

概要書（3 ページ以内）

応募区分 設計の部

1. 作品情報・応募者情報

作品名（20文字以内） * 作品内容が推測しやすいような名称を付けてください。（略称は不可） 薄膜挙動計測衛星「Film Sat」
副題（自由記入）
学校名 大阪府立大学, 大阪公立大学

2. ミッションの概要（プレスリリース等で使用するので、200字程度でわかりやすく表現して下さい。）

本衛星は軌道上での膜構造物の振動・形状特性を調べることを目的として設計された CubeSat である。本衛星におけるミッション目的としては「格子投影法」を用いた膜の計測を宇宙の軌道上で行うことで、この測定法が軌道上でも利用できることを実証することがあげられる。
軌道上での膜構造物の形状と振動の特性を調べ、その分析を可能にすることで、それらを改善する設計やシステムに寄与する。

3. ミッション要求（衛星の目的）と意義

(a) ミッション要求（衛星の目的） (1) 任意のタイミングで膜構造物を展開できること。 (2) 展開後に膜を撮影できること。 (3) 展開時の膜の振動計測ができること。 (4) 膜の形状計測ができること。
(b) 重要性・技術的意義等 (b.1) 「格子投影法」は非接触で対象の形状を測定することができ、カメラを複数台使用する必要がなく、高解像度高精度というメリットがある。「格子投影法」は地上においてのみ実証されているので、本ミッションによって軌道上においての有用性を見出す。 (b.2) 膜構造物を用いたミッションにおいてしわや振動はミッションを失敗させうる重大な要素になりうるので、本ミッションにおいてしわと振動の特性を分析し、対策をとることで今後の衛星の設計や制御に役立てることは重大な意義を持つ。

4. 得られる成果

(1) 軌道上における人工衛星の膜構造物の振動と形状の特性を示す。 (2) 膜構造物の形状・振動計測手法の実証 (3) 膜構造物の展開手法の実証
--

5. 主張したい独創性や社会的効果

これまで軌道上で膜構造物が連続的にどのような形状変化をするかは観測されていないので、本衛星のミッションは膜構造物の挙動の解明に役立つ。

また、スペースデブリを低減するためのデオービット、巨大膜構造物を使った宇宙発電など膜構造物を用いたミッションは環境やエネルギー問題の解決が期待されており、膜面の形状・振動を計測することでそれらのミッションの設計・制御を改善し、ミッションの成功率を高めることができれば社会にとって利益を生むことができる。

6. 設計結果

(a) システム（全体の構成・ミッション機器の形状・質量・機能・運用軌道）

本衛星の機器配置を図1に、ミッションモード中の概観を図2に示す。

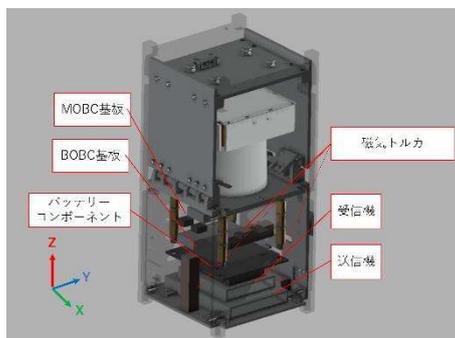


図1 衛星全体の機器配置

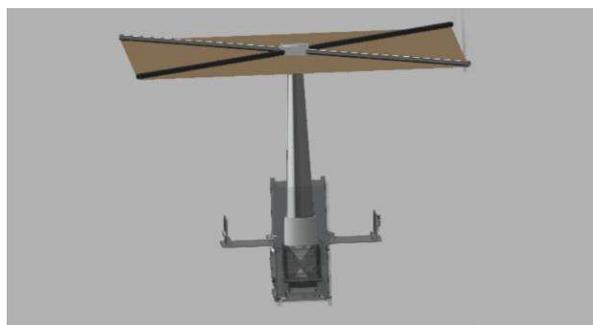


図2 ミッションモードの概観

本衛星はコンテスト規定の質量 50kg, 寸法 50cm×50cm×50cm 以下を満たしている。本衛星の運用軌道は軌道傾斜角 51.6° , 軌道高度約 600km の地球周回軌道となる。本ミッションは膜構造物を撮影し、解析するため、膜面を図2のように展開し撮影した後にデータをダウンリンクする。放出から 0.95 年後に軌道寿命を迎え、大気圏突入により焼却処分される。

(b) 地上系を含む実験系

衛星放出後、衛星の電源投入、アンテナ展開が自動で行われる。衛星搭載機器の動作確認を行った後、ミッション系において膜展開と膜面の撮影を行い、膜面の画像データの取得を行う。ミッションを行うためのコマンドアップリンクには 430MHz の UHF 帯を使用し、ミッションデータや膜面の撮影データのダウンリンクには 145MHz の UHF 帯を利用する。アップリンク・ダウンリンクはともに大阪公立大学 UHF 局で行われる。

(c) データ取得を含む実験運用手順

本衛星では地上局からのコマンドの指令で膜構造物の展開を行い、その後定期的に膜構造物の撮影と撮影したデータのダウンロードを行う。取得したデータはダウンロードする際チェックサムを用いてデータが正しくダウンロードできたことを確認する。

地上局に送られた撮影データを用いて、三次元での形状と振動を解析し、その特性を調べる。

7. 具体的な実現方法、製作する範囲並びに費用

開発・製作費用について、表 1 に示す。開発には、大阪公立大学(旧・大阪府立大学)が過去に開発した超小型宇宙機を参考にすることで、開発費を極力削減する。また、開発環境については、本学に開発に必要な環境が揃っているため、それらを積極的に活用する。同様に、衛星との通信を行う地上局は本学に設置している地上局設備を利用する。各種試験に関しては、本学で実施できないものは必要に応じて外部施設を利用する。打ち上げ機会には民間での輸送サービスを検討する予定であり、およそ 1000 万円と想定している。なお、開発から運用までは学生が主体となって実施するため、人件費はかからないものとする。

表 1 開発費用

項目	費用 [万円]
ミッション部開発・製作	200
構体製作	150
電源システム開発・製作	300
通信機器	100
姿勢制御機器	10
各種試験	50
打ち上げ	1000
計	1860

8. 開発・製造・打上スケジュール

衛星の開発スケジュールを図 3 に示す。なお、本開発計画は人工衛星の開発におけるタスク管理手法、Phased Project Planning (PPP)に基づいている。

本衛星は 3 年後の完成を目指す。本衛星では過去に大阪公立大学で開発、運用した超小型人工衛星を参考にし、開発・製作期間の短縮を図る。設計期間は概念検討フェーズ 4 か月、基本設計フェーズ 10 か月、詳細設計フェーズ 12 か月とする。設計に合わせて製作を進め、BBM 製作フェーズ 10 か月、EM 製作フェーズ 12 か月、FM 製作フェーズ 10 か月とする。その後、2027 年度に打ち上げを実施し、運用期間はおよそ 1 年を予定している。また、各フェーズ終了時に設計の妥当性を検討するための審査会、各種試験を予定している。

第31回 衛星設計コンテスト 設計の部 解析書

薄膜挙動計測衛星 「Film Sat」

サトウダイト¹ 佐藤大斗¹, カツラダリキ¹ 桂田吏輝¹, アガタガクト¹ 阿片雅玖人¹, オダイツハ¹ 小田五葉¹, ミヤジタケナリ¹ 宮路健誠¹,
ナカシマツバサ² 中島翼², ヤマダツヨシ³ 山田剛志³, オカザカアツシ¹ 逢坂惇志¹, マツムラウヰ¹ 松村昂弥¹, ニシオケイタ⁴ 西尾圭太⁴,

¹ 大阪府立大学 工学域 機械系学類 航空宇宙工学課程

² 大阪府立大学 工学域 電気電子系学類 電気電子システム工学課程

³ 大阪公立大学 工学部 機械工学科

⁴ 大阪公立大学 工学研究科 航空宇宙海洋系専攻 航空宇宙工学分野

目次

	2.7 精度	9
	2.8 汎用性	10
1 ミッション概要	3	
1.1 ミッション背景	3	
1.2 ミッション意義	3	
1.3 ミッション目的	3	
1.4 ミッション要求	3	
1.5 ミッションシーケンス	3	
1.5.1 膜展開時の膜の振動と形状計測	4	
1.5.2 定期的な膜の形状計測	4	
1.5.3 地上での試験について	4	
2 ミッション設計	4	
2.1 ミッション要求の定量化	4	
2.1.1 要求(1)の定量化	4	
2.1.2 要求(2)の定量化	4	
2.1.3 要求(3)および(4)の定量化	5	
2.2 サクセスクライテリア	5	
2.2.1 達成判定	5	
2.3 展開構造	5	
2.3.1 構造設計概要と座標軸定義	5	
2.3.2 機器・パネル設計	5	
2.3.3 タケノコばねの伸展機構の動作原理	6	
2.3.4 CFRP ブームの伸展制御機構の動作原理	6	
2.3.5 CFRP ブームによる膜展開の動作原理	6	
2.4 ミッションに使用するハード	6	
2.4.1 機器選定	6	
2.4.2 全体の外観	7	
2.4.3 LED 配置	7	
2.5 ミッション解析	7	
2.5.1 投影手法	7	
2.6 解析手法	8	
2.6.1 サンプリングモアレ法	8	
2.6.2 較正方法	8	
2.6.3 基準平面上の3次元位置座標の算出	9	
2.6.4 測定物の座標計算	9	
3 衛星運用	10	
3.1 軌道設計	10	
3.2 打ち上げ条件	10	
3.3 制約条件	10	
3.4 運用期間	10	
3.5 システム要求	11	
3.5.1 構造系要求	11	
3.5.2 電源系要求	11	
3.5.3 通信系要求	11	
3.5.4 姿勢系要求	11	
3.5.5 熱系要求	11	
3.5.6 C & DH 要求	11	
4 地上展開試験	11	
4.1 地上における展開試験の意義	11	
4.2 地上での展開試験における検討項目	11	
4.3 試験方法	12	
4.3.1 真空チャンバー展開試験	12	
4.3.2 重力補正展開試験	12	
5 構造系	12	
5.1 概要	12	
5.2 座標軸と各パネル名称の定義	12	
5.3 機器配置	12	
5.4 質量特性	13	
5.5 パドル展開機構	13	
5.6 パドル展開・保持機構	13	
5.7 溶断機構	14	
5.8 アンテナ展開機構	14	
5.9 ディプロイメントスイッチ	14	
5.10 ロケット打ち上げ時の解析	15	
5.10.1 解析条件	15	
5.10.2 準静的加速度	15	
5.10.3 剛性要求	15	
5.10.4 ランダム振動	15	
5.10.5 正弦波振動レベル	16	

6	ダイポールアンテナの配置	16	9.5	軌道寿命予測	27
6.1	VSWR 解析	16	9.6	磁気トルカの選定	27
6.2	「ひろがり」での実績	16	9.7	姿勢制御方式	27
7	電源系	16	9.8	姿勢解析	27
7.1	概要	16	10	熱系	28
7.2	構成	16	10.1	概要	28
7.3	要求電力	17	10.2	外部熱入力	28
7.4	要求電力	17	10.2.1	太陽放射	28
7.5	バッテリー	17	10.2.2	アルベド	28
7.5.1	バッテリー選定	17	10.2.3	地球赤外放射	28
7.5.2	バッテリーサイジング	18	10.3	β 角について	29
7.6	太陽電池アレイ	18	10.4	内部発熱	29
7.6.1	太陽電池アレイ選定	18	10.5	熱制御素子	29
7.6.2	全セル数の検討	18	10.6	熱数学モデル	29
7.7	電力収支ダイアグラム	19	10.7	熱接続条件	30
8	通信系	20	10.8	熱解析条件	30
8.1	概要	20	10.8.1	日照率	30
8.2	通信系要求	20	10.9	熱解析結果	31
8.3	機器選定	21	11	C&DH 系	31
8.3.1	RF-TX	21	11.1	概要	32
8.3.2	RF-RX	21	11.2	機器選定	32
8.4	回線計算	21	11.3	モード	32
8.4.1	要求 C/N_0	21	11.4	コマンド	33
8.4.2	受信 C/N_0	21	11.5	データ保存	33
8.5	アンテナ	22	11.6	テレメトリ	34
8.5.1	アンテナの選定理由	22	11.7	異常発生への対応	34
8.5.2	アンテナパターン計測	22	12	開発費用	34
8.6	ビーコンのパケット化	23	13	開発スケジュール	35
8.6.1	パケット化の背景	23	14	まとめ	35
8.6.2	ビーコンの変調方式	23	15	謝辞	35
8.6.3	プロトコル	23			
8.6.4	ビーコンテレメトリーの内訳	24			
8.6.5	ビーコンの仕様	24			
8.6.6	CW への切り替え	24			
8.7	暗号化	24			
8.7.1	暗号化方式	24			
9	姿勢系	26			
9.1	概要	26			
9.2	姿勢制御方法	26			
9.3	センサ選定	26			
9.4	外乱トルクの見積もり	26			
9.4.1	空力トルク	26			
9.4.2	重力傾斜トルク	26			
9.4.3	太陽光輻射圧トルク	26			
9.4.4	残留磁気トルク	27			
9.4.5	外乱トルクの合計	27			

1 ミッション概要

1.1 ミッション背景

宇宙において、薄膜は宇宙太陽光発電やアンテナ、ソーラーセイルなどへの利用が期待されている。膜構造物は歴史が長く、1960年代にはアメリカが空気膜構造物を衛星構造に適用し、ECHO衛星シリーズを打ち上げた。[1] これまで小型ソーラー電力セイル実証機「IKAROS」など多数の膜構造物を搭載した人工衛星が作られている。[2] 膜構造物を用いたミッションにはいくつかの問題点があり、主な問題点として展開の信頼性と膜のしわや振動による影響があげられる。

「IKAROS」についてもミッションは概ね成功したが、一部展開が不十分で、ソーラーセイルにしわができたことで推進性能にソーラーセイルの性能や推進力の効果が制限された。このように膜構造物は展開異常やしわ、振動が発生するとミッションの遂行に影響を及ぼす。展開時に正確な形状に展開されず、膜構造物にしわが生じると、予定した性能が得られない可能性がある。しわが展開を妨げる場合、アンテナや太陽電池パネルなどの機能が制限され、衛星の能力やミッションの遂行に支障をきたすことがある。また、しわによって応力集中や膜表面の破損のリスクが高まる。[3] 長期間にわたるしわや振動の影響は、膜材料の劣化や疲労へとつながる可能性がある。これにより、膜の性能や耐久性が低下し、衛星の寿命や運用に影響を与えることがある。

振動の影響については、膜構造物が振動すると、衛星全体の振動特性が変化する恐れがある。また、振動は通信性能や観測データの精度に影響を及ぼす可能性がある。[4] 加えて、振動が大きい場合、周囲の機器や部品などに与える負荷が増加し、耐久性や信頼性に悪影響を及ぼすこともある。

その他にも振動が大きい場合膜構造物の展開機構に影響を与えて膜を完全に展開できない恐れがある。あらかじめ上記の問題点について対策を取っておくべきであるが、地上での薄膜展開試験は軌道上実験と比べて真空環境、重力の影響、温度条件が異なるので軌道上での膜構造物のしわや振動は軌道上と異なる。インフレーターチューブを用いた空気圧式重力補償装置[5]などによって宇宙に近い環境を作り出すことはできるが、完全に再現することはできない。並びに、シミュレーションによって軌道上の膜構造物の形状や振動は概算することはできるが、実際に測定したものと一致するかは未知なため、どれほどシミュレーションと実測値が離れているかを検証する必要がある。これらの問題は実際に軌道上で実験を行い、軌道上での膜構造物の状態を調べるしかない。

以上から軌道上で膜の展開状況や形状、振動特性を調

査することは、設計段階から膜構造物の強度や振動特性を考慮し、適切な補強や振動制御策を取ることができ、膜構造物を有する衛星の信頼性を向上に寄与する。また膜構造物の利用を促進しミッションの幅を広げることができる。そのため、本ミッションである格子投影法の実証は膜構造物を用いた衛星の発展に寄与する。

1.2 ミッション意義

膜構造物を用いた人工衛星において膜面の観測、制御を行うためには軌道上で膜面の三次元の形状を解析できる技術が必要である。そこで本ミッションでは「格子投影法」という手法を用いて膜面の解析を行う。「格子投影法」は、対象の三次元形状が非接触で解析でき、カメラを複数台用意する必要がなく、カメラで撮影した画像1ピクセルごとに高い精度でxyzの座標を割り出せるというメリットがある。「格子投影法」は軌道上で未だ実証されておらず、本ミッションによって初めてその有用性を検証する。

また、今まで「IKAROS」や東工大の「origamisat」[6]、東北大の「ALE-1」[9]が膜構造物の撮影と形状計測を行ったがいずれも連続的な形状変化と振動は計測しておらず不明であった。本ミッションでは加えて膜構造物の連続的な形状変化と振動の計測を行い、膜構造物の挙動の解明に役立つと試みる。

1.3 ミッション目的

本衛星におけるミッション目的としては、格子投影法を用いた膜の計測を宇宙の軌道上で行うことで、この測定法が軌道上でも利用できることを実証することがあげられる。目的に関して、格子投影法で軌道上での膜構造物の形状と振動の特性を調べてその分析を可能にすることで、それらを改善する設計やシステムに寄与する。

1.4 ミッション要求

ミッションにおいては以下の4つの要求がある。

- (1) 任意のタイミングで膜構造物を展開できること。
- (2) 展開後に膜を撮影できること。
- (3) 展開時の膜の振動計測ができること。
- (4) 膜の形状計測ができること。

なお膜の画像の解析は後述するプロジェクタを用いた格子解析法を用いる。(2.5参照)

1.5 ミッションシーケンス

ミッションは膜展開時の膜の形状計測と定期的な膜の形状計測を行う。膜展開時の膜の形状計測は1回のみ行

い、その後定期的に膜の形状計測を行う。

1.5.1 膜展開時の膜の振動と形状計測

1. 日陰時に衛星が地上局から膜展開コマンドを受け取るとカメラと照明を起動する。
2. 膜展開を開始する。
3. 膜が展開した瞬間にカメラで膜面の形状を 10 秒間 15fps の動画で撮影する。
4. 動画のデータを保存する。
5. カメラと照明を終了する。
6. 保存したデータを地上局にダウンリンクする。
7. 画像のデータから膜の形状と振動を計測する。

1.5.2 定期的な膜の形状計測

1. 日陰時に衛星が地上局から膜の形状計測コマンドを受け取る。
2. カメラと照明を起動する。
3. カメラで膜面の形状を 10 秒間 15 fps の動画で撮影する。
4. 動画のデータを保存する。
5. カメラと照明を終了する。
6. 保存したデータを地上局にダウンリンクする。
7. 画像のデータを三次元の膜の形状に還元し、解析する。

1-7 まで繰り返す。一回では動画のデータは送きれないので分割して送るものとする。

1.5.3 地上での試験について

地上の環境は宇宙の環境とは異なるため、地上での展開試験する際は、熱、空気、重力の観点に注目して試験を行う。したがって、真空チャンバー試験と重力補正試験を行うこととする。真空チャンバー試験では、低温 100 K・真空の条件下で試験を行う。なお、高温条件下では、金属の膨張による展開機構の変形が考えられるため、日陰時に展開を実施する。そのため、低温環境下でのみ試験を行う。重力補正試験では、重力補填装置により展開機構にかかる重力を打ち消し宇宙環境を模して実験を行う。

2 ミッション設計

2.1 ミッション要求の定量化

2.1.1 要求 (1) の定量化

要求 (1) について以下 4 つの項目について条件がある。

- (1) ミッションを実施する時刻
- (2) 膜面が広がるサイズ
- (3) 膜面のたるみ
- (4) 格子のずれ

(1) については衛星が軌道に放出されたのちに衛星の安全が確認されてからミッションを実施するため、任意のタイミングで地上局からミッション開始コマンドを送信して展開を開始することは必要である。(2) について、cubesat の 1U のサイズである $100\text{ mm} \times 100\text{ mm}$ 四方の膜面をカメラで撮影できるよう、膜面が $100\text{ mm} \times 100\text{ mm}$ 四方以上に広がるよう展開する。(3) について、膜のたるみが振幅方向の座標軸の測定可能幅の 14.30 mm の半分である 7.15 mm 以上にならないような張りを持たす。(4) について、カメラと膜面が格子一つ分以下の位置ずれである。

2.1.2 要求 (2) の定量化

要求 (2) について、以下の 4 つの項目について条件がある。

- (1) 撮影範囲
- (2) フレームレート
- (3) 撮影時間
- (4) カメラ、プロジェクタの配置

(1) について、 $100\text{ mm} \times 100\text{ mm}$ の膜面の形状を計測するために、カメラの画角以内に計測範囲 $100\text{ mm} \times 100\text{ mm}$ が収まるようにする。(2) について、撮影動画のフレームレートが一般に 2 U 衛星に搭載される膜の一般的なサイズの $600\text{ mm} \times 600\text{ mm}$ [6] の振動数である Hz の 2 倍以上である 15 fps 以上が必要である。膜の振動数 ω は、膜の張力 T を $T = 0.05\text{ N}$ 、一辺 $a = 60\text{ cm}$ 四方のポリイミドフィルムの面密度 $\rho = (1.42\text{ g/cm}^2 \cdot 75\text{ }\mu\text{m})$ で

$$\omega = \frac{4.90}{a} \sqrt{\frac{T}{\rho}} = 4.0\text{ Hz} \quad (2.1)$$

と計算できる。[理論式を用いて 7Hz とする]
計算には有限要素法を用いた。[7]

- (3) 振動の減衰を測るために 10 秒間以上の撮影を行う。
- (4) 計測範囲である $100\text{ mm} \times 100\text{ mm}$ に格子が 10 本以上入るような、カメラ、プロジェクタの配置をとる。

表 2.1: サクセスクライテリア

ミニマム	フル
展開機構の伸展率が 90 %以上である。(ずれが格子 1 個以下)	膜面の振動計測ため 15 fps 以上で 10 秒以上撮影する。
展開後に膜面の 100 mm × 100 mm 四方を撮影することができる。	膜面の形状計測のため格子 10 本以上を納め、格子間に 10 画素以上ある。

2.1.3 要求 (3) および (4) の定量化

要求 (3) および (4) について解析方法の要求から以下の 3 つの項目が条件となる。

- (1) 格子 1 ピッチあたり 10 ピクセル以上の画素数がある。
- (2) 10 秒間撮影された動画データをダウンリンクし、1 フレームごとに分割できる。
- (3) カメラとプロジェクター間の距離が TBD 以上ずれないようにパドルが水平に展開すること。カメラとプロジェクターの距離がどれほど許容されるかは地上にてカメラとプロジェクターの距離を変化させて格子投影法を行う実験をすることで後に定量化する。

2.2 サクセスクライテリア

2.2.1 達成判定

膜の展開状況は、画像解析システムを用いて確認する。画像解析には、ORB (Oriented FAST and Rotated BRIEF) アルゴリズムに OpenCV を使用して適用する。具体的な手順を以下に示す。地上にダウンリンクされた膜の展開前および展開後の画像から ORB を用いて特徴点を検出し、各特徴点の周辺領域を解析して特徴量を取得した後、展開前と展開後の画像間で特徴点をマッチングする。マッチングされた特徴点の位置情報を取得し、特徴点の位置の変化を計測する。膜展開による特徴点の位置の変化から、膜の展開率を求める。このとき膜が 90 % 展開されていることが確認できた場合、ミニマムサクセスを達成とする。なお、80 % とは展開時のブームの伸展が格子 1 つ分の距離以下のずれであることより算出した。ミッション要求より、形状計測における達成判定は 100 mm × 100 mm 以上の大きさの膜面の撮影が確認できた場合ミニマムサクセスを達成とし、画角に格子 10 本以上をおさめ、格子間に 10 ピクセル以上あることをフルサクセスとする。振動計測に関してはミッション要求より 15 fps 以上で 10 秒以上撮影をフルサクセスとする。以下サクセスクライテリアを表 2.1 に定量的に示した。

2.3 展開構造

2.3.1 構造設計概要と座標軸定義

ミッション系の機器を収める領域としては、2U の衛星構体のうち、1U (10 cm × 10 cm × 10 cm) の領域が割り当てられている。ミッション部の外観を図 2.1 に示す。

図 2.1 に示したように、ミッション系における座標系 X_m, Y_m, Z_m を定義する。なお X_m, Y_m, Z_m の方向はそれぞれ衛星構体における座標軸 X, Y, Z と同じ向きである。ミッション系の大きさは X_m 方向の幅が 88 mm, Y_m 方向の幅が 75 mm, Z_m 方向の幅が 87 mm であり、1U の領域内に収まっている。ミッション部の質量は 747 g である。

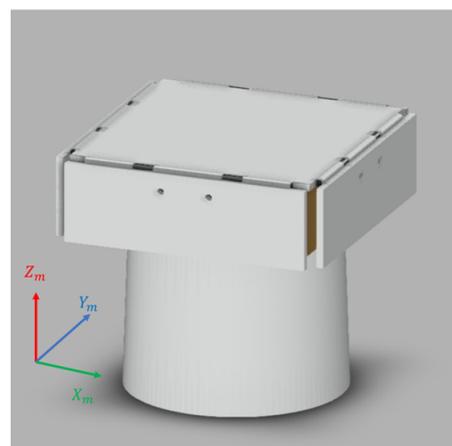


図 2.1: ミッション部外観

2.3.2 機器・パネル設計

ミッション部における機器配置を図 2.2 に示す。膜はポリイミドフィルム、伸展ブームは CFRP、タケノコばねはステンレス鋼、それら以外の部品は全て ABS 樹脂製であり、3D プリンタを用いて製作する。

4 本の伸展ブームはそれぞれの先端と膜の 4 隅を固定し内箱に巻き付けている。伸展ブームを拘束しておく外箱にはヒンジがついており、テグスを結びつけて拘束することで自然に開くことを防ぎ、任意のタイミングでニクロム線を加熱して溶断する。なお、ワイヤをタケノコばねの中の空洞を通しニクロム線をつなげてテグスを溶断する。任意のタイミングで膜を展開できるように設計したのは、カメラとプロジェクターが確実に膜を計測できるように配置された後に展開するためである。

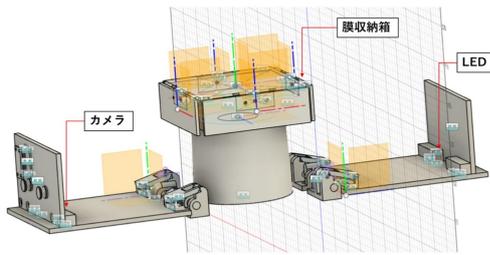


図 2.2: 機器配置

2.3.3 タケノコばねの伸展機構の動作原理

展開パドルでタケノコばねを拘束して、パドルが展開したと同時にタケノコばねを伸展させる。ただし、このままではたけのこばねが急速に伸びて大きな振動や衝撃が発生する恐れがあるためダンパーを使って減速させる。タケノコばねは 300 mm 伸びるものを使用する。また、ダンパーはゴムのものを使用して振動を緩和する。

2.3.4 CFRP ブームの伸展制御機構の動作原理

膜はブームの伸展により展開するが、タケノコばねを伸ばす前に展開しないよう 4 方向をパネルで覆う。その様子を図 2.3 に示す。膜の展開は、4 方向のパネルを固定していたテグスをニクロム線を用いて溶断することにより、スプリング丁番の復元力により行う。また図 2.3 にテグスの位置とニクロム線の位置関係を示す。

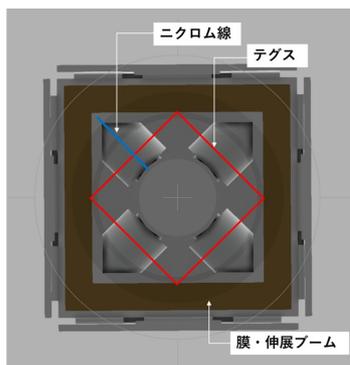


図 2.3: 膜展開機構 (未展開)

2.3.5 CFRP ブームによる膜展開の動作原理

ポリイミドフィルムの膜は CFRP ブームの弾性力により展開される。未展開時のブームの状態を図 2.3 に示す。この時、ブームは底面が 5 cm 四方の正方形である中抜き直方体に巻きつけられている。ブームは展開しないよう

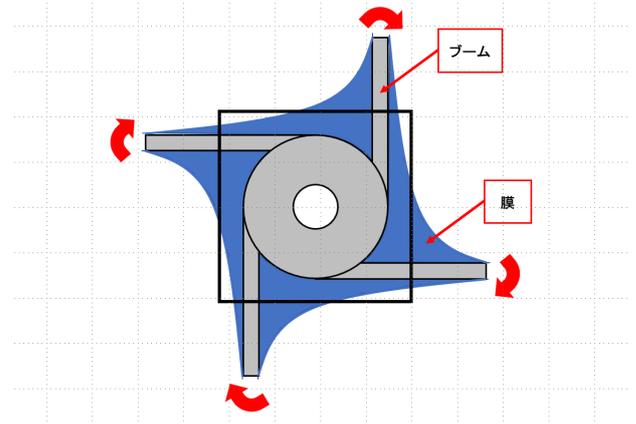


図 2.4: 膜展開機構 (展開途中)

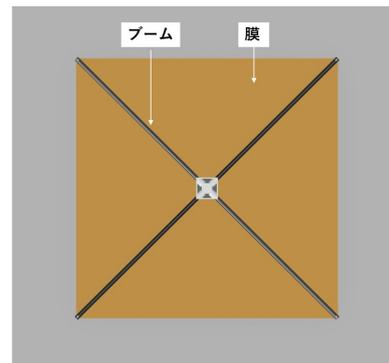


図 2.5: 膜展開機構 (展開)

に外側から押さえられている。この機構は底面が開いた直方体であり、上面の各辺にヒンジを取り付けておりテグスによって固定されている。膜展開時にこのテグスをニクロム線に電流を流し溶断する。そうすることでブームを押さええている機構の側面がヒンジを中心として回転し、ブームが広がる。展開途中のブームと膜の状態を図 2.4 に示し、展開時のブームの状態を図 2.5 に示す。

2.4 ミッションに使用するハード

2.4.1 機器選定

本ミッションでは、光を当てた格子の影を膜上に投影し、その膜の挙動と格子をカメラで撮影することにより、膜の三次元的な解析を行う。このミッションを行うにあたり要求を満たすために、以下の機器・素材を選定した。

- オンボードコンピュータ (MOBC)
Spersense を使用する。諸元等の詳細については、9 章 C & DH 系で述べる。
- 膜
宇宙実績があり、30 Hz 以下の振動数で振動し、投影された格子に光の反射が影響しづらいことが要求

として挙げられる。30 Hz 以下の振動数とは、60 fps の撮影データでの解析が可能な範囲である。これを満たす素材として、75 μm のポリイミドフィルムを使用する。膜の振動数の最大値を概算すると、7 Hz となり、30 Hz 以下の振動数で振動するという要求を満たしている。また、膜には艶を抑えた白の塗装（株式会社川邑研究所製）を行うことにより、格子の影の識別性を高める。

- LED

宇宙環境下で使用可能であり、格子を識別可能な程度に照らすことが出来ることが要求として挙げられる。これを満たす機器として、OSW5DLS1C1A(1900 mcd) を選定した。この LED は、本団体の小型人工衛星「ひろがり」での使用実績がある。

- カメラ

宇宙環境下で使用可能であり、格子の 1 ピッチ当たり 10 ピクセル以上の画素数で撮影が可能であることが要求として挙げられる。これを満たす機器として、Spresense カメラボードを選定した。Spresense カメラボードによる撮影データの画素数が要求を満たすことは、後述する。

- 格子

構体の素材と同様に、アルミ A5052 を使用する。

2.4.2 全体の外観

カメラ、LED および格子は以下の図 2.6 のように配置する。図 2.7 は図 2.6 の拡大図である。

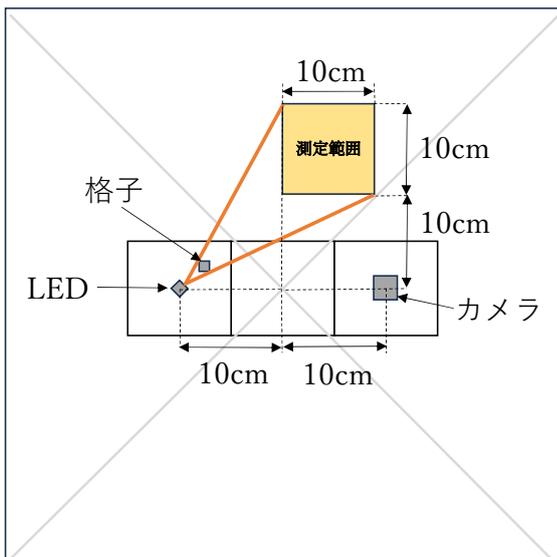


図 2.6: カメラ、LED、格子の配置

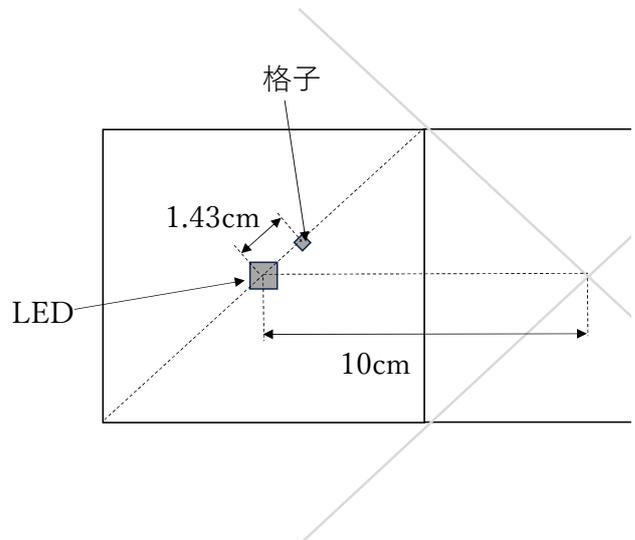


図 2.7: カメラ、LED、格子の配置の拡大図

2.4.3 LED 配置

LED の半減角は 120° であるため、膜と格子により強い光を照射するために以下の図 2.8 のように配置する。

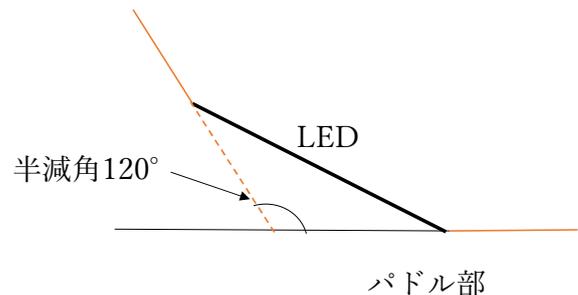


図 2.8: LED の配置

2.5 ミッション解析

2.5.1 投影手法

膜の解析には様々な手法がある。例として膜に格子もしくは点を書き込み 2 台のカメラで撮影する手法や、カメラとプロジェクタを 1 台ずつ用いて格子もしくは点を投影する手法がある。今回はその内カメラとプロジェクタを 1 台ずつ用いて格子を投影する格子投影法を用いた。

格子投影法を用いた理由としてカメラ 2 台を同期させる必要が無いことが挙げられる。カメラ 2 台を用いた場合、それぞれのカメラの撮影時刻を同期させる必要があり、測定精度の減少につながると考えたため上記の手法を用いた。

また、膜に直接印を書き込むことは、膜を損傷させることや、膜の組成を変化させる可能性があるため、投影手法を用いることとする。

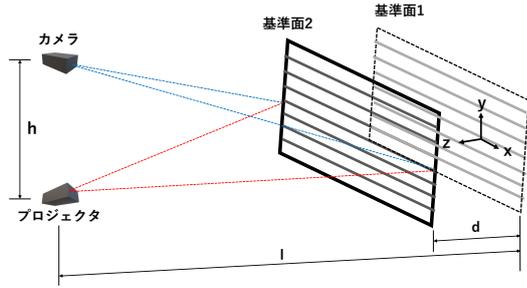


図 2.9: カメラとプロジェクタと基準面の位置

点でなく格子を使用した理由として、点の場合、連続的な測定が難しく測定精度が下がるため、格子を投影することとした。

2.6 解析手法

格子投影法を用いて形状計測を行うため、当衛星ではサンプリングモアレ法を用い、膜の座標を画素ごとに導出する。

2.6.1 サンプリングモアレ法

サンプリングモアレ法 [11] とは、3次元空間上に基準面を二つ用意し、その面にそれぞれ格子を投影させ、それらの格子をサンプリングする際に発生するモアレ縞を解析して変位を求める手法である。

2.6.2 較正方法

まず、3次元空間上の原点を基準面1上かつ、カメラとプロジェクタとの距離の二等分線上の交点の位置とする。

次に、3次元上に二つの基準面を用意する。以下の図 2.9 はカメラ、プロジェクタの位置と基準面の位置の関係を示したものである。なお、測定空間はこの二つの基準面を挟んだ直方体空間となり、この基準面間の中心に膜を配置させる。図 2.9 より、基準面位置を決定するために d を以下の式 (2.2) を用いて導出する。 h はカメラとプロジェクタの距離、 l は撮影器具と被測定物体との距離である。また、 p は格子の間隔を意味し、 p の値は撮影範囲の1辺の長さの $1/10$ と定めた。

$$d_{\text{limit}} = \frac{pl}{p+h} = \frac{l}{a + \frac{h}{p}} \quad (2.2)$$

よって、 $l=300$ mm, $h=200$ mm, $p=10$ mm であるので、 $d=14.3$ mm と表される。従って基準面 1, 2 の位置はそれぞれ撮影器具から 307.1 mm, 292.9 mm となる。

次に、10 画素に設定して投影した縞模様の垂直方向の輝度変化を間引いたデータを線形補間すると正弦波が得られる。したがって、画素位置 (x_p, y_p) での明るさの変化は式 (2.3), (2.4) で与えられる。

$$I(x_p, y_p, \alpha) = A(x_p, y_p) \cos \{ \varphi_m(x_p, y_p) + \alpha \} \quad (2.3)$$

$$\alpha = \frac{2\pi k}{N} \quad (2.4)$$

ただし、 A は輝度の振幅、 B は背景の明るさ、 N は間引き数である。

測定された画像データにはノイズが含まれるため明るさの変化は必ず完全な正弦波で表される訳ではない。ノイズの影響を小さくするためにフーリエ変換法を用いて画素位置 (x_p, y_p) の位相情報 $\varphi_m = (x_p, y_p)$ を計算する。

従ってノイズが発生する場合の画素位置による明るさは以下の式 (2.5), (2.6) で与えられ、

$$I(x_p, y_p, \alpha) = \sum_{n=-\infty}^{\infty} c_n \exp\{jn\omega_0\alpha\} \quad (2.5)$$

$$c_n = \frac{1}{T} \int_{-\frac{T}{2}}^{\frac{T}{2}} I(x_p, y_p, \alpha) \exp\{-jn\alpha\} d\alpha \quad (2.6)$$

これに、フーリエ変換を用いることでスペクトル値は以下の式 (2.7) で表せる。

$$F(\omega) = \sum_{-\infty}^{\infty} 2\pi c_n \delta(\omega - n\omega_0) \quad (2.7)$$

ここで、 ω_0 は基本周波数、 ω は周波数である。スペクトル値のノイズ成分の影響を少なくするため $\omega = \omega_0$, $n = 1$ とすると、式 (2.8) が得られる。

$$\begin{aligned} F(\omega_0) &= 2\pi c_1 \delta(0) \\ &= 2\pi \delta(0) \frac{1}{T} \int_{-\frac{T}{2}}^{\frac{T}{2}} I(x_p, y_p, \alpha) \exp\{-j\alpha\} d\alpha \end{aligned} \quad (2.8)$$

この式に $\omega_0 = 1$, $T = 2\pi$ を代入すると、以下の式 (2.9) のようになる。

$$F(1) = \pi A(x_p, y_p) \exp\{-j\varphi_m(x_p, y_p)\} \delta(0) \quad (2.9)$$

この式を用いて位相 $\varphi(x_p, y_p)$ を表すと式 (2.10) となる。

$$\varphi_m(x_p, y_p) = -\arg[F(1)] \quad (2.10)$$

ただし、上の式の位相値は不連続に分布しているため、連続分布の位相値を求めると以下の式 (2.11) になる。

$$\varphi_m(x_p, y_p) = -\varphi_m(x_p, y_p) + \varphi_r(x_p, y_p) \quad (2.11)$$

ただし、 $\varphi_r(x_p, y_p)$ は、基準格子の位相である。ここで、基準面 1, 2 で投影された格子画像にサンプリングモアレ法を適用し、2 つの縞の位相情報を画素ごとに割り当てる。

2.6.3 基準平面上の 3 次元位置座標の算出

まず、 x, y 平面上における縞同士の干渉を利用して、 x, y 基準平面上の位置座標を導出する。基準面 1 と基準面 2 では z 方向の位置が異なることから遠近法により、それぞれの位置での格子は異なる。これにより基準面間の測定空間に座標系が生成される。各座標において x 軸方向と y 軸方向の 2 次元の縞模様に移動平均を用いることで各方向の縞模様が得られるため、それぞれの方向の位相はサンプリングモアレ法を用いて位相 ψ_x と ψ_y が表される。

これらより、基準面の位置座標は次の式 (2.12), (2.13) で表される。

$$x_p = \frac{p_x \psi_x}{2\pi} \quad (2.12)$$

$$y_p = \frac{p_y \psi_y}{2\pi} \quad (2.13)$$

なお、 p_x, p_y は各軸方向における格子間隔である。従って基準面 2 は基準面 1 を z 軸方向に d だけ移動させた位置であるため、二つの基準面の任意の座標はそれぞれ式 (2.14), (2.15) で表される。

$$x^{\text{ref}_1} = \left(\frac{p_x \psi_x}{2\pi}, \frac{p_y \psi_y}{2\pi}, 0 \right) \quad (2.14)$$

$$x^{\text{ref}_2} = \left(\frac{p_x \psi_x}{2\pi}, \frac{p_y \psi_y}{2\pi}, d \right) \quad (2.15)$$

2.6.4 測定物の座標計算

較正完了後、2 つの基準面を取り外し、測定物を測定空間内に設置し、2 つの基準面による較正方法を用いて、測定物の表面の座標を計算する。

カメラの視線と基準面との交点、プロジェクタの投影線と基準面との交点を図 2.10 の A, B, C, E, F のように定め、カメラの視線、プロジェクタの投影線と測定物との交点を D と定める。ただし、 x^A, \dots, x^F は位置ベクトル、 ψ_1, ψ, ψ_2 は交点における位相値である。

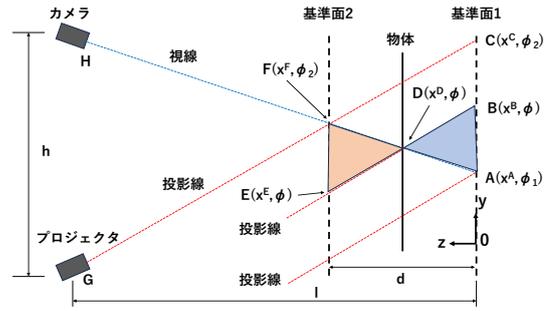


図 2.10: カメラとプロジェクタと基準面間の角度

基準面 1 と基準面 2 の距離 d は撮影器具と測定物の距離 l と比べると非常に小さいため、図 2.10 の投影線は測定空間内で平行であると仮定できる。投影線が平行であることから $\triangle ABD$ と $\triangle FED$ は相似であり次の式 (2.16) が得られる。

$$\frac{x_D - x_F}{x_D - x_A} = \frac{x_2^E - x_2^F}{x_2^B - x_2^A} = \frac{\varphi - \varphi_2}{\varphi - \varphi_1} \quad (2.16)$$

従って、位置ベクトルの y 成分 $x^J, J=A, \dots, F$. と式 (2.15) から d^D の z 成分 x_3^D は次の式 (2.17) で表されることがわかる。

$$x_3^D = \frac{\varphi - \varphi_1}{\varphi_2 - \varphi_1} d \quad (2.17)$$

実際に格子投影法を行った場合図 2.11[8] のように奥行きが計測される。



図 2.11: 格子投影法による石こう像の計測例

2.7 精度

本解析の解析精度を以下に示す。

本ミッションで撮影する動画は 640×480 ピクセルである。また、Spresense カメラボードの視野角度が $78^\circ \pm 3^\circ$ であるため、本精度計算では最小の 75° の場合を考える。今、カメラから膜までの距離は 300 mm なので、カメラで撮影される画面の対角線の半分は 230 mm である。この様子を図 2.12 に示す。本解析に用いるのは $100 \times 100 \text{ mm}^2$ の正方形範囲であり、この範囲に 10×10 個の格子を投影する。 100 mm には約 174 ピクセルの画素が含ま

れているため、1ピッチあたりには17.4ピクセルの画素がある。したがって、一つの格子に17.4×17.4ピクセルの画素が存在し、1ピクセルは0.57×0.57mm²である。これが本解析の精度であり、1ピッチあたりに10ピクセル以上の画素数が必要であるという要求を満たす。

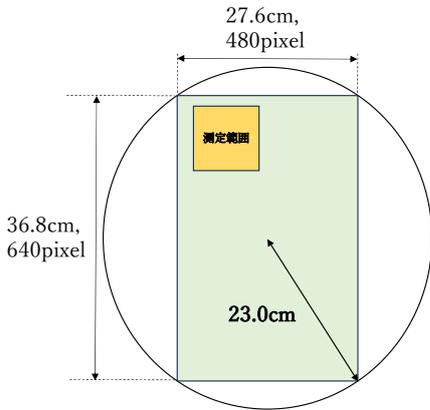


図 2.12: カメラの撮影範囲

2.8 汎用性

今回のミッションでは膜面の一部だけを撮影したが、本ミッションが実証できれば次のステップとしては複数台のカメラを使用して格子投影法を用いて膜面全体を計測することが検討できる。

3 衛星運用

3.1 軌道設計

軌道高度 550 km, 軌道傾斜角 51.6° を採用した。薄膜展開後の空気抵抗が大幅に増え軌道寿命が短くなることから、展開後の軌道寿命を考慮して、十分なミッション期間を持てるように軌道設計を行った。

3.2 打ち上げ条件

打ち上げ年度は 2027 年度に打ち上げ, 打ち上げサービスは H-IIA ロケット, 打ち上げ場所は種子島宇宙センターを想定している。

3.3 制約条件

ミッションコストの条件は 1000 万円以下, 開発期間は 2023 年の開始から 3 年とする。ロケットの最大積載量は 50kg であり本衛星は 2.011kg であることから制約条件を満たす。

放出後からの期間	1日～1週間	1週間～1ヶ月	2ヶ月～12ヶ月
運用フェーズ	クリティカルフェーズ	チェックアウトフェーズ	定常運用フェーズ
	展開機構展開		

図 3.1: 運用フェーズ

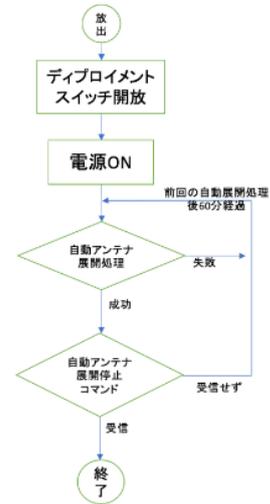


図 3.2: 自動アンテナ展開フローチャート

3.4 運用期間

本衛星は、H-IIA ロケットからの放出後、クリティカルフェーズ、チェックアウトフェーズ、定常運用フェーズの順で運用を行う。以下の図 3.1 に各運用フェーズについて記述する。

- ・クリティカルフェーズ

本衛星は、ISS から放出後、ディプロイメントスイッチが開放され、電源が ON になる。電源が入った後、自動アンテナ展開処理を繰り返し、アンテナ展開を行う。ここまでのシーケンスのフローチャートを図 3.2 に示す。地上局において、TLE により衛星の位置を特定、追尾を実行し CW、機能性能 DL により、衛星の生存確認を行う。軌道放出後、1日から一週間にて実行する。

- ・チェックアウトフェーズ

センサ、磁気トルカ、ミッション機器の動作確認を行う。モード移行の動作確認を実行し、ミッションモードに問題なく移行できることを確認する。クリティカルフェーズが終了後、2週間から1ヶ月ほど行う。

- ・定常運用フェーズ

チェックアウトフェーズ終了後、運用終了までの年間において、ミッション運用を行う。各パスにて CW にて健全性を確認し、機能性能データを1日に約1回 DL を行い、ミッションはパスごとにコマンドを送り実行する。ミッ

ションデータの DL も軌道 1 周ごとに行う。

- ・廃棄運用

打ち上げから 0.95 年後を運用終了とする。運用終了後には、停波コマンドを送り、停波を行い、大気圏再突入により消滅させることで衛星廃棄を行う。軌道寿命については 7.10 節参照。

3.5 システム要求

3.5.1 構造系要求

本衛星は H-IIA ロケットでの打上げを想定しており、打上げ時の荷重及び振動環境に耐える衛星構造を設計する必要がある。また、膜を構体外部に展開させるため、最外殻パネルの一部を展開させ、その展開構造を保持する機構を有する必要がある。

3.5.2 電源系要求

日照・日陰によらず、各搭載機器に必要な電力を安定的に供給できる。

3.5.3 通信系要求

本衛星ではデータやコマンドの送受信を可視時間中に行わなければならないため、衛星と地上局を確実に繋ぐことのできるアンテナ設計と地上局設計が必要である。また、アップリンクとダウンリンクを円滑に行える十分な回線マージンを確保する必要がある。要求の詳細は 8 節で述べる。

3.5.4 姿勢系要求

通信が行うことができる姿勢をとること。

3.5.5 熱系要求

本衛星に搭載する機器にはそれぞれ許容温度範囲が存在する。衛星は軌道上で厳しい熱環境にさらされるため、各機器の温度が許容温度を逸脱する恐れがある。よって、熱制御系では、全ての搭載機器の温度が許容温度内におさまるように温度制御やヒータの選定を行う必要がある。

3.5.6 C & DH 要求

ミッション達成のためには、衛星システムの監視と制御が必要である。そのためには、衛星の状態を管理し、テレメトリの作成・保存・読み出しを行い、異常発生時に衛星を保護する対応が必要となる。また、ミッション部とバス部でそれぞれ使用する OBC 間のインターフェースを持つことも必要である。本衛星では、地上からのコマンドデータ、ミッションで測定するデータ、HK データ (AD データ、機能性能データ、姿勢データ) を扱う。

4 地上展開試験

4.1 地上における展開試験の意義

当衛星のミッションは宇宙での膜の形状計測を行うことである。よって、衛星打ち上げ後、膜展開を成功させることは必要不可欠であり、地上においてあらかじめ膜を意図した動きで展開させることができることを確認しなければならない。しかしながら、宇宙と地球とでは環境が異なるためその点を考慮して地上での展開試験を行う必要がある。

従って以下では地上における展開試験の計画を示す。

4.2 地上での展開試験における検討項目

地上での展開試験では宇宙との環境が異なるため、次の三つの点を考慮して展開試験を行うとする。

1. 重力
2. 伝熱
3. 大気

宇宙は微小重力環境であり展開装置や膜に加わる力についても地上と宇宙では異なる。そのため地上試験において検討すべき項目とした。

伝熱に関しては、主に熱伝導、対流、放射の三つの項目に分けられるが、宇宙環境では真空に近いので、対流は考慮しない。従って、当衛星では熱伝導と放射を考慮するとする。このとき膜展開に与える影響として考えられるのが、展開機構や膜の材質変化と熱膨張である。よって地上での展開試験において熱環境を考慮し試験を行うことは必要であるとした。

三つ目の検討項目として挙げられるのは大気である。地上では大気の影響による膜振動が考えられるため検討すべき項目とした。

4.3 試験方法

上記で述べた、重力、伝熱、大気の三つの点を考慮した上での地上展開試験の方法について述べる。

試験は真空チャンバー展開試験と重力補正展開試験の二つに分けて行うこととする。このうち真空チャンバー試験では伝熱と大気について考慮し、重力補正展開試験では重力について考慮した試験となっている。

4.3.1 真空チャンバー展開試験

真空チャンバーを用いることにより真空状態を再現でき、大気の影響を受けないようにすることができる。また、真空チャンバーを用いることにより 100K[10] までの低温が再現できるため、宇宙環境を模擬することができる。なお、高温条件下では、金属の膨張による展開機構の変形が大きいと考えられる。そのため当衛星での展開ミッションは日陰時に地上局からコマンドを送信し展開を実施することとした。そのため、低温環境下でのみ試験を行う。

4.3.2 重力補正展開試験

重力補正展開試験では、重力補填装置を用いて展開機構にかかる重力を打ち消し宇宙環境を模して実験を行う。具体的には展開機構であるタケノコばねの伸展方向を鉛直上向きとし、展開機構に鉛直下向きに加重を加える重力補填装置を用いて宇宙環境を再現し展開する。なおこの展開実験は当大学と室蘭工業大学の共同開発によって打ち上げた小型人工衛星「ひろがり」でも実施しており、実証経験がある。図 4.1 には試験での様子を示す。

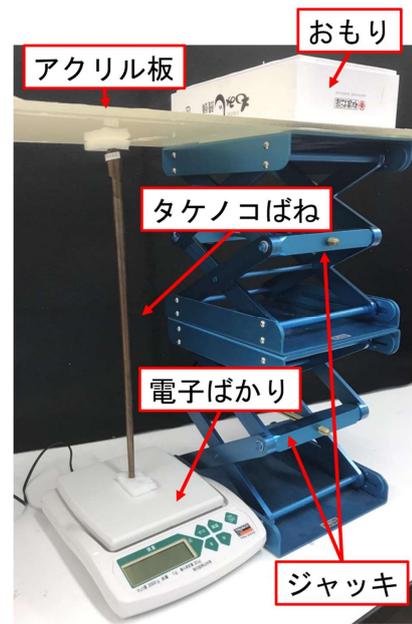


図 4.1: 「ひろがり」における重力補填試験の様子

5.2 座標軸と各パネル名称の定義

座標軸と各パネルの名称を図 5.1, 図 5.2 に示す。また、パネルの材質はすべて A5052-O である。

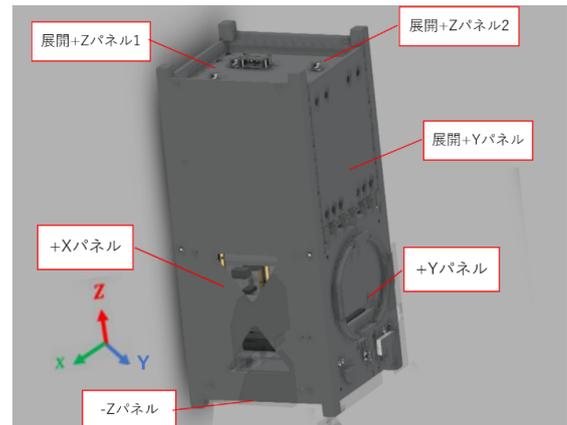


図 5.1: 座標軸・パネル定義 1

5 構造系

5.1 概要

本衛星は 2U サイズ (100 mm × 100 mm × 200 mm) の超小型衛星と想定して設計を行う。ロケットのペイロードとして宇宙に打ち上げられるためその際にかかる荷重や振動に耐えられる構造である必要がある。よって本章では衛星の構造要求を満たし、安全性に問題がないことを示す。

本解析書 1 章の第 3 節で前述したように、膜を展開する必要がある。よって膜展開部を伸展する空間が必要となるが不足している為、展開構造を設けることで衛星外部を利用する。

5.3 機器配置

図 5.3, 図 5.4 に機器配置と機器名称を示す。第二章で述べたように、2U のうち、+Z 方向の 1U 部分はミッション部であり、図 5.3, 図 5.4 では非表示にしている。機器配置においては、重心を低くするために構体の -Z パネル近くにバッテリーコンポーネントや通信機のような重量が大きい機器を配置した。また、バッテリーは発熱して周辺機器に影響を及ぼすため、基板から離して配置した。BOBC 基板および MOBC 基板は 4 隅にそれぞれ 1

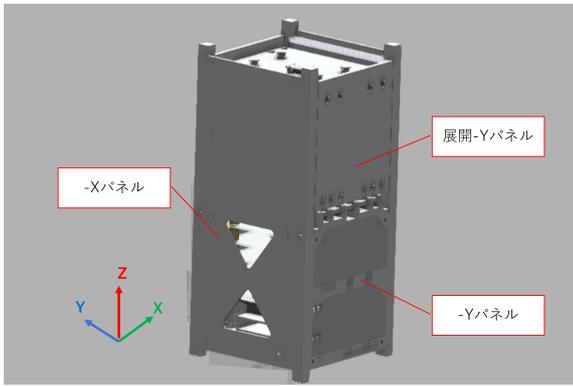


図 5.2: 座標軸・パネル定義 2

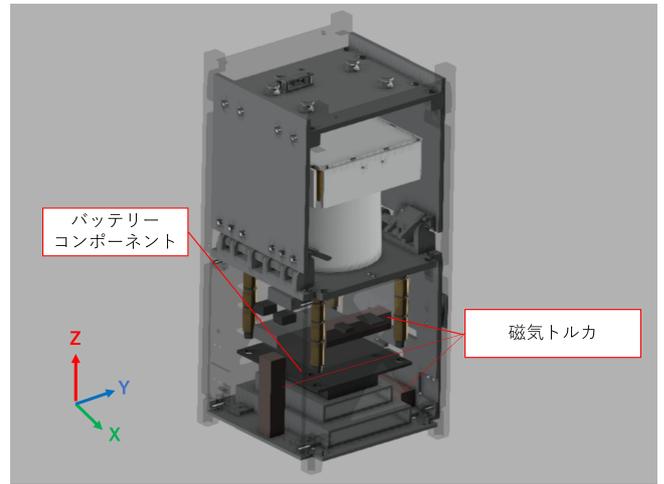


図 5.4: 機器配置図 2

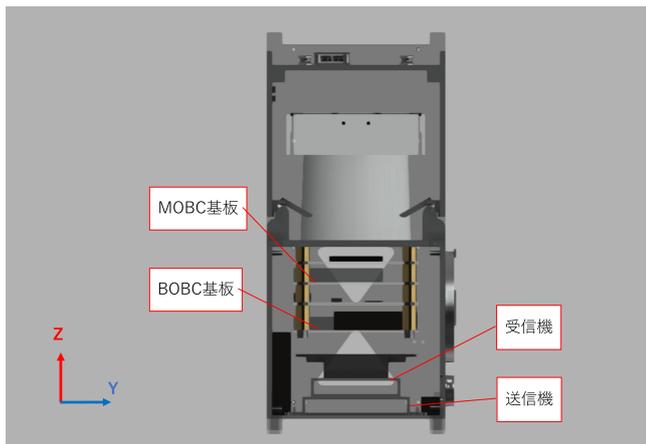


図 5.3: 機器配置図 1

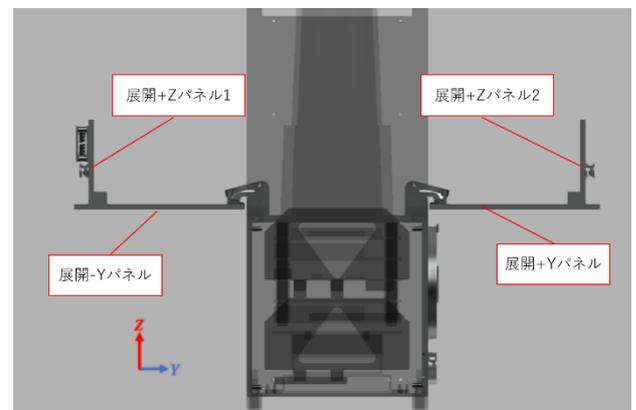


図 5.5: 展開後の展開パドル

本の支柱を貫通させスペーサーでつなぐことで、タワー構造として組み立てやすいようにしている。

5.4 質量特性

本衛星の質量は 2011g であり、本コンテストの規定を満たしている。また、本衛星の質量特性 (質量中心、慣性モーメント) を表 5.1 に示す。本衛星の原点は $-Z$ パネルの幾何中心にある。

表 5.1: 質量特性

質量中心 [mm]	X 方向	0.125
	Y 方向	0.281
	Z 方向	109
慣性モーメント [gmm ²]	I_{XX}	8.13×10^6
	I_{YY}	7.77×10^6
	I_{ZZ}	2.83×10^6

5.5 パドル展開機構

展開パドルは $-Y$ パドルと $+Z$ パドル 1, $+Y$ パドルと $+Z$ パドル 2 の組み合わせからなる L 字状の構造であり、展開すると図 5.5 のようになる。展開前の展開パドルはテグスによって拘束されており、ニクロム線を用いてテグスを溶断することで展開パドルを展開させる。また、展開にはねじりばねの復元力を利用する。

5.6 パドル展開・保持機構

図 5.1 において展開パドルは閉じられているが、後述するパドル溶断機構によりテグスの拘束が解かれると、図 5.6 に示す回転機構に取り付けられたねじりばねの復元力により図 5.5 のように展開する。図 5.6 の展開保持機構により展開状態が保持されている。

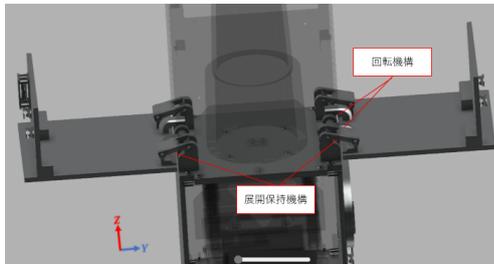


図 5.6: パドル展開・保持機構

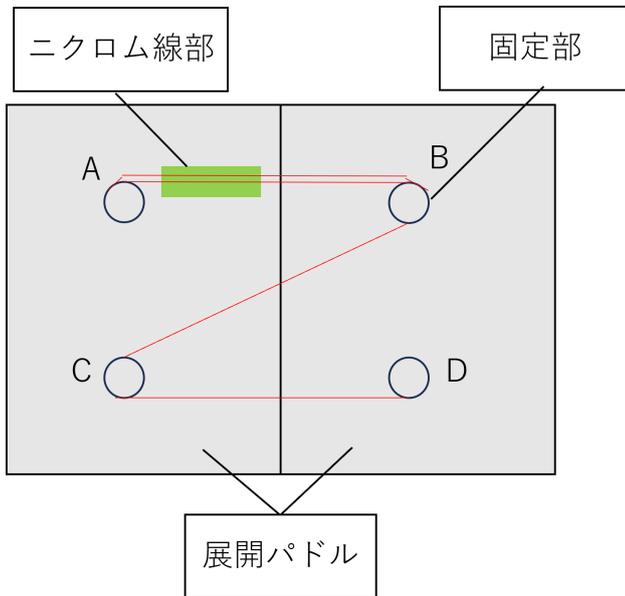


図 5.7: パドル溶断機構

5.7 溶断機構

テグスを溶断するための溶断機構を図 5.7 に示す。パドル展開モードにてニクロム線を加熱することで、テグスを溶断する。また、冗長設計として2つのニクロム線、2つのテグスを有している。テグスの結び方は A の固定部でテグスを結んだ後、テグスをニクロム線部、B、C の順に固定部に通し、D の固定部でテグスを結ぶ。Z 字を描くようにテグスを固定したのは、テグスの張力が低下しにくいようにするためである。冗長設計としてのもう一方のテグスは、固定部 A、固定部 B を結んだものである。

5.8 アンテナ展開機構

本衛星は通信用にモノポールアンテナとダイポールアンテナを +Y パネル上に有し、これらのアンテナは図 5.8 に示すアンテナガイドに巻き付けられている。ダイポールアンテナの上に覆いかぶさるようにモノポールアンテナが巻かれており、モノポールアンテナはテグスにより

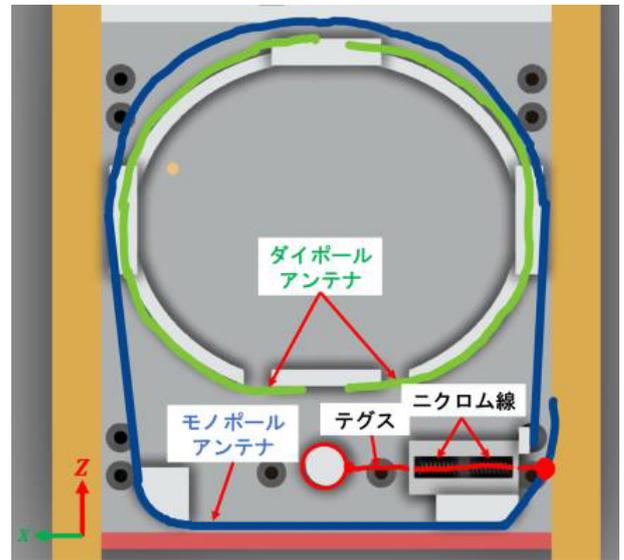


図 5.8: アンテナ展開機構・アンテナガイド

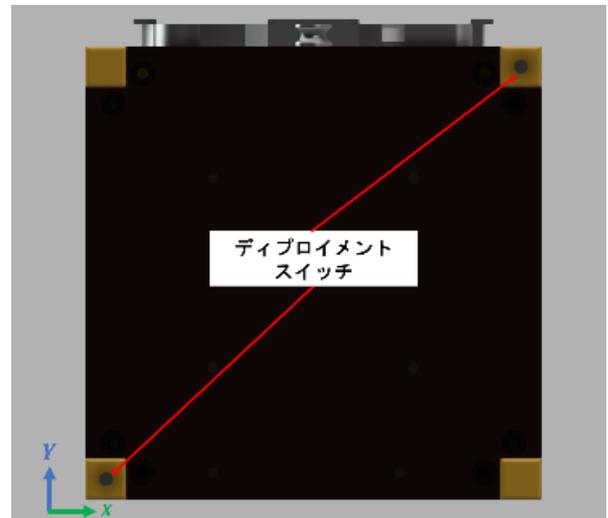


図 5.9: ディプロイメントスイッチの位置図

固定される。放出後にニクロム線が熱せられ、テグスが溶断されることでアンテナが展開される。なお、ニクロム線は冗長系として二つ用意している。

5.9 ディプロイメントスイッチ

本衛星は電源投入の手段としてディプロイメントスイッチを図 5.9 の位置に搭載する。放出前、本スイッチは押し下げられているが、放出に伴い解放されることで衛星の電源が投入されるようになっている。なお、本スイッチの具体的な挙動については第五章で述べる。

表 5.2: 衛星設計コンテストにおける要求

解析項目	設計要求	
準静的加速度	機軸方向	+5.0 G / -6.0 G
	機軸直交方向	±5.0 G
剛性要求	機軸方向	120 Hz 以上
	機軸直交方向	60 Hz 以上
ランダム振動	20~200 Hz	+3 dB/oct
	200~2000 Hz	0.032 G ² /Hz
正弦波振動	機軸方向	2.5 G _{0-p} (5~100 Hz)
	機軸直交方向	2.0 G _{0-p} (5~100 Hz)

5.10 ロケット打ち上げ時の解析

5.10.1 解析条件

ロケット打ち上げ時にかかる力及び振動の条件は本コンテストの要求を参照し、表 5.2 にまとめる。許容応力 σ_{allow} は、パネルの素材である A5052-O における値を用い、解析で利用した Autodesk 社の Fusion360 の降伏応力の値を参照して計算する。また、Z 方向に 46.6 N の荷重を加え、レールを固定して構造解析を行う。安全余裕の算出においては安全率 $f = 1.5$ を用いる。

5.10.2 準静的加速度

本衛星では機軸方向は Z 軸であるので、 $\pm X$, $\pm Y$, $\pm Z$ の各 6 方向にそれぞれ加速度 +5.0 G, -5.0 G, +5.0 G, -5.0 G, +5.0 G, -6.0 G (ただし、 $G = 9.8 \text{ m/s}^2$ とする) を入力して解析を行う。その結果の中でも最も厳しい結果が得られた -Y 方向に関して最大 Mises 応力 σ_{max} が発生し、その値は 20.9 MPa であり、その様子を図 5.10 に示す。その結果から安全率を考慮して安全余裕 M_s を求めると式 (5.1) のようになる。

$$M_s = \frac{\sigma_{allow}}{f \times \sigma_{max}} - 1 = \frac{89.6 \text{ MPa}}{1.5 \times 20.9 \text{ MPa}} - 1 = 1.86 \quad (5.1)$$

5.10.3 剛性要求

表 5.2 に示した本コンテストにおける条件下で固有振動数解析を行い、ロケットの打ち上げ時に加わる振動により機体が共振を起こさないかを検討する。解析の結果、機軸方向 (Z 軸方向) の固有振動数は 820 Hz (>120 Hz) で、機軸直交方向 X 軸に関しては固有振動数 525 Hz (>60 Hz),

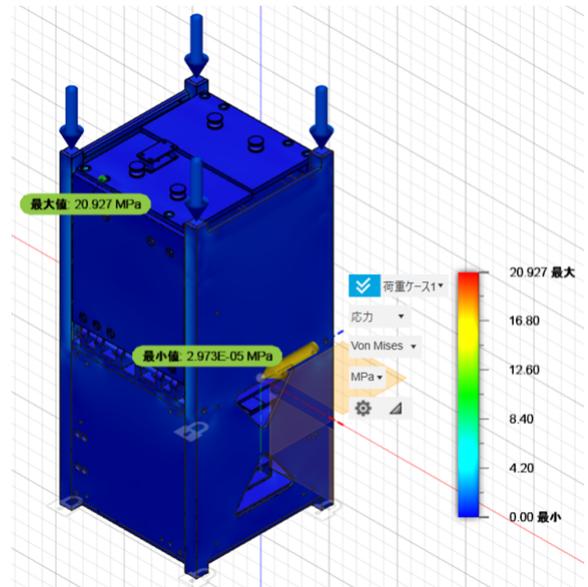


図 5.10: 準静的加速度解析結果

Y 軸に関して固有振動数 491 Hz (>60 Hz) となり本衛星は剛性要求を満たす。

5.10.4 ランダム振動

表 5.2 に示した本コンテストの条件下において、ロケット打ち上げに加わるランダム振動に耐えるかを検討する。この時、各固有振動方向の応答加速度 $G_{rms, i}$ ($i = X, Y, Z$) を Mises の式により計算し、それを 3 倍した値 (3σ 荷重) を等価静加速度として解析を行う。ここで、共振倍率を Q 、各軸の固有振動数を f_i ($i = X, Y, Z$)、固有振動数における加速度パワースペクトル密度を PSD_i ($i = X, Y, Z$) とおく。各軸の固有振動数は 200 Hz 以上であるので固有振動数に対する PSD_i ($i = X, Y, Z$) は

$$PSD_i = 0.032 \text{ G}^2/\text{Hz} \quad (5.2)$$

とおけて、等価静加速度 G_i ($i = X, Y, Z$) は式 (5.3) から計算可能である。

$$G_i = 3\sqrt{\frac{\pi}{2} Q f_i PSD_i} \quad (5.3)$$

共振倍率 $Q = 10$ とすると、

$$G_X = 48.7 \text{ G}, \quad G_Y = 47.1 \text{ G}, \quad G_Z = 60.9 \text{ G} \quad (5.4)$$

となる。

準静的加速度解析の結果を用いると、最大 Mises 応力 σ_{max} が発生するのは Y 軸方向で 22.5 MPa である。

そして、最大 Mises 応力 σ_{\max} から安全余裕 M_s を式 (5.5) で計算する。

$$M_s = \frac{\sigma_{\text{allow}}}{f \times \sigma_{\max}} - 1 = \frac{89.6 \text{ MPa}}{1.5 \times 22.5 \text{ MPa}} - 1 = 1.66 \quad (5.5)$$

よって、ランダム振動に対し本衛星は要求を満たす。

5.10.5 正弦波振動レベル

表 5.2 に示した本コンテストの条件下において、ロケット打ち上げ時の正弦波振動に本衛星が耐えるかを検討する。このとき、入力レベルに共振倍率 Q をかけた値を等価静加速度として解析を行う。ただし、この周波数帯では共振を生じることはないので共振倍率 $Q = 1$ と仮定できて、等価静加速度 $G_i (i = X, Y, Z)$ はそれぞれ式 (5.6) で表される。

$$G_X = 2.0 G, \quad G_Y = 2.0 G, \quad G_Z = 2.5 G \quad (5.6)$$

準静的加速度解析の結果を用いると、最大 Mises 応力 σ_{\max} が発生するのは Y 軸方向で 22.5 MPa である。

そして、最大 Mises 応力 σ_{\max} から安全余裕 M_s を式 (5.7) で計算する。

$$M_s = \frac{\sigma_{\text{allow}}}{f \times \sigma_{\max}} - 1 = \frac{89.6 \text{ MPa}}{1.5 \times 20.7 \text{ MPa}} - 1 = 2.88 \quad (5.7)$$

よって、本衛星は正弦波振動において要求を満たす。

6 ダイポールアンテナの配置

6.1 VSWR 解析

ミッション開始後、パネル展開時にパネル (A5052-O) がダイポールアンテナに接近する問題が発生する。本来ダイポールアンテナに金属が接近することでアンテナの帯域幅は減少する。そこで Altair 社の Feko を用い、パドル展開時の VSWR を測定し、帯域幅を算出した。

測定結果を図 6.1 に示す。結果より帯域幅を $VSWR \leq 2$ としたとき、これが満たされるのは 402 MHz から 448 MHz の間で VSWR の値は 2 を下回ることが分かった。従って帯域幅は 45 MHz 程でありダイポールアンテナの受信周波数 430 MHz に比べ 10% ほどであると分かった。従って、従って受信することは可能であると考ええる。

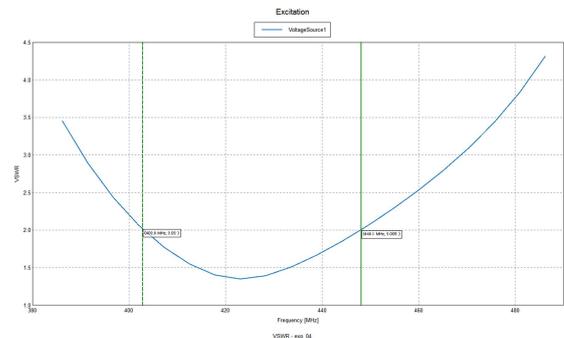


図 6.1: VSWR 測定

6.2 「ひろがり」での実績

また当団体が以前打ち上げた「ひろがり」と比較してもダイポールの配置設計は等しく、「ひろがり」運用時において致命的な通信障害はみられなかった実績が存在することからも通信可能であると考えられる。

ただし、配置を変更することで、より帯域幅を広げられると考えられるため、その点に関しては今後改善を必要と考える。

7 電源系

7.1 概要

システム要求を満たすよう、バッテリーと太陽電池アレイの選定及びサイジングを行った。運用モードごとに必要な電力を算出し、日照・日陰によらず、各搭載機器に必要な電力が安定的に供給されるように電源システムを検討、設計した。

7.2 構成

電源系は大まかに分けて、電力発生装置、電力蓄積装置、電力安定装置から構成されている。本衛星では、電力発生装置として太陽電池アレイを用いた。本衛星の電力生成・安定・分配に係る電源系のシステムブロック図を図 7.1 に示した。以降これらの構成・仕様について検討する。

バス方式について述べる。衛星は日陰時にはバッテリーにより電力を供給する。このバッテリー電圧は、バッテリー放電に伴い、放電速度、温度、放電深度などによって変化する。電力供給方式には日陰時に、昇圧コンバータで既定の電圧範囲に変化させて放電電圧を一定に制御する安定化バス方式と、バッテリーの電圧をそのまま出力し特に制御を行わない非安定化バス方式がある。本衛星では、機器の配置スペースが限られており、加えて大電流が流れる機器をバス電圧系統に搭載していることから、電力損失と部品数が少ない非安定化バス方式をとる。

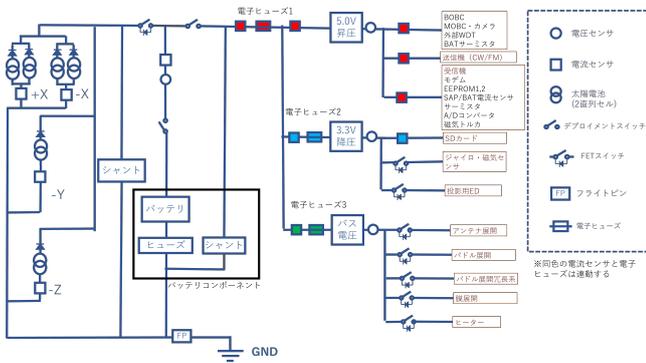


図 7.1: 電源系システムブロック図

また,EOL(EndOfLife)の発生電力で衛星の消費電力を賄えるよう設計を行うため,BOL(BeginningOfLife)では余剰電力が発生する.そのため太陽電池とバッテリーの後段にシャントを配置し,余剰電力を消費することとした.

バス電圧に関してハーネスによる送電損失を抑えるため,機器の電圧よりも高い電圧に設定するのが一般的であるが,本衛星では,5.4節で述べるバッテリーに用いたリチウムイオン電池の電圧が3.7V-4.2Vであること,また,5.0V系統では消費電流が大きくないことから,バス電圧をバッテリーと同じ3.7V-4.2Vとした.

電力分配について述べる.図7.1に示す.搭載機器を機器の動作電圧により5.0V,3.3V,バス電圧の3系統に分け,各系統を電流センサと電子ヒューズにより管理する.電流センサで既定値以上の電流が流れた場合には,同色の電子ヒューズにより電力供給が遮断され,衛星全体が動作不能になるのを防止する.

電力遮断に関して,ロケットに搭載されてから軌道上に放出されるまで衛星の電源をOFFの状態に保つ必要があるため,放出時に導通するディプロイメントスイッチを配置する.本衛星ではディプロイメントスイッチを図7.1で示された3ヶ所に配置した.

7.3 要求電力

本節では,各運用モードにおける消費電力を検討する.まず,本衛星で使用する機器の消費電力を図7.2に示す.5.0V系統と3.3V系統ではDCDCコンバータの効率を0.85とし,これを考慮して消費電力を計算する.図7.2から各運用モードでの消費電力をまとめたものを図7.3に示す.

7.4 要求電力

本節では,各運用モードにおける消費電力を検討する.まず,本衛星で使用する機器の消費電力を図7.2に示す.

機器	消費電流 [mA] (定格)	設計消費電流 [mA]	電圧[V]	消費電力 [mW]	消費電流(DCDC考慮) [mA]	消費電力(DCDC考慮) [mW]
EP9000機						
シャント	0.01	1.2	4.8	5.8	1.2	5.8
電子ヒューズ用コンパレータ	0.8	5.4	4	21.6	5.4	21.6
電流センサ(LT1028)	0.06	1.7	4	6.8	0.42	1.68
マイクロプロセッサ(LT1308B)	2.5	9.0	4	36.0	9.0	36.0
合計	2.92	13.38		48.08	13.38	48.08
DCDCコンバータ(LT1308B)	0.85					
BCDC (Sprenter)	20	20	5	100	23.529	117.847
MOBC (Sprenter)	20	20	5	100	23.529	117.847
作動LED (SAS55)	2	4	5	20	4.736	23.529
LED	0.3	0.3	5	1.5	0.353	1.765
サーモスタ (104JT-025) 内部ADCにつなげる	0.05	0.05	5	0.25	0.059	0.294
実用機 (RXE420A-301A)	26	26	5	130	30.588	152.941
カメラ (F761420)	1.2	1.7	5	8.5	2.000	10.000
EEPROM (24C1025)	0.005	0.01	5	0.05	0.012	0.059
ADC (AD7373)	0.33	0.33	5	1.65	0.376	3.529
リファレンスIC (LT1461C) (5.2.5mPPBF)	0.035	0.07	5	0.35	0.082	0.412
デジタルコンパレータ (MAX9212)	0.58	0.7	5	3.5	0.791	3.955
電圧センサ (MAX4224) (バッテリー)	0.06	0.06	5	0.3	0.071	0.353
サーモスタ (104JT-025) 内部ADCにつなげる	0.05	0	5	0.25	0.029	0.287
高圧電圧センサ用高圧アンテナ	0.33	0.33	5	1.65	1.165	5.824
合計	68.0392	156.9		327.8484	178.2256	870.529
送信機 TXE1454MFC-W-302A (CW送信機)	100	1	5	500	588.235	2841.176
送信機 TXE1454MFC-W-302A (FM送信機)	500	1	5	2500	588.235	2841.176
送信機 TXE1454MFC-W-302A (送信機)	5	1	5	25	7.259	35.294
DCDCコンバータ (LTC1372)	0.85					
5.0V系統						
アンテナ駆動マイクロム線	2000	1	2000	3.7	7400	2000
LED (WS2812)	140.884	3	422.653	3.7	1581.597	422.653
LED (WS2812)	2000	2	4000	3.7	14800	4000
送信機 TXE1454MFC-W-302A (送信機)	2000	1	2000	3.7	7400	2000
5.0V系統						
アンテナ駆動マイクロム線	2000	1	2000	3.7	7400	2000
LED (WS2812)	140.884	3	422.653	3.7	1581.597	422.653
LED (WS2812)	2000	2	4000	3.7	14800	4000
送信機 TXE1454MFC-W-302A (送信機)	2000	1	2000	3.7	7400	2000
5.0V系統						
アンテナ駆動マイクロム線	2000	1	2000	3.7	7400	2000
LED (WS2812)	140.884	3	422.653	3.7	1581.597	422.653
LED (WS2812)	2000	2	4000	3.7	14800	4000
送信機 TXE1454MFC-W-302A (送信機)	2000	1	2000	3.7	7400	2000
5.0V系統						
アンテナ駆動マイクロム線	2000	1	2000	3.7	7400	2000
LED (WS2812)	140.884	3	422.653	3.7	1581.597	422.653
LED (WS2812)	2000	2	4000	3.7	14800	4000
送信機 TXE1454MFC-W-302A (送信機)	2000	1	2000	3.7	7400	2000
5.0V系統						
アンテナ駆動マイクロム線	2000	1	2000	3.7	7400	2000
LED (WS2812)	140.884	3	422.653	3.7	1581.597	422.653
LED (WS2812)	2000	2	4000	3.7	14800	4000
送信機 TXE1454MFC-W-302A (送信機)	2000	1	2000	3.7	7400	2000
5.0V系統						
アンテナ駆動マイクロム線	2000	1	2000	3.7	7400	2000
LED (WS2812)	140.884	3	422.653	3.7	1581.597	422.653
LED (WS2812)	2000	2	4000	3.7	14800	4000
送信機 TXE1454MFC-W-302A (送信機)	2000	1	2000	3.7	7400	2000
5.0V系統						
アンテナ駆動マイクロム線	2000	1	2000	3.7	7400	2000
LED (WS2812)	140.884	3	422.653	3.7	1581.597	422.653
LED (WS2812)	2000	2	4000	3.7	14800	4000
送信機 TXE1454MFC-W-302A (送信機)	2000	1	2000	3.7	7400	2000
5.0V系統						
アンテナ駆動マイクロム線	2000	1	2000	3.7	7400	2000
LED (WS2812)	140.884	3	422.653	3.7	1581.597	422.653
LED (WS2812)	2000	2	4000	3.7	14800	4000
送信機 TXE1454MFC-W-302A (送信機)	2000	1	2000	3.7	7400	2000
5.0V系統						
アンテナ駆動マイクロム線	2000	1	2000	3.7	7400	2000
LED (WS2812)	140.884	3	422.653	3.7	1581.597	422.653
LED (WS2812)	2000	2	4000	3.7	14800	4000
送信機 TXE1454MFC-W-302A (送信機)	2000	1	2000	3.7	7400	2000
5.0V系統						
アンテナ駆動マイクロム線	2000	1	2000	3.7	7400	2000
LED (WS2812)	140.884	3	422.653	3.7	1581.597	422.653
LED (WS2812)	2000	2	4000	3.7	14800	4000
送信機 TXE1454MFC-W-302A (送信機)	2000	1	2000	3.7	7400	2000
5.0V系統						
アンテナ駆動マイクロム線	2000	1	2000	3.7	7400	2000
LED (WS2812)	140.884	3	422.653	3.7	1581.597	422.653
LED (WS2812)	2000	2	4000	3.7	14800	4000
送信機 TXE1454MFC-W-302A (送信機)	2000	1	2000	3.7	7400	2000
5.0V系統						
アンテナ駆動マイクロム線	2000	1	2000	3.7	7400	2000
LED (WS2812)	140.884	3	422.653	3.7	1581.597	422.653
LED (WS2812)	2000	2	4000	3.7	14800	4000
送信機 TXE1454MFC-W-302A (送信機)	2000	1	2000	3.7	7400	2000
5.0V系統						
アンテナ駆動マイクロム線	2000	1	2000	3.7	7400	2000
LED (WS2812)	140.884	3	422.653	3.7	1581.597	422.653
LED (WS2812)	2000	2	4000	3.7	14800	4000
送信機 TXE1454MFC-W-302A (送信機)	2000	1	2000	3.7	7400	2000
5.0V系統						
アンテナ駆動マイクロム線	2000	1	2000	3.7	7400	2000
LED (WS2812)	140.884	3	422.653	3.7	1581.597	422.653
LED (WS2812)	2000	2	4000	3.7	14800	4000
送信機 TXE1454MFC-W-302A (送信機)	2000	1	2000	3.7	7400	2000
5.0V系統						
アンテナ駆動マイクロム線	2000	1	2000	3.7	7400	2000
LED (WS2812)	140.884	3	422.653	3.7	1581.597	422.653
LED (WS2812)	2000	2	4000	3.7	14800	4000
送信機 TXE1454MFC-W-302A (送信機)	2000	1	2000	3.7	7400	2000
5.0V系統						
アンテナ駆動マイクロム線	2000	1	2000	3.7	7400	2000
LED (WS2812)	140.884	3	422.653	3.7	1581.597	422.653
LED (WS2812)	2000	2	4000	3.7	14800	4000
送信機 TXE1454MFC-W-302A (送信機)	2000	1	2000	3.7	7400	2000
5.0V系統						
アンテナ駆動マイクロム線	2000	1	2000	3.7	7400	2000
LED (WS2812)	140.884	3	422.653	3.7	1581.597	422.653
LED (WS2812)	2000	2	4000	3.7	14800	4000
送信機 TXE1454MFC-W-302A (送信機)	2000	1	2000	3.7	7400	2000
5.0V系統						
アンテナ駆動マイクロム線	2000	1	2000	3.7	7400	2000
LED (WS2812)	140.884	3	422.653	3.7	1581.597	422.653
LED (WS2812)	2000	2	4000	3.7	14800	4000
送信機 TXE1454MFC-W-302A (送信機)	2000	1	2000	3.7	7400	2000
5.0V系統						
アンテナ駆動マイクロム線	2000	1	2000	3.7	7400	2000
LED (WS2812)	140.884	3	422.653	3.7	1581.597	422.653
LED (WS2812)	2000	2	4000	3.7	14800	4000
送信機 TXE1454MFC-W-302A (送信機)	2000	1	2000	3.7	7400	2000
5.0V系統						
アンテナ駆動マイクロム線	2000	1	2000	3.7	7400	2000
LED (WS2812)	140.884	3	422.653	3.7	1581.597	422.653
LED (WS2812)	2000	2	4000	3.7	14800	4000
送信機 TXE1454MFC-W-302A (送信機)	2000	1	2000	3.7	7400	2000
5.0V系統						
アンテナ駆動マイクロム線	2000	1	2000	3.7	7400	2000
LED (WS2812)	140.884	3	422.653	3.7	1581.597	422.653
LED (WS2812)	2000	2	4000	3.7	14800	4000
送信機 TXE1454MFC-W-302A (送信機)	2000	1	2000	3.7	7400	2000
5.0V系統						
アンテナ駆動マイクロム線	2000	1	2000	3.7	7400	2000
LED (WS2812)	140.884	3	422.653	3.7	1581.597	422.653
LED (WS2812)	2000	2	4000	3.7	14800	4000
送信機 TXE1454MFC-W-302A (送信機)	2000	1	2000	3.7	7400	2000
5.0V系統						
アンテナ駆動マイクロム線	2000	1	2000	3.7	7400	2000
LED (WS2812)	140.884	3	422.653	3.7	1581.597	422.653
LED (WS2812)	2000	2	4000	3.7	14800	4000
送信機 TXE1454MFC-W-302A (送信機)	2000	1	2000	3.7	7400	2000
5.0V系統						
アンテナ駆動マイクロム線	2000	1	2000	3.7	7400	2000
LED (WS2812)	140.884	3	422.653	3.7	1581.597	422.653
LED (WS2812)	2000	2	4000	3.7	14800	4000
送信機 TXE1454MFC-W-302A (送信機)	2000	1	2000	3.7	7400	2000
5.0V系統						
アンテナ駆動マイクロム線	2000	1	2000	3.7	7400	2000
LED (WS2812)	140.884	3	422.653	3.7	1581.5	

表 7.1: UF103450P 諸元

項目	パラメータ
定格容量	1880 mAh
定格電圧	3.7 V
満充電電圧	4.2 V
充電温度	0-45°C
重量	38.5 g
寸法	48.80 mm × 38.80 mm × 10.50 mm

7.5.2 バッテリサイジング

ミッション遂行に必要なバッテリーの直列数及び並列数を決定する。

まずは直列数について、7.2の電源系構成において、本衛星では非安定化バス方式を採用し、バス電圧はバッテリー電圧と同じとすると決定したため、バッテリーの直列数は1である。

許容バッテリー放電深度 (DOD: DepthOfDischarge) を検討する。ミッション検討より本衛星の運用期間は1年である。本衛星の周期が5739sであるから、運用終了時までの充放電回数は、

$$\frac{365 \times 24 \times 3600 \text{ s}}{5739 \text{ s}} = 5495 \text{ cycle} \quad (7.2)$$

となる。膜展開前の充放電や、マージンを考慮して、約6000回とする。ここで、サイクル寿命とDODの関係を図7.4に示す。この図において、サイクル回数約6000回に対応するDODを調べると、約60%であることが分かる。そこで、許容DODを60%とし、必要なバッテリー容量を検討する。次の式(7.3)で用いる最大蝕時間は、高度200kmでの蝕時間を用いた。これは、運用中に衛星が存在しうる高度としては550kmから、運用末期の再突入前の200kmまでが想定されるが、高度が低い方が地球を1周する間の日陰の割合が大きく、日照時間が短いため電力収支が厳しくなる。よって、高度は200kmとして計算する。

$$C_T = \frac{P_{con} T_e}{C_d N V_d n} = \frac{412.4}{N} \quad (7.3)$$

C_T : バッテリ容量 [mAh]

P_{con} : 衛星消費電力 (2467 mW)

T_e : 最大蝕時間 (0.621 h)

C_d : 許容バッテリー DOD(0.6)

N : バッテリ並列台数

V_d : バッテリ定格電圧 (3.7 V)

n : 電力伝達効率 (0.9)

よって必要バッテリー容量は767.3mAhとなり、UF103450P単体の容量が1880mAhであることから、並

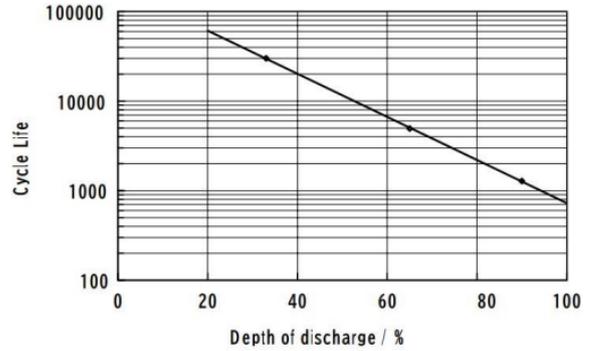


図 7.4: リチウムイオン電池に於ける放電深度とサイクル寿命の関係

表 7.2: 太陽電池セルの諸元 (at 28 °C)

平均開放電圧	2690 mV
平均短絡電流	519.6mA
最大電力時の電圧	2409 mV
最大電力時の電流	502.9 mA
平均変換効率	29.30 %

列数は1で十分と分かった。

以上より、バッテリーは1直列、1並列の計1個を搭載することとする。

7.6 太陽電池アレイ

7.6.1 太陽電池アレイ選定

本衛星では、先端技術研究所の宇宙用3接合GaAs太陽電池を採用する。その諸元を表7.2に示す。選定理由は、以下の4点である。

1. 宇宙での使用実績がある。
2. 宇宙空間における放射線耐性があるため、放射線による劣化や発電効率の低下が小さい。
3. GaAsを使用しており、発電効率が高い。
4. 温度による発電効率の低下が小さい。

7.6.2 全セル数の検討

まず、太陽電池セルの直列数を検討する。バッテリーが充電できるようにするため、アレイ電圧はバッテリー電圧より高くなければならない。本衛星では満充電バッテリー電圧の20%増しとした。

$$V_{arr} = V_{bathmax} \times 1.2 = 5.04V \quad (7.4)$$

V_{bathmax} : 満充電バッテリー電圧 (4.2V)

よって直列数は,

$$N_{\text{cell}} \geq \frac{V_{\text{arr}}}{V_{\text{cell}}} = 1.87 \quad (7.5)$$

N_{cell} : 太陽電池アレイのセル直列数 [枚]

V_{cell} : 太陽電池セルの解放電圧 (2.69 V)

したがって, 太陽電池アレイのセル直列数 N_{cell} は 2 枚とした。

次に全セル数の検討をする。衛星の高度はバッテリーのサイジングの項で述べた通り, 電力収支の厳しい 200 km とした。まず衛星寿命末期における必要な発生電力は

$$P_{\text{EOL}} = P_{\text{con}} + \frac{C_{\text{bat}} V_{\text{arr}}}{T_s N_{\text{orb}}} \quad (7.6)$$

P_{EOL} : 寿命末期における必要発電量 [mW]

P_{con} : 衛星消費電力 (2467 mW)

C_{bat} : バッテリー定格容量 (1880 mAh)

V_{arr} : アレイ電圧 (5.04 V)

N_{orb} : バッテリーを空から満充電にするために必要な周期 (6 周期) これより

$$P_{\text{EOL}} = 4.317\text{W} \quad (7.7)$$

次に衛星寿命初期におけるアレイ発電量 P_{BOL} を求める。温度による発電量の低下率は

$$\Delta\eta_T - \Delta T \times K_{\Delta T} \quad (7.8)$$

$\Delta\eta_T$: 温度による変換効率の低下率 ΔT 動作温度と平均変換効率時温度 (28 °C) の温度差 [°C]

$K_{\Delta T}$: マルチジャンクション GaAs セルの温度係数 (-0.286 %/°C)[12]

熱解析より衛星表面の最高温度はおよそ 25 °C であったことから, $\Delta T = -3 \text{ degreeCelsius}$ である。常温から温度が上昇していないことから, 温度上昇による効率低下は無視する。

従って P_{BOL} は,

$$P_{\text{BOL}} = \frac{P_{\text{EOL}}}{\eta \times \eta_A \times \eta_s} \quad (7.9)$$

によって求められる。ここで η は劣化セル効率, η_A はカバーガラス, パネル配線などによる損失係数, η_s はアンテナやその他の構造体による遮蔽係数である。

劣化セル効率を次式から求める.[13]

$$\eta = \exp\{-kN\} \quad (7.10)$$

N : 運用期間 (年)

ここで, マルチジャンクション GaAs セルを 10 年使用した場合, 動作電圧劣化率 0.869, 動作電流劣化率 0.963

である。よって $k = 0.01781$ である。

よって運用期間 1 年での劣化率は

$$\eta = \exp\{-0.01781 \times 1\} = 0.9823 \quad (7.11)$$

と求められる。 $\eta_A = 0.85$, $\eta_s = 0.9$ とすると,

$$P_{\text{BOL}} = 5.745\text{W} \quad (7.12)$$

次に全セル面積を求める。

$$S_{\text{all}} = \frac{P_{\text{BOL}}}{I_{\text{solor}} E_{\text{cell}}} = 0.01452\text{m}^2 \quad (7.13)$$

I_{solor} 太陽光強度 (1350W/m²)

E_{cell} : 太陽電池アレイの平均変換効率 (0.293) 全セル数を求める。

$$N_{\text{cell}} = \frac{S_{\text{all}}}{S_{\text{cell}}} = 4.81 \quad (7.14)$$

N_{cell} : 全セル数 [枚]

S_{all} : 全セル面積 (119.3 cm²)

S_{cell} : セル面積 (30.18 cm²)

したがって, 太陽光があたる必要がある太陽電池アレイは 5 枚である。よって, 衛星の寿命末期における平均発生電力 P_{EOLcell} は,

$$P_{\text{EOLcell}} = 4S_{\text{cell}}I_{\text{solor}}E_{\text{cell}}\eta\eta_A\eta_s = 3.828\text{W} \quad (7.15)$$

である。

本衛星では, 冗長設計として +X 面に太陽電池アレイを 4 枚貼り付けるほか, -X に 4 枚, -Y, -Z 面に 2 枚ずつ太陽電池アレイを貼り付ける。これらはすべて, 2 枚 1 組の直列つなぎである。

7.7 電力収支ダイアグラム

次に 4cycle の電力収支をダイアグラムでまとめた。まず, セーフモードのダイアグラム図ををに示す。図からセーフモードで地球 1 周するごとに, バッテリー残存エネルギーは約 750mWh ずつ回復する。したがって, セーフ閾値を DOD40 % とし, セーフ閾値に達してからセーフモードを継続すれば, DOD60 % を維持する運用を行うことができる。次に, 消費電力が最大のモードである撮影データダウンリンクモードのセーフモードのダイアグラムを図をに示す。図からセーフモードで地球 1 周するごとに, バッテリー残存エネルギーは約 361mWh ずつ減少する。だが, 地球 1 周分で 750mWh 回復できるセーフモードを加味した運用を行うことで, 電力収支を正に保つことは可能であると考えられる。次にバッテリーが日照期間中にフル充電となるための急速充電モードであるスーパーセーフモードのダイアグラムを示す。をに示す。図からスーパーセー

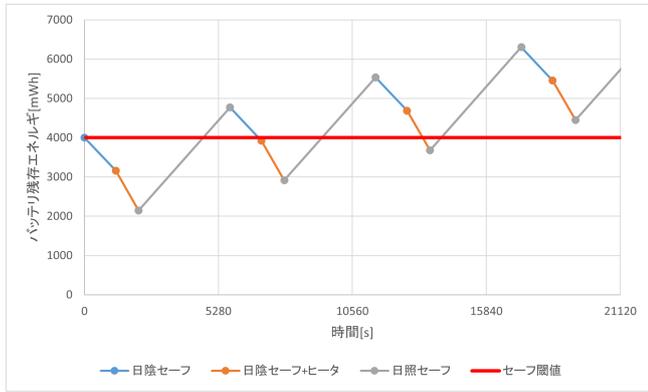


図 7.5: セーフモードの電力収支ダイアグラム

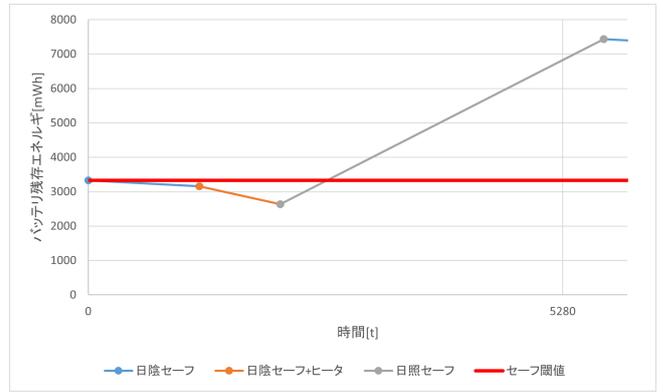


図 7.7: スーパーセーフモードの電力収支ダイアグラム

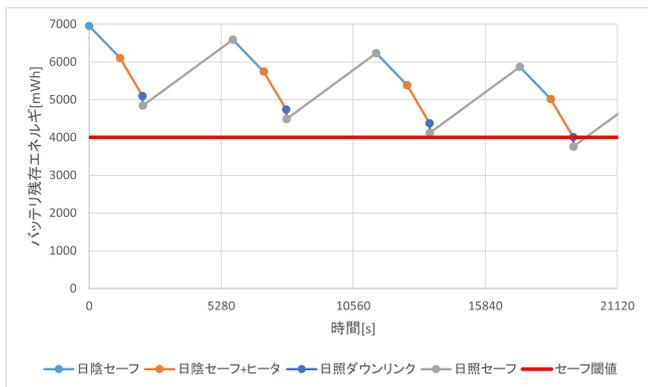


図 7.6: ダウンリンクモードの電力収支ダイアグラム

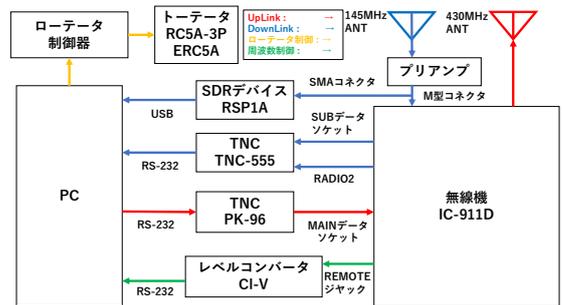


図 8.1: 地上局の構成

フモードで地球1周するごとに、バッテリー残存エネルギーはセーフ閾値からバッテリー満充電である6956mAhまで回復する。したがって、バッテリー残存エネルギーがセーフ閾値に達した場合、スーパーセーフモードで運用すればフル充電となることがわかる。

8 通信系

8.1 概要

本衛星では運用のためのアップリンク回線、衛星状態を確認するためのHKデータ、ミッション部において撮影した画像を地上局に送信するためのダウンリンク回線を用意する。本設計においてはアマチュア無線帯の利用を想定し、アップリンクは430MHz帯、ダウンリンクは145MHz帯とした。送受信には、衛星側に搭載されたモノポールアンテナとダイポールアンテナを用いる。地上局の構成を表すシステムブロック図を図8.1に示す。

8.2 通信系要求

以下に通信系の要求を示す。

1. 回線計算が成立すること。
2. 総務省への申請周波数(430MHz, 144MHz)以外で電波の放射がないこと。
3. 10分に一度、自局コールサインを送信すること。
4. 宇宙空間に放出後、30分経過するまで電波を放射しない。
5. 地上局からのコマンドにより直ちに停波する機能を有すること。
6. データの送信時以外に不要な電波を放射しないこと。
7. BOBCの動作に不具合が生じた場合、信号を停波できる。

表 8.1: TEX145MFMCW-302A 諸元

寸法 [mm]	80 × 60 × 10.5	
質量 [g]	48	
周波数範囲 [MHz]	145-146	
周波数安定度 [ppm]	+2.5 / (-30~+60 °C)	
周波数偏移 [kHz]	AFSK1200 bps	±3.5
	GMSK9600 bps	±4.8
電源電圧 [VDC]	5.0	
送信時消費電流 [mA]	CW	100(max 120)
	AFSK,GMSK	500(max 700)
送信出力 [mW]	CW	100
	SFSK/GMSK	800
送信待機電流 [mA]	6	

表 8.2: RXE430M-301A 諸元

寸法 [mm]	60 × 50 × 10.5
質量 [g]	38
受信周波数範囲 [MHz]	435-438
受信感度 [dBm]	-121
受信周波数安定度 [ppm]	+2.5/(-30~+60 °C)
電源電圧 [V]	4.0~6.0
消費電流 [mA]	26

8.3 機器選定

8.3.1 RF-TX

本設計では送信機として(株)西無線研究所の145 MHz FMCW 送信機 (TXE 145 MFMCW-302A) を用いる。無線機の諸元を表 8.1 に示す。RF-TX には制御装置として Microchip 社の PIC16F690 が用いられており、また、トランシーバー IC として ANALOGDEVICES 社の ADF7021-N が用いられている。この送信機は宇宙での使用実績があるため採択した。また、先例のように無音時間時に電源供給を遮断することによって SEL, SEU 対策を行う。

8.3.2 RF-RX

本衛星の受信機には(株)西無線研究所の430MHz FM 受信機 RXE430M-301A を用いる。受信機の諸元を表 8.2 に示す。RXE430M-301A は、2018 年 12 月に東京大学中須賀研究室で放射線試験が行われている。実験結果では、放射線量 16 年分相当で FM 受信機が動作を停止したことが報告されている。また、本受信機は OPUSAT を含めた多くの大学衛星で搭載された実績があり、放射線耐性は備わっていると考えられる。

8.4 回線計算

通信系において、アップリンク及びダウンリンクが行われているか否かを評価する為に回線計算を用いる。要求と受信との差である回線マージンが存在することを示すことを目標として回線計算を行った。以下に回線計算

で用いた式を示していく。なお、最終的な回線計算値を表 8.7 に示す。

8.4.1 要求 C/N_0

要求される信号電力対雑音電力は以下の式で表される。

$$\frac{C}{N_0} = \frac{E_b}{N_0} + L_{HW} + L_m + BR \text{ [dBHz]} \quad (8.1)$$

E_b/N_0 は要求信号電力対雑音電力、 L_{HW} ハードウェア劣化量、 L_m は変調損失、 BR はビットレートである。ただし、ビットレートは [bps] ではなく [dBHz] で計算していることに注意する。ハードウェア劣化量に関しては一般的に 2.0 dB~2.5 dB 程度の損失が生じるものとして考えるので今回は 2.5 dB を用いることとした。また、変調損失はワーストケースとして 3.5 dB を採用している。

8.4.2 受信 C/N_0

受信 C/N_0 は次式で表される。

$$\frac{C}{N_0} = EIRP - L + \frac{G}{T} + 228.6 \quad (8.2)$$

$EIRP$ は送信側の性能を表す等価等方輻射電力、 L は送信中の伝播損失、 G/T は受信側の性能を表すアンテナ利得対雑音比である。また、228.6 はデシベルに変換した際に出てくるボルツマン定数の値である。

$EIRP$

$EIRP$ (等価等方輻射電力) は、送信機がある方向への放射と同じレベルで全方向に放射したと仮定した場合に

必要な総電力であり以下の式で表される。

$$EIRP = P_{TX} - L_{FTX} + G_{ATX} - L_{APTX} \quad (8.3)$$

P_{TX} は送信機の出力電力, L_{FTX} は送信給電系の損失, G_{ATX} は送信アンテナの最大輻射方向の絶対利得, L_{APTX} は送信アンテナのポインティング損失を表す. L_{FTX} については *RG178B/U* というケーブルの減衰率を算出して, ケーブル長を乗じることで求めた。

伝搬損失 L

大気中を伝播する際の損失であり, 大気吸収損失, 自由空間損失, 降雨損失, 偏波損失を考慮する. ただし, 本衛星では降雨時に通信は行わないものとし, 降雨損失に関しては 0dB とする。

大気吸収損失に関しては本衛星で用いる周波数帯ではほぼ無視できると思われるが, ワorstケースとして 1GHz 帯を用いた時の値を採用している。

自由空間損失は放射点から拡散するとき電力を失うことから生じる損失を表し, 以下の式で表す。

$$L_d = 10 \ln \left(\frac{4\pi d}{\lambda} \right)^2 = 32.45 + 20 \ln(f) + 20 \log(d) \text{ [dB]} \quad (8.4)$$

d は送受信アンテナ間の距離 [km], λ は波長 [km], f は搬送は周波数 [Mhz] を表す。

受信 G/T

G/T (アンテナ利得対雑音比) は, アンテナと受信機全体の性能を総合評価する指標であり, 以下の式で表す。

$$\frac{G}{T} = G_{ARX} - L_{FRX} - L_{APRX} - T_s \quad (8.5)$$

G_{ARX} は受信アンテナ利得, L_{FRX} は受信給電線損失, L_{APRX} は受信側アンテナポインティング損失, T_s システム雑音温度を表す。

システム雑音温度 T_s

T_s (システム雑音温度) は受信システム側で生じる雑音の総和であり, 以下の式で表される。

$$T_s = 10 \times \log \left(\frac{T_A}{L} + T_F \left(1 - \frac{1}{L} \right) + T_E \right) \quad (8.6)$$

T_A はアンテナ雑音温度, T_F は給電線雑音温度, T_E は受信機雑音温度, L は給電線損失 L_{FRX} の真数を表す. 衛星局側のアンテナ雑音温度については, 太陽・地球・銀河からの熱雑音をそれぞれの視野割合より算出した. また, 地上局側アンテナについては熱雑音で支配的なもの

表 8.3: 衛星局送信アンテナ諸元

型	モノポールアンテナ
素材	ばね性リン青銅 C5210-H
周波数帯	145.9 MHz
利得	2.01 dBi
定在波比	1.14 VSWR
エレメント長	512 mm

表 8.4: 衛星局受信アンテナ諸元

型	ダイポールアンテナ
素材	ばね性リン青銅 C5210-H
周波数帯	436.5 MHz
利得	2.09 dBi
定在波比	1.76 VSWR
エレメント長	174 mm

は銀河雑音である. この銀河雑音の平均値は 145 MHz 帯では 1200 K 程度であるためこの値を採用した. 給電線雑音温度はケーブルの想定最高温度から仮定した.

次に, 受信機雑音温度は雑音指数 NF を用いて次式で表される。

$$T_E = \left(10^{\frac{NF}{10}} - 1 \right) 290 \quad (8.7)$$

8.5 アンテナ

8.5.1 アンテナの選定理由

衛星にアンテナを搭載する上でモノポールとダイポールの方式を採用したのは, 衛星がどのような姿勢をとっていたとしても, 安定した通信経路を確立させる狙いがあり, そのため指向性が弱く, シンプルな構成のアンテナを採用したかったからである。

素材としてばね性リン青銅 C5210-H を選んだのは, OPUSAT, OPUSAT-KIT, OPUSAT-II で十分に検討されて使用されていたからである. OPUSAT-II の時には宇宙でも使用されており, 信頼性があると考えられる. 表 8.3, 表 8.4 にそれぞれのアンテナの諸元を示す。

8.5.2 アンテナパターン計測

アンテナには指向性が存在し, 本衛星で搭載するダイポールアンテナとモノポールアンテナにも当てはまる. アンテナの指向性はアンテナ周辺の機材やアンテナの長さによって大きく影響を受ける場合がある. したがってあらかじめアンテナパターン計測を行うことは衛星の安定した通信経路を確保する上で必要である。

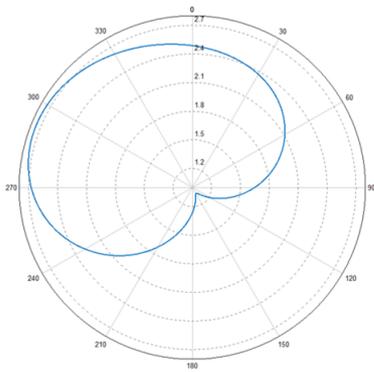


図 8.2: パドル未展開時のダイポールアンテナ利得

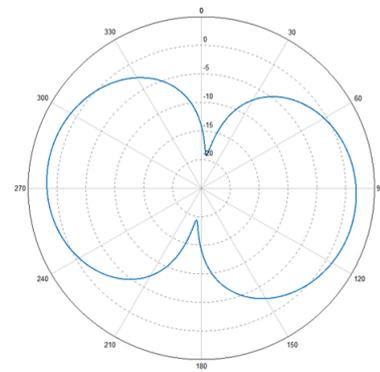


図 8.5: パドル展開時のモノポールアンテナ利得

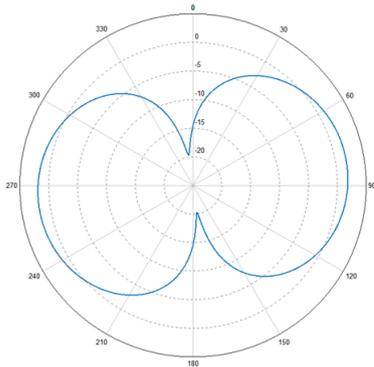


図 8.3: パドル未展開時のモノポールアンテナ利得

図 8.2 から図 8.5 にアンテナパターン計測の結果の図を示す。なおそれぞれの図はパドル未展開時と展開時のダイポールアンテナとモノポールアンテナの解析結果である。

解析結果より、アンテナの利得結果は、以前打ち上げた OPUSAT-II と同様のアンテナパターンを示しており、OPUSAT-II では通信障害がみられないことから適切なアンテナパターンであると考えられる。

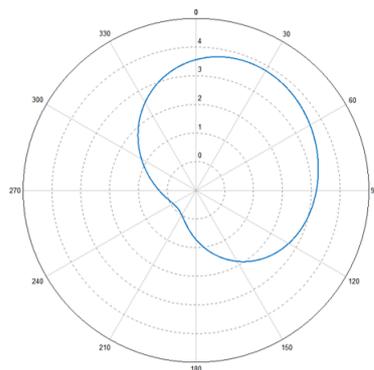


図 8.4: パドル展開時のダイポールアンテナ利得

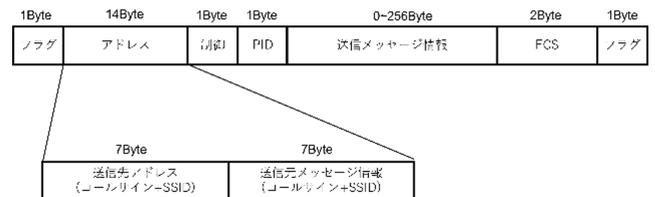


図 8.6: AX.25 のフレームフォーマット

8.6 ビーコンの packets 化

8.6.1 packets 化の背景

OPUSAT-II では健全性データ (HK データ) について、モールス通信 (以下 CW と記すこととする。) を用いてダウンリンクしていた。しかしながら CW の場合、復調を人間が行う性質上、毎回の運用に人的資源を消費し、比較的 low speed での通信を行っていた。そのため本設計では、HK データを FM 方式で送信し、人的負担の軽減を図ることとした。

8.6.2 ビーコンの変調方式

HK データを衛星局から送信する際、ビーコンに用いる変調方式を GMSK の 9600 bps とする。GMSK の選定理由としては、過去に FM 方式をビーコンに用いていた衛星のうち GMSK を採用しているものが多く、使用実績があるためである。ただし、異常発生時にそなえ、CW で HK データも送信できるように設定する。

8.6.3 プロトコル

packets 無線プロトコルは AX.25 を採用する。また AX.25 のフレームフォーマットに関しては以下の図 8.6 の通りである。

表 8.5: FM テレメトリ内容

パケット番号	データ量 [Byte]	内容
0	1	テレメトリ番号
1	1	モード番号
2-5	4	BOBC 時刻
6,7	2	異常ステータス
8-11	4	最終以上発生時刻
12	1	異常発生回数
13	1	バッテリー電圧
14	1	バッテリー電流
15	1	バッテリー温度
16	1	-Y 太陽電池電流 (+Z 側)
17	1	+X 太陽電池電流
18	1	-X 太陽電池電流
19	1	-Z 太陽電池電流
20	1	送信機電流
21	1	受信機電流
22	1	BOBC・MOBC 系統電流
23	1	SD カード電流
24	1	5V 系統電流
25	1	3.3V 系統電流
26	1	バス電圧系統電流
27	1	ヒューズ 1 電流
28	1	5V 系統電圧
29	1	3.3V 系統電圧

表 8.6: CW テレメトリ内容

パケット番号	データ量 [Byte]	内容
-	1.5	CW ヘッダ
0	1	テレメトリ番号
1	1	モード番号
2,3	3	異常ステータス
4	1	異常発生回数
5	1	バッテリー電圧
6	1	バッテリー電流
7	1	バッテリー温度
8-11	1	BOBC 時刻
12,13	1	チェックサム

8.6.4 ビーコンテレメトリーの内訳

衛星局から送信する HK データの内訳は FM, CW それぞれ表 8.5, 8.6 の通りである。

8.6.5 ビーコンの仕様

送信仕様に関しては FM の場合, 送信周期を 10 秒, 再送回数を 10 回とする。CW の場合, 送信周期を 25 秒とし, 再送は行わない。

また, 通信規定より, 10 分に 1 回コールサインを送出する。

8.6.6 CW への切り替え

通常時は FM で送信することとするが, ファーストパスまでや, 異常時に切り替えが必要な時は CW でビーコンを送信することとする。なお, CW での送信が必要と考える事象は以下の通りである。

- ファーストパスを取得できるまで。
- FM での HK データを取得できないとき。

なお, 衛星からの通信が取得できない場合, 最終取得時刻から 7 日後, 自動的に FM から CW に切り替わるようにする。また, コマンドを送信すれば, 任意で切り替えが行えるよう設定する。

8.7 暗号化

衛星と通信を行う上で, アップリンクにおいては暗号化することが要求される。そのため, 当衛星でも暗号化を行う。

8.7.1 暗号化方式

暗号化に用いる方式として, コマンドライン上で入力したコマンドを公開鍵暗号方式である AES 方式で暗号化を行う。共通鍵にはコマンドライン上で入力したパスワードを SHA-256 によってハッシュ化した 256 bit のバイト列を用いる。また, AES のモードとして, CTR モードを用いる。これは CCSDS 暗号アルゴリズム推奨規格に準拠している。

表 8.7: 回線計算表

項目	単位	Up Link	Down Link		
		AFSK(FM)	GMSK(FM)	OOK(CW)	
1	ビットレート	Kbps	1.2	9.6	0.02
2	搬送波周波数	MHz	438	145.9	145.9
3	送信電力	dBW	16.99	-0.97	-10
4	送信給電系損失	dB	7.68	0.53	0.53
5	送信アンテナ利得	dBi	20.5	2.1	2.1
6	送信 EIRP	dBW	29.81	0.6	-8.43
7	送信側ポインティング損失	dB	1.54	7	7
8	衛星高度	km	600	600	600
9	仰角	deg	10	10	0
10	最大通信距離	km	1932.26	1932.26	0
11	自由空間損失	dB	151	141.46	2830.87
12	大気吸収損失	dB	0.35	0.35	144.77
13	降雨損失	dB	0	0	0.35
14	偏波損失	dB	3	3	0
15	受信側ポインティング損失	dB	8	1.34	1.34
16	受信アンテナ利得	dB	2.1	18	18
17	受信給電系損失	dB	0.61	1.74	1.74
18	システム雑音温度	dBK	28.72	30.78	30.75
19	アンテナ雑音温度	K	202.6	1200	1200
20	給電線雑音温度	K	313	333	333
21	受信機雑音温度	K	527.33	281.36	272.99
22	受信 G/T	dB/K	-27.23	-14.51	-14.63
23	ボルツマン定数	dBW/(HzK)	-228.6	-228.6	-228.6
24	受信 C/N_0	dBHz	67.29	61.35	49.08
25	受信 C/N	dB	25.25	19.78	15.47
26	通過帯域幅	kHz	16	15	2.3
27	受信信号電力	dBm	-102.59	-106.28	-118.77
28	BER	-	0.00001	0.00001	0.00001
29	要求 E_B/N_0	dB	23.2	11.26	11.26
30	ビットレート (dB)(復調帯域)	dBHz	30.79	39.82	13.01
31	ハードウェア劣化量	dB	2.5	2.5	2.5
32	変調損失	dB	3.5	3.5	3.5
33	要求 C/N_0	dBHz	59.99	57.08	30.27
34	回線マージン	dB	7.3	4.46	18.81

表 9.1: 磁気センサの諸元

項目	値
磁気感度 [LSB/Gs]	600
測定時期範囲 [mT]	-1.2~1.2
消費電流 [μ A]	150
動作温度 [$^{\circ}$ C]	-40~85

表 9.2: ジャイロセンサの諸元

項目	値
検出レンジ [dps]	$\pm 250 / \pm 500 / \pm 2000$
分解能 [bit]	16
消費電力 [mA]	6.1
動作温度 [$^{\circ}$ C]	-40~85

9 姿勢系

9.1 概要

衛星には地球、太陽と地球からの引力、空気抵抗、太陽輻射圧、地磁気などの外力が働いており、このような環境下でミッションや通信を行うために姿勢を維持しなければならない。本章では、衛星に求められる姿勢を保てることを解析により示す。

9.2 姿勢制御方法

本衛星で要求される姿勢は、衛星にはられた太陽光発電パネルにおいて安定に発電を行うこと、地上局上空で通信ができることを満たすことである。これらの要求を満たすために、本衛星では磁気トルカ (MTQ) による能動姿勢制御を採用し、レートダンピングを行い、角速度を小さくし、回転することや急激な姿勢変化をなくすことを目的に、本衛星は磁力によって姿勢制御される。

9.3 センサ選定

本衛星は姿勢決定のために磁気センサ、ジャイロセンサを搭載する。磁気センサは地磁気の3軸を測定するために用いており、OPUSAT で使用実績のある AICHI MI 社の AMI306R を採用している。

ジャイロセンサは3軸周りの角速度を測定するために用いており、ST マイクロ社の L3GD20 [24] を採用している。

搭載するセンサの諸元は以下の表 9.1~9.2 のようになる。

9.4 外乱トルクの見積もり

姿勢制御を行うにあたって衛星に作用すると想定される重力傾斜トルク、空力トルク、太陽光輻射圧トルク、残留磁気トルクについて考える。

9.4.1 空力トルク

軌道上を運動する衛星に働く空気抵抗力 F_a [N] は以下のように表せる。

$$F_a = \frac{1}{2} S \rho v^2 C_D = 7.90 \times 10^{-7} \text{ N} \quad (9.1)$$

よって、空力トルク T_A は

$$T_A = \|\mathbf{r} \times \mathbf{F}_a\| = 7.90 \times 10^{-8} \text{ Nm} \quad (9.2)$$

と表される。 $\rho = 1.1 \times 10^{-12} \text{ kg/m}^3$ が大気密度、 $v = 7.905 \text{ km/s}$ が衛星の速度を、 $C_d=1.15$ が抵抗係数を、 $S = 0.02 \text{ m}^2$ が衛星の表面積を、 $r = 0.1 \text{ m}$ が幾何中心から質量中心へのベクトルを表す。

また膜展開後は、衛星の表面積は $S = 0.36 \text{ m}^2$ であるので、 $T_A = 1.42 \times 10^{-6} \text{ Nm}$ である。

9.4.2 重力傾斜トルク

宇宙機に働く重力は、宇宙機と地球の距離に依る。そのため、宇宙機の各部における距離の差により宇宙機内に重力の差が生じ、質量中心周りに重力傾斜トルクが発生する。重力傾斜トルク T_G は式 (9.3) のように求められる。

$$T_G = \frac{3\mu}{R^3} \|I_z - I_x\| = 1.780 \times 10^{-8} \text{ Nm} \quad (9.3)$$

ここで、重力定数 $\mu = 3.986 \times 10^{14} \text{ m}^3/\text{s}^2$ 、地心から宇宙機の質量中心までの距離 $R = 6928 \text{ km}$ 、 z 軸の中心方向ベクトルからのずれ $z = 1 \text{ rad}$ 、各軸の慣性モーメント $I_y = 7.77 \times 10^{-3} \text{ kgm}^2$ 、 $I_z = 2.82 \times 10^{-3} \text{ kgm}^2$ とする。

また膜展開後は、各軸の慣性モーメント $I_y = 39.48 \times 10^{-3} \text{ kgm}^2$ 、 $I_z = 7.29 \times 10^{-3} \text{ kgm}^2$ であるので、 $T_G = 1.157 \times 10^{-7} \text{ Nm}$ 。

9.4.3 太陽光輻射圧トルク

次に、太陽光輻射圧トルク T_S は式 (9.4) のように表される。ここで、太陽輻射エネルギー $P_s = 4.56 \times 10^{-6} \text{ Nm}$ 、反射係数 $q = 0.6$ 、太陽入射角 $i = 0 \text{ deg}$ 、宇宙機の代表面積 $S = 0.02 \text{ m}^2$ 、宇宙機の質量中心への距離 $r = 0.1 \text{ m}$ とする。

$$T_S = P_s(1+q)rS \cos i = 1.46 \times 10^{-8} \text{ Nm} \quad (9.4)$$

また膜展開後は、衛星の表面積 $S = 0.36 \text{ m}^2$ であるので、 $T_S = 2.628 \times 10^{-7} \text{ Nm}$ 。

表 9.3: 磁気トルカの諸元

項目	値
動作温度 [°C]	-20~70
消費電流 [mA]	150
発生磁気モーメント [Am ²]	0.20

9.4.4 残留磁気トルク

地磁場と衛星内残留磁気との干渉により発生するトルクが残留磁気トルクである。ここで地球の磁気ダイポールを $M_e = 7.96 \times 10^{15} \text{ Tm}^3$ とすると磁束密度 B は以下のように表される。

$$B = \frac{2M_e}{R^3} = 4.788 \times 10^{-5} \text{ T} \quad (9.5)$$

ここで本衛星の残留磁気モーメントを同形状の衛星「ひろがり」での計測値から $M = 0.1 \text{ Am}^2$ とおくと、残留磁気トルクは以下のように表される。

$$T_m = MB = 4.788 \times 10^{-6} \text{ Nm} \quad (9.6)$$

9.4.5 外乱トルクの合計

姿勢を維持するために、すべてのトルクが同一方向にかかる場合を考えると外乱トルクの合計値は以下のようになる。

$$T_d = 4.899 \times 10^{-6} \text{ Nm} \quad (9.7)$$

また、膜展開後は

$$T_d = 6.587 \times 10^{-6} \text{ Nm} \quad (9.8)$$

9.5 軌道寿命予測

軌道高度 6928 km(地表 550 km) における軌道寿命は NASA の DAS を利用して求めたところ、0.45 年であった。これは、ミッション期間の要求を満たす。また、パドル展開前の軌道寿命は 20.70 年、パドル展開後の軌道寿命は 11.10 年であるため、我々が未経験の膜展開ができなくても、パドル展開さえできれば 25 年以内のリエントリーは可能である。

9.6 磁気トルカの選定

本衛星では CUBE SPACE 社の CubeTorquer CR0002 を採用しており、各軸にひとつずつ設置している。磁気トルカの諸元は表 9.3 のようになる。[25]

ここで式 (9.1) より高度 550 km における磁束密度が $B = 4.69 \times 10^{-5} \text{ T}$ であるので、電磁トルカにより発生可能なトルク T は以下ようになる。

$$T = MB = 9.37 \times 10^{-6} \text{ Nm} \quad (9.9)$$

これは式 (9.7), (9.8) で求めた本衛星に働く最大トルクを大きく上回っており、姿勢制御を行うための要求を満たしているといえる。

9.7 姿勢制御方式

本衛星では制御システムに PD 制御を採用する。理由としては衛星が角速度を持つことで生まれる地上局との通信への影響をなるべく減らしたく、また本衛星は超小型衛星であるため姿勢の多少のずれがミッションや充電に及ぼす影響がそれほど大きくないと考えているためである。

9.8 姿勢解析

制御トルクを τ とすると衛星の運動方程式は以下のようになる。

$$\begin{aligned} I_x \ddot{\theta} &= T_{dx} - \tau_x \\ I_y \ddot{\phi} &= T_{dy} - \tau_y \\ I_z \ddot{\psi} &= T_{dz} - \tau_z \end{aligned} \quad (9.10)$$

コントローラの比例ゲインを K_p 、微分ゲインを K_D とすると制御入力トルクは以下のようになる。

$$\begin{aligned} \tau_x &= K_{P_x} \theta + K_{D_x} \dot{\theta} \\ \tau_y &= K_{P_y} \phi + K_{D_y} \dot{\phi} \\ \tau_z &= K_{P_z} \psi + K_{D_z} \dot{\psi} \end{aligned} \quad (9.11)$$

式 (9.6), (9.7), (9.8) より運動方程式は以下の様に変形できる。

$$\begin{aligned} I_x \ddot{\theta} + K_{D_x} \dot{\theta} + K_{P_x} \theta &= T_{dx} \\ I_y \ddot{\phi} + K_{D_y} \dot{\phi} + K_{P_y} \phi &= T_{dy} \\ I_z \ddot{\psi} + K_{D_z} \dot{\psi} + K_{P_z} \psi &= T_{dz} \end{aligned} \quad (9.12)$$

ここで国際宇宙ステーションからの放出時の角速度を同形状で同じく国際宇宙ステーションから放出された「ひろがり」での計測結果を基に各軸 0.50 rad/s と仮定して、制限トルクを考慮して発生トルクを決め、制御ゲインを定めると以下の表 9.4 の様になった。

10 熱系

10.1 概要

衛星に搭載されるすべての機器は、全ミッション期間にわたって正常に動作する適切な温度に維持する必要がある。本章では、搭載される機器が適切な動作温度範囲にあることを熱解析によって示す。

10.2 外部熱入力

軌道上の衛星の温度にとって支配的となる次の外部熱入力を考える。

1. 太陽放射
2. アルベド
3. 地球赤外放射

10.2.1 太陽放射

地球周辺での太陽放射による衛星表面への入射エネルギーは、太陽光強度を S 、表面積を A 、太陽入射係数を e とすると、次式で表される。

$$Q_s = SAe \quad (10.1)$$

なお、単位面積当たりの太陽光入射エネルギーは最大値 1399 W/m^2 、最小値 1309 W/m^2 をとる。

10.2.2 アルベド

アルベド Q_a は太陽光がほかの物質に当たり反射されてくるものである。アルベド係数 a を用いて次式で表される。

$$Q_a = aSAF \quad (10.2)$$

ただし、 F は地球と衛星表面の形態係数を示す。形態係数は RadCad を用いて計算する。そして、アルベド係数は地球全体の平均をとり次式で表す。

$$a = 0.03 + (+0.3, -0.15) \quad (10.3)$$

10.2.3 地球赤外放射

地球による熱放射であり、地球赤外放射は次式で表される。

$$Q_e = S_eAF \quad (10.4)$$

地球赤外強度は次式で表す。

$$S_e = 237 + (+27, -97) \quad (10.5)$$

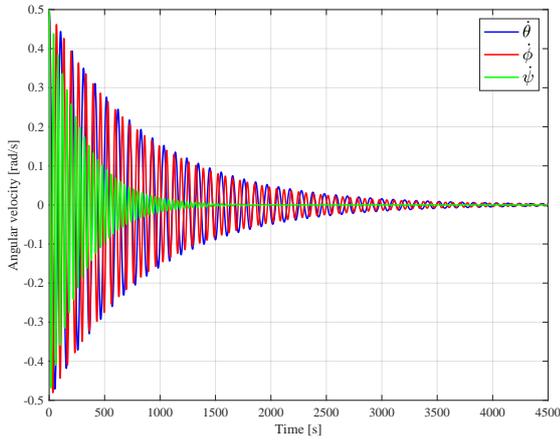


図 9.1: パドル展開前（放出直後）の姿勢解析

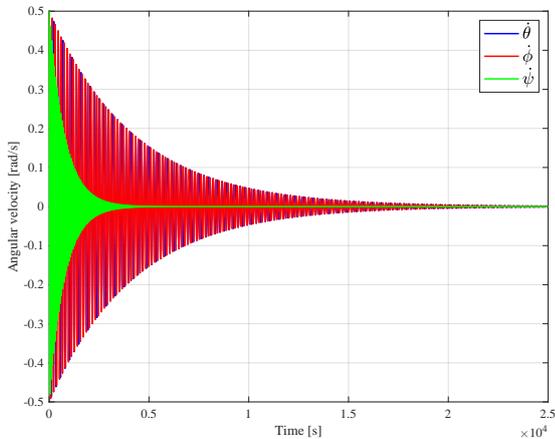


図 9.2: 膜展開後の姿勢解析

また、姿勢解析の結果は図 9.1, 9.2 の様になった。これよりパドル展開前（放出直後）は約 3000 秒で、膜の展開後は約 18000 秒でレートダンピングを行い、制御を終え、安定な姿勢になっていることが分かる。安定な姿勢になるまで時間がかかるため、スーパーセーフモードを除いて、定常的に磁気トルカを動作させることで姿勢を安定させる。

表 9.4: 各軸の制御ゲイン

制御ゲイン	x 軸	y 軸	z 軸
K_P	0.00003	0.00007	0.00007
K_D	0.0000187	0.0000187	0.0000187

10.3 β 角について

衛星への熱入力強度、方向を求めるためには、 β 角および、その年変化を求める必要がある。 β 角は次式で求められる。

$$\beta = \arcsin(\cos \delta_s \sin(\Omega - \Omega_s) + \sin \delta_s \cos i) \quad (10.6)$$

Ω : 昇交点赤経 [deg]

$\dot{\Omega}$: 昇交点赤経の時間変位量 [deg]

i : 軌道傾斜角 [deg]

Ω_s : 赤経 [deg][deg]

δ_s : 赤緯 [deg]

ただし、

$$\Omega = \Omega_0 - \dot{\Omega}t \quad (10.7)$$

$$\dot{\Omega} = -\frac{3}{2}J_2 \left(\frac{r_{eq}}{p}\right)^2 \sqrt{\frac{\mu}{r^3}} \cos i \quad (10.8)$$

$J_2 = 1082.62 \times 10^{-6}$: 扁球摂動定数

$r_{eq} = 6378.1 \text{ km}$: 地球の赤道半径

$\mu = 0.3986 \times 10^{-6} \text{ km}^3/\text{s}^2$: 地球の重力定数

である。

10.4 内部発熱

内部発熱は衛星に搭載される機器の発熱である。この値は衛星の運用モードによって変わる。今回の解析では高温最悪条件として、「撮影データダウンリンクモード」、低温最悪条件として「スーパーセーフモード」にて解析を行った。電力は表 7.3 に示す通りである。BOBC, MOBC が取り付けられている基板やバッテリーにはヒータを取り付け、その温度が動作温度範囲を下回ると作動するようにする。

10.5 熱制御素子

衛星に搭載される熱制御素子の太陽光吸収率 α と赤外放射率 ε を表 10.1 に示す。[17] ミッション期間が短いため劣化は無視した。

10.6 熱数学モデル

熱解析を行う上で、衛星のミッションや衛星に搭載される機器の大きさなどを考慮して、衛星を必要な数に分

表 10.1: 熱光学特性

素子名	α	ε
黒色ペイント	0.95	0.90
白色ペイント	0.19	0.89
銀蒸着テフロン	0.10	0.80
ALZAC A-2	0.16	0.73
ロジウム	0.18	0.03
太陽電池	0.91	0.88
MLI	0.15	0.05

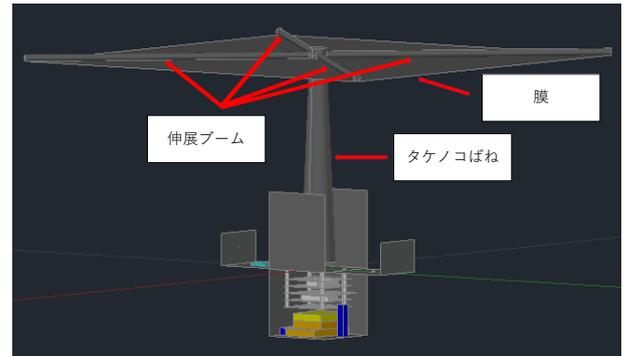


図 10.1: 形状熱数学モデル (全体)

割した形状数学モデルを図 10.1, 10.2 に示す。示す図では衛星を囲うパネルを一部非表示にし、内部が見える状態にしている。

熱数学モデルを構成する各要素に熱平衡方程式を立て、非定常温度分布を求める。各要素内では熱的に均一と仮定する。そして、要素の総数を n とすると、 i 番目の要素において熱平衡方程式は式 (8.7) で与えられる。[19]

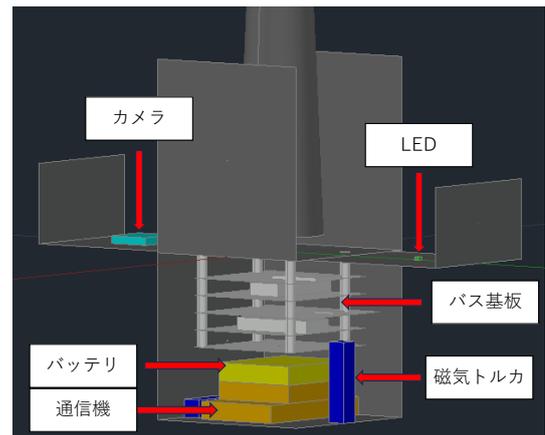


図 10.2: 形状熱数学モデル (機器名)

表 10.2: 熱解析条件

項目	高温条件	低温条件
軌道高度 [km]	550	300
β 角	74.9	0
衛星姿勢	-Z 面	-Z 面
※ 1	進行方向	進行方向
太陽光強度 [W/m ²]	1399	1309
アルベド係数	0.30	0.15
地球赤外放射 [W/m ²]	264	140
内部発熱	※ 2	※ 3

※ 1: 詳細は第 7 章 7.2 節にて述べる。

※ 2: 「撮影データダウンリンクモード」時の動作機器の発熱量。

※ 3: 「スーパーセーフモード」時の動作機器の発熱量。

$$C_i = \frac{dT_i}{dt} + \alpha_i + \alpha_i Q_a + \varepsilon Q_i + Q_{eq} + \sum_{j=1}^n K_{ij}(T_i - T_j) - \sum_{j=1}^n R_{ij}(T_i^4 - T_j^4) \quad (10.9)$$

C_i : 要素 i の熱容量 [J/K]

T_i, T_j : 要素 i, j の温度 [K]

α_i : 要素 i の太陽光吸収率

ε_i : ; 要素 i の太陽光吸収率

t : 時間 [s]

Q_{eq} : 要素 i の内部熱入力 [W]

K_{ij} : 要素 i, j 間の熱伝導結合係数 [W/K]

R_{ij} : 要素 i, j 間の熱放射結合係数 [W/K]

10.7 熱接続条件

物体間の熱伝導結合係数は接触熱伝導率を用いて次式で表せる。

$$K_{ij} = \lambda_{ij} S_{ij} \quad (10.10)$$

K_{ij} : 要素 i, j 間の接触熱伝導率 [W/m²/K]

R_{ij} : 要素 i, j 間の接触面積 [m²]

接触熱伝導率は接触圧や物体表面の状態に依存するものである。そのため、実験的あるいは経験的に定めるものである。今回はその値を 200W/m²/K とし、その値による不確定性を温度許容範囲に付与するマージンで補うものとする。

10.8 熱解析条件

ミッション部展開後の高温最悪条件と低温最悪条件にて熱解析を行った。熱軌道は軌道 7 周期分の非定常解析を行い、その中で衛星に搭載される機器がその許容温度範囲内を逸脱することがないようにパネルの表面特性を確定させた。熱制御素子は、-Z 面を放熱面として、銀蒸着テフロンを用いた。その他のパネルについては、ALZAC A-2 とロジウムを 58:67 の比率で用いた。そして、内部機器に関しては熱の偏りを防ぐために黒色ペイントを用いた。ただし、カメラに関してはレンズを含む面を除いて MLI を用いた。また、膜には白色ペイントを用いた。

10.8.1 日照率

その軌道での日陰率は、高温最悪条件と低温最悪条件を考えるうえで非常に重要である。本節では、日照率の最悪条件を検討する。

図 10.3a に高度の違いによる、日照率の違いを z 軸方向から見た図を示す。ただし、簡単のため、 $\beta = 0$ deg としている。図 10.3a のように、太陽方向を x 軸方向とし、 x 軸から本影までの角度を θ とすると、文献 [18] より θ は次式のように与えられる。

$$\theta = \arcsin \sqrt{\frac{1}{\cos^2 \beta} \left[\left(\frac{r_e}{r_e + h} \right)^2 - \sin^2 \beta \right]} \quad (10.11)$$

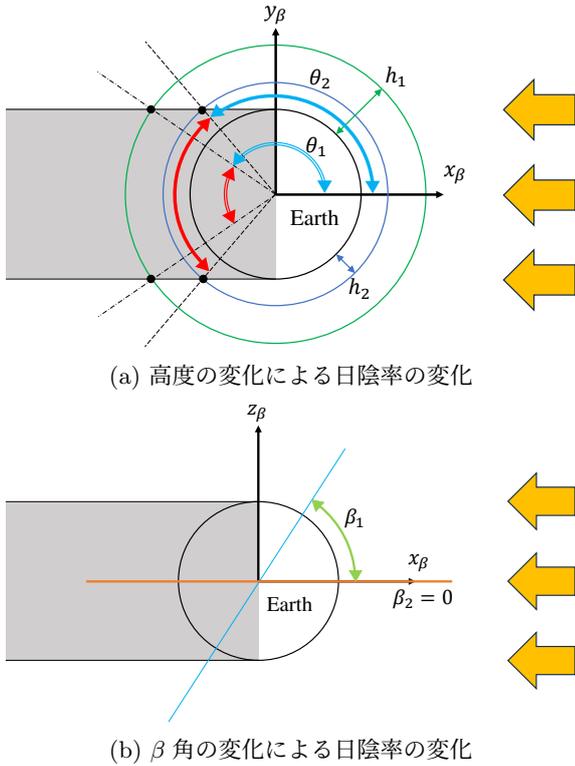
r_e : 地球の半径

h : 高度

よって、衛星が本影に入る角度は $2(\pi - \theta)$ で表されるため、日陰率は $2(\pi - \theta)/2\pi$ で表される。ここで、式 (10.11) より、 β が一定の時、高度 h が小さいほど、 θ は大きくなるので、日陰率は大きくなるのがわかる。

次に、図 10.3b に β 角の変化による日陰率の違いを $y\beta$ 方向から見た図を示す。ただし、常に太陽 (黄道) が $x-y$ 平面上にあり、完全な円軌道であるとする。式 (10.11) より、高度 h を一定としたときの β 角と、日照率、日陰率の関係を求めた結果を図 10.4 に示す。図 10.4 より、 β 角が大きくなるにつれ日照率は大きくなり、日陰率は小さくなる。

以上より、高温最悪条件では本衛星の初期高度 550 km で、 $\beta = 74.9$ deg、低温最悪条件では想定される最低高度 300 km で $\beta = 0$ deg とした。ただし、 β 角は、式 (10.6)



(a) 高度の変化による日陰率の変化

(b) β 角の変化による日陰率の変化

図 10.3: 日陰について

で与えられ、高温最悪条件での β 角は、高度 550 km における年変化の最大値を採用した。

10.9 熱解析結果

熱解析で得られた各機器の最高温度と最低温度および、その許容温度範囲を、高温最悪条件と低温最悪条件に関してそれぞれ表 10.3, 表 10.4 に示す。ただし、許容温度範囲は最低温度と最高温度に 10 °C ずつマージンを設けた。この結果より、すべての機器が要求温度範囲内となっている。

また、許容温度範囲と熱解析結果の比較を図 10.5a, 図

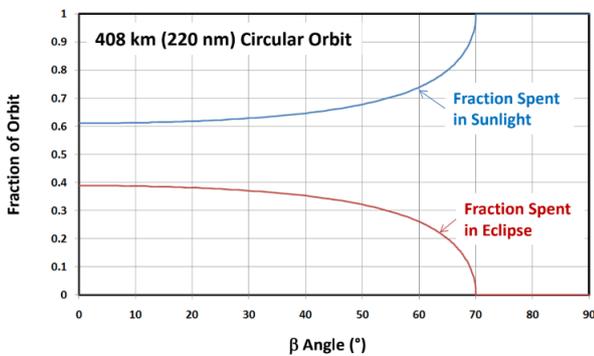


図 10.4: β 角と日照率・日陰率の関係

引用元：文献 [18]

表 10.3: 高温最悪条件における熱解析結果

要素名	許容温度範囲 [°C]	最低温度 [°C]	最高温度 [°C]
カメラ	+20~+30	20.5	26.2
LED	-20~+75	54.5	60.1
BOBC	+20~+30	21.7	27.3
MOBC	+20~+30	21.9	27.4
ジャイロセンサ	-30~+75	22.1	27.6
磁気トルカ	-10~+70	19.7	27.3
SD カード	-30~+75	22.8	28.4
バッテリー	+10~+35	21.8	29.7
送信機	-20~+50	21.3	27.7
受信機	-20~+50	21.7	29.1

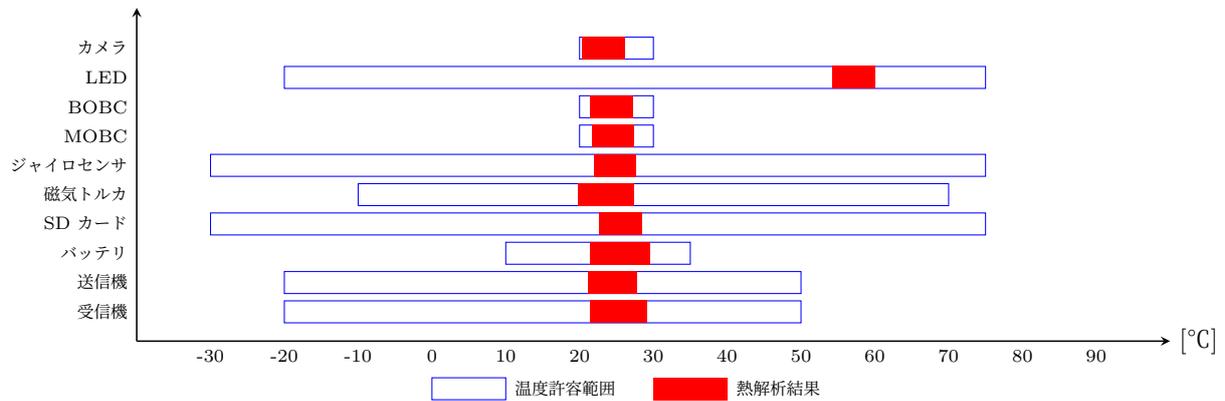
表 10.4: 低温最悪条件における熱解析結果

要素名	許容温度範囲 [°C]	最低温度 [°C]	最高温度 [°C]
カメラ	-10~+50	-3.56	8.77
LED	-30~+90	-3.83	8.51
BOBC	+20~+30	20.3	29.9
MOBC	-10~+50	-0.20	11.3
ジャイロセンサ	-30~+75	7.36	18.1
磁気トルカ	-10~+70	-3.20	29.9
SD カード	-30~+75	-2.67	9.41
バッテリー	+10~+35	16.0	27.6
送信機	-20~+50	4.96	16.6
受信機	-20~+50	12.0	23.5

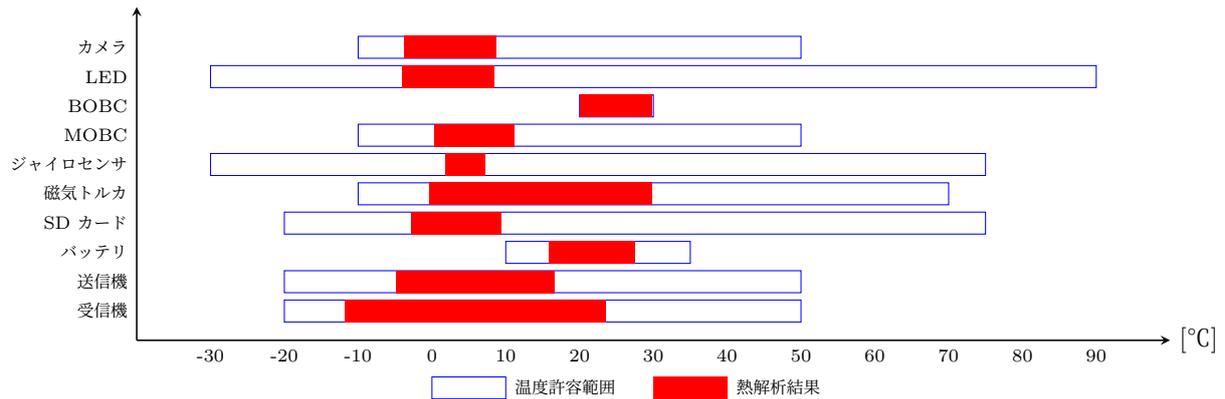
10.5b に示す。

11 C&DH系

ミッション達成のためには、衛星システムの監視と制御が必要である。そのためには、衛星の状態を管理し、テレメトリの作成・保存・読み出しを行い、異常発生時に衛星を保護する対応が必要となる。また、ミッション部とバス部でそれぞれ使用する OBC 間のインターフェイスを持つことも必要である。本衛星では、地上からのコマンドデータ、ミッションで測定するデータ、HK データ (AD データ、機能性能データ、姿勢データ) を扱う。



(a) 高温最悪条件における許容温度範囲と熱解析結果



(b) 低温最悪条件における許容温度範囲と熱解析結果

図 10.5: 熱解析結果

11.1 概要

衛星において、ミッション達成のためには、人工衛星内部の状態を取得・監視し、地上局とデータの授受を行うことが必要になる。本章ではテレメトリ・コマンド関係の要求およびバス部分の設計について述べる。

11.2 機器選定

- 衛星動作モードおよびモード遷移。
- テレメトリの作成・保存・読み出し。
- 異常発生への対応。
- OBC 間のインターフェースを持つ。

これらの要求を満たすために、バス部分のオンボードコンピュータ (BOBC) として Spresense を選定した。また、ミッション部のオンボードコンピュータ (MOBC) も同様に、Spresense を選定した。さらに、MOBC の生存信号を BOBC に送るための WDT として SA555 を選定した。以下の表 11.1 に Spresense の諸元 [20] を示す。

表 11.1: Spresense の諸元

品番	CXD5602PWBMMAIN1
最大動作クロック数	156 MHz
フラッシュメモリ	8 MB
RAM	1.5 MB
DMIPS	82.6

ミッション部においてはデータレコーダとして SD カード (2GB) を使用する。また、BOBC 搭載基板において、記憶領域として 24LC1025 の EEPROM を 2 つ使用することとする。この EEPROM は 1 つを BOBC 単体で扱えるもの、もう 1 つを BOBC と MOBC の双方で扱えるとした。以下表 11.2 に 24LC1025[21] の諸元を示す。

これらのバス部分および MOBC についてのシステムブロック図を以下の図 11.1 に示す。

11.3 モード

衛星のモードについて以下に示す。

- アンテナ展開 (自動) モード

表 11.2: 24LC1025 の諸元

品番	24LC1025
最大動作クロック数	400 kHz
メモリサイズ	1 MB
メモリフォーマット	EEPROM
メモリインターフェース	I ² C

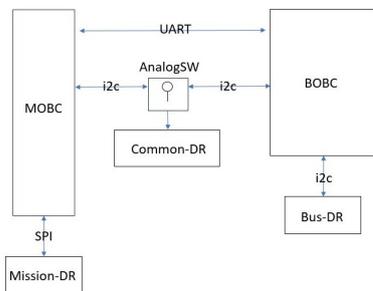


図 11.1: バス部および MOBC のシステムブロック図

初回のアンテナ展開を行うモード。地上局がアンテナ展開確認コマンドを送るまでこのモードを継続させる。

- アンテナ展開（コマンド）モード
コマンドによるアンテナ展開を行うモード。初回アンテナ展開モード時にアンテナ展開が出来ていない場合、かつコマンド受信が可能な場合にコマンドの指定によってアンテナ展開を再度実行し、アンテナの展開を試みる。
- セーフモード
BOBC 及び運用に最低限必要な機器にのみ電力供給を行う省電力モード。姿勢制御や通信を行うことができる。
- スーパーセーフモード
最低限の電力消費で充電回復を待つモード。衛星が危機的状態にあるとき、このモードに移行する。
- CW モード
衛星バス部で計測されたデータをまとめた各テレメトリデータを CW でダウンリンクするモード。指定されたパケット数ダウンリンクが完了すると、モードが終了する。
- コマンド応答モード
コマンド受信後、コマンドの整合性判断結果を地上局に送信するモード。
- 膜展開モード（ミッションモード）
パドルを展開させ、同時に膜を展開するモード。初

期運用が終了し、衛星の電力状態が確認でき展開が可能であると運用者が確認した後に行う。

- 撮影モード（ミッションモード）
LED の点灯を行い、同時にカメラでの撮影を行う。
- 撮影データダウンリンクモード（ミッションモード）
撮影モードで取得したデータをダウンリンクするモード。
- ヒータテストモード
バッテリーに取り付けられているヒータの機能性能を確認するモード。地上における試験を行う際に使用するモード。
- DR フォーマットモード
衛星内で各 DR に書き込まれているパラメータを衛星放出前の状態に初期化するモード。基本としてこのモードは地上での開発時のみ使用する。試験等で衛星の運用模擬動作の確認の後にこのモードを実行する。

11.4 コマンド

地上局から衛星局に送るコマンドを以下に示す。

- リセットコマンド
衛星の全電源を遮断するコマンド。衛星に異常が生じた時など、強制的に全電源を遮断したい場合に使用する。電源が遮断された後、電源供給は自動的に復帰する。
- パラメータ変更コマンド
衛星のパラメータを変更することができる。変更できるパラメータの内容を以下に示す。
 - 電源基板の電子ヒューズの復帰
 - CW の通信速度
 - 停波状態
 - ミッションモードからセーフモードに移行するバッテリー電圧閾値
- モード変更コマンド
衛星のモードを変更するコマンド。

11.5 データ保存

今回の衛星において、取得されるデータは以下の表 11.3 の通りである。

表 11.3: データの種類と保存先の表

データ種類	蓄積期間	必要バイト数	保存先
ミッションデータ	-	37500000	Mission-DR
機能性能データ	172800s	106560	Bus-DR
姿勢データ	160s	18	Common-DR

ここで、要求で挙げたEEPROM及びSDカード(2GB)を比較すると、必要バイト数以上となり、要求を満たすことが分かる。

またミッション(撮像)データはGMSK 9600 bpsで送ることになる。理論上9600 bpsでの伝送における所要時間は

$$\frac{37500000 \times 8}{9600 \times 60} \approx 521 \text{ min} \quad (11.1)$$

となるが、運用期間は1年を想定しており1日の可視時間は30分程度であるため、通信効率を考慮しても必要なミッションデータを運用中にダウンリンクすることは可能だと考えられる。

11.6 テレメトリ

テレメトリとして降ろすデータを以下に示す。

- HK
 - 衛星の電力、温度状況などの最も基本的なデータを含むテレメトリ。地上局からコマンドを送っていない時、衛星が停波モードになっていない時には、このテレメトリをCWで常にダウンリンクする。含まれる状態を以下に示す。
 - － 衛星の状態
 - － バッテリ温度/電圧/電流
 - － 衛星の内部時刻
 - － 衛星の異常有無/異常内容
- 機能性能
 - HK テレメトリの内容に加え、
 - － 太陽電池からの供給電流
 - － 無線機/基板/構体温度
 - － 各電源ラインの電圧・電流

を含むテレメトリである。このテレメトリによって電源制御、熱制御、コマンド受信が正常に行われていることを確認する。このテレメトリは地上局のコマンドに応じて、CW/FMのいずれでもダウンリンクすることができる。

- 異常発生履歴
 - 過去に異常が発生した時刻や異常発生箇所を示すデータを含むテレメトリ。地上局のコマンドに応じて、CWでダウンリンクすることができる。
- パラメータ変更履歴
 - コマンドにより衛星のパラメータを変更した際に保存した変更内容を示すデータを含むテレメトリ。地上局のコマンドに応じて、CWでダウンリンクすることができる。
- ミッション
 - ミッションで取得したデータを含むテレメトリ。地上局のコマンドに応じて、FMでダウンリンクする。

11.7 異常発生への対応

運用中に異常が発生した際は、セーフモードに移行または衛星の全電源リセットを行うなどの対応で異常に対処する。発生が確認できる異常項目としては、例えば、MOBC生存信号の受信に規定回数以上(本衛星では3回とする)連続失敗することなどが挙げられる。

また、宇宙環境において衛星は、強い放射線環境下に晒されることになる。放射線により現れる効果としては、以下の2つが挙げられる。

- シングルイベント効果
- トータルドーズ効果

シングルイベント効果により、電源ラインの短絡電流を生起して阻止の損傷を起こす、メモリ素子のビットを反転させてしまうなどの影響が生じる。また、トータルドーズ効果は入射した放射線の累積によって生じた永久的な損傷である。[13] シングルイベント効果の対策としては、MPUにおいて、エラー訂正機能を用いて対処する。また、衛星に定期リセットをかけることでもメモリの反転に対処する。リセットは、地上局からのコマンド送信でも実行することが可能である。

また、トータルドーズ効果については放射線耐性が要求を満たすかどうか地上において試験を行う必要がある。

12 開発費用

開発・製作費用について、表 12.1 に示す。開発には、大阪公立大学(旧・大阪府立大学)が過去に開発した超小型人工衛星を参考にすることで、開発費を削減する。また、開発から運用までは学生が主体となった実施するため、人件費はかからないものとする。

表 12.1: 開発・製作費用

項目	費用 [万円]
ミッション部開発・製作	200
構体制作	150
電源システム開発・製作	300
通信機器 (宇宙機)	100
姿勢制御機器	10
各種試験	50
打ち上げ	1000
計	1860

め、BBM 製作フェーズ 10 か月、EM 製作フェーズ 12 か月、FM 製作フェーズ 10 か月とする。その後、2027 年度に打ち上げを実施し、運用期間はおよそ 1 年を予定している。また、各フェーズ終了時に設計の妥当性を検討するための審査会、各種試験を予定している。

特にミッション部の開発に限定すると、予備設計 フェーズでは回路を設計及び膜展開機構とカメラ撮影機構を試作し、膜展開機構・撮影機構のシステムの検討を行う。詳細設計フェーズにて、熱真空チャンバー内で膜構造物展開と撮影を行い、宇宙空間でも問題なく動作するかを検討するとともに、得られたデータから膜の形状や振動が解析できるかを測る。

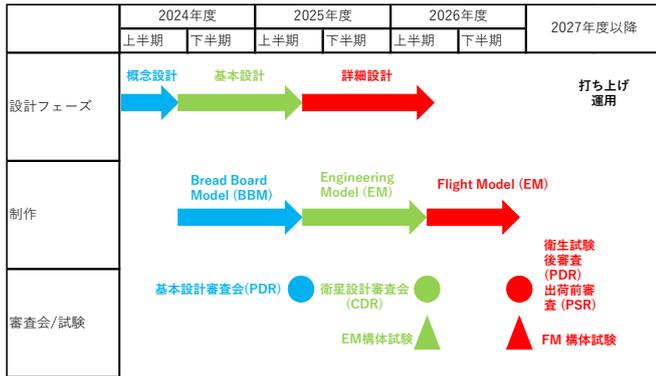


図 13.1: 開発スケジュール

ミッション機器の開発には 200 万円を見込む。BBM 製作から FM 製作までの構体製作を合計 150 万円、電気回路や基板、太陽光パネル等の電源システムの開発・製作に 300 万円を見積もる。その他の機器の費用は表 10.1 のとおりである。なお、開発環境については、本学に十分な設備が整っている。同様に、宇宙機と通信には本学に設置されている地上局設備を利用する。各種試験に関しては、本学で実施できない試験、特に放射線試験や衝撃試験は外部施設を利用する。更に、打ち上げ機会には民間の輸送サービスを検討する予定であり、およそ 1000 万円と想定している。

13 開発スケジュール

衛星の開発スケジュールを図 13.1 に示す。なお、本開発計画は人工衛星の開発におけるタスク管理手法、Phased Project Planning (PPP) に基づいている。

本衛星は 3 年後の完成を目指す。開発課程では過去に大阪公立大学で開発、運用した超小型人工衛星のノウハウを活かし、開発・製作期間の短縮を図る。設計期間は概念検討フェーズ 4 か月、基本設計フェーズ 10 か月、詳細設計フェーズ 12 か月とする。設計に合わせて製作を進

14 まとめ

本解析書では、軌道上で膜構造物の形状・振動計測を格子投影法を用いて実現するための衛星システムを設計し、その実現可能性を示した。今後の展開としては、本ミッションで実証された格子投影法を用いて膜面の形状・振動のデータより膜面を制御する、大型衛星で大型膜構造物を格子投影法より形状・振動計測するなどが考えられる。本衛星によって衛星の膜構造物の計測方法に新たな選択肢が加わり、より多くのミッションの可能性がひろがることを祈念する。

15 謝辞

「Film Sat」の設計にあたり、ミッション検討および解析手法に関して、大阪公立大学工学研究科 航空宇宙海洋系専攻 岩佐貴史教授、山野彰夫助教にご助言をいただきましたことを感謝申し上げます。

ミッション設計に関して、弊学学生の黒川俊章さん、岡柊斗さん、筒崎乙華さんにはご協力いただきました。熱設計では、関西大学学生の島崎乃斗夏さん、弊学学生の行光実桜さんには多くのご助言をいただきました。構造解析に関して、弊学学生の鳴海龍哉さん、上田滉也さん、金光宏武さんには多大なるご貢献をいただきました。電源設計に関して、弊学学生の山本航平さんに、通信解析に関して、弊学学生の村岡拓斗さん、中西浩太さん、林絹子さん、東京大学大学院学生の森瀧瑞希さんに、たくさんのご助言をいただきました。

プロジェクト進行に関して、弊学学生の木村 泰士さん、姿勢解析およびミッション検討に関して、東京大学大学院学生の水戸拓郎さんには、多大なるご貢献をいただきました。この場を借りて最大限の感謝を述べさせていただきます。

最後に、私たち学生に人工衛星を設計・運用する場を与えてくださっている大阪公立大学工学研究科 航空宇宙海洋系専攻 小木曾望教授にこの場を借りて御礼申し上げます。

参考文献

- [1] 宇宙航空研究開発機構; 宇宙インフレーター構造物, <https://www.isas.jaxa.jp/j/forefront/2006/higuchi/> (2023-10-30 アクセス)
- [2] 日本航空宇宙学会; IKAROS の開発およびミッション概要, https://www.jstage.jst.go.jp/article/kjsass/60/8/60_KJ00008158701/_pdf (2023-9-4 アクセス)
- [3] 宇宙航空研究開発機構; 薄膜構造物におけるしわ分布の予測手法, https://stage.tksc.jaxa.jp/taurus/member/miyazaki/old/publication/M_2010_inoue_shoko.pdf (2023-9-14 アクセス)
- [4] 宇宙航空研究開発機構; 皺・折り目を含む薄膜の衝撃過渡振動応答の空間分布特性, https://www.jstage.jst.go.jp/article/jjsem/15/4/15_270/_pdf (2023-10-3 アクセス)
- [5] 宇宙航空研究開発機構; A03 空気圧を用いた下方支持式重力補償装置の提案と性能試験法, https://jaxa.repo.nii.ac.jp/?action=repository_action_common_download&item_id=14731&item_no=1&attribute_id=31&file_no=1 (2023-9-12 アクセス)
- [6] 東京工業大学; OrigamiSat-1 打上げ・運用報告 (2019年9月) http://www.origami.titech.ac.jp/wp/wp-content/uploads/2019/12/OP-S1-0123_OrigamiSat-1LaunchReport_asof_Sept2019_Japanese1.2.pdf (2023-6-5 アクセス)
- [7] 紀伊国屋書店, 振動工学改訂版, 207 ページ, <https://onl.bz/1K51ci2> (2023-7-2 アクセス)
- [8] Takashi, Iwasa, Long depth-range measurement for fringe projection photogrammetry using calibration method with two reference planes, (2022), <https://www.sciencedirect.com/science/article/pii/S0143816621004097#eqn0001> (2023-11-2 アクセス)
- [9] UF103450P の電気的特性と機能, <http://www.datasheet.jp/m/831420/UF103450P/> (2023-6-3 アクセス)
- [10] 山本ら; 衛星用リチウムイオン電池の開発, FB テクニカルニュース, No.56, (2000) , https://corp.furukawadenchi.co.jp/ja/research/technews/main/0114/teaserItems/0/file/fbtn56_all.pdf (2023-6-2 アクセス)
- [11] Takashi, Iwasa, Long depth-range measurement for fringe projection photogrammetry using calibration method with two reference planes, (2022), <https://www.sciencedirect.com/science/article/pii/S0143816621004097> (2023-7-2 アクセス)
- [12] イプロスものづくり; 人工衛星等の宇宙機に利用できる高効率シリコン太陽電池及び高効率トリプルジャンクション GaAs 太陽電池, <https://www.ipros.jp/product/detail/304928010/> (2023-10-21 アクセス)
- [13] 茂原正道, 芳夫共; 衛星設計入門, 培風館, 2002, pp.11 13, 148
- [14] 小木曾望; 人工衛星の設計 概念設計を中心として, 衛星システム設計学 (前半) 資料, (2021), pp.45-47
- [15]] 姿勢制御研究委員会; 人工衛星の力学と制御ハンドブック 基礎理論から応用技術まで, 培風館, 2007, pp.301-311.
- [16] 茂原正道; 宇宙システム概論 衛星の設計と開発, 培風館, 1995, pp206-214.
- [17] David G Gilmore ; Spacecraft Thermal Control Handbook, Aerospace Press, 2002, pp.A-4-A-10.
- [18] Steven L. Rickman; Introduction to On-Orbit Thermal Environments, NASA Engineering and Safety Center, 2014, pp.111-124.
- [19] 大西晃; 宇宙機の熱設計, 名古屋大学出版, 2014,
- [20] Sony; Spresense について, <https://developer.sony.com/ja/spresense/specifications> (2023-9-21 アクセス)
- [21] LPC1668 データシート, <https://pdf1.alldatasheet.jp/datasheet-pdf/view/275723/PHILIPS/LPC1768.html> (2023-6-2 アクセス)
- [22] 宇宙航空研究開発機構; システム安全標準, <https://sma.jaxa.jp/TechDoc/Docs/JAXA-JERG-2-100.pdf> (2023-6-2 アクセス)

- [23] AMI306R 仕様書, <https://www.aichi-steel.co.jp/smart/mi/assets/images/products/evk/AMI306-Datasheet.pdf>(2023-11-15 アクセス)
- [24] L3GD20 仕様書, <https://strawberry-linux.com/pub/DM00036465.pdf>(2023-11-15 アクセス)
- [25] CubeTorquer small 仕様書 <https://www.cubespace.co.za/downloads/cs-dev.pdf>.
[cr-01_cubetorquer_product_description_ver.1.00.pdf](https://www.cubespace.co.za/downloads/cs-dev.pdf)(2023-11-14 アクセス)