

衛星間レーザー送電実証衛星「Prometheus」

名古屋大学大学院工学研究科航空宇宙工学専攻

藤井 健太

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

浅野 雄太 森本 祐貴

名古屋大学工学部機械・航空工学科航空宇宙工学コース

浅井 崇 塚原 拓矢 吉田 健太

名古屋大学工学部機械・航空工学科機械システム工学コース

松井 慎太郎

1 はじめに

1.1 ミッション内容

小型衛星を用いて、宇宙空間でのレーザーによる無線送電の実現を目指す。同様の無線送電の方法としては、マイクロ波によるものも検討がなされているが、マイクロ波の指向性を高めるために必要なアンテナ面積が大きすぎ、小型衛星には搭載できないと判断したため、レーザーを用いることとした。

レーザーによる無線送電とは、レーザー光を照射し、それを太陽光パネルに当てることで、電気エネルギーを離れたところへ伝達するというものである。

これを実証するため、衛星を2つに分離し、送電側を親衛星、受電側を子衛星とする。子衛星は、親衛星から分離された後、親衛星に追従するよう軌道制御を行う。太陽光による発電と、レーザーによる発電を区別するため、送電は蝕の領域で行う。蝕の領域に入ると、親衛星は、子衛星に向かってレーザーを照射する。このレーザー光を、子衛星に搭載した太陽光パネルで受けることで発電を行う。この際、親衛星と子衛星を正確に向かい合わせる必要があり、精度の高い制御が要求される。子衛星が発電の詳細な履歴を親衛星に送信し、その情報を親衛星が地上局へ送信することで、送電の成否を確認する。さらに、送電された電力を用いてLEDを点灯させ、その成功のアピールをする。本衛星の目的は、宇宙空間でのレーザー無線送電の実現プロセスを確立し、具体的な実験データを取得することにある。

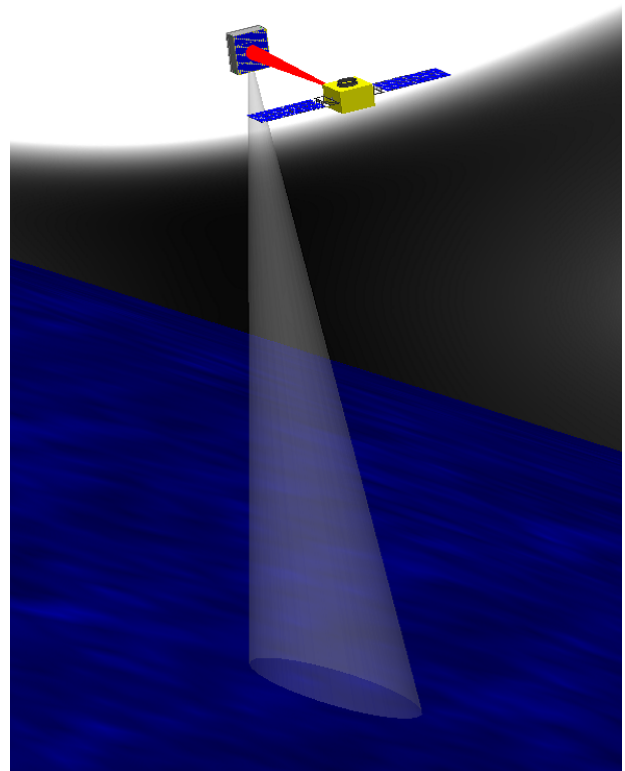


図 1: 衛星概観 (ミッション時)

1.2 背景

電力無しでは、人工衛星のミッションは成り立たない。宇宙空間で人工衛星が電力を得るには、太陽光パネ

ルを搭載し、そのパネルに太陽光を当てる必要がある。したがって、必要な電力を確保するために様々な制約が課される事となる。例えば、太陽光パネルのサイズや重量、姿勢制御に対する制約が挙げられる。そこで、宇宙空間における無線送電が実現されれば、このような制約を取り除くことが可能となる。しかし、これまで宇宙における無線送電は実証された例が無く、本衛星はその実証のため製作する。

さらに、宇宙太陽光発電と称し、宇宙で発電した電力を地上に送電し、利用する事が考えられている。宇宙空間では地上とは異なり、適当な軌道を選べば、常に一定量の太陽光を得ることができるため、この宇宙太陽光発電は古くから研究が重ねられてきた。日本でも JAXA による SSPS 計画が進行中であり、実現に向けた検討がなされている。宇宙空間における無線送電を実現することは、宇宙太陽光発電計画の最初の一步ともなるであろう。

1.3 社会的意義

宇宙空間では大気の影響が無く、地上よりもはるかに高効率の太陽光発電が可能である。地球上の化石燃料の枯渇化や、原子力発電の危険性が叫ばれ、新たなエネルギー供給技術が求められている今日、宇宙太陽光発電への期待はよりいっそう高まっている。本衛星を打ち上げ、送電実験が成功すれば、新しい電力源に対し大きな期待が生まれることになる。

宇宙太陽光発電の研究がより現実的なものとして注目され、その実現に向けた大きな一步となるであろう。

昨年、日本が打ち上げた小惑星探査機「はやぶさ」が、約 60 億 km の旅を経て、小惑星の微粒子をサンプルリターンし、世界初の快挙を成し遂げたと話題になった。このように、宇宙開発では真新しいことが注目されることが多い。本ミッションで衛星間レーザー送電実証衛星の技術が実証できれば、人々の宇宙への関心、さらには新エネルギーへの関心が高まり、次世代の宇宙開発、エネルギー問題解決の糸口ともなると考えられる。

1.4 技術的意義

人工衛星間の電力供給はこれまでに実行された例はなく、本衛星は「宇宙空間において無線電力供給を行う」という全く新しい技術を開拓する衛星であり、次世代の人工衛星の先駆けとなる。本衛星の成果を基に、この衛星間無線送電技術を確立することで、無線送電を前提とした全く新しい人工衛星の開発が可能になり、人工衛星の開発に革新をもたらすことができる。

例えば、DARPA の F6 計画の一部である、発電と送

電を担う大きな衛星を一つ上げ、その周りに様々な役割を持つ小型の衛星を上げるといったことも可能となる。また、送電衛星があれば、新しく打ち上げられる衛星は太陽光パネルを太陽に指向させる必要がなくなり、これまでは実現できなかった軌道への投入や、指向制御が実現できる。

さらに、既存の衛星に対しても、その太陽光パネルに向かってレーザーを照射することで、送電を行うことができる。

1.5 レーザ送電の高出力・高効率化

実際に宇宙開発へ利用するためには、さらなる高出力化及び高効率化が求められる事は必至である。大出力化は、太陽光励起でレーザーを励起することにより可能である。この技術は、JAXA 等で研究されており、すでに 0.5[W] 出力の YAG レーザを太陽光を模擬した光により励起することで 180[W] の連続レーザー光を得ることに成功している。

さらに、受け手側の太陽電池パネルのレーザー波長に対する最適な設計や、集光装置の利用などを行うことで、姿勢誤差に対するロバスト性を高めると同時に効率を上げる事も可能であろう。

1.6 名前の由来

本衛星の愛称「Prometheus」はギリシャ神話に登場する神の名前である。人類に初めて火を与えたとされており、親衛星から子衛星にエネルギーを与える本衛星の愛称として相応しいと思われる。また、Prometheus の語源は pro (先に、前に) + metheus (考える者) であり、「先見の明を持つ者」という意味を持つ。そのため、宇宙太陽光発電実現の先駆者たれ、という希望も込めてこの「Prometheus」という名前を採用した。

2 ミッション系

2.1 ミッション定義

本衛星のミッションを、「宇宙空間におけるレーザー送電の実証と実験結果の取得」

と定義する。今回のミッションでは、太陽光による発電とレーザーによる送電を明確に区別する必要がある。受電素子として同一のソーラーパネルを用いるため、ミッションは蝕の領域で行う。また、レーザー送電の効率は、親衛星、子衛星の姿勢精度、位置精度により大きく左右されるため、これらの影響を評価・分析できるようなデータを取得する。

確実な成果を得るため、今回はミッションを2段階に分けて行う。第1段階を、レーザ送電の実証とし、第2段階を、レーザ送電効率を最大化する実験とする。

この際、残り燃料や発電量に余裕があれば、LEDの点灯を行い、地上から観測できるように子衛星の姿勢の変更、制御を行う。更に、追加ミッションとして、子衛星以外の対象に対してレーザを照射し、送電の実験を行うことが考えられる。また、ミッション期間を4~5週間とすると、1日は約14周回であるため、400~500回の実験機会があり、十分なデータを収集できると考えられる。

以上を踏まえ、ミッションの成功条件は第1段階の成功、具体的には3[W]程度の電力を500[s]の間連続的に受電し、そのデータを得ることとする。

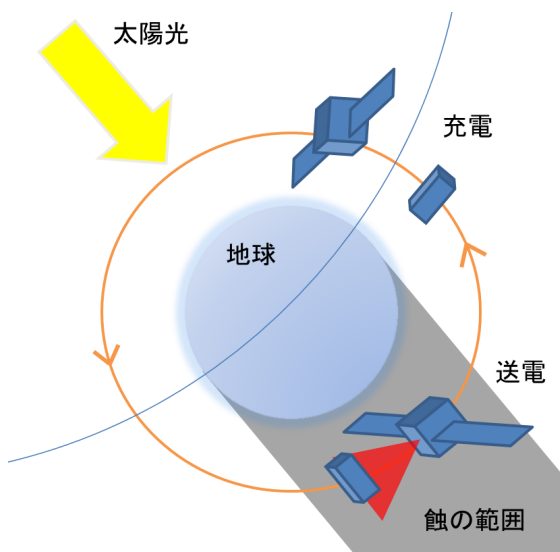


図 2: ミッションイメージ

2.2 ミッション要求

本ミッションを遂行するために必要な事項を整理すると、次のようになる。

- 子衛星が親衛星に追従すること
- 親衛星、子衛星が互いに精度よく向き合えること
- 子衛星との距離や精度誤差に応じたレーザを照射できること
- 送電に必要な電力を確保すること

これらの要求を満たすよう、衛星の設計を行った。

2.3 軌道設計

2.3.1 定義

親衛星と共に運動する Hill 座標系をとり、親衛星の重心を原点として、動径方向に x 軸、軌道面に垂直方向に z 軸をとり、 (x, y, z) が右手系をなすように y 軸を取る。(図 3 参照) また、Hill 座標系における親衛星に対する子衛星の相対位置ベクトル、相対速度ベクトルをそれぞれ $\mathbf{r} = [x \ y \ z]^T$, $\mathbf{v} = [v_x \ v_y \ v_z]^T$ で定義する。

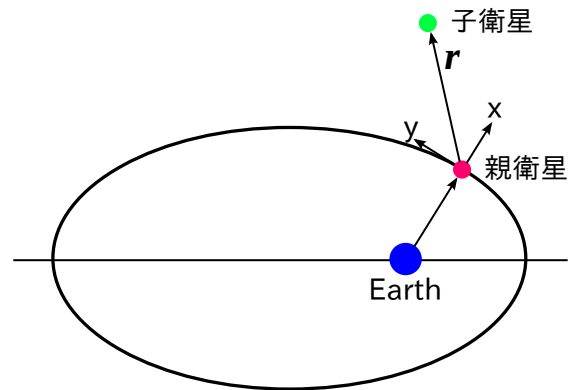


図 3: Hill 座標系

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
- ω : 近地点引数
- Ω : 昇交点赤経
- f : 真近点離角

ここで

$$n = \sqrt{\frac{\mu}{a^3}}$$

$$\theta = f + \omega$$

である。ただし μ は万有引力定数 G と地球の質量 M_E を用いて $\mu = GM_E$ と表される。

2.3.2 設計要求

本ミッションに必要とされる軌道の要求は以下のようになる。

1. 分離後、子衛星は親衛星の後方の一定領域内に収まるように追従する。
2. 軌道制御のためのインパルス入力回数を少なくする。
3. 1周期当たりに十分な発電量、通信時間が確保できる。

以上の要求を満たすような軌道を検討する。なお、ここで定める軌道とは分離前の軌道とする。

2.3.3 軌道の検討

本ミッションでは、親衛星が子衛星にレーザ送電を行い、その電力を以ってLEDを地球に向けて照射する。その際、親衛星は常に子衛星の方向を向いていなければならない。また、子衛星は親衛星に太陽光パネルを向けつつLEDを地球の目的の位置に向ける必要がある。レーザ送電の減衰や姿勢精度を考慮し、親衛星と子衛星はAlong-track方向に-70[m]~30[m]に収まるように制御する。その際にHill方程式による制御を行う。

フォーメーションフライトの制御にHill座標系を用いていることから、分離前の離心率は $e = 0$ の円軌道である必要がある。また、分離後のミッション遂行中も離心率はそれほど大きく変化しないことから、ミッション全体を通して $e \approx 0$ とする。

次に、軌道高度と軌道傾斜角を決定する。インパルス入力による制御回数を少なくするためには、空気抵抗が無視できるほど高い軌道が望ましい。一方、子衛星のLEDを観測するためにはできるだけ高度は低い方が良い。ここで、本機はピギーバック衛星を想定しているため、制約として実際にH-IIAロケットで打ち上げられる軌道から選ばなければならない。円軌道として打ち上げられるのは軌道高度約300[km]の低軌道(LEO)と、軌道高度約800[km]の太陽同期軌道(SSO)がある。空気抵抗がフォーメーションフライトに与える影響を考慮すると、SSOの高度が望ましい(ただし、太陽同期である必要はない)。ゆえに、軌道長半径と軌道傾斜角はそれぞれ7176[km], 98.6[deg]と決定される。

最後に、昇交点赤経を検討する。電力を十分確保するために、ミッション期間の約20[%]が蝕になるように昇交点赤経を求めると、 $\Omega = 29.2$ [deg]と決定される。表1に本ミッションの分離前の初期軌道要素をまとめる。

表 1: 分離前の初期軌道要素

| | | 単位 | 値 |
|-------|----------|-----|------|
| 軌道長半径 | a | km | 7176 |
| 軌道高度 | H | km | 798 |
| 離心率 | e | - | 0 |
| 軌道傾斜角 | i | deg | 98.6 |
| 昇交点赤経 | Ω | deg | 29.2 |

2.3.4 Hill 方程式

子衛星に働く外力を $\mathbf{f} = [f_x \ f_y \ f_z]^T$ とすると、Hill方程式は次のようになる。[1]

$$\begin{aligned} \ddot{x} - 2n\dot{y} - 3n^2x &= f_x \\ \ddot{y} + 2n\dot{x} &= f_y \\ \ddot{z} + n^2z &= f_z \end{aligned}$$

特に外力が $\mathbf{0}$ の場合、Hill方程式の解(Clohessey-Wiltshire解)は次式で与えられる。

$$\begin{bmatrix} \mathbf{r}(t) \\ \mathbf{v}(t) \end{bmatrix} = \Phi_t(t, 0) \begin{bmatrix} \mathbf{r}(0) \\ \mathbf{v}(0) \end{bmatrix}$$

ここで、 $\Phi_t(t, 0)$ は摂動がない場合の状態遷移マトリクスであり、次のように書ける。ただし、下添字の t は状態遷移マトリクスが時間 t の関数であることを示している。

$$\Phi_t(t, 0) = \begin{bmatrix} \Phi_{t11}(t) & \Phi_{t12}(t) \\ \Phi_{t21}(t) & \Phi_{t22}(t) \end{bmatrix}$$

$$\begin{aligned} \Phi_{t11}(t) &= \begin{bmatrix} 4 - 3 \cos nt & 0 & 0 \\ 6(-nt + \sin nt) & 1 & 0 \\ 0 & 0 & \cos nt \end{bmatrix} \\ \Phi_{t12}(t) &= \begin{bmatrix} \frac{\sin nt}{n} & \frac{2(1 - \cos nt)}{n} & 0 \\ \frac{2(-1 + \cos nt)}{n} & \frac{-3nt + 4 \sin nt}{n} & 0 \\ 0 & 0 & \frac{\sin nt}{n} \end{bmatrix} \\ \Phi_{t21}(t) &= \begin{bmatrix} 3n \sin nt & 0 & 0 \\ 6n(-1 + \cos nt) & 0 & 0 \\ 0 & 0 & -n \sin nt \end{bmatrix} \\ \Phi_{t22}(t) &= \begin{bmatrix} \cos nt & 2 \sin nt & 0 \\ -2 \sin nt & -3 + 4 \cos nt & 0 \\ 0 & 0 & \cos nt \end{bmatrix} \end{aligned}$$

2.3.5 スラスタ配置

子衛星はスラスタによって軌道と姿勢の両方を制御する。そのため、6軸の正負の方向に力、トルクを出せるようにスラスタを配置する必要がある。図4のようにx,y,z軸をとり、6軸の正負の方向に力、トルクを出すためには、次の条件を満たさなければならない。ただし、スラスタの本数は10本とした。

$$A\mathbf{f} = \mathbf{n}, \quad \mathbf{f} \geq 0$$

ここで、 \mathbf{n} は力(トルクを含む)ベクトル、 $\mathbf{f} = [f_1 \ f_2 \ \dots \ f_{10}]^T$ は各スラスタの推力であり、 $\mathbf{f} \geq 0$ は \mathbf{f} のすべての成分が0以上となることを表している。また、行列 A は

$$A = \begin{bmatrix} \boldsymbol{\tau}_1 & \boldsymbol{\tau}_2 & \dots & \boldsymbol{\tau}_{10} \\ \mathbf{r}_1 \times \boldsymbol{\tau}_1 & \mathbf{r}_2 \times \boldsymbol{\tau}_2 & \dots & \mathbf{r}_{10} \times \boldsymbol{\tau}_{10} \end{bmatrix}$$

となり、 $\boldsymbol{\tau}_i, \mathbf{r}_i$ はそれぞれ i 番目のスラスタの推力方向の単位ベクトル、重心位置からスラスタ噴出までの相対位置ベクトルである。 A の擬似逆行列 A^\dagger を用いると、条件式は

$$\mathbf{f} = A^\dagger \mathbf{n} + \mathbf{f}_0 \geq 0, \quad \mathbf{f}_0 \in \text{Ker} A$$

となる. このような \mathbf{f} が存在するためにはすべての成分が同符号となる \mathbf{f}_0 が存在しなければならない. つまり, $\text{Ker}A$ を張る基底ベクトルの線形結合ですべての成分が同符号となるベクトルを表現できれば良い.

以上より, 行列 A の零空間の基底からスラスタ配置問題を解くこともできるが, 後にアサインマトリクスを求めるためにも, 次に示すような LP 問題の解が存在するか否かで判定する.

$$A\mathbf{f} = \mathbf{n}_{i\pm}, \quad \mathbf{f} \geq 0$$

ただし, $\mathbf{n}_{i\pm}$ は i 番目の要素のみ ± 1 , それ以外の要素はすべて 0 となる単位ベクトルである. このような 12 個の LP 問題すべてに解 $\mathbf{f} \geq 0$ が存在することは, そのスラスタ配置が 6 軸の正負の方向に力, トルクを出せることと同値である. また, その解からアサインマトリクスを求めることができる.

以上を考慮することで, 図 4 のようにスラスタを配置した. この場合のアサインマトリクスは表 2 となる.

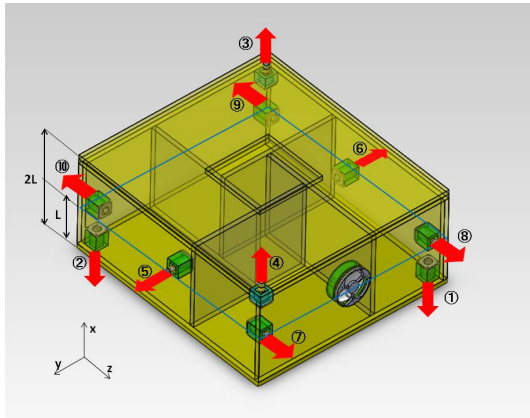


図 4: スラスタ配置

表 2: アサインマトリクス

| | | スラスタ番号 | | | | | | | | | |
|----|-----------------|--------|---|---|---|---|---|---|---|---|----|
| | | 1 | 2 | 3 | 4 | 5 | 6 | 7 | 8 | 9 | 10 |
| 方向 | +x | ○ | ○ | | | | | | | | |
| | -x | | | ○ | ○ | | | | | | |
| | +y | | | | | | ○ | | | | |
| | -y | | | | | ○ | | | | | |
| | +z | | | | | | | | ○ | ○ | |
| | -z | | | | | | | ○ | ○ | | |
| | +t _x | | | | | | | ○ | ○ | | ○ |
| | -t _x | | | | | | | ○ | ○ | | ○ |
| | +t _y | ○ | | ○ | | | | | | | |
| | -t _y | | ○ | | ○ | | | | | | |
| | +t _z | ○ | | | ○ | | | | | | |
| | -t _z | | ○ | ○ | | | | | | | |

2.3.6 分離後の軌道

ここでは, 親衛星と子衛星の分離後の軌道について述べる. レーザ送電のしやすさという観点から, 子衛星

の目標状態, すなわち Hill 座標系における目標位置ベクトルと目標速度ベクトルをそれぞれ $\mathbf{r}^*, \mathbf{v}^*$ とすると

$$\begin{bmatrix} \mathbf{r}^* \\ \mathbf{v}^* \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 \\ y^* \\ 0 \\ 0 \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix} \quad y^* = -40$$

となる. ただし, Hill 座標系の単位は [m] で表す. ここで, バネによる分離をインパルス入力 $\delta\mathbf{v}_k$ とみなし

$$\delta\mathbf{v}_k = \begin{bmatrix} -\frac{ny^*}{4} \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix}$$

とすれば, 子衛星は半周期後に目標位置にほぼ一致する. しかし, 実際は親衛星も反作用により円軌道から外れており, さらに J_2 項や空気抵抗によりずれる. ただし, シミュレーション結果からその影響は小さくなることがわかるので, このような分離手法を採用する. ここで, 親衛星に対する子衛星の相対速度ベクトル(すなわち Hill 座標系における子衛星の速度ベクトルそのもの)が $\delta\mathbf{v}_k$ となることに注意する. 言い換えると, 反作用による親衛星の速度増分も考慮に入れなければならない.

半周期後に, 子衛星にもう一度 $\delta\mathbf{v}_k$ を噴けば, 摂動がなければ相対速度もほぼ $\mathbf{0}$ [m/s] となる. その後は, 許容領域から外れる度にインパルス入力を加えて目標値に近づけるという動作を繰り返す.

2.3.7 シミュレーション条件

シミュレーションを行うにあたり次の仮定をした.

空気抵抗

大気密度モデルは, 文献から得られている高度と密度の値を補間したものを使用した. 今回使用した大気密度モデルを図 5 に示す. 衛星に働く空気抵抗を計算するに当たり, 各衛星の抗力係数 C_D と代表面積は次のようにした.

表 3: 抗力係数と代表面積

| | | 単位 | 値 |
|-----|----------|----------------|-------|
| 親衛星 | C_{Dm} | - | 2.0 |
| | S_m | m ² | 0.999 |
| 子衛星 | C_{Dd} | - | 2.0 |
| | S_d | m ² | 0.225 |

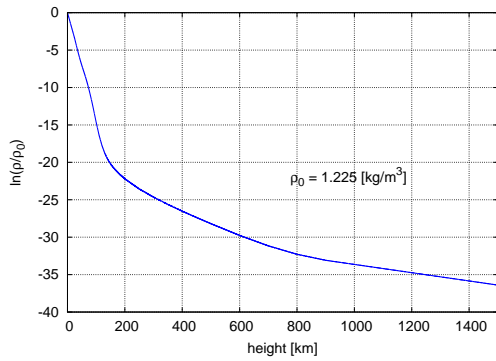


図 5: 大気密度モデル

DGPS の誤差

本ミッションでは DGPS から得られた位置情報、速度情報をフィードバックして制御入力を決定する。その際に、DGPS の誤差を考慮に入れてシミュレーションを行う。今回 GPS 受信機として採用した IGPS-3 はランダム誤差が $\pm 0.3[\text{m}]$ 、計測間隔が $50[\text{Hz}]$ である。これらのデータを用いて誤差を $N(\mu, \sigma^2)$ に従うガウシアンノイズでモデル化する。擬似乱数はメルセンヌ・ツイスタ (mt19937) を用いて生成し、平均と標準偏差はバイアスも考慮 ($\mu \neq 0$) して、位置は $(\mu, \sigma) = (0.3, 1.0)[\text{m}]$ 、速度は $(\mu, \sigma) = (0.05, 0.2)[\text{m/s}]$ とした。さらに、ノイズは任意の方向に一様な確率で発生するとした。

以上の仮定の下、空気抵抗、 J_2 項を考慮し、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、決定した軌道要素から各衛星の位置と速度を求め、重力、空気抵抗および J_2 項から加速度を求め、そして、位置の変遷を 4 次精度 Runge-Kutta-Gill 法により求める。また、DGPS の分散誤差の影響を小さくするため、10 秒間分のノイズを考慮した位置と速度データ 500 個 ($50[\text{Hz}] \times 10[\text{s}]$) の移動平均をフィードバックして計算を行った。移動平均は位相遅れをもたらすが、時間遅れは 1 周期すなわち $6038[\text{s}]$ に比べて短く、その影響は非常に小さい。このようなフィルターを介することで、ノイズによる誤差はほぼバイアス誤差のみとなり制御誤差を小さくすることができる。各パラメータの値は次のようにした。

表 4: 各パラメータの値

| | 単位 | 値 |
|-------------|-------|------|
| 軌道周期 | T_0 | 6038 |
| 総シミュレーション時間 | 周期 | 100 |

2.4 インパルス入力

本ミッションでは子衛星の親衛星に対する相対位置をできるだけ一定に保たなければならない。このようなフォーメーションは衛星が純粋な円軌道であれば容易に達成できるが、 J_2 項や空気抵抗の影響により許容される領域から外れてしまう。特に、空気抵抗は親衛星と子衛星の間で大きさが異なるため、お互いの相対高度を一定に保つことが出来ない。そのため、許容範囲に収まるよう子衛星にインパルス入力を行う必要が生じる。フォーメーションを組まない通常のミッションにおいて、高度 $800[\text{km}]$ では空気抵抗は無視できるとして考慮しないことが多い。しかし、本ミッションでは数 $[\text{m}]$ の変化がミッションに影響するため、空気抵抗の影響も考慮してシミュレーションを行う。以下では、インパルス入力の決定法と数値シミュレーション結果を示す。

2.5 軌道制御に必要な推進剤

軌道制御に必要なスラスタの量を計算する。実際の運用では、姿勢を考慮してどのスラスタをどれだけ噴射するかをアサインマトリクスから求めるが、シミュレーションでは冗長性を持たせるために、必要な推進剤が最大となる姿勢で計算した。速度増分の L^2 ノルムに係数 c_{max} を掛けることで最大値を見積もれる。 c_{max} はアサインマトリクスから求まる値であり、本ミッションのスラスタ配置では $\sqrt{3}$ となる。次に示す式から、一回のインパルスに必要な推進剤の質量が得られる。

$$\Delta M_{fuel} = \frac{c_{max} \|\mathbf{F}\|_{L^2} \Delta t}{I_{sp} g} = \frac{M_b \Delta \|c_{max} \mathbf{v}\|_{L^2}}{I_{sp} g}$$

ここで、 $M_{fuel}[\text{kg}]$ 、 $M_b[\text{kg}]$ 、 $I_{sp}[\text{s}]$ 、 $g[\text{m/s}^2]$ はそれぞれ、推進剤の質量、子衛星の質量、推進剤の比推力、重力加速度を表している。また、推進剤には窒素を採用している。

2.5.1 2 インパルスによる制御

いま親衛星の緯度引数 θ_1 において、子衛星に対してスラスタを噴射し、さらに親衛星の緯度引数 $\theta_1 + \phi$ においても一度子衛星にスラスタを噴射して、目標となる状態になるよう制御するものとする。子衛星の親衛星に対する相対位置・速度ベクトルの誤差をそれぞれ

$$\mathbf{r}_e = \mathbf{r} - \mathbf{r}^*, \quad \mathbf{v}_e = \mathbf{v} - \mathbf{v}^*$$

で表す。2 回のスラスタ噴射間隔における摂動の影響を無視し、状態遷移マトリクスにおいて摂動の影響を考慮しないものを $\Phi_\theta(\theta_1 + \phi, \theta_1) = \Phi_\theta(\phi)$ で表すことに

する。下添字の θ は状態遷移マトリクスが親衛星の緯度引数の関数になっていることを示す。すなわち Φ_θ は Φ_t の nt を θ に置き換えたものとなる。このとき、次式が成り立つ。

$$\begin{bmatrix} \mathbf{r}^*(\theta_1 + \phi) \\ \mathbf{v}^*(\theta_1 + \phi) \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \mathbf{0} \\ \Delta \mathbf{v}^*(\theta_1 + \phi) \end{bmatrix} + \Phi_\theta(\phi) \begin{bmatrix} \mathbf{r}^*(\theta_1) \\ \mathbf{v}^*(\theta_1) + \Delta \mathbf{v}^*(\theta_1) \end{bmatrix}$$

上式に

$$\begin{bmatrix} \mathbf{r}(\theta_1) \\ \mathbf{v}(\theta_1) \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \mathbf{r}^*(\theta_1) \\ \mathbf{v}^*(\theta_1) \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \mathbf{r}_e(\theta_1) \\ \mathbf{v}_e(\theta_1) \end{bmatrix}$$

$$\begin{bmatrix} \mathbf{r}^*(\theta_1 + \phi) \\ \mathbf{v}^*(\theta_1 + \phi) \end{bmatrix} = \Phi_\theta(\phi) \begin{bmatrix} \mathbf{r}^*(\theta_1) \\ \mathbf{v}^*(\theta_1) \end{bmatrix}$$

を代入すると、制御入力を次のように求めることが出来る。

$$\begin{bmatrix} \Delta \mathbf{v}(\theta_1) \\ \Delta \mathbf{v}(\theta_1 + \phi) \end{bmatrix} = -P^{-1} \Phi_\theta(\phi) \begin{bmatrix} \mathbf{r}_e(\theta_1) \\ \mathbf{v}_e(\theta_1) \end{bmatrix}$$

$$P = \begin{bmatrix} \Phi_{\theta 12}(\phi) & O_{3 \times 3} \\ \Phi_{\theta 22}(\phi) & I_{3 \times 3} \end{bmatrix}$$

ここで注意することは、面内成分と面外成分は独立であるので、面外と面内の制御は独立に行うことが可能であることと、 $-P^{-1} \Phi_\theta(\phi)$ の要素は分母が 0 になる場合があり、そのような ϕ は選択できないことである。

以上を踏まえて、本ミッションでは面内方向の制御を行う際は $\phi = \pi$ 、面外方向は $\phi = \pi/2$ を選択した。図 6 に 100 周期にわたるシミュレーション結果を示す。 J_2 項と空気抵抗が考慮されており、座標系は親衛星が原点となる Hill 座標系であることに注意する。

位置と速度をフィードバックする際にバイアスを考慮したノイズを加えているが、移動平均をとることで制御誤差をかなり小さくすることができ、図 6 からミッション期間の大部分を $-0.5[\text{m}] \leq x \leq 1[\text{m}]$ 、 $-70[\text{m}] \leq y \leq -35[\text{m}]$ の領域に収められていることがわかる。

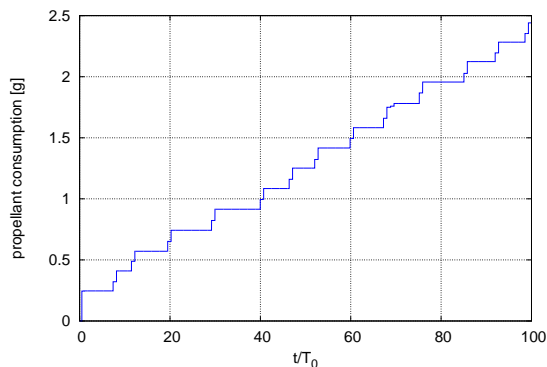


図 7: 推進剤の累積消費量

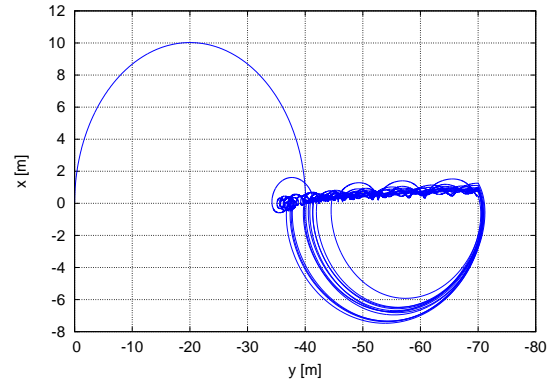


図 6: 子衛星の軌跡

この時、必要なインパルス入力 of 累積値を図 7 に示す。図 7 から、軌道制御に使用される推進剤の量を小さく抑えられていることが分かる。ここで、インパルスに必要な推進剤の量はアサインマトリクスから最大となるパターンを想定して計算を行った。

さらに、必要となる速度増分は DGPS の誤差の影響を受けるので、その最悪値を見積もるために 100 回のシミュレーションを行なった。その結果、最大となる速度増分と推進剤質量は、ミッション期間である 5 週間でそれぞれ最大 $1.2[\text{m/s}]$, $28.3[\text{g}]$ となった。

2.6 姿勢制御

2.6.1 親衛星の姿勢制御

送電を行うために、子衛星の受信面にレーザ光が当たるよう、親衛星が子衛星へ追従するように姿勢を制御する必要がある。衛星の運動は次の式で表される。

$$I\dot{\boldsymbol{\omega}} + \boldsymbol{\omega} \times (I\boldsymbol{\omega} + \mathbf{h}_w) = T - \dot{\mathbf{h}}_w$$

- I : 衛星の慣性マトリクス
- $\boldsymbol{\omega}$: 衛星の角速度
- \mathbf{h}_w : ホイールの角運動量
- T : 外力トルク

微小角近似を用いたフィードバック制御 (PD 制御) を行う。慣性系からの角度は Z-Y-X オイラー角を用いて、目標姿勢を $\boldsymbol{\theta}_t$ とし、現在の姿勢を $\boldsymbol{\theta}$ で表し、姿勢の誤差を $\boldsymbol{\theta}_e$ とする。ホイールを用いた制御則は次のようになる。

$$\boldsymbol{\theta}_e = \boldsymbol{\theta}_t - \boldsymbol{\theta}$$

$$\frac{d\mathbf{h}_w}{dt} = I(-K_p \boldsymbol{\theta}_e - K_d \boldsymbol{\omega})$$

- K_p : 比例ゲイン
- K_d : 微分ゲイン

これらを用いて、軌道制御の結果へ追従させるシミュレーションを行った。シミュレーション条件は次のようになっている。

- 時間の刻み幅：0.5[s]
- ゲイン： $K_p = 2.3[1/s^2]$, $K_d = 2.7[1/s]$
- ホイールの出力飽和：25[mNm]
- GPS のセンサノイズ
方向：ランダム
大きさ：平均0.3[m], 標準偏差1[m]の正規分布
- 外乱トルク：外乱トルクとして T_d を加える

$$T_d = 10^{-4} \times \sin(5t)$$

数値積分には4次のRunge-Kutta-Gill法を用いている。また、ノイズに対するロバスト性を向上させるため、2次のローパスフィルタを用いて高周波成分の影響を低減している。

結果を図8に示す。シミュレーション結果から、親衛星は誤差0.4[deg]程度で子衛星に追従できることがわかる。

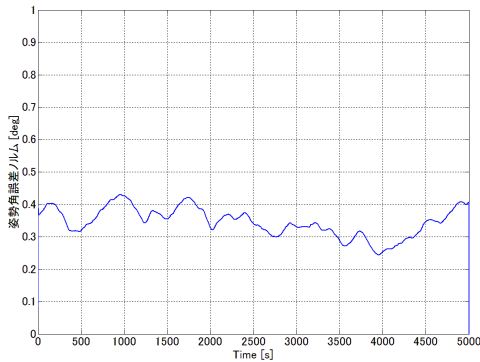


図 8: 姿勢追従誤差

2.7 発電量

2.7.1 理論的最大値

子衛星の太陽光パネル面に照射したレーザーが全て当たった場合に見込まれる発電量 P_{max} は、次のように求めることができる。このときの損失をまとめると図9のようになる。

$$\begin{aligned} P_{max} &= P_{ray} \times q_r \times q_s \times L \\ &= 20 \times 0.96 \times 0.74 \times 0.95 = 13.4[W] \end{aligned}$$

- P_{ray} : レーザのエネルギー
- q_r : レンズの総合透過率
- q_s : 太陽光パネルの発電効率
- L : 太陽光パネル面積占有率

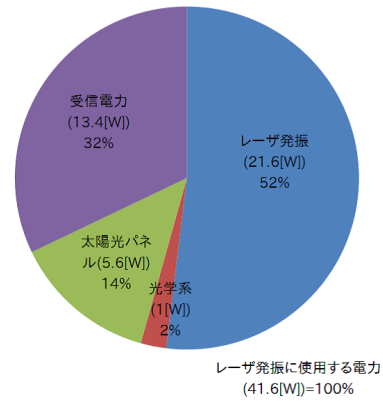


図 9: 使用電力に対する損失の割合

2.7.2 姿勢誤差を考慮した場合の発電量

上記のハードウェアに起因する損失に加え、親衛星の姿勢誤差やレーザーの取り付け誤差によりレーザー光が子衛星にすべて当たらないことによっても損失が発生する。この損失は照射角、親・子衛星間の距離によっても変化する。レーザーの取り付け誤差を y 方向 z 方向それぞれ 0.1[deg] とし、図8のシミュレーション結果を用いて発電量の平均は照射角に対して図10のようになる。この結果から、初期の照射角を 1.0[deg] とし、発電量が減少し始めるまで照射角を小さくしていくことで、最大の発電量を確保するようにする。今回のシミュレーション結果では、照射角を 0.38[deg] とした場合が最も効率が良く、時間平均受電量として約 4.7[W] を見込むことができる。この時、全体の効率は 11.3% となる。

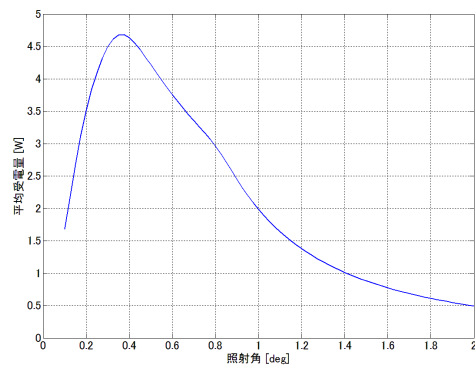


図 10: 照射角と時間平均受電量

また、30[s] 間隔で、受電量が増加した場合に照射角を小さくし (-0.05[deg]), 照射角を小さくしたあとに受電量が減少した場合に照射角を大きくする (+0.075[deg]) よう照射角を制御した結果、図11のような結果が得られた。この結果から、照射角は約 0.4[deg] で落ち着き、受電量は 3~8[W] 程度を確保できることがわかる。

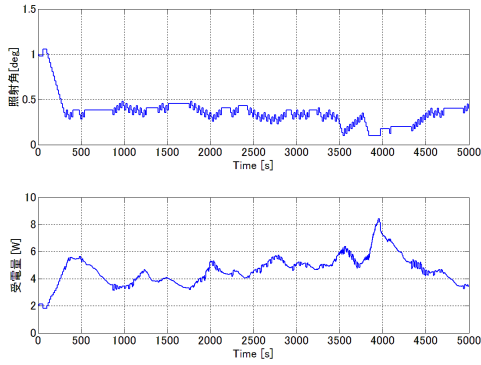


図 11: 照射角と受電量の時間履歴

2.8 光学系

2.8.1 レーザ光源の選定

レーザ光源として、Lumics の LU0808D200-D を用いる。諸元を表 5 に示す。ただし、このユニットは宇宙での使用を前提にはしていないため、真空チャンバ等を用いた試験を行った上で、衛星に搭載する。このレーザ光源は光ファイバを出力としており、そこに浜松ホトニクス の照射ユニット A11786-1644-20 を装着し、送電のための光源とする。また、シングルモードファイバを用いるためレーザの面強度分布は一様分布となる。

表 5: レーザ光源諸元

| 型番 | LU0808D200-D | |
|--------|--------------|----------|
| レーザ種類 | 半導体レーザ | |
| 発信形式 | 連続 | |
| 発振波長 | nm | 808 |
| 最大出力 | W | 20 |
| 定格電圧 | V | 5.2 |
| 消費電流 | A | 8 |
| 使用温度範囲 | °C | +15~+35 |
| 保存温度範囲 | °C | 0~+50 |
| 外形寸法 | mm | 79×58×25 |
| 重量 | g | 179 |



図 12: レーザ光源 LU0808D200-D

表 7: レンズ諸元

| 第 1 レンズ | | | |
|---------|-------|----|---------|
| 位置 | x_1 | mm | 100 |
| 焦点距離 | f_1 | mm | 56 |
| 直径 | d_1 | mm | 20 |
| 第 2 レンズ | | | |
| 位置 | x_2 | mm | 115 |
| 焦点距離 | f_2 | mm | 51.3 |
| 直径 | d_2 | mm | 20 |
| 第 3 レンズ | | | |
| 位置 | x_3 | mm | 218~243 |
| 焦点距離 | f_3 | mm | 51.3 |
| 直径 | d_3 | mm | 40 |

表 6: 照射ユニット諸元

| | | |
|------|----------------|----|
| 型番 | A11786-1644-20 | |
| 焦点距離 | mm | 44 |
| 倍率 | - | 2 |

2.8.2 レンズの設計・配置

3 枚のレンズを用いて照射角の調節を行う。1 番目のレンズで光軸に平行な光とし、2 番目を固定、3 番目のレンズを移動させることにより、照射角を調節する。2 番目、3 番目のレンズを一つの系とみなすと、その全系焦点距離 f_{23} は、 i 番目のレンズの焦点距離 f_i 、レンズ間の距離 d を用いて次のように表される。また、配置図を図 13 に示す。

$$f_{23} = \frac{f_2 f_3}{f_2 + f_3 + d}$$

3 番目のレンズに入射するレーザ光の半径を r とすると、照射角 θ は次のように表される。

$$\theta = \arctan\left(\frac{r}{f_3 + f_{23}}\right)$$

これらのレンズを用いることで、照射角を 0.1~3.3[deg] の間で自由に調節することができる。

2.8.3 レンズ駆動装置

ミッション系であるレーザ装置の 3 枚のレンズの内、最も外部に近い半径 20[mm] のレンズの駆動にピエゾアクチュエータを 2 機使用する。使用するアクチュエータは Physik Instrument 社の M-664 である。このアクチュエータは 25[mm] の移動が可能である。この 2 機のアクチュエータとレーザ照射機とレンズの配置の様子は図 14 に示す。このときレンズが駆動によってぶれないように、レーザの台内部上下にパスを固定するためのレールを設けた。

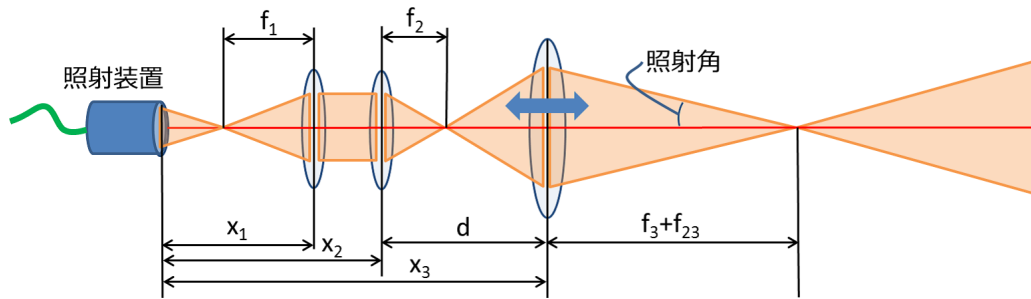


図 13: レンズ配置図

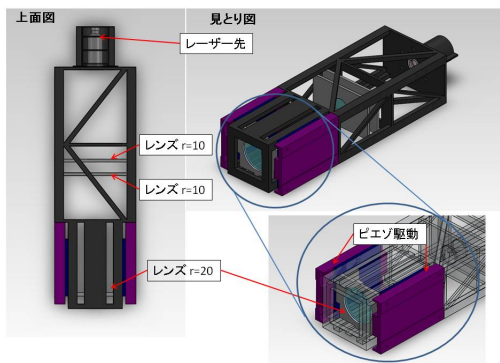


図 14: レーザ配置

は次のように求められる.

$$E_l = h \frac{c}{\lambda}$$

$$= 4.14 \times 10^{-15} \times \frac{3.00 \times 10^8}{808 \times 10^{-9}} = 1.53[\text{eV}]$$

h : プランク定数

c : 光速

太陽電池はバンドギャップ以上のエネルギーを吸収することができないので, $E_l - E_g$ 分のエネルギーは熱となってしまふ. したがって, ここでの損失率は次のように表される.

$$\frac{E_l - E_g}{E_l} \times 100 = \frac{1.53 - 1.42}{1.53} \times 100$$

$$= 7.5[\%]$$

2.8.4 レンズの宇宙放射線対策

レンズは宇宙空間に対して剥き出しの状態では, 宇宙放射線に曝されることによる劣化が懸念される. そのため, 「れいめい」に搭載された実績があり, 放射線に強いとされる石英をレンズの材料として用いる.

2.8.5 光路における損失対策

レンズの反射による効率の低下を防ぐため, レンズの表面に反射防止膜を形成する. これにより, 透過率を 99[%] まで高めることができ, 4 枚のレンズを通ることによるエネルギー損失は 3.9[%] となる.

2.9 太陽電池でのエネルギー損失

2.9.1 短波長吸収時の損失

今回用いる太陽電池は, GaInP2/GaAs/Ge のトリプルジャンクションセルを持っており, 波長 808[nm] の光は GaAs により電力へと変換される. GaAs のバンドギャップ E_g は 1.42[eV] であり, 光のエネルギー E_l

2.9.2 光吸収の不足による損失

808[nm] の光に対する GaAs の光吸収係数 α は $10^4[\text{cm}^{-1}]$ 程度であり, 非常に大きな値となっているため, 光の吸収不足による損失はほとんど起きない. GaAs の厚さ x_t が $5[\mu\text{m}]$ であるとする, 次の式から損失率は約 0.7[%] となることわかる.

$$\exp(-\alpha x_t) \times 100 = \exp(-10^4 \times 5 \times 10^{-4}) \times 100$$

$$= 0.7[\%]$$

2.9.3 その他の損失

太陽電池においては, 上記以外にも表面反射や表面再結晶, 抵抗による損失などが存在するが, これらの値は太陽光電池の組成により変化し, 定量的に推定することは非常に難しい. そのため, 今回はこれらの損失率をまとめて 20[%] とする. なお, 損失率は今後実験を行い正確な値を得るようにする.

以上のことから, 太陽電池における損失率は 26.5[%] となる.

2.10 LED

2.10.1 LEDの選定

LEDについては、信州大学の設計したこもれびを参考に
にする。まず、子衛星では、親衛星からのレーザ照射に
よって得られた電力を用いて光を発生し、地上からその光
を観測する。その光源としてLEDを用いる。本ミッシ
ョンでは、指向性が高く、光度が大きいことが要求され
る。それらを考慮して岩崎電気のパワーLED(LAJ8C)
を採用する。表8にその諸元を示す。

表 8: 岩崎電気のパワー LED

| | 単位 | 値 |
|-------|----|---------------|
| 発光色 | K | 白 (TYP 6500K) |
| ピーク光度 | cd | 10000 |
| 順電圧 | V | 3.9 |
| 順電流 | mA | 1000 |
| 質量 | g | 110 |
| 動作温度 | ℃ | -20~45 |



図 15: パワー LED

2.10.2 明るさの定義

まず、光の基本的な事項を整理する。光束 ϕ [lm] と
は、放射束に人間の眼の光に対する感度を考え合わせ
たものである。次に光度 I [cd] とは、点光源から発す
る光の単位立体角 ω あたりの光束である。最後に照度
 E [lx] とは、光源から離れた位置にある面に入射する光
の単位面積当たりの光束である。

2.10.3 パワー LED の明るさの検討

今回用いるパワー LED が何等級の明るさを持つ
のか求める。ピーク光度は 10000[cd] で、これを鉛直距離
800[km] の地点から ± 3 [deg] で照射した場合、地上照
射面積 S [km²] は以下のようになる。

$$\begin{aligned} S &= (800 \times \tan(3^\circ))^2 \pi \\ &= 5522.32[\text{km}^2] \end{aligned}$$

その時照射される光束 ϕ [lm] および、照度 E [lx] は以下
のようになる。

$$\begin{aligned} \phi &= I \times \omega & E &= \frac{\phi}{S} \\ &= 86.0499[\text{lm}] & &= 1.5582^{-8}[\text{lx}] \end{aligned}$$

2.10.4 照度の等級換算

明るさの検討をする際に、照度を等級に換算して考
える。照度 E と等級 m の関係は次のように表される
ため、等級は 5.52 となる。

$$\begin{aligned} m &= \frac{\log(E/(2.5 \times 10^{-6}))}{\log(100^{0.25})} \\ &= 5.52 \end{aligned}$$

2.10.5 大気による減光の検討

パワー LED から発生される光は、人工衛星から地球
大気層を通過して観測地点へと届く。地球大気中を通
り抜ける際、空気中の分子や微粒子による散乱や吸収
を受けるので、それらを考慮する必要がある。光の大
気中の光路の長さを大気量と呼ぶ。人工衛星からの天
頂角を x とすると、 $x < 60$ [deg] のとき、大気量 $F(x)$
は以下の関数で表せる。

$$F(x) = \sec(x)$$

減衰前の LED の等級を m_0 とし、減衰後の等級を m
とすると、大気減光の関係式は以下のようになる。

$$m = m_0 + aF$$

a は減光係数であり、最悪値として 0.5 を用いる。した
がって、減光後の等級はおおよそ 6.0 となる。

2.10.6 観測方法

肉眼で見ることが出来る最も暗い恒星が等級 6 であ
るので、LED の光を肉眼で観測することは難しいと考
えられる。そこで、Web 上で軌道を公開し、世界中の
アマチュア天文家に協力を依頼することで、LED の光
の観測を試みる。

2.11 運用方針

今回、ミッションが複雑であるため、ミッションの
段階に応じて制御の方針を決定しておく。具体的には、
いくつかのモードを用意しておき、状況に応じて自動
または地上局からの指示により、モードを変更してい
くことでミッションを遂行する。モード遷移図を図 16
に示す。

2.11.1 初期運用モード

H2A から分離された後、すぐにこのモードへ移行し、衛星の初期運用を行う。まず、太陽光パネルの展開を行い、その後、衛星の姿勢安定化を行う。姿勢が安定したら、地上局からの指示で分離モードへ移行する。

2.11.2 分離モード

このモードで親衛星と子衛星を分離する。まず、適切な射出方向となるように姿勢制御を行う。姿勢が安定した後に、分離機構を作動させ子衛星を分離する。分離確認後に、親衛星は充電モードへ、子衛星は追従モードへ移行する。

2.11.3 追従モード (子衛星)

親衛星との距離、角度に応じてこのモードを用いる。このモードでは、親衛星からの GPS 情報を基に、子衛星はスラスタを用いて親衛星に追従するよう軌道制御を行う。予め決めておいた状態となったことが確認できれば、充電モードへ移行する。

2.11.4 充電モード

ミッション及び、衛星維持のために必要な電力を確保するため、このモードを用いる。太陽光パネルを太陽指向となるよう、姿勢、パドル角(親衛星のみ)を制御し、バッテリーの充電を行う。親衛星・子衛星共に、十分な電力が確保され、蝕に入った時点で送電準備モードに移行する。

2.11.5 送電準備モード

送電のために、GPS 情報からお互いの位置を把握し、親衛星、子衛星を互いに指向させる。この際精度が重要となるため、ディファレンシャル GPS を用いる。その後、親衛星から広角のビームを照射し、子衛星が発電できていることを確認する。発電が確認され次第、送電モードに移行する。

2.11.6 送電モード

このモードでミッションの第 1 段階を行う。送電モードでは、親衛星のビーム照射角を徐々に小さくしていき、子衛星での発電量が最大となった時点、すなわち、発電量が低下し始めた時点でこれを終了する。その後は、送電量を維持できるよう指向制御を行う。また、レーザにより送電された電力を用いた LED 点灯実験を行う。

もし、地上局からの指示があれば、発電量が低下し始めた時点で送電量最大化実験モードへ移行する。蝕の領域から抜けるか、親衛星の電力が十分でなくなった場合、充電モードへ移行する。

2.11.7 送電効率最大化実験モード

このモードでミッションの第 2 段階を行う。子衛星において、発電量の分布を調べ、親衛星の指向方向のズレを感知し、この情報を基に親衛星が再度姿勢制御を行う。その後、再びビーム角を小さくしていき、子衛星の発電量を監視する。この操作を繰り返すことにより発電量の最大化を試みる。また、レーザにより送電された電力を用いた LED 点灯実験を行う。送電モードと同様に、蝕から抜けるか、親衛星の電力が十分でなくなった場合、充電モードへ移行する。

2.11.8 探索モード

親衛星、子衛星が互いに通信できなくなった場合、緊急的にこのモードを用いる。これまでの航行データから、互いの位置を予測する、もしくは地上局からの指示を基に、互いに通信できるよう探索を行う。通信が回復次第、充電モードへ移行する。

2.11.9 緊急運用モード

運用上、地上局との通信ができない、センサが上手く機能しない等、予期せぬ状況が発生した場合このモードを用いる。可能であれば姿勢の安定化を行い、太陽光パネルを太陽に指向させ電力を確保する。また、地上局との通信を試みるため、ビーコン信号を流し続ける。状況が回復次第、地上局からの指示で適切なモードへ移行させる。

2.11.10 廃棄モード (子衛星)

ミッション終了後、子衛星に燃料が残っていれば、子衛星を大気圏に突入させることで子衛星の廃棄を行う。もし燃料が十分でないならば、墓場軌道へ軌道遷移させる。

2.11.11 追加ミッションモード

すべてのミッションが終了した後、親衛星が正常に動作可能な状況であれば、このモードを用いる。子衛星以外のターゲットに向かい、レーザを照射し発電実験を行う。

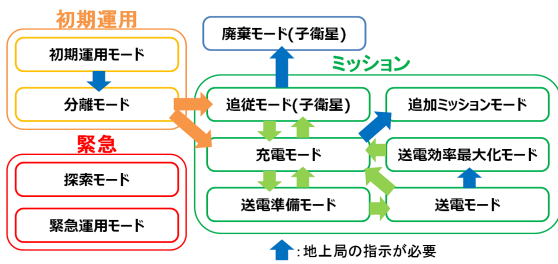


図 16: モード遷移図

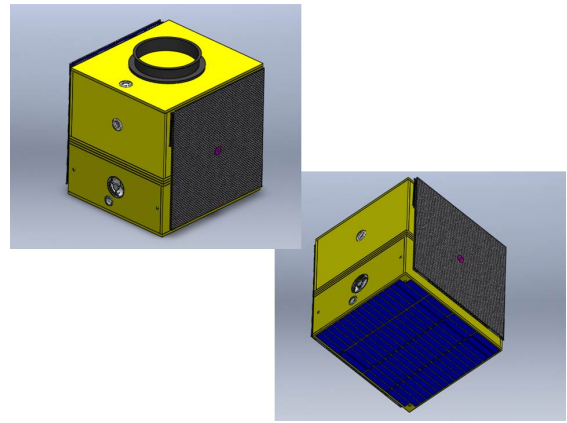


図 17: 衛星概観（打ち上げ時）

3 バス部

3.1 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。

3.1.1 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の通りである。表 9 に衛星分離前の太陽パ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：500 × 499 × 500[mm]

ミッション開始時

(親衛星)：500 × 3008 × 290[mm]

(子衛星)：500 × 450 × 220[mm]

- 質量

衛星本体： $M = 38.7$ [kg]

ミッション開始時

(親衛星)： $M_a = 28.9$ [kg]

(子衛星)： $M_b = 9.81$ [kg]

親衛星搭載機器の配置を図 19,20,21 に、子衛星搭載機器の配置を図 22 に、一覧を表 17 に示す。

表 9: 慣性モーメント

| 分離前 | | | |
|-----|------------------------------|------------------------------|------------------------------|
| | I_x [kg · m ²] | I_y [kg · m ²] | I_z [kg · m ²] |
| 展開前 | 2.57 | 2.32 | 1.62 |
| 展開後 | 4.07 | 2.37 | 3.07 |
| 分離後 | | | |
| | I_x [kg · m ²] | I_y [kg · m ²] | I_z [kg · m ²] |
| 親衛星 | 2.22 | 0.633 | 2.57 |
| 子衛星 | 0.329 | 0.226 | 0.171 |

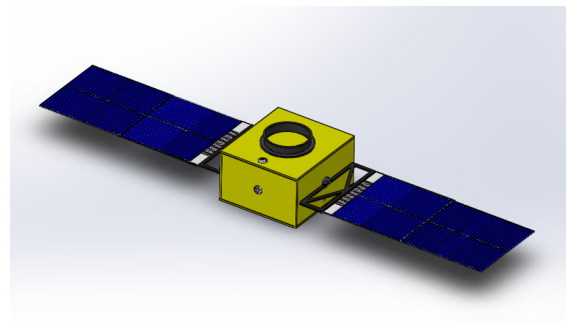


図 18: 衛星概観（展開時）

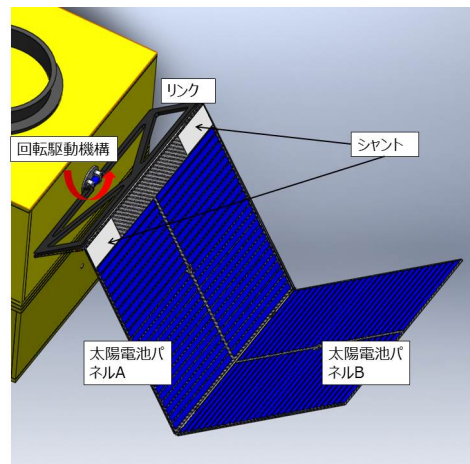


図 19: 親衛星 搭載機器配置（外部）

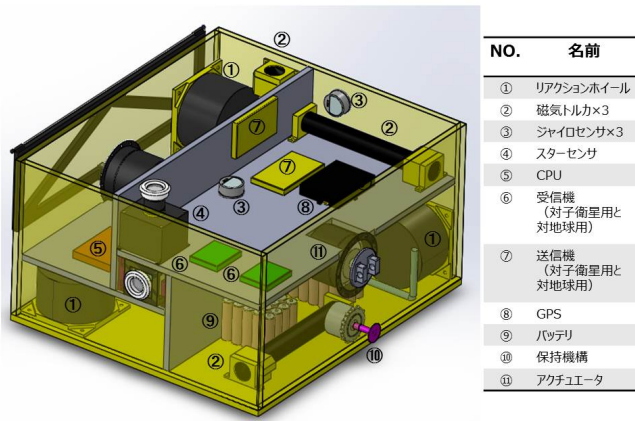


図 20: 親衛星 搭載機器配置 1 (内部)

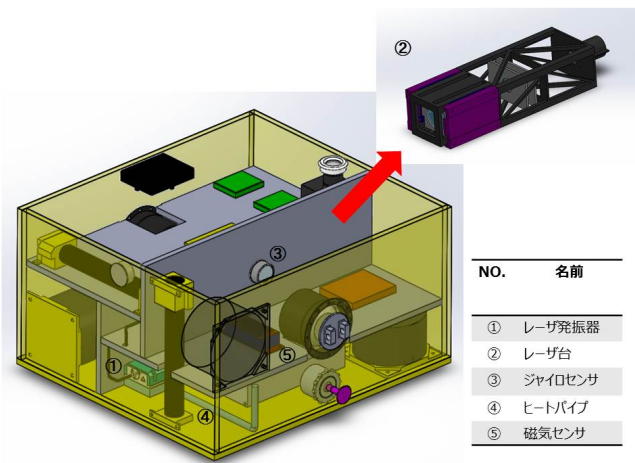


図 21: 親衛星 搭載機器配置 2 (内部)

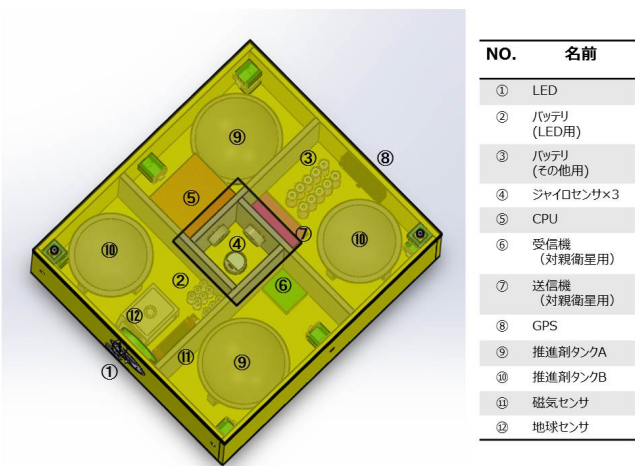


図 22: 子衛星 搭載機器配置 (内部)

3.1.2 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。使用するハニカムサンドイッチパネルの諸元を表 10 に、物性値を表 11 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も表 11 に示す。

表 10: 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 11: 材料物性
AL 合金

| 材質 | 単位 | A2024-T3 | A7075-T6 |
|--------|-------------------|----------|----------|
| 密度 | kg/m ³ | 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 ³ | 72 |
|--------|-------------------|------|
| 剪断弾性係数 | GPa | 0.44 |
| 剪断弾強度 | MPa | 2.4 |
| 圧縮耐力 | MPa | 2.7 |

CFRP

| 繊維方向 | deg | 0 | 90 |
|--------|-------------------|------|--------|
| 密度 | kg/m ³ | 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 |
| 圧縮耐力 | MPa | 1090 | 475.8 |

3.1.3 構造解析

SolidWorks simulation を用いて、構体パネルの構造解析を行った。表 12,13 に、H2A ロケットの主衛星に要求される準静的加速度荷重条件と剛性要求を示す。この値を解析で使用するに当たり、ピギーバック衛星を想定して安全率 1.5 を掛けたものを使用する。解析の効率を上げるために以下の簡略化を行った。

1. ハニカムパネルをそれと等価な直交異性体の様な板と仮定した。
2. 構体内の機器を、同等の質量をもつ質点とした。
3. パネルのインサート部分のアルミ片とボルト類は等価板の密度に反映した。

表 12: 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 13: 剛性要求

| 方向 | 1 次の固有振動数 |
|---------|-----------|
| 機軸方向 | 30[Hz] 以上 |
| 機軸と直交方向 | 10[Hz] 以上 |

静荷重解析

表 12 から機軸方向には最大 4[G], 機軸と直交方向には 1.8[G] がかかることが分かる. この値に先に述べた安全率 1.5 を掛けた, 機軸方向 6[G], 機軸と直交方向に 2.7[G] を設計荷重として使用した. また, 面内荷重に関してはフェイスシートのみが受け, 面外荷重に関してはコアが受けるとした. また, ロケット内での拘束を想定してインターフェースを拘束して解析を行った. 衛星全体にこの 2 つの荷重を同時に加えて解析した結果を, 図 23 に示す. この応力分布図から分かるように, 最大負荷荷重は 0.292[MPa] であり, 表 10 のハニカムコアの圧縮耐力は 2.7[MPa] であるため, 安全余裕 MS は,

$$MS = \frac{2.7}{0.29} - 1 = 8.31$$

である. 今回の解析簡略化を考慮しても, 本衛星は十分な強度を持っていることが分かる.

固有振動数

次に衛星の固有振動数の解析を行った. 拘束条件は静荷重解析と同様である. 結果は図 24 に示す. こちらの解析では振動数が高くなることが予想される太陽光パドルを含めて行った. 図 24 から 1 次モードの固有振動数は 47.86[Hz] となり, 表 13 の要求を満たしていることが分かる. しかし, この値も簡略化による誤差があるため, 実機を用いた固有振動数の測定をする必要がある.

3.1.4 親衛星と子衛星の分離機構

親衛星から子衛星を分離する機構には, μ -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 25 に示す.

親衛星と子衛星をナイロン糸および図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.

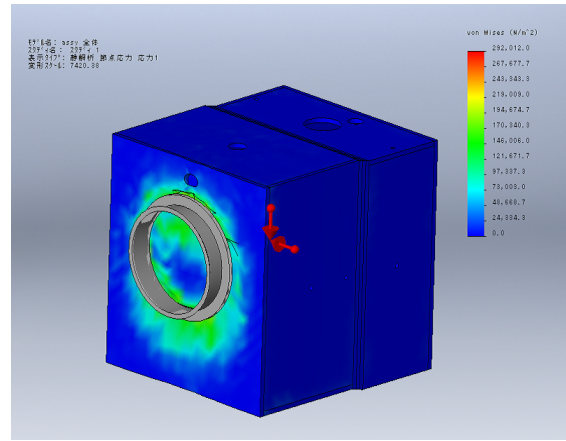


図 23: 静荷重解析結果

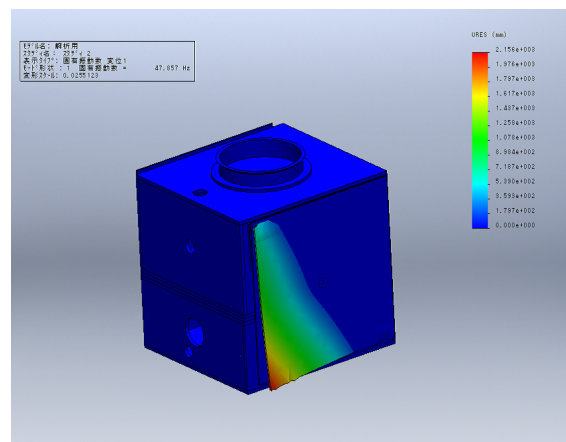


図 24: 固有振動数解析結果

今回, 子衛星の親衛星に対する相対射出速度を 0.0958 [m/s] とするためばねとして必要なエネルギーは

$$\begin{aligned} kx^2 &= \frac{M_A M_B}{M_A + M_B} v^2 \\ &= \frac{28.9 \times 9.81}{38.7} 0.0958^2 \\ &= 0.067[\text{Nm}] \end{aligned}$$

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 $k = 0.67$ [N/mm] のばねを作り, これを 4 本使用し, $x = 5.00$ [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から求めることができる. 機軸方向の静的荷重は表 12 を参考にした. これは H2A ロケットの主衛星に要求される準静的加速度荷重である. よって, 表の静的荷重に安全率 1.25 を掛けた

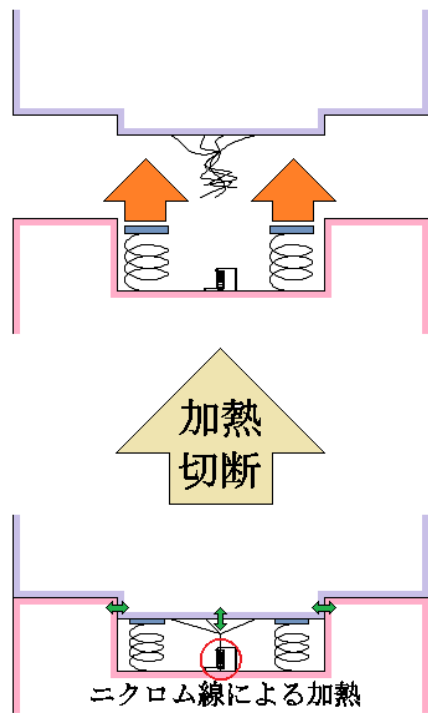


図 25: 射出機構

値を使用する.

$$\begin{aligned}
 4M_Bg \times 1.25 + 4 \times kx &= 5M_Bg + 4 \times 0.67 \times 5 \\
 &= 494.5[\text{N}] \\
 &= 50.41[\text{kgf}]
 \end{aligned}$$

$$g : \text{重力加速度}(=9.807[\text{m/s}^2])$$

これに十分に耐えられるような引張強力をもつナイロン糸を選定する. 今回は直径 30 号 (0.90[mm]), 直線強力 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. 横軸方向の最大強力は, 機軸方向と同様に考えると

$$\begin{aligned}
 1.8M_Bg \times 1.25 &= 216.5[\text{N}] \\
 &= 22.07[\text{kgf}]
 \end{aligned}$$

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, こちらも打ち上げ時にかかる衝撃負荷に十分耐えうる事が分かる.

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[°C] なので, 余裕を持って $T = 250[°C]$ までニクロム線全体を加熱することを考えると

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

- c : ニクロム線の比熱
- ρ : ニクロム線の密度
- V : ニクロム線の体積
- T_0 : ニクロム線の初期温度

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[s] 間ニクロム線にかけるとする. この加熱時間については, 今後の地上実験においてよく検証する.

3.1.5 ロケットからの分離機構

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.

3.1.6 太陽電池パドルの駆動機構

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.

パネルの保持解放機構

複数枚のパネルを, ロケット打ち上げから目標高度までの間保持し, その後パネルを解放する. 保持解放機構には JAXA が開発した LSRD-10K/A-2000 を使用する. 諸元は表 14 に示す. また, パネルの保持解放機構の様子を図 26 に示す.

展開同期機構

複数枚のパネルを積み重ねた太陽電池パドルは図 27 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

表 14: 低衝撃保持解放機構

| | 単位 | 値 |
|-------------|----|----------------------|
| 最大温度 (動作時) | ℃ | -55~60 |
| 最大温度 (非動作時) | ℃ | -80~60 |
| 真空度 | Pa | 1.3×10^{-3} |
| 分離衝撃 | Hz | 4 |
| 質量 | g | 350 |

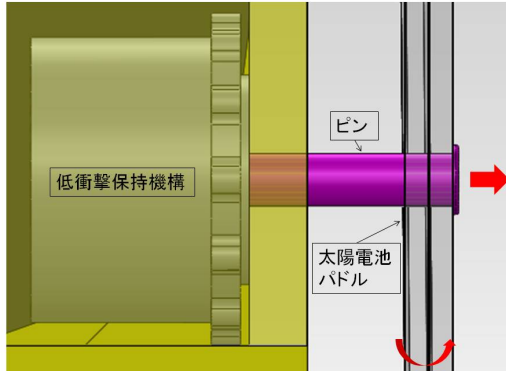


図 26: パネル保持機構

星本体に接触したりするおそれがある。そこで、各パネルを一方向に整然と展開させる必要があるため、ケーブルとプリーでパネル間の展開を制御する。図 28 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、プリー径を 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。

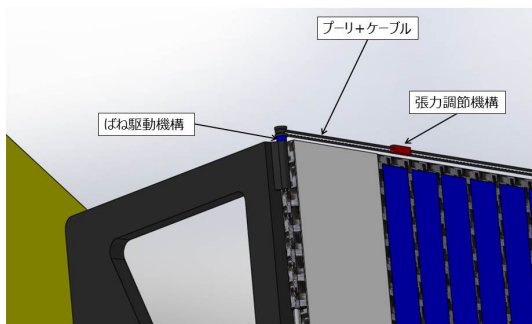


図 27: ばね機構

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-

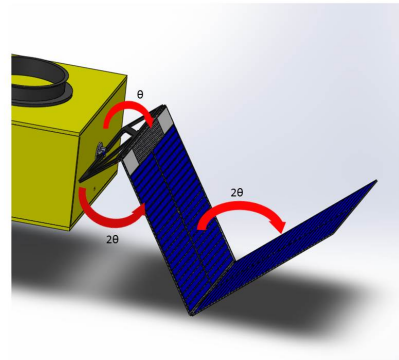


図 28: 展開同期機構

48 を使用する。PF35-48 の諸元は表 15 に示す。減速機は、株式会社ハーモニック・ドライブ・システムズの SHF-20-160-2A-GR-SP を使用する。SHF-20-160-2A-GR-SP の諸元は表 16 に示す。

表 15: 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 |
| 最大温度 | ℃ | -10~50 |
| 最大トルク | mNm | 20 |
| 質量 | g | 80 |

表 16: 減速機

| | 単位 | 値 |
|-------|-----|--------|
| 減速比 | - | 1/160 |
| 最大温度 | ℃ | -10~80 |
| 起動トルク | mNm | 36 |
| 質量 | g | 221 |

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があり、今回はピン型を採用した。これは、回転角によりプリーにかけた軸方向の穴にピンを落とし込むような機構である。

推進剤タンク

スラスターの推進剤 N_2 ガス 100[L] を充填するタンクは慣性モーメントのバランスを取るため、4 基に分割して設ける。2 基のタンク A にそれぞれ推進剤 30[L]、2 基のタンク B にそれぞれ 20[L] を充填する。子衛星内部に収まり、内圧が適切な値となるよう、全体の体積を 4[L] とした。このとき内圧は 25[bar] となる。

3.1.7 搭載機器

搭載機器の一覧を表 17 に示す。

表 17: 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 | - | 450 × 500 × 10 | 0.463 |
| 左右パネル × 2 | - | 260 × 490 × 10 | 0.262 × 2 |
| 前後パネル × 2 | - | 260 × 440 × 10 | 0.235 × 2 |
| 底面パネル | - | 450 × 500 × 10 | 0.463 |
| 内部パネル A × 2 | - | 480 × 260 × 10 | 0.139 × 2 |
| 内部パネル B × 2 | - | 480 × 165 × 10 | 0.088 × 2 |
| 展開パネル A × 2 | - | 460 × 460 × 4 | 1.354 × 2 |
| 展開パネル B × 2 | - | 470 × 460 × 4 | 1.568 × 2 |
| リンク × 2 | - | 130 × 460 × 7 | 0.484 × 2 |
| 回転駆動機構 × 2 | PF35-48 | φ 35 × 20.6 | 0.08 × 2 |
| 減速機 × 2 | SHF-20-160-2A-GR-SP | φ 82 × 29 | 0.221 × 2 |
| 展開駆動機構 1 × 4 | - | 1 × 720 × 1 | 0.05 × 4 |
| 展開駆動機構 2 × 2 | - | 1 × 240 × 1 | 0.017 × 4 |
| 展開駆動機構 3 × 2 | - | 1 × 332 × 1 | 0.023 × 4 |
| 展開駆動機構 4 × 2 | - | 1 × 212 × 1 | 0.015 × 4 |
| スリップリング × 2 | - | φ 50 × 27 | 0.1 × 2 |
| 多層膜断熱ブランケット | - | 0.45m ² × 0.0025 | 0.158 |
| 銀蒸着テフロン | - | 0.532m ² × 0.2 | 0.319 |
| 黒色ペイント | - | 1.937m ² | 0.194 |
| インターフェイス | - | φ 225 × 50 | 0.484 |
| パネル保持解放機構 | LSRD-10K/A-2000 | φ 56 × 37.5 | 0.35 × 2 |
| レーザ固定台 | - | 253 × 90 × 60 | 0.512 |
| ヒートパイプ | - | φ 10 × 530 | 0.0441 |
| 電力・電源系 | | | |
| 太陽電池パネル A × 2 | - | 410 × 450 × 2 | 0.784 × 2 |
| 太陽電池パネル B × 2 | - | 450 × 450 × 2 | 0.714 × 2 |
| シャント × 4 | - | 100 × 50 × 5 | 0.1 × 4 |
| バッテリー × 40 | UR18650ZTA | φ 18.24 × 65.1 | 0.048 × 40 |
| 太陽電池セル × 1380 | XTJ Solar Cells | 20 × 20 × 0.14 | 0.00035 × 1358 |
| 姿勢制御・ミッション系 | | | |
| 太陽センサ | Coarse Sun Sensor | φ 12.7 × 9.0 | 0.01 |
| 磁気センサ | HMR2300 | 38.1 × 106.7 × 22.3 | 0.098 |
| ジャイロセンサ × 3 | QRS116 | φ 37.85 × 16.38 | 0.06 × 3 |
| リアクションホイール × 3 | Reaction Wheel Type VRW-1 | 115 × 115 × 77 | 1.8 × 3 |
| 磁気トルカ × 3 | MTR-5 Magnetorquer | 251 × 30 × 66 | 0.5 × 3 |
| スターセンサ | Coarse Sun Sensor | 60 × 76.2 × 76.2 | 0.375 |
| レーザ発振器 | LU0808D200-D | 79 × 58 × 25 | 0.179 |
| ピエゾアクチュエータ | M-664 | 15 × 60 × 90 | 0.225 × 2 |
| ピエゾ駆動コントローラ | C-867 | 206 × 130 × 66 | 1.00 |
| 通信系 | | | |
| GPS 受信機 | IGPS-3 | 90 × 70 × 17 | 0.23 |
| 受信機 × 2 | - | 60 × 50 × 10 | 0.04 × 2 |
| 送信機 × 2 | - | 100 × 60 × 10 | 0.06 × 2 |
| CPU | SH7754R | 92 × 75 × 12 | 0.02 |
| 対地上受信ダイポールアンテナ | - | 全長 74mm | 0.15 |
| 対地上送信ダイポールアンテナ | - | 全長 68mm | 0.15 |
| 対衛星受信ダイポールアンテナ | - | 全長 350mm | 0.14 |
| 対衛星送信ダイポールアンテナ | - | 全長 360mm | 0.14 |
| | 親衛星 | | 28.9 |

| | | | |
|-----------------|----------------------------|-----------------------------|---------------|
| 子衛星 | | | |
| 機体系 | | | |
| 上面パネル | - | 500 × 450 × 20 | 0.926 |
| 左右パネル × 2 | - | 190 × 490 × 10 | 0.192 × 2 |
| 前後パネル × 2 | - | 170 × 440 × 10 | 0.154 × 2 |
| 底面パネル | - | 500 × 450 × 10 | 0.463 |
| 内部パネル A × 2 | - | 190 × 290 × 10 | 0.113 × 2 |
| 内部パネル B × 2 | - | 190 × 265 × 10 | 0.104 × 2 |
| 黒色ペイント | - | 1.225m ² | 0.123 |
| 多層膜断熱ブランケット | - | 0.62m ² × 0.0025 | 0.219 |
| 銀蒸着テフロン | - | 0.110m ² × 0.2 | 0.066 |
| 電力・通信系 | | | |
| GPS 受信機 | IGPS-3 | 90 × 70 × 17 | 0.23 |
| 受信機 | - | 60 × 50 × 10 | 0.06 |
| 送信機 | - | 100 × 60 × 10 | 0.06 |
| CPU | SH7718R | 106.2 × 95.9 × 10 | 0.02 |
| その他用バッテリー × 10 | UR18650ZTA | φ 18.24 × 65.1 | 0.048 × 10 |
| LED 用バッテリー 12 | UR14430Y | φ 13.9 × 42.9 | 0.0164 × 12 |
| 対親衛星受信ダイポールアンテナ | - | 全長 360mm | 0.14 |
| 対親衛星送信ダイポールアンテナ | - | 全長 350mm | 0.14 |
| 姿勢制御・ミッション系 | | | |
| 太陽電池パネル | - | 500 × 450 × 2 | 0.956 |
| 受電用太陽電池セル × 485 | XTJ Solar Cells | 20 × 20 × 0.14 | 0.00035 × 485 |
| ジャイロセンサ × 3 | QRS116 | φ 37.85 × 16.38 | 0.06 × 3 |
| 太陽センサ | Coarse Sun Sensor | φ 12.7 × 9.0 | 0.01 |
| 地球センサ | DASH earth sensor assembly | 61 × 95.3 × 61 | 0.35 |
| 磁気センサ | HMR2300 | 38.1 × 106.7 × 22.3 | 0.098 |
| スラスター 10 個 | SV14 | 30 × 30 × 52 | 0.075 × 10 |
| LED ランプ | LAJ8C | φ 80 × 28.5 | 0.1 |
| 推進剤 | 窒素ガス | 100L | 0.125 |
| 推進剤タンク A × 2 | チタン合金製 | φ 152 × 142 | 0.721 × 2 |
| 推進剤タンク B × 2 | チタン合金製 | φ 135 × 125 | 0.612 × 2 |
| | 子衛星 | | 9.81 |

| | | | |
|----|--|--|------|
| 合計 | | | 38.7 |
|----|--|--|------|

3.2 外乱トルク

各外乱トルクの値は衛星の姿勢・軌道により変化するが、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。

3.2.1 重力傾斜トルク

重力傾度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 は衛星の慣性マトリクス、 \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、最大の重力傾度トルクは次のように表される。

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

a : 軌道半径

θ : 地心方向と機体 z 軸とがなす角 (最大)

地心方向と機体 z 軸とがなす角を 30[deg] とすると、重力傾度トルクを求める。

3.2.2 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。

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

最悪の場合を考え、 L_{sx} , L_{sy} , L_{sz} に関しては土それぞれ両方を考え、トルクが最大となる場合を想定しておく。また \mathbf{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

\mathbf{A} : 断面積

\mathbf{L}_s : 質量中心から太陽輻射圧中心への距離

q : 反射係数 (=1.6)

β : 太陽光入射角 (=0 [deg])

質量中心から太陽輻射圧中心への距離を、 x, y, z 軸方向それぞれ 0.1[m] とする。

3.2.3 地球磁気トルク

地球磁気トルクは次の式で表される。

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

- B : 地球磁場 (最大値)
 m : 残留磁気双極子モーメント

高度 798[km] における地場の強さは、IGRF11 モデルを用いて計算すると、図 29 のようになっている。最小値が 1.66×10^4 [nT]、最大値が 4.53×10^4 [nT] であるから、地球磁場として最大値である 4.53×10^4 [nT] を想定する。

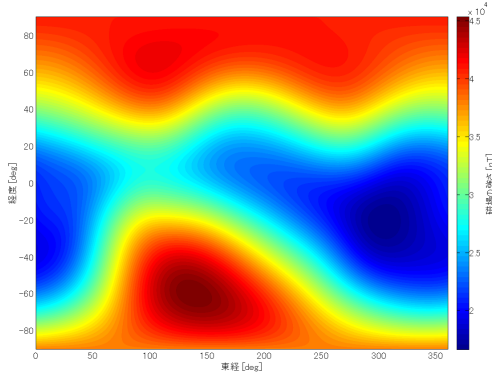


図 29: 高度 798[km] の磁場分布

また、残留磁気双極子モーメントを 0.02 [Am²] とする。これより、最悪の場合での地球磁気トルクの大きさは

$$T_m = 9.1 \times 10^{-7} [\text{Nm}]$$

となる。地球磁気トルクは加わる方向が残留磁気モーメントによって変化するので、全方向にかかるものとして考える。

3.2.4 空力トルク

空力トルクは次のように表される。

$$\mathbf{T}_a = \mathbf{L}_a \times \mathbf{F}_a$$

ここで \mathbf{L}_a は質量中心から空力中心までのベクトル、 \mathbf{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、トルクが最大となる場合を想定しておく。また \mathbf{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。

$$\mathbf{F}_a = \frac{1}{2} \rho V^2 C_d \begin{pmatrix} A_x \\ A_y \\ A_z \end{pmatrix}$$

- ρ : 空気密度 ($= 1.20 \times 10^{-14}$ [kg/m³])
 V : 衛星の速度 ($= 7.45 \times 10^3$ [m/s])
 C_d : 抗力係数 ($= 2.0$)
 \mathbf{L}_a : 質量中心と空力中心の距離

質量中心から空力中心までの距離は、親衛星、子衛星共に、 x, y, z 軸方向それぞれ 0.1 [m] とする。

3.2.5 最大外乱トルクと角運動量

表 18 に外乱トルクをまとめ、これらが同じ方向にかかった場合の合計を示す。

表 18: 最大外乱トルク

| | | 親衛星 | | |
|-------|-----------|----------------------|----------------------|----------------------|
| | | x 軸回り | y 軸回り | z 軸回り |
| 重力傾度 | | | | |
| トルク | T_g | 3.2×10^{-6} | 5.9×10^{-7} | 0 |
| 太陽輻射圧 | | | | |
| トルク | T_s | 1.3×10^{-6} | 1.3×10^{-6} | 1.3×10^{-6} |
| 地球磁気 | | | | |
| トルク | T_m | 9.1×10^{-7} | 9.1×10^{-7} | 9.1×10^{-7} |
| 空力トルク | T_a | 7.6×10^{-8} | 7.5×10^{-8} | 7.6×10^{-8} |
| 合計 | T_{max} | 5.6×10^{-6} | 2.9×10^{-6} | 2.3×10^{-6} |
| | | 子衛星 | | |
| | | x 軸回り | y 軸回り | z 軸回り |
| 重力傾度 | | | | |
| トルク | T_g | 2.7×10^{-7} | 9.3×10^{-8} | 0 |
| 太陽輻射圧 | | | | |
| トルク | T_s | 2.5×10^{-7} | 3.8×10^{-7} | 2.5×10^{-7} |
| 地球磁気 | | | | |
| トルク | T_m | 9.1×10^{-7} | 9.1×10^{-7} | 9.1×10^{-7} |
| 空力トルク | T_a | 1.4×10^{-8} | 2.2×10^{-8} | 1.4×10^{-8} |
| 合計 | T_{max} | 1.4×10^{-6} | 1.4×10^{-6} | 1.2×10^{-6} |

(単位は [Nm])

周回軌道上でこれらのトルクを受け続けることになるが、太陽輻射圧トルクは軌道高度から $3/4$ 周期の間受けるものと考えられる。これらのことから、外乱トルクが 1 周期あたりに要求する角運動量を求める。

$$\mathbf{H} = \left(\frac{3}{4} T_s + T_g + T_m + T_a \right) T$$

ただし T は周期を表す。($T = 6038$ [s]) 親衛星のものを \mathbf{H}_m 、小衛星のものを \mathbf{H}_c と表すと次のようになる。

$$\mathbf{H}_m = \begin{pmatrix} 3.2 \times 10^{-2} \\ 1.6 \times 10^{-2} \\ 1.2 \times 10^{-2} \end{pmatrix}, \mathbf{H}_c = \begin{pmatrix} 8.3 \times 10^{-3} \\ 7.9 \times 10^{-3} \\ 6.7 \times 10^{-3} \end{pmatrix} [\text{Nms}]$$

親衛星においては、各軸に搭載されたホイールには 1 [Nms] まで角運動量を溜めることができるので、磁気トルカが使えずかつ、外乱トルクが最悪の条件下でも 31 周は姿勢を維持することができる。

3.2.6 スラスタ燃料の容量

子衛星においては、スラスタによりこの角運動量を打ち消す必要があり、その時に必要な燃料の容量を計算する。ミッション期間は 5 週間であるから、角運動

量の合計 H_{all} は 7.1[Nms] となる。次にスラストの配置から、うでの長さ L_{arm} は 0.2[m] とする。必要な燃料の重量 m は次の式で表される。

$$m = \frac{H_{all}}{L_{arm}} \times \frac{1}{I_{sp} \times g}$$

g : 重力加速度 (=9.8[m/s²])

スラストの比推力は、 $I_{sp} = 90[s]$ であるので、必要な燃料は 65[g] となる。軌道制御のために必要な分 28.3[g] と冗長性を考慮し、125[g] の N₂ ガスを燃料として搭載する。

3.3 センサの選定

本衛星には、親衛星にスターセンサ、太陽センサ、磁気センサ、ジャイロ、GPS を搭載する。子衛星に、太陽センサ、ジャイロ、GPS、磁気センサ、地球センサを搭載する。

3.3.1 スターセンサ

ミッション時に親衛星の姿勢が極めて重要となる。そのため、正確に姿勢を決定できるようにスターセンサを搭載する。また、小型衛星であり搭載スペースや電力が限られるため、小型かつ消費電力の小さいものを選択する。以上のことから、スターセンサには、COOMTECH AA 社の Miniture Star Tracker を用いる。スターセンサは太陽光などの強い光が入射するとホワイトアウトしてしまうため、送電時すなわち、蝕の領域でのみに用いる。また、配置は送電時に地球と反対の向きを向くように設置する。

表 19: スターセンサ諸元

| | 単位 | 値 |
|------|--------|---------------------------|
| 視野 | deg | 24 × 30 |
| 精度 | arcsec | 70(yaw, pitch), 150(roll) |
| 寸法 | mm | 76 × 76 × 60 |
| 質量 | g | 375 |
| 消費電力 | W | 2 |
| 温度範囲 | ℃ | -20 ~ +60 |

3.3.2 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



図 30: Miniture Star Tracker

表 20: 太陽センサ諸元

| | 単位 | 値 |
|------|-----|-----------------|
| 視野 | deg | 120(full-angle) |
| 精度 | deg | ± 5 |
| 寸法 | mm | φ12.7 × 9.0 |
| 質量 | g | 10 |
| 消費電力 | W | 0 |
| 温度範囲 | ℃ | -40 ~ +93 |

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 20 に示す。



図 31: Coarse Sun Sensor

3.3.3 地球センサ

フォーメーションフライトを維持し、子衛星が蝕の間も 3 軸の姿勢を観測できるように、子衛星に地球センサを搭載する。地球センサは、高精度かつ小型軽量なものを選択する。したがって、servo corporation of America 社の Dual Array Single Head Sensor を使用する。諸元を表 21 に示す。

表 21: 地球センサ諸元

| | 単位 | 値 |
|------|-----|--------------------|
| 精度 | deg | ± 0.2 |
| 寸法 | mm | 60.7 × 95.3 × 60.7 |
| 質量 | g | 350 |
| 供給電圧 | V | 12 |
| 消費電力 | W | 1 |
| 温度範囲 | ℃ | -30 ~ +55 |



図 32: Dual Array Single Head Earth Sensor Assembly

3.3.4 磁気センサ

本衛星は、蝕の領域ではスターセンサを用いて姿勢を決定するが、そうでない領域においては、太陽光や地球からの光によりスターセンサが使用できない。そのため、この領域では磁気センサと他のセンサを組み合わせることで姿勢の決定を行う。また、磁気トルカを用い適切なトルクを出力するため、磁気センサが必要となる。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 HMR2300 を使用する。諸元を表 22 に示す。

表 22: 磁気センサ諸元

| | 単位 | 値 |
|--------------|-------|---------------|
| 検出範囲 | gauss | ± 2 |
| 直線性誤差 | % FS | ± 0.5 |
| 寸法 | mm | 107 × 38 × 22 |
| 質量 | g | 98 |
| 消費電力 (磁気計測時) | W | 0.4 |
| 供給電圧 | DCV | 15 |
| 温度範囲 | ℃ | -40 ~ + 85 |



図 33: HMR2300

3.3.5 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 1 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 23 に諸元を示す。

表 23: 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 34: QRS116

3.3.6 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。選定要求は、ディファレンシャル GPS を利用でき、ドップラー効果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-3 を用いる。諸元を表 24 に示す。

表 24: GPS 諸元

| | 単位 | 値 |
|----------|----|------------|
| 位置精度 | m | 0.3 |
| 寸法 | mm | 120 × 110 |
| サンプリング周期 | Hz | 50 |
| 消費電力 | W | 5.0 |
| 温度範囲 | ℃ | -20 ~ + 60 |

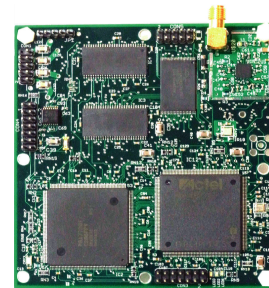


図 35: IGPS-3

3.4 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、親衛星では、アクチュエータとしてリアクションホイール 3 個を搭載し、ホイールのアンローディング、およびバックアップ

系として磁気トルカを3個搭載する。子衛星では、スラスタにより6軸制御を行う。

3.4.1 リアクションホイール

精度よく姿勢を制御する必要があるため、細かい出力ができる物を選ぶ。また、小型軽量の物が望ましい。以上のことから、VECTRONIC Aerospace社のReaction Wheel Type VRW-1を選定する。表25に諸元を示す。

表 25: 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^{-3} |
| 回転数 | rpm | 5000 |
| 角運動量 | Nms | 1.0 |
| 定格トルク | mNm | ± 25 |
| 消費電力 | W | 1.0(0rpm) 3.0(4000rpm) |
| 温度範囲 | °C | -20 ~ +70 |

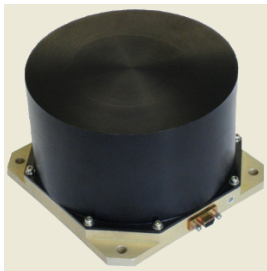


図 36: Reaction Wheel Type VRW-1

3.4.2 磁気トルカ

磁気トルカの選定要求は、ホイールのアンローディングができることである。これを行うためには、外乱トルクよりも大きいトルクを出すことができればよい。外乱トルクの最大値は、

$$T_{xmax} = 5.6 \times 10^{-6} [\text{Nm}]$$

また、軌道高度が798[km]であるので、磁場は一番小さい所で

$$B = 1.66 \times 10^{-5} [\text{T}]$$

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

$$T_{mt} = M_t \times B_{min} [\text{Nm}]$$

となる。このことから、発生磁気モーメント M_t は

$$M_t > \frac{T_{mt}}{B_{min}} = 0.34 [\text{Am}^2]$$

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26に示す。

表 26: 磁気トルカ諸元

| | 単位 | 値 |
|-----------|-----------------|---------------|
| 発生磁気モーメント | Am ² | 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 | °C | -30 ~ +50 |



図 37: MTR-5 Magnetorquer

3.4.3 スラスタ

小型軽量で、消費電力が少なく、かつ6軸を制御するために必要な出力が出せるものを選定する。また、動作ガスには窒素ガスを用いる。したがって、スラスタにはAMPAC社のCold Gas Thruster Valve. Model No. SV14-001を用いる。

表 27: スラスタ諸元

| | 単位 | 値 |
|--------|-----|------------------|
| 出力 | mN | 40 |
| 動作圧 | bar | 2.5 |
| 動作ガス | | GN ₂ |
| 開閉反応時間 | ms | 4.0 |
| 寸法 | mm | 30 × 30 × 52 |
| 質量 | g | 75 |
| 消費電力 | W | 3.5(動作時) 0.7(維持) |
| 温度範囲 | °C | -35 ~ +65 |

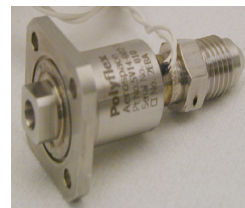


図 38: スラスタ SV14-001

3.5 熱制御系

3.5.1 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、許容温度範囲を保つため、人工衛星には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、放熱部などを選定する。

3.5.2 熱設計概要

衛星への熱入力、内部熱入力および外部熱入力の2通りが考えられる。内部熱入力は、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 28,29 に記す。

また、外部熱入力としては、衛星の温度にとって特に支配的である以下の3つを考慮する。

- 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場合と入ら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。

3.5.3 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。宇宙空間も1節点とみなし、温度は3[K]と近似した。衛星を図 39 のように親衛星を18個、子衛星を16個の要素に分割し、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
- σ : ステファンボルツマン定数
($= 5.6710^{-8} [W/(m^2 \cdot K^4)]$)

衛星への熱入力 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。

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

- 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

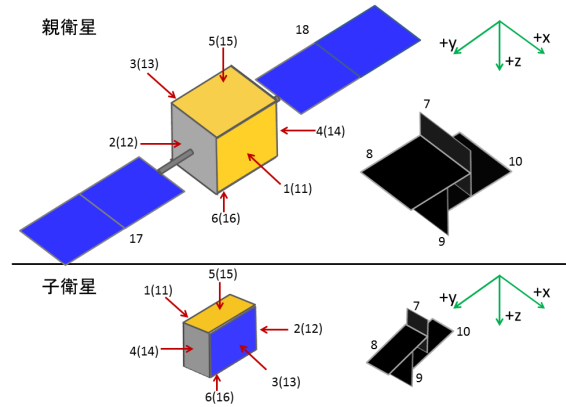


図 39: 節点番号図

太陽放射 Q_s

地球周辺での単位面積、単位時間あたりの太陽赤外放射エネルギー E_s は、近日点で最大値 $1399 [W/m^2]$ 、遠日点で最小値 $1309 [W/m^2]$ 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、 μ は太陽入射係数であり、太陽入射角 θ を用いて次のように表される。

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

また、 α_i は節点 i の太陽光吸収率である。

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に変動する。

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

これは極付近で最小値、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。地球と衛星を球であると仮定すると、以下の式で表される。

$$F_e = \frac{1}{2} \left\{ 1 - \sqrt{1 - \frac{R_e^2}{(R_e + H)^2}} \right\} = 0.271$$

R_e : 地球半径 (=6378[km])

H : 軌道高度 (=798[km])

地球アルベド Q_a

地球アルベドは、太陽光が地球の大気や地表面から反射されてくるものである。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 はアルベド係数といい、緯度、地形、季節及び雲の状態などによって変動し、特に緯度に大きく依存して以下のような値を取る。

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

F_a はアルベドに関する地球と衛星表面との形態係数である。Bannister の近似を用いると、 F_a は以下の式で表される。

$$\cos\theta > 0 \text{ の場合 } F_a = F_e \cos\theta$$

$$\cos\theta \leq 0 \text{ の場合 } F_a = 0$$

内部発熱 P_i

各搭載機器の発熱量を表 28,29 に示す。外部発熱量と内部発熱量の組み合わせによって、衛星熱制御系の設計および熱解析の高温および低温の最悪ケースを定義する。

熱伝達係数 C_{ij}

熱伝達係数 C_{ij} については、以下のような式が成り立つ。

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

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

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

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

放射係数 R_{ij}

放射係数 R_{ij} については、以下の式ようになる。

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

ϵ_i, ϵ_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 39 のような 2 面間に対して、放射形態係数は以下のように定義される。

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

r : 節点 i, j 間の距離

θ_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

θ_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

3.5.4 熱制御素子

親衛星および子衛星に搭載する内部機器の許容温度範囲をそれぞれ表 28,29 に示す。なお、バッテリーの発熱量は数 [μ W] であるため、今回の解析では省略した。

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。親衛星ではレーザー使用時の温度範囲が +15 ~ +35[$^{\circ}$ C] を超えると効率が低下するため、レーザー使用中の設置面温度が +15 ~ +35[$^{\circ}$ C] の範囲に収まるようにする。内部機器の許容温度については、バッテリーが 0 ~ +40[$^{\circ}$ C]、ピエゾ用ドライバが +5 ~ +40[$^{\circ}$ C]、レーザー光源が 0 ~ +50[$^{\circ}$ C] と温度範囲が厳しく、これらの機器を搭載する +Z 面を +5 ~ +40[$^{\circ}$ C] の温度範囲に収めるようにする。これ以外の面も、各機器の許容温度範囲である -20 ~ +50[$^{\circ}$ C] の範囲に収めるようにする。

また、同様に子衛星では、バッテリーの許容温度範囲が 0 ~ +40[$^{\circ}$ C] であるため、バッテリー搭載面はそれぞれの温度範囲内に、その他の面も -20 ~ +45[$^{\circ}$ C] の温度範囲に収めるようにする。

親衛星内部からの発熱を外部へ放熱するため、-X 面および ±Y 面の 3 面に銀蒸着テフロンを 0.2[mm] 厚で塗布し、放熱板とする。レーザーの発熱量は非常に大きいため、ヒートパイプを 2 本用いて、レーザー設置面である +Z 面から放熱面である +Y 面、-Y 面に熱を輸送する。ヒートパイプは管軸方向溝を備えた外径 5[mm] のアルミニウム管に、作動流体としてアンモニアを使用し、それぞれ 10[W] ずつを輸送する。また、外部熱入力を防ぐために、+X 面と ±Z 面の衛星表面を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、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 28: 親衛星搭載機器の許容温度範囲と発熱量

| 親衛星 | 機器 | 許容温度 [°C] | 発熱 [W] |
|-------|----------------|-----------|---------|
| | レーザ光源 | 0~+50 | 0 |
| | (使用時) | +15~+35 | 21.6 |
| | ピエゾ用 ドライバ | +5~+40 | 15 |
| 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 × 3 |
| | モータ | -20~+50 | 3.6 × 2 |
| センサ系 | 磁気センサ | -40~+85 | 0.4 |
| | GPS | -20~+60 | 5 |
| | 太陽センサ | -40~+93 | 0 |
| | スターセンサ | -20~+60 | 2 |
| | ジャイロ | -50~+85 | 0.1 × 3 |
| 通信系 | 送信機 (地上) | -30~+70 | 9.97 |
| | 受信機 (地上) | -30~+60 | 0.2 |
| | 送信機 (衛星間) | -30~+70 | 2.2 |
| | 受信機 (衛星間) | -30~+60 | 0.15 |
| 電源系 | CPU | -45~+125 | 0.56 |
| | バッテリー | 0~+40 | 0 |

表 29: 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 [°C] | 発熱 [W] |
|-------|---------------|-----------|----------|
| | LED | -20~+45 | 3.9 |
| 姿勢制御系 | スラスタ (待機時) | -35~+85 | 0.7 × 10 |
| | (噴射時) | -35~+85 | 3.5 × 10 |
| 通信系 | 送信機 | -30~+70 | 2.2 |
| | 受信機 | -30~+60 | 0.13 |
| センサ系 | 磁気センサ | -40~+85 | 0.4 |
| | GPS | -20~+60 | 5 |
| | 太陽センサ | -40~+93 | 0 |
| | 地球センサ | -30~+55 | 1 |
| | ジャイロ | -50~+85 | 0.1 × 3 |
| 電源系 | CPU | -20~+75 | 0.40 |
| | バッテリー | 0~+40 | 0 |

子衛星については、±Y面および-X面を放熱面、+X面と-Z面を断熱面とした。+Z面(LED設置面)については、LED点灯時に内部発熱が大きくなることと、非使用時には熱入力を防ぎたいということから、LED周りの一部の面(面積20[%]程度)は銀蒸着テフロンを塗布し放熱板に、残りの部分を断熱ブランケットで覆うものとした。子衛星の内部壁面には黒色塗料を塗布した。表30に熱制御素子の諸元を示す。

表 30: 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 | 0.18 | 0.90 |
| | 銀蒸着テフロン | 0.09 | 0.70 |
| 拡散放熱面 | 黒色ペイント | 0.95 | 0.86 |
| 放射断熱面 | 多層膜断熱 ブランケット | 0.02 | 0.66 (0.011) |

3.5.5 解析結果

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39のように、親衛星を18面、子衛星を16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5週間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。軌道傾斜角を98.6[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内であることを示す。

親衛星の高温時の最悪ケースとしては、蝕時にレーザを使用した場合と日照時の2通りについて解析し温度の高い方を採用、低温時の最悪ケースとしては、蝕時にレーザを使用しない場合を想定している。子衛星についても同様に、高温時の最悪ケースとして、蝕時にLEDを使用した場合と日照時の2通りについて解析し温度の高い方を採用、低温時の最悪ケースとして、蝕時にLEDを使用しない場合を想定している。

親衛星については、レーザ光源設置面(6面、9面)の最低温度がレーザ使用時の温度範囲の下限である+15[°C]を下回っているが、レーザ使用時には短時間で最大温度付近まで上昇するため問題はない。機器の許容温度範囲については、全ての面が許容温度範囲内に収まっている。最小となる部分で高温側に6.8[°C]、低温側に8.6[°C]のマージンが得られた。

子衛星についても、全ての面について、温度が各機器の許容温度範囲内に収まっている。最小となる部分で高温側に20.0[°C]、低温側に14.3[°C]のマージンが得られた。よって、親衛星子衛星ともに機器の許容温度範囲内に温度が収まっているといえる。

表 31: 親衛星熱解析結果

| 節点番号 | 要素 | 高温時 [°C] | 低温時 [°C] |
|------|-----------------|----------|----------|
| 1 | +X面パネル | 36.9 | 18.6 |
| 2 | +Y面パネル | 28.1 | 1.6 |
| 3 | -X面パネル | 17.1 | -0.6 |
| 4 | -Y面パネル | 29.5 | -2.7 |
| 5 | -Z面パネル | 38.7 | 20.4 |
| 6 | +Z面パネル | 32.7 | 13.6 |
| 7 | 内部デッキ | 43.5 | 26.0 |
| 8 | 内部デッキ | 37.2 | 18.8 |
| 9 | 内部デッキ | 33.2 | 14.2 |
| 10 | 内部デッキ | 35.4 | 16.8 |
| 11 | +X面パネル (断熱面) | -127 | -164 |
| 12 | +Y面パネル (放熱面) | -5.1 | -44.3 |
| 13 | -X面パネル (放熱面) | -29.1 | -46.1 |
| 14 | -Y面パネル (放熱面) | -19.4 | -43.4 |
| 15 | -Z面パネル (断熱面) | -141 | -172 |
| 16 | +Z面パネル (断熱面) | -135 | -165 |
| 17 | +Y面太陽電池パネル | 49.3 | -65.3 |
| 18 | -Y面太陽電池パネル | 49.3 | -65.3 |

表 32: 子衛星熱解析結果

| 節点番号 | 要素 | 高温時 [°C] | 低温時 [°C] |
|------|---------------------------------|----------|----------|
| 1 | -X 面パネル | 20.1 | 15.5 |
| 2 | -Y 面パネル | 3.7 | -1.1 |
| 3 | +X 面パネル | 20.2 | 15.3 |
| 4 | +Y 面パネル | 1.8 | -3.1 |
| 5 | -Z 面パネル | 29.9 | 25.8 |
| 6 | +Z 面パネル | 23.3 | 10.0 |
| 7 | 内部デッキ | 27.7 | 23.4 |
| 8 | 内部デッキ | 22.9 | 18.5 |
| 9 | 内部デッキ | 19.4 | 14.3 |
| 10 | 内部デッキ | 20.0 | 15.4 |
| 11 | -X 面パネル (放熱面) | -25.1 | -32.7 |
| 12 | -Y 面パネル (放熱面) | -37.4 | -46.5 |
| 13 | +X 面太陽電池パネル | 46.5 | -13.4 |
| 14 | +Y 面パネル (放熱面) | -38.8 | -48.1 |
| 15 | -Z 面パネル (断熱面) | -145 | -170 |
| 16 | +Z 面パネル (断熱面 80% 放熱面 20%) | -79.8 | -90.9 |

3.6 通信系

3.6.1 通信系の設計概要

本衛星は画像などの観測データを取得しないため通信されるデータ量としては少量です。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（地上局→親衛星）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（HouseKeepingdata）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（親衛星→地上局）回線を用意する。また親衛星と子衛星が互いに位置と姿勢を把握し、子衛星の発電量を知るため、親衛星と子衛星も通信しあう。子衛星のデータは親衛星を経由して地上局に送る。子衛星は親衛星との通信のため送信機と受信機を一つずつ、親衛星には地上局との通信と子衛星との通信のため送信機と受信機を二つずつ搭載する。通信周波数を表 33 に示す。

表 33: 通信周波数

| | 単位 | 値 |
|---------|-----|------|
| 地上→親衛星 | MHz | 2025 |
| 親衛星→地上 | MHz | 2200 |
| 子衛星→親衛星 | MHz | 420 |
| 親衛星→子衛星 | MHz | 410 |

3.6.2 親衛星-地球間の通信系に対する要求

通信可能時間の算出

本衛星は軌道高度 798[km]、軌道傾斜角 98.6[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。通信限界角度を天頂から 85[deg] とすると、衛星と地上局との通信可能時間は図 40 のようになる。 t , T_0 , t_{comm} はそれぞれ経過時間、周期、通信可能時間である。このグラフは横軸が経過時間を周期で無次元化したもので、縦軸は通信可能時間を周期で無次元化したものである。通信可能時間は 14 軌道周期を 1 周期としてある程度周期的に変化する。14 軌道周期に対して通信可能時間は 2400[s] である。通信条件は表 34 に示す。

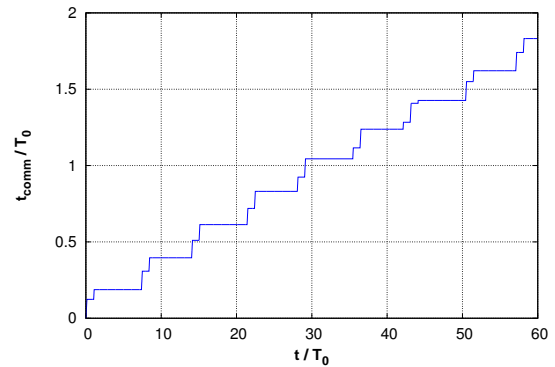


図 40: 通信可能時間

表 34: 通信条件

| | 単位 | 値 |
|--------|-------------|------|
| 軌道高度 | km | 798 |
| 軌道周期 | s | 6038 |
| 通信可能仰角 | deg | 170 |
| 通信可能時間 | s/(14 軌道周期) | 2400 |

3.6.3 通信データ量の算出

親衛星-地上間通信について

通信データは表 35 に示す。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、これを親衛星から地上局に送る。さらに子衛星から受信したデータ容量を加えることでダウンリンクのデータ量が決定する。表 35 より 14 軌道周期分のダウンリンクのデータ量は 54[Mbit] であり、前述の通信可能時間より要求最低ビットレートが 22[kbps] となる。

一方で地上局からは時刻と姿勢制御用の姿勢角、モードを送信する。14 軌道周期分のアップリンクのデータ量は 0.7[Mbit] であり、前述の通信可能時間より要求最低ビットレートが 0.3[kbps] となる。よって、ダウンリンク、アップリンクのビットレートは余裕をもって共に 32[kbps] とした。

親衛星-子衛星間通信について

通信データは表 36,37 に示す。子衛星は親衛星に追従するため、通信時間 0.1[s]、通信間隔 0.5[s] で通信し続けるとする。0.5[s] 分の親衛星と子衛星のデータ量はそれぞれ 0.47[kbit]、0.78[kbit] である。0.1[s] で通信を行うために親衛星→子衛星、子衛星→親衛星の要求最低ビットレートはそれぞれに 4.7[kbps]、7.8[kbps] である。よって、ビットレートは余裕をもって共に 32[kbps] とした。

表 35: 親衛星→地上局テレメトリデータ種類

| | 分類 | センサ | サンプリング時間 [s] | データ数 | |
|--------|---------|-----------|--------------|------|---|
| 親衛星データ | 位置 | GPS | 30 | 10 | |
| | | 速度 | 30 | 3 | |
| | | 姿勢 | 太陽センサ | 30 | 1 |
| | | | 磁気センサ | 30 | 1 |
| | | | 磁気トルカ | 30 | 3 |
| | | | RW 角速度 | 30 | 3 |
| | | | ジャイロ | 30 | 3 |
| | | | 姿勢角 | 30 | 3 |
| | | | 姿勢角速度 | 30 | 3 |
| | モード | モード | 30 | 2 | |
| | レーザ | レーザ出力電圧 | 30 | 1 | |
| | | レーザ温度 | 1 | 1 | |
| | 電源系 | バッテリー出力電圧 | 30 | 1 | |
| | | バッテリー温度 | 30 | 1 | |
| | | 太陽光電圧 | 30 | 1 | |
| | | パドル角 | 30 | 1 | |
| | | パドル温度 | 30 | 1 | |
| 通信系 | 送受信機の温度 | 30 | 1 | | |
| | 制御装置温度 | 30 | 1 | | |
| | 衛星時計時刻 | 30 | 1 | | |
| 子衛星データ | 位置 | GPS | 30 | 10 | |
| | | スラスタ | 30 | 10 | |
| | | 速度 | 30 | 3 | |
| | 姿勢 | 姿勢角 | 30 | 3 | |
| | | 姿勢角速度 | 30 | 3 | |
| | モード | モード | 30 | 2 | |
| | レーザ | レーザ受信電力 | 1 | 16 | |
| | 電源系 | 太陽光パネル温度 | 30 | 4 | |
| | | バッテリー出力電圧 | 30 | 1 | |
| | | バッテリー温度 | 30 | 1 | |
| | 通信系 | 送受信機の温度 | 30 | 1 | |
| | | 制御装置温度 | 30 | 1 | |
| | | 衛星時計時刻 | 30 | 1 | |

表 36: 親衛星→子衛星テレメトリデータ種類

| 分類 | センサ | サンプリング時間 [s] | データ数 |
|-----|---------|--------------|------|
| 位置 | GPS | 0.5 | 10 |
| | 速度 | 0.5 | 3 |
| 姿勢 | 姿勢角 | 1 | 3 |
| | 姿勢角速度 | 30 | 3 |
| モード | モード | 30 | 2 |
| 通信系 | 送受信機の温度 | 30 | 1 |
| | 衛星時計時刻 | 30 | 1 |

表 37: 子衛星→親衛星テレメトリデータ種類

| 分類 | センサ | サンプリング時間 [s] | データ数 |
|------|-----------|--------------|------|
| 位置 | GPS | 0.5 | 10 |
| | スラスタ | 1 | 10 |
| | 速度 | 0.5 | 3 |
| 姿勢 | 姿勢角 | 1 | 3 |
| | 姿勢角速度 | 1 | 3 |
| モード | モード | 30 | 2 |
| レーザ系 | レーザ受信電力 | 1 | 16 |
| 電源系 | 太陽光パネル温度 | 30 | 4 |
| | バッテリー出力電圧 | 30 | 1 |
| | バッテリー温度 | 30 | 1 |
| 通信系 | 送受信機の温度 | 30 | 1 |
| | 制御装置温度 | 30 | 1 |
| | 衛星時計時刻 | 30 | 1 |

3.6.4 アンテナと送信機の構成

衛星搭載アンテナ

親衛星には地上局、子衛星との送受信のため 4 つのアンテナを使用し、子衛星では親衛星との送受信のため 2 つのアンテナを使用する。親衛星、子衛星の送受信機及びダイポールアンテナを作成する。諸元を表 38、39 に載せる。

表 38: 子衛星搭載アンテナ諸元

| アンテナ | 単位 | 受信用アンテナ | 送信用アンテナ |
|------|-----|-----------|-----------|
| アンテナ | | ダイポールアンテナ | ダイポールアンテナ |
| 周波数 | MHz | 410 | 420 |
| 全長 | mm | 360 | 350 |
| 重量 | g | 140 | 140 |
| 利得 | dBi | 1.2 | 1.2 |

表 39: 親衛星搭載アンテナ諸元

| 地上局との通信用アンテナ | | | |
|--------------|-----|-----------|-----------|
| アンテナ | 単位 | 受信用アンテナ | 送信用アンテナ |
| アンテナ | | ダイポールアンテナ | ダイポールアンテナ |
| 周波数 | MHz | 2025 | 2200 |
| 全長 | mm | 74 | 68 |
| 重量 | g | 150 | 150 |
| 利得 | dBi | 1.2 | 1.2 |

子衛星との通信用アンテナ

| 子衛星との通信用アンテナ | | | |
|--------------|-----|-----------|-----------|
| アンテナ | 単位 | 受信用アンテナ | 送信用アンテナ |
| アンテナ | | ダイポールアンテナ | ダイポールアンテナ |
| 周波数 | MHz | 420 | 410 |
| 全長 | mm | 350 | 360 |
| 重量 | g | 140 | 140 |
| 利得 | dBi | 1.2 | 1.2 |

地上局

地上局は JAXA 所有の沖縄通信局を利用する。沖縄局のパラボラアンテナ諸元を表 40 に示す。

表 40: 地上局アンテナ

| | 単位 | 値 |
|----------|-----|-----|
| アンテナ直径 | m | 18 |
| 送信 EIRP | dBW | 64 |
| 受信アンテナ利得 | dBi | 48 |
| システム雑音温度 | K | 200 |

送受信機

親衛星には送信機、受信機がそれぞれ 2 台、子衛星にはそれぞれ 1 台が搭載される。送受信機の諸元は表 41,42 の通りである。ただし、本衛星は高度 798[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。

また、ダウンリンクの通信マージンは 12.0[dB] であり、この値は送信アンテナ利得に対して十分大きいいため、アンテナ利得が変動しても通信可能である。

表 41: 親衛星の送受信機諸元

| 受信機 | | | |
|--------|------|---------------|---------------|
| | 単位 | 地上との通信用 | 子衛星との通信用 |
| 受信感度 | dBmV | -120 | -120 |
| 消費電力 | W | 0.2 | 0.15 |
| 電源電圧 | V | 5 | 5 |
| 動作環境温度 | ℃ | -30~+60 | -30~+60 |
| ケース外形 | mm | 60 × 50 × 10 | 60 × 50 × 10 |
| 質量 | g | 40 | 40 |
| 送信機 | | | |
| | 単位 | 地上との通信用 | 子衛星との通信用 |
| 送信出力 | W | 0.03 | 0.8 |
| 消費電力 | W | 10 | 3 |
| 電源電圧 | V | 7 | 5 |
| 動作環境温度 | ℃ | -30~+70 | -30~+70 |
| ケース外形 | mm | 100 × 60 × 10 | 100 × 60 × 10 |
| 質量 | g | 60 | 60 |

表 42: 子衛星の送受信機諸元

| 受信機 | | |
|--------|------|---------------|
| | 単位 | 値 |
| 受信感度 | dBmV | -100 |
| 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 |
| 質量 | g | 60 |
| 送信機 | | |
| | 単位 | 値 |
| 送信出力 | W | 0.8 |
| 消費電力 | W | 3 |
| 電源電圧 | V | 5 |
| 動作環境温度 | ℃ | -30~+70 |
| ケース外形 | mm | 100 × 60 × 10 |
| 質量 | g | 60 |

3.6.5 要求 C/N_0

通信が成立することを示すため、要求 C/N_0 を確認する。以下に示すように、全ての通信において要求 C/N_0 が満たされている。

表 43: 地上-親衛星間要求 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 |

表 44: 子衛星-親衛星間要求 C/N_0

| | 単位 | 子衛星→親衛星 | 親衛星→子衛星 |
|--------------|------|---------|---------|
| 変調方式 | | FM | |
| 要求 E_b/N_0 | dB | 10.5 | 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 | 55.9 | 55.9 |

表 45: 地上-親衛星間受信 C/N_0

| | 単位 | アップリンク | ダウンリンク |
|------------|------|----------------------|----------------------|
| 周波数 | MHz | 2025 | 2200 |
| 波長 | km | 1.5×10^{-4} | 1.4×10^{-4} |
| 送信 EIRP | dBW | 64 | -14.0 |
| 送信機出力 | dBW | - | -15.2 |
| 給電損失 | dB | - | 0 |
| 送信アンテナ利得 | dBi | - | 1.2 |
| ポインティング損失 | dB | - | 0 |
| 自由空間損失 | dB | 167.5 | 168.2 |
| 通信最大距離 | km | 2780 | 2780 |
| 偏波損失 | dB | 3 | 3 |
| 大気吸収損失 | dB | 0.32 | 0.32 |
| 降雨損失 | dB | 0.1 | 0.1 |
| 各種損失 | dB | 0 | 0 |
| 受信 G/T | dB/K | -24.7 | 24.9 |
| ポインティング損失 | dB | 0 | 0.1 |
| 受信アンテナ利得 | dBi | 1.2 | 48.0 |
| 給電損失 | dB | 0 | 0 |
| システム雑音温度 | dBK | 25.9 | 23.0 |
| アンテナ雑音温度 | K | 100 | - |
| 受信機雑音温度 | K | 289 | - |
| 給電線雑音温度 | K | 313 | - |
| 雑音指数 | dB | 3 | - |
| 天空雑音温度増分 | dB | -4.4 | - |
| 受信 C/N_0 | dBHz | 97.0 | 67.9 |
| 通信マージン | dB | 40.1 | 12.0 |
| PFD | dBW | - | -154.3 |

表 46: 子衛星-親衛星間受信 C/N_0

| | 単位 | 子衛星→ 親衛星 | 親衛星→ 子衛星 |
|------------|------|----------------------|----------------------|
| 周波数 | MHz | 420 | 410 |
| 波長 | km | 7.1×10^{-4} | 7.3×10^{-4} |
| 送信 EIRP | dBW | 0.23 | 0.13 |
| 送信機出力 | dBW | -0.97 | -0.97 |
| 給電損失 | dB | 0 | 0 |
| 送信アンテナ利得 | dB | 1.2 | 1.2 |
| ポインティング損失 | dB | 0 | 0.1 |
| 自由空間損失 | dB | 64.9 | 64.7 |
| 通信最大距離 | km | 0.1 | 0.1 |
| 偏波損失 | dB | 3 | 3 |
| 各種損失 | dB | 0 | 0 |
| 受信 G/T | dB/K | -26.6 | -26.5 |
| ポインティング損失 | dB | 0.1 | 0 |
| 受信アンテナ利得 | dB | 1.2 | 1.2 |
| 給電損失 | dB | 0 | 0 |
| システム雑音温度 | dBK | 27.7 | 27.7 |
| アンテナ雑音温度 | K | 300 | 300 |
| 受信機雑音温度 | K | 288.6 | 288.6 |
| 給電線雑音温度 | K | 313 | 313 |
| 雑音指数 | dB | 3 | 3 |
| 受信 C/N_0 | dBHz | 134.3 | 134.5 |
| 通信マージン | dB | 78.5 | 78.7 |

表 47: 全電圧・電力表 (親衛星)

| 搭載機器 | 搭載数 | 電圧 [V] | 電力 [W] | 合計 [W] |
|----------|-----|--------|--------|--------|
| モータ | 2 | 12 | 7.2 | 14.4 |
| 磁気センサ | 1 | 15 | 0.4 | 0.4 |
| ジャイロ | 3 | - | 0.1 | 0.3 |
| GPS | 1 | 5 | 5 | 5 |
| リアクション | | | | |
| ホイール | 3 | 5 | 3 | 9 |
| 磁気トルカ | 3 | 5 | 1 | 3 |
| 送信機 地上用 | 1 | 7 | 10 | 10 |
| 送信機 子衛星用 | 1 | 5 | 3 | 3 |
| 受信機 | 1 | 5 | 0.2 | 0.2 |
| 受信機 | 1 | 5 | 0.15 | 0.15 |
| CPU | 1 | 5 | 0.56 | 0.56 |
| 温度計 | 1 | - | 0.01 | 0.01 |
| レーザ | 1 | 5.2 | 41.6 | 41.6 |
| 太陽センサ | 1 | - | 0 | 0 |
| スターセンサ | 1 | - | 2 | 2 |
| ピエゾ駆動装置 | 2 | - | 15 | 30 |

表 48: 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 |
| 温度範囲 | °C | 0~+40 |

3.7 電源系

3.7.1 設計概要

本衛星は、ミッションの要請として親衛星と子衛星の二つの衛星によって構成される。親衛星の電源として太陽電池による電力確保を採用し、蝕時の電源は二次電池を用いるようにする。子衛星の電源としては、衛星に太陽電池セルを貼ることにより電力を確保する。初期の制御及びミッション中の制御、通信等を行い、またミッションとして、親衛星からレーザによって電力を輸送、その電力を用いて LED を光らせるため、二次電池を用いる。ここで、LED とその他に使う電力が区別されるように、本体用と LED 用に別々のバッテリーを用意する。本衛星では、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。

3.7.2 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 47 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+5[%] 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 48 に示す。リチウムイオン二次電池は、小型かつ高容量であり衛星の軽量化に貢献するので、本ミッションに適していると考えられる。バッテリーの必要容量は、必要な供給電

力と許容する放電深度 (DOD) から決まる。また、大きな DOD で充放電を繰り返すとバッテリー寿命が短くなることを考慮する必要がある。ミッションに要求されるバッテリー容量 C_r は次のような式で表される。

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

- P_e : 蝕時供給電力
- T_e : 最大蝕時間
- 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 47 よりバス電圧を $V_d = 15[V]$ とすると、バッテリーの直列数は次のようになる。

$$\text{直列数} = \frac{\text{バス電圧}}{\text{公称電圧}} = \frac{15}{3.7} = 4.05 < 5[\text{列}]$$

本ミッションの期間は、5 週間で 35 日程度である。ミッションは、衛星の蝕において行われる。軌道要素は高度 800[km]、軌道傾斜角 98.6[deg] であるため周期 $T = 1.677[h]$ 、蝕時間 $T_e = 0.335[h]$ 、日照時間 $T_d = 1.34[h]$ となる。この時、総充放電回数は多めに考慮して 500 回程度となるので DOD は余裕をもって $C_d = 30[\%]$ 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。 $P_m = 137.6[W]$ とするとバッテリーの並列数は次のようになる。

$$N = \frac{P_m T_e}{C_r C_d V_d n} = \frac{137.6 \times 0.335}{2.9 \times 0.3 \times 15 \times 0.9} = 3.108 < 4[\text{列}]$$

以上より、直列5個で並列4個の電池を使用すれば良いが、不測の事態を考慮し冗長性と安全性を高めるためにもう1組ずつ搭載し、計40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 $48 \times 40 = 1920[\text{g}]$ となる。

3.7.3 子衛星のバッテリー

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。また、レーザによる無線送電を実証するために、LEDとその他の機器の電力供給源を区別する必要がある。そのため、子衛星には衛星の機能を維持するための電力を供給するバッテリーと、LEDに電力を供給するためのバッテリーを搭載する。以下では、前者をバッテリー1、後者をバッテリー2と呼ぶ。子衛星に搭載する機器の全電圧・電力を表49に示す。また、以下では親衛星と同様に各消費電力に+5[%]のマージンを取って計算している。まず、

表 49: 全電圧・電力表 (子衛星)

| 搭載機器 | 搭載数 | 電圧 [V] | 電力 [W] | 合計 [W] |
|------------|-----|--------|--------|--------|
| スラスタ (噴射時) | 10 | 3 | 3.5 | 35 |
| スラスタ (常時) | 10 | 3 | 0.7 | 7 |
| ジャイロ | 3 | 5 | 0.1 | 0.3 |
| 送信機 | 1 | 5 | 3 | 3 |
| 受信機 | 1 | 5 | 0.13 | 0.13 |
| GPS | 1 | 5 | 5 | 5 |
| 磁気センサ | 1 | 15 | 0.4 | 0.4 |
| 太陽センサ | 1 | - | 0 | 0 |
| CPU | 1 | 5 | 0.4 | 0.4 |
| 電流計 | 1 | - | 0.1 | 0.1 |
| 電圧計 | 1 | - | 0.1 | 0.1 |
| 地球センサ | 1 | - | 1 | 1 |
| LED | 1 | 3.9 | 3.9 | 3.9 |

LED以外に電力を供給するためのバッテリー1について検討する。こちらは親衛星と同じ、SANYO社のリチウムイオン電池UR18650ZTAを採用する。バッテリー1に要求されるバッテリー容量 C_r は親衛星の場合と同様の式で表される。

表49よりバス電圧を $V_d = 15[\text{V}]$ とすると、バッテリー1の直列数は次のようになる。

$$\text{直列数} = \frac{\text{バス電圧}}{\text{公称電圧}} = \frac{15}{3.7} = 4.06 < 5[\text{列}]$$

$P_e = 24.453[\text{W}]$ とするとバッテリー1の並列数は次のようになる。

$$N = \frac{P_e T_e}{C_r C_d V_d n} = \frac{24.453 \times 0.336}{2.9 \times 0.3 \times 15 \times 0.9} = 0.70 < 1[\text{列}]$$

以上より、直列5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10本のリチウムイオン二次電池を使用する。従って子衛星のバッテリー1の質量は $48 \times 10 = 480[\text{g}]$ となる。

次に、LEDに電力を供給するためのバッテリー2について検討する。こちらについては、LEDを点灯させるためだけの電力を確保すればよい。従って、軽量化を考えSANYO社のリチウム電池の中で重量が小さいUR14430Yを採用する。表50にその諸元を示す。

表 50: バッテリー性能

| | 単位 | 値 |
|------|-----|-------------------------|
| 寸法 | mm | $\phi 13.9 \times 42.9$ |
| 質量 | g | 16.4 |
| 公称容量 | A·h | 0.5 |
| 公称電圧 | V | 3.7 |
| 温度範囲 | °C | 0~+40 |

表49よりバス電圧を $V_d = 3.9[\text{V}]$ とすると、バッテリー2の直列数は次のようになる。

$$\text{直列数} = \frac{\text{バス電圧}}{\text{公称電圧}} = \frac{3.9}{3.7} = 1.055 < 2[\text{列}]$$

$P_e = 4.29[\text{W}]$ とするとバッテリー2の並列数は次のようになる。

$$N = \frac{P_e T_e}{C_r C_d V_d n} = \frac{4.29 \times 0.336}{0.5 \times 0.3 \times 3.9 \times 0.9} = 2.74 < 3[\text{列}]$$

以上より、直列2個で並列3個の電池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12本のリチウムイオン二次電池を使用する。従って子衛星のバッテリーの質量は $16.4 \times 12 = 196.8[\text{g}]$ となる。

3.7.4 親衛星の太陽電池アレイ

親衛星では太陽電池セルとしてSPECTROLAB社の $\text{GaInP}_2/\text{GaAs}/\text{Ge}$ 多接合型セル NeXt Triple Junction (XTJ) Solar Cells を採用し、その諸元を表51に示す。

表 51: セル性能

| | 単位 | 値 |
|------------|------------------------|--------|
| 厚さ | mm | 0.14 |
| 単位面積当たり質量 | mg/cm ² | 84 |
| 初期効率 | - | 0.295 |
| 電流 | mA/cm ² | 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 | μA/cm ² /°C | 0.9 |
| 温度による電圧変化量 | mV/°C | 0.9 |
| 温度係数 | %/°C | -0.286 |

親衛星の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。

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

- P_e : 蝕時消費電力
- P_d : 日照時電力
- P_m : ミッション増加電力
- T_e : 蝕時間
- T_d : 日照時間
- T_m : ミッション時間
- X_e : バッテリー - 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

本衛星では非安定化バスを用いるので、 $X_e = X_d = 0.90$ [W] であり、親衛星では $P_e = 48.02$ [W], $P_d = 48.02$ [W], $P_m = 71.6$ [W], $T_e = T_m = 0.335$ [h], $T_d = 1.34$ [h] となるので、 $P_{sa}(EOL)$ は次のようになる。

$$P_{sa}(EOL) = \frac{\frac{48.02 \times 0.335}{0.90} + \frac{48.02 \times 1.34}{0.90} + \frac{71.6 \times 0.335}{0.90}}{1.34} = 86.6 \text{ [W]}$$

従って、86.6[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熱解析によって得られた太陽電池パネルの最高温度にさらに余裕を持たせ 60[°C] と仮定すると、表 51 のデータが 28[°C] の時の値なので、温度の影響 γ は次のようになる。

$$\gamma = 1 + (60 - 28) \times (-0.286/100) = 0.909$$

また、本衛星は赤道面からの軌道傾斜角が 98.6[deg] の円軌道である。電力に余裕を持たせるために太陽が赤道面から最も離れる夏至の時、つまり太陽光入射角が 58[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。

$$P_{sa}(BOL) = \frac{P_{sa}(EOL)}{\cos 58^\circ \times \gamma} = \frac{86.6}{\cos 58^\circ \times 0.909} = 199.84 \text{ [W]}$$

太陽光強度を 1350[W/m²] とすると全セル面積は次のようになる。

$$\text{全セル面積} = \frac{P_{sa}(BOL)}{\text{太陽光強度} \times \text{セル効率}} = \frac{199.84}{1350 \times 0.295} = 0.502 \text{ [m}^2\text{]}$$

セル 1 枚の寸法を 2[cm] × 2[cm] とすると、セル総数は次のようになる。

$$\text{セル総数} = \frac{\text{全セル面積}}{\text{セル面積}} = \frac{0.5018}{(2 \times 10^{-2})^2} = 1255 \text{ [枚]}$$

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 5[%] 増しの 1380[枚] とすると、全セル面積は 0.552[m²] となり、セルのパッキング能率を 95[%] とするとアレイ面積は次のようになる。

$$\text{アレイ面積} = \frac{\text{全セル面積}}{\text{セルパッキング能力}} = \frac{0.552}{0.95} = 0.59 \text{ [m}^2\text{]}$$

従って、太陽電池アレイの質量は次のようになる。

$$\text{アレイ質量} = 840 \text{ [g/m}^2\text{]} \times 0.59 \text{ [m}^2\text{]} = 488 \text{ [g]}$$

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 $15 \times 1.2 = 18$ [V] とすると、セル直列数は次のようになる。

$$\text{セル直列数} = \frac{\text{アレイ電圧}}{\text{セル電圧}} = \frac{18}{2.348} = 7.67 < 8$$

セル総数が 1380 枚であるので、セル並列数は $1380/8 \doteq 164$ [列] となる。

3.7.5 子衛星の太陽電池セル

子衛星でも、太陽電池セルとして SPECTROLAB 社の GaInP₂/GaAs/Ge 多接合型セル NeXt Triple Junction (XTJ) Solar Cells を採用する。子衛星では、親衛星と異なり衛星表面に太陽電池パネルを張り付けるものとする。また、LED 用の電力の発電もこのパネルによって行われるが、ミッションの要求から LED の電力供給については区別して考える。子衛星の必要発電量 $P_{sa}(EOL)$ は次の式から求められる。

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

子衛星では $P_e = 22.23[W]$, $P_d = 22.23[W]$, $T_e = 0.335[h]$, $T_d = 1.34[h]$ となるので、 $P_{sa}(EOL)$ は次のようになる。

$$\begin{aligned} P_{sa}(EOL) &= \frac{\frac{22.23 \times 0.335}{0.90} + \frac{22.23 \times 1.34}{0.90}}{1.34} \\ &= 30.875[W] \end{aligned}$$

従って、30.875[W] を発電する太陽電池アレイをサイジングする。

運用期間中の動作温度を熱解析によって得られた太陽電池パネルの最高温度にさらに余裕を持たせ 60[°C] と仮定すると、太陽電池の温度による影響 γ は次のようになる。

$$\gamma = 1 + (60 - 28) \times (-0.286/100) = 0.909$$

親衛星と同様にして、太陽光入射角が 58[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。

$$\begin{aligned} P_{sa}(BOL) &= \frac{P_{sa}(EOL)}{\cos 58^\circ \times \gamma} \\ &= \frac{30.875}{\cos 58^\circ \times 0.909} \\ &= 71.26[W] \end{aligned}$$

太陽光強度を 1350[W/m²] とすると全セル面積は次のようになる。

$$\begin{aligned} \text{全セル面積} &= \frac{P_{sa}(BOL)}{\text{太陽光強度} \times \text{セル効率}} \\ &= \frac{71.26}{1350 \times 0.295} \\ &= 0.1790[\text{m}^2] \end{aligned}$$

セル 1 枚の寸法を 2[cm] × 2[cm] とすると、セル総数は

次のようになる。

$$\begin{aligned} \text{セル総数} &= \frac{\text{全セル面積}}{\text{セル面積}} \\ &= \frac{0.1790}{(2 \times 10^{-2})^2} \\ &= 448[\text{枚}] \end{aligned}$$

ここで、マージンを考慮して必要セル枚数を 5[%] 増しの 470 枚とすると、必要なセル面積は 0.188[m²] となる。

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 15 × 1.2 = 18[V] とすると、必要なセル直列数は次のようになる。

$$\begin{aligned} \text{セル直列数} &= \frac{\text{アレイ電圧}}{\text{セル電圧}} \\ &= \frac{18}{2.348} = 7.666 < 8 \end{aligned}$$

子衛星のセル総数は 519 枚であり、並列数は、519/8 ≃ 64[列] となる。従って、子衛星に必要な電力を十分に確保できる。

次に、LED の電力供給について検討する。LED 発光の必要発電量 $P_{sa}(EOL)$ は次の式から求められる。

$$P_{sa}(EOL) = \frac{P_d T_d}{T_d}$$

P_d : LED 発光時電力

T_d : レーザの照射時間

$P_d = 3.9[W]$, $T_d = 0.335[h]$ とすると、 $P_{sa}(EOL)$ は次のようになる。

$$\begin{aligned} P_{sa}(EOL) &= \frac{3.9 \times 0.335}{0.335} \\ &= 4.334[W] \end{aligned}$$

となる。レーザ照射による発電見積り量は 4.7[W] であることを考えると、約 8[%] のマージンがあるため、LED を光らせるのに十分な電力が得られると考えられる。

3.7.6 バス電圧

バス電圧が高いほど流れる電流が減り、ハーネスによる送電損失が小さくなる。すると、細いハーネスで済むためハーネスの質量を減らすことができる。しかし、バス電圧の上限には、使用する部品の耐電や気体の絶縁破壊電圧からくる制約がある。そのため宇宙開発当初から 22~35[V] が使用されていた。また、近年、大型衛星がハーネス質量の軽減のために 40~70[V] が用いられるようになった反面、小型衛星では、民生品の利用が増えるにつれて、低電圧 3~5[V] をバス電圧にするものが増えてきている。

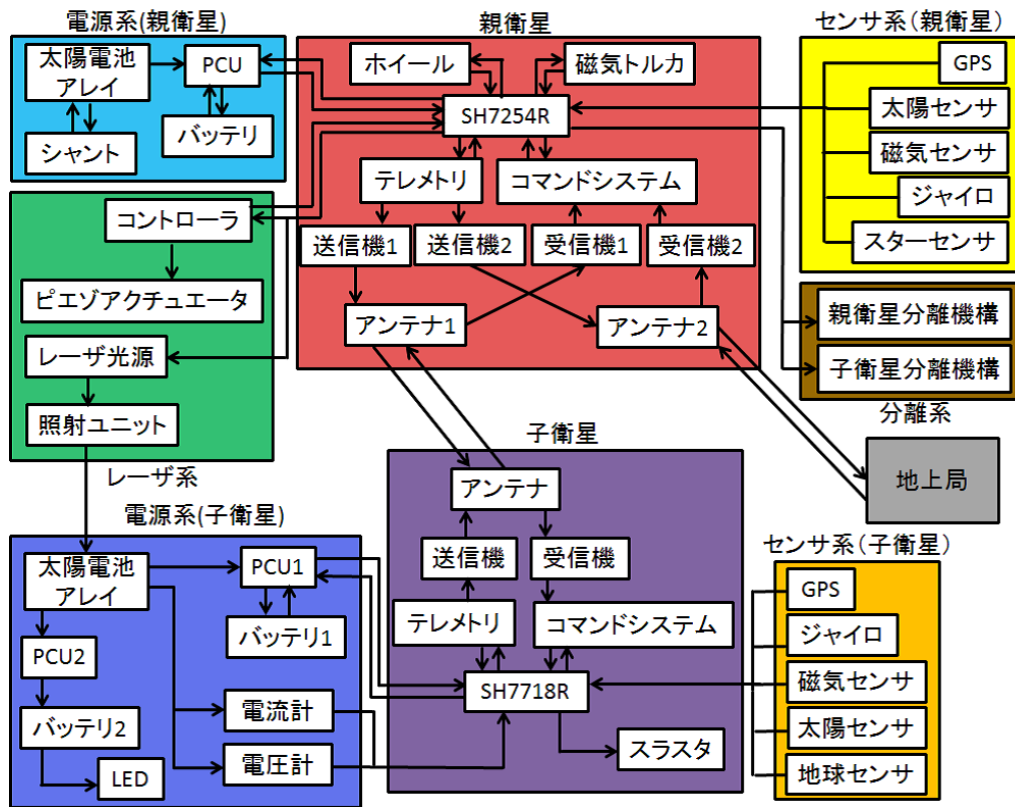


図 41: システム図

3.8 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。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。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 SH7254R 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 SH7718R を使用する。全体のシステム図を図 41 に示す。

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。

3.8.1 SH7254R マイコン

親衛星のオンボードコンピュータには、SH7254R を採用する。これは 200[MHz] のクロック周波数を持ち、十分な性能を有していると考えられる。また、単精度浮動小数点の計算もできるなど、機能面も充実している。なお、耐放射線性能については放射線試験を行い、確認を行う。

3.8.2 SH7718R マイコン

子衛星のオンボードコンピュータには、SH7718R を採用する。この CPU は宇宙空間での使用実績は十分であり、単精度浮動小数点の計算もでき機能面も充実している。

3.8.3 マイコン諸元

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 52 に示す。

表 52: マイコン性能表

| | 単位 | SH7254R | SH7718R |
|---------|-----|---------------|---------------|
| 作動電圧 | V | 3.3 | 3.3 |
| 電流 | mA | 169 | 120 |
| クロック周波数 | MHz | 200 | 100 |
| ROM | kB | 2560 | 192 |
| RAM | kB | 128 | 128 |
| 寸法 | mm | 21 × 21 × 2.1 | 22 × 22 × 1.7 |
| 重量 | g | 1.2 | 1.3 |
| 許容温度範囲 | ℃ | -45 ~ +125 | -20 ~ +75 |

3.8.4 データ伝送方式

パケット (CCSDS) 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みこ

| 年度 | 2012 | | 2013 | | 2014 | | 2015 | | 2016 | |
|----|------|-----|-----------|-----|----------|---------|------|------|------|------|
| | 上半期 | 下半期 | 上半期 | 下半期 | 上半期 | 下半期 | 上半期 | 下半期 | 上半期 | 下半期 |
| 設計 | 概念設計 | | 詳細設計 | | 維持設計 | 改良設計 | | 維持設計 | | 打ち上げ |
| 試験 | 要素試験 | | | | プロトタイプ試験 | | | | | |
| 製作 | 試験要素 | | プロトタイプモデル | | | フライトモデル | | | | |
| | | | | | | | | | | |

図 42: 開発スケジュール

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。

4 実現方法

4.1 予算・制作環境

本衛星は名古屋大学において製作を行う。成功すれば世界初となる、宇宙空間における無線送電を実施するにあたり、現在予測できていない様々な困難があると考えられる。そこで、見識ある JAXA や衛星メーカーに協力を仰ぎ、産学連携プロジェクトとする。

また、製作費についても、国、企業、大学の共同プロジェクトとして、共同で出資を募ることとする。予算は5000万円とし、要素試験に1000万円、プロトタイプモデルの製作に2000万円、フライトモデルの製作に2000万円を割り振ることとする。

4.2 開発スケジュール

開発スケジュールを図42に示す。2012年度から2016年度末までの5年間のプロジェクトとする。

まず、レーザ送電の地上実験や姿勢制御の地上実験、更に現実に近い条件での軌道制御シミュレーション、要素熱試験等の要素試験を行った上で詳細設計を行い、プロトタイプモデルの開発を行う。開発したプロトタイプモデルでの動作確認や、強度試験、熱試験等必要な試験を行い、改善点を調べた上でフライトモデルの設計を行う。フライトモデルは完成の後、動作確認を行い、H2A ロケットのピギーバック衛星として打ち上げる。

5 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。御礼申し上げます。また、本学工学研究科マイクロ・ナノシステム工学専攻の武市昇准教授にも、設計の進め方やGPSについてアドバイスをいただきました。岩崎電気株式会社の稲村隆之様から、パワーLEDの詳細を頂きました。昨年の衛星設

計コンテストメンバーからも様々なアドバイスや励ましを頂き、困難な局面で助けていただきました。この場を借りて、深くお礼申し上げます。最後になりましたが、衛星設計コンテストを開催し、貴重な機会をいただいたこと、感謝申し上げます。ありがとうございました。

参考文献

- [1] Hanspeter Schaub and John L.Junkins: ANALYTICALMECHANICS of AEROSPACE SYSTEMS, 2002
- [2] James R. Wertz: Spacecraft Attitude Determination and Control,1976
- [3] 太陽光発電工学 山田興一 小宮山宏 著 日経BP
- [4] International Geomagnetic Reference Field: the eleventh generation, Geophysical Journal International 2010
- [5] Jeremy Davis: Mathematical Modeling of Earth's Magnetic Field, 2004
- [6] Hanspeter Schaub, John L. Junkins: Analytical Mechanics of Space Systems, 2003
- [7] レンズ光学入門 渋谷真人 著 アドコム・メディア
- [8] 複合材入門 宮入裕夫 著 裳華房
- [9] 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
- [10] 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