

## 「彗星トレイル観測衛星」

北海道大学大学院工学研究科機械宇宙工学専攻  
宇宙環境システム工学研究室

榊原 隆浩・柿倉 彰仁・岩城 裕樹・片野 光

金子 雄大・川上 哲史・森 一大・由利 泰史

### 1. ミッション系

#### 1.1 ミッション内容

彗星トレイルを形成するダストの観測を行う。地球が彗星トレイルの中を通過する際に、レーザーを用いたダスト計測器によりダストの数、大きさを計測する。ミッション期間は1年とし、流星群の活動予測に従って観測を行う。参考のために2007年の流星群の活動予測を表1.1に示す。予想流星数HRはHourly Rateの略であり、1時間に見えるであろう流星数を意味する。

表 1.1 2007 年流星群活動予測

No	流星群名	活動期間	極大日 (日本時間)	予想流星数 [HR]	対地速度 [km/s]
1	しぶんぎ	1/1~1/5	1/4, 9:00	30	41
2	かみのけ	12/7~1/23	1/19	2	65
3	こと	4/16~4/25	4/23, 2:00	5	49
4	みずがめ $\eta$	4/19~5/28	5/6, 21:00	5	66
5	みずがめ $\delta$	7/12~8/19	7/29	2	41
6	やぎ	7/3~8/15	7/30	2	23
7	ペルセウス	7/17~8/24	8/13, 14:00	50	59
8	はくちょう	8/3~8/25	8/20	1	25
9	ジャコビニ	10/6~10/10	10/9, 5:00	1	20
10	オリオン	10/2~11/7	10/21, 23:00	10	66
11	おうし(南群)	10/1~11/25	11/5	3	27
	おうし(北群)	10/1~11/25	11/12	3	29
12	しし	11/14~11/21	11/18, 12:00	5	71
13	ふたご	12/7~12/17	12/14, 21:00	80	35
14	オリオン			2	
15	こぐま	12/17~12/26	12/23, 10:00	2	33

#### 1.2 目的

太陽系外縁部にあるオールト雲やエッジワース・カイパーベルト天体、そして太陽系外縁部と内惑星領域を飛行する彗星は揮発性物質や有機物を含めて、原始太陽系の材料をそのまま残している宇宙の化石だと考えられている。一方、火星と木星の間に多く存在する小惑星は主に金属と石質からできていて、微惑星の名残だと考えられている。こうした天体から地球に到達した隕石や宇宙塵を採取・分析したり、それらが地球大気と反応して光る流星を観測したり、直接探査機を送り込むことによって太陽系の誕生と進化過程の解明が行われている。

ダストトレイルとは彗星から放出されたダストが太陽の放射圧の影響で彗星から離れ、彗星軌道の周囲にチューブ状に分布したものである。地球が公転によりトレイルの中を通過する際に大気中に飛び込んできたダストは流星群として観測される。流星についての科学的な観測は18世紀末の頃から行われ

ており、現在では流星群の形成過程モデルがほぼ確立し、流星群の出現予測が高い確度と科学的根拠をもって予報できる状態に至っている。1998年および1999年にはしし座流星群国際航空機観測ミッションが実施され、世界中の研究者が計数観測、分光観測、サイズ分布観測、軌道決定、光度変化など、様々な角度から一つの流星群を徹底的に観測した。いわば、大空を巨大なダスト検出器に見立てた彗星探査ミッションであった。その際には、ロシアの静止軌道衛星「ゴリッド」と、当時地球から160万kmの距離にいて、地球よりも一日遅く流星群の本流に遭遇した日本の火星探査機「のぞみ」に搭載された微粒子計測器を使ってダスト粒子を計測する試みも行われた。しかし、各々がダストトレイルと遭遇した期間に1~2個ずつの明瞭な高速粒子を検出したが、飛来方向や速度からの判断による限り、しし座流星群のものであるという結論には至らなかった。

近地球圏でのダスト観測の主要な手段は「パッシブダスト捕集器」と回収型人工衛星曝露表面の飛行後検査である。1999年に打ち上げられたアメリカの探査機「スターダスト」にはシリカエアロジェルをダストの非破壊捕集材として使用した捕集器が搭載された。一方、惑星間空間探査機の多くは「アクティブダスト検出器」を搭載してきた。主流は衝突電離型ダスト計測器である。衝突電離型ダスト計測器とは、ダストが検出器内面に衝突したときに発生するプラズマを高電圧によってイオンと電子に分けて集め、そのときの全電荷量とパルスの立ち上がり時間との関係を予め地上での計測により導いた実験式と比較することによって、衝突粒子の速度および質量を求める装置である。「のぞみ」には衝突電離型ダスト計測器 Mars Dust Counter (MDC) が搭載された。MDCの重量は730g、開口面積は124×115mmである。また、土星探査機「カッシーニ」に搭載された宇宙ダスト検出器の開口径はφ406.9mmであった。

以上のような背景の下、本衛星では地球周回軌道上からダストトレイルを構成するダストの分布状態と大きさを観測することにより、地上観測によるデータと合わせ、今後のサンプルリターンのための基礎データを取得することをミッションの目的とする。また、ミッション装置として、新たなダスト計測器を提案する。

### 1.3 運用軌道

ミッション装置に光センサを用いるため、衛星の軌道と太陽角の関係が一定であることが望ましい。また、流星群の活動期間と非活動期間のダスト検出頻度の差を明確にするために、デブリ密度の濃い、高度885~1005kmは避けるべきである。よって、食の時間がなく、熱環境的にも電力的にも衛星への負担の少ない高度1262km、軌道傾斜角100.8°、降交点地方時6時の太陽同期軌道を運用軌道とする。

### 1.4 ミッション装置

#### 1.4.1 概要

ミッション装置として、レーザー光を用いたダスト計測器を開発する。この計測器は図1.1に示すように、構体と展開したアームの先端との間にレーザーシートを広げ、ダストが光を遮ることにより生じる光量の変化をSiフォトダイオードによって計測する。計測値より、ダストのレーザー光断面への投影面積を求め、ダスト粒子の大きさを推定することができる。この装置で計測できる最小のダストの大きさ(投影面積)は1mm<sup>2</sup>と設定した。これはダストが球形であると仮定した場合、直径約1.1mmのダストに相当する。地上からのデブリ観測では10cm以下の微小なデブリに関しては観測手段がないことから、デブリ観測においても大きな活躍が期待できる。

本衛星にはダスト計測器を2台搭載し、総開口面積は約1.3m<sup>2</sup>である。これは「のぞみ」に搭載されたMDCの25倍であり、この開口面積の大きさが本計測器の最大の特徴である。レーザー光を用いることで、単位面積あたりの重量を軽くすることができた。また、観測面に構造物がほとんど存在しないため、粒子の衝突による破損の危険性が低い。課題としてはレーザー光の光軸のズレ、粒子の発生源の同定などがある。しかし、地上での実験によって克服することは可能だと考える。

本衛星が1年間のミッション期間中に観測する1mm以上のダスト粒子の期待値を探査機スターダストを参考にして見積もる。探査機スターダストによる81P/Wild2彗星の探査においては、トレイル粒子の直径が1mmであり、探査機の衝突断面積2.05m<sup>2</sup>に対して、0.8(個/日)のダスト粒子が衝突すると

予想されていた。したがって、総開口面積約  $1.3 \text{ m}^2$  の本衛星では彗星トレイルに遭遇した際に  $0.5$  (個/日) のダスト粒子を観測できると考える。表 1.1 に示した 2007 年の活動予測を参考にすると、1 年間に 190 日間の流星群の活動が予想されているので、本衛星が 1 年間のミッション期間中に観測する  $1 \text{ mm}$  以上のダスト粒子は 95 個と見積もることができる。

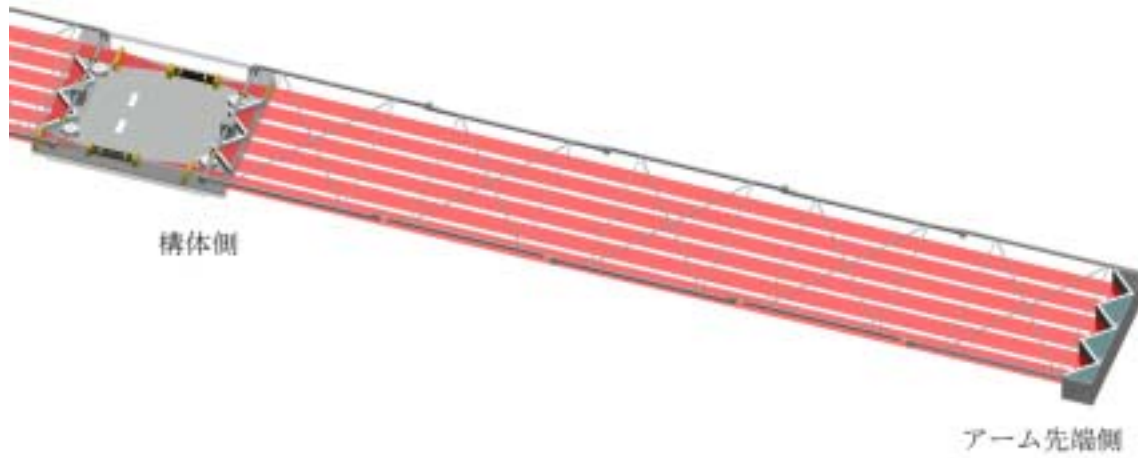


図 1.1 ミッション部概観図

## 1.4.2 設計

設計においてはコストの削減と入手性の向上を狙って、構成部品の全てを民生品にすることとした。ただし、選定に必要な環境試験等を行っていないため、詳細な選定はしていない。実在の民生品の仕様を参考に用いて、仮定を置くことで設計を進めている。

まず、データレコーダーの確度を  $\pm 0.1\%$  と仮定する。そのとき、 $1 \text{ mm}^2$  のダスト粒子がレーザーを横切ったことを確実に感知するためには、レーザーシートの光軸に垂直な断面の面積は  $100 \text{ mm}^2$  以下である必要がある。また、対地速度が最も速いのはしし座流星群であり、その速度は  $71 \text{ km/s}$  である。データレコーダーのサンプリングレートを  $200 \text{ MHz}$  と仮定するとサンプリング定理  $f_s > 2f_{\text{max}}$  より、レーザーシートの厚さが  $0.71 \text{ mm}$  以上あればしし座流星群のダスト粒子の通過を正しく記録することができる。レーザーシートの断面は楕円形となるので短径を  $2 \text{ mm}$  とすることで断面の約  $94\%$  の領域でサンプリング定理を満たすことができる。そのとき、断面積を  $100 \text{ mm}^2$  以下とするためには長径は  $63 \text{ mm}$  以下でなければならない。また、発光部と受光部は共に構体側へ配置したほうが配線等の利点が多いこと、構体の幅が  $50 \text{ cm}$  以下でなければならないことから、長径を  $50 \text{ mm}$  とし、レーザー光を 3 往復させることとした。構体とアーム先端との距離は  $2.17 \text{ m}$  であるので、開口面積は  $0.65 \text{ m}^2$  となる。計測器を 2 台搭載するため、本衛星の総開口面積は  $1.3 \text{ m}^2$  となる。図 1.2 に装置の構成と光路を示す。

光源には長径  $5 \text{ mm}$ 、短径  $2 \text{ mm}$  の可視半導体レーザー ( $635 \text{ nm}$ ) を用い、円筒面平凹レンズと円筒面平凸レンズとで構成するガリレオ式ビームエキスパンダーによって、長径方向のみを拡大することでシート状のレーザーを生成する。このビームエキスパンダーの倍率  $\beta_1$  およびレンズ間距離  $L_1$  は

$$\beta_1 = \left| \frac{f_2}{f_1} \right| = \left| \frac{150}{-15} \right| = 10, \quad L_1 = f_1 + f_2 = -15 + 150 = 135 \text{ [mm]}$$

である。受光部ではこのビームエキスパンダーを逆に用いることでレーザーを縮小し、Si フォトダイオードによって受光する。また、受光器がレーザー光以外の光を検出することが考えられるので、発光部・受光部の双方にレーザーラインフィルターを用いて、レーザー光以外の検出を最小限に抑える。受光部の円筒面平凸レンズの手前に長さ  $100 \text{ mm}$  の遮光筒区間を設けることにより、入射光の視野を最大  $62^\circ$  に制限し、太陽光の入射を抑制する。

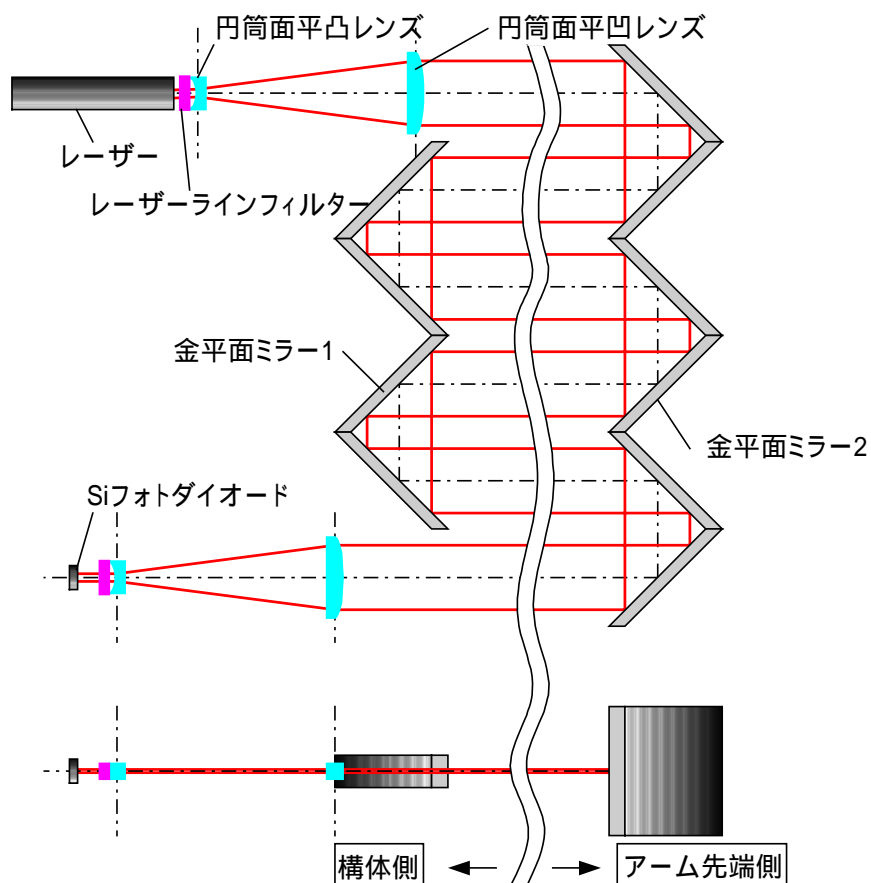


図 1.2 光路図

表 1.2 可視半導体レーザー仕様

発振波長 [nm]	635
CW 出力パワー [mW]	6
ビーム径 (a×b) [mm]	約 5×2
ビーム広がり全角 [mrad]	1
外形 [mm]	φ 20×100
質量 [kg]	0.1
消費電力 [mW]	300

表 1.3 レーザーラインフィルター仕様

中心波長 [nm]	635
バンド幅 [nm]	10
大きさ [mm]	20×10
厚さ [mm]	6.1
質量 [kg]	0.001

表 1.4 円筒面平凹レンズ仕様

材質	合成石英
焦点距離 (f <sub>1</sub> ) [mm]	-15
中心厚 [mm]	1.9
大きさ [mm]	20×10
質量 [kg]	0.001

表 1.5 円筒面平凸レンズ仕様

材質	合成石英
焦点距離 (f <sub>2</sub> ) [mm]	150
中心厚 [mm]	9.9
大きさ [mm]	60×10
質量 [kg]	0.008

表 1.6 Si フォトダイオード

感度波長範囲 [nm]	320~1000
最大感度波長 [nm]	720
受光感度 [A/W]	0.34
外形寸法 [mm]	15×16.5
受光面サイズ [mm]	10×10
動作温度 [°C]	-20~+60

大きな開口面積を確保するためにアームを展開する。アームの設計については第5章で述べる。アームは5段の折り畳み構造であり、展開にはそれぞれのヒンジに $-1\sim 0^\circ$ の展開精度が見込まれるため、アーム全体では $-2\sim 2^\circ$ の展開精度となる。構体側付け根のシャフトをモーターで回転させることでレーザーの光軸（図1.3の一点鎖線）に対して、アーム先端の金平面鏡が垂直になるように制御する。最大の $\pm 2^\circ$ のズレが生じた場合、モーターによる回転制御後には高さ方向に $\pm 35\text{ mm}$ の光軸のズレが残る。このズレはアーム先端の金平面鏡の高さを $80\text{ mm}$ とすることで対応する。

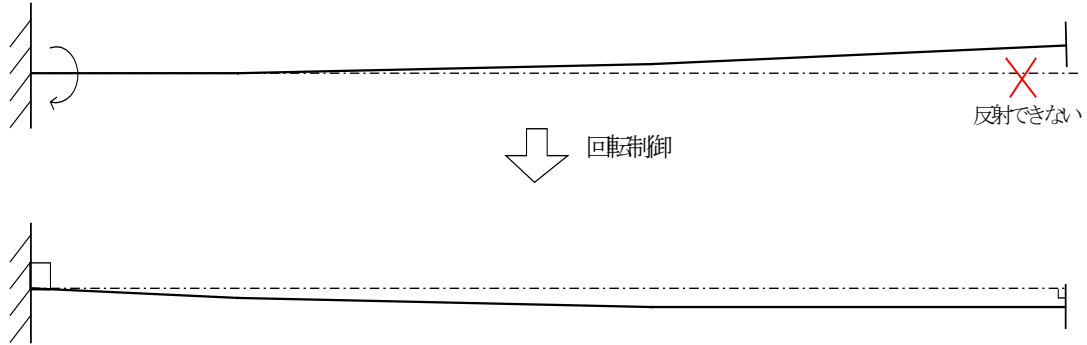


図 1.3 展開誤差の修正

表 1.7 金平面ミラー1仕様

材質	パイレックス®
コーティング	Cr+Au
厚さ [mm]	8
大きさ [mm]	94×20
重量 [kg]	0.031

表 1.8 金平面ミラー2仕様

材質	パイレックス®
コーティング	Cr+Au
厚さ [mm]	8
大きさ [mm]	94×80
重量 [kg]	0.125

## 1.5 データ判定アルゴリズム

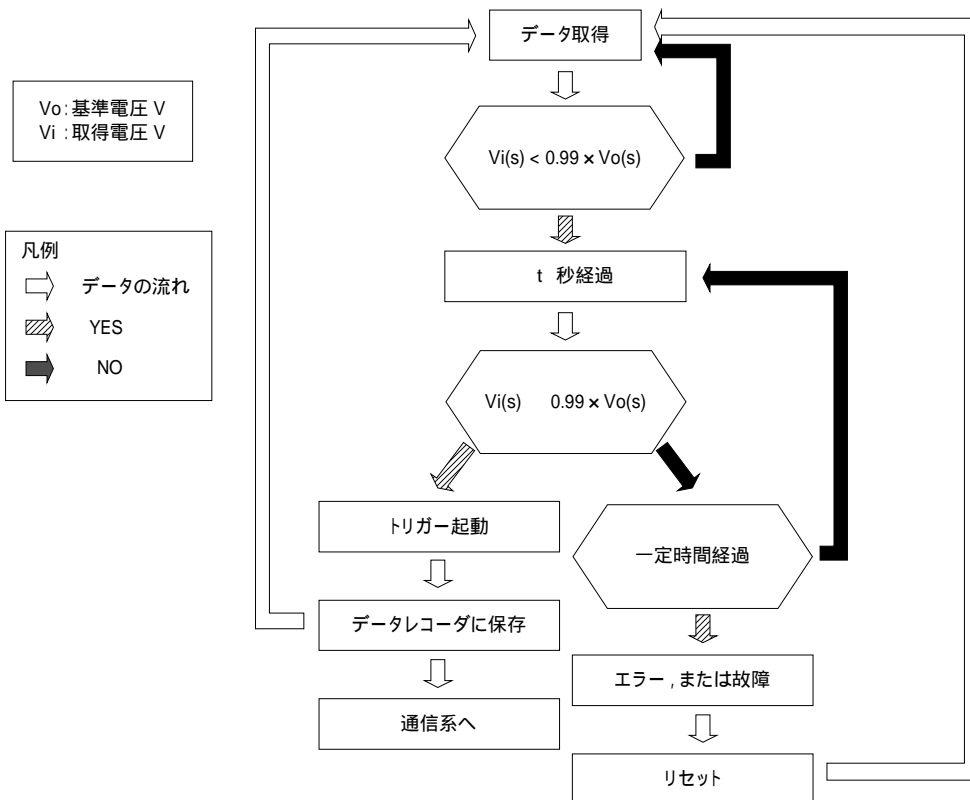


図 1.4 データ判定アルゴリズム

本衛星では送信データ量を軽減させるために衛星上でデータが有用であるか否かの判定を行い、その結果のみを地上局に送信するという方式をとる。衛星の軌道上での観測では、太陽光をノイズとして感知してしまう可能性が考えられる。そのため本ミッションでは予備観測として、電圧を変化させる原因となるノイズを事前に取得しておく必要がある。予備観測で得られた電圧の履歴を時間の関数  $V_o(s) : V_{original}$  として記録し、その電圧値を基準とする。ここで時間  $s$  は本衛星の軌道周期を最大として繰り返される。

次に本ミッション中のデータ記録手順を示す。レーザー断面積の 1%以上を遮へいする大きさのダストを測定する。検出器の電圧値は、レーザー光を遮へいした面積に比例するため、電圧値が基準値  $V_o$  よりも 1%以上低下したものを記録する。記録メモリは飽和量に達し次第上書きされ、繰り返し記録される。図 1.4 にそのアルゴリズムを示した。

記録の際、トリガを用いることで有用なデータのみを記録する。このトリガは、電圧値が基準電圧より下がった状態から再び基準電圧に戻ったときにかかるものとし、メモリ内に保存されたトリガのかかる前 40 ポイントのデータをデータレコーダーに記録する。その後再びデータ取得状態へ移行する。電圧値が一定時間経過後も基準値に戻らなかった場合にはエラーと判定し、測定器内部のリセット機能を用いてリセットし、再びデータ取得状態へと移行する。

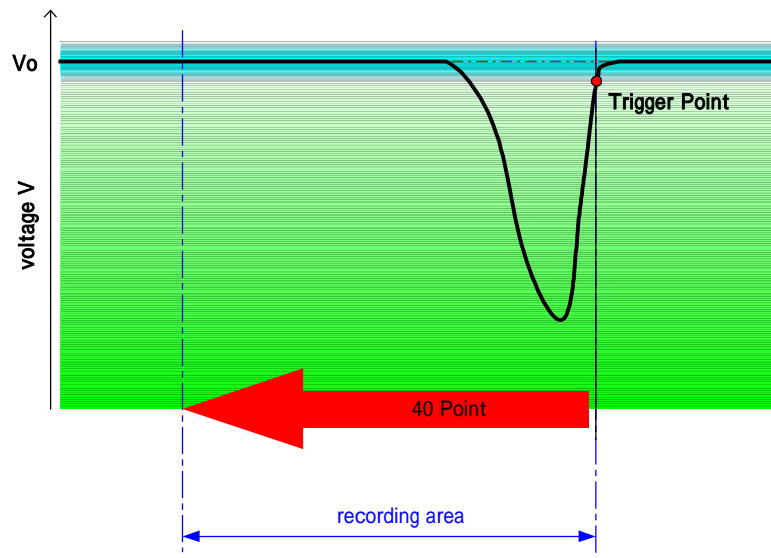


図 1.5 トリガーシステム

## 1.6 開発スケジュールおよびコスト

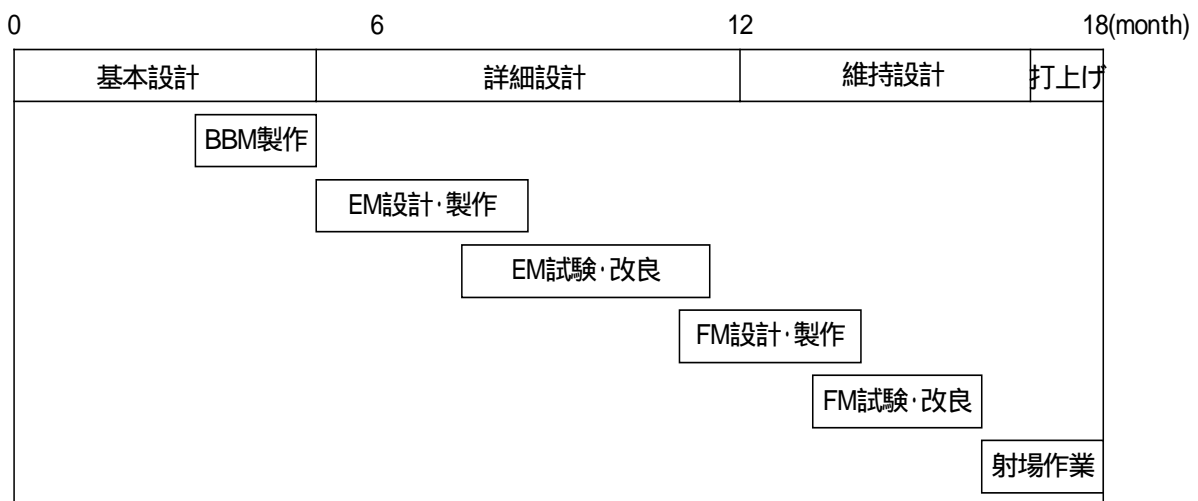


図 1.6 開発スケジュール

開発スケジュールを図 1.7 に示す。本衛星は学生主導での開発を考えているため、衛星開発の経験が豊富ではなく、トライ・アンド・エラーを繰り返すことが必要である。そのために、BBM により基本概念の確認を行い、EM によって各種試験を行った後に FM を製作する。

本衛星の開発においては、学生主導で開発を行うこと、民産品を積極的に使用することによりコスト削減を狙う。また、自作可能なものは極力自作する。部品、機器の購入費を約 1000 万円とする。その他試験費、地上局整備費、購入の困難な機器の製造費、輸送費などを計上し 2000 万円とする。以上より本衛星開発コストは 3000 万円と見積もられる。

## 運用シーケンス

### (a)初期運用

衛星の分離 100 s 後に電源が入る。バス機器の動作確認後、太陽センサおよび磁気センサにより姿勢捕捉をし、モーメントホイールおよび磁気トルカによって姿勢の安定を計る。姿勢制御確立後、ミッションアームを展開・調整する。

### (b)定常運用

観測に先立って予備観測を行う。予備観測では 1 Hz 程度のサンプリング周波数で観測を行い、周回中の入射光の変化を時間の関数として記録する。1 日の予備観測により、本観測の基準データを設定する。基準データ設定プログラムは地上からのコマンドで書き換えることもできる。基準値確定後、観測を開始する。

### (c)流星群活動時運用

流星群の活動予測の数日前に予備観測を行い、基準データ確定後に観測を開始する。

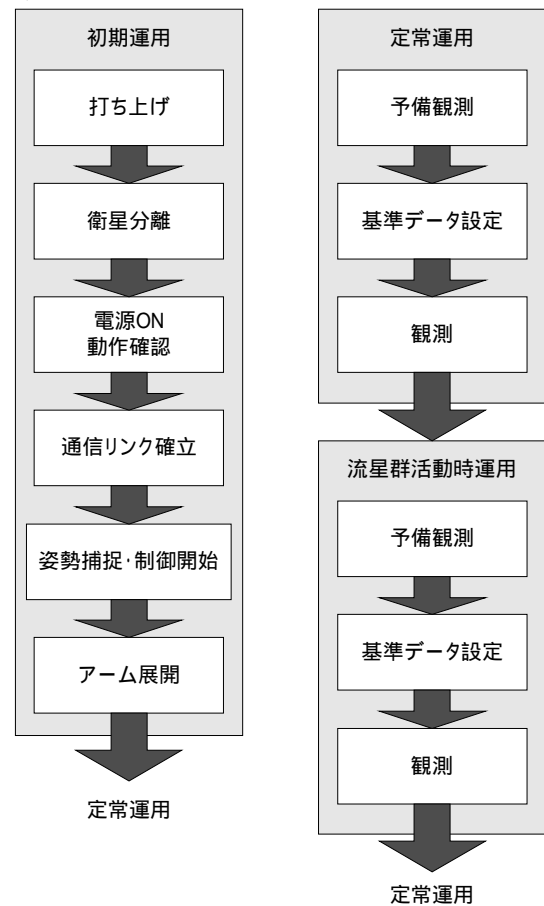


図 1.7 運用シーケンス

## 2. 姿勢制御系

### 2.1 姿勢制御の概要

本衛星は高度 1262 km, 軌道傾斜角 100.8°, 降交点地方時 6 時の太陽同期軌道において地球指向する。本ミッションでは地球観測や地上と大量のデータ通信を行わないため、高い指向精度を必要としない。地球が彗星トレイルに接近するとトレイルが地球の重力に引き込まれることが知られており、精度良くトレイルの密度分布を得るためにレーザー面が地球重力方向と垂直となるような姿勢を維持することが必要となる。

ミッション要求：レーザー面が地球重力方向と垂直となる姿勢の維持

#### 2.1.1 制御方式の検討

姿勢制御の方式は主に重力傾斜方式、スピン安定方式および三軸制御方式の 3 種類に分類され、その精度は一般に重力傾斜方式では  $\pm 5^\circ$ 、スピン安定方式では  $1^\circ$  および三軸制御方式では  $1^\circ$  以下である。以下にミッション要求を満たす最適な姿勢制御方式を検討する。本衛星の機体座標系を図 2.1 のように決める。 $I_1$  を  $i$  軸回りの慣性モーメントとすると、 $I_z \neq I_x \gg I_y$  である。

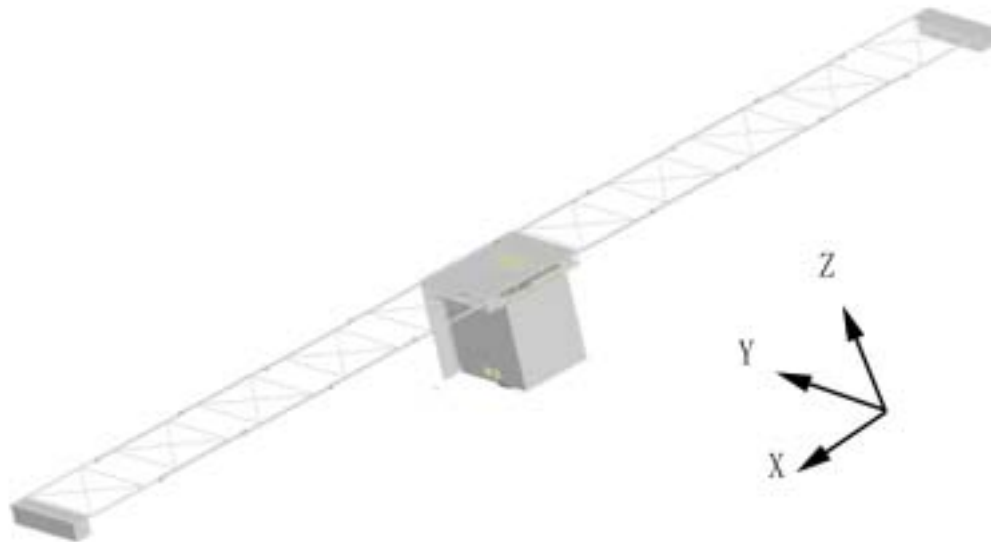


図 2.1 本衛星の座標系

### (1) 重力傾斜方式

重力傾斜方式は姿勢制御のためのアクチュエータを必要としないためコストが安く信頼性の高い方法であるが、衛星の最小慣性モーメント軸を地球重力方向に指向しなくてはならない。本衛星では最小慣性モーメント軸は  $y$  軸であるが、 $y$  軸を地球重心方向に指向してはミッション要求を満たさない。そこで  $z$  軸にブームを伸展させ  $I_x$ ,  $I_y$  を増大させることで  $z$  軸を最小慣性モーメント軸とし安定を計るには、ブーム長を 2 m とすれば質量を 20 kg 以上としなくてはならない。これは質量 50 kg 以下の小型衛星には現実的な値ではない。したがって重力傾斜方式は本衛星には適さない。

### (2) スピン安定方式

スピン安定方式は単純スピン方式とデュアルスピン方式に分類され、単純スピン方式では最大慣性モーメント軸回りに回転させる場合、デュアルスピン方式では最小慣性モーメント軸回りに回転させる場合、衛星は安定する。ミッション要求により  $z$  軸回りにしかスピンさせることができない。 $y$  軸が最小慣性モーメント軸であるため、デュアルスピン方式は不可能である。単純スピン方式では  $I_x$  と  $I_z$  がほぼ等しいためそのままでは安定とならず、安定化の条件は  $I_x = I_y$  となるよう  $x$  軸方向に  $y$  軸とほぼ同等のアームを設置しなくてはならない。すると全アームの合計質量は 10 kg となる。この条件を質量 50 kg 以下の小型衛星で満たすことは可能であるが、周期的にレーザー受光部が太陽の方向に向き、太陽光をレーザーのノイズとして検知してしまう可能性が高い。したがってスピン安定方式は本衛星には適さない。

### (3) 三軸制御方式

重力傾斜方式およびスピン安定方式は指向精度の観点では十分であるが、本衛星では採用できないことがわかった。三軸制御方式ではアクチュエータを用いて能動的に姿勢を制御するため、アクチュエータの種類・サイズにより自由度の高い設計が可能である。本衛星では三軸制御方式の中でも比較的単純なバイアスモーメントム方式を採用し、姿勢精度を  $3^\circ$  とする。

バイアスモーメントム方式ではピッチ軸にモーメントムホイール（以下 MW）を配置し、定常回転させモーメントム剛性を持たせることによりヨー・ロール軸の制御を、また、ホイールを加減速させることでピッチ軸の制御を行う。ピッチ軸の制御により MW に蓄積される角運動量のアンローディングおよびロール・ヨー軸に MW の制御能力を超える外乱が働いた場合に制御を行うアクチュエータとして磁気トルカを 3 軸に 1 台ずつ設置する。アンローディングは 0.5 周期ごとに行う。

## 2.2 センサの選定

本衛星では磁気トルカを使用するため、磁気センサは不可欠である。地球の磁場は既知であるため、センサで磁束密度を計測することで衛星の姿勢を知ることができる。しかし、磁場は常に変動している



ため、磁場の変動が大きくなると姿勢の精度が悪くなる。そのため、角度センサには磁気センサ以外のものが必要となる。角度センサとしては磁気センサの他に太陽センサ、地球センサ、スターセンサ等がある。本衛星の要求精度は $3^\circ$ と低いので軽量・低電力の太陽センサを使用する。また、本衛星は初期姿勢捕捉には磁気トルカを用いて行う。2次電池の搭載量をできるだけ小さくするために、地球捕捉ではなく、太陽捕捉にて初期姿勢を決定する。この点においても太陽センサは有効である。しかし、太陽センサは3軸全ての角度を知ることができない。そのため太陽センサで検知できない1軸回りの角度センサとしてジャイロを使用し、ジャイロのドリフト補正には磁気センサを使用する。また、衛星が食の位置にある時には太陽センサで角度を知ることができないが、本衛星の軌道では食になることはない。よって本衛星ではその問題はない。

#### 太陽センサ

太陽センサには2軸回りの角度を検知する Astro Research 社の CES3 を使用する。要求精度が $3^\circ$ と低いため軽量で形状の単純なものを選択した。定常運用時にはロール、ヨー軸回りの角度検出に使用する。



図 2.2 CES3

表 2.1 CES3 諸元

寸法 [mm]	$\phi 35 \times 10$
質量 [kg]	0.036
消費電力 [W]	0
精度 [deg]	$\pm 1$
温度 [ $^\circ\text{C}$ ]	-40/93

#### 磁気センサ

磁気センサには3軸の Honeywell 社の HMR3000 を使用する。磁気トルカの出力を最適なものにするため、デジタル出力で高精度のものを採用した。ドリフト補正時にピッチ軸周りの角度を検出し、軌道投入から太陽捕捉まで3軸の角度を検知する。太陽センサ、ジャイロの冗長系としての役割も果たす。

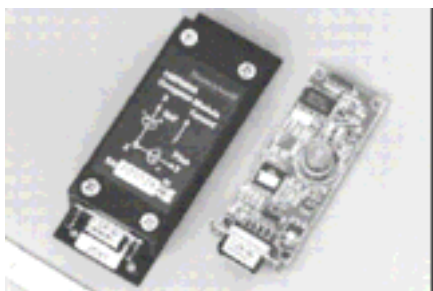


図 2.3 HMR3000

表 2.2 HMR3000 諸元

寸法 [mm]	38.1×107×20.6
質量 [kg]	0.104
消費電力 [W]	0.175
精度 [deg]	1.5
温度 [ $^\circ\text{C}$ ]	-20/70
分解能 [nT]	10

#### ジャイロ

ジャイロには KVH 社の DSP-3000 を使用する。機械式のレートジャイロよりも信頼性の高い FOG (Fiber Optical Gyro) を採用した。ピッチ軸回りの角度検出に使用する。ドリフト補正には磁気センサを使用する。



図 2.4 DSP-3000

表 2.3 DSP-3000 諸元

寸法 [mm]	88.9×58.42×33.02	
質量 [kg]	0.27	
消費電力 [W]	3 / max	2 / bias
最大入力範囲 [deg/s]	100	
SF 精度 [%]	0.05	
温度 [°C]	-40/75	

## 2.3 アクチュエータのサイジング

### 2.3.1 外乱トルクの見積もり

アクチュエータを用いて能動的に姿勢を制御する三軸制御方式では、衛星に働く外乱によりアクチュエータの種類・サイズが決定される。

定常運用時に衛星に働く外乱トルクは重力傾斜トルク、地磁気トルク、太陽輻射トルクおよび空力トルクである。本衛星ではモーメントムホイールを搭載するが、それによる外乱は他の外乱トルクと比べ微小である。本衛星に与える影響が最も大きく、各成分でばらつきが大きい重力傾斜トルクのみロール、ピッチ、ヨー成分ごとに計算し、他の外乱トルクは3軸同等に働くとして算出した。

#### 重力傾斜トルク

$$T = \frac{3\mu}{R^3} \begin{bmatrix} I_y - I_z \\ I_z - I_x \\ 0 \end{bmatrix} \quad (2.1)$$

ここで  $\mu$  は地球の重力定数、 $R$  は地心から衛星の距離、 $I_i$  は衛星の  $i$  軸回りの慣性モーメントである。  
太陽輻射トルク

$$T = P \cdot A \times r(1+q) \quad (2.2)$$

ここで  $P$  は太陽輻射圧( $P = 4.617 \times 10^{-6} \text{ N/m}^2$ )、 $r$  は衛星の重心から被輻射面中心までの距離、 $A$  は太陽輻射面積、 $q$  は吸収・反射係数である。 $A = 0.3 \text{ m}^2$ 、 $q = 1$ 、 $r = 0.1 \text{ m}$  とした。

#### 地磁気トルク

$$T = M \times B \quad (2.3)$$

ここで  $M$  は衛星の残留磁気モーメント、 $B$  は地球磁場の磁束密度である。 $M = 0.2 \text{ A m}^2$  (50 kg 級の小型衛星では一般的な値)、 $B = 2\text{Me}/r^3 [\text{Wb/m}^2]$  (極付近の最大値、 $\text{Me} = 7.96 \times 10^{15} \text{ Wb m}$ ) とした。

#### 空力トルク

$$T = \frac{1}{2} C_d \rho v^2 A \cdot r \quad (2.4)$$

ここで  $\rho$  は大気密度、 $C_d$  は抗力係数、 $v$  は機体速度、 $A$  は前方投影面積、 $r$  は衛星の重心から抗力を受ける面の中心までの距離である。 $\rho = 3.56 \times 10^{-15} \text{ kg/m}^3$  (高度 1000 km での大気密度)、 $v = 7.6 \text{ km/s}$ 、 $C_d = 2$ 、 $A = 0.3 \text{ m}^2$ 、 $r = 0.1 \text{ m}$  とした。

表 2.4 衛星に働く外乱トルク

	[N m]
重力傾斜トルク	$5.36 \times 10^{-7}$ ロール
	$5.62 \times 10^{-5}$ ピッチ
	0 ヨー
太陽輻射トルク	$6.65 \times 10^{-7}$
地磁気トルク	$7.14 \times 10^{-6}$
空力トルク	$1.54 \times 10^{-8}$

ロール	ピッチ	ヨー
$8.36 \times 10^{-6}$ Nm	$6.40 \times 10^{-5}$ Nm	$7.82 \times 10^{-6}$ Nm

### 2.3.2 モーメンタルホイールのサイジング

バイアスマーメンタム方式では式(2.5)より、ロール軸回りの蓄積外乱量でヨー軸精度（要求精度） $\phi$  [rad]が決定する。

$$\phi = H_{roll} / H_{MW} \quad (2.5)$$

ここで  $H_{roll}$  はロール軸の蓄積外乱量、 $H_{MW}$  は MW の角運動量である。定常運用時ロール軸に働く外乱トルクは表 2.4 より  $8.36 \times 10^{-6}$  Nm であり、これが同一方向に働くとすると 0.5 周回で  $2.78 \times 10^{-2}$  Nms の角運動量がロール軸に蓄積する。本衛星の要求精度が  $3^\circ$  であり、未知の外乱を考慮し安全率を 2 とするとモーメンタムホイールの角運動量は 1.06 Nms 以上でなければならない。また、MW はホイールを加減速することでピッチ軸の外乱トルクを制御する。ピッチ軸に働く外乱量は表 2.4 より  $6.40 \times 10^{-5}$  Nm であり、これが同一方向に働くとすると軌道を 0.5 周回する間に MW に蓄積する角運動量は 0.213 Nms である。したがって MW のバイアス角運動量は 1.27 Nms、必要な角運動量は 1.49 Nms である。MW には Astro Research 社の WL4-A を使用する。

表 2.5 WL4-A 諸元

寸法 [mm]	$\phi 160 \times 134$
質量 [kg]	3.6
角運動量 [Nms]	4.0
消費電力 [W]	15 (max)
	6 (bias)
回転数 [rpm]	$\pm 6000$ (max)

### 2.3.3 磁気トルカのサイジング

定常運用時 0.5 周期ごとに MW のアンローディングを行う。上述のように MW に蓄積する角運動量は 0.213 Nms である。高度 1262 km、軌道傾斜角  $100.8^\circ$  での各成分の磁束密度の絶対値の平均値  $B_{ave}$  [T] は  $[1.23 \times 10^{-5} \ 2.77 \times 10^{-6} \ 2.39 \times 10^{-5}]$  である。 $B_{ave}$  は本衛星の軌道から IGRF の地磁気モデルを用いて計算した。磁気モーメントの最大値を  $15 \text{ Am}^2$  とすると、ピッチ軸回りには平均で  $2.26 \times 10^{-4}$  Nm のトルクを発生できる。アンローディングに要する時間は約 940 s (0.14 周期分) と見積もることができる。磁気トルカには ZARM 社の MT15-1-M を 3 台使用する。また、ロール、ヨー方向の外乱トルクが  $8.1 \times 10^{-5}$  Nm 程度であることから、ロール、ヨー軸の制御も十分行うことが可能である。



図 2.5 MT15-1-M

表 2.6 MT15-1-M 諸元

寸法 [mm]	17×329.5
質量 [kg]	0.43
双極子モーメント[Am <sup>2</sup> ]	15
消費電力 [W]	1.11
電流 [A]	< 0.079

磁気トルカを作動させることにより発生する磁場が他の磁気トルカに与える影響について検討する。計算を単純化するため、磁気トルカを1本の導線として考える。i [A]の電流が流れるとき、磁気トルカから r [m]離れた場所に発生する磁束密度は

$$B = \mu_0 \frac{i}{2\pi r} \quad (2.6)$$

である、ここで $\mu_0$ は真空の透磁率で、 $\mu_0 = 1.2566 \times 10^{-6} \text{ m kg s}^{-2} \text{ A}^{-2}$ である。電流は最大で $i = 0.079 \text{ A}$ であるので、磁気トルカから0.25 m離れた場所に発生する磁束密度は最大63 nTであり、 $B_{\text{ave}}$ の最小成分のピッチ成分(2770 nT)の2.3%である。磁気トルカによる磁束密度の干渉を磁場の3%まで許容すれば、トルカ同士を0.25 m離して設置した場合には磁気トルカにより発生する磁場の影響は無視できる。磁気センサは磁気トルカと同時に使用しないため影響はない。

#### スラスタの使用の検討

バイアスマーメンタム方式では MW のアンローディング用アクチュエータとして磁気トルカの代わりにスラスタを搭載することが可能である。スラスタを用いるとアンローディングを数秒で終わることが可能で、アンローディング中に姿勢が不安定になる時間を非常に短くできる。スラスタを用いたバイアスマーメンタム方式が成立するか検討する。

本衛星ではピギーバック方式での打上げを仮定しており、打上げ機会を得る上で障害とならないようコールドガススラスタの使用を仮定する。推進剤に窒素(分子量28 g/mol)を使用し、比推力100 sのコールドガススラスタを使用すると1度のアンローディングに必要な推進剤質量 $m_{\text{prop}}$ は式(2.7)より求められる。

$$m_{\text{prop}} = \frac{H_{\text{unload}}}{LI_{\text{sp}} g} \quad (2.7)$$

$H_{\text{unload}} = 0.212 \text{ Nms}$ ,  $L = 0.4 \text{ m}$ ,  $g = 9.81 \text{ m s}^{-2}$ とすると、 $m_{\text{prop}} = 5.4 \times 10^{-4} \text{ kg}$ である。本衛星のミッション期間が1年(31536000 s)、アンローディング周期が0.5(3323 s)であるので、ミッション期間中アンローディングは9491回行われる。したがってミッション期間中に必要な推進剤質量は5.1 kgである。

推進剤タンクの設計を行う。タンク材料にはチタン合金 Ti-6Al-4V(引張強さ: 1000 MPa, 密度:  $4.5 \times 10^3 \text{ kg/m}^3$ )を使用し、タンクの形状を球状とする。内圧により生じる面内応力 $\sigma$ は式(2.8)より求められる。

$$\sigma = \frac{pr}{2t} \quad (2.8)$$

計算パラメータ p: 内圧 [Pa] r: 内半径 [m] t: 肉厚 [m]

温度273 Kで貯蔵し、応力を600MPa以下、外径を300 mm以内にするには、内圧を62 MPa以上にしなくてはならない。(p=62 MPa, r=141 mm, t=8mm で $\sigma = 550 \text{ MPa}$ であり、そのときのタンク質量 $m_{\text{tank}} = 5.4 \text{ kg}$ である。)しかし、本衛星に搭載可能な60 MPaに耐えるバルブはない。したがって本衛星ではアンローディング用アクチュエータとしてスラスタを用いることはできない。

## 2.4 初期姿勢捕捉モード

本衛星の軌道投入から定常運用に至るまでのプロセスを図 2.6 に示す。

### デスピン

角速度センサには磁気センサを，アクチュエータには磁気トルカを使用しデスピンを行う．本衛星はロケットから任意軸回りに 3 rpm の角速度で分離されるとする．展開前の衛星の慣性モーメント ( $\text{kgm}^2$ ) は  $I = [1.56, 1.76, 1.90]$  である．よってロケットから分離後の衛星の角運動量は最大で 0.60 Nms である．アンローディングと同様の計算により，デスピンに要する時間は約 2600 s (約 0.4 周期) であると見積もることができる．

### スピニアップ

MW を起動するために，衛星に MW のバイアス角運動量をもたせなくてはならない．スピニアップ同様，角速度センサには磁気センサを，アクチュエータには磁気トルカを使用しスピニアップを行う．MW のバイアス角運動量は 1.27 Nms であるため，スピニアップに要する時間は約 5600 s (約 0.8 周期) であると見積もることができる．

### アームの展開

アームはヨー軸を中心に点対称な構造になっているため，アーム展開時に発生するトルクは外乱トルク以下，大きくても外乱トルクと同程度と考えられる．MW の設計時に安全率 2 をとっているため，アームの展開により姿勢が不安定になることはないと考えられる．

### 2.4.1 初期姿勢捕捉モードのアルゴリズム

本衛星の初期姿勢捕捉モードにおけるアルゴリズムを記述する．

#### デスピン

デスピンでは衛星分離時の任意の回転状態から角速度を 0.5 deg/s まで落とす．角速度の計測には磁気センサを，トルクの付加には磁気トルカを用いるが，磁気トルカのセンサへの影響を排除するためにトルカ出力を OFF にした後もう一度計測を行う．デスピンの大まかな手順を以下に示す．

- ・ 初期状態を 4 rpm 以下とする
- ・ 磁気センサのサンプリングレートは 10 Hz とする
- ・ 1 s 毎に状態判断を行う
- ・ 全ての軸周りの角速度が 0.5 deg/s 以下になれば終了
- ・ 一定時間を経過しても終了しない場合は強制的に終了する
- ・ 状態が悪化した場合はトルク出力を反転する

#### 太陽捕捉

太陽は，全天から比較するとほぼ点光源とみなすことができる．太陽センサとして  $134^\circ$  の視野角をもつ太陽センサを搭載し，2 軸サーチ方式で太陽の捕捉を行う．太陽捕捉の大まかな手順を以下に示す．

- ・ 太陽電池パネルの電圧出力を参照する
- ・ 1 s 毎に状態判断を行う
- ・ 太陽指向角度が  $\pm 3^\circ$  以内になったら終了する
- ・ 一定時間を経過しても終了しない場合は強制的に終了する
- ・ 状態が悪化した場合はトルク出力を反転する

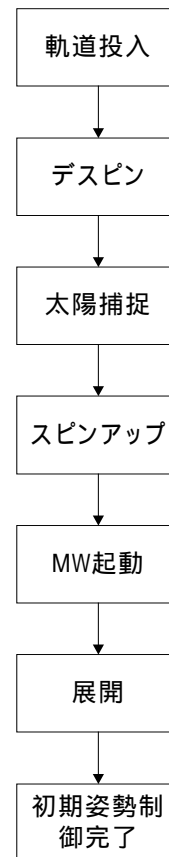


図 2.6 初期姿勢制御プロセス

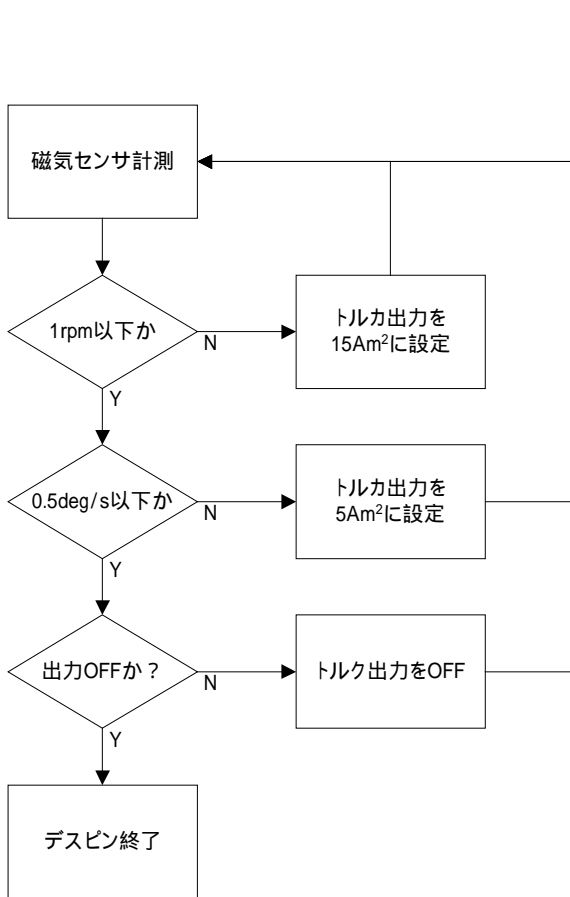


図 2.7 デスピン制御則

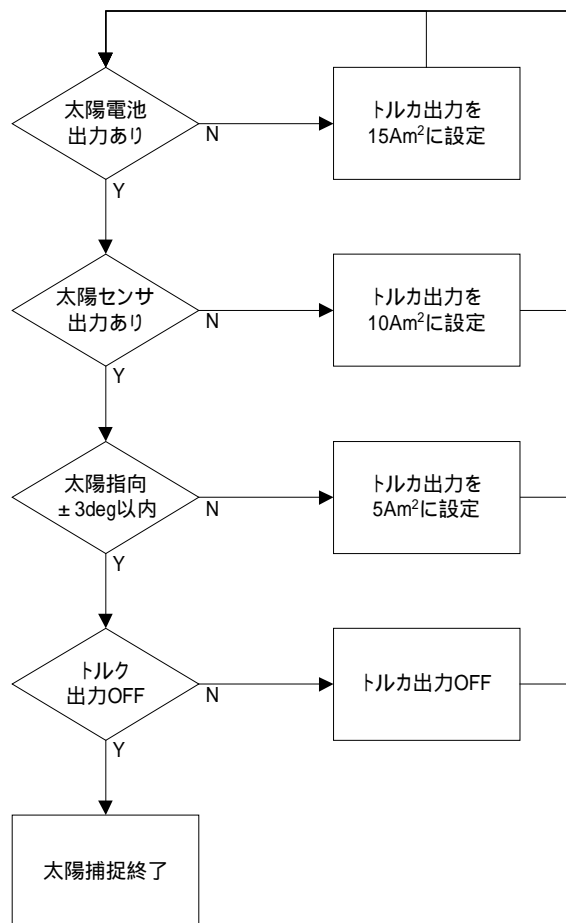


図 2.8 太陽捕捉制御則

### スピニングアップ

バイアスモーメンタム方式では、MW にバイアス角運動量を与えるために、まず衛星をスピン軸回りに回転させバイアス分の角運動量を与え、その後ホイールを起動することで衛星の角運動量を MW に移す。スピニングアップの大まかな手順を以下に示す。

- スピン軸周りの角速度のみの制御とする
- 磁気センサ計測中は磁気トルカを OFF にする
- 磁気トルカの稼働時間は 1 ステップ毎に 1 s とする
- 磁気センサのサンプリングレートは 10 Hz とする

## 3 通信系の設計

### 3.1. ミッション要求

運用軌道が高度 1262 km の低高度地球周回軌道であるので、高出力送信機は必要ない。衛星 - 地上局間の通信には S バンドを使用する。送受信には地上局として JAXA の沖縄宇宙通信所、及びスウェーデンのキルナを選定する。記録したデータは衛星が通信可能範囲に入ったときに地上へ送信される。受信したデータからトレイルのダストの大きさ、分布を確認する。

### 3.2. 通信の概要

H-IIA ロケットから分離すると分離確認スイッチが作動し、その 100 s 後に衛星の統合制御装置、テレメトリ・コマンドシステム、受信機、姿勢制御機器、各種センサを起動する。初期姿勢捕捉後、ヘルス

チェックを行い、異常がなければ計測を開始する。以後の通信では取得した電圧変化および時間のデータを送信する。

### 3.3. コマンド・テレメトリ項目

各通信のコマンド・テレメトリ項目は以下の通りである。

コマンド

- 通信系：送信機 on, データ送信開始, 通信後の送信機 off
- ミッション系：データ判定アルゴリズム変更

テレメトリ

- 姿勢制御系：太陽センサ, ジャイロ, 磁気センサ, 磁気トルカ (3 個), モーメンタムホイール
- 電源系：バッテリー出力電圧 (2 個), バッテリ温度 (2 個)
- 通信系：送信機・受信機温度, 統合制御装置温度
- 構造系：3 軸加速度センサ (5 個), ロータリエンコーダ (4 個)
- ミッション系：レーザー (2 個), 取得データ (電圧変化, 時間)

通信不可能な時間帯にはこれらのデータを統合制御装置のデータレコーダーに貯めておき、通信可能な時間帯に地上局へこれらのテレメトリデータを送信する (Store and Forward 方式)。

### 3.4. データ量

#### 3.4.1. テレメトリデータ量

ヘルスデータは全部で 26 項目あり、個々のデータは 16 bit で保存する。これらを定常時にサンプリングレート 0.2 Hz で記録すると 83.2 bps となる。

ミッションデータは検出されるレーザーの電圧にトリガをかけ、レーザーの電圧変化を感知してから電圧変化のデータを 40point 記録し、地上へ送信する。記録するデータは電圧変化及び時間である。1 point のデータは 10bit とする。

一日に観測するダストの個数、及び次の通信までに観測できる範囲を考慮に入れて 100 個の観測データ量を考える。データ量は

$$10 \times 40 \times 100[\text{bit}] = 40000[\text{bit}]$$

となる。予備観測時にデータ量は最大になり、1 つのデータを 23 bit, サンプリングレートを 1 Hz とする。データ量は

$$6646 \times 23[\text{bit}] = 152858[\text{bit}]$$

となる。これに余裕を持たせた 4 倍のデータ量の 0.61 Mbit を最大のデータ量とする。

#### 3.4.2. 通信時間

地平線付近の通信障害を考慮し、通信可能範囲に 5° のマージンを取って通信時間を求める。地上局は沖縄宇宙通信所、及びスウェーデンのキルナの 2 つであり、1 日の通信可能時間は図 3.1 に示す。ここで、横軸は昇交点赤経が東経 147° の時を基準とした。

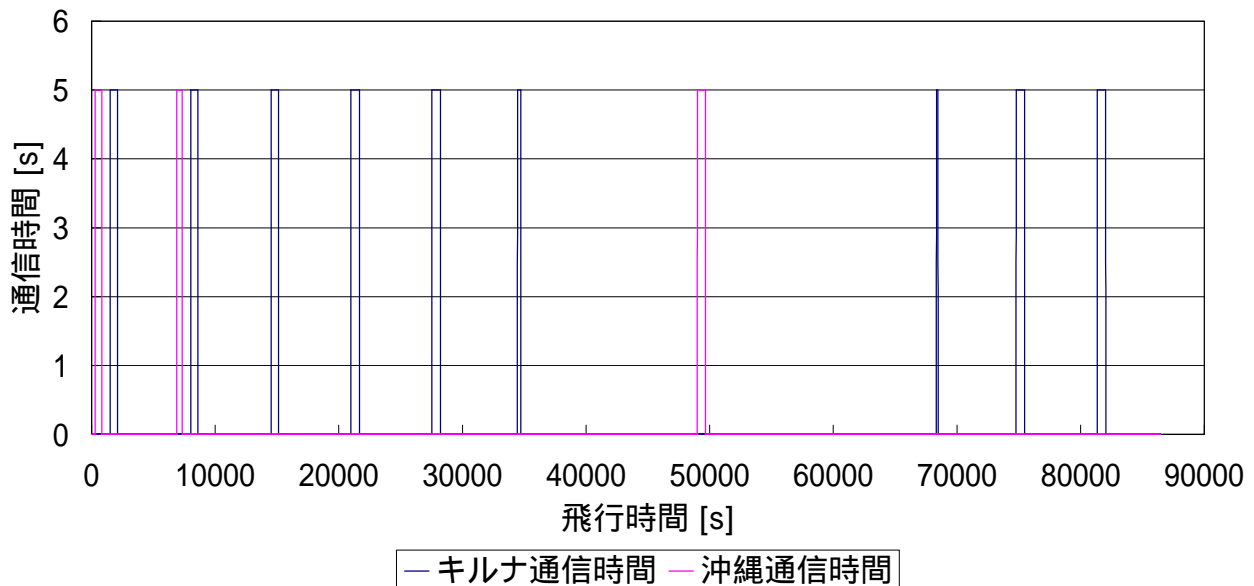


図 3.1 通信可能時間

### 3.4.3. データレート

3.4.1, 3.4.2 より, 各通信におけるデータレートを決定する. 本衛星では, 蓄積されるデータ量は 0.61 Mbit となるので, データメモリは 2 Mbit あれば十分である. 最大無通信時間は 18680 s で, その後行われる通信可能時間は 130 s である. このときのデータレートが最大となり, テレメトリデータ 0.61 Mbit と蓄積されたバス系データを 130 s で送信する. データレートは

$$\frac{610000[\text{bit}] + 83.2 \times 18680[\text{bit}]}{130[\text{s}]} = 16648[\text{bps}]$$

となる. 10% のマージンをとり符号化率 1/2 とすると必要な送信データレートは 36.7 kbps となる. よって, 余裕をもってデータレートを 40 kbps とする. また, コマンドデータレートは 1.0 kbps とする.

### 3.5. 回線設計

今回のミッションにおける最大通信距離は, 通信可能範囲に 5° のマージンを取ると, 2547.53 km である. アンテナとして, 送受信共にパッチアンテナを用い, 初期姿勢捕捉等の姿勢不安定時に備え -z 方向に 2 つ, アダプタから受ける電波の影響やより広範囲に送受信を行うために +z 方向に 4 つ設置する. 地上局のアンテナに沖縄宇宙通信所の 18 m パラボラアンテナを使用すると UP-link のリンクマージンが非常に大きくなってしまい衛星の受信機が壊れる恐れがある. そこで本ミッションでは沖縄宇宙通信所の位置において自作のパラボラアンテナを使用することとする. 直径を 3 m, ピークゲイン 13.79 dB のパラボラアンテナを利用する. Down-Link には沖縄宇宙通信所の 18 m パラボラアンテナ, 及びキルナの 11 m パラボラアンテナを使用する. リンクマージンを確保する為, モデューション法として Down-Link に Convolutional coding を利用する. Up-Link については NRZ-L を用いる. その他各値を適切に見積もり, 各通信に関して回線設計を行った. 得られた結果を表 3.1 に示す.



表 3.1 回線設計結果

DOWN-LINK		UP-LINK	
パラメータ	数値	パラメータ	数値
搬送波周波数 $f$ [GHz]	2.25	搬送波周波数 $f$ [GHz]	2.044
ビット誤り率 BER	0.00001	ビット誤り率 BER	0.000001
通信距離 $S$ [km]	2547.53	通信距離 $S$ [km]	2547.53
データレート $R$ [kbps]	40.0	データレート $R$ [bps]	1000.00
出力パワー $P$ [W]	0.15	出力パワー $P$ [W]	100.00
出力パワー $P$ [dB]	-8.24	出力パワー $P$ [dB]	20.00
ケーブルロス $L1$ [dB]	-0.80	ケーブルロス $L1$ [dB]	0.00
衛星アンテナ		地上局アンテナ(沖縄)	
ピークゲイン $G_{pt}$ [dB]	6.00	ピークゲイン $G_{pt}$ [dB]	13.79
ポインティングロス	0.00	ポインティングロス	-3.00
アンテナゲイン $G_t$ [dB]	6.00	アンテナゲイン $G_t$ [dB]	13.79
スペースロス $L_s$ [dB]	-167.61	スペースロス $L_s$ [dB]	-166.77
大気吸収によるロス $L_a$ [dB]	-0.28	大気吸収によるロス $L_a$ [dB]	-0.28
システムノイズ密度 $D_s$ [dB/Hz]	-205.81	システムノイズ密度 $D_s$ [dB/Hz]	-205.59
地上局アンテナ(キルナ)		衛星アンテナ	
直径 $D$ [m]	3.00	(パッチアンテナ)	
ピークゲイン $G_{pr}$ [dB]	45.40	ピークゲイン $G_{pr}$ [dB]	6.00
ポインティングロス	0.00	ポインティングロス	0.00
アンテナゲイン $G_r$ [dB]	45.40	アンテナゲイン $G_r$ [dB]	6.00
EIRP [dB]	-3.04	EIRP [dB]	30.79
$E_b/N_0$ (achieved)	27.43	$E_b/N_0$ (achieved)	37.83
$E_b/N_0$ req	9.60	$E_b/N_0$ req	10.50
リンクマージン $LM$ [dB]	17.83	リンクマージン $LM$ [dB]	27.33

## 4. 電源系

### 4.1. ミッション要求

彗星トレイルのダスト観測は 24 時間行われる。計測時は太陽電池セルから必要な電力を供給する。そのため、太陽電池セルは安定した電力が得られるように、太陽受光量が常に一定な  $y$  面に設置する。モーメンタムホイールのアンローディング時の不足電力はリチウムイオン二次電池で供給する。また、太陽電池セルでの発電が見込めない軌道投入後の初期姿勢捕捉期間に消費する電力もリチウムイオン二次電池で供給する。電力制御方式は、本衛星の発生電力が最大 81.8 W～最小 55.5 W、平均 68.7 W と少ないのでパーシャル・シャント方式を採用し、電源系消費電力を少なくするため電力伝達率を高くしたいので、非安定化バスを採用する。

### 4.2. 消費電力

ミッション中に常時電力を必要とする機器はミッション機器、統合制御装置、S バンド受信機、テレメトリ・コマンドシステム、姿勢制御系の機器、各種センサである。S バンド送信機には通信時のみ電力を供給する。初期姿勢捕捉時はミッション機器と送信機以外の機器に電力を供給する。各機器の消費

電力を表 4.1 に示す。

表 4.1 消費電力

搭載機器	個数	消費電力[W]	小計[W]
ミッション部			
レーザー	2	0.3	0.6
オペアンプ	1	1	1
デジタルオシロスコープ	2	2.5	5
統合制御装置	1	4	4
通信系			
S バンド受信機	1	1.3	1.3
S バンド送信機	1	3.4	3.4
S バンドパッチアンテナ	6	0	0
テレメトリ・コマンドシステム	1	4.2	4.2
制御系			
太陽センサ	1	0	0
ジャイロ	1	3	3
磁気センサ	1	0.175	0.175
モーメンタムホイール	1	15	15
磁気トルカ	3	1.11	3.33
構造系			
モーター	5	2.08	10.4
3 軸加速度センサ	5	0.01	0.05
ロータリエンコーダ	4	0.2	0.8
合計			52.255

### 4.3. 太陽電池セル

本ミッションの消費電力より太陽電池セルの必要発生電力を求める。本衛星は広い発電面積が取れないため高い変換効率が得られる Spectrolab 社製のセルを用いる。本衛星で用いる太陽電池セルの諸元を表 4.2 に示す。

表 4.2 太陽電池セル諸元

製造元	Spectrolab
製品名	Ultra Triple Junction Solar Cells
材料	GaInP <sub>2</sub> /GaAs/Ge
動作電圧	2.35 V
BOL 効率	28.3 %
単位面積あたりの質量	84 mg/cm <sup>2</sup>

太陽電池セル諸元より本ミッションにおいて必要な太陽電池発生電力  $P_{sa}$  は式(4.1)で表される。

$$P_{sa} = (P_e T_e / X_e + P_m T_m / X_e + P_d T_d / X_d) T_d \quad (4.1)$$

$P_e$  : アンローディング時の不足電力     $P_d$  : ミッション時消費電力  
 $P_m$  : 通信時増加電力                     $T_e$  : アンローディング時間  
 $T_d$  : ミッション時間                     $T_m$  : 通信時間  
 $X_e$  : バッテリから負荷までの電力伝達効率  
 $X_d$  : 太陽電池から負荷までの電力伝達効率

これより、消費電力及び時間を表 4.3 のように定めると本ミッションにおいて必要な太陽電池発生電力  $P_{sa}$  は、60.3 W となる。但し、それぞれの消費電力は DC/DC コンバータによる効率を考慮したものを使用した。さらに、一年後の効率劣化率を 0.983、及び冬至に黄道面と赤道面のなす角が  $23.5^\circ$  となるのを考慮すると必要な太陽電池発電量 (BOL) は 66.8 W となる。

表 4.3 消費電力及び時間

ミッション時	111 [min]	52.51 [W]
アンローディング時	16 [min]	10.05 [W]
通信時	9 [min]	3.98 [W]

—y 面の面積は  $0.222 \text{ m}^2$  とし、冬至期の発生電力は 67.6 W となる。これは、太陽電池発電量 (BOL)  $66.8 \text{ W} < \text{発生電力 } 67.6 \text{ W}$  となり、要求を満足できる。図 4.1 に一周期の太陽電池セル発生電力プロファイルを示す。

太陽電池セルの必要枚数、直列段数、及び並列段数はバス電圧を 28 V、ダイオード電圧低下を 1.4 V、ハーネス低下量を 1.6 V、動作電圧を 2.35 V とすると直列段数が 15、並列段数が 30 になり、太陽電池セルの必要枚数は 450 枚となる。セル総重量は 151.2 g である。

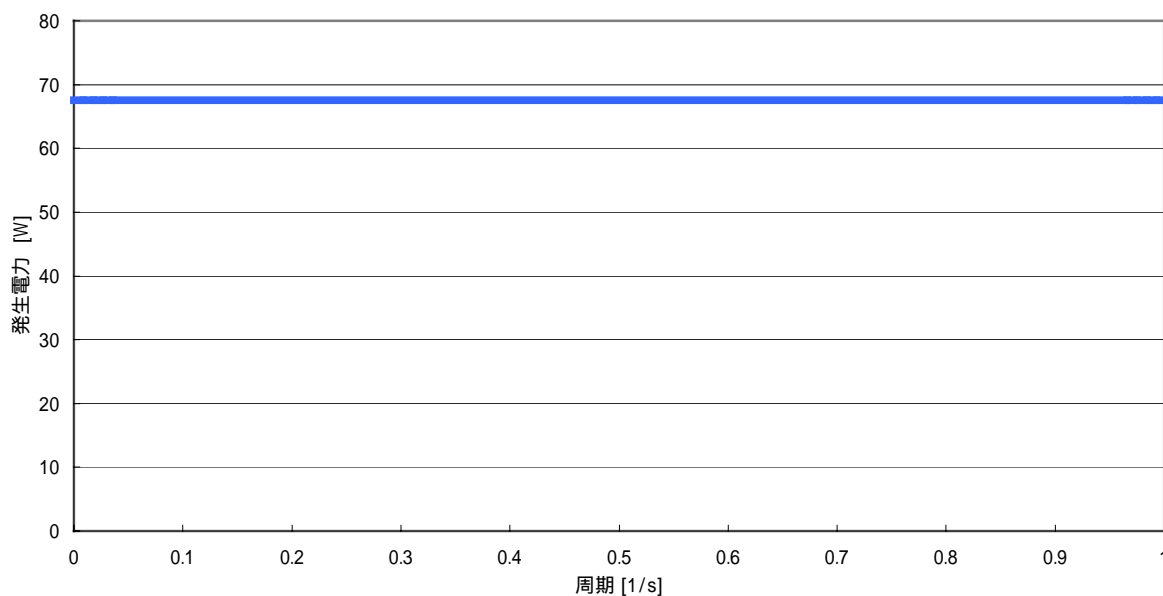


図 4.1 太陽電池セル発生電力

## 4.4. バッテリ

表 4.4 リチウムイオン二次電池諸元

製造元	Panasonic
製品名	リチウムイオン二次電池
型番	CGA103446
公称電圧	3.6 V
公称容量	1.8 Ah
質量	35.5 g

リチウムイオン二次電池はアンローディング時と初期姿勢捕捉時に電力を供給するが、許容バッテリー DOD が異なるためそれぞれに適したバッテリー容量のサイジングをすることにする。また、何らかのトラブルが発生し、太陽入射角がずれ、太陽電池で十分な発電が出来なくなったときの予備電力としても用いる。本衛星で用いるリチウムイオン二次電池の諸元を表 4.4 に示した。

### 4.4.1. リチウムイオン二次電池（アンローディング時）

バス電圧 28 V，ラインドロップ 1 V，及びバッテリーの公称電圧 3.6 V よりアンローディング時に使用するバッテリーの直列段数は 8 とする。また，バッテリーの容量  $C_e$  は式(4.2)で表せる。

$$C_e = \frac{P_e T_e}{C_d N V_d n} \quad (4.2)$$

$C_d$  : 許容バッテリー DOD

$P_e$  : アンローディング時不足電力

$T_e$  : アンローディング時間

$N$  : バッテリ直列段数

$V_d$  : バッテリ平均放電電圧

$n$  : バッテリから負荷への電力伝達効率

これより， $P_e$  を 10.05 W， $C_d$  を 20%， $n$  を 0.9 として  $C_e$  を求めると 0.51 Ah となる。よって，電池 1 個の容量は 1.8 Ah であるからバッテリーの並列段数は 1 とする。以上より，バッテリーの直列段数は 8，並列段数は 1 である。バッテリー重量は 284 g となる。

### 4.4.2. リチウムイオン二次電池（初期姿勢捕捉時）

衛星軌道投入から太陽を捕捉し発電を始めるまで約 2600 sec かかる。この間，必要となる電力を太陽電池から供給することは期待できない。そのため，初期姿勢捕捉時に要求される電力はリチウムイオン二次電池で供給する。

バス電圧が 28 V でラインドロップが 1 V，バッテリー公称電圧が 3.6 V より初期姿勢捕捉時の二次電池の直列段数は 8 となる。また式 (4.2) より  $P_e$  は太陽捕捉までの消費電力 32 W， $T_e$  はマージンを取った太陽捕捉時間 1.95 h (7000 sec)， $C_d$  は本衛星がピギーバック衛星であるため，打ち上げ待機期間中の自己放電を考慮し 70%， $n$  は 0.9 として  $C_e$  を求めると 3.4 Ah となる。リチウムイオン二次電池 1 個の容量は 1.8 Ah であるから並列段数は 2 となる。これより，二次電池の総数は 16 個，その重量は 568 g となる。

## 4.5. 発生電力制御

太陽電池セルにより発生する電力は最悪条件のもと設計されている。そのためミッション期間の初期では太陽電池セルは過剰電力を発生する。そこで，パーシャル・シャント方式を採用することで，電圧

を終始監視しながら過剰な電力を外部に逃がし、安定した電力を供給する。また、電力伝達率を高くし、電源系消費電力を少なくするために非安定化バスを採用する。

本衛星に搭載される機器の動作電圧はそれぞれ 28, 12, 5 V である。各機器に必要な電圧は DC/DC コンバータにより変換され供給される。ここで、バス電圧は 28 V であり、非安定化バスを採用しているので 28 V 用のコンバータは必要ない。12 V と 5 V を供給するため 2 つのコンバータが必要である。コンバータは統合制御装置に電力が供給される手前に設置され、電力は統合制御装置を経て各機器に供給される。本衛星で用いる DC/DC コンバータの諸元を表 4.5 に示す。

表 4.5 DC/DC コンバータ諸元

製造元	C&D TECHNOLOGIES	C&D TECHNOLOGIES
製品名	DC/DC コンバータ	DC/DC コンバータ
型番	UWR-5/3000-D24A	UWR-12/1250-D24A
出力電圧	5 V	12 V
入力電圧範囲	18~36 A	18~36 A
効率 (min.)	85.5 %	85 %
質量	39.7 g	39.7 g

## 5. 構体系

### 5.1. 荷重条件, 剛性要求

本ミッションの打ち上げ時における荷重条件, 剛性要求を表 5.1 に示す。

表 5.1 荷重条件・剛性要求

荷重条件	機軸方向		機軸と直交方向	
	-3.2 G (リフトオフ)	-4.0 G (MECO)	±1.8 G (リフトオフ)	±0.5 G (MECO)
剛性要求	30 Hz 以上		10 Hz 以上	

(※ MECO : 第 1 段エンジン停止)

### 5.2. 構造部材

構体の構造について、概念図を図 5.1 に示す。

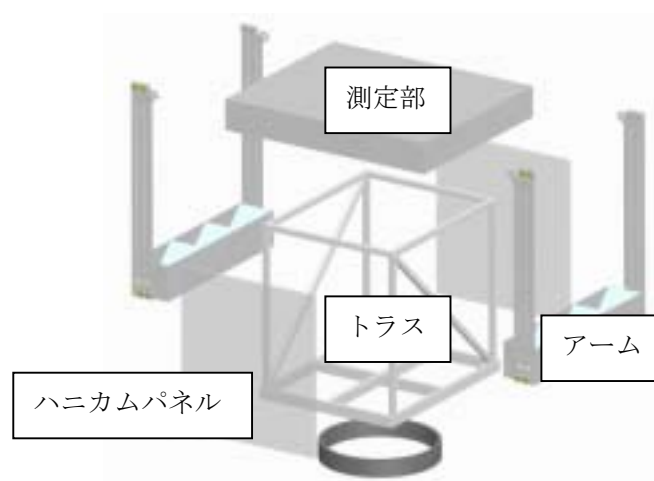


図 5.1 構体の構造の概念図

本衛星の構体はトラス/ハニカムパネル構造とし、強度計算を行う。構体にはアルミ合金 A7075 を用

いる。A7075 の物性値を以下の表 5.2 に示す。

表 5.2 アルミ合金 A7075 の物性値

材質	密度 $\rho$ [kg/m <sup>3</sup> ]	縦弾性係数 E [GPa]	降伏応力 $\sigma_y$ [MPa]	せん断強さ $\tau_y$ [MPa]
Al7075-T6	2800	70.7	496	338

### 5.3. 強度計算

強度計算は表 5.1 で示した荷重条件，剛性要求にもとづいて行う。打ち上げ時において，構体に作用する荷重が振動荷重であること，またモデル化によって生じる誤差の影響を考慮し，安全率を 4 として計算を行った。

#### 5.3.1. アーム

打ち上げ時における，アームとそのアームを支えるシャフトの強度解析を行う。打上げ時にアームは折りたたまれている。

##### (1) アーム

アームのモデル化を以下のように行う。折りたたまれたアームを一つの剛体とみなす。図 5.2 に示す様に展開部の重心に集中荷重が働くと考えて，アームの付け根から伸びる L 字型の梁をモデルとして解析する。荷重はシャフトの両側に均等に働くものとし，支持部は固定端として扱う。

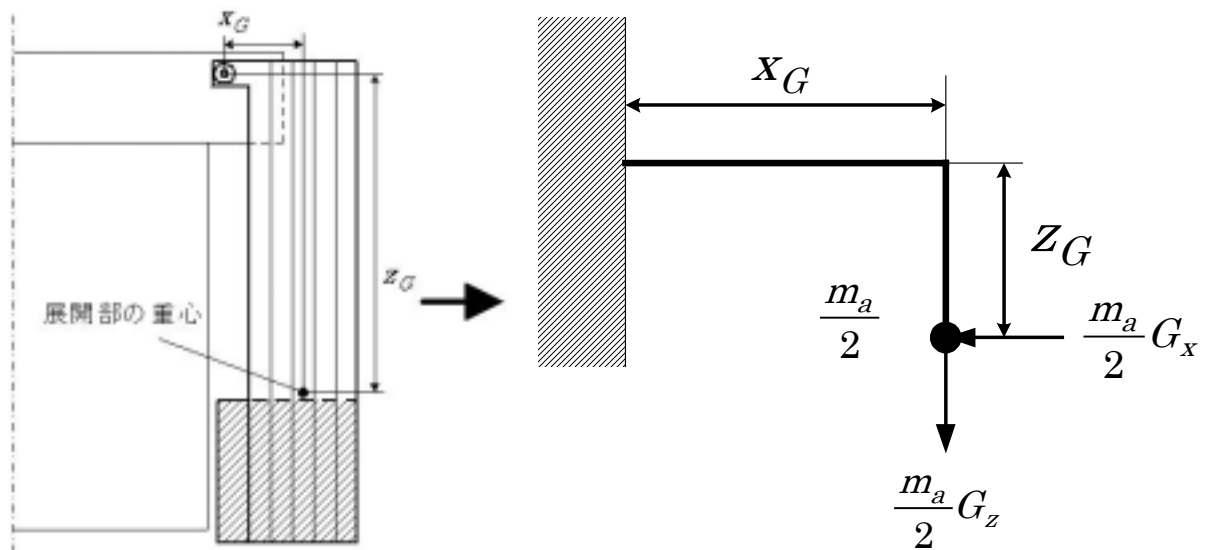


図 5.2 アームに働く荷重のモデル化

重心までの距離は式 (5.1)，式 (5.2) より求まる。

$$x_G = \frac{\sum m_i x_i}{\sum m_i} \quad (5.1)$$

$$z_G = \frac{\sum m_i z_i}{\sum m_i} \quad (5.2)$$

計算の結果は  $x_G = 22.1$  mm， $z_G = 331$  mm であった。最大曲げモーメントは式 (5.3) より求められる。

$$M_a = \frac{m_a}{2} (G_x z_G + G_z x_G) \quad (5.3)$$

リフトオフ時の条件で  $M_a$  は最大となり、その値は 7.83 N m である。  $M_a$  より最大曲げ応力は式 (5.4) より求められる。

$$\sigma_a = \frac{M_a}{Z} \quad (5.4)$$

$Z$ : 断面係数[m<sup>3</sup>]

$\sigma_a$  の最大値は 94.0 MPa であり、これは安全率 4 のときの許容応力  $\sigma_y/4=124$  MPa を下回る。

## (2) シャフト

シャフトのモデル化を以下のように行う。シャフトの左右に荷重が均等に働くものとする。アームに  $x$  方向と  $z$  方向を合成した加速度が働いた状態を考え、最大曲げ応力  $\sigma_s$  を計算する。このときの最大曲げモーメント  $M_s$ 、シャフトにかかるねじりモーメント  $T$ 、相当曲げモーメント  $M_e$ 、断面係数  $Z_s$ 、相当ねじりモーメント  $T_e$ 、極断面係数  $Z_p$ 、及び最大せん断応力  $\tau_s$  はそれぞれ次のようになる。

$$M_s = \frac{m_a}{2} G_{x+z} l_s \quad (5.5)$$

$$T = \frac{m_a}{2} (G_x z_G + G_z x_G) \quad (5.6)$$

$$M_e = \frac{1}{2} \left( M_s + \sqrt{M_s^2 + T^2} \right) \quad (5.7)$$

$$Z_s = \frac{\pi d^3}{32} \quad (5.8)$$

$$T_e = \sqrt{M_s^2 + T^2} \quad (5.9)$$

$$Z_p = \frac{\pi d^3}{16} \quad (5.10)$$

$$\tau_s = \frac{T_e}{Z_p} \quad (5.11)$$

$d$  はシャフトの直径で 10 mm、 $l_s$  はシャフトの構体から突き出した部分の長さで 7 mm である。

以上の式より、リフトオフ時の条件で  $\sigma_s$ 、 $\tau_s$  共に最大となり、その値は  $\sigma_s=40.7$  MPa、 $\tau_s=39.9$  MPa となる。これは許容応力  $\sigma_y/4=124$  MPa、許容せん断応力  $\tau_y/4=84.5$  MPa 以下に収まる値である。

### 5.3.2. アルミトラス

図 5.3 の様なモデル化を行った。ここで、 $y$  軸が機軸方向であり、 $x$  軸が機軸と垂直な方向である。また荷重  $P_H$  については図の  $x$  軸方向に作用する場合を図示している。

トラスの A 点に集中荷重が作用するものとして考える。接点 A における力の釣り合いを考えると、各部材に作用する軸力  $N_1$ 、 $N_2$  は以下の様になる。

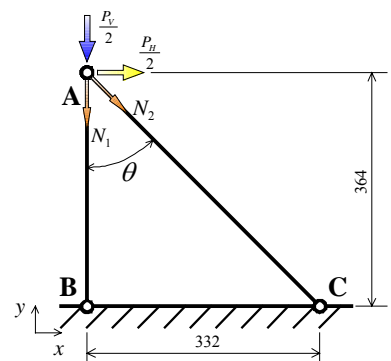


図 5.3 トラスのモデル化

$$N_1 = \frac{P_H}{2 \tan \theta} - \frac{P_V}{2} \quad (5.12)$$

$$N_2 = -\frac{P_H}{2\sin\theta} \quad (5.13)$$

部材 AB, AC の断面積をそれぞれ  $S_1, S_2$  とすると, それぞれの部材に作用する応力  $\sigma_1, \sigma_2$  は以下の様になる.

$$\sigma_1 = \frac{N_1}{S_1}, \quad \sigma_2 = \frac{N_2}{S_2} \quad (5.14)$$

長柱に圧縮応力が作用する場合には座屈を考慮する必要がある. 両端支持の柱において, オイラーの座屈応力  $\sigma_k$  は断面積を  $S$ , 断面二次モーメントを  $I$ , 柱の長さを  $l$  として以下の式で表される.

$$\sigma_k = \frac{\pi^2 EI_{\min}}{Sl^2} \quad (5.15)$$

リフトオフ, MECO 時についてそれぞれ軸力を計算すると,  $N_1$  の最大値は 1300N,  $N_2$  の最大値は 679N で共に圧縮荷重となった. 部材 AB, AC の寸法を図 5.4 の様に取り, 式(5.15)から求められる座屈応力を安全率で割って許容応力を計算すると,

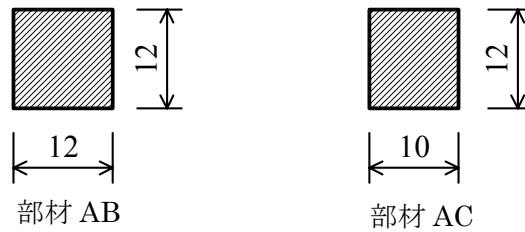


図 5.4 部材 AB, AC の寸法

部材 AB の許容応力 :  $\sigma_{a1} = 14.1$  [MPa]

部材 AC の許容応力 :  $\sigma_{a2} = 5.68$  [MPa]

となる. この時, 部材に作用する応力は

$$\sigma_1 = 9.03 \text{ [MPa]} : \sigma_2 = 5.67 \text{ [MPa]}$$

となり, 許容応力以下となっている.

### 5.3.3. ハニカムパネル

図 5.5 の様なモデル化を行った.

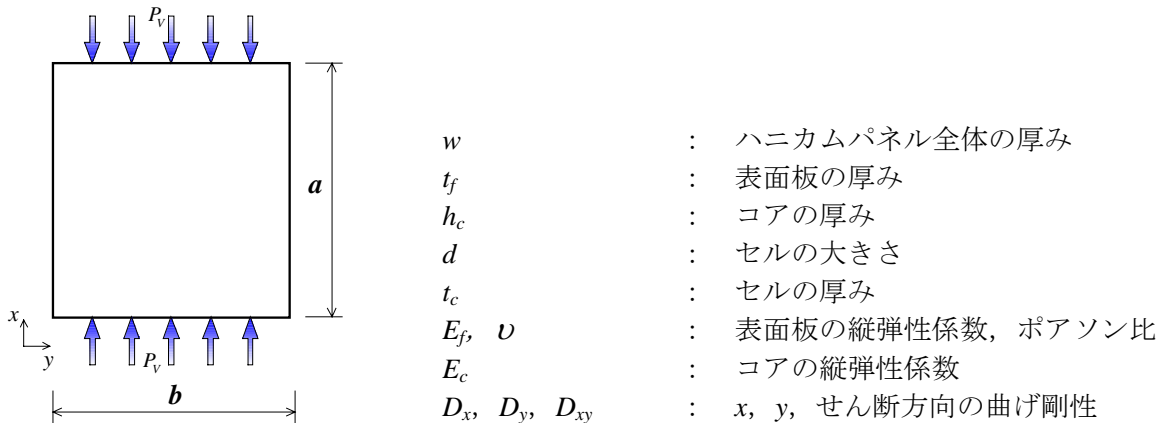


図 5.5 ハニカムパネルのモデル化



コアは荷重を伝えないと仮定すると、表面板は次の応力を受ける。

$$\sigma_f = \frac{P_V}{2t_f w} \quad (5.16)$$

ハニカムパネルの座屈の種類として、以下の4つを考え、それぞれについて許容応力を計算する。

(1) 全体の弾性不安定

板全体が座屈を起こす条件であり、限界応力は

$$\sigma_{cr} = -\frac{\pi^2}{4(1-\nu^2)} E_f \left( \frac{h_c}{b} \right)^2 K_m \quad (5.17)$$

で表される。 $K_m$ については、

$$K_m = \frac{B_1 C_1 + 2B_2 C_2 + \frac{C_3}{B_1} + A \left[ \frac{V_y}{C_4} + V_x \right]}{1 + (B_1 C_1 + B_3 C_2) \frac{V_y}{C_4} + \left( \frac{C_3}{B_1} + B_3 C_2 \right) V_x + \frac{V_y V_x A}{C_4}} \quad (5.18)$$

であり、ここで、

$$\begin{aligned} A &= C_1 C_3 - B_2 C_2^2 + B_3 C_2 \left( B_1 C_1 + 2B_2 C_2 + \frac{C_3}{B_1} \right) \\ B_1 &= \sqrt{D_y / D_x} \quad ; \quad B_2 = 2B_3 + B_1 \nu \quad ; \quad B_3 = \frac{D_{xy}}{\sqrt{D_x / D_y}} \\ V_x &= \frac{\pi^2 \sqrt{D_x D_y}}{b^2 U_{xz}} \quad ; \quad V_y = \frac{\pi^2 \sqrt{D_x D_y}}{b^2 U_{yz}} \\ U_{xz} &= G'_{cx} h_c \quad ; \quad U_{yz} = G'_{cy} h_c \quad ; \quad G'_{cx} = (4/3)(t_c/d)G_c \quad ; \quad G'_{cy} = (8/15)(t_c/d)G_c \\ C_1 &= 4C_4 = \frac{16}{3(n^2+1)} \frac{a^2}{b^2} \quad ; \quad C_2 = 4/3 \quad ; \quad C_3 = \frac{n^4 + 6n^2 + 1}{(n^2+1)} \left( \frac{b^2}{a^2} \right) \end{aligned} \quad (5.19)$$

である。また整数  $n$  は  $K_m$  が最小値になるように選ぶ。

(2) コアのせん断不安定

この場合、限界応力は

$$\sigma_{cr} = -\frac{2}{3} \left( \frac{t_c}{d} \right) \left( \frac{h_c}{t_f} \right) G_c \quad (5.20)$$

で表される。

(3) 表面板のリンクリング不安定

この場合、限界応力は

$$\sigma_{cr} = -\left[ \frac{16}{9} \left( \frac{t_f}{h_c} \right) \left( \frac{t_c}{d} \right) \frac{E_c E_f}{(1-\nu^2)} \right]^{\frac{1}{2}} \quad (5.21)$$

で表される。

(4) モノセルの座屈あるいは表面板のくぼみ

この場合、限界応力は

$$\sigma_{cr} = -\frac{2E_f}{(1-\nu^2)}\left(\frac{t_f}{d}\right)^2 \quad (5.22)$$

で表される。

以上4つの座屈条件について限界応力を計算し、応力を安全率で割ったものを許容応力として採用する。ハニカムパネルの寸法を以下の表 5.3 の様にとり、許容応力を求めた。各座屈条件での許容応力を表 5.4 に示す。

表 5.3 ハニカムパネルの寸法 [mm]

$w$	10
$t_f$	0.5
$h_c$	9
$d$	4.76
$t_c$	0.0762
$a, b$	364, 332

表 5.4 許容応力 [MPa]

全体の弾性不安定	1020
コアのせん断不安定	1300
リンクリング不安定	760
モノセルの座屈/表面板のくぼみ	450

式(5.16)より、 $\sigma_f = 5.9 \text{ MPa}$  であり、この値は許容応力を下回っている。

機軸に垂直方向の荷重が作用した場合にも同様の計算を行った結果、許容応力は $\sigma_a = 450 \text{ MPa}$ 、 $\sigma_f = 2.43 \text{ MPa}$  となり、安全である。

### 5.3.4. 底部フレーム

図 5.1 に示すように、底面はアダプタにより二点支持されている。四隅にある機軸と平行に取り付けられているフレームから、衛星にかかる全荷重  $P$  の  $1/4$  の大きさの集中荷重がそれぞれ加わると仮定して解析を行った。寸法を図 5.6 に、計算モデルを図 5.7 に示す。

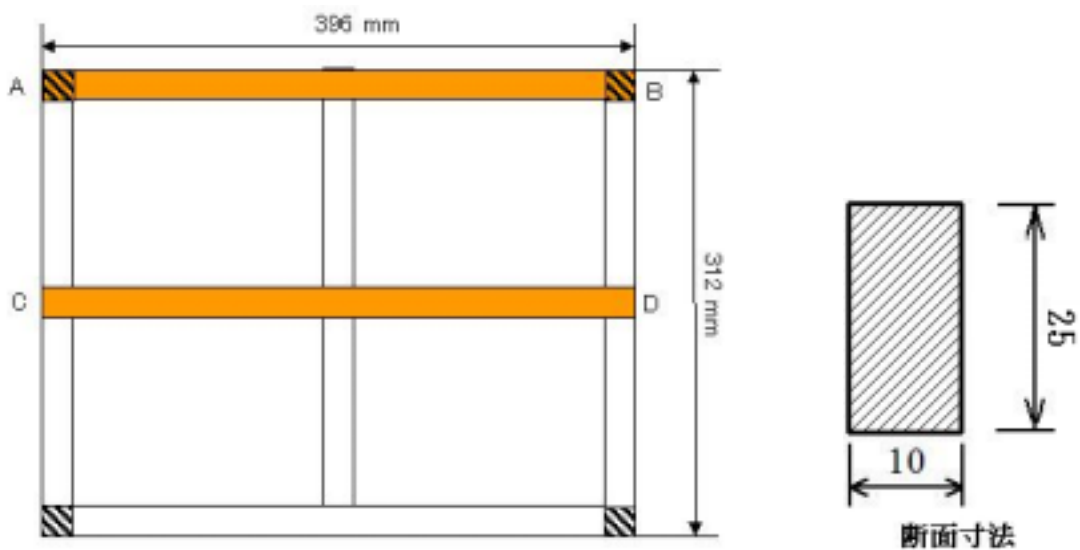


図 5.6 底部フレームの寸法

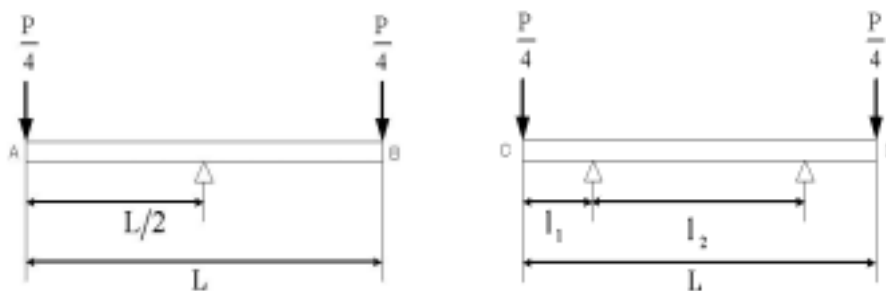


図 5.7 解析に用いた計算モデル

構造的に大きな曲げモーメントが働く長い方のフレームで計算する． $L=0.396$  m,  $l_1 = 0.068$  m,  $l_2$  はアダプタの中心径で  $0.26$  m である．最大曲げモーメント  $M_{max}$  は次のようになる．

$$\begin{array}{ll}
 \text{フレーム AB} & \text{フレーム CD} \\
 M_{max} = \frac{P}{4} \cdot \frac{L}{2} & M_{max} = \frac{P}{4} l_1
 \end{array} \quad (5.23)$$

フレームの幅を  $a$ , 高さを  $b$  とおくと, 断面係数  $Z$ , 最大せん断応力  $\sigma_M$  はそれぞれ式 (5.24), (5.25) となる．

$$Z = \frac{ab^2}{6} \quad (5.24)$$

$$\sigma_M = \frac{M_{max}}{Z} \quad (5.25)$$

計算の結果

表 5.5 底部フレーム計算結果

フレーム AB	フレーム CD
$M_{max}=101.9$ [N m]	$M_{max}=38.2$ [N m]
$Z=1.04 \times 10^{-6}$ [m <sup>3</sup> ]	$Z=4.27 \times 10^{-7}$ [m <sup>3</sup> ]
$\sigma_M=97.8$ [MPa]	$\sigma_M=89.6$ [MPa]

となった．この値は許容応力  $\sigma_y / 4 = 124$  MPa を下回る．

## 5.4. 振動解析

振動解析を剛性要求に基づいて行う．ここで求められているのは構体の 1 次モードにおける固有振動数が表 5.1 に示した剛性要求以上であればよいということである．しかし, この剛性要求は中型や大型の衛星を対象にしており, 小型衛星では一般的にこの値よりも少し高い値が要求される．本解析書では衛星の簡易モデルを作成し, そのモデルをロケットに完全に固定した状態で振動解析を行う．

振動解析には Pro/Mechanica を使い, アダプタをロケットに拘束した条件で固有振動数の解析を行った．解析の結果, このモデルの 1 次モードの振動数は 75 Hz となり, 剛性要求の 30 Hz よりも十分大きい値である．したがって, 本衛星は剛性要求を満たしているといえる．図 5.8 に振動解析モデルの図と, 解析結果として変位分布の図を示す．

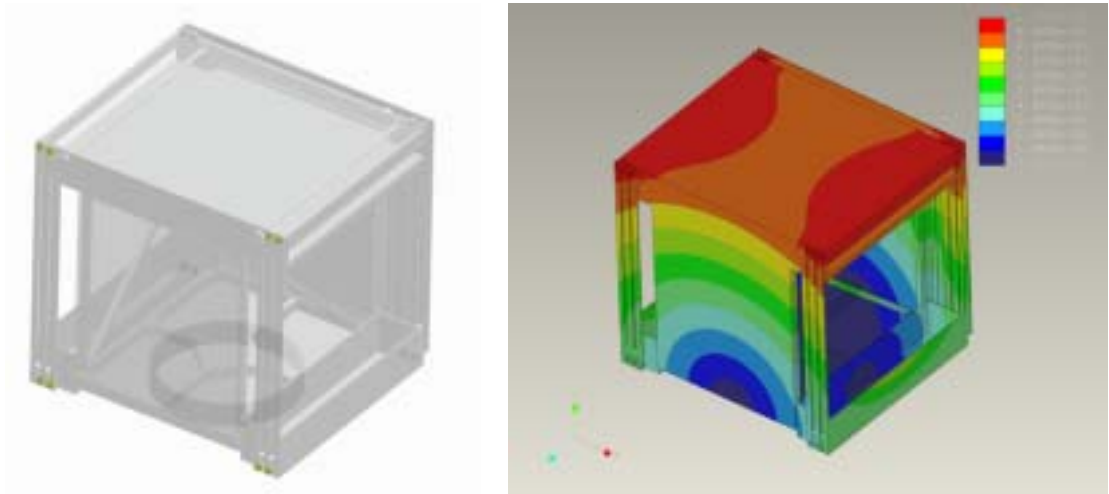


図 5.8 左：振動解析モデル 右：振動解析の結果

## 5.5. アームの収納・展開

本衛星は、打ち上げ後にアームを展開する必要がある。そのアームの展開について説明する。

### 5.5.1. ロック機構

打ち上げ時にアームを収納した状態に保持しておく部分をロック機構と呼称する。ロック機構の概念図を図 5.9 に示す。

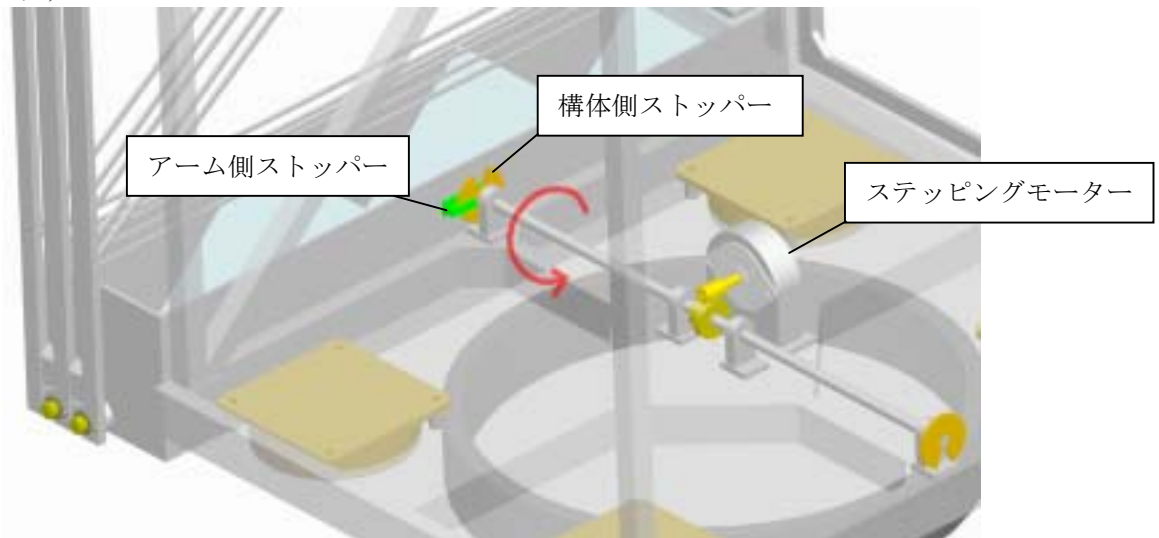


図 5.9 ロック機構の概念図

打ち上げ時においては、構体側ストッパーとアーム側ストッパーによりアームは折りたたまれた状態で固定される。ロケットからの分離後、ステッピングモーターを回転させるとウォームギアを通して構体側ストッパーが図 5.9 の赤矢印の方向に回転する。構体側ストッパーには切り欠きが設けられているため、この切り欠きにアーム側ストッパーを通すことでアームを展開することができる。

### 5.5.2. アームの展開

アームの展開の様子を図 5.10 に示す。

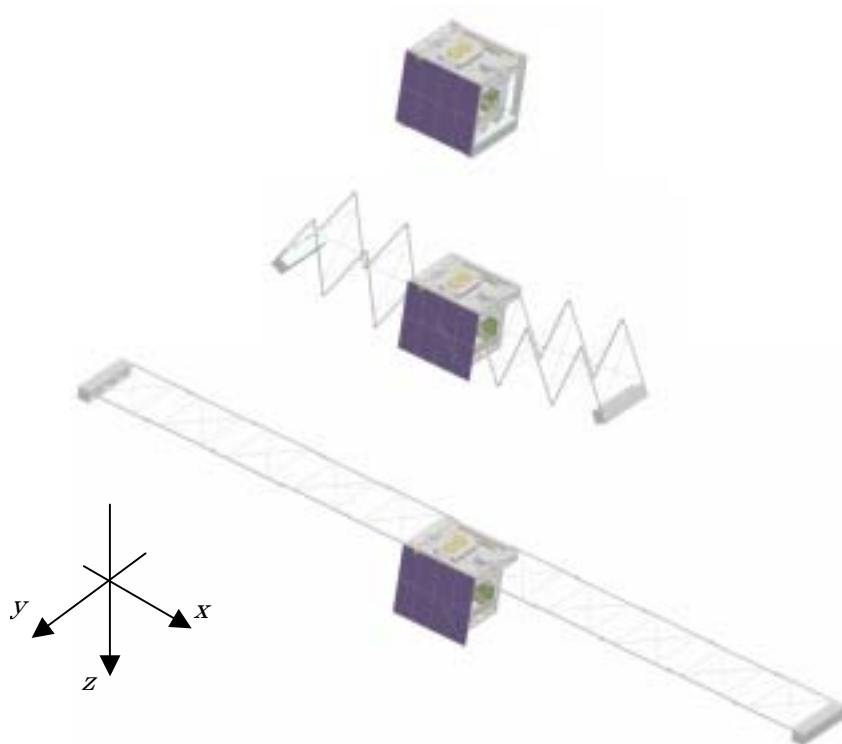


図 5.10 アームの展開の様子

アームの構体側の付け根はシャフトにつながっており，ステッピングモーターを駆動させ，ウォームギアを介することでシャフトを回転させることができる．アームの構体側の付け根について，概念図を図 5.11 に示す．

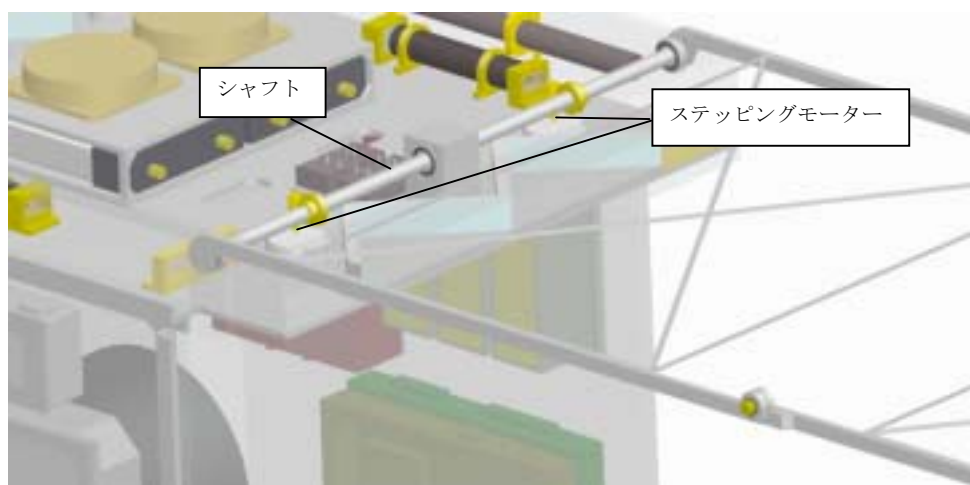


図 5.11 アームの付け根の概念図

アームには両側にそれぞれ 8 箇所 of ヒンジが存在する．これらのヒンジについては，展開が一度きりであることや機構の単純化を図るためすべり軸受とし，ねじりコイルばねの復元力を用いて展開を行う．ヒンジ部の概念図を図 5.12 に示す．ねじりコイルばねはアーム部材 A とピンとに固定されている．ピンはアーム部材 B に固定されているため，アーム部材 A は図 5.12 の赤矢印の方向に回転する．アームはばねの復元力とプランジヤによって開いた状態を維持する．

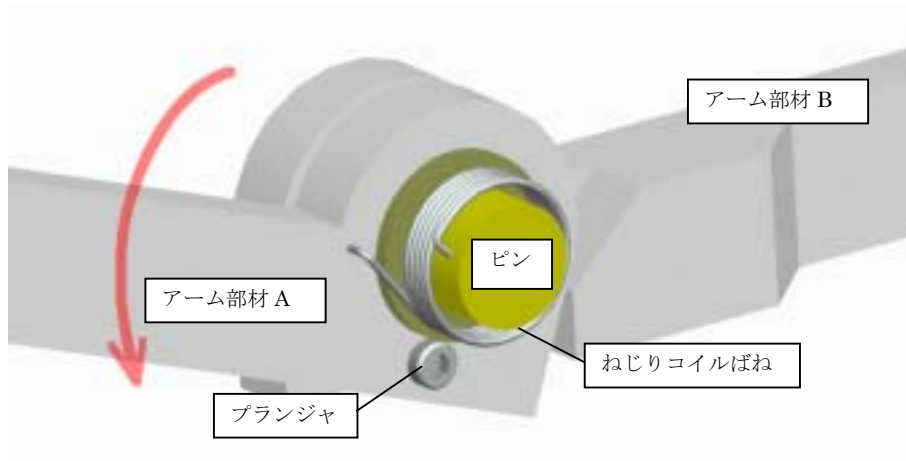


図 5.12 ヒンジ部の概念図

アームの付け根やヒンジなどの摺動部には固体潤滑剤として二硫化モリブデンを用い、摩擦係数の低減を図る。

### 5.6. アームの振動制御

展開後のアームの、1次モードでの固有振動数は 0.53Hz と非常に低い。本衛星に搭載されているモーメントホイールの回転数は最大 100 rps であることから、アームの振動に対しての対策が必要となる。そこで、アームの先端と構体に加速度センサを設置し、この加速度センサと図 5.11 に示したステッピングモーターを用いることで振動制御を行う。しかし、固有振動数が 7.9Hz の 4 次モード以降において、制御が不可能な方向の振動が発生してしまう。この対策としては、測定部に高い減衰能を持つ制振金属を用いることで、振動によるアームの破損の防止を図る。図 5.13 に、1 次、4 次モードにおけるアームの変形を示す。

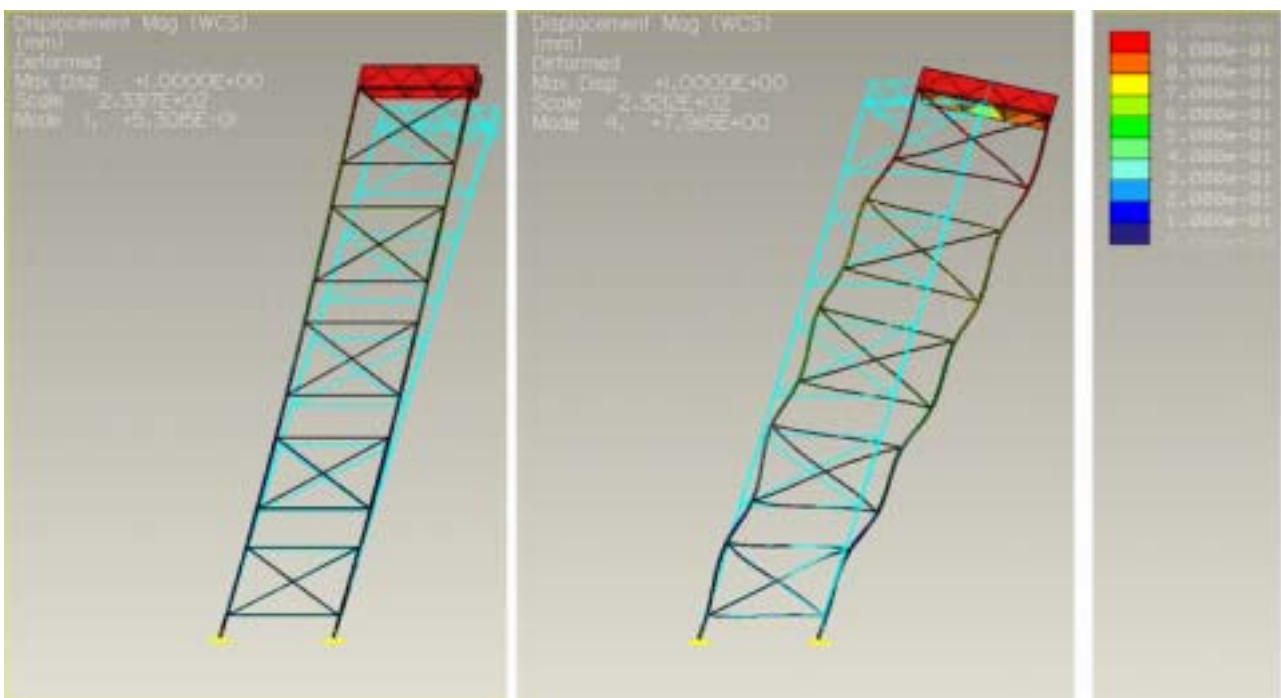


図 5.13 アームの変形（左：1次モード，右：4次モード）

## 5.7. 質量特性

本衛星の質量は 39.5kg である。本衛星は宇宙空間においてアームの展開を行うため、その前後で慣性モーメントが変化する。アームの展開・収納時のそれぞれにおける衛星の慣性モーメントを表 5.5 に、さらにバス部の概念図を図 5.14, 図 5.15 に示す。

表 5.6 慣性モーメント [ $10^6 \text{ kg} \cdot \text{m}^2$ ]

	アーム収納時	アーム展開時
$I_x$	1.89	1.86
$I_y$	1.76	22.8
$I_z$	1.55	22.6

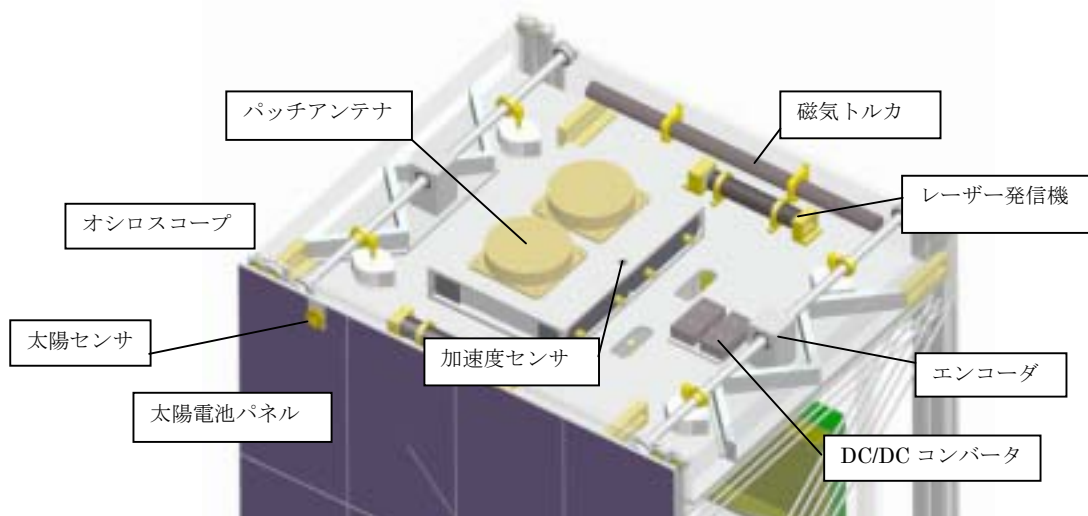


図 5.14 測定部の概念図

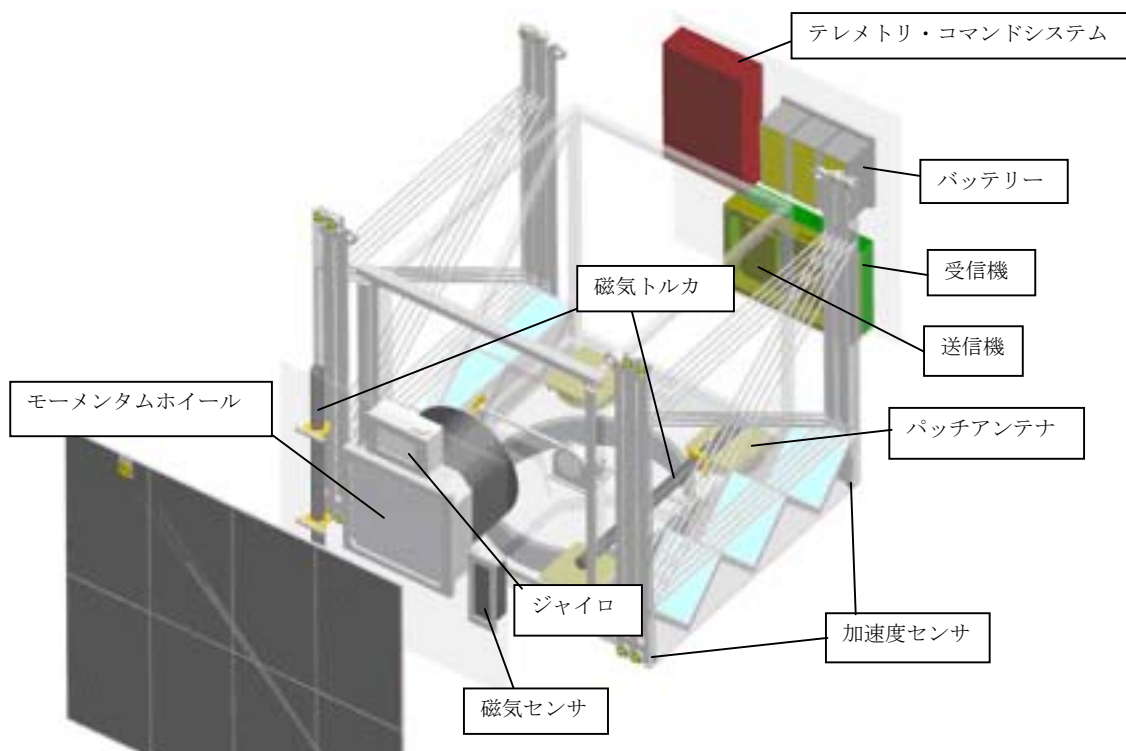


図 5.15 衛星本体の概念図

## 6. 熱制御系

### 6.1. 衛星の熱制御

衛星を運用している期間中、衛星の温度が搭載機器の使用温度範囲を超えないようにする必要がある。本衛星では、二次電池であるリチウムイオン電池の温度条件が最も厳しい。表 6.1 にリチウムイオン電池の温度条件を示す。

表 6.1 リチウムイオン電池の使用温度条件

充電時	放電時
0~45℃	-10~60℃

本衛星の温度が常にこの温度の範囲に収まることを確認するため、衛星の熱収支の計算を行う。

本衛星は高度 1262 km の太陽同期軌道を周回するため、太陽光がさえぎられ非常に低温の環境にさらされる食の状態を考慮する必要がない。軌道上の熱収支の計算は、衛星の形状を球に近似して行う。このとき、球の表面積が衛星の表面積と等しくなるように球の直径をとる。モデル化による誤差を考慮して、計算結果がリチウムイオン電池の使用温度範囲よりも 15℃ ずつ狭い範囲内に収まるようにする。従って、目標となる温度範囲は以下ようになる。

衛星の温度範囲 : 15 ~ 30℃

図 6.1 に、衛星の熱移動の概念図を示す。

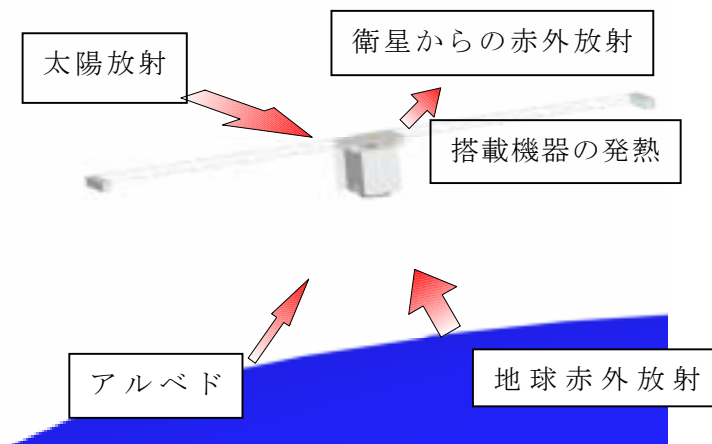


図 6.1 衛星の熱移動の概念図

<衛星への入熱>

(1) 太陽放射  $Q_s$

観測を行っている間は、太陽電池パネルを太陽の方向に向けている。この時太陽放射  $Q_s$  [W] は以下の式で表される。



$$Q_s = G_s \alpha_s A_s \quad (6.1)$$

ここで、 $G_s = 1371 \text{ W/m}^2$ 、 $\alpha_s$  は太陽電池の太陽吸収率、 $A_s [\text{m}^2]$  は太陽電池パネルの表面積である。

初期姿勢捕捉時など、放熱面が太陽の方向を向く可能性がある。この時の太陽放射  $Q'_s$  [W] は、

$$Q'_s = G_s \alpha_R \pi D^2 \quad (6.2)$$

となる。ここで、 $D$  は球に近似した衛星の半径である。

## (2) アルベド $Q_a$

アルベド  $Q_a$  [W] は、地球の大気や地表面で反射した太陽光による輻射熱で、次の式で表される。

$$Q_a = G_s a F_{s-e} \alpha_s K_a \pi D^2 \quad (6.3)$$

ここで、 $a = 0.3$  はアルベド係数、 $F_{s-e}$  と  $K_a$  はそれぞれ形態係数と反射係数であり、次式で与えられる。

$$F_{s-e} = 0.5 \left\{ 1 - \frac{(H^2 + 2HR)^{0.5}}{H + R} \right\} \quad (6.4)$$

$$K_a = 0.657 + 0.54 \left( \frac{R}{R+H} \right) - 0.196 \left( \frac{R}{R+H} \right)^2 \quad (6.5)$$

上式で、 $H = 1262 \text{ km}$  は軌道高度、 $R = 6378.1 \text{ km}$  は地球の半径である。

## (3) 地球赤外放射 $Q_e$

地球からの熱放射  $Q_e$  [W] は次の式で表される。

$$Q_e = q_{IR} \varepsilon_R F_{s-e} \pi D^2 \quad (6.6)$$

上式の  $q_{IR} = 237 \text{ W}$  は地球表面の赤外放射強度、 $\varepsilon_R$  は放熱面の赤外線放射率である。

## (4) バッテリ使用時の搭載機器の発熱量 $Q_w$

以下の3つの場合について考える。

- ・最低限の装置を稼働させるのに必要な電力消費量 :  $Q_{ws} = 13.5 \text{ W}$
- ・初期姿勢捕捉時 :  $Q_{wi} = 31.5 \text{ W}$
- ・アンローディング時 :  $Q_{wm} = 10.1 \text{ W}$

<衛星からの出熱>

## (5) 衛星からの赤外放射 $Q_{em}$

衛星からの赤外放射  $Q_{em}$  [W] は以下のようなになる。

$$Q_{em} = \sigma T^4 A_s \varepsilon_s + \sigma T^4 (4\pi D^2 - A_s) \varepsilon_R \quad (6.7)$$

ここで、 $\sigma = 5.67 \times 10^{-8} \text{ W}/(\text{m}^2 \text{K}^4)$  はステファン・ボルツマン係数、 $\varepsilon_s$  は太陽電池セルの赤外線放射率である。

温度条件として、以下の3つの場合について計算を行う。

(1) 初期姿勢捕捉時

この場合は、太陽電池パネルに太陽光が当たっていないと考える。運用中に何らかの原因で太陽電池パネルが太陽の方向を向かなくなった場合も含まれる。初期姿勢捕捉時の熱バランスの式は次のようになる。

$$Q_{em} = Q'_s + Q_e + Q_a + Q_{wi} \quad (6.8)$$

最小限の機器のみを運用する場合に熱バランスの式は次のようになる。

$$Q_{em} = Q'_s + Q_e + Q_a + Q_{ws} \quad (6.9)$$

(2) 通常の運用時

太陽電池パネルのみで搭載機器の電力をまかなっている状態であり、熱バランスの式は以下の様になる。

$$Q_{em} = Q_s + Q_e + Q_a \quad (6.10)$$

(3) アンローディング時

この場合の熱バランスの式は以下の様になる。

$$Q_{em} = Q_s + Q_e + Q_a + Q_{wm} \quad (6.11)$$

以上3つの条件について衛星の温度を求める。本衛星は、 $y$ 面のみ太陽電池パネルを設置し、衛星本体はアルミトラスとハニカムパネルで構成されている。太陽電池セル及びアルミニウムの赤外線放射率、太陽吸収率は表 6.2 に示す値を持つため、表面に何の熱処理も行わずに運用した場合、衛星の温度は式 (6.8) ~ (6.11) より、表 6.3 の通りとなる。

表 6.2 赤外線放射率と太陽吸収率

	赤外線放射率	太陽吸収率
太陽電池セル	0.92	0.85
アルミニウム	0.04	0.26

表 6.3 各条件における衛星の温度

条件		温度 [°C]
初期姿勢捕捉時	通常の初期姿勢捕捉時	37
	最小限の機器のみ運用	24
通常の運用時		120
アンローディング時		120

表 6.3 から、衛星に熱処理を施さずに運用した場合、衛星の温度が高温になりすぎてしまう恐れがある。そのため、衛星に何らかの熱処理を施さなければならないといえる。

衛星の温度の制御のために、太陽電池パネルを除く構体の表面に黒色塗料のアイログレイズ Z306 を塗装することにした。アイログレイズ Z306 の赤外線放射率、太陽吸収率を表 6.4 に示す。

表 6.4 アイログレイズ Z306 の赤外線放射率・太陽吸収率

	赤外線放射率	太陽吸収率
アイログレイズ Z306	0.92	0.83

アイログレイズ Z306 を用いた場合に、式 (6.8) ～(6.11) より求められる衛星本体の温度は以下の様になり、衛星の温度を目標の温度範囲である 15℃～30℃ の範囲内に収めることができた。

表 6.5 アイログレイズ Z306 を用いた場合の衛星の温度

条件		温度 [°C]
初期姿勢捕捉時	通常の初期姿勢捕捉時	27
	最小限の機器のみ運用	23
通常の運用時		22
アンローディング時		25

以上のことから、衛星表面にアイログレイズ Z306 を塗布することで衛星内部の温度を搭載機器の運用温度範囲内に納めることができる。

## 7. 重量・電力表およびシステムブロック図

表 7.1 重量・電力表

部位	名称	数量	重量[kg]	重量小計[kg]	電力[W]	電力小計[W]
<b>ミッション系</b>						
	レーザー	2	0.1	0.2	0.3	0.6
	レーザーラインフィルター	4	0.001	0.004		
	円筒面平凹レンズ	4	0.001	0.004		
	円筒面平凸レンズ	4	0.008	0.032		
	金平面ミラー1	8	0.031	0.248		
	金平面ミラー2	12	0.125	1.5		
	Si フォトダイオード	2	0.001	0.002		
	オペアンプ	2	0.001	0.002	0.5	1
	デジタルオシロスコープ	2	0.2	0.4	2.5	5
	統合制御装置	1	1.2	1.2	4	4
<b>姿勢制御系</b>						
センサ	太陽センサ	1	0.036	0.036		
	磁気センサ	1	0.104	0.104	3	3
	ジャイロ	1	0.27	0.27	0.175	0.175
アクチュエータ	モーメントムホイール	1	3.6	3.6	15	15
	磁気トルカ	3	0.43	1.29	1.11	3.33
<b>電源系</b>						
	太陽電池セル	450	0.000336	0.1512		
バッテリー	リチウム 1 次電池	16	0.016	0.256		
	リチウムイオン 2 次電池	8	0.0355	0.284		
	シャント・充電器	1	0.2	0.2		
<b>通信系</b>						
	S-Band パッチアンテナ	6	0.08	0.48		
	S-Band 受信機	1	0.5	0.5	1.3	1.3
	S-Band 送信機	1	0.42	0.42	3.4	3.4

テレメトリ・コマンドシステム	1	0.45	0.45	4.2	4.2	
構造系						
アルミトラス	1	4.28	4.28			
ハニカムパネル	2	0.419	0.838			
サイドパネル	2	0.788	1.576			
天板	1	1.08	1.08			
アーム	2	1.56	3.12			
アーム制御	モーター	4	0.133	0.532	2.08	8.32
	ロータリエンコーダ	4	0.04	0.16	0.2	0.8
	ベアリング	8	0.00493	0.03944		
	3軸加速度センサ	5	0.003	0.015	0.01	0.05
	シャフト	4	0.06	0.24		
測定部	フレーム	1	1.81	1.81		
	ベース	1	2.64	2.64		
ソーラーパネル		1	2.58	2.58		
	取り付け金具	1	3.93	3.93		
保持金具	1	2.43	2.43			
ケーブル	1	0.5	0.5			
ロック機構	1	0.274	0.274	2.08	2.08	
アダプタ	1	0.859	0.859			
その他				1		
合計			39.53		52.255	

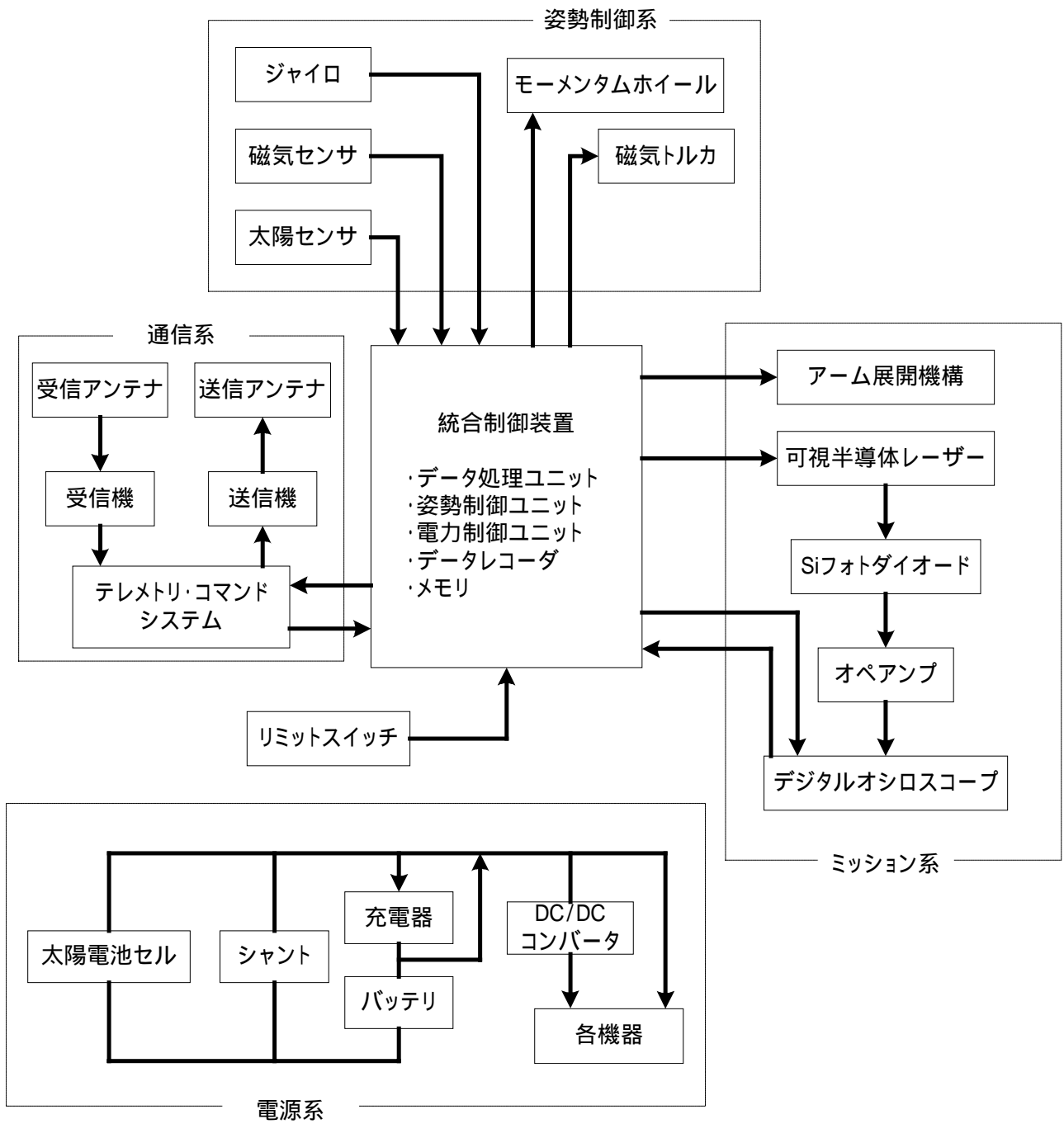


図 7.1 システムブロック図