

第29回衛星設計コンテスト

概要書（3 ページ以内）

応募区分 設計の部

1. 作品情報・応募者情報

作品名（20文字以内） ワイヤレス電力伝送実証衛星「Wi SAT」
副題（自由記入）
学校名 大阪府立大学

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

本衛星は軌道上での磁界共鳴方式によるワイヤレス電力伝送の技術実証を目的として設計された CubeSat である。数十 cm のギャップや位置ずれに強いと言われる本方式による電力伝送を軌道上で行い、軌道上における距離や位置の変化に対する伝送効率の変化とロバスト性の高さを検証する。ミッションで取得したデータを用いて、本方式の軌道上での有効性とロバスト性の高さを示す。本ミッションは太陽光パネルとバス部間の新たな電力伝送手段を提案することと、展開構造物ミッションを多様化することにつながる。

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) 磁界共鳴方式によるワイヤレス電力伝送を軌道上で実証する (2) 受信・送信コイル間におけるギャップの変化に送電システムが追従できることを示す (3) 受信・送信コイルの位置ずれに対して、送電システムが追従できることを示す (4) 本方式の応用例の一つである、太陽光パネルで発電した電力をバス部にワイヤレス電力伝送する実験を行う (5) 実験時の衛星の状態（バッテリー電圧・異常発生履歴等）を監視し、軌道上での本方式の利点・欠点を検討する
(b) 重要性・技術的意義等 (b.1) 重要性 太陽光パネルからハーネスにより電力を伝送することには、ハーネスの破断や短絡などの潜在的な危険性がある。加えて、破断や短絡は衛星システム全体の喪失に直結する。さらに、近年盛んに行われている展開構造物ミッションにとって、ハーネスは展開の妨げになりうる。こうした問題は電力伝送ラインを無線化することで解消できる。展開物への電力伝送無線化の手段としては、比較的長距離（数十 cm～数 m）の伝送が可能で、位置ずれにも強い磁界共鳴方式によるものが最適である。しかし、軌道上で同方式による電力伝送はこれまでに実証されておらず、本衛星は軌道上でのワイヤレス電力伝送の実現に向けた試金石となりうる。
(b.2) 技術的意義 本衛星で磁界共鳴方式によるワイヤレス電力伝送を実証し、軌道上での実験データを取得することで、同方式の軌道上での有効性を示し、軌道上でのワイヤレス電力の実現に寄与できる。特に本衛星では軌道上で共振コンデンサの静電容量を変化させることで、位置ずれやコイルのギャップ変化により生じる共振周波数の変化に追従する制御を行う。この制御法の有効性が示されれば、大きな位置ずれや距離変化を生じるシステムに対する本方式の実用性が示されることとなる。

4. 得られる成果

- (1) 磁界共鳴方式による電力伝送が位置ずれに対して高いロバスト性を有することを軌道上で実証する。
- (2) 本方式による電力伝送がコイル間ギャップの変化に対して高いロバスト性を有することを軌道上で実証する。
- (3) 軌道上で本方式を用いる際の利点・欠点を明らかにする。
- (4) 軌道上での電力伝送に本方式が有効であることを示す。
- (5) 本方式を組み込んだ衛星システムが軌道上で成立することを示す。

5. 主張したい独創性や社会的効果

本衛星は軌道上で磁界共鳴方式によるワイヤレス電力伝送実証を目的とした初の CubeSat であり、社会で普及しているワイヤレス電力伝送を宇宙で行うことを目指す挑戦的な衛星である。軌道上で本方式による電力伝送の有効性が示されれば、今後の人工衛星の電力伝送においてワイヤレスという選択肢を増やすことにつながる。さらに、近年展開構造物ミッションが盛んに行われている CubeSat においてワイヤレス電力伝送が行えることを示すことで、電力伝送ラインの無線化による展開構造物ミッションの多様化に貢献できる。多様な展開構造物ミッションが行われることで、宇宙における展開構造物に関する知見の蓄積に貢献でき、活発化する宇宙開発の一助になりうる。このような展望を鑑みるに、本衛星のミッションは宇宙開発の加速に寄与し、衛星システムにおける新たな電力伝送手段を提案するという点において社会に貢献できる。

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)

本衛星の機器配置を図 1 に、ミッション部の機器配置を図 2 に示す。

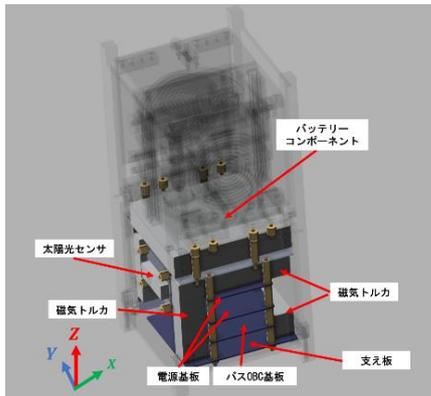


図 1 衛星全体の機器配置

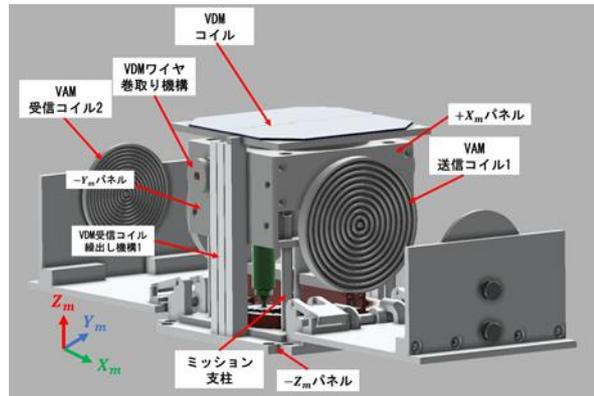


図 2 ミッション部の機器配置

本衛星はコンテスト規定の質量50kg、寸法50cm×50cm×50cm以下を満たしている。本衛星は ISS きぼう実験棟の J-SSOD から放出されるため、運用軌道は軌道傾斜角51.6°、軌道高度約420kmの地球周回軌道となる。本ミッションは電力を多く必要とするため、太陽光パネルで最も発電できることを目標とした太陽指向制御を行う。図 2 に示した実験系においてワイヤレス電力伝送試験を行い、放出から約 1 年後に軌道寿命を迎え、大気圏突入により焼却処分される。

(b) 地上系を含む実験系

J-SSOD からの放出後、衛星の電源投入・アンテナ展開が自動で行われる。衛星搭載機器の動作確認を行った後、図 2 に示すミッション系においてワイヤレス電力伝送ミッションを行い、送信・受信回路の電流・電圧・電流の周波数からなるミッションデータを取得する。

ミッションを行うためのコマンドアップリンクには 430MHz の UHF 帯を使用し、ミッションデータや AD データのダウンリンクには 145MHz の UHF 帯を利用する。アップリンク・ダウンリンクはともに大阪府立大学 UHF 局で行われる。

(c) データ取得を含む実験運用手順

本衛星では、送信・受信コイルのギャップを変化させた状態での電力伝送ミッションと位置ずれが生じている状態での電力伝送ミッションを行い、それぞれにおいて送信・受信回路の電流・電圧・電流の周

波数を取得する。加えて、実験中のバッテリー電圧・電流、異常発生履歴など衛星の健全性に関するデータも取得する。取得したデータは複数でまとめてダウンリンクする。ダウンリンクする際はチェックサムを用いてデータが正しくダウンリンクできたことを確認する。

7. 具体的な実現方法、製作する範囲並びに費用

開発・製作費は過去に弊大学にて打ち上げた超小型人工衛星を参考に見積もった。開発・製作費を極力削減するため、過去に打ち上げた衛星で使用されていた機器や構造を流用する。また、EMやBBM作成時に生じた予備品の使用を検討するなど、開発においては常にコスト削減を行う。開発・製作費について、表1にまとめる。

ミッション系の研究開発費に関しては、学生主体で開発するため人件費がかからないこと、部品の多くを3Dプリンタで作成することを考慮して、200万円と見積もる。衛星試験費に関しては、学内の熱真空チャンバーや加振設備を活用して削減を図る。また、本衛星はH-IIAロケットによる相乗り衛星として打ち上げられ、2U衛星の場合、その打上げ費用は約500万円である。

表1 開発・製作費

項目	開発・製作費 [万円]
ミッション機器開発・製作	200
構体作成	250
姿勢制御	80
電源	220
熱	2
C&DH	20
通信機器(衛星・地上局)	50
組立・試験	150
打上げ	500
計	1472

8. 開発・製造・打上スケジュール

本衛星の開発スケジュールを図3に示す。本プロジェクトでは開発期間を3年に設定し、BBM, EM, FMをそれぞれ約1年の期間をかけて製作する。ミッション部の開発に限定すると、予備設計フェーズでは回路及びコイルを試作し、伝送システムの検討を行う。詳細設計フェーズにて、熱真空チャンバー内で電力伝送ミッションを行い、宇宙空間でも問題なく動作するかを検討する。

また、本衛星はISSのきぼう実験棟に搭載された小型衛星放出機構(J-SSOD)より放出するため、JAXA, NASAによる安全審査を受ける必要がある。そのため、安全審査に関するスケジュールについても記載する。

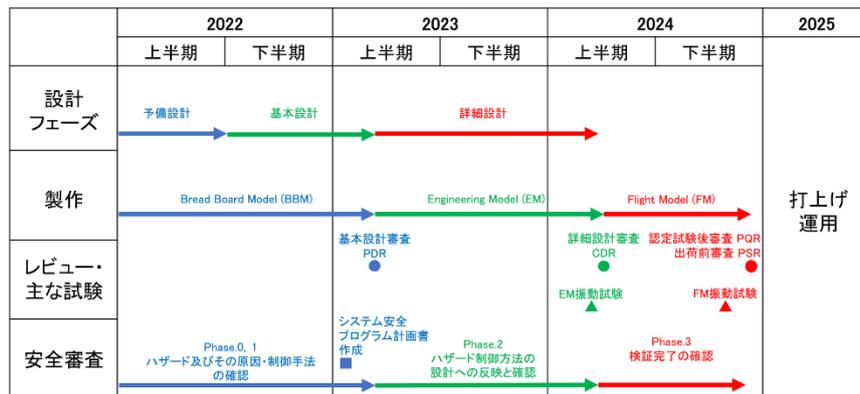


図3 開発スケジュール

以上

ワイヤレス電力伝送実証衛星「Wi SAT」^{ワイ サット}

上田 滉也^{ウエダ コウヤ*}1, 川原 大毅^{カワハラ ダイキ*}1, 山本 隼也^{ヤマモト シュンヤ*}1, 一瀬 彩榮^{イチノセ サエ*}2, 笹岡 佑全^{ササノカ コウゼン*}2
 永田 光来^{ナガタ ミツク*}2, 西尾 圭太^{ニシオケイ タ*}2, 湧川 大聖^{ワクガワ タイセイ*}2, 高本 凌平^{タカモト リョウヘイ*}3, 林 絹子^{ハヤシ キヌコ*}4

(*1 大阪府立大学 工学域 機械系学類 航空宇宙工学課程 4年)

(*2 大阪府立大学 工学域 機械系学類 航空宇宙工学課程 3年)

(*3 大阪府立大学 工学域 電気電子系学類 情報工学課程 3年)

(*4 大阪府立大学 工学域 物質科学系学類 化学工学課程 3年)

1. ミッション概要

1.1 ミッション背景

1970年の人工衛星「おおすみ」の打上げを端緒として現在までに日本では多くの人工衛星が打ち上げられ運用されている。ここで、既存の人工衛星においては機器を駆動するための電力や太陽光パネルで発生させた電力はハーネスにより伝送させることが一般的である。ハーネスは長年用いられてきた電力伝送方式であり、衛星内部での電力伝送に対しては信頼性の高い伝送方式であるが、可動部を有する構造間においては断線の危険性がある、断線の具体例としては、環境観測技術衛星「みどりII」の不具合があげられる。

「みどりII」は平成14年12月に種子島宇宙センターより打ち上げられた衛星で、片側に3m×24mの一翼式太陽電池を有する衛星である^[1]。打上げから10ヶ月経過した平成15年10月25日午前7時頃、観測データが受信できないという不具合が生じ、同日午後8時頃には「みどりII」からの通信が途絶えた。この異常が生じる以前に、「みどりII」では太陽電池の発生電力が5分の1程度に低下するという不具合が生じていた。その後、テレメトリデータを用いたFTA解析の結果、太陽電池パドルハーネスの断熱被膜の溶融がこの異常の直接の原因であり、オーロラ帯を通過した際の放電によりその溶融したハーネスが炭化し、その結果回路が短絡もしくは開放したと推測されている^[1]。

以上のように、可動部においては、ハーネスによる電力伝送は回路の短絡や開放という衛星システムに致命的なダメージを与える要因になりうる。そのため、可動部に対してはハーネスを無線化することが信頼性の向上に有効であると言える。

また、近年ではCubeSat級衛星において展開物構造に関するミッションが盛んに行われており、2016年以降6機のCubeSatが展開構造物の展開をミッションに据えている^[2]。今後の展開として、展開構造物の宇宙実証から展開構造物上に電子機器を配置したミッションが行われていくと考えられる。ここで問題となるのが、展開構造物と衛星バス部との電力伝送方式である。具体的な問題としては、バス部と展開構造物の距離が大きく変化するため、有線ハーネスによる電力伝送では構造に絡まって断線するなどしてミッションに影響を及ぼしてしまう危険性が高い。加えて、設計段階で構造に干渉しないようなハーネスの取り回しについて実機試験を行う必要が

あるなど開発の障害にもなりうる。電力伝送を無線化すれば、こうした問題はなくなるとともに展開構造物の自由度の制限も少なくなると考えられる。

以上の背景より、可動部において無線電力伝送を採用することは信頼性の向上に寄与し、とりわけ展開構造物ミッションを行うCubeSatでは信頼性の向上だけでなくミッションの幅を広げることにもつながる。

1.2 ワイヤレス電力伝送の種類と活用例

ワイヤレス電力伝送には、電磁誘導方式、電波受信方式、磁界共鳴方式という3種類の伝送方式がある。本節ではこの3種類の送電方式の概要と実用例を示す。

電磁誘導方式とは、コイルを通過する磁束が変化すると起電力が発生するというファラデーの法則を原理とする無線電力伝送方式である。具体的には十分近接させた二つのコイルにおいて、送信側コイルに数十kHzの交流電流を流して生じさせた磁束によって、受信側コイルに電流が誘導される。電磁誘導方式はiPhoneの無線充電に用いられるなど、社会で最も広く使われている無線電力伝送方式でもあり、「Qi規格」という共通規格も策定されている。回路構造の簡潔さと伝送安定性がある一方で、伝送距離は数cm程度と小さく、送受信コイルの位置がずれると伝送効率が大きく低下するというデメリットが存在する。^[3]

電波受信方式とは、電流を電波あるいはマイクロ波に変換して電力をやり取りする方法である。本方式は大電力かつ長距離の電力伝送が実現でき、活用例としては宇宙太陽光発電システム(SSPS)が挙げられる。SSPSでは、宇宙空間に浮かぶ巨大太陽電池で発電した電力をマイクロ波によって地上に送信し、エネルギー源として用いることを目指しており、1968年の提唱後、日本でも検討が進められている。^[4]このように電波受信方式は大規模かつ大電力・数万kmの長距離の電力伝送において優位性がある。

磁界共鳴方式とは、送信コイルと受信コイルの間で磁界を共鳴させることでワイヤレス電力伝送を行う伝送方式である。送信側回路と受信側回路にはコイルとコンデンサが含まれており、それぞれ固有の共振周波数を持つ。送信側と受信側で共振周波数を一致させると、送信コイルで生じた磁界が受信コイルにも共有され、ファラデーの法則により受信側に電流が流れる。本方式は2007年に発表されたマサチューセッツ工科大学の論文で提唱された比較的新

しい、研究段階の伝送方式である。本方式の特徴としては、高効率で中距離(数 cm~数 m)の電力伝送が実現できること、コイルの位置ずれに対して伝送効率が変化しにくい事が挙げられる。なお、磁界共鳴方式の別の呼び名として「磁界共振方式」があるが、本解析書では「磁界共鳴方式」を呼び名として採用する。

ここで数 W 程度の少電力で駆動するという制限を持つ衛星システムにおいて、3 方式のなかで電磁誘導方式と磁界共鳴方式が利用可能である。電磁誘導方式は少電力をワイヤレス電力伝送する方法として最も普及しており、技術の蓄積も進んでいるが、数 cm 間の電力伝送にしか利用できず、衛星システムにおいては応用の幅が制限される。一方で、磁界共鳴方式による電力伝送は数 cm~数 m と伝送距離の可変性が大きく、バス部と展開構造物間の距離においては最適であることに加え、さらに位置ずれに対しても強いいため、展開構造物とバス部のように位置関係が外乱により変化した場合でも安定した電力伝送を実現可能である。よって、展開構造物とバス部間での無線電力伝送には磁界共鳴方式によるものが最適である。しかしながら宇宙で本方式はこれまでに実証されていない。磁界共鳴方式によるワイヤレス電力伝送については第二章でより詳細に検討する。

1.3 本電力伝送方式の応用例

本衛星で実証する磁界共鳴方式によるワイヤレス電力伝送の応用例としては、主に以下の2つが考えられる。

一つ目の応用例は、衛星本体から展開される太陽光パネルから衛星バス部への電力伝送手段である。

1.1 節で述べたように、従来のハーネスによる電力伝送を本電力伝送に置き換えれば、断線による衛星の故障という事態が避けられる。2010 年 5 月に打ち上げられた小型ソーラー電力セイル実証機「IKAROS」を例にとり、詳しく述べる。

「IKAROS」は打ち上げ後、その機体を回転させることで得られる遠心力によって、機体に巻かれた 14m 四方のセイルを展開する。セイルには薄膜太陽光パネルが貼り付けられており、図 1.1 左図のように発電した電力はテザーを介して、バス部へ供給される。^[26]この際考えられる破局的な故障事象としては、何らかの原因で回転速度が規定値を上回ること、テザーに許容値以上の引張応力がかかり、テザーが破断してしまう事がある。テザーによる電力伝送を図 1.1 右図のように磁界共鳴方式による電力伝送のおきかえることで、この破局的故障を防ぐことができる。さらに、磁界共鳴方式は位置ずれに強いいため、テザーがはためき、バス部とセイルのコイル相対位置がズレたとしても、安定して電力を供給できると考えられる。

さらに、超小型衛星の展開構造物ミッションにおける応用も考えられる。大阪府立大学・室蘭工業大学が共同で開発した超小型人工衛星「ひろがり」は、図 1.2 に示すミウラ折り展開構造物を軌道上で展開するミッションを有している。本展開構造物の今後の展開としては、展開構造物上に太陽光パネルを貼り付けることが考えられるが、その際の問題として、バス部とミウラ折り展開構造物間でのハーネスの取

り回しが煩雑になることが挙げられる。ハーネスを磁界共鳴方式による電力伝送に置き換えれば、こうした障害はなくなるとともに、展開の自由度も向上する。

二つ目の応用例は、バス部から機体外部への電力伝送手段である。例えば、「ひろがり」において、ミウラ折り展開構造物上に搭載した機器への電力伝送を磁界共鳴方式による電力伝送に置き換える。こうすることで、一つ目の応用例同様、ハーネスがなくなるため、展開時の想定外の引張力によるハーネスの破断を防ぐことができる。さらに、ハーネスがなくなることで展開後の構造やバス部との位置関係の自由度が増す。展開構造物上で動作させる機器としては、第 2 章で述べるように、カメラや画像保存用の FIFO メモリなどが想定される。

次に、二つの応用例において懸念される問題点について述べる。両方に共通する問題として、送信コイルによる磁場の影響が挙げられる。磁界共鳴型の伝送方式では、高い周波数帯の交流電流を用いるため、高速で向きの変化する磁場が発生する。その発生磁場によって、バス部の電気機器類に誤作動が引き起こされることが危惧される。よって、本方式を利用する上では、EMC 設計を徹底することが重要であると言える。前者の応用例に特有な問題としては、本ワイヤレス電力伝送では発生させた磁束の全てを利用できないため、原理的に損失が生じる。ゆえに、ハーネスと比較したとき、得られる電力が少なくなる恐れがある。後者の応用例に特有な問題として、展開構造物上に受信コイルを取り付ける方法を考える必要があることがある。特にミウラ折りのような薄膜展開物においては、展開前は折りたたまれているため、コイルをいかに収納しておくかが問題となる。

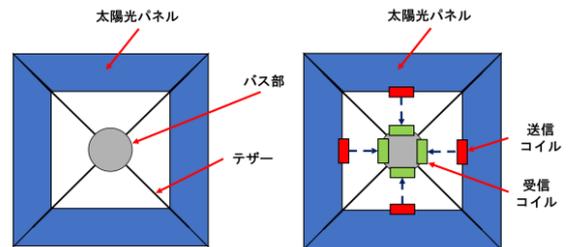


図 1.1 「IKAROS」と電力伝送方式の置換模式図



図 1.2 太陽光パネルからバス部での電力伝送例

1.4 ミッション目的

本衛星におけるミッション目的としては、以下の4つが挙げられる。なお、これ以降「コイルの位置ずれ」とは図1.3のように送信コイルと受信コイルの中心軸がなす角度が変化することを意味する。

- (1) コイル間距離の変化またはコイルの位置ずれが生じたときの結合係数 k と受信側で得られる電力を測定すること。
- (2) コイル間距離が数 mm 程度の微小変化したことによる共振周波数の変化に追従する電力伝送システムが衛星システム上で動作することを確認する。
- (3) コイルが数度程度の微小な位置ずれを起こすことによる共振周波数の変化に追従する電力伝送システムが衛星システム上で動作することを確認する。
- (4) 数十 mm 程度のコイル間距離変化・数十度程度のコイルの位置ずれが生じて、共振周波数を自由に变化させることで十分な電力を伝送できる方法を検証すること。
- (5) 太陽光パネルで発電した電力をバス部へワイヤレス電力伝送できるか検証する。

目的(1)における結合係数 k とは、2つのコイル間の結合度を表す無次元数であり、0から1の間の値をとる。定性的には、結合係数 k は「送信コイルで発生した磁束のうちの何割が受信コイルを貫くか」を表す。目的(2),(3)は目的(1)の成果を利用して、受信側の電流位相を送信側に帰還させることで送信効率を改善するシステムの実証を目的とする。このシステムについては第2章2.4節「電装系の設計」で述べる。目的(4)は、目的(2)(3)のシステムの微小位置変化に対するロバスト性を更に改善する方法を検証するために設定する。目的(5)は1.3節で述べた磁界共鳴方式の応用例について軌道上で検証するために設定する。

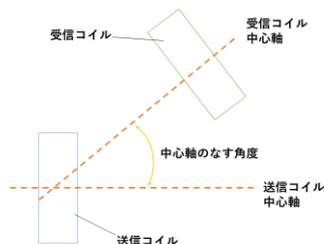


図1.3 コイルの位置のずれ

1.5 ミッション意義

本衛星におけるミッション意義としては以下の3点が挙げられる。

- (1) 磁界共鳴方式によるワイヤレス電力伝送を組み込んだ衛星システムの軌道上実証
- (2) 展開構造物へのハーネスに代わる新たな電源供給手段を提案する
- (3) 今後行われる展開構造物ミッションへの貢献

意義(1)に関して、本ミッションが成功すれば、磁界共鳴方式によるワイヤレス電力伝送技術を組み込んだ衛星システムが軌道上で成立することを示すことができ、宇宙空間での本方式を用いた電力供給へ

の試金石となりうる。また、本方式を軌道上で用いる際に発生しうる問題を蓄積し、今後の研究開発に向けた知見を得ることもできる。意義(2)に関して、従来の衛星では電源の供給手段としてはハーネスによるものが一般的であるが、新たな供給手段が加わることで多様な機器配置や構造設計への可能性が生まれる。さらに、電力供給ラインの無線化によって、ハーネスの取り回しや可動部との干渉について検討する必要がなくなること、開発期間の短縮や開発コストの削減にもつながる。意義(3)に関しては、ハーネスでは干渉等の問題から実現の難しい、電力を必要とする機器を展開構造物上で動作させるようなミッションを行えるようにするという意義がある。また、ハーネスによる展開後の形状に対する制約がなくなるため、展開後の構造の多様化にも貢献できる。

1.6 ミッション要求

ミッションにおいては以下の4つの要求がある。

- (1) 電力伝送に必要な電力を生み出し、受信側に必要な電力が得られること
- (2) コイル間距離を变化させられること・コイルの位置ずれ(コイル軸のなす角度を变化)させられること
- (3) 地上から電力伝送の条件を変更できること
- (4) 計測したデータ(電流量、電圧、周波数)を地上にダウンリンクできること

2. ミッション設計

2.1 ミッション要求分析

本節では、1.5節であげたミッション要求を定量的に定義する。

2.1.1 要求(1)の定量化

要求(1)について、受信側で要求される電力量を最初に決定し、送信側に必要な電力量を見積もる。本ミッションの意義(3)から、展開構造物上の機器に対して電力を供給できるようなシステムである必要がある。ここで、展開構造物上に搭載する可能性の高い機器とその消費電力を表2.1に示す。表2.1より、大多数の機器は500mWで駆動していることが分かる。また、駆動電圧も4.1V程度あれば十分である。ゆえに、「受信側で500mW、4.1Vが得られること」をミッション要求とする。送信側で必要とされる電力はこの要求を満たせるようにする。

表2.1 展開構造物上に搭載されうる機器・センサ

機器名(型番)	電流 [V]	電圧 [mA]	電力 [mW]
カメラ(NCM-13J)	1.8	95	170
FIFO メモリ(AL440B)	4.1	61	250
ZigBee モジュール (TWE-Lite-Dip-WA)	3.3	17	420
Bluetooth モジュール (RN4020-V/RMBEC133)	3.3	16	53
磁気センサ(AMI305)	3.3	2.3	8

ジャイロセンサ (L3GD20)	3.3	6.1	20
GPS モジュール(IGPS-1)	5.0	200	1000

2.1.2 要求(2)の定量化

本衛星は 2U サイズ(10cm×10cm×20cm)の CubeSat として設計を行い、2U のうち 1U(10cm×10cm×10cm)をミッション領域として確保する。このサイズの制限から要求(2)を定量化する。

コイル間距離の変更に関しては、受信コイルを伸展機構により衛星構造外部へ進展させることで、衛星構体側につけられた送信コイルとの距離を変化させる。コイル間の距離については、大阪府立大学と室蘭工業大学が作成した CubeSat「OPUSAT-II」に搭載されたミウラ折り展開構造物が 100mm 程度進展することと、ミッション部に割り当てられたサイズが 1U であることを加味して、コイル間距離は 0~80mm の間で可変させることとする。

コイルの位置関係は、送信コイルと受信コイルの中心軸がなす角度を変化させることにより変化させる。本衛星は技術実証衛星であるため、相対角度を最大限大きくとり、多様なデータを取得することが必要であるが、構体と干渉せずに回転させられる角度には制限がある。この兼ね合いのもと、本ミッションでは図 1.1 に示す回転角度を-30~30°の間で変化させることとする。

2.1.3 要求(3)の定量化

技術実証衛星である本衛星では、ミッション実施条件を地上からのコマンドにより変化させられることが必要である。可変させるミッション条件は以下の 6 つである。

- (1) 送信部に供給する電流値
- (2) ミッションを実施する時刻
- (3) コイルの回転角(-30~30°)
- (4) コイルの繰り出し長さ(0~80mm)
- (5) ミッション実施時間
- (6) 最終回転・繰り出し位置への遷移時間

条件(1)は、要求(1)より受信側で最大約120mAの電流が得られるように最大電流値を設定する。条件(2)から、任意の時刻にミッションを行えることが要求される。条件(3)は 5mm を最小単位として繰り出し長さを指定できることを要求とする。条件(4)は 2.5°を最小単位として回転角を指定できることを要求とする。条件(5)はミッション実施時間を最大 30 秒に設定し、条件(6)は 1 秒を最小単位として、0~30 秒の間でミッション実施時間を設定できるようにする。

2.1.4 要求(4)の定量化

送信側と受信側で電流量、電圧、周波数を測定し、地上にダウンリンクする。要求(1)より、受信側では、電流量は-100~150mA、電圧は0~4.5Vの間で測定できるようにする。

2.2 理論

図 2.1 に磁界共鳴方式のワイヤレス電力伝送の等価回路を示す。この回路では並列共振周波数 f_p と直列共振周波数 f_s が存在し、磁界共鳴方式では直列共振周波数を利用している。

まず並列共振について、これは 2 次側の共振コンデンサ C_2 と $(L_{e2} + M)$ との共振である。ここで $(L_{e2} + M)$ とは、2 次側コイルのインダクタンス L_2 であるから、 f_p は以下のように書ける。

$$f_p = \frac{1}{2\pi\sqrt{L_2 C_2}} \quad (2.1)$$

次に直列共振について、これは 1 次側を短絡した場合を考える。このとき、 L_{e1} と M が並列合成され、そこに 2 次側の L_{e2} が直列合成されたインダクタンス L_{sc} と共振コンデンサ C_2 との共振を考えることができ、その周波数が直列共振周波数 f_s となる。以下では、 f_s を求める。 $L_{e1} = L_{e2} = L_e$ としてインダクタンスを並列/直列合成すると、

$$L_{sc} = \frac{1}{\frac{1}{L_e} + \frac{1}{M}} + L_e \quad (2.2)$$

となる。ここで結合係数を k とすると、 $L_e = (1 - k)L_2$ 、 $M = kL_2$ とかけるから、(2.2)に代入して整理すると、

$$\begin{aligned} L_{sc} &= \frac{1}{\frac{1}{(1 - k)L_2} + \frac{1}{MkL_2}} + (1 - k)L_2 \\ &= (1 - k^2)L_2 \end{aligned}$$

この L_{sc} と共振コンデンサ C_2 とが共振するので直列共振周波数 f_s は以下のようにかける。

$$f_s = \frac{1}{2\pi\sqrt{(1 - k^2)L_2 C_2}} \quad (2.3)$$

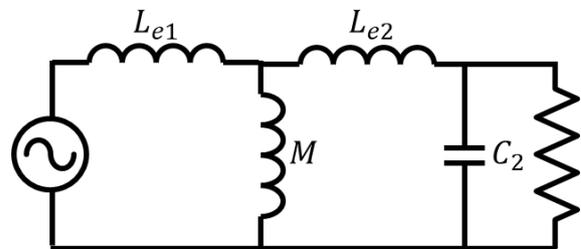


図 2.1 ワイヤレス給電等価回路^[5]

2.3 ミッションシーケンス

本衛星では、「コイル間距離を変化させるワイヤレス電力伝送」と「コイル間で位置ずれが生じさせるワイヤレス電力伝送」、「発電ミッション」の 3 つのミッション系統がある。本節以降、第一つ目を「Variable Distance Mission」の頭文字をとって、VDM(または VD ミッション)、第二つ目を「Variable Angle Mission」の頭文字をとって VAM(または VA ミッション)、第三つ目を「Power Generation Mission」の頭文字をとって PGM(または PG ミッション)と呼称し、各呼び名の末尾に通し番号を付けてミッションを区別する。なお、VA ミッションでは 2 つあるコイルセットのうち、一つのみを用い、もう一つは冗長系及びエクストラミッション用である。

1.3 節のミッション目的に沿って検討したミッションシーケンスを以下に示す。なお、全ミッションにおいて、ミッション中のバッテリー電圧・電流、構体内の温度、及び異常発生履歴を記録し、軌道上における本伝送方式を用いた際の衛星状態を監視する。

2.3.1 [VDM-1] 結合係数 k の測定

VDM-1 では、軌道上での結合係数 k の値を測定する。0~80mm の間で 1mm ごとに測定点を設定し、軌道上の熱真空環境を再現したチャンバーで事前に結合係数 k を測定しておく。続いて、軌道上にて地上で測定した結合係数 k を用いて送信回路の駆動周波数を設定しワイヤレス電力伝送を行い、軌道上での結合係数 k を測定する。結合係数 k は、送信側回路で測定した共振周波数と既知の L_2, C_2 を(2.4)式に代入し求める。これ以降のVD ミッションでは、軌道上で測定した測定点ごとの結合係数 k を用いて送信回路の駆動周波数を設定する。

2.3.2 [VDM-2] 距離の変化に対する送信回路の追従性の検証試験

VDM-2 では、コイル間距離の変化に送信回路が追従できるかを検証する。0~80mm の間で 5mm 毎に距離遷移開始点を設ける。受信コイルをその開始点に移動したあと、受信コイルを 5mm だけ距離が大きくなる方にゆっくり遷移させつつ、ワイヤレス電力伝送を行い、送信・受信回路における電流や電圧、周波数を測定する。測定したデータから送信効率の時間変化を調べ、送信回路の共振周波数の変化に対する追従性を検証する。ただし、VDM-2 ではワイヤレス電力中に送信回路のコンデンサの静電容量を変化させ、共振周波数を変化させることは行わない。なお、送信回路が距離の変化に追従する仕組みについては、2.4.1 項において述べる。

距離を変化させる幅 $D_{transition}$ については 5mm での検証が終わった後、 $D_{transition} = 10mm, 15mm$ と大きくした場合についても検証を行う。

2.3.3 [VDM-3] 距離変化に対して高効率かつ高いロバスト性を持った電力伝送方法の検証

VDM-3 では、VDM-1,2 で測定したデータを用いて、VDM-2 より距離変化に対して高効率かつ高いロバスト性を持った電力伝送方式について検証する。VDM-2 と同様に、0~80mm の間で距離遷移開始点を設け、受信コイルを開始点から 5mm だけ距離が大きくなる方向に遷移させる。このとき、VDM-2 とは異なり、送信回路のコンデンサの静電容量も変化させることで共振周波数の変化にも追従する。VDM-2 同様に測定したデータから送信効率の時間変化を調べることで、共振周波数も追従させる電力伝送システムが VDM-2 より高効率・高いロバスト性を持つことを示す。距離を変化させる幅 $D_{transition}$ については 5mm での検証が終わった後、 $D_{transition} = 10mm, 15mm$ と大きくしていった場合についても検証を行う。

コンデンサの静電容量の制御のシーケンスについて以下に示す。

1. 受信コイルの位置の変化率を計算する。
2. 計算した変化率から微小時間後のコイルの位置を算出する。
3. VDM-1 の測定データより、2. で計算したコイルの位置と対応する結合係数 k から、最適な静

電容量を計算する。

4. 送信回路のコンデンサの静電容量を 3. で計算した値に変更する。

2.3.4 [PGM] 発電ミッション

PG ミッションでは、図 2.2 に示すように太陽光パネルで発電した電力を磁界共鳴方式によりバス部へ伝送する。本ミッションは図 2.3 に示すように、軌道上に存在する電氣的に独立した二つのシステムにおいて、一方で発電した電力をもう一方にワイヤレス電力伝送することを想定したものである。

太陽光パネルに太陽光が当たるように姿勢の制御を行う。コイル間の距離は VDM 同様 0~80mm の間で 5mm 毎に変化させて、送受信を行うとともに、受信側では電流と電圧を測定する。

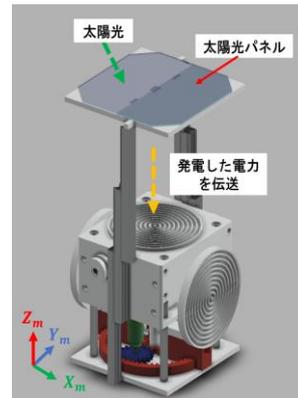


図 2.2 PGM 概要

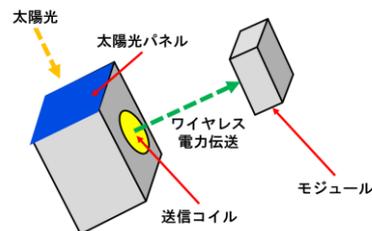


図 2.3 PGM で想定する状況

2.3.5 [VAM-1] 結合係数 k の測定

軌道上での結合係数 k の値を測定する。-30~30° の間で 2.5° ごとに測定点を設定し、軌道上の熱真空環境を再現したチャンバーで事前に結合係数 k を測定しておく。続いて、軌道上にて地上で測定した結合係数 k を用いて送信回路の駆動周波数を設定しワイヤレス電力伝送を行い、軌道上での結合係数 k を測定する。結合係数 k は、送信側回路で測定した共振周波数と既知の L_2, C_2 を(2.4)式に代入し求める。これ以降のVA ミッションでは、軌道上で測定した測定点ごとの結合係数 k を用いて送信回路の駆動周波数を設定する。

2.3.6 [VAM-2] 位置ずれに対する送信回路の追従性の検証試験

VAM-2 では、コイルの位置ずれに送信回路が追従できるかを検証する。-30~30° の間で 2.5° 毎に回転開始点を設ける。受信コイルをその開始点に移動

させたあと、受信コイルを2.5°だけ送信コイルと受信コイルの中心軸がなす角度が大きくなるように遷移させる。その間にワイヤレス電力伝送も行い、送信・受信回路における電流や電圧、周波数を測定する。測定したデータから送信効率の時間変化を調べ、送信回路の共振周波数の変化に対する追従性を検証する。ただし、VAM-2ではワイヤレス電力中に送信回路のコンデンサの静電容量を変化させ、共振周波数を変化させることは行わない。角度を変化させる幅 $A_{transition}$ については、2.5°での検証が終わった後に、 $A_{transition} = 5°, 10°$ と幅を大きくしていった場合についても検証を行う。

2.3.7 [VAM-3] 位置ずれに対して高効率かつ高いロバスト性を持った電力伝送方法の検証

VAM-3では、VAM-1,2で測定したデータを用いて、VAM-2より位置ずれに対して高効率かつ高いロバスト性を持った電力伝送方式について検証する。-30~30°の間で2.5°毎に回転開始点を設ける。受信コイルをその開始点に移動させたあと、受信コイルを2.5°だけ送信コイルと受信コイルの中心軸がなす角度が大きくなるように遷移させる。このとき、VAM-2とは異なり、送信回路のコンデンサの静電容量も変化させることで共振周波数の変化にも追従する。VAM-2同様に測定したデータから送信効率の時間変化を調べることで、共振周波数も追従させる電力伝送システムがVDM-3より高効率・高いロバスト性を持つことを示す。角度を変化させる幅 $A_{transition}$ については、2.5°での検証が終わった後に、 $A_{transition} = 5°, 10°$ と幅を大きくしていった場合についても検証を行う。コンデンサの静電容量の制御のシーケンスについてはVDM-3同様である。

2.3.8 エクストラミッション

VDM-1,2,3及びVAM-1,2,3がすべて完了し、衛星廃棄まで猶予がある場合はエクストラミッションとして、VAミッション用の2つのコイルシステムを同時に駆動させ、そのときの受信電力を測定する。同軸上にある複数のコイルを同時に駆動すると、駆動コイル間でも磁界が共鳴するクロスカップリングが生じる可能性がある。本衛星でもこのようなクロスカップリングが生じる可能性があり、クロスカップリングが生じた時の送信効率や受信電力の変化について検証するとともに、効率をできるだけ改善するような電力伝送の設定方法を考える。

2.3.9 総ミッション数

表 2.2 に以上のミッションを各一回ずつ実施した場合の回数を示す。表 2.2 より、各ミッションを一回ずつ行う場合の総ミッション数は 380 回になる。再現性を確認するため、各ミッションを 3 回ずつ行うとすれば総ミッション数は 1140 回となる。

表 2.2 ミッション実施回数

ミッション名	回数
VDM-1	81
VDM-2 for $D_{transition} = 5\text{mm}$	16
VDM-2 for $D_{transition} = 10\text{mm}$	15
VDM-2 for $D_{transition} = 15\text{mm}$	14
VDM-3 for $D_{transition} = 5\text{mm}$	16
VDM-3 for $D_{transition} = 10\text{mm}$	15
VDM-3 for $D_{transition} = 15\text{mm}$	14

PGM	16
VAM-1	61
VAM-2 for $A_{transition} = 2.5°$	23
VAM-2 for $A_{transition} = 5°$	22
VAM-2 for $A_{transition} = 10°$	21
VAM-3 for $A_{transition} = 2.5°$	23
VAM-3 for $A_{transition} = 5°$	22
VAM-3 for $A_{transition} = 10°$	21
エクストラミッション	任意
総合計	380

2.4 電装系の設計

2.4.1 電力伝送回路と諸量測定回路のブロック図

本衛星のミッション部を構成する電力伝送回路および測定回路のブロック図を図 2.4 (章末に記載) に示した。以下では、電力伝送回路の動作原理について説明する。

送信側は、受光部、トリガ回路、インバータ・共振回路から構成され、バス電圧系統の直流 4V をハーフブリッジインバータによって交流の矩形波にし、送電コイル TX_{201} を駆動している。

受信側は、共振回路、位相検出部、保護回路、負荷から構成され、受信コイル RX_{201} で受け取った交流電力の周波数を計測し、二次側負荷に加わる電圧と流れる電流を計測することで受信できた電力を算出する。

本回路の特徴として、受信側の位相を送信側に帰還して、位置の変化による共振周波数の変化に追従していることが挙げられる。受信側の共振コンデンサ C_{401} に流れる電流の位相を赤外線 LED の D_{401} で送信側のフォトトランジスタ Q_{101} に帰還している。 Q_{101} によって伝えられた位相波形は C_{201} を通してロジック IC の U_{201} を駆動する。この際、 U_{201} はシュミットトリガインバータとして働き、ゲートドライバ U_{202} に受信側と同相の矩形波を出力する。

なお、 Q_{101} に受信側の位相の入力がない場合には、フォトトランジスタ U_{201} 、 C_{201} 、 R_{201} によって共振周波数よりもかなり低い周波数で反転する矩形波を生成し、消費電流を抑える工夫がしてある。

2.4.2 コイル設計

磁界共振において、電力伝送の効率を上げるためにはコイル間の結合を高める必要がある。そこで有効なのが 2 次側のコイルに強い共振を起こさせ、調相結合を起こすことである^[5]。調相結合が起こるとき、電源の周波数は直列共振周波数に等しく、送受信側のインダクタンスおよび静電容量をそれぞれ L_1, L_2, C_1, C_2 、共振周波数を f とすると以下の式が成り立つ。^[5]

$$f = \frac{1}{2\pi\sqrt{L_1 C_1}} = \frac{1}{2\pi\sqrt{(1-k^2)L_2 C_2}} \quad (2.4)$$

これが成り立つようにインダクタンス、キャパシタンス、共振周波数を設定する。

また、電力伝送の効率は結合係数 k と共振回路における共振のピークの鋭さを表す値である Q 値との積で決まり、 kQ 積の値が同じならばコイル間効率は同じである^[7]。コイルのインダクタンス L 、共振回路のキャパシタンス C 、損失抵抗 R とすると、 Q 値は以下の式(2.5)で表される^[6]。

$$Q = \frac{1}{R} \sqrt{\frac{L}{C}} = \frac{\omega L}{R} \quad (2.5)$$

この式より、コイルのインダクタンスを大きくする、キャパシタンスを小さくする、コイルの損失抵抗を小さくすることで Q 値が大きくなることわかる。また、共振周波数を高くすることも有効である。

コイルの形状は、薄型で製作の容易な蚊取り線香状の単層平巻きコイルとした。このコイルのインダクタンス $L[\mu\text{H}]$ は以下の式で表される^[6]。

コイル外径： $D_0[\text{mm}]$

コイル線径： $W[\text{mm}]$

コイル間隙間： $S[\text{mm}]$

コイル巻き数： N

として、

$$A = \frac{D_0 - (NW + (N - 1)S)}{2} \quad (2.6)$$

$$L = \frac{N^2 A^2}{279.4D_0 - 355.6A} \quad (2.7)$$

これよりコイル線径が大きくなるほどインダクタンスが小さくなることわかる。サイズの制限上、コイルの直径は6cm以下である必要があるため、インダクタンスの値と損失抵抗の値の兼ね合いが必要である。

以上を踏まえ、コイルを以下の表 2.3 のように設計した。なお、送信側と受信側のコイルは同じものとし、コイルの材料には銅を用いた。また、受信側コンデンサ C_2 は $0.1[\mu\text{F}]$ とし、このときの送信側コンデンサのキャパシタンスおよび共振周波数を表 2.3 に示す。

表 2.3 送受信コイル 諸元

コイル外径[mm]	59
コイル線径[mm]	0.5
コイル間隙間[mm]	0.5
コイル巻き数	30
インダクタンス[H]	1.47×10^{-5}

表 2.4 送信側のキャパシタンスと共振周波数

結合係数 k	0.2	0.4	0.6	0.8
$C_1[\mu\text{F}]$	0.0096	0.0084	0.0064	0.0036
$f[\text{MHz}]$	0.389	0.416	0.477	0.636

2.4.3 測定データ

ミッションモードにおいて最大 30 秒間電力伝送を行い、データを計測する。この時に、ミッション部においてミッションごとに測定するデータは以下の通りである。ただし、測定の際データ取得周期は10Hz、つまり 0.1 秒ごとに測定する。

- ・ 電流(送信部・受信部)
- ・ 電圧(送信部・受信部)
- ・ 周波数(送信部・受信部)
- ・ 繰り出し量
- ・ コイルの回転角

電流について、電流が逆流してしまうことも想定して、測定範囲は送信側で $-1[\text{A}] \sim 2[\text{A}]$ 、受信側では電流量は $-100[\text{mA}] \sim 150[\text{mA}]$ とする。また、電圧については測定範囲を $0[\text{V}] \sim 4.5[\text{V}]$ とする。そして、

周波数の測定範囲は $0.5[\text{MHz}] \sim 1.5[\text{MHz}]$ とする。また、繰り出し量は電力伝送受信部と送信部との距離を見るために使用し、測定範囲は $0[\text{mm}] \sim 80[\text{mm}]$ とする。また、コイルの回転角はコイルを回転させる際に受信コイルの中心軸と送信コイルとの中心軸がなす角度を示す。この測定範囲は $-30[\text{deg}] \sim 30[\text{deg}]$ とする。

これらの測定データを取得し、解析を行う。

2.4.4 LTspice による回路解析

2.4.2 節において述べたようなコイル及び周波数について、LTspice 上で回路解析を行った。LTspice 上で作成した回路を図 2.5 に示す。また、例として $k = 0.6$ のときの送信側電源・受信側抵抗の電流・電圧の時間変化を図 2.6 に示す。

LTspice 上でのコイル間の送信効率 η は、送信側電源における電力に対する受信側抵抗部分の電力の比をとることによって算出した。なお、実際のミッション時は、以下のように送信効率 η を算出する。

- ・ 受信側：全波整流したあとの電流・電圧を測定し受信側電力 W_{receive} を算出。
- ・ 送信側：バッテリー（もしくは太陽電池+yパネル）から供給される直流電圧、電流を測定し、送信側電力 W_{send} を算出。
- ・ 以上の比を送信効率として算出する。

$$\eta = \frac{W_{\text{receive}}}{W_{\text{send}}} \quad (2.8)$$

LTspice での解析における送信効率を以下の表 2.5 に示す。

表 2.5 を見ると、結合係数が大きくなるにつれて送信効率は大きく下がっており、予想とは大きく違う結果が得られた。交流解析において周波数特性を観測したところ、結合係数 k が大きくなるにつれて今回式(2.4)で設定した共振周波数と LTspice 上の回路における共振周波数との差が大きくなっていることが分かった。

そこで、交流解析によって得られた共振周波数を用いたときの送信効率を算出した。その時の共振周波数及び送信効率を表 2.6 に示す。表 2.6 より、結合係数 k が大きい範囲において送信効率が大幅に改善されている。しかし、この場合においても結合係数が大きくなるにつれて送信効率は低下していることがわかる。

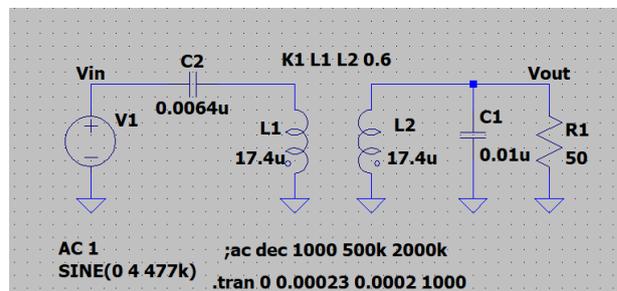


図 2.5 LTspice 上で作成した回路

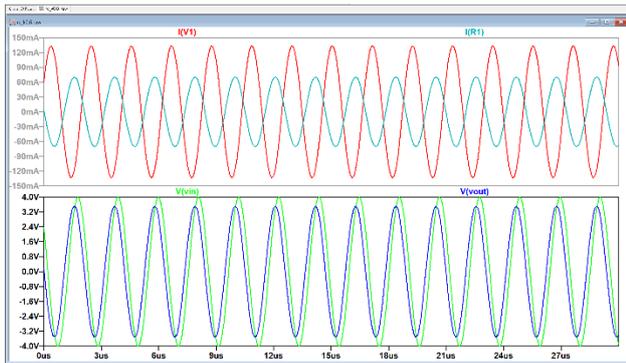


図 2.6 電流・電圧の時間変化

表 2.5 送信効率

結合係数 k	0.2	0.4	0.6	0.8
共振周波数 f_s [kHz]	389	416	477	636
送信効率 [%]	93.7	83.6	65.2	30.2

表 2.6 送信効率

結合係数 k	0.2	0.4	0.6	0.8
共振周波数 f_s [kHz]	398	477	665	1165
送信効率 [%]	97.9	97.0	95.0	93.1

2.4.5 実験計画とBBM

設計した電装系は地上にて送電試験などの各種試験を行う。VD ミッションにおける試験においては、図 2.7 のような実験装置を作り、コイル間距離を変化させたときの受信側電力を測定する。VA ミッションにおける試験においては、コイルが位置ずれを起こしたときの受信側電力は図 2.8 のような実験装置を作り、測定する。なお、BBM 初期は常温大気で行い、BBM 後期は軌道上の熱真空環境をチャンバーで再現し、チャンバー内で実験を行う。以上の地上実験を行い、結合係数 k 、受信側コイルの電力及び送信効率、ロバスト性の検証を行う。

地上における各種試験を行うために、図 2.9 に示すような伝送回路の BBM を作成した。図 2.9 右下の送信コイルから右上の受信コイルにワイヤレス電力伝送を行い、動作素子 (青色 LED) に電力を供給するといった構成になっており、電力の伝達状態を LED の発光強度によって確認できるようになっている。

BBM を用いた簡易的な地上試験の様子を図 2.10 に示した。まず、2つのコイルが平行に十分近く配置されている場合について実験を行い、青色 LED が点灯して電力伝送が行えていることが確認できた。次に、その状態からコイル同士を平行に保ったまま距離を大きくしていくと、コイル間の距離が 60mm 程度までは LED が点灯し、距離の増加に伴って送電側の消費電流が増加することが分かった。なお、図 2.10 はコイル間距離が 30mm 程度の場合であり、電力伝送によって青色 LED が点灯していることが確認できる。また、受信側のコイルを傾けていくと、コイル同士が垂直になるあたりまで LED が点灯することが確認でき、この場合も、コイル同士の角度が大きくなるほど、送電側の消費電流が大きくなった。今回の試験は簡易的なものであり、受信側電力等の定量的な値については測定できていないが、コ

イル間距離 60mm 程度、コイルで受信側回路に取り付けた青色 LED を点灯させることに成功し、提案した回路が実際に動作することを確認できた。今後はコイル間距離や位置ずれの程度を変更したときの送信・受信側の電力、共振周波数などの基礎的な値の計測を行う予定である。

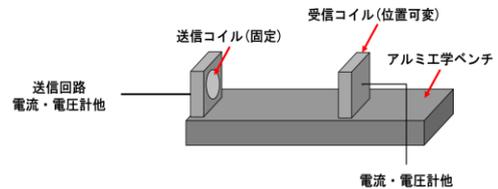


図 2.7 VD ミッションの地上試験系

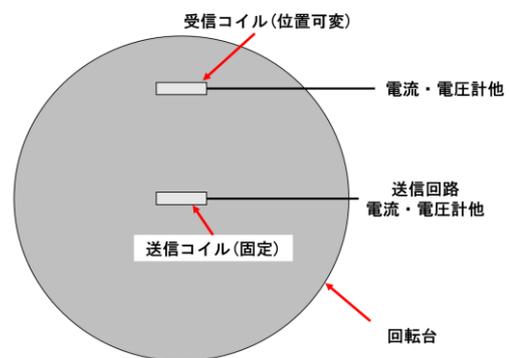


図 2.8 VA ミッションの地上試験系

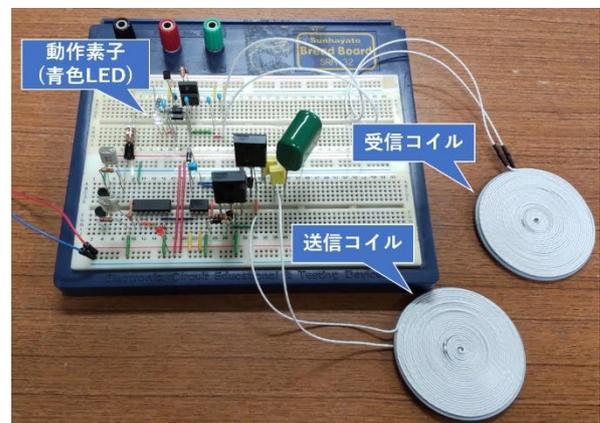


図 2.9 電力伝送回路 BBM

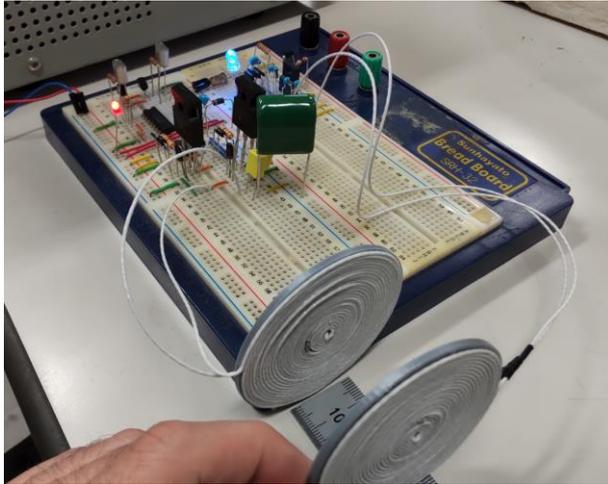


図 2.10 BBM を用いた伝送試験

2.5 ミッション部構造設計

2.5.1 構造設計概要と座標軸定義

ミッション系の機器を収める領域としては、2Uの衛星構体のうち、1U(10cm×10cm×10cm)の領域が割り当てられている。ミッション部の外観を図 2.11 に示す。図 2.11 に示したように、ミッション系における座標系 $X_m Y_m Z_m$ を定義する。なお、 X_m, Y_m, Z_m の方向はそれぞれ衛星構体における座標軸 X, Y, Z と同じ向きである。ミッション系の大きさは X_m 方向の幅が88mm、 Y_m 方向の幅が75mm、 Z_m 方向の幅が87mmであり、1U の領域内に収まっている。ミッション部の質量は411.8gである。

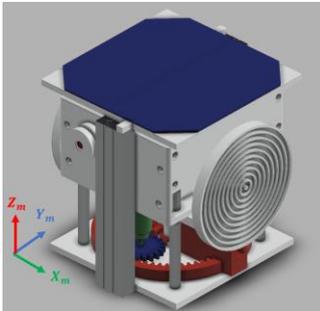


図 2.11 ミッション部外観と座標軸

2.5.2 機器・パネル配置

ミッション部における機器配置を図 2.12 に示す。図 2.12(b),(c)では、内部を見やすくするために一部モデルを非表示にしている。VDM ワイヤ巻取りモータ 1,2 は既製品であり、支柱と中心支柱は SUS304 で作成する。これら以外の部品は全て PLA 樹脂製であり、3D プリンタを用いて製作する。送信回路は Inner+ X_m パネルと upper-middle Z_m パネル、及び middle Z_m パネルで囲まれた領域に格納する。なお、図 2.12(a),(b)ではミッション機器である VAM 受信コイルが取り付けられている構体パネルも表示している。

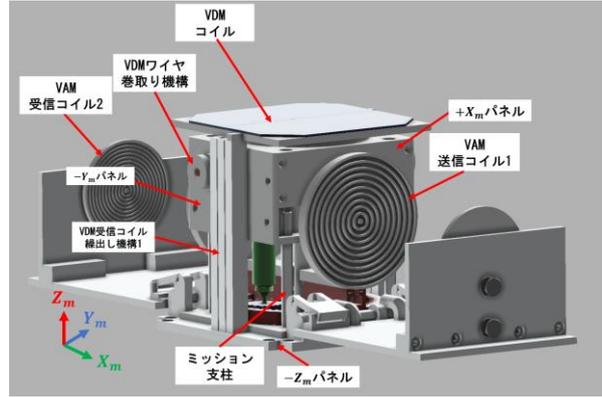


図 2.12(a) 機器・パネル配置

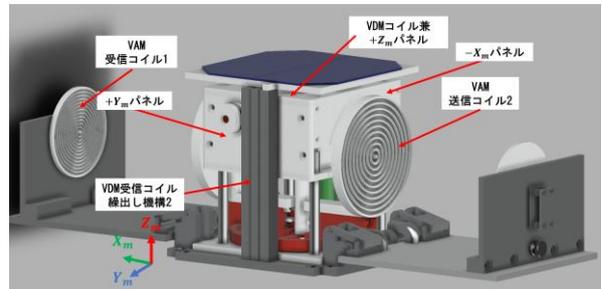


図 2.12(b) 機器・パネル配置

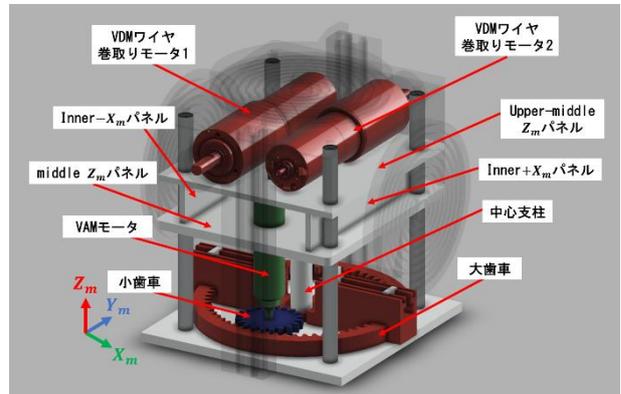


図 2.12(c) 機器・パネル配置

2.5.3 VDM 受信コイル線出し機構の動作原理

VDM 受信コイル線出し機構は 3 本の線出し棒からなる部材であり、これらが進展することで VDM 受信コイルを伸び縮みさせる。その線出し原理の概念図を図 2.13 に示す。本機構の線出しの原理は消防車の梯子を伸び縮みさせる原理と類似している。図 2.13 に赤色で示したワイヤ系統(線上げ系統)は線出し棒を+ Z_m 方向に伸展させるためのものであり、VDM ワイヤ巻取りモータによって、VDM ワイヤ巻取り機構を反時計回りに回転させる。すると、ワイヤ $W1, W2$ が引っ張られるため、線出し棒 $S1, S2$ が+ Z_m 方向に進展する。青色で示した線下げ系統も同様の原理で線出し棒 $S1, S2$ を- Z_m 方向に移動(線下げ)させる。

また、VDM ワイヤ巻取り機構には図 2.14 のように一方向のみ回転させる機構をつけており、図の矢印とは逆の回転をすると空回りする。この機構を二つつけることで、繰上げ(繰下げ)をしているときは、繰下げ(繰上げ)が起こらないようにしているとともに、一つのモータで繰出し・繰下げの動作が実現できるようにしている。なお、繰出し量はコマンドにより指定する。VDM 繰出し棒が繰出し機構によって、80cm だけ繰出された時の 3D モデルを図 2.15 に示す。

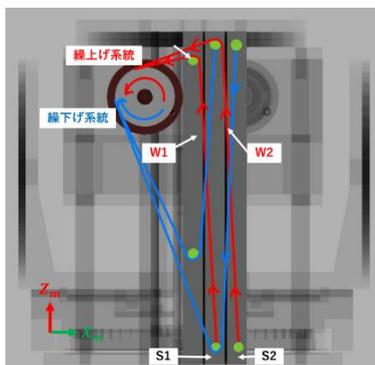


図 2.13 繰出し原理の概念図



図 2.14 VDM ワイヤ巻取り機構空回り機構概念図

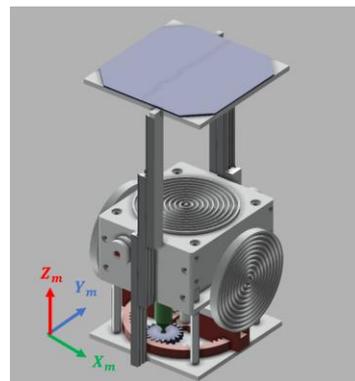


図 2.15 VDM 受信コイルを 80cm 繰出したミッション部

2.5.4 VAM 送信コイルの回転機構

VAM 送信コイルを回転させることで、コイルの位置ずれを引き起こす。VAM モータと小歯車、大歯車の $X_m Y_m$ 平面上での位置関係を図 2.16 に示す。VAM モータを回転させると、小歯車を介して大歯車上に搭載された VAM 送信コイルが $-30 \sim 30^\circ$ の間で回転する。大歯車と小歯車の半径比は 3.5:1 であり、これらの組み合わせによりモータの回転速度を減速させる。

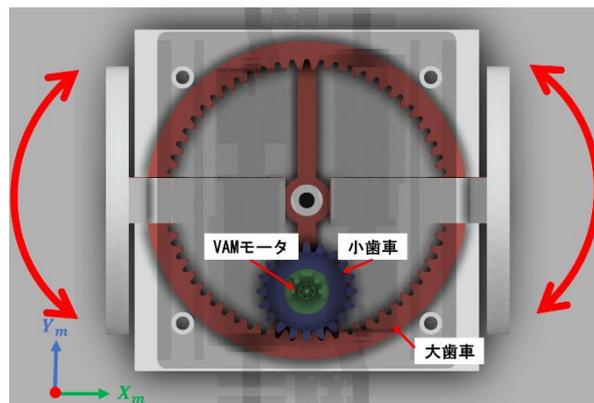


図 2.16 VAM モータ、小歯車、大歯車の位置関係

2.5.5 VAM 送信コイルの伸展機構

VAM 送信コイルを図 2.6 の状態のまま回転させると、構体パネルと接触してしまうため、コイルを $\pm X_m$ 方向に進展させる必要がある。図 2.17 に示すように、伸展機構は 2 段からなり、ばねによって青矢印方向に進展する。伸展機構により VAM 送信コイルは 30mm だけ VAM 受信コイルに近づく。この伸展機構により、他構造との干渉が解消される。図 2.18 に VAM 送信コイル伸展後のミッション部と VAM 受信コイルの位置関係を示す。

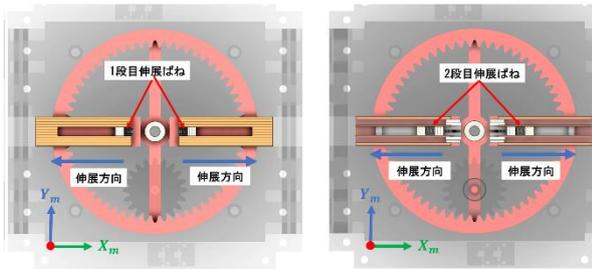


図 2.17 伸展機構断面図

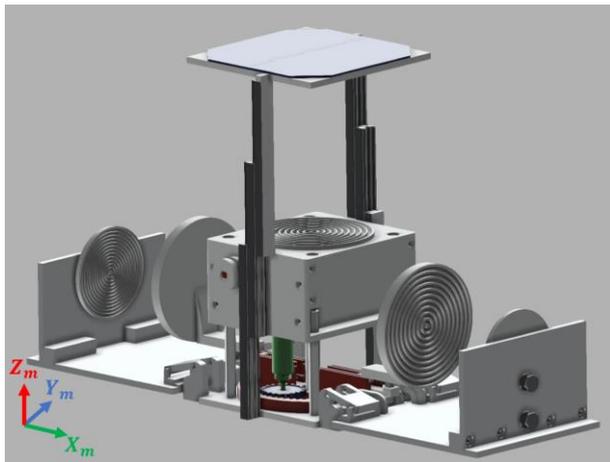


図 2.18 VAM 送信コイル伸展後の位置関係

2.5.6 モータの選定

ミッション部には、VDM 用繰出しモータとして 2 つ、VAM 用回転モータとして 1 つの計 2 つのモータが必要である。これらのモータとして、VDM 用に MaxonMotor の DCX 16 S を、VAM 用に MaxonMotor の DCX 10 L を使用する。これらは、厳しい熱環境にある軌道上でも動作できるよう動作温度範囲が広く、ミッション部領域内に収まるという条件を満たすものである。

さらに、モータの出力トルクを増加させ、遅い回転数で駆動させるために、モータに減速機を装備させる。減速機には、VDM 用に MaxonMotor の GPX19A を、VAM 用に MaxonMotor の GPX10 A を使用する。減速機をつけることで、歯車や VDM 繰出し機構を動作させるために必要な動力を生み出すとともに、精緻な位置調整が可能になる。表 2.7 から表 2.8 にモータと減速機の諸元を示す。

表 2.7 DCX 16 S と GPX19A 諸元

DCX 16 S	公称電圧	3V
	無負荷回転数	6290min ⁻¹
	無負荷電流	56mA
	最大連続トルク	5.1mNm
	動作温度範囲	-40~85°C
GPX19 A	減速比	243:1
	段数	4
	動作温度範囲	-40~100°C
結合時	回転数	12min ⁻¹
	トルク	0.32Nm

表 2.8 DCX 10 S と GPX10 A の諸元

DCX 10 S	公称電圧	3V
	無負荷回転数	13000min ⁻¹
	無負荷電流	45.9mA
	最大連続トルク	0.946mNm
	動作温度範囲	-40~85°C
GPX10 A	減速比	256:1
	段数	4
	動作温度範囲	-40~80°C
結合時	回転数	30min ⁻¹
	トルク	0.06Nm

2.5.7 渦電流の発生防止策

本ミッションにおいては、非常に高周波の電流をコイルに流すため、コイルから短い周期で向きが変化する磁界が発生する。その磁界が金属片にあたると渦電流が発生し、発熱するうえに送電効率が落ちるため、渦電流発生防止策を講じる必要がある。

本衛星ではその対策として、磁性シートを全てのコイルの導線が露出していない面と $-Z_m$ パネルの $\pm Z_m$ 面に貼付する。磁性シートは日立金属株式会社の「ファインメット®」を用いる。この磁性シートを選んだ理由は、使用温度範囲が $-80\sim 95^\circ\text{C}$ と広く、宇宙空間に露出することになるコイルやミッション部パネルに最適であるからである。

2.6 軌道設計

本衛星は、H-IIA による軌道上におけるワイヤレス電力伝送の実証及び電力伝送の際の影響を検証する要求から、宇宙環境であれば良いため、ISS の JSSOD からの放出を用いる軌道傾斜角約 51.6 度の高度約 420km の軌道を選定した。今回の衛星では電力を用いるので、上記軌道で十分な電力が得られるかに関して日照率などを加味して考える必要がある。日照率は放出から図 2.19 に示すとおりに変化する。上記軌道でミッション遂行に必要な電力が得られることは第 8 章電源系にて詳しく述べている。なお、電源の設計では日照率の最悪値を用いている。

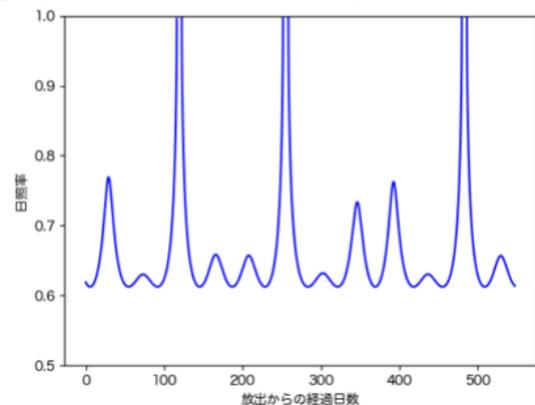


図 2.19 放出日からの日照率変化

表 2.9 軌道諸元

高度 H [km]	420
軌道傾斜角 [deg]	51.6

2.7 衛星運用

本衛星は、ISS の J-SSOD からの放出後、クリティカルフェーズ、チェックアウトフェーズ、定常運用フェーズの順で運用を行う。以下の図 2.20 に各運用フェーズについて記述する。



図 2.20 運用フェーズ

・ クリティカルフェーズ

本衛星は、ISS から放出後、ディプロイメントスイッチが開放され、電源が ON になる。電源が入った後、自動アンテナ展開処理を繰り返し、アンテナ展開を行う。ここまでのシーケンスのフローチャートを図 2.20 に示す。また、太陽センサを用いて太陽を捕捉する。地上局において、TLE により衛星の位置を特定、追尾を実行し CW、機能性能 DL により、衛星の生存確認を行う。軌道放出後、1 日から一週間にて実行する。

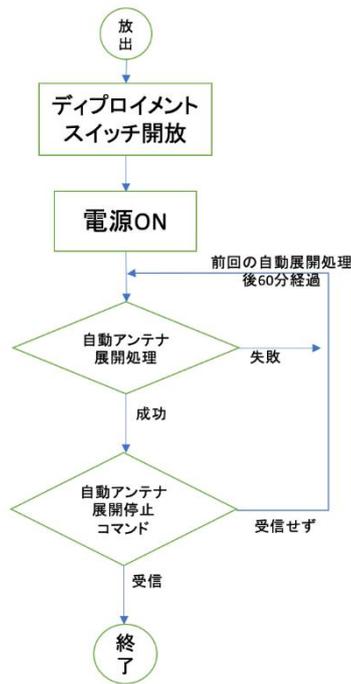


図 2.20 自動アンテナ展開フローチャート

・ チェックアウトフェーズ

センサ、アクチュエータ、ミッション機器の動作確認を行う。また、展開パドルを展開させる。展開後は、モード移行の動作確認を実行し、VAM、VDM、姿勢計測、データ送信モードに問題なく移行できることを確認する。クリティカルフェーズが終了後、2 週間から 1 ヶ月ほど行う。

・ 定常運用フェーズ

チェックアウトフェーズ終了後、運用終了までの 1 年間において、ミッション運用を行う。各パスにて CW にて健全性を確認し、機能性能データを 1 日

に約 1 回 DL を行い、ミッションはパスごとにコマンドを送り実行する。ミッションデータの DL も 1 日ごとに行う。ここでミッション運用中は以下の運用モードを状況に応じて適切に使用し運用を行う。

◆ セーフモード

実験を行わず、必要最低限の機器を動かす。太陽光発電により充電を行う。また、CW を常に送信し続ける。

◆ 電力伝送モード

ミッション機器により電力伝送を行い、実験データを保存する。

◆ 姿勢計測モード

一定時間、姿勢計測センサのデータを保存する。

◆ データ送信モード

機能性能データや、電力伝送の実験データ、姿勢計測データを DL するコマンドを受け取り、保存したデータを送信する。

・ ミッション期間

打ち上げ後、運用終了まで 1 年間、継続的に本ミッションを行う。運用終了後には、停波コマンドを送り、停波を行い、大気圏再突入により消滅し、衛星廃棄を行う。

・ 廃棄運用

軌道寿命を計算した結果、0.9 年以上 1.5 年以下である。全ミッションは 1 年以内に行うことを想定しているため、全てのミッションを行う時間は確保できる。さらに、ミッション終了後 1 年以内には大気圏に突入するため、廃棄するための姿勢制御は行う必要がないと考える。

2.8 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第 2 章末尾の表 2.10 に示す。2.1 節のミッションシーケンスの順にミニマムサクセス、フルサクセス、エクストラサクセスを作成する。なお、サクセスクライテリアにおける「データセット」とは、各ミッションで測定した送信部・受信部で測定した電流値・電圧・周波数、及びコイル間距離(コイル回転量)を意味する。

2.9 システム要求

本衛星がミッションを行うための各サブシステムに対する要求を以下にまとめる。

2.9.1 構体系

本衛星は H-IIA ロケットでのピギーバックを想定しており、打ち上げ時の振動環境に耐える衛星構造を設計する必要がある。また、本衛星は受信コイルを構体外部に進展させるため、最外殻パネルの一部を展開させる必要があることに加え、その展開構造を保持する機構を有する必要がある。

2.9.2 姿勢制御系

本衛星では、電力を大量に使う電力伝送ミッションを行うため、太陽光パネルによる発電量を最大化するような姿勢制御が必要である。さらに、実験で取得したデータをダウンリンクできるような姿勢制御が必要である。

2.9.3 熱制御系

本衛星に搭載する機器にはそれぞれ許容温度範囲が存在する。衛星は軌道上で厳しい熱環境にさらされるため、各機器の温度が許容温度を逸脱する恐れがある。よって、熱制御系では、全ての搭載機器の温度が許容温度内におさまるように温度制御やヒー

タの選定を行う必要がある。

2.9.4 電源系

本衛星のミッションでは、大量の電力を必要とするので、ミッション遂行に十分な電力量を貯蔵し、供給できるような電源設計が必要である。また、ミッション部以外の BOBC や磁気トルカに対しても動作に十分な電力を供給できる設計が必要である。さらに、太陽光パネルの経年劣化の影響を加味して、衛星寿命末期でも衛星運用に必要な電力を賄える設計が必要である。

2.9.5 C&DH 系

本衛星では、地上からのコマンドデータ、ミッションで測定するデータ、HK データ(AD データ、機能性能データ、姿勢データ)を扱う。衛星システムの監視と制御には、AD データとコマンドデータを用

いる。地球周回軌道をまわる本衛星が地上局から見られる時間は限られるため、

- ◆ テレメトリデータを保存し、可視時間中にコマンドでダウンリンクできること
- ◆ 可使時間外の時刻でもミッションを実施できること
- ◆ 衛星内部で異常が発生した時はセーフホルドに自動移行し、衛星を保護することが必要である。

2.9.6 通信系

可視時間中に衛星と通信できるようなアンテナ設計と地上局設計が必要である。また、可視時間中にコマンドを受信できること、ミッションデータと HK データをダウンリンクできることも必要である。

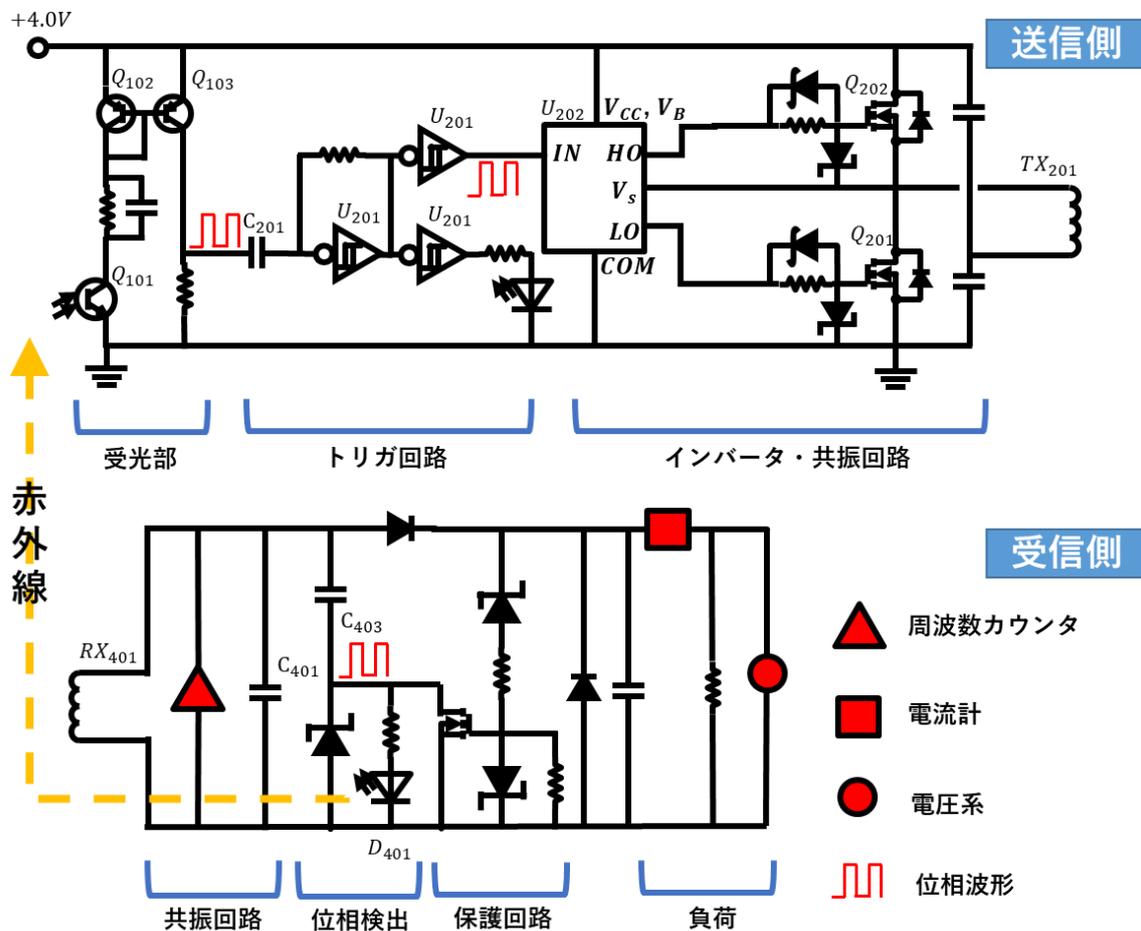


図 2.4 電力伝送回路と諸量測定回路のブロック図

表 2.10 サクセスクライテリア

ミニマムサクセス	フルサクセス	エクストラサクセス
VDM-1 において、結合係数 k の全測定、要求(1)を全ミッション中の7割以上で達成する	VDM-2 において、9割以上のデータセットを取得し、ダウンリンクできる	VDM-2 より VDM-3 のシステムが高伝送効率であることを示す
VAM-1 において、結合係数 k の全測定、要求(1)を全ミッション中の7割以上で達成する	VAM-2 において、9割以上のデータセットを取得し、ダウンリンクできる	クロスカップリングが生じた時の受信電力の変化を測定すること
	VDM-3 において、9割以上のデータセットを取得し、ダウンリンクできる	
	VAM-3 において、9割以上のデータセットを取得し、ダウンリンクできる	
	PGM において、受信側で 250mW 以上の電力が得られる・	

3. 構体系

3.1 構体系の概要

本衛星は国際宇宙ステーションの日本実験棟「きぼう」から放出される 2U サイズ(100[mm]×100[mm]×200[mm])の超小型衛星と想定して設計を行う。そのため、JAXA の規定であるペイロードアコモデーションハンドブック^[8]に記載されている要求を守る必要がある。よって、本章では衛星の機構とペイロードアコモデーションハンドブックの要求を満たし、安全性に問題がないことを示す。

本解析書 1 章の第 3 節で前述したように、コイルの位置ずれを再現する必要がある。よって、コイルを伸展する空間が必要となるが、構体内部の空間は限られるため、展開構造を設けることで衛星外部を利用する。

3.2 座標軸と各パネル名称の定義

座標軸と各パネルの名称を図 3.1, 3.2 に示す。図 3.1 に示したパネルの材質は全て A5052-O である。

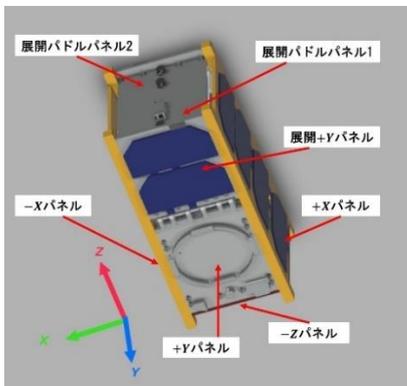


図 3.1 座標軸・パネル定義 1

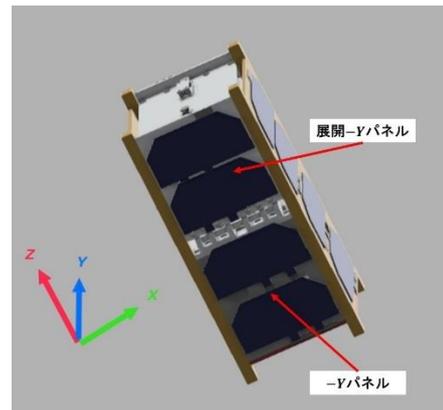


図 3.2 座標軸・パネル定義 2

3.3 機器配置

図 3.3, 図 3.4 に機器配置と機器名称を示す。第二章でも述べたように、2U のうち、+Z 方向の 1U 部分はミッション領域であり、図 3.3, 図 3.4 では非表示にしている。機器配置にあたってはミッション部への電力伝送時のロスを最小限にするため、バッテリーコンポーネントをできる限りミッション部に近い位置に配置している。バス OBC 基板および電源基盤はスペーサーにより繋がれておりタワー上にするこことで、組み立てしやすいようにしている。

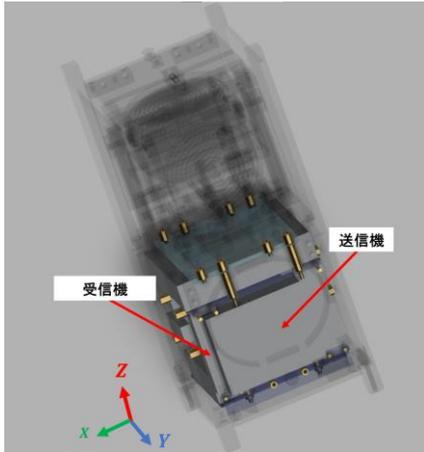


図 3.3 機器配置図 1

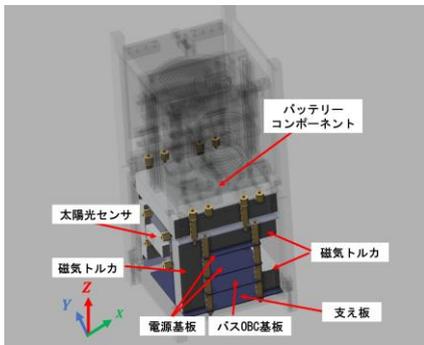


図 3.4 機器配置図 2

3.4 質量特性

本衛星の質量は1840gであり、JAXAの規定^[8]及びコンテストの規定を満たしている。また、本衛星の質量特性(質量中心、慣性モーメント)を表3.1に示す。本衛星の原点は-Zパネルの幾何中心にある。また、重心の位置についてもJAXAの規定^[8]を満たしている。

表 3.1 質量特性

質量中心 [mm]	X方向	0.223
	Y方向	-0.0450
	Z方向	100.5
慣性モーメント [gmm ²]	I_{XX}	8.81×10^6
	I_{YY}	8.61×10^6
	I_{ZZ}	3.91×10^6

3.5 パドルの展開・保持機構

展開パドルは展開-Yパネルと展開パドルパネル1、展開+Yパネルと展開パドルパネル2の組み合わせからなるL字状の構造であり、展開すると図3.5のようになる。展開前の展開パドルはワイヤによって閉じられており、ワイヤをテグスにより溶断することで展開パドルを展開させる。展開にはねじりばねの復元力を用いる。

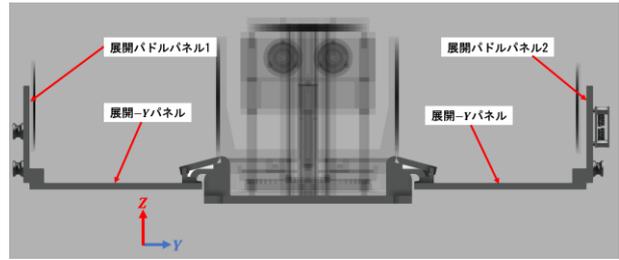


図 3.5 展開後の展開パドル

3.5.1 パドル展開・保持機構

図3.1において展開パドルは閉じられているが、後述するパドル溶断機構により固定が解かれると、図3.6右図に示す回転機構に取り付けられたねじりばねの復元力により図3.5のように展開する。図3.6左図に回転機構のX方向断面図を示す。図3.6右図の展開保持機構により展開状態が保持されている。

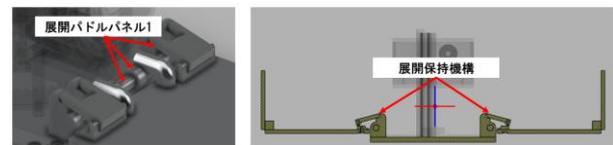


図 3.6 パドル展開機構・保持機構

3.5.2 パドル溶断機構

ワイヤを溶断するための溶断機構を図3.7に示す。溶断機構は冗長系として2つのニクロム線を有し、パドル展開モードにてニクロム線を熱することで、テグスを溶断する。テグスの結び方はAの糸結び部でテグスを結んだ後、テグスをニクロム線内、Bの糸結び部を開けられた貫通穴の順に通し、Cでテグスを結ぶ。その後、Bを緑矢印方向に締め上げることで、テグスをピンと張ることができる。

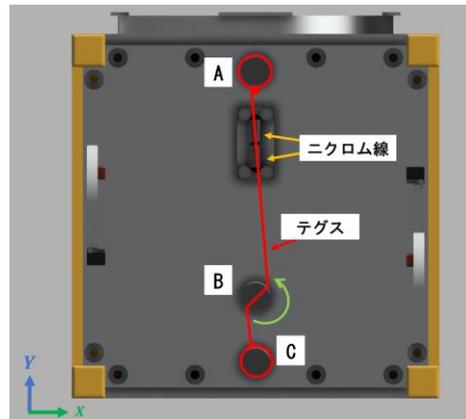


図 3.7 パドル溶断部

3.6 アンテナ展開機構・アンテナガイド

本衛星は通信用にモノポールアンテナとダイポールアンテナを+Yパネル上に有し、これらのアンテナは図3.8に示すアンテナガイドに巻き付けられている。ダイポールアンテナの上に覆いかぶさるようにモノポールアンテナが巻かれており、モノポールアンテナはテグスにより固定される。ISSからの放出後にニクロム線が熱せられ、テグスが溶断されることでアンテナが展開される。なお、ニクロム線は冗長系として二つ用意している。

また、アンテナを展開すると図 3.9 のようになる。なお、アンテナ設計は第 7 章通信系で詳しく述べる。

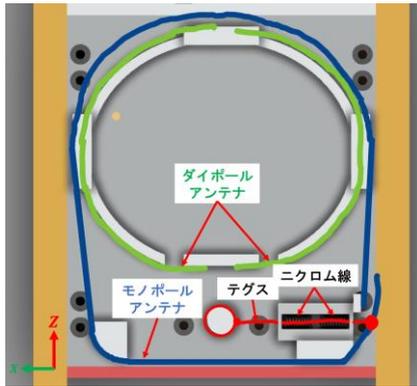


図 3.8 アンテナ展開機構・アンテナガイド

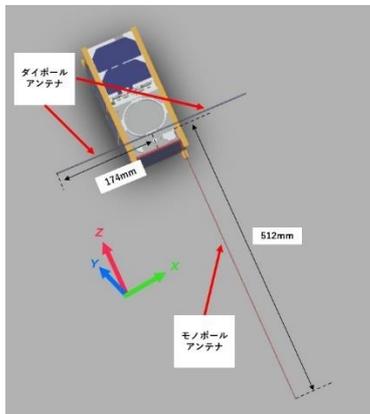


図 3.9 アンテナ展開後の様子

3.7 デプロイメントスイッチ

本衛星は電源投入の手段としてデプロイメントスイッチを図 3.10 の位置に搭載する。J-SSOD 格納時、本スイッチは押し下げられているが、J-SSOD からの放出に伴い解放されることで衛星の電源が投入されるようになっている。なお、本スイッチの具体的な挙動については第八章で述べる。

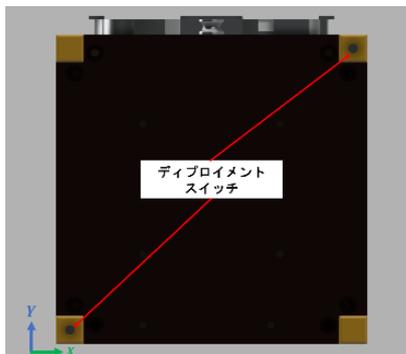


図 3.10 デプロイメントスイッチの位置

3.8 ロケット打ち上げ時の解析

3.8.1 解析条件

ロケット打ち上げ時にかかる力及び振動の条件は本コンテストの要求^[9]を参照し、表 3.2 にまとめる。許容応力 σ_{allow} は、パネルに使われる A5052-O における値を用い、解析で利用した Autodesk 社の

Fusion360 の降伏応力の値を参照して計算する。

表 3.2 衛星設計コンテストにおける要求

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

3.8.2 準静的加速度

本コンテストでは機軸方向は Z 軸であるので、±X, ±Y, ±Z の各 6 方向にそれぞれ加速度+5.0G, -5.0G, +5.0G, -5.0G, +5.0G, -6.0G ($G=9.8m/s^2$ とする)を入力して解析を行う。その結果の中でも最も厳しい結果の出た -Y 方向に関して最大のフォンミーゼス応力が発生し、その値は 9.14MPa であり、その様子は図 3.11 に示す。その結果から安全率を考慮して安全余裕 M_s を求めると (3.1) のようになる。

$$M_s = \frac{89.631}{\frac{1.5}{9.141}} = 5.537 \quad (3.1)$$

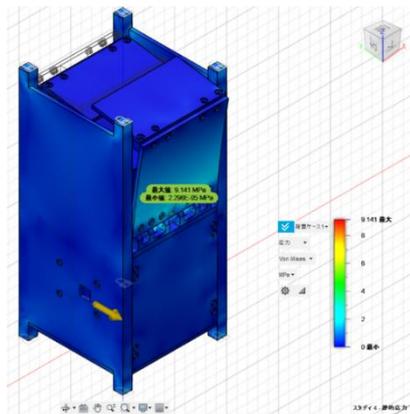


図 3.11 準静的加速度解析結果(-Y 方向)

3.8.3 剛性要求

表 3.2 に示した条件から固有振動数解析を行い、ロケットの打ち上げ時に加わる振動により機体が共振を起こさないかを検討する。解析の結果、機軸方向 (Z 軸方向) の固有振動数は 185Hz (>120Hz) で、機軸直交方向 X 軸に関しては固有振動数 120Hz (>60Hz)、Y 軸に関しては固有振動数 92.3 Hz (>60Hz) となった。ゆえに、本衛星は剛性要求を満たす。

3.8.4 正弦波振動レベル

表 3.2 に示した条件を用いて、ロケット打ち上げ時の正弦波振動に本衛星が耐えうるかを検討する。このとき、入力レベルに共振倍率 Q をかけた値を等価静加速度として解析を行う。

共振倍率 $Q=20$ とすると、設計荷重 $F_{S,i}$ ($i=X, Y, Z$) はそれぞれ式 (3.2)~(3.4) で表される。

$$F_{S,X} = 40G \quad (3.2)$$

$$F_{S,Y} = 40G \quad (3.3)$$

$$F_{S,Z} = 50G \quad (3.4)$$

これらの設計荷重を各軸に加えると最大のフォンミーゼス応力が発生するのはY軸方向で、その値は73.24MPaであり、その様子を図3.12に表す。そして、最大フォンミーゼス応力から安全余裕 M_s を式(3.5)で計算する。

$$M_s = \frac{\frac{89.631}{1.5}}{73.24} = 0.816 \quad (3.5)$$

すなわち、本衛星は正弦波振動に対して要求を満たす。

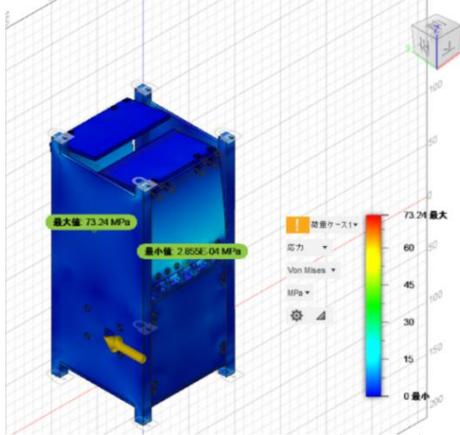


図 3.12 正弦波振動解析(Y方向)

3.8.5 ランダム振動

表 3.2 に示した条件を用いて、ロケット打ち上げに加わるランダム振動に耐えうるかを検討する。この時、各固有振動方向の応答加速度 $G_{rms,j}$ ($j=X,Y,Z$) を Miles の式により計算し、それを3倍した値 (3σ 荷重) をかけた値を等価静加速度として解析を行う。共振倍率を Q 、各軸の固有振動数を f_i ($i=X,Y,Z$)、固有振動数における加速度パワースペクトル密度を PSD_i ($i=X,Y,Z$) とおくと、固有値解析から

$$\begin{aligned} PSD_X &= 0.0192[G^2/Hz] \\ PSD_Y &= 0.0148[G^2/Hz] \\ PSD_Z &= 0.0296[G^2/Hz] \end{aligned}$$

とおけ、設計荷重 $F_{r,i}$ ($i=X,Y,Z$) は式(3.6)から計算可能である。

$$F_{r,i} = 3 \times \sqrt{\frac{\pi}{2}} \times Q \times f_i \times PSD_i \quad (3.6)$$

共振倍率 $Q = 20$ とすると

$$\begin{aligned} F_{r,X} &= 25.46[N/m^2] \\ F_{r,Y} &= 19.67[N/m^2] \\ F_{r,Z} &= 39.35[N/m^2] \end{aligned}$$

となる。各軸にこの荷重を加えると最大フォンミーゼス応力が発生するのはY軸方向で3.597MPaでありそのときの解析結果の様子を図3.13に示す。そして、最大フォンミーゼス応力から安全余裕 M_s を式(3.7)で計算する。

$$M_s = \frac{\frac{89.631}{1.5}}{3.597} = 15.61 \quad (3.7)$$

よってランダム振動に対し、本衛星は要求を満たす。

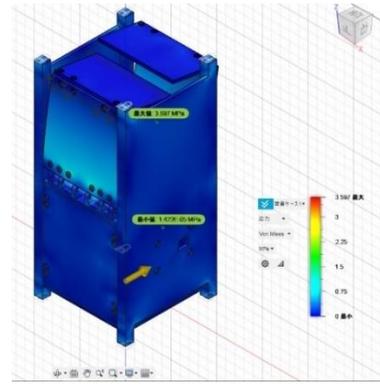


図 3.13 ランダム振動解析(Y方向)

4. 熱制御系

4.1 熱系の概要

衛星に搭載されるすべての機器は、全ミッション期間にわたって正常に動作する適切な温度に維持する必要がある。本章では、搭載される機器が適切な動作温度範囲にあることを熱解析によって示す。

4.2 外部熱入力

軌道上の衛星の温度にとって支配的となる次の外部熱入力を考える。

1. 太陽放射
2. アルベド
3. 地球赤外放射

4.2.1 太陽放射

地球周辺での太陽放射による衛星表面への入射エネルギー Q_s は次式で表される。

$$Q_s = SA\mu \quad (4.1)$$

S : 太陽光強度 [W/m^2]
 A : 表面積 [m^2]
 μ : 太陽入射係数

なお、単位面積当たりの太陽光入射エネルギーは最大値 $1399 [W/m^2]$ 、最小値 $1309 [W/m^2]$ をとる。

4.2.2 アルベド

アルベド Q_a は太陽光が他の物質に当たり反射されてくるものである。アルベド係数 a を用いて次式で表される。

$$Q_a = aSAF \quad (4.2)$$

なお、 F は地球と衛星表面の形態係数を示す。形態係数は RadCAD を用いて計算する。そして、アルベド係数 a は地球全体の平均をとり次式で表す。

$$a = 0.30 + (+0.3, -0.15) \quad (4.3)$$

4.2.3 地球赤外放射

地球による熱放射であり、地球赤外放射 Q_e は次式で表される。

$$Q_e = S_e AF \quad (4.4)$$

地球赤外強度 S_e は次式で表す。

$$S_e = 237 + (+27, -97) \quad (4.5)$$

4.3 β 角 (軌道面太陽角) について

衛星への熱入力の強度、方向を求めるためには、 β 角及び、その年変化を求める必要がある。 β 角は次式で求められる。

$$\beta = \sin^{-1}(\cos \delta s \sin i \sin(\Omega - \Omega s) + \sin \delta s \cos i) \quad (4.6)$$

δs : 太陽の赤緯 [deg]
 i : 軌道傾斜角 [deg]
 Ω : 昇交点赤経 [deg]
 Ωs : 太陽の赤経 [deg]

ISSの2021年6月19日におけるTLEを用いて β 角を計算した後に昇交点赤経、太陽の赤緯と赤経を変化させて、絶対値の最大値と最小値を解析に用いた。

4.4 内部発熱

内部発熱は衛星に搭載される機器の発熱である。この値は衛星の6.4節に示す運用モードによって変わる。今回の解析では高温最悪条件として、「電力伝送(VDM)ミッションモード」、低温最悪条件として「セーフモード」にて解析を行った。各機器の消費電力は表8.1、表8.2に示す通りである。

バッテリーにはヒータを取り付け、その温度が動作温度範囲を下回ると作動するようにする。

4.5 熱制御素子

衛星に搭載される熱制御素子の太陽光吸収率 α と赤外放射率 ε を表4.1に示す。ミッション期間が短いため劣化は無視した。

表4.1 熱光学特性

素子名	α	ε
黒色ペイント	0.95	0.86
銀蒸着テフロン	0.10	0.80
太陽電池	0.91	0.88
MLI	0.15	0.05

4.6 熱数学モデル

熱解析を行う上で、衛星のミッションや衛星に搭載される機器の大きさなどを考慮して、衛星を必要な数に分割した形状熱数学モデルを作成した。解析に用いた形状熱数学モデルを図4.1に示す。示す図では衛星を囲うパネルを一部取り除き内部が見える状態にしてある。なお、ジャイロセンサ、磁気センサはバス基盤に取り付けられているため、バス基盤と等温とした。

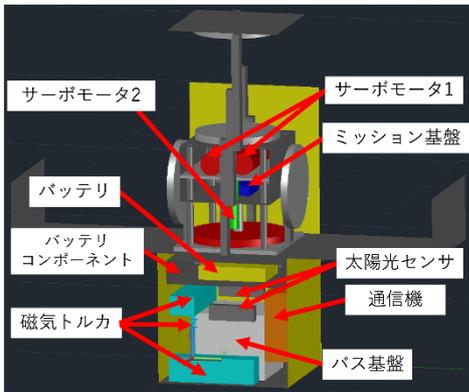


図4.1 形状熱数学モデル

熱数学モデルを構成する各要素に熱平衡方程式を立て、非定常温度分布を求める。各要素内では熱的に均一と仮定する。そして、要素の総数を n とすると、 i 番目の要素において熱平衡方程式は式(4.7)で与えられる^[10]。

$$C_i \frac{dT_i}{dt} = \alpha_i Q_s + \alpha_i Q_a + \varepsilon Q_i + Q_{eq} + \sum_{j=1}^n K_{ij}(T_i - T_j) - \sum_{j=1}^n R_{ij}(T_i^4 - T_j^4)$$

- C_i : 要素 i の熱容量[J/K]
- T_i, T_j : 要素 i, j の温度[K]
- α_i : 要素 i の太陽光吸収率
- ε_i : 要素 i の赤外放射率
- t : 時間[s]
- Q_{eq} : 要素 i の内部熱入力[W]
- K_{ij} : 要素 i, j 間の熱伝導結合係数[W/K]
- R_{ij} : 要素 i, j 間の熱放射結合係数[W/K⁴]

4.7 熱コンダクタンス

物体間の熱伝導結合係数は接触熱伝導率を用いて次式で表せる。

$$K_{ij} = \lambda_{ij} S_{ij} \quad (4.8)$$

- λ_{ij} : 要素 i, j 間の接触熱伝導率[W/m²/K]

- S_{ij} : 要素 i, j 間の接触面積[m²]

接触熱伝導率は接触圧や物体表面の状態に依存するものである。そのため、実験的あるいは経験的に定めるものである。今回はその値を200[W/m²/K]とし、その値による不確定性を動作温度範囲に付与するマージンで補うものとする。

放射結合係数は物体間の位置関係によって定まる。今回は、図4.1に示すモデルとRadCADを用いて各要素間の熱放射結合係数を求めた。

太陽光パネルと衛星構体のパネルの間には断熱スパーサーをいれて断熱した。

4.8 熱解析条件

ミッション部展開後の最悪高温条件と最悪低温条件にて熱解析を行った。熱解析は軌道2周期分の非定常解析を行い、その中で衛星に搭載される機器がその動作温度範囲を逸脱することがないか確認した。熱制御素子は、-Z面を放熱面として、銀蒸着テフロンとMLIを2:8の比率で用いた。他のパネルについてはMLIを用いた。そして、内部機器に関しては熱の偏りを防ぐために黒色ペイントを用いた。ただし、ミッション部のサーボモータ1を囲う部分はMLIを用いた。これはミッション期間で未展開の期間が短いことと、その期間のミッション部の発熱量が小さいことによる。表4.2にその他の条件を示す。

表4.2 熱解析条件

項目	高温条件	低温条件
軌道高度[km]	418	200
β 角[deg]	73.3	0
衛星姿勢	+X 太陽指向 ※1	+Y 地球指向 ※1
太陽光強度 [W/m ²]	1399	1309
アルベド係数	0.60	0.15
地球赤外強度 [W/m ²]	264	140
内部発熱	※2	※3

※1: 詳細は第5章姿勢系5.11節にて述べる。

※2: 「電力伝送(VDM)ミッションモード」時の動作機器の発熱量

※3: 「セーフモード」時の動作機器の発熱量

4.9 熱解析結果

(4.7) 熱解析で得られた各機器の最高温度と最低温度、および、その動作温度範囲を表4.3に示す。ただし、動作温度範囲は最低温度と最高温度に10°Cずつマ

ージンを設けた。また、磁気トルカとサーボモータ 1 は複数個のうちで最も高温あるいは低温のもの

温度を示す。この結果によるとすべての機器が要求温度範囲内となっている。

表 4.3 熱解析結果

要素名	許容温度範囲[°C]	最低温度[°C]	最高温度[°C]
ジャイロセンサ	-30~+75	-6.13	30.5
磁気センサ	-30~+75	-6.13	30.5
太陽センサ	-10~+40	-8.33	31.2
磁気トルカ	-10~+60	-6.29	31.0
ミッション基盤	-30~+75	-22.4	10.1
バス基盤	-30~+75	-6.13	30.5
サーボモータ 1	-30~+90	-24.4	7.82
サーボモータ 2	-30~+140	-22.5	10.1
バッテリー	+10~+35	10.1	20.4
通信機	-20~+75	-6.24	28.6

5. 姿勢制御系

5.1 姿勢制御系の概要

衛星には地球、太陽や月からの引力、空気抵抗、太陽放射圧、地磁気などの外力がつねに働いており、このような環境下でミッションや通信を行うために姿勢を維持しなければならない。本章では衛星が求める姿勢を保てることを解析によって示す。

5.2 姿勢決定方式

本衛星の姿勢安定方式には 3 軸安定のゼロモーメント方式を採用した。アクチュエータには磁気トルカを採用しており、諸センサにより取得した姿勢の値を用いて太陽指向制御を行うことでソーラーパネルが最大効率での発電を行えることを目指す。

5.3 センサ選定

本衛星は姿勢決定のために磁気センサ、ジャイロセンサ、太陽センサを搭載する。

磁気センサは地磁気の 3 軸を測定するために用いており、OPUSAT で使用実績のある AICHI MI 社の AMI306R を採用している。^[5-1]

ジャイロセンサは 3 軸周りの角速度を測定するために用いており、ST マイクロ社の L3GD20 を採用している。^[11]

太陽センサは太陽の位置を検出し太陽指向制御を行うために用いており、NewSpace Systems 社の NSS CubeSat Sun Sensor を採用している。^[12]

本衛星は姿勢決定のため、磁気センサ、ジャイロセンサ、太陽センサを搭載する。

ジャイロセンサは 3 軸周りの角速度を測定するために用いており、OPUSAT で使用実績のある ST マイクロエレクトロニクス社の L3GD20 を搭載する。

太陽センサは現在姿勢を測定して太陽指向制御を可能とするために用いており、NewSpace Systems 社の NCSS-SA5 を搭載する。

搭載するセンサの諸元は以下の表 5.1~5.3 のようになる。

表 5.1 磁気センサの諸元

項目	値
磁気感度[LSB/gauss]	600
測定時期範囲[mT]	-1.2~1.2
消費電流[μA]	150
動作温度[°C]	-40~85

表 5.2 ジャイロセンサの諸元

項目	値
検出レンジ[dps]	±250/±500/±2000
分解能[bit]	16
消費電力[mA]	6.1

表 5.3 太陽センサの諸元

項目	値
画角[度]	114
消費電流[mA]	10
動作温度[°C]	-20~50

5.4 外乱トルクの見積もり

姿勢制御を行うにあたって衛星に作用すると想定される重力傾斜トルク、空力トルク、太陽光輻射圧トルク、残留磁気トルクについて考える。

5.4.1 重力傾斜トルク

衛星の各部に働く重力は地球からの距離により変化するので、距離差による重力差が質量中心周りにトルクを発生させる。重力傾斜トルク T_G は以下の式 (5.1) のようになる。

$$T_G = \frac{3\mu}{R^3} |I_z - I_y| \theta \cong 1.85 \times 10^{-8} [\text{Nm}] \quad (5.1)$$

ここで重力定数を $\mu = 398600 [\text{m}^3/\text{s}^2]$ 、地球から衛星の質量中心までの距離を $R = 6771 [\text{km}]$ 、z 軸の中心方向ベクトルからのずれ角を $\theta = 1$ 、各軸の慣性モーメントを $I(I_x = 8.85 \times 10^{-3}, I_y = 8.66 \times 10^{-3}, I_z = 3.86 \times 10^{-3} [\text{kgm}^2])$ とおいた。

5.4.2 空力トルク

軌道上を運動する衛星に働く空気抵抗力 F_a [N] は以下のように表せる。

$$F_a = \frac{1}{2} \rho v^2 C_d S \cong 2.87 \times 10^{-9} [\text{N}] \quad (5.2)$$

また、空力トルク T_a [Nm] は以下のように表される。

$$T_a = r \times F_a \cong 2.87 \times 10^{-10} [\text{Nm}] \quad (5.3)$$

$\rho = 2.0 \times 10^{-8} [\text{kg}/\text{m}^3]$ が大気密度 $[\text{kg}/\text{m}^3]$ 、 $v = 7.905 [\text{km}/\text{s}]$ が衛星の速度を、 $C_d = 1.15$ が抵抗係数を、 $S = 0.004 [\text{m}^2]$ が衛星の表面積を、 $r = 0.1 [\text{m}]$ が幾何中心から質量中心へのベクトルを表す。

5.4.3 太陽光輻射圧トルク

太陽光輻射により、本衛星に太陽光輻射圧トルク T_s が働く。太陽輻射圧トルクは以下のように表わされる。

$$T_s = P_s(1+q) \cos i r \times S \cong 2.95 \times 10^{-8} \quad (5.4)$$

$P_s = 4.6 \times 10^{-7} [\text{W/m}^2]$ が太陽放射エネルギーを、 $q = 0.6$ が反射係数を、 $i = 0 [\text{deg}]$ が太陽光入射角を、 $S = 0.004 [\text{m}^2]$ が本衛星の表面積ベクトルを表す。

5.4.4 残留磁気トルク

地磁場と衛星内残留磁気との干渉により発生するトルクが残留磁気トルクである。ここで地球の磁気ダイポールを $M_e = 7.96 \times 10^{15} [\text{Tm}^3]$ とすると磁束密度 B は以下のように表される。

$$B = \frac{2M_e}{R^3} \cong 5.13 \times 10^{-5} [\text{Nm}] \quad (5.5)$$

ここで本衛星の残留磁気モーメントを同形状の衛星「ひろがり」での計測値から $M = 0.1 [\text{Am}^2]$ とおくと、残留磁気トルクは以下のように表される。

$$T_m = MB \cong 5.13 \times 10^{-6} [\text{Nm}] \quad (5.6)$$

5.4.5 外乱トルクの合計

姿勢を維持するために、すべてのトルクが同一方向にかかる場合を考えると外乱トルクの合計値は以下のようになる。

$$T_d \cong 5.18 \times 10^{-6} \quad (5.7)$$

5.5 軌道寿命計算

NASA の軌道寿命計算ソフト DAS(Debris Assessment Software)により、ISS の 2021 年 6 月 19 日における TLE を用いて、計算した結果、軌道寿命は展開前で最短 2.3 年、展開後は最短 0.9 年から最長 1.5 年であった。軌道寿命に関しては、ミッションを十分に行える期間である。

5.6 磁気トルカの選定

本衛星では CUBE SPACE 社の CubeTorquer small を採用しており、各軸にひとつずつ設置している。磁気トルカの諸元は以下の表 5.4 のようになる。^[14]

表 5.4 磁気トルカの諸元

項目	値
動作温度 $[\text{°C}]$	-20~70
消費電流 $[\text{mA}]$	150
発生磁気モーメント $[\text{Am}^2]$	0.24

ここで(5.2)より高度 400km における磁束密度が $B \cong 5.13 \times 10^{-5} [\text{Nm}]$ であるので、電磁トルカにより発生可能なトルク T は以下のようになる。

$$T = MB \cong 1.23 \times 10^{-5} \quad (5.8)$$

これは (5.4) で求めた本衛星に働く最大トルクを大きく上回っており、姿勢制御を行うための要求を満たしているといえる。

5.7 姿勢制御方式

本衛星では制御システムに PD 制御を採用する。理由としては衛星が角速度を持つことで生まれる地上局との通信への影響をなるべく減らしたく、また本衛星は超小型衛星であるため姿勢の多少のずれがミッションや充電に及ぼす影響がそれほど大きくないと考えているためである。

5.8 姿勢解析

制御トルクを τ とすると衛星の運動方程式は以下のようになる。

$$\begin{aligned} I_x \ddot{\theta} &= T_{dx} - \tau_x \\ I_y \ddot{\phi} &= T_{dy} - \tau_y \\ I_z \ddot{\psi} &= T_{dz} - \tau_z \end{aligned} \quad (5.9)$$

コントローラの比例ゲインを K_P 、微分ゲインを K_D とすると制御入力トルクは以下のようになる。

$$\begin{aligned} \tau_x &= K_{Px} \theta + K_{Dx} \dot{\theta} \\ \tau_y &= K_{Py} \phi + K_{Dy} \dot{\phi} \\ \tau_z &= K_{Pz} \psi + K_{Dz} \dot{\psi} \end{aligned} \quad (5.10)$$

(5.6)、(5.7)より運動方程式は以下の様に変形できる。

$$\begin{aligned} I_x \ddot{\theta} + K_{Dx} \dot{\theta} + K_{Px} \theta &= T_{dx} \\ I_x \ddot{\theta} + K_{Dx} \dot{\theta} + K_{Px} \theta &= T_{dx} \\ I_x \ddot{\theta} + K_{Dx} \dot{\theta} + K_{Px} \theta &= T_{dx} \end{aligned} \quad (5.11)$$

ここで国際宇宙ステーションからの放出時の角速度を同形状で同じく国際宇宙ステーションから放出された「ひろがり」での計測結果を基に各軸 0.50rad/s と仮定してレートダンピングを行い過渡応答にならないような制御ゲインを定めると以下の表 5.5 の様になった。

また、姿勢解析の結果は図 5.1 の様になった。これより約 50 秒で制御を終え、安定な姿勢になっていることが分かる。

表 5.5 各軸の制御ゲイン

制御ゲイン	x 軸	y 軸	z 軸
K_P	0.0010	0.010	0.0006
K_D	0.0200	0.0200	0.0125

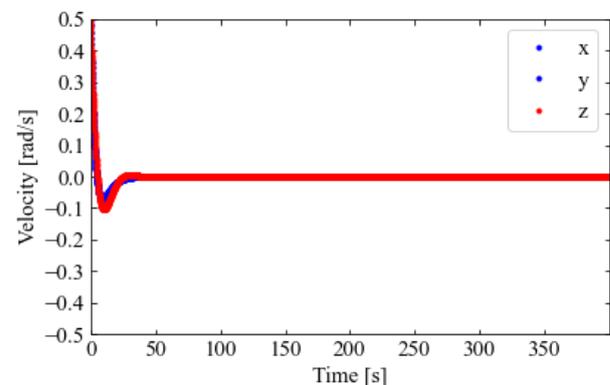


図 5.1 姿勢の解析結果

5.9 姿勢決定方法

本衛星で+X 面を太陽指向する姿勢制御を実現する姿勢決定方法として TRIAD 法を採用する。TRIAD 法とは、2つの基準方向ベクトル v_1, v_2 に対して、この衛星座標系における観測値 w_1, w_2 が得られた時に、

$$w_1 = Av_1, w_2 = Av_2$$

を満たす直行行列 A を求める方法であり、この行列 A を用いて、2つの基準方向ベクトルを観測ベクトルに変換できる。本衛星において、日照時には地磁場ベクトルを v_1 に、太陽方向ベクトルを v_2 に使用する。

5.10 磁気による外乱の見積もりと姿勢の回復についての解析結果

電力伝送時において、電力送信コイルに磁界が発生する。この磁界について、コイルにかかる電流は交流であるため磁束は高速で反転する。したがって、電力伝送の磁界による力は発生するが、高速で力の方向が反転するため、この力は相殺される。

5.11 各モード・各フェーズにおける姿勢

5.11.1 座標系の設定

図 5.2 のように原点を地球中心、春分点方向を x_I 軸、地北方向を z_I 軸とした慣性座標系を取る。また、構体座標系 x_b 軸、 y_b 軸、 z_b 軸を解析書第3章の構体座標系と一致するように取る。また、慣性座標系における太陽光入射ベクトルを S とする。

5.11.2 日照時の設定

図 5.3 のように、 x_b 軸を太陽光入射ベクトルに向けたうえで、 z_b 軸ができるだけ z_I 軸に近づく姿勢を取る。

5.11.3 日陰時の設定

図 5.4 のように、 z_b 軸を z_I に一致、 y_b 軸を慣性座標系の原点(地心)に向ける姿勢を取る。

5.11.4 日照時の設定

図 5.5 のように、日照時に x_b 、 z_b 面を45度傾けた状態で太陽指向制御を行う。すなわち、太陽光は図 5.6 のように入射する。

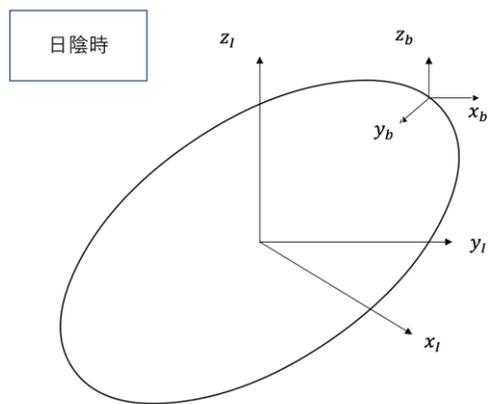


図 5.4 日陰時の座標設定

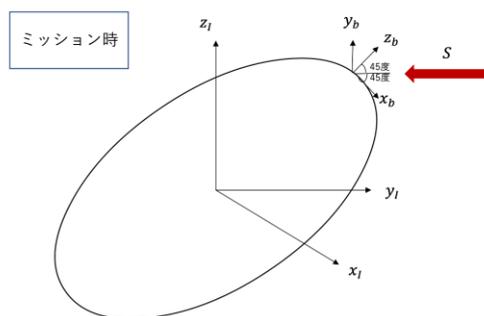


図 5.5 ミッション時の座標設定

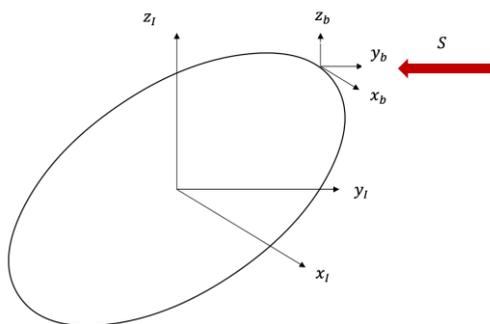


図 5.2 慣性座標系と構体座標

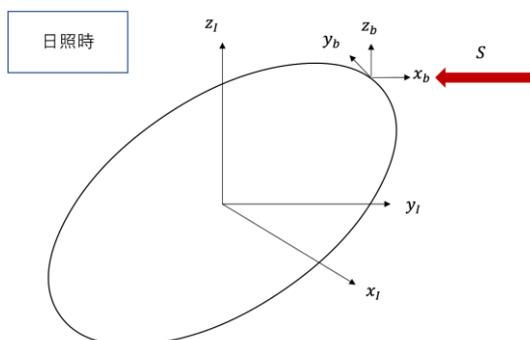


図 5.3 日照時の座標設定

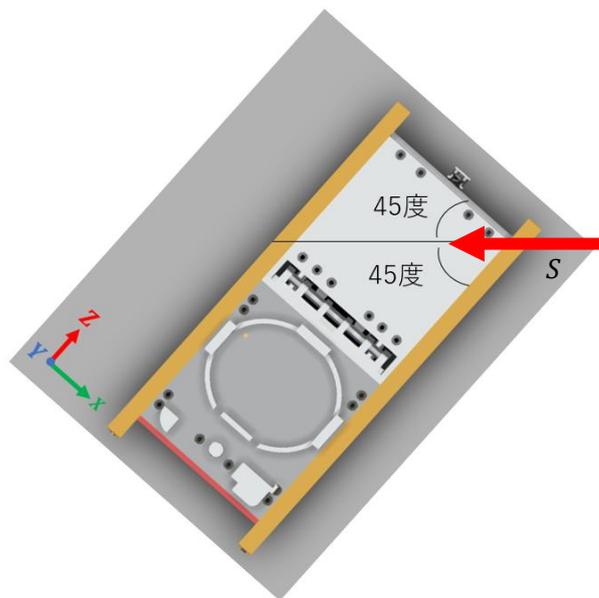


図 5.6 構体に入射する太陽光

6. C&DH 系

6.1 C&DH 系の概要

衛星において、軌道上でミッションの実施をするために、自律した動作制御が必要である。各種センサから得られた情報をテレメトリとして地上へと通信を行う他、地上から指令をコマンドとして受け取り、処理をすることで動作制御をすることになる。本章ではテレメトリ・コマンド関係の要求及びバス部分が満たす設計を考える。

6.2 要求及び機器選定

バス部分の要求として以下の内容が考えられる。

- 搭載された各種センサの情報の受理、処理する。
- アップリンクされるコマンドの指示内容通りに衛星の状態を変更する。

これらの要求を満たすものとして、バス部分のオンボードコンピュータ(BOBC)として PIC16F877 を選定した。また、ミッション部のオンボードコンピュータ(MOBC)として、LPC1768 を選定し、MOBCの生存信号をBOBCに送るためのWDTとしてSA555を選定した。

以下にPIC16F877^[16]、LPC1768^[17]の諸元を示す。

また、ミッション部計測データの保存機能としてSDカード(2GB)を使用し、MOBCで扱えるようにする。

ここで、6.6 データ保存の項目の要求を考慮するとBOBC 搭載基板において、記憶領域として24LC1025 のEEPROM を2つ選出した。このEEPROM は1つをBOBC 単体で扱えるもの、もう一つはBOBC、MOBC 双方で扱えるものとした。

なお、通信及び情報処理関連のシステムブロック図について以下の図6.1に示す。

表 6.1 BOBC の MPU の諸元

品番	PIC16F877
最大動作クロック数	20MHz
フラッシュメモリ	14kB
ROM	256B
RAM	368B

表 6.2 MOBC の MPU の諸元

品番	LPC1768
最大動作クロック数	100MHz
フラッシュメモリ	512kB
RAM	64kB

表 6.3 EEPROM の諸元

品番	24LC1025
最大動作クロック数	400kHz
メモリサイズ	1MB
メモリフォーマット	EEPROM
メモリインターフェース	I ² C

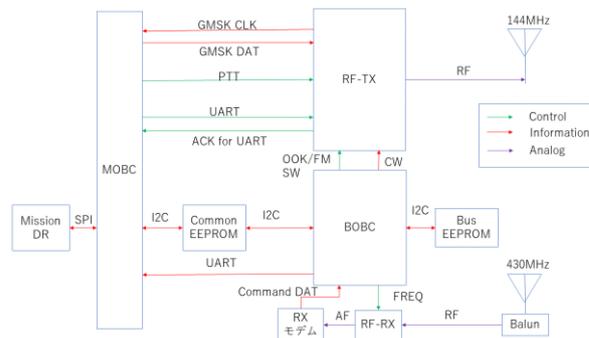


図 6.1 通信周りのシステムブロック図

6.3 機能性能計測について

衛星の状態を知ることは運用を行うにあたり大切な事項である。このため、衛星の機能性能を常時計測し保存する必要がある。

具体的にはADコンバータで出力されたデータを60秒周期で保存させる。ADデータの内訳について表6.4に示す。この計測はどのようなモードであっても継続して行う。なお、データは一定量を超過すると上書きを行うとする。

表 6.4 ADコンバータの割り当て

ADC 割り当て	バイト番号	AD 値
BOBC 内部 コンバータ	0	バッテリー電圧
	1	バッテリー電流
	2	バッテリー温度
ADC1	3-8	太陽電池電流
	9	無線機温度
	10	基板温度
ADC2	11-16	パネル部温度
	17-18	回路温度
ADC3	19	送信機電流
	20	受信機電流
	21-25	ミッション部電流
	26	バス部分電圧

6.4 モード説明

衛星のモードについて以下に示す。

- アンテナ展開モード
 - アンテナの展開を行うモード
 - ニクロム線の過熱でテグスを切りアンテナを展開させる。その後CWを送信し続ける。地上局がアンテナ展開確認コマンドを送るまでこのモードを継続させる。
- セーフモード
 - 待機時のモード。姿勢制御や通信を行うことが出来る。
- 省電力モード
 - セーフモードよりもバッテリー電圧が低い場合に、充電させるために姿勢制御機器を駆動させずに、通信も最低限にして衛星を稼働させるモード。
- セーフホールド
 - 衛星のバッテリー電圧がかなり低いなどの状態で、衛星が瀕死状態であるときに衛星の通信をCW送信だけに限らせて、また姿勢制御を行わないことで衛星を充電させ

て回復させるモード。

- ◆ **ミッションモード**
 - セーフモードからコマンドにより移動する。ミッションモード内の各モード内容を以下に示す。
 - **パドル展開モード**
 - ◇ パドル展開を行うモード。コマンドで指定された時間にパドルを展開させる。
 - **機能性能データ DL モード**
 - ◇ 計測した機能性能をダウンリンクさせるモード。コマンドで指定したパケット間のデータをダウンリンクさせる。
 - **電力伝送・発電ミッションモード(VDM)**
 - ◇ 距離を変化させ電力伝送の様子を計測するモード。コマンドで指定した繰り出し量の範囲において計測を行い、指定したファイルに保存する。
 - **電力伝送(VAM)ミッションモード**
 - ◇ コイルの角度を変化させて電力伝送の様子を計測するモード。コマンドで指定した回転範囲のなかで計測を行い、指定したファイルに保存する。
 - **実験データ DL モード**
 - ◇ ミッション計測で計測保存したファイルをダウンリンクするモード。コマンドでそれぞれのファイルを下すか否かを設定し、そのファイルをダウンリンクさせる。
 - **姿勢計測モード**
 - ◇ 姿勢情報を計測するモード。指定した開始時間から磁気センサ、ジャイロセンサ、太陽センサそれぞれの計測データを 10 秒ごとに 10 分間取得していく機能。
 - **姿勢計測データ DL モード**
 - ◇ 姿勢計測モードで取得したデータをダウンリンクしていくモード。
- ◆ **ヒータテストモード**
 - ヒータを駆動させるモード。通常地上での試験でのみ行う。

6.5 コマンド

今回コマンドを送信する際に、AX.25 プロトコルを使用してアップリンクを行う。このプロトコルはアマチュア無線帯ではよく使用されているプロトコルである。詳細は 7.3 プロトコルで示す。

ここで地上局から衛星局にコマンドを送る際のコマンドの種類を考えると以下の通りとなる。なお、それぞれについての概略を示す。

- ◆ **リセットコマンド**
 - 衛星の状態をリセットする。ビット反転による機能のずれを直すために行う。
- ◆ **パラメータ変更コマンド**
 - 衛星のパラメータを変更するコマンド。バッテリー電圧閾値やヒューズ復帰、停波などを行う。
- ◆ **モード変更コマンド**

- 衛星のモードを変更するコマンド。ミッション開始時などに使用し、各モードへと移行する。
- ◆ **データフォーマットコマンド**
 - 衛星の EEPROM, SD カード内のデータを初期化する。地上での試験でのみ使用する。また、モード変更コマンドの内訳を示す。
- ◆ **アンテナ展開確認**
 - アンテナの展開を確認した際に送信するコマンド。コマンドが送られるまで、衛星はアンテナの展開を定期的に行うが、このコマンドが送られると展開の実行をやめ、運用状態へと移る。
- ◆ **セーフホールド**
 - 衛星を緊急状態へと移行させるコマンド。衛星の電力が危機的状況である場合、姿勢制御やアップリンクを行わずに発電により電力を貯蓄する。
- ◆ **パドル展開**
 - パドルを展開させるコマンド。ミッションを行うために展開を行う。初期運用が終了し、衛星の電力状態が確認でき展開が可能であると運用者が確認した後に進行。
- ◆ **姿勢データ計測**
 - 姿勢を計測させデータをとるコマンド。運用者が指定した時間に姿勢データを 10 秒間隔で 10 分間計測していく。
- ◆ **姿勢データ DL**
 - 保存した姿勢データをダウンリンクさせるコマンド。ファイルを指定し、その中の姿勢データをダウンリンクさせる。
- ◆ **衛星機能性能データダウンリンク**
 - 衛星の状態のデータをダウンリンクさせるコマンド。開始パケット数を設定させることで機能性能データのダウンリンク開始時刻を設定する。また、パケット数を設定することで、どれだけの期間のデータを下すかを設定させる。
- ◆ **電力伝送・発電ミッション(VDM・PGM)**
 - ミッションの計測を行うコマンド。伝送距離を変更させる。ミッション開始する時間、初期位置、距離の繰り出し量、送信側コイルの最大電流値、ミッションを行う時間、保存ファイル先を指定する。なお、太陽光に対して、+X 面および+Z 面を向けて発電を行いその発電を伝送するミッションを発電ミッションとし、コマンドの姿勢遷移時間を入力することで遷移する。
- ◆ **電力伝送ミッション(VAM)**
 - ミッションの計測を行うコマンド。回転量を変更させる。ミッション開始する時間、初期回転位置、

回転量, 送信側コイルの最大電流値, ミッションを行う時間, 保存ファイル先を指定する。

- ◆ **ミッションデータ DL**
 - ミッション(VDM, VAM)を行った際に取得したデータを下すコマンド。
ダウンロードするファイルを指定して, 再送回数を指定して降ろす。
- ◆ **ヒータテスト**
 - ヒータを駆動させるコマンド。
基本的に地上における試験を行うときに使用するコマンド。

これらのコマンドについて, 具体的なコマンドリストを6章末尾の表6.6に示す。ただし, 表中のX, Yは未定義のものであり, 何を入力しても良い。それ以外は文字に対応したパラメータが入力される。ここで必要なコマンドの変更要素を考慮した結果, プロトコルのフレームワークも考慮して31byteのコマンド長を送信する必要があると分かった。送信秒数を0.25秒と仮定したとしても必要な通信速度は0.99kbpsであった。このことから, アップリンクは, マージンを取って1.2kbps以上の速度が必要であると考える。今回の通信速度を考えるとコマンドの送信は可能であると判断できる。

6.6 データ保存

今回の衛星において, 取得されるデータは以下の表6.5の通りである。

表6.5 データ種類と保存先

データ種類	蓄積期間	ファイル数	必要バイト数	保存先
ミッションデータ	—	16	46112	Mission DR
機能性能データ	172800s	—	106560	Bus EEPROM
姿勢データ	600s	—	182	Common EEPROM

ここで, 要求で挙げたEEPROM及びSDカード(2GB)を比較した場合, 必要バイト数以下となり, 要求をみたくすることが分かる。

6.7 テレメトリ

テレメトリとして降ろすデータは以下の通りである。

- ◆ 衛星機能性能データダウンロード(FM)
- ◆ 衛星機能性能データ(CW)
- ◆ ミッションデータダウンロード
- ◆ 姿勢データダウンロード

このテレメトリそれぞれについて考える。

初めに機能性能データダウンロードについてだが, これは, 衛星各点における温度などの機能性能及び衛星を動かしていく中での状態異常の回数を記録するものである。このことを考慮するとテレメトリ長はBOBC時刻毎に37Byte必要であることが分かる。また, CWで流すデータは, リアルタイムでとってきた各機能性能データをCW変換させて降ろしていく。FMおよびCWにおける各HKデータ

を章末尾の表6.7, 6.8で示す。なお, ADデータの内訳は6.3機能性能計測についての項で示している。

次にミッションデータダウンロードについてである。今回のミッションデータは1度の計測で2700Byteのデータ量を使用すると算出されている。

このデータ量を128Byteごとに区切り, それぞれにファイルID, データ種類ID, データ分割IDを設定してテレメトリを作成する。これにより, 分割数は

$$2700 \div 128 = 21.09 \quad (6.1)$$

であり, 分割数22で行えばよい。ダウンロードした実験データのテレメトリ内容は章末尾の表6.9で示す。

また, 姿勢データダウンロードについてだが, 姿勢計測により獲得したデータを降ろしていく。ダウンロードした姿勢データのテレメトリ内容は章末尾の表6.10で示す。

ここで, 通信速度について計算した結果を末尾の表6.11に示す。ただし, Byte長はテレメトリ毎のByte数を, テレメトリ量は1ファイルのテレメトリ量を, 送信ファイル数はまとめて1回で降ろせるファイル数を示している。ここで, データが欠損していた場合を踏まえて1回のダウンロードにおいてデータの再送回数を増やしてまとめて送信することで欠損の冗長となる。今回最大再送回数は3回と設定した。(ただし, 再送せず送信を行う場合の再送回数を0としている)。送信秒数はそのダウンロードでの送信秒数を示す。

6.8 放射線対策

衛星は宇宙空間において強い放射線環境下にさらされることになる。このことにより, 衛星本体及び搭載機器において一時的な誤動作や恒久的な故障が発生する可能性がある。^[18]ここで, 放射線の影響として以下の2つが挙げられる。

- ◆ シングルイベント効果
- ◆ トータルドーズ効果

ここでシングルイベント効果は半導体デバイスに重イオンなどの電離放射線が入射することによりメモリが反転する現象である。また, IC内の寄生サイリスタ構造部分に電荷が発生した場合, 電極間が導通状態になり大電流が流れ, 損傷するラッチアップもこのシングルイベント効果が原因である。

この対策として, MPUにおいて, エラー訂正機能を用いて, また定期リセットをかけてメモリの反転を元に戻すことで対処する。リセットは地上局でもコマンドとして送信する。

また, トータルドーズ効果は大量の放射線が入射し, 電離作用により引き起こされるものであり, 電子回路などが劣化する現象である。対策として, 放射線耐性のある機器を使用すること, そしてポッティングを行い, 機器の露出を最低限にとどめることが挙げられる。放射線耐性が強いかな否かは地上において放射線実験を行う必要がある。

表 6.6 コマンドリスト

コマンド概要	モード番号	モード内容	byte番号 bit番号	1st								2nd								3rd								4th								5th								6th							
				7	6	5	4	3	2	1	0	7	6	5	4	3	2	1	0	7	6	5	4	3	2	1	0	7	6	5	4	3	2	1	0	7	6	5	4	3	2	1	0	7	6	5	4	3	2	1	0
リセット コマンド	0	リセット コマンド		Y								Y								Y								Y								Y															
パラメータ変更 コマンド	1	パラメータ変更 コマンド		X	X	X	停波	X	X	X	ヒューズ復帰	X	Y								Y								X								X	X	X	X	バッテリー電圧 閾値種類	バッテリー電圧閾値									
モード変更 コマンド	2	アンテナ展開確認		Y								Y								Y								Y								Y															
	3	セーフホールド (緊急時)		Y								Y								Y								Y								Y															
	4	姿勢計測		Y								開始時刻								Y								Y								Y															
	5	姿勢計測DL		Y								Y								Y								Y								Y															
	6	パドル展開		Y								開始時刻								Y								Y								Y															
	7	機能性能データDL		Y								Y								Y								開始パケット番号																							
	8	電力伝送(VDM)		Y								待機時間								姿勢遷移時間								初期繰り出し量								繰り出し量															
	9	電力伝送(VAM)		Y								待機時間								Y								初期回転量								回転量															
	10	実験データDL		Y								Y								Y								実験ファイル指定番号																							
	11	ヒータテスト		Y								Y								Y								Y								Y															
データフォーマット コマンド	12	データフォーマット		Y								Y								Y								Y								Y															

コマンド概要	モード番号	モード内容	byte番号 bit番号	7th								8th								9th								10th								11th						
				7	6	5	4	3	2	1	0	7	6	5	4	3	2	1	0	7	6	5	4	3	2	1	0	7	6	5	4	3	2	1	0	7-0						
リセット コマンド	0	リセット コマンド		Y								Y								Y								Y														
パラメータ変更 コマンド	1	パラメータ変更 コマンド		Y								Y								Y								Y														
モード変更 コマンド	2	アンテナ展開確認		Y								Y								Y								Y														
	3	セーフホールド (緊急時)		Y								Y								Y								Y														
	4	姿勢計測		遷移時間								X								X	X	X	X	計測ID	Y								姿勢保存ID									
	5	姿勢計測DL		Y								Y								Y								送信ファイル指定								X	X	再送回数	Y			
	6	パドル展開		Y								Y								Y								Y														
	7	機能性能データDL		パケット数								Y								Y								X								X	X	X	X	X	再送回数	
	8	電力伝送(VDM)		遷移時間								最大電流値								電力送信時間								送信ファイル指定								X	X	X				
	9	電力伝送(VAM)		遷移時間								最大電流値								電力送信時間								送信ファイル指定								X	X	X				
	10	実験データDL		Y								Y								Y								X								X	X	X	X	X	再送回数	
	11	ヒータテスト		Y								Y								Y								Y														
データフォーマット コマンド	12	データフォーマット		Y								Y								Y								Y														

表 6.7 機能性能データ(FM)の内容

Byte 番号	データ内容	値の範囲	意味
0-2	CW ヘッダ	それぞれ A~Z	ユーザ定義の CW ヘッダ
3	テレメトリ番号	0~F	データのテレメトリ
4	モード番号	0~F	衛星のモード
5-12	BOBC 時刻	000000~FFFFFF	BOBC 時刻
13-14	異常ステータス	00~FF	異常状態を示す
15-68	AD データ	それぞれ 00~FF	機能性能を示す
69-70	RSSI	00~FF	受信したコマンドの電波強度
71-72	チェックサム	00~FF	チェックサム

表 6.8 機能性能データ(CW)の内容

Byte 番号	データ内容	値の範囲	意味
0-1	呼び出し符号	DE	~から送信します
2-4	CW ヘッダ	A~Z	ユーザ定義の CW ヘッダ
5	テレメトリ番号	0~F	データのテレメトリ
6	モード番号	0~F	衛星のモード
7-8	バッテリー電圧	00~FF	AD データのバッテリー電圧
9-10	バッテリー電流	00~FF	AD データのバッテリー電流
11-12	バッテリー温度	00~FF	AD データのバッテリー温度
13-20	RTCTIME	000000~FFFFFF	BOBC 時刻
21-22	異常ステータス	00~FF	異常状態を示す
23-24	異常発生回数	00~FF	BOBC が検知した異常回数
25-26	チェックサム	00~FF	5~24 の 20byte の排他的論理和

表 6.9 ミッションデータの内容

Byte 番号	データ番号	値の範囲	意味
0	テレメトリ番号	10	テレメトリの番号
1	ファイル番号	0~15	ファイル1つで1つの計測, 16個保存可能
2	データ種類	0~2	どの部位のデータかを示す 0:VDM, 1:VAM(+Y側), 2:VAM(-Y側)
3	データ分割番号	0~21	データを分割して何個目の部分かを示す
4-131	データ内容		128byteのデータ量を示す

表 6.10 姿勢データの内容

Byte 番号	データ番号	値の範囲	意味
0	テレメトリ番号	5	テレメトリの番号
1	ファイル番号	0~15	ファイル1つで1つの計測, 16個保存可能
2~31	データ内容		センサデータ内容

表 6.11 各データの必要ダウンリンク速度

	Byte 長	テレメトリ量	ファイル数	再送回数	送信秒数	kbps
機能性能 DL(FM)	57	1440	1	3	300	8.76
ミッションデータ DL	152	22	2	3	120	1.78
姿勢データ DL	82	1	3	3	5	1.57

7. 通信系

7.1 通信系の概要

本衛星では運用のためのアップリンク回線と、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。いずれの回線も共に UHF 帯を使用する。アップリンクは 430MHz 帯、ダウンリンクは 145MHz 帯とした。送受信には、衛星側に搭載されたモノポールアンテナとダイポールアンテナを用いる。地上局の構成を図 7.1 に示す。

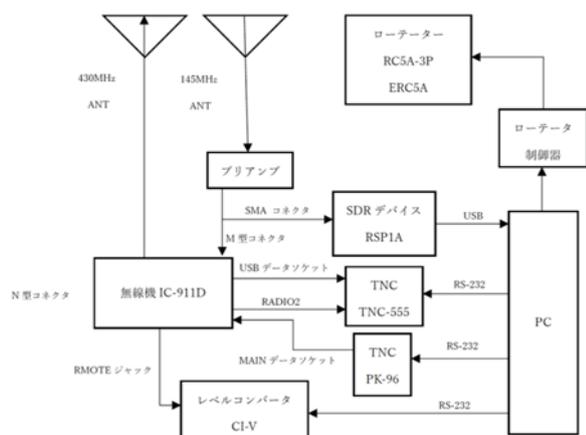


図 7.1 地上局の構成

7.2 機器選定

7.2.1 RF-TX

今回、通信機器として(株)西無線研究所の 145MHz FM/CW 送信機 TXE145MFMCW-302A を用いる。無線機の諸元を表 7.1 に示す。RF-TX には制御装置として Microchip 社の PIC16F690 が用

いられており、また、トランシーバー IC として ANALOG DEVICES 社の ADF7021-N が用いられている。この送信機は宇宙での実績があるため採択した。また先例のように無音時間時に電源供給を遮断することにより SEL, SEU 対策を行う。

表 7.1 TXE145MFMCW-302A 諸元

寸法[mm]	83×60×10.5	
質量[g]	48	
周波数範囲[MHz]	145~146	
周波数安定度[ppm]	±2.5/(-30~+60°C)	
周波数偏移[kHz]	AFSK 1200 bps	±3.5
	GMSK 9600 bps	±4.8
	GMSK 13600 bps	±7.2
	4FSK 19200 bps	1.2kHz 3.6kHz
電源電圧	5.0V DC	
送信時消費電流[mA]	CW	100(max 120)
	AFSK/GMSK/4FSK	500(max 700)
送信出力[mW]	CW	100
	AFSK/GMSK/4FSK	800
送信待機電流[mA]	6	

7.2.2 RF-RX

本衛星の受信機には(株)西無線研究所の 430MHz FM 受信機 RXE430M-301A を用いる。受信機の諸元を表 7.2 に示す。RXE430M-301A は、2018 年 12 月に東京大学中須賀研究室で放射線試験が行われている。実験結果では、放射線量 16 年分相当で FM 受信機が動作を停止したと報告されている。また、本受信機は OPUSAT を含めた多くの大学衛星で搭載された実績があり、放射線耐性は備わっていると考えられる。

表 7.2 RXE430M-301A 諸元

寸法[mm]	60×50×10.5
質量[g]	38

受信周波数範囲 [MHz]	435~438
受信感度[dBm]	-121
受信周波数安定度	±2.5ppm/(-30~+60°C)
電源電圧[V]	4.0~6.0
消費電流[ma]	26

7.2.3 AFSK Modem

AFSK modem は CML 社の FX614 を用いる。本モデムは 1200bps の AFSK 変復調機能を有する。受信機同様に OPUSAT を含めて多くの大学衛星で搭載された実績があり、放射線耐性が備わっていると考えられる。

7.3 プロトコル

アップリンクおよびダウンリンクする際にプロトコルを使用することにより衛星-地上局間の情報通信規則が決定される。今回プロトコルとして AX.25 プロトコルを使用する。このプロトコルは超小型衛星の通信において幅広く使用されている。プロトコルのフレームフォーマットを図 7.2 に示す。なお、フラグはフレームの開始・終了を示し、アドレスは送信先および送信元のアドレスを示しそれぞれコールサインと SSID からなる。制御部分はフレームの種類、PID はプロトコルの種類、FCS は受信データと送信データの一致の評価に使用される。

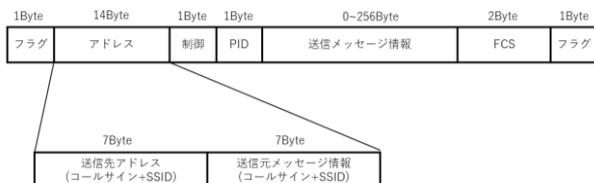


図 7.2 AX.25 フレームワーク

7.4 回線計算

通信系において、アップリンク及びダウンリンクが行われているか否かを評価するのに回線計算を用いる。以下に回線計算で用いた式を示す。なお、最終的な回線計算値は本章末尾に表 7.6 として示した。

7.4.1 要求 E_b/N_0

満たすべき BER(ビットエラーレート)から要求 E_b/N_0 を算出する。この際に以下の式を用いた。

$$\frac{E_b}{N_0} = \frac{1}{2} \operatorname{erfc} \left(\sqrt{0.68 \frac{E_b}{N_0}} \right) \quad (7.1)$$

本衛星ではアップリンクの BER を 1.0×10^{-6} 、ダウンリンクの BER を 1.0×10^{-5} とした。

7.4.2 受信 C/N_0

受信 C/N_0 は次式で表される。

$$\frac{C}{N_0} = \text{EIRP} - L + \frac{G}{T} + 228.6 \quad (7.2)$$

EIRP: 等価等方輻射電力[dBW]

L: 伝播損失[dB]

G/T: アンテナ利得対雑音比[dBK]

7.4.2.1 EIRP

EIRP(等価等方輻射電力)は、送信機がある方向への

放射と同じレベルで全方向に放射したと仮定した場合に必要な総電力である。

7.4.2.2 L (伝播損失)

大気中を伝播する際の損失である。大気吸収損失、自由空間損失、降雨損失、偏波損失を考慮する。

7.4.2.3 G/T

G/T(アンテナ利得対雑音比)は、アンテナと受信機全体の性能を総合評価する指標である。アンテナ利得、給電線損失、アンテナポインティング損失、システム雑音温度を考慮する。

7.5 アンテナパターン計測

アンテナの選定において、今回の衛星の姿勢制御は通信優先とは限らず、どの方向に対しても通信を成立させる目的で、指向性が弱く、シンプルな構成のアンテナであるモノポールとダイポールの方式を選定した。

素材についてだが、ばね性リン青銅 C5210-H は、OPUSAT, OPUSAT-KIT で十分に検討および使用実績があり選定した。OPUSAT では宇宙での使用履歴があり、信頼性が十分である。

表 7.3, 表 7.4 にそれぞれのアンテナの諸元を、図 7.3(a)~(f)にアンテナパターンを示す。

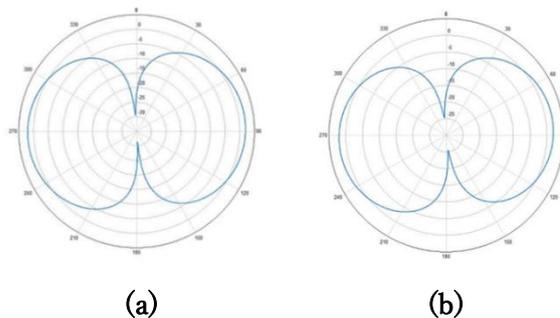
- (a) :X 軸回転モノポールアンテナ
- (b) :Y 軸回転モノポールアンテナ
- (c) :Z 軸回転モノポールアンテナ
- (d) :X 軸回転ダイポールアンテナ
- (e) :Y 軸回転ダイポールアンテナ
- (f) :Z 軸回転ダイポールアンテナ

表 7.3 衛星局送信アンテナ諸元

アンテナの種類	モノポールアンテナ
素材	ばね性リン青銅 C5210-H
周波数帯 [MHz]	145.9
利得 [dBi]	2.01
定在波比 (VSWR)	1.14
エレメント長 [mm]	512

表 7.4 衛星局受信アンテナ諸元

アンテナの種類	ダイポールアンテナ
素材	ばね性リン青銅 C5210-H
周波数帯 [MHz]	436.5
利得 [dBi]	2.09
定在波比 (VSWR)	1.76
エレメント長 [mm]	174



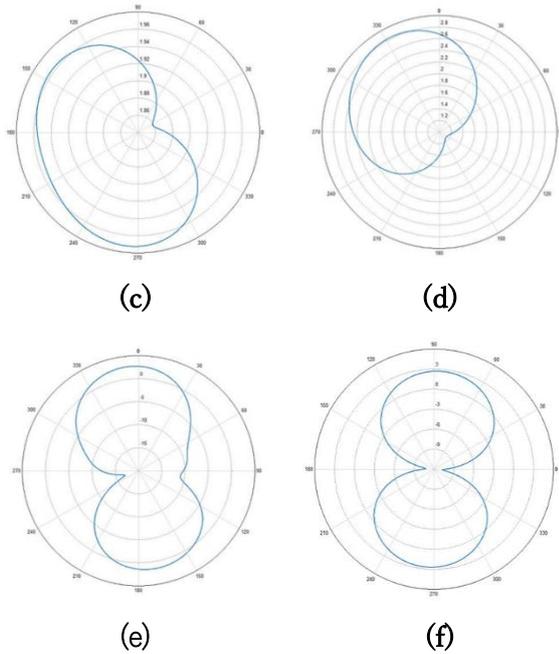


図 7.3 アンテナパターン図

7.6 通信時間

今回の衛星を運用する際に地上局上空を衛星が通過する必要がある。また、衛星が低仰角に位置する場合、衛星との通信強度が弱くなる。このことを踏まえて衛星との仰角がマージン含め 10 度以上の場合を衛星通信可能範囲とし、衛星との通信可能時間を計算した。ただし、ISS から投下する想定であることを踏まえて TLE を ISS のものとし、大阪府立大学中百舌鳥キャンパス上空を通過するものについて考える。その結果を表 7.5 に示す。ここで通信可能時間が 5 分を超えるものが 2~3 回存在するが、その際に機能性能データをダウンリンクするものとする。

表 7.5 地上局位置および通信時間

地上局位置	緯度	北緯 34.5486
	経度	東経 135.5043
ISS 高度		408km
通信可能最大時間	通信可能時間	6:30
	視認時間	10:40
通信可能時間 5 分以上平均		2.2 回/日

7.7 ミッション部の干渉について

今回、通信機器がミッション部からの磁場の影響を受けることを防ぐ目的で磁気シールドを使用する。磁気シールドは飽和磁束密度と比透磁率が高い日立金属株式会社のナノ結晶軟磁性素材 ファインメット®を採用した。表 7.5 にファインメット®の諸元を示す^[19]。また、比透磁率の周波数特性を図 7.5 に示す。ミッション部から発生する電磁波は最大 1.13 MHz であり、干渉を防ぐことが十分可能である。なお、具体的な設計に関しては第 9 章 EMC 設計において述べる。

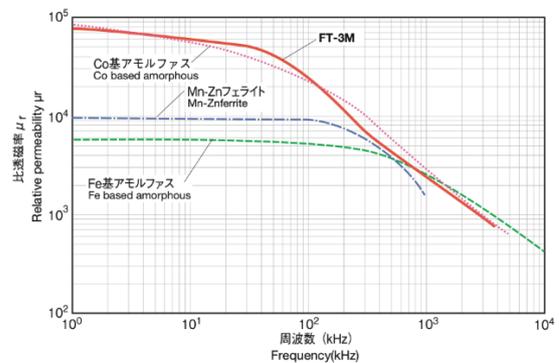


図 7.5 比透磁率の周波数特性

表 7.5 磁気シールドの諸元

名称	ファインメット®
製造元	日立金属株式会社
型番	FT-3M
磁束密度	1.23T
最大比透磁率	70,000
使用温度範囲	-40~+80°C

表 7.6 回線計算表

No	項目	単位	Up Link	Down Link	
			AFSK	OOK	GMSK
	変調方式				
1	ビットレート	kbps	1.20	0.02	9.60
2	搬送波周波数	MHz	436.50	145.90	145.90
3	送信電力	dBW	16.99	-10.00	-0.97
4	送信給電系損失	dB	2.00	0.01	0.01
5	送信アンテナ利得	dBi	20.50	2.45	2.45
6	送信 EIRP	dBW	35.49	-7.56	1.47
7	送信側ポインティング損失	dB	3.01	8.00	8.00
8	衛星高度	km	400.00	400.00	400.00
9	仰角	deg	0.00	10.00	10.00
10	最大通信距離	km	2294.02	1439.84	1439.84
11	自由空間損失	dB	152.46	138.90	138.90
12	大気吸収損失	dB	0.35	0.35	0.35
13	降雨損失	dB	0.00	0.00	0.00
14	偏波損失	dB	3.00	3.00	3.00
15	受信側ポインティング損失	dB	8.00	1.34	1.34
16	受信アンテナ利得	dB	3.00	18.00	18.00
17	受信給電系損失	dB	0.61	1.74	1.74
18	システム雑音温度	dBK	28.72	30.85	30.89
19	アンテナ雑音温度	K	202.60	1200.00	1200.00
20	給電線雑音温度	K	313.00	333.00	333.00
21	受信機雑音温度	K	527.33	300.95	313.46
22	受信 G/T	dB/K	-26.33	-14.58	-14.63
23	ボルツマン定数	dB[W/(K・Hz)]	-228.60	-228.60	-228.60
24	受信 C/No	dBHz	70.93	54.86	63.85
25	受信 C/N	dB	28.89	21.25	22.09
26	通過帯域幅	kHz	16.00	2.30	15.00
27	受信信号電力	dBm	-98.95	-112.89	-103.86
28	BER		0.00001	0.000001	0.000001
29	要求 Eb/No	dB	12.20	11.26	11.26
30	ビットレート(dB)(復調増益)	dBHz	30.79	13.01	39.82
31	ハードウェア劣化量	dB	2.50	2.50	2.50
32	変調損失	dB	3.50	3.50	3.50
33	要求 C/No	dBHz	48.99	30.27	57.08
34	要求 C/N	dB	7.89	13.28	16.82
35	占有帯域幅	kHz	12.88	0.05	10.63
36	回線マージン	dB	20.99	7.97	5.27

8. 電源系

8.1 電源系の概要

システム要求を満たすように、バッテリーと太陽光パネルの選定とサイジングを行った。運用モードごとの必要な消費電力を算出し、日照・日陰によらず、各搭載機器に必要な電力が安定的に供給されるように電源システムを検討、設計した。

8.2 電源系の構成

電源系は大まかに分けて、太陽電池パネル、制御部、充電部、分配部から構成されている。本衛星の電力生成・分配に係る電源系のシステムブロック図を図 8.1 に示した。以降これらの構成・仕様について検討する。

バス方式について、衛星においてはバッテリーの放電深度や太陽電池での発電有無などによって供給される電圧が変化する。岐部公一(2011)によると、電力供給方式には、バッテリーの電圧をそのまま出力する非安定化(フローティング)バス方式とコンバータで既定の電圧範囲に変化させて供給する安定化バス方式があるとされている^[20]。今回の衛星では、機器の配置スペースが限られている、大電流が流れる機器をバス電圧システムに搭載しているなどの理由から、損失と部品点数が少ない非安定化バス方式をとる。

また、EOL (End Of Life) の発生電力を基準に設計を行うため、BOL (Beginning Of Life) では余剰電力が発生する。そこで太陽電池とバッテリーの後段にシャントを入れ、余剰電力を消費することとした。

バス電圧に関して、配線抵抗・内部抵抗などによる電力損失を抑えるため、機器の電圧よりも高い電圧に設定するのが一般的であるが、8.5 節で述べるリチウムイオン電池が 3.7~4.2V であることや、5.0V 系統にある機器の消費電流が大きくないことなどを踏まえ、バス電圧をバッテリーと同じ 3.7~4.2V と設定した。

電力分配について、動作電圧および重要度の観点から、5.0V、3.3V、バス電圧 1、バス電圧 2 の 4 系統に機器を分割し、それぞれを電子ヒューズによって管理する。電流センサで既定値以上の電流が流れた場合には、図 8.1 に示された同色の電子ヒューズにより電力供給が遮断され、衛星全体が動作不能になるのを防いでいる。

電力遮断に関して、ロケットに搭載されてから軌道上に放出されるまで衛星の電源を OFF の状態に保つ必要があるため、放出時に導通するディプロイメントスイッチを配置する。宇宙航空研究開発機構(2020)によると、衛星搭載ケースへの収納状態における衛星の稼働を防止するために、3 個以上のディプロイメントスイッチ、または 2 個のディプロイメントスイッチ+1 個の RBF ピンの設置が要求されており、そのうち 1 つはリターン側に設置するとされている^[21]。そのため、本衛星ではディプロイメントスイッチを図 8.1 の「物理スイッチ」で示された 3ヶ所に配置した。

8.3 各モードにおける要求電力

本節では、各運用モードにおける消費電力を検討する。まず、本衛星で使用される機器の消費電力を表 8.1 に示す。5.0V 系統と 3.3V 系統では DCDC コンバータの効率を 0.85 とし、これを考慮して消費電力を計算する。表 8.1 を用いて各運用モードにおける

消費電力をまとめたものを表 8.2 に示す。消費電力は、各機器の消費電力に 10%の余剰電力を考慮して計算している。セーフモードとヒータテストモードは状況により実施時間が変動するため、実施時間を設定していない。日照時は、+X 面に太陽光が垂直に入射する太陽指向制御であるが、PG ミッションの際は、+Z 面に 45° の入射角で太陽光が入射する姿勢を取る。したがって、PG ミッション時には、+X 面での太陽光パネルの発電量は低下する。しかし、PG ミッションは 30 秒と短いため、後述の太陽光パネルのサイジング(8.4 節)では考慮に含めていない。また、PG ミッション時に使用する送信コイルは、+Z 面における太陽光パネルのみの発電により電力供給を行う。つぎに、C&DH 系では説明されていないモードを説明する。

・ミッション待機モードとは、センサ類が標準通りの値を得るために調整するモードであり、所要時間は 5 秒としている。

8.4 太陽光パネル

本衛星では、先端技術研究所の宇宙用 3 接合 GaAs 太陽電池を採用する。その諸元を表 8.3 に示す。選定理由は、以下の 3 点である。①宇宙での使用実績がある。②宇宙空間における放射線耐性があるため、放射線による劣化や発電効率の低下が少ない。③ GaAs を使用しているため、発電効率が高い。

表 8.3 太陽電池セルの諸元

平均解放電圧	2690mV
平均短絡電流	519.6mA
最大電力時の電圧	2409mV
最大電力時の電流	502.9mA
平均変換効率	29.3%

次に太陽光パネルの直列枚数を決定する。パドルの電圧がバス電圧よりも高くなればよいので、直列枚数は次式で決定される。

$$N_{cell} \geq \frac{V_{bus}}{V_{cell}} = \frac{4.2}{2.690} = 1.561 \dots \quad (8.1)$$

N_{cell} : 太陽光パネルの直列枚数[枚]

V_{bus} : バス電圧(4.2V)

V_{cell} : 太陽光パネル 1 枚の解放電圧(2.690V)

本衛星で使用するバッテリーの電圧はデータシートによると、満充電時で 4.2V であり、バッテリー電圧をバス電圧とするため、 V_{bus} を 4.2V とした。また、太陽光パネル 1 枚あたりの電圧は諸元より、平均解放電圧 2.690V とした。したがって、太陽光パネルの直列枚数 N_{cell} は 2 枚とした。

最後に、太陽光パネルの合計枚数の決定を行う。まず、衛星の寿命初期における、太陽光パネル 1 枚当たりの平均発生電力は、

$$P_{BOL(cell)} = I_{solar} \cdot S_{cell} \cdot E_{cell} \cdot E_{solar} \cdot 10^3 \quad (8.2)$$

$P_{BOL(cell)}$: 太陽光パネル 1 枚当たりの発生電力 [mW]

I_{solar} : 太陽光強度(1350W/m²)

S_{cell} : 太陽光パネル 1 枚当たりの面積 (3.018 × 10⁻³m²)

E_{cell} : 太陽光パネルの平均変換効率(0.2930)

E_{solar} : 日照率(0.5787)

により、求められる。ここで、日照率は、冗長として高度約 200km のとき最悪値を用いている。した

がって、

$$P_{BOL(cell)} = 690.8[\text{mW}]$$

である。次に、衛星の寿命末期における太陽光パネル1枚当たりの平均発生電力は、

$$P_{EOL(cell)} = P_{cell} \cdot \eta_{EOL} \cdot (\cos\theta)^2 \quad (8.3)$$

$P_{EOL(cell)}$: 衛星の寿命末期における太陽光パネル1枚当たりの発生電力[mW]

θ : 太陽光パネルへの太陽光の入射角

より求められる。ただし、 $\cos^2\theta$ はカバーガラスによる光の反射を模擬している。+X面を太陽方向に向け太陽指向制御であるので、理論上は θ は 0° であるが、太陽センサの誤差範囲が 0.5° であるので、 θ を 0.5° とした。また、太陽光パネルの寿命による劣化率を考える。多接合GaAsセルを10年使用した場合、動作電圧劣化率が0.869、動作電流劣化率が0.963であるので、衛星の寿命末期における劣化率は、次式のように求められる。ただし、衛星のミッション期間は1年とする。

$$\eta_{EOL} = (0.869 \times 0.963)^{0.1} = 0.9823 \quad (8.4)$$

したがって、(8.3)式と(8.4)式より、

$$P_{EOL(cell)} = 678.6[\text{mW}]$$

である。ここで、本衛星のセーフモードにおける1周期あたりの消費電力は、

$$P_{con} = \frac{P_{CW} \cdot T_{CW} + P_{wait} \cdot T_{wait}}{T} \quad (8.5)$$

P_{con} : 1周期あたりの消費電力[mW]

P_{CW} : セーフモード(CW送信時)の消費電力(2499mW)

T_{CW} : 1周期のうちセーフモード(CW送信時)の時間(4238秒)

P_{wait} : セーフモード(待機時)の消費電力(1891mW)

T_{wait} : 1周期の内セーフモード(待機時)の時間(1308秒)

T : 1周期の時間(5546秒)

によって求められる。ただし、CWの速度は、80cpmのときよりも、40cpmのときの消費電力の方が大きくなるため、40cpmとした。これより、

$$P_{con} = 2356[\text{mW}]$$

である。消費電力よりも、太陽光パネルの発生電力が十分に上回る必要があるため、太陽電池の合計枚数は次のように定められる。

$$N_{all} \geq \frac{P_{con}}{P_{EOL(cell)}} = 3.4719 \dots \quad (8.6)$$

したがって、+X面に貼り付ける太陽電池は、4枚とした。+X面に太陽光パネルを4枚と貼り付けると仮定したとき、衛星の寿命末期における平均発生電力 P_{all} は、

$$P_{all} = P_{EOL(cell)} \cdot 4 = 2714[\text{mW}]$$

である。また、+X面に太陽光パネルを貼り付けるほか、+Z面には、PGミッションの送信コイルへ電力を供給するために2枚、冗長設計として、-X、-Y面に4枚ずつ、+Y、-Z面に2枚ずつ太陽光パネルを貼り付ける。これらはすべて、2枚1組で直列つなぎとする。

8.5 バッテリ

8.5.1 バッテリ選定

バッテリーには、Panasonic製のリチウムイオン電池、UF103450Pを用いる。選定理由としては、次の様の理由が挙げられる。①自己放電が少なく、メモリー効果がない。②高密度・高電圧である。③OPUSAT-IIIでの使用実績がある。

以下の表8.4に、UF103450Pの諸元をまとめた。

表8.4 UF10345P 諸元

項目	パラメータ
定格容量[mAh]	1880
定格電圧[V]	3.7
満充電電圧[V]	4.2
充電温度[°C]	0 - 45
重量[g]	38.5
寸法[mm]	48.80 × 33.80 × 10.5

8.5.2 バッテリサイジング

ここでは、ミッション遂行に必要なバッテリーの直列数及び並列数を決定する。

まずは直列数について、8.2節の電源系構成において、本衛星では非安定化バス方式を採用し、バス電圧はバッテリー電圧と同じとすると決定したので、バッテリーの直列数は1と決まる。

次に並列数について、放電深度(DOD: Depth Of Discharge)と充放電サイクル回数の観点から検討する。ミッション検討より本衛星の運用期間は最長で1年である。本衛星の周期が5546.5sであるから、運用終了時までの充放電サイクルは、

$$365 \times 24 \times 3600 \div 5546.5 = 5685[\text{cycle}]$$

となり、展開前の充放電や、マージンを考慮して約6,000回とする。ここで、許容サイクル回数と放電深度の関係を図8.2に示す。この図において、サイクル回数約6,000回に対応する放電深度を調べると、約65%であることが分かる。そこで、許容放電深度を65%とし、必要な電池容量を逆算する。定常運用(セーフモード)時にDODが最大となる瞬間を考えると、日陰時は発電ができないので、日陰が終わる瞬間にDODが最大となる。1周期のうち日陰の時間は2133.9s、セーフモードにおける消費電力は8.4節より $P_{con} = 2356\text{mW}$ であるから、日照終了時に満充電されていたとすると、日陰終了時まで消費された電力量は、

$$\frac{2356 \times 2133.9}{3600} = 1481.5[\text{mWh}]$$

となる。これが65%DODとなるように、電池容量を逆算すると、

$$\frac{1481.5}{0.65} = 2279.2[\text{mWh}]$$

となり、バッテリーの定格電圧3.7Vで割ってmAhに換算すると、

$$\frac{2279.2}{3.7} = 616[\text{mAh}]$$

となる。よって必要バッテリー容量は約620mAhとな

り, UF103450P 単体の容量が 1880mAh であったことから, 並列数は 1 で十分とわかった。

以上より, バッテリーは 1 直列, 1 並列の計 1 個を搭載することとする。

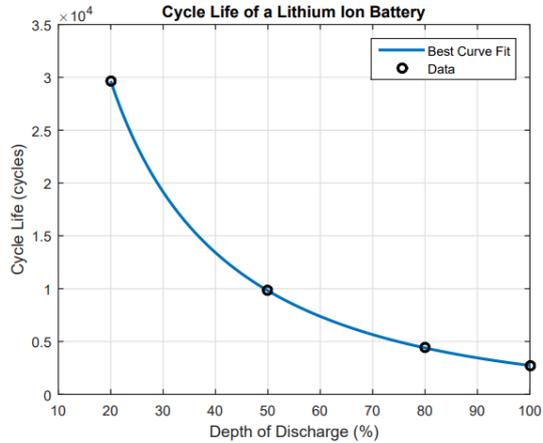


図 8.2 サイクル回数と放電深度の関係[22]

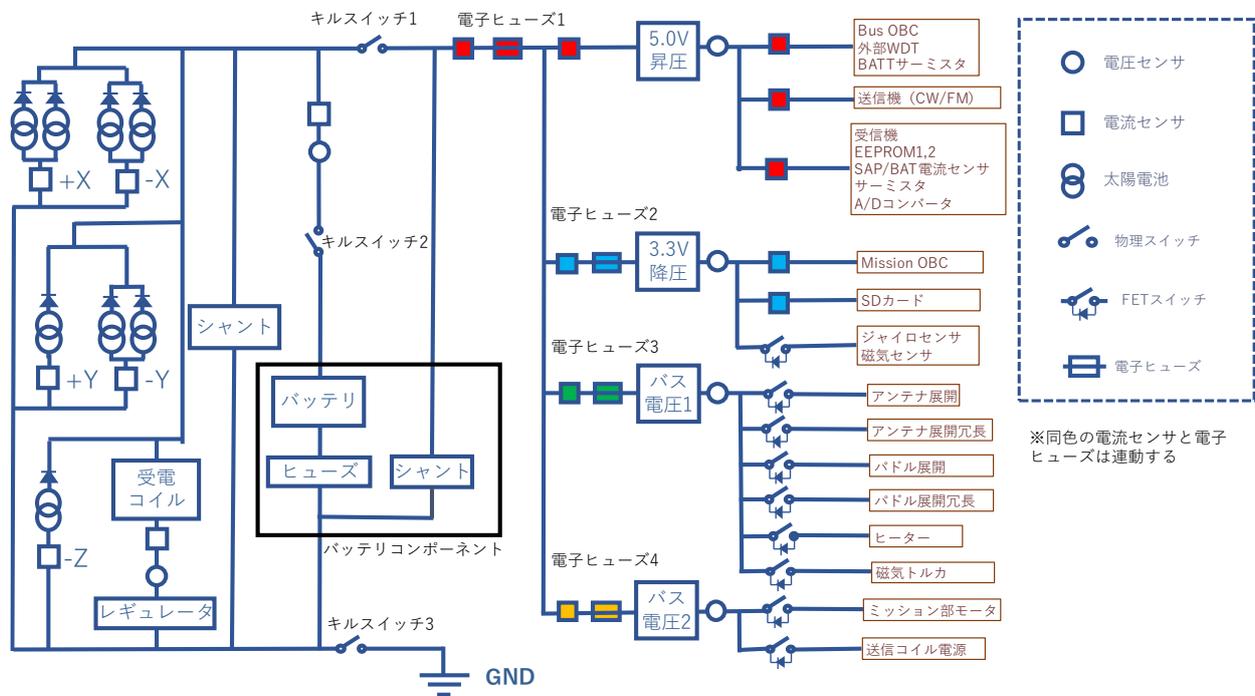


図 8.1 電源系システムブロック図

表 8.1 各機器の消費電力

	実機	効率	消費電流 [mA]	個数	合計消費電流 [mA]	電圧[V]	消費電力 [mW]	消費電力(DCDC考慮)[mW]	
EPS内機器	シャント回路用リファレンスIC		0.6	2	1.2	4	4.8	4.8	
	電子ヒューズ用コンパレータ		0.6	9	5.4	4	21.6	21.6	
	電流センスアンプLT6106		0.06	7	0.42	4	1.68	1.68	
	スイッチングレギュレータLT1308B		2.501	2	5.002	4	20.008	20.008	
	合計				13.358		48.088	48.088	
5.0V系統	DCDCコンバータ(LT1308B)	0.85							
	BOBC(pic16f877)		7	1	7	5	35	41.176	
	外部WDT(SA555)		2	2	4	5	20	23.529	
	RTC		0.3	1	0.3	5	1.5	1.765	
	サーミスタ		0.05	1	0.05	5	0.25	0.294	
	受信機(RXE430M-301A)		26	1	26	5	130	152.941	
	RXモデム (FX614D4)		1.7	1	1.7	5	8.5	10.000	
	EEPROM(24LC1025)		0.005	2	0.01	5	0.05	0.059	
	ADC (ADS7830)		0.15	4	0.6	5	3	3.529	
	リファレンスIC		0.035	2	0.07	5	0.35	0.412	
	ボルテージフォロワー用OPアンプ		0.58	15	8.7	5	43.5	51.176	
	電流センスアンプ (バッテリー)		0.06	1	0.06	5	0.3	0.353	
	サーミスタ		0.025	9	0.225	2.5	0.5625	0.662	
	太陽電池電流計測用OPアンプ		0.33	3	0.99	5	4.95	5.824	
	合計				49.705		247.963	291.721	
	送信機 TXE145MFCW-302A(CW送信時)			100	1	100	5	500	588.235
	送信機 TXE145MFCW-302A(FM送信時)			500	1	500	5	2500	2941.176
送信機 TXE145MFCW-302A(待機時)			6	1	6	5	30	35.294	
3.3V系統	DCDCコンバータ(LT8610)	0.85							
	MOBC(LPCT1768)		42	1	42	3.3	138.6	163.059	
	SDカード(RP-SDP02GSMA)		218	1	218	3.3	719.4	846.353	
	ジャイロセンサ(L3GD20)		6.1	1	6.1	3.3	20.13	23.682	
	地磁気センサ(AMI306)		2.3	1	2.3	3.3	7.59	8.929	
バス電圧系統1 4.0V	アンテナ展開ニクロム線		2000	1	2000	4	8000	8000	
	ヒーター(HK5592R26.3L12A)		152.091	1	152.091	4	608.365	608.365	
	パドル展開ニクロム線		2000	1	2000	4	8000	8000	
	磁気トルカ		100	3	300	4	1200	1200	
バス電圧系統2 4.0V	ミッション部コイル電源		833	1	833	4	3332	3332	
	ミッション部展開・回転用モータ(DCX10S+GPX10)		468.085	1	468.085	4	1872.340	1872.340	
	ミッション部展開・回転用モータ(DCX16S+GPX19A)		1035.533	2	2071.066	4	8284.264	8284.264	

表 8.2 各モード別における消費電力

モード	5V系統			3.3V系統			バス電圧系統					消費電力(mW)	10%余剰込(mW)	実施時間(s)	消費電力量(mWh)
	バス部	受信機/RX モデム	送信機	MOBC	SDカード	ジャイロ/ 地磁気	アンテナ展開	ヒーター	パドル展開	磁気トルカ	ミッション 部モーター				
アンテナ展開	ON	CW	OFF	OFF	ON	ON	OFF	OFF	ON	OFF	OFF	10272.189	11299.408	10	31.387
セーフモード(待機時)	ON	待機	OFF	OFF	ON	OFF	OFF	OFF	ON	OFF	OFF	1719.248	1891.173		
セーフモード(CW送信時)	ON	CW	OFF	OFF	ON	OFF	OFF	OFF	ON	OFF	OFF	2272.189	2499.408		
CWモード	ON	CW	OFF	OFF	ON	OFF	OFF	OFF	ON	OFF	OFF	2272.189	2499.408	100	69.428
ミッション待機	ON	待機	ON	OFF	ON	OFF	OFF	OFF	ON	OFF	OFF	1882.307	2070.538	5	2.876
ミッション待機(CW送信時)	ON	CW	ON	OFF	ON	OFF	OFF	OFF	ON	OFF	OFF	2435.248	2678.773	5	3.721
姿勢計測	ON	待機	ON	ON	ON	OFF	OFF	OFF	ON	OFF	OFF	2728.660	3001.526	600	500.254
姿勢計測(CW送信時)	ON	CW	ON	ON	ON	OFF	OFF	OFF	ON	OFF	OFF	3281.601	3609.761	600	601.627
姿勢計測DL	ON	FM	ON	ON	ON	OFF	OFF	OFF	ON	OFF	OFF	5634.542	6197.996	5	8.608
パドル展開	ON	待機	ON	ON	ON	OFF	OFF	OFF	ON	OFF	OFF	10728.660	11801.526	10	32.782
パドル展開(CW送信時)	ON	CW	ON	ON	ON	OFF	OFF	OFF	ON	OFF	OFF	11281.601	12409.761	10	34.472
機能性能データDL	ON	FM	ON	ON	ON	OFF	OFF	OFF	ON	OFF	OFF	5634.542	6197.996	180	309.900
VDM	ON	待機	ON	ON	ON	OFF	OFF	OFF	ON	ON	ON	14344.924	15779.416	30	131.495
VAM	ON	待機	ON	ON	ON	OFF	OFF	OFF	ON	ON	ON	7933.000	8726.300	30	72.719
ミッションデータDL	ON	FM	ON	ON	ON	OFF	OFF	OFF	ON	OFF	OFF	5634.542	6197.996	120	206.600
ヒータテスト	OFF	待機	OFF	OFF	OFF	OFF	OFF	ON	OFF	OFF	OFF	608.365	669.202		

9. EMC 設計

本衛星では、ミッション部のコイルが電磁波を発生させるため、バス部の諸機器がこの電磁波の影響を受けて誤作動を起こさないことを検討・検証する必要がある。本章では、本衛星における EMC の検証について示す。

9.1 ミッション部からの影響が想定される機器

EMC を考える上で、ミッション部からの影響を受けやすい機器として送信機・磁気トルカが考えられる。使用する送信機 TXE145MFMCW-302A は、クロック信号を発生させる高性能狭帯域トランシーバー IC ADF7021-N を搭載しており、これは強い電磁波を感じると性能劣化や機能低下が起こる可能性がある。

9.2 EMC の検証方法

放射される電磁強度への耐性を検証する試験方法として、EMI 測定用受信機を用いる方法が考えられる。以下に無線機の電磁強度耐性試験の方法を示す。^[27]

9.2.1 使用機器

本試験で使用する機器は EMI 用受信機、送信用コイル 3 つ、41 インチロッドアンテナ、送信機または磁気トルカである。コイルの諸元は以下の表 9.1 のとおりである。

表 9.1 コイルの諸元

コイル外径 [mm]	29
コイル線径 [mm]	0.5
巻数 [回]	30
コイル間 [mm]	0.5
インダクタンス [μH]	2.02

9.2.2 試験手順

- 図 9.1 のように、構体中で EMI 測定用受信機が無線機に対して幾何学的に類似した位置に設置する。
- コイル 1、コイル 2 を表 9.2 で示す条件で動作させ、測定を行う。コイルは最大出力条件とする。
- (a) 通信機の場合
コイルの動作を止め、通信機が出力する周波数をスペクトラムアナライザで確認する。
(b) 磁気トルカの場合
ミッション部のコイルによる磁場が磁気トルカ周辺の磁場に与える磁界強度を測定する。
- コイル 1、コイル 2 の回転角度を 10 度、20 度、30 度に変更し、他の条件は変更せずに同様の試験を行う。
- コイル 3 を z 軸方向に伸展させずに表 9.2 の条件で動作させ、試験を行う。

表 9.2 コイルの動作条件

回転角度 [°]	0
電圧 [V]	4.5
結合係数 [-]	0.6
周波数 [MHz]	0.477
インピーダンス [μH]	2.02

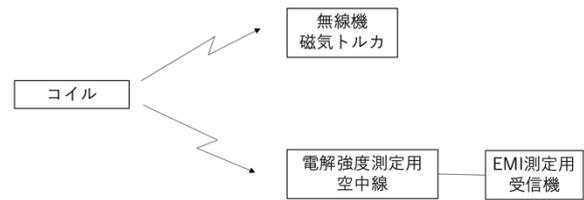


図 9.1 試験装置の概略図

9.2.3 評価基準

通信機の場合は中心周波数が所定の周波数範囲（中心周波数 145~146MHz）に収まっていること、磁気トルカの場合は 0.021Am^2 以下となることを評価基準とする。

9.3 FEKO による EMC 検証

今回、EMC の解析に電磁解析ソフト FEKO を使用した。FEKO を用いてミッション部のコイルによる磁界強度をシミュレーションし、バス部にどの程度影響を及ぼしているか検証する。

9.3.1 FEKO による解析結果

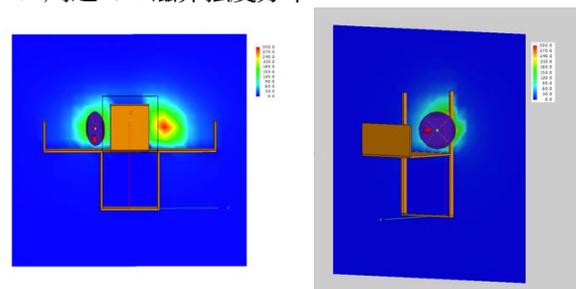
FEKO による解析では、CADFEKO 上で構体モデルを作成し、コイル周辺の磁界強度を図示した。シミュレーションは、

- (1) $\pm Y$ 面のコイル (30 度回転)
- (2) Z 面のコイル (伸展なし)

の条件で 2 回行った。設定したコイルの条件は表 9.1、9.2 の通りである。

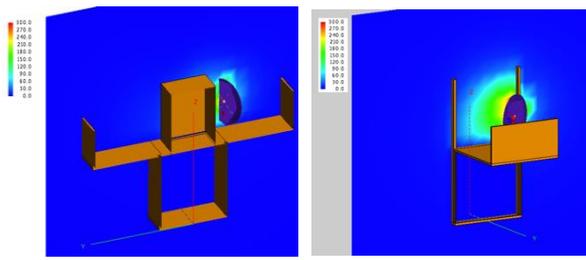
$\pm Y$ 、 $+Z$ 面に設置したコイルを使用した結果、無線機、磁気トルカの座標における磁界強度の分布を以下の図 9.2 の (a)~(h) に示す。

- コイルを 30 度回転した際の通信機周辺での磁界強度分布
- コイルを 30 度回転させた際の x 軸磁気トルカ周辺での磁界強度分布
- コイルを 30 度回転させた際の y 軸磁気トルカ周辺での磁界強度分布
- コイルを 30 度回転させた際の z 軸磁気トルカ周辺での磁界強度分布
- z 軸方向のコイルを動作させた際の通信機周辺での磁界強度分布
- z 軸方向のコイルを動作させた際の x 軸磁気トルカ周辺での磁界強度分布
- z 軸方向のコイルを動作させた際の y 軸磁気トルカ周辺での磁界強度分布
- z 軸方向のコイルを動作させた際の z 軸磁気トルカ周辺での磁界強度分布

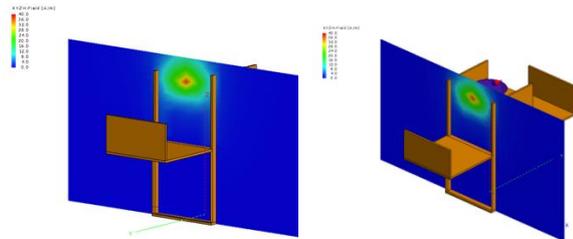


(a)

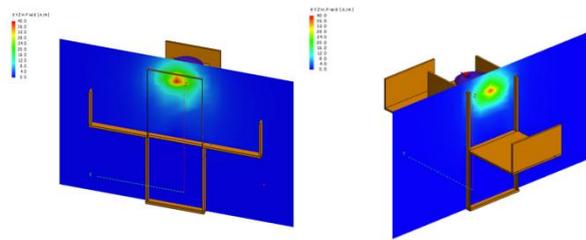
(b)



(c) (d)



(e) (f)



(g) (h)

図 9.2 磁界強度分布

図 9.2 の(a)~(h)より、通信機周辺または磁気トルカ周辺でのミッション部のコイルによる磁界強度はほぼ 0 である。すなわち、コイルの磁界は通信機や磁気トルカに影響を及ぼさないと見える。

なお冗長のため、7 章に示したとおり通信機の外殻に磁気シールドを取り付ける。

10. 開発スケジュール

本衛星の開発スケジュールを図 10.1 に示す。本開発計画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。^[23]本プロジェクトでは開発期間を 3 年に設定した。ミッション部の開発に限定すると、予備設計フェーズでは回路及びコイルを試作し、伝送システムの検討を行う。詳細設計フェーズにて、熱真空チャンバー内で電力伝送ミッションを行い、宇宙空間でも問題なく動作するかを検討するとともに、結合係数 k を測定する。

本衛星は ISS の「きぼう」に搭載された小型衛星放出機構(J-SSOD)より放出するため、JAXA,NASA による安全審査を受ける必要がある。そのため、安全審査に関するスケジュールについても記載した。

[23] [24]

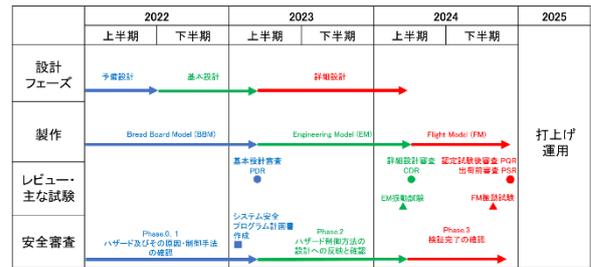


図 10.1 開発スケジュール

11. まとめ

本解析書では、軌道上で磁界共鳴型ワイヤレス電力伝送を実現するための衛星システムを設計し、その実現可能性を示した。今後の展開としては、太陽光パネル上で発生させた電力を本方式によりバス部へワイヤレス電力伝送をすることが考えられる。

本衛星によってワイヤレス電力伝送が宇宙でも普及し、ハーネスの破断・短絡という憂き目にあう衛星が減ること、及び様々な形状をした展開構造物の可能性が「広がる」ことを祈念する。

謝辞

本解析書の執筆にあたり、様々な方からご助言をいただきました。熱設計に関して、弊学学生の黒岩俊太郎君、黒川俊明君、関西大学学生の島崎乃斗夏さんには多大なるご貢献をいただきました。この場を借りて最大限の感謝を述べさせていただきます。電源設計に関しては、弊学学生の西部諒君、松藤尚也君からは多くのご助言をいただきました。姿勢制御に関しては、弊学学生の寺垣隼君にご助言をいただきました。感謝申し上げます。通信系に関して、アルテアエンジニアリング株式会社の大森様、山倉様には多くのご助言をいただきました。心から感謝申し上げます。

最後に、私たち学生に人工衛星を設計・運用する場を与えてくださっている大阪府立大学工学研究科航空宇宙海洋系専攻 小木曾望教授にこの場を借りて御礼申し上げます。

参考文献

- [1] 小沢正幸; 軌道上人工衛星の不具合事例と信頼性向上対策, 日本信頼性学会誌 信頼性 27 卷(2005)5号, https://www.jstage.jst.go.jp/article/reaishinrai/27/5/27_KJ00003804806/_article/-char/ja/
- [2] 宇宙航空研究開発機構; これまでに放出された超小型衛星, きぼう利用ネットワーク, <https://humans-in-space.jaxa.jp/kibouser/provide/j-ssod/72631.html>, (2021-6-28 アクセス)
- [3] グリーン・エレクトロニクス編集部; 給電方式と最新標準化の動向, グリーン・エレクトロニクス No.19, 2017
- [4] JAXA; 宇宙太陽光発電システム(SSPS)について, <https://www.kenkai.jaxa.jp/research/ssps/ssps.html>, (2021-6-28 アクセス)
- [5] 牛尾昌和・湯浅肇・荻野剛; 磁界共振理論の問題を微修正して効率とロバスト性を改善, グリーン・エレクトロニクス No.19, 2017
- [6] 高橋俊輔; プリント基板コイルを使ったワイヤレス給電, グリーン・エレクトロニクス No.19, 2017
- [7] 松本秀樹・三浦聖・森正裕・野内健太郎・大根田進・香月史郎; ワイヤレス給電用コイルの最適化検討, 昭和電機レビュー(2016), https://www.swcc.co.jp/hd/company/review/62/A6_62.pdf, (2021-7-4 アクセス)
- [8] JAXA; JEM ペイロードアコモデーションハンドブック -Vol.8- 超小型衛星放出インタフェース管理仕様書; https://humans-in-space.jaxa.jp/kibouser/library/item/jx-espcc_8d.pdf(2021-7-4 アクセス)
- [9] 第 29 回衛星設計コンテスト募集要項; http://www.satcon.jp/contest/doc/1_boshu21.pdf
- [10] 大西晃; 宇宙機の熱設計, 名古屋大学出版, 2014
- [11] AMI306R 仕様書
<https://aichi-mi-test.jimdo.com/home/%E9%9B%BB%E5%AD%90%E3%82%B3%E3%83%B3%E3%83%91%E3%82%B9/ami306r%E3%82%B3%E3%83%B3%E3%83%91%E3%82%B9/>, (2021-6-25 アクセス)
- [12] L3GD20 仕様書 <https://strawberry-linux.com/pub/l3gd20-manual.pdf> (2021-6-25 アクセス)
- [13] NSS CubeSat Sun Sensor 仕様書
<https://www.cubesatshop.com/product/nss-cubesat-sun-sensor/> (2021-6-25 アクセス)
- [14] CubeTorquer small 仕様書
<https://www.cubespace.co.za/products/adcs-components/cubetorquer/> (2021-6-25 アクセス)
- [15] わかる制御工学入門 嶋田有三 産業図書 2016 p96~p99.
- [16] PIC16F87X 仕様書 <https://akizukidenshi.com/download/ds/microchip/PIC16F877.pdf>
- [17] LPC1768 データシート
<https://pdf1.alldatasheet.jp/datasheet-pdf/view/275723/PHILIPS/LPC1768.html>
- [18] 金山純一, 古川遼太, 安田光保, 呉研, 高橋芳浩; SiGe を導入した SOI-MOSFET における重イオン照射効果, <https://www.cst.nihon-u.ac.jp/research/gakujutu/62/pdf/M-4.pdf>, 2018
- [19] 日立金属株式会社 <https://www.hitachi-metal.s.co.jp/products/elec/tel/pdf/hl-fm9-h.pdf7>
- [20] 岐部公一; 人工衛星用電源システムについて, 電気設備学会誌 31 卷(2011)5号, https://www.jstage.jst.go.jp/article/ieiej/31/5/31_336/_pdf/-char/ja, (2021-7-4 アクセス)
- [21] 宇宙航空研究開発機構; JEM ペイロードアコモデーションハンドブック - Vol. 8 -, 超小型衛星放出インタフェース管理仕様書, http://aerospacelibrary.jaxa.jp/wp-content/uploads/2016/07/jem_handbook.pdf, (2021-7-4 アクセス)
- [22] Kevin R. Mallon, Francis Assadian and Bo Fu, Analysis of On-Board Photovoltaics for a Battery Electric Bus and Their Impact on Battery Lifespan, https://www.researchgate.net/publication/318292540_Analysis_of_On-Board_Photovoltaics_for_a_Battery_Electric_Bus_and_Their_Impact_on_Battery_Lifespan
- [23] 宇宙航空研究開発機構; システム安全標準, <https://sma.jaxa.jp/TechDoc/Docs/JAXA-JMR-001C.pdf>, (2021-7-3 アクセス)
- [24] 宇宙航空研究開発機構; 超小型衛星システム安全研修【基礎編】, 2016
- [25] Steven L. Rickman, Introduction to On-Orbit Thermal Environments
, 2014. https://tfaws.nasa.gov/wp-content/uploads/On-Orbit_Thermal_Environments_TFAWS_2014.pdf
- [26] JAXA ISAS; ISAS ニュース No.420 別冊, 2016
- [27] 防衛省; 防衛省規格 電磁干渉試験方法, <https://www.mod.go.jp/atla/nds/C/C0011C.pdf>, (2021-11-1 アクセス)