

第29回衛星設計コンテスト

概要書 (3 ページ以内)

応募区分 設計の部

1. 作品情報・応募者情報

作品名 (20文字以内) 月面隕石観測衛星「Meteo-llite」
副題 (自由記入) 月近傍有人拠点に利用される NRHO 軌道を利用した月面へ降り注ぐ隕石の観測
学校名 北海道大学

2. ミッションの概要 (プレスリリース等で使用するもので、200 字程度でわかりやすく表現して下さい。)

本衛星は、GTO 軌道から自身の推進システムで月周回の NRHO 軌道まで軌道投入させ、NRHO 軌道から月面に降り注ぐ隕石を観測する。推進システムには相乗り打ち上げに適した、安全性が高く約 1.2 km/s の増速を与えることができるハイブリッドキックモータを採用する。光学系には、隕石衝突時の噴出物を検出できる 1,000 nm と隕石衝突では検出されない 700 nm の 2 つの波長を利用し比較することで、月面表層部への隕石衝突の様子を観測する。

3. ミッション要求 (衛星の目的) と意義

(a) ミッション要求 (衛星の目的) 本ミッションは、GTO 相乗り打ち上げ機会を利用し、小型衛星自身で GTO から NRHO 軌道への軌道遷移し、月面に降り注ぐ隕石を観測することである。これを実現するためには、下記の要求事項を満たす必要がある。 (1) GTO から NRHO 軌道へ遷移するために必要な増速量、約 1.2 km/s を実現可能な推進系を設計する。質量の制限も考慮し、増速量のマージンは 3~5%程度とする。 (2) 観測機器、衛星バス、構造系および推進系も含めた衛星機器を 50 kg 級サイズに収める。推進系は、サイズが 400mm×400mm×300mm、質量が 25 kg 以内に収まるよう設計し、観測機器、衛星バス、構造系で、残りの 400 mm×400mm×200mm、25 kg に収まるように設計する。 (3) 月面に降り注ぐ隕石のうち、15-300m の分解能で検出可能な隕石を観測するために、可能な限り広範囲・高頻度で月面を観測できる焦点距離を選定する。
(b) 重要性・技術的意義等 月には隕石が常時降り注いでいる。月面探査を安全に行うためには、月面に降り注ぐ隕石の質量と衝突頻度の関係、月面のどの領域に降り注ぐのか等の情報は、有益な情報となる。本ミッションでは、GTO への相乗り機会を利用し、小型衛星に搭載した自身の推進システムで、GTO から約 1.2 km/s の増速を行い、NRHO 軌道へ軌道投入する。ミッション期間短縮のため、 μN 程度の推力しか出ない電気推進ではなく、数百 N の推力が出るハイブリッド推進を用いることで、短期間での軌道遷移を可能とする。50 kg 級のサイズに観測機器、衛星バス、構造系および推進系を収めるために、各コンポーネントを限界まで軽量化している。

4. 得られる成果

本ミッションを通して得られる成果を下記に示す。 (1) ハイブリッドキックモータの有効性を実証 (2) 小型衛星による月面探査機会の敷居を下げる (3) 月面に降り注ぐ隕石の数、頻度、大きさの情報の獲得 (4) 月面に降り注ぐ隕石について隕石衝突のマッピングができる

(5) 今後の月面探査機への隕石情報の提供が可能となる

5. 主張したい独創性や社会的効果

NRHO 軌道は今後月近傍 Gateway が建設される予定の軌道であり、今後多くの衛星が利用することになる。NRHO 軌道は地球との通信が常時確保されており、撮影した画像を常時地球へ送ることができる。NRHO 軌道から観測される隕石の情報は、月面探査機のみならず、今後 NRHO 軌道から月面へ降り立つ着陸船にも重要な情報となる。月は、火星や金星などの深宇宙に近い場所で、世界的にも多くの企業や研究機関が開発計画を立てている。月の開発は、今後も益々進んでいくと考えられ、月の隕石情報が、地球の天気予報のように必須情報となる日が来ると期待している。

6. 設計結果

(a) システム (全体の構成・ミッション機器の形状・質量・機能・運用軌道)

衛星の外観を図 1 に、衛星システムを図 2 に示す。図 2 ではすべての機器が収まっている様子が見える。図 3 には推進システムのみを示す。衛星の上 1/3 を観測機器とバス、衛星の下 2/3 を推進系で配分した。推進系で約 22 kg、構体系で約 14 kg、観測機器、センサー類、バッテリー、PCU 等その他が 14 kg 程度で質量配分した。衛星の大半を占める推進系は、固体燃料を含んだモータ、4 本の酸化剤容器、バルブ、配管、および RCS システムで構築されている。推力軸を中心にとるため、モータを中心に配置し、4 本の推進剤タンクがその周りを取り囲むように配置した。正確な位置情報取得のため、スターセンサは月面方向から 135°傾けて配置した。全体の重心を中央に寄せるため重量の大きいものを極力中心に配置した。図 4 には光学系のレイアウトを示す。700 nm と 1000 nm の 2 種類の干渉フィルタを使用することで 2 種類の画像を撮影し、月面に衝突した隕石の解析を行う。



図 1 衛星の外観

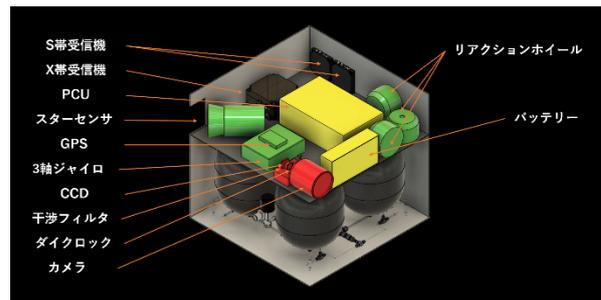


図 2 衛星システム



図 3 推進系

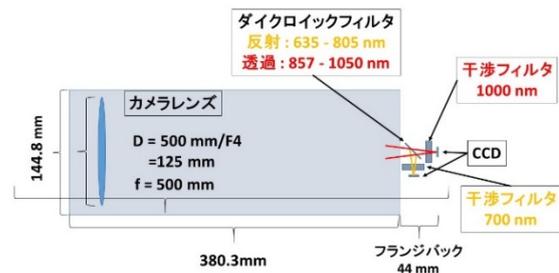


図 4 光学系のレイアウト

図 衛星システムの外観

(b) 地上系を含む実験系

地上局には大学でも保有実績のある 10 m 級アンテナを採用する。また、周波数帯についてはアップリンクでは 2.0 GHz 帯(S 帯)、ダウンリンクでは 2.2 GHz 帯(S 帯)および 8.4 GHz 帯(X 帯)を使用する。回線マージンは最も条件の厳しい X 帯を用いたダウンリンクで 3.10 dB であり、安定して地上一衛星間の通信が可能と判断した。また、軌道決定には、角度計測および Range 計測を使用し、各運用モードの要求を満たすことが確認された。

(c)データ取得を含む実験運用手順

当衛星「Meteo-llite」はNRHO軌道上で月面への隕石衝突頻度を調査する。衛星に搭載されたカメラを用いてNRHOを1周回する間におよそ80回の月面撮影(160枚の画像データ)を行う。Observation modeは消費電力を考慮し、適宜Stanby modeと切り替えることとする。また、NRHO軌道上の衛星と地上局は24時間のうち約12時間の通信が可能であるため、この時間は地上局と通信を行うDownload-phaseおよびCommunication-phaseに当てることとする。

7. 具体的な実現方法、製作する範囲並びに費用

ハイブリッドキックモータの研究開発は北海道大学工学研究院宇宙環境システム工学研究室が主導して行う。すでにフライトモデル用の研究開発プロジェクト予算がついているため、キックモータの開発に追加費用を検討する必要はない。HIIIロケットでの相乗り打ち上げ価格は、HII-Aロケットの相乗り打ち上げ価格を参考にすると、50kg級小型衛星の場合は、7,800万円である[1]。これに観測機器およびバス部の開発費、地上局運営費、試験、および人件費を考慮する必要がある。大まかに7億3千万円程度かかると想定している。人件費は、600万円/一人、10名のエンジニア、2名の事務を5年間で想定している。

表1 製作費用

項目	金額 (億円)
観測機器	1.0
バス機器	1.0
地上局運営費	0.2
試験	0.5
人件費	3.6
打ち上げ費	1.0
合計	7.3

[1] 国立開発法人宇宙航空研究開発機構,“H-II A 相乗りによる超小型衛星の打ち上げ機会提供 <有償制度>”,ACB16006,平成28年12月。

8. 開発・製造・打上スケジュール

開発のスケジュールを図5に示す。2024年ごろの打ち上げを目指して開発を進める。特にキックモータの性能評価に実験がかかるものと想定されるため、無理のない範囲で計画を実行に移すには、3年後の打ち上げを目指すのが良いと判断した。2021年中には模型の製作を完了させ、要素試験に向けた準備を進める。図には記載がないが、並行して打ち上げ機会の獲得も行う。2022年には、要素試験に加え、EMの開発を行う。2023年には、FM試験を行い納品までこぎつける。

		2021		2022		2023		2024		2025	
		上半期	下半期								
フェーズ		設計	模型	要素	EM	FM	改良	打上げ	運用		
設計	概念設計										
	詳細設計										
	改良										
試験	要素試験										
	EM試験										
	FM試験										
製作	要素										
	EM										
	FM										

図5 開発スケジュール

以上

第 29 回衛星設計コンテスト 設計の部 解析書

月近傍有人拠点に利用される NRHO 軌道を利用した月面へ降り注ぐ隕石の観測

北海道大学 工学院 宇宙環境システム工学研究室	M1	鈴木翔
北海道大学 工学院 宇宙環境システム工学研究室	D1	平井翔大
北海道大学 工学院 宇宙環境システム工学研究室	M1	Yownin Albert Leung
北海道大学 工学院 変形制御学研究室	M1	上田修生
北海道大学 工学院 マイクロエネルギーシステム研究室	M1	青井柁樹
北海道大学 工学院 ロボティクス・ダイナミクス研究室	M2	Gurbanov Novruz
北海道大学 理学院 惑星宇宙グループ	D3	佐藤佑樹
北海道大学 理学院 惑星宇宙グループ	M1	濱田築

1. ミッション概要

図 1-1 にミッションのイメージ図を示す。衛星の名は隕石を意味する「Meteorite」と衛星を意味する「Satellite」から取り「Meteo-llite」とした。図 1-2 には衛星の外観を示す。



図 1-1 ミッションイメージ



図 1-2 衛星の外観

1.1. 背景

昨今、月面探査の動きが活発化している。JAXA, iSpace, TOYOTA をはじめ多くの企業が月を目指している。最新の情報では、超小型探査機

YAOKI を作った Dymon 社は, Astrobotic 社と契約を結び, 1 年以内に小型探査機をいち早く月面へ打ち上げ, 月面の写真を撮影する計画である[1-1]. こうした月面探査ミッションは魅力的ではあるが, 月は地球とは環境が大きく異なり, ミッション設計や機体の設計が難しい. 特に, 月には大気がないため, 図 1-3 示すイメージのように隕石が常時降り注ぎ, 月面はクレーターだらけになっている. 月面探査を安全に行うためには, どの程度のサイズの隕石が, どの程度の頻度で降り注ぐのか, また, 隕石が月面のどのあたりに降り注ぐのか等の情報は, ミッション設計あるいは機体設計において有益な情報となる. 隕石が雨のように降り注ぐ月面では, 隕石の情報を知るとも重要である. Dymon 社をはじめ, 小型探査機による月面探査は今後ますます活発になると考えられる. その際, 隕石の情報は探査機にとって貴重な情報になるに違いない.



図 1-3 月面のクレーターの様子

1.2. 月近傍ゲートウェイ・NRHO 軌道

2018年に米国は、NASAを中心に国際協力のもと月の周回軌道に有人拠点としてゲートウェイ (Gateway) を構築することを発表した[1.1]。日本もこのプロジェクトに参画する。Gateway は月を南北に回る高度 4,000 km から 70,000 km の細長い NRHO 軌道に建設される。NRHO 軌道の軌道面は常時地球を向いており、通信機会は確保されている。Gateway は、NRHO 軌道の特性を使った月面観測や月面通信の中継点、月あるいは月近傍の探査、および深宇宙への中継点としての利用が想定されている。フェーズ 1 の短期ミッションでは、宇宙飛行士 4 名が 30 日間滞在する計画をしている。将来的には数 100 日間の長期間滞在を目指している。2026 年ごろの完成を目指し建設計画が進められている[1.2]。NASA は、現在開発中で最大級の宇宙輸送システム SLS (Space Launch System) を利用し、Gateway までの有人輸送計画 Artemis を計画している[1.3]。図 1-4 に NRHO の簡単な模式図を示す。NRHO はその特徴から月面観測のミッションに適した軌道となっている。地球との通信機会が常時確保されているため、月の影に入って通信ができなくなることはないのはメリットの一つである。

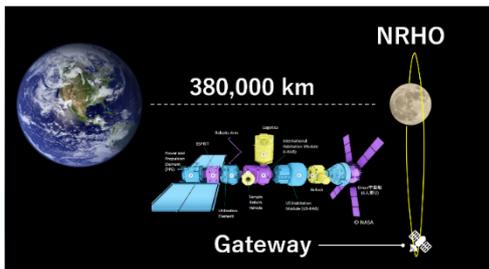


図 1-4 月 Gateway と NRHO 軌道[1.2]

今回は、この NRHO 軌道を利用して、50kg 級の小型衛星で月面に降り注ぐ隕石を観測する。

1.3. ミッションの目的

本衛星におけるミッション目的として、以下の点が挙げられる。

- キックモータにより NRHO へ軌道投入する。
- 月面の隕石衝突によって新たに形成されるクレーターの分布を観測する。

- 継続的かつ広域な観測を行い、隕石衝突頻度と形成されるクレーターの大きさに関する多くのデータを収集する。

1.4. ミッションの意義

本衛星におけるミッション意義として、以下の点が挙げられる。

- (1)本ミッションでは、期間中に新たに形成されるクレーターを観測し、月面に降り注ぐ隕石衝突頻度のデータを集めることで、月の利用可能性を調査する。
- (2)月面への隕石の衝突頻度とそのクレーター直径の情報は、月面上での有人活動に大きな影響を与える。
- (3)月面に降り注ぐ隕石衝突頻度のデータを集めることで、月の利用可能性を調査し、将来の月面上での有人活動へ貢献する。

1.5. ミッション要求

ミッションを達成するための要求として以下の 4 点を挙げる。

- NRHO へ軌道投入可能なキックモータ
- 隕石の衝突を観測する機器の搭載
- 広範囲・高頻度で月面を観測できる焦点距離
- 観測で得たデータを地上局に送れること

2. ミッション設計

2.1. ミッション要求

ここでは 1.5 節で示したミッション要求を定量的に提示する。

月面への隕石衝突の痕跡を観測するには適切な波長を選ぶことが必要である。観測波長の選定については 2.2 項で詳述する。

可能な限り広範囲・高頻度で月面を観測できる焦点距離を選定するためには、月面に降り注ぐ隕石の衝突頻度とクレーター直径(噴出物の直径)、そして空間分解能の情報が必要である。空間分解能の計算方法については 2.2 項で記述し、隕石衝突頻度と形成されるクレーター直径は 2.3 項で記述する。これらの計算を基に、最も月面に降り注ぐ隕石数を検出できる焦点距離で観測機器の設計を行う。焦点距離の選定、その焦点距離で検出できる隕石数について 2.4 で記述する。

2.2. 観測波長の選定

本衛星では複数の波長を組み合わせること

で隕石衝突の痕跡の観測実現を検討している。本ミッションでは2波長700 nmと1000 nmを選定した。隕石が衝突することによってクレーターが形成され、その周辺に物質が掘り起こされる。先行研究で月面のスペクトル観測が行われており、1000 nm付近で見られる吸収は、鉄を含む鉱物の量に対応していると考えられている。隕石衝突でクレーター周辺に堆積する噴出物によって、衝突前後で1000 nmを中心とする吸収が変化すると考えられる。それに対し700 nm付近での吸収は見られないため、1000 nmと700 nmの画像の比を取ることにより、クレーター形成時に月表層に掘り起こされる物質分布の情報を得ることで、新たに形成されるクレーターを検出することが出来ると考える。

2.3. 月面分解能マッピング

近月点直下の点を $\phi = 0$, $\varphi = 0$ とする。ある真近点角のとき、その領域に含まれる点について分解能を計算する。今回の軌道での、近月点までの距離は $r_p = 3.74 \times 10^6$ m, 遠月点までの距離は $r_a = 7.67 \times 10^7$ mである。長軸半径を a , 離心率を e とおくと、楕円軌道 $r(\theta)$ は以下の式となる。

$$r(\theta) = \frac{a(1-e^2)}{1+e \cos \theta} \quad (2-1)$$

点A(x_A, y_A, z_A)を以下の式で表す。

$$x_A = r(\theta) \cos \theta \quad (2-2)$$

$$y_A = r(\theta) \sin \theta \quad (2-3)$$

$$z_A = 0 \quad (2-4)$$

また、 R_s を月の半径とし、点B(x_B, y_B, z_B)を以下の式で表す。

$$x_B = R_s \cos \phi \cos \varphi \quad (2-5)$$

$$y_B = R_s \cos \phi \sin \varphi \quad (2-6)$$

$$z_B = R_s \sin \phi \quad (2-7)$$

よって、線分ABの長さは

$$AB = \sqrt{(x_B - x_A)^2 + (y_B - y_A)^2 + (z_B - z_A)^2} \quad (2-8)$$

カメラの検出素子のピクセルサイズを x m, 焦点距離を f m とすると、分解能 L m は以下の式で表せる。

$$L(\theta, \phi, \varphi) = \frac{x}{f \sqrt{(x_B - x_A)^2 + (y_B - y_A)^2 + (z_B - z_A)^2}} \quad (2-9)$$

θ における ϕ と φ の範囲は

$$0 \leq \phi < \cos^{-1}\left(\frac{R_s}{r(\theta)}\right) \quad (2-10)$$

$$\theta - \cos^{-1}\left(\frac{\cos \alpha_i}{\cos \phi}\right) < \varphi < \theta + \cos^{-1}\left(\frac{\cos \alpha_i}{\cos \phi}\right) \quad (2-11)$$

これらの式を用いて、カメラの焦点距離 f , 検出素子のピクセルサイズ x を決定することで、空間分解能が得られる。

2.4. 月面に降り注ぐ隕石とクレーター直径

I. Halliday et al., (1984) によって求められた地球に降り注ぐ隕石数を参照し、月面に降り注ぐ隕石数を見積もった[2.1]. 1年間に質量 m kg を超える隕石が 10^6 km²の範囲に衝突する回数を N とすると、以下の式が成り立つ。

$$\log N = -0.689 \log m + 2.967 \quad (2-12)$$

重さ m kg の隕石が月面に衝突したときのクレーター直径は、以下の3式から求めた。

$$\pi_2 = \frac{1.61gL}{U^2} \quad (2-13)$$

$$\pi_D = \frac{D}{\left(\frac{\rho}{M}\right)^{\frac{1}{3}}} \quad (2-14)$$

$$\pi_D = C_d \pi_2^{-\beta} \quad (2-15)$$

ここで π_2 は規格化重力、 π_D は規格化クレーター直径、 g は重力加速度、 L は隕石の直径、 U は衝突速度、 D はクレーター直径、 ρ は月の密度、 M は隕石質量である。今回 Schmid et al., (1987)を参照し $C_d = 1.68$, $\beta = 0.17$ という値を用いた[2.2]. また、 $g = 1.62$ m/s², $U = 15$ km/s, $\rho = 3,000$ kg/m³とした。隕石直径 L は隕石密度 $\delta = 8,000$ kg/m³とすると $L = (6m/\pi\delta)^{1/3}$ と表せる。これらの式を用いてクレーター直径 D について解くと、以下の式が成り立つ。

$$D = C_d \left(\frac{\rho}{m}\right)^{\frac{1}{3}} \left(\frac{1.61g(6m/\pi\delta)^{\frac{1}{3}}}{U^2}\right)^{-\beta} \quad (2-16)$$

Dasai et al, (2016)によって求められたクレーター直径 D km と隕石の噴出物の分布範囲 Y km²の関係式を用い、噴出物範囲を計算する[2.3].

$$Y = 11.1D^{1.9} \text{ for highland fresh craters} \quad (2-17)$$

$$Y = 10.27D^{1.22} \text{ for mare fresh craters} \quad (2-18)$$

ここで噴出物は円形に分布すると仮定し、 Y (噴出物の範囲) km^2 から噴出物の直径を求めた。噴出物直径を R km とすると、以下の式で表される。

$$R = 2 \sqrt{\frac{Y}{2\pi}} \quad (2-19)$$

以下の図で、衝突する隕石質量に対する噴出物の直径を示す。青線は高地、赤線は海の場合である。

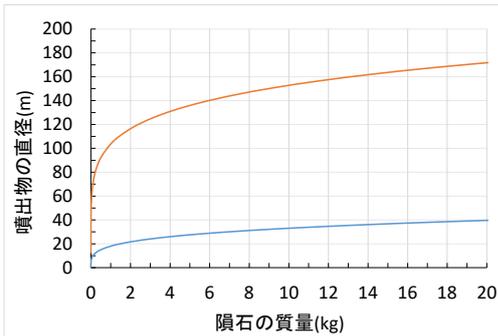


図 2-1 隕石質量に対する噴出物の直径

2.5. 焦点距離選定と隕石検出数

2.3 項, 2.4 項の数値を基に、今回の衛星軌道から検出できる隕石数を見積もる。検出できる隕石数の期待値は空間分解能と視野サイズを決める焦点距離に依存する。月面の 83% を占める高地の噴出物直径の数値を基にし、焦点距離 400 mm, 500 mm, 600 mm, 750 mm, 1000 mm で検出できる隕石数を計算したところ、500 mm の時に最も期待値が大きくなったため、本ミッションでは焦点距離 500 mm のカメラレンズを採用した。以下の図は、各焦点距離で衛星が 1 周する間に検出する隕石数を示す。

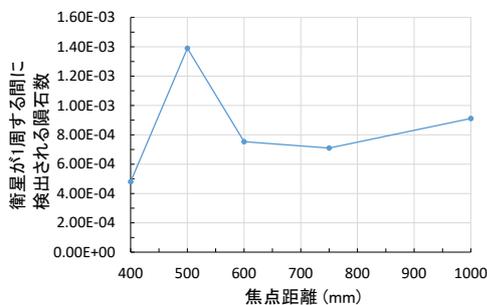


図 2-2 焦点距離に対する衛星が 1 周する間に検出される隕石数

以下の表は、焦点距離 500 mm のカメラレンズ、ピクセル数 3864(H)×2180(V)、ピクセルサイズ

2 μm (H)×2 μm (V)の検出素子を用いた場合の、月面からの距離範囲、視野サイズ、その距離範囲の滞在時間、分解能を示す。

表 2-1 月面からの距離と分解能

月面からの距離範囲(km)	視野サイズ(m ²)	その距離範囲の滞在時間(/s/cycle)	分解能(m/pixel)
3740 – 5000	2.92E+11	3690	15 - 20
5000 – 10000	2.95E+11	4520	20 - 40
10000 – 20000	2.98E+11	5420	40 - 80
20000 – 30000	3.02E+11	4210	80 - 120
30000 – 40000	3.05E+11	4000	120 - 160
40000 – 50000	3.09E+11	3890	160 - 200
50000 – 60000	3.13E+11	3940	200 – 240
60000 – 70000	3.17E+11	5600	240 – 280
70000 – 76700	3.21E+11	7940	280 - 300

この視野サイズ、滞在時間、分解能を基に、検出できる隕石数を計算する。同じ質量の隕石が衝突しても、高地と海によって噴出物の直径が大きく異なるため、ある距離範囲から検出できる隕石質量は高地と海で大きく変わる。以下の表は高地の場合で、衛星が一周する間に検出される隕石数を示す。

表 2-2 高地で検出される隕石数

月面からの距離の範囲 (km)	検出できる隕石質量(kg)	その質量の隕石の衝突頻度(/sec/km ²)	隕石数*
3740 – 5000	0.12-1.5	9.98E-13	1.08E-03
5000 – 10000	1.5-21	1.90E-13	2.54E-04
10000 – 20000	21-300	3.10E-14	5.00E-05
20000 – 30000	300-1400	3.86E-15	4.91E-06
30000 – 40000	1400 - 4000	1.05E-15	1.28E-06
40000 – 50000	4000 - 9500	4.45E-16	5.35E-07

50000 - 60000	9500 - 19000	2.07E-16	2.56E-07
60000 - 70000	19000 - 34000	1.12E-16	1.99E-07
70000 - 76700	34000 -	2.27E-16	5.78E-07

* : 衛星が一周する間に検出されるその質量の隕石数

以下の表は海の場合での、衛星が一周する間に検出される隕石数を示す。

表 2-3 海で検出される隕石数

月面からの距離の範囲 (km)	検出できる隕石質量(kg)	その質量の隕石の衝突頻度 (/sec/km ²)	隕石数*
3740 - 5000	0.000015-0.00008	4.33E-10	4.67E-01
5000 - 10000	0.00008-0.0036	1.85E-10	2.47E-01
10000 - 20000	0.0036 - 0.23	1.37E-11	2.21E-02
20000 - 30000	0.23 - 2.5	6.67E-13	8.49E-04
30000 - 40000	2.5 - 14	1.11E-13	1.36E-04
40000 - 50000	14 - 50	1.40E-13	1.68E-04
50000 - 60000	50 - 145	1.05E-14	1.30E-05
60000 - 70000	145 - 360	4.54E-15	8.05E-06
70000 - 76700	360 -	5.21E-15	1.33E-05

* : 衛星が一周する間に検出されるその質量の隕石数

これらの値から1年間に検出される隕石数を見積もる。高地で検出される隕石数の合計は $1.39 \times 10^{-3}/\text{cycle}$ 、海で検出される隕石数の合計は $7.37 \times 10^{-1}/\text{cycle}$ である。高地は月面表面積の 83%、海は 13% を占めるため、衛星が 1 周する間に検出される隕石数の期待値は $(1.39 \times 10^{-3}/\text{cycle} \times 0.83) + (7.37 \times 10^{-1}/\text{cycle} \times 0.17) = 1.27 \times 10^{-1}/\text{cycle}$ となる。1 cycle = 12 h であるので、2年間に検出される隕石数に変換すると 185/year となる。

もし本衛星の一番高い分解能で全ての観測領域を観測したとすると、2年間で降り注ぐ隕石数約 18900 個を検出できる。それに対し実際に検出可能な隕石数の数は 185 個以上である。検出され

た隕石数から約 7% 誤差で隕石の衝突傾向を推定することが出来る。この数値は月面に降り注ぐ隕石の傾向を分析するのに十分であると考えられる。

また、地上からの大型望遠鏡による観測では 2005 年から 2011 年までの期間で 233 個の隕石衝突を検出している。Cudnik et al. (2012) による研究があるが、本研究では 2 年間で少なくとも 185 個の隕石を検出でき、地上観測に比べより多くの隕石を検出可能である。また、地上観測で隕石検出を行う場合、隕石衝突による閃光によって間接的に検出するため、観測領域は月の暗い面に限られる。

2.6. 光学系の機器選定

今回、観測機器のカメラレンズに株式会社ニコンの Reflex Nikkor 500mm F8 を用いる。諸元は下記の表 2-4 に示す。

表 2-4 カメラレンズ

会社 型番	株式会社ニコン Reflex Nikkor 500mm F8
有効口径(mm)	62.5
焦点距離(mm)	500
最大径×長さ (mm)	∅ 89 × 109
質量(g)	840

受光素子は 700 nm と 1000 nm を撮影するため 2 つ搭載する。ソニーセミコンダクタソリューションズグループの IMX334LLR を用いる。諸元は下記の表 2-5 に示す。

表 2-5 受光素子

会社 型番	ソニーセミコンダクタソリューションズグループ IMX334LLR
ピクセル数	3864 (H) x 2180 (V)
ピクセルサイズ (μm)	2.0 (H) x 2.0 (V)

700 nm と 1000 nm の波長を同時に観測するため エドモンド・オプティクス・ジャパン株式会社のダイクロイックフィルタ#34-749 を用いる。諸元は下記の表 2-6 に示す。

表 2-6 ダイクロイックフィルタ

会社	エドモンド・オプティクス・ジャパン株式会社
型番	#34-749
カットオン波長 (nm)	850.00
反射帯(nm)	635 - 805
透過帯(nm)	857 - 1050

隕石が月面に衝突した痕跡を観測するため二つの干渉フィルタ、エドモンド・オプティクス・ジャパン株式会社の#67-838 と#65-782 を用いる。これら二つの干渉フィルタの諸元は下記の表 2-7 および表 2-8 に示す。

表 2-7 干渉フィルタ(中心波長 700 nm)

会社	エドモンド・オプティクス・ジャパン株式会社
型番	#67-838
中心波長(nm)	700.00 +3.0/-0.0
半値全幅	10.00±2
FWHM (nm)	
最小透過率 (%)	>55

表 2-8 干渉フィルタ(中心波長 1000 nm)

会社	エドモンド・オプティクス・ジャパン株式会社
型番	#65-782
中心波長(nm)	1000.00±2
半値全幅	12.00±2
FWHM (nm)	
最小透過率(%)	>70

光学系における、カメラレンズ、受光素子、干渉フィルタ(中心波長 1000 nm), 干渉フィルタ(中心波長 700 nm), ダイクロイックフィルタの位置関係とそのレイアウトを以下の図 2-3 に示す。

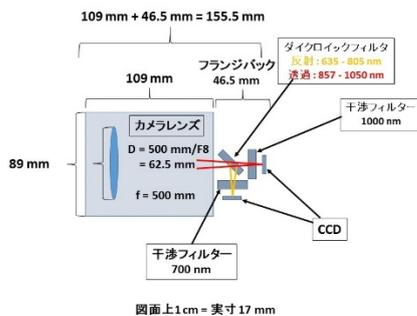


図 2-3 光学系レイアウト

2.7. 軌道設計

月の周回軌道の中でも NRHO 軌道は軌道面を常時地球へ向けていることから通信に向いている。本ミッションでは、NRHO 軌道からの月面観測を行う。そのためには、地球から NRHO 軌道への移動方法を考える必要がある。NRHO 軌道へ行く最も簡単な方法は、NASA が主導している Artemis 計画の Orion に相乗りすることである。しかし、NASA が主導している SLS ロケットの開発は難航していることに加え、相乗り席の確保は熾烈な競争になると考えられる。そこで、別な方法を考える。JAXA では、HIII ロケットの開発を進めており、2019 年には HIII ロケットによる 50 kg 級の小型宇宙機の相乗り打ち上げを検討している[2-4]。情報提供要請 (RFI) 資料によると、HIII ロケットで GTO 軌道まで相乗りすることが可能である。GTO の近地点では、衛星の速度が約 10 km/s と、地球脱出速度の 11.2 km/s 近くにまでなる。文献によると、LEO (地球低軌道) から GTO (静止トランスファ軌道) までは 2.5 km/s の増速、LEO から TLI (月投入軌道) までは 3.2 km/s の増速が必要だという[2.5]。また、TLI から NRHO 軌道までは、月スイングバイを利用して、片道で 430 m/s の増速が必要だという[2.6]。つまり、これらの値から、GTO から NRHO 軌道までは、最低 1.13 km/s の増速が必要だということになる。質量との兼ね合いから、それほど大きなマージンは確保できない。GTO から NRHO 軌道への軌道投入には、約 3~5% のマージンを考慮し、約 1.18 km/s が要求性能ということになる。

軌道に関しては、地上から GTO 軌道まで H III ロケットで相乗りする。GTO 軌道からキックモータによる増速で TLI 軌道へ遷移する。この際、Artemis 計画でも採用されているように地球重力を利用することで推進剤の節約も可能である。TLI 軌道から NRHO へは、キックモータの再点火により軌道遷移する。月周回軌道に入ったら、月のスイングバイを利用し減速を行うことで NRHO 軌道への軌道投入を行う。衛星の迎る TLI 軌道は GTO 近地点における増速方向に依存する。増速方向誤差は、衛星の軌道決定誤差および姿勢

決定誤差に依存する為、これらを考慮した場合の TLI 軌道を想定する必要がある。

当衛星の GTO での軌道決定および姿勢決定では、それぞれ GPS およびスターセンサを使用する。また、GTO 近地点においてマヌーバーを実行する際にはスピン安定を行うことで ΔV 方向の誤差を小さくする。軌道決定誤差は GPS 測定の誤差である 1.5 m となる。この誤差から算出される NRHO 投入ポイントからのズレは最大で約 83 m となる。この値は NRHO の長軸および短軸の 0.0001%~0.002% と十分小さいため無視することができると考えた。姿勢決定誤差はスターセンサの誤差が 0.027 deg と非常に小さいため、スピン安定の誤差に依存する。スピン安定の誤差(1 deg) から算出される NRHO 投入ポイントからのズレは最大 860 km となる。月による衛星の捕獲を考えると、重力影響範囲(半径 66200 km)に衛星が入る必要がある。以上で述べた衛星位置のズレを考慮してもなお衛星は月の重力影響範囲に入るため、月フライバイ+マヌーバーにより問題なく NRHO へ軌道投入が可能であると判断した。

2.8. 衛星運用

2.8.1. 運用モード

- 初期運用モード
HIII ロケットの相乗り打ち上げで GTO 軌道へ打ち上げられ、キックモータにより NRHO 軌道へ軌道投入する期間である。この期間では観測機器は使用しない。GTO 近地点における増速方向の誤差は TLI に影響を与える為、TLI にて軌道決定および姿勢決定を行い衛星の状態を把握する。

- ミッション運用モード

NRHO 軌道に軌道投入が完了しミッション運用期間が開始となる。

1 – Stanby mode

バッテリーへの充電を集中的に行うモードである。

2 – Observation mode

カメラを使用し月面の観測を行うモードである。

3 – Communication mode

コマンドを地上局からアップリンクするモードである。

4 – Download mode

衛星の状態を示す HK データおよびペイロードデータをダウンリンクするモードである。

5 – Unloading mode

リアクションホイールに蓄積された角運動量を開放するためのモードである。1 周期におよそ 1 回のペースで角運動の開放を行う必要がある。

2.8.2. ミッション期間

打ち上げ後、運用終了まで 2 年間とする。2 年間継続的に観測を行い、運用終了後は、余剰分の推進剤で軌道離脱を行う。

2.9. サクセスクライテリア

本ミッションにおいて、サクセスクライテリアを表 2-9 に示す。本ミッションでは、キックモータの作動も目的の一つであるので、衛星を NRHO 軌道へ軌道投入することがミニマムサクセスとなる。月面からの距離によって検出可能な隕石の大きさは異なるが、年間で 92 個の隕石が検出可能だと試算した。つまり、平均すると月 7 個程度の隕石を観測することができる。通信や姿勢制御の不具合も考慮し、月に 3 個程度の隕石を観測することができればフルサクセスとした。エクストラサクセスは、月面の隕石衝突に関するエリアマッピングの作成である。昨今、月近傍ゲートウェイを利用して、月面探査を行う動きが活発である。しかし、探査を行うプロジェクトにおいて、隕石の情報は考慮されていない。月面探査ミッションをより安全に行うためには、このような隕石衝突マッピングがあれば、探査エリアの検討ができるようになる。

表 2-9 サクセスクライテリア

サクセスレベル	内容
ミニマム	キックモータによる NRHO 軌道への軌道投入
フル	2 波長月面観測による隕石衝突の検出 (月に 3 個程度目標)

2.10. システム要求

2.10.1. 推進系

本ミッションでは、地上から GTO（静止トランスファ軌道）まで HIII ロケットに相乗りして打ち上げ、GTO から NRHO 軌道へは自身の推進系で軌道投入する。推進系への要求として、GTO から NRHO までの、1,180 m/s の増速能力が求められる。マイクロ N からミリ N 程度の推力を発生させる電気推進では、ミッション期間が長くなることに加え、GTO から地球周回軌道を脱し月遷移軌道へ向かう間に、放射線環境の厳しいヴァン・アレン帯を何度も通過することになるため、本ミッションでの推進系として適さない。そのため、本ミッションでは、ミッション期間の短縮ならびにヴァン・アレン帯を避けるため、数十から数千 N を生み出す高推力な推進系が必要不可欠となる。それに加え、相乗り打ち上げが可能な安全で小型な推進系であることも求められる。現有する推進系で比較的高推力を生み出すことができるヒドラジン系の液体推進系は、推進薬の自己着火性があり、爆発の危険があるため相乗り打ち上げには向いていない。火薬類を使用する固体推進系も高推力を生み出すことができるが、液体推進系同様爆発の危険があることに加え、一度着火すると固体燃料が燃えきるまで燃焼が止まらないため制御ができない欠点があり、これまた本ミッションには向いていない。一方で、安全性、小型、高推力という点で、近年、固体燃料と液体酸化剤を組み合わせたハイブリッドキックモータが注目されている [2.7]。ハイブリッドキックモータに採用される燃料はプラスチック等の炭化物質でよく、酸素や亜酸化窒素を酸化剤とすることで液体や固体ロケットと同程度の推力および比推力の実現が可能となる。本ミッションでは、このハイブリッドキックモータを推進系として採用する。

2.10.2. 構体系

HIII ロケットによる相乗り打ち上げを行うことから、ロケットの振動に耐えられる設計で

ある必要がある。

2.10.3. 熱制御系

本衛星では、カメラ等の観測機器やコマンド用の CPU だけではなく、キックモータ用の亜酸化窒素を搭載している。許容温度範囲を計算する際は、亜酸化窒素の許容温度（臨界温度の約 37°C）を考慮する必要がある。

2.10.4. 電源系

NRHO でのミッションにおいて電力収支が成立する太陽電池パネルおよびバッテリーを選択する。熱制御系や通信系等の他システムを考慮した設計をする必要がある。

2.10.5. C&DH 系

本衛星のような超小型衛星では、ソーラーパネルの設置可能面積や重量の制限により電力に余裕がないことが多く、高い電力利用効率が必要となる。そこで、本ミッションでは電力利用効率を高くするために、集中的に発電を行う *Stanby mode*、ペイロードデータを収集する *Observation mode*、地上局からコマンドをアップリンクする *Communication mode* およびテレメトリデータをダウンリンクする *Download mode* の 4 つの運用モードを適宜変更する。この運用モードの最適な設計により、電力収支の観点において本ミッションを実現可能とする。

2.10.6. 通信系

静止通信衛星の需要は依然として堅調であり、今後は非静止通信衛星の数が急激に増大することが予測される。よって、本ミッションで利用する地上局として DSN の保有する 70 m のアンテナや臼田宇宙空間観測所の保有する 64 m のアンテナを想定すると現実性に乏しいミッションとなる。そこで本ミッションでは、大学等でも保有実績がある 10 m 級アンテナを想定して通信系の設計を行う。当衛星のアップリンク回線では 2.0 GHz 帯(S)を使用し、ダウンリンク回線では 2.2 GHz 帯(S)および 8.4 GHz 帯(X)を使用する。8.4 GHz 帯(X)は、テレメトリデータをまとめて送信する際に使用する。また、衛星の軌道決定には GPS、角度計測、およびレンジ計測を用いる。本ミッションにおいて、衛星が定常運用される

NRHO 軌道と地上局との通信の安定性の評価については、LEO で運用実績のある 50 kg 級の小型衛星を参考にした。送受信機は LEO 小型衛星に搭載されたものと同程度のスペックを持つものを搭載する。LEO と NRHO では伝播損失に約 50dB と大きな差があるが、アンテナの口径、送信電力および伝送レートの調整により回線マージンを確保した。

3. 推進系

3.1. 推進系の概要

本ミッションでは、固体燃料に高密度ポリエチレン (HDPE)、液体酸化剤に亜酸化窒素 (N₂O) を使用したハイブリッドキックモータを採用する。推進系の概要を図 3-1 に示す。推進系は、大きく分けて、固体燃料を含んだモータ、4 本の酸化剤容器、バルブ、配管、および RCS システムで構築されている。推力軸を中心にとるため、モータを中心に配置し、4 本の推進剤タンクがその周りを取り囲むように均等に配置されている。モータとタンクの隙間にバルブ、配管系、および RCS システムを組み込んだ。

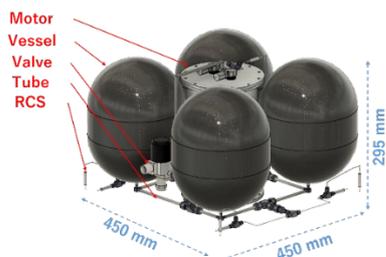


図 3-1 推進系の概要

推進系はミッション要求から 1,180 m/s の増速が求められている。推進系の性能について表 3-1 に示す。定格増速量は 1,130 m/s であり、余剰分の推進剤も使用した場合に実現できる最大増速量は 1,180 m/s である。推進系は、450 mm×450 mm×295 mm のエンベロープに収まるよう設計した。総重量は 22.34 kg で、うち、推進剤質量は 16.59 kg である。1,180 m/s の増速を実現するのに必要な推進剤質量は 15.96 kg であり、0.584 kg は RCS スラスタおよび余剰分として推進剤質量全体の

約 3.5%を占めている。キックモータ加速時にかかる G は構造破壊を懸念するほどの大きさではない。

表 3-1 推進系の性能

項目	数値
定格増速量 (ΔV)	1,130 m/s
最大増速量 (ΔV)	1,180 m/s
サイズ	450 x 450 x 295 mm
総質量	22.34 kg
乾燥質量	5.75 kg
推進剤質量	16.59 kg
余剰推進剤質量	0.584 kg

質量 50 kg の制限がある小型衛星において、各部の質量配分はとても重要な事項となる。本ミッションの推進系では、推進薬を含めた総重量が 30 kg 以下になるよう設計した。表 3-2 に各部の材料および質量について記載する。

表 3-2 推進系における各部の質量

項目	材料	質量[kg]
酸化剤容器 4 本	Al / CFRP	1.31
モータ	Al5052	3.13
推進剤 - 酸化剤	N ₂ O	14.24
推進剤 - 燃料	HDPE	2.35
バルブ	SUS316 etc	0.59
配管	SU316L	0.19
接続部品	SUS316L	0.61
ボルト等	SCM435	0.07
合計	-	22.34

以下では、各部の設計思想についてまとめる。

3.2. 推進系の設計

推進系の設計は、Kamps らおよび Molas-Roca らの研究内容に基づき設計した[2.7, 3.1]。相乗り用小型衛星の設計において重要となるのが質量配分である。1,180 m/s という比較的大きな増速量を要求されている推進系にも厳しい質量制限がある。まずは、増速量と質量の関係から必要な推進剤質量について見積もる。そのあと、各部の寸法等を決めていく。増速量と質量の関係は式 3-1 のツィオルコフスキーの公式から求めることができる。

$$\Delta V = I_{sp} g \ln \left(\frac{M_{wet}}{M_{dry}} \right) \quad (3-1)$$

これを M_{dry} について求めると、式3-2のようになる。

$$M_{dry} = M_{wet} \exp\left(\frac{I_{sp} g}{\Delta V}\right) \quad (3-2)$$

式3-1および3-2中の I_{sp} , g , M_{dry} , および M_{wet} はそれぞれ比推力[s], 重力加速度[m/s²], 乾燥質量(推進剤を除いた衛星全体の質量)[kg], 衛星の総質量[kg]である。衛星の総質量は50 kgに収める必要があるため、 M_{wet} は50 kgである。増速量には最低でも1,130 m/sが要求されているが、余剰分を考慮して増速量を1,180 m/sとして設計を行う。比推力の数字を決めるため、図3-2にHDPEとN₂Oを推進剤として組み合わせた場合のOF比(酸化剤流量と燃料流量の比)と比推力の関係を示す。比較対象としてHDPEとO₂(酸素)を組み合わせた場合も示す。

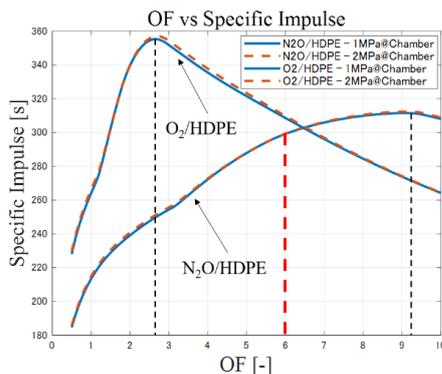


図3-2 HDPE/N₂OのOF比と比推力の関係

HDPE/N₂Oの組み合わせにおいて、比推力が最も高くなる最適OFは約9.0であるが、固体燃料の境界層燃焼を特徴とするハイブリッドキックモータでは、中心に開けたポートが燃焼中に半径方向へ広がっていくため、燃焼中にOFが変化していく(OFシフト, という)。常に最適OFで燃焼が起こるわけではない。OFシフトを考慮して、平均OFを6, 平均比推力を300sと仮定して設計を進める。これにより、乾燥質量 M_{dry} が30.0 kgと求まる。つまり、推進剤質量は20.0 kgとなる。OFが6なので、最適化すると、酸化剤質量が14.24 kg, 燃料質量が2.35 kgとなる。ここから求められた数字を用いて、モータ, 酸化剤容器, およびその他の機器を選定する。

推進系を設計するにあたり、観測機器(特にカ

メラ)に十分な搭載容積を与えるために、なるべくコンパクトにすることを心掛ける。

3.3. モータの設計

本ミッション用に設計したモータの様子を図3-3に示す。モータは主に燃料, 断熱材, モータケース, 再点火装置, インジェクタ, ノズル, およびノズル用断熱材で構成されている。

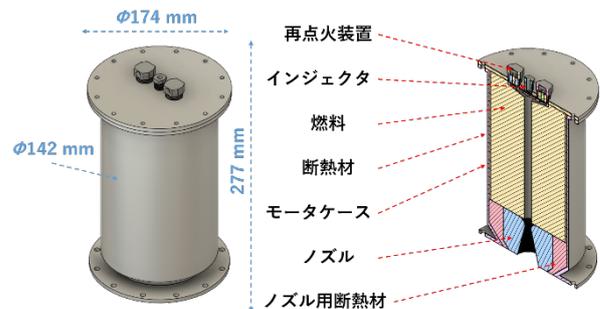


図3-3 モータの模式図

設計したモータ各部の材料および質量について表3-3に示す。モータ全体の質量は、燃料を除いて3.13 kgとなった。フランジ部の外径は174 mm, モータ円筒部の外径は142 mm, モータの高さは277 mmとなった。

表3-3 モータ各部の材料および質量

項目	材料	質量 [kg]
再点火装置	SUS304 etc	0.0965
インジェクタ	SUS304	0.0161
断熱材	Bakelite	0.337
モータケース	Al5052H34	1.56
ノズル	Graphite	0.574
ノズル用断熱材	Bakelite	0.536
小計	-	3.13
燃料	HDPE	2.35
合計	-	5.55

3.3.1. 燃料設計

推進系において、1,180 m/sの増速を生み出すために必要な燃料および酸化剤質量はそれぞれ、2.35 kg および 14.24 kg である。一方で、1,130 m/sの増速を生み出すためには、燃料が2.27 kg, 酸化剤が13.68 kg 必要となる。つまり今回の設計において、その差分である約3.5%分が余剰分あるいはRCSシステムでの利用分となる。

モータの設計で重要となるのが、モータ体積の大半を占める燃料サイズである。燃料密度を955

kg/m³ と仮定した時、燃料体積は式 3-3 より約 2.5 L となる。

$$V_{fuel} = \frac{M_{fuel}}{\rho_{fuel}} \quad (3-3)$$

式 3-3 における V_{fuel} , M_{fuel} および ρ_{fuel} は、それぞれ燃料体積[m³], 燃料質量[kg], および燃料密度[kg/m³]である。燃料の半径は、燃料体積を用いて式 3-4 ようにあらわすことができる。

$$D_{fuel} = \sqrt{\frac{4}{\pi} \frac{V_{fuel}}{F_{fuel} H_{fuel}}} \quad (3-4)$$

式 3-4 における D_{fuel} , F_{fuel} , および H_{fuel} はそれぞれ燃料半径[m], 燃料充填率[-], および燃料高さ[m]である。燃料充填率とは、燃料にポート等の欠損部があることを考慮した定数のことである。燃料充填率を 0.95, 燃料高さを 195 mm と仮定したとき、燃料外径は 130 mm となる。インジェクタおよび再点火装置用の空間確保も考慮し、燃料内径を 12 mm とすると、燃料充填率が 0.95 に近くなる。設計した燃料の模式図を図 3-4 に示す。

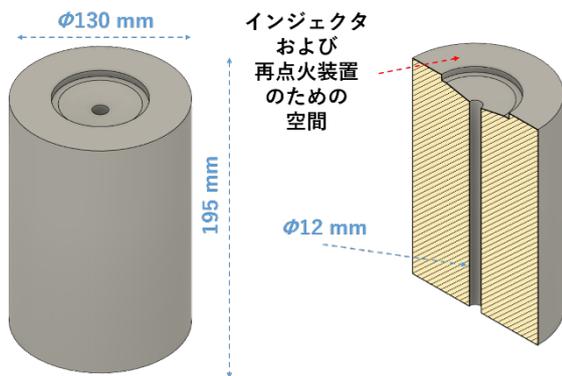


図 3-4 燃料の模式図

3.3.2. モータケースおよび断熱材

モータケースの外壁は軽量化のためにアルミニウム (Al5052) を採用する。燃焼中にアルミニウムと燃料が直接接触するとアルミニウムが溶融する恐れがあるため、断熱材を使用する。経験的に十分な断熱効果が得られる 3mm を断熱材の厚みとした。燃料外径と断熱材の厚みから、モータケース内径は 136 mm となる。モータケースの肉厚は、薄肉円筒の強度計算式の式 3-5 により表すことができる。

$$t_{cylinder} = \frac{F_s P D}{2\sigma_\theta} \quad (\text{周方向}) \quad (3-5)$$

式 3-5 において、 t , F_s , P , D , および σ はそれぞれ

れ、厚さ[m], 安全率[-], 内圧[Pa], 内径[m], および応力[Pa]である。モータにかかる内圧の最大値として酸化剤の臨界圧力が考えられる。そこで、内圧を約 7.15MPa とし、表 3-4 に示すアルミニウムの物性を利用した場合、厚みを 3.0 mm とすると安全率を 1.5 以上とすることができる。

表 3-4 アルミニウムの物性 [3.2]

材料	物性	数値
Al5052H34	密度	2.68 g/cm ³
Al5052H34	引張強度	260 MPa

モータケースのフランジ部は、少し余裕をもって外径が 174 mm となるように設計した。モータケースの長さは、燃料高さに加え、ノズル高さを考慮する必要がある。酸化剤容器と同程度の高さになるように調整し 260 mm とした。

3.3.3. 再点火装置

本ミッションでは、GTO から NRHO へ軌道遷移する際に複数回の点火が求められる。そのため、再点火装置が必要となる。平井らは、北海道大学で、安全で低コストな再点火装置の研究を進めている[3.4]。本ミッションでは、これを応用する。一つの点火器で 3~4 回ほどの再点火が実現できると見積もっており、冗長性および点火回数も鑑み、再点火装置は 2 つ取り付ける。

3.4. 酸化剤容器の設計

既存の酸化剤容器では重量が重くなってしまいシステムに組み込むことができない。酸化剤容器は自分たちで設計する必要がある。酸化剤容器の設計を行うにあたり、NIST (National Institute of Standards and Technology) から得られる N₂O の流体特性データをもとに、気液平衡状態の N₂O の蒸気圧曲線を図 3-5 に、気液平衡状態の N₂O の温度と密度の関係を図 3-6 に示す[3.3]。

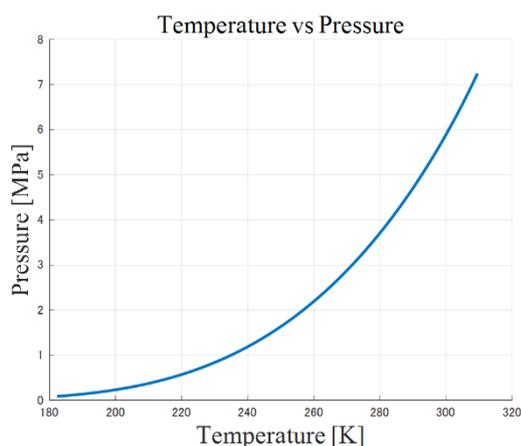


図 3-5 N₂O の蒸気圧曲線

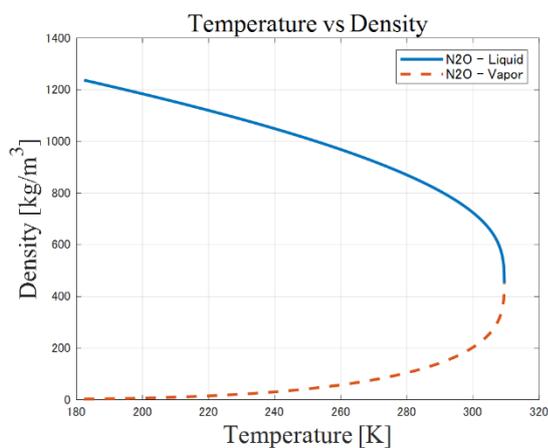


図 3-6 気液平衡状態の N₂O

N₂O は常温で液体として貯蔵でき、蒸気圧が 0 から 70 気圧となるため、適切な温度管理ができれば自己加圧での供給が可能となる。本ミッションでは、N₂O の自己加圧供給システムを採用することで、液体酸化剤用加圧ガスおよび加圧ガス用容器の削減を行い、重量の軽量化を図る。酸化剤容器の体積を決めるためには、以下の式を用いる。

$$V_{vessel} = \frac{M_{ox}}{n\rho_{ox}} \quad (3-6)$$

式 3-6 における V_{vessel} 、 M_{ox} 、 n 、 ρ_{ox} は、それぞれ 1 本の酸化剤容器の体積[m³]、酸化剤の質量[kg]、酸化剤容器の数[本]、および酸化剤の密度[kg/m³]である。酸化剤質量は 14.24 kg と既に求められている。酸化剤容器は、質量のバランスを考えて 4 本とする。設計時における酸化剤の密度については、酸化剤充填作業のことを考えて、309 K 時の密度約 550 kg/m³ と仮定する。亜酸化窒素は温度によって密度が大きく変化するため、充填作業時の温度を考慮する必要がある。550 kg/m³ @309 K

よりも高い密度を使用する場合、例えば 905 kg/m³ @273 K を設計用の密度とした場合、酸化剤容器の大きさは小さくできるが、充填時には、必要な酸化剤量を確保するために、905 kg/m³ よりも低い密度となるのを避けるため、273 K 以下での充填作業が必要となる。充填作業環境の温度範囲を広くとるため、酸化剤容器の設計密度は 550 kg/m³ @309 K とした。これらの値と式 3-7 より、1 本あたりの酸化剤容器体積は 6.4 L となった。これをもとに、酸化剤容器の外径、高さ、および肉厚を決める。衛星を上から見た際の断面模式図を図 3-7 に示す。

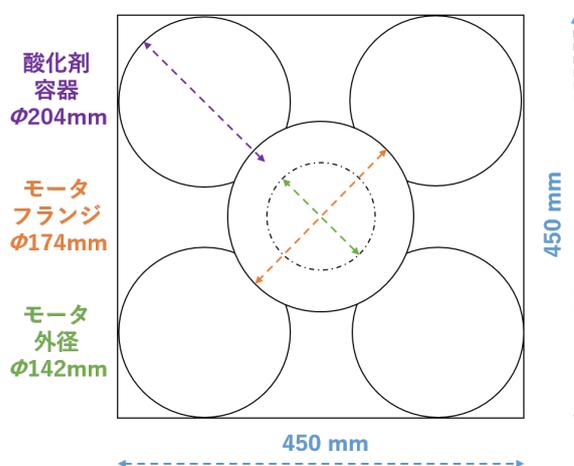


図 3-7 酸化剤容器の断面模式図

モータ外径およびフランジ外径は既に決まっている。この外径に対して、酸化剤容器が 450×450 mm のエンベロープ内で干渉しないようするには、最大 190 mm の外径である必要がある、ように見える。一方で、酸化剤容器を半球部分と円筒部分に分けて考えた場合、直径が 204 mm でも干渉しない。酸化剤容器の円筒部高さ（図 3-12 中の H）は式 3-7 のように求められる。

$$H_{vessel} = \frac{V_{vessel} - \frac{\pi}{6} D_{vessel}^3}{\frac{\pi}{4} D_{vessel}^2} \quad (3-7)$$

式 3-8 における H_{vessel} 、 V_{vessel} 、および D_{vessel} はそれぞれ、酸化剤容器の円筒部高さ[m]、酸化剤容器容積[m³]、および酸化剤容器直径[m]である。今、必要としている酸化剤の体積は 6.4 L なので、酸化剤容器の直径を 204 mm とした場合、円筒部高さは約 61 mm となり、酸化剤容器全体の高さは約

265 mm となる。

それぞれの部分について、内圧に対する強度計算式は異なる。肉厚を決めるため、最小肉厚部で強度を考慮する必要がある。酸化剤容器は、半球部分と円筒部分に分けられ、それぞれの肉厚は強度計算式より式 3-8 および式 3-9 のように求められる。

$$t_{hemisphere} = \frac{F_s PD}{4\sigma_t} \quad (3-8)$$

$$t_{cylinder} = \frac{F_s PD}{2\sigma\theta} \quad (\text{周方向}) \quad (3-9)$$

式 3-9 および式 3-10 において、 t , F_s , P , D , および σ はそれぞれ、厚さ[m], 安全率[-], 内圧[Pa], 内径[m], および応力[Pa]である。安全率が 1.5 以上となるように厚みを決めた。酸化剤容器は、アルミニウムライナーを CFRP でラッピングしたものとする。強度は CFRP で保つように設計する。アルミニウムの肉厚は酸化剤タンク質量に収まるように限界まで削って設計する。表 3-5 に採用した CFRP の物性を示す。アルミニウムの物性は表 3-4 の値を参考にした。

表 3-5 CFRP の物性 [3.5]

材料	物性	数値
CFRP	密度	1.55 g/cm ³
CFRP	引張強度	2800 MPa

3.5. その他機器選定

その他の機器について表#にまとめた。メインロケットへの酸化剤供給系は、Marotta 社のバルブ「MV100HLT」、および Swagelok 社の 1/4 インチ配管 (SUS316L) で構成されている。点火装置用および RCS 用のバルブは LEE 社の「IEPA1211241H」、配管は Swagelok 社の 1/16 インチ配管 (SUS316L) を採用する。

表 3-6 その他の機器

項目	会社	型番等
主バルブ	Marotta	MV100HLT
主配管	Swagelok	1/4 インチ管
副バルブ	LEE	IEPA1211241H
副配管	Swagelok	1/16 インチ管

4. 構体系

以下の 5 項目を満たすように設計を行う。

- (1) 衛星の全質量が 50 kg 以下であること。
- (2) 打ち上げ時、50 cm × 50 cm × 50 cm の空間に収まること。
- (3) H-III ロケットに搭載可能なインターフェースを有していること。
- (4) 各機器を許容温度範囲内に保てる機器配置を行うこと。
- (5) ロケットの振動に耐え得る強度と剛性を有すること。

4.1 基本構造

衛星の全体寸法は、500 mm × 500 mm × 500 mm である。外観を図 4.1 に示す。機軸方向を +Y 方向、月観測方向を +X 方向、カメラの側面と接触している面を +Z 方向とする。

衛星内部では強度の増加並びに熱影響の低減のために推進系の上部に XZ 面にパネルを設置する。6 枚のパネル並びに推進系とその他機器を隔てるパネルは厚さ 3 mm とする。

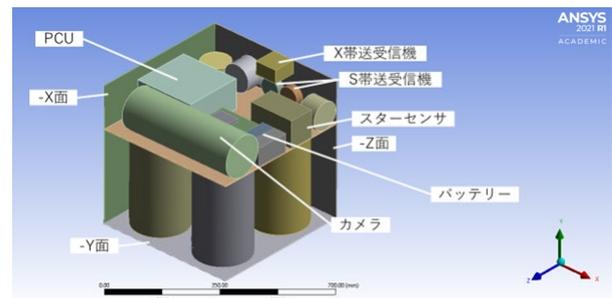


Fig 4.1 (1) 外観・機器配置

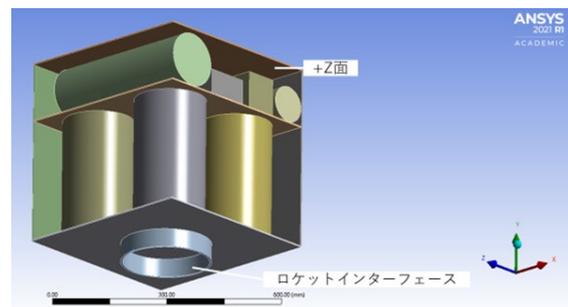


Fig 4.1 (2) 外観・機器配置

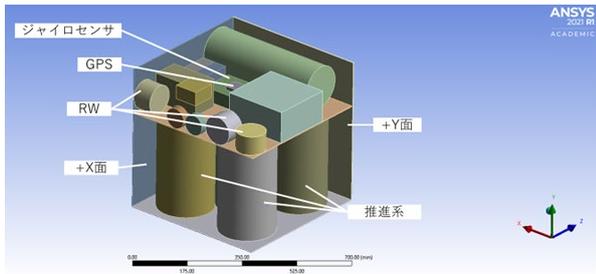


Fig 4.1 (3) 外観・機器配置

4.2 機器配置

機器配置は図 4.1 に示す。機器配置の際は衛星の重心並びに熱影響の安定のためにバッテリーは推進系上部設置する。その他の機器で重量の大きい PCU 等は、重心の安定のために衛星中央に配置をする。また、それぞれの機器同士の熱影響がないようにそれぞれの間にクリアランスを取るように注意する。+X パネル, -X パネル, +Z パネル, -Z パネル, +Y パネルにはそれぞれ太陽光パネルが取り付けられている。-Y パネルの中心には衛星を相乗りのロケットに取り付けるための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。

パネル間の結合は以下の図 4.2 に示す通りである。M4×18 mm の極低頭六角穴付きボルト（強度区分 12.9）とフランジ付きゆるみ止めナットで締結する。パネル一辺あたり 4 箇所締結をする。

外壁パネル-外壁パネルの結合では熱制御のため、結合する 2 つのパネルの片一方の端を 30 mm 直角に折り曲げ、パネル間に 5 mm の熱伝導シート、ボルトが貫通する部分には厚さ 5 mm の平座金を挟む。外壁パネル-内壁パネルの結合では熱伝導を防ぐため、結合する 2 つのパネルの片一方の端を 30 mm 直角に折り曲げ、パネル間のボルトが貫通する部分には厚さ 5 mm の樹脂製の平座金を挟み、それ以外の部分は熱伝導率の低い樹脂製の板を挟みこむ。なお、解析では簡単のためパネル同士は面で結合されているものとして解析をした。詳細は 4.3.1 で述べる。

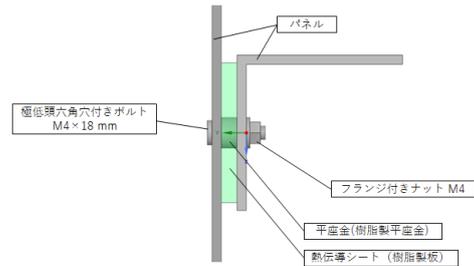


Fig.4.2 パネル結合方法

4.2.1 質量特性

本衛星の質量特性（質量中心、慣性モーメント、慣性乗積）を表 4.1 に示す。原点は-Y パネルの外側の中心部分とする。

Table 4.1 質量特性

質量中心[mm]	X 方向	5.43
	Y 方向	209
	Z 方向	-1.41
慣性モーメント [kgm ²]	I _{xx}	1.80
	I _{yy}	2.04
	I _{zz}	1.82
慣性乗積[kgm ²]	I _{xy}	-0.0233
	I _{yz}	-0.0118
	I _{zx}	-0.0171

4.2.2 使用材料

衛星に使用する材料とその特性を表 4.2 に示す。剛性の確保並びに熱の安定のためにパネルには熱伝導率が高く、軽量で強度が高い A7075 を使用する。

Table 4.2 使用材料の機械特性

Al 7075	
密度[kg/mm ³]	2.81 × 10 ⁻⁶
ポアソン比	0.33
降伏強度[MPa]	505
最大引張強度[MPa]	552
線膨張係数[1/K]	2.3 × 10 ⁻⁵

4.3 構造解析

本節では、設計した衛星の構造解析を行う。ロケット打上げ時の振動に本衛星が耐え得る性能を有しているかどうかを検証する。本衛星は H-III ロケットでのピギーバックを想定しているため以下の 4 項目を検証する。なお、H-III ロケットの打ち上げ条件は H-II A ロケットと同様とする。

- (1) 準静的加速度
- (2) 剛性要求
- (3) 正弦波振動レベル
- (4) ランダム振動

H-IIA ロケットの打上げ条件は表 4.3 に示す。

Table 4.3 H-IIA ロケットの打上げ条件		
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
	機軸直交方向	≥ 60 Hz
正弦波振動	機軸方向	2.5 G0-p(5~100 Hz)
	機軸直交方向	2.0 G0-p(5~100 Hz)
ランダム振動	20~200 Hz	+3 dB/oct
	200~2000 Hz	0.032 G2/Hz

また、安全率は 1.5 とし、安全余裕 MS は以下の式 (4.1) で定義する。

$$MS = \sigma_{allow} / \sigma - 1 \quad (4.1)$$

σ_{allow} : 許容応力[MPa]

σ : フォンミーゼス応力[MPa]

4.3.1 モデル化

本衛星は H-III ロケットとロケットインターフェース部分が固定されているものとして解析を行った。構造解析時間の短縮のため、カメラ・推進系・リアクションホイールは質量が等しい円柱に置き換え、その他の部品は質量が等しい直方体に置き換えた。パネル同士の結合について、強度区分 12.9 のボルトの保証荷重応力は JIS B 1051 より、

$$\sigma = 970 \text{ MPa} \quad (4.2)$$

安全率 1.5 を考慮して、

$$\sigma_s = 970 / 1.5 = 647 \text{ MPa} \quad (4.3)$$

よって、ボルトの許容応力は 647 MPa として、パネル同士の結合は 647 MPa で剥離するものとした。モデル化は ANSYS SpaceClaim を用いた。解析は汎用有限要素法解析ソフト ANSYS Workbench, Autodesk 社の Inventor Nastran を用いた。

4.3.2 準静的加速度解析

表 4.2, 4.3 を用いて、衛星が打上げ時の加速度に耐え得るかを検証する。各軸に対して正負の合計 6 パターンの解析を行う。解析の結果、

最大の von-Mises 応力が発生したのは±Z 方向であり、13.5 MPa となった。その応力分布を図 4.3 に示す。安全率を考慮して MS を計算すると以下の式(4.4)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わかる。

$$MS = \frac{\frac{505}{1.5}}{13.5} - 1 = 23.9 (> 0) \quad (4.4)$$

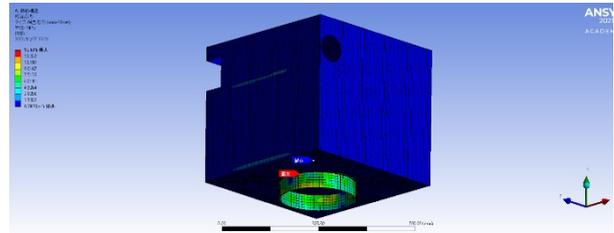


Fig 4.3 準静的加速度解析

4.3.3 剛性要求

表 4.2, 4.3 の条件で固有振動解析を行った。解析の結果を図 4.4 に示す。

人工衛星機軸直交方向の固有振動数は Z 軸方向の Mode 1, X 軸方向の Mode 2 であり、それぞれ Mode 1 = 82.7 Hz, Mode 2 = 83.5 Hz (>60 Hz) となった。人工衛星機軸方向の固有振動数は Y 軸方向の Mode 3 であり、185 Hz (>120 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わかる。

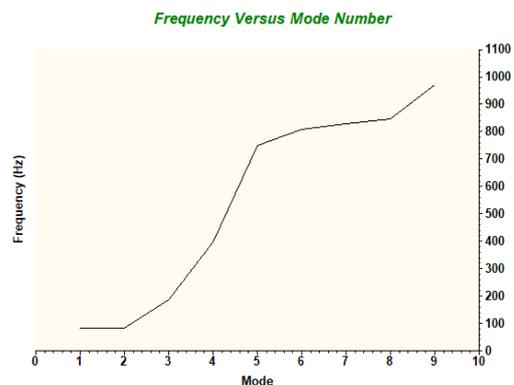


Fig.4.4 固有振動数とモードの関係

4.3.4 正弦波振動解析

表 4.2, 4.3 の条件を用いて、ロケット打上げ時に加わる正弦波振動に衛星が耐えうるかを検証する。解析では、共振倍率 Q をかけた値を等価静加速度とする。共振倍率 $Q = 10$ とすると、3 方向それぞれの設計荷重 $F_{s,i}$ ($i = X, Y, Z$) は式 (4.5)~(4.7) で表される。

$$F_{s,X} = 20 \text{ G} \quad (4.5)$$

$$F_{s,Y} = 25 \text{ G} \quad (4.6)$$

$$F_{s,Z} = 20 \text{ G} \quad (4.7)$$

これらの設計荷重で解析を行ったところ、最大 von-Mises 応力が発生したのは±Z 方向であり、その値は 54.1 MPa であった。応力分布を、以下の図 4.5 に示す。安全率を考慮して MS を計算すると以下の式(4.8)となる。よって、衛星は正弦波振動に対して十分な強度を持つことがわかる。

$$MS = \frac{505}{\frac{1.5}{54.1}} - 1 = 5.22 (> 0) \quad (4.8)$$

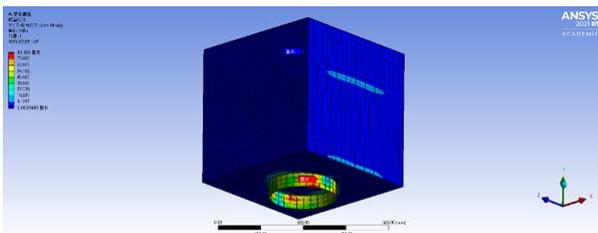


Fig.4.5 正弦波振動解析

4.3.5 ランダム振動解析

表 4.2, 4.3 の条件を用いて、ロケット打上げ時に加わるランダム振動に本衛星が耐えうるかを検証する。各固有振動方向の応答加速度 $G_{rms,i}$ ($i = X, Y, Z$) を Miles の式より計算をし、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。設計荷重 $F_{r,j}$ ($j = X, Y, Z$) は以下の式 (4.9) で定義される。

$$F_{r,j} = 3G_{rms,i} = 3\sqrt{\frac{\pi}{2}} \times Q \times f_i \times PSD_i \quad (4.9)$$

Q : 共振倍率

f_i : 各軸の一次固有振動数[Hz]

PSD_i : 固有振動数における加速度パワースペクトル密度[G²/Hz]

4.3.3 の固有値解析により得られた結果並びに表 4.3 から、 $PSDX = 0.0134$, $PSDY = 0.0296$, $PSDZ = 0.0133$ となる。 $Q = 10$ とすると、式(4.9)より、

$$F_{r,X} = 20 \text{ G} \quad (4.10)$$

$$F_{r,Y} = 25 \text{ G} \quad (4.11)$$

$$F_{r,Z} = 20 \text{ G} \quad (4.12)$$

この荷重を衛星の各軸方向に負荷すると、最大 von-Mises 応力が発生したのは±Z 方向であり、その値は 33.8 MPa であった。応力分布を、以下の図 4.6 に示す。安全率を考慮して MS を計算すると以下の式(4.13)となる。よって、衛星は

ランダム振動に対して十分な強度を持つことがわかる。

$$MS = \frac{505}{\frac{1.5}{33.8}} - 1 = 8.96 (> 0) \quad (4.13)$$

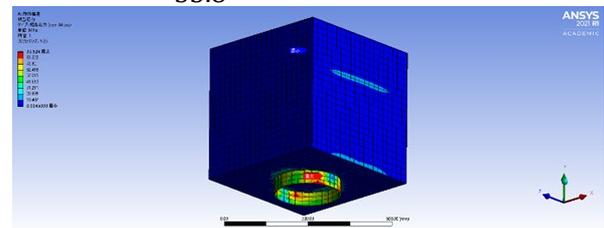


Fig.4.4 ランダム振動解析

5. 姿勢制御系

5.1. 姿勢安定方式

本衛星のミッションは NRHO で月面に衝突する隕石を観測することである。NRHO に滞在しながら隕石の観測を行う。このとき、NRHO を大きく外れることなく周回するように制御しなければならない。しかし、多少の軌道上でのズレは隕石の観測範囲が広がるので取得できる情報量が増えると考えられ許容されると考えられる。よって、この時の姿勢安定方式は、ゼロ角運動量三軸姿勢制御を採用する。

5.2. 姿勢決定

5.2.1. センサ選定

本衛星では自己位置推定を行う必要があり、地球とも通信をしなければならない。よって、ジャイロセンサ、スターセンサ、GPS 通信機、魚眼広角カメラを搭載する必要がある。また、アクチュエータとしてはリアクションホイールを用いる。蓄積した角運動量を放出するアンローディングにはスラスタを用いる。本衛星では、スターセンサ、ジャイロセンサ、GPS 受信機を搭載する。諸元は以下の通りである。

表 5-1 スターセンサの諸元

項目	数値	単位
視野角	27.8	°
精度	0.027(1 - σ)	°
重量	1.1	kg
消費電力	1.90	W

表 5-2 ジャイロセンサの諸元

項目	数値	単位
検出範囲	$\pm 5, \pm 10$	$^{\circ}/s$
バイアス	5	$^{\circ}/hr$
重量	1.0	kg
消費電力	3.5	W

表 5-3 GPS の諸元

項目	数値	単位
位置精度	1.5	m
重量	31	g

5.2.2. 姿勢決定方式

本衛星の姿勢決定方式は、カルマンフィルタを構成する。

姿勢決定の際にはスターセンサを用いる。このとき、月周回時に星が見えない場合が考えられる。星が見えない場合には、スターセンサによる星の検知ができない。さらに、スターセンサの出力が正当かどうか確認するためにスターセンサと同じ向き、逆向きの面にそれぞれ一つずつ魚眼広角カメラを配置する。このとき、片方のカメラで月の明るい面を画角中心に捉えるように姿勢を決定する。このとき、もう片方のカメラでは月側でない面が映ることになる。こうすることでどの向きを向いているかが大まかに分かると考えられる。このとき、月の明るい面を画角中心に捉えつづけて撮像するように姿勢を保つストラテジーも考えられる。その後、スターセンサを用いてより精密な姿勢決定ができると考えられる。また、カメラにより光源の位置が分かり、スターセンサの出力が正当かを確認できると考えられる。

5.3. 環境外乱トルクの算定

人工衛星に生じる環境外乱トルクは大きく分けて大気抵抗トルク、太陽輻射トルク、重力傾斜トルク、および残留磁気トルクの4つである。環境外乱トルクの算定の際には、NRHOの軌道維持を主軸に置くため、NRHOでの最悪条件のトルクを考慮することとする。

5.3.1. 大気抵抗トルク

人工衛星が大気存在する領域を飛行するとき大気による抵抗力がかかる。以下の通り。

$$F_{air} = \frac{1}{2} \rho C_d v^2 S \quad (5-1)$$

F_{air} : 大気抵抗による力[N]

ρ : 大気密度[kg/m³]

C_d : 抵抗係数, $C_d = 2$

v : 衛星の速度[m/s]

S : 衛星の表面積ベクトル[m²]

よって、大気抵抗トルクは、以下の通り。

$$\mathbf{T}_{air} = \mathbf{r} \times \mathbf{F}_{air} \quad [N \cdot m] \quad (5-2)$$

\mathbf{r} : 衛星質量中心から表面までの位置ベクトル

本衛星では、NRHOを周回する、つまり大気は存在しないので大気抵抗トルクは無視できる。

5.3.2. 太陽輻射トルク

衛星には太陽からの輻射の偏りにより太陽輻射トルクが生じる。月や、地球からの反射による太陽光、地球、その大気からの輻射光などは太陽からの直接輻射に比べ影響が小さい。よって以下では、太陽からの照射のみを考える。このとき、太陽光輻射圧トルク T_{sun} は次式。

$$\mathbf{T}_{sun} = P_{sun}(1 + q_{sun})\cos i \mathbf{r}_s \times \mathbf{S} \quad (5-3)$$

P_{sun} : 太陽光輻射定数(= $4.62 \times 10^{-6} N/m^2$)

q_{sun} : 反射係数 (= 0.6)

i : 太陽光入射角 (= 0°で最大値である)

\mathbf{r}_s : 衛星質量中心から幾何中心へのベクトルである。本衛星は50cm × 50cm × 50cmより $\mathbf{S} = (0.25, 0.25, 0.25)^T m^2$ と考えると、このトルクは、 $T_{sun} = [-4.62010 - 7.221810 - 8.439810 - 7] T N \cdot m$ となる。

5.3.3. 重力傾斜トルク

衛星と地球、衛星と月の間に働く重力の偏りにより重力傾斜トルクが働く。以下の通りである。

$$\mathbf{T}_{gravity} = -\frac{3\mu}{R_0^3} \mathbf{u} \times (\mathbf{I} \cdot \mathbf{u}) \quad (5-4)$$

μ : 地球重力定数(= $3.986 \times 10^{14} m/s^3$)

R_0 : 地球中心から衛星の質量中心への距離[km]

\mathbf{R}_0 : 地球中心から衛星の質量中心へのベクトル[km]

\mathbf{u} : \mathbf{R}_0 の単位ベクトル

\mathbf{I} : 衛星の質量中心まわりの慣性ダイアディック[kg · m²]

本衛星では、NRHOを周回するため地球からの距

離は月と地球間の距離と考えるとおよそ 380000km である。また月との重力干渉によるトルクを考慮する必要があるため、月から受けるトルクの最悪条件を考えると、近月点の距離 3738km を用いて計算した。ここで、 $u=(1/\sqrt{3},1/\sqrt{3},1/\sqrt{3})T$ と考えて、質量特性を用いて計算すると、求める重力傾斜トルクは $(3.567 \times 10^{-9}, 1.0118 \times 10^{-8}, 6.551 \times 10^{-9})T Nm$ である。

5.3.4. 残留磁気トルク

衛星の残留磁気モーメント m と、地球磁場 B により残留磁気トルクが生じる。

$$T_{magnet} = m \times B \quad (5-5)$$

ダイポールを想定する場合の地球磁場 B は、地球中心からの位置ベクトル r と、地球ダイポールモーメント M を用いると以下の通り。

$$B = \frac{a^3 H_0}{r^3} (3(\hat{r} \cdot \hat{M})\hat{r} - \hat{M}) \quad (5-6)$$

\hat{r} : 地球中心からの位置ベクトル r の単位ベクトル

\hat{M} : 地球ダイポールモーメントの単位ベクトル

NRHO 周辺では月磁場が存在するが、その大きさは地磁場のおよそ 0.2% であるから、これによる残留磁気トルクは無視できる。

5.3.5. 環境外乱トルクの最悪条件の考慮

上記のトルクのうち、最大値を、絶対値をとりすべて足し合わせることで、衛星に生じる外乱トルクの最悪条件を想定した。以下の通りである。上記の計算の通り、NRHO での支配的な外乱は太陽光によるものである。また重力傾斜トルクでは、地球の重力による影響は月の重力による影響に比べはるかに小さいといえる。

$$T_{max} = [4.65510 - 7.323010 - 8.44] \quad (5-7)$$

そして、NRHO 一周回の時間は約 190 時間であるから、経過時間は 684000 s である。上の外乱トルクからリアクションホイールの許容角運動量の 0.3Nms に達するのは 733496 s 経過後である。

$$L_{max} = [3.000 \times 10^{-1} \cdot 1.137 \times 10^{-2} \cdot 2.928 \times 10^{-1}] \quad (5-8)$$

5.4. アクチュエータの選定

5.4.1. リアクションホイールの選定

多摩川精機製のリアクションホイールを選定した。諸元は以下の通りである。

項目	数値
角運動量	0.3Nms(4000rpm 時)
最大回転数	5000rpm
出力トルク	0.020Nm(4000rpm 時)

本衛星では、蓄積される角運動量が L_{max} で見積もられた。上記のリアクションホイールで蓄積される限界として 0.3Nms を仮定すると周期 684000 s に対し、733496 s 経過後 0.3Nms に到る。したがって、おおよそ 1 周期に 1 回リアクションホイールのアンローディングが必要になると考えられる。以下ではアンローディングを除荷と表記する。一度の除荷に必要な燃料量は、以下の式で表される。

$$m_{unloading} = \frac{H_w}{L_{arm} I_{sp} thrust} \quad (5-9)$$

$m_{unloading}$: 除荷に必要な燃料[kg]

L_{arm} : スラスタのモーメントの腕の長さ(=0.18 m)

$I_{sp} thrust$: スラスタ比推力(=60 s)

H_w : ホイールの角運動量(=0.3 Nms)

よって、求める燃料は以下。

$$m_{unloading} = 2.833 \times 10^{-3} \text{ kg}$$

これは 3 つのリアクションホイールのうち、1 つの分の除荷に必要な燃料となる。今、(5-8)式で見積もったように、角運動量が蓄積されると考えると、x 成分、z 成分、y 成分の順に除荷が必要となる。しかし、y 成分は他の 2 成分にくらべ 1 桁値が小さく、除荷の機会が少なく済む。このとき、x, z 方向に配置されたホイールはおおよそ 1 周期に 1 回除荷が必要である。実際には x, z のホイールで各 86, 84 回程度の除荷が必要となると計算された。また、y 方向に配置されたホイールはおおよそ 28 周回に一度の除荷をする必要がある。したがって、y 方向は運用期間全体では 4 回程度の除荷で済む。したがって、運用期間 2 年間で除荷に必要な全燃料は、除荷の回数と消費燃料の積をとって、0.492kg と計算される。これは推進系の燃料要求を満足する。

5.4.2. リアクションホイールの配置

本衛星の姿勢制御系として、リアクションホイールの配置はゼロ角運動量三軸姿勢制御をすることと、重量上の制限から冗長性を持たせる余裕はないので三軸直交型の配置を取る。このと

表 5-4 リアクションホイールの諸元

き、3 台のホイールで蓄積できる角運動量は以下の通りである。

$$H_x = H_1 - H_3 \quad (5-10)$$

$$H_y = H_1 + H_2 + H_3 \quad (5-11)$$

$$H_z = -H_2 \quad (5-12)$$

γ : xyz 方向に均等に取り付けると $\gamma = 35.7^\circ$

5.4.3. 制御系の構成と解析

ゼロ角運動量三軸姿勢制御を行うため、衛星の制御系をモデル化して考えると以下の式で表す事が出来る。

$$I_x \ddot{\phi} = n_{cx} + n_{dx} - \tau_x \quad (5-12)$$

$$I_y \ddot{\theta} = n_{cy} + n_{dy} - \tau_y \quad (5-13)$$

$$I_z \ddot{\psi} = n_{cz} + n_{dz} - \tau_z \quad (5-14)$$

このとき、リアクションホイールで制御すると考えれば、 τ が制御入力トルクになる。ここでは一軸ごとに古典制御を行うことを考える。ここでは、PD 制御を用いる。

$$\tau_x = K_{px}\phi + K_{dx}\dot{\phi} \quad (5-18)$$

$$\tau_y = K_{py}\theta + K_{dy}\dot{\theta} \quad (5-19)$$

$$\tau_z = K_{pz}\psi + K_{dz}\dot{\psi} \quad (5-20)$$

ここで、 τ を入力、 ϕ, θ, ψ を出力として考え各軸独立に PD 制御をする。その結果以下の通りであった。

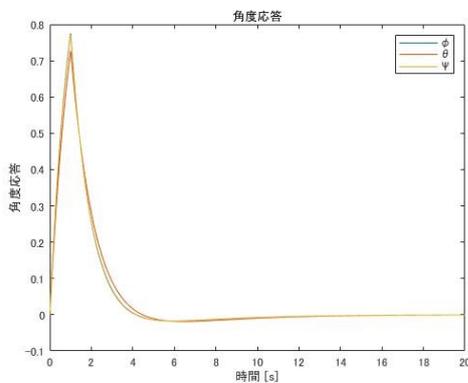


図 1 角度の収束性

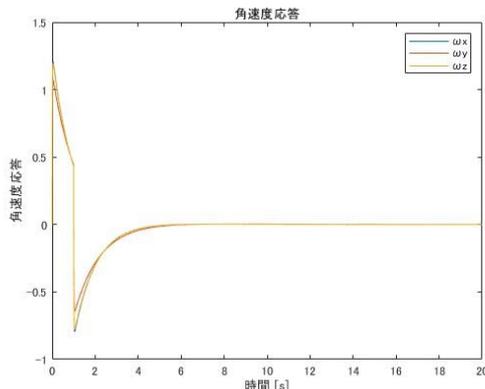


図 2 角速度の収束性

上図のどちらも入力はステップ入力とし、収束性を検討した。このときの比例ゲイン、微分ゲインは以下の通りである。

表 5-5 制御ゲイン

制御ゲイン	X 軸	Y 軸	Z 軸
K_p	0.48215	0.48215	0.48215
K_d	0.48215	0.48215	0.48215
フィルター 係数 N	0.48215	0.48215	0.48215

そして、このときの解析結果は以下の通り。今回は単位ステップ入力をし、それに対する収束性を確認した。図 1 では、20 秒程度で十分収束していることが分かる。次に、角速度の収束性についてみる。図のように、初期の角速度が大きくとも 15 秒程度で収束していることが分かる。

6. 熱制御系

6.1. 熱設計の概要

衛星搭載機器には、許容温度範囲と呼ばれる温度環境の制約が存在する。これは各搭載機器がその機能を正常に動作させるため、設計段階で定められている温度環境条件である。したがって、本システム系では本衛星がミッション下において、すべての搭載機器が許容温度範囲を満たす適切な温度範囲で温度変動するよう熱設計を行う。なお、熱環境の想定として後の 6.4 節で述べているが、月周回軌道上にて本衛星のミッションが実行中且つ、姿勢制御下にあることを想定し熱設計を行う。また NRHO 軌道を月周回の楕円軌道と近似して計算を行う。

6.2. 熱設計コンセプト

設計方針を定める上で、熱設計上の特徴として、小型衛星全体に共通する特徴と本ミッション特有の特徴の 2 点を考慮する必要がある。

6.2.1. 熱設計における本衛星の特徴

(A) 小型衛星全体に共通する特徴

- ・質量が小さく温度変動が激しい
- ・電力リソースに限りがある
- ・熱制御デバイスの設置が困難

100kg 級以下に代表される小型衛星では質量

が小さいことから衛星全体としての熱容量が小さく、結果として温度変動範囲が広くなりやすい。加えて、太陽電池セルの搭載方法をボディマウント方式とする場合、太陽光パネルの大きさが衛星の大きさに依存するため、電力資源に上限がある。したがって、小型衛星では限られた質量及び電力は衛星全体を運用する機能に盛り込まれ、熱制御デバイスとして使用できる余地が少ない場合が多い。

(B) 本ミッション特有の特徴

- ・NRHO 軌道における熱環境
- ・NRHO 軌道到着時に質量が 30kg 程度

NRHO 軌道における熱的な特徴を示すため、以下に本軌道における時間と True Anomaly の関係及び軌道 1 周回 (約 8 日間) 中における全外部パネルに対する入熱量の変化の様子を示す。

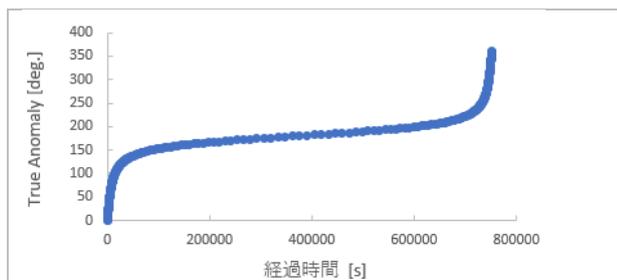


Fig 6.1 : 衛星の軌道上の位置と時間の関係

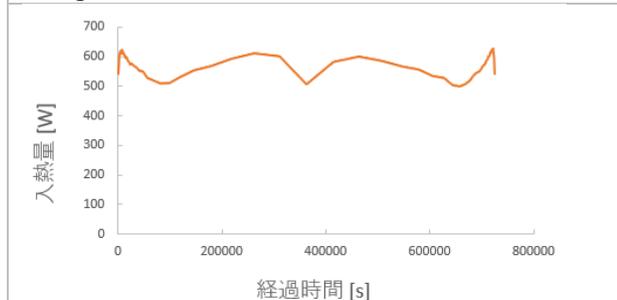


Fig 6.2 : 入熱量が最大となる様子 (RAAN 50・全日照)

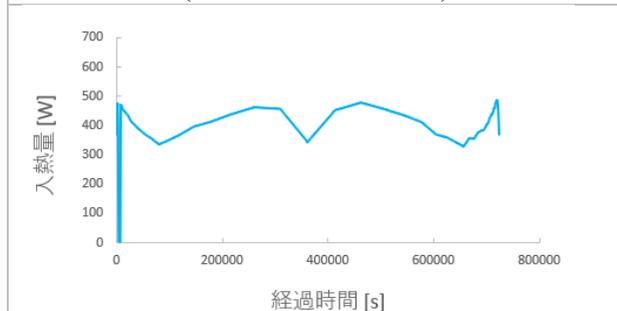


Fig 6.3 : 入熱量が最小となる様子 (RAAN 90・最大月蝕)

上記の図は近月点を 0 秒とし、入熱量は後述の 6.4 節で述べる外部熱入力の見え方から算出している。本設計では NRHO 軌道を月周回の楕円軌道と近似していることから Fig6.1 は、月近傍における衛星の滞在時間は 1 周回に対して非常に短く、近月点から離れた場所で長時間経過していることを示している。したがって、Fig6.2・Fig6.3 より入熱量は月近傍において最大最小をとり、入熱量は最大で 584W、最小では月蝕下の 4.18W となる。また経過時間に対する入熱量の変化は、太陽に対する衛星の投影面積の変化に起因している。

6.2.2. 設計方針

前項より本衛星の想定し得る特徴として、温度変化が大きく、ヒーターやヒートパイプといった熱制御のために割けるリソースが少ないこと。また、NRHO 軌道の熱環境として、長時間の日照環境下と月蝕下における最大で 70 分前後の急激な温度低下が挙げられる。加えて、本衛星は GTO 軌道から本軌道に遷移するにあたり推進剤の大半を使用しているため、本軌道周回時は打ち上げ時よりさらに衛星全体が持つ熱容量が小さくなる特徴がある。したがって本設計では衛星全体の熱容量を利用する設計ではなく、受動型熱制御を主体としつつ、外部熱入力による影響を内部構造に伝えにくくする熱設計方針を採用する。

(I) 設計パラメータ

本設計では受動型熱制御として表面処理の選択、断熱スペーサー、放熱シートを用いることで表面光学特性と熱伝導率の 2 つのパラメータによる熱制御を行う。

(II) 外部パネル

放熱シートを各パネル間に挟むことで外部パネル全体の熱伝導を促進させる。本設計では熱伝導率 5.0W/m/K、厚さ 0.20mm の放熱シートを採用する。

(III) 内部パネル

多くの搭載機器が積載されている内部パネルと外部パネルの間には断熱スペーサーを使用し断熱する。本設計では 0.471W/m/K の断熱スペーサーを採用する。

(IV) 熱コンダクタンス G [W/K]

各熱コンダクタンスは(6.1)式より導く.

$$G = \frac{\lambda A}{L} \quad (6.1)$$

- λ : 熱伝導率 [W/m/K]
- A : 接触面積 [m^2]
- L : 厚さ [m]

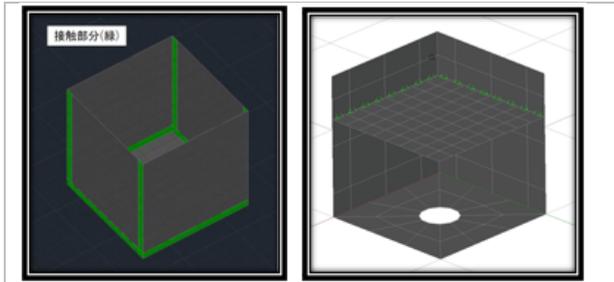


Fig 6.4: パネル間の接続状況 (緑)
左図: 熱伝導促進部 右図: 断熱部

6.3. 熱数学モデル

熱設計の検証に必要な月周回中の熱解析を行うには、本衛星の熱数学モデルの作成が必要である。したがって、本衛星を均一とみなせる熱物性及び表面光学特性を有する複数の要素「節点」に分割し、節点間の輻射と伝導による熱輸送を考慮することによって解析を進める。n 個の節点に分割した熱数学モデルにおける一つの節点温度は次の熱平衡方程式によって非定常温度分布を表すことができる。

$$C_i \frac{dT_i}{dt} = Q_i - \sum_{j=1}^n K_{ij}(T_i - T_j) - \sum_{j=1}^n R_{ij}(T_i^4 - T_j^4) \quad (6.2)$$

- i, j : 節点
- 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} : 伝導伝熱係数 [W/K]
- R_{ij} : 放射係数 [W/K^4]

式(6.2)の Q_i は各節点への軌道上熱入力と、機器の内部発熱の和を示しており、第2項と第3項は伝導と輻射による節点間の熱輸送を表現している。

$$K_{ij} = k \cdot A/L \quad (6.3)$$

k : 熱伝導率 [W/m/K]

- A : 断面積 [m^2]
- L : 長さ [m]

$$R_{ij} = \varepsilon_i \varepsilon_j \sigma A_i F_{ij} \quad (6.4)$$

- $\varepsilon_i \varepsilon_j$: 全半球放射率
- σ : ステファンボルツマン定数 [$W/K^4/m^2$]
- A_i : 放射面積 [m^2]
- F_{ij} : 放射形態係数

また、本解析における熱数学モデルの構築及び計算には以下ソフトウェアを使用した。

- プリポスト操作 : *Thermal Desktop*®
- 輻射熱結合計算 : *RadCAD*®
- ソルバー : *SINDA/FLUINT*®

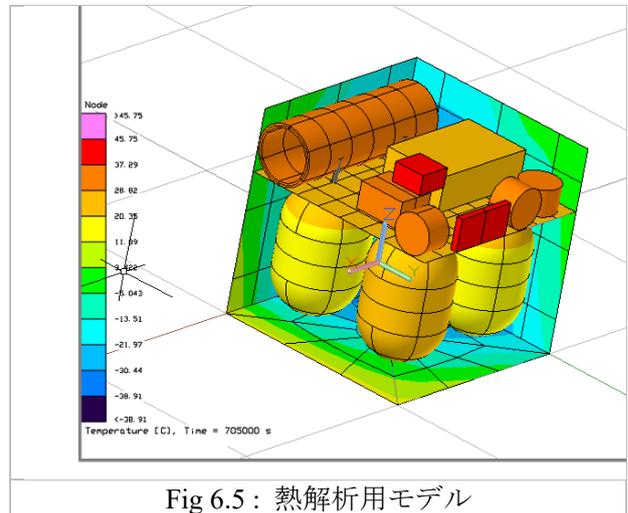


Fig 6.5: 熱解析用モデル

6.4. 外部熱入力

ミッション中、本衛星における外部熱入力には以下の3つを考える。

- a. 太陽放射
- b. 月赤外放射
- c. 月アルベド

(a) 太陽放射

$$Q_s = \alpha_0 G_s A_p \quad (6.5)$$

- Q_s : 太陽光放射による熱入力 [W]
- α_0 : 太陽光吸収率
- G_s : 太陽定数 [W/m^2]
- A_p : 太陽の投影面積 [m^2]

太陽定数については以下の(6.6)式より太陽との位

置関係によって定めた。

$$\text{SolarFlux } G_s = \frac{1367.5}{\text{Distance}^2} \quad [W/m^2] \quad (6.6)$$

ここで扱う *Distance* については AU 単位とし、6.5 節で述べる熱環境の最悪温度ケースに準じてその値を決定する。

(b) 月赤外放射

$$Q_{IR} = \varepsilon_0 E_E F_e A_e \quad (6.7)$$

Q_{IR} : 月赤外放射による熱入力 [W]
 ε_0 : 赤外放射率
 E_E : 月赤外放射 [W/m^2]
 F_e : 月-衛星間の形態係数
 A_e : 赤外放射に対する有効面積 [m^2]

月赤外放射 E_E については、(6.8)式にて月アルベド C_A を 0.07 [6.1] とし算出する。

$$E_E \cdot 4\pi R_m = G_s (1 - C_A) \pi R_m^2 \quad (6.8)$$

R_m : 月半径 [km]
 G_s : 太陽定数 [W/m^2]
 C_A : 月アルベド係数

(c) 月アルベド

$$Q_a = C_A G_s \alpha_0 F_a A_e \quad (6.9)$$

Q_a : 月アルベドによる熱入力 [W]
 F_a : 月-衛星間の形態係数
 A_e : アルベドに対する有効面積 [m^2]

6.5. 節点分割

本節では *Thermal Desktop*[®] にて、熱数学モデルとして再現した搭載機器とその節点分割数について述べる。

6.5.1. 再現モデル

本モデルでは本衛星に搭載されているすべての機器を再現していない。再現する搭載機器は、消費電力が大きい機器、及び許容温度範囲の狭い機器に限定してモデル化する。これは計算の簡略化と解析モデルの質量を小さくし、熱容量が小さいより危険な条件で解析を行うことを考慮している。また、再現していない機器の発熱については中央のミドルパネルに与え、熱入力のみ再現している。Table 6.1 に再現モデル別節点数を示

す。

Table 6.1 : 熱数学モデルにおける節点内訳

BUS 部 (カメラを除く)	28
ミッションカメラ	104
推進系機器	22
内部パネル	64
外部パネル	210
合計	428

6.5.2. 再現搭載機器と物性値

以下に熱数学モデルで再現した機器を示す。

Table 6.2: 再現モデル一覧

推進剤タンク	BAT
N_2O	PCU
Motor Case	S 帯送受信機
Motor 燃料	X 帯送受信機
Motor Nozzle	ミッションカメラ
Motor 断熱材	RWA
スターセンサ	ジャイロセンサ

本衛星における最大の熱クリティカル機器は推進剤のタンク及び N_2O である。したがって、推進系のキックモータについては節点分割及び再現性を重視した。一方、その他の搭載機器については全て 1 節点で再現を行った。衛星の搭載機器は異なる複雑な材料を組み合わせて作成されているものが多く、熱物性値の正確な測定が困難である。したがって、熱数学モデルの物性値評価は以下のように行った。

(a) 熱伝導率

A5052 合金の値を採用

(b) 密度

各機器の CAD データから体積を算出し、質量を割ることによって算出

(c) 比熱

より危険側で判断するため A5052 合金の値に 0.8 掛けした温度変動しやすい値を採用。

Table 6.3 : A5052 の熱物性値

熱伝導率 [W/m/K]	密度 [kg/m ³]	比熱 [J/kg/K]
137	2700	880

6.6. 熱解析条件

6.6.1. 最悪温度ケース

熱解析は衛星に対する熱入力から衛星の

温度が最も低下あるいは上昇する最悪条件を対象として行う。よって本衛星が遭遇する低温及び高温の最悪熱環境条件を以下 Table 6.4 に軌道情報とともに記載する。

Table 6.4: 軌道条件及び最悪温度条件

	Worst Cold	Worst Hot
Orbit	NRHO (楕円想定)	
Periapsis [km]	5738	
Apoapsis [km]	71738	
Orbit inclination [deg]	90	
RAAN [deg]	90	50
Eclipse	MAX	Nothing
Position [AU]	1.02	0.98
Attitude	Nadir: PX, Velocity: PZ	
Period [days]	8.0 days	

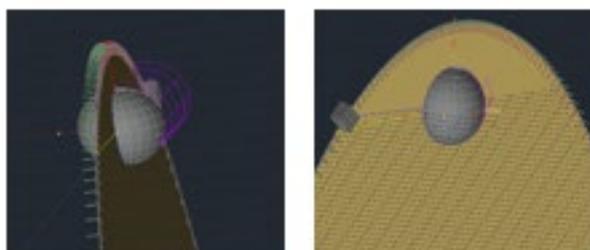


Fig 6.6: 最悪温度ケースの軌道
左図: Worst Cold 右図: Worst Hot

Fig 6.2 は Thermal Desktop®を用いて両軌道を再現した様子である。中心に存在するのが月であり、左図に見えている紫色のグリッドは影を示している。最も支配的と考えられる太陽からの距離については夏至と冬至、及び地球と月の位置関係から算出している。以下、本設計書では最悪低温ケースを WCC (Worst Cold Case), 最悪高温ケースを WHC (Worst Hot Case) と記す。

6.6.2. 太陽電池パネル

本熱設計では太陽電池セルは十分に薄く、熱容量を持たないものとして熱数学モデルを作成する。したがって、各面に取り付けられている太陽光パネルの表面光学特性と取り付け部以外の表面光学特性から両者の充填率より外部パネル全体の表面光学特性を Table 6.5 より指定する。

Table 6.5: 外部パネル表面光学特性

太陽光パネル (α, ϵ)	$\alpha_c: 0.71, \epsilon_c: 0.85$	
面積充填率 [%]	PZ 面	60.4%
面積充填率 [%]	側面	67.1%

発電効率 [%]	29.5%
WCC PZ 面	$\alpha_0: 0.42, \epsilon_0: 0.80$
WCC 側面	$\alpha_0: 0.40, \epsilon_0: 0.82$
WHC PZ 面	$\alpha_0: 0.60, \epsilon_0: 0.80$
WHC 側面	$\alpha_0: 0.60, \epsilon_0: 0.82$

Table 6.5 の数値は、WCC では常に太陽光パネルの発電を考慮した場合、WHC では常に太陽光パネルの発電を考慮していない場合の値を式 (6.10), (6.11) より算出し、モデルに与えている。これは太陽光パネルが発電している場合、発電効率は電気エネルギーとなるため見かけ上太陽光吸収率が低下する性質を利用している。

したがって、WCC では常時発電”有り”とすることで外部パネルが実際より冷やされ、WHC では常時発電”無し”とすることで全照射量が熱入力となり実際より熱せられる。これは本来の電力収支に反するが、外部熱環境をより厳しい条件で判断できるため設計がより安全側になると判断する。

外部表面光学特性の計算

Worst Cold Case

$$\alpha_0 = \rho_c(\alpha_c - \eta_c) + (1 - \rho_c)\alpha_r \quad (6.10)$$

Worst Hot Case

$$\alpha_0 = \rho_c\alpha_c + (1 - \rho_c)\alpha_r \quad (6.11)$$

6.6.3. 運用フェーズと余剰電力計算

WCC と WHC における衛星の運用フェーズには、9.3 節の動作モードと同様の内容を指定する。具体的には 1 周回中に Standby mode ・ Communication mode ・ Download mode の順序でこれを 8 回繰り返す。したがって NRHO 軌道周回時における本衛星の消費電力は、これらの運用フェーズに従って計算される。

9.3 節より、本衛星の電力設計は Standby mode で BAT の充電を行い、残りの mode では太陽光パネルの総発電量が消費電力に対して不足している。ここで、BAT が満充電となった後にも消

費電力以上の発電があった場合、全て太陽電池パネル上で熱入力として衛星に与えられることとなる。しかし、これは 6.6.2 項で検討した WCC の「常に発電している」という考え方に反する。したがって、修正として外部パネルに余剰電力分の熱を加えることとする。余剰電力についての計算は以下のように検討する。

余剰電力を導くためには、時間に対する消費電力量・発電量・BAT 充電率の関係を考慮する必要がある。よって、WCC における本衛星に対する太陽光照射量・発電量・消費電力の関係と 1 例として Standby mode 時における消費電力・発電量・BAT 充電率の関係について Fig6.7 と Fig6.8 に示す。Fig.8 は Standby mode で余剰電力が発生した場合の余剰電力量を示しているが、熱的に最悪と考えられるよう月蝕から脱したときの BAT 充電率が 5% と想定した場合の例となる。

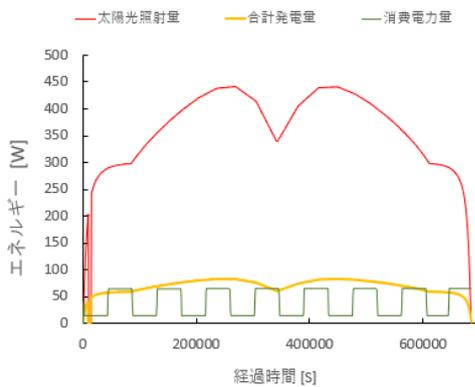


Fig 6.7: 太陽光照射量 (WCC) ・発電量・消費電力の関係

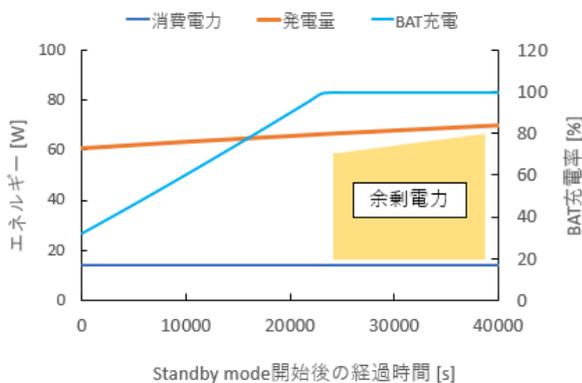


Fig 6.8: Standby mode における消費電力・発電量・BAT 充電率の関係 (True anomaly 150° ~ での 1 例)

BAT の充電量

$$U_d = U_{sp} - \frac{W_d}{\eta_b} \quad (6.10)$$

U_d : BAT に充電できる電力量 [W]

η_b : BAT 送電効率 [-]

U_{sp} : 発電電力量 [W]

W_d : 日照時間中の消費電力量 [W]

各時間における充電量は(6.12)より算出し、7.5 節の BAT 容量からこの時の BAT 充電率を導く。この時充電率が 100%となっていた場合には、 U_d を余剰電力とし、各外部パネルに均等に入熱させる。

6.7. 解析結果

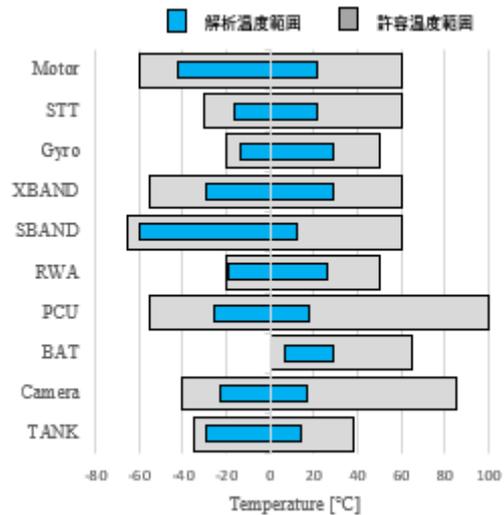


Fig 6.9: 解析温度範囲 (青) と 許容温度範囲 (灰色) Worst Cold Case

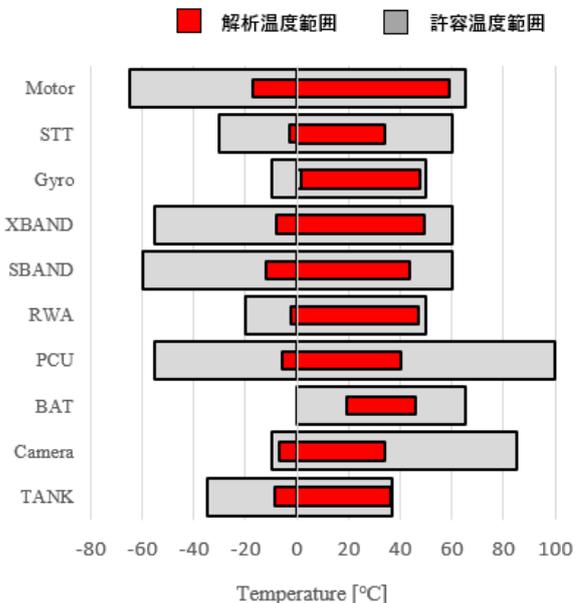


Fig 6.10: 解析温度範囲 (赤) と 許容温度範囲 (灰色)
Worst Hot Case

6.8. 各種諸元

Table 6.6: 稼働状況における許容温度

搭載機器	Worst Cold	Worst Hot
カメラ	Off	On
	-30 ~ 85 °C	-30 ~ 85 °C
PCU	On	
	-55~100°C	
RWA	Off	Off
	On	On
S 帯送受信機	-20 ~ 60 °C	-20 ~ 60 °C
	-10 ~ 50 °C	-10 ~ 50 °C
X 帯送信機	Off	Off
	On	On
スターセンサ	On	
	-30~60°C	
ジャイロセンサ	Off	Off
	On	On
BAT	-20 ~ 60 °C	-20 ~ 60 °C
	-10 ~ 50 °C	-10 ~ 50 °C

Table 6.7: 表面光学特性

	α	ϵ
白色塗料(A-5)	0.30	0.30
<i>black alumite</i>	0.84	0.84
<i>alozin1000</i>	0.76	0.76
graphite	0.82	0.82
MLI	0.15	0.15
Teflon, aluminized,0.5mil	0.038	0.038
Stainless steel	0.93	0.93
aluminum foil	0.12	0.03
NS43-C white paint	0.20	0.92
Kapton,aluminized,1.5mil	0.43	0.72
Kapton,aluminized,2mil	0.37	0.75
Kapton,aluminized,5mil	0.46	0.86
Kapton,oxide coated,2mil	0.12	0.20

Table 6.8: 機器別表面処理

搭載機器	表面処理
カメラ	black alumite, MLI, alozin1000
BAT	stainless steel
PCU	black alumite , Teflon
RWA	black alumite, aluminum foil
S 帯送受信機	black alumite , Kapton 1mil
X 帯送信機	black alumite
ジャイロセンサ	NS43-C white paint
スターセンサ	black alumite,Teflon
TANK	Kapton,aluminized,5mil
Nozzle	graphite
RIF	alozin1000

7. 電力系

7.1. 設計概要

本衛星のミッションは、自身に搭載されたハイブリッドロケットキックモーターを用いてGTO から NRHO へ遷移し、NRHO にて月面の画像データを取得することである。電力系は太陽電池、バッテリー、およびPCU(Power Control Unit)から構成される。

7.2. 消費電力

衛星はミッションの中で 4 種の動作モードを適宜切り替える。各動作モードでは、そのモードにおいて必要不可欠な機器のみを動作させることで省消費電力を実現する。よって、総消費電力は動作モードに大きく依存する。各動作モードにおける消費電力内訳を表 7.1 に示す。ここでの必要電力は、各機器の必要電力に 10%の余剰電力を考慮して算出している。

Table 7.1 Power consumption of satellite at different modes

Component	Power W	Standby	Observation	Download	Communication
Power Control Unit (PSU)	1.15	1.15	1.15	1.15	1.15
Satellite Central Unit (SCU)	3.4	3.4	3.4	3.4	3.4
X-Band Transmitter	28.5			28.5	
S-Band Transmitter	8				8
S-Band Receiver	0.5	0.5	0.5	0.5	0.5
Attitude Control Unit (ACU)	3.4	3.4	3.4	3.4	3.4
Star Tracker	1.9		1.9	1.9	1.9
Gyroscopic Sensor	3.5		3.5	3.5	3.5

3 × Reaction Wheels	30	5.4	30	20	20
Science Handling Unit (SHU)	7.1		7.1	7.1	7.1
Camera	2.2		2.2		
TOTAL		13.85	53.15	69.45	48.95

7.3. Solar Cells

SPECTROLAB 社の NeXt Triple Junction (XTJ) Prime (GaInP/GaAs/Ge) 太陽電池は、面密度が 84mg/cm² と小さく、かつ発電効率が 30.7%と高い為、本設計ではこの製品を採用した。

表 7.2 太陽光セルの諸元

Power generation efficiency	30.7	%
Voltage	2.39	V
Temperature Coefficient	-0.272	%/°C

Table 7.2 Solar Irradiance

Orbital positions		Total solar irradiance [W/m ²]	
Earth	Moon	Near side (0° longitude)	Far side (180° longitude)
Perihelion	Perigee	1401.65	1415.54
Perihelion	Apogee	1400.83	1416.36
Aphelion	Perigee	1311.18	1323.74
Aphelion	Apogee	1310.44	1324.49

NRHO 全体で衛星を駆動するために、太陽電池パネルが日中に発電すべき必要電力を検討する。衛星の運用モードは地球との通信が可能かどうかにより依存する。電力面での最悪ケースは、日陰時間がすべて通信可能時間に含まれる場合であり、以下ではこの最悪ケースを想定している。日照時間の平均消費電力は以下の(7-1)式で算出される。

$$P_d = \frac{P_{down}(T_{down}) + P_{com}(T_{com}) + P_{ob}(T_{ob}) + P_{stb}(T_{stb})}{T_d} = 42.98 [W] \quad (7-1)$$

ここで、添え字 down, com, ob, および stb はそれぞれ Download mode, Communication mode, Observation mode, および Stanby mode における値であることを示す。本ミッションを成立させるうえで必要となる発電電力は以下の式(7-2)で算出される。

$$P_{sa}(EOL) = \frac{\left(\frac{P_e T_e}{X_e} + \frac{P_d T_d}{X_d}\right)}{T_d} = 56.12 [W] \quad (7-2)$$

ここで、Pe, Pd, Te, Td, Xe, および Xd はそれぞれ日陰時消費電力(=69.45)[W], 日照時平均消費電力(=41.55)[W], 日陰時間(=1.415)[hrs], 日照時間(=184.81)[hrs], バッテリーからバス部への電力伝送効率(=0.9)[-], および太陽電池パネルからバス部への電力伝送効率(=0.9)[-]である。

衛星はミッションの中で放射線環境および熱的環境に晒され、搭載された太陽電池パネルの劣化は免れない。(7-1)式で算出された PsaEOL はこの劣化による影響が考慮されていない為、PsaEOL の発電能力を持つ太陽電池パネルを地上で搭載した場合、ミッション後半では劣化により発電要求を満たすことが困難になる可能性がある。そこで、上記の環境を考慮したうえで規定の期間のミッションを完遂できる初期発電能力 PsaBOL を以下で計算する。以下の式(7-2)は、放射線環境、熱的環境、および経年劣化を考慮に入れた PsaBOL と PsaEOL の関係を表す。

$$P_{sa}(BOL) = \frac{P_{sa}(EOL)}{\epsilon_{rad} \eta_{life} \gamma} \quad (7-3)$$

ここで、 ϵ_{rad} , η_{life} , および γ はそれぞれ放射線による劣化率[-], 経年劣化率[-], および温度劣化率[-]である。

熱的環境による劣化の影響は以下の式(7-4)を用いて算出される。熱解析の結果、NRHO における定常運用の中で太陽電池パネルの表面温度は最高で 33°C となる。よって温度劣化率 γ は以下のようなになる。

$$\gamma = 1 + (\tau_o - \tau_i) \frac{C_{temp}}{100} = 0.986 \quad (7-4)$$

ここで、 τ_o , τ_i および C_{temp} はそれぞれ動作温度(=33)[°C], 初期温度効率(=28)[°C] および温度係数(=-0.272)[°C]である。

続いて、放射線による太陽電池パネルの劣化を

考える。衛星がヴァンアレン帯を通過するのは地球脱出時および帰還時の短時間であるため、式(7-2)中の放射線による劣化率 ϵ_{rad} には安全率として0.9を用いる。

また、太陽電池パネルの経年劣化については、多接合の GaAs セルの 10 年後の電圧劣化および電流劣化はそれぞれ 0.869 および 0.963 となる。したがって、10 年後の劣化係数は、 $0.869 \times 0.963 = 0.836$ となる。ミッション期間は 2 年と仮定しているため、経年劣化率 η_{life} は以下の式(7-4)で与えられる。

$$\eta_{life} = 0.836^{730/(365 \times 10)} = 0.964 \quad (7-5)$$

以上の値を用いて式(7-2)より P_{saBOL} が算出される。

$$P_{sa}(BOL) = \frac{56.12}{0.9 \times 0.964 \times 0.986} = 65.61 [W] \quad (7-6)$$

また、 $P_{saBOL} = 65.61 W$ を発電するのに要する太陽電池セルの総面積 S_{need} は以下のように算出される。

$$S_{need} = \frac{P_{sa}(BOL)}{\epsilon_{packing} I_{solar} E_{cell}} = 0.181 [m^2] \quad (7-7)$$

ここで、 $\epsilon_{packing}$ 、 E_{cell} 、および I_{solar} はそれぞれセルのパッキング能力(=0.9)[-]、セル効率(=0.307)[-]、および太陽光強度(=1310.44)[W/m²]である。太陽光強度については NRHO 上での最小の値を用いた。

次に、太陽電池の直列数と並列数を算出する。バッテリーを充電するためには太陽電池パネルの出力電圧をバッテリー電圧よりも高く設定する必要がある。当衛星ではバス電圧は 28.8V に設定されており、本設計では太陽電池パネルの出力電圧がバッテリー電圧の 1.1 倍になるようにセルの直列数 N_{series} を設定した。また、並列数 $N_{parallel}$ はパネル総面積と直列数から算出した。

・直列数

$$N_{series} = \frac{V_{battery}(1.1)}{V_{mp}} = 13.26 \cong 14 \quad (7-8)$$

ここで、 $V_{battery}$ および V_{mp} はそれぞれバッテリー電圧(=28.8)[V]およびセル 1 つ当たりの電圧(=2.39)[V]である。

・並列数

$$N_{parallel} = \frac{S_{need}(\epsilon_{packing})}{S_{mp}(N_{series})} = 4.31 \cong 5 \quad (7-9)$$

ここで、 S_{mp} はセル 1 つ当たりの面積(=2710-4)[m²]である。

以上より、太陽電池セルの数は 1 面あたり 56 枚となる。また、太陽電池は衛星の 6 面のうち 5 面に配置される。これにより、平均的な発電量 $P_{sa}(EOL)_{ave} = 43.41 W$ となります。

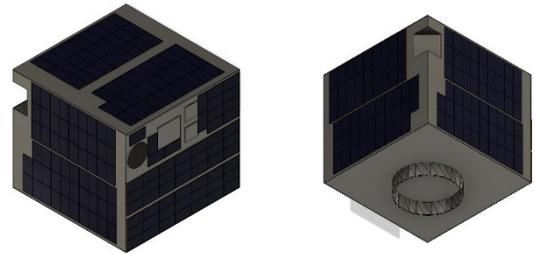


図 7-1 太陽電池パネルの構成

7.4. アルベド

衛星の発電には太陽からの直射光に加え、中心天体表面からの反射光(アルベド)も衛星の発電量に影響を与える可能性がある。地球周回軌道で運用される衛星では、発電量に対する地球表面からのアルベドの寄与が比較的大きい為、発電量推定にはアルベドも考慮される場合がある。ゲートウェイ・パッシブ・サーマル・コントロール・システムの熱モデルを用いた研究(図 7-2)によると、NRHO における月面からのアルベド強度は最も高い場合で 29W/m² となる[7.1]。このアルベドによる当衛星の発電量は 1.34W であり、直射光による発電量のわずか 3% である。さらに、図 7-2 から分かるように NRHO においてアルベドの発電量への寄与は多くの場合、3%にもおよばない。よって、ここでは発電量に対するアルベドの寄与は無視する。

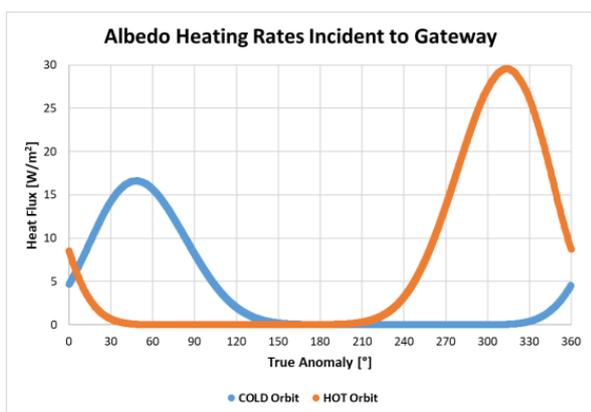


図 7-2 NASA’s Gateway におけるアルベドの影響[7.1]

7.5. バッテリーの選定

日食の間中は、バッテリーを使用して搭載機器に電力を供給する必要がある。本設計では、エネルギー密度および信頼性の高さからパナソニックの NCA103450 リチウム電池で構成されたカスタムバッテリーパックを採用した。

Table 7.3 NiMH cell specification

質量	38.3	g
定格電圧	3.6	V
容量	2270	mAh
寸法	33.8×48.5×10.5	mm

バッテリー容量の推定値は、次の式で算出されます：

$$C_r = \frac{P_e T_e}{C_d V_d X_e} = 4.21 [Ah] \quad (7-10)$$

ここで、 P_e 、 T_e 、 C_d 、 X_e 、および V_d はそれぞれ日陰時最大供給電力(=69.45)[W]、許容放電深度(DOD) (=90)[%]、バッテリーから負荷への電力伝達効率(=0.9)[-]、バッテリーセルの直列段数、およびバッテリーセルの平均放電電圧(=28.8)[V]である。

各セルの定格電圧は 3.6V なので、直列に配置された電池セルの数は $N_{series} = V_d / 3.6 = 8$ 列となる。そして、各セルの容量は 2.27Ah なので、直列のセル群を並列に並べた数は $C_r / 2.27 = 1.76 \approx 2$ 列となる。これにより、電池セルの最小構成は $8 \times 2 = 16$ セルとなる。

7.6. パワーコントロールユニットの選定

当衛星には AAC Clyde Space 社製の PCDU(Power Conditioning and Distribution Unit)を

搭載する。この PCDU は超小型衛星「InnoSat」に搭載された実績を持つ。この PCDU は、各搭載機器の要求電圧に調整して、5V の補助バスとともに衛星の全システムに電圧供給することができる。この PCDU には、FPGA コントローラとシリアル・インターフェース、電力変換器、バッテリー管理用のシャント・レギュレータが搭載されています。また、FPGA に TMR (Triple Modular Redundancy) を実装することで、SEE (Single Event Effects) を軽減することとする。



Figure 7-1 : Power Conditioning and Distribution Unit

Table 7-4 PCDU specification

mass	1.85 kg	
system power	60	W
primary bus voltage	28	V
auxiliary bus voltage	5	V
size, L×W×H	267×167×89	mm

8. C&DH 系

8.1. 通信規格

宇宙通信システムは、特性の異なる 3 つのサブネットワーク(オンボードサブネットワーク、スペースリンクサブネットワーク、地上サブネットワーク)から構成される。これらのサブネットワークを OSI 参照モデルの考えに従った CCSDC の宇宙通信プロトコルであるエンドツーエンドプロトコルおよびスペースリンクサブネットワークプロトコルで接続する。エンドツーエンドプロトコルは CCSDS の Space Packet Protocol を適用する。オンボードサブネットワークに対して、CCSDS は標準を定めなため、ここでは

8.2. システムの構成

C&DH 系のシステムの構成を図に示す。

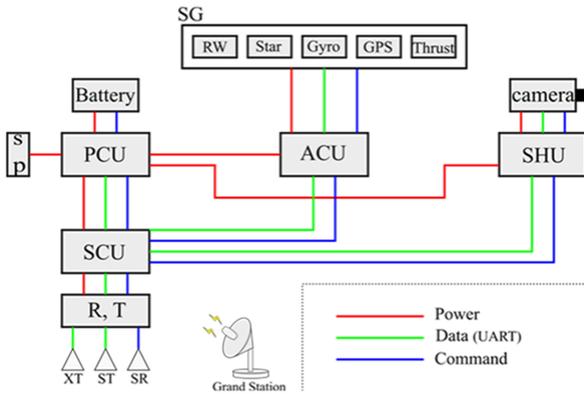


Fig 8.1: システムの概要

※・SCU(Satellite Control Unit)

- ・PCU(Power Control Unit)
- ・ACU(Attitude Control Unit)
- ・SHU(Science Handling Unit)

● リセットの思想

衛星の各サブシステムは放射線の影響等により誤作動を起こすことがあり、リセットは誤作動を改善する有効な手段である。基本的なリセットでは、テレメトリデータから誤作動を検知した地上局によりリセットコマンドが送信される。コマンドを受信した SCU は対応するサブシステムへそのコマンドを送信する。SCU にコマンドを受信しない誤作動が生じたとき、地上局からのリセットは困難であるため、その対応策を搭載する。SCU は地上局から通常のコマンドを受信したとき、PCU に対して Command Counter を送信する。PCU が Command Counter を 7 日間連続して受信しなかった場合、PCU が自動的に SCU をリセットするというリセット回路を PUC 内の FPGA に組み込むことで SCU の受信異常に対応することとする。また、PCU の誤作動および停止は、衛星の温度上昇および低下による他のサブシステムの故障や衛星のロストに繋がるため緊急に対応が必要である。PCU 内の FPGA には PCU 自身をリセットする回路が組み込まれている。このリセット回路のトリガーはバッテリーの充放電異常およびバッテリーの温度異常とする。以上の複数のリセット思想によって衛星の信頼性を保証する。

8.3. コマンド

LEO にて運用された衛星では、1 フレーム 24byte として一日に 200~300 フレームのコマンドを地上局からアップリンクした実績がある。この実績を参考に、本衛星では 18byte のコマンドデータを含む 1 フレーム 24byte のパッケージを 24 時間に 1 回 500 フレームアップリンクすることとする。よって 24 時間当たりの総データ量は 11.7KB となる。2.0GHz 帯の周波数を用いて 500bps のデータレートでアップリンクすると送信時間は以下のようなになる。

$$\frac{11.7 \times 1024 \times 8}{500} \approx 192 \text{ s}$$

コマンドデータは、姿勢の校正値、軌道予測に必要なデータ、絶対値指定のシナリオ等を含む。また、コマンドデータの伝送誤りは許容されないため、SCU にて誤り検出を行い、誤り検出時には地上局へ再送要求を行うこととする。

8.4. テレメトリ

テレメトリデータのデータ量を検討する。HK データについては、各機器の温度情報、電圧情報および電流情報を 1byte, ON/OFF 情報を 1bit, 姿勢情報(float)を 4byte, その他 True/False 情報を含むステータスが 32byte として、一回のサンプリングデータ量を 465byte とする。24 時間分のデータを SCU の SRAM に一時保存し、通信可能時間にまとめて X 帯送信機で送信する。送信サンプリング周波数を 0.01 Hz とすると送信データ量は約 402KB/day となる。パッケージの Data Field は最大 65536byte とし、7つのパッケージに分けて送信することとする。多めに見積り 7つのパッケージの Data Field が全て最大の 65536byte とした場合、送信時間は以下のようなになる。

$$\frac{(6 + 65536) \times 7}{50 \times 10^3} \approx 73 \text{ s}$$

また、ペイロードデータは、画像 1 枚当たり 12339 KB である。撮影頻度はバッテリーの残電力量、発電状況および衛星の位置により左右する。

9. 通信系

9.1. システム構成

当衛星に搭載される通信系サブシステムは CPU, FPGA, S 帯送信用パッチアンテナ(TS-ANT), X 帯送信用パッチアンテナ(XT-ANT), S 帯受信用パッチアンテナ(RS-ANT), S 帯テレメトリ送信機(TS), X 帯高速送信機(TX)および S 帯コマンド受信機(RS)から構成される。

以下に通信系サブシステムを構成する各コンポーネントの詳細を示す。

● FPGA

通信系の FPGA には microsemi 社の製品を使用する。諸元は Table 9-1 に示す。この製品は組み込み FPGA として機能するように設計されており、予めプログラムを書き込んだ状態で衛星に搭載する。書き込んだプログラムは訂正可能であり、汎用性が高い。

Table 9-1 FPGA の諸元

型番	A3PE3000-FGG484	
電源電圧	1.5	V
周波数	350	MHz
容量	516096	bit

● アンテナ

X 帯送信アンテナは EnduroSat 社製の利得 16dBi のパッチアンテナとする。また、S 帯送信アンテナおよび S 帯受信アンテナは EnduroSat 社に利得 9dBi のパッチアンテナを設計依頼をすることとする。

● S 帯テレメトリ送信機

S 帯テレメトリ送信機にはアドニクス社の製品を使用する。変調回路、増幅回路、クロック生成回路および DC/DC コンバータ回路等が含まれている。また、畳み込み符号を施したテレメトリデータをパケットに変換する。

Table 9-2 : S 帯テレメトリ送信機の諸元

型番	ADD1383	
送信周波数	2.2	GHz 帯
送信電力	0.5	W

変調方式	BPSK	
通信シンボルレート	< 2	Msp/s
符号化	畳み込み(R=1/2,K=7)	
消費電力	< 8	W

● X 帯高速送信機

X 帯高速送信機はアドニクス社の ADD1430 を参考に設計する。ADD1430 の送信電力が 1 W に対して、送信電力が 3 W の送信機を設計することとする。消費電力に関しては、アンテナと増幅器が一体となっている為、本衛星では採用しなかったが、同じく送信電力 3 W である GOMSPACE 社の NANOCOM XT8250 の値を参考にした。

Table 9-3 : X 帯高速送信機の諸元

型番	オーダメイド	
送信周波数	8.4	GHz 帯
送信電力	3	W
変調方式	BPSK	
通信シンボルレート	< 36	Msp/s
符号化	畳み込み(R=1/2,K=7)	
消費電力	< 28.5	W

● S 帯コマンド受信機

S 帯コマンド受信機にはアドニクス社の製品を使用する。受信方式には高感度受信を可能とする PLL 方式を採用している。また、復調回路、増幅回路、クロック回路、ADC 回路および DC/DC コンバータ回路等が含まれている。BPSK が施されたコマンドデータを復調し、SCU へ送信する。

Table 9-4 : S 帯コマンド受信機の諸元

型番	ADD1382	
受信周波数	2.0	GHz 帯
消費電力	< 0.5	W
信号形式	PCM/PSK/PM	

9.2. 軌道決定

衛星の軌道決定は GTO 近地点の決定や地上-衛星間の通信保証等の観点から必要不可欠である。当衛星の軌道決定には、GPS、レンジ計測、および角度計測を使用する。主に GTO で GPS、TLI および NRHO でレンジ計測および角度計測を使用する。GTO における軌道決定については 2.7 節に記載の通りである。

レンジ計測では、地上から送信されたレンジ計測用の専用電波を衛星が受信したのち再度地上

へ送信する。このときの地上側での送信時刻と受信時刻の差から地上局を起点とする衛星の視線方向距離を決定する。決定精度は衛星側および地上局で時間遅延を計測するサンプリング周波数に依存するが、占有周波数帯幅を超える分解能は期待できない。従来の衛星運用で使用されてきたコマンド信号の周波数帯幅は 100 kHz であり、光速との関連から期待できる測距分解能は 3 km とする。

角度計測では、アンテナビームの最大方向を検出することで、ビーム幅に応じた精度で衛星位置を決定する。当衛星では、角度計測における精度をアンテナの半値幅である 0.4 deg とする。

NRHO での衛星の位置決定は角度測定にておおよその位置を特定した後、レンジ計測により詳細な位置を決定する。NRHO での角度計測の誤差は地球-月間距離が約 380000 km より、約 2600 km となる。近月点高度が約 4000 km である為、この誤差は許容できない。レンジ計測により地球-衛星間距離が得られたとき、軌道の対称性より衛星の位置の候補は 2 点ある。そこで角度計測を用いて衛星位置の候補を 1 点に定める。図は NRHO の真近点角 θ と地球-衛星間距離の関係を示す。図から分かるように真近点角 θ が大きい程、地球-衛星間距離の増加率が大きい。よってレンジ計測による NRHO 平面内誤差は近月点付近で最大となる。そこで、遠月点付近 20% の値を用いて軌道を決定することでより高い精度で軌道決定を行う。遠月点付近 20% における衛星位置決定誤差の平均は 0.038 deg である。この誤差は NRHO 近傍では 252 km に相当する。この精度で NRHO 上の衛星の位置予測式を立てることで非常に高い精度で衛星の位置決定が可能となる。

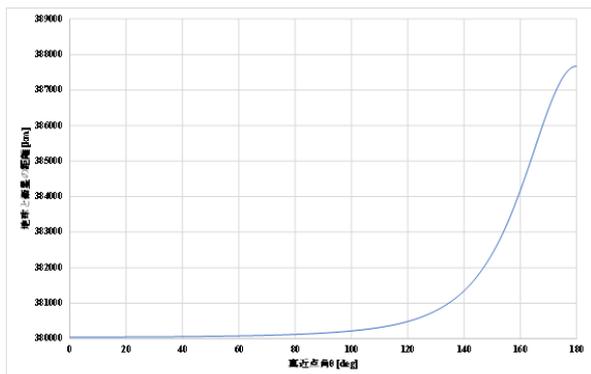


図 NRHO における真近点角 θ と地球-衛星間距離の関係

また、回線マージンの値から軌道決定の通信安定性を評価する。ポインティング損失は以下の式(9-1)から求められる[5.9].

$$L_{\theta} = 12 \left(\frac{eD}{65.3\lambda} \right)^2$$

ここで L , e , D , および λ はそれぞれポインティング損失 [dB], ポインティング精度[deg], アンテナ直径[m], および波長[m]を表す。

ここではアップリンクについて検討する。衛星位置の決定誤差を少し多めに見積り 0.05 deg とした場合、ポインティング損失は-0.033 dB である。このとき回線マージンは 27.7 dB となり、安定した通信が十分期待できる。よって、当衛星では角度計測と Range 計測による軌道決定方式とした。

9.3. 動作フェーズ

衛星は、自身に搭載されたソーラーパネルにより発電した電力を用いて運用される。発電量および蓄電量には限りがある為、電力の有効利用は非常に重要となる。そこで、本ミッションでは、Standby mode, Observation mode, Communication mode および Download mode の4つの運用モードを適宜切り替えることで、電力を有効利用する。各モードにおけるタスクを以下に述べる。

表 9-5

mode	task
Standby	集中的な発電
Observation	観測機器を用いた月面撮影
Communication	コマンドのアップリンク
Download	テレメトリデータのダウンリンク

当衛星が定常運用される NRHO は 1 周約 190 時間の極軌道かつ楕円軌道である。軌道面は常に地

球を向いている為、衛星-地上局間の通信は24時間あたり12時間可能である。そこで、本ミッションでは図のように約24時間刻みで8つのフェーズに分けて考える。各フェーズで衛星は月面を撮影し、データを地上局へ送信するが、フェーズごとに必要とされる撮影回数は異なる。よって1周回当たりの撮影回数をフェーズごとに検討した。全フェーズにおいて地上局と通信可能な時間は12時間と共通であり、この間に送信できるデータ量を基準に撮影回数を決定する。この12時間では、コマンドのアップリンク、HKデータのダウンリンクおよびペイロードデータのダウンリンクを行う。コマンドおよびHKデータの送信時間はそれぞれ8.3節および8.4節より192sおよび73sであることから42935sの時間をペイロードデータの送信に費やすことが可能であり、伝送レート50kbpsよりデータ量へ換算すると以下のようになる。

$$\frac{50 \times 10^3 \times 42935}{24678 \times 1023 + 6 \times 386} \approx 10.6$$

よって、約10回分のデータを送信可能である。必要撮影回数が10回を超えるフェーズにおいて撮影したデータの一部を必要撮影回数が10回未満のフェーズで送信することで1周回当たりの月面カバー領域を大きくする。各フェーズにおける必要撮影回数、設定した撮影回数および1周回当たりのカバー率を表に示す。

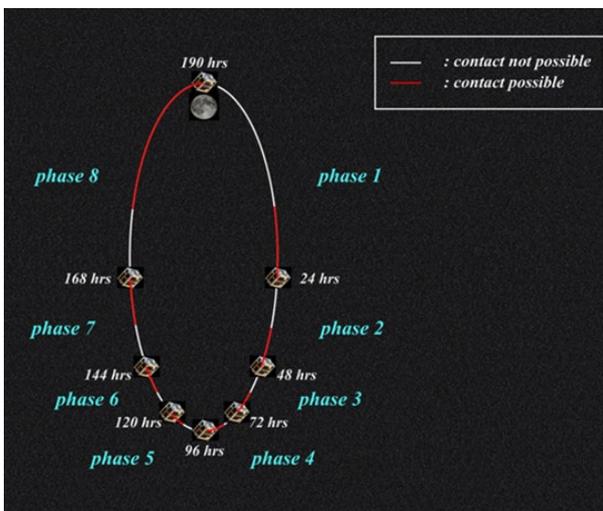


図 9-1 NRHO におけるフェーズ

表 9-6 各フェーズにおける1周回当たりの撮影回数およびカバー率

phase	必要撮影回数	撮影回数	カバー率 [%]
1	175	36	20.6
2	2	2	100
3	1	1	100
4	1	1	100
5	1	1	100
6	1	1	100
7	2	2	100
8	169	36	21.3

各フェーズでは Observation mode の回数を除いて動作フェーズが共通である為、共通する動作フェーズを以下の表に示す。また、この動作フェーズにおける電力収支を図に示す。

表 9-7 全フェーズに共通となる動作フェーズ

mode	time	unit
Standby	12	hour
Communication	192	s
Download(HK データ)	73	s
Download(ペイロードデータ)	11.9	hour

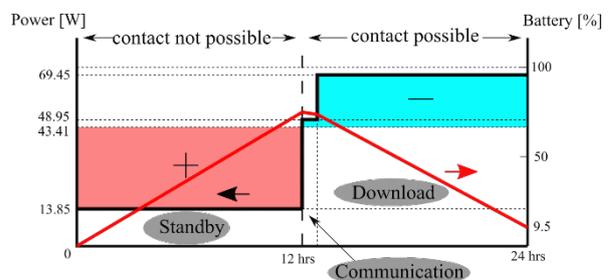


図 9-2 電力収支とバッテリー残量の1例

また、NRHO1周回における電力利用効率の1例を図に示す。電力利用効率はバッテリー残量状況

により 84%~100%の範囲で変動する。また、バッテリー残量は約 9.5 %/phase の割合で増加する為、およそ 1.5 周回でバッテリー残量は 100%となる。図では Observation mode が考慮されていないが、図のように Observation mode を行うのに十分な電力があることを確認した。NRHO 上の衛星は 1 周回に約 5.23 時間月の影に入る。また、1 年に約 2 回の頻度で 1 時間地球の影に入る。これらの時間は発電することができない為、バッテリー放電のみで運用する必要がある。なおこの期間は Standby mode のみ使用することとする。バッテリー残量が 100%の場合、バッテリー放電のみで Standby mode を約 33 時間継続することが可能な為、十分運用が可能であると判断した。

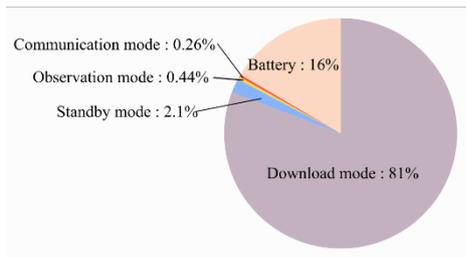


図 9-3 NRHO1 周回あたりの電力利用効率の 1 例

9.4. 回線設計

● EIRP (Effective Isotropic Radiated Power)

EIRP とは、アンテナを指向性のない等方性アンテナに置き換えた場合の要求電力であり、式(9-3)で表される。

$$EIRP = P_t - L_{ft} - G_t \quad (9-3)$$

ここで、 P_t [dB], L_{ft} [dB]および G_t [dBi]はそれぞれ送信電力、送信フィード損失および送信アンテナの利得である。

● 自由空間伝播損失(Free Space Path Loss)

自由空間伝播損失とは、電磁波が自由空間(物質が存在しない仮想的な空間)を伝播するとき受ける損失であり、式(9-4)で表される。

$$L_p = \frac{(4\pi)^2 R^2}{\lambda^2} \quad (9-4)$$

ここで L_p [-], R [km]および λ [km]はそれぞれ自由空間伝播損失、通信距離および波長を表す。式(9-4)は式(9-5)と表すこともできる。

$$L_p = 92.44 + 20\log(R) + 20\log(f) \quad (9-5)$$

ここで f [GHz]は周波数を表し、 L_p はデシベル表記である。

● 雑音(Noise)

受信信号には情報に加えて雑音が含まれている。雑音は信号を正確に読み取る妨げになるため、通信をする際に考慮する必要がある。多くの場合、雑音は熱エネルギーにより生成され、雑音を定義したシステム雑音温度 T_s [K]を用いて雑音パワースペクトル密度 P_n [W]は式(9-6)と表される。

$$P_n = kT_s B \quad (9-6)$$

ここで、 k [J/K]および B [Hz]はそれぞれボルツマン定数($=1.38 \times 10^{-23}$)および帯域幅を表す。また、受信雑音電力密度 N_0 ($= kT_s$) [dB/Hz]を用いて式(9-7)で表されることもある。

$$P_n = N_0 T_s \quad (9-7)$$

● 受信 G/T

受信 G/T はアンテナの受信利得とシステム雑音温度の比で表され、受信機の性能を評価する指標である。受信 G/T は式(9-8)で表される。

$$G/T = G_r - L_{fr} - L_{pt} + T_s \quad (9-8)$$

ここで、 G_r [dBi], L_{fr} [dB], L_{pt} [dB] および T_s [dBK]はそれぞれ受信アンテナの利得、受信フィード損失、ポインティング損失およびシステム雑音温度を表す。

● 受信 C/N₀

受信 C/N₀ は搬送波の信号(Carrier)に対する雑音の比率を表す。情報通信において、搬送波は信号を運ぶ役割をする。搬送波は特定の周波数を持つ正弦波であり、変調することで搬送波に情報を乗せる。この変調波を復調することで受信側は情報を受け取ることができる。搬送波に対する雑音の比率が大きいと復調が困難となるため、回線設計では受信 C/N₀ を考慮する必要があり、受信 C/N₀ の評価基準として、所要 C/N₀ がある。受信 C/N₀ は式

(9-9)で表される。ここで、 P_r [dB]は受信電力を表す。

$$C/N_0 = P_r - N_0 \quad (9-9)$$

● 回線マージン

回線マージンは受信 C/N_0 から所要 C/N_0 を差し引いた値で表される。所要 C/N_0 は受信側が信号を復調するときに許容される搬送波に対する雑音の比率である。すなわち回線マージンが0以下のとき通信は困難であり、安定した情報通信をするためには十分な回線マージンが要求される。

以下に当衛星における回線設計値をアップリンク、ダウンリンクに分けて示す。

● 回線設計値(アップリンク)

当プロジェクトでは、大学地上局を想定して回線設計を行った。地上局アンテナには大学でも保有実績のある10m級パラボラアンテナを採用し、地上局にはMILMEGA社製のパワーアンプを設置する。パワーアンプの詳細をTable 9-5に示す。また、アップリンクの回線設計値の一覧を表に示す。



Fig 9.10 : 500 W 出力パワーアンプ

Table 9-5 : パワーアンプの諸元

型番	AS0825-500	
周波数範囲	0.8-2.5	GHz
出力	500	W

Table 9-6 : uplink の回線パラメータ

周波数	2.05	GHz
アンテナ口径	10	m
ビットレート	500	bps
送信電力	500	W
	26.985	dBW

送信フェーダ損失	-3	dB
送信アンテナ利得	44.035	dB
EIRP	68.025	dBW
軌道高度	384400	km
迎角	5	deg
最大通信距離	392000	km
自由空間伝播損失	-210.541	dB
ポインティング損失	-3	dB
受信アンテナ利得	9	dB
受信フィーダ損失	-4.5	dB
受信信号電力	-141.016	dBW
システム雑音温度	750	K
	28.751	dBK
受信 G/T	-27.251	dB/K
受信雑音電力密度	-199.851	dB/Hz
受信 C/N_0	58.835	dBHz
その他損失	-10	dB
雑音帯域幅 BR	2.8	kHz
雑音帯域幅	34.472	dBHz
所要 E_b/N_0	9.6	dB
所要 C/N_0	34.072	dBHz
回線マージン	24.76	dB

● 回線設計値(ダウンリンク)

ダウンリンクでは周波数の異なる2つの回線を設計した。以下にそれぞれの回線設計値の一覧を示す。ダウンリンクの回線マージンはS-bandでは4.20 dB、X-bandでは3.10 dBとなっている。回線マージンの計算では、アンテナのポインティング損失が考慮されている為、これらの回線マージンで十分安定した通信が可能と判断した。

Table 9-7 : downlink(S band)の回線パラメータ

周波数	2.20	GHz
アンテナ口径	10	m
ビットレート	1	kbps
送信電力	0.5	W
	-3.0103	dBW
送信フィーダ損失	-1.5	dB
送信アンテナ利得	9	dB
EIRP	4.4897	dBW
軌道高度	384400	km
迎角	5	deg
最大通信距離	392000	km
自由空間伝播損失	-211.483	dB
ポインティング損失	-3	dB
受信アンテナ利得	44.978	dB
受信フィーダ損失	-1	dB

受信信号電力	-166.016	dBW
システム雑音温度	250	K
	23.979	dBK
受信 G/T	17.0	dB/K
受信雑音電力密度	-204.622	dB/Hz
受信C/N ₀	38.606	dBHz
その他損失	-10	dB
雑音帯域幅 BR	1	kHz
雑音帯域幅	30	dBHz
所要 E _b /N ₀	4.4	dB
所要 C/N ₀	34.4	dBHz
回線マージン	4.206	dB

受信アンテナ利得	-1	dBi
受信フィーダ損失	-150.13	dB
受信信号電力	250	dBW
システム雑音温度	23.98	K
	29.39	dBK
受信 G/T	-204.62	dB/K
受信雑音電力密度	54.48	dB/Hz
受信C/N ₀	-10	dBHz
その他損失	50	dB
雑音帯域幅 BR	46.98	kHz
雑音帯域幅	4.4	dBHz
所要 E _b /N ₀	51.38	dB
所要 C/N ₀	8.450	dBHz
回線マージン	10	dB

Table 9-8 : downlink(x band)の回線パラメータ

周波数	8.450	GHz
アンテナ口径	10	m
ビットレート	50	kbps
送信電力	3	W
	4.77	dBW
送信フィーダ損失	-1.4	dB
送信アンテナ利得	16	dBi
EIRP	19.37	dBW
軌道高度	384400	km
迎角	392000	deg
最大通信距離	-222.87	km
自由空間伝播損失	-2	dB
ポインティング損失	56.37	dB

10. 開発スケジュール

開発のスケジュールを図 10 に示す。2024 年ごろの打ち上げを目指して開発を進める。特にキックモータの性能評価に実験がかかるものと想定されるため、無理のない範囲で径カウを実行に移すには、3 年後の打ち上げを目指すのが良いと判断した。

		2021		2022		2023		2024		2025	
		上半期	下半期								
フェーズ		設計	模型	要素	EM	FM	改良	打上げ	運用		
設計	概念設計										
	詳細設計										
	改良										
試験	要素試験										
	EM試験										
	FM試験										
製作	要素										
	EM										
	FM										

図 10 開発スケジュール

まとめ

今後の月面探査が活発化するために、月面に降り注ぐ隕石を観測する衛星「Meteo-llite」の設計、および性能解析を行った。今後月面探査の

活動が広がると想定される中で、月面に降り注ぐ隕石の情報は重要な情報となる。特に、月面を走る探査車にとって、隕石の情報を事前に入手し、隕石を避けることができれば、機体の破損リスクが減る。これからの月面探査機会の増加に貢献で

きることを願う。

謝辞

本解析書を執筆するにあたり、北海道大学工学研究院ならびに f3 工学研究教育センターセンター長である永田晴紀教授には、プロジェクトの推進ならびにミッション設計に関するアドバイスをいただきました。ミッション設計に関しては、北海道大学理学研究院惑星宇宙グループの高橋幸弘教授にご指導いただきました。推進系の設計に関しては、北海道大学工学研究院ならびに f3 工学研究教育センターの KAMPS Landon 特任助教にアドバイスいただきました。熱設計に関しては、北海道大学工学研究院の戸谷剛教授にアドバイスいただきました。衛星全体の構造、電源系、および通信系に関しては、北海道大学理学研究院ならびに f3 工学研究教育センターの坂本祐二特任准教授にアドバイスいただきました。

衛星設計の経験がない私たちが、ここまで設計できたのは、ご指導いただきました諸先生方のおかげです。ここに御礼申し上げます。

本解析書の姿勢制御系を書き上げるのに多大なる貢献をしていただいた北海道大学工学部機械知能工学科ロボティクス・ダイナミクス研究室の細川駿平君、ならびに江丸貴紀准教授に対して、ここに深く御礼申し上げます。

参考文献

- [1.1] Dymon, “YAOKI”, <https://dymon.co.jp/>, 2021 年 07 月 04 日閲覧
- [1.2] 文部科学省, “米国が構想する月近傍有人拠点 (Gateway) について”, https://www.mext.go.jp/b_menu/shingi/gijyutu/gijyutu2/059/shiryo/_icsFiles/afieldfile/2019/05/27/1417114_4_3.pdf, 2021 年 07 月 04 日閲覧
- [1.3] 中野屋壮吾, 佐藤直樹, “月軌道ゲートウェイの検討状況”, 第 62 回宇宙科学技術連合講演会, OSO503, 2018.
- [1.4] NASA, “SPACE LAUNCH SYSTEM (SLS) MISSION PLANNER’S GUIDE”, *National Aeronautics and Space Administration*,

ESD30000 REVISION A, 2018.

- [2.1] Ian Halliday, Alan T. Blackwell and Arthur A. Griffin, “The Frequency of Meteorite Falls on the Earth”, *Science*, 223(4643), 1405-1407, 1984. <https://doi.org/10.1126/science.223.4643.1405>
- [2.2] Robert M. Schmidt and Kevin R. Housen, “Some recent advances in the scaling of impact and explosion cratering”, *International Journal of Impact Engineering*, 5(1-4), 543-560, 1987. [https://doi.org/10.1016/0734-743X\(87\)90069-8](https://doi.org/10.1016/0734-743X(87)90069-8)
- [2.3] Ami J. Desai, Shiv Mohan and Sripada V. S. Murty. “Impact ejecta characterization for small-sized fresh and degraded lunar craters using radar data”, *Current Science*, 110(10), 1929-1938, 2016. <https://doi.org/10.18520/cs/v110/i10/1929-1938>
- [2.4] 佐々木宏, “月周回を中心とした超小型探査機ミッションに関する情報提供要請 (RFI)”, JAXA 国際宇宙探査センター, 2019.
- [2.5] Wikipedia, “Delta-v budget”, https://en.wikipedia.org/wiki/Delta-v_budget, 27th May 2021.
- [2.6] Ryan Whitely, Roalnd Martinez, “Options for staging orbits in cislunar space”, *I2016 IEEE Aerospace Conference*, 2016. <https://doi.org/10.1109/AERO.2016.7500635>
- [2.7] L. Kamps et al., “Development of N2OHDPE Hybrid Rocket for Microsatellite Propulsion”, *70th International Astronautical Congress (IAC)*, 2019.
- [3.1] P. Molas-Roca, “Design of Scalable Hybrid Rocket Motor for Space Propulsion Applications”, *70th International Astronautical Congress (IAC)*, 2019.
- [3.2] アルミニウム特性表, 東洋サクセス株式会社, http://www.toyo-success.co.jp/product/characteristic_a.html, 2021 年 6 月 12 日閲覧
- [3.3] NIST, <https://www.nist.gov/>, 2021 年 6 月 12 日閲覧
- [3.4] 平井翔大 et al., “安全・低コスト・再点火可能なロケット用点火装置の開発”,

日本航空宇宙学会北部支部 2021 年講演,
2021

- [3.5] CFRP の物性, SUPER RESIN,
<https://www.super-resin.co.jp/cfrp/properties/>,
2021 年 6 月 12 日閲覧
- [5.1] 人工衛星の力学と制御ハンドブック : 基礎
理論から応用技術まで/姿勢制御研究委員会
編, 培風館, p305~308, p676, p678, p682,
p689, 2007.
- [5.2] 姿勢制御系設計基準, JAXA, 2013.
- [5.3] 擾乱管理基準, JAXA, 2012.
- [5.4] <https://moonstation.jp/faq-items/f317> (2021 年 6
月 28 日閲覧)
- [5.5] [https://www.tamagawa-
seiki.co.jp/products/space/ta6494.html](https://www.tamagawa-seiki.co.jp/products/space/ta6494.html) (2021 年
6 月 29 日閲覧)
- [5.6] 江上正, 土谷武士, 現代制御工学 基礎から
応用へ, 産業図書社, 2020 年, p151
- [5.7] [https://www.tamagawa-
seiki.co.jp/products/gyro/3-axis-gyro-
TA7584.html](https://www.tamagawa-seiki.co.jp/products/gyro/3-axis-gyro-TA7584.html) (2021 年 7 月 2 日閲覧)
- [5.8] Charles D. Brown, Spacecraft Mission Design,
2nd Edition, AIAA, 1998.
- [5.9] Charles D. Brown, Elements of Spacecraft Design,
AIAA, 2002.
- [6.1] 南野浩之, 高橋道夫, 田山聡, 高野裕, 佐々
木健, 松本秀一, 池上真悟, “月周回衛星「か
ぐや」衛星システムの開発,” 日本航空宇宙
学会, 2008.
- [6.2] 大西晃, 宇宙機の熱設計, 2014.
- [6.3] 茂原正道, 鳥山芳夫, 衛星設計入門, 2002.
- [6.4] D. G. Gilmore, Spacecraft Thermal Control
Handbook Volume I: Fundamental Technologies
- [7.1] J. R. Smith, Gateway PTCS Integrated Thermal
Math Model, International Conference on
Environmental Systems, 2020
- [7.2] Spectrolab, A Boeing Company: Photovoltaics
<https://www.spectrolab.com/photovoltaics.html>
- [7.3] Panasonic Industry: Lithium battery NCA103450
[https://industrial.panasonic.com/jp/products/pt/lit
hium-ion/models/NCA103450](https://industrial.panasonic.com/jp/products/pt/lithium-ion/models/NCA103450)