

# 第30回衛星設計コンテスト

## 概要書

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） 水資源探査のための月周回衛星“Izumi”
副題（自由記入） 月から漏れ出す中性子の観測による水資源探査と中性子寿命の測定
学校名 早稲田大学，青山学院大学，総合研究大学院大学，東京大学，横浜国立大学，京都大学

### 2. ミッションの概要

月以遠への有人探査につながるアルテミス計画は月の水資源を重要視しており，掘削点の特定のために高い空間分解能での探査が期待される．本ミッションでは，地中の水分量の情報を持ち月面から漏出する中性子に着目し，高い空間分解能と十分な統計的信頼性を両立できる熱中性子の撮像系を開発し，安定な極凍結軌道から観測する月周回機を提案する．また同衛星を活用し，物理学の未解決問題である中性子寿命を新しい方法で測定する．
--

### 3. ミッション要求（衛星の目的）と意義

<p><b>(a/b) ミッション要求（衛星の目的） / 重要性・技術的意義等</b></p> <p>月面に降り注ぐ銀河宇宙線は，月面の表層下で高速中性子を発生させる．この中性子は，表層に含まれる水にぶつかりエネルギーを失い，熱・熱外中性子として表層から漏出するため，軌道上で熱中性子のフラックスを測定すれば，水資源を探査することができる．</p> <p>月の水分量を観測できる電磁波（赤外線など）を用いた手法では表層（数 mm ほど）の情報しか得られないのに対し，中性子ではより深い地中（1 m）の情報を得ることができるメリットがある．しかし，電磁波では数百 m の空間分解能が実現されているのに対し，中性子では，最も良い結果でも空間分解能は 10 km ほどであるという問題があった．将来の月面での水資源の掘削を行うローバーは，航続距離が数十 km であり，水資源が貯蔵されると期待されるクレーター内の永久影も数十 km<sup>2</sup> ほどであることを考えると，数 km オーダーの空間分解能を中性子の測定でも実現する必要がある．</p> <p>これまでの探査で用いられてきたコリメータ検出器では，高い空間分解能を実現するためには，より低高度から観測するか，高度を保ち視野を狭めるしか手法がなかった．軌道の観点から低高度化には限界がある他，軌道上で検出できる限られた中性子フラックスを遮蔽するのは，検出個数を減らし統計的信頼性を落とす結果となる．そこで本衛星では，高い空間分解能と十分な統計的信頼性を両立するために，視野を広く保ったまま到来方向を特定できる撮像系に着目した．</p> <p>本ミッションは，ローバーなどで今後探査される予定の南極域に焦点を絞り，検出器・軌道・衛星システムを最適化し，統計的信頼性のある 5 km の高い空間分解能で水資源をマッピングする．まず，衛星に搭載可能な軽量小型な光学系や中性子を反射させるミラーといった最新技術により中性子の撮像系を実現する．さらに，南極上空で長楕円軌道の近月点高度を低く保ち，かつ長期間軌道上に滞在できる極凍結軌道を選択する．さらに，軌道維持のための推進系を保持しミッション期間を長く確保する．これらの最適化により，これまでは統計的信頼性が足りていなかった，自転軸から少し離れた南極近傍（南緯 85～88 度）での緯度帯での観測も可能になる．これらの広い視野を持つ撮像系と低高度の軌道の最適化にあたり，漏出中性子の運動を解き，月近傍の中性子フラックスを自ら計算した．</p> <p>さらに，水資源探査の観測軌道は中性子寿命の測定にも活用できる．地上において中性子寿命は，主にボトル法とビーム法という 2 つの地上実験を通して測定されてきた．それぞれの測定値は 888.0 秒と 879.4 秒であり，その間の 8.6 秒の系統誤差の理由は長年の間解明されていない．本衛星は中性子寿命の地上実験での系統的な測定値の違いを，第 3 の手法として月から漏出する中性子により区別</p>
---

する。以下に2つのミッションの要求を簡単にまとめる。

- 水資源探査の要求： 月周回機に搭載した熱中性子の撮像系を用いて、1年間の軌道滞在により南極近傍での水資源分布を5 kmの高い空間分解能でマッピングする。
- 寿命測定の要求： 高度ごとの中性子フラックスを測定することで、中性子寿命を区別する手法を実証する。

#### 4. 得られる成果

得られる成果は以下の3点ある。

- (1) 中性子の撮像の実証： 新規手法である熱中性子の撮像系(中性子の多層膜ミラー・シンチレータ)を開発し、月周回軌道で月面からの中性子の撮像を実証する。
- (2) 水資源の正確な分布： 観測時間が十分な南極域(南緯 88~90 度)と不十分な南極近傍(南緯 85~88 度)でそれぞれ5 kmと10 kmの空間分解能の水資源分布が得られる。
- (3) 中性子寿命の測定値： 2種類の地上実験での8.6秒の系統的な測定値の違いを見分けるために、第3の手法である宇宙実験により8秒の誤差での測定を実施する。

#### 5. 主張したい独創性や社会的効果

- (1) 開発したシミュレーションを用いて月近傍での中性子フラックスを解析し、周回軌道からの高分解能な水資源探査の実現には撮像系の検出器が必要であると解明した。
- (2) 新規手法である熱中性子の撮像系が、最新技術であるX線望遠鏡の光学系や、中性子の多層膜技術、中性子に感度のある検出器の技術の組み合わせにより実現できる可能性を示した。
- (3) 月周回軌道での中性子観測を、有人探査に必要な水資源探査に加えて、中性子寿命の測定という基礎科学にも繋げ、探査機会の最大化を目指した。
- (4) 高分解能な水資源探査が、資源利用や拠点建設などの月面産業の創出に繋がる。

#### 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)

本衛星は月の南極域の水資源を観測する。月の南極上空を飛行し、軌道上での滞在時間を1年間保つことがミッションからの要求であり、最終的な運用軌道は安定な極凍結軌道(20 km x 2000 km)を選択する(図1)。月周回軌道までの輸送サービスとして、JAXAの計画している月周回軌道輸送プログラム等により200 km x 3000 kmの極軌道に投入後、軌道遷移することを想定する。

システム要求では、1年間の軌道を維持する推進系と、大面積を要するミッション系の2つを同時に実現することが重要である。これらは質量と空間の配分が大きく、合計47 kgの衛星システムの中で、推進系で約14 kg、ミッション系で約13 kgを占める(図2~4)。衛星の中心に推進剤タンクを配置し、その両側にミッション系とその他のバス系を配置する。

新規手法である撮像系には、マイクロマシン(MEMS)技術により実現される軽量小型の斜入射型光学系と、反射エネルギー帯域の大きい多層膜を組み合わせる。また、鏡面から焦点距離だけ離して中性子に感度があるピクセル状シンチレータ検出器を設置して、熱中性子を検出する(図5)。本衛星のひとつの面を最大限に活用し、4台の口径180 mmの望遠鏡でミッション要求を実現する。

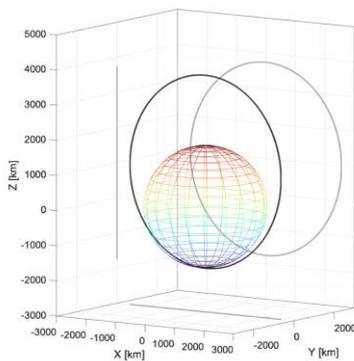


図1 Izumiの軌道

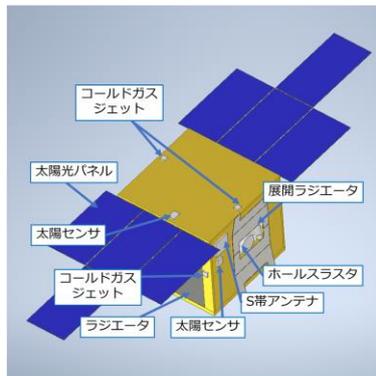


図2 Izumiの外観 (1/2)

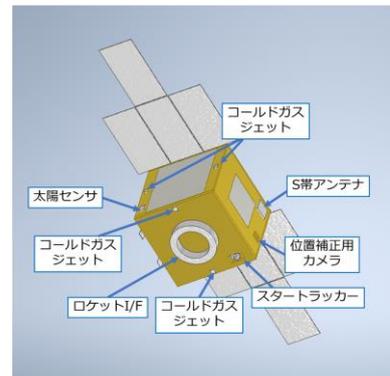


図3 Izumiの外観 (2/2)

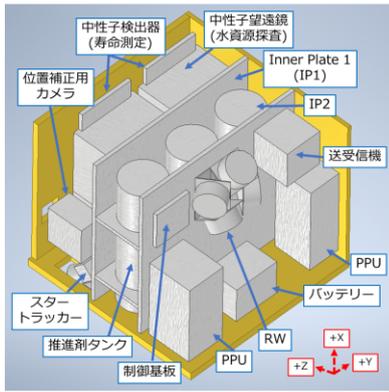


図4 Izumiの内観

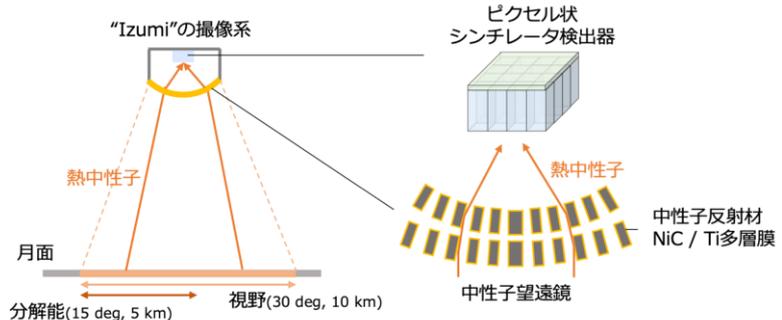


図5 望遠鏡による撮像

**(b) 地上系を含む実験系**

地上系には JAXA の臼田宇宙空間観測所の 64 m 級アンテナを採用する。周波数帯についてはアップリンクでは 2077.4 MHz (S 帯), ダウンリンクでは 2256 MHz (S 帯) を使用する。また、軌道決定には RARR 法を採用し、地上局と衛星間で測距信号の送受信を行う。回線マージンはアップリンクでは 33.9 dB, ダウンリンクでは 2.6 dB であり、安定した通信が可能と判断した。

**(c) データ取得を含む実験運用手順**

本衛星の運用は、月周回軌道上にて以下の 4 つのモードで行う。(1) 観測機器を月面に向けて中性子の観測を行う「観測モード」(2) ミッションデータと HK データ、コマンドを送受信する「通信モード」(3) 軌道変更のために推進系を使用する「軌道遷移・軌道維持モード」(4) 太陽電池パドルを常に太陽に向けた状態にある「通常モード」

**7. 具体的な実現方法、製作する範囲並びに費用**

ミッション機器の開発と製造を担当し、バスシステムの開発は委託することを考える。また打上げ機会は、JAXA の LEAD プログラムへの搭載を念頭に置くが、民間の輸送サービスも検討する。開発費のまとめを表 1 にまとめる。

ミッション機器の開発には、機器の購買と開発、必要な人件費を、プロジェクト期間合計で 4 億円と見積もる。衛星バスの製造/開発には計 5 億円を見積もる。衛星の試験にかかる費用も含むとする。地上局の運営や外部設備利用費は、それぞれ 0.5 億円程度を見込む。地上局の運営には人件費や機器の費用がかかることや、地上局を利用する際の予算を考慮した。

LEAD プログラムではなく民間での輸送を考える場合には、19.5 億円の輸送費が必要となる。Astrobotics 社の月周回軌道輸送サービスを利用した場合の価格である (\$0.3M/kg)。

表 1 開発予算の見積り

項目	予算 [億円]
ミッション機器	4.0
開発製造	5.0
地上局運営	0.5
外部設備利用費	0.5
打上げ費	19.5
合計	29.5

**8. 開発・製造・打上スケジュール**

表 2 の通り、不確実性の高いミッション機器の開発を先行して進めるほか、順を追って打上げ機会の確保と各サブシステムの開発を行う。その後は LEAD の打上げ予定年度から逆算して、各フェーズの開発を進めていく。具体的には、2023 年までに概念設計やキー技術を実証し、2024 年から基本設計と詳細設計に入る。その後は打上げスケジュールに合わせて、製作と試験のフェーズを進める。

表 2 開発スケジュール

2022 / 2023		2024	2025	2026	2027	2028
概念設計 フェーズ A	キー技術の 先行開発	基本設計 フェーズ B	詳細設計 フェーズ C	製作・試験 フェーズ D	打上・運用 フェーズ E	後期運用 フェーズ F

以上

## 水資源探査のための月周回衛星 “Izumi”

谷口 絢太郎<sup>1</sup>, 鶴見 美和<sup>2</sup>, 小松 龍世<sup>3</sup>, 工藤 雷己<sup>4</sup>, 伊澤 梓実<sup>2</sup>,  
海江田 蒼<sup>5</sup>, 相澤 脩登<sup>6</sup>, 五味 篤大<sup>6</sup>, 永井 悠太郎<sup>7</sup>

<sup>1</sup> 早稲田大学大学院 基幹理工学研究科 機械科学航空宇宙専攻 修士 1 年

<sup>2</sup> 青山学院大学大学院 理工学研究科 理工学専攻 修士 1 年

<sup>3</sup> 総合研究大学院大学 物理科学研究科 宇宙科学専攻 修士 1 年

<sup>4</sup> 東京大学大学院 工学系研究科 電気系工学専攻 修士 1 年

<sup>5</sup> 横浜国立大学大学院 理工学府 機械・材料・海洋系工学専攻 修士 1 年

<sup>6</sup> 東京大学大学院 工学系研究科 航空宇宙工学専攻 修士 1 年

<sup>7</sup> 京都大学大学院 理学研究科 物理学・宇宙物理学専攻 修士 1 年

## 1 水資源探査ミッションの概要

### 1.1 水資源探査ミッションの意義

2019 年にアルテミス計画が発表されてから 3 年がたち、約 50 年ぶりの有人月探査に向けた開発が実際に進んでいる。アルテミス計画では月への着陸だけではなく、月以遠の深宇宙有人宇宙探査を見据えて、月面での有人拠点の建設を目指している。その有人探査の前段階として、商業輸送サービスやそれを活用した無人探査が計画されている。今年 2022 年からの無人機の打上げで、いよいよアルテミス計画が開始されようとしており、今後の月利用に向けた各国の動向に期待が集まっている。

アルテミス計画 [1] の目標である月面拠点は以下の 3 つの理由で必要とされ、水資源はそのすべての役割に貢献する。月拠点は、(1) 火星以遠への探査に向けた中継地点、(2) 長期宇宙滞在を実現する技術実証の場、(3) 月に対する科学的な理解を深める場、の 3 つの場として期待されている。水資源は (1) 推進薬の製造などに繋がり、(2) 人類の生命維持にも活用できるほか、水資源マップは (3) 水の移動・濃集プロセスの解明と理解に貢献する。

### 1.2 水資源の観測手法の選択

実際の水資源利用では“水平方向と深さ方向の存在分布”、“水の存在状態”、“統計的に裏付けされた水の存在量”を知る必要がある。水資源の主な観測方法には、中性子と電磁波(近赤外/赤外線, Synthetic Aperture Radar(SAR), レーダー)がある。ここでは空間分解能や観測できる深さ、判別できる水の存在状態に関して手法を比較し、“Izumi”で採用する観測手法を選択する。

水資源が存在すると期待されている場所として、

極域のクレータ内部にある永久影がある。図 1 に示す通り、月の自転軸の影響で極域には太陽光が真横から入射する。そのためクレータの底には、永久影と呼ばれる太陽光が当たらない場所が存在する。諸説あるが、月面に供給された水は低温な場所に向かって月面を移動すると考えられており、永久影は極低温に保たれていることから水の最終的な貯蔵地点として期待されている。代表的なクレータとして南緯 90 度に位置するシャックルトンクレータがある。シャックルトンクレータは直径が 20 km 程度であり、直径 6.6 km 程度の底部分に永久影があるとかぐやの探査からわかっている [2]。この永久影を選択的に探査するためには、5 km 程度の空間分解能を持った観測手法で探査する必要がある。

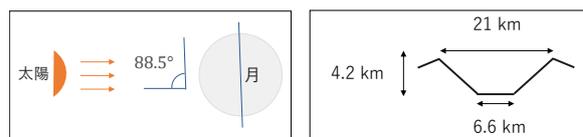


図 1 (左) 太陽と極域の位置関係と (右) シャックルトンクレータの地形

電磁波による観測と比べて中性子による観測では空間分解能のオーダーが 1 桁程度悪くなり、これまでに 5 km の空間分解能は実現されていない。図 2 に観測手法による空間分解能の違いを示す [3][4][5][6]。これまで報告されている探査手法である、近赤外線や赤外線, SAR, レーダーなどでは、いずれも数百 m 以下の分解能に収まっている [7]。一方で、中性子による観測では初期の探査では 50 km であり、最も良い空間分解能でも 10 km [8] である。2022 年に打上げ予定のミッションでも、15 km 程度となる見込みであり [9]、空間分解能の向上が見られないことから、中性子による探査手法

そのものに固有の難しさがあると見られる。

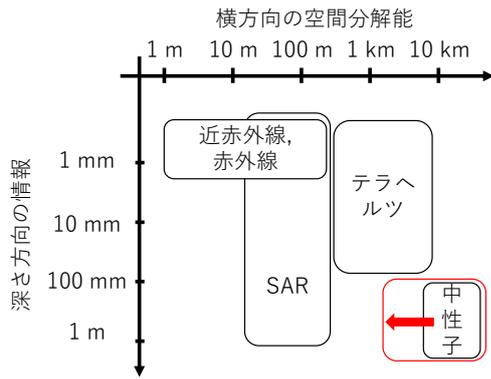


図2 空間分解能と深さ方向の探査能力の比較

しかし、探査手法により観測できる水資源の深さ方向の情報も異なり、地中の探査の観点で中性子による探査は重要である。近赤外線では月表面の放射率から露出した水資源を探査でき、赤外線では地表から数 mm の範囲でスペクトルピークから水の存在形態 (化学種) が同定できる。しかし、地中の水資源はこれらの手法では探査できず、レーダーを用いた SAR やテラヘルツ波、そして中性子による探査が必要になる。SAR やテラヘルツ波による探査では、直接的に水の存在を観測しているわけではなく、土壌内の異なる誘電率の層構造を考慮して、データを解釈する必要がある。一方で中性子では水を構成する水素原子の存在量を、地中 1 m 程度までの平均的な組成として観測できる。

“Izumi” では、クレータ内部にある永久影の地中探査のために、5 km の空間分解能での中性子による探査手法を確立する。これまでの赤外線やレーダーによる探査では、水の存在が期待されるシャクルトクレータ内部の永久影が探査されてきた。その結果から、表層部には水資源が存在しないことがわかっている。しかし、極低温に保たれた環境であることから地中に水資源が存在する可能性もまだ残されている。周回機探査では地表面での粗さや水水の存在形態など不確定性の高い条件に影響を受けやすい SAR による観測と比べて、たとえ 0.1% と微量の水であっても地中での平均存在量をより敏感に観測できる中性子による観測で、永久影を分解するための 5 km の空間分解能が必要となる。

シャクルトクレータ以外の同規模のクレータへの、中性子とその他の手法を合わせた探査の拡大も期待される。Flahaut ら [10] は、複数の手法を合わせて水資源の可能性を評価し月面探査の候補地を提案している。“Izumi” の成果である 5 km 分解能の中性子観測と、数十 m 分解能の赤外線観測の両方が水の存在を示す範囲を、有力な水資源の存在箇所として示せるようになると期待される。

### 1.3 中性子による水資源観測の原理

月面から漏出する中性子を検出することで、水資源の存在量を推定することができる。図 3 に示すように、月面に降り注ぐ銀河宇宙線を入力として、月面表層では土層中の物質との反応で中性子が生成される。生成された中性子は、地中 1 m 程度までに存在する原子核との間で散乱を繰り返し、その一部が地表から漏出する。中性子は質量がほぼ等しい水素原子が存在することで効果的に減速される。したがって、エネルギー帯ごとに飛来した中性子を観測することで、減速に寄与した水素原子の存在量を推定することができる。水資源の量に換算する際には、観測された水素がすべて水 ( $H_2O$ ) の形態で存在すると仮定して、水素濃度を 9 分の 1 にした水等価水素を用いる。

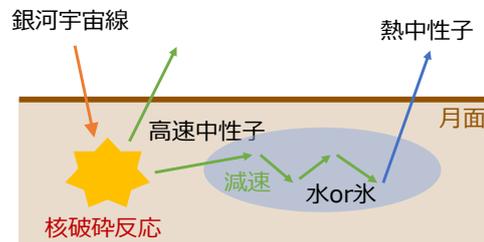


図3 銀河宇宙線を入力とした月面での中性子生成と水資源探査 ([5] を参考に作成)

エネルギー帯ごとの中性子フラックスは、水素の存在量に応じて差が生じる。図 4 は、複数の水素濃度 (単位は ppm: particle per million) に対する中性子フラックスのエネルギースペクトル [counts/s/cm<sup>2</sup>] を示す。中性子のエネルギー帯は、熱中性子 (TN:  $\sim 0.5$  eV), 熱外中性子 (EN: 0.5 eV $\sim$ 0.5 MeV), 高速中性子 (FN: 0.5 MeV $\sim$ ) の 3 つに分けることができ、それぞれのエネルギー帯で水素濃度に対する感度が異なる。熱外中性子は減速されることでフラックスが少なくなり、熱中性子はフラックスが大きくなる。図 5 では、中性子の 3 つのエネルギー帯ごとに、横軸の水素濃度に対して縦軸に中性子の相対フラックスを示す。相対フラックスの基準は、水素濃度が 0 ppm の時とする。一般に水素濃度が高いほど、フラックスに生じる差が大きく、その変化量が検出個数の差になってあらわれる。例えば熱中性子では、0.05 のフラックスの差からは 100 ppm, 0.20 の差からは 500 ppm と濃度を推定することができる。これらのフラックスの差を、検出器の総検出個数と総観測時間から逆算して見積もる。検出個数  $N$  に応じて  $\sqrt{N}$  の統計誤差が生じることから、細かい濃度の違いを十分な統計的信頼性をもって見分けるためには、より多くの検出個数が必要である。

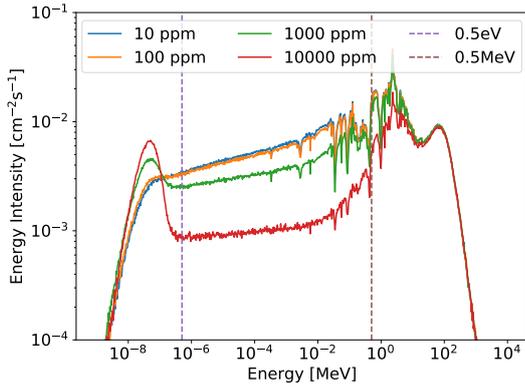


図4 漏出中性子のエネルギースペクトル

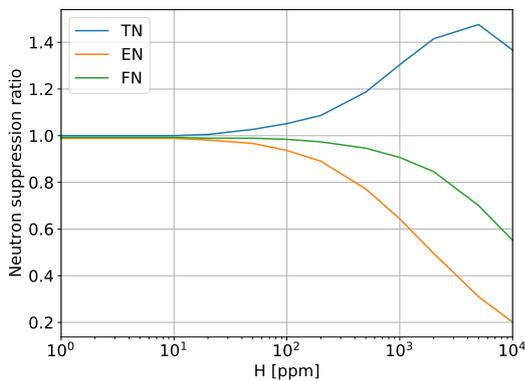


図5 漏出中性子の水存在量に対する減衰率

## 1.4 過去の探査事例の分析とモデル化

これまでに計2機の月探査機に中性子検出器が搭載されて、水資源探査が行われてきた。そして、今年打上げのキューブサットでも中性子検出器による水資源探査が行われる。それらの検出器では、空間分解能を良くするために、“低高度からの観測”と“視野を狭めた観測”の2つの手法が取られてきた。本節では、それらの手法を軌道上での中性子フラックスを表す簡単なモデルを通して統計の面から評価する。過去の探査結果とモデルの評価から考えると、それらの手法の応用で高分解能を目指すことが難しいことがわかった。その難しさを解決することを目指して本衛星のミッションを提案する。

### 1.4.1 中性子による水資源探査の始まり

初めて中性子検出器が月周回軌道で観測を行ったのは、NASAが1998年に打ち上げた探査機 Lunar Prospector(LP)である。LPに搭載された Lunar Prospector Neutron Spectrometer(LPNS)は、観測した中性子の到来方向を区別することはできず、全方位から飛来した中性子を検出した。その時の空間分解能は、高度30 kmからの観測で45 kmであった[11]。一般に中性子やガンマ線などの放射線の観測の空間分解能は、高度の1~1.5倍程度となることが知られている[12]。近年は、画像修復によ

り解析的に空間分解能を向上させる研究も見られている[13]が、依然として空間分解能は十分ではなく、観測時の空間分解能を上げることが求められる。

### 1.4.2 分解能向上のための二つの手法と事例

LPでの観測が始まりに、それ以降の探査機では空間分解能を上げるための検出器に関する工夫がとられてきた。“同じ視野で高度を下げる”方法と、“高度が同じで視野を狭める”方法の2つを以下の図6に概念的に示す。

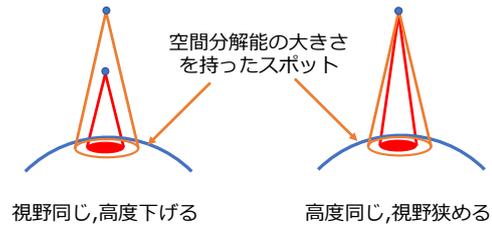


図6 分解能を向上させる二つの手法

NASAが2008年に打ち上げた Lunar Reconnaissance Orbiter(LRO)に搭載された Lunar Exploration Neutron Detector(LEND)が水資源探査に使用された。LENDはコリメータ検出器であり、検出器を遮蔽材で覆うことで到来方向を絞った。その結果高度50 kmからの空間分解能が10 kmまで向上した。

また、2022年に打ち上げ予定の6Uキューブサット Luna H Map(LHM)は、視野を狭めることなく衛星の高度を下げることで、LENDと同じ程度の空間分解能を実現する計画である[9]。南極域での水資源探査に特化した、南極上空で超低高度となる長楕円軌道を選択することで低高度化による高分解能を実現することを目指している。

### 1.4.3 軌道上からの中性子観測のモデル化

空間分解能を下げた上で統計的に優位な探査結果が得られるかが重要であり、統計が過去の探査の成否を分けた。軌道上での中性子のフラックス量の制限の中でも、より小さな濃度差を見分けるためには多くの中性子を検出して統計誤差を小さくする必要がある。ここでは軌道上で観測されるフラックスを簡単なモデルで表し、2つの観測手法を中性子の検出個数の観点から比較する。空間分解能の大きさを持つ月面上のスポットから漏出し、軌道上の検出器で観測される中性子の個数  $N_{signal}$  は以下のように表される\*1。

$$N_{signal} = F_0 \theta_{FOV}^2 \varepsilon S_{det} t_{obs} \quad (1)$$

\*1 以下の3点を仮定する: 月面からの中性子フラックスの拡散が等方的である。軌道上からみてスポットを平面として扱う。スポットと比べて検出器が十分に小さい。

$N_{signal}$  : 中性子の検出個数 [個]  
 $F_0$  : 月面での中性子フラックス [counts/cm<sup>2</sup>/s]  
 $\theta_{FOV}$  : スポットに対する検出器の視野 [degree]  
 $\varepsilon S_{det}$  : 検出効率を含んだ検出器の有効面積 [cm<sup>2</sup>]  
 $t_{obs}$  : 観測時間 [s]

ここで簡単のために有効面積と観測時間を固定して考えると、このフラックスは高度には依存せずに検出器の視野角のみに依存する。したがって視野を固定したまま高度を下げることで、フラックスを減らすことなく分解能を向上することができる。また高度が同じまま視野を狭めることで高い分解能を実現しようとするフラックスが減ってしまう。したがって遮蔽材により分解能を向上させる手法ではフラックスが足りなくなり、統計的信頼性が不十分になる可能性が高くなることになる。

実際には、良い統計を目指して検出個数を稼ぐためには、検出器の大面积化、観測時間の長期化も効果的である。LP や LRO は軌道維持のための推進系を備えた大型探査機であり、観測時間を長く保つことができている。LRO では軌道上のミッション時間は1年間を想定して設計されていたが、結果として2年以上 [14] の観測を実施した。一方で LHM は6Uのキューブサットであり、軌道制御用の推進システムは十分に保持していないものの、凍結軌道と呼ばれる安定的な軌道を利用してミッション期間を3カ月程度確保できると見込んでいる。有効面積や観測時間は軌道維持などの軌道制御能力やペイロードへ割り当てられた質量や空間に大きく依存するために、大型の衛星ミッションの方が有利である。一方でキューブサットはミッションに特化した軌道をとることができるために、その欠点を補うことも可能である。

### 1.5 中性子による水資源探査の難しさ

中性子の軌道上での観測の難しさは“求められる空間分解能”を達成するだけでなく、“統計的に求められる中性子カウント数”を同時に満たす必要がある点である。軌道上からの中性子検出による水資源探査では、視野内から飛来した中性子を検出し、観測期間を通した検出個数から水の存在量を推定する。広い視野や長い観測期間により検出個数が多い方が観測の統計的な信頼性は向上し、結果として水資源の存在量の細かな違いを見分けることができる。

遮蔽材により高い空間分解能を目指した LEND は観測期間が長かったものの、視野内からの検出個数が小さかったことが統計的な問題に繋がった。検出器を開発した Mitrofanov ら [8] は十分な統計的信頼性があると主張しているが、Lawrence ら [15]

はカウント数が統計的に不十分であると反論している。LEND の成果の統計的な信頼性に関しては両者の合意には至っていない。以上から、遮蔽材により視野を狭める際には統計的に十分な検出個数を稼げる視野を適切に設計する必要がある。LEND の結果から 10 km の高分解能と適切な視野の設計とが両立しないことを考慮すると従来の手法には限界があるといえる。

過去の探査の事例を軌道上でのフラックスのモデルに当てはめた関係性を図 7 に示す。なお有効面積と観測時間は固定している。LP による探査を基準に LHM のように低高度化すると統計的な問題は無い。しかし低高度化に限界がある以上、向上できる分解能にも限界がある。一方で LEND のように視野を狭めると統計的に必要なフラックスを稼げない。そこで、“Izumi”では新しい技術である中性子の撮像系で探査をすることで、このボトルネックを解消する。

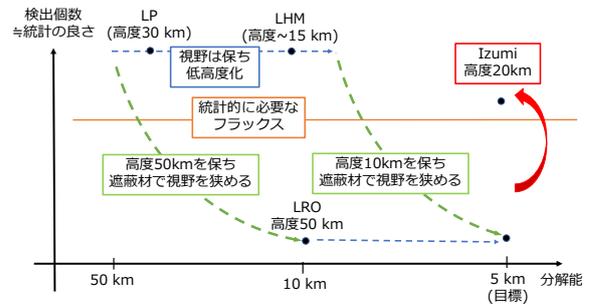


図 7 過去ミッションと“Izumi”のミッション比較

### 1.6 “Izumi”のミッション要求

“Izumi”では、LENDを上回る5 kmの分解能を実現し、実用的な水資源探査に貢献することを目指す。その手段として従来の中性子検出器と同様に“楕円凍結軌道を活用した長期間の低高度観測”と“遮蔽材による狭い視野”による高分解能化を目指す。しかし図 7 に示したように、従来の手法では LEND と同様に統計的に必要なカウント数を両立させることはできない。そこで“Izumi”では空間分解能を維持したまま視野を広く保つために、中性子望遠鏡による視野内の撮像を目指す。

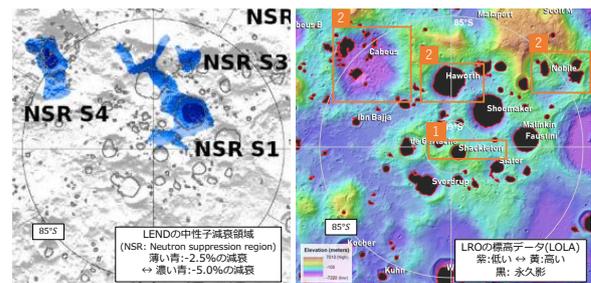


図 8 “Izumi”の観測目標である南緯 85 度以南の (左) 中性子減衰領域 [16], (右) クレータ位置 (1: 南緯 88 度 ~ 南緯 90 度, 2: 南緯 85 度 ~ 南緯 88 度) [17]

本ミッションでは2つの観測目標を設定する。1つ目は南緯90度付近に位置するクレータ (Shackleton) である。図8に月の南極の地図とクレータの名前を示す。南緯90度付近のクレータは月の自転の影響を受けないために、観測時間を長くとることができる。過去のLENDによる探査では、南緯90度付近のクレータが10kmの高分解能で観測されていた。本ミッションでは、LENDを上回る5km分解能で観測することを目指し、LENDと同等[8]の100ppmの細かい濃度差を $\pm 3\sigma$ を見分けることを目標とする。

観測目標の2つ目は極から少し離れた南緯85度から88度の間のクレータ (NobileやCabeusなど) とする。ISECG(国際宇宙探査協同グループ)では、これらの緯度帯のクレータは、日照や通信の観点からも水資源探査に最適であるとしており、実際にNASAによるローバー探査も計画されている[18]。しかしこれらの緯度帯では、極軌道からの観測時間が短くなってしまふことから、統計的な信頼性を持った探査は実現してこなかった。しかしLENDによる探査の結果、統計的な信頼性は十分ではないが、図8のように南緯85度から88度の間のクレータに水資源が存在する可能性が示されており、後続の探査が期待されている。計画中のローバー探査により詳細に分かるであろう実地データと照らし合わせるためにも、これらの緯度帯の高分解能なマッピングは必要だと考える。

南緯85度~88度の緯度帯のクレータに対する統計的な目標として、観測可能な時間の兼ね合いから、空間分解能を10kmに落として、見分けたい水素濃度の差を500ppmに設定する。観測の目標とした南緯85度~88度の緯度帯が挑戦的であるのは、軌道と月の自転の関係から観測時間が取りにくいからであり、今までに統計的に信頼に足る高分解能な観測結果は出ていない。そのために“Izumi”でも観測時間の制約が厳しいことを考慮し、マッピングの空間分解能を10kmに落として十分な統計を満たすことを目指す。さらには南緯90度付近で目標とした100ppmという細かな数値は実現できないものの、JAXAが経済的な観点から水資源探査の目標として示している500ppmという数字を $\pm 3\sigma$ で目指す[19]。この数字は、地球から燃料を輸送するよりも月面で燃料を生成した方が経済的に有利になると試算された数値である。高い濃度分解能は保持していないが、水資源探査において最も重要な濃集箇所を十分な統計で観測することを目指す。これまでの要求を表1にまとめる。

“Izumi”はこれらの要求を達成するために、新し

表1 水資源探査ミッションの要求

要求1	新規手法である中性子の撮像系を開発し、月周回軌道から5kmの高い分解能での撮像を実証する
要求2	南極域(南緯88~90度)の水素濃度を空間分解能5kmでマッピングし、100ppmの濃度差を3 $\sigma$ の統計的信頼性で判別する
要求3	南極近傍(南緯85~88度)の水素濃度を空間分解能10kmでマッピングし、500ppmの濃度差を3 $\sigma$ の統計的信頼性で判別する

い手法である中性子の撮像系を搭載して、安定かつ低高度を実現できる極凍結軌道に、軌道制御用の推進系を有して長時間滞在する。大型探査機に搭載されたLENDでは中性子のすべてのエネルギー帯の検出器が搭載され、軌道維持のコストが高い円軌道で月全域が高空間分解能で観測された。超小型衛星の“Izumi”では、観測するエネルギー帯を水資源に感度のあるエネルギー帯の一部に特化し、観測箇所は長楕円軌道の近月点に絞ることとする。しかし、LHMのようなキューブサットと比較すると質量や空間に余裕があるため、軌道維持のための推進システムを搭載して長いミッション期間を確保することを目指す。類似の過去の衛星ミッションと“Izumi”を高度や分解能、軌道制御の有無などの観点から比較した結果を表2に示す。

### 1.7 中性子寿命の測定とサブミッション要求

水資源探査のメインミッションを軸に文献調査をするにあたり、水資源探査に活用される軌道が、中性子寿命の測定にも活用できることがわかった。検討の結果、中性子寿命の測定をサブミッションとして採用し、軽量小型な検出器を追加で搭載する。

中性子の寿命は物理学の重要なパラメータであるが、ビーム法とボトル法という2種類の地上実験の間で依然として系統誤差により8.6秒の差が見られている。中性子の寿命は宇宙初期の元素合成時の陽子と中性子の比を決めるなど、宇宙物理学や素粒子物理学における未解決問題を解く鍵とされている。観測手法による違いとしては、中性子ビーム中の中性子数とそのうちの崩壊数を計測するビーム法では $879.4 \pm 0.6$ 秒[20]、容器内に閉じ込められた中性子が崩壊してなくなった数から中性子寿命を導出するボトル法では $888.0 \pm 2.0$ 秒[21]とされている。これらの系統誤差の原因は未解明であり、長年の課題とされている。

上記の2つの手法とは別に、本衛星のような惑星周回機を活用した第3の実験手法が提案されている。月周回衛星LPに搭載された中性子検出器(LP-NS)の観測結果を活用して、中性子寿命は $900 \pm 17$ 秒と導出された[22]。この手法は実験環境が異なることから、2つの手法間での系統誤差の謎

表2 類似ミッションと“*Izumi*”のミッション比較

	Luna Prospector	Lunar Reconnaissance Orbiter	Lunar H Map	Izumi
軌道最低高度 [km]	30	50	10-15	20
軌道近月点 × 遠月点 [km]	45 × 45 (円軌道)	50 × 50 (円軌道)	10 × 3150	20 × 2000
分解能 [km]	45	10	15	5
コリメータ有無	無	有	無	有
軌道制御有無	有	有	無	有
軌道滞在時間	6 months	1 year	3 months	1 year

を解明できると期待されている。LP-NSの結果では、測定時間と検出器の大きさの制約から統計誤差が悪くなっており、ビーム法とボトル法のどちらに近い結果であるか判別がつかない。“*Izumi*”では、表3の要求の通り、ボトル法とビーム法の判別をつけるために8秒(5 $\sigma$ )の誤差での観測を目指す。

表3 中性子寿命測定のためのミッション要求

要求4	月から漏出する中性子を用いた第3の測定手法を実証し、中性子寿命を8秒(5 $\sigma$ )の誤差で観測する。
-----	--

## 2 メインミッションの詳細解析

中性子を用いた水資源探査では、月面から漏出した中性子を軌道上で観測する。本章ではミッション解析を3段階でまとめる：(1) 銀河宇宙線を入力とする月面からの中性子漏出、(2) 月面から軌道上への中性子伝播、(3) 宇宙機搭載の中性子検出器での検出である。それぞれの段階について解析手法や結果をまとめる。

### 2.1 月面からの中性子漏出

本節では、銀河宇宙線から生成される月面での中性子フラックスについてまとめる。月面における漏出中性子フラックスは、エネルギーと放出方向にのみ依存する。ここで、中性子の放出される方向について天頂角と方位角をそれぞれ $\theta, \phi$ とし、特に天頂角の方向余弦を $\mu = \cos \theta$ と表現する。簡単のために月面を球対称として考え、中性子の漏出は方位角 $\phi$ に依存しないこととして議論する。Eke[23]によるとその中性子のフラックスと漏出角度は $(\cos \theta)^\eta$ でフィッティングすることができる。その値 $\eta$ はエネルギー帯ごとに異なっているので、ある方向から来る単位立体角あたりの中性子のフラックス $f$ は運動エネルギー $K$ と天頂からの角度 $\theta$ のみの関数となり、 $f = f(\theta, K) = A(K)(\cos \theta)^{\eta(K)}$ と表せる。ここで、 $A, \eta$ は解析から得られる運動エネルギー $K$ に依存する関数である。 $A$ はエネルギーが1 MeVまで上がるにつれて大きくなっていき、 $\eta$ は熱外中性子までのエネルギー帯域において主に1.1~1.4程度である。そして、漏出中性子フ

ラックスの角度依存性は図9のようになる\*2。

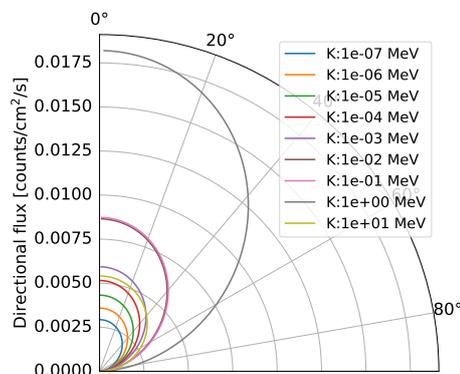


図9 漏出中性子フラックスの角度依存性

### 2.2 軌道上への中性子の伝播

本節では、漏出した中性子の軌道上でのフラックスを求め、衛星からの水資源探査の実現性の検討に繋げる。まず、月表面から漏出する中性子は、エネルギーと放出角度に応じて古典力学に従う軌道を伝播する。ここで、軌道上のフラックスは、観測高度と中性子のエネルギー、そして中性子の到来方向と中性子寿命の関数である。月の中心からの距離 $R$ において、角度 $\theta_R$ から到来するエネルギー $K_R$ を持った中性子のフラックス $f_R$ を本節で求める。

#### 2.2.1 軌道力学による飛行軌跡解析 [24]

ここで月の中心からの距離 $R$ における中性子の運動エネルギー、位置エネルギー、速度、到来方向の天頂角、天頂角の方向余弦、フラックスをそれぞれ $K_R, V_R, v_R, \theta_R, \mu_R, f_R$ とする。また月の半径を $R_M$ 、月の質量を $M$ 、中性子の質量を $m_n$ 、万有引力定数を $G$ とする。まず軌道上と月面のエネルギー保存則と角運動量保存則から、

$$K_{R_M} = K_R - \frac{Gm_n M}{R} + \frac{Gm_n M}{R_M} \quad (2)$$

$$\mu_{R_M}^2 = 1 - (1 - \mu_R^2) \left( \frac{R}{R_M} \right)^2 \left( \frac{K_R}{K_{R_M}} \right) \quad (3)$$

という関係が求められる。

軌道上での中性子のエネルギーと到来方向から、それらの中性子の月面でのエネルギーと漏出角度が決定される。次に月近傍の中性子場が定常であ

\*2 月面からの漏出中性子フラックスに関するデータは、量子科学技術研究開発機構の草野広樹氏より。

ると仮定すると、中性子密度は同一軌道上で一定なので

$$N(\theta_R, K_R) = \frac{f_R(\theta_R, K_R)}{v_R(K_R)} = \frac{f_{R_M}(\theta_{R_M}, K_{R_M})}{v_{R_M}(K_{R_M})} \quad (4)$$

と書くことができ、月面でのフラックスは

$$f_{R_M}(\theta_{R_M}, K_{R_M}) = A(K_{R_M})(\cos \theta_{R_M})^{\eta(K_{R_M})} \quad (5)$$

と書けるので、月面でのエネルギーと漏出角度から月面でのフラックスが求まり、速度の比ひいては運動エネルギーの比から軌道上でのフラックス値が決定される。

また、軌道上でのエネルギーと角運動量から二次元軌道は一意に決定するために、軌道までの飛行時間を解析することができる。長い飛行時間がかかるほど寿命により崩壊する中性子数は大きくなり、軌道上に到達するフラックスが小さくなる。ここでは中性子寿命のフラックスへの影響を評価するために漏出中性子の伝搬にかかる時間の見積を行う。まずは中性子の軌道を決定する。軌道の方程式から、半径  $R$  における真近点離角  $\theta_t$  は、

$$\theta_t = \arccos\left(\frac{1}{e}\left(\frac{p}{R} - 1\right)\right) \quad (6)$$

と求められる。ここで、離心率  $e$  と半長弦  $p$  は中性子の運動エネルギー  $K$ 、位置エネルギー  $V$ 、到来方向  $\theta$  の関数である。

次に、天体表面から周回軌道までの飛行時間を決定する。式 (6) は、軌道が楕円軌道の場合も双曲線軌道の際も当てはまるが、以降の計算は軌道の形状（すなわち、 $K$  と  $|V|$  の大小関係）により異なるため分けて考える。

### 1. 楕円軌道の場合の飛行時間

$K/|V| < 1$  である場合に中性子は月の重力圏を脱出できず楕円軌道となる。真近点離角  $\theta_t$  から楕円軌道の平均近点離角  $M_e$  を求めることができ、これを用いると離角に対応した時刻  $t$  は、

$$t = \frac{M_e}{n}, \quad n = \frac{2\pi}{T} \quad (7)$$

となる。ここで  $n$  は平均運動であり、周期  $T$  を用いて表される。したがって、任意の2つの平均近点離角から、それらの2点の間の飛行時間  $\Delta t$  は次のようになる。

$$\Delta t = \frac{M_{e2} - M_{e1}}{n} \quad (8)$$

### 2. 双曲線軌道の場合の飛行時間

$K/|V| > 1$  である場合に中性子は月の重力圏を脱出する双曲線軌道となる。真近点離角  $\theta_t$  から双曲線軌道の場合の平均近点離角  $M_e$  を

求めることができ、これを用いると離角に対応した時刻  $t$  は、

$$t = \frac{h^3}{(GM)^2} \frac{1}{(e^2 - 1)^{3/2}} M_e \quad (9)$$

となる。任意の2つの平均近点離角から、それらの2点の間の飛行時間  $\Delta t$  は次のようになる。

$$\Delta t = \frac{h^3}{(GM)^2} \frac{1}{(e^2 - 1)^{3/2}} (M_{e2} - M_{e1}) \quad (10)$$

ここで求めた時間に対して軌道上に到達する中性子寿命を考慮した中性子のフラックス  $f'_R$  は、考慮しない中性子のフラックス  $f_R$  と中性子寿命  $\tau_n$  を用いて式 (11) のように減衰して表される。飛行する中性子の軌道は、楕円軌道の場合は図 10、双曲線軌道の場合は図 11 のようになる。軌道上での到来方向により異なる軌道で飛行してることがわかる。水平に飛来する中性子ほど、またより上方から飛来する中性子ほどに飛行時間が長くなり、飛行途中で寿命を迎える可能性が高くなる。

$$f'_R(\theta_R, K_R) = f_R(\theta_R, K_R) \exp\left(-\frac{\Delta t}{\tau_n}\right) \quad (11)$$

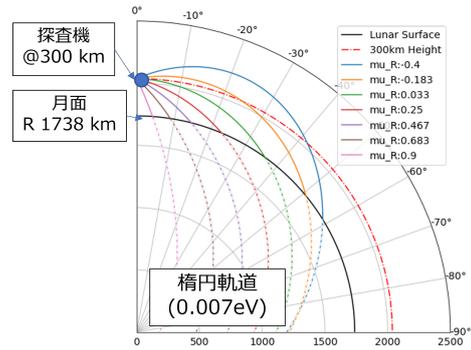


図 10 中性子飛行が楕円軌道の場合

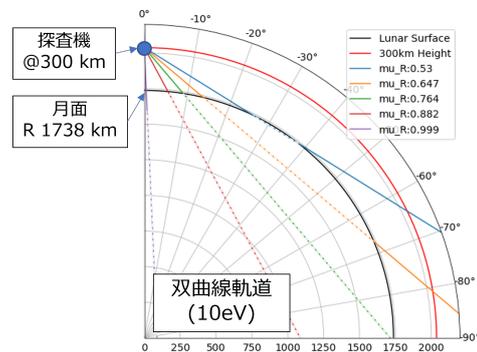


図 11 中性子飛行が双曲線軌道の場合

### 2.2.2 軌道上での中性子フラックス

本項では、軌道上での中性子フラックスの解析結果について述べる。これまでの計算によって軌道上での中性子フラックスについて計算することができ、例えば高度 20 km でのフラックスの角度依存性は次の図 12 のように求められる。ここでは、

エネルギーは熱中性子 (TN)/熱外中性子 (EN)/高速中性子 (FN) 領域で分けて計算した。どのエネルギー帯においても、直下からのフラックスが最も大きく、水平から到来するフラックスは小さいことがわかる。また熱中性子のエネルギー帯では、上方から飛来するフラックスも見られる。

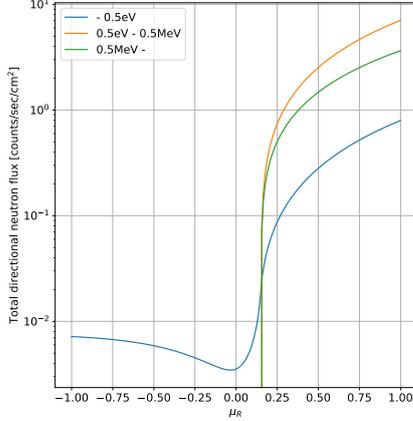


図 12 高度 20km での中性子フラックスの角度依存性

### 2.3 中性子フラックスの水資源依存性

前節までで扱ったのは月表層に水素が含まれていない場合である。水資源 (水素濃度) に対するフラックスの依存性を確認するためには、複数の水素濃度に対する軌道上での解析が必要である。この比較には、図 12 で求めた角度ごとのフラックスを全方位で積分して得られる、エネルギーごとの全方位フラックスを使用する。水素濃度が 0 ppm から 1000 ppm までの場合を、水素が 0 ppm の時のフラックスに対する相対フラックスにより比較をする。例えば月面からの高度 20 km 地点での水素濃度に対する中性子フラックスの増減率を示す解析結果は図 5 のようになる。以上のような水素濃度による中性子フラックスの変化を利用することによって、土壤に含まれる水素濃度、ひいては水の濃度を推定することが可能となる。

### 2.4 検出器有効面積の見積もり

表 1 のミッション要求を満たすために必要とされる中性子のカウント数を計算し、必要な検出器パラメータを見積もる。式 (14) に条件式を示す。検出器で検出される中性子のカウント数  $N_{total}$  は、 $N_{bgd}$  と  $N_{signal}$  の合計であり、その統計的な揺らぎ  $\sigma$  は  $\sqrt{N_{total}}$  と表せる。観測したい差分は、減衰率  $\delta$  を用いて  $\delta N_{signal}$  と表せる。 $3\sigma$  の統計的な精度で減衰率  $\delta$  を観測する場合は、観測したい差分が統計的な揺らぎ以上である必要がある。この条件から、ミッション要求を満たすために必要とされる中性子のカウント数を算出することができる。ここで  $k$  は検出対象である中性子カウント数に対するバックグラウンドの比 ( $k = N_{bgd}/N_{signal}$ ) で

ある。

$$\delta N_{signal} > 3\sqrt{N_{total}} \quad (12)$$

$$= 3\sqrt{N_{signal}}\sqrt{1+k} \quad (13)$$

$$N_{signal} > \frac{X^2}{\delta^2}(1+k) \quad (14)$$

また、 $N_{signal}$  は観測高度での中性子フラックス  $F$ 、検出効率  $\varepsilon$ 、検出器の有効面積  $S_{det}$ 、月面の 10 km 分解能の大きさを持つスポットの観測時間  $t_{obs}$  を用いて表すことができ、式 (14) は式 (16) のようになる。

本ミッションの要求は 3 つあるが、そのうち最も条件が厳しい要求 3 に合わせて検出器パラメータを算出する。要求 3 は南緯 85 度 ~ 88 度の水素濃度を 10 km 分解能で 500 ppm ( $3\sigma$ ) の濃度差を見分けるために必要な中性子の検出個数を満たすことである。後述するが、“Izumi” の撮像系として導入する望遠鏡は、反射できる中性子のエネルギー帯域が限られているため、本ミッションで観測するエネルギー帯は 0.5 eV 以下の熱中性子とする。図 5 より、0 ppm に対する 500 ppm の熱中性子の相対フラックスの増加量  $\delta$  は 0.2 と読み取れる。南極近傍 (85 度 ~ 88 度) に位置する Nobile クレーターのミッション期間中の観測時間  $t_{obs}$  は、軌道解析から 243 秒である。また高度 20 km での月面 10 km 四方からの熱中性子のフラックス  $F$  は 0.0467 count/s/cm<sup>2</sup> である。以上より、必要な検出器パラメータへの要求は  $\varepsilon S_{det}/(1+k) > 20$  となる。

$$N_{signal} = F\varepsilon S_{det}t_{obs} > \frac{X^2}{\delta^2}(1+k) \quad (15)$$

$$\frac{\varepsilon S_{det}}{1+k} > \frac{X^2}{\delta^2} \frac{1}{Ft_{obs}} \quad (16)$$

$$= \frac{3^2}{0.2^2} \frac{1}{(0.0467)(243)} \quad (17)$$

$$\sim 20 \quad (18)$$

次章で述べるミッション検出機の詳細設計の結果から次式のように条件を満たすことがわかった。

$$\frac{\varepsilon S_{det}}{1+k} = \frac{(0.95)(204)}{1+3.65} \quad (19)$$

$$= 41.7 > 20 \quad (20)$$

## 3 メインミッション検出器設計

検出器への要求は、月面の 5 km を分解するのに十分な精度で中性子の到来方向を観測することができ、2.4 節で導いた必要な検出器のパラメータ条件を満たすことである。本章では、到来方向の区別、バックグラウンド比、有効面積、検出効率の 4 つの観点について検討を行い、検出器の実現性をまとめる。

### 3.1 中性子の撮像系の検討

中性子の到来方向を区別する手法として、撮像系の導入を検討する。宇宙観測で使用される撮像系としては、レンズ、コーデッドマスク、望遠鏡が上げられる。

観測対象が可視光であれば、レンズを用いて光を曲げ、焦点面に集光することで撮像できる。しかし中性子をレンズで集光することはできない。

コーデッドマスクは、検出器に入ってくる光や中性子をランダムなパターンの穴をあけたフィルターを通して撮影する手法である。複数の穴を通して検出器で取得されたデータは穴の数だけ画像が写っていると考えることができ、それを逆解きすることで元の像を再構成する。反射や散乱などを介して光や中性子の到来方向を曲げる必要がないため、ある程度の視野を確保することができる。

望遠鏡はミラーによる反射によって光や中性子の到来方向を曲げることで焦点面に集光・結像する手法である。高いエネルギーの粒子ほど反射する角度が微小になっていくが、集光することで視野に対する検出面が小さくなるため、バックグラウンド比を効果的に減少させることができる。

本ミッションでは、視野を保ちながら、空間分解能を高めることができ、かつバックグラウンド比を効果的に小さくすることのできる中性子望遠鏡を選択する。望遠鏡では反射できる中性子のエネルギー帯域に限られるため、本ミッションでは熱中性子帯域の望遠鏡を設計する。到来方向の区別によって視野内を分割することで高分解能を保ちつつ、中性子の検出個数を稼ぐために出来るだけ広視野を目指す。

### 3.2 中性子の望遠鏡

中性子望遠鏡の検討要素は大きく分けて、中性子ミラーの反射材と光学系、中性子検出器に分類できる。図 13 に中性子望遠鏡のイメージ図を示す。

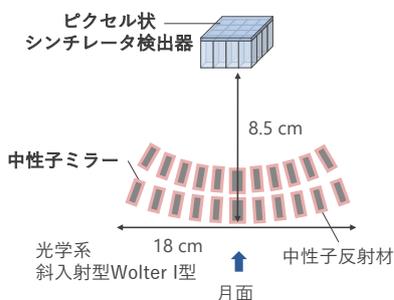


図 13 中性子望遠鏡のイメージ図

### 3.3 中性子ミラー

#### 3.3.1 反射材

中性子ミラーの反射材には、中性子多層膜スーパーミラーを用いる。図 14 に多層膜スーパーミラーのイメージ図を示す。中性子は「ブラッグ反射」の性質を利用して反射させることができる。これは、臨界角よりも大きな角度で入射した中性子が物質の内部に存在する周期的な構造の各層で反射され、ある角度で干渉して強め合うことで発生する。中性子はエネルギーが高いほど波長が短いため、反射する層の膜厚は小さくなり、また物質への侵入の深さは深くなる。多層膜スーパーミラーは下に行くほど多層膜の周期を短くなっており、深いところではより短い波長、すなわちより高いエネルギーの中性子でブラッグ反射が起きやすい設計となっている。これにより、高い反射率を得るエネルギー帯域を大きくすることが可能となる。

本ミッションでは、中性子の反射材として理化学研究所/京都大学で開発が進められている中性子スーパーミラー [25] の技術を応用する。これは NiC/Ti 多層膜を周期長を変えて成膜している。図 15 に反射率プロファイルを示す。反射率は中性子の移行運動量によって決まっており、 $0.63 \text{ nm}^{-1}$  の臨界移行運動量以下では安定して 86% の反射率を保っている。移行運動量  $q$  は中性子の波長  $\lambda$  と入射角  $\theta$  を用いて次のように表せる。

$$q = \frac{4\pi \sin \theta}{\lambda} \quad (21)$$

図 16 に中性子のエネルギーごとの移行運動量と入射角の関係を示す。例えば、0.005 eV の中性子は、1.2 deg よりも小さい入射角では高い反射率を持つ。以上より、入射角とエネルギーが小さい中性子の方が臨界移行運動量が小さく反射率が高いことが分かる。

表 4 に多層膜の諸元を示す。

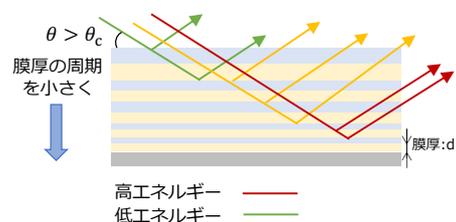


図 14 多層膜スーパーミラーのイメージ

表 4 多層膜の諸元

材料	NiC/Ti
層数	210
膜厚 (NiC)[nm]	5.08 - 60
膜厚 (Ti)[nm]	4.76 - 13.1
成膜条件	基盤の平坦精度 0.1 nm

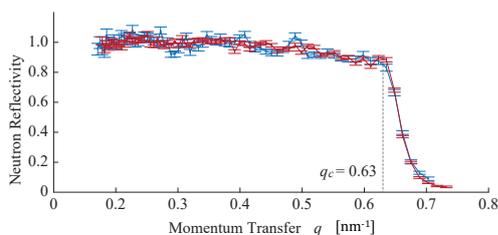


図 15 中性子スーパーミラーの反射率 [25]

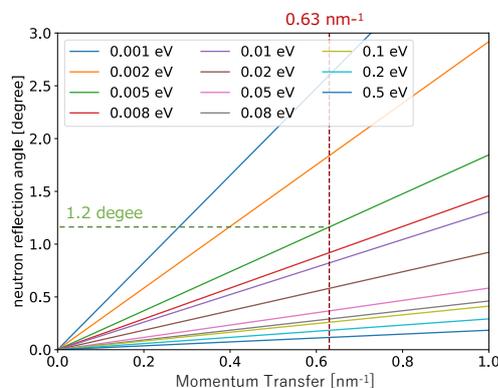


図 16 中性子のエネルギーごとの移行運動量と入射角の関係

### 3.3.2 光学系

中性子望遠鏡は X 線望遠鏡で多く用いられている斜入射型光学系の Wolter I 型で設計を行う。Wolter I 型は回転放物面と回転双曲面の二つの反射鏡で 2 回反射させることで焦点に光や中性子を集光することができる。ミラーにはマイクロマシン (MEMS) 技術を用いて都立大学で開発が進められている MEMS X 線望遠鏡の製造技術 [26] を用いる。これは軽量小型をコンセプトに開発され、小型衛星への搭載も予定されており、本ミッションに適している光学系技術であると考えられる。

中性子望遠鏡の光学系の諸元を表 5 に示す。両側視野 30 deg の望遠鏡で高度 20 km から月面を観測することにより一度に 10 km 四方の観測を行い、さらに 7.5 deg の角度分解能を持たせることで、視野内を 16 ピクセルに分割し 2.5 km 分解能で観測を行う。これにより、ミッション要求である 5 km 分解能でのマッピングを達成できる。焦点面には 4×4 ピクセル (4 cm × 4 cm) のシンチレータ検出器を設置する。

表 5 光学系の諸元 (望遠鏡 1 台あたり)

項目	値
エネルギー帯域 [eV]	<0.5
中性子入射角度 [deg]	0.1-3
視野 [deg]	30
角度分解能 [deg]	7.5
焦点距離 [mm]	85
口径 [mm]	180
有効面積 [cm <sup>2</sup> ]	50
検出面サイズ [cm <sup>2</sup> ]	4 × 4

MEMS X 線望遠鏡を参考に “Izumi” 中性子望遠鏡の制作プロセスを図 17 に簡単に示す。厚さ 300 μm, 直径 180 mm の 2 枚のシリコン基板に多数の微細穴を形成し、その壁側を鏡面にするため高温アニールで平滑化する。表 4 の成膜条件を満たすため、この作業で平坦精度 0.1 nm を目指す。次に高温塑性によって、それぞれのシリコン基板の曲率が 339 mm, 113 mm になるように変形を行う。さらに中性子を効率よく反射するためにシリコン基板の上に NiC/Ti 多層膜を成膜する。このように制作された異なる曲率のシリコン基板を 2 枚重ねて Wolter I 型に配置することで、焦点距離 85 mm の中性子望遠鏡が完成する。

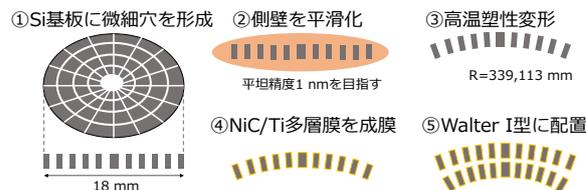


図 17 “Izumi” 中性子望遠鏡の製造過程

熱中性子は 0.1–3 deg のみ反射するため、望遠鏡の幾何学的な面積のうち、実際反射する面積である有効面積を見積もる必要がある。幾何学的な面積と有効面積の比を開口効率という。“Izumi” 中性子望遠鏡は視野が広く、ある角度で入射した中性子に対して高い反射率を持つ鏡の枚数が少ないと考えられるため、初期段階の検討では開口効率は 0.2 程度であると見込む。以上より、望遠鏡 1 台あたりの有効面積は 50 cm<sup>2</sup> であると見込まれる。本ミッションでは必要な統計量を稼ぐため、望遠鏡を 4 台搭載し、200 cm<sup>2</sup> の有効面積を確保する。

### 3.3.3 中性子ミラーの実現性

中性子ミラーの実現性の議論では、中性子多層膜スーパーミラーを MEMS X 線望遠鏡の光学系に成膜出来るかどうかの重要性になる。反射材に採用した理化学研究所/京都大学で開発されている中性子多層膜スーパーミラーは、イオンビームスパッタ法と呼ばれる成膜方法を用いて製造されている。これはイオンビームによって物質から成膜する粒子を飛び出させ、基板の上に薄膜として堆積させる方法である。しかし、物理的に粒子を当てるため、MEMS X 線望遠鏡の光学系のような微細穴の幅と高さのアスペクト比が高い構造に成膜することは一般的に難しい。

一方で、MEMS X 線望遠鏡の光学系のような微細構造への成膜には、原子堆積法 (ALD: Atomic Layer Deposition) と呼ばれる成膜技術が用いられる。原子堆積法とは原子の自己制御の性質を利用

した成膜技術で、原子レベルの大きさを膜厚をコントロールすることができるため、極薄の膜を微細穴構造にも成膜することが可能である。また、様々な原子や化合物を成膜している実績があり、NiC 層と Ti 層を成膜している先行例も存在する [27]。今後、NiC/Ti 多層膜を原子堆積法で成膜する技術開発は必要であるが、原理的には可能であると考えられる。

原子堆積法では原子の層を 1 層ごとに成膜する手法であるため、基板の表面形状がミラーによく反映されるという特徴がある。中性子の反射率はミラーの滑らかさに依存するため、高い反射率を保つためには成膜前のシリコン基板の表面を滑らかにする必要がある。これは光学系の製造過程の平滑化作業である高温アニールの時間を長くすることで対応する。以上より MEMSX 線望遠鏡の光学系に NiC/Ti 多層膜スーパーミラーを成膜し、中性子望遠鏡を製造することは可能である。

### 3.4 シンチレータ検出器

望遠鏡の焦点面には、中性子を検出するための検出面サイズ 4 cm × 4 cm のシンチレータ検出器を設置する。望遠鏡で反射された中性子をピクセルで分割して検出するため、検出面には 1 cm × 1 cm × 2 cm 厚のシンチレータを 4 × 4 の計 16 個敷きつめてピクセル状にする。それぞれのシンチレータは遮光剤で遮断し、信号がピクセルごとに弁別されるようにする。またバックグラウンドである銀河宇宙線を反同時係数法によって判別するため、16 個のシンチレータの上に 4 cm × 4 cm × 5 mm 厚のシンチレータを 1 つ設置する。図 18 にシンチレータの簡単な配置を示す。

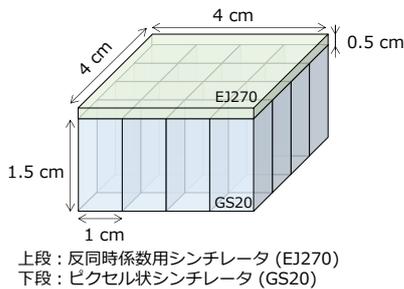


図 18 シンチレータのサイズと配置のイメージ

シンチレータには熱中性子に感度のあるガラスシンチレータの GS20 とプラスチックシンチレータの EJ270 を採用する。ピクセル状のシンチレータには、熱中性子に対する検出効率が高い GS20 [28]、反同時係数用のシンチレータには質量が比較的軽い EJ270 [29] を用いて検出器設計を行う。図 19 と図 20 に GS20 と EJ270 の検出効率をそれぞれ示

す\*3。シンチレータの厚さが増えるほど検出効率も大きくなるが、それに伴って検出するバックグラウンドも大きくなる。本ミッションでは必要な中性子のカウント数を稼ぎつつバックグラウンドを適度に小さくするため、ピクセル状のシンチレータの厚さは 15 mm に決定した。厚さ 15 mm の GS20 シンチレータの 0.5 eV 以下の熱中性子に対する検出効率は 0.95 である。また、反同時係数用のシンチレータ EJ270 の厚さは、同手法で荷電粒子バックグラウンドを減算していたかぐやの検出器を参考に 5 mm に決定した [30]。

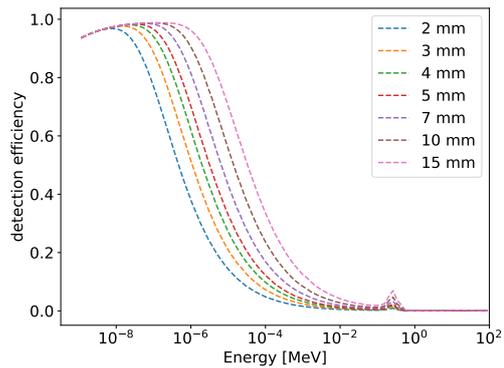


図 19 GS20 の厚さごとの検出効率

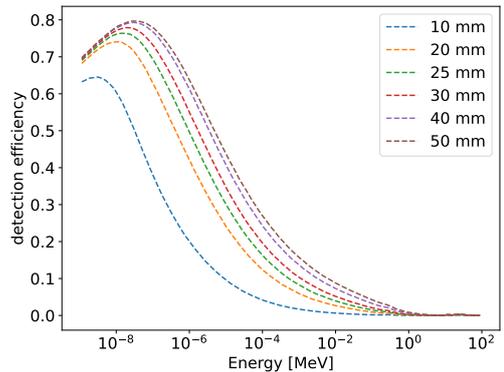


図 20 EJ270 の厚さごとの検出効率

シンチレータには搭載実績のある光検出器の MPPC (S13360-6025CS: 浜松ホトニクス社 [31]) を装着して信号を読み出す。MPPC はピクセル状シンチレータに 1 つずつ、反同時係数用シンチレータに 4 つ装着する。シンチレータ検出器の諸元を表 6 にまとめる。

	サイズ [cm]	個数	質量 [g]
GS20	1 × 1 × 2	16	80
EJ270	4 × 4 × 0.5	1	9
MPPC	1 × 1	20	10
回路基板	4 × 4 × 0.2	1	30
合計			129

\*3 EJ270 の検出効率に関するデータは、量子科学技術研究開発機構の草野広樹氏より。

### 3.4.1 回路設計

検出器の回路設計についてまとめる。回路は、シンチレータに装着された光検出器の MPPC と温度センサーから構成されるフロントエンドカード (FEC)、アナログ信号処理部分、データ処理部分の 3 つに大別される。回路の構成を図 21 に示す。

フロントエンドカードでは、放射線がシンチレータ内に入射することで発生するシンチレーション光を MPPC によって電気信号に変換し増幅する。MPPC はピクセル上のシンチレータに 1 つずつ、反同時係数用のシンチレータに 4 つ装着し、MPPC からの信号はシンチレータごとに 1 つのチャンネルにまとめて、計 17 チャンネルとする。変換した電気信号はアナログ信号処理回路で電流から電圧に変換し波形処理を行い、データ処理回路に送られる。データ処理回路部分ではまず ADC でアナログ信号をデジタル信号に変換する。FPGA 内ではデジタル信号の波形サンプリングを行い、波高値のピークと PSD 値を計算して、熱・熱外中性子のみを取得する。また 10 ミリ秒でカウントアップする時刻カウンターも搭載し、イベントファイルや検出器 HK データファイルの生成時を初期時刻として時刻づけを行う。MCU では FPGA を通して取り出された熱・熱外中性子のデータを収集して衛星バスシステムに記録するとともに、MPPC の温度センサーを読み取ってバイアス電源の制御も行う。回路基板一つあたりの駆動電圧は 5 V、駆動電力は 2 W である。

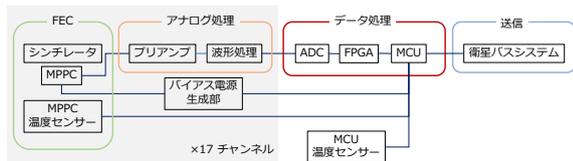


図 21 回路ブロック図

### 3.5 想定バックグラウンド

検出器のバックグラウンドの種類と減算方法を検討した上で、バックグラウンド比を見積もる。バックグラウンドとなりうる粒子の種類とその減算方法を表 7 にまとめる。

粒子種類	到来方向範囲	減算方法
銀河宇宙線	全方位	反同時計数法
ガンマ線	全方位	波高値弁別法
アルベド陽子	全方位	反同時計数法
電子	全方位	アルミ遮蔽
熱中性子	視野外	B4C シート遮蔽
熱外中性子	全方位	×
高速中性子	全方位	×

シンチレータ検出器に搭載するピクセル状シンチ

レータの GS20 は中性子だけでなく荷電粒子や光子とも相互作用をする。そのため、月周回軌道に到来する銀河宇宙線、ガンマ線、アルベド陽子、電子は中性子観測を行う上でバックグラウンドとなる。

荷電粒子である銀河宇宙線とアルベド陽子は、反同時計数法によって落とす。荷電粒子が 2 つ以上のシンチレータを通過すると、通過した複数のシンチレータでほぼ同時に信号が検出される。この原理を用いて荷電粒子を判別することができる。本ミッションの検出器のシンチレータは図 18 のような配置になっており、上下方向からくる荷電粒子はピクセルシンチレータと反同時計数用の薄いシンチレータ、横方向からの荷電粒子はピクセルシンチレータ同士の信号の反同時計数を取ることで、全方位から飛来する荷電粒子をカウントし減算することができる。信号処理は回路上の FPGA 内で行う。

ガンマ線は、「波高値弁別法」を用いて落とすことができる。これは入射した粒子のシンチレータ内の反応によって生じるシンチレーションパルスの波高値の違いから、入射粒子を見分ける方法である。GS20 シンチレータは中性子と反応する  ${}^6\text{Li}$  が添加されているため、この手法を使って中性子、ガンマ線を識別することができる。図 22 に入射粒子ごとのシンチレータ内の反応の違いと波高値の違いを示す。

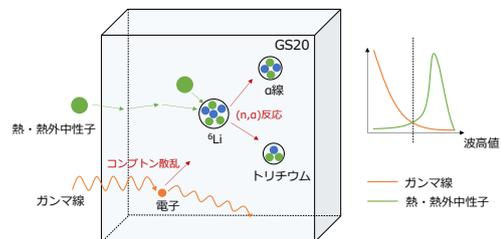


図 22 GS20 内での反応と波高値の違い

電子は衛星や望遠鏡の構造のアルミニウムで遮蔽され、検出器では検出されないと考えられる。

また、図 19 より、高速中性子に対する検出効率は 0.001 程度と低く、ほとんど観測されないと考えられる。よって、バックグラウンドとして観測されるのは視野外からの熱・熱外中性子と、視野内からの熱外中性子である。視野外からの熱中性子は、B4C シート [32] を用いて遮蔽する。表 8 に遮蔽材の諸元、図 23 に Geant4 でシミュレーションした 5 mm と 10 mm の B4C シートのエネルギーごとの透過率を示す。10 mm の B4C シートで、0.5 eV 以下の熱中性子の透過率を 1% 以下にすることができる。

以上よりシグナルは視野 30 deg 内から到来する

表 8 遮蔽材の諸元

メーカー	Mirrotron
品名	Neutron Shielding
材質	B <sub>4</sub> C
厚さ [mm]	10
密度 [g/cm <sup>3</sup> ]	1.36

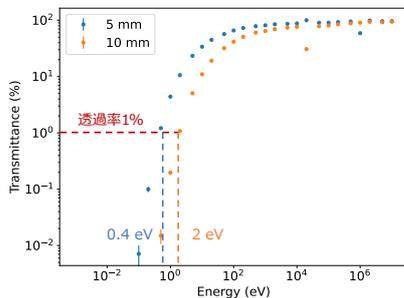


図 23 B4C シートシミュレーション

0.5 eV までの熱中性子，バックグラウンドは全方位から到来する熱外中性子となる．シグナルとバックグラウンドのカウント数を表 9 にまとめる．図 19 より，厚さ 15 mm の EJ270 の検出効率は熱中性子が 0.95，熱外中性子は 0.49 である．望遠鏡 1 つあたりの有効面積は 50 cm<sup>2</sup>，検出面の面積は 16 cm<sup>2</sup> である．これよりバックグラウンド比  $k$  は 3.65 と見積もられる．

表 9 1 回の観測当たりの中性子カウント数

	Signal TN(視野内)	Background EN(全方位)
$F$	0.18	4.05
$\epsilon$	0.95	0.49
$S_{det}$	50	16
$N_{counts}$	8.7	31.7

### 3.6 構造設計

望遠鏡を構成する要素は，MEMS 光学系，シンチレータ検出器，遮蔽材である．それらの構造を検討する．最終的な設計結果を図 24 に示す．

MEMS 光学系は，都立大で開発されている MEMS X 線望遠鏡 [26] を参考にして，1 枚目と 2 枚目の鏡を同時に，鏡面の端の四か所で筐体とピン固定する．この固定方法は GEO-X などのミッションに向けて都立大で開発されたものであり，振動試験なども実施されていることから，確立された技術であると見込まれる．

シンチレータ検出器は，鏡から焦点距離だけ離れた箇所に固定する構造を考える．光軸方向からみて背面に読み出し基板を取り付ける．また遮蔽材は，10 mm 厚の B4C シートを外部筐体の内側に貼り付ける．

### 3.7 姿勢誤差

5 km の高分解能マッピングを行うために，軌道決定誤差と姿勢決定誤差に対する要求を示す．観測されたデータは，衛星の位置決定の誤差と衛星の

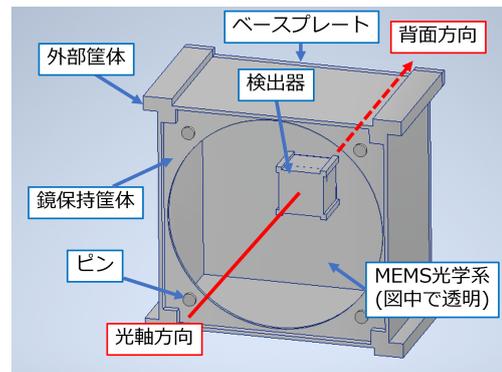


図 24 望遠鏡の構造案

姿勢決定の誤差により，実際とずれてしまうことが想定される．位置決定と姿勢決定の誤差を合計した際に，5 km 分解能の 10% である 500 m を要求とする．姿勢の誤差は，測位の誤差と比較すると小さくなると推定されることから，姿勢制御系への要求は合計の誤差よりも 1 つオーダーの低い 50 m とする．高度 20 km からの観測で 50 m の姿勢制御誤差を実現するために，0.1 deg の姿勢指向誤差を要求する．

### 3.8 データフォーマットとデータ量

ミッションデータのファイルのフォーマットを示し，測位用のカメラと合わせてデータ量を見積もる．ファイルはイベントデータファイルと検出器 HK データファイルの 2 種類を取得する．

イベントデータは中性子の検出ごとに，時刻，シンチレータの位置 (ピクセル ID)，パルスの波高値 (ADC チャンネル)，波形 (PSD 値) が保存される．観測 1 回 15 分間のデータを 1 ファイルに保存する．

検出器 HK データには 5 分ごとの MPPC 温度，MCU 温度，バイアス電圧値を記録する．観測時間以外も常時取得し，1 日で 1 ファイルを生成する．

ファイル名は望遠鏡 ID と観測の初期時刻で構成する．例えばイベントファイルの場合，1.20270101.1212.1212 は，望遠鏡 ID1 の 2027 年 1 月 1 日 12 時 12 分 12.12 秒から開始された 15 分間の観測データのファイルであることを示す．初期時刻は衛星バスシステムから取得する．データファイル内の時刻はファイル名に記載された初期時刻からの時間を，イベントデータは 0.01 秒単位，検出器 HK データは 1 秒単位で 0 からカウントアップする．表 10, 11 にデータフォーマットと bit 数を示す．

1 ファイルのデータ量は，イベントファイルが 10 KB 程度，検出器 HK データが 10 KB 程度である．

また，測位用のカメラは，観測 1 回 15 分で 10 枚撮影する．1 枚あたりのデータ量は 6.72KB で，観測 1 回あたりのデータ量は 70KB である．

表 10 イベントデータのフォーマット

保存項目	bit 数 [bit]
初期時刻からの時間 [10 ms]	17
ピクセル ID	5
ADC チャンネル [channel]	10
PSD 値	10
合計	41

表 11 検出器 HK データのフォーマット

保存項目	bit 数 [bit]
初期時刻からの時間 [s]	17
MPPC 1~17 温度 [°C]	7×17
バイアス電圧値 1~17 [V]	7×17
MCU 温度 [°C]	7
合計	262

## 4 サブミッションの詳細解析と設計

本章では、サブミッションとして実施する中性子寿命の測定について、期待される科学的な成果をシミュレーションから見積り、検出器の設計や観測計画をまとめる。

### 4.1 中性子寿命の月近傍の中性子場への影響

軌道上に漏出して飛行する中性子は、時間が経過し寿命を迎えた際に陽子にβ崩壊する。中性子の寿命は、中性子が崩壊する前後の高度で変化するフラックスを検出することで測定することができる。中性子が崩壊する高度帯は、エネルギー帯に応じて異なる。高速中性子や熱外中性子は速度が大きく、寿命を迎えるまでに飛行する距離が衛星高度と比べてはるかに長くなる。月低軌道を飛行する本衛星から、中性子の崩壊により変動するフラックスを観測するためには、エネルギーの小さい熱中性子を観測対象として選択する必要がある。

中性子寿命の測定の要求は、8 秒の誤差 ( $\pm 5\sigma$ ) での観測であり、これはビーム法 (888.0 s) とボトル法 (879.4 s) の差分に対応している。シミュレーションをもとに、これらの寿命の違いがフラックスに及ぼす差を検討する。ビーム法とボトル法の異なる 2 つの寿命の場合に見込まれる、熱中性子フラックスの高度プロファイルを以下の図 25(上) に示す。低高度から高度が高くなるにつれてフラックスが減少するが、寿命によるフラックスの差は見えないほどに小さく、図 25(中) のように両フラックスの差分をとることで微小な差が初めてわかる。高度 500 km 程度で差分がピークを迎えて、その後高度が高くなるにつれて差が小さくなる。フラックスに生じる差は微小であり水資源探査には影響しないが、大面積で視野を制限しない検出器を搭載して観測をすることでこの微小な差を十分に検出できる。寿命差により生じるフラックスの差が、その場で観測されるフラックスの統計的なゆらぎに対して小

さいほうが、寿命の測定には適している。この観点を考えるために、図 25(下) に基準とするボトル法のフラックスの平方根に対する、寿命による差分プロットの比を示した。その結果、高度 1000 km あたりが最も適していることがわかった。

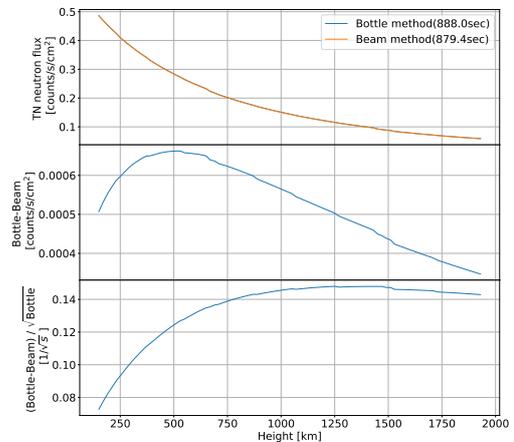


図 25 (上) 熱中性子フラックスの高度プロファイル (中) 2 つの寿命の場合の差分フラックス (下) 平均フラックスに対する差分フラックスの平方根の比

### 4.2 観測対象となる場所

観測の場所は、水や表面の元素組成の影響の受けにくい、月の裏側の高地上空を選択する。中性子寿命の測定では、シミュレーションモデル上での検出個数と実際の観測での検出個数を比較し、最も近いモデルの中性子寿命を測定値とする。月面から漏出する熱中性子は、含水量や鉄などの土壌の組成によって変化する。モデルでは中性子寿命を変数としており、その他の変数は系統誤差の要因とならないように固定したい。よって、鉄や水などの組成によってフラックスの変動を受けない観測地点を選ぶ必要がある。組成の変動が大きい月の表側や、水資源の存在の可能性が高い極域を候補から外して、観測場所は月の裏側の高地を採用した。

### 4.3 軌道上検出個数の見積もり

水資源探査をメインミッションとして行う本衛星で、ミッション目標を達成する観測を実現できるかを検討する。観測は「月の裏側の高地の上空」かつ「高度 1000 km 前後」で行う。本ミッションの軌道は、南極上空で近地点を迎える楕円軌道である。条件を満たす観測箇所は、図 26 に示した高度が 700 km から 1600 km までとし、その間で合計 34 分間観測を行う。

実際に軌道上で検出される個数を見積もるためには、高度ごとのフラックスに対して、高度ごとの滞在時間を掛ける必要がある。図 27(上) には、左軸に 2 つの中性子寿命の差分フラックス (青) を、右軸に基準とするボトル法のフラックス (赤) を示す。

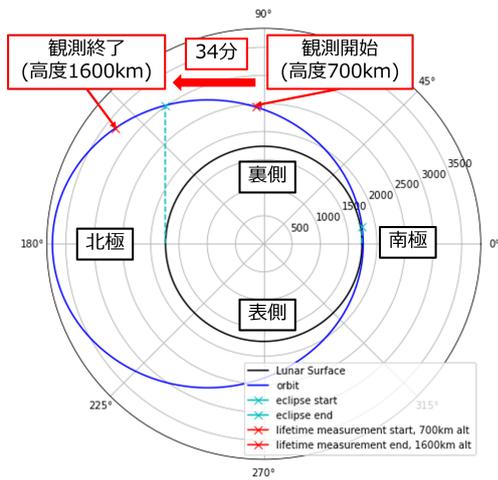


図 26 中性子寿命の測定計画

図 27(中)には、本衛星の軌道 (20 km×2000 km) の、高度ごとの異なる滞在時間 (20 km bin あたりの滞在時間) を示す。上図と中図を高度ごとにかけ合わせることで図 27(下) のような高度ごとの想定検出個数を示すプロットが得られる。700 km から 1600 km までの間の 1 回の観測で検出される個数は、高度ごとの検出個数を 700 km から 1600 km まで積分することで得られる。

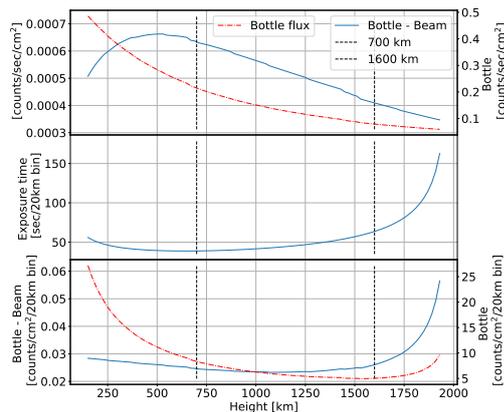


図 27 衛星高度に対する (上) 差分フラックスと基準フラックス (Bottle)(中) 本衛星軌道の滞在時間 (下) 差分検出個数と基準検出個数

図 27(下) に示す検出個数を 700 km から 1600 km まで積分した値を表 12 に示す。熱中性子帯域だけではなく、検出器設計に必要な 100 keV までの熱外中性子帯域までを計算している。

表 12 1 回の観測での検出個数 [counts/cm²]

	888.0 s	879.4 s
検出個数	270.8	271.8
TN 平均検出個数	271.2	
検出個数の差分	1.078	
EN 検出個数	2730	2730.4
平均検出個数	2730.2	

#### 4.4 必要な検出器面積の見積もり

ミッション要求である、ビーム法とボトル法の 8 秒程度の差を見分けるためには、平均的に

271 counts/cm² が 1 回の観測で検出される中で、中性子寿命の差により生じる 0.397% の差分を検出する必要がある。観測時間は、水資源探査のミッション期間から、ミッション観測以外のモードとの重複などを考慮して見積もる。1 年 (=8760 時間) の期間では軌道周期が約 3.5 時間の軌道を約 2500 回周回することができる。そのうち日照時の発電モードと地球との通信モード、そして軌道制御モードを避けて観測することを考慮して、全期間の 6 分の 1 程度を観測に充てることができると仮定する。その時合計の観測回数は、約 410 (~2500/6) 回となる。以上のパラメータを勘定して、必要な検出器パラメータへの要求は、 $\epsilon S_{det}/(1+k) > 14.3$  である。

$$N_{X\sigma} = F\epsilon S_{det}t_{obs} > \frac{X^2}{\delta^2}(1+k) \quad (22)$$

$$\frac{\epsilon S_{det}}{1+k} > \frac{X^2}{\delta^2} \frac{1}{Ft_{obs}} \quad (23)$$

$$= \frac{5^2}{0.00397^2} \frac{1}{(271)(410)} \sim 14.3 \quad (24)$$

次節で述べるサブミッション検出機の詳細設計の結果から次式のように条件を満たすことがわかった。

$$\frac{\epsilon S_{det}}{1+k} = \frac{(0.95)(80)}{1+2} \sim 25 > 14.3 \quad (25)$$

#### 4.5 検出器設計

メインミッションのシンチレータ検出器を応用して、サブミッションの検出器を設計する。衛星の月面側に、100 mm×40 mm×10 mm の測定用シンチレータとその周辺の 3 面を反同時係数用の 5 mm 厚のシンチレータで囲ったものを 2 つ設置する。熱中性子カウント用のシンチレータにはメインミッション検出器と同じくプラスチックシンチレータ GS20 を使用し、反同時係数用のシンチレータには EJ270 を使用する。それぞれに MPPC(S13360-6025CS: 浜松ホトニクス社) を 4 つずつ装着する。図 28 にシンチレータの簡単な配置図を示す。

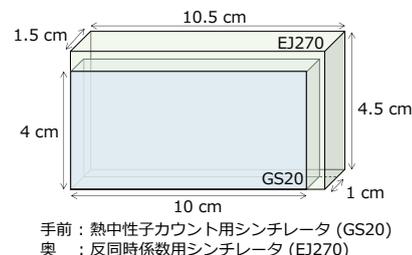


図 28 サブミッション検出器の EJ270 シンチレータのサイズと配置のイメージ

データ処理回路はメインミッションと同じものを使用し、2 つのシンチレータの信号を 2 チャンネルで読み出す。回路上の FPGA 内で波形弁別や反同時係数の処理を行い、熱・熱外中性子のみのカウ

ント数を取得する。

想定されるバックグラウンドは、銀河宇宙線、ガンマ線、アルベド陽子、電子、高速中性子、熱外中性子であり、それぞれメインミッションと同じ手法で減算する。よって、検出されるバックグラウンドは全方位から飛来する 100 keV 以下の熱外中性子である。表 13 にシグナルとバックグラウンドのカウント数をまとめる。厚さ 1 cm の GS20 シンチレータに対する検出効率は、図 19 より熱中性子は 0.93、熱外中性子は 0.47 である。検出器の面積は 80 cm<sup>2</sup> である。フラックスは表 12 の値を用いる。これよりバックグラウンド比  $k$  は 2 と見積もられる。

表 13 1 回の観測当たりのカウント数

	Signal(TN)	Bgd(EN)
$F$	271	2730
$\epsilon$	0.95	0.47
$S_{det}$	80	80
$N_{counts}$	20596	10189

データファイルのフォーマットはメインミッションと同じにする。イベントファイルは初期時刻からの時間、ID、ADC チャンネル、PSD 値の 4 項目を記録する。観測 1 回 34 分で 1 ファイルとし、データ量は観測 1 回あたり 60 KB 程度である。また検出器 HK データファイルは 5 分ごとの MPPC 温度、MCU 温度、バイアス電圧値を記録する。観測時間以外も常時取得し、1 日で 1 ファイルを生成する。データ量は 1 日で 2 KB である。

サブミッション検出器の諸元を表 14 に示す。

表 14 サブミッション検出器の諸元

	サイズ [cm]	個数	質量 [g]
EJ270	10.5 × 4.5 × 1.5(井戸型)	1	35
GS20	10 × 4 × 1	1	100
MPPC	1 × 1	8	8
回路基板	4 × 4 × 0.2	1	30
合計			173

## 5 メイン/サブミッションのまとめ

### 5.1 ミッション系からシステムへの要求

メインミッションとサブミッションからシステムへの要求を合わせて表 15 にまとめる。サブミッションを含むことで、質量、空間と電力の観点で要求が厳しくなる。しかし得られる科学的成果と照らし合わせて、サブミッションを含んだ衛星システムを設計する。

### 5.2 サクセスクライテリア

本ミッションのサクセスクライテリアの詳細を図 29 に示す。本ミッションでは、ミッション軌道投入後に月周回軌道上から月面から漏出する中性

表 15 “Izumi” ミッション検出器のまとめ

	水資源探査	中性子寿命測定
軌道	近地点 20km	高度 700~1600km
大きさ [mm]	180×180×120	120×50×20
数量 [個]	4	2
質量 [kg]	13	1
最大消費電力 [W]	11	4

子を観測することで、水資源探査や中性子寿命の測定を行う。ミニマムサクセスとして、機器の正常な動作や撮像系の機能の確認をあげる。ミッション要求の達成をフルサクセスとし、定められた空間分解能で、統計的に信頼性のある水資源マップを作成することとする。エクストラサクセスでは、ミッション期間が 1 年間延長した場合に達成できる空間分解能と見分けたい水素濃度の差を設定する。

	水資源探査	中性子寿命の測定
ミニマムサクセス	熱中性子撮像系の動作実証をし、フラックスの角度依存性を観測する。	中性子検出器の動作実証をし、月近傍での環境放射線を観測する。
フルサクセス	ミッション期間の1年を通して、 ・南緯88~90度で5 km空間分解能で100 ppm (3σ)を見分ける。 ・南緯85~88度で10 km空間分解能で500 ppm (3σ)を見分ける。	ミッション期間の1年を通して、 ・8秒の誤差での中性子寿命の観測を行う。
エクストラサクセス	ミッション期間を1年延長して、 ・南緯88~90度で2.5 km空間分解能で200 ppm (3σ)を見分ける。 ・南緯85度~88度で5 km空間分解能で500 ppm (3σ)を見分ける。	ミッション期間を1年延長して、 ・4秒の誤差での中性子寿命の観測を行う。

図 29 サクセスクライテリア

### 5.3 主張したい独創性または社会的効果

主張したい独創性が 3 つ、社会的効果が 1 つある。独創性の 1 つとして、既存の手法では不可能な中性子による高分解能な水資源マップの作成を実現するためには、中性子の撮像という新規手法が必要なことを明らかにした。我々が開発した軌道上での中性子フラックスのシミュレーションをもとに過去の探査で使用された検出器を評価し、今後必要となる検出器のパラメータを検討した。その結果、既存の手法では「十分な統計的信頼性」と「高い空間分解能」の両立が不可能であり、中性子の撮像系が不可欠であることを解明した。

高分解能な月面観測のために必要な中性子の撮像系は、最新技術を応用することで実現できることがわかった。本ミッションの撮像系では、光学系に小型かつ軽量の MEMS X 線望遠鏡の技術、反射材に中性子の反射エネルギー帯域の大きい中性子スーパーミラーの多層膜の技術、中性子検出器に低いエネルギーの中性子も観測可能なプラスチックシンチレータの検出技術を用いる。これらの最先端の技術を組み合わせることで、これまでは行われてこなかった新規手法である中性子望遠鏡を開発し、その実現性の検討を行なった。

月周回軌道での中性子観測が水資源探査だけで

はなく中性子寿命の測定という基礎科学にも繋がることに注目し、月周回軌道という貴重なミッション機会の最大化を目指した。中性子の寿命の正確な測定は、宇宙初期の元素合成時の陽子と中性子の比を決めるなど、宇宙物理学や素粒子物理学における未解決問題の解明につながる。しかし月周回軌道での長期間滞在や大面積の検出器が必要であるために、アルテミス相乗りなどで現状提供されているキューブサットでの探査機会では実現が難しい。超小型衛星などによる探査機会が拡充される見込みのある2020年代後半に、水資源探査と合わせて成果創出を狙うことの実現性が本ミッションで示された。

高分解能な水資源探査の結果として、資源利用や基地建設などの月面産業の創出が期待される。近年のアルテミス計画の流れでは、測位や通信、有人拠点などの月周回軌道でのインフラの整備が非常に早いペースで進められている。これらのインフラが整備された上で、月面産業が盛んになるためには月面資源や有人拠点などの月に行く目的が必要となると考える。水資源はその筆頭候補であると考え、本衛星で解明された高分解能な水資源マップが、月面産業の拡大の一端を担うことを期待する。

## 6 衛星運用

本章では衛星運用の流れについて述べる。運用は、初期運用フェーズ、軌道遷移フェーズ、ミッションフェーズの3つのフェーズに分けられる。この3つのフェーズを用いた運用の流れを図30に示す。輸送機による月周回軌道への投入から運用終了までの期間は約1年間とする。

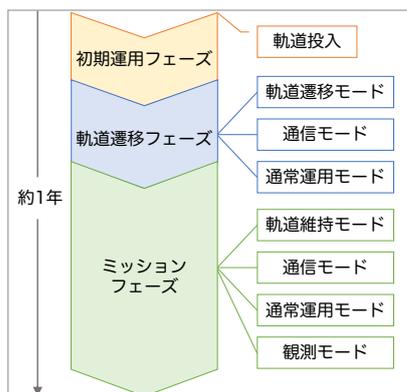


図30 運用の流れ

### 6.1 月周回軌道までの輸送サービス

本衛星では、JAXAが2027年度に打上げを予定している月周回軌道輸送サービス(LOTS)[33]を利用することを仮定する。このプログラムでは、超小型衛星の搭載も検討されており本衛星も該当する。

LOTSが使用できない場合には、Astrobotics社などの月周回軌道輸送サービスを検討する。

### 6.2 初期運用フェーズ

本フェーズは、衛星が輸送機により月周回軌道へ投入されてから、軌道遷移フェーズに移るまでの期間を表す。衛星に電源が投入されると、ヒーター、通信機、データ処理装置が動作を開始し、ミッション機器類は待機状態となる。太陽光パドルを展開し供給電力を十分に確保したのち、リアクションホイールによる姿勢制御と、コールドガススラスタの動作確認、および姿勢決定系センサ類によるデータ取得を開始する。取得したデータは、バス電圧値やバッテリー出力電圧値などのシステム情報と共に通信機で送信する。この送信データを地上局で受信し、衛星のバスシステムが正常に動作しているかを確認する。

### 6.3 軌道遷移フェーズ

本フェーズでは、月周回軌道からミッション軌道へ遷移する。初期運用フェーズでバスシステムの動作を確認した後、推進系機器類の電源を投入し、ホールスラスタによるミッション軌道への軌道遷移を行う。通信系では、初期運用フェーズと同様の取得データに加えて、推進系の圧力値やステータス情報などのデータを地上局へ送信する。

### 6.4 ミッションフェーズ

本フェーズは、軌道遷移が終了しミッションの実行が可能な月低軌道に入った後の期間を表す。ミッション機器類を待機モードから観測モードへ移行させ、ミッションHKデータの常時取得と、1周期につき15分間の観測データ取得、および誤差補正カメラによる月面撮影を開始する。バス機器類からはバスHKデータを常時取得し、地上局との通信が可能なタイミングでミッションデータと併せて送信を行う。

さらに、軌道遷移フェーズとミッションフェーズでは、次の5つのモード(1)HKデータとミッションデータの送信、コマンドの受信を行う「通信モード」、(2)/(3)ホールスラスタを用いた軌道遷移/軌道維持を行う「軌道遷移/軌道維持モード」、(3)ミッションである中性子観測を行う「観測モード」、(4)上記4つ以外の期間の「通常運用モード」に分けて運用する。

## 7 システム要求

本章では、以上のミッションを実現するために、各サブシステムが満たす要求をまとめる。これらの要求をもとに衛星システムを設計する。

## 7.1 軌道系の要求

南極上空で 20 km の高度を飛行する。ミッション期間である 1 年間軌道を維持するための  $\Delta V$  を見積もる。極低軌道なので摂動を考慮した運動方程式をもとに軌道設計を行う。

## 7.2 電源系の要求

本衛星では、消費電力の大きい電気推進を使用する。また、本衛星は月低軌道を周回するため、太陽光の当たらない期間が発生する。必要な電力を発電できるだけの太陽光パネルの面積と、日陰時に十分な電力を供給できるバッテリー容量が要求される。

## 7.3 構造系の要求

主な要求として、打上げ時の機械的な環境に耐えることと、各機器の質量と空間を衛星の設計範囲内に収めることがある。特に、大面積が必要な望遠鏡や推進剤タンクを以上の要求を満たして保持する。

## 7.4 熱制御系の要求

各機器が許容温度範囲内に収まるように機器配置及び放熱面の調整を行う。特に日照時と日陰時で熱環境が大きく異なる太陽光パネルと作動時の発熱量が大きい電気推進機をそれぞれ衛星本体から断熱し独立熱制御にする点に注意して設計する。

## 7.5 姿勢制御系の要求

ミッション系からの要求である姿勢精度 0.1 deg を満たすように設計する。外乱トルクの影響を吸収する必要がある。

## 7.6 推進系の要求

軌道遷移や軌道維持に必要な軌道変更能力を保持する。また、姿勢制御系のアンローディングのための制御能力を保持する。

## 7.7 C&DH 系の要求

ミッションデータや HK データを処理する。各機器の制御を行うためのシステム設計を行う。

## 7.8 通信系の要求

ミッションデータと HK データを地上に送信する通信のための姿勢変更が不要になるよう、視野を広く保つように設計する。

## 7.9 測位系の要求

ミッションからの要求として、500 m 以下に測位誤差を収める。通常の軌道決定で使われる RARR という電波航法に、光学カメラによる誤差補正を組み合わせるにより、要求を達成する。

# 8 軌道設計

本章では、ロケット切り離しからミッション終了までの軌道遷移及び軌道維持について述べる。本衛星は月周回軌道利用プログラム [33] を利用するため、月周回軌道から目的のミッションを行う軌道

(以下、ミッション軌道) まで軌道遷移をした後に、ミッション期間である 1 年の軌道維持を行う。また、質量の制約から推進機は電気推進を使用する。

## 8.1 軌道設計への要求

### 8.1.1 軌道遷移

本衛星は、輸送サービスにより、ロケットにて月の極軌道まで遷移し、切り離しを行う。その後に、目標の軌道へ衛星の推進器を用いて軌道遷移を行う。ここでは、 $200 \times 3000$  km にて切り離しを行うことを想定する。

### 8.1.2 軌道維持

ミッションを達成するために、観測対象としている南極域を極低高度で通過することが要求されている。また、ミッション達成に必要な中性子の観測量を確保するためにミッション期間は 1 年程度が要求される。本衛星は、月の南極域を極低高度で通過するため、摂動の影響を強く受けることになる。そのため、ミッション達成のために軌道維持マヌーバは重要な要素であり、主要な摂動力をモデル化して、運動方程式を考える必要がある。

近月点高度は、観測機器の分解能の観点から 20 km が要求されている。また、観測時間を確保するために、近月点通過速度を小さくする要求もある。そのために、遠月点高度を小さくすることで近月点通過速度を小さくする。しかし、遠月点高度を小さくすると月の摂動により軌道の振れが大きくなる傾向にあり、トレードオフが生じる。積分時間を確保しつつ、軌道の振れがある程度小さくなる 2000 km を遠月点高度として設計する。

## 8.2 ミッション軌道における摂動

ミッション軌道では、二次の球面調和関数で表せる  $J_2$ (Zonal 項)、 $C_{22}$ (Tesseral 項) が主な摂動として働く。また、軌道が大きくなると地球の三体効果も無視できない。さらに、月ではマスコン (mass concentration) と呼ばれる局所的な重力場の偏りによる摂動も作用する。

まずは、マスコンを除く摂動を考慮して軌道設計を行う。

次に、設計した軌道に対してマスコンを考慮するために、月の球面調和関数を 50 次まで展開し、エフェメリスで軌道伝播を行い妥当性を検証する。

### 8.2.1 摂動を含む運動方程式

$J_2, C_{22}$  および、地球の三体効果による摂動を含む、短時間の変動を無視した平均化された軌道要素  $(\bar{a}, \bar{e}, \bar{i}, \bar{\Omega}, \bar{\omega}, \bar{M})$  による運動方程式は以下のように表せる [34].

$$\dot{\bar{a}} = 0 \quad (26)$$

$$\dot{e} = \frac{15kn_3^2\bar{a}^{\frac{3}{2}}}{8\mu^{\frac{1}{2}}}\bar{e}\sqrt{1-\bar{e}^2}\sin^2\bar{i}\sin 2\bar{\omega} \quad (27)$$

$$\dot{\bar{i}} = \frac{15kn_3^2\bar{a}^{\frac{3}{2}}}{16\mu^{\frac{1}{2}}}\frac{\bar{e}^2}{\sqrt{1-\bar{e}^2}}\sin^2\bar{i}\sin 2\bar{\omega} \quad (28)$$

$$\begin{aligned} \dot{\Omega} = & -\frac{3J_2\mu^{\frac{1}{2}}R_M^2}{2\bar{a}^{\frac{7}{2}}(1-\bar{e}^2)^2}\cos\bar{i} \\ & + \frac{3kn_3^2\bar{a}^{\frac{3}{2}}}{8\mu^{\frac{1}{2}}\sqrt{1-\bar{e}^2}}(5\bar{e}^2\cos 2\bar{\omega} - 3\bar{e}^2 - 2)\cos\bar{i} \quad (29) \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} \dot{\omega} = & -\frac{3J_2\mu^{\frac{1}{2}}R_M^2}{4\bar{a}^{\frac{7}{2}}(1-\bar{e}^2)^2}(5\cos^2\bar{i} - 1) \\ & + \frac{3kn_3^2\bar{a}^{\frac{3}{2}}}{8\mu^{\frac{1}{2}}\sqrt{1-\bar{e}^2}}[(5\cos^2\bar{i} - 1 + \bar{e}^2) \\ & + 5(1 - \bar{e}^2 - \cos^2\bar{i})\cos 2\bar{\omega}] \quad (30) \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} \dot{M} = & \frac{\mu^{\frac{1}{2}}}{\bar{a}^{\frac{3}{2}}} + \frac{3J_2\mu^{\frac{1}{2}}R_M^2}{4\bar{a}^{\frac{7}{2}}(1-\bar{e}^2)^{\frac{3}{2}}}(3\cos^2\bar{i} - 1) \\ & - \frac{kn_3^2\bar{a}^{\frac{3}{2}}}{8\mu^{\frac{1}{2}}}[(3\bar{e}^2 + 7)(3\cos^2\bar{i} - 1) \\ & + 15(1 + \bar{e}^2)\sin^2\bar{i}\cos 2\bar{\omega}] \quad (31) \end{aligned}$$

ただし,  $k, n_3, \mu, J_2, R_M$ , はそれぞれ質量比, 月の公転速度, 月の重力定数,  $J_2$  項, 月の半径とする.

### 8.2.2 凍結軌道

ミッション軌道を長期間維持するために, 凍結軌道に投入することを考える. 凍結軌道とは, 軌道要素  $\bar{e}, \bar{\omega}$  の時間変化をほぼ一定にする軌道である. また, 本ミッションの観測要求から,  $\bar{i} \simeq 90^\circ$  を維持するために  $\dot{\bar{i}} = 0$  となることが望ましい. しかし, 式 (26)-(31) において, 解析的に  $\dot{e}, \dot{\bar{i}}, \dot{\omega}$  の全てを同時に 0 にすることはできない. そこで,  $\bar{\omega} = (0, 90^\circ, 180^\circ, 270^\circ)$  とすると,  $\{\dot{e}, \dot{\bar{i}}\} = \{0, 0\}$  となり  $\bar{e}$  と  $\bar{i}$  を凍結できる. また,  $\bar{i} = 90^\circ$  とすると,  $\dot{\Omega} = 0$  となる. これらの条件の中から, ミッションに適したものを選ぶと,  $\{\bar{\omega}, \bar{i}\} = \{270^\circ, 90^\circ\}$  を得る. このように選ぶと, 南極域を低高度で通過するためミッション目的に適した軌道を得ることができる.

### 8.3 ミッション軌道における軌道要素の導出

まず, 軌道に対するミッション要求を数式を用いて表現する. 南極域を低高度で通過し, 近月点高度 (=20 km) と遠月点高度 (=2000 km) の要求から以下の条件が必要である. また, 8.2.2 項で示したように平均近月点引数  $\bar{\omega}$  と平均軌道傾斜角  $\bar{i}$  を  $270^\circ, 90^\circ$  とする.

$$\bar{i} = 90^\circ \quad (32)$$

$$\bar{\omega} = 270^\circ \quad (33)$$

$$R_p = \bar{a}(1 - \bar{e}) = 1758 \text{ km} \quad (34)$$

$$R_a = \bar{a}(1 + \bar{e}) = 3738 \text{ km} \quad (35)$$

また  $\Omega$  については, Systems Tool Kit (STK) などを用いて軌道伝播した時に目標とするクレータの観測可能時間が大きくなるように選ぶ. 以上から求められる軌道要素は表 16 に示す.

表 16 ミッションからの軌道要素要求

軌道要素	値 [単位]
$\bar{a}$	2748 [km]
$\bar{e}$	0.3602
$\bar{i}$	90 [°]
$\bar{\Omega}$	90 [°]
$\bar{\omega}$	270 [°]

これらはミッション要求から来る軌道要素であり, 次に軌道の安定性を確認する. 8.2.2 項より式 (26)-(29) の右辺は 0 となるため  $\bar{a}, \bar{e}, \bar{i}, \bar{\Omega}$  は変化せず,  $\dot{\omega}$  は以上の条件を用いて式 (36) のように書き直すことができる.

$$\dot{\omega} = -\frac{3J_2\mu^{\frac{1}{2}}R_M^2}{4\bar{a}^{\frac{7}{2}}(1-\bar{e}^2)^2} - \frac{9kn_3^2\bar{a}^{\frac{3}{2}}}{4\mu^{\frac{1}{2}}\sqrt{1-\bar{e}^2}}(1-\bar{e}^2) \quad (36)$$

したがって,  $\dot{\omega}$  は  $\bar{e}$  の関数であり,  $\bar{e}$  によってどの程度変化するかを図 31 に示す.

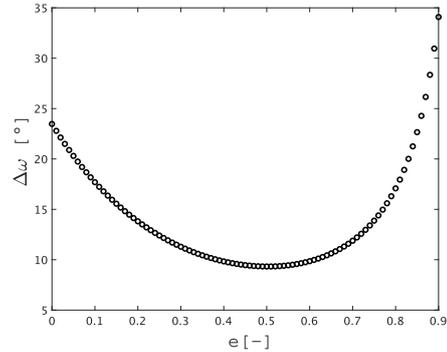


図 31 30 日間の軌道伝播をした時の  $\bar{e}$  に対する  $\dot{\omega}$  のずれ

今回の軌道設計では,  $e = 0.3602$  であり, 最小値をとる  $e = 0.5$  に近く比較的安定していると言える. 30 日の軌道伝播で  $\bar{\omega}$  が  $10^\circ$  振れるので適宜軌道維持マヌーバを行う必要がある.

### 8.4 設計した軌道の妥当性の検証

表 16 で与えた軌道要素をもとに, 太陽, 地球, 月のエフェメリスを用いて 30 日間の軌道伝播をすると図 32 のようになる. なお, マスコンを考慮するために, 月の球面調和関数を 50 次まで展開している.

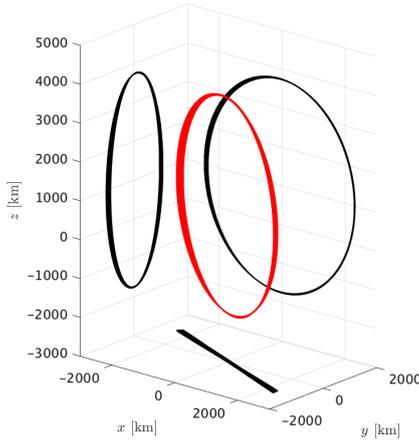


図 32 エフェメリスを用いた際の軌道の様子

### 8.5 $\Delta V$ の見積もり

本節では、軌道遷移および軌道維持に必要な  $\Delta V$  を見積もる。本衛星の推進器は電気推進器なので低推力にて解析する必要があるが、簡単のためにインパルス的に遷移する際の  $\Delta V$  にマージンを設けて考える。

#### 8.5.1 軌道遷移に必要な $\Delta V_{Tr}$

図 33 に軌道遷移の概念図を示す。概念図に示すように初期軌道、遷移軌道における近月点と遠月点でインパルス的に軌道遷移することを仮定する。このとき、 $\Delta V_{Tr}$  は以下のように求められる。

$$\Delta V_1 = \sqrt{\mu \left( \frac{2}{r_P} - \frac{1}{a_i} \right)} - \sqrt{\mu \left( \frac{2}{r_P} - \frac{1}{a_t} \right)} \quad (37)$$

$$\Delta V_2 = \sqrt{\mu \left( \frac{2}{r_Q} - \frac{1}{a_t} \right)} - \sqrt{\mu \left( \frac{2}{r_Q} - \frac{1}{a_m} \right)} \quad (38)$$

$$\Delta V_{Tr} = |\Delta V_1| + |\Delta V_2| \quad (39)$$

ただし、 $r_P$ ,  $a_i$ ,  $r_Q$ ,  $a_t$ ,  $a_m$  はそれぞれ初期軌道における近月点距離、軌道長半径、遷移軌道における遠月点距離、軌道長半径、ミッション軌道における軌道長半径とする。上式を用いて  $\Delta V_{Tr}$  を求めると、

$$\Delta V_{Tr} = 30 + 70 = 100 \text{ m/sec} \quad (40)$$

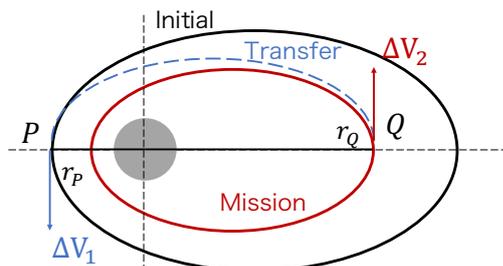


図 33 軌道遷移の概念図

#### 8.5.2 軌道維持に必要な $\Delta V_{SK}$

8.3 節で導出したように 30 日間で  $\bar{\omega}$  が  $10^\circ$  振れるので、これを元の  $\bar{\omega}$  ( $= 270^\circ$ ) に修正するマヌーバを考える。軌道維持マヌーバの概念図を図 34 に示す。軌道の大きさや形状は一定で、初期軌道と最終軌道が交差するため、軌道の平面内で角度  $\Delta\bar{\omega}$  回転させるために必要な  $\Delta V_{SK}$  は以下の式で与えられる。[35]

$$\Delta V_{SK} = 2\bar{e} \sin \frac{\Delta\bar{\omega}}{2} \sqrt{\frac{\mu}{a(1-e^2)}} \quad (41)$$

これを用いて計算すると、

$$\Delta V_{SK} = 89.9 \text{ m/sec/month} \quad (42)$$

となり、ミッション期間 1 年を通して軌道維持に必要な  $\Delta V_{SK}$  は、 $\Delta V_{SK} = 1079 \text{ m/sec}$  と見積もることができる。

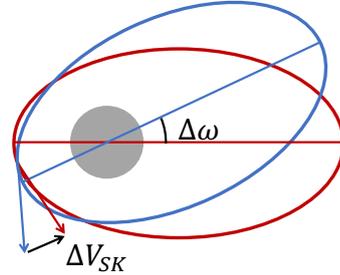


図 34 軌道維持の概念図

#### 8.5.3 全期間を通して必要な $\Delta V_T$

本衛星は、電気推進による低推力推進である。しかし現在の解析は、インパルス近似をして  $\Delta V$  を見積もっているため本来の値とは異なる可能性がある。そのため現状では、式 (40) および式 (42) で得られた値に 1.5 倍のマージンを設け、その値を元に推進系の設計を行う。

$$\Delta V_T = 1.5 \times (\Delta V_{Tr} + \Delta V_{SK}) = 1768 \text{ m/sec} \quad (43)$$

## 9 電源システム

### 9.1 フェーズ・モードごとの要求電力

本ミッションは消費電力の大きい電気推進を用いるため、特に電気推進を使用する際の電力バランスに注意する必要がある。要求電力計算では計算簡易化のため、6 章で説明したフェーズ・モードごとに要求電力を計算する。その際には、各機器の要求電力に 10% の余剰電力を考慮して計算する。各フェーズの各運用モードにおける要求電力をまとめたものを表 17 に示す。

### 9.2 太陽電池パドルのサイジング

各軌道フェーズによって要求電力が異なるため、要求電力が最大となるフェーズを基準として、太陽電池パドルのサイジングを行う。日陰時間と日照

表 17 電力モードごとの使用機器状況

系	機器	動作電圧 [V]	消費電力 [W]	初期運用	軌道遷移フェーズ			ミッション観測フェーズ				
					軌道遷移	通常運用	通信	観測	軌道維持	通信	通常運用	
水探査	DAQ(4 個)	5	8.0					○				
	(待機時)		8.0	○	○	○	○	○	○	○		
	誤差補正カメラ	5	2.6					○				
寿命測定	DAQ(2 個)	5	4.0					○				
	(待機時)		4.0	○	○	○	○	○	○	○		
姿勢制御	スターセンサ	5.2 - 5.4	1.2	○	○	○	○	○	○	○		
	ジャイロセンサ	3.3	0.016	○	○	○	○	○	○	○		
	太陽センサー	3.3/5	0.040	○	○	○	○	○	○	○		
	RW	28	6.6 <sup>*1</sup>	○	○	○	○	○	○	○		
	スラスタ (CGT)	28	10.5		○ <sup>*2</sup>				○ <sup>*2</sup>			
	(待機時)		1.3	○		○	○		○	○		
熱制御	ヒーター	28	5.0	○		○	○		○	○		
電源	電力制御装置	28	4.0	○	○	○	○	○	○	○		
通信	トランスポンダ (RARR)	28	7.9 <sup>*3</sup>	○	○		○	○		○		
	(ミッション・HK)		23.6				○			○		
C&DH	CPU	5	5.0	○	○	○	○	○	○	○		
推進	電気推進	200	115.0		○				○			
合計要求電力 [W]					43.0	151.7	43.0	58.7	45.6	151.7	58.7	43.0
10% 余剰 [W]					47.3	166.9	47.3	64.6	50.1	166.9	64.6	47.3

表 18 軌道 1 周の電力消費 (軌道遷移フェーズ)

運用モード	消費電力 [W]	時間 [min]	電力伝達効率	
日照時	軌道遷移	166.9	60.0	0.9
	通常運用	47.3	140.0	0.9
	通信	64.6	10.0	0.9
日陰時	軌道遷移	166.9	45.0	0.9
	通常運用	47.3	0.0	0.9
	通信	64.6	0.0	0.9
太陽電池パドルの所要発電量		137.7	255.0	

時間を考慮した寿命末期 (EOL) における最大要求電力は次の式 (44) に従う。

$$P_{sa}(EOL) = \frac{P_e T_e}{X_e} + \frac{P_d T_d}{X_d} \quad (44)$$

$P_e$ : 日陰時消費電力 [W]

$P_d$ : 日照時消費電力 [W]

$T_e$ : 日陰時間 [min]

$T_d$ : 日照時間 (発電時間) [min]

$X_e$ : バッテリから負荷までの電力伝達効率

$X_d$ : 太陽電池パドルから負荷までの電力伝達効率

軌道遷移フェーズで最も電力を使用する 1 周回におけるモードの組み合わせを考える。軌道遷移の時間短縮と電力バランスを考慮し、周回の半分の時間である 105 分を軌道推進モードに用いることとする。残りの時間を発電と通信に用いた結果が表 18 となる。

\*1 RW は主に姿勢を大きく変更する際に用いる。図 42 より、1 度の姿勢変更にかかる時間は最大 1 分以下である。本来の RW の消費電力は 23.4 W であるが、計算簡易化のため本来の RW の電力を 1 周分に換算し直した。

\*2 スラスタはアンローディング (UL) に用いる。使用時間がわずかであるので、計算簡易化のため、電力計算から外すことにする。

\*3 トランスポンダの消費電力は 23.6W であるが、白田地上局の可使用時間が全体の 1/3 以下であることから、1 周回の平均使用電力も 1/3 になると仮定する。

表 19 軌道 1 周の電力消費 (ミッションフェーズ)

運用モード	消費電力 [W]	時間 [min]	電力伝達効率	
日照時	観測	50.1	7.5	0.9
	軌道維持	166.9	67.5	0.9
	通信	64.6	10.0	0.9
	通常運用	47.3	80.0	0.9
日陰時	観測	50.1	7.5	0.9
	軌道維持	166.9	37.5	0.9
	通信	64.6	0.0	0.9
	通常運用	47.3	0.0	0.9
太陽電池パドルの所要発電量		171.0	210.0	

ミッションフェーズで最も電力消費が大きいモードの組み合わせを考える。消費電力が最大となるのは、1 カ月に 1 度の頻度で訪れる軌道維持モードの時である。その時には、周回の半分の時間を軌道推進モードに用いる。残りの時間のうち、水探査のための極域での中性子観測を行うことを考え 15 分を観測モードに使う。また、通信には 10 分の時間を用いるとし、残りの時間を発電に使う。日照・日陰も考慮したモードの組み合わせを表 19 に示す。

以上より、ミッションフェーズの表 19 のモードの組み合わせが最も消費電力が大きくなったため、以降は寿命末期 (EOL) における最大要求電力  $P_{sa}(EOL) = 171.0 \text{ W}$  として計算を行う。

人工衛星の寿命末期における太陽電池パドルの所要発電電力  $P(EOL)$  は式 (45) で求められる。なお、太陽入射角は太陽センサーの精度から 0.3 deg 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。

$$P(EOL) = \frac{P_{sa}(EOL)}{\cos\theta} \quad (45)$$

$\theta$ : 太陽入射角 (= 5.0 deg)

以上より、 $P(EOL)=171.6 \text{ W}$  となった。次に、太陽電池パドルの寿命初期 (BOL) における所要発電

表 20 太陽電池セル・アレイの諸元

項目	値
太陽光セル	
初期効率 [%]	27.9
出力電圧 [V]	2.3
温度係数 [%/°C]	-0.284
面積 [cm <sup>2</sup> ]	59.6
太陽光吸収率	0.92
放射線劣化率	0.93
厚さ [mm]	12
単位面積当たり質量 [mg/cm <sup>2</sup> ]	84
太陽光アレイ	
発電量 (BOL) [W]	235
発電量質量比 [W/Kg]	133

力 P(BOL) は、式 (46) で与えられる。

$$P(BOL) = \frac{P(EOL)}{(\epsilon_{rad}\eta_{life}\gamma)} \quad (46)$$

$\epsilon_{rad}$ : 放射線による劣化率

$\eta_{life}$ : 寿命による劣化

$\gamma$ : 温度劣化率

太陽電池パドルの放射線による劣化率は、表 20 より  $\epsilon_{rad} = 0.93$  である。

熱解析の結果から発電時の太陽電池パドルの平均動作温度は 75 °C となるため、太陽電池パドルの温度劣化率は式 (47) より求めると、 $\gamma = 0.87$  となる。

$$\gamma = 1 + \frac{(\tau_o - \tau_i)C_{temp}}{100} \quad (47)$$

$\tau_o$ : 動作温度 (75 °C)

$\tau_i$ : 初期効率温度 (28 °C)

$C_{temp}$ : 温度係数 (-0.284 %/°C)

最後に、寿命による劣化を考える。[36] より、典型的な多接合 GaAs セルを 10 年間使用した場合の動作電圧劣化率、動作電流劣化率はそれぞれ 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 365 日を想定しているため、寿命による劣化率  $\eta_{life}$  は以下の式 (48) で与えられる。

$$\eta_{life} = 0.836^{\frac{365}{365 \times 10}} = 0.982 \quad (48)$$

以上の結果を式 (46) に代入すると、P(BOL) は 217.1 W と求めた。この結果に基づき、小型衛星での打ち上げ実績があり展開機構を持つ MMA Design 社の HaWK シリーズの、HaWK38A-235 を太陽電池アレイとして選定した [37]。また、太陽電池セルの諸元は、SPECTROLAB 社の Ultra Triple Junction (UTJ) Solar Cell を用いた [38]。表 20 に太陽電池セル・アレイの諸元を示す。

### 9.3 バッテリーのサイジング

本衛星で用いるバッテリーセルの諸元を表 21 に示す。バッテリーには打ち上げ実績のある、GOM Space 社の NanoPower Battery 2600mAh を用いた [39]。

表 21 バッテリーセルの諸元

項目	値
容量 [mAh]	2600
公称電圧 [V]	3.6
温度範囲 [°C]	-20 - 20
質量 [g](1 パック分)	500
寸法 [mm](1 パック分)	93 × 86 × 41

消費電力が最も大きいミッションフェーズにおいて必要なバッテリー容量  $C_r$  を、式 (49) より見積もる。その結果、 $C_r = 6.91$  Ah が求めた。

$$C_r = \frac{P_e T_e}{C_d N_{series} V_d X_e} \quad (49)$$

$P_e$ : 日陰時消費電力 (163 W)

$T_e$ : 日陰時間 (0.75 h)

$C_d$ : 許容放電深度 (0.65)

$N_{series}$ : 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 [V]

$X_e$ : バッテリーから負荷への電力伝達効

本衛星の 1 周回時間は 210 分であり、ミッション期間は 1 年間であるため、バッテリーの充放電サイクルは約 2500 回である。[40] より、リチウムイオン電池のサイクル寿命をミッション期間のサイクル数の 2 倍に見積もって 5000 回としたときの放電深度は約 65% であるため、ここでは放電深度を 65% と設定する。バッテリーの電圧はバス電圧より大きい必要がある。バス電圧が 28 V であり、バッテリーセル一つ当たりの電圧が 3.6 V であるため、バッテリーセルの直列段数は 8 列とする。また、表よりセル一つ当たりの容量は表 21 より 2.6 Ah であるため、セルの並列段数は、3 列とした。以上より、必要なバッテリーセル数は 24 個である。表 21 にあるように、NanoPower Battery 2600mAh を 8 個まとめたバッテリーパック NanoPower BPX の重さが 500 g であることから、バッテリー全体の重さは 1500 g となる。

### 9.4 電力システム

電力システムに要求される役割は大きく分けて 3 つある。1 つ目は、日照時に太陽電池パドルが発生した電力を、安定した電圧で機器やバッテリーに供給することである。電力を外に逃がすシャント方式と、アレイの動作点を最大電力に追従させる PPT(Peak Power Plot) 方式がある。本衛星では、電気推進で大きな電力を必要とするため、消費可能電力が大きくなる PPT 方式を採用する。

2 つ目は、日蝕時のバッテリー放電による電圧の変化の制御である。バッテリー電圧を制御せず、直接バス機器に供給する非安定化バス方式と、電圧を一定に制御して供給する安定化バス方式があるが、本衛星では、電力伝達効率を高くし、電力を無駄なく使いたいという要求から、非安定化バス方式を採用

表 22 電力制御装置・電力分配制御装置の諸元

メーカー	BST	SETS
型番	PCU-110	PPU-200
入力電圧 [V]	28	28
出力電圧 [V]	5, 3.3	200
電力変換効率 [%]	90	91(250V, 180W 動作時)
出力電力 [W]		80 - 180
保証温度範囲 (動作時)[°C]	-20 - 40	-35 - 80
保証温度範囲 (待機時)	-30 - -50	-50 - 100
重量 [kg]	0.96	1.9
寸法 [mm]	236 × 105 × 87	218 × 120 × 103

する。

3 つ目は、各機器に電力を分配するために電圧を変換することである。本衛星では、28 V, 5 V, 3.3 V, 200 V の機器を使用する。バス電圧は 28 V であるため、28 V-5 V, 28 V-3.3 V, 28 V-200 V の DC/DC コンバータが必要である。

以上を踏まえて、電源システムに用いる機器を決定した。表 22 にその諸元を示す。Berlin Space Technologies(BST) の PCU-110[41] は、太陽電池パドルの発電電力の安定化やバッテリーを制御する役割を持つ電力制御装置 (PCU) としての機能と、電圧を変換し各機器に電力を分配する電力分配制御装置 (PDCU) としての機能をあわせもつ。電力伝達効率についてはデータシートに記載がなかったため、参考文献 [36] をもとに、バッテリーから負荷までの変換効率、太陽電池パドルから負荷までの変換効率をともに 90% とした。PCU-110 は、28V-200V の電圧変換機能を持ち合わせていない。そこで、電気推進用に電圧を制御することを目的として、Space Electric Thruster Systems (SETS) 社の PPU-200 を採用する [42]。

## 10 構造系

### 10.1 構造系への要求

構造系では、質量や形状、搭載機器に関する要求を満たすように設計する。

1. 質量が 50 kg 以下であること
2. 衛星構造が 500×500×500 mm に収まること
3. 各系の機器を指定された条件で搭載できること

また、打上げ時の機械的環境として表 23 に示す H2A の環境を仮定する。本衛星で仮定する LOTS の利用ではイプシロンでの打上げも考えられる。しかし、打上げ時の機械的環境として H2A の機械的環境を仮定することは、イプシロンの機械的環境よりも剛性やランダム振動などの観点で厳しいことから、問題ないと考える [43]。

### 10.2 主構造

6 面すべての外面をハニカムパネルにより構成する。内部では 2 枚のハニカムパネルにより中央に

表 23 H2A ロケットによる打ち上げ時の機械的環境

項目	要求	
準静的加速度	機軸方向	+5.0 G/-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	機軸方向	2.5 G <sub>0-p</sub> (5-100 Hz)
	機軸直交方向	2.0 G <sub>0-p</sub> (5-100 Hz)
ランダム振動	20~200 Hz	+3 db/oct
	200~2000 Hz	0.032 G <sup>2</sup> /Hz

配置する推進剤タンクを囲い、それら 2 枚のパネルの外側を機器の搭載にも使用する。使用するハニカムパネルは、コア材を AL3/16-5052-.002 とし、表面板を A2024-T3 とする。コア材の厚さは、底面のパネルを 20 mm, そのほかのパネルを 10 mm とする。表面板の厚みは 0.3 mm とした。

### 10.3 詳細構造

本節では、本衛星の座標系と、詳細な機器配置の設計方針、配置結果としての質量特性をまとめる。

#### 10.3.1 本衛星の座標系

本衛星の座標は、原点をロケット I/F の下面の真ん中にとり、太陽光パネル搭載面に向けて X 軸を、中性子望遠鏡の指向方向に向けて Z 軸をとり、右手系として Y 軸を設定する。

#### 10.3.2 搭載機器と質量バランス

構造系への要求として、搭載が求められる機器の質量と大きさを以下の表 25 に示す。

#### 10.3.3 機器配置の結果

機器配置方針の説明に先立ち、機器配置の結果をまとめる。使用するすべての機器を搭載した詳細構造を、図 35 に示す。また、図 36 と図 37 に本衛星の外観を示す。“Izumi” の構造は、500×500×500 mm に収まっており、また質量も 50 kg 以内に収まっていることが確認され、要求 1~3 を満たすことがわかった。

また太陽光パドル展開前後の、本衛星の重心と慣性モーメントを以下の表 24 に示す。重心位置に対する要求はないが、イプシロンロケットにおける小型衛星打上げの打上げ時の基準 (xy 方向 ± 5 mm) を満たしている [43] ことから、重心位置は十分に中心に位置すると言える。

#### 10.3.4 機器配置の方針

機器の搭載場所は底面と内部パネルの側面、そして外部パネルの 3 つに大別される。基本的な方針として、大きくて重い搭載機器は低い位置に置き、重心を低くし固有振動数を抑えることを目指す。さらにはできるだけ底面に置くことで内部のハニカムパネルに大きな応力がかかるのを避けることができる。これらの大きな機器を配置したあとに、小さくて軽い機器を配置していく。その際には各系か



表 25 衛星搭載品の質量と大きさ

系	小項目	数量	質量 [g]	合計質量 [g]	幅 [mm]	奥行 [mm]	高さ [mm]
水探査	EJ270	4	62.7	251	35	35	50
	望遠鏡筐体	4	2500	10000	180	180	12
	FEC	68	10	700			
	DAQ	4	100	500	95	95	1.6
	位置補正カメラ	1	400	400	100	100	65
寿命測定	EJ270	1	80	80	100	40	10
	筐体	1	170	170	120	50	20
	FEC	1	10	10			
	DAQ	1	100	100	95	95	1.6
電源	太陽光モジュール	1	1155	1155	400	200	10.9
	PCU	1	960	960	236	105	87
	PPU	1	1900	1900	218	120	103
	バッテリー	3	500	1500	93	86	41
通信/TT&C	S 帯送受信機	1	1130	1130	102	107	102
	S 帯アンテナ	2	132	264	79.8	79.8	12.1
	MCU	1	62	62	90.2	95.5	16.8
推進	BHT-100	1	3300	3300	80	80	55
	推進剤	1	9000	9000			
	タンク	3	660	1980	112	112	362
	CGT	8	115	920	Φ 24		53
熱制御	ヒーター	1	10	10	25.4	50.8	0.2
	展開ラジエータ	1	600	600	240	240	2
姿勢制御/測位	スターセンサ	1	108	108	40	40	83
	ジャイロセンサ	1	10	10	24	24	10
	太陽センサー	4	25	100	40	30	12
	RW	4	226	904	77	65	38
	制御基板	1	56	56	90	96	1.6
構造	上面プレート	1	404	404	450	450	10
	下面プレート	1	630	630	450	450	20
	側面プレート	4	465	1860	450	450	10
	内部プレート	1	465	465	450	430	10
	内部プレート	1	320	320	335	430	10
	ロケット I/F	1	511	511	Φ 255		53.3
	構造マージン			2000			
システムマージン				7600			
総計				50.0 [kg]			

ニカムパネルの伸び剛性,  $I'$  をハニカムパネルの断面二次モーメント,  $D$  をハニカムパネルの曲げ剛性としている。

$$K = \frac{Et}{1-\nu^2}, \quad D = \frac{EI'}{1-\nu^2} \quad (50)$$

$$I' = \frac{2}{3} \left( \frac{d}{2} + \frac{t}{2} \right)^3 - \frac{d^3}{12} \quad (51)$$

シェル近似のもとでは, ハニカムコアの諸元の中で密度と厚さのみを考慮した解析にとどまり, 強度などを用いた破壊モードの検討などは考慮しない。密度の参考として選定したコア材の諸元を以下の表 26 に示す [46]。スキン材は Collins Aerospace 社の製品を参考に A2024-T3 を選定した [47]。解析に使用した材料の諸元を表 27 に示す。

表 26 アルミニウムハニカムコアの諸元

項目	AL3/16-5052-.002
密度 [kg/m <sup>3</sup> ]	91
製造元	昭和飛行機工業株式会社
TRL	9 (搭載実績あり)

表 27 アルミニウムの諸元

項目	A2024-T3	A5052
密度 [kg/m <sup>3</sup> ]	2810	2680
引張耐力 [MPa]	289.6	193.0
引張強さ [MPa]	434.4	228.0
縦弾性係数 [GPa]	72.4	70.3
せん断弾性係数 [GPa]	27.6	25.9

#### 10.4.2 強度解析

機軸方向と機軸垂直方向における, 静荷重解析の結果を示す。式 (52) をもとに構造の破壊に対する安全余裕 (Margin of safety:MS) を評価する。ここで引張強さに対する安全率は 1.5, 引張耐力に対す

る安全率は 1.25 として [48], 解析モデルの不確定性を考慮するために不確定係数 1.2 を導入する. 引張強さよりも引張耐力に対する MS のが厳しいため, 以降では耐力に対する MS を考える. 要求に対する静荷重解析の結果を表 28 に示す.

$$MS = \frac{\text{引張耐力}}{\text{解析応力} \times \text{安全率} \times \text{不確定係数}} - 1 \quad (52)$$

表 28 静荷重解析の結果

	静荷重 [G]	最大応力 [MPa]	安全余裕
x	-6.0	9.9	14.8
y	±5.0	17.4	8.0
z	±5.0	12.4	11.8

### 10.4.3 固有振動解析

ロケットインターフェースを剛に結合したと仮定したときの, 固有振動解析を実施する. 各軸方向の 1 次固有振動数を表 29 にまとめる. パネル同士や機器と構造を剛に接合していることから, 実際よりも剛性が高くシミュレーションされている. それに対しては解析モデルの不確定性を組み込んでいるマージンにより, 十分に吸収されると考える.

表 29 各軸の 1 次固有振動数

	x	y	z
固有振動数 [Hz]	237	126	113

### 10.4.4 正弦波振動とランダム振動

正弦波振動の見積もりでは, 入力レベルに対して共振倍率  $Q$  をかけることで, 等価静加速度を仮定する. 固有振動数はすべての軸方向で 100 Hz を超えており, 現段階の構造設計では共振はしない見込である. しかし今後の設計において固有振動数が 100 Hz を下回り, 正弦波振動において共振する可能性を考えて, 以下の検討を行う. 共振倍率を  $Q=20$  と仮定したときに, 正弦波振動入力に対する等価な静荷重は, 以下の表 30 のように求められる.

表 30 正弦波振動による各軸の等価静荷重

	入力レベル [G]	設計荷重 [G]
x	2.5	50
y	2.0	40
z	2.0	40

各軸の固有振動数においてランダム振動と共振する場合を, 等価静荷重の解析で評価する. 各固有振動方向の応答加速度  $G$  を Miles の式 (53) より計算し, それを 3 倍した値 ( $3\sigma$  荷重) を等価静加速度として評価する. 各軸で想定する設計荷重は以下の式 (53) から求められ, 表 31 に示す. ここで,  $Q$  を共振倍率,  $f$  を各軸の固有振動数,  $PSD$  を各固有振動数における加速度のパワースペクトルとする.

$$F = 3G = 3\sqrt{\frac{\pi}{2} \times Q \times f \times PSD} \quad (53)$$

表 31 ランダム振動による各軸の等価静荷重

	固有振動数 [Hz]	PSD[G <sup>2</sup> /Hz]	設計荷重 [G]
x	237	0.032	~50
y	126	0.021	~30
z	113	0.019	~25

正弦波振動とランダム振動で各軸に想定された等価静荷重により, 本衛星構造が十分に安全余裕を保っているかを検討する. 各軸に想定される最大の等価静荷重とその際の最大応力を以下の表 32 にまとめる. 安全率は, 静荷重解析のときと同様に式 (52) を用いて評価している.

表 32 正弦波/ランダム振動による各軸の等価静荷重解析

	最大荷重 [G]	最大応力 [MPa]	安全余裕
x	50	82.5	1.34
y	40	138	0.39
z	40	98.9	0.95

安全マージンが最小になる,  $y$  軸方向に 40G を加えた場合に最大の応力が発生する箇所を図 38 に示す最大応力は, 内部のハニカムパネル (IP2) の下部に生じる. 以上の結果より, 本衛星の構造は, 打ち上げ時の機械的環境に耐えうることが確認された.

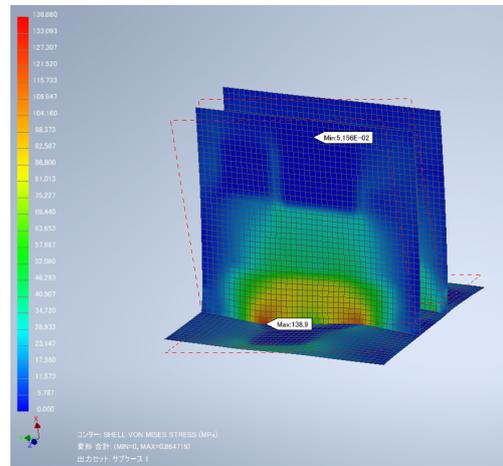


図 38 最大応力のかかる内部ハニカムパネル

## 11 熱制御

### 11.1 システム要求

熱制御系への要求は衛星搭載機器の温度が常に許容温度範囲内に収まるように搭載機器及び断熱・放熱面を配置することである. 本衛星は近月点距離 20 km, 遠月点距離 2000 km の楕円軌道であり, 太陽傾斜角は  $\beta = 0^\circ \sim 90^\circ$  の値をとる. そこで本衛星の置かれる熱環境が最悪条件となりうる  $\beta = 0^\circ, 90^\circ$  において解析を行う.

## 11.2 外部熱入力

本衛星への外部熱入力は、太陽放射、地球アルベド、地球赤外放射、月アルベド、月赤外放射の5つである。これらのうち支配的な熱入力は太陽放射と月赤外放射であり、ここではこの2つについて詳細に述べる。

### 1. 太陽放射

太陽放射による熱入力は式 (54) で表される。

$$Q_s = \alpha_s A_s E_s \quad [W] \quad (54)$$

$\alpha_s$ : 太陽光吸収率

$A_s$ : 太陽の投影面積 [m<sup>2</sup>]

$E_s$ : 太陽光放射照度 [W/m<sup>2</sup>]

### 2. 月赤外放射月赤外放射による熱入力は式 (55) で表される。

$$Q_e = \epsilon_H A_e E_e \quad (55)$$

$\epsilon_H$ : 全半球放射率

$A_e$ : 月の投影面積 [m<sup>2</sup>]

$E_e$ : 月赤外放射照度 [W/m<sup>2</sup>]

## 11.3 熱数学モデル

離散化した各ノードに対して外部熱入力量や機器発熱による熱流とノード間の熱コンダクタンスによって決まる熱平衡方程式を解くことで解析を行う。宇宙機を  $n$  個のノードに分割したときのノード  $i$  に対する熱平衡方程式は式 (56) で表される。

$$C_i \frac{dT_i}{dt} = Q_i + Q_{gi} - \sum_{j=1}^n K_{ij}(T_i - T_j) - \sum_{j=1}^n R_{ij}(T_i^4 - T_j^4) \quad (56)$$

$C_i$ : ノード  $i$  の熱容量 [J/K]

$T_i, T_j$ : ノード  $i, j$  の温度 [K]

$Q_i$ : ノード  $i$  への熱入力 [W]

$Q_{gi}$ : ノード  $i$  の機器発熱 [W]

$K_{ij}$ : ノード  $i, j$  間の熱伝導コンダクタンス [W/K]

$R_{ij}$ : ノード  $i, j$  間のふく射コンダクタンス [W/K<sup>4</sup>]

また、熱数学モデルの構築及び計算には Thermal Desktop(プリポスト操作), RadCAD(ふく射熱結合計算), SINDA/FLUINT(ソルバー)を使用した。各パネルのノード数は表 33 の通りである。

表 33 ノード数

パネル名	ノード数
+X 外部パネル	1
その他外部パネル	各 36
内部パネル	各 36
太陽電池パネル	各 9
可逆展開ラジエータ (RTP)	86

## 11.4 熱解析条件

高温最悪条件、低温最悪条件のそれぞれについて熱解析を行い、各機器の温度が許容温度範囲内に収

まることを確認する必要がある。しかし、 $\beta = 90^\circ$  では太陽光が常に入射する一方、 $\beta = 0^\circ$  では月赤外放射による熱入力が大きいため高温/低温最悪条件を一概に定義できない。また電気推進作動時と非作動時で機器発熱が大きく異なることも考慮する必要がある。そこで、高温/低温最悪条件になりうる  $\beta = 0^\circ, 90^\circ$  のそれぞれについて電気推進作動時と非作動時に分けて解析を行う。また、電気推進機以外の各機器からの発熱量は表 17 に示した消費電力 (RW・トランスポンダは実効値, CGT は待機時) の 0.95 倍とし、電気推進機からの発熱量については後述する。なお、アルミニウムの熱伝導率は 137 W/m/K とする。

## 11.5 熱設計

機器の予測温度範囲が許容温度範囲内に収まるように熱設計を行う。熱設計は以下の手順で行う。作動時の発熱量が大きい電気推進機および、月面からの赤外放射の影響が  $\beta$  角によって大きく変わる太陽光パネルについては衛星本体と断熱し、独立熱制御とする。したがって上記の2つの系と衛星本体の合計で3つの系に分けて設計を行う。

### (i) 衛星本体

軌道上での衛星の姿勢は太陽光パネルがついている +X 面が常に太陽方向に拘束されており、定常運用において +X 面以外の面が長時間太陽方向を向くことはない。したがって +X 面をすべて断熱し、その他の面については構造系の機器配置をもとに適切な面積の放熱部を設置する。

IP2 面にはリアクションホイール、トランスポンダなどが取り付けられており、これらの発熱量に合わせて IP2 面と ±Y 面の結合部付近にそれぞれ 0.15 m<sup>2</sup> の放熱部を設置する。作動時の発熱量が大きい PPU は -Y 面の放熱部の内側に設置する。またバッテリーの許容温度範囲が高温側、低温側ともに厳しいため、バッテリーは熱的に安定な -X 面の内側に設置する。望遠鏡及び中性子寿命測定機器は構造上は -X 面に固定されているが、機器が +X 近くまで伸びているため -X 面からでは効率よく排熱できない。したがってサーマルストラップにより機器を +Z 面と熱的に結合し、+Z 面から排熱を行う。これらの機器の発熱に合わせて +Z 面の放熱面積は 0.05 m<sup>2</sup> とする。なお機体の内部は温度の偏りを防ぐために黒色塗装する。

### (ii) 電気推進機

電気推進機による発熱は推進効率、ビーム効率、電力利用効率などから 54 W と算出される。作動時の高温側動作限界に合わせて放熱面を設けると非作動時に低温側の許容温度を下回らないように

するために大きなヒーター熱負荷が必要になり電力消費が大きくなってしまいます。そこで本ミッションには電気推進機用の放熱面として可逆展開ラジエータ (RTP) を使用する。RTP はアクチュエータに形状記憶合金を使用しており、高温になると自動的に展開し、低温になると閉じることで放熱面積を制御できる先進的デバイスである [49]。本ミッションでは RTP によってフィン収納時には電気推進機および中和器が取り付けられている  $0.16 \times 0.10 \text{ m}$  以外の部分がすべて覆われ、フィン展開時には  $0.10 \text{ m}^2$  の放熱面が確保できるように設計した。なお RTP の表面物性については表側を OSR, 裏側を MLI とした。RTP の模式図を図 39 に示す。ただし図中の青色部分は裏側の MLI で覆われた部分である。なお電気推進非作動時 (フィン収納時) にも推進機の部分からの放熱は起きるため、ORBITAL ENGINEERING 社製の  $5 \text{ W}$  ヒーター OH1-2525/157[50] を用いる。ただし、ヒーターは推進機の温度が  $-10^\circ\text{C}$  まで下がった時に起動させ  $-5^\circ\text{C}$  まで上がると動作を停止する。

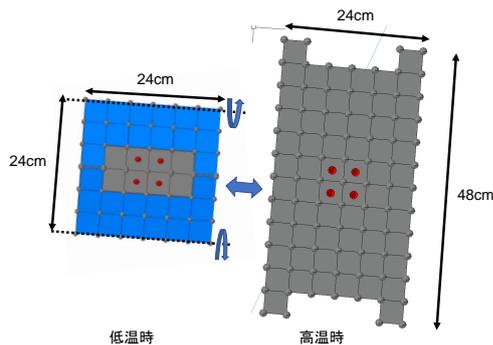


図 39 RTP の模式図

### (iii) 太陽光パネル

太陽光パネルは表面からの入熱に対して裏面から放熱する。熱入力を低減するために表面には発電に寄与しない波長を反射する BRR (Blue and Red Reflective) コーティング [51] を施す。また、放熱を促進するため、裏面には吸収率が低く放射率の高い導電性 Z-93 [52] の白色塗装を施す。

### 11.6 熱制御素子

各熱制御素子の熱光学特性を表 34 に示す。また、MLI の実効放射率は  $0.03$  とした。

表 34 熱光学特性 [53],[52]

項目	吸収率	赤外放射率
黒色塗料 (CHEMGLAZE Z306)	0.92	0.83
白色塗料 (導電性 Z-93)	0.14	0.94
OSR	0.15	0.80
太陽電池素子 (GaAs)	0.82	0.74

### 11.7 解析結果

$\beta = 90^\circ$  , 電気推進作動時の解析結果を図 40 に、全 4 ケースの各機器動作温度範囲と許容温度範囲を図 41 に示す。

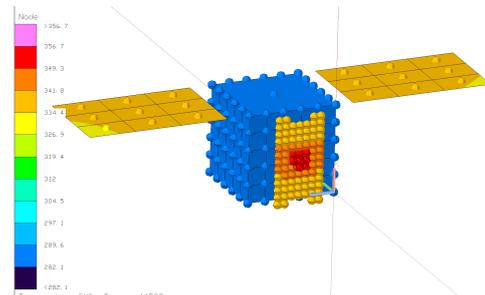


図 40 熱解析結果 ( $\beta = 90^\circ$ )

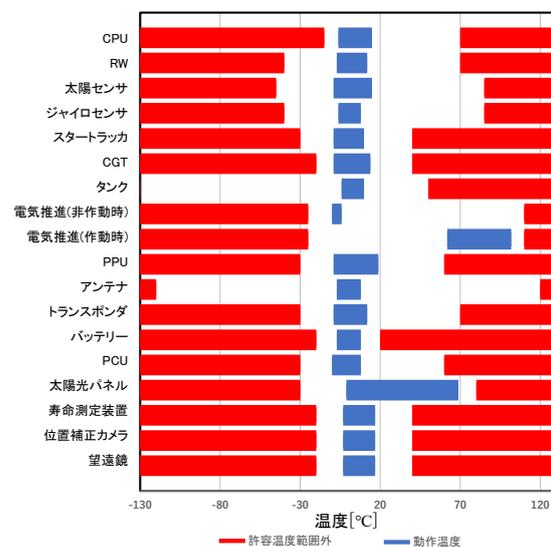


図 41 動作温度範囲

## 12 姿勢制御系

### 12.1 姿勢安定方式

ミッション要求から、観測時には観測機器を搭載した面を月面に指向させ続ける必要があり、この際衛星の姿勢は静定させる必要がある。高分解能での観測を実現するための姿勢指向精度要求は  $0.1 \text{ deg}$  である。したがって、本衛星では姿勢安定方式として 3 軸ゼロモーメントム方式を採用する。姿勢制御のアクチュエータには、推進剤を必要とせず、数多くの小型衛星に搭載されてきたリアクションホイール (RW) を用いる。

### 12.2 姿勢決定

本衛星には、スタートラッカ、太陽センサ、慣性センサ (IMU) を搭載する。これらの機器を用いるのは、本衛星が月周回軌道にあり、磁気センサや地球センサの使用が困難なためである。スタート

ラッカは NanoAvionics 社の ST-1 [54] を、太陽センサは Solar MEMS 社の SSOC-A60 [55] を、慣性センサは Epson 社の M-G370 [56] を選定した。すべての機器で宇宙機への搭載実績がある。各センサの諸元を表 35 - 37 に示す。

表 35 スタートラッカの諸元

項目	値
精度 [°] (3 $\sigma$ , 2axes)	8
視野角 [°]	$\Phi 21$

表 36 太陽センサの諸元

項目	値
正確度 [°] (3 $\sigma$ )	0.3
精度 [°]	0.05
視野角 [°]	$\pm 60$

表 37 慣性センサの諸元

項目	値
計測範囲 (角速度) [°/s]	$\pm 450$
ジャイロバイアス安定性 [°/hr]	0.8
アングランダムウォーク [°/ $\sqrt{\text{hr}}$ ]	0.06

センサから得られるデータには誤差があるため、スタートラッカを搭載した衛星の姿勢推定によく用いられる乗法的クォータニオン拡張カルマンフィルタ (MEKF) を用いて、誤差修正を行う。[57]

### 12.3 姿勢制御

姿勢制御のアクチュエータには、リアクションホイール (RW) を用いる。選定した RW は、Rocket Lab 社の RW-0.06 [58] であり、諸元を表 38 に示す。冗長性を確保するため RW は 4 機搭載し、正四面体型に配置する (4 スキュー配置)。スキュー角は、 $\beta_s = 35.26 \text{ deg}$  とした。

表 38 RW の諸元

項目	値
飽和角運動量 [Nms]	0.18
定格トルク [Nm]	0.02
慣性モーメント [ $\text{kgm}^2$ ]	$1.19 \times 10^{-4}$

衛星の姿勢は基準となる座標系からの回転で表せる。回転の表現にはオイラーパラメータを用いる。機体固定座標系が、基準となる座標系から、単位ベクトル  $\lambda = [\lambda_1 \lambda_2 \lambda_3]^T$  で表される軸周りに  $\theta_s$  だけ回転しているとき、衛星の姿勢を表すオイラーパラメータはクォータニオンにより式 (57) で表現される。

$$\mathbf{q} = \begin{bmatrix} q_1 \\ q_2 \\ q_3 \\ q_4 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \lambda_1 \sin \frac{\theta_s}{2} \\ \lambda_2 \sin \frac{\theta_s}{2} \\ \lambda_3 \sin \frac{\theta_s}{2} \\ \cos \frac{\theta_s}{2} \end{bmatrix} \quad (57)$$

ここで  $\mathbf{q}$  はベクトル部  $\bar{\mathbf{q}} = [q_1, q_2, q_3]^T$  とスカラー部  $q_4$  から構成される。本ミッションでは、姿勢を静定させる必要があるため、rest-to-rest の姿

勢変更を考える。RW 搭載衛星の機体固定座標系における運動方程式は式 (58) で表せる。

$$\dot{\mathbf{H}}_B + \boldsymbol{\omega}_B \times \mathbf{H}_B = \mathbf{T}_{\text{out}} \quad (58)$$

ここで  $\mathbf{H}_B$  は衛星全体の角運動量、 $\boldsymbol{\omega}_B$  は衛星の角速度を表している。外乱トルクを  $\mathbf{T}_{\text{out}} = 0$  と仮定すると、姿勢変更に必要なトルク  $\boldsymbol{\tau}$  は、PD 制御の一種であるクォータニオンフィードバックにより、式 (59) で求められる。 $\mathbf{q}_e$  は誤差クォータニオンであり、目標姿勢と現在の姿勢から求められる。

$$\boldsymbol{\tau} = k_p \bar{\mathbf{q}}_e - k_d \boldsymbol{\omega}_B \quad (59)$$

$$k_p = 50, k_d = 75$$

このトルクを発生させるように、式 (60) の駆動則を用いて各 RW に入力するトルク  $\mathbf{u}$  を決定する。また、姿勢変更終了時に各 RW の角運動量  $\mathbf{h}_{\text{RW}}$  がノミナル値  $\mathbf{h}_0 = [h_0 \ h_0 \ h_0 \ h_0]^T$  に戻るような制御を行う。

$$\mathbf{u} = \mathbf{W}^\dagger (-\boldsymbol{\tau} - \boldsymbol{\omega} \times \mathbf{h}) - k_h (\mathbf{h} - \mathbf{h}_0) \quad (60)$$

$$k_h = 0.2, h_0 = 0.06 \text{ Nms}$$

ここで、 $\mathbf{W}$  は式 (61) を満たし、 $\mathbf{W}$ ,  $\mathbf{W}^\dagger$  はそれぞれ式 (62), (63) で定義される。

$$\mathbf{H}_B = \mathbf{W} \times \mathbf{h}_{\text{RW}} \quad (61)$$

$$\mathbf{W} = \begin{bmatrix} c\beta_s/\sqrt{2} & -c\beta_s/\sqrt{2} & -c\beta_s/\sqrt{2} & c\beta_s/\sqrt{2} \\ c\beta_s/\sqrt{2} & c\beta_s/\sqrt{2} & -c\beta_s/\sqrt{2} & -c\beta_s/\sqrt{2} \\ -s\beta_s & s\beta_s & -s\beta_s & s\beta_s \end{bmatrix} \quad (62)$$

$$(c\beta_s = \cos \beta_s, s\beta_s = \sin \beta_s)$$

$$\mathbf{W}^\dagger = \mathbf{W}^T (\mathbf{W}\mathbf{W}^T)^{-1} \quad (63)$$

観測モードへの姿勢変更の最悪ケースは、 $\lambda = [1 \ 0 \ 0]^T$  の軸周りに  $180^\circ$  衛星を回転させる場合である。この場合のシミュレーション結果を図 42 に示す。最悪ケースでも、各 RW の角運動量が飽和することなく、約 1 分で目標姿勢に到達し衛星を静定させることが可能である。

### 12.4 外乱トルク

一般に人工衛星にはたらく環境外乱トルクには、(i) 太陽光輻射圧トルク、(ii) 重力傾斜トルク、(iii) 大気抵抗トルク、(iv) 磁場トルクが存在する。本衛星は月を周回するため、(i)、(ii) のみを考慮する。

(i) 重力傾斜トルク

$$\mathbf{T}_g = \frac{3\mu}{r^3} \hat{\mathbf{r}} \times \mathbf{J} \hat{\mathbf{r}} \quad (64)$$

$\mu$  : 月重力定数 ( $= 4.902 \times 10^3 \text{ km}^3/\text{s}^2$ )

$r$  : 月心から衛星までの距離 [km]

$\hat{\mathbf{r}}$  : 月心から衛星中心への単位ベクトル  
( $= [1/\sqrt{3} \ 1/\sqrt{3} \ 1/\sqrt{3}]^T$  で検討)

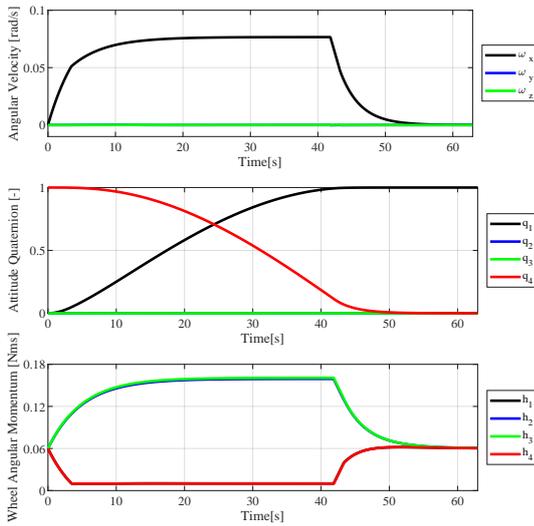


図 42 姿勢変更時の衛星角速度 (上), 衛星姿勢 (中), 搭載 RW の角運動量 (下)

## (ii) 太陽輻射圧トルク

$$\mathbf{T}_{sp} = P_{sp} (1 + q_{sp}) \cos i_{sp} \mathbf{A}_s \times \mathbf{r}_s \quad (65)$$

$P_{sp}$  : 太陽光輻射定数 ( =  $4.62 \times 10^{-6}$  N/m<sup>2</sup> )  
 $q_{sp}$  : 反射係数 ( = 0.6 )  
 $i_{sp}$  : 太陽光入射角 ( 最大値の 0 rad で検討 )  
 $\mathbf{A}_s$  : 衛星の表面積ベクトル  
 $\mathbf{r}_s$  : 衛星の質量中心から幾何中心へのベクトル

衛星に外乱トルクが働くことで、角運動量が蓄積する。本衛星は高度  $20 \times 2000$  km の楕円軌道を周回するため、軌道上の位置によって重力傾斜トルクの値は大きく異なる。したがって、蓄積される角運動量を軌道 1 周にわたって積分すると、結果は式 (66) のようになった。

$$\mathbf{h}_{cycle} = [2.67 \ 1.50 \ -4.17]^T \text{ [mNms]} \quad (66)$$

ここで、搭載する RW の飽和角運動量は 1 機あたり 0.18 Nms であり、スキュー配置を考慮すると、各機体軸方向の飽和角運動量は 0.416 Nms となる。軌道 1 周で蓄積される角運動量は飽和角運動量よりも十分に小さい。また、本衛星のミッション期間 (1 年) の間に蓄積される総角運動量は、

$$|\mathbf{h}_{total}| = 13.0 \text{ Nms} \quad (67)$$

となる。4 機の RW のうち、いずれか 1 機に RW の飽和角運動量の半分が蓄積した場合、可及的速やかにコールドガススラスタ (CGT) を用いて、アンローディング (UL) を行う。

## 13 推進系

### 13.1 役割および要求

本衛星で、推進系は以下の 3 つの役割を担う。

#### 1. 月の凍結軌道への軌道遷移

#### 2. 凍結軌道における軌道維持 (近月点引数の維持)

#### 3. 蓄積角運動量のアンローディング (UL)

まず 1 と 2 について検討する。これらに必要な速度増分  $\Delta V$  の合計は 8.5.3 項で求めたように 1768 m/s である。化学推進を用いた場合、代表的な比推力  $I_{sp}$  として 300 s を仮定すると推進剤消費量はツィオルコフスキーの式

$$\Delta V = g I_{sp} \ln \frac{M_0}{M_0 - m_t} \quad (68)$$

から 22.58 kg となるが、本衛星の場合は各サブシステムへの質量配分の観点から難しい。そこで比推力の大きい電気推進を用いる。また役割の 2 の制約として、1 か月毎に 134.9 m/s の速度増分を発生させなければならない。よって、噴射時間  $t$  の間の噴射推進剤質量が機体質量に比べて十分小さいと仮定したときに成り立つ以下の式

$$\Delta V = \frac{F_t}{M_0} t \quad (69)$$

より最低でも 2.6 mN 程度の推力が求められ、さらに実際の運用において全ての期間で推進を優先することはできないため、現実的には 5 mN 以上の推力が必要である。本衛星では推進系に割ける電力が 100 W 程度であることからおよそ 50 mN/kW の推力電力比が求められる。これらを満たす推進機として Busek 社のホールスラスタ (HET) である BHT-100[59] を選定した。

HET は化学推進より数倍大きい比推力と、電気推進の中では最高レベルの推力を両立するバランスの良いスラスタである。小型宇宙機においても利用が広がりつつあり、同様に小型化に成功しているイオンスラスタと比べて高い電力推力比を持つ。

BHT-100 については Busek 社から、地上試験をもとにした作動点に関するデータが提供されており [60], それをもとに本ミッションにおけるノミナルの作動点を表 39 のように設定した。同機は推進剤としてヨウ素及びキセノンに対応している。ヨウ素は推進剤供給系の質量や体積を抑えることができる一方、キセノンはスラスタの応答性や許容温度、地上試験のしやすさ、使用実績で利点がある。本ミッションにおいては後者を重視し、キセノンを推進剤とした。

次に 3 については推進剤のキセノンを前述の HET と共有することを想定し、コールドガスジェットスラスタ (CGT) を採用した。高圧ガスを加熱やプラズマ化せずにそのまま噴き出すという原理上、比推力は小さいが比較的簡易な構造で実現できる。キセノンを用いる CGT として Moog 社の 58E163A[61] を採用し、その諸元を表 40 に示す。

表 39 本ミッションにおける BHT-100 の作動点

項目	値
推進剤	キセノン
放電電圧 [V]	200
放電電流 [A]	0.51
総電力 [W]	115
推力 [mN]	7.25
比推力 [s]	1067
推力電力比 [mN/kW]	63.3

これを 8 台搭載する。

表 40 CGT の諸元

項目	値
推力 [N] (90 bar 下)	1.3
比推力 [s]	21
応答性 [ms]	0.01

この UL で必要となるキセノンの質量を求める。CGT の回転中心からの距離を  $L$  とおくと、12.4 節より 1 年のミッション期間で蓄積する総角運動量  $h_{\text{total}}$  は

$$h_{\text{total}} = [6.69 \ 3.75 \ -10.44]^T \text{ [N m s]} \quad (70)$$

であり、必要な噴射推進剤質量に関しては

$$m_3 = \frac{h_{\text{total}}}{LgI_{\text{sp}}} \quad (71)$$

で求められるから、 $m_3 = [75.0 \ 42.0 \ -117.0]^T \text{ g}$  と分かる。CGT の配置より、実際に必要な推進剤質量は各軸についての値の絶対値を足し合わせたものになるから、234 g と求まる。各役割ごとの要求および使用推進機を表 41 にまとめた。

表 41 各役割の要求および使用推進機

役割	推進機	$\Delta V$ [m/s]	推進剤量 [kg]
1	HET(BHT-100)	150	0.71
2	HET(BHT-100)	1618	7.06
3	CGT(58E163A)		0.23

### 13.2 設計概要

推進系の構成を図 43 に示す。

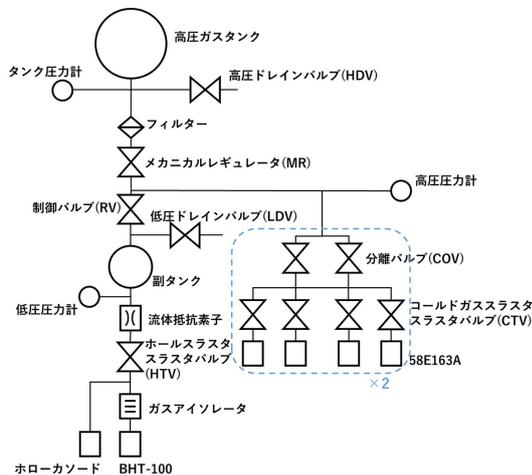


図 43 推進系の構成

### 13.3 タンク諸元

ホールスラストと CGT の推進剤であるキセノンは共通の高圧タンクにて貯蔵する。タンク内の最大予想使用圧力 (MEOP) が 10 MPa 以下となるよう設定する。必要なキセノンの質量は表 41 の合計である 8.00 kg にマージンを加えて 9.00 kg とし、まずは圧力が最も大きくなるタンク温度の上限 50 °C において 10 MPa を超えないようなタンク体積を求める。なお超臨界時のキセノンの体積は以下に示すファンデルワールスの状態方程式を用いて近似できる。

$$(p_t + \frac{n_t^2 \alpha_t}{V_t^2})(V_t - n_t \beta_t) = n_t R T_t \quad (72)$$

なお各定数は  $\alpha_t = 4.192 \times 10^{11} \text{ Pa cm}^6 \text{ mol}^{-2}$ 、 $\beta_t = 51.6 \text{ cm}^3 \text{ mol}^{-1}$ 、 $R = 8.31 \text{ J K}^{-1} \text{ mol}^{-1}$  である。よってタンクの合計体積  $V_t$  が 8300 cm<sup>3</sup> 以上であれば上記の条件を満たすと分かり、これは NIST Chemistry WebBook[62] の値と概ね一致する。以上の圧力条件の他、周囲のコンポーネントとの空間的な制約も考慮し、同形状のタンクを 3 つ並べる形式を選択した。タンクの諸元を表 42 に示す。

表 42 タンク諸元

項目	値
材料	Ti-6Ar-4V
全長 $L_{\text{tank}}$ [mm]	362.4
円筒部長さ $l_{\text{tank}}$ [mm]	250
球部内径 $r_{\text{tank}}$ [mm]	55
厚さ $t_{\text{tank}}$ [mm]	1.2
数量 [個]	3
タンク合計容積 [cm <sup>3</sup> ]	9220
タンク合計質量 [kg]	1.98

板厚  $t_{\text{tank}}$  については以下の通り求めた。合計容積を 9220 cm<sup>3</sup> としたとき、式 (72) より MEOP は 9.22 [MPa] と求まる。これに安全率 2.0 を乗じることで、設計破壊圧力  $p_{\text{max}}$  は 18.44 MPa と求まる。円筒型容器の応力は以下の式で求められる。 $\sigma_{r_1}$  と  $\sigma_{r_2}$  については薄膜近似より 0 とした。

$$\sigma_{\theta_1} = \frac{r_{\text{tank}}}{t_{\text{tank}}} p_t, \quad \sigma_z = \frac{r_{\text{tank}}}{2t_{\text{tank}}} p_t \quad (73)$$

$$\sigma_{\theta_2} = \sigma_{\phi} = \frac{r_{\text{tank}}}{2t_{\text{tank}}} p_t \quad (74)$$

よって最大引張応力  $\sigma_{\text{max}}$  と最大剪断応力  $\tau_{\text{max}}$  は

$$\sigma_{\text{max}} = \sigma_{\theta_1} = \frac{r_{\text{tank}}}{t_{\text{tank}}} p_t \quad (75)$$

$$\tau_{\text{max}} = \frac{\sigma_{\theta_1} - \sigma_z}{2} = \frac{r_{\text{tank}}}{2t_{\text{tank}}} p_t \quad (76)$$

と求められる。材料として用いるチタン合金 Ti-6Ar-4V の許容応力特性は以下の表 43 に示す。引張強さの 2.0 倍の安全率を確保する板厚は 1.06 mm 以上であり、1.2 mm と設計した。

表 43 チタン合金 Ti-6Al-4V の特性

項目	値
密度 [g /cm <sup>3</sup> ]	4.43
降伏応力 [MPa]	888
引張強さ [MPa]	957

なお、実際の小型衛星開発においては高圧ガス保安法に基づき検査や手続きが数多く必要であるため、宇宙もしくは地上での一定以上の使用実績がある既製品を選定して使用することが望ましい。その場合、本ミッションに最適化したタンクではないため、質量や形状の面で他のコンポーネントに影響が出る可能性がある。

### 13.4 パルプ等諸元

バルブをはじめとした、高圧タンク以外のガス系について、諸元を表 44 に示す。これらの合計質量は 1210 g と見積もられる。

表 44 ガス系諸元 (高圧タンク除く)

項目	使用製品	質量 [g]	個数
HDV・MR・RV	51E186 (Moog)	200	各 1
LDV・HTV	M series (Predyne)	50	各 1
COV		10	4
CTV		10	8
副タンク		100	1
圧力計		30	3
配管等	Swagelok 他	200	-

## 14 C&DH 系

### 14.1 衛星のシステム構成

衛星のシステムブロック図を図 44 に示す。

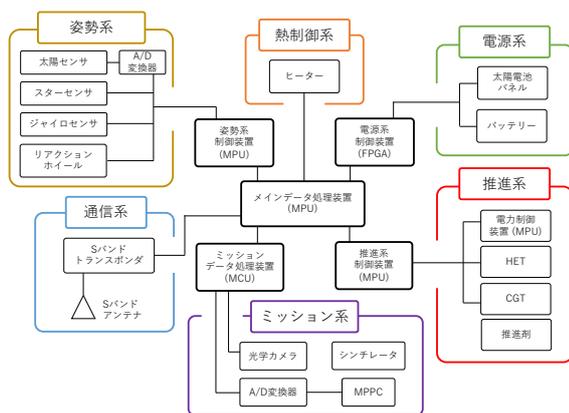


図 44 衛星のシステムブロック図

姿勢系や電源系、推進系、ミッション系には、それぞれ集中制御用の処理装置を設ける。メインのデータ処理には宇宙機での利用実績がある NanoAvionics 社の SatBus 3C2 OBC[63] を用い、各バスシステムから取得する HK データやミッションデータの処理と保存、および地上局から受信するコマンドデータの処理を行う。取得データの保存は OBC スロット内の microSD (32 GB) で

行う。また、これらのデータをパケットとして処理し、通信機に伝送する。推進系の電力制御装置ではスラスタに供給する電力の調整や制御を行う。

### 14.2 通信データ量

本節では、衛星と地上局の間で送受信を行う通信データ量について述べる。検討すべきデータは、コマンドデータ、HK データ、ミッションデータの 3 つである。

#### 14.2.1 コマンドデータ

本衛星の重量が 50 kg であることから、図 45 よりコマンド項目数は 50 項目とする。1 項目に与えられる bit 数を 8 bit とすると、1 フレームのデータ量は 400 bit となる。

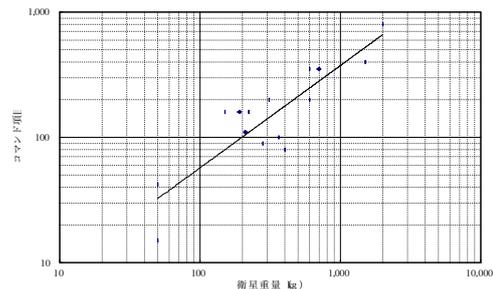


図 45 コマンド項目と衛星質量の関係 [36]

#### 14.2.2 HK データ

HK データは、衛星のシステム状況や姿勢情報、電源系のバッテリー・発電状況、推進系の推進力・燃料残量などを含む。その内訳を表 45 に示す。表より、1 フレームのデータ量は 560 bit となる。これをサンプリング周波数 1 Hz で取得し、衛星に搭載された microSD に蓄積する。

#### 14.2.3 ミッションデータ

ミッションデータ量は、3.8 節より軌道 1 周あたり 346,667 bit である。取得したデータは HK データと同様、衛星に搭載された microSD に蓄積する。

## 15 通信系

### 15.1 通信系の構成

通信系の構成図を図 46 に示す。

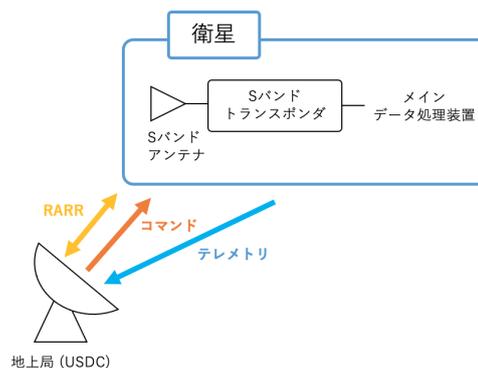


図 46 通信系の構成図

表 45 HK データの内訳

系	内容	数量	bit/個	合計 bit
姿勢	スターセンサ	1	16	16
	ジャイロセンサ	1	24	24
	太陽センサ	4	16	64
	RW 回転数	4	8	32
	姿勢角	1	24	24
	姿勢角速度	1	24	24
	制御トルク	1	24	24
	CGT 推進力	8	8	64
	電源	太陽電池発電量	2	16
供給電流値		2	8	16
供給電圧値		2	8	16
バッテリー出力電流値		1	8	8
バッテリー出力電圧値		1	8	8
バス電流値		3	8	24
バス電圧値		3	8	24
温度	ミッション MPPC	1	8	8
	ミッション MCU	1	8	8
	バッテリー	1	8	8
	太陽電池	2	8	16
	推進剤タンク	1	8	8
	推進機アノード	1	8	8
	推進機カソード	1	8	8
推進	メインタンク圧力	1	8	8
	サブタンク圧力	1	8	8
	CGT 圧力	1	8	8
	バルブ	12	1	12
	推進系ステータス情報	1	12	12
その他	時刻情報	1	32	32
	エラーチェック	1	16	16
合計				560

## 15.2 通信機

衛星に搭載する通信機は、L3HARRIS 社の S バンドトランスポンダ [64] を選定した。コマンドのアップリンク回線には 2,077.4 MHz を、HK データおよびミッションデータのダウンリンク回線には 2,256 MHz を使用する。RARR 法による軌道決定用の測距データの送受信を行うため、レンジング運用の搬送波周波数基準よりアップリンク/ダウンリンクの周波数比を 221/240 とした。通信機の諸元を表 46 に示す。

表 46 通信機の諸元

名称	S バンドトランスポンダ
型番	CXS-1000
製作元	L3HARRIS
送信周波数	2,256 MHz
送信電力	2 W (3.01 dBW)
データレート	2 kbps - 128 kbps
変調方式	BPSK
符号化	畳み込み符号 (R=1/2, K=7)

## 15.3 アンテナ

衛星に搭載するアンテナは、ANYWAVES 社の S バンドアンテナ [65] を選定した。本アンテナは、ビーム視野角が半球状であることから、運用モード

や衛星の姿勢制限に関わらず地上局可視時間であれば通信が行えるよう、これを衛星の対 2 面に貼ることで球状のカバレッジエリアを確保することができる。アンテナの諸元を表 47 に示す。

表 47 アンテナの諸元

名称	S バンドアンテナ
製作元	ANYWAVES
	> 6.5 dBi ( $\theta = 0^\circ$ )
利得	> 4.5 dBi ( $-30^\circ < \theta < +30^\circ$ )
	> 0 dBi ( $-60^\circ < \theta < +60^\circ$ )
	> -6 dBi ( $-90^\circ < \theta < +90^\circ$ )
送信号偏波	右旋円偏波

## 15.4 地上局

衛星との通信を行う地上局は、64 m 級パラボラアンテナのある白田宇宙空間観測所 (UDSC) の地上局設備を使用する。S バンドを用いた TT&C の通信と探査機・科学衛星の観測データ受信に対応しており、本衛星とのコマンドのアップリンク、およびミッション・HK データのダウンリンクを実施できる。地上局の諸元を表 48 に示す。

表 48 地上局の諸元

名称	白田宇宙空間観測所 (UDSC)
アンテナ直径	64 m
送信周波数	2,077.4 MHz
送信電力	200 W (23.01 dBW)
	送信 61.4 dBi
アンテナ利得	受信 61.6 dBi (S-band)
システム雑音温度	75 K

## 15.5 通信要求

### 15.5.1 通信可能時間

本項では、地上局との通信が可能な時間について述べる。通信可能時間を求めるために、Analytical Graphics, Inc. の System Tool Kit (STK) を用いたシミュレーションを行った。その結果を表 49 に示す。

表 49 通信可能時間のシミュレーション結果

項目	内容
地上局	白田宇宙空間観測所 (UDSC)
軌道	20 × 2000 km 凍結軌道
期間	1 ヶ月間
通信可能時間	最大: 913.2 min 最小: 9.1 min
非通信可能時間	最大: 942.1 min 最小: 9.0 min

### 15.5.2 所要通信時間

本項では、コマンドデータ、HK データ、ミッションデータの送受信に対する所要通信時間を算出する。本衛星は、運用モードや衛星の姿勢制限に関わらず地上局可視時間であれば通信を行う。表 49 の最大非通信時間が 942.1 min = 15.7 h である

ことから、HK データやミッションデータの蓄積量は 16 h 分が最大であるとし計算を行う。

■**コマンドデータ** 14.2 節より、コマンドデータの 1 フレームのデータ量は 400 bit である。ここで、10 フレームの送信を 1 kbps のデータレートで行うとすると、所要通信時間は式 (77) のように求まる。

$$\frac{400 \text{ bit} \times 10}{1000 \text{ bps}} = 4.0 \text{ s} \quad (77)$$

■**HK データ** 14.2 節より、HK データの 1 フレームのデータ量は 560 bit である。ここで、サンプリング周波数 1 Hz で取得した 16 h 分の蓄積データの送信を 33 kbps のデータレートで行うとすると、所要通信時間は式 (78) のように求まる。

$$\frac{560 \text{ bit} \times 1 \text{ Hz} \times 16 \text{ h}}{33,000 \text{ bps}} = 977.5 \text{ s} \quad (78)$$

■**ミッションデータ** 14.2 節より、16 h 分（軌道約 7 周分）のミッションデータの蓄積量は 7,316,000 bit である。この蓄積データの送信を 33 kbps のデータレートで行うとすると、所要通信時間は式 (79) のように求まる。

$$\frac{7,316,000 \text{ bit}}{33,000 \text{ bps}} = 221.7 \text{ s} \quad (79)$$

したがって、コマンドデータ 10 フレームの受信、24 h 分蓄積した HK データとミッションデータの送信に必要な総所要通信時間は、1,203.2 s ≒ 20.1 min である。

地球可視のタイミングは (1) 最小 9.4h, 最大 15.7 h の間で常に通信可能な場合と (2) 月に遮られ断続的に通信可能となる場合の 2 パターン考えられる。(1), (2) の通信時間をプロットした図をそれぞれ図 47 の (上) と (下) に示す。ここで、紫色の線は通信可能時間を、緑色の線は所要通信時間である。どちらにおいても、所要通信時間が通信可能時間に収まっていることがわかる。したがって、どのタイミングにおいても通信は十分に実施可能である。

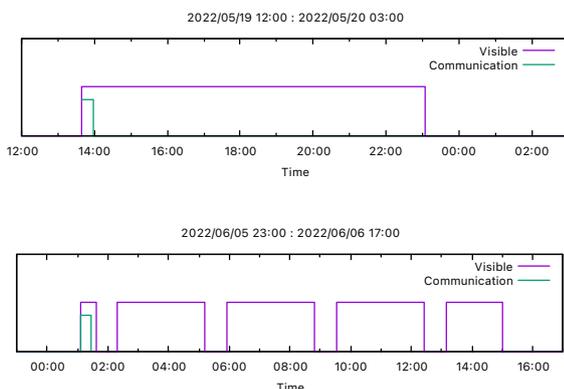


図 47 通信時間のプロット (上:(1), 下:(2))

## 15.6 回線設計

### 15.6.1 回線設計の方針

本項では、アップリンクとダウンリンクそれぞれに対して通信機やアンテナ、地上局の諸元を考慮し回線設計を行う。設計基準は、RF 回線設計標準 [66] に記載された評価基準を使用する。また搭載アンテナの利得の条件は、ビーム角 ± 90° での最低値 -6 dBi を適用する。回線マージンは、アップリンクでは 10 dB 以上、ダウンリンクでは 1 dB 以上確保し、電力束密度 (PFD) の規定についても十分に満足する設計を行う。

### 15.6.2 回線設計の結果

回線設計の結果を表 50 に示す。回線マージンはアップリンクでは 33.9, ダウンリンクでは 2.6 となり十分に確保できている。また、PFD についても規定を下回り問題のない結果となった。

## 16 測位系

### 16.1 軌道決定

宇宙機の軌道決定のために追跡管制局と宇宙機間の距離 (Range) または距離の時間変化率 (Range Rate) を測定する。この方法を RARR (Range And Range Rate) と呼ぶ。RARR では、追跡局のアンテナより発せられた電波を宇宙機のトランスポンダにより送り返す。この電波の往復に要した時間から式 (80) により距離が求められる。距離変化率は、式 (81) より、宇宙機より送り返された電波に含まれるドップラー偏移周波数を測定することにより求められる。

$$\text{Range} = \frac{c}{2\tau} \quad (80)$$

$c$ : 光の速度 [m/s]

$\tau$ : 電波の往復時間 [sec]

$$f_d' = \left\{ 1 - 2 \left( \frac{v_{r1} - v_{t1}}{c} \right) \right\} f_u \quad (81)$$

$f_u$ : 上り回線での送信周波数 [Hz]

$f_d'$ : 下り回線での受信周波数 [Hz]

$v_{t1}$ : 送信機の速度の波動の進行方向成分 [m/s]

$v_{r1}$ : 受信機の速度の波動の進行方向成分 [m/s]

測距信号の諸元は表 51 に示した通りである。コヒーレント方式を用いるため、[67] に基づき、下り/上り周波数の比は 240/221 に設定した。

軌道決定のプロセスを以下に示す。

1. 衛星を観測し、観測値 O (Observation) を得る。本ミッションでは、レンジ距離 (Range) とレンジレート (Range Rate) を観測値として得る。
2. 力学モデルを用いて、軌道六要素をもとに時刻  $t$  における衛星の位置  $r$  と速度  $v$  を計算する。

表 50 回線設計の結果

項目	単位	アップリンク	ダウンリンク
EIRP	dBW	83.4	-4.0
自由空間伝播損失	dB	204.7	208.0
受信アンテナポインティング損失	dB	1	1
送信アンテナポインティング損失	dB	1	1
システム雑音温度	K	300	75
受信 G/T	dB/K	-31.8	41.8
受信アンテナ利得	dB	-6.0	61.6
送信アンテナ利得	dB	61.4	-6.0
受信給電損失	dB	0	0
送信給電損失	dB	0	0
偏波損失	dB	3	3
大気吸収損失	dB	0.275	0.275
降雨損失	dB	0	0
各種損失	dB	0	0
受信電力レベル	dB	-131.6	-154.6
受信雑音電力密度	dBW/Hz	-203.8	-209.8
受信 C/N0	dBHz	72.2	55.1
ビット誤り率	-	$1.0 \times 10^{-6}$	$1.0 \times 10^{-5}$
符号化利得	dB	5.2	5.2
要求 Eb/N0	dB	10.5	9.6
変調損失	dB	3	3
要求 C/N0	dB	38.3	52.6
データレート	bps	1,000	33,000
	dBHz	30.0	45.2
回線マージン	-	33.9	2.6
PFD 設計値 (仰角 5deg)	-	-	-183.9
PFD 設計値 (仰角 90deg)	-	-	-171.4
PFD 規定値 (仰角 5deg)	-	-	-154
PFD 規定値 (仰角 90deg)	-	-	-144

表 51 測距信号の諸元

項目	方式
レンジレート測定	2-way ドップラー
ドップラー周波数補正	コヒーレント方式
あいまい除去方式	順次トーン方式
波形	正弦波
トーン周波数	500kHz

3. 衛星の位置  $r$  と速度  $v$  をレンジ距離とレンジレートに変換し、計算値  $C$  を求める。
4. 多数の観測値に対して (O-C) の二乗和が最小となるように軌道六要素を更新する。

位置決定精度を十分に高めるため、衛星から見て地上局が可視状態である場合は常に RARR 用の通信を行うとする。[68] より、RARR データによる軌道決定運用では、角度精度が  $1 \mu \text{ rad}$  程度とされており、これを地球から距離が約 30 万 km の月軌道における位置決定精度で考えると、3 km 程度の軌道決定精度になると見積もることができる。

## 16.2 誤差補正のための光学カメラ

本ミッションの目的は、5 km 解像度の中性子マップを作成することである。しかし、前節で示した通り、電波を用いた軌道決定では約 3 km の誤差

が残る。5 km の解像度に対し約 3 km の誤差は許容できない大きさである。

そこで、表 52 に示す光学カメラを搭載する [69]。近月点通過時に中性子観測と同時に撮影を行い、撮影した画像は地上に送られる。その後、かぐやの 10 m 分解能の光学マップとマッチングすることにより、軌道決定より求めた中性子マップの観測範囲の誤差を修正する。光学カメラによる観測範囲の決定により、数十 m 単位で観測範囲が特定される。これにより、観測範囲の誤差は、5 km 分解能に対して十分小さく抑えられる。

表 52 光学カメラの諸元

項目	値
スペクトルバンド	RGB
解像度 [m]	39
観測幅 (LEO)[km]	80
重量 [kg]	0.4
寸法 [mm]	$100 \times 100 \times 65$
消費電力 (撮像モード) [W]	2.6
消費電力 (読み出しモード)[W]	4.5

## 17 具体的な実現方法，製作する範囲ならびに費用

ミッション機器の開発と製造を“Izumi”チームで担当し，衛星バスの開発は委託することを考える。また打上げ機会には JAXA の LEAD プログラムでの搭載を念頭に置くが，民間の輸送サービスを利用することも検討する。開発費のまとめを以下の表 53 にまとめる。

ミッション機器の開発においては，合計で 4 億円の予算を見積もる。ミッション機器にかかる購買にかかる費用や長期にわたる人件費を考慮した結果である。ミッション機器に関する研究開発費もここに含まれる。衛星バスの製造に関しても，合計で 5 億円の予算を見積もる。衛星の試験にかかる費用も含む。ほどよしプロジェクトが 1 機あたり 3 億円以下であったことから，人件費や外注費を見積もり，5 億円程度とした。地上局の運営費や外部設備利用費は，それぞれ 0.5 億円程度を見込む。地上局の運営のための人件費がかかることや，地上局の利用料を見積もる。

LEAD ではなく民間での輸送を考える場合には，19.5 億円の輸送費が必要となる。Astrobotics 社の月周回軌道輸送プログラムを利用した場合の価格 (\$0.3M/kg)[70] を参考に計算した。

表 53 開発予算の見積もり

項目	予算 [億円]
ミッション機器開発製造	4.0
バス開発製造	5.0
地上局運営	0.5
外部設備利用費	0.5
打上げ費	19.5
合計	29.5

## 18 開発・製造・打上げスケジュール

表 54 の通り，新規開発のミッション機器の開発を先行して進めるほか，順を追って打上げ機会の確保と各サブシステムの開発を行う。その後は打上げ年度から逆算して，各フェーズを進めていく。

本衛星に搭載する中性子望遠鏡に使用する技術は個々には確立しているが，それらを統合して望遠鏡として開発した例はない。開発では技術の統合から，宇宙で使用できるレベルまでに成熟させる必要がある。望遠鏡の光学系 (中性子反射材，広視野 MEMS 望遠鏡) に関しては地上での試験を中心に進め，検出器部分の動作に関しては気球実験などでの実証を進める。

打上げの 3~4 年前から基本設計のフェーズに入ることを想定する。その後は，1 つのフェーズと 1

年程度で進めていくことを考える。概念検討の段階から基本設計を見据えて進めることでフェーズ B を半年で行い，製造や試験は 1 年半程度の期間を見込む。打上げ年度の直前のスケジュールはプロジェクトが進む中で見込みを付けていく。

表 54 プロジェクトスケジュール

2022 / 2023		2024	2025
概念設計 フェーズ A	キー技術の 先行開発	基本設計 フェーズ B	詳細設計 フェーズ C

2026	2027	2028
製作・試験 フェーズ D	打上・運用 フェーズ E	後期運用 フェーズ F

## 19 まとめ

“Izumi” は，今後の月以遠の深宇宙探査を進める鍵となる月の水資源を探査する。中性子による高分解能な探査は，水資源利用において地中の評価の観点で重要にもかかわらず成し遂げられてこなかった。本衛星は中性子の撮像という新技術で，過去中性子による探査のボトルネックを解消し，実用に耐える高分解能な探査を実現する。本衛星による高分解能な水資源探査が，資源利用や基地建設などの新たな月面産業の創出や人類の火星以遠への深宇宙進出につながることを期待する。

## 20 謝辞

“Izumi” の概念設計にあたり，多くの方々のお力添えをいただきました。ミッション検討では，理化学研究所の榎戸輝揚チームリーダー，長岡央研究員，加藤陽研究員，辻直希特別研究員，大竹 淑恵チームリーダー，高梨宇宙研究員，藤田 訓裕研究員，東京都立大学の沼澤正樹特任助教，聖マリアンナ医科大学の晴山慎助教，量子科学技術研究開発機構の草野広樹研究員，NASA ゴダードスペースフライトセンターの岡島崇研究員にご協力いただきました。軌道検討では，宇宙科学研究所の尾崎直哉特任助教，推進検討では東京大学の小泉宏之准教授にご協力いただきました。ここに深く御礼申し上げます。

## 参考文献

- [1] NASA, NASA's Lunar Exploration Program Overview.
- [2] Haruyama, J. et al., Science, 2008.
- [3] TSUKUMI, TSUKUMI ミッションチーム.
- [4] 仲内 悠祐, 日本惑星科学会誌遊星人, 2019.
- [5] 長岡 央, 日本惑星科学会誌遊星人, 2019.
- [6] Spudis, Paul et al., Current Science, 2009.
- [7] H. M. Brown et al., Icarus, 2022.
- [8] I. G. Mitrofanov et al., Space Science Reviews,

- 2010.
- [9] C. Hardgrove et al., IEEE Aerospace and Electronic Systems Magazine, 2020.
- [10] J. Flahaut et al., Planetary and Space Science, 2020.
- [11] Maurice, S. et al., Journal of Geophysical Research: Planets, 2004.
- [12] Lawrence et al., Astrobiology, 2010.
- [13] J. T. Wilson et al., Journal of Geophysical Research: Planets, 2018.
- [14] M. L. Litvak et al., Planetary and Space Science, 2016.
- [15] David J. Lawrence et al., Science, 2011.
- [16] Mitrofanov, I. et al., Journal of Geophysical Research: Planets, 2012.
- [17] Stopar J. et al., Lunar and Planetary Institute Regional Planetary Image Facility, 2019.
- [18] NASA, VIPER Mission Overview.
- [19] JAXA, 月面での推薬生成プラント構想書.
- [20] A. Serebrov et al., Physics Letters, Section B: Nuclear, Elementary Particle and High-Energy Physics, 2005.
- [21] A. T. Yue. et al., Physical Review Letters, 2013.
- [22] Jack T. Wilson et al., Physical Review Research, 2020.
- [23] Eke, V. R., Journal of Geophysical Research: Planets, 2015.
- [24] Feldman, W. C. et al., Journal of Geophysical Research: Solid Earth, 1989.
- [25] T. Hosobata et al., Optics Express, 2019.
- [26] Y. Ezo et al., Journal of Astronomical Telescopes, Instruments, and Systems, 2018.
- [27] Atomic Layer Deposition for Semiconductors, Springer Science+Business Media New York, 2014.
- [28] GS20, Scintacor.
- [29] EJ270, Eljen Technology.
- [30] S. Kobayashi et al., Space Sci. Rev., 2010.
- [31] MPPC, 浜松ホトニクス.
- [32] B4C シート, Mirrotron.
- [33] 菊池 隼仁 ほか, 月周回軌道利用促進プログラム構想, 第 65 回宇宙科学技術連合講演会講演集, 2021.
- [34] Sandeep Kumar Singh. et al., Acta Astronautica, 2020.
- [35] Theodore Sweetser, AIAA/AAS Astrodynamics Specialist Conference.
- [36] 衛星設計入門, 茂原 正道, 鳥山 芳夫, 2002.
- [37] Existing HaWK Configurations, MMA Design.
- [38] Ultra Triple Junction (UTJ) Solar Cell, SPCTRLAB.
- [39] NanoPower Battery 2600mAh, GOM Space.
- [40] 衛星用リチウムイオン電池の開発, 古河電池株式会社, 2000.
- [41] PCU-110, Berlin Space Technologies(BST).
- [42] PPU-200, Space Electric Thruster Systems (SETS).
- [43] JAXA, イプシロンユーザーマニュアル.
- [44] Space Mission Analysis and Design, Larson, W J, 1992.
- [45] NASA, FEMCI The Book. Honeycomb Plate Properties.
- [46] 昭和飛行機, アルミハニカムカタログ.
- [47] aeroMETAL Honeycomb Panels, Collins Aerospace.
- [48] 構造設計標準, JAXA.
- [49] H.Nagano et al., 熱工学コンファレンス講演論文集, 2006.
- [50] Polyimide Flexible Sheet Heater, ORBITAL ENGINEERING INC.
- [51] WT.Beauchamp et al., Proceedings of 1994 IEEE 1st WCPEC, 1994.
- [52] 新編熱物性ハンドブック, 日本熱物性学会, 2007.
- [53] 宇宙機の熱設計, 名古屋大学出版会, 2014.
- [54] NanoAvionics, ST-1.
- [55] SolarMEMS, SSOC-A60.
- [56] EPSON, M-G370.
- [57] 岩田 隆敬, 計測と制御, 2017.
- [58] Rocket Lab, RW-0.06.
- [59] BHT-100 Hall Effect Thruster, Busek, 2022.
- [60] J. Szabo et al., AIAA Paper 2017-4728, 2017.
- [61] COLD GAS THRUSTERS, Moog, 2022.
- [62] NIST Chemistry WebBook, US Department of Commerce, 2022.
- [63] NanoAvionics. CubeSat On-Board Computer – Main Bus Unit SatBus 3C2.
- [64] L3HARRIS. SATELLITE COMMUNICATIONS TRANSPONDER (CXS-1000).
- [65] ANYWAVES. S-band TT&C antenna.
- [66] RF 回線設計標準, JAXA, 2017.
- [67] RF 通信系設計標準, JAXA, 2019.
- [68] 浅井 義彦 ほか, 差分 VLBI 技術を用いた高精度軌道決定, 計測自動制御学会論文集, 1999.
- [69] GECKO IMAGER, Dragonfly Aerospace.
- [70] Astrobotics, ASTROBOTIC LUNAR LANDERS Payload User's Guide.