

地球-月系 L_2 点ハロー軌道周回衛星「颯」

大阪大学大学院工学研究科機械工学専攻/大阪大学工学部応用理工学科

岩淵真和 岩郷浩武 北村颯太 田坂直也 西下敦青 分領勇貴 / 齋藤涼 楯大樹

1 ミッションデザイン

1.1 背景

宇宙には、地球外生命体の存在や宇宙の起源等の様々な謎を解く鍵が存在する。その鍵は地球から遠く離れた月や火星、水星等の惑星や小惑星にあると期待され、これまでに多くの惑星探査衛星が打ち上げられてきた。今後、宇宙事業は地球近傍のみを対象とするにとどまらず、より遠方へその範囲を広げることは容易に想像できる。

宇宙事業範囲拡大の第一歩として、我々人類にとって最も身近な存在である月が挙げられる。月は今後、火星探査のための中継地点や宇宙望遠鏡の設置場所の候補地と考えられ、深宇宙探査における第一歩として注目が集まっている。特に、月の周辺には長期間人工衛星を滞在させることが可能なハロー軌道という軌道が存在し、スペースコロニーや月面基地との中継衛星の設置場所としても期待されており、今後利用価値は上がっていくと考えられる。これまでいくつかの月探査衛星が打ち上げられているが、その経費は膨大であり打ち上げ機会を多く設けることができないことが問題である。そこで我々は開発コストの比較的小さな超小型衛星を使って、地球周回から月の裏側に存在するハロー軌道までの軌道設計および実証とハロー軌道上での軌道保持による長期滞在を行う人工衛星「颯」を提案する。これにより、将来のハロー軌道上での人工衛星運用の可能性を広げ、今後の日本の惑星探査に大きく貢献できる。

1.2 電気推進による軌道遷移

本衛星は H-IIA ロケットによるピギーバックを想定しているため、地球周回軌道からハロー軌道までの軌道遷移を考慮した推進方法を選定する必要がある。従来の人工衛星のエンジンには主に化学推進が使用されてきた。化学推進とは、化学燃料と酸化剤を燃焼室で燃やし、得られた高温高压のガスを噴射することで推力を得る方法である。化学推進は推力が大きい反面、比推力が小さいという短所がある。そのため、化学推進は多くの推進剤を搭載する必要があり、その分人工衛星の重量が増える。長期ミッションの場合、さらに推進剤が必要となる。

そこで近年、電気によって推進力を得る電気推進エンジンが多く利用されるようになってきた。化学推進と比

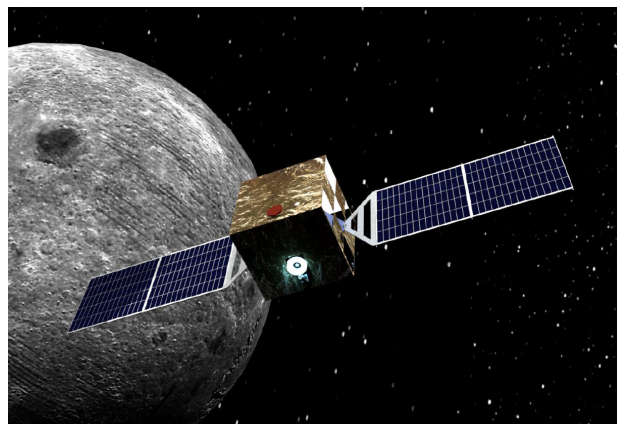
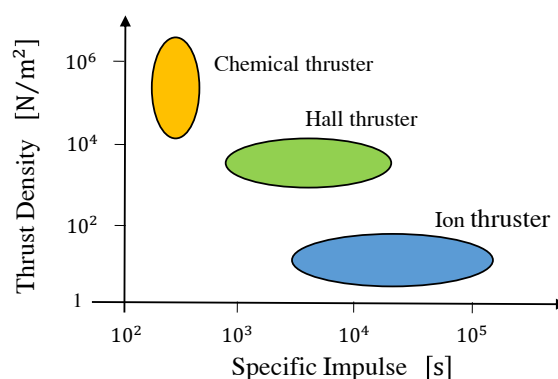
図 1.1: 地球-月系 L_2 点周回衛星「颯」

図 1.2: 各種推進法の性能比較

較し、推力は小さいため軌道遷移に時間を要するが、比推力が大きいため少ない燃料で長期間推進力を得られることが電気推進の利点である。超低軌道上で長期間高度を維持しつつ高精度の地球観測を行う人工衛星や深宇宙探査衛星の場合、搭載する推進剤を大幅に減らすことが可能な電気推進が適している。したがって、本衛星のメインエンジンとして電気推進エンジンを採用する。例えば JAXA の超低高度衛星技術試験機「つばめ」(SLATS) は、電気推進を利用して、超低高度における軌道維持および軌道遷移を行っている [1]。他にも JAXA の小惑星探査機「はやぶさ」(MUSES-C) と「はやぶさ 2」(Hayabusa2) は、メインエンジンとして電気推進エンジンを採用した軌道遷移を行っている [2][3]。このように中型や大型の人工衛星では電気推進エンジンを採用している例があるが、超小型衛星においては前例がない。よって、ハロー軌道までの軌道設計にとどまらず電気推進系の成立を確認することは大きな価値を持つ。

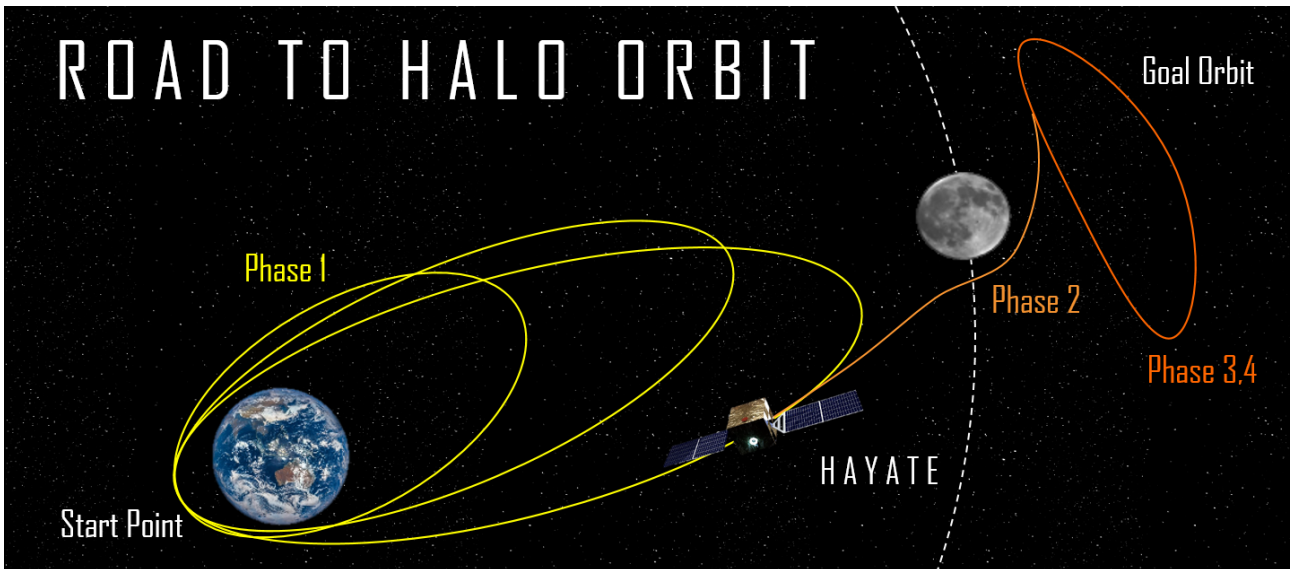


図 1.3: 軌道遷移イメージ

電気推進エンジンはいくつかの種類に分類できる。例えば、アーク放電やマイクロ波等を使って生成したプラズマ状イオンを静電場で加速させ噴射することで推力を得るイオンエンジンや、円環状のプラズマ加速部にホール電流を誘起させ、ホール電流と外部磁場との干渉によりイオンを加速させ推力を得るホールスラスト (HET) などがある。各種推進法の性能を比較し図 1.2 に示す [4]。本衛星は、軌道遷移に比較的大きな推力を必要とするため、比推力はイオンエンジンと比べて多少劣るが、推力の大きい HET を搭載する。また、HET を搭載した本衛星「颯」を図 1.1 に示す。

1.3 地球-月系ラグランジュ点周回軌道の利用

宇宙空間における人工衛星の運動を考えると、人工衛星が天体に及ぼす影響を無視したモデルが一般的に用いられる。特に 2 天体と人工衛星の運動を考える制限 3 体問題というモデルがよく用いられる。このとき、2 天体がお互いの共通重心を中心として円運動すると仮定した場合を円制限 3 体問題という。円制限 3 体問題においては重力場の平衡点であるラグランジュ点というものがある。ラグランジュ点は 5 つ存在しそれぞれ L_1 点から L_5 点と呼ばれる。ラグランジュ点周りには様々な軌道が存在し、代表的な軌道に 2 天体のなす平面に完全に含まれるリアプノフ軌道や、垂直成分を持ちリサージュ図形を描く非周期軌道のリサージュ軌道がある。リサージュ軌道の中でも、特に振幅を大きくすることで周期軌道となるものをハロー軌道という。

1978 年に NASA と ESA によって打ち上げられた ISEE-3/ICE が太陽-地球系 L_1 点のハロー軌道に初めて投入されて以来、ハロー軌道を利用した様々な計画がな

されてきた。代表的なものを挙げると、1995 年に NASA によって打ち上げられた太陽観測機 SOHO がある [5]。SOHO は太陽-地球系 L_1 点周りのハロー軌道を利用した人工衛星であり、太陽観測を行い、太陽風や宇宙天気予報等を主なミッションとしている。JAXA でも太陽-地球系 L_2 点のハロー軌道を利用した赤外線天文衛星 SPICA が現在計画中である [6]。ハロー軌道は公転する天体とともに運動するため、中心天体の観測や深宇宙探査などに利用できる可能性があり、科学的にも天文学的にも非常に利用価値の高い軌道である。

太陽-地球系だけではなく、地球-月系のハロー軌道を利用したミッションも提唱されている [7][8]。具体的には、地球-月系 L_2 点ハロー軌道上に人工衛星を滞在させることで、中継衛星としての役割を果たすことが可能となる。また地球と、月の裏側に設置される月面基地や人工衛星との通信回線を確保できる。さらに、ハロー軌道はスペースコロニーや宇宙望遠鏡の設置場所として適していると考えられ、候補地とされている。例えば、NASA のアルテミス計画は 2010 年に地球-月系 L_1 点と L_2 点周回軌道で月の電離層の観測を行っている [9]。その他にも JAXA と東大が共同提案したキューブサット EQUULEUS の打ち上げが 2018 年度に予定されており、 L_2 点周回軌道への投入が計画されている [10]。最近では 2018 年 6 月に中国の通信衛星である鵲橋が L_2 点周回軌道に到達した。このように地球-月系ラグランジュ点を利用した人工衛星は多く提案されているが、本衛星のような超小型衛星ながらも地球周回軌道からハロー軌道へ遷移可能な人工衛星はこれまでにない。本衛星の実証により、今後の月探査衛星の打ち上げ機会を増やし、様々なミッションを遂行することが可能となる。

1.4 ミッション目的

本衛星は、まず電気推進を用いて軌道遷移を行い、地球周回軌道高度を上昇させる。軌道高度を上昇させた後、月フライバイを行い、月の裏側にある地球-月系 L_2 点周りのハロー軌道に人工衛星を投入する。ハロー軌道上では軌道推定によって得られた軌道データを基に人工衛星の軌道保持を行い、2つのサブミッションを実行する。さらに、ハロー軌道上においては多量の推進剤を消費することなく軌道保持が可能であることを実証する。主なミッション目的を次にまとめる。

- 電気推進を用いた超小型衛星の軌道遷移の実証
- 電気推進を用いた地球周回軌道の高度上昇
- 地球-月系 L_2 点ハロー軌道への遷移
- ハロー軌道上での人工衛星の軌道保持およびサブミッションの実行
- 軌道保持に要する推進剤の概算

1.5 ミッション意義

本衛星のミッション意義を以下にまとめる。

- 超小型衛星の軌道設計および実証による中型や大型衛星開発への寄与
- 今後の電気推進を用いた超小型衛星開発への寄与
- 放射線測定による今後の宇宙開発への貢献
- ハロー軌道上に滞在する人工衛星との通信回線の確保による通信衛星開発への貢献
- 地球周回軌道からハロー軌道までの軌道設計による汎用性の拡大

本衛星は、電気推進による地球-月系 L_2 点ハロー軌道までの軌道設計および実証を行う。開発コストの比較的小さい超小型衛星を利用することで、将来、ハロー軌道を利用した中型から大型の人工衛星における軌道設計やバス部設計に役立つと考えられる。

また、地球近傍の放射線帯であるヴァンアレン帯と、地球-月系 L_2 点ハロー軌道付近で放射線の測定を行う。これにより、将来の有人宇宙飛行や宇宙への移住を考える際の被ばく量推定や放射線防護対策に貢献すると期待される。

本衛星は、ハロー軌道上で人工衛星の軌道保持を行い地上局と通信する。地上局とハロー軌道上に滞在する人工衛星との通信回線を確保することで、将来的に月の裏側に月面基地や人工衛星を設置した場合、中継衛星としての役割を果たすことができる。また高精度な軌道制御や姿勢制御を実現した場合、Xバンド通信や光通信等の大容量通信を可能とする。

本ミッションは、近地点高度 287 [km] という高度の低い軌道を初期投入軌道とし、地球周回軌道から脱出する軌道の設計および実証を行う。低高度からの軌道設計により、ピギーバックを想定とする本衛星は打ち上げ機会を多く得られ、ミッションの汎用性の拡大が期待できる。

1.6 ミッション要求

本ミッションを遂行するために要求される事項を以下にまとめる。

- 打ち上げ時の荷重や振動に耐えうる構造の保有
- 低燃料で遷移可能とする初期投入軌道の選定
- 軌道遷移を可能にする電気推進エンジンの搭載
- 必要な電力を確保できる太陽光パネルの保有
- 1局の地上局での衛星運用

以上の要求を満たすように人工衛星の設計を行う。

2 ミッション解析

2.1 推進機関の選定

本衛星はメインエンジンとして、電気推進であるホールスラスト (HET) を使用する。HET は電気推進の中でも、推力が比較的大きく、地球周回軌道から軌道遷移する本衛星に適している。本衛星には BUSEK 社の BHT-200 を搭載する。BHT-200 の外観を図 2.1 に示す。また、BHT-200 の性能を表 2.1 に示す。



図 2.1: BUSEK 社の BHT-200

表 2.1: HET の性能

項目	数値	単位
ノミナル電力	200	W
ノミナル推力	13.5	mN
比推力	1375	s

BHT-200 の HET のノミナル電力は 200 [W] と超小型衛星で使用するには消費電力が大きい。また、HET の性能は、おおよそ消費電力に比例して劣化していくとされている。そこで本衛星は、この HET を使用するにあたり、ノミナル電力を 80 [W]、ノミナル推力 5.0 [mN] とする。

2.2 軌道設計

2.2.1 軌道概要

電気推進は化学推進と比較して推力が小さいため、十分に地球周回高度を上昇させた後、ハロー軌道に遷移する必要がある。このような軌道を実現するために、人工衛星の軌道を以下の5つのフェーズに分解する。これらのフェーズをもとにして軌道設計を行い、衛星運用を実施する。

- phase 1 地球周回
- phase 2 リアプノフ軌道投入
- phase 3 ハロー軌道投入
- phase 4 ハロー軌道周回
- phase 5 衛星廃棄

phase 1 では、初期軌道に投入した後、地球周回高度を上昇させる。その際、人工衛星の打ち上げ時期を調整することで、軌道高度が十分上昇したときに人工衛星が月に接近する軌道を設計する。phase 2 では、月の後方を通過させることで月フライバイを行い、リアプノフ軌道に投入する。ここで、一度リアプノフ軌道を経由するのは、軌道設計における解析が比較的容易となるからである。また、遷移軌道を平面に限定することで、最短距離で地球-月系 L_2 点近傍まで到達することができ、効率的な軌道遷移を行うことが可能となると考えたからである。phase 3 では、月の軌道面に対して垂直な方向に推力を与えることで、ハロー軌道に投入する。その後 phase 4 では、ハロー軌道上で人工衛星の軌道保持を行う。

2.2.2 phase 1 地球周回

本衛星は、H-IIA ロケットによって初期軌道に投入された後、電気推進によって軌道高度を徐々に上昇させる。地球周回フェーズにおいては、地球を中心とした地球、月、人工衛星の3体問題を考える。ここでは、座標系として図 2.2 に示す地球中心慣性座標系 ($I: \Sigma_I \{E, \hat{x}, \hat{y}, \hat{z}\}$) および、軌道系 ($O: \Sigma_O \{P, \hat{r}, \hat{s}, \hat{h}\}$) を考える。ただし、 i 軸方向の単位ベクトルを \hat{i} と表現する。

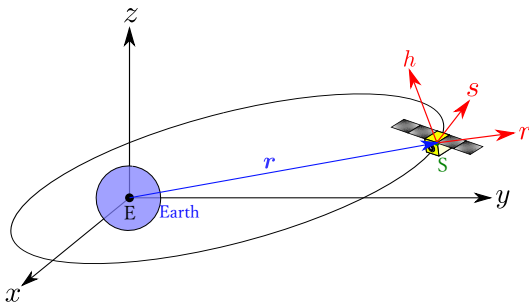


図 2.2: 慣性座標系および軌道系

慣性系における人工衛星の軌道要素および状態変数 \mathbf{x} を

以下の (2.1)–(2.7) 式に示す。

$$p = a(1 - e^2) \quad (2.1)$$

$$f = e \cos(\omega + \Omega) \quad (2.2)$$

$$g = e \sin(\omega + \Omega) \quad (2.3)$$

$$h = \tan\left(\frac{i}{2}\right) \cos(\Omega) \quad (2.4)$$

$$k = \tan\left(\frac{i}{2}\right) \sin(\Omega) \quad (2.5)$$

$$L = \nu + \omega + \Omega \quad (2.6)$$

$$\mathbf{x} = \begin{bmatrix} p & f & g & h & k & L \end{bmatrix}^T \quad (2.7)$$

a : 軌道長半径 [km]

e : 離心率 [-]

ω : 近地点引数 [deg]

i : 軌道傾斜角 [deg]

ν : 真近点離角 [deg]

Ω : 昇交点赤経 [deg]

このとき、人工衛星の運動方程式は次のようになる。

$$\dot{\mathbf{x}} = \mathbf{A}(\mathbf{x})\mathbf{u}_1 + \mathbf{b} \quad (2.8)$$

ただし、(2.8) 式における行列 \mathbf{A} は次式で表される。

$$\mathbf{A} = \begin{bmatrix} 0 & \frac{2p}{q} \sqrt{\frac{p}{\mu_E}} & 0 \\ \sqrt{\frac{p}{\mu_E}} s(L) & \sqrt{\frac{p}{\mu_E}} \frac{1}{q} [(q+1)c(L) + f] & -\sqrt{\frac{p}{\mu_E}} \frac{g}{q} (hs(L) - kc(L)) \\ -\sqrt{\frac{p}{\mu_E}} c(L) & \sqrt{\frac{p}{\mu_E}} \frac{1}{q} [(q+1)s(L) + g] & \sqrt{\frac{p}{\mu_E}} \frac{f}{q} (hs(L) - kc(L)) \\ 0 & 0 & \sqrt{\frac{p}{\mu_E}} \frac{s^2 c(L)}{2q} \\ 0 & 0 & \sqrt{\frac{p}{\mu_E}} \frac{s^2 s(L)}{2q} \\ 0 & 0 & \sqrt{\frac{p}{\mu_E}} \frac{1}{q} (hs(L) - kc(L)) \end{bmatrix} \quad (2.9)$$

ここで、 $\sin(\cdot), \cos(\cdot)$ を $s(\cdot), c(\cdot)$ と省略した。また、(2.9) 式における各パラメータは (2.10) 式および (2.11) 式のように定義される。

$$q = 1 + f \cos(L) + g \sin(L) \quad (2.10)$$

$$s^2 = 1 + h^2 + k^2 \quad (2.11)$$

さらに、ベクトル \mathbf{b} および \mathbf{u}_1 は (2.12) 式および (2.13) 式で表される。

$$\mathbf{b}^T = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & \sqrt{\mu_E p} \left(\frac{q}{p}\right)^2 \end{bmatrix}^T \quad (2.12)$$

$$\mathbf{u}_1^T = \begin{bmatrix} u_r & u_s & u_h \end{bmatrix}^T \quad (2.13)$$

ここで、 \mathbf{u}_1 は HET により人工衛星に加わる入力および種々の摂動力の合力である。人工衛星に加わる摂動力としては、地球の扁平性による摂動力、月の重力を考える。各摂動力は慣性系において (2.14) 式–(2.19) 式のように

表される.

$$F_{J_2x} = -\frac{3J_2\mu_E R_E^2}{2r^5} \left(1 - 5\frac{z^2}{r^2}\right) x \quad (2.14)$$

$$F_{J_2y} = -\frac{3J_2\mu_E R_E^2}{2r^5} \left(1 - 5\frac{z^2}{r^2}\right) y \quad (2.15)$$

$$F_{J_2z} = -\frac{3J_2\mu_E R_E^2}{2r^5} \left(3 - 5\frac{z^2}{r^2}\right) z \quad (2.16)$$

$$F_{Mx} = -\mu_M \frac{x - x_M}{\|\mathbf{r} - \mathbf{r}_M\|^3} - \mu_M \frac{x_M}{\|\mathbf{r}_M\|^3} \quad (2.17)$$

$$F_{My} = -\mu_M \frac{y - y_M}{\|\mathbf{r} - \mathbf{r}_M\|^3} - \mu_M \frac{y_M}{\|\mathbf{r}_M\|^3} \quad (2.18)$$

$$F_{Mz} = -\mu_M \frac{z - z_M}{\|\mathbf{r} - \mathbf{r}_M\|^3} - \mu_M \frac{z_M}{\|\mathbf{r}_M\|^3} \quad (2.19)$$

- x, y, z : 慣性座標系における宇宙機の座標 [km]
 x_M, y_M, z_M : 慣性座標系における月の座標 [km]
 μ_E : 地球の重力定数 (= 398600 [km³/s²])
 μ_M : 月の重力定数 (= 4902.78 [km³/s²])
 r : 宇宙機と地球との距離 [km]
 r_M : 宇宙機と月との距離 [km]
 R_E : 地球の赤道半径 (= 6378.1 [km])
 J_2 : J_2 項の無次元定数 (= 1082.63 × 10⁻⁶)

2つの慣性系で表された摂動力および月の重力は軌道系に座標変換し $\mathbf{u}_{J_2}, \mathbf{u}_M$ とする. 以上をまとめると, 人工衛星に加わる力は, スラスタによる推力 \mathbf{u}_t , J_2 項による摂動力 \mathbf{u}_{J_2} , 月の重力 \mathbf{u}_M の合力であり, (2.20) 式で表される.

$$\mathbf{u}_1 = \mathbf{u}_t + \mathbf{u}_{J_2} + \mathbf{u}_M \quad (2.20)$$

月の軌道要素を表 2.2 に示す.

表 2.2: 月の赤道面に対する軌道要素

軌道要素	数値	単位
軌道長半径	384400	km
離心率	0.05554	-
軌道傾斜角	20	deg

本衛星の初期投入軌道要素は, 月周回衛星かぐやの初期投入軌道を参考にして表 2.3 のように選択する.

表 2.3: 初期投入軌道要素

軌道要素	数値	単位
軌道長半径	123172	km
離心率	0.9459	-
軌道傾斜角	20	deg

本衛星の初期投入軌道は, 離心率が大きく遠地点が地球から約 220000[km] 離れた長楕円軌道である. 地球月

間の距離は約 380000[km] であるので, 軌道高度をさらに上昇させる必要がある. そこで, 離心率を大きい値に維持した状態で軌道長半径の値を大きくすることを考える. 軌道傾斜角と昇交点赤経に関しては, 月の軌道要素と一致させるものとする. また真近点離角と近地点引数はロケットの打ち上げ時期を調整することで, 人工衛星が高度 380000[km] 付近に到達した時点で, 月が人工衛星の近傍に存在しうまく月フライバイを行うよう調整する. シミュレーション結果と得られた軌道をそれぞれ表 2.4, 図 2.3 に示す. ただし, 得られたシミュレーション結果の各値を以下のように定義し, 以後この表記に従う.

- $t_{f,i}$: phase i の遷移時間
 ΔV_i : phase i の速度増分

表 2.4: シミュレーション結果 (phase 1)

データ名	数値	単位
$t_{f,1}$	120.37	day
ΔV_1	0.8320	km/s

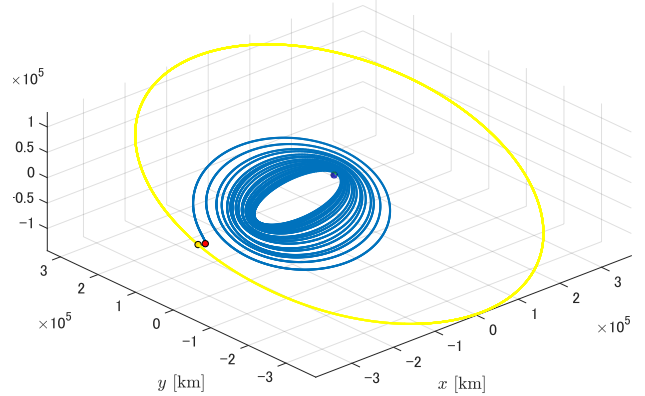


図 2.3: 地球周回軌道 (phase1)

2.2.3 phase 2 リアプノフ軌道投入

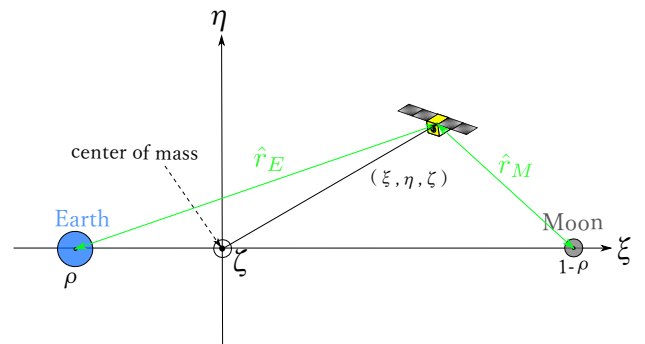


図 2.4: 円制限 3 体問題

phase 2 では月近傍から，月フライバイを行い地球-月系の L_2 点まわりのリアプノフ軌道への遷移を行う．ここでは，図 2.4 のように地球-月系を円制限 3 体問題でモデル化する．したがって，地球-月間の平均距離で正規化した運動方程式として (2.21) 式-(2.23) 式を考える．

$$\begin{aligned} \ddot{\xi} = \xi + 2\dot{\eta} - \frac{1-\rho}{\hat{r}_E^3}(\xi + \rho) \\ - \frac{\rho}{\hat{r}_M^3}(\xi - 1 + \rho) + u_\xi \end{aligned} \quad (2.21)$$

$$\ddot{\eta} = \eta - 2\dot{\xi} - \left(\frac{1-\rho}{\hat{r}_E^3} + \frac{\rho}{\hat{r}_M^3} \right) \eta + u_\eta \quad (2.22)$$

$$\ddot{\zeta} = - \left(\frac{1-\rho}{\hat{r}_E^3} + \frac{\rho}{\hat{r}_M^3} \right) \zeta + u_\zeta \quad (2.23)$$

- D : 地球-月間の平均距離 (= 384400 [km])
- n_{moon} : 円制限 3 体問題における月の角速度 [rad/s]
- τ : n_{moon} で正規化した時刻
- $(\dot{\cdot})$: τ による微分
- \hat{r}_E : D で正規化した人工衛星と地球との距離 [km]
- \hat{r}_M : D で正規化した人工衛星と月との距離 [km]
- ρ : 円制限 3 体問題における月と地球の質量比
- u_i : 入力 i 成分

また，入力 $\mathbf{u}_2 = [u_\xi, u_\eta, u_\zeta]^T$ は HET により発生させる加速度を正規化したものである．よって，その加速度の最大値を u_{max} とおくと，以下の不等式を満たさなければならない．

$$|\mathbf{u}_2| = \sqrt{u_\xi^2 + u_\eta^2 + u_\zeta^2} \leq \frac{u_{\text{max}}}{Dn_{\text{moon}}^2} \quad (2.24)$$

さらに，月近傍における人工衛星の初期位置および速度の ζ 成分は 0 であるから，遷移軌道を平面に限定する．この制約により，運動方程式は (2.21) 式および (2.22) 式のみとなる．また， $u_\zeta = 0$ である．

次に phase 2 の軌道設計について述べる．ここでは，消費燃料を最小とする非線形最適化問題を解くことで軌道を設計する．目的関数 Γ_2 を (2.25) 式のように定義する．

$$\Gamma_2 = \int_{\tau_{0,2}}^{\tau_{f,2}} \frac{u_\xi^2 + u_\eta^2}{2} d\tau \quad (2.25)$$

さらに，phase 2 の初期条件を phase 1 の最終状態とし，終端条件を地球-月系 L_2 点周りのリアプノフ軌道とする．

まず人工衛星の初期条件について述べる．phase 2 の初期条件は phase 1 の終端条件と一致させる．phase 1 では地球中心慣性座標系で考えているので phase 2 の初期条件に適用するために地球中心慣性座標系 ($I: \Sigma_I[E, \hat{x}, \hat{y}, \hat{z}]$) から円制限 3 体問題の座標系 ($C: \Sigma_C[G, \hat{\xi}, \hat{\eta}, \hat{\zeta}]$) へと変換する．2 つの座標系の関係を図 2.5 に示す．

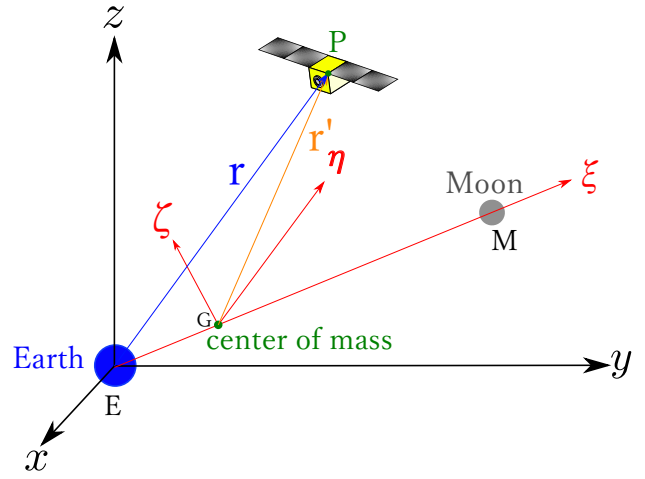


図 2.5: I 系と C 系の位置関係

phase 1 の終端条件を地球中心慣性座標系から円制限 3 体問題の座標系へと変換した位置および速度成分をそれぞれ $\xi_{f,1}, \eta_{f,1}, \dot{\xi}_{f,1}, \dot{\eta}_{f,1}$ とすると，phase 2 の初期条件は次のようになる．

$$\xi_{0,2} = \xi_{f,1} \quad (2.26)$$

$$\eta_{0,2} = \eta_{f,1} \quad (2.27)$$

$$\dot{\xi}_{0,2} = \dot{\xi}_{f,1} \quad (2.28)$$

$$\dot{\eta}_{0,2} = \dot{\eta}_{f,1} \quad (2.29)$$

次に人工衛星の終端条件について述べる．図 2.6 のように， L_2 点を原点としたときのリアプノフ軌道の座標および速度を L_2 点周りの位相角 ϕ_L をパラメータとして表す．

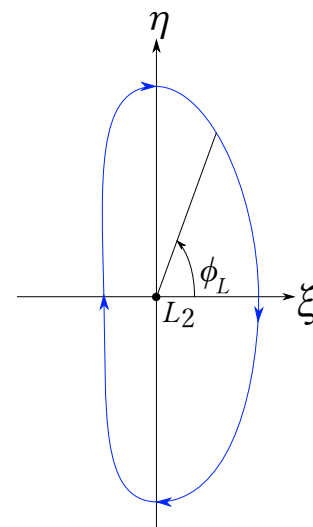


図 2.6: リアプノフ軌道の位相角 ϕ_L

このときの軌道上の座標および速度をそれぞれ $\xi_L(\phi_L), \eta_L(\phi_L), \dot{\xi}_L(\phi_L), \dot{\eta}_L(\phi_L)$ とすると，終端条件は次の

ようになる。

$$\xi_{f,2} = \xi_L(\phi_L) \quad (2.30)$$

$$\eta_{f,2} = \eta_L(\phi_L) \quad (2.31)$$

$$\dot{\xi}_{f,2} = \dot{\xi}_L(\phi_L) \quad (2.32)$$

$$\dot{\eta}_{f,2} = \dot{\eta}_L(\phi_L) \quad (2.33)$$

ここで、リアプノフ軌道のデータは (2.21) 式–(2.23) 式の円制限 3 体問題の運動方程式を L_2 点周りで 4 次のルンゲクッタ法を用いて解を得るが、これは離散データである。このままでは扱いにくいので、この離散データをエルミート補間法を用いて連続データとしたものを $\xi_L(\phi_L), \eta_L(\phi_L), \dot{\xi}_L(\phi_L), \dot{\eta}_L(\phi_L)$ とする。

以下、phase 2 の最適化計算結果およびシミュレーション結果を示す。まず、表 2.5 に、最適化計算により得られた諸データを示す。ただし、表中の ϕ_L はリアプノフ軌道への投入点における位相角である。さらに、シミュレーションにより得られた軌道を図 2.7 に示す。

表 2.5: シミュレーション結果 (phase 2)

データ名	数値	単位
$t_{f,2}$	10.18	day
ϕ_L	-1.9729	rad
ΔV_2	0.0658	km/s

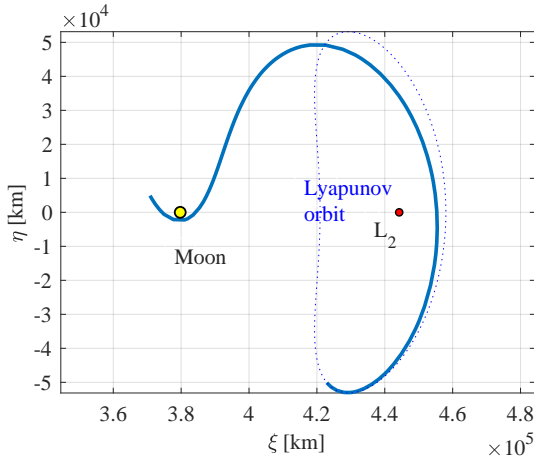


図 2.7: 遷移軌道 (phase 2)

2.2.4 phase 3 ハロー軌道投入

phase 3 では地球-月系の L_2 点まわりのリアプノフ軌道からハロー軌道への遷移を行う。ここでは ζ 成分も考慮するので運動方程式は (2.21)–(2.23) 式となる。軌道設計は phase 2 と同様に最適化計算を行う。目的関数は

(2.25) 式に ζ 成分を加えたものを用いる。すなわち、目的関数 Γ_3 を (2.34) 式のように定義する。

$$\Gamma_3 = \int_{\tau_{0,3}}^{\tau_{f,3}} \frac{u_\xi^2 + u_\eta^2 + u_\zeta^2}{2} d\tau \quad (2.34)$$

また、phase 2 の最終状態から連続的にハロー軌道へと遷移することを考えるので、phase 3 の初期条件は phase 2 の最終状態とする。ハロー軌道の位置および速度を位相角 ψ_H で表すことを考える。位相角 ψ_H は、ハロー軌道を $\xi\eta$ 平面に射影して得られる閉曲線に対して図 2.6 の ϕ_L と同様に定義する。さらに、ハロー軌道のデータもリアプノフ軌道と同様に離散データであり、エルミート補間法を用いて連続データとしたハロー軌道上の座標および速度を $\xi_H(\psi_H), \eta_H(\psi_H), \dot{\xi}_H(\psi_H), \dot{\eta}_H(\psi_H)$ として終端条件を定める。終端条件は (2.35)–(2.38) 式のようになる。

$$\xi_{f,3} = \xi_H(\psi_H) \quad (2.35)$$

$$\eta_{f,3} = \eta_H(\psi_H) \quad (2.36)$$

$$\dot{\xi}_{f,3} = \dot{\xi}_H(\psi_H) \quad (2.37)$$

$$\dot{\eta}_{f,3} = \dot{\eta}_H(\psi_H) \quad (2.38)$$

以下、phase 3 の最適化計算結果およびシミュレーション結果を示す。まず、表 2.6 に最適化計算により得られた諸データを示す。ただし、表中の ψ_H はハロー軌道への投入点における位相角である。さらに、シミュレーションにより得られた軌道を図 2.8 に示す。

表 2.6: シミュレーション結果 (phase 3)

データ名	数値	単位
$t_{f,3}$	32.34	day
ψ_H	3.0833	rad
ΔV_3	0.1844	km/s

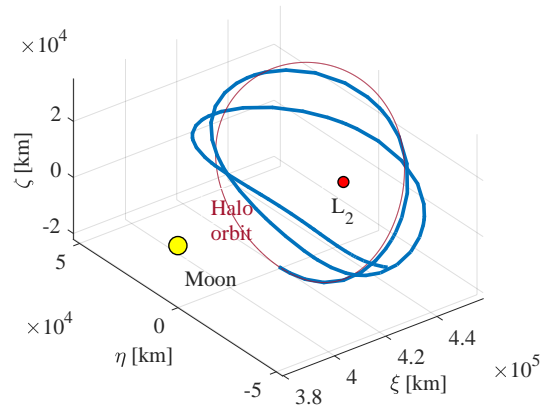


図 2.8: 遷移軌道 (phase 3)

2.2.5 phase 4 ハロー軌道周回

phase 4 では Range And Range Rate(RARR) とカルマンフィルタによって推定した軌道誤差のデータを基に、ハロー軌道上で人工衛星の軌道保持を行う。RARR による軌道推定に関しては 2.3 節で述べる。

まず、軌道制御の方針について説明する。ハロー軌道上の初期時刻 $t = t_0$ における状態 $\mathbf{x}_h(t_0) = [\mathbf{p}^T(t_0), \mathbf{v}^T(t_0)]^T$ と、 $t = t_f$ における状態 $\mathbf{x}_h(t_f) = [\mathbf{p}^T(t_f), \mathbf{v}^T(t_f)]^T$ の関係が関数 \mathbf{F} によって (2.39) 式で表されるとする。ここで、 \mathbf{p}, \mathbf{v} はそれぞれ人工衛星の位置ベクトルと速度ベクトルを表す。

$$\mathbf{x}_h(t_f) = \mathbf{F}(\mathbf{x}_h(t_0)) \quad (2.39)$$

$t = t_0$ において $\delta\mathbf{x}_h(t_0) = [\delta\mathbf{p}^T(t_0), \delta\mathbf{v}^T(t_0)]^T$ の軌道誤差が生じ、それに伴い $t = t_f$ において $\delta\mathbf{x}_h(t_f) = [\delta\mathbf{p}^T(t_f), \delta\mathbf{v}^T(t_f)]^T$ の軌道誤差が生じたとすると (2.40) 式が得られる。

$$\mathbf{x}_h(t_f) + \delta\mathbf{x}_h(t_f) = \mathbf{F}(\mathbf{x}_h(t_0) + \delta\mathbf{x}_h(t_0)) \quad (2.40)$$

右辺をテイラー展開し 2 次項を無視する。式を整理すると (2.41) 式が得られる。

$$\delta\mathbf{x}_h(t_f) = \left. \frac{\partial \mathbf{F}}{\partial \mathbf{x}_h} \right|_{\mathbf{x}_h=\mathbf{x}_h(t_0)} \delta\mathbf{x}_h(t_0) \quad (2.41)$$

ここで $\partial \mathbf{F} / \partial \mathbf{x}_h|_{\mathbf{x}_h=\mathbf{x}_h(t_0)}$ は誤差に関する状態遷移行列であり $\Phi(t_f, t_0)$ とおく。状態遷移行列は数値計算により求める。さらに、 $t = t_0, t_1, t_2, \dots, t_N \in [t_0, t_f]$ において増速度量 $\Delta\mathbf{v}_0, \Delta\mathbf{v}_1, \Delta\mathbf{v}_2, \dots, \Delta\mathbf{v}_N$ が付加されたと考え、 $t = t_f$ の軌道誤差は (2.42) 式で得られる。

$$\delta\mathbf{x}_h(t_f) = \Phi(t_f, t_0)\delta\mathbf{x}_h(t_0) + \sum_{i=0}^N \Phi_v(t_f, t_i)\Delta\mathbf{v}_i \quad (2.42)$$

ここで、 Φ_v は速度に関する部分である Φ の 4 列目から 6 列目の行列である。 $t = t_f$ における軌道誤差を 0 に収束させるには $\delta\mathbf{x}_h(t_f)$ が 0 となればよい。よって、軌道誤差を 0 に収束させるのために必要な増速度量は (2.43) 式で得られる。

$$\begin{bmatrix} \Delta\mathbf{v}_0 \\ \Delta\mathbf{v}_1 \\ \Delta\mathbf{v}_2 \\ \vdots \\ \Delta\mathbf{v}_N \end{bmatrix} = - \left(\begin{bmatrix} \Phi_v^T(t, t_0) \\ \Phi_v^T(t, t_1) \\ \Phi_v^T(t, t_2) \\ \vdots \\ \Phi_v^T(t, t_N) \end{bmatrix} \right)^T \Phi(t, t_0)\delta\mathbf{x}_h(t_0) \quad (2.43)$$

ここで、右辺の逆行列は擬似逆行列を用いる。これにより、軌道修正に要する増速度量を軌道誤差より求めることが可能となる。

次に、必要増速度量を計算することにより必要な推進剤の重量を概算する。目標とするハロー軌道上から一定の

軌道誤差が生じた場合、軌道修正に必要なとなる増速度量を求める。シミュレーションでは、ハロー軌道上から各軸に対して軌道誤差が生じた場合を考える。後述する軌道推定誤差が 5 [km] 以内に収まることから、余裕をもってここでは軌道誤差を各軸 10 [km] とする。このとき、軌道誤差を各軸において収束させるために必要となる増速度量を求める。軌道修正に要する時間は半日とした。また電気推進のような連続推進を実現するために、半日を 100 分割と細かく区切って各点での必要増速度量を求める。シミュレーション結果を表 (2.7) に示す。

表 2.7: シミュレーション結果 (phase 4)

データ名	数値	単位
$t_{f,4}$	0.5	day
ΔV_4	0.0017	km/s

以降の周回に関しては、軌道修正をする毎に ΔV_4 分燃料を消費するものとする。

2.2.6 phase 5 衛星廃棄

ハロー軌道は不安定な軌道であるため、軌道保持なしでは人工衛星はハロー軌道上に留まることができない。よって軌道保持が不可能となり、人工衛星がハロー軌道近傍から外れたことを確認した段階で運用を終了し廃棄とする。

2.2.7 軌道遷移における推進剤の概算

本ミッションにおける増速度量を表 2.8 にまとめる。

表 2.8: 各 phase における増速度量

phase	1	2	3	4
増速度量 [km/s]	0.8320	0.0658	0.1844	0.0510

ここで phase 4 において、本衛星はハロー軌道上に約 1 年、30 周するものとして概算する。よって、phase 4 では一度軌道修正するために必要な増速度量に周回分をかけた増速度量が必要であると考え。軌道遷移において HET が消費する燃料 m_{HET} の重量を (2.44) 式によって計算する。

$$m_{\text{HET}} = \frac{M\Delta V_{\text{total}}}{gI_{\text{sp}}} \quad (2.44)$$

- M : 人工衛星の重量 (= 50 [kg])
- ΔV_{total} : 増速度量の総和 (= 1133.2 [m/s])
- g : 重力加速度 (= 9.8 [m/s²])
- I_{sp} : 比推力 (= 1000 [s])

ただし、低電力での使用による HET の性能低下を考慮して、比推力は 1000 [s] とした。また、人工衛星の重量は 50[kg] として計算する。よって、軌道遷移において HET が消費する燃料 m_{HET} の重量は (2.45) 式のようになる。

$$m_{\text{HET}} = \frac{50 \text{ [kg]} \times 1133.2 \text{ [m/s]}}{9.8 \text{ [m/s}^2\text{]} \times 1000 \text{ [s]}} = 5.7816 \approx 5.80 \text{ [kg]} \quad (2.45)$$

2.3 軌道推定

地球-月系の L_2 点周りのハロー軌道は不安定なため、衛星の軌道保持が必須である。また地上局は 1 局しか使用しておらず半日は非可視時間となるため、アンテナの角度予測値生成のためにも衛星の軌道推定が必要不可欠である。そこで、Range And Range Rate(RARR)[11] を用いて軌道を推定し、衛星の軌道決定を行った後現在情報と参照軌道の誤差を基にした軌道制御を実施する。アップリンク回線、ダウンリンク回線共に S バンド帯を使用し、コヒーレント方式を採用する。RARR により測定できる情報は距離と距離変化率の 2 つであり、軌道推定のために 6 つの未知量を推定する必要があるが、今回はカルマンフィルタを用いることで未知量を逐次推定する。本ミッションでは Extended Kalman Filter (EKF) と Unscented Kalman Filter (UKF) の 2 つのフィルタを適用する。実際は phase1–phase4 の各フェーズに適用する必要があるが、特に phase4 のハロー軌道周回において高精度な軌道推定が要求される。本衛星で RARR とカルマンフィルタにおける軌道推定の精度を検証することで、ハロー軌道を利用したスペースコロニーや月の裏側の基地との中継衛星の軌道設計に大きく貢献できる。さらにサブミッションの 1 つである軌道推定をもとにハロー軌道上での外乱測定を実施することができるなど、重要な役割を果たす。また 2 つのカルマンフィルタを使用することで、性能を比較するとともに軌道推定の妥当性を確認する。ここで、軌道推定にあたって衛星と地上局それぞれで正確な時刻を取得する必要があるが、わずか 100 万分の 1 秒のずれが約 300 [m] の測距誤差となる。ハロー軌道は数百メートルの位置誤差で軌道保持を行うことができなくなるため、地上局に原子時計を設置することで測距誤差を最小に抑える。

(2.21)–(2.23) 式の連続時間状態方程式を考え、サンプリング時間 10 [s] で離散化する。また、観測方程式は (2.46) 式のように定義する [19]。

$$\begin{bmatrix} y_R \\ y_{RR} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \|\xi, \eta, \zeta\|^T \\ [\xi, \eta, \zeta] \cdot [\dot{\xi}, \dot{\eta}, \dot{\zeta}]^T / \|\xi, \eta, \zeta\|^T \end{bmatrix} \quad (2.46)$$

状態変数の初期値は Newton 法により求める。設計パラメータを表 2.9 にまとめる。

表 2.9: 設計パラメータ

Standard deviation of system noise	0 km
Standard deviation of observation noise	1.00 km
$\sigma_{\xi}, \sigma_{\eta}, \sigma_{\zeta}$ $\sigma_{v\xi}, \sigma_{v\eta}, \sigma_{v\zeta}$	0.006 km/s
Sampling time	10 s

今回、地上局としては JAXA 沖縄第 2 局のみを使用するため、通信可能時間は最大で半日である。よって、軌道推定もその時間内で行う必要がある。そこで軌道推定の手段としては、半日軌道推定を行った後、(2.21)–(2.23) 式のダイナミクスに基づき慣性航行を行うものとする。つまり、観測と慣性航行を半日毎に切り替えながら行う。

以上の条件下で EKF, UKF とともに 100 回シミュレーションを行った。各軸の自乗平均誤差と Root Sum Square(RSS) をそれぞれ図 2.9 と図 2.10 に示す。軌道推定によって自乗平均誤差が 12×10^5 [s](ハロー軌道 1 周分) までに各軸 5 [km] 以内に収まっていることが分かる。また図 2.10 から RSS 値が 5 [km] 以内に収まっていることがわかり、高精度な軌道推定を行うことが可能である。また EKF と UKF の結果を比較すると、UKF の方がわずかに誤差は小さいものの、大きな違いは見られず軌道推定の妥当性が確認できる。

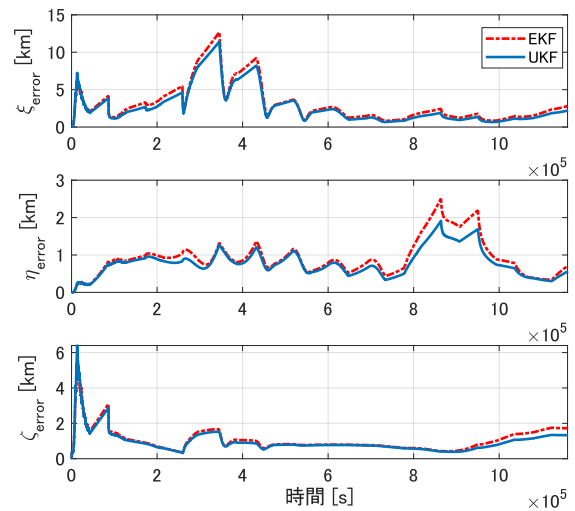


図 2.9: 各軸の自乗平均誤差

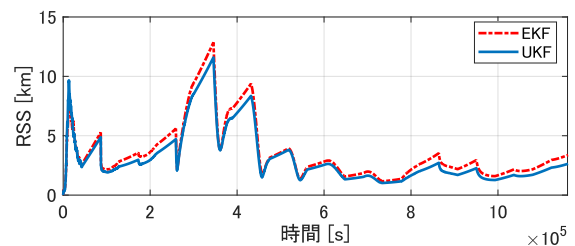


図 2.10: Root Sum Square(RSS)

2.4 サブミッション

2.4.1 宇宙放射線測定

本衛星は、ヴァンアレン帯および地球-月系 L_2 点ハロー軌道上における宇宙放射線を測定することをサブミッションの一つとする。

宇宙空間における放射線は人工衛星の搭載機器に多大な影響を及ぼし、特に半導体素子はその集積度が上がるにつれて放射線に対する耐性が弱くなる。長期的なミッションを有する人工衛星は、その影響を事前に考慮した上で、衛星設計を行う必要がある。さらに宇宙放射線は人体にも大きな支障をもたらす、宇宙放射線測定は将来的な有人宇宙飛行や宇宙への移住を考えた場合の対策につながることを期待できる。そこで本衛星のサブミッションとして、第一にハロー軌道上での宇宙放射線測定を行うこととする。また、本衛星の地球周回フェーズにおける軌道は楕円軌道であり、近地点においてヴァンアレン帯を複数回通過する。こちらも放射線測定を行い、放射線と太陽光パドルの劣化具合の関係を調査する。具体的には、宇宙放射線のエネルギーおよび照射時間と太陽光パドルの発電力の劣化率の関係を評価する。

本衛星では、明星電気株式会社製の宇宙放射線モニターを採用し、その諸元を表 2.10 に示す。本放射線モニターはシリコン半導体センサにより、プロトンや電子、その他の粒子の測定が可能である。

表 2.10: 宇宙放射線モニターの諸元

項目	値	単位
測定範囲	70, 300, 700, 1000	keV
電源電圧	5.0	V
最大消費電力	0.22	W
視野 (半頂角)	45	deg
質量	280	g
寸法	126 × 107 × 28.7	mm ³

本放射線モニターによる計測項目を以下に記載する。

- シングルイベント・アップセット、ラッチアップ、暴走
- エラー発生アドレス、書き込みパターン
- データ取得時間：5000 [s/day]、常時 ON

このように本衛星は超小型衛星ながらも軌道遷移の工学ミッションだけに留まらず、宇宙放射線測定といった理学ミッションも遂行可能であることが実証される。したがって、工学ミッション系は本衛星のシステムを採用しながらも理学ミッション系を変更することで様々なミッ

ションを遂行する超小型衛星にも応用できる。

2.4.2 ハロー軌道上での外乱測定

本衛星は phase 4 において、ハロー軌道上に人工衛星を維持するための軌道保持制御を行う。ハロー軌道は不安定な軌道ではあるが、理論上は多量の推進剤を消費することなく軌道保持が可能であるとされる。ただし、実際は太陽輻射圧や他天体からの摂動等の外乱により軌道誤差が生じ、軌道修正のために余分な推進剤を必要とする可能性がある。よって、事前に概算される推進剤の消費量と実際の消費量より、外乱の大きさを推定する。

また、本衛星は軌道保持のための十分な推進剤がなくなり軌道修正ができなくなった時点で軌道保持制御を止める。その後一定期間は推進剤なしでハロー軌道近傍に居続けることが可能であると考えられる。ただし、この時もまた、外乱により予想よりも早くハロー軌道から外れてしまう可能性がある。よって、軌道推定により得られた軌道データに基づき、シミュレーションによって得られる軌道と実際の軌道を比較することで外乱の大きさを推定する。

このサブミッションの利点は、宇宙放射線測定のサブミッションと違い搭載機器を増やすことなく、メインミッションの延長で行うことができる点である。

2.5 衛星運用

2.5.1 初期運用

本衛星はロケットから分離された後、まず初期運用を行う。初期運用の流れを図 2.11 にまとめる。ホールスラスト (HET) の動作確認において、HET の性能や癖を評価しておく。具体的には、軌道誤差および姿勢誤差から評価する。設計した軌道と推定した軌道との誤差より、進行方向が妥当であるか確認する。また、HET の推力軸と進行方向が一致するように設計するが、実際に宇宙空間で HET を駆動する際には 1 [mm] 程度のずれが存在すると考えられる。このずれについて、スラスト動作確認時に評価する。

2.5.2 ミッション運用

初期運用完了後、ミッション運用に移行する。ミッション運用は軌道計画で述べたように、地球周回軌道、リアプノフ軌道投入、ハロー軌道投入、ハロー軌道周回、衛星廃棄の 5 つのフェーズからなる。さらに、各フェーズにおいて本衛星は 5 つの運用モードに基づき運用を行う。

- 通常運用モード

人工衛星に太陽光が当たり、十分に電力が確保できる場合は HET による推進や充電、通信を基本的に

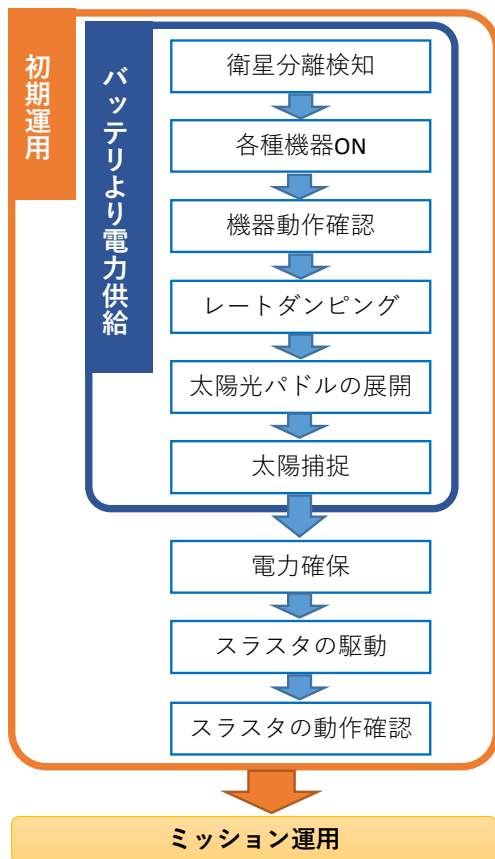


図 2.11: 初期運用の流れ

同時に行う。また、人工衛星が地球や月の影に入り、十分な電力が確保できない場合はバッテリーを駆動させることで必要電力を賄う。ただし、本衛星は HET を駆動する電力が約 80 [W] と非常に大きく、バッテリーに充電された電力分では電力が足りなくなることが考えられる。そこで、人工衛星が日陰時にあり、かつバッテリーにより供給される電力が十分でない場合は HET を停止し慣性航行を行う。このモードを通常モードと呼ぶ。

- アンローディングモード (UL モード)

リアクションホイール (RW) に蓄積された角運動量を放出する操作をアンローディングと呼ぶ。本衛星では電力の関係からアンローディングを日照時のみ行う。日陰時に蓄積角運動量が RW の飽和量に達することがないように、いずれかの RW に蓄積した角運動量が RW の飽和角運動量の半分に達したときアンローディングを行う。日陰時に RW に蓄積した角運動量が RW の飽和角運動量の半分に達した場合は、次の日照時に速やかにアンローディングを行う。このモードを UL モードと呼ぶ。

- 通信モード

本衛星にはアンテナを +X パネルと +Z パネルに搭載し、通信可能姿勢を大きく確保しているが、通常時 HET の推力軸方向に姿勢が拘束されている。地

上局との通信は基本的に通常運用モードで行うが、HET を稼働させたままでは通信できない姿勢である場合に HET を止め、RW により通信できる姿勢に変更し、地上局と通信を行う。このモードを通信モードと呼ぶ。

- 軌道修正モード

phase 4 のハロー軌道周回フェーズにおいては、人工衛星は推力をほとんど必要とせずに、ハロー軌道上で滞在することが可能である。ただし、長期間ハロー軌道上で人工衛星を維持するためには軌道保持が必要である。よって軌道誤差が生じた際、推定によって得られる軌道データより軌道修正を行う。軌道制御の方針に関しては 2.2.5 節において説明した。軌道修正の一連の流れを説明する。まず、軌道推定をハロー軌道一周分を行う。次に軌道推定を一時的に止め、半日以内に軌道誤差が 0 になるよう軌道修正を行う。その後、ハロー軌道一周の軌道推定を再開する。以上を繰り返すことで人工衛星をハロー軌道上に保持することができる。このモードを軌道修正モードと呼び、通常は通信モードの後に行う。

- 緊急運用モード

各機器が予期せぬ事態により故障し、HET の駆動や姿勢制御ができなくなった場合は緊急運用モードに移行する。緊急運用モードでは、HET の駆動やアンローディングを一時的に停止させる。通信機器などの必要最低限の機器は動作させながら、地上と通信を行い原因究明を最優先で行う。バッテリーに十分な電力がない場合、即座に太陽捕捉を行い電力を確保する。地上の指示に基づき、ミッションの続行もしくは中止を判断する。ただし、緊急運用モード中に地上局との通信が取れない場合は JAXA 所有の海外地上局との通信に切り替える。

2.5.3 ミッション期間

本衛星の各フェーズの遷移時間を表 2.11 に示す。

表 2.11: 各フェーズにおける遷移時間

phase	1	2	3	4
遷移時間 [day]	120.37	10.18	32.34	14.5

ただし、phase 4 における遷移時間はハロー軌道を 1 周するのに要する時間である。本衛星は燃料に余裕がある限り、軌道修正運用モードによりハロー軌道上で人工衛星が滞在するよう軌道保持を行う。よって phase 4 における遷移時間は周回分 ×14 日だけ増加する。人工衛星の運用スケジュールを図 2.12 に示す。

day	50	100	150
phase	Phase 1		Phase 2 → Phase 3 → Phase 4
events	<ul style="list-style-type: none"> ● 打ち上げ ● 初期運用 ● ミッション運用開始 	<ul style="list-style-type: none"> ● 月フライバイ (120日) ● リアプノフ軌道投入 (131日) 	<ul style="list-style-type: none"> ● ハロー軌道投入 (163日) ● 周回開始
mission	ヴァンアレン帯放射線観測		L2点周辺の放射線観測

図 2.12: 運用スケジュール

2.6 サクセスクライテリア

本衛星のサクセスクライテリアを図 2.13 に示す。

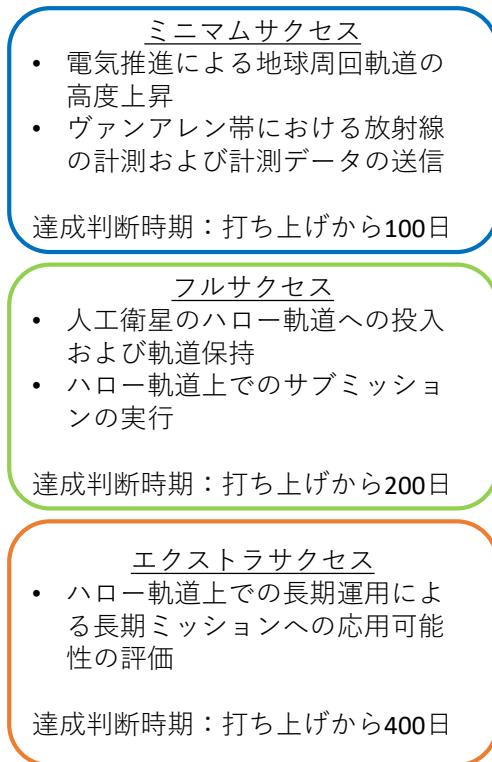


図 2.13: サクセスクライテリア

2.7 システム要求

本衛星がミッションを行う上で、各システムに要求する条件をまとめ、以下の要求を基に衛星システムを設計する。

2.7.1 構体系

本衛星は H-IIA ロケットでのピギーバックを想定しているため、打ち上げ時の衝撃に耐えうる人工衛星を設計する必要がある。また、本衛星は HET の推進力なしではミッションを実行することは不可能であり、太陽光パネルによる電力供給が非常に重要である。そのため、バ

ス部と太陽光パドルの接続部の設計には十分注意し、破壊が起こらないように設計を行うことが求められる。

2.7.2 姿勢制御系

本衛星は消費電力が大きいため、日照時は太陽光パネルを太陽方向に指向させ、電力を確保する必要がある。また、本衛星は地球周回衛星ではないため、アンローディングに磁気トルカを用いることができない。そこで、コールドジェットガススラスタを用いてアンローディングを行う。

2.7.3 熱制御系

本衛星は初期投入軌道として離心率が大きく近地点高度が 287 [km] と低い。また、地球周回軌道フェーズにおいては離心率を大きい値に維持したまま軌道長半径を大きくする。そのため地球周回軌道フェーズにおいては、終始近地点側の高度が低く、遠地点が上昇していく。近地点側で太陽光が当たる場合、地球アルベドと赤外放射の影響を受け、各種機器の最高許容温度を超えてしまう可能性がある。逆に遠地点側で蝕に入る場合、蝕の時間が長くなるため、各種機器の最低許容温度を下回ってしまうことが考えられる。以上のことを考慮し、各種機器の配置、熱制御素子の選定、ヒータの設置を行う。

2.7.4 電源系

初期運用では太陽光パドルが展開されていない状態、つまり充電ができない状態で、各種機器の電源投入、動作確認、レートダンピング、太陽光パドルの展開、太陽光捕捉を行う。そのため、太陽光捕捉までを太陽光パネルからの電力供給なしで行うためのバッテリーが必要である。また、本衛星がメインエンジンとして使用する HET の平均消費電力は約 80 [W] と非常に大きく、各種機器を同時に使用することを考えると、平均約 200 [W] 程度の電力供給が必須となる。さらに、蝕時にも必要最低限の推進を行えるようなバッテリーをサイジングする。

2.7.5 C&DH系

衛星内部の各種 HK データの集中制御，衛星状態の監視，地上局とのテレコマンド信号および測距信号の交換を行う。CPU システムは統合化制御方式で構成する。本衛星はミッションの性質上，地上局と通信不可能な時間が存在するため，その間テレメトリデータを保存し，通信可能になったときに自動化機能により用いて再生データとして送信する。また，自律化機能により，各運用モードに移行するように搭載機器にコマンドを送る。また，搭載機器に異常を検知した場合，緊急運用モードへ移行する。

2.7.6 通信系

アップリンク，ダウンリンク回線ともに，使用周波数は S バンドを考える。具体的には無線通信規定で，ミッションカテゴリ A に配分された周波数を利用する。テレコマンド信号に加え，軌道推定のための測距信号も送受信データに含む。送受信にはトランスポンダを用い，衛星側には低利得ヘリカルアンテナと高利得パッチアンテナを2つずつ搭載する。PFD 規定を満たす上限で回線マージンを確保するため，ダウンリンク通信は軌道高度によって低軌道モードと高軌道モードに分割する。各々の軌道モードの閾値に関しては電力負荷を極力小さくするため，送信電力が最小値の期間を長くできる高度とする。低軌道モードでは低利得ヘリカルアンテナを用い，高軌道モードでは高利得パッチアンテナを用いる。

3 構体系

3.1 基本構造

本衛星では，剛性等の要求を実現するために井桁構造を採用する。井桁構造の中心が，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。本衛星のフレーム部分は主に底面パネル，井桁構造を構成するパネル，井桁構造の上に設置するパネルで構成される。搭載機器はこれらのパネルと接するように配置する。本衛星の太陽光パドル展開前と展開後の外観を図 3.1 に示す。

3.2 各パネル名称の定義

本節では，以降の解析で用いる本衛星の機体系座標と各パネルの名称を定義する。衛星の進行方向に X 軸を，機軸上方向に Z 軸を，それらと右手系を形成する方向に Y 軸をとり，以後この座標系を機体系と呼ぶ。また，X 軸に直交するパネルを X パネル，Y 軸に直交するパネルを Y パネル，Z 軸に直交するパネルを Z パネルとし，それぞれ正側のパネルを+，負側のパネルを-とする。各パネルの名称を図 3.2 に示す。

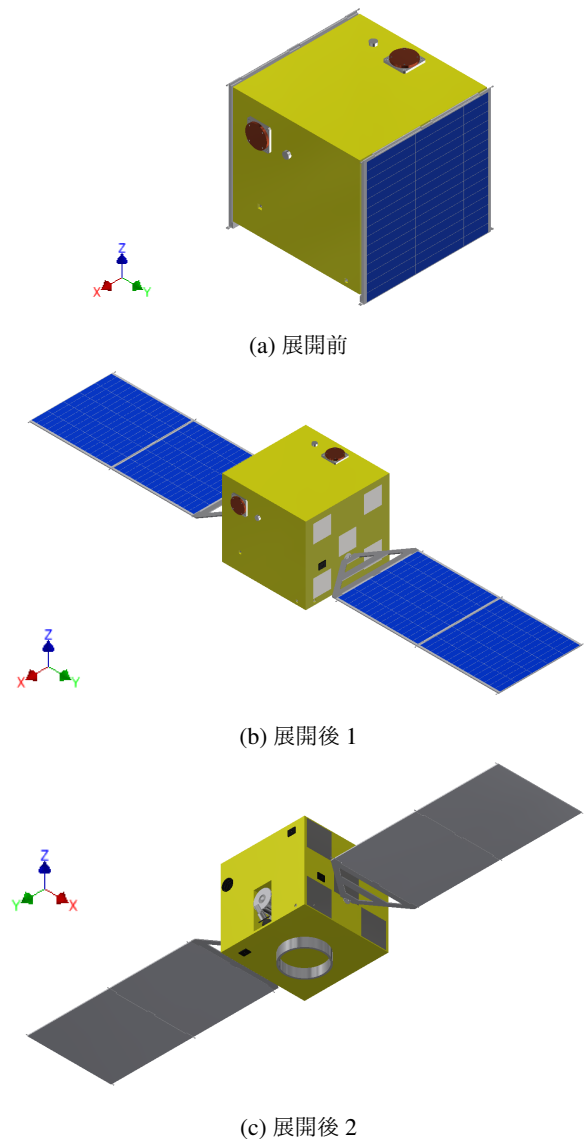
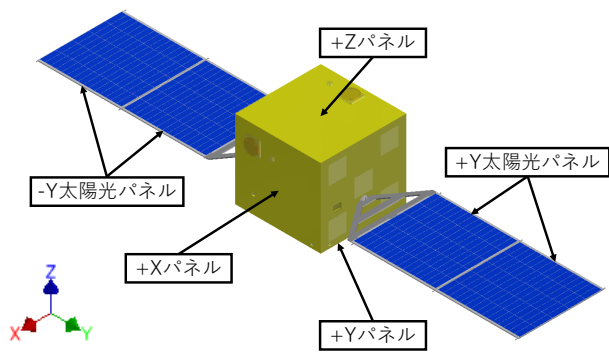


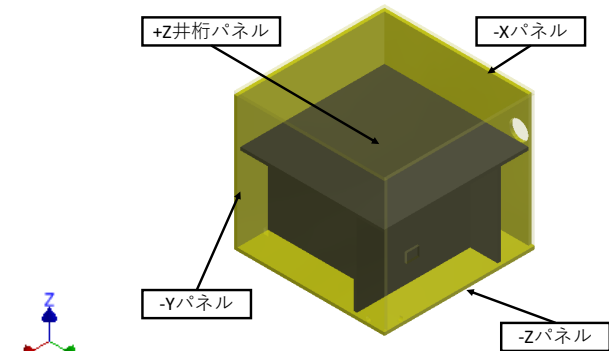
図 3.1: 衛星外観

3.3 機器配置

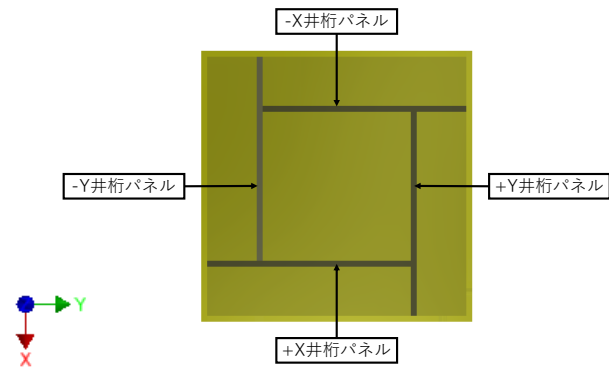
本衛星の搭載機器を表付録.1 および図 3.3 に示す。まず，本衛星外部の主な搭載機器配置について述べる。-Z パネル外側にはロケットインターフェースが取り付けられている。ロケットインターフェースには JAXA の PAF239M を用いる。本衛星のメインエンジンであるホールスラスタ (HET) は推力軸上に本衛星の質量中心，タンクの質量中心が位置するように設置する。これにより，推進剤であるキセノンの消費に関わらず，本衛星の質量中心は HET の推力軸上に位置する。また，HET は発熱を考慮して -X パネル外部に露出させる。展開機構を有する太陽光パドルは回転軸が本衛星の質量中心を通るように ±Y パネルに設置する。これにより，太陽光パドルに対する太陽光輻射圧トルクが姿勢外乱となることを防ぐ。また，この太陽光パドルは 1 軸のジンバルも兼ね備える。パドルの展開・保持・回転機構の詳細については 3.5 節にて説明する。



(a) パネルの名称 1



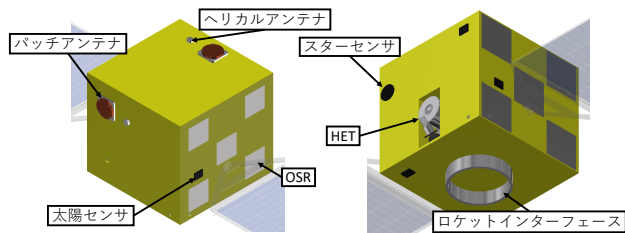
(b) パネルの名称 2



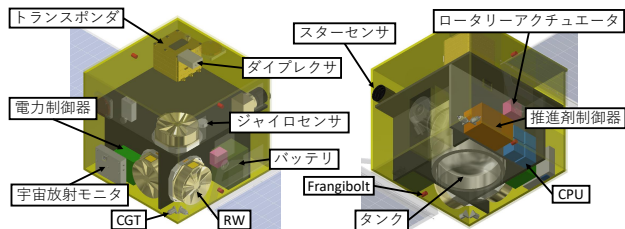
(c) パネルの名称 3

図 3.2: 各パネルの名称

次に本衛星内部の主な搭載機器配置について述べる。本衛星内部は+Z井桁パネルによって上下に区切られている。上部にはトランスポンダ、リアクションホイール(RW)1台、スターセンサを搭載する。スターセンサは-Xパネルに穴をあけ、そこからレンズが外にできるように設置する。下部には井桁構造の内側にタンク、井桁構造の外側に太陽光パドルを駆動させるための回転駆動機構、推進剤制御器、バッテリー、RW2台、CPU4台、電力制御器、コールドジェットガススラスタ(CGT)4台を質量中心を考慮して搭載する。タンク設計の詳細については、5.4節にて述べる。



(a) 外部



(b) 内部

図 3.3: 機器配置図

3.4 質量特性

本衛星のサイズおよび質量特性を表 3.1 および表 3.2 に示す。ここで、機体系の原点はロケットインターフェースのロケットからの分離面とその分離面の中心軸との交点とする。

表 3.1: 衛星のサイズ

項目	展開前	展開後	単位
X 方向	485	485	mm
Y 方向	500	2640	mm
Z 方向	495	495	mm

表 3.2: 衛星の質量特性

項目		展開前	展開後	単位
質量		49.15	49.15	kg
質量中心	X	-3.39	-3.39	mm
	Y	5.63	5.63	mm
	Z	180.85	180.50	mm
慣性モーメント	X	1.31	2.42	kgm ²
	Y	1.14	1.98	kgm ²
	Z	1.37	2.52	kgm ²
慣性乗積	XY	-0.0104	-0.0104	kgm ²
	YZ	0.0176	0.0174	kgm ²
	XZ	0.0401	0.0402	kgm ²

3.5 パドルの展開・保持・回転機構

本衛星は太陽光パドルを折りたたんだ状態でロケットに搭載し、初期運用においてパドルを展開する。本節ではパドルの展開・保持・回転機構について説明する。

3.5.1 展開機構

打ち上げ時、太陽光パドルを折りたたむことでばねを縮ませ、蓄えた弾性エネルギーを解放することで展開する。折りたたまれた太陽光パドルは TiNi Aerospace.inc の Frangibolt によって固定されており、電力を加えて fastener を破断させることで開放を行う。Frangibolt には TiNi Aerospace.inc の FD04 7V を用いる。また、ばね機構だけでは展開方向が定まらないため、ケーブルとプーリでパネル間の展開を制御する。図 3.4 および図 3.5 に太陽光パドルが展開する様子を示す。リンクが 90 [deg] 回転するのに対し、太陽光パネル 1, 2 は 180 [deg] 回転する。そのため、プーリ径を $2:1$ とすることでリンクおよび太陽光パネル 1, 2 の展開を同期させる。また、ケーブル上に張力調整機構を設けることで同期ケーブルのたわみを防ぐ。

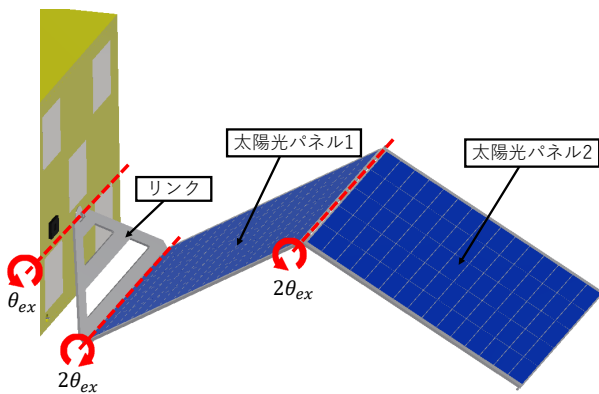


図 3.4: 展開機構 1

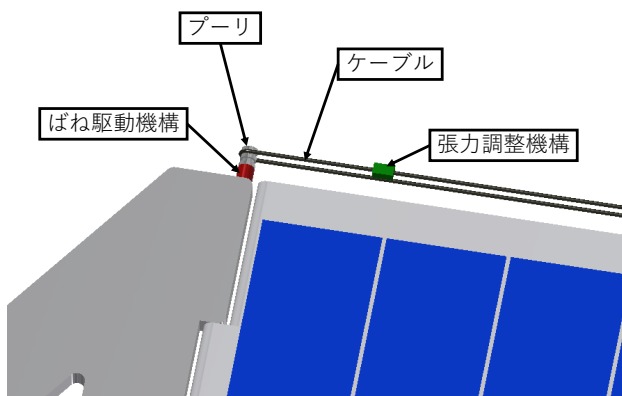


図 3.5: 展開機構 2

3.5.2 保持機構

太陽光パドルと人工衛星の角度を安定させるための保持機構として、本衛星ではピン型のラッチ機構を採用する。太陽光パドルが展開する際、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、ラッチ機構を人工

衛星本体 - リンク接続部, リンク - 太陽光パネル 1 接続部, 太陽光パネル 1 - 太陽光パネル 2 接続部のそれぞれに設置する。

3.5.3 回転機構

本衛星内部に搭載したモータにより太陽光パドルを 1 軸回転させる。減速機でモータを増力し、遅い回転速度で駆動させる。モータは宇宙環境への耐性が高く、サイズが小さい MaxonMotor の EC-max 16 283826 を使用する。また、減速機には小型、高ギア比、かつバックラッシュがないハーモニック・ドライブ・システムズの CSF-8-100-2A-GR を使用する。以降、モータと減速機を組み合わせた機構をロータリーアクチュエータと呼ぶ。

3.6 構造部材

3.6.1 ハニカムサンドイッチパネル

本衛星では比剛性の大きいハニカムサンドイッチパネルを用いる。使用部分は $\pm X$ パネル, $\pm X$ 井桁パネル, $\pm Y$ パネル, $\pm Y$ 太陽光パネル, $+Z$ パネル, $+Z$ 井桁パネルである。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, インサート材に分けられる。図 3.6 にハニカムコアの外観を示す。

パネル間はインサート材を用いてねじ止めにより締結

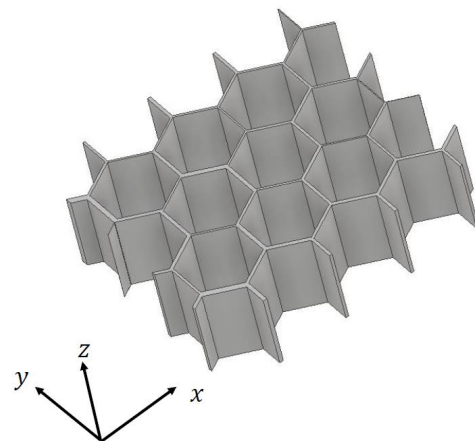


図 3.6: ハニカムコアの 3 軸方向

する。インサート材としてアルミニウム合金の A7075-T6 を用いる。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す。ハニカムパネルに用いる材料の 3 軸方向の物性値を表 3.3 および表 3.4 に示す。

3.6.2 アルミニウム合金

本衛星では強度が必要な部材にアルミニウム合金 A6061 を用いる。使用部分は $-Z$ パネルと本衛星と太陽光パドルをつなぐリンク部分である。使用するアルミニウム合金の物性値を表 3.5 に示す。

表 3.3: 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 ³
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 3.4: 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 ³
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 3.5: アルミニウム A6061 の物性値

項目	値	単位
密度	2700	kg/m ³
引張強さ	289.6	MPa
降伏応力	248.2	MPa
縦弾性係数	68.3	GPa
横弾性係数	26.2	GPa
ポアソン比	0.33	-

3.6.3 チタン合金

本衛星ではタンクの部材としてチタン合金 Ti-6Al-4V を用いる。使用するチタン合金の物性値を表 3.6 に示す。

表 3.6: チタン合金 Ti-6Al-4V の物性値

項目	値	単位
密度	4430	kg/m ³
引張強さ	895	MPa
降伏応力	825	MPa

3.7 構造解析

本節では設計した人工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に耐える性能を有しているか検討する。本衛星では H-IIA ロケットでのピギーバックを想定しているため、その打ち上げ条件に対して以下の項目を検討する。

- 準静的加速度
- 剛性要求
- 正弦波振動レベル
- ランダム振動

ここで、H-IIA ロケットの打ち上げ条件を表 3.7 に示す。また今回の解析において安全率は 1.5 とし、安全余裕 MS は以下の (3.1) 式で定義する。

$$MS = \frac{\sigma_{\text{allow}}}{\sigma} - 1 \quad (3.1)$$

ただし、 σ_{allow} 、 σ はそれぞれ部材の許容応力、フォンミーゼス応力を表す。

表 3.7: H-IIA ロケットの打ち上げ条件

解析項目	設計要求
準静的加速度	機軸方向 +5.0/-6.0 [G]
	機軸直交方向 ±5.0 [G]
剛性要求	機軸方向 120 [Hz] 以上
	機軸直交方向 60 [Hz] 以上
正弦波振動レベル	機軸方向 2.5G _{0-p} (5-100 [Hz])
	機軸直交方向 2.0G _{0-p} (5-100 [Hz])
ランダム振動	20-200 [Hz] +3 [db/oct]
	200-2000 [Hz] 0.032 [G ² /Hz]

3.7.1 モデル化

本衛星はロケットインターフェースによってロケットと接続しているため、ここではロケットインターフェースが固定されているものとして解析を行う。

ハニカムパネルに関しては、それと等価な直交異性体の一様なパネルと近似する。物性値は表 3.3 および表 3.4 の値を用いる。

解析を行う上で、メッシュ数削減のため本衛星内部の搭載機器はタンクを除き直方体に近似する。搭載機器の大きさに合わせてメッシュサイズを変え、各 부품のエッジ等に関しては特に細かくメッシュをきることで、計算時間を短縮しつつも解析の精度の向上を図る。

今回の解析は、Autodesk 社の Inventor を用いて作製したモデルに同社の Nastran In-Cad を用いて行う。

3.7.2 準静的加速度

表 3.7 に示した条件を用いて静荷重解析を行い、ロケット打ち上げ時に加わる加速度に耐えるかを検討する。各軸に対して正負の 6 パターンの解析を行う。

解析の結果、最大のフォンミーゼス応力が発生したのは ±Y 方向であり、その値は 6.58 [MPa] となった。この時の応力分布を図 3.7 に示す。最大のフォンミーゼス応力は太陽光パドルのリンクに発生している。この部分について、安全率を考慮して MS を計算すると以下 (3.2) 式となる。よって、本衛星は準静的加速度に対して十分な強度を持つことが分かる。

$$MS = \frac{248.2/1.5}{6.58} - 1 \approx 24.15(> 0) \quad (3.2)$$

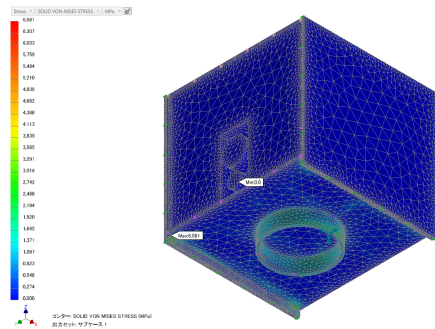


図 3.7: 準静的加速度

3.7.3 剛性要求

表 3.7 に示した条件を用いて固有値振動解析を行い、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。解析の結果、機軸方向 (+Z 方向) の固有振動数は 312.5 [Hz] (>120 [Hz]) であり、機軸直交方向 (-Y 方向) の固有振動数は 65.90 [Hz] (>60 [Hz]) となった。よって、本衛星は剛性要求を満たしていることが分かる。-Y 方向および +Z 方向の固有振動による変形の様子を図 3.8 に示す。

3.7.4 正弦波振動レベル

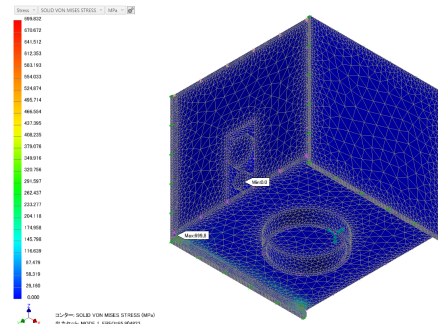
表 3.7 に示した条件を用いて、ロケット打ち上げ時に加わる正弦波振動に耐えるかを検討する。このとき、入力レベルに共振倍率 Q をかけた値を等価静加速度として解析を行う。

$Q = 20$ とすると、設計荷重 $F_{s,i} (i = X, Y, Z)$ はそれぞれ (3.3)–(3.5) 式で表される。

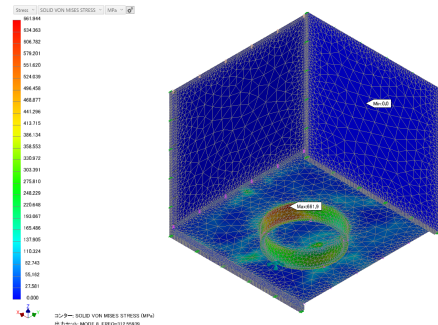
$$F_{s,X} = 40 \text{ [G]} \quad (3.3)$$

$$F_{s,Y} = 40 \text{ [G]} \quad (3.4)$$

$$F_{s,Z} = 50 \text{ [G]} \quad (3.5)$$



(a) -Y 方向



(b) -Z 方向

図 3.8: 剛性要求

これらを本衛星に対して各軸方向に負荷すると、最大のフォンミーゼス応力が発生したのは ±Y 方向であり、その値は 52.65 [MPa] であった。最大のフォンミーゼス応力が発生したのは、太陽光パドルのリンク部分であり、この部分について安全率を考慮して MS を計算すると (3.6) 式となる。よって、本衛星は正弦波振動に対して十分な強度を持つことが分かる。このときの応力分布を図 3.9 に示す。

$$MS = \frac{248.2/1.5}{52.65} - 1 \approx 2.14(> 0) \quad (3.6)$$

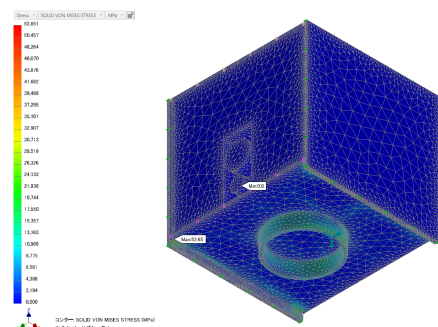


図 3.9: 正弦波振動

3.7.5 ランダム振動

表 3.7 に示した条件を用いて、ロケット打ち上げ時に加わるランダム振動に耐えるかを検討する。このとき、各固有振動方向の応答加速度 $G_{\text{rms},j} (j = X, Y, Z)$ を

Miles の式により計算し、それを 3 倍した値 (3σ 荷重) を等価静加速度として解析を行う [13].

設計荷重 $F_{r,j}(j = X, Y, Z)$ は (3.7) 式で定義される.

$$F_{r,j} = 3G_{rms,j} = 3 \times \sqrt{\frac{\pi}{2}} \times Q \times f_i \times \text{PSD} \quad (3.7)$$

Q : 共振倍率

f_i : 各軸の第 1 次固有振動数 ($j = X, Y, Z$) [Hz]

PSD : 固有振動数における加速度パワースペクトル密度 [G^2/Hz]

固有値解析より得られた固有振動数から, $\text{PSD}_{-Y} = 0.011$, $\text{PSD}_{+Z} = 0.050$ となる. $Q = 20$ とすると, (3.7) 式より $F_{r,j}$ は (3.8) 式および (3.9) 式で表される.

$$F_{r,-Y} = 14.01 \text{ [G]} \quad (3.8)$$

$$F_{r,+Z} = 66.04 \text{ [G]} \quad (3.9)$$

これら (3.8) 式および (3.9) 式の荷重を各軸方向に負荷すると, 最大のフォンミーゼス応力が発生したのは $-Y$ 方向であり, その値は 18.43 [MPa] となった. 最大のフォンミーゼス応力が発生したのは, 太陽光パドルのリンク部分であり, この部分について安全率を考慮して MS を計算すると (3.10) 式となる. よって, 本衛星はランダム振動に対して十分な強度を持つことが分かる. このときの応力分布を図 3.10 に示す.

$$MS = \frac{248.2/1.5}{18.43} - 1 \approx 7.98 (> 0) \quad (3.10)$$

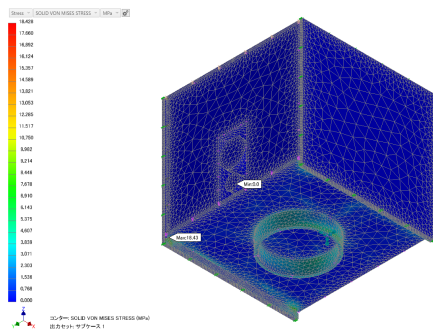


図 3.10: ランダム振動

4 姿勢制御系

4.1 姿勢安定方式

本衛星はホールスラスタ (HET) を常時作動させて増速し続けることで, 地球周回軌道からハロー軌道へ遷移する. HET を駆動する間は電力を確保するための太陽指向制御と推力軸と進行方向を一致させる制御が常に必要となる. そこで本衛星では任意の位置で目標姿勢に素

早く追従可能な 3 軸ゼロモーメント方式を姿勢安定方式として採用する. 姿勢制御には推進剤を必要としないリアクションホイール (RW) を用いる. 諸センサによって現在の姿勢角・角速度を取得し, PD 制御によって目標姿勢へ変更する制御方法をとる.

4.2 センサ選定

本衛星はミッションの特性上, 地球センサや磁気センサを使用することができないため, 太陽センサ, スターセンサ, ジャイロセンサを搭載し, これらを組み合わせることで姿勢決定を行う. 各センサの諸元を表 4.1–4.4 に示す. なお, 各機器の詳細については表付録.1 においてまとめる.

表 4.1: センサの型番

センサの種類	製作元	型番
ジャイロセンサ	SYSTRON DONNER	QRS116
太陽センサ	SOLARMEMS	SSOC-A60
スターセンサ	VECTRONIC Aerospace	VST-68M

表 4.2: 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

表 4.3: 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

表 4.4: スターセンサの諸元

項目	値	単位
精度 (yaw/pitch)	5	1/s
精度 (roll)	30	1/s
視野角	14×14	deg

4.3 外乱トルクの見積もり

確実に姿勢制御ができるアクチュエータを選定するために, 本衛星に加わる外乱トルクの見積もりを行う. 本衛星に加わる外乱トルクは, 環境外乱トルクと内部擾乱トルクに分けられる. 環境外乱トルクとしては, 大気抵抗トルク, 太陽光輻射圧トルク, 重力傾斜トルク, 地球

磁場トルクの4つを考慮する。また、内部擾乱トルクとしては、HETの推力軸と質量中心のずれで発生するトルク、太陽光パドルを回転させるトルクの反トルクを考慮する。各トルクは図3.1の機体系で定義している。

- 大気抵抗トルク

大気抵抗力 F_a は(4.1)式で表される。

$$F_a = -\frac{1}{2}\rho v S C_d v \quad (4.1)$$

ここから大気抵抗トルク T_a は(4.2)式で表される。

$$T_a = \mathbf{r} \times \mathbf{F}_a \quad (4.2)$$

- ρ : 大気密度 [kg/m³]
- S : 進行方向への投影面積 [m²]
- v : 本衛星の速度 [m/s²]
- C_d : 抵抗係数 (= 2.0)
- \mathbf{r}_o : 質量中心から幾何中心へのベクトル (= [3.390, -5.642, 84.51]^T [mm])

- 太陽光輻射圧トルク

太陽光輻射により本衛星に働く太陽光輻射圧トルク T_{sp} は(4.3)式で表される。

$$T_{sp} = P_{sp}(1 + q_{sp}) \cos i_{sp} \mathbf{r}_o \times \mathbf{A}_{sp} \quad (4.3)$$

- P_{sp} : 太陽光輻射定数 (= 4.62×10^{-6} [N/m²])
- i_{sp} : 太陽光入射角最大値 (= 0 [rad])
- q_{sp} : 反射係数 (= 0.6)
- \mathbf{A}_{sp} : 本衛星の表面積ベクトル [m²]

- 重力傾斜トルク

重力傾斜トルクは本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 は(4.4)式で表される。

$$T_g = \frac{3\mu}{r^3} \hat{\mathbf{r}} \times \mathbf{J} \hat{\mathbf{r}} \quad (4.4)$$

- \mathbf{J} : 本衛星の慣性テンソル [kgm²]
- $\hat{\mathbf{r}}$: 地心から本衛星質量中心への単位ベクトル
- r : 地球中心から本衛星までの距離 [km]

- 地球磁場トルク

地球磁場トルクは本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。このトルク T_m は、(4.5)式で表される。

$$T_m = \mathbf{m}_m \times \mathbf{B}_m \quad (4.5)$$

- \mathbf{m}_m : 本衛星の残留磁気双極子モーメント (=0.2 [Am²])
- \mathbf{B}_m : 地球磁場 [T]

- HETの推力軸と質量中心のずれで発生するトルク
推進軸と質量中心のずれは各軸1 [mm]未満となるようにHETを設置する。このトルク T_{th} は(4.6)式で表される。

$$T_{th} = \mathbf{l}_{th} \times \mathbf{F}_{th} \quad (4.6)$$

\mathbf{l}_{th} : 推進軸と質量中心のずれを表すベクトル (= [1, 1, 1]^T [mm])

\mathbf{F}_{th} : HETの推力ベクトル (= 5.0 [mN])

- 太陽光パドルを回転させるトルクの反トルク
太陽光パドルを機体系Y軸回りに回転させるためのトルクの反トルク T_r は(4.7)式で表される。

$$T_r = J_{paddle} \ddot{\theta}_Y \quad (4.7)$$

J_{paddle} : 太陽光パドルのY軸周りの慣性モーメント (= 13.3×10^{-3} [kgm²])

θ_Y : Z軸と太陽光パネルの法線ベクトルのなす角 [rad]

各外乱トルクにおける最大値の絶対値をとり、加算したものを本衛星に加わる外乱トルクの最大値と見積もる。このとき、本衛星に加わる外乱トルクの最大値 T_d は(4.8)式となる。

$$T_d = \begin{bmatrix} 4.106 \times 10^{-6} \\ 2.814 \times 10^{-4} \\ 3.262 \times 10^{-5} \end{bmatrix} [\text{Nm}] \quad (4.8)$$

4.4 RWの選定

本衛星では3台のRWのいずれか1台に飽和角運動量の半分以上の角運動量が溜まったとき、アンローディングを実行する。2.5節で記述したように、日陰時にアンローディングを行わないため、この間に蓄積する角運動量が飽和角運動量の半分以下である必要がある。そこで本衛星では超小型衛星に搭載するRWの中では比較的大きな角運動量を貯蓄できるBLUE CANYON社のRW1を用いる。これは4.3節で求めた外乱トルクの最大値を十分に吸収できる。その諸元を表4.5に示す。

表4.5: RWの諸元

項目	値	単位
慣性モーメント	4.5×10^{-3}	kgm ²
最大回転数	±20000	rpm
飽和角運動量	1.5	Nms
定格トルク	±0.1	Nm

4.5 姿勢制御

4.5.1 初期運用における姿勢制御

本衛星はロケットから切り離された際、0.15 [rad/s] 程度の角速度で回転していると想定される。角速度をジャイロセンサから検出し、レートダンピングを行う。その後、太陽光パドルを展開し、太陽センサとスターセンサを用いて太陽方向と3軸姿勢を取得し、ミッション運用を開始するための姿勢に変更する。

4.5.2 ミッション運用における姿勢制御

HETを駆動する間、推力軸と進行方向を一致させる連続的な姿勢制御を行う。この制御を行う間、姿勢変更は機体系X軸回りのみ可能である。常に太陽光パネルを太陽方向に向けるため、図4.1のように機体系X軸回りの姿勢変更と機体系Y軸回りの太陽光パドルの回転を組み合わせる姿勢制御を行う。ただし、ハロー軌道周回フェーズにおいて軌道修正モード時以外は推力軸と進行方向を一致させる制御を必要としないため、姿勢変更のみで太陽指向制御を行う。また、通信モードでは地球指向となる姿勢制御を行う。

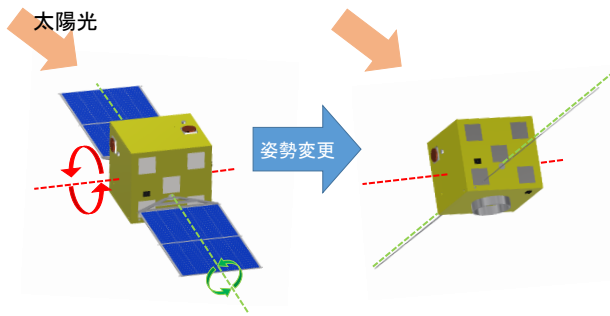


図 4.1: 太陽指向制御の様子

4.5.3 姿勢解析

本衛星の姿勢をオイラーパラメータを用いて表す。姿勢変更の基準となる座標系を慣性系とする。図3.1で示した機体系を、慣性系から単位ベクトル $\hat{a} = [a_1, a_2, a_3]^T$ 回りに角度 ϕ_d 回転させたものとする。オイラーパラメータは四元数を用いて(4.9)式と表される。

$$\mathbf{q} = \begin{bmatrix} a_1 \sin \frac{\phi_d}{2} \\ a_2 \sin \frac{\phi_d}{2} \\ a_3 \sin \frac{\phi_d}{2} \\ \cos \frac{\phi_d}{2} \end{bmatrix} \quad (4.9)$$

ここで、 $\mathbf{q} = [q_1, q_2, q_3, q_4]^T$ 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、機体系と慣性系が一致しているとき $\mathbf{q} = [0, 0, 0, 1]^T$ となる。目標姿勢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}_{RW} を(4.10)式のように定義する。

$$\mathbf{u}_{RW} = -k_p V(\mathbf{q}_d^\dagger \mathbf{q}) - k_d \boldsymbol{\omega}_B \quad (4.10)$$

$$k_p = 0.08[\text{Nm}], \quad k_d = 0.42[\text{Nms}]$$

この制御法により目標姿勢へ変更し本衛星を静止させることが可能である。ここで、 $\boldsymbol{\omega}_B = [\omega_{BX}, \omega_{BY}, \omega_{BZ}]^T$ は本衛星の角速度を表し、 k_p, k_d はそれぞれ制御ゲインを表す。比較的大きな姿勢変更が想定される初期運用における姿勢変更と通信モードへ移行するときの姿勢変更について、その制御が可能であるかを数値シミュレーションにより確認する。このとき、本衛星に外乱として4.3節で見積もった外乱トルクの最大値が加わるものとする。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1.5 [Nms]以内となり、その増加量もホイールの定格トルクを0.1 [Nm]を超えないことを確認する。

- レートダンピング

衛星開放時において3軸それぞれに0.15 [rad/s]の角速度を持っていると仮定し、角速度がゼロとなるようにレートダンピングを行う。このとき、入力トルクは $\mathbf{u}_{RW} = -k_d \boldsymbol{\omega}_B$ とした。そのシミュレーションの結果を図4.2に示す。30 [s]程度で目的の姿勢制御を達成できていることがわかる。

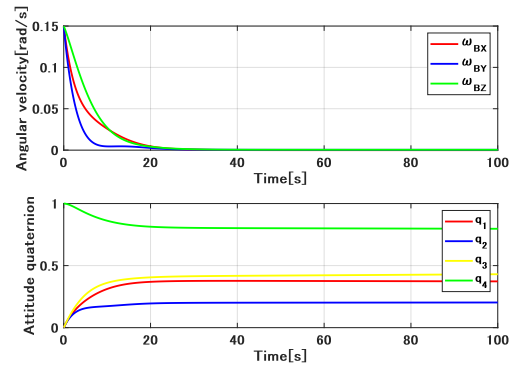


図 4.2: レートダンピング

- ミッション運用時の姿勢への変更

最悪ケースとして、スターセンサによって取得した現在姿勢が目標姿勢から $[1, 1, 1]^T$ 方向に180 [deg]回転した姿勢である場合を考える。そのシミュレーション結果を図4.3に示す。70 [s]程度で目標姿勢への変更が完了することがわかる。

- 通信モードで地球指向となる姿勢への変更

最悪ケースとして、地球上の基地局の方向が現在姿勢から $[1, 0, 0]^T$ 方向に180 [deg]回転した姿勢である場合を考える。そのシミュレーション結果を図4.4に示す。70 [s]程度で目標姿勢への変更が完了することがわかる。

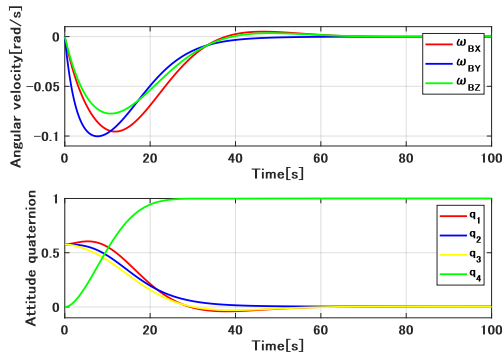


図 4.3: ミッション運用時の姿勢への変更

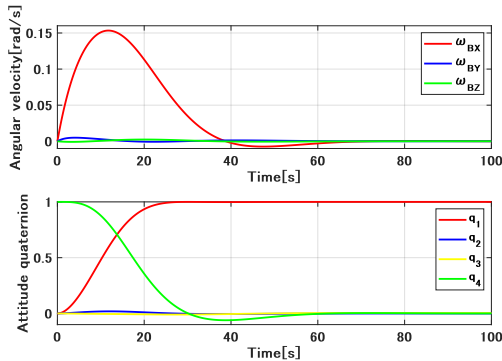


図 4.4: 地球指向となる姿勢への変更

4.6 アンローディング

本衛星のアンローディングはコールドジェットガススラスタを用いて行う。スラスタの入力トルク u_{CGT} を (4.11) 式で与えることで、RW に蓄積された角運動量が放出される。

$$u_{CGT} = -k_n h_B \quad (4.11)$$

$$k_n = 0.1[1/s]$$

ここで、 $h_B = [h_{BX}, h_{BY}, h_{BZ}]^T$ は本衛星の全角運動量を表し、 k_n は制御ゲインを表す。スラスタは ON/OFF 動作で扱うアクチュエータであるため、(4.11) 式の入力トルクを ON/OFF 動作で等価的なトルクを発生するコマンドに変換する必要がある。このために本衛星ではモジュレータとして RWPFM(Pulse Width Pulse Frequency Modulator) を用いる。CGT の最小オンタイムは 0.02 [s] とする。

各 RW に 0.75 [Nms] ずつ角運動量が蓄積した場合のアンローディングのシミュレーション結果を図 4.5 に示す。90 [s] 程度でアンローディングが完了することがわかる。

5 推進系

5.1 推進機構の設計

本ミッションでは軌道遷移のための推進用スラスタと姿勢制御用スラスタの 2 種類のスラスタを用いる。ミッションの特性上、リアクションホイール (RW) のアン

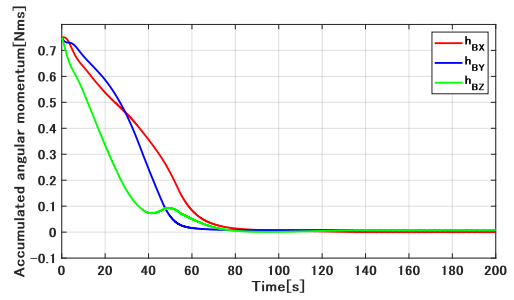


図 4.5: アンローディング

ローディングに磁気トルカを用いることができないため、姿勢制御用スラスタによってこれを行う。姿勢制御用スラスタはホールスラスタ (HET) の推進剤であるキセノンをプラズマ化せず、高圧ガスとしてそのままコールドジェットガススラスタ (CGT) から噴射する仕様とする。これにより推進剤をキセノンで統一することができ、推進系の重量を最小限に抑えることができる。この方法は実際に東京大学および ISAS/JAXA が開発した PROCHION でも採用されている [14]。図 5.1 に推進系システムの概略を示す。タンク内で高圧となったキセノンの圧力を圧力レギュレータ (PR) を用いて 0.2 [MPa] 程度まで落とす。次いで、圧力制御器 (ACM) でキセノンの圧力を各スラスタの要求圧力になるように制御し、流量制御器 (FCM) を通して各スラスタに流入させる。

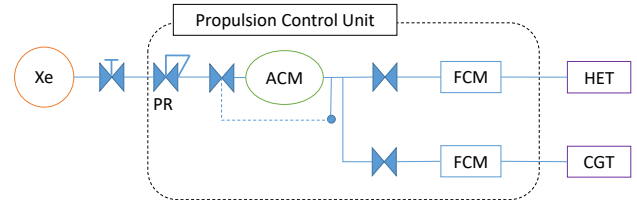


図 5.1: 推進系システムの概略図

5.2 スラスタ選定

HET については 2.2 節で記述した。CGT には MOOG 社の Cold Gas Thrusters を用いる。その諸元を表 5.1 に示す。

表 5.1: Cold Gas Thrusters の諸元

項目	値	単位
電力	10.5	W
推力	120	mN
比推力	65	s

5.3 推進剤概算

本衛星は HET、CGT ともにミッション期間全体を通して用いる。そのため、ミッション期間全体を通して消費する推進剤の重量を見積もる必要がある。HET に必

要な推進剤の量については2.2節で概算しているの、本節ではCGTに必要な推進剤の量を求める。

アンローディングに必要な推進剤の量を見積もるために、4.3節で求めた外乱トルクによって蓄積する角運動量を概算する。各外乱トルクの影響を評価するため、それらが最大となる初期投入軌道1周での外乱トルクの絶対値の変化を比較する。その様子を図5.2に示す。

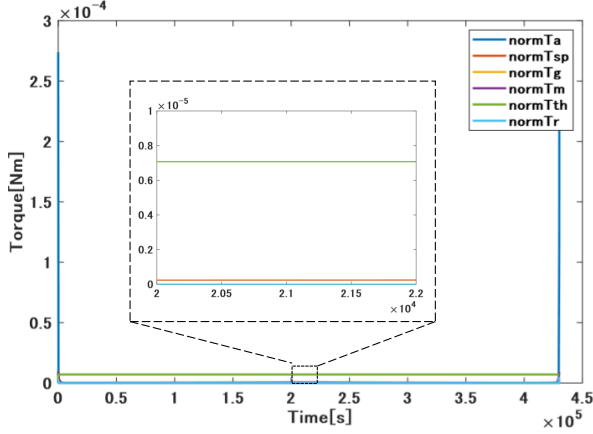


図 5.2: 投入軌道 1 周での外乱トルクの絶対値の変化

地球付近では T_a , T_m の影響が大きいが、1 周を通して見れば T_{th} , T_{sp} の順に影響が大きくなる。また、ミッションが進むにつれて高度が上昇するため、 T_a , T_g , T_m の影響は小さくなる。よって、ミッション全体では T_{th} が支配的であると考えられる。 T_{th} 以外によって蓄積する角運動量が T_{th} の 1 割以下であると考えて、ミッション全体を通して蓄積する角運動量 H_{total} の絶対値を (5.1) 式のように見積もる。

$$\begin{aligned} |H_{total}| &\approx 1.1 \times |T_{th}| \times 165 \times 86400 \\ &= 111 \text{ [Nms]} \end{aligned} \quad (5.1)$$

この角運動量が各軸に蓄積するとして、CGT が比推力 65 [s]、出力トルクの絶対値 28.8 [mN] であることから、CGT によるアンローディングで消費する推進剤の重量は $m_{CGT} = 2.17$ [kg] となる。よって、必要なキセノンは HET で消費する 5.80 [kg] と合わせて最低 7.97 [kg] となる。さらにエクストラサクセスを考慮して 9 [kg] 搭載する。

5.4 タンク設計

本節では本衛星の推進剤であるキセノンを貯蓄するタンクの設計を行う。なお、設計したタンクの製造は iPROS 製造業に委託する。形状は球殻型とし、搭載する推進剤は 9 [kg] とする。タンクの材質は「はやぶさ」にも用いられているチタン合金 (Ti-6Al-4V) を採用する。チタン合金の物性値は表 3.6 に示す値を用いる。本衛星

の構造より、タンクの内径を $d_{\text{tank}} = 250$ [mm] とする。タンクの厚みを $t = 4.0$ [mm] とし、以降の計算で設定した厚みが十分であることを確認する。

6.7 節よりタンクの最高温度を $T_{\text{max}} = 318$ [K] とする。最高圧力 p_{max} は (5.2) 式から求まる。

$$p_{\text{max}} = n_{\text{Xe}} R_v \frac{T_{\text{max}}}{V_{\text{tank}}} = 22.2 \text{ [MPa]} \quad (5.2)$$

ここで $R_v (= 8.31 \text{ [JK}^{-1}\text{mol}^{-1}])$ は気体定数、 $n_{\text{Xe}} (= 68.5)$ はキセノンの物質質量、 $V_{\text{tank}} (= 8.18 \times 10^{-3} \text{ [m}^3])$ はタンク内の体積である。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 σ_t は (5.3) 式のように表される。

$$\sigma_t = \frac{p_{\text{max}} d_{\text{tank}}}{4t} \quad (5.3)$$

さらに打ち上げ時の加速度 $a (= 58.9 \text{ [m/s}^2])$ を考慮すると、球殻容器に生じる応力は (5.4) 式のように表される。

$$\sigma_m = \frac{p_{\text{max}} d_{\text{tank}}}{4t} + \frac{M_{\text{tank}} a}{\pi d_{\text{tank}} t} \quad (5.4)$$

ここで M_{tank} はキセノンとタンクの質量の和とする。この応力に耐える球殻容器の最小厚さ t_{min} を求める。最小厚さはチタン合金の降伏応力 $\sigma_y (= 825 \text{ [MPa]})$ に対する安全率を 1.5 として (5.5) 式となる。

$$t_{\text{min}} = \frac{\frac{p d_{\text{tank}}}{4.0} + \frac{M_{\text{tank}} a}{\pi d_{\text{tank}} t}}{\frac{\sigma_y}{1.5}} = 2.5 \text{ [mm]} \quad (5.5)$$

よって、 $t > t_{\text{min}}$ となることが確認できる。ここで M_{tank} の値は板厚を 4.0 [mm] としたタンクの質量とキセノンの質量を合計した値とした。このときの応力を求めると (5.6) 式となる。

$$\sigma_m = 346 \text{ [MPa]} \quad (5.6)$$

安全余裕を求めると (5.7) 式となる。

$$MS = \frac{\sigma_y}{\sigma_m} - 1 = 1.38 \quad (5.7)$$

これより、球殻容器の厚さは 4.0 [mm] で十分であることがわかる。

さらに、宇宙用高圧ガス機器設計標準 JERG-0-001D 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 [15]。設計応力強さ S_m を 447.5 [MPa] として計算を行う。ここで設計応力強さとして、引張強さを引張強さに対する安全率 (= 2.0) で除した値を採用している。この条件を満たす厚さ t_J は (5.8) 式となる。

$$t_J = \frac{p_{\text{max}} d_{\text{tank}}}{4S_m - 0.4p_{\text{max}}} = 3.1 \text{ [mm]} \quad (5.8)$$

よって、 $t > t_J$ となる。球殻容器の厚さは 4.0 [mm] で十分であることを確認した。以上より、本衛星では $t = 4.0$ [mm] とする。

5.5 コールドジェットガススラストの配置

本衛星は RW のアンローディングを行うために CGT を使用する。スラストによってアンローディングが可能である条件はスラストで 3 軸姿勢制御が可能であることである。そのため CGT は各軸正負の方向にトルクが発生可能な配置とする必要がある。3 軸姿勢制御を行うためにスラストは最低 4 個必要である。本衛星では CGT をアンローディングのみに用いることから最小数でこれを行うこととする。各 CGT の推力 $f_i (> 0)$ から構成される推力ベクトル \mathbf{f}_{CGT} と、CGT によって発生するトルク \mathbf{T}_{CGT} の関係式は (5.9) 式で表される。

$$\mathbf{T}_{CGT} = \mathbf{A}_{CGT} \mathbf{f}_{CGT} \quad (5.9)$$

ここで \mathbf{A}_{CGT} は (5.10) 式で表される。

$$\mathbf{A}_{CGT} = [\mathbf{r}_1 \times \mathbf{e}_2, \mathbf{r}_2 \times \mathbf{e}_3, \mathbf{r}_3 \times \mathbf{e}_4, \mathbf{r}_4 \times \mathbf{e}_1] \quad (5.10)$$

ここで、 \mathbf{r}_i 、 \mathbf{e}_i はそれぞれ、 i 番目のスラストの推力方向単位ベクトルと質量中心位置から i 番目のスラストへの相対位置ベクトルである。(5.9) 式から、要求されるトルクを実現する噴射 \mathbf{f}_{CGT} は、疑似逆行列 \mathbf{A}_{CGT}^\dagger を用いて (5.11) 式で表される。

$$\mathbf{f}_{CGT} = \mathbf{A}_{CGT}^\dagger \mathbf{T}_{CGT} + \mathbf{f}_0, \quad \mathbf{f}_0 \in \text{Ker } \mathbf{A}_{CGT} \quad (5.11)$$

(5.11) 式を満たす \mathbf{f}_{CGT} が存在するための条件は、すべての成分が同符号となる \mathbf{f}_0 が存在することである。図 5.3 に示すように、スラスト 1 は X 軸正方向、スラスト 2 は Y 軸正方向、スラスト 3 は X 軸負方向、スラスト 4 は Y 軸負方向にそれぞれ噴射するように設置する。このとき、 \mathbf{f}_0 は (5.12) 式となる [16]。

$$\mathbf{f}_0 = k_{th} [0.5, 0.5, 0.5, 0.5]^T \quad (5.12)$$

よって、(5.11) 式を満たす \mathbf{f}_{CGT} が存在する。ここで k_{th} は正の実数とする。

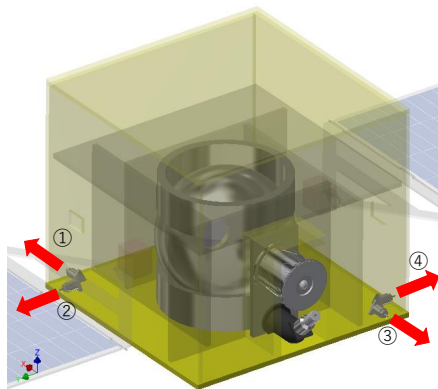


図 5.3: スラストの配置 (矢印は推進剤噴射方向を示す)

6 熱制御系

6.1 熱設計の概要

本衛星の搭載機器には各々許容温度範囲がある。本章ではそれら全てに対して適切な温度環境を与えるために人工衛星の熱設計を行う。本衛星の運用は地球周回フェーズ、遷移フェーズ (リアプノフ軌道投入フェーズ、ハロー軌道投入フェーズ)、ハロー軌道周回フェーズからなる。ここで、人工衛星の置かれる熱環境が最悪条件となりうる地球周回フェーズとハロー軌道周回フェーズにおいて解析を行い熱設計をする。

6.2 節点分割

簡略化のために、本解析では許容温度範囲が狭いもの、発熱量が大きいものを抜粋してモデル化する。このとき宇宙を 1 つの節点としその温度を 0 [K] とする。1 つのハニカムサンドイッチパネルを内側と外側の 2 つの節点で分割して考える。太陽光パドルは 2 つの太陽光パネルから構成されるが 1 つの節点とする。このとき、太陽光パドルの動作温度は使用されている太陽電池セルの動作温度とする。モデル化に含まれなかった機器に関しては、表 6.2 に示すように設置されている構体の節点と等温であると仮定し、その発熱も節点の発熱に加える。

表 6.1: 節点の定義

節点	要素	消費電力	動作時 温度範囲
		W	°C
1	宇宙	-	-
2,3	+X パネル	-	-
4,5	-X パネル	-	-
6,7	+Y パネル	-	-
8,9	-Y パネル	-	-
10,11	+Z パネル	-	-
12	-Z パネル	-	-
13	+ 太陽光パドル	-	-160 - 100
14	- 太陽光パドル	-	-160 - 100
15,16	+X 井桁パネル	-	-
17,18	-X 井桁パネル	-	-
19,20	+Y 井桁パネル	-	-
21,22	-Y 井桁パネル	-	-
23,24	+Z 井桁パネル	-	-
25	スターセンサ	3	-20 - 65
26 - 28	RW×3(定常)	3×3	-20 - 70
29 - 32	CGT×4	10.5×4	-25 - 75
33	ホールスラスト	80	-25 - 110
34	タンク	-	17-
35	トランスポンダ	35(送信) 6(受信)	-30 - 65
36	バッテリー	-	10 - 45
37	電力制御器	2	-40 - 85
38 - 41	CPU×4	2×4	-55 - 125
42,43	ロータリアクチュエータ	5.42×2	-40 - 100

表 6.2: 各節点の詳細

節点	要素	消費電力	動作時 温度範囲
		W	°C
3	パッチアンテナ	-	-20 - 50
	宇宙放射線モニタ	0.2	-20 - 50
4	ダイプレクサ	-	-40 - 80
5	太陽センサ	0.05	-40 - 80
10	ダイプレクサ	-	-40 - 80
7	太陽センサ	0.05	-40 - 80
9	太陽センサ	0.05	-40 - 80
11	パッチアンテナ	-	-20 - 50
12	太陽センサ	0.05	-40 - 80
16	ジャイロセンサ	0.1	-55 - 80
20	ジャイロセンサ	0.1	-55 - 80
22	USB メモリ	-	-25 - 85
24	ジャイロセンサ	0.1	-55 - 80

6.3 熱数学モデル

熱数学モデルの各節点に熱平衡方程式を立てて非定常温度分布を求める。各節点内では温度が均一であると仮定し節点数を n とすると、 i 番目の節点における熱平衡方程式は (6.1) 式で表される。

$$C_i \frac{dT_i}{dt} = Q_i - \sum_{j=1}^n K_{ij} (T_i - T_j) - \sum_{j=1}^n R_{ij} (T_i^4 - T_j^4) \quad (6.1)$$

C_i : 熱容量 [J/K]

T_i, T_j : 温度 [K]

t : 時間 [s]

Q_i : 熱入力 [W]

K_{ij} : 伝導熱伝達係数 [W/K]

R_{ij} : 放射係数 [W/K⁴]

i, j : 節点

熱入力 Q_i とは内部熱入力と外部熱入力の和である。 K_{ij} , R_{ij} はそれぞれ節点の位置関係および形状によって決定される係数である。伝導熱伝達係数 K_{ij} は式 (6.2) で表される。

$$K_{ij} = h_{ij} A_{kij} \quad (6.2)$$

h_{ij} : 接触熱伝導率 [W/m²/K]

A_{kij} : 接触面積 [m²]

ただし h_{ij} はアルミニウム同士の接触の場合の接触熱伝導率 $h_{ij} = 60$ [W/m²/K] を用いる。次に、放射係数 R_{ij} は式 (6.3) で表される。

$$R_{ij} = \varepsilon_{Hi} \varepsilon_{Hj} \sigma_s F_{ij} A_{rij} \quad (6.3)$$

$\varepsilon_{Hi}, \varepsilon_{Hj}$: 全半球放射率

σ_s : ステファンボルツマン定数 [W/K⁴/m²]

F_{ij} : 放射形態係数

A_{rij} : 放射面積 [m²]

ただし、 F_{ij} は Autodesk 社の Inventor を用いて熱解析用

のモデルを図 6.1 のように作製し、同社の CFD 2019 を用いて求める。

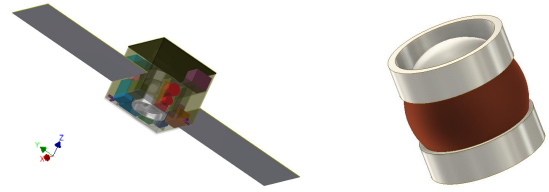


図 6.1: 熱解析用 CAD モデル 図 6.2: ヒータの形状

6.4 外部熱入力

打ち上げから運用終了まで人工衛星の外部熱入力には主に以下のものが考えられる。

1. 太陽放射
2. 地球アルベド
3. 地球赤外放射
4. 月アルベド
5. 月赤外放射

これらのうち、支配的である 1. - 3. を本衛星への熱入力として解析を行う。

6.4.1 太陽放射

太陽放射による熱入力 Q_{si} は (6.4) 式で表される。

$$Q_{si} = \alpha_{si} P_{si} A_{si} \quad (6.4)$$

α_{si} : 太陽光吸収率

P_{si} : 太陽光放射照度 [W/m²]

A_{si} : 太陽の投影面積 [m²]

6.4.2 地球赤外放射

地球赤外放射による熱入力 Q_{ei} は (6.5) 式で表される。

$$Q_{ei} = \varepsilon_{Hi} P_{ei} F_{ei} A_{ei} \quad (6.5)$$

P_{ei} : 地球赤外放射照度 [W/m²]

A_{ei} : 面積 [m²]

F_{ei} : 地球赤外放射に関する放射形態係数

ここで F_{ei} は (6.6) 式のように表される。なお、(6.6) 式中の各パラメータは図 6.3 に示す。

$$F_{ei} = \frac{R_s^2}{\pi} \int_{A_l} \cos \theta_k \cos \theta_l \sin \theta_o d\theta_o d\phi_o / r_l \quad (6.6)$$

F_{ei} は人工衛星から地球の地表までの距離 H_o 、および、人工衛星から地球中心へ向かう方向ベクトルと各面の法線ベクトルのなす角 λ_o に依存するため、熱解析においては人工衛星の位置や姿勢が更新されるたびに各面の F_{ei} も更新しなければならない。しかし、位置や姿勢の更新のたびに (6.6) 式の評価を行い各面の F_{ei} を求めると熱

表 6.3: 熱解析ケースの定義

軌道	高温条件	低温条件		単位
	地球周回	地球周回	ハロー軌道	
太陽光放射照度	1370	1375	1309	W/m ²
地球赤外放射照度	258	-	-	W/m ²
アルベド係数	0.6	-	-	-
軌道 1 周当たりの蝕の時間	0	1.002 × 10 ⁴	0	s
機器の消費電力に対する発熱量の割合	1	0.95	0.95	-
熱制御素子表面特性	BOL	BOL	BOL	-

いては、地球周回フェーズとハロー軌道周回フェーズのいずれにおいても通常運用モードにおけるものを考える。熱制御素子の表面特性は運用時間とともに劣化していくが、地球周回フェーズは運用開始からおよそ 120 日程度で終了するため、このフェーズにおける熱解析では運用開始時 (BOL) での値を用いる。また、ハロー軌道周回フェーズは低温最悪条件であることと、放熱面に使用する OSR の表面特性は劣化が進むごとに太陽光吸収率が上昇することから、ハロー軌道周回フェーズの熱解析においても BOL での値を用いる。また、地球赤外放射および地球アルベドは高温最悪条件でのみ考慮する。各節点の内部熱入力は高温最悪条件においては搭載機器の消費電力と等しいものとし、低温最悪条件において搭載機器の消費電力の 95% とする。ただし、HET は推進効率が 43.5% であることから、消費電力の 56.5% を発熱量とする。さらに表 6.3 に詳細な温度解析条件を示す。

6.6 熱設計

機器の予測温度範囲が許容温度範囲に収まるように熱設計を行う。ここで、許容温度範囲は表 6.1 および表 6.2 の動作温度範囲の高温側、低温側にそれぞれ 10 [°C] のマージンを持たせたものとする。

熱設計は以下の手順で行う。まず、高温側に許容温度範囲が狭い機器および発熱量の大きい機器の設置面に放熱面を設置し、高温側の許容温度範囲に収まるような放熱面の面積を求める。続いて、低温側に許容温度範囲が狭い機器にヒータを取り付け、低温側の許容温度範囲に収まるようなヒータ容量を求める。最後にヒータの ON/OFF 温度の設定および放熱面とヒータ容量の調整を行い、機器の予測温度範囲を許容温度範囲に収める。

軌道上での人工衛星の姿勢は地球周回フェーズでは HET を設置している -X 面は常に進行方向と反対向きに拘束されており、X 軸周りの回転自由度がある。そのためこの軸周りの姿勢角を +Z 面に最も太陽光が強く入射するように定める。このように進行方向軸周りの姿勢を定めることにより、太陽光は機体の +Y 面、-Y 面、

-Z 面へ照射しないため、これらの面は熱的に安定となる。ハロー軌道周回フェーズでは、通常運用モードにおいて HET をほとんど使用しないことから姿勢の拘束がないため機体の +Z 面に太陽光が直射する姿勢をとり、その他の面には太陽光が照射しないようにする。機器配置および放熱面の設計を行うにあたり、高温側に許容温度範囲が狭いバッテリーおよび発熱量の大きいトランスポンダに着目する。バッテリーは太陽光の照射がなく熱的に安定な -Y 面に取り付け、この面に 3.8×10^{-2} [m²] の OSR を設置する。また、トランスポンダはバッテリーとは反対側で熱的に安定な +Y 面に取り付け、この面にも 9.4×10^{-2} [m²] の OSR を設置する。一方で低温最悪条件においては、表 6.3 より 1.002×10^4 [s] 蝕に入る影響や機体への太陽照射が +Z 面に対してのみであることから、機器が低温になることも考えられるので、低温側に許容温度範囲が狭いバッテリーおよびタンクにヒータを取り付ける。バッテリーには ORBITAL ENGINEERING INC. 社の H1-2525/157 を 2 つ使用する。また、タンクに使用するヒータについてはタンクを局所的に加熱することがないように ORBITAL ENGINEERING INC. 社に図 6.2 に茶色で示すような形状のポリイミドフレキシブルシートヒータを特注する。これらのヒータの諸元を表 6.6、またそれぞれのヒータの ON/OFF 温度を表 6.7 に示す。なお、機器が ON 温度を下回ればヒータに通電し OFF 温度を上回れば通電を停止する。機体の外部は放熱面とロケットインターフェース以外は MLI を用いて熱を遮断する。ロケットインターフェースにはアルミニウムを使用する。太陽光パネルの裏側は白色塗装する。また、機体の内部は温度の偏りを防ぐため黒色塗装する。

6.7 解析結果

解析結果を表 6.4 に示す。表 6.4 の青色はそれぞれの機器の予測温度範囲であり、赤色が機器の許容温度範囲外を示す。タンクの動作温度範囲はキセノンの臨界温度より 17 [°C] 以上とする。表 6.4 より全ての機器に対して適切な温度環境が与えられていることが分かる。

表 6.4: 搭載機器の許容温度範囲外 (赤) と予測温度 (青)

機器名	温度[°C]												
	-30	-20	-10	0	10	20	30	40	50	60	70	80	90
スターセンサ	赤	赤	青	青	青	青	青	青	青	青	青	赤	赤
リアクションホイール	赤	赤	青	青	青	青	青	青	青	青	赤	赤	赤
コールドガススラスタ	赤	赤	青	青	青	青	青	青	青	青	赤	赤	赤
タンク	赤	赤	青	青	青	青	青	青	青	青	赤	赤	赤
パッチアンテナ	赤	赤	青	青	青	青	青	青	青	青	赤	赤	赤
トランスポンダ	赤	赤	青	青	青	青	青	青	青	青	赤	赤	赤
バッテリー	赤	赤	青	青	青	青	青	青	青	青	赤	赤	赤
宇宙放射線モニタ	赤	赤	青	青	青	青	青	青	青	青	赤	赤	赤
USBメモリ	赤	赤	青	青	青	青	青	青	青	青	赤	赤	赤
	-175	-150	-125	-100	-75	-50	-25	0	25	50	75	100	125
CPU	赤	赤	赤	赤	赤	赤	赤	赤	青	青	青	赤	赤
ジャイロセンサ	赤	赤	赤	赤	赤	赤	赤	赤	青	青	青	赤	赤
太陽センサ	赤	赤	赤	赤	赤	赤	赤	赤	青	青	青	赤	赤
コールドガススラスタ	赤	赤	赤	赤	赤	赤	赤	赤	青	青	青	赤	赤
ホールスラスタ	赤	赤	赤	赤	赤	赤	赤	赤	青	青	青	赤	赤
ダイプレクサ	赤	赤	赤	赤	赤	赤	赤	赤	青	青	青	赤	赤
電力制御器	赤	赤	赤	赤	赤	赤	赤	赤	青	青	青	赤	赤
ロータリアクチュエータ	赤	赤	赤	赤	赤	赤	赤	赤	青	青	青	赤	赤
太陽電池パネル	赤	赤	青	青	青	青	青	青	青	青	赤	赤	赤

表 6.5: 熱光学特性

素子名称	α_s	ϵ_H	α_s/ϵ_H
MLI	0.03	0.28	0.11
OSR	0.063(BOL)	0.84	0.075(BOL)
	0.093(EOL)		0.111(EOL)
黒色 Z306	0.92	0.83	1.10
白色 Z202	0.25	0.83	0.30
アルミニウム	0.1	0.2	0.5
太陽電池セル (GaAs)	0.82(BOL)	0.74	1.11(BOL)
	0.86(EOL)		1.16(EOL)

表 6.6: ヒータの諸元

メーカー	ORBITAL ENGINEERING INC.		単位
型番	特注	H1-2520/78	-
寸法	-	25.4 × 50.8	mm ²
容量	15	10	W

表 6.7: ヒータの ON/OFF 温度

設置機器	ON[°C]	OFF[°C]
バッテリー	25	30
タンク	35	45

7 電源系

7.1 設計概要

本衛星は地球-月系 L_2 点ハロー軌道周回を目的としており、超小型衛星ながらホールスラスタ (HET) などの高消費電力の機器を搭載する必要がある。したがって、本衛星の消費電力について運用モードごとに細分化し、要件を満たしているか検証を行う。そこで、まず軌道フェーズによって3つに分割し、さらに各フェーズにおいて運用モードを定義し分割した後、各モードにおける消費電力を計算することにする。また、高い消費電力を十分に賄うため、太陽光パドルは1軸方向に回転できるよう設計し、航行中常に太陽指向ができるようにする。なお、余剰電力のシャントにはパーシャルシャント方式を、日陰時の電力供給には非安定化バスを採用する。

7.2 各フェーズの消費電力

本節では各運用モードにおける必要電力を検討する。各フェーズの各運用モードにおける消費電力をまとめたものを表 7.1 に示す。なお、UL モードはアンローディング時のモードを指す。所要電力は、各機器の要求電力に 10% の余剰電力を考慮して計算している。

表 7.1: 各フェーズごとの運用モードにおける使用機器および所要電力（通常の消費電力と異なる場合は括弧中に想定する消費電力を記載）

系	機器	動作電圧 [V]	消費電力 [W]	フェーズ										
				初期運用	地球周回			軌道遷移			ハロー軌道周回			
					通信モード	ULモード	通常運用モード	通信モード	ULモード	通常運用モード	軌道修正モード	通信モード	ULモード	通常運用モード
ミッション機器	ホールスラスト	28	80			○(70)	○(70)		○	○	○	○		
	宇宙放射線モニタ	5	0.22	○	○	○	○	○	○	○	○	○	○	○
センサ類	ジャイロセンサ×3	5	0.3		○	○	○	○	○	○	○	○	○	○
	スターセンサ	9-35	3	○	○	○	○	○	○	○	○	○	○	○
	太陽センサ×4	5	0.25	○	○	○	○	○	○	○	○	○	○	○
姿勢制御機器	RW×3	24	9	○	○	○	○	○	○	○	○	○	○	○
	CGT×4	28	42	○									○	
熱制御機器	ヒーター	28	25	○	○	○	○	○(10)	○(10)	○(10)	○(10)	○(10)	○(10)	○(10)
	DCモータ×2	6	11		○	○	○	○	○	○	○	○	○	○
電源系	電力制御器	5	2	○	○	○	○	○	○	○	○	○	○	○
	送信機	28	35	○	○(10)		○(10)	○		○		○		○
通信系 C&DH	受信機	28	6	○	○		○	○		○		○		○
	CPU×4	5	6	○	○	○	○	○	○	○	○	○	○	○
	合計要求電力 [W]			83.47	72.61	168.61	142.61	82.61	163.61	162.61	121.61	82.61	83.61	82.61
	10%余剰込 [W]			91.82	79.87	185.47	156.87	90.87	179.97	178.87	133.77	90.87	91.97	90.87

7.2.1 初期運用

ロケットから分離後、本衛星は初期運用モードへ移行する。太陽光パドルを展開するまでの間は、バッテリーでバス電圧を供給する。太陽光パドルを展開して電力を確保し、HETの動作が確認できた段階で、地球周回フェーズに移行する。

7.2.2 地球周回フェーズ

地球を周回し、高度を徐々に上昇させるフェーズである。「通常運用モード」、「ULモード」、「通信モード」の3つのモードがある。基本的には「通常運用モード」で運用し、HETにより徐々に飛行高度を上げていく。このモードの間は、地球の蝕の影響により、一部バッテリーの電力のみで運用する必要があるが、軌道高度が高いため、蝕時間は周回にかかる時間の1割程度である。

7.2.3 軌道遷移フェーズ

地球周回フェーズにて十分な軌道高度を確保した後、地球-月系 L_2 点まわりのハロー軌道へ向けて軌道の遷移を行うフェーズである。「通常運用モード」、「ULモード」、「通信モード」の3つのモードがある。

7.2.4 ハロー軌道周回フェーズ

目標地点である、地球-月系 L_2 点まわりのハロー軌道に到達した後のフェーズである。「通常運用モード」、「ULモード」、「通信モード」、「軌道修正モード」の4つのモードがある。ハロー軌道周回フェーズの通常運用モードは他のフェーズのものとは比べて消費電力が小さいため、あえて太陽光パドルを太陽光線から少し傾けて発電量を落とすことで、無駄な発熱を減らす等の処置をとる。

7.3 太陽光セルの選定

本衛星は地球-月系 L_2 点まわりのハロー軌道まで航行するため、超小型衛星の中でも多くの電力を必要とする。そこで今回は、SPECTROLAB社のGaInP2/GaAs/Ge多接合型セル NeXt Triple Junction (XTJ) Prime Solar Cellsを使用する。その諸元を表7.2に示す。太陽光セルの形状が長方形であるため充填率を高く設定でき、また、発電効率が30.7%と非常に高いことが特徴である。

表 7.2: 太陽光セルの諸元

項目	値	単位
初期効率	30.7	%
出力電圧	2.39	V
温度係数	-0.272	%/°C
面積	27	cm ²
太陽光吸収率	88	%
厚さ	0.08 ~ 0.225	mm
単位面積当たり質量	84	mg/cm ²

7.4 太陽光パドルのサイジング

本衛星は軌道によって必要となるセンサ、日陰の有無などの状況が異なるため、各フェーズごとに消費電力の計算を行った後、消費電力が最大となるフェーズを基準に太陽光パドルのサイジングを行う。

地球周回フェーズ

地球周回フェーズでは、日陰時間を考慮して消費電力を計算する必要がある。ここで、最も消費電力が多くなるのはULモードであるが、本衛星はほとんどの時間を通常運用モードにて運用しているため、ULモードを基

準に消費電力を計算すると発電量が過剰となる。そこで今回は通常運用モードを基準に、消費電力 $P_{sa}(EOL)$ を (7.1) 式より求めることにする。なお、地球周回フェーズでは HET の最大出力を 70 [W] とした。また、地球周回フェーズでは基地局との距離が近いので、送信機の消費電力は 10 [W] とした。

$$P_{sa}(EOL) = \frac{\left(\frac{P_e T_e}{X_e} + \frac{P_d T_d}{X_d}\right)}{T_d} = 178.4 \text{ [W]} \quad (7.1)$$

- P_e : 日陰時消費電力 (= 156.9 [W])
- P_d : 日照時消費電力 (= 156.9 [W])
- T_e : 日陰時間 (= 167 [min])
- T_d : 日照時間 (= 7167 [min])
- 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) (=0.9)
- X_d : 太陽光パドルから負荷までの電力伝達効率 (=0.9)

軌道遷移フェーズ (リアプノフ軌道投入フェーズ, ハロー軌道投入フェーズ)

軌道遷移フェーズは、リアプノフ軌道投入までの過程とハロー軌道投入までの過程にさらに分けることができる。まず、リアプノフ軌道投入までの過程について、地球周回フェーズのときと同様に、通常運用モードを基準に太陽光パドルの所要発電力を求める。すなわち、日陰時・日照時ともに最大消費電力を 178.9 [W] とする。リアプノフ軌道投入までの過程における日陰時間は 288 [min]、日照時間は 14112 [min] であるので、(7.1) 式を用いて計算すると、 $P_{sa}(EOL) = 199.3$ [W] となる。次にハロー軌道投入までの過程では、太陽照射が月で遮られることはほとんどないと考えられるため、パドルの所要発電力は $P_{sa}(EOL) = P_d/X_d = 198.7$ [W] と求まる。ただし軌道遷移フェーズでは、熱設計の観点においては十分な太陽照射があると考えられるため、ヒータの出力を 10 [W] として計算した。

ハロー軌道周回フェーズ

ハロー軌道周回フェーズにおける各モードのうち、最も消費電力が大きいのは軌道修正モードである。このモードは L_2 点周回軌道が目標より一定以上ずれた場合に通常運用モードから切り替わるが、軌道修正には最長で半日ほど要するため、通常運用モードの運用期間と比べて無視できない。したがって、軌道修正モードを基準にして太陽光パドルの所要発電力を求める。また、ハロー軌道周回フェーズでは日陰時間が存在せず、常にパドルで発電できる。したがって、パドルの所要発電力は軌道修正モードにおける機器の総消費電力に太陽光パド

ルから負荷までの電力伝達効率をかけたものと一致するので、 $P_{sa}(EOL) = P_d/X_d = 148.6$ [W] である。ただし、軌道遷移フェーズのときと同様、ヒータの出力を 10 [W] として計算した。

以上より、軌道遷移フェーズにおいて最も消費電力が大きくなったため、以降は $P_{sa}(EOL) = 199.3$ [W] として計算を行う。人工衛星の寿命末期 (EOL) における太陽光パドルの所要発電力 P_{EOL} は (7.2) 式で求められる。なお、太陽入射角は太陽センサの精度から 0.3 [deg] ほどのずれが生じると考えられるが、余裕をもって 5.0 [deg] とした。

$$P_{EOL} = P_{sa}(EOL) / \cos \theta \text{ [W]} \quad (7.2)$$

$$\theta : \text{太陽入射角} (= 5.0 \text{ [deg]})$$

$$P_{sa}(EOL) : \text{人工衛星の最大消費電力} (= 199.3 \text{ [W]})$$

以上の値を (7.2) 式に代入すると、 P_{EOL} は 200.0 [W] となった。次に、太陽光パドルの寿命初期 (BOL) における所要発電力 P_{BOL} は、(7.3) 式で与えられる。

$$P_{BOL} = \frac{P_{EOL}}{\epsilon_{rad} \eta_{life} \gamma} \text{ [W]} \quad (7.3)$$

- P_{EOL} : 寿命末期における所要発電力 (= 200.0 [W])
- ϵ_{rad} : 放射線による劣化率 (= 0.9)
- η_{life} : 寿命による劣化率 (= 0.985)
- γ : 温度劣化率 (= 0.842)

ここで、熱解析の結果から太陽光パドルの温度は最大 86 [°C] となるため、太陽光パドルの温度劣化率は (7.4) 式のように求めた。

$$\gamma = 1 + (\tau_o - \tau_i) \frac{C_{temp}}{100} = 0.880 \quad (7.4)$$

- τ_o : 動作温度 (= 72 [°C])
- τ_i : 初期効率温度 (= 28 [°C])
- C_{temp} : 温度係数 (= -0.272 [%/°C])

ここで、太陽光パドルの放射線による劣化について考える。図 7.1 に、2002 年に JAXA が打ち上げた民生部品・コンポーネント実証衛星「つばさ」(MDS-1) が取得した、各種太陽光の放射線による劣化データを示す [18]。つばさは静止トランスファー軌道 (GTO) を飛行し、ヴァンアレン帯を通過することで、民生部品の放射線劣化に関する実証実験を行った。つばさがヴァンアレン帯を通過している時間は全体の 26.5 % である。また、本衛星がヴァンアレン帯を通過する総時間は、設計した軌道を基に求めると 57.8 [h] であるので、図 7.1 を参考にすると、パドルの放射線による劣化はほとんどないと考えてよい。ただし地球周回フェーズ以外でも放射線により多少劣化するため、余裕をもって $\epsilon_{rad} = 0.9$ とした。

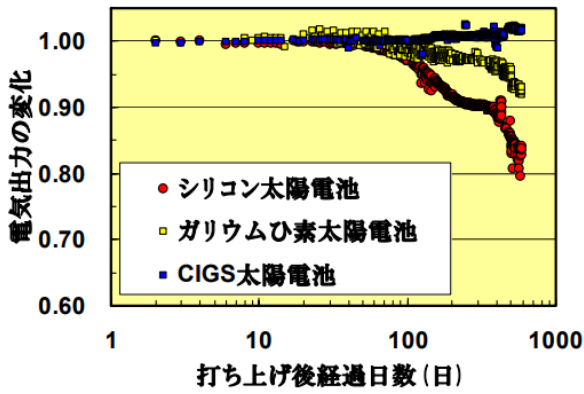


図 7.1: つばさ運用期間中における放射線による劣化 [18]

次に、寿命による劣化を考える。多接合 GaAs のセルを 10 年間使用した場合の動作電圧劣化率、動作電流劣化率がそれぞれ 0.869, 0.963 である。したがって、10 年後の劣化率は $0.869 \times 0.963 = 0.836$ となる。本衛星のミッション期間は 300 日を想定しているので、寿命による劣化率 η_{life} は以下の (7.5) 式で与えられる。

$$\varepsilon_{\text{rad}} = 0.836^{300/(365 \times 10)} = 0.985 \quad (7.5)$$

以上の結果を (7.3) 式に代入すると、 P_{BOL} は 256.2 [W] と求まった。したがって、太陽光パドルの所要面積 S は以下の (7.6) 式で与えられる。

$$S = \frac{P_{\text{BOL}}}{\xi_{\text{packing}} I_{\text{solar}} E_{\text{cell}}} = 0.708 \text{ [m}^2\text{]} \quad (7.6)$$

P_{BOL} : 寿命初期における所要発電電力 (= 256.2 [W])

I_{solar} : 太陽光強度 (= 1309 [W/m²])

E_{cell} : セル効率 (= 0.307)

ξ_{packing} : セルのパッキング能力 (= 0.9)

次に、太陽光セルの直列数および並列数を求め、セルの総数が最大可能取付数よりも小さくなることを確認する。今回、バス電圧は 28 [V] とし、5 [V] 駆動の機器については、DC/DC コンバータを用いて降圧して供給する。パドルの出力電圧はバッテリーが充電できるよう、バッテリー電圧よりも高く設定する必要があるため、パドルの出力電圧がバッテリー電圧の 1.2 倍となるようにセルの直列数を定める。以上のことから、セルの直列数 N_{series} は以下の (7.8) 式で与えられる。

$$N_{\text{series}} = \lceil V_{\text{battery}} \times 1.2 / V_{\text{mp}} \rceil = 15 \quad (7.7)$$

V_{battery} : バッテリー電圧 (= 28.8V)

V_{mp} : 太陽光セル 1 つ当たりの電圧 (= 2.39V)

ただし、「 $\lceil \rceil$ 」は天井関数である。また、セルの並列数 N_{para} は、式 (7.8) で表される。

$$N_{\text{para}} = \lceil S \times \xi_{\text{packing}} / (S_{\text{mp}} N_{\text{series}}) \rceil = 16 \quad (7.8)$$

S : 太陽光パドルの所要面積 (= 0.708 [m²])

ξ_{packing} : セルのパッキング能力 (= 0.9)

S_{mp} : セル 1 つ当たりの面積 (= 27×10^{-4} [m²])

N_{series} : セルの直列数 (= 15)

よって必要となるセルの総数は 240 枚となる。

以上で求めた太陽光パドルに関する設計基準を、本衛星が満たしているかどうか確認する。本衛星が搭載する太陽光パドルの総面積は 470×900 [mm²]、セルの総数は 300 枚であり、必要個数を満たしている。また、4 枚のパドルには並列数が 5、直列数が 15 となるように太陽光セルが均等に配置されている。したがってセル全体の並列数は 20 となり、所要の並列数より多い。以上より、太陽光パドルの面積は十分確保できている。

7.5 バッテリーの選定

地球周回フェーズおよび軌道遷移フェーズでは、日蝕時に搭載機器の電力をバッテリーで賄う必要がある。本衛星では、比較的サイズが小さく、かつ高容量な Panasonic 製のリチウムイオンバッテリーセル NCA103450 を使用する。バッテリーセルの諸元を表 7.3 に示す。

表 7.3: バッテリーセルの諸元

項目	値	単位
公称電圧	3.6	V
公称容量	2.27	Ah
充電温度範囲	10 ~ 45	°C
放電温度範囲	-10 ~ 60	°C
質量	38.3	g
寸法	33.8 × 48.5 × 10.5	mm ³

7.6 バッテリーのサイジング

地球周回フェーズにおいて必要なバッテリー容量 C_r を、(7.9) 式より見積もる。

$$C_r = \frac{P_e T_e}{C_d N_{\text{series}} V_d X_e} \quad (7.9)$$

P_e : 蝕時最大供給電力 (= 156.9 [W])

T_e : 蝕時間 (= 2.78 [h])

C_d : 許容放電深度 (DOD)(= 90 [%])

N_{series} : バッテリーセルの直列段数

V_d : バッテリーセルの平均放電電圧 (= 3.6 [V])

X_e : バッテリーから負荷への電力伝達効率 (= 0.9)

本衛星は地球周回フェーズ中に地球を 16 周し、その度にバッテリーの充放電を行う。また他のフェーズでも幾度か月に太陽光が遮られ、バッテリーでバス電圧を供給する際に充放電を行う。この場合でも、バッテリーの充放電

回数は 100 回に満たない。よって図 7.2 より、この程度の充放電回数であれば許容放電深度 (DOD) はほぼ 100 % であると考えられるが、今回は余裕をもって 90 % とした。またバッテリーセルの直列段数 N_{series} はバス電圧が 28 [V] であるので $N_{series} = \lceil 28/V_d \rceil = 8$ 列とすると、所要バッテリー容量 C_r は 18.7 [Ah] となる。また、表 7.3 よりセル一つ当たりの容量は 2.27 [Ah] であり、セルの並列段数は $N_{series} = \lceil C_r/2.27 \rceil = 10$ 列とした。このとき、バッテリーの重さは表 7.3 より、 $38.3 \times 8 \times 10 = 3064.0$ [g] となる。

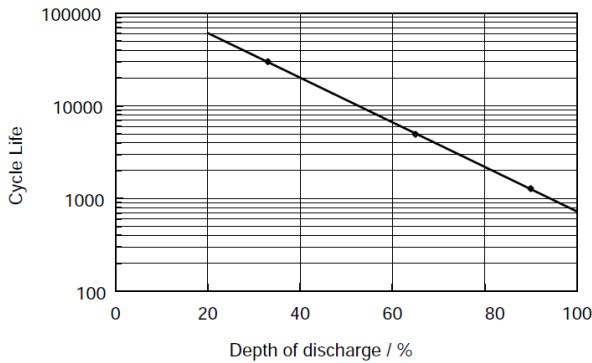


図 7.2: リチウムイオン電池における放電深度と充放電回数の関係

7.7 電源系の構成

太陽光パドルは寿命末期においても所要発電力を満たすように設計されているため、ミッション期間中は常に余剰電力が生じていると考えてよい。そのため、余剰電力をシャントする必要がある。本衛星は地球周回衛星と比べて所要電力が多い上、超小型衛星であるために発熱小・軽量でなければならない。したがって、本衛星ではシーケンシャル・シャント方式を採用した。左右 2 枚の展開型太陽光パドルをそれぞれ 2 つに分割し、計 4 つのパネルにそれぞれシャント装置をつけることにする。

次に、地球周回フェーズの日陰時における電源安定化を考える。日陰時はバッテリーによりバス電圧を供給する。放電中のバッテリー電圧は放電速度、温度、放電深度によって変化するが、安定化バス方式を用いればバッテリーの放電電圧を安定化することができる。しかし、本衛星では電源の軽量化をより重視し、非安定化バス方式を採用する。バッテリー電圧を DC/DC コンバータを用いて 28 [V] に変換・安定化し、さらに 5 [V] 駆動の機器には出力 5 [V] の DC/DC コンバータを用いて降圧して電力を供給する。以上より、出力電圧が 24 [V] と 5 [V] の 2 種類の DC/DC コンバータが必要となる。表 7.4 に本衛星で用いる DC/DC コンバータの諸元を示す。また、本衛星の電力システムブロック図を図 7.3 に示す。

表 7.4: 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	BRS24-28S	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	90/84	90/87	%
質量	100	60	g
寸法	50 × 69	50 × 69	mm
厚み	8.5	8.5	mm

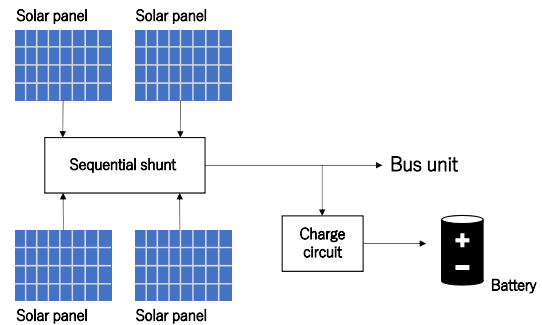


図 7.3: 電力システムブロック図

8 C&DH 系

8.1 要求機能の検討

コマンド、テレメトリの項目は、本衛星が 50 [kg] の超小型衛星であることから、それぞれ 40 項目とする [22]。またミッションの性質上通信できない時間が存在し、その間の搭載機器のデータをレコーダに保存しておき、通信可能となったときに再生する。このために自動化自律化機能を用意する。具体的には、自動化機能を用いてスケジューリングコマンドで指定された時刻に通信に移行する。ただし、ホールスラスト (HET) を稼働したままでは通信できない姿勢である場合があるため、その際は稼働を止め通信モードに移行する。また自律化機能を用いて、リアクションホイール (RW) に蓄積された角運動量が規定値以上になった場合アンローディングモードに移行するなど各運用モードに移行する。CPU システムは 64 bit RISC を用いた統合化制御方式で構成し、データレコーダは NAND 型フラッシュメモリを用いる。

8.2 コマンド

地上からのコマンド内容として、動作のスケジューリング、機器の監視、軌道情報、テレメトリデータの取り込み、保存などが挙げられる。具体的に1項目あたり姿勢情報 64 [bit] と時刻情報 32 [bit]、人工衛星の角速度データ 48 [bit]、RW の角速度データ 64 [bit]、軌道データなどその他データ 48 [bit] の計 256 [bit] とし、地上から送信される軌道データを元に HET を連続噴射させるためなるべく送信時間を短くし、10 [s] と設定する。このときコマンドレートは (8.1) 式で与えられる。

$$\frac{40 \text{ 項目} \times 256 \text{ bit/項目}}{10 \text{ s}} = 1.024 \text{ [kbps]} \quad (8.1)$$

8.3 テレメトリ

テレメトリはハウスキーピング (HK) データと放射線モニタからのミッションデータを考える。ミッションデータレートは 500 [bps] と低速であるので、バス統合計算機 (OIC) で HK データとまとめて処理する。HK データの必要データサイズを時刻情報 24 [bit] や各機器 ON/OFF 8 [bit]、温度 8 [bit]、姿勢情報 16 [bit]、推進情報 16 [bit] などと設定すると合計 872 [bit] となる。通常運用時は 0.01 [Hz]、軌道保持などのクリティカルとなる運用時は 0.2 [Hz] で取得する。データ量が最大となるのはハロー軌道周回中であると想定され、1日のうち 12 [h] を通常運用、12 [h] をクリティカル運用とする。また放射線モニタの稼働時間をヴァンアレン帯の通過時間を基準に 5000 [s]、データレートを 0.17 [Hz] と設定する。このときテレメトリデータ量は約 976 [KB/day] となる。ダウンリンクのデータレートは 10 – 230 [kbps] と設定する。なお上限値 230 [kbps] については初期投入軌道の低温最悪条件で、内部発熱量が最小となる通信モードとなっても機器の温度マージンが確保可能な通信時間となるように設定した。このデータレートの場合、送信時間は (8.2) 式より求めることができる。

$$\frac{976 \times 1024 \times 8}{230000} \approx 34.8 \text{ [s]} \quad (8.2)$$

最低速の 10 [kbps] については軌道高度 454739 [km] において、最高送信電力 8.0 [W] で回線マージンを確保できる値とした。この場合、送信時間は (8.3) 式より求めることができる。

$$\frac{976 \times 1024 \times 8}{10000} \approx 799.5 \text{ [s]} \quad (8.3)$$

8.2 節のコマンド通信時間と合わせて、テレコマンドにかかる時間は 44.8 – 809.5 [s] と計算できる。測距に要する時間をテレコマンド通信時間の 10 分の 1 とすると、総通信時間は 49.28 – 890.45 [s] となる。

8.4 主要コンポーネント設計

OIC に用いる CPU としては 64 bit RISC を選定する。OIC には自動化自律化機能やテレコマンド機能、低速ミッションデータ処理機能、HK データ記録再生機能を持たせる。放射線モニタからのデータは HK データとともに処理する。C&DH 系構成図を図 8.1 に示す。

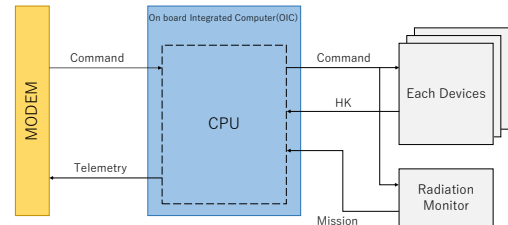


図 8.1: C&DH 系構成図

8.5 衛星全体のシステム構成

人工衛星のシステム構成図を図 8.2 に示す。CPU は各搭載機器の集中制御や監視を行う。他の系からの返答がない場合は機器に異常が発生したと判断し、緊急運用モードに移行する。

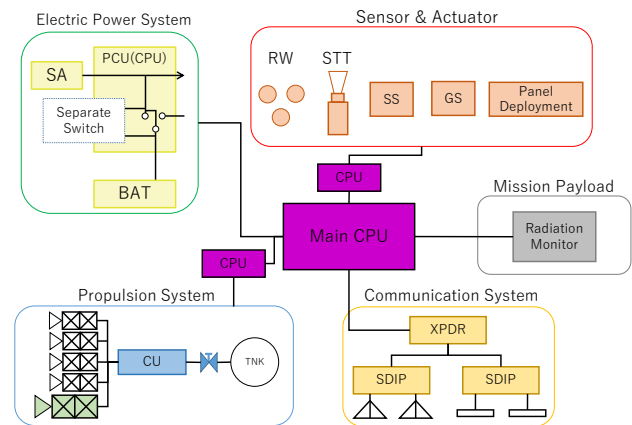


図 8.2: システム構成図

8.6 放射線対策

ミッション期間中搭載機器は厳しい放射線環境により、トータルドーズ効果やシングルイベント効果が生じる。よって、Rad-tolerant より低レベルの機器に対して放射線対策を講じる。トータルドーズ効果に対しては放射線量を考慮して、5 [mm] 厚のアルミを用いて機器を被覆し影響を軽減する。また搭載する CPU に関しては誤り検出能力のあるハミング符号やサーキットブレーカの付加によりシングルイベント効果に対処するが、暴走時は緊急運用モードに移行し、電源を OFF にした後再度 ON にするリセット制御を行う。

9 通信系

9.1 通信系の概要

本衛星は衛星運用のためのアップリンク回線に加え、HK データと放射線モニタで測定されたデータを地上局に送信するためのダウンリンク回線を用意する。また RARR による軌道推定を実施するため、地上局からの測距信号を受信し、人工衛星のトランスポンダによってその信号を地上に送り返す。本衛星はミッションカテゴリ A に該当するため、アップリンク回線には S バンド (2110 [MHz]) を選定する。S バンドは都市雑音が少なく、上り/下りをコヒーレント方式にすることで、高精度な測距が可能となる。しかし、衛星ハードウェアとして ± 60 [kHz] 程度のドップラシフトが生じるため、位相同期ループによる搬送波捕捉追尾を用いる。ダウンリンク回線には S バンド (2990 [MHz]) を用いる。S バンドでは PFD の規定を満たす必要がある。そこで畳込み符号の付加により回線マージンを増大させる。

アップリンクは送信電力 30 [W]、データレート 1.024 [kbps] で指定する地上局から送信する。ダウンリンク通信は PFD 規定を守る上限で回線マージンを常に 1.0 [dB] 以上確保するため、低軌道モード (287 – 73000 [km]) と高軌道モード (73000 – 454739 [km]) に分割する。各モードの閾値に関しては、電力余裕が少ないことを最優先に考慮し、なるべく送信電力が最小値 5.0 [W] の期間を長くとれる高度とした。具体的には高軌道モードにおいて、送信電力 5.0 [W]、データレート 230 [kbps] の場合に回線マージンを 1.0 [dB] 以上確保できる高度を用いた。低軌道モードでは低利得ヘリカルアンテナを送受信に用い、高軌道モードでは高利得パッチアンテナを送受信に用いる。伝送レートを表 9.1 に、送信電力とデータレートの詳細を図 9.2 に示す。

表 9.1: 通信データレート

項目	データレート	備考
uplink	1.024 [kbps]	測距
downlink(低軌道)	70 – 230 [kbps]	実時間 + 再生, 測距
downlink(高軌道)	10 – 230 [kbps]	実時間 + 再生, 測距

図 9.2 より、高度 370000 [km] までは最小送信電力 5.0 [W] での送信が可能である。テレメトリ通信の各軌道モードの概要については以下の通りである。

低軌道モード：

送信電力 5.0[W] の一定値とし、データレートを高度の上昇に合わせて 230 [kbps] から 70 [kbps] まで下げる。

高軌道モード：

まず送信電力を 5.0 [W] の一定値のまま、データレート

を高度の上昇に合わせて 230 [kbps] から 10 [kbps] まで下げる。その場合でも回線マージンが 1.0 [dB] 以上確保できない軌道高度 (370000 [km]) に到達した場合、高度の上昇に合わせて 5.0 [W] から 8.0 [W] まで上げる。

9.2 通信系構成

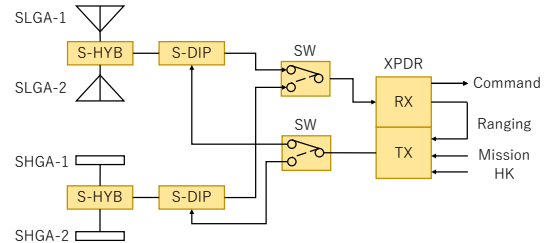


図 9.1: 通信系構成図

通信系構成図を図 9.1 に示す。低利得アンテナは、低軌道で PFD 規定を満たすために用意する。姿勢変化の影響を極力小さくするように円偏波ヘリカルアンテナを作製する。またアンテナの利得を $-10 - 0$ [dBi] とする。高利得アンテナは SURREY 社のパッチアンテナを使用する。アンテナの利得は $-5 - 7$ [dBi] である。通常運用時、人工衛星の姿勢はスラスト軸周りの回転しかできず、パッチアンテナは面に垂直な方向に指向性を持つため、+X パネルと +Z パネルに 1 つずつ搭載する。また、コマンドの送信とテレメトリの受信の地上局には JAXA 沖縄第 2 局を用いる。沖縄第 2 局の諸元を表 9.2 に示す。

表 9.2: 沖縄第 2 局の諸元

直径	18 [m]
送信周波数	2025 – 2120 [MHz]
送信出力	100 – 10k [W]
送信アンテナ利得	45.6 [dBi]
EISP	63 – 83 [dBW]
受信周波数	2200 – 2300 [MHz]
受信アンテナ利得	47 [dBi]
G/T	24 [dB]

またハロー軌道周回フェーズの軌道推定においては、数百メートル程度の誤差で軌道を保持できなくなるため極力測距誤差を少なくする必要がある。したがって、地上局では原子時計を設置し、正確な時刻を取得する。

9.3 回線設計結果

回線は送信アンテナ利得の最悪値を利用した場合でも、回線マージンを 1 [dB] 以上確保できるように設計する。また PFD 規定を満たすため、低軌道モードにおいて以下の対策を施す。まず変調方式に BPSK 同期検波を採用する。さらに符号化率 1/2、拘束長 7 の畳込み符号を適用し、軟判定ビタビ複合を施すことで帯域を 2 倍に広

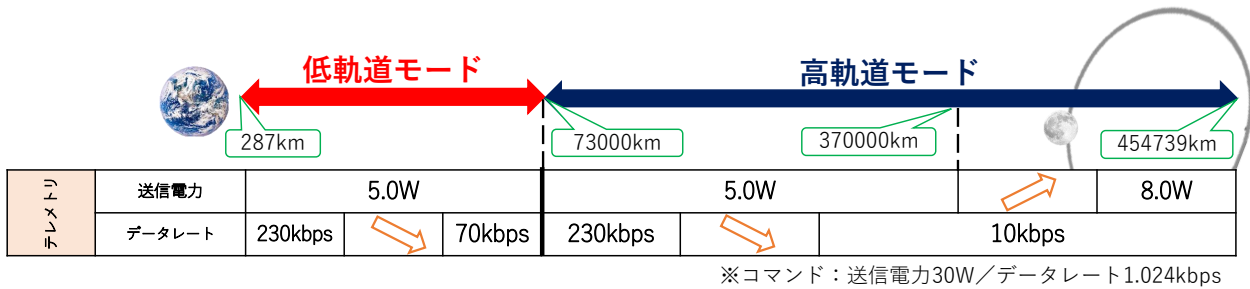


図 9.2: 各軌道モード概要

げる。そして 11 Chip の拡散符号を用いたスペクトラム拡散で帯域を 11 倍に広げ、合計 22 倍広げる。以上より $10\log_{10}(22 \times 230000) - 10\log_{10}(230000) = 13.42$ [dB] 低減することが可能となる。計算に関しては各通信モードの一番低高度の場合を考える。高軌道モードにおいて軌道高度が 73000 [km] のとき送信電力は 5.0 [W]、データレート 230 [kbps] だが、送信電力 8.0 [W]、データレート 10 [kbps] と厳しく設定した場合でも規定を満たすか確認する。これらの回線設計の結果を表付録.2 に示す。表の括弧内の値は畳込み符号化およびスペクトラム拡散しない場合の値である。表付録.2 より回線マージンを確保でき、PFD 規定も満足することが確認できる。

10 開発スケジュール

表 10.1 に、本衛星の開発スケジュールを示す。これは人工衛星開発におけるスタンダードなタスク管理手法である、Phased Project Planning (PPP) に基づいている。本衛星は H-IIA ロケットで打ち上げた後、160 日間の航行を経て地球-月系 L_2 点に到達する。本プロジェクトは上記目的を超小型衛星で達成するため、設計に時間を要する。そこで、できる限り構成機器に既製品を用いることで開発コストを削減し、開発期間を抑える。今回は開発期間を 2 年に設定している。

11 まとめ

50 [kg] 級超小型衛星にも関わらず、地球重力圏を超え地球-月 L_2 点ハロー周回軌道を実現させるという、挑戦的なミッションを遂行する人工衛星の開発を行った。その結果、軌道計画に基づく衛星システムの高度な要求を満足することを示した。

同時に宇宙放射線の測定を実施することで、スペースコロニーやその他月探査衛星などの月の宇宙開発に向けて新たな可能性を見出すことができる。これにより、世界における日本の宇宙開発の地位を確固たるものにできると同時に、人類が月をより身近な存在として感じてもらえることを願っている。

謝辞

執筆にあたり、本工学研究科機械工学専攻の山田克彦教授、佐藤訓志講師、莊司泰弘助教授には様々なご指摘や数多くのアドバイスをいただきました。この場を借りて御礼申し上げます。東京大学大学院工学系研究科航空宇宙工学専攻研究員の小畑俊裕様にも、的確なご指摘とアドバイスをいただきました。この場を借りて、深くお礼申し上げます。

また、昨年の衛星設計コンテスト「あすと」の設計メンバーの皆様から多くの助言と励ましをいただきました。秘書の寺坂梓さんには研究室環境を整えていただき、衛星設計に集中することができました。心より感謝申し上げます。

これまで学んだ機械工学の知識をもとに、人工衛星という機械システムを設計することで多くの知見や経験を得ることができました。各分野の技術を統合する難しさ、チーム内の意思疎通の大切さ、そして月を対象とする挑戦的なミッションを達成する衛星を作り上げる喜びをメンバー全員が共有することができました。最後に、このような貴重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いただき、謝辞とさせていただきます。

表 10.1: 本衛星の開発スケジュール

	2019		2020		運用開始
	上半期	下半期	上半期	下半期	
マイルストーン		● 基本設計審査 PDR	● 詳細設計審査 CDR	● 認定試験後審査 PQR	
設計	← 予備設計 →	← 基本設計 →	← 詳細設計 →		
製作・試験	← Bread Board Model(BBM) →	← Engineering Model(EM) →	← Proto Flight Model(PFM) →		

参考文献

- [1] JAXA 超低高度衛星技術試験機「つばめ」(SLATS)
http://www.jaxa.jp/projects/sat/slats/index_j.html
- [2] JAXA 小惑星探査機「はやぶさ」(MUSES-C)
http://www.jaxa.jp/projects/sat/muses_c/index_j.html
- [3] JAXA 小惑星探査機「はやぶさ 2」
http://www.jaxa.jp/projects/sat/hayabusa2/index_j.html
- [4] 渡邊裕樹, 竹ヶ原春貴: イオンエンジンの動作原理および搭載状況,
<http://satcom.jp/70/specialreport2j.pdf>
- [5] Solar and Heliospheric Observatory Homepage
<https://sohowww.nascom.nasa.gov/>
- [6] 次世代赤外線天文衛星 SPICA - ISAS/JAXA
http://www.ir.isas.jaxa.jp/SPICA/SPICA_HP/
- [7] Farquhar, R. W. : The Control and Use of Libration-Point Satellites, NASA-TR-R-346, 1970.
- [8] Farquhar, R. W. : The Utilization of Halo Orbits in Advanced Lunar Operations, NASA-TM-X-65409, X-551-70-449, 1970.
- [9] ARTEMIS - The First Earth-Moon Libration Orbiter NASA
https://www.nasa.gov/mission_pages/themis/news/artemis-orbit.html
- [10] 地球-月ラグランジュ点探査機 EQUULEUS による深宇宙探査 CubeSat 実現への挑戦
<http://www.isas.jaxa.jp/feature/forefront/171020.html>
- [11] 高野忠, 佐藤亨, 柏本昌美, 村田正秋: 宇宙における電波計測と電波航法, コロナ社, 2000
- [12] 足立修一, 丸田一郎: カルマンフィルタの基礎, 東京電機大学出版局, 2012
- [13] Miles, John W. : On Structural Fatigue Under Random Loading, *Journal of the Aeronautical Sciences*, pg.753, 1954
- [14] 小泉宏之, 小紫公也, 青山順一, 山口耕司: 小型イオン推進システムのエンジニアリングモデル試験状況,
<https://repository.exst.jaxa.jp/dspace/bitstream/axis/19879/1/61856128.pdf>
- [15] JAXA 宇宙用高圧ガス機器技術基準
<http://sma.jaxa.jp/TechDoc/Docs/JAXA-JERG-0-001D.pdf>
- [16] 上野宙輝: スラスタを用いた宇宙機の姿勢変更計画, 平成 23 年大阪大学卒業論文
- [17] 大西晃: 宇宙機の熱設計, 名古屋大学出版, 2014
- [18] JAXA 民生部品・コンポーネント実証衛星「つばさ」(MDS-1)
http://www.jaxa.jp/projects/sat/mds1/index_j.html
- [19] 木田隆, 小松敬治, 川口淳一郎: 人工衛星と宇宙探査機, コロナ社, 2001
- [20] 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
- [21] 宇宙航空研究開発機構: 人工衛星の開発手法
http://spaceinfo.jaxa.jp/ja/satellite_development_methods.html
- [22] 茂原正道, 鳥山芳夫: 衛星設計入門, 培風館, 1995

表付録.1: 機器搭載表

搭載機器	寸法 [mm]	数量	質量 [kg]	合計質量 [kg]	消費電力 [W]	合計消費電力 [W]	動作電圧 [V]	動作温度 [°C]	製作元	型番
センサ類										
ジャイロセンサ	Φ37.85x16.38	3	0.06	0.18	0.1	0.3	5	-55-80	SYSTRON DONNER	QRS116
スターセンサ	60 x 60 x 138	1	0.47	0.47	3	3	9.0 - 40	-20-65	VECTRONIC Aerospace	VST-68M
太陽センサ	40x30x12	4	0.025	0.100	0.05	0.2	5	-40-85	SOLARMEMS	SSOC-A60
姿勢制御機器										
RW	150x150x65	3	1.6	4.8	3(定常)/7(最大)	9(定常)/21(最大)	28	-90	BLUE CANYON	RW1
CGT	19.1x41	4	0.07	0.28	10.5	42	28	-25-75	MOOG	
推進機構										
HET	101x188x113	1	0.97	0.97	50-300	50-300	250	-25-110	BUSEK	BHT-200
タンク	SΦ258	1	3.479	3.479					iPROS製造業	
キセノン		1	9	9						
推進剤制御器	86x86x150	1	2	2					自作	
通信機器										
パッチアンテナ	82x82x20	2	0.08	0.16				-20-50	SURREY	
ヘリカルアンテナ	Φ30x40	2	0.017	0.034					自作	
ダイプレクサ	76x50x25	2	0.03	0.06				-40-80	SPACEQuest	DX-2000 S-Band Diplexer
トランスポンダ	127x127x102	1	2.1	2.1	41	41	28	-30-65	iPROS製造業	衛星用Sバンドトランスポンダ
電源機器										
バッテリー	48.5x33.8x10.5	80	0.038	3.064			3.6	0-40	Panasonic	NCA103450
太陽電池セル	30x90x0.14	284	0.002	0.644			2.333	-160-100	TROLAB社	GaNP2/GaAs/Ge多接合セル
分離検知スイッチ	45x30x30	2	0.1	0.2						
電力制御器	100x100x50	1	0.46	0.46	2	2	5	-40-85		
宇宙放射線モニタ	126x107x28.7	1	0.28	0.28	0.22	0.22	5	-20-50	明星電気株式会社	
データ処理機器										
CPU	55x52x52	4	0.1	0.4	2	8	5	-55-125	HIREC	25MIPS 64bit RICS
USBメモリ	11x10x0.8	1	0.3	0.3			3.3	-25-85	TOSHIBA	e-MMC 4Gbyte
構体										
ロケットインターフェース	Φ225x50	1	0.912	0.912					JAXA	PAF239M
-Zパネル	470x470x10	1	5.964	5.964					アルミニウム合金A6061	
+X,±Yパネル	410x460x10	3	0.390	1.171					フェイス材0.25[mm]	
-Xパネル	410x460x10	1	0.494	0.494					フェイス材0.25[mm]	
+Zパネル	470x470x10	1	0.457	0.457					フェイス材0.25[mm]	
±Y太陽光パネル	455x470x5	4	0.366	1.463					フェイス材0.25[mm]	
+Z井桁パネル	450x450x10	1	1.239	1.239					フェイス材1.0[mm]	
+X,±Y井桁パネル	258x354x10	3	0.189	0.567					フェイス材0.25[mm]	
-X井桁パネル	258x354x10	1	0.137	0.137					フェイス材0.25[mm]	
リンク	160x470x5	2	0.405	0.810					自作	
パネル展開機構	14x470x5	2	0.1	0.2					自作	
モータ	Φ16x24	2	0.036	0.072	5.418	10.84	6	-40-100	Maxon motor	EC-max 16 283826
ハーモニックドライブ	Φ30x22.1	2	0.026	0.052					Hdsystems	CSF-8-100-2A-GR
Frangibolt	Φ10.7x12.7	4	0.008	0.032	9	36	7	-50-70	TiNi Aerospace	FD04 7V
その他										
配線等				2.500						
インサート材				2.000						
熱制御素子				1.500						
放射線シールド				1.200						
機器質量				36.18						
構体質量				13.57						
総質量				49.75						

表付録2: テレコマンドの回線設計

項目	単位	Uplink	Downlink			
			低軌道	高軌道		
周波数	MHz	2110	2290	2290	2290	2290
送信EIRP	dBW	60.3	-3.11	1.89	1.89	3.93
送信機出力	W	30	5.0	5.0	5.0	8.0
給電損失	dBW	0	0	0	0	0
送信アンテナ利得	dBi	45.6	-10.0	-5.0	-5.0	-5.0
ポインティング損失	dB	0.1	0.1	0.1	0.1	0.1
軌道高度	km	454739	73000	73000	370000	454739
仰角	deg	5	5	5	5	5
自由空間損失	dB	212.2	197.5	197.5	211.1	212.9
偏波損失	dB	0	0	0	0	0
降雨損失	dB	0	0	0	0	0
大気吸収損失	dB	0.32	0.32	0.32	0.32	0.32
各種損失	dB	0	0	0	0	0
受信G/T	dB/K	-32.9	24	24	24	24
受信アンテナ利得	dBi	-5	47	47	47	47
給電損失	dB	0	0	0	0	0
ポインティング損失	dB	0.1	0.1	0.1	0.1	0.1
システム雑音温度	dBK	27.8	23	23	23	23
受信C/No	dBHz	43.47	51.62	56.62	43.02	43.29
変調方式	—	PSK/PM	BPSK/PM	BPSK/PM	BPSK/PM	BPSK/PM
ビット誤り率	—	1.0×10^{-6}	1.0×10^{-5}	1.0×10^{-5}	1.0×10^{-5}	1.0×10^{-5}
要求Eb/No	dB	10.8	4.6	4.6	4.6	4.6
符号化利得	dB	5.2	5.2	5.2	2.5	5.2
ハードウェア損失	dB	2.5	2.5	2.5	2.5	2.5
ビットレート	kbps	1.024	70	230	10	10
変調損失	dB	3	0	0	0	0
要求C/No	dBHz	41.20	50.35	55.52	41.90	41.90
回線マージン	dB	2.27	1.27	1.10	1.12	1.39

項目	単位	低軌道		高軌道	
仰角	deg	5	90	5	90
軌道高度	km	287	287	73000	73000
送信機出力	W	5	5	8	8
ビットレート	kbps	230	230	10	10
PFD	dBW/4kHz/m ²	-170.3 (-156.9)	-156.2 (-142.8)	-168.9	-168.2
PFD制限値	dBW/4kHz/m ²	-154.0	-144.0	-154.0	-144.0
マージン	dB	16.3 (2.9)	12.2 (-1.2)	14.9	24.2

(注) 数値は小数点を丸めて表記