

令和3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4年5月

国立大学法人福井大学

令和3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3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3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.	月宇宙機測位のシステムレベルの検討	3
2.1.1.	MDPOによる月宇宙機の測位	3
2.1.2.	月周回衛星の軌道推定手法	5
2.1.3.	月周回衛星の軌道モデルと摂動パラメータ	9
2.1.4.	送受信機およびアンテナの仕様検討	10
2.1.5.	測位精度の検討	15
2.2.	IoT通信装置の詳細設計	18
2.2.1.	IoT通信装置への要求整理	18
2.2.2.	IoT通信装置へのシステム設計結果	20
2.2.3.	IoT通信装置のRF設計	24
2.2.4.	回線計算	27
2.2.5.	月軌道、月面環境調査	29
2.2.6.	測位へのIoT通信の利用	30
2.2.7.	今後の課題	31
2.3.	衛星(サービス機)の概念設計と姿勢制御系の検討	35
2.3.1.	測位精度の見積もりと軌道設計	35
2.3.2.	月測位通信サービス衛星の設計条件	45
2.3.3.	概念設計結果	46
2.3.4.	電源系の設計結果	52
2.3.5.	姿勢軌道制御系の設計結果	58
2.3.6.	熱設計結果	69
2.3.7.	通信系設計結果	78
2.3.8.	データ処理装置の試作及び試験用ソフトウェアの開発結果	80
3.	まとめ	82

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3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) 月宇宙機測位のシステムレベルの検討

超小型測位信号送信機および受信機の開発に向けて、月周回衛星と月宇宙機間の疑似距離の測定と測位計算のできる方式を検討する。検討事項としては例えば次のような内容が挙げられる。

[a] 月周回衛星の軌道推定手法の検討、軌道要素や摂動パラメータのモデル化の実施。

[b] 月周回軌道で利用可能な電波の周波数や帯域に応じた送信機やアンテナの要求仕様の決定。

[c] 測位精度の数値解析、および複数衛星による測位を想定し、2つ以上の投入軌道の組合せによる測位精度の数値解析を行う。

2) IoT通信装置の詳細設計

TRICOM-1R 搭載 S&F 受信機 (20mW 以下の特定小電力) をベースにして月周回環境で使用可能な IoT 通信装置のシステム検討を行う。月周回環境に合わせた放射線試験を行って、使用部品を選定する。その結果から送受信機のサイズ、重量、必要電力の仕様を決定する。また、測位信号検討チームと合同で、IoT通信の信号を利用した測位方法も検討する。

3) 衛星(サービス機)の概念設計と姿勢制御系の検討

基本機能の概念設計と一部機器の試作・購入を行う。RWASAT-1、AQT-D等の軌道上実証された地球周回の3U衛星をベースに設計を行う。必要な姿勢精度及び月周回軌道での外乱を検討し、小型サイズで達成できる姿勢制御モジュールの設計・購入を先行して実施する。また、データ処理装置の試作及び試験用ソフトウェアの開発を行い、測位装置・IoT通信装置との接続試験の準備を行う。

2.1. 月宇宙機測位のシステムレベルの検討

本事業では、超小型測位信号送信機および受信機の開発に向けて、月周回衛星と月宇宙機間の疑似距離の測定と測位計算のできる方式について検討を行った。本章では、まず本事業が提案する測位手法である MDPO (Multi-epoch Double-differenced Pseudo-range Observation) について紹介する。さらに、以下の事項に関する調査、検討の結果について報告する。

- 月周回衛星の軌道推定手法、軌道要素や摂動パラメータのモデル化
- 月周回軌道で利用可能な電波の周波数や帯域に応じた送信機やアンテナの要求仕様
- 2つ以上の投入軌道の組み合わせによる測位精度の数値解析

2.1.1. MDPOによる月宇宙機の測位

GPSなどの従来の衛星測位システムによる測位演算では、3次元の受信機位置と受信機クロックバイアスからなる4つの未知数を推定するために、少なくとも4衛星からの疑似距離観測値を必要とする。さらに、月周回衛星の軌道および送信機クロックバイアスの推定精度はGPS衛星と比較して低く、それによる疑似距離誤差も無視できない。

本事業で提案するMDPOでは、ランダー(着陸機)を基準局、ローバー(探査機)をユーザ局とする相対測位により、測位に必要とされる可視衛星数や推定パラメータの削減、および疑似距離誤差要因の除去を実現している。

一般に、疑似距離観測値 ρ_R^S は、次式で記述することができる。

$$\rho_R^S(t_i) = r_R^S(t_i) + c \left(d\tau_R(t_i) - dT^S(t_i^S) \right) + \omega_R^S(t_i)$$

ここで、上付き文字Sは測位衛星を、下付き文字Rは受信機を示している。さらに、 t_i は観測時刻、 r_R^S は衛星-受信機間の距離、 c は光の速度、 $d\tau_R$ は受信機クロックバイアス、 dT^S は衛星クロックバイアス、 ω_R^S は雑音を示す。

このとき、図2.1.1に示すように、ランダーとローバーに搭載された信機($R = 1, 2$)と、2機の可視衛星($S = 1, 2$)から、次の4つの疑似距離観測値を得ることができる。

$$\begin{aligned} \rho_1^1(t_i) &= r_1^1(t_i) + c \left(d\tau_1(t_i) - dT^1(t_i^1) \right) + \omega_1^1(t_i) \\ \rho_1^2(t_i) &= r_1^2(t_i) + c \left(d\tau_1(t_i) - dT^2(t_i^2) \right) + \omega_1^2(t_i) \\ \rho_2^1(t_i) &= r_2^1(t_i) + c \left(d\tau_2(t_i) - dT^1(t_i^1) \right) + \omega_2^1(t_i) \\ \rho_2^2(t_i) &= r_2^2(t_i) + c \left(d\tau_2(t_i) - dT^2(t_i^2) \right) + \omega_2^2(t_i) \end{aligned}$$

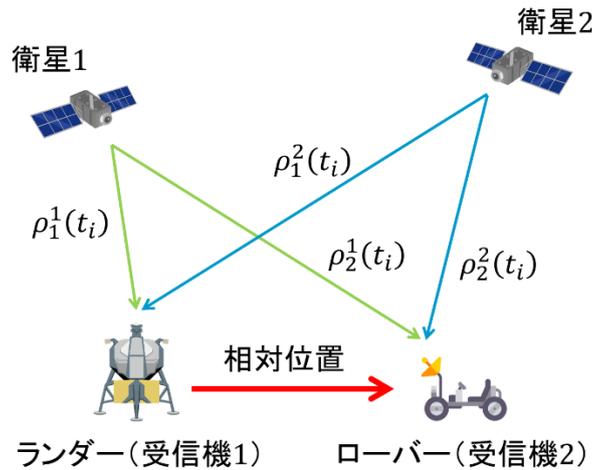


図 2.1.1 MDPO の疑似距離観測値

これら観測値から、まずそれぞれの受信機において、異なる衛星間の一重差疑似距離を考える。これにより、衛星間で共通となる受信機クロックバイアスが、一重差疑似距離から除去される。

$$\begin{aligned}\rho_1^1(t_i) - \rho_1^2(t_i) &= \{r_1^1(t_i) - r_1^2(t_i)\} - \{dT^1(t_i^1) - dT^2(t_i^2)\} + \{\omega_1^1(t_i) - \omega_1^2(t_i)\} \\ \rho_2^1(t_i) - \rho_2^2(t_i) &= \{r_2^1(t_i) - r_2^2(t_i)\} - \{dT^1(t_i^1) - dT^2(t_i^2)\} + \{\omega_2^1(t_i) - \omega_2^2(t_i)\}\end{aligned}$$

さらに、これら一重差疑似距離の差分を取ることで、二重差疑似距離を求める。

$$\begin{aligned}\Delta\nabla\rho(t_i) &= \{\rho_1^1(t_i) - \rho_1^2(t_i)\} - \{\rho_2^1(t_i) - \rho_2^2(t_i)\} \\ &= \{r_1^1(t_i) - r_1^2(t_i)\} - \{r_2^1(t_i) - r_2^2(t_i)\} - \{\omega_1^1(t_i) - \omega_1^2(t_i)\} - \{\omega_2^1(t_i) - \omega_2^2(t_i)\} \\ &= \Delta\nabla r(t_i) - \Delta\nabla\omega(t_i)\end{aligned}$$

ここで、 $\Delta\nabla$ は二重差を表す演算子である。これにより、二重差疑似距離から受信機間で共通となる衛星のクロックバイアスが除去され、ランダーとローバーの相対位置と雑音のみからなる観測値を得ることができる。したがって、基準局であるランダーの位置を既知とすると、未知数はローバーの3次元の相対位置の3つに削減することができる。

同様の観測を3つの異なる時刻 t_i ($i = 1, 2, 3$)で行い、この間にローバーが移動していないとすると、3つの未知数に対して3つの二重差疑似距離を得ることができる。したがって、最小二乗法などにより、ローバーの相対位置を推定することが可能となる(3D MDPO)。さらに、月面のDEM(数値標高モデル)を用い、高度を既知とすることで、相対位置の未知数は水平方向の2つとなり、2つの時刻の観測値から相対位置の推定も可能となる(2D MDPO)。

初期の月探査ミッションにおいて、GPSのように月周回軌道に数十機もの測位衛星を一度に配備することは、費用の面から困難である。そのため、いかに少ない衛星数で月測位シス

テムを構築できるかが重要となる。最小2機の可視衛星で測位を実現するMDPOは、月圏におけるナビゲーションインフラ整備の初期段階において、有効な手法を考えられる。表2.1.1に一般的なGNSS測位とMDPOの違いを示す。本事業で開発する6Uサイズの超小型衛星においては、ランダー観測された疑似距離は、衛星に搭載されたIoT通信の信号を利用して一旦衛星にアップリンクされる。それをさらにIoT通信の信号でローバーにダウンリンクすることで、ローバーにおいてMDPOによる測位演算を実施することを計画している。

表 2.1.1 一般的なGNSS測位とMDPOの違い

項目	一般GNSS	MDPO
衛星数	×最低4機以上	○2機必要
搭載クロック	×高性能大型原子時計	○小型原子時計
推定量	○位置+速度	×位置(測位中停止)
単独測位	○可能	×ランダーが必要
DOP(Dilution of precision, 精度低下率)	○1~3	×40~60
測距誤差	同程度(~0.5m)	
測位精度	○数m	○50m~数百m
適用範囲	○全球	×局所的

2.1.2. 月周回衛星の軌道推定手法

GPSに代表される衛星測位システムや、本事業で提案するMDPOにおいて、測位電波を放送する衛星の位置が、受信機の位置を推定するための基準点となる。MDPOでは、二重差分疑似距離を用いることで、衛星位置誤差の影響を抑制できるものの、月周回衛星の軌道精度の向上は、測位精度の改善に繋がる。

地球の衛星測位システムでは、地上に配置された複数の監視局によって、軌道誤差が数m程度の非常に高精度な軌道推定が行われている。しかし、このような監視局を月面上に構築することは費用の面から困難であり、別の手法による月周回衛星の軌道推定が必要となる。

従来の月探査衛星の軌道推定では、地上の送受信機局と衛星との間の距離(range)と距離の変化率(range-rate)を使用するR&RR(Range and Range-Rate)方式が広く用いられている。この手法では、トランスポンダと呼ばれる通信機を用いて、地上の送受信機局と衛星との間を往復する電波によって、距離と距離の変化率を測定している。R&RR方式は、本事業で開発する超小型衛星と同サイズの月探査衛星であるEQUULEUSでも採用されている。

しかし、R&RR方式は、地上の送受信機局から衛星が可視であり、トランスポンダによる通信が確立していないと軌道推定ができないという欠点もある。そこで、地上局に依存しない手法として、地球を周回している測位衛星が放送している電波を、月周回軌道で受信し、測位を行う手法が提案されている。この手法では、図2.1.2に示すように、地球周回軌道

から地上に向けて放送されている測位信号が、地球の地平線を超えて反対側に漏れ出した電波を受信することになる。

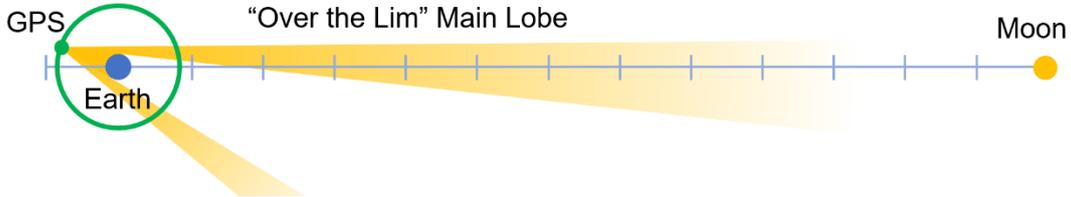


図 2.1.2 GPS 信号による月周回衛星の測位

本事業では、この GPS 信号による月周回衛星の軌道推定手法についても、検討を実施した。GPS 信号は、もともと微弱な電波であるが、地球から月までの距離は、GPS の軌道半径の 15 倍以上もの距離となる。そこで、この伝搬距離による自由空間伝搬損失を考慮した電力計算を行うことで、月周回衛星で通信可能となる GPS の衛星数を検討した。その結果を図 2.1.3 に示す。ここでは、ここでは、月周回衛星に搭載する受信アンテナのゲインをオムニアンテナ (0dB)、パッチアンテナ (6dB)、高利得アンテナ (14dB) とした場合に、通信可能となる GPS の衛星数を求めている。

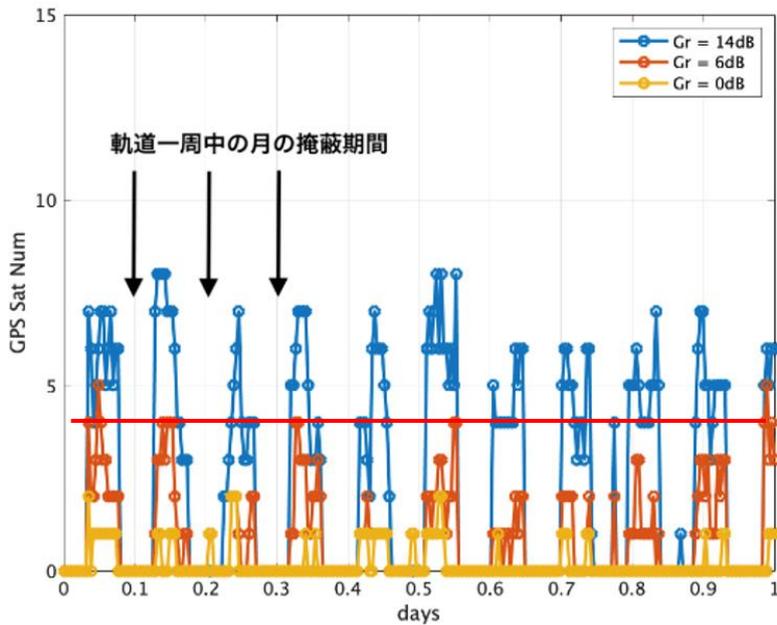


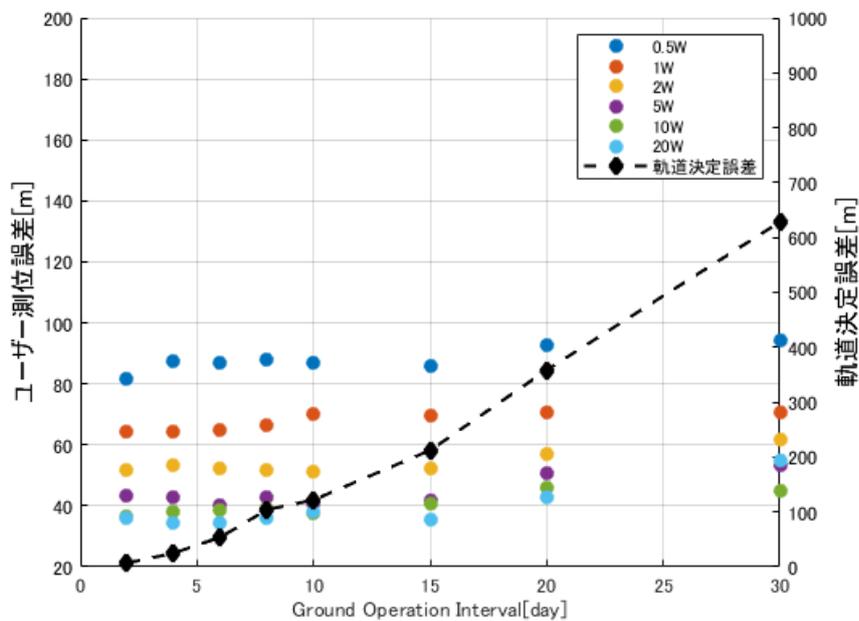
図 2.1.3 月周回衛星における GPS の可視衛星数

検討の結果、測位に必要な4衛星以上の測位信号を受信するためには、14dBの高利得アンテナが必要になることが判明した。このような高利得アンテナは、ビーム幅が極端に狭く、アンテナを常に地球に向けるよう、月周回衛星の姿勢制御が必要となってしまう。また、このような高利得を実現するためには、アンテナのサイズも大きくなってしまふ。このように、GPS信号による月周回衛星の軌道推定は、地上局に依存しないという利点はあるものの、本事業で提案する6Uサイズの超小型衛星には、姿勢制御やアンテナサイズの要求から、搭載は困難である。

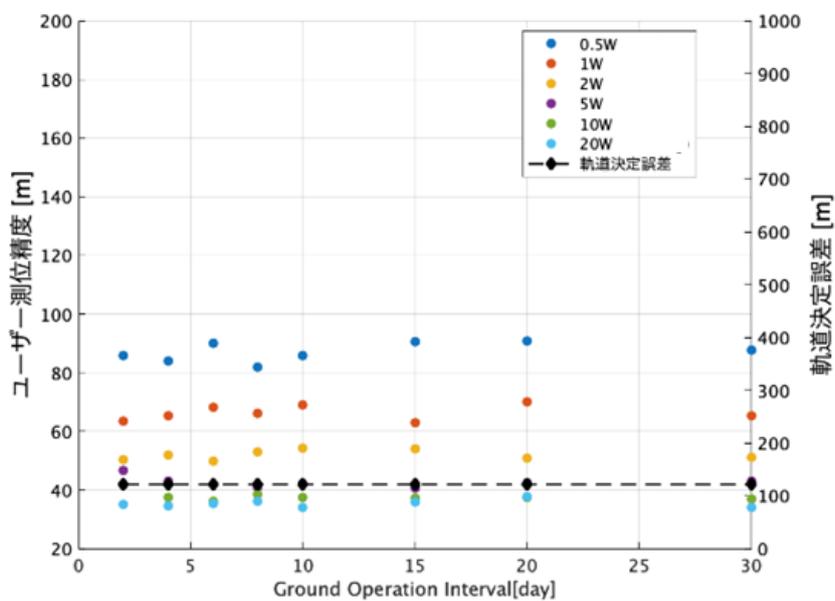
続いて「R&RRのみによる軌道決定」と「R&RRとGPS観測を利用した自律軌道決定」の2パターンの軌道推定による測位精度の比較を行った。最初に地上局の観測が入ってから次に地上局の観測が入るまでの間隔(Ground Operation Interval)に対するMDPOの測位性能を求めた。その結果を図2.1.4に示す。図2.1.4では、Ground Operation Intervalを変化させた場合の軌道決定誤差の変化をY軸右に、それぞれの軌道決定誤差に対して測位通信電力を変化させた場合の測位精度の変化をY軸左に示している。まず軌道決定誤差について、地上局観測のみの場合は時間が経つにつれて誤差が大きくなり悪化していくのに対し、自律軌道決定の場合は軌道周期ごとに観測量を得ることができるため誤差が一定に保たれることが分かった。これより、GPSを用いることで地上局の運用コストを減らす効果が期待できる。

最終的な測位精度に関しては、どちらの場合も軌道決定誤差がそこまで大きくない場合に測位精度に与える影響が小さく、地上局観測のみで長い間観測を行わなかった場合のみ測位精度に若干影響が出るという結果になった。これは、MDPOの二重差分方式によって衛星のクロック誤差だけでなく、軌道決定誤差の影響も差し引かれて消えることが主な原因だと考えられる。

これら月周回軌道における軌道推定手法の検討の結果、本業務では6Uサイズの超小型衛星であるEQUULEUSへの搭載実績のあるトランスポンダを採用し、R&RRによる軌道推定を実施することとする。



(a) R&RR 観測のみ



(b) R&RR+GPS 観測

図 2.1.4 R&RR 観測のみの場合と R&RR+GPS 観測で自立軌道決定する場合

2.1.3. 月周回衛星の軌道モデルと摂動パラメータ

GPSによる測位演算と同様に、MDPOにおいても測位信号を放送する衛星位置が基準となるため、その位置を計算するための軌道モデルの精度が重要となる。一方で、高精度で複雑な軌道モデルは、モデルパラメータの数が増大し、軌道情報を受信機に伝送するためのデータレートが増大するという問題がある。そのため、軌道モデルの複雑さと軌道精度のトレードオフが必要となる。

地球の低軌道衛星では、大気によるドラッグ抵抗を除くと、扁平した地球の形状による地球重力場の J_2 ($= -C_{20}$) 項が、他の摂動項よりもオーダーとして2~3桁も大きく、衛星に作用する支配的な摂動パラメータとなる。一方で、月の重力場では、 C_{22} 項が J_2 項とほぼ同じ大きさであり、 C_{31} 、 C_{32} 、 C_{33} などの高次項や地球重力の影響も、 J_2 項よりも1桁小さい程度と非常に複雑な摂動を示す。

このような月軌道モデルについて調査した結果を表 2.1.2 にまとめる。多くが月の重力場だけではなく、地球重力も含めた軌道モデルとなっている。本業務においても、これら先行研究の調査結果をもとに、 J_2 、 C_{22} 項、および地球重力を含めた摂動パラメータをベースとして、測位演算に用いる月軌道モデルの設計を行う予定である。

表 2.1.2 月軌道モデルの調査結果

摂動パラメータ	参考文献
J_2 , C_{22} , 地球重力	Kozai (1963)
$J_2 - J_5$	d'Avanzo, <i>et al.</i> (1997)
J_2 , J_7	Abad, <i>et al.</i> (2009)
J_2 , C_{22}	Carvalho, <i>et al.</i> (2009)
J_2 , J_3 , 地球重力	Tzirti, <i>et al.</i> (2010)
$J_2 - J_7$, 地球重力	Tzirti, <i>et al.</i> (2014)
J_2 , C_{22} , 地球重力	Nie and Gurfil (2018)

2.1.4. 送受信機およびアンテナの仕様検討

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、本事業の開始時点では未定であった。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、本事業では、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、仕様検討を実施した。

2.1.4.1. 送受信機部品の仕様検討

月周回衛星から放送される測位信号の周波数は未定であるものの、S帯（2GHz～4GHz）が有力候補として調整が進められていた。そこで、本事業ではS帯のいずれの周波数になっても調整が可能となるRFトランシーバの調査を行い、Analog Devices社のAD9361を候補として選定した。AD9361は、4G/5G基地局を主なターゲットとして開発された高集積化RFトランシーバであり、70MHz～6GHzの範囲で中心周波数を設定することが可能である。また、帯域幅も200kHz～56MHzに対応している。例えば、広く利用されているGPS L1C/A信号の帯域は約2MHzであり、AD9361は測位信号の送信機として十分利用可能である。

AD9361は直交変復調器を搭載しており、プロセッサやFPGAで生成したデジタルのベースバンド信号により、高周波の搬送波を変調することができる。このようなベースバンドの生成には、Xilinx社のZynq 7000シリーズを候補として選定した。Zynq 7000はFPGAとプロセッサが一体化されたSoC（System on Chip）デバイスであり、多くのソフトウェア無線デバイスでの採用実績がある。また、CubeSatなどの超小型衛星への搭載実績もあり、民生部品でありながら、地球低軌道での動作実績もある。

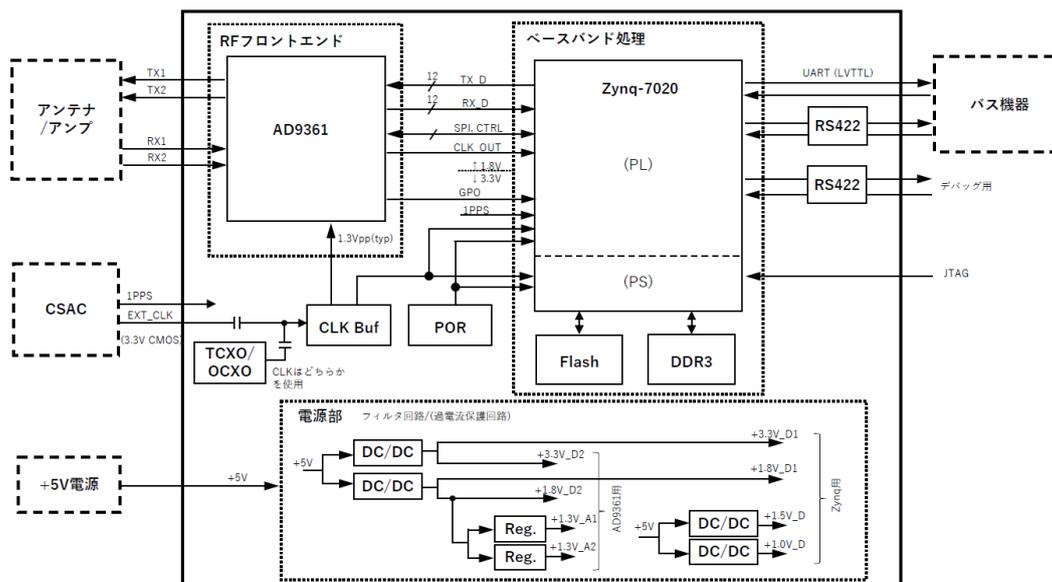


図 2.1.5 月測位送受信機の機能ブロック構成案

これら調査結果をもとに設計した送受信機の構成案を図 2.1.5 に示す。高集積化された RF トランシーバおよび SoC デバイスを用いることで、CubeSat の 10cm×10cm のサイズに収まる 1 枚の基板にまとめられている。月周回衛星に搭載される送信機とランダーおよびローバーに搭載される受信機には同じハードウェアを用い、SoC の FPGA およびソフトウェアの変更のみで、送信機および受信機の機能を切り替える。
なお、これら主要デバイスの候補については、令和4年度において放射線試験を実施し、月軌道の放射線環境における動作について評価を実施する予定である。

2.1.4.2. 受信機アルゴリズムの開発

本事業では、月測位送受信機の仕様検討と並行して、SoC デバイスによる受信機アルゴリズムの開発も実施した。相互運用性の観点から、変調方式などは今後変更となる可能性はあるものの、まずは基本となる GPS と同じ BPSK (Binary Phase Shift Keying) 信号の受信アルゴリズムの開発を行った。

受信アルゴリズムの開発において、そのリファレンスデザインとして、星源北斗導航社の HG-RE04-H を採用した。HG-RE04-H は、GPS および Beidou の受信に対応した GNSS 受信機の開発プラットフォームである。GNSS 信号の処理に必要な FPGA の HDL (Hardware Description Language) とプロセッサの C 言語のソースコードが提供されており、ユーザが自由に改修することが可能である。本事業では、月測位送受信機の信号処理部として採用予定の Zynq 7000 に、HG-RE04-H のソースコードを移植することで、GPS 信号の受信アルゴリズムの開発を行った。

図 2.1.6 に開発環境の外観を示す。Zynq 7000 の基板には、市販の評価基板である Digilent 社の ZYBO-Z7 を採用した。また、フロントエンドには、動作確認のため、GPS 信号対応の RF フロントエンドである MAXIM 社の MAX2769 を用いている。

令和3年度の開発では、信号処理のコアとなる相関器の機能の内、拡散符号生成、搬送波信号生成、ミキサ、アキュムレータなどの機能を実装し、それらの動作を確認した。令和4年度以降も開発を進め、SoC デバイスによる測位信号のベースバンド処理機能だけでなく、疑似距離観測値の生成および測位演算機能の実装も目指す。

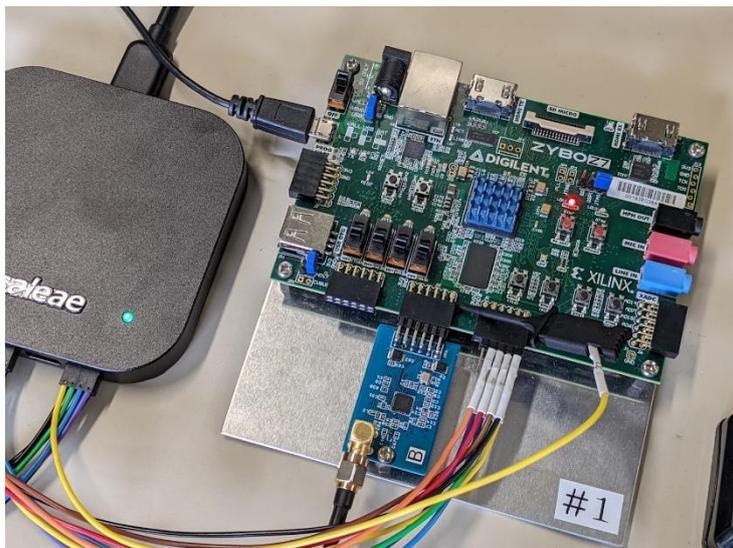


図 2.1.6 受信機アルゴリズムの開発環境

2.1.4.3. アンテナの仕様検討

受信機で観測される疑似距離の精度は、測位信号の電力と帯域幅によって決まる。より大きな電力で、より広い帯域幅であるほど、疑似距離の精度は向上する。しかし、超小型衛星の限られた電力では、大電力、広帯域の信号の放送は現実的ではない。そこで、GPS信号の帯域と地上における受信電力をベースとし、月測位システムにおける送信電力と測位精度の検討を行った。

まず、MDPOの定量的な感度解析のために測距誤差のモデル化を行った測距誤差の由来は受信機内のフィルタで信号を追尾するときの雑音による乱れであり、図 2.1.7のように通信性能の指標である信号電力対雑音電力スペクトル密度比 C/N_0 の大きさに応じて測距誤差が小さくなってゆく様子をモデル化した。通信性能に関しても一般的な回線計算式を用いてモデル化を行った。回線計算及び誤差のパラメータを表 2.1.3に示す。残りの誤差要因やシミュレーション設定に関しては、先行研究^[2.1.1]に従った。2機の衛星は軌道高度300km、軌道傾斜角110度の同一円軌道に入れられ、位相差を15度にする。ローバーは両衛星が可視のときのみ動作し、30秒間隔で2回の測距を行って現在位置を推定し、その後30秒間特定の方角に移動を行う(シミュレーション上では6方向からランダムに選び移動する)。

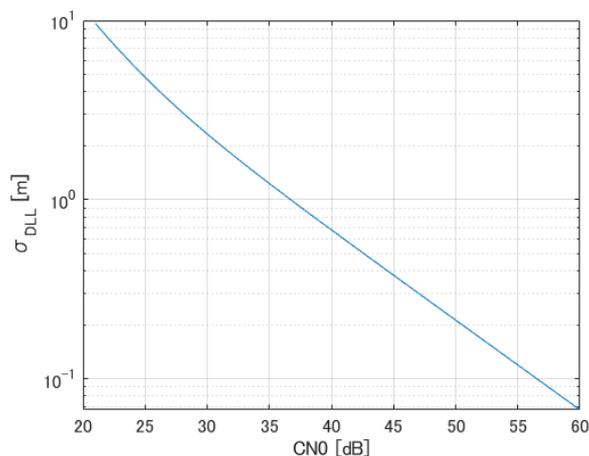


図 2.1.7 通信性能に対する測距誤差の変化

表 2.1.3 回線設計パラメータ及び誤差設定

記号	値
W_t	送信出力 入力変数
G_t	送信アンテナ利得 0dB
f_c	中心周波数 2.2GHz
d	伝搬距離 600~1100km
G_r	受信アンテナ利得 0dB
N_0	雑音 204.08dB

クロック誤差	1s	1×10^{-11}	周波数安定度
軌道決定誤差			
Radial 方向		10	m
Cross 方向		100	m
Across 方向		100	m
DEM 誤差		10	m
Time tag 誤差		1.0	ms
		1e-8	ms/min
Digitalization 誤差		0.4	m

送信電力を入力関数とした疑似距離誤差，およびMDPOによる測位精度の解析結果を表2.1.4にまとめる。シミュレーション結果として，送信電力を大きくすると，測距誤差と測位精度が小さくなることが確認でき，送信電力が0.5W以上であれば，MDPOによる測位精度が100m以下になることが分かる。これより，送信機の出力はノミナルで1Wをベースとして，送信アンテナの仕様検討を実施した。

表 2.1.4 送信電力と測位精度の関係

送信電力 [W]	疑似距離誤差 [m]	測位精度 (2drms) [m]
0.1	1.11	190
0.2	0.78	135
0.5	0.50	86.2
1	0.35	67.6
5	0.16	42.5
10	0.11	38.5

高度 300km の低軌道から観測される月面全域をカバーするためには、送信アンテナのビーム幅として 120 度以上が求められる。この広いビーム幅で高ゲインアンテナを望むことは難しいことから、送信アンテナのゲイン要求は 0dB 以上とした。アンテナの形状は、衛星表面の突起物とならないよう、パッチアンテナとした。また、6U サイズの CubeSat に搭載できるよう、10cm×10cm 以下としている。中心周波数はまだ決定していないが、S 帯であることを想定して 2.2GHz としている。

このような条件のもとで設計した送信機アンテナの外観を図 2.1.8 に示す。外寸は 45mm 角と CubeSat に搭載可能なサイズであり、衛星表面からの突起部の厚さも 2mm と十分に小さいパッチアンテナとなっている。

この月測位送信アンテナのゲインパターンを図 2.1.9 に示す。月面方向となるボアサイトに 4dB 程度の利得をもち、ビーム幅 120 度の範囲で 0dB 以上の利得をもつゲインパターンとなっており、送信機アンテナの要求仕様を満足している。

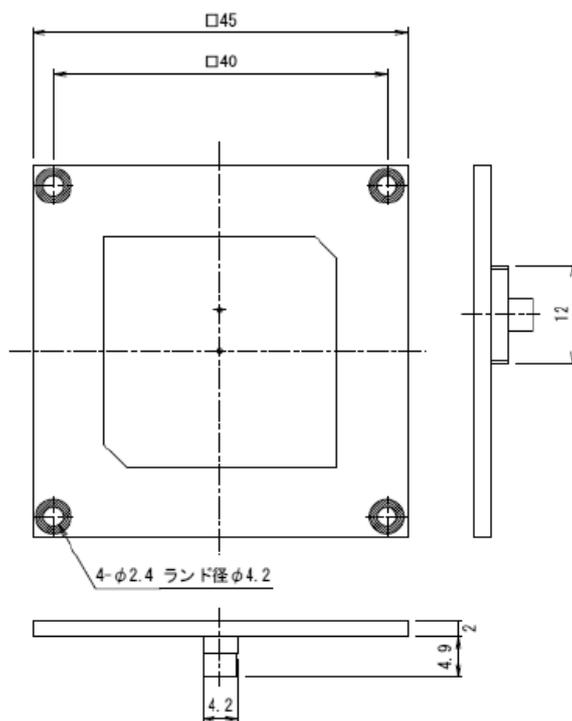


図 2.1.8 月測位送信アンテナの外観

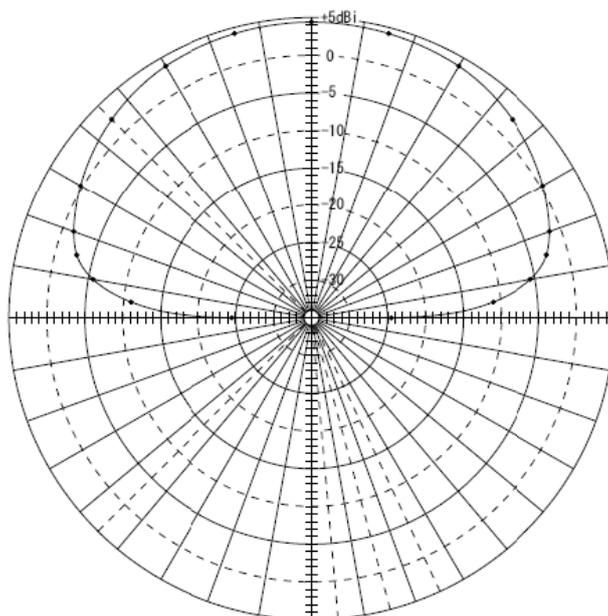


図 2.1.9 月測位送信アンテナのゲインパターン

2.1.5. 測位精度の検討

本事業で提案する MDP0 による測位は、最小 2 機の月周回衛星を必要とする。これら衛星を異なる軌道に投入することは、軌道変更などのコストの面から現実的ではなく、同じ軌道面に位相を離して投入することを想定している。しかし、将来的には、複数の衛星が月軌道に投入されることも予想される。そこで、同じ低軌道に 2 衛星を投入したケースに加えて、異なる衛星軌道に投入された 2 つの衛星を利用した場合の MDP0 による測位精度の比較検討を実施した。

測位精度の解析を行った軌道の例として、同じ低軌道に 2 衛星を投入したケース図 2.1.10 (a) に、低軌道と月プラットフォームゲートウェイの軌道にそれぞれ 1 衛星を投入したケースを図 2.1.10 (b) に示す。月プラットフォームゲートウェイとは、多国間共同で月周回軌道に建設することが提案されている有人の宇宙ステーションである。この軌道は、およそ 6 日周期の極端に長い楕円軌道であり、最接近時には月面からの高度が 1,500km に、最も離れる時には 70,000km に位置することになる。

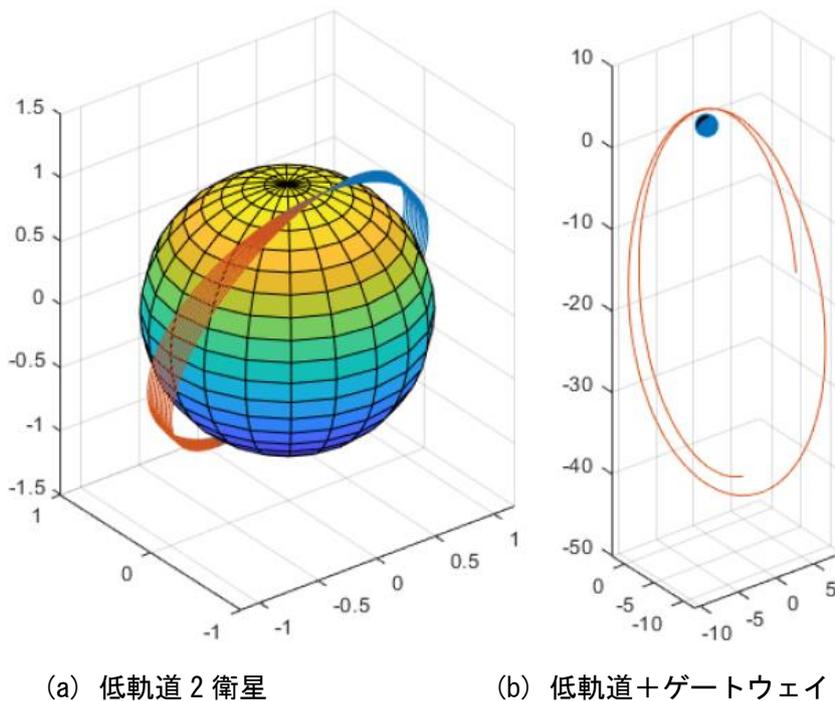


図 2.1.10 月周回衛星の軌道

図 2.1.10 に示す月周回軌道に投入された衛星を利用し、月面の南極に設置されたローバーの位置をMDPOによって測位した結果を図 2.1.11 に示す。ここで、図 2.1.11 (a)と(b)は、それぞれ低軌道2衛星、低軌道+ゲートウェイに投入された衛星によるローバー位置の測位誤差を示している。

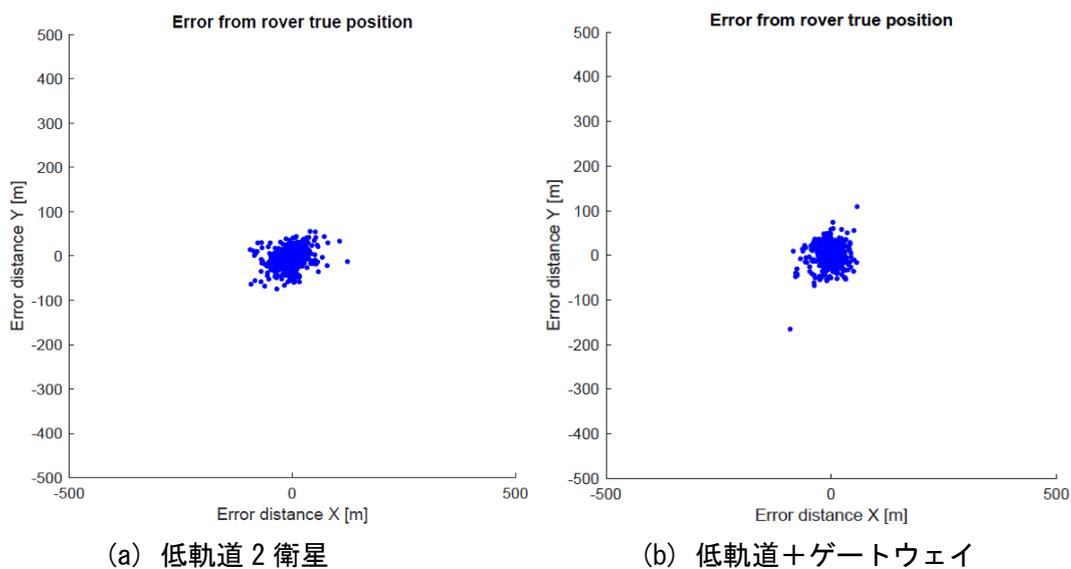


図 2.1.11 MDPOによる測位結果

図 2.1.11 の測位結果を比較すると、測位精度のばらつきは大きく変わることはないものの、衛星の幾何学的配置が改善される低軌道+ゲートウェイの方が、誤差の分布に方向性がなく、円状に分布している。また、ゲートウェイが楕円軌道のため、ローバーが位置する南極上空で可視である時間が長いという利点もある。

一方で、最大で高度 70,000km と測位信号の伝搬距離が大幅に長くなることから、衛星に搭載される送信アンテナにビーム幅の狭い高ゲインアンテナが必要となる。アンテナが大型化することから、6U サイズの CubeSat など、超小型衛星への搭載は困難である。また、異なる 2 つの軌道に衛星を投入することで幾何学的配置は改善されるものの、時間帯によっては、2 つの衛星がほぼ同じ方向に観測されるケースが現れる。このような条件では、観測値の時間的変化が乏しくなり、MDPO の最小二乗法による測位演算において、測位精度が極端に劣化するという問題も発生する。

これら検討結果より、衛星の幾何学的配置としてはやや不利であるものの、軌道投入に必要なコストや超小型衛星での実現性の面から、本事業では同じ月周回の低軌道に 2 機の衛星を投入する軌道をノミナルケースとして採用した。

参考文献

- [2.1.1] Tanaka, Toshiki, Takuji Ebinuma, and Shinichi Nakasuka. "Dual-Satellite Lunar Global Navigation System Using Multi-Epoch Double-Differenced Pseudorange Observations." Aerospace, 2020.

2.2. IoT通信装置の詳細設計

本検討では、TRICOM-1R搭載S&F受信機(20mW以下の特定小電力)をベースにして月周回環境で使用可能なIoT通信装置のシステム検討を行った。月周回環境に合わせた放射線試験については、放射線試験を過去におこなった部品から使用部品を選定することで、試験を省略した。その結果から送受信機のサイズ、重量、必要電力の仕様を決定した。また、測位信号検討チームと合同で、IoT通信の信号を利用した測位方法も検討した。

2.2.1. IoT通信装置への要求整理

東京大学において、地球周回衛星へ搭載され、実証された民生部品を用いたIoT通信装置の設計^[2.2.1]をベースに、月周回衛星においても同様のサービスが可能かどうか概念検討を行った。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。

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。

表2.2.1にIoT通信装置への設計要求を示す。投入軌道は前項のミッション解析結果をもとに設定した。周波数は、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、以下のUHF帯が指定されている^[2.2.2]。

- ・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

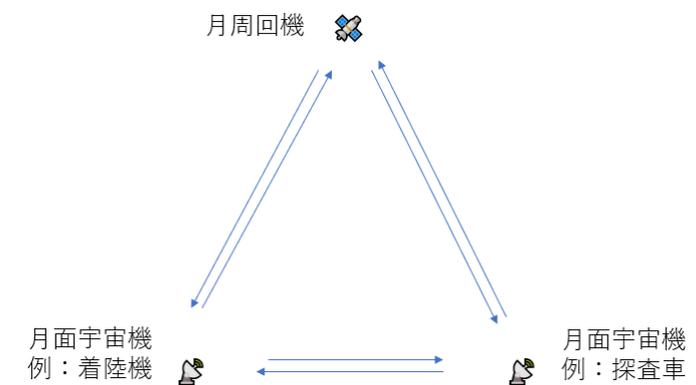


図 2.2.1 IoT通信の回線模式図

令和3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 2.2.1 IoT 通信装置へのインターフェース要求

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: 435 ~ 450MHz ダウンリンク: 390 ~ 405MHz
	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. IoT通信装置へのシステム設計結果

2.2.2.1. システム仕様

IoT通信装置のシステム仕様を表2.2.2に示す。

TRICOM-1R, RWASAT-1における設計実績より、変調方式にはLoRa(Low Power Wide Area)方式とし、機器サイズは100x100mmx30mm, 重量100gの範囲, 消費電力は1.5W以内とした。また、基板のみの場合の構成は1枚程度とする。図2.2.2に上記衛星で実証した基板外観を示す。電氣的インターフェースも全て上記と同様にした。

表 2.2.2 IoT通信装置のシステム仕様

大項目	項目	内容
機械インターフェース	サイズ	100x100mm 基板1枚
	重量	100g以内(基板)
	取り付け方法	TBD
電気インターフェース	入力電圧	5V
	消費電流	0.3A以内(1.5W)
	通信	UART 信号レベル 3.3V 通信速度 115.2kbps
熱インターフェース	保管温度	-65°C~150°C
	動作温度範囲	-30°C~50°C
RFインターフェース	変調方式	LoRa
	送信電力	20~100mW(TBD)
	送信周波数	390-405MHz(TBD)
	受信周波数	435-450MHz(TBD)
	RFコネクタ	U.FL 最大2ポート(TBD)
アンテナインターフェース	サイズ	200x200x5mm(TBD)
	重量	TBD
	取り付け方法	TBD
	アンテナ利得	2.7dbic(TX) -11.5dBic(RX) TBD
	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

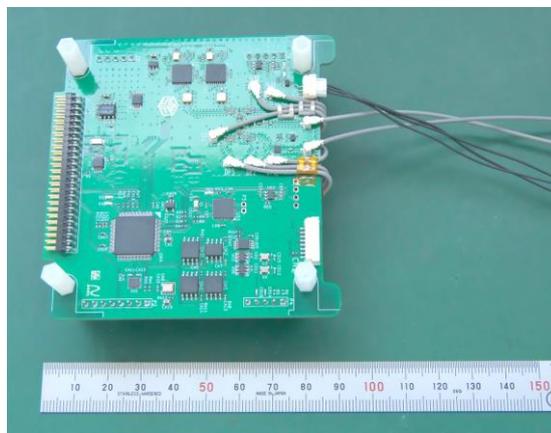


図 2.2.2 地球低軌道用基板外観図

2.2.2.2. システム構成

システム構成は2パターンを検討した。図 2.2.3 は送信および受信アンテナが別々である場合の構成である。図 2.2.4 はデュアルバンドアンテナが単一ポートの場合の構成であり、アンテナ入力部に RF スイッチを設けて送信及び受信を切り替えることになる。デュアルバンドアンテナを利用する場合、アンテナが1台で済むという利点があるものの、送信及び受信を切り替える必要があり、半二重通信になる。すなわち送信中は受信を行うことが出来なため、ユーザとの通信への制約を設けてしまうというデメリットがある。送信および受信アンテナが別々の構成であれば全二重通信が可能であり、後の検討結果で示すが、アンテナを2つにした場合においてもアンテナ要求面積 200mm x 200mm を満たせることより、本業務では図 2.2.3 の構成を採用した。

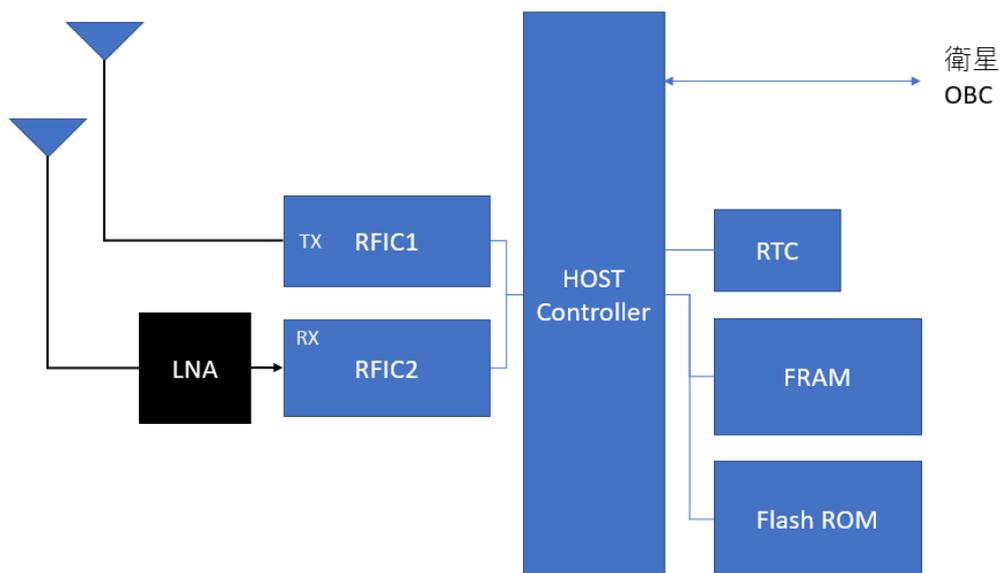


図 2.2.3 月周回機側の IoT 通信装置のブロック図 (送信及び受信アンテナが別)

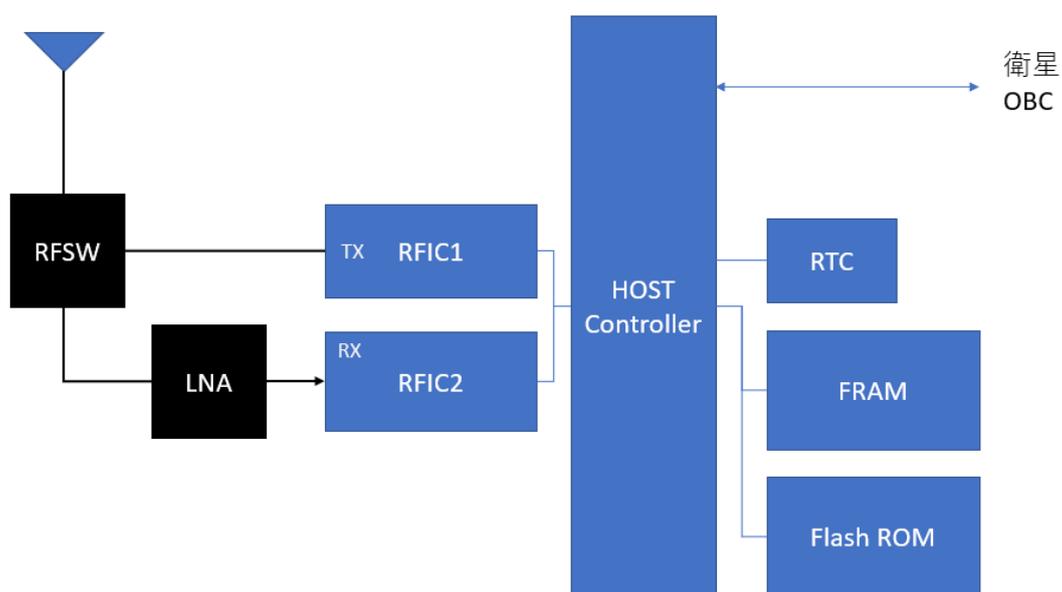


図 2.2.4 月周回機側の IoT 通信装置のブロック図 (デュアルバンドアンテナの場合)

2.2.2.3. 温度条件

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。地球の軌道上の実績では、 -10°C ~ 50°C 程度の温度環境での動作が確認されている。後継機の地上試験では、より低温側である -30°C での動作が確認されており、今後、より低温域、高温域での動作確認を計画しているが、本月周回衛星の搭載には問題無いことが、後述する衛星システムの簡易熱解析で示されている。

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	保管温度範囲	出典
MCU1	8bit MCU (AVR)	-40°C ~ 125°C	-65°C ~ 150°C	データシート
MCU2	32bit MCU (PIC32)	-40°C ~ 105°C	-65°C ~ 150°C	データシート
RFIC	LoRa変調方式	-40°C ~ 85°C	-65°C ~ 150°C	データシート
TCXO	32MHz	-40°C ~ 85°C	-65°C ~ 150°C	データシート
FRAM	不揮発RAM	-40°C ~ 85°C	-65°C ~ 150°C	データシート
NORFlash	16Mbit FlashROM	-40°C ~ 85°C	-65°C ~ 150°C	データシート
LNA	RF受信部LNA	-40°C ~ 105°C	-65°C ~ 150°C	データシート
LDO	3.3Vレギュレータ	-40°C ~ 125°C	-65°C ~ 150°C	データシート
RTC	リアルタイムクロック	-40°C ~ 85°C	-65°C ~ 150°C	データシート

2.2.2.4. 試作結果

以上の仕様検討結果をもとにIoT通信装置の送信/受信部を試作した。なお機能確認を目的とした基板のため、サイズは上述したものよりも小型としている。電気確認試験を実施し、仕様通りの機能を満たしていることを確認している。



図 2.2.5 試作したIoT通信装置の送信/受信部

2.2.3. IoT通信装置のRF設計

2.2.3.1. 周波数要求

前述したとおり、SFCG 勧告 32-2R2により、IoT通信サービスに適用できる周波数帯には、以下のようにUHF帯が指定されている。この周波数帯は、月面に存在する宇宙機の間でも、相互通信回線として利用されている。

- ・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

軌道上実績のある地球低軌衛星では920MHz帯を使用しており、またアップリンク、ダウンリンク共に1周波数帯のみを利用していたため、アンテナ設計、アンテナ構成及び受信機設計に対して設計変更が生じた。送受信装置に用いられるRFICは、UHF帯にも対応しており、回路の設計変更、および素子の定数変更によって対応が可能であるため、本業務では、地球低軌道衛星に搭載したRFICをベースとして回線設計及び検討を進めた。

2.2.3.2. 送信機及び受信機設計

RFICの送信電力はRFICの端子選択により、地球軌道で実証した20mW(13dBm)のほか、最大100mW(20dBm)での送信が可能となっている。また、地球低軌道衛星では地上送信機にPA(Power Amplifier)を追加し、250mW(24dBm)出力の回線による実証も行った。

RFIC受信部の前段として、アンテナ直下に増幅率20dBのLNA(Low Noise Amplifier)を配置する。後段と受信機の間には、3dBほどのケーブル、フィルタ損失を設定する。RFコネクタは、過去の実績から、U.FL (UMCC)を検討する。アンテナのポート数により、最大で2個のコネクタポートを設ける。アンテナポートが一つの場合、RFコネクタは1つとなり、RFスイッチを給電系統に追加する。

月周回機が投入される軌道は高度300kmの円軌道と設定されている。この高度における軌道速度 v は、天体重心から衛星までの距離を r 、月の重力定数 $\mu = 4.9048695 \times 10^3 \text{ km}^3 \text{ s}^{-2}$ とすると、 $v = (\mu/r)^{0.5}$ より、 $v = 1.55 \text{ km/s}$ となり、ドップラーシフトは地球低軌道衛星の5分の1となる。本RFICは地球低軌道衛星での実証実験において、ドップラーシフトの未補正においても通信が出来ているため、月周回衛星においてもドップラーシフトの補正無しでも十分に使用可能と考えられる。

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^[2.2.3]。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。本検討では、地球低軌道衛星で実績のある293bpsを選択した。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) ([2.2.3])

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

表 2.2.4 代表的な実効データレートの受信感度

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

2.2.3.3. アンテナ設計

本業務では、月周回衛星に搭載するアンテナ及びユーザ側(ランダー、ローバー等)に搭載するアンテナを検討する。本年度は、まず月周回衛星搭載用のアンテナを設計した。ユーザ側のアンテナはいくつかの候補を選定し、後述する回線計算を行った。

月周回衛星搭載用に設計したパッチアンテナの諸元を表 2.2.5 に示す。アンテナ利得はダウンリンク周波数に合わせて設計したため、アップリンクの利得は低い結果となった。

表 2.2.5 月周回衛星搭載用パッチアンテナ諸元

方式	パッチアンテナ
偏波	円偏波
利得@394MHz	2.7dBic
利得@435MHz	-11.5dBic
サイズ	200x200x5mm

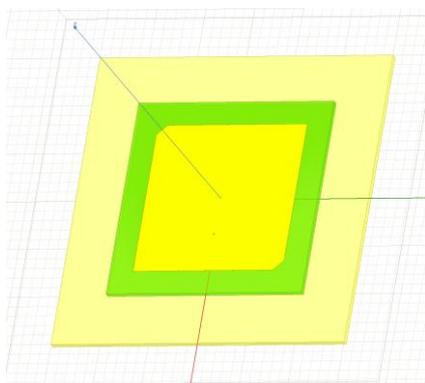


図 2.2.6 パッチアンテナ外観

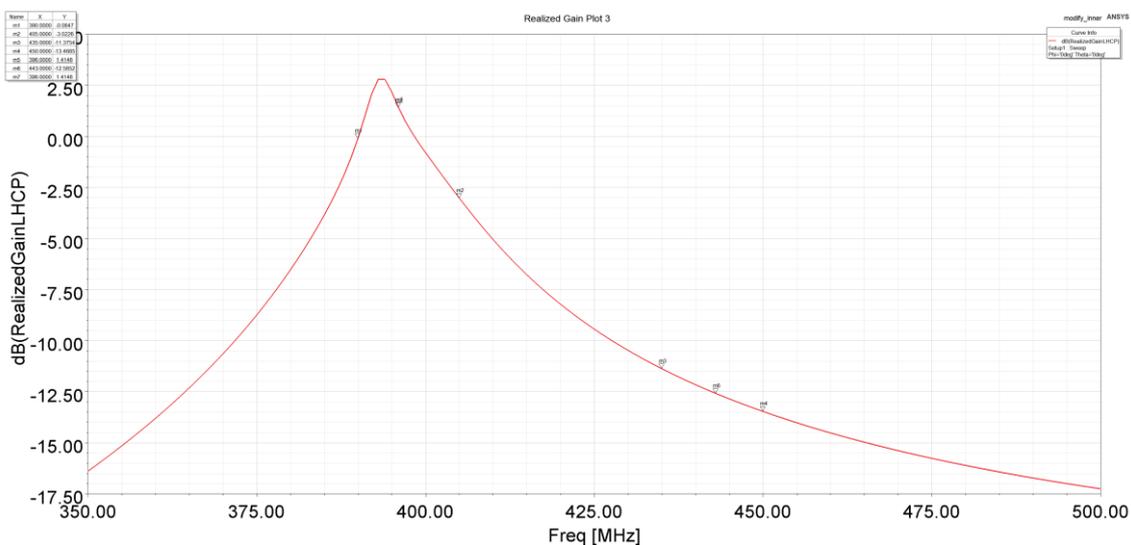


図 2.2.7 パッチアンテナの周波数-利得グラフ

ユーザ側(ランダー、ローバー等)に搭載するアンテナは、柔軟な搭載形態が考えられるダイポール ($2/\lambda$)、ホイップ ($4/\lambda$ モノポール) といった直線偏波アンテナとの組み合わせを仮定し、回線設計を行った。

表 2.2.6 ユーザ側搭載ダイポール、ホイップアンテナ諸元

方式	無指向アンテナ
偏波	直線偏波
利得	2.15dBi

2.2.4. 回線計算

以上の設計結果をもとに回線計算を行った。各種損失は以下に示すように設定した。

- 給電系損失

実績品搭載ケーブル等のデータシート値から、送信、受信系の給電系損失を1.5dBと見積もった。

- 自由空間損失 (FSPL) は距離 D と周波数 F (MHz) とするとき、以下のように計算される。

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

表 2.2.7 高度 300 km の月周回衛星と月面宇宙機間の仰角、距離、伝搬損失の関係

仰角(度)	0	5	10	20	30	40	50	60	70	80
距離(km)	1064	923.5	804.4	624	505	425	373	338	316	303
400MHz FSPL (dB)	145.02	143.79	142.59	140.39	138.55	137.07	135.92	135.07	134.48	134.14
440MHz FSPL (dB)	145.85	144.62	143.42	141.22	139.38	137.89	136.75	135.89	135.31	134.96

- 偏波損失

円偏波アンテナと直線偏波アンテナによる回線では偏波損失により 3dB の損失が生じる。

- 受信機のシステム雑音

前述したように、受信機 LNA の増幅率 20dB とする。NF は 0.5dB とすると、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 後の給電損失を帯域フィルタ等で 3dB と置いたとき、受信機のシステム NF は 4.13dB となる。改善した NF により、システムの受信感度は -138.9 dB となる。

- 回線マージンの算出

- 送信EIRP = 送信電力 + 送信アンテナ利得 - 送信給電損失
- 受信電力 = 送信EIRP + 受信アンテナ利得 - 受信給電損失 - 自由空間損失
- 回線マージン = 受信電力 - システム受信感度

令和3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

回線設計結果を表 2.2.8 示す。設計結果より、ダウンリンク回線では送信電力 20mW でも 3dB 以上の十分な回線マージンが見込める。アップリンク回線では受信アンテナのゲインが低いため、月面側の RF 出力を 250mW またはそれ以上にすることでのみ成立する見込みとなった。

表 2.2.8 月軌道-月面間 ダウンリンク回線設計結果

項目		EL5 度	EL80 度	EL5 度	EL80 度	EL5 度	EL80 度
周波数	MHz	400.00	400.00	400.00	400.00	400.00	400.00
実効データレート	bps	292.90	292.90	292.90	292.90	292.90	292.90
送信電力	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	2.70	2.70	2.70	2.70	2.70	2.70
送信 EIRP	dBm	14.20	14.20	21.20	21.20	25.20	25.20
伝搬距離	km	923.40	304.00	923.40	304.00	923.40	304.00
自由空間損失	dB	143.79	134.14	143.79	134.14	143.79	134.14
偏波損失	dB	3.00	3.00	3.00	3.00	3.00	3.00
受信アンテナ利得	dBi	2.15	2.15	2.15	2.15	2.15	2.15
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	-131.94	-122.29	-124.94	-115.29	-120.94	-111.29
受信機感度	dBm	-138.90	-138.90	-138.90	-138.90	-138.90	-138.90
回線マージン	dB	6.96	16.61	13.96	23.61	17.96	27.61

2.2.5. 月軌道, 月面環境調査

2.2.5.1. 放射線環境

月軌道には, 地球軌道のような地球磁気圏に捕らわれた高エネルギー粒子帯が存在せず, 逆に地球軌道内では磁気圏に遮蔽されている銀河宇宙線, 太陽フレア粒子の影響が支配的である。月面においては, 月自体が遮蔽となるため, 月軌道よりも吸収線量は半減するものとして算出できる^[2.2.4]。

地球近傍(地球磁気圏外)と地球軌道での高エネルギー粒子分布(エネルギーと粒子束)について CREME96(<https://creme.isde.vanderbilt.edu/CREME-MC>)を用いて解析をした。図 2.2.8 に地球近傍(地球磁気圏外)における高エネルギー粒子分布を示す。図 2.2.9 に高度 500km における地球軌道での高エネルギー粒子分布を示す。どちらの解析も 2mm のアルミニウム遮蔽がある状態とした。まず, プロトン(1-H)の分布は, 地球軌道のほうが圧倒的に多いことが分かる。これは, 前述したように地球軌道は地球磁気圏に捕らわれたプロトンがあるためである。磁気圏の影響が少ない地球近傍では, プロトン(1-H)は他の重イオン粒子と変わらない量である。重イオンの分布量は, 地球軌道に比べて地球近傍の方が多いが, プロトンの分布量の差と比較すると微々たるものと言える。

また, 月軌道へ投入される観測機器の耐放射線設計の検討結果から, 地球低軌道における対放射線設計よりも条件は緩和されているという研究報告もあり, 地球低軌道での放射線対策をそのまま適用できるとみられる^[2.2.5] ^[2.2.6]。

今回使用予定の主要な IC に関しては, 既に地球低軌道を想定した放射線試験を実施したものが多く, 今後, 一部の新規採用部品を含めた放射線試験を実施する予定である。

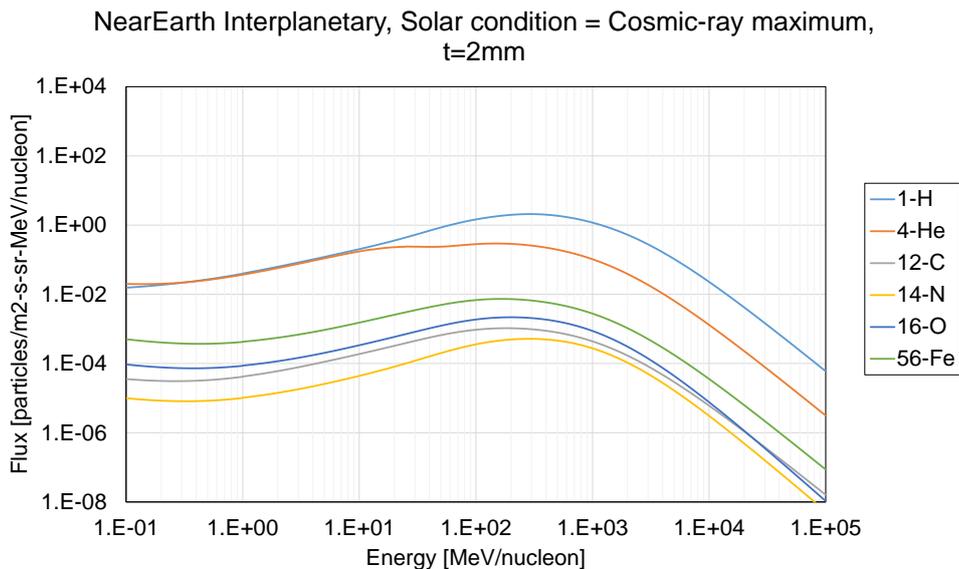


図 2.2.8 地球近傍における高エネルギー粒子分布

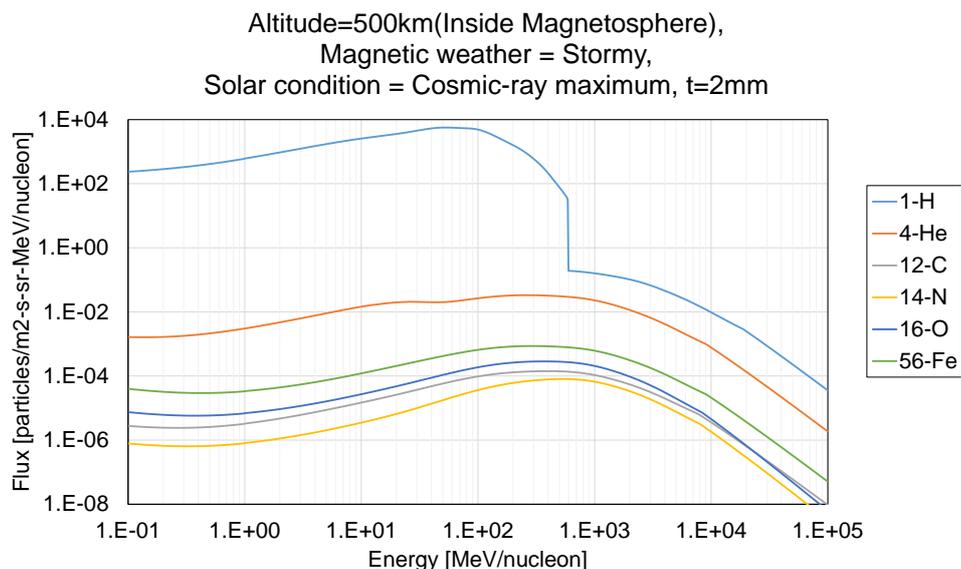


図 2.2.9 地球軌道における高エネルギー粒子分布

2.2.5.2. 熱環境

月面で使用される無線機の環境要求はまだ決まっておらず、基本的に月周回衛星の設計仕様を踏襲する場合、ランダー、およびローバー機体の稼働期間、月面の越夜数といったパラメータを確認する必要がある。非稼働時にも極端な温度サイクルに曝される場合、部品の保管温度を満たしていても、基板における熱サイクル過程でパッケージや半田の劣化が進行すると推測される^[2.2.7]。

2.2.6. 測位への IoT 通信の利用

本業務では、IoT 通信信号を測位へ利用する方法を検討した。

MDPO アルゴリズムでは、まず、ランダーとローバーに搭載された受信機と、2機の可視衛星から、疑似距離観測値を得る。その後、二重差疑似距離を計算するために、ランダーとローバーの疑似距離観測値を1か所に集める必要がある。

疑似距離観測値はサイズの小さいデータのため、低ビットレートでも問題は無く、また、ランダー、ローバー及び月周回衛星には、それぞれ IoT 通信装置を搭載させるため、疑似距離観測値の受け渡しに、IoT 通信を利用ことにした。

疑似距離観測値の転送は、ローバー⇄ランダー間、ローバー⇄月周回衛星、ランダー⇄月周回衛星間で可能なように設計をする。具体的な通信フォーマット等は令和4年度以降に設計を進める計画である。

2.2.7. 今後の課題

2.2.7.1. アップリンク受信アンテナ利得の改善, および候補品調査

回線計算結果から, 回線が成立するためには, ダウンリンクは20mWが良いが, アップリンクは250mW またはそれ以上にすることが分かった. このような送信電力の増加以外の手段で回線条件を向上させるためには,

- ・パッチアンテナの帯域特性のデュアルバンド化 / 広帯域化設計
- ・アップリンク専用の受信アンテナを追加で搭載する
- ・広帯域アンテナの搭載

といった追加設計が必要になる. 100mW出力の送信機でも低仰角時に回線マーヅンを持つ条件であれば, 受信アンテナ利得を-5dB~0dB程度へと改善する必要がある.

表 2.2.9 搭載検討の過程で調査した宇宙機用 UHF アンテナ製品および先行研究

Ref	アンテナ形式	周波数 (MHz)	収納サイズ (mm)	機械要求	利得	ビーム幅
東京大学	Printed Patch	394	200x200x5	固定	2.7dbic	60
東京大学 [2.2.8]	monopole	450	175	展開	0dbi	無指向
Nanoavionics [2.2.9]	Turnstlye 1U	400~500	100x100	展開	1.37dBic	-
Nanoavionics [2.2.10]	Turnstlye 1U	400~500	100x100	展開	2.86dBic	-
JPL [2.2.11]	Printed Loop	401	200x200x6 (収)	展開	2.5dbic	60
九州工業大学 [2.2.12]	Printed Patch	437.372~437.375	72x32x1.52	固定	1dBi	無指向
HCT[2.2.13]	quadrifilar helical	400 or 437	100x100x40 (収)	伸展	3.5dBi	120

表 2.2.9 に、宇宙機用 UHF アンテナ製品および先行研究を示す。宇宙機用製品や既存研究で示されたアンテナの多くが狭帯域の 1 周波、および近接周波数による双方向通信を前提としており、ダウンリンク/アップリンクのためには 2 つのアンテナの搭載が理想となる。ただし、直線アンテナ同士の回線では、衛星および月面宇宙機の姿勢から交差偏波となる可能性があり、アンテナ利得が著しく低下するリスクがある。

広帯域なアンテナとしては、対数周期アンテナや、バイコンカルアンテナなどが知られている。アンテナが一つで済むメリットがあるが、外形の制約という条件を満たせるかどうか、今後の検討に加える。

2.2.7.2. 周波数の利用可能性

本項に示した利用周波数に関する検討は、SFCG 勧告 32-2R2 に従って実施したが、2021 年 12 月 10 日に SFCG 勧告 32-2R3^[2.2.14] が公開され、月軌道-月地表間の通信で利用が指定されている周波数の割り当て方法が以下のように変更になった。

- ・ アップリンク (LS-L0) 435-450MHz, 2200-2290MHz, 27-27.5GHz
- ・ ダウンリンク (L0-LS) 390-405MHz, 2025-2110MHz, 23.15-23.55GHz

本年度は、IoT 通信機が UHF 帯を利用すると想定して概念設計を行ったが、最新の SFCG 勧告における特記事項として、地球から非可視の月の裏側において、Silence Zone of the Moon (SZM) として、UHF 帯の利用に対して制限区域を設けるという内容になっている。このため、ローバー、ランダーの探査地域によっては UHF 帯の利用が許可されず、通信サービスの提供可能な領域が限られる可能性が出てきた^{[2.2.15] [2.2.16]}。

S 帯は SZM の制限にはかからない為、今後の課題として、利用周波数帯を S 帯に変更した場合の設計変更の検討、およびユーザ側(ローバー等着陸機)の搭載条件の洗い出しを実施していく。

参考文献

- [2.2.1] 松本 健, 青柳 賢英, 小畑 俊裕, 中須賀 真一(2021) : TRICOM-1R (たすき) における LoRa 変調を用いた Store and Forward ミッションの軌道上実証結果
https://www.jstage.jst.go.jp/article/kjsass/69/4/69_129/_article/-char/ja/
- [2.2.2] Recommendation SFCG 32-2R2. Communication frequency allocations and sharing in the lunar region. 2019.
- [2.2.3] Semtech : AN1200.22 LoRa Modulation Basics,
<https://semtech.my.salesforce.com/sfc/p/#E0000000JeIG/a/2R00000010Jk/yDEcfAkD9qEz6oG3PJryoHKas3UMsMDa3TFqz1UQ0kM>
- [2.2.4] NASA (2019) : SLS-SPEC-159 REVISION H CROSS-PROGRAM DESIGN SPECIFICATION FOR NATURAL ENVIRONMENTS (DSNE),
<https://ntrs.nasa.gov/api/citations/20190027643/downloads/20190027643.pdf>
- [2.2.5] 勝瀬 陸, 吉岡 和夫, 桑原 正輝, 疋田 伶奈, 吉川 一郎 : 宇宙機搭載の観測装置に用いる電子回路部の放射線耐性評価,
https://jaxa.repo.nii.ac.jp/?action=pages_view_main&active_action=repository_view_main_item_detail&item_id=46285&item_no=1&page_id=13&block_id=21
- [2.2.6] 勝瀬 陸 : 超小型宇宙機に用いられる電子部品の放射線耐性に関する研究,
<https://repository.dl.itc.u-tokyo.ac.jp/record/54432/files/K-07493.pdf>
- [2.2.7] Toshiaki Tanaka, Takuto Oikawa, Keeni Shruti, Teruhito Iida, Prof. Kazuya Yoshida, Dr. John Walker (2018) : Design and Implementation of Thermal Control Strategy for Micro-size Lunar Exploration Rover HAKUTO
- [2.2.8] 石川卓磨, 田中慶太, 松本 健, 青柳賢英, 中須賀真一 : TRICOM-1 搭載用テレメトリ・コマンドアンテナの開発と実験結果, 第 61 回宇宙科学技術連合講演会, P40, 2017
- [2.2.9] Nanoavionics: CubeSat UHF Antenna System,
<https://nanoavionics.com/cubesat-components/cubesat-uhf-antenna/>
- [2.2.10] Emmanuel Decrossas; Nacer Chahat; Phillip E. Walkemeyer; B. Savannah Velasco : Deployable Circularly Polarized UHF Printed Loop Antenna for Mars Cube One (MarCO) CubeSat,
<https://ieeexplore.ieee.org/document/8888027/authors#authors>
- [2.2.11] Samsuzzaman Md., Islam Mohammad Tariqul, Kibria Salehin, Cho Mengu : BIRDS-1 CubeSat Constellation Using Compact UHF Patch Antenna,
https://kyutech.repo.nii.ac.jp/?action=pages_view_main&active_action=repository_view_main_item_detail&item_id=6031&item_no=1&page_id=13&block_id=21
- [2.2.12] HCT: 400 or 437MHz Heritage UHF QHA,
<https://www.cubesatshop.com/wp-content/uploads/2016/10/HCT-400-437-MHz-Heritage-UHF-QHA-Specification-Sheet.pdf>

令和 3 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

- [2. 2. 13] 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)
- [2. 2. 14] RECOMMENDATION ITU-R RA.479-5
- [2. 2. 15] ITU REGULATORY ISSUE WITH GNSS L-BAND IN THE SHIELDED ZONE OF THE MOON (SZM)

2.3. 衛星(サービス機)の概念設計と姿勢制御系の検討

本業務では、測位送信機及びIoT通信装置を搭載する衛星(以下、衛星もしくは月測位通信サービス衛星と記述)の概念設計と一部機器の試作・購入を行った。概念設計の前提条件を決定するために、まずは想定投入軌道の検討を行った。衛星システムのシステムアーキテクチャや搭載コンポーネント等は、RWASAT-1、AQT-D等の軌道上実証された地球周回の3U衛星をベースに設計を行った。また、必要な姿勢精度及び月周回軌道での外乱を検討し、小型サイズで達成できる姿勢制御モジュールの設計・購入を先行して実施した。更に、データ処理装置の試作及び試験用ソフトウェアの開発を行い、測位装置・IoT通信装置との接続試験の準備を行った。

2.3.1. 測位精度の見積もりと軌道設計

MDPOを用いて、南極を対象とする測位システムを構築する際に、軌道維持コストを抑えつつ測位精度を保つ投入軌道について検討した。3つの運用シナリオを仮定し、感度解析により衛星2機の投入軌道が測位精度に与える影響を明らかにした。さらに、1年間にわたる測位精度と軌道維持コストを求め、各シナリオに適切な軌道例を示し、ミッション及び衛星システム設計において軌道設計の出発点となる解を明らかにした。

2.3.1.1. 軌道モデルと測位誤差のシミュレータ概要

月には重力集中(mass concentrations, mascons)が存在し、重力異常が生じている。そのため、ある軌道で高い測位精度が実現できていても、その軌道を維持できないと、測位精度が悪化してしまう。場合によっては、月面に墜落したり、南極にいるローバーから衛星が観測できなくなったりする可能性がある。月周回衛星での軌道維持方法を表2.3.1に挙げる。近点引数のみをリセットするline-of-apsides controlは、離心率の変化の周期が月の公転周期と一致する必要があり、初期軌道要素の微調整が必要となる。一方、1ヶ月ごとに円軌道に戻すSCC(scheduled circularization control)は、投入軌道によらず簡単に計算できるため、多数の軌道の探索に適している。本検討では円軌道を想定し、SCCによる軌道維持を行う。

表 2.3.1 高度100kmの円軌道での制御方法の比較^[2.3.1]

	制御方法	高度変動	2年間での必要 Δv
line-of-apsides control	近点引数のみリセット	± 20 km	180.3 m/s
SCC	離心率を0にリセット	± 40 km	141.6 m/s

月の南極を探索するローバーに対して測位サービスを提供するために、摂動による軌道変化の測位パフォーマンスへの影響を最小限に抑えつつ、ユーザ測位精度が高くなるような投入軌道を検討した。

シミュレータの入出力関係を図 2.3.1 に示す。シミュレータでは、ユーザ測位精度と軌道維持コストを評価の対象とし、衛星2機の初期軌道要素を入力パラメータとする。初期軌道要素をもとに軌道シミュレータで軌道維持を行い、生成された軌道をもとに測位精度シミュレータで最終的なユーザ測位精度を求める。衛星の軌道投入までは、測位衛星以外の推進機で行われると想定し、軌道投入コストは検討しない。ただし、軌道投入コストを抑えるため、2機の衛星は同一軌道に投入されるものとする。

ゴダード宇宙飛行センターが開発した軌道決定ツール(Orbit Determination Toolbox, ODTBX)を改良して作られた既存シミュレータに、軌道維持計算を実装して軌道生成を行った。MDPO では、2機の各衛星単体での軌道維持に加え、2機の相対位置を維持することが必要となる。2機の相対位置の維持は、Ely の手法[2.3.2]を用い、衛星の接触長半径を微調整し2機の平均長半径 \bar{a} を一致させることで実現した。

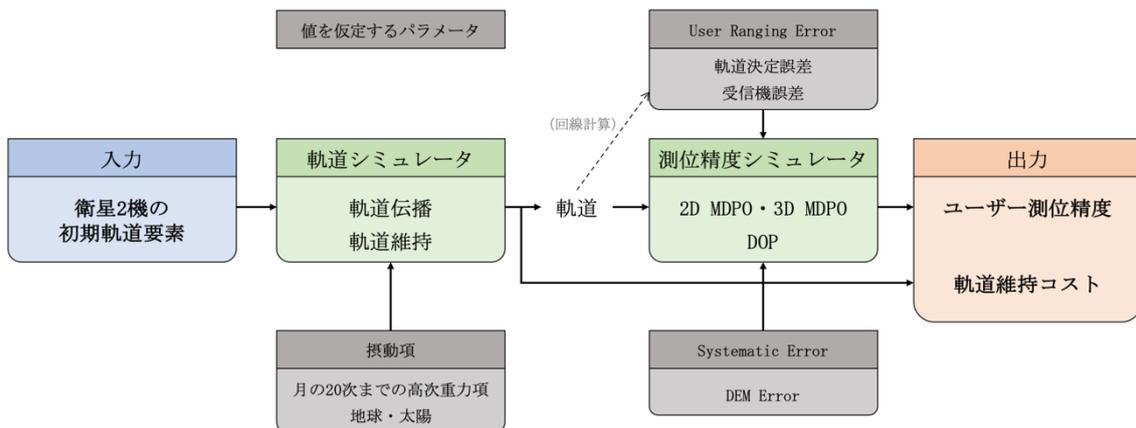


図 2.3.1 軌道・測位精度シミュレータにおける入力と出力の関係図

2.3.1.2. 軌道モデルと測位誤差のシミュレーションシナリオ

生成された軌道をもとに測位精度を計算した。ローバーの代表的な運用方法として以下の3つのシナリオを想定し、各シナリオに適切な軌道を検討した。

- シナリオ1：高頻度に測位を行う既存手法
30秒間隔2回の観測で1度の測位を行う。衛星が見えている間ローバーは測位と移動を繰り返し、衛星が見えていない間ローバーは停止する。観測値から x , y 座標を推定し、DEMを用いて z 座標を更新する。
- シナリオ2：観測時間を伸ばしDOP向上を目指す
衛星が見えている間ローバーはずっと停止し、一定時間間隔で複数回観測を行う。衛星が見えない間にローバーは移動する。観測値から x , y 座標を推定し、DEMを用いて z 座標を更新する。
- シナリオ3：3D MDPOを用いて2D MDPOと比較
衛星が見えている間ローバーはずっと停止し、一定時間間隔で複数回観測を行う。衛星が見えない間にローバーは移動する。DEMを用いずに観測値から直接3次元の推定を行うことで、DEMのモデル誤差の影響をなくす。

シナリオ2, 3の観測間隔は10秒とした。間隔が短いほど観測回数は増えるが、二重差分を取るための通信量や計算コストは増加する。ただし、ここでは観測間隔は評価対象としない。MDPOの先行研究で作成された測位シミュレータをもとに、複数のシナリオに対応したシミュレータを作成した。

シミュレーション条件を表2.3.2に示す。シミュレータにおける誤差源は、過去の月ミッションなどの文献値にマージンを加えた。シナリオ1のローバーの動きは先行研究^[2, 3, 3]に揃えた。シナリオ2, 3では、軌道周期のうち衛星が不可視となる数時間でローバーが移動する距離を考え、軌道周期ごとにランダムに位置を生成した。

表 2.3.2 軌道・測位精度のシミュレーション条件

誤差源	誤差の種類	大きさ	単位
観測ノイズ	White noise	0.5	m
	Bias noise	0	m
軌道決定誤差 White noise	Radial	10	m
	Along	100	m
	Cross	100	m
軌道決定誤差 Systematic noise	Radial	20	m
	Along	200	m
	Cross	200	m
時刻タグ誤差	Bias noise	1	ms
	Random walk	1e-8	ms/min
DEM 誤差	White noise	10	m
	Systematic noise	5	m

シナリオ	項目	値	補足
1	ローバーの初期位置	(x_0, y_0)	ランダーから出発
	測位間のローバー移動距離	3.75 [m]	測位間隔 30 秒, ランダー速度 7.5 m/min
	ローバー移動方向	random [deg]	変化を $(-\frac{\pi}{3}, 0, \frac{\pi}{3})$ からランダムに選択
2, 3	ローバー初期位置	$(x_0, y_0) \sim N_2(0, 1000^2)$ [m]	毎周期生成し, 可視時間中変化しない
共通	擬似距離のデジタル化誤差	0.4 [m]	受信機の最小解像度
	ランダー位置	緯度 -90 [deg]	南極点
	最小仰角	5 [deg]	仰角マスク

2.3.1.3. 軌道モデルと測位誤差のシミュレーション結果

① シナリオ1

2機の位相差 $\Delta M=15^\circ$ での水平方向の測位精度を図2.3.2に示す。軌道傾斜角と高度がともに低い一部の軌道では、測位衛星が南極から観測できず測位が行えない。結果を以下にまとめる。

- 低高度ほど測位精度が良い

2D MDPOでは、擬似距離から水平方向のみ推定するためHDOP(Horizontal Dilution of Precision)が重要になる。表2.3.3に軌道傾斜角80度の場合のDOP(Dilution of Precision)と水平誤差を示す。軌道高度が高くなると水平方向の変化が直線的になり、HDOPが悪化してしまうことが分かる。

- 位相差は大きいほど測位精度が良い

2機が離れるほど幾何的な配置がよくなる。一方で、位相差を大きくすると後行する衛星が可視となってから先行する衛星が不可視になるまでの2機同時可視時間が短くなることには注意が必要である。シナリオ1では衛星可視中に測位と移動を繰り返すため、2機が同時に見えている時間が長いほど測位を多数回行える。ただし本検討では、衛星の可視時間については評価を行わない。

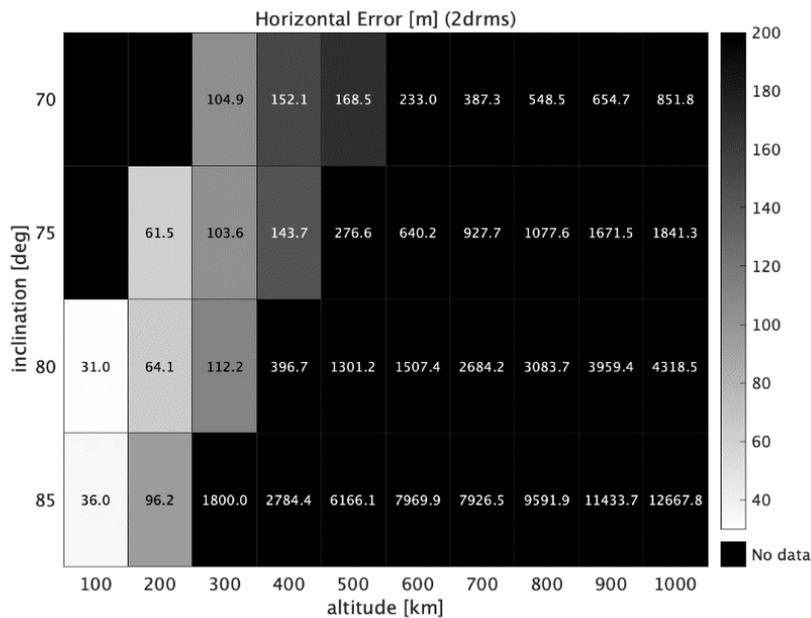


図 2.3.2 位相差 $\Delta M=15^\circ$ のときの水平方向誤差

表 2.3.3 シナリオ 1: 軌道傾斜角 80°, $\Delta M = 15^\circ$ の HDOP と水平誤差

高度 [km]	HDOP	水平誤差 [m]
100	2.0	31.0
1000	252.3	4318.5

②シナリオ 2

表 2.3.4 に、シナリオ 2 の場合の軌道傾斜角 80 度の場合の DOP と水平誤差を示す。シナリオ 2 でも 2D MDP0 を用いているため、シナリオ 1 同様低高度ほど測位精度が良くなった。

表 2.3.4 シナリオ 2: 軌道傾斜角 80°, $\Delta M = 15^\circ$ の HDOP と水平誤差

高度 [km]	HDOP	水平誤差 [m]
100	2.0	14.1
200	0.5	30.2
300	0.5	437.2

ただしシナリオ 2 では、HDOP が非常に小さいにも関わらず、水平方向の誤差が大きく残った。本来、擬似距離推定における測位誤差は以下の式で概算でき、DOP が小さいほど測位誤差も小さくなる。ここで、 $\sigma_{\Delta r\omega}$ は観測ノイズの二重差分である。

$$error(2drms) = DOP \times 2\sigma_{\Delta r\omega}$$

これは、2D MDP0 アルゴリズムにおける推定値の更新方法に起因する。誤差の要因と特徴をまとめる。

- z 方向の推定値の更新に DEM を利用
 - 水平誤差が垂直誤差に伝播
- 更新された z 座標をもとに擬似距離を計算
 - 垂直誤差が水平誤差に伝播
- DEM は過去の衛星の遠隔観測に基づくため誤差を含む
 - DEM 自体の誤差 (DEM error) が垂直誤差を拡大

シナリオ 2 では、HDOP は十分小さくなるものの推定アルゴリズムに起因する誤差が支配的となる。

③ シナリオ 3

各軌道傾斜角に対して、高すぎず低すぎない適度な高度が存在するという結果が得られた。表 2.3.5 に軌道傾斜角 80° の場合の DOP と測位誤差を示す。これは、図 2.3.3 に示すスカイプロットを用いて次のように説明される。3D MDPO では、水平・垂直両方向の配置が重要となる。軌道高度が低すぎると到達する最高仰角が低くなり VDOP (Vertical Dilution of Precision) が悪化する一方で、高度が高すぎると衛星の軌跡が直線的となり HDOP が悪化してしまうためである。

表 2.3.5 シナリオ：軌道傾斜角 80° の DOP と測位誤差

高度 [km]	DOP			Error (2drms) [m]			Total error/GDOP [m]
	HDOP	VDOP	GDOP	水平	垂直	total	
200	20.8	26.5	33.7	45.8	58.5	74.3	2.2
400	10.4	7.2	12.6	23.6	16.6	28.9	2.3
600	11.6	5.8	12.9	25.6	12.9	28.6	2.2
800	14.3	5.7	15.4	32.7	13.1	35.2	2.3
1000	17.8	6.1	18.8	33.1	11.2	35.0	1.9

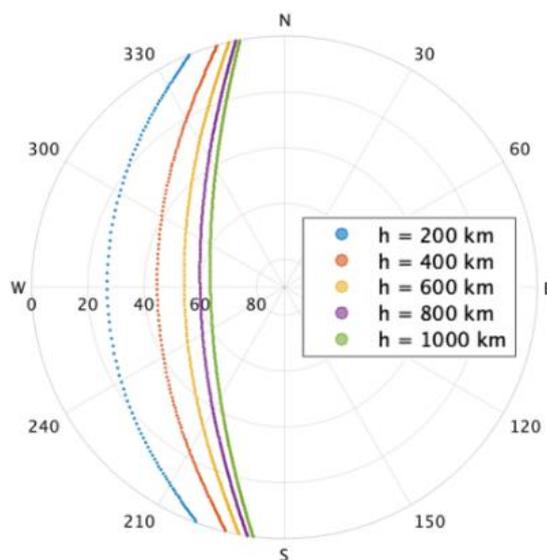


図 2.3.3 軌道傾斜角 80° のスカイプロット

また、シナリオ 3 においては、擬似距離のみから直接 3 次元推定を行うため、測位精度の概算が成り立ち (表 2.3.5 の最右列)、DOP や観測ノイズの改善がそのまま測位精度向上につながる。

2.3.1.4. 適切な軌道モデルの検討

低軌道では月の高次重力項の影響が大きくなり、摂動による軌道要素の変動も大きくなる。そのため、軌道維持に必要な Δv (速度増分)が大きくなるという欠点がある。各組み合わせに対して、12ヶ月間1ヶ月に1度、SCCにより軌道維持を行った場合の高度と軌道維持に必要な Δv の検討結果を図2.3.4に示す。

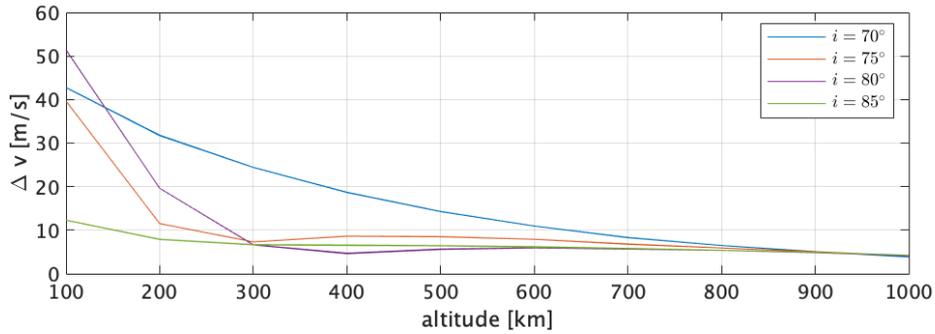


図 2.3.4 軌道高度と軌道維持コストの関係

各シナリオにおいて軌道要素の組み合わせ候補数を絞り、1年間にわたる測位精度を求めた(図2.3.5～図2.3.7)。その結果をもとに、最適な軌道の候補を選び表にまとめた。

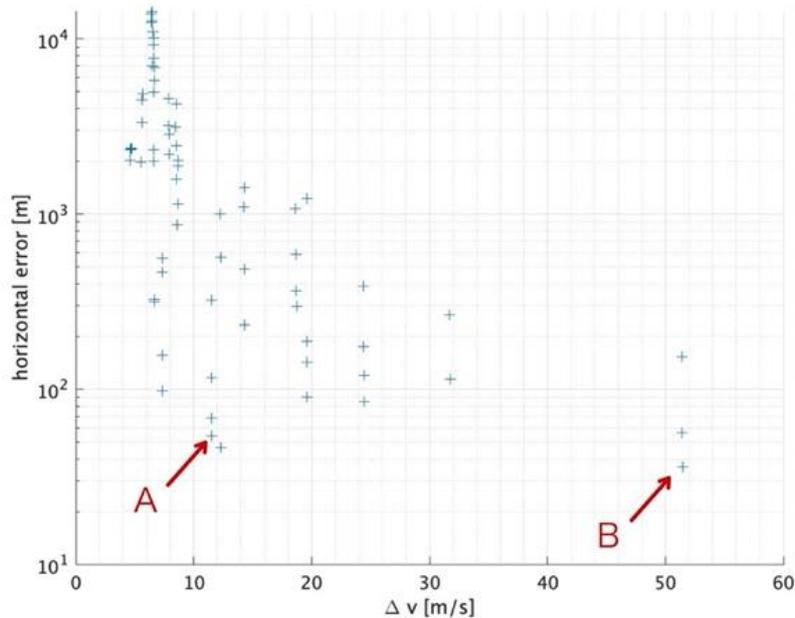


図 2.3.5 シナリオ1の測位精度と Δv

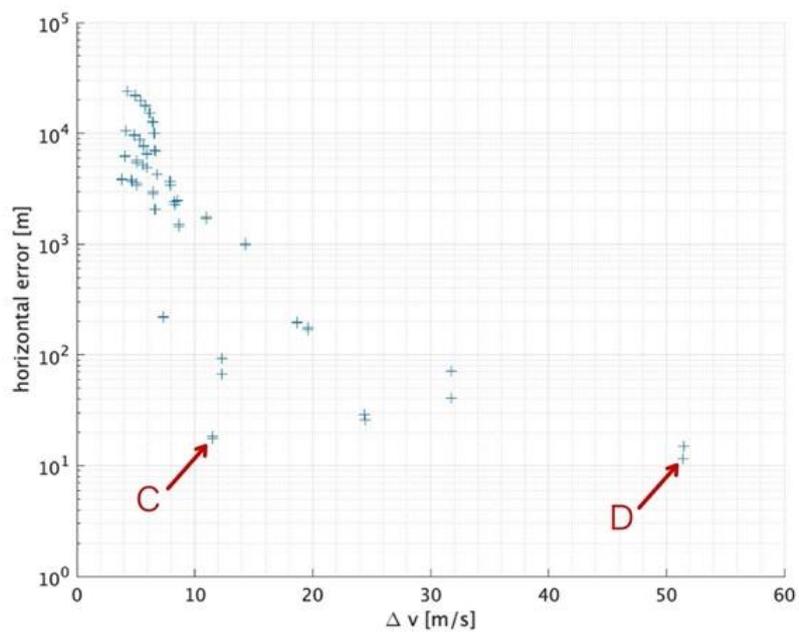


図 2.3.6 シナリオ 2 の測位精度と Δv

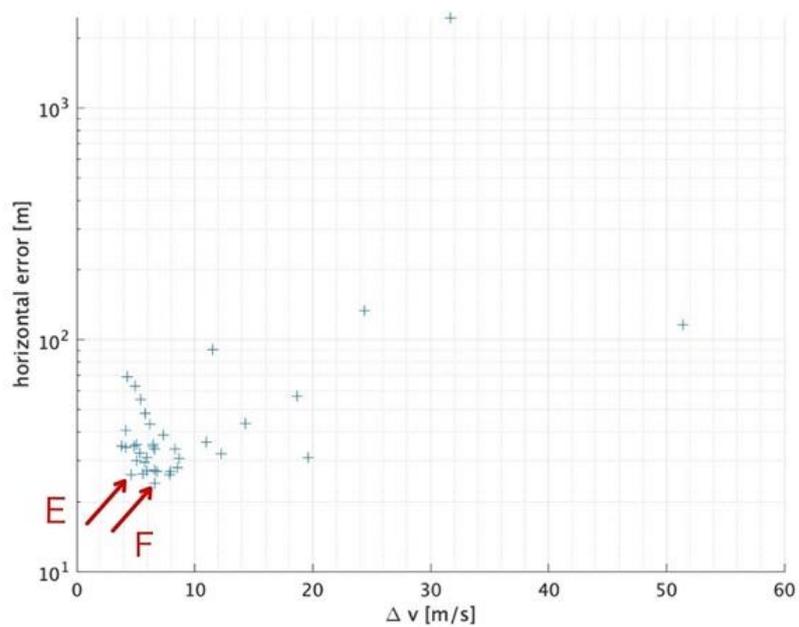


図 2.3.7 シナリオ 3 の測位精度と Δv

表 2.3.6 各シナリオに適切な軌道の例

	シナリオ	h [km]	i [deg]	ΔM [deg]	水平誤差 [m]	Δv [m/s]	測位頻度 [hours]
A	1	200	75	20	54.3	11.5	可視中高頻度
B	1	100	80	15	36.1	51.4	可視中高頻度
C	2	200	75	15	17.6	11.5	2.13
D	2	100	80	10	11.6	51.4	1.96
E	3	400	80	15	26.1	5.6	2.46
F	3	300	80	10	24.0	6.6	2.29

h[km]: 軌道高度, i[deg]: 軌道傾斜角, ΔM [deg]: 位相差

シナリオ 1, 2 はいずれも 2D MDPO を用いており, 低高度ほど測位精度が良くなる。一方, 高度が低いほど軌道維持コストは高くなるため, 高度に関してトレードオフがある。図に示すように, 測位精度と軌道維持コスト(Δv)についてパレートフロントが得られた。パレートフロント上にとった軌道 A~D はいずれも, 高度 100 または 200km の低高度である。一方, シナリオ 3 においては, 擬似距離から 3 次元推定を行うため, 衛星の 3 次元の幾何配置を良くするためには, 適度な高度が存在し, 軌道 E, F の高度は 300, 400km となっている。

シミュレーション結果をもとに, 最適なシナリオ及び軌道高度を以下のように検討した。

シナリオ 1 では, 観測回数が 2 回と測位にかかる時間が少ないため, 衛星可視中に高頻度に測位が行える一方で, 実現できる測位精度は最高で 36.1m にとどまる。これに対し, 衛星可視中ずっと観測を行うシナリオ 2 では, 軌道一周に 1 度しか測位できないが, 十数 m の測位精度を達成できる。これらシナリオ 1, 2 では, 低高度が適しており, 必要な軌道維持コスト(Δv)は大きい。

一方, シナリオ 3 では, より高い高度に適切な軌道が存在し, 1 年に必要な軌道維持コスト(Δv)が数 m/s まで抑えられる。達成できる精度は二十 m 台とシナリオ 1, 2 の中間の精度となる。

超小型衛星は重力リソースの制約が厳しく, 本業務で開発する 6U サイズの衛星では更に厳しいため, 推進薬重量を可能な限り抑える必要がある。本制約と上記の検討結果より, 高度 300km, 軌道傾斜角 80 度の円軌道が最適であると考えられる。そこで, この軌道をノミナルとしてミッション, 衛星システム設計を行うことに決定した。

2.3.2. 月測位通信サービス衛星の設計条件

設計の前提条件を表 2.3.7 にまとめる。軌道は、前項で示した最適条件のひとつである軌道高度 300km, 軌道傾斜角 80° として衛星設計を行う。月周回軌道までは、自力飛行はせずにイプシロンロケット・HTV-X 等によって、月軌道へ投入することを前提としており、概念設計では、HTV-X ミッションによる月周回軌道への輸送を想定して設計を行う。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、本アンテナは地球・月系ラグランジュ点探査機「EQUULEUS」との通信実験も計画している [2.3.3]。

表 2.3.7 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	軌道高度	300km
	軌道	極軌道
	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	輸送方法	HTV-X ミッションによる月周回軌道への輸送もしくはイプシロンロケット
機械インターフェース要求 ※ HTV-X を想定して、インターフェース条件等を規定する。	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 軸方向: ±4.5cm 以内 Y 軸方向: ±2cm 以内 Z 軸方向: ±7cm 以内
ミッション寿命	2 年以上	

2.3.3. 概念設計結果

本章では、月測位通信サービス衛星の概念設計結果を示す。

衛星概観を図 2.3.8 に示す。表 2.3.8 に本衛星のシステム設計緒言をまとめる。また、本衛星システムの構成コンポーネント、システムブロック図を表 2.3.9、図 2.3.9 に示す。

設計のベースは、3U-CubeSat である RWASAT-1 等に採用された TRICOM-2 標準衛星バスである^[2.3.4]。衛星の組立性の向上や国際宇宙ステーションの小型衛星放出機構等に適した CubeSat 標準仕様を満足する衛星バスであり、姿勢センサとして地磁気センサ、ジャイロ、太陽センサを搭載しており、3軸磁気トルカ、3軸リアクションホイールにより3軸姿勢制御を行える構成としている。通信はS帯(2GHz帯)を使用しており、太陽電池パネルは展開せず、4面ボディマウントタイプとしている。

本衛星は、上記の地球周回用の TRICOM-2 標準衛星バスをベースとしたシステムアーキテクチャ設計及び部品選定を行い、開発を行う。大きな相違点としては、月環境では、地磁場による姿勢制御が難しいため、小型衛星で使用される磁気トルカによる初期角運動量の吸収、リアクションホイールのアンローディング制御が出来ない点がある。月測位通信サービス衛星では、軌道投入後の初期角速度はリアクションホイールで吸収し、RCS (Reaction control System) として水レジストジェットスラスタを搭載しアンローディング制御を行う。水レジストジェットスラスタは、軌道維持制御にも使用する予定である。姿勢軌道制御系、電源系、通信系(対地球局)のサイジング計算及びその結果に関しては、本章以降で記述する。

衛星外部機器配置図および内部配置図を図 2.3.10、図 2.3.11 に示す。7直6並列セルで構成する太陽電池パネルを太陽指向面とする。地球周回用衛星バスでは、ボディマウントセル構成の衛星が多いが、後に示す簡易熱設計結果においてボディマウントセルとする場合、高温になりやすいため、本衛星では展開型パネルのみとした。

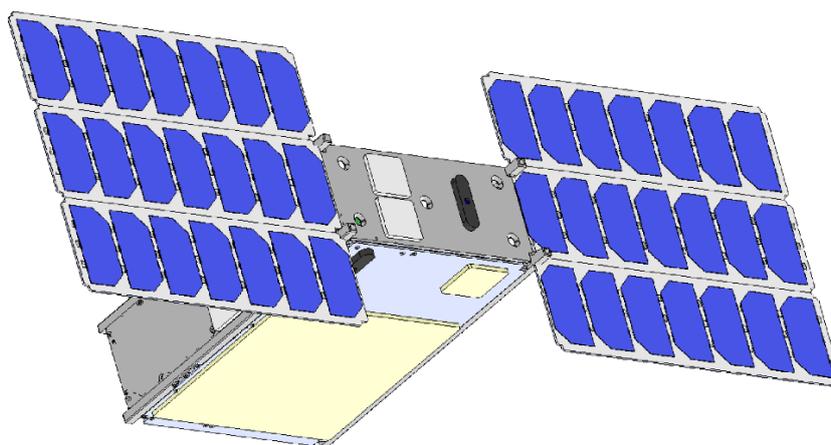


図 2.3.8 月測位通信サービス衛星概観

表 2.3.8 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 トータルインパルス 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・S&F ミッション時: 23W
通信系 (対地球局)	通信周波数	X 帯
	通信速度	1.6kbps (可変)
	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	PIC32MX + FPGA

令和3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 2.3.9 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
	太陽電池パネル	SAP	Solar Array Panel
	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
ミッション	測位送信機	-	-
	測位送信アンテナ	-	-
	S&F 通信機	S&F	Store & Forward
	S&F アンテナ	S&F-ANT	S&F-Antenna

令和3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

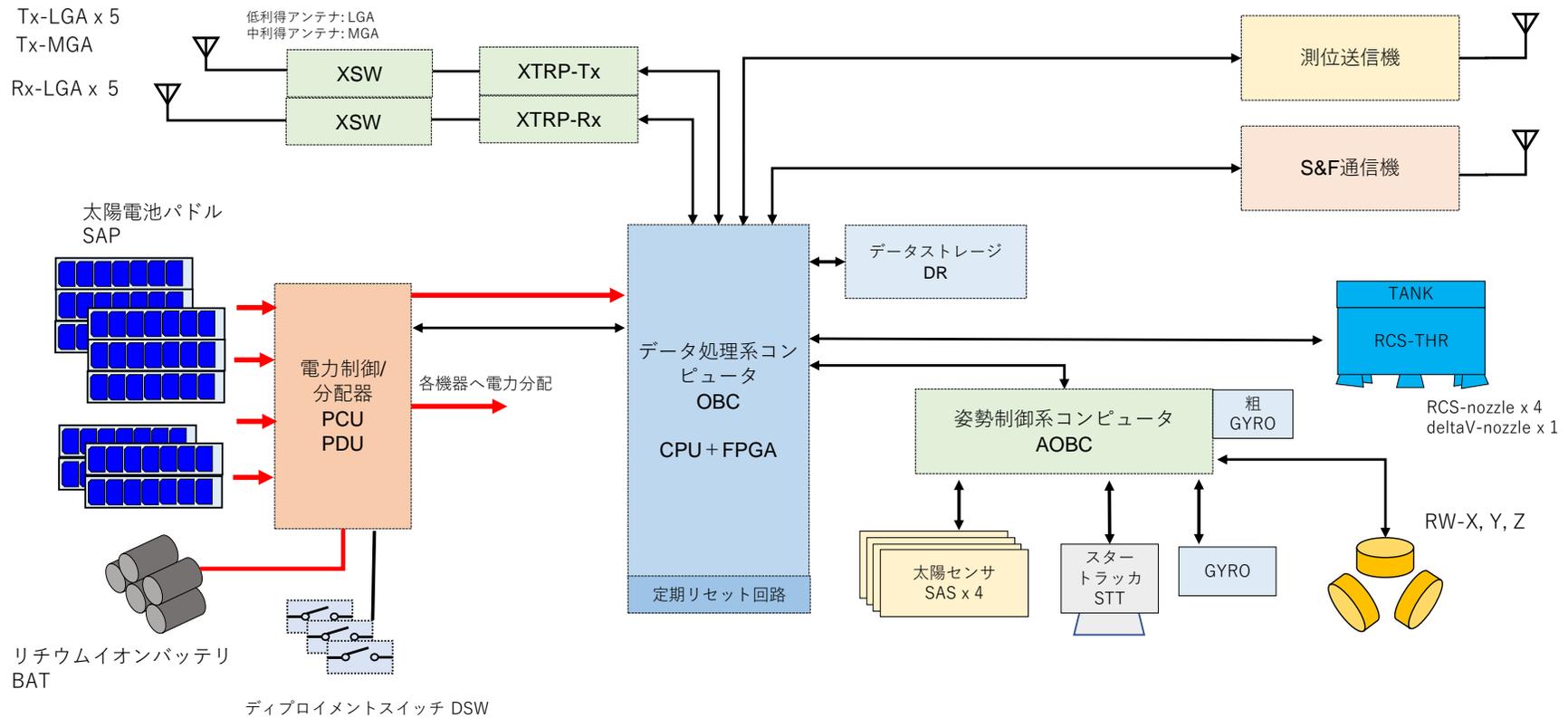


図 2.3.9 月測位通信サービス衛星のシステムブロック

令和3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

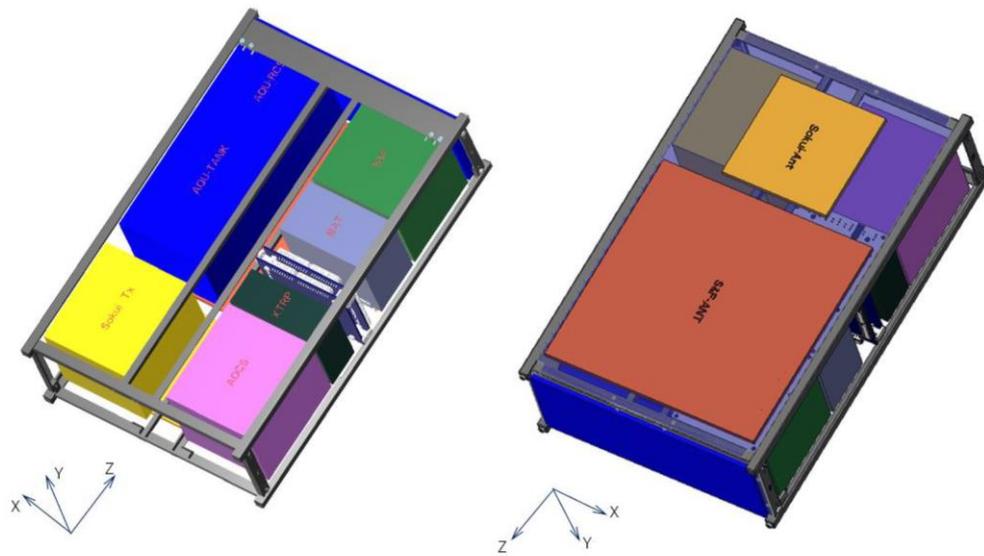


図 2.3.10 内部機器配置図

令和3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

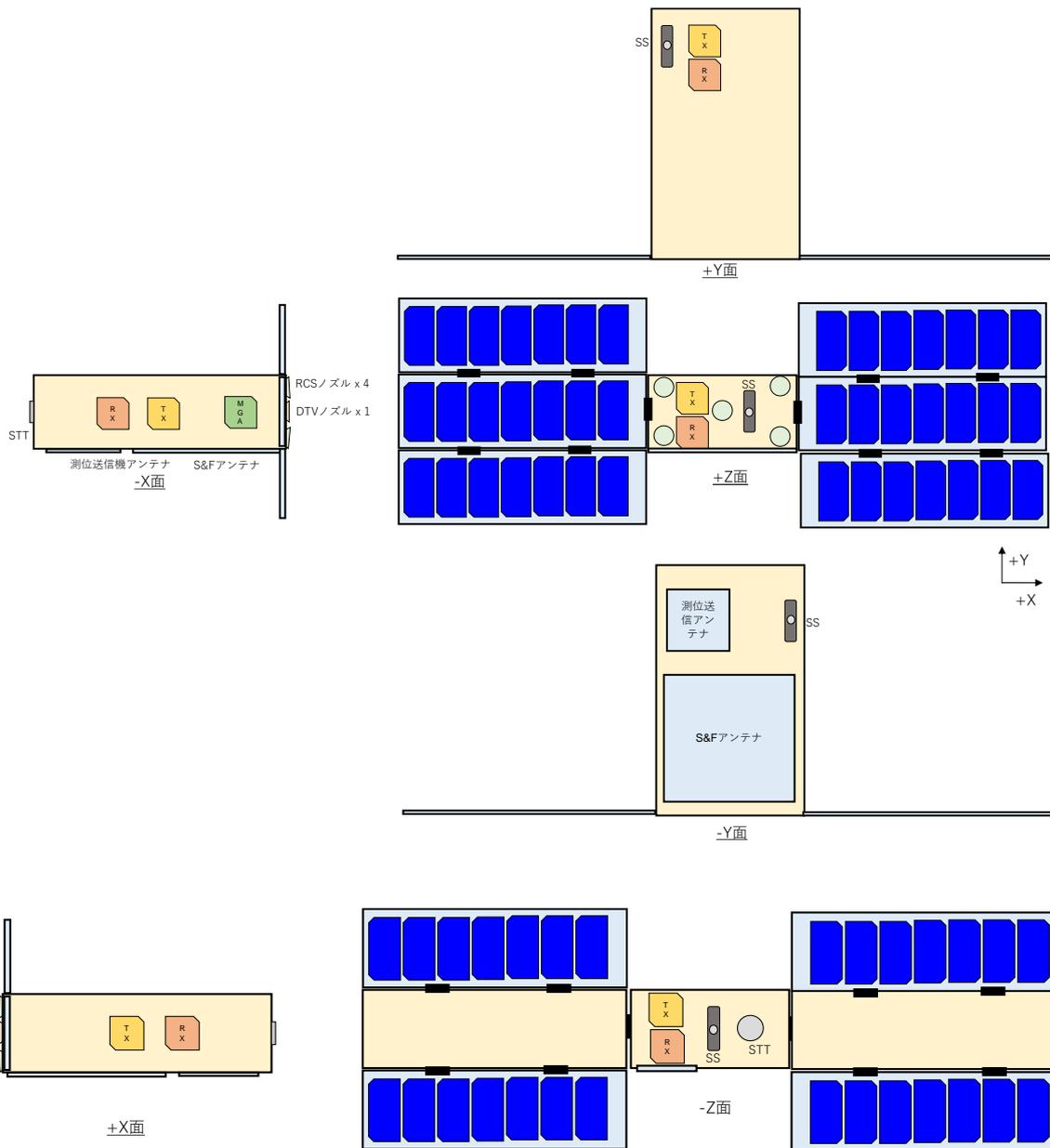


図 2.3.11 衛星外部機器配置図案

2.3.4. 電源系の設計結果

2.3.4.1. 電力要求解析

本衛星に必要なバッテリー容量、太陽電池サイズの算出を行うために、本衛星に対する電力要求を計算した。本衛星に搭載する各コンポーネントの消費電力を表 2.3.10 にまとめる。ミッション機器となる測位送信機及び IoT 通信機の消費電力は暫定値とした。定常運用時における運用モード毎の消費電力と運用割合、これらから計算される平均消費電力を表 2.3.11 にまとめる。バッテリー及び太陽電池パネルのサイジングに対しては、平均消費電力 21.76W として解析を実施した。

表 2.3.10 各コンポーネントの消費電力

機器名	消費電力 [W]	電圧 [V]	消費電流 [A]	備考
PCU/PDU	0.5	12	0.04	
RW	2.37	6.5 ~ 16	0.30	* 6000rpm 時, 3 個分
GYRO	1.45	5	0.29	
STT	0.6	5	0.12	
SS	0.54	5	0.11	* 台数 4 で計算
AOBC	0.4	5	0.08	
OBC	2.5	8	0.21	12V 対応も可能
XTRP (Tx OFF)	5.6	12	0.47	
XTRP (Tx ON)	13	12	1.08	High power (1W)
	8	12	0.67	Low power (20mW)
RCS	0	12	0.00	
測位送信機	5	5	1.00	(TBD)
IoT (S&F) -TX	1	5	0.20	受信時 (TBD)
IoT (S&F) -RX	1	5	0.20	送信時 (TBD)
BAT-HTR	2	5	0.40	

表 2.3.11 各モード時の消費電力と平均消費電力

モード / イベント	運用割合	消費電力 [W]	割合 x 消費電力 [W]
ヘルスマニタリング	0.00833	21.36	0.178
軌道推定	0.02083	21.36	0.445
測位 / IoT (S&F) 運用	0.25000	22.96	5.74
待機	0.72083	21.36	15.397
		平均消費電力	21.76

2.3.4.2. バッテリサイジング

表 2.3.12 の条件から、図 2.3.12 のように幾何学的に計算すると、1 周回の最大蝕割合は 33% と計算される。また、軌道速度は 1.55km/s であり 1 周回の時間は 137.6 分となる。最大蝕時間は、45 分(0.7535 時間)程度となる。

表 2.3.12 最大蝕時間の計算

項目	値
軌道高度	300km
月半径	1737km
1 周回の蝕範囲	117deg 32.5%
軌道速度	1.55km/s
周期	137.6 分

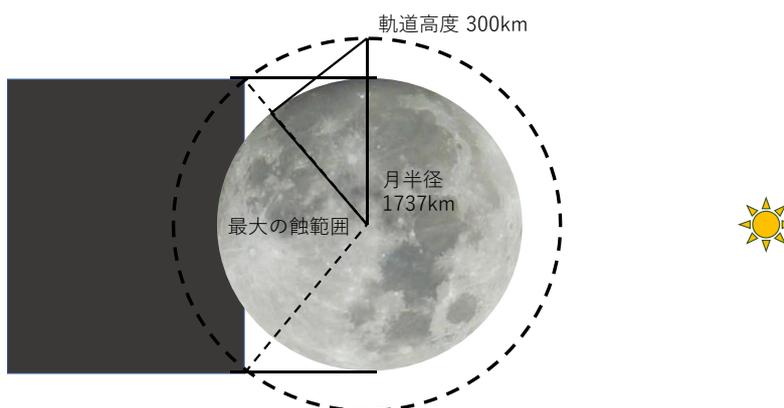


図 2.3.12 最大蝕時間の計算

定常運用時における各モードの消費電力より、1 日の平均消費電力は 21.76[W] 程度となる。この期間における消費電力量は、

$$\text{平均消費電力 [W]} \times \text{蝕時間 [hr]} = 21.76 [\text{W}] \times 0.7535 [\text{h}] = 16.4 [\text{Wh}]$$

となる。DOD を 30% 以下に抑えると、

$$\text{消費電力量} / \text{要求 DOD} = 16.4 [\text{Wh}] / 30\% = 54.7 [\text{Wh}]$$

となるため、バッテリーへは、54.7[Wh] 以上の容量を要求する。

表 2.3.13 にバッテリーサイジングの結果をまとめる。衛星内コンポーネント要求より、バッテリー電圧は 12V 系とするため、リチウムイオン電池は 3 直 2 並列とする。

表 2.3.13 バッテリサイジングのサマリ

想定消費電力 [W]	21.76
蝕割合 [%]	33
最大蝕時間 [hr]	0.7535
蝕中の消費電力量 [Wh]	16.4
要求 DOD [%]	30
バッテリー容量要求 > [Whr]	54.654

2.3.4.3. 太陽電池パネルのサイジング

サイジング条件を、バッテリー要求計算と同条件とすると、日照時間は最悪値(最も短い時間)で、92分(1.529hr)程度となる。要求する発生電力は、蝕中に消費したバッテリーの電力量を回復できれば良いので、次のように計算する。電源基板の変換効率は85%と仮定する。

$$\begin{aligned}
 \text{要求発生電力} &= (\text{平均消費電力} + \text{蝕中の消費電力量} / \text{日照時間}) / \text{変換効率} \\
 &= (21.76[\text{W}] + 16.4[\text{Wh}] / 1.529[\text{hr}]) / 85\% \\
 &= 36.0[\text{W}]
 \end{aligned}$$

以上の計算より、太陽電池パネルへは、36.0[W]以上の発生電力を要求する。

太陽電池セルは、既存衛星で使用しているAzur 3G30Aとし、直列数は7直とする。太陽入射角を25度、7直6並とすると、44.7[W]以上の発電を得られるので、日照時間が最も短い条件においても発生電力の要求を満足する。表 2.3.14 に結果をまとめる。

表 2.3.14 太陽電池サイジングのサマリ

想定消費電力 [W]	21.76
日照時間 [hr] (最悪値)	1.53
変換効率 [%]	85
要求発生電力 [W]	36.02

項目	Azur 3G30A
セル電圧 Vop [V/cell]	2.35
セル電流 Iop_avg [mA/cell]	500
直列数	7
並列数	6
入射角 [deg]	25
発生電力 [W]	44.726

次に、太陽電池パネルの配置について述べる。太陽電池パネルへの制約は以下の通りである。

- 1) 主発電面のセル構成は、7直5並以上とする。
- 2) 熱解析結果より、ボディマウントセルとすると、高温になるため、ボディマウントセルは無しとする。
- 3) 測位アンテナ・S&Fアンテナのアンテナパターンを極端に阻害しないこと
- 4) 主発電面は+Z面とする

4)の制約に関しては、以下の理由である。

主発電面を+Y面、ミッションアンテナ(測位送信用アンテナ, S&Fアンテナ)を-Y面とする場合、極域でユーザ指向(月面指向)すると、主発電面(+Y面)が太陽の方向をほぼ向けないため、ミッション中は発電ができなくなる。

これに対して、主発電面を+Z面、ミッションアンテナを-Y面とする場合(すなわち90度傾けて配置する場合)、極域でユーザ指向(月面指向)した場合においても発電量の低下は微小となる。

以上の検討及びその他複合的要因から、主発電面は+Z面とした。

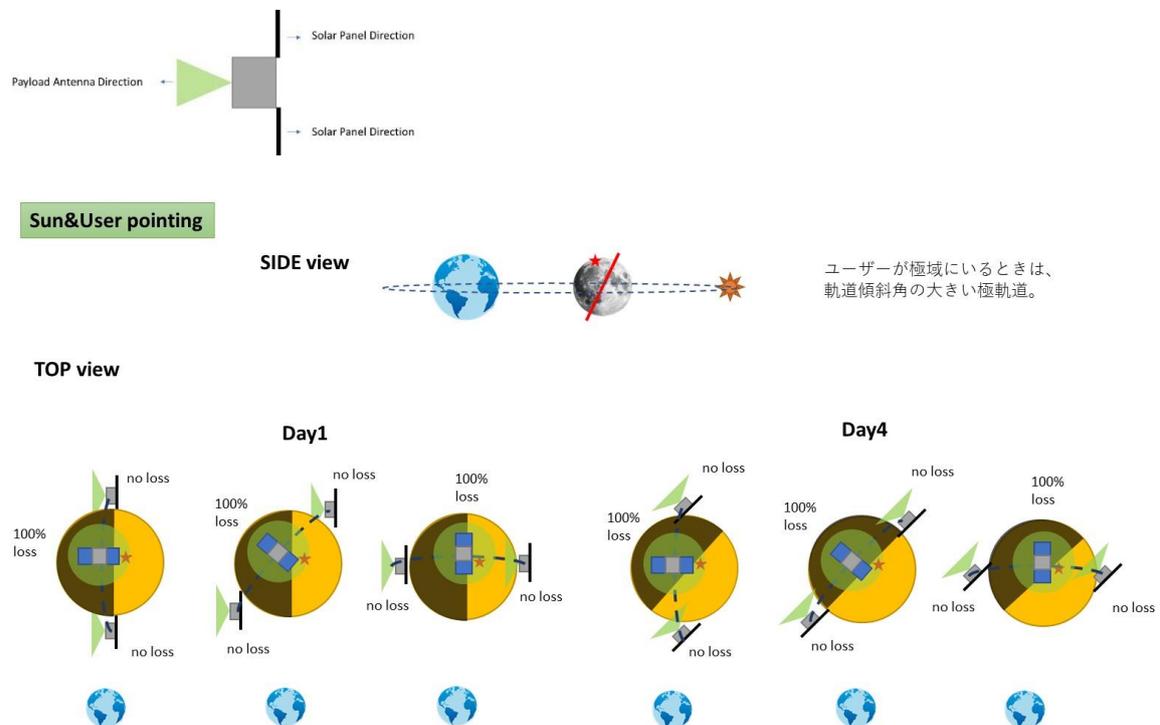


図 2.3.13 +Y面を主発電面とする場合

令和3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

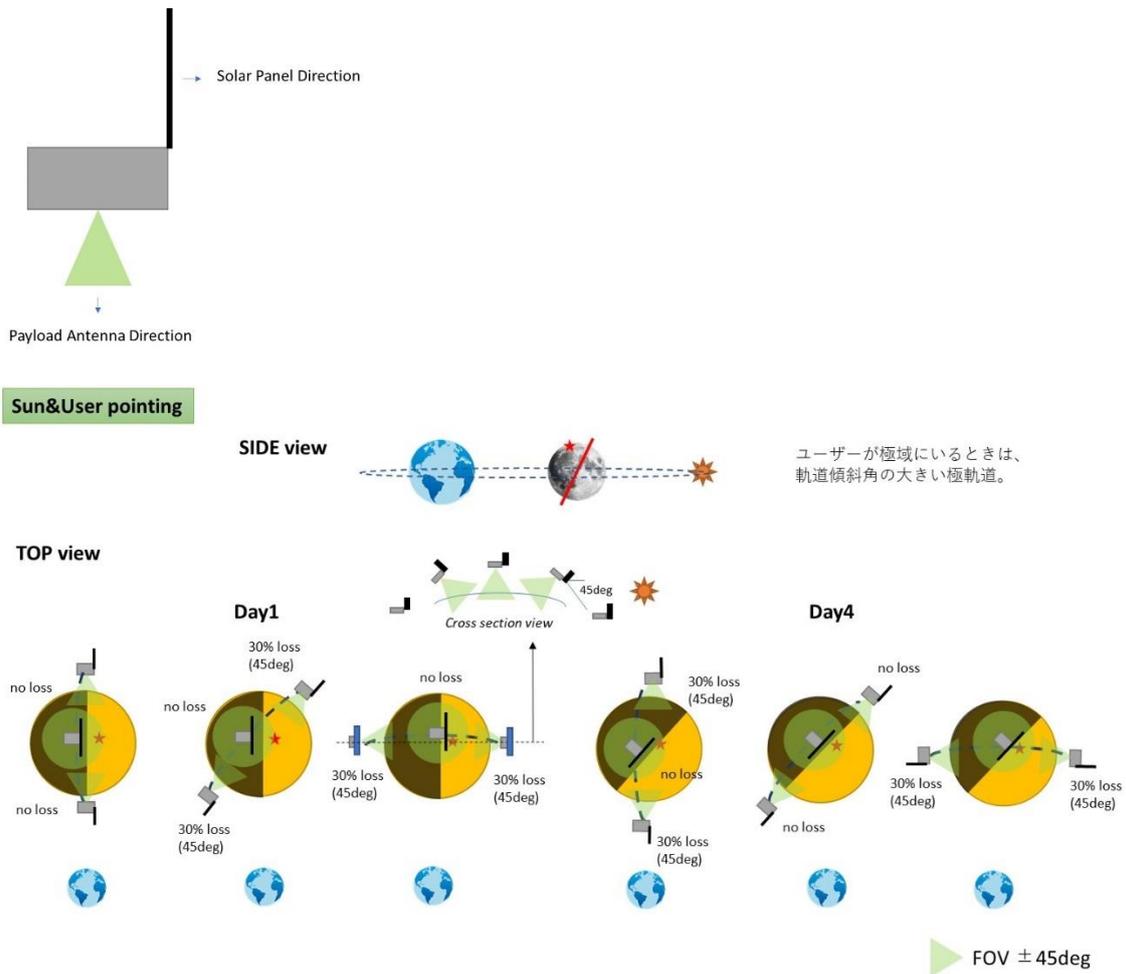


図 2.3.14 -Z面を主発電面とする場合

展開方式に関して、表 2.3.15 に示す 4 案を考案し、トレードオフ検討を行った。方式①は、+Y 面、-Y 面に 7 直 4 並の太陽電池パネルを収納し、メインパネル展開後にサブパネル 2 面が展開する方式である。方式②は、+/-Y 面に 7 直 2 並パネル、+/-X 面に 7 直 1 並をそれぞれ取り付け、それぞれが展開する方式である。方式③は、+/-X 面(側面)に 7 直 3 並の太陽電池パネルをそれぞれ収納し 2 面ずつ展開する方式である。方式④は +/-X 面(側面)に太陽電池パネルを収納し、+Y 面に 8 直もしくは 7 直の太陽電池パネルを収納し、3 面展開する方式である。

方式①、②はミッションアンテナの視野に干渉するため、ミッションへ制約をかけてしまう。方式③であれば、測位アンテナへの干渉は無く、S&F アンテナへの干渉は軽微であり、6 並列であれば電力マージンも十分である。

以上の検討結果から、本衛星では、方式③の SAP 展開方式を採用する。

令和3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 2.3.15 太陽電池パネル展開方式のトレードオフ表

	方式①	方式②	方式③	方式④
展開後				
展開前				
セル構成	メインパネル: 7直8並列(太陽指向面)	メインパネル: 7直6並列(太陽指向面)	メインパネル: 7直6並列(太陽指向面)	メインパネル: 7直4並列, 8直1並(太陽指向面)
発電面 (展開後)	MZ面, PZ面(裏のセル構成は要検討) 最大発電: 59.6W	MZ面, PZ面(裏のセル構成は要検討) 最大発電: 44.7W	MZ面, PZ面(裏のセル構成は要検討) 最大発電: 44.7W	MZ面, PZ面(裏のセル構成は要検討) 最大発電: 37.3W
発電面 (展開前)	2面 (PY, MY面 = 7直2並 x 2)	4面 (PY, MY面 = 7直2並 x 2, PX, MX面 = 7直1並)	2面 (PX, MX面 = 7直1並 x 2)	3面 (PX, MX面 = 7直1並 x 2, 8直1並)
電気配線	2面から給電	4面から給電	2面から給電	3面から給電
地球通信用アンテナの配置(展開前)	4面に配置可能(PY, MY以外)	2面に配置可能(PZ, MZ)	4面に配置可能(PX, MX以外)	4面に配置可能(PX, MX以外)
製造実績	6Uであり.	3Uで似た形状あり	無し	無し
展開しない場合の熱	方式③よりは悪条件	方式③よりは悪条件	問題無いことを確認	方式③よりは悪条件
内部機器への影響	-X面は, S&Fアンテナの厚みが4mm程度あるため, 太陽電池パネルを収納するために工夫は必要	-X面は, S&Fアンテナの厚みが4mm程度あるため, 太陽電池パネルを収納するために工夫は必要	特になし	特になし
外乱トルクの影響 (各案の比較)	太陽輻射圧トルクの影響: 小	太陽輻射圧トルクの影響: 小	太陽輻射圧トルクの影響: 小	太陽輻射圧トルクの影響: 中
ミッションのアンテナパターンへの影響	測位アンテナとS&Fアンテナのアンテナパターンに大きく影響を及ぼす (視野角が片方が狭まる)	測位アンテナとS&Fアンテナのアンテナパターンに大きく影響を及ぼす (視野角が片方が狭まる)	S&Fアンテナのアンテナパターンに若干影響する.	影響は無い
展開失敗時の電力確保 (姿勢制御可能)	最大発電面: 7直2並: 15W	最大発電面: 7直2並: 15W	2翼とも失敗: 最大発電面: 7直1並: 7.5W 1翼は展開 : 最大発電面: 7直3並: 22.5W	3翼とも失敗: 最大発電面: 7直1並: 7.5W 1翼は展開 : 最大発電面: 7直2並: 15W

2.3.5. 姿勢軌道制御系の設計結果

2.3.5.1. 姿勢制御要求

各モード/イベントにおける姿勢制御要求を表 2.3.16 にまとめる。ヘルスマニタリングは、ローゲインアンテナ (LGA) を衛星 5 面に配置するため、地球指向せずに通信をする思想とする。高速通信時はハイゲインアンテナ (MGA) を用いて、地球指向をして通信を行う。ミッション運用 (GNSS/S&F 運用) 時は、-X 面を月面 (ユーザ) に指向させる。各アンテナのビーム幅を以下にまとめる。測位送信のビーム幅は 120deg, S&F のビーム幅は 60deg のため、指向精度としては 30deg を目標とする。

スラスタを用いた軌道維持 (変更) も行う。このときの姿勢決定精度は 0.1deg, 制御精度は 1deg とする。

- TX-LGA: ビーム幅: 60deg (全角)
- TX-MGA: ビーム幅: 60deg (全角)
- 測位アンテナ: ビーム幅: 120deg (全角)
- S&F アンテナ: ビーム幅: 60deg (全角)

アクチュエータとしてリアクションホイール (RW) を搭載する。RCS スラスタ (RCS) を搭載し、アンローディング用途として 4 基のノズル、軌道維持 (変更) のために、基軸中心に合わせたノズルを 1 基搭載する。センサは、スタートラッカ (STT), 太陽センサ (SAS), ジャイロスコープを搭載する。

表 2.3.16 各モード/イベントにおける姿勢制御要求

項目	モード/イベント					
	ヘルスマニタリング (LGA)	高速通信	待機	測位・通信サービス運用	アンローディング	軌道維持
姿勢目標	-	地球指向	太陽指向	月面指向	-	-
姿勢安定度	-	1deg/s	1deg/s	1deg/s	-	0.1deg/s
姿勢決定精度	-	-	-	-	-	0.1deg
指向精度	-	30deg	20deg	30deg	-	1deg
マヌーバ速度	-			60deg/5min	-	-

2.3.5.2. リアクションホイールのサイジング

2.3.5.2.1. 初期角運動量の吸収

仮に初期投入時の角速度が各軸で 7deg/s ($\omega = 0.122$ [rad/s]相当) と仮定する(イプシロンロケットユーザズマニュアルを参考)。この時に、0deg/s 付近へと姿勢安定化するために必要な RW の蓄積角運動量を計算する。

まず、衛星の寸法は、 $(X, Y, Z) = (226.3\text{mm}, 100\text{mm}, 366\text{mm})$ 以下とし、重量は $M=14\text{kg}$ とする。

放出直後は、衛星は展開していない状態であり、単純な直方体と仮定すると慣性モーメント $(I_{xx}, I_{yy}, I_{zz}) = (0.168[\text{kgm}^2], 0.216[\text{kgm}^2], 0.071[\text{kgm}^2])$ となる。

慣性モーメントの値が最大の Y 軸回りでの角運動量 L は以下のように計算される。

$$L = I_{yy} \times \omega = 0.216 [\text{kgm}^2] \times 0.122[\text{rad/s}] = 26.4[\text{mNms}]$$

したがって、リアクションホイールへ要求する最大蓄積角運動量としては、26.4mNms 以上となる。

2.3.5.2.2. 外乱トルクの見積もり

月周回環境での外乱は、磁気外乱、空力外乱が小さく、太陽輻射圧 (Solar Radiation Pressure, SRP) と重力傾斜トルクが主となる。

(a) 太陽輻射圧トルク

太陽輻射圧は以下の式で見積もることができる。

$$F = \left(\frac{F_s}{c}\right) A_s (1+r) \cos I$$

where

F = force on a surface [N]

F_s = solar constant 1358W/m²

c = speed of light

A_s = illuminated surface area [m²]

R = surface reflectance

I = incidence angle to the Sun[deg]

最大表面積 A_s は図 2.3.15 より, $A_s = (0.3 \times 0.366) \times 2 + 0.2263 \times 0.1 = 0.242[\text{m}^2]$,
 $r = 1$ と仮定すると, 太陽輻射圧の最大値 (常に最大面積部が太陽に鉛直に位置している場合, つまり $\cos I = 1$) は以下のように計算される.

$$F = 1358 \div (3 \times 10^8) \times 0.242 \times (1 + 1) \times 1 = 2.19 \times 10^{-6}[\text{N}]$$

発生するトルクについては, 重心位置から最大面積の中心までのベクトルを \mathbf{d} とすると, $\mathbf{T} = \mathbf{d} \times \mathbf{F}$ である. 展開後の太陽電池パネルの面中心軸は衛星 Z 軸と一致する. HTV-X 搭載の場合の重心位置ズレは, X 軸方向: $\pm 4.5\text{cm}$ 以内, Y 軸方向: $\pm 2\text{cm}$ 以内, Z 軸方向: $\pm 7\text{cm}$ 以内となっている. 重心位置が規定の最大値分 (X 軸方向に $0.045[\text{m}]$) ずれていたと仮定すると, 太陽輻射圧トルク T_{srp} は以下のように計算され, $9.87 \times 10^{-8}[\text{Nm}]$ となる. 10 日間の蓄積量は $85.3[\text{mNms}]$ となる.

$$T_{srp} = 2.19 \times 10^{-6}[\text{N}] \times 0.045[\text{m}] = 9.87 \times 10^{-8}[\text{Nm}]$$

(b) 重力傾斜トルク

重力傾斜トルクは以下の式で見積もることができる.

$$T_g = \left(\frac{3\mu}{2R^3} \right) |I_z - I_y| \sin 2\theta$$

where

T_g = gravity-gradient torque [Nm]

μ = gravitational constant [km^3/s^2] of moon and earth

I_z, I_y = spacecraft moment of inertia when the Z axis or Y axis [kgm^2]

θ = angle between the body Z axis and the local vertical

月の重力, および地球の重力両方が寄与するが, 月由来の影響が大きいため, 本検討では月由来のもののみを考える. 慣性モーメントは, 図 2.3.15 (下) のように衛星本体を単純な直方体, 太陽電池パネルを展開した状態とすると, $(I_{xx}, I_{yy}, I_{zz}) = (0.179[\text{kgm}^2], 0.361[\text{kgm}^2], 0.227[\text{kgm}^2])$ となる. 太陽電池パネルは 1 枚あたり 250g , 衛星本体は 12.5kg とした. 衛星本体の重心位置は規定の最大値分ずらしたもので仮定した. 慣性モーメントの計算結果は以下に示す. 軌道高度 300km (つまり $R = 2,027 [\text{km}]$), かつ $|I_{xx} - I_{yy}| = 0.182[\text{kgm}^2]$, $\sin(2\theta) = 1$ とすると, 重力傾斜トルクは以下のようになる.

$$T_g = 3 \times 4905 [\text{km}^3/\text{s}^2] \times 0.182[\text{kgm}^2] \times 1/(2 \times 2027 [\text{km}^3]) = 1.59 \times 10^{-7}[\text{Nm}]$$

(c) 総外乱トルク

以上の計算より、太陽輻射圧トルク、重力傾斜トルクを合わせた外乱トルクは、以下のよ
 うに $4.17 \times 10^{-7} [\text{Nm}]$ と見積もられる。

$$T = T_{srp} + T_g = 9.87 \times 10^{-8} [\text{Nm}] + 1.59 \times 10^{-7} [\text{Nm}] = 2.57 \times 10^{-7} [\text{Nm}]$$

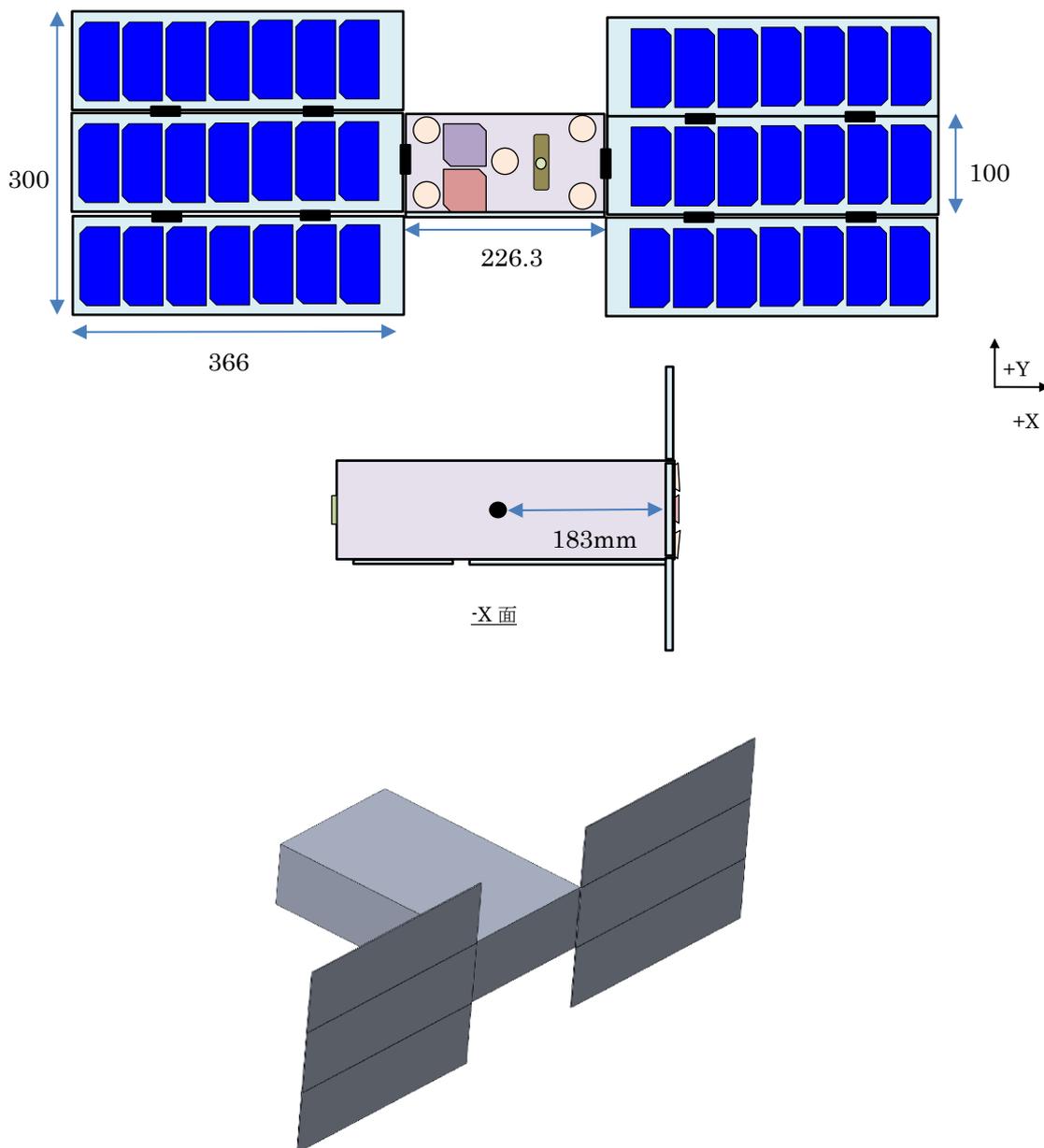


図 2.3.15 衛星表面積等

2.3.5.2.3. リアクションホイールの選定

本衛星のリアクションホイールには、過去実績・入手性・コストの観点から、CubeWheel Large (CubeSpace 社) を選定した。本選定部品が要求を満足すること、及びこれを採用した場合の姿勢制御性能について述べる。表 2.3.17 に CubeWheel Large の仕様、表 2.3.18 に姿勢制御性能を示す。性能指標として、初期角運動量が吸収できること、アンローディングの頻度、マヌーバビリティとしている。

まず初期角運動量は、要求値 26.4mNms に対して、1 軸辺りの最大蓄積角運動量は 30.6mNms のため十分に吸収が可能である。

次に、アンローディング頻度に関して計算をした。前項で見積もった結果、太陽輻射圧トルク、重力傾斜トルクを合わせた外乱トルクは $2.57 \times 10^{-7} [\text{Nm}]$ である。1 軸のリアクションホイールで吸収すると仮定すると、およそ 33 時間で吸収角運動量が飽和し、RCS によるアンローディングが必要となる。但し、これは外乱トルクが一定で加わった場合の結果であり、実際は太陽指向状態であっても月に対する姿勢は変わるため、平均的な外乱トルクは低くなるものと推定される。この点は、今後詳細解析を行うものとする。

マヌーバビリティに関しては、慣性モーメントの最大値である I_{yy} まわりで姿勢変更をすると、角加速度は 0.142 [rad/s²] となる 60 度の姿勢変更をする場合、およそ 7 秒要することになる。運用上は問題無いと考えられる。

$$0.361 [\text{kgm}^2] \times 0.0306 [\text{Nms}] = 0.085 [\text{rad/s}^2]$$

表 2.3.17 CubeWheel Large の仕様

項目	CubeWheel Large
デジタル制御電圧	3.3V
入力電圧	6.5 ~ 16V
消費電力	0.79W@6000rpm, 30degC
最大蓄積角運動量	30.6 mNms
最大トルク	2.3mNm
最大回転速度	+/-6000rpm
温度範囲	-10°C~60°C
放射線耐性	24krad
振動耐性	8.9Grms

表 2.3.18 制御性能の計算結果

項目	計算結果	備考
初期角運動量吸収	> 26.4 mNms	
アンローディング頻度	33 hours	1軸 RW で全て吸収する場合
マヌーバビリティ	5.4 sec (60deg の変更)	

2.3.5.3. スラスタサイジング

2.3.5.3.1. RCS スラスタの選定

本衛星は、月軌道までの輸送には HTV-X、イプシロンロケットでの相乗り打ち上げを想定しており、RCS スラスタの推進剤には安全性が求められる。水レジストジェットスラスタ (Water Resistojet Thruster) は、水を推進剤としており、低圧・無毒であるため、本要求に合致する。本検討では、RCS スラスタとして、PaleBlue 社の水レジストジェットスラスタを候補として検討した。Water Resistojet Thruster には RCS 用ノズル 4 基、軌道維持用ノズル 1 基 (基軸中心) を搭載することを想定する。本候補部品が要求を満足すること、及びこれを採用した場合の性能について述べる。

Water Resistojet Thruster の仕様を表 2.3.19 に示す。タンクサイズ・重量は推進薬量によって変わるため、本項で要求事項としてもまとめる。

表 2.3.19 Water Resistojet Thruster の仕様

項目	仕様
入力電圧	12V (非安定可)
推力	0.5 ~ 4.0mN
比推力 Isp	70s
トータルインパルス	> 270Ns (燃料 0.4kg)
Thrust to power ratio	0.2mN/W
保管温度	-20 ~ 68°C
使用温度	+4 ~ 49°C

2.3.5.3.2. アンローディング性能

RCS スラスタは、ミッション期間中にわたり RW にたまった角運動量を定期的にアンローディングする目的で搭載する。そのため、ミッション期間中にたまる角運動量を見積もり、それを上回る量の角運動量を出力できる RCS を検討する。

前項で計算した通り、外乱トルクとしては、 $2.57 \times 10^{-7} [\text{Nm}]$ と見積もった。ミッション期間2年では、総角運動量は16.2[Nms]となる。RCSと重心(衛星中心を仮定)が183mm離れているとすると、必要なトータルインパルスは $16.2[\text{Nms}] \div 0.183[\text{m}] = 88.6 [\text{Ns}]$ となる。

Water Resistojet Thruster のトータルインパルスは、推進薬量0.4kgで270[Ns]のため、要求を十分に満足する。

RWの最大蓄積角運動量は1軸あたり30.6[mNms]であり、アンローディングに必要なインパルスは上記と同様の計算で0.167[Ns]となる。Water Resistojet Thrusterの最大推力は4[mN]であるため、アンローディングにかかる時間は、1軸あたり $0.167[\text{Ns}] \div 0.004[\text{N}] = 41.8 [\text{s}]$ となる。これは運用上問題ない時間と考えられる。

2.3.5.3.3. 軌道維持性能

Water Resistojet Thruster は RCS 目的のほかに軌道維持(変更)にも使用する。

ミッション期間のシミュレーションより、軌道高度300km、軌道傾斜角80度とした場合に必要となる Δv は、1年間で $\Delta v = 6.6[\text{m/s}]$ である。ミッションの設定寿命は2年間としており、マージンを考慮してこれの2倍とすると必要な Δv は26.4[m/s]となる。

Wet massを $M = 14.0\text{kg}$ 、 $I_{sp} = 70[\text{s}]$ として、 $\Delta v = 26.4[\text{m/s}]$ を得るために必要な推進薬量 ΔM は以下の式から0.53kgとなる(g は重力加速度 $9.8[\text{m/s}^2]$)。

$$\Delta M = M \times \left(1 - \exp \left(\frac{-\Delta v}{g \times I_{sp}} \right) \right)$$

前項で示したアンローディングに必要な推進薬量は0.4kgのため、合計要求量は0.93kgである。

Water Resistojet Thruster の推進薬量の要求量は1.0kgとする。

2.3.5.4. センサ選定

2.3.5.4.1. STT(スタートラッカ)の選定

前項で示した表 2.3.16 より、姿勢精度は1degとしており、STT(Star Tracker, スタートラッカ)の姿勢決定精度が1degよりも十分に良ければ、制御ロジックで指向精度を達成することは難しく無いと考えられる。姿勢精度の1/10を要求値として、STTへは姿勢決定精度0.1deg(3 σ)(=360arcsec)を要求値とする。

多くのSTTは、上記要求を満足しているため、6U-CubeSatに問題無く搭載可能なサイズと幾つかの条件でトレードオフを行った。結果を表 2.3.20 に示す。Hyperion社 ST-200は100機以上の実績がある。arcsec社のSagittaは最も姿勢決定精度が良く10arcsec(1 σ)であるが、1.4Wと消費電力が大きく、またサイズも比較的大きい。大きさはST-200、Sagittaは同程度である。arcsec社 Twinkleは、姿勢決定精度は90arcsec(1 σ)であり、3 σ では270arcsec(3 σ)のため、もっとも悪い値ではあるが、本ミッション要求としては問題無い精度であり、出力頻度2Hzも問題無いと考えられる。サイズは20mm x 20mm x 40mmであり、非常に小さなセンサであり、将来のキューブサット搭載STTの展開を考慮すると、本業務でarcsec社 Twinkleを選択する価値は大いにあると考えられる。また、温度範囲は-20度~75度と広い範囲であり、温度環境の厳しい月周回衛星への適用も妥当である。

以上の検討から、STTは、arcsec社 Twinkleを採用するものとして進め、調達は令和4年度に実施する予定である。arcsec社 Twinkle STTの仕様を表 2.3.21 に示す。

STTの外観および衛星上の配置を図 2.3.16 に示す。STTの視野方向は-Z面とし、太陽指向面(+Z面)とは逆向きとする。

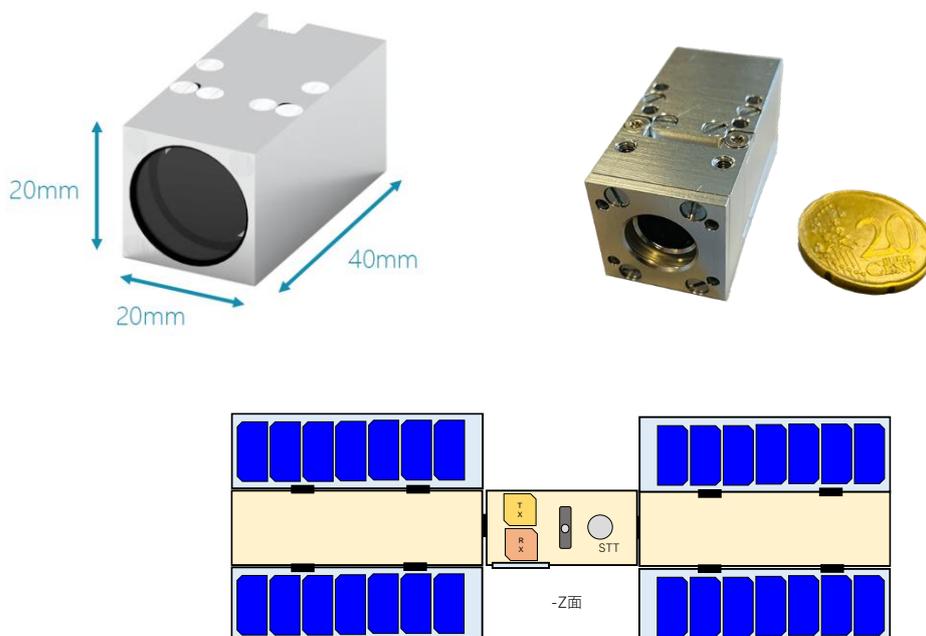


図 2.3.16 twinkle STTの概観および配置

令和3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

表 2.3.20 STT トレードオフ表

確認項目	ST-200	Sagitta	Twinkle
メーカー	Hyperion 社	arcsec 社	arcsec 社
姿勢決定精度 (視野垂直方向)は十分か	30 arcsec (3 sigma)	2 arcsec (1 sigma)	15 arcsec (1 sigma)
姿勢決定精度 (視野回り)は十分か	200 arcsec (3 sigma)	10 arcsec (1 sigma)	90 arcsec (1 sigma)
角速度に対する決定精度の劣化も問題ないか	max 0.3deg/sec (tilt) max 0.6 deg/sec (roll)		1deg/sec で 400 arcsec (1sigma)まで boresigt方向は劣化
バッフルによる太陽・月・地球の禁止角はどれくらいか	40	40	60 deg (half corn to sun, earth), 20 deg (Moon)
寿命は十分か	5 years (LEO)	5 years (LEO)	5 years (LEO)
放射線耐性は十分か	9 krad (Proton 130 MeV)	10krad (TID)	10krad (TID)
実績、不具合が軌道上であるか。性能は設計通りであったか。	100機以上の実績	Simba	今年末に打ち上げ予定。アルゴリズムは、Sagittaと同じ
EM, FM違いはあるか、それらの納期やコストへの影響は？	arcsecと比較的安価とのこと	コスト: EM 35000 euro, FM 45000 euro	コスト: EM 35000 euro, FM 45000 euro
サイズ	(buffleなし) 30*30*39, (40 deg buffle) 50*50*82	45*50*95	20*20*40
Peakとnominalの消費電力	670 mW	1400 mW	600 mW
温度範囲は狭くないか	-20 to 40		-20 to 75 (Full performance -20 to 20 degC)

コネクタの種類		nano-D	PicoBlade
Sky coverageは十分か (どの方向でも姿勢決定できるか)		99%	99%
出力頻度	5Hz	10Hz	2Hz
重量は？	(buffleなし) 40 (40 deg buffle) 106	275	
通信規格は？	RS422	RS485	RS485

表 2.3.21 Twinkle Star Tracker の仕様

項目	仕様
入力電圧, 消費電力	5.0V, 0.6W
通信インターフェース	RS-485
サイズ, 重量	20mm x 20mm x 40mm, 40g
姿勢決定精度(クロスボアサイト)	15 arcsec (1 σ)
姿勢決定精度(ボアサイト)	90 arcsec (1 σ)
更新頻度	2Hz
角速度対応	ボアサイト: 1deg/s で 400arcsec(1 σ)
視野禁止角	60度 (地球, 太陽) 20度 (月)
温度範囲	-20°C~75°C -20°C~20°C (フル性能)
寿命	5年 (LE0)
放射線耐性	10krad(TID)

2.3.5.4.2. 太陽センサ, ジャイロ스코ープの選定

太陽センサは, 初期姿勢捕捉時や STT を使った姿勢決定が困難な際に使用する. 本衛星には, 表 2.3.22 に示す SolarMEMS 社の 2 軸太陽センサを採用するものとする. 太陽センサは, 4 台搭載し, 展開パネルに視野が制限されない+/-Z 面, +/-Y 面に搭載する.

ジャイロ스코ープには, 表 2.3.23 に示す仕様の 3 軸 MEMS ジャイロ스코ープを採用する. 小型・MEMS ながら, 24bit 分解能・バイアス安定度が 0.3deg/h を持つ.

表 2.3.22 太陽センサの仕様

項目	仕様
入力電圧, 消費電力	3.3V
消費電力	< 23mW
通信インターフェース	I2C
サイズ	43mm x 14mm x 5.9mm
重量	6.5g
センサタイプ	2 軸
視野角	+/-60deg
精度	< 0.5deg
温度範囲	-30°C~85°C

令和3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

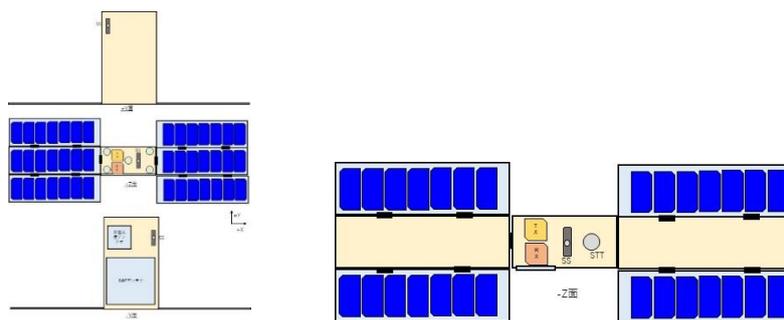


図 2.3.17 太陽センサの配置

表 2.3.23 ジャイロ스코プの仕様

項目	仕様
入力電圧	5.0V (4.5 - 5.5V)
消費電力	1.3W
通信インターフェース	RS-422
サイズ	39mm x 45mm x 22mm
重量	52g
範囲	+/-400deg/s
分解能	24bit
バイアス安定度	0.3deg/h
温度範囲	-40°C~85°C (動作温度)

2.3.6. 熱設計結果

概念設計結果の熱的な妥当性評価のため、簡易的な衛星熱モデル作成及び熱環境について解析を行った。搭載コンポーネントの許容温度範囲を表 2.3.24 に示す。

衛星熱モデルとしては、太陽電池パネル展開時（図 2.3.18）と太陽電池パネル未展開時（図 2.3.19）の2ケースの熱節点モデルを作成した。

表 2.3.24 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
RW	-10 ~ +60°C	*データシート
GYRO	-40 ~ +85°C	*データシート
STT	-20 ~ +75°C -20 ~ +20°C	*データシート
SAS	-30 ~ +80°C	*データシート
ADCS	-20 ~ +50°C	実績値
OBC	-20 ~ +50°C	実績値
XTRP	-20 ~ +60°C	*論文参考
RCS	+4 ~ +49°C	*メーカー値
パネル展開機構	TBD	
測位送信機	-10 ~ +TBD°C	*CSAC は-10~70°C
IoT (S&F)	TBD	

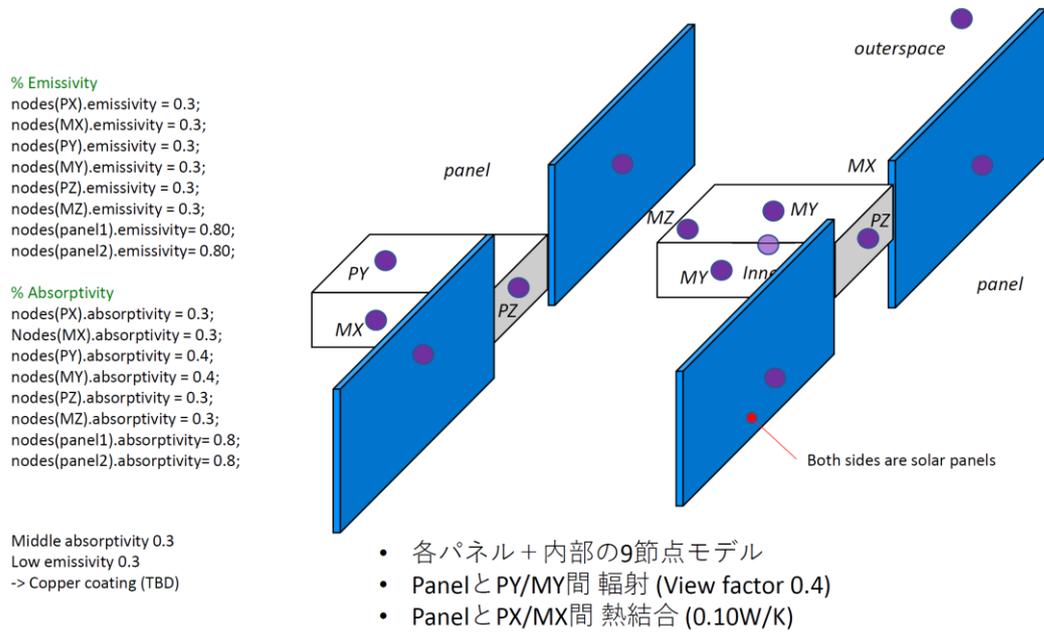
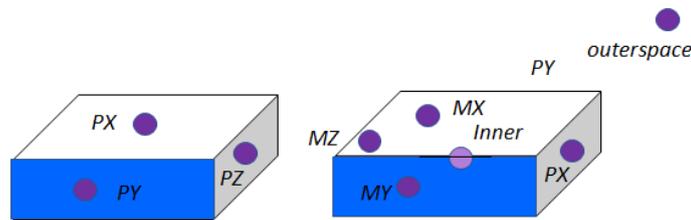


図 2.3.18 熱節点モデル概要 (太陽電池パネル展開時)



- 太陽電池パネルが展開できなかったケース
- 各パネル+内部の9節点モデル
- PanelとPY/MY間 輻射 (**View factor 1.0**)
- PanelとPY/MY間 熱結合 (**0.30W/K**) ← 3倍程度に

図 2.3.19 熱節点モデル概要 (太陽電池パネル未展開時)

熱解析方法について、下記に記載する。

まず、熱方程式より

$$C \frac{dT}{dt} = Q_{in} + W - Q_{out}$$

平衡状態 ($\frac{dT}{dt} = 0$) では以下のようなになる。

$$Q_{in} + W - Q_{out} = 0$$

令和3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

ここで、月周回衛星では、

$$Q_{in} = Q_{solar} + Q_{albedo} + Q_{radiation\ moon \rightarrow satellite}$$

$$Q_{out} = Q_{radiation\ satellite}$$

$$Q_{solar} = \alpha_s A_{s \rightarrow sun} G_{sc}$$

$$Q_{solar} = \alpha_s (1 - \alpha_m) A_{s \rightarrow moon} G_{sc}$$

$$Q_{radiation\ moon \rightarrow satellite} = \sigma \varepsilon_m \varepsilon_s F_{s \rightarrow m} A_{s \rightarrow moon} T_m^4$$

$$Q_{radiation\ satellite} = \sigma \varepsilon_s A_s T_s^4$$

- G_{sc} : 太陽乗数
- $A_{s \rightarrow \blacksquare}$: 衛星の表面のうち対象を指向している投影面積
- A_s : 衛星の総表面積
- $F_{s \rightarrow \blacksquare}$: 衛星から対象へのビューファクター
- σ : ボルツマン定数
- α_{\blacksquare} : 対象の Absorptivity
- $\varepsilon_{\blacksquare}$: 対象の Emissivity
- T_{\blacksquare} : 対象の温度 [K]

パラメータが既知の場合、この方程式を節点法により動的に解くことが出来、各条件での温度を計算することができる。

Hot case と Cold case は表 2.3.25 の条件とした。また、併せて、アノマリケースとして、姿勢制御機能喪失したケース、衛星太陽電池パネルが展開しなかったケースについても解析した。ノミナルケースの概要を図 2.3.20 に示す。アノマリケースの概要を図 2.3.21 ~ 図 2.3.23 に示す。

表 2.3.25 熱解析環境条件

	Hot case	Cold case
Solar constant	1375W/m2	1350W/m2
Eclipse percentage	0% (β角=90°) 最も蝕の少ない軌道	33% (β角=0°) 最も蝕の多い軌道
The orbiter's projected area to the sun	0.06m2 (0.2m x 0.3m) 太陽に完全指向	0.052m2 (0.2 x 0.3 x cos(30°)) 太陽光が 30° 入射
The orbiter's projected area to the moon	0.025 m2 (orbital average) 軌道から見積もった月指向面積概算	0.04 m2 (orbital average) 軌道から見積もった月指向面積概算
Power consumption	22W, 12W, 10W	22W, 12W, 10W

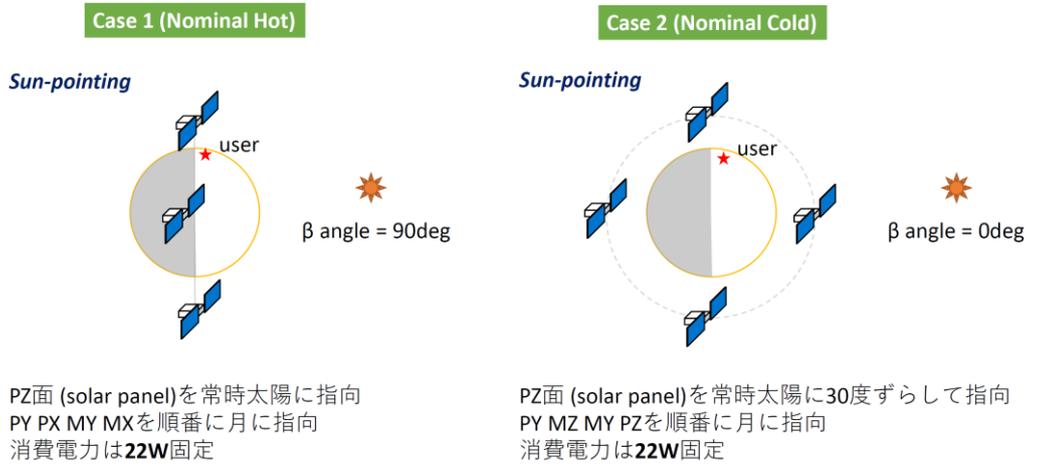


図 2.3.20 熱解析ノミナルケース条件

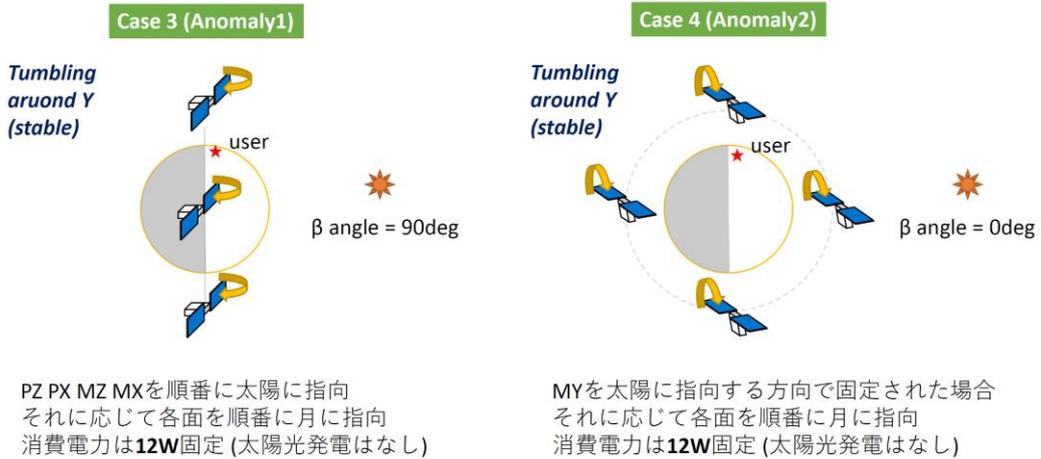


図 2.3.21 熱解析アノマリケース 1, 2

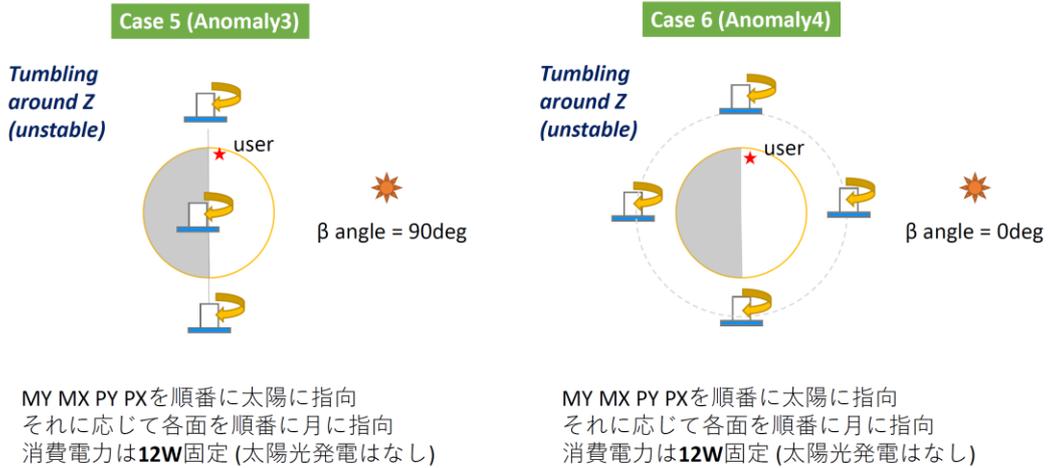


図 2.3.22 熱解析アノマリケース 3, 4

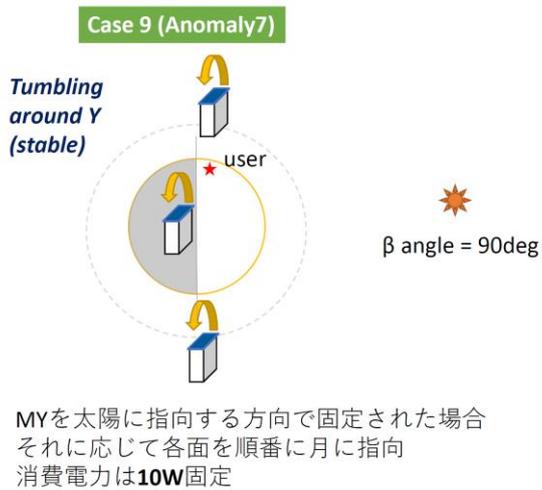
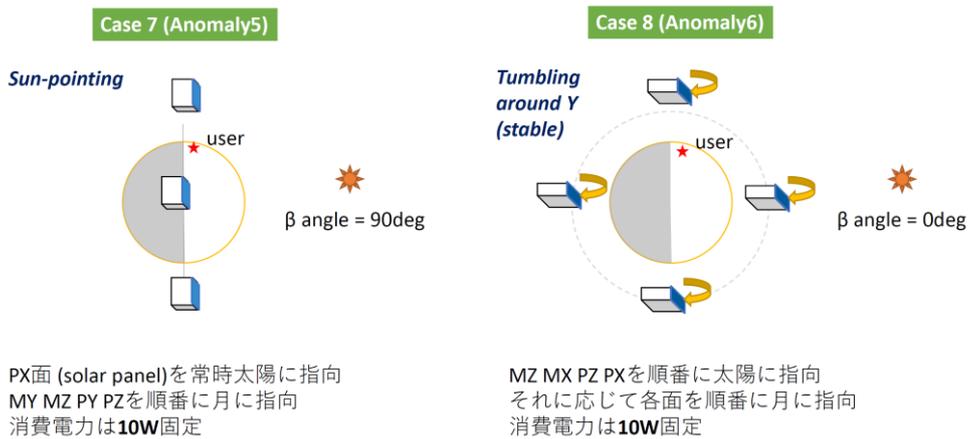


図 2.3.23 熱解析アノマリケース 5, 6, 7 (太陽電池パネル未展開時)

Case1 (Nominal Hot)

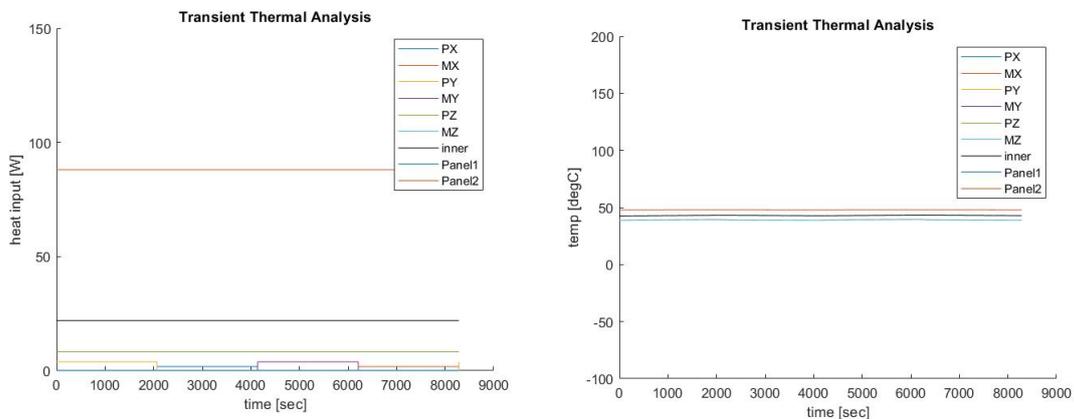


図 2.3.24 熱解析ノミナルケース結果 ($\alpha=0.3$, $\varepsilon=0.3$, 左図: 熱入力, 右図: 温度)

Case2 (Nominal Cold)

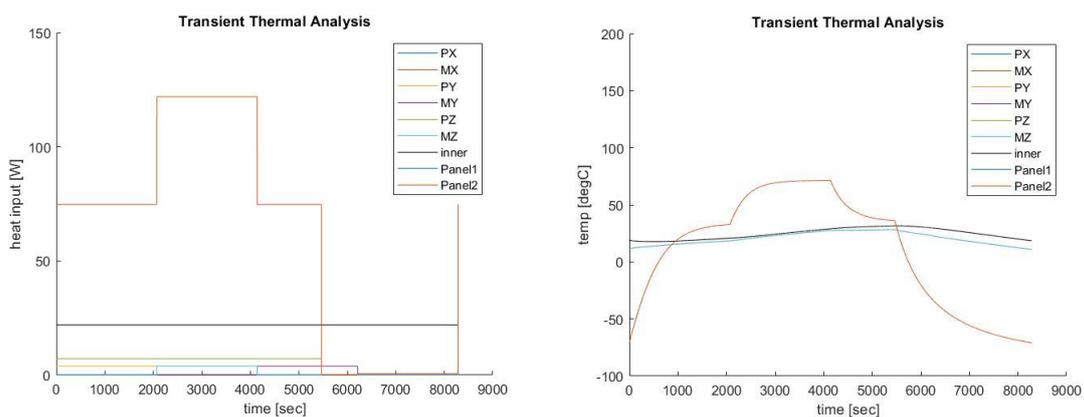


図 2.3.25 熱解析ノミナルケース結果 ($\alpha=0.3$, $\varepsilon=0.3$, 左図: 熱入力, 右図: 温度)

Case3 (Anomaly1)

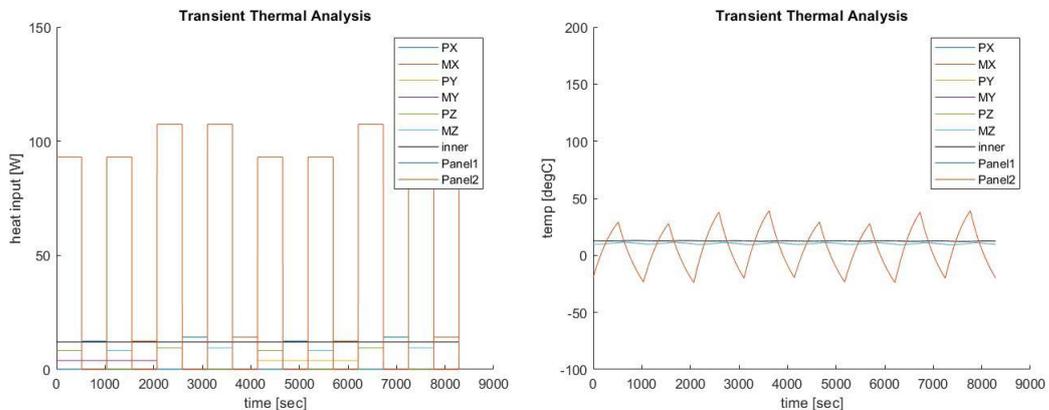


図 2.3.26 熱解析ノミナルケース結果 ($\alpha=0.3$, $\varepsilon=0.3$, 左図: 熱入力, 右図: 温度)

Case4 (Anomaly2)

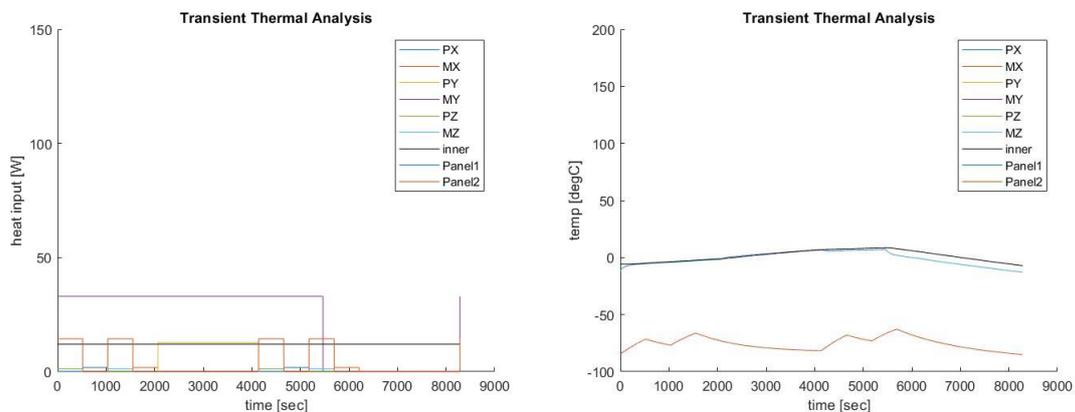


図 2.3.27 熱解析ノミナルケース結果 ($\alpha=0.3$, $\varepsilon=0.3$, 左図: 熱入力, 右図: 温度)

Case5 (Anomaly3)

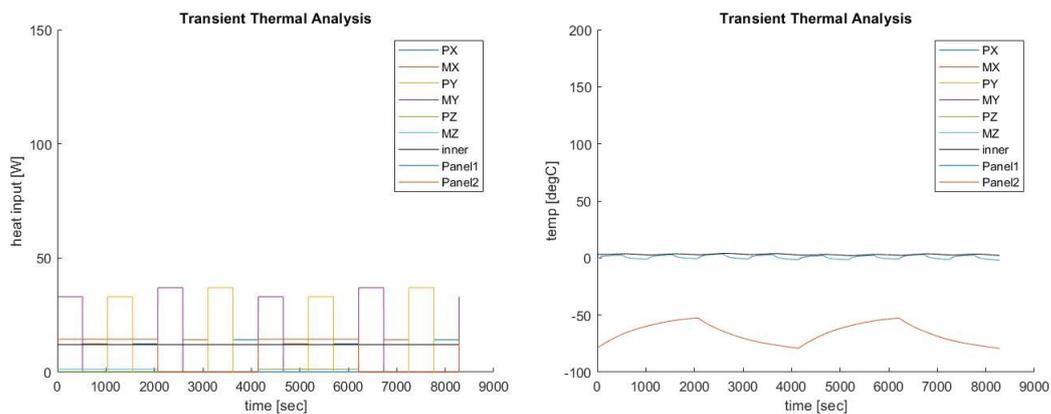


図 2.3.28 熱解析ノミナルケース結果 ($\alpha=0.3$, $\varepsilon=0.3$, 左図: 熱入力, 右図: 温度)

Case6 (Anomaly4)

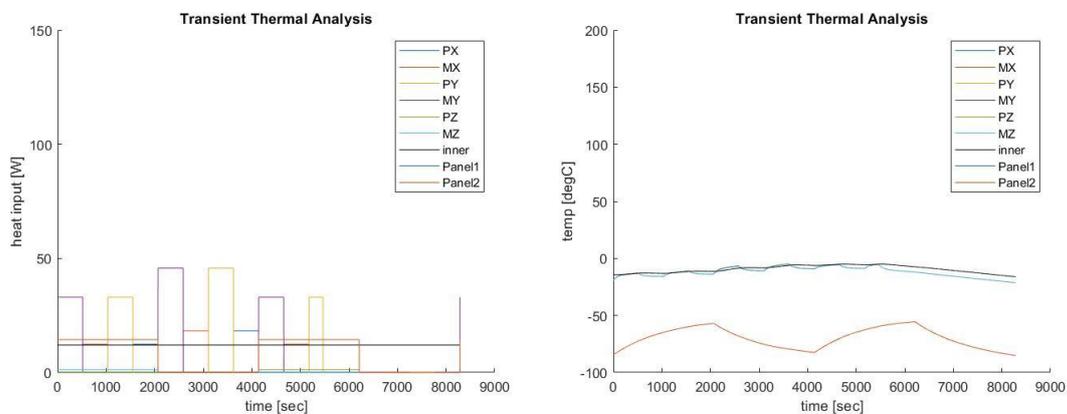


図 2.3.29 熱解析ノミナルケース結果 ($\alpha=0.3$, $\varepsilon=0.3$, 左図: 熱入力, 右図: 温度)

Case7 (Anomaly5)

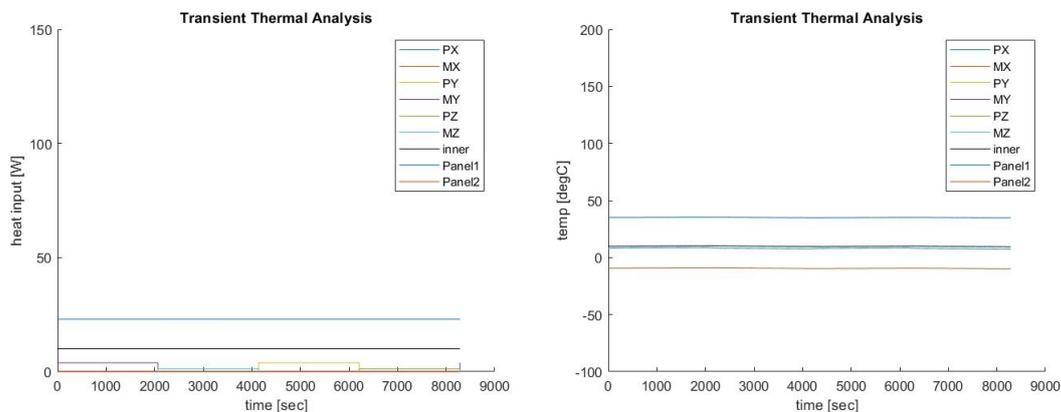


図 2.3.30 熱解析ノミナルケース結果 ($\alpha=0.3$, $\varepsilon=0.3$, 左図: 熱入力, 右図: 温度)

Case8 (Anomaly6)

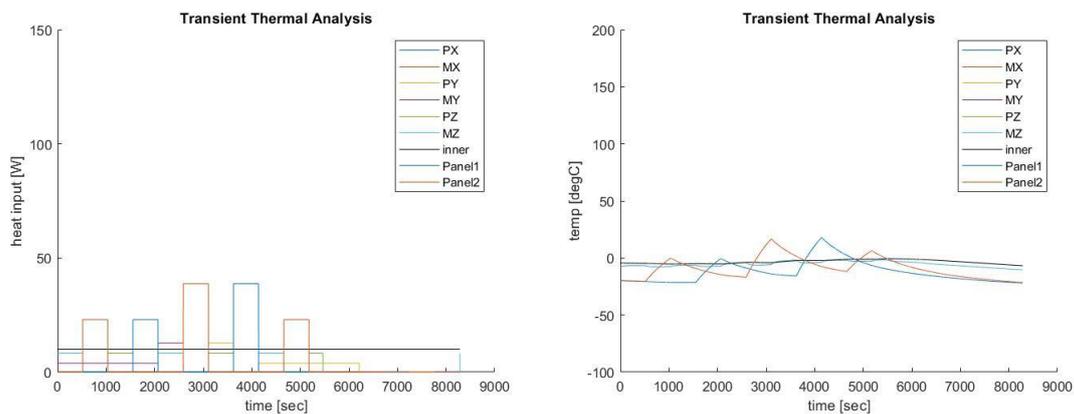


図 2.3.31 熱解析ノミナルケース結果 ($\alpha=0.3$, $\varepsilon=0.3$, 左図: 熱入力, 右図: 温度)

Case9 (Anomaly7)

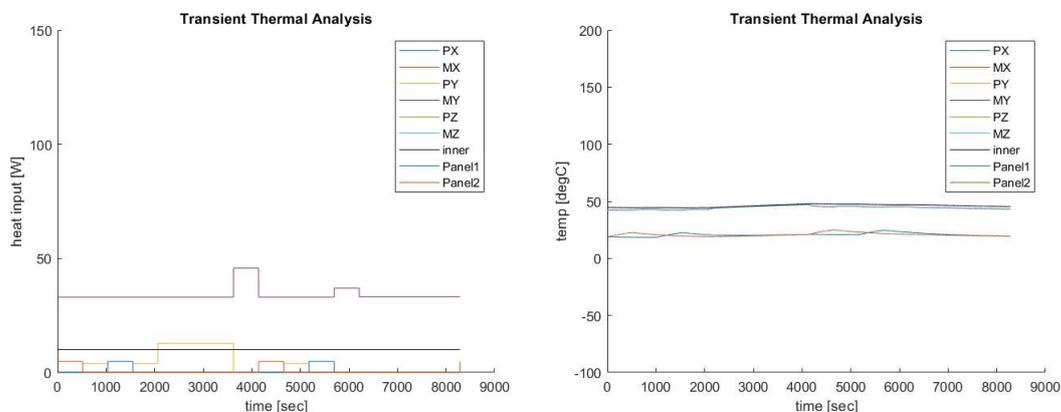


図 2.3.32 熱解析ノミナルケース結果 ($\alpha=0.3$, $\varepsilon=0.3$, 左図: 熱入力, 右図: 温度)

表 2.3.26 衛星内部温度 ($\alpha=0.3$, $\varepsilon=0.3$, $\alpha/\varepsilon=1$)

Case ID	Case1	Case2	Case3	Case4	Case5	Case6	Case7	Case8	Case9
最大	43.40	31.63	12.91	8.54	4.08	-4.99	10.28	-0.67	47.9
最小	42.62	17.81	12.11	-7.12	2.09	-16.15	9.36	-6.79	44.3

表 2.3.27 衛星内部温度 ($\alpha=0.3$, $\varepsilon=0.4$, $\alpha/\varepsilon=0.75$)

Case ID	Case1	Case2	Case3	Case4	Case5	Case6	Case7	Case8	Case9
最大	30.37	20.16	1.81	-2.89	-8.16	-15.61	0.82	-9.53	35.6
最小	29.8	5.58	0.88	-18.9	-10.21	-27.07	-0.48	-16.07	31.3

表 2.3.28 衛星内部温度 ($\alpha=0.3$, $\varepsilon=0.25$, $\alpha/\varepsilon=1.2$)

Case ID	Case1	Case2	Case3	Case4	Case5	Case6	Case7	Case8	Case9
最大	51.67	39.03	19.93	15.86	11.8	1.77	15.89	4.68	55.6
最小	50.84	25.55	19.27	0.39	9.88	-9.25	15.24	-1.21	52.1

図 2.3.24～図 2.3.32 に各条件での熱入力履歴及び $\alpha=0.3$, $\beta=0.3$ とした場合の温度履歴を示す。表 2.3.26～表 2.3.28 に各条件での衛星内部の最大温度, 最小温度をまとめる。各表の違いは衛星表面特性 (α , ε) を変化させた結果である。 α/ε 比が大きい条件 (表 2.3.28) ではノミナルケースで 50°C を上回るが, 衛星の消費電力 (例えば送信機 ON 時間等) を小さくすることにより対応可能と考えられる。 α/ε 比が 1 の条件での Case4 (-Y 面が太陽指向面固定) で衛星内部温度が 0°C を下回る。バッテリーの温度範囲が 0°C～50°C のため, バッテリーにはヒータを取り付けることが推奨されることが分かった。 α/ε 比が小さい条件では, 更に温度が下がるため, 衛星の熱設計としては, α/ε 比を 1～1.2 程度に収めるべきと考えられる。

これら結果をもとに, 令和 4 年度に詳細な熱解析・熱設計を進める予定である。

2.3.7. 通信系設計結果

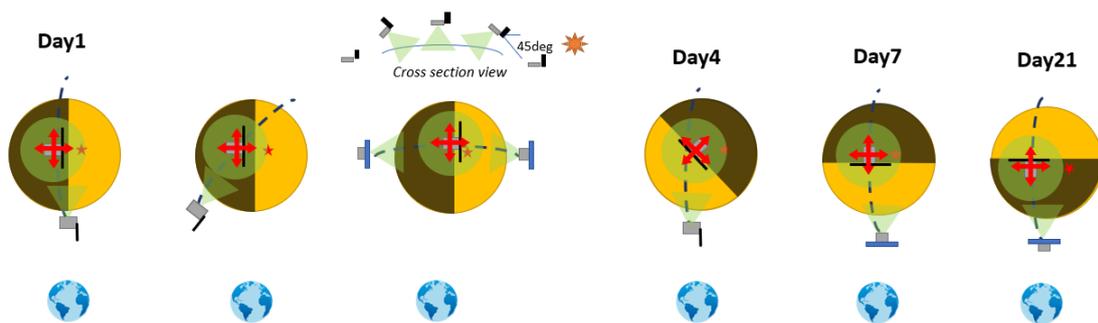
地球局との通信には、X帯を使うものとして、EQUILLEUSに搭載されるX帯トランスポンダ及びアンテナを採用する方針とする^{[2.3.5][2.3.6]}。本項では、アンテナの配置検討の結果を示す。

月周回環境において太陽指向している姿勢状態では、様々な面が地球を指向するため、全方位での通信カバーできることが望ましい。但し、アンテナ数を増やすことにより伝送損失が増えることが懸念されるため、最適なアンテナ配置を以下で検討する。

まず、極域にユーザが着陸していることを想定し、極域でのミッション時に地球との通信を行うことを考える。アンテナを+/-X面、+/-Z面に配置し、アンテナパターンが90度以上あると仮定すると、図2.3.33に示す通り、極域通過時に地球との通信が可能となる。すなわち、+/-X面、+/-Z面にアンテナを配置すれば、姿勢変更をせずとも、1日1回の通信は可能となるため、これら面へ配置する。

更に、+Y面(ミッションアンテナとは逆面)にアンテナを配置した場合、タンブリングが発生した際にも通信可能性が増えるため、+Y面への配置も好ましい。

アンテナを5つ配置し、かつこれらをRF分配器で各アンテナに分配した場合、大きく減衰し、地球局との通信が不可能となる。そのため、図2.3.34に示すように、RFスイッチ(XSW)により時分割的に切り替えることにより、各アンテナを使用するものとする。各アンテナの切り替え時間(デューティ比)は、運用解析を行い決定するものとする。地球局からのコマンドによりRFスイッチは(一定時間)固定出来るようにしておき、地球局で衛星捕捉できた際には、安定した通信を出来るようにする。



★がユーザ位置 ➡がTX/RX LGA アンテナ指向面 ▼がペイロードアンテナ指向方向

図 2.3.33 アンテナ4面配置した場合の極域通過時のアンテナ指向方向

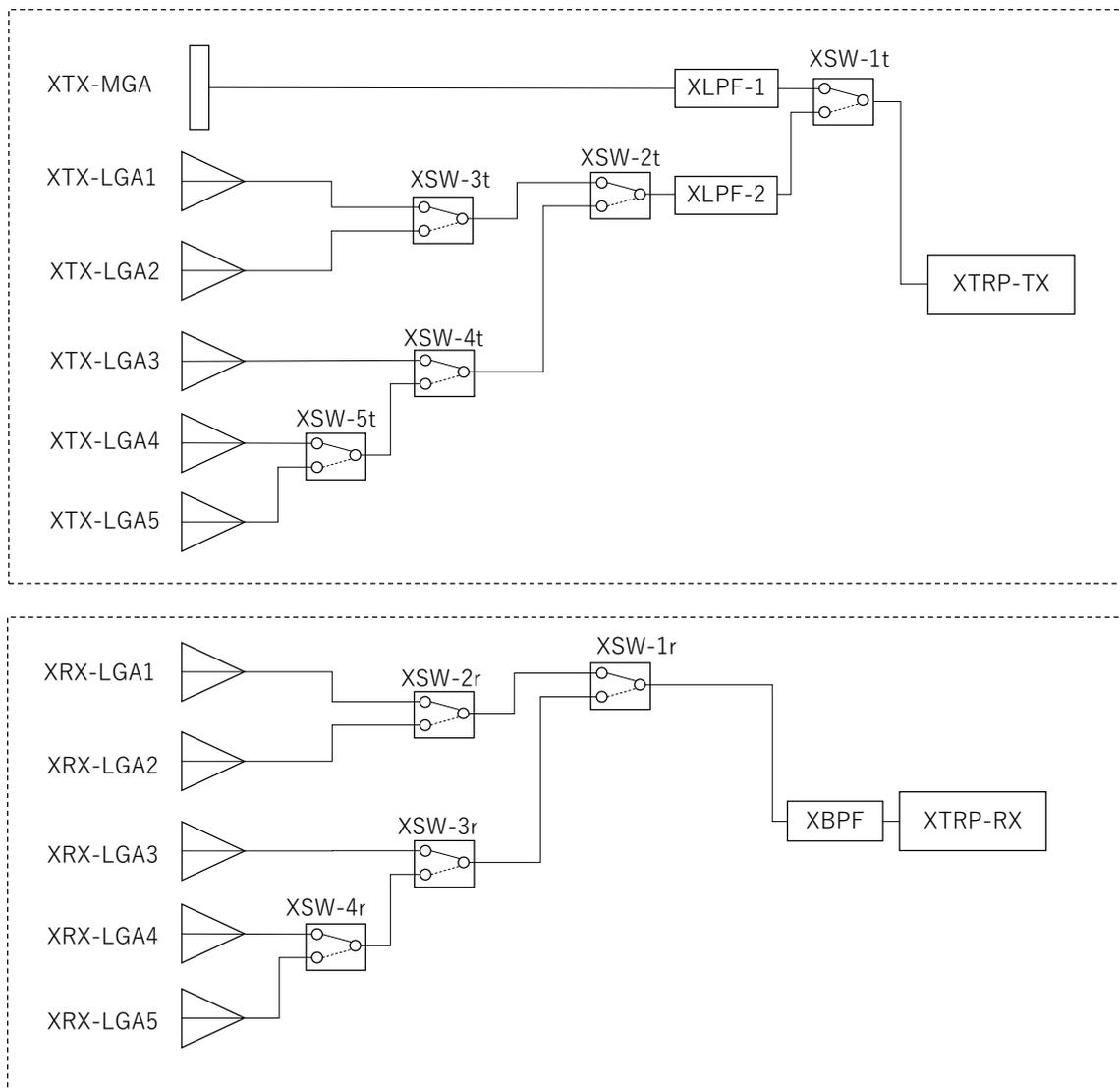


図 2.3.34 X 帯アンテナ構成

- XRX-LGA: X-band receiver - Low Gain Antenna
- XTX-LGA: X-band transmitter - Low Gain Antenna
- XTX-MGA: X-band transmitter - Middle Gain Antenna
- XSW: X-band switch
- XLPF: X-band Low-pass Filter
- XBPF: X-band Band-pass Filter

2.3.8. データ処理装置の試作及び試験用ソフトウェアの開発結果

本業務では、選定した姿勢制御系部品の購入及びデータ処理装置の試作、試験用ソフトウェアの開発を行い、測位装置・IoT通信装置との接続試験の準備を行った。

令和3年度は、姿勢制御系コンポーネントのうち、リアクションホイール(RW)、ジャイロスコープ(GYRO)、太陽センサ(SAS)のEM(Engineering model)、これら姿勢制御機器を制御する姿勢制御基板(AOBC)のEM相当機の調達を実施した。RCSスラスタとして採用する予定の水レジストジェットスラスタは電気モデル(Electric Model, ELM)の調達を実施し、EMは令和4年度に衛星構造の詳細設計を実施した結果を反映し、開発する予定である。

姿勢制御基板、ミッションとなる測位送信機・IoT(S&F)通信装置の制御を行うデータ処理装置(OBC, On-board Computer)は、既存基板をベースに試作した。また、これら機器に電力供給をするPCU(Power Control Unit)/PDU (Power Distribution Unit)はEM相当機の調達を行った。

これら機器を組み合わせ、TableSat(机上電気試験モデル)の一部構築を行った。TableSatの外観を図2.3.35に示す。全機器を統合して、OBC経由で動作をさせる電気噛み合わせ試験は令和4年度に実施する計画である。

試験用ソフトウェアは、既存衛星の搭載ソフトウェアをベースに、測位装置・IoT通信装置との通信インターフェースの追加を行った。OBCの通信インターフェースを図2.3.36に示す。通信の信号インターフェースは、信号レベルLVTTTL、通信速度115.2kbpsとした。通信プロトコルは既存衛星のものを踏襲した。各機器との通信確認は令和4年度に実施する計画である。

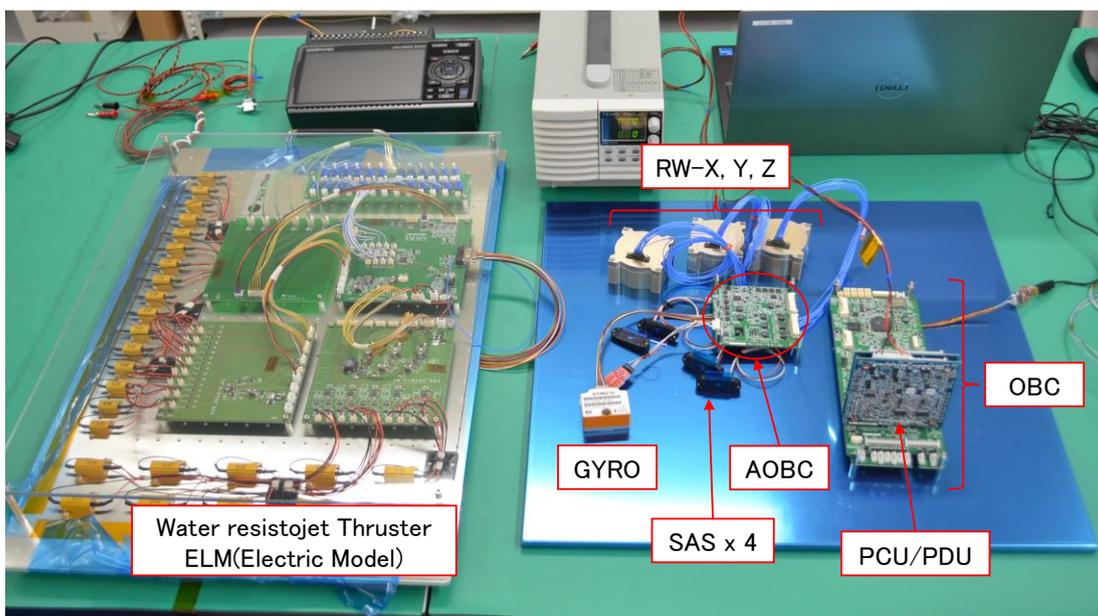


図 2.3.35 TableSat 外観

令和3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

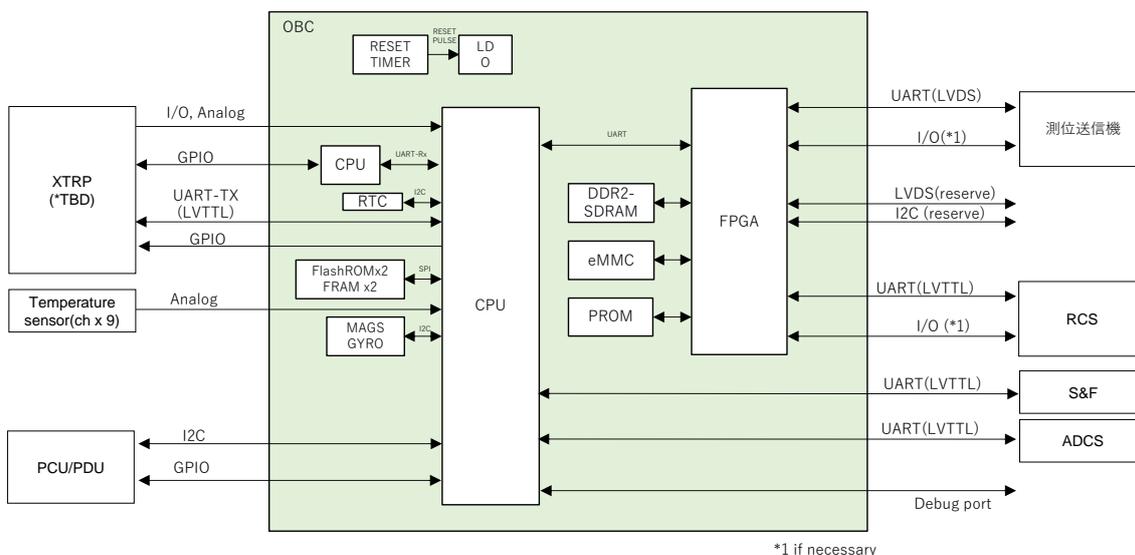


図 2.3.36 OBC の通信インターフェース

参考文献

- [2.3.1] Davis, Diane C., and Ryan J. Whitley. "Enhanced stationkeeping maneuver control technique for delta-V cost reduction in the Korea Pathfinder Lunar Orbiter." AAS Astrodynamics Specialists Conference, 2018.
- [2.3.2] Ely, Todd A. "Stable constellations of frozen elliptical inclined lunar orbits." the Journal of the Astronautical Sciences, 2005
- [2.3.3] 福井工業大学アンテナ, <https://www.fukui-ut.ac.jp/phoenixhyper/>
- [2.3.4] Y. Aoyanagi, T. Matsumoto, T. Obata and S. Nakasuka, "Design of 3U-CubeSat Bus Based on TRICOM Experience to Improve Versatility and Easiness of AIT", Transactions of the Japan society for aeronautical and space sciences, aerospace technology Japan, vol. 19, Issue 2, p. 252-258 (2021)
- [2.3.5] SLS 搭載超小型探査機 OMOTENASHI, EQUULEUS に搭載する通信システムの開発状況
- [2.3.6] R. Funase, et al. "Mission to Earth-Moon Lagrange Point by a 6UCubeSat: EQUULEUS", IEEE Aerospace and Electronic Systems Magazine 35.3 (2020), 30-44

3. まとめ

令和3年度における業務の成果を以下にまとめる。

1) 月宇宙機測位のシステムレベルの検討

超小型測位信号送信機および受信機の開発に向けて、月周回衛星と月宇宙機間の疑似距離の測定と測位計算のできる方式を検討した。

本報告書では、少ない機数で測位情報の配信が可能なMDPOについて紹介した。次に以下の検討を実施した。

[a] 月周回衛星の軌道推定手法の検討として、月周回衛星におけるGPS信号の利用を検討したが、本方式は、姿勢制御やアンテナサイズの要求から、搭載は困難であることが分かったため、本業務では、地上の送受信機局と衛星との間の距離と距離の変化率を使用するR&RRを用いることにした。

[b] 月周回軌道で利用可能な電波の周波数や帯域に関する調査を行い、S帯が有力候補であることが分かったため、本業務では、S帯のいずれの周波数になっても調整が可能となるRFトランシーバの採用を決定し、機能ブロックの設計を行った。更に、送信電力と測位精度の関係を算出し、十分な精度を得られるアンテナの設計を実施した。

[c] 測位精度の数値解析として、低軌道に2機の衛星を投入した場合と、低軌道衛星とゲートウェイの軌道の衛星の2パターンによる測位精度の数値解析を実施した。解析結果をもとに、本業務では同じ月周回の低軌道に2機の衛星を投入する軌道をノミナルケースとして採用することに決定した。

2) IoT通信装置の詳細設計

TRICOM-1R搭載S&F受信機(20mW以下の特定小電力)をベースにして月周回環境で使用可能なIoT通信装置のシステム検討を行った。変調方式としては、LoRaを採用し、重量は100g以内、基板サイズは100mm x 100mm、電力は1.5W以内とした。また、月軌道における放射線環境の調査結果より、地球低軌道における対放射線設計よりも条件は緩和されているという研究報告もあり、地球低軌道での放射線対策をそのまま適用することとした。

また、IoT通信の信号を利用した測位方法に関しては、MDPOで使用するユーザ間の疑似距離観測値の受け渡しに、IoT通信を利用ことに決定した。

これらに加えて、月周回衛星搭載アンテナの設計及び回線設計を実施し、ユーザ側搭載アンテナの利得向上といった課題を抽出した。

3) 衛星(サービス機)の概念設計と姿勢制御系の検討

月周回環境及びミッション要求を抽出し、衛星の概念設計を実施した。まず、投入軌道と測位精度の関係及び軌道維持に必要な Δv の計算を実施し、ミッション及び衛星システム設計の前提条件となる想定投入軌道を決定した。システムアーキテクチャ及び選定部品は、地

令和3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

球周回軌道で実証された既存の地球周回の3U衛星をベースに行った。ミッション実行に必要な姿勢精度を決定し、月周回軌道での外乱を解析し、小型サイズで達成できる姿勢制御モジュールの設計・購入を行った。また、当初目標に加えて、電源系サイジング、熱解析、アンテナ配置検討を実施し、本業務の進捗を加速できたものと考えられる。更に、RCSスラスターのサイジングを行い、電気モデルの調達も実施することが出来、これに関しても衛星設計の進捗を早めることが出来た。

また、データ処理装置の試作を行い、姿勢制御系等を含む機器を用いたTableSatを構築し、更に試験用ソフトウェアの開発を行い、測位装置・IoT通信装置との接続試験の準備を行った。

令和3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
月宇宙機への測位・通信サービスを提供する6U-CubeSatの検討	青柳 賢英, 海老沼 拓史, 中須賀 真一, 田中 利樹, 松本 健	電子情報通信学会衛星通信研究会	2022年2月25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
該当なし				

(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3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」の一部「月宇宙機測位のシステムレベルの検討」

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
超小型衛星による月測位システムの検討	海老沼拓史 曾布川璃音	第58回 日本航空宇宙学会 関西・中部支部合同秋期大会（オンライン開催）	2021年11月28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
該当なし				

(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。