

ライトカーブインバージョン実証衛星  
~ Q Li : Kyushu University Light Curve Inversion Demonstration Satellite ~

九州大学大学院工学府航空宇宙工学専攻/  
九州大学工学部

○大渡慶太 古本政博 荒川稜平 出水澤大悟 立脇哲平 新田真也/  
松下悠里 近藤耕太 平岩尚樹 高橋雄文

## 1. ミッションデザイン

### 1.1. ミッション背景

#### 1.1.1. スペースデブリ問題とその対策

人類の宇宙開発に伴って発生した、地球を周回する不要な人工物は「スペースデブリ」または「宇宙ゴミ」と称される。スペースデブリ（以下「デブリ」と称する）は非常に高速で飛行しており宇宙機へ衝突すれば致命的な損傷を与え得るため、宇宙環境における安全を脅かす存在として世界中で注目されている。現在提案されているデブリによる宇宙環境悪化の対策手段は大きく 2 種類に分けられ、その効果が期待されている。1 つは、現存するデブリを軌道上から能動的に除去する方法（Active Debris Removal: ADR）であり、もう 1 つは、ミッション終了後に宇宙環境への悪影響を小さくするための操作を行う方法（Post Mission Disposal: PMD）である。NASA による低軌道スペースデブリ環境の予測では、運用中の衛星の 90% が PMD を行うとしても、年間 5 回 ADR を行わなければ今後スペースデブリの個数は増え続けるという結果が出ており、ADR はスペースデブリの低減において必要不可欠な施策であると言える [1-1]。

#### 1.1.2. ADR とライトカーブインバージョン

ADR では、デブリ除去衛星が除去対象に接近し、スラストやテザー等の軌道離脱装置を取り付けることで除去を行う方式が一般的である。そのため ADR を行う際は、除去対象の形状や姿勢運動を何らかの方法であらかじめ把握する必要がある。そこで、デブリが反射した太陽光を測光観測し、等級の時間変化（ライトカーブ）の情報を用いて宇宙機の姿勢を推定する手法が提案されている。

観測対象物体に入射する太陽光フラックスの変化や大気の影響を無視すると、地上で観測される光が明滅する主な原因は次の 3 つが変化することである。

1. 太陽光入射条件
2. 太陽光照射面の光散乱特性
3. 観測対象物体の観測地点方向に対する投影面積

観測対象物体の形状、表面の光散乱特性、位置、姿勢が決まれば上記の 1~3 が決まるので、ある時刻に観測できる光の強度が決まる。従って、観測対象物体の形状、表面の光散乱特性、軌道運動、姿勢運動のモデルがあれば、逆にある時刻に観測された光の強度から観測対象物体の姿勢運動等を推定することが可能である。この手法は「ライトカーブインバージョン」と呼ばれ、シミュレーションによる検証が進められている。我々の研究室でのライトカーブインバージョンに関する研究では、理想的な条件下では、衛星の姿勢角・角速度をそれぞれ  $3.0 \text{ deg} \cdot 4.5 \text{ deg/hr}$  以内の誤差で推定することに成功している。また、複数の異なる形状モデルから正しいモデルを選択したり、複数の同一形状モデルから表面特性の差異を推定したりすることにも成功している [1-2]。ここでの理想的な条件とは、「限界等級を設けない／長時間の連続観測を可能とする／大気の影響を考慮しない」ということである。

このように、ライトカーブインバージョンに関する研究は現在も行われているものの、実観測データを用いた実証は成されていない。

#### 1.1.3. PMD と膜面展開装置

近年 PMD のために、膜面展開方式による軌道離脱装置が複数提案されており、軌道上実証が行われた例もある。しかし、展開後の姿勢を加味した装置の性能評価は行われておらず、特に非対称な形状を有する膜面展開方式に関しては、風見効果により、衛星が大気抵抗最小の姿勢で安定し十分な効果が得られない可能性があると言われており、これは重大な問題であり、その解明が課題とされている。

#### 1.1.4. 微小デブリ環境

微小デブリとは、サイズ  $2 \text{ mm}$  以下の非常に小さなスペースデブリの総称であり、その小ささ故に地上から観測することができず、微小デブリ環境は未解明なままである。また、微小デブリは数  $\text{km/s}$  の速さで地球を周回しており、宇宙機に衝突すれば、太陽光パネルやケーブルを破損するだけの運動エネルギーを有している。よって、微小デ

ブリの防護設計等の観点から、微小デブリ環境の把握は急務であり、環境データの蓄積が求められている。

### 1.2. ミッション定義

前節を受けて我々は、宇宙環境保全に繋がる複数のミッションを定義し、優先度を設定した。

#### Main mission :

- 姿勢の軌道上観測データとライトカーブを組み合わせ、ライトカーブインバージョンの実証を行う

#### Sub missions :

- 高面積質量比物体の姿勢と大気抵抗の大きさの関係を調査する
- 微小デブリの衝突を検知し、時刻を記録する

### 1.3. 衛星概要

本プロジェクトでは、学生主体の開発を想定し、短期間・低コストで開発が可能な超小型衛星を設計する。しかし、前節で定義したミッションを遂行するにあたって、主ミッション達成に必要な不可欠なライトカーブを取得するためには衛星サイズが不十分であると考えられる。そこで本衛星には膜面展開装置を搭載し、高反射率の膜面を展開することで十分な太陽光反射強度を確保する。さらに、衛星に対して非対称に膜面を展開することで、高面積質量比物体に対する風見効果などの姿勢運動を調査することが可能となる。また、膜面に圧電素子を取り付けることで、微小デブリが膜面に衝突した際の振動を検知することができる。ここで、本衛星の概形と座標系・オイラー角の定義を図 1-1 に示す。衛星は 3U サイズの CubeSat を想定しており、その最長の辺を幅とする高反射率の膜面を展開する。

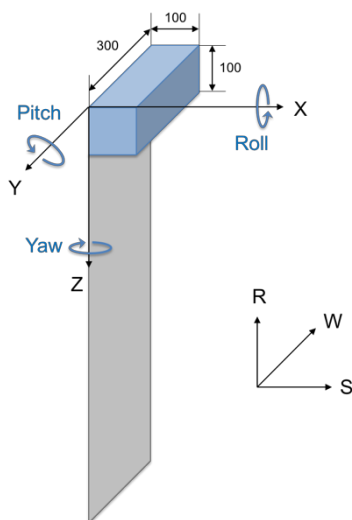


図 1-1：衛星概形と座標系

また、本ミッション達成のためには、衛星が自身

の姿勢を正確に計測することが必要不可欠である。以上のことから、本衛星に最低限必要な機能を以下のように定義する。

- 高反射率の膜面を展開すること
  - 衛星が反射した太陽光の反射強度の時間変化を地上で測定できること
  - 自身の姿勢を計測し、地上へ送信すること
- 要求の定量値は、次章のミッション解析に基づいて決定する。

### 1.4. トップレベルの要求

定義したミッションに対して、衛星システム的设计に必要な要求値を解析するために、予算や相乗り打上げ機関の受け入れ条件をはじめとするトップレベルの要求を決定する。

まず、予算規模について、本衛星は無償相乗り機会の獲得を目標としており、そのため打上費用は考慮せず、開発費用のみを試算し、1000 万円を設定する。中核メンバー規模は、少人数で開発・運用を維持することを仮定し、10 名とする。少人数プロジェクトを想定することによって意見交換を容易に行い、共通意識を高めることができる。また、プロジェクトの方針等の決断を素早く行うことができ、短期での開発を目指す超小型衛星プロジェクトにおいてこの人数規模は最適であると考えられる。この特徴を活かして、予算執行開始から 2 年を目処に衛星を打ち上げることを目標とする。以上の要求を表 1-1 にまとめ、次章のミッション解析の際に参考にする。

表 1-1：トップレベル要求

開発関連	
予算規模	1000 万円
プロジェクトにおける 中核メンバー規模	10 名
予算執行開始～ 衛星打上げの期間	2 年
相乗り打上げ機関の受け入れ条件 (例：H-IIA 相乗り条件)	
質量	50 kg 以下
サイズ	50 cm 立方以下
打上環境への適合性	H-IIA ロケット 打上げ環境条件 への適合

## 2. ミッション解析

### 2.1. 観測システム

衛星の観測施設には、本学ペガサス天体観測室を用いる。現在 JAXA が低軌道デブリの光学観測に使用している天体望遠鏡は 35 cm シュミットカセグレン望遠鏡であるのに対して[2-1]、ペガサス

天体観測室にある望遠鏡は口径 40 cm であり、低軌道デブリの観測は十分可能であると考えられる。観測設備の諸元を表 2-1 に示す。

表 2-1：観測設備

天体望遠鏡 (Meade 社製)	型番	LX200-40ACF
	有効口径	406.4 mm
	分解能	0.28 秒

## 2.2. ミッション軌道の決定

本衛星はビジーバック衛星として、高度 600 km の太陽同期軌道に投入する。太陽同期軌道は、衛星の軌道面と太陽方向が常に一定となる軌道で、赤道上空を衛星が通過する地方時がほぼ一定となる。この軌道を飛行する衛星は、太陽光線等に関して同一条件でのミッションが可能となるメリットがあり、多くの衛星で混み合っている。デブリ同士の衝突が発生する可能性が高いこの軌道はスペースデブリ環境に大きな悪影響を及ぼす可能性が高く、早急な環境改善が求められている。よって、この軌道でライトカーブインバージョンを実証することには大きな意味がある。また、この時の軌道傾斜角  $i$  は、摂動による昇交点赤経  $\Omega$  の回転の式

$$\dot{\Omega} = -9.97 \left( \frac{r_E}{r} \right)^{3.5} (1 - e^2)^{-2} \cos i \left[ \frac{deg}{day} \right] \quad (2-1)$$

から算出される。ここで  $e$  は離心率を表すが、今回は円軌道を仮定しているため、離心率は 0 とする。以上の式を用いて、軌道傾斜角を 97.8 deg と決定する。

続いて、昇交点地方時を検討する。図 2-1 はそれぞれの昇交点地方時において、衛星の光学観測可能時間の 10 日間の平均を算出したグラフである。光学観測可能時間が最も長くなったのは、地方時が 7 時の時であり、本衛星軌道の昇交点地方時を 7 時と決定した。

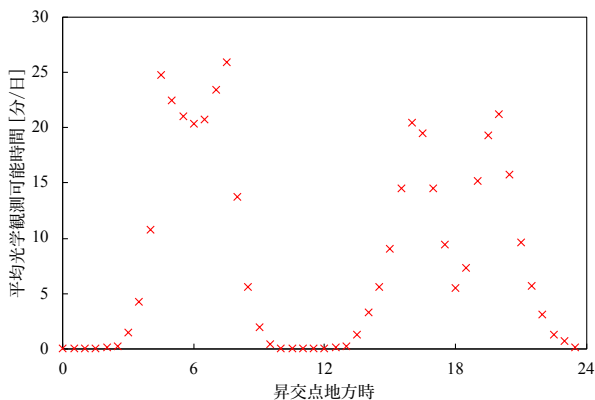


図 2-1：昇交点地方時ごとの光学観測可能時間

## 2.3. 展開膜の面積とライトカーブ

前述の通り、衛星には膜面展開装置を搭載する。高反射率の膜面を展開し太陽光反射面積を拡大することで、地上からの測光観測の際により鮮明なライトカーブを取得することが可能となる。ここでは、天体望遠鏡の性能に基づき、より鮮明なライトカーブを取得するために必要な膜面の面積を検討する。解析には、衛星の姿勢運動及び軌道シミュレータを使用し、ある時刻でのターゲット物体の位置と姿勢の情報から、その時刻でのターゲット物体の等級を算出した。

計算時は、衛星を図 2-2 のように 8 面でモデル化し、その表面特性は全ての面で表 2-2 のように定義した。なお、計算上の外乱トルクとしては、重力傾斜／大気抵抗／太陽輻射圧によるトルクを考慮し、軌道摂動を起こす外力としては、月・太陽の重力／太陽輻射圧／地球の重力ポテンシャル／大気抵抗／地球磁場による摂動力を考慮した。初期姿勢角は、オイラー角で {0 rad, 1 rad, 1 rad}、初期姿勢角速度は {0 rad/sec, 0 rad/sec, 0 rad/sec} で与えた。

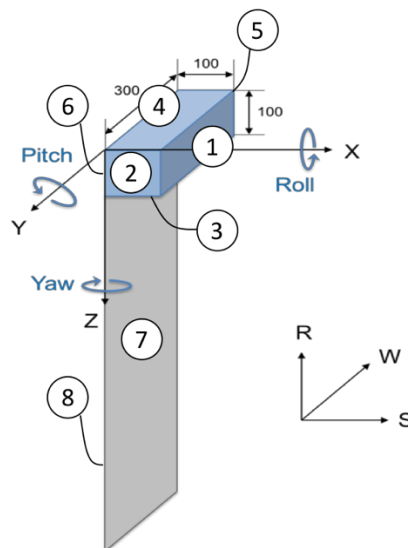


図 2-1：衛星表面のモデル化

表 2-2：表面特性

表面特性	反射率	0.7
	吸収率	0.2
	拡散率	0.1

以上の計算条件で膜面の展開長さをそれぞれ設定し、5 日間の解析を実施した。表 2-3 にそれぞれの展開長の時に得られた最大の等級を示す。

表 2-3：5 日間の最大等級

展開長さ [m]	0.0	0.5	1.0	1.5	2.0
最大等級	10.4	8.39	7.74	7.29	7.14

解析結果より，膜面を展開することは鮮明なライトカーブを取得するのに有効であることがわかる．ここではひとまず，膜面の展開長さを 1.5 m に設定して設計を進めることとした．衛星筐体に収納可能かどうかの議論は第 3 章で行う．図 2-3 に展開なしの時の，図 2-4 に展開長さが 1.5 m の時の，シミュレーションにより得られたライトカーブを示す．なお，ライトカーブは 5 日間の解析で等級が最大となった瞬間の前後のものを示している．

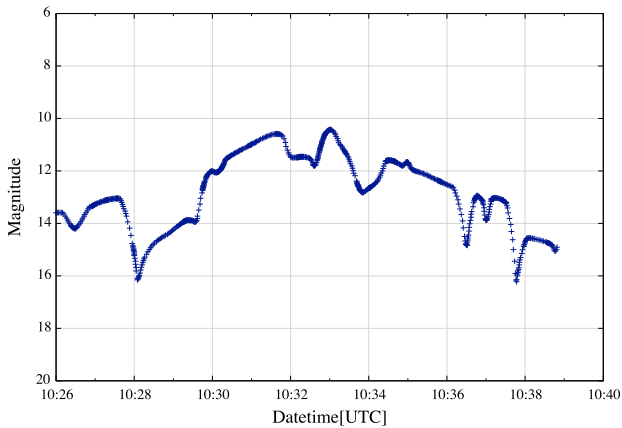


図 2-3 : ライトカーブ (展開なし)

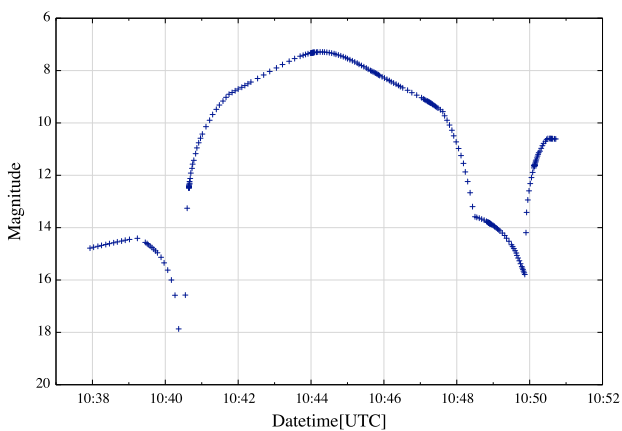


図 2-4 : ライトカーブ (展開長さ : 1.5 m)

#### 2.4. 予想される姿勢運動

衛星の姿勢運動を予測することは，姿勢計測機器をはじめとする衛星搭載機器を選定する際に非常に重要である．今回は膜展開なしの状態と，膜面長さ 1.5 m の時の姿勢運動をシミュレーションした．姿勢運動のシミュレーション結果を図 2-5 から図 2-8 に示す．また，図に示す姿勢運動は，衛星の等級が最大となる瞬間の前後の様子を示している．

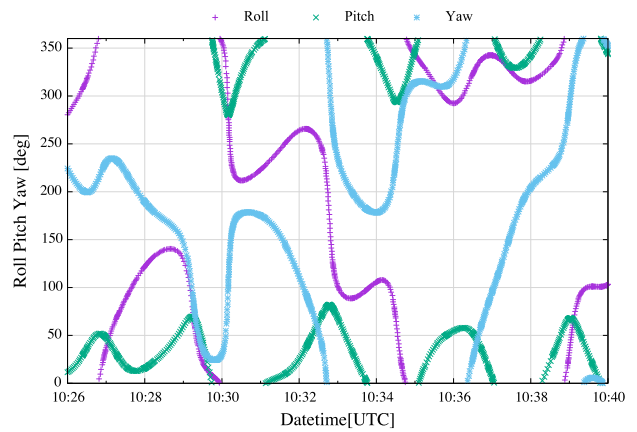


図 2-5 : 衛星の姿勢運動 (展開なし)

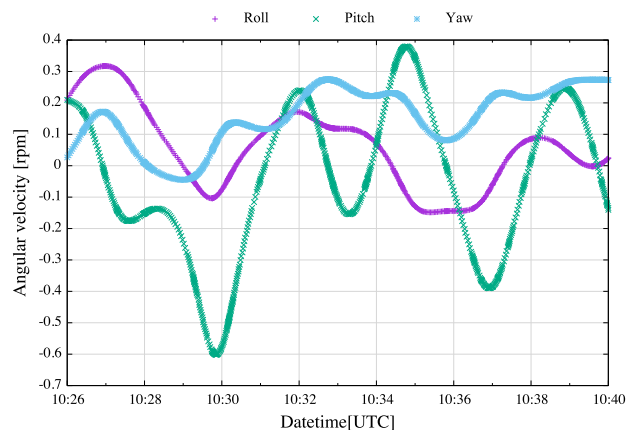


図 2-6 : 衛星の姿勢角速度 (展開なし)

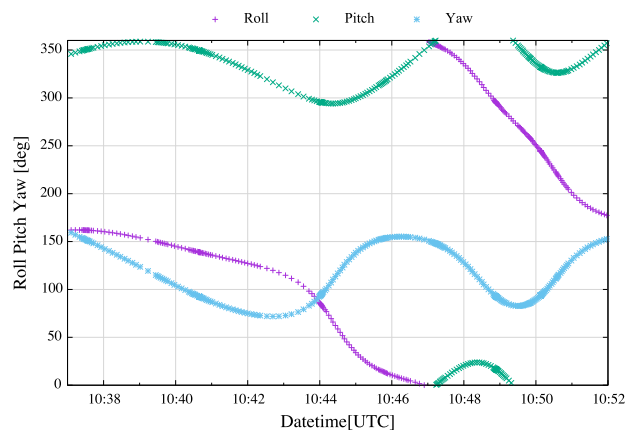


図 2-7 : 衛星の姿勢運動 (膜面長さ 1.5 m)

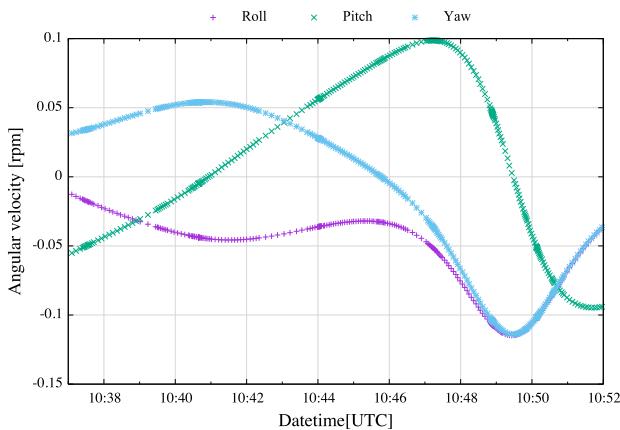


図 2-8：衛星の姿勢角速度（膜面長さ 1.5 m）

2 つの図を比較すると、膜展開後は衛星の姿勢運動が穏やかになっていることがわかる。これは膜面展開により慣性モーメントが大きくなったためだと考えられる。

## 2.5. ミッション期間の決定

最後に、ミッション期間決定のための解析を行う。本衛星は、面積質量比が大きい物体であるため、一般の衛星よりも軌道減衰が早いと考えられる。そこで、投入軌道から大気圏に落下するまでに十分な観測回数を確保することができるかを検討する必要がある。今回は一般摂動論を用いて軌道伝播を行い、軌道長半径の遷移をシミュレーションした。また、その際の物体の平均断面積は、

$$\frac{2}{\pi}(0.3L + 0.01) \times \frac{1}{M} \quad (2-2)$$

で与えた。\$L\$ は膜面長を、\$M\$ は質量を表す。結果を図 2-9 に示す。

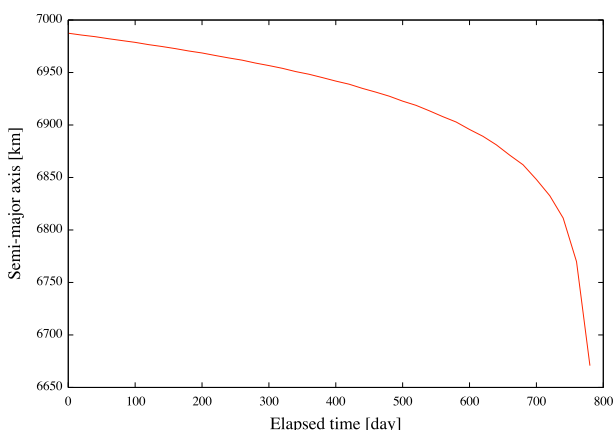


図 2-9：軌道長半径の遷移

図より、本衛星が大気圏に落下するまでの時間はおよそ 2 年であり、その間十分な観測機会が確保できると考えられる。そこで我々はミッション期間を最低 1 年と定義し、その後は衛星からの信

号が得られる限り観測を続けることとする。また、本衛星は大気圏までの落下が早く、スペースデブリ低減のための国際的な取り組みである「25 年ルール」を遵守する。

## 2.6. 膜面に対する微小デブリの衝突

サブミッションである膜面に衝突する微小デブリの検出について、衝突検知センサを搭載する意義を確かめるために、ミッション期間中に微小デブリが膜面に衝突する可能性を検討しなければならない。そこで今回は、膜面に対する微小デブリの衝突回数を欧州宇宙機関が開発したスペースデブリエンジニアリングモデル「MASTER-2009」を用いて解析を行った。本解析では、デブリのサイズは 0.1 mm から 1.0 mm を考慮する。この時、ミッション軌道における衝突フラックスは

$$\Phi = 124.5 [1/m^2/yr] \quad (2-3)$$

であり、膜面に衝突が期待される微小デブリの個数 \$N\$ は、膜面の衝突面積 \$A\_{sail}\$ を用いて、

$$\lambda = A_{sail} \Phi = 1.5 \times 0.3 \times 124.5 = 56.0 \quad (2-4)$$

と算出される。

## 3. 膜面展開機構

### 3.1. 概要

本衛星の膜面展開には能動的展開方式を採用する。能動的展開方式には、展開速度を調整することができるというメリットがあり、展開時の膜面損傷による反射特性の劣化を避けることができる。また、展開部にはパンタグラフ機構を採用する。その主な根拠は、高い展開率を有することと、アクチュエータが根元の一箇所で済むことである。アクチュエータには、直動型モータを使用する。

### 3.2. アームの設計

ここでは、パンタグラフ機構のアームの設計を行う。アームの設計要求は以下の通りである。

- 衛星筐体に収納可能であること
- 1500 mm の膜面を展開可能であること

#### 3.2.1. 寸法設計

##### 3.2.1.1. 諸定義

衛星筐体厚を 5 mm と仮定し、展開機構の包絡域を図 3-1 のように定義する。X 軸方向の寸法については後ほど決定する。また、アームの概形を

図 3-2 に示す。

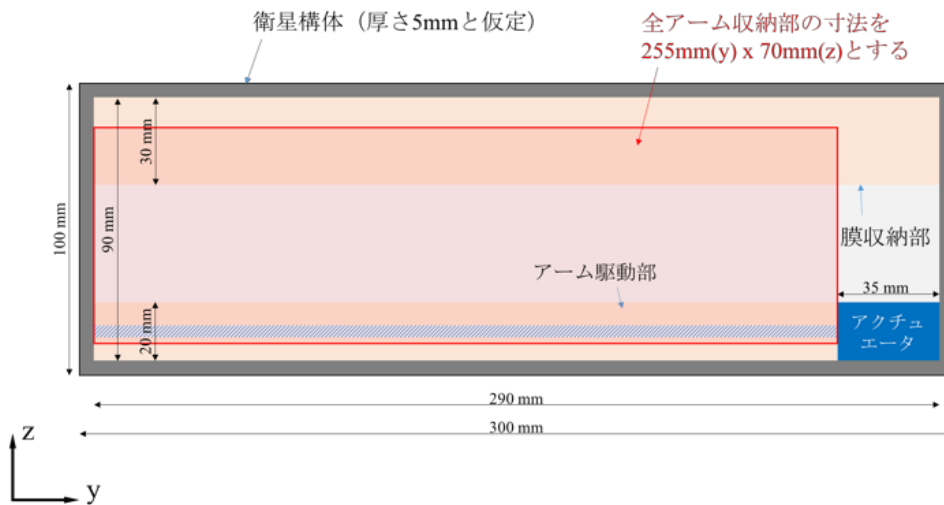


図 3-1 : 展開機構包絡域の定義 (yz 平面)



図 3-2 : アーム概形

### 3.2.1.2. アーム本数

要求の展開膜の長さは 1500 mm で、衛星筐体との重なり、膜面収納部の大きさを考慮して、要求の展開長さ  $L$  は 1650 mm とする。アームの回転軸間距離  $l$  を 240 mm、展開時アーム取り付け回転角  $\phi$  を 80 deg と決定し、必要なアーム本数  $n$  を以下のように算出する。

$$n = \frac{L}{l \cos \phi} = \frac{1650 \text{ mm}}{240 \text{ mm} \times \sin 80^\circ} \cong 6.9 [\text{本}] \quad (3-1)$$

以上より、回転軸間距離 240 mm のアームを 7 本使用する。機構全体としてはその倍の本数必要であるため、全体でアームは 14 本必要である。

### 3.2.1.3. 最大アーム幅と収納時のアーム回転角

図 3-2 のようなアームを隙間なく収納する時、回転軸間距離  $l$  とアーム幅  $d$ 、アーム取り付け回転角  $\phi$  には式 3-2 のような関係が成り立つ。式中の  $D$  は隣接するアームの回転軸間の  $z$  軸方向距離を表す。図 3-3 に  $D$  の定義を示す。



図 3-3 : D の定義

$$\frac{d}{\cos \phi} = l \sin \phi = D \quad (3-2)$$

7 本のアームを  $z$  軸方向長さ 70 mm の包絡域に収納する時、最大の  $D$  は、以下のように算出する。

$$D_{MAX} = \frac{70 \text{ mm}}{7 + 1} = 8.75 [\text{mm}] \quad (3-3)$$

$D$  を最大と仮定した時、式 (3-3) を用いて収納時アーム取り付け回転角とアーム幅を以下のように算出する。

$$\phi = \sin^{-1} \frac{D}{l} = \sin^{-1} \frac{8.75 \text{ mm}}{240 \text{ mm}} \cong 2.09 [^\circ] \quad (3-4)$$

$$d = D \cos \phi = 8.75 \times \cos 2.09^\circ = 8.74 [\text{mm}] \quad (3-5)$$

マージンを考慮して、アーム幅を 8 mm とする。アームの両端は直径  $d$  の円形状とするため、アームの全長は 248 mm となる。ここまでで、アームの回転軸間距離  $l$  とアーム幅  $d$  を決定した。これらの寸法をもとに、収納時の  $\phi$  と  $D$  を、式 (3-3) を用いて算出すると、

$$\varphi \cong 1.91^\circ \quad (3-6)$$

$$D \cong 7.99[\text{mm}] \quad (3-7)$$

となる。この時、全てのアームを収納するために必要な寸法は、

$$y \cong 247.9[\text{mm}] \quad (3-8)$$

$$z \cong 64.0[\text{mm}] \quad (3-9)$$

であり、図 1 の包絡域に収納可能である。なお、アーム厚に関しては、駆動力に耐えうるように解析を行い設計する。

### 3.2.2. アームの材質

アームの材質にはCFRPを使用する。CFRPは、その比剛性・比強度・低熱膨張率等に関して他の材料よりも優れており、材料自体に腐食がないこと、アウトガスを発生しにくいという特性から宇宙でも多くの使用実績があり、非常に信頼性の高い材料である。表 3-1 に CFRP の材料特性を示す。

表 3-1 : CFRP の材料特性

名称	単位	値
比重	-	0.5
引張強さ	kgf/mm <sup>2</sup>	160 - 450
引張弾性率	kgf/mm <sup>2</sup>	12000 - 15000
曲げ強さ	kgf/mm <sup>2</sup>	130 - 200
曲げ弾性率	kgf/mm <sup>2</sup>	9000 - 13000
線膨張係数	10 <sup>-6</sup> /°C	0.2 - 0.4
熱伝導率	Kcal/m <sup>2</sup> h <sup>2</sup> °C	3 - 3.5
体積抵抗率	Ω*cm	4*10 <sup>-5</sup>

### 3.2.3. アームに対する微小デブリの衝突予測

本プロジェクトは、膜面に衝突した微小デブリを検知することをサブミッションとしているため、アーム部に微小デブリが衝突する事態も考慮しなければならない。そこでミッション解析と同様に、アームに対する微小デブリの衝突回数を「MASTER-2009」を用いて解析し、アームに対する微小デブリの衝突可能性を検討する。本解析では、ミッション軌道における 1.0 mm 以上のデブリを考慮する。1.0 mm という値はアーム幅の 8 分の 1 の大きさで、これ以上のデブリがアームに衝突する場合、どこに衝突したとしてもアームは破壊されると仮定する。なお、宇宙エレベータのテザーに関する研究では、テザー幅の 4 分の 1 以上のサイズのデブリが衝突するとテザーが切断されると仮定しており、今回設定した値がより危険側に設定してあることを示唆している。

この時、設定した 1.0 mm 以上のサイズのデブリのフラックスは、

$$\Phi = 0.0035 [1/\text{m}^2/\text{yr}] \quad (3-10)$$

であり、展開機構のアーム部に衝突する 1.0 mm 以上の大きさのデブリの個数の期待値 $\lambda$ は、全アームの衝突面積 $A_{arm}$ を用いて、

$$\begin{aligned} \lambda &= A_{arm} \Phi = 1950 \times 14 \times 0.0035 \\ &= 9.56 \times 10^{-5} \end{aligned} \quad (3-11)$$

と算出される。よって、展開機構のアーム部に 1.0 mm 以上のデブリが衝突する確率は、

$$\begin{aligned} 1.0 - e^{-\lambda} &= 1.0 - e^{-9.56 \times 10^{-5}} \\ &= 9.55 \times 10^{-5} \end{aligned} \quad (3-12)$$

であり、十分小さいと考えられる。また、この解析は衛星姿勢を考慮せず、常に衝突面積が最大となる姿勢を仮定しているため、実際の衝突個数はこの値よりもさらに少なくなると考えられる。このように、デブリの衝突によりアームが破壊される可能性は十分に低い。

### 3.3. アクチュエータの設計

展開時のアクチュエータには、ボールねじ駆動式の直動型モータを採用する。モータにはステッピングモータを使用する。リードスクリュウの半分の長さでねじ山向きを逆にし、1 回転方向で 2 方向の直線運動を実現する。ナットは、M ねじ付きシングルナットを使用する。また、摺動面と与圧ナット内部には固体潤滑剤である二硫化モリブデン(MoS<sub>2</sub>)を使用するため、摩擦係数は二硫化モリブデンの地上・真空中の値である 0.1 を使用する。二硫化モリブデンは、宇宙用固体潤滑剤としては一般的なもので、衛星が経験する温度環境下でも十分な潤滑性能を維持することができる[3-1]。なお、宇宙環境においては無重力が仮定されるため、重力加速度は 0 と仮定し設計を進める。展開機構の仕様を表 3-2 に示す。

表 3-2：機構仕様

名称	値
テーブルの質量	7.00 [g]
摺動面の摩擦係数	0.10
ボールねじのリード	1.00 [mm]
要求分解能	0.25 [mm]
予圧ナットの内部摩擦係数	0.10
送り量	116 [mm]
減速比	1(減速機構なし)
ボールねじの軸径	4.00 [mm]
ボールねじの全長	232 [mm]
ボールねじの材質	Al 2219 0.00284 [g/mm <sup>3</sup> ]
位置決め時間	10.0 [s]
リード角	4.23 [°]
傾斜角度	0.00 [°]
重力加速度	0.00 [m/s <sup>2</sup> ]

### 3.3.1. 必要分解能の確認

膜面に皺が寄らないように展開するためには、高度な分解能が要求される。今回は、膜面展開アクチュエータの位置決め精度を 0.25 mm とする。この時、モータの必要分解能  $\theta_s$  は、ボールねじのリード  $P_B$ 、要求分解能  $\Delta i$  を用いて以下の式より算出される。

$$\theta_s = \frac{360^\circ \times \Delta i}{P_B} = \frac{360^\circ \times 0.25 \text{ mm}}{1.0 \text{ mm}} \quad (3-10)$$

$$= 90 [^\circ]$$

以上より、ステップ角は  $90^\circ$  以下が要求される。今回はステップ角を、ステッピングモータでは一般的な  $1.8^\circ$  とし、設計を進める。

### 3.3.2. 運転パターンの確認

アクチュエータは、加減速運転パターンを採る。まず、ステッピングモータに送るパルス数  $A$  は、送り量  $l$ 、ステップ角を  $\theta$  を用いて以下の式より算出される。

$$A = \frac{l}{P_B} \cdot \frac{360^\circ}{\theta} = \frac{116 \text{ mm}}{1.0 \text{ mm}} \cdot \frac{360^\circ}{1.8^\circ} \quad (3-11)$$

$$= 23200 [\text{パルス}]$$

以上より、展開には最低でも 23,200 パルスの信号を送る必要がある。なお、ステッピングモータは本衛星の OBC である Arduino を用いて制御する。

### 3.3.3. 運転終了の合図

ステッピングモータは、過負荷や急な速度変化の際に、入力パルス信号とモータ回転との同期が失われることがある。これを脱調というが、ステッピングモータが脱調してしまうと、あらかじめ決めておいたパルス数を入力した時に想定した位置までテーブルが移動しない可能性がある。そこで本衛星は、テーブルの移動終了箇所にスイッチを設け、スイッチが作動するまで運転を続け、スイッチの信号により運転を終了する。

### 3.3.4. ボールねじの正効率

ボールねじの正効率  $\eta$  は以下の式で計算される。

$$\eta = \frac{\sin a - \mu \tan \beta}{\sin a + \frac{\mu}{\tan \beta}} \quad (3-12)$$

ここで、 $\mu$  はボールねじとナット間の接触面における摩擦係数で 0.003、 $a$  はボールねじの接触角（通常  $45^\circ$ ）、 $\beta$  はリード角を表す。上式に代入して計算すると、

$$\eta = \frac{\sin 45^\circ - 0.003 \times \tan 4.23^\circ}{\sin 45^\circ + \frac{0.003}{\tan 4.23^\circ}} \quad (3-13)$$

$$= 0.945$$

となる。

### 3.3.5. モータ負荷トルクの検討

モータ負荷トルク  $T_L$  は以下の計算式から導かれる。

$$T_L = \left( \frac{F \cdot P_B}{2\pi \cdot \eta} + \frac{\mu_0 \cdot F_0 \cdot P_B}{2\pi} \right) \cdot \frac{1}{i} \quad (3-14)$$

ここで、 $F$  は駆動方向の荷重、 $F_0$  は予圧荷重、 $\mu_0$  は予圧ナットの内部摩擦係数、 $\eta$  はボールねじの効率、 $i$  は減速比、 $P_B$  はボールねじのリードを表している。この場合、 $F$  は展開機構を伸展させる際にアーム同士の結合部に生じる摩擦力のみである。その摩擦トルクを  $T_1$ 、膜収納部と先端アームの間に生じる摩擦抗力を  $D_1$  とした時、本機構において  $F$  と  $T_1$ 、 $D_1$  には以下のような関係が成り立つ。

$$\frac{1}{2} \cdot l \cdot \sin \theta \cdot F = 14T_1 + \frac{1}{2} \cdot l \cdot \sin \theta \cdot D_1 \quad (3-15)$$

$\theta$  はアームの回転角を、 $l$  はアームの回転軸間距離を表す。上式より、アーム回転角が小さいほど



駆動方向の荷重  $F$  は大きくなることわかる。モータを選定するためには最大負荷を計算する必要があるため、ここでは、アームの回転角を収納時の  $1.91^\circ$  に設定する。また、アーム結合部にはすべり軸受を用いて摩擦を低減する。すべり軸受の摩擦トルク  $T_1$  は、

$$T_1 = \frac{\mu \cdot P \cdot d}{2} \quad (3-16)$$

で算出される。 $\mu$  は摩擦係数、 $P$  は軸受にかかる荷重、 $d$  は軸受の直径を表しており、 $3 \text{ mm}$  を仮定する。ここで、 $P$  はそれぞれの軸受で異なるが、荷重が大きくなるのは根元に近い軸受で、その大きさは  $F$  である。また、膜収納部とアームの間に生じる摩擦力  $D_f$  は、リベットの軸力に左右されるため、先にモータを選定した上で駆動可能な摩擦力  $D_f$  を算出する。本設計では以下の仕様のモータを採用する。

表 3-3：ステッピングモータ仕様

取付角	20 [mm]
結線方式	バイポーラ 4 本 リード線
定格電流	0.5 [A/相]
電圧	4.25 [V]
基本ステップ角	1.8 [°]
励磁最大トルク	0.02 [Nm]
質量	0.05 [kg]
使用温度範囲	-10 ~ 50 [°C]

式 3-16 を用いて計算した結果、トルク  $0.02 \text{ Nm}$  の時、摩擦力  $D_f$  が  $112 \text{ N}$  以下であれば駆動可能であることがわかった。この値を参考に実験を行い、膜収納部とアームの締結力を決定する。

### 3.3.6. アーム厚の決定

アームに駆動力が作用した時のアームに作用する応力の解析を行った。解析には Autodesk Inventor の解析ツールを使用した。駆動力を  $10 \text{ N}$  と仮定し、アーム厚を変化させた時の最大主応力を表 3-4 に示す。

表 3-4：最大主応力

アーム厚 [mm]	3.0	3.5	4.0
最大主応力 [Mpa]	39.0	33.3	29.2
最大変位 [mm]	0.63	0.54	0.47

CFRP の材料特性と比較すると、駆動力  $10 \text{ N}$  の時、これらのアーム厚では、機構は問題なく動作すると考えられる。よって今回はアーム厚を  $3.5 \text{ mm}$  とする。

## 3.4. 膜面の設計

### 3.4.1. 材質

本衛星の展開膜は、収納時は  $\phi 4 \text{ mm}$  の軸に巻きつけてあり、展開機構の先端部に収納されている。膜面は、高反射率であることが要求されており、その観点から、膜面素材は金属材料を使用するのが望ましいと考えられる。一方で金属材料は、低軌道環境における原子状酸素によって酸化皮膜を形成したり、エロージョンによって質量が低下したりすることで、その反射特性が失われる可能性が高い。表 3-5 に金属材料の原子状酸素に対する反応率を示す。この反応率は、1984 年に打ち上げられた長期暴露衛星 (Long Duration Exposure Facility: LDEF) による軌道上実験により求められた [3-2]。

表 3-5：金属材料の原子状酸素に対する反応率

材料 (化学式)	酸化反応率 (nm)	エロージョン (nm)
アルミニウム (Al)	0.8	0
金 (Au)	0	0
イリジウム (Ir)	0	2.5
ニッケル (Ni)	0.7	0
ニオブ (Nb)	1.3	0
オスmium (Os)	0	100
銀 (Ag)	> 1000	0
銅 (Cu)	3.5	0

銀やアルミニウムは、その高反射特性で知られるが、表 3-5 の通り原子状酸素に対して酸化皮膜を形成し、反射特性が低下してしまう。そこで本衛星の膜面素材には金 (Au) を用いる。金は表中の材料で唯一原子状酸素に対して反応せず、その正反射率も  $60$  から  $70 \%$  と酸化アルミニウムや酸化銀の反射率よりも高い。ここで、図 3-4 に膜面の構成を示す。表面素材である金は、基材であるポリイミド薄膜の両面に蒸着させ形成する。

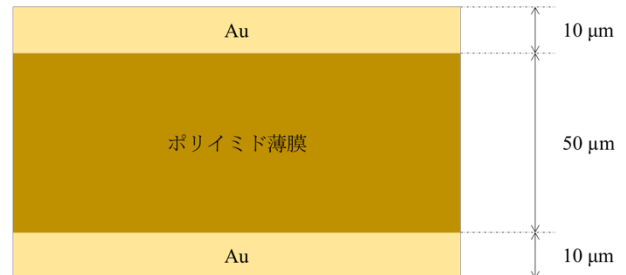


図 3-4：薄膜の構成

### 3.4.2. ピエゾ圧電素子

本衛星の展開膜には、微小デブリの衝突を検知するためにピエゾ圧電素子を取り付ける。ピエゾ圧電素子は、膜面に微小粒子が衝突した時に励起される固体物質中の音波（縦波弾性波）を読み出すことができ、膜面のたわみなどの低い周波数の振動では発生しない周波数の振動を検出するため、ノイズが少ない。この手法は千葉工業大学によって地上試験が行われており、複数の圧電素子を用いることで検出媒体上のダスト衝突位置の同定に成功している[3-3][3-4]。微小デブリ衝突の検出にはこの手法と同じ手法を用いる。出力はアナログ信号であるため、姿勢制御系のADコンバータを用いてAD変換する。

また、微小デブリの衝突記録にはSRラッチ回路を使用する。ラッチ回路は出力状態を入力信号にフィードバックすることで、1ビットの情報を保持することができる回路である。ここで、図3-5にラッチ回路の論理回路図を、表3-6にその真理値を示す。

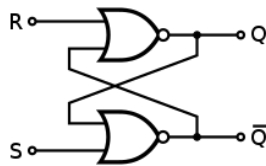


図 3-5：ラッチ回路

表 3-6：真理値表

入力		出力	
S	R	Q	Q <sub>bar</sub>
0	0	保持	
0	1	0	1
1	0	1	0
1	1	禁止	

膜面へ微小デブリが衝突すると、その振動を圧電素子が捉え、電圧を励起する。その電圧レベルが閾値を超えた時、Sを1にして情報を記録する。また、衝突時刻の情報とともに衝突データを地上へ送信した後、Rを1にして情報をリセットし、次の衝突に備える。

### 3.5. 衛星筐体への取付け

本展開機構は、衛星筐体と内部パネルへ3箇所でもボルト締結する。また、展開機構とその他搭載機器は内部パネルによって仕切られているため、内部パネルにピエゾ圧電素子からの導線を出す小窓を設ける。

### 3.6. まとめ

本章では、以上のような膜面展開装置を設計した。最後に、ミッション機器の構成について表3-7にまとめ、3D-CADにより作成した外観図を図3-6に示す。

表 3-7：ミッション機器構成

名称	寸法[mm]	体積 [mm <sup>3</sup> ]	素材	質量[g]	個数	総質量[g]
伸展部	アーム	248 x 8 x 3.5	CFRP	3.41	14	47.7
	リベット	3 x 10 x 7	ステンレス鋼	0.76	19	14.4
	スペーサー	φ8 x 3.5	Al A6061	0.407	2	0.815
アクチュエータ	ステッピングモータ	19.5 x 19.5 x 20.83	PH 鋼	37.0	1	37.0
	モータ固定部材	19.5 x 19.5 x 20.83		27.0	1	27.0
	ボールねじ	φ4 x 253		8.58	1	8.58
	テーブル	19 x 19 x 8		7.00	2	14.0
	軸受 (先端)	19 x 19 x 5		4.47	1	4.47
	軸受 (中央)	19 x 19 x 5		3.93	1	3.93
	ガイド丸棒	φ2.06 x 294		2.65	2	5.29
	丸頭ねじ	M3 x 5		0.616	2	1.23
				ステンレス鋼		
膜面	薄膜	289 x 1650 x t 0.07	金蒸着 ポリイミド 薄膜	218.11	1	218.11
	ピエゾ圧電素子	20 x 20 x t 1.2	チタン酸 ジルコニウム 酸鉛	10	1	10.0
膜収納部	上面パネル	294 x 30 x t 2		47.6	1	47.6
	底面パネル	294 x 32 x t 2	Al A6061	50.8	1	50.8
	アーム締結部	120 x 10 x t 3.5		7.58	2	15.2
	アーム締結部材	φ6 x 11.5		1.05	2	2.10
	側面パネル 1	294 x 32 x t 2		50.8	1	50.8
	側面パネル 2	30 x 30 x t 2	Al A6061	4.79	2	9.59
	軸棒	φ4 x 294		9.98	1	9.98
					合計	578.7

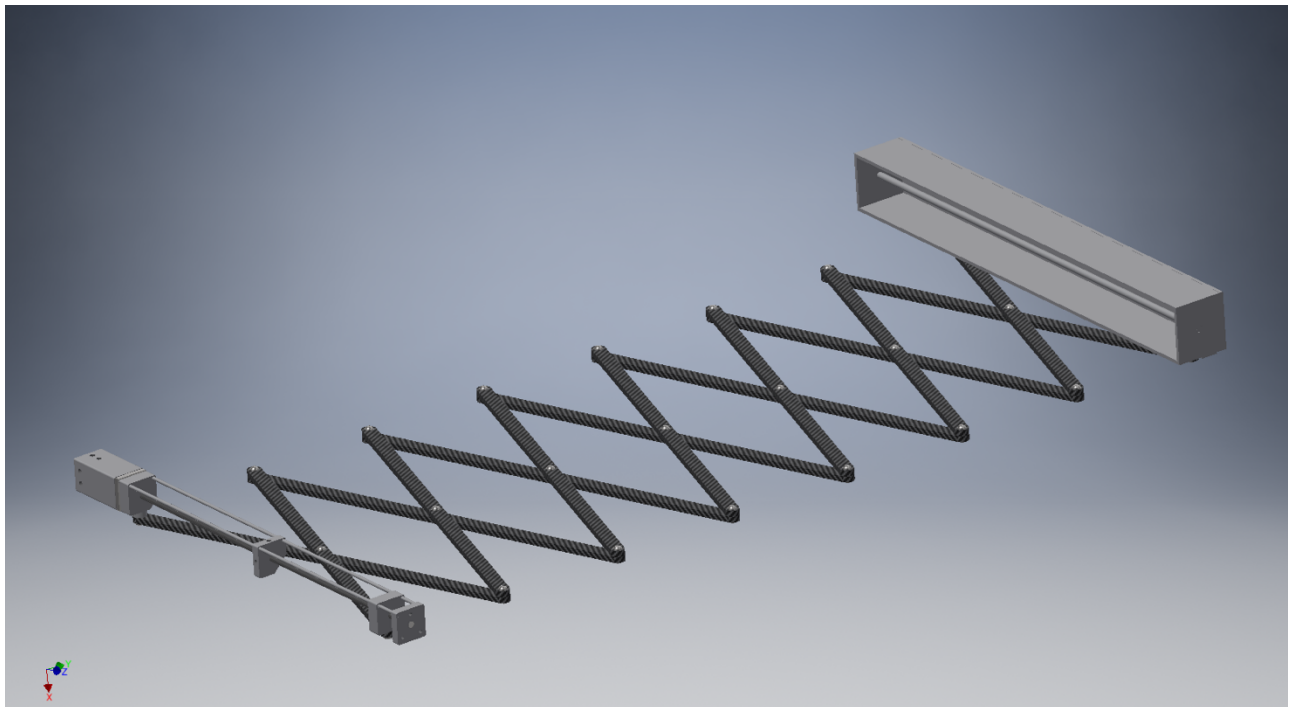


図 3-6：展開機構外観

## 4. 姿勢サブシステム

### 4.1. 概要

本衛星ではよりデブリの運動に近いライトカーブを取得するため、姿勢制御は行わない。そのため、姿勢制御用アクチュエータは搭載せず、姿勢検出用のジャイロセンサ、磁気センサを搭載する。また、3U という限られた体積と開発費の関係上、太陽センサ、GPS センサは搭載しない。太陽センサの代わりに、太陽光パネル各面の電流、電圧値を測定し、太陽光ベクトルを決定する。また、GPS センサの代わりに、TLE、光学観測、通信時に検出できるドップラーシフトを用いて軌道上現在位置を決定する。

### 4.2. ミッションと姿勢系

#### 4.2.1. Mission Objective

##### ・ Primary Objective

姿勢の軌道上観測データとライトカーブを組み合わせて、光学観測による動態推定の実証を行う

##### ・ Secondary Objective

大気抵抗が高面積質量比物体の姿勢に与える影響を調べる

#### 4.2.2. 要求

- ・ 姿勢決定精度： $< 1 \text{ deg}$ ,  $< 0.2 \text{ deg/s}$
- ・ 位置決定精度： $< 10 \text{ m}$

### 4.3. 姿勢決定則

本衛星の姿勢は2種類の姿勢決定法の複合システムで求める。1つ目はジャイロセンサによる方法、2つ目は太陽光パネルの電流・電圧値から得られる太陽光ベクトルと磁気センサから得られる磁気ベクトルの組み合わせによる方法である。

#### 4.3.1. ジャイロセンサによる方法

ジャイロセンサから得られる3軸周りの角速度を積分し、本衛星の姿勢を算出する。この方法は、食の時間でも姿勢を決定することができるが、誤差が蓄積するため、一定時間後にその誤差を修正する必要がある。

#### 4.3.2. 太陽光ベクトルと磁気センサの組み合わせによる方法

まず TLE、光学観測、通信時に検出できるドップラーシフトなどを用いて衛星の軌道上現在位置を決定し、慣性系における太陽光ベクトルを決定する。次に後述の太陽光ベクトルの決定方法により、衛星機体軸における太陽光ベクトルを決定する。したがって、太陽光ベクトルを用いて慣性系と衛星機体軸の関係がわかり、衛星の太陽光ベクトル回りの姿勢は決定することができる。しかし、これだけでは姿勢を唯一に決定できない。次に、軌道上現在位置から地球の磁気ベ

クトルを決定することができる。本衛星には磁気センサを搭載しているため、衛星機体軸における磁気ベクトルも決定することができる。したがって太陽光ベクトル同様、磁気ベクトル回りの姿勢も決定することができる。

上記のように2つのベクトル回りの姿勢を決定することで、衛星の姿勢を唯一に決定することができる。この方法は、ジャイロセンサの動作開始時、誤差修正時の初期値を求める際に使用する。注意すべき点は、この方法には太陽光ベクトルを用いるため、食の時間帯にジャイロの動作開始、誤差修正ができない。

### 4.4. 太陽光ベクトルの決定

#### 4.4.1. 原理

原理は参考文献[4-1]を参考にした。まず、電圧・電流と入射角の関係を用いて、太陽光パネルの電圧・電流から衛星に対する太陽光入射角を求めることができる。入射した可能性のある太陽光の範囲は、衛星機体軸原点を頂点とした円錐を描くことで表せる。この時、最低3面の太陽光パネルの電圧から3つの円錐を描くことによって、太陽光ベクトルを定義することができる。太陽光ベクトルの始点は、衛星機体軸原点であり、終点は3つの円錐が交差する場所である。

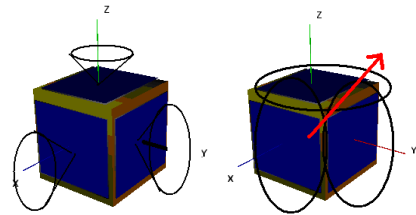


図 4-1：太陽光ベクトル決定方法の模式図

#### 4.4.2. 太陽強度に関係なく太陽光ベクトルが決定できることの証明

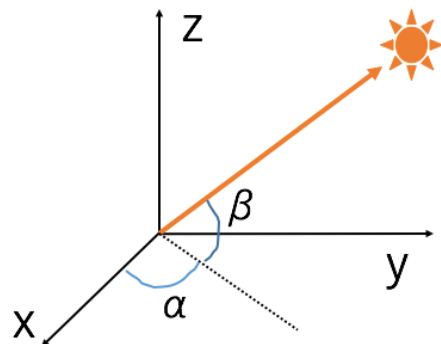


図 4-2：太陽光ベクトル決定方法の模式図

上図のように太陽光ベクトルを定義する。太陽光ベクトルを x-y 平面に投影したものと x 軸のなす角、太陽光ベクトルとのなす角をそれぞれ、 $\alpha$ ,

$\beta$  と置く．太陽光が本衛星の3面に当たっていると考えると，太陽光が当たっていない裏側の面は考えなくて良いので， $\alpha, \beta$  の範囲は， $0 \leq \alpha, \beta \leq \pi/2$  である．また，単位太陽光ベクトルを  $e_{sun}$  とすると以下のように表せる．

$$e_{sun} = \begin{bmatrix} \cos \alpha \cos \beta \\ \sin \alpha \cos \beta \\ \sin \beta \end{bmatrix} \quad (4-1)$$

さらに，y-z 面，z-x 面，x-y 面の法線ベクトルと太陽光ベクトルのなす角，すなわち入射角をそれぞれ， $\theta_x, \theta_y, \theta_z$  とすると， $e_{sun}$  を用いて以下のように表せる．

$$\cos \theta_x = \begin{bmatrix} 1 \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix} e_{sun} = \cos \alpha \cos \beta \quad (4-2)$$

$$\cos \theta_y = \begin{bmatrix} 0 \\ 1 \\ 0 \end{bmatrix} e_{sun} = \sin \alpha \cos \beta \quad (4-3)$$

$$\cos \theta_z = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ 1 \end{bmatrix} e_{sun} = \sin \beta \quad (4-4)$$

今， $\theta_x, \theta_y, \theta_z$  から  $\alpha, \beta$  の値を求めたい．しかし，実際の太陽光パネルの出力は電圧値であるため，太陽強度が関係する．ここで，任意の強度を  $P$  とおくと，以下の式より  $\alpha, \beta$  を求めることができる．

$$\frac{P \cos \theta_y}{P \cos \theta_x} = \frac{P \sin \alpha \cos \beta}{P \cos \alpha \cos \beta} = \tan \alpha \quad (4-5)$$

$$\frac{(P \cos \theta_z)^2}{(P \cos \theta_x)^2 + (P \cos \theta_y)^2} \quad (4-6)$$

$$= \frac{(P \sin \beta)^2}{(P \cos \beta)^2} = \tan^2 \beta$$

この時， $\alpha, \beta$  の範囲は  $0 \leq \alpha, \beta \leq \pi/2$  であるため，どちらも唯一に定まる．

このように，強度  $P$  は計算の過程でキャンセルすることができるため，太陽光ベクトルは太陽強度に関係なく決定できる．

#### 4.4.3. 実験計画

・平らな地面に棒（長さ  $b$  [mm]）を置き，影の長

さ  $a$  [mm] を測る．地面の法線ベクトルと太陽光ベクトルのなす角を入射角  $\theta$  [deg] と定義する．下式より  $\theta$  [deg] を求め， $\theta$  [deg] を参考に模型の太陽光パネルを太陽光ベクトルと垂直になるように設置する．

$$\tan(90 - \theta) = b/a \quad (4-7)$$

・  $0 \sim 90$  deg の範囲を  $10$  deg 刻みで回転し，それぞれの角度で可変抵抗により抵抗値を変え，電流電圧データを取得する．

・ 測定した電流電圧データを入射角  $\theta$  [deg] ごとに I-V カーブを描く．実際の衛星では，得られた電流電圧値から 2 変数線形補間を行い，入射角  $\theta$  [deg] を決定する．

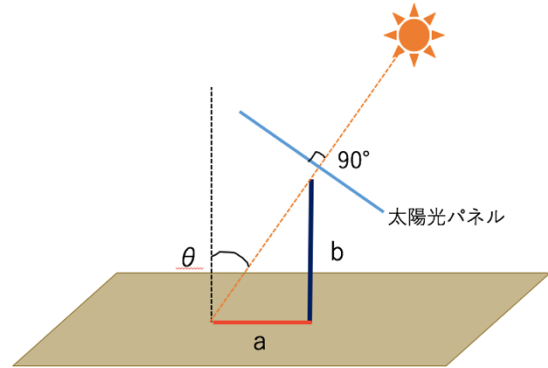


図 4-3：太陽光ベクトル実験方法の模式図

#### 4.5. 外乱トルク

外乱トルク計算に用いた変数と値は以下の通りである．

表 4-1： 外乱トルク計算変数

項目	変数	数値	単位
地球半径	r	6378.14	km
ピッチ慣性 モーメント (展開前)	$I_{y\_before}$	0.003	kgm <sup>2</sup>
ヨー慣性 モーメント (展開前)	$I_{z\_before}$	0.017	kgm <sup>2</sup>
ピッチ慣性 モーメント (展開後)	$I_{y\_after}$	0.466	kgm <sup>2</sup>
ヨー慣性 モーメント (展開後)	$I_{z\_after}$	0.016	kgm <sup>2</sup>
軌道角速度	$\Omega$	0.00108	rad/s
ロール軸周り 姿勢誤差	$\phi$	0.02	-
輻射圧 断面積	P A	9.0×10 <sup>-6</sup> 0.59	N/m <sup>2</sup> m <sup>2</sup>
表面の反射率	$\rho_s$	0.70	-
質量中心 (展開前)	$cg_{before}$	x = 0.00499 y = 0.1236 z = 0.00132	m
輻射圧中心 (展開前)	$cp_{before}$	x = 0.05 y = 0.17025 z = 0.5	m
質量中心 (展開後)	$cg_{after}$	x = 0.0725 y = 0.1146 z = 0.2757	m
輻射圧中心 (展開後)	$cp_{after}$	x = 0.05 y = 0.17025 z = 0.848	m
衛星の 残留磁気	$M_m$	0.1	-
地球の ダイポール	M	7.96×10 <sup>15</sup>	tesla ·m <sup>3</sup>
空気密度	$\rho$	1.137× 10 <sup>-13</sup>	kg/m <sup>3</sup>
空気抵抗係数	$C_d$	2.5	-
飛行速度	v	7.6×10 <sup>3</sup>	m/s

$I_y$ ,  $I_z$ は構体系を参照,  $\Omega$ は高度 600 km の軌道角速度,  $\phi$ は姿勢系のジャイロセンサの姿勢決定精度を参考に 0.02 とした. また, 輻射圧 P は最もクリティカルな場合を考えて太陽輻射圧が最大になるよう, 地球近傍完全鏡面体を仮定し, 輻射圧中心は衛星の幾何中心, 質量中心は膜面展開前・展開後の質量中心とし, 構体系を参照した. 表面の反射率は金の反射率として約 70%としたが, 実際には宇宙空間の原子状酸素の影響を受け劣化し, より低くなると考えられる. さらに空気密度は, 高度 600 km の空気密度を仮定した. 計算式は

以下の通りである.

- ・重力傾斜トルク

$$T_g = -4\Omega^2(I_y - I_z)\phi \quad (4-8)$$

- ・太陽輻射圧トルク

$$T_s = PA(1 + \rho_s)(cp - cg) \quad (4-9)$$

- ・地磁気トルク

$$T_m = M_m \frac{M}{r^3} \quad (4-10)$$

- ・大気抵抗トルク

$$T_a = \frac{1}{2}\rho C_d A v^2 (cp - cg) \quad (4-11)$$

膜面展開後のそれぞれの外力トルク, 合計トルク, 1 周期の角運動量は以下の通りである.

表 4-2： 外乱トルク (展開後)

重力傾斜 トルク [N·m]	太陽輻射 圧トルク [N·m]	地磁気 トルク [N·m]	大気抵抗 トルク [N·m]
4.2×10 <sup>-8</sup>	5.2×10 <sup>-6</sup>	3.1×10 <sup>-6</sup>	2.8×10 <sup>-6</sup>

$$T_{after} = 1.1 \times 10^{-5} N \cdot m \quad (4-12)$$

$$h_{total} = T \times P = 0.064 Nms \quad (4-13)$$

以上の結果より, 本衛星に対して支配的な外乱トルクは太陽輻射圧トルクと大気抵抗トルクであることがわかった. ここで展開前の外乱トルクを計算すると, 以下のようになった.

表 4-3： 外乱トルク (展開前)

重力傾斜 トルク [N·m]	太陽輻射 圧トルク [N·m]	地磁気 トルク [N·m]	大気抵抗 トルク [N·m]
1.3×10 <sup>-9</sup>	7.4×10 <sup>-7</sup>	3.1×10 <sup>-6</sup>	3.9×10 <sup>-7</sup>

$$T_{before} = 4.2 \times 10^{-6} N \cdot m \quad (4-14)$$

$$h_{total} = T \times P = 0.024 Nms \quad (4-15)$$

展開膜面前後での外乱トルクは

$$e = \frac{T_{after}}{T_{before}} = 2.6 \quad (4-16)$$

すなわち、膜面展開前後で外乱トルクが 2.6 倍に増える。このトルクの増加で衛星の姿勢がどのように変化するかシミュレーションで今後検討する必要がある。

#### 4.6. 姿勢の解析

予想される姿勢運動は 2.4. 予想される姿勢運動の通りである。解析の結果、膜面を展開することによって姿勢運動が穏やかになることがわかったが、これは膜面展開により慣性モーメントが大きくなったためであると考えられる。

#### 4.7. 風見効果の検証

風見効果を検証するためには本来、安定性を破って能動的な姿勢操縦をする必要がある。しかし、運用中の人工衛星にライトカーブインバージョンを適応した際、予想とは異なる結果を得た先行研究がある[4-2]。本衛星の主ミッションはライトカーブインバージョンであり、優先すべきはあくまでも主ミッションであるため、本衛星の姿勢操縦は行わない。風見効果の検証は、展開前後の姿勢状態を前述の姿勢決定則にしたがって姿勢角を検出する。

#### 4.8. 展開膜の姿勢とセンサ測定値

膜面を有する衛星では太陽輻射圧と膜面剛性が膜面の变形に大きく影響している。すなわち、太陽輻射圧が大きいほど膜面は大きく変形するが、十分な膜面剛性があれば変形を小さく済ませられる。

##### 4.8.1. 3D CAD 太陽輻射圧シミュレーション

本衛星は膜面が大きく伸びており、膜面に太陽輻射圧がかかってたわむ可能性が考えられるため、以下の 2 条件で膜面がたわむか否か調べた。太陽輻射圧は最もクリティカルな場合を想定し最大となるよう、地球近傍完全鏡面体を仮定した。

$$T_s = P(1 + \rho_s) = 1.5 \times 10^{-5} \quad (4-17)$$

##### (1) 膜面中心に太陽輻射圧をかけた場合

3D CAD 上で膜面中心に太陽輻射圧をかけた場合、最大変位は  $2.5 \times 10^{-6} \text{mm}$  であり、膜面長さに比べて十分小さいため、姿勢系のセンサ測定値と膜の姿勢は一致していると考えて良い。

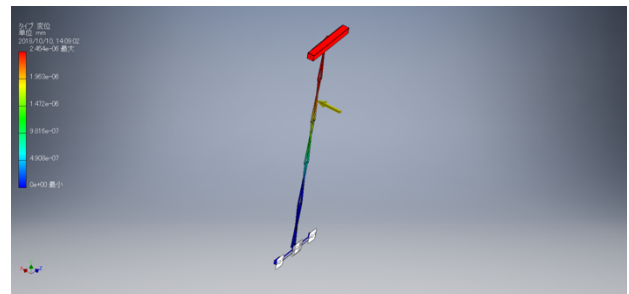


図 4-4 : 3D CAD シミュレーション (膜面中心)

##### (2) 展開後膜面収納部に太陽輻射圧をかけた場合

膜面を展開する際、膜面を収納していた部分からステップモータで膜面を広げながら展開していく。そのため展開後、膜面の先端には膜面を収納していた収納部が空の状態が存在する。その膜面収納部に太陽輻射圧がかかったと仮定し、シミュレーションを行った。この場合の最大変位は  $4.1 \times 10^{-6} \text{mm}$  であり、膜面長さに比べて十分小さいため、姿勢系のセンサ測定値と膜の姿勢は一致していると考えて良い。

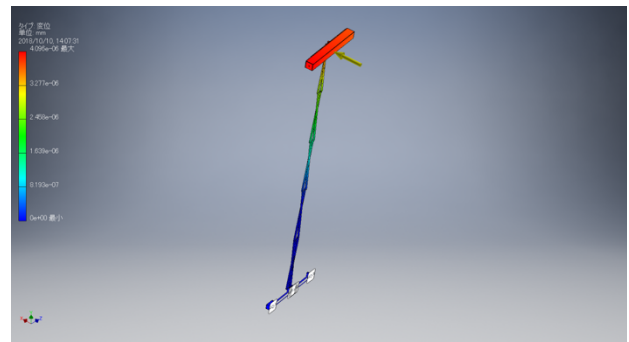


図 4-5 : 3D CAD シミュレーション (膜面収納部)

#### 4.8.2. 展開機構の工夫

本衛星の展開機構において、パンタグラフと膜面はバス部分と先端で固定されているが、中間部では固定されていない。そのため中間部で膜面がうねる可能性があり、その対策を講じる必要がある。まず膜面の先端には膜面収納部があり、そこにバネを置くことで膜面の十分な張力を得る。さらに膜面自身に十分な剛性を持たせるための膜面質量を考慮し、膜面厚さを計算して適用する。

#### 4.9. センサ諸元

姿勢の検出に使用するセンサの諸元は以下の通りである。また、磁気センサの出力は電圧 (アナログ) で、デジタルに変換するため、A/D コンバータを使用する[4-3][4-4][4-5]。

表 4-4：ジャイロセンサ (ADXRS624) 諸元

測定範囲	±50 [deg/s]
分解能	0.02 [deg/s]
動作電圧	5 [V]
消費電力	0.0175 [W]
動作温度範囲	-40 ~ 105 [°C]

表 4-5：磁気センサ (HMC2003) 諸元

測定範囲	±2 [gauss]
分解能	40 [µgauss]
動作電圧	12 [V]
消費電力	0.24 [W]
寸法	20×28×12 [mm]
動作温度範囲	-40 ~ 85 [°C]

表 4-6：A/D コンバータ (MCP3208) 諸元

磁気センサ感度	122 [nT/LSB]
ジャイロセンサ感度	0.27 [deg/s/LSB]
アナログ入力電圧	0.0~5.0 [V]
動作電圧	2.7~5.5 [V]
チャンネル数	8 チャンネル
消費電力	0.002 [W]
動作温度範囲	-40 ~ 85 [°C]

## 5. 通信サブシステム

### 5.1. 通信系の概要

本衛星は運用のため地上局からコマンドを送るアップリンク回線と衛星の状態を把握するためのハウスキーピングデータとミッションに用いるデータを得るためのダウンリンク回線を用いる。設計に関しては参考文献[5-1], [5-2]を参考にした。通信はアップリンク・ダウンリンクともに UHF 帯の 430~440MHz 帯を用いることとした。アップリンク時の変調方式は AFSK 方式を用い、ダウンリンク時の変調方式は GMSK 方式を用いる。通信機器については、ダイポールアンテナを 2 つ搭載する。また、受信機、送信機はそれぞれ 1 つずつ搭載する。これらの搭載予定機器の諸元を表 5-1, 表 5-2, 表 5-3 に示す。

表 5-1：送信機諸元

寸法	100mm×100mm×10mm
周波数帯	430~440MHz
変調方式	GMSK
ビットレート	9600bps
送信出力	1W

表 5-2：受信機諸元

寸法	100mm×100mm×10mm
周波数帯	430~440MHz
変調方式	AFSK
ビットレート	1200bps

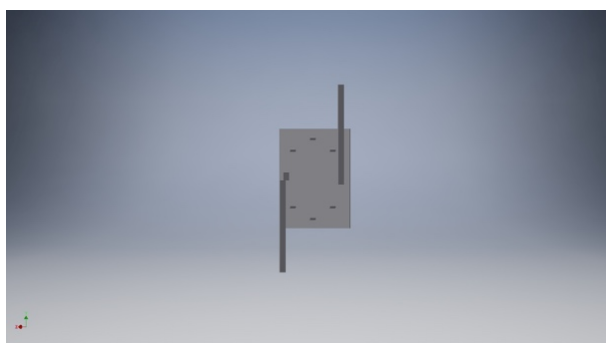
表 5-3：ダイポールアンテナ諸元

寸法	100mm×100mm×10mm
偏波	軸に平行な直線偏波
利得	2.15 dBi
電力半値幅	78°

また、アンテナ収納時と、展開時の外観を図 5-1 に、衛星側通信システム概念図を図 5-2 に示す。アンテナは衛星の長辺の両端に、アンテナ軸が 90 度ずれるように配置する。アンテナ軸は巻尺のような自然に伸びる素材を用い、収納時は丸めたアンテナ軸の先端同士を糸でつなぎ、アンテナ展開時にカッターで糸を切り、アンテナの展開を行う。



(a)：収納時



(b)：展開時

図 5-1：アンテナ外観



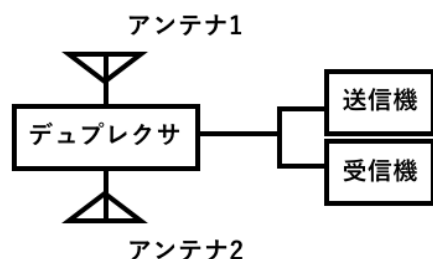


図 5-2：衛星側通信システム

## 5.2. 運用計画

本衛星は、後述の地上局 1 局のみと通信を行う。通常運用では、日本上空の地上局からの可視域においてのみ電波を発信する必要がある。そのため、衛星に搭載したセンサのデータを利用し、衛星が可視域に存在するか判断し、通信を行うこととする。

## 5.3. 地上システム

地上システムは、送受信用クロス八木アンテナ、運用管制 PC、通信機、ターミナルノードコントローラ (TNC) で構成する。送受信用アンテナは、九州大学内に設置されている。送受信用アンテナは運用管制 PC にて方位角、仰角を遠隔で操作する。また、管制は地上局管制ソフトを用いて行い、取得した HK データ・ミッションに関するデータは運用管制 PC からデータ保存用デバイスに保存し、今後の運用の参考にする。

## 5.4. 可視解析

本節では、通信可能時間を求める。計算に用いた軌道条件を表 5-4 に示す。

表 5-4：軌道条件

投入軌道	太陽同期軌道
初期軌道高度	600 km
昇交点赤経	294.54°

昇交点赤経は昇交点地方時 7:00 のものであり、この値に設定したのはこの場合が最も長く衛星を地上局から捕捉できるためである。また、地上のノイズや地上局周囲の地形を考慮し、仰角 15 度以上の場合の可視時間を計算した。また、最悪条件下での可視時間を求めるため軌道投入から 1 年後の軌道情報を用い、また日にち毎のばらつきを少なくするため 10 日間の平均時間を求め、その値を本衛星の可視時間とした。計算結果を表 5-5 に示す。

表 5-5：可視解析

平均パス回数	3.3 回
平均可視時間	18 分 14 秒

また、約 12 時間に 1 回、6~7 分程度の長いパスがあることが分かった。

本衛星では、ハウスキーピングデータおよびミッションデータを地上へ下ろす必要がある。ミッションデータは姿勢データ、デブリ衝突データおよび太陽電池発電量などである。

## 5.5. 通信時間

本節では、必要な通信時間を算出し、可視時間内に通信が完全に行えるかどうかを求める。本衛星のアップリンクでは運用コマンドのみでありデータ量が小さいため、1200 bps という通信速度でも十分に通信が可能である。ダウンリンクでは、ハウスキーピングデータおよびミッションデータを地上と通信する必要がある。ミッションデータは姿勢データ、デブリ衝突データおよび太陽電池発電量データである。表 5-6、表 5-7 に各データの溜め込み間隔、大きさ、必要通信時間等を示す。

表 5-6：ハウスキーピングデータ

通信速度	9600 bps
溜め込み間隔	30 秒
溜め込み時間	24 時間
溜め込み 1 回あたりデータ量	232 bit
データ量(マージン×1.2)	801792 bit
ダウンリンク所要時間	1 分 23 秒
通信速度	9600 bps

表 5-7：ミッションデータ

通信速度	9600 bps
溜め込み間隔	10 秒
溜め込み時間	24 時間
溜め込み 1 回あたりデータ量	112 bit
データ量(マージン×1.2)	1161216 bit
ダウンリンク所要時間	2 分 01 秒

以上の結果より、総所要通信時間は 3 分 24 秒である。可視解析の節で確認したように、本衛星では 1 日あたり 2 回 6~7 分程度のパスがあるため、全てのデータを可視時間内に地上へ下ろすことが可能である。

## 5.6. 回線設計

前述の設計に基づき回線設計を行った。この結果を以下に示す。軌道高度は 600 km とし、最悪条件下での解析を行うため、地上局から見た衛星の仰角を通信可能領域の 15 度として計算を行った。詳細について記していない損失については、今回の衛星において適切と思われる値を仮定して用いている。また、降雨損失および各種損失については考慮しないこととした。

### 5.6.1. 送信 EIRP

等価等方放射電力 (EIRP)  $P_E$  [dBW]は、次の式で与えられる。

$$P_E = P_{TX} - L_{FTX} + G_{ATX} - L_{APTX} \quad (5-1)$$

- $P_{TX}$  : 送信機の出力電力[dBW]
- $L_{FTX}$  : 送信機と送信アンテナを接続する給電系の損失[dB]
- $G_{ATX}$  : 送信アンテナの絶対利得[dBi]
- $L_{APTX}$  : 送信アンテナのポインティング損失[dB]

### 5.6.2. 受信 G/T

受信  $G/T$  [dB/K]は、次の式で与えられる。

$$G/T = G_{ARX} - L_{FRX} - L_{APRX} - T_s \quad (5-2)$$

- $G_{ARX}$  : 受信アンテナの絶対利得[dBi]
- $L_{FRX}$  : 受信アンテナと受信機を接続する給電系の損失[dB]
- $L_{APRX}$  : 受信アンテナのポインティング損失[dB]
- $T_s$  : システム雑音温度[dBK]

### 5.6.3. 自由空間損失 $L_d$

自由空間損失  $L_d$  [dB]は、次の式で与えられる。送受信アンテナ間の距離は、仰角  $15^\circ$  における地上局と衛星との距離 (1514.5km) を用いた。

$$L_d = 10 \log \left( \frac{4\pi l}{\lambda} \right)^2 \quad (5-3)$$

- $L_d$  : 送受信アンテナ間の距離[km]
- $\lambda$  : 波長[km]

### 5.6.4. 受信 $C/N_0$

受信  $C/N_0$  [dBHz]は、次の式により与えられる。

$$C/N_0 = P_E - L_{PS} - L_d - L_F - L_{RA} - L_V + G/T + 228.6 \quad (5-4)$$

- $P_E$  : 送信局の EIRP[dBW]
- $L_{PS}$  : 電力分配損失[dB]
- $L_d$  : 自由空間損失[dB]
- $L_F$  : 偏波損失[dB]
- $L_{RA}$  : 大気吸収損失[dB]
- $L_V$  : 各種損失[dB]
- $G/T$  : システム雑音温度に対する受信アンテナ利得比[dB/K]

### 5.6.5. 要求 $C/N_0$

要求  $C/N_0$  [dBHz]は、次の式で与えられる。

$$C/N_0 = L_m + (E_b/N_0)_{req} - G_c + L_d + BR \quad (5-5)$$

- $L_m$  : 変調損失[dB]
- $(E_b/N_0)_{req}$  : 所要のビットエラーレートを  
得るための最小  $E_b/N_0$  [dB]
- $G_c$  : 符号化利得[dB]
- $L_d$  : ハードウェア劣化量[dB]
- $BR$  : ビットレート[dBHz]

$E_b/N_0$ の値に関しては、参考文献[6-1]に記されている衛星通信における典型的な値を用いている。また、ハードウェアの劣化量としては、一般的な値である 2.5dB と仮定した。符号化の利得は、BER を  $1.0 \times 10^{-5}$  とすると、畳み込み符号化の利得により 5.2dB となる。

### 5.6.6. 回線マージン

受信  $C/N_0$  から要求  $C/N_0$  を引いた値が回線マージンとなる。次の表から分かるようにアップリンク、ダウンリンクともに十分なマージンを確保することが可能である。

また、無線通信規則によると地表面での電力束密度の規定があるが、人工衛星との UHF 帯での通信については規定値が見つからなかった。また、念のため計算したところ、本衛星の地表面での電力束密度は  $-129.4$  dBW/4kHz/m<sup>2</sup> となった。

表 5-8 : 回線設計

項目	アップリンク	単位	ダウンリンク	単位
周波数	430	MHz	430	MHz
送信 EIRP	26.89	dBW	-1.10	dBW
送信機出力	16.99	dBW	0.00	dBW
給電損失	2.00	dB	1.00	dB
送信アンテナ利得	12.00	dBi	0.00	dBi
ポインティング損失	0.10	dB	0.10	dB
電力分配損失	0.00	dB	0.00	dB
自由空間損失	148.10	dB	148.10	dB
偏波損失	0.20	dB	0.20	dB
大気吸収損失	0.60	dB	0.60	dB
降雨損失	0.00	dB	0.00	dB
各種損失	0.00	dB	0.00	dB
受信 $G/T$	-25.87	dB/K	-14.87	dB/K
アンテナポインティング損失	0.10	dB	0.10	dB
受信アンテナ利得	0.00	dBi	12.00	dBi
給電損失	1.00	dB	2.00	dB
システム雑音温度	24.77	dBK	24.77	dBK
受信 $C/N_0$	80.72	dBHz	63.73	dBHz
ビットレート	1200	bps	9600	bps
	30.79	dBHz	39.82	dBHz
ビットエラーレート	0.00001	-	0.00001	-
要求 $E_b/N_0$	9.60	dB	9.60	dB
ハードウェア劣化量	2.50	dB	2.50	dB
符号化利得	5.20	dB	5.20	dB
変調損失	0.00	dB	0.00	dB
要求 $C/N_0$	37.69	dBHz	46.70	dBHz
回線マージン	43.03	dB	17.01	dB

## 6. C&DH サブシステム

### 6.1. 設計概要

一般に C&DH サブシステムは、衛星内の各種データの処理、地上とのデータ交換、各機器に対する指令およびそのための演算を行う。そのため C&DH サブシステムは、宇宙環境に対する十分な耐性を持ち、データを確実に記録できる保存容量を確保する必要がある。

したがって本節では、宇宙環境耐性を考慮した各機器の選定、データ量の見積もり、システムの全体的な構成について述べる。

### 6.2. 機器選定

本小節では、本衛星に搭載する CPU およびデータストレージの選定を行う。

宇宙空間では、放射線により電子機器の誤作動および劣化が発生する。一過性の誤作動であるシングルイベントは軌道上で確率的に発生し、ビット反転や過電流を引き起こす。このような誤作動

は軌道上で確率的に発生し回避することができないため、誤り訂正等の対策によって対処する必要がある。この対策については後述する。それに対して永久的な損傷である放射線劣化はトータルドーズと呼ばれ、衛星に搭載する電子機器は十分なトータルドーズ耐性を持ったものを選定する必要がある。

文献[6-1]p. 216 および[6-2]p. 215 から、地球低軌道を周回する衛星に入射する宇宙放射線はおよそ 10 krad/年 である。本衛星の設計寿命は 1 年としているため、10 krad のトータルドーズに耐え得る CPU およびストレージを選定する。また、機器の選定にあたっては、開発の容易さや入手性などについても考慮する必要がある。

以上の議論を踏まえ、まず CPU ボードとしては Arduino UNO[6-3]を採用する。Arduino UNO の放射線耐性については NASA により試験が行われており、Arduino UNO は 50 krad まで正常に動作することが報告されている[6-4]。このため、本

衛星の放射線環境に対して Arduino UNO は十分な耐性を有している。また、Arduino UNO は民生用として幅広く利用されているため、価格、入手性、情報の豊富さのいずれも優れており、Q-Li の開発を容易にすることが期待できる。CPU の性能に関しては、姿勢制御装置を搭載しない本衛星では軌道上での複雑な演算を行う必要はなく、Arduino の性能で問題が発生することはないと考えられる。Arduino UNO の仕様を表 6-1 に、外観を図 6-1 に示す。



図 6-1 : Arduino UNO 外観[6-3]

表 6-1 : Arduino UNO 仕様

項目	詳細
CPU	ATMEL Atmega 328 Clock Speed 16 MHz
Flash Memory	32 KB
SRAM	2 KB
外形	68.6 mm × 53.4mm
質量	25 g
動作電圧	7-12 V

次に、データストレージの選定を行う。データストレージは放射線に強く、できるだけ容量の大きいものを採用する必要がある。また、不意の電源断によってもデータが失われないよう、不揮発性メモリである必要がある。

不揮発性メモリとしては、EEPROM および Flash メモリが候補に挙げられる。ルネサスエレクトロニクス[6-5]によれば一般に Flash メモリの方が容量が大きいが、書き込み回数は EEPROM で 10 万回以上が保証されているのに対して Flash メモリでは 1000 回程度までである。1 年間衛星を運用するとして、EEPROM では

$$1440[\text{min/day}] \times 365[\text{day}] / 100000 \approx 5 \text{ 分} \quad (6-1)$$

に 1 回の書き込みが可能であるのに対し、Flash メモリでは 1 日に 3 回以下の頻度でしか書き込みを行うことができない。よって本衛星では、

EEPROM を採用する。

EEPROM の放射線耐性については Avery ら (2011) [6-6]によってテストが行われている。このテストでは民生用の EEPROM についてメーカーごとに比較を行っており、その結果 10 krad のトータルドーズ耐性を確認できたのは Atmel 社製のものだけであったと報告されている。そこで、本衛星では Atmel 社製で 1 Mbit の容量を持つ AT24C1024B[6-7]を採用する。ただし、これは Avery らのテストで用いられた製品とは別のものであり、この製品に対する 10 krad のメーカー保証はないため、実際に放射線試験を行い耐性を確認する必要がある。表 6-2 に AT24C1024B の仕様を示す。AT24C1024B は 100 万回の書き込み可能回数を持つため、30 秒に 1 度の書き込みが可能となる。

表 6-2 : EEPROM 仕様[6-7]

項目	詳細
品番	AT24C1024B
容量	1 Mbit
電圧	2.2-5.5 V
外形	10 mm × 8.0 mm
書き込み可能回数	1,000,000 回

### 6.3. テレメトリ設計

本小節では、衛星が軌道上で記録し、地上に送信するデータ量の見積もりを行う。表 6-3 にミッションデータ、表 6-4 にハウスキーピングデータの内訳を示す。ミッションデータは、時刻、姿勢推定のための磁気センサ、ジャイロセンサの測定値、太陽方向推定に用いる太陽電池発電量、デブリの衝突データを含む。ハウスキーピングデータは衛星の動作状態を把握するための電源と熱に関するデータなどを含む。さらに、それぞれのデータは放射線による bit 反転対策のためチェックサム方式でエラーチェックを行う。

このデータ量を、ダウンリンクおよびデータ保存の観点から検証する。ダウンリンクの回線速度は、通信系の設計より 9600 bps が確保されている。

まず、衛星が可視範囲にあり測定したデータを即時にダウンリンクする場合を検討する。可視範囲での姿勢データは本衛星の主目的であるライトカーブとの比較に使用されるため、できるだけ時間分解能を上げることが望ましい。ミッションおよびハウスキーピングのデータ量はダウンリンク速度と比較して十分に小さいため、毎秒複数個のデータが取得可能でありミッション達成に支障はないと考えられる。

続いて、可視範囲外でデータを定期的に保存し可視時間にまとめてダウンリンクする場合を考える。このとき、データをストレージに保存可能

であり、かつ可視時間内に全てダウンリンクできる必要がある。衛星の可視は1日に2度期待できるため、24時間のデータを保存およびダウンリンク可能なように設計することで、可視範囲外で衛星が取得したデータを確実に地上で得ることができると考えられる。可視範囲外におけるミッションデータは、サブミッションである姿勢の長期的変動と微小デブリの衝突検知に関連する。したがって、背景で述べたように記録間隔は10秒に1度であることが要求される。このとき、24時間で蓄積されるデータ量は967,680 bitである。また、ハウスキーピングデータは30秒に1度記録する場合、24時間で668,160 bitが蓄積される。これをダウンリンクの観点からみると、9600 bpsでこれらのデータをダウンリンクするのに必要な時間は合計でおよそ2.8分であり、可視時間内にダウンリンク可能である。また保存容量の観点からは、1 Mbitの容量を持つEEPROMを2基搭載し、ミッションデータとハウスキーピングデータのそれぞれを別々のEEPROMに保存することで24時間のデータが保存可能である。

また、微小デブリの衝突データについては検出された際、表6-5に示すような通算個数、衝突時刻を記録する。そして、もしハウスキーピングデ

ータにデブリ衝突個数の増加が記録されていれば、地上からコマンドを送信し詳細な衝突データをダウンリンクするような運用を行う。デブリの衝突個数はミッション期間を通じて高々50から100個であるからデータ量は最大でも4800 bitであり、保存、送信ともに支障はない。

以上の検討から、本小節で示したテレメトリ設計によって本衛星のミッション達成に必要なデータの保存およびダウンリンクが可能であることを確認できた。

#### 6.4. システム構成

本衛星のシステム構成図を図6-2に示す。メインCPUであるArduino UNOは2基搭載し、CPU1はセンサからの定期的なデータ収集および保存を、CPU2は電源および通信の管理と膜展開を行う。このように定期的に動作する部分と外部からの割り込み（電力状態の変動、地上からのコマンド受信など）によって動作する部分を切り分けることで、開発の効率化が期待される。さらに、2基のCPU間で相互に監視を行い、異常動作が確認された場合にはリセットを行うことで放射線による一過性の異常に対する対策とする。

表 6-3 : ミッションデータ内訳

項目	型	bit 数	個数	データ量 [bit]
システム時刻	unsigned long	32	1	32
磁気センサ測定値	(AD 値)	12	3	36
ジャイロセンサ測定値	(AD 値)	12	3	36
エラーチェック	char	8	1	8
計				112

表 6-4 : ハウスキーピングデータ内訳

項目	型	bit 数	個数	データ量 [bit]
システム時刻	unsigned long	32	1	32
展開状態	char	8	1	8
動作状態コード	char	8	1	8
太陽電池発電量	short	16	5	80
バッテリー電圧	char	8	1	8
消費電力	short	16	1	16
温度	char	8	8	64
デブリ衝突数	char	8	1	8
エラーチェック	char	8	1	8
計				232

表 6-5 : デブリ衝突データ内訳

項目	型	bit 数	個数	データ量 [bit]
No.	char	8	1	8
衝突時刻	unsigned long	32	1	32
エラーチェック	char	8	1	8
計				48

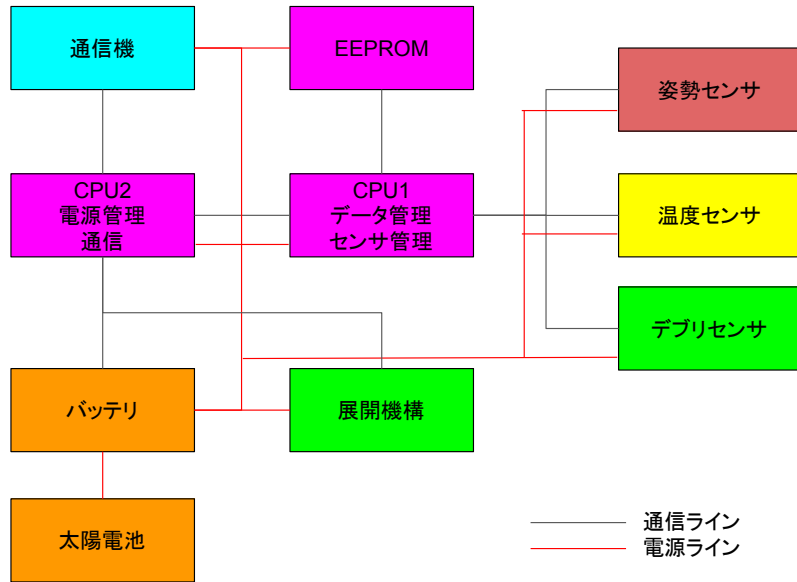


図 6-2 : システム構成図

## 7. 構体サブシステム

本章では衛星の基本形状を決定し、それに基づき機器配置や構造解析を行う。設計にあたって参考文献[7-1][7-2]を参考にした。

### 7.1. 衛星形状

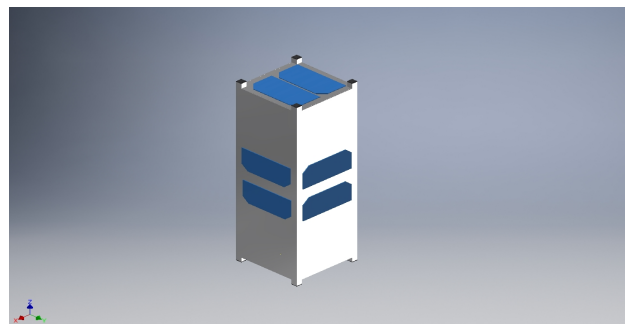
衛星の収納状態・展開状態の外観および機体座標系を図 7-1 に示す。ここで、機体座標系の原点は衛星下面のパネルの中心とする。表 7-2, 7-3 に本衛星のサイズおよび質量特性を示す。

表 7-1 : 衛星のサイズ

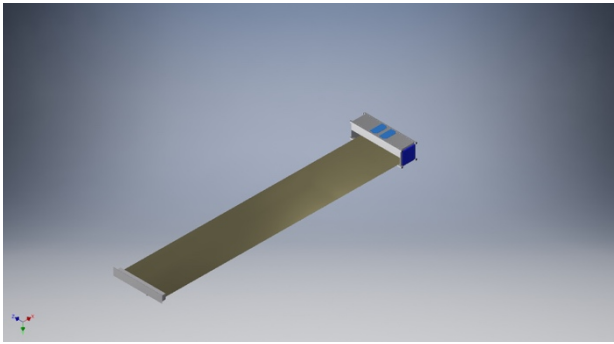
項目	収納状態	展開状態	単位
X	100	100	mm
Y	340.5	340.5	mm
Z	100	1696	mm

表 7-2 : 衛星の質量特性

項目	収納状態	展開状態	単位
質量	1.65	1.65	kg
質量中心	X	4.99	7.25 mm
	Y	123.6	114.6 mm
	Z	1.32	275.7 mm
慣性モーメント	X	0.018	0.479 Kgm <sup>2</sup>
	Y	0.003	0.466 Kgm <sup>2</sup>
	Z	0.017	0.016 Kgm <sup>2</sup>
慣性乗積	X	-0.0004	0.0069 Kgm <sup>2</sup>
	Y	0.0006	-0.0009 Kgm <sup>2</sup>
	Z	-0.000004	0.0081 Kgm <sup>2</sup>



(a) : 収納状態



(b) : 展開状態  
図 7-1 : 衛星外観

## 7.2. 基本構造

本衛星は衛星の側面に設けたレールによって支えられている。筐体部分のパネルは 1mm のアルミパネルを採用する。ここでアルミニウムは A6061 を採用する。表 7-3 にアルミニウム A6061 の機械的特性を示す。

筐体と機器の接合にはボルトを用いる。また、レール部分は軽量化のため筒状立方体とした。

表 7-3 : アルミニウム A6061 の機械的特性

項目	値	単位
密度	2.7	g/cm <sup>3</sup>
引張強さ	289.6	MPa
降伏応力	248.2	MPa
縦弾性係数	68.3	GPa
横弾性係数	26.2	GPa
ポアソン比	0.33	-

## 7.3. 機器配置

衛星の搭載機器を図 7-2 に示す。衛星内部の主な機器配置について述べる。機器配置では、超小型衛星展開機構の制約にある重心の位置と各機器の干渉・熱的關係を考慮し、機器間の距離に余裕を持たせた配置にする。衛星内部は内部パネルによってミッション部とその他の機器に分けられている。

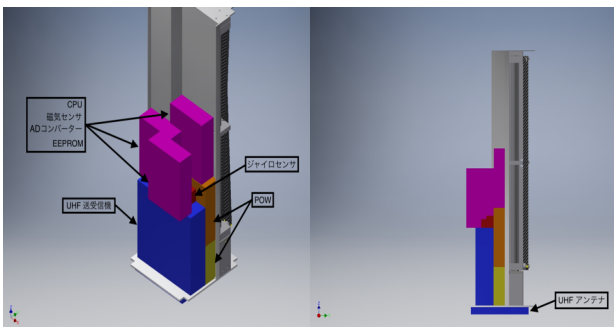


図 7-2(a) : 機器配置

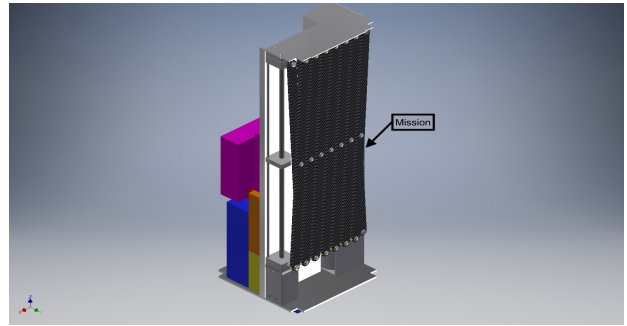


図 7-2(b) : 機器配置

## 7.4. 構造解析

本節では設計した衛星の構造解析を行い、本衛星がロケット打ち上げ時の加速度や振動などに耐えうる性能を持っているか検討する。本衛星は H II-A ロケットでの打ち上げを想定しており、その打ち上げ条件に対して以下の項目を検討する。

- ・ 準静的加速度
- ・ 剛性要求
- ・ 正弦波振動レベル
- ・ ランダム振動

ここで、H II-A ロケットの打ち上げ条件を表 7-4 に示す。また今回の解析において安全率は 1.5 とし、安全余裕 MS は式(7-1)で定義する。

$$MS = \frac{\sigma_{allow}}{\sigma} - 1 \quad (7-1)$$

ただし、 $\sigma_{allow}$ 、 $\sigma$ はそれぞれ部材の許容応力、フォンミーゼス応力を表す。

表 7-4 : H-IIA ロケットの打ち上げ条件

項目	設計要求
準静的加速度	機軸方向 +5.0 / -6.0G
	機軸 垂直方向 +5.0 / -5.0G
	機軸方向 120[Hz]以上
剛性要求	機軸 60[Hz]以上
	垂直方向 2.5 G <sub>0-p</sub>
	機軸 2.0 G <sub>0-p</sub>
正弦波振動レベル	機軸 20-200 [Hz]
	垂直方向 20-2000[Hz]
ランダム振動	20-200 [Hz] 20-2000[Hz]

### 7.4.1. モデル化

衛星はロケットに超小型インターフェースによって接続されているため、ここでは超小型インターフェースと本衛星の接触部分であるレールの両端 8 箇所が固定されているとして解析を行う。

解析を行う上で、メッシュ数を削減するために搭載機器を直方体に近似している。モデルを図 7-3 に示す。今回の解析は Autodesk 社の Inventor を用いて行う。

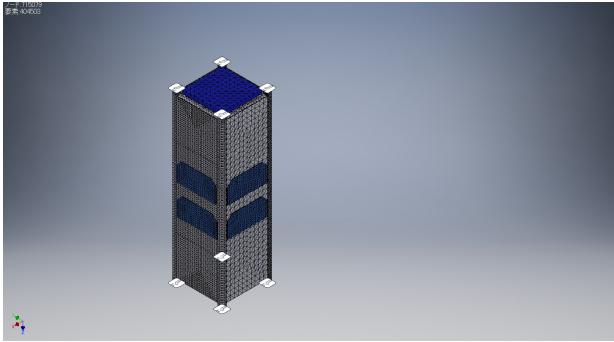


図 7-3 : 解析モデル

#### 7.4.2. 準静的加速度

表 7-4 に示した条件を用いて静荷重解析を行い、ロケット打ち上げ時に加わる加速度に耐えるか検討する。各軸に対して 6 パターンの解析を行う。

最大のフォンミーゼス応力が発生したのは Y 方向でその値は 6.60 MPa となった。この時の応力分布を図 7-4 に示す。最大フォンミーゼス応力はレールに発生しており、この部分について安全率を考慮して MS を計算すると、

$$MS = \frac{248.2/1.5}{6.60} - 1 \approx 24 \quad (7-2)$$

となる。これより本衛星は準静的加速度に対して十分な強度を持つことがわかる。

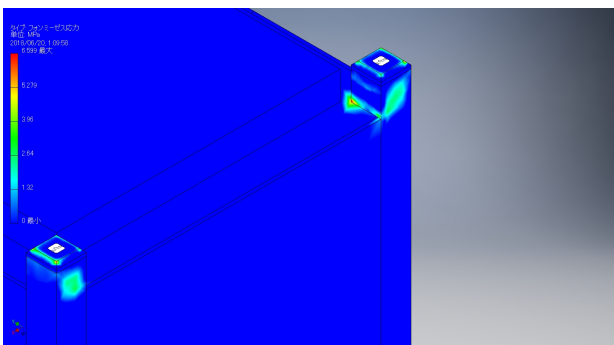


図 7-4 : 準静的加速度

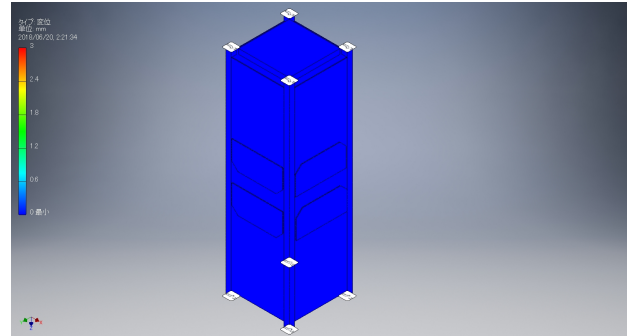
#### 7.4.3. 剛性要求

表 7-4 に示した条件を用いて固有値振動解析を行い、ロケット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検討する。解析結果を表 7-5 に示す。

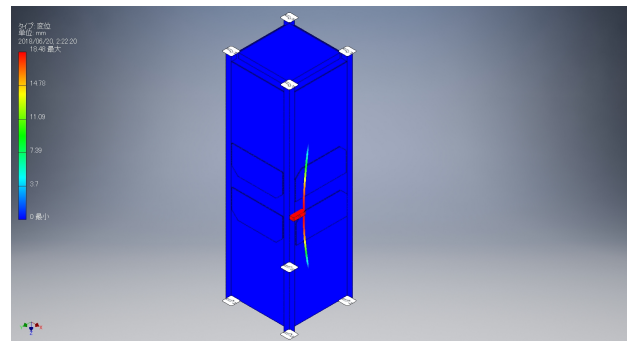
また図 7-5 に各固有振動数による変形の様子を示す。これより機軸方向および機軸直行方向について本衛星が剛性要求を満たしている。

表 7-5 : 固有振動数

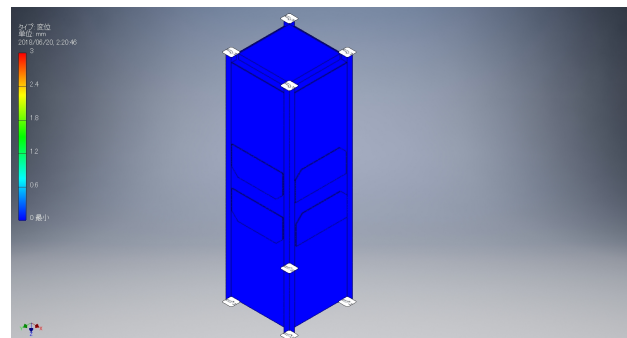
振動方向	振動数[Hz]	
機軸直交	X 方向	239
	Y 方向	195
機軸	Z 方向	206



(a) : X 方向



(b) : Y 方向



(c) : Z 方向

図 7-5 : 固有振動数

#### 7.4.4. 正弦波振動レベル

表 7-4 に示した条件を用いて、ロケット打ち上げ時に加わる正弦波振動数に耐えるか検討する。このとき、入力レベルに対する共振倍率  $Q$  を掛けた値を等価静加速度として解析を行う。 $Q = 20$  とすると、設計荷重  $F_{s, i}$  ( $i = X, Y, Z$ ) はそれぞれ

$$F_{s, X} = 40G \quad (7-3)$$

$$F_{s, Y} = 50G \quad (7-4)$$



$$F_{s, z} = 40G \quad (7-5)$$

となり、これらを各軸方向に衛星に付加すると、最大のフォンミーゼス応力が発生したのは X 方向で、そのときの応力分布を図 7-6 に示す。最大のフォンミーゼス応力はレールに発生しており、この部分について安全率を考慮して MS を計算すると

$$MS = \frac{248.2/1.5}{52.79} - 1 \approx 2.13 \quad (7-6)$$

となる。これより本衛星は正弦波振動に対して十分な強度を持つことが分かる。

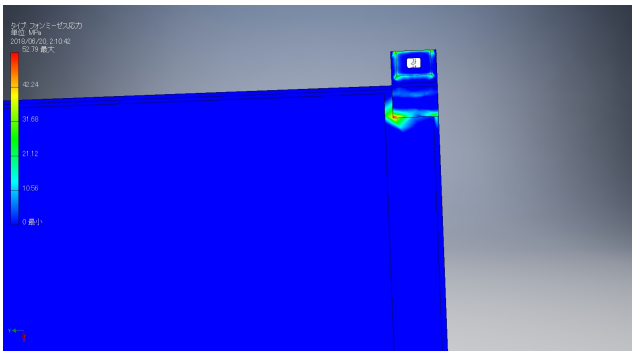


図 7-6 : 正弦波振動レベル

#### 7.4.5. ランダム振動

ランダム振動は振幅の確率密度関数が正規分布に近くパワースペクトラム密度 (PSD) で表現される。そのため、本衛星ではまず Mile's の式を用いて各固有振動の応答加速度  $G_{rms, j}$  ( $j = X, Y, Z$ ) を計算し、その値を 3 倍した値を設計荷重とします。その値を用いてフォンミーゼス応力を計算し、最後に安全余裕が正の値をとるかどうかでランダム振動の要求を満たしているか調べる。設計荷重  $F_{r, j}$  ( $j = X, Y, Z$ ) を計算すると、

$$F_{r, j} = 3G_{rms, j} = 3 \times \sqrt{\frac{\pi}{2}} \times Q \times f_j \times PSD \quad (7-7)$$

- $Q$  : 共振倍率  
 $f_i$  : 各軸の第一固有振動数 ( $j = X, Y, Z$ )  
 $PSD$  : 固有振動数における加速度パワースペクトル密度 [ $G^2/Hz$ ]

$Q = 20$  とし、 $f_j$  に表 7-3, 7-6 に示した値を代入すると、各軸の設計荷重  $F_{r, j}$  は

$$F_{r, x} = 46.50 \quad (7-8)$$

$$F_{r, y} = 34.89 \quad (7-9)$$

$$F_{r, z} = 43.17 \quad (7-10)$$

となる。これらを各軸方向に付加すると最大のフォンミーゼス応力が発生したのは X 方向でその値は 29.9 [MPa] となった。このときの応力分布を図 7-7 に示す。最大のフォンミーゼス応力は底面パネルに発生しており、この部分について安全率を考慮して MS を計算すると

$$MS = \frac{248.2/1.5}{29.9} - 1 \approx 4.5 \quad (7-11)$$

となる。これより本衛星はランダム振動に対して十分な強度を持つことがわかる。

表 7-6 : H II-A の加速度パワースペクトル密度

方向	PSD [ $G^2/Hz$ ]
X 方向	239
Y 方向	195
Z 方向	206

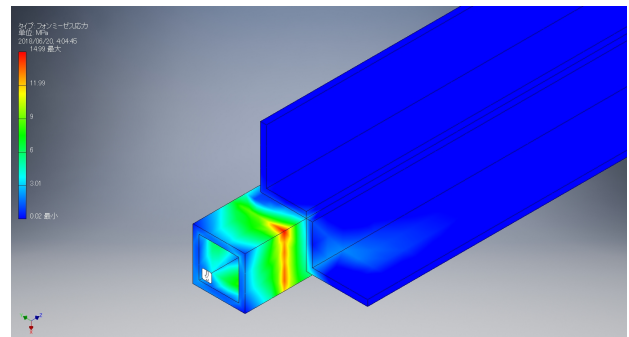


図 7-7 : 正弦波振動レベル

## 8. 熱制御サブシステム

熱制御系の目標は、ミッション期間を通して、搭載機器の温度を許容温度範囲内に制御することである。システムの単純化のため、本衛星では熱制御素子を用いた受動的制御を選択する。全ミッション期間を通し、衛星の内外の熱解析を行い、熱入力が最も少ない低温最悪条件と、熱入力が最も多い高温最悪条件での温度が、各機器の許容温度内に収まるように適切な熱制御素子の選定を行う。なお、許容温度範囲には、設計、製造および軌道上での予測できない不確定性を吸収するための設計マージンを高温側、低温側にそれぞれ  $5^{\circ}C$  ずつ与えている。

## 8.1. 熱解析

本衛星では、衛星外表面の各面と衛星内部、そして宇宙空間にそれぞれ節点を振り分け、合計 8 節点による、熱平衡方程式を用いた多節点解析を行う。本熱解析には以下の熱平衡式を用いる。この方程式を Runge-kutta 法にて数値的に解くことで熱解析を行った。

$$m_i c_{pi} \frac{dT_i}{dt} = Q_i - \sum_{j=1}^n C_{ij} (T_i - T_j) - \sum_{j=1}^n \varepsilon_i \varepsilon_j F_{ij} A_i \sigma (T_i^4 - T_j^4) \quad (8-1)$$

- $m_i$  : 節点  $i$  の質量
- $c_{pi}$  : 節点  $i$  の比熱
- $Q_i$  : 節点  $i$  の熱入力
- $C_{ij}$  : 節点  $i, j$  間の熱伝達係数
- $T_i, T_j$  : 節点  $i, j$  の温度
- $\varepsilon_i$  : 節点  $i$  の前半球放射率
- $\varepsilon_j$  : 節点  $j$  の前半球放射率
- $F_{ij}$  : 節点  $i, j$  間の放射形態係数
- $A_i$  : 節点  $i$  の表面積
- $\sigma$  : ステファンボルツマン定数  
( $= 5.699 \times 10^{-8} \text{W/m}^2/\text{k}^4$ )

## 8.2. 熱入力

熱平衡右辺の第一項の  $Q_i$  は熱入力を表し、内部熱入力( $q_{inter}$ )と外部熱入力( $q_{outer}$ )の和である。

$$Q_i = q_{inter} + q_{outer} \quad (8-2)$$

### ・内部熱入力 $q_{inter}$

内部熱入力は、搭載機器の発熱量であり、これは衛星の運用状況に依存する。各運用状況における消費電力を入力値として用いる。

### ・外部熱入力 $q_{outer}$

衛星の打ち上げから軌道上に達するまで、あるいは軌道上では、次の 3 つが支配的な外部熱入力として考えられる。

- ・ 太陽放射
- ・ 地球赤外放射
- ・ アルベド

#### i. 太陽放射

地球周辺で太陽放射エネルギー  $E_s$  は、単位面積、単位時間当たり次のように示される。

$$E_s = 1353 \times (1 + 0.0034, -0.00325)$$

近日点に最大値  $1399 [\text{w/m}^2]$ 、遠日点に最小値  $1309 [\text{w/m}^2]$  となる。衛星表面への入射エネルギー

は以下のようになる。

$$Q_s = E_s A F_s \quad (8-3)$$

- $A$  : 衛星表面積
- $F_s$  : 太陽光に関する形態係数

#### ii. 地球赤外放射

地球からの熱放射は、年平均として以下の式のようになり、緯度に大きく依存する。極地域において最小値、北緯  $20^\circ$  から南緯  $20^\circ$  間での地域において最大値をとる。

$$E_e = 234 + (+24, -94) = 258, 140 \quad (8-4)$$

衛星の表面に入射する地球赤外放射は次のように計算される。

$$Q_e = E_e A F_e \quad (8-5)$$

- $F_e$  : 地球赤外放射に関する形態係数

#### iii. アルベド

太陽光が地球の大気や地表面から反射されてくるものであり、以下のように求められる。

$$Q_a = a E_s A F_a \quad (8-6)$$

- $F_a$  : アルベドに関する地球と衛星表面の形態係数

$a$  はアルベド係数という。緯度に大きく依存し、極地域で最大値、北緯  $20^\circ$  から南緯  $20^\circ$  の地域で最小値をとる。

$$a = 0.30 + (+0.30, -0.15) = 0.60, 0.15 \quad (8-7)$$

衛星の節点  $i$  に入射するエネルギーは、(i)~(iii)のエネルギーに吸収率  $\alpha_i$  をかけたものであり、以下のように表せる。

$$q_{outer,i} = \alpha_i (Q_{s,i} + Q_{e,i} + Q_{a,i}) = \alpha_i A_i (E_s F_{s,i} + E_e F_{e,i} + a E_s F_{a,i}) \quad (8-8)$$

- $\alpha_i$  : 節点  $i$  にの太陽吸収率
- $A_i$  : 節点  $i$  の表面積
- $F_{s,i}$  : 太陽光に関する節点  $i$  の放射形態係数
- $F_{e,i}$  : 地球赤外放射に関する節点  $i$  の放射形態係数
- $F_{a,i}$  : アルベドに関する地球と節点  $i$  の放射形態係数

### 8.3. 放射形態係数 $F_{ij}$

一般に、二つの面の放射形態係数 $F_{ij}$ は次式によって求まる。

$$F_{ij} = \frac{1}{\pi A_i} \int_{A_i} \int_{A_j} \frac{\cos\theta_i \cos\theta_j dA_i dA_j}{r^2} \quad (8-9)$$

- $dA_i, dA_j$  : 面  $i, j$  の微小部分の面積
- $\theta_i$  :  $dA_i$  と  $dA_j$  を結ぶ直線と  $dA_i$  の法線となす角
- $\theta_j$  :  $dA_i$  と  $dA_j$  を結ぶ直線と  $dA_j$  の法線となす角
- $r$  :  $dA_i$  と  $dA_j$  を結ぶ直線の長さ

また、放射形態係数には一般に次の幾何学的関係が成り立つ。

$$A_i F_{ij} = A_j F_{ji} \quad (8-10)$$

$$\sum_{j=1}^n F_{ij} = 1 \quad (8-11)$$

$F_{ij}$  を求める理論式を解析的に解くのは困難であるため、熱解析においては上記の幾何学的関係を用いて  $F_{ij}$  を求めた。

### 8.4. 熱伝達係数 $C_{ij}$

各節点は締結部分で接続されており、接触熱伝導のみを考慮する。 $C_{ij}$  は次式で表される。

$$C_{ij} = A_{ij} h \quad (8-12)$$

- $A_{ij}$  : 接触面積
- $h$  : 接触熱伝導率

$h$  の値は、接触面の材質や表面状態、固定方法などにより変化し、材質、接触圧などをパラメータとして測定したデータがあるが、実際には熱真空実験を通して評価する必要がある。一般に、真空中で測定された構造材の締結部における  $h$  は  $50 \sim 800 [W/m^2K]$  の範囲になることが分かっている。今回は、要素間の接触面は全てアルミ同士とし、 $h = 200 [W/m^2K]$  とした。

### 8.5. 解析条件

ミッション期間中における本衛星の高温最悪条件と低温最悪条件を考える。まず  $E_s \cdot E_e \cdot a$  の最大値、最小値での外部熱入力を算出し、そこに予想される軌道平均内部発熱量の最大値、最小値を足し合わせることで高温最悪条件と低温最悪条件を設定する。詳細な温度解析条件を表 8-1 に示す。

表 8-1: 温度解析条件

解析ケース	低温条件	高温条件
太陽放射 $E_s$	1309	1399
地球赤外放射 $E_e$	140	258
アルベド $a$	0.15	0.60
内部発熱量[mW]	122.1	4310

### 8.6. 熱制御素子の選定

本衛星に搭載する機器の許容温度範囲を表 8-2 に示す。

表 8-2: 各機器の許容温度

系	機器	許容温度[°C]
ミッション <sub>s</sub>	ステッピングモータ	-10/+50
C&DH	CPU	-40/+85
	EEPROM	-55/+125
通信	UHF 送受信機	-10/+70
姿勢制御	磁気センサ	-40/+85
	AD コンバータ	-55/+125
	ジャイロセンサ	-40/+105
電源	バッテリー	+10/+50
	太陽電池	-160/+100

本衛星では、膜面を展開する+Z面を除いた、残りの5面には太陽電池パネルを搭載する。そのため、節点1~4, 6の許容温度は太陽電池パネルの許容温度範囲となっている。また節点7である機体内部の許容温度は、搭載する機器のなかで最も許容温度範囲の厳しいバッテリーを元に設定している。

表 8-3: 各節点の許容温度

節点番号	搭載機器	許容温度 [°C]
1	太陽電池	-160 ~ 100
2	太陽電池	-160 ~ 100
3	太陽電池	-160 ~ 100
4	太陽電池	-160 ~ 100
5	-	-
6	太陽電池	-160 ~ 100
7	バッテリー	10 ~ 50

※節点5については特に搭載機器がないため、許容温度はないものとする。

また、本衛星は、姿勢を制御しないので、シミュレーション上では衛星は乱回転すると仮定する。衛星の各面はミッション期間中のほとんどで太陽光にさらされると考えられるため、太陽光吸収率が小さく、比較的成本の低いアロジン処理を熱制御素子として選定する。各節点の表面素子について次の表 8-4 にまとめる。

表 8-4：各節点の表面素子

節点番号	節点	表面素子
1	+X	太陽電池及びアロジン処理
2	-X	太陽電池及びアロジン処理
3	+Y	太陽電池及びアロジン処理
4	-Y	太陽電池及びアロジン処理
5	+Z	アロジン処理
6	-Z	太陽電池及びアロジン処理
7	機体内部	カプトンフィルム

また、本衛星に使用する熱制御素子の表面特性を表 8-5 にまとめる。

表 8-5：熱制御素子の表面特性

	太陽光吸収率 全半球反射率	
	$\alpha$	$\epsilon$
太陽電池セル	0.62	0.85
カプトンフィルム	0.67	0.86
アロジン処理	0.17	0.1

なお、今回の熱解析では、熱制御素子と太陽電池パネルが共存する面も一つの節点と見なすため、二つの占有面積の比で光学的特性を平均する必要がある。よって  $\epsilon$  は以下の式によって示す。

$$\epsilon = \frac{\sum_i^n A_i \epsilon_i}{A} \quad (8-13)$$

ここで、 $A_i$ 、 $\epsilon_i$  は同じ特性をもつ表面  $i$  の面積とその全半球反射率である。 $\alpha$  も同様の計算を行い、解析にはこれによって求められた表面特性を用いた。表 8-6 に各面の表面特性を示す。

表 8-6：各面の表面特性

節点番号	太陽光吸収率 全半球反射率	
	$\alpha$	$\epsilon$
1	0.22	0.18
2	0.22	0.18
3	0.31	0.33
4	0.31	0.33
5	0.17	0.22
6	0.22	0.18
7	0.67	0.86

## 8.7. 解析結果

先ほども述べたように本衛星は姿勢制御を行わないため、衛星は乱回転すると仮定する。衛星の回転速度によって各面に入射する外部熱入力の値は変動すると考えられる。そこで、低温最悪条件と高温最悪条件のそれぞれで、衛星の回転速度  $\omega$  [deg/sec] をおよそ 0.2, 3, 8 の 3 段階で評価し、解析を行った。それぞれの結果を図 8-1 から図 8-6 に示す。

### ・低温最悪条件

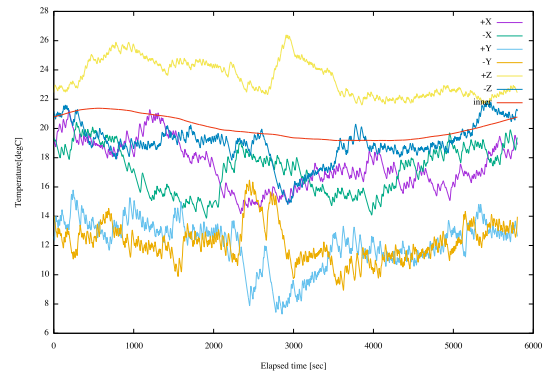


図 8-1：温度解析( $\omega = 0.2$  [degree/sec])

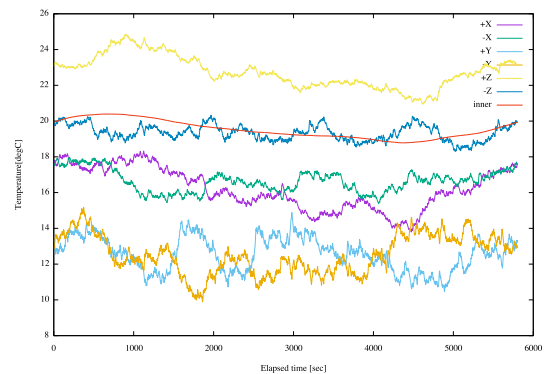


図 8-2：温度解析( $\omega = 3$  [degree/sec])

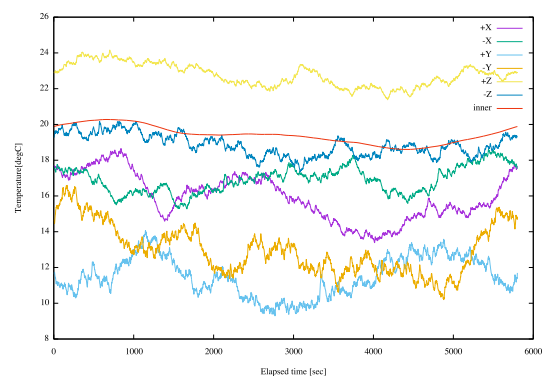


図 8-3：温度解析( $\omega = 8$  [degree/sec])

・高温最悪条件

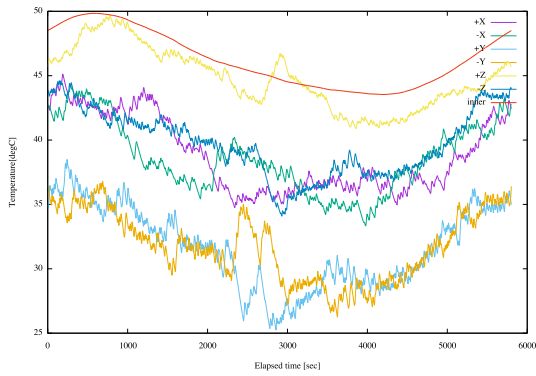


図 8-4 : 温度解析( $\omega = 0.2$  [deg/sec])

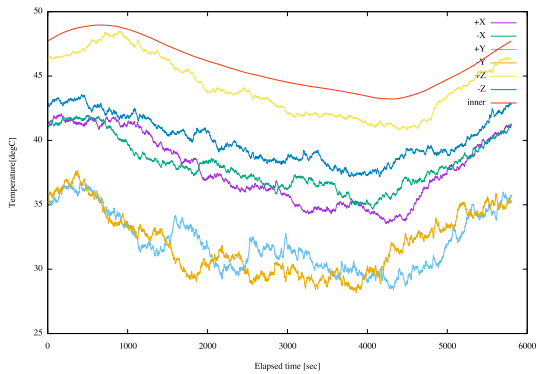


図 8-5 : 温度解析( $\omega = 3$  [deg/sec])

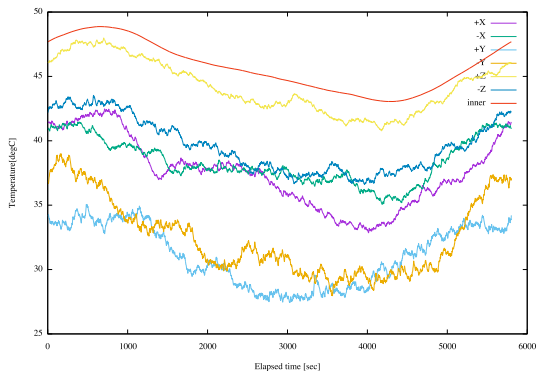


図 8-6 : 温度解析( $\omega = 8$  [deg/sec])

これらの図より各節点での、低温最悪条件での最低温度及び、高温最悪条件での最高温度の解析結果を表 8-7 に示す。また各節点での許容温度もあわせて示す。

表 8-7 : 各節点の最低・最高温度

節点番号	低温条件での最低温度 [°C]	高温条件での最高温度 [°C]	許容温度 [°C]
節点 1	13.39	45.11	-160 ~ 100
節点 2	13.87	44.31	-160 ~ 100
節点 3	7.31	38.49	-160 ~ 100
節点 4	8.94	39.00	-160 ~ 100
節点 5	20.95	49.71	-
節点 6	14.81	44.61	-160 ~ 100
節点 7	18.60	49.84	10 ~ 50

この表から低温最悪条件及び、高温最悪条件において、全ての節点で許容温度範囲内におさまっていることが分かる。また図 8-1 から図 8-6 より Y と-Y 面が最も温度が低いことが分かる。これは Y と-Y 面は他の面と比べると面積が小さく、外部からの熱入力小さくなるからだと考えられる。また+Z 面の温度が高くなるのは、+Z 面は太陽電池パネルを搭載しておらず、全半球反射率  $\epsilon$  の値に対する太陽光吸収率  $\alpha$  の値が、6 面の中で最も大きく、外部からの熱入力が大きくなるからだと考えられる。節点 7 である内部構造の温度は、許容温度範囲 10 ~ 50°C であるのに対して 18.60 ~ 49.84°C となった。50°C を超えることはなかったが、それに近い値となったため、バッテリーだけは熱入力をさらに遮断するように適切な処置をする必要がある。

## 9. 電源サブシステム

本章では、衛星の運用期間である 1 年間にわたって安定した電力供給を行えるように、太陽電池およびバッテリーの選定とサイジングを行った。

### 9.1. 概要

電力の供給は衛星側面に貼り付けた太陽電池により行う。発生電力の制御はシャント制御方式とする。また、システムを簡素化するために非安定バス方式とする。

センサと C&DH の各機器については消費電力が小さいため、DC-DC コンバータと比べて回路が単純でスイッチングノイズの無い三端子レギュレータを用いて降圧する。

### 9.2. 運用モードと消費電力

運用モード毎に各機器の消費電力をまとめた

ものを章末の表 9-1 に示す。センサと C&DH の各機器については三端子レギュレータで降圧するため各機器の定格電流にバス電圧(9.6V)を乗算したものを消費電力として示している。

消費電力が最大となるのは展開モードであるが、展開にかかる時間は極めて短いため消費する電力量は小さいと考えられる。したがって、通信モードにおいて十分な電力供給が行えれば良いことになる。

通信モードでは、1 周回につき約 10 分間かけて地上局へのデータ送信が行われるものとする。安全側に考えるため、9.3.2 節における計算では通信が全て日陰時に行われるとしている。そこで、10 分間の通信に消費される電力を最長の日陰時の時間で平均したものを通信モードでの平均消費電力と見なしている。

### 9.3. バッテリ

#### 9.3.1. バッテリの選定

自己放電量が小さいことや、低温でも使用可能なことなどから、表 9-2 に示した NiMH バッテリ [9-1] を採用した。

表 9-2 : バッテリ諸元

公称電圧 [V]	1.2
容量 [mAh]	750
充電温度範囲 [°C]	0-40
直径 [mm]	10.5
長さ [mm]	44.5
重量 [g]	13

#### 9.3.2. バッテリのサイジング

1 周期のうちの日陰時間は季節によって変化するが、ここでは EOL において日陰時間が最大となった場合の通信モードを想定する。このモードでは必要になるバッテリーの容量の BOL における値  $C_r$  [mAh] を次の式から求めた。

$$C_r = \frac{P_e T_e}{DOD(1 - \eta_{EOL})\eta_{be} V_b} = 621 [\text{mAh}] \quad (9-1)$$

- $P_e = 152 [\text{mAh}]$  : 日陰時の平均消費電力
- $T_e = 0.417 [\text{h}]$  : 日陰時の長さ
- $DOD = 0.2$  : 許容放電深度
- $\eta_{EOL} = 0.2$  : バッテリ容量の劣化率
- $\eta_{be} = 0.9$  : 電力伝達効率 (バッテリー→負荷)
- $V_b = 9.6 [\text{V}]$  : バッテリ電圧

MPB である Arduino UNO の電源の定格電圧は 7~12V であり、最も高い電圧を必要とする機器である。運用開始直後のバッテリー電圧が低い

状態でも十分な電圧を得られるようにするため、バッテリーのセル電圧が 1.1V になったと仮定し、バッテリー直列数を 8 としている。

バッテリー 1 つ当たりの容量は 750mAh であるから、並列数 1 で約 20% のマージンを取ることができる。よって並列数は 1 とする。このときバッテリーの重量は 104g、容積は約 39cm<sup>3</sup> となる。

#### 9.4. 太陽電池の選定

今回は衛星用としての実績があり、かつ小ロットで入手可能な高効率の GaAs 太陽電池を採用した [9-2]。主な仕様を表 9-3 に示す。

放射線により劣化した後の平均変換効率については、EOL での吸収線量が小さいため、公開されている放射線劣化特性の表から内挿して求めることができなかった。そこで、EOL よりも吸収線量の大きい場合の数値を用いることで、安全側に設計している。温度係数に関しても同様である。

表 9-3 : 太陽電池緒元

セル面積 [cm <sup>2</sup> ]	30.18
平均解放電圧 [mV]	2690
平均短絡電流 [mA]	519.6
最大電力時電圧 (@28°C) [mV]	2409
最大電力時電流 (@28°C) [mA]	502.9
平均変換効率 [%]	29.3
放射線劣化後の平均変換効率 [%]	28.4
温度係数 $\Delta V_{mp}/\Delta T$ [mV/°C]	-6.8
温度係数 $\Delta I_{mp}/\Delta T$ [mA/°C]	0.20

表 9-3 より、放射線による劣化率  $\eta_{Ra}$  を次のように求めた。

$$\eta_{Ra} = \frac{\eta_{EOL}}{\eta_{BOL}} = 0.97 \quad (9-2)$$

$$\eta_{BOL} = 29.3 [\%]$$

$$\eta_{EOL} = 28.4 [\%]$$

また、温度劣化率  $\eta_T$  を次のように求めた。

$$\eta_T = 1 + \frac{\{I_{mp} + C_i(T_o - T_i)\}(V_{mp} + C_v(T_o - T_i))}{I_{mp}V_{mp}} = 0.87 \quad (9-3)$$

- $I_{mp} = 502.9 [\text{mA}]$  : 最大電力時電流
- $V_{mp} = 2409 [\text{mV}]$  : 最大電力時電圧
- $C_i = 0.20 [\text{mA}/\text{°C}]$  : 温度係数  $\Delta I_{mp}/\Delta T$
- $C_v = -6.8 [\text{mV}/\text{°C}]$  : 温度係数  $\Delta V_{mp}/\Delta T$
- $T_o = 45 [\text{°C}]$  : 動作温度 (熱解析より)
- $T_i = 28 [\text{°C}]$  : 太陽電池性能の基準温度

### 9.5. 太陽電池のサイジング

この節では、通信モードにおける1周回の消費電力に基づいて、太陽電池に必要な面積を算出する。

まず、日照時間が最も短い場合、太陽電池が発生しなければならない電力  $P_{sa}$  を以下の式から求めた。

$$P_{sa}(BOL) = \frac{P_e T_e / \eta_{be} + P_d T_d / \eta_{de}}{\eta_{Ra} \eta_T T_d} = 2234[mW] \quad (9-4)$$

- $P_e = 2062 [mW]$  : 日陰時消費電力
- $P_d = 980 [mW]$  : 日照時消費電力
- $T_e = 0.417[h]$  : 日陰時間
- $T_d = 1.20[h]$  : 日照時間
- $\eta_{be} = 0.9$  : 電力伝達効率  
(バッテリー→負荷)
- $\eta_{de} = 0.9$  : 電力伝達効率  
(太陽電池→負荷)
- $\eta_{Ra} = 0.97$  : 放射線劣化率
- $\eta_T = 0.87$  : 温度劣化率

続いて、 $P_{sa}$  を発生させるために必要な太陽電池の面積を求める。

太陽電池は、膜面を展開するためのアームが伸びる面を除いた、衛星側面の5つの面に貼り付ける。したがって、展開した膜面の影が落ちるのは太陽電池を貼り付けていない面に限定される。

衛星の姿勢を予測することが困難であるため、太陽と太陽電池のなす角度を求めることができ

ない。そこで、太陽の放射強度に相当するパワーの光が全方向から均等に入射すると仮定した。

太陽光が垂直に入射するときの放射照度を  $E$  とする。ここで、全球の立体角が  $4\pi$  であることから、微小立体角  $\Delta S$  の範囲から垂直に入射する光の放射照度が  $E \times \Delta S / 4\pi$  となるような光が、全方向から均等に入射している場合を考える。このとき、ある1つの平面に対応する放射照度  $E_s$  は、立体角  $\Delta S$  の範囲から入射する光と平面のなす角  $\theta$  とすると、 $(E \times \Delta S / 4\pi) \times \cos\theta$  を半球上(裏側から入射する分は0とする)で積分した値と等しくなる。したがって  $E_s$  は以下の式から求められる。

$$E_s = \frac{E}{4\pi} \int_0^{\pi/2} \int_0^{2\pi} \sin\phi \cos\phi \, d\theta \, d\phi = \frac{E}{4} \quad (9-5)$$

以上より、乱回転により太陽光が様々な方向から入射する場合の発電量の時間平均を、太陽光が太陽電池に垂直に入射した場合の1/4と見積もった。したがって、衛星全体で必要な太陽電池の合計面積  $S$  は以下のように求められる。

$$S = \frac{P_{sa}}{G \eta_{cel}} \times 4 = 226[cm^2] \quad (9-6)$$

- $G = 1350[W/m^2]$  : 太陽定数
- $\eta_{cel} = 0.293$  : 太陽電池セル効率

以上より、太陽電池セルは貼り付け可能な面(5面)に2セルずつ配置し、合計面積を  $302cm^2$  とする。

表 9-1 : 各機器の消費電力

系	機器	電圧[V]	各モード消費電力(mW)		
			観測	通信	展開
ミッション	モータ	4.25	0	0	4250
	ジャイロ	3	33.6	33.6	0
センサ	磁気	8	20	20	0
	AD コンバータ	3	2.5	2.5	0
C&DH	CPU	7-12	60	60	60
	EEPROM	5	6	6	0
通信	UHF 送受信機	5	0	1200	0
合計消費電力[mW]			122.1	1322.1	4310

## 10. 開発スケジュール等

第1章で述べたように、本衛星は予算執行開始から2年を目処に打ち上げを目指す。PDR (Preliminary Design Review)とCDR (Critical Design Review)を通じて製造段階へ移行可能であることを判定し、予算執行開始後はすぐに機器を調達し、EMの作成に入る。振動試験・放射線試験は本学の衛星試験設備を使用することで、試験費用を抑えることが可能である。また、その他の実験については、九州工業大学超小型衛星試験センターで

試験を行う。機器の納期に左右されるが、EM試験の完了までの目標を1年とする。並行して周波数調整と打ち上げ機会の獲得を行い、打ち上げ日程を明確にする。EM試験後は試験結果をフィードバックし、PFMの製作を行う。AR (Acceptance Review)を終え、PFMが認定された後はリファーマビッシュを行い、問題がなければロケットに搭載し打ち上げる。初期運用終了時にORR (Operation Readiness Review)を行い、ミッション運用が可能であるかを判断する。図10-1に開発スケジュールのマイルストーン図を示す。

年度	JFY 2018				JFY 2019				JFY 2020				JFY 2021	JFY 2022	
	クオータ	Q1	Q2	Q3	Q4	Q1	Q2	Q3	Q4	Q1	Q2	Q3			Q4
ミッション	設計・解析												初期運用	運用	運用終了
地上局システム		設計		周波数申請		地上局整備		運用試験			初期運用		運用終了		
				光学観測施設の確認											
システム		設計										最終試験			
サブシステム		設計		BBM製作						試験・設計直し					
コンポーネント		設計		BBM製作			試験・設計直し								
製造				要素製造											
マイルストーン		PDR	CDR	→予算執行開始							AR	ORR			

図10-1：開発スケジュール

## 11. 謝辞

今回我々が本衛星を設計するにあたって、たくさんの方々からアドバイスやご教授をいただきました。九州大学工学府航空宇宙工学専攻 花田俊也教授並び吉村康広助教をはじめ、株式会社QPS 研究所の皆様、NPO 法人 円陣スペースエンジニアリングの皆様、宇宙航空研究開発機構 柳沢俊史様、アマチュア無線家 田島喜和様に心より感謝申し上げます。



## 12. 参考文献

- [1-1] J. -C. Liou  
“A Parametric Study On Using Active Debris Removal For LEO Environment Remediation”  
IAC-10-xxxx
- [1-2] 榎本稔也  
「光学観測による宇宙物体の動態推定」  
2016 年度九州大学工学府航空宇宙工学専攻修士論文
- [2-1] T. Yanagisawa, H. Kurosaki  
“Shape and motion estimate of LEO debris using light curves”  
Advances in Space Research 50 (2012) 136–145
- [3-1] 宇宙航空研究開発機構  
「二硫化モリブデン (MoS<sub>2</sub>) 被膜の宇宙環境による影響評価」  
URL : <http://www.kenkai.jaxa.jp/research/pastres/mos2.html>
- [3-2] 田川雅人  
「低軌道宇宙環境における材料劣化現象とその地上シミュレーション」
- [3-3] 小林正規, 奥平修, 黒澤耕介, 岡本尚也 (千葉工業大学惑星探査研究センター) /  
松本晴久, 長谷川直 (宇宙航空研究開発機構)  
「ポリイミド膜と圧電素子を利用した大面積センサーの開発」
- [3-4] 奥平修, 松本晴久, 辻田大輔, 小林裕希 (JAXA), 北沢幸人 (IHI)  
「HTV-5 における微小デブリセンサ実証試験の計画」  
第 6 回「スペースデブリワークショップ」講演資料
- [4-1] Lauren Viscito , Michael C. Cerise  
"Rate and Attitude Determination Using Solar Array"
- [4-2] ADXRS624  
<https://www.mouser.jp/datasheet/2/609/ADXRS624-879215.pdf>
- [4-3] HMC2003  
<http://dkc3.digikey.com/PDF/JP2011-JA/p2854.pdf>
- [4-4] MCP2008  
<http://akizukidenshi.com/download/MCP3208.pdf>
- [5-1] 茂原正道, 鳥山芳夫,  
「衛星設計入門」 pp.173-211  
培風館
- [5-2] 東北大学超小型衛星開発チーム  
「マイクロサット開発入門」  
東北大学出版会 2011
- [6-1] Wiley J. Larson and James R. Wertz  
“Space Mission Analysis and Design”  
Space Technology Library
- [6-2] 東北大学超小型衛星開発チーム  
「マイクロサット開発入門」

- [6-3] Arduino  
URL : <https://www.arduino.cc>
- [6-4] Violette, D.P. Arduino/Raspberry Pi: Hobbyist Hardware and Radiation Total Dose Degradation. EEE Parts for Small Missions, Greenbelt, MD, September 10-11, 2014
- [6-5] ルネサンスエレクトロニクス  
「FAQ1008915 EEPROM と Flash メモリ」  
URL : <https://support.renesas.com/hc/ja/articles/209825778-FAQ-1008915-EEPROM と Flash メモリ-Difference-between-EEPROM-and-Flash-memory>
- [6-6] Avery, K., Fenchel, J., Mee, J., Kemp, W., Netzer, R., Elkins, D. et al.  
Total dose test results for CubeSat electronics.  
In IEEE Radiation Effects Data Workshop. 2011.
- [6-7] Microchip  
“Two-wire Serial EEPROM AT24C1024”  
URL : <http://ww1.microchip.com/downloads/en/devicedoc/doc1471.pdf>
- [7-1] 東北大学超小型衛星開発チーム  
「マイクロサット開発入門」  
東北大学出版会 2011
- [7-2] 宇宙航空研究開発機構  
「JEM ペイロードアコモデーションハンドブック –Vol.8」  
超小型衛星放出インターフェース管理仕様書  
URL : [//iss.jaxa.jp/user/pdf/jem-handbook.pdf](http://iss.jaxa.jp/user/pdf/jem-handbook.pdf)
- [9-1] Panasonic  
「エネルギー 単 4 形 8 本パック(スタンダードモデル) BK-4MCC/8」  
URL: <https://panasonic.jp/battery/charge/p-db/BK-4MCC8.html>
- [9-2] イプロス製造業  
「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。」  
URL: <https://www.ipros.jp/product/detail/304928010/>

付表

表：搭載機器一覧

機器種類	型番	寸法 [mm]	消費電力 [W]	動作温度 [°C]	質量 [kg/個]	個数
展開機構	自作 (収納時)	100 x 340.5 x 100	2.13	-10 ~ 50	0.58	1
	自作 (展開時)	100 x 340.5 x 1696	-	-		
ジャイロ センサ	ADXRS624	19.5 x 6.35 x 3.3	0.00175	-40 ~ 105	0.0005	3
磁気センサ	HMC2003	20.0 x 28.0 x 12.0	0.16	-40 ~ 85	0.0042	1
AD コンバータ	MCP3208	-	0.002	-40 ~ 85	0.002	1
CPU	ARDUINO UNO REV3	68.6 x 35.4	0.001	-40 ~ 85	0.025	2
EEPROM	AT24C1024B	10.0 x 8.0 x 10.0	0.015	-55 ~ 125	0.00054	2
UHF アンテナ	自作	100.0 x 100.0 x 10.0	3	-	0.1	1
UHF 送受信機	自作	90.0 x 90.0 x 25.0	3	-10 ~ 70	0.1	1
温度センサ	DS18B20+	-	0.0075	-55 ~ 125	0.0002	7
バッテリー	エネループ BK-4MCC	10.5 x 10.5 x 44.5	-	0 - 40 (充電時)	0.013	8