

## 電気力学テザー実証衛星「Pisces」

名古屋大学大学院工学研究科航空宇宙工学専攻

岡原 卓矢 鈴木 秀明

名古屋大学大学院工学研究科マイクロ・ナノシステム工学専攻

斉川 秀司 中島 博文

名古屋大学工学部機械・航空工学科航空宇宙工学コース

鴨志田 和彦 坂本 拓史 藤井 健太 食野 吉史

### 1 はじめに

#### 1.1 ミッションの概要と目的

衛星から導電性のテザーを伸展させたとき、地球磁場を高速で横切るテザーには誘導起電力による電位が発生し、テザー周辺のプラズマに対し電子収集と電子放出が起こりテザーに電流が流れる。すると、地球磁場との干渉で衛星に対し減速方向にローレンツ力が発生する。逆に誘導起電力を打ち消すように電位をかけることで衛星に対し加速方向にローレンツ力を発生させることが可能である。このように地球磁場と干渉させることを目的とした導電性のテザーを一般的に電気力学テザーという。電気力学テザーによる軌道変更の概念図を図 1 に示す。

本衛星では、親衛星と子衛星で構成され双方を電気力学テザーで接続する。両衛星は軌道投入後分離され慣性力によりテザーを宇宙空間に伸展する。張られた電気力学テザーと地球磁場の干渉により発生するローレンツ力を衛星の軌道変更利用し、効果を GPS 測位により計測・実証することを目的とする。

また宇宙空間での電気力学テザーの電流抵抗値や耐久強度のデータを計測することで、電気力学テザーの定量的な性能を測定し、地上での真空チャンバーを用いた実験に対し計測データを提供することを目的とする。

#### 1.2 ミッションの背景

電荷を持った宇宙機が地球磁場との干渉により摂動を受けることは知られており、人為的に宇宙機を帯電させることにより摂動力を軌道変更用いる手法が提案されている。また、電気力学テザーについても同様で、テザーを伸展させるだけという簡易さと効率の良い推進力を与えられることから宇宙機の軌道変更のみならず、デブリの軌道離脱の方法も有効な手段とされている。

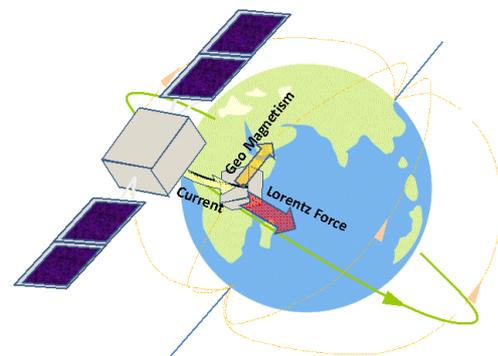


図 1: 軌道変更概念図

最近ではアメリカの衛星 UARS(Upper Atmosphere Research Satellite) やドイツの衛星 ROSAT(ROentgen SATellite) 等の運用を終えた衛星の地球への落下が定期的にニュースに取り上げられ、世間の注目を集めた。その原因として軌道制御が不能となり落下地点、落下時間が正確に把握できなくなったことが挙げられる。このような事態を防ぐための方法として電気力学テザーの技術は十分に役に立つと考えられる。

上述のように地球磁場との干渉を用いた推進は化学スラスタなどの推進燃料を使わない軌道変更として宇宙空間での利用が期待されており、宇宙空間での電子の授受を確認した TSS1R やテザーの伸展を行った SEDS-1,2 などの実験が行われた。

#### 1.3 ミッションの意義

本ミッションの意義に以下のことが挙げられる。

- 電気力学テザーはこれまで多くの論文で取り上げられており、様々な研究や議論が行われてきたが、実際に宇宙機の推進力となることが実証された例

は存在せず、実用化が可能であるかどうかは確認されていない。本ミッションでは電気力学テザーによるローレンツ力の発生を確認し、その力を利用して軌道変更を行えることを検証することで、どの程度の推力が得られるのかを定量的に知ることができる。また理論的に推定される推力は、宇宙環境やその環境下におけるテザーの特性や挙動などで大きく異なると考えられるが、それらの複雑な条件を地上実験で再現することは非常に困難であり、実際に小型衛星を用いて実証することには大きな意義がある。

- 本ミッションで得られるデータを利用することで、従来よりも精度の高い解析法の開発や実験方法の改善が期待でき、テザー推進の研究の幅を広げることができる。例えば、より効率良く推力を得られるテザーの開発に必要な解析法であったり、実際に開発したテザーの特性を調べるための実験方法などの研究に役立つことが考えられる。つまり、本ミッションは今後の宇宙開発の大きな足掛かりとなり得るものであり、ミッションを成功させることは非常に重要な意味を持つと言える。

## 1.4 社会的意義

電気力学テザーの実用性を確かめることで、今後の人工衛星に革新をもたらすことができる。人工衛星はテザーを搭載することにより、電力を推力とすることができ、また逆にポテンシャルエネルギーを電力に変換することが可能となる。さらに、テザーはスラスタのように燃料切れを起こすことはなく、電力すなわち太陽光があれば恒久的に推力を得ることができる。万が一、電力が不足しテザーの抵抗が問題となる場合でもテザーを切り離してしまえば、その抵抗を受けることはなく、まさに理想的な推進装置である。これにより、人工衛星の設計においてこれまでとは違ったアプローチが可能になる。

また、先日宇宙ステーションにデブリが接近し、宇宙飛行士が一時避難することにまでなったように、近年増え続け問題となっている「スペースデブリ」の除去にも応用が可能である。以上のように、テザーの実用性を示すことは非常に大きな意義を持っている。

## 1.5 名前の由来

本衛星の愛称「Pisces」はうお座を意味する。うお座のモデルはギリシア神話のヴィーナスとエロスで、二人は魚に変身した後、離ればなれにならないよう互い

の尾を紐でつないだといわれる。実際夜空の星座絵でも二匹の魚が紐でつながった姿で描かれる。

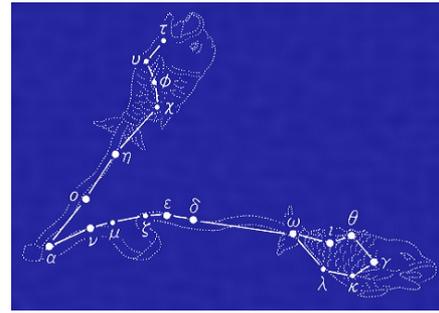


図 2: うお座

この背景が今回のミッションである親衛星と子衛星をテザーでつなぎ、一緒に軌道変更する姿に重ねることができること、またテザー伸展時のリール機構は魚釣りを連想させるものであること、さらに星座ということで宇宙にも密接に関係していることからこの名前を採用した。

## 2 ミッション部の設計

### 2.1 ミッション定義

「電気力学テザーを用いたライブレーション減衰制御を含めた軌道長半径制御の実証」

を本ミッションの定義とする。電気力学テザーによる推進力を実証することにミッションの最重要点とし、ミッション期間やミッション機器は必要最低限のものとする。一般的に数 km の伸展を行うテザーシステムにおいても可能な限り短いもので達成することを考える。

電気力学テザーによる推進力は軌道長半径の計測により実証され、本ミッションでは 5[km] の軌道長半径増加を持ってミッションの成功とする。GPS(Global Positioning System) での測定精度は 10[m] 程度であるため、5[km] の増加は十分に観測可能である。また、今後の長期的なテザーシステム推進を想定し、軌道上での姿勢制御を行いながらのミッション遂行となる。なお、姿勢制御にはスラスタを使用しないため、軌道長半径変化への影響は無いものとする。

### 2.2 ミッション要求

本ミッションの要求を以下に述べる。

- 伸展リールの回転角制御でテザーを安定に伸展できること

- テザー伸展中に親衛星がリールからの反トルクに耐えること
- 想定する電流がテザーに流れ、さらにテザーが宇宙環境に耐えること
- 展開したテザーシステムのライブレションをローレンツ力で減衰させること
- ローレンツ力による軌道制御とライブレション制御が同時に可能であること
- 衛星の質量中心での長半径変化によりローレンツ力の影響を検証すること

## 2.3 導電性テザーの選定

### 2.3.1 原理

宇宙機から伸展された導電性の紐 (Tether) が、ある速度で地球磁場中を通過すると誘導起電力が発生する。その時、周辺のプラズマからテザー両端に接続されたコレクタやエミッタから電子を収集・放出することで導電性テザーとプラズマ間に閉回路を生成し、電流が流れる。この電流と地磁気からローレンツ力が発生する。この性質を利用して、宇宙機やデブリの軌道を降下させることができる。このような特徴から、燃料消費を大幅に抑えた軌道変換が可能であるため近年注目されている。

導電性テザーには2種類の動作モードがある。宇宙機の進行方向と逆向きにローレンツ力が働く減速モードと進行方向にローレンツ力が働く加速モードである。さらに、減速モード時には軌道降下させるとともに充電も行うことができ、加速モード時にはローレンツ力が推進の役割を担い、軌道上昇を行うことができる。ただし、加速モード時には衛星の内部電源を用いて減速モード時に発生する電位差より大きな電圧をテザーに印加することで、減速モードの時とは逆向きの電流を流し、加速方向のローレンツ力を発生させなければならないことには注意が必要である。それぞれのモードにおける原理図を図3と図4に示す。磁界  $B$  中を長さ  $L$  のテザーが速度  $v$  で横切るとすると、得られる誘導起電力  $V_{EMF}$  の大きさは、

$$V_{EMF} = (v \times B)L$$

である。また、この電位差によりテザーに電流  $J$  が流れると、

$$F = J \times BL$$

なるローレンツ力  $F$  が発生する。しかし、テザーに流れる電流は、プラズマコンタクトの性能に依存する。い

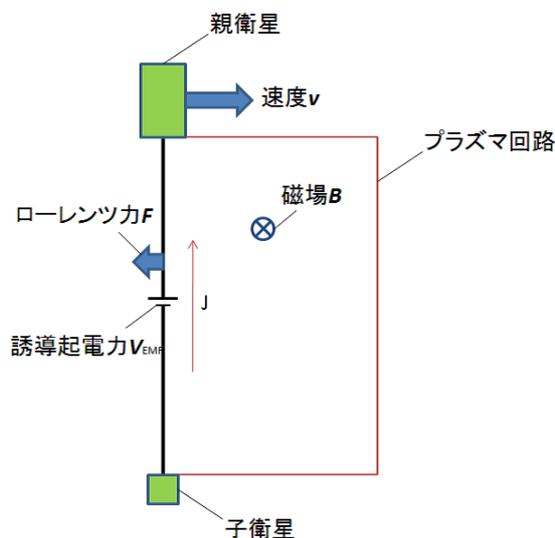


図 3: EDT 減速モード

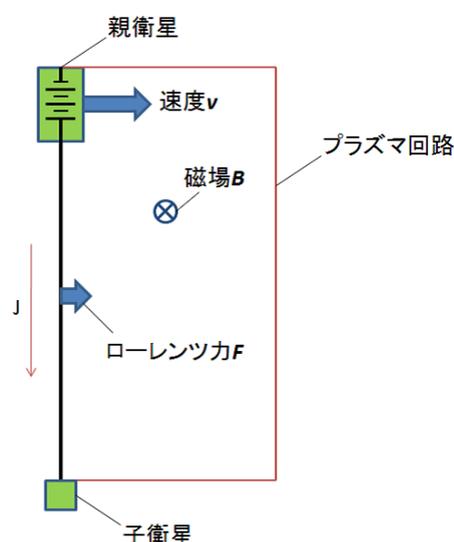


図 4: EDT 加速モード

くら大きな電位差をテザーに発生させてもプラズマコンタクトの電子収集・放出能力が低ければテザーにはその電位差に見合う電流は流れず、推力も十分に得られない。そこで、次に述べるベアテザーを選定する [1]。

### 2.3.2 テザーの種類と特徴

導電性テザーには、システムを構成するために周辺プラズマと電子の授受を行うためのプラズマコンタクトが両端に必要となる。表1に示すように、電子を放出するためのエミッタとして、電子銃やホローカソード、電界放出型電子源 (FEC) があり、電子を収集するためのコレクタとして、球状コレクタやホローカソード、ベアテザー (被覆無し導線) がある。これらを組み合わせることで周辺プラズマと閉回路を形成する。今

回採用するベアテザーはテザー自体が電子収集・放出に用いることができ、球状プラズマコンタクトよりも電子流入効率が良く、低真空領域での耐久性が高い[2]。

表 1: プラズマコンタクト

エミッタ名	長所	短所
ホローカソード	容易で長寿命	要高電圧印加
ベアテザー	高効率	負放電
電界放出型	小型で高精度	放出電流不安定

コレクタ名	長所	短所
球状コレクタ	容易で安価	シース域小
ベアテザー	高効率	異常収集電流

ベアテザーは大きく分けて2種類のタイプに分類される。「ブレイデッドタイプ (Braided Type)」と「ネットタイプ (Net Type)」である。ブレイデッドタイプは、電流を流す導電体であるアルミニウム線と補強の役目を担うカーボン繊維を編みあげて作り上げたベアテザーである。一方、ネットタイプはブレイデッドタイプのベアテザーを数本編んで網状にしたベアテザーである。それぞれの特徴を表2にまとめる。

表 2: ベアテザーの種類

タイプ名	長所	短所
ブレイデッド	強度大	負放電
ネット	生存率大 シース域大	異常収集電流

ベアテザーには、「異常収集電流」と「負放電」という2つの欠点を持つ。これらは、導電性テザーシステムが宇宙プラズマと電子のやり取りを行い、宇宙プラズマに対して正の電位・負の電位を持つ部分が生じるために起こる現象である。宇宙プラズマに対して正の電位を持つ部分で、テザー電位により電子が加速されることで二次電子とイオンが発生する。そしてイオンがテザーシース内で拡大することで電子の流入の増加を促し、異常収集電流が発生する。このことにより、通常より多くの電子が流れベアテザーが加熱され焼き切れる可能性がある。ベアテザーのネットタイプは異常収集電流の発生がブレイデッドタイプに比べて、この現象が早く発生する。また、負放電は、宇宙プラズマに対して負の電位を持つ部分で、導電体・絶縁体・宇宙プラズマの三つの境界が作るトリプルジャンクションが原因で大きな放電が発生し、電流が流れテザーが切断される現象である。ブレイデッドタイプはネットタイプに比べて、この現象が早く発生する。これらの問題点における発生閾値は実験により分かっているので、サイズ剤を除去するという対策を施したブレイデッド

タイプのベアテザーを採用する[3]。

サイズ剤とは、耐薬品性等の性質を持つ炭素繊維強化複合材である。非伝導性のアルキレンオキサイド系の樹脂でできており、このサイズ剤を除去することで「負放電」の発生を防ぐことが分かっている。除去方法は400～550[°C]に熱した恒温槽に1時間ほど置くことで除去することができる[4]。

### 2.3.3 構成

今回使用するブレイデッドタイプのベアテザーは、アルミニウム製のワイヤーにテザー補強用の炭素繊維を編みこんだもので、幅2 [mm]、厚さ0.5 [mm]、長さ300 [m]の帯状である。一般的なアルミニウムの破断強度は高温時(370[°C])で10[N/mm<sup>2</sup>]程度であるので、このテザーの破断強度は10[N]以上であると考えられるが、正確な破断強度は地上実験によって計測する。図5にベアテザーの構成図を示す。炭素繊維は放電頻度の少ないという実験結果が出ている非導電性材料CT-207 (Technora, 導電率10<sup>-7</sup>~<sup>-8</sup>[S/m])である。

発生閾値は、負放電がプラズマ電位に対して-400 [V]以下であり、異常電流収集ではプラズマ電位に対して+400 [V]以上である。

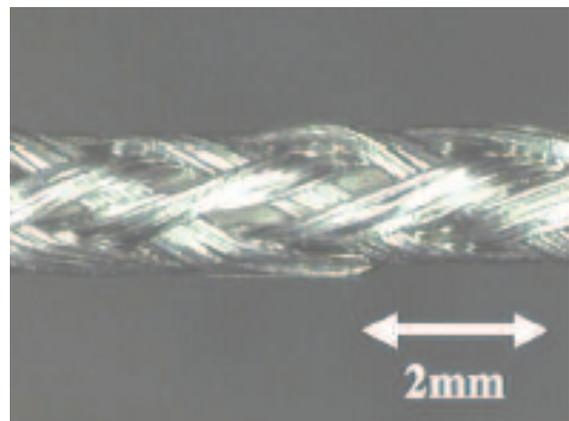


図 5: ブレイデッドタイプベアテザーサンプル図

## 2.4 テザー長さとはテザーに流れる電流の選定

伸展するテザーの長さは長くするほど流れる電流による推力の発生が見込まれる。しかしながらテザーが長いほど誘導起電力が大きくなり衛星が誘導起電力に打ち勝つだけの内部電圧が必要となるため、過去の超小型衛星での伸展可能なテザー長さの考察よりテザー長さを300[m]と設定する[5]。

また、後述のローレンツ力による姿勢制御の項で示すように、ローレンツ力による姿勢制御トルクはテザー

長さ  $L$  の 2 乗とテザーに流れる電流  $J$  の積に比例する．シミュレーションを行い，ミッションの要求を満たすにはテザー電流  $J$  は 40mA 程度が必要であることを確認したため，テザー長さを 300[m]，テザーに流す最大電流を 40[mA] と設定して以降の設計を進める．

## 2.5 ミッション高度の選定

ミッション高度を選定するにあたり，地球磁場と大気密度とプラズマ密度が考察すべきものとして挙げられる．これらの量は高度によって変化するものであり，地球磁場と空気密度は得られる推力と大気抵抗の大きさに関係し，プラズマ密度はテザーに流れる電流に関係する．従って本章ではこれらの量について考察をする．

### 2.5.1 高度と大気密度の関係

以下の計算では大気密度の値は図 6 に示すように，参考文献 [6] にデータとして得られている値を補間したものを用いた．

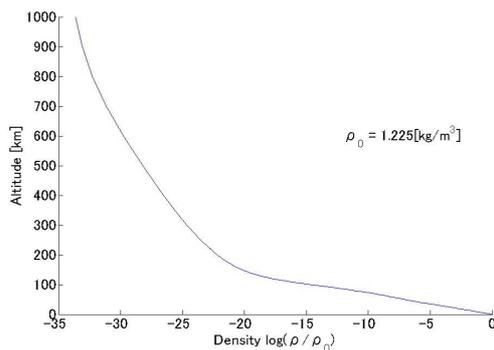


図 6: 大気密度グラフ

### 2.5.2 高度と推力の関係

ここでは地球磁場を北磁極が地軸上にあるダイポールモデル [7] でモデル化し，衛星は赤道を円軌道で運動すると仮定する．テザーシステムによる推力を  $F_P$ ，衛星の空気抵抗を  $F_D$ ，軌道高度を  $h$  とした時の実効推力  $F$  は

$$\begin{aligned} F &= F_P - F_D \\ &= JBL - \frac{1}{2}\rho v^2 C_D S \\ &= \frac{JB_0 R_E^3 \sin \Theta L}{(R_E + h)^3} - \frac{1}{2} \frac{\rho \mu C_D S}{R_E + h} \end{aligned}$$

となる．ここで

- $\rho$  : 大気密度
- $v$  : 衛星の速度
- $C_D$  : 抵抗係数
- $S$  : 衛星基準面積
- $R_E$  : 地球半径 (= 6378[km])
- $B_0$  : 地球磁場 (=  $3.12 \times 10^{-5}$ [T])
- $\Theta$  : 北磁極からの傾斜角
- $\mu$  : 地球重力定数 (=  $3.986 \times 10^5$ [km<sup>3</sup>/s<sup>2</sup>])

である．テザー電流を  $J = 0 \sim 40$ [mA]， $L = 300$ [m] であるとした時の実効推力を計算した結果を図 7 に示す．図 7 では赤線が  $J = 0$ [mA] の場合を表している，上に行く毎に間隔 10[mA] で増加させ， $J = 40$ [mA] までの結果を表している．図 7 より高度 500[km] 程度以上でなければ軌道上昇させる実効推力がまともに得られないことが分かる．

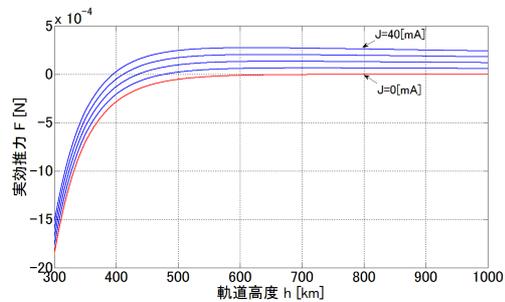


図 7: 高度における実効推力

### 2.5.3 プラズマ密度と高度の関係

プラズマ密度は NASA の IRI(International Reference Ionosphere)2007 を用いることで値を得られる．プラズマ密度は場所によっても変化する値であるので，高度毎に最も低い値を抜き出して図 8 に示す．図 8 からプラズマ密度は  $1.0 \times 10^{10}$ [1/m<sup>3</sup>] のオーダーであることが分かる．

### 2.5.4 プラズマ密度とテザー電流の関係

プラズマ密度とテザー電流を関係付けるものとして OML 理論 (Orbit Motion Limit Theory) が挙げられる．この OML 理論によるとテザーに流れる電流量  $J_{OML}$  はプラズマ密度を用いて次のように表される．

$$J_{OML} = 2eN_0RL\sqrt{\frac{2e\phi}{m_e}}$$

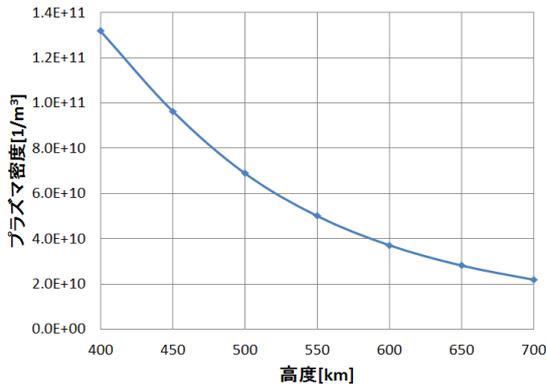


図 8: 高度別最低プラズマ密度

- $e$  : 電荷素量
- $N_0$  : プラズマ密度
- $R$  : テザー半径
- $\phi$  : プラズマとテザー間の電位差  
( $= V_{IN} - V_{EMF}$ )
- $m_e$  : 電子質量

この式を基にして印加電圧毎の電流量とプラズマ密度の関係を図 9 に示す。

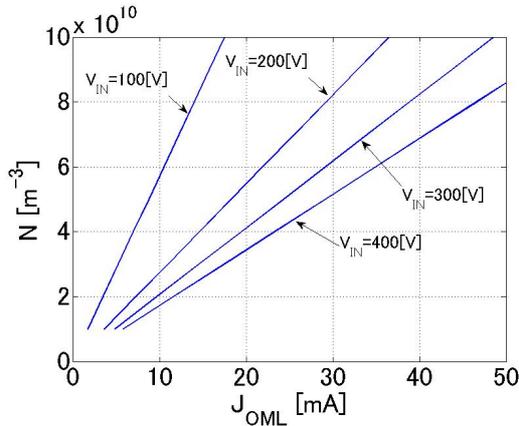


図 9: 電流量とプラズマ密度の関係図

図 9 からプラズマ密度が  $1.0 \times 10^{10} [1/m^3]$  のオーダーの場合にテザー長さ  $L = 300[m]$  でテザー電流  $J_{OML} = 40[mA]$  を得るためには印可電圧  $400[V]$  で  $6.78 \times 10^{10} [1/m^3]$  以上が必要であることが分かり、この値以上のプラズマ密度を常に得られる高度は図 8 から  $500[km]$  程度以下であることが分かる。高度と実効推力の関係から  $500[km]$  程度以上の高度が望ましいという結果を得ているので、本ミッションにおける高度として  $500[km]$  を選定する。

## 2.6 ミッション期間の選定

ミッション期間の選定にあたり、軌道上で衛星が常にテザーシステムによる一定推力を得ると仮定した場合の考察を行う。

Gauss の惑星方程式より Hill 座標系での軌道長半径の時間変化量は次のように表される [8]。

$$\frac{da}{dt} = \frac{2}{n\sqrt{1-e^2}} (a_r e \sin \nu + a_\theta (1 + e \cos \nu))$$

ただし

- $a$  : 軌道長半径
- $e$  : 離心率
- $n$  : 軌道角速度
- $\nu$  : 真近点離角
- $a_r, a_\theta$  : 半径方向, 接線方向の加速度

である。衛星質量を  $M$  とすると

$$a_\theta = \frac{F_P - F_D}{M}$$

であり、Gauss の惑星方程式に代入すると、

$$\frac{da}{dt} = \frac{2F_P - \rho a^2 n^2 C_D S}{nM}$$

両辺を 0 から  $T_M$  まで積分することで以下の式を得る。

$$F_P = \frac{1}{2} \frac{(nT_M \rho a^2 C_D S + daM)n}{T_M}$$

上式から横軸にミッション期間  $T_M$ 、縦軸に必要な推力  $F_P$  をとりプロットすることにより図 10 を得る。

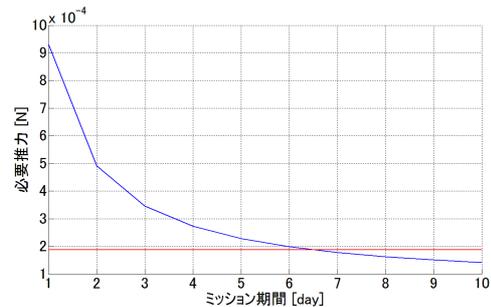


図 10: ミッション期間における必要推力

図 10 の赤線は  $B = 3.12 \times 10^{-5} [T]$ 、定常電流を  $J = 20[mA]$  と仮定して見積もった場合に見込める推力の値を示しているため、ミッション期間は 7 日以上あれば良いことが分かる。従ってテザー伸展を終えるまでの期間を考慮に入れてミッション期間を 10 日と設定する。

## 2.7 電子放出源の選定

ベアテザーのみの電子やイオンの収集放出では十分な電流値は得られない。そこで、電子放出源 (エミッ

ター) を使用して、強制的に電子を出すことにする。しかし、電子をいくらでも出せるというわけではなく、電子を放出した分、ベアテザーにて電子を収集しなければいけないことにも注意する。

今回、低い電圧で比較的多くの電子を放出でき、電流を流せるホローカソードを採用する。

### 2.7.1 ホローカソードの原理

ホローカソードはオリフィスのついた金属の筒と外部の引き出し電極から成る。金属の筒にガスを導入してヒーターで加熱することで、筒の内部に溶接された低仕事関数の電極から熱電子が放出される。この熱電子が外部の電極(キーパー電極)で加速され、途中のガスと電離衝突することで、加速部内で電氣的な中性性が保たれるため、空間電荷制限電流によってリミットのかかる熱電子量以上の電子引き出しが可能となる。

ホローカソードは作動ガスを必要とするという欠点があるが、安定した電子放出を行うことができることや長寿命(1000時間以上)であることなどの利点がある。

### 2.7.2 構成

今回は、Heat Wave Labs の Model 101157 のホローカソード(HC)を選定した。諸元を表3に示す。ただし、放出部のみの諸元であり、全体図は図11で示す。



図 11: ホローカソード外観 (Heat Wave Labs)

表 3: HC 放出部諸元

型番	Model 101157
長さ	1.8[mm]
直径	3.4[mm]
作動ガス	Ar
動作電源	1.1[A],4.7[V]

ホローカソードの電子放出制限が  $3 \sim 5[\text{A}/\text{cm}^2]$  であり、今回採用するホローカソードの放出面積は  $0.091[\text{cm}^2]$

、つまり、 $272.4 \sim 454.0[\text{mA}]$  である。しかし、ベアテザーの収集制限もあるので注意が必要である。

## 2.8 実際に得られるテザー電流の計算

今回の計算を行う上で、分かっているパラメータはテザー長さ  $300[\text{m}]$ 、最低必要電流  $40[\text{mA}]$  そして、高度  $500[\text{km}]$  での最低プラズマ密度  $6.89 \times 10^{10}[\text{1}/\text{m}^3]$  の3点であり、実際に必要電流が得られるかどうかを確認する。

一般に、磁場中をある速度  $v$  で通過するとき発生する誘導起電力は次の式で表される。高度  $500[\text{km}]$  のLEO(低地球軌道)での周回速度における誘導起電力の大きさを求める。

$$\begin{aligned} V_{\text{EMF}} &= (v \times B)L \\ &\simeq 70.2[\text{V}] \end{aligned}$$

ここで、

$$\begin{aligned} v &= 7.5 \times 10^3[\text{m}/\text{s}] \\ B &= 3.12 \times 10^{-5}[\text{Vs}/\text{m}^2] \\ L &= 300[\text{m}] \end{aligned}$$

である。

ミッション開始前は、印加電圧が零であり、減速モードの時の流れる電流は次の値となる。

$$J_{\text{OML}} \simeq 1.87 \times 10^{-3}[\text{mA}]$$

ただし、次の条件で求めている。プラズマ電位  $V_P$  が

$$\begin{aligned} V_P &= \frac{kT_e}{2e} \ln \left( \frac{A}{1.26 \times 10^{-3}} \right) \\ &\simeq 51.9[\text{V}] \end{aligned}$$

$kT_e$  : プラズマ電位温度 (=  $10[\text{eV}]$ )

$A$  : アルゴンの質量数 (=  $40[\text{g}/\text{mol}]$ )

であることから、ベアテザーで酸素原子イオンを集めることができるテザー長さ  $L_i$  は、プラズマ電位を誘導起電力で除した値となる。概念図を図12として示す。

$$L_i = 300 \times \frac{51.9}{70.2} = 221.8[\text{m}]$$

また、加速モードにおいて、印加電圧を  $400[\text{V}]$  としたときのテザー電位は、

$$\begin{aligned} \phi &= V_{\text{IN}} - V_{\text{EMF}} \\ &= 29.8[\text{V}] \end{aligned}$$

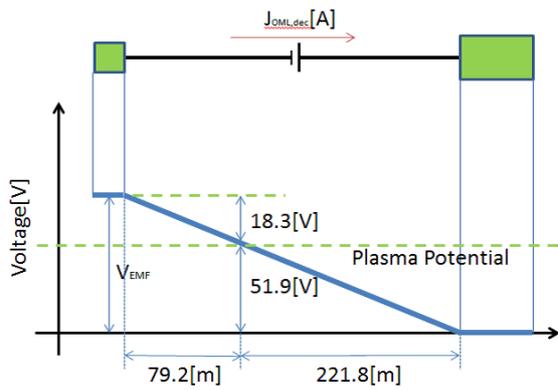


図 12: 概念図 (電子・酸素原子イオン収集可能テザー長さ)

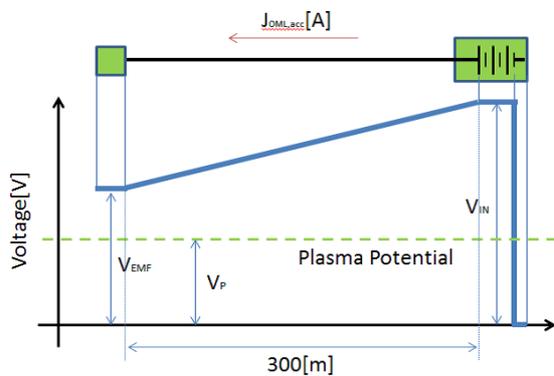


図 13: 概念図 (加速時におけるプラズマ電位に対するテザー電位)

となる。テザー電位がプラズマ電位に対して全テザー長さで正であることからベアテザー全体で電子を収集できる。概念図を図 13 に示す。

OML (Orbit Motion Limit) 理論をもとに算出した、300[m] のテザーの全電流収集量の理論最低値は、次のとおりである。

$$J_{OML, \min} \simeq 40.2 [\text{mA}]$$

テザー全体にわたりテザーの電位がプラズマ電位に対して正であるので、テザー長さ  $L = 300[\text{m}]$  でベアテザーは電子を周辺プラズマから収集できる。また、印加電圧においては  $400[\text{V}]$  としプラズマ電位を基準にした時の印加電圧は  $329.8[\text{V}]$  である。ベアテザーの問題点の一つである異常収集電流の発生閾値がプラズマ電位に対して  $400 \sim 450[\text{V}]$  と地上試験で分かっており今回は  $15[\%]$  余裕を持たせた印加電圧としている。

以上より、今回のミッション要求を満たすことができるだけの電流を流すことができる。

## 2.9 テザー伸展制御

### 2.9.1 テザー伸展方法についての考察

テザーの伸展を行う際、軌道上での伸展は地上のそれとは大きく異なり、概算的には Hill 方程式に沿って子衛星の伸展が行われる。そのため子衛星の軌道は Hill 座標系で見ると一見おかしな軌道をとる。

また、テザー伸展では「伸展抵抗」が重要となる。テザーの伸展時に発生するリールの軸抵抗テザーがほどこけていく際の抵抗の推定は容易ではなく、そのため多くの先行ミッションでは思うようにテザーの伸展が行われなかった [9]。そのため、本ミッションでは、伸展時に簡素なリール角速度制御を組み込むことで、推定できない伸展抵抗の影響を軽減することを考える。

### 2.9.2 テザー伸展のダイナミクス

テザーの伸展の解析にあたり、次のような 2 次元モデルを想定する。

- 子衛星は親衛星に搭載されたリールに巻きつけられたテザーにより繋がれている。
- 子衛星はパネにより初速を与えられて親衛星と分離される。
- 初期にリールに巻きつけられたテザーは伸展するにつれ子衛星側の質量となる。
- 親衛星は常に姿勢を一定に保つように姿勢制御されている。

想定したモデルを図 14 に示す。リールの中心を原点とした Hill 座標系で表しており、図中の記号は以下のように定義する。

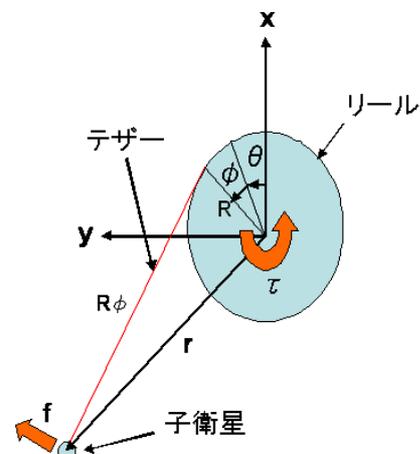


図 14: テザーの繰り出しモデル

- $M_B$  : 子衛星の質量
- $M_R$  : リール質量
- $R$  : リール半径
- $\phi$  : テザーの繰り出し角
- $\theta$  : リール回転角
- $\tau$  : リールへの負荷トルク
- $f$  : 慣性力

Kane の運動方程式を  $\theta, \phi$  について導くと、

$$\frac{1}{2}M_R R^2 \ddot{\theta} + M_B R^2 \{ \ddot{\theta} + \dot{\phi}^2 (\ddot{\theta} + \ddot{\phi}) + 2\dot{\phi} \dot{\phi} (\dot{\phi} + \dot{\theta}) \} = \tau + \mathbf{f}^T \mathbf{v}^{\dot{\theta}}$$

$$M_B R^2 \phi \{ \dot{\phi}^2 - \dot{\theta}^2 + \phi (\ddot{\phi} + \ddot{\theta}) \} = \mathbf{f}^T \mathbf{v}^{\dot{\phi}}$$

ただし、 $\mathbf{v}^{\dot{\theta}}, \mathbf{v}^{\dot{\phi}}$  はそれぞれ一般化速度  $\dot{\theta}, \dot{\phi}$  に対する partial velocity であり、

$$\mathbf{f} = M_B R \begin{pmatrix} \{ 2\omega \dot{\phi} (\dot{\phi} + \dot{\theta}) - 3\omega^2 \phi \} \cos(\phi + \theta) + (-2\omega \dot{\theta} + 3\omega^2) \sin(\phi + \theta) \\ -2\omega \dot{\theta} \cos(\phi + \theta) - 2\omega \dot{\phi} (\dot{\phi} + \dot{\theta}) \sin(\phi + \theta) \end{pmatrix}$$

$$\mathbf{v}^{\dot{\theta}} = R \begin{pmatrix} \cos(\phi + \theta) + \phi \sin(\phi + \theta) \\ -\sin(\phi + \theta) + \phi \cos(\phi + \theta) \end{pmatrix}$$

$$\mathbf{v}^{\dot{\phi}} = R \phi \begin{pmatrix} \sin(\phi + \theta) \\ \cos(\phi + \theta) \end{pmatrix}$$

となる。

### 2.9.3 伸展時の要求

テザーの伸展時に親衛星はリールへの負荷トルクの反作用に対抗して姿勢を維持する必要がある。その際、親衛星では磁気トルカとリアクションホイールにより制御されるが、ホイールが持つことの出来る角運動量等の制限があるため、以下の条件を満たしたテザーの伸展が必要である。

- 伸展時の最大瞬間トルクが  $2.0 \times 10^{-2}$  [Nm] 以下であること。
- 磁気トルカは最小で  $1.18 \times 10^{-4}$  [Nm] のトルクでホイールのアンローディングが可能である。(バス部姿勢制御を参照)
- テザー伸展を行う前に磁気トルカによりホイールの角運動量を  $-0.5$  [Nm·s] (テザー張力で生じるトルクに発生する角運動量の逆) とし、伸展時に磁気トルカでのアンローディングを考慮した親衛星のホイール角運動量が  $1$  [Nm·s] 以下であること。
- 伸展時のテザー張力にテザーが耐え得ること

小型衛星に搭載するため制御則はできるだけ簡素で単純なものが好ましい。そのためロータリーエンコーダで得たリールの回転角を基に微分制御を用いることで制御を行う。

上記の角運動量の条件によりテザーの伸展中はリールへの負荷トルクは極力避けるべきである。しかしながら負荷トルクがあまりにも少ない場合、子衛星へかかる慣性力の影響が強くなるためテザーをうまく展開することができない。そのためテザーの伸展速度情報をエンコーダで取得し微分制御をかけることで適度なトルクをテザーにかけ続けることを考える。

制御トルクは以下のように表わされる。

$$\tau = K_D (\dot{\phi} - \dot{\phi}_d)$$

$$\dot{\phi}_d = \begin{cases} 0.3 & (\text{等速伸展時}) \\ 0.3e^{-\kappa(R\phi - L_1)} & (\text{伸展減速時}) \end{cases}$$

$K_D$  : 微分ゲイン

$\dot{\phi}_d$  : 伸展速度コマンド

$\kappa$  : 減衰速度

$L_1$  : 減速開始テザー長さ

### 2.9.4 伸展シミュレーション

表 4 に示す初期条件の下、伸展シミュレーションを行う。子衛星は Hill 座標系で  $-x$  方向へ  $0.03$  [m/s] の速さで射出されることになる。シミュレーション結果を図 15 から図 18 に示す。

表 4: 初期条件

		単位	値
子衛星質量	$M_B$	kg	4.4
リール質量	$M_R$	kg	0.1
リール半径	$R$	m	0.1
テザー密度	$\rho$	kg/m <sup>3</sup>	2350
テザー断面積	$A$	m <sup>2</sup>	$1 \times 10^{-6}$
テザー長さ	$L$	m	310
軌道角速度	$n$	rad/s	$1.1 \times 10^{-3}$
初期テザー繰り出し角	$\phi_0$	rad	0
	$\dot{\phi}_0$	rad/s	0.3 (=0.03/R)
初期リール回転角	$\theta_0$	rad	$3\pi/2$
	$\dot{\theta}_0$	rad/s	-0.3 (= -0.03/R)

図 15 では親衛星を原点にとった Hill 座標系での子衛星の軌道である。また、図 16 はテザー長さの時間履歴を示している。テザーの進展で  $2500 \sim 10000$  [s] の間

で等速制御を行い、その後減速制御を行っている。テザー長さは必要長さの300[m]より長めに搭載し、伸展の終端速度をできる限り0[m/s]に持って行くことを考える。

図17では、親衛星に搭載したホイールの角運動量を示す。常に磁気トルカでリールからのトルクを打ち消すよう考えているため、伸展初期では角運動量は負の値を示している。これはホイールの回転が逆であることを意味している。伸展終了時の角運動量は0.904[Nm·s]であり角運動量要件に満たしている。また、この見積もりは磁気トルカの最小発生トルクで見積もった値であり、実際は多少余裕があると考えられる。また、伸展後に角運動量が増加しているが親衛星の姿勢制御は積極的には行わず、重力傾斜トルクを利用することで受動的に姿勢制御を行うため実際の運用では問題が無い。

図18では、伸展時にテザーにかかる張力を示す。図からも分かるようにテザー伸展時のトルクは数mNのオーダーであり本ミッションで用いるテザーの破断強度の見積もり10[N]に対して十分小さいといえる。

また、伸展後の張力  $T$  は近似的に

$$T \simeq 3M_{Bn}^2 L = 4.9[\text{mN}]$$

であり、この場合も条件を満たす。

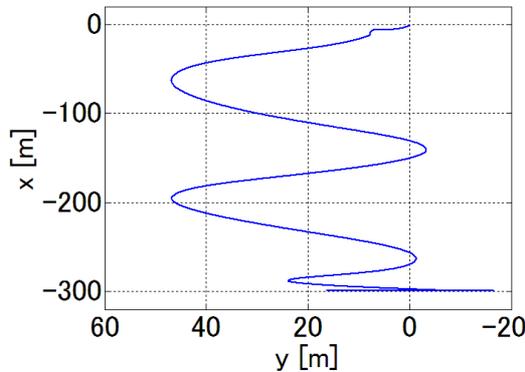


図 15: 子衛星の軌跡 (Hill 座標系)

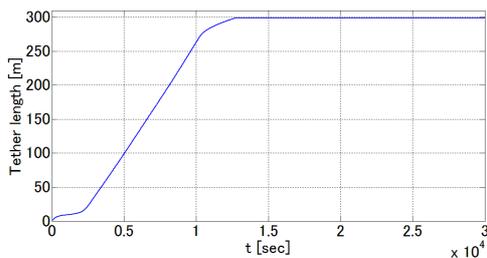


図 16: テザー長さ

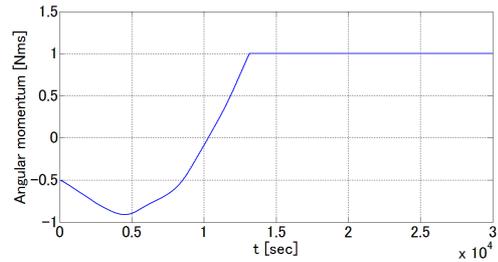


図 17: ホイールの角運動量 (磁気トルカ使用)

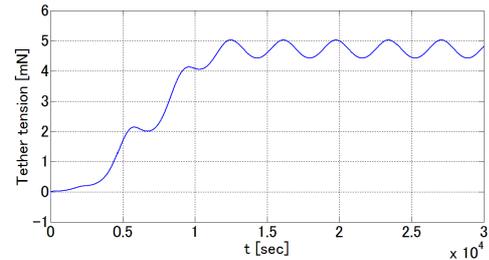


図 18: テザー張力

### 2.9.5 伸展制御の実現性

上記の制御則では図18でも示されるように非常に微細なトルク制御が必要である。しかしながら、本ミッションでの制御は、制御コマンド  $\dot{\phi}_d$  に追従するようにトルク制御をかけており、言い換えれば「多少の外乱に対しても角速度を制御コマンドに追従させるだけのトルクを有する」ことで制御が実現される。

これらよりブレーキ用のモータにステッピングモータを用いてリールの回転速度を制御することを考える。ステッピングモータには多摩川精機の5相ステッピングモータ TS3682N1を用いる。また、ドライバーは小型軽量のものを開発する。諸元を表5に示す。

表 5: ブレーキ用ステッピングモータ諸元

	単位	値
ホールディングトルク	Nm	0.013
ステップ角	deg	0.36
電圧	V	2.1
消費電力	W	0.74
動作温度		-20 ~ +50
概形	mm	20 × 20 × 40
質量	g	50

表5より、ステッピングモータのホールディングトルクは  $1.3 \times 10^{-2} [\text{Nm}]$  であり、テザー伸展時に発生する最大トルク  $5.1 \times 10^{-4} [\text{Nm}]$  に対し十分大きいためス

テッピングモータの角速度制御を行うことで、上述のトルク制御が達成できる。

また、選定を行ったリール機構を図 19 に示す。伸展終了後は太陽電池パドルと同様にラッチ機構を用いてリールを固定する。

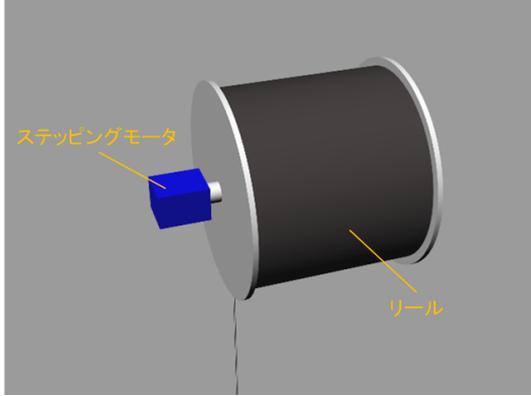


図 19: リール機構

## 2.10 ローレンツ力による姿勢制御

### 2.10.1 姿勢運動方程式の定式化

テザー展開後のテザーシステム全体の姿勢の安定性を考察する。テザーの展開後は、衛星を一つの剛体とみなし、システムの質量中心周りの回転角を設定する。解析にあたり図 20 に示すモデルを想定する。

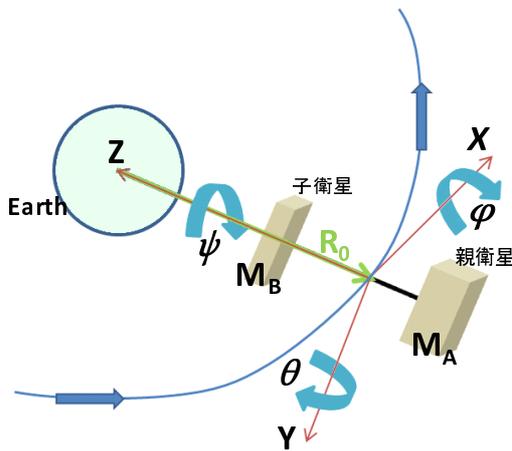


図 20: 軌道座標からのオイラー角

姿勢方程式の定式化にあたり、以下のように定義する。

- $\phi, \theta, \psi$  : ロール角, ピッチ角, ヨー角
- $M_A, M_B$  : 親衛星の質量, 子衛星の質量
- $R_0$  : テザーシステムの質量中心

慣性系での Dipole 地磁気モデルは次のように表される。

$$[B]_I = \frac{B_0}{r^5} \begin{pmatrix} 3xz \\ 3yz \\ 2z^2 - (x^2 + y^2) \end{pmatrix}$$

$$B_0 : -8 \times 10^6 [\text{Wbkm}]$$

軌道座標系から機体座標系への変換は 3-2-1 オイラー角の変換行列を用いる。

また、テザーに流れる電流は機体座標系において、

$$J = [0, 0, J]^T$$

と定義する。

重力傾斜トルクとローレンツ力によるトルクを考慮してオイラー方程式を解き、線形化すると姿勢の運動方程式は次のように表される。

$$\begin{aligned} I_x \ddot{\phi} + n^2(I_y - I_z)\phi - n(I_x - I_y - I_z)\dot{\psi} &= -3n^2(I_y - I_z)\phi + M_{L1} \\ I_y \ddot{\theta} &= -3n^2(I_x - I_z)\theta + M_{L2} \\ I_z \ddot{\psi} + n^2(I_y - I_x)\psi + n(I_x - I_y + I_z)\dot{\phi} &= 0 \end{aligned}$$

- $I_x, I_y, I_z$  : テザーシステムの慣性モーメント
- $B_x, B_y, B_z$  : 軌道座標系での地磁気成分
- $n$  : 軌道角速度

ここでローレンツ力  $M_L$  の 3 成分 ( $M_{L1}, M_{L2}, M_{L3}$ ) はそれぞれ、

$$\begin{aligned} M_{L1} &= -\frac{JL^2(B_x + \psi B_y - \theta B_z)(M_A - M_B)}{2(M_A + M_B)} \\ M_{L2} &= -\frac{JL^2(-\psi B_x + B_y + \phi B_z)(M_A - M_B)}{2(M_A + M_B)} \\ M_{L3} &= 0 \end{aligned}$$

ここで、 $B_x, B_y, B_z$  は、軌道傾斜角  $i$ 、緯度引数  $u$  を用いて、

$$\begin{aligned} B_x &= -\frac{B_0 \sin i \cos u}{R_0^3} \\ B_y &= \frac{B_0 \cos i}{R_0^3} \\ B_z &= -\frac{2B_0 \sin i \sin u}{R_0^3} \end{aligned}$$

である。本ミッションでは軌道傾斜角  $30[\text{deg}]$  を採用した。

### 2.10.2 姿勢計測誤差

姿勢を制御するためには、GPS により姿勢角と姿勢角速度を計測しそれに応じた出力を行う必要があるが、GPS からの出力には誤差があるため、その誤差を考慮したうえで姿勢制御を達成する必要がある。GPS の諸元より姿勢角、姿勢角速度の誤差を以下のように見積

もりシミュレーションに反映する．

#### 角速度誤差

GPSで測定した速度誤差  $\Delta v$  は  $\pm 1[\text{m/s}]$  であるので，1軸周りの角速度を  $\omega$  は

$$\omega = \frac{\Delta v}{L} = \frac{1}{300}$$

角速度誤差  $\Delta\omega$  は

$$\Delta\omega = \sqrt{\left(\frac{1}{300}\right)^2 + \left(\frac{1}{300}\right)^2} = 4.7 \times 10^{-3}[\text{rad/s}]$$

#### 角度誤差

GPSで測定した位置誤差  $\Delta d$  は  $\pm 10[\text{m}]$  であるので，親衛星と子衛星の誤差を合わせたシステムの誤差  $\Delta$  は

$$\Delta = \sqrt{\Delta d^2 + \Delta d^2} = 14.1[\text{m}]$$

角度誤差  $\Delta\theta$  は

$$\Delta\theta = \tan^{-1}\left(\frac{\Delta}{L}\right) = 4.7 \times 10^{-2}[\text{rad}]$$

これらの誤差がガウス分布に従うと仮定し  $\Delta\omega, \Delta\theta$  を  $3\sigma$  の値に設定した．

#### 2.10.3 テザーに流す電流の最大値の選定

ローレンツ力によるトルクの式から姿勢制御のためのトルクは電流値とテザー長さの2乗の積  $JL^2$  に比例することが分かる．後述のピッチ角制御においてピッチ角が漸近的に収束させられる  $JL^2$  の値を数値シミュレーションで検証したところ

$$JL^2 \approx 3000$$

また，電気力学テザーに流すことのできる許容電流が  $40.02[\text{mA}]$  であることより

$$J_{\max} = 40[\text{mA}] \quad L = 300[\text{m}]$$

と設定する．また，制御可能な電流の分解能を  $1[\text{mA}]$  と設定しシミュレーションを行う．

#### 2.10.4 ピッチ角の姿勢制御

軌道変更のためにローレンツ力を加える際に重要となることは，ライブラーションを抑えることである．軌道変更制御中にライブラーションが減衰をしない，もしくは振動が発散する場合，ローレンツ力により持続的に軌道変更制御が出来ないことを意味している．そのためテザーシステムにかかるローレンツ力を用いてシステムのピッチ角制御を行うことを考える．

ピッチ角の運動方程式は，軌道傾斜角が  $30[\text{deg}]$  の場合以下ようになる．

$$I_y \ddot{\theta} = -3n^2(I_x - I_z)\theta - \frac{JL^2 B_0(M_A - M_B)}{4R_0^3(M_A + M_B)}(\psi \cos u - 2\phi \sin u + \sqrt{3})$$

右辺第二項の制御入力  $J$  と状態量  $\psi, \phi$  のカップリングにより状態方程式が導けないため，以下に示す軌道傾斜角が  $0[\text{deg}]$  のときの方程式から制御ゲインを得る．

$$I_y \ddot{\theta} = -3n^2(I_x - I_z)\theta - \frac{L^2 B_0(M_A - M_B)}{2R_0^3(M_A + M_B)} J$$

これより制御入力  $J$  は

$$J = -K_p \theta - K_d \dot{\theta}$$

ここで， $K_p, K_d$  はそれぞれ比例，微分ゲインである．ただし，テザーに流すことのできる電流量の制限を  $40[\text{mA}]$  として，テザーに流れる電流の飽和を考慮する．また衛星を加速させる向きにローレンツ力をかける必要があるため以下のような制御入力制限を設ける．

$$J = \begin{cases} -K_p \theta - K_d \dot{\theta} & 0 \leq J \leq 0.04 \\ 0 & J < 0 \\ 0.04 & J > 0.04 \end{cases}$$

初期値  $[\phi, \theta, \psi] = [\pi/18, \pi/4, \pi/18]$  におけるピッチ角制御のシミュレーションを図 21 に示す．ただし，

$$K_p = 0.3044[\text{A}], K_d = 549.9615[\text{A} \cdot \text{s}]$$

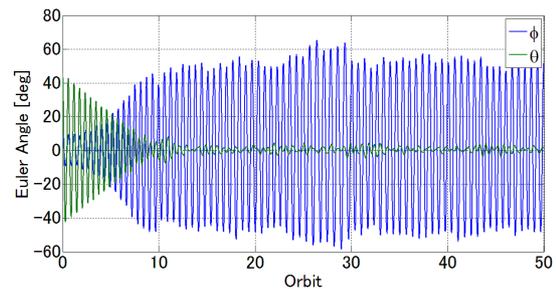


図 21: オイラー角時間履歴 (ピッチ角制御時)

#### 2.10.5 ロール角の姿勢制御

ピッチ角が存在する場合，ローレンツ力により軌道面外にトルクを発生させロール角は発散傾向にある．そのため，ピッチ角制御により最優先にピッチ角を減衰させるとしても必ずそれまでにロール角が増大してくる．ピッチ角が減衰した場合，ロール角はその時点で

の振幅で周期的に振動を行うため、ピッチ角が安定した場合ロール角の発散を懸念する必要はないと思われるが、ロール角を減衰させるように制御できることが望ましい。

ロール角の運動方程式は以下のように表わされる。

$$I_x \ddot{\phi} = -4n^2(I_y - I_z)\phi + n(I_x - I_y - I_z)\dot{\psi} - \frac{L^2 JB_0(M_A - M_B)}{4R_0^3(M_A + M_B)}(\sqrt{3}\psi + 2\theta \sin u - \cos u)$$

ここで、ロール角への制御入力を常に発生させるように緯度引数  $u$  を用いて

$$J = \frac{\cos u}{\cos^2 u + \varepsilon}(K_p \phi + K_d \dot{\phi})$$

ここで  $\varepsilon$  は微小量とする。

初期値  $[\phi, \theta, \psi] = [\pi/4, \pi/18, \pi/18]$  におけるロール角制御のシミュレーションを図 22 に示す。

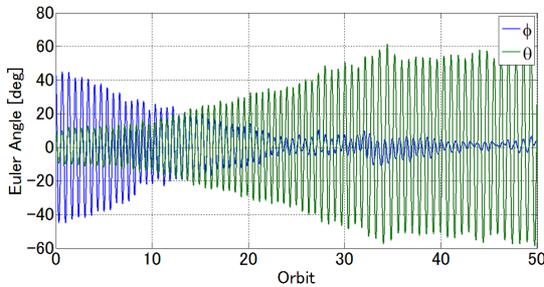


図 22: オイラー角時間履歴 (ロール角制御時)

## 2.10.6 軌道と姿勢の同時制御

### 軌道とピッチ角の制御

テザー推進を行う際、衛星に対し加速方向へローレンツ力を与える必要があるがテザーシステムの質量中心がテザー長さを二等分する位置にないため衛星に対しピッチング方向にトルクが発生するためピッチ角への影響を考慮する必要がある。そのため、テザーに流す電流にバイアス値をかけてバイアス電流を基準に PD 制御を行うことで軌道制御とピッチ角制御を同時に行う。

$$J = J_0 - K_p \theta - K_d \dot{\theta}$$

ここで、 $J_0$  はバイアス電流であり、定常的に電流を流せることを確認するために一時的に一定値の  $J_0 = 0.02[\text{A}]$  とした。その際ピッチ角は重力傾斜トルクとローレンツ力によるトルクが釣り合う角度が平衡点となる。

### ロール角の制御

ピッチ角の振動を減衰させた後ロール角の制御を行う。ピッチ角とロール角を同時に減衰させることは難

しいため上述のピッチ角制御とロール角制御は分離し 2 つの制御モードを切り替えながら両者を減衰させていくことを考える。

$$J = \begin{cases} J_0 - K_p \theta - K_d \dot{\theta} & (\text{ピッチ, 軌道}) \\ \frac{\cos u}{\cos^2 u + \varepsilon}(K_p \phi + K_d \dot{\phi}) & (\text{ロール}) \end{cases}$$

シミュレーションの結果を図 23,24 に示す。初期値は  $[\phi, \theta, \psi] = [\pi/6, \pi/4, \pi/6]$  とした。図 23 では、軌道 10

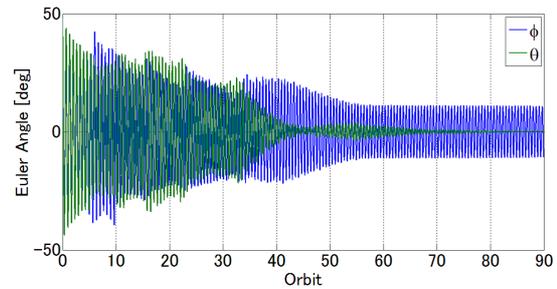


図 23: オイラー角時間履歴 (ロール, ピッチ角の制御時)

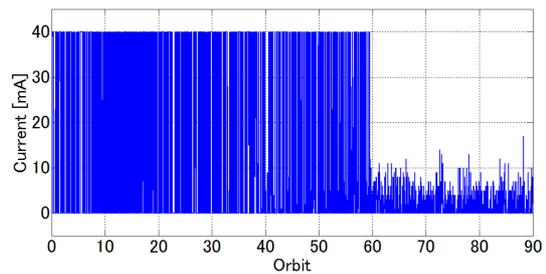


図 24: 電流時間履歴 (ロール, ピッチ角の制御時)

周期程度までピッチ角制御を行っていることが分かる。そのためロール角は増幅していくが、ピッチ角の減衰が進んだ後にロール角の制御を行い、軌道 30 周期では安定した、軌道制御の運用が可能であることが分かる。これよりピッチ方向のライブラーションを減衰させながら常に推進用の電流を流すことが可能であり、これにより姿勢を保ちながらの軌道変更が可能となる。

図 24 では、制御時のテザーに流れる電流時間履歴を示す。姿勢角の制御が減衰した軌道 30 周期程度からバイアス電流  $J_0$  程度の電流を常に流すことが確認できる。

## 2.10.7 制御電流の操作

姿勢制御を行うためには図 24 で示されるように電流値を  $0 - 40[\text{mA}]$  の間で制御する必要がある。

制御電流を操作するため、図 25 のような構成を考える。

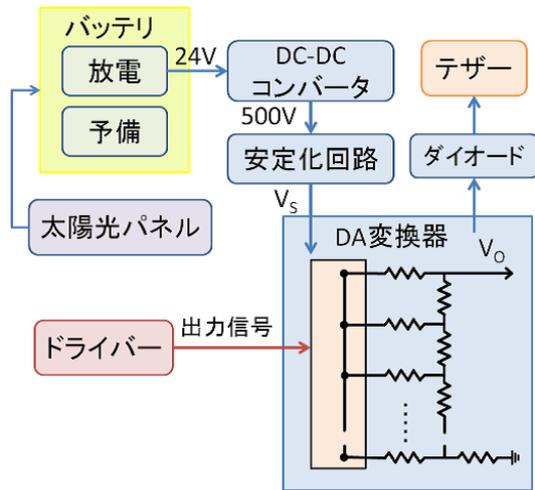


図 25: 回路概略図

テザーに流れる電流は、OML 理論により収集できる電子の上限を超えなければテザーに印加する電圧により操作できる．そのためバッテリー電圧から 500[V] に昇圧し、その後、電圧加算型の DA コンバータを用いることで制御電流に応じたテザーへの印加電圧を操作する．

DA コンバータの出力精度は次のようにして求めることができる．

$$\Delta V = \frac{V_s}{2^n}$$

$\Delta V$  : 出力精度 [V]

$n$  : 分解能 [bit]

OML 理論より、テザーに流れる電流に  $\pm 1$ [mA] 程度の精度を持たせるためには、電圧値を  $\pm 0.5$ [mV] の精度で出力しなければならない．これ実現するためには 20bit の分解能が必要である．また、DC-DC コンバータの出力にはリップルノイズが含まれており、正確な制御を行うためこれを安定化する．そのため、DA コンバータ及び安定化回路を開発する．また、万が一テザーで逆起電力が発生しても回路が影響を受け無いよう、テザーと回路の間にダイオードを配置しておく．

## 2.11 ローレンツ力による軌道制御

### 2.11.1 定義

図 26 のように宇宙機と共に運動する座標系をとり、宇宙機の重心を原点として、動径方向に  $r$  軸、軌道面上進行方向に  $s$  軸、軌道面垂直方向に  $h$  軸をとる．

$$\{\hat{r} \ \hat{s} \ \hat{h}\}$$

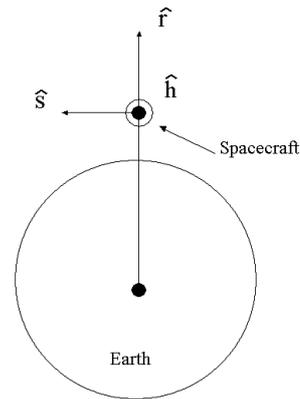


図 26: 座標系の単位ベクトル間の関係

宇宙機の単位質量あたりに働くローレンツ力を座標系  $\{\hat{r} \ \hat{s} \ \hat{h}\}$  において次のように表す．

$$F_{Lorentz} = F_r \hat{r} + F_s \hat{s} + F_h \hat{h}$$

軌道要素を以下のように定める．

$a$  : 軌道長半径

$e$  : 離心率

$i$  : 軌道傾斜角

$\omega$  : 近地点引数

$\Omega$  : 昇交点赤経

$M_0$  : 平均近点離角

### 2.11.2 Gauss の惑星方程式

宇宙機に働くローレンツ力を摂動力とみなしたとき、Gauss の惑星方程式は次のようになる [8] ．

$$\frac{da}{dt} = \frac{2}{n\eta} \left( F_r e \sin \nu + F_s \frac{p}{r} \right)$$

$$\frac{de}{dt} = \frac{\eta}{an} [F_r \sin \nu + F_s (\cos \nu + \cos E)]$$

$$\frac{di}{dt} = \frac{r F_h \cos u}{H}$$

$$\frac{d\omega}{dt} = -\frac{\eta}{ane} \left[ F_r \cos \nu - F_s \left( 1 + \frac{r}{p} \right) \sin \nu \right] - \frac{r \cot i}{a^2 n \eta} F_h \sin u$$

$$\frac{d\Omega}{dt} = \frac{r F_h \sin u}{H \sin i}$$

$$\frac{dM_0}{dt} = n + \frac{\eta^2}{ane} \left[ F_r \left( \cos \nu - \frac{2re}{p} \right) - F_s \left( 1 + \frac{r}{p} \right) \sin \nu \right]$$

以上より、各軌道要素の時間変化にはローレンツ力が寄与することがわかる．すなわちローレンツ力により軌道要素が変化すると考えられる．

### 2.11.3 軌道長半径の制御

Gauss の惑星方程式より軌道長半径変化は軌道接線方向の加速度に影響を受ける．衛星はテザーシステムによる推進力と空気抵抗との差により加減速を行う．

$$\begin{aligned} \frac{da}{dt} &= \frac{2}{nM} \left( BJL - \frac{1}{2} \rho v^2 C_D S \right) \\ &= \frac{2n}{M\mu} B_0 R_E^3 L \sin \Theta J - \frac{\rho C_D S \sqrt{\mu a}}{M} \\ &= \alpha \sin \Theta J - \beta \end{aligned}$$

長半径変化は非常に緩やかなので軌道一周期での長半径，軌道角速度は一定とみなせる．また，軌道の制御は軌道一周期ごとの長半径変化  $\Delta a$  を用いて制御を行うことを考える．軌道制御電流  $J_0$  を以下のように設定し，上式の  $J$  に代入する．

$$J_0 = k \sin \Theta$$

これより，Gauss の惑星方程式を軌道一周期で積分すると (周期  $T = 2\pi/n$ )

$$\begin{aligned} \Delta a &= \int_0^T \frac{da}{dt} dt \\ &= k\alpha \int_0^T \sin^2 \Theta dt - \int_0^T \beta dt \\ &= k\alpha \int_0^T (1 - \sin^2 i \sin^2 u) dt - \beta T \\ &= k\alpha \left( T - \frac{\pi \sin^2 i}{n} \right) - \beta T \\ &= \frac{k\alpha\pi}{n} (2 - \sin^2 i) - \frac{2\pi\beta}{n} \end{aligned}$$

ただし北磁極からの傾斜角  $\Theta$  は北磁極と地軸が一致していると仮定して図 27 より軌道傾斜角  $i$  と緯度引数  $u$  を用いて以下のように表す．

$$\sin^2 \Theta = 1 - \sin^2 i \sin^2 u$$

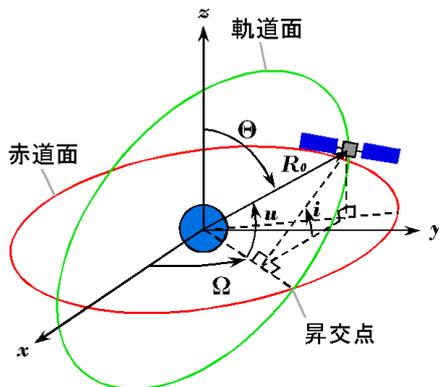


図 27: 軌道要素の関係

これより

$$J_0 = k \sin \Theta = \frac{2\pi\beta + n\Delta a}{(2 - \sin^2 i)\pi\alpha} \sin \Theta$$

を §2.10.6 で定義したパイアス電流の項におき，一周期後の軌道長半径量  $\Delta a$  を指令値とすることにより，軌道制御を行うことが可能となる．

### 2.11.4 シミュレーション

シミュレーションを行うにあたり次の仮定をした．

#### 1. 地磁気モデル

ローレンツ力が軌道に与える影響を正確に調べるため，シミュレーションではより正確な地磁気モデルとして北磁極を北緯 82.7 度，西経 114.4 度とするモデルを用いた．

#### 2. テザー

テザーは親衛星と小衛星の間をたるまず直線的に張られているものとした．衛星にかかる力は，重力，テザーに発生するローレンツ力，空気抵抗および  $J_2$  項とし，それらの合力が図 28 に示すように質量中心にかかるものとした．

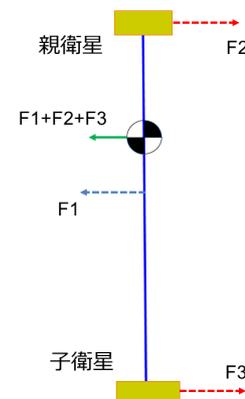


図 28: 各衛星およびテザーにかかる力

#### 3. 空気抵抗

大気密度モデルは，§2.5.1 で用いたものと同じ物を使用した．テザーに働く空気抵抗を計算するに当たり，テザーの断面を断面積が  $1[\text{mm}^2]$  の円とみなし，抵抗係数を 1.3 とした．また親，子衛星の抵抗係数は 2 とした．

以上の仮定の下，数値計算を用いてシミュレーションを行った．どのような数値計算を行ったかを簡単に示す．

まず，衛星の質量中心の軌道要素から位置と速度を求める．次に，重力，テザーに発生するローレンツ力，空気抵抗および  $J_2$  項を求め，それらの合力から加速度

を求める．さらに加速度より，衛星の質量中心の位置の変遷をルンゲクッタ法により求める．今回は6次のルンゲクッタ法を用いて計算した．また，シミュレーションに用いた初期条件は表6のようにした．

表 6: 初期条件

		単位	値
軌道長半径	$a$	km	6878.142
軌道高度	$h$	km	500
離心率	$e$	-	0
軌道傾斜角	$i$	deg	30
昇交点赤経	$\Omega$	deg	0
緯度引数	$u$	deg	0
ロール角	$\phi$	deg	30
ピッチ角	$\theta$	deg	45
ヨー角	$\psi$	deg	30

シミュレーション結果を図29, 30に示す．図29より，ピッチ角とロール角の振動は10[deg]程度まで減衰しており，減衰するまでの間も軌道長半径は増加していることがわかる．また，図30より軌道長半径の増加が5[km]に達した後は，その軌道長半径を保持しており，ローレンツ力による軌道制御が達成されていることが確認できる．

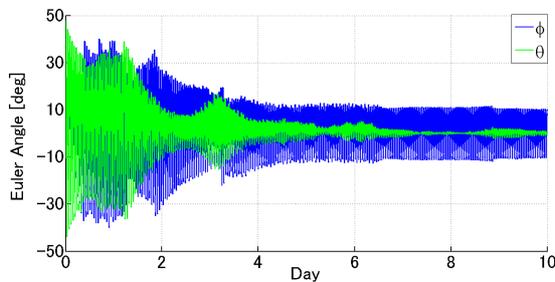


図 29: Euler 角時間履歴

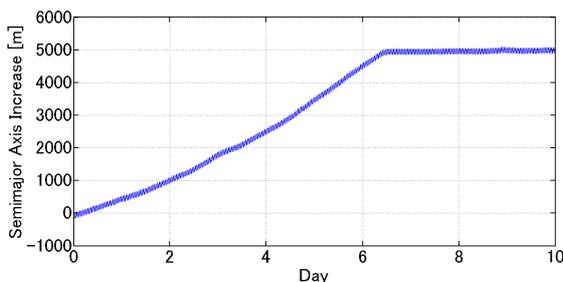


図 30: 軌道長半径角時間履歴

## 2.12 衛星分離機構

親衛星から子衛星を分離する機構には， $\mu$ -Labsat1号機での小型衛星用分離機構実証で用いられた分離機構を参考にする．

保持・分離機構の概要を図31に示す．

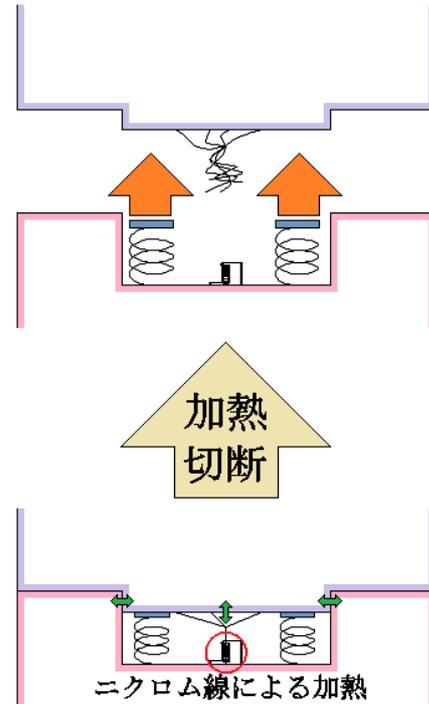


図 31: 射出機構

親衛星と子衛星をナイロン糸および図31のような構造系によって固定し，ナイロン糸をニクロム線で焼き切り，4本のばねの反発力によって分離する．このとき，構造系がそのままガイドとなるため，射出方向は固定される．

今回，子衛星の親衛星に対する相対射出速度を0.03[m/s]とするためばねとして必要なエネルギーは

$$\begin{aligned}
 kx^2 &= \frac{M_A M_B}{M} V_t^2 \\
 &= \frac{23.0 \times 4.42}{27.41} 0.03^2 \\
 &= 0.0033[\text{Nm}]
 \end{aligned}$$

となる．この条件に合うようなばねを自作する．今回は直径5[mm]，自由長20[mm]，ばね定数0.033[N/mm]のばねを作り，これを4本使用し，5[mm]縮めた状態で設置する．

次に親衛星を支えるのに必要な機軸方向の最大強力は，機軸方向の静的荷重に安全率をかけた設計荷重と，

4本のばねの反発力を抑える力より

$$\begin{aligned} 4M_{Ag} \times 1.5 + 4 \times kx &= 6M_{Ag} + 4 \cdot 0.033 \cdot 5 \\ &= 1353[\text{N}] \\ &= 138[\text{kgf}] \end{aligned}$$

となる。これに十分に耐えられるような引張強度をもつナイロン糸を選定する。今回は直径30号(0.90[mm])、直線強度48[kgf]のナイロン釣糸(双樹化学工業 神海)を4本使用する。この糸が4本あるので、打ち上げ時にかかる衝撃負荷にも耐えられることが分かる。

横軸方向の最大強度は、機軸方向と同様に考えると

$$\begin{aligned} 1.8M_{Ag} \times 1.5 &= 608.5[\text{N}] \\ &= 62.0[\text{kgf}] \end{aligned}$$

となる。これは先ほど選定した強度のナイロン糸で十分対応可能であり、さらに構造系による固定もあるため、こちらもち打ち上げ時にかかる衝撃負荷に十分耐えることが分かる。

ナイロン糸は、子衛星を固定している4本の糸を1本に結び、その部分をコイル状にしたニクロム線によって加熱することにより切断する。これはコイル状の内部にナイロン糸をつなぐことにより、全体から糸を加熱することが可能になるためである。

コイルの形状は直径5[mm]、高さ10[mm]で、直径1[mm]のニクロム線(NCHW1-100)を5周させることにより作る。

加熱時間・必要電力としては、ナイロン糸の融点が180[ ]なので、余裕を持って250[ ]までニクロム線全体を加熱することを考えると

$$\begin{aligned} W &= c\rho_t V_t (T - T_0) \\ &= 502.4 \cdot 8410 \cdot 6.17 \times 10^{-9} \cdot (523 - 3) \\ &= 13.5[\text{J}] \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} c &: \text{ニクロム線比熱} \\ \rho_t &: \text{ニクロム線密度} \\ V_t &: \text{ニクロム線体積} \\ T_0 &: \text{ニクロム線初期温度} \end{aligned}$$

となるので、ナイロン糸への熱伝導も考え、余裕を持って15[W]を10秒間ニクロム線にかけるとする。この加熱時間については、今後の実験においてよく検証するものとする。

### 3 バス部の設計

#### 3.1 衛星の軌道

本衛星の軌道を表7に示す。ここでいう軌道とは、親衛星と子衛星が分離後、ローレンツ力を用いて姿勢お

よび軌道制御を始めるときの衛星の質量中心の軌道のことである。

表 7: 軌道要素

		単位	値
軌道長半径	$a$	km	6878
離心率	$e$	-	0
軌道傾斜角	$i$	deg	30
昇交点赤経	$\Omega$	deg	0
緯度指数	$u$	deg	0

#### 3.2 構体系

ミッション要求を満たすように本衛星の基本構造を形成する。

##### 3.2.1 衛星の構造・搭載機器

衛星の構造は強度が高く、内部機器の配置が容易な井桁構造を用いた。

また本衛星のサイズ及び質量は以下である。表8に衛星分離前の太陽バドル展開前・後の質量中心の慣性モーメント、衛星分離後の衛星全体の質量中心の慣性モーメントを示す。

- サイズ
  - 打ち上げ時
    - 衛星本体: 462 × 452 × 474[mm]
  - ミッション開始時
    - (親衛星): 460 × 2580 × 462[mm]
    - (子衛星): 460 × 400 × 150[mm]
- 質量
  - 衛星本体: 27.4[kg]
  - ミッション開始時
    - (親衛星): 23.0[kg]
    - (子衛星): 4.4[kg]

搭載機器の配置を図34, 35に、一覧を表15に示す。

##### 3.2.2 構造材料

本衛星の構造には、質量を小さく抑えられ比剛性が大きいハニカムサンドイッチパネルを使用する。本衛星に使用するハニカムサンドイッチパネルの諸元を表9に、物性値を表10に示す。

衛星の分離部の材料には、Al合金A7075-T6を使用し、展開パネルの材料にはCFRPを使用する。これらの材料の物性値を表10に示す。

表 8: 慣性モーメント

分離前			
	$I_x$ [kgm <sup>2</sup> ]	$I_y$ [kgm <sup>2</sup> ]	$I_z$ [kgm <sup>2</sup> ]
展開前	1.04	0.74	1.02
展開後	7.73	0.62	7.51
分離後			
	$I_x$ [kgm <sup>2</sup> ]	$I_y$ [kgm <sup>2</sup> ]	$I_z$ [kgm <sup>2</sup> ]
衛星全体	$3.61 \times 10^5$	$3.61 \times 10^5$	7.51

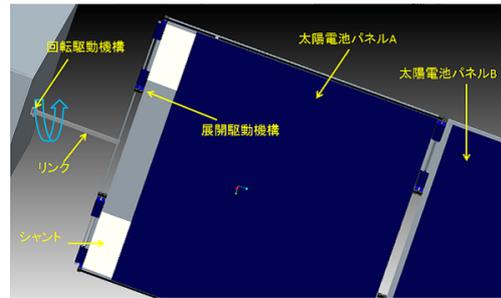


図 35: 搭載機器配置 (外部)

表 9: ハニカムサンドイッチパネルの諸元

	材料	単位	厚さ
フェイスシート	Al 合金 A2024-T3	mm	0.25
ハニカムコア	Al 1/8-5052-.001	mm	9.5

表 10: 材料物性

Al 合金			
材質	単位	A2024-T3	A7075-T6
密度	kg/m <sup>3</sup>	2700	2800
縦弾性係数	GPa	72.398	71
剪断弾性係数	GPa	27.6	26.9
ポアソン比	-	0.33	0.33
引張耐力	MPa	324.1	482.7
圧縮耐力	MPa	268.9	475.8
ハニカムコア Al 1/8-5052-.001			
密度	kg/m <sup>3</sup>	72	
剪断弾性係数	GPa	0.44	
剪断弾強度	MPa	2.4	
CFRP			
繊維方向	deg	0	90
密度	kg/m <sup>3</sup>	1750	
縦弾性係数	GPa	147	9.8
剪断弾性係数	GPa	5.1	
ポアソン比	-	0.32	0.0213
引張耐力	MPa	1569	58.8

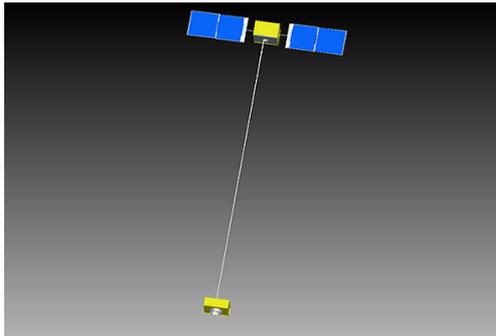


図 32: 衛星概観 (ミッション時)

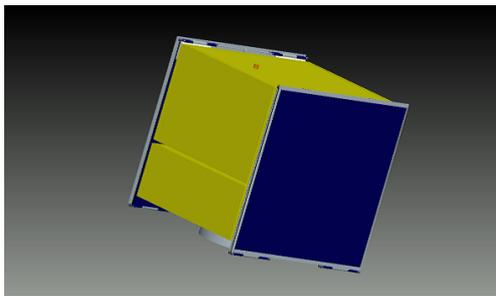


図 33: 衛星概観 (打ち上げ時)

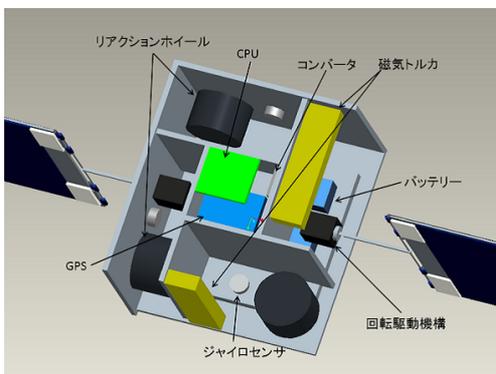


図 34: 搭載機器配置 (内部)

### 3.2.3 太陽電池パドルの駆動機構の設計

本衛星はローレンツ力を発生させるために電力を確保する必要がある。そのため効率良く電力を得るため

に太陽電池パドルに回転機構を取り入れることで、パネル面を太陽に向けるようにした。また、今回はミッションに必要な電力を得るために、複数枚のパネルを積み重ねた展開機構を取り入れた。

- 展開同時機構

複数のパネルを積み重ねた太陽電池パドルは図 36 のようなばね機構で展開する。しかし、ばね機構だけでは展開方向が定まらず、衛星が大きく振動

したり衛星本体に接触したりするおそれがある．そこで，各パネルを一方方向に整然と展開させる必要があるため，ケーブルとプーリでパネル間の展開を制御する．図 37 中の衛星本体 - パネル間を接続するリンクが 90[deg] 展開するのに対し，パネル A が 180[deg] 展開するため，プーリ径を 2:1 にしてある．また同期ケーブルには張力調整機構が施されており，たわみを防いでいる．

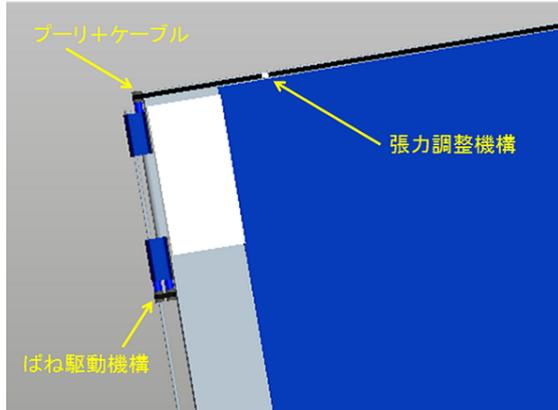


図 36: ばね機構

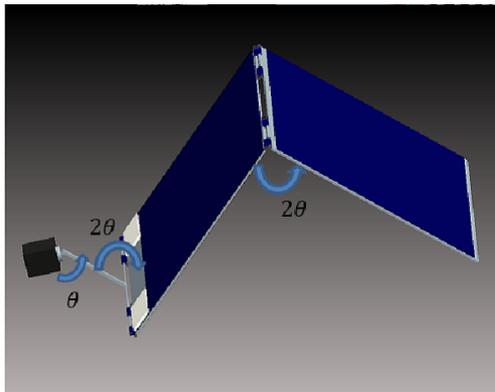


図 37: 展開同期機構

● パドル回転機構

本ミッション達成には，太陽電池パドルはパネル面を太陽に向けることで効率よく電力供給を得る必要があるため，太陽電池パドルを一軸回転することにした．回転速度は非常に遅く，ステッピングモータと減速機で駆動される．ステッピングモータは Aratron 社の PF35-48 を使用する．PF35-48 の諸元を表 11 に示す．

また，太陽電池パドルを太陽に向け続けるため，太陽電池パドルと衛星本体の間にスリップリングを用いた．使用したスリップリングは MOOG 社の SRA-73683 を用い，その諸元を表 12 に示す．

表 11: ステッピングモータ

	単位	値
ステッピング角度	deg	7.5
電圧	V	24
動作温度範囲		-10 ~ 50
最大トルク	mN · m	20
質量	g	20

表 12: スリップリング

	単位	値
回転速度	rpm	120
電圧	V	(AC)210
許容電流	A	2
動作温度範囲		-40 ~ 80
寸法	mm	φ50 × 27
質量	g	100

● 保持解放機構

打ち上げ時に振動荷重がかかるために太陽電池パネルを強固に固定する必要がある．保持解放機構として，テグスをヒータで切断する方法を用いた．テグスは伸びが少なく強度が強い東洋紡の Dyneema を基に作られた釣糸 (YGK よつあみパワーハンター 1-5-10) で直径 20 号 (0.740mm) ，引張強度は 80[kg] のものを 2 本をねじり使用する．テグスはコイル状のニクロム線に囲まれ，Dyneema の融点 160 を越える 250 まで加熱し切断する．またニクロム線は直径 1[mm] のものを 5 周させ，コイル内径は 1.5[mm] とする．必要電力と時間は以下の式から

$$\begin{aligned}
 W &= c\rho_t V_t(T - T_0) \\
 &= 0.428 \cdot 8.4 \times 10^{-3} \cdot 3.925 \cdot (523 - 3) \\
 &= 36.6[\text{J}]
 \end{aligned}$$

となり，15[W] を数秒間かけることで，切断することができる．

● ラッチ機構

展開した太陽電池パドルは衛星本体に対する姿勢を安定させるためにラッチ機構で保持する．ラッチ機構には大きく分けてフック型とピン型あり，今回はピン型を採用した．図 38 に例示するように，回転角によりプーリにあけた軸方向の穴にピンを落とし込むような機構である．

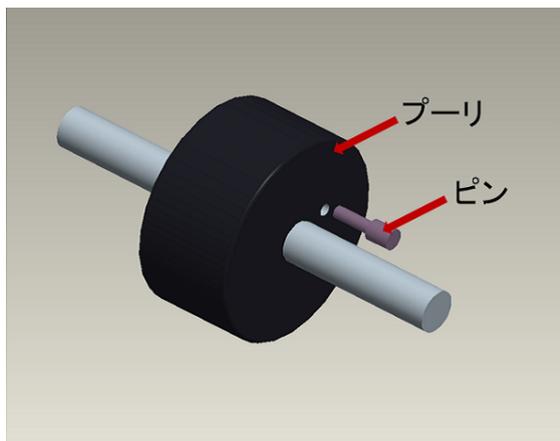


図 38: ピン型ラッチ機構

### 3.2.4 構造解析

Pro Engineer / Mechanical を用いて構造解析を行った。H2A ロケットのビジーバック衛星として要求される剛性要求と準静的加速度荷重を表 13, 14 に示す。静荷重解析・固有振動数解析を行うにあたり、作業の効率化を図るため、以下のように構造を簡略化した。

1. 部品機構の一部を簡略化する（保持解放機構で太陽パネルを固定しているため、パネルを圧着していると仮定する）。
2. ハニカムサンドイッチパネルは平板同定してモデル化する。

表 13: 準静的加速度荷重条件

イベント		機軸方向	機軸直交方向
リフトオフ	圧縮評定	-3.2[G]	±1.8[G]
	引張評定	+0.1[G]	±1.8[G]
MECO (第1エンジン停止)	直前	-4.0[G]	±0.5[G]
	直後	+1.0[G]	±1.0[G]

表 14: 剛性要求

方向	最低次の固有振動数
機軸方向	30Hz 以上
機軸と直交方向	10Hz 以上

#### ● 静荷重解析

表 13 から機軸方向には最大 4[G]、機軸直交方向には 1.8[G] がかかることがわかる。この値に安全係数 1.5 を掛け、機軸方向に 6[G]、機軸直交方向に 2.7[G] の荷重を設計荷重として、衛星全体に

同時に荷重をかけ解析を行った。このときの応力分布図を図 39 に示す。

また、Al ハニカムサンドイッチパネルでは荷重はフェイスシートの Al 合金が受けるものとする。金属材料の三軸応力場における降伏に関しては、ミーゼス則に基づく相当応力を考える。解析の結果最大応力は衛星分離部が接続してある面に発生し、その値は 3.61[MPa] となった。表 10 より、ハニカムサンドイッチパネルのフェイスシートの圧縮耐力は 268[MPa] であるから、安全余裕 MS を計算すると

$$MS = \frac{\text{許容応力}}{\text{発生応力}} - 1 = 73.2 \geq 0$$

となり、本衛星は十分な強度を持っていることがわかる。

#### ● 固有振動数解析

ロケットの打ち上げ時を想定して、衛星分離部を固定した場合の固有振動数解析を行った。解析の結果、図 40 のようになり、一次モードの固有振動数は 353.3[Hz] となり、本衛星は表 14 に示す剛性要求を満たしていることがわかる。[10]

ただし今回の解析モデルにはネジ等を考慮していない部分があるため、実際には固有振動数が低くなる可能性が考えられる。よって、実際に振動試験を行い、固有振動数の確認を行い、値が低い場合には対処が必要である。

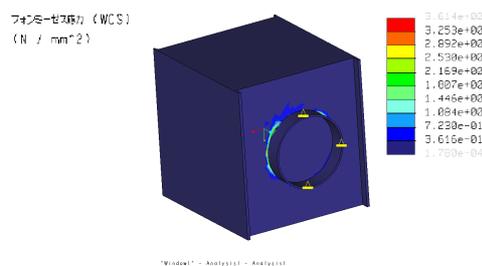


図 39: 静荷重解析

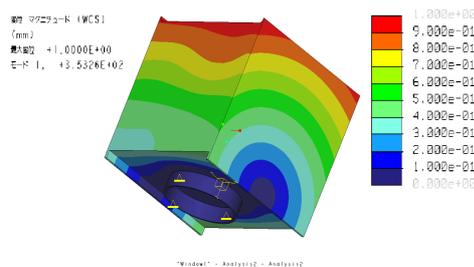


図 40: 固有振動数解析

### 3.2.5 搭載機器

搭載機器一覧を表 15 に示す。

### 3.2.6 分離機構構成

本衛星の形状的に JAXA から推奨されている PAF-239M による分離が可能のためそれを使用することにする。この分離方法はクランプバンド方式で、ロケット側と衛星間をクランプで連結し、その結合部の外周面をクランプを介し、クランプバンドで巻回する。分離時はそのクランプバンドを切断できるような火工品を爆発させ、クランプバンドを切断し、連結された衛星を分離させる。

分離成功の可否は衛星の GPS 座標で確認する。

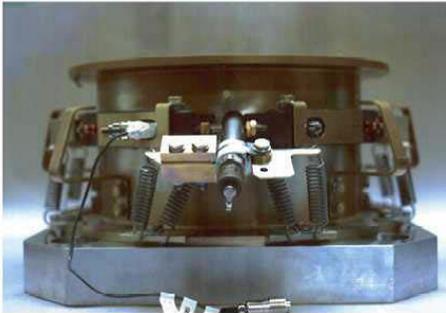


図 41: PAF-239M

## 3.3 姿勢安定方式

本ミッションではテザーを伸展するため、3 軸姿勢制御を行う必要がある。しかし、テザー伸展後は、テザーが地球に向けて伸びていることで、その張力により十分な重力傾斜安定を得ることができる。そのため、テザー伸展後はヨー方向以外を除き、能動的に制御する必要がない。したがって、3 軸姿勢すべてを能動的に制御する必要があるのは、H2A ロケットから分離された後、テザーの伸展が終了するまでである。

## 3.4 運用モード

### 3.4.1 初期運用モード

衛星が H2A ロケットから周回軌道に投入された後、テザー伸展に入るまでのモードである。ロケットから分離された直後は、予測不能な回転をしているため、太陽センサ、磁気センサ、ジャイロにより姿勢と角速度

を捕捉し、リアクションホイール及び磁気トルカを用いて姿勢を安定させる。その後、下面を地球指向させ、太陽電池パネル展開モードに移行する。

### 3.4.2 太陽電池パネル展開モード

太陽電池パネルを展開する際、その展開の反動によって衛星の姿勢が崩される。そのため、リアクションホイール及び磁気トルカを用いて、3 軸姿勢制御を行う。太陽電池パネル展開後、ロール方向のホイールの完全なアンローディングを行い、地上からの指示でテザー伸展モードに移行する。

### 3.4.3 テザー伸展モード

テザーを伸展する際、姿勢が変化すると上手くテザーを伸展することができない。したがって、テザー伸展中は三軸姿勢制御を行う。この際、連続的に比較的大きなロール方向の角運動量が発生するため、z 軸方向に配置した磁気トルカを最大限利用し、ホイールに角運動量蓄積が限界を超えないようにする。また、この間はテザーの伸展の様子をみるため 10 秒間隔で子衛星から親衛星に GPS 情報を送信する。そのため地上との通信は行わない。リールの回転が目標値に達した後、子衛星安定化モードに移行する。

### 3.4.4 子衛星安定化モード

テザーを伸展した直後では子衛星が振り子のように振れているため、テザーの正確な影響を知ることができない。そのため、テザーに印加する電圧を制御することで、この振動を抑える。子衛星の振動をある程度抑えた後、定常モードに移行する。このモードにおいても 10 秒間隔で子衛星から親衛星に GPS 情報を送信するため、地上との通信は行わない。

### 3.4.5 定常モード

テザーが伸展し、重力傾斜力およびローレンツ力を得ることができるため、ヨー方向のみ姿勢制御を行う。また消費電力を小さくするため、重力傾斜トルク及び、磁気トルカを用いて、リアクションホイールのアンローディングを行い、アンローディングが終了した後、磁気トルカを積極的に用いてこの姿勢制御を行う。状況に応じて、通信モード、緊急運用モード、子衛星安定化モードに移行する。

表 15: 搭載機器一覧

機器	名称	寸法 [mm]	重量 [kg]
親衛星			
機体系			
上面パネル	-	440 × 380 × 10	0.344
左右パネル 2 枚	-	460 × 280 × 10	0.265 × 2
前後パネル 2 枚	-	380 × 280 × 10	0.219 × 2
底面パネル	-	440 × 380 × 35	0.372
内部パネル A 2 枚	-	295 × 235 × 10	0.143 × 2
内部パネル B 2 枚	-	265 × 235 × 10	0.128 × 2
内部パネル C	-	150 × 150 × 10	0.0464
展開パネル A2 枚	-	460 × 460 × 4	1.354 × 2
展開パネル B2 枚	-	470 × 460 × 4	1.568 × 2
リンク 2 個	-	148 × 6 × 6	0.0147 × 2
回転駆動機構 2 個	-	50 × 50 × 70	0.464 × 2
展開駆動機構 4 個	-	14 × 460 × 10	0.1 × 4
スリッリング 2 個	-	50 × 27	0.1 × 2
多層膜断熱ブランケット	-	0.772m <sup>2</sup> × 0.0025	0.000027
銀蒸着テフロン	-	0.07m <sup>2</sup> × 0.2	0.007
黒色ペイント	-	1.705m <sup>2</sup>	0.107
電力・電源系			
太陽電池パネル A 2 枚	-	410 × 450 × 2	0.784 × 2
太陽電池パネル B 2 枚	-	450 × 450 × 2	0.714 × 2
シャント 4 枚	-	100 × 50 × 5	0.1 × 4
ベアテザー	-	全長 310m	0.73
バッテリー 14 個	UR18650ZTA	18.24 × 65.1	0.048 × 14
DC-DC コンバータ	24QP500	63.5 × 39.4 × 12.7	0.075
太陽電池セル 1526 枚	XTJ Solar Cells	20 × 20 × 0.14	0.00035 × 1526
姿勢制御・ミッション系			
太陽センサ	Coarse Sun Sensor	12.7 × 9.0	0.01
磁気センサ	HMC5843	4.0 × 4.0 × 1.3	0.00005
ジャイロセンサ 3 台	QRS116	37.85 × 16.38	0.06 × 3
リアクションホイール 3 台	Reaction Wheel Type VRW-1	115 × 115 × 77	1.8 × 3
磁気トルカ 2 台	MTR-5 Magnetorquer	251 × 30 × 66	0.5 × 2
リール機構	-	80 × 80	0.11
リールブレーキ用サーボ	TS3682N1	20 × 20 × 30	0.05
リール固定具 2 台	-	55 × 80 × 10	0.12 × 2
電子銃	Model 101157	3.4 × 1.8	0.02
通信系			
GPS 受信機	IGPS-1	90 × 70 × 17	0.23
受信機	RXE430M-301A	60 × 50 × 10.5	0.038
送信機	TXE400MFM-101A	100 × 60 × 10.5	0.06
CPU	SH7718R	106.2 × 95.9 × 10	0.02
ダイポールアンテナ	-	全長 170mm	0.15
		親衛星	23.0
子衛星			
機体系			
上面パネル	-	440 × 380 × 20	0.332
左右パネル 2 枚	-	460 × 150 × 10	0.142 × 2
前後パネル 2 枚	-	380 × 150 × 10	0.117 × 2
底面パネル	-	440 × 380 × 10	0.344
内部パネル A 2 枚	-	295 × 130 × 10	0.079 × 2
内部パネル B 2 枚	-	265 × 130 × 10	0.071 × 2
インターフェイス	-	225 × 50	0.484
電力・通信系			
GPS 受信機	IGPS-1	90 × 70 × 17	0.23
送信機	TEX430MFCW-301A	100 × 60 × 10.5	0.06
CPU	H8/3694F タイニーマイコン	33 × 28 × 10	0.005
バッテリー 98 個	ER18/50	18 × 52.6	0.022 × 98
		子衛星	4.43
合計			27.4

### 3.4.6 通信モード

地上との通信が可能な位置にいるとき、このモードを用いる。ホイール及び磁気トルカを使用することで、3軸姿勢制御を行い、通信可能となるようアンテナの向きを調節する。地上との通信が終わり次第、地上側からの指示で定常モードに移行する。万が一テザーの張力が強いなどの理由で、姿勢を維持することが困難（ホイールに角運動量が溜まり過ぎたなど）な場合、自動的に定常モードへ移行する。

### 3.4.7 緊急運用モード

衛星が何らかのエラーにより予測を大きく外れ通信ができなくなった場合、もしくは電力が不足した場合、このモードを使用する。回転している場合姿勢を安定させた後、太陽電池パネルが太陽指向となるよう、パドルの回転、姿勢変更を行い電力の維持、回復を行う。このとき可能であれば、通信できるようアンテナを地球指向させることで、通信の回復を期待する。

## 3.5 外乱トルク

各外乱トルクの値は衛星の姿勢・軌道により変化しますが、各トルクの最悪値を考慮した設計を行うことで十分な冗長性が得られる。各トルクの最悪値を評価する。

### 3.5.1 重力傾斜トルク

重力傾斜トルクは次の式で求めることができる。

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

ここで  $I$  は衛星の慣性テンソル、 $\mathbf{u}_s$  は地球中心から衛星の質量中心までの単位ベクトルを表す。この時、最大の重力傾斜トルクは次のように表される。

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

$a$  : 軌道長半径

$$a = 6878 \text{ [km]}$$

$\theta_e$  : Z軸地心方向からのずれ角 (最大)

$$\theta_e = 0.52 \text{ [rad]} = 30 \text{ [deg]}$$

よって重力傾斜トルクは次のようになる。

太陽電池パネル展開前

$$\mathbf{T}_g = \begin{pmatrix} 5.4 \times 10^{-7} \\ 2.3 \times 10^{-8} \\ 0 \end{pmatrix} \text{ [Nm]}$$

太陽電池パネル展開後

$$\mathbf{T}_g = \begin{pmatrix} 1.3 \times 10^{-5} \\ 1.1 \times 10^{-6} \\ 0 \end{pmatrix} \text{ [Nm]}$$

テザー伸展後 (テザーを剛体とみなす)

$$\mathbf{T}_g = \begin{pmatrix} 6.9 \times 10^{-1} \\ 6.9 \times 10^{-1} \\ 0 \end{pmatrix} \text{ [Nm]}$$

### 3.5.2 太陽輻射圧トルク

太陽輻射圧トルクは次の式で求めることができる。

$$\mathbf{T}_s = P_s (1 + q) \cos(i) \mathbf{L}_s \times \begin{pmatrix} A_x \\ A_y \\ A_z \end{pmatrix}$$

最悪の場合を考え、 $L_{sx}, L_{sy}, L_{sz}$  に関しては±それぞれ両方を考え、トルクが一番大きくなる場合を想定しておく。また  $A$  についても最悪の場合を想定するため、各方向の最大断面積を用いる。

$R_s$  : 太陽輻射圧定数  
 $= 4.53 \times 10^{-6} \text{ [N/m}^2\text{]}$

$A$  : 断面積  
 $A_x = 0.20 \text{ [m}^2\text{]}$   
 $A_y = 0.18 \text{ [m}^2\text{]}$   
 $A_z = 1.02 \text{ [m}^2\text{]}$

$L_s$  : 質量中心から太陽輻射圧中心への距離  
 $L_{sx} = 0.1 \text{ [m]}$   
 $L_{sy} = 0.1 \text{ [m]}$   
 $L_{sz} = 0.3 \text{ [m]}$

$q$  : 反射係数  
 $= 1.6$

$i$  : 太陽入射角  
 $= 0 \text{ [rad]}$

よって太陽輻射圧トルクは

$$\mathbf{T}_s = \begin{pmatrix} 1.9 \times 10^{-6} \\ 1.9 \times 10^{-6} \\ 1.4 \times 10^{-6} \end{pmatrix} \text{ [Nm]}$$

### 3.5.3 地球磁気トルク

地球磁気トルクは次の式で表される。

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

ただし

- $B$  : 地球磁場 (最悪値)  
 $|B| = 3.7 \times 10^{-5}$  [T]  
 $m_r$  : 残留磁気双極子モーメント  
 $|m_r| = 0.2$  [Am<sup>2</sup>]

これより最悪の場合、地球磁気トルクの大きさは

$$T_m = 7.8 \times 10^{-6} [\text{Nm}]$$

となる。地球磁気トルクは加わる方向が予測できないので、全方向にかかるものとして考える。

### 3.5.4 空力トルク

空力トルクは次のように表される。

$$T_a = L_a \times F_a$$

ここで  $L_a$  は質量中心から空力中心までのベクトル、 $F_a$  は空気力ベクトルを表す。最悪の場合を考えるため、太陽輻射圧トルクの計算と同様に、 $L_{ax}, L_{ay}, L_{az}$  に関しては ± それぞれ両方を考え、トルクが一番大きくなる場合を想定しておく。また  $F_a$  についても最悪の場合を想定するため、各方向の最大断面積を用いて計算すると次のように計算できる。

$$F_a = \frac{1}{2} \rho v^2 C_D \begin{pmatrix} A_x \\ A_y \\ A_z \end{pmatrix}$$

- $\rho$  : 大気密度  
 $= 5.22 \times 10^{-13}$  [kg/m<sup>3</sup>]  
 $v$  : 衛星の速度  
 $= 7.61 \times 10^3$  [m/s]  
 $C_D$  : 抵抗係数  
 $= 2.0$   
 $L_a$  : 質量中心と空力中心の距離  
 $L_{ax} = 0.1$  [m]  
 $L_{ay} = 0.1$  [m]  
 $L_{az} = 0.3$  [m]

よって空力トルクは

$$T_a = \begin{pmatrix} 4.8 \times 10^{-6} \\ 4.9 \times 10^{-6} \\ 3.6 \times 10^{-6} \end{pmatrix} [\text{Nm}]$$

となる。

### 3.5.5 最大外乱トルクと角運動量

表 16 にテザー伸展前の外乱トルクをまとめた物と、これらの合計が同じ方向にかかったときの合計を示す。

表 16: 最大外乱トルク

	$x$ 軸回り	$y$ 軸回り	$z$ 軸回り
重力傾斜トルク $T_g$	$1.3 \times 10^{-5}$	$1.1 \times 10^{-6}$	0
太陽輻射圧トルク $T_s$	$1.9 \times 10^{-6}$	$1.9 \times 10^{-6}$	$1.4 \times 10^{-6}$
地球磁気トルク $T_m$	$7.8 \times 10^{-6}$	$7.8 \times 10^{-6}$	$7.8 \times 10^{-6}$
空力トルク $T_a$	$4.8 \times 10^{-6}$	$4.9 \times 10^{-6}$	$3.6 \times 10^{-6}$
合計 $T_{max}$	$2.7 \times 10^{-5}$	$1.6 \times 10^{-5}$	$1.3 \times 10^{-5}$

(単位は [Nm])

周回軌道上でこれらのトルクを受けつづけることになるが、太陽輻射圧トルクは半周期の間受けるものと考えられる。これらのことから、トルクが 1 周期あたり要求する角運動量を求める。

$$H = \frac{P_t}{2} T_s + T(T_g + T_m + T_a) = \begin{pmatrix} 1.5 \times 10^{-1} \\ 8.4 \times 10^{-2} \\ 6.9 \times 10^{-2} \end{pmatrix} [\text{Nm} \cdot \text{s}]$$

ただし  $P_t$  は軌道周期を表す。( $P_t = 5677$ [s])

ホイールには 1[Nm·s] まで角運動量を溜めることができるので、磁気トルクが使えず、最悪の場合でも 6 周は姿勢を維持することができる。また、磁気トルクは  $x$  軸、 $z$  軸方向の大きなトルクが出せるような配置であり、磁気トルクが発生できるトルクは最も小さくなる場合でも  $1.2 \times 10^{-4}$ [Nm] であるため、 $x, z$  軸方向のトルクは十分吸収することができる。したがってテザーを伸展するまでに、十分な時間を確保することができる。

## 3.6 テザー伸展後の姿勢安定

### 3.6.1 テザーの張力による重力傾斜安定

ピッチロール方向については、張力のかかる方向と質量中心が一直線になるようトルクが発生する。テザーによる張力は次の近似式から  $6.9 \times 10^{-3}$ [N] となる。

$$N = 3LM_B n^2$$

- $L$  : テザー長さ  
 $= 300$  [m]  
 $M_B$  : 子衛星質量  
 $= 4.4$  [kg]  
 $n$  : 軌道角速度  
 $= 1.2 \times 10^{-3}$  [rad/s]

このとき、最大外乱トルクは  $2.7 \times 10^{-5}$ [Nm] 程度であることから、質量中心と張力の作用点の距離が  $4.8 \times$

$10^{-3}$ [m] となるときの外乱トルクとテザーの張力によるトルクが釣り合う。これは十分小さく、重力傾斜安定で姿勢を安定化させることができる。

### 3.6.2 ヨー方向の外乱

ヨー方向については、テザーの張力によるトルクはほとんど影響しない。そのため制御する必要があるが、節電のためこれをホイールよりも消費電力の少ない磁気トルカを用いて行う。地球磁場が最も弱いところで磁気トルカにより発生できるトルクは、

$$T_t = M_t \times B$$

- $M_t$  : 発生磁気双極子モーメント  
 $= 6.2[\text{Am}^2]$   
 $B$  : 磁束密度  
 $= 1.9 \times 10^{-5}[\text{T}]$

より  $T_t = 1.2 \times 10^{-4}[\text{Nm}]$  これは、外乱トルクよりもある程度は大きく十分制御できると考えられる。万が一出力が足りない場合でもホイールで補えるため問題ない。

## 3.7 センサの選定

本衛星には、太陽センサ、磁気センサ、ジャイロ、GPS を搭載する。

### 3.7.1 太陽センサ

初期姿勢捕捉時及び、姿勢が大きく乱れた場合、自らの姿勢を決定できるように太陽の方向を素早く捕捉する必要がある。そのため粗太陽センサを搭載する。使用用途から特に精度を必要としないので、視野が広く、小型かつ消費電力の少ない太陽センサを選択する。以上のことから太陽センサには、AEROASTRO 社の Coarse Sun Sensor を使用する。諸元を表 17 に載せる。

表 17: 太陽センサ諸元

	単位	値
視野	deg	120(full-angle)
精度	deg	$\pm 5$
寸法	mm	$\phi 12.7 \times 9.0$
質量	g	10
消費電力	W	0
温度範囲		$-40 \sim +93$



図 42: Coarse Sun Sensor

### 3.7.2 磁気センサ

本衛星ではミッションとしてテザーから受ける力を正確に知る必要があり、また磁気トルカを用い適切なトルクを出力するためにも地磁気の測定が不可欠である。さらに、地球指向の精度を上げるため姿勢センサとしても活用する。そのため地磁気に対して高精度かつ小型軽量の磁気センサを選定する。したがって磁気センサには Honeywell 社の HMC5843 を使用する。諸元を表 18 に示す。

表 18: 磁気センサ諸元

	単位	値
検出範囲	gauss	$\pm 4$
直線性誤差	% FS	$\pm 0.1$
寸法	mm	$4.0 \times 4.0 \times 1.3$
質量	g	0.05
消費電力 (磁気計測時)	mW	0.144
供給電圧	DCV	1.8
温度範囲		$-30 \sim +85$

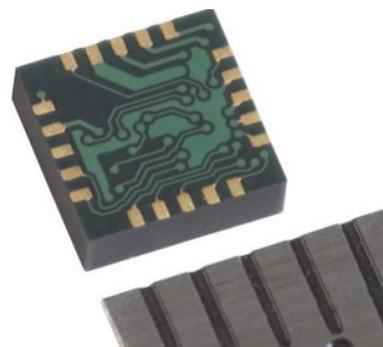


図 43: HMC5843

### 3.7.3 ジャイロ

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。またレート検出では冗長系がないため、信頼

性が高く、小型軽量で精度の良い物を使用する。そのためジャイロにはSYSTRON DONNER社のQRS116を使用する。なお、QRS116は一軸レートセンサのため、3個搭載することで3軸レートセンサを構成する。表19に諸元を示す。

表 19: ジャイロ諸元

	単位	値
計測範囲	deg/s	± 100
分解能	deg/s	0.004
寸法	mm	φ37.85 × 16.38
質量	g	60
消費電力	W	0.1
温度範囲		-55 ~ + 85



図 44: QRS116

### 3.7.4 GPS

本ミッションでは、親衛星、子衛星ともに位置、速度を正確に計測する事が重要であるため GPS を搭載する。

速度計測については、小衛星、親衛星が 300[m] 離れていること、小衛星に能動的な姿勢制御装置がないことから、小衛星、親衛星が同じ GPS 衛星を見ることを保証できない。したがって、同じ GPS 衛星を見ることで誤差を減らすいわゆるディファレンシャル GPS を用いることはできない。

そこで、GPS 電波のドップラー周波数を一定時間積分することにより速度（デルタレンジ）情報を得て、4つの GPS 衛星からのデルタレンジを観測することで、三次元速度を求めるドップラー GPS を用いる。

以上のことから選定要求は、ドップラー GPS を利用した精度の高い速度を検出できるもので、かつ小型軽量のものとする。よってスペースリンク社の IGPS-1 を用いる。諸元を表 20 に示す。

表 20: GPS 諸元

	単位	値
位置精度	m	±15
速度精度	m/s	±1
寸法	mm	90 × 70 × 17
質量	g	230
消費電力	W	1.0
供給電圧	V	5
温度範囲		-20 ~ + 60

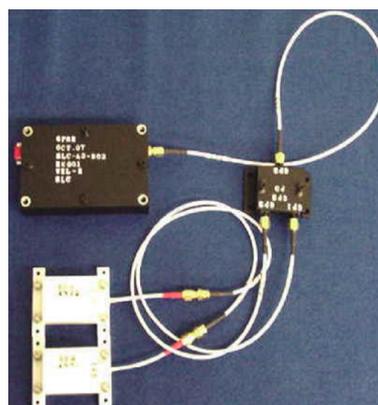


図 45: IGPS-1

## 3.8 アクチュエータの選定

本衛星では3軸姿勢制御を行うため、アクチュエータとしてリアクションホイール3個及び磁気トルカを2個搭載する。磁気トルカを搭載する理由は、テザーを伸展する際ホイールのみでは角運動量を吸収できないこと、消費電力がホイールより少なく、定常モードでの消費電力を削減できることである。

### 3.8.1 リアクションホイール

外乱による最大角運動量は1周で約  $H_{max} = 0.1 [\text{Nm}\cdot\text{s}]$  であるので、これ以上の角運動量を蓄積できるホイールを選択する必要がある。また、できる限り小型軽量の物が望ましい。以上のことから、VETRONIC Aerospace社の Reaction Wheel Type VRW-1 を選定する。表 21 に諸元を示す。

### 3.8.2 磁気トルカ

磁気トルカの選定要求は、テザー伸展時の角運動量をホイール吸収するため、ロール方向のホイールでアンローディングができること、定常モードでのヨー方向を制御するに十分なトルクの2つである。これらを

表 21: リアクションホイール諸元

	単位	値
寸法	mm	115 × 115 × 77
質量	kg	1.8
慣性モーメント	kgm	2.0 × 10 <sup>-3</sup>
回転数	rpm	5000
角運動量	Nm·s	1.0
定格トルク	mN·m	± 25
消費電力	W	1.0(0rpm) 3.0(4000rpm)
温度範囲		-20 ~ +70

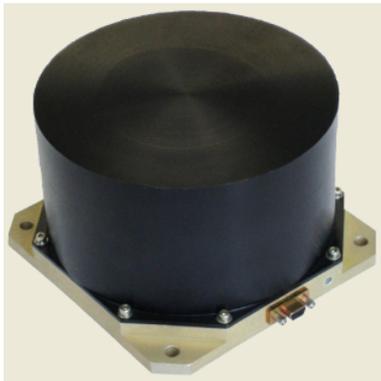


図 46: Reaction Wheel Type VRW-1

行うためには、外乱トルクよりも大きいトルクを出し続けることができればよい。また、磁気トルカはロール方向、ヨー方向にトルクが出せるよう、機体座標系における  $x$  軸方向と  $z$  軸方向に配置した。外乱トルクの最大値は、

$$T_{xmax} = 2.7 \times 10^{-5} [\text{Nm}]$$

また、軌道傾斜角が 30[deg] であるので、磁場が一番小さい所で

$$B_{min} = 1.9 \times 10^{-5} [\text{T}]$$

である。出力できるトルク  $T_{mt}$  は、発生磁気モーメントを  $M_t$  として

$$T_{mt} = M_t \times B_{min}$$

となる。発生磁気モーメントは磁場の向きを考慮し、ヨー方向に大きな力を出せるような位置に配置してある。このことから、発生磁気モーメント  $M_t$  は

$$M_t > \frac{T_{mt}}{B_{min}} = 1.4 [\text{Am}^2]$$

となる必要がある。したがって磁気トルカには SURREY 社の MTR-5 Magnetorquer を使用する。諸元を表 22 に示す。

表 22: 磁気トルカ諸元

	単位	値
発生磁気モーメント	Am <sup>2</sup>	6.2
寸法	mm	251 × 30 × 66
質量	kg	0.5
供給電圧	V	5
消費電力	W	1
温度範囲		-30 ~ +50



図 47: MTR-5 Magnetorquer

### 3.9 電源系

#### 3.9.1 設計概要

本衛星は低高度の地球周回軌道であり、1 周期のうち少なくとも半分は太陽光を得ることができる。従って本衛星の電源として太陽電池による電力確保を採用し、食時の電源は二次電池を用いるようにする。また衛星が小型でバス電圧が比較的小さく、搭載できる機器に限られるため、日照時の電源安定化にはパーシャルシャント方式を採用し、日陰時の電源安定化には非安定化バスを採用する。

#### 3.9.2 親衛星のバッテリー

親衛星に搭載する機器の全電圧・電力を表 23 に示す。ただしバッテリー容量のサイジングに当たっては、各消費電力に+10% のマージンをとって計算している。まず親衛星のバッテリーについて考える。親衛星に搭載する二次電池として SANYO 社のリチウムイオン電池 UR18650ZTA を採用し、その諸元を表 24 に示す。リチウムイオン二次電池は、小型且つ高容量であるので衛星の軽量化に貢献し、メモリ効果もないので充放電を繰り返す本ミッションに適していると考えられる。

ミッションに要求されるバッテリー容量  $C_r$  は次のよう

表 23: 全電圧・電力表 (親衛星)

搭載機器	搭載数	電圧 [V]	電力 [W]
テザー	1	500	20
電子銃	1	4.7	5
リールブレーキ用 ステッピングモータ	1	3.5	0.735
モータ	2	24	12
磁気センサ	1	1.8	0.002
ジャイロ	3	5	0.3
GPS	1	5	1
リアクション ホイール	1	5	9
磁気トルカ	1	5	1
送信機	1	7	8
受信機	1	5	0.13
CPU	1	3.3	0.4
合計			58.572

表 24: バッテリ性能

	単位	値
寸法	mm	$\phi 18.24 \times 65.1$
質量	g	48
公称容量	A·h	2.9
公称電圧	V	3.7

な式で表される .

$$C_r = \frac{P_e T_e}{C_d N V_d n}$$

- $P_e$  : 食時供給電力
- $T_e$  : 最大食時間
- $C_d$  : 許容バッテリー DOD
- $N$  : バッテリ並列数
- $V_d$  : バッテリ平均放電電圧 (バス電圧)
- $n$  : バッテリ 負荷の電力伝達効率

表 23 よりバス電圧を  $V_d = 24[V]$  とすると, バッテリの直列数は次のようになる .

$$\text{直列数} = \frac{\text{バス電圧}}{\text{公称電圧}} = \frac{24}{3.7} = 6.5 < 7[\text{列}]$$

本ミッションの期間は 10 日程度であり, 軌道要素は高度 500[km], 軌道傾斜角 30[deg] であるため周期  $T = 1.58[h]$ , 食時間  $T_e = 0.60[h]$ , 日照時間  $T_d = 0.98[h]$  となる . この時, 総充放電回数は 150 回程度となるので DOD(放電深度) は余裕をもって  $C_d = 80[\%]$  とする .

またバッテリーから負荷への電力伝達効率を  $n = 0.9$  とする . 全電力の+10% マージンをとって  $P_e = 64.4[W]$  とするとバッテリーの並列数は次のようになる .

$$\begin{aligned} N &= \frac{P_e T_e}{C_r C_d V_d n} \\ &= \frac{64.4 \times 0.60}{2.9 \times 0.8 \times 24 \times 0.9} \\ &= 0.77 < 1[\text{列}] \end{aligned}$$

以上より, 直列 7 個で並列 1 個の電池を使用すれば良いが, 冗長性と安全性を高めるためにもう 1 組ずつ搭載し, 計 14 本のリチウムイオン二次電池を使用する . 従って親衛星のバッテリーの質量は  $48 \times 14 = 672[g]$  となる .

テザーにかかる電圧 500[V] については PICO ELECTRONICS 社の DC-DC コンバータ (24QP500) を用いてバス電圧 24[V] を昇圧して確保する . DC-DC コンバータの諸元を表 25 に示す .

表 25: DC-DC コンバータ

	単位	値
寸法	mm	$63.5 \times 39.4 \times 12.7$
質量	g	75
入力電圧	V	18 ~ 36
出力電圧	V	500
最大出力電力	W	40
効率	-	0.89
動作温度範囲		0 ~ 85

### 3.9.3 子衛星のバッテリー

本ミッションではミッション中に子衛星の位置を知る必要があるため, 子衛星にデータ送信機と GPS を搭載する . 子衛星-親衛星間の通信を 10[s] に 1 回の頻度で行うものとする . 1 回の通信時間は 0.73[s] となるが準備時間などを考慮に入れてこれを 1.0[s] とすると, 1 周期 (1.61[h]) では約 290[s] の通信時間となる . ミッション期間の 10 日 (240[h]) 程度で衛星は約 150 周するため, 総通信時間は  $290[s] \times 150 = 43500[s] = 23.67[h]$  となる . 通信時以外では送信機は待機モードにしており, 電力消費を抑えるようにする . 子衛星に搭載する機器の全電圧・電力を表 26 に示す . また, 以下では親衛星と同様に各消費電力に +10% のマージンを取って計算している .

本ミッションでは子衛星は親衛星から切り離されるため, 独自に電力を確保しなければならない . 子衛星の表面積が小さいことに加え, ミッション期間が 10 日程度と短いため, 子衛星は一次電池で電力を確保するこ

表 26: 全電圧・電力表 (子衛星)

搭載機器	搭載数	電圧 [V]	電力 [W]
送信機 (通信時)	1	3	3
送信機 (待機時)	1	3	0.1
GPS	1	5	1
CPU	1	5	0.15
合計			4.15(通信時) 1.25(待機時)

とにする．子衛星に搭載する一次電池として日立マクセルエナジー社の塩化チオニルリチウム電池 ER18/50 を採用し，その諸元を表 27 に示す．

表 27: バッテリ性能

	単位	値
寸法	mm	$\phi 18 \times 52.6$
質量	g	22
公称容量	A·h	3.65
公称電圧	V	3.6
動作温度範囲		-55 ~ +85

送信機の電圧が 3[V] で GPS と CPU の電圧が 5[V] なので，送信機の電圧はバッテリー 1 個の直列で得られ，GPS と CPU の電圧はバッテリー 2 個の直列で得られる．それぞれのバッテリー並列数  $N$  は次のようになる．

$$N(3[V]) = \frac{\text{搭載機器電力} \times \text{ミッション時間}}{\text{電圧} \times \text{公称容量} \times \text{電力伝達率}}$$

$$= \frac{3.3 \times 23.67 + 0.11 \times (240 - 23.67)}{3 \times 3.65 \times 0.9}$$

$$= 10.34 < 11[\text{列}]$$

$$N(5[V]) = \frac{\text{搭載機器電力} \times \text{ミッション時間}}{\text{電圧} \times \text{公称容量} \times \text{電力伝達率}}$$

$$= \frac{1.265 \times 240}{5 \times 3.65 \times 0.9}$$

$$= 18.5 < 19[\text{列}]$$

以上より，直列 1 個で並列 11 個の電池と直列 2 個で並列 19 個の電池があれば電力は確保されるが，冗長性と安全性を高めるためにもう 1 組ずつ搭載し，計 98 本の塩化チオニルリチウム電池を使用する．従って子衛星のバッテリーの質量は  $22 \times 98 = 2156[\text{g}]$  となる．

### 3.9.4 太陽電池アレイ

本衛星では太陽電池セルとして SPECTROLAB 社の GaInP<sub>2</sub>/GaAs/Ge 多接合型セル NeXt Triple Junction

表 28: セル性能

	単位	値
厚さ	mm	0.14
単位面積当たり質量	mg/cm <sup>2</sup>	84
初期効率	-	0.295
電流	mA/cm <sup>2</sup>	17.02
電圧	V	2.348
太陽光吸収率	-	0.9
放射線による劣化率	-	0.9
温度による電流変化量	$\mu\text{A}/\text{cm}^2/$	0.9
温度による電圧変化量	mV/	0.9
温度係数	%/	-0.286

(XTJ) Solar Cells を採用し，その諸元を表 28 に示す．

太陽電池アレイが寿命末期に発電しなければならぬ必要発電量  $P_{sa}(EOL)$  は次の式から求められる．

$$P_{sa}(EOL) = \frac{\frac{P_e T_e}{X_e} + \frac{P_d T_d}{X_d}}{T_d}$$

本衛星では非安定化バスを用いるので， $X_e = X_d =$

- $P_e$  : 食時消費電力
- $P_d$  : 日照時電力
- $T_e$  : 食時間
- $T_d$  : 日照時間
- $X_e$  : バッテリ 負荷の電力伝達効率
- $X_d$  : 太陽電池アレイ 負荷の電力伝達効率

0.90 である．本ミッションでは  $P_e = P_d = 64.4, T_e = 0.60, T_d = 0.98$  となるので， $P_{sa}(EOL)$  は次のようになる．

$$P_{sa}(EOL) = \frac{\frac{64.3 \times 0.60}{0.90} + \frac{64.3 \times 0.98}{0.90}}{0.98}$$

$$= 115.37[\text{W}]$$

従って，115.4[W] を発電する太陽電池アレイをサイジングする．

太陽電池は太陽光に曝されるため，温度が常温よりも上昇し発電効率が下がる．運用期間中の動作温度を 70[ ] と仮定すると，表 28 のデータが 28[ ] の時の値なので，温度の影響  $\gamma$  は次のようになる．

$$\gamma = 1 + (70 - 28) \times (-0.286/100) = 0.88$$

また，本衛星は赤道面からの軌道傾斜角が 30[deg] の円軌道であるので，太陽が赤道面から最も離れる至の時，つまり太陽光入射角が 53.4[deg] となる時に必要な電力をまかなえるようにサイジングする．

以上より、寿命初期での太陽電池の発電電力  $P_{sa}(BOL)$  は次のようになる。

$$\begin{aligned} P_{sa}(BOL) &= \frac{P_{sa}(EOL)}{\cos 53.4 \times \gamma} \\ &= \frac{115.4}{\cos 53.4 \times 0.88} \\ &= 219.9[\text{W}] \end{aligned}$$

太陽光強度を  $1350[\text{W}/\text{m}^2]$  とすると全セル面積は次のようになる。

$$\begin{aligned} \text{全セル面積} &= \frac{P_{sa}(BOL)}{\text{太陽光強度} \times \text{セル効率}} \\ &= \frac{219.9}{1350 \times 0.295} \\ &= 0.552[\text{m}^2] \end{aligned}$$

セル1枚の寸法を  $2[\text{cm}] \times 2[\text{cm}]$  とすると、セル総数は次のようになる。

$$\begin{aligned} \text{セル総数} &= \frac{\text{全セル面積}}{\text{セル面積}} \\ &= \frac{0.552}{(2 \times 10^{-2})^2} \\ &= 1380.6 < 1381[\text{枚}] \end{aligned}$$

ここで、展開パネルへの貼り付け方やマージンを考慮してセル枚数を 1526 枚とすると、全セル面積は  $0.6104[\text{m}^2]$  となり、セルのパッキング能力を 95% とするとアレイ面積は次のようになる。

$$\begin{aligned} \text{アレイ面積} &= \frac{\text{全セル面積}}{\text{セルパッキング能力}} \\ &= \frac{0.6104}{0.95} \\ &= 0.643[\text{m}^2] \end{aligned}$$

従って、太陽電池アレイの質量は次のようになる。

$$\begin{aligned} \text{アレイ質量} &= 840[\text{g}/\text{m}^2] \times 0.643[\text{m}^2] \\ &= 540[\text{g}] \end{aligned}$$

アレイ電圧はバッテリーが充電できるようにするため、バッテリー電圧より高くなければならない。従って、アレイ電圧をバッテリー電圧の 20% 増しつまり  $25.9 \times 1.2 = 31.08[\text{V}]$  とすると、セル直列数は次のようになる。

$$\begin{aligned} \text{セル直列数} &= \frac{\text{アレイ電圧}}{\text{セル電圧}} \\ &= \frac{31.08}{2.348} = 13.2 < 14 \end{aligned}$$

セル総数が 868 枚であるので、セル並列数は  $1526/14 = 109$  枚となる。

## 4 通信系

### 4.1 通信系の設計概要

#### 4.1.1 概要

本衛星は電気力学テザーの実証実験衛星であり画像などの観測データを取得しない。そのため通信されるデータ量としては少量ですむ。衛星運用のために地上局からの命令（コマンド）を送るためのアップリンク回線に加え、衛星の運用状態把握のために必要な HK データ（House Keeping data）と呼ばれるバス部の情報を地上に送るためのダウンリンク回線を用意する。また、ミッションの成功を確認するため、子衛星の位置情報を親衛星に送る。したがって、子衛星にも送信機を搭載する。

#### 4.1.2 親衛星-子衛星間通信

搭載機器を最小限にするため、親衛星と子衛星の通信にも親衛星-地上間と同じ周波数を用いる。したがって混信を避けるため通信のタイミングを調整する。子衛星から親衛星への送信は GPS の情報をもとに、親衛星が地上と交信できない位置にいるときのみ行う。

表 29: 通信周波数

	単位	値
地上 親衛星	MHz	430.0
親衛星 地上	MHz	401.5
子衛星 親衛星	MHz	430.0

#### 4.1.3 通信のタイミング

テザー進展モードでは、10 秒間隔で子衛星から親衛星への送信を行う。電波の干渉を避けるため、このモードでは親衛星-地上局間の通信は行わない。定常モードに入った後、地上局との通信が出来る範囲では、通信モードとなり地上との通信を行う。子衛星からのデータ送信は、地上局との通信ができない間に行う。

## 4.2 親衛星-地球間の通信系に対する要求

### 4.2.1 通信可能時間の算出

本衛星は軌道高度  $500[\text{km}]$ 、軌道傾斜角  $30[\text{deg}]$  の軌道を採用している。地上局は JAXA の所有する沖縄局を利用する。通信限界角度を仰角  $170[\text{deg}]$  とすると衛星と地上局との通信可能時間は以下ようになる。こ

ここで、通信可能時間については16周回分の軌道と通信可能範囲から算出した。

表 30: 通信条件

	単位	値
軌道高度	km	500
軌道周期	s	5677
衛星速度	km/s	7.61
通信可能仰角	deg	170
通信可能時間	s/(16周回)	約 4000

#### 4.2.2 通信データ量の算出

本衛星での伝送データとしてはHKデータとミッションのデータであり、これを衛星から地上局に送る。これらのデータはサンプリング周期を30[s]とすると1周期あたり31.2[kbyte]の情報量となる。子衛星から受信したデータ容量を上記の容量に加えることでダウンリンクの情報量が決定する。子衛星から送られてくるデータは表32にまとめてある。この表から、子衛星が1周期中に蓄積するデータ量は23.3[kbyte]である。これらから、一周期でダウンリンクに載せる必要がある情報量は54.5[kbyte]となる。

一方で地上局からは時刻と姿勢制御用の姿勢角、ミッションモード、テザー電圧を送信する。この場合30[s]のサンプリング周期で1周期あたり6.2[kbyte]の通信を行う必要がある。

前述の通信可能時間内で通信を行うため、ビットレートはダウンリンク、アップリンク及び子衛星-親衛星間すべて32[kbps]とした。これにより定常モードに入った後、一度に16周回分のデータを送る場合、通信時間はアップリンク3.1[s]、ダウンリンク27.2[s]となる。また、1周期分のデータを子衛星から親衛星への送信に必要な時間は0.7[s]である。

### 4.3 アンテナと送信機の構成

#### 4.3.1 衛星の送受信機とアンテナ

衛星にはアマチュア無線周波数帯の電波を使用する。西無線研究所で製造される超小型衛星用無線機を採用する。親衛星送信機としてTXE430MFMCW-301A、受信機としてRXE400MFM-101Aを用いる。また子衛星送信機としてTXE400MFM-101Aを用いる。

本衛星は3軸姿勢制御された衛星であるが、重力傾度安定を用いるため通信機の向きが一定とならない。そのため、無指向性アンテナを用いる。また、子衛星において高利得アンテナを搭載できないためダイポール

表 31: テレメトリデータ種類

分類	センサ	データ数	
位置	GPS	3	
	速度	3	
姿勢	太陽センサ	2	
	磁気センサ	3	
	RW角速度	3	
	磁気トルカ出力	2	
	ジャイロ	3	
	姿勢角	3	
	姿勢角速度	3	
	モード	1	
	テザー系	テザー電圧	1
		テザー電流	1
テザー長さ (リール回転角)		1	
モータ角速度		1	
電源系		バッテリー出力電圧	1
	バッテリー温度	1	
	太陽光電圧	1	
	パドル角	1	
	パドル温度	1	
通信系	送受信機の温度	1	
	制御装置温度	1	
	衛星時計時刻	1	

表 32: 子衛星テレメトリデータ種類

分類	センサ	データ数
位置	GPS	3
	速度	3
電源系	バッテリー出力電圧	1
	バッテリー温度	1
通信系	送受信機の温度	1
	制御装置温度	1
	衛星時計時刻	1

アンテナを作成する。アンテナと送受信機の諸元は以下の通りである。ただし、本衛星は高度500[km]の軌道であるため電力束密度PFD規定の制約により送信機の出力を落して使用するよう変更する。

#### 4.3.2 地上局の送受信機とアンテナ

地上アンテナの利得は次式で得ることができる。沖縄局のパラボラアンテナでは表33となる。

$$G[\text{dBi}] = 10 \log \left[ \left( \frac{\pi D}{\lambda} \right)^2 \eta \right]$$

- $D$  : 開口面直径
- $\eta$  : 開口面効率 (60% に設定)
- $\lambda$  : 使用電波の波長

表 33: 地上局アンテナ

	単位	値
地上アンテナ直径	m	10
地上アンテナ利得	dBi	30.9

表 34: 送受信機諸元  
受信機

	単位	値
型番	RXE430M-301A	
受信感度	dBmV	-121
消費電力	W	0.13
電源電圧	V	5
動作環境温度	-30 ~ +60	
ケース外形	mm	60 × 50 × 10.5
質量	g	38

送信機 (親衛星)

	単位	値
型番	TXE400MFM-101A	
送信出力	W	2.0 から 0.5 に弱める
消費電力	W	8
電源電圧	V	7.0
動作環境温度	-30 ~ +70	
ケース外形	mm	100 × 60 × 10.5
質量	g	60

送信機 (子衛星)

	単位	値
型番	TXE430MFMCW-301A	
送信出力	W	0.8
消費電力	W	3.0
電源電圧	V	5.0
動作環境温度	-30 ~ +60	
ケース外形	mm	100 × 60 × 10.5
質量	g	60

表 35: 衛星搭載アンテナ

	単位	値
アンテナ	ダイポールアンテナ	
周波数	MHz	430
全長	mm	170
重量	g	150
利得	dBi	1.2
インピーダンス	$\Omega$	73

表 36: 地上-衛星間要求  $C/N_0$

	単位	アップリンク	ダウンリンク
変調方式		FM	GFSK
要求 $E_b/N_0$	dB	10.8	10.5
ハードウェア劣化量	dB	2.5	2.5
符号化利得	dB	5.2	5.2
ビットレート	kbps	32	32
ビットレート	dBHz	45.1	45.1
変調損失	dB	3	3
要求 $C/N_0$	dBHz	56.2	55.9

## 4.4 熱制御系

### 4.4.1 熱制御

衛星に搭載される機器には、その機能を発揮して正常に動作できる許容温度範囲が存在する。したがって人工衛星には許容温度範囲を保つため、熱制御を施さなければならない。ここでは、適切な熱制御系素子、放熱

表 37: 子衛星-親衛星間要求  $C/N_0$

	単位	値
変調方式	FM	
要求 $E_b/N_0$	dB	10.5
ハードウェア劣化量	dB	2.5
符号化利得	dB	5.2
ビットレート	kbps	32
ビットレート	dBHz	45.1
変調損失	dB	3
要求 $C/N_0$	dBHz	50.6

表 38: 地上-衛星間受信  $C/N_0$

	単位	アップリンク	ダウンリンク
周波数	MHz	430	401.5
波長	km	$6.97 \times 10^{-4}$	$7.47 \times 10^{-4}$
送信 EIRP	dBW	40.8	-1.8
送信機出力	dBW	10.0	-3.0
給電損失	dB	0	0
送信アンテナ利得	dBi	30.9	1.2
ポインティング損失	dB	0.1	0
自由空間損失	dB	151.5	150.9
通信最大距離	km	2077	2077
偏波損失	dB	3	3
大気吸収損失	dB	0.3	0.3
降雨損失	dB	0.1	0.1
各種損失	dB	0	0
受信 G/T	dB/K	-24.7	4.1
ポインティング損失	dB	0	0.1
受信アンテナ利得	dBi	1.2	30.9
給電損失	dB	0	0
システム雑音温度	dBK	25.9	26.7
アンテナ雑音温度	K	100	300
受信機雑音温度	K	289	170
給電線雑音温度	K	313	200
雑音指数	dB	3	3
天空雑音温度増分	dB	-4.4	-4.4
受信 $C/N_0$	dBHz	89.8	76.6
通信マージン	dBHz	33.6	20.7
PFD	dBW	-	-126.8

表 39: 子衛星-親衛星間受信  $C/N_0$

	単位	値
周波数	MHz	430
波長	km	$6.97 \times 10^{-4}$
送信 EIRP	dBW	-1.0
送信機出力	dBW	-1.0
給電損失	dB	0
送信アンテナ利得	dBi	0
ポインティング損失	dB	0
自由空間損失	dB	74.7
通信最大距離	km	0.3
偏波損失	dB	3
各種損失	dB	0
受信 G/T	dB/K	-25.6
ポインティング損失	dB	0.1
受信アンテナ利得	dBi	1.2
給電損失	dB	0
システム雑音温度	dBK	26.7
アンテナ雑音温度	K	300
受信機雑音温度	K	170
給電線雑音温度	K	200
雑音指数	dB	3
受信 $C/N_0$	dBHz	124.4
通信マージン	dBHz	68.5

部などを選定する。

#### 4.4.2 熱設計概要

衛星への熱入力には内部及び外部の2通りが考えられる。前者は搭載される機器の発熱による熱入力である。使用する搭載機器の発熱量と許容温度範囲を表40に記す。

また外部熱入力は影響の大きいもので

- 太陽放射
- 地球赤外放射
- 地球アルベド

本衛星は地球周回衛星であるため、衛星が地球の影に入る間とそうでない場合で熱入力の強弱がある。熱入力が最大になる場合の温度と最小になる場合の温度を計算し、それらが搭載機器の許容温度範囲を満たすように熱制御系の設計を行う。

#### 4.4.3 熱解析

##### 熱平衡方程式

衛星を要素に分割し、各要素について熱平衡方程式を用いて温度の時間変化を求める。それぞれの要素について温度は均一に分布する。ある節点*i*について以下に示す熱平衡方程式が成り立つ。節点0を宇宙空間とし、温度は0[K]と近似する。衛星を図48のように19個に分割し、それぞれ節点で代表する。

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

- $m_i$  : 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*間の放射係数
- $\sigma$  : ステファンボルツマン定数  
( $= 5.6710 \cdot 10^{-8} [\text{W}/(\text{m}^2 \cdot \text{K}^4)]$ )

##### (1) 熱入力 $Q_i$

衛星への外部熱入力  $Q_i$  は太陽放射、地球アルベド、地球赤外放射による外部熱入力と、内部発熱による内部熱入力がある。

$$Q_i = Q_s + Q_a + Q_e + P_i$$

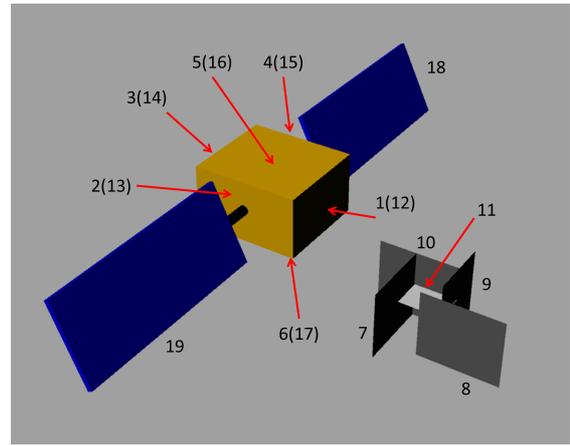


図 48: 節点番号図

- $Q_s$  : 太陽放射
- $Q_a$  : 地球アルベド
- $Q_e$  : 地球赤外放射
- $P_i$  : 内部発熱

##### • 太陽放射

地球付近での単位面積、単位時間当たりの太陽赤外放射エネルギー  $E_s$  は、近日点の時で最大値  $1399 [\text{W}/\text{m}^2]$ 、遠日点で最小値  $1309 [\text{W}/\text{m}^2]$  である。太陽光は衛星表面に入射する場合は平行光線とみなすことができるので、表面積  $A$  の衛星表面への太陽光放射による熱入力  $Q_s$  は

$$Q_s = \alpha_i I_s A \mu$$

ここで、 $\mu$  は太陽入射係数であり、太陽入射角を用いて次のようにあらわされる。

$$\mu = (\text{実効入射面積}) / (\text{面積}) = \sin \theta$$

また  $\alpha_i$  は節点  $i$  の太陽光吸収率である。

##### • 地球アルベド $Q_a$

地球アルベドは、地球の大気や地表面から太陽光が反射されてくるものである。衛星の表面  $A$  に入射するアルベド  $Q_a$  は以下のように求められる。

$$Q_a = a I_s A F_a$$

$a$  はアルベド係数と呼ばれ、緯度や地形、季節及び雲の状態などによって以下のように変動する。

$$a = 0.30 + (+0.30, -0.15)$$

##### • 地球赤外放射 $Q_e$

地球からの熱放射によって衛星に伝えられるエネルギーは、年平均値として以下のような変化をする。

$$I_e = 237 + (+27, -97) [\text{W}/\text{m}^2]$$

極付近で最小値，赤道付近で最大値をとる。

衛星の表面に入射する地球赤外放射は次のように計算される。

$$Q_e = \alpha_i I_e A F_e$$

ここで  $F_e$  は地球赤外放射に関する地球と衛星表面との形態係数である。地球と衛星を球だと仮定すると，以下の式で表される。

$$F_e = \frac{1}{2} \left\{ 1 - \sqrt{1 - \frac{R_E^2}{(R_E + h)^2}} \right\}$$

$R_E$  : 地球半径

$h$  : 軌道高度

$R_E = 6378[\text{km}]$ (赤道半径),  $h = 500[\text{km}]$  の場合は以下のようになる。

$$F_e = 0.313$$

・内部発熱  $P_i$

表 40 で示したように搭載機器の総発熱量は 34.06[W] である。

(2) 熱伝達係数  $C_{ij}$

$$C_{ij} = \frac{1}{\frac{1}{C_{d_i}} + \frac{1}{C_{s_{ij}}} + \frac{1}{C_{d_j}}}$$

$$C_{d_i} = k_i A_i / L_i$$

$$C_{s_{ij}} = h_{ij} A_{ij}$$

$C_{d_i}$  : 伝導による熱コンダクタンス

$k_i$  : 節点  $i$  の熱伝導率

$A_i$  : 熱経路の断面積

$L_i$  : 節点の接触面までの距離

$C_{s_{ij}}$  : 節点  $i, j$  間の接触熱コンダクタンス

$h_{ij}$  : 節点  $i, j$  間の接触熱伝達率

$A_{ij}$  : 節点  $i, j$  間の接触面積

#### 4.4.4 放射係数 $R_{ij}$

放射係数は以下の式のようになる。

$$R_{ij} = \epsilon_i \epsilon_j F_{ij} A_i$$

$\epsilon_i, \epsilon_j$  : 節点  $i, j$  の放射率

$F_{ij}$  : 節点  $i$  から節点  $j$  への放射形態係数

また図 48 にのような 2 面間に対して放射形態係数は定義される。

$$F_{ij} = \frac{1}{\pi A_i} \int_{A_i} \int_{A_j} \frac{\cos \theta_i \cos \theta_j}{r^2} dA_i dA_j$$

$r$  : 節点  $i, j$  間の距離

$\theta_i$  : 面  $A_i$  の法線ベクトルと節点  $i, j$  を結ぶベクトルの角度

$\theta_j$  : 面  $A_j$  の法線ベクトルと節点  $i, j$  を結ぶベクトルの角度

#### 熱制御素子

本衛星に搭載する内部機器の許容温度範囲を表 40 に示す。なお，バッテリーの発熱量は開発担当者様に問い合わせたところ，数  $\mu\text{W}$  だということが分かったため，今回の解析では省略した。

表 40: 親衛星搭載機器の許容温度範囲と発熱量

親機	機器	許容温度 [ ]	発熱量 [W]
姿勢制御系	リアクションホイール	-20/+70	3 × 3
	磁気トルカ	-30/+50	1
	モータ	-10/+50	12
センサ系	磁気センサ	-30/+85	0
	GPS	-20/+60	1
	太陽センサ	-40/+93	0
通信系	ジャイロ	-50/+85	0.1 × 3
	送信機	-30/+70	8
	受信機	-30/+60	0.13
電源系	CPU	0/+50	0.4
	バッテリー	0/+40	0(数 $\mu\text{W}$ )

表 41: 子衛星搭載機器の許容温度範囲と発熱量

子衛星	機器	許容温度範囲 [ ]	発熱量 [W]
通信系	送信機	-30/+70	1(送信時 1.3)
センサ系	GPS	-20/+50	1.6
電源系	CPU	-20/+75	0.1
	バッテリー	-40/+100	0(数 $\mu\text{W}$ )

本衛星では周回軌道上で親衛星，子衛星に分離するため，別々に熱制御を考えなければならない。母衛星の内部機器ではバッテリーの許容温度範囲が厳しく，これにマージン 10[ ]を加えた 10 ~ 30[ ]の温度範囲にバッテリーの接地面の温度をおさめるようにする。バッテリーの接地面以外はモータの許容温度範囲 -10 ~ +50[ ]に 10[ ]のマージンを付けた 0 ~ +40[ ]の範囲におさめるようにする。また子衛星では同様に GPS の許容温度範囲にマージン 10[ ]を加えた -10 ~ +40[ ]の温度範囲におさめるようにする。

表 40 のように親衛星内部からの発熱は 34.06[W] ありこれを外部へ放熱しなければならない。そのため温度変化の少ない太陽電池パネル取り付け面の一部を放熱板とする。この面積は両側ともに 0.035[m<sup>2</sup>] 程度とする。また外部熱入力を防ぐために親子衛星ともに衛星表面に断熱ブランケットで覆う。さらに内部の熱交換を促すために内部壁面に黒色塗料を塗布する。太陽電池パネルの裏面には白色ペイントを施し，放熱を促す。表 42 に熱制御素子の諸元を示す。

表 42: 熱制御素子の諸元

	熱制御素子	太陽光吸収率	赤外放射率
	白色ペイント	0.25	0.82
	銀蒸着テフロン (厚さ 0.2mm)	0.21	0.80
拡散放熱面	黒色ペイント	0.92	0.87
放射断熱面	多層膜断熱 ブランケット	0.34	(0.011)

解析方法と結果

熱平衡方程式を前進差分を用いて差分化し、温度解析を行った。その際図 48 のように 19 面の節点に分割し、それぞれの面での温度解析を行った。本衛星では 10 日とミッション期間が短いため、熱光学特性の劣化などは考慮しない。したがって、条件として地球が近日点(夏至)に存在し、軌道傾斜角を 30[deg] として解析を行い、機材接地面の最高・最低温度が先ほどの許容温度範囲+マージン内であることを示す。

表 43: 親衛星熱解析結果

節点	要素	高温時 [ ]	低温時 [ ]
1	-X 面パネル	28.2	23.5
2	+Y 面パネル	17.1	13.9
3	+X 面パネル	26.4	23.2
4	-Y 面パネル	8.5	2.32
5	+Z 面パネル	24.7	20.4
6	-Z 面パネル (バッテリー-接地面)	23.0	19.2
7	内部デッキ	30.2	26.7
8	内部デッキ	29.8	26.0
9	内部デッキ	28.3	24.3
10	内部デッキ	28.6	25.0
11	内部デッキ (GPS 接地面)	33.6	29.6
12	-X 面パネル (断熱ブランケット)	95.0	-75.6
13	+Y 面パネル (放熱面) +X 面パネル (断熱ブランケット)	-17.5	-20.1
14	-Y 面パネル (放熱面) +Z 面パネル (断熱ブランケット)	-69.4	-110
15	-Z 面パネル (断熱ブランケット)	56.1	-172
16	-X 面パネル (断熱ブランケット)	-55.4	-75.9
17	-Y 面太陽電池パネル	40.2	-72.0
18	+Y 面太陽電池パネル	40.2	-72.0
19			

親衛星についてはバッテリーの接地面が 10 ~ 30 [ ] の間に収まっている。またその他の面でも 0 ~ 40 [ ] の範囲に収まっている。また、子衛星についても同様に機器の許容温度範囲+マージン内にパネル温度が収まっている。

表 44: 子衛星熱解析結果

節点	要素	高温時 [ ]	低温時 [ ]
1	-X 面パネル	-3.53	-4.89
2	+Y 面パネル	-4.14	-5.07
3	+X 面パネル	-3.12	-4.47
4	-Y 面パネル	-4.24	-5.17
5	+Z 面パネル	-3.49	-4.77
6	-Z 面パネル	-3.49	-4.77
7	内部デッキ	-1.29	-2.28
8	内部デッキ	-2.8	-3.73
9	内部デッキ	-2.8	-3.81
10	内部デッキ	-1.49	-2.47
11	内部デッキ	11	10.1
12	-X 面パネル (断熱ブランケット)	93.3	-78.7
13	+Y 面パネル (断熱ブランケット)	-23.5	-80.4
14	+X 面パネル (断熱ブランケット)	93.3	-78.6
15	-Y 面パネル (断熱ブランケット)	-23.9	-82.9
16	+Z 面パネル (断熱ブランケット)	93.3	-79.1
17	-Z 面パネル (断熱ブランケット)	93.32	-79.1

4.5 データ処理系

今回の衛星は、親衛星と子衛星の二つの衛星に対して二つの CPU ボードをそれぞれ搭載する。親衛星の衛星には、衛星の制御、データ取得などを行う CPU ボードとして SH7718R を使用する。また、子衛星の衛星には、GPS で得られた位置情報等を取得し送信する CPU ボードとして CPU ボードとは、コンピュータの心臓部分である CPU から構成されている電子部品のことである。全体のシステム図を図 49 に示す。

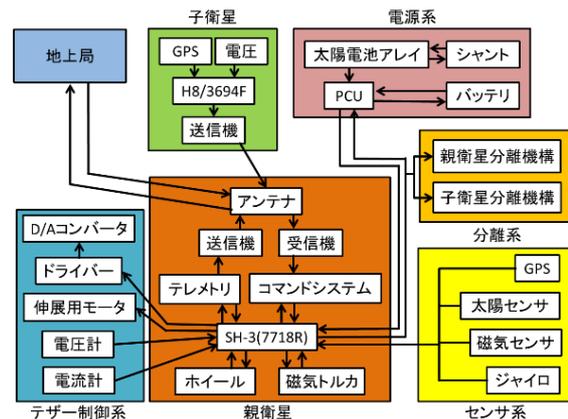


図 49: システム図

また、データ転送にはパケット (CCSDS) 方式が用いられることが多いので、この方式を採用する。

#### 4.5.1 SH7718R マイコン

親衛星に搭載するオンボードコンピュータには、日立製 SH7718R を使用する。この CPU は「れいめい」「はやぶさ」に用いられており、宇宙空間での使用実績は十分である。また単精度浮動小数点の演算ができ、機能面も充実しているため SH7718R を用いる。

#### 4.5.2 H8/3694F タイニーマイコン

子衛星に搭載するオンボードコンピュータには、日立製 H8/3694F を使用する。切手大サイズと非常に小さく、子衛星に搭載するのに適している。

#### 4.5.3 マイコンの性能

親衛星と子衛星それぞれのマイコンの性能を性能表として表 45 にまとめて示す。

表 45: 性能表

	単位	SH7718R	H8/3694F
駆動電圧	V	3.3	5
電流	mA	120	20
クロック周波数	MHz	100	20
ROM	-	192[MB]	32[KB]
RAM	-	128[MB]	2[KB]
寸法	mm	22×22×17	33×28×10

#### 4.5.4 データ伝送方式

パケット (CCDSDS) 方式は、時分割多重化 (TDM) 方式では扱えない多種多様なデータを柔軟に取り組むことが可能とするように定められた国際規格の方式を採用する。また、この方式は、諸外国の地上局利用の容易性からも有利である。

## 5 実現方法

### 5.1 予算・製作環境

費用において、バス部などにおいて積極的に既存の技術や装置を利用すること、またのちにも述べる PFM 方式を採用することにより、大幅な開発期間・経費削減を図るものとする。具体的にはテザーシステムに 2000 万円、親衛星・子衛星合わせて 2000 万円、インフラ面に 1000 万円の合計 5000 万円を目安に開発する。

製作は名古屋大学の 1 部屋をクリーンルームとし、基本的にそこで進めるものとする。試験等で設備が必要な場合は、先の企業らや JAXA に協力をお願いする。管制については JAXA 沖縄宇宙通信所にアンテナを設置し、大学に 24 時間のコントロールルームを設置する。

### 5.2 開発スケジュール

本衛星の開発スケジュールを図 50 に示す。

本衛星は概念設計を 2012 年度内に終える。この時点でプロジェクトを具体・鮮明化し、資金・設備的問題を解消するものとする。基本設計では衛星本体・搭載機器の BBM を製作し、それをもとに EM を製作する。今回は電気的性能において高い実現性が望まれるため、EM の製作時に特に電気的性能部を実際の打ち上げ時と同程度の設計を行うものとする。その後、詳細設計に入る。ここで、今回は PFM 方式を採用することにより、コストの削減・開発期間の短縮をはかる。PFM の製作時に随時維持設計を行い、完成後、各種実験を行う。基本設計から打ち上げまでを製作期間として、3 年以内での完成を目指す。

	2011	2012	2013	2014	2015
設計	概念設計	基本設計	詳細設計	維持設計	打ち上げ
開発		BBM制作	EM製作・試験	PFM製作・試験	

図 50: 開発スケジュール

## 謝辞

設計を進めるにあたり、本学工学研究科宇宙工学専攻の山田克彦教授からミッションの選定を始め、全面的に協力を頂きました。お礼申し上げます。また、本学宇宙工学専攻の武市昇講師には最終審査会の準備においてテザーミッションにおけるアドバイスを、JAXAの佐々木進先生、九州工業大学の趙孟佑先生、柴垣龍之介さんにはテザーの資料をいただきました。プラズマに関して本学の酒井武治准教授、横田茂助教、JAXAの河本聡美先生（株）エーイーティーの菅野浩一博士、さらにはGPSに関して東京大学の海老沼拓史先生、スペースリンク（株）の阿部俊雄代表取締役には助言、アドバイスを頂きました。そして昨年度の衛星設計コンテストの参加メンバーからは衛星設計に関する多くの資料と助言を頂きました。今回衛星設計コンテストの解析書が無事作成できたのは、自分たちの力だけでなく上記に挙げた方々を始め、周囲の方々の力があってのことだと感じました。この場をお借りして深くお礼申し上げます。

## 参考文献

- [1] 今里昂史，“放電により誘起される導電性エレクトロダイナミックテザーの動的不安定性に関する地上試験”，九州工業大学 卒業論文，2007年
- [2] 河本聡美，池田哲平，大川恭志，西田信一郎，北村正治，“導電性テザーのダイナミクスとその応用例について”，日本航空研究開発機構（JAXA）
- [3] 櫻原弘樹，“ベアテザーの宇宙環境適応性に関する研究”，九州工業大学 修士論文，2008年
- [4] 柴垣龍之介，“軌道上実証試験に向けたテザーシステムの放電特性に関する研究”，九州工業大学 卒業論文，2010年
- [5] 能見公博，超小型衛星テザー伸展ミッションの大気球実験による検証評価の提案，isas11-sbs-008
- [6] James R. Wertz，Spacecraft Attitude Determination and Control，1976
- [7] Martin Walt Introduction to Geomagnetically Trapped Radiation 1994
- [8] Analytical Mechanics of Space Systems Hanspeter Schaub，John L. Junkins 2003
- [9] Joseph A. Carroll，SEDS Deployer Design and Flight Performance，AIAA paper, 93-4764
- [10] 衛星設計入門 衛星設計コンテスト実行委員会監修 茂原正道 鳥山芳夫 著
- [11] Robert P. Hoyt, Robert L. Forward, “The Terminator Tether: Autonomous Deorbit of LEO Spacecraft for Space Debris Mitigation”, AIAA paper, 38th Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, January 2000
- [12] Pekka Janfunen, “Electrostatic Plasma Brake for Deorbiting a Satellite”, Journal of Propulsion and Power, Vol. 26, No. 2, March-April 2010
- [13] 超小型衛星用分離機構システムの落下棟無重力試験とM-Vロケットによる軌道上実証 東京工業大学 松永三郎、藤原 謙、宮本 径、榎本晋嗣、宮下直己
- [14] 人工衛星の力学と制御ハンドブック 姿勢制御研究委員会編 培風館