

第30回衛星設計コンテスト

概要書 (3 ページ以内)

応募区分 設計の部

1. 作品情報・応募者情報

| |
|---|
| 作品名 (20文字以内) 稠密衛星観測による早期津波予測システム |
| 副題 (自由記入) 複合手法による津波初期波源を算出する高精度の全球早期津波予測システム “Neptune” |
| 学校名 日本大学 |

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

| |
|---|
| 本衛星は、低軌道上 (600~700km) で AIS や GNSS-R による海面状態の監視及び GPS, GNSS-RO, インピーダンスプローブを用いて津波電離圏ホールによる電離圏の電子密度減少を観測から津波初期波源の推定により、複合的に津波予測を行う 6U の CubeSat 衛星である。これらの機器を搭載した衛星を複数機打ち上げ、コンステレーションさせることで、地上システムでは構築することが難しい地球全球の稠密観測を行い、現在の津波伝搬解析シミュレーションと組み合わせることで、従来では不可能だった全球の早期津波予測を行う。 |
|---|

3. ミッション要求 (衛星の目的) と意義

| |
|--|
| (a) ミッション要求 (衛星の目的) 衛星のミッションは高精度の早期津波予測で必須である“初期の津波波源”を計測することである。AIS や GNSS-R による海面状態情報と、近年津波と電離圏高度の電子密度減少の関係が示唆されている[1]ことから津波による電離圏電子密度の影響度合いを GPS (TEC 情報), GNSS-RO (掩蔽観測), インピーダンスプローブ (その場観測) によって観測することで明らかにする。 取得したデータを用いて衛星内部では津波流速や海面高度を求め、地上局にダウンリンクし、津波伝搬シミュレーションによって到来津波の予測高さを求める。また全球の電離圏電子密度データから2次元分布を地上で解析することで津波初期波源を求める。気象庁によれば津波の第一報の到達予測は地震発生後から3分以内を目標としており、津波高さが20cm以上であれば人間にとって危険な現象であると定めている[2]。しかし最新の津波予測では、巨大地震に伴う津波に対して第一報の精度は数メートルの誤差 (過小評価) が発生していることから、本衛星では第一報から次の情報までの更新頻度および更新精度を向上できる事を目指すことで即時津波予測を可能とする。そのため3種の観測ミッションの観点から多数の観測点の情報を基に伝搬シミュレーションや津波初期波源の推定を行うため複数機のコンステレーション運用によって稠密観測を行う。 |
| (b) 重要性・技術的意義等 本衛星は 6U サイズの Cube-Sat 規格で開発を行う。従来の小型衛星以上のサイズで行われていた GNSS-R や AIS 観測技術が発展してきたことから超小型人工衛星にすることでより簡単に稠密観測ができる設計をしている。また、GPS 掩蔽観測やインピーダンスプローブによるその場観測によって電離圏高度における電子密度変動を捉えることで、津波規模と電離圏ホールの関係性を統計的に示せるようになり、地上システムと複合的に高精度津波予測システムを構築できると考える。 |

4. 得られる成果

本衛星のミッションから得られる成果は、津波の初期状態を観測することでダウンリンクした津波流速や電離圏ホール電子密度情報から、到来する津波の高さを高精度で予測することが可能になる事である。予測精度は、コンステレーションの機数を増やすごとに向上し、60機程を打ち上げることで常時稠密観測を行う。

5. 主張したい独創性や社会的効果

本衛星は4種の観測機器を搭載する構成である。観測する機器は海面情報収集にAIS受信機、GNSS-R受信機を搭載する。また、GPSやGNSS-RO（掩蔽観測）によるTEC（Total Electron Content）観測によって津波電離圏ホールを観測、インピーダンスプローブによってその場のプラズマ環境を観測することで電離圏電子密度状態をオフセットできる機能を持つ。これら3種の手法による1つずつの津波の予測手法の研究はなされているが、複合的に精度の異なるものを掛け合わせた予測システムの構築は存在しないため新規のミッションであり、独創的な部分である。全世界の自然災害で最大の死者数は、津波であり、全球の早期津波予測の実現は、社会的貢献が極めて高い。

6. 設計結果

(a)システム（全体の構成・ミッション機器の形状・質量・機能・運用軌道）

本衛星は6Uサイズ規格のCube-Sat (366.0 mm × 226.3 mm × 100 mm) である。衛星内部の全体の構成は、3U部分に電源系、通信系、姿勢系、コマンド&データハンドリング（C&DH）系を配置しバス部とする。残りの半分をミッションセンサ搭載部として、AIS受信機、GNSS-R受信機、GNSS-RO（掩蔽観測）受信機、インピーダンスプローブを搭載する。

これらの構成から本衛星の総質量は、7.6kgである。

運用軌道は、H-IIA ロケットのピギーバック方式により打ち上げられることを想定する。そのため投下軌道は主衛星に依存し、高度600kmを想定する。

ミッション部の機能は、海面情報を取得するためAIS受信機で船舶の針路など津波流速算出に必要なパラメータを取得し、GNSS-Rによって海面荒さを取得する。

各系の機能が成立するという事はミッション部の機能を保障できることであることから、以下の機能を有した設計であることを確認した。

バス部における機能は、電源系、通信系、姿勢系、コマンド&データハンドリング（C&DH）系で構成される。電源系は、ロケット放出時から運用終了までにおける衛星の電力状態を監視し、放電深度15%を省電力の閾値と定め、電力状態が不足にさせず、温度センサに搭載機器の動作範囲内で動作するよう制御を行う。通信系は、地上局との通信および地上局による操作を想定した運用モードが用意され、通信回線が安定する設計とした。また、衛星が取得したデータを一括の管理するSDメモリとして8GBのメモリを有し、保存量が8GBを超えたときメモリをドライブレコーディング的に消去し、上書きしていく。姿勢系は、ロケット放出時の回転抑止（デタンプリング）から観測時の姿勢や通信時の姿勢を安定化させる指向制御の機能を有している。最後にコマンド&データハンドリング（C&DH）系は、衛星全体の指示系統であり、GPS受信機を搭載することで時刻管理や衛星位置情報を取得する機能を有する。

以上の機能を有することで衛星局が、2年5か月の運用を維持し続ける設計である。

(b)地上系を含む実験系

地上系では、衛星局からダウンリンクされた津波流速や、電離圏電子密度情報をもとに津波波源の推定、津波伝搬シミュレーションを行う。また、電離圏電子密度の3次元構造化によって津波電離圏ホールと津波高さの相関関係を示す研究を行う。

(c)データ取得を含む実験運用手順

初期運用ではロケット放出後電力供給が開始され、衛星局の姿勢が安定化（1[deg/s]以下）するようにデタンプリングを行う。デタンプリング後は、C&DH系による衛星内部のセンシング開始指示を

各系に送り，C&DH系自身はGPSから時刻および位置情報の取得を始める．地上局付近の位置と衛星が判断した場合は，姿勢系が地上局指向制御を行い最大約10分間の通信を地上局と行う．地上局と通信が確立したとき衛星ミッションを開始する合図を送り，初期運用は3か月間行うこととする．次に定常運用では，常時ミッション機器により海面情報および電離圏電子密度状態の観測を行い，2年間継続的に運用を行う．本観測は永続的に行うために，衛星寿命や冗長性のために，適宜衛星の行う形にする．

7. 具体的な実現方法、製作する範囲並びに費用

衛星バス部の設計はエンジニアリングモデルからの開発を行う．また，バス部の設計がエンジニアリングモデルから行うことでミッション部の観測機器開発に充てる期間を十分に設ける事で設計・開発を行う．そのため，本衛星の開発はエンジニアリングモデルからフライトモデル完成まで2年半として計画する．
 予算見積もりは衛星筐体に200万円，通信機器（通信機，アンテナ，地上局モデム）に1200万円，姿勢制御系に500万円，各系の処理ボードに200万円，ミッション開発に600万円とし，総予算は3000万円程度とする．

8. 開発・製造・打上スケジュール

開発スケジュールを Fig. 8.1 に示す．開発はエンジニアリングモデル（EM）開発とフライトモデル（FM）開発の2段階で開発を行う．EM開発では，衛星システムがミッション要求を達成可能か評価するために，搭載コンポーネントの単体動作試験を行ったのち，各系に必要な基板の製作を行う．また，各機器を統合したのち，振動試験や熱試験を行うことでシステム全体の評価をおこなう．なお，ミッション機器の開発に時間を要すると考えられるため，EM開発期間を2年として計画している．また，打上げは2025年を想定している．

Figure 8.1. 開発スケジュール

| Neptune-Sat Project | | 2022年 | | 2023年 | | 2024年 | | 2025年 | 2026年 | 2027年 (+a) |
|----------------------|---|-------|-----|-------|-----|-------|-----|-------|-------|------------|
| State of Development | Contents | 上半期 | 下半期 | 上半期 | 下半期 | 上半期 | 下半期 | - | - | - |
| 概念設計 | 先行研究調査及び観測原理の理解 | ■ | | | | | | | | |
| 詳細設計_1 | 衛星システム設計 | ■ | ■ | | | | | | | |
| 詳細設計_2 | 衛星機数，コンステ通信方式決定 観測精度推定の解析 | ■ | ■ | ■ | ■ | | | | | |
| エンジニアリングモデル開発_1 | システム開発 シーケンス確定(コマンドリスト完成) システム統合，打上機会公募 | | ■ | ■ | ■ | ■ | | | | |
| エンジニアリングモデル開発_2 | 環境試験，安全審査 | | | | | ■ | ■ | | | |
| 地上局設計・開発 | 地上局ソフトウェア開発 地上局調整 | | | | | ■ | ■ | ■ | | |
| 周波数申請 | 周波数調整(総務省) 事前公開資料作成 | | | | | ■ | ■ | ■ | | |
| フライトモデル開発_1 | エンジニアリングモデル修正 組み上げ，フライトモデル環境試験 | | | | | | ■ | ■ | | |
| フライトモデル開発_2 | 納品完了 | | | | | | | ■ | ■ | |
| 打ち上げ・運用 | H-IIロケット(想定) 周波数免許取得 地上解析・運用補助 | | | | | | | | ■ | ■ |

以上

第30回衛星設計コンテスト 設計の部 解析書

稠密衛星観測による早期津波予測システム

～複合手法による津波初期波源を算出する高精度の全球早期津波予測システム "Neptune"～

○ 飯田智之¹⁾, 岩田隆佑¹⁾, 小林伶士¹⁾, 本山真¹⁾
大谷響心²⁾, 篠原裕汰²⁾, 中泉健太郎²⁾, 安野瑠音²⁾, 劉皓瑜²⁾

¹⁾日本大学 大学院理工学研究科 航空宇宙工学専攻

²⁾日本大学 理工学部 航空宇宙工学科

1. 背景及び衛星概要

1.1. 津波被害の現状

国連防災機関の調査によると、全世界過去 20 年間の自然災害の死者数は約 135 万人おり、そのうち 75 万人は津波による死者である。1960 年には、地震観測史上世界最大のマグニチュード (M) 9.5 の地震がチリで発生した。^[1] この時発生した津波はほぼ一日で太平洋を横断し、日本に到達した。このとき、地震発生直後にハワイから津波情報がもたらされていたが、気象庁が津波予報を発出したのは実際に津波が沿岸部を襲った直後だった。震源から遠く離れた日本で津波到達まで 23 時間ありながら、死者・行方不明者を合わせて 139 名の犠牲者を出したことから、沿岸部のみならず、遠方での津波予測の重要性が分かる。^[2] 近年では、2011 年東北地方太平洋沖地震で約 2 万人の津波による死者が発生した。この時の津波予測は、技術的な限界からマグニチュードを 7.9 と過小評価し、地震発生約 3 分後に発表された津波警報第一報では津波高さを最大 6 m と過小評価した。また、津波観測施設などからのデータが断となった為、適切な津波警報を発表できなかった。^[3] 津波対策先進国と考えられていた日本で多くの死者が出たことから早期津波予測技術に多くの課題があることが分かる。

1.2. 津波予測技術の現在

現在の津波予測は沿岸部に到達する「津波高さ」と「津波到達時間」を津波警報で伝えている。津波予測は後述する津波シミュレーションによって行われる。津波シミュレーションは初

期値の与え方によって、予測精度にばらつきが起きることが知られている。つまり、津波予測を精度よく行う為には「津波初期波源（初期津波高分布）」を正確に推定する必要がある。

現在我が国での代表的な津波予測手法は 3 つある。①地震の発生可能性のある断層面に対して約 10 万通りの地震を想定し、あらかじめ計算結果を保存している津波予報データベースから実際に観測した地震のマグニチュードと位置の情報から津波到達情報を 3 分以内に第一報を発令する量的津波予報システム。^{[4][5]} ②地震計と海底水圧計を海底ケーブル（太平洋側の東北沖に配備されている S-net, 和歌山沖に配備されている DONET, 現在四国沖に構築中の N-net）に接続し沖合の多地点に配備したケーブル式海底地震・津波観測システム。③津波水位の変動を捉える GNSS 波浪計/津波ブイを用いて直接沖合で津波観測する手法。④津波流速の変動捉える海洋レーダを用いて陸域から沿岸に到達する津波流速を直接観測する手法。⑤地震計及び GNSS 測地データを用いた断層面とその滑りから初期波源を推定する手法が挙げられる。

①の手法は実際に津波を観測する前に迅速な津波予測を行うことができる。しかし、マグニチュード 8 を超えるような巨大地震となると地震の規模検知の飽和によるエネルギー過小評価をや、海底地殻変動量推定に時間を要してしまう。^{[6][7]}

②③の手法であるケーブル式海底地震・津波観測システムや GNSS 波浪計/津波ブイでは沖合で伝搬する津波を捉えられることから、第一波については沿岸到来津波高をグリーンの法則と

呼ばれる経験式によって津波が沿岸に到着する前に津波予測を行うことができる。この方法では、第一波の到来を知る上では有用な方法である。さらに、沖合の多点観測で得られた海面水位を用いるとインバージョン解析により初期波源を求めることができる。海底地すべり等の地震計では検知できない津波起源でも、初期波源が求められ、津波シミュレーションの精度を向上することができる。①の手法とは異なり、津波を直接観測しているため、第2波以降の津波も津波伝搬シミュレーションによって求めることができ、最も有効な津波予測手法と言える。一方で、海底や海上にインフラ整備することはコストも大きく、維持費も膨大である。s-netでは太平洋側の東北沖だけのわずかな領域となっているが、設置だけで500億円の費用がかかっている。海底ケーブル上の各観測点の水圧計も徐々に故障がみられ、予備機は設置されているものも、海底ゆえ交換ができないことからインフラ全体の老朽化は早いと見られる。巨大津波が発生する領域はプレート境界を中心に世界中にあり、効果の高い本システムの導入は極めて限定的になる。^{[8][9]}

④沿岸付近の津波流速を直接観測する海洋レーダはかねてより、海域の流速を測定するために用いられた短波レーダがもとの技術となっている。陸域の高台に設置されたレーダは数十キロの見通しの範囲内であれば、津波の到来をレーダによって監視できる。本手法は数十キロの見通しのため観測範囲は狭いが、第一波の到来を知る上で役に立つと見られている。^{[6][9]}

⑤地震波の検知では、地震は縦波のP波、横波のS波などの弾性波が発生し、P波は約7m/sで伝搬することから津波の到来より前に地震のエネルギーを示すマグニチュードや地震活性地点、つまり震源が複数の地震観測点で検知できれば直ちに求まる。マグニチュードは地震波の振幅から導出できるがマグニチュードが8を超える地震では地震波の振幅が飽和するので概算することができない。そのことから、M8を超える地震においては地震波から断層面とそのずれをイン

バージョン解析で導出し、断層面の大きさと断層のずれの積を用いて地震のマグニチュードを導出する。断層面とそのずれが地震波によって導出がなされれば、鉛直のずれは初期波源に近いと想像できるので、地震波の検知で津波の初期波源を推定する方法がある。M8以上での超巨大地震では数十分の長周期の地震波が含まれるため断層面とそのずれを予測するためには、長周期の地震波を観測する必要がある、数十分の時間を要する。そのことから、超巨大地震の正確なマグニチュードは算出に時間を要するため①の量的津波予測システムに用いることができない。さらに、断層の鉛直の変位と初期波源の鉛直変異が同じであると仮定して初期波源を仮定していることから、地震計では検知できない海底地すべりを伴うような超巨大地震の場合は、津波の初期波源の過小評価をする。地震波による初期波源推定では、長周期の弾性波の検知が必要であるという短所があるが、GNSS測地データであれば、断層のずれの開始と終了、つまり周辺の大地の変位のずれの開始と終了を多点で観測することができ、断層面とそのずれをインバージョン解析することができる。この手法も津波の初期波源の過小評価があるものの、地震波による断層面推定より大幅に短い時間で推定できる。ただし、海底でGNSS測地観測は容易ではないため、ほぼ陸地のみでGNSS測地データだけで、海域の変位を導出することは大きな誤差を伴う。

以上のように、第一波の早期検知と初期波源の推定から正確な津波シミュレーションによる全ての到来津波高の予測ができるが、あらゆる地域でできるようになれば、世界最大の災害である津波被害が激減すると考えられる。しかし、これらの観測手法では津波観測範囲が観測機器を設置した範囲のみと限定的となってしまう、広範囲の津波予測の実現には、初期費用や、機器の維持・メンテナンスに莫大なコストがかかる。従って、これらの手法を用いた広範囲にわたる早期津波予測には限界がある。

①~⑤の手法に加え近年では、既存のインフラ

を用いた津波予測手法である、⑥船舶自動識別システム AIS や⑦GNSS 反射波 (GNSS-Reflectometry: GNSS-R) を利用した津波予測の研究が行われている。

⑥AIS を用いた津波予測では船舶データから津波流速を推定し、インバージョン解析より津波初期高を算出した後、津波シミュレーションによって沿岸部に到達する津波高さなどを予測する。^[10] 津波観測を行うためには、(1)世界中の船舶情報を取得できること (網羅性)、(2)データ利用者がリアルタイムで船舶データにアクセスし津波予測を行えること (即応性) の2つが最低限必要な項目として挙げられる。Fig.1.1 に示すように、洋上船舶は世界中の海に点在し、衛星を用いることで広範囲に渡って網羅性のある AIS データを取得することができる。また、現在構築されている衛星 AIS 群によって、米国民間企業経由で、AIS データを約 1 分間隔で入手可能となっており、津波観測を行う上で重要な即応性のあるデータが取得可能であると考えられる。^[11]

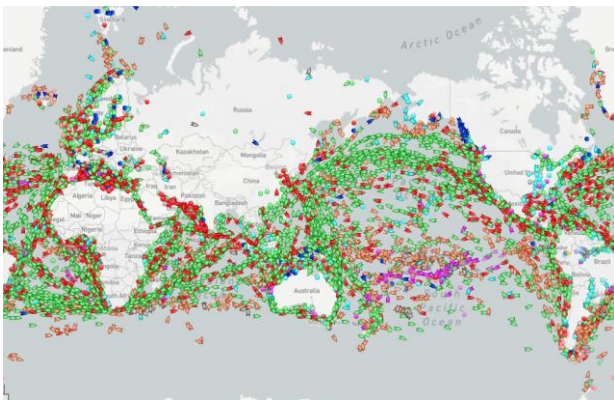


Figure 1.1. 世界中の船舶データ ©Marine Traffic
(色は船舶の種類を表す [例, 緑: タンカー])

⑦GNSS-R は海面反射した GNSS 信号と直達信号との経路差から海面の粗さや海面高さなどの状態を推定することができ、津波予測に用いることができると期待されている。^[12] GNSS-R を用いた津波予測では LEO 衛星をコンステレーションさせることで、海面の全球観測を行うことができる。

これらの取り組みに加え、津波観測手法として電離圏の全電子数 (Total Electric Content: TEC)

の増減に注目した研究も行われている。この手法は、津波が発生した際の海面の盛り上がり起因して発生するインフラソニック波が電離圏に到達することによって、電離圏の TEC が減少することに注目している。この TEC の減少は津波電離圏ホール (Tsunami ionospheric hole: TIH) とよばれ、地震発生から約 10 分後に TEC の減少が始まり、20 分後には背景電子密度に対して TEC の減少率が最大になる。この TIH は東北地方太平洋沖地震で明瞭に観測されている。Kamogawa らは、TEC の減少率が初期津波高に正の相関があることを示しており、新たな津波観測手法とされている。^[13]

1.3. 津波予測衛星の立ち位置

初期の津波波源を導出できれば、既存の津波伝搬シミュレーションで高精度の津波予測が行えることがわかっているが、初期津波波源の観測ないしは推定することは既存の技術では極めて難しい。そこで本稿では、津波の早期検知および予測を目的とした複数種類の観測手法を搭載した 6U サイズ (366.0 mm × 226.3 mm × 100 mm) の超小型人工衛星 (CubeSat) 群の設計検討を行う。超小型人工衛星群を低軌道に打ち上げ、初期津波波源を捉えることができれば、全球で早期津波予測が行える。津波予測に当たって、本衛星は 3 つの観測手法を持つ。1 つ目は津波によって発生する電離圏電子密度減少である (i)津波電離圏ホール (Tsunami ionospheric hole: TIH) を用いた手法。2 つ目は海面の状態を知るための船舶由来の(ii)AIS (自動船舶識別装置) を用いた手法、そして GNSS 衛星からの信号の地球海面反射波を観測して海面の状態を知るための(iii)GNSS-R (GNSS 反射法) を用いた手法である。(i)の津波電離圏ホールを用いた手法については、GNSS (全球測位衛星システム) 衛星からの信号を用いた掩蔽観測と、インピーダンスプローブによるその場の電子密度状態の観測を行う。以上の 3 手法、4 つの観測を組み合わせた津波初期波源の観測・推定を行う (Fig 1.2)。本提案の特徴は、従来の地震波観

測では高精度予測が難しい、マグニチュード8以上の超巨大地震や海底地すべりを伴う地震にも対応でき、地震計と津波計が一体となった海底ケーブルや稠密GNSSブイが設置されていないかなる地域でも対応できる点である。

本衛星の主たる目的は実用的な早期津波予測

技術の基盤を作ることだが、学術面においては地震が引き起こす電離圏・磁気圏の変動を包括的に理解することも可能であることから、実用・応用面のみならず学問的発展性も高いと考えている。

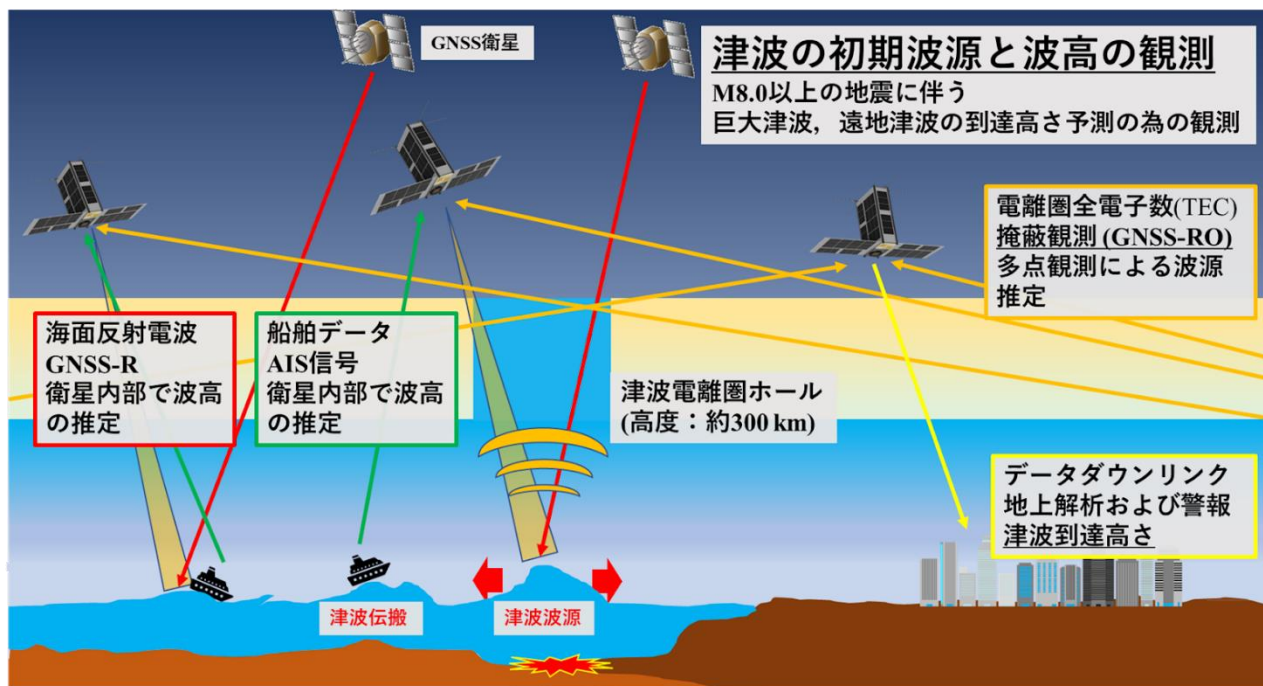


Figure 1.2. 衛星ミッション概要

最後に、本解析書ではミッション機器の実証実験も想定しているので、初期段階では CubeSat 一機の運用を前提とする。一定期間ミッションを継続し、後述するサクセスクライテリアを達成出来たら、運用同期間に同型衛星をコンステレーションさせ、将来的は全球緻密観測を行い、観測データを即時に地上にダウンリンクすることを想定する。

2. ミッション定義

本章では本衛星のミッションを定義し、各サブシステムへの要求をまとめる。

2.1. 目的

以下に本衛星の目的を示す。

- ① 既存の技術では津波予測が難しいマグニチュード8以上の大地震や、海底ケーブル・稠

密 GNSS ブイ等が設置されていない地域に対しても対応できる柔軟な津波予測を行うこと。

- ② 津波電離圏ホール(TIH)を観測することで津波初期波高との相関関係を統計的に示す。

2.2. 意義

以下に本衛星の意義を示す。

- ① 津波電離圏ホールを用いた手法では、津波電離圏ホールの発生まで 10 分ほどのタイムラグはあるものの、二次元的な津波初期波源を導出することが見込まれ、既存の津波予測観測網が充実していない地域においても津波予測が行える。
- ② AIS を用いた手法では前述した海底ケーブルや GNSS ブイ観測網などと同様な手法であるが、観測網の設置や運用コストを大幅に抑

えた津波観測網を築くことができる。

- ③ GNSS-R を用いた手法では AIS や GNSS ブイ等の”点”での観測とは異なり，”面”で海面の状態を推定することができ，この手法においても大幅にコストを抑えた津波観測網を築くことができる。
- ④ 複数の電離圏観測手法を用いることで，副次的に地震が起こす，電離圏・磁気圏の変動を包括的に理解することができ，学問的発展性が高い。

2.3. サクセスクライテリア

上述した目的・意義を達成するために Table 2.1

に示すサクセスクライテリアを設定した。

ミニマムサクセスは搭載している観測機器により観測データを取得し，衛星が津波の発生に備えることができている状態とする。フルサクセスは発生した津波に対して津波初期波源を推定し，津波予測が行えることと，津波電離圏ホール of 3次元構造を観測することとする。そして，エクストラサクセスは本衛星を長期的に運用し，津波予測を複数回行うことで津波予測の信頼性および妥当性を確認すること，津波電離圏ホール(TEC 減少率)と初期津波高の相関関係を提示することとする。また，衛星をコンステレーションさせることによって，網羅性と即応性を向上させる。

Table 2.1. サクセスクライテリア

| レベル | | 内容 | 検証方法 |
|-----------|----|-------------------------------|---|
| ミニマム (M) | M1 | 定常的にミッションデータのダウンリンクを実施。 | 地上局でミッションデータを確認。 |
| | M2 | 衛星の安定した運用。 | 地上局で House Keeping データを確認。 |
| フル (F) | F1 | 発生した津波に対して，津波予測を実施。 | 津波発生時の AIS / GNSS-R / TEC データを用いた解析を行うことで，到達する津波高さを算出する。 |
| | F2 | 津波電離圏ホール of 3次元構造の観測。 | 津波発生時の GNSS-RO / インピーダンスプローブから取得する TEC データより，TEC の3次元構造を確認。 |
| エクストラ (E) | E1 | 長期間運用し，津波予測の信頼性および妥当性を提示。 | 複数回の津波予測を行うことで統計的データを取得する。 |
| | E2 | 津波電離圏ホールと初期津波高の相関関係の提示。 | 複数回 TIH 観測を行うことで統計的データを取得する。 |
| | E3 | 迅速に津波予測を行うことができる津波観測網を構築すること。 | 衛星をコンステレーションさせて，津波発生と同時に該当する衛星から津波データをダウンリンクする。 |

2.4. システム要求

サクセスクライテリアを踏まえ，本衛星のミッション系，バス系へ後述する内容を要求する。定量的な要求は各サブシステムの章で述べる。

ミッション系に対する要求を Table 2.2 に示す。まずミニマムサクセスに対応させ，AIS 信号や GNSS-R 信号，GNSS-RO 信号，その場の電子密度を観測できることを要求とし，mR-1 ~ mR-5 に示す。次にフルサクセスに対応させ，津波が発

生した際にミッションデータを観測し，津波予測や，電離圏の擾乱を観測できることを mR-6 ~ mR-7 として要求する。最後にエクストラサクセスに対応させ，これらのミッション観測を複数回行うことに対する要求を mR-9 ~ mR-10 に示す。

バス系に対する要求を Table 2.3 に示す。バス系は，役割に応じてサブシステムを①電源系，② Command & Data Handling (C&DH)系，③通信系，④構造系，⑤熱制御系，⑥姿勢制御系の6つに分類し，それぞれに対して要求する。

Table 2.2. ミッション系への要求 (mR: mission Requirements)

| 対応クライテリア | 要求番号 | 内容 |
|----------|-------|---------------------------------|
| M1 | mR-1 | AIS データを取得できること. |
| | mR-2 | GNSS 反射波のデータを取得できること. |
| | mR-3 | GNSS 波の掩蔽観測を行い, 電子密度を推定できること. |
| | mR-4 | 衛星周りの電子密度を測定できること. |
| | mR-5 | MIS データを衛星内部に保存しダウンリンクできること. |
| F1 | mR-6 | 津波発生時に津波初期高を推定できること. |
| F2 | mR-7 | 津波発生時に津波上空の TEC の観測データを取得できること. |
| E1 | mR-8 | 複数回津波予測を行えること. |
| E2 | mR-9 | 複数回津波電離圏ホールの電子密度を観測すること. |
| E3 | mR-10 | 津波予測データを地上局へリアルタイムにダウンリンクする. |

Table 2.3. バス系への要求 (bR: bus-system Requirements)

| 項目 | 要求番号 | 内容 |
|--------|-------|---|
| 電源系 | bR-1 | 太陽電池から必要な電力を獲得できること. |
| | bR-2 | 発電電力をバッテリーに蓄えることができること. |
| | bR-3 | バッテリー電力を各機器に供給できること. |
| C&DH 系 | bR-4 | 地上局コマンドや衛星状態に基づき, 各サブシステムを制御できること. |
| | bR-5 | ミッションデータを取得し, 地上局ダウンリンクまでの内部処理を行うことができること. |
| 通信系 | bR-6 | S 帯のダウンリンク及びアップリンクできること. |
| | bR-7 | ミッションデータと House Keeping (HK) データを蓄え, 地上局にダウンリンクが行えること. |
| 構造系 | bR-8 | 打上げ時の振動・衝撃・減圧で破損しないこと. |
| | bR-9 | 可動部は HRM (Hold and Release Mechanism) によって固定され, 決められたタイミングで解放されること. |
| 熱制御系 | bR-10 | 各機器の動作範囲を満たしていること. |
| 姿勢制御系 | bR-11 | 衛星の回転を減少することができること. |
| | bR-12 | 宇宙環境下で衛星を任意の姿勢に変更できること. |

最後に, 外部とのインターフェースから定義される要求 (「J-SSOD 規格」, 「公募小型衛星/H-IIA ユーザーズマニュアル 4.4.4 項」参照) と, 安

全設計を満たすための要求 (「公募副衛星ハザード解析ハンドブック(JERG-2-025)」参考) を Table 2.4, Table 2.5 に示す.

Table 2.4. 外部インターフェースとの要求 (iR: InterefaceRequiriments)

| 項目 | 要求番号 | 内容 |
|-------|------|------------------------------------|
| 質量 | iR-1 | 質量は 50kg 以下 |
| 形状 | iR-2 | W6U (366.0 mm × 226.3 mm × 100 mm) |
| 放出機構 | iR-3 | J-SSOD から放出可能なインターフェースを有していること. |
| RF 放射 | iR-4 | 衛星分離後の RF 放射はロケット分離後 200 秒以降とする. |

Table 2.5. 安全設計要求 (sR: safe Requirements)

| 対応ハザードレポート | 要求番号 | 内容 |
|-------------|------|---|
| UHR (5.5.1) | sR-1 | 衛星が破壊しロケット及び主衛星を破壊しないように剛性・強度を設計し、ベントホールを設けること。 |
| UHR (5.5.2) | sR-2 | 展開機構の意図しない展開によりロケット及び主衛星を破壊しないように、材料強度・展開機構の設計を行い、電源ラインには3インヒビットを設けること。 |
| UHR (5.5.6) | sR-3 | 衛星からの意図しない電波放射により、ロケット飛行に影響を及ぼさないように、電源ラインに3インヒビットを設けること。 |

2.5. システム設計

2.5.1. 運用シーケンス

津波は震源が浅く、マグニチュード7を超える発生する恐れがある。M7以上の地震は年間で平均18回起こり、M6以上だと152回発生する。このことから、本衛星では2.5年間運用を行うことで約50回の津波予測を行うことを想定する。

• 初期運用

ロケットから分離され200秒後にC&DH系をはじめとする各サブシステムへ順次電力供給が行われ、House Keeping (HK)データを取得する。姿勢制御系の電源がいたら衛星の角速度を減少させるアンローディングを行い、衛星の角速度が1 [deg/s]以内に収まったら太陽光パネルの展開を展開する。地上局との通信を行い、ミッション観測機器の等の異常が確認されなければ、定常運用に移る。この運用が終わることでミニマムサクセスを達成する。

• 定常運用

定常運用ではミッションデータの取得を行うセンシングモードと電力消費を抑える省電力モードを設ける。センシングモードではGNSS-Rアンテナが搭載されている衛星+z面を地心方向に向け、AISデータ、GNSS-Rデータ、GNSS-ROデータ、インピーダンスプローブから電子密度を

観測する。省電力モードへの切り替えトリガーは、電源系でバッテリー状態を監視し、バッテリーの電圧が15°C以上・7.2V以下もしくは15°C以下・7.4V以下となった時点とする。そして、C&DH系が各サブシステム、特にミッション系と姿勢制御系の使用機器を制限することで、省電力モードに移行する。

2.5.2. 内部機器配置

太陽光パネル展開後の衛星外観を Fig. 2.2, 衛星内部機器配置を Fig. 2.3 に示す。衛星の全体寸法は366.0 mm × 226.3 mm × 100 mmの6Uサイズであり、機軸方向を+y面、地心方向を+z面とし、地球周回時の進行方向+x軸としている。

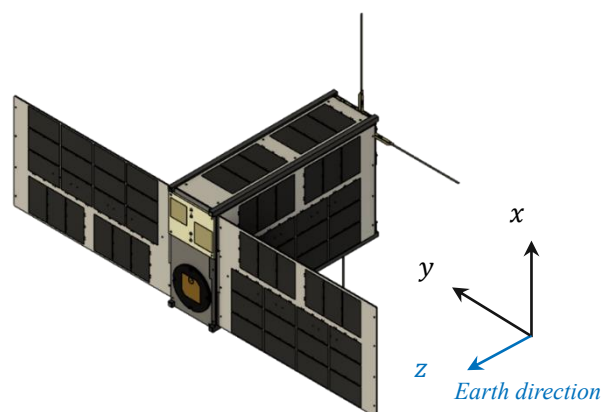


Figure 2.2. 太陽光パネル展開後の衛星外観

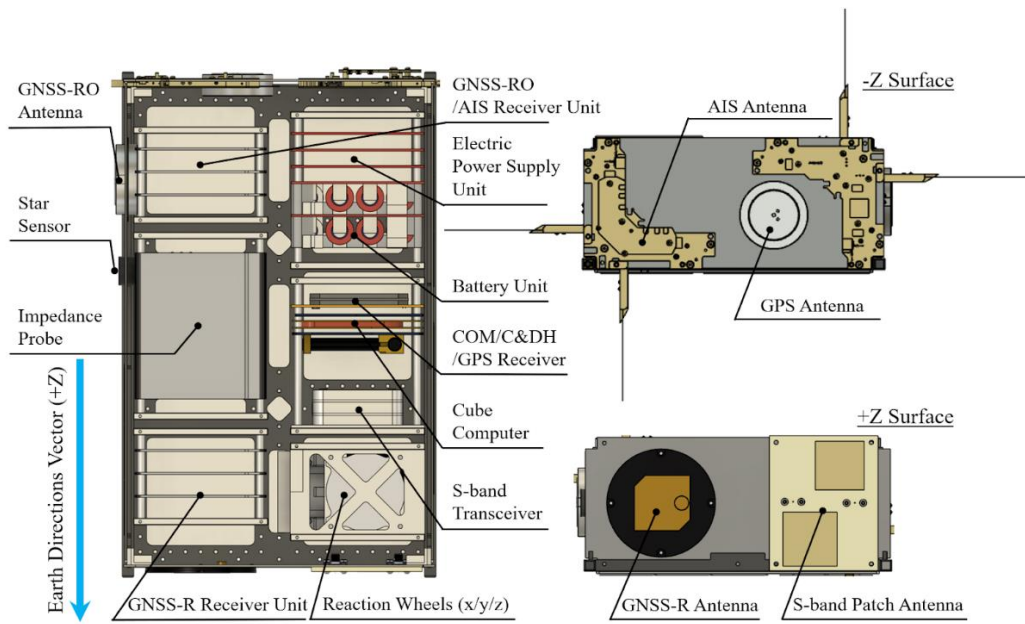


Figure 2.3. 内部機器配置

3. ミッション系

本衛星では AIS, GNSS-R を用いた海面状態情報からの初期津波高の予測と, GNSS-RO, vTEC, インピーダンスプローブを用いた電子密度観測から津波電離圏ホールと初期津波高の関係を明らかにし津波予測に繋げる。

3.1. 要求

2章で挙げた要求に対応させ, ミッション系への要求を Table 3.1 に詳細を示す. mR-1 : AIS データを観測できることから, VHF 帯(156-162MHz)アンテナを搭載することとし, 機器選定に関する要求を示す。

Table 3.1. ミッション系詳細要求

| 要求 | 詳細要求 | 内容 |
|------|--------|--|
| mR-1 | mR-1.1 | VHF 帯(156-162MHz)アンテナを搭載すること。 |
| | mR-1.2 | ドップラーシフトに対応した処理を行うこと。 |
| mR-2 | mR-2.1 | LHCP の GNSS 信号を受信可能なアンテナを搭載していること。 |
| | mR-2.2 | マルチパス波を検出可能な受信機を搭載していること。 |
| mR-3 | mR-3.1 | GNSS 信号の L ₁ と L ₂ の周波 |

| | | |
|------|--------|--------------------------------|
| | | 数位相差を観測できること。 |
| mR-4 | mR-4.1 | インピーダンスプローブを搭載すること。 |
| | mR-4.2 | 掃引周波数が AIS 及び GNSS 受信機と異なること。 |
| | mR-4.3 | 低電子密度領域における測定誤差を取り除くこと。 |
| mR-6 | mR-6.1 | GNSS 反射波で特定の領域を 1 分間隔で観測できること。 |
| mR-7 | mR-7.1 | GNSS 掩蔽観測から電子密度を推定できること。 |

3.2. システムダイアグラム

ミッション系のシステムダイアグラムを Fig. 3.1 に示す. また, Table 3.2 に要求を満たす搭載コンポーネント一覧を示す。

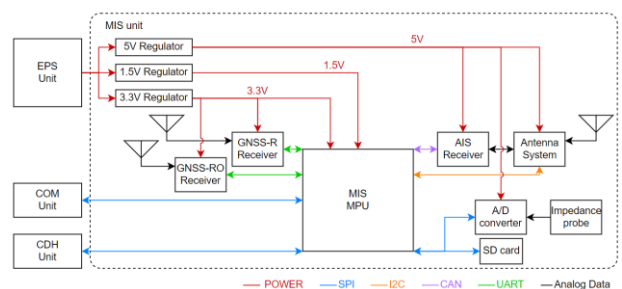


Figure 3.1. ミッション系システムダイアグラム

Table 3.2. 搭載コンポーネント

| 機器 | 個数 | 質量 [kg] | 消費電力 [W] |
|-----------------|----|------------|-------------|
| AIS 受信機 | 1 | 0.185 | 1.350 |
| VHF 帯アンテナ | 1 | 0.115 | 0.030 |
| GNSS-RO 受信機 | 1 | 0.031 | 1.300 |
| GNSS-R 受信機 | 1 | 0.031 | 1.300 |
| GNSS アンテナ | 2 | 0.075 | 0.120 |
| Impedance Probe | 1 | 0.300 | NA |



Figure 3.2. AIS 受信機 (@satlab)

3.3. 初期津波波高分布の算出

3.3.1. AIS 系

AIS (Automatic Identification System) は船舶の識別符号, 種類, 位置, 船舶速度等を自動的に VHF 帯電波で送受信し, 船舶局相互間及び船舶局と陸上局航行援助施設などとの間で情報の交換を行うシステムである. 本衛星ではこの AIS 信号を衛星で受信し, AIS データから津波予測を行うことを目的とする.

船舶は世界中に存在し, 特に沿岸部に密集している. このことから, 地上にて津波予測システムが整備されていない地域に対して, 津波予測を行える. また, 沖合での津波流速も推定できるため, 遠方から到達する津波に対していち早く予測を行うことができる.

初期津波高の算出まで本衛星で行うが, 解析に用いる船舶速度や海面流速も地上にて追解析や比較解析を行う貴重なデータである為, MIS データとしてダウンリンクする.

3.3.1.1. AIS 受信機

AIS データを衛星で取得するにはドップラーの影響を考慮しなければならない. また, 複数の船舶が海上にある際に, パケットの衝突が発生する可能性がある. そのため, AIS 受信機は以下の要求を満たす必要がある.

- ドップラーの影響に対処できる機能
- パケット衝突を防ぐ機能

これらの要求を満たす受信機として Fig. 3.2. に示す satlab 社の Polaris 4-channel AIS Receiver を選定した. 諸元を Table 3.4 に示す.

Table 3.4. AIS 受信機諸元

| 項目 | 値 |
|---------------------------|--|
| Frequency coverage | 156.000 to 162.025 MHz |
| AIS channel frequency | 156.775, 156.825, 161.975, 162.025 MHz |
| Sensitivity | -118 dBm (80% reception rate) |
| Noise figure | 2 dB |
| Frame store capacity | 261120 frames |
| Input Voltage | 4.5 to 40 V |
| Typical power consumption | 1350 mW (5 V, 25°C) |
| Operation temperature | -40°C to +85°C |
| CAN-bus | Up to 1Mbit/s |
| Primary storage | 128 MB NOR-flash |
| Secondary storage | 1 GB SLC SD card |
| Dimensions | 93.0 × 87.2 × 12.5 mm |
| Mass | 185 g |

選定した受信機から得る代表的な AIS データとそのデータ量を Table 3.5 に示す. [14]

Table 3.5. 受信データ

| 種類 | 識別子 | 項目 | データ量 |
|-------|------------------------|------------|---------|
| 静的データ | <i>MMSI</i> | 海上移動業務識別番号 | 4 Byte |
| | <i>D</i> | 喫水 (m) | 1 Byte |
| | <i>L</i> | 船長 (m) | 1 Byte |
| | <i>B</i> | 船幅 (m) | 1 Byte |
| | | 合計 | 7 Byte |
| 動的データ | <i>SOG</i> | 対地速度 (m/s) | 2 Byte |
| | <i>HDG</i> | 船首方向 (rad) | 2 Byte |
| | <i>COG</i> | 対地針路 (rad) | 2 Byte |
| | <i>t_{ais}</i> | 計測時間 (s) | 4 Byte |
| | <i>LAT</i> | 緯度 (°) | 4 Byte |
| | <i>LON</i> | 経度 (°) | 4 Byte |
| | | 合計 | 18 Byte |

3.3.1.2. 津波流速算出

本節では Inazu らによる文献^{[10][15]}を参考に、海面流速の算出方法について述べる。

Fig. 3.3 に示す HDG 方向に対して法線方向の船舶速度 v は AIS データを用いて幾何学的に以下の式で求まる。

$$v = SOG \sin(COG - HDG) \quad (3.1)$$

この法線方向船舶速度 v は津波流速 v_c と船舶に津波が到達してから ± 2 分以内の時間スケールでほとんど一致することが示されている。従って、次式に示す仮定を行うことができる。

$$v_c \approx v = SOG \sin(COG - HDG) \quad (3.2)$$

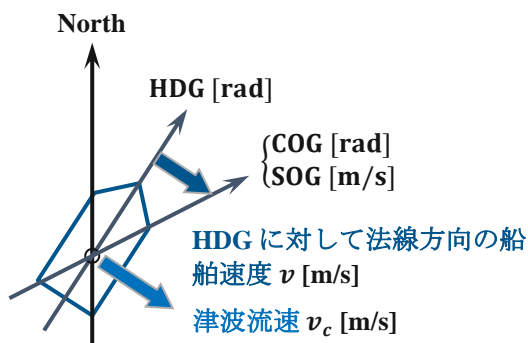


Figure 3.3. 船舶速度と津波流速の関係

3.3.1.3. データ量

Inazu らの文献を参考にすると、インバージョン解析を行うにあたって AIS の動的データを 1 分間隔で約 25 分間取得し、観測点として最低限 15 隻のデータを取得する必要があると考えられる。^[16] によって任意の範囲の初期津波高分布を算出するためには AIS の動的データが合計 375 個必要である。これを Table 3.6 のデータ量を参考にすると一回の津波予測で $375 \times 18 = 6750$ Byte の動的データが必要になり、静的データは AIS データを取得する船舶が 15 隻なので、 $15 \times 7 = 105$ Byte となる。よって、津波が起こった際に地上局にダウンロードする合計データ量は最低 $6750 + 105 = 6855$ Byte となる。

また、津波が発生しなくても衛星は常時 AIS データを取得して SD カードに保存する。15 隻の動的船舶データを 1 分間隔で取得するとすると、一日あたり $15 \times 18 \times 1440 = 388.8$ KB 分データを取

得する。1 日で取得する船舶データは 1 隻に対して 25 分間追従した後に新しい船舶データを取得することを仮定すると約 60 隻となる。よって一日で取得する静的データ量は $60 \times 7 = 420$ Byte となり、一日で衛星内に保有する AIS データは $388.8 + 0.420 = 389.22$ KB となる。

3.3.2. GNSS-R 系

GNSS-R (Global Navigation Satellite System - Reflectometry) は、GNSS 衛星からの周波数が同一の直接信号と反射信号の 2 種類の信号を受信し、反射面に関する物理情報を読み取るリモートセンシング技術である。

本衛星では、波高の推定を行うことを目的に搭載している。デュアルバンドの受信機を搭載することにより同時に複数の GNSS 衛星からの信号を受信することができるため、複数の反射面の観測を行うことを可能とする。

GNSS 信号と本衛星の幾何学的関係により反射面が決まるが、AIS や GPS ブイのような海面に人工物がないような地域に対して波高の推定ができる。要素波源の波高推定まで本衛星で行い、複数の衛星で得られた波高をダウンリンクし、地上にて初期津波波源を推定し津波予測を行う。

3.3.2.1. GNSS-R 受信機

GNSS-R では、反射波を受信する必要がある。一般的な GNSS 測位観測では、反射波のような直接波以外の信号をマルチパス波と呼び、観測におけるノイズとして取り扱う。本衛星では、マルチパス波の解析を目的とするためマルチパス波を GNSS 受信機から除外する機構を取り外したものをを用いる。

3.3.2.2. 海面水位算出

GNSS-R を用いた波高推定は(i)~(iv)の順で算出する。

(i) DDM の作成

波高算出を目的とし、DDM (Delay-Doppler-Map) を作成する。DDM は縦軸をドップラーシフ

ト周波数，横軸を遅延時間とし，受信波の信号強度をカラースケールで Fig. 3.4 に表す。

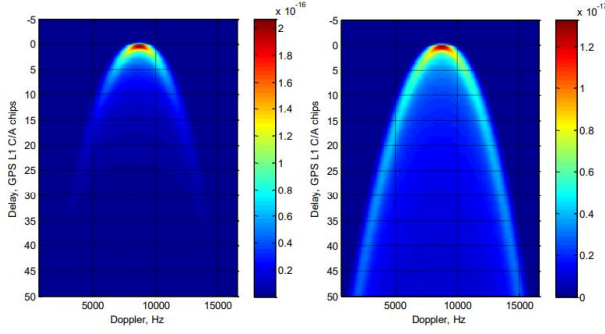


Figure 3.4. UK-DMC 衛星による DDM モデル (左：滑らかな海面の場合，右：粗い海面の場合)^[16]

(ii) 海面散乱係数

受信強度と海面散乱係数の関係を示す Zavorotny and Voronovich によるモデルを利用する。受信波信号強度と海面散乱係数の関係は式(3.3)により求まる。

$$|Y(\Delta\tau, \Delta f)|^2 = T_i^2 \iint_A \frac{D^2(\vec{\rho})\sigma^0(\vec{\rho})\Lambda^1(\Delta\tau)|S(\Delta f)|^2}{4\pi R_R^2(\vec{\rho})R_T^2(\vec{\rho})} d^2\rho \quad (3.3)$$

ここで，

$$\Delta\tau = \tau - (R_0 + R)/c \quad (3.4)$$

$$\Delta f = f_D - f_c \quad (3.5)$$

を表し， f は，反射面における周波数変動を指す。 R_0 はGNSS衛星から反射面上までの距離であり， R は本衛星から反射面上までの距離である。 T_i はコヒーレント積分時間， D は複素振幅に関する受信アンテナのフットプリント関数， σ^0 は海面散乱係数， R_R は受信機の位置ベクトル， R_T はGNSS衛星の位置ベクトルである。^[17]

(iii) 海面風速の推定

津波が支配する海面において，海面風速は津波パラメータに依存する。海面傾斜と風速には相関が認められており，それらに関数として表した Cox-Munk のモデルを用いることで海面散乱係数から海面風速の推定を行う。

(iv) 海面水位算出^[18]

波高は，前項で求めた海面風速を用いて式(3.6)

で求まる。

$$a = \left(1 - \frac{WS_{eff}}{WS_0}\right) \frac{Hu_* \ln \beta}{\kappa c} \quad (3.6)$$

ここで，

$$\beta = \frac{\kappa u_* T_0}{2\pi z_0} \quad (3.7)$$

WS_0 は津波に依存しない背景風速を指し本衛星では津波検知 45 分前の観測データを扱うものとする。 WS_{eff} は津波による風速 $\kappa = 0.4$, $u^* = 0.04 \times WS_{eff}$ である。

3.3.3. インバージョン解析

本項では AIS により得られた「海面流速」と GNSS-R より得られた「海面水位」より，津波シミュレーションの初期値（初期津波高分布）を算出する理論について述べる。ここで，「海面流速」を用いた初期津波高分布の算出は衛星内で行うものとするが，「海面水位」に関しては GNSS-R の観測の特性上，定点観測をすることが難しいため，地上局にて複数の衛星から観測データを収集し，インバージョン解析を行う。

3.3.3.1. 海面流速と海面水位

本手法で算出する海面流速や海面水位は沖合での観測を想定している。この海域での波高は数メートル，水深は数キロメートルであるため，波高水深比が小さく，津波の支配方程式として以下の式に示す線形長波理論（微小振幅波理論）が成立する。

$$\frac{\partial \eta}{\partial t} + \frac{\partial M}{\partial x} + \frac{\partial N}{\partial y} = 0 \quad (3.8)$$

$$\frac{\partial M}{\partial t} + gh \frac{\partial \eta}{\partial x} = 0 \quad (3.9)$$

$$\frac{\partial N}{\partial t} + gh \frac{\partial \eta}{\partial y} = 0 \quad (3.10)$$

ここで， M, N は x, y 方向の流量フラックス， η は水位変動， g は重力加速度， t は時間である。線形長波理論を用いることによって津波流速と津波水位の間に線形の関係が成り立っている。よって，インバージョンの応答関数として AIS データで算出した津波流速を用いることができる。^[20]

3.3.3.2. 単位波源の作成

本衛星が想定する波源域は沿岸部付近とし、一辺 500km の正方形とする。次に、作成する単位波源の大きさ（一辺の長さ）は計算コストや、推定した初期水位分布と真値の二乗平均平方根誤差 RMSE 等を考慮し、稲津大祐、辰巳大介等を参考に 20 km とする。^{[21][22]} このことから、一回の解析で仮定する単位波源の数は 625 個となる。

沿岸部においては、初期津波波源（初期津波波高分布）は j 個の単位波源 η の線形結合で表されることが知られており、次式に示すガウス関数で与えられる。

$$\eta_j(\phi, \theta) = \exp\left[-(\phi - \phi_j/A_\phi)^2 - (\theta - \theta_j/A_\theta)^2\right] \quad (3.11)$$

$(j = 1, \dots, 625)$

ϕ, θ はそれぞれ経度と緯度をあらわす。 A_ϕ, A_θ はいずれも 12.5km とする。

3.3.3.3. 初期津波波高分布の推定

前項で作成した単位波源に対してインバージョン解析で求めた重み m を掛けることによって初期津波波高分布を推定する。まず、想定する波源領域で各波源が単位上昇したときの津波伝播を計算し、観測点での海面流速と海面水位データそれぞれの時系列（グリーン関数）をデータとして MIS 系の SD カードに保存しておく。これを以下の線形方程式を用いて逆解析・最適化する。

$$\mathbf{A}_v \mathbf{m} = \mathbf{d}_v \quad (3.12)$$

$$\mathbf{A}_\eta \mathbf{m} = \mathbf{d}_\eta \quad (3.13)$$

下付き文字 v は海面流速、 η は海面水位である。 $\mathbf{A}_v, \mathbf{A}_\eta \in \mathbb{R}^{n \times j}$ はグリーン関数、 $\mathbf{d}_v, \mathbf{d}_\eta \in \mathbb{R}^{n \times T}$ は観測データ行列、 $\mathbf{I} \in \mathbb{R}^{j \times j}$ は単位行列、 $\mathbf{m} \in \mathbb{R}^{j \times T}$ は単位波源に対する重み、（超）パラメータ λ を導入することによって m の L2 ノルムを正則化している。次元を表す n は観測点（AIS なら 15）、 T は観測時間(分)である。

この逆解析を衛星内で行い、初期津波波高分布を地上局にダウンリンクする。日本に限れば、その後気象庁で用いられている CMT や tFISH 等の手法によって算出される津波シミュレーショ

ンの初期値等と組み合わせることで津波予測の精度向上を図る。また、津波観測システムが充実していない国に対しては初期投資や運用・保守を行うことなく津波予測を行うことができる。

3.4. 津波電離圏ホールの観測

3.4.1. vTEC の観測

TEC は GNSS 衛星から受信機の電波伝搬経路に沿った断面積 1m^2 の円筒に含まれる電子の総数のことで、sTEC (slant TEC) とも呼ばれる。単位は TECU で、1 (TECU) は断面積 1m^2 の円筒に 1.0×10^{16} (個) の電子が含まれることを意味する。この sTEC を鉛直方向に換算した値を vTEC という。sTEC と vTEC の関係は Fig.3.5 の様に定義されており、式(3.14)のよう表される。

$$vTEC = sTEC \cos z \quad (3.14)$$

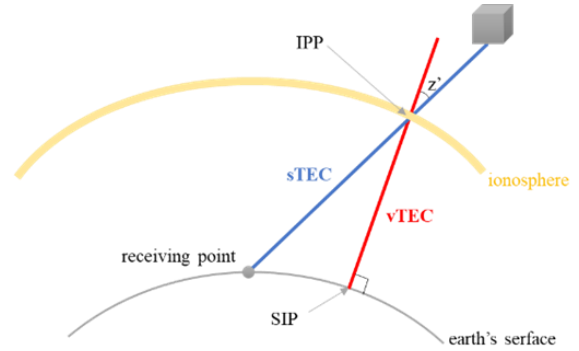


Figure 3.5. sTEC と vTEC の関係

GNSS 衛星は、 L_1 波(周波数 1575.42 [MHz])や L_2 波(周波数 1227.60 [MHz])などの複数の周波数の電波を発信している。電波が電離圏を通過するとき、電離圏の電子により電波の遅延が発生する。電離圏による電波の遅延量 $D(m)$ は式(3.15)のようになる。

$$D = \frac{40.3N_e}{f^2} \quad (3.15)$$

ここで、 N_e : 経路上の全電子数、 f : 電波の周波数である。この遅延量は周波数と経路上の電子数に依存する。そのため、2 つの周波数の電波遅延差 $\Delta D (= D_1 - D_2)$ から電離圏の電子密度(sTEC) は算出でき、次のようになる。

$$sTEC = \frac{f_1^2 f_2^2}{40.3(f_2^2 - f_1^2)} \Delta D \quad (3.16)$$

ここで、 f_1 、 f_2 は2つの電波の周波数を表す。上記を用いて、津波電離圏ホールの水平方向の観測を行う。

3.4.2. GNSS-RO 系

GNSS-RO は発信源の GNSS 衛星と受信機である低軌道 (Low-Earth Orbiting: LEO) 衛星で構成される。Fig. 3.6 に示すように LEO 衛星から見て GNSS 衛星が地球の地平線に沈む、または昇る際に電波は大気をかすめながら僅かに屈折、遅延する。この電波を受信し、屈折特性を解析することでかすめた大気の温度、水蒸気量、電離圏の電子密度に依存する屈折高度プロファイルを得る。[23]

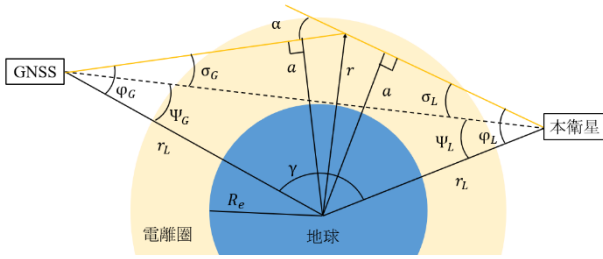


Figure 3.6. GNSS-RO 概要

本稿では気象衛星 COSMIC-2 の観測データを用いて GNSS-RO の評価を行う。本解析を行うにあたり必要なパラメータを Table 3.6 に示す。なお、下付き文字 G, L はそれぞれ GNSS 衛星, LEO 衛星とする。

Table 3.6. GNSS-RO 解析パラメータ

| 項目 | 文字 |
|-----------------|------------------|
| ドップラーシフトする前の周波数 | f_T |
| 光速 | c |
| 衛星の速度 | $V_{G,L}$ |
| 搬送経路方向の単位ベクトル | $\hat{e}_{G,L}$ |
| 地球半径方向の速度ベクトル | $V_{G,L}^r$ |
| 搬送経路方向の速度ベクトル | $V_{G,L}^\theta$ |
| 天頂角 | $\phi_{G,L}$ |

LEO 衛星のドップラーシフトした搬送波の周波数 f_d は式(3.17)で表すことができる。

$$f_d = \frac{f_T}{c} (V_G \cdot \hat{e}_G + V_L \cdot \hat{e}_L)$$

$$= \frac{f_T}{c} (V_G^r \cos \phi_G + V_G^\theta \sin \phi_G + V_L^r \cos \phi_L + V_L^\theta \sin \phi_L) \quad (3.17)$$

ここで、幾何学的関係より ϕ_G, ϕ_L は地球から搬送経路までの最短距離 a を用いると式(3.18)の様に表せる。

$$r_T \sin \phi_T = r \sin \phi_L = a \quad (3.18)$$

総屈折角は幾何学的に求めることができ、式(3.17)、式(3.18)より式(3.19)のようになる。

$$\alpha = \phi_L + \phi_G + \gamma - \pi \quad (3.19)$$

また、総屈折角 α は屈折率 n_r の積分として次のようになる。

$$\begin{aligned} \alpha &= \int_{r_t}^{\infty} d\alpha \\ &= \int_{r_t}^{\infty} \frac{1}{\sqrt{r^2 n_r^2 - a^2}} \end{aligned} \quad (3.20)$$

ここで、 r_t は搬送波が通過した待機経路のうちの最も地球中心に近い点までの距離である。地球重心から見て r_t 以遠での屈折を大気突入時と脱出時について積分している。式(3.20)に Abel 変換を用いて n_r についての積分式として次のように表せる。

$$n_r = \exp \left[\frac{1}{\pi} \int_{a_1}^{\infty} \frac{\alpha}{\sqrt{a^2 - a_1^2}} da \right] \quad (3.21)$$

式(3.21)より、高度 a に対する屈折率が求まる。ある高度での屈折率 N は温度 T 、大気圧 P 、水蒸気圧 P_W 、大気中の微粒子 W 、電子密度 n_e 、搬送波の周波数 f を用いて以下の式で表せる。

$$\begin{aligned} N &= (n - 1) \times 10^6 \\ &= 77.6 \frac{P}{T} + 3.73 \times 10^5 \frac{P_W}{T^2} + 4.03 \times 10^7 \frac{n_e}{f^2} + 1.4 \end{aligned} \quad (3.22)$$

2種類の搬送波 $L1, L2$ の周波数を f_1, f_2 とすると、電子密度 n_e は屈折率の差をとることでは次のようになる。

$$n_e = \frac{N_2 - N_1}{A} \times \frac{f_1^2 f_2^2}{f_1^2 - f_2^2} \quad (3.23)$$

従って、ある高度 a についての電子密度 n_e を求めることができ、電子密度-高度プロファイルを算出できる[18][19]。

GNSS-RO では高度方向の分布を得ることができるが、初期波源を得るためには3次元構造は必要なく2次元観測で十分である。観測範囲は

GNSS-RO と GNSS 衛星の位置関係に依存し、精度がまばらになるため、GNSS-RO を複数機で行い、Fig.3.7に示すように、交点を観測点として津波電離圏ホールを観測する。その際、交点のオフセットを行う必要があり、オフセットにはインピーダンスプローブを用いたその場観測を行う。Table 3.7に GNSS 掩蔽観測で使用するデータ量を示す。

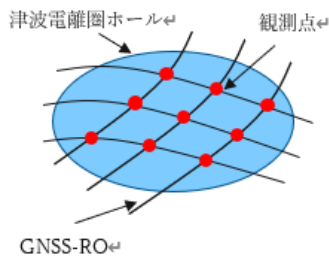


Figure 3.7. GNSS-RO を用いた 2次元観測

Table 3.7. GNSS 掩蔽観測データ量

| 項目 | データ量 | |
|----------------|------------------|----------|
| GNSS 衛星 | 緯度 | 4 [Byte] |
| | 経度 | 4 [Byte] |
| | 速度 x | 8 [Byte] |
| | 速度 y | 8 [Byte] |
| | 速度 z | 8 [Byte] |
| LEO 衛星 | 緯度 | 4 [Byte] |
| | 経度 | 4 [Byte] |
| | 速度 x | 8 [Byte] |
| | 速度 y | 8 [Byte] |
| | 速度 z | 8 [Byte] |
| L_1, L_2 位相差 | 8 [Byte] | |
| 合計 | 6.22 [MByte/Day] | |

3.4.3. インピーダンスプローブ系

インピーダンスプローブは、プラズマ中に挿入した導体棒に高周波信号を印加し、その等価容量の周波数特性を計測することで、周辺プラズマの UHR 周波数を決定できる。

• 測定原理^[24]

プラズマ中にある導体棒は等方的で磁場の無いという条件下では、 C_s : シース容量、 C_a : 導体棒の静電容量、 L_p : プラズマの持つインダクタンスを利用して、Fig. 3.8 に示すように LC 共振回路と等価になる。

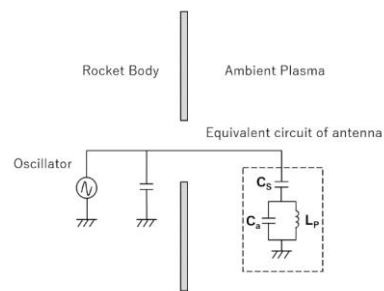


Figure. 3.8. プラズマ中の導体棒の等価回路

このとき、 C_a と L_p の並列共振周波数が、周辺プラズマの UHR 周波数と等価となるため、測定された UHR 周波数の値から、周辺プラズマの電子密度を式(3.24)より計算する。

$$N_e = 1.24 \times 10^4 (f_{UHR}^2 - f_c^2) \quad (3.24)$$

ここで、 N_e : 電子密度、 f_{UHR} : 周辺プラズマの UHR 周波数、 f_c : 電子サイクロトロン周波数である。

• 掃引周波数

インピーダンスプローブの掃引周波数は、AIS 及び GNSS 受信機等の送信周波数と近い値であるとノイズの影響による誤差が生じてしまうため、各コンポーネントと異なる周波数で設計を行う。

GNSS-RO での観測交点はそれぞれ観測高度が異なるため、オフセットを行う必要がある。そのためにインピーダンスプローブを用いたその場観測を行う。衛星高度での電子密度を測定することで Fig.3.9 に示すような IRI (International Reference Ionosphere) モデルから一番変化を捉えやすい高度約 300km でオフセットを行い交点での電子密度の変化を算出し、津波電離圏ホールを観測する。

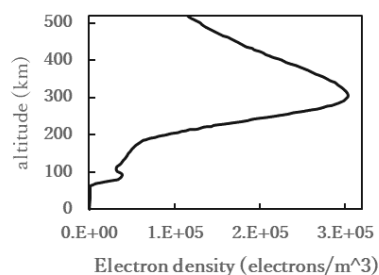


Fig. 3.9 IRI (International Reference Ionosphere) モデル^[25]

3.5. 衛星機数

本衛星では一機でも全球観測を行える太陽同期軌道に衛星を打ち上げる。

要求である地球全球緻密観測 (mR-6, mR-7) を満たすために本衛星を複数機打ち上げ、コンステレーションを行う。本衛星のコンステレーションは Walker Constellation を採用する。この手法は地球慣性座標系からみた軌道配置の対称性を高めることによって、地球全球観測を実現させる。また、衛星の軌道高度と軌道傾斜角は共通となっているので、衛星仕様を変えることなく量産できるというメリットも存在する。ミッション機器の観測範囲を考慮して T/P/F を決定する。ここで、T は衛星の全機数、P は衛星を配置する軌道面の数、F は隣り合う軌道面に存在する衛星間の位相差を示す。

本ミッション機器の観測範囲は広範囲であり、AIS は船舶が衛星を捉えることができれば観測することができる。GNSS-R も観測範囲が広範囲なので、衛星全機数Tは60機を想定し、衛星を配置する軌道面の数は15、位相差は0とする。

4. 電源系

電源系では、ロケット放出時から衛星運用終了までの間に衛星の電力が枯渇しないように必要なバッテリー容量や必要太陽電池枚数を算出する。本衛星では、公称電圧 3.7V、容量 4200mAh の NCR20700B を採用する。また必要な太陽セルは総枚数 120 枚使用することで電力収支を常に放電深度 15%以内で動作する設計とした。

4.1. 要求

電源系の要求は2章で挙げた要求に対応させ、Table 4.1 に詳細を示す。

Table 4.1. 電源系詳細要求

| 要求 | 詳細要求 | 内容 |
|------|--------|-----------------------------------|
| bR-1 | bR-1.1 | 軌道一周に必要な最大消費電力 22.2 [W]以上を獲得すること。 |
| bR-2 | bR-2.2 | 2年6カ月運用するためにバッテリーの放電深度を15% |

| | | |
|------|--------|-------------------------------|
| | | 以内とすること。 |
| bR-3 | bR-3.1 | バス電圧は 6.5[V] (RW 制約)以上であること。 |
| | bR-3.2 | ミッション系には 5 [W]以上の電力を常時供給すること。 |

4.2. 電源系の構成

4.2.1. 搭載機器

• 太陽電池セル

太陽電池セルは SPECTROLAB の 29.5% Next Triple Junction (XTJ) 2 Per で x, y, z の片面に 6, 18, 36 枚貼り、反対にも同じ枚数を貼る。

• バッテリ

バッテリーは Panasonic の NCR20700B を 2 直 2 並列で使用する。放電深度は衛星寿命を考慮し 15%とした。以上の機器の諸元を Table 4.2 に示す。

Table 4.2. 搭載コンポーネント

| 項目 | 値 | | |
|--------|---------------------|-----------------------|-------------|
| 太陽電池セル | セル面積 | [cm ²] | 26.6 |
| | 変換効率 | [%] | 29.5 |
| | 最大発生電力 | [W] | 1.063 |
| | 開放電圧 | [V] | 2.633 |
| | 短絡電流密度 | [mA/cm ²] | 17.76 |
| | 最大電力電圧 | [V] | 2.348 |
| | 最大電力電流密度 | [mA/cm ²] | 17.02 |
| | 曲線因子(Fill Factor) | [-] | 0.855 |
| | パネル枚数 | (+x, +y, +z) | (6, 18, 36) |
| 合計 | | 120 | |
| バッテリー | 定格容量 ⁽¹⁾ | [mAh] | 4000 |
| | 公称電圧 | [V] | 3.6 |
| | 充電温度範囲 | [°C] | +10 ~ +45 |
| | 放電温度範囲 | [°C] | -20 ~ +60 |
| | 保持温度範囲 | [°C] | -20 ~ +50 |
| | エネルギー密度 | [Wh/l] | 659 |
| 放電深度 | [%] | 15 | |

⁽¹⁾ At 25°C.

4.3. 機械スイッチとリレースイッチ

電源系は安全設計からの要求 (sR-2, sR-3) を受け機械スイッチによる 3 インヒビットを設けている。また、iR-4 の要求であるロケット放出後 RF 放射を 200 秒間行わないように、3 インヒビットの機械スイッチとは別にリレースイッチによ

り衛星システム全体への電流を制御し、200 秒間システムへの電源投入を行わない設計とする。従って、電源系に限ってはリレースイッチ ON/OFF 用のマイコンをメインマイコンとは別に用意する。

4.4. 電力解析

4.4.1. 消費電力計算

運用モードごとの静的な消費電力を Table 4.3 示

す。初期運用モードはデタンプリング、パネル展開、地心指向制御等のイベントを想定している。センシングモードでは1軌道周期の間に地上局と通信を行わないことを想定し、地上局通信モードは1軌道で1回最大パス時間(788秒)があることを想定している。それぞれの消費電力の値は単位を[mW]とし、表中のカッコは1軌道での機器の作動時間を表す。各運用モードの消費電力合計に関しては1軌道(5760s)当たりの平均消費電力を示す。

Table 4.3. 運用モードごとの消費電力概算 (単位: mW)

| 機器名称 | | 運用モード | | | |
|--------------------------|-------------|--------------------|-------------|---------------|---------------|
| | | 初期運用 | 定常運用 | | |
| | | デタンプリング/パネル展開/地心指向 | 地上局パス時間なし | 地上局最大パス時間 | 省電力モード |
| 電源系 | 電源制御ユニット | 1900 | 1900 | 1900 | 1900 |
| 姿勢制御系 | 姿勢制御ユニット | 571 | 571 | 571 | 571 |
| | 太陽センサ | 100 | 100 | 100 | 0 |
| | 地球センサ | 100 | 100 | 100 | 0 |
| | 恒星センサ | 142 | 142 | 142 | 0 |
| 熱制御系 | ヒータ | 400 (600 s) | 400 (600 s) | 400 (600 s) | 400 (600 s) |
| 通信系 | S-band 送信機 | 5500 (788 s) | 0 | 5500 (788 s) | 5500 (788 s) |
| | S-band 受信機 | 3100 (4972 s) | 3100 | 3100 (4972 s) | 3100 (4972 s) |
| | SD カード | 79 | 79 | 79 | 79 |
| C&DH 系 | 衛星制御ユニット | 388 | 388 | 388 | 260 |
| ミッション系 | AIS 受信機 | 0 | 990 | 990 | 0 |
| | AIS アンテナ | 0 | 30 | 30 | 0 |
| | GNSS 受信機 | 900 | 1300 | 1300 | 0 |
| | GNSS-R 受信機 | 0 | 1800 | 1800 | 0 |
| | GNSS アンテナ | 0 | 200 | 200 | 0 |
| | インピーダンスプローブ | 0 | 500 | 500 | 0 |
| その他機器 | | 1000 | 1000 | 1000 | 1000 |
| 小計平均消費電力 (1軌道: 5760 [s]) | | 8492 | 12084 | 12412 | 7250 |
| 電力効率 | 85% | 1499 | 2132 | 2190 | 1279 |
| 合計平均消費電力 (1軌道: 5760 [s]) | | 9991 | 14216 | 14602 | 8529 |

*1 可視範囲の時のみ機器を使用する。

次に、運用モードごとの消費電力を Fig. 4.2 ~ 4.4 に示す。この際、Table 4.3 の消費電力に追加して、使用するアクチュエータの消費電力も加味している。

Fig. 4.2 では、0~3000 [s]で磁気トルカを用いた

デタンプリング制御を行っている。

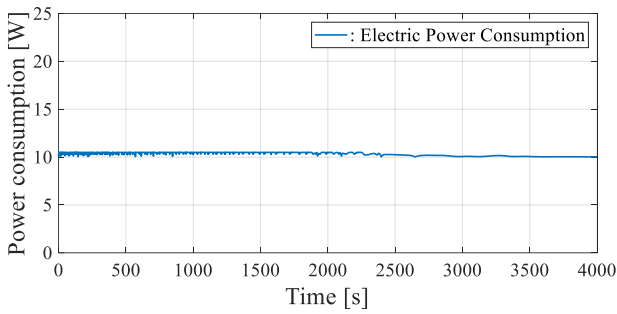


Figure 4.2. 初期運用時の消費電力

Fig. 4.3 では、地上局とのパス時間が最大の際の定常運用の消費電力の時間履歴を表している。このとき、430~1218 [s]で地上局通信、1218 [s]以降はセンシングモードとしている。

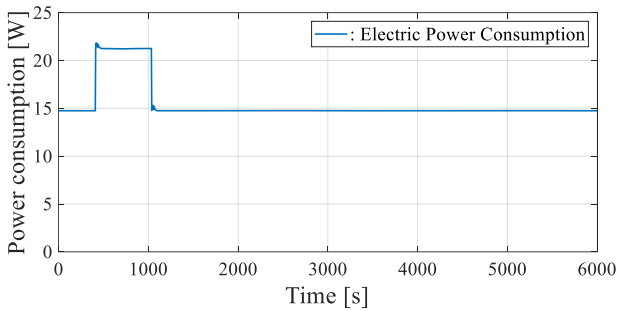


Figure 4.3. 定常運用時の消費電力

最後に、Fig. 4.4 では省電力モードの際の消費電力の時間履歴を示している。このとき、430 ~ 1218 秒は省電力モードにおける地上局通信、1218 秒以降は省電力モードである。

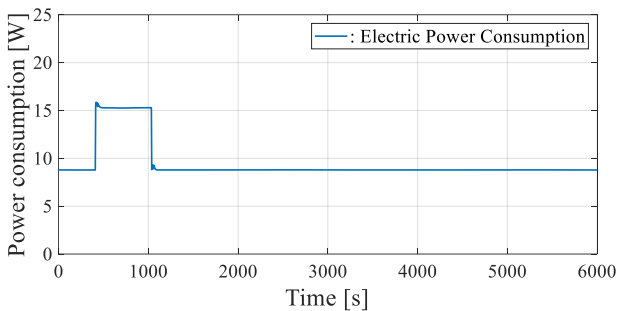


Figure 4.4. 省電力モード時の消費電力

次に、日陰当たりの平均消費電力を Table 4.4 に示す。この時、アクチュエータは誤動作などの影響を考慮し、300 [s]最大消費電力で動作するとし、本衛星における消費電力の最悪値を求める。

Table 4.4. 日陰当たりの平均消費電力

| 機器名称 | | 平均消費電力 [mW] |
|---------------|-------|-----------------|
| リアクションホイール | | 11300 (300 [s]) |
| 磁気トルカ | | 1990 (300 [s]) |
| 合計平均消費電力 (日陰) | 初期運用 | 12945 |
| | センシング | 16504 |
| | 地上局通信 | 17557 |
| | 省電力 | 11284 |

この結果を受けて、本衛星で最も消費電力が多いのは地上局通信時で、1 軌道当たりの平均消費電力 17.56 [W]となる。

• バッテリー容量計算

消費電力の解析結果を受け、発電が見込めない日陰時に地上局通信モードになる際のバッテリーの放電深度が 15%以下となるようにバッテリーの選定を行う。本衛星は軌道高度 600 km 程度を想定し、1日に16回程度充放電を繰り返す。衛星運用を2年6か月とすると、必要サイクル回数は約 15000 回となり、リチウムイオンバッテリーの DOD は 15%が望ましい。妥当性を検討するためにバッテリーのサイクル試験は确实に行う。

バッテリーの放電深度(DOD)の関係式は式(4.1)で与えられる。

$$DOD[-] = 0.15 > \frac{P_e T_e}{C_t V_{bat} X_e X_p} \quad (4.1)$$

ここで、 P_e : 日陰当たりの消費電力量、 T_e : 最大日陰時間、 C_t : バッテリー容量、 V_{bat} : バッテリー電圧、 X_e : バッテリーから負荷への電力伝達効率、 X_p : 昇圧電力伝達効率とする。搭載する電池は Li-ion 電池なので bR-3.1 に示すバス電圧要求を満たすため、2 直列とし、放電深度を 15%とするとバス電圧は $V_{bat} = 7.8$ [V]となる。従って必要なバッテリー容量は

$$C_t > \frac{17557 \times 2114 / 3600}{7.8 \times 0.15 \times 0.9 \times 0.8} = 12238 \text{ [mAh]} \quad (4.2)$$

と求まる。Li-ion 電池一個当たりの電力容量は 4250 [mAh]なので 3 並列とする。

4.4.2. 発電電力計算

消費電力を賄えるようにセルの選定とパネル

の枚数を決定する。

- **太陽セル選定**

以上の消費電力計算より、1 軌道当たりの発生電力 P_{req} は 15 [W] 以上が望ましい。

パネルの枚数を Table 4.2 で示した枚数で 1 軌道当たりの発電電力の概算を行う。結果を Fig. 4.5~4.6 に示す。Fig. 4.5 は衛星の z 軸を回転させ、発電電力が最大となる角度で解析し、Fig. 4.6 は発電電力が最小となる角度でシミュレーションを行う。

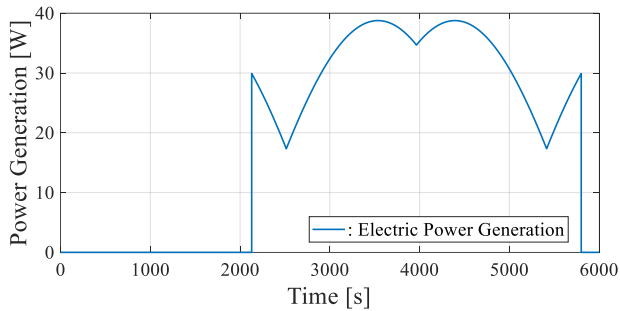


Figure 4.5. 1 軌道当たりの発電電力変化 (最大)

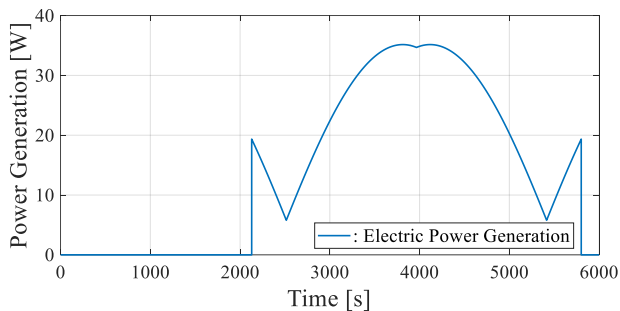


Figure 4.6. 1 軌道当たりの発電電力変化 (最小)

シミュレータ開始から 2114 [s] までの間は日陰時間となり、発電を行っていないが、その後は太陽からの照射によって発電している。この時、地球アルベドによる発電は考慮していない。以上の結果より算出した 1 軌道当たりの平均消費電力を Table 4.5 に示す。

Table 4.5. 日陰当たりの平均消費電力

| 項目 | 平均発電電力 [W] |
|---------------|------------|
| y 面を太陽方向に指向 | 19.74 |
| x 面を太陽方向に指向 | 14.57 |

以上の結果から衛星の z 軸のみを回転させて y 面を太陽方向に指向させることで、発電電力は要

求値より大幅に上回り、設計が妥当であることがわかる。

4.4.3. 電力収支

以上の結果を踏まえ、各フェーズにおけるバッテリー容量の時間変化を Fig. 4.7~4.10 に示す。

Fig. 4.7 はロケット放出直後のバッテリー容量の時間変化を示しており、太陽光パネルの枚数は展開前とし $(+x, +y, +z) = (6, 12, 0)$ である。この結果より、ロケット放出直後のパネル展開までに電力的に余裕のある設計であることが分かる。

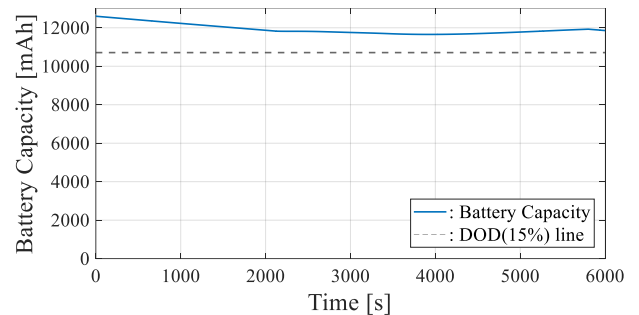


Figure 4.7. ロケット放出直後のバッテリー容量

Fig. 4.8 は日陰時に地上局通信があることを想定し、最も放電深度が大きくなるシミュレーション結果を示している。この結果より、バッテリーの放電深度は 15% を切ることなく、日照となり、太陽セルからの発電により、容量が最大まで充電されていることが分かる。

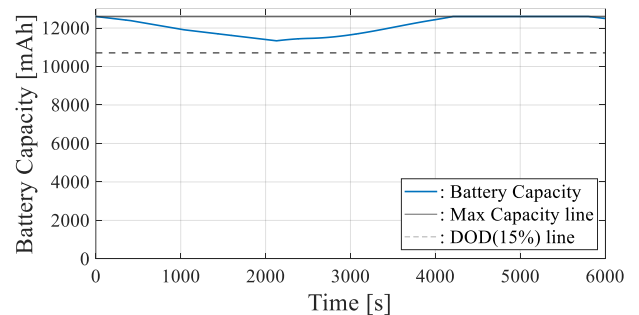


Figure 4.8. 最大電力消費におけるバッテリー容量

Fig. 4.9 は省電力時におけるバッテリー容量変化を示しており、Fig. 4.8 の結果と比較し、バッテリー容量の消費を抑えることができていることが分かる。

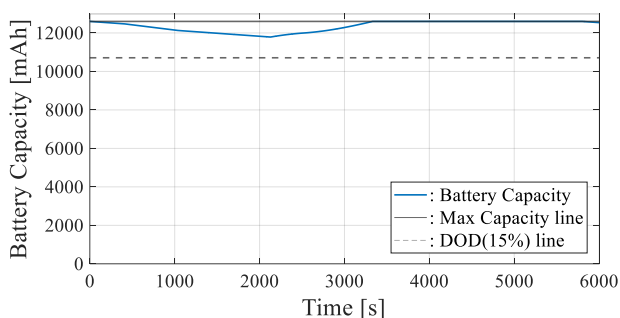


Figure 4.9. 省電力時におけるバッテリー容量

Fig. 4.10 は y 面ではなく x 面を太陽方向に指向させ、発電電力が最小の際のバッテリー容量の変化を示している。この結果から、バッテリーが十分充電されていないことがわかる。従って、衛星の軌道（降交点通過地地方時）が決定され次第、発電量が最大となる姿勢をノミナルとするように制御を行う。

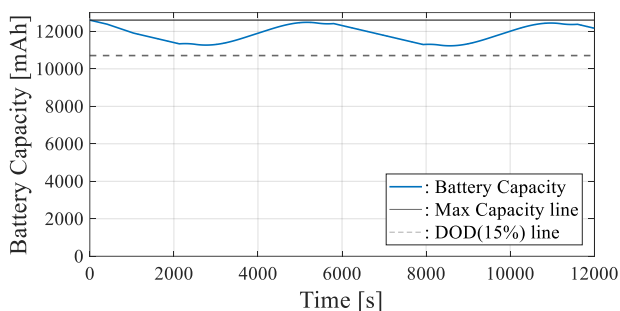


Figure 4.10. パネル枚数最小面でのバッテリー容量

5. Command & Data Handling (C&DH)系

本衛星の C&DH 系では、放射線耐性のある MPU（マイクロプロセッサ）を 2 つ使用する。1 つはメイン MPU とし、ミッションデータ以外の各系の電源の ON/OFF 制御や HK データの処理、Flash メモリへのデータ保存、COM 系とのデータ・コマンドの送受信を行う。もう 1 つはサブ MPU とし、メイン MPU が誤作動を起こした際に、復旧させる機能を持つ。

5.1. 要求

C&DH 系の要求を詳細化し Table 5.1 に示す。

Table 5.1. C&DH 系詳細要求

| 要求 | 詳細要求 | 内容 |
|------|--------|--------------|
| bR-4 | bR-4.1 | 各種搭載機器の展開および |

| | | |
|------|--------|--------------------------------|
| | | 電源の ON/OFF ができること。 |
| | bR-4.2 | 誤動作が起きた場合に対処する機能を有すること。 |
| | bR-4.3 | 通信系から得る地上局からのコマンドを各系に伝達できること。 |
| bR-5 | bR-5.1 | HK データを取得できること。 |
| | bR-5.2 | 各系からのデータを一時的に保有できること。 |
| | bR-5.3 | 時刻データを取得できること。 |
| | bR-5.4 | HK データ及びミッション系データを通信系に受け渡せること。 |

5.2. C&DH 系の構成

5.2.1. システムダイアグラム

C&DH 系と各機器との通信インターフェースを記載したシステムダイアグラムを以下に示す。

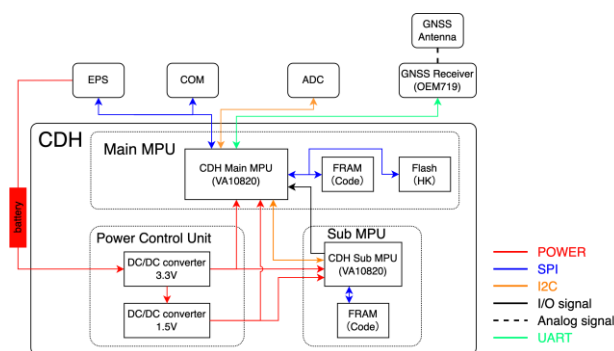


Figure 5.1. システムダイアグラム

5.2.2. 搭載コンポーネント

C&DH 系で使用するマイクロプロセッサは、各系とのシステムダイアグラムを以下に示す。C&DH 系で使用するマイクロプロセッサは、トータルドーズ耐性があり、高い演算能力を持つ、VORAGO Technologies 社の VA10805 を採用する。

本衛星で使用する受信機は、アムテックス社の高精度 GNSS エンジン OEM7 を使用し、受信アンテナは TALLYSMAN 社の TW3872E Embedded Dual Band GNSS Antenna を使用する。

5.3. 各サブシステム制御

5.3.1. 電源供給制御

本衛星では、電源系が C&DH 系からのコマンド命令を受けてバッテリーから各系へ電力供給を行う。この際、電力の ON/OFF にはラッチングリレースイッチを使用して制御する。電源系は各系に電力供給行ったのち、C&DH 系に供給終了コマンドを送信する。C&DH 系は、電源系からの返答がなかった場合、電源系に再度コマンド命令を送信するように冗長性を持たせた設計とする。

5.3.2. マイコンリセット制御

宇宙環境では放射線の影響により、衛星内の電子機器が誤作動を起こす可能性がある。C&DH 系は各系と C&DH 系自身が誤作動から復旧できるように設計する。

- ウォッチドックタイマ機能

メイン MPU がシステムエラーによって誤作動を起こしてしまった場合、サブ MPU によってメイン MPU をリセットする。メイン MPU は定期的にサブ MPU に対してアクナレッジ (ack) を送信し、サブ MPU が ack の有無によってリセット機能を果たす。

- シングルイベント・アップセット対策

高エネルギー粒子が電子機器に衝突することで、回路に過電流が生じ、機器の故障を引き起こすことがあり、ラッチアップ時は電源系より該当機器のシャットダウンを行い、C&DH 系により再起動用のコマンドを送信する。

5.4. HK データの収集・管理

衛星の健康状態を監視するために、C&DH 系は各系から HK データを取得する。HK データの種別とデータ量を以下に示す。

Table 5.2. HK データ

| 項目 | | データ量 [Byte] |
|--------|-------|-------------|
| C&DH 系 | 位置・時間 | 18 |
| 電源系 | 電流電圧 | 52 |
| | 温度 | 28 |
| 姿勢制御系 | 姿勢 | 138 |

| | |
|----|-----|
| 合計 | 236 |
|----|-----|

ただし、データ量は、各機器の分解能より算出し、詳細は各機器のデータシートを参照することとする。また、各系から取得した HK データやミッションデータなどを通信系に送信する際、C&DH 系で一時的にそれらのデータを保有する必要がある。そのため、C&DH 系ではデータ保存用のための Flash メモリを使用してその機能を満たす。また、フラッシュメモリは 32MB の容量があるものを選定する。HK データは 1Hz の周波数で取得することを想定しており、Table 5.2 より、フラッシュメモリに保存できるデータ量は約 4 日分である。また、通信系には 1 時間ごとに HK データを送信し、通信系が保有する SD メモリにデータを保存する設計とする。

5.5. 位置情報と時刻

本ミッションに必要な位置情報と時刻データは GNSS 受信機を衛星に設置することで取得する。ミッション系で使用する位置情報は 1Hz の周波数で取得し、姿勢制御に使用するミリ秒単位の時刻データは、MPU 搭載のリアルタイムクロックを使用する。

6. 通信系

本衛星は衛星の健康状態を知る House Keeping (HK) データに加え、地震発生時における津波電離圏ホールおよび初期津波波源の観測データ（観測生データ、解析処理データ）を S 帯の周波数でダウンリンクする。地上局は 7.3m の S-band アンテナ（株式会社 PASCO）を想定した回線設計を行い、回線マージンを 3 以上とした。また、衛星局-地上局間のダウンリンク時に BPSK/QPSK 変調方式、アップリンク受信時の復調に BPSK 復調方式を採用する。

6.1. 要求

3 章で算出したミッションデータ量は Table 6.1 にミッションデータ量および HK データ量を示す。

Table 6.1. ミッションデータ量及びHKデータ量

| DATA | Byte/DATA | Sampling | Max Bytes |
|-----------------|-----------|----------|-----------|
| AIS | - | 1/60 | 389.22 KB |
| GNSS-R | 80 | 1/60 | 1.33 MB |
| GNSS-RO | 74 | 1 | 6.22 MB |
| TEC | 42 | 1 | 3.63 MB |
| Impedance Probe | 10 | 1 | 0.86 MB |
| HK | - | 1 | 12.52 MB |
| Total Bytes | | | 24.94 |

通信系の要求は 2 章で挙げた要求に対応させ、Table 6.1 のミッションデータ量を考慮し、Table 6.2 に詳細を示す。

Table 6.2. 通信系詳細要求

| 要求 | 詳細要求 | 内容 |
|------|--------|---|
| bR-7 | bR-7.1 | センシングモード時、ミッションデータを一日当たり 59.69 [MByte]ダウンリンクすること。 |
| | bR-7.2 | 詳細観測モード時、ミッシ |

Table 6.4. 衛星運用モード

| ID | フェーズ | モード | 内容 | トリガー |
|----|----------|-----------|---|--|
| S1 | 初期運用フェーズ | センシングモード | 基本的な衛星の健康状態 (HK データ) やミッションデータの軌道上計測テストの確認 | - |
| S2 | | 省電力モード | 衛星の電力状態が省電力モードで充電を優先する。 | バッテリー電力状態 (15°C 以上・7.2V 以下, 15°C 以下・7.4V 以下) |
| S3 | | 状態異常確認モード | 衛星状態の異常やデータ処理部の異常を検知した場合のモード | 姿勢 (角速度・高度), 温度, 電流値, 通信機, ビット反転 |
| S4 | | 地上局操作モード | 地上局可視範囲から可視範囲外までに地上局で操作可能なモード | 地上局アップリンク |
| N1 | 定常運用フェーズ | センシングモード | 基本的な衛星の健康状態 (HK データ) やミッションデータの軌道上計測および取得データの処理 | - |
| N2 | | 詳細観測モード | AIS のサンプリング周波数を 1Hz で行うこと | アップリンク指示 |
| N3 | | 省電力モード | 衛星の電力状態が省電力モードで充電を優先する。 | バッテリー電力状態 (15°C 以上・6.4V 以下, 15°C 以下・7.8V 以下) |
| | | 状態異常確認モード | 姿勢状態の異常やデータ処理部の異常を検知した場合のモード | 姿勢 (角速度・高度), 温度, 電流値, 通信機, ビット反転 |
| N4 | | 地上局操作モード | 地上局可視範囲から可視範囲外までに地上局で操作可能なモード | 地上局アップリンク |

| | | |
|--|--|---------------------------------------|
| | | オンデータを一日当たり 324.07 [MByte]ダウンリンクすること。 |
|--|--|---------------------------------------|

6.2. 通信系構成

本衛星の通信系の構成と搭載する機器について述べる。選定理由などは 6.3 節以降に記述する。

6.2.1. 運用モード

本衛星の運用では通常運用時に AIS 信号を 0.1 Hz で取得する。この理由は AIS 信号に含まれる船舶情報の更新が 3~10 [s]程度であるためである。またハイサンプリングで取得するように地上局アップリンクがあればそのサンプリングレートで観測を行うこととし、これを詳細観測モードと呼ぶ。その他に衛星の運用モードには、省電力モード・状態異常対策モード・衛星運用終了モードを設ける。省電力モードや状態異常のトリガー条件を含めた詳細は以下の Table 6.4 に運用モードの整理をする。

| | | | | |
|----|----------|-----------|---|---|
| F1 | 後期運用フェーズ | センシングモード | 基本的な衛星の健康状態（HK データ）やミッションデータの軌道上計測および取得データの処理 | 1年経過後～ |
| F2 | | 詳細観測モード | AIS のサンプリング周波数を 1 [Hz]で行うこと | アップリンク指示により |
| F3 | | 省電力モード | 衛星の電力状態が省電力モードで充電を優先する. | バッテリー電力状態（15°C 以上・6.4V 以下, 15°C 以下・7.8V 以下） |
| F4 | | 状態異常確認モード | 姿勢状態の異常やデータ処理部の異常を検知した場合のモード | 姿勢（角速度・高度）, 温度, 電流値, 通信機, ビット反転 |
| F5 | | 地上局操作モード | 地上局可視範囲から可視範囲外までに地上局で操作可能なモード | 地上局アップリンク |
| F6 | | 運用終了モード | 地上局からのコマンドにより運用を終了させるモード | 地上局アップリンク |

6.2.2. 搭載機器

- **S-band 送受信機**

本衛星局の通信機は S 帯（送信周波数 2200 ~ 2290 MHz, 受信周波数 2025 MHz~2110Hz）の信号を送受信可能なトランシーバー型通信機を採用する. 実行スループットが 2 [MByte]であり, 1W の送信出力が可能な送受信機としてドイツの IQ SpaceCom 社製 XLink-S を搭載する.

- **S-band アンテナ**

使用するアンテナは上述した IQ SpaceCom 社製の XLink-S と互換性を持つ S-band パッチアンテナを採用する. アンテナ特性は以下の Table 6.3 に示す.

Table 6.3. 衛星局のアンテナ諸元

| 項目 | 値 |
|-----------------------|----------------|
| 周波数 [MHz] | 2025 ~ 2500 |
| バンド幅 [MHz] | 50 |
| 寸法 [mm ³] | 80 × 100 × 3.4 |
| 質量 [g] | 62 |
| ゲイン [dBi] | 6 |
| Vertical beam [°] | ± 40 |
| Horizontal beam [°] | ± 40 |

S 帯の周波数は信号に指向性があり, バンド幅が狭いため安定した通信を行うために姿勢制御への要求が発生する. 次節以降にて上記のアンテナ特性に基づき回線計算の結果を示し, 選定した機器の妥当性について述べる.

6.3. 地上局及び可視時間

本衛星は, S 帯の周波数を使用したアップリンク操作及びテレメトリデータのダウンリンクを行う. そのため, S 帯の周波数で受信もしくは送受信ができる地上局の候補を選定した. 本設計では送受信が可能な地上局として株式会社 PASCO が取り扱う 7.4m アンテナを所有する地上局（沖縄県（糸満市））を選定した. Table 6.3 に地上局の諸元, Fig.6.2 にアンテナの外観を示す.

Table 6.3. パスコ地上局の諸元

| 項目 | Downlink | Uplink |
|----------------------|-------------|-------------|
| アンテナ直径 [m] | 7.3 | 7.3 |
| 周波数 [MHz] | 2000 ~ 2300 | 2025 ~ 2120 |
| Reception G/T [dB/K] | 18 | - |
| 通信プロトコル | CCSDS | CCSDS |



Figure 6.2. パスコ地上局アンテナ外観

6.4. 通信速度

本衛星の定常運用における 1 日の最大データ量は 60 [MB/day]である. また, ミッションデータ

の詳細観測モードの際には最大 324 [MB/day]をダウンロードできる送信速度が必要である。6.4 節で示した地上局のアンテナ仰角（可視範囲）を 5 [deg]とし、本衛星が ALOS-2 と同等である軌道条件（高度: 630 [km], 回帰日数 14 日の太陽同期準回軌道）を想定して地上局との通信可視時間の最大・最小・平均を求めた結果を Table 6.4 に示す。

Table 6.4. 地上局との通信可視時間

| 項目 | 値 |
|-----------------|-------|
| 最大可視時間 [s/path] | 788 |
| 平均可視時間 [s/path] | 618 |
| 最小可視時間 [s/path] | 409 |
| 合計可視時間 [s] | 45131 |
| 最大パス回数 [-] | 6 |
| 最小パス回数 [-] | 4 |

以上の結果から 1 日にパスの時間を平均 10 分、最低通過回数を 4 回とし、テレメトリデータを不足無く 1 日でダウンロードするための実行スループット（通信速度） $S_{Required}$ を求める。ただし、ダウンロードデータ量は最悪条件で成立することを旨とし、詳細観測モード時に保存したデータを想定する。さらにダウンロードする際の送信プロトコル（Consultative Committee for Space Data Systems: CCSDS に則る）はフレームサイズを 256 [Byte]とする。送信フレームはフレーム毎に同期コード（フレーム識別コード）や誤り訂正符号の一種であるリードソロモンを置くことでビット誤り率を $1E-5$ とする。従って、送信プロトコルに上記の設定を施すことによりプリアンブル率 10%、通信成功率は 100%として考え、ミッションデータの実行スループットは次の式 (6.1) のように求まる。

$$S_{Required} = \frac{330 \times 10^6 \times 8[\text{bit/day}]}{600 [\text{s/pass}] \times 4[\text{pass/day}] \times 0.9} = 1.22 [\text{Mbps}] \quad (6.1)$$

以上の結果より、マージンを考慮し実行スループットを 2 [Mbps] とする。

6.5. 回線計算

回線設計を行い、通信が成立するかどうかを判断する。JAXA は他の回線との干渉、混変調が

予想される場合には回線マージンは 1 以上としている。S 帯の周波数は特に指向性が狭く、他の回線との干渉を確実に避ける為に本計算において回線マージンは 3 以上で通信回線が成立すると考える。

6.5.1. 送信 EIRP

送信 EIRP (Equivalent Isotropically Radiated Power) は衛星局の通信機の送信電力及びアンテナの利得から送信にかかる総電力を示す。等価等方放射電力 (EIRP) PE [dBW] は、式(6.2)により与えられる。

$$P_E = P_{TX} - L_{FTX} + G_{ATX} - L_{APTX} \quad (6.2)$$

ここで、 P_{TX} : 送信機の出力電力、 L_{FTX} : 送信機と送信アンテナを接続する宮殿系の損失、 G_{ATX} : 送信アンテナの最大放射方向の絶対利得（等方性アンテナに対する利得）、 L_{APTX} : 送信アンテナの指向誤差損失を表す。

6.5.2. 受信 G/T

受信 G/T はシステム雑音に対する受信アンテナ利得の比を表し、アンテナの性能を含めて受信システム全体の感度を表している。また、受信 G/T は式(6.3)により与えられる。

$$G/T = G_{ARX} - L_{FRX} - L_{APRX} - T_S \quad (6.3)$$

ここで、 G_{ARX} : 受信アンテナの最大放射方向の絶対利得、 $L_{FRX} = 1$ [dB] : 受信アンテナとの受信機を接続する給電系の損失、 L_{APRX} : 受信アンテナのポインティング損失（ダウンロードの場合、地上局アンテナが衛星を正確に追尾できるとし 0 [dB] とする。アップリンク時は衛星の姿勢が安定していない時でも通信ができるようにするためにポインティング損失は受信アンテナの利得最小値をとる。）、 T_S : 対数で表したシステム雑音温度とし、式(6.4)で与えられる。

$$T_S = 10 \log \left[\frac{T_A}{L} + T_F \left(1 - \frac{1}{L} \right) + T_E \right] \quad (6.4)$$

ここで、 $L = 10^{L_{FRX}/10}$: 給電系の損失真数、 $T_A = 300$ [K] : アンテナの雑音温度はアップリンクの場合指向ビームが地球のみと考える、 T_F : 給電線の雑音温度、 T_E : 受信機雑音温度とし式(6.5)で

与えられる。

$$T_E = (10^{L_{FRX}/10} - 1)T_0 \quad (6.5)$$

ここで、 T_0 : 受信機雑音温度の初期値を 290 [K] とする。

6.5.3. 自由空間伝搬損失

自由空間伝搬損失(Free Space Propagation Loss)とは、真空中を電波が伝搬する時に距離とともに電力が減少する割合を表したものである。このとき自由空間伝搬損失 L_d はフリスの伝達公式より式(6.6)で与えられる。

$$L_d = 10 \log_{10} \left(\frac{4\pi d}{\lambda} \right)^2 \quad (6.6)$$

ここで、 d : 送受信アンテナの距離、 λ : 波長である。

6.5.4. 偏波損失

偏波には、直線偏波、円偏波、楕円偏波の3種類ある。送信側と受信側とで偏波の種類が同じでないとは損失を生じる。この損失を偏波損失という。3種の組み合わせの場合の偏波損失は①～③の場合分けとなり、式(6.7)で与えられる。

① 円-直線 (直線-円) の場合

$$L_p = 3.0 \text{ [dB]} \quad (6.7.1)$$

② 直線-直線 (角度 θ のずれ) の場合

$$L_p = 10 \log(1 - \cos^2 \theta) \quad (6.7.2)$$

③ 楕円-楕円 (受信・受信楕円率 R と角度 θ のずれ) の場合

$$L_p = 10 \log \left[\frac{R_1^2 + 1 + R_2^2 + 1}{(R_1 R_2 + 1)^2 \cos^2 \theta + (R_1 + R_2)^2 \sin^2 \theta} \right] \quad (6.7.3)$$

ここで、 R_1 : 受信アンテナの楕円偏波率、 R_2 : 到来信号波の楕円偏波率、 θ : 受信アンテナの偏波方向と到来信号波のズレ角である。

本衛星の回線計算では、S帯の周波数であり指向性が狭いため、受信アンテナを円偏波にすることで姿勢に左右されにくくなるように考え偏波損失は 3dB とする。

6.5.5. 降雨損失

降雨減衰は、搬送周波数が高くなるとその影

響が大きくなる。超小型衛星では、概ねS帯以下の周波数で通信しており、Fig. 6.3 から分かるように、降雨減衰は非常に小さく降雨損失を 0.01dB とする。

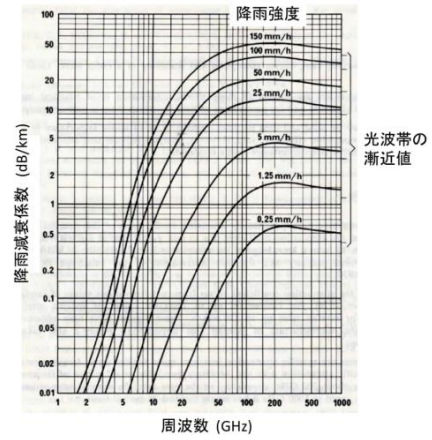


Figure 6.3. 周波数と降雨減衰の関係

なお、本設計で選定した地上アンテナは自然環境からアンテナを保護するレドーム型による減衰の影響に計算が記載されているため割愛する。

6.5.6. 大気吸収損失

大気吸収損失は、電波が地球の大気を通過する際に大気に含まれる乾燥空気 (酸素)、水蒸気により電波の吸収や散乱が発生することで生じる損失である。大気吸収損失 L_{RA} [dB]は式(6.8)で与えられる。

$$L_A = \gamma_d r_d + \gamma_w r_w \quad (6.8)$$

ここで、 γ_d : 乾燥空気の吸収係数、 γ_w : 水蒸気の吸収係数、 r_d : 乾燥空気の伝搬行路長、 r_w : 水蒸気の伝搬行路長である。

本計算では2GHz帯のS-bandでは 10^{-2} のオーダーであることから、大気吸収損失を 0.06 dB とする。

6.5.7. 受信 $(C/N_0)_{rec}$

通信を成立させるうえでの受信電力 C と雑音電力 N_0 の比である受信 C/N_0 は式(6.9)で与えられる。

$$(C/N_0)_{rec} = P_E - L_d - L_{ion} - L_{RA} + G/T + 228.6 \quad (6.9)$$

ここで、 L_{ion} : 電離圏吸収損失である。本衛星が使用する周波数はS帯であり、100 [MHz]以上の

電離層吸収損失は無視できることから 0 [dB]とする。

6.5.8. 要求 $(C/N_0)_{req}$

通信を成立させる上で通信を成立させる上で最低限必要とされる受信電力 C と雑音電力 N_0 の比である要求 C/N_0 は次の式(6.10)で与えられる。

$$(C/N_0)_{req} = BR + (E_b/N_0)_{req} + L_m + L_{GM} - G_c \quad (6.9)$$

ここで、 BR ：ビットレート、 $(E_b/N_0)_{req}$ ：1 ビット当たりの信号エネルギーと単位周波数当たりの雑音電力密度比、 L_m ：変調損失、 L_{GM} ：復調損失、 G_c ：符号化利得である。符号化利得とは、回線品質の改善あるいは誤り訂正を目的とし、符号化処理が行われる。ビット誤り率はコマンドデータに対しては 10-6、テレメトリデータに対しては 10-5 が一般的に用いられる。したがって、コマンドデータアップリンク時の符号化利得は 10.5 [dB]、テレメトリデータダウンリンク時の符号化利得は 9.6 [dB]とする。

6.5.9. 回線マージン

伝送損失が悪化しても回線を構築できるような値を回線マージンといい受信 C/N_0 と要求 C/N_0 の差分から求まる。以上の計算過程の結果を Table 6.5 に示す。アップリンクの計算過程では、地上局の公開する情報が最大送信出力 200W のみになっておりアンテナ利得情報は得られなかったため、送信 EIRP はアンテナ利得を含まない参考値として扱う。

Table 6.4. 回線計算結果

| 項目 | | Downlink | Uplink |
|------------------------------|-------|----------|----------|
| Frequency | [MHz] | 2285.00 | 2050.00 |
| Wavelength | [km] | 1.13E-04 | 1.46E-04 |
| Communication Distance (Max) | [km] | 2329.35 | 2329.35 |
| EIRP | [dBm] | 35.00 | 53.01 |
| Transmit Power | [dBm] | 30.00 | 53.01 |
| Feeder Loss | [dB] | 1.00 | 1.00 |
| Satellite Antenna Gain | [dBi] | 6.00 | N/A |
| Pointing Loss | [dB] | 0.00 | -3.00 |
| Free Space Propagation Loss | [dB] | 170.03 | 169.11 |
| Rainfall Loss | [dB] | 0.01 | 0.01 |

| | | | |
|-----------------------------|----------------------------|---------|---------|
| Atmospheric Absorption Loss | [dB] | 0.06 | 0.06 |
| Polarization Loss | [dB] | 3.00 | 3.00 |
| Ionospheric absorption Loss | [dB] | 0.00 | 0.00 |
| Reception G/T | [-] | 18.00 | 14.23 |
| Antenna Pointing Loss | [dB] | 0.00 | -3.00 |
| System Noise Temperature | [dBK] | 23.98 | 25.73 |
| Reception C/N_0 | [-] | 81.64 | 96.80 |
| Bit Rate | [bps] | 2.00E+6 | 6.40E+4 |
| Bit Rate | [dBHz] | 63.01 | 48.06 |
| Modulation | | BPSK | BPSK |
| BER (Bit Error Rate) | | 1.00E-5 | 1.00E-6 |
| Requirement E_b/N_0 | [dB] | 9.60 | 10.50 |
| Modulation Loss | [dB] | 0 | 0 |
| Requirement C/N_0 | [dBHz] | 72.68 | 58.63 |
| Margin | [dBm/m ² /4kHz] | 8.96 | 38.17 |

以上の結果からダウンリンク時の回線マージンは 8.92、アップリンク時の回線マージンは 38.17 となった。したがって、本回線計算から衛星局パスコ地上局間の通信回線は成立すると言える。

6.5.10. 電力束密度(PFD)

電力束密度 PFD (Power Flux Density)とは、地表面に放射される単位面積当たりの電波の強度を意味する。回線計算に加えて、衛星から創出される電波が地上の無線システムに影響を与えないように、電波の強度は規定された値以下に抑えなければならない。この許容値として、地表面での電力束密度の最大値が国際電気通信条約付属無線通信規則で規定されている。また、最大電力密度の制限は、周波数帯及び地球局仰角 (EL)をパラメータにして規定されている。以下に S 帯の電力束密度制限を示す。

$$(1) \quad 0 \leq EL \leq 5 \text{ [deg]}$$

$$PFD \leq -154 \text{ [dBW/m}^2\text{]} \quad (6.10.1)$$

$$(2) \quad 5 \leq EL \leq 25 \text{ [deg]}$$

$$PFD \leq -154 + 0.5(EL - 5) \quad (6.10.2)$$

$$(3) \quad 25 \leq EL \leq 90 \text{ [deg]}$$

$$PFD \leq -144 \text{ [dBW/m}^2\text{]} \quad (6.10.3)$$

本衛星ではパスコ地上局を使用することを想定している。仰角 EL を 5 [deg] としているため電

力束密度は-154 [dBW/m²]以下であることを確認する必要がある。電力束密度を計算するにあたり、X 帯以下の周波数は規定帯域として 4 [kHz] の帯域幅での最大電力値 P_{4kHz} が以下の式 (6.2.7.10.1) から求まる。

$$P_{4kHz} = \frac{P}{f_s} \times 4kHz \quad (6.11)$$

ここで、 P : 送信電力、 f_s : 送信ビットレートである。また、4kHz 帯域幅での地表面に置ける電力束密度 PF_{D4kHz} は以下の式(6.12)で与えられる。

$$PF_{D4kHz} = 10 \log \frac{P_{4kHz} \times g_{tx}}{4\pi d^2 \times 10^6} \quad (6.12)$$

ここで、 PF_{D4kHz} : 4kHz 帯域幅での送信電力の最大値、 g_{tx} : 送信アンテナ利得、 d : 衛星局-地上局間の最大距離とする。

以上の計算式から求まる本衛星の利用周波数(S 帯)における電力束密度は-217.54 [dBW/m²/4kHz] のため、電力束密度の制限を満たす。

7. 構造系

本衛星は 6U サイズ ($[x,y,z] = [366.0, 226.0, 100.0]$ [mm³]) の CubeSat を採用する。構造系は、ロケットインターフェース及び打ち上げ環境に耐えられる設計にする必要がある。本設計では、H-II A ロケットを想定した環境条件に則り設計を行い、剛性要求を満たし、振動条件に共振せず耐え得る構造であることを確認した。

7.1. 要求

構造系の要求は 2 章で挙げた要求に対応させ、Table 7.1 に詳細化する。また、本衛星は H-IIA ロケットを使用するため、H-IIA ロケットの打上げ条件を要求とする。

Table 7.1. 構造系詳細要求

| 要求 | 詳細要求 | 内容 |
|------|--------|--|
| bR-8 | bR-8.1 | 【準静的加速度】 機軸方向: +5.0G/- 6.0G 機軸直交方向: ±5.0G に耐えられること。 |
| | bR-8.2 | 【剛性要求】 機軸方向: ≥ 120 Hz |

| | | |
|--------|--|---|
| | | 機軸直交方向: ≥ 60Hz を満たすこと。 |
| bR-8.3 | | 【正弦波振動】 機軸方向: 2.5 G 0-p (5~100Hz) 機軸直交方向: 2.0 G 0-p (5~100Hz) に耐えられること。 |
| bR-8.4 | | 【ランダム振動】 20~200 [Hz]: +3 [dB/oct] 200~2000 [Hz]: 0.032 [G ² /Hz] に耐えられること。 |

7.2. 衛星筐体

7.2.1. 構体材料

衛星筐体には剛性の確保並びに熱伝導率が高く、軽量である A7075 を使用する。Table 7.2 に材質の機械特性を示す。

Table 7.2. A7075 の機械特性

| 項目 | | 値 |
|--------|----------------------|------|
| 密度 | [g/cm ³] | 2.8 |
| ポアソン比 | [-] | 0.33 |
| 降伏強度 | [MPa] | 505 |
| 最大引張強度 | [MPa] | 570 |
| 線形膨張係数 | [1/K] | 23.6 |

また、衛星内部のバス部においてはユニットごとに機体固定フレームを用いた設計を取り入れ、強度の増加を図った設計としている。

7.2.2. 質量特性

本衛星のパネル展開後の質量特性を Table 7.3 に示す。

Table 7.3. 質量特性

| 項目 | | 値 | |
|---------|---------------------|----------|------------------------|
| 衛星質量 | [kg] | m 7.6 | |
| 質量中心 | [mm] | x 方向 | 6.87 |
| | | y 方向 | 51.0 |
| | | z 方向 | 32.9 |
| 慣性モーメント | [kgm ²] | I_{xx} | 1.50×10^2 |
| | | I_{yy} | 1.26×10^2 |
| | | I_{zz} | 0.924×10^2 |
| 慣性乗積 | [kgm ²] | I_{xy} | -3.96×10^{-1} |
| | | I_{yz} | -3.71×10^{-1} |
| | | I_{zx} | -8.93×10^{-1} |

7.3. 展開機構

本衛星の消費電力を加味し、本衛星では y 面パネルを展開することで電力収支を賄う設計としている。y 面展開はヒンジを用いて衛星筐体と接合されており、ダイニーマ線溶断機構を用いることで展開しないように保持し、溶断することで展開する機構にしている。従って、HRM に関する要求である bR-9 を満たす設計としている。

7.4. 構造解析

本節では、本衛星がロケット打上げ時の振動に耐え得る性能を有しているかを準静的加速度、剛性要求、正弦波振動レベル、ランダム振動の 4 項目を用いて検証する。また、安全余裕 MS は以下の式で定義する。

$$MS = \frac{\sigma_{allow}}{\sigma} - 1 \quad (7.1)$$

ただし、 σ_{allow} ：許容応力、 σ ：フォンミーゼス応力である。

7.4.1. モデル化

本衛星は、JEM 船外小型ペイロード支援装置を用いて宇宙空間に放出することを想定しているため、“超小型衛星放出インターフェース管理仕様書”の剛性要求に基づきレール 4 本の両端部分を剛固定した条件で解析を行う。本衛星の構造は y 面パネルフレームとパネル支持部品、機器固定フレームを極低頭ボルト CBSTNR2.5 で固定している。使用ボルトの頭部引張り強さは 460 [MPa]であり、安全率 1.5 を考慮すると

$$\sigma_b = \frac{460}{1.5} = 306 \text{ MPa} \quad (7.2)$$

よって、ボルトの許容応力は 306 [MPa]とし、接合部は 306 [MPa]で剥離するものとする。本解析では、時間の短縮のために、C&DH-通信系ユニット、電源系ユニット、ADC 系ユニット、MIS ユニットの質量が等しい直方体として近似して解析を行い、解析には Autodesk 社の Fusion360 を用いた。

7.4.2. 準静的加速度解析

本節では、衛星が打上げ時の加速度に耐え得るかを検証する。各軸方向の条件での最大応力を以下の Table 7.4 に示す。

Table 7.4. 強度解析結果

| 条件 | 最大応力[MPa] | |
|--------|-----------|------|
| 機軸方向 | + 5.0 [G] | 7.38 |
| | - 6.0 [G] | 8.86 |
| 基軸直交方向 | ± 5.0 [G] | 9.14 |

解析の結果、機軸方向で最大のフォンミーゼス応力が生じたのは、y 面構体部で 9.14 [MPa]となった。また、機軸直交方向では、レール両端部で 3.70 [MPa]であった。最大応力の時の応力分布を Fig. 7.1 に示す。

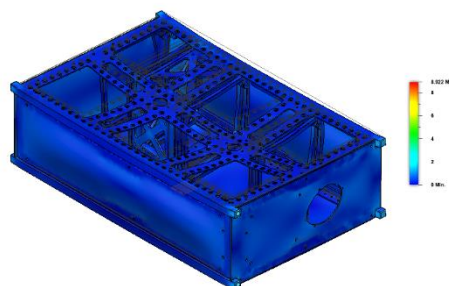


Figure 7.1. 最大応力時の応力分布

安全率を考慮した MS の計算を以下に示す。

$$\text{機軸方向： } MS = \frac{505}{8.92} = 37 (> 0) \quad (7.3)$$

$$\text{機軸直交方向： } MS = \frac{505}{9.14} = 35 (> 0) \quad (7.4)$$

計算結果より、本衛星は準静的加速度に対して十分な強度を持つことがわかる。

7.4.3. 剛性要求 (bR-8.2)

本節では、固有振動解析を行い本衛星の固有振動数を明らかにする。人工衛星の機軸方向の固有振動数は y 軸方向の Mode1 であり、782 [Hz] (>120 Hz)となった。人工衛星機軸直交方向の固有振動数は z 軸方向の Mode3, 1194 [Hz] (>60 [Hz]), x 軸方向の Mode5, 1320 [Hz] (>60 [Hz])であり、機軸直交方向の剛性要求を満たしている。

よって、本衛星は剛性要求 (bR-8.2) を満たしていることがわかる。Fig. 7.2, 7.3 に Model の固有振動解析の結果を示す。

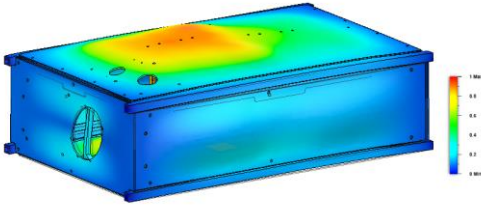


Figure 7.2. Mode 1 の解析結果 (解析モデル)

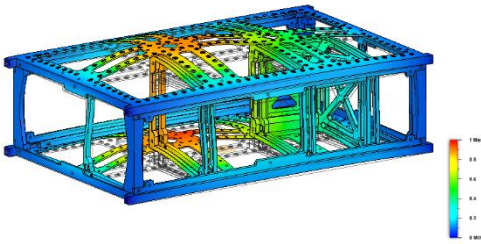


Figure 7.3. Mode 1 の解析結果 (解析モデル内部)

7.4.4. 正弦波振動解析 (bR-8.3)

本節では、ロケット打上げ時に加わる正弦波振動に本衛星が耐え得るかを検証する。本解析では、入力レベルに共振倍率 $Q = 10[-]$ をかけた値を等価静加速度として解析を行う。各軸の等価静加速度は以下のように表せる。

$$G_X = QA_{spec,X} = 20 \text{ [G]} \quad (7.5)$$

$$G_Y = QA_{spec,Y} = 25 \text{ [G]} \quad (7.6)$$

$$G_Z = QA_{spec,Z} = 20 \text{ [G]} \quad (7.7)$$

ここで、次節のランダム振動解析で求めた加速度 G_{RMS} 値より、式 (7.4) ~ (7.6) での計算値が式 (7.7) ~ (7.9) での計算値より小さいことがわかる。そのため、正弦波振動解析はランダム振動解析結果が十分な強度を持っていれば満たされるため、ランダム振動解析を参照する。

7.4.5. ランダム振動解析

本節では、ロケット打上げ時に加わるランダム振動に本衛星が耐え得るかを検証する。本解析では、正弦波振動解析同様 Mile's の式より加速度 G_{RMS} を導出し、静荷重をかけることで解析を行う。ここで、ランダム振動の場合は、振動の

ランダム性があることから、正規分布を考慮し、加速度 G_{RMS} は以下のように算出できる。

$$G_{RMS,X} = 3\sqrt{\frac{\pi}{2} f_{n,X} Q [ASD]} = 38 \text{ [G]} \quad (7.8)$$

$$G_{RMS,Y} = 3\sqrt{\frac{\pi}{2} f_{n,Y} Q [ASD]} = 38 \text{ [G]} \quad (7.9)$$

$$G_{RMS,Z} = 3\sqrt{\frac{\pi}{2} f_{n,Z} Q [ASD]} = 30 \text{ [G]} \quad (7.10)$$

機軸方向における最大応力は、 $\pm y$ 軸方向で 89.2 [MPa] であった。機軸直交方向では、 $\pm x$ 軸方向で 57.0 [MPa]、 $\pm z$ 軸方向で 20.2 [MPa] であった。安全率を考慮した MS の計算を以下に示す。

$$\text{機軸方向: } MS = \frac{505}{\frac{1.5}{89.2}} = 2.77 (> 0) \quad (7.11)$$

$$\text{機軸直交方向: } MS = \frac{505}{\frac{1.5}{57.0}} = 4.90 (> 0) \quad (7.12)$$

以上の計算結果より、本衛星はランダム振動に対して十分な強度を持つことが分かる。

8. 熱制御系

地上環境では、物体間の熱の移動が「伝熱・放射・対流」であり、特に対流の効果により機器が発熱しても温度が過度に上昇しない。一方、宇宙環境では大気がないため「対流」がなく、機器の発熱は衛星筐体に「伝導・放射」させて、衛星外面パネルから宇宙空間に熱を「放射」させ逃がす。本章では MATLAB にて多節点解析を行い、搭載機器が動作温度範囲を保っているかを検証し、設計の妥当性を評価する。また、衛星への熱入力には太陽放射、地球アルベド、地球赤外放射を仮定する。

8.1. 要求

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

8.2. 熱平衡方程式

本解析では Fig. 8.1 に示すようにユニットごとに節点を設け、熱平衡方程式を立てる。

全節点が n 個のとき、 i 番目の節点における熱平衡方程式は式(8.1)で与えられる。

$$C_i \frac{dT_i}{dt} = Q_i + Q_{Si} + Q_{ai} + Q_{ei} - Q_{ui} + \sum_{j=1}^n K_{ij}(T_j - T_i) + \sum_{j=1}^n R_{ij}\sigma(T_j^4 - T_i^4) \quad (8.1)$$

ここで各文字の定義は、 Q_i ：節点 i の内部機器・ヒータの発熱、 Q_{Si} ：節点 i に対する太陽放射による熱入力、 Q_{ai} ：節点 i に対する地球アルベドによる熱入力、 Q_{ei} ：節点 i に対する地球赤外放射による熱入力、 Q_{ui} ：節点 i に対する深宇宙への熱放射、 K_{ij} ：節点 i, j 間の熱伝導コンダクタンス、 R_{ij} ：節点 i の節点 j に対する放射コンダクタンス、 σ ：ステファンボルツマン定数、 T_i ：節点 i における温度、 T_j ：節点 j における温度とする。以上の式(8.1)を用いてユニットごとの非定常温度分布を求める。また、式(8.1)で使用する熱数学モデルを 8.3 節に記述する。

8.3. 熱入力・熱放射の数学モデル

本衛星の軌道上での熱入出力を(1)太陽放射、(2)地球アルベド、(3)地球の赤外放射、(4)深宇宙への熱放射、(5)衛星内部発熱、(6)熱伝導、(7)放射が支配的であるとし熱解析を行う。以下にこれらの数学モデルを示す。

(1) 太陽放射

太陽放射の数学モデルに式(8.2)を用いる。

$$Q_s = \alpha E_s A F_s \quad (8.2)$$

ここで、 E_s ：太陽光放射エネルギー、 α ：太陽光吸収率、 A ：衛星表面積、 F_s ：太陽光との形態係数である。地球周回軌道における太陽放射エネルギー E_s は、近日点で最大値 1399 [W/m²]、遠日点で最小値 1309 [W/m²] とし解析を行う。太陽光は並行光線と仮定する。

(2) 地球アルベド

地球アルベドの数学モデルに式(8.3)を用いる。

$$Q_a = \alpha E_a A F_a \quad (8.3)$$

ここで、 E_a ：入射アルベドエネルギー、 α ：太陽光吸収率、 F_a ：アルベドとの形態係数である。

入射するアルベドエネルギー E_a は以下のように表される。

$$E_a = a E_s \quad (8.4)$$

a はアルベド係数を表し、本解析では $a = 0.32[-]$ とした。また、形態係数 F_a は、衛星軌道を円と仮定することで、式(8.5)で与えられる。

$$F_a = \frac{1}{2} \left\{ 1 - \sqrt{\frac{1 - R^2}{(R + H)^2}} \right\} \quad (8.5)$$

ここで、 R ：地球半径、 H ：衛星軌道高度である。

(3) 地球赤外放射

地球赤外放射の数学モデルに式(8.6)を用いる。

$$Q_e = \varepsilon E_e A F_e \quad (8.6)$$

ここで、 E_e ：赤外放射エネルギー、 α ：太陽光吸収率、 F_a ：アルベドとの形態係数である。また、地球赤外放射エネルギー E_e は以下のように表される。

$$E_e = \frac{E_s(1 - a)}{4\pi} \quad (8.7)$$

ここで、 E_s ：太陽光放射エネルギー、 $a = 0.32[-]$ ：アルベド係数である。

(4) 新宇宙への熱放射

衛星構体から深宇宙に放出する熱 Q_u は以下のように表される。

$$Q_u = \varepsilon \sigma A F_u T^4 \quad (8.8)$$

ここで ε ：全半球輻射率、 σ ：ステファンボルツマン定数、 A ：各要素の表面積、 $F_u = 0.8[-]$ ：深宇宙への形態係数、 T ：衛星温度である。

(5) 衛星内部発熱

熱の伝わりやすさを示す熱伝導コンダクタンス K_{ij} は以下のように表される。

$$K_{ij} = \frac{\lambda A}{l} \quad (8.9)$$

ここで、 λ ：熱伝導率、 A ：伝導面積、 l ：伝導距離であり、本衛星は主にアルミ(A7075)を用いるので熱伝導率はアルミを想定し 132 [W/mK] とし

た。

(6) 熱伝導コンダクタンス

熱の伝わりやすさを示す放射コンダクタンス R_{ij} は以下のように表される。

$$R_{ij} = \sigma \varepsilon A F_{ij} \quad (8.10)$$

ここで σ : ステファンボルツマン定数, ε : 全半球放射率, A : 放射面積, F_{ij} : 放射形態係数である。また放射形態係数 F_{ij} は各要素がお互いどのような位置関係にあるかを示す値であり, 式 (8.11) で与えられる。

$$F_{ij} = \frac{1}{A_i} \int_{A_i} \int_{A_j} \frac{\cos \theta_i \cos \theta_j}{\pi r^2} dA_i dA_j \quad (8.11)$$

ここで, θ_i : 微小面, dA_i , dA_j を結ぶ直線と各微小面の法線とのなす角, dA_i : 節点 i の表面の微小面積, r : 微小面 dA_i , dA_j の距離である。

8.4. 熱解析

本衛星では, 外面を黒色塗装, 内面に白色塗装を施す。熱制御に使用した熱制御素子の太陽光吸収率 α と全半球放射率 ε を Table 8.1 に示す。

Table 8.1. 熱制御素子諸元

| 素子 | 太陽吸収率: α [-] | 全半球放射率: ε [-] |
|------|---------------------|---------------------------|
| 黒色塗装 | 0.66 | 0.88 |
| 白色塗装 | 0.21 | 0.87 |
| 太陽セル | 0.8 | 0.75 |

本解析は高温最悪条件, 低温最悪条件の2つの条件について行う。解析条件を Table 8.2 に示す。なお, 高温最悪条件は太陽輻射が最も大きく, 機器発熱が最大の時(センシングモード)とし, 低温最悪条件は太陽輻射が最も小さく, 機器発熱が最小の時(省電力モード)とする。

Table 8.2. 熱解析条件

| 項目 | 高温条件 | 低温条件 |
|-----------------------------------|-------|-------|
| 太陽光放射エネルギー [W/m ²] | 1399 | 1309 |
| 機器発熱 [W] | 17.66 | 10.16 |
| 初期温度 [°C] | 0 | |
| 周期 [s] | 5760 | |
| 日照時間 [s] | 3656 | |
| 日陰時間 [s] | 2114 | |

Figure 8.1 ~ 8.6 と Table 8.4 に示す結果より, 各機器の熱変動が動作温度範囲内に収まっており, 熱要求を満たす。

8.4.1. 衛星筐体解析結果

高温最悪条件, 低温最悪条件の衛星筐体温度変化をそれぞれ Fig. 8.1, 8.2 に示す。

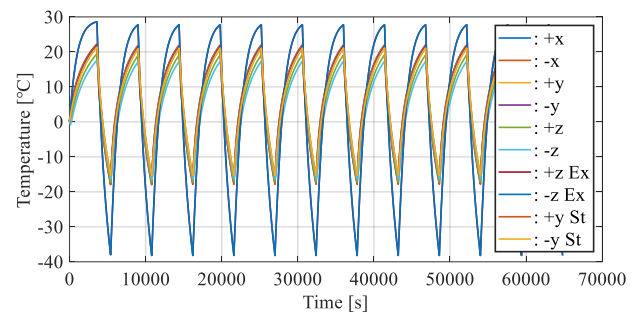


Figure 8.1. 筐体熱変動 (高温条件)

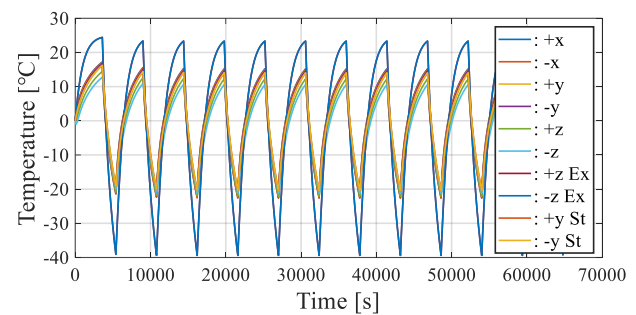


Figure 8.2. 筐体熱変化 (低温条件)

8.4.2. バス機器解析結果

高温最悪条件, 低温最悪条件のバス機器温度変化をそれぞれ Fig. 8.3, 8.4 に示す。

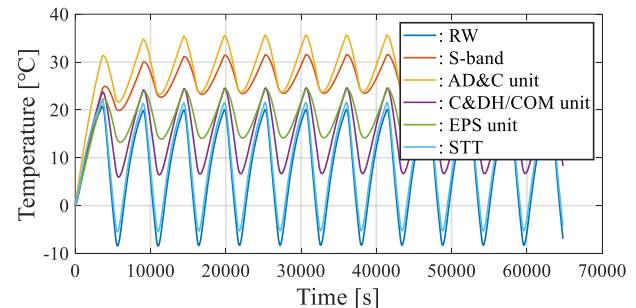


Figure 8.3. バス機器熱変動 (高温条件)

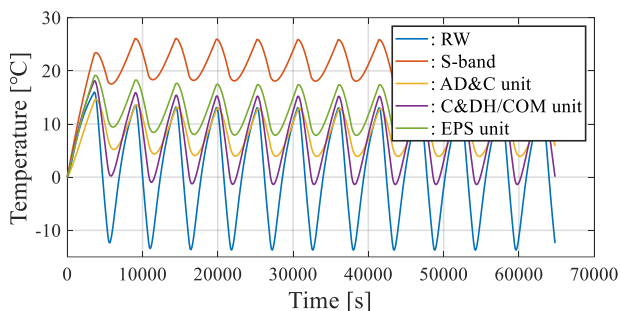


Figure 8.4. バス機器熱変動 (低温条件)

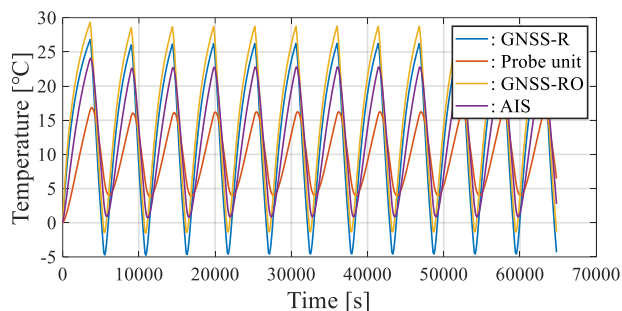


Figure 8.5. ミッション機器熱変動 (高温条件)

8.4.3. ミッション機器解析結果

高温最悪条件, 低温最悪条件のミッション機器温度変化をそれぞれ Fig.8.5 と Fig. 8.6 に示す。

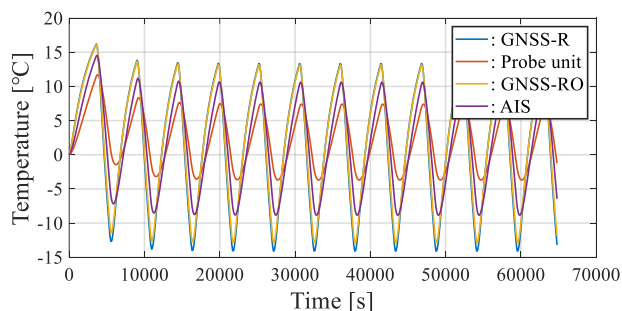


Figure 8.6. ミッション機器熱変動 (低温条件)

Table 8.4. 熱解析結果

| 節点 | 機器名 | 許容温度範囲 [°C] | 高温最悪条件 [°C] | 低温最悪条件 [°C] |
|----|---------------------|-------------|-------------|-------------|
| 1 | + x Panel | - 40 ~ 85 | 0 ~ 22 | -20 ~ 16 |
| 2 | - x Panel | - 150 ~ 150 | 0 ~ 22 | - 20 ~ 16 |
| 3 | + y Panel | - 150 ~ 150 | 0 ~ 22 | - 20 ~ 15 |
| 4 | - y Panel | - 150 ~ 150 | 0 ~ 22 | - 20 ~ 15 |
| 5 | + z Panel | - 55 ~ 85 | 0 ~ 22 | - 20 ~ 13 |
| 6 | - z Panel | - 20 ~ 80 | 0 ~ 22 | - 20 ~ 13 |
| 7 | + z Expansion Panel | - 150 ~ 150 | - 38 ~ 28 | - 40 ~ 23 |
| 8 | - z Expansion Panel | - 150 ~ 150 | - 38 ~ 28 | - 40 ~ 23 |
| 9 | + y Structure Panel | - 10 ~ 60 | 0 ~ 22 | - 20 ~ 10 |
| 10 | - y Structure Panel | - 10 ~ 60 | 0 ~ 22 | - 20 ~ 10 |
| 11 | RW | - 10 ~ 60 | 7 ~ 23 | - 13 ~ 13 |
| 12 | S-band Receiver | - 20 ~ 60 | 34 ~ 38 | 26 ~ 32 |
| 13 | ADC ユニット | - 10 ~ 70 | 24~36 | 10 ~ 16 |
| 14 | C&DH/COM | -20 ~ 60 | -4 ~ 26 | 3 ~ 16 |
| 15 | 電源系 | 10 ~ 45 | 24 ~ 31 | 8 ~ 18 |
| 16 | STT | - 10 ~ 60 | 9 ~ 25 | - 11 ~ 13 |
| 17 | GNSS-R Receiver | - 40 ~ 85 | 11 ~ 29 | - 13 ~ 14 |
| 18 | Impedance Probe | -20 ~ 60 | 15 ~ 22 | - 3 ~ 8 |
| 19 | GNSS-RO Receiver | - 40 ~ 85 | 13 ~ 31 | - 12 ~ 13 |
| 20 | AIS Receiver | - 40 ~ 70 | 13 ~ 26 | - 8.5 ~ 11 |

9. 姿勢制御系

姿勢制御系で使用する文字の表記について述べる。行列は太文字: \mathbf{M} , ベクトリクスは中カッ

コ+太文字: $\{\mathbf{e}\}$, スカラーは斜字体: s とする。座標系は地球慣性座標系 $\{\mathbf{e}\} = \{\mathbf{e}_1 \ \mathbf{e}_2 \ \mathbf{e}_3\}^T$, LVLH 座標系 $\{\mathbf{a}\} = \{\mathbf{a}_1 \ \mathbf{a}_2 \ \mathbf{a}_3\}^T$, 機体固定座標

系 $\{\mathbf{b}\} = \{\mathbf{b}_1 \ \mathbf{b}_2 \ \mathbf{b}_3\}^T$ の3種類を用いる。また、 $\{\mathbf{a}\} \rightarrow \{\mathbf{b}\}$ の座標変換を(9.1)に示す。

$$\{\mathbf{b}\} = \begin{bmatrix} C_{11} & C_{12} & C_{13} \\ C_{12} & C_{22} & C_{23} \\ C_{31} & C_{32} & C_{33} \end{bmatrix} \{\mathbf{a}\} = \mathbf{C}^{b/a} \{\mathbf{a}\} \quad (9.1)$$

本シミュレーションでは姿勢を表すパラメータとして式(9.2)で定義されるクォータニオンを用いる。

$$\mathbf{q} = [q_0 \ \bar{\mathbf{q}}^T] \quad (9.2)$$

ここで、 q_0 はクォータニオンのスカラー部、 $\bar{\mathbf{q}} = [q_1 \ q_2 \ q_3]^T$ はクォータニオンのベクトル部を表す。

方向余弦行列 $\mathbf{C}^{b/a}$ を、クォータニオンを用いて式(9.2)で表す。

$\mathbf{C}^{b/a} =$

$$\begin{bmatrix} 1 - 2(q_2^2 + q_3^2) & 2(q_1q_2 - q_0q_3) & 2(q_1q_3 + q_0q_2) \\ 2(q_1q_2 + q_0q_3) & 1 - 2(q_1^2 + q_3^2) & 2(q_2q_3 - q_0q_1) \\ 2(q_1q_3 - q_0q_2) & 2(q_2q_3 + q_0q_1) & 1 - 2(q_1^2 + q_2^2) \end{bmatrix} \quad (9.3)$$

9.1. 要求

姿勢制御系の要求は2章で挙げた要求に対応させ、Table 9.1に詳細化する。

Table 9.1. 姿勢制御系詳細要求

| 要求 | 詳細要求 | 内容 |
|-------|---------|--|
| bR-11 | bR-11.1 | ロケット放出後パネル展開の為、衛星の角速度を1 [deg/s]以内に減速させること。 |
| bR-12 | bR-12.1 | GNSS-R を取得するアンテナを地心方向に指向させること。 |
| | bR-12.2 | S-band アンテナを地上局に指向させること。 |

9.2. 搭載機器

上記要求を満たすべく、以下のコンポーネントを選定した。選定理由に関しては以下の節で示す。

Table 9.1. 搭載コンポーネント

| 項目 | 値 (Medium / Large) |
|----|--------------------|
| 太陽 | 質量 [g] 30 |
| | 平均消費電力 [mW] 100 |

| | | |
|------------|------------------------------|-----------------|
| | 精度 [°] | < 0.2 |
| | 動作温度 [°C] | -20 ~ +70 |
| 地球センサ | 質量 [g] | 30 |
| | 平均消費電力 [mW] | 100 |
| | 精度 [°] | < 0.2 |
| | 動作温度 [°C] | -20 ~ +70 |
| 恒星センサ | 質量 [g] | 55 |
| | 平均消費電力 [mW] | 142 |
| | 精度 (x 軸) [°] | < 0.0154 (1σ) |
| | 精度 (y 軸) [°] | < 0.0072 (1σ) |
| | 精度 (z 軸) [°] | < 0.0203 (1σ) |
| | 動作温度 [°C] | -10 ~ +60 |
| リアクシオンホイール | 質量 [g] | 150 / 225 |
| | 動作電圧 [V] | 3.3 and 6.5 < |
| | 最大消費電力 [W] | 2.3 / 4.5 |
| | 平均消費電力 [mW] | 190 / 350 |
| | 最大保有角運動量 [mNms] | 10.8 / 30.0 |
| | 最大回転数 [rpm] | ± 6000 |
| | 最大出力トルク [mNm] | 1.0 / 2.3 |
| | 動作温度 [°C] | -10 ~ +60 |
| 磁気トルカ | 質量 [g] | 28 / 46 |
| | 動作電圧 [V] | 5 |
| | 最大消費電力 [W] | 2.3 / 4.5 |
| | 平均消費電力 [mW] | 350 / 625 |
| | 最大磁気モーメント [Am ²] | ± 0.48 / ± 0.13 |
| | 動作温度 [°C] | -10 ~ +70 |

9.3. 姿勢安定方式

本衛星では3個のRWを衛星の各軸周りに配置を行い、ゼロモーメントム安定方式を採用する。従って、衛星の機体固定座標系各軸にRWを配置し、センサによって各軸周りの角速度を取得する。同様に磁気トルカも三軸に配置し、RWの角運動量をアンローディングするように制御系を構築する。アンローディングは消費電力の観点から常時行うものとする。

9.4. 姿勢決定

姿勢決定には衛星の非線形ダイナミクスを考慮し、拡張カルマンフィルタを用いる。計算に使用するセンサ値は運用モードごとに変更し、消費電力を考慮した設計にする。

9.5. 外乱トルクの概算

9.5.1. 外乱モデル

本衛星は LEO への打ち上げを考えているので外乱トルクは①重力傾斜トルク，②残留磁気トルク，③空気抵抗トルク，④太陽輻射圧トルクを想定する．以下に本シミュレーションで用いる数学モデルを示す．

① 重力傾斜トルク： $\{\mathbf{a}\}^T \mathbf{T}_G$

$$\mathbf{T}_G = 3n^2 \mathbf{a}_3 \times \mathbf{I} \cdot \mathbf{a}_3 \quad (9.4)$$

ここで， n ：平均運動， \mathbf{a}_3 ：LVLH 座標系における地心方向の単位ベクトル， \mathbf{I} ：質量中心回りの慣性モーメントを表す．シミュレーションの際は式(9.1)を用いて座標変換を行う．

② 残留磁気トルク： $\{\mathbf{a}\}^T \mathbf{T}_M$

$$\mathbf{T}_M = \begin{bmatrix} \sin i \cos nt \\ -\cos i \\ 2 \sin i \cos \alpha \end{bmatrix} \frac{\mu_m}{R^3} \quad (9.5)$$

ここで， i ：軌道傾斜角， n ：平均運動， $\mu_m = 7.96 \times 10^{15} [\text{Wb} \cdot \text{m}]$ ：地球磁場ダイポール強度 R ：衛星軌道半径を表す．また，シミュレーションの際は式(9.1)を用いて座標変換を行う．

③ 空気抵抗トルク： $\{\mathbf{b}\}^T \mathbf{T}_A$

$$\mathbf{T}_A = \boldsymbol{\varepsilon} \times \left\{ -\frac{1}{2} C_d \rho (\mathbf{n}_A \cdot \mathbf{v}) \mathbf{v} A \right\} \quad (9.6)$$

ここで， C_d ：抵抗係数， ρ ：大気密度， \mathbf{n}_A ：面積 A の単位法線ベクトル， $\boldsymbol{\varepsilon}$ ：衛星質量中心から各面の圧力中心までの距離を表し，各面の +/- でそれぞれ $\boldsymbol{\varepsilon}$ を定義する．従ってシミュレーションの際は式中の内積が正の値のみ使用する．

④ 太陽輻射圧トルク： $\{\mathbf{b}\}^T \mathbf{T}_S$

本シミュレーションにおいては，鏡面反射が支配的であると仮定し，モデルを構築する．

$$\mathbf{T}_S = \boldsymbol{\varepsilon} \times \left\{ -2 \frac{F_e}{c} C_s (\mathbf{s} \cdot \mathbf{n}_A)^2 \mathbf{n}_A A \right\} \quad (9.7)$$

ここで， $F_e = 1358 [\text{W}/\text{m}^2]$ ：太陽強度， c ：光速， $C_s = 0.8$ ：鏡面反射率， \mathbf{s} ：太陽方向単位ベクトル， \mathbf{n}_A ：面積 A の単位法線ベクトル， $\boldsymbol{\varepsilon}$ ：衛星質量中心から各面の圧力中心までの距離を表し，各面の +/- でそれぞれ $\boldsymbol{\varepsilon}$ を定義する．空気抵抗トルクと同様，シミュレーションの際は式中の内積

が正の値のみ使用する．

9.5.2. 解析結果

解析条件を Table 9.2 にまとめる．

Table 9.2. 外乱解析条件

| 項目 | 値 |
|------------------------|--|
| 慣性モーメント | 0.180 / 0.169 / 0.103 [kgm ²] |
| 衛星面積 (Ax / Ay / Az) | 0.02 / 0.06 / 0.15 [m ²] |
| 軌道種類 | 太陽同期軌道 |
| 軌道高度 | 600 [km] |
| 降交点地方時 | 12 時 (正午) |
| 衛星の姿勢 | LVLH 座標系に固定 |
| 残留磁気モーメント | 0.01 Am ² |

Fig. 9.2 ~ 9.6 に 1 軌道当たりに衛星に作用する外乱を示す．Fig. 9.2 が太陽輻射圧トルク，Fig. 9.3 が残留磁気トルク，Fig. 9.4 が重力傾斜トルク，Fig. 9.5 が空気抵抗トルクを示し，Fig. 9.6 に合計外乱トルクを示す．

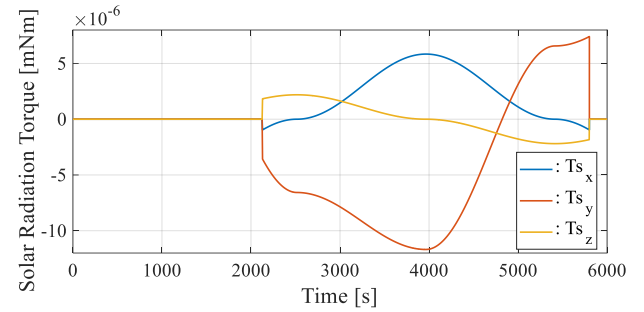


Figure 9.2.1 軌道当たりの太陽輻射トルク

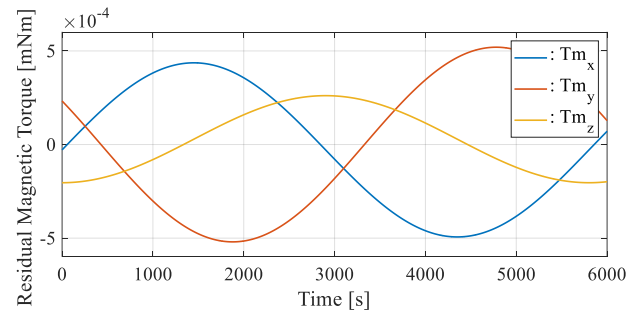


Figure 9.3.1 軌道当たりの残留磁気トルク

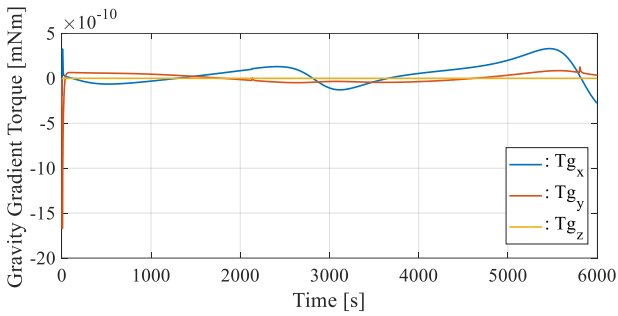


Figure 9.4. 1 軌道当たりの重力傾斜トルク

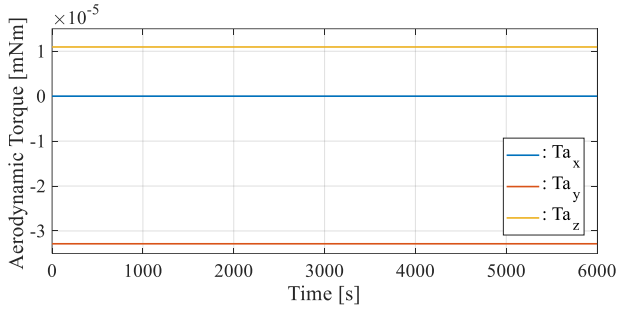


Figure 9.5. 1 軌道当たりの空気抵抗トルク

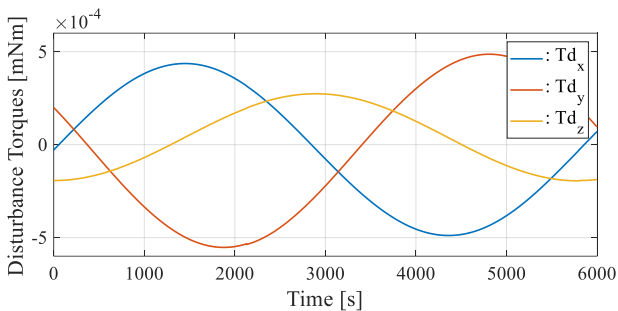


Figure 9.6. 1 軌道当たりの合計抵抗トルク

以上の解析結果より、衛星に作用する外乱トルクは残留磁気トルクが最も支配的であると結論付けることができる。従って、設計する際は残留磁気モーメントの大きさに注意しながら設計を進める必要がある。また、選定する磁気トルカは外乱を打ち消すべく、 10^{-3} オーダーである必要がある。

9.6. 姿勢解析^{[27][28]}

9.6.1. 衛星のダイナミクス/キネマティクス

RW を搭載した衛星のダイナミクス方程式を示す。

$$\mathbf{J}\dot{\boldsymbol{\omega}} + \boldsymbol{\omega} \times (\mathbf{J}\boldsymbol{\omega} + \mathbf{h}_{RW}) = -\dot{\mathbf{h}}_{RW} + \mathbf{T}_d \quad (9.8)$$

ここで、 \mathbf{J} : 衛星の慣性テンソル、 $\boldsymbol{\omega}$: LVLH 座標

系から見た機体の角速度、 \mathbf{h}_{RW} : RW の角運動量、 \mathbf{T}_d : 外乱トルクを表す。

キネマティクス方程式はシミュレーション中の特異点を回避するために、クォータニオン \mathbf{q} を用いる。

$$\dot{\mathbf{q}} = \begin{bmatrix} -q_1 & -q_2 & -q_3 \\ q_0 & -q_3 & q_2 \\ q_3 & q_0 & -q_1 \\ -q_2 & q_1 & q_0 \end{bmatrix} \boldsymbol{\omega} \quad (9.9)$$

9.6.2. デタンプリング (bR-11.1)

衛星の持つ回転エネルギーを消散させるように磁気トルカを制御する。制御則は式(9.10)に示す B-dot 制御を用いる。

$$\mathbf{M}_c = -\mathbf{K}_{Det}(\mathbf{B} \times \boldsymbol{\omega}) \quad (9.10)$$

ここで、 \mathbf{M}_c : 磁気モーメント指令値、 \mathbf{K}_{Det} : 制御ゲイン、 \mathbf{B} : 機体固定座標系から見た地磁気ベクトル、 $\boldsymbol{\omega}$: 衛星角速度である。

以上の制御則を用いて、衛星放出後のシミュレーションを行う。シミュレーション条件を Table 9.3 に示し、その結果を Fig. 9.7 ~ 9.9 に示す。

Table 9.3. デタンプリング条件

| 項目 | 値 |
|---------------|----------------------------------|
| 初期角速度 [deg/s] | $[5 \ 2 \ -4]^T$ |
| 制御ゲイン [-] | $\text{diag}([2E6 \ 2E6 \ 2E6])$ |

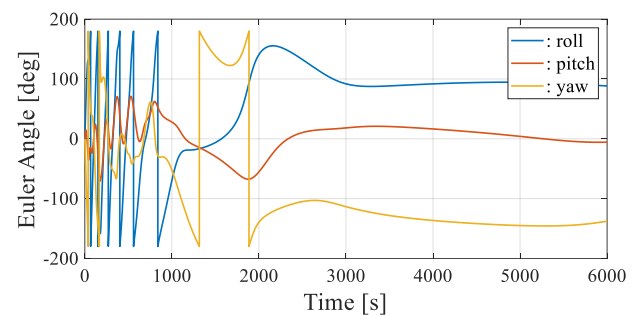


Figure 9.7. デタンプリング時の姿勢角変化

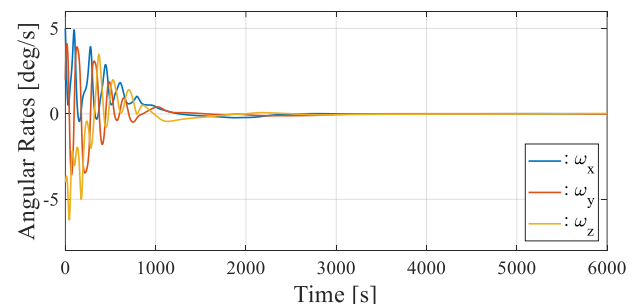


Figure 9.8. デタンプリング時の角速度変化

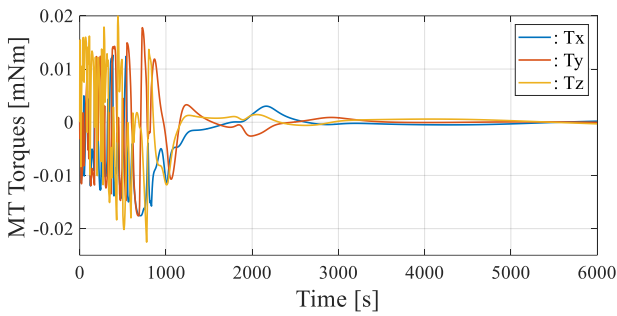


Figure 9.9. 磁気トルカの実出力トルク

シミュレーション結果より、衛星放出から約3000秒後経過した時点で衛星の角速度が1 [deg/s]以内に収束しており、要求番号 bR-11.1 を満たしている。また、選定した磁気トルカで十分なトルクを発生させることができることを確認出来た。

9.6.3. 地心指向制御/地上局指向制御

任意の姿勢に衛星を指向させるようにRWを制御する。ステップ状に変化する目標値に対してキックの発生を防ぐため、式(9.11)のように微分器には状態量のみをフィードバックする。また、衛星の角速度の上限を操作できるように制御則の中にサチュレーションを組み込む。

$$\mathbf{T}_c = -\mathbf{K}_p \left(\mathbf{q}_e + \frac{\mathbf{K}_i}{\mathbf{K}_p} \int \mathbf{q}_e dt \right) + \mathbf{K}_d \boldsymbol{\omega} \quad (9.11)$$

ここで、 \mathbf{T}_c : RW 指令トルク、 \mathbf{q}_e : クォータニオン偏差、 $\boldsymbol{\omega}$: 衛星角速度、 \mathbf{K}_p : 比例ゲイン、 \mathbf{K}_i : 積分ゲイン、 \mathbf{K}_d : 微分ゲインである。また、本制御則では姿勢制御と同時に磁気トルカを用いてRWの回転数を常に0になるように式(9.12)に示すクロスプロダクト制御則を併用する。

$$\mathbf{M}_c = -\mathbf{K}_{Unl} \frac{\mathbf{B} \times \mathbf{H}_{RW}}{B^2} \quad (9.12)$$

ここで、 \mathbf{K}_{Unl} : 制御ゲイン、 \mathbf{H}_{RW} : RWの角運動量を表す。

以上の制御則を用いて、衛星放出後のシミュレーションを行う。シミュレーション条件をTable 9.4に示し、その結果をFig. 9.10 ~ 9.13に示す。

Table 9.4. 地上局/地心指向制御条件

| 項目 | 値 |
|---------------|------------------------------|
| 初期姿勢角 [deg] | $[0 \ 0 \ 0]^T$ |
| 初期角速度 [deg/s] | $[0 \ 0 \ 0]^T$ |
| 比例ゲイン [-] | diag([0.05 0.05 0.05]) |
| 積分ゲイン [-] | diag([0 0 0]) |
| 微分ゲイン [-] | diag([0.1 0.1 0.1]) |
| 制御ゲイン [-] | diag([0.0028 0.0028 0.0028]) |

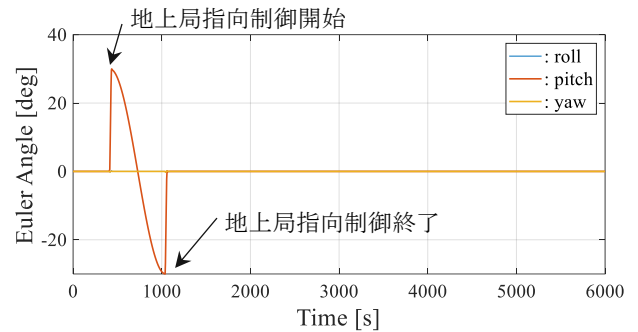


Figure 9.10. 姿勢角の変化

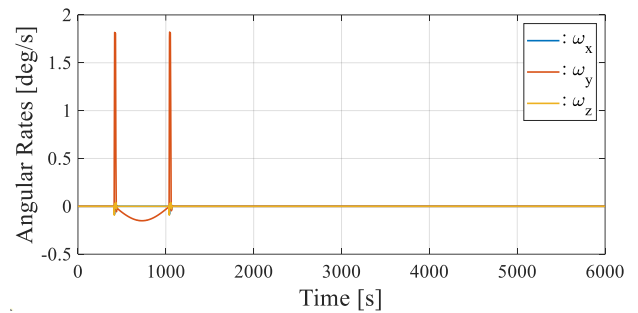


Figure 9.11. 衛星角速度の変化

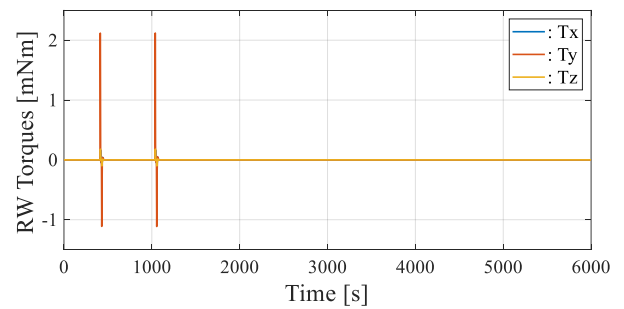


Figure 9.12. RWの発生するトルク

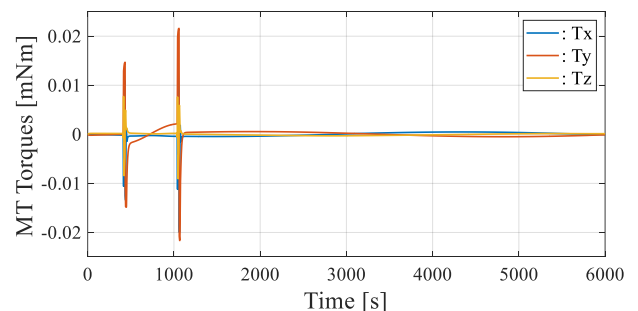


Figure 9.13. 磁気トルカの発生するトルク

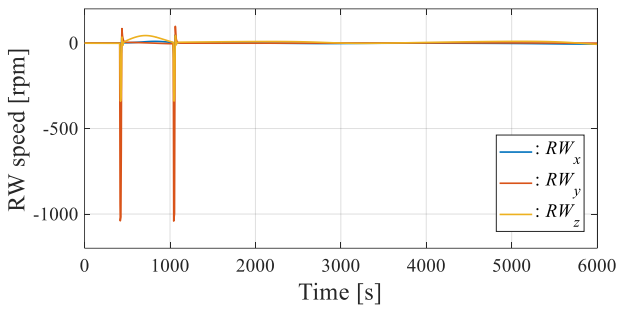


Figure 9.14. RW の回転スピード

以上の結果より、選定した RW や磁気トルカを用いることで、衛星の角速度を減少させ、Fig. 9.10 に示す通り衛星の姿勢をピッチ角方向に指向させることができ、RW の保有している角運動量も飽和することなく制御が行えている。地上局通信の為に制御が可能であることを確認できた。従って、姿勢制御系は要求を満たし、設計が妥当であることが分かる。

謝辞

本解析書を執筆するにあたり、お忙しい中、多くの助言をくださった日本大学工学部航空宇宙工学科山崎政彦准教授に心から感謝申し上げます。また、静岡県立大学グローバル地域センター鴨川仁特任准教授にも心から感謝申し上げます。さらに、貴重なアドバイスを下さった日本大学山崎研究室の柳原大輔さん、佐藤匠さんにも感謝申し上げます。

参考文献

[1] Tsunami Disaster Risk 2016: Past impacts and projections – World.
 [2] 内閣府, “報告書 (1960 千リ地震津波)”, 災害教訓の警鐘に関する専門調査報告書, pp. 76-122, 2010.
 [3] 気象庁, “平成 23 年 (2011 年) 東北地方太平洋沖地震の概要”, 気象庁技術報告, 第 133 号, 2012.
 [4] 気象庁, “津波を予測する仕組み”, <https://www.data.jma.go.jp/eqev/data/tsunami/ryoteki.html>

(アクセス日: 2022 年 9 月 5 日) .

[5] 気象庁, “気象業務はいま”, 研精堂印刷株式会社, pp. 40-51, 2012.
 [6] 防災科学技術研究所, “日本海溝海底地震津波観測網: S-NET”, <https://www.seafloor.bosai.go.jp/S-net/> (アクセス日: 2022 年 9 月) .
 [7] 政府地震調査研究推進本部, “南海トラフ海底地震津波観測網 (N-net) の構築”, <https://www.jishin.go.jp/main/seisaku/hokoku22b/k85-3-1.pdf> (アクセス日: 2022 年 9 月) .
 [8] 寺田幸博, “GPS 津波計・波浪計を用いた防災システム”, 計測と制御, 第 53 巻, 第 6 号, 2014.
 [9] 小柳智之, 平尾達哉, 石川博章, 有岡俊彦, “海洋レーダを用いた津波到達・波高予測技術”, 三菱電気技報, Vol.91, No.2, 2017.
 [10] Inazu, D., Ikeya, T., Waseda, T., et al, “Measuring offshore tsunami currents using ship navigation records”, *Progress in Earth and Planetary Science* **5**, 38 (2018).
 [11] 渡辺忠一, “衛星 VDES の国内導入に向けた環境整備”, 公益財団法人笹川平和財団海洋政策研究所 (OPRI), 2020.
 [12] Ralf Stosius, G. Beyerle, A. Hoehner, J. Wickert, J. Lauterjung, “The impact on tsunami detection from space using GNSS-reflectometry when combining GPS with GLONASS and Galileo”, *Advances in Space Research*, **47** (2011), pp. 843-853.
 [13] Kamogawa, M., Yoshiaki, O., et al., “A possible space-based tsunami early warning system using observation system using observation of the tsunami ionospheric hole”, *Sci Rep*, 2016.
 [14] 近藤信竹, “AIS(自動識別通報装置)”, 日本造船学会誌, 851 号, 2000, pp. 65-69.
 [15] Inazu, D., Ikeya, T., Iseki, T. et al., “Extracting clearer tsunami currents from shipborne Automatic Identification System data using ship yaw and equation of ship response”, *Earth Planets Space* **72**, 41, 2020.
 [16] Philip Jales, *Spaceborne Receiver Design for Scatterometric GNSS Reflectometry*, 2012.

[17] Qingyun Yan., et al, Tsunami Detection and Parameter Estimation From GNSS-R Delay-Doppler Map, 2016

[18] Valery U. Zavorotny and Alexander G. Voronovich, Scattering of GPS Signals from the Ocean with Wind Remote Sensing Application, 2000

[19] Kegen Yu., et al, Weak Tsunami Detection Using GNSS-R-Based Sea Surface Height Measurement, 2016

[20] 藤良太郎, 日向博文他, “海洋レーダを利用したインバージョンに対するレーダ観測時間の影響”, 土木学会論文集 B2 (海岸工学), 69 巻, 2 号, 2013, pp. 1_436-1_440.

[21] 辰巳大介, 富田孝史, “震央位置を利用したインバージョン手法によるリアルタイム津波予測”, 港湾空港技術研究所報告書, 第 47 巻, 第 3 号, pp. 55-73.

[22] 稲津大祐等, “AIS データの船舶分布における GNSS 船舶高度測位による巨大津波の計測と

その予測可能性”, 日本船舶海洋工学会講演会論文集, 第 22 号, 2016, pp. 365-369.

[23] Akbar Shaban Loui, “An Overview on GNSS Radio Occultation”, Civil Engineering and Geodesy Research Institute, 2010.

[24] 若林 誠, 鈴木 朋憲, “低電子密度領域におけるインピーダンスプローブ観測の高精度化に関する研究”, 地球電磁気・地球惑星圏学会, 2011.

[25] Naifeng Fu, et al, “The Two-Parts Step-by-Step Ionospheric Assimilation Based on Ground-Based/Spaceborne Observations and Its Verification”, 2019.

[26] Bong, W., “Space Vehicle Dynamics and Control 2nd”, American Institute of Aeronautic and Astronautic, 2008.

[27] 姿勢制御編集委員会, “人工衛星の力学と制御ハンドブック”, 培風館, 2007.

Table A. 搭載コンポーネントリスト

| サブシステム | 機器名称 | 質量 [kg] | 台数 | 合計質量 [kg] | モード別消費電力 [W] | | |
|--------|--------------------------|------------------------|-------|-----------|--------------|-------|-------|
| | | | | | 初期運用 | 定常運用 | 省電力 |
| ミッション | MIS 制御ユニット* ¹ | 0.300 | 1 | 0.300 | 0.386 | 0.386 | 0 |
| | AIS 受信機 | 0.185 | 1 | 0.185 | 1.350 | 1.350 | 0 |
| | VHF 帯アンテナ | 0.115 | 1 | 0.115 | 0.030 | 0.030 | 0 |
| | GNSS-RO 受信機 | 0.031 | 1 | 0.031 | 0.900 | 1.300 | 0 |
| | GNSS-R 受信機 | 0.031 | 1 | 0.031 | 0.900 | 1.300 | 0 |
| | GNSS アンテナ | 0.075 | 2 | 0.150 | 0.120 | 0.120 | 0 |
| | Impedance Probe | 0.300 | 1 | 0.300 | NA | NA | NA |
| 電源系 | 電源制御ユニット* ¹ | 0.369 | 1 | 0.369 | 1.900 | 1.900 | 1.900 |
| | バッテリー | 0.063 | 6 | 0.378 | NA | NA | NA |
| | x 面太陽セル基板 | 0.083 | 2 | 0.166 | NA | NA | NA |
| | y 面太陽セル基板 | 0.165 | 4 | 0.660 | NA | NA | NA |
| | 太陽電池セル | 0.003 | 114 | 0.342 | NA | NA | NA |
| | CD&H 系 | 衛星制御ユニット* ¹ | 0.074 | 1 | 0.074 | 0.230 | 0.230 |
| 通信系 | GPS 受信機 | 0.031 | 1 | 0.031 | 0.158 | 0.158 | 0.030 |
| | S バンドアンテナ | 0.058 | 1 | 0.058 | NA | NA | NA |
| | S バンド送受信機 | 0.200 | 1 | 0.200 | 3.100 | 8.650 | 2.310 |
| | 熱制御系 | ヒータ | 0.001 | 6 | 0.006 | 6 | 6 |
| 姿勢制御系 | 姿勢制御ユニット* ² | 0.300 | 1 | 0.300 | 0.571 | 0.571 | 0.571 |
| | 太陽センサ | 0.030 | 1 | 0.030 | 0.100 | 0.100 | 0 |
| | 地球センサ | 0.030 | 1 | 0.030 | 0.100 | 0.100 | 0 |
| | 恒星センサ | 0.055 | 1 | 0.055 | 0.142 | 0.142 | 0 |
| | 地磁気センサ | 0.009 | 1 | 0.009 | 0.035 | 0.035 | 0.035 |
| | リアクションホイール L | 0.225 | 2 | 0.450 | 0.700 | 0.700 | 0.350 |
| | リアクションホイール M | 0.150 | 1 | 0.150 | 0.190 | 0.190 | 0 |
| | 磁気トルカ (small rod) | 0.028 | 2 | 0.046 | 0.700 | 0.700 | 0.700 |
| | 磁気トルカ (coil) | 0.046 | 1 | 0.046 | 0.320 | 0.320 | 0.320 |
| 構造系 | 筐体系 | 2.247 | 1 | 2.247 | NA | NA | NA |
| | 機器固定フレーム系 | 0.209 | 1 | 0.209 | NA | NA | NA |
| | 機械計装 | 0.278 | 1 | 0.278 | NA | NA | NA |
| マージン | | | 0.500 | NA | NA | NA | |
| 合計 | | | 7.828 | | | | |