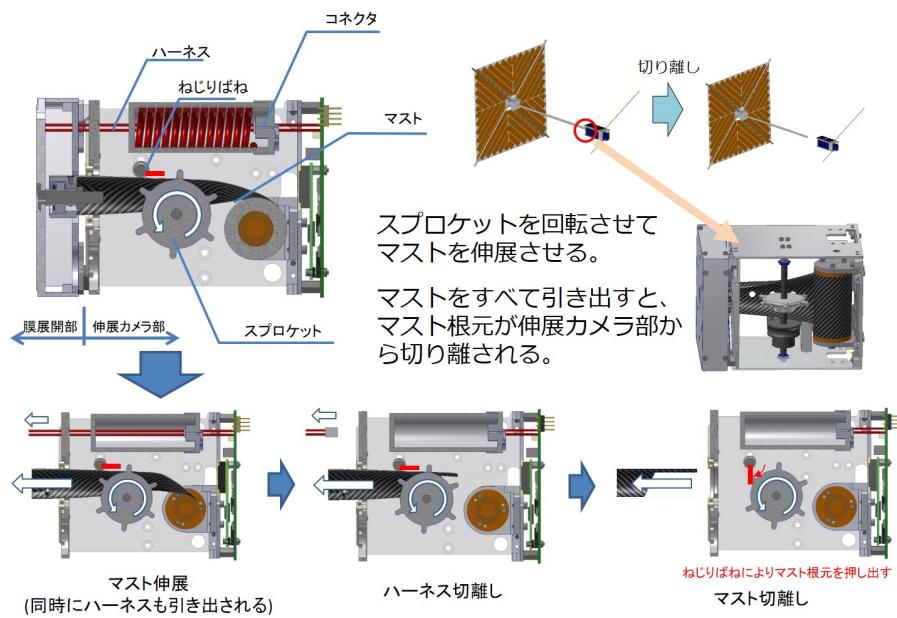


図 3.56: 伸展マストとハーネスの伸展と切り離し

(2) 三次元計測（飯島・黒崎）

三次元計測システムの処理は大きく分けて以下のような3つの工程に分けられる。

工程 A. カメラキャリブレーション（処理 1, 処理 2）

工程 B. 測定対象の撮影（処理 3）

工程 C. 画像処理（処理 4～処理 8）

三次元計測システムのフローチャートを図 3.48 に示す。図 3.48 中では、黒色の四角マークが「処理」、青色のデータマークが「各処理によって作成されたデータ」を示している。

三次元計測システムは処理 1 から処理 9 までの計 9 処理で行われる。（工程 A）カメラのキャリブレーションが処理 1, 処理 2, （工程 B）撮影対象の撮影が処理 3, （工程 C）画像処理が処理 4 から処理 8 に対応している。

工程 A で作成されるデータ（レンズパラメータ、ステレオパラメータ）はカメラの設計値に依存する固有値である。すなわち、2 度目以降の測定では、工程 A は省略でき、工程 B（処理 3. 計測対象撮影）以降のみを行えばよい。ただし、カメラ位置や鏡筒長さを変更してしまった場合はもう一度、工程 A からやり直す必要がある。

三次元計測時に使用するアプリケーション

- (1) GaZooCapture：図 3.48 の「処理 1. チェッカーボード撮影」および「処理 3. 計測対象撮影」で使用する。ステレオカメラは 2 台同時に撮影する必要があるので、PC を 2 台用意し、各 PC にこのアプリケーションを入れておく必要がある。
- (2) MATLAB：図 3.48 の「処理 2. ステレオキャリブレーション」および「処理 4. レンズ歪み補正」以降の処理で使用。

GaZooCapture 使用時に関するコメント

- デバイスが認識されないトラブル多々あった。それは接続不良かカメラ自身の故障が原因。接続不良は接続部分がちゃんと接続されているか確認したり、一度外してもう一度繋げば解決する。カメラ自身の故障はケーブルに張力がかかることが原因。撮影試験の時は、カプトンテープでカメラ本体とケーブルを軽く固定し、ケーブルに張力がかかるないように気を付ける。
- 撮影前にはフォーマット（画像サイズ）と画像の保存形式が間違っていないか確認した方がいい。何度も設定をし忘れ、撮影試験をやり直した。
- クロスラインを表示することができるので必要に応じて適宜使う。クロスラインを使用することで、カメラの取り付けの際に、2 台のカメラの光軸がずれていないかを確かめることができる。

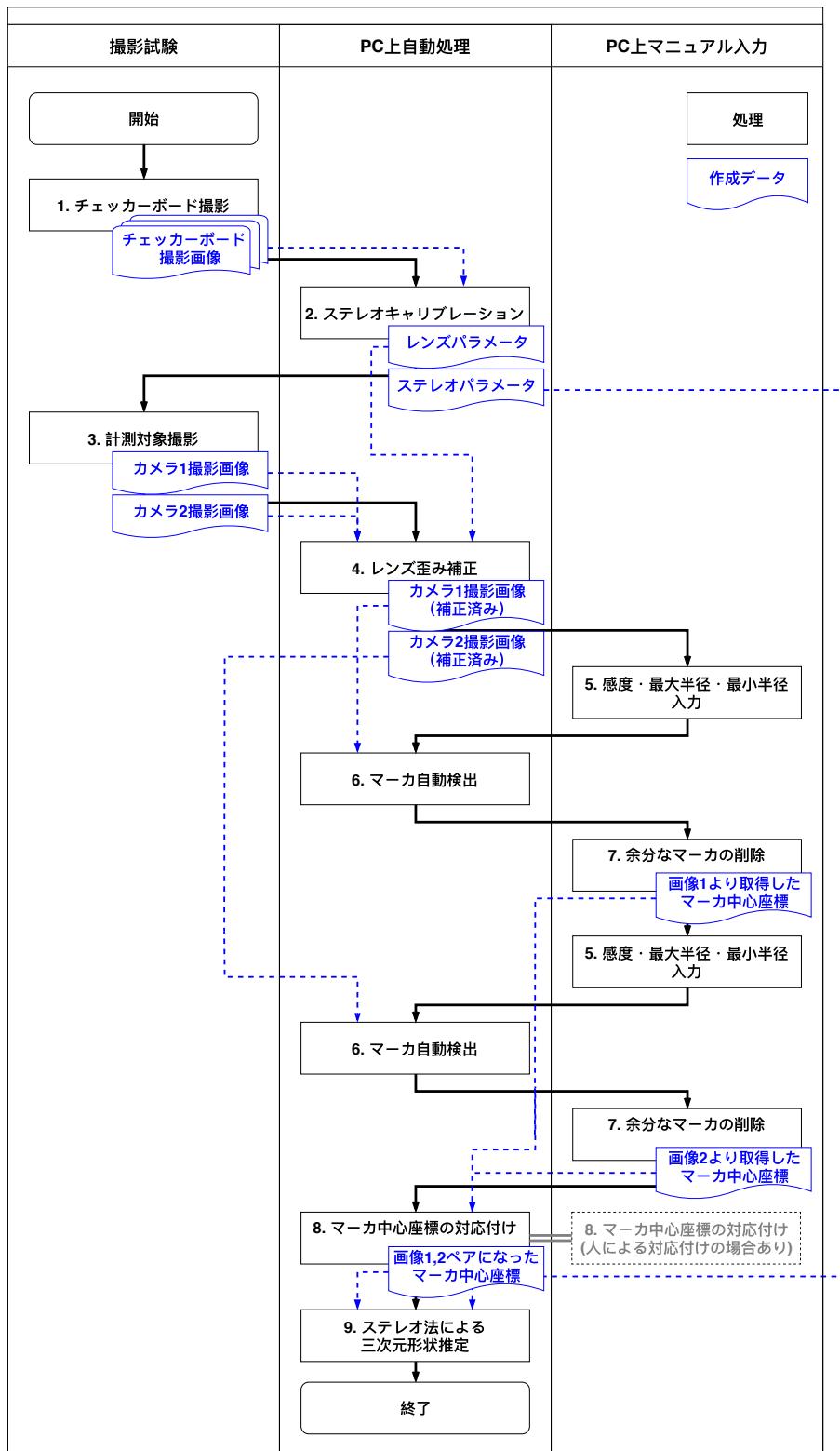


図 3.57: 3次元計測システムフローチャート

以下では各処理の詳細について述べる。

1. チェッカーボード撮影

FMカメラのキャリブレーションは、モニターに13マス×19マスのチェッカーボードを映し出し、様々な角度から撮影。チェッカーボードの画像データは、<https://helpx.adobe.com/photoshop/digital-negative.html#resources>からAdobe Lens Profile Creatorをダウンロードし、「Adobe_lensprofile_creator_1_0_4_win.lensprofile_creator_p4_win_072312」Adobe Lens Profile Creator 1.0.4 calibration charts」というフォルダに入っているデータを使用。撮影枚数は10枚以上あれば何とかなるが、普段は15~20アングルぐらい、最終キャリブレーションは80アングル撮影した。

コメント

- モニターは解像度の問題があるので、モニターではなく紙に印刷したチェッカーボードを撮影すべきだったかもしれない。紙を使用する場合は、紙がたるまないように注意。モニターと紙のどちらが正解かは分からぬ。
- 13マス×19マスの100%表示は周りに余白ができていて、スペースがもったいないので、余白が無いようにマス目の多いチェッカーボードを100%以上で表示させてもいいかもしれない。
- 撮影時、カメラ平面に対してチェッカーボードが45度を超えないように注意。45度を超えた画像が含まれると、キャリブレーション結果が悪くなるらしい。撮影時の注意点は、<https://jp.mathworks.com/help/vision/ug/stereo-camera-calibrator-app.html>の「キャリブレーションの改善」に載っている。

2. ステレオキャリブレーション

MATLABアプリケーション「ステレオカメラキャリブレーター」を使用。オプションは「半径方向歪み:3つの係数」「計算:せん断・円周方向歪み」を選択。各設定の詳細は、<https://jp.mathworks.com/help/vision/ug/stereo-camera-calibrator-app.html>の「キャリブレーションの改善」を参考に。

3. 計測対象撮影

地上暗室実験では、室内のライトを消し暗室で撮影。アルミフレームむき出しだとLEDの明かりによって反射してしまうので、黒い布で隠して撮影を行った。

4. レンズ歪み補正

MATLAB関数「undistortImage」に、「2. ステレオキャリブレーション」で作成されたレンズパラメータと画像データを入力し、画像の歪み補正を行う。

コメント

- MATLABではなく、「Adobe Lens Profile Creator」および「Adobe Photoshop」を使用する方法もあったが、Adobe Lens Profile Creatorの設定がよく分からず、誤差が大きくなってしまうことからMATLABのみを使用していた。ただ、まだ完璧に歪みを補正できている訳ではなさそうなので、専門家に確認した方がいいかもしれない。

5. 感度・最大半径・最小半径を入力

処理6「マーカ自動検知」において、MATLAB関数「imfindcircles」を使用する場合は事前に、感度、最大半径、最小半径を入力する必要がある。

コメント

- 感度：0.85としていた。1つのマーカに対して多重検知してしまう場合は、感度の値を小さくする（0.7ぐらい）ことによって、解決することができた。
- 最大半径・最小半径：被写体距離によって変わる。画像上においてマーカ直径が何ピクセルかを事前に確認しておき、 $\pm 1\sim 5$ ピクセルぐらいに設定していた。
- 感度、最大半径・最小半径によってマーカの中心座標検知精度が変わりそうな気がするので、三次元形状計測精度に関する研究を行う場合は、この3つの数値を気を付ける必要あり。

6. マーカ自動検出

MATLAB関数「imfindcircles」を使用。

7. 余分なマーカの削除

格子状配置マーカ対応付けプログラム、旧ランダム配置マーカ対応付けプログラムの場合は、余分なマーカを削除して、画像1と画像2のマーカ数と配置を揃えなければならない。新マーカランダム配置対応付けプログラムの場合は、マーカ以外の変なところを誤検知している場合は削除する必要があるが、マーカ数と配置を完全に一致させる必要はない。

8. マーカ中心の対応付け

(a) 格子状配置マーカ対応付けプログラムと (b) ランダム配置マーカ対応付けプログラムの2種類がある。

9. ステレオ法による三次元形状計測

MATLAB関数「triangulate」を使用。

(3) 動画計測（飯島・坂本）

ラズベリーパイのカメラを用いての膜展開の動画撮影を実現するため、以下のように実験を実施しながら設計の改良とその検証を行った。

2016/05/26 三脚上に設置した伸展カメラ部 BBM による膜展開撮影

- 古谷研にて実施。参加者：古谷，坂本，下田（ウェルリサーチ），仲鉢，天本，中村。
- 航空機実験用の膜（70cm × 70cm）の展開を、三脚上に設置したラズパイカメラで撮影。
- 部屋の蛍光灯を OFF して撮影したが、窓を暗幕で覆っていないため照度が高かった（LED 点灯なしでも 130 ルクス程度）。
- 80fps で 320X240 ピクセルで撮影。問題なく撮影できた。
- 課題：撮影範囲が狭い。広角レンズの使用、および撮影スピードを半分に下げる検討。

実験3…カメラを展開膜の中心から1m上方に設置し、蛍光灯の電気を消して、LEDを点灯させて撮影

カメラ配置方法



図 3.58: 三脚上に設置した伸展カメラ部 BBM による膜展開撮影の実験構成

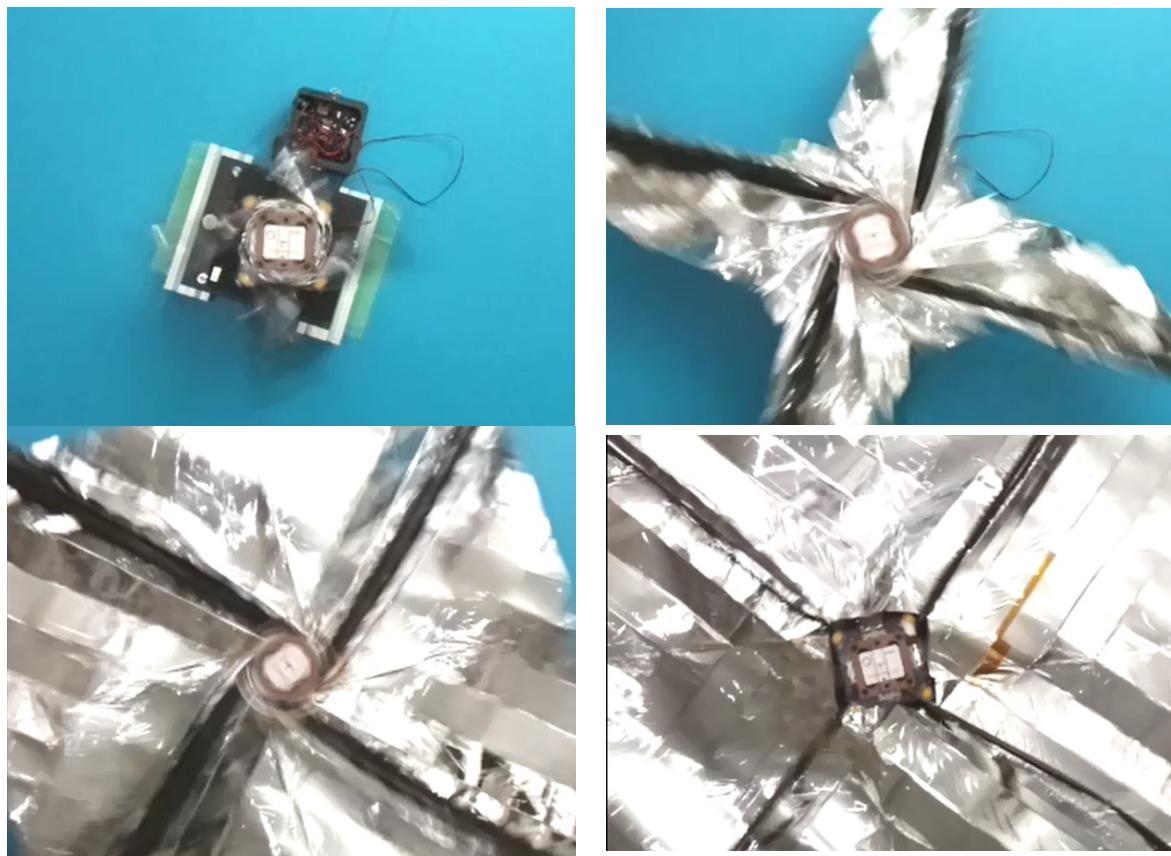


図 3.59: 三脚上に設置した伸展カメラ部 BBM による膜展開撮影結果

2017/04/18 伸展マスト付き織物膜（EM1）展開撮影実験

- 古谷研にて実施. 参加者: 東工大古谷研、坂本研、首都大鳥阪、西井、ISAS 名取、奥泉、佐藤（敬称略）. 実験の詳細は膜展開部の項で述べる.
- 膜上のデバイスもダミーを設置した（ただしハーネスはなし）. 1m ブームの上部に伸展カメラ部 BBM を天井から吊り下げて設置した. 伸展カメラ部に伸びるハーネスもダミーを取り付けた. 広角レンズを使用.
- 部屋の蛍光灯を ON した状態で展開. 40fps に落として, 撮影画角を広くしたところ, 全体の展開動画が撮影できた.
- 課題: 照明条件と反射マークを模擬した上で, 暗闇の中での撮影可能性を検証する必要がある. →この実験後, SDDL 暗室内で LED + マーカーを動画撮影し, 撮影できる見込みを得て EM 製作を実施した.

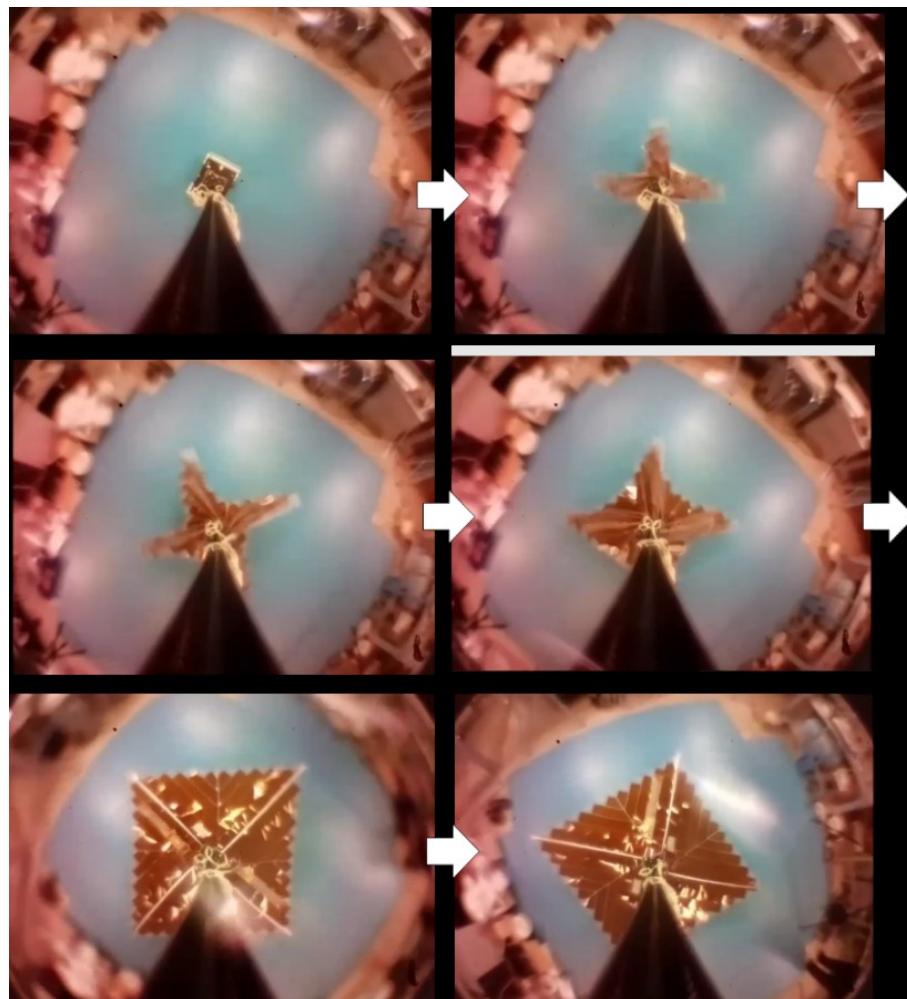


図 3.60: 伸展マスト付き織物膜 (EM1) 展開撮影結果

2018/04/23 暗室での織物膜 (EM2) 動画撮影試験

- 古谷研にて実施。窓を暗幕でふさぎ、照明を OFF して暗闇の中で実験した。床からの照り返しを避けるため、床にも暗幕を敷いた。
- FM とほぼ同じ仕様でマーカーを貼り付けた EM2 膜の展開時、および展張後に、膜から高さ 1m に吊り下げた伸展カメラ部 BBM からの LED の照明のみで動画撮影を行った。
- 綺麗に展開の動画が撮影できた。ただ照明がやや強すぎる（マーカーが光りすぎている）と考え、開いた後の膜を手で揺らしながら、LED の明るさを徐々に暗くして適切な明るさへ調整した。

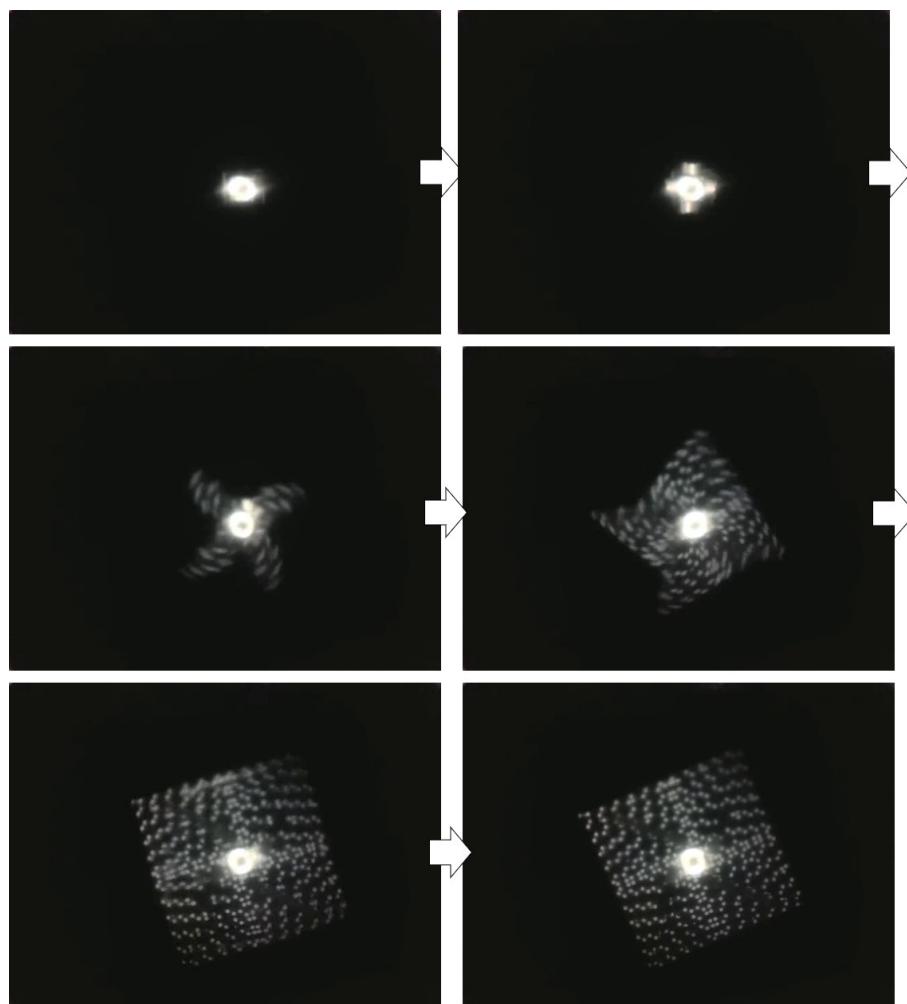


図 3.61: 伸展カメラ部 LED 照明織物膜 (EM2) 展開撮影結果

(4) 切り離し試験（ウェルリサーチ・坂本）

伸展マストを根元から切り離す、切り離し機構を以下のように検証した。まず、伸展マストに沿って引き出されたハーネスのコネクタを留めるテグスが溶断される。コネクタは図 3.53 のようになっており、ブームの伸展を続けることで引き抜かれる。図 3.54 に示すコンフィグレーションの試験で EM 設計の妥当性を確認した。

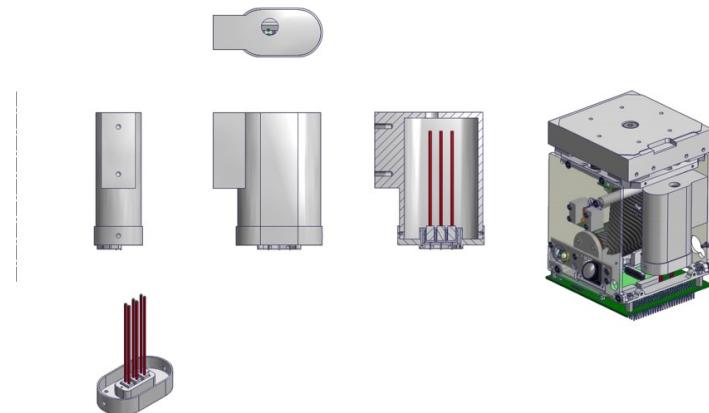


図 3.62: 伸展マスト部のケーブルボックス

- ✓ コンポーネントレベルでEM機能試験を実施。
ハーネスの切り離し・引き抜きを確認。

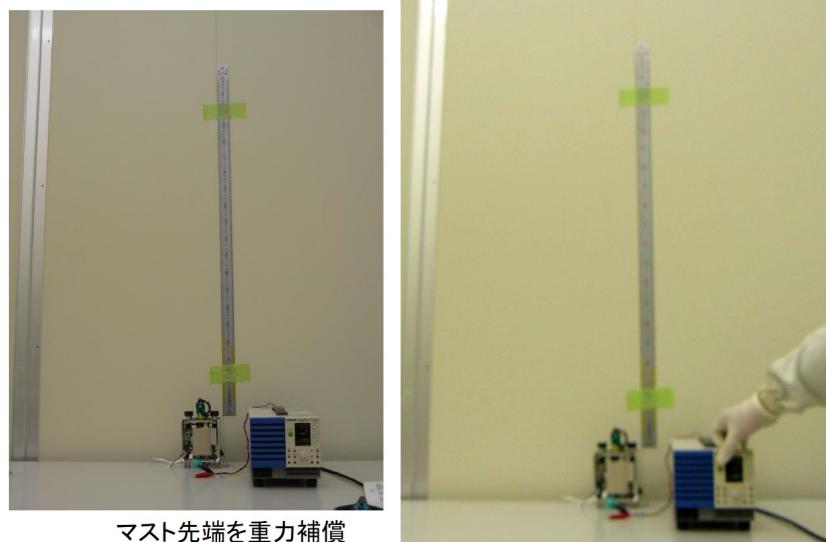


図 3.63: 伸展マストのコネクタの引き抜き試験

ブーム根元を切り離す試験については、図 3.55 での試験を実施したがじゅうぶんなブーム根元の飛び出しを確認できなかったため、さらに捩りばねを改良して最終的な設計に到達した。切り離しを確認した試験の様子を図 3.56 に示す。

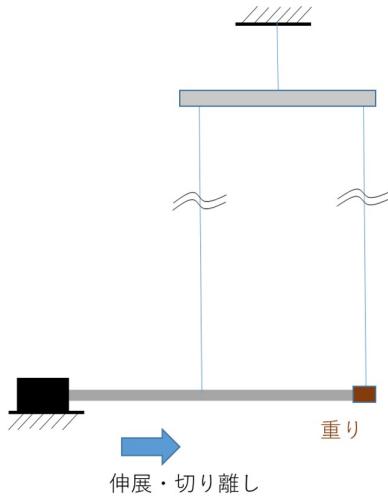


図 3.64: 伸展マストのブーム切り離し試験コンフィグレーション

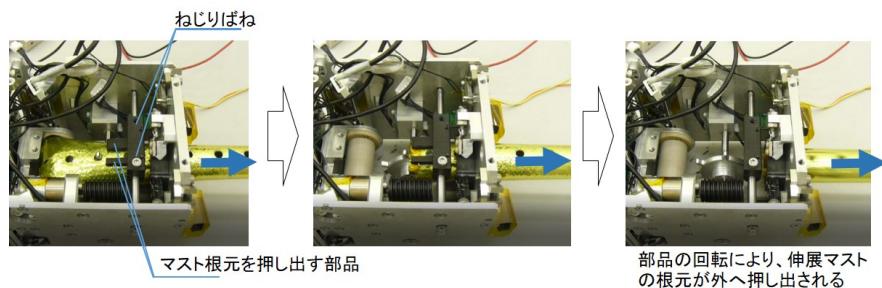


図 3.65: 伸展マストのブーム切り離し試験

3.9.3 膜展開部（および膜上デバイス制御部）

膜展開部周辺の 1U サイズの中の機器は、正確には「膜展開部」と「膜上デバイス制御部 (MDC)」の 2 つのサブシステムに分割される。さらに、両システムにまたがって配置される膜上のアドバンストミッション機器がある。それについて以下に述べる。

(1) 展開膜開発（サカセアドテック・古谷・坂本）

下図に概要を示すような膜展開部を開発した。サカセアドテック社、古谷研メンバー、坂本研メンバーで設計・評価を行い、製造はほぼすべてをサカセアドテック社が担った。ほぼ全体が新規開発であり、たいへんに挑戦的な開発だったが、フライトに供することが可能なミッションペイロードを開発完了できた。

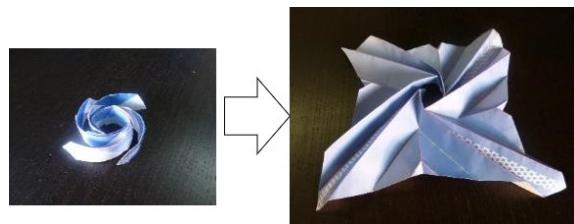


図 3.66: 多機能展開膜のたたみ方を示す折り紙モデル

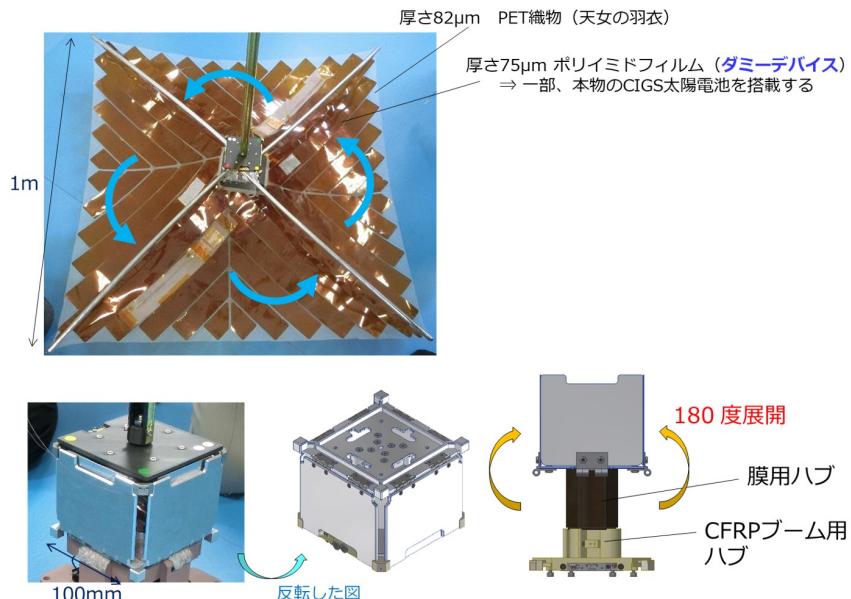


図 3.67: EM の膜展開部：ダミーデバイスとしてカプトンを使用

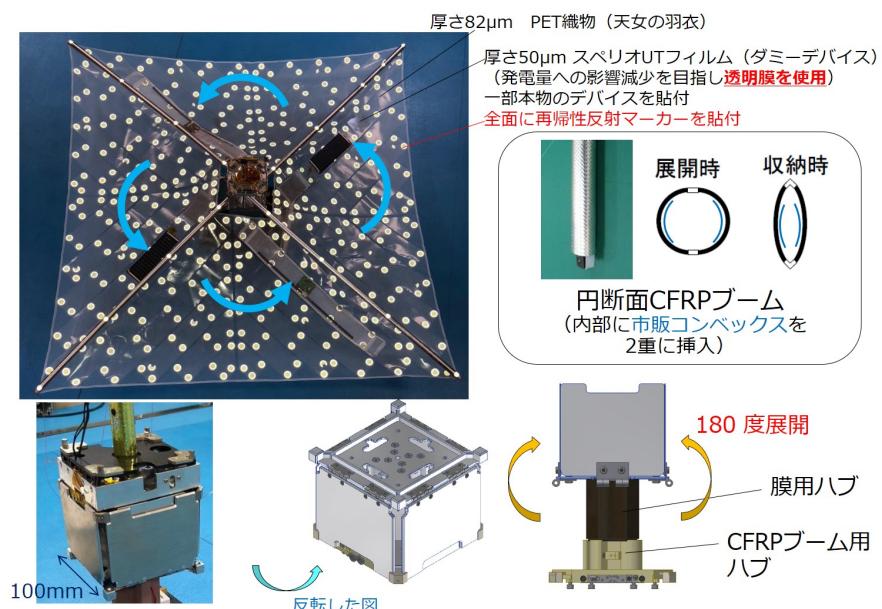


図 3.68: FM の膜展開部：ダミーデバイスとしてスペリオ UT を使用

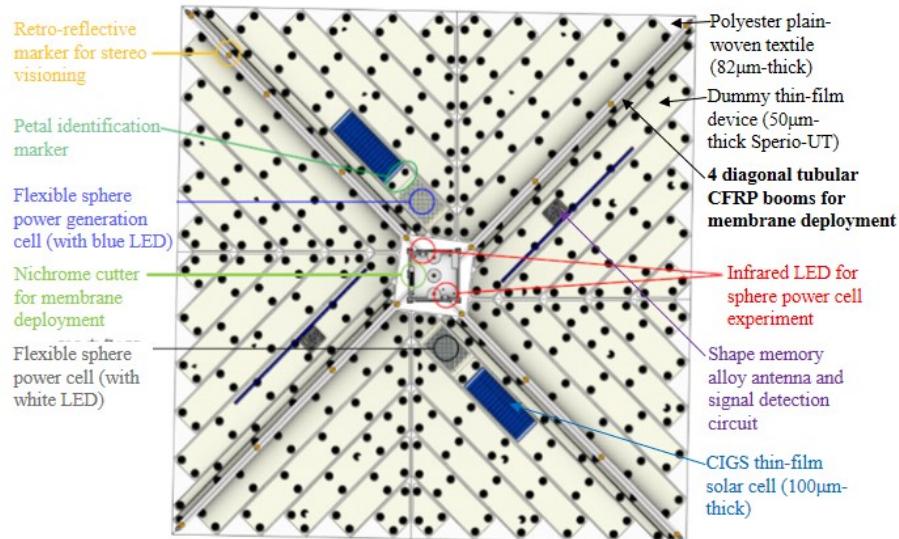


図 3.69: FM 膜上に貼付した各種デバイス

特に大きな特徴として下記 3 つがある。

- 平織布をベース膜として用いている。この織物の伸縮性により、膜上デバイスの厚さを吸収してコンパクトな収納を可能とし、さらに折り目が高い剛性を持たず展開を阻害しない膜とした。
- 円筒形の CFRP ブームの中に 2 本のステンレス製コンベックスステーを向かい合わせに挿入した「ハイブリッドブーム」を新たに提案し搭載した（図 3.59）。ステンレス製コンベックスステーは長期収納後でも展開力が減じにくいが、展開後形状を保つ剛性は持ちにくい。一方、円筒型 CFRP ブームは、展開力は長期収納の影響で減じやすいが、円形断面にひとたび展開すれば、形状を維持する剛性を提供できる。
- 小さな容積の中に、4 つのウォールが同期して展開する機構を収めた。テグスの溶断によりこの機構が動作する。テグス溶断の仕組みについては別項にて後述する。

この膜展開部の開発経緯や、設計については、サカセアドテック社が膜展開部についての記述を担当した下記の公開文書に極めて詳細に記録されているため、ここでは割愛する。

- 平成 28 年度 宇宙航空科学技術推進委託費「革新的宇宙科学を切り拓く先進展開構造の研究・開発拠点形成」委託業務成果報告書

下記のような試験を実施して機能を検証した。

2016 年 1 月 18 日～26 日 航空機を用いた微小重力下での膜面展開実験：日本大学の山崎らの主導のもと、名古屋のダイアモンドエアサービス社の航空機 MU-300 の機内で微小重力実験を行った。機内の大きさの制約から、OrigamiSat-1 の膜 ($1\text{m} \times 1\text{m}$) よりも一回り小さい $70\text{cm} \times 70\text{cm}$ 膜を作成した。展開挙動を GoPro カメラにより撮影した。このときはまだブームは上述のハイブリッドブームではなく、円筒型 CFRP ブームだけであった。膜面もアルミ蒸着 PET 膜を使用していた。結果として、長期収納の影響から CFRP ブームの展開力の低下があり、最終展開形状に至ることができなかった。この航空機実験での不具合を経て、上述のハイブリッドブーム、さらには展開抵抗の少ない平織膜を採用する設計へと変更した。詳細については文部科学省への報告書を参照。



図 3.70: 航空機を用いた微小重力実験後の記念撮影

2016年12月12日 膜展開部単体振動試験： 千葉産業支援技術研究所にて膜展開部EMの振動試験を実施した。ウェルリサーチ社（倉富・日高）が計測を担当し、ペイロード担当としてサカセアドテック社の川端、衛星システム担当として東工大の坂本が立ち会った。振動試験前後で膜面の保持・展開機構の動作に違いが生じないことが検証できた。

2017年4月18日 EM伸展マスト付き展開実験： 東工大古谷研にて、EM展開膜（平織膜+カプトンを用いたダミーデバイス）の4隅のブーム先端を天井から懸架する重力保証を行った状態での展開試験に成功した。長さ1mの伸展ブームも取り付け、さらに衛星バス部BBMも吊り下げて伸展カメラ部からの動画撮影も実施し、動画撮影にも成功した。これにより、主要なミッションの成立性を確認できた。

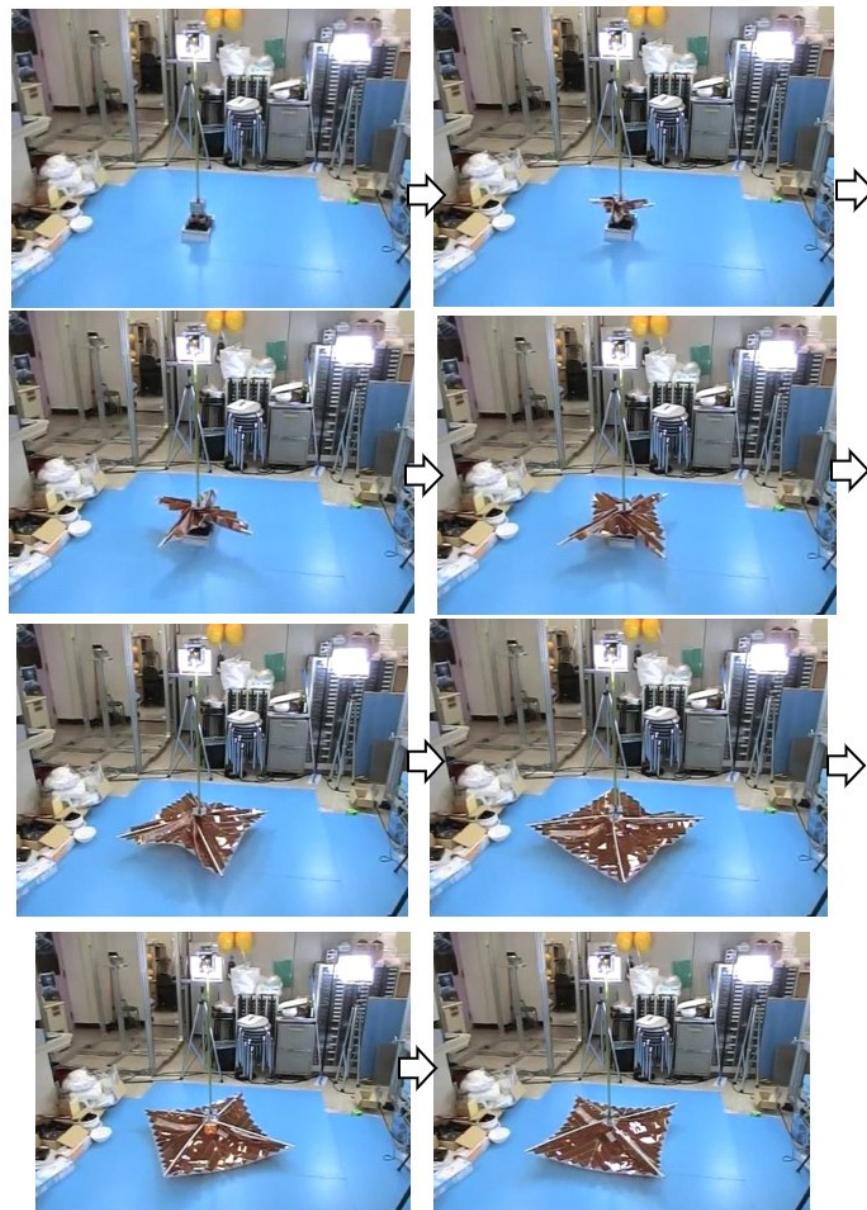


図 3.71: 伸展マスト付き EM 膜の地上での展開実験

2017年10月16日～17日 真空槽内での展開実験：日本大学宮崎研究室が有する真空槽を用いて、真空中での展開速度や展開オーバーシュート量の変化を観察した。宮崎研究室の支援のもと、古谷研究室が実験を主導した。EM膜を供試体として用いた。空气中での展開実験よりも大きなオーバーシュートが観察されたが、展開しきらないリスクよりは危険度が少ないと判断し、真空下での展開のオーバーシュートは許容する設計とした。

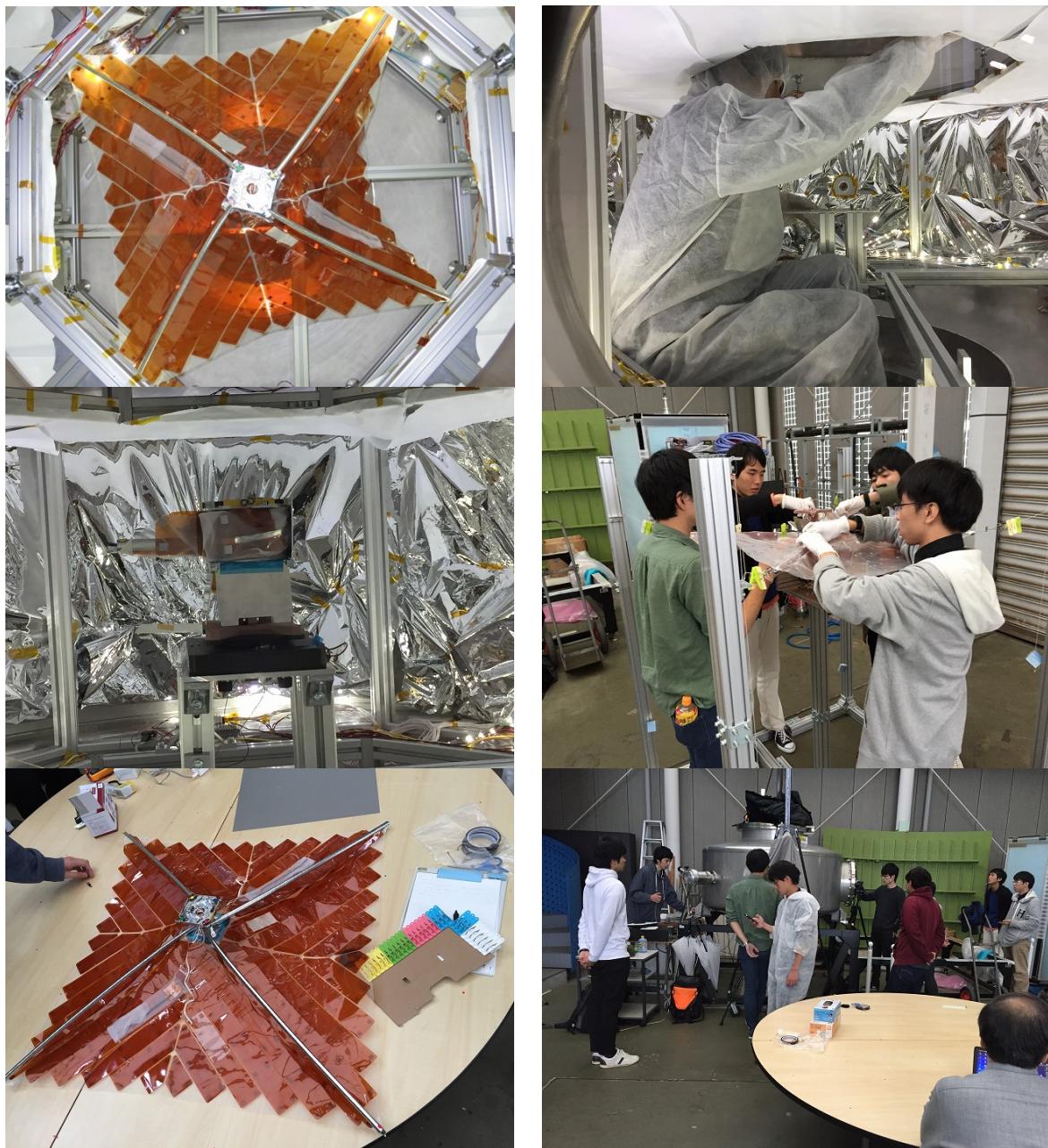


図 3.72: 日本大学における EM 膜の真空層内での展開実験（2017 年 10 月 16~17 日）

2017 年 11 月 15 日 暗室内での EM 展開実験：古谷研の実験室の窓を暗幕で覆い、暗闇の中で伸展カメラ部の LED 照射により展開動画が撮影できることを検証した。またこの実験後、EM 振動試験、衝撃試験を実施した。

2018 年 1 月 19 日 振動・衝撃試験後の EM 展開実験：古谷研にて、健全な展開を検証した。

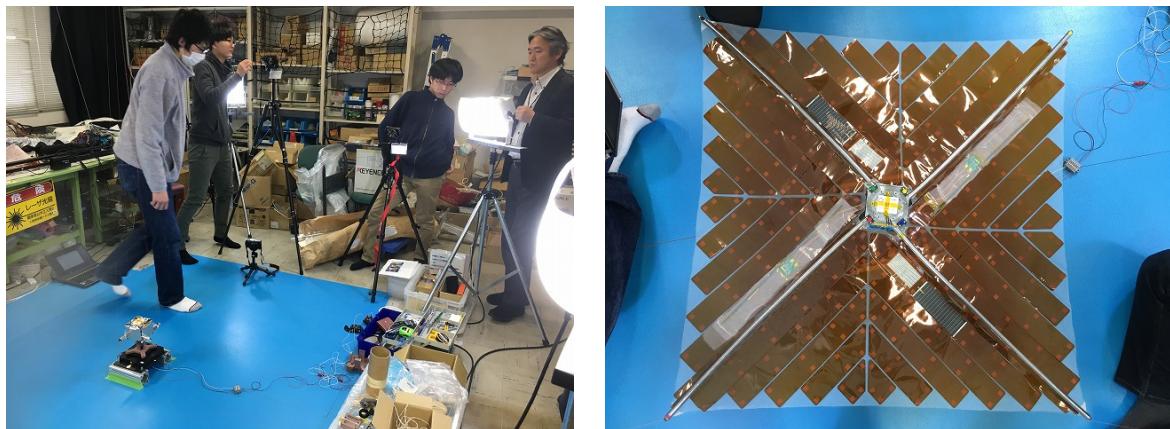


図 3.73: 振動・衝撃試験後の EM 展開実験（2018 年 1 月 19 日）

2018 年 4 月 11 日 EM2 膜収納・展開実験：EM まではダミーデバイスとしてカプトン膜 ($75 \mu\text{m}$ 厚) を用いていたが、本体の発電量を減じる可能性があること、また厚く膜展開機構内に収納体積が取まらないこと、の 2 つの理由により、透明性の高いスペリオ UT ($50 \mu\text{m}$ 厚) によるダミーデバイスへと変更した。この膜を「EM2」膜と名付け、展開実験を行って健全な収納・展開を確認した。



図 3.74: EM2 膜収納・展開実験（2018 年 4 月 11 日）

2018 年 6 月 4 日～6 日 FM 膜収納・展開実験：FM 膜が完成した。ブームの劣化を防ぐため、FM については展開試験の回数を極力減らす選択をした。3 日間で以下を実施した：

状態確認／重量計測／薄膜太陽電池貼り付け／SMA アンテナ縫い付け／ハーネスの縫い付け／膜根元部-ブーム締結／重力補償用のラグ板取り付け／展開完了確認用マイクロスイッチ導通確認／溶断線抵抗計測／SMA アンテナ動作確認／展張状態での膜の垂れ下がり計測／展張状態での写真撮影／収納／ブーム先端位置の記録／カムに発生する張力のフォースゲージによる計測／テグス固定／収納状態の膜展開部の寸法計測（要求充足の確認）／展開実験／状態確認／再収納

EM2 の展開挙動との違いは微小であり、機構の健全性を確認できた。

2018 年 6 月 29 日 FM 再収納：

膜の体積が大きく、ウォールで押さえつけていたが、ウォールの板およびヒンジの強度が十分でなく、FM 膜収納後にヒンジが変形してしまい包絡域を逸脱する不具合があった。こ

のため、FM膜を一度取り出してヒンジを修理して再び取り付け、FM膜の膜上デバイスの量を減らして再収納する、という応急処置を施してフライトに臨んだ。サカセアドテック社でヒンジを補修し、古谷研にて膜の再収納を行ったとき、(i) ブーム1本の根元にクラックが入っていることが発見された。これは補修せずにフライトすることとした。(ii) 1つウォールでねじりばねの先端が飛び出していた。折り返す補修をした。その上で再収納をしたが、やはりヒンジ部の変形が発生してしまっていた。

そこで、いま1度膜を開き、膜上アンテナのダミー基板を膜から取り外した。そしてこれまで以上にブームをつぶしながら、再度の収納を実施した。これにより、既定の寸法に収まる収納が実現できた。

最終的な膜展開部のテグスの固定は、2018年7月3日に古谷研・田村が担当した。

(2) テグス溶断機構（サカセアドテック・坂本）

テグス溶断機構はサカセアドテックが設計・製作・各種試験を実施した。ボビン2つを使う、独自性の高い調整方法を採用している。下図に概要を示す。

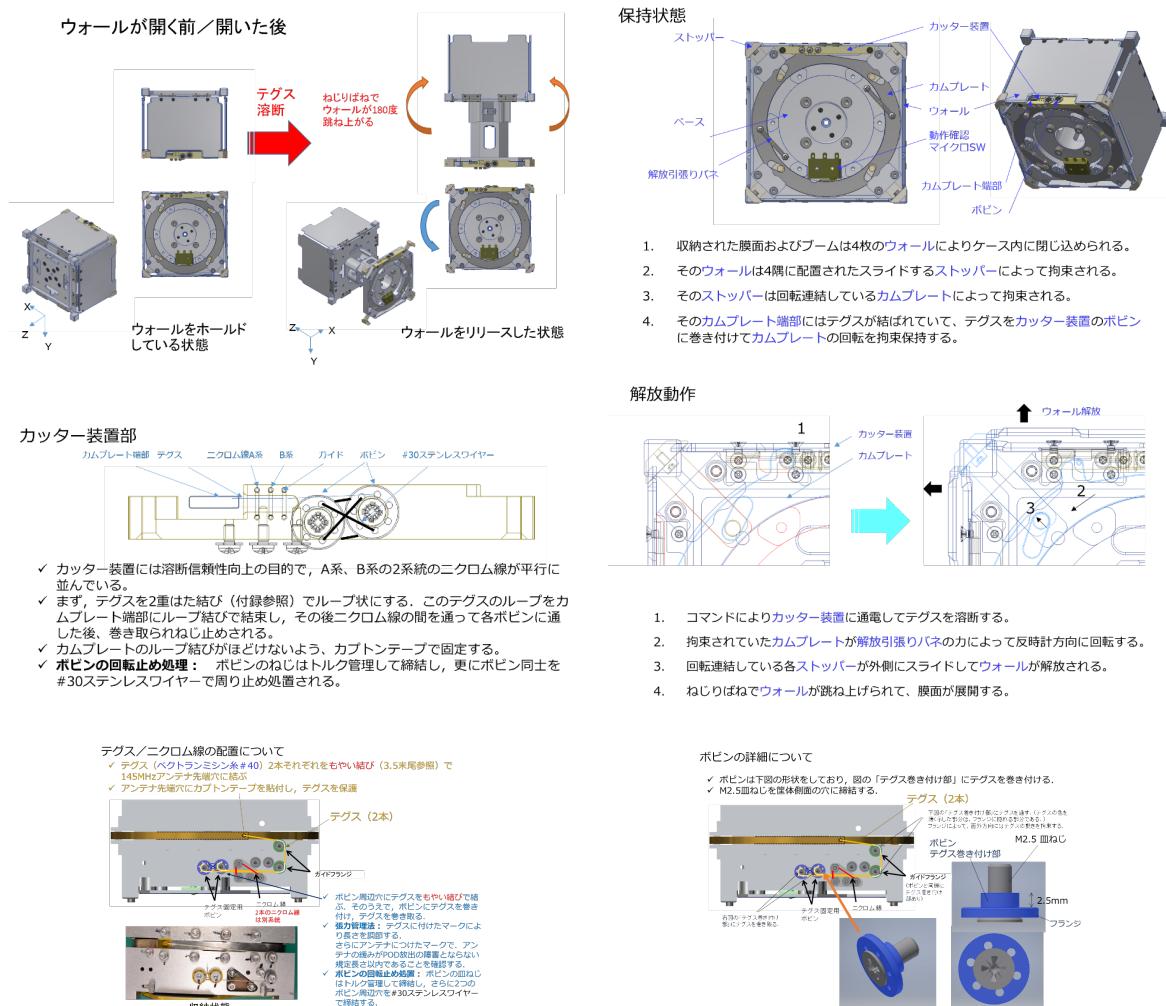


図 3.75: 膜展開部の保持展開機構

テグスの選定は、当初ダイニーマを使っていたが結び目が滑りやすいとサカセアドテックか

ら指摘を受け、彼らが選定したベクトランを採用した。テグスの特性試験もサカセアドテックが実施した。同じベクトランを、膜展開部だけでなく、伸展カメラ部、バス部（UHF/VHF 展開アンテナ）のすべてで使用した。さらに膜展開部と同じボビンの調整機構をバス部（UHF/VHF 展開アンテナ）でも採用した。

システム安全審査フェーズ2までは、誤展開がユニークハザードであったため、テグスの強度解析や特性試験結果報告、およびテグスを結ぶ詳細な手順書を作成した。しかし、システム安全審査フェーズ3で安全要求が緩和され、誤展開に関するユニークハザードレポートが廃止された。したがって、これらの文書はフェーズ3では提出しなかった。

詳細は下記文書を参照。特にJAXAのチェックリストは信頼性の高い機構を設計するうえで参考になった。

- OP-S1-0085 テグス設計・試験報告書
- OP-S1-0030 テグス作業手順書
- OP-S1-0031 テグス作業報告書
- CSA-112040A 非金属ロックワイヤに関わる安全チェックリスト（JAXA文書）：上記OP-S1-0085末尾のチェックリストはこれを参照している。

(3) MDC（大本）

- 基本設計思想

MDC(Membrane Device Contoroller)は膜上に取り付けられたSMAアンテナの利得計測、ひずみ値計測、薄膜太陽電池のIV特性計測、膜の温度計測、伸展マスト先端のIMU情報の計測、膜展開を行うテグス溶断の冗長系を担うことを目的として新規開発を行った基板であり、伸展マスト先端の膜上デバイス制御部に取り付けられている。

- プログラム概要

プログラムの機能としては以下の3つがある。

1. OBCからのコマンドに従い、各データを取得し、EEPROMに保存
2. OBCからのコマンドに従い、指定されたEEPROMのアドレスから指定されたデータ数をOBCに送信
3. OBCからのコマンドに従い、膜展開を行うテグスを溶断

この中で、SMAアンテナの利得、ひずみ値計測は開発の遅れから断念した。

- コメントや次回への改善点

MDC開発はバス部開発の遅れからあまり力を入れることができず、SMAアンテナミッションを諦めたり、その他の機能についても最低限の機能しか搭載することができなかった。

(4) 薄膜太陽電池ミッション（大野・坂本）

薄膜太陽電池ミッションは、多機能膜展開ミッションの一つであり、展開膜上に配置された薄膜太陽電池の発電量を評価することを目的とする。要求としては、

- 多機能膜展開後、I-V特性を測定する
- 薄膜太陽電池の温度を測定する

ということがあげられる。

薄膜太陽電池の設計

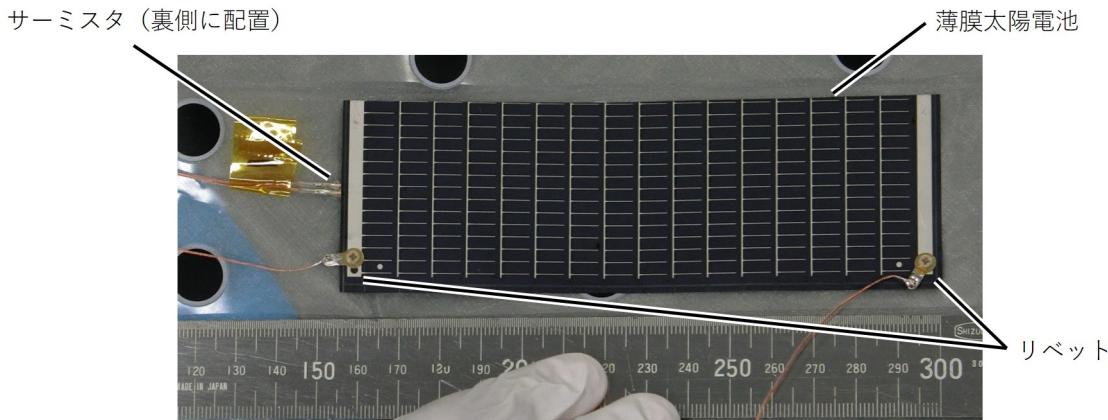


図 3.76: FM 展開膜の薄膜太陽電池

FM の薄膜太陽電池の配置図を図 3.67 に示す。薄膜太陽電池は両端に電極があり、そこにフレキシブル導電糸をリベットで固定し、MDC へと接続している。サーミスタ (103JT-025, SEMITEC) は、薄膜太陽電池の裏側に配置している。設計の方針として、接着成分を膜上に載せないことがあげられる。これは、サカセさんからの要求であり、展開に影響がある可能性があるからである。

太陽電池 IV 特性

CIGS 太陽電池については、JAXA ソーラーセイル WG が OKEANOS ミッションへの搭載を検討する目的で購入したものを宇宙科学研究所の太陽電池を扱うグループに 3 つに切断していただきて東工大へ送っていただいた（2016 年 12 月 30 日）。東工大へ送付前に、宇宙科学研究所にて IV 特性および Electroluminescence の計測をして下さった。東工大でも 2018 年 6 月 3 日に、松永研のソーラーシミュレータを用いて薄膜太陽電池の IV 特性を計測した。

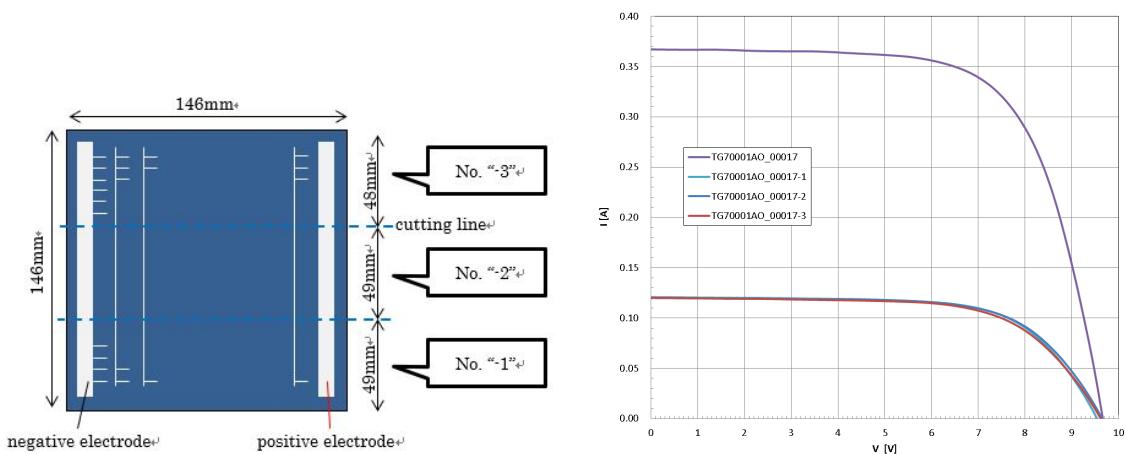


図 3.77: JAXA ソーラーセイル WG による薄膜太陽電池の切断

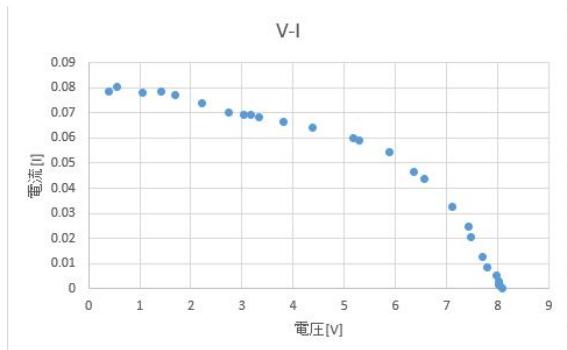


図3.78: 薄膜太陽電池のIV特性計測@東工大（2018年6月3日）

各要素の選定過程

サーミスタの配置 サーミスタ自体はもともと本衛星の別の箇所で使用していたものを使用した。したがって、ここでは配置についてのみ記述する。要求する値は、発電する表温度である。しかし、薄膜太陽電池とサーミスタの接着方法はホットメルト接着剤を考えており、表側であると発電部に貼付することとなるので、発電量が減少する恐れもある。以上のことから、裏側の貼付が望ましいと考え、サーミスタを表側に貼付した場合と、裏側に貼付した場合について実験を行い、比較した。結果としては、双方間の発電特性の差は、誤差の範囲内であったため、サーミスタを裏側に貼付しても発電面の温度と同等な値が得られるので、裏側に貼付することとした。

フレキシブル導電糸と薄膜太陽電池の接続方法 当初は半田付けを予定していたが、半田付けをすると薄膜太陽電池の電極部の皮膜がはがれる事態となった。それにより、導電性接着剤（CHO-BOND 1030-55, 太陽金網株式会社）を使用した。しかしながら、これであると、粘着成分を膜上に搭載することになるので、サカセさんより、リベットによる固定方法を提案していただいた。これは、薄膜太陽電池に穴を開け、フレキシブル導電糸を電極に半田付けし、ねじで固定する方法である。イメージ図を図3.70に示す。

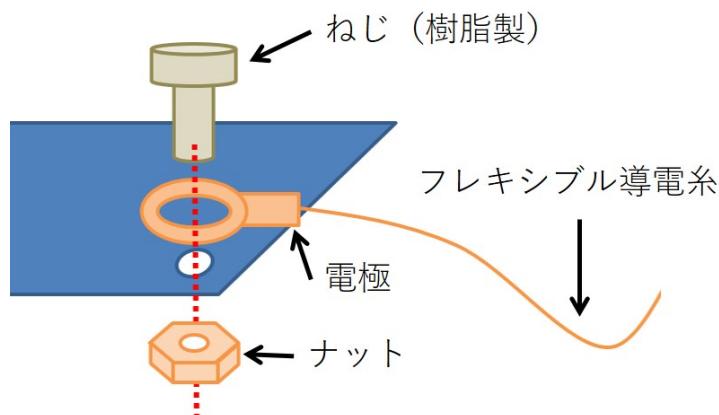


図 3.79: 薄膜太陽電池とフレキシブル導電糸の接続方法

この設計で FM を製作したが、薄膜太陽電池に穴を開けるとき、ポンチであけていたが、薄膜太陽電池が裂ける可能性があるため、注意が必要である。(不要となった薄膜太陽電池を用いて何度も練習してから製作するのが望ましい。)

配線 配線で気をつけた点は 2 点ある。1 つ目は電極付近をたるませることである。ねじで固定後の初めての展開実験で、展開衝撃により、フレキシブル導電糸に張力が加わり、薄膜太陽電池のねじ固定部が裂ける事態となった。これにより、フレキシブル導電糸のねじ固定部付近をたるませて配線することとした。2 つ目は展開膜の折り目に沿って配線することである。折り目に沿わせることで、展開時に阻害しないようになる。

薄膜太陽電池の製作方法

ここでは、FM 展開膜の最終組立工程を記述する。
用意するもの: 薄膜太陽電池 × 2, サーミスタ × 2, フレキシブル導電糸 × 8 (薄膜太陽電池用 × 4, サーミスタ用 × 4: それぞれの長さは、展開膜上に配置し決定する), ねじ固定用具 (PEEK ねじ M2 × 4, 電極, M2 ナット) × 4

1. 薄膜太陽電池にねじ留め用の穴を開ける ポンチを用いて薄膜太陽電池の両端に穴をける。
ポンチのサイズはねじサイズのばか穴のサイズより決定される。

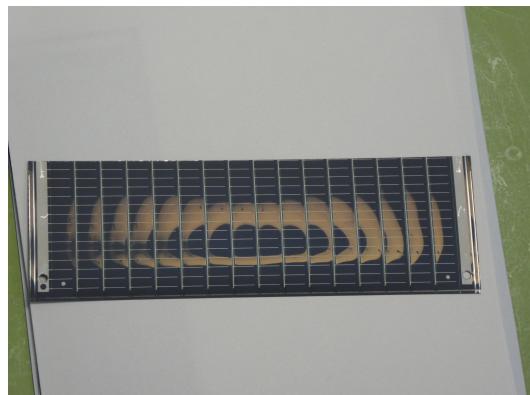


図 3.80: ねじ留め用の穴を開けた薄膜太陽電池

2. 半田付けをする サーミスタと電極にそれぞれフレキシブル導電糸を半田付けする。サーミスタは半田部分に熱収縮チューブを取り付ける。また、サーミスタははんだ耐熱性が決まっている（ 260°C , 5秒）ので、注意する。電極は薄膜太陽電池の両端でそれぞれ向きが異なるので注意する。

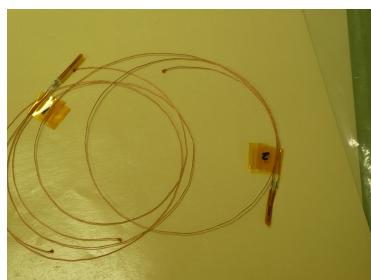


図 3.81: はんだ付けしたサーミスタ

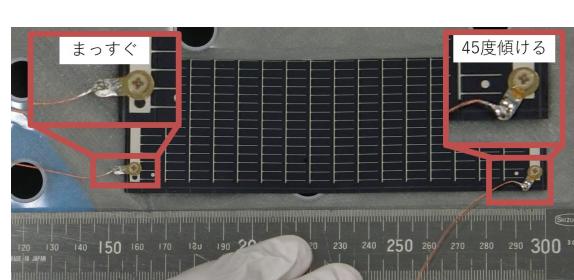


図 3.82: はんだ付けした電極

3. フレキシブル導電糸を薄膜太陽電池に固定する 電極を、PEEK ねじで固定する。トルク値は $0.03\text{N}\cdot\text{m}$ （推奨締め付けトルク）。基板側の導電糸の先端にどの太陽電池の導電糸かわかるようにナンバリング等を行うことに気をつける。展開膜収納後、たくさんあるハーネスの中で区別がつくようにならないと基板側との接続ができなくなる。



図 3.83: ねじ留めした薄膜太陽電池（外側）

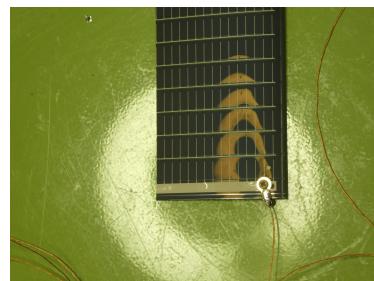


図 3.84: ねじ留めした薄膜太陽電池（内側）

4. サーミスタを接着する サーミスタにホットメルト接着剤を貼付し、アイロンで熱癒着させる（ 100°C , 10秒）。その後、薄膜太陽電池に熱癒着させる（ 100°C , 10秒）。基

板側の導電糸の先端にどちらの太陽電池のサーミスタかわかるようにナンバリング等を行うことに気をつける。

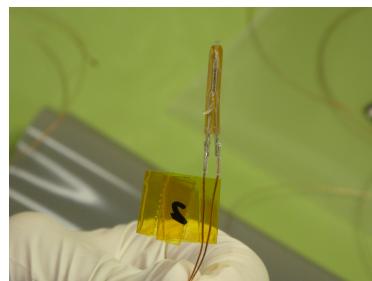


図 3.85: ホットメルト接着剤を貼付した
サーミスタ

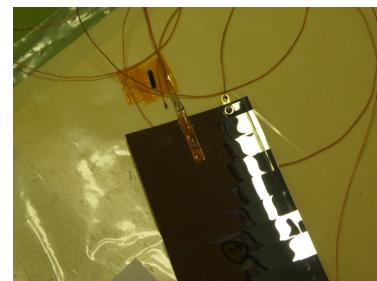


図 3.86: サーミスタを貼付した薄膜太陽
電池

5. 薄膜太陽電池を展開膜に接着する 図 3.78 に表せられたようにホットメルト接着剤 (1cm 角) を貼付し、アイロンで熱癒着させる (100 °C, 10 秒)。接着後、展開膜に同様に接着する。

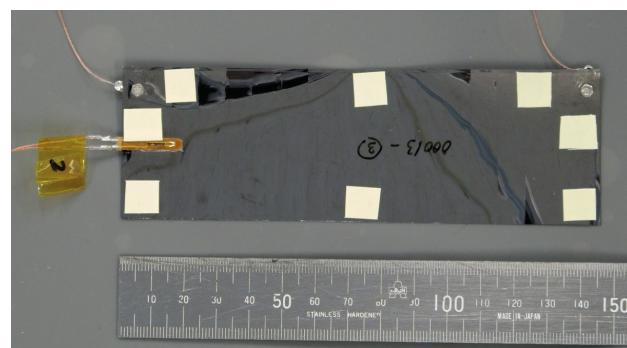


図 3.87: ホットメルト接着剤を貼付した薄膜太陽電池

6. フレキシブル導電糸を展開膜に配線する 図 3.79 のとおりに配線する。

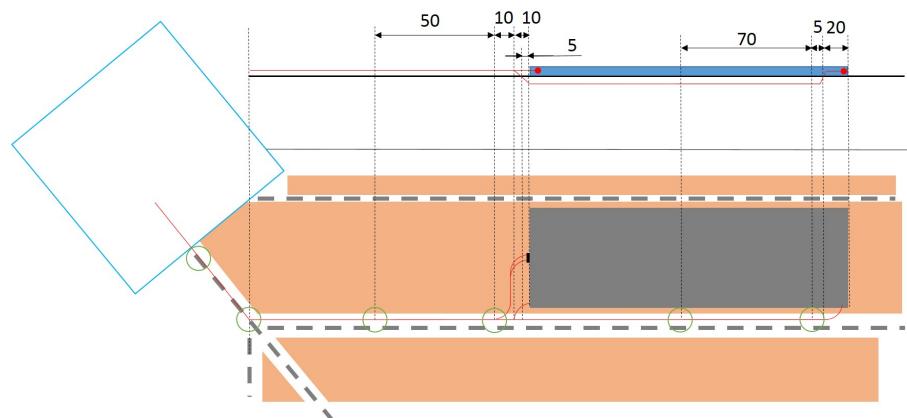


図 3.88: 配線方法

完成

薄膜太陽電池の管理方法

ナンバリング等できちんと管理する。発電特性の実験をしたらどの薄膜太陽電池のものかわかるように管理する。

(5) SMA アンテナミッション（鳥阪・坂本）

東京都立大学の鳥阪がこのアドバンストミッションを主導した。宇宙科学研究所の川崎研究室にご支援をいただいた。(このつながりもあって、5.8GHz 通信ミッションの検証の目的で川崎研究室の電波暗室を使用させていただいた。)

膜上において、SMA アンテナによる OrigamiSat-1 の CW 受信と、ひずみゲージを用いた形状計測を目指した。しかし最初にミッションを遂行できる基板がシステム側にもたらされたのが FM 膜の最後の収納時であったため、バス部との電気統合を行わないままに膜上に貼付した。膜収納後、FM の MDC 基板との電気統合を試みた。しかし、膜上の SMA アンテナ基板と、バス部の MDC 基板間で通信ができなかった。この不具合対応をしている時間はなかったため、SMA アンテナからのハーネスを、MDC 基板へ結合しなかった。目指した SMA アンテナミッションについて、鳥阪が筆頭著者となり下記ジャーナル論文を出版した。

A. Torisaka, et al., “Development of shape monitoring system using SMA dipole antenna on a deployable membrane structure,” *Acta Astronautica*, Vol. 160, July 2019, pp. 147–154.

少なくとも、膜上に SMA アンテナと剛なアンテナ基板を搭載した状態で、膜面の収納・展開を確認できた。この達成により、革新 3 号機 HELIOS の膜上アンテナミッションおよび干渉計ミッションの提案につながった。

(6) 球状太陽電池ミッション（サカセ・坂本）

サカセアドテック社の主導により、スフェラーパワー社（京都府）が開発した球状太陽電池「スフェラー」と三軸織物を組み合わせた球状太陽電池デバイスを開発し、膜上に搭載した。球状太陽電池の発電により、三軸織物上に搭載された LED が光る。この LED 光を、伸展カメラ部の写真撮影により確認することを目指した。伸展カメラ部の写真撮影は、地球の影で実施するため、暗闇でも球状太陽電池が発電するように、膜上デバイス制御部の側面に 2 つの赤外線 LED を取り付け、この赤外線 LED を光で球状太陽電池が発電し膜上で LED が光る、という設計とした。球状太陽電池について詳細には、膜展開部と同じく、文部科学省に提出した報告書に詳しく記載している。

表、裏のどちらの面から光が照射しても発電が可能な宇宙用デバイスの提案を目指し、ライトモデルへの実装を達成した。デバイスを貼付した膜がコンパクトに収納できること、そして地上試験で展開もできることを確認できた。

第4章 統合試験

4.1 放射線試験（寺田（報告書）・池谷・黒崎）

関連文書

- OP-S1-0126 球状太陽電池放射線試験結果

4.1.1 試験概要

(1) 目的

本試験では、多量の放射線が入射することに起因する電離効果のうち、トータルイオンドーズ効果が機器に与える恒久的損傷を調べた。これにより、新規開発基盤である通信&インヒビット基板（CIB）および膜上デバイス制御（MDC）基板に関して、ミッション期間中に受けける損傷具合を試験した。

シングルイベント（Single Event Effects = SEE）試験はプロジェクトの進行状況および人員を考慮し行われなかつたものの、本来は実施されるべきである。

表4.1に全5回の試験日時、 γ 線照射時間をまとめた。

表 4.1: 放射線試験 試験日時一覧

回	日付	開始	終了	最大照射時間 [h]
1	2017/2/6	11:00	17:30	6.0
2	2017/7/13	14:00	18:00	3.0
3	2017/7/26	11:00	17:30	3.0
4	2018/2/9	11:00	16:30	3.0
5	2018/5/28	14:00	18:00	3.0

最初の放射線試験はBBM開発段階において、CIBやMDCの開発も進んでいない中、膜面搭載の球状太陽電池および膜面制御部に設置される赤外線LEDに関して、ミッション期間中に受けける損傷具合を試験した。続く第二回以降の試験ではCIB、MDC搭載のICを中心に試験が行われ、照射中にデータロガーを用いた電圧、電流、温度の計測が行われた。第三回以降ではさらにPCと通信させることにより、データ伝送が正常に行われるか確認した。第四回試験ではEM開発中に増えたIC並びに、照射量が不十分であったICの試験を行った。第四回で通信用のマイコンに不具合発生が確認されたた、最後に追試験（第五回）を行い搭載するマイコンを変更した。

コメント

- 実験室を予約する場合は、照射時間だけでなく、前後の準備撤収時間を考慮し最低1時間は余分に予約する。
- 第5回試験では1名のみで当日、準備から実験まで行ったが、照射室とPC等を置く場所は離れているので、2名いた方が準備しやすいと思う。
- 上記コメントに追記：照射中は最大二人、セットアップと撤収には最低二人必要であると考える。

(2) 試験場所

東京工業大学 大岡山キャンパス 大岡山北実験棟1 コバルト60 照射室

コメント

- 予約はメールでやり取りを行う。

4.1.2 試験供試体および照射条件

供試体一覧を表4.2に示す。

表 4.2: 放射線試驗試驗供試體, 照射量, 試驗條件, および確認項目

図4.1並びに、図4.2はそれぞれ第四回、五回の供試体である。

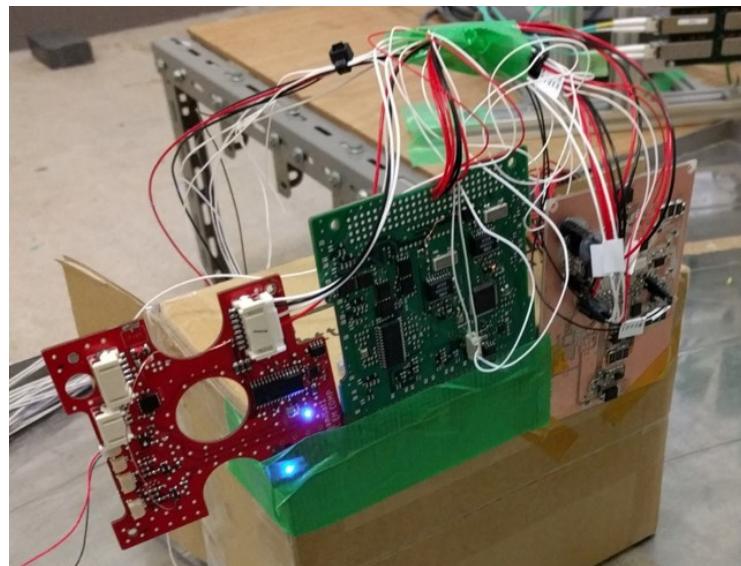


図4.1：第四回試験供試体拡大図

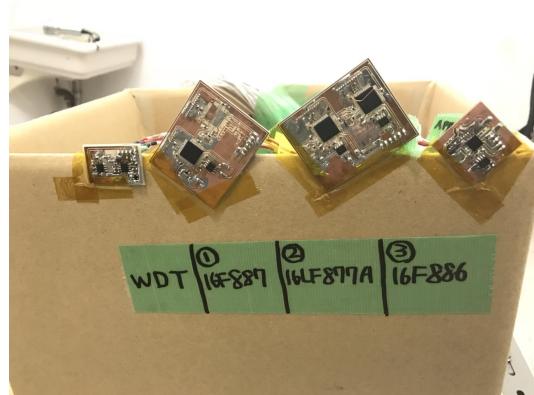


図4.2：第五回試験供試体拡大図

コメント

- 第五回試験を第四回と異なる試験条件（線源までの距離、照射時間）で試験を行ったが、第四回と試験条件を揃えるべきだったかもしれない。

4.1.3 照射量

OrigamiSat-1 のCIB周り、およびMDC基板周りのアルミニウム構体板厚は2 mmである。NASA SSP 30512 Revision Cによると高度500km、軌道系射角51.6°の環境において厚さ2.032 mmのアルミニウムに囲まれている場合の1年あたりトータルドーズ量 $1.012E+03$ rad (10.12 Gy)である。使用期間をCI基板は1年、MDC基板は4か月とした場合の被ばく量はそれぞれ約10.12 Gy、3.73 Gyとなる。第四回試験においては、両基板ともに両面に

ICが搭載されているため0.5 hごとに基板の表裏をひっくり返した。線源に対して裏面にあるICの被ばく量は表面にあるICの被ばく量に対して微小であると仮定した。

参考としてコバルト60照射室の線量率と線源からの距離の関係を表4.3にまとめた。さらに線源から60 cm, 100 cmの距離に置かれた実験の様子を図4.3, 図4.4に示す。

表4.3: コバルト60照射室 線量率

距離(cm) 単位(Gy/h)	0 $\times 10^3$	10 $\times 10^3$	60 $\times 10^2$	100 $\times 10$
2017.2	5.926781	2.590717	0.814838	3.147849
2017.7	5.610307	2.45238	0.771328	2.979763
2018.2	5.195429	2.271029	0.714289	2.759412
2018.5	5.027153	2.197471	0.691154	2.670036



図4.3: 第四回配置の様子



図4.4: 第五回配置の様子

4.1.4 検証方法

図4.5の通りに、デバイスを配置し、データロガー及びPCでデータをモニタリングした。ターミナルブロックは試験室外外を結ぶDsub 50ピンのコネクタに接続された。I²C通信や

SPI通信は長距離通信に不向きであるため、試験室内に mbed NXP LPC1768 を鉛で保護しつつ配置し mbed からUARTによって試験室内外で通信した。

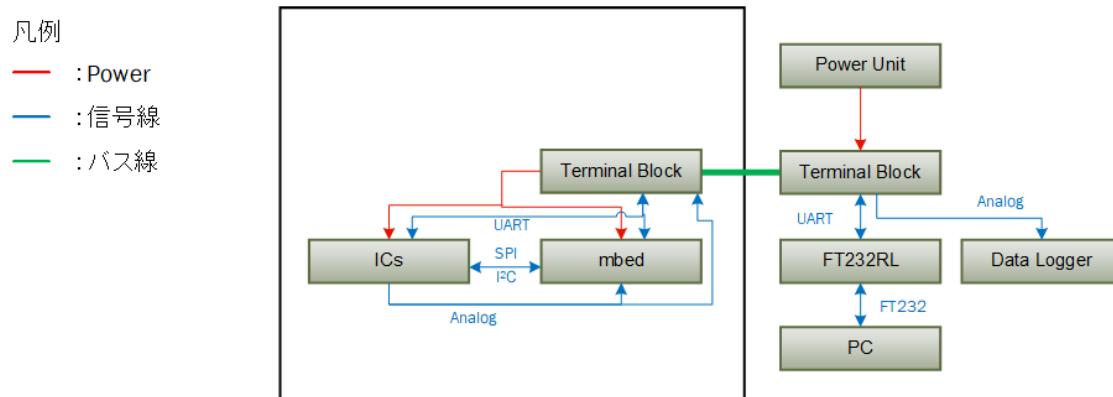


図 4.5: 試験セットアップ概要図。長方形内が放射線試験室を示している。

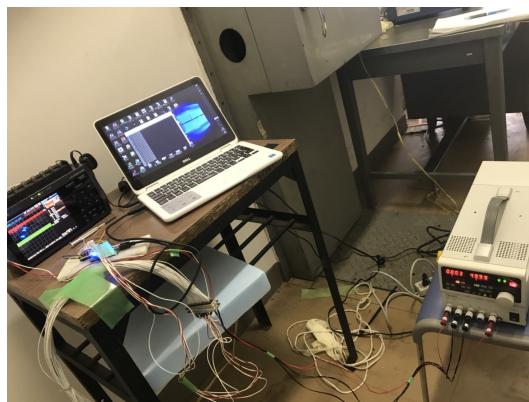


図 4.6: 照射室外の様子。データロガー、外部電源、PCなどがある。

コメント

- 放射線照射室とPC等を置くう照射室外を繋ぐ図4.5の緑ハーネス部分は、コバルト60照射室の設備としてDサブハーネスが既にある。ただ、Dサブハーネスと接続するケーブルは両側、事前に作成しておく必要がある。事前にコバルト60照射室を見学しておくと、どのようなハーネスを作成しなければならないかイメージがつきやすいと思う。
- ハーネス作成時には、グラウンドを全て共有することを忘れずに。

4.1.5 試験手順

1. 各コンポーネントを接続する
2. 順番に電源を投入する
3. 照射前に各ICが適切に動作していることを確認する
4. 照射：照射中はログを取る
5. 撤収する

6. データの解析を行う

コメント

- 試験前日までに、放射線を照射しない状態で予定試験時間分 IC が動作することを確認しておく。

4.1.6 試験結果

試験の結果、CAN トランシーバー MAX3051ESA+、およびマイコン PIC16F887 の動作不具合が検出された。どちらの IC も PC のターミナルソフト上での出力が、本来出力すべき文字から大きく逸脱し文字化けを起こした。

• CAN トランシーバー MAX3051ESA+ の不具合

症状：第三回試験において MAX3051ESA+ が 103 Gy 照射後動作不良を引き起こした。

原因：CAN 通信に不具合が発生したことが原因と思われる。

対策：ミッション機器であり、さらに安全率を考慮して、IC を変更せず設計を進めた。

• マイコン PIC16F887 の不具合

症状：第四回試験において PIC16F887 が 71 Gy 照射後動作不良を引き起こした。

原因：UART 通信もしくは I²C 通信に不具合が発生したことが原因と思われる。

対策：地上局との通信用の非常に重要な IC のため、宇宙利用実績のある PIC 16LF877A へと変更された。

4.2 形状計測試験（大野・奥山）

CubeSat は E-SSOD と呼ばれるポッド内に収納された状態でロケットに搭載される。そのため、E-SSOD に収まり、軌道上で問題なく E-SSOD から放出されるために、CubeSat の形状には制約がある。本衛星の形状に関する要求は、インターフェース管理文書(以後 ICD と記載)に定義されている。ICD に記載されている形状に関する要求には以下のものがある。

- 外形寸法に関する要求
- レールに関する要求
- エンベロープに関する要求
- 質量特性に関する要求
- セパレーションスプリング/ディプロイメントスイッチ
- 強度要求
- アクセス窓

これらの要求に関する試験結果については OrigamiSat-1 検査成績書 (OP-S1-0009) に記載されている。本章では、これらの要求の詳細と、要求を満たしているか確認するために行った試験について説明する。

4.2.1 外形寸法に関する要求

本衛星は3UのCubeSatであり、ICDにおいて寸法は以下のように規定されている

1. 縦横ともに 100 ± 0.1 mm の幅とすること
2. 高さは 340.5 ± 0.3 mm とすること

この要求が満たされているか確認するために、まず三次元測定機を用いた測定を行なった。

(1) 三次元測定機を用いた測定

東工大の工場内には図4.7に示すような三次元測定機がある。三次元測定機とは、3次元で物体の各点の座標を測定することができる装置である。



図4.7: 3次元測定機

三次元測定機は、工場特殊セルフ利用にあたり、通常の工場利用の際に受ける講習だけではなく、三次元測定機の利用講習を受ける必要がある。三次元測定機の利用講習は、業務依頼書に講習希望の旨を記入しメールで提出する。講習を受けたのち、工場に利用予約のメールをし、予約が空いていれば教員立ち会いのもと使用することができる。工場特殊セルフ利用は通常の工場利用よりも時間単価が高く、利用には注意が必要である。

本衛星の測定には、衛星のレールに沿って座標軸を設定し、そのレールに対し対面のレールが 100 ± 0.1 mm の幅で収まっているか確認するという方法を用いた。測定結果を入力すると、正しい位置からの誤差を拡大して表示し、ずれている方向をわかりやすく示すExcelシートを作成した。結果は以下の図4.8のように表示される。

測定結果が要求を満たしていないかった場合には、一旦ネジを緩め再度精度出しを行った。精度出しをやり直す際には、Excelで図示した結果をもとにみ出している箇所と治具のレール部の間にシムテープを挟み誤差の修正を行った。シムテープを挟み込むことで誤差を調整することはできるが、EM, FMともに完全に要求を満たすことはできなかった。

三次元測定はJAXAやIHI Aerospace(以後IAと記載)から指定された測定手法ではなく、外形寸法の要求を満たしているか確認するために、東工大側で選択した確認方法である。開

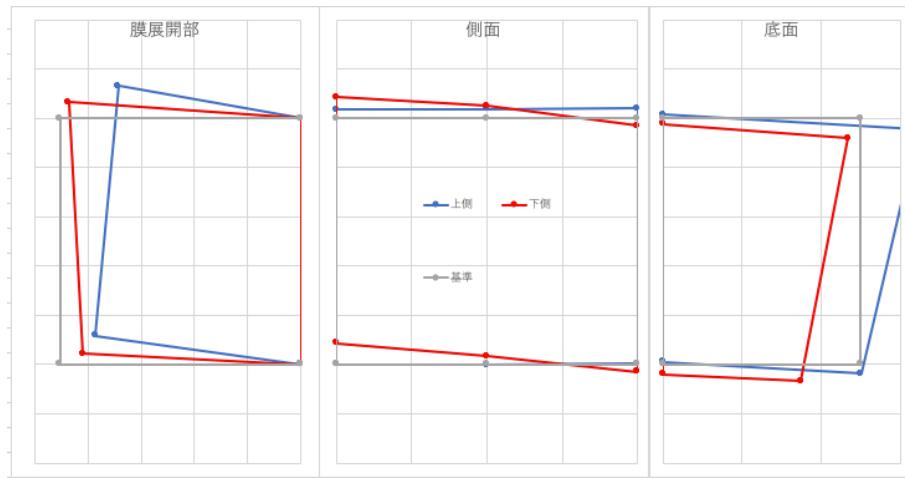


図 4.8: 3 次元測定結果図示

発スケジュールに遅れが出ていたこともあり、要求を満たしているか確認する方法を変更することにした。

(2) フィットチェックとノギスによる確認

フィットチェックとは E-SSOD に衛星が収まるかどうかを、フィットチェック用 POD に衛星を収納することで確認する作業である。E-SSOD のレール幅は 100.5 ± 0.2 mm であるが、フィットチェック用 POD のレール幅は 100.2 ± 0.1 mm となっており、フィットチェック用 POD に引っかかりなく収納されれば E-SSOD に問題なく収めることができる。フィットチェックの様子を以下の図 4.9 に示す。

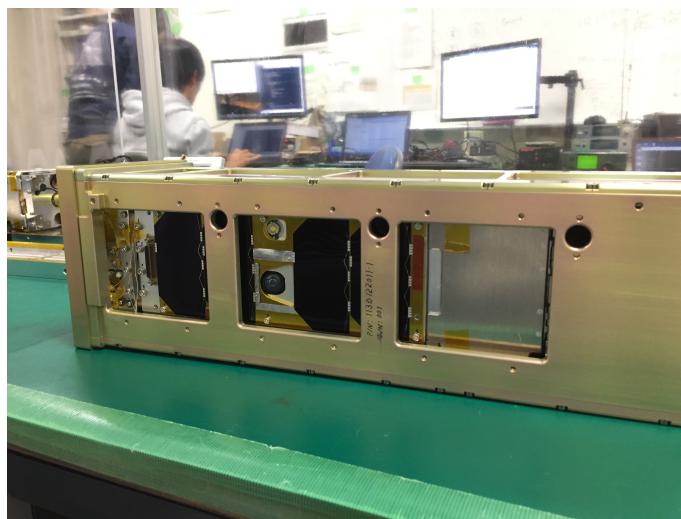


図 4.9: フィットチェックの様子

本衛星の外形寸法の要求確認は、フィットチェックで POD に問題なく収まることを確認したのちに、ノギスで各部のレール幅を測るという方法で行うこととした。フィットチェック

クは引っかかりなく収まることを確認するために、動画で記録している。

この検査方法では精度出しをやり直すことなく1回でフィットチェック用ポッドに収まり、ノギスでの測定でも問題は生じなかった。より詳細な検査結果は検査成績書を参照のこと。

4.2.2 レールに関する要求

レールはE-SSODと衛星が接する部分であり、打ち上げ時に衛星を支え、放出時にはガイドとなるため、とても重要度が高くICDでは8つの項目が規定されている。その中で本衛星にとって問題となった要求が以下の2つである。

1. レールの表面はRa1.6 μm以下とすること
2. 各レールの±Zを除く側面について、E-SSODのガイドレールと少なくとも75%以上接触面を持つこと

レール表面粗さについてはFM側面パネル発注時に、図面上で表面粗さの指定を間違えていたため要求が満たされておらず、別途表面粗さ計測試験を行った。詳細は第4.9章を参照のこと。またレール長さについては、設計上長さの規定を満たしていなかった。本衛星には膜展開部や、側面パネルと底面パネルの間などレールではない部分が多くある。この長さの分は設計時に考慮できていたが、側面パネル固定のためのネジ穴の座繰り分を計算に入れておらずレール長さが規定より短くなってしまった。そのため、規定より短い長さのレールでも問題なくE-SSODから放出できるか確かめるために放出試験を行った。詳細は第4.10章を参照のこと。その他の要求についての検査は検査成績書に記載されている。

4.2.3 エンベロープに関する要求

エンベロープに関する要求とは、衛星のレール面より内部の突起物に関する要求である。突起物のレール面からの距離、突起部の長さが規定されている。また、展開構造についても誤展開した際の安全性に関して要求がなされている。

本衛星は突起物に関しては設計上問題はないが、展開構造に関しては展開アンテナの厚さが要求を満たしておらず、冗長系のテグスを巻くことで安全性を担保している。詳しい検査結果は検査成績書に記載されている。

4.2.4 質量特性に関する要求

質量特性に対する要求は以下の2つであった。

1. 質量が1Uあたり0.13kg以上、1.5kg以下であること
2. 質量中心が4本のレールで構成される直方体の幾何中心を中心とする半径20mmの球体内に位置すること

質量については、本衛星は3Uであるため質量が0.39kg以上、4.5kg以下であれば良い。実際の質量はCADで確認したのちに、組み立て前にコンポーネントごとに質量計測し、組み立て後に衛星全体の質量を測定した。

質量中心はCAD上で計算している。

4.2.5 セパレーションスプリング/ディプロイメントスイッチに関する要求

衛星がE-SSODから放出されたことを確認する衛星側のスイッチに関する要求である。本衛星は設計段階からこの要求を満たしている。放出検知スイッチの電気的な要求の確認方法については組立手順書を参照のこと。

4.2.6 強度要求

衛星が地上、試験、運搬、打ち上げ、運用の過程において破損や永久変形しないことを求める要求である。強度要求は衝撃試験、振動試験で確認を行った。

4.2.7 アクセス窓

アクセス窓はE-SSODに収納後に衛星にアクセスする必要がある際のアクセスポート設置位置に関する要求である。E-SSODは引き渡し時に蓋を閉めたのちに開けることはないため、ソフトの書き換え、ライトピンなど衛星にアクセスする必要に備えてアクセスポートを設置しておく。

本衛星はバス部のソフト書き換え用にD-subコネクタを備えており、E-SSODのアクセス窓からアクセスが可能である。また、このアクセスポートは振動試験の際にも以下の図4.10のように、衛星内部の機器と接続するために必要となる。振動試験の際に衛星の収納方向を入れ替えたが、入れ替えた後もD-subコネクタはアクセス窓からアクセス可能であった。なお、MDCボックスに設けられているmicroD-subのコネクタはMDCソフト書き込み用のものである。組立後にMDCにアクセスできなくなるため設けられたもので、アクセス窓に関する要求とは無関係のものである。

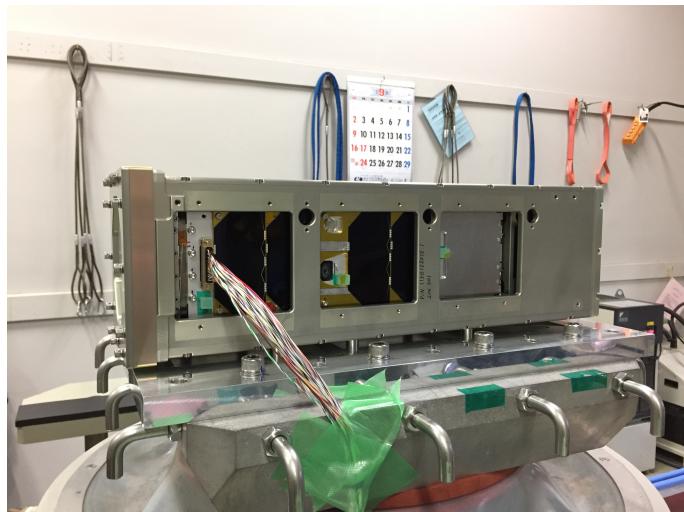


図4.10: 振動試験時のアクセスポート利用

4.3 振動試験（加藤・飯島）

衛星は、打ち上げ時・軌道上での過酷な環境に耐えうるよう設計され、それが試験により確認される必要がある。CubeSatのようなピギーバック（相乗り）衛星が打ち上げ環境により破壊もしくは爆発を起こしてしまった場合、その影響は主衛星にも及ぶ。打ち上げ時の環境は2つの振動環境と準静的加速（打ち上げの際の加速）環境によりなる。振動試験では打ち上げ時以上の過酷な加振を行い破壊が発生しないことを確認することで、衛星が打ち上げに耐えうることを示す。

本章では振動試験の目的・内容・実施時の注意等をなるべくわかりやすく説明することから、本章が「振動試験初心者マニュアル」となることを期待する。試験実施時の詳細な試験手順及び試験における確認事項は振動試験ハンドブック[?]ならびに試験の際の計画書・報告書・手順書[?][?][?][?][?][?][?][?][?][?]を参考にしてほしい。

※ちなみに、僕（加藤）が振動試験場に行って最初に発した言葉は帰り際の「サインバースト試験って何ですか？」である（試験前の下見だったので、僕の知識不足は試験に影響を与えたかったということは一応書いておく）。衛星開発をやらなければ日常で振動試験などに出会うはずがない。わからないことが多いのは当然であり、試験場の方やJAXAの方もそれは承知してくれているはず。この文書を読んでいる試験担当者には試験前、試験中に多くの質問をすることを期待する。また、この文書を読んでいるのが担当者の先輩、教員であれば分からぬことを率先して質問し、担当者が質問のしやすい空気を作っていただければ幸いである。

4.3.1 振動試験とは

(1) 試験目的

振動試験の目的は以下の4つである。

1. 打ち上げ環境に耐えうることの確認
2. 剛性の確認（ロケットとの振動連成の防止）
3. 組み立てに伴う欠陥（ワークマンシップエラー）がないことの確認
4. 構造数学モデルの確認

打ち上げ時の振動環境以上の加振を行うこと、また固有振動数と伝達関数の値及び試験前後のそれの変化を調べることにより1,2,3,4を示す。それに加え電気的な機能試験（チャタリング検知・機能試験）も行い1を示す。また4に関してはモード形状も含めたモードパラメータに対する精度が要求された場合のみモーダルサーベイ試験が必要となる（OrigamiSat-1振動試験ではモーダルサーベイ試験も実施している）。

(2) 打ち上げ環境

打ち上げ時の環境は準静的加速環境と振動環境に分かれ、さらに打ち上げ時の振動発生要因は多岐にわたる。また液体ロケットと固体ロケットにおいてもその振動環境は異なる。しかし大別すると打ち上げ時の過酷な環境は

- 数 Hz～数十 Hz の低周波過渡振動：リフトオフ時のブースターの推力立ち上がり、大気中飛行時の乱流、1/2段分離時の分離スプリング力等によるもの
- 数百 Hz～数千 Hz の高周波ランダム振動：エンジン排気流から生じる音響、フェアリング壁の液体加振によるもの
- 準静的加速度：ロケット発射時の加速によるもの

の 2 つの振動環境と準静的加速度環境の合計 3 種類となる。

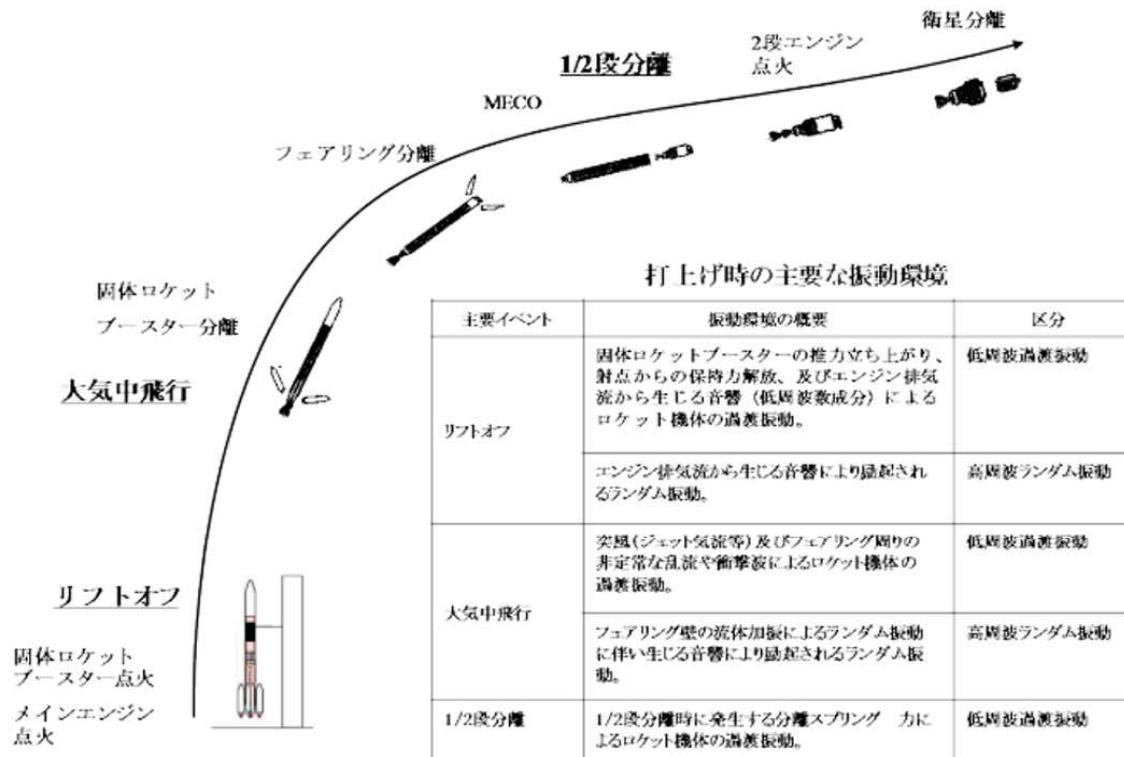


図 4.11: 打ち上げシーケンス及び打ち上げ時の主要な振動環境 [?]

4.3.2 試験内容

OrigamiSat-1 開発における振動試験においては、上記で示した 3 種類の環境を模擬した試験にモーダルサーベイ試験（モード形状・固有振動数測定試験）を加えた以下の 4 種の試験を実施した。

- 正弦波振動試験：低周波過渡振動に耐えうること
- ランダム振動試験または音響試験：高周波ランダム振動に耐えうること
- サインバースト試験（静荷重試験の代替試験）：準静的加速度環境に耐えうること
- モーダルサーベイ試験：衛星と振動連成を起こさないこと

表 4.4: 振動試験の目的と種類 [?]

	打上げ時の振動環境に対する耐性の確認	剛性の確認	ワークマンシップの確認	構造数学モデルの確認
正弦波振動試験	○	○	○*1)	○*3)
ランダム振動試験	○	○	○*2)	-
サインバースト試験	○	-	○	○*4)
モーダルサーベイ試験	-	-	-	○

*1) 主にシステム・サブシステムレベルのインテグレーションを含むワークマンシップの確認

*2) 主にコンポーネントレベルのワークマンシップの確認

*3) 固有振動数とその周波数における伝達関数の確認

*4) 応力による静的な構造数学モデルの確認

また、試験目的に応じては要求される強さ(AT,Accentance Test)の加振よりも弱い加振(1/2AT)または強い加振(QT,Qualification Test)を行い、衛星がどの程度の加振に耐えられるのかを確認することもある。EM試験においてはそのような試験も実施した。詳細は後述。

(1) モーダルサーベイ試験

各試験の前後にモーダルサーベイ試験を実施し、その前後でのモード形状および固有振動数に変化がないことを確認する。試験においては周波数範囲・加速度密度・実効値・時間が指定されているが、公差は指定されていない。報告書には固有振動数及びモード形状が各試験前後で変化しないことを記載する。変化していた場合は衛星内部で破壊が起こったことが疑われる。

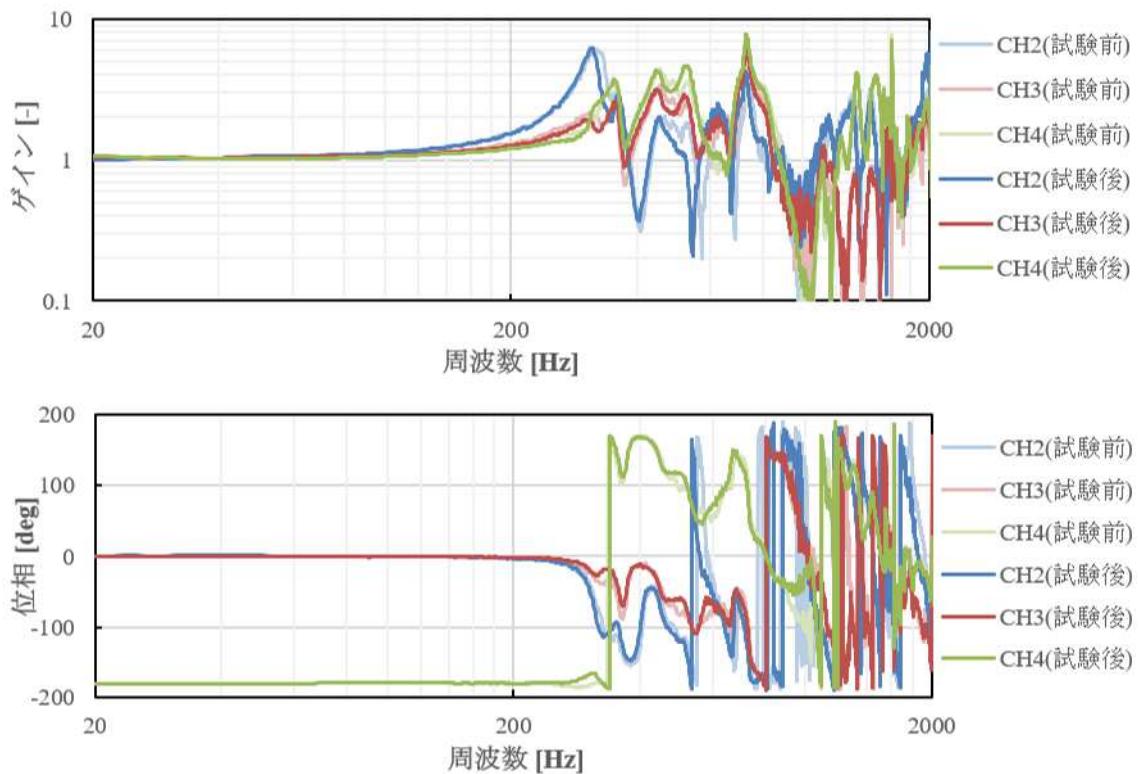


図 4.12: FM 試験におけるモーダルサーベイ試験結果 [?]

(2) 正弦波加振試験

周波数を変えながら加振を行い低周波過渡振動に耐えうることを確認する。試験は2種類の周波数帯(22-36Hz, 43-57Hz)で行った。試験においては加速度・掃引速度(周波数変化速度)・往復数・公差が指定されている。報告書には指定された強さの試験ができていることを記載する。

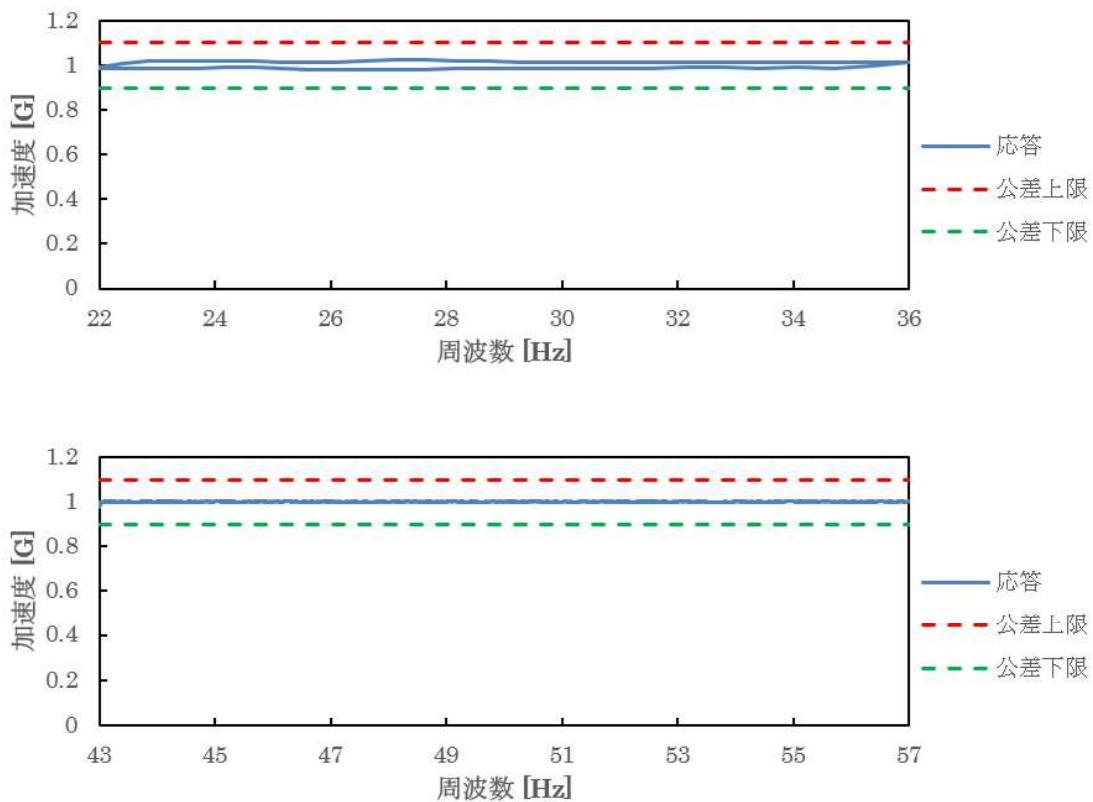


図 4.13: FM 試験における正弦波加振試験結果 [?]

(3) ランダム振動試験

ランダムな振動を加え、高周波ランダム振動に耐えうることを確認する。ランダム振動試験においては周波数範囲・加速度密度・時間・公差が指定されている。時間は既定の公差内の振動になってから測定し始める。公差内の振動になるまでにかなり時間がかかるが気長に待つ。報告書には指定された公差内で試験ができていることを記載する。高周波の範囲(1700Hz 前後)で一部だけ公差を外れることがある。試験場で伝達関数を確認してもらえばわかると思うが、高周波の部分は伝達関数が安定しておらず制御のしにくい部分なのでこうなることがある。固有振動数と大きく外れていることを報告書に記述すれば問題ない。

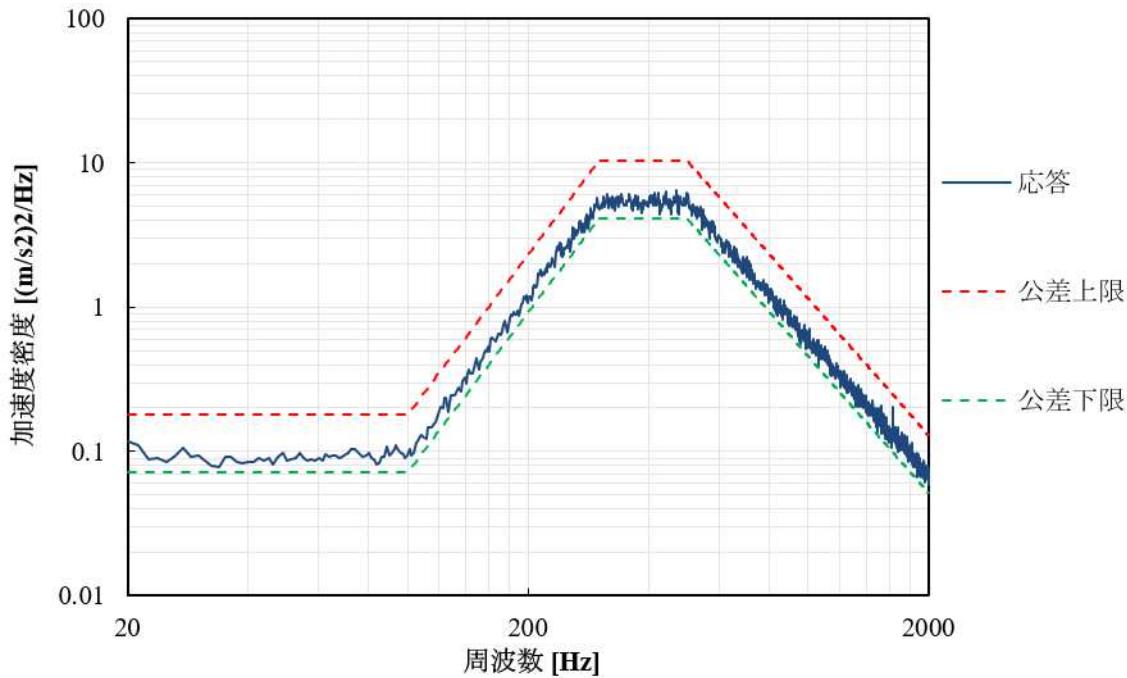


図 4.14: FM 試験におけるランダム振動試験結果 [?]

(4) サインバースト試験

サインバースト加振を行い準静的加速度環境に耐えうることを確認する。サインバースト試験においては周波数・サイクル数(波数)・加速度・公差が指定されている。この試験は5秒程度で終わる。報告書には指定された強さの試験ができている(指定された加速度の波が指定された回数観測できている)ことを記載する。

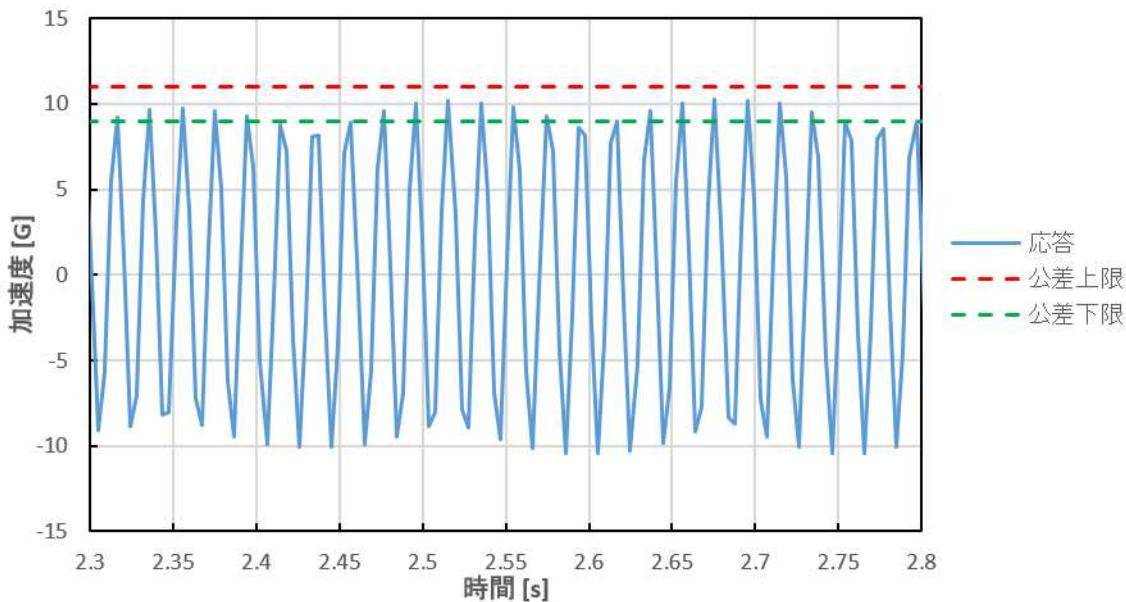


図 4.15: FM 試験におけるサインバースト試験結果 [?]

4.3.3 各試験の概要

(1) EM 振動試験

2017年12月25-27日に福井県工業技術センターにて実施。EMにおける振動耐性を確認した。EM振動試験の目的は次の3点である。(ただし3点目は主要な目的ではない)

1. 打ち上げ環境よりも厳しい振動条件 (QT レベル) に耐えうることの確認
2. FM 振動試験で AT レベルを負荷したときのデータと比較するためのデータを取得
3. FM 振動試験の練習 (起こりうるヒューマンエラーを把握し未然に防ぐ)

各試験は AT レベルと QT レベルで実施し、ランダム振動試験については上記に加えて 1/2AT レベルも実施した。

QT レベルの試験を行うのは目的1のためであり、逆に QT レベルのみが EM 試験の必要条件である。QT レベルは試験条件が厳しいため EM にのみ負荷し、FM には負荷しない。EM 振動試験における AT レベル試験は目的2のためであり、また QT レベルを負荷する前に異常が出ないことを確認する予備試験の役割も担う。つまり、AT で異常が発生した場合、いきなり QT を負荷して異常が発生した場合よりも被害が抑えられる。1/2AT レベル試験は AT レベル試験の予備試験としての役割のみであり、念の為行う試験である。各試験の中で破壊が起こりやすいとされるランダム振動試験のみ 1/2AT レベル試験を行った。

なお、IHI エアロスペース製「CubeSat 振動試験用ケース」(イプシロンロケット CubeSat 放出装置「E-SSOD」を模した振動試験用ケース) は EM 振動試験時には製作中であったた

め、自作（東工大工場にて加工）したものを使用した。EM 振動試験報告書では「E-SSOD 代替治具」と呼称。

(2) FM 振動試験

2019年7月10-12日に宮城県産業技術総合センターにて実施。EMで確認された振動に対する剛性・モード形状とFMモデルが大きく変わらないこと、FMモデルが要求される振動に耐えられることの確認が目的。各試験をATレベルのみで実施した。

(3) FM 再振動試験

2019年9月18-19日に宮城県産業技術総合センターにて実施。FM振動試験後、CIB基板の取り換えを行った関係から安全審査に関するインヒビットの健全性を確かめるための再試験が必要となった。ランダム振動試験(ATレベル)とモーダルサーベイ試験のみ実施。

4.3.4 振動試験実施の流れ

本節では、EM/FM/FM再試験を問わず振動試験における全体の流れ(準備→実施→片付け)について記述する。試験中の細かい確認事項は手順書[?]等を参考にしてほしい。また、試験後に見つかった傷がいつからあるものなのかを明確にするために、試験中は写真をとにかく撮りまくること。

(1) 試験場、宿の手配

(2) 機能試験

試験場に到着後、まずはクリーンブースにて衛星の機能確認を行う。OrigamiSat-1の機能試験では下記のことを確認した。

- 放出検知スイッチが正しく機能しており、放出検知スイッチにより電源が遮断されていること(インヒビット健全性の確認)。
- 各モジュールとOBCの通信の確認

振動試験後にも同様の機能確認が必要である。

(3) 衛星のPODへの挿入

機能確認終了後、衛星をPODへ挿入する。

(4) 加振試験の実施

試験機の機能確認を行ったのち、衛星を POD ごと試験機に固定し、試験を開始する。試験機の機能確認は衛星を POD に挿入する作業中に実施しておくとスムーズに試験が進む。

加振試験中は以下のことを確認する。

- 公差内の加振ができていること
- 加振試験前後で固有振動数・モード形状に変化が見られないこと
- 外部に有意な破損が見られないこと
- チャタリング(放出検知スイッチ誤作動)が起きないこと

(5) 書類作成

振動試験前後で以下の書類を作成する必要がある。

- 計画書：試験実施 2 週間前程度
- 報告書：試験実施 2 週間後程度
- 手順書：計画書と同じくらいの時期

振動試験では、作業は単純だが確認項目が多くまた時間がかかり精神が疲弊しやすい。そのため、手順書（兼チェックリスト）は綿密に作成しヒューマンエラーを未然に防ぐことが重要である。

4.3.5 OrigamiSat-1 の振動試験において発生した不具合及びトラブル

本章では、OrigamiSat-1 の振動試験において発生した不具合及びトラブルとその対処をまとめると、

(1) EM 試験

側面カメラのレンズ：ランダム振動試験中に側面カメラのレンズが外れた。組み立て時にトルク管理をし忘れ、試験前から緩んだ状態だったためであった。レンズを外した状態で直前のモーダルサーベイ試験からやりなおした。

(2) FM 試験

放出検知ピン固着：

FM 試験の後、放出検知ピンが固着しており放出が検知できない状態になっていたことが分かった。その後の放出検知ピン改修の経緯についてはサブシステム開発における構体系の節に詳細をまとめると、

POD の挿入方向を変更：POD 内挿入口付近に一部にレールがない部分があった。OrigamiSat-1 の幕展開部にもレールがない部分があるため、OrigamiSat-1 の 1/3 程度がレールのない部分になってしまうため挿入方向を逆にすることが必要になった。

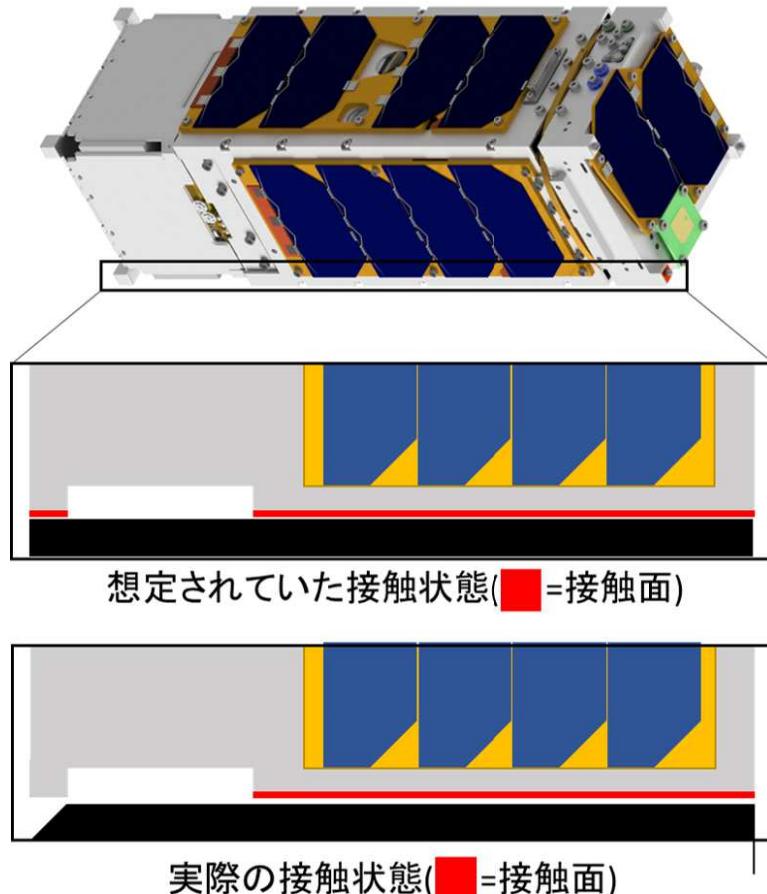


図 4.16: OrigamiSat-1 と POD の接触面

衛星の電源の消し忘れ：1日目作業終了後、衛星の電源を落とさずに帰ったため2日目の衛星の電圧が下がった状態で試験を実施した。バッテリの充放電特性も同時に計測しているため、主にそちらに影響が及んだ。

(3) FM 再試験

チャタリング検知基板に不具合が生じた。現場にいるメンバーでは対応ができず、池谷さんに東京からわざわざ来てもらい対応していただいた。池谷さんありがとうございました。

4.4 衝撃試験（大野）

衝撃試験は、ロケットのフェアリング分離の際に衛星本体に衝撃が加わるために環境試験として行うことを JAXA から決められている。詳細は「衝撃試験ハンドブック」を参照。

試験で求められていることは、

- AT レベル+3dB の衝撃を、「3 軸各方向に 2 回ずつ」加える

ことによってハザード確認項目を満たし、衛星本体が壊れないことである。AT レベルに関する「インターフェイス管理文書」、ハザード確認項目は「ハザードレポート」に記載されている。また、どちらについても「OP-S1-0013 EM 衝撃試験計画書」にまとめてある。
なお、本試験は EM についてのみ行う。

4.4.1 使用装置

本試験で使用した装置を図 4.17 に示す。衝撃試験の手法は多数あるが、私たちは熊本大学の波多先生が開発した「簡易式衝撃試験装置」を使用した。この装置は 1 回の打撃子の衝突により、XYZ の全 3 軸同時に衝撃を印加することができる。

詳細は「衝撃応答スペクトルにおける材料特性の影響評価」、第 59 回宇宙科学技術連合講演会講演集、No. P49, 2015. を参照。

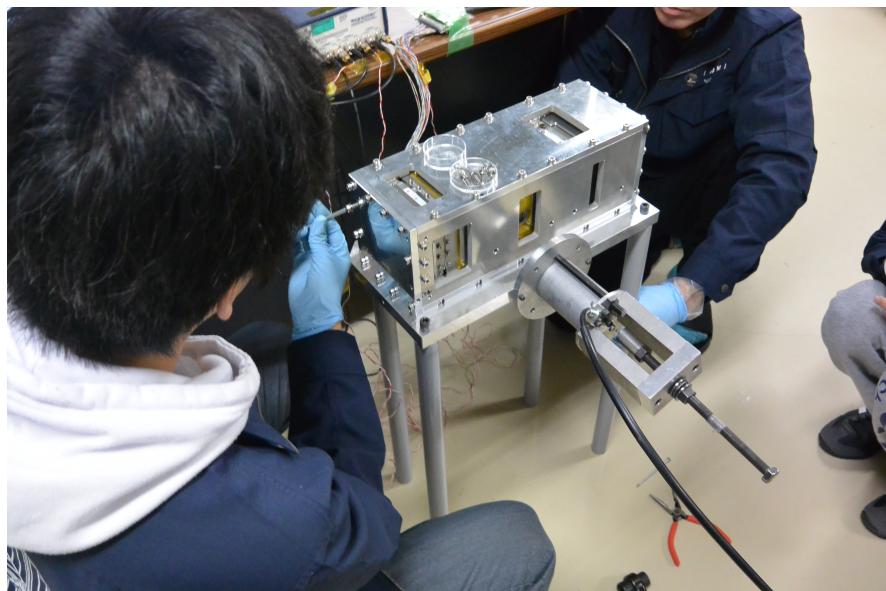


図 4.17: 熊本大の簡易式衝撃試験装置

4.4.2 準備（私がやったこと）

この装置を用いて試験を行うにあたり、私が行ったことは

- 試験計画書の作成
- ベース板の設計・加工
- 試験時の取りまとめ
- 報告書の作成

である。

(1) ベース板の設計・加工

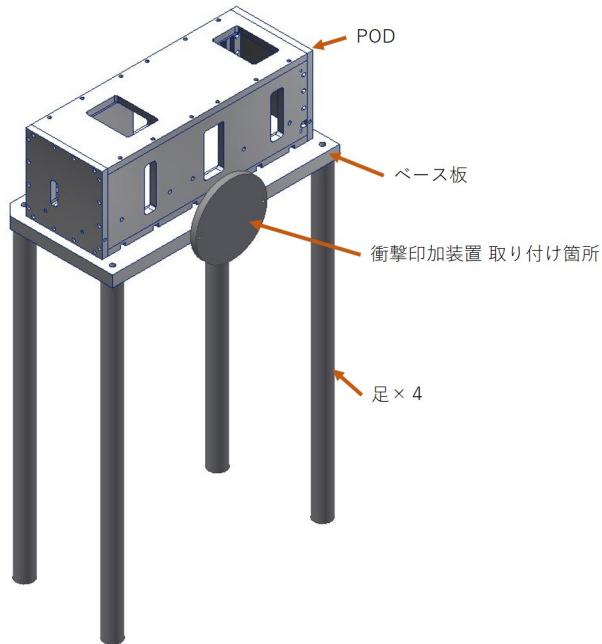


図 4.18: 衝撃試験で使用するベース板

ベース板は、POD と接続される板であり、この板に衝撃印加装置と加速度計を取り付けて試験・測定を行う（図 4.18）。測定物（今回では衛星）によってベース板のサイズ等が変わるために、自作する必要があった。必要な加工項目は

- 板厚 20mm の板を用意する
- 2 箇所の C20 の面取り（加速度計取り付け用）
- 足×4, 加速度計×3, 衝撃印加装置, POD をつけるための穴

であった。なお、当初の予定では面取りと POD の取り付け穴のみ加工をこちらで行い、他の加工はやっていただけたことになっていたが、こちらの開発の遅れで波多先生側で時間が取れなくなり、全て加工することになった。

加工自体はそれほど複雑ではなかった。また、構体系でも記載はあると思うが、工場の方が親身に手伝ってくれるので、不安があってもそれほど心配ない。ただし、人が多いときであると工場の方も手が回りきれないこともあるので、注意する必要がある。また、加工は時間がかかるので、図面の作成を丁寧に行う（加工するときに寸法の計算をする必要のないように書く）ことと、前日までに加工順序をまとめておくことをお勧めする。

本加工でのミスは

- 発注時の面取りのし忘れ
- 加速度計のねじ切りのピッチ

である。発注時の面取りは、ミスミであると無料でやってくれるのでやってもらう予定であった。これを忘れたことにより加工工程が増えてしまった。面取りは複雑な作業ではないが、面取りの大きさが大きかったので時間がかかった。加速度計のねじきりのピッチは「細目」で指定されていたが、「並目」で加工してしまった。これにより、面取り部をさらに削る

だけでなく、予備試験の際に気づいたので予備試験をもう1回やることになった。些細なミスで開発の貴重な時間を失うので、当たり前ではあるが、必ずチェックしましょう。

4.4.3 試験

当初の予定では、

1. ベース板の面取り加工を行う
2. ベース板を熊大へ発送、追加工と衝撃印加方法の選定を行ってもらう
3. 東工大にてEM衝撃試験を実施

という流れであったが、開発の遅れと、加工のミスにより、下記行程に変更した。

(1) 予備試験@日大



図 4.19: 衝撃試験@日大

開発の遅れから、熊大での加工・試験をあきらめ、日大で行われる衝撃試験に行き、日大の試験終了後に事前試験をやらせてもらうことになった（図??）。事前試験は池谷、山崎が参加した。前述にあったとおり、加速度センサの取り付けねじのピッチに誤りがあったため、再度実施することとなった。

(2) 予備試験@熊大

日大での予備試験での不具合から、ベース板を追加工し、熊本大にベース板を送り、再度衝撃印加方法の選定を行ってもらった。無事試験ができることになった。

(3) 本試験@東工大

当日はほとんどを波多先生にやっていただいたので、問題は特になかった。

4.4.4 キャリーケースの損傷

衝撃試験装置を東工大まで持ってきていただいたが、装置を入れていたキャリーケースが輸送中に破損してしまった。大きさによって最大重量が会社ごと決まっているので環境試験で荷物をつめる際には気をつけて欲しい。

4.4.5 付録：全体スケジュール

月	11月				12月				1月		2月
週	2	3	4		1	2	3	4	1	2	
ベース板の設計について協議	11/13							12/29			
計画書作成		11/16				初版提出	12/11		最終版提出	1/9	
ベース板発注～加工						12/11	12/19				
予備試験@日大							12/20				
追加工								12/26-29			
ベース板 発送								12/31			
予備試験@熊大									1/4		
ベース板 到着										1/9	
本試験@東工大										1/10	
キャリーケース									1/10	2/22	

図 4.20: 衝撃試験スケジュール

最後に本試験までのスケジュールを図 4.20 に示す。これは、波多先生とのメールのやり取りから日付をまとめたものである。この日程でマージンはないのでこの日程で行うことはお勧めしない。余裕を持って開発を進めてもらいたい。

4.5 連続動作試験 EMver (?)

4.6 姿勢制御試験

本衛星は、搭載した永久磁石により、地磁気の磁力線に沿う様に回転する。本試験では、EM が正しく磁力線方向に姿勢を変更するかの確認を行った。試験の実施方法としては、水を張ったプールの上に発泡スチロールの板を浮かべ、その上に防水パックに封入した衛星 EM を載せて自由回転させた。運動の様子を図??に示す。尚、ヒステリシスダンパーの効果については、水や空気の抵抗・粘性よりも発生力が小さいため、確認していない。

4.7 通信系 機能試験（大本）

通信系の機能試験として行ったのは、以下の 4 つがある。それについて記述していく。なお、1, 2, 3 の試験については東京工業大学電気電子系広川研究室の戸村崇助教のご厚意のもと、広川研究室所有の電波暗室をお借りして行った。

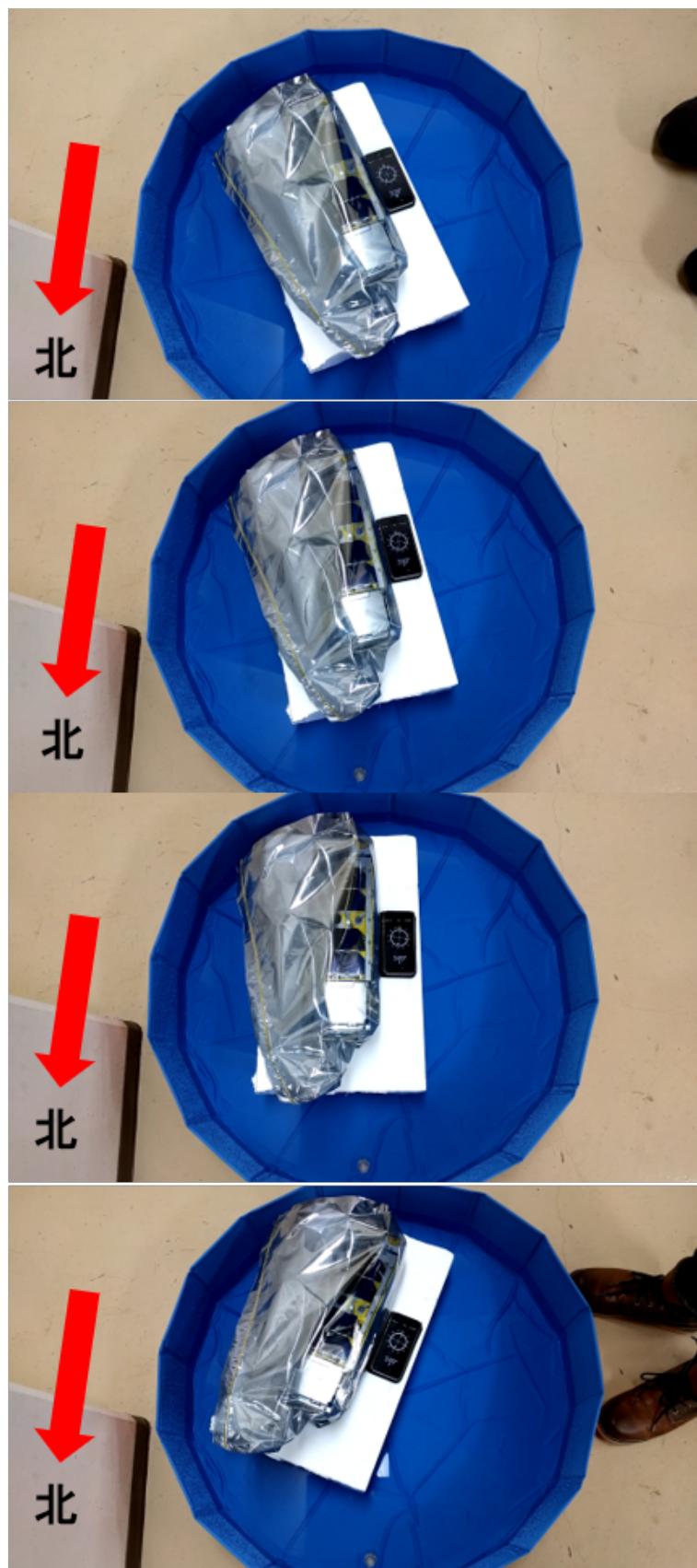


図 4.21: 磁力による姿勢変更実験

- モノポールアンテナのインピーダンスマッチング試験
- モノポールアンテナの放射特性試験
- パッチアンテナの利得・放射特性試験
- 長距離通信模擬試験

4.7.1 通信系設計、機能試験を行うにあたって

私たち機械系の人間が通信系を担当するのには、かなり大きな専門知識の壁がある。恐らく利得とは何か、指向性とは何か、偏波とは何か、反射とは何か、周波数が違うと何が変わることかなど、全く考えたことも無い状態でプロジェクトの通信系を担当することになるだろう。(私もそうだった) 本衛星の開発では、スケジュールの都合などもあり、アンテナ工学などの分野を体系的に学習する時間が取れず、知識の曖昧な状態で機能試験を行い、ほとんど意味のない試験を行ってしまったこともあった。できるのであれば、簡単な図解の本などでいいからアンテナ工学について体系的な学習を行ってから通信系の開発に臨んでほしい。「アンテナがわかる本(なるほどナットク!)」、後藤尚久著、2005年出版」をとりあえず読むことをお勧めする。東工大図書館で借りられる。

4.7.2 モノポールアンテナ

モノポールアンテナには幅5mm、厚さ0.1mmのリン青銅のものを用いた。長さについては後述するインピーダンスマッチング試験から決定した。リン青銅は鋸びる性質があったので、鋸びによる性能悪化を防ぐために市販の金メッキキットを用いて金メッキを行った。「マリイ鍍金工業 めっき工房」というものを購入して利用したが、非常に簡単で使いやすかつたのでおすすめ。図4.21にエンジニアリングモデルのモノポールアンテナを示す。



図4.22: モノポールアンテナ(EM)

4.7.3 パッチアンテナ

パッチアンテナは学生で素子設計を行い、基板製作業者に発注して作成した。設計に用いた解析ソフトはANSYSのHFSSという電磁界解析ソフト。専門書などにアンテナ特性の計算ができる式も乗っているが解析ベースで設計しないとまずいいアンテナはできない。計算式から大まかな寸法の決定→解析によって詳細な寸法の決定という流れ。特に円偏波で用い

る場合、素子寸法は0.1mmのずれで大きく軸比が変化する。どことは言わないが手加工で円偏波パッチアンテナを作成しているような業者には発注せず、エッティング加工などで製造してくれる業者に発注しよう。パッチアンテナもモノポールアンテナと同様に錆防止のために金メッキを行った。図4.22にエンジニアリングモデルのパッチアンテナを示す。



図4.23: パッチアンテナ(EM)

4.7.4 モノポールアンテナ インピーダンスマッチング試験

本試験はモノポールアンテナのリターンロスを監視しながらモノポールアンテナの長さを調節することによって、モノポールアンテナの長さを決定するために行った。インピーダンスマッチング試験の意味については適宜書籍やインターネットなどで調べて理解していただきたい。試験手順は以下に示す通り。

1. モノポールアンテナを取り付けた衛星を電波暗室計測治具に固定

電波の放射方向への金属材料などは電波を反射しリターンロスとして計測結果に表れてしまうので、絶縁体を使用する。アクリルプレートや3Dプリンターなどで作成。

2. VNAを校正し、モノポールアンテナに接続

VNAはネットワークアナライザのこと。ネットワークアナライザは計測するたびに校正が必要であり、また非常に高価な機材のため、宇宙研などどこかの機関に借りる必要あり。本衛星の計測では東工大電気電子系広川研究室の設備をお借りした。

3. モノポールアンテナをニッパーなどで短く切断していく、長さ対リターンロスの関係を計測

ここで切断するモノポールアンテナはFMとして用いるものではないので、どんどん短くしていく。モノポールアンテナを短くしていくとリターンロスが最小となる周波数は大きくなっていくはずなので、その関係を得ることが目的。図4.23、図4.24に本衛星の計測結果を示す。

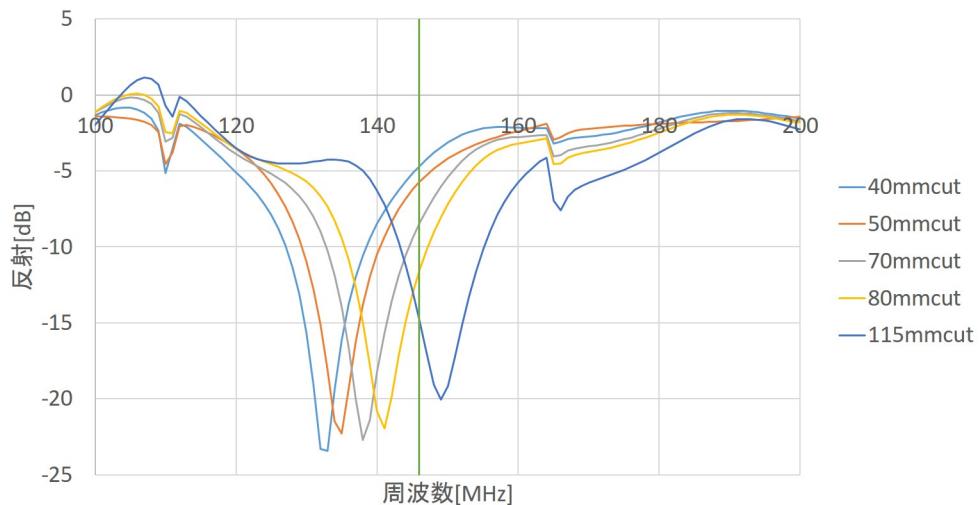


図 4.24: 反射対周波数 (VHF)

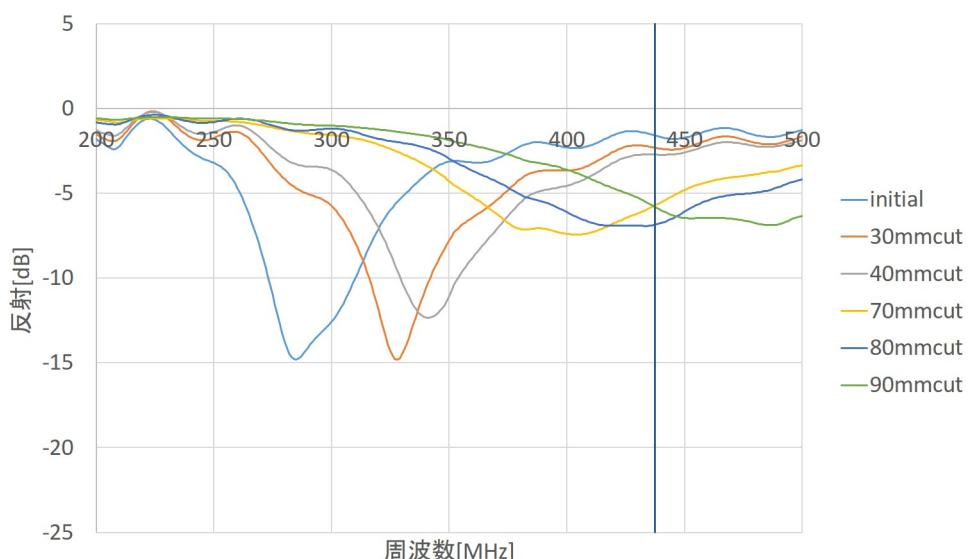


図 4.25: 反射対周波数 (UHF)

4. 線形近似などを用いて、リターンロスが目標周波数で最小となるようなモノポールアンテナの長さを計算

得られたりターンロスが最小となる周波数とモノポールアンテナの長さの関係から適當な近似で目標周波数で最小となるモノポールアンテナの長さを決定する。同じ材料で同じように取り付けられたモノポールアンテナは少なくとも MHz 帯程度の周波数では同じような特性が得られる。図

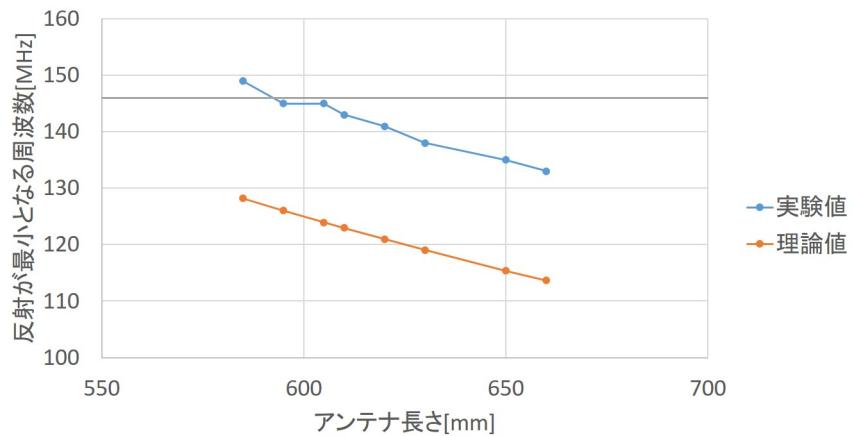


図 4.26: アンテナ長さとリターンロスが最小となる周波数の関係 (VHF)

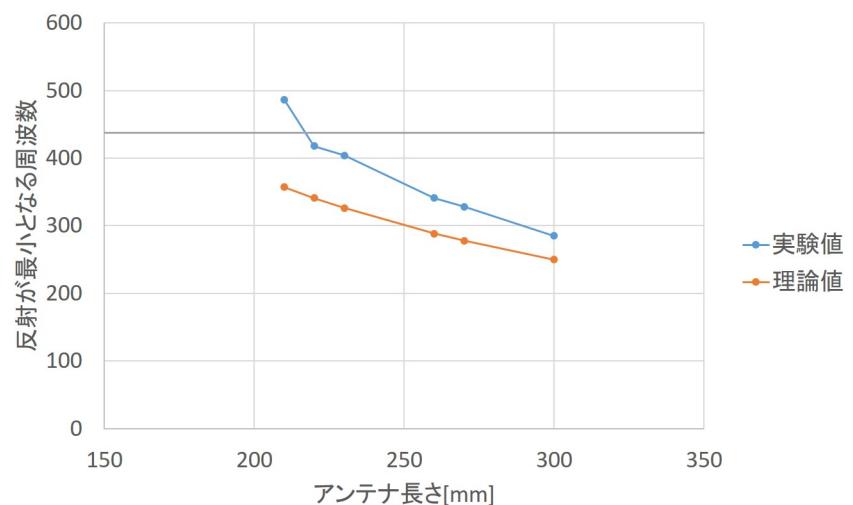


図 4.27: アンテナ長さとリターンロスが最小となる周波数の関係 (UHF)

5. 計算した長さのモノポールアンテナを作成し、再度電波暗室でリターンロスを計測
FMとして用いるアンテナの反射特性を計測。図 4.27-4.28 に計測結果を示す。

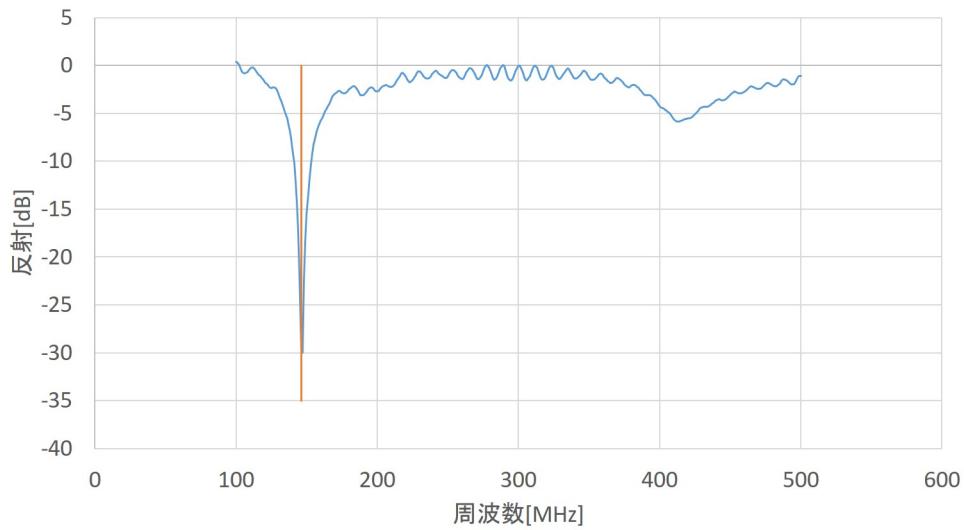


図 4.28: FM モノポールアンテナ反射計測結果 (VHF)

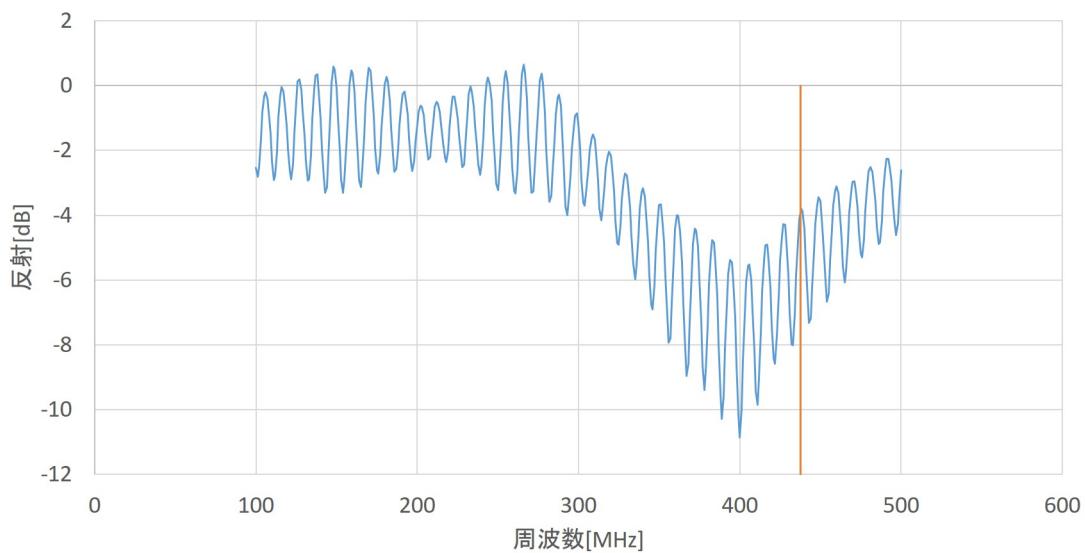


図 4.29: FM モノポールアンテナ反射計測結果 (VHF)

4.7.5 モノポールアンテナ 放射特性試験

本試験ではモノポールアンテナの指向性特性を測定し、健全な指向性を有していることを確認するために行った。計測結果を図 4.29-4.30 に示す。ここでもそもそも水平面、垂直面ともに計測するべきであるが、水平面しか計測していない。このようなことを避けるためにしっかりと勉強しましょう。

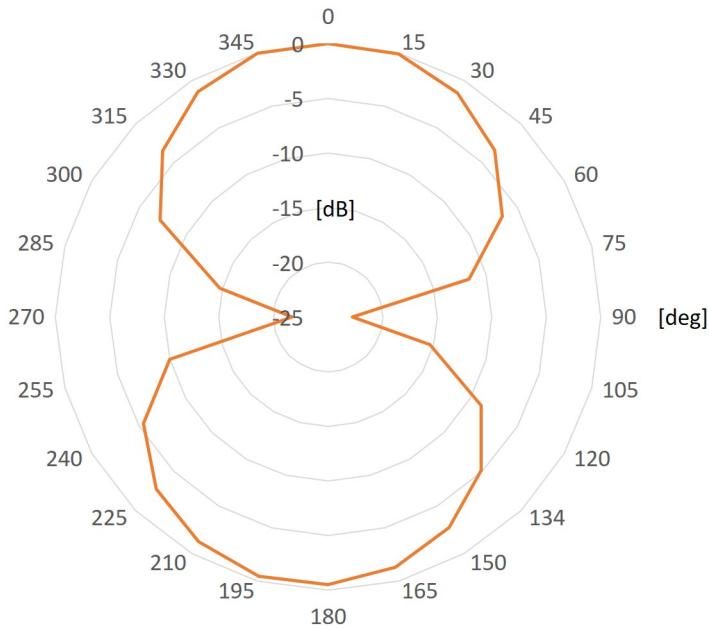


図 4.30: FM モノポールアンテナ H-plane 放射特性 (VHF)

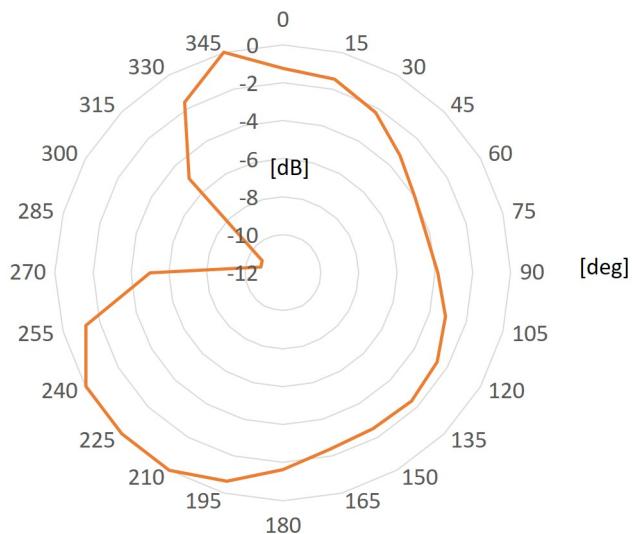


図 4.31: FM モノポールアンテナ H-plane 放射特性 (UHF)

4.7.6 パッチアンテナ 利得・放射特性試験

本試験ではパッチアンテナの利得、軸比、指向性特性を測定し、所望の性能を有していることを確認するために行った。

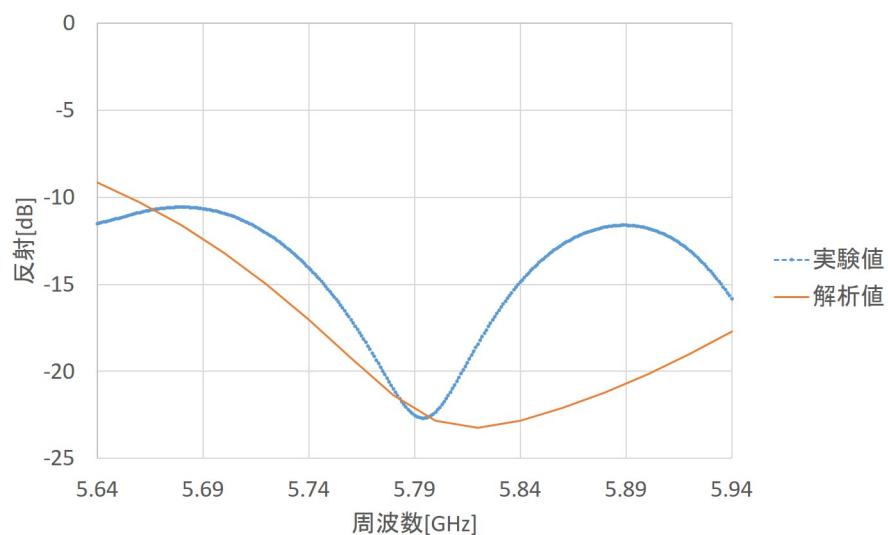


図 4.32: FM パッチアンテナ反射特性

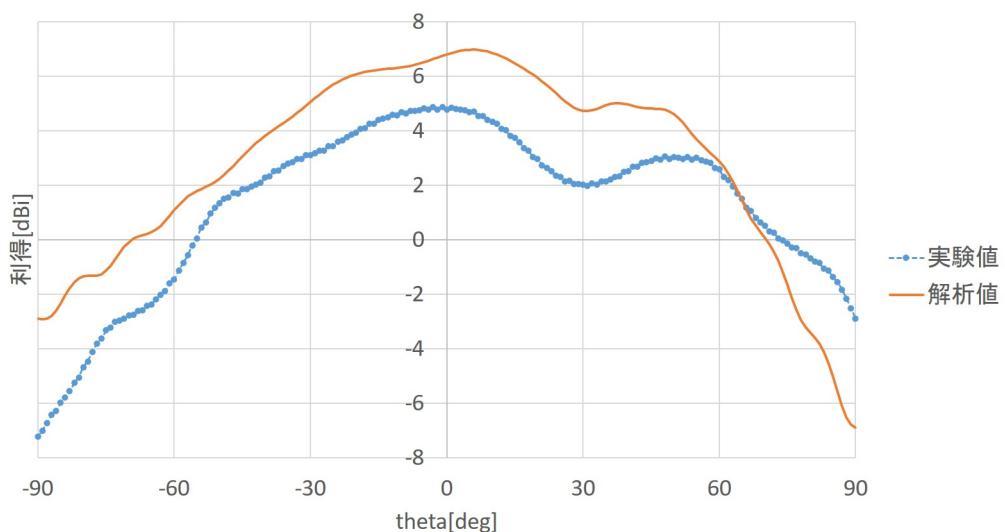


図 4.33: FM パッチアンテナ放射特性

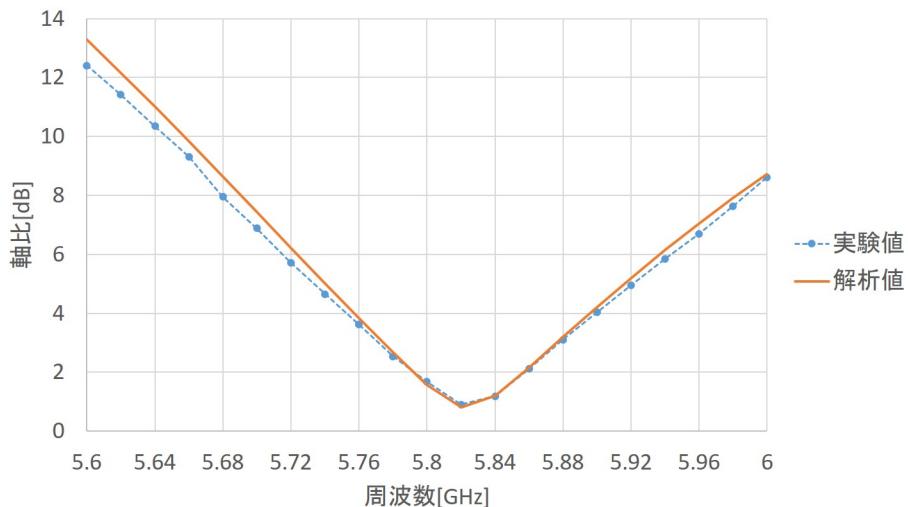


図 4.34: FM パッチアンテナ軸比

4.7.7 長距離通信模擬試験

本試験では、東工大屋上に通信機を設置し、不要電波を漏らさないように適切なアッテネータを取り付けた状態で電波を送信、地上局での受信確認を行うことによって、モノポールアンテナの健全性、東工大地上局設備の健全性を確認することを目的として行った。アンテナの性能は電波暗室試験で計測しており、理屈ではこの試験は必要ないものであるが、気持ちの問題で実施した。

4.7.8 反省点

本衛星の開発でアンテナの特性計測を始めたのは2017年度の12月からであった。衛星の引き渡しは当初2018年度の夏、伸ばしに伸ばして2018年度の11月であったため明らかにアンテナの特性計測を始めるのが遅かった。最初のころは訳も分からず、校正など全くしていないVNAを用いてグラウンドでリターンロスの計測などをしていた。計測に用いる同軸ケーブルも古びたものを用いており、当然ノイズだらけで計測どころではなく、このような試験のために開発メンバーに苦労を掛けてしまったことに申し訳なく感じる。当初市販品を利用する予定であったパッチアンテナについても同じ時期に特性計測を初めて行い、円偏波ではなく直線偏波になっていることが分かった。このため、急遽学生でパッチアンテナの設計を行うことになり通信系は非常にドタバタした開発になってしまった。誰も専門家がないアンテナという分野について、専門家がないという危機感が無さ過ぎたように感じる。後継機の開発などを行う際は設計から開発まで1, ,2人程度通信系に集中する人間を用意するべきだった。

4.8 熱真空試験（中村・坂本）

ウェルリサーチ社（千葉県）において、以下を実施した。それぞれの試験の詳細については実験計画書を参照。

- 2018年2月13～14日（2日間） EM 热平衡試験：热解析モデルのコリレーション「OP-S1-0080 EM 热平衡試験計画書・手順書」
- 2018年2月27～3月1日（3日間） EM 3U 热真空試験：膜展開前のコンフィグでの機器動作確認「OP-S1-0081 EM 热真空試験計画書・手順書」
- 2018年3月12～14日（3日間） EM 2U 热真空試験：膜展開部がバス部から離れたコンフィグでの機器動作確認「OP-S1-0083 EM2U 热真空試験計画書・手順書」
- 2018年9月25～27日（3日間） FM 热真空試験：FM 膜展開前のコンフィグでの機器動作確認「OP-S1-0061 FM 热真空試験計画書・手順書」

EM を用いた热真空試験の前には適切にベーキングを実施しなかったため、热真空槽を汚してしまった可能性がある。FM での热真空試験の前には、まず FM 展開膜のみ摄氏 60 度で 24 時間、サカセアドテックの真空オーブン内でベーキングを行った（真空度 29.3～29.6in.Hg）。これはダミーデバイスの接着に用いたエルファンのアウトガスが特に多いことを懸念したためである（他の材料より 1 衍多い）。その後、FM 組み立てを実施してからウェルリサーチ社の恒温槽を用いて摄氏 60 度 24 時間のベーキングを実施した。

4.8.1 EM 热平衡試験（2018年2月13～14日）

供試体の概要と、試験の写真を示す。

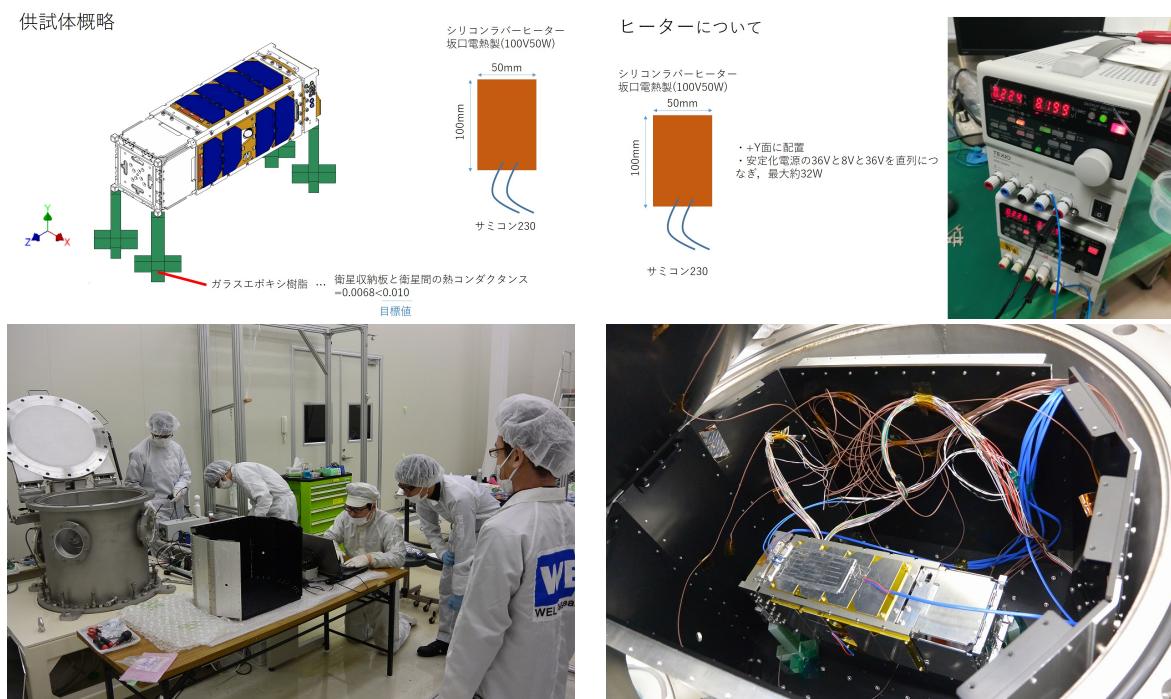


図 4.35: EM 热平衡試験（2018年2月13～14日）

4.8.2 EM 3U 热真空試験（2018年2月27～3月1日）

摄氏 30 度, -25 度, -35 度での試験を実施した。以下に機能確認項目を示す。

機能確認項目		確認方法
放出検知		ジャンパー抜き差しで再起動
FMダウンリンク		地上局でデコード
FMアップリンク		PCで受信信号確認
CWダウンリンク		地上局でデコード（録音）
5.8ダウンリンク		地上局でデコード
エンコーダデータ		PCログ
画像転送	Rpi-OBC	OBCSDデータ
	OBC-5.8	ダミー画像データを地上局で確認
膜展開溶断		5秒間溶断させて、試験後テグスを確認
展開アンテナ溶断		5秒間溶断させて、試験後テグスを確認
IMU計測		OBCSDデータ
I-V特性		OBCSDデータ
薄膜太陽電池温度		OBCSDデータ
SAP発電量計測		OBCSDデータ
赤外線LED		試験前後で動作確認
バッテリー充電		外部接続基板（EPS側）から充電 OBCSDデータ
データストレージ		OBCSDデータ RpiSDデータ
再起動		FMアップリンクで再起動することを確認
テレメトリ生成		OBCSDデータ
HKデータ取得		OBCSDデータ
LED		試験前後 側面カメラデータ
SAP充電		試験前後
動画撮影		RpiSDデータ
ステレオカメラ撮影		RpiSDデータ
側面カメラ撮影		RpiSDデータ
HRM		
ハーネス溶断		

図 4.36: EM 3U 熱真空試験（2018年2月27～3月1日）機能確認項目

4.8.3 EM 2U 熱真空試験（2018年3月12～14日）

膜展開部がバス部から離れたコンフィグレーションを模擬した。摂氏30度、-25度、-35度での試験を実施した。写真を以下に示す。

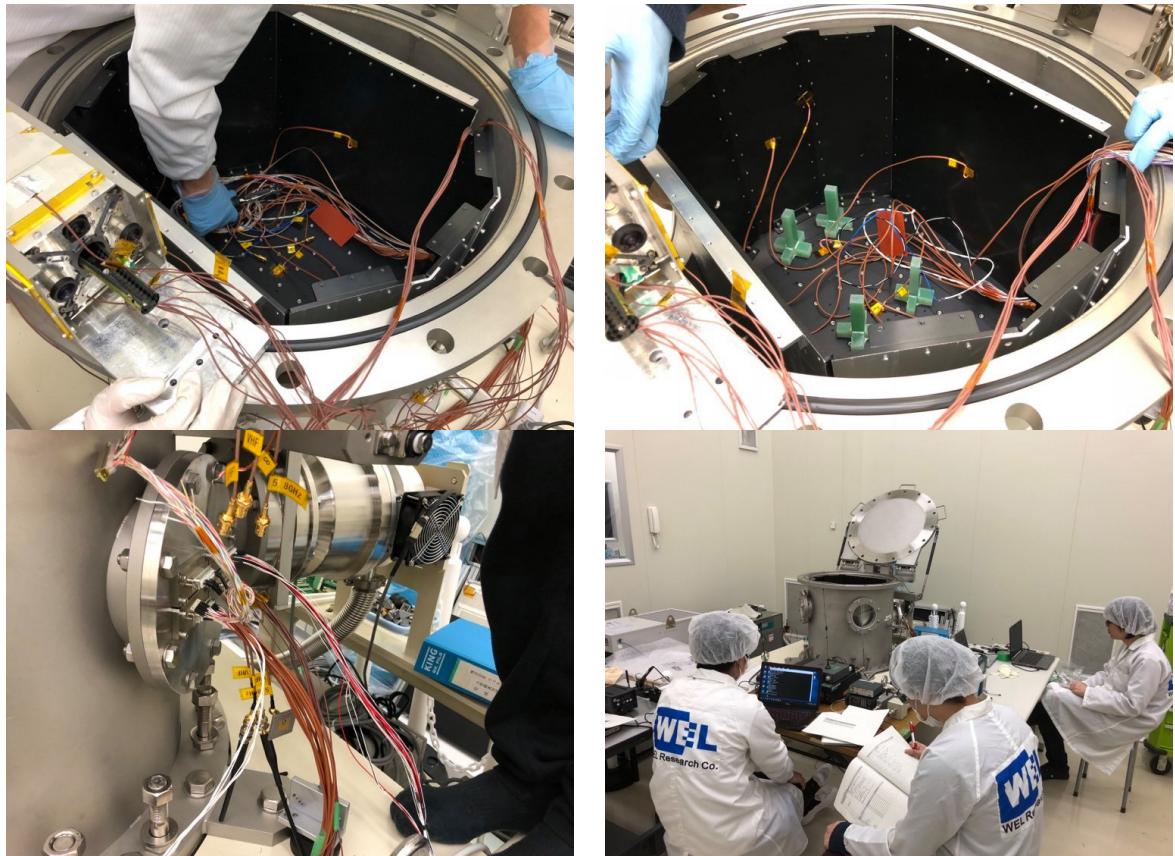


図 4.37: EM 2U 热真空試験（2018 年 3 月 12~14 日）

4.8.4 FM 热真空試験（2018 年 9 月 25~27 日）

FMについて、膜展開前のコンフィグでの動作確認を実施した。摂氏 30 度, -25 度, -35 度での試験を実施した。写真を以下に示す。



図 4.38: FM 热真空試験 (2018 年 9 月 25~27 日)

4.8.5 热真空試験での気づき

FM 热真空試験中（および FM 振動試験前後）の機能試験において、5.8GHz の通信成立を音だけで確認して文字列をターミナルで確認することを怠っていたため、これらの試験後に 5.8GHz の通信不具合に気付くことになり、いちど機体を分解する大きな手戻りが発生した。手戻りが生じない機能試験方法を取るべきだった。

また、小型の衛星に対して熱電対の配線が全体を取り囲むようなセッティングとなり、配線を通した熱伝導の影響がどの程度あったかが不明で、熱平衡試験の精度について不明点が多い。結果として熱解析結果より軌道での衛星温度は高めであったので、熱解析および熱平衡試験がじゅうぶんに適切ではなかった可能性がある。

長時間にわたって熱真空槽を貸して下さったウェルリサーチ社の皆様に感謝するとともに、幾夜を超える試験を実施した開発メンバーの労を勞いたい。

4.9 表面あらさ計測（大野・奥山）

4.9.1 計測の目的

第4.2章で述べたように、衛星のレールは ICD により表面粗さを $Ra1.6 \mu\text{m}$ 以下とするよう規定されている。しかし、本衛星の側面パネルを発注した際に、誤って図面での表面粗さ指定を $Ra6.3 \mu\text{m}$ としまった。そのため、要求を満たしているか確認するために表面粗さ計測試験を行った。

4.9.2 計測機器

表面粗さ計測には以下の図 4.38 のような東工大工場にある表面粗さ計測機を用いた。



図 4.39: 表面粗さ計測機

表面粗さ計測機も第4.2章で述べた三次元測定機と同様に、工場特殊セルフ利用に該当するため、講習を受けたのちに教員の立会いのもと用いることができる。

4.9.3 1回目の計測

図面では誤った表面粗さ指定をしてしまっていたが、実際の数値を確かめるためにレール各部の表面粗さ計測を行った。膜展開部については各面1点ずつ、側面パネルについては各面5点ずつ、底面パネルについては各面2点ずつ行った。その結果、図面での指定を間違えていたものの多くの点で要求を満たしていた。しかし、以下の図4.39に示すように膜展開部、側面パネルのレールの一部に傷がついており、傷の部分で要求を満たしていなかった。詳しい試験結果は「表面粗さ測定結果」を参照のこと。

4.9.4 レール傷の処理

レールに傷がつくと表面粗さに影響するため、組み立て時に傷がつくことを防ぐ必要がある。そのため、組み立て時に用いた治具のレール部に精度出しを行う時以外にはカプトンテープを貼って保護する、膜展開部のレールは、精度出し以外の時にカプトンテープを貼って保護するという対策を行った。側面パネルX-については、表面粗さが規定を超えていた部分を削り表面を滑らかにした。しかし、以下の図4.41のようにハードアノダイズド処理された部分まで削ってしまった。そのため、再度ハードアノダイズド処理を行った。

4.9.5 2回目の計測

再ハードアノダイズド処理を施したX-側面パネルレールの表面粗さを計測すると、要求を満たしていた。詳しい試験結果は「表面粗さ測定結果(再ハードアノダイズド処理後)」を

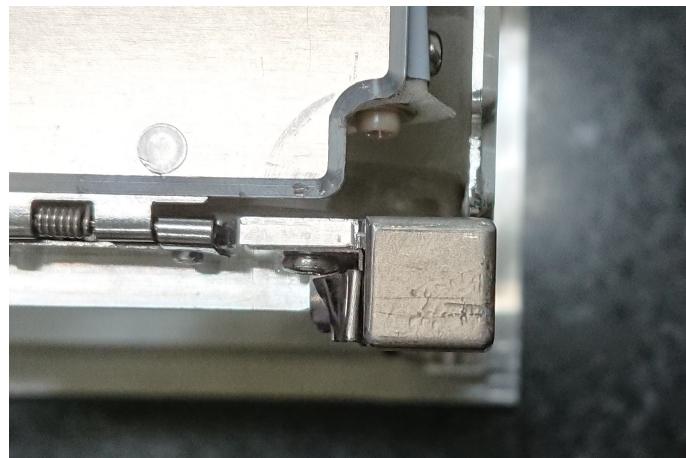


図 4.40: 幕展開部レールの傷

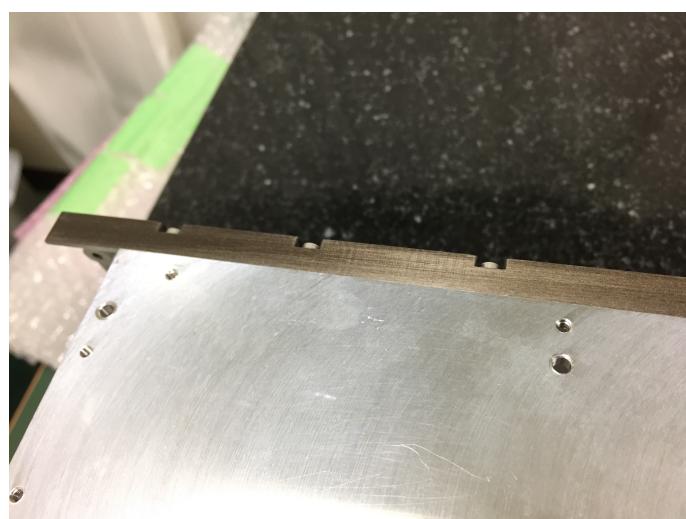


図 4.41: 側面パネルレールの傷

参照のこと。

4.10 放出試験（大野・奥山）

4.10.1 計測の目的

第4.2章で述べたように、衛星のレールは $\pm Z$ を除く側面について、E-SSOD のガイドレールと少なくとも 75%以上接触面を持つことが ICD により定められている。3U である本衛星の場合は 255.4mm 以上のレールが必要ということになる。しかし、本衛星のレールには以下の図 4.42 のような固定用ネジのための座繰りが設けられている。

この座繰りがなければレールの長さは 256.5mm と要求を満たすが、座繰りによってレール長さは 228.5mm となり要求を満たさない。そのため、E-SSOD から引っかかりなく本衛星がすべり出ることを確認するために、放出試験の実施が JAXA, IA より求められた。具

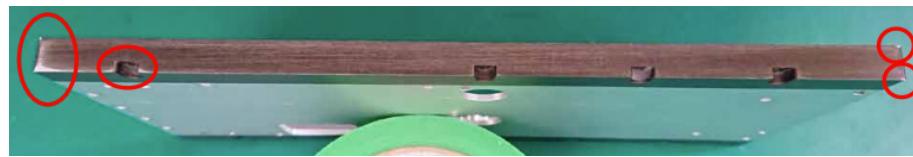


図 4.42: 側面パネルレールのハードアノダイズド処理の欠損

A ざぐり箇所寸法

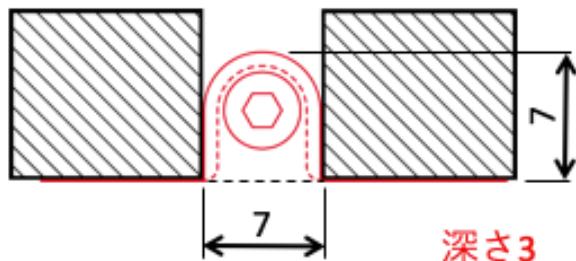


図 4.43: ネジ穴の座繰り

体的な試験項目として、以下の 2 つが要求された。

1. ポッドから衛星を水平に引出し、引出す際の力を測定することで、動摩擦係数を求める
2. ポッドから衛星を垂直に 1m/s の速さで引き抜く

水平引き出し試験は定量的に衛星がすべり出しができるか評価し、垂直引き出し試験では定性的に衛星が引っかかりなくすべり出しができるかを評価する。各試験の詳細は、放出試験水平引き出し試験報告書、放出試験垂直引き抜き試験報告書（OP-S1-0099）を参照のこと。

4.10.2 水平引き出し試験

(1) 試験機器

引き出し試験は、引出すためのケブラーーケーブルを放出検知ピンの穴から通した EM で行った。この EM は重量を FM と揃えるために鉛製の重りを SAP 土台に取り付け調整を行なっている。ポッドは E-SSOD 同じサイズである振動試験用 POD を用いた。ポッドから引き出す先として、厚さ 2mm のテフロンシートを敷いた台を作成した。これは衛星と POD との動摩擦係数を測定するために、引き出した後のレール部分の摩擦を少なくするためである。以上の試験機器による実験系を以下の図 4.43 に示す。

(2) 試験方法

1. ポッドからテフロンシート上に衛星を引き出し、引き出し力をフォースゲージで測定し、動画で撮影する

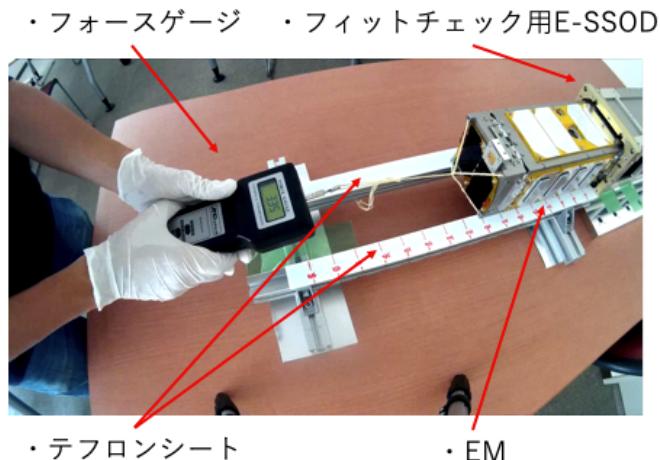


図 4.44: 水平引き出し試験機器

2. X±, Y± の各面をそれぞれ上面にした 4通りで測定を行う
3. 試験結果動画から 30mmごとに引き出し力を記録し、動摩擦力を計算する

(3) 評価方法

IHI から動摩擦係数が 0.1 程度であることが要求されたため、測定値と要求値を比較することで評価する。

(4) 試験結果

まず、1階の実験室クリーンブース内（温度 23.5°C, 湿度 81%）で行なった。その結果、放出の前半における動摩擦係数が 0.15~0.17, 放出後半で 0.12~0.15 程度であった。この結果は、要求値とオーダーがズれておらず問題ないと考え IA に結果を提出したが、動摩擦係数の値が大きいとの返答であった。また、IA から多湿な環境で実験を行うと動摩擦係数が大きくなるため、低湿度下での実験を求められた。

そこで、5階の実験室（温度 25°C, 湿度 65%）で再実験を行なった。その結果、放出の前半における動摩擦係数が 0.10~0.15, 放出後半で 0.09~0.13 程度となり、JAXA, IA から承認を得た。

4.10.3 垂直引き出し試験

(1) 試験機器

水平引き出し試験と同様に、引き出し用ケブラー糸を取り付け、鉛重りで重量を調整した EM と振動試験用ポッドを用いて実験を行なった。振動試験用ポッドには誤って衛星が落下した際の衝撃防止としてスタイロフォームを貼り付けた。また、垂直に 1m/s で引き出すために定滑車を用いた。実験系は以下の図のようになつた。

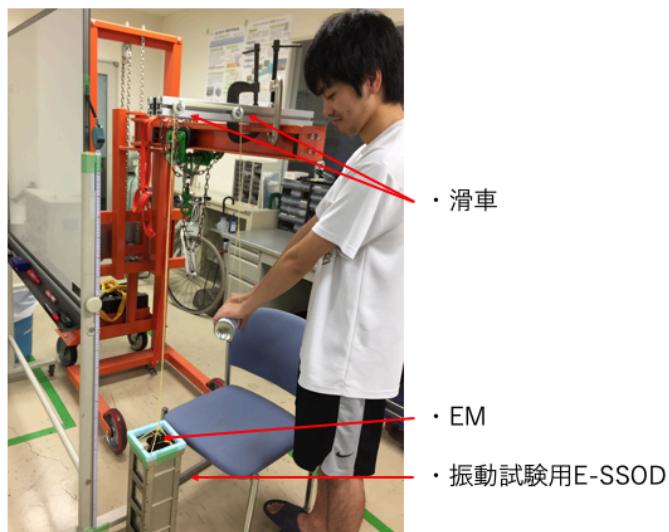


図 4.45: 垂直引き出し試験機器

(2) 試験方法

1. 定滑車を介した紐を引っ張りポッドから衛星を引き抜く様子を動画で撮影する
2. 試験結果動画から引き抜き時に引っかかりがないかを確認する
3. 試験結果動画から引き抜き速さを計算する

(3) 評価方法

衛星が引っかかりなく引き出せているか、引き抜き速さが1m/s程度になっているかによって評価する。

(4) 試験結果

衛星は引っかかりなく引き出すことができた。また、衛星長さ 340.5mm の引き出しに 0.3s かかっていたため、引き抜き速さはおよそ 1.1m/s であった。以上の結果から JAXA, IA から承認を得ることができた。

第5章 安全審査（中西・坂本）

5.1 概要

衛星設計開発において、システム安全の確保は重要である。本衛星は、イプシロンロケットによる打上に関し JAXA のシステム安全審査を受審する為、同審査の様式・手順に基づきシステム安全活動を実施した。マイルストーンは以下の通りである。

- 小型副衛星システム安全研修 (2015 年 3 月 16-18 日, Time Office 名駅)
- システム安全審査 Phase 0/I (2017 年 4 月 28 日, 筑波宇宙センター)
- システム安全審査 Phase II (2018 年 4 月 26 日, 筑波宇宙センター)
- システム安全審査 Phase III (2018 年 10 月 31 日 JAXA 内で文書審査, 2018 年 9 月 14 日に TV 会議により事前確認会を実施)

システム安全活動を実施するに当たり、まずシステム安全の基本を学ぶため、JAXA が実施（運営は有人宇宙システム株式会社 JAMSS）する「小型副衛星システム安全研修」に、坂本、中西、小沢、安部 計 4 名で参加した。

その後、JAXA よりシステム安全に関する各種標準文書および、SDP (Safety Document Package) の基本文書のフォーマットの開示を受けた。SDP は、OP-S1-0038 OrigamiSat-1 システム安全プログラム計画書 および、一般的なハザードに関する識別および処置をまとめた「スタンダードハザードレポート (STD-HR)」および、衛星固有のハザードについての処置をまとめた「ユニークハザードレポート (UHR)」を中心として、これらの文書に紐づけされる各種エビデンス文書（試験記録など）によって構成される。また、これらの文書の作成にあたっては、JAXA 革新的衛星技術実証グループおよび、宇宙技術開発株式会社 (SED) のサポートを受けた。

5.2 Phase 0/I

Phase 0/I では、主に、SDP の準備（システム安全計画書の作成、各ハザードの識別）の妥当性について検証された。本衛星では、スタンダードハザード (OP-S1-0041 OrigamiSat-1 STD HR) 以外のユニークハザードとして、以下を識別した。（括弧内はハザード文書名）次節以降、各ハザード識別概要をまとめることとする。詳細については各文書を参照されたい。

- 打上振動による構造破壊 (OP-S1-0042 OrigamiSat-1 UHR-1)
- 放出前の誤展開 (OP-S1-0043 OrigamiSat-1 UHR-2)
- 電波放射 (OP-S1-0050 OrigamiSat-1 UHR-3)
- バッテリ短絡 (OP-S1-0053 OrigamiSat-1 UHR-4)

5.2.1 打上振動による構造破壊 (UHR-1)

本UHRでは、ロケット搭載時に振動や衝撃により衛星構造が破損した場合について考慮した。上記の構造破壊が発生した場合、破片がロケット構造へダメージを与えることが懸念される。また、放出機構(E-SSOD)から衛星が正しく放出されず、ロケット構造への衝突や運用への影響を与えること(カタストロフィックハザード)が起こり得ると判断した。

ハザードの制御対応としては、振動・衝撃に対する構造解析・設計、打上時の内圧変化に対するベントホール解析、適切な材料の選定、累積疲労・組立の管理によって行うこととした。

5.2.2 展開機構の意図しない展開 (UHR-2)

本衛星は、伸展カメラ機構、膜展開機構、展開アンテナの3つの展開機構を有している。これらが正しいタイミング以外で展開した場合に起こり得るハザードを識別した(いずれもカタストロフィックハザード)。伸展カメラ機構については、地上作業時に保持解放機構が誤動作により解放された場合、膜展開部(約1kg)が落下し要員の足を負傷させる可能性があること、また、放出機構からの適切な放出を阻害し、ロケットへダメージを与える可能性があることを識別した。膜展開機構については、地上作業時に保持展開機構が誤動作により解放された場合に展開ブームの先端が高速で要員に衝突し負傷させる可能性と、放出機構内で誤動作により展開した場合に正常な放出が阻害され、ロケットにダメージを与える可能性について識別した。展開アンテナについても同様に、作業中の要員への傷害、正常な放出の阻害について識別した。

主たる原因としては、各展開構造および保持解放機構、保持テグスの破壊、保持解放機構の誤動作を識別し、強度設計、保持テグスの適切な選定・管理、および電源供給の三重遮断(3インヒビット)によりハザード制御を行うこととした。特にテグスについては、切断・緩み・伸びと起こり得る不具合が多いため、シャープエッジの除去、十分に延ばしたテグスの使用、ボビンを用いた緩み除去が容易なテグス基部等の対策を行った。

5.3 意図しない電波放射 (UHR-3)

本衛星は、UHFと5.8GHzの二種の送信アンテナを搭載している。これらが衛星放出前に電波を放射すると、ロケットに誤動作・故障等の影響を与える可能性がある(カタストロフィックハザードと識別)。また、ポッド収納作業時において、作業要員が電波放射時の安全距離(JMR-002Bに基づき、UHF: 30cm, 5.8GHz: 35cmと計算)以内に入る為、意図せぬ電波放射時に負傷する可能性がある(クリティカルハザードと識別)。

発生は意図せぬ通電が原因となるため、ハザード制御方法として、ポッド格納時は放出検知スイッチ(メカニカルスイッチ)による電源3インヒビット、ポッド収納作業時においては、ライトピンを用いた電源3インヒビットを用意した。ライトピンは、放出検知スイッチを物理固定するピン2つと、EPSに搭載されているジャンパピンによるもの1つを用いた。

5.3.1 バッテリの破裂・発火（UHR-4）

衛星引渡しから、衛星放出までの期間にバッテリが破裂・発火し、ロケットや要員へダメージを与える可能性についてカataストロフィックハザードとして識別した。

ハザードの要因としては、バッテリ過充電、バッテリ内部短絡、バッテリ外部短絡、バッテリセルの密閉不良を識別し、それぞれ以下の対策を実施することとした。

バッテリ過充電については、本衛星は引き渡し後の充電は行わない為、太陽電池からの充電遮断が対策となり、第??節と同様に放出検知スイッチ及びライトピンによる3インヒビットとした。また、内部短絡についてはUN適合バッテリの使用、及び環境試験前後の充放電特性確認により対策することとした。外部短絡については、使用バッテリに内蔵されているPTCヒューズと回路の絶縁処理による対策、又は、バッテリセルからインヒビットまでの回路を二重絶縁とする対策を取ることとした。(後にバッテリユニット内の回路について絶縁距離が確保できない事が判明し、前者を採用) 購入バッテリユニット内部の絶縁処理については、メーカーの証明書により確認することとした。バッテリセルの密閉不良については、ライト実績のあるバッテリの使用と、バッテリセルへ機械的ストレスを与えない構造および引き渡し後放出までバッテリ保管温度範囲を逸脱しない設計とすることを対策とした。

5.3.2 審査結果

上記のハザード識別および対処・検証方法は適切であるとの判定を受けた。本審査において、ハザードの被害対象に「主衛星」を含まないこととなった(本ミッションはピギーバックミッションではないという扱いとなったため)。また、UHR-1について搭載ポッドへの引っかかりについて、構造破壊以外の要因(質量・重心位置・搭載磁石の影響)についても検討を要すると指摘を受けた。これらは、ロケットインターフェース記載の寸法・重量特性を順守すれば問題無いことをロケット側と確認した。尚、電波放射については、CSA-109013「JMR-002B 5.7(3) 電波放射系の人体に対する防護」の基準に沿って、ハザードレベルを緩和できる可能性があること(Phase IIで対応)、および、本審査会以後に制定予定のCS-108024「民生用バッテリの安全設計ガイドライン」に基づき、UL1642認定があれば、UHR-4の短絡保護機能の検証結果提出に代えられる予定である旨(Phase IIIで対応)の助言を受けた。

5.4 Phase II

安全審査 Phase II では、EM 検証試験結果までのシステム安全検証の妥当性について評価を受けた。プロジェクトメンバーからは、坂本、中西、池谷が会場で参加し、他のメンバーについては Polycom 遠隔会議システムにより東工大より参加した。

5.4.1 Phase 0/I からの変更点

本フェーズでは、開発の進展および設計の見直しにより、Phase 0/I から、以下のいくつかの変更を行った。

全般 電源インヒビットに用いる放出検知スイッチをメカニカルスイッチによる直接遮断からメカニカルスイッチによる Photo MOS リレー制御へ変更。電流遮断は Photo MOS で行う。(メカニカルスイッチへの電流負荷が過大となつた為)

JMR-003C 要求適合マトリクス 膜展開機構において、溶断後にワイヤ片が放出されることを避けるため、FM では溶断方法をニクロム線 2 本による同時加熱から、一本ずつの加熱へ変更した。

JMR-003C 要求適合マトリクス 膜展開部を衛星から分離するに当たり、分離物が軌道上に残存し、衛星に再衝突する恐れが無い事、および、JAXA 殿より提示された条件 < 1. ISS より高い軌道で膜を分離する場合、ISS の軌道を横切るタイミングで ISS と 200m/s 以上の相対速度があること。2. ISS の起動範囲に入る 4 日前から ISS の Perigee を抜けるまでの間は分離や膜展開等物体数や BN (Ballistic Number) が大きく変わらるようなアクションを実施しないこと>を順守する運用を行う事を追加した。

STD-HR, HR-9 テグス溶断線過熱による要員負傷防止を、物理カバーによる遮断から電源インヒビットによる過熱防止へ変更。(機体寸法上の制約から)

UHR-2 展開機構の意図せぬ展開において、要員へのダメージが全てマージナルハザードとなつた。(膜展開部落下による足の負傷、及び展開部が目に当たることによる負傷は、作業時の一般的な服装、靴、保護眼鏡で十分避けられるため。)

UHR-3 電波放射による要員負傷のハザードをクリティカルハザードからマージナルハザードへ変更。(要員負傷の条件について JMR-002B に基づく安全距離からではなく、CSA-109013 に基づくハザード識別基準に変更したことによる)

UHR-4 バッテリが放出まで保管温度環境内にあることの担保を熱真空試験によるものからメーカ仕様書確認へ変更。(ICD より環境温度が常にバッテリ許容温度範囲内となつた為)

5.5 審査結果

各システム安全文書について以下の指摘 A/I 処置を持って、対処・検証結果は適切であるとの判定を受けた。

- OrigamiSat-1 は射場作業（引渡し時の確認作業を除く）が無いことが確認された為、射場作業に関するハザード識別を削除。
- リチウムポリマー電池については、電解液のリークが起きうるため、これによる受傷をハザードとして UHR-4 に追加し、タイトルも「バッテリの破裂・発火・電解液リーク」に変更。
- バッテリ内部短絡（UHR-4）の制御方法として「UL1642 認証品を用いる」旨が認められたため、これに変更する。

5.6 Phase 3

安全審査 Phase III では、FM 検証試験結果までのシステム安全検証の妥当性について評価を受けた。審査自体は文書審査となり、代わりに事前確認会が実施された。プロジェクト

メンバーからは、坂本、中西、池谷、井出、大本が Polycom 遠隔会議システムにより東工大より参加した。

5.6.1 Phase II からの変更点

Phase II からの変更点を表??に示す。安全審査の適用範囲が変更されたため、構造に関するハザードが審査対象外となり、提出文書から UHR-1, UHR-2 が除外となった点が特に大きな変更となっている。

番号	カテゴリ	変更点	変更前	変更後	理由	備考
1	FM衝撃試験	衝撃試験はEMにおいてのみ実施し、FM衝撃試験は検証の手段としないという変更を行った。	FM衝撃試験を実施する	FM衝撃試験を検証手段としては用いない（実施しない）	EM衝撃試験において設計の妥当性を検証済みのため、	-
2	ハザードレビュー	UHR-1（構造破壊）、UHR-2（誤展開）およびそれらに対応するエビデンス文書を削除	UHR-1, UHR-2およびそれらに対応するエビデンス文書あり	削除	安全審査範囲の変更	-
3	インヒビット設計	E-SSODからの放出方向を衛星+Z方向から-Z方向へ変更する。 これに伴い、E-SSOD挿入時に意図しない電源投入を避ける手順を変更。	E-SSODへの衛星挿入後、放出検知スイッチ動作を防止している2つのフライトイピン1aと1bを抜く。	(1) 放出検知スイッチ2と3のピンをテープで押下げる。 (2) フライトイピン1a, 1b, 2を取り外す。 (3) 衛星をE-SSODに挿入後、フライトイピン2を再び取り付ける。 (4) 放出検知スイッチ2と3のテープを片側ずつ取り外しE-SSODの扉を片側ずつ閉める。 (5) フライトイピン2を取り外す。	衛星+Z端のレール9mmを受けるレールがE-SSOD側にはないことがFM振動試験前に判明し、放出方向を衛星X軸周りに180度回転させることとした。これにより、従来のフライトイピン1a, 1bがE-SSODアクセス窓からアクセス不可となった。一方で、放出検知スイッチそのものにはアクセス可能となつたため、左の方法へ変更した。	衛星概要説明書のp. 6, 7に衛星放出方向変更の理由、p. 8にE-SSOD挿入手順の説明を記載した。
4	電源系設計	3.3V, 5V, 12V系の漏電対策として、それぞれの系統に過電圧・過電流保護ICを追加した。	特に12V系についてLTC4361を追加、12V系についてはLTC1153を追加し、過電圧・過電流対策がなかった。	3.3Vおよび5V系についてはLTC4361を追加、12V系についてはLTC1153を追加し、過電圧・過電流対策を実施。	各電圧で過電圧・過電流が発生したとき、システム全体への影響を軽減するため。	衛星概要説明書のp. 8に説明を追加。
5	引渡し作業	引渡し時の作業を詳細化した	TBDと記載していた	「引渡し作業手順書」を新たに作成。 また本「衛星外相説明書」5章も更新。	-	「OP-S1-0089 引渡し手順書」を追加。

表 5.1: Phase II からの変更点

5.6.2 審査結果

各システム安全文書について対処・検証結果は適切であるとの判定を受けた。しかし、審査直前に発生した不具合により再組立てが発生したため、OP-S1-0103 OrigamiSat-1 FM 再組立て記録の提出および OP-S1-0035 インヒビット確認試験報告書の再提出が A/I となり、これらの提出を持って審査が完了となった。

5.6.3 審査後の安全検証追跡ログ (VTL) について

本審査後の安全検証結果については、OP-S1-0090 OrigamiSat-1 安全検証追跡ログにて、管理を実施した。

第6章 引き渡し

6.1 ICD コンプライアンス

本衛星は、イプシロンロケット4号機での打ち上げにあたり、そのインターフェース仕様がJX-ESPC-101655インターフェース管理文書OrigamiSat-1イプシロンロケット4号機により定められている。安全審査と並行して、本インターフェース管理文書（Interface Control Document, ICD）への適合についての確認が進められた。ICD適合については、OP-S1-0127 OrigamiSat-1 ICD コンプライアンスマトリクスにて管理を行った。適合結果の詳細については、同文書の記載およびエビデンス文書情報については、同文書を参照されたい。

6.2 ICD 適合に関して生じた問題

本衛星の衛星FM製作にあたり、ICD適合に対して以下の問題が生じたが、対処の結果全て適合となった。

6.2.1 レールの長さ

本ICDでは衛星放出ポッド(E-SSOD)と接するレール部について、「各レールの±Zを除く側面について、E-SSODのガイドレールと少なくとも75%以上、上述の規定に基づく接触面をもつこと。(すなわち、レールの接触面として、3Uの場合255.4mm以上を有すること。)」という規定があり、本衛星はレール長さが75.3%となる設計としていた。しかし、一部にレールと衛星構体を固定するためのネジ穴および座繰り部分が存在したため、この部分をレール部から除外されることになった結果、レール長さが67.1%となり、ICD逸脱となってしまった。

ロケット側との協議の結果、試験用E-SSODを用いて出動作時の動摩擦の計測および引抜試験を実施し、同試験について実用上問題無いことが確認されたため上記設計のままで良いこととなった。

本件は、「レール」の定義について認識に齟齬があったことに起因している。インターフェースに関わる部分・部品については、名前の定義を十分にすり合わせることが肝要である。

6.2.2 ポッド側レール端部の切り欠き処理に伴う接触面不足

E-SSODとのフィットチェックにおいて、E-SSODのレールは放出口側の端部が開く形でICDに記載のない切り欠きがついていることが判明した。一方で、本衛星は膜展開部のレールは膜展開動作を阻害しないように大きくレールの無い区間を大きくとってあり、衛星先端部のレールは1cm程度の長さとなっていた。本衛星では、膜展開部側を放出方向と規定していたため、衛星端部の短いレール部分が上記の切り欠き部の位置に相当することとなり、

衛星端部から膜展開部根本までの区間が固定されない片持ち梁の状態となってしまうことが判明した。

対応として、衛星の放出方向を逆とすることにより、十分にレール長さのある部分が切り欠き部の位置に来るようとした。但しこれに伴い、放出検知スイッチの動作を防止し、E-SSOD の放出扉を閉め放出検知スイッチが常時押下状態となった後に取り外す予定だった 2 つのフライトイピンが E-SSOD のアクセス窓（放出扉を閉めた後にフライトイピンを抜くための窓）の反対側に位置することとなり、衛星収納後にアクセスできなくなってしまった。そのため、衛星収納作業時に放出検知スイッチをカプトンテープで固定し、E-SSOD への挿入を行う様、手法および手順を変更することとなった。本事象の内容・対処の詳細について、図??に示す。

6.2.3 磁力の逸脱

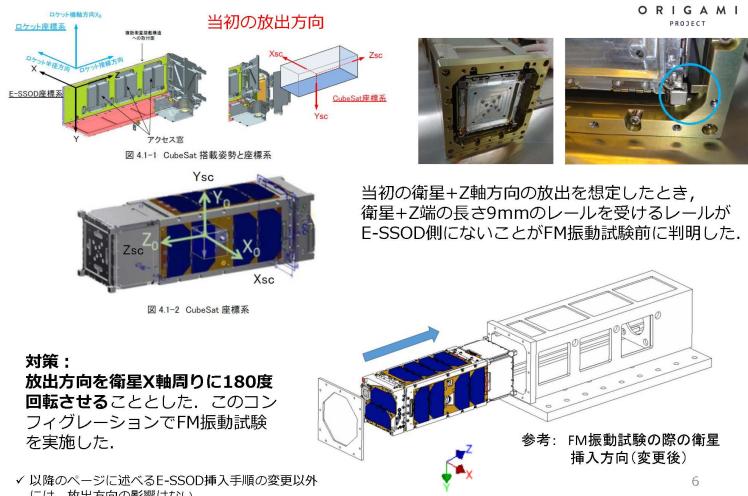
本衛星は、姿勢制御に永久磁石を用いており、その磁気の目標値が ICD で規定されているが、FM 組立後に磁力を計測したところ 6 面中 3 面（磁力の弱い面）の磁力がこれを逸脱した（磁力が大きくなる面についてはいずれも目標値内だった）。これは元々の目標値が本衛星の BBM の構体と磁石のみを用いた計測結果をロケット側に照会する形で決定されたものであり、FM のコンフィグレーションと異なったことが原因であった。

対応としては、FM での実績値について再度ロケットに照会し問題ないことを確認していただき ICD の目標値を規定し直す（改訂前：衛星各面に目標値を設定、改訂後：目標値は全面共通で最大磁力方向の値とし、これ以下であれば適合）ことで適合となった。

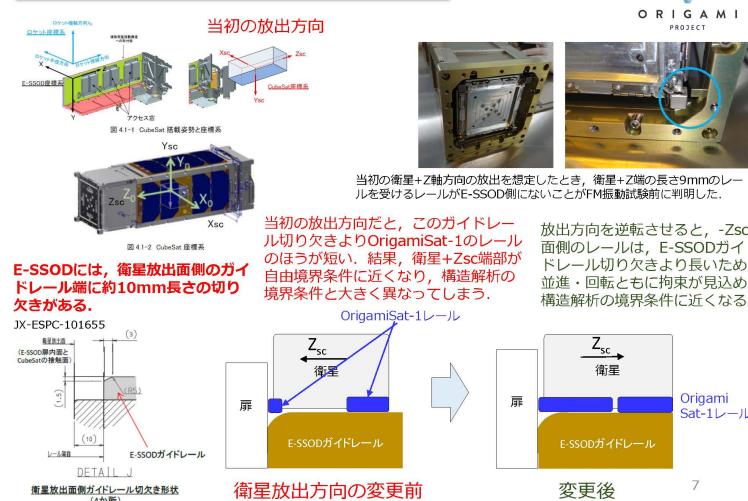
BBM の計測結果を提出するに当たり、逸脱する可能性を十分に考慮しマージンを取った値も提示し、ロケット側の了解を取っておくことが重要であった。

6.3 内之浦での引渡し（中西・坂本）

衛星放出方向の変更(1/2)



衛星放出方向の変更(2/2) 変更前の問題点と変更による解決



衛星をE-SSODに挿入する際の手順

E-SSODへの挿入方向の変更に伴い、E-SSOD挿入後にはアクセス窓からフライトピン1aと1bに直接アクセスが不可となる。
一方で、フライトピン2にはアクセス可能である。※3つのピンはどれもRBFピン
これを踏まえ、以下のように衛星をE-SSODへ挿入することで、常に2系統の電源遮断を実現する手順を取る。

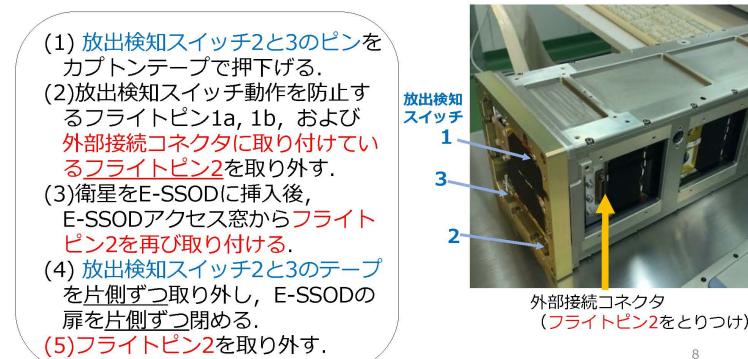


図 6.1: レールの切り欠きに関する問題と対処 (OP-S1-0049 OrigamiSat-1 衛星概要説明書より抜粋)

第7章 運用と不具合解析

7.1 運用（坂本）

運用は、東工大松永研の地上局（3.3節）を用いて運用した。コマンドのアップリンクは東工大からのみ行う設計である。一方、ダウンリンクについては、東工大地上局で受信を行うだけではなく、世界中のアマチュア無線家に受診協力していただいた。以下では東工大地上局の運用と、アマチュア無線家による受信協力に分けて記述する。

7.1.1 東工大地上局での運用

OrigamiSat-1 の東工大上空の運用時間は、1日のうちにおおむね午前は8時ごろ、9時半ごろの2回と、午後は夜8時ごろと9時半ごろの2回であった。初期運用は地上実験を多く経験した熟練者によってのみ運用したが、次第に1回の運用につき2名の体制でシフトを組んで運用した。UHF/VHF の運用の手順については、地上局ソフトウェアを開発した飯島が詳細な運用手順書を作成したので、そちらを参考のこと。

- OP-S1-0112 OrigamiGSC 説明書

また、地上局は東工大松永研の施設を借用していたので、鍵の管理方法など、松永先生と施設使用の条件を取り決めて使用させてもらった。松永研の高価な通信機材を無断で OrigamiSat-1 開発場所に持ち出していた前科があったため、そのようなことが二度とないよう丁寧な対応を試みた。

- OP-S1-0113 松永研地上局使用ルール
- OP-S1-0107 松永研借用物品リスト

シフトの決定については、STK で可視時間を予測し、参加可能な時間を調整したうえでシフトを決定。シフトを失念しないよう、Slack で自動にリマインダを送る仕組みを活用した（当初、失念するメンバーが数人いたため、少しずつシステムを改善していった）。また、運用の日報については、Google フォームに入力すると運用の履歴が残り、さらにその日報が Slack で全メンバーに共有されるようにした。

OrigamiSat-1 (2019-003B) 可視時刻予測 (仰角5°以下は色付き)

2019.Mar.11 ~ 2019. Apr.11

Start Time (JST)	Stop Time (JST)	Duration (sec)	MAX Elevation (deg)
2019/3/11 10:21:07	2019/3/11 10:31:04	597.117	16.361
2019/3/11 19:24:13	2019/3/11 19:31:59	466.108	6.886
2019/3/11 20:55:40	2019/3/11 21:06:59	679.601	60.119
2019/3/11 22:34:39	2019/3/11 22:36:47	128.015	0.362
2019/3/12 8:28:18	2019/3/12 8:38:06	588.511	14.157
2019/3/12 10:01:36	2019/3/12 10:12:25	649.323	27.906
2019/3/12 19:06:34	2019/3/12 19:11:43	308.291	2.47
2019/3/12 20:36:27	2019/3/12 20:47:47	679.704	69.808
2019/3/12 22:12:48	2019/3/12 22:19:44	416.541	4.769
2019/3/13 8:09:43	2019/3/13 8:17:56	492.221	7.438
2019/3/13 9:42:13	2019/3/13 9:53:32	679.126	51.172
2019/3/13 11:19:07	2019/3/13 11:22:19	192.576	0.886
2019/3/13 20:17:27	2019/3/13 20:28:27	659.704	36.097
2019/3/13 21:52:21	2019/3/13 22:01:24	542.064	10.47
2019/3/14 7:51:44	2019/3/14 7:57:05	320.468	2.492
2019/3/14 9:22:57	2019/3/14 9:34:25	688.684	82.61
2019/3/14 10:58:21	2019/3/14 11:05:14	412.841	4.883
2019/3/14 19:58:41	2019/3/14 20:09:00	618.524	20.613
2019/3/14 21:32:23	2019/3/14 21:42:40	616.709	18.778
2019/3/15 9:03:48	2019/3/15 9:15:06	677.976	42.379
2019/3/15 10:38:23	2019/3/15 10:47:14	530.458	10.057

図 7.1: 可視時刻予測リストの例

OrigamiSat-1 Operation Log

バスごとに運用報告を残しましょう。
*必須

運用メンバー名（全員） Operator names *

回答を入力

日付 Date *

日付
年 / 月 / 日

時刻 AOS (Acquisition of Signal) Time 時・分まで良い（秒は不要） *

時刻
:

最大仰角 Max Elevation [deg] *

回答を入力

今回のバスの運用内容 Operation objectives *

回答を入力

結果 (CWFM/S.8それについて書く) Description of results *

回答を入力

次のバスの計画 Next pass plan (optional)

回答を入力

解決すべき課題 Problems (optional)

回答を入力

その他気づき Any findings (optional)

回答を入力

csvファイル保存＆バックアップを確認したか Conformation of iOperator csv file upload *

確認済み

Slackにも投稿する

投稿する

送信

Google フォームでパスワードを送信しないでください。
このコンテンツは Google が作成または承認したものではありません。 [利用規約の同意・料金規約・プライバシーポリシー](#)

Google フォーム

図 7.2: Google フォームによる運用記録入力

7.1.2 アマチュア無線家による受信報告

(1) アマチュア無線家らのイベントへの参加

アマチュア無線家との協調を目指し、衛星開発責任者の坂本とプロジェクトマネージャの中西は、下記のイベントに参加してきた。

- 執筆中

(2) 受信協力の呼びかけと反応

HP での情報公開

アマチュア無線家向けの受信報告フォーム

データ解析ソフト

Twitter

SatNOGs

(3) QSL カードの発行

- 執筆中

7.2 運用の経緯と軌道上データ（坂本・中西）

打ち上げ直後、最初のパス（2019年1月18日午前）は仰角が浅すぎて地上局で待ち構えていなかったが、アマチュア無線家より打ち上げ直後に OrigamiSat-1 のコールサインを受信した旨が Twitter に報告された。東工大では 2019 年 1 月 18 日午後のパスでわずかに CW が聞こえ、溶断停止コマンドを送信したところ、その後の衛星からのレスポンスをアマチュア無線家が受信してくれていた。これにより、OrigamiSat-1 の地上局との送信・受信というミニマムサクセスを達成した。また、この通信の達成により、Radio Amateur Satellite Corporation (AMSAT) から、OrigamiSat-1 に対しオスカーナンバー FO-98 (Fuji Oscar 98) が与えられた。

CW の受信が弱かったのは、TLE が確定しておらずどの Object を追尾するべきか不明だったことと、OrigamiSat-1 メンバーが地上局の操作の習熟度が低かったことがある。アマチュア無線家は TLE が未確定の中でも明晰な電波を受信しており、大幅な技術力の差があった。以下では運用の経緯と、得られた軌道上データを掲載する。

7.2.1 運用の経緯

打ち上げ以降の出来事を以下に時系列にまとめる。

7.2.2 軌道上データ

7.3 不具合解析（岩崎・大本）

7.3.1 衛星動作モード切替に関する不具合

衛星動作モード切替で saving モードに入る際の動作は RXPIC,TXPIC それぞれ以下である。

RXPIC

EPS の電源を落とす。

TXPIC に西無線のサブ電源を入れるように UART で命令

西無線に初期設定信号を送信

TXPIC

CW 送信の 1 パケットが終了し次第、 RXPIC からの UART 命令を実行

この動作において、 TXPIC に西無線のサブ電源を入れる命令の送信と西無線に初期設定信号を送信の間の delay が適切ではなく、 TXPIC が西無線のサブ電源を入れる前に西無線に初期設定信号を送信してしまう不具合があった。このため、本衛星では動作モードが saving に切り替わると西無線の初期設定が適切に行われず、停波してしまうという不具合が発生した。このミスの原因としては、本衛星に試験用の西無線機が無く、エンジニアリングモデルでのデバッグ作業に西無線が利用できなかったため、モード切替における西無線の初期設定の可否を試験できなかったことにあった。

図挿入あとで

7.3.2 I2C 信号衝突による不具合

本衛星は RXPIC,TXPIC, OBC(nanomind) が同一の I2C ラインを用いて I2C 通信を行う。I2C の衝突対策は行ったつもりであったが、いい感じに I2C が衝突すると（現在調査中）RXPIC,TXPIC,OBC のすべてがリセットを繰り返す状態になってしまうことが分かった。本衛星が軌道上で通信が取れなくなったのはこれが原因だと考えられる。衛星の引渡しまでにこの不具合に気づけなかった原因として、長時間動作試験を行わなかつたことが挙げられる。打ち上げ後の地上試験では 4 日間エンジニアリングモデルを動作させた際にこの現象が確認されたが、衛星引渡しまでの試験では最長でも 6 時間程度の動作試験しか行わなかつた。後継機の開発を行う際は 2 週間程度の長時間動作試験は行った方がいいらしい。

第8章 革新的衛星技術実証プログラムへの参 加（坂本）

本文

第9章 国際周波数調整（中西）

本文

第10章 内閣府宇宙活動法（坂本）

本文

第11章 物体登録（中西）

本文

第12章 プロジェクトマネジメント（池谷・岩崎・大野）

12.1 開発日程

本章では本衛星の開発日程について述べる。

12.1.1 BBM 開発

2015.1-2018.8

本衛星はバス部 BBM 開発に非常に多くの時間が費やされた。衛星を作ること、特にバス部のノウハウが失われた状態で作ることの困難さに対して開発初期は誰もが楽観視していたため

MDR 2016.3

SDR 2016.8

当初 SDR を行うことは想定されておらず同時期に PDR を行う予定であった。しかし開発の遅れから

2016 年秋冬以降統合試験が開始されたが開始されはじめて FM 通信がコンポーネント開発レベルから抜けていないことが明らかになった

安全審査 Phase 0/I

PDR 2017.8 FM 信号送受信を含む基本的なすべての機能確認が行われ、PDR 開催に至った

12.1.2 EM 開発

PDR 後の統合試験

2018 年 9 月から新たに学生プロジェクトマネージャーという立場が設けられた。これは先生の要求にただ答えるという開発体制では学生のモチベーションが上がらず、開発が完了しないことが明らかであったためである。

その後環境試験等のマイルストーンの可視化が行われ

Google Drive に皆がすぐアクセスできるスケジュール表が作られ、毎週のミーティングでスケジュール確認から行うようになった

CDR CDR の日程が後ろ倒しになり続けていたため EM 開発未完了のまま

当時残っていた問題は

安全審査 Phase II

12.1.3 FM 開発

FM 振動試験
FM 再振動試験
FM 熱真空試験
安全審査 Phase III
衛星引き渡し

12.2 人員配置・引継ぎ

人員配置について
全ての開発者がある系、あるいは環境試験の責任者とすること
また

12.3 コメント

私が学生プロジェクトマネージャーとして働いた最後の 1 年間に
結局ものをつくるのは最後には人であり、それを可能にするのは人間関係等をすべて含めた環境である

学生の結束力は
OrigamiSat-1 が我々の衛星であるとすべての学生が自意識をもつ
そのことがいかに重要なのか

第13章 教訓（池谷）

13.1 反省会まとめ

本節では 2020/3/23 に開催された OrigamiSat-1 反省会についてまとめる。

13.1.1 目的

OrigamiSat-1 停波から時間がたち、打ち上げ時に 1 年以上プロジェクトに関わっていた開発メンバーの多くが卒業する前に、マネジメントチームだけでなく開発メンバーの視点からもでてきた反省点を共有するために、OrigamiSat-1 反省会を開催した。すでに次期衛星の開発が始まっており、OrigamiSat-1 で得た教訓を次に活かす目的もあった。

13.1.2 方法

あらかじめ Google フォームを用いて匿名の調査を行った。延べ 23 件（7 件が良かった点について、残りが反省点）の回答があった。

13.1.3 課題・改善点

議事録を基に当日の議論内容を箇条書きで以下にまとめた。

引継ぎ・共有資料

課題 担当者がいないとわからないことが多かった

- 引継ぎ資料・作業ログがきちんとなかった
- どこで詰まってて、何ができるといけないのかを、担当者に聞かないとわからない状態だった
- 共有資料の種類
 - 進捗・細かい技術資料は存在
 - どういう思想・経緯でやったかの共有資料が不足
- 良い引継ぎとは
 - ソフトウェアはコードを読めば理解できる状態
 - 論文を読めばわかる状態
 - その他は引継ぎ資料を作成

解決策 不具合管理の徹底、適度な資料作成

- 普段から作業ログを作成

- 不具合は検索可能な状態にする
- 週一でやってた MTG ではパワポ資料作成の方がいい
- 発表資料ほど作りこまなくても、写真とキャプションくらいはあった方がいい

ソフトウェア全体進捗

課題 EM 開発完了時のソフトウェアが非常に完成度の低いものだった

- 試験用のソフトウェアはできていたが FM 用ではなかった
- 試験用に場当たり的な感じでコードを書いていたのはある
- コマンド・データハンドリング等のフローチャートは EM 時にあるべきだった
- EM 終わった段階での目標
 - 要所要所で締め切りがあったハードウェアはフライトレベルのものを目指せた
 - ソフトは目標が曖昧で明確な締め切りがなく後回しになっていた

解決策 最低限のハードができた時点や SILLS の利用で早い段階で開発を始めるべき

CIB 開発

- 開発が遅れ検証が期間が短くなってしまった
 - システム自体は冗長性もありよくできていた
 - 通信が最後後回しになってしまったのはよくなかった
 - ミッションとバスどっちに力を入れるべきか
 - 最初にマストのものをやって、あとからミッション部を作っていくべき
 - バスをとにかく堅牢にする
 - バスを全部買い物にして、ミッションに注力？

解決策 最低限のハードができた時点や SILLS の利用で早い段階で開発を始めるべき

マネジメント

- 引渡し前、必要以上に徹夜しない姿勢はよかったと思う
- 構造 2 人きりで日々深夜作業はきつかった
- 最後学生プロマネを明確に決めなかつたのが良いか否か
 - MTG では司会を回すのは当事者意識芽生えていいと思う
- ソフト開発とハード開発の並行して行うべき
- 開発の遅れから、試験前の徹夜につながった
- 締め切り効果に頼らないほうが良かった
- 致命的な不具合は開発末期に出てくるので、それを見越して早めのスケジュールで開発を行うべきであった

モチベーション

- 圧倒的当事者意識
 - 学生がミッション作りからもっとやるべきだった？
 - 実際にはやっていたが、その頃の学生がいなくなってしまった
- CW 取れれば上出来っていう雰囲気は良くなかった
- バス開発だと論文にできないというのはモチベーションが上がらない理由?
 - 学会発表：ミッション系はしている
 - 宇科連には先生方が毎回発表を行っている
 - 全体的に学生の発表回数が少ない
- ミッション系開発チームとバス系開発チームのかかわりが薄かったのは問題

その他

- 電圧に関する安全基準のマージンを必要以上に大きくしてしまい、引き渡し時にオーバーしたため、引き渡し時の基準は本当に甘々にしつくべき
- 構体の 3 次元計測が大変だったし、それは向こうの最低限の要求以上のこと
- 計測しないと組みたたないという設計・そう応答してしまったのは良くなかった

13.1.4 コメント

Google フォーム回答の皆のコメントを順不同で、原文通り以下に記述した。

- 初めてのことに対してどれくらい時間がかかるか見積もるのは面倒で難しいですが、その見積もりに対して 3 倍余裕を持たせておくと予期せぬエラーに対応できると思います。
- やっぱりノウハウがほとんどない状態での開発はしんどかったし、開発期間が長すぎてモチベーションも全体的に低かったと思うので、短いスパンで衛星開発に取り組もうとしている現在の坂本研の流れはいい感じだと思います！
- 開発メンバーの中で、複数の学年にまたがる何人かが当事者意識が一番大事だと言っていた。この当事者意識が芽生えた人は良くプロジェクトに貢献していたと思う。逆に言えば、できる限り多くのメンバーができる限り早い段階でこの状態に持っていくことが衛星開発の一つの鍵であり、OrigamiSat-1 に関してはこの状態になるのに時間がかかったと思う。
- 衛星開発に携わり身体的・精神的に大変なことも多々あったのは事実であるが、一方で自分の手にしたものが今も地球を周回しているという事実にはある種の達成感を覚える。また同期とはこのプロジェクト（と CanSat）を通じて仲良くなれた。いまだに飲み会ではそれらプロジェクトの珍話で盛り上がる。後輩には各々の無理のない範囲、興味が持てる範囲で体調に気を付けながら精一杯開発に勤しんでもらいたい。
- OrigamiSat-1 開発に関わった皆様、大変お疲れ様でした。短命ではあったものの、軌道上での動作が確認できたことは、非常に良かったと思います。次の開発では是非サクセスクライティア全達成してほしいです。
- 本来引き渡し 1 週間前はソフトウェア開発なしにテストのみ行うべきである。

- 完全に開発当初の知識不足が、統合時の混乱を招いたと感じています。EM/FM 開発に関わった学生のがんばりは驚異的ですばらしかったので、そのがんばりをミッション成功につなげられなかつたマネジメントを申し訳なく思っています。
- 日本国のロケットに載せてもらうという機会をいただき、皆で非常に濃密な体験ができたことを幸運と考え、この経験をもとに次は何をしてやろう？とワクワクして次のステップへ進めればと思います。徹夜はほどほどにして、体には気をつけましょう。

第14章 付録

14.1 システム設計

14.2 5.8

14.3 構体系

14.4 VHF/UHF 展開アンテナ

14.5 通信系

14.6 C&DH 系

14.7 電源系

14.7.1 バッテリ充放電特性計測

14.8 振動試験

14.9 熱真空試験

14.10 連続動作試験

14.11 引渡し

14.12 プロジェクトマネジメント

14.13 展開膜

14.14 MDC

14.15 伸展力メラ部

14.16 運用

参考文献

- [1] Tanaka, T., Kawamura, Y., and Tanaka, T., “Development and Operations of Nano-satellite FITSAT-1 (NIWAKA),” *Acta Astronautica*, Vol. 107, 2015, pp. 112–129.

謝辞

謝辞 本文

2019年5月
名前