

令和4年度地球観測技術等調査研究委託事業

「月面・月周回軌道宇宙機への測位・IoT通信
サービスを提供する超小型衛星」

委託業務成果報告書

令和5年5月

国立大学法人福井大学

令和4年度地球観測技術等調査研究委託事業
「月面・月周回軌道宇宙機への測位・IoT通信サービスを提供する超小型衛星」
委託業務成果報告書

本報告書は、文部科学省の令和4年度地球観測技術等調査研究委託事業による委託業務として、国立大学法人福井大学が実施した令和4年度「月面・月周回軌道宇宙機への測位・IoT通信サービスを提供する超小型衛星」の成果を取りまとめたものです。

目次

1.	委託業務の目的	1
2.	実施内容	2
2.1.	測位装置の試作と性能評価	3
2.1.1.	測位信号送受信機の試作	3
2.1.2.	測位信号アンテナの試作	6
2.1.3.	CSAC モジュールの仕様検討	6
2.1.4.	放射線試験	7
2.1.5.	環境試験の検討	11
2.2.	IoT 通信装置の EM の開発と性能評価	14
2.2.1.	IoT 通信装置への要求	14
2.2.2.	EM 設計結果	15
2.2.3.	RF 設計結果	18
2.2.4.	衛星・月宇宙機関のアンテナの開発	21
2.2.5.	回線計算	24
2.2.6.	EM の性能評価試験	29
2.3.	衛星の詳細設計とシミュレーション検討	32
2.3.1.	月測位通信サービス衛星の仕様	32
2.3.2.	構造設計および構造モデルの開発	36
2.3.3.	熱解析	46
2.3.4.	外乱トルク解析	51
2.3.5.	Xバンドトランスポンダへの時刻同期機能追加の検討	54
2.3.6.	電気システム詳細設計	58
2.3.7.	軌道推定シミュレーション	62
2.3.8.	軌道制御シミュレーション	78
2.3.9.	姿勢制御シミュレーションへの要求共有	87
2.4.	普及啓発	88
2.4.1.	中高生向けワークショップ	88
2.4.2.	企業向け講義・実習	90
3.	まとめ	92

令和4年度地球観測技術等調査研究委託事業
「月面・月周回軌道宇宙機への測位・IoT通信サービスを提供する超小型衛星」
委託業務成果報告書

1. 委託業務の目的

月面上のローバー、観測器及び月周回軌道衛星（以下「月宇宙機」）への「測位およびIoT（低ビットレートの）通信」のサービスを提供する6Uサイズの超小型衛星インフラに関する研究を行い、デファクトスタンダードを目指す。初期の実験・実証では、月宇宙機やサービス提供宇宙機は十分なリソースが持てないことが想定される。そこで、月周回軌道に複数機投入され、測位に使える電波を放送し、月地球間の通信を中継する超小型衛星（月周回サービス機と称する）によるインフラ構築を目指し、測位信号送信機・IoT通信機器の開発とその地上実証、これら機器を搭載できる6Uサイズの月周回サービス機的设计、エンジニアリングモデル（以下EM）の開発を行い、必要な予算と打ち上げ機会、および実証対象の月宇宙機の目途が得られたら、すぐにこの月周回サービス機の実験ができるまでの準備を実施する。

2. 実施内容

令和4年度における成果の目標及び業務の方法を以下に示す。本章では、これら成果について示す。

1) 測位装置の試作と性能評価

測位信号送信機および受信機の設計を行い、サイズ、重量、必要電力等の仕様を決定する。これらの試作機を開発し、主要部品および回路の性能評価を実施する。主な構成部品については、放射線試験や熱真空、振動などの環境試験を実施する。これら環境試験が実施できない場合は試験手順書の作成を行い、次年度につなげる。測位システムにおける最重要な部品である基準クロックには、EQUULEUSへの搭載実績のあるCSACの採用を予定している。

2) IoT通信装置のEMの開発と性能評価

IoT通信の受信機(サービス機側)、送信機(月宇宙機側)のEMを開発する。想定する衛星構体およびサービスを受ける月宇宙機でのユースケースを想定し、最適なアンテナの開発を行う。送受信機のEM間で性能評価を実施する。

3) 衛星の詳細設計とシミュレーション検討

測位信号送信機・IoT通信装置の仕様から、衛星全体の詳細設計を行い、衛星構造モデルの開発および机上電気試験を行う。机上電気試験では、ガスジェットを含む姿勢制御モジュール、OBC及び電源システムの噛み合わせ試験を実施し、電気システムの詳細設計に反映させる。さらに新規搭載コンポーネントの放射線試験を実施し、月環境における放射線耐性を解析する。放射線試験が実施できない場合は試験手順書の作成を行い、次年度につなげる。

姿勢軌道シミュレータを整備し、地上局との通信の間欠性によりこの衛星自体の位置推定がどの程度時間変化するかをシミュレーションの中で明らかにし、月宇宙機の位置推定やIoT通信のサービス品質を明らかにする。

4) 普及啓発

衛星を使ったIoT、測位サービスに関して、高校生等を対象とした一般公開ワークショップ、宇宙利用に未参入の一般企業の方々を中心対象としたオンライン講義・実習を開く。

2.1. 測位装置の試作と性能評価

本事業では、令和3年度に実施した仕様検討の結果をもとに、測位信号送受信機およびアンテナの試作機を開発し、主要部品および回路の性能評価を実施した。本章では、まず開発した試作機の概要と、主な構成部品に対して実施した放射線試験の結果について報告する。さらに、令和5年度に実施する環境試験である熱真空試験および振動試験の検討結果について報告する。

2.1.1. 測位信号送受信機の試作

月周回衛星による測位システムの構築は、JAXA、NASA、ESAでも検討されており、測位信号の周波数や帯域については、現在も調整中である。さらに、将来的な相互運用の可能性も考慮すると、送受信機の周波数や変調方式など、後から変更可能なアーキテクチャであることが好ましい。そこで、令和3年度には、ソフトウェア無線(SDR: software-defined radio)による再構築可能な送信機を開発することを前提に、測位信号送受信機の仕様検討を行った。その結果、フロントエンドにはAnalog Devices社のAD9361を、デジタル信号処理部にはXilinx社のZynq 7000シリーズを選定した。

本年度の測位信号送受信機の試作では、これら検討結果と主要部品の入手性を考慮し、Analog Devices社が提供するADRV9361-Z7035をメインの信号処理部として採用した。ADRV9361-Z7035は、AD9361とZynq Z7035をコンパクトにひとつの基板に集積したsystem-on-module (SOM)である。本基板は各種無線システムへの組み込みを想定して設計されており、振動や衝撃試験において、ミリタリースペックのMIL-STD-202GおよびMIL-STD-810Gを満足している。ADRV9361-Z7035の外観を図2.1.1に示す。基板のサイズは、62mm×96mmである。



図 2.1.1 ADRV9361-Z7035 の外観

測位信号送受信機の試作では、ADRV9361-Z7035と衛星バスとのインターフェース基板と、それら収める筐体の設計開発を行った。試作機の機能ブロック図を図2.1.2示す。測位信号送受信機は、衛星搭載側の送信機とユーザ側の受信機で共用できるように、各種インターフェースを設計している。例えば、受信機の基準クロックとしては、ADRV9361-Z7035に搭載

令和4年度地球観測技術等調査研究委託事業
 「月面・月周回軌道宇宙機への測位・IoT通信サービスを提供する超小型衛星」
 委託業務成果報告書

されている TCXO（温度補償型水晶発振器）をそのまま用いるが、測位信号の精密な時刻同期を必要とする送信機としては、外部から CSAC（チップスケール原子時計）の基準クロックを入力する。

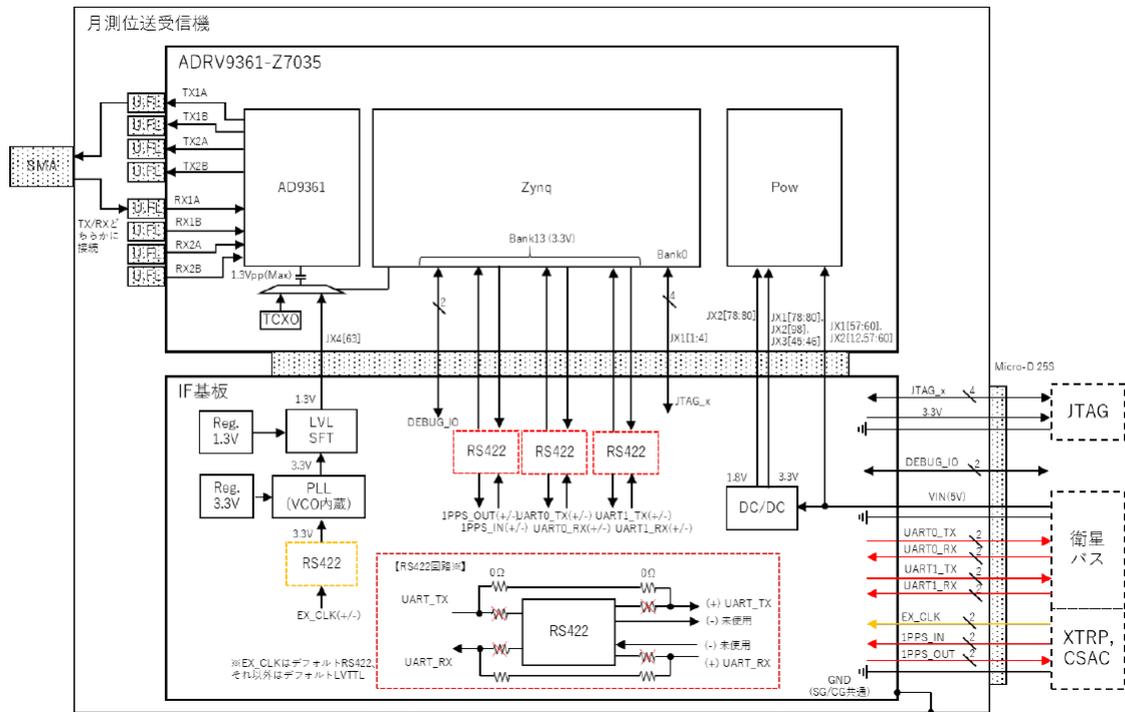


図 2.1.2 測位信号送受信機の機能ブロック図

図 2.1.3 にインタフェース基板の外観を示す。さらに、ADRV9361-Z7035 とインタフェース基板を筐体に収めた状態の測位信号送受信機の寸法図を図 2.1.4 に示す。

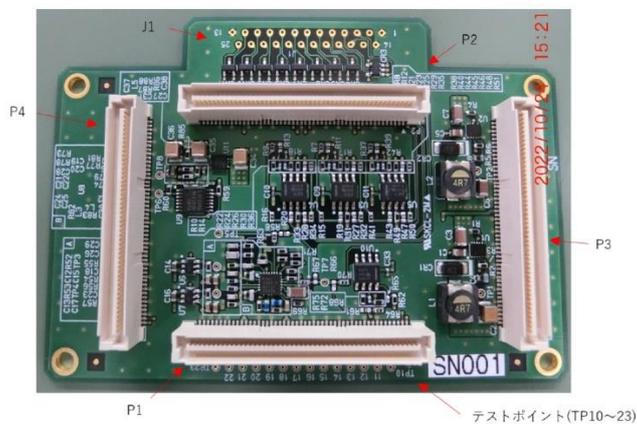


図 2.1.3 インタフェース基板の外観

令和4年度地球観測技術等調査研究委託事業
 「月面・月周回軌道宇宙機への測位・IoT通信サービスを提供する超小型衛星」
 委託業務成果報告書

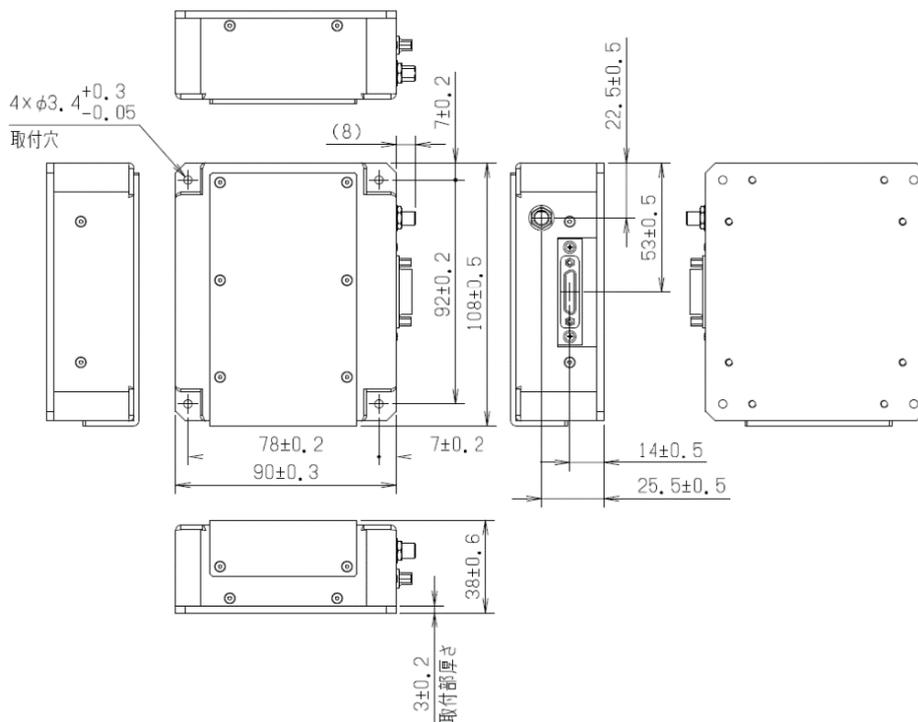


図 2.1.4 測位信号送受信機の寸法図

測位信号送受信機の試作機は、令和5年1月に納品され、同年3月に福井大学において衛星構体とのフィットチェックを行った。その様子を図 2.1.5 に示す。

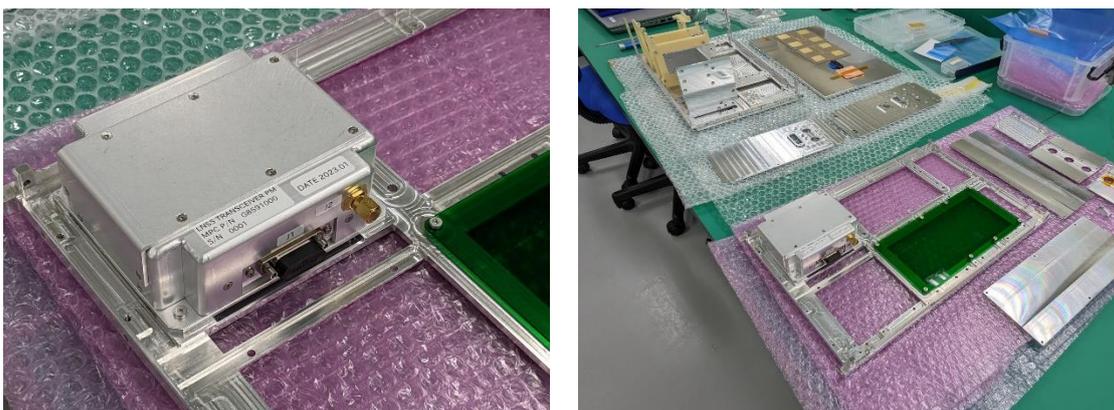


図 2.1.5 測位信号送信機のフィットチェック

2.1.2. 測位信号アンテナの試作

月測位信号の周波数については現在も調整中であるが、Space Frequency Coordination Groupが提案する2483.5–2500.0MHzのSバンドが最も有力な周波数帯である。そこで、令和3年度に実施したアンテナの仕様検討をもとに、中心周波数を2491.75MHzとして測位信号アンテナの試作を行った。図2.1.6に試作したアンテナの外観を示す。

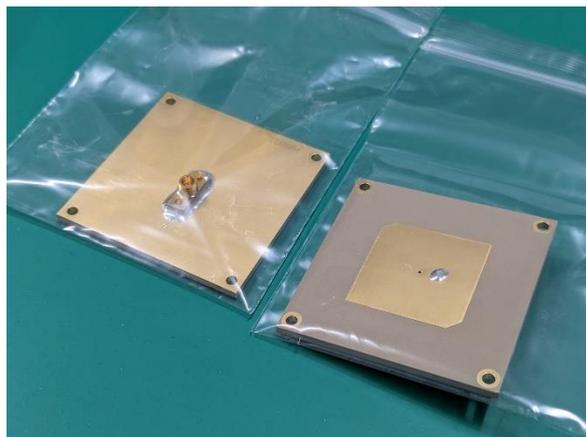


図 2.1.6 測位信号アンテナの外観

測位信号アンテナも、測位信号送受信機と同様に送信側と受信側で共用としており、2個試作している。表2.1.1に、試作したアンテナの2491.75MHzにおけるリターンロスと軸比をまとめる。リターンロスはいずれも-14dB以下（VSWRで1.5以下）であり、良好な特性を示している。軸比は2番のアンテナが円偏波としてより良い特性を示していることから、こちらを衛星搭載用を選択した。

表 2.1.1 測位信号アンテナの特性

番号	リターンロス	軸比
1	-16.72dB	3.5dB
2	-14.98dB	2.0dB

2.1.3. CSAC モジュールの仕様検討

測位信号の精密な時刻同期を必要とする送信機には、外部から入力する基準クロックとして、Microchip Technology社のCSACであるSA.45sを採用した。このCSACは、深宇宙探査CubeSatであるEQUULEUSのXバンドトランスポンダの基準クロックとして採用されており、月近傍での運用実績のある製品である。

本年度は、納品されたSA.45sの動作確認に加えて、衛星に搭載するためのインターフェース基板と筐体の設計を行った。図2.1.7に衛星搭載用のCSACモジュールの外観を示す。

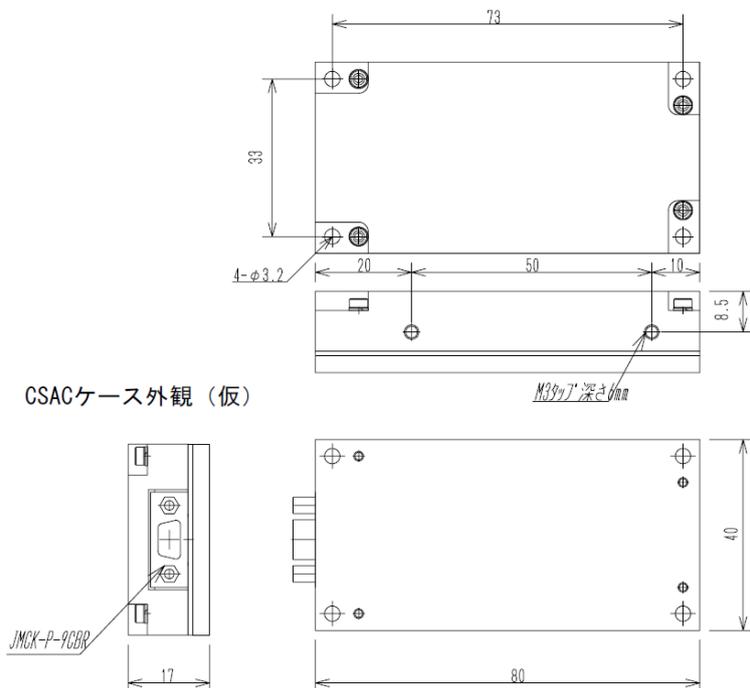


図 2.1.7 CSAC モジュールの外観

2.1.4. 放射線試験

本事業では、月測位送受信機の主要部品である AD9361 と Zynq Z7035 について、放射線試験を実施した。放射線試験としては、シングルイベント効果 (SEE: single event effect) とトータルドーズ (TID: total ionizing dose) 効果の評価を行った。

2.1.4.1. SEE 試験

SEE の評価では、若狭湾エネルギー研究センターの加速器によるプロトンビーム照射を行った。若狭湾エネルギー研究センターの施設を利用できる時期と ADR9361-Z7035 の納期の関係から、まずは令和4年5月16日に研究室が所有する評価基板を用いて、AD9361 の SEE 試験を実施した。AD9361 の制御には、同じく研究室が所有する Zynq Z7020 を搭載した ZedBoard を使用した。図 2.1.8 に SEE 試験で用いた供試体の外観を示す。

AD9361 の SEE 試験では、AD9361 の中心周波数やサンプリング周波数を設定するレジスタを定期的に読み出し、そのビット反転をカウントすることで SEU (single event upset) の評価を行った。同時に、電流・電圧値のモニタリングも行い、SEL (single event latch-up) の評価を行った。



図 2.1.8 AD9361 の SEE 試験供試体

表 2.1.2 に AD9361 の SEE 試験におけるプロトンビームのエネルギー、フラックス、累計照射時間と、そのときに観測されたビット反転数をまとめる。本試験でのフラックスは、若狭湾エネルギー研究センターの加速器で出力可能な最大強度である。しかし、累計照射時間に対して、発生したビット反転の数が少なすぎ、月軌道における SEU の発生確率を予測することができなかった。つまり、AD9361 の SEU 発生確率は非常に小さく、月軌道において致命的な異常を引き起こす可能性はほぼないと予想される。同様に、全累計照射時間を通して、電圧・電流値は安定しており、SEL の発生も確認されなかった。

表 2.1.2 AD9361 の SEE 試験結果

試験番号	エネルギー [MeV]	フラックス [$\text{cm}^{-2}\text{s}^{-1}$]	累計照射時間 [sec]	ビット反転数
1	80	2.506×10^7	2608	3
2	60	2.541×10^7	1784	7
3	40	2.503×10^7	1817	3
4	20	2.468×10^7	1845	4

続いて、令和4年10月17日に、ADRV9361-Z7035 を供試体として、搭載されている Zynq Z7035 の SEE 試験を実施した。供試体を照射室のステージに設置した様子を図 2.1.9 に示す。



図 2.1.9 Zynq Z7035 の SEE 試験

Zynq Z7035 は、デュアルコアの ARM マイコンと FPGA が統合された SoC (system on chip) モジュールであり、ADR9361 の制御のために、内部では組み込み Linux が動作している。非常に大規模で複雑なシステムであることから、すべての記憶素子のビット反転を観測することは困難である。そのため、Zynq Z7035 の SEE 試験では、内部メモリおよび外部接続されている DRAM に書き込んだビットパターンを読み出し、そのビット反転をカウントするとともに、Linux のカーネルパニックやバスエラーも異常のひとつとしてカウントしている。

表 2.1.3 Zynq Z7035 の SEE 試験結果

試験番号	エネルギー [MeV]	フラックス [$\text{cm}^{-2}\text{s}^{-1}$]	累計照射時間 [sec]	ビット反転	Linux 異常	総エラー数
1	80	1.106×10^6	1491	2	7	9
2	60	1.009×10^6	1984	2	7	9
3	40	0.997×10^6	2206	7	8	15
4	20	0.996×10^6	1182	2	7	9

表 2.1.3 に、Zynq Z7035 の SEE 試験におけるプロトンビームのエネルギー、フラックス、累計照射時間と、そのときに観測された総エラー数をまとめる。当初、ADR9361 の SEE 試験と同じフラックスである $2.5 \times 10^7 [\text{cm}^{-2}\text{s}^{-1}]$ で照射したところ、ビット反転や Linux の異常が数十秒に 1 回という高頻度で発生してしまっ。そのため、Zynq Z7035 の SEE 試験では、1桁低いフラックスである $1.0 \times 10^6 [\text{cm}^{-2}\text{s}^{-1}]$ で照射を行っている。

本試験で得られた結果をもとに、CRÈMEによるワイブルフィッティングにより、各エネルギーにおける反転断面積を求めた。解析の結果、月軌道におけるSEUは、約54日に1回発生すると見積もられた。これは、ほぼSEUが発生しないAD9361と比較すると、かなり高い頻度である。ただし、SEE試験において、Linuxに異常が発生したとしても、電源の再投入で正常に復旧しており、永久故障になることはなかった。そのため、例えば30日に1回、定期的なリブートを行うなど、運用面でSEUによる異常動作を回避することが考えられる。

なお、すべての照射時間において、電圧・電流値に異常は見られず、SELの発生は確認されなかった。

2.1.4.2. TID 試験

TID効果の試験は、名古屋大学工学部のコバルト60照射室において、コバルト60の照射を行った。その蓄積によって、ADRV9361-Z7035の電力異常やシステム全体としてのソフトウェアエラーなどが発生するかどうか確認した。図2.1.10に照射室内に設置された供試体の様子を示す。

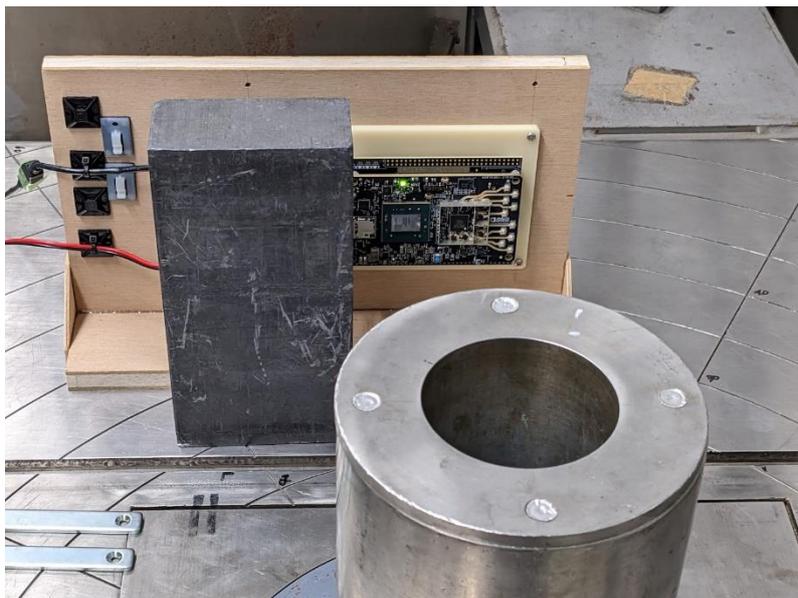


図 2.1.10 ADRV9361-Z7035 の TID 試験

照射量は、月軌道における5年間程度に相当するトータルドーズに対して、2倍のマージンを見込み、20krad (200Gy) とした。照射時間は6時間とし、照射レートを34Gy/hourに設定した。

照射中、電圧・電流およびソフトウェアの動作に異常は見られなかったものの、照射時間が18,753秒(5.2時間)を経過した時点で、電流値が突如0Aとなり、ADRV9361-Z7035の動作が停止した。その直後に電源の再投入を試みたが、ソフトウェアがリブートすることはな

かった。

動作が停止するまでの照射時間と照射レートから、照射量は17.8kradとなった。基準とした20kradにはやや至らないものの、2倍のマーヅンを見込んでいる照射量であることから、ADRV9361-Z7035もTID効果に対して十分な耐性があると評価できる。また、月軌道における5年間相当のトータルドーズは、衛星構体の3mm厚のアルミを想定して算出している。実施には、さらに月測位送信機筐体のアルミが追加されるため、衛星に搭載されたADRV9361-Z7035への照射量は、さらに減少すると考えられる。

2.1.5. 環境試験の検討

本年度の事業では、令和5年に実施する熱真空試験、振動試験の検討および事前準備を実施した。

2.1.5.1. 熱真空試験の事前準備

熱真空試験の事前準備として、中部大学が電気推進の研究開発のために所有する真空槽を利用して、高真空(10^{-4} Pa)でのADRV9361-Z7035単体の動作確認を実施した。図2.1.11に真空槽の外観と、その中に設置したADRV9361-Z7035の様子を示す。

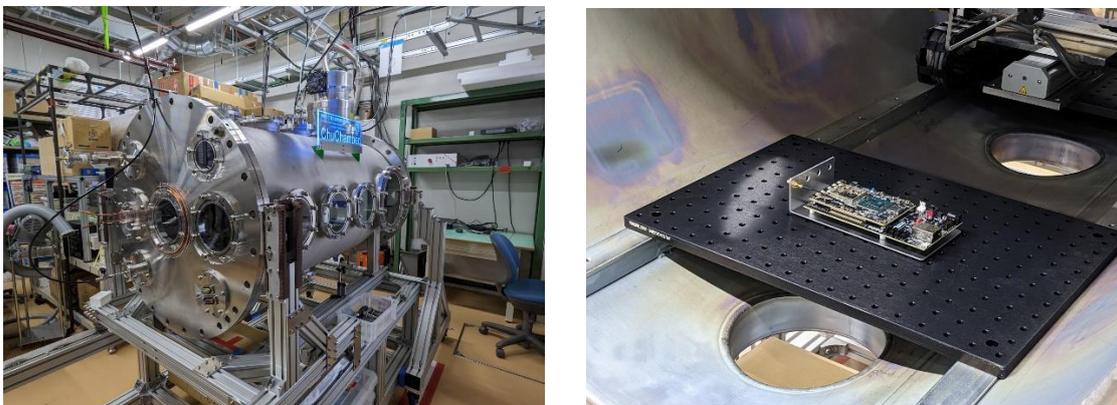


図 2.1.11 真空層とその中に設置したADRV9361-Z7035

動作確認では、高真空中でADRV9361-Z7035電源を投入に、問題なくソフトウェアが起動することを確認した。また、ハードウェアとしても、搭載部品の破損などは発生せず、高真空中の動作に問題ない事が確認された。

令和5年度には、衛星のCADモデルをもとに、各コンポーネントの温度条件が提示される予定である。この温度条件、または $-20^{\circ}\text{C}\sim+50^{\circ}\text{C}$ の熱サイクルで、福井県工業技術センターのヘリウム冷凍方式スペースチャンバを利用して、月測位送受信機の熱真空試験を計画している。

2.1.5.2. 振動試験

月測位送受信機の振動試験は、あいち産業科学技術総合センターが所有する振動試験装置を利用して、令和5年度の実施を計画している。本年度は、試験方法と治具の検討を行った。

振動試験の条件としては、JAXAの6U CubeSat 放出ミッションのユーザーズハンドブックなどを参考に、ランダム振動試験と正弦波振動試験の振動環境を決定した。ランダム振動試験では、2,000Hzまで環境条件があるため、あいち産業科学技術総合センターが所有する振動試験装置のうち、高周波振動装置を利用することにした。さらに、振動方向は、月測位送受信機の3軸すべてとなるため、図2.1.12に示す200mm角の立方体治具を用いることにした。



図 2.1.12 高周波振動装置と立方体治具

さらに、本年度は、この立方体治具と月測位送受信機をインターフェースするためのアルミプレートの設計を行った。図2.1.13に、アルミプレートの治具に取り付けた月測位送受信機の外観を示す。

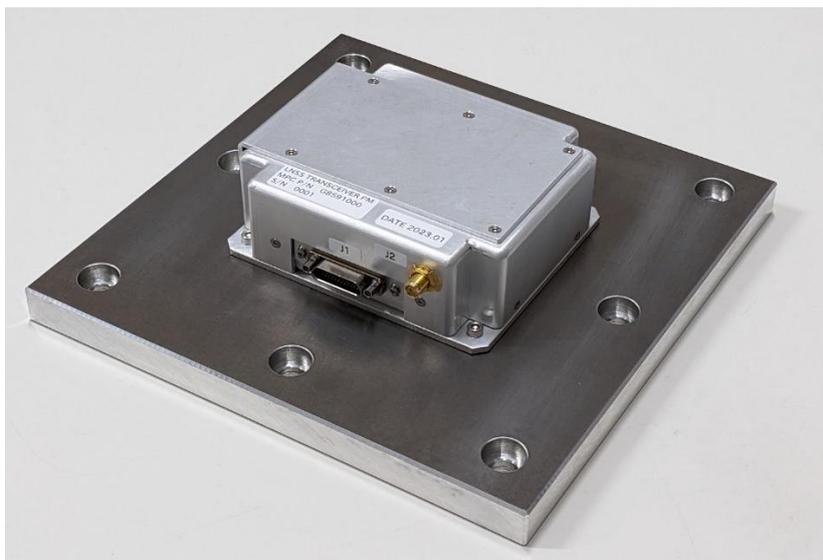


図 2.1.13 振動試験用インタフェース治具

2.2. IoT 通信装置の EM の開発と性能評価

2.2.1. IoT 通信装置への要求

令和 3 年度に実施した IoT 通信装置の概念設計結果をもとに詳細設計を実施し、EM(Engineering Model)の開発を行った。

IoT 通信装置は、月周回衛星に割り当てられた無線周波数を利用し、月周回軌道において成立する数百 bps の双方向通信回線を備え、各宇宙機からの受信メッセージの保存、メッセージの保存、転送 (Store & Forward) 機能、月周回衛星の通信系を介した地球との中継回線を実現する。更に、IoT 通信装置は、月測位システムと共に、月面に展開する無人着陸機 (ランダー) 及び無人探査車 (ローバー) へ通信サービスを提供するコンポーネントの一つであり、これらと宇宙機を結ぶ低速度の通信回線を提供する役割をもつ。IoT 通信装置に対する要求を表 2.2.1 に示す。

表 2.2.1 IoT 通信装置への要求

大項目	項目	内容
投入軌道	軌道	極軌道
	軌道高度	300km
	軌道傾斜角	80 度
RF 設計要求	周波数	アップリンク: 2200-2290MHz ダウンリンク: 2025-2110MHz
	通信速度	数百 bps 程度
アンテナ要求	6U CubeSat の筐体に収まる設計であること	
データ処理要求	受信, 送信	
	メッセージデータの保存	
サイズ	100mm x 100mm x 100mm	
機器間通信インターフェース	方式: UART 通信速度: 115.2kbps 信号レベル: LVTTTL	

2.2.2. EM 設計結果

EM の設計結果を表 2.2.2 に示す。IoT 通信装置のブロック図を図 2.2.1 に示す。RF 部は送受信系増幅回路、周波数変換部、RFIC、発振器により構成される。デジタル部は MCU、データ保存用メモリで構成され、無線を通じたデータのやり取りや衛星 OBC との通信を担う。なお本 IoT 通信装置は送受共用が可能な設計とすることで、受信機（サービス機側）、送信機（月宇宙機側）ともに同様の設計とした。

表 2.2.2 IoT 通信装置 EM の設計結果

大項目	項目	内容
機械インタフェース	装置外形	98.3x88mmx 25.5mm
	装置質量	156.6g
	取り付け方法	ネジ締結 (M3)
電気インタフェース	ケーブルハーネス	MDM9 ピン
	入力電圧	5V
	消費電流	0.3A 以内 ピーク 0.5A
	通信	UART, 信号レベル 3.3V 通信速度 115.2kbps
熱インタフェース	保管温度	-65°C~150°C
	動作温度範囲	-30°C~50°C
RF インタフェース	送信電力	~250mW
	アップリンク周波数	2025-2110MHz
	ダウンリンク周波数	2200-2290MHz
	RF コネクタ	SMA 2ポート (TX, RX)
アンテナインタフェース	サイズ	100x100x3mm ※1 送受別アンテナのため、1枚あたり
	重量	TBD
	偏波	円偏波 LHCP
	アンテナ利得	UP 8.3dBi Down 8.7dbi
	ビーム幅	60°
姿勢制御要求	ミッション時姿勢	月面指向
	指向精度要求	30deg
	姿勢決定精度要求	なし
	姿勢安定度要求	なし
放射線環境	放射線環境	10kRad 以上

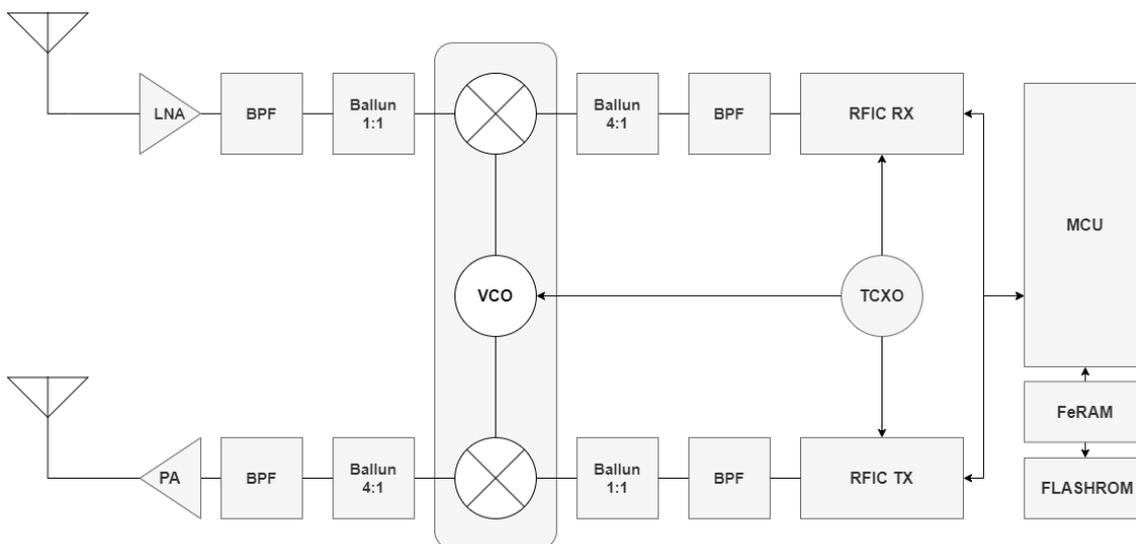


図 2.2.1 IoT 通信装置のブロック図

開発した EM の基板を図 2.2.2 に示す。基板サイズは 60mmx72 mm であり，EM 筐体は図 2.2.3，図 2.2.4 に示す通り，十分 CubeSat に搭載可能なサイズとなった。IoT 通信装置に搭載する主要部品の温度範囲を表 2.2.3 に示す。



図 2.2.2 EM 基板外形

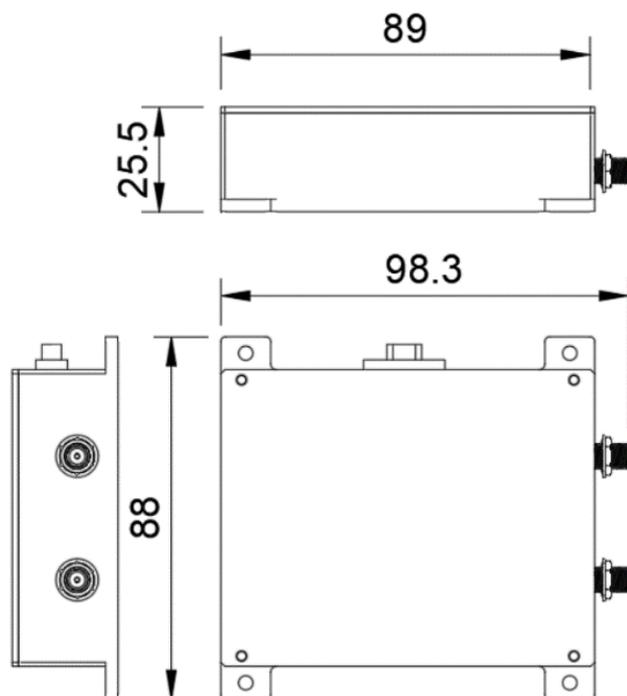


図 2.2.3 EM 筐体外形

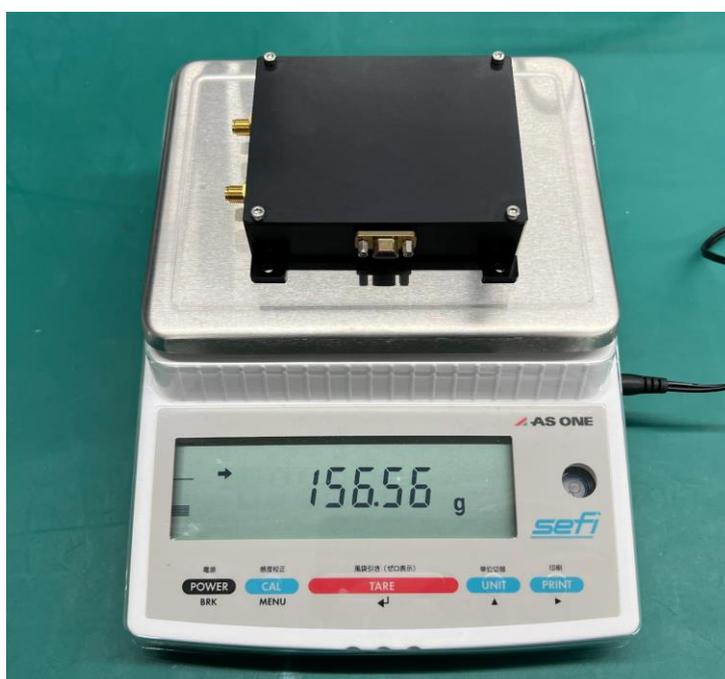


図 2.2.4 EM の概観と重量計測結果

表 2.2.3 主要部品の動作温度, 保管温度範囲

Item	説明	動作温度範囲 (°C)		保管温度範囲 (°C)	
		最低	最高	最低	最高
MCU	8bit MCU (AVR)	-40	125	-65	150
RFIC	LoRa 変調方式	-40	85	-55	115
RFMIX	RF ミキサ	-40	85	-65	150
TCXO	32MHz	-40	85	-55	125
FRAM	2Mbit 不揮発 RAM	-40	85	-65	150
FlashROM	16Mbit FlashROM	-40	85	-65	150
LNA	RF 受信部 LNA	-40	105	-65	150
LDO	3.3V レギュレータ	-40	125	-65	150
PA	GaAs HBT Amplifier	-40	85	-40	85

2.2.3. RF 設計結果

本章では、前述した EM 開発の RF 部の設計結果について詳細を記載する。

2.2.3.1. 周波数選定に関して

令和3年度における概念検討では、SFCG 勧告 32-2R2 より、IoT 通信サービスに適用できるバンドとして、RFIC が対応する以下の UHF 帯を選択した[1].

- ・アップリンク (Lunar Surface to Lunar Orbit) 435-450MHz
- ・ダウンリンク (Lunar Orbit to Lunar Surface) 390-405MHz

しかし、令和3年度末に改定された SFCG 勧告 32-2R3、および令和4年度の 32-2R4 において、電波天文業務保護の観点から、月の裏側、地球から非可視の領域 (SZM) における S バンド以下の周波数利用が利用制限を受けることとなった [2][3]。本業務で設計する月測位通信サービス衛星は月、月の北極域での通信サービスの展開を想定しており、送信エリアが SZM 域の境界線に入り込むため、UHF 周波数でのサービスは提供できない。そのため、令和4年度概念検討では、S バンドを利用する方針での無線部の仕様について再設計を実施した。

S バンドでの月軌道 - 月面における利用可能周波数は以下となる。

- ・アップリンク (Lunar Surface to Lunar Orbit) 2200-2290MHz
- ・ダウンリンク (Lunar Orbit to Lunar Surface) 2025-2110MHz

地球周回軌道上での実証実績があるRFICの対応周波数は1000MHzが上限のため、Sバンドの送受信能力がないため、設計方針として以下の2案を検討した。

(案1)Sバンド帯に対応したRFICの選定

(案2)既存のRFICを用い、Sバンドに対応するための周波数変換部の改修を実施

(案1)のSバンド帯に対応したRFIC選定の検討では、宇宙通信に該当するバンドでの送受信についてはメーカーの保証外となり、仕様が確定しないことから適用をしないこととした。そのため、(案2)の従来から採用している軌道実績のあるRFICを引き続き採用し、周波数変換回路を追加する方針として、EM開発を行った。

2.2.3.2. 測位送信電波の干渉対策

通信機の周波数をSバンドへ変更するにあたり、月周回衛星で近接配置される測位送信機の送信周波数と近くなり、干渉が発生する可能性が生じた。測位送信機が2.5GHz帯を使用し、ノミナル1W、想定では最大10Wの送信電力を想定しているため、この電力の影響をアンテナ、フィルタ回路の設計によって除去する必要がある。

測位送信機のアンテナ設計要求がRHCPであるため、IoT通信ではLHCPアンテナを用いて逆偏波にすることで、入力される干渉波を減衰させる。さらに、Sバンド受信システムの入力部及びIF部においてフィルタ回路の追加を検討する必要がある。フィルタ選定には、受信側はLNA直下とIFの2か所に、送信側はPA手前とIFの2か所にそれぞれRFフィルタを設置する。今回はSバンドのフィルタとして1400~2320MHzを通過させるセラミックフィルタBFCM-1801+を使用し、IFフィルタは100~400MHzの範囲で受動素子を用いたPI型のバンドパスフィルタを設計して実装した。

2.2.3.3. RF部の回路設計

● 周波数変換部

周波数変換を行うため、ミキサ回路が必要となる。ミキサ回路は、PLLや発振回路、ミキサを統合したICがRFミキサとして販売されているため、EMではRF2051を用いた。ブロック図を図2.2.5に、主な仕様を表2.2.4に示す。ダブルバランスドミキサが二つ内蔵されており、単体でアップリンク、ダウンリンク回路を構成することができる。VFO周波数は外部からプログラム可能であり、RFICでIF周波数を生成することで、希望する周波数に対応することが可能となる。

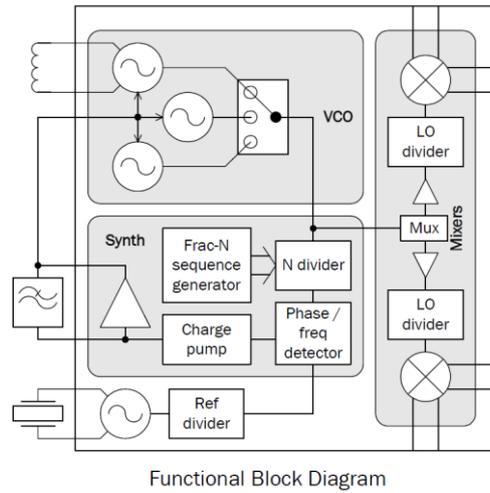


図 2.2.5 RF2051 RF ミキサブロック図

表 2.2.4 RF2051 RF ミキサ IC 諸元

内蔵 RF ミキサ数	2
方式	ダブルバランスドミキサ
対応周波数	30MHz~2.5GHz
変換損失	2dB (バランを除く)
VCO	0.3~2.4GHz
VCO 制御	3線シリアル
電流	50~80mA

● 送信電力要求

RFIC の送信電力要求として、単体では 20mW (13dBm) のほか、最大 100mW (20dBm) としている。UHF からより高い周波数である Sバンドへの変更により、自由空間損失が 14dB 程度増加した。そのため令和3年度の回線設計に対して、アンテナ設計、あるいは送信電力のどちらかで損失を補う必要が生じた。このうち、送信電力を増やす手法については、出力段として増幅率が約 15dB のパワーアンプ (PA) を追加することで対応することとした。選定した PA の諸元表 2.2.5 に示す。

表 2.2.5 PA (SXA389Z) 諸元

方式	GaAS HBT Amplifier
Gain	13~15dB@2GHz
NF	6dB
電流	90~122mA

● RF受信部への要求

RFIC受信部の前段として、入力段にSバンドへ対応したLNAを配置した。採用したLNAの仕様を表2.2.6に示す。周波数変換部が追加されるため、変換損失によるロスを抑える目的で、NFの低いLNAを選定した。測位送信機から受ける干渉を減らすため、LNA後段とIFにフィルタ回路を追加することで影響を低減する設計とした。

表 2.2.6 LNA(MAAL-011078) 諸元

方式	Low Noise Amplifier
Gain	23dB@2GHz
NF	0.3dB@2GHz
電流	70mA

2.2.4. 衛星・月宇宙機関のアンテナの開発

設計した円偏波パッチアンテナの諸元を表2.2.7に示す。周波数がSバンドへ変更となったため、衛星構造への要求については、従来の200x200mmから100x100mmまで小型化された。アンテナは送受で別アンテナとなり、アップリンク、ダウンリンク共にシミュレーション上では8dBi以上の利得が出ている。図2.2.6に設計したパッチアンテナ外観を示す。測位送信機では円偏波のうち、RHCPを使用することから、IoT通信機ではLHCPを使用することで、干渉を減らすことが期待できる。

月周回衛星に対して、月面宇宙機における通信アンテナの機械的要求は決まっていないが、月周回機と同様のパッチアンテナを適用して検討を進めた。しかしユースケースを考えると、月探査機に搭載するアンテナは小型とした方が太陽電池セルを多く設置できるなど考えられることから、本設計では、月周回機と同様のアンテナを用いた場合で十分な回線が成り立つ設計とし、アンテナを小型(2dBi程度)に変更しても成り立つ設計を目指す。

表 2.2.7 月周回機パッチアンテナ諸元

サイズ	100mmx100mmx3mm
偏波方式	LHCP
Downlink 利得	8.7dBi
Uplink 利得	8.3dBi

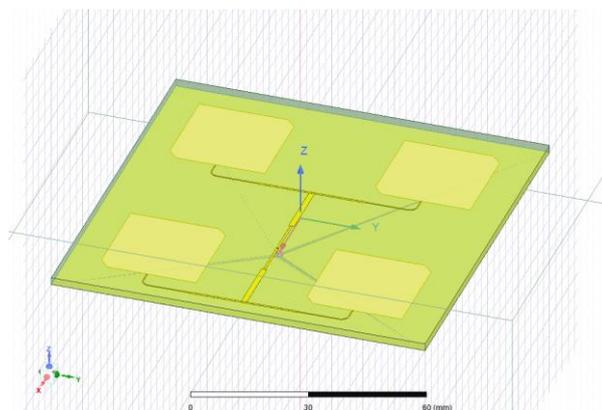


図 2.2.6 パッチアンテナ外観

IoT通信装置にアンテナのアンテナパターン測定は令和5年度実施予定であるが、先行して、試作したアンテナのアンテナパターンを福井県工業技術センターにて測定した。アップリンクアンテナ、ダウンリンクアンテナの水平偏波アンテナパターンの結果を図 2.2.7、図 2.2.8 に示す。測定結果として、測定に用いたケーブル損失を含んだ状態であり、直線偏波の利得となるが、アップリンクとしては-1.2dBi、ダウンリンクは-22.7dBi となり、シミュレーションの値と大きく異なることが分かった。本利得であると回線は成り立たない結果となり、原因の調査および改修を実施予定である。

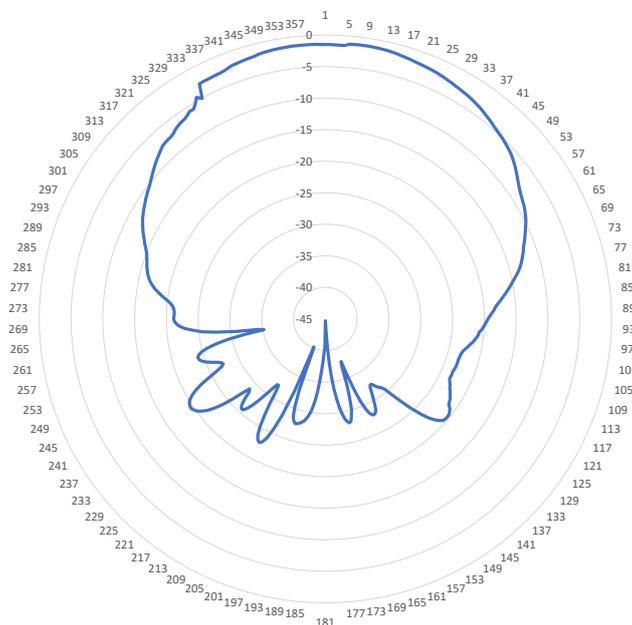


図 2.2.7 アップリンクアンテナパターン（水平偏波）

令和4年度地球観測技術等調査研究委託事業
「月面・月周回軌道宇宙機への測位・IoT通信サービスを提供する超小型衛星」
委託業務成果報告書

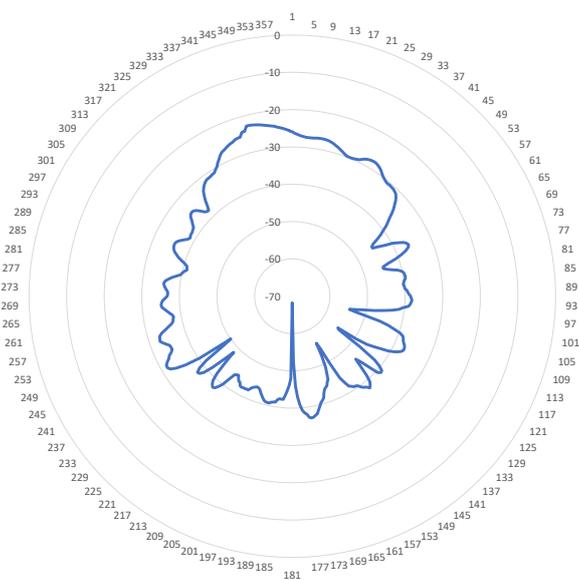


図 2.2.8 ダウンリンクアンテナパターン (水平偏波)

2.2.5. 回線計算

2.2.5.1. 月面宇宙機から見た月周回衛星の可視パス距離の解析

月周回衛星と北極域の月面宇宙機の可視パス、および距離について、想定される軌道データから、極域における可視パスの距離と仰角を解析した。結果を図 2.2.9、図 2.2.10 に示す。月周回衛星が1機の場合、月面宇宙機からみて、衛星は約140分周期で到来し、一回の可視時間は約22分、最大仰角38deg、通信距離は1050km~450kmとなる。軌道傾斜角が80度であることから、天頂を通過することはない。この仰角と距離の範囲で回線計算を実施した。

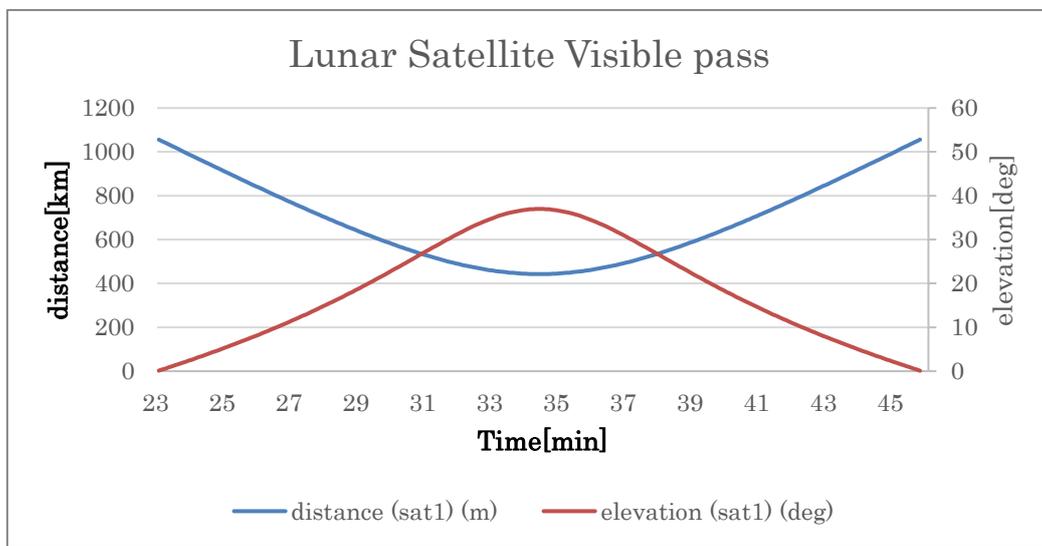


図 2.2.9 月面宇宙機から見た可視パスの距離と仰角

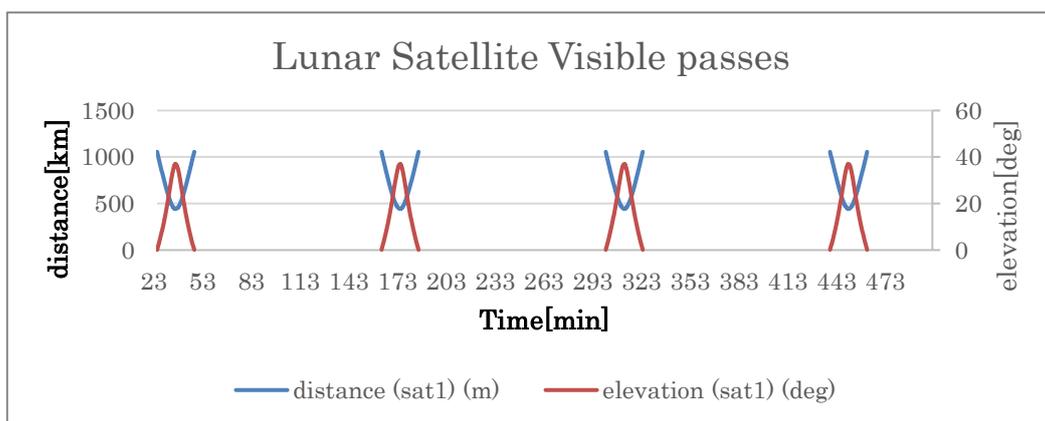


図 2.2.10 4周分の可視パスの飛来間隔（衛星1基）

2.2.5.2. 回線設計パラメータ

➤ 送信電力

R3年度で検討したUHFに比べ、Sバンドを使用すると自由空間損失が約14dB増加する。そのため、送信機にはパワーアンプを追加し、20mW(13dBm)、100mW(20dBm)、250mW(24dBm)の3種類のRF出力を比較する。

➤ LoRa変調の受信感度

LoRa変調方式のRFICにおける代表的なデータレート及び受信感度は、周波数拡散率(Spreading Factor, SF)と帯域幅によって決定される[3]。狭帯域、高拡散率になるほど受信感度は向上するが、ドップラーシフトを含む周波数変動への許容度の低下と、送信時間(Time on Air, ToA)の増大というトレードオフがある。

令和3年度の検討では、地球軌道で実績のある293bpsを選択しており、令和4年度の検討においても同様のデータレートで実施する。

表 2.2.8 代表的な実効データレートと受信感度

SF	帯域	実効データレート	受信感度
12	125kHz	293bps	-137dB
11	250kHz	586bps	-131dB
10	250kHz	1953bps	-129dB

実効データレート293bpsのとき、LoRaの受信感度は以下のパラメータおよび計算式から算出される。

- 受信機雑音(NF) (6dB データシートより)
- 帯域 (125000Hz)
- SNR (-20dB @ SF=12) ([4])

$$\text{受信感度 (dB)} = -174 + 10 \log_{10}(125000) + 6 - 20 = -137$$

➤ 各種RF損失

IoT通信装置の受信システムを図2.2.11に、送信システムを図2.2.12に示す。

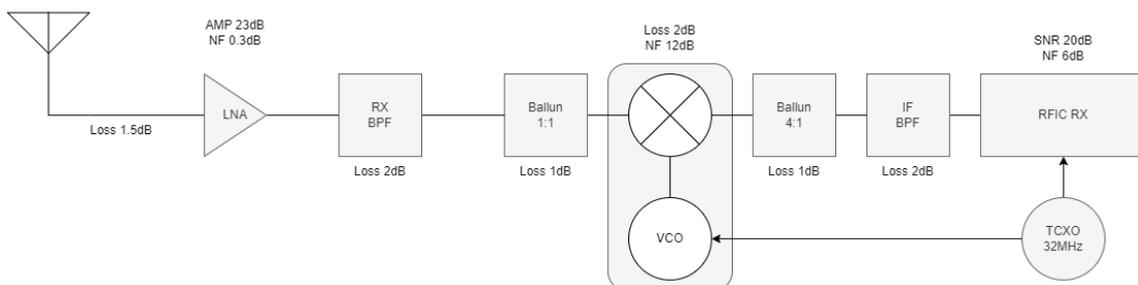


図 2.2.11 受信システムの各素子の特性を示したブロック図

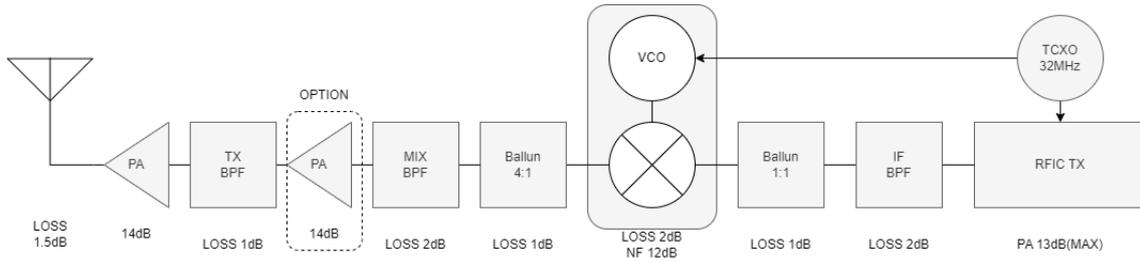


図 2.2.12 送信系統の各素子の特性を示したブロック図

実績品搭載ケーブル等のデータシート値から、アンテナ-送信、受信系手前の給電系損失を 1.5dB とする。ミキサ部の変換損失、およびフィルタ損失はデータシートを参照し、合計 8dB とする。自由空間損失 (FSPL) は、距離 D と周波数 F (MHz) とするとき、2.1GHz での損失は表 2.2.9 で示される。

$$FSPL(dB) = 32.44 + 20\log D + 20\log F$$

表 2.2.9 月周回衛星と月面宇宙機間の仰角，距離，Sバンドの伝搬損失の関係

Elevation[deg]	5	10	15	20	25	30	35	40
Distance[km]	923.5	804.4	705.6	624.6	558.6	505.0	461.4	425.8
自由空間損失 [dB]	158.2	157.0	155.9	154.8	153.8	153.0	152.2	151.5

偏波損失は同一設計の LHCP アンテナ同士の回線になるため、0dB として計算を行う。

➤ 受信機のシステム雑音

地球周回機の設計を引き継ぎ、アンテナに近い増幅段として、受信系に利得 23dB, NF=0.3dB の LNA を追加したとき、受信機のシステム雑音 (NF) は次のように表される。

システム雑音(NF)

$$= 1stLNA \text{ 前の給電損失} + 1stLNA \text{ の NF} * LNA \text{ 後の給電損失} / 1stLNA \text{ の利得}$$

上記より、LNA 後のフィルタ損失とミキサの変換損失による損失を加えると、受信機のシステム NF は 4.16dB となる。やや改善した NF により、システムの受信感度は -138.84 dB となる。

2.2.5.3. 回線計算結果

以上のパラメータを用いて、以下の方法で回線マージンを算出した。

$$\begin{aligned} \text{送信EIRP} &= \text{送信機出力} + \text{送信アンテナ利得} - \text{送信給電系損失} \\ \text{受信電力} &= \text{送信EIRP} + \text{受信アンテナ利得} - \text{受信給電系損失} - \text{自由空間損失} \\ \text{回線マージン} &= \text{受信電力} - \text{システム受信感度} \end{aligned}$$

2周波対応の LHCP パッチアンテナによる回線設計結果を表 2.2.10, 表 2.2.11 に示す。ここで用いたアンテナ利得はアンテナシミュレーションにより導出した設計値である。送信出力について、20mW, 100mW, 250mW で比較を行い、可視範囲として算出した最大仰角 38° , 最低仰角 5° での回線マージンを算出した。計算結果から 6dB 以上のマージンが確保できていることから、安定した通信ができると思われる。また、仰角 5deg 以上での衛星可視時間は 13.2 分間であり、通信速度は 293bps で、1パスにつき約 30kB の通信サービスを提供することができる。

表 2.2.12, 表 2.2.13 に試作アンテナの利得を反映させた回線設計結果を示す。試作アンテナの利得では回線が成り立たない結果となっており、アンテナの改善が必要であると考えられる。

表 2.2.10 月軌道-月面間 ダウンリンク回線設計結果

UPLINK		EL5度	EL38度	EL5度	EL38度	EL5度	EL38度
周波数	MHz	2200.000	2200.000	2200.000	2200.000	2200.000	2200.000
ビットレート	bps	292.9	292.9	292.9	292.9	292.9	292.9
送信機出力	dBm	13.00	13.00	20.00	20.00	24.00	24.00
送信系給電損失	dB	1.50	1.50	1.50	1.50	1.50	1.50
送信アンテナ利得	dBi	8.30	8.30	8.30	8.30	8.30	8.30
EIRP	dBm	19.80	19.80	26.80	26.80	30.80	30.80
伝搬距離	km	923.40	439.20	923.40	439.20	923.40	439.20
自由空間損失	dB	158.60	152.14	158.60	152.14	158.60	152.14
偏波損失	dB	0.00	0.00	0.00	0.00	0.00	0.00
受信アンテナ利得	dBi	8.30	8.30	8.30	8.30	8.30	8.30
受信系給電損失	dB	1.50	1.50	1.50	1.50	1.50	1.50
受信電力	dBm	-132.00	-125.54	-125.00	-118.54	-121.00	-114.54
受信感度	dBm	-138.87	-138.87	-138.87	-138.87	-138.87	-138.87
マージン	dB	6.87	13.33	13.87	20.33	17.87	24.33

令和4年度地球観測技術等調査研究委託事業
「月面・月周回軌道宇宙機への測位・IoT通信サービスを提供する超小型衛星」
委託業務成果報告書

表 2.2.11 月面-月軌道間 アップリンク回線設計結果

DOWNLINK		EL5度	EL38度	EL5度	EL38度	EL5度	EL38度
周波数	MHz	2050.000	2050.000	2050.000	2050.000	2050.000	2050.000
ビットレート	bps	292.9	292.9	292.9	292.9	292.9	292.9
送信機出力	dBm	13.00	13.00	20.00	20.00	24.00	24.00
送信系給電損失	dB	1.50	1.50	1.50	1.50	1.50	1.50
送信アンテナ利得	dBi	8.70	8.70	8.70	8.70	8.70	8.70
EIRP	dBm	20.20	20.20	27.20	27.20	31.20	31.20
伝搬距離	km	923.40	439.20	923.40	439.20	923.40	439.20
自由空間損失	dB	157.98	151.53	157.98	151.53	157.98	151.53
偏波損失	dB	0.00	0.00	0.00	0.00	0.00	0.00
受信アンテナ利得	dBi	8.70	8.70	8.70	8.70	8.70	8.70
受信系給電損失	dB	1.50	1.50	1.50	1.50	1.50	1.50
受信電力	dBm	-130.58	-124.13	-123.58	-117.13	-119.58	-113.13
受信感度	dBm	-138.87	-138.87	-138.87	-138.87	-138.87	-138.87
マージン	dB	8.29	14.74	15.29	21.74	19.29	25.74

表 2.2.12 月軌道-月面間 ダウンリンク回線設計結果（アンテナ利得実測値）

DOWNLINK		EL5度	EL40度	EL5度	EL40度	EL5度	EL40度
周波数	MHz	2050.000	2050.000	2050.000	2050.000	2050.000	2050.000
ビットレート	bps	292.9	292.9	292.9	292.9	292.9	292.9
送信機出力	dBm	13.00	13.00	20.00	20.00	24.00	24.00
送信系給電損失	dB	1.50	1.50	1.50	1.50	1.50	1.50
送信アンテナ利得	dBi	8.70	8.70	8.70	8.70	8.70	8.70
EIRP	dBm	20.20	20.20	27.20	27.20	31.20	31.20
伝搬距離	km	923.40	425.00	923.40	425.00	923.40	425.00
自由空間損失	dB	157.98	151.24	157.98	151.24	157.98	151.24
偏波損失	dB	0.00	0.00	0.00	0.00	0.00	0.00
受信アンテナ利得	dBi	8.30	8.30	8.30	8.30	8.30	8.30
受信系給電損失	dB	1.50	1.50	1.50	1.50	1.50	1.50
受信電力	dBm	-130.98	-124.24	-123.98	-117.24	-119.98	-113.24
受信感度	dBm	-138.87	-138.87	-138.87	-138.87	-138.87	-138.87
マージン	dB	7.89	14.63	14.89	21.63	18.89	25.63

令和4年度地球観測技術等調査研究委託事業
「月面・月周回軌道宇宙機への測位・IoT通信サービスを提供する超小型衛星」
委託業務成果報告書

表 2.2.13 月面-月軌道間 アップリンク回線設計結果（アンテナ利得実測値）

UPLINK		EL5度	EL40度	EL5度	EL40度	EL5度	EL40度
周波数	MHz	2200.000	2200.000	2200.000	2200.000	2200.000	2200.000
ビットレート	bps	292.9	292.9	292.9	292.9	292.9	292.9
送信機出力	dBm	13.00	13.00	20.00	20.00	24.00	24.00
送信系給電損失	dB	1.50	1.50	1.50	1.50	1.50	1.50
送信アンテナ利得	dBi	8.30	8.30	8.30	8.30	8.30	8.30
EIRP	dBm	19.80	19.80	26.80	26.80	30.80	30.80
伝搬距離	km	923.40	425.00	923.40	425.00	923.40	425.00
自由空間損失	dB	158.60	151.86	158.60	151.86	158.60	151.86
偏波損失	dB	0.00	0.00	0.00	0.00	0.00	0.00
受信アンテナ利得	dBi	8.70	8.70	8.70	8.70	8.70	8.70
受信系給電損失	dB	1.50	1.50	1.50	1.50	1.50	1.50
受信電力	dBm	-131.60	-124.86	-124.60	-117.86	-120.60	-113.86
受信感度	dBm	-138.87	-138.87	-138.87	-138.87	-138.87	-138.87
マージン	dB	7.27	14.01	14.27	21.01	18.27	25.01

2.2.6. EMの性能評価試験

2.2.6.1. 放射線試験

EM基板にプロトン照射試験，およびTID試験を実施した．プロトン照射試験では，主要ICのうち，RFICにおいて過電流モードが発生することを確認したものの，頻度は低く，故障は確認されなかった．

TID試験では，ミッション期間中の月周回衛星の想定吸収線量を10kradと決定し，倍の20kradを照射する試験を実施した．照射中および照射後，主要なICの動作には異常がみられないことを確認した．軌道上の運用期間において，放射線による故障発生確率は低いとみられる．TID試験の様子を図2.2.13に示す．



図 2.2.13 IoT通信装置 EM基板に対するTID試験

2.2.6.2. 性能評価試験

性能評価試験として、IoT通信装置から正常に2GHz帯の信号出力ができているのかの確認を行った。結果として、想定していた2GHz帯の信号をスペクトラムアナライザで確認することができた。結果を図2.2.14に示す。

IoT通信装置2台を使った有線での試験を実施した。IoT通信装置1台を衛星側通信機、もう一台を月面側通信機と仮定して、優先ケーブルにて減衰機を入れて通信が行えることの確認試験を実施した。試験構成を図2.2.15にと図2.2.16に示す。IoT通信装置2台の間では、テスト用に用いた文字を月面側通信機から送信し、衛星側通信機で受信できることを確認し、正常に送信と受信の文字が一致していることを確認した。

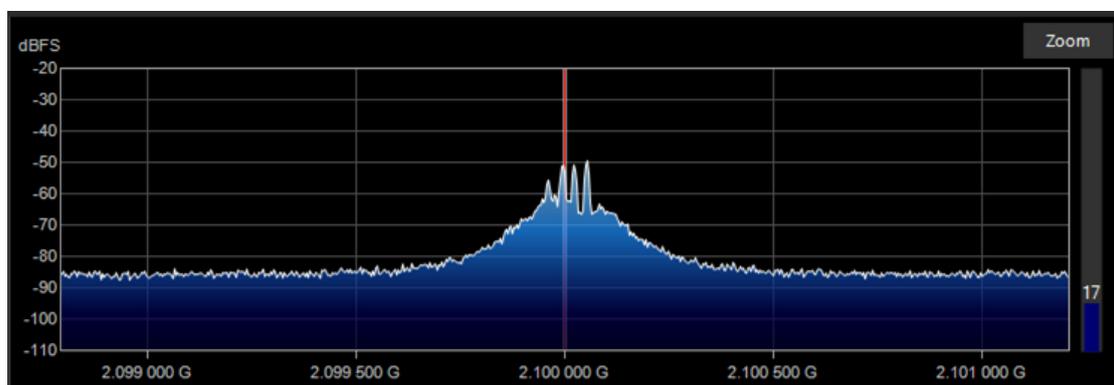


図 2.2.14 2GHz 帯送信時の波形

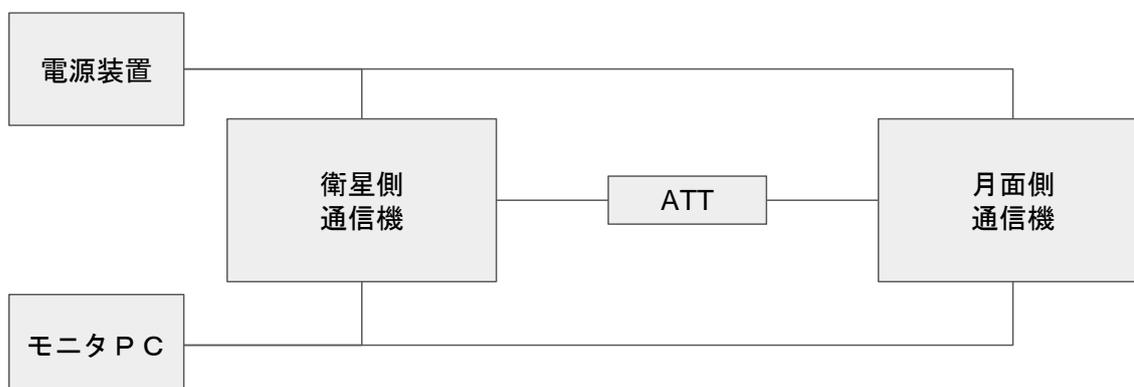


図 2.2.15 IoT通信装置EMの送受試験構成



図 2.2.16 IoT 通信装置 EM の送受試験の様子

令和4年度はEMの設計、製造および素子選定の過程において放射線環境における評価を実施した。今後は実際に電波送信や周波数安定度といった指標を熱環境試験で確認し、さらにLNSS送信電波の干渉がどの程度影響するのかについても検証する必要がある。また、アンテナについては測定結果がシミュレーションの値と大きく異なったことから、調査および再制作が必要となる。

参考文献

- [1] Recommendation SFCG 32-2R2. Communication frequency allocations and sharing in the lunar region. 2019.
- [2] SFCG Recommendation SFCG 32-2R3, Communication and Positioning, Navigation, and Timing Frequency Allocations and Sharing in the Lunar Region
[https://www.sfcgonline.org/Recommendations/REC%20SFCG%2032-2R3%20\(Freqs%20for%20Lunar%20region\).pdf](https://www.sfcgonline.org/Recommendations/REC%20SFCG%2032-2R3%20(Freqs%20for%20Lunar%20region).pdf)
- [3] SFCG Recommendation SFCG 32-2R4, Communication and Positioning, Navigation, and Timing Frequency Allocations and Sharing in the Lunar Region
[https://www.sfcgonline.org/Recommendations/REC%20SFCG%2032-2R4%20\(Freqs%20for%20Lunar%20region\).pdf](https://www.sfcgonline.org/Recommendations/REC%20SFCG%2032-2R4%20(Freqs%20for%20Lunar%20region).pdf)
- [4] SPACE MISSION ANALYSIS AND DESIGN Second Edition P110

2.3. 衛星の詳細設計とシミュレーション検討

本業務では、測位信号送信機・IoT通信装置の仕様から、衛星全体の詳細設計を行い、衛星構造モデルの開発および机上電気試験を行った。衛星全体の詳細設計では、令和3年度の概念設計結果をもとに構造設計、熱解析および外乱トルク解析を実施した。衛星構造モデルの製造を行い、ガスジェットスラスタとして採用した水レジストジェット推進機(RCSスラスタ)・姿勢制御モジュール・測位信号送信機とのフィットチェックを実施した。机上電気試験では、RCSスラスタ、姿勢制御モジュール、OBC(On-Board Computer)及び電源システムの噛み合わせ試験を実施した。月測位衛星システムに必要な地上衛星間の時刻同期機能をXバンドトランスポンダへ追加することを検討し、ダイレクトPMによる時刻同期機能で、十分要求精度を満足できることを確認した。これら結果をもとにして電気システムのインタフェース設計を行った。さらに搭載コンポーネントの放射線試験を実施し、月環境における放射線耐性を解析した。

姿勢軌道シミュレータを整備し、地上局との通信の間欠性によりこの衛星自体の位置推定がどの程度時間変化するかをシミュレーションの中で明らかにし、月宇宙機の位置推定やIoT通信のサービス品質を明らかにした。

2.3.1. 月測位通信サービス衛星の仕様

設計の前提条件を表 2.3.1 に示す。軌道は令和3年度に計算した最適条件である軌道高度300km、軌道傾斜角80°とした。月測位通信サービス衛星と地球局通信には、福井工業大学の13.5mアンテナを利用する計画であり、福井工業大学と連携し、回線計算等を実施し、通信の成立性を確認している。本衛星のシステム設計緒言、構成コンポーネントおよびシステムブロック図を表 2.3.2、表 2.3.3、図 2.3.1 にそれぞれ示す。

表 2.3.1 月測位通信サービス衛星の設計条件

大項目	項目	内容
軌道		極軌道, 高度 300km, 軌道傾斜角 80deg
地球局	局	福井工業大学
	アンテナ直径	13.5m
	通信周波数	X 帯
輸送	想定輸送方法	HTV-X ミッション
機械インタフェース要求 ※ HTV-X を想定	衛星構体寸法	6U-CubeSat サイズ X:226.3±0.1mm, Y:100.0±0.1mm Z:366.0±0.3mm
	重量(ウェット)	14kg 以下
	衛星重心	X: ±4.5cm, Y: ±2cm, Z: ±7cm
ミッション寿命		2年以上

表 2.3.2 システム設計仕様

大項目	項目	内容
	サイズ	100 x 226.3 x 366 mm ³
	重量	14kg 以下 (wet)
姿勢軌道 制御	制御モード	月面(ユーザ)指向 太陽指向 地球指向
	姿勢決定精度	0.056° (3σ)
	リアクションホイール	最大トルク: 2.3mNm 最大蓄積角運動量: 30.6mNms
	RCS/スラスタ	水レジストジェットスラスタ 推力: 0.5 ~ 4mN 比推力 Isp: 70s 推進薬重量: 1.0 kg
電源系	バッテリー	リチウムイオンバッテリー 3直2並列 12.6V, 7000mA
	太陽電池	発電面: 7直6並列 (裏面7直4並列)
	電圧系統	12.6V(非安定), 5.0V(安定)
	発生電力	29.8W
	消費電力	平均消費電力: 21.7W 測位・IoT通信ミッション時: 23W
通信系 (対地球局)	通信周波数	コマンド: 7.1GHz (X帯) テレメトリ: 8.4GHz 帯 (X帯)
	通信速度	コマンド: 16 bps, 64 bps, 256 bps, 1024 bps テレメトリ: 128 bps, 512 bps, 1024 bps, 8192 bps
	送信電力	ハイパワー: 1.0W, ローパワー: 0.02W
	受信感度	-150dBm 以上
	アンテナ	送信用ローゲインアンテナ (TX-LGA) x 5 個 受信用ローゲインアンテナ (RX-LGA) x 5 個 送信用ミドルゲインアンテナ (TX-MGA) x 1 個
	アンテナゲイン	LGA: 6.5dBi, MGA: 8.5dBi
C&DH	処理系	32bit PIC32 + FPGA

表 2.3.3 衛星構成コンポーネント

大項目	項目	略称	
CDH	データ処理コンピュータ	OBC	On-board Computer
	データストレージ	DR	Data Recorder
	白金温度センサ	RTD	Resistance Temperature Detectors
姿勢制御	姿勢制御コンピュータ	AOBC	Attitude on-board computer
	ジャイロ	GYRO	Gyroscope
	太陽センサ	SAS	Sun Aspect Sensor
	スタートラッカ	STT	Star Tracker
	リアクションホイール	RW	Reaction Wheel
	姿勢制御用スラスタ	RCS-THR	Reaction control system, Thruster
電源系	バッテリー	BAT	Battery
	太陽電池パドル	SAP	Solar Array Paddle
	電力制御器	PCU	Power Control Unit
	電力分配器	PDU	Power Distribution Unit
	バッテリーヒータ	BAT-HTR	Battery Heater
	分離スイッチ	DSW	Deployment Switch
	F/Sピン	F/S	Flight/Safety pin
通信系 (対地球局)	X帯トランスポンダ	XTRP	X-band transponder
	X帯ローゲインアンテナ	LGA	Low Gain Antenna
	X帯ミドルゲインアンテナ	MGA	Middle Gain Antenna
	X帯スイッチ	XSW	X-band switch
	チップスケール原子時計	CSAC	Chip-scale atomic clock
ミッション	測位送信機	LNSS-Tx	Lunar Navigation Satellite System Transmitter
	測位送信アンテナ	LNSS-ANT	LNSS-Antenna
	S&F (IoT) 通信機	S&F	Store & Forward
	S&F (IoT) アンテナ	S&F-ANT	S&F-Antenna

令和4年度地球観測技術等調査研究委託事業
 「月面・月周軌道宇宙機への測位・IoT通信サービスを提供する超小型衛星」
 委託業務成果報告書

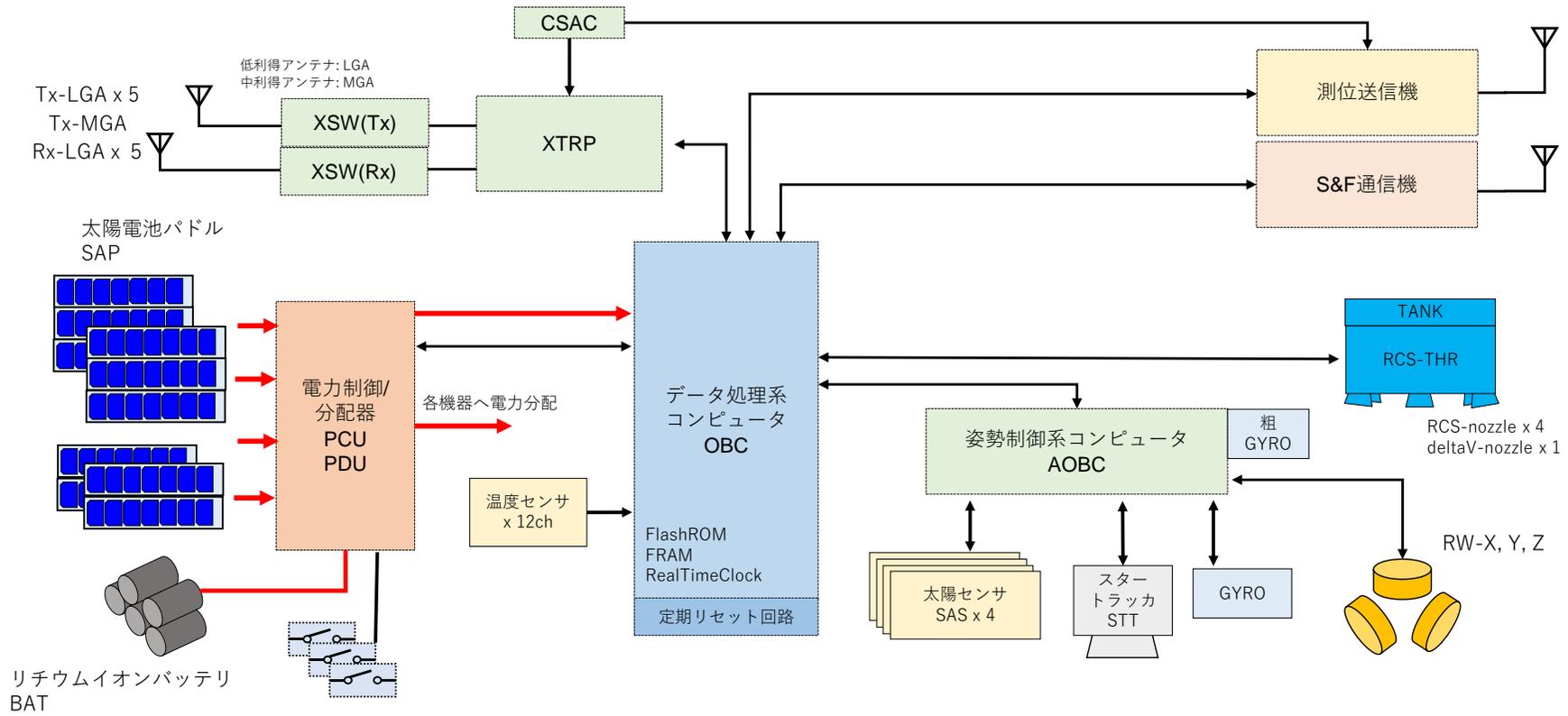


図 2.3.1 月測位通信サービス衛星のシステムブロック

2.3.2. 構造設計および構造モデルの開発

2.3.2.1. 構造設計

月測位通信サービス衛星の設計条件および各コンポーネントからの要求条件と令和3年度に実施した概念設計結果をもとに、衛星構造の詳細設計を行った。なお、衛星構造本体部は、現時点の設計要求を満たすレベルで設計完了したが、令和5年度に開発予定のOBC周辺の設計は暫定的に行った。また、太陽電池パドルとその保持解放機構については、令和5年度に詳細設計・製造を行う予定である。

衛星コンポーネントレイアウト（外部）を図2.3.2、衛星コンポーネントレイアウト（内部）を図2.3.3に示す。衛星外観を図2.3.4に示す。

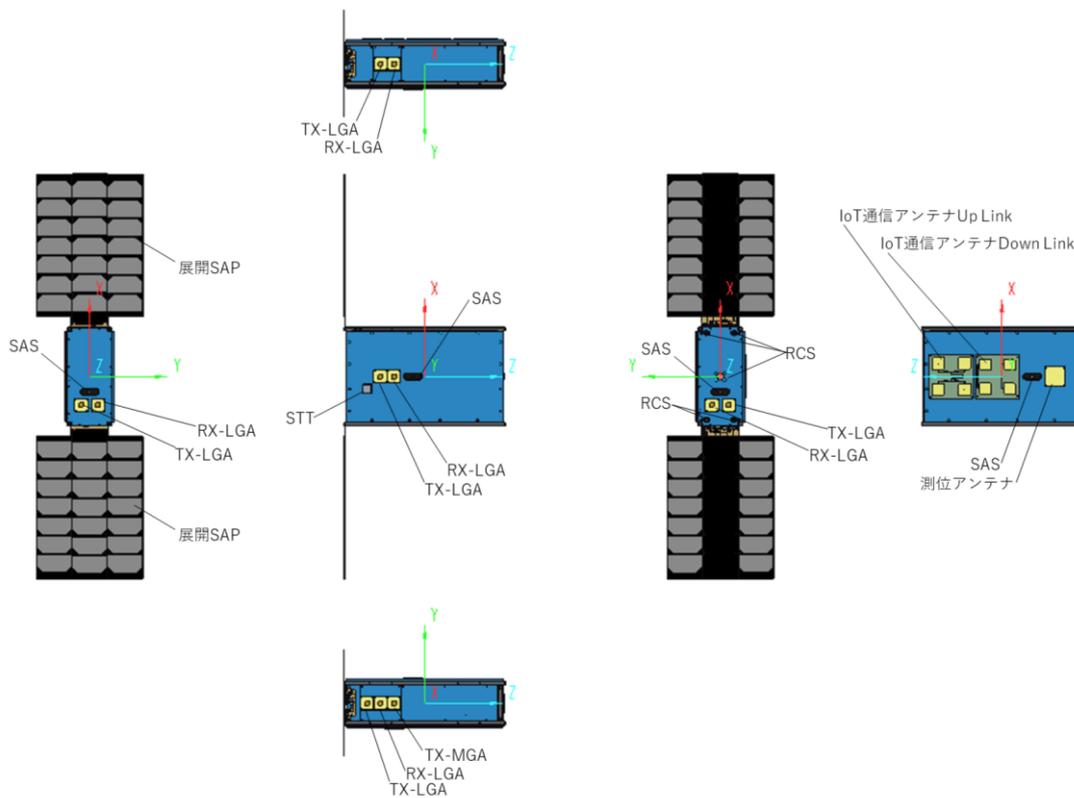


図 2.3.2 衛星コンポーネントレイアウト（外部）

令和4年度地球観測技術等調査研究委託事業
 「月面・月周回軌道宇宙機への測位・IoT通信サービスを提供する超小型衛星」
 委託業務成果報告書

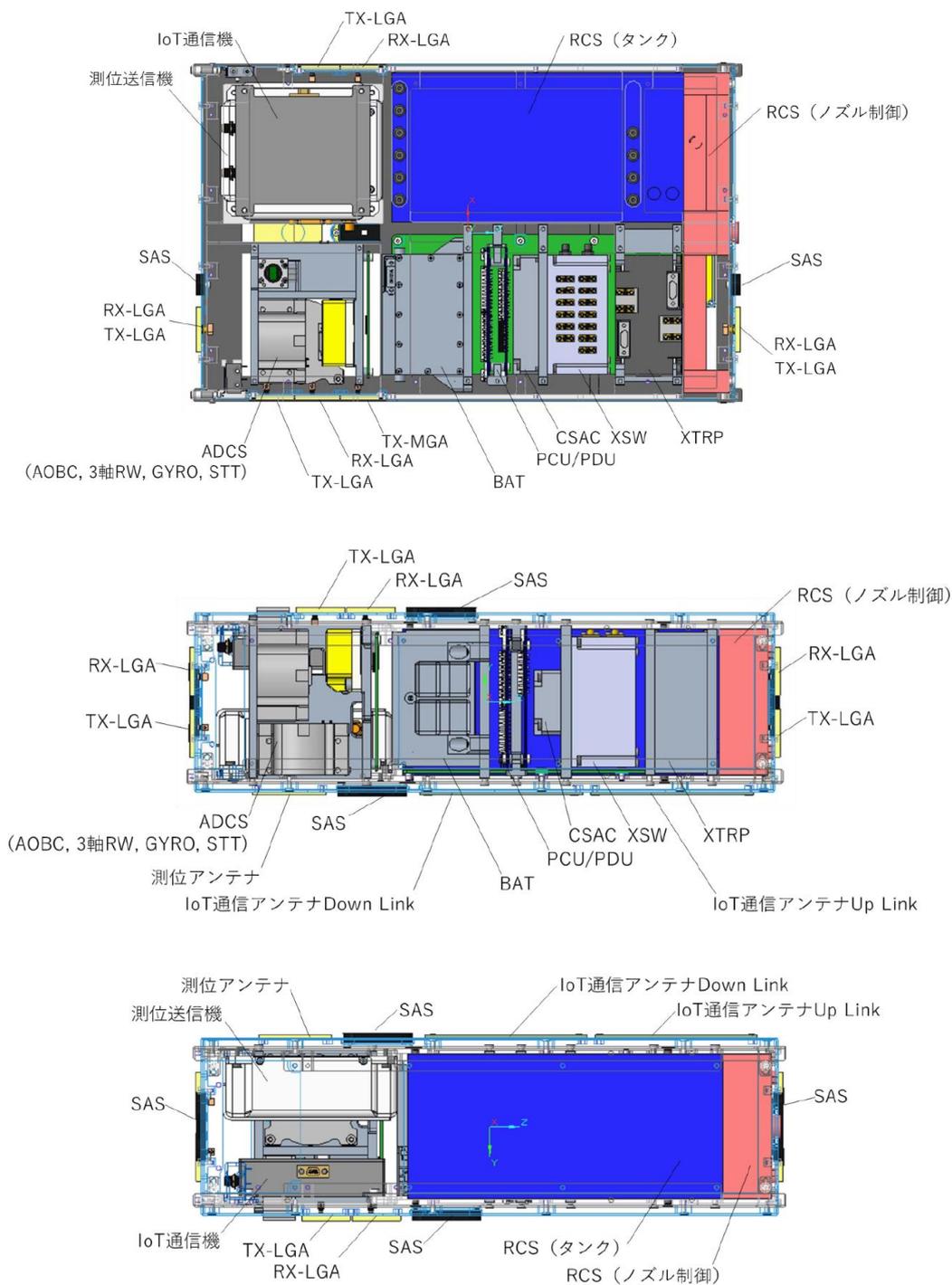


図 2.3.3 衛星コンポーネントレイアウト (内部)

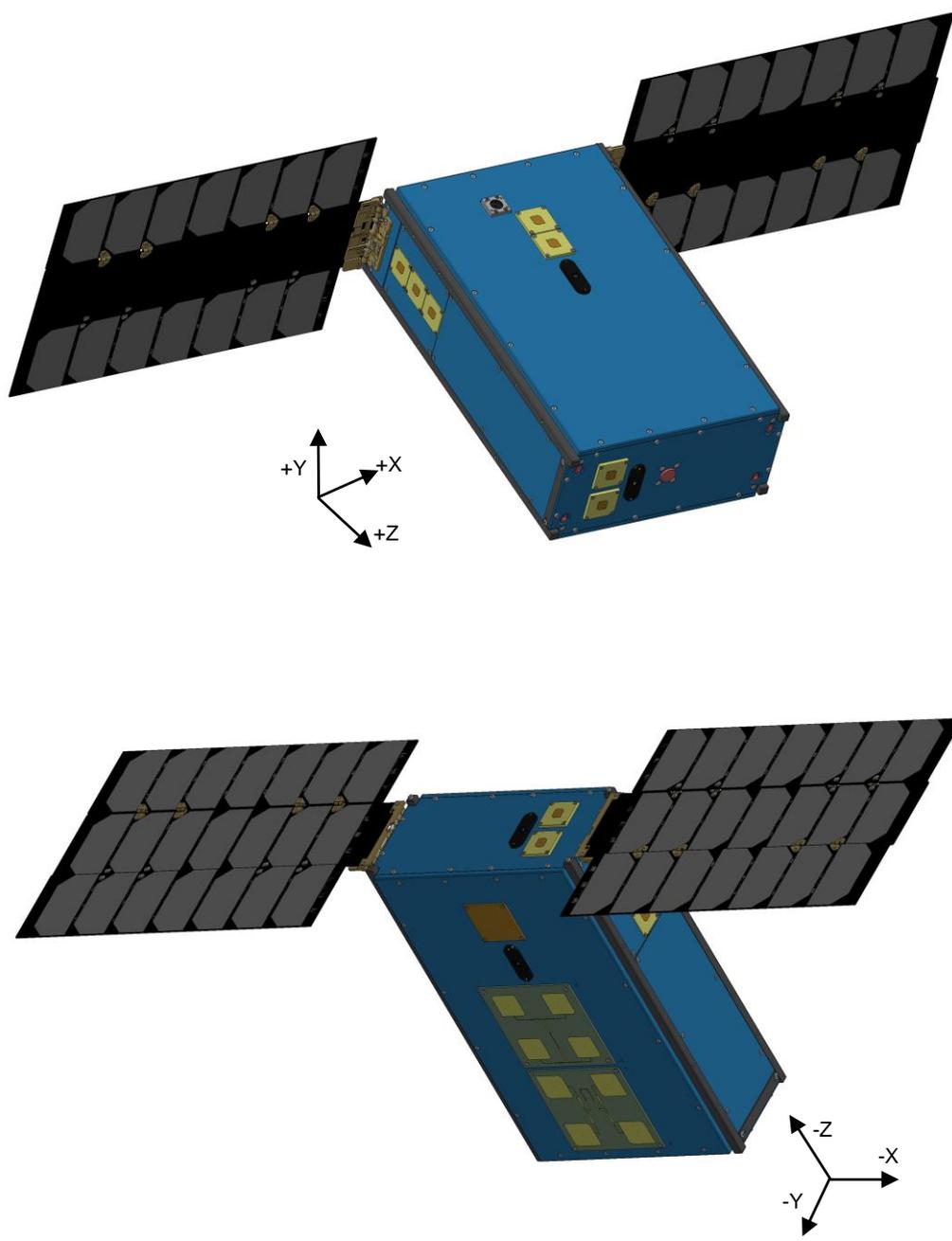


図 2.3.4 衛星概観（展開）

令和4年度地球観測技術等調査研究委託事業
「月面・月周回軌道宇宙機への測位・IoT通信サービスを提供する超小型衛星」
委託業務成果報告書

構造設計の妥当性評価として、HTV-X搭載時の機械的インタフェース条件（表2.3.1）との整合性評価を行った。まず、衛星全体合計重量は表2.3.4に示すように、ウエットマス合計で8.87kgとなった。システムハーネスは計上していないが、十分に要求値である14kgを満たす結果となっている。

表 2.3.4 衛星搭載機器/要素の重量と衛星全体合計重量

略称(等)		重量[kg]		備考
PCU/PDU		0.09		*旧基板実績値
BAT		0.629		*メーカー公称値
RW		0.675		*データシート, 3つ合計
GYRO		0.052		*データシート
STT		0.04		*ホームページ
SAS		0.026		*データシート, 4台合計
AOBC		0.035		*旧基板実績値
OBC		0.088		*旧基板実績値の面積比倍(1.1倍)
XTRP		0.5		*メーカー公称値
XSW等		0.2		*メーカー公称値
CSAC		0.1		*メーカー公称値
TX-LGA		0.1		*1枚20g, 5枚
RX-LGA		0.1		*1枚20g, 5枚
TX-MGA		0.02		*1枚20g,
RCS	ノズル	0.41		*メーカー公称値
	タンク(Wet)	1.95	-	*メーカー公称値
	タンク(Dry)	-	1.05	*メーカー公称値
LNSS-Tx		0.56		*実測値
LNSS-ANT		0.014		*実測値
S&F		0.1488		*実測値
S&F-ANT		0.12		*1枚60g, 2枚
SAP(太陽電池パネル)		0.565		*設計値
構造重量		2.452		*設計値
ウエットマス合計		8.8748		
ドライマス合計		7.9748		

次に、衛星の重心と慣性モーメントをウェットマス（推進薬充填率 100%）とドライマス（推進薬充填率 0%）の場合それぞれについて計算した結果を以下に示す。重心位置は図 2.3.5、図 2.3.6 に図示する。どちらの場合においても要求値（X : ±4.5cm, Y : ±2cm, Z : ±7cm）を十分に満たせている。また、太陽電池パドルを収納した状態の概観およびサイズを図 2.3.7 に示す。HTV-X 搭載時の包絡域を十分に満足していることを確認できた。

・ ウェットマス（推進薬充填率 100%）

重心位置 [mm] : X = -3.70, Y = -2.42, Z = -6.14

重心における慣性モーメント [kg*mm²]

Lxx=1.17E+05, Lxy =6.32E+02, Lxz= 5.65E+03

Lyx=6.32E+02, Lyy =1.92E+05, Lyz= 4.82E+02

Lzx=5.65E+03, Lzy =4.82E+02, Lzz= 9.82E+04

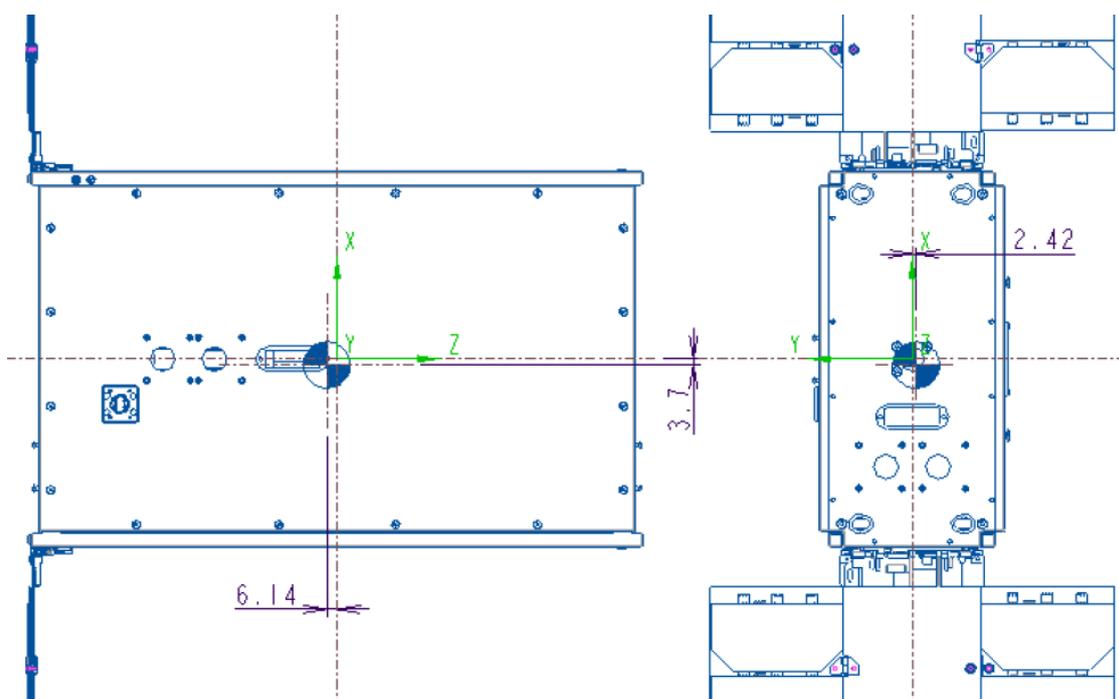


図 2.3.5 ウェットマスでの重心位置

・ ドライマス（推進薬充填率 0%）

重心位置 [mm]: $X=10.67$, $Y= 2.58$, $Z= 10.13$

重心における慣性モーメント L [kg*mm²]

$L_{xx}= 1.13E+05$, $L_{xy}= 7.19E+02$, $L_{xz} =3.48E+03$

$L_{yx}= 7.19E+02$, $L_{yy}= 1.85E+05$, $L_{yz} =5.50E+02$

$L_{zx}= 3.48E+03$, $L_{zy}= 5.50E+02$, $L_{zz} =9.33E+04$

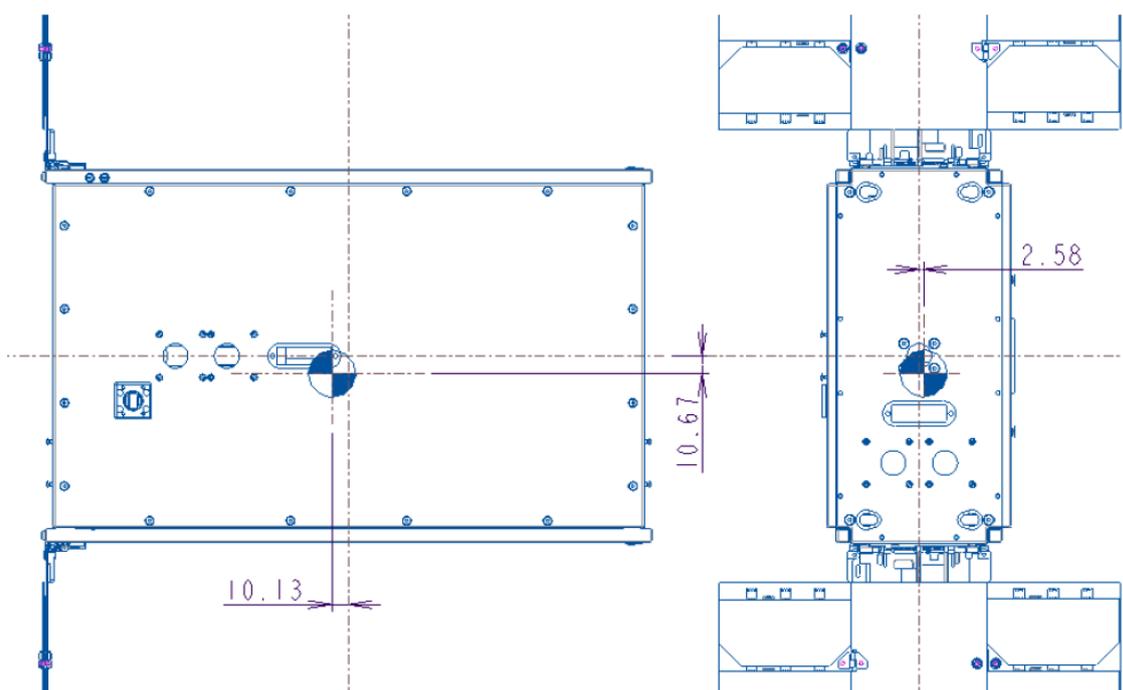


図 2.3.6 ドライマスでの重心位置

令和4年度地球観測技術等調査研究委託事業
 「月面・月周回軌道宇宙機への測位・IoT通信サービスを提供する超小型衛星」
 委託業務成果報告書

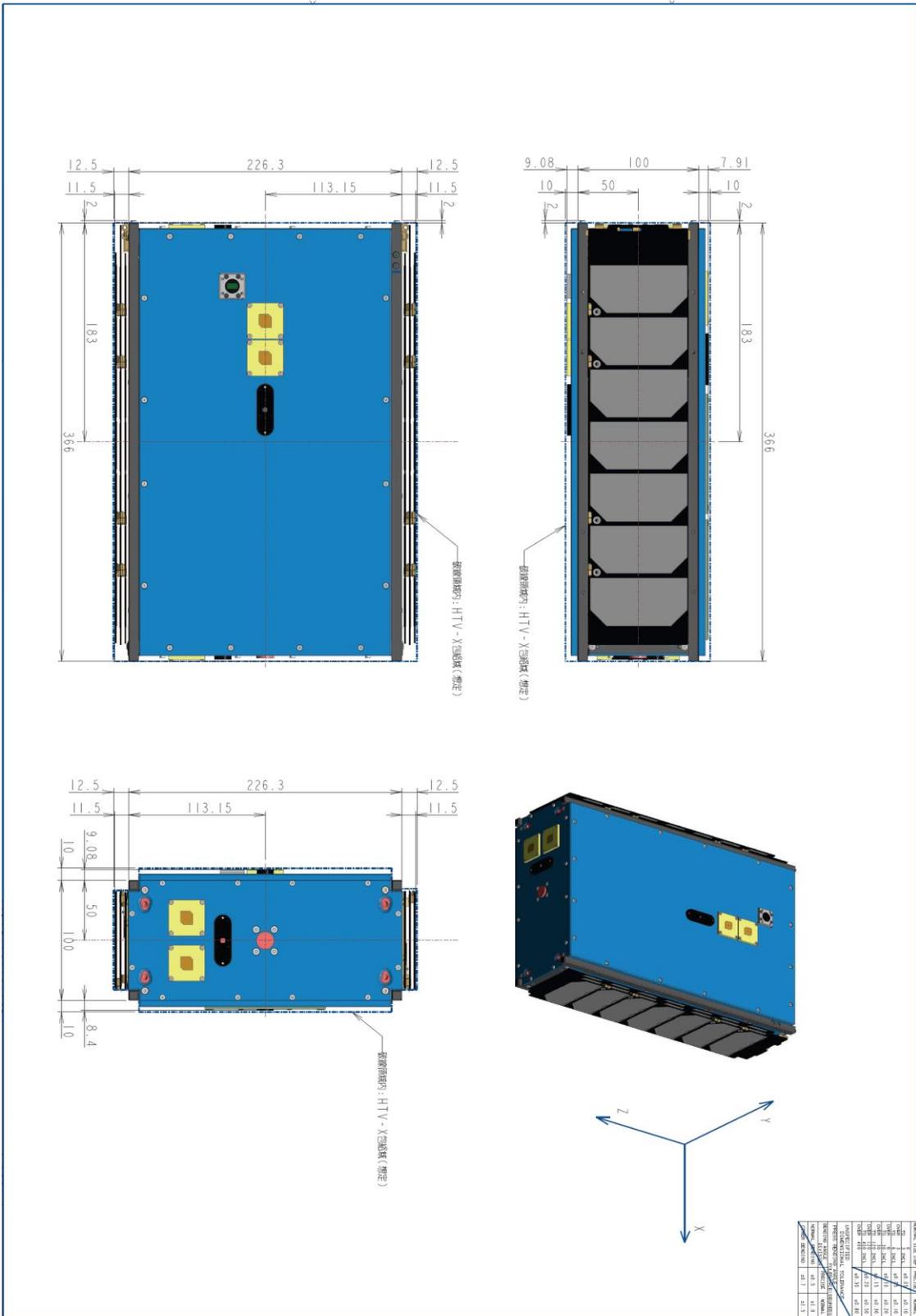


図 2.3.7 衛星概観サイズ (太陽電池パドル収納時)

2.3.2.2. 構造モデルの開発

開発した構造モデルの外観を図 2.3.8 に示す。構造モデルは、構造の妥当性を確認するためのものとし表面処理はしていない。

フィットチェックの結果を図 2.3.9 以降に示す。既に製造・調達済みの RCS、姿勢制御モジュール、測位送信機とのフィットチェックを実施し、各コンポーネントの取り付けは問題無くできることを確認した。但し、ハーネスの取り付けに関しては、構造部品と微干渉する点があったため、令和5年度以降の EM (Engineering Model) の構造設計に反映させる予定である。

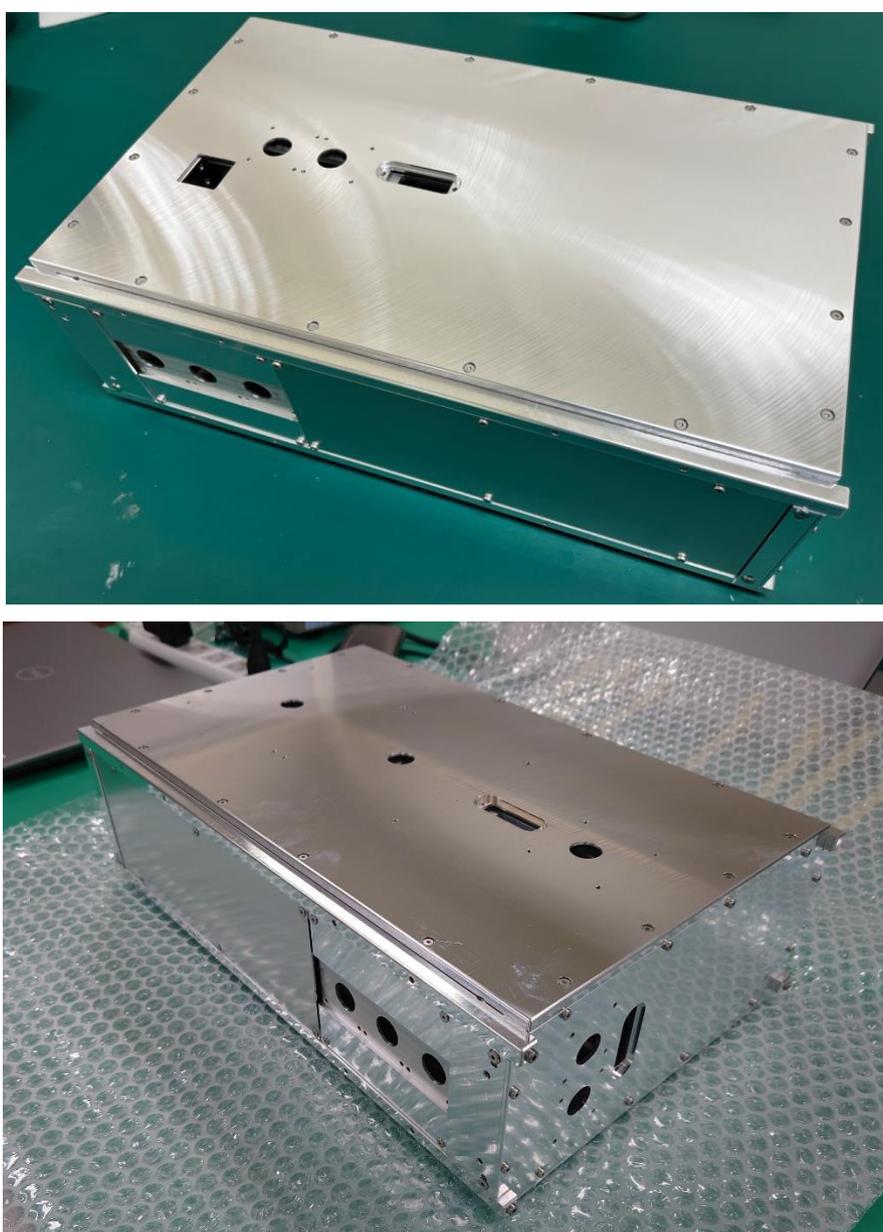


図 2.3.8 月測位通信サービス衛星の構造モデル外観



図 2.3.9 RCS とのフィットチェック

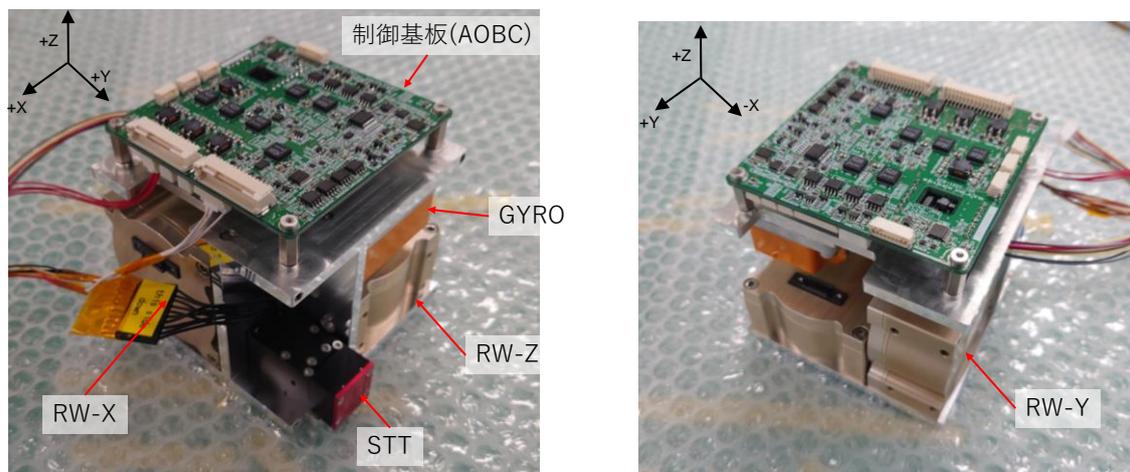


図 2.3.10 姿勢制御モジュールの外観

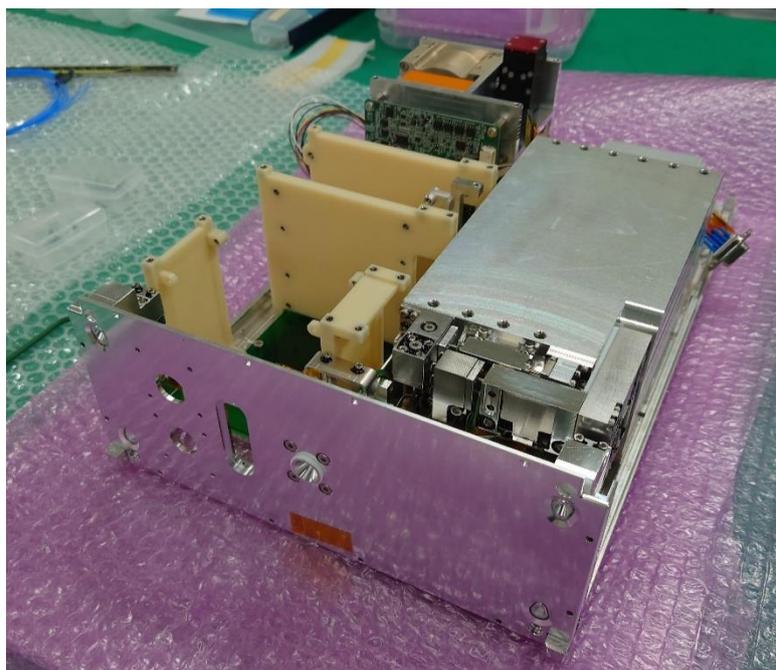


図 2.3.11 測位送信機, RCS, 姿勢制御モジュールとのフィットチェック

2.3.3. 熱解析

前項で示した構造モデルを簡易モデル化し熱モデルを作成した。熱解析では月周回時に各コンポーネントが

表 2.3.5 に示す許容温度範囲内に収まるかどうかの確認を行った。

表 2.3.5 搭載コンポーネントの許容温度範囲

略称	許容温度範囲	備考
PCU/PDU	-20 ~ +50°C	*実績値
BAT	0 ~ +50°C	*セル単体データシート
ADCS unit	-10 ~ +50°C	AOBC, RW, GYRO, STT を包括する温度範囲
RW	-10 ~ +60°C	*データシート
GYRO	-40 ~ +85°C	*データシート
STT	-20 ~ +75°C	*データシート
SAS	-30 ~ +80°C	*データシート
AOBC	-20 ~ +50°C	実績値
OBC	-20 ~ +50°C	実績値
XTRP	-20 ~ +60°C	*論文参考
CSAC	-10 ~ 70°C	
RCS	+4 ~ +49°C	*メーカー値
LNSS-Tx	-10 ~ +TBD°C	
S&F	TBD	

2.3.3.1. 熱モデル

熱解析には熱流体解析統合ツール ThermalDesktop を用いた。熱モデルの概観を図 2.3.12 に示す。熱解析で使用する太陽定数及び月表面のアルベドを

表 2.3.6 に示す。各値は参考文献[1][2]をもとに設定した。月周回軌道の場合は地球と太陽の距離の変動に最大 405,504 km を加算または減算を考慮している。アルベドは月表面の局所的な凹凸により変動する。月周回中の衛星は、月からの赤外(IR, Infrared)輻射による影響を受ける。この IR 輻射は月の表面温度によって変化するが、月の表面温度は大気がない影響や月表面を覆うレゴリス(砂)による影響により、日照側の赤道直下で 110°C 以上、

日陰側で -170°C 以下と一定温度とはならない。そこで月の表面温度は、太陽天頂角を用いて、ランベルト近似を使用すると、以下式のように近似することが出来る[1][2]。

$$T(z) = T_s \times \cos^{1/4}(Z)$$

Z : 太陽天頂角, T_s : 月の表面温度

本解析では、 T_s を 390K (日照中の月の赤道付近の温度 120°C) , 月の極や日陰部の温度を 90K (-183°C) とし、月周回中の衛星位置(緯度, 経度)毎に、月表面からの IR 輻射を算出した結果を用いた。

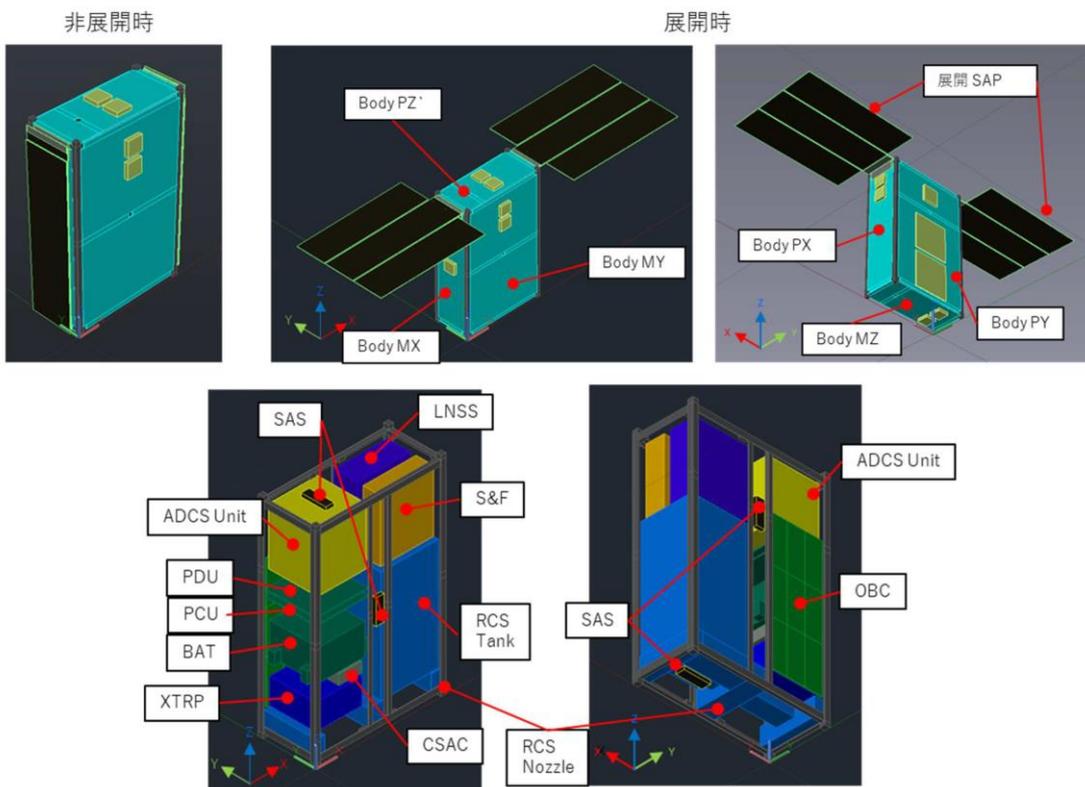


図 2.3.12 熱モデル

表 2.3.6 月周回軌道での太陽定数・アルベド

	太陽定数	アルベド
平均	1367W/m ²	0.12
最大	1421W/m ²	0.07
最小	1315W/m ²	0.20

2.3.3.2. 定常周回時の衛星温度

月周回軌道は、周回毎に軌道面から見た太陽方向の角度(太陽β角)が少しずつずれてい

く. これにより, 月周回軌道は常に同じ緯度, 経度を通過することは無く, 周回毎に外部熱環境が変化する. 本解析では太陽β角を0~90°まで10°間隔で変化させ, 搭載機器が動作温度範囲内であるかを確認した.

解析結果より, 衛星温度は月表面温度による影響で, 太陽β角が90°に近づく程, 低くなる傾向にあることが分かった. 最も温度が高くなる太陽β角0°においては最悪高温条件(太陽定数1421W/m², アルベド0.2), 最も温度が低くなる太陽β角90°においては最悪低温条件(太陽定数1315W/m², アルベド0.07)での解析を実施した. この結果は

表2.3.8に示す通り, 全ての機器で動作温度範囲内であった. 特に低温条件が厳しいバッテリー(0~50°C), RCSスラスタ(+4 ~ +49°C)は最悪低温条件でも3°C以上を示している. XTRPは消費電力が高いため, 高温になり易い機器であるが, 最悪高温条件においても30°C程度であり, 問題の無い温度となった.

表 2.3.7 定常周回時の太陽β角と衛星温度解析条件

項目	値
高度	300km
軌道傾斜角	80deg
衛星姿勢	+Z面(太陽電池パドル)を太陽指向
機器発熱量	合計 21.36W XTRP: 13W, PCU/PDU: 0.5W, ADCS:4.82W, SASx4: 0.54W, OBC:2.5W

表 2.3.8 定常周回時の太陽β角と衛星温度解析結果(最悪高温, 最悪低温)

		搭載機器										衛星構体							
		ADCS UNIT	RCS TANK	RCS Nozzle	PDU	PCU	BAT	LNSS	OBC	S&F	XTRP	BODY PX	BODY PY	BODY PZ	BODY MX	BODY MY	BODY MZ	展開 SAP PX	展開 SAP MX
許容温度範囲		-10 +40	+4 +49	+4 +49	-20 +50	-20 +50	0 +50	-10 TBD	-20 +50	TBD	-20 +60	-	-	-	-	-	-	-	-
β0° 最悪高温	MAX	27.1	17.6	17.9	20.9	19.5	19.8	17.5	28	18.1	29.3	21.4	16.2	25.7	18.7	17.1	22	110	109.7
	MIN	20.7	10.1	10.3	12.1	9.8	11.2	11	19.7	10.3	20.6	6.3	4.4	5.3	6.4	5.5	6.4	-112.7	-112.2
β90° 最悪低温	MAX	14.6	4.3	4.6	7	5	6	4.6	14.6	4.7	15.5	3.4	0	11.2	3.7	3.4	2.2	59.3	59.2
	MIN	13.9	3.5	3.7	6.1	4.1	5	3.9	13.8	3.8	14.5	1.8	-0.8	9.8	2.5	0.1	1	54.9	54.8

2.3.3.3. 非定時の衛星温度

衛星が軌道投入直後の状態(太陽電池パドルの非展開時)やタンブリングなどの非定常時(アノマリー)の衛星温度の解析をし, 搭載機器が動作温度範囲内であるかを確認した. なお非定常時のXTRPは受信待機状態とし, 機器発熱は合計13.96Wとの条件で熱解析を行った. 各アノマリーの条件と結果及び考察を表2.3.9に示す. 各アノマリーでの温度は表2.3.10に示す.

表2.3.9の考察に示す通り, 非定常時の衛星温度は, 衛星のどの面が太陽に向くかによって大きく変化し, 搭載機器の動作温度範囲を超える場合がある. 但し, 各コンポーネン

トの温度範囲はマージンを持った値であり、温度範囲を逸脱した場合に即座に故障するものではないと考えられる。例えば、バッテリーは0°C以上を推奨しているが、-10°C以下での使用実績もある。今後、本熱解析結果をもとに、EMでの環境試験条件を整理していく予定である。

表 2.3.9 非定常周回時の姿勢・運用条件と解析結果の考察

ケース	姿勢・運用条件	解析結果と考察
アノマリー1	<ul style="list-style-type: none"> ・SAP 非展開 ・+X側を常時太陽指向 ・衛星構体-Y, -Z, +Y, +Z が順に太陽指向 	非展開状態のSAP(+X面)が常時太陽を向くことになるが、太陽光が照射される面積が小さく、またSAPと衛星構体間の熱コンダクタンス(0.02W/°C)が小さいため、衛星温度は下がり、RCS, BAT, LNSSが動作温度範囲以下となった。
アノマリー2	<ul style="list-style-type: none"> ・SAP 非展開 ・衛星Y軸回りに10回転/月1周(約0.4°/s) ・衛星構体MZ, 展開SAP MX, 衛星構体PZ, SAP PX が順に太陽指向 	SAP(+X, -X)以外にも、衛星構体-Z, +Zにも太陽が照射される。衛星構体-Z, +Zと衛星構体間の熱コンダクタンスは、接触長さ100mmあたり0.2W/°Cと大きいことから、アノマリー1よりも太陽熱を衛星内部に伝えやすいため、搭載機器の温度が上昇する。但し、RCS, BATが動作温度範囲以下となった。
アノマリー3	<ul style="list-style-type: none"> ・展開SAP 非展開 ・衛星構体MYを常時太陽指向 ・衛星Y軸回りに10回転/月1周(約0.4°/s) 	アノマリー1, 2と比較して、面積が大きい衛星構体-Yが常時太陽指向することで、搭載機器が大きく上昇し、ADCS, OBCが動作温度範囲以上となった。
アノマリー4	<ul style="list-style-type: none"> ・衛星Y軸まわりに10回転/月1周(約0.4°/s) ・衛星構体PZ, PX, MZ, MXを順に太陽指向 	アノマリー2との違いは、SAPの展開・非展開による違いのみである。RCS, BATが動作温度範囲以下となった。
アノマリー5	<ul style="list-style-type: none"> ・衛星Y軸回りに10回転/月1周(約0.4°/s) ・衛星構体MY面が常時太陽指向 	面積が大きい衛星構体MYが常時太陽指向することで、搭載機器の温度が大きく上昇し、ADCS, OBCが動作温度範囲以上となった。
アノマリー6	<ul style="list-style-type: none"> ・衛星Z軸回りに10回転/月1周(約0.4°/s) ・衛星構体MY, MX, PY, PXを順に太陽指向 	搭載機器が全て動作温度範囲内となる。

令和4年度地球観測技術等調査研究委託事業
「月面・月周回軌道宇宙機への測位・IoT通信サービスを提供する超小型衛星」
委託業務成果報告書

表 2.3.10 非定常時の衛星温度解析結果

		搭載機器										衛星構体							
		ADCS UNIT	RCS TANK	RCS Nozzle	PDU	PCU	BAT	LNSS	OBC	S&F	XTRP	BODY PX	BODY PY	BODY PZ	BODY MX	BODY MY	BODY MZ	展開 SAP PX	展開 SAP MX
許容温度範囲		-10 +40	+4 +49	+4 +49	-20 +50	-20 +50	0 +50	-10 TBD	-20 +50	TBD	-20 +60	-	-	-	-	-	-	-	
Anomaly1	MAX	6.3	-3.5	-3.3	-0.1	-1.9	-0.5	-3.6	6.8	-3.2	1.9	-0.7	-4.1	-3.8	-1.6	-3.8	-0.5	72.8	32.5
	β0° MIN	2.4	-8.2	-8.1	-5.9	-8.4	-6.1	-7.5	1.4	-8	-3.8	-9.3	-12.4	-10.8	-10.1	-11.6	-10.6	-36.4	-58.8
Anomaly1	MAX	-4.9	-15	-15	-12.2	-14.2	-12.6	-14.8	-4.6	-14.8	-10.2	-12.6	-15.4	-15.3	-16.1	-17.6	-16.4	71.7	-67.9
	β90° MIN	-5.7	-16	-16	-13.5	-15.8	-13.8	-15.7	-5.9	-15.8	-11.4	-14	-19.4	-17.4	-17.5	-18.7	-17.5	68.1	-72.9
Anomaly2	MAX	15.3	5.5	5.8	8.9	6.4	8.5	5.3	15.2	5.9	11.1	7.2	6.2	11.5	8	9.9	10.4	42.8	43.1
	β0° MIN	10.4	-0.2	-0.1	2.2	-0.4	1.9	0.5	9.1	-0.1	4.3	-2.1	-4.9	-3.4	-1.8	-4.2	-3	-43.8	-42.2
Anomaly2	MAX	4.7	-5.6	-5.4	-2.4	-4.3	-2.8	-5.4	4.7	-5.3	-0.4	-5.1	-6.4	-0.1	-4.4	-8.4	-0.7	22	23.4
	β90° MIN	3.9	-6.6	-6.4	-3.8	-6	-4.1	-6.2	3.4	-6.3	-1.6	-6.9	-10.4	-8.3	-6.3	-9.5	-8.3	-5.9	-5.5
Anomaly3	MAX	53.1	44.1	44.5	47.4	45	47.1	43.9	52.2	44.7	49.9	43.7	47.8	43.5	44.7	60	44.4	16.6	18.1
	β0° MIN	44	33.9	34	34.9	31.4	35.1	34.9	40.6	34.1	37.6	29.2	24.6	27.1	29.3	26.9	27.8	-33.9	-31.1
Anomaly3	MAX	52.4	43.1	43.4	45.2	41.3	45	43.3	50	43.6	48.2	40.8	33.4	39.2	41.4	58.8	40.1	-14.5	-10.4
	β90° MIN	51.9	42.6	42.8	44.6	40.7	44.4	42.9	49.4	43.1	47.5	40	32.6	37.6	40.5	57.7	38.5	-24.1	-19.8
Anomaly4	MAX	15.8	6.1	6.4	9.7	7.5	9.2	5.8	16	6.6	11.9	11.8	6.3	12.3	11.7	10.6	11.4	84.5	85.3
	β0° MIN	9.5	-1.3	-1.2	0.9	-1.7	0.7	-0.4	8	-1.2	3.1	-5	-6.3	-5.7	-4.8	-5.5	-4.7	-115.3	-115.2
Anomaly4	MAX	6.9	-3.4	-3.2	-0.2	-1.9	-0.6	-3.2	6.8	-3.1	1.7	1.9	-4.3	1.9	1.3	-6.2	1.4	40	39.1
	β90° MIN	5.9	-4.6	-4.4	-1.8	-4.3	-2.1	-4.2	5.3	-4.3	0.3	-6.4	-8.5	-5.9	-7.6	-6.7	6.1	4.8	
Anomaly5	MAX	44.4	35.4	35.7	38.9	36.6	38.5	35.1	44	36	41.4	35	40.1	35.2	36.3	52	36.3	-6.9	-7.3
	β0° MIN	34.7	24.5	24.5	25.4	21.9	25.6	25.5	31.4	24.6	28.1	18.5	15.7	17	18.2	18	18.5	-121.6	-121
Anomaly5	MAX	41.8	32.4	32.6	34.5	30.6	34.3	32.5	39.6	32.9	37.4	29.5	23.4	28.2	29.4	49	29.7	-74.7	-74.7
	β90° MIN	41.1	31.6	31.8	33.6	29.6	33.4	31.9	38.8	32.1	36.5	27.7	22.4	26.1	27.7	47.6	27.8	-113.2	-112.6
Anomaly6	MAX	30.5	20.7	20.9	23.8	22.2	23.4	21	29.9	21.1	25.8	24.2	24.3	17	24.2	29.1	19.2	-63.5	-62.9
	β0° MIN	29.6	19.8	20	22.4	19.4	22.2	20.2	28.5	20.1	24.6	16.3	14.6	15.4	16.2	16.7	16.7	-108.6	-107.6
Anomaly6	MAX	32.7	23.3	23.6	27.1	25.7	26.6	23.2	33	23.8	29	27.4	28.6	25.1	28.1	32.7	21.7	0.1	-0.9
	β90° MIN	24.6	14.3	14.3	15.7	12.7	15.9	15.2	22.4	14.4	18.1	9.1	7.6	7.9	9.1	8.1	9.3	-121.7	-121.6

参考文献

[1] NASA, Cross-Program Design Specification for Natural Environments (DSNE), SLS-SPEC-19

REVISION G, EFFECTIVE DATE: DECEMBER 11, 2019

[2] NASA, Human landing system lunar thermal analysis guidebook, HLS-UG-001 BASELINE RELEASE, EFFECTIVE DATE: JANUARY 04, 2021

2.3.4. 外乱トルク解析

外乱トルクの最悪値は、前年度の概念設計で見積もったが、前項に示した構造設計結果を反映させ、より詳細に解析を行った。

2.3.4.1. 軌道制御時に発生する外乱トルク

軌道制御時において、噴射方向誤差・推力誤差により、外乱トルクが発生し、衛星姿勢に影響を与える。外乱による姿勢変動はRWの制御により姿勢維持をするが、RCSによりアンローディングを行う必要がある。以下では、スラスタによる最悪誤差トルクを見積もり、RCSによるアンローディング時間を見積った。

結果を表2.3.11に示す。最大誤差トルクは0.149mNmとなり、RWの蓄積角運動量が飽和するまでに173秒掛かる。RWのアンローディングにかかる時間は最悪値で176秒となる。最悪条件での計算においても蓄積飽和時間に対して、RCSでのアンローディング時間は短いため、本RCSスラスタとRWを組み合わせた軌道制御の成立性はあるものといえる。

表 2.3.11 軌道制御の最悪誤差による外乱トルクの見積もりとアンローディング時間

項目	値
Δv 推力 [mN]	4
RCS 推力 [mN]	1
Z 軸方向長さ [m]	0.183
Y 軸方向長さ [m]	0.05
RCS 取り付け角度(キャント角) [deg]	30
Δv 噴射方向誤差(3σ) [deg]	10
Δv 推力誤差(3σ) [%]	20
Δv 推力最大値 [mN]	4.8
衛星重心誤差 [m]	0.005
Δv 推力最大誤差トルク [mNm]	0.149
RW 最大保有可能角運動量 [mNms]	30.6
RW 角運動量蓄積飽和時間 [s]	173.7
アンローディングトルク(X 軸) [mNm]	0.237
アンローディングトルク(Y 軸) [mNm]	0.173
アンローディング時間(X 軸) [s]	129.3
アンローディング時間(Y 軸) [s]	176.7

2.3.4.2. 環境外乱トルク（太陽指向）

衛星の太陽電池パドル(+Z面)を太陽方向に指向させ、Z軸回りにランダムな角度で慣性空間に固定する条件で、開始時刻から0, 5, 10, 15, 20, 25日目の時点から、それぞれ200回ずつモンテカルロシミュレーションを行い、外乱トルク及び最大蓄積角運動量の頻度を計算した。

図 2.3.13 に1日間の蓄積角運動量の分布を示す。蓄積角運動量の最大値は0.00493 [Nms/day)、中央値は0.00346 [Nms/日]であった。蓄積角運動量の中央値付近における外乱トルクおよび蓄積角運動量の推移の例を図 2.3.14 に示す。重力傾斜トルク及び太陽輻射圧トルクは前年度実施した概念設計時の最悪値見積もりと比較して1桁程小さな値となっている。

次に、本シミュレーション結果より、必要なRWのアンロード頻度の分布を算出した。ただし条件は以下の通りである。

- RWの最大保有可能角運動量：30.6mNms
- 許容する実際の保有角運動量：最大値の60%以下

結果を図 2.3.15 に示す。アンローディング周期は120時間が最小であり、150時間程度となる場合が最も多かった。概念設計時のアンローディング周期の見積もりは33時間となっており、120時間はそれよりも十分に長いと言え、姿勢制御系設計の妥当性を確認できた。

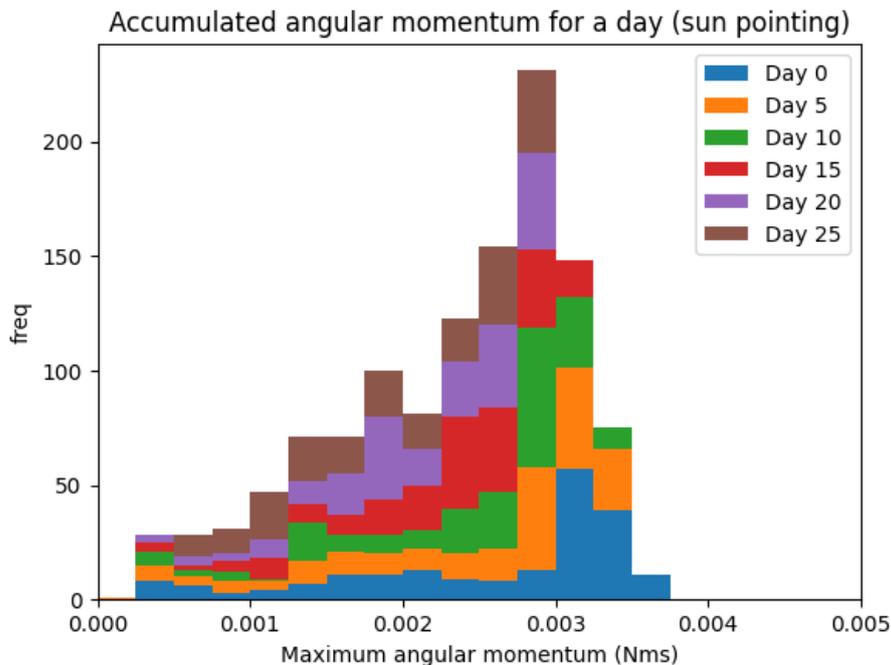


図 2.3.13 1日間の蓄積角運動量の分布

令和4年度地球観測技術等調査研究委託事業
 「月面・月周回軌道宇宙機への測位・IoT通信サービスを提供する超小型衛星」
 委託業務成果報告書

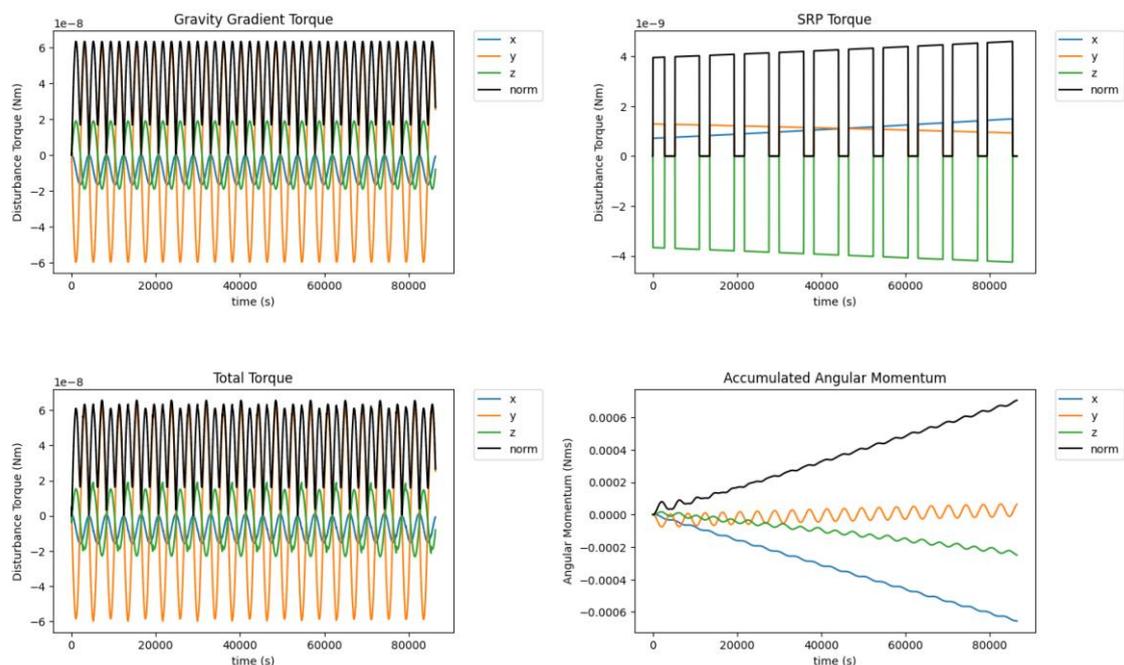


図 2.3.14 蓄積角運動量の中央値付近における外乱トルクおよび蓄積角運動量の推移
 (左上: 重力傾斜トルク, 右上: 太陽輻射圧トルク 左下: 合計外乱トルク, 右下: 蓄積角運動量)

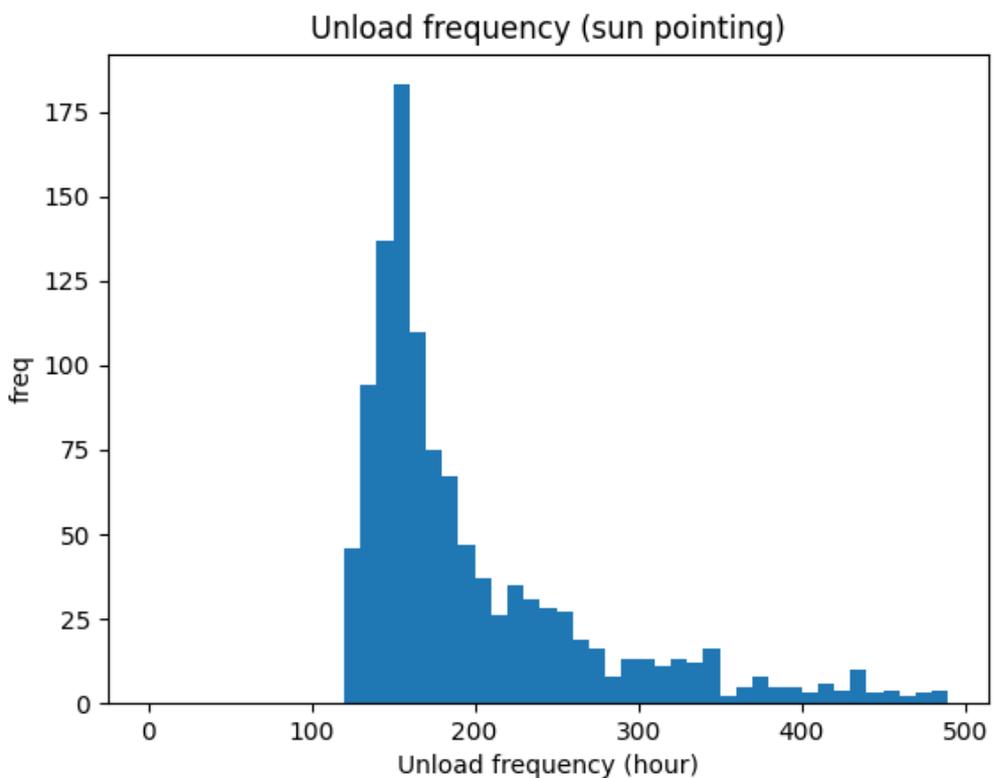


図 2.3.15 アンローディング周期(時間)の分布

2.3.5. Xバンドトランスポンダへの時刻同期機能追加の検討

月測位衛星システムにおいて、衛星と受信機間の距離計測の基準となるのは、衛星に搭載されているクロックとなる。したがって、月測位衛星システムのすべての衛星搭載クロックの時刻が、何らかの基準時刻系に同期している必要がある。月測位衛星システムの時刻系については、測位信号の周波数や変調方式と同様に現在も調整中であるが、本事業ではGPS時刻系を想定している。

令和3年度の検討において、本事業では小型深宇宙探査衛星であるEQUULEUSへの搭載実績のあるXバンドトランスポンダを採用し、R&RR (range and range-rate) による軌道推定を実施する計画であった。このトランスポンダによる測距では、「ベントパイプ」と呼ばれる方式が採用されており、地上局からアップリンクされた信号が衛星搭載のトランスポンダで周波数変換・増幅されてダウンリンクに折り返されている。そのため、地上局の時刻系においていつ測距されたのかは分かるものの、それが衛星時刻でいつであったのかを観測するすべはない。

一方で、トランスポンダには、測距機能とは別に、衛星通信のために位相変調 (PM: phase modulation) の復調器が搭載されている。そこで、本事業では、この衛星通信の復調機能を拡張して、測距に用いられる信号をベントパイプとして単に折り返すだけでなく、測距信号に含まれる変調信号の位相を復調器で検出し、それを衛星搭載クロックが生成する衛星時刻系に同期した信号の位相と比較することで、地上局の時刻系と衛星の時刻系を同期させることを検討した。本章では、このXバンドトランスポンダへの時刻同期機能追加の検討結果について報告する。

2.3.5.1. アップリンク回線設計の検討

本事業では、Xバンドトランスポンダによる通信および測距のための地上局として、福井工業大学が所有する地上局施設を利用する予定である。トランスポンダの復調器で検出できる位相の精度 (ジッタ) は、受信信号電力で異なるため、まずはアップリンク回線の検討を行った。

表 2.3.12 に主要な設計パラメータを示す。これらによるアップリンク回線設計の結果、ノミナルの受信信号電力は-114dBmと求められた。

表 2.3.12 アップリンク回線設計の主要パラメータ

周波数	7166MHz
距離	400,000km
送信電力	500W
送信アンテナゲイン	57.52dB
受信アンテナゲイン	0dB

2.3.5.2. ダイレクトPM方式の検討

時刻同期にも用いる測距信号として、地上局の時刻系に同期した矩形波パルスによって変調を行うダイレクトPMの検討を行った。今回の検討に用いた変調方式の主要パラメータを表2.3.13にまとめる。

表 2.3.13 ダイレクトPMモード

変調方式	Biφ-L-PM
ビットレート	80kbps
変調度	0.86rad

このダイレクトPMの変調器を、現行のベントパイプ方式のXバンドトランスポンダに実装し、変調信号が正常に復調できることを確認した。その動作確認の様子を図2.3.16に示す。

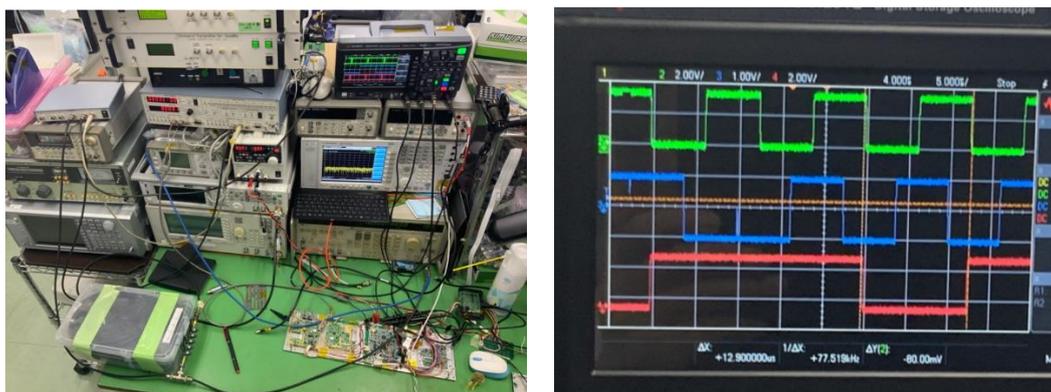


図 2.3.16 ダイレクトPMモードの実装と動作試験

2.3.5.3. 時刻分解能の評価結果

Xバンドトランスポンダに実装したダイレクトPMの位相検出精度（時間分解能）を評価するために、復調された変調信号の立ち上がり時と、変調信号を生成している10MHzの基準クロックの立ち上がりの位相差（遅延時間）の計測を行った。

図2.3.17に計測実験の構成を示す。Xバンドトランスポンダ(X-TRP)へのアップリンク信号には、遅延器によって意図的に位相遅延を付加している。さらに減衰器(ATT)によって、月軌道における受信信号電力を模擬している。受信された信号から、ダイレクトPMの復調器(PM DEM)によって測距信号の変調信号の立ち上がりが検知される。この位相と、変調信号を生成している10MHzの基準クロックの位相と比較することで、遅延時間の計測を行う。

令和4年度地球観測技術等調査研究委託事業
 「月面・月周回軌道宇宙機への測位・IoT通信サービスを提供する超小型衛星」
 委託業務成果報告書

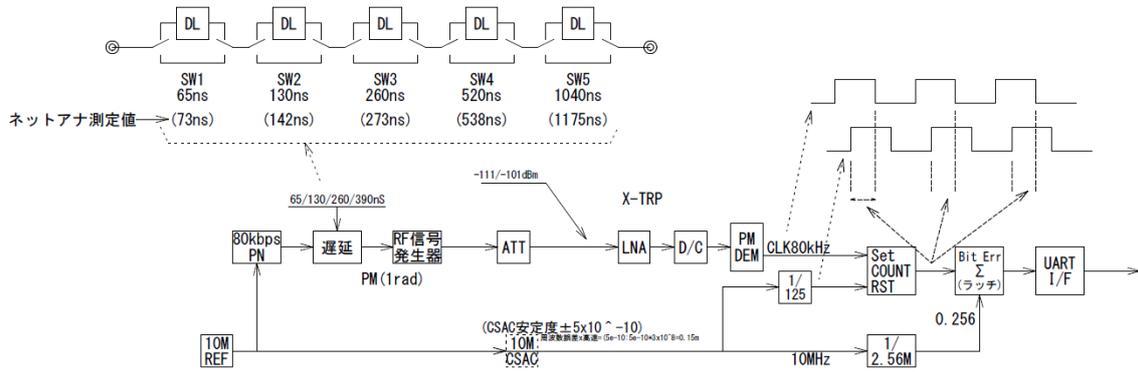


図 2.3.17 ダイレクト PM による位相検出精度の評価

減衰器により X バンドトランスポンダでの受信信号電力を -111dB に設定したケースの遅延時間の計測結果を図 2.3.18 に示す。遅延器による遅延時間は、最大値から一定時間で段階的に減少させ、最後に最大値に戻している。遅延時間の切り替え時に大きなスパイクが発生しているが、これはスイッチによる機械的な影響であり、実際の伝搬遅延の計測では現れない現象である。

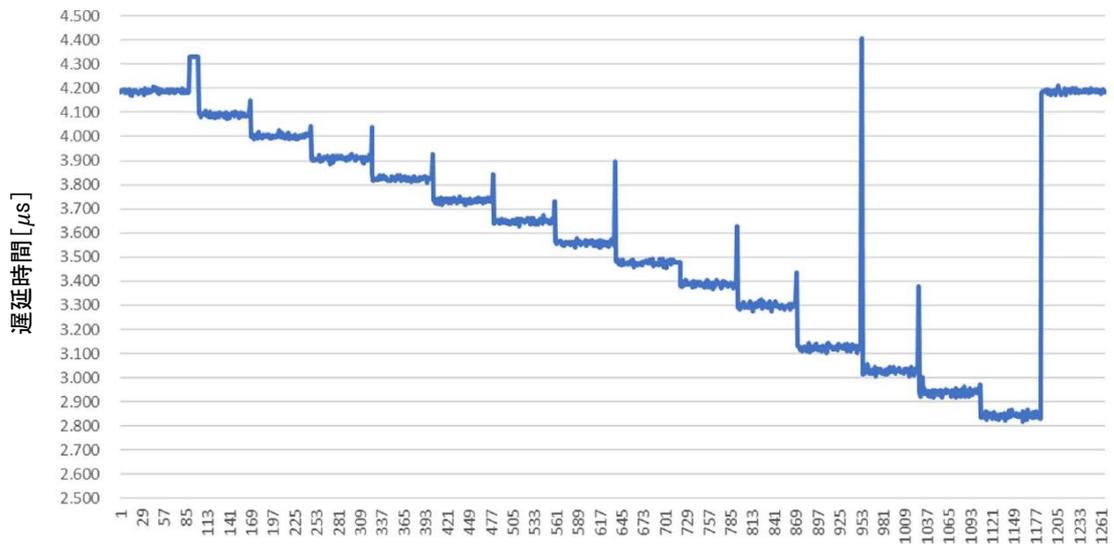


図 2.3.18 遅延時間の計測結果

遅延時間の計測結果より、遅延器による段階的な遅延時間の変化が明確に計測されることが確認できる。さらに、それぞれの遅延量における遅延時間のばらつき（ジッタ）は 20ns 以下である。これは距離に換算すると 6m に相当する。

本事業が提案する測位手法である MDPO は、衛星の時刻誤差や軌道誤差を観測値から除去することが可能である。そのため、衛星時刻系の同期精度は $1\mu\text{s}$ （距離換算で 300m）として

令和4年度地球観測技術等調査研究委託事業
「月面・月周回軌道宇宙機への測位・IoT通信サービスを提供する超小型衛星」
委託業務成果報告書

いる。今回の検討結果より、現行のXバンドトランスポンダに実装可能なダイレクトPMによる時刻同期機能で、十分要求精度を満足できることが確認された。

なお、実際には、図 2.3.18 で計測された遅延時間のばらつきに加えて、ハードウェアに依存する遅延量も発生する。これらは基本的に固定値であるため、事前に計測を行うことで、補正が可能であると考えられる。

2.3.6. 電気システム詳細設計

2.3.6.1. 放射線試験

OBCに搭載予定の32bit PIC マイコンの放射線耐性の評価を行った。OBCには既存衛星での軌道上実績があるPIC32MX795F512Lを採用予定であったが、より高速・制御ポート数の多いPIC32MZ2048EFM144も搭載候補として、評価試験を実施した。

Single Event Effect(SEE)の試験は、若狭湾エネルギー研究センターの加速器のプロトン照射を用いて行った。プロトン照射によりCPUのSEEを引き起こし、その発生回数により衛星軌道上でのSEEの予測発生頻度を解析的に評価した。手順を以下に示す。

- (1) 各マイコンに対して、20, 40, 60, 80MeVのプロトンを照射
- (2) 各エネルギーにおけるSEE発生回数を記録
- (3) 反転断面積を計算し、Weibull分布を求める
- (4) CRÈME(Cosmic Ray Effects on Micro Electronics)96で月周回環境におけるSEE発生頻度を解析

SEEのうちビット反転の現象を引き起こすSingle Event Upset(SEU)の発生回数はSRAMに特定データ(0xAA)を書き込み、照射実験中に1秒周期で読み出すことにより、ビット反転が起こった回数を計測した。なお過電流を引き起こすSingle Event Latch-upの回数は少なかったため、本解析からは除外した。

図2.3.19に各照射エネルギーと反転断面積の関係を示す。これをもとにCRÈME96を用いて月周回環境(Near-Earth Interplanetary)の条件で解析すると、PIC32MX795F512Lは362日に1回、PIC32MZ2048EFM144は90日に1回の頻度でSEUが発生することが分かった。PIC32MZ2048EFM144はPIC32MX795F512Lと比較して4倍程の発生確率にはなった。但し、本衛星で採用するOBCは約4時間に1度ハードウェアリセットをする仕組みを採用しているため、SEUによりハングアップした場合においても復帰が可能な仕組みとなっている。どちらのマイコンを採用するかどうかは、他電氣的仕様も含めて今後検討を進める予定である。

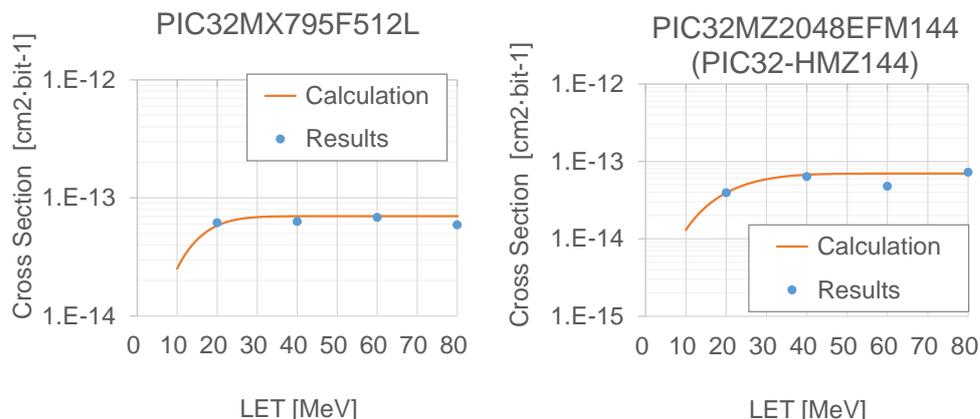


図 2.3.19 LET と反転断面積
(左: PIC32MX795F512L, 右: PIC32MZ2048EFM144)

トータルドーズ効果の試験は、名古屋大学工学部のコバルト 60 照射室にて行った。照射量は月(地球近傍)・地球低軌道衛星の 5 年間程に合わせるものとし、蓄積量は 20krad(200Gy)以上にした(5 年間のトータルドーズの 2 倍マージンを見込んでいる)。試験を 1 日で終了させるために、照射レートは 34Gy/hour とし、6 時間照射した。結果は、PIC32MX795F512L, PIC32MZ2048EFM144 とともに動作停止や電流異常は無く終了したため、こちらのマイコンも 5 年間以上の動作での劣化は無いものと判断できた。

2.3.6.2. 机上電気試験

ミッション機器及び通信系を除く、全機器を接続しての机上電気試験を実施した。試験の様子を図 2.3.20 に示す。

電源インターフェース試験は、電源供給を安定化電源とし、PCU/PDU を介して、各機器に電力供給を行い、消費電力の確認を行った。なお PCU/PDU の制御は OBC にて行った。結果を表 2.3.14 に示す。OBC ~STT までの機器は設計段階での値とほぼ同等であることが確認できた。RCS-THR は設計値と比較して 10W ほど大きい結果となっている。大電流機器のため、PCU/PDU の変換損失による影響があることも懸念されるため、令和 5 年度に詳細を確認する予定である。

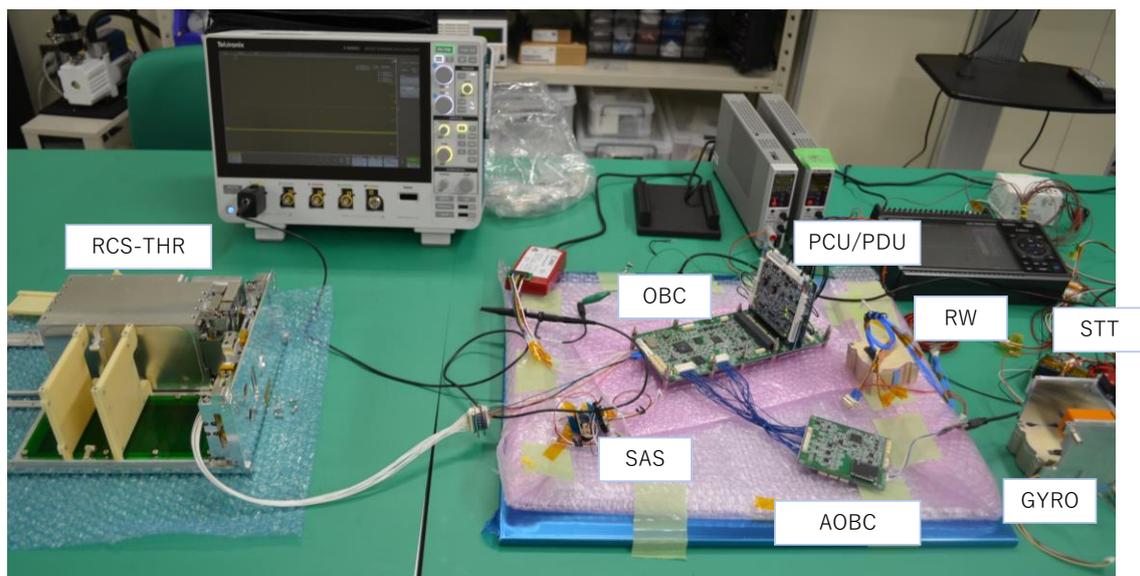


図 2.3.20 机上電気試験の様子

表 2.3.14 電源インターフェースの確認

電力供給減	相手機器	計測消費電力 [W]	設計値 [W]	備考
PCU/PDU+安定化電源	OBC (CPU)	0.984	2	
	OBC (FPGA)	0.705		
	AOBC	0.645	0.4	
	RW (1軸)	0.96	2.37	3000rpm 回転時
	GYRO	1.548	1.45	
	SAS	0.288	0.18	
	STT	0.42	0.6	
	RCS-THR	1.44	-	スタンバイ
	RCS-THR	34.632	25	ウォームアップ時

2.3.6.3. 電気インターフェース設計

電気インターフェースの詳細を図 2.3.21 に示す。CSAC の基準クロックは、XTRP と測位送信機がそれぞれ必要とするため、まずは OBC に CSAC の基準クロックを入力し、基板内で分配する設計とした。XTRP からのコマンド受信はクロック同期通信とし、それ以外の機器との接続は UART (調歩同期シリアル通信) とした。信号レベルは、配線長が短いため、作動信号は使わずに LVTTTL レベルとした。この詳細図をもとに来年度に回路設計および基板製造を行う予定である。

令和4年度地球観測技術等調査研究委託事業
 「月面・月周回軌道宇宙機への測位・IoT通信サービスを提供する超小型衛星」
 委託業務成果報告書

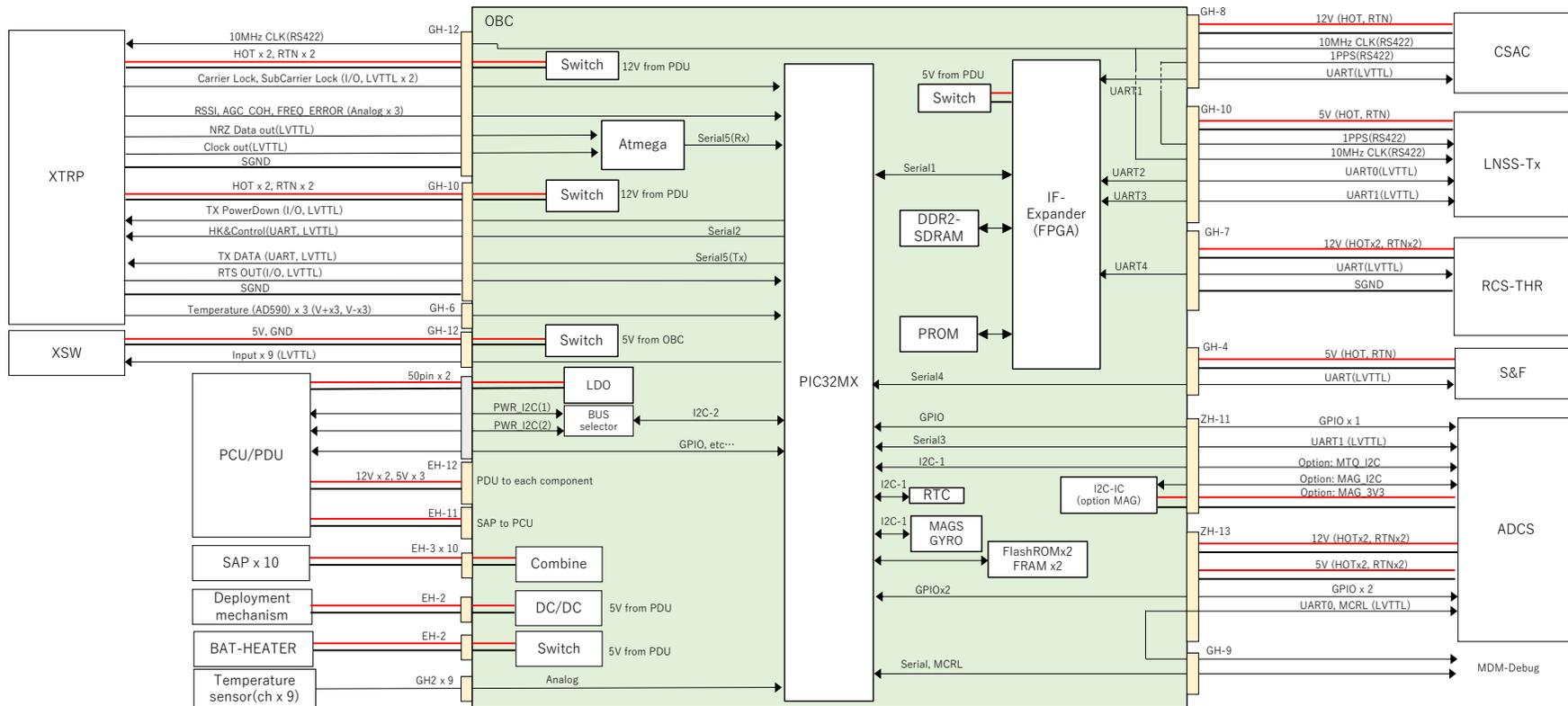


図 2.3.21 電気インタフェース図

2.3.7. 軌道推定シミュレーション

2.3.7.1. 軌道推定精度の変化によるミッション運用への影響について

2.3.7.1.1. 軌道制御への影響

衛星の軌道推定に誤差が存在する場合、軌道制御の際に誤った衛星位置が利用されることで、軌道制御のタイミングに誤差が生じる。結果として理想的な軌道からズレが生じたり、ズレを修正するために余分な推進薬が必要になる。そのため軌道推定精度を高く保つ必要がある。

2.3.7.1.2. 月面宇宙機位置推定精度への影響

本衛星のミッションである月面ユーザ（本ミッションでは月面にあるローバーなどの宇宙機）の位置情報サービスを提供する際、ユーザ位置は衛星の位置を基準に推定が行われる。そのため測位衛星システムでは一般的に衛星の軌道推定を高精度に行う必要がある。但し、本ミッションでは Multi-epoch double-differenced pseudorange observation (MDPO) という測位計算アルゴリズムを利用することで、ある条件下（ユーザと月面基準局の距離が(数 km)が、衛星との距離(数 100km)に比べて十分小さい場合)では、衛星の軌道推定誤差による月面宇宙機の位置推定精度の劣化が大幅に軽減される。そのため、本ミッションにおいては衛星の軌道決定誤差による月面宇宙機位置推定精度への影響は小さい。

2.3.7.2. 軌道推定シミュレータにより確認する事項

前項で述べたように、軌道推定精度は主に軌道制御精度へ影響を及ぼす。そのため、数値シミュレータを基に以下の項目に対して解析し、衛星の運用計画、およびシステム設計に反映することを最終目的とする。

1. 地上局における衛星可視時間解析
2. 軌道推定回数と軌道推定精度の推移
3. 無観測期間による軌道推定精度劣化の推移

2.3.7.3. 軌道推定手法

本システムの軌道決定には地上局からの Range and Range Rate (RARR) 観測を用いる予定である。衛星はそれぞれ独立に地球可視タイミングで地上局と通信を行い、地上局からの軌道推定更新値(エフェメリス)を受け取る。エフェメリスは時間がたつにつれて精度が悪化し、測位精度に影響をも及ぼす。定期的に地上局による軌道決定を行うことでシステムの品質を保証する。

2.3.7.4. 軌道推定シミュレーター構成

軌道推定シミュレーターの構成を図 2.3.22 に示す。なお、現在のシミュレーションではダイナミクスを単純な二体問題として近似しており、より詳細なダイナミクスでの検討は今後の課題とする。

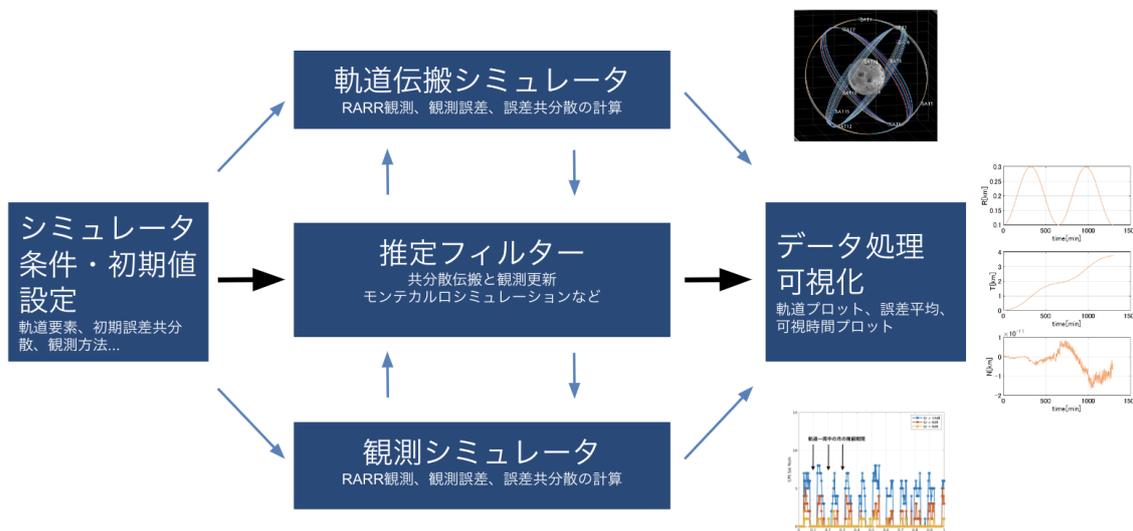


図 2.3.22 軌道推定シミュレーター構成

2.3.7.5. プロジェクトの制約

2.3.7.5.1. 投入軌道

現在並行して行われている衛星システム設計で利用されている軌道を基に解析を行う。なお、ミッションにより最適な軌道の選定に関しては令和5年度の検討事項となっている。現在衛星システム設計で利用されている軌道の情報を表 2.3.15 にまとめる。2機の測位衛星は軌道高度 300km、軌道傾斜角 80 度の円軌道に 15 度の位相差をつけて投入される。なお、円軌道を想定しているため、Argument of periapsis および True anomaly ではなく Argument of latitude のみ定義されている。

なお、軌道推定精度の解析は1機の衛星にのみ実施するが、同様の結果をもう1機にも適用できる。

表 2.3.15 現在システム設計にて選定されている初期軌道

衛星	項目	値	単位
衛星 1	Perilune altitude	300	km
	Apolune altitude	300	km
	Inclination	80	deg
	Right ascension of the ascending node	0	deg
	Argument of latitude	0	deg
衛星 2	Perilune altitude	300	km
	Apolune altitude	300	km
	Inclination	80	deg
	Right ascension of the ascending node	0	deg
	Argument of latitude	-15	deg

2.3.7.5.2. Range and Range Rate 観測性能

現在並行して検討している衛星システム設計の結果を反映し、衛星システム設計と整合性のとれたシミュレーションを実施する必要がある。そのため、シミュレーションの制約として、地上局としては福井工業大学のアンテナを、衛星搭載通信機(Xバンドトランスポンダ)についても現行の設計を想定した性能値を利用する。

システム設計の結果、回線設計は表 2.3.16 のようになっている。この結果を基に、以下の式を用いて回線マージン結果からレンジング誤差の標準偏差 σ_R [m] を算出する。

$$\sigma_R = \frac{c}{4\pi f} \sqrt{\frac{1}{2TS/N}}$$

本検討で用いる式中のレンジングに関する値の設定は以下の表 2.3.17 に示す。上記計算によるレンジングによる測距精度は 1m よりも小さい値になったが、回線の悪化、シミュレータで考慮しきれない推定誤差等のマージンを含めて、シミュレータ上では 1m を使用した。レンジレート of 観測誤差については、過去の深宇宙探査機 EQUULEUS の実績にマージンを考慮して 1mm/s とした。以上を踏まえて、本解析で用いる RARR 観測の性能を表 2.3.18 に示す。

令和4年度地球観測技術等調査研究委託事業
「月面・月周回軌道宇宙機への測位・IoT通信サービスを提供する超小型衛星」
委託業務成果報告書

表 2.3.16 レンジング回線計算表(衛星システム設計書より抜粋)

項目	単位	アップリンク		ダウンリンク		備考
周波数	MHz	7145		8400.000		
送信機出力	dBm	56.99	500W	30.00	1	
送信給電損失	dB	-4.50		-5.95 * XSW等含む		
送信アンテナ利得	dBi	59.80		5.00 * LGA		
EIRP	dBm	112.29		29.05		
送信ポインティング損失	dB	-0.50		0.00		
偏波損失	dB	-0.50		-0.50		
スラントレンジ	AU	0.002673833	400000	0.00267	400000	km
自由空間損失	dB	-221.56		-222.97		
大気吸収損失	dB	-0.28	10deg	-0.32	10deg	
降雨損失	dB	-0.23	10deg	-0.41	10deg	
シンチレーション損失	dB	-0.24	10deg, 1%	-0.25	10deg, 1%	
受信ポインティング損失	dB	0.00		-0.50		
受信アンテナ利得	dBi	7.10		59.30		
受信給電損失	dB	-5.25 * XSW等含む		-0.60		
受信信号電力	dBm	-109.17		-137.20		
システム雑音温度	K	3287.80		95.24		
雑音電力密度	dBm/Hz	-163.43		-178.81		
G/T	dB/K	-28.07		38.41	38.91	
C/No	dB・Hz	54.26		41.61		

	単位	アップリンク		ダウンリンク		備考
		CARRIER	RNG	CARRIER	RNG	
変調指数	rad	1.5		1.5		正弦波
変調損失	dB	5.8	2.1	5.8	13.55	搭載PLL帯域幅 10
ハードウェア損失	dB			0.0		地上PLL帯域幅 1
中継帯域幅	dB・Hz	10.0	60.4		0	RNG BW[Hz]= 1100000
所用S/N	dB	10.0			6.218487496	積分時間[s] 60
所用C/No	dB・Hz	25.8	62.5	5.8	19.8	
マージン	dB	28.4	-8.2	35.8	21.8	測距精度 σR [m rms] 0.54

表 2.3.17 レンジング回線計算表(ダウンリンク)

区分/項目	項目[単位]	内容	備考
c	光速	3×10^8	m/s
f	トーン信号周波数	500000	Hz
T	積分時間	25 (14)	s (dB)
S/N	電力余裕	21.8	dB
σR	レンジング誤差	0.54	m

表 2.3.18 シミュレーションで用いる RARR 観測精度

項目	内容	備考
レンジ観測誤差	1m	
レンジレート観測誤差	1 mm/s	

2.3.7.6. 数値シミュレーション結果

2.3.7.6.1. 地球局からの可視時間推移

最初に、地球上の通信局から衛星が観測できる時間帯（可視時間）をシミュレーションにより明らかにした。解析においては、地球、および月による掩蔽の効果を考慮し、また最悪条件として月南極付近で衛星月指向した際には地球局との通信はできないという想定の下を行った。以上を考慮した衛星の姿勢推移の概要を図 2.3.23 に示す。

次に、地球上の通信局として想定されている福井工大の位置をシミュレーションした。福井工大の緯度経度を表 2.3.19 に示す。一ヶ月間の地球と月の位置関係を元に、福井工大から衛星が観測できる条件として、地球の掩蔽、月の掩蔽、及び回線成立性を満たすような日時を5分ごとに判定することとした。

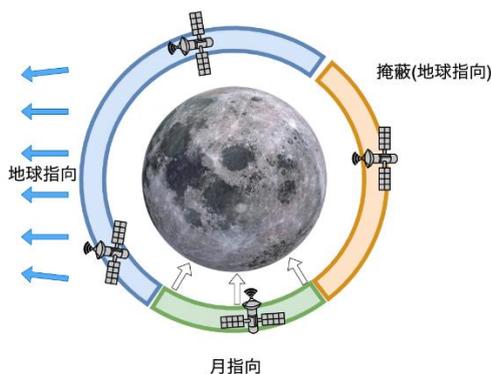


図 2.3.23 解析に用いた衛星の姿勢スケジュール

表 2.3.19 福井工大と DSN の緯度及び経度

項目	緯度[°]	経度[°]
福井工大	36.2653	136.2361

前述の条件を基にした可視時間の解析結果を図 2.3.24～図 2.3.31 に示す。横軸が時間であり、縦軸は福井工大のアンテナから衛星が可視であるかどうかを表し、衛星が可視である時間帯にオレンジ色の点がプロットされている。軌道面が地球に対して一周する約 27 日の期間を約 3 日置きに 1 日分のデータをプロットしている。結果として、27 日のうちでも

令和4年度地球観測技術等調査研究委託事業
「月面・月周回軌道宇宙機への測位・IoT通信サービスを提供する超小型衛星」
委託業務成果報告書

時期によって可使時間が変化することがわかる。これは主に、摂動により衛星の軌道面が地球に対して回転するためである。

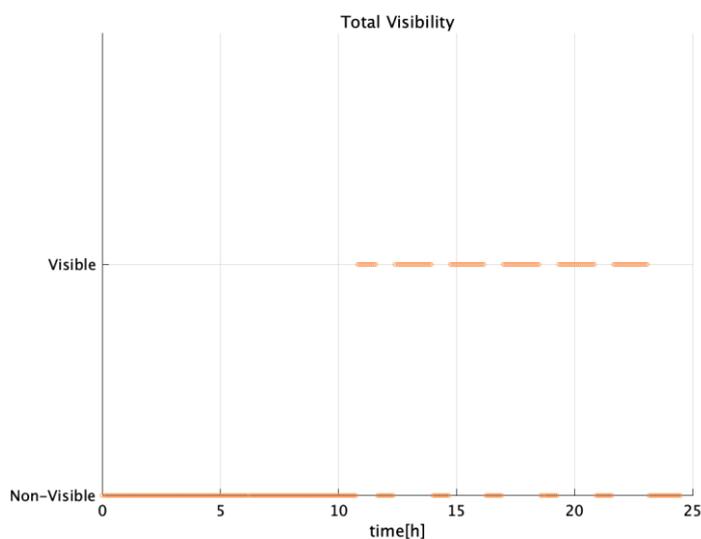


図 2.3.24 可視時間 1 日目

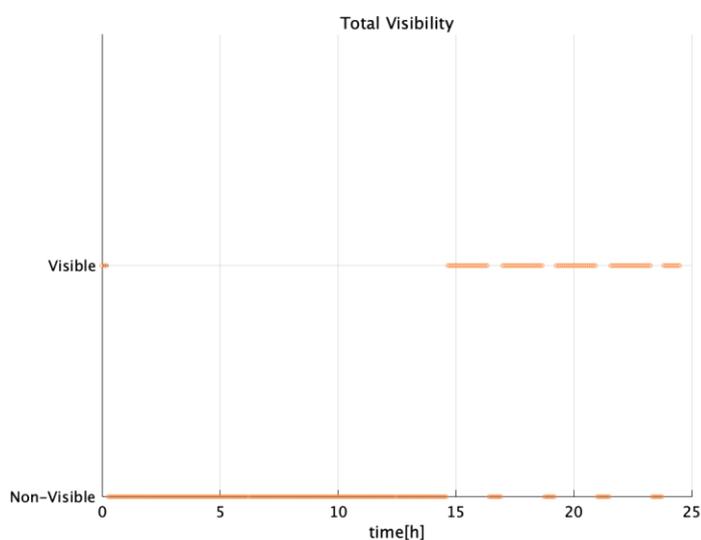


図 2.3.25 可視時間 4 日目

令和4年度地球観測技術等調査研究委託事業
「月面・月周回軌道宇宙機への測位・IoT通信サービスを提供する超小型衛星」
委託業務成果報告書

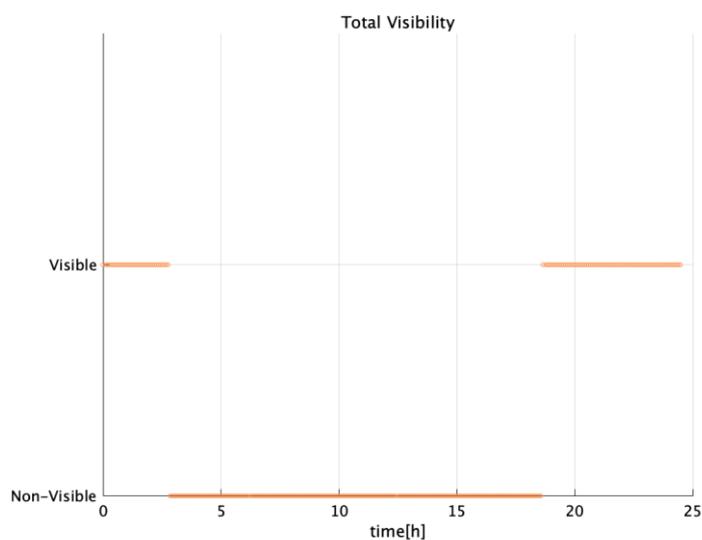


図 2.3.26 可視時間 8 日目

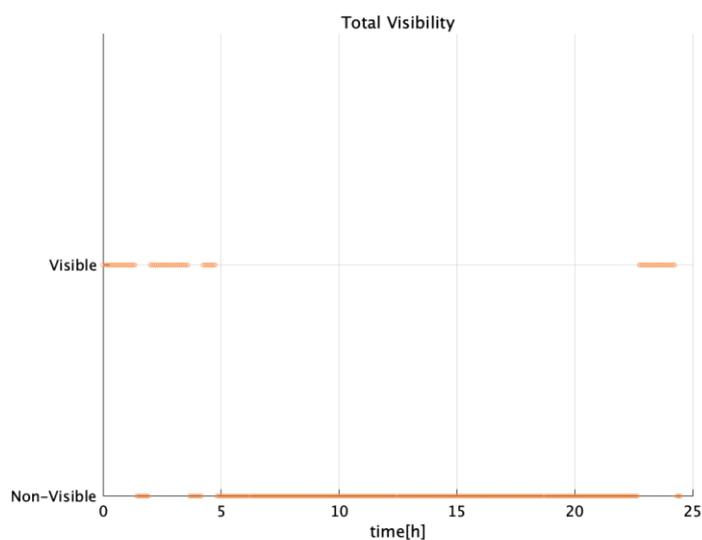


図 2.3.27 可視時間 11 日目

令和4年度地球観測技術等調査研究委託事業
「月面・月周回軌道宇宙機への測位・IoT通信サービスを提供する超小型衛星」
委託業務成果報告書

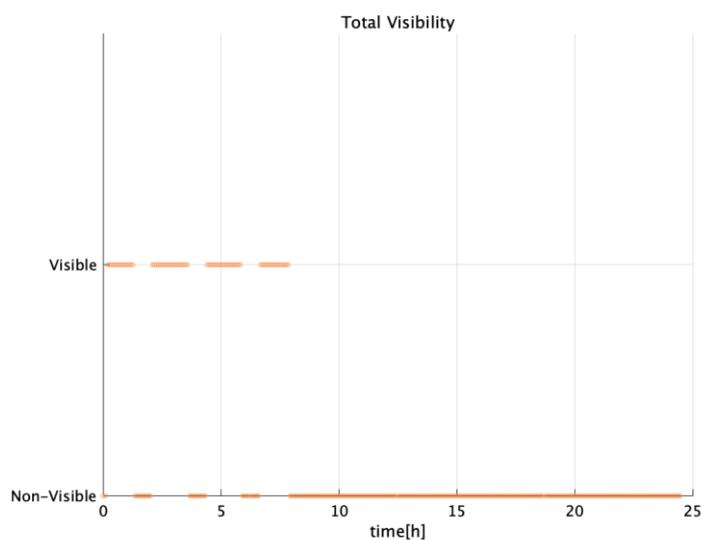


図 2.3.28 可視時間 14日目

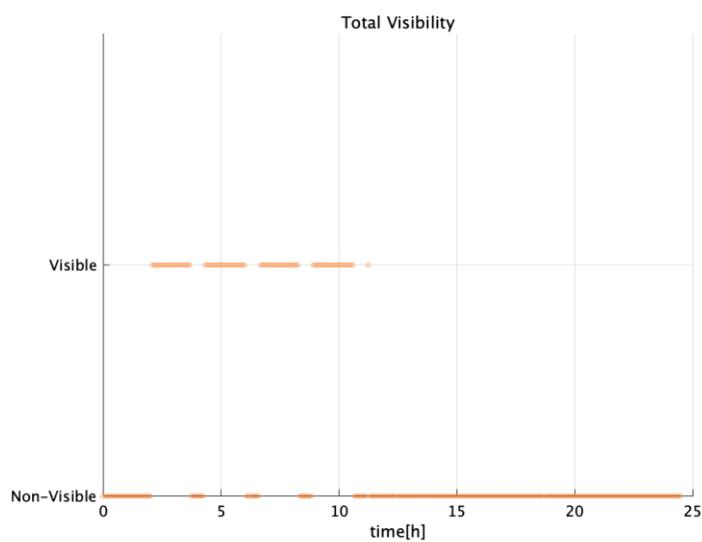


図 2.3.29 可視時間 17日目

令和4年度地球観測技術等調査研究委託事業
「月面・月周回軌道宇宙機への測位・IoT通信サービスを提供する超小型衛星」
委託業務成果報告書

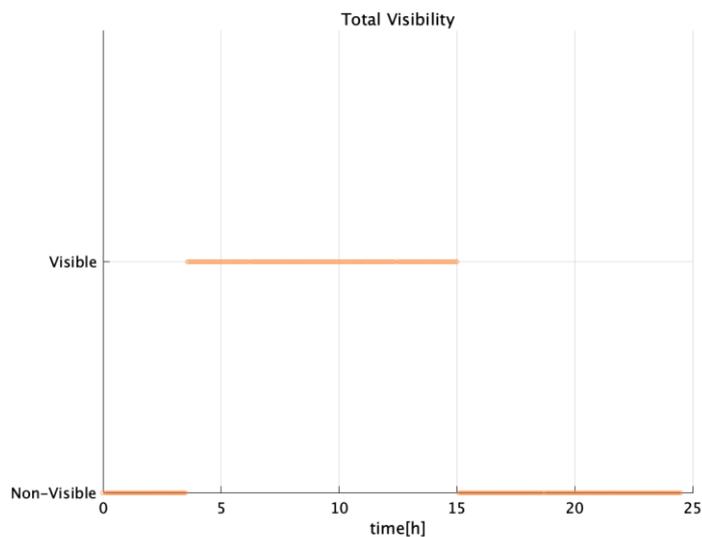


図 2.3.30 可視時間 21日目

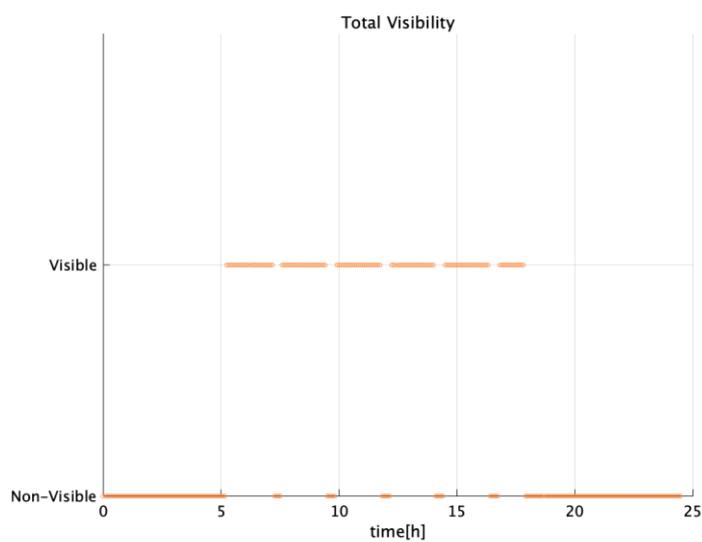


図 2.3.31 可視時間 24日目

2.3.7.6.2. 軌道推定観測回数と軌道推定精度の推移

本章では RARR 観測により軌道決定精度がどのように変化するかの確認する。

なお、本解析は図 2.3.32 の RTN 座標系にて行われている。

- R(Radial): 月中心からの動径方向
- N(Nominal): 軌道面垂直方向を
- T(Tandential): R と N に直行する方向(楕円軌道の場合は速度方向と一致しない)

この座標系は後の軌道制御シミュレーションや、月面ユーザに対する測位サービスのシミュレーションにおいても使われている。

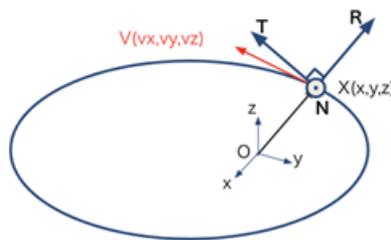


図 2.3.32 RTN 座標系概要

本解析では、5 分間隔で複数回 RARR 観測を行った時、観測直前と観測更新後の状態で誤差共分散がどのくらい変化するかを解析する。

シミュレーションでは、初期条件として RTN 方向それぞれに誤差を設定し無観測状態で 500 秒間伝搬し、その後 $t=500[s]$ の時点から 5 分間隔で複数回(1 回から最大 3 回)の観測更新を行った場合それぞれの軌道推定精度を解析している。

初期誤差としては、RTN 方向それぞれ 10 m, 100 m, 100 m (1σ)の誤差を設定した。

表 2.3.20 では、観測を行う直前、および 1 回、2 回、3 回それぞれの回数観測をおこなった場合の観測後の誤差共分散の各方向成分を標準偏差で表したものである。図 2.3.33~図 2.3.35 は各観測回数の誤差遷移をグラフで示したものである。

表 2.3.20 軌道推定更新結果

	誤差共分散		
	R 方向(1σ) [m]	T 方向(1σ) [m]	N 方向(1σ) [m]
観測直前	up to 100(振動)	over 800(発散)	up to 100(振動)
観測 1 回の場合	up to 100(振動)	over 400(発散)	up to 30(振動)
観測 2 回の場合	up to 8(振動)	over 20(発散)	up to 10(振動)
観測 3 回の場合	up to 3(振動)	over 10(発散)	up to 10(振動)

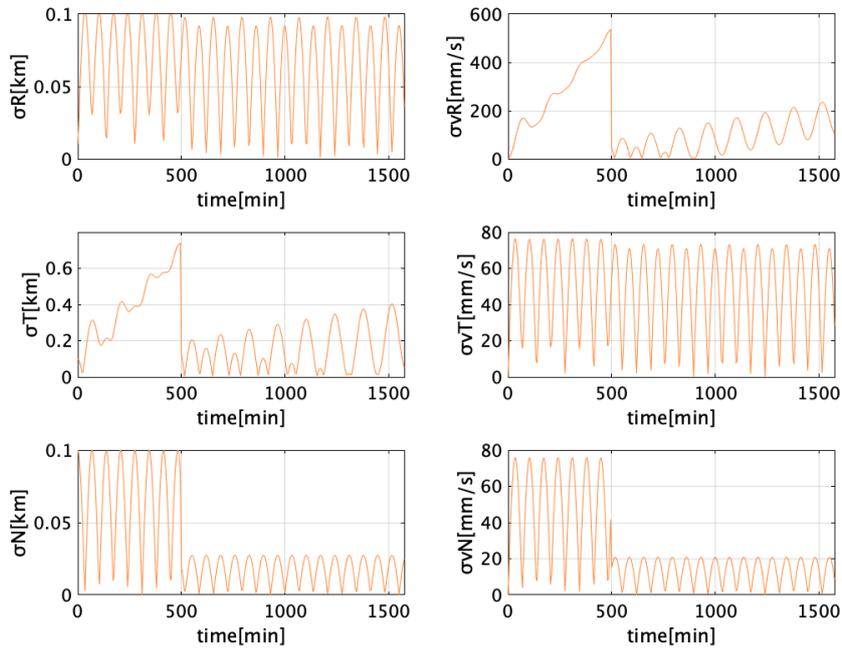


図 2.3.33 観測が1回の場合の誤差推移

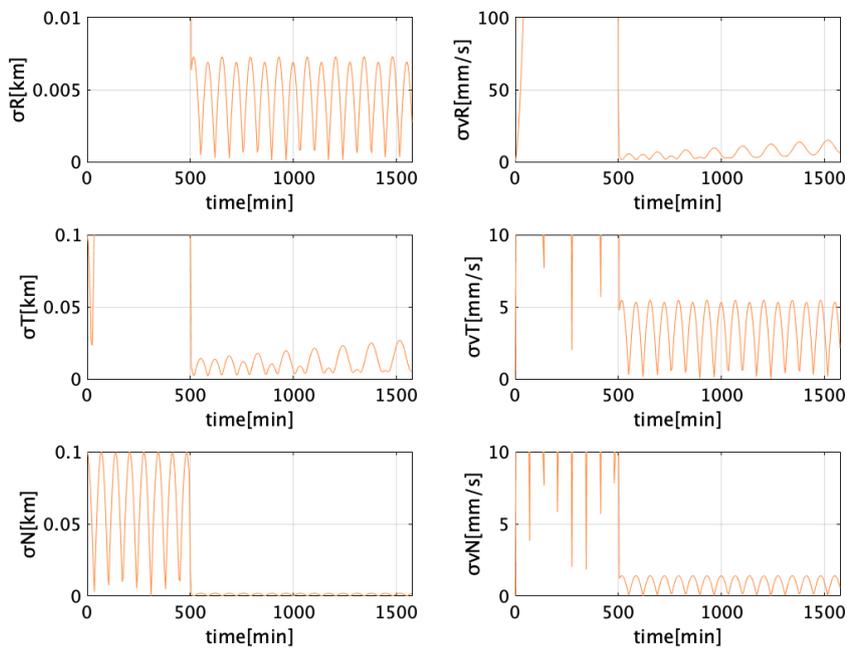


図 2.3.34 観測が2回の場合の誤差推移

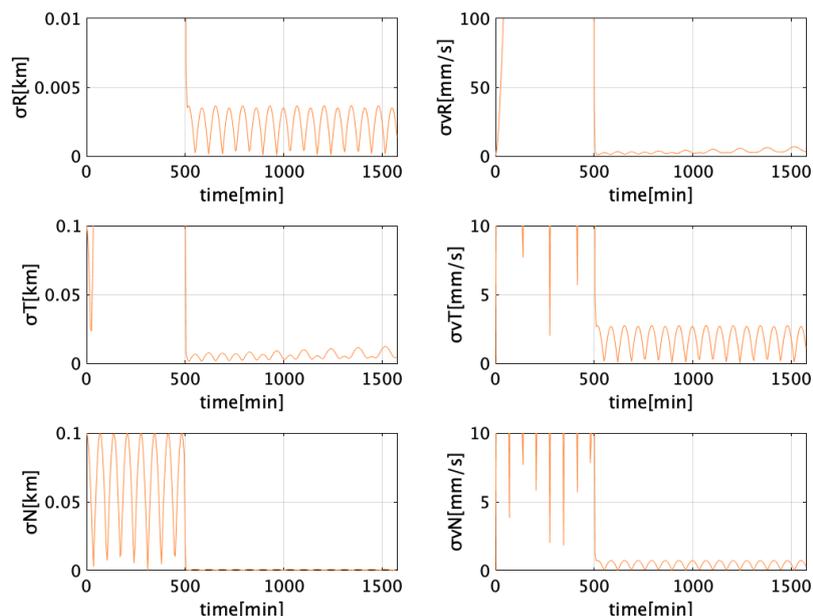


図 2.3.35 観測が3回の場合の誤差推移

シミュレーションの結果について2点に分けて述べる。

- RARRによる観測を3回以上行うことで誤差が収束する傾向を再現できた。具体的には、衛星の状態量は位置と速度の6自由度あるのに対して、一度の観測で得られる変数がレンジとレンジレートの2変数しかないので、可観測性を満たすには3回程度観測を行う必要があった。1回行うだけでは誤差は十分収束しなかったが、これは一度の観測では可観測性を満たせていないからだと考えられる。
- 軌道決定誤差は3回の観測更新によって、RTNそれぞれの方向について3m, 10m, 10m (1 σ)程度までに収束した。

最後に、今回のシミュレーションでは再現できなかった挙動について述べる。まず今回シミュレーションしたのはあくまで誤差共分散である。つまり、実際のシステム推定値を更新する場合はよりランダム性が増えることに注意する必要がある。また、軌道の物理モデルについて二体問題で近似している点に注意が必要である。実際の衛星の軌道は、月の複雑な摂動に影響を受ける上、推定モデルもそれに合わせて摂動を高次まで考慮したモデルを使う。しかしながら、簡易的なモデルの方が定性的な傾向を読み取ることが容易な上、推定誤差も大きくは外れないため問題ないと考えられる。

2.3.7.6.3. 無観測期間による軌道推定精度劣化の推移

続いて、観測更新直後から次の観測が行われるまでの無観測期間において、軌道推定精度がどのように劣化していくかの推移について示す。

解析により、RARR 観測後の軌道決定誤差を評価できたが、RARR 観測を行わない期間（無観測期間）に軌道決定誤差がどのように劣化していくのか確認する必要がある。共分散解析では、無観測時間における誤差の拡大をより定量的に評価する。手法としては、誤差をガウス分布と仮定し誤差分布の共分散のみを伝搬させ、その変化を解析する。

本解析では、初期誤差として、RTN 方向それぞれ、1m, 10m, 100m (1σ) の誤差を入れた場合に、無観測軌道伝搬によりどのように誤差が増加するかを解析した。

図 2.3.36 は、無観測期間を1日間としたときの共分散誤差の推移を示す。R 方向、および N 方向に関しては発散の傾向はなく、観測が数日以上行われなくても軌道決定精度はある程度維持されると予測される。一方 T 方向に関しては発散傾向が認められた。

なお、R 方向の誤差に発散の傾向がないことがシミュレーション結果として示されているが、これは伝搬モデルが2体問題近似であるからであり、実際には月の摂動の高次項の影響を受けて R 方向の誤差は大きくなると思われる。これは今後モデルを高次化していく必要がある。また、今回の初期誤差(共分散)は速度の成分を与えなかったため、実際よりも誤差が大きい結果となっていることが考えられる。

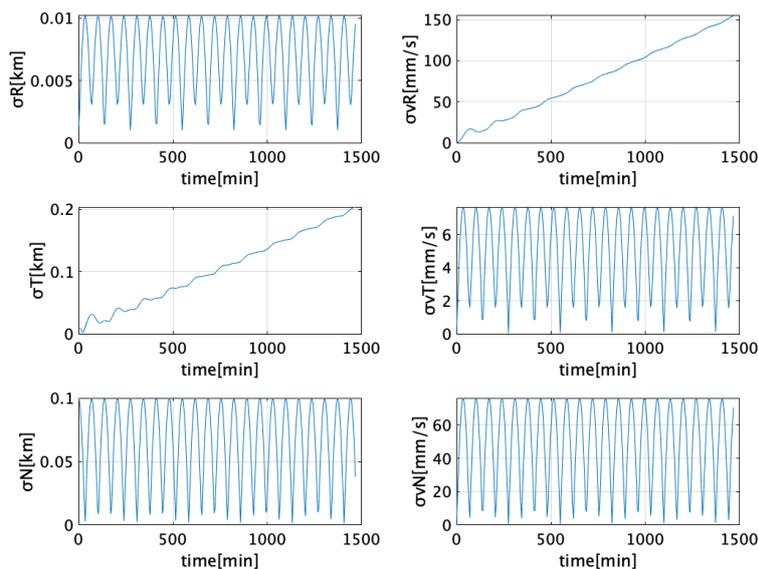


図 2.3.36 軌道伝搬による誤差の推移

誤差共分散の時間推移が明らかになった。より具体的に誤差推移挙動を確認するため、初期軌道に誤差を直接加えて軌道伝搬させ誤差の推移を確認した。挙動を統計的に把握するために、指定した標準偏差に従うランダム誤差を100ケース伝搬させて、誤差の推移をプロットした。

最初にR方向にのみ誤差を入れた解析を行った。初期誤差としてR方向に100m(1 σ)の誤差を与え伝搬させる。図2.3.37に示す通り、伝搬によりR方向には振動する誤差が乗り、T方向の誤差は単調増加で発散することがわかる。なお、振動周期は軌道一周に等しい。

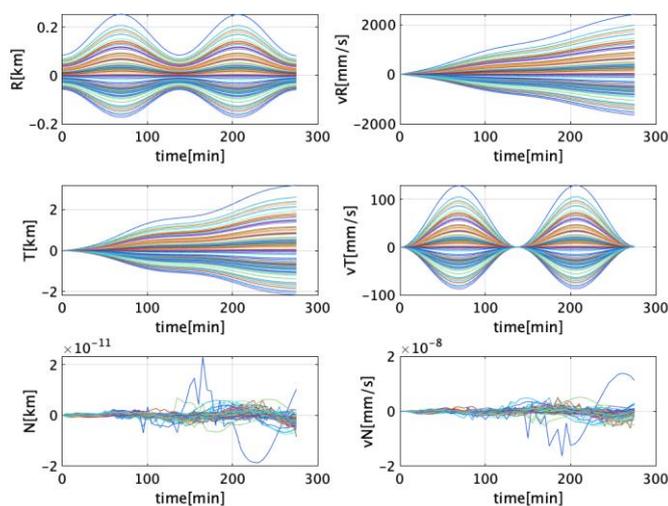


図 2.3.37 モンテカルロ解析 (R 方向にのみ誤差を入れた場合)

続いて、T方向にのみ誤差を入れた解析を行った。初期誤差としてT方向に100m(1 σ)の誤差を与え伝搬させる。図2.3.38に示す通り、伝搬後R方向には振動する誤差が乗り、T方向にも振動する誤差が乗ることがわかった。

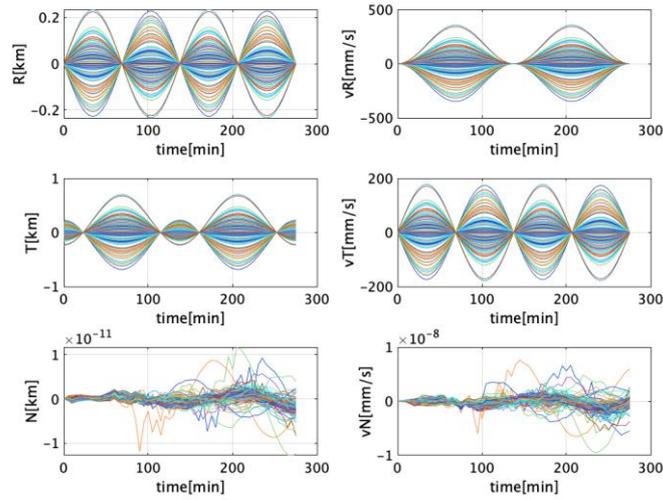


図 2.3.38 モンテカルロ解析 (T 方向にのみ誤差を入れた場合)

さらに、N 方向にのみ誤差を入れた解析を行った。初期誤差として N 方向に 100m (1σ) の誤差を与え伝搬させる。図 2.3.39 に示す通り、伝搬後 N 方向に振動する誤差が乗ることがわかった。

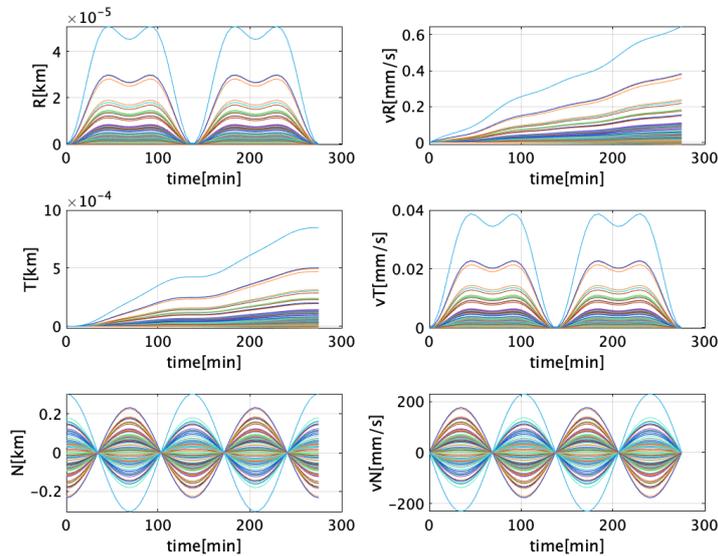


図 2.3.39 モンテカルロ解析 (N 方向にのみ誤差を入れた場合)

2.3.7.7. 考察

本シミュレーション結果を基に、以下の考察を衛星システム設計に共有した。

- 1回あたりの衛星の RARR 運用時間
1回の観測時間帯において、5分間隔で最低3回以上観測を行うことで軌道決定精度を向上することが出来る。そのため、一度の可視時間において15分以上の RARR 観測時間が必要である。
- RARR 運用間隔
無観測期間では、T方向の誤差の発散が認められた。通常運用では衛星の補足のために軌道推定精度を維持する必要がある。そのため、通常運用において特にT方向の軌道決定誤差を十分小さく保つためには、ある程度の間隔（例えば1日置き）で RARR 観測を行うことが望ましい。
- 軌道制御前の軌道決定の必要性
順番は前後するが次章で行う軌道制御解析で、軌道制御を行う際には衛星位置推定誤差 (Radial, Cross, Along) が(3.3, 33.3, 33.3) [m] , 衛星速度推定誤差 (Radial, Cross, Along) が(0.33, 0.33, 0.33) [cm/s] (それぞれ1 σ) という精度で軌道推定が出来ていることが求められる。
上記の数値は RARR 観測により達成可能であるが、軌道推定から軌道制御までの時間が空いてしまう場合、時間の経過と共に軌道決定誤差が増加してしまう。そのため、軌道制御を行うできるだけ直前に軌道推定運用を行う必要がある。T方向の誤差の発散を考慮すると、軌道制御の2, 3時間前に軌道決定を行うことが推奨される。

2.3.8. 軌道制御シミュレーション

2.3.8.1. 軌道の変化によるミッション運用への影響

2.3.8.1.1. 月面宇宙機の位置決定精度に関する要求

月周辺での摂動により衛星の軌道は随時変化していく。本衛星のミッションである月面宇宙機への位置推定サービスを実施するためには、2機の衛星の軌道を維持する必要がある。そのためには衛星に搭載する推進系により衛星に速度増加(ΔV)を与え、軌道の維持を行う。

具体的には、月面宇宙機の測位精度は2機の測位衛星の天空上の幾何的な配置によって精度が変化する。幾何的な配置を評価する指標としては、Dilution of Precision (DOP) という指標が利用され、2機が近づきすぎるとDOPが悪化し月面宇宙機の測位精度も悪くなる。一方で、2機の衛星が離れすぎると月面宇宙機から2機の衛星が同時に見えなくなり、そもそも2機の衛星による測位を行えなくなってしまう。そのため、2機の測位衛星の相対位置を軌道制御により制御する必要がある。

本ミッションでは、月面宇宙機の平均的な位置決定精度を100m twice distance root mean square (2drms) 以上で提供する(言い換えるとミッション期間のうち95%以上の期間において月面宇宙期での測位精度が100mより良いこと)ことを運用上の要求指標としている。現行の設計でこの要求を満たすことができることを本章で確認する。

2.3.8.1.2. 推薬量に対する要求

今回検討対象とする6Uサイズの超小型衛星は、搭載可能な燃料が非常に限られる。したがって、投入軌道を評価するためには、推進システムの検討が必須となる。本研究では、軌道維持のために必要な ΔV を制約として用いる。

並行して行われている衛星のシステム設計では重量制限の観点から、 ΔV を1年間あたり6.6 m/s以下として設定している。現行の設計でこの要求を満たすことができることを本章で確認する。

2.3.8.2. 軌道推定シミュレータにより確認する事項

前項の要求を整理すると、軌道制御により以下の2つの要求を満たすことが出来ることを数値シミュレーションにより確認する。

1. 月面宇宙機の位置推定精度が100m 2drms以上となる事
2. それぞれの衛星について1年間で必要な ΔV が6.6m/s以下となる事

2.3.8.3. 軌道制御手法の検討

投入軌道を楕円軌道とした場合、2機の衛星の相対距離は大きく変化してしまう。本研究では、2機の衛星の相対距離の変化が小さい場合に注目し、さまざまな高度の月低軌道に対

する検討に重点をおくため、投入軌道は円軌道とした。軌道投入に必要なコストは検討しないが、軌道投入コストを抑えるために2機の衛星は同一軌道に投入されるとする。

しかし、月の低軌道において、衛星は月の高次重力項の影響を強く受け、軌道要素は徐々に変化していく。特に離心率や軌道長半径の変化を放置すると月低軌道においては、衛星が月に墜落してしまう恐れがある。そこで、摂動の影響を受けた軌道を円軌道に戻す軌道制御手法としてSCC (Scheduled Circularization Control)を用いる [1]。月の高次重力項のうち non-zonal 項は、月の経度方向の重力分布の偏りに由来するため、衛星の軌道要素は月の自転周期と同程度の周期で変動する。本研究では、時間間隔を月の自転周期と同程度の 27.3 日として軌道修正を加えた。

ただし、2機の衛星をそれぞれ制御した場合、相対位置が大きく変動してしまう。MDPO アルゴリズムでは、2機が近づきすぎると DOP が悪化し測位精度が悪くなり、2機の衛星が離れすぎると受信機から2機の衛星が同時に見えなくなり、そもそも2機の衛星による測位を行えなくなってしまう。同一軌道に位相差をつけて複数の衛星を投入する場合に、衛星間の距離を保つ手法として、初期長半径を微調整する方法が提案されている [2]。本研究では、1ヶ月ごとの軌道維持の際、遷移後の長半径を微調整することで、2機の平均長半径をノミナルの長半径と等しくなるようにし、相対位置関係を保つアルゴリズムを採用する。しかし、位相差を一定に保とうとしても、実際には軌道制御誤差が存在し、次の制御までに2機の位相差は変動してしまう。そこで、軌道制御前の位相差をフィードバックすることによって、次の軌道制御タイミングでの2機の位相差を目標位相差に近づける。

以下に数式を示す。まず、衛星の軌道周期 T は平均長半径 \bar{a} を用いて以下のように表せる。

$$T = 2\pi \sqrt{\frac{\bar{a}}{\mu}}$$

ただし、 μ は月の重力定数である。平均長半径が \bar{a} から $\bar{a} + \Delta\bar{a}$ に変化した時、軌道周期が $T + \Delta T$ に変化すると考えると、一次近似により以下の式が得られる。

$$\Delta T = 3\pi \sqrt{\frac{\bar{a}}{\mu}} \Delta\bar{a}$$

したがって、軌道制御の周期を T_{CI} とおくと、 T_{CI} の間における位相の変化 $\Delta\theta$ は以下のように求まる。

$$\Delta\theta = 2\pi \left(\frac{T_{CI}}{T} - \frac{T_{CI}}{T + \Delta T} \right)$$
$$\Delta\theta \simeq \frac{2\pi T_{CI}}{T^2} \Delta T$$

以上の式(1)-(4)をもとに、軌道制御前の軌道決定に基づく2機の位相差 θ_{ob} を2機の目標

平均長半径 \bar{a}_{target} にフィードバックすることができる。位相差の変化を2機の衛星が半分ずつ分担すると考えると、2機の目標平均長半径は以下のように求められる。

$$\bar{a}_{target} = \bar{a} \pm \frac{\bar{a}T}{6\pi T_{CI}}(\theta_{ob} - \Delta M)$$

ここで、 ΔM は2機の目標位相差である。

2.3.8.4. 軌道制御シミュレータ構成

軌道制御シミュレータの構成を図2.3.40に示す。初期軌道要素をもとに、軌道決定誤差および推力誤差を考慮してミッション期間にわたり軌道伝播を行い、軌道維持に必要な ΔV を求める。

Orbit propagatorでは、NASA Goddard Space Flight Centerが開発したODTBX(Orbit Determination Toolbox) [3]を用いて、月の20次までの高次重力項および地球と太陽の第三天体引力を考慮している。

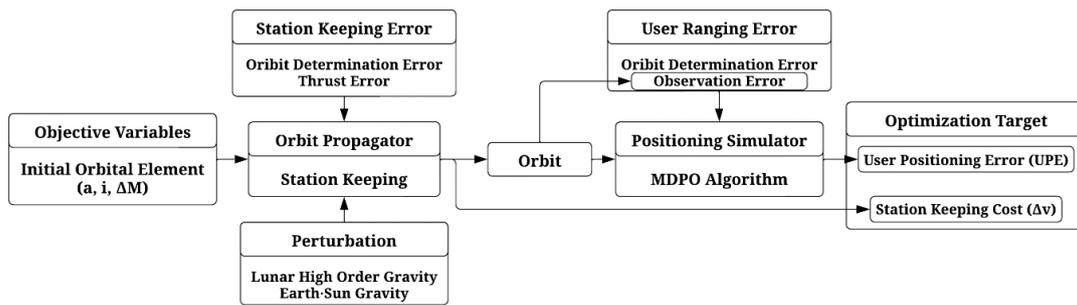


図 2.3.40 軌道制御シミュレータ構成概要

2.3.8.5. プロジェクトの制約

衛星の初期軌道はプロジェクトで想定されている軌道を用いる。

2.3.8.5.1. 推進機

軌道制御シミュレーションでは、現在並行している衛星システム設計で選定された推進モジュールの性能を反映している。推進モジュールの性能を表2.3.21に示す。

但し、現在のシミュレーション上では希望の ΔV を瞬時にらせるもの(推力を無限と仮定)と近似している。使用する推進系の推力を用いると、必要な ΔV を達成するための時間は数分程度であるため、近似の影響は無視できるとする。

表 2.3.21 推進モジュール性能

項目	値	補足
タイプ	水レジストジェットスラスタ	
推力	0.5 - 4 mN	
Isp	70 s	
推進量	1 kg	うち、0.66 kg が姿勢制御用、 0.34 kg が軌道制御用。
推力誤差	1.67 %	1σ
推力方向誤差	3.33 deg	1σ

2.3.8.5.2. 測位受信機性能

測位通信機の性能が測位精度に及ぼす影響について述べる。

初期月測位システムはGPSと同じように、疑似ランダムノイズ(pseudo random noise:PRN)からなるコードを用いたスペクトラム拡散通信を行うものと想定する。周波数に関しては、地球では大気減衰を避けるなどの理由でLbandが使われているが、月では地球との通信に用いるXbandや地球GPSのLbandとの混信をさけるため、現在Sbandを用いることが検討されている。衛星の送信アンテナについては、地球のGPSと違い高度が数百kmと月面に近いいため、全球に通信するには指向性を広くとることが求められる。従って送信利得は0dBとし、衛星の姿勢も測位中は月面直下を指向するもの

受信機が衛星からの信号を補足する際に、受信CN比によって時間的な誤差が生じ、それが測距誤差となる。この影響は白色雑音としてモデル化することができ、引用によると以下の式で表される。

$$\sigma_{DLL} = cT_c \sqrt{\frac{B_n}{2C/N_0} \left[1 + \frac{2}{T_{co}C/N_0} \right]}$$

通信性能を表す、信号電力対雑音電力スペクトル密度比 C/N_0 は回線計算を用いて以下のよう求められる。

$$\frac{C}{N_0} = 10 \log_{10} W_t + G_t - 20 \log_{10} \left(\frac{4\pi r^2 f_c}{c} \right) + G_r - N_0$$

上式は対数表示である。特に右辺第3項は自由伝搬損失と呼ばれ、通信距離が遠くなると距離の二乗に反比例して信号電力が減衰する。

本プロジェクトの制約を考慮し、数値シミュレーションでは表 2.3.22 のパラメータを利用する。

表 2.3.22 測位送信機性能

項目	値	単位	補足
光速 c	$3e^8$	m/s	
Chip Rate T_c	1	ms	GPS L1 signal 参考
Noise Equivalent Bandwidth B_n	0.1	Hz	同様
Coherent Averaging Time T_{co}	10	ms	同様
Transmission Power W_t	1	W	
Transmitter Antenna Gain G_t	0	dB	
Central Frequency f_c	2.2	GNz	
Receiver Antenna Gain G_r	0	dB	
Noise N_0	-204.08	dB	

2.3.8.5.3. 軌道決定精度

ここまでの結果を反映し、表 2.3.23 の値を用いる。

表 2.3.23 軌道制御シミュレーションで利用する軌道決定精度

想定される衛星位置推定誤差 (Radial, Cross, Along) (m)	(3.3, 33.3, 33.3)	1σ
想定される衛星速度推定誤差 (Radial, Cross, Along) (cm/s)	(0.33, 0.33, 0.33)	1σ

2.3.8.6. 数値シミュレーション結果

2.3.8.6.1. 現在の設計値に対する解析

現在衛星システム設計で想定されている軌道、測位送信機性能に対して、提案する軌道制御手法を適用した場合の衛星の軌道維持履歴、および月面宇宙機の位置推定精度の変化を解析した。

図 2.3.41 は 2 衛星間の位相差角(図中では θ) の履歴を表している。図中の複数の線は、10 回のモンテカルロ試行を行った各試行の結果を示している。また、必要な推力は表 2.3.24 の通りとなった。

さらに本項で求めた軌道維持履歴をもとにした月面宇宙機の位置推定精度は 77.5 m となる。位置推定精度はミッション期間にわたるシミュレーション上の水平位置真値と推定値のユークリッド距離の $2drms$ (twice distance root mean square) にて評価した。観測時間は 30 秒間隔で 2 回と固定している。推力および月面宇宙機の測位精度、ともに設定した要求を満たすことを確認した。

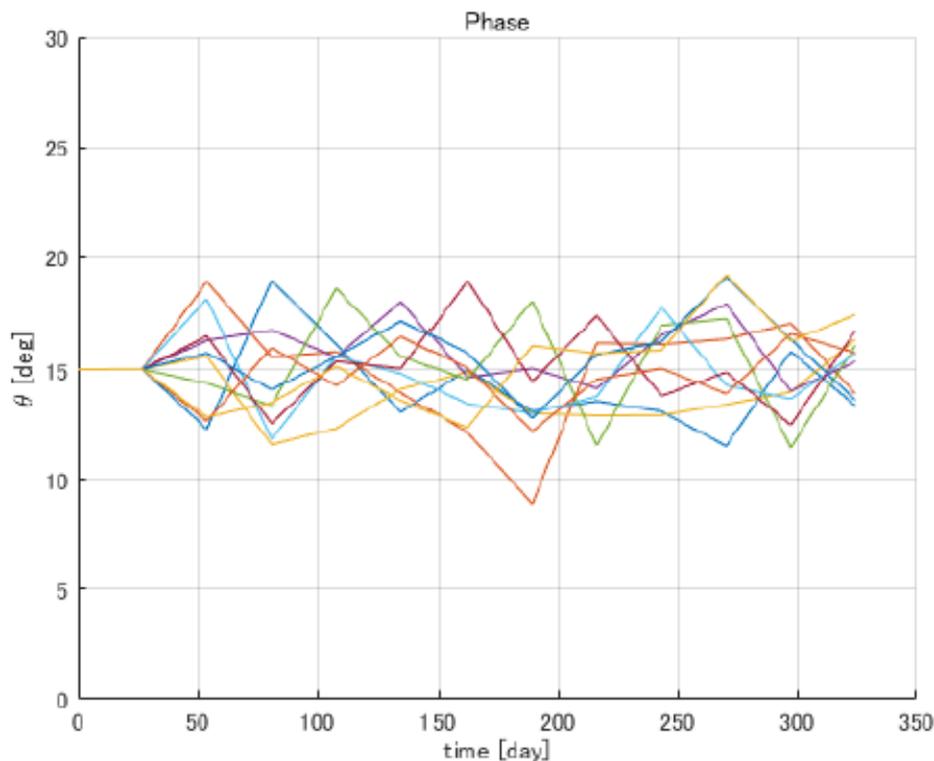


図 2.3.41 軌道制御履歴

表 2.3.24 必要推力量見積もり結果

衛星 1 ΔV 見積もり結果 (m/s)				衛星 2 ΔV 見積もり結果 (m/s)			
最小	平均	最大	分散	最小	平均	最大	分散
5.31	5.39	5.44	0.04	5.36	5.40	5.46	0.04

2.3.8.6.2. 推力誤差による比較

今後の設計の参考に推力誤差が大きくなった場合の解析を行った。推力誤差が 1.67 % (1σ)、3.34 % (1σ)、および 5.0 % (1σ) の場合について、2 衛星間の位相差角のプロファイルを図 2.3.42～図 2.3.44 に、制御に必要な ΔV を表 2.3.25 にまとめた。

図からよみとれるように、推力誤差が大きくなった場合、 ΔV は大きくは増えないが、位相差角の制御精度が大きく劣化する。位相差角の制御精度が悪くなると、月面宇宙機の測位精度も劣化することとなる。

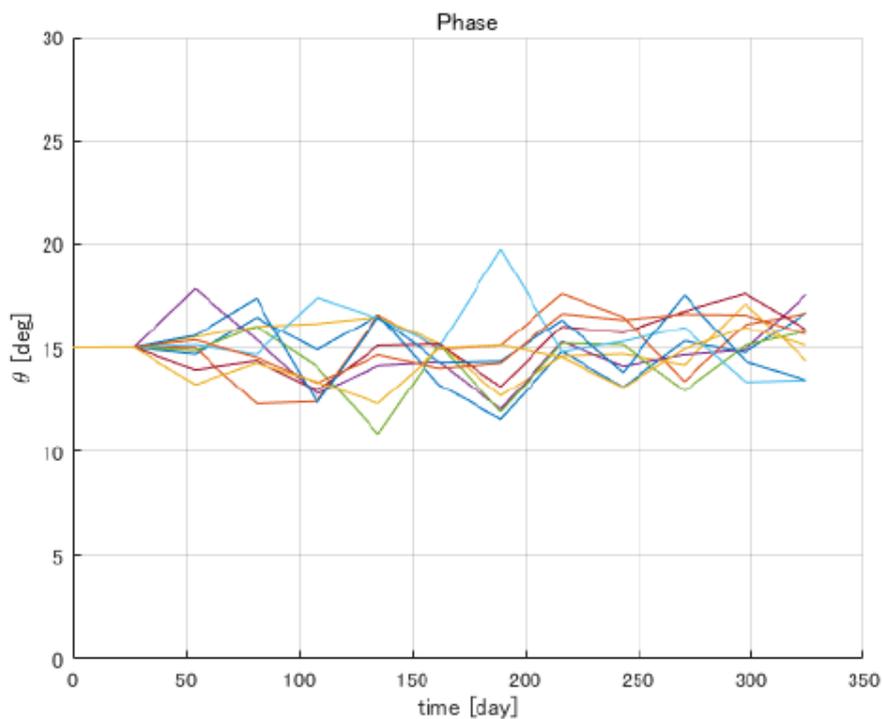


図 2.3.42 軌道制御履歴：推力誤差 1.67 % (1σ)

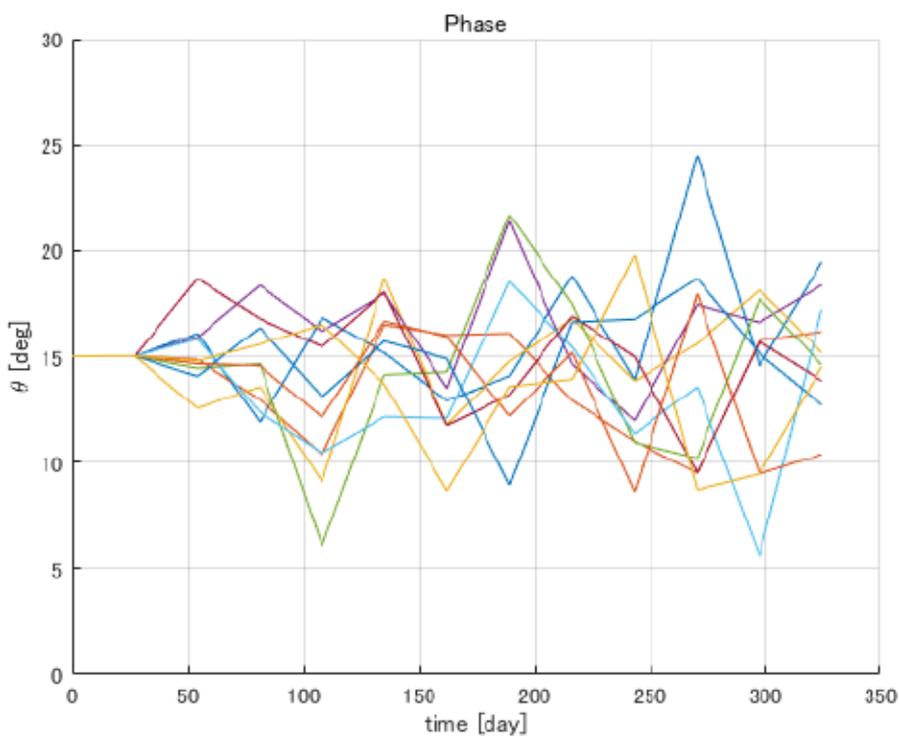


図 2.3.43 軌道制御履歴：推力誤差 3.34 % (1σ)

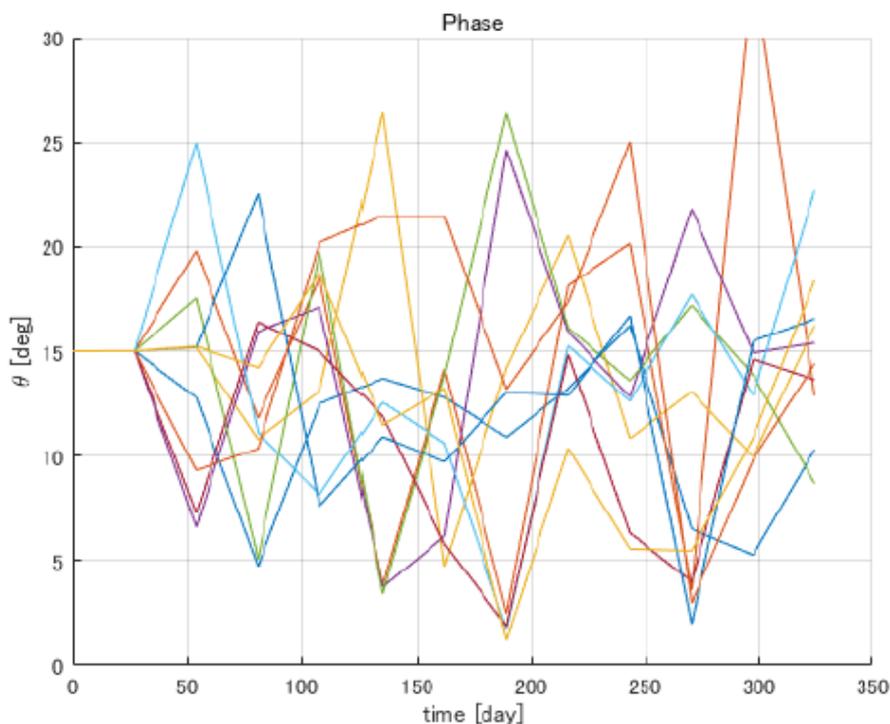


図 2.3.44 軌道制御履歴：推力誤差 5.0 % (1σ)

表 2.3.25 異なる推力誤差に対する推力量見積もり結果

推力誤差	衛星 1 ΔV 見積もり結果 (m/s)				衛星 2 ΔV 見積もり結果 (m/s)			
	最小	平均	最大	分散	最小	平均	最大	分散
1.67 % (1σ)	5.31	5.36	5.43	0.05	5.38	5.43	5.47	0.04
3.34 % (1σ)	5.39	5.39	5.41	0.01	5.37	5.37	5.38	0.01
5.0 % (1σ)	5.40	5.40	5.40	0.01	5.37	5.37	5.37	0.01

2.3.8.6.3. 軌道決定精度による比較

今後の参考に軌道推定精度が劣化した場合の解析を行った。軌道推定誤差が位置，速度それぞれ (6.66, 66.6, 66.6) [m]，(0.66, 0.66, 0.66) [cm/s] (1σ) とした場合の軌道プロフィールを図 2.3.45 に，推力量見積もりを表 2.3-26 示す。

図からよみとれるように，軌道決定精度が劣化した場合，ΔV は大きくは増えないが，位相差角の制御精度が大きく劣化する。位相差角の制御精度が悪くなると，月面宇宙機の測位精度も劣化することとなる。

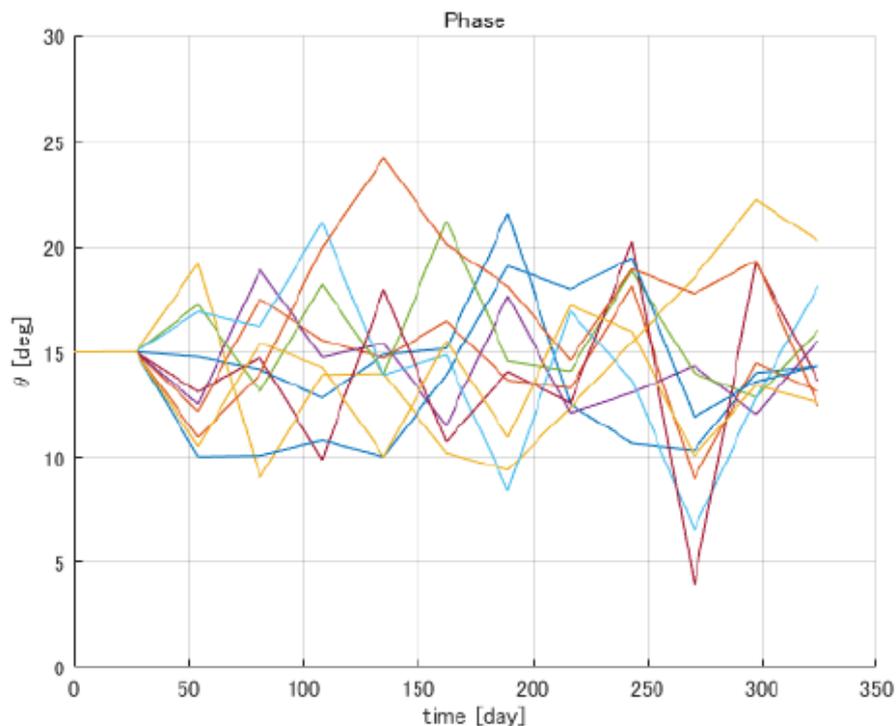


図 2.3.45 軌道制御履歴：軌道推定誤差 位置 (6.66, 66.6, 66.6) [m]，速度 (0.66, 0.66, 0.66) [cm/s] (1 σ) の場合

表 2.3-26 異なる軌道決定精度に対する必要推力量見積もり結果

軌道決定誤差 位置 [m] / 速度 [cm/s] (1 σ)	衛星 1 ΔV 見積もり結果 (m/s)				衛星 2 ΔV 見積もり結果 (m/s)			
	最小	平均	最大	分散	最小	平均	最大	分散
(3.3, 33.3, 33.3) / (0.33, 0.33, 0.33)	5.31	5.36	5.43	0.05	5.38	5.43	5.47	0.04
(6.6, 66.6, 66.6) / (0.66, 0.66, 0.66)	5.39	5.39	5.44	0.04	5.36	5.40	5.46	0.04

2.3.8.7. 考察

ここまでの解析結果より、現行の設計にて推力量要求、および月面宇宙機の位置精度要求を満たすことを確認した。

また、推力誤差および軌道推定精度が劣化した場合の軌道プロファイルを解析し、いずれも数値が劣化した場合は衛星の位相差角の制御精度が劣化することがわかった。位相差角

の制御精度劣化は月面宇宙機の位置推定精度の劣化につながるため、今後の設計においてこの2つのパラメータが劣化しないことを注視する必要があることが分かった。

2.3.9. 姿勢制御シミュレーションへの要求共有

軌道推定、軌道制御の観点から必要な姿勢制御に関する要求事項を整理し、1. 軌道制御頻度、2. 軌道制御時の姿勢制御精度、という2項目について姿勢制御シミュレータへ要求した。

2.3.9.1. 軌道制御頻度

前章で検討した軌道制御手法を用いることを前提とした場合、軌道制御運用は約27日に一回となる。

2.3.9.2. 軌道制御時の姿勢制御精度

軌道制御を行う際は推進軸を軌道方向に指向する必要がある、指向制度が悪化すると2衛星間の相対位置制御結果が劣化する。指向制度としては、目安として表2.3.27を要求する。

表 2.3.27 姿勢制御系へ要求する制御性能

項目	値
姿勢安定度	0.1 deg/s
姿勢決定精度	0.1 deg
指向制度	1 deg

参考文献

- [1] Davis, D.C.; Whitley, R.J. Enhanced stationkeeping maneuver control technique for delta-V cost reduction in the Korea Pathfinder Lunar Orbiter. In Proceedings of the AAS Astrodynamics Specialists Conference, 2018, number JSC-E-DAA-TN60023.
- [2] Ely, T.A. Stable constellations of frozen elliptical inclined lunar orbits. The Journal of the Astronautical Sciences 2005, 53, 301-316. <https://doi.org/10.1007/BF03546355>.
- [3] Retrieved on February 7, 2023, from <https://odtbx.sourceforge.net/>.

2.4. 普及啓発

2.4.1. 中高生向けワークショップ

本事業の普及啓発の一環として、中学生・高校生に対して「衛星測位技術を学ぶワークショップ」を開催した。本ワークショップは、福井県教育総合研究所と協力し、同研究所が主催している「ふくい缶サット High School」終了後の2022年7月24日 13:30 - 16:00に、福井県教育総合研究所サイエンスラボおよびグラウンドで開催した。本ワークショップには、福井県内の中学校1校、高校4校が参加し、人数の内訳は中学生4人、高校生9人となった。

ワークショップの時間割を下記に示す。まず、「衛星測位技術」に関する講義を行い、GPS等で自分達の位置がどのように分かるかの原理を学んでもらった。更に、図 2.4.1 に示すGPS付き缶サットを組み立てて、GPSアート作成実験を行うことにより、実践的に原理・GPSの使い方を学んでもらった。

また、生徒達には学校ごとに班で分かれてGPSアートでどのような絵・文字を書きたいかを事前に考えてもらって、GPS付き缶サットを持って、グラウンドを歩くことによりGPSアートを描いてもらった。図 2.4.2 にワークショップの様子、図 2.4.3 に生徒達が作成したGPSアートの例を示す。

- 13:30 - 13:40 ワークショップの内容紹介
- 13:40 - 14:20 衛星を使った測位技術(GPS等)の講義
- 14:20 - 15:00 実験用缶サットの組み立て(適宜休憩)
- 15:00 - 15:30 屋外実験(GPSアート作成※)
- 15:30 - 15:45 結果報告
- 15:45 - 16:00 まとめ

参加した生徒達は、「ふくい缶サット High School」にて電子回路やプログラミングを学んだ生徒達がほとんどであり、積極的に実験用缶サットの組立を進めていた。また、GPSアートの作成実験では、意図した通りの絵になるように、どのように歩けば良いか等を生徒達で議論し、例えばコーンや班員などを目印にするなど、各班で工夫して進めていた。

令和4年度地球観測技術等調査研究委託事業
「月面・月周回軌道宇宙機への測位・IoT通信サービスを提供する超小型衛星」
委託業務成果報告書

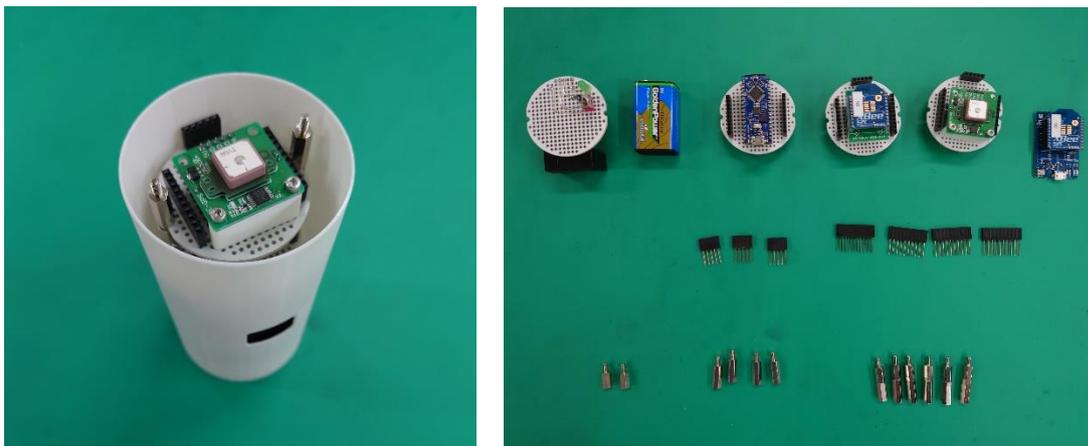


図 2.4.1 生徒達が組み立てる GPS 付き缶セット

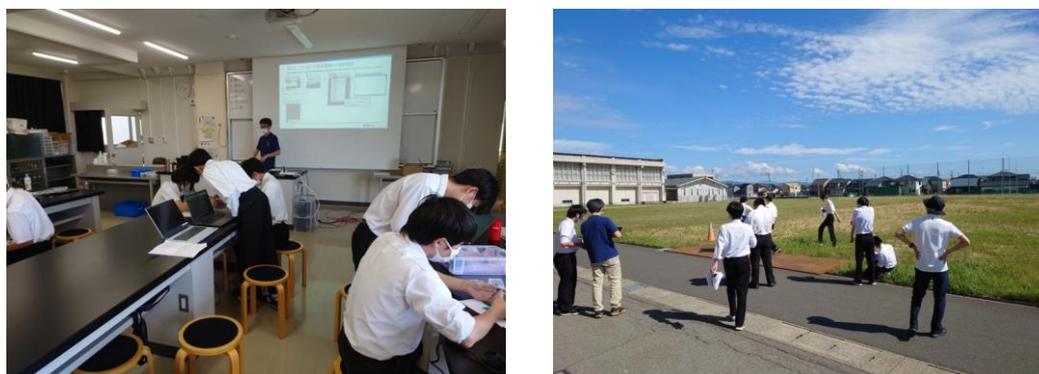


図 2.4.2 ワークショップの様子(左: 講義, 右: GPS アート実験の様子)



図 2.4.3 生徒達が作成した GPS アートの例 (Google Earth に投影)

2.4.2. 企業向け講義・実習

本事業で使用している測位・通信の技術理解の促進や、本分野への参入を促すために、2023年3月16日に企業向けの講義・現場実習を開催した。

福井大学では、福井県、ふくいオープンイノベーション推進機構、ふくい宇宙産業創出研究会と協力して、宇宙産業への新規参入を目的とした企業技術者育成のための講座「人工衛星設計基礎論」を実施しており、本事業の講義・現場実習は「人工衛星設計基礎論」内の特別講義として開催した。なお当初計画では、オンライン講義としていたが、対面での現地実習のほうが高い教育効果を得られると判断し、対面での講義・実習とした。

講義・実習は福井県工業技術センターで実施した。内容は、衛星測位の講義・実習と衛星通信の講義・実習に分け、2班に分けて進めた。衛星通信の実習では、衛星通信のためのアンテナパターン試験実習を行った。講義・実習の時間割を下記に示す。

◆A班

- (1)衛星測位の講義・実習 (13:15 ~ 14:45)
- (2)衛星通信の講義 (15:00 ~ 15:30)
- (3)衛星通信のためのアンテナパターン試験実習 (15:40~16:40)

◆B班

- (1)衛星通信の講義 (13:15 ~ 13:45)
- (2)衛星通信のためのアンテナパターン試験実習 (13:55~14:55)
- (3)衛星測位の講義・実習 (15:10 ~ 16:40)

参加人数は18名であり、9機関(県、企業、大学)の方々が参加した。衛星測位の講義では、測位の原理や、衛星に搭載するGPS受信機の仕組み・特徴などの講義を行った。衛星通信の講義では通信原理、回線計算、アンテナの仕組み等の講義を行った。アンテナパターン試験実習では、福井県工業技術センターの6面電波無響室を使用して、CubeSatのアンテナ利得測定などを行った。参加者にはCubeSatの設置や試験機器の操作をしてもらった。企業からの参加者からは、『普段扱わない無線技術に関して理解ができた』などの意見が述べられた。図2.4.4と図2.4.5に講義の様子を示す。

令和4年度地球観測技術等調査研究委託事業
「月面・月周回軌道宇宙機への測位・IoT通信サービスを提供する超小型衛星」
委託業務成果報告書



図 2.4.4 講義の様子（左：衛星測位の講義・実習，右：衛星通信の講義）



図 2.4.5 衛星通信の実習の様子（アンテナパターン試験実習）

3. まとめ

令和4年度における業務の成果を以下にまとめる。

1) 測位装置の試作と性能評価

令和3年度に実施した仕様検討の結果をもとに、測位信号送受信機およびアンテナの試作機を開発し、主要部品および回路の性能評価を実施した。測位システムにおける最も重要な部品である基準クロックには、EQUULEUSへの搭載実績のあるMicrochip Technology社のCSACであるSA.45sを採用した。このSA.45sの動作確認および筐体の設計を行った。主要部品であるAD9361とZynq Z7035に対して放射線試験を実施し、運用面で工夫をすることにより、十分に月周回軌道での使用ができることを確認した。また、熱真空試験の事前準備として、ADRV9361-Z7035単体での真空試験を実施し、高真空中の動作に問題無いことが確認できた。振動試験は、試験方法の検討と振動試験用インタフェース治具の作成を行った。

2) IoT通信装置のEMの開発と性能評価

IoT通信の受信機(サービス機側)、送信機(月宇宙機側)のEMを開発した。想定する衛星構体およびサービスを受ける月宇宙機でのユースケースを想定し、最適なアンテナの設計を行った。回線設計の結果、アンテナ利得が設計値通りであれば通信速度293bpsの通信サービスの提供を行うことができることが分かった。また、IoT通信装置の放射線試験を実施し、月周回軌道において問題無く使用できることが分かった。更に、IoT通信装置のEM間で性能評価を実施し、正常に通信ができることを確認した。

3) 衛星の詳細設計とシミュレーション検討

衛星全体の詳細設計を行い、衛星構造モデルの開発および机上電気試験を行った。衛星全体の詳細設計では、令和3年度の概念設計結果をもとに構造設計、熱解析および外乱トルク解析を実施した。製造した衛星構造モデルとRCSスラスタ・姿勢制御モジュール・測位信号送信機とのフィットチェックを実施した。机上電気試験では、RCSスラスタ、姿勢制御モジュール、OBC及び電源システムの噛み合わせ試験を実施し、各コンポーネントが問題無く動作することを確認した。また、搭載コンポーネントの放射線試験を実施し、月環境における放射線耐性を解析した。さらに、月測位衛星システムに必要な地上衛星間の時刻同期機能をXバンドトランスポンダへ追加することを検討し、ダイレクトPMによる時刻同期機能で、十分要求精度を満足できることを確認した。

姿勢軌道シミュレータのうち、軌道推定、および軌道制御をシミュレートする数値シミュレータを実装し、地上局とのレンジング運用の間欠性により衛星の位置推定がどの程度時間変化するかを明らかにした。この結果により、レンジング運用に必要な運用時間・運用間隔等の定量的数値を明らかにした。また、得られた軌道プロファイルを基に、月面宇宙機の位置推定やIoT通信のサービス品質を明らかにした。更に、現行の設計にて推力量要求、お

令和4年度地球観測技術等調査研究委託事業
「月面・月周回軌道宇宙機への測位・IoT通信サービスを提供する超小型衛星」
委託業務成果報告書

よび月面宇宙機の位置精度要求を満たすことを確認した。

4) 普及啓発

中学生・高校生を対象とした「衛星測位技術を学ぶワークショップ」を開催し、衛星測位技術の原理や実習を行い、本事業の普及啓発を行った。また、企業向けに衛星測位・通信の講義・現場実習を開催した。当初計画では、オンライン講義であったが、対面での実習のほうが高い教育効果を得られると判断し、対面での講義・実習とした。多数の企業の方々が参加し、積極的な議論や作業を行うことができ、本事業で使用している測位・通信の技術理解の促進や、本分野への参入を促すことができたと考えられる。

令和4年度地球観測技術等調査研究委託事業
「月面・月周回軌道宇宙機への測位・IoT通信サービスを提供する超小型衛星」
委託業務成果報告書

学 会 等 発 表 実 績

委託業務題目「月面・月周回軌道宇宙機への測位・IoT通信サービスを提供する超小型衛星」

機関名：国立大学法人福井大学

1. 学会等における口頭・ポスター発表

発表した成果（発表題目、口頭・ポスター発表の別）	発表者氏名	発表した場所（学会等名）	発表した時期	国内・外の別
LunaCube: Dual-satellite Lunar Navigation Mission with 6U-CubeSat	田中利樹 海老沼拓史 中須賀真一 松本健 青柳賢英	73rd International Astronautical Congress, Paris, France	令和4年9月22日	国外
月宇宙機へ測位・通信サービスを提供する超小型衛星のシステム設計	青柳賢英 海老沼拓史 中須賀真一 田中利樹 松本健	第66回宇宙科学技術連合講演会，熊本城ホール	令和4年11月2日	国内

2. 学会誌・雑誌等における論文掲載

掲載した論文（発表題目）	発表者氏名	発表した場所（学会誌・雑誌等名）	発表した時期	国内・外の別
なし				

(注) 発表者氏名は、連名による発表の場合には、筆頭者を先頭にして全員を記載すること。

令和4年度地球観測技術等調査研究委託事業
「月面・月周回軌道宇宙機への測位・IoT通信サービスを提供する超小型衛星」
委託業務成果報告書

学 会 等 発 表 実 績

委託業務題目「月面・月周回軌道宇宙機への測位・IoT通信サービスを提供する超小型衛星」

機関名：国立大学法人東京大学

1. 学会等における口頭・ポスター発表

発表した成果（発表題目、口頭・ポスター発表の別）	発表者氏名	発表した場所（学会等名）	発表した時期	国内・外の別
LunaCube: Dual-satellite Lunar Navigation Mission with 6U-CubeSat	田中利樹 海老沼拓史 中須賀真一 松本健 青柳賢英	73rd International Astronautical Congress, Paris, France	令和4年9月22日	国外
月宇宙機へ測位・通信サービスを提供する超小型衛星のシステム設計	青柳賢英 海老沼拓史 中須賀真一 田中利樹 松本健	第66回宇宙科学技術連合講演会，熊本城ホール	令和4年11月2日	国内

2. 学会誌・雑誌等における論文掲載

掲載した論文（発表題目）	発表者氏名	発表した場所（学会誌・雑誌等名）	発表した時期	国内・外の別
Performance Evaluation of Multi-Epoch Double-Differenced Pseudorange Observation Method Using GNSS Ground Stations	海老沼拓史 田中利樹	Remote Sensing, Vol. 14, No. 19, DOI: 10.3390/rs14194856	令和4年9月29日	国外

(注) 発表者氏名は、連名による発表の場合には、筆頭者を先頭にして全員を記載すること。

令和4年度地球観測技術等調査研究委託事業
「月面・月周回軌道宇宙機への測位・IoT通信サービスを提供する超小型衛星」
委託業務成果報告書

学 会 等 発 表 実 績

委託業務題目「月面・月周回軌道宇宙機への測位・IoT通信サービスを提供する超小型衛星」

機関名：学校法人中部大学 中部大学

1. 学会等における口頭・ポスター発表

発表した成果（発表題目、口頭・ポスター発表の別）	発表者氏名	発表した場所（学会等名）	発表した時期	国内・外の別
LunaCube: Dual-satellite Lunar Navigation Mission with 6U-CubeSat	田中利樹 海老沼拓史 中須賀真一 松本健 青柳賢英	73rd International Astronautical Congress, Paris, France	令和4年9月22日	国外
月宇宙機へ測位・通信サービスを提供する超小型衛星のシステム設計	青柳賢英 海老沼拓史 中須賀真一 田中利樹 松本健	第66回宇宙科学技術連合講演会，熊本城ホール	令和4年11月2日	国内

2. 学会誌・雑誌等における論文掲載

掲載した論文（発表題目）	発表者氏名	発表した場所（学会誌・雑誌等名）	発表した時期	国内・外の別
Performance Evaluation of Multi-Epoch Double-Differenced Pseudorange Observation Method Using GNSS Ground Stations	海老沼拓史 田中利樹	Remote Sensing, Vol. 14, No. 19, DOI: 10.3390/rs14194856	令和4年9月29日	国外

(注) 発表者氏名は、連名による発表の場合には、筆頭者を先頭にして全員を記載すること。