

第28回衛星設計コンテスト

衛星概要説明書

応募区分 設計の部

1. 作品情報・応募者情報

| |
|--|
| 作品名 |
| 海洋プラスチック観測衛星「 ^{たつとり} 立鳥」 |
| 副題 |
| 学校名 |
| 芝浦工業大学, 東京大学, 慶應義塾大学, 早稲田大学, 千葉工業大学, 工学院大学 |

2. ミッションの概要

本衛星は海洋プラスチック観測を目的として設計された世界初の衛星である。海洋プラスチック観測に有効性が提唱されている二つの波長を宇宙にて実証し、かつ高分解能、高頻度での観測を実現することで観測技術の発展を目指す。これにより、不足している海洋プラスチックのデータを広域かつ継続的に取得することを狙う。取得したデータを科学的な証拠として用いることで、グローバルな社会課題である海洋プラスチック問題の解決に貢献することが期待できる。

3. ミッション要求(衛星の目的)と意義

(a) ミッション要求(衛星の目的)

- (1) 海洋プラスチック観測における有効性が指摘されている二つの波長を宇宙から実証する。
- (2) 亜熱帯循環系における海洋プラスチックの分布を高精度で観測する。
- (3) 継続的かつ広域な観測を行い、海洋プラスチックに関する多くのデータを収集する。

(b) 重要性・技術的意義等

(b.1) 重要性

海洋プラスチック問題は持続可能な社会を形成するためには解決しなければならない課題である。だが、そのために必要な海洋プラスチックの分布を示すデータは蓄積されておらず、実態を把握する際の大きな障害になっている。本衛星は、陸地から遠いゆえに観測が難しいが、最も海洋プラスチックが集積している亜熱帯循環系をターゲットとすることで、データ不足といわれている現状の解決に貢献できる。また、沿岸域や川などの他の環境下でも有効なデータの取得を期待できるため、海洋プラスチックの実態把握に向けた大きな前進を期待できる。

(b.2) 技術的意義

従来の海洋プラスチック観測では船舶によるものが主流であったが、この手法は莫大な金銭コストと時間コストを伴うので、取得できるデータは非常に少なかった。人工衛星による継続的な海洋プラスチック観測が可能になれば、現在実現されていない広域で高頻度な海洋プラスチック観測を期待できる。

また、現時点で沿岸域の海洋プラスチック観測に成功した人工衛星として Sentinel-2 があるが、今回設計した小型人工衛星では Sentinel-2 よりも高分解能かつ高頻度な観測を安価に実現することが可能なので、提供する海洋プラスチックの観測データの質の向上が見込まれる。

さらに、海洋プラスチック観測に有効性が指摘されてきた二つの波長(1215 nm, 1732 nm)は、宇宙から実証された例がなく、将来的にも条件に見合う衛星はまだ計画されていない。これらの波長の有効性を軌道上から確かめることができれば、精度の向上、新たな海洋プラスチック観測用のセンサや人工衛星の開発等、宇宙からの海洋プラスチック観測技術の発展に大きく貢献できる。

4. 得られる成果

- (1)新たに海洋プラスチック観測に有効な波長を実証し、活用することで宇宙からの海洋プラスチック観測技術を発展させる。
- (2)亜熱帯循環系の海洋プラスチックの実態把握を人工衛星で行えることを示す。
- (3)海洋プラスチックの実態把握に役立つ、多くのデータをもたらす。
- (4)海洋プラスチックを観測する大規模な衛星システム構築に向けての試金石となる。

5. 主張したい独創性や社会的効果

本衛星は世界初の海洋プラスチック観測を目的とした衛星であり、昨今グローバルな社会問題になっている海洋プラスチック問題に直に寄り添った衛星である。海洋プラスチックに関する質の高いデータが取得できれば、科学的な分析を通して海洋プラスチック問題を解決するための政策決定等を助けることができ、大きな社会的効果を生むことが期待される。SDGsの目標14「海の豊かさを守ろう」への取り組みを評価するものとして、グローバル指標があり、そのうちの一つに浮遊プラスチックごみの密度が指定されている。このように近年のグローバルな海洋プラスチックへの取り組みの盛り上がりを見るに、本衛星が取得を目指すデータは社会から非常に望まれていると考えられる。

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)

本衛星の外観および搭載機器を図1に、ミッション部の光学系レイアウトを図2に示す。

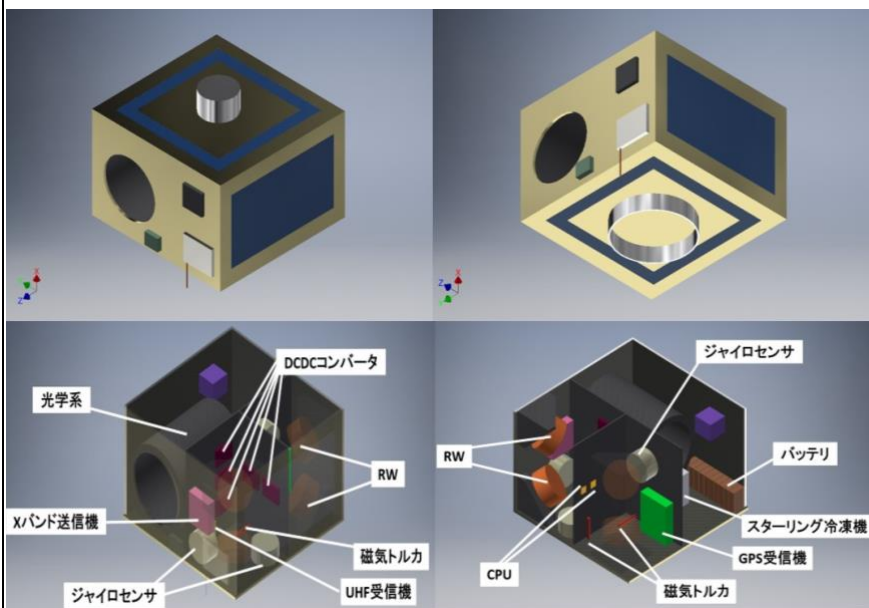


Fig.1 衛星外観および搭載機器

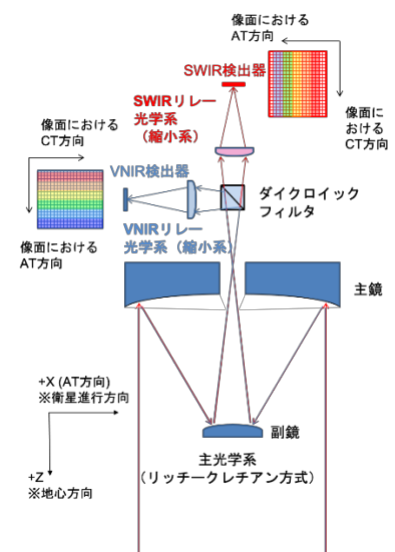


Fig.2 光学系レイアウト

本衛星は規定の質量 50kg, 寸法 50cm×50cm×50cm 以下を満たしている。運用軌道は、光学観測に適した太陽同期軌道を選択した。帰帰性についてはポインティング撮像を組み合わせることで地球上の全地点を観測できる準回帰とし、太陽同期準回帰軌道とする。規定の 25 年以内に軌道離脱は自然に達成されるが、本衛星の命名の由来である「立つ鳥跡を濁さず」に反する。そのため、運用終了後は膜展開式軌道離脱装置 DOM を用いて速やかに軌道離脱を行う。

(b)地上系を含む実験系

H-IIA ロケットからの衛星放出後、バッテリーにより各機器を起動し、センサ等の動作確認を行う。動作確認後は、レートダンピングを行う。スターセンサ、GPS を利用して、地球捕捉を完了した後ミッション運用を開始する。

本衛星では、地上局にデータ伝送をするために 2 種類の周波数帯を使用する。まず、衛星の状態を表す HK

データに関しては 400MHz 帯の UHF を使用し、東北大学 UHF 局にダウンリンクする。一方、大容量となるミッションデータに関しては 8GHz 帯の X バンドを使用し、鳩山第3地上局にダウンリンクする。ミッションデータに関しては、一つのシンボルで 4 bit の情報を伝送する 16APSK 変調方式を採用することにより、1 日あたり 73 GB の写真データをダウンリンクすることを可能にする。

(c)データ取得を含む実験運用手順

本衛星では、重点観測対象である(1)亜熱帯循環系、(2)アジアの河川や近海、(3)海岸、(4)災害ゴミを主に撮像する。そこで取得したマルチスペクトル画像を地上にダウンリンクするが、データ処理中にビット反転等が起こる可能性があるため、送られてきた画像を地上で確認し、ノイズやカメラの動作状況等を予測する。

7. 具体的な実現方法、製作する範囲並びに費用

開発・製作費ならびに運用費は、過去に打ち上げられた超小型光学衛星を参考に見積もりを行った。ただし、使用した短波長赤外光を検出する素子は 1 個あたり 10 億円するため、可能であれば、他の宇宙プロジェクトの流用品(EM や FM 予備品)の使用を検討し、コストを削減する。開発・制作費について表 1 にまとめる。

研究開発費に関しては、ほどよし 3, 4 号を参考に 2 億円を計上するが、研究内容の違いからコストが変動する可能性もある。衛星試験費に関しては、JAXA の超小型衛星開発試験センターを利用する事で、削減を図る。また、本衛星は H-IIA ロケットによりピギーバック打上げされるが、打上げ費用の相場は 1kg あたり数百万円なので、1 億円程度で打上げられると予想される。

Table 1 開発・製作費(億円)

| 項目 | 機器を購入する場合 | 機器を購入しない場合 |
|----------------|-----------|------------|
| ミッション機器 | 10.2 | 0.2 |
| バス機器 | 1 | 1 |
| 組立・試験 | 0.1 | 0.1 |
| 研究開発費 | 2 | 2 |
| 地上局運営 | 0.5 | 0.5 |
| データ解析・外部設備利用費等 | 0.5 | 0.5 |
| 打上げ費 | 1 | 1 |
| 計 | 15.3 | 5.3 |

8. 開発・製造・打上げスケジュール

本衛星では開発スケジュールを、概念設計フェーズ、EM フェーズ、FM フェーズの 3 段階に分けて進めていく。概念設計フェーズでは、海洋プラスチックの観測に有効とされている二つの波長を使って実際に宇宙で観測可能かを検証するため、地上系の実験を 1 年半かけて行う。EM フェーズでは、プロトタイプモデルの制作・試験を、FM フェーズでは、本衛星の維持設計及びフライトモデル試験を行い、2024 年下半期に H-IIA ロケットで打上げを行う。本プロジェクトは、海洋プラスチックの地上系を使った観測実証とマルチスペクトルカメラの開発に時間を要するため、構成機器は既製品を可能な限り用いて、開発期間を抑える。本衛星の開発期間は 4 年半に設定している。図 3 に開発スケジュールを示す。

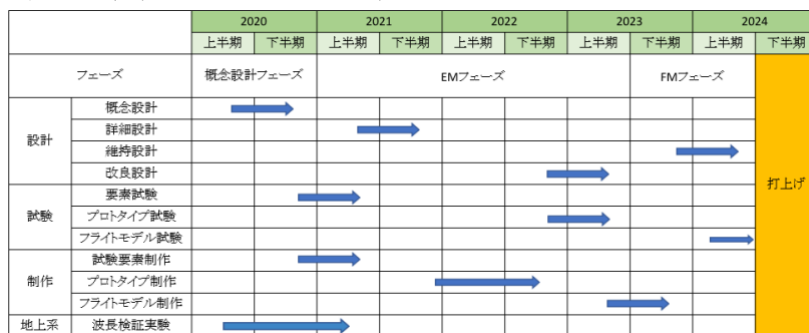


Fig. 1 開発スケジュール

海洋プラスチック観測衛星「立鳥」^{たつとり}

芝浦工業大学 [システム理工学部 機械制御システム学科 3 年] 小松 龍世

東京大学 [工学部 航空宇宙工学科 3 年] 西村 尚

慶應義塾大学 [理工学部 システムデザイン工学科 3 年] 杉山 佑

早稲田大学 [基幹理工学部 機械科学航空学科 3 年] 渋川 雅人

千葉工業大学 [工学部 機械電子創成工学科 2 年] 菌部 夢有人

工学院大学 [先進工学部 機械理工学科 2 年] 白土 百合子

1 ミッション概要

1.1 はじめに

現在、プラスチックごみが地球の海域を汚染し、大きな国際問題となっている。年間 800 万トンものプラスチックが海に流入していると推定されており^[1]、既に海洋に存在するプラスチックごみは 1 億 5000 万トンと推定されている^[2]。この状況が続けば、2050 年には海洋プラスチックの重量が全世界の魚の合計の重量を超えるという試算^[2]が、2016 年の世界経済フォーラム年次総会にて示された。

プラスチックごみは海洋生物へ直接害を及ぼす他、生物濃縮により、海洋生物を食べる私たちへの健康被害も懸念される。さらに、分解の過程で温室効果ガスを排出する可能性も指摘されている^[3]。また経済的にも観光や漁業に与える悪影響が年間約 130 億ドル (約 1 兆 4000 億円) にのぼる^[4]。

近年プラスチックごみ問題の解決に向けた活動が世界中で活発になってきているが、いまだに確立されたプラスチックの観測方法がなく、全球的な観測はなされていない。したがって、海洋プラスチックの分布や量の正確な時空間データはなく、プラスチックごみ問題を解決するうえで大きな妨げとなっている。

そこで全球的にプラスチックを観測するための手段として人工衛星が注目されている^[5]。しかし、既存の衛星では科学者が要求するレベルの観測を行えないのが現状である。よって、私たちは現状を打破すべく、世界初の海洋プラスチック観測衛星「立鳥」^{たつとり}を設計した。「立鳥」という名前は故事の「立つ鳥跡を濁さず」に因んで名付け、人が排出したプラスチックは

きれいに始末をすべきだという想いが込められている。

この人工衛星を運用することによって、近年世界的な問題として挙げられるプラスチックごみ問題解決へ大きく貢献ができると考えている。

1.2 海洋プラスチックについて

プラスチックの海洋への流入経路は様々である。川や海岸から流入するもの、漁業、海運業等の人間の海洋上の活動で排出されたものに大別される。また、場所によって、存在する海洋プラスチックの素材が異なる。これはプラスチックの密度と水の密度の関係性による。プラスチックの密度が水より小さければ水に浮くので、沿岸近くでは雑多な素材の海洋プラスチックが浮いている。一方、外洋にいくにつれて水より密度が大きいプラスチックは沈み、海に浮かぶ素材である、PP (ポリプロピレン)、PS が大半を占める^[6]。

1.3 海洋プラスチック観測への科学的要求

海洋プラスチックはその存在の危険性を認知されているものの、実態は最近までほとんど把握されてこなかった。また、その観測頻度の少なさと難しさゆえに、確立した観測手法がないことも足かせになっている。海洋プラスチック研究を進めるには以下の 5 点について調べる必要がある^[7]。

- (1) 海洋プラスチックの発生源と海洋環境に入るまでの経路とその場における量、それらの時間変動を知る。
- (2) 海洋プラスチックの量と分布と素材を調べ、その時間変化を知る。

- (3) 海洋プラスチックはどこに集積するかを知る.
- (4) 海洋プラスチックはどのようなメカニズムで運ばれているかを知る.
- (5) どのような生物的, 化学的, 光化学的な働きかけが, 海洋プラスチックの動きや分解にどのように寄与するのかを知る.

これら五つの要求をクリアすることによって, 海洋プラスチックの実態を把握することができる.

1.4 海洋プラスチック観測への社会的要求

海洋環境の保全を考えるうえで, 海洋プラスチック問題の解決は不可欠である. 海洋プラスチック問題の解決は持続可能な開発目標(SDGs)の目標 14 の「海の豊かさを守ろう」に寄与するものである. さらにSDGs では, より詳細なターゲットとグローバル指標が設定されている. 14.1 のターゲットでは「2025 年までに, 海洋堆積物や富栄養化を含む, 特に陸上活動による汚染など, あらゆる種類の海洋汚染を防止し, 大幅に削減する.」とし, その達成度を測るグローバル指標として浮遊プラスチックごみの密度を挙げている^[8].

このようにSDGsでも一つの指標として取り上げられている他, 世界的に海洋プラスチックに関わる政策決定を補助するうえで, 海洋プラスチックの実測データを求める声が高まっている.

また, 持続的な社会を形成することを要請する社会情勢や, 主に漁業や観光業を中心とする海洋プラスチックによる直接的な経済損失もある. したがって, 民間レベルでも SDGs 達成に向けての取り組みを中心として, 海洋プラスチック問題に対する関心は草の根から大企業までいたるところで高まっている.

1.5 従来の海洋プラスチック観測の問題点と人工衛星の役割

1.3 節, 1.4 節で説明したように海洋プラスチック観測への要求は高いが, 実測データは少ない. 理由としては, 従来の海洋プラスチックの観測手法には莫大な金銭コストと時間コストがかかることが挙げられる. 従来の手法では船舶を使用して海洋プラスチックのサンプルを回収し, サンプルの中から手作業でプラス

チックを採取し, プラスチック片の大きさや素材を判定するのが主流である. 専門家によると, この手法では船舶を借りてサンプルを回収するために 1 日 1000 万円ほどかかることもあり, さらに収集したプラスチック片の組成分析を行うのに非常に手間がかかる. その莫大な金銭コストと時間コストに比べ, サンプルが取得できる領域は非常に狭い. これらを鑑みると, 金銭コストが少ない小型人工衛星による広域的な海洋プラスチックデータの安定供給が実現できれば, 海洋プラスチック問題の実態解明に向けて大きく前進できると考えられる.

1.6 海洋プラスチックを人工衛星から観測するための技術の検討

人工衛星から海洋プラスチック観測を行う場合のセンサの候補として挙げられているものは光学センサ, SAR, LiDAR がある. SAR は 1 m の分解能を達成しているため, 大きなプラスチックの塊や十分な密度の集積があれば観測できる可能性はあるが, プラスチックのような低誘電率の物質は海面の波による後方散乱で信号が打ち消される恐れがあり, 地上実験を行っている段階である. LiDAR は原理的には水中の海洋プラスチックを捉える可能性を秘めた他にはない特徴を備えているものの, 海洋上のプラスチックを捉えられるほどの性能を持ったセンサは開発段階のものを含めても存在しない^[9]. 一方, 光学センサは過去に海洋プラスチックを観測した実績があり, 技術的なハードルが他の二つの候補に比べて低い. これらのことから, この三つの候補の中では現状では最も実用性が高いセンサであることがわかる. よって, 本衛星では観測するセンサとして光学センサを採用し, その仕様を海洋プラスチック観測に特化したものとするとして, より高精度・広範囲な海洋プラスチック観測を目指すアプローチをとる.

光学センサによる海洋プラスチックの観測に関する研究はヨーロッパを中心に進んでいるが, まだ歴史は浅く, 数は非常に少ない. 具体例として, ESA が主導した RESMALI(Remote Sensing for Marine Litter) とプリマス海洋研究所が主導した OPTIMAL(Optical methods for Marine Litter detection)がある. 両プロ

ジェクトはともに終了しているが、携わった研究者によって今なお研究が続けられている。これらの研究では海洋プラスチックを人工衛星で観測するために必要な観測要件(波長, 波長分解能, 空間分解能等)の検討が行われている^[10]。また, 2020 年 4 月には Sentinel-2 という ESA が保有する衛星を用いて, 平均 86 %の確度で沿岸域のプラスチックを観測できたとする研究成果が発表された^[11]。

本衛星を設計する際には主に上記の研究を参考にしながら設計を行い, OPTIMAL を主導した Victor 博士にアドバイスを直接いただきながら観測要件を検討した。

1.7 「立鳥」の立ち位置

衛星観測の最終的な目標は、「海洋プラスチックの分布とその素材をリアルタイムで安価に全球観測でき, さらに地上系との連携により海洋プラスチックの重量を算出できること」になると考える。本衛星は世界初の海洋プラスチック観測に特化した衛星であることを踏まえると, 本衛星が最終的な目標を達成するうえで果たすべき役割は大きく二つある。

1.7.1 役割(1)衛星観測技術の土台作り

海洋プラスチックは多様な環境に存在し, 大きさや素材も多岐に渡るため, 一律に同じ条件で観測することが難しい。現状最も海洋プラスチック観測に適している本衛星を用いて多様な環境下で観測を行い, データを集めることで, 個別の環境を観測するのに適した検出アルゴリズムの作成やセンサの要求分析を行う足掛かりとすることができる。

1.7.2 役割(2)大規模な海洋プラスチックの集積観測

後述する Missing Plastic のパラドクスという問題が象徴するように, 海洋にある浮遊プラスチックごみの行方はあまり知られていない。現状の衛星技術ではプラスチックを個別に観測することは不可能だが, 大規模な集積地帯を観測することは可能であるので, 本衛星では四つの重点観測対象を指定し, 海洋プラスチックの分布・量の把握を目指す。また, 四つの重点観測対象のうち, 亜熱帯循環系は今まで衛星によ

る観測が行われていないことから, 特に重点的に観測を行う。

1.8 衛星観測によって取り組む主な課題

～Missing Plastic のパラドクス～

海洋プラスチックにまつわる未解決問題として Missing Plastic のパラドクスがある。Missing Plastic のパラドクスとは, 海洋に流入したと推計されている浮遊プラスチックごみのうち, 99%の行方がわかっていないという問題であり, 世界中の海洋プラスチック専門家がこの問題を解決するために調査・研究を行っている。流出した海洋プラスチックのうち, 海水に浮くような軽いプラスチックは約 7500 万トン, さらにその中で海岸などに漂着しない浮遊プラスチック量は約 4500 万トンと推計されている。ただ, 現在利用可能な観測データに基づいた推計によれば, 浮遊プラスチック量は約 1%となり, 残りの 99%の行方がわかっていない^[12]。

この問題を解決するにはなるべく多くの地点での観測を必要とすることから, 広域の観測に優位性がある人工衛星を用いて取り組む課題としては適していると言える。

1.9 衛星による重点観測対象について

人工衛星による海洋プラスチック観測は大きなプラスチックの塊やプラスチックの集積地帯を観測できるものの, 小さなプラスチックやそれらが点在する場合はとらえられない。よって, 人工衛星が持つポテンシャルを最大限に活かすために観測対象を絞り込む必要がある。本衛星の場合は(1)亜熱帯循環系, (2)アジアの河川や近海, (3)海岸, (4)災害ゴミの四つを重点的に観測する対象として選定した。以降それぞれについて詳述する。

1.9.1 亜熱帯循環系

亜熱帯から中緯度海洋には亜熱帯循環系(サブトロピカル・ジャイア)という流れがあり, 南北太平洋ジャイア, 南北大西洋ジャイア, インド洋ジャイアが存在する^[13]。海洋プラスチックは川や海岸, 海洋上などの多数の経路から海に流入するが, 結果として海洋

上の亜熱帯循環系内に蓄積されることが知られている。数値モデリングの結果からもその傾向は顕著に読み取れる^[14]。図 1.1 に亜熱帯循環系の位置を、図 1.2 に海洋プラスチックの重量密度分布を示す。

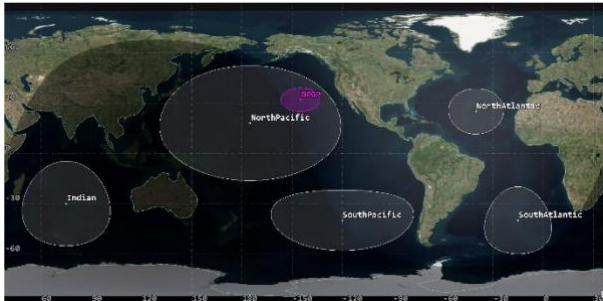


Fig. 1.1 亜熱帯循環系(ジャイア)の位置

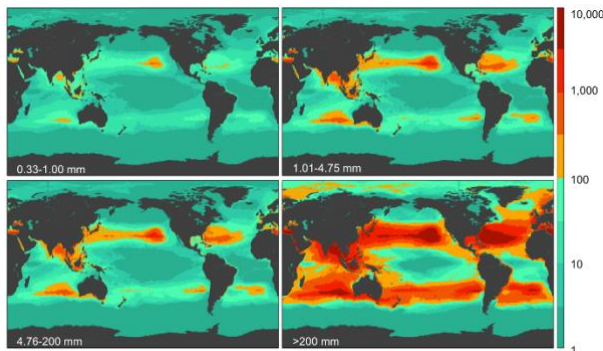


Fig. 1.2 重量密度分布 [g/km²] ^[14]

五つのジャイアのうち、最もプラスチックが蓄積されているとされるのが北太平洋ジャイアである。ここは太平洋ごみベルト(英:Great Pacific Garbage Patch 略称:GPGP)と呼ばれている。ここには重量として 10 万トン近く、数にして 1.1~3.3 兆個のプラスチック片が蓄積していると推測されている。広さはフランスの国土面積の約 3 倍にあたる 160 万平方キロメートルであり、季節によって変動があるものの、北緯 32°、西経 145°付近に中心がある。以下の図 1.3 に GPGP におけるプラスチックの重量密度分布を示す^[6]。

GPGP は 1997 年に発見されて以降、他の海洋プラスチック汚染地域に比べて比較的多くの研究がなされており、データが蓄積されているところである。よって、衛星の技術実証に必要なデータが亜熱帯循環系の中で最も揃っている場所と考えられるが、いまだに人工衛星による観測の実績はない。また最近で

は、The Ocean Clean Up^[15] という公益法人等、民間がプラスチックを海から取り除く活動を展開しようという動きがあり、その効果を定量的に測るためにも広域的な観測が必要となる。図 1.3 の GPGP のモデルを作成した際には船 500 隻以上と飛行機 2 機を使用して 3 年の歳月を要しており、遠洋における海洋プラスチックの調査の難しさを窺わせる、人工衛星による恒常的な観測が実現すれば GPGP のみならず、亜熱帯循環系全体の研究に大きく貢献することが可能と考えられるので、特に重点的に観測する対象とする。

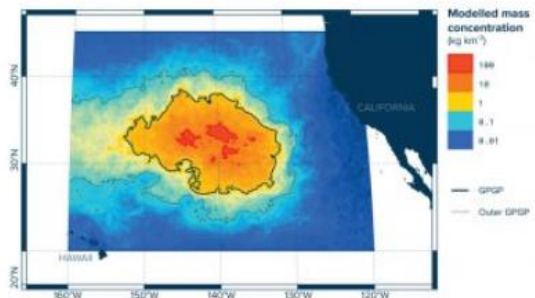


Fig. 1.3 GPGP 内のプラスチックの重量密度分布 ^[6]

1.9.2 アジアの河川や近海

東アジア、東南アジア、南アジアには近年経済発展が目覚ましい国が多くあり、プラスチックの排出量も著しく増えている。さらに、発展途上国では廃棄物処理システムが発展していないため、河川や海洋に流入するプラスチックの量も非常に多い。図 1.4 では最もプラスチックを運搬している川を示しているが、中国の揚子江を筆頭に東アジアから南アジアにかけての河川が多くリストアップされていることが読み取れる。河川から流入するプラスチックのうち 86%がアジアから排出されていることから問題の深刻さがわかる^[1]。

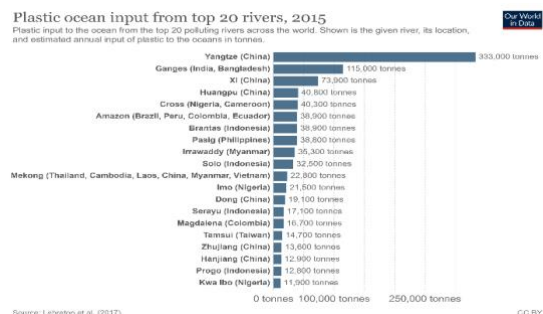


Fig. 1.4 プラスチックを運搬している川 Top20^[1]

そのうえ、海洋プラスチックの観測技術も追いついていないのでデータも非常に少なく、実態が把握できていない。今後もプラスチックの排出量が増えることが予想されることから、人工衛星による観測が必要とされている地域の一つであると考えられる。

1.9.3 海岸

海上だけではなく、海岸にも多くのプラスチックごみが漂着する。海岸は潮の満ち引きや天候によって毎日漂着するプラスチックの量の変動するため、正確な量を把握するためには、短い時間単位で定期的に観測する必要がある。現在ではドローンによる調査も行われているが、観測範囲・頻度共に限界があるため、衛星の活用が望まれる。

1.9.4 災害ゴミ

悪天候による水害や津波によって大量のプラスチックごみが河川や海に流出することがある。このような現象は災害が多い日本に関係が強く、多くの事例がある。最も有名な事例としては、東北地方太平洋沖地震である。このときに海洋に流出した災害ごみは150万トン^[16]で、さらに先述した太平洋ごみベルトに存在する海洋プラスチックの1~2割が東北地方太平洋沖地震由来のものとする研究結果がある^[16]。また、壊れにくいプラスチック製品に載って日本固有の生物をアメリカの西海岸に運んでいることも確認されていることから、新たな外来生物の進出方法としても注目されている^[17]。このように災害によるプラスチックの流出は甚大な被害を及ぼすにもかかわらず、災害時には現地での調査は困難を極めることから衛星による観測は必要とされると考えた。

1.10 得たデータの利活用法

衛星による観測は海洋プラスチックの分布のデータをもたらす。さらに、重量も従来法での実地観測を行っているグループとの連携により、従来法での実地調査による観測データと衛星データを突き合わせて回帰分析で換算式を開発できると考える。

これにより得られたデータは幅広い分野で利活用されることが想定される。研究分野では Missing

Plastic のパラドクスの解明、政策分野では海洋プラスチック対策のアクションプラン策定とその成果のモニタリング、民間向けにはプラスチック回収事業の効率化が挙げられる。近年 SDGs を軸として環境保護活動の機運が高まっていることから、他にも幅広いステイクホルダーが使用する可能性があると考えられる。

また、多様な環境下で海洋プラスチックを観測することで、S/N 比の要求や検出アルゴリズムの研究が進み、センサの改善にもつながることが予想される。

1.11 ミッション目的

本衛星におけるミッション目的として、以下の3点が挙げられる。

- (1) 海洋プラスチック観測における有効性が指摘されている二つの波長を宇宙から実証する。
- (2) 亜熱帯循環系における海洋プラスチックの分布を高精度で観測する。
- (3) 継続的かつ広域な観測を行い、海洋プラスチックに関する多くのデータを収集する。

目的(1)の二つの波長とは、2.1 節で詳述するが、航空機を用いた実験により有効性が指摘された1215 nm と 1732 nm のことを指す^[18]。また、目的(2)は亜熱帯循環系上で人工衛星が海洋プラスチック観測に成功した例がないものの、人工衛星による観測ができれば、データを取得することが格段に容易になることから設定した。また、亜熱帯循環系の中でも特にデータが揃っている太平洋ごみベルトをターゲットとする。さらに、目的(3)は海洋プラスチックの分布を継続的かつグローバルなレベルで観測を行った観測事例はないことを鑑み、設定した。目的(3)は先に挙げた四つの重点観測対象を中心に観測を行うことで達成する。

本衛星では 1.3 節で挙げた海洋プラスチックの素材を人工衛星によって観測することを検討したが、断念した。理由としては遠洋にある海洋プラスチックのうち大半を占める PP, PS, LDPE(低密度ポリエチレン)を宇宙から観測する波長はシミュレーション上選定されているものの^[19]、小型人工衛星では技術的に実装が難しい。また、現状では海洋プラスチックの素材を観測する段階ではなく、多様な海洋環境で海洋プ

ラスチックを高精度で観測し、分布を把握することを可能にする段階にいるということを Victor 博士と確認したからである。

1.12 ミッション意義

本衛星におけるミッション意義は以下の 4 点が挙げられる。

- (1) 新たに海洋プラスチック観測に有効な波長を実証し、活用することで宇宙からの海洋プラスチック観測技術を発展させる。
- (2) 亜熱帯循環系の海洋プラスチックの実態把握を人工衛星で行えることを示す。
- (3) 海洋プラスチックの実態把握に役立つ、多くのデータをもたらす。
- (4) 海洋プラスチックを観測するセンサの開発、大規模な衛星システム構築に向けての試金石となる。

本衛星は実証に用いる波長を導入することで新たな海洋プラスチックの観測方法を示し、多様な海洋環境をターゲットとして実態把握に役立つデータの提供を行う。そしてさらなる類似衛星の打ち上げによるコンステレーションの形成や大型衛星開発のための試金石になると考えた。さらに現時点では、海洋プラスチックを観測するには複数の波長を必要とするが、二つの有効性のある波長を使用することで、観測に使用するバンド数を削減できる可能性がある。そのようになれば新たなセンサを開発する際には違う目的を持った新たな波長をセンサに搭載可能にする技術的意義もあると考える。

1.13 ミッション要求

ミッションを達成するための要求として以下の 3 点を挙げる。

- (1) 海洋プラスチックを観測するのに必要なセンサを搭載すること
- (2) 亜熱帯循環系が観測可能で、かつ可能な限り広範囲・高頻度で海洋プラスチックを観測できる軌道を選定すること
- (3) 観測によって得たデータを地上局に送れること

2 ミッション設計

2.1 ミッション要求分析

ここでは 1.13 節で示したミッション要求を定量的に提示する。表 2.1 に具体的なミッション要求を示す。

バンド数については 2.1.1 項で詳述する 11 バンドを観測するための光学系が必要である。

また、海洋は太陽の反射率が低く S/N 比を適切に設定する必要がある。Sentinel-2 の S/N 比は可視光では 70~150、短波長赤外光では 50~100 である^[19]。

空間分解能については Sentinel-2 を上回る分解能を達成するために、可視光では 10 m 未満、短波長赤外光では 20 m 未満を要求する。ここでは、観測幅とのトレードオフを考慮して設計を行う^[20]。

観測頻度は RESMALI にて示された海洋プラスチックのホットスポットと集積地帯の探知とモニタリングの指標をもとにすると、1 日とするのが理想である^[10]。

軌道設計では、光学観測であるので太陽光の入射角が一定であることが要求される。

観測データ量は通信可能時間とデータレートを考慮して、観測したい箇所とのトレードオフを踏まえて検討する。詳細については 7 章の C&DH 系に示す。

Table2.1 具体的なミッション要求

| 要求項目 | 要求内容 | 対応する ミッション要求 |
|---------|--------------------------|-----------------|
| 必要なバンド数 | 9 | (1) |
| S/N 比 | 可視: 70~150 赤外: 50~100 | (1) |
| 空間分解能 | 可視: <10 m 赤外: <20 m | (1), (2) |
| 観測頻度 | 1 日 | (2) |
| 軌道設計 | 太陽同期軌道 | (2) |
| 観測データ量 | 最大化 | (3) |

2.1.1 波長の選定

海洋プラスチックを観測するには適切な波長を選ぶことが必要である。本衛星では複数の波長を組み合わせることで海洋プラスチックを観測することを可

能にし、さらに二つの波長(1215 nm, 1732 nm)の実証を行い、それらを活用することでさらに高精度な海洋プラスチックの観測の実現を検討している。このアプローチは宇宙からの海洋プラスチック観測について初めて大きな成果を出した研究^[11]と同じ方式であり、高い確率で高精度な海洋プラスチック観測が見込める。以下の表 2.2 に選定した波長とそれぞれの用途を示す。

Table 2.2 波長とそれぞれの用途

| 波長[nm] | 主な用途 | 区分 |
|--------|-------------------|-----|
| 493 | RGB(青) | 可視光 |
| 560 | RGB(緑) | |
| 664 | RGB(赤), NDVI, FDI | |
| 740 | FDI | |
| 832 | NDVI, FDI | |
| 865 | 水蒸気補正 | |
| 945 | 水蒸気補正 | 赤外光 |
| 1215 | 実証(FDI) | |
| 1375 | 大気補正 (巻雲の検知) | |
| 1610 | FDI | |
| 1732 | 実証(FDI) | |

海洋プラスチックを観測するには、大気補正・水蒸気補正、RGB、NDVI(和名:正規化植生指標, 英名:Normalised Difference Vegetation Index)、FDI(和名:浮遊デブリ指標, 英名:Floating Debris Index)^[11]を必要とする。

まず大気補正、水蒸気補正に関しては実績のある Sentinel-2 の波長 865 nm, 945 nm, 1375 nm を採用した。大気補正、水蒸気補正は海洋プラスチックの観測を行う上で重要であることが示されている^[11]。大気補正のアルゴリズムとしては Landsat-8 と Sentinel-2 で使用するために開発された水域専用のものを使用する^[21]。

RGB は海洋プラスチックの観測を直接行うことはできないが、海洋プラスチックと思しき物体を判別することは可能なので、実証の際に必要な。これも他の波長との親和性を考え、また後述する FDI で赤色にあたる 664 nm を使用するため、Sentinel-2 の 493 nm, 560 nm, 664 nm を RGB バンドとして選定した。

海洋プラスチックの周囲には海藻、木材、波の花や軽石などが存在することがある。これらと海洋プラスチックを識別するのに必要なのが NDVI である^[22]。これには 664 nm, 832 nm を使用する。同じ用途で Sentinel-2 にて使用されている波長であり、元々陸域での観測を想定しているが、すでに海洋での有効性が確認されている^[11]。

海洋プラスチックそのものを探知するには FDI を必要とする。FDI は Sentinel-2 を用いた研究によると 664 nm, 740 nm, 832 nm, 1610 nm の 4 波長を使用し構成しているため、これらを採用する。さらに、地上での実験で宇宙からの海洋プラスチック観測への有効性を示している 1215 nm, 1732 nm を加えることで更なる精度向上を狙う^{[23][24][25][26]}。この二つの波長は海洋プラスチックの吸収特性に重なる。特に 1732 nm は航空機から観測した際に強い反応を示しており、宇宙での実証が待望されている波長である^[18]。1215 nm, 1732 nm は最初の実証を行い、海洋プラスチックへの感度を測定した後に FDI に適切に組み込む。

以上のような選定の結果、計 11 バンドを観測できるマルチスペクトルカメラを必要とする。

2.1.2 大気透過率

赤外光は、大気分子の吸収の影響を受けるので、使用する波長の大気透過率を考える必要がある。使用する波長と宇宙から観測した大気透過率を図 2.1 に示す。

海洋プラスチック検出に必要な 1215 nm, 1610 nm, 1732 nm の波長は大気透過率が高いため、海洋の対象物の観測に利用可能である。一方で、945nm, 1375nm は大気透過率が低いですが、これらの波長は大気や水蒸気の吸収を利用して、大気補正や水蒸気補正に使用するために使用する。

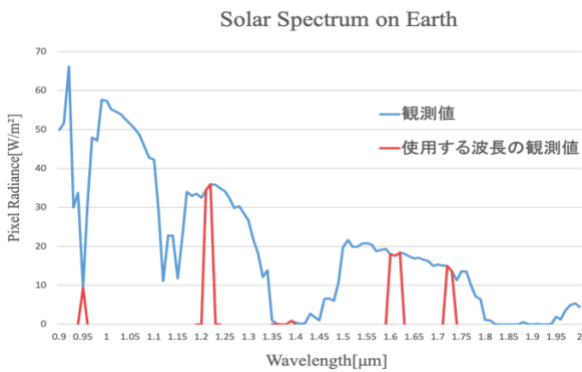


Fig. 2.1 大気透過率

2.1.3 データ分析

本衛星により得られた衛星画像データに対して大気補正を行った後に、複数のバンドを組み合わせて独自に作成した FDI と NDVI を使用し、海洋プラスチックを判別する。

判別した結果の確度を求めるためには単純ベイズ分類モデルを使用する^[27]。このアルゴリズムでは少ないサンプル数で高精度の分類結果を導出できることが特徴である。学習用データとテスト用データを用意し、テスト用データを学習結果で評価することで確度を算出する。具体的には、本衛星の衛星画像データから海洋プラスチックと予測したもののうち、実際に海洋プラスチックであるものの割合を確度として用いる。学習用データには本衛星で取得したデータのうちその正確さが保証されたものと Sentinel-2 で取得した海洋プラスチック観測用のデータの 2 種類を使用する。この 2 種類のデータを学習用データとして使用できることは、Sentinel-2 が海洋プラスチック観測に使用した波長を全て使用した本衛星の強みである^[11]。

2.2 光学系の設計

本節ではミッションで使用するマルチスペクトルカメラの設計について述べる。

2.2.1 ミッション要求

海洋プラスチックを効果的に観測するには空間分解能、観測幅が重要になる。海洋プラスチック観測に現在用いられている衛星に ESA の Sentinel-2 がある。空間分解能については Sentinel-2 を上回る分解能を達成するために、可視光では 10 m 未満、短波長赤

外光では 20 m 未満を要求する。

2.2.2 受光素子

・可視光

On Semiconductor 社の CCD を利用する。諸元は表 2.3 に示す。可視光の受光素子は観測幅確保のために、二つを横に並べて観測する。この時、素子間の隙間部分の撮像ができないのでオーバーラップさせるための素子を一つ追加し、計三つを搭載する。

Table 2.3 可視光の受光素子

| | |
|---------|-----------------------|
| 会社 | On Semiconductor |
| 型番 | KAI-47052 |
| 受光素子 | Interline CCD |
| ピクセル数 | 8856(H) × 5280(V) |
| ピクセルサイズ | 5.5 μm(H) × 5.5 μm(V) |

・短波長赤外光

TELEDYNE 社の HgCdTe 素子を利用する。諸元は表 2.4 に示す。

Table 2.4 短波長赤外光の受光素子

| | |
|---------|---------------------|
| 会社 | TELEDYNE |
| 型番 | H4RG-15 |
| 受光素子 | HgCdTe |
| ピクセル数 | 4096(H) × 4096(V) |
| ピクセルサイズ | 15 μm(H) × 15 μm(V) |
| 冷却温度 | < 80 K |
| 冷却器 | 単段スターリング冷凍機 |

2.2.3 素子の冷却機

受光素子のノイズを減らすために冷却を行う。受光素子に HgCdTe を使うため、撮影中、検出器は 80 K 未満に保つ必要がある。そこで冷却器として 80 K 級単段スターリング冷凍機を使用する。使用する冷凍機の諸元を表 2.5 に示す。スターリング冷凍機を搭載することで光学系に次の 2 点の問題に対策を施す必要がある。

(1) 光学系に与える熱ひずみ

(2) 冷凍サイクルによる動擾乱

一つ目は、熱ひずみにより焦点距離がずれることが懸念されるが、熱膨張率の低い素材を利用することで対策する。具体的には、鏡筒および支柱に CFRP、レンズにはセラミックスを使用することで熱ひずみを小さくできると考える。

二つ目の冷凍サイクルによる動擾乱は、支柱にトラス構造を用いることで、主鏡-副鏡-受光素子の相対距離を保つように対策する。また、冷凍機の振動方向を地球方向に向けることで、指向方向のズレを軽減できると考える。

Table 2.5 スターリング冷凍機の諸元

| | |
|--------|--------------|
| 会社 | RICOR |
| 型番 | K544 |
| 冷却能力 | 1000 mW@77 K |
| 定常消費電力 | 28 W |
| 冷却時間 | 4 min |
| 重量 | 930 g |

2.2.4 望遠レンズ

本衛星の目標空間分解能は、ミッション要求を技術的な制約と観測幅のトレードオフを考慮して考えた。その結果、短波長赤外光の空間分解能は 15 m を目標とし、可視光はより細かい 10 m 以下を目標とする。

本衛星は小型人工衛星であり、望遠レンズを二台積むことは困難であるため、可視光と短波長赤外光の二つを一台の望遠レンズで共有する。そのため、ピクセルサイズに対する要求空間分解能が小さい短波長赤外光に合わせて望遠レンズを設計する。

望遠レンズを設計するにあたって、まずは焦点距離を定める。焦点距離 f [mm] は次の式で表せる。

$$\frac{d}{H} = \frac{x}{f} \quad (2.1)$$

d : 空間分解能 [m]
 H : 軌道高度 [km]
 x : ピクセルサイズ [μm]

短波長赤外光の目標空間分解能 $d = 15 \text{ m}$ 、軌道高度 $H = 620 \text{ km}$ 、ピクセルサイズ $x = 15 \mu\text{m}$ より、焦点距離 $f = 620 \text{ mm}$ となる。この焦点距離をもとに可視光の空間分解能を求めると、 $d = 5.5 \text{ m}$ となり、目標空間分解能である 10 m 以下を達成していることを確認した。

次に、 F 値を定める。 F 値は焦点距離 f と口径 D の比で表される。

$$F = \frac{f}{D} \quad (2.2)$$

D : 有効口径 [mm]

通常、長い焦点距離の望遠レンズでは $F = 4 \sim 5.6$ となる^[28]。しかし、海洋は太陽光の反射が少ないため、より明るいレンズを使う必要がある。そこで、 $F = 2 \sim 3$ 程度は明るいレンズとされており、これを満たすように口径を定めると、 $D = 200 \text{ mm}$ となる。

最後に、以上で設定した口径から回折限界を求め、定めた空間分解能が回折限界を超えないことを確認する。回折限界は以下の式で表せる。

$$d = \frac{1.22 \lambda}{D} H \quad (2.3)$$

λ : 観測波長 [nm]

可視光の最大波長は 865 nm、短波長赤外光の最大波長は 1732 nm である。これらを式(2.3)に代入した時に得られる回折限界は、それぞれ 3.27 m、6.55 m である。

よって、可視光、短波長赤外光ともに回折限界を超えないことが確認できた。望遠レンズの仕様を以下の表 2.6 にまとめる。

Table 2.6 望遠レンズの仕様

| 分類 | リッチークレチアン方式 ダイクロイックフィルタ分割方式 |
|-----------|--------------------------------|
| 有効口径 [mm] | 200 |
| 焦点距離 [mm] | 620 |
| F 値 | 3.1 |
| 寸法 [mm] | $\phi 240 \times 280$ |

2.2.5 S/N 比

本項では、Sentinel-2 の S/N 比を参考に本衛星の S/N 比の設定を行う。特に、海洋プラスチックを観測するために使用する波長(664 nm, 740 nm, 832 nm, 1215 nm, 1610 nm, 1732 nm)のバンド幅は S/N 比を確保しつつ可能な限り狭く取るように設計した。表 2.7 にバンド幅と算出した S/N 比を示す。

Table 2.7 バンド幅と S/N 比

| 中心波長[nm] | バンド幅[nm] | S/N 比 |
|----------|----------|-------|
| 493 | 66 | 117 |
| 560 | 50 | 108 |
| 664 | 30 | 84 |
| 740 | 30 | 80 |
| 832 | 20 | 97 |
| 865 | 20 | 99 |
| 945 | 50 | 85 |
| 1215 | 30 | 68 |
| 1375 | 50 | 84 |
| 1610 | 30 | 64 |
| 1732 | 40 | 69 |

本衛星では露光時間が短く、十分な S/N 比が確保できない波長があるため、TDI (Time Delay Integration)を採用して対処する。TDIとは、取得した画像を AT 方向に重ねることで、積分時間を増やす手法である。本衛星では、地上のデータ処理で取得した画像を、1 画素ずつ AT 方向にずらしながら重ね合わせるデジタル TDI を行う。式(2.4)より、S/N 比(SNR)は TDI 段数の平方根に比例する。

$$SNR \propto D \cdot GSD \cdot \sqrt{\Delta t \cdot \Delta \lambda \cdot TDI} \quad (2.4)$$

- D : 望遠鏡口径(= 200 mm)
- GSD : 空間分解能[m]
- Δt : 積分時間[ms]
- $\Delta \lambda$: 光学バンドパスフィルタ分解能[nm]
- TDI : TDI 段数

本観測器では、空間分解能を Sentinel-2 と同程度の 11 m とする。検出器は地上処理にて 2 素子ビニ

ングすることを前提としている。TDI 段数は検出器 AT 方向の画素数(= 5280)をビニング数(= 2)とバンド数(= 6)で割った 440 段まで可能だが、衛星姿勢安定度の制約等から TDI 段数は 50 段程度が限界と想定される。具体的な段数は次項で示す。

2.2.6 海洋プラスチックの視認性について

海洋プラスチックは瞬時視野内の一部しか覆っておらず大部分は海水面を見ていることから、本観測器への入射輝度 L_{in} は式(2.5)に従うとする。

$$L_{in} = fr \cdot R_{pla} \cdot \frac{L_{ref}}{R_{ref}} + (1 - fr) \cdot R_{sea} \cdot \frac{L_{ref}}{R_{ref}} \quad (2.5)$$

- fr : 視野内において海洋プラスチックが占める割合(= 1~5%)
- R_{pla} : 海洋プラスチックの反射率(= 3.8%)
- R_{sea} : 海水面の反射率(= 1.6%)
- L_{ref} : 参照放射輝度(= 103 W/str/m²/μm)
(Sentinel-2 の値を使用)
- R_{ref} : 上記参照放射輝度の前提反射率
(= 20%推定値)

式(2.5)をもとに海洋プラスチックの視認性を 832 nm でシミュレーションした結果を図 2.2 に示す。

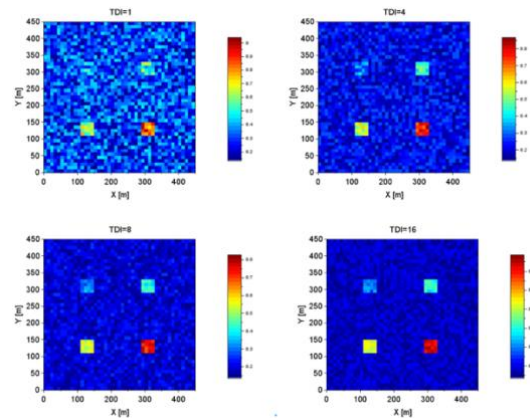


Fig. 2.2 海洋プラスチックの入射輝度(832nm)

4 種類の画像は入射輝度を示しており、センサで発生するノイズを等価雑音輝度として加えている。450 m×450 m の海洋範囲内に、40 m×40 m のエリ

ア(4 箇所)に海洋プラスチックが存在すると仮定した。上記各エリアにおいて、海洋プラスチックが占める割合 fr が左上(1%), 右上(2%), 左下(3%), 右下(5%)であると仮定し、TDI 段数をそれぞれ 1, 4, 8, 16 段に設定した場合を示した。TDI 段数を増やすことにより S/N 比が向上することにより「ざらつき感」が低減し、 fr が小さい場合でも視認が可能となる様子がわかる。 $fr = 1\%$ の場合、TDI = 8 段から視認が可能であると判断した。

2.2.8 視認性の定量的評価

視認性を定量的に評価するため、ターゲットとバックグラウンドの信号出力差をノイズで割った、Contrast to noise ratio (CNR) を考慮に入れる。CNR を式(2.6)に示す。

$$CNR = \frac{S_{SV_{tr}} - S_{SV_{bg}}}{\sqrt{N_{S_V}^2 + N_{d_V}^2 + N_{read}^2 + N_{C_V}^2 + N_{q_V}^2}} \sqrt{TDI} \quad (2.6)$$

$S_{SV_{tr}}$: ターゲットの出力電圧[V]

$S_{SV_{bg}}$: バックグラウンドの出力電圧[V]

$N_{S_V}, N_{d_V}, N_{read}, N_{C_V}, N_{q_V}$: 各種ノイズ[V]

図 2.3 に海洋プラスチックを観測した際の S/N 比と CNR を示す。視野内の大部分が海水面であるため、 fr に対して S/N 比はほとんど変化しない。

一方、CNR は fr に比例して変化する。CNR ≥ 1 , すなわちターゲットとバックグラウンドの信号出力差がノイズより大きくなると視認可能であると言える。図 2.3 から $fr = 1\%$ の場合、TDI = 8 段から視認可能であるが、これは図 2.3 の定性的な評価と一致する。

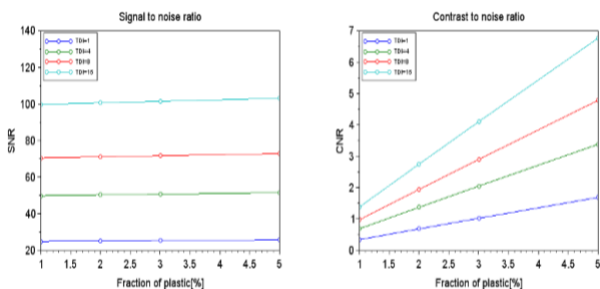


Fig. 2.3 S/N 比(左)と CNR(右)

2.2.9 スペクトルフィルタ

マルチスペクトルカメラを構成するフィルタとして、表 2.7 を満たすバンドパスフィルタを朝日分光株式会社の特注で依頼する。

フィルタ配置は像面における AT 方向(衛星進行方向)のピクセル数に対して等分に配置し、可視光は 6 バンドなので 880 line/band, 短波長赤外光は 5 バンドなので 820 line/band とする。

2.2.10 光学系全体構成

光学系における、望遠レンズ、主鏡、副鏡、受光素子の位置関係とそのレイアウトを以下の図 2.4 に示す。

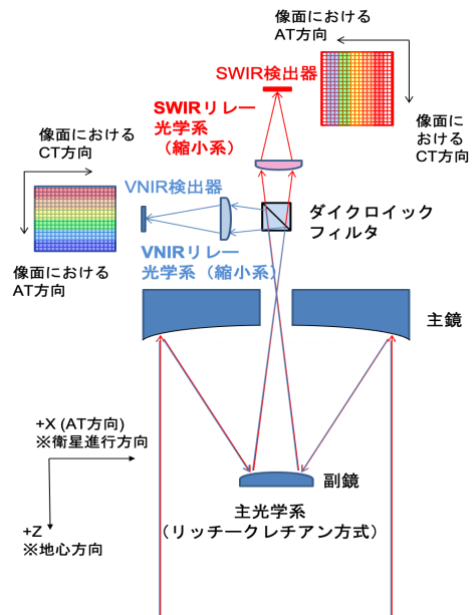


Fig. 2.4 ダイクロイックフィルタ分割方式

2.3 軌道設計

2.3.1 軌道選定

本衛星は光学系のセンサを持つ衛星であるから、太陽光が地球で反射して衛星に入射してくる角度は一定であることが望ましい。このことから、太陽同期軌道を選択する。また、回帰日数と可視性のトレードオフについて考察する必要があり、回帰日数が 1 日の回帰軌道と、回帰日数が 5 日の準回帰軌道の二つが候補として残った。

回帰日数が 1 日の回帰軌道は、ポインティングを用いても地球上の 20% しか観測できないが、毎日同じ地点を観測できるので回帰性が優位である。

一方、回帰日数が 5 日の準回帰軌道は、回帰日数は劣るが、ポインティングを用いると地球上の全て

の地点を観測できるので可視性が優位である。本衛星のミッション目的を鑑みると、回帰性よりも可視性に重きを置く必要があると判断したため、回帰日数が5日の準回帰軌道を選定した。軌道要素は以下の表 2.8 に示す。

軌道間距離は赤道上で 533km である。最大ポインティング角を 30°として、これを上回るスワ幅 (=580km)を確保しつつ、回帰日数を少なくすることで、可能な限り高頻度に同地点を通過し、必要に応じて地球上の全ての地点を観測可能となるように軌道設計した。

Table 2.8 軌道要素

| | |
|----------------|--------|
| 高度 H [km] | 620 |
| 交点周期 T [min] | 97 |
| 軌道傾斜角 i [°] | 97.8 |
| 回帰日数[day] | 5 |
| 1日の周回数[周] | 15+1/5 |
| 最大ポインティング角[°] | 30 |
| スワ幅[km] | 580 |
| 降交点地方時 | 10:30 |

2.3.2 軌道離脱

本衛星は運用終了後、規定の25年以内に自然に軌道を離脱し、大気圏で燃え尽きることが可能である。しかし、20年近く宇宙空間を漂うのは本衛星の命名の由来である「立つ鳥跡を濁さず」に反する。よって、軌道上で実証されたことのある膜展開式軌道離脱装置「DOM」を搭載することで軌道離脱を行う。

2.4 衛星運用

2.4.1 初期運用

本衛星はロケットから分離後、充電済みバッテリーを用いて各種機器の動作確認を行い、レートダンピングをして地球を捕捉する。その後、太陽光パネルで電力確保を行いミッション運用へ移行する。

2.4.2 ミッション運用

初期運用終了後、ミッション運用に移行する。ミッ

ション運用中には以下の運用モードを状況に応じ、適切に使用する。

・観測モード

マルチスペクトルカメラを使用し、観測を行う状態のことである。素子を冷却する必要があるため、充電モード時に適切に電力確保を行う必要がある。

・通信モード

衛星内に蓄積した観測データを地上局に送る状態のことである。

・アンローディングモード

蓄積された角運動量を解放するためのモードであり、アンローディングは本衛星では地球3周につき1度行う。

・充電モード

バッテリーへの充電を行うモードである。

・待機モード

観測、通信を行わず、バッテリーの充電が完了している時に、必要最低限の機器のみを作動させる状態のことである。

・緊急運用モード

大電流を検知した場合、各機器への電流供給を一時的に止めるモードのことである。

2.4.3 ミッション期間

打上げ後、運用終了まで2年間、継続的に観測を行う。運用終了後には、膜展開式軌道離脱装置「DOM」によって速やかに軌道離脱を行う。

2.5 サクセスクライテリア

本衛星のサクセスクライテリアを表 2.9 に示す。ミニマムサクセスは、実証用の2波長の有効性を確認することとした。フルサクセスとしては実証用の波長を含めた新しいFDIを用いて、亜熱帯循環系を Sentinel-2 による観測と同等の確度である86%で観測することと、運用期間内の継続的なデータ収集を行うこととした。エクストラサクセスとしては亜熱帯循環系でない他の重点観測対象での確度70%以上のプラスチック観測を設定した。これは、Sentinel-2を用いた試験より確度は劣る。しかし、86%の確度を達成できたのは標本数が少ないことと限られた条件下のみで試験

したことによる影響であり、様々な条件下で標本数を増やせば確度は落ちるとの見解を、試験を行った Victor 博士からいただいたからである。

Table 2.9 サクセスライテリア

| | |
|-----------|--|
| ミニマムサクセス | 実証用の 2 波長の有効性を確認する |
| フルサクセス | (1) 亜熱帯循環系で 86 %以上の確度で海洋プラスチック観測に成功 (2) 衛星運用期間内での継続的な観測 |
| エクストラサクセス | 亜熱帯循環系以外の環境下で 70 %以上の確度で海洋プラスチック観測に成功 |

2.8 システム要求

本衛星が正常に動作するうえで、各システムに要求する条件をまとめ、以下の要求を元に衛星システムを設計する。本衛星のシステム図を図 2.5 に示す。

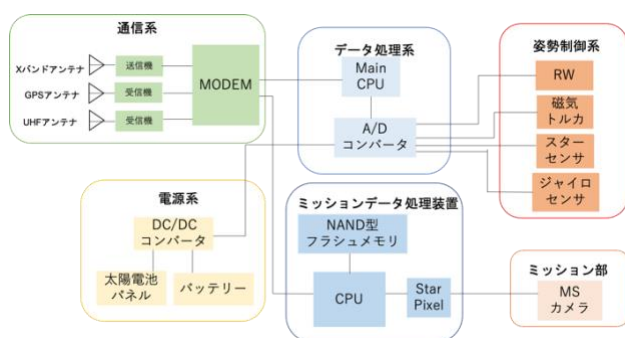


Fig.2.5 システム図

2.8.1 構体系

本衛星は H-IIA ロケットによる軌道投入を行うため、打上げ時の振動に耐える強度及び剛性設計を必要とする。また、本衛星は海洋プラスチックの観測が最大の目的であり、望遠レンズ素子へのあらゆる影響を最小限にすることが重要である。そのため、運用期間中に機器を保てる設計を行うことが求められる。

2.8.2 熱制御系

観測を行う際に短波長赤外光を観測する素子を冷却するので、通常の低軌道人工衛星に要求される熱設計に加え、スターリング冷凍機を用いる必要がある。

2.8.3 姿勢制御系

地球観測を行うため、高精度な姿勢制御が必要となる。また、観測機器の冷却を行うスターリング冷凍機の擾乱について考慮する必要がある。

2.8.4 電源系

初期運用では太陽光パネルに光は当たるものの、すぐに必要な電力を供給することはできないので、バッテリーを搭載する必要がある。また、観測するにはマルチスペクトルカメラを使いながら冷却を行うので大量の電力を必要とする関係上、必要な電力量を確保する必要がある。

2.8.5 C&DH 系

衛星内部の各種 HK データの集中制御と衛星状態の監視、地上局との各種交信を行う。自律化機能を搭載し、各運用モードに移行するように搭載機器に指令を送る他、搭載機器に異常を検知した場合は、緊急運用モードに移行する。

2.8.6 通信系

マルチスペクトルカメラで撮影した画像を地上局へ送信する。このミッションデータは 1 日当たり 73 GB であり、これを 1 日の通信可能時間である約 3200 sec で送信する。

3 構体系

本章では、以下の 5 項目を満たすように衛星構体の設計を行う。

- (1) 衛星の全質量が 50 kg 以下であること
- (2) 50 cm×50cm×50 cm の立方体の中に収まること
- (3) H-IIA ロケットに搭載可能なインターフェースを有していること
- (4) 各系の機器を許容温度範囲内に保てるよう機器配置を行うこと
- (5) ロケットの振動に耐え得る強度と剛性を有すること

3.1 基本構造

本衛星の全体寸法は、500 mm×500 mm×485 mm である。外観を図 3.1 に示す。機軸方向を+X 軸、地球観測方向を+Z 軸とし、放熱面が備えられている面の方向に+Y 軸をとる。6 枚の筐体パネルはそれぞれ厚さ 8 mm となっている。衛星内部は T 字型プレートが配置されており、ミッション機器とその他の機器とで空間が仕切られている。この 2 枚の内部プレートは主に、ミッションで最も重要な望遠レンズが他の搭載機器の発する熱の影響を受けないようにしている。また、本衛星がロケット打上げ時の振動で耐えるよう構体を支持する役割を持つ。衛星内部では、赤外放射による排熱が行われる。排熱を行うために、赤外放射率が大きい黒色塗装を内部パネルに施す。

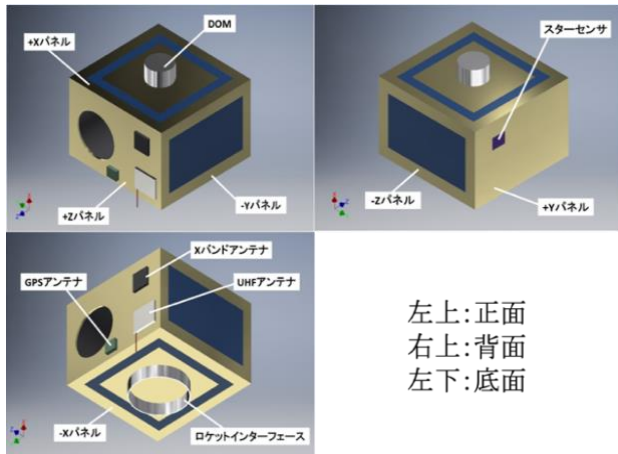


Fig. 3.1 衛星の外観

3.2 機器配置

衛星内部の機器配置を以下の図 3.2, 図 3.3 に示す。機器配置の際は、衛星の重心位置や機器同士の干渉を考慮して配置を行う。発熱量が多いと想定されるスターリング冷凍機、バッテリーは、放熱面に近い位置に配置されている。+Z パネルは地球観測方向であり、望遠レンズ、X バンドアンテナ、UHF アンテナ、GPS アンテナが取り付けられている。+Y パネルは太陽光の照射が比較的小さいため、スターセンサを配置する。以下の図 3.3 で示すように、-X パネルの外側には衛星をロケット分離部に結合するためのロケットインターフェースが取り付けられている。ロケットインターフェースは、JAXA の PAF239M を用いる。ロケット

インターフェースは、-X パネルの中心軸とロケットインターフェースの断面の中心軸が重なるように配置する。36 頁の付録 1 に全ての搭載機器を示す。

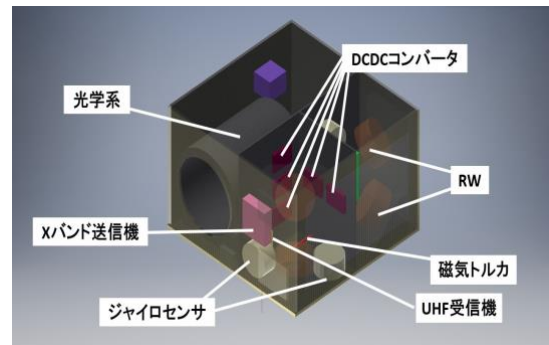


Fig. 3.2 本衛星の機器配置 (正面)

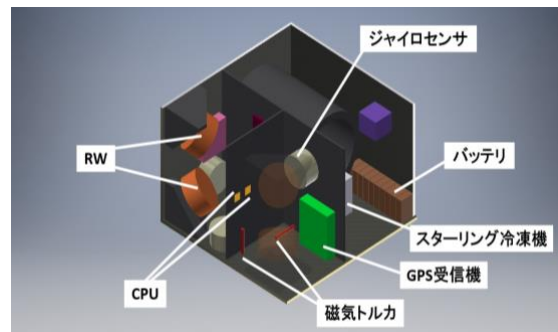


Fig. 3.3 本衛星の機器配置 (背面)

3.2.1 質量特性

本衛星の質量特性(質量中心、慣性モーメント、及び慣性乗積)を以下の表 3.1 に示す。なお、本衛星の原点は、-X パネルの外側の中心部分とする。

Table 3.1 質量特性

| | | |
|--------------------------------|----------|-----------------------|
| 質量中心 [mm] | X 方向 | 164.6 |
| | Y 方向 | 14.5 |
| | Z 方向 | 14.6 |
| 慣性モーメント [kgm ²] | I_{xx} | 2.33 |
| | I_{yy} | 1.90 |
| | I_{zz} | 2.01 |
| 慣性乗積 [kgm ²] | I_{xy} | 3.24×10^{-2} |
| | I_{yz} | 3.70×10^{-2} |
| | I_{zx} | 2.42×10^{-2} |

3.2.2 使用材料

本衛星に使用する材料とその特性を表 3.2 にまとめる。搭載機器を運用期間中保護するために、6 面の筐体パネルは軽量で強度の高いアルミ材を使用する。2 枚の内部プレートには、軽量で高強度・高剛性の CFRP (炭素繊維強化プラスチック) を使用する。

Table 3.2 材料の機械的特性

| 材料 | CFRP | Al 6061 |
|-------------------------|-------------------------|-------------------------|
| 密度[kg/mm ³] | 1.43 × 10 ⁻⁶ | 2.70 × 10 ⁻⁶ |
| ポアソン比 | 0.39 | 0.33 |
| 降伏強度[MPa] | 300 | 275 |
| 最大引張強度[MPa] | 577 | 310 |
| 線膨張係数[/K] | 9.93 × 10 ⁻⁶ | 2.36 × 10 ⁻⁵ |

3.3 ロケット打上げ時の解析

本節では、設計した衛星の構造解析を行う。ロケット打上げ時の振動に、本衛星が耐え得る性能を有しているかどうかを検証する。本衛星は、H-IIA ロケットでのピギーバックを想定しているため、以下の 4 項目を検証する。

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

H-IIA ロケットの打上げ条件は表 3.3 に示す。

Table 3.3 H-IIA ロケットの打上げ条件

| 解析項目 | 設計要求 | |
|------------|-------------|---------------------------------|
| 準静的 加速度 | 機軸方向 | +5.0/-6.0 G |
| | 機軸直交方向 | ±5.0 G |
| 剛性要求 | 機軸方向 | ≥ 120 Hz |
| | 機軸直交方向 | ≥ 60 Hz |
| 正弦波 振動 | 機軸方向 | 2.5 G _{0-p} (5~100 Hz) |
| | 機軸直交方向 | 2.0 G _{0-p} (5~100 Hz) |
| ランダム 振動 | 20~200 Hz | +3 dB/oct |
| | 200~2000 Hz | 0.032 G ² /Hz |

また、解析における安全率は 1.5 とし、安全余裕 MS は以下の式 (3.1) で定義する。

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

σ_{allow} : 許容応力[MPa]

σ : フォンミーゼス応力[MPa]

3.3.1 モデル化

本衛星は、実際のロケット打上げを想定してロケットインターフェース部分を固定されているものとして解析を行う。メッシュ数削減のため、望遠レンズ、ジャイロセンサ、リアクションホイール、磁気トルカ、DOM を除く全ての搭載機器は直方体に近似する。

解析は、Autodesk 社の Inventor を用いて作製したモデルに NASTRAN in CAD を用いて行う。

3.3.2 準静的加速度

表 3.2, 3.3 を用いて、衛星がロケット打上げ時の加速度に耐え得るかを検証する。各軸に対して 6 パターンの解析を行う。

解析の結果、最大のフォンミーゼス応力が発生したのは機軸直交方向の ±Y 方向であり、その値は 7.493 MPa となった。その時の応力分布の様子を図 3.4 に示す。

この部分について、安全率を考慮して MS を計算すると以下の式 (3.2) となる。よって、本衛星は準静的加速度に対して十分な強度を持つことがわかる。

$$MS = \frac{275}{1.5 \times 7.493} - 1 = 23.47 (> 0) \quad (3.2)$$

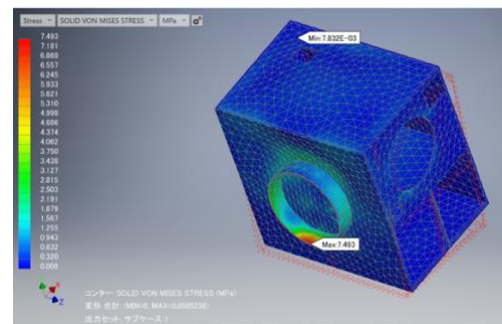


Fig. 3.4 準静的加速度解析

3.3.3 剛性要求

表 3.2, 3.3 の条件を用いて固有値振動解析を行い、ロケット打上げ時に加わる振動により衛星が共振を起こさないかを検証する。解析の結果、機軸方向(X 軸方向)の固有値振動数は 466.5 Hz(>120 Hz)、機軸直交方向(Y 軸方向)の固有値振動数は 108.5 Hz(>60 Hz)、地球観測方向(Z 軸方向)の固有値振動数は 247.1 Hz(>60 Hz)となった。よって、本衛星は剛性要求を満たしていることがわかる。

3.3.4 正弦波振動解析

表 3.2, 3.3 の条件を用いて、ロケット打上げ時に加わる正弦波振動に、構体が耐えるかを検証する。解析の際、共振倍率 Q をかけた値を等価静加速度として解析を行う。

共振倍率 $Q = 20$ とすると、3 方向それぞれの設計荷重 $F_{s,i}$ ($i = X, Y, Z$) は式(3.3)~(3.5)で表される。

$$F_{s,X} = 50 \text{ G} \quad (3.3)$$

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

$$F_{s,Z} = 40 \text{ G} \quad (3.5)$$

これらの設計荷重を本衛星の各軸に加えると、最大のフォンミーゼス応力が発生したのは $\pm Z$ 方向であり、その値は 74.1 MPa であった。この最大フォンミーゼス応力が発生したのは、 $-X$ 軸に配置されているロケットインターフェースである。その時の応力分布の様子を、以下の図 3.5 に示す。

この部分について、安全率を考慮して MS を計算すると以下の式(3.6)となる。よって、本衛星は正弦波振動に対して十分な強度を持つことがわかる。

$$MS = \frac{275}{\frac{1.5}{74.1}} - 1 = 1.47(> 0) \quad (3.6)$$

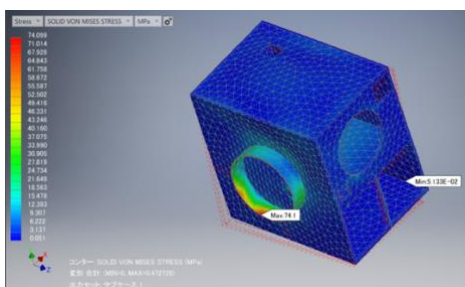


Fig. 3.5 正弦波振動解析

3.3.5 ランダム振動

表 3.2, 3.3 の条件を用いて、ロケット打上げ時に加わるランダム振動に本衛星が耐えるかを検証する。各固有振動方向の応答加速度 $G_{rms,i}$ ($i = X, Y, Z$) を Miles の式より計算をし、それを 3 倍した値 (3σ 荷重) を等価静加速度として解析を行う。設計荷重 $F_{r,j}$ ($j = X, Y, Z$) は以下の式(3.7)で定義される。

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

Q : 共振倍率

f_i : 各軸の一次固有振動数[Hz]

PSD_i : 固有振動数における加速度パワースペクトル密度 [G^2/Hz]

固有値解析より得られた固有値振動数から、 $PSD_X = 0.032$, $PSD_Y = 0.017$, $PSD_Z = 0.032$ となる。 $Q = 20$ とすると、式(3.7)より $F_{r,j}$ は以下の式(3.8), 式(3.9), 式(3.10)となる。

$$F_{r,X} = 65.0 \text{ G} \quad (3.8)$$

$$F_{r,Y} = 23.1 \text{ G} \quad (3.9)$$

$$F_{r,Z} = 47.3 \text{ G} \quad (3.10)$$

以上の式 (3.8)~(3.10)の荷重を各軸方向に負荷すると、最大のフォンミーゼス応力が発生したのは Z 方向であり、その値は 78.3 MPa となった。その時の応力分布の様子を、以下の図 3.6 に示す。

この部分について、安全率を考慮して MS を計算すると以下の式(3.11)となる。よって、本衛星はランダム振動に対して十分な強度を持つことがわかる。

$$MS = \frac{275}{\frac{1.5}{78.3}} - 1 = 1.34(> 0) \quad (3.11)$$

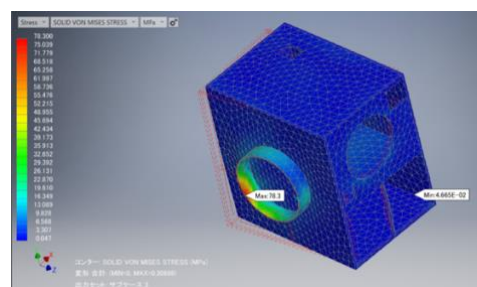


Fig. 3.6 ランダム振動解析

4 熱制御系

衛星に搭載される機器には、その機能、性能を満足して正常に動作するための適切な温度範囲がある。熱制御系の役割は、ミッションの全期間にわたり、衛星の全ての搭載機器に対して、その許容温度範囲を満たす適切な温度環境を与えることである。

4.1 外部熱入力

軌道上では、次の外部熱入力が支配的であると考えられる。

- (1) 太陽放射
- (2) 地球赤外放射
- (3) アルベド

これらの外部熱入力が本衛星にかかるとして熱制御系の設計を行う。

4.1.1 太陽放射

地球周辺の太陽放射エネルギー E_s は、単位面積、単位時間あたり式(4.1)で表せる。

$$E_s = 1353 \times (1 + 0.034, -0.0325) \text{ W/m}^2 \quad (4.1)$$

近日点の時に最大値 1399 W/m^2 、遠日点の時に最小値 1309 W/m^2 となる。衛星表面への入射エネルギー Q_s は式(4.2)で表せる。

$$Q_s = E_s A F_s \quad (4.2)$$

- Q_s : 太陽光入射エネルギー[W]
 A : 衛星表面積[m²]
 F_s : 太陽光に関する形態係数

4.1.2 地球赤外放射

地球赤外放射エネルギー E_e は、単位面積、単位時間あたり式(4.3)で表せる。

$$E_e = 234 + (+24, -94) \text{ W/m}^2 \quad (4.3)$$

また、衛星表面に入射する地球赤外放射は次のように表せる。

$$Q_e = E_e A F_e \quad (4.4)$$

- Q_e : 衛星に入射する赤外放射[W]
 F_e : 地球赤外に関する形態係数

4.1.3 アルベド

アルベドは、太陽光が地球の大気や地表面から反射されたものである。衛星表面に入射するアルベドは次のように表せる。

$$Q_a = a E_s A F_a \quad (4.5)$$

- Q_a : 入射アルベド[W]
 a : アルベド係数
 F_a : アルベドに関する形態係数

アルベド係数は緯度に大きく依存し、極地域で最大値、赤道付近で最小値を取る。アルベド係数は次の式で表せる。

$$a = 0.30 + (+0.3, -0.15) \quad (4.6)$$

4.2 熱数学モデル

4.2.1 熱平衡方程式

熱数学モデルの各要素に対して熱平衡方程式を立て、非定常温度分布を求める。要素内では熱的に均一と仮定し、要素を接点で代表する。全節点が n 個のとき、 i 番目の節点における熱平衡方程式は、式(4.7)で与えられる^[29]。

$$C_i \frac{dT_i}{dt} = \alpha_i Q_s + \alpha_i Q_a + \varepsilon_i Q_e + Q_{input} - \sum_{j=1}^n C_{ij} (T_i - T_j) - \sum_{j=1}^n R_{ij} (T_i^4 - T_j^4) \quad (4.7)$$

- C_i : 節点 i の熱容量[J/K]
 T_i, T_j : 節点 i, j の温度[K]
 Q_{input} : 節点 i の熱入力[J]
 C_{ij} : 節点 i, j の伝導熱伝達係数[W/K]
 R_{ij} : 節点 i, j の放射係数[W/K⁴]
 α_i : 節点 i の太陽光吸収率
 ε_i : 節点 i の赤外放射率

C_{ij} は、伝導伝熱に関する係数で、次の式で表せる。

$$C_{ij} = h A_i \quad (4.8)$$

- h : 接触熱伝達率(= 50~800 W/m²/K)

ここでは、アルミ同士の接触熱伝達率を 500 W/m²/K、CFRP 同士の接触、異物質間の接触熱伝達率を 200 W/m²/Kとした。

R_{ij} は、輻射伝熱に関する係数で、次式で表せる。

$$R_{ij} = \sigma F_{ij} A_i \quad (4.9)$$

σ : ステファンボルツマン定数

(= 5.67×10^{-8} W/m²/K⁴)

F_{ij} : 放射形態係数

4.3 熱制御素子の選定

今回、解析に使用する熱制御素子の太陽光吸収率 α と赤外放射率 ε を以下の表 4.2 に示す。

Table 4.2 熱制御素子

| 素子 | α | ε |
|------------|----------|---------------|
| 銀蒸着テフロン | 0.09 | 0.7 |
| 黒色塗装 | 0.9 | 0.8 |
| 太陽電池パネル | 0.8 | 0.8 |
| アルミ蒸着ポリイミド | 0.44 | 0.71 |

4.4 解析条件

今回は、高温最悪条件と低温最悪条件について前進差分法にて非定常解析を行う。解析条件を表

4.3 に示す。また、内部パネルと太陽光パネルの間には断熱スペーサを入れることで断熱させ、伝達熱伝導は考慮しないこととした。表 4.4 には搭載機器の節点番号、消費電力、動作温度範囲を示す。

Table 4.3 熱解析条件

| 項目 | 高温条件 | 低温条件 |
|-----------------------------|------|------|
| 太陽光放射照度[W/m ²] | 1399 | 1309 |
| 地球赤外放射照度[W/m ²] | 264 | 140 |
| アルベド係数 | 0.6 | 0.15 |
| 熱制御素子表面特性 | BOL | EOL |

4.5 解析結果

表 4.5 に節点定義と非定常解析の結果を示す。機器の動作温度範囲に対して高温側、低温側の外側にそれぞれ 10℃の幅を取って許容温度範囲とする。これは、熱数学モデルにおけるパラメータの不確定性を吸収するためのものである。解析結果によると、全ての節点が許容温度範囲内にあり、適切な温度環境が与えられていると言える。

Table 4.4 搭載機器の消費電力と動作温度範囲^[30]

| 構成要素 | 機器名 | 節点番号 | 消費電力[W] | 動作温度範囲[℃] |
|--------|------------|---------------|---------|-----------|
| 姿勢制御系 | スターセンサ | 3 | 1.5 | -40~+80 |
| | ジャイロセンサ×3 | 2, 5, 7 | 1.5 | -40~+75 |
| | RW×4 | 1, 2, 4, 5 | 3 | -40~+70 |
| | 磁気トルカ×3 | 2, 8 | 1 | -35~+75 |
| | GPS 受信機 | 7 | 2.5 | -30~+85 |
| 電源系 | DCDC コンバータ | 7, 8 | - | -40~+86 |
| | バッテリー | 3 | 8 | -30~+85 |
| | 太陽電池 | 9, 10, 12, 13 | - | -160~+100 |
| 通信系 | Xバンド送信機 | 3 | 16 | -20~+50 |
| | Xバンドアンテナ | 13 | - | -170~+90 |
| | UHF 受信機 | 8 | 1 | -20~+60 |
| | UHF アンテナ | 13 | - | -170~+90 |
| C&DH 系 | CPU×2 | 8 | 0.4 | -40~+125 |
| ミッション系 | スターリング冷凍機 | 3 | 25 | -40~+102 |

Table 4.5 節点定義と非定常解析による解析結果

| 節点定義 | 要素名 | 許容温度範囲[°C] | 最低温度[°C] | 最高温度[°C] |
|------|------------|------------|----------|----------|
| 1 | +X パネル | -30~+60 | 11.7 | 37.4 |
| 2 | -X パネル | -25~+60 | 12.3 | 37.8 |
| 3 | +Y パネル | -10~+40 | 7.3 | 35.6 |
| 4 | -Y パネル | -30~+60 | 12.9 | 38.2 |
| 5 | +Z パネル | -30~+60 | 10.1 | 35.2 |
| 6 | -Z パネル | -30~+60 | 12.1 | 37.9 |
| 7 | 内部 Z プレート | -20~+50 | 14.2 | 39.1 |
| 8 | 内部 Y プレート | -10~+50 | 14.8 | 39.6 |
| 9 | +X 太陽電池パネル | -150~+90 | -125.3 | 70.7 |
| 10 | -X 太陽電池パネル | -150~+90 | -114.0 | 69.9 |
| 11 | +Y 放熱面 | - | -24.5 | 27.0 |
| 12 | -Y 太陽電池パネル | -150~+90 | 20.6 | 27.0 |
| 13 | +Z 放熱面 | -160~+80 | -31.1 | 27.0 |
| 14 | -Z 太陽電池パネル | -150~+90 | -121.2 | 70.5 |
| 15 | 宇宙空間 | - | - | - |

5 姿勢制御系

5.1 姿勢安定方式

本衛星は地球観測を行うためマルチスペクトルカメラの性能を最大限引き出せるように高精度の姿勢制御を要求する。このため、姿勢安定方式は 3 軸ゼロモーメント方式を採用する。アクチュエータには四台のリアクションホイール(RW)を用いた 4 スキュー型を構成し、冗長系を取ることでミッション成立性を向上させる。蓄積した角運動量を放出するためのアンローディングには磁気トルカを用いる。

5.2 姿勢決定

5.2.1 センサ選定

本衛星には姿勢制御を行う目的で、ジャイロセンサ(RLG)を各軸に一台ずつとスターセンサ(ST), GPS 受信機を搭載し、姿勢決定を行う。各センサの諸元を以下の表 5.1~5.3 に示す。

Table 5.1 スターセンサの諸元

| 項目 | 値 | 単位 |
|------------|-----|--------|
| Cross Axis | 5.7 | arcsec |
| Boresight | 27 | arcsec |

Table 5.2 ジャイロセンサの諸元

| 項目 | 値 | 単位 |
|------|------|-------|
| 計測範囲 | ±343 | °/sec |
| バイアス | 0.01 | °/h |

Table 5.3 GPS の諸元

| 項目 | 値 | 単位 |
|-------|---------|----|
| 測距精度 | 3 | m |
| 受信周波数 | 1575.42 | Hz |

5.2.2 姿勢決定方式

本衛星の姿勢推定にはカルマンフィルタを構成し、角速度検出に RLG, 推定値の補正に ST を用いる。

5.3 環境外乱トルクの見積もり

アクチュエータを選定するために、本衛星に加わる外乱トルクの見積もりを行う。本衛星に加わる外乱トルクとして、重力傾斜トルク、大気抵抗トルク、太陽輻射圧トルク、地球磁場トルクを考慮する。

5.3.1 重力傾斜トルク

衛星の各質点に作用する重力の差によって発生する重力傾斜トルク T_G [Nm]は式(5.1)のように表せる。

$$T_G = \frac{3\mu}{R_0^3} \hat{r} \times (I \cdot \hat{r}) \quad (5.1)$$

- μ : 重力定数(= $3.986 \times 10^{14} \text{ m}^3/\text{sec}^2$)
- \hat{r} : 地心から衛星質量中心への単位ベクトル
- I : 衛星の各軸周りの慣性モーメント[kgm²]
- R_0 : 軌道半径(= 6991 km)

5.3.2 大気抵抗トルク

衛星の軌道運動によって大気が衛星に作用して発生する大気抵抗力 F_a [N]は式(5.2)のように表せる。

$$F_a = \frac{1}{2} \rho v^2 C_d S \quad (5.2)$$

したがって、大気抵抗トルク T_a [Nm]は式(5.3)で表せる。

$$T_a = r \times F_a \quad (5.3)$$

- ρ : 大気密度[kg/m³]
- v : 衛星速度[m/sec]
- C_d : 抵抗係数
- S : 衛星表面積[m²]
- r : 幾何中心から質量中心へのベクトル

5.3.3 太陽輻射圧トルク

太陽輻射が衛星に作用して発生する太陽輻射圧トルク T_s [Nm]は式(5.4)で表せる。

$$T_s = P_s (1 + q) \cos i r \times S \quad (5.4)$$

- P_s : 太陽放射エネルギー[W/m²]
- q : 反射係数
- i : 太陽光入射角[°]

5.3.4 残留磁気トルク

残留磁気トルクを求めるにあたって軌道上の地磁場モデルを作成した。地磁場の値は軌道座標系で式(5.5)と表せる。

$$\begin{bmatrix} B_x \\ B_y \\ B_z \end{bmatrix} = D_m \begin{bmatrix} \frac{3}{2} \sin i \sin 2\eta \\ -\frac{3}{2} \sin i \left(\cos 2\eta - \frac{1}{3} \right) \\ -\cos i \end{bmatrix} \text{ [T]} \quad (5.5)$$

- D_m : 磁気ダイポールモーメント[T]
- i : 軌道傾斜角(= 97.8°)
- η : 衛星の昇交点から測定した位置

地磁場を η の関数として図示すると図 5.1 を得る。

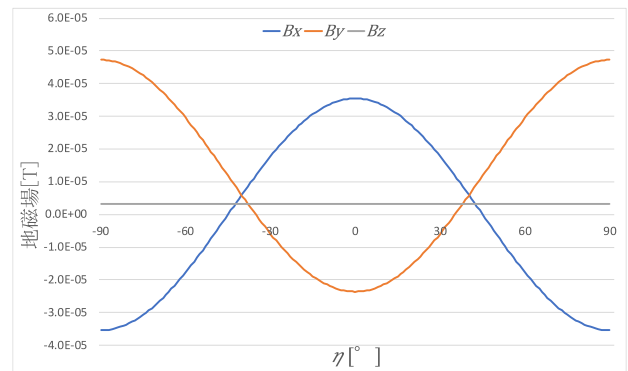


Fig.5.1 地磁場モデル

この地磁場モデルの絶対値の最大値が本衛星に加わる残留磁気トルクに影響を与えると考える。

衛星の残留磁気モーメントと地磁場との相互作用によって発生する残留磁気トルク T_m [Nm]は式(5.6)で表せる。

$$T_m = m \times B \quad (5.6)$$

- m : 残留磁気モーメント[Am²]
- B : 地磁場[T]

5.3.5 環境外乱トルクの合計

最悪の状況を想定して各外乱トルクが同一方向に作用すると仮定する。各外乱トルクの最大値の絶対値を取り、和で表したものを本衛星に加わる外乱トルクの最大値と見積もる。この時、外乱トルクの最大値 T_d [Nm]は式(5.7)となる。

$$T_d = \begin{bmatrix} 4.10 \times 10^{-6} \\ 6.38 \times 10^{-6} \\ 4.49 \times 10^{-7} \end{bmatrix} \text{ [Nm]} \quad (5.7)$$

よって、1 周回あたりに蓄積する角運動量 H [Nms] は 1 周を 5684 sec として式(5.8)となる。

$$H = \begin{bmatrix} 0.023 \\ 0.036 \\ 0.003 \end{bmatrix} \text{ [Nms]} \quad (5.8)$$

5.4 アクチュエータの選定

5.4.1 擾乱管理の必要性

本項では、擾乱管理の必要性について述べる。JAXA 擾乱管理標準によれば、擾乱管理の目安として表 5.4 がある^[31]。

本衛星の指向精度は 0.05° であり、指向精度については問題ないと言える。一方、スターリング冷凍機を用いて受光素子の冷却を行うため、高周波数領域の擾乱が発生すると考えられる。擾乱管理の手段として主に振動絶縁、制振の二つが挙げられる^[32]。しかし、いずれも大型衛星向けに開発されているため擾乱管理を行うことは困難であると考え、アクチュエータの制御トルクを擾乱トルクの 5 倍以上のマーヅンを取ることで対処する。

スターリング冷凍機の動作時の発生擾乱力は 0.1 N 以下として、衛星重心から擾乱発生位置までの距離を大きく見積もって 0.15 m とすると発生擾乱トルクは 0.015 Nm となる。この擾乱トルクに対して 5 倍以上のマーヅンを持ったアクチュエータを選定する。

Table 5.4 擾乱管理すべきかの目安^[31]

| 要求項目 | 数値 |
|---------|---|
| 指向精度 | $0.01 \sim 0.001^\circ$ 以下 |
| 擾乱源の大きさ | 制御機器の発生する制御力・ 制御トルク・角運動量の $1/5$ 程度以上の擾乱 |

5.4.2 RW の選定

5.3.5 項で求めた蓄積最大角運動量は $H_{max} = 0.036 \text{ Nms}$ である。本衛星は 3 周に 1 度アンローディングを行うので、3 周する際に蓄積される角運動量は

$H_w = 0.109 \text{ Nms}$ となる。この角運動量を 3 倍以上のマーヅンを持って蓄積可能な Sinclair Interplanetary 社の RW を用いる。

また、前項で示した発生擾乱に対しても十分なマーヅンがあることを確認した。諸元を表 5.5 に示す。

Table 5.5 リアクションホイールの諸元

| 項目 | 値 | 単位 |
|--------|------|-----|
| 蓄積角運動量 | 0.4 | Nms |
| 定格トルク | 0.10 | Nm |

5.4.3 RW の配置

本衛星は冗長系を取って図 5.2 のような RW の配置とする。冗長系を取る理由は、ミッション成立性が姿勢制御に大きく依存するからである。具体的には、ポインティング撮像をする際に Roll 角の制御が出来ないと広範囲にデータを取得するというミッション目的の達成が困難になる。

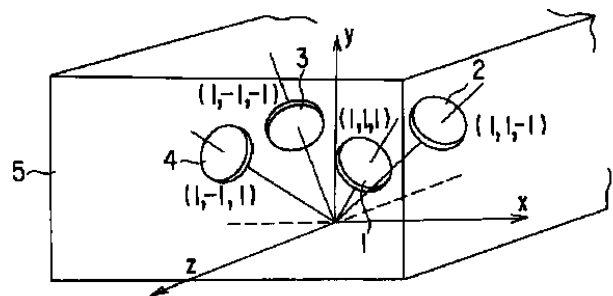


Fig. 5.2 4 スキュー型の配置 ^[33]

図 5.2 のような配置をとった際に、各 RW の角運動量は各軸式(5.9)のように表せる。

$$\begin{cases} H_x = \frac{1}{\sqrt{2}}(H_1 + H_2 - H_3 - H_4) \cos \gamma \\ H_y = (H_1 + H_2 + H_3 + H_4) \sin \gamma \\ H_z = \frac{1}{\sqrt{2}}(H_1 - H_2 - H_3 + H_4) \cos \gamma \end{cases} \quad (5.9)$$

5.4.4 磁気トルカの選定

アンローディングに用いる磁気トルカの選定を行う。ここでは 3 周に 1 回アンローディングを行うとして蓄積される角運動量は

$$\mathbf{H}_w = \begin{bmatrix} 0.070 \\ 0.109 \\ 0.008 \end{bmatrix} [\text{Nms}] \quad (5.10)$$

である。

磁気トルカによるアンローディングの制御則としてよく用いられるクロスプロダクト則を採用する。発生トルクは式(5.11)で表される。

$$\mathbf{T} = -k(\mathbf{B} \cdot \mathbf{B})\mathbf{H}_w + k(\mathbf{H}_w \times \mathbf{B})\mathbf{B} \quad (5.11)$$

k : 制御ゲイン

ここで用いる地磁場 \mathbf{B} は 5.3.4 項より地磁場強度の大きい時間帯の平均値である。以下にその地磁場を示す。

$$\mathbf{B} = \begin{bmatrix} 2.30 \times 10^{-5} \\ 2.96 \times 10^{-5} \\ 3.15 \times 10^{-6} \end{bmatrix} [\text{T}] \quad (5.12)$$

クロスプロダクト則で与えられる発生トルクは

$$\mathbf{T} = \begin{bmatrix} -1.29 \times 10^{-4} \\ -3.86 \times 10^{-4} \\ -4.80 \times 10^{-6} \end{bmatrix} [\text{Nms}] \quad (5.13)$$

1000 secでアンローディングできるように磁気トルカの発生磁気モーメントを求めると、

$$\mathbf{M} = \begin{bmatrix} 0.46 \\ 0.20 \\ 1.42 \end{bmatrix} [\text{Am}^2] \quad (5.14)$$

よって、発生磁気モーメント M が 2 Am^2 となるような磁気トルカを選定する。

この条件を満たす磁気トルカとして合同会社先端技術研究所の人工衛星用磁気トルカを各軸に配置する。諸元は表 5.5 に示す。

Table 5.5 磁気トルカの諸元

| 項目 | 値 | 単位 |
|-----------|-------|---------------|
| 発生磁気モーメント | 2 | Am^2 |
| 残留磁気モーメント | < 0.1 | Am^2 |

5.5 制御系の構成

衛星を剛体と考えたとき、運動方程式は式(5.15)で表せる。

$$\begin{cases} I_x \ddot{\phi} = T_{dx} - \tau_x \\ I_y \ddot{\theta} = T_{dy} - \tau_y \\ I_z \ddot{\psi} = T_{dz} - \tau_z \end{cases} \quad (5.15)$$

τ_x, τ_y, τ_z : 制御入力トルク[Nm]

コントローラの比例ゲインを K_P 、微分ゲインを K_D として自動制御系では、出力の変化率に応じた微分信号 $K_D \dot{\theta}$ を作り、 $K_P \theta$ に加えてアクチュエータにフィードバックする。つまり制御入力トルクは、

$$\begin{cases} \tau_x = K_{Px} \phi + K_{Dx} \dot{\phi} \\ \tau_y = K_{Py} \theta + K_{Dy} \dot{\theta} \\ \tau_z = K_{Pz} \psi + K_{Dz} \dot{\psi} \end{cases} \quad (5.16)$$

と書き換えられる。したがって式(5.15)は、

$$\begin{cases} I_x \ddot{\phi} + K_{Dx} \dot{\phi} + K_{Px} \phi = T_{dx} \\ I_y \ddot{\theta} + K_{Dy} \dot{\theta} + K_{Py} \theta = T_{dy} \\ I_z \ddot{\psi} + K_{Dz} \dot{\psi} + K_{Pz} \psi = T_{dz} \end{cases} \quad (5.17)$$

となる。これより各軸独立に PD 制御を行うこととする。

5.6 姿勢解析

本節では、ロケット分離後に各軸 0.15 rad/sec の角速度を持っているとしてレートダンピング時の姿勢解析を行う。また、5.5 節で得た式(5.17)より、過渡の振動が発生しない臨界振動となるように比例ゲインと微分ゲインを定めると表 5.6 のようになる。

Table 5.6 制御ゲイン

| 制御ゲイン | X 軸 | Y 軸 | Z 軸 |
|-------|--------|--------|--------|
| K_P | 0.0052 | 0.0075 | 0.0024 |
| K_D | 0.4173 | 0.3375 | 0.1225 |

制御入力は図 5.2 のようになる。レートダンピングで角速度が 0 rad/sec となるように解析を行った。図 5.3 に解析結果を示す。解析結果から200 sec程度でレートダンピングを終えていることが分かる。

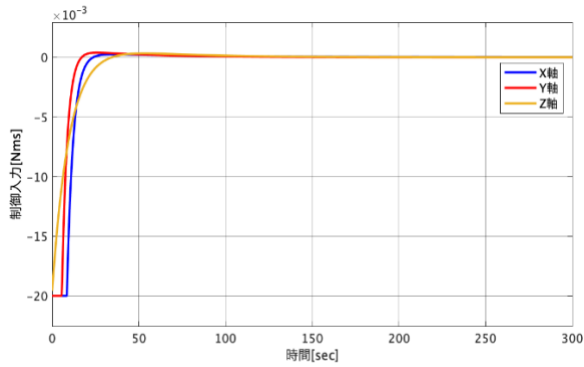


Fig.5.2 制御入力

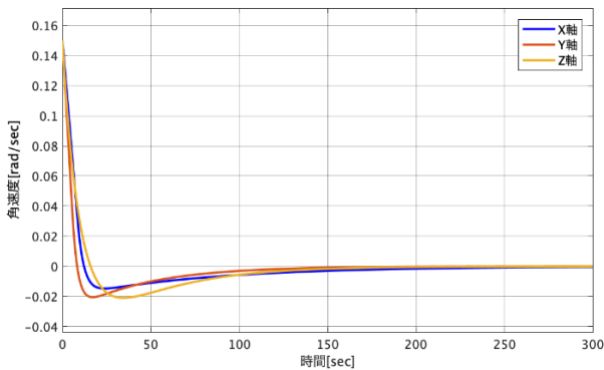


Fig.5.3 角速度の解析結果

6 電源系

6.1 概要

システム要求を満たすべく、太陽電池セル、バッテリーの選定とサイジングを行う。日照時、太陽電池の過充電や過熱にはパーシャルシャント方式を用いて余剰分を棄却し電圧を安定化させる。日陰時の電力供給には安定化バスを採用する。

6.2 運用モード

6.2.1 モードごとの必要電力

・初期運用モード

衛星開放後、RW による姿勢安定化を行う。この際、姿勢制御のため各種センサを用いる。姿勢安定化の電力は地上で充電したバッテリーと太陽電池から賄う。

・観測モード

マルチスペクトルカメラによる撮影を行う。観測は 1 日に計 950 sec 行う。またカメラの必要電力は大きいので、太陽電池による発電で賄えない場合はバッテ

リから電力供給する。設計上では、最悪条件を考える。

・通信モード

撮影データと HK データを地上局へ送信する。通信モードは 1 日 5 回、地上局上空を通過するときに行う。合計通信時間は 3280 sec である。また地上局からのコマンドを受信する。

・アンローディングモード

RW に蓄積された角運動量を発散させるため、磁気トルカでアンローディングを行う。アンローディングは約 3 周に 1 回、1000 sec 行う。消費電力を抑えるため、通信モードとずらす。

・充電モード

バッテリーへの充電を行う。本衛星には完全な食は存在しないため、余剰電力を常に充電に回す。

以上のモードを、1 日 15 周の内に表 6.1 のように配分した。消費電力量には伝達効率を考慮した値を記した。算出式は後述する式(6.7)を用いた。なお、バッテリーを充電する時間が不定期なので待機モードは電源系で扱わず、また電力供給を止める緊急運用モードもサイジングする上で考慮しない

また、それぞれのモードで動作させる機器の消費電力を表 6.2 に示す。なお充電モードについては各周回で空いた時間に適宜行うものであり、その時間は変動する。

Table 6.1 周ごとのモード配分

| 周回数 | モード | 時間[sec] | 消費電力量[Wh] | 合計[Wh] |
|-----|----------|---------|-----------|--------|
| 1 | 観測 | 950 | 14.0 | 46.6 |
| | 通信 | 814 | 8.84 | |
| | 充電 | 3920 | 23.7 | |
| 2 | 通信 | 698 | 7.58 | 37.8 |
| | 充電 | 4986 | 30.2 | |
| 3 | アンローディング | 1000 | 7.31 | 35.7 |
| | 充電 | 4684 | 28.4 | |
| 4 | 充電 | 5684 | 34.4 | 34.4 |
| 5 | 充電 | 5684 | 34.4 | 34.4 |
| 6 | アンローディング | 1000 | 7.31 | 35.7 |
| | 充電 | 4684 | 28.4 | |
| 7 | 充電 | 5684 | 34.4 | 34.4 |
| 8 | 通信 | 707 | 7.68 | 37.8 |
| | 充電 | 4977 | 30.1 | |
| 9 | 通信 | 750 | 8.15 | 38.0 |
| | 充電 | 4934 | 29.9 | |
| 10 | アンローディング | 1000 | 7.31 | 35.7 |
| | 充電 | 4684 | 28.4 | |
| 11 | 充電 | 5684 | 34.4 | 34.4 |
| 12 | 充電 | 5684 | 34.4 | 34.4 |
| 13 | アンローディング | 1000 | 7.31 | 35.7 |
| | 充電 | 4684 | 28.4 | |
| 14 | 充電 | 5684 | 34.4 | 34.4 |
| 15 | 通信 | 311 | 3.38 | 35.9 |
| | 充電 | 5373 | 32.5 | |

Table 6.2 各運用モードの消費電力

| 系 | 機器名 | 消費電力[W] | 動作電圧[V] | モード | | | |
|--------------|----------------|---------|---------|------|------|------|----------|
| | | | | 観測 | 通信 | 充電 | アンローディング |
| ミッション | H4RG-15 | 0.3 | 15 | ○ | × | × | × |
| | KAI-47052-D ×3 | 3 | 5 | ○ | × | × | × |
| | 冷却器 | 28 | 28 | ○ | × | × | × |
| 姿勢制御 | スターセンサ | 1.5 | 5 | × | × | × | ○ |
| | ジャイロセンサ(RLG) | 4.5 | 15 | ○ | ○ | ○ | ○ |
| | RW×4 | 12 | 5 | ○ | ○ | ○ | ○ |
| | GPS | 2.5 | 5 | ○ | ○ | ○ | ○ |
| | 磁気トルカ×3 | 3 | 5 | × | × | × | ○ |
| 電源 | 電力制御装置 | 2 | 5 | ○ | ○ | ○ | ○ |
| 通信 | UHF受信機 | 1.3 | 5 | × | ○ | × | × |
| | Xバンド送信機 | 16 | 12 | × | ○ | × | × |
| C&DH | CPU×2 | 0.8 | 3.3 | ○ | ○ | ○ | ○ |
| 合計要求電力[W] | | | | 53.1 | 39.1 | 21.8 | 26.3 |
| 時間[sec](最大値) | | | | 950 | 817 | 5684 | 1000 |

6.3 電源系構成

表 6.1 より機器の動作電圧は 3.3 V, 5 V, 12 V, 15 V, 28 V である。動作電圧が 5 V である機器が一番多く、使用頻度も高い。しかしバス電圧は高いほど電流を抑えることができ、損失を減らすことができる。よって本衛星のバス電圧を 15 V と定める。本衛星で使用する電力制御器は DC/DC コンバータ、充放電制御器などを用いる。発生電力は DC/DC コンバータによってバス電圧である 15 V に降圧される。その後、各機器の動作電 3.3 V, 5 V, 12 V, 28 V に昇降圧される。バッテリーでは充放電制御器を用いて日照時の充電、および電力供給を行う。

6.4 太陽電池

太陽電池セルには高効率である合同会社先端技術研究所の宇宙用 3 接合 GsAs 太陽電池セルを用いる。諸元を表 6.3 に示す。

本衛星は展開式ではなく±X, -Y, -Z 面に太陽電池セルを設置する。-Y 面は、太陽方向に対する垂直な面の面積が常に一定であり食がない。一方で±X 面, -Z 面における太陽方向に対する垂直な面の面積は正弦変化するため、発電量も時間によって正弦変化し、食が存在する。

Table 6.3 太陽電池セルの諸元

| | |
|-------------------------|-------------------------|
| 初期効率 | 0.293 |
| 動作電圧[V] | 2.409 |
| 密度[mg/cm ²] | 1.16 × 10 ⁻² |
| 温度係数 | 0.216 |
| セル面積[cm ²] | 32.18 |
| 横[cm] | 4.0 |
| 縦[cm] | 8.0 |
| 厚さ[mm] | 0.23 |

初めに -Z, ±X 面における単位面積当たりの発電量 $P_{-Z, \pm X}$ [W/m²] を考える。 $P_{-Z, \pm X}$ はそれぞれ半周期ごとに 0 [W/m²] から正弦的に増減する。よって $P_{-Z, \pm X}$ は次式で表される。

$$P_{-Z, \pm X} = S \times e_c \times \cos \gamma_{-Z, \pm X} \times \cos \left(\frac{2\pi}{T} t \right) \quad (6.1)$$

- S : 太陽光強度 (= 1350 W/m²)
- e_c : セル効率 (= 0.293)
- $\gamma_{-Z, \pm X}$: 軌道面法線と太陽入射光がなす角度 [°]
- T : 衛星公転周期 [sec]
- t : 降交点を始点とした経過時間 [sec]

ここで各面の発電時間を考える。-Z面は降交点で発電量が最大となり、前後 1/4 周期で正弦的に増減する。±X 面は-Z 面に対し 90°向きが異なる。軌道面法線と太陽入射光がなす角 $\gamma_{\pm X}$ は同じだが、発電開始時間と発電終了時間が、それぞれ 1/4 周期ずれる。各面の発電時間を以下の表 6.4 に記す。

Table 6.4 各面の発電時間

| 面 | 発電時間 t/T | | |
|----|----------|------|------|
| | 開始 | 最大 | 終了 |
| -Z | 0.75 | 1 | 1.25 |
| +X | 0.5 | 0.75 | 1 |
| -X | 0 | 0.25 | 0.5 |

次に $\cos \gamma$ について考える。 $\cos \gamma$ は面にかかわらず以下の式で表される。

$$\cos \gamma = \cos \alpha \cos(90^\circ - \beta) \cos(\theta - 90^\circ) - \sin \alpha \sin(\theta - 90^\circ) \quad (6.2)$$

- α : 赤道面と太陽方向のなす角度(= 23.5°)
(最悪値となる冬至時の角度)
 β : 太陽同期角[°](面により異なる.)
 θ : 軌道傾斜角(= 98°)

-Z, ±X 面の太陽同期角は 60°である。よって式(6.1), (6.2)より

$$P_{-Z, \pm X} = \left| 157 \cos\left(\frac{2\pi}{T} t\right) \right| [\text{W/m}^2] \quad (6.3)$$

-Y 面で生じる電力 P_{-Y} を求める。-Y 面は-Z 面と 90°向きが異なるので、太陽同期角は 30°である。よって式(6.2)から $\cos \gamma_{-Y}$ は 0.731 となる。-Y 面に当たる太陽光は一定であるため、発電量を次式から求められる。

$$P_{-Y} = S \times e_c \times \cos \gamma_{-Y} \quad (6.4)$$

よって、 $P_{-Y} = 289 \text{ W/m}^2$ となる。

ここからサイジングを行う。必要となる発電量に応じて、±X, -Z 面で用いるセルの量を調整する。この理由は、電力供給が安定している-Y 面に対して、±X,

-Z 面は変化し、不安定だからである。各モードの消費電力量 E_m [Wh]を次式から求める。

$$E_m = \frac{P_m T_m}{3600X} \quad (6.5)$$

P_m : 各モードの消費電力[W](表 6.1)

T_m : 各モードの時間[sec](表 6.1)

X : 電力伝達効率

= 0.675 (バッテリーから負荷まで)

= 0.81 (太陽電池アレイから負荷まで)

充電モードは-Y 面の発電量で賄えるので、太陽電池アレイから電力を回す。これ以外のモードは、全面の発電量でも賄えない場合があるので、バッテリーから電力を回すとする。太陽電池が発電しなければならぬ電力 P_{sa} (EOL)を式(6.6)より求める。基準とする消費電力量は表 6.2 より最も大きい 1 周目の 46.6 Wh にする。本衛星の-Y 面は常に太陽に当たり続けるので、充電可能時間は一周分の 5684 sec である。これは充電モード時間と異なるので注意されたい。

$$P_{sa}(\text{EOL}) = \frac{E_T + E_c + E_o}{T_c} \quad (6.6)$$

E_T : 通信モードの電力量(= 8.84 Wh)

E_c : 充電モードの電力量(= 23.7 Wh)

E_o : 観測モードの電力量(= 14.0 Wh)

T_c : 充電可能時間(= 1.58 h)

よって $P_{sa}(\text{EOL}) = 29.5 \text{ W}$ であり、10%の冗長を持たせて、32.5 W とする。

次に、 $P(\text{BOL})$ を次式より求める。

$$P(\text{BOL}) = \frac{P_{sa}(\text{EOL})}{RtP} \quad (6.7)$$

R : 劣化率(= 0.9)

t : 温度の影響

P : パッキング能力(= 0.95)

温度の影響 t を求める。太陽電池セル表面温度は 90°C とする。よって、温度の影響 t は次式より求まる。

$$t = 1 + (K_0 - K_m) \times \frac{C}{100} = 0.860 \quad (6.8)$$

K_0 : 動作温度(= 90°C)

K_m : 初期効率温度(= 28 °C)
 C : 温度係数(= -0.216 /°C)

式(6.7)から $P(\text{BOL})=39.4 \text{ W}$ となる.

ここで各面の平均発生電力の合計が $P(\text{BOL})$ と近くなるように $\pm X$, $-Z$ 面で用いるセルの量を調整する. 各面の使用面積と発電量は表 6.5 に示す.

Table 6.5 各面の使用面積と最大発生電力

| | -Y | -X | +X | -Z |
|------------------------|-------|-------|-------|-------|
| 使用面積 [m ²] | 0.116 | 0.086 | 0.086 | 0.086 |
| 最大発生電力 [W] | 33.5 | 13.7 | 13.7 | 13.7 |

$\pm X$, $-Z$ 面の平均発生電力の合計 $P_{av}[\text{W}]$ を次式から求める.

$$P_{av} = \frac{2S}{T} \left(\int_0^{1/4T} (P_{-Z} + P_X) dt + \int_{1/2T}^{3/4T} P_{-X} dt \right) \quad (6.9)$$

T : 1 周にかかる時間(= 5684 sec)
 S : 各面の使用面積(= 0.086 m²)

よって, $P_{av} = 13.1 \text{ W}$ となる.

したがって $-Y$ 面を合わせた 1 周での総平均発生電力 $13.1 + 33.5 = 46.6 \text{ W}$ となり $P(\text{BOL})=39.4 \text{ W}$ よりも大きいため, 電力要求を満たす.

このとき各面で使用するセル枚数 N_{ci} ($i=\pm X$, $-Y$, $-Z$)は次式で表される.

$$N_{ci} = \frac{S_{ci}}{S_c} [\text{枚}] \quad (6.10)$$

S_{ci} : 各面の使用面積[cm²]
 S_c : セル面積(= 32.18 cm²)

これより各面で使用するセル枚数を表 6.6 に記す.

Table 6.6 各面の使用セル枚数

| | -Y | -X | +X | -Z |
|---------|----|----|----|----|
| セル枚数[枚] | 36 | 27 | 27 | 27 |

直列数はアレイ電圧によって決められる. バッテリ充電のために, アレイ電圧はバッテリー電圧(= 18.3 V)

より高くする必要があり, 1.2 倍に設定する, セルの直列数は

$$\frac{V_a}{V_c} = 8.21 \quad (6.11)$$

V_a : アレイ電圧(= 18.3×1.2= 21.6 V)
 V_c : セル電圧(= 2.41 V)

となりセルの直列数 9 個とする. 実際には, 重量, 面積の許容内で太陽電池セルを追加で貼りつける.

6.4 バッテリ

バッテリーには SAFT のリチウムイオンバッテリーセル MP 174565 xtd を用いる. その諸元を表 6.7 に示す.

必要なバッテリー容量 $C_r[\text{Ah}]$ を次式によって見積もる.

$$C_r = \frac{PT_e}{\eta C_d N V_b} \quad (6.12)$$

P : 最大蝕時供給電力(= 5.93 W)
 T_e : 蝕時間(部分蝕含む)(= 809 sec)
 C_d : 許容放電深度 DOD
 N : バッテリ直列段数[段]
 V_b : バッテリ電圧(= 3.65 V)
 η : バッテリの電力伝達効率

Table 6.7 バッテリセルの諸元

| 項目 | 値 | 単位 |
|--------|-----------|----|
| 公称電圧 | 3.65 | V |
| 充電温度範囲 | -30~+80 | °C |
| 放電温度範囲 | -30~+80 | °C |
| 容量 | 4.00 | Ah |
| 質量 | 97 | g |
| 厚さ | 18.7 | mm |
| 幅・高さ | 45.3×68.5 | mm |

まず N を求める. バス電圧は 15 V だが劣化を考慮し 10 %増として見積もる. 表 6.7 よりバッテリー電圧は 3.65 V なので, バッテリの直列段数 N は

$$N = \frac{15 \times 1.1}{3.65} = 4.52 \quad (6.13)$$

となり, $N = 5$ 段とする.

次に DOD(Depth of discharge)を求める. DOD はバッテリーの総放充電回数により決められ, その関係を図 6.1 に記す.

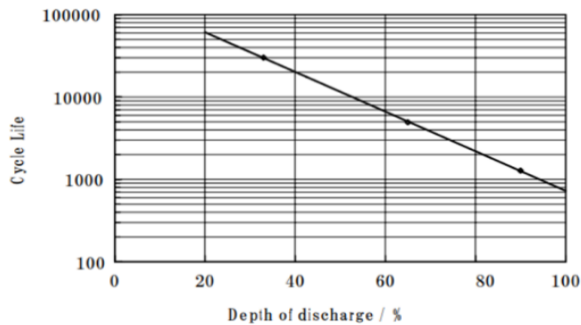


Fig. 6.1 Depth of discharge [34]

本衛星は 1 日 15 周し, 2 年間運用する. 1 日 1 回放充電行うとすると総放充電回数は

$$15 \times 365 \times 2 = 10950 \text{ cycle} \quad (6.14)$$

となり, マージンを考慮して 12000 cycle とする. よって図 6.1 よりバッテリーの DOD を 45 % に設定する. バッテリーから負荷への電力伝達効率 $\eta = 0.8$ と設定すると, 式(6.16)より必要なバッテリー容量 C_r は

$$C_r = \frac{5.93 \times 809}{0.8 \times 0.45 \times 5 \times 3.65} = 0.73 \text{ Ah} \quad (6.15)$$

となる. 表 6.7 より使用するバッテリーの容量は 4.00 Ah なので, 並列組数は 1 組の計 5 個を使用する.

6.5 初期運用モードにおける電力収支解析

初期運用モード中, 基本的にバッテリーに蓄えられた分で消費電力を賄わなければならない. ここでは, その間にバッテリーの放電深度が許容放電深度である 45 % 以下であるかを確認する. 許容放電深度 (DOD) は式(6.12)から求めた.

本衛星の太陽電池は展開式でないので, 初期運用中でもいずれかの面で発電が行われる. しかし, ここでは姿勢が安定するまでまったく発電できず, バッテリーの最小発電量しか得られないものとする. バッテリーは 5 個用いるので最小発電量は

$$\begin{aligned} P_{min} &= 3.65 \times 4 \times 5 \\ &= 73 \text{ Wh} \end{aligned} \quad (6.16)$$

となり, 算出した DOD の推移を図 6.2 に記す.

よって初期運用モードにおける DOD は許容放電深度 45 % を下回る.

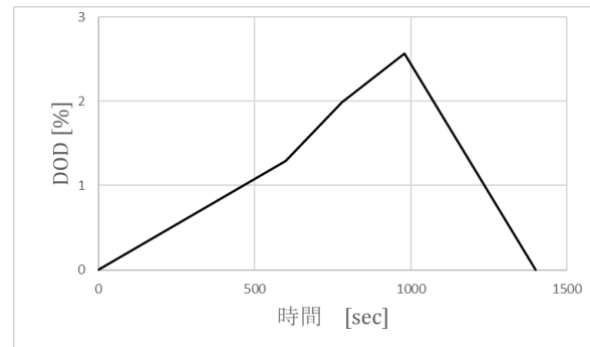


Fig. 6.2 DOD の推移

6.6 DC/DC コンバータ

本衛星の太陽電池アレイ電圧は 18 V, バッテリー電圧は 15 V である. しかし表 6.1 で示したように, 機器動作電圧は 3.3 V, 5 V, 12 V, 28 V である. そこで DC/DC コンバータによる昇降圧が必要である. 使用する DC/DC コンバータはアジア電子工業株式会社の BRS シリーズを採用する. その諸元を表 6.8 に記す.

Table 6.8 DC/DC コンバータの諸元

| 型番 | 単位 | BRS12-33S BRS12-5S | BRS12-12S BRS12-28S | BRS24-15S |
|--------|----|-----------------------|------------------------|-----------|
| 入力電圧 | V | 12 | 12 | 24 |
| 最小入力電圧 | V | 8 | 8 | 16 |
| 最大入力電圧 | V | 18 | 18 | 36 |
| 出力電圧 | V | 3.3/5.0 | 12.0/28.0 | 15 |
| 最大出力電流 | A | 7.0/6.0 | 2.5/1.08 | 2 |
| 動作温度範囲 | °C | -40~85 | -40~86 | -40~86 |
| 効率 | % | 87/90 | 90 | 90 |
| 質量 | g | 60 | 60 | 60 |
| 寸法 | mm | 50×69 | 50×69 | 50×69 |
| 厚み | mm | 8.5 | 8.5 | 8.5 |

7 C&DH 系

7.1 要求

本衛星の C&DH 系には以下の機能が必要となる.

- (1) HK データ(Housekeeping Data, 各機器の電圧, 温度など衛星の状態に関するデータ), ミッ

ション系データを記録し、地上局との通信の際に記録データを通信系に出力すること。

- (2) 通信系から送られたコマンドデータをエラー検出、フォーマット変換を行った後、各機器に出力すること。
- (3) 各搭載機器の展開や ON/OFF 制御を任意の時刻で行うこと。
- (4) 搭載機器に誤作動が起きた場合、素早く対応し、一時的に電源を落とすなどして、深刻な故障に至らないようにすること。
- (5) HK データが規定値を超えた際に、自動的にコマンドを発生し、安全な状態に移行させる自律化機能を持つこと。

7.2 概要

C&DH 系では、メイン CPU としてルネサンスエレクトロニクス社の R5F72533KFPU#US を採用する。この CPU は宇宙環境で動作することを想定して開発されており、過去の衛星でも使用例があるため、信頼性が高い。高性能でありながら、0.4 W の低消費電力を誇り、 $-40^{\circ}\text{C}\sim+125^{\circ}\text{C}$ の広い動作範囲を持つ。

この CPU を OBC、MDP にそれぞれ一つずつ搭載し、各系の制御を行う。諸元を表 7.1 に示す。

Table 7.1 CPU の諸元

| 品番 | R5F72533KFPU#US |
|---------------|-----------------|
| クロック周波数 [MHz] | 160 |
| プログラムメモリ [KB] | 32 |
| RAM [KB] | 96 |
| ROM [MB] | 2 |
| 電源電圧 [V] | 3.3 |
| 消費電力 [W] | 0.4 |
| 寸法 [mm] | 24×24×1.7 |

7.3 地上局と可視時間

衛星で得たミッション・HK データを地上で解析するためには、24 時間以内にデータを地上局にダウンリンクする必要がある。この要求を満たすデータレートを算出するために、可視時間を求める。解析には、

AGI 社の STK12(Systems tool kit)を用いた。解析条件と結果を以下の表 7.2 に示す。

Table 7.2 地上局との可視時間

| 運用軌道 | 軌道 | 太陽同期軌道 |
|-----------|-----------------|---------------|
| | 高度 [km] | 620 |
| | 軌道傾斜角 [°] | 97.86 |
| 鳩山第 3 地上局 | 経度 | 北緯 36 度 6 分 |
| | 緯度 | 東経 139 度 21 分 |
| | 最短可視時間 [sec] | 150 |
| | 総可視時間 [sec/day] | 3173 |
| 東北大学地上局 | 経度 | 北緯 38 度 15 分 |
| | 緯度 | 東経 140 度 52 分 |
| | 最短可視時間 [sec] | 158 |
| | 総可視時間 [sec/day] | 3281 |

鳩山第 3、東北大学地上局ともに、1 日に 5 回の通信を行い、最短可視時間、総可視時間は上記の表 7.2 のようになる。ただし、総可視時間は回帰日数である 5 日間の平均を表す。

鳩山第 3 地上局は HK データ・ミッションデータのダウンリンク、東北大学地上局はコマンドデータのアップリンクに使用する。

7.4 データ圧縮機能

本衛星のミッションでは、可視光のマルチスペクトル画像 1 枚あたり、約 134 MB のデータ量を持つので、データ圧縮機能が不可欠である。そこで、画像圧縮エンジンとして、NEC 社の StarPixel を採用する。StarPixel は、最新規格の JPEG2000 と同等の画質・圧縮率でありながら、約 10~40 倍の処理速度を持ち、16 bit の高精度画像にも対応している。したがって、データ量の大きいマルチスペクトル画像を頻繁に取得する本衛星に適している。また、金星探査機「あかつき」や小惑星探査機「はやぶさ 2」での使用歴があ

り、宇宙空間における信頼性が高い。海洋プラスチックの解析に伴い、高解像度のデータが望ましいため、圧縮率 1/10 の非可逆圧縮ではなく、圧縮率 1/3 の可逆圧縮を行う。

7.5 データ量

ミッション・バス機器に必要なテレメトリ・コマンド項目に関して、本衛星の質量が約 50 kg であることから、テレメトリ・コマンド項目ともに 50 項目であると仮定する。以下、この仮定をもとにデータレートを算出する。

7.5.1 コマンド

コマンドに関しては、姿勢情報 64 bit、時刻情報 32 bit、人工衛星の角速度データ 64 bit、RW の角速度データを 64 bit、軌道等のデータ 32 bit の計 256 bit を 1 項目あたりのデータ量とする。また、ミッションデータの送信時間を確保するために、1 回の通信あたり 20 sec でコマンドを送信することを考えると、必要なコマンドレートは、

$$\frac{50 \times 256 \text{ bit}}{20 \text{ sec}} = 0.640 \text{ kbps} \quad (7.1)$$

これにマージンを考慮して 1 kbps とする。

7.5.2 HK データ

HK データに関しては、50 項目を 1 項目あたり 8 bit として、4 sec に 1 度のサンプリングレートとする。HK データの内訳を表 7.3 に示す。

このとき、1 日で得られる HK データは、

$$\frac{3600 \times 24 \text{ sec}}{4} \times 50 \times 8 \text{ bit/項目} = 8.2 \text{ Mbit} \quad (7.2)$$

200 sec でダウンリンクすることを考えて、HK データレートは、

$$\frac{8.2 \times 1024 \text{ kbit}}{200 \text{ sec}} = 42.0 \text{ kbps} \quad (7.3)$$

となり、マージンを考慮して、45 kbps とする。

Table 7.3 HK データの内訳

| 分類 | 項目 | bit 数 | 項目数 | データ量 [bit] |
|-----|---------|-------|-----|------------|
| 位置 | GPS | 32 | 1 | 32 |
| | 速度 | 8 | 3 | 24 |
| 姿勢 | スターセンサ | 8 | 1 | 8 |
| | ジャイロセンサ | 8 | 3 | 24 |
| | 磁気トルカ | 8 | 1 | 8 |
| | RW 角速度 | 8 | 3 | 24 |
| | 姿勢角 | 8 | 3 | 24 |
| | 姿勢角速度 | 8 | 3 | 24 |
| 電源系 | 太陽電池発電量 | 16 | 4 | 64 |
| | バッテリー電圧 | 8 | 1 | 8 |
| 通信系 | 送信電力 | 8 | 2 | 16 |
| その他 | 温度 | 8 | 6 | 48 |
| | 消費電力 | 8 | 6 | 48 |
| | システム時刻 | 32 | 1 | 32 |
| | エラーチェック | 16 | 1 | 16 |
| 計 | - | - | 50 | 400 |

7.5.3 ミッションデータ

前述のように、ミッション機器として、マルチスペクトルカメラを可視光に二台、短波長赤外光に一台使用する。これらのマルチスペクトルカメラのデータ量は表 7.4 に示す。

Table 7.4 観測データ量

| 項目 | 可視光 | 短波長赤外光 |
|----------------|-------------|-----------|
| バンド数 | 6 | 5 |
| 総画素数 | 8856×5280 | 4096×4096 |
| 量子化 bit 数[bit] | 12 | 12 |
| 観測幅[km] | 97×29(2 台分) | 61×61 |
| データ量[MB] | 133.8(2 台分) | 24 |

画像を取得する際には、エリア CCD を用いたカメラ型の走査方式を採用する。衛星進行方向の撮像領域は、可視光の方が 29 km と短いため、可視光に合わせて観測する。可視光 1 バンドあたりの幅は約 5

km であり、衛星の対地速度が 6.97 km/sec なので、0.7 sec に 1 枚撮像していく。よって、写真 1 枚あたりに得られるミッションデータ量は可逆圧縮を考慮して、

$$(133.8 + 24) \text{MB/枚} \times \frac{1}{3} = 52.6 \text{ MB} \quad (7.4)$$

である。本ミッションでは、通信時間内でダウンリンクできる最大の枚数の写真を撮像する。Xバンド用の地上局との可視時間、Xバンド送信機の最大ビットレートを考慮すると、1日の撮像枚数は以下のように求まる。

$$200 \text{ Mbps} \times 3000 \text{ sec} \div 8 \div 52.6 \text{ MB} \cong 1425 \text{ 枚} \quad (7.5)$$

7.6 データレコーダ

衛星で一般的に用いられる半導体メモリには、SDRAM とフラッシュメモリの 2 種類がある。SDRAM は高速に読み書きができるものの、消費電力が大きい。一方、フラッシュメモリは読み書き回数に制限があるものの、電源が落ちてもデータを保持できる不揮発性であり、容量も大きく、省電力で動作させることができる。本衛星は、使用できる電力が少ない小型人工衛星であり、大量のミッションデータを蓄積する必要があるため、フラッシュメモリが適している。

フラッシュメモリは NAND 型と NOR 型の 2 種類に分けられるが、比較的集積度が高いため、NAND 型を採用する。NAND 型には、誤り訂正回路が必要という欠点があるが、コントローラ搭載型のメモリを使うことで対処する。

以上の検討をもとに、TOSHIBA 社の THGBF7G8K 4LBATR* を 3 つ搭載する。1日に蓄えられるミッションデータは 73 GB となるが、このフラッシュメモリは一つあたり 32 GB のデータ容量を持つため十分である。また、内部でエラー訂正やウェアレベリング、不良ブロック管理を行っており、データの信頼性が高い。さらに、高速なシリアル・インターフェースを採用し、高いデータ転送速度を持つので、本衛星のミッション要求を満たす。

7.7 放射線対策

衛星は放射線環境に晒されることにより、各搭載機器に損傷や不具合が生じるため、対策が不可欠である。放射線の影響は、シングルイベント効果とトータルドーズ効果の 2 種類に大別されるため、それぞれに関して、対策を述べていく。

まずシングルイベント効果に関して、メモリ内のデータがビット反転を起こす SEU 現象と、制御不能な大電流が発生し、半導体に恒久的な損傷を引き起こす SEL 現象の 2 種類が存在する。SEU 現象に対しては、CPU のエラー訂正機能を用いるとともに、定期的に各機器にリセットをかけることで対処する。一方、SEL 現象に関しては、過電流防止用抵抗を各機器に設置することで対処する。

トータルドーズ効果に対しては、放射線耐性の強い部品を用いるとともに、5 mm 厚のアルミで各機器を覆い、影響を軽減する。また、トータルドーズ試験は、シングルイベント試験に比べて安価に行うことができるため、各機器に対して十分な耐性試験を行ってから打ち上げることとする。

8 通信系

8.1 通信系の概要

本衛星は、衛星運用のためのアップリンク回線に加え、衛星の状態を把握するための HK データとミッションデータを地上局に送信するためのダウンリンク回線を用意する。

使用周波数としては、アップリンク回線に 400MHz 帯の UHF を使用する。ダウンリンク回線に関しては、HK、ミッションデータともに大容量のデータ送信が可能な 8 GHz 帯の X バンドを使用する。

8.2 通信系構成

8.2.1 送受信機

アップリンク回線の UHF 受信機には西無線研究所の RXE430M-301A、ダウンリンク回線の X バンド送信機には GLAVKOSMOS 社の Cubesat X-band Transmitter を使用する。これらの諸元を表 8.1、8.2 に示す。

Table 8.1 UHF 受信機の諸元

| | |
|-------------|---------|
| 周波数帯[MHz] | 435~438 |
| 通信レート[kbps] | 2.4~9.6 |
| 復調方式 | FM |

Table 8.2 Xバンド送信機の諸元

| | |
|-------------|--------------------|
| 項目 | 送信機 |
| 周波数帯[GHz] | 8.1~8.5 |
| 通信レート[Mbps] | ~1000 |
| 変復調方式 | QPSK, 8PSK, 16APSK |

8.2.2 アンテナ

アップリンク回線の UHF 受信アンテナは 1/4 波長モノポールアンテナを作成した。打ち上げ時は衛星側面に丸めて格納する。軌道上にて、ニクロム線溶断装置によってアンテナを固定しているナイロン線を溶断し、展開する。また MMANA による解析したアンテナパターンを図 8.1 に示す。ダウンリンク回線の X バンド送信アンテナはアンテナ技研株式会社の PAC-8G10 を使用する。パッチアンテナは面に垂直な方向に指向性をもつため、地球に向く面に配置する。通信系構成図を図 8.2 に示す。

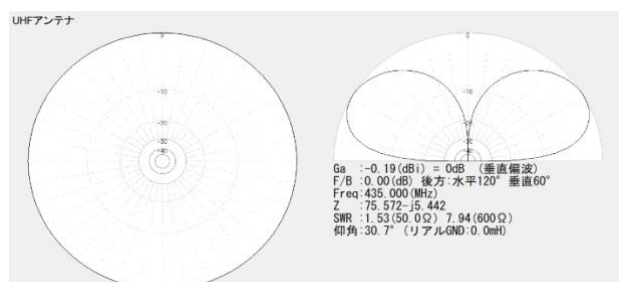


Fig.8.1 モノポールアンテナのアンテナパターン



Fig. 8.2 通信系構成図

8.2.3 基地局の選定

400MHz 帯のコマンド送信には東北大学のクロス

ダイポールアンテナを使用する。また X バンドの HK データ・ミッションデータ受信用の地上局には、ミッションデータを随時使用できるよう、埼玉県比企郡地球観測センター(鳩山第 3 地上局)を用いる。これらの地上局の諸元を表 8.3, 8.4 に示す。

Table 8.3 東北大学 UHF 局の諸元

| | |
|---------------|---------|
| 送信周波数[MHz] | 400~435 |
| 送信出力[dBW] | 17 |
| 送信アンテナ利得[dBi] | 10 |
| EIRP [dBW] | 24 |
| 給電損失[dB] | 3 |

Table 8.4 鳩山第 3 地上局の諸元

| | |
|---------------|-----------|
| 直径[m] | 11.5 |
| 受信周波数[MHz] | 8025~8400 |
| 受信アンテナ利得[dBi] | 57.4 |
| G/T[dB] | 35.9 |
| システム雑音温度[K] | 134 |

8.3 通信要求

本節では、必要な通信時間を算出し、可視時間内に通信が完全に行えるかどうかを求める。本衛星のアップリンク回線では運用コマンドのみでありデータ量が小さいため、1 kbps という通信速度でも十分に通信が可能である。ダウンリンク回線では、HK データおよびミッションデータを地上と通信する必要がある。

地上無線回線に妨害を与えないように地表 1 m², 4 kHz 周波数帯域において衛星が地上に放射できる電力が電波法施行規則で規定されている。各バンドにおける規定を表 8.5 に示す。

Table 8.5 Xバンドにおける PFD 規定

| 周波数帯 | 到来角[°] | PFD 許容値 [dB/m ² /4kHz] |
|-------|-------------|-----------------------------------|
| X バンド | 0 ≤ δ ≤ 5 | -150 |
| | 5 ≤ δ ≤ 25 | -150 + 0.5(δ - 5) |
| | 25 ≤ δ ≤ 90 | -140 |

8.4 回線設計

8.4.1. 設計方針

アップリンク回線においては、都市雑音レベルが高いので回線マージンを 10 dB 以上確保できるように設計を行う。ダウンリンク回線においては、回線マージンを 0 dB 以上確保できるように設計を行う。UHF, X バンドそれぞれでマージンを確保し、かつ PFD の規定もクリアするように設計を行う。

8.4.2 回線計算結果

37 頁の付録 2 に回線設計の結果を示す。軌道高度は 620 km とし、地上局から見た衛星の仰角を 5° として計算を行った。

PFD 規定に関しては到来角 5°で-185.4, 90°で-173.6 となり、規定値を下回る結果となった。

9 開発スケジュール

本衛星の開発スケジュールを、図 9.1 に示す。

| | | 2020 | | 2021 | | 2022 | | 2023 | | 2024 | |
|------|-----------|----------|-----|--------|-----|------|-----|--------|-----|------|-----|
| | | 上半期 | 下半期 | 上半期 | 下半期 | 上半期 | 下半期 | 上半期 | 下半期 | 上半期 | 下半期 |
| フェーズ | | 概念設計フェーズ | | EMフェーズ | | | | FMフェーズ | | | |
| 設計 | 概念設計 | → | | | | | | | | | |
| | 詳細設計 | | | → | | | | | | | |
| | 維持設計 | | | | | | | | | → | |
| | 改良設計 | | | | | | | → | | | |
| 試験 | 要素試験 | | → | | | | | | | | |
| | プロトタイプ試験 | | | | | | → | | | | |
| | フライトモデル試験 | | | | | | | | | → | |
| 制作 | 試験要素制作 | | → | | | | | | | | |
| | プロトタイプ制作 | | | | → | | | | | | |
| | フライトモデル制作 | | | | | | | → | | | |
| 地上系 | 波長検証実験 | | → | | | | | | | | |

Fig. 9.1 開発スケジュール

10 将来展望

1.7 節で述べた最終的な目標「海洋プラスチックの分布とその素材をリアルタイムで安価に全球観測でき、さらに重量を推計できること」を達成するには、大型衛星を打ち上げるか、同じ仕様の人工衛星を作りコンステレーションを形成することが必要である。また、海洋プラスチックの素材を調べるために、新たな波長

これは、人工衛星の開発におけるタスク管理手法である、Phased Project Planning(PPP)に基づいている。概念設計フェーズでは、海洋プラスチックの観測に有効とされている二つの波長(1215 nm, 1732 nm)を使って実際に宇宙で観測可能かを検証するため、地上系の実験を1年半かけて行う。具体的には、モデルとなるプラスチックのターゲットを数種類海洋上に設置し、それらを航空機等から観測し、取得したデータを解析する。同時に、本衛星の概念設計も行う。EMフェーズの前半では、本衛星の詳細設計及びプロトタイプ制作を開始する。また、後半では本衛星の改良設計、プロトタイプモデル試験、そしてフライトモデル制作を行う。FMフェーズでは、本衛星の維持設計及びフライトモデル試験を行い、2024年下半期にH-IIAロケットで打上げを行う。本プロジェクトは、海洋プラスチックの地上系を使った観測実証と望遠レンズの開発に時間を要する。構成機器は既製品を可能な限り用いて、開発期間を抑える。本衛星の開発期間は4年半に設定している。

を追加した衛星を、本衛星と同じ軌道で運用することも考えられる。1.5項でも述べたように従来の海洋プラスチック観測の手法は莫大な金銭的、時間的コストを伴う。これに対して人工衛星によって安価で安定したデータ供給が可能になれば海洋プラスチック問題解決に向けて大きな前進が見込まれる。

11 総括

世界初の海洋プラスチック観測衛星「立鳥」を開発するために必要な科学的な要求を調査・分析し、その結果に基づき設計を行なった。科学的、社会的に解決が望まれる海洋プラスチック問題に対して、本衛星が先駆けとなり、海洋プラスチックごみがない世界を作る一助になることを願う。

謝辞

本解析書の執筆にあたり、東京大学工学系研究科 航空宇宙工学専攻の岩崎晃教授と川島高弘様にはセンサと衛星全般の設計について、プリマス海洋研究所の Victor Martinez-Vincente 様には、海洋プラスチックのリモートセンシングについて継続的なご指導・アドバイスをいただきました。

さらに、海洋プラスチックについては九州大学の磯辺篤彦様、千葉工業大学の亀田豊様、藤田恵美子様、神戸大学名誉教授の石川雅紀様、東京海洋大学の荒川久幸様、衛星の設計については宇宙航空研究開発機構の宇井恭一様、宇宙科学研究所の中村正人様、名古屋大学の石坂丞二様、千葉工業大学の和田豊様、秋田剛様、慶應義塾大学の西野瑛彦様、日本大学の布施綾太様、早稲田大学の宮下朋之様、宇宙システム開発株式会社の百瀬和彦様からご指導いただきました。また、株式会社清原光学様には会社の見学と意見交換をさせていただき、活動場所や工具の提供を株式会社ラストワンマイル田中直史様からいただきました。

私たち学部 2, 3 年生の身でありながらも、小型人工衛星の設計が実行できたのは、ひとえに皆様のお力添えあってこそと存じます。この場を借りて、深くお礼を申し上げます。

また、Victor Martinez-Vincente 様の研究を含め、海洋プラスチックのリモートセンシングに関する研究を支援しているプリマス海洋研究所、欧州宇宙機関 (ESA) にも重ねて感謝を申し上げます。

参考文献

- [1] Ritchie, H.; Roser, M. Plastic pollution, OurWorldInData.org. 2020. (online), <https://ourworldindata.org/plastic-pollution>, (参照 2019-11-25).
- [2] Leone, G. et al. The new plastics economy: rethinking the future of plastic & catalysing action. ELLEN MAKARTHUR FOUNDATION, 2017. (online), https://www.ellenmacarthurfoundation.org/assets/downloads/publications/NPEC-Hybrid_English_22-11-17_Digital.pdf, (参照日 2020-2-12).
- [3] Royer, Sarah J. et al. Production of methane and ethylene from plastic in the environment. PLOS ONE, 2018, e0200574, doi: 10.1371/journal.pone.0200574, (online), https://www.researchgate.net/publication/326756457_Production_of_methane_and_ethylene_from_plastic_in_the_environment/citation/download, (参照 2019-11-9).
- [4] Raynaud, J. et al. The business case for measuring, managing and disclosing plastic use in the consumer goods Industry. UNEP, 2014, ISBN 978-92-807-3400-3, (online), <http://wedocs.unep.org/bitstream/handle/20.500.11822/9238/-Valuing%20plastic%3a%20the%20business%20case%20for%20measuring%2c%20managing%20and%20disclosing%20plastic%20use%20in%20the%20consumer%20goods%20industry-2014Valuing%20plasticsF.pdf?sequence=8&isAllowed=y>, (参照 2020-3-21).
- [5] Nikolai, M. et al. Towards the integrated marine debris observing system. Research Gate, 2019, https://www.researchgate.net/publication/335433266_Towards_the_Integrated_Marine_Debris_Observing_System/citation/download, (参照 2020-3-12).
- [6] Lebreton, L. et al. Evidence that the great pacific garbage patch is rapidly accumulating

- ng plastic. *Sci. Rep.* 8, 2018, 4666(2018), (online), <https://www.nature.com/articles/s41598-018-22939-w>, (参照 2020-5-15).
- [7] Víctor, Martínez V. et al. Measuring marine plastic debris from space: initial assessment of observation requirements. *Remote Sens.*, 2019, 11 (20):2443, (online), <https://www.mdpi.com/2072-4292/11/20/2443/html>, (参照 2020-2-15).
- [8] 外務省. グローバル指標「14,海の豊かさを守ろう」. (online). <https://www.mofa.go.jp/mofaj/gaiko/oda/sdgs/statistics/goal14.html>, (参照 2020-3-21).
- [9] Marris Stephens. *The search for the missing plastic*. IOP Publishing, 2020, (online), <https://physicsworld.com/a/the-search-for-the-missing-plastic/>, (参照 2020-10-8).
- [10] Arias, M. et al. Resmali-remote sensing for marine litter. *ARGANS*, 2019, ESA: 4000121315/17/NL/PS, (online), https://nebula.esa.int/sites/default/files/neb_study/2505/C4000121315ExS.pdf, (参照 2019-12-22).
- [11] Biermann, L. et al. Finding plastic patches in coastal waters using optical satellite data. *Sci Rep*, 2020, 10(5364), (online), <https://doi.org/10.1038/s41598-020-62298-z>, (参照 2020-5-15).
- [12] Ryota Nakajima. 海洋プラスチックごみの総量ってどれくらい?. *プラなし生活*, 2020, (online), <https://lessplasticlife.com/marineplastic/driver/howmuchplastic/>, (参照 2020-10-2).
- [13] Fabrizio, B. et al. Developing sampling protocols for biomonitoring contaminants in mediterranean seabirds. 2016, DOI: 10.13140/RG.2.1.1654.6807, (online), https://www.researchgate.net/publication/305442653_Developing_sampling_protocols_for_biomonitoring_contaminants_in_Mediterranean_seabirds, (参照 2019-11-23).
- [14] Eriksen, M. et al. Plastic pollution in the world's oceans: more than 5 trillion plastic pieces weighing over 250,000 tons afloat at sea. *PLoS ONE*, 2014, 9(12), e111913, (online), <https://doi.org/10.1371/journal.pone.0111913>, (参照 2020-4-11).
- [15] THE OCEAN CLEANUP. The great pacific garbage patch. (online), <https://theoceancleanup.com/great-pacific-garbage-patch/>, (参照 2020-3-9).
- [16] 石垣 智基ほか. 東日本大震災により流出した災害廃棄物の総量推計結果の公表について (お知らせ). 環境省水・大気環境局水環境課海洋環境室, 2012, (online), <https://www.env.go.jp/press/14948.html>, (参照 2020-9-14).
- [17] Carlton, James T. et al. Tsunami-driven rafting: Transoceanic species dispersal and implications for marine biogeography. *Science*, 2017-9-29, vol. 357, Issue 6358, p. 1402-1426, DOI:10.1126/science.aao1498, (online), <https://science.sciencemag.org/content/357/6358/1402>, (参照 2020-9-14).
- [18] Garaba, Shungudzemwoyo P. et al. Sensing ocean plastics with an airborne hyperspectral shortwave infrared imager. *Science & Technology* 2, 2018, 52(20), 11699-11707, DOI:10.1021/acs.est.8b02855, (online), <https://ieeexplore.ieee.org/document/8517281>, (参照 2019-11-14).
- [19] esa. “Radiometric resolution”. Sentinel online. (online), <https://sentinel.esa.int/web/sentinel/user-guides/sentinel-2-msi/resolutions/radiometric>, (参照 2020-6-20).
- [20] eo|Sharing Earth Observation Resources. “Copernicus: sentinel-2 — the optical imaging mission for land services”. eoPortal Directory, (online), <https://directory.eoportal.org/web/eoportal/satellite-missions/c-missions/copernicus-sentinel-2>, (参照 2020-6-21).
- [21] Vanhellemont, Q.; Ruddick, K. Atmospheric correction of metre-scale optical satellite data

- for inland and coastal water applications. *Remote Sensing of Environment*, 2018, 216, p. 586–597, ISSN 9934-4257, (online), <https://doi.org/10.1016/j.rse.2018.07.015>. (参照 2020-5-13).
- [22] Richter, R. et al. Sentinel-2 MSI-Level 2A Products Algorithm Theoretical Basis Document. ESRIN, 2011, S2PAD-ATBD-0001, (online), https://earth.esa.int/c/document_library/get_file?folderId=349490&name=DLFE-4518.pdf, (参照 2020-3-12).
- [23] Garaba, S P.; Dierssen, H M. An airborne remote sensing case study of synthetic hydrocarbon detection using short wave infrared absorption features identified from marine-harvested macro- and microplastics. *Remote Sensing of Environment*, 2018, 205, p. 224–235, ISSN 0034-4257, (online), <https://doi.org/10.1016/j.rse.2017.11.023>, (参照 2020-4-21).
- [24] Kühn, F. Hydrocarbon Index – an algorithm for hyperspectral detection of hydrocarbons. *International Journal of Remote Sensing*, 2004, 25(12), p.2467–2473, DOI: 10.1080/01431160310001642287, (online), <https://www.tandfonline.com/doi/abs/10.1080/01431160310001642287>, (参照 2020-3-2).
- [25] Cloutis, E A. Spectral reflectance properties of hydrocarbons: remote-sensing implications. *Science*, 1989, 245(4914), p.165–168, DOI: 10.1126/science.245.4914.165, (online), <https://science.sciencemag.org/content/245/4914/165>, (参照 2020-1-23).
- [26] Asadzadeh, S.; de Souza Filho, C R. Spectral remote sensing for onshore seepage characterization: a critical overview. *Earth-Science Review*, 2017, 168, p.48–72, ISSN 0012-8252, (online), <https://doi.org/10.1016/j.earscirev.2017.03.004>, (参照 2020-2-3).
- [27] Pedregosa, F. et al. Scikit-learn: Machine Learning in Python, *J. Mach. Learn. Res.*, 12, (2/1/2011), pp2825–2830.
- [28] 安藤幸司. カメラとレンズのしくみ. インプレス刊行, 2019, p.59.
- [29] 大西晃. 宇宙機の熱設計. 名古屋大学出版会, 2014, p.75.
- [30] 茂原正道, 鳥山芳夫. 衛星設計入門. 培風館, 2002, 文章全般.
- [31] JAXA. 擾乱管理標準. 2012, JERG-2-152A, (online), <http://sma.jaxa.jp/TechDoc/Docs/JAXA-JERG-2-152A.pdf>. (参照 2020-5-20).
- [32] 吉田 憲正. et. al. 超高精度観測衛星の指向安定化技術. 航空宇宙学会, (online), https://www.jstage.jst.go.jp/article/kjsass/65/10/65_303/_article/-char/ja/, (参照 2020-6-1).
- [33] 姿勢制御研究委員会編, 人工衛星の力学と制御ハンドブック, 培風館, 2007, p.682
- [34] 山本真裕. et. al. 衛星リチウムイオン電池の開発, *FB テクニカルニュース*, 2000, 56

付録 1 搭載機器一覧

| 搭載機器 | 寸法[mm] | 数量 | 質量[kg] | 合計質量[kg] | 消費電力[W] | 合計消費電力[W] | 動作電圧[V] | 動作温度[°C] | 制作元 | 型番/名称/備考 |
|----------------------------|-----------------|-----|-----------------------|-----------------------|---------|-----------|---------|-----------|---------------------------|---|
| ミッション機器 | | | | | | | | | | |
| 可視光受光素子 | 60×40×0.95 | 3 | 0.05 | 0.15 | 0.3 | 0.9 | 15 | — | On Semiconductor 社 | KAI-47502D |
| 赤外光受光素子 | 70×70×10 | 1 | 0.1 | 0.1 | 5 | 5 | 5 | — | TELEDYNE 社 | H4RG-15 |
| 望遠レンズ | φ240×280 | 1 | 10.3 | 10.3 | — | — | — | — | — | — |
| スターリング冷凍機 | 69.9×56.1×104 | 1 | 0.93 | 0.93 | 28 | 28 | 24 | -40~+102 | RICOR 社 | K544 |
| 姿勢制御機器 | | | | | | | | | | |
| スターセンサ | 55×65×70 | 1 | 0.28 | 0.28 | 1.5 | 1.5 | 5 | -40~+80 | 合同会社先端技術研究所 | 技術成熟レベル 9 |
| ジャイロセンサ | φ81×20 | 3 | 0.41 | 1.23 | 1.5 | 4.5 | 5 | -40~+75 | Emcore 社 | EG1300 |
| RW | φ110×48 | 4 | 0.77 | 3.08 | 3 | 12 | 24 | -40~+70 | Sinclair Interplanetary 社 | RW4-0.4 |
| 磁気トルカ | φ60×200 | 3 | 0.28 | 0.83 | 1 | 3 | 5 | -35~+75 | 合同会社先端技術研究所 | 技術成熟レベル 9 |
| GPS アンテナ | 44×51×15 | 1 | — | — | — | — | 4.5±0.5 | -30~+85 | 明星電気株式会社 | — |
| GPS 受信機 (質量、電力は GPS 全体) | 107×131×31 | 1 | 0.5 | 0.5 | 2.5 | 2.5 | 4.7~5.4 | -20~+60 | 明星電気株式会社 | — |
| 通信機器 | | | | | | | | | | |
| X バンドパッチアンテナ | 75×75×11 | 1 | 0.1 | 0.1 | 0 | 0 | 0 | -20~+50 | アンテナ技研株式会社 | PAC-8G10 |
| X バンド送信機 | 87×93×28 | 1 | 0.38 | 0.38 | 16 | 16 | 12 | -20~+50 | GLAVKOSMOS 社 | Cubestat X-band Transmitter |
| UHF 受信アンテナ | 170*80*10 | 1 | 0.17 | 0.17 | 0 | 0 | 0 | -170~+90 | 自作 | — |
| UHF 受信機 | 60×50×10.5 | 1 | 0.038 | 0.038 | 0.13 | 0.13 | 4.0~6.0 | -10~+45 | 西無線研究所 | RXE430M-301A |
| 電源機器 | | | | | | | | | | |
| バッテリー | 45.3×68.5×18.65 | 5 | 0.1 | 0.5 | 0 | 0 | 0 | -30~+85 | SAFT 社 | MP174565xtd |
| 太陽電池セル | 4.0×8.0×0.2 | 117 | 3.73×10 ⁻⁷ | 4.36×10 ⁻⁵ | 0 | 0 | 0 | -160~+100 | 合同会社先端技術研究所 | 技術成熟レベル 9 |
| DC/DC コンバータ | 8.5×50×69 | 5 | 0.06 | 0.30 | — | — | — | -40~+86 | アジア電子工業株式会社 | BRS12-3.3S BRS12-5S BRS12-12S BRS12-28S BRS24-15S |
| データ処理機器 | | | | | | | | | | |
| CPU | 21×21×2.1 | 2 | 1.3×10 ⁻³ | 2.6×10 ⁻³ | 0.4 | 0.8 | 3.3 | -40~+125 | ルネサンスエレクトロニクス社 | R5F72533KFP#US |
| 構体 | | | | | | | | | | |
| ロケットインターフェース | φ239×50 | 1 | 0.50 | 0.50 | — | — | — | — | 宇宙航空研究開発機構 | PAF239M |
| 膜展開式軌道離脱装置 「DOM」 | φ120×73 | 1 | 1 | 1 | — | — | — | — | 中島田鉄工所 | DOM1500 |
| +X パネル | 500×485×8 | 1 | 5.08 | 5.08 | — | — | — | — | — | AI 6061 |
| -X パネル | 500×485×8 | 1 | 5.08 | 5.08 | — | — | — | — | — | AI 6061 |
| +Y パネル | 469×330×8 | 1 | 3.27 | 3.27 | — | — | — | — | — | AI 6061 |
| -Y パネル | 469×330×8 | 1 | 3.08 | 3.08 | — | — | — | — | — | AI 6061 |
| +Z パネル | 500×330×8 | 1 | 2.89 | 2.89 | — | — | — | — | — | AI 6061 |
| -Z パネル | 500×330×8 | 1 | 3.30 | 3.30 | — | — | — | — | — | AI 6061 |
| 内部 Z プレート | 330×218×5 | 1 | 0.52 | 0.52 | — | — | — | — | — | CFRP |
| 内部 Y プレート | 469×330×5 | 1 | 1.11 | 1.11 | — | — | — | — | — | CFRP |
| パネル合計質量 | — | — | 24.33 | 24.33 | — | — | — | — | — | — |
| その他 | | | | | | | | | | |
| 熱制御素子 | — | — | — | 1.2 | — | — | — | — | — | — |
| 配線など | — | — | — | 2 | — | — | — | — | — | — |
| 放射線シールド | — | — | — | 0.5 | — | — | — | — | — | — |
| 総質量 | — | — | — | 48.9 | — | — | — | — | — | — |

付録2 回線設計

| 項目 | 単位 | アップリンク | ダウンリンク |
|-----------------------------------|--------------------------|-----------------------|-----------------------|
| 周波数 | MHz | 435 | 8400 |
| 送信 EIRP | dBW | 24.00 | 16.78 |
| 送信機出力 | dBW | 17.00 | 3.98 |
| 給電損失 | dB | 3.00 | 0.00 |
| 送信アンテナ利得 | dBi | 10.00 | 12.80 |
| ポインティング損失 | dB | 0.00 | 0.00 |
| 電力分配損失 | dB | 0.00 | 0.00 |
| 自由空間損失 | dB | 152.74 | 178.56 |
| 偏波損失 | dB | 3.00 | 3.00 |
| 大気吸収損失 | dB | 0.275 | 0.436 |
| 降雨損失 | dB | 0.00 | 1.40 |
| 各種損失 | dB | 0.00 | 0.00 |
| 受信 G/T | dB/K | -26.09 | 35.90 |
| アンテナポインティング損失 | dB | 0.00 | 0.23 |
| 受信アンテナ利得 | dBi | -0.19 | 57.40 |
| 給電損失 | dB | 0.00 | 0.00 |
| システム雑音温度 | dBK | 25.90 | 21.27 |
| 受信 C/N ₀ | dBHz | 70.50 | 97.88 |
| 変調方式 | - | PM | 16APSK |
| 要求 E _b /N ₀ | dB | 10.80 | 10.80 |
| ハードウェア劣化量 | dB | 2.50 | 2.50 |
| 符号化利得 | dB | 5.20 | 5.20 |
| ビット誤り率 | - | 1.0×10 ⁻⁶ | 1.0×10 ⁻⁵ |
| ビットレート | bps | 1.0 × 10 ³ | 2.0 × 10 ⁸ |
| | dBHz | 30.00 | 83.01 |
| 変調損失 | dB | 3.00 | 0.00 |
| 要求 C/N ₀ | dBHz | 41.10 | 91.11 |
| 回線マージン | dB | 29.395 | 6.773 |
| PFDF 仰角 5deg | dBW/m ² /4kHz | - | -185.4 |
| PFDF 仰角 90deg | dBW/m ² /4kHz | - | -173.6 |