

第23回衛星設計コンテスト

事務局使用欄

受付番号

2735

年 月 日

衛星概要説明書

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） 新惑星探査衛星「SORA」			
作品名 副題（これは公式文書では省略する場合があります）			
	氏名(フリガナ)	所属学校等、学部、学科(研究室)	学年
代表者(正)	井上 怜 (イノウエ リョウ)	大阪大学院工学研究科機械工学専攻山田研究室	1
代表者(副)	小林 洋 (コバヤシ ヒロシ)	大阪大学院工学研究科機械工学専攻山田研究室	1
メンバ1	小幡 宇宙 (オバタ ソラ)	大阪大学院工学研究科機械工学専攻山田研究室	1
メンバ2	河村 昌典 (カワムラ マサノリ)	大阪大学院工学研究科機械工学専攻山田研究室	1
メンバ3	谷口 智哉 (タニグチ トモヤ)	大阪大学院工学研究科機械工学専攻山田研究室	1
メンバ4	KWAK SEUNGJO (カク スンジョ)	大阪大学院工学研究科機械工学専攻山田研究室	1

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、トランジット法を用いた太陽系外の新惑星探査衛星である。トランジット法は惑星探査の有力手法であり、惑星による恒星の蝕を観測する方法である。50cm サイズの超小型衛星で伸展機構を用いて焦点距離 2500mm、口径 300mm のカセグレン式反射望遠鏡を構築し、15 等級までの恒星群を観測する。CCD カメラによって撮影された星の明るさデータを地上へ送信したのち、惑星蝕による光子量の変化によって、新惑星を発見する。

3. 目的と意義(目的・重要性・技術的意義等)

(a) 目的

本衛星の目的はトランジット法を用いた太陽系外の新惑星の発見である。地上からの観測では天候や大気の揺らぎの影響で暗い星のトランジット(恒星を横切る惑星による蝕)を観測するのは困難を極める。本衛星では15等級までの恒星でトランジット現象による100分の1の光量変化を検出できるシステムを構築し、深宇宙の惑星の発見を試みる。

(b) 重要性・技術的意義等

小型衛星での新惑星の実例としてカナダのMOST衛星が挙げられる。MOST衛星は一つの恒星に対し長期間観測することを強みとして大型の衛星と差別化していた。そこで本衛星はトランジットサーベイという方法を用いて、多くの恒星を同時に視野に収め、その中から惑星を探査する。また小型衛星であることからミッション進行度によって観測方向を比較的自由に変更することができる。

また、15等星までを対象とするためには、口径30cmクラスの望遠鏡が必要になり、小型衛星でこれを完成させることに大きな先駆性がある。小型衛星に搭載する展開式望遠鏡の地位が確立されれば、これまでのハッブル宇宙望遠鏡やケプラー宇宙望遠鏡のように大型かつ多機能性を有するものと、小型で機能を限定したもので、観測機器の発達とともに多様化しつつある観測の要求に応え、これからの天体観測を支える技術の礎になることが期待される。

また、本衛星の成果によって恒星のハビタブルゾーンに地球型惑星が存在することが確認できれば、地球外生命の存在の可能性を高めることになる。

このように本衛星は今後の天体観測のかたちを大きく変える可能性がある。

4. ミッションの実施方法

(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）

衛星全体の外観図と内部構造を図1に示す。

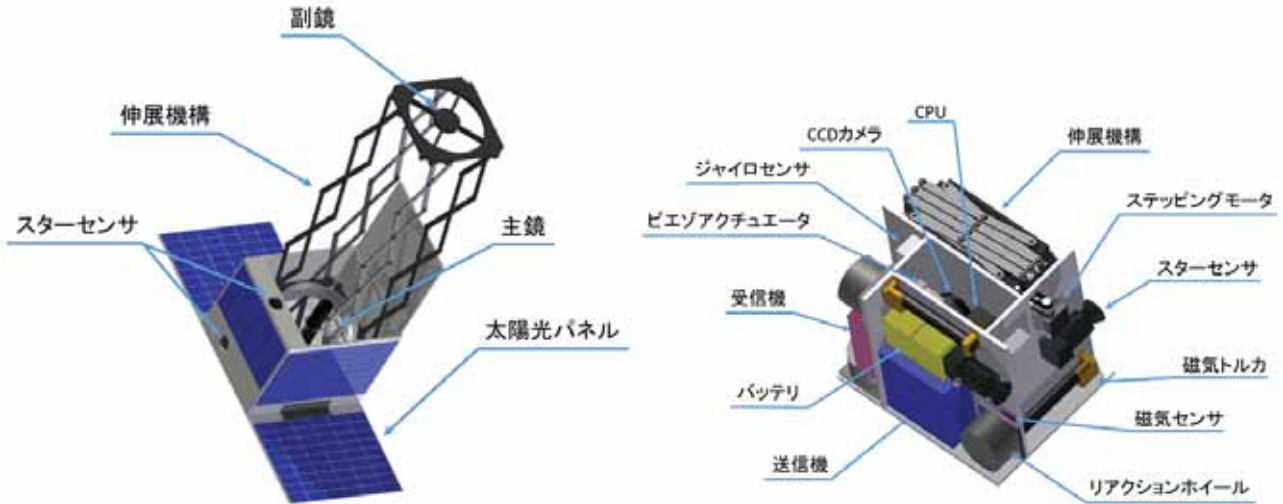


図1：衛星の外観（左）と衛星の内部構造（右）

衛星質量：32kg

- ミッション系
CCDカメラ，主鏡，副鏡，伸展機構，副鏡取り付けパネル
- 構体系
各部パネル，インサート材，パネル固定用テグス，ロケットインターフェイス
- 姿勢，軌道制御系
GPS受信機，スターセンサ，粗太陽センサ，磁気センサ，リアクションホイール，磁気トルカ
- 電力電源系
太陽電池パネル，太陽電池セル，シャント，バッテリー，バッテリーセル，DC/DCコンバータ
- 通信系
CPU，Sバンドアンテナ，受信機，送信機，Sバンドダイプレクサ
- 熱制御系
黒色ペイント，断熱ブランケット

運用軌道

本衛星の運用軌道は高度 550km，軌道傾斜角 30° である。

(b) 地上系を含む実験系

打ち上げ後，各機器の電源が入り太陽光パネルを展開し，太陽指向姿勢制御を行う。その後，安定的に電力の確保ができ次第伸展機構を用いて望遠鏡を展開し，ミッションモードに移行する。このモードでは日本の増田局と通信を行い，観測データを地上で分析する。二年の運用期間を終えたのち，軌道離脱モードに移行し，本衛星の運用は終了する。

(c) データ取得を含む実験運用手順

本衛星は，打ち上げ，軌道投入後，以下の順序で実験を行う。

- ①太陽光パネルの展開とその確認
- ②望遠鏡の展開および焦点合わせ
- ③太陽系外の新惑星探査

③のミッション運用は2年間行い軌道離脱する。ミッション運用時は1日15周を観測6周、充電5周、アンローディング3周、通信1周に割り当てる。実験データはレコーダに蓄えておき、1日に1回のテレメトリデータの通信と同時に行う。

5. 得られる成果

- 50cmサイズの超小型衛星における口径30cmのカセグレン式反射望遠鏡の構築
- 15等級までの恒星を周回する惑星の発見

6. 主張したい独創性や社会的効果

ハッブル宇宙望遠鏡やケプラー宇宙望遠鏡に代表される大型の宇宙望遠鏡は、遠く離れた天体の観測のために大口径のレンズや焦点距離の長さが必要であった。しかし、大型の衛星は多機能性を有する反面、コストがかかったり、使用用途に大きな制限がある。そこで今回50cmサイズの超小型衛星で大口径レンズ・長焦点距離の宇宙望遠鏡を構築することで、よりリーズナブルに深宇宙観測が可能になり、新たなフロンティアが開かれる。また、天体観測衛星は科学実験衛星などと比較してその成果が一般の人にも分かりやすく、新たな惑星の発見は世間の宇宙に対する関心の高まりにつながり、ひいては宇宙関連事業全体の発展に貢献が期待される。

7. 具体的な実現方法（システムを打上げ、実験を行うことを想定）、製作する範囲並びに費用

日本の種子島宇宙センターで発されるHII-Aロケットの相乗りを想定している。開発期間は約6年、打ち上げは2020年下半期を考えている。

衛星開発において、通信機器、電源、姿勢制御装置などは既製品を用いる。またミッション機器であるCCDカメラなどは既製品を用いるが、望遠鏡に用いる主鏡および副鏡は発注する方針である。

費用は次の通りである。

- 開発費
一億円（望遠鏡部の開発）
- 製造費
一億円（光学系の製造および構体系の機構の製造）
- 打ち上げ費用
二億円
- 運用費
一億円（得られたデータの解析等）

8. 開発・製造・打上スケジュール

	2015		2016		2017		2018		2019		2020	
	上半期	下半期	上半期	下半期	上半期	下半期	上半期	下半期	上半期	下半期	上半期	下半期
概念設計	→											
詳細設計			→									
維持設計							→			→		
改良設計							→		→			
要素試験			→		→							
プロトタイプ試験							→		→			
試験要素製作			→		→							
プロトタイプ製作					→		→					
フライトモデル製作									→			
フライトモデルの試験日程											→	

打ち上げ

以上

新惑星探査衛星「SORA」

大阪大学大学院工学研究科機械工学専攻

井上 怜 小幡 宇宙 河村 昌典

小林 洋 谷口 智哉 Kwak SeungJo

1 はじめに

1.1 ミッション概要

太陽系外の主系列星の惑星が初めて発見されたのは 1995 年のことである。それから 20 年の間、観測機器の性能向上に伴い年々系外惑星の発見数は増加しており、2015 年 6 月 18 日までに 1931 個の惑星が発見されている。図 1 に示すようにその半数がここ 2, 3 年で発見されており、新惑星探査への関心や意欲が近年非常に高まっている。しかし、地球上からの天体観測では大気の影響が大きく、高精度の観測を行うには相応の設備が必要である。それに対して、宇宙からの天体観測は大気の影響がなく高精度の観測が可能となるので、ハッブル宇宙望遠鏡を代表としてケプラー宇宙望遠鏡など大型の望遠鏡を搭載した衛星が打ち上げられている。これらの宇宙望遠鏡は大型であるために機能性に優れているが、観測機器の発達とともに多様化しつつある膨大な天体観測の要求に対して全てに応えることはできない。そこで今回は低コスト・低容量の小型衛星を用いて新惑星探査を行うことを提案する。本衛星のミッションは次の 2 つである。

- 口径 300mm, 焦点距離 2500mm のカセグレン式反射望遠鏡の構築
- 太陽系外の新惑星探査

本衛星の外観図を図 2 に示す。新惑星の探査はトランジット法を用いて行う。この方法は現在発見されている惑星の半数以上をとらえた惑星探査の有力手法であり、惑星が恒星の前を横切るときの蝕による光量の変化を検出する方法である。また、トランジット法は比較的安価で小さな機材で観測可能なことも小型衛星に適している。

1.2 トランジット法での観測実績

トランジット法を用いた新惑星探査は地上からも行われている。中でもスーパー WASP 計画は全天に渡っ

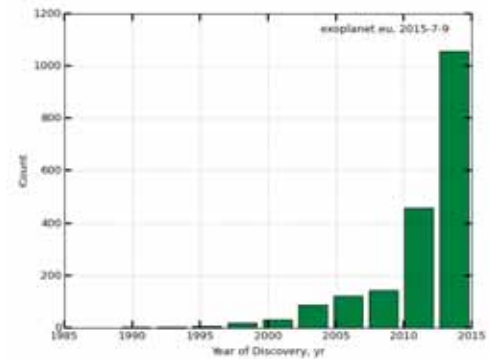


図 1: 太陽系外惑星の発見数の推移

て 15 等級までの太陽系外惑星をトランジット法を用いて探索するという一大プロジェクトである。この計画では 2048 × 2048 の CCD イメージセンサと口径 200mm の望遠鏡を用いて観測を行っている。この計画でこれまでに 70 以上の系外惑星が発見されており、そのなかで蝕を観測できた最も暗い恒星は 13 等級程度である。スーパー WASP 計画は海外の 8 つの研究機関が合同で運営しているものであるが、日本国内の研究機関でもトランジット法を用いた惑星観測は行われている。しかし、トランジット観測用途専用の高性能望遠鏡の設置はないため、すでに他の手法（ドップラーシフト法など）で惑星の存在が確認された恒星の追観測が主に行われている。

1.3 社会的意義

ハッブル宇宙望遠鏡やケプラー宇宙望遠鏡に代表される大型の宇宙望遠鏡は、遠く離れた天体の観測のために大口径のレンズや焦点距離の長さが必要であった。しかし、大型の衛星は多機能性を有する反面、コストがかかったり、使用用途に大きな制限がある。そこで今回 50cm サイズの超小型衛星で大口径レンズ・長焦点距離の宇宙望遠鏡を構築することで、よりリーズナブルに深宇宙観測が可能になり、小型衛星での機能集約型・分担制の宇宙観測手法の可能性が広がる。また、

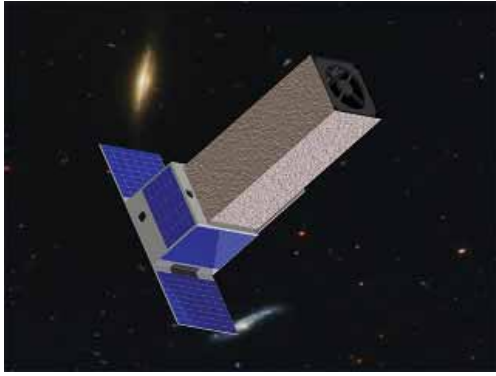


図 2: 衛星イメージ図

天体観測衛星は科学実験衛星などと比較してその成果が一般の人にも分かりやすく、新たな惑星の発見は世間の宇宙に対する関心の高まりにつながり、ひいては宇宙関連事業全体の発展に貢献が期待される。

1.4 技術的意義

小型衛星での新惑星発見の実例としてカナダの MOST 衛星が挙げられる。MOST 衛星は一つの恒星に対し長期間観測することを強みとして大型の衛星と差別化していた。そこで本衛星はトランジットサーベイという方法を用いて、多くの恒星を同時に視野に収め、その中から惑星を探索する。さらに本衛星は小型衛星であることからミッション進行度によって観測方向を比較的自由に変更することができる。また、15 等星までを対象とするためには、口径 300mm クラスの望遠鏡が必要になり、小型衛星でこれを完成させることに大きな先駆性がある。小型衛星に搭載する展開式望遠鏡の地位が確立されれば、これまでのハッブル宇宙望遠鏡やケプラー宇宙望遠鏡のように大型かつ多機能性を有するものと、小型で機能を限定したものとで、観測機器の発達とともに多様化しつつある観測の要求に応え、これからの天体観測を支える技術の礎になることが期待される。また、本衛星の成果によって恒星のハビタブルゾーンに地球型惑星が存在することが確認できれば、地球外生命の存在の可能性を高めることになる。このように本衛星は今後の天体観測のかたちを大きく変える可能性がある。

表 1: CCD カメラ諸元

項目	値	単位
CCD 素子	KAI-11000	-
画素数	1100 万	pixel
ピクセル数	4008×2672	-
CCD サイズ (受光面積)	36.07×24.04	mm
ピクセルサイズ	9×9	μm
A/D 変換	16bit(65536 階調)	-
画像転送速度	3.5	秒
寸法	94×107×120	mm
重量	730	g

表 2: CCD 素子 (KAI11000) 諸元

項目	値	単位
飽和電荷	60000	electrons
量子効率 (500nm)	50	%
ダイナミックレンジ	66	dB
暗電流	800	e/p/s
読み出しノイズ	10	electrons

2 ミッション部の設計

2.1 望遠鏡の設計

2.1.1 観測機器

本ミッションは、もともと暗い星に対して、さらに蝕による減光を観測するというので、小型で高性能な CCD カメラを用いることにした。実際に使う CCD カメラはビットラン社製の BS-43L である。表 1,2 にその特性を示す。

2.1.2 惑星発見の期待値

参考文献より、FGK 型主系列星のうち 690 個にひとつが灼熱惑星を伴っていると言われており、このうち約 1 割強の恒星がトランジットを起こすとすれば、トランジットが検出できる恒星はおおよそ 5000 個に 1 つとなる。また同文献より、公転周期が 1~3 日の超灼熱惑星がトランジットする恒星を想定して地上から一晩あたり 9 時間かけて 3 週間観測し続けた場合、複数回以上のトランジットを検出する確率は 0.74 程度であることが分かっている。地上からの観測の場合はトランジットが昼間に起きる場合はそのトランジットを検出することができないが、本ミッションでは昼夜問わずに観

測が可能のため、検出確率はさらに大きくなると考えられる。複数回以上のトランジットを検出できる確率を0.8程度と仮定し、本衛星が地球を1周する間に撮像する恒星で系外惑星検出に必要な測光精度が達成できる星の数を1000個程度とすると、3週間の観測で惑星を発見できる期待値はおよそ0.16となる。2年間のミッション期間では約5個の惑星発見が見込まれる。

2.1.3 望遠鏡の視野角

ガイド・スター・カタログ（不完全ではあるが15等級までの全天の天体を収録）には、約1500万の恒星が記載されている。この恒星が全天に渡って均等に散らばっているとすると、15等級までの恒星が1平方度あたり約360個存在することになる。しかし、宇宙は横長なので銀緯の低いところでは当然より多くの恒星を捕捉可能だと思われる。実際、地上からの観測では、視野角0.85度で15等級までの恒星を1850個捕捉した例がある。そこで今回のミッションでは望遠鏡の視野角を0.5度とする。このとき、平均的には90個以上の恒星を一度に捕捉することができ、方向次第では1000個以上を収めることも可能と考えられる。

2.1.4 観測対象

視等級が m 等級である恒星から、単位面積、単位時間に入ってくる光子数 p は以下のように表される。

$$p = 1.1 \times 10^{10-m/2.5} \quad (1)$$

したがって、観測対象として15等星を仮定すると、

$$p = 11000[\text{photon/s} \cdot \text{m}^2] \quad (2)$$

となる。これにより、ためられる電荷 S は、単位時間に入射する光子数を N_p 、量子効率を Q 、露光時間を t をした場合には

$$S = N_p Q t \quad (3)$$

となる。この値を用いて、シグナルノイズの誤差評価などを行う。

2.1.5 観測精度

倍率

望遠鏡を通して、CCDカメラの受光面に集められた恒星からの光がどのように像を作るかを考える。まずは倍率から考える。太陽を除いた恒星の中で、最も視直径が大きいものはベテルギウスであり、その値は0.0054

秒角である。そのとき CCD 素子上の像の大きさ h は、焦点距離 f と星の視直径 θ を用いて

$$h = f \tan \theta \quad (4)$$

となるのでベテルギウスは受光面上に直径 $3.8\mu\text{m}$ に見える。したがって理想的には、太陽を除くすべての恒星が CCD の受光面上では、ほとんど点として見えることになる。

回折環

次に光の回折現象を考える。望遠鏡では主鏡の部分を一つのスリットと考えて、回折現象が起こるので、観測された星には、回折環（エアリーディスク）と呼ばれるものが見られ、そのために、星が大きくぼやけて見えてしまう。その回折環の直径 AD は、望遠鏡の口径を D 、焦点距離を f 、観測波長を $\lambda(500\text{nm})$ としたとき、以下のように表される。

$$AD = 2.44\lambda \frac{f}{D} = 10.16\mu\text{m} \quad (5)$$

したがって、星は4~6ピクセル上にまたがって見えることになる。

2.1.6 CCDのノイズによる誤差

CCDカメラには、様々なノイズが発生することが知られている。以下にそれらを考慮した結果を示す。

暗電流ノイズ

CCD素子には、光がまったく当たってなくても、常に暗電流という電気が流れていて、これは露光によって徐々に電荷をためる。この暗電流のおおよその値はカタログに載っているが、露光時間と温度に依存している。CCDの温度は短時間では一定とみなせるので、画像を撮影した直後に、同じ露光時間で遮光空間を撮影して暗電流によるノイズを取得する。そして元の画像データからそのノイズデータを減算することで、ノイズの影響を補正することができる。本ミッションでは、撮影性能を上げるために、この機能を用いることにし、暗電流ノイズはSN比の計算に影響を与えないものとする。

フォトンショットノイズ (N_{ph})

これは、光電面で生まれる量子化雑音であり、ランダムに発生するものなので取り除くことはできない。ある信号が光電面で発生した場合に、その信号の大きさの平方がフォトンショットノイズとなる。したがって

$$N_{ph} = \sqrt{N_p Q t} \quad (6)$$

のように計算できる。

読み出しノイズ (N_r)

このノイズはCCDから蓄積されている光電子を読

表 3: SN 比

等級	SN 比
10	278.6657
11	175.6557
12	110.5624
13	69.3395
14	43.1042
15	26.2477

み出す際に発生するもので、諸元より 10e とわかっている。

SN 比の計算

CCD 検出器のトータルノイズは以下のように求めることができる。

$$\text{トータルノイズ} = \sqrt{(N_r^2 + N_{ph}^2)} \quad (7)$$

以上の結果を用いて露光時間を 2 秒、対象星を 10～15 等星にした場合の SN 比を表 3 にまとめる。

L を恒星の光量、 ΔL を蝕による光量変化、S を出力信号、N をノイズの合計とした場合に

$$\frac{\Delta L}{L} > \frac{N}{S} \quad (8)$$

となればよいので、対象星の明るさによって、観測できる蝕による光量変化はそのまま表 3 の値を用いることができる。

2.1.7 A/D 変換を考慮した検出性能

今回用いる CCD の AD 変換は 16bit であり、65536 階調である。

観測の対象を 10 等星から 15 等星として、惑星などを含む 10 等星よりも明るい星は、無視することにする。実際に、露光時間を 2 秒としたときの 10 等星からの光による、電子数は 38877 である。1 画素当たりの量子戸井は 60000electrons であるので飽和していないことがわかる。またプリアンプゲインを $1e^-/\text{count}$ に設定すると、 $1e^-$ のわずかな光量変化まで識別できる。

2.1.8 データサイズの軽量化

今回撮影された星のデータは、1100 万画素、16bit であるので

$$1100 \text{ 万画素} \times 2\text{byte} = 2200 \text{ 万 byte} \approx 20\text{Mb} \quad (9)$$

よりデータ数はおよそ 20Mb である。しかしほとんどは星のない暗い部分であり、これを無視することで、デー

タの軽量化を図る。一つの星が CCD 上では最大でも 6 ピクセルで像を作るので、視野内に 90 個の星があると仮定すると、最大でも 540 ピクセルしか使わないことになる。1 画素当たりのデータ量と、その画素の場所を表すデータを考慮すると

$$540[\text{ピクセル}] \times 16\text{bit} \times 24\text{bit} = 25920\text{byte} \approx 25\text{kb} \quad (10)$$

となり、大幅に軽量化することが可能であると考えられる。

2.1.9 姿勢安定度

露光時間内で星が大きく動いてしまい、複数ピクセルをまたぐようなことがあると、1 ピクセルに入る光子量が減ってしまい上述した計算が成り立たなくなる。そこで、1 ピクセル内にとどまれるような姿勢安定度を求める。そのために

$$(\text{露光時間})(\text{姿勢安定度}) < (\text{視野角})(\text{ピクセル数}) \quad (11)$$

となればよい。露光時間は 2 秒、視野角は 0.5 度、ピクセル数は縦の短いほうをとって 2672 とすると目標姿勢安定度は約 10000 分の 1 となる。

2.1.10 望遠鏡のレンズ

望遠鏡のレンズは口径が大きいほど多くの光量を取り込むことができ、より暗い対象を観測することができる。また、レンズの焦点距離は望遠鏡の倍率に関わってくるので、レンズはミッション要求に合わせたものでなければならない。本衛星で用いる望遠鏡はカセグレン式反射望遠鏡である。この望遠鏡は放物鏡である主鏡と凸面鏡である副鏡により光を集めるものである。カセグレン式反射望遠鏡の概念図を図 3 に示す。この望遠鏡の特徴は焦点距離に対して全長を短くすることができ、また主鏡や副鏡、鏡筒の長さなどに自由度が大きくあり、様々な仕様の望遠鏡をつくることができることが挙げられる。本衛星で用いるレンズの諸元を表 4 に示す。レンズの素材は熱変形に強くハッブル宇宙望遠鏡などにも使われてきた石英を使用する。副鏡の口径は 100mm とし、各レンズの焦点距離は伸展機構の長さや望遠鏡全体の焦点距離より設定した。望遠鏡全体の焦点距離の設定と伸展機構の伸展距離に関しては次節に示す。レンズの作成に関しては、天文関連機器の開発・製造・販売を行っている株式会社笠井トレーディングに特注で依頼する。その際、波面精度やレンズの厚みについては打ち上げ環境や温度環境よりある程度の評価を行い、要素試験を通して最終的なパラメータを決定することにする。

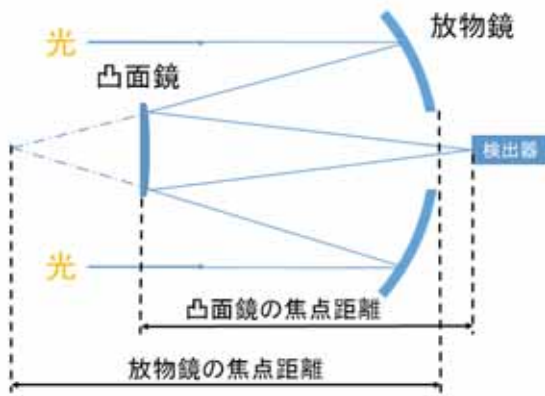


図 3: カセグレン式望遠鏡

表 4: レンズ諸元

項目		値	単位
主鏡	形状	放物鏡	-
	口径	300	mm
	焦点距離	1800	mm
副鏡	形状	凸面鏡	-
	口径	100	mm
	焦点距離	1200	mm

2.2 軌道設計

2.2.1 要求

ここで、軌道に関する要求を以下のように考える。

- 発電量の確保
- 通信時間の確保
- 軌道保持
- すみやかな軌道離脱

それぞれの要求に関する考察を行う。

2.2.2 空気抵抗

空気抵抗に関しては、以下の進行方向の摩擦力を考える。

$$a_{\text{drag}} = -\frac{1}{2}\rho v^2 \frac{SC_d}{m} \quad (12)$$

ここで v は衛星の速度 S は衛星の進行方向の投影面積、 C_D は空気抵抗係数、 m は衛星の質量である。

また、 ρ は空気の密度であるが、離散的な値しか測定されていない。したがってここでは、モデル関数を

まず求めることにする。基準高度を H_0 基準密度を ρ_0 として以下の式で近似する。

$$\rho = \rho_0 \exp\left(-\frac{h}{H_0}\right) \quad (13)$$

$$\ln \rho = \ln \rho_0 - \frac{h}{H_0} \quad (14)$$

この近似式と、実際にわかっている値を図 2.2.2 に示す。点が実際の値、実線が近似直線を表している。

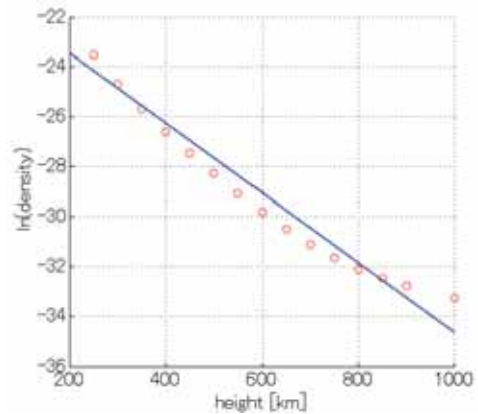


図 4: 空気密度

グラフの傾きと切片から基準高度と基準密度を求めると以下ようになる。

$$H_0 = 70.92[\text{km}] \quad (15)$$

$$\rho_0 = 1.0536 \times 10^{-9}[\text{kg}/\text{m}^3] \quad (16)$$

今後はこのモデル関数を使って軌道のシミュレーションを行う。

2.2.3 軌道離脱

IADC スペースデブリ低減ガイドラインによれば、高度 2000km 以下の衛星は、運用終了後 25 年あるいは 50 年程度以内で落下するように求めている。高度 700km 程度であれば、自然にこの条件を満たすことが知られている。実際に空気抵抗によって、衛星が自然に大気圏に落下するまでを図 2.2.3 に示す。

これより衛星は制御を加えなくても 25 年以内に自然落下することが示された。

2.2.4 軌道傾斜角・離心率

今回の衛星は、ISS の補給機との相乗りを仮定している。そして、日本の種子島宇宙センターからの打ち上げを想定し低軌道で、軌道傾斜角を 30[deg] の円軌道とした。

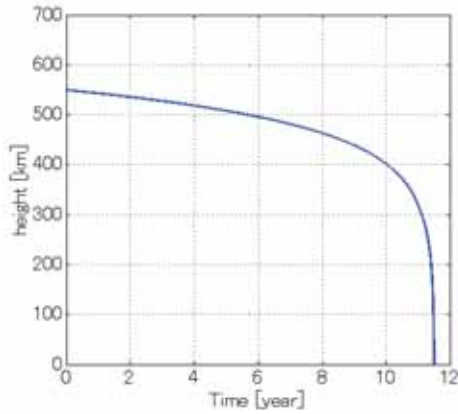


図 5: 軌道高度の変化

2.2.5 軌道決定

以上の考察より、本衛星の軌道を表 5 のように決定した。

表 5: 軌道要素

軌道要素	記号	数値	単位
軌道長半径	a	6921	km
高度	h	550	km
離心率	e	0	-
軌道傾斜角	i	30	deg
昇交点赤経	Ω	0	deg

2.3 運用方針

今回のミッションにおいて運用方針を段階的に分ける。以下では、それぞれのモードについて述べる。

2.3.1 初期運用モード

ロケットから分離後は初期運用を行う。初期運用とは、分離検知スイッチが作動し各種機器に電源を入れ、搭載されたリアクションホイールにてレートダンピングを行い、衛星の回転運動を止める。その後衛星の位置、姿勢を決定し、太陽パネルを展開して電力を確保する。

2.3.2 望遠鏡展開モード

ここで、衛星の軌道や姿勢が安定してから伸展機構の展開を行う。展開確認用小型カメラを伸展機構の展開が観測できる衛星面に設置し、展開を確認する。

2.3.3 ミッション運用モード

必要な電力量、観測データを送るのに必要な通信時間などを考慮すると、1日15周を1セットとして以下のように設定する観測6周、充電5周、アンローディング3周、通信1周に割り当てる。実験データはレコーダに蓄えておき、1日に1回のテレメトリデータの通信と同時に行う。

2.3.4 緊急運用モード

ここでは、ミッション期間中にミッションの遂行が難しくなるような状況に陥った時に、その状況を回避することを行う。状況例としては、電力不足、リアクションのホイールの飽和などが挙げられる。これらの状況を脱したら後、再びミッションモードに戻る。

2.4 望遠鏡の伸展機構

本衛星は打ち上げ時は 50cm サイズの超小型衛星となるため、焦点距離 2500mm の望遠鏡を実現するためには、そのための光路を確保する必要がある。その手段として一つは鏡を使って光の進行方向を何度も変えて光路をかせぐ方法がある。この方法ならば少スペースで長い光路を確保可能である。しかし、衛星内部で反射を繰り返して焦点距離を伸ばそうとすると、衛星の大きさの関係から採光量が大幅に減ることになる。ミッションの性質上採光量は十分に確保する必要がある。このため、本衛星では、専用の伸展機構を開発し、打ち上げロケットから離脱後に望遠鏡を展開する。

2.4.1 伸展方式

今回伸展させるのはカセグレン式望遠鏡の副鏡部分である。そのため、伸展距離の誤差が数ミリ程度であったとしても望遠鏡の精度は著しく悪くなる。これを踏まえて、本衛星の望遠鏡部分の伸展機構はジャッキアップ式の伸展機構を採用し、さらに CCD カメラと機体の間にピエゾアクチュエータを取り付けてマイクロメートル単位の微調整を行う。ジャッキアップ式伸展機構の取り付け図と駆動部分の詳細図を図 6 と図 7 に示す。

図 6 のように衛星への取り付けはジャッキアップ式伸展機構 4 つを望遠鏡の中心に対して対称に並べるものとする。このように設置することで望遠鏡の軸と垂直な方向に対して高い剛性が得られる。また、伸展機構の素材には軽量かつ高剛性で、熱膨張も少ない CFRP (ピッチ系炭素繊維) を用いる。CFRP (ピッチ系炭素繊維) の物性値を表 6 に示す。



図 6: 伸展機構取り付け図

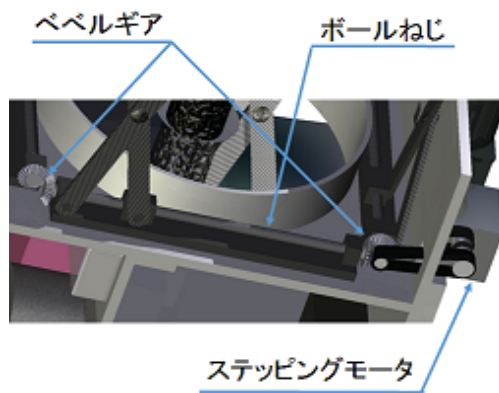


図 7: 駆動部詳細図

伸展機構の駆動には図 7 に示すような機構を使用する。4つの伸展機構はそれぞれベベルギアで結ばれておりボールねじの回転は完全に同期する。これをステッピングモータを用いて駆動し、伸展機構を展開する。ギアとボールねじをステッピングモータで駆動することで機械的にゆっくりと展開ができ、大まかな伸展長の把握も可能となる。ステッピングモータはオリエンタルモーター株式会社のステッピングモーターユニット AR46AA-H100 を使用する。モータとモータドライバの外観図を図 8 に、仕様を表 7 に示す。

2.4.2 望遠鏡の鏡筒

本衛星のミッションは恒星からの微小な光量変化を感知する必要があるため、太陽光や地球からのふく射などが望遠鏡の採光部分に影響を及ぼさないようにすることが求められる。そこで望遠鏡に 2 つの鏡筒を取り付ける。1 つは図 9 に示すようなもので、主鏡の内側で光路を妨害しないように取り付ける。素材は伸展機構と同じ CFRP を用いて、両面に黒色ペイントを施

表 6: CFRP (ピッチ系炭素繊維) の物性値

項目	値	単位
比重	1.7	-
引張強さ	150~200	kgf/mm ²
引張弾性率	24000~49000	kgf/mm ²
曲げ強さ	60~120	kgf/mm ²
曲げ弾性率	15000~42000	kgf/mm ²
線膨張係数	-0.8~-1.3	10 ⁻⁶ /°C
熱伝導率	4~5	Kcal/(m·h·°C)
体積抵抗率	2 × 10 ⁻⁵	Ω·cm



図 8: AR46AA-H100 外観図

す。もう 1 つは図 10 に示すように、蛇腹式に折りたたまれた膜状の MLI を伸展機構の外側を覆う形で、伸展機構と同時に展開する。この MLI には原子状酸素による劣化を防ぐため外側に白色ペイントを、内側には黒色ペイントを施す。

2.4.3 焦点合わせ

前節に述べた伸展機構ではギアのバックラッシュなどが原因で伸展距離に数ミリ程度の誤差がのることが想定される。また、外力トルクによる変形も考えられる。伸展機構部分の剛性については次々節に示す。ここでは焦点合わせのための機器について示す。

焦点合わせは CCD カメラと機体の間にピエゾアク

表 7: AR46AA-H100 の諸元

項目	値	単位
励磁最大静止トルク	5	N·m
ロータ慣性モーメント	7.5 × 10 ⁻⁷	kg · m ²
減速比	100	-
分解能	0.0036	°/パルス
許容トルク	5	N·m
瞬時最大トルク	11	N·m
速度範囲	0~35	r/min

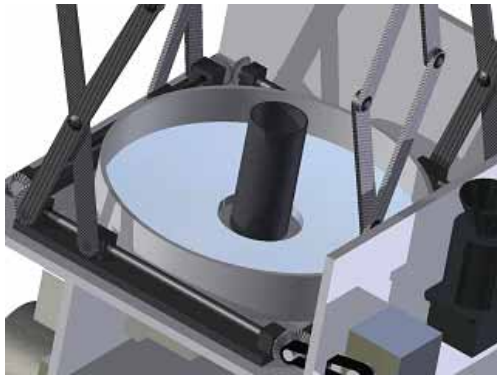


図 9: 主鏡の内側にある鏡筒



図 11: MST-TA1202XD 外観図

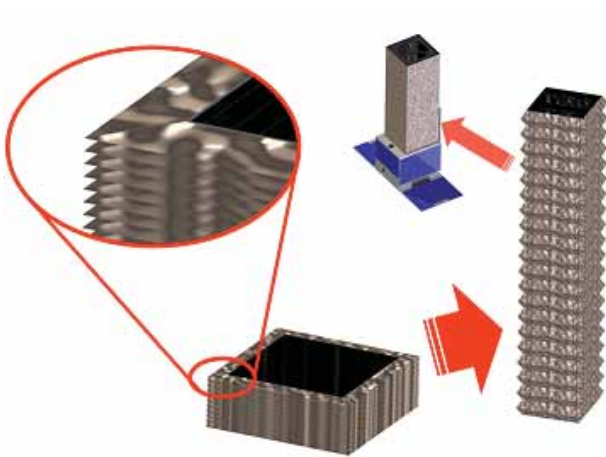


図 10: 伸展機構を覆う蛇腹式の膜

チュウエータを取り付けてマイクロメートル単位の微調整を行う。ピエゾアクチュエータは株式会社メステックの MST-TA1202XD を使用する。MST-TA1202XD は 1 方向のみのアクチュエータであるがこれを 3 軸に取り付けることで x,y,z 軸方向に $1\mu\text{m}$ 単位で最大 12mm の変位量を確保できる。MST-TA1202XD の外観を図 11 に、仕様を表 8 に示す。

2.4.4 ジャッキアップ式伸展機構の伸展距離

ジャッキアップ式伸展機構の伸展距離は次の 2 つを考慮する必要がある。

- 望遠鏡の視野角の広さ
- 伸展機構の剛性

望遠鏡の視野角の広さから伸展機構の伸展距離を導出し、次節でその剛性を評価する。

望遠鏡の視野角 $\theta_t[\text{deg}]$ は対象が焦点距離よりも十分遠くにあるとき、次のように表すことができる。ただし、 d は CCD カメラの受光面の直径、 f は反射望遠鏡の焦点距離である。

表 8: MST-TA1202XD 諸元

項目	値	単位
可動軸	x	-
駆動電圧	-10~+50	V
変位量	12000	μm
最大移動速度	0.25	mm/s
最小ステップ	0.1	μm
表示分解能	1	μm
許容搭載質量	4000	g
保持力	8	N
本体質量	220	g

$$\theta_t = \frac{d}{f} \times \frac{180}{\pi} \quad (17)$$

本衛星は CCD 素子の面積が $24.04 \times 36.07[\text{mm}]$ の CCD カメラを用いる。また、視野角は $0.5 \sim 0.6^\circ$ 程度とする。これより受光面の直径を 24.04mm とすると式 17 より望遠鏡の焦点距離は約 $2296 \sim 2755\text{mm}$ となる。よって、本衛星の望遠鏡の焦点距離は 2500mm とする。このとき、視野角は約 0.55° となる。

以上よりジャッキアップ式伸展機構の伸展距離は取り付け寸法やフレーム寸法を考慮し、 $1100[\text{mm}]$ とする。

2.4.5 伸展機構の外力による変形の影響

反射望遠鏡の主鏡と副鏡を結ぶフレームである伸展機構の剛性は望遠鏡の精度に多大な影響を与える。ここでは副鏡部の外力による変位が観測に与える影響を評価する。本衛星は惑星による蝕の検出を行うため、この蝕による光量の変化より副鏡部のずれによる光量の変化が十分小さくなるようにしなければならない。副鏡のずれによる受光面面積の変化の様子を図 12 に示す。図 12 中の Δx は副鏡の軸垂直方向の変位を表しており、赤線部が CCD 素子に入る光の採光面を表している。

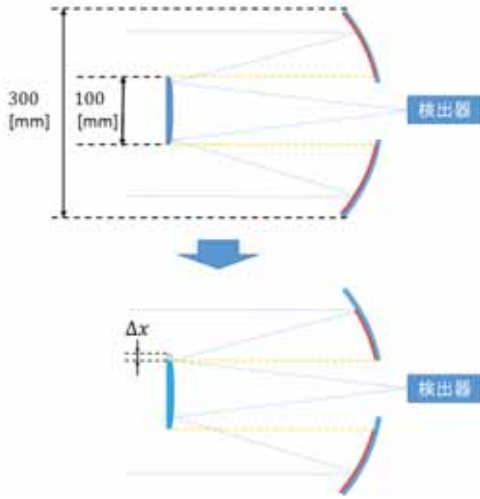


図 12: 受光面の変化の様子

副鏡部の軸垂直方向変位 Δx と受光面面積の変化量 ΔS の関係は次のようになる。

$$\Delta S = R^2 \pi \left(1 - \frac{2}{\pi} \cos^{-1} \left(\frac{\Delta x}{2R} \right) \right) + R x \sin^{-1} \left(\frac{\Delta x}{2R} \right) \quad (18)$$

本ミッションにおける恒星の蝕による光量の変化は 1% 以上を想定しているため、この 10 分の 1 の 0.1% を受光面面積の変化の許容値とする。したがって式 (18) より、許容される副鏡部の軸垂直方向変位は 0.470[mm] と計算される。

次に副鏡の傾きによる焦点のずれの影響を考える。副鏡は凸面鏡であるため、スポットダイアグラムによる光線追跡が必要になるが、ここでは、ピエゾアクチュエータで調整可能な範囲内に変形量が収まるかどうかを検討するため、大まかな剛性要求として、図 13 に示すような反射鏡と平面鏡から成る系について考察する。副鏡が角度 θ_s だけ傾いたときの焦点の変位を ΔL とすると、その関係は次のように表される。ただし、 r は副鏡の半径を表している。

$$\theta_s = \frac{1}{2} \left(\tan^{-1} \frac{2L}{f} + \tan^{-1} \frac{2r}{f} - \sin^{-1} \left(\frac{r \cos \left(\tan^{-1} \frac{2r}{f} \right)}{\sqrt{\frac{f^2}{4} + L^2}} \right) \right) \quad (19)$$

ここで、焦点の変位 ΔL を CCD カメラの受光面半径の 10 分の 1 である 1.202[mm] とすると、副鏡の傾き角の最大値 θ_{smax} が式 19 より $\theta_{smax} = 0.0287[\text{deg}]$ と計算される。このとき 4 つの伸展機構の長さの差の許容値が 0.180[mm] となる。

以上より、伸展機構の外力による変形のみを考慮した場合の許容値を表 9 に示す。

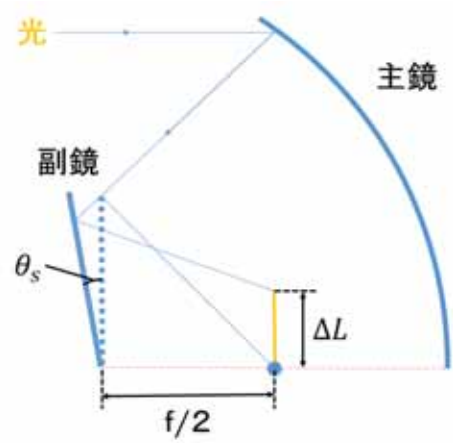


図 13: 副鏡の傾きによる焦点の変化

表 9: 伸展機構の外力による変形の許容値

項目	値	単位
軸垂直方向最大変位	0.470	mm
軸方向最大変位	0.180	mm

2.4.6 伸展機構の熱変形の影響

宇宙空間では温度変化が激しいため、伸展機構の部材の熱変形が考えられる。本衛星の最低温度と最高温度は後述する熱解析からそれぞれ 287[K] と 304[K] となることが分かっており、その温度差は 17[K] となる。表 6 より伸展部材の線膨張係数を $1.3 \times 10^{-6}/^\circ\text{C}$ とすると、伸展機構の望遠鏡軸方向変位 $x[\text{mm}]$ は次のようになる。

$$x = \alpha L \delta T = 1.3 \times 10^{-6} \times 1245 \times 17 = 0.0275 \quad (20)$$

2.4.7 ジャッキアップ式伸展機構の解析

ジャッキアップ式伸展機構の構造を図 14 に示すように 4 つの伸展機構が平板に固定されているようなモデルで表し、3DCAD ソフトウェアである Autodesk Inventor を用いて静荷重解析を行った。図 14 の底面は固定してあり、上面には外乱トルクの最大値である $2.9 \times 10^{-5}[\text{N} \cdot \text{m}]$ よりも大きな $1.0 \times 10^{-4}[\text{N} \cdot \text{m}]$ のモーメントと上面に平行に 2 方向から $1.2 \times 10^{-4}[\text{N}]$ の荷重をかけている。

解析の結果、軸垂直方向変位の最大値が $3.36 \times 10^{-6}[\text{mm}]$ であり、軸方向最大変位が $1.93 \times 10^{-7}[\text{mm}]$ となった。表 9 に示す外力による変形と熱変形とを合わせても、ピエゾアクチュエータで十分に調整できる範囲内になることが分かる。

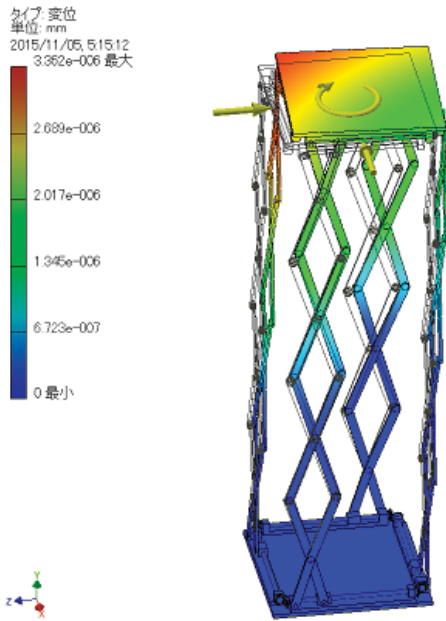


図 14: 伸展機構の静荷重解析

2.4.8 伸展機構の保持開放機構

伸展機構の展開はまず、伸展方向のパネルを開き、それからステップモータによる展開へと移行する。伸展方向のパネルは打ち上げ時トルクヒンジとテグスにより、本体に固定する。展開の際はニクロム線を加熱することによってテグスを焼き切り、回転ばねのついたトルクヒンジによって展開を行う。展開した後は、パネルが本体や伸展機構と衝突するのを防ぐためにラッチ機構を用いて固定する。機構の詳細は 3.5 に示す。

3 バス部の設計

3.1 本衛星を構成するシステム

本衛星は大きくミッション部、データ処理部、軌道・姿勢制御部、通信部、電源部から構成される。図 15 にシステムブロック図を示す。

3.2 衛星の構造

本衛星の展開前の外観と展開後の外観を図 16 と図 17 にそれぞれ示す。また、本衛星のサイズ、質量、慣性モーメントを表 10 に示す。なお、図 17 は内部の構造を見やすくするため鏡筒部分は省略してある。実際には伸展機構の周り全体を膜状の MLI で覆ってある。

衛星の内部は構造強度の確保や機器スペースの確保が容易である 4 枚のパネルを井桁状に配置するパネル構造を採用した。衛星内部の搭載機器とその配置図を図 18 に示す。

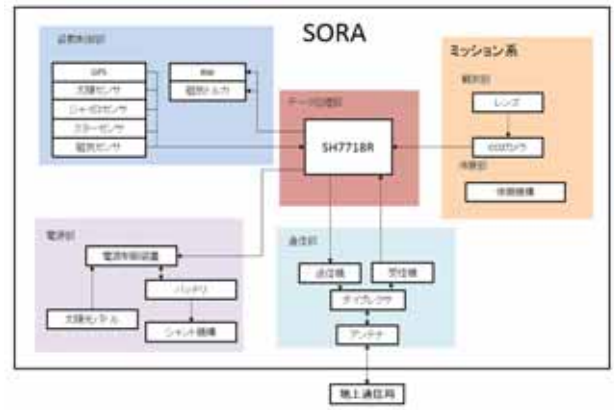


図 15: システムブロック図

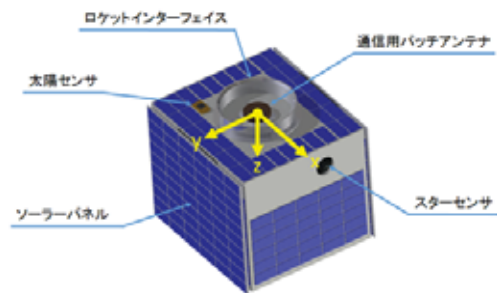


図 16: 衛星外観（展開前）

3.3 構造材料

本衛星のパネルは軽量化を考え、衛星の構造材料として広く使われているハニカムサンドイッチパネルを使用する。ハニカムサンドイッチパネルはフェイスシート、ハニカムコアおよびパネル間締結用のインサート材に分けられる。それぞれの材料と厚さを表 11 に示す。また、材料物性を表 12 に示す。

3.4 ロケットインターフェイス

ロケットからの本衛星の分離機構は JAXA が提供しているクランプバンド方式の PAF-239M を使用する。これは 50[cm³] 以下、50[kg] 以下の衛星用の分離機構であり、ロケットからの信号により火工品を着火し、発生するガス圧によりボルトを切って締結バンドを外し、ばねの力で衛星を分離するものである。

3.5 太陽光パドルの展開と保持

ここでは太陽光パドルの展開と保持機構について詳細を説明する。太陽光パドルの拡大図を図 19 に示す。

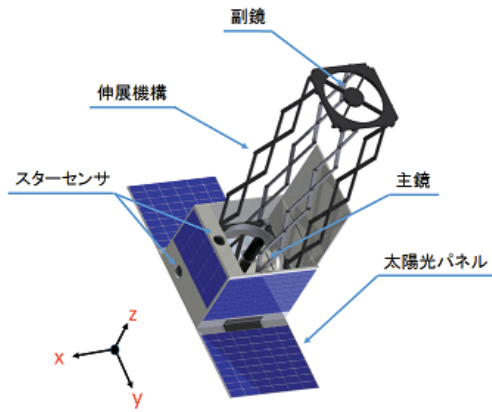


図 17: 衛星外観 (展開後)

表 10: 衛星のサイズ・質量・慣性モーメント

サイズ			
	x [mm]	y [mm]	z [mm]
展開前	490	460	450
展開後	490	1220	1525
質量			
	記号	[kg]	
衛星全体	M	32	
慣性モーメント			
	I_{xx} [kgm ²]	I_{yy} [kgm ²]	I_{zz} [kgm ²]
展開前	0.836	0.905	1.01
展開後	4.40	4.38	1.13
慣性モーメント			
	I_{xy} [kgm ²]	I_{xz} [kgm ²]	I_{yz} [kgm ²]
展開前	-0.0133	-0.0480	0.0267
展開後	-0.0138	0.0404	0.0454

3.5.1 パドル展開機構

本衛星はロケットから射出後太陽光パドルを展開する。展開前はテグスにより、本体に固定する。展開の際はニクロム線を加熱することによってテグスを焼き切り、回転ばねのついたトルクヒンジによって展開を行う。テグスは東洋紡株式会社の超高強力ポリエチレン繊維 Dyneema を用いる。

3.5.2 パドル保持機構

展開した後のパドルの保持にはラッチ機構を用いる。ラッチ機構にはピン型とフック型があるが、今回はピン型のラッチ機構を採用する。この機構により、プリーがある決められた角度回転するとピンが穴に落ち、回転が拘束される。ピン型ラッチ機構の概念図を図 20

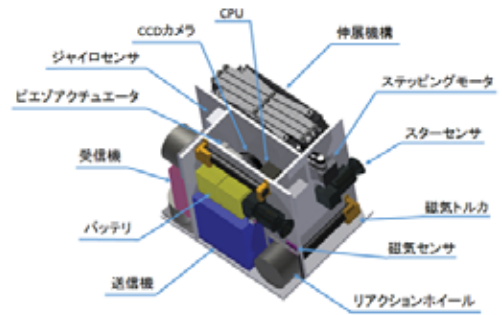


図 18: 衛星内部 (バス部)

表 11: ハニカムサンドイッチパネルの諸元

	材料	厚さ	単位
フェイスシート	Al 合金 A2024-T3	0.5	mm
ハニカムコア	Al 1/8-5052-.001	9.0	mm
インサート材	Al 合金 A7075-T6	-	-

に示す。

3.6 構造解析

本衛星は H-IIA ロケットへの搭載を想定しているため、打ち上げ時の機械環境に耐えなければならない。H-IIA ロケットの剛性要求と準静的加速度を表 13 に示す。表 13 の要求を満たしているか 3DCAD ソフトの Autodesk Inventor を用いて固有振動数の解析と静荷重解析を行った。

固有振動数の解析では、ロケットインターフェイス部を固定して解析を行った。解析結果を図 21 に示す。図 21 より第 1 次モードの固有振動数が 59.98[Hz] となった。これは表 13 の要求を満足している。

次に静荷重解析では、表 13 に示す準静的加速度に安全率 1.5 をかけた値を機軸方向と機軸直交方向にそれぞれ与えて解析を行った。解析の結果を図 22 に示す。

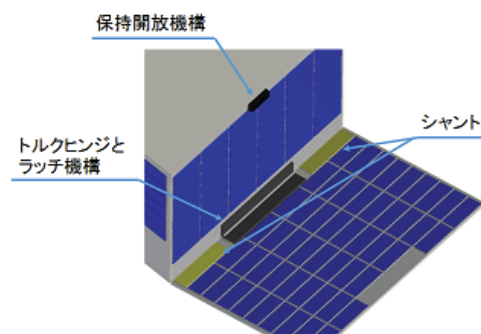


図 19: 太陽光パドルの拡大図

表 12: 材料物性

	A2024-T3	A7075-T6	単位
密度	2700	2800	kg/m ³
縦弾性係数	72.4	71	GPa
剪断弾性係数	27.6	26.9	GPa
ポアソン比	0.33	0.33	-
引張耐力	324	483	MPa
圧縮耐力	269	476	MPa

	Al 1/8-5052-.001	単位
密度	72	kg/m ³
剪断弾性係数	0.44	GPa
剪断強度	2.4	MPa
圧縮耐力	2.7	MPa

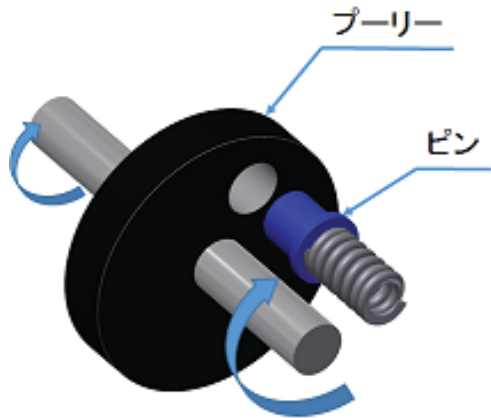


図 20: ピン型ラッチ機構概念図

図 22 より衛星に加わるフォンミーゼスの相当応力は 6.74[MPa] になることが分かる。ハニカムサンドイッチパネルのフェイスシート材料である A2024-T3 の圧縮耐力は 269[MPa] であるため、安全余裕 MS は次のように算出される。

$$MS = \frac{\sigma_{cr}}{\sigma} - 1 = \frac{269}{6.74} - 1 \approx 38.9 \quad (21)$$

安全余裕 MS が 0 よりも大きいので、本衛星はロケットの打ち上げの際に加わる荷重に耐えることが分かる。

3.7 搭載機器

搭載機器の一覧を図 23 に示す。

表 13: H-IIA ロケットへの搭載要求

方向	最低次固有振動数	準静的加速度
機軸方向	30Hz 以上	4.0G
機軸直交方向	10Hz 以上	1.8G

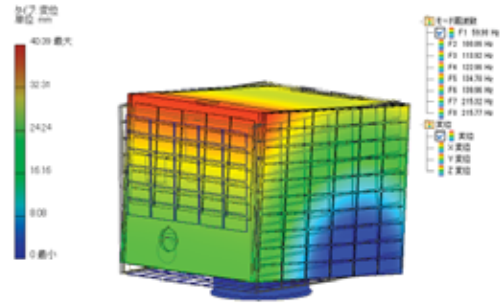


図 21: 周波数解析結果

3.8 センサーの選定

本衛星では軌道・姿勢決定のために、GPS センサ、スターセンサ、ジャイロ、粗太陽センサ、地磁気センサを搭載する。ミッション時間外では、電力の消費を抑えるためにジャイロと粗太陽センサと地磁気センサを用いて姿勢決定を行う。ミッション中は、恒星を観測する際に高精度な姿勢決定が要求されるため、スターセンサを加えて姿勢決定を行う。

3.8.1 GPS 受信機

衛星の位置、速度を計測するために GPS 受信機を搭載する。本衛星では宇宙空間で作動実績のある SpaceLink 社の IGPS-1 を選定する。諸元を表 14 に示す。

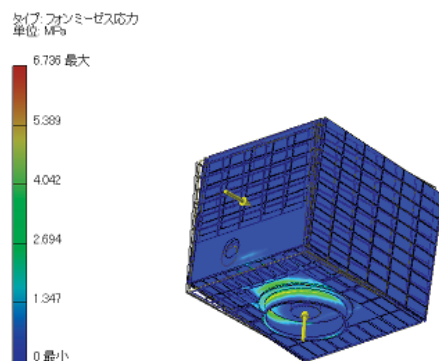


図 22: 静荷重解析結果

機器	名称	寸法[mm]	重量[kg]
ミッション系			
光検出器	R11265U-200	23×23	0.080
CCD	BS-43	94×107×120	0.73
主鏡	株式会社笠井トレーディング	φ300	1.65
副鏡	株式会社笠井トレーディング	φ100	0.3
ジャッキアップ式伸張機構×4			3.08
ステッピングモータ	AR46AA-H100	60×60×64	0.87
モータドライバ	AR46AA-H100	35×70×100	0.5
鏡筒		φ60×100	0.056
ピエゾアクチュエータ×3	MST-TA1202XD	50×50×18.7	0.66
副鏡取り付カバー		37270[mm ²]×10	1.06
機体系			
底面パネル		420×490×10	0.412
側面パネルA×2		390×490×10	0.384
側面パネルB×2		390×400×10	0.312
上面固定パネル		400×60×10	0.048
上面展開パネル		400×400×10	0.32
内部パネルA		400×400×10	0.32
内部パネルB		330×400×10	0.264
内部パネルC		280×400×10	0.224
内部パネルD		210×400×10	0.168
インサート材		90500[mm ²]×10	3.91
パネル固定用テグス		100~1000	0.01以下
トルクピンジ×3		200×40×10	0.333
ロケットインターフェイス	PAF-239M	φ225×50	0.484
姿勢制御系			
GPS受信機	IGPS-1	90×70×10	0.23
スターセンサ×2	AxelStar-3	150×80×75	1.03
ジャイロセンサ×3	QRS116	φ37.85×16.38	0.18
粗太陽センサ	AxelSun-1	30.5×49.7×21	0.046
磁気センサ	HMR3400	15.2×38.1	0.00375
リアクションホイール×3	RW-VRW1	115×115×77	5.4
磁気トルカ×3	Magnetorquer-MTR-5	66×252×39	1.5
電力電源系			
太陽電池パネル	太陽電池セル×224	7168cm ²	0.602
太陽電池セル	Planet 宇宙用GaAs TJ	40×80	0.00269
シャント×4		100×50×5	0.4
分離検知スイッチ×3		30×30×45	0.3
バッテリー	バッテリーセル×22	64.35×120×80	1.47
バッテリーセル	NCA596080	5.85×60×80	0.067
DC/DCコンバータ 5V	UQQ-5/20-Q48-C	56.8×36.8×10.9	-
DC/DCコンバータ 12V	SPM25-120-D48	25.4×25.4×10.4	-
通信系			
CPU	VR5701A	52×52×52	-
Sバンドアンテナ	SURREY 社	82×82×20	0.08
Sバンド受信機	SURREY 社	190×135×60	1.3
Sバンド送信機	SURREY 社	200×191×80	1.8
Sバンドダイプレクサ	SpaceQuest 社		-
その他			
配線など			1
合計			31.50

図 23: 搭載機器一覧

表 14: GPS 受信機諸元

項目	値	単位
位置精度	7	m
速度精度	±15	m
質量	230	g
寸法	90 × 70 × 10	mm
電圧	1.0	V
消費電力	5.0	W
動作温度	-30 ~ 70	°C

3.8.2 スターセンサ

単体で高精度な 3 軸姿勢情報を得ることができるため、スターセンサを搭載する。消費電力が大きいので、精度が要求される時のみ使用する。スターセンサには AXELSPACE 社の AxelStar-3 (ロングフード) を選定する。諸元を表 15 に、外観を図 24 に示す。

表 15: スターセンサ諸元

項目	値	単位
精度 (yaw/pitch)	7	arcsec
精度 (roll)	77	arcsec
視野角	8 × 8	deg
更新レート	2,1,0.5,0.2	Hz
検査可能等級	6.1 等星以下	
許容角速度	0.5	deg/s
太陽禁止離角	35	deg
質量	516	g
寸法	150 × 80 × 75	mm
電圧	9.0 ~ 35.0	V
消費電力	2.5	W
動作温度	-20 ~ 50	°C



図 24: スターセンサ外観

3.8.3 ジャイロセンサ

本衛星の姿勢レートを検出するため 3 軸ジャイロを用いる信頼性が高く、小型軽量で精度の良い SYSTRON DONNER 社の QRS116 を使用する。QRS116 を三つ搭載し、三軸の角速度を検出する。諸元を表 21 に、外観を図 25 に示す。

表 16: ジャイロ諸元

項目	値	単位
計測範囲	± 100	deg/s
精度	0.004	deg/s
寸法	φ37.85 × 16.38	mm
質量	60	g
消費電力	0.1	W
温度範囲	-40m + 80	°C



図 25: ジャイロ外観

3.8.4 粗太陽センサ

粗太陽センサは精度が粗いが、視野角が広く、軌道投入直後でも太陽方向を素早く検出できるため初期姿勢補足に有用である。また、消費電力が小さく、姿勢の 2 軸までを決定できるため、粗太陽センサを搭載する。粗太陽センサには AXELSPACE 社の AxelSun-1 を選定する。諸元を表 17 に、外観を図 26 に示す。

3.8.5 磁気センサ

磁気センサは地磁気の 3 軸情報を観測し、姿勢の 2 軸までを決定できる。磁気センサには Honeywell 社の HMR3400 を選定する。諸元を表 18 に、外観を図 27 に示す。

表 17: 粗太陽センサ諸元

項目	値	単位
精度	1	deg
視野角	100 × 100	deg
質量	46	g
寸法	30.5 × 49.7 × 21	mm
電圧	5	V
消費電力	0.165	W
動作温度	-20 ~ 50	°C

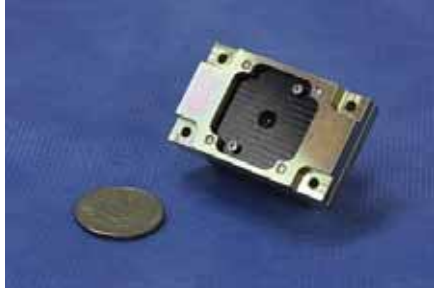


図 26: 粗太陽センサ外観

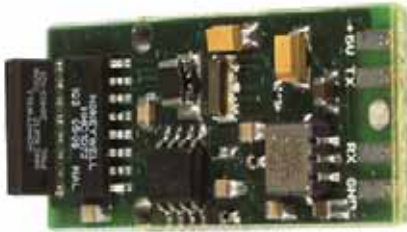


図 27: 磁気センサ外観

表 18: 磁気センサ諸元

項目	値	単位
質量	3.75	g
寸法	15.2 × 38.1	mm
更新レート	8	Hz
電圧	5	V
消費電流	15	mA
動作温度	-20 ~ 70	°C
磁気測定範囲	±2	gauss
方向精度	1	deg
方向分解能	0.1	deg

3.9 アクチュエータの選定

本衛星は三つの磁気トルカと三つのリアクションホイールを用いて姿勢制御を行う。リアクションホイールのは軌道周回中に生じる外乱トルクを蓄積し姿勢を安定させるために、磁気トルカはその蓄積された角運動量のアンローディングのために用いる。

3.9.1 衛星の運動方程式

外乱が加わるときの人工衛星の運動方程式は以下のよう表される。

$$I\dot{\omega} = -\omega \times (I\omega + h_{RW}) - \dot{h}_{RW} + T_c \quad (22)$$

- I : 衛星の慣性モーメント
- ω : 衛星の角速度
- h_{RW} : リアクションホイールの持つ角運動量
- T_c : 外乱トルク

本章で外乱トルク大きさを求め、必要なアクチュエータを選定する。さらに、シミュレーション結果を載せる。

3.9.2 外乱トルクの計算

本衛星に加わる外乱トルクは次のようなものが挙げられる。

- 大気抵抗トルク
- 太陽光輻射圧トルク
- 重力傾斜トルク
- 残留磁場トルク

これらの影響を吟味し、軌道周回中の外乱トルクの大きさを計算する。その値をもとに RW の選定を行う。

大気抵抗トルク

大気抵抗トルクとは、衛星の軌道運動によって大気が衛星に作用して発生するトルクで、次の式で表される。

$$T_a = r \times F_a$$

ここで r は衛星の質量中心から空力中心までのベクトル、 F_a は大気抵抗力である。最も発生するトルクが大きいと仮定し、大気抵抗トルクが発生する断面積が最大の場合を想定する。また F_a は次のように計算できる。

$$F_a = \frac{1}{2} \rho v^2 C_d A$$

- ρ : 大気密度 = $2.384 \times 10^{-13} [\text{kg}/\text{m}^3]$
 \mathbf{A} : x, y, z 面の表面積を並べたベクトル
 $A_x = 0.33 [\text{m}^2]$
 $A_y = 0.54 [\text{m}^2]$
 $A_z = 0.58 [\text{m}^2]$
 v : 衛星速度 = $7.5 [\text{km}/\text{s}^2]$
 C_d : 抵抗係数 = 2.0
 \mathbf{r} : 質量中心から空力中心までのベクトル
 $r_x = 0.43 [\text{m}]$
 $r_y = 0.43 [\text{m}]$
 $r_z = 0.02 [\text{m}]$

したがって大気抵抗トルクは次のようになる。

$$\mathbf{T}_a = \begin{pmatrix} 3.2 \times 10^{-6} \\ -3.2 \times 10^{-6} \\ 1.2 \times 10^{-6} \end{pmatrix} [\text{Nm}] \quad (23)$$

太陽輻射トルク

太陽輻射トルクは太陽輻射が衛星に作用して発生するトルクで、次の式で求めることができる。

$$\mathbf{T}_{sp} = P_s(1 + q) \cos i \mathbf{L}_s \times \mathbf{A}$$

最も大きなトルクが発生する場合を考え断面積が最大の時を想定する。

- P_s : 太陽光輻射定数 = $4.617 \cdot 10^{-6} [\text{N}/\text{m}^2]$
 \mathbf{L}_s : 圧力中心と質量中心間のベクトル
 $r_x = 0.43 [\text{m}]$
 $r_y = 0.43 [\text{m}]$
 $r_z = 0.02 [\text{m}]$
 i : 太陽光入射角
(最大時) = $0 [\text{rad}]$
 q : 反射係数 = 0.6

したがって太陽輻射トルクは次のようになる。

$$\mathbf{T}_{sp} = \begin{pmatrix} 1.8 \times 10^{-6} \\ -1.8 \times 10^{-6} \\ 0.7 \times 10^{-6} \end{pmatrix} [\text{Nm}] \quad (24)$$

重力傾斜トルク

重力傾斜トルクとは、衛星の各質点に作用する重力の差によって発生するトルクであり、次の式で表される。

$$\mathbf{T}_g = \frac{3\mu}{R^3} \mathbf{u} \times \mathbf{I} \mathbf{u}$$

表 19: 外乱トルク概算値

外乱トルク	x 軸 [Nm]	y 軸 [Nm]	z 軸 [Nm]
大気抵抗	3.2×10^{-6}	-3.2×10^{-6}	1.2×10^{-6}
太陽輻射	1.8×10^{-6}	-1.8×10^{-6}	0.7×10^{-6}
重力傾斜	8.4×10^{-6}	9.6×10^{-6}	0
残留磁場	9.6×10^{-6}	9.6×10^{-6}	9.6×10^{-6}
合計	2.3×10^{-5}	1.4×10^{-5}	1.1×10^{-5}

ここで、 \mathbf{I} は衛星の慣性テンソル、 \mathbf{u} は地球中心から衛星の質量中心への単位ベクトルである。最大の重力傾斜トルクは次のように表される。

$$\mathbf{T}_g = \frac{3\mu}{R^3} \begin{pmatrix} |I_z - I_y| \theta_{ex} \\ |I_z - I_x| \theta_{ey} \\ 0 \end{pmatrix}$$

- R : 軌道長半径 = $6928 [\text{km}]$
 θ : 地心方向ベクトルからのずれ角
(最大時) = $\pi/4 [\text{rad}]$

したがって重力傾斜トルクは次のようになる。

$$\mathbf{T}_g = \begin{pmatrix} 8.4 \times 10^{-6} \\ 9.6 \times 10^{-6} \\ 0 \end{pmatrix} [\text{Nm}] \quad (25)$$

残留磁場トルク

残留磁場トルクは衛星の磁気モーメントと地球磁場との相互作用によって発生するトルクであり、次の式で表される。

$$\mathbf{T}_m = \mathbf{m} \times \mathbf{B}$$

最悪トルクが発生するときを求める。

- m : 衛星の残留磁気双極子モーメント = $0.2 [\text{Am}^2]$
 B : 地球磁場 = $4.8 \times 10^{-5} [\text{T}]$

したがって、残留磁気トルクの大きさは次のようになる。

$$T_m = 9.6 \times 10^{-6} [\text{Nm}]$$

衛星の姿勢が任意に変わるとき、残留磁気トルクがどの方向に加わるか予測できないので、全方向にトルクが発生するものとする。

以上を踏まえて外乱トルクを計算すると表 19 のようになった。この値を用いてシミュレーションを行った。

3.9.3 RW の選定

RW に対する要求は外乱トルクを一定期間蓄積することができるスペックを持っていることである。外乱トルクを蓄積するために、RW の最大角運動量が 1[Nms] である VECTRONIC Aerospace 社の RW-VRW1 を選定する。

表 20: RW-VRW1 諸元

項目	値	単位
質量	1.8	kg
寸法	115 × 115 × 77	mm
慣性モーメント	2.0 × 10 ⁻³	kgm ²
最大消費電力	25	W
動作温度	-20 ~ +70	°C
最大回転数	±5000	rpm
飽和角運動量	1.0	Nms

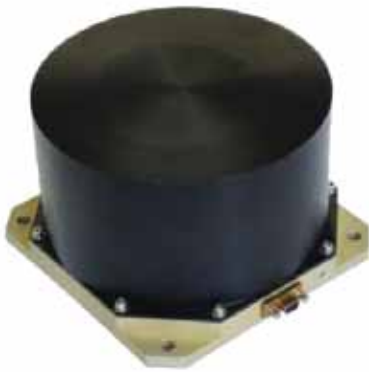


図 28: リアクションホイール外観

3.9.4 磁気トルカの選定

磁気トルカが発生するトルクは次のように表される。

$$T = M \times B \quad (26)$$

M : 磁気モーメント

B : 地球磁場

高度 550[km] における地球磁場の大きさは 4.8×10^{-5} [T] である。この値は外乱トルクの節で扱った地球磁場のモデルを用いて導出した。外乱トルクよりも大きなトルクを吸収しなければアンローディングは行えない。RW が放出するトルクを 1.0×10^{-4} [Nm] とし、アンローディングするために必要な発生磁気モーメントは次の

ようになる。

$$M_t = \frac{1.0 \times 10^{-4}}{4.8112 \times 10^{-5}} = 2.08 [\text{AM}^2] \quad (27)$$

以上を踏まえて、Surrey Satellite Technology 社の Magnetorquer-MTR-5 を選定する。

表 21: 磁気トルカ諸元

項目	値	単位
質量	500	g
寸法	66 × 252 × 39	mm
慣性モーメント	2.0 × 10 ⁻³	kgm ²
最大消費電力	0.5	W
動作温度	-30 ~ +60	°C
最大回転数	±5000	rpm
発生磁気モーメント	5.0	Am ²



図 29: 磁気トルカ外観

3.9.5 シミュレーション

慣性座標系に対して 45 度傾いた状態から、慣性座標系に姿勢を一致させるシミュレーションを行った。この時、リアクションホイールに次のような制御入力を加えた。

$$\dot{h}_{RW} = k_d(\omega_d - \omega) + k_p V(q^\dagger q_d)$$

ω_d : 目標衛星角速度 [rad/s]

ω : 衛星角速度 [rad/s]

q : 衛星のオイラーパラメータ

q_d : 衛星の目標オイラーパラメータ

$(\cdot)^\dagger$: 共役オイラーパラメータ

$V(\cdot)$: オイラーパラメータのベクトル部

k_p : 0.125

k_d : 0.5

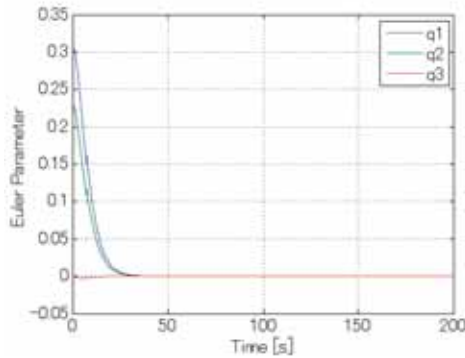


図 30: 衛星姿勢角

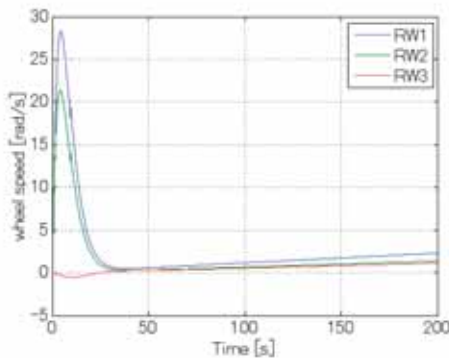


図 31: RW 角速度

衛星の姿勢は 50 秒以内に収束しているが、外乱トルクの存在のため RW の角速度は上昇し続けている。

3.9.6 RW の取り付け

本衛星は姿勢を安定させることがミッション遂行のための重要な要因になっている。衛星内で振動を引き起こすものとして RW の存在がある。その振動を抑制するために APC エアロスペシャルティ株式会社のヘリカルアイソレータを RW と衛星との接続に使用する。

3.10 電源バッテリーの選定

3.10.1 設計概要

本衛星はロケットに搭載された時点では電源オフの状態、ロケットから切り離されて軌道に投入されたときに電源がオンになるコールドローンチを採用する。本章で用いる電力機器のパラメータを表 22 に示す。

本衛星は、日本上空約 550km の地球周回軌道である。そのため日照時と日陰時が存在する。日照時は太陽電池パネルを用いて本衛星の電力を確保を行う。太陽電池パネルで発生した電力は日照時に各電力利用機器へ電力を供給し、その余剰電力をバッテリーへ充電する。日

陰時はバッテリーから搭載機器へ必要な電力を供給する。今回のミッション運用では充電を行う際、展開した太陽電池パネルを太陽光と垂直に交わるように姿勢制御を行う。

日照時に電力を供給するための太陽電池セルの概要を表 23 示す。また、外観を図 32 に示す。

バッテリーは日陰時に電力を供給するために必要である。特に本衛星は日陰時に最大電力を使用するため、高い性能がバッテリーに要求される。バッテリーの概要を表 24 に示す。

電力制御方式はシャント方式を採用する。

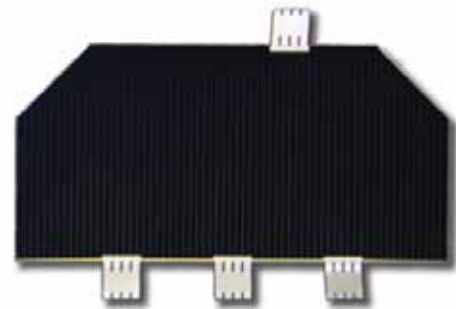


図 32: 太陽電池セル外観

表 24: バッテリーの諸元

項目	値	単位
メーカー	Panasonic	-
品番	NCA596080	-
種類	リチウムイオン	-
セル数	22 (11 直列 × 2 並列)	個
容量	8.08	Ah
電圧	39.6~47.9	V
充電温度範囲	0~40	℃
放電温度範囲	-20~60	℃

3.10.2 BUS 電圧

BUS 電圧が低いと、太陽電池セル、バッテリーの直列数は少なく済む。しかし、大電力を使用する場合、BUS 電圧が小さいと流れる電流が大きくなり、バッテリーの内部抵抗の増加を促してしまう。よって、無理のない電流で運用できるように BUS 電圧を設定する必要である。

最大電流値と BUS 電圧の関係を図 33 に示す。図 33 より BUS 電圧を 35-55[V] の範囲内にする。また機器の動作電圧を BUS 電圧以下にするよう要求を出す。

表 22: 電力機器のパラメータ

記号	項目	値	単位
P	標準発生電力	138	W
P_c	平均消費電力	-	W
P_{BAT}	バッテリー充電電力	-	W
η_{BAT}	バッテリー充電効率	0.9	-
X_{rad}	SA 動作電力劣化率 (2 年)	0.05	-
X_{radv}	SA 動作電圧劣化率 (2 年)	0.016	-
V_d	日照時バッテリー電圧	47.85	V
V_e	日陰時バッテリー電圧	39.6	V
T_d	日照時間	1.025	h
T_e	日陰時間	0.569	h
C	バッテリー容量	8.08	Ah
DOD	バッテリー放電深度	-	%

表 23: 太陽電池セルの諸元

項目	値	単位
メーカー	Planet	-
種類	GaAs	-
枚数	144+120 (24 直列×6 並列+24 直列×5 並列)	-
電圧	48.6	V

3.10.3 電力制御

太陽電池セルは宇宙環境にさらされると経年劣化するため、太陽電池とバッテリーは衛星の寿命末期において必要な電力が供給できるように設計する必要がある。しかし、これにより、寿命初期において、太陽電池は過大な電力を発生するためバッテリーが過充電されてしまい、バッテリーの寿命が短くなる。つまり、太陽電池の発生電力を制御することにより過充電や過熱を防ぐ必要がある。その方法として、一般的にシャント方式と PPT 方式があるが、シンプルな設計を優先させ、本衛星ではシャント方式を採用する。シャントは BUS 電圧を安定化させる役割を担っている。また、満充電後の過充電を防ぐために充電電流は充電器で制御する。

バッテリーに関しては、日照中は太陽電池からの電力供給によりミッションを行い、余剰電力でバッテリーを充電する。日陰時はバッテリーから BUS 機器に電力を供給することになるが、この電力供給には二つの方式がある。一つはバッテリー出力を制御せずに BUS 機器に供給する非安定化 BUS 方式、もう一つは電圧を一定に制御して供給する安定化 BUS 方式である。本衛星では、作動電圧が大きいものは非安定化 BUS を方式を、作動電圧が小さいものには安定化 BUS 方式を採用した。

また、今回衛星分離までコールドローンチを保持す

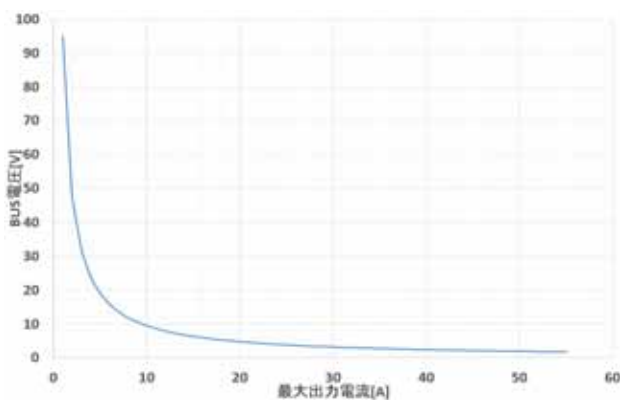


図 33: BUS 電圧と最大電流の関係

表 25: 出力電圧 5V の DC/DC コンバータの諸元

項目	値	単位
メーカー	Murata Power Solutions	-
品番	UQQ-5/20-Q48-C	-
公称入力電圧	48	V
最大入力電圧	75	V
最小入力電圧	18	V
出力電圧	5	V
出力電流	20	A
合計出力電力	100	W
変換効率	91	%

るため、分離検知スイッチを3冗長系で配置する。分離検知スイッチは全て機械式スイッチで構成する。打ち上げ前、機械式スイッチは衛星分離機構に押し付けられ解放状態となっており、すべての分離検知スイッチはオフ状態となり電力は供給されない。衛星分離後、押し付けられていた機械式スイッチがオンになり衛星に電力が供給される。本衛星の電力システム図を図 34 に示す。



図 34: 電力システムブロック図

また、今回二次電源への電力供給に出力電圧 5V と 12V の DC/DC コンバータをそれぞれ 1 つずつ用いる。この 2 つの DC/DC コンバータは入力電圧の幅が 36~72 であり、太陽電池から供給される電圧とバッテリーから供給される電圧のどちらの場合もカバーできるものを選定した。出力電圧 5V の DC/DC コンバータ諸元を表 25 に、外観を図 35 に、出力電圧 12V の DC/DC コンバータ諸元を表 26 に、外観を図 36 に示す。

3.11 バッテリー設計及び電力収支計算の場合分け

本衛星のミッション要求として、半周観測を行い、半周太陽指向で充電を行う周回、通信と太陽指向で充電を行う周回、軌道制御と角運動量のアンローディングを行う周回、充電のみを行う周回の 4 パターンがあり、これらを順繰りに行う。そのため、これら 4 パターン



図 35: 出力電圧 5V の DC/DC コンバータ外観

表 26: 出力電圧 12V の DC/DC コンバータの諸元

項目	値	単位
メーカー	Murata Power Solutions	-
品番	SPM25-120-D48	-
公称入力電圧	48	V
最大入力電圧	75	V
最小入力電圧	36	V
出力電圧	12	V
出力電流	2.1	A
合計出力電力	25.2	W
変換効率	87	%

を 1 周ずつ行った場合を 1 サイクルとしてバッテリー設計及び電力収支解析を行う。ここで、バッテリー設計及び電力収支解析を行うに当たり、各周回に番号を振る。

1. 半周観測を行い、半周太陽指向で充電を行う周回
2. 通信と太陽指向で充電を行う周回
3. 軌道制御と角運動量のアンローディングを行う周回
4. 充電のみを行う周回

3.11.1 発生電力解析

充電を行う際、展開した太陽電池パネルが太陽に向くよう姿勢制御を行う。今回用いた粗太陽センサの分解



図 36: 出力電圧 12V の DC/DC コンバータ外観

能が 1[deg] である為、太陽入射角度は最大でも 1[deg] となる。また、太陽電池セル全てに太陽光が当たると仮定する。太陽電池セルは温度によって発生電力が変化する。今回、発生電力の計算は、最適電圧値と電流値の温度特性を温度に対して線形近似する方法を用いる。

表 27: Planet 宇宙用 GaAs TJ 太陽電池セル諸元

項目	値	単位
開放電圧	3.6	V
短絡電流	4.04	A
最大電力時電圧	4.17	V
最大電力時電流	5.85	A
平均効率	29.1	%
サイズ	40 × 80	mm

太陽電池セルの直列数の決定

太陽電池パネルで発生させた電力をバッテリーに蓄積するには太陽電池からの電圧がバッテリーの電圧より高い必要がある。本衛星で用いるリチウムイオンバッテリーの充電電圧は、およそ 47.9[V] である。そのため、発生電圧は常に 47.9[V] 以上であることが条件となる。

太陽電池パネルの発生電圧を V_{SA} 、バッテリーの充電電圧を V_{BAT} とする。電力制御ユニットでの電圧減少を $V_{LOSS} = 1.5[V]$ とすると、以下の条件を満たす必要がある。

$$V_{SA} \geq V_{BAT} + V_{LOSS} = 49.4[V] \quad (28)$$

直列数による V_{SA} の値は太陽電池セル最適動作電圧 V_{mp} と直列数 N を用いて以下の式で表される。

$$V_{SA} = V_{mp} \times N \quad (29)$$

セル電圧は太陽電池セルの温度に依存する。太陽電池セルの温度を T_{SA} とする。このときの T_{SA} 、 V_{mp} の関係式を以下に示す。

$$V_{mp} = (1 - X_{radV})(\tilde{V}_{mp} + \alpha_v \Delta T_{SA}) \quad (30)$$

ここで X_{radV} は 2 年間での太陽電池セル動作電圧劣化率、 ΔT_{SA} はセル特性基準温度からの差、 α_v は V_{mp} の温度特性である。以下にそれらの値を示す。

$$\tilde{V}_{mp} = 2.3[V], \alpha_v = -6.5 \times 10^{-3}[V/K] \quad (31)$$

これらの結果を用いて発生電力と直列数との関係を図 37 に示す。この結果から最低でも 22 直列は必要であることがわかる。ここで、直列数は 24 と決定した。直列数 24 の場合太陽電池電圧は 53.0[V] であり、バッテリー電圧との差は 5.16[V] ほどあり、セルが故障しても充電が可能である。

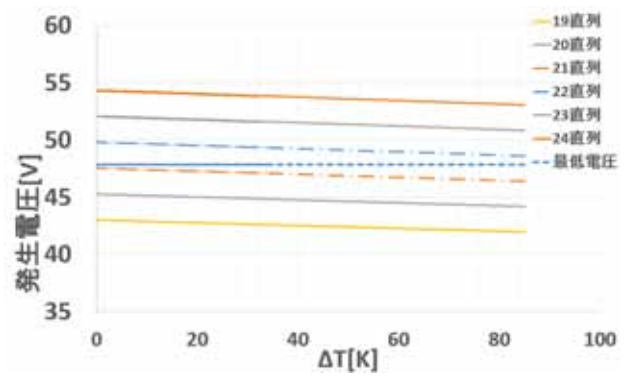


図 37: 発生電圧と直列数の関係

発生電力計算

太陽電池セルが発電すべき電力は以下の式から求めることができる。

$$P_{sa} = (P_e T_e / X_e + P_m T_m / X_m + P_d T_d / X_d) / T_d \quad (32)$$

ここで P, T, X はそれぞれ電力、時間、電力伝達効率を表す。また、添え字 e, m, d はそれぞれ日陰時、ミッション時、日照時を表す。

次に M を太陽電池の並列数とし、発生電力を導く式を示す。

$$P = (1 - X_{rad})(M \times 24) \times (V_{mp} + \alpha_v \Delta T_{SA}) \times (I_{mp} + \alpha_i \Delta T_{SA}) \quad (33)$$

ここで、 $X_{rad}, I_{mp}, \alpha_i$ はそれぞれ、2 年間の太陽電池セル動作電力劣化率、最適動作電流、 I_{mp} の温度特性を表す。またそれぞれの値を以下に示す。

$$I_{mp} = 0.45, \alpha_i = 0.2 \times 10^{-4}[A/K] \quad (34)$$

本衛星では観測周回にも最も消費電力が大きくなる。その時、 $P_{sa} = 93.6$ である。電力収支解析の結果、並列数 $M = 4$ のとき電力収支をみたす。しかし、万が一太陽電池セルが故障した場合、宇宙空間での修繕は困難であるため太陽電池に冗長系を構成する必要がある。そのため今回は並列数を 6 とした。このときの太陽電池セルの総枚数は 144 枚であり、このときの発生電力は $P = 139[W]$ である。これを標準発生電力とする。ここで、太陽電池セルが 144 枚と決定したが、今回の衛星は 1 つの面の面積は 2500[cm²] であるのに対し、今回太陽電池パネル面積は 4608[cm²] である為、展開機構を用いて一度に 144 枚の太陽電池セルを太陽に向けられるようにする。また、図 38 のように 1,2 番の面と裏側の面にそれぞれ 1 並列、3 の面は 2 箇所合計で 1 並列の太陽光パネルを配置する。したがって 120 枚の太陽電池セルを張り付ける。このようにすることで日照

時に観測を行う場合でも電力を供給することができる。よって衛星に取り付ける太陽電池セルは合計で 264 枚となる。

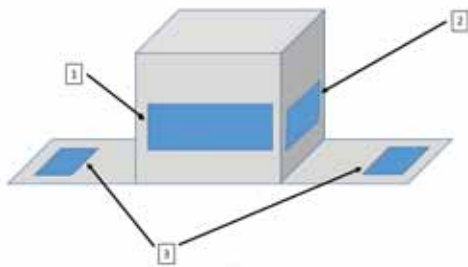


図 38: 太陽電池パネル貼り付け参考図

3.12 バッテリーの設計

バッテリー設計は、出力電圧、寿命、出力電流、重量が要求を満たすようにバッテリーセルを選定を行い、組み合わせる必要がある。

ミッション運用計画からバッテリーの寿命は少なくとも 2 年は必要である。寿命 2 年とし軌道周期が 1.59[h]、軌道 1 周ごとに充放電を行うと仮定すると、充放電サイクルは 10950 となる。充放電サイクルを 11000 とし、これを満たす放電深度 DOD の条件は、図 39 より、 $DOD < 40\%$ である。

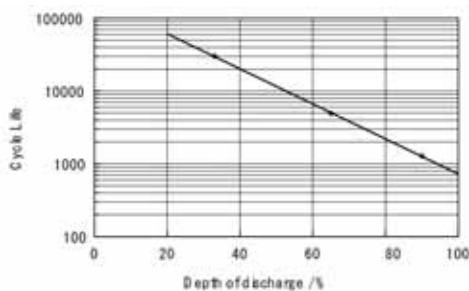


図 39: DOD 対許容放電回数

本衛星では二次電池として Panasonic 社のリチウムイオンバッテリーを用いる。リチウムイオンバッテリーは、メモリ効果がなく小型かつ高容量であるため、衛星の小型化に貢献する。そのため、本ミッションに適していると考えられる。BUS 電圧の関係よりバッテリーセルの直列数は 11 と決定する。バッテリーセルは Panasonic 製の NCA596080 を使用する。バッテリーセル単体の諸元を表 28 に、外観を図 40 示す。

以上の内容で設計したバッテリーはバッテリーケース内に収められ、ケースごと衛星構体に固定される。

表 28: Panasonic NCA596080 性能表 (セル 1 個)

項目	値	単位
公称電圧	3.6	V
充電電圧	4.35	V
充電温度範囲	0~40	°C
放電温度範囲	-20~60	°C
容量 (min)	4.04	Ah
容量 (typ.)	4.17	Ah
厚さ	5.85	mm
幅	60	mm
高さ	80	mm
質量	67	g



図 40: リチウムイオンバッテリーセル外観

3.12.1 バッテリー設計計算

衛星の日陰時に必要な電力は全てバッテリーから供給される必要がある。そのために、日照時のバッテリーへの充電電流量と日陰時の放電電流量の関係が等しくなる必要がある。今回のバッテリー設計計算においての昼夜境界点を図 41 に示す。ミッション要求から観測境界点と昼夜境界点は異なる。図 41 の青色及び灰色で示した部分が観測期間、青色及び白色で示した部分が日照期間、灰色のみで示した部分が日陰期間である。したがって、青色のみで示した期間は観測中であるが、太陽光が当たるため太陽電池での充電が可能となる。

青色で示した期間での発電量について検討する。今回は発生電力が最悪条件となるよう仮定するため、展開機構部分の太陽電池パネルが太陽方向へ向かないとする。このとき、衛星の姿勢は図のような z 軸回転と図のような y 軸回転の 2 パターンが存在する。最悪条件を設定したいため、この 2 パターンのうち最も発生電力が小さい状態を採用する。まず初めに z 軸の回転角に対する x,y 面の発生電力の関係図を図に示す。この結果から x,y 面のどちらかが太陽方向に向くとき発

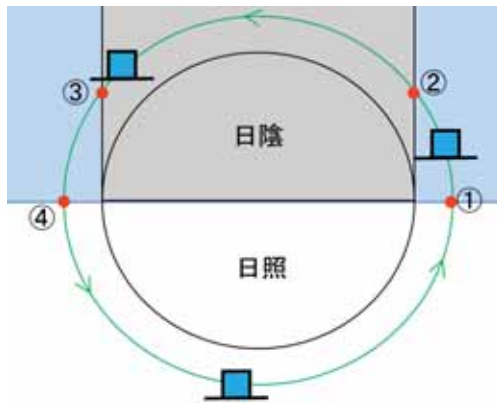


図 41: ミッション時の日照時間・日陰時間の定義

生電力が最小となる。

次に x 軸の回転角に対する y,z 面の発生電力の関係図を図に示す。こちらの条件は角度が 45[deg] より小さいときは衛星本体の陰の影響で z 軸面の太陽電池パネルは半分しか発電できない。今回の計算では 45[deg] から 75[deg] の間は発電量が線形に上昇するとした。この結果から y 面が太陽方向に向くとき発生電力が最小となる。すなわち、太陽電池 1 並列分の発電量である。今回、観測を行う周回のとときの白色で示された期間は太陽電池パネルを太陽へ向けて充電する。観測を行う周回のとときの青色で示した期間は図 42 の結果から、太陽電池 1 並列分の発電量で計算した。

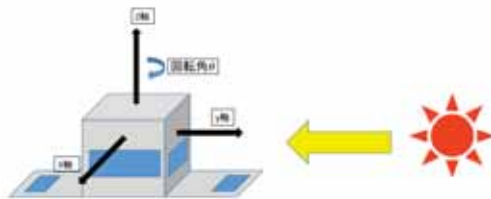


図 42: 青色エリアの z 軸回転発電量計算

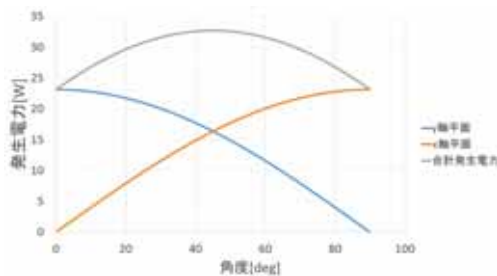


図 43: 青色エリアの z 軸回転発電量計算結果

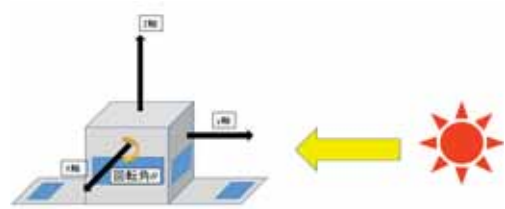


図 44: 青色エリアの x 軸回転発電量計算

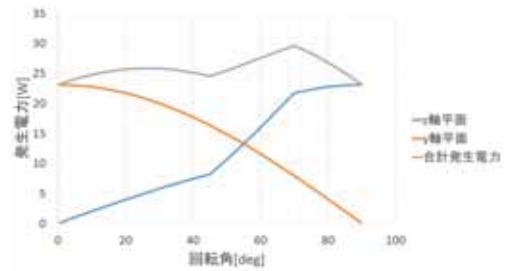


図 45: 青色エリアの x 軸回転発電量計算結果

3.12.2 バッテリー設計計算方法

(日陰時)

日陰時の放電電流量 B_e を計算する。添え字 e は日陰時を表す。

$$B_e = \frac{P_{ce} T_e}{\eta_{Line} \eta_{DC/DC} V_e} \quad (35)$$

(日照時)

日照時の充電電流量 B_d を計算する。添え字 d は日照時を表す。

$$B_d = \frac{(P - P_{cd}) T_d \eta_{BAT}}{V_d} \quad (36)$$

式 (35),(36) よりバッテリーの DOD を計算する。

$$DOD = \frac{1}{C} \left(\sum B_e - \sum B_d \right) \quad (37)$$

システム要求、ミッション運用計画、電力収支解析の前提条件、式 (37) を用いて DOD の値を昼夜境界点において計算を行う。電力収支解析の前提条件を表 29 に示す。

3.12.3 バッテリー設計計算結果

今回、バッテリーの並列数を 2 と仮定し計算を行った。観測周回での図 41 における点を計算開始の点とする。この 1 サイクルでの DOD の変化を図で示す。1 サイクルで DOD は最大 14.0% まで落ち込み、1 サイクルで満充電となる。そのため、バッテリー寿命における DOD の条件である $DOD < 40\%$ を満たしている。

表 29: バッテリ設計及び電力収支解析前提条件

項目	値	単位
高度	550	km
周回時間	1.594	h
日照時間	1.025	h
日陰時間	0.569	h
日陰時の割合	35.7	%
日照時の割合	64.3	%
観測時間	0.797	h%
RW 最大出力使用時間	0.016	h
通信時間	0.097	h
標準発電量	127	W
バッテリー容量	8.08	Ah
BUS 電圧 (日照時)	47.9	V
BUS 電圧 (日陰時)	39.6	V
負荷への伝達効率 η_{Line}	0.9	-
DC/DC コンバータ変換効率 $1\eta_{DC/DC}$	91	%
DC/DC コンバータ変換効率 $2\eta_{DC/DC}$	87	%

この結果からバッテリー並列数を 2 と決定する。バッテリー並列数が 1 であったとし、その時の DOD の落ち込みは最大でも 28.0% までなので、DOD の範囲はバッテリー寿命の要求内である。しかし、万が一運用中にバッテリーセルが故障した場合に備えて、バッテリー並列数を 2 とし、バッテリーセルが故障してもミッション期間である 2 年間は機器に必要な電力を供給することが可能である。

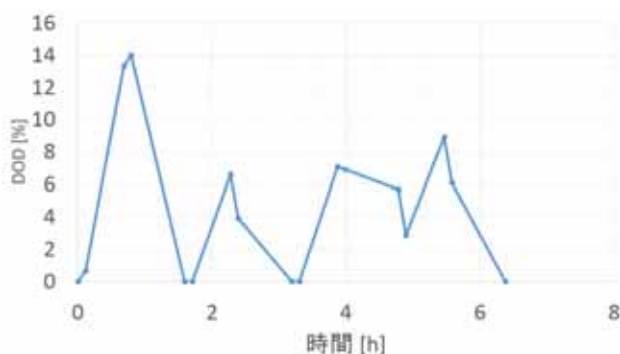


図 46: バッテリ設計計算結果

3.13 電力収支解析

3.11 節より電力収支解析の各場合分け状態において、太陽電池セルが発電しなければならない電力量を計算する。以下の表 30 に各パターンでの消費電力量、発生

電力量を示す。

表 30: 電力収支解析結果

パターン	消費電力量	発生電力量	単位
1	85.5	121	Wh
2	62.1	126	Wh
3	63.3	42.1	Wh
4	33.9	140	Wh

この結果より、発生電力量は消費電力量を 163[Wh] 上回っているため、今回のミッションにおいて電力不足になることはないと分かった。

3.14 通信系

3.14.1 通信系への要求

本衛星において通信系への要求は、

- 本衛星から地上局へのミッションデータと HK データのダウンリンク

- 地上局から本衛星へのコマンドのアップリンクである。

- アップリンク

地上局から衛星へアップリンクするデータはコマンドデータのみである。衛星に特殊なコマンドが必要な場合にはアップリンクするデータ量は少ない。衛星を制御するために必要なデータ量は、余裕を持って最大アップリンクデータ量を 0.1MB と仮定して計算を行った。また、コマンドデータは反応速さが重要なので通信時間を短くする必要がある。したがって、通信時間を 30 秒として衛星のアップリンクのビットレートは次のようになる。

$$\text{アップリンク} = \frac{0.1 \times 1024^2 \times 8}{30} = 28[\text{kbps}] \quad (38)$$

- ダウンリンク

本衛星のミッションでは CCD カメラを利用して画像を撮影する。CCD カメラで撮影する 1 枚の画像のデータ量は 20MB であり、1 回の観測で最小 300 枚の写真を撮影する。また、画像の黒い部分をなくして光が検出される部分のみ送るようにデータを圧縮するとデータ

量を 850 分の 1 まで圧縮することができる。本衛星は 1 回の通信で最大約 6000 枚分の観測データをダウンリンクできるように設定した。1 日に得られるミッションデータは約 142[MB] であり、HK データは約 50[byte] でサンプリングレートを 2[Hz] とすると 1 日に得られる HK データは約 8.5[MB] になる。したがって、通信時間を 395 秒にすると 1 回の通信に必要なダウンリンクのビットレートは式 (39) のように計算ができる。

$$\text{ダウンリンク} = \frac{150.5 \times 1024^2 \times 8}{395} = 3.2[\text{Mbps}] \quad (39)$$

ここで、余裕分を考慮してダウンリンクのビットレートは 3.5[Mbps] とする。

3.14.2 通信環境

● 地上局

本衛星が利用する地上局の位置は日本の増田 1 局に設定した。増田 1 局の位置は東経 131 度 1 分 2 秒、北緯 30 度 33 分 7 秒である。また、本ミッションで利用する地上局のアンテナ情報は表 31 に示す。地上局のアンテナ利得は表 31 の情報より計算を行って、開口効率を反映して次式のように計算した。

$$\text{アンテナ利得} = \text{開口効率} \times \frac{4 \times \pi \times \text{面積}}{\text{波長}^2} \quad (40)$$

表 31: 地上局のアンテナ設定

項目	値	単位
種類	パラボラアンテナ	-
半径	1	m
周波数帯	S バンド	-
電力	10	W
開口効率	0.6	-
雑音温度	50	K
雑音指数	3	-
地上局温度	300	K

● 通信可能時間

衛星が地上局の仰角を 5 度の可視範囲を通過する時間を通信可能時間として計算を行った。この場合、通信可能時間 590 秒、最大通信距離は 2205km になる。本衛星は通信可能時間の中、395 秒をミッションデータと HK データのダウンリンクに使用し、残りの通信可能時間を衛星に必要なコマンドのアップリンクに利用する。

● 通信方式

本衛星の送受信データ量は大きく、低周波数領域通信はノイズが大きいため、宇宙用の高周波数である S バンドを利用して通信を行う。また、衛星 - 地上局間を通信するときにノイズの影響があるため、データを変調する必要がある。本衛星のミッションデータの量は多いので高速データ伝送が要求される。したがって、本衛星は変調方式としては効率が高い位相シフトキーイングのうち、QPSK 方式を利用する。

● 通信機器

本衛星では SURREY 社の S バンド用のパッチタイプアンテナと S バンド用の送信機と受信機を使用する。また、アンテナと送受信機を連結するダイプレクサとして SpaceQuest 社の S バンドダイプレクサを利用する。アンテナとダイプレクサの間にはカップラを利用して連結する。通信機器の外観は図 47~50、送受信機の諸元は表 32 に示す。

表 32: 送受信機諸元

項目	送信機	受信機	単位
周波数帯	2.2~2.29	2.025~2.110	GHz
重量	1.8	1.3	kg
サイズ	200×191×80	190×135×60	mm
データレート	9.6~10000	9.6~19.2	kbps
動作温度	-20~50	-20~50	°C
動作電圧	50	28	V
消費電力	38	1.5	W



図 47: S バンド送信機外観



図 48: S バンド受信機外観

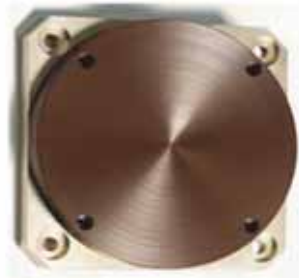


図 49: S バンドアンテナ外観



図 50: S バンドダイプレクサ外観

3.14.3 通信の流れ

衛星が通信を行う周回するとき、このような流れで通信を行う。

1. 衛星が地上局の可視範囲に入る。
2. 衛星の HK データをダウンリンクする。
3. ダウンリンク用のコマンドをアップリンクする。
4. ミッションデータをダウンリンクする。
5. 制御用のコマンドをアップリンクする。
6. 衛星が可視範囲から外れる。

衛星が可視範囲に入ってからすぐミッションデータのダウンリンクするのは現実的ではないので、ミッションデータをダウンリンクするより前にあらかじめ衛星の状態を把握するために HK データをダウンリンクする。

その HK データより衛星の状態を判断し、必要な制御コマンドやミッションデータをダウンリンクするためのコマンドをアップリンクする。ここまでの段階に約 2 分程度かかる。

次にミッションデータをダウンリンクする。可視範囲の境界までミッションデータをダウンリンクすることは現実的ではないため、可視範囲から外れる 1 分前にミッションデータのダウンリンクを中止し、この 1 分間衛星に必要なコマンドをアップリンクする。

通信可能時間の計算結果より、コマンドアップリンクに使用できる通信時間は約 3 分であるが、コマンドは応答速度が大切なので通信時間を短くする必要がある。したがって、衛星のコマンドアップリンク時間は 30 秒として仮定する。

3.14.4 回線設計

以上の通信設定より衛星通信の計算を行い、回線設計表を表??に示す。表??より回線マージンが両方 3[dB]以上になっていることが確認できる。

また、仰角が 5 度以下の場合、S バンドの電力束密度 (PFD) 制限は仰角が 5 度の場合で $-154[\text{dBW}/4\text{kHz}/\text{m}^2]$ 以下であり、仰角が 90 度の場合は $-144[\text{dBW}/4\text{kHz}/\text{m}^2]$ 以下の制限値を満していることも表??より確認できる。

3.15 データ処理系

コンピュータとしシマフジ電機の SEMC5701B を搭載する。CPU として、VR5701A を用い、JAXA との共同で開発され宇宙空間での作動に信頼がおける。



図 51: CPU 外観

表 33: 回線設計表

項目	UPLINK	DOWNLINK	単位
周波数	2081	2260	MHz
波長	144	132	mm
仰角	5	5	deg
通信距離	2205	2205	km
送信 EIRP	40.57	12.17	dBW
送信機出力	10	6.02	dBW
給電損失	0	0	dB
受信アンテナ利得	30.57	6.15	dBi
ポインティング損失	0	0	dB
電力分配損失	0	0	dB
自由空間損失	165.68	166.39	dB
偏波損失	0	0	dB
大気吸収損失	0.436	0.436	dB
降雨損失	0	0	dB
受信 G/T	-21.54	5.99	dB/K
アンテナポインティング損失	0	0	dB
受信アンテナ利得	6.15	31.29	dBi
給電損失	0	0	dB
システム雑音損失	27.69	25.30	dBK
受信 C/No	81.52	79.93	dBHz
ビット誤り率	10^{-6}	10^{-5}	-
変調損失	0	0	dB
ハードウェア劣化量	2.5	2.5	dB
符号化利得	5.2	5.2	dB
ビットレート	44.47	65.44	dBHz
要求 Eb/No	10.5	9.6	dB
要求 C/No	52.27	72.34	dBHz
回線マージン	29.26	7.59	dB
PFD(仰角=5deg)	-	-158.1	dBW/4kHz/m ²
PFD(仰角=90deg)	-	-146.1	dBW/4kHz/m ²

表 34: CPU 諸元

項目	値	単位
寸法	52 × 52 × 52	mm
電源	5	V
メモリ	16	MB
各種 I/F	USB1.1 CF Space Wire	

3.16 熱制御部

3.16.1 熱制御

衛星搭載される機器にはそれぞれ動作温度が決められており、その温度内を維持しなければ期待する機器の動作を行うことができなくなる。したがって、許容温度範囲を保つために人工衛星は熱制御を必要とする。ここでは、その熱制御で用いる素子や、放熱機構を選定する。

3.16.2 熱入力

人工衛星への熱入力は、内部熱入力と外部熱入力に分けることができる。内部熱入力は衛星に搭載した各種機器の発熱によって生じる熱入力であり、外部熱入力は支配的である太陽放射、地球赤外放射、地球アルベドによる熱入力が考えられる。

本衛星は地球上空を周回するため、太陽が直接当たる場合と、地球の影に入る場合の二通りがあり、その時の熱入力の大きさも変化するので、これを考慮したうえで熱制御系の設計を行う。

3.16.3 熱数学モデル

本衛星の熱解析は、衛星を多数の有限な要素に分解し、それぞれの要素に熱平衡方程式を立て数学モデルを構築し、温度分布を求める方法で行う。今回は図 52、図 53 のように衛星を 15 の節点に分割する。n 個の節点から構成される衛星を考えると、接点 i は次の熱平衡方程式を満たす。

$$m_i c_{pi} \frac{dT_i}{dt} = Q_i - \sum_{j=1}^n C_{ij} (T_i - T_j) - \sum_{j=1}^n R_{ij} \sigma (T_i^4 - T_j^4) \quad (41)$$

- m_i : 節点 i の質量
- c_{pi} : 節点 i の比熱
- T_i, T_j : 節点 i, j の温度
- Q_i : 節点 i の熱入力
- C_{ij} : 節点 i, j 間の熱伝達係数
- R_{ij} : 節点 i, j の放射係数
- σ : ステファン・ボルツマン係数

衛星への熱入力は外部熱入力と内部熱入力に分類される。

$$Q_i = Q_{1i} + Q_{2i} + Q_{3i} + P_i \quad (42)$$

- Q_{1i} : 太陽放射
- Q_{2i} : 地球赤外放射
- Q_{3i} : 地球アルベド
- P_i : 節点 i の内部発熱

また、熱伝達係数、放射係数は次のように表される。

$$C_{ij} = h_{ij} A_{ij} \quad (43)$$

- A_{ij} : 節点 i, j の接触面積
- h_{ij} : 節点 i, j の接触伝熱係数

$$(44)$$

$$R_{ij} = \epsilon_i \epsilon_j F_{ij} A_i \quad (45)$$

- ϵ_i, ϵ_j = 節点 i, j の放射率

$$F_{ij} : \text{節点 } i \text{ 空節点 } j \text{ への放射形態係数} \quad (46)$$

ここで、 F_{ij} は次のように定義される。

$$F_{ij} = \frac{1}{\pi A_i} \int_{A_i} \int_{A_j} \frac{\cos \theta_i \cos \theta_j}{r_{ij}^2} dA_i dA_j \quad (47)$$

- θ_i : 節点 i, j を結ぶベクトルと面 A_i, A_j がなす角度

- r_{ij} : 節点 i, j 間の距離

$$(48)$$

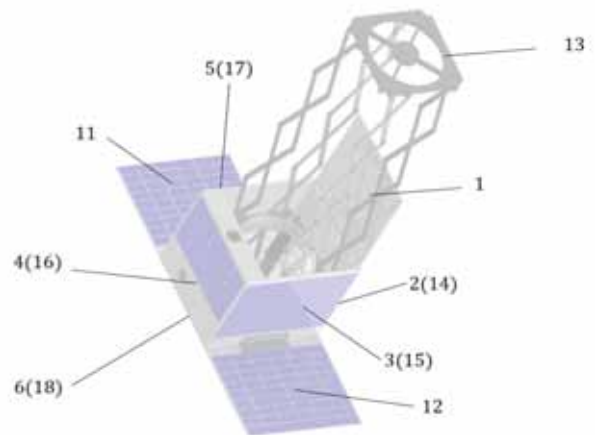


図 52: 節点番号図 1

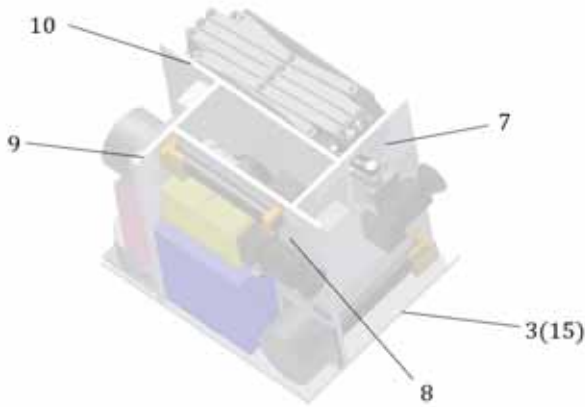


図 53: 節点番号図 2

3.16.4 外部熱入力

上述した太陽放射，地球赤外放射，地球アルベドによる熱入力の計算を行う。

太陽放射熱入力 Q_1

太陽放射エネルギー S_1 は，単位面積，単位時間当たり近日点で $1339[\text{W}/\text{m}^2]$ ，遠日点で $1309[\text{W}/\text{m}^2]$ をとる．太陽光は衛星表面に入射するとき平行線とみなしてよいので，衛星への太陽放射熱入力 Q_1 は次のようになる。

$$Q_1 = S_1 A \mu \quad (49)$$

ここで，

- A : 衛星表面積
- μ : 太陽入射係数

であり，太陽入射係数は太陽入射角 θ を用いて，

$$\mu = (\text{実行入射面積}) / \text{衛星表面積} = \cos \theta$$

と表すことができる。

地球赤外放射熱入力 Q_2

地球からの熱放射のよって衛星に伝えられるエネルギー S_2 は年平均として，極付近で最小 $264[\text{W}/\text{m}^2]$ ，赤道付近で最大 $140[\text{W}/\text{m}^2]$ をとる．衛星表面に入射する地球赤外放射は次のように計算される。

$$Q_2 = S_2 A F \quad (50)$$

F は地球と衛星表面との形態係数であり，それぞれ球と仮定すると形態係数は次の式で表される。

$$F = \frac{1}{2} \left\{ 1 - \sqrt{1 - \frac{R_e^2}{(R_e + H)^2}} \right\} \quad (51)$$

R_e : 地球の半径 (6378[km])

μ : 軌道高度 (700[km])

地球アルベド熱入力 Q_3

地球アルベドとは太陽光が地球を反射されてくることで，その反射光が衛星に熱を与える．衛星の表面に入射する地球アルベド Q_3 は次のようになる。

$$Q_3 = \alpha S_1 A F \quad (52)$$

ここで， α はアルベド係数といい大気の影響などで変動する．今回，地球全体の平均値として以下の値を用いる。

$$\alpha = 0.03 + (+0.30, -00.15)$$

3.16.5 内部熱入力

搭載機器の動作温度と使用電力を次の表 34 にまとめる．熱解析では高温と低温の最悪ケースを想定して行う。

3.16.6 熱制御機構

マージンは $\pm 10^\circ\text{C}$ として熱解析を行う．つまり，衛星の温度範囲が $-10 \sim 40$ 以内に収まるように熱制御を考える。

内部の発熱を外に逃がす必要があるため，本衛星の節点 14,16 に放熱面を設置する．また太陽光による外部熱入力を抑えるために 1,13,15,16,17 面に断熱ブランケットで覆う．さらに主鏡と CCD カメラの間にも断熱ブランケットを用いる．副鏡部について，鏡筒は断熱素材で覆われているので内部熱入力を直接受けてしまう恐れがある．そのため，内部の発熱を外に逃がす必要があるため，井型構造の吹き抜け方向に断熱面を設置するため，本衛星の節点 14,16 に放熱面を設置する．また，内部の熱交換を促すために，2~10 に黒色ペイントを塗布する．用いる素子の諸元は表 35 に示す．宇宙空間との熱交換を考慮するため宇宙空間を節点 19 とし，温度は 3K としている。

表 35: 衛星搭載機器の動作温度と内部発熱

要素番号	搭載機器	動作温度 [°C]	発熱 [W]
3	RW	-20 ~ +70	25
7	スターセンサ	-20 ~ +50	2.5
	磁気トルカ	-30 ~ +60	1.5
8	RW	-20 ~ +70	25
	スターセンサ	-20 ~ +50	2.5
	磁気トルカ	-30 ~ +60	1.5
	送信機	-20 ~ +50	38
9	RW	-20 ~ +70	25
	磁気トルカ	-30 ~ +60	1.5
	受信機	-20 ~ +50	1.5
	ジャイロセンサ	-40 ~ +80	0.1

表 36: 熱制御素子諸元

熱制御素子	太陽光吸収率	赤外放射率
銀蒸着テフロン	0.09	0.70
黒色ペイント	0.95	0.86
断熱ブランケット	0.02	0.66

表 37: 解析結果

節点番号	高温時 [°C]	低温時 [°C]
1	21.1	13.4
2	20.4	13.1
3	23.9	15.8
4	20.6	13.4
5	20.9	13.6
6	20.2	12.8
7	22.4	15.2
8	31.6	20.1
9	26.7	19.4
10	20.7	13.6
11	22.2	12.8
12	22.2	12.8
13	25.5	13.3
14	20.6	13.1
15	25.1	14.0
16	20.8	13.4
17	22.0	13.6
18	20.4	12.7

3.16.7 解析結果

熱平衡方程式を用いて解析を行い各要素が温度要求の範囲内に収まっていることを表 36 示す。日照下での最高温度と日陰下での最低温度を表示している。ミッション期間を 2 年と設定しているため熱制御素子の劣化は考慮していない。

4 開発スケジュール

本プロジェクトは衛星の製作を 5 年間でを行い、H-IIA ロケットで打ち上げ後、2 年間の運用を行う。開発スケジュールのガントチャートを図 54 に示す。要素試験としては、伸展機構の伸展実験、要素熱試験を行う。それと並行して姿勢制御の地上実験やシミュレーションを行い、詳細設計を進める。その後プロトタイプモデルを製作し、機器の動作確認や強度試験を行う。必要な改良を施した後にフライトモデルを製作する。

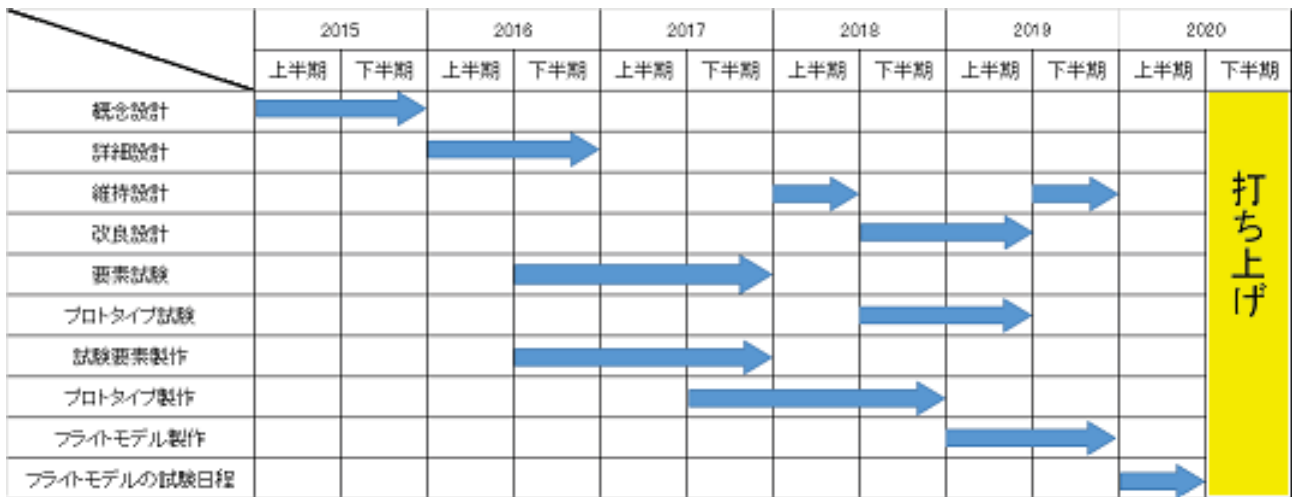


図 54: 開発スケジュール

5 謝辞

衛星設計コンテストに応募するにあたり、本学工学研究科機械工学専攻の山田克彦教授から様々な指摘をしていただきました。また、莊司泰弘助教には、光学系のアドバイスをしていただき大変お世話になりました。この場を借りて御礼申し上げます。最後にグループとして一つの目標に向かって取り組む機会を頂いたことに感謝申し上げます。ありがとうございました。

- [10] 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年4月25日 第1版
- [11] 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号 2000年11月1日

参考文献

- [1] 衛星設計入門，衛星設計コンテスト実行委員会監修，2002年6月13日
- [2] フロンティア宇宙開拓リーダー養成プログラム，衛星システム講義テキスト，平成26年度版
- [3] 太陽系外惑星カタログ <http://exoplanet.eu/>
- [4] SPACE TELESCOPE SCIENCE INSTITUTE <http://www.stsci.edu/portal/>
- [5] SuperWASP <http://www.superwasp.org/>
- [6] 大石尊久，トランジット法による太陽系外惑星の観測，2007年1月31日
- [7] 浦川聖太郎，トランジット法による系外惑星探索，日本惑星科学会誌，Vol.16 No.1，2007
- [8] 林俊一，田坂佳之，林宜也，秋田靖浩，機能性高分子材料の開発と用途展開，三菱重工技報，Vol.41 No.1，2004
- [9] 官崎康行，人工衛星を作る，(オーム社)，平成23年11月30日