

## 楕円軌道による超低高度利用実験衛星「翔」

大阪大学大学院工学研究科機械工学専攻/工学部応用理工学科

小林雅弥 木本崇 野々村将 後藤洋志 四方謙吾 / 西村和真 東山大輝

### 1 ミッションデザイン

#### 1.1 背景

多くの人工衛星には小型ロケットで打ち上げ可能な地球表面からの高度が600~800kmの低軌道が用いられる。このような軌道をとる従来の衛星では様々な地球観測ミッションなどが行われてきた。しかしそれらの観測データには精度が不十分なものも多い。従来の高度の衛星で精度を向上させようとすると高精度な観測センサが要求され、どうしてもセンサ系が大きくなるため衛星自体が大規模になってしまう。このような場合には開発コストや打ち上げコストが増大し、打ち上げ頻度も少なくなる。そこで我々は開発コストが比較的小さい超小型衛星で、従来の衛星に求められるような高精度観測を実現する。

#### 1.2 超低高度の有用性

現在、高度200~300kmを飛行する超低高度衛星としてSLATSが検討されているが、超低高度を飛行可能な衛星を実現すれば様々なメリットが考えられる[1]。光学センサの場合、その分解能は高度に比例するので、従来の高度の衛星と同様の光学センサを搭載しても、結果として分解能向上が見込める。LIDARや合成開口レーダ(SAR)などのアクティブセンサを用いた場合、送信電力が高度の2乗または3乗に比例するので、小型化や電力余裕を活用したさらなる高分解能化を実現できる。さらに高分解能を小型軽量システムで達成できることによるメリット、製造コストを低減できるメリットは大きい。

しかし超低高度における飛行には様々な問題点がある。その中でも最も顕著なデメリットとして大気抵抗がある。超低高度軌道は従来の低軌道よりさらに地表に近く大気が濃いため、約1000倍の大気抵抗を受ける。そうした状況下で軌道保持を行うには高コストな軌道保持システムが要求される。

SLATSはイオンエンジンを搭載することでこれを補償しているが、我々は単純な化学推進機関で超低高度を飛行できる楕円軌道を用いることで、超低高度の有用性を実証する。

#### 1.3 楕円軌道による超低高度利用

超低高度を維持した軌道を構成するには、大量の燃料などの十分なリソースや大気抵抗をキャンセルするような複雑な制御則が求められる。しかし今回のようにリソースが限られた超小型衛星に、大量の燃料やイオンエンジンなどの高コストなシステムを搭載することは現実的ではない。そこで、我々はエンジンの動作時間が短くて済むHohman遷移により楕円軌道を構成する。その楕円軌道において最も地球に近いポイントである近地点を利用したミッションを行う。楕円軌道の近地点利用イメージを図1に示す。



図1: 近地点利用イメージ

SLATSのような超低高度の円軌道ではなく、近地点を超低高度とする楕円軌道を採用することで次のような利点がある。

- 大気抵抗や原子状酸素などの悪影響が限定的
- 地上局からの可視時間を長く確保できる
- 軌道保持に複雑な制御則が必要ない

このように楕円軌道を利用することで、超低高度軌道のデメリットを軽減しつつ、センサの高分解能化を実現できる。

## 1.4 観測対象

現在、赤外線を吸収して分子振動を起こす温室効果ガスなどにより地球温暖化が進んでいる。一方で、気候変動に大きな影響を及ぼすとして近年非常に注目されるようになってきたのが、雲の核となる $1\mu\text{m}$ に満たない微粒子、エアロゾルである。このエアロゾルが多くなると、雲が成長しづらくなり雨が降りにくくなってしまふ。これにより温暖化をある程度抑えていると言われている [8]。しかし、エアロゾルは大気汚染物質でもあるため人体呼吸器官に吸入されると様々な健康影響を及ぼしかねない。さらにエアロゾルには多くの種類があり、その化学組成ごとに雲の成長しやすさが異なる。そのため研究や推定などが難しいとされている。今後どの種類のエアロゾルを、どの程度減らすべきなのか、ということ推定するためにもエアロゾルに関する観測データが求められている。そこで、我々はこのエアロゾルに関する詳細な観測データを近地点を利用した高分解能光学センサにより取得することをミッションに掲げる。

## 1.5 雲・エアロゾルの高分解能観測

エアロゾルに関する人工衛星として Cloud Sat や CALIPSO などがある [3][4]。これは高度 690km からアクティブセンサである LIDAR や Radar によって、雲内部の状態を観測するものであった。

一方、Terra や Aqua などはパッシブセンサである光学センサ MODIS を用いた衛星である [5][6]。これらの衛星の分解能は最大で 250m であった。また、日本の衛星いぶき (GOSAT) もパッシブセンサを用いて雲やエアロゾルを広範囲にわたって観測しており、その分解能は 500m である [7]。このようなパッシブセンサによる測定の場合、地球でエアロゾルなどの影響を複雑に受けてはね返った太陽光を複数の波長で測定する。これにより粒子の量だけでなく、粒子の大まかなサイズも分かる [9][10]。

本衛星は近地点を生かした高分解能観測を光学センサを用いて行う。また、過去の衛星によって得られたエアロゾル平均光学的厚さの分布をもとに観測地点をいくつかに限定し、1年間ミッションを継続することでエアロゾルの季節変化を調査する。さらにハイパースペクトルカメラを搭載することで高精度の分光画像を取得する。得られたエアロゾルの光学特性や季節変化などの詳細な研究データは全世界の研究機関に提供する。得られたデータをスペクトル解析することにより、エアロゾル研究に有用なデータが得られる。また、エアロゾルに起因する雨を降らさず成長しづらい雲との因果関係に関して有用なデータが得られる。

## 1.6 ミッション目的

今回のプロジェクトでは民生用光学センサを用いた超小型衛星による高分解能地球観測を行う。主なミッション目的を次に示す。

- 楕円軌道による近地点利用実験
- 雲、エアロゾルの高解像度撮像
- 雲、エアロゾルの高精度分光画像取得
- エアロゾルの季節変化観測

本衛星はまず、楕円軌道への遷移を達成することを第一のミッションとする。軌道遷移を達成した後、楕円軌道による地球観測運用実証を行う。さらにミッション期間を約1年とし、エアロゾルの季節変化観測を掲げる。

## 1.7 ミッション意義

楕円軌道を利用することで、超低高度で問題となる大気抵抗の影響を最小限に抑え、高コストな軌道保持システムを搭載することなく、超低高度軌道の利点である分解能の向上やセンサの小型化の可能性を実証できる。

大型の地球観測衛星には地球全体を定期的に観測することが求められるのに対して、今回のような超小型衛星には見たいところを集中的に観測することが求められる。そこで大型衛星によって得られたエアロゾル平均光学的厚さの分布をもとに観測地点をいくつかに絞り、エアロゾルの詳細な光学特性や季節変化などの研究データを取得し、全世界の研究機関に提供する。これによりエアロゾルの気候変動への影響や人体への健康影響、雲とエアロゾルの因果関係などを明らかにするための重要なマテリアルとなる。

## 1.8 ミッション要求

今回のミッションでは楕円軌道の近地点を利用してエアロゾルの詳細な観測を行う。まず、本ミッションでは H-IIA ロケットのピギーバックによる打ち上げを想定する。これにより投入される低高度の円軌道から近地点高度が超低高度の楕円軌道への遷移を行う。さらに今回は衛星を安定的に運用するために毎日通信を行える回帰軌道であることを求める。

また、Terra や Aqua などの大型衛星と同程度かそれ以上の分解能での観測を行うものとし、太陽光のエアロゾルによるスペクトル吸収を複数の波長で観測するものとする。

## 2 ミッション解析

### 2.1 軌道設計

#### 2.1.1 軌道概要

本衛星は1.8節で述べたように、近地点が超低高度の楕円軌道への遷移を行う。超低高度を飛び続ける円軌道に対する、本衛星のとする楕円軌道のメリットを述べる。まず、近地点での大きな空気抵抗を受ける時間を減らすことができるため、近地点で行うミッションがあまり時間を要しない場合にはミッション期間を延ばすことに繋がる。また、遠地点に近づくほど通信可能な時間が伸びるため、比較的大きなデータを送受信することが可能となる。それだけでなく、近地点の高度を一定にしたまま、遠地点の高度を調整することによって周期や周回数を調整することも可能である。一方で、地球の扁平率による影響を受けて近地点引数が変化してしまうため、近地点を同じ地点に定めて観測し続けることは困難であることが一般的にデメリットとして挙げられる。しかし本ミッションではその性質を幅広い地点の観測を行うために利用する。

#### 2.1.2 回帰軌道

本衛星では回帰軌道を採用し、毎日地上との通信を確保する。以下で、採用する軌道の設計を行う。

まず最初に、軌道計算の数値シミュレーションを行う際に用いた運動方程式を示す。慣性系原点からの衛星の位置を  $\mathbf{r} = [r_x \ r_y \ r_z]^T$  [km]、衛星の質量を  $m$  [kg] とする。空気抵抗  $F_{\text{air}}$  [N]、扁平率による影響  $F_{J_2}$  の詳細は後に述べる。

$$\ddot{\mathbf{r}} = -\mu \frac{\mathbf{r}}{r^3} + \mathbf{F}_{J_2} - F_{\text{air}} \frac{\mathbf{v}}{m|\mathbf{v}|} \cdot 10^{-3} \quad (1)$$

地球は真球ではなく、扁平率を持つ。その影響を受けて、人工衛星は厳密な二体問題からずれた運動を行う。地球の赤道面を  $x$ - $y$  平面に置いた際には、この扁平率による影響 ( $J_2$  項と呼ばれる)  $\mathbf{F}_{J_2}$  は、以下の式で表すことができる。但し、地球の半径  $R_e = 6378.1363$  [km]、 $J_2 = 1082.63 \times 10^{-6}$  である。

$$\ddot{r}_x = F_{J_2x} = -\frac{3}{2} J_2 \frac{\mu}{r^2} \left( \frac{R_e}{r} \right)^2 \left( 1 - 5 \left( \frac{r_z}{r} \right)^2 \right) \frac{r_x}{r} \quad (2)$$

$$\ddot{r}_y = F_{J_2y} = -\frac{3}{2} J_2 \frac{\mu}{r^2} \left( \frac{R_e}{r} \right)^2 \left( 1 - 5 \left( \frac{r_z}{r} \right)^2 \right) \frac{r_y}{r} \quad (3)$$

$$\ddot{r}_z = F_{J_2z} = -\frac{3}{2} J_2 \frac{\mu}{r^2} \left( \frac{R_e}{r} \right)^2 \left( 3 - 5 \left( \frac{r_z}{r} \right)^2 \right) \frac{r_z}{r} \quad (4)$$

$J_2$  項の影響は1周分を足し合わせると0となるものと、そうならず残るものがある。後者が軌道要素に影響を与え、その軌道要素は昇降点赤経、近地点引数、真近点角である。この条件下で回帰軌道の設計を行う。理

想的な回帰軌道の設計では、平均角速度  $n$  と地球の角速度  $\omega_e$ 、回帰周回数  $m$ 、1周ごとの昇降点赤経の変化  $\Delta\Omega$ 、近地点引数の変化  $\Delta\omega$ 、真近点角の変化  $\Delta M$  を用いて、

$$T_d = \frac{2\pi - \Delta\omega - \Delta M}{n} \quad (5)$$

$$m(T_d \omega_e - \Delta\Omega) = 2\pi \quad (6)$$

を満たす軌道を採用すればよい。しかしながら、実際には大気抵抗の影響などによりこの理想的な式から少しずれてしまう。その影響を加味したうえで選んだ軌道を、表1に示す。なお、各軌道要素は大気抵抗などの外乱の影響を受けて変動するため、代表値を示した。この軌道への遷移と保持を行う。また、軌道要素は以下の通りであるが、 $J_2$  項の影響によって、軌道面内で近地点は変化する。近地点変化はミッションに影響するため、詳細を2.1.3節に述べる。

表 1: 本衛星の軌道要素

遠地点高度	898	km
近地点高度	231	km
軌道傾斜角	98.2	deg
軌道周期	5760	s
回帰周回数	15	周

この軌道は回帰軌道であるため、毎日同じ地点へと回帰する。その軌道を図2に示す。なお、高度変化や先述の近地点引数の移動の影響を受け、回帰地点以外の軌道は僅かに変化する。

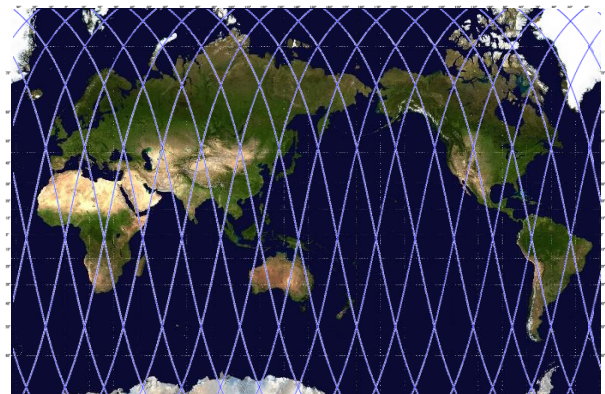


図 2: 直下点の軌道

#### 2.1.3 近地点変化

先に述べた通り、 $J_2$  項の影響を受けて近地点引数は変化する。1周当たりの近地点引数の変化  $\Delta\omega$  は、以下の式で求められる。

$$\Delta\omega = \frac{3\pi J_2 R^2 (5 \cos^2 i - 1)}{2a^2 \eta^4} \quad (7)$$

軌道要素を代入して  $\Delta\omega = -0.252$  を得る。1日に15周するため、1日に約  $-3.78[\text{deg}]$  近地点引数に変化する。これは回帰軌道の中で近地点が  $3.78[\text{deg}]$  回転することを示している。よって約95日で近地点が地球を1周することになる。本衛星のミッションではこれを利用し、ミッション期間を400日とすることで同じ地点を4回撮影することが可能となる。

### 2.1.4 推進機関の選定

2.1.1節で述べたように本衛星では軌道遷移を行う。そのために、速度増分を生み出す推進機構を搭載する必要がある。宇宙機に搭載される代表的な推進機構として、コールドガススラスタ、化学推進スラスタ、イオンエンジンが挙げられる。50kg級衛星においては、搭載燃料重量、遷移時間が共に重要となる。それぞれの特性を表2に示す。

表 2: 推進機関の選定

	比推力	推力	特徴
コールドガス	×	○	ガスを直接噴射
化学推進	○	◎	化学反応を利用
イオンエンジン	◎	×	電気推進

比推力は、同じ燃料で生み出せる速度増分の比となるパラメータである。よって、この中で最も効率が良いのはイオンエンジンである。しかしながら、イオンエンジンは推力が非常に小さいため、軌道遷移に非常に時間がかかる。また、使用する電力も大きいため、遷移完了まで長時間噴射を続けることは電力収支を考えると困難である。一方、コールドガススラスタはガスをそのまま噴射して推力を得る方式であるが、化学反応を用いて推力を得る化学推進スラスタと比較すると比推力は小さくなる。コールドガススラスタを用いた場合について、要求される速度増分と燃料搭載可能量を考えると、本衛星のミッションを行うことはまた困難である。よって本衛星では化学推進スラスタを採用する。AEROJET社のMR-106Eを採用し、このスラスタの諸元を表3に示す。このスラスタを本衛星では4器搭載する。

表 3: スラスタ諸元

推力	11.6-30.7	N
比推力	229-235	s
Minimum Impulse bit	0.46	Ns
動作圧力	2.41~0.7	MPa

### 2.1.5 軌道遷移

目標となる軌道は2.1.1節で述べた通りであるが、本衛星はピギーバックによる打ち上げを想定しているため、相乗りする衛星を定める必要がある。その衛星として、この解析書ではH-IIAロケットによって打ち上げられたJAXAの”気候変動観測衛星GCOM-W”を想定する。この衛星の各軌道要素を表4に示す。スラスタを用いて軌道遷移を行うため、相乗りする衛星はこれに限定されることはない。

表 4: 「GCOM-W」の軌道要素

軌道	太陽同期準回帰軌道	
回帰日数	16日(233周)	
高度	700	km
離心率	0	
軌道傾斜角	98.2	deg

相乗りによって表4の軌道に到達した後、Hohmann遷移を基にした軌道遷移によって先に述べた表1の軌道まで遷移する。最初に入る高度700kmの軌道を軌道1、次に入る近地点700km、遠地点898kmの軌道を軌道2、目標とする軌道を軌道3とする。その際スラスタを噴射するタイミングは、軌道1の地上局の反対側にあたる地点(噴射1)、そして軌道2の遠地点(噴射2)となる。その地点での速度差からインパルス噴射の際に必要な速度増分を求めることができる。速度増分を求める式を式(8)に示す。 $a, r$ はそれぞれ軌道長半径と地心からの距離である。

$$\begin{aligned} \Delta v &= v_1 - v_2 \\ &= \sqrt{\mu \left( \frac{2}{r_1} - \frac{1}{a_1} \right)} - \sqrt{\mu \left( \frac{2}{r_2} - \frac{1}{a_2} \right)} \quad (8) \end{aligned}$$

実際のスラスタの噴射はHohmann遷移と違ってインパルス噴射ではないため、必要な速度増分を理想的な噴射地点の前後で噴射することによって得る。その補正を入れた速度増分を、4基のスラスタで60[N]の推力を出すと数値シミュレーションによって求めると、噴射1が50.2[m/s]、噴射2が129.6[m/s]である。現在の速度ベクトルの方向を基に、噴射1では同じ方向に、噴射2では逆方向にスラスタを噴射する。それぞれ噴射後に軌道データを取得し、目標の軌道とずれていた場合には補正を行う。

### 2.1.6 軌道保持

2.5.2節で述べるように、本衛星は15周のうちの1周を用いて軌道保持を行う。本衛星では近地点高度が超低高度のため、大気抵抗の影響を大きく受ける。大気抵抗で受ける力の大きさ  $F_{\text{air}}[\text{N}]$  は、抵抗係数  $C_d$ 、大

気密度  $\rho$ [kg/m<sup>3</sup>], 断面積  $A$ [m<sup>2</sup>], 相対速度  $v$ [m/s] を用いて, 式 (9) によって求めることができる.

$$F_{\text{air}} = \frac{1}{2} C_d \rho A v^2 \quad (9)$$

最も空気抵抗が大きくなるのは, 近地点で太陽電池パネルが速度ベクトルに垂直であるときであり, 計算すると, 空気抵抗の最大値は  $F_{\text{air}} = 1.96 \times 10^{-3}$  となる.

ここで, 大気密度  $\rho$  は, 国際標準大気 の値を用いた. 本衛星が取りうる高度の範囲での大気密度をグラフに描き, 図 3 に示す.

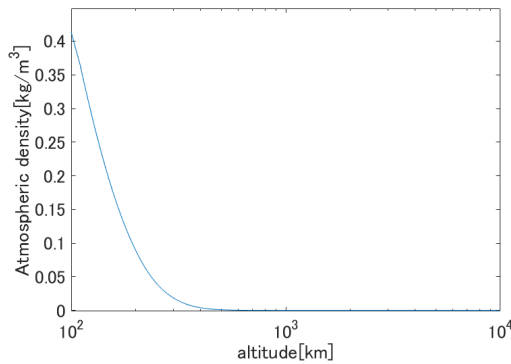


図 3: 大気密度モデル

また, 太陽輻射による力も衛星にはたらく. 太陽輻射によって受ける力  $F_{\text{sun}}$  の最大値は太陽電池パネルを太陽指向させているときに最大になる. 太陽光輻射定数  $P_s = 4.617 \times 10^{-6}$ [N/m<sup>2</sup>], 反射係数  $q = 0.6$ , 断面積  $A$  を用いて次式で求められる.

$$\begin{aligned} F_{\text{sun}} &= P_s q A \\ &= 2.44 \times 10^{-6} \text{[N]} \end{aligned} \quad (10)$$

これは太陽光が当たっている間受け続ける. 先に述べた空気抵抗の値に比べて十分小さいため, 以下に述べるフィードバックにおいて十分補正することが可能である.

この 2 つの外乱を加えて数値シミュレーションを行い, 遠地点の高度変化を図 4 に示す.

外乱の影響によって 1 日に遠地点の高度が約 2[km] 低下し, この影響を取り除くために軌道保持が必要となる. 目標とする制御の概念図を図 5 に示す.

遠地点高度の 1 日あたりの変化量から速度増分を求めると,  $0.60 \times 10^{-3}$ [km/s] となる. これを基に計算すると, 表 3 で述べた Minimum Impulse bit の  $0.46$ [Ns] を上回るのので, 制御は可能である.

また同様に近地点高度も低下するため, 軌道保持が必要となる. 遠地点の場合と同様に, 1 日後の軌道の近地点と, 元の軌道の近地点の速度差から速度増分を求めると  $0.048$ [m/s] となる. この場合も Minimum Impulse

bit を上回る. しかし微小時間の噴射は信頼性が低いいため, 10 日に 1 回まとめて制御を行う.

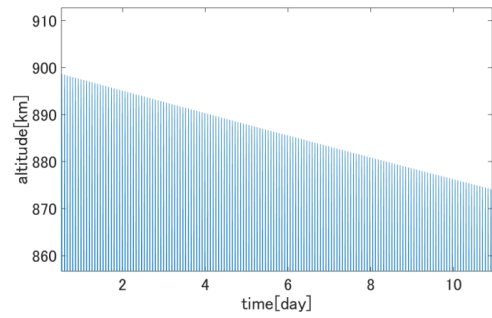


図 4: 遠地点の高度低下

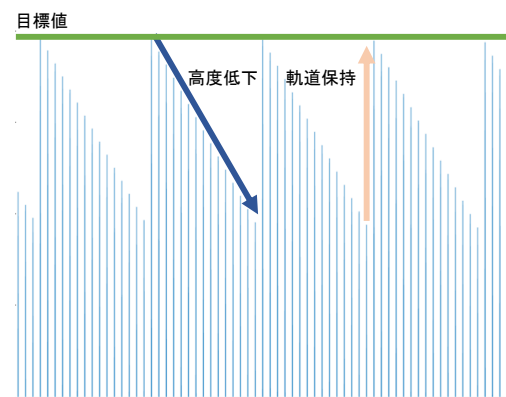


図 5: 軌道保持概念図

モデル化誤差を補正するため運用の際には, 通過した遠地点と近地点のデータからフィードバックを行い, 先ほどの値に補正をかけてスラスタを噴射する. 具体的には, スラスタを噴射する際に現在の高度データを取得し, その高度データと目標値から次にスラスタを噴射する時間を算出する.

以上の影響に対して軌道保持を行った際の遠地点の高度変化を拡大して図 6 に示す. 図 6 を見ると, 遠地点高度は 1 日ごとに上昇し, 図 4 と違って単調に減少することなくフィードバック制御によってほぼ一定値に保たれていることが分かる.

またテレメトリから衛星の位置を地上で監視し, 帰目標地点からある一定以上距離が離れた場所を通過した際には, 地上からのコマンドによってフィードバックを行う.

### 2.1.7 消費燃料

燃料の消費量  $L$ [kg] は, 比推力, 重力加速度, 速度増分を  $I_{sp}$ [s],  $g$ [m/s<sup>2</sup>],  $F$ [m/s], として, 以下の式で表すことができる.

$$L = \frac{m\Delta v}{I_{sp}g} \quad (11)$$

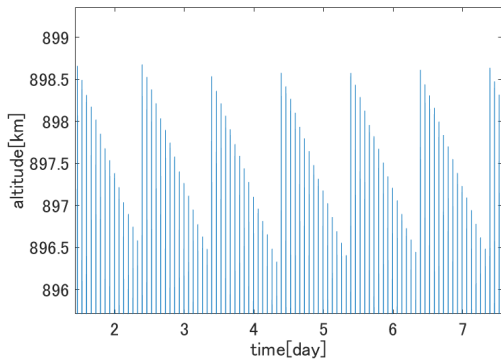


図 6: 軌道高度の変化

よって、2.1.5 節と 2.1.6 節より計算すると、軌道遷移に 2.69[kg]、軌道保持にはミッション期間 400 日に対し 3.28[kg] 必要とする。よって、必要とする燃料は 5.97[kg] となり、これは搭載燃料 6.15[kg] で足りることが示された。

### 2.1.8 自主廃棄

運用終了後の衛星は宇宙を漂うデブリとなり、新たな衛星や運用中の衛星へと衝突するおそれがある。そのため、25 年以内に大気圏内へと落下させることが規定で定められている。運用終了後の本衛星の軌道保持しない場合の軌道高度の変化を図 7 に示す。青の線が遠点、赤の線が近点の高度変化を示している。よって、本衛星は規定内の時間で速やかに大気圏内へと落下することが示された。

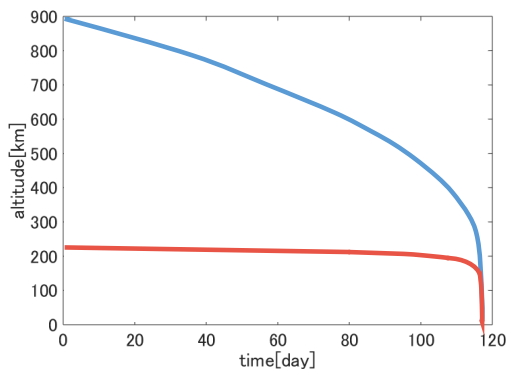


図 7: 自主廃棄

## 2.2 観測の検討

1.8 節で示したように太陽光のエアロゾルによるスペクトル吸収を複数の波長で観測を行う。1 日 15 周のうち 1 周を観測に充て、近地点高度からエアロゾルのスペクトル吸収を観測する。複数の波長で観測するために、今回はハイパースペクトルカメラを搭載する。

また、2.1 節を受けて、本衛星は 1 日 15 周で回帰し、近地点引数が徐々に変化しおよそ 95 日で元に戻る。つまり、近地点における観測地点は 1 日ごとにずれていき、およそ 95 日で元に戻る。したがってあらかじめいくつかの観測地点を用意しておけば、近地点を移動させて各観測地点を順番に観測していきながら、95 日ごとに同じ場所のエアロゾル分布変化を追うことが可能である。本衛星では 3 つの異なった気候の地域を観測地点に選び、それぞれの場所でのエアロゾル分布の変化を観測するものとする。

### 2.2.1 エアロゾルの種類

まずエアロゾルには成立過程によっていくつかの種類に分けられる。今回の観測ではハイパースペクトルカメラを用いる。物質にはそれぞれ固有の吸収波長帯が存在するため、得られたスペクトルからエアロゾルに含まれる成分を推定することができる。組成が判明すればエアロゾルの種類をより分けられ、多様な種類のエアロゾルを同時に観測できる。

エアロゾルには大きく海塩、土壌性、炭素性、硫酸塩、有機性のものがある。

海塩エアロゾルは主に海面ではじけた泡や波しぶきなどから発生し、塩化ナトリウム、マグネシウムなどを含む。そのため海洋上に広く分布しており、潮の動きや波の大きさによってエアロゾルの厚さは変化する。

土壌性エアロゾルは砂漠などの地表から風によって巻き上げられた砂塵からなる。砂嵐や竜巻、台風などが原因となることが多く、黄砂は主にタクラマカン砂漠の砂塵が砂嵐によって巻き上げられ飛散したものである。成分としてはケイ素と酸素を含むケイ酸塩鉱物が多く、エアロゾル粒子としては比較的大きいことから他のエアロゾルと見分けられる。

炭素性エアロゾルはいわゆるすすにあたり、燃料などを燃やした時に黒色の煙となって発生する。その名の通り炭素を多く含み、光を吸収する性質から地球温暖化に影響していると考えられている。

硫酸塩エアロゾルは化石燃料や火山ガスに含まれる硫黄成分から生じた酸化硫黄が、大気中で凝集し雲粒中で反応することで発生する。潮解性を有し、雲粒子の核となるほか光を散乱する性質を持ち、地球寒冷化にも影響する。

有機性エアロゾルは植物や化石燃料，野焼きの煙などの有機ガスから発生する．有機ガスによってさまざまな特性を持ち，大気中で最も存在量が多いエアロゾルである．

### 2.2.2 観測地点

観測地点は，図 8 に示す Terra/MODIS によって測定されたエアロゾル平均光学的厚さの分布図と直下点軌道をもとに定める [10]．光学的厚さ  $\tau$  は気層や雲層を通過した光の放射減衰の度合いを表すもので，通過前後の強度を  $I_0, I$  とすると

$$I = I_0 e^{-\tau} \quad (12)$$

の関係を満たす．この図では色が濃いほど光学的厚さが大きくなっており，黒く塗りつぶされた部分は欠測している．

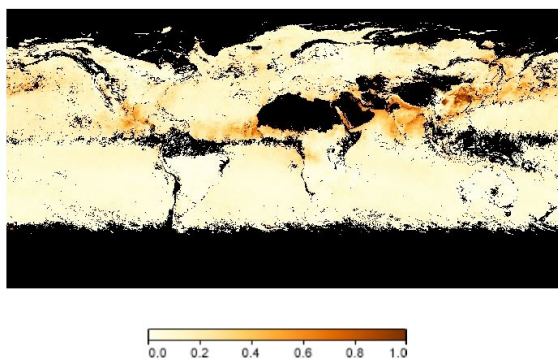


図 8: Terra/MODIS によって測定された 2011 年 5 月の平均のエアロゾル光学的厚さ (550nm AOT). [NASA Goddard Space Flight Center]

その結果，次の 3 地点を観測場所として選んだ．地

1. 北緯 38° 59'50" : 東経 86° 55'52"
2. 北緯 5° 48'37" : 東経 94° 58'43"
3. 南緯 25° 42'33" : 東経 101° 59'5"

図上での位置は図 9 に示す通りである．

1 の地点は中国の新疆ウイグル自治区にあるタクラマカン砂漠にあたる．この巨大な砂漠は黄砂の発生地の一つとして知られ，砂塵による土壌性エアロゾルを観測することができる．

2 の地点はマレー半島沖のアンダマン海に属しており，スマトラ島北西部のバンダ・アチェ付近となっている．アンダマン海は図 8 に見られるようにエアロゾル層の厚い地域である．この場所は熱帯地域であり，今回観測の中では最も多くの海塩エアロゾル観測が期待される．

3 の地点は西オーストラリア，パースから 1700[km] ほど離れたインド洋のただ中である．インド洋では初

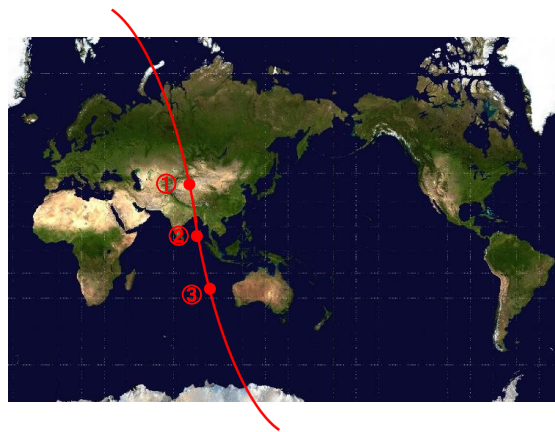


図 9: 観測地点

夏から晩秋にかけて，海水温が東部で低く，西部で高くなるというダイポールモード現象が発生する．ダイポールモード現象は東と西で海水の蒸発量が異なることで大気の変動を生み出し，モンスーンや異常現象の原因となると考えられている．そのため，この場所ではアンダマン海とはまた違った海塩エアロゾルの分布が期待できる．

## 2.3 光学系設計

### 2.3.1 要求分解能

本ミッションにおける観測領域を検討する．本ミッションでは超低高度を生かした高分解能撮像を目的として掲げている．過去の衛星の分解能を調査すると，1999 年 12 月 18 日と 2002 年 3 月 4 日に NASA によってテラ (Terra) 衛星とアクア (Aqua) 衛星がそれぞれ打ち上げられており，その撮影において最も分解能の良いものでも 250[m] である [5][6]．本ミッションではそれ以上の分解能で撮影することを目標とする．

しかしながら，高い分解能を要求するとなるとより精度の高い姿勢制御を求められるため，でたために分解能をよくすることは得策とは言えない．本ミッションではそれらを考慮して要求分解能を 200[m] とする．また，撮像を行う高度は近地点高度の 231[km] である．

### 2.3.2 カメラ選定

観測に用いるカメラを選定する．本ミッションでは様々なエアロゾルの撮影を行うため，波長範囲とスペクトル分解能を重視する必要がある．そこで，EBA Japan 社のハイパースペクトルカメラ NH-9 を使用する．このカメラでは 400~1000[nm] の波長を観測することができる．また，本来 2048×1080 画素であるが，本ミッションでは 30 万画素撮影を行うことにする．このカメラの諸元を以下の表 5 に示す．

表 5: HSC 諸元

項目	値	単位
有効画素数	30 万	pixel
ピクセル数	640×480	-
ピクセルサイズ	10×10	μm
露光時間	1	ms
波長範囲	400-1000	nm
スペクトル分解能	10	nm
ダイナミックレンジ	12	bit
レンズマウント	C マウント	-
サイズ	76.0×72.4×213	mm
本体重量	1030	g
動作温度	0~40	℃
読み出しノイズ	50	electrons

### 2.3.3 レンズ選定

本ミッションの要求分解は 200[m] であるのでピクセル数から観測範囲は 128×96[km] となる。またレンズの焦点距離  $f$  は受光面積  $X$ 、軌道高度  $H$ 、観測幅  $D$  から以下の式を用いて計算することができる。

$$f = \frac{X}{D} H \quad (13)$$

上式より、本ミッションにおいて必要となるレンズの焦点距離は 11.53[mm] である。そこでレンズはミスミ社の EMVL-1214 を使用する。このレンズの諸元を以下の表 6 に示す。

表 6: レンズ諸元

項目	値	単位
焦点距離	12	mm
F 値	1.4~	-
外形寸法	Φ30×34.5	mm
重量	55	g
マウント	C マウント	-

### 2.3.4 レンズ保護

ガラス製のレンズは放射線を受けると、黒化し透過率が悪くなる。本ミッションではその対策として保護用フィルタを取り付ける。これによって 400nm 以下の波長が遮断され、黒化を防ぐことができる。尚、本ミッションの観測波長は 400nm 以上を想定しており、このフィルタを取り付けることによる観測への影響はない。また、地球低軌道環境には原子状酸素が多く存在する。これらとの衝突によりレンズが劣化することが考えら

れる。そこでシルセスキオキサンのコーティングを行うこととする。

### 2.3.5 回折限界

光がどのような開口の大きさのレンズを通過する時でも、光の回折現象が必ず起こり、エアリーディスクが生じる。センサの解像度をフルに活用しようとする場合、このエアリーディスク径がピクセルサイズを下回らなければならない。エアリーディスク径  $k$  は、レンズの F 値と光の波長  $\lambda$  から以下の式を用いて計算することができる。

$$k = 2.44F\lambda \quad (14)$$

本ミッションにおける最大波長 1000[nm] を観測する場合、得られるエアリーディスク径は  $k = 3.42[\mu\text{m}]$  である。これは本ミッションで使用するカメラのピクセルサイズである 10[μm] よりも小さく、レンズ要求を十分に満たしている。

### 2.3.6 SN 比

本ミッションにおける光学系の SN 比の検討を行う。アルベド係数を 0.3 であると仮定し、反射光は半球状に均一に散乱するものとする。また、フィルタの透過率を 0.7 とし、さらにあらゆる波長帯における量子効率を 0.5 とする。すると一つのピクセルで生成される電子数  $S$  は以下の式を用いて計算することができる。ただし、 $L(\lambda)$  は単位波長当たりの単位立体角に対し放射され、ひとつのピクセルに流入するエネルギーである。

$$S = \frac{\lambda}{hc} \cdot L(\lambda) \cdot \frac{A}{H^2} \cdot \Delta\lambda \quad (15)$$

- $h$  : プランク定数
- $c$  : 光速度
- $A$  : レンズの有効断面積
- $\Delta\lambda$  : スペクトル分解能

CMOS カメラには様々なノイズが発生することが知られている。ショットノイズ  $N_s$  は CMOS で生成される電子数の平方根で与えられる。また、読み出しノイズ  $N_r$  は電子を読み出す際に発生するものである。これらを用いてトータルノイズ  $N$  は以下の式を用いて計算することができる。

$$N = \sqrt{N_s^2 + N_r^2} \quad (16)$$

$S$ 、 $N$  を用いて求めた各波長における SN 比を以下の表 7 に示す。

2000 年 11 月 21 日に NASA によって打ち上げられた EO-1 衛星に搭載されたセンサである Hyperion の SN 比は可視光で 140~190 であるのでこれと比較しても遜色ないことが分かる [11]。



表 7: SN 比

波長 [nm]	SN 比
400	134.92
500	182.61
600	190.09
700	184.58
800	174.46
900	163.65
1000	155.72

### 2.3.7 姿勢の検討

今回、近地点付近の観測地点上空に衛星が到達したときにエアロゾルが多く分布する高度 20[km] 地点についてポインティングを行い、撮影する。具体的には目標地点到達の 100[s] 前から姿勢変更と撮影準備を行い、到達した瞬間に撮影、その後 100[s] かけて充電モードに移行するものとする。指向精度について、撮影範囲は  $128 \times 96$ [km] であるからその 5% となる 5[km] のずれを許容することとする。すると要求姿勢誤差は

$$\frac{5}{231 - 20} \times \frac{180}{\pi} = \pm 1.35 \text{ [deg]} \quad (17)$$

となる。また露光時間は 1[ms] であり、その間に衛星が移動する距離はおよそ 7.95[m] となるため露光中の移動によって 200[m] 四方のピクセルから外れることはないが、その間における機体の回転を考慮しなくてはならない。200[m] の範囲を見るとき視野角は  $0.2 / (231 - 20) = 9.48 \times 10^{-4}$ [rad] であるため、1[ms] の間に 0.948[rad/s] 以上の角速度が生じるとピクセルの移動が起こってしまう。そこで機体系各軸回りの角速度を 0.948[rad/s] 未満に抑えることを姿勢制御に対して要求する。

## 2.4 ミッションデータの送信

### 2.4.1 ミッションデータについて

本ミッションでは 1 日 15 周のうち 1 周を観測周回に割り当てる。しかし取得する画像データは様々な波長帯の情報を含んでいるため、容量は膨大となる。よって画像データを毎日取得しても、すべての画像データを地上に送信することはできない。そのためエアロゾル解析に有用と思われる 3 地点を抽出し、その地点の画像データのみを地上に送信する。

また、本衛星は回帰軌道を採用しているため、1 日に 1 度必ず地上局との通信のタイミングが与えられる。そこで、その周を通信周回として 15 周のうち 1 周を割り当てる。しかし、本衛星は近地点引数が増加するた

め、地上局上空を通過する衛星の高度が 95 日の周期で変化する。そこで地上局上空を通過する衛星の高度が 600km 以上になる期間、すなわち可視時間が長く通信に余裕ができる期間に、遠点通信モードとして保存した画像データを地上に送信する。逆に、地上局上空を通過する衛星の高度が 600km 以下になる期間は、通常通信モードとして画像データは送信せず衛星運用に必要な情報のみを送信する。

### 2.4.2 通信可能時間

本衛星が取る軌道では、近地点引数が増加することにより、地上局上空を通過する衛星の高度が 95 日の周期で変化する。その影響を受けて、地上局との通信可能時間も変化する。通信可能仰角を 5[deg] と取った場合の、近地点引数  $\omega$  に対する通信可能時間の変化を図 10 に示す。なお、局の真上に遠点がある時に  $\omega = 0$  とする。

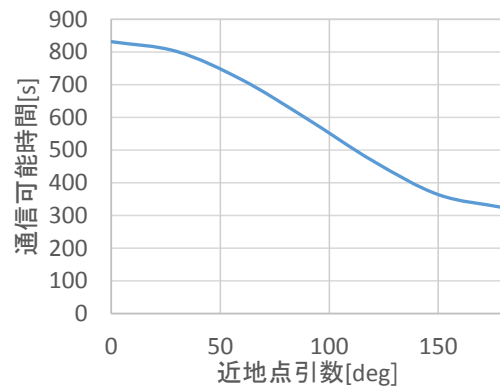


図 10: 近地点引数と通信時間の関係

### 2.4.3 通信内容

地上に送る必要のあるデータは、衛星の状態を示すテレメトリとミッションの根幹となる画像データである。

本衛星の運用では、地上局上空を通過する衛星の高度が低い期間にはテレメトリのみを送る。これを通常通信モードとする。衛星の高度が高い期間には、テレメトリに加えてメモリに保存された 3 地点の画像データを送る。これを遠点通信モードとする。概念図を図 11 に示す。

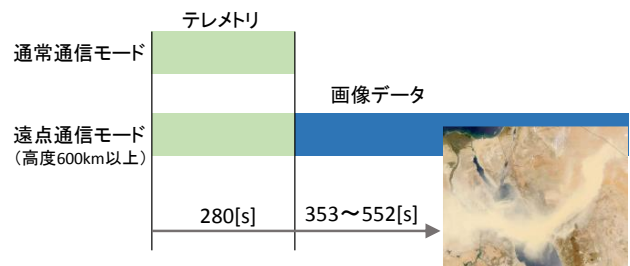


図 11: 通信の概念図

## 2.5 ミッション運用

### 2.5.1 初期運用

衛星がロケットから分離され、軌道遷移を行うまでに各種センサの電源 ON や、地上との通信の確立などを行う必要がある。本衛星では、表 4 でピギーバック先として想定した「GCOM-W」が 16 日周期の準回帰軌道をとることから、16 日で衛星の初期運用を完了させる。図 12 に実施事項とその流れを示す。

打ち上げ後、分離を検知しセンサが ON となる。センサの値を確かめ、レートダンピングを行う。衛星が安定したらアンテナ・太陽電池パネルを展開する。その後日照の範囲内で太陽捕捉を行い、電力を確保することとする。地球捕捉を行い、遅れがある場合は予備時間で修正する。

ここからは軌道遷移に向けての準備を行う。スラスターの推力のアンバランス度合は軌道遷移に大きな影響を与えるため、先んじて少量の噴射を行い、スラスターのアンバランスを確認する。また、それによって起こった姿勢のずれ、角速度は太陽指向をする際に RW で吸収される。

実施事項
衛星分離, センサON
センサON確認, レートダンピング開始
レートダンピング完了
アンテナ・パネル展開開始
アンテナ・パネル展開完了
太陽捕捉開始
太陽捕捉完了
地球捕捉開始
地球捕捉完了
待機(予備)
推力アンバランス試験
推力アンバランス試験結果確認
準備
軌道遷移準備
軌道遷移(回帰)

図 12: 初期運用

### 2.5.2 衛星運用

本衛星は 15 周で元の地点の上空に戻ってくる回帰軌道を採用している。15 周をいくつかの周回に分ける。各周回のシーケンスを図 13 に示す。通信、観測、軌道保持を基準とし、その間に充電と RW のアンローディングを行う。なお、実際に目的を持って動いている状態をモードと呼ぶこととする。各周回内には複数のモードを含む。例えば、観測周回は観測しない時間に充電を行うため、観測モードと充電モードを含む。

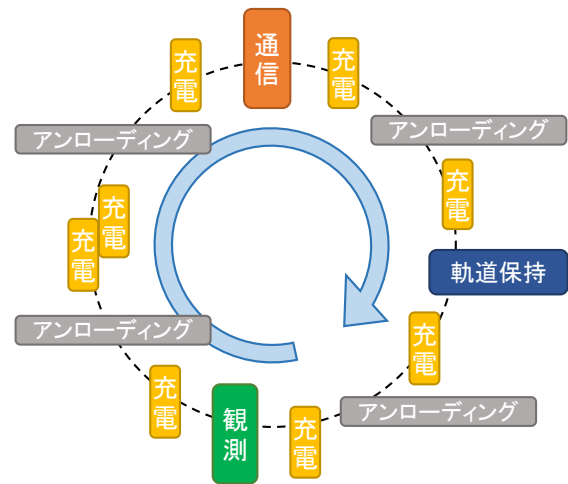


図 13: シーケンス

## 2.6 システム要求

本ミッションより、システム全体に要求される条件をまとめる。

本衛星は H-IIA ロケットでのピギーバックを想定しており、これに対して打ち上げ時の振動などに耐えるように設計を行う。近地点高度が超低高度で回帰となる楕円軌道を設計した結果、近地点引数が 95 日周期で変化する。今回はこれを利用しミッション期間を 400 日とすることでエアロゾルの季節変化を観測する。また、目標の楕円軌道への遷移を考えた結果、ヒドラジンスラスターを搭載することとなった。これにより燃料の搭載スペースを確保することやスラスターが高温に発熱すること、ヒドラジンが凍ることを考慮しなければならない。さらに通信距離が毎日少しずつ変化することを考慮しなければならない。

これらの要求を満たすように、以降衛星システムを設計する。

### 3 バス系

#### 3.1 衛星概要

表 8 に本衛星の概要をまとめる。

表 8: 衛星概要

衛星名		翔
打ち上げロケット		H-IIA ロケット
ミッション内容		楕円軌道による近地点利用実証 雲・エアロゾルの高解像度撮像 エアロゾルの分光画像取得
主要ミッション機器		ハイパースペクトルカメラ
観測分解能 [m]		200
撮影範囲 [km]		128×96
観測波長帯 [nm]		400~1000
波長分解能 [nm]		10
構造	寸法 [mm]	パドル展開前 420 × 450 × 470 パドル展開後 420 × 1260 × 470
	質量 [kg]	35.1
軌道	タイプ	回帰楕円軌道
	高度 [km]	231~898
	軌道傾斜角 [deg]	98.2
	周期 [min]	96
	ミッションライフ	400 日
	軌道変更	ヒドラジンスラスタ
姿勢	タイプ	3 軸ゼロモーメント姿勢制御
	センサ	磁気センサ ×1, 太陽センサ ×1 地球センサ ×1, スターセンサ ×2 ジャイロ ×3, GPS×2
	アクチュエータ	RW×4, 磁気トルカ ×3
電源	仕様	安定化バス
	バス電圧 [V]	24
	安定化方式	バーチャルシャント方式
	太陽電池	3 接合太陽電池
	バッテリー	リチウムイオンバッテリーセル
通信	コマンド	UHF, 8388bps 東北大局
	テレメトリ	S-Band, 0.1W, 38.4kbps 東北大局

また、図 14 に本衛星のシステムブロック図を示す。ここで黒線はコマンドライン、赤線は電源供給ラインを表す。

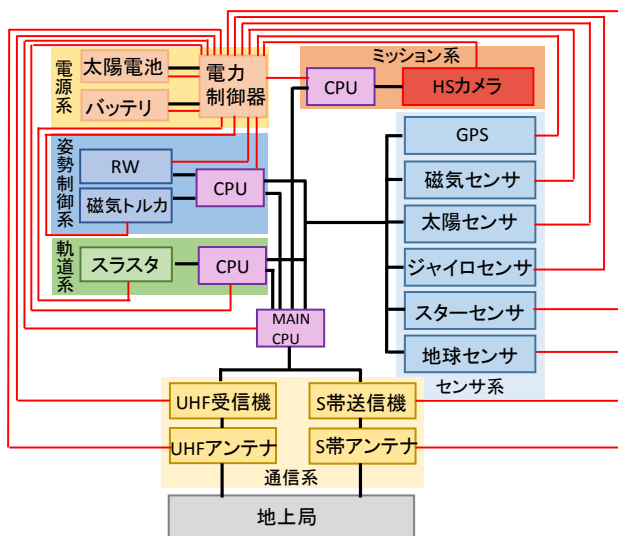


図 14: システムブロック

#### 3.2 衛星形状

設計した衛星全体の外観を図 15, 16 に示す。本衛星では打ち上げ時の加速度や振動などに耐えるためにセンターパネルタイプの構造様式を採用した。図 15 のように機体座標系を設定し、原点を機体中心に置く。

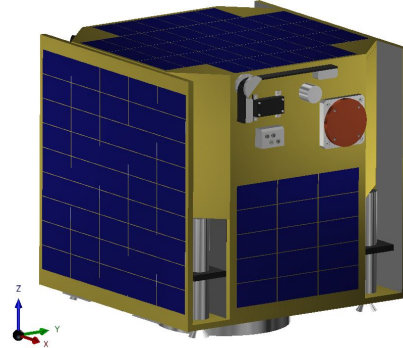


図 15: パドル展開前

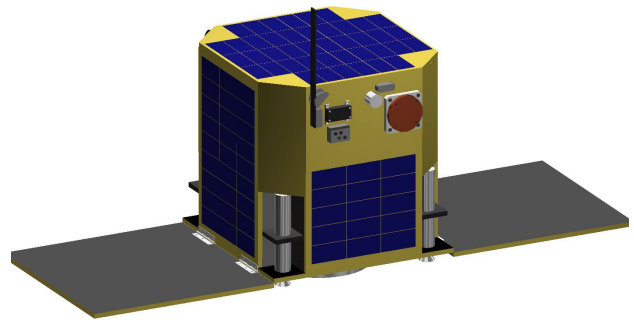


図 16: パドル展開後

#### 3.3 基本構造

本衛星では必要な剛性などの要求を実現するために井桁構造を採用する。井桁の中心部がロケットインターフェースの直上に位置するように設計する。よって衛星の剛性などにおいて、フレーム部分の中で主となるものは底面パネル、井桁構造を構成するパネル、ミッションバス仕切りパネルとなる。リアクションホイール (RW) やスターセンサなどの高重量の機器はこれらに接して搭載する。主となる部材に関しては強度の高い構造材料を使用し、側面パネルや太陽パネルなどは主となる部材への発生応力を抑えるために軽量化してできる限り機材を搭載しない。また、組み立てを考慮して側面パネルの内側には機材を取り付けない。本衛星では軌道遷移のためにスラスタを搭載するので、スラスタの発熱を考慮してスラスタを外部に露出させる。配

線，メンテナンスのためにメンテナンスハッチを適宜配置する。

主要部品の機器配置に関して，図 17，図 18，図 19 にまとめる。本衛星は仕切りパネルを境としてセンサ，通信系を主に搭載した上段部と推進，姿勢制御系を主に搭載した下段部に分けられる。下段部のセンターパネル中央部に推進剤タンクを搭載する。

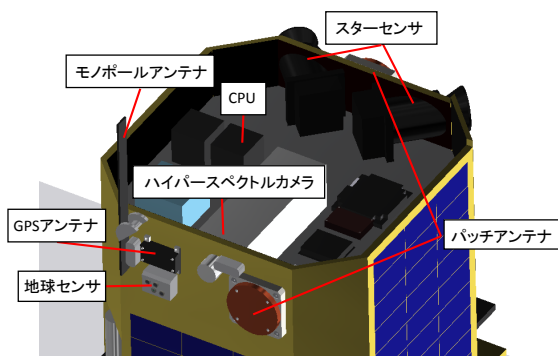


図 17: 衛星上段部内部構造

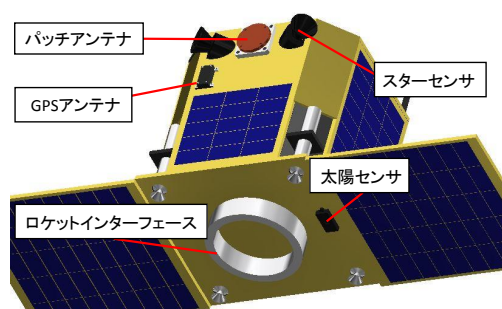


図 18: 衛星背面，底面

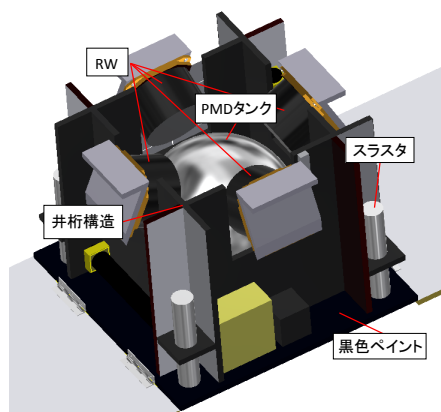


図 19: 衛星下段部内部構造

### 3.3.1 ロケットからの分離機構

本衛星が 50kg 以下及び 50cm 立方以下の小型副衛星であることから，ロケットからの分離機構として JAXA が提供しているクランプバンド方式の PAF239M を使用する。

### 3.3.2 質量特性

設計した衛星の質量中心，慣性モーメント，慣性乗積を表 9 にまとめる。ここでは機体座標系の原点を PAF239M 結合面の中心に置いた。衛星分離部に PAF239M を使用する衛星の場合，質量が 50kg 以下，質量中心がインターフェースフレームと PAF239M の結合面を基準として機軸方向 250[mm] 以下，機軸直交方向で 25[mm] 以下でなければならない。また，慣性モーメントは各軸 1.00[kgm<sup>2</sup>] 以下，慣性乗積は各軸 0.005[kgm<sup>2</sup>] 未満であることが求められる。本衛星はこれらに対する要求をクリアしている。

表 9: 質量特性

太陽電池パドル展開前		
質量中心 [mm]	x 方向	-1.83
	y 方向	3.80
	z 方向	223
慣性モーメント [kgm <sup>2</sup> ]	$I_{xx}$	0.937
	$I_{yy}$	0.977
	$I_{zz}$	0.957
慣性乗積 [kgm <sup>2</sup> ]	$I_{xy}$	0.00153
	$I_{yz}$	0.00361
	$I_{zx}$	0.00438
太陽電池パドル展開後		
質量中心 [mm]	x 方向	-1.83
	y 方向	3.80
	z 方向	216
慣性モーメント [kgm <sup>2</sup> ]	$I_{xx}$	1.05
	$I_{yy}$	0.992
	$I_{zz}$	1.06
慣性乗積 [kgm <sup>2</sup> ]	$I_{xy}$	0.00152
	$I_{yz}$	0.00217
	$I_{zx}$	0.00201

## 3.4 パネルの解放・保持機構

打ち上げ時は太陽電池パネルを折りたたんだ状態でロケットに搭載し，軌道遷移が完了したときにパネルを展開する。本節ではパネルの解放・保持機構について述べる。

### 3.4.1 解放機構

折りたたんだ太陽電池パネルではばねを縮ませ，蓄えられた弾性エネルギーでパネルを展開する。折りたたまれた太陽電池パネルはテグスによって固定されており，ヒーターで焼き切ることで解放を行う。テグスは東洋紡株式会社の超高強度ポリエチレン繊維 Dyneema を用いる。

### 3.4.2 保持機構

太陽電池パネルと衛星の角度を安定させるための保持機構として、本衛星ではラッチ機構を採用する。ラッチ機構はフック型とピン型が存在するが、ピン型を採用する。概形は図 20 のようになっており、ばね部分が回転することでキャップ部分が穴に落とし込まれ固定される。本衛星では図 20 の緑の部品を本体に固定し、ばねとキャップ部分を太陽電池パネルに固定する。打ち上げ時はばねが縮められた状態であり、太陽電池パネルが 90 度開いたときにキャップ部が同様に 90 度動き、ばねによりキャップが穴に落ちることで固定される。

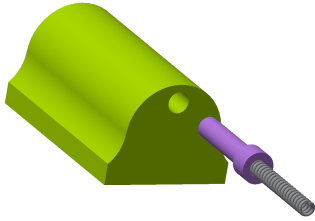


図 20: ラッチ機構の概略図

### 3.5 ハニカムサンドイッチパネル

本衛星では軽量化のため比剛性の大きいハニカムサンドイッチパネルを用いる。本衛星で用いるハニカムサンドイッチパネルはフェイス材、ハニカムコアおよびインサート材に分けられる。図 21 にハニカムコアの 3 軸方向を示す。

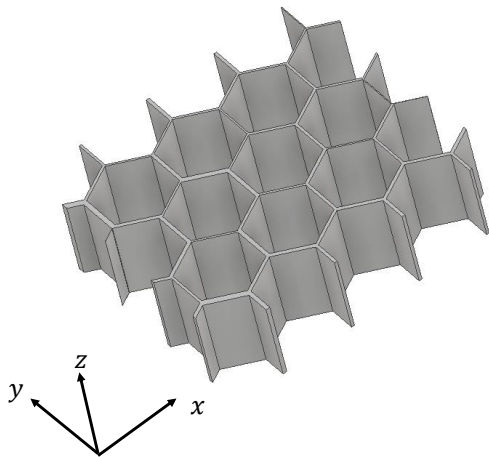


図 21: ハニカムコアの 3 軸方向

パネル間はインサート材を用いてねじ止めにより締結する。インサート材として Al 合金の A7075-T6 を用いた。ねじの周囲の半径 10[mm] のハニカムコアをインサート材で満たした。アルミニウムは等方性材料であるが、ハニカムコアは異方性をもつ構造体である。ハニカムパネルに用いた材料の 3 軸方向の物性値を表 10,

表 11 に示す。求められる強度の小さいハニカムパネルは、フェイス材の厚みを 0.25mm, ハニカムコアの厚みを 9.5mm として物性値を表 12 にまとめる。求められる強度の大きいハニカムパネルは、フェイス材の厚みを 1mm, ハニカムコアの厚みを 8mm として物性値を表 13 にまとめる。

表 10: ハニカム材料のアルミ合金の物性値

	A2024-T3	A7075-T6	単位
密度	2770	2800	kg/m <sup>3</sup>
縦弾性係数	72.4	71.0	GPa
剪断弾性係数	27.6	26.9	GPa
ポアソン比	0.33	0.33	-
引張耐力	324.1	483.0	MPa
圧縮耐力	269.0	476.0	MPa
曲げ強度	157.0	157.0	MPa

表 11: ハニカム材料のハニカムコアの物性値

	Al 1/8-5052-.001			単位
	x 方向	y 方向	z 方向	
密度	72			kg/m <sup>3</sup>
縦弾性係数	0.0057	0.0057	4.5	GPa
剪断弾性係数	0.86	0.52	3.7	GPa
ポアソン比	0.00052	0.33	0.45	-
剪断強度	2.4			MPa
圧縮耐力	2.7			MPa
曲げ強度	1.1			MPa

表 12: ハニカムパネル物性値 (アルミ 0.25mm)

	アルミ 0.25mm			単位
	x 方向	y 方向	z 方向	
密度	207			kg/m <sup>3</sup>
縦弾性係数	3.625	3.625	4.748	GPa
剪断弾性係数	1.782	1.363	1.646	GPa
ポアソン比	0.0170	0.3300	0.4420	-
引張強度	324.1			MPa
曲げ強度	157.0			MPa

表 13: ハニカムパネル物性値 (アルミ 1.0mm)

	アルミ 1.0mm			単位
	x 方向	y 方向	z 方向	
密度	612			kg/m <sup>3</sup>
縦弾性係数	14.48	14.48	5.569	GPa
剪断弾性係数	6.791	5.445	1.962	GPa
ポアソン比	0.0664	0.3300	0.4195	-
引張強度	324.1			MPa
曲げ強度	157.0			MPa

### 3.6 推進系設計

本衛星は自立的に推力を生み出すシステムを搭載しており、これには設計要求、安全・信頼性・品質要求、検証などの様々な要求事項がある。それらを満足するために慎重な設計開発が求められる。そこで JAXA の宇宙機用推進系設計標準 (JERG-2-340A)[17] に従って推進系の設計を進めることとする。

本衛星は液体推進系を搭載し、軌道遷移、軌道保持のための推力を提供する。推進系方式の選定にあたってはミッション要求や衛星のリソースなどの制約からトレードオフを行い、一液式のヒドラジンスラスタを選定した。運用モードはブローダウン式とする。図 22 に推進系システムの概略を示す。

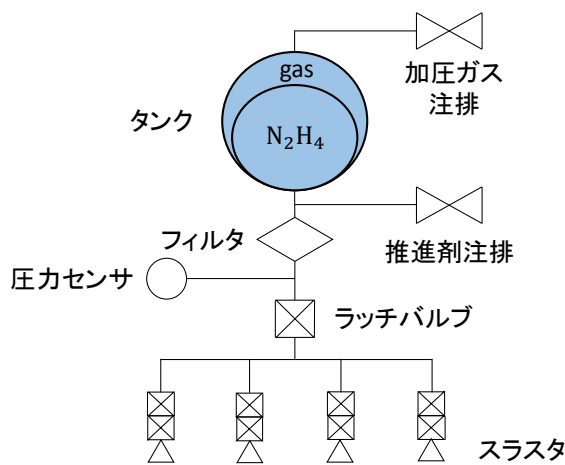


図 22: 推進系システムの概略

#### 3.6.1 スラスタ

スラスタは AEROJET 社の MR-106E を用いる。スラスタ諸元は表 3 に示した。これは一液触媒スラスタであるため、触媒層を加熱する必要がある。この加熱による発熱を考慮した上で熱設計を行う。またインパルスピットの再現性についてシステムの仕様に合わせているかどうか試験評価する。

#### 3.6.2 ラッチバルブ

配管システムの遮断にはラッチングタイプの遮断弁を用いる。これについては振動環境レベル、コンタミネーションレベルなどを考慮して選定を行う。

#### 3.6.3 PMD タンク設計

推進剤タンクに推進剤をタンク容積の 71% 入れ、残りの 29% にスラスタの初期動作圧力である 2.41[MPa] のヘリウムガスを入れる。これにより初期加圧圧力は 2.41[MPa]、推進剤がほとんどなくなる末期加圧圧力は

0.7[MPa] となり、末期においてもスラスタを動作させることができる。

また、推進剤の表面張力を利用し気液分離を行う PMD (Propellant Management Device) と呼ばれる内部デバイスを搭載した PMD タンクを用いる。タンクの内壁に薄板を付けておくことで推進剤の表面張力により無重力状態でも推進剤を使い切ることができる。

以下で板厚の選定を行う。本衛星の燃料であるヒドラジンのタンクを球殻型として設計を行う。本衛星に搭載する燃料は 6.15 [kg]、PMD を 0.35 [kg] とする。ここでヒドラジンの密度を 1020 [kg/m<sup>3</sup>] とすると搭載燃料の体積  $V_h$  は

$$V_h = \frac{m}{\rho} = 0.00603 \text{ [m}^3\text{]} \quad (18)$$

となる。よって燃料の体積が 71% となるタンクの容積は

$$V = \frac{V_h}{0.71} = 0.00849 \text{ [m}^3\text{]} \quad (19)$$

となる。この球の半径は

$$r = \left( \frac{3}{4\pi} V \right)^{\frac{1}{3}} = 0.1265 \text{ [m]} \quad (20)$$

となる。ここでタンクの内径を  $d = 253$  [mm] とする。

タンクの材質としてアルミニウム合金 A5083-O を用いる。この材質の 0.2% 耐力 (降伏応力) は 147 [N/mm<sup>2</sup>] 引張強度は 289 [N/mm<sup>2</sup>] である。容器の内径を  $d = 253$  [mm]、スラスタの初期動作圧力である 2.41 [MPa] をタンクの内圧として計算を行う。

この球殻容器において上下に引き離そうとする引張り応力  $\sigma_t$  は球殻容器の厚さを  $t$  とすると

$$\sigma_t = \frac{pd}{4t} \quad (21)$$

となる。さらに打ち上げ時の加速度  $a = 58.86$  [m/s<sup>2</sup>] を考慮し球殻容器に生じる応力は

$$\sigma = \frac{pd}{4t} + \frac{Ma}{\pi dt} \quad (22)$$

となる。これより球殻容器の厚さを求める。A5083-O の降伏応力の値をこの球殻容器が耐えうる応力として計算すると、降伏応力に対する安全係数を 1.25 として (引張強度に対する安全係数を 1.5 とした)

$$\begin{aligned} t &= \frac{\frac{pd}{4} + \frac{Ma}{\pi d}}{\frac{\sigma}{1.25}} \\ &= \frac{2.41 \times 10^6 \times 0.253}{4} + \frac{8.71 \times 58.86}{\pi \times 0.253} \\ &= \frac{147 \times 10^6}{1.25} \\ &= 1.3 \text{ [mm]} \end{aligned} \quad (23)$$

となる。本衛星ではさらに 2.7[mm] 加えて、板厚  $t$  を 4 [mm] とする。ここで  $M$  の値は板厚を 4[mm] とした

タンクの質量と燃料の質量と PMD の質量を合計した値である。このときの引張り強さを求めると

$$\begin{aligned}\sigma &= \frac{pd}{4t} + \frac{Ma}{\pi dt} \\ &= \frac{2.41 \times 10^6 \times 0.253}{4 \times 0.004} + \frac{8.71 \times 58.86}{\pi \times 0.253 \times 0.004} \\ &= 38.3 \text{ [MPa]}\end{aligned}\quad (24)$$

となる。安全余裕を求めると

$$MS = \frac{147}{38.3} - 1 = 2.84 \quad (25)$$

となり、球殻容器の厚さは 4[mm] で十分である。

さらに宇宙用高圧ガス機器設計標準 JERG-0-001D[18] の球形胴の板厚の算定に示された計算式によっても板厚が十分であることを確認する。

最大予想使用圧力を 2.41[MPa]、設計応力強さ  $S_m$  を 117.6[MPa] として計算を行う。ここで設計応力強さとして、降伏応力をこれに対する安全係数で除した値を採用している。

$$t = \frac{pd}{4S_m - 0.4p} = 1.3 \text{ [mm]}\quad (26)$$

となる。球殻容器の厚さは 4[mm] で十分であることを確認した。

### 3.6.4 フィルタ

コンタミネーション制御、信頼性、搭載実績などを考慮し、選定を行う。バルブの漏洩は推進系システムの信頼性や安全性に大きな影響を及ぼすので特別な注意が必要である。

## 3.7 センサ選定

本節ではセンサの選定について述べる。本衛星で用いるセンサは、GPS 受信機、磁気センサ、ジャイロセンサ、太陽センサ、スターセンサ、地球センサである。

本衛星の現在位置は GPS 受信機によって測定する。磁場は磁気センサで測定する。角速度はジャイロセンサで測定する。現在姿勢は太陽センサとスターセンサとジャイロセンサと地球センサで測定する。基本的には角速度を積分することで姿勢を推定するが、積分を行うので時間発展によって誤差が大きくなる。よって、一定区間ごとに補正する必要がある。スターセンサは高精度だが消費電力が大きいので、精度が要求されないモードにおいては太陽センサを用いる。また衛星がロケットから分離した直後は、視野の広い太陽センサを用いて迅速に太陽をとらえ、スターセンサと地球センサを用いて初期姿勢を測定する。以下にそれぞれの用いるセンサの型番について表 14 にまとめ、それぞれの諸元を表 15~19 にまとめる。

表 14: センサの型番

センサの種類	製作元	型番
GPS 受信機	JAXA	IGPS-1
磁気センサ	Honeywell	HMR3400
ジャイロセンサ	SYSTRON DONNER	QRS116
太陽センサ	SOLARMEMS	SSOC-D60
スターセンサ	AXELSPACE	AxelStar-3
地球センサ	先端技術研究所	EHS

表 15: GPS 受信機の諸元

項目	値	単位
測距精度	0.9	m
受信周波数	1575.42	Hz
寸法	56 × 36 × 11	mm
質量	39	g
動作電圧	5	V
消費電力	0.8	W
動作温度	-30 ~ 70	°C

表 16: 磁気センサの諸元

項目	値	単位
磁気測定範囲	±2	gauss
磁気測定分解能	0.1	milli-gauss
方向想定範囲	±60	deg
方向測定分解能	0.1	deg
寸法	38.1 × 15.2 × 1.7	mm
質量	3.75	g
動作電圧	5	V
消費電力	0.75	W
動作温度	-20 ~ 70	°C

表 17: ジャイロセンサの諸元

項目	値	単位
計測範囲	±100	deg/s
分解能	0.004	deg/s
寸法	φ37.85 × 16.38	mm
質量	60	g
動作電圧	5	V
消費電力	0.1	W
動作温度	-55 ~ 85	°C

## 3.8 外乱トルクの見積もり

衛星に加わる外乱トルクとして、大気抵抗トルク、太陽光輻射圧トルク、重力傾斜トルク、残留磁場トルクの

表 18: 太陽センサの諸元

項目	値	単位
正確度	0.3	deg
視野角	120 × 120	deg
寸法	60 × 30 × 12	mm
質量	35	g
動作電圧	5	V
消費電力	0.35	W
動作温度	-40 ~ 85	°C

表 19: スターセンサの諸元

項目	値	単位
精度 (yaw/pitch)	7	arcsec
精度 (roll)	77	arcsec
視野角	8 × 8	deg
太陽禁止離角	35	deg
寸法	150 × 80 × 75	mm
質量	516	g
動作電圧	28	V
消費電力	2.5	W
動作温度	-20 ~ 50	°C

4つを考慮して外乱トルクの見積もりを行う。本衛星は超低高度を飛ぶため空気抵抗トルクの影響が大きい。そこで空気抵抗トルクが最大となる、底面を進行方向へ向けた図 23 の姿勢を保ったまま衛星が周回するとして、1 周回における外乱トルク変化を求めた。そこから外乱トルクによる蓄積角運動量を求め、それを吸収できるようにアクチュエータの選定を行う。

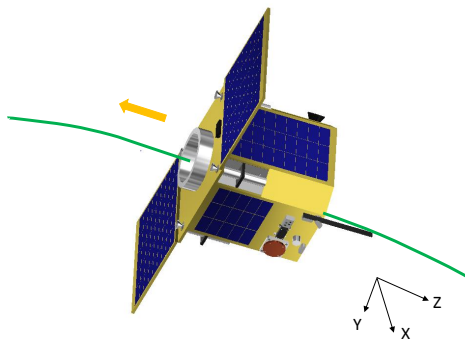


図 23: 外乱トルク見積もり時の姿勢

### 3.8.1 大気抵抗トルク

大気抵抗力  $F_a$  [N] は次のように表される。

$$F_a = \frac{1}{2} \rho v^2 C_d A \quad (27)$$

ここから大気抵抗トルク  $T_a$  [Nm] は次のようになる。

$$T_a = \mathbf{r} \times \mathbf{F} \quad (28)$$

- $\rho$  : 大気密度 [kg/m<sup>3</sup>]
- $\mathbf{A}$  :  $[A_x A_y A_z]^T$
- $A_x, A_y, A_z$  : x,y,z 面の表面積  
 $A_x = 0.177$  [m<sup>2</sup>]  
 $A_y = 0.177$  [m<sup>2</sup>]  
 $A_z = 0.529$  [m<sup>2</sup>]
- $v$  : 衛星速度 [m/s<sup>2</sup>]
- $C_d$  : 抵抗係数=2.0
- $\mathbf{r}$  : 重心から空力中心までのベクトル  
 $r_x = 1.00 \times 10^{-6}$  [m]  
 $r_y = 8.00 \times 10^{-6}$  [m]  
 $r_z = -5.94 \times 10^{-2}$  [m]

### 3.8.2 太陽光輻射圧トルク

衛星に働く太陽輻射圧トルク  $T_{sp}$  [Nm] は次式となる。

$$T_{sp} = P_s (1 + q) \cos i \mathbf{r} \times \mathbf{A} \quad (29)$$

- $P_s$  : 太陽光輻射定数 =  $4.617 \times 10^{-6}$  [N/m<sup>2</sup>]
- $i$  : 太陽光入射角 [rad]
- $q$  : 反射係数=0.6

### 3.8.3 重力傾斜トルク

重力傾斜トルクは衛星の各質点に作用する重力の差によって発生する。このトルク  $T_g$  [Nm] は次式で表せる。

$$T_g = \frac{3\mu}{R^3} \mathbf{u} \times \mathbf{I} \mathbf{u} \quad (30)$$

- $\mathbf{I}$  : 衛星の慣性テンソル [kgm<sup>2</sup>]
- $\mathbf{u}$  : 地心から衛星質量中心への単位ベクトル
- $R$  : 軌道半径 [km]

### 3.8.4 残留磁場トルク

衛星の磁気モーメントと地球磁場との相互作用で発生するのが、残留磁場トルク  $T_m$  [Nm] でありその大きさは次式で求まる。

$$T_m = m \mathbf{B} \quad (31)$$

- $m$  : 衛星の残留磁気双極子モーメント=0.2 [Am<sup>2</sup>]
- $\mathbf{B}$  : 地球磁場 [T]



### 3.8.5 外乱トルク合計

以上の外乱トルクについて、それぞれ軌道シミュレーションから得られた結果をもとに、25秒ごとに値を求め合計の外乱トルクを求めた。ここから1周回にわたって衛星の機体座標系に加わる全外乱トルクの変化は図24のようになる。なお  $T_{d1}$ ,  $T_{d2}$ ,  $T_{d3}$  はそれぞれ機体系  $x, y, z$  軸回りに加わる外乱トルクを表す。

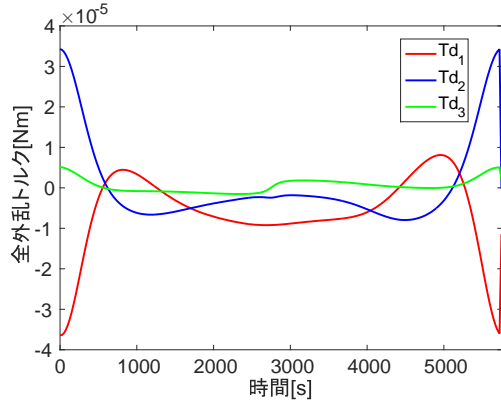


図 24: 全外乱トルク変化

また外乱トルクによって角運動量は機体系 3 軸に図 25 のように蓄積される。

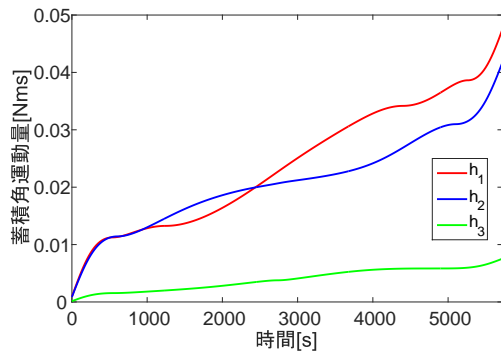


図 25: 蓄積角運動量

この結果から1周回に蓄積される角運動量  $H$  は

$$H = \begin{bmatrix} 0.0476 \\ 0.0418 \\ 0.0076 \end{bmatrix} \text{ [Nms]} \quad (32)$$

とわかった。本衛星のアンローディングは4周に1回行うので、3周回に蓄積される最大の角運動量  $= 0.1428 \text{ [Nms]}$  を吸収できるようにアクチュエータの選定を行う。

## 3.9 アクチュエータの選定

### 3.9.1 RW の選定

RW としては、前節で求めた最大の蓄積角運動量  $H = 0.1428 \text{ [Nms]}$  を十分に吸収できる、VECTRONIC

Aerospace の VRW-1 を用いることとする。その諸元を表 20 に示す。

### 3.9.2 磁気トルカの選定

磁気トルカを用いてアンローディングを行うためには、外乱トルクよりも大きなトルクを出し続ける必要がある。磁気トルカの最小出力トルク  $T_{mt}$  は発生磁気モーメントを  $M_t$ 、最小磁場を  $B_{min}$  として

$$T_{mt} = M_t \times B_{min} \quad (33)$$

となる。今回、外乱トルクの最大値は

$$T_{mt} = 3.642 \times 10^{-5} \text{ [Nm]} \quad (34)$$

であり磁場の最小値は

$$B_{min} = 1.597 \times 10^{-5} \text{ [T]} \quad (35)$$

となるので発生磁気モーメントは次の条件を満たす必要がある。

$$M_t \geq \frac{T_{mt}}{B_{min}} = 2.281 \text{ [Am}^2\text{]} \quad (36)$$

したがって磁気トルカには Surrey Satellite Technology の MTR-5 を使用する。その諸元を表 21 に示す。

表 20: RW の諸元

項目	値	単位
質量	1.8	kg
寸法	115 × 115 × 77	mm
慣性モーメント	2.0 × 10 <sup>-3</sup>	kgm <sup>2</sup>
最大消費電力	25	W
定常消費電力	3.0	W
動作温度	-20 ~ 70	°C
最大回転数	±5000	rpm
飽和角運動量	1.0	Nms
定格トルク	±25	mNm

表 21: 磁気トルカの諸元

項目	値	単位
質量	500	g
寸法	66 × 252 × 39	mm
最大消費電力	0.5	W
動作温度	-30 ~ 60	°C
発生磁気モーメント	5.0	Am <sup>2</sup>

### 3.10 搭載機器

構造マージンとして6kgを想定する。その内訳としては断熱ブランケットを約1kg, 配線を約3kg, ハニカムパネルのインサート材, ねじなどの表に記載していない機器の重量を約1kgとしている。これらを踏まえて, 表35に搭載機器の寸法, 重量をまとめる。

## 4 構造解析

本節では設計した本衛星の構造解析を行う。構造解析により, ロケット打ち上げ時の振動などに耐えうる性能を持っている構造かを検討する。本衛星ではHII-Aロケットでのピギーバックを想定しているため, その打ち上げの条件に対して以下の項目を検討する。また今回の解析においては, 本衛星は安全率を1.5, QTレベルを満たすために荷重係数を1.5として解析を行う。

- 準静的加速度
- 剛性要求
- 正弦波振動レベル
- ランダム振動

### 4.1 モデル化

衛星とロケットをロケットインターフェースにより接合しているため, ロケットインターフェースを固定し以下の解析を行う。

各パネルに関しては1枚のパネルと近似した。ハニカムサンドイッチによって得られる異質性は, 近似したパネルの物性値として代入しモデル化した。代入した物性値は表12, 13の値を用いる。

パネル以外の搭載機器はメッシュ数削減のため, 図35に記載した大きさの直方体と近似した。断熱ブランケットやインサート材といった構造マージンは, 桁の重量をそれぞれ1.5kgずつ重くすることで表現した。今回の解析において, Autodesk社のInventorを用いて作成したモデルを同社のNastran In-CADを用いて解析した。

### 4.2 準静的加速度

HII-Aロケットのピギーバックでの打ち上げ条件は以下ようになる。

機軸方向	+5.0/-6.0G
機軸直交方向	±5.0G

この条件を用いて, ロケット打ち上げ時に加わる加速度に耐えられるかを検討する。各軸に対して正負があるので6パターンの解析を行った。最大の応力が発生したのは, +x方向であった。その解析結果を図26に示す。

図26から最大のフォンミーゼス応力は底面パネルに発生していることがわかる。安全率を考慮して以下の式(37), 式(38)から安全余裕MSを得る。今回は一番条件が厳しい部分に対してのみ計算を行う。

$$MS = \frac{\sigma_{ha}}{\sigma} - 1 = \frac{\frac{324.1}{1.5}}{5.694 \times \frac{10}{1 \times 2}} - 1 \approx 6.589 \quad (37)$$

$$MS = \frac{\sigma_{ha}}{\sigma} - 1 = \frac{\frac{157.0}{1.5}}{5.694 \times \frac{10}{1 \times 2}} - 1 \approx 3.192 \quad (38)$$

ここで $\sigma_{ha}$ は衛星表面のハニカムサンドイッチのフェイス材の許容応力,  $\sigma$ はフォンミーゼス応力である。式(37)は引張り圧縮に対して, 式(38)は曲げに対して解析を行った。本解析ではフェイス材が応力を受けると仮定している。モデルでは10[mm]の板として解析を行っているが実際のフェイス材の厚みが1[mm]であることから図中のフォンミーゼス応力に補正を行っている。式(37), 式(38)より, 安全余裕が正なので条件を満たしている。

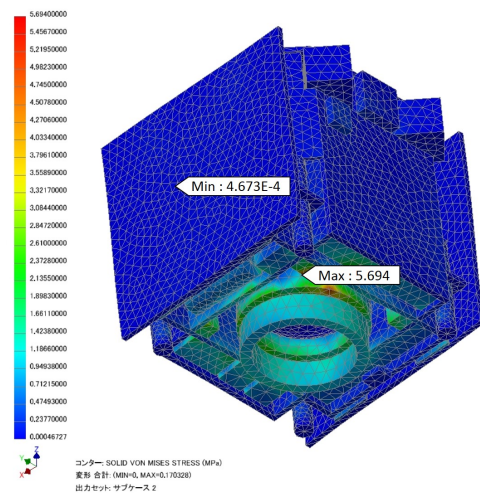


図 26: 準静的加速度

### 4.3 剛性要求

HII-Aロケットのピギーバックでの打ち上げ条件は以下ようになる。

この条件を用いて, ロケット打ち上げ時に加わる振動により機体が共振を起こさないかを検討する。解析を行った結果, ロケットインターフェースを剛と固定した時

機軸方向 120Hz 以上  
 機軸直交方向 60Hz 以上

の衛星の第1次固有周波数は機軸直交方向に121.8[Hz]、機軸方向に392.2[Hz]である。以下の図27に機軸直交方向の第1次振動モード、図28に機軸方向の第1次振動モードの変形の様子を示す。これにより剛性要求を満たしていることを確認した。

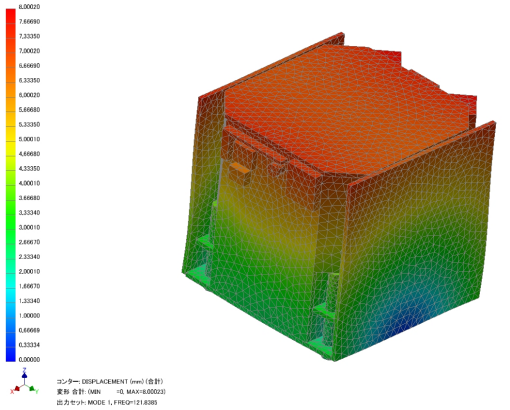


図 27: 機軸直交方向 1 次モード

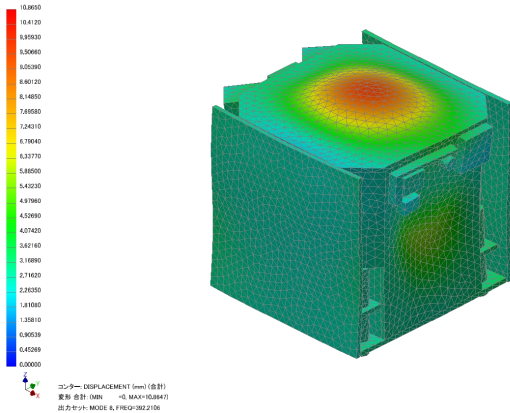


図 28: 機軸方向 1 次モード

#### 4.4 正弦波振動レベル

HII-A ロケットのピギーバックでの打ち上げ条件は以下ようになる。

機軸方向 2.5G<sub>0-p</sub>(5~100Hz)  
 機軸直交方向 2.0G<sub>0-p</sub>(5~100Hz)

この条件を用いて、ロケット打ち上げ時に加わる振動に耐えられるかを検討する。今回の解析では、5~100Hz に対して 5Hz ずつ正弦波振動応答解析を行った。第1次固有振動数に近いことから、x 方向に 100Hz に正弦波を加えたときに最大の応力が発生した。その解析結

果を図 29 に示す。発生した応力から、準静的加速度と同様の手法で安全余裕を計算すると以下の式 (39)、式 (40) となる。

$$MS = \frac{\sigma_{ha}}{\sigma} - 1 = \frac{324.1}{7.527 \times \frac{1.5}{1 \times 2}} - 1 \approx 4.741 \quad (39)$$

$$MS = \frac{\sigma_{ha}}{\sigma} - 1 = \frac{157.0}{7.527 \times \frac{1.5}{1 \times 2}} - 1 \approx 2.297 \quad (40)$$

式 (39)、式 (40) より、安全余裕が正なので条件を満たしている。

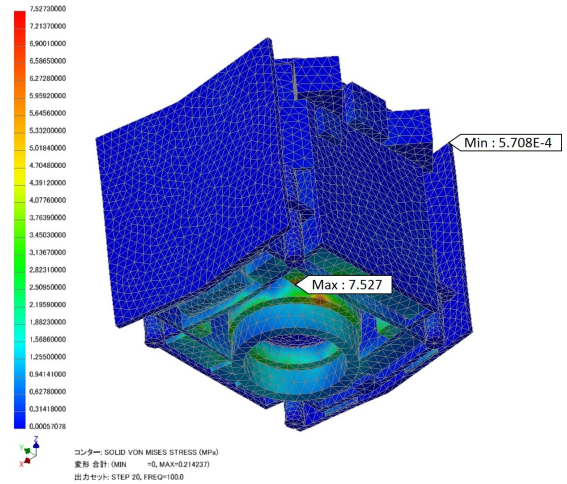


図 29: 正弦波振動

#### 4.5 ランダム振動

HII-A ロケットのピギーバックでの打ち上げ条件は以下ようになる。

20~200Hz +3db/oct  
 200~2000Hz 0.032G<sup>2</sup>/Hz

これに対して、複雑な波形の振動や一定の波形が繰り返さない非定常な振動を取り扱う。実効値 7.8Grms (3 軸共通) という条件でランダム振動解析を行う。ここでは、ロケット打ち上げ時に加わるランダム加振に耐えられるかどうか確率論的に評価し、構造の信頼度の判定を行う [19]。信頼度とは破壊しない確率を意味している。確率変数  $X(t)$  を構造の重要な点の動的応答(応力)とする。下記の 2 つの事象のいずれか 1 つが生じたときに構造は破壊するものとする。

- $X(t)$  がはじめて上界の基準に到達した場合
- 前述の破壊を起こすのに十分なほど大きくない  $X(t)$  の適当回数の変動によって構造に損傷が蓄積され、その累積損傷が一定の総計に達した場合

第1の理由による破壊を初通過破壊，第2の理由による破壊を疲労破壊と呼ぶ。

本衛星では構造の重要な要素としてインターフェース周辺の底面パネルのひとつの要素について解析を行う。また，今回は底面パネルの材質をフェイス材であるアルミニウム合金として評価を行った。

$X(t)$  をゼロ平均値の定常ガウス過程として閾値  $\xi$  を通過する確率密度は

$$E[N_+(\xi)] = \frac{\sigma'_x}{2\pi\sigma_x} \exp\left(-\frac{\xi^2}{2\sigma_x^2}\right) \quad (41)$$

で表される。ランダム加振では振幅と位相は徐々に変化し，閾値  $0$  を横断する間に等価的なサイクルで変化していると考えられる。そこで単位時間の期待等価サイクル数を考え，これを期待等価振動数とする。多自由度系の構造の場合複数の固有モードが存在し単一の振動数で表すことができないために等価振動数を導入する。1自由度の振動の場合，等価振動数は固有振動数に一致する。等価振動数は以下の式で与えられる。

$$f_e = E[N_+(0)] = \frac{\sigma'_x}{2\pi\sigma_x} \quad (42)$$

ここで， $\sigma_x$  は応力の標準偏差， $\sigma'_x$  を応力速度の標準偏差とする。

各軸に対してランダム加振を与えた。図30にx方向に対するフォンミーゼス応力 PSD を示す。

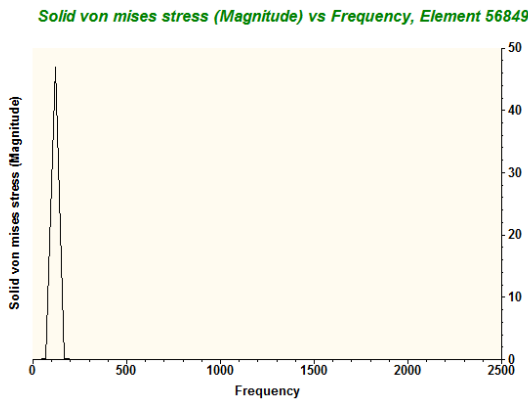


図 30: x 方向の応力 PSD

各軸に対して得られた応力の標準偏差と等価振動数を表22に示す。これにより，x方向に対して最も応力が発生することがわかったので以下x方向を重点的に評価する。

表 22: 3 軸方向のランダム加振

項目	x 方向	y 方向	z 方向	単位
応力の標準偏差	48.4	4.18	6.27	MPa
等価振動数	119	128	340	Hz

#### 4.5.1 初通過破壊

まず初通過破壊について検討を行う。ここでは上界の基準を破壊される応力として考える。この破壊応力を閾値  $\xi$  として評価を進める。等価振動数  $f_e$  において繰り返し数  $N$  の間に破壊が起こらないようにする。破壊が起こる確率は，信頼度を  $P$ ， $N$  回に達するまでの時間を  $T$  とすると

$$E[N_+(\xi)]T = 1 - P \quad (43)$$

となる。これを変形すると

$$E[N_+(\xi)] = \frac{E[N_+(0)]}{N} (1 - P) \quad (44)$$

となる。式(41)と式(44)より次式が得られる。

$$\sigma_x = \frac{\xi}{\sqrt{2 \ln\left(\frac{N}{1-P}\right)}} \quad (45)$$

x方向に対して評価を行う。信頼度を99.74%，打ち上げ時に振動が加わる時間を仮に30分として繰り返し数を  $2.142 \times 10^5$  を想定すると

$$\sigma_x = \frac{324.1}{\sqrt{2 \ln\left(\frac{2.142 \times 10^5}{1-0.9974}\right)}} = 53.68 \quad (46)$$

となる。すなわち，応力の標準偏差が53.7[MPa]以下ならば信頼度99.74%の確率で初通過破壊が起きないことを示す。これにより99.74%の信頼度が得られた。y，z方向に関しても同様の信頼度が得られた。

#### 4.5.2 疲労破壊

次に疲労破壊について検討を行う。損傷率を  $E(D)$  とすると疲労寿命は

$$T = \frac{1}{E[D]} = \frac{1}{\frac{f_e P_1}{N_1} + \frac{f_e P_2}{N_2} + \frac{f_e P_3}{N_3}} \quad (47)$$

で表される。ここで  $P_i$  は  $\pm i\sigma$  の範囲に入る確率 ( $i=1,2,3$ )， $N_i$  は  $i\sigma$  による損傷サイクル ( $i=1,2,3$ ) である。損傷サイクル数についてはアルミニウム合金7075-T6511のS-N曲線に修正マイナー則を適用することにより求めた。これにより求めた各軸方向の疲労寿命を表23に示す。最も弱いx方向でも約7.5時間の振動に耐えられることがわかった。

表 23: 3 軸方向の疲労寿命

項目	x 方向	y 方向	z 方向	単位
疲労寿命	27100	158000	54766	s

## 4.6 注意事項

それぞれの構造解析を行い、本衛星が HII-A ロケットでのピギーバックの搭載条件を達成していることを確認した。しかし、以下のような点で過大評価となっていることは否めない。実際にはねじと接着剤を用いて接合するが今回のモデルでは溶接していることと等価であること。機材は壊れないと仮定してパネルの破壊についてのみ評価を行ったので、振動によるカメラレンズ取り付け精度への影響などを評価できていないこと。機材の固定方法も考慮していないこと。ランダム振動において、フェイス材の物性値を用いて評価を行っていること。

衛星は高い信頼性を要求されるため、本節で行った解析は注視すべき点の洗い出しにとどめ、その点に対して特にモニタリングしながらの実機による実験が望まれる。

## 5 姿勢制御系

### 5.1 姿勢安定方式

姿勢安定方式には 3 軸安定のゼロモーメント方式を用いる。また本衛星では 4 つのリアクションホイール (RW) で姿勢制御を行うこととする。一般に 3 軸の制御には 3 つの RW があればよいが、今回は冗長性をもたせて 4 つの RW を図 31 のように配置する。このとき機体中央にタンクを置く空間を作るため、スキュー角は 35[deg] とした。

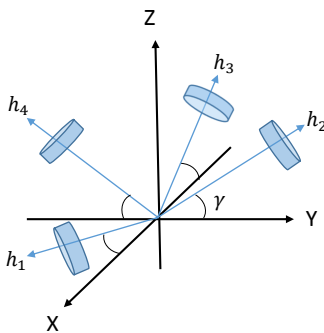


図 31: RW 配置

### 5.2 制御則

制御では主にジャイロセンサとスターセンサを併用して現在姿勢を取得し、目標姿勢へ移行させる。衛星姿勢はオイラーパラメータを用いて表す。機体系を、慣性系から単位ベクトル  $\hat{a}$  回りに角度  $\phi$  回転させたもの

とすると、オイラーパラメータは四元数で

$$\mathbf{q} = \begin{bmatrix} a_1 \sin \frac{\phi}{2} \\ a_2 \sin \frac{\phi}{2} \\ a_3 \sin \frac{\phi}{2} \\ \cos \frac{\phi}{2} \end{bmatrix} \quad (48)$$

と表される。このとき  $\mathbf{q} = [q_1 \ q_2 \ q_3 \ q_4]^T$  はスカラー部  $S(\mathbf{q}) = q_4$  とベクトル部  $V(\mathbf{q}) = [q_1 \ q_2 \ q_3]^T$  に分けられ、機体系が慣性系と一致しているとき  $\mathbf{q} = [0 \ 0 \ 0 \ 1]^T$  となる。目標姿勢へのオイラーパラメータを  $\mathbf{q}_d$  とおくと  $V(\mathbf{q}_d^{\dagger} \mathbf{q})$  が姿勢誤差を表す。なお  $\mathbf{q}_d^{\dagger}$  は  $\mathbf{q}_d$  の共役オイラーパラメータである。以上より入力トルク  $\mathbf{u}$  を次のように与える。

$$\mathbf{u} = -k_p V(\mathbf{q}_d^{\dagger} \mathbf{q}) - k_d \boldsymbol{\omega} \quad (49)$$

$$k_p = 0.08 \quad k_d = 0.16$$

これにより目標姿勢へ変更し衛星を静止させることが可能と考えられる。

### 5.3 シミュレーション

本衛星の運行ではすべてのモードにおいて姿勢制御が要求される。そのうち衛星の初期角速度が最も大きくなるとされる初期起動モードにレートダンピングが可能であるか、観測モードでの制御を要求精度内で行えるか、シミュレーションで確認する。

なおシミュレーションでは外乱トルクとして、外乱見積りの節で得られた最大値  $3.642 \times 10^{-5}$  [Nm] が 3 軸すべてに加わるものと仮定した。またここでは姿勢変更の基準となる軌道系を、地心から衛星中心へのベクトルを x 軸、軌道面法線ベクトルを z 軸、それぞれに直交するベクトルを y 軸と定義した。

#### ・初期起動モード

衛星が分離されたあとに最悪のケースとして 3 軸方向それぞれに 0.01 [rad/s] の角速度を持っているとする。また姿勢が軌道系の  $[1/\sqrt{3} \ 1/\sqrt{3} \ 1/\sqrt{3}]^T$  の軸回りに 90[deg] 回転した状態であるとする。このときに角速度が 0 に収束し、かつ姿勢を目標に一致させることができるか確認する。シミュレーション結果を図 32 に示す。図 32 より角速度が 0 に収束、姿勢を表すオイラーパラメータが目標の  $[0 \ 0 \ 0 \ -1]^T$  に収束している。すなわち機体系は軌道系に対して z 軸回りに 180[deg] 回転させた姿勢となり、カメラが地球指向、スターセンサがその反対を向いた状態で姿勢安定化が達成できている。また各ホイールの角運動量は選定した RW の飽和角運動量 1 [Nms] 内となっており、その増加量もホイールの定格トルクを 25 [mN] を超えていない。

・観測モード

観測モードでは100[s]の間に要求精度内でポインティングを行わなければならない。観測モード移行前の姿勢によっては最悪の場合機体を180[deg]回転させる必要がある。そこでz軸回りに180[deg]回転させる制御を行い、100[s]以内に姿勢変更を達成できるか確認する。図33、図34に示したシミュレーション結果から100[s]以内に目的の姿勢制御を達成できていることがわかる。

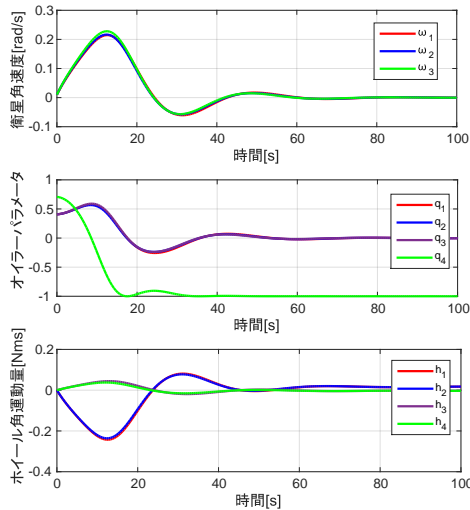


図 32: 衛星開放時シミュレーション結果

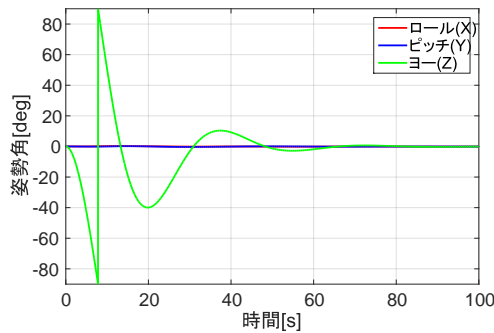


図 33: 観測モードシミュレーション・姿勢角

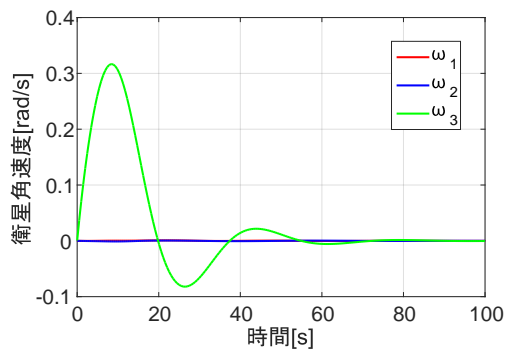


図 34: 観測モードシミュレーション・角速度

またこの結果から、角度誤差はロール、ピッチ、ヨーに対してそれぞれ0.0358[deg], 0.0739[deg],  $3.06 \times 10^{-5}$ [deg]となる。つまり角度誤差は最大でも3軸を足し合わせた0.11[deg]である。これにアライメント誤差を0.1[deg]、センサ誤差を精度から0.1[deg]と見積もって足し合わせても最大0.31[deg]で要求誤差 $\pm 1.35$ [deg]内に収まっている。さらに角速度も最終的に3軸を足し合わせても $1.1 \times 10^{-4}$ [rad/s]と要求された0.948[rad/s]未満に十分に抑えられている。

なお姿勢変更時には機体角速度と角運動量の作用によってカップリングトルクが生じる。しかしシミュレーション内でカップリングトルクは図35のように変化しており、最大でも $3.33 \times 10^{-4}$ [Nm]とRWトルクに対して十分に小さいため影響は無視できる。

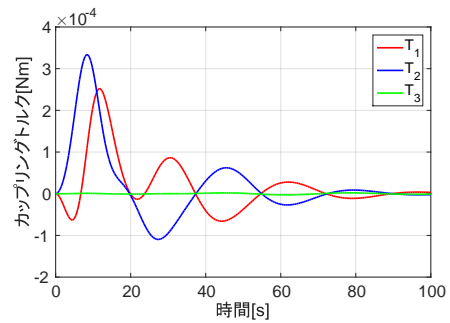


図 35: カップリングトルク

### 5.4 アンローディング

先述したように本衛星は3周回分に外乱トルクによって蓄積された角運動量を、磁気トルカによって吸収しなければならない。3周分の蓄積量は外乱トルク見積もりの結果から

$$H = \begin{bmatrix} 0.1428 \\ 0.1254 \\ 0.0228 \end{bmatrix} \text{ [Nms]} \quad (50)$$

である。この角運動量を初期値としてアンローディングのシミュレーションを行ったところ、図36に示すように2500[s]で3軸すべての蓄積角運動量を除去することができた。

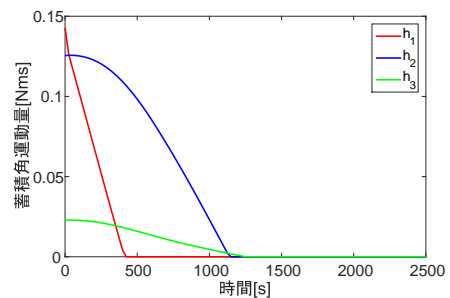


図 36: アンローディング

## 6 熱制御系

本衛星に搭載する内部機器にはその機能を発揮できる許容温度範囲がある。本衛星は宇宙空間では、太陽からの放射などの影響により衛星内部の温度が上昇するおそれがある。また衛星本体の熱の放射により衛星の温度が搭載機器の許容温度範囲を下回るおそれがある。ここでは、衛星の内部機器の温度を常に許容温度範囲に保つために熱設計を行う。

### 6.1 熱設計概要

人工衛星への熱入力には内部熱入力と外部熱入力がある。内部熱入力は搭載機器の内部発熱による熱入力である。外部熱入力は衛星の温度にとって特に支配的である太陽放射、地球赤外放射、地球アルベドの3つを考慮する。

本衛星は地球上空を周回するため、熱入力は時間変化する。また、季節によっても熱入力に変化するので、衛星が最も高温になる高温最悪条件と最も低温になる低温最悪条件において衛星の温度が設計温度内に収まるように熱設計を行う。また、スラスタの発熱も考慮しており、1日の15周回のうち1周で軌道保持を行うためにスラスタを噴射するため、このときにスラスタの温度が200℃になるとして考えている。さらに推進剤であるヒドラジンの融点が2℃であることより、日陰時にはヒドラジンが凝固しないためにスラスタ保温用のヒーターを用いる。

## 6.2 熱入力

### 6.2.1 太陽放射 $Q_s$

地球付近での単位面積当たりの太陽放射エネルギー  $S$  は冬至で1399[W/m<sup>2</sup>]、夏至で1309[W/m<sup>2</sup>]、春分、秋分で1353[W/m<sup>2</sup>]となる。

次に表面積  $A$  である衛星の表面への太陽放射による熱入力  $Q_s$  は次式で表される。

$$Q_s = SA\mu \quad (51)$$

ここで、 $\mu$  は太陽光入射係数であり、太陽入射角  $\theta$  を用いて次式で表される。

$$\mu = \text{実効入射面積/面積} = \sin \theta \quad (52)$$

### 6.2.2 地球赤外放射 $Q_e$

地球からの熱放射により衛星に伝わるエネルギー  $S_e$  は極付近で最大値の264[W/m<sup>2</sup>]、赤道付近で最小値140[W/m<sup>2</sup>]になる。本衛星の軌道は極や赤道付近に偏らないので  $S_e$  は平均値として234[W/m<sup>2</sup>]とする。表

面積  $A$  の衛星の表面への地球赤外放射による熱入力  $Q_e$  は次のように表される。

$$Q_e = S_e AF_e \quad (53)$$

ここで、 $F_e$  は地球と衛星の間の形態係数であり、地球と衛星を球とすると、次式で表される。

$$F_e = \frac{1}{2} \left\{ 1 - \sqrt{1 - \frac{R_e^2}{(R_e + h)^2}} \right\} \quad (54)$$

$R_e$  : 地球の半径(6378[km])

$h$  : 軌道高度(231 ~ 898[km])

### 6.2.3 アルベド $Q_a$

アルベドとは太陽光が地球や大気により反射されたものである。衛星の表面積  $A$  に入射するアルベドは次式で表される。

$$Q_a = \alpha SAF_a \quad (55)$$

ここで、 $\alpha$  はアルベド係数という。地球全体の平均値として以下の値を用いる。

$$\alpha = 0.3 + [-0.015, +0.30] \quad (56)$$

$F_a$  はアルベドに関する地球と衛星との形態係数である。Bannister の調査より黄道上の衛星-地球の中心-太陽のなす角を  $\theta$  とし、 $F_a$  は、 $F_e$  を用いて次式で表される[13]。

$\cos \theta \geq 0$  のとき

$$F_a = F_e \cos \theta \quad (57)$$

$\cos \theta \leq 0$  のとき

$$F_a = 0 \quad (58)$$

### 6.2.4 内部熱入力

熱解析は衛星を要素に分割して行う。今回は図37、図38のように衛星を31個の節点に分割した。節点11、12が太陽電池パネル、節点7~10が井桁構造部分、節点20~23がスラスタ、残りの節点が衛星本体パネルである。また、宇宙空間を温度-270℃の1つの節点としている。衛星の搭載機器の動作温度と内部発熱と取り付けられている要素番号を次の表24に示す。本解析では表27に示す消費電力の95%が内部発熱になると見積もった。また、バッテリーの内部発熱量は太陽電池セルから得られる電力とバッテリーの電力伝達効率より10.8[W]とした。

表 24: 衛星搭載機器の動作温度と内部発熱

要素番号	項目	搭載機器	動作温度 [°C]	発熱 [W]
19	ミッション系	カメラ	0 ~ 40	5
20, 21, 22, 23		スラスタ	0 ~ 250	35
9		タンク	2 ~ 114	0
7, 8, 9	姿勢制御系	磁気トルカ× 3	-30 ~ 60	1.43 × 3
19		RW × 4	-20 ~ 70	11.4 × 4
20	センサ系	スターセンサ× 2	-20 ~ 50	4.8 × 2
18		太陽センサ	-40 ~ 85	0.33
9, 10, 19		ジャイロセンサ× 3	-55 ~ 85	0.29 × 3
10		磁気センサ	-20 ~ 70	0.071
16		地球センサ	-20 ~ 50	0.03
14, 16		GPS × 2	-30 ~ 70	0.38 × 2
9	通信系	UHF 受信機	-30 ~ +0	0.12
14, 16		パッチアンテナ× 2	-20 ~ 50	0
19		S バンド送信機	-30 ~ 70	4
19, 2, 4	電源系	CPU × 4	-10 ~ 50	1.9 × 4
11, 12		太陽電池セル	-160 ~ 100	0
6		コンバータ	-40 ~ 85	1.9
19		バッテリー	0 ~ 40	10.8

### 6.3 熱平衡方程式

本解析では節点法を用いる。節点法は各要素の温度は一定であると近似したうえで計算を行う近似法である。以下に節点  $i$  に対する熱平衡方程式を示す。

$$m_i c_{pi} \frac{dT_i}{dt} = Q_i - \sum_{j=1}^n C_{ij} (T_i - T_j) - \sum_{j=1}^n R_{ij} \sigma (T_i^4 - T_j^4) \quad (59)$$

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

ここで、この熱平衡方程式の左辺は節点  $i$  に与えられる熱量を示す。右辺第一項は節点  $i$  への熱入力を、右辺第二項は節点  $i$  に伝導される熱量を、右辺第三項は放射により節点間に伝わる熱量を示す。

#### 6.3.1 伝導熱伝達係数 $C_{ij}$

右辺第二項の伝導熱伝達係数  $C_{ij}$  は次式で表される。

$$C_{ij} = h_{ij} A_{ij} \quad (60)$$

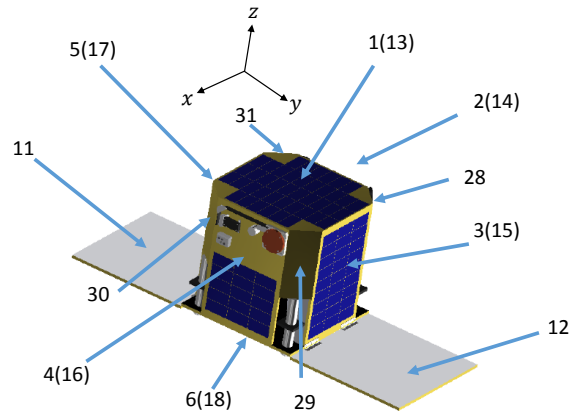


図 37: 節点番号 1

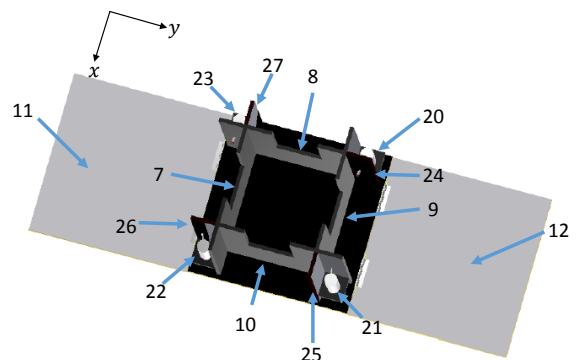


図 38: 節点番号 2



$A_{ij}$  : 節点  $i, j$  の接触面積

$h_{ij}$  : 節点  $i, j$  の接触伝熱係数

アルミニウム同士での接触では接触熱伝達率の値は  $h_{ij} = 200[\text{W}/\text{m}^2\text{K}]$  とした. 一般的に, 真空中での接触熱伝達率の値は,  $50 \sim 3000[\text{W}/\text{m}^2\text{K}]$  である. そこで, アルミニウムと断熱材の接触では  $h_{ij} = 50[\text{W}/\text{m}^2\text{K}]$  とした.

### 6.3.2 放射係数 $R_{ij}$

面積  $A_i$  の面積  $A_j$  に対する放射係数  $R_{ij}$  は次式で表される.

$$R_{ij} = \epsilon_i \epsilon_j F_{ij} A_i \quad (61)$$

$\epsilon_i, \epsilon_j$  : 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

ここで  $F_{ij}$  は, 次式で表される.

$$F_{ij} = \frac{1}{\pi A_i} \int_{A_i} \int_{A_j} \frac{\cos \theta_i \cos \theta_j}{r_{ij}^2} dA_i dA_j \quad (62)$$

$\theta_i$  : 節点  $i, j$  を結ぶベクトルと面  $A_i, A_j$  がなす角度

$r_{ij}$  : 節点  $i, j$  間の距離

また, 衛星の表面が反地球方向を向いているときは宇宙への放射を考慮する. 面積  $A_i$ , 放射率  $\epsilon_i$  の面の宇宙との放射形態係数は次式で表される.

$$R_{ij} = \epsilon_i A_i \quad (63)$$

## 6.4 温度解析

ミッション期間中に起こりうる高温最悪温度条件と低温最悪温度条件を考える. ミッション期間中には衛星の軌道の関係上同時には起こりえないが, 高温最悪温度条件では太陽放射エネルギーが最大であると, 低温最悪温度条件では太陽放射エネルギーが最小であるとして解析を行った.

### 6.4.1 高温最悪温度条件

太陽放射, 地球赤外放射, アルベドの3つの外部熱入力のうち太陽放射が最も支配的である. 冬至の時は太陽からの放射エネルギーが最大値である  $1399[\text{W}/\text{m}^2\text{K}]$  になる. また, 軌道傾斜角は  $98.2[\text{deg}]$  であるので衛星は1年を通して1日中太陽放射の影響を受ける軌道が存在する. そこで, 今回の解析では, 冬至であり1日中太陽放射の影響を受ける時を高温最悪温度条件とする. この条件では太陽電池パネルである節点 11, 12 に全日照が続く. この条件で数日間運用したときの各節点  $i$  の最高温度をミッション期間中の節点  $i$  の最高温度とした. 図 39 に高温最悪温度条件となる状態の模式図を示す.

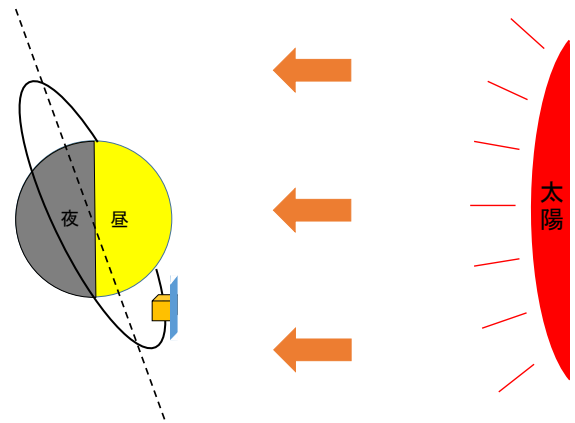


図 39: 高温最悪温度条件 (冬至)

### 6.4.2 低温最悪温度条件

太陽放射が最小である夏至の場合を考える. 軌道としての衛星が最も低温になる条件は軌道の遠地点が日陰側にある時である. 衛星は日陰時間では太陽放射とアルベドの影響を受けない. よって夏至でかつこのような軌道を衛星が通る時を低温最悪温度条件とした. この軌道でシミュレーションを行ったところ, 1周のうち日陰時間が  $2220[\text{s}]$  となることがわかった. この条件で数日間運用したときの各節点  $i$  の最低温度をミッション期間中の節点  $i$  の最低温度とした. 図 40 に低温最悪温度条件となる状態の模式図を示す.

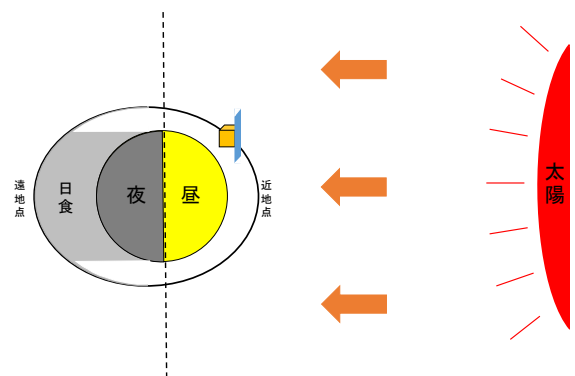


図 40: 低温最悪温度条件 (夏至)

### 6.4.3 熱制御素子

表 24 に示した搭載機器の許容温度範囲よりバッテリーとカメラの許容温度範囲が  $0 \sim 40^\circ\text{C}$  であり, 推進剤であるヒドラジンが入っているためタンクの許容温度は  $2 \sim 114^\circ\text{C}$  である. 節点法では搭載機器の温度は搭載機器が接している要素の温度とするため, これらの機器を搭載する衛星内部の面の温度が搭載機器の許容温度の範囲に収まるようにしなくてはならない. 太陽放射による加熱を抑えるために衛星表面の節点 13 ~ 18 と 28 ~ 31 を多層断熱ブランケット (MLI) で覆う. 衛

星の搭載機器の内部発熱などによる熱量を外部へ放出する必要があるので衛星には放熱面が必要になる。節点 11, 12 の太陽電池パドルの+z 方向の面には白色ペイントを用いて太陽電池パネルへの熱入力に対する放熱面とした。衛星表面の放熱面に銀蒸着テフロンを用いた。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。また、衛星本体と太陽電池パネルの接触面は GFRP という熱伝導率が  $0.28[\text{W}/\text{m}^2\text{K}]$  である断熱スペーサで覆われているとして、衛星本体と太陽電池パネル間の熱伝導は無視した。表 25 に熱制御素子の諸元を示す。括弧内は実効放射率を示す。本衛星はミッションライフが 400 日と短いいため熱制御素子の劣化は考慮に入れない。

#### 6.4.4 解析結果

前進差分による熱平衡方程式を用いて、衛星の温度解析を行った。6.4.1 で定義した高温最悪温度条件と 6.4.2 で定義した低温最悪温度条件を用いて解析を行った結果を表 26 に示す。節点 19 のミッションバス仕切りパネルとタンクの取り付けられている井桁構造が最も温度条件が厳しいため、図 41 と図 42 に両条件での節点 8 の井桁構造と衛星の節点 19 のミッションバス仕切りパネルの温度変化を示す。図 41 と図 42 では、1 日に 1 回温度が急上昇しているがスラスタ噴射時にスラスタの温度が  $200\text{ }^\circ\text{C}$  になっておりその温度が衛星に伝わっているためである。図 43 と図 44 に井桁構造とミッション仕切りパネルとスラスタの温度変化のグラフを示す。表 26 を見ると、搭載機器の接地面の最高・最低温度が許容温度範囲を満たしていることがわかる。最も温度条件の厳しいバッテリーとカメラを見ても約  $5\text{ }^\circ\text{C}$  のマージンが得られた。また、推進剤のヒドラジンの融点は  $2\text{ }^\circ\text{C}$  であることを考慮し、タンクに関しても約  $4.5\text{ }^\circ\text{C}$  のマージンが得られた。

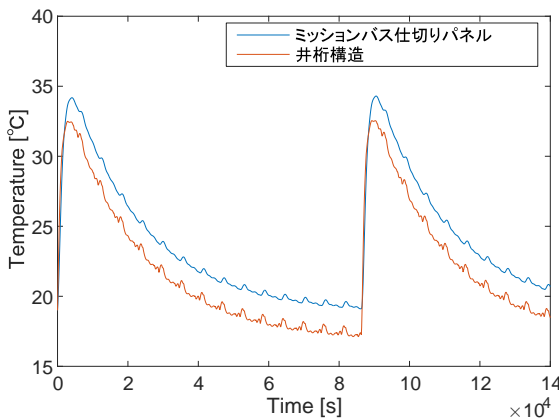


図 41: 高温最悪温度条件での時間変化

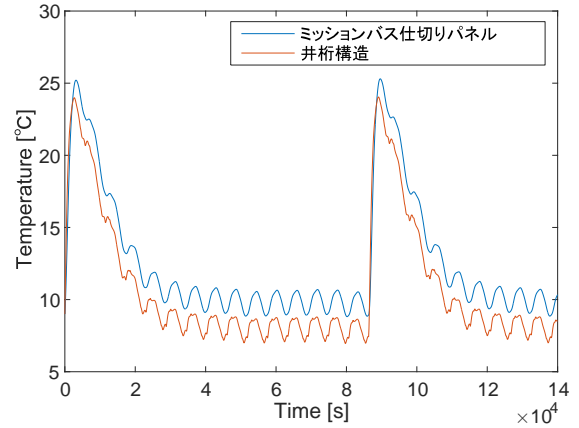


図 42: 低温最悪温度条件での時間変化

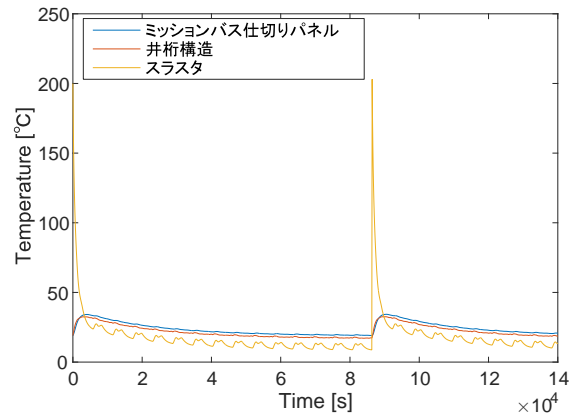


図 43: 高温最悪温度条件での時間変化 (スラスタ込み)

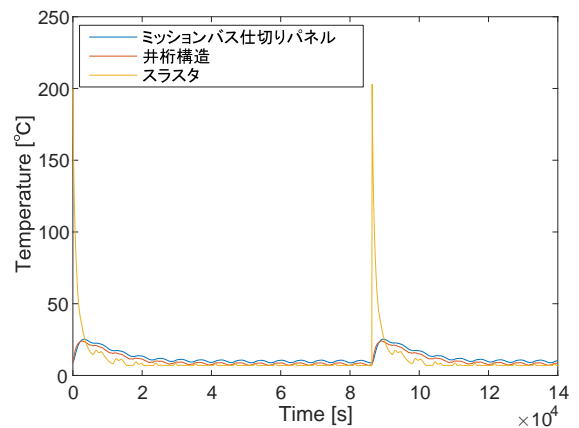


図 44: 低温最悪温度条件での時間変化 (スラスタ込み)

表 25: 熱制御素子諸元

熱制御素子	太陽光吸収率	赤外放射率	使用する節点
銀蒸着テフロン	0.09	0.70	衛星表面 7 ~ 10 と 24 ~ 27
黒色ペイント	0.92	0.86	衛星内部
白色ペイント	0.33	0.9	太陽電池パネル+z面の11と12
断熱ブランケット	0.02	0.66(0.011)	衛星表面 13 ~ 18 と 28 ~ 31
GFRP(断熱スペーサ)	熱伝導率=0.28[W/m <sup>2</sup> K]	-	衛星表面と太陽電池パネルの接合部

表 26: 解析結果

節点番号	要素	許容温度	高温時 [°C]	低温時 [°C]
1	-z面(衛星内部パネル)	-	32.6	4.8
2	+x面(衛星内部パネル)	-10 ~ 50	29.8	4.8
3	-y面(衛星内部パネル)	-30 ~ 70	34.9	4.8
4	-x面(衛星内部パネル)	-10 ~ 50	30.4	4.7
5	+y面(衛星内部パネル)	-	33.8	5.5
6	+z面(衛星内部パネル)	-30 ~ 70	30.6	5.1
7	井桁構造	2 ~ 60	32.4	7.1
8	井桁構造	2 ~ 60	32.5	7.0
9	井桁構造	2 ~ 60	32.2	6.8
10	井桁構造	2 ~ 70	32.7	6.9
11	太陽電池パネル	-160 ~ 100	79.8	-8.4
12	太陽電池パネル	-160 ~ 100	79.2	-8.3
13	+z面(断熱パネル)	-160 ~ 100	37.3	3.6
14	-x面(断熱パネル)	-20 ~ 50	28.4	3.5
15	+y面(断熱パネル)	-160 ~ 100	44.3	3.3
16	+x面(断熱パネル)	-20 ~ 50	28.7	3.2
17	-y面(断熱パネル)	-160 ~ 100	41.8	4.5
18	-z面(断熱パネル)	-40 ~ 85	29.5	3.2
19	ミッションバス仕切りパネル	0 ~ 40	34.3	8.8
20	スラスタ	TBC	203.0	7.0
21	スラスタ	TBC	203.0	7.0
22	スラスタ	TBC	203.0	7.0
23	スラスタ	TBC	203.0	7.0
24	内部パネル	-	38.4	1.4
25	内部パネル	-	39.2	1.3
26	内部パネル	-	36.0	1.4
27	内部パネル	-	36.5	2.0
28	衛星表面パネル	-	31.9	4.3
29	衛星表面パネル	-	32.5	4.4
30	衛星表面パネル	-	30.8	4.5
31	衛星表面パネル	-	31.3	5.2

## 7 電源系

### 7.1 概要

本衛星の軌道は周回ごとに変わるが、すべての周回において半周期以上は太陽光にさらされているため、必要な電力を太陽電池から得ることができる。また日陰時の電力は日照時に充電しておいたバッテリーから賄うこととする。日照時、太陽電池の過充電や過熱にはパッシブシャント方式を用いて余剰分を棄却し電圧を安定化させる。日陰時の電力供給には非安定化バスと安定化バスがあるが、本衛星では日陰時の動作を安定させるため安定化バスを採用する。また衛星の始動には分離検知スイッチを3冗長系で配置し、衛星開放後に機器の電源を確実に入れることができるようにする。

この章ではとくに言及しない限り、6.4.2節から日陰時間を2220[s]として計算している。

### 7.2 モードごとの必要電力

必要電力の見積もりを以下に示す7つのモードごとに分けて考える。

#### ・初期起動モード

衛星開放後、RWで姿勢安定化を行う。このモードでは機体が大きな角運動量を持っているためRWを最大トルクで使用、また姿勢制御のため各種センサを用いる。太陽電池パネルはレートダンピングが完了するまで展開しないため、姿勢安定化の電力は地上で充電したバッテリーとこの時点で露出している太陽電池から賄わなければならない。

#### ・軌道保持モード

本衛星は楕円軌道を保持するため、定期的にスラスタを噴射して軌道を修正する必要がある。このときスラスタの作動に大きな電力を消費する。

#### ・観測モード

カメラを地球上観測地点に向け、6回撮影を行う。この際、高精度な姿勢制御が要求され、またカメラの作動を行うので必要電力が大きくなる。日陰時はバッテリーから電力供給する。

#### ・通信モード

ミッション時に取得したデータを地上基地局に送信する。また地上局からのコマンドを受信する。このとき送信機、受信機を最大電力で作動させることになる。日陰時はバッテリーから電力供給する。

#### ・アンローディングモード

4周に1回、RWに蓄積された角運動量を外部に拡散するため、磁気トルカでアンローディングを行う。

#### ・充電モード

太陽電池パネルを太陽へ向け、バッテリーへの充電を行う。この際RWのほかに姿勢推定のための諸センサ、通信機器などを作動させる。

#### ・待機モード

日陰時で観測・通信を行わないとき、バッテリーが満充電に達したあとはレートダンピングのみを行い、必要最低限の機器のみ作動させる。

以上のモードごとに作動させる機器を定め、それぞれの要求電力を表27にまとめた。なお充電モードおよび待機モードについては各周回で空いた時間に適宜行うものであり、その時間は変動する。

### 7.3 電源系構成

表27から機器の動作電圧は5[V]と24[V]である。そこで本衛星のバス電圧を24[V]と定める。太陽電池で発生した電力は電力制御器を通ることになる。電力制御器にはDC/DCコンバータ、充放電制御器などを搭載しており、発生電力はDC/DCコンバータによってバス電圧の24[V]に設定される。その後、動作電圧5[V]及び3.3[V]の機器については出力5[V]、3.3[V]のDC/DCコンバータを用いて降圧し電力を供給する。バッテリーでは充放電制御器を用いて日照時の充電、および電力供給を行う。

### 7.4 バッテリー

バッテリーには高容量かつ軽量のPanasonicのリチウムイオンバッテリーセルNCA103450を用いる。その諸元を表28に示す。

表 28: リチウムイオンバッテリーセルの諸元

項目	値	単位
公称電圧	3.6	V
充電温度範囲	0 ~ 45	°C
放電温度範囲	-20 ~ 60	°C
容量 (min)	2.27	Ah
容量 (typ.)	2.35	Ah
質量	38.4	g
厚み	10.5	mm
幅・高さ	33.8 × 48.8	mm

必要なバッテリー容量を次式によって見積もる。

表 27: モードごとの動作機器と要求電力

系	機器	動作電圧[V]	モード					
			軌道保持	観測	通信	アンローディング	充電	待機
ミッション	ハイパースペクトルカメラ	5	0	12	0	0	0	0
	スラスタ×4	24	140.4	0	0	0	0	0
姿勢制御	太陽センサ	5	0	0	0	0	0.35	0.35
	地球センサ	3.3	0	0.264	0.264	0	0	0
	スターセンサ×2	5	5	5	5	5	5	0
	磁気センサ	5	0.075	0.075	0.075	0.075	0.075	0.075
	GPSアンテナ×2	5	0.4	0.4	0.4	0.4	0.4	0.4
	IGPS-1×2	5	1.6	1.6	1.6	1.6	1.6	1.6
	ジャイロセンサ×3	5	0.3	0.3	0.3	0.3	0.3	0.3
	RW×4	24	12	12	12	12	12	12
	磁気トルカ×3	5	0	0	0	1.5	0	0
電源	電力制御器	5	2	2	2	2	2	2
通信・C&DH	CPU×4	5	8	8	8	8	8	8
	UHF受信機	5	0.13	0.13	0.156	0.13	0.13	0.13
	Sバンド送信機	5	0	0	3	0	0	0
合計要求電力[W]			169.905	41.769	32.795	31.005	29.855	24.855
10%余剰込[W]			186.896	45.946	36.075	34.106	32.841	27.341
時間[s]			200	200	832	2500	-	-
合計要求電力量[Wh]			10.383	2.553	8.337	23.684	-	-

$$C_r = \frac{PT_e}{C_dNV_b n} \quad (64)$$

- $C_r$  : バッテリ容量 [Ah]
- $P$  : 日陰時供給電力  
最大となるときで計算  $P = 186.896[W]$
- $T_e$  : 日陰時間=2220[s]
- $C_d$  : 許容放電深度
- $N$  : バッテリ直列段数
- $V_b$  : バッテリ電圧
- $n$  : バッテリから負荷への電力伝達効率=0.75

本衛星のバス電圧は 24[V] だが劣化を考慮しバッテリ電圧を 25[V] と見積もるとバッテリの直列段数  $N$  は

$$N = \frac{25}{3.6} = 6.95 \quad (65)$$

となり、 $N=7$  とする。許容放電深度 (DOD) はバッテリの総充放電回数に依存する。簡単のため 1 周に 1 回の充放電を行うとすると、1 日 15 周を寿命期間の 400 日繰り返すため最大で

$$15 \times 400 = 6000[\text{cycle}] \quad (66)$$

の回数充放電を行う。図 45 に示すサイクル寿命と放電深度の関係から、60 % を許容放電深度とする [20]。

以上より必要なバッテリ容量は

$$C_r = \frac{186.896 \times 2220 / 3600}{0.6 \times 7 \times 25 \times 0.75} = 1.464[\text{Ah}] \quad (67)$$

となる。今回用いるバッテリの容量は 2.27[Ah] のため並列は 1 段で充分であるが、冗長性を持たせるため 2

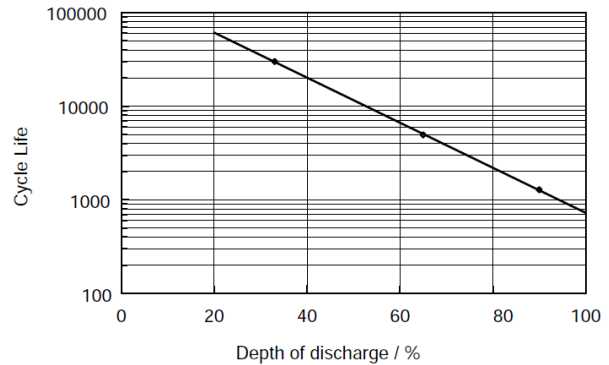


図 45: リチウムイオン電池における放電深度とサイクル寿命の関係 (参考 [20] より引用)

段とする。すなわち  $7 \times 2 = 14$  個のバッテリセルを用いるため、その質量は次のようになる。

$$38.4 \times 14 = 537.6[\text{g}] \quad (68)$$

## 7.5 太陽電池アレイ

太陽電池セルには効率の良い先端技術研究所の宇宙用 GaAs 太陽電池を採用する。その諸元を表 29 に示す。

太陽電池は日数を追うごとに性能が劣化するため、寿命末期 (EOL) において必要な電力を確保することが重要となる。そこで消費電力が最大となる軌道保持周回において、EOL で太陽電池アレイが発電しなければならない電力を次式から求める。

表 29: 太陽電池セルの諸元

項目	値	単位
種類	3 接合太陽電池	-
開放電圧 $V_{oc}$	2690	mV
短絡電流 $I_{sc}$	519.6	mA
最大電力時電圧 $V_{mp}$	2409	mV
最大電力時電流 $I_{mp}$	502.9	mA
平均効率	29.3	%
寸法	40.15 × 80.15	mm
平均質量 (CIC)	≤ 116	mg/cm <sup>2</sup>
厚み	280 ± 25	μm
温度係数 $C$	-0.216	%/°C

$$P_{sa}(EOL) = \frac{\left(\frac{P_e T_e}{X_e} + \frac{P_d T_d}{X_d} + \frac{P_m T_m}{X_e}\right)}{T_d} = 84.503[\text{W}] \quad (69)$$

- $P_e$  : 日陰時消費電力=27.341[W]  
 $P_d$  : 日照時消費電力=32.841[W]  
 $P_m$  : 軌道保持時消費電力=186.896[W]  
 $T_e$  : 日陰時間=2220[s]  
 $T_d$  : 日照時間=3440[s]  
 $T_m$  : 軌道保持時間=200[s]  
 $X_e$  : バッテリから負荷までの電力伝達効率  
 (コンバータの効率を含む) (=0.675)  
 $X_d$  : 太陽電池アレイから負荷までの  
 電力伝達効率 (=0.801)

太陽電池セルは時間経過により放射線および温度により劣化する。これらの劣化分を見積もることで初期状態 (BOL) での太陽電池アレイ発電量を求める。熱解析の結果から太陽電池パネルの温度を 83.2[°C] とすると次式から温度の影響がわかる。

$$e_{temp}(\text{温度の影響}) = 1 + (\tau_o - \tau_i) \frac{C}{100} = 0.881 \quad (70)$$

- $\tau_o$  : 動作温度=83.2[°C]  
 $\tau_i$  : 初期効率温度=28[°C]  
 $C$  : 温度係数=-0.216[%/°C]

ここからアレイ発電量 (BOL) を次式で求める。

$$P_{sa2}(BOL) = \frac{P_{sa}}{R e_{temp} \cos i_s} = 106.576[\text{W}] \quad (71)$$

- $R$  : 劣化率=0.9  
 $i_s$  : 太陽光入射角 =  $0.3 \times (\pi/180)$ [rad]

太陽光入射角は太陽センサの精度から最大 0.3[deg] としている。こうして得られた  $P_{sa2}(BOL)$  から全セル

面積及び必要な枚数が求まる。

$$\text{全セル面積 } S_c = \frac{P_{sa2}}{S e_c} = 0.278[\text{m}^2] \quad (72)$$

- $S$  : 太陽光強度=1309[W/m<sup>2</sup>]  
 $e_c$  : セル効率=0.293

$$\text{セル枚数 } N_c = \frac{S_c}{s_c} \approx 87[\text{枚}] \quad (73)$$

$$s_c = 40.15 \times 80.15[\text{mm}^2] = 3.21 \times 10^{-3}[\text{m}^2] \quad (74)$$

セル枚数はここから 10 % のマージンをとって 96 枚をはりつける。すると全セル面積は 0.309[m<sup>2</sup>] となり、セルのパッキング能力を 95 % と考えて太陽電池アレイの面積は 0.309/0.95=0.326[m<sup>2</sup>] となる。展開された太陽電池パネルの面積はおよそ 0.352[m<sup>2</sup>] のため、必要な電力を確保することができる。

直列数はアレイ電圧によって決まり、アレイ電圧は充電できるようにバッテリー電圧より高くしなければならない。そこでアレイ電圧をバッテリー電圧の 1.2 倍として、 $(24 + 1) \times 1.2 = 30[\text{V}]$  とする。ここから直列数は

$$\frac{\text{アレイ電圧}}{\text{セル電圧}} = \frac{30}{2.409} \approx 13 \quad (75)$$

と求まる。

なお衛星には展開パネル以外にバス部の側面 4 方向及び上面パネルにもセルを貼り付け、太陽指向でない観測・通信モードでも発電ができるようにする。図 46 のように、機器の取り付けられていない箇所を覆うように配置し、衛星全体で計 222 枚のセルを貼り付けることとする。

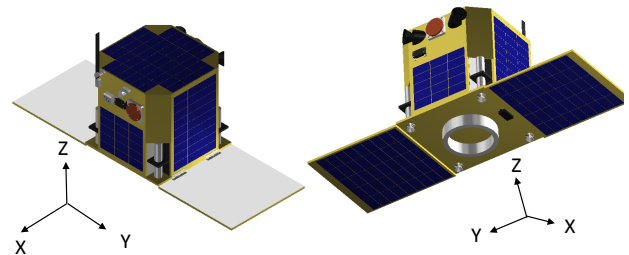


図 46: 太陽電池パネル貼り付け箇所

## 7.6 DC/DC コンバータ

7.3 節で述べたように、本衛星では出力電圧 24[V] と 5[V], 3.3[V] のコンバータが必要となる。24[V] のコンバータについて、これは太陽電池の電圧をバス電圧に設定するためのもので、入力電圧はアレイ電圧の 30[V]、出力電圧は 24[V] が要求される。また 5[V], 3.3[V] のコンバータに必要なのは入力電圧が 24[V]、出力電圧が 5[V], 3.3[V] となることである。そこでアジア電子工業株式会社のユニットタイプ DC/DC コンバータを採用する。その諸元を表 30 に示す。

表 30: DC/DC コンバータ諸元

メーカー	アジア電子工業株式会社		
型番	BPS24-24S	BRS-5S BRS24-3.3S	
入力電圧	24	24	V
最小入力電圧	16	16	V
最大入力電圧	36	36	V
出力電圧	24	5/3.3	V
最大出力電流	2.1	6/6	A
動作温度範囲	-40 ~ 85	-40 ~ 85	°C
効率	89	90/87	%
質量	100	60	g
寸法	50 × 89	50 × 69	mm
厚み	8.5	8.5	mm

## 7.7 電力収支解析

### 7.7.1 初期起動モード

先述したように本衛星では初期起動モード中、基本的にバッテリーに蓄えられた分で消費電力を賄わなければならない。ここでは、その間にバッテリーの放電深度が許容放電深度を満たしているかを確認する。許容放電深度 (DOD) は式 (64) から

$$C_d = \frac{PT_e}{C_r NV_{bn}} \quad (76)$$

と求まる。この式を用いて、初期起動モードでの放電深度 (DOD) 変化を求めた。初期起動モードは衛星開放、センサ ON、姿勢安定化、パネル展開、太陽捕捉という順に行っていくが、ここではパネル展開まではまったく発電できず、展開ののち太陽捕捉完了までは後に示す最小発電量 15.101[W] しか得られないものとした。また太陽捕捉したら速やかに充電モードに移行するものとした。

図 47 に示す計算結果を見ると許容放電深度 60% に達する前に充電モードに移行しており、初期起動の電力を搭載時のバッテリーで賄えることがわかる。なお初期起動モードは太陽捕捉後も続くが、捕捉完了後は適宜充電モードに移行することで必要電力は確保できる。

### 7.7.2 運用中の電力

ここでは太陽電池で要求電力を発生できているかを確認する。寿命末期 (EOL) における充電モードでの太陽電池の発生電力は次式で求まる。

$$P_{sa}(EOL) = SS_c Re_c e_{temp} \cos^2 i_s = 84.539[W] \quad (77)$$

充電モード以外での発生電力について、いずれも太陽電池セルを太陽に向けていないので、姿勢によってその発電量は変化する。

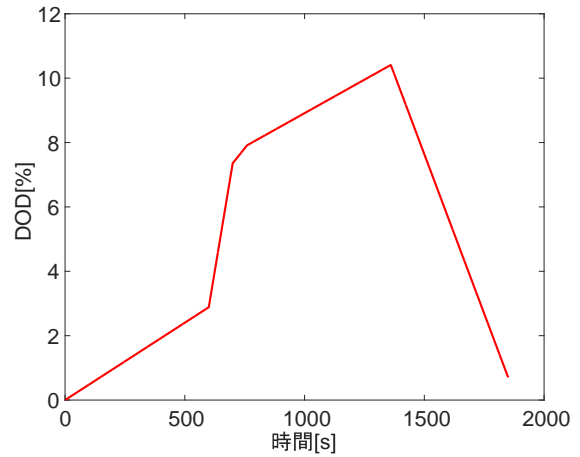


図 47: 初期起動モードにおける放電深度変化

発電量が最小となるのは図 46 の +y, -y 面が太陽と正対しているときである。この場合 1 側面 15 枚の太陽電池セルのみで発電することになり、その発電量は

$$P_{min} = 14.642[W] \quad (78)$$

となる。以上からここでは充電モードにおいて太陽電池パネルが太陽と正対し、式 (77) に示した電力を発生するものとし、また充電モード以外では発生電力 14.642[W] として解析する。

そこで 1 日 15 周の間における消費電力量と発生電力量を求めた。1 周回では日陰時は待機、日照時は各々通信・観測・軌道保持・アンローディングを行い、それ以外では充電を行うとする。また熱解析の結果から、軌道保持後しばらくはスラスタの余熱によってヒドラジンの温度は保たれるが、それ以降日照時以外はスラスタ内蔵のヒーターを作動させて保温する必要があることがわかった。そのため 5, 6, 7 周目を除く周回において、日陰時にはヒーターの電力 13.08[W] を加えて計算した。計算結果を表 31 に示す。

これより 1 日の合計の発生電力量は消費電力量を上回っており、収支が成立している。また最も発生電力量に対する消費電力量が大きくなるアンローディング周回について、アンローディング後すぐに日陰に入るような最悪条件でバッテリーの放電深度をシミュレーションしたところ図 48 のようになった。

アンローディング周回においても許容放電深度 60% を割ることなく充電モードに移行することができており、1 日のどの時点においても電力が不足することはないことがわかる。

表 31: 電力収支

周回	モード	時間[s]	消費電力量[Wh]	発生電力量[Wh]
1	通信	832	10.619	2.454
	充電	2708	24.703	63.592
	待機	2220	24.926	0
2	充電	3540	32.293	83.130
	待機	2220	24.926	0
3	アンローディング	2500	23.684	7.374
	充電	1040	9.487	24.422
	待機	2220	24.926	0
4	充電	3540	32.293	83.130
	待機	2220	24.926	0
5	軌道保持	200	10.383	0.590
	充電	3340	30.469	78.433
	待機	2220	16.860	0
6	充電	3540	32.293	83.130
	待機	2220	16.860	0
7	アンローディング	2500	23.684	7.374
	充電	1040	9.487	24.422
	待機	2220	16.860	0
8	充電	3540	32.293	83.130
	待機	2220	24.926	0
9	観測	200	2.553	0.590
	充電	3340	30.469	78.433
	待機	2220	24.926	0
10	充電	3540	32.293	83.130
	待機	2220	24.926	0
11	アンローディング	2500	23.684	7.374
	充電	1040	9.487	24.422
	待機	2220	24.926	0
12	充電	3540	32.293	83.130
	待機	2220	24.926	0
13	充電	3540	32.293	83.267
	待機	2220	24.926	0
14	アンローディング	2500	23.684	7.374
	充電	1040	9.487	24.422
	待機	2220	24.926	0
15	充電	3540	32.293	83.130
	待機	2220	24.926	0
合計			849.918	1016.455

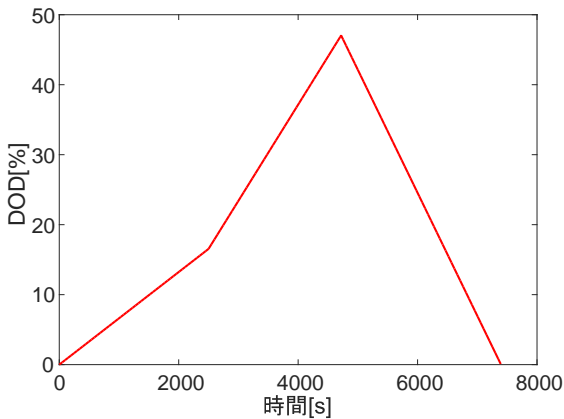


図 48: アンローディングモードにおける放電深度変化

## 8 通信系

### 8.1 通信系の概要

本衛星は衛星運用のために地上局からコマンドを送るためのアップリンク回線に加え、衛星の状態を把握するためのテレメトリデータとミッションにより得られた画像データを地上に送信するためのダウンリンク回線を用意する。ダウンリンク回線に関しては 2.6 節に述べたように、楕円軌道の遠地点の長い可視時間を利用した通信を行う。

使用周波数としてアップリンク回線には 400MHz 帯の UHF を使用する。400MHz 帯はデータ量は少ないが、アンテナパターンに細かな切れ込みが少なく衛星本体によるブロッキングが少ないため衛星がどのような姿勢になっても 1 式のアンテナで安定にコマンド信号を受信できる。しかし人口密集地域の上空では都市雑音レベルが高いので、雑音に対するマージンを 10~20[dB] 程度多く見積もる必要がある。

ダウンリンク回線には画像データを送信するためデータ量の多い 2GHz 帯の S-Band を使用する。S バンドでは電力束密度 (PFD) の規定が適用されるので衛星からの送信電力レベルを下げる必要があり、地上局用に大きな利得を得られるディッシュアンテナが必要となる。この PFD 規格は非常に厳しく、2m 級の地上アンテナを使用する超小型衛星では符号化率  $R$  が小さい符号を使用し符号化利得  $G_c$  を稼ぐことで、送信電力を低減することができる。

### 8.2 送受信機とアンテナの構成

#### 8.2.1 送受信機

アップリンク回線のコマンド受信機には西無線研究所の RXE430M-301A、ダウンリンク回線のテレメトリ送信機にはアドニクス社の A88 series S-Band Transmitter を使用する。この送受信機の諸元を表 32 と表 33 に示す。

#### 8.2.2 衛星のアンテナ

アップリンク回線の UHF 受信アンテナとして薄板状の 1/4 波長モノポールアンテナを作成する。UHF アンテナは図 49 に示すように、衛星の側面に丸めて収納しておき、展開時にはニクロム線溶断装置によってナイロン線を焼き切って、機体座標系における  $z$  軸正方向に展開する。

また、作成する 17cm 垂直接地型モノポールアンテナのアンテナパターンをシミュレーションソフト「MMANA」によって解析した。これを図 50 に示す。このシミュレーションはモデル化による誤差を多く含んでいるため、実験による検証が必要となる。

表 32: コマンド受信機

機器	UHF 受信機	単位
質量	0.038	kg
寸法	60 × 50 × 10.5	mm
周波数帯	435~438	MHz
データレート	2.4~9.6	kbps
復調方式	FM	-



表 33: テレメトリ送信機

機器	S-Band 送信機	単位
質量	0.150	kg
寸法	80 × 80 × 14	mm
周波数帯	2250～2300	MHz
送信電力	0.1	W
変調方式	BPSK	-

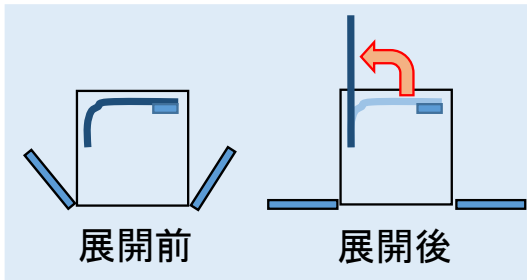


図 49: UHF 受信アンテナの概略図

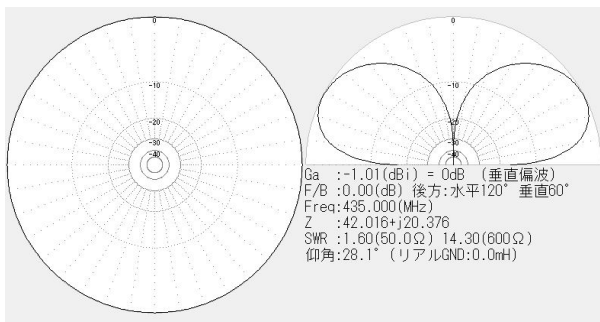


図 50: アンテナパターン

ダウンリンク回線の S-Band 送信アンテナとして SURREY 社の S-Band パッチアンテナを使用する。パッチアンテナは面に垂直な方向に指向性をもつため、地球に向く面に配置する。冗長性を持たせるために地球と反対方向の面にも配置して、2面で切り替えて使用する。パッチアンテナの自由空間における法線方向からの角度とアンテナパターンの関係を図 51 に示す。

### 8.2.3 地上局のアンテナ

400MHz 帯のコマンド送信には円偏波送出が可能なクロスダイポール型の八木アンテナを構築する。また PFD の規定を満たすために地上局の S-Band のテレメトリ受信には 2m 級のディッシュアンテナを使用する必要がある。そこで実際に SPRITE-SAT の衛星運用実績のある、直径 2.4m のディッシュアンテナの上端に 400MHz クロスダイポールアンテナが取り付けられた東北大局を使用する [14]。

Typical application within S-Band TM/TC

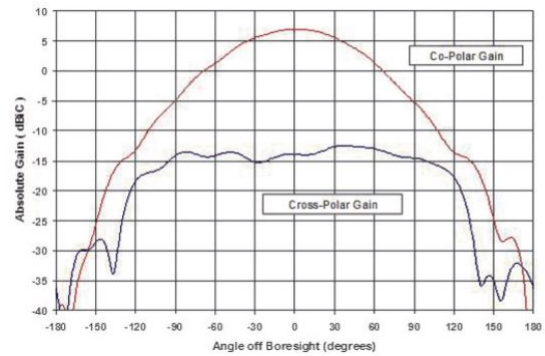


図 51: アンテナパターン

## 8.3 通信要求

### 8.3.1 通信可能時間の算出

帰帰楕円軌道であるため、毎日必ず通信の機会が与えられるが、近地点引数が増加することにより、地上局上空を通過する衛星の高度が 95 日の周期で変化する。その影響を受けて、地上局との通信可能時間も変化する。2.4.2 節、図 10 に示したように、地上局から仰角 5° 以上で通信可能な時間は遠点 900[km] では 832[s]、近点 230[km] では 324[s] となる。

### 8.3.2 コマンド

通信時間 324[s] で送れる最大のコマンド量はビットレート 9.6[kbps] で 0.366[MB] である。そこで余裕をもって通信時間を 300[s]、ビットレート 8.388[kbps] とすると送信可能なコマンド量は 0.3[MB] となる。

コマンドのフォーマットとして、ヘッダーに 4byte、メッセージ ID に 2byte、フィールドには地球指向時に必要な RW の分解能を考慮し 25byte、チェックサム 1byte、末尾に 2byte を割り当て、1 フレーム 35byte で構成するとする。このコマンドを 1 日 (15 周) 分送るので、10 秒に 1 回 1 フレームのコマンドを読み込むことができ、衛星運用には十分である。

$$\frac{0.3 \times 1024^2 \times 8}{300} = 8.388[\text{kbps}] \quad (79)$$

### 8.3.3 テレメトリとミッションデータ

テレメトリデータ 衛星運用を行うにあたって、衛星の状態を把握する必要がある。このため各機器の状態などを示したデータをテレメトリとする。40 項目について 1 項目 16bit として定常運用時は 0.1[Hz]、軌道保持や観測などクリティカルとなる運用時は 2[Hz] でサンプリングすると、テレメトリデータは 1 日 1.2[MB] となる。

**通常通信モード** 通常通信モードではテレメトリを地上局に送信する。テレメトリデータは1.2[MB]見積った。ビットレート38.4[kbps]で送信すると、テレメトリ送信にかかる通信時間は262[s]となる。

$$\frac{1.2 \times 1024^2 \times 8}{38400} = 262[\text{s}] \quad (80)$$

そこで通常通信モードとしてテレメトリデータ送信に毎日280[s]割り当てる。

**遠点通信モード** これに加えて、地上局上空を通過する時の衛星の高度が600[km]以上になる周、すなわち可視時間が長く通信に余裕ができる通信フェーズには、遠点通信モードとして、画像データも送信することになる。近地点引数は1日に約3.7°ずつ変化し、95日で地上局上空を通過する衛星の高度が元に戻る。この95日間のサイクルのうち42日が遠点通信モードとなる。

観測データ1つのデータ量は

(ピクセル数 × バンド数 × データビット数)

である。今回は95日のサイクルで3地点を観測することになるので、3つの観測データを取得するのでデータ量は次のようになる。

$$300000 \times 60 \times 12 \times 3 = 648 [\text{Mbit}] \quad (81)$$

地上局上空を通過する時の衛星の高度が600[km]以上である時、通信可能時間は633~832[s]あるのでテレメトリ送信にかかる280[s]を差し引いて、遠点通信モードでは353~552[s]の通信時間の余裕が与えられる。遠点通信モードでは1日に画像データを送信する時間が平均453[s]あるので、近地点引数が増える95日のサイクルのうち遠点通信モード42日で送信できる総データ量は、ビットレート38.4[kbps]で送信すると、次のようになる。

$$38400 \times 453 \times 42 = 731 [\text{Mbit}] \quad (82)$$

すなわち95日で1つの季節に関する3地点の観測データを取得することができる。この95日のサイクルを4回繰り返すことで(ミッション期間400日)エアロゾルの季節変化を観測することが可能である。

### 8.3.4 PFD 規定に対する対策

地上無線回線に妨害を与えないように地表1[m<sup>2</sup>], 4kHz周波数帯域において衛星が地上に放射できる電力が電波法施行規則で規定されている。Sバンドでは

- 到来角 0~5°の場合 -154[dBW/4kHz/m<sup>2</sup>]
- 到来角 25~90°の場合 -144[dBW/4kHz/m<sup>2</sup>]

となっている。この規定を満たすために様々な対策を施す。変調方式にBPSK同期検波を採用し、さらに38.4[kbps]の信号に対して符号化率1/2、拘束長7の畳込み符号を適用し、軟判定ビタビ複号を施すことで帯域を2倍に広げる。そして11[bit]のBakerシーケンスを用いてスペクトラム拡散を行う。これにより帯域をさらに11倍広げることが可能となり、合計22倍帯域を広げられることになる。これにより-13.42[dB]低減する。

楕円軌道を飛行しているため、通信距離は仰角だけでなく近地点引数によって変動する。そのため通信距離が最短230kmになることが考えられる。このような場合にはPFDの規定をクリアするのは難しい。そこで本衛星は通信距離がPFD規定をクリアできない場合、具体的には通信距離700km以下となる場合にスイッチングでアッテネータを使用して信号電力を抑える。

## 8.4 回線設計

### 8.4.1 設計方針

アップリンク回線においては都市雑音レベルが高いため回線マージンを10dB以上確保できるように設計を行う。ダウンリンク回線においては送信アンテナ利得の最悪値である-5[dB]を使用した状態でも回線マージンを確保できるように設計を行う。また、楕円軌道を飛行しているため地上局上空を通過する衛星の高度が変化する。このため全てのケースについて計算を行い、全てのケースでマージンを確保し、かつPFDの規定もクリアするように設計を行う。

### 8.4.2 回線計算結果

表34に回線設計の結果を示す。要求 $E_b/N_0$ の()の値は畳込み符号化しない場合の値である。アップリンク回線においては都市雑音を考慮して18[dB]のマージンを確保した。ダウンリンク回線において送信アンテナ利得の最悪値を使用した状態でも回線マージンを約3[dB]確保した。PFDについても、畳込み符号化およびスペクトラム拡散を適用し、高度700km以下の場合にスイッチングでアッテネータによる信号電力の抑制を行うことによりPFDの規定を満足した。

表 34: 回線設計

項目	記号	単位	アップリンク	ダウンリンク
使用周波数	$f$	MHz	435	2260
波長	$\lambda$	m	0.6892	0.1327
送信機出力	$P_{tx}$	dBW	17	-10
送信系給電損失	$P_{ftx}$	dB	3	0
送信アンテナ利得	$G_{atx}$	dBi	10	-5~7
送信アンテナポインティングロス	$L_{aftx}$	dB	0	0
送信 EIRP	$P_e$	dBW	24	-15
軌道高度	H	km	900	900
仰角	EL	deg	5	5
最大通信距離	R	km	2930	2930
自由空間損失	$L_u$	dB	154.6	168.9
偏波損失	$L_p$	dB	3	0
降雨損失	$L_{ra}$	dB	0	0
大気吸収損失	$L_a$	dB	0.436	0.436
その他の損失	$L_v$	dB	0	0
受信アンテナ利得	$G_{arx}$	dBi	-1.01	32.87
受信アンテナ給電損失	$L_{frx}$	dB	0	1
受信アンテナポインティングロス	$L_{aprx}$	dB	0	0
システム雑音温度	$T_s$	dBK	25.9	27.0
受信 $G/T$	$G/T$	dB/K	-26.91	4.885
受信 $C/N_0$	$C/N_0$	dBHz	67.70	49.18
変調方式	—	—	FM	BPSK
ビット誤り率	BER	—	$1.0 \times 10^{-6}$	$1.0 \times 10^{-5}$
要求 $E_b/N_0$	$E_b/N_0$	dB	10.8	4.6 (9.6)
符号化利得	$G_c$	dB	5.2	5.2
ハードウェア損失	$L_d$	dB	1	1
ビットレート	BR	dBHz	39.24	45.84
変調損失	$L_m$	dB	3	0
要求 $C/N_0$	$C/N_0$	dBHz	48.84	46.24
回線マージン	—	—	18.86	2.938
通信距離 仰角 5°	—	km	—	2930
アッテネータ減衰量 仰角 5°	—	dB	—	0
PFD 仰角 5°	—	dBW/4kHz/m <sup>2</sup>	—	-166.6 (-153.2)
通信距離 仰角 90°	—	km	—	230
アッテネータ減衰量 仰角 90°	—	dB	—	10
PFD 仰角 90°	—	dBW/4kHz/m <sup>2</sup>	—	-154.5 (-141.0)

表 35: 搭載機器

搭載機器	寸法[mm]	数量	質量[kg]	合計 質量[kg]	消費電力[W] 定常(最大)	動作 電圧[V]	動作温度[°C]	備考
センサ類								
ジャイロセンサ	φ37.85 × 16.38	3	0.06	0.18	0.3(0.3)	5	-55~80	QRS116
スターセンサ	150 × 80 × 75	2	0.516	1.032	5(5)	5	-20~50	AxelStar-3(ロングフード)
磁気センサ	15.2 × 38.1	1	0.00375	0.00375	0.075(0.075)	5	-20~70	HMR3400
太陽センサ	40 × 30 × 12	1	0.025	0.025	5(5)	5	-40~85	SSOC-A60
地球センサ	43 × 32 × 21	1	0.033	0.033	0.264(0.264)	3.3	-20~50	
姿勢制御機構								
RW	115 × 115 × 77	4	0.6	2.4	12(100)	24	-20~70	RW-VRW1
RW 固定具	115 × 115 × 57.5	4	0.42	1.68				
磁気トルカ	66 × 252 × 39	3	0.5	1.5	1.5(1.5)	5	-30~60	Magnetorquer-MTR-5
推進機構								
スラスタ	φ34 × 200	4	0.635	2.54	140(140)	24	TBC	MR-106E 22N (5.0-lbf)
ラッチバルブ	φ58 × 140	1	0.3	0.3				
PMDタンク	Sφ261	1	2.56	2.56				
燃料		1	6.15	6.15				ヒドラジン
通信機器								
GPS 受信機	11 × 36 × 56	2	0.039	0.078	1.6(1.6)	5	-30~70	IGPS-1
GPS アンテナ	54 × 44 × 15	2	0.07	0.14	0.4(0.4)	5	-30~70	
Sバンド送信機	200 × 191 × 80	1	0.15	0.15	6(6)	24	-30~70	
パッチアンテナ	82 × 82 × 20	2	0.08	0.16			-20~50	
UHF 受信機	60 × 50 × 10.5	1	0.038	0.038	0.13(0.13)	5	-30~60	RXE430M-301A
アテナータ	φ14 × 45	1	0.0254	0.0254				
モノポールアンテナ	172.3 × 15 × 3	1	0.15	0.15				
ミッション系								
レンズ	φ30 × 34.5	1	0.055	0.055				EMVL-1214
カメラ	213 × 76 × 72.4	1	1.03	1.03			0~40	ハイパースペクトルカメラNH-9
電源機器								
バッテリー	75 × 70 × 50	14	0.0384	0.5376			0~40	NCA103450
分離検知スイッチ	45 × 30 × 30	3	0.1	0.3				
電力制御器	100 × 100 × 50	1	0.46	0.46	2(2)	5	-40~85	
データ処理機器								
CPU	55 × 52 × 52	4	0.1	0.4	8(8)	5	-10~50	SEMC5701B
USB メモリ	40 × 15 × 5	1	0.01	0.01				
構体								
ブーリー系	30 × 6 × 4.7	4	0.00176	0.00704				
ヒンジ	75 × 27 × 4.7	4	0.01	0.04				
ロケットインターフェース	φ225 × 50	1	0.484	0.484				
スラスタ取り付け壁	85 × 85 × 10	4	0.0053	0.0212				フェイス材 0.25mm × 2
スラスタ外壁	310 × 64 × 10	4	0.112	0.448				フェイス材 0.25mm × 2
ミッション・バス仕切り壁	400 × 400 × 10	1	0.936	0.936				フェイス材 1mm × 2
上面パネル	420 × 420 × 10	1	0.348	0.348				フェイス材 0.25mm × 2
側面パネル	400 × 272 × 10	2	0.233	0.466				フェイス材 0.25mm × 2
側面パネル(スターセンサ側)	400 × 272 × 10	1	0.2	0.2				フェイス材 0.25mm × 2
側面パネル(カメラ側)	400 × 272 × 10	1	0.232	0.232				フェイス材 0.25mm × 2
太陽電池パネル	418.9 × 420 × 10	2	0.364	0.728				フェイス材 0.25mm × 2
底面パネル	420 × 420 × 10	1	1.06	1.06				フェイス材 1mm × 2
斜め壁	232 × 105 × 7	2	0.031	0.062				フェイス材 0.25mm × 2
斜め壁(スターセンサ側)	232 × 105 × 7	2	0.0288	0.0576				フェイス材 0.25mm × 2
内壁	316 × 324 × 10	4	0.517	2.068				フェイス材 1mm × 2
その他								
配線など			3	3				
インサート材			2	2				
熱制御素子			1	1				
総重量				35.1				

## 9 開発スケジュール

本衛星のプロジェクトは設計、製作を3年半行う。衛星の打ち上げはH-IIAロケットで行い、ミッション期間としては約1年を想定している。開発スケジュールとしてはシステム、サブシステム、コンポーネントの設計を行い、それらと並行してPDR(Preliminary Design Review), CDR(Critical Design Review)を行う。ここで、製造段階に移行可能であることを判断する。その後最終試験を行い、打ち上げ可能であれば打ち上げを行う。

## 謝辞

本衛星を設計するにあたり、大阪大学大学院工学研究科機械工学専攻の山田克彦教授と荘司泰弘助教には、様々なご指摘や数多くのアドバイスを頂きました。東京大学大学院工学系研究科航空宇宙工学専攻学術支援専門職員の小畑俊裕様にも、的確なご指摘とアドバイスを頂きました。この場を借りて、深くお礼申し上げます。

昨年の衛星設計コンテスト「SORA」設計メンバーの方々からは多くの助言と励ましを頂きました。心から感謝いたします。

これまで機械工学を勉強してきた我々にとって、人工衛星という大きなシステムの設計をすることは初めての挑戦でした。多岐にわたる技術の集合体を作り上げることの難しさと、様々な分野に跨る人と人との連携の大切さ、そしてチームでひとつのシステムを作り上げる喜びを実感することができました。この経験は我々にとって貴重なものとなります。最後に、このような機会を与えてくださった関係者の皆様に感謝の意を示させて頂き、謝辞とさせていただきます。

## 参考文献

- [1] JAXA 超低高度衛星技術試験機「SLATS」  
[http://www.jaxa.jp/projects/sat/slats/index\\_j.html](http://www.jaxa.jp/projects/sat/slats/index_j.html)
- [2] 歌島昌由: 軌道設計の応用-いろいろな衛星ミッションと摂動の利用と制御-
- [3] CloudSat HP  
<http://cloudsat.atmos.colostate.edu/>
- [4] CALIPSO HP  
<http://www-calipso.larc.nasa.gov/>
- [5] Terra HP  
<http://terra.nasa.gov/>
- [6] Aqua HP  
<https://aqua.nasa.gov/>
- [7] JAXA 温室効果ガス観測技術衛星「いぶき」  
<https://aqua.nasa.gov/>
- [8] IPCC, 気象庁: 気候変動に関する政府間パネル第5次評価報告書  
<http://www.data.jma.go.jp/cpdinfo/ipcc/ar5/index.html>
- [9] 日本エアロゾル学会, 高橋幹二: エアロゾル学の基礎, 森北出版, 2003
- [10] エアロゾルを宇宙から観る  
<http://www.mri-jma.go.jp/Dep/ap/ap1lab/member/tsekiyam/files/satellite2011.pdf>
- [11] Hyperion HP  
<https://www.nasa.gov/subject/7218/hyperion/>
- [12] 茂原正道: 宇宙システム概論—衛星の設計と開発, 培風館, 1995
- [13] 茂原正道, 鳥山 芳夫: 衛星設計入門, 培風館, 2006
- [14] 東北大学超小型衛星開発チーム: マイクロサット開発入門, 東北大学出版会, 2011
- [15] Beutler, Gerhard: Methods of Celestial Mechanics
- [16] H. Schaub, J. Junkins: Analytical Mechanics of Space Systems
- [17] JAXA: 宇宙機用推進系設計標準 JERG-2-340A
- [18] JAXA: 宇宙用高圧ガス機器技術基準 JERG-0-001D
- [19] K.Y. リン, 森大吉郎, 富田文治: 構造力学の確率論的方法, 培風館, 1972
- [20] 山本真裕, 高椋輝, 大登裕樹, 酒井茂: 衛星用リチウムイオン電池の開発, FB テクニカルニュース No.56号, 2000
- [21] 高野忠, 小川明: 宇宙通信および衛星放送, コロナ社, 2001