

第23回衛星設計コンテスト

事務局使用欄

受付番号 2756

年 月 日

衛星概要説明書

応募区分 設計の部

1. 作品情報・応募者情報

| 作品名（20文字以内） 非射出型衛星によるロケット上段の姿勢計測 | | | |
|--|-------------------|-----------------------------------|----|
| 作品名 副題（これは公式文書では省略する場合があります） OSSAM: Onboard Satellite Sensing Attitude Motion | | | |
| | 氏名(フリガナ) | 所属学校等、学部、学科（研究室） | 学年 |
| 代表者(正) | 榎本 稔也 (エノモト トシヤ) | 九州大学大学院工学府航空宇宙工学専攻 (宇宙機ダイナミクス研究室) | 1年 |
| 代表者(副) | 原田 隆佑 (ハラダ リュウスケ) | 九州大学大学院工学府航空宇宙工学専攻 (宇宙機ダイナミクス研究室) | 1年 |
| メンバ1 | 古本 政博 (フルモト マサヒロ) | 九州大学大学院工学府航空宇宙工学専攻 (宇宙機ダイナミクス研究室) | 2年 |
| メンバ2 | 北島 志樹 (キタジ マシキ) | 九州大学大学院工学府航空宇宙工学専攻 (宇宙機ダイナミクス研究室) | 1年 |
| メンバ3 | 板谷 優輝 (イタヤ ユウキ) | 九州大学工学部機械航空工学科 (宇宙機ダイナミクス研究室) | 4年 |
| メンバ4 | 児玉 豊 (コダマ ユタカ) | 九州大学工学部機械航空工学科 (宇宙機ダイナミクス研究室) | 4年 |
| メンバ5 | 山根 基暉 (ヤマネ モトキ) | 九州大学工学部機械航空工学科 (宇宙機ダイナミクス研究室) | 4年 |
| メンバ6 | 花田 俊也 (ハナダ トシヤ) | 九州大学大学院工学研究院 航空宇宙工学部門 | 教授 |
| メンバ7 | 藤田 浩輝 (フジタ コウキ) | 九州大学大学院工学研究院 航空宇宙工学部門 | 助教 |
| メンバ8 | | | |

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

宇宙環境を改善するにあたって、スペースデブリの除去効果が大きいものとしてロケット上段機体が挙げられ、スペースデブリの能動的除去を行う際にはその対象物体の姿勢情報が必要となる。そのためロケット上段機体を対象とし、射出を行わない小型衛星を用いることで、軌道上においてロケット上段機体の姿勢情報を直接取得する。

3. 目的と意義（目的・重要性・技術的意義等）

| |
|---|
| <p>(a) 目的</p> <p>宇宙環境を改善していくためには大型デブリの除去を行っていく必要があり、除去を行う際には除去対象物体の姿勢運動・形状の情報が必要となる。現在、地上からの光学観測によるデブリの姿勢運動・形状の推定方法が提案されているが、その推定結果を立証する方法は存在していない。デブリの姿勢運動・形状の推定方法を立証するために、射出しない小型衛星を用いて大型スペースデブリの姿勢計測を軌道上で行う。そしてミッション期間にわたり継続的にロケット上段機体の姿勢計測を行うことを目的とする。</p> <p>(b) 重要性・技術的意義等</p> <p>本衛星を用いて大型スペースデブリの姿勢計測を行い、ライトカーブによる姿勢推定結果と比較・検討することは地上光学観測による姿勢運動の推定方法の確立につながる。ロケット上段機体の姿勢情報を継続的に取得することは、他のデブリの運動を予測することにも役立ち、また、現在提案されているライトカーブを用いた大型スペースデブリの姿勢推定手法を立証することができた場合には、その情報を用いてスペースデブリの能動的除去を行うことが容易となる。そのため将来的なスペースデブリの低減に役立つ。</p> |
|---|

4. ミッションの実施方法

(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）

衛星のシステムは、ミッション、C&DH、構体、熱制御、電源、地上局、通信の計7種類のサブシステムで構成される。ロケット上段機体の姿勢情報の取得をミッションとしているため、ミッション機器は高精度なスターセンサ、ジャイロセンサ、磁気センサを搭載する。衛星のサイズは包絡域：250×290×452 [mm]、質量：13.94 [kg]となっている。ミッション目的からロケット上段機体の姿勢運動・ライトカーブに極力影響を与えないことが重要であり、質量・サイズはミッション達成のための必要最小限な設計となるよう留意している。運用フェーズを初期運用フェーズ、通常運用フェーズ、運用終了フェーズと設定している。初期運用フェーズは他の衛星が射出された後から、ロケット上段の姿勢計測を行うまでのフェーズであり、このフェーズにおいて衛星がミッションを遂行するための機器が正常に動作するか確認を行う。通常運用フェーズにおいてはミッションであるロケット上段機体の姿勢計測を行う。バッテリー残量に応じて、スターセンサとジャイロセンサを用いて姿勢計測を行う高精度姿勢計測モード、電力消費を抑えるためにジャイロセンサと磁気センサを用いて姿勢計測を行う低精度姿勢計測モード、姿勢計測や地上との通信は行わずバッテリーの充電だけを行う充電モードへとモード遷移を行う。また、運用終了フェーズはロケット上段機体の姿勢計測を充分に行えた場合や、地上と10日間通信できなかった場合にはロケット上段機体の運動が収束し、地上との通信が機体によって遮られているものと判断し、自動的に電源を切るものとする。運用軌道は、ロケット上段機体が多数存在する軌道傾斜角90度付近の太陽同期軌道を想定している。

(b) 地上系を含む実験系

地上局は初期運用フェーズにおいて、衛星にコマンドを送ることでミッションを行うための機器が正常に動作するか確認を行う。また、通常運用フェーズの充電モードから低精度姿勢計測モードへの遷移と、低精度姿勢計測モードから高精度姿勢計測モードへの遷移をバッテリー残量に応じて地上局からコマンドを送り、手動でモード遷移を行う。またミッション期間として定めている2年間にわたりロケット上段機体の姿勢運動の計測を行うことができた場合には、コマンドの送信を行うことで衛星の運用を終了する。

(c) データ取得を含む実験運用手順

本衛星は通常運用フェーズにおいてロケット上段機体の姿勢運動の計測を行う。姿勢制御が行われないうちにより、運用に必要な電力を得ることが難しいと考えられる。そのためバッテリー残量に応じて高精度姿勢計測モード、低精度姿勢計測モード、充電モードとモード遷移を行い、可能なタイミングでミッションを行う。高精度姿勢計測モードから低精度姿勢計測モード、低精度姿勢計測モードから充電モードへはバッテリー残量に応じて自動的に遷移を行い、充電モードから姿勢計測モードへは地上からのコマンドによりモード遷移を行う。本衛星とロケット上段機体と地上局の位置関係により、常に地上局と通信を行えるとは限らない。そのため計測データは通信可能時にダウンリンクを行う。

5. 得られる成果

実際にロケット上段機体の姿勢情報を軌道上で直接計測を行うことで、その情報とライトカーブを用いた姿勢推定手法と比較・検討することが可能になる。比較した結果が一致した場合には現在の姿勢推定手法は正確であると立証することが可能となる。一致しなかった場合には、推定手法は誤っていたと判断することができる。これらの結果は現在提案されている光学観測に基づくスペースデブリの姿勢運動推定手法の確立につながる。さらに、ロケット上段機体の姿勢運動を継続的に行うことで、他のスペースデブリの姿勢運動の予測も可能になる。また将来的なスペースデブリの低減にもつながる。

6. 主張したい独創性や社会的効果

射出をしない衛星システムの提案を行った。一般的に人工衛星はロケットから射出されることで軌道へ投入され、姿勢制御をしながらミッションを行う。しかし、本衛星はロケット上段機体から射出されず、固定された状態でロケット上段機体の姿勢計測を行うため、姿勢制御を行わない。また、ロケット上段機体の影響により太陽光や熱入力が遮られる事を考慮したうえで、実際の運用軌道におけるロケット上段機体の姿勢・軌道運動のシミュレーションを行い、その情報を用いることで熱・電力などの解析を行っている。

7. 具体的な実現方法（システムを打上げ、実験を行うことを想定）、製作する範囲並びに費用

予算に関しては、衛星開発費を 4500 万円計上し、コンポーネント設計・試験までは学生主体で行い、製造は専門業社への依頼をメインとする。システム中のコンポーネントは新規に研究開発が必要な物はないため、研究開発費は計上しない。衛星試験費に関しては九州大学内に既に備えられている衛星試験装置や九州工業大学で 2010 年度に開設した超小型衛星試験センターを積極的に利用することで 100 万円程度に抑えることは可能である。さらに、衛星開発費に関しても、九州大学で別プロジェクトとして整備がされている S 帯地上局の利用権利を得ることで設備投資を低く抑えることが可能となり、最低 2 年間の運用費として 300 万円は十分な金額であると判断する。

8. 開発・製造・打上スケジュール

開発計画の基本コンセプトとして、開発期間短縮・低コスト化のために EM コンポーネントを試験・改修し FM 化する。予算は JFY2015 の第 3 期から執行されるものとし、それまでに研究室のプロジェクトコアメンバーでコンポーネントレベルまでの設計を終了させ、PDR(Preliminary Design Review)・CDR(Critical Design Review)を通じて製造段階へ移行可能なことを判定する。JFY2015 の第 3 期以降に予算を執行し、マニファクチュアの協力を得て衛星要素の製造や各種試験を 2 年以内に完了させる。衛星システムの開発と並行して、地上局システムに関しては周波数取得申請やシステム整備・運用試験を行う。最終試験完了時期に AR(Acceptance Review)を行い、打ち上げ可能／不可能であることを判断し、JFY2016 の第 4 期に衛星打ち上げを想定する。相乗り受け入れ先のシステム安全審査に関しては、PDR・CDR・AR といったマイルストーン通過時に適宜実施を予定する。初期運用終了時期に ORR(Operation Readiness Review)を行い、ミッション運用可能／不可能を判断する。ミッション運用期間は 2 年を予定し、運用予算またはミッション達成状況を判定基準として運用終了時期を決定する。スケジュールを 15 人規模で遂行するためには各系には最低限 2 人を割り当て、一部メンバーの重複を認めることが必要である。プロジェクトのライフサイクル全体を一貫して管理可能なテクニカルメンターの大学外部からの招致を検討する。また、コアメンバーとは独立した形でシステムセーフティの監査を行うグループをプロジェクト内に組織することも予定している。

以上

第 23 回衛星設計コンテスト 設計の部 衛星設計解析書

非射出型衛星によるロケット上段の姿勢計測

OSSAM : Onboard for Satellite Sensing Attitude Motion

榎本稔也¹, 原田隆佑¹, 北島志樹¹, 古本政博¹, 板谷優輝², 児玉豊², 山根基暉², 花田俊也³,
藤田浩輝³

¹九州大学大学院工学府航空宇宙工学専攻, ²九州大学工学部機械航空工学科, ³九州大学大学院工学研究院 航空宇宙工学部門

1. はじめに

1.1. 背景

1957 年に旧ソビエト連邦が世界初の人工衛星スプートニク 1 号の打ち上げを成功してから現在まで, 数多くの人工衛星が地球周回軌道に投入されてきた. 宇宙開発は新たな社会インフラとして私達の生活に多くの利益をもたらしたが, 同時にスペースデブリという新たな環境問題も引き起こした. スペースデブリとは, 宇宙空間に存在する不要な人工物の総称であり, 例としては, 運用を終えた人工衛星や打ち上げロケットの上段, ボルト・ナット類, 宇宙機同士の衝突や爆発などで発生した破片等が挙げられる. また運用中の衛星を破壊する危険があるスペースデブリの大きさは直径 1cm 以上といわれている. 近年, スペースデブリによる宇宙環境汚染および, スペースデブリの衝突による宇宙活動へのリスクが増大している.

デブリによる宇宙環境悪化対策として検討されている方法は大きく 2 種類に分類される. 一つは宇宙環境改善として, 現存するデブリを軌道上から能動的に除去する方法 (Active Debris Removal or ADR) であり, もう一つは, ミッション終了後に宇宙環境へ与える環境を小さくするための操作を行う方法 (Post Mission Disposal or PMD) である. 図 1 はこれら 2 つの方法を行った場合の将来の地球周回軌道の環境を予測したものである.

図 1 より今後も現在のペースで宇宙開発・利用を続けたと仮定した場合, 今後打ち上げる宇宙機が 90% の確率で PMD を遂行したとしてもデブリ除去を行わなければ宇宙環境は悪化する一方であることが分かる. しかしながら, 90% の成功確率を持った PMD に加え, 一定のペースで ADR も行っていくと宇宙環境の悪化を抑えられる見込みがあるという結果が示されている. 従って, 今後の安心して安全な宇宙開発・利用には PMD だけでは不十分であり, ADR が必要不可欠である.

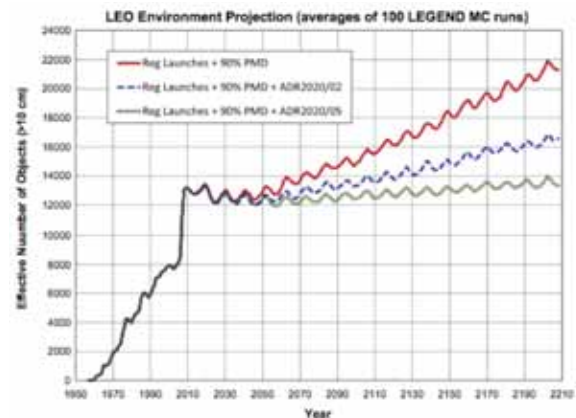


図 1. 低軌道におけるデブリの除去効果をデブリ総数の推移で予測した図

デブリの除去効果は, 除去するデブリの大きさによって異なる. 長期的に見た場合, サイズの大きいデブリを除去の方が宇宙環境改善には有効である. なぜならば, サイズの大きいデブリは他の物体と衝突した場合, 非常に多くの破砕デブリを生じる危険性を有するからで

ある。従って大型のデブリを除去することは将来発生し得る大量のデブリを除去することになる。ここで想定している大型デブリとは、ロケット上段や運用を終えた宇宙機等のことであり、そのサイズは、質量が 1.4 t ~ 8.9 t, 直径が 2 ~ 4 m, 長さが 6 ~ 12 m 程度のものとする。このような大きなデブリの除去方法として、先述のような能動的除去方法が考えられている。例としてデブリ除去宇宙機によって除去対象物体に能動的に力を作用させることで除去を行う方法が挙げられる。この方法では除去対象物体に近づきロボットアーム等で対象を捕獲した後、スラスターやテザー等、デオービットのための推進機器を取り付ける方法が考えられる。除去対象物体を捕獲し推進機器を取り付ける際には、その物体の姿勢運動や形状の情報が必要である。現在までに、多くのロケット上段機体の姿勢運動の状態が地上観測により推定されており、Arian 5 の上段機体のように回転が止まっているものもあれば、非常に高速で回転しているものもあると言われている。

1.2. 姿勢・形状の推定方法

除去対象物体の姿勢運動の情報は、除去対象物体の地上光学観測により得られるライトカーブ、即ち、観測される光の明滅具合から推定することが可能である。観測対象物体に入射する太陽光フラックスの変化や大気の影響を無視すると、地上で観測される光が明滅する主な原因はとしては次の3つが変化することである。

1. 太陽光入射条件
2. 太陽光照射面の光散乱特性
3. 観測対象物体の観測地点方向に対する投影面積

観測対象物体の形状、表面の光散乱特性、位置、

姿勢が決まれば上記の1~3が決まるので、ある時刻に観測できる光の強度が決まる。従って、観測対象物体の形状、表面の光散乱特性、軌道運動、姿勢運動のモデルがあれば、逆にある時刻に観測された光の強度から観測対象物体の姿勢運動等を推定することが可能である。このようなライトカーブを利用した姿勢運動などの推定手法は、小惑星研究の分野では長年に渡って広く用いられている。現在は、地球周回軌道を回る人工物にもこの手法を適応することで、姿勢運動を把握することが提案されている。このような観測光の強さの時間変化の情報から、形状や姿勢運動が推定されている。

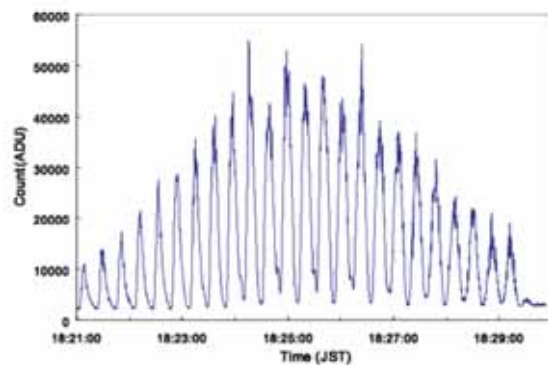


図 2. 低軌道上のデブリ(Cosmos 2082 rocket body)を観測して実際に取得されたライトカーブ

1.3. 目的

これまでに述べたように、宇宙環境を改善していくためには大型デブリの除去を行っていく必要があり、除去を行う際には除去対象物体の姿勢運動・形状の情報が必要となる。現在、地上からの光学観測によるデブリの姿勢運動・形状の推定方法が提案されているが、その推定結果を立証する方法は存在していない。そこで、デブリの姿勢運動・形状の推定方法を立証するために、射出しない小型衛星を用いて大型スペースデブリの姿勢計測を行うことを考

える。そこで得られた計測データを、地上で観測したライトカーブによる姿勢推定結果と比較・検討する。これは地上光学観測による姿勢運動の推定方法の確立につながり、将来的なスペースデブリの低減に役立つ。

2. ミッション解析

2.1. ミッション定義

本衛星のミッションは、大型スペースデブリの代表としてロケット上段機体を対象とし、「軌道上においてロケット上段機体の姿勢情報を直接取得すること」と定義する。

ミッションクライテリアとして次のようにミニマムサクセス、フルサクセス、エクストラサクセスを定義する。

ミニマムサクセス:ロケット上段機体の姿勢計測を行う。

フルサクセス:ミッション期間にわたり継続的にロケット上段機体の姿勢計測を行い、地上からのライトカーブ観測と同時に軌道上でロケット上段機体の姿勢計測を行う。

エクストラサクセス:ロケット上段機体の運動がおよそ収束した後の姿勢運動の計測を行う。

2.2. ミッション解析

上記のミッションに対して、衛星設計に必要な要求値を求めるために、プロジェクトバジェットや相乗り打ち上げ機関の受け入れ条件といったトップレベルの要求と、ミッションの機能要求や運用要求を定義する。

まず、トップレベル要求を定義する。本衛星はロケット上段機体の姿勢運動を詳細かつ継続的に取得することを第1の目的とするものであるため、新規な設計を極力排し、シンプルかつ堅固なシステムとなるよう設計する。また、

ミッション目的からロケット上段機体の姿勢運動・ライトカーブに極力影響を与えないことが重要であるため、質量・サイズはミッション達成のための必要最小限な設計となるよう留意する。プロジェクトバジェットについては相乗り小型衛星の典型的な開発規模を考慮し、本衛星の開発・運用に必要な予算は科研費基盤研究 A 相当の規模を定義する。プロジェクトの中核メンバー規模は1研究室で衛星の開発・運用が維持できる規模と定義する。また、相乗り小型副衛星が持つ安価・タイムリー性の特徴を損なわないために、予算執行開始後の衛星完成までの期間は2年間と定義し、それを超えないものとする。以上のトップレベル要求を纏めた結果を表1に示す。

続いて、機能・運用要求を定義する。ロケット上段機体の運動は、先に述べたように Ariane 5 の上段機体のように回転が止まっているものもあれば、非常に高速で回転しているものもあると言われている。その運動を解析するためにロケット上段機体をモデル化し、摂動力によりどのような運動を行うかのシミュレーションを行った。ロケットの形状を考慮し、姿勢運動を図3のオイラー角を用いて表すものとする。ロケットがZ軸周りに6.0deg/sで回転しながら、軌道高度を下げる方向に衛星を射出したときの運動のシミュレーション結果を一例として図4、図5、図6に示す。

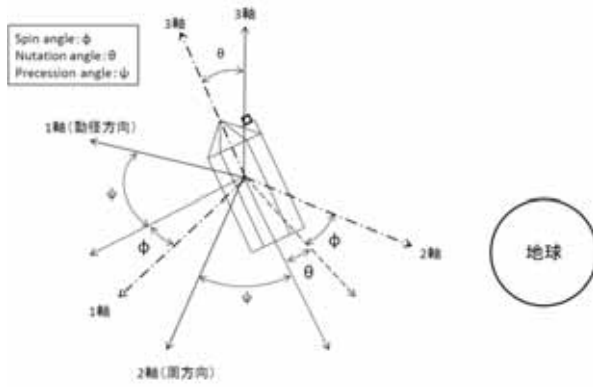


図 3. オイラー角定義図

表 1. トップレベル要求

| | |
|-----------------------------------|------------------------|
| プロジェクトバジェット | |
| 開発運用予算規模 | 5千万円（科研費基盤研究 A 相当） |
| プロジェクトの中核メンバー規模 | 15人(1研究室相当) |
| 予算執行開始～衛星完成の期間 | 2年間 |
| 相乗り打ち上げ機関の受け入れ条件 (H-IIA 相乗り条件) | |
| 質量 | <50kg (衛星フレームを含めない) |
| サイズ | <50cm×50cm×50cm |
| 打ち上げ環境への適合性 | H-IIA ロケット打ち上げ環境条件への適合 |

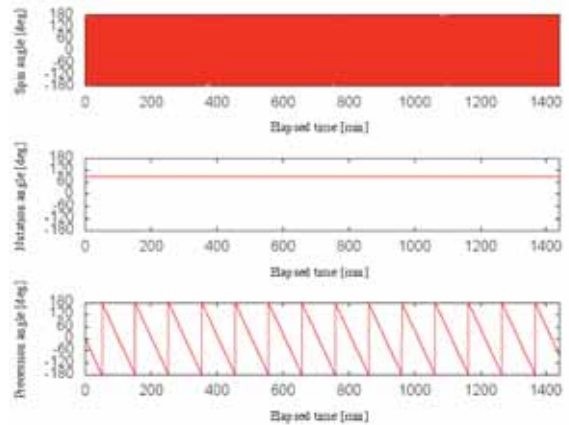


図 4. 分離初日の姿勢変化

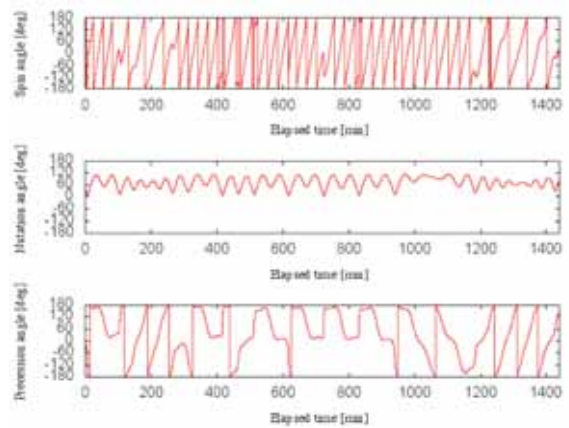


図 5. 分離 30 日後の姿勢変化

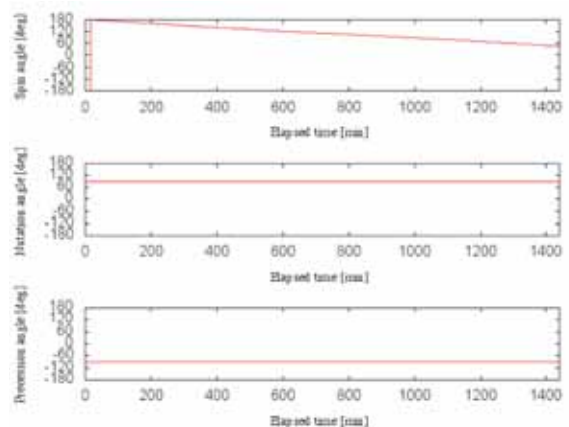


図 6. 分離 180 日後の姿勢変化

渦電流によるトルクの影響で角速度が減少していく中で、重力傾斜トルクの影響がより大

きくなるため、機体固定座標 Z 軸を地球中心方向へ向ける姿勢に落ち着く。この結果より、ロケット上段機体の運動が収束するのに必要な時間は半年ほどであることが分かる。しかし、安定な姿勢になるまでの時間はロケット上段機体のサイズや表面素材などに依存するため分離直後から安定な姿勢になるまでの期間の姿勢計測を確実にを行うために、ミッション期間を 2 年とする。

次にロケット上段機体の衛星に対する影響について考察を行う。本衛星はロケット上段に固定されており、衛星の大きさはロケット上段機体に比べて非常に小さい。そのためロケット上段機体の影響により、衛星へ入射する太陽光や熱入力などが遮られる場合が生じることがある。例として太陽光の入射を考える。図 7 に衛星とロケット上段機体と太陽の位置関係を示す。衛星中心を原点とし太陽方向ベクトルを r 、ロケット上段の斜面の法線ベクトルを n とする。この時、太陽方向ベクトル r と法線ベクトル n のなす角を θ とすると、

$$\cos\theta = \frac{(n \cdot r)}{|n||r|}$$

となる。衛星に太陽光が入射する場合と、遮られる場合の条件はそれぞれ次の(1)、(2)式で表される。

$$\begin{cases} (1): \cos\theta > 0 \\ (2): \cos\theta < 0 \end{cases}$$

太陽光や外部熱入力が遮られることにより、衛星の温度や、電力発生量が変化する。また地上との通信性についても影響が生じる。

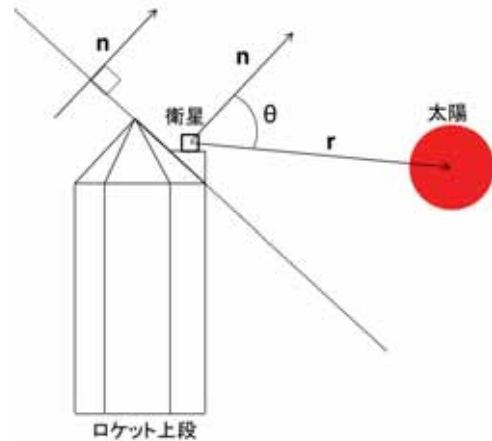


図 7. ロケット上段，衛星，太陽の位置関係

現在ライトカーブを用いた姿勢運動の推定手法での姿勢推定精度は約 3 度である。

本衛星はロケット上段機体の軌道上での姿勢計測結果とライトカーブを用いた姿勢推定結果の比較・検討を最終目標としている。そのため、本衛星の姿勢計測精度は、ライトカーブを用いた姿勢推定精度より高い必要がある。したがってミッション要求として姿勢精度要求を 1.0deg/s、角速度精度を 0.2deg/s、位置精度を 10m とする。衛星がロケット上段機体に取り付けられていることにより、姿勢運動・ライトカーブは変化するが、衛星の質量および表面積はロケット上段機体に対して十分に小さいため、その影響は目的に対して無視できるものである。姿勢制御を行うことができないことと、本衛星がロケット上段機体に固定されていることにより、ロケット上段機体に通信が遮断される場合が考えられる。そのためデータダウンリンクの期限は 24 時間とする。これまでに述べてきた、機能・運用要求の結果を纏めたものを表 2 に示す

表 2. 機能・運用要求

| | |
|---------|----------------------------|
| 計測軌道 | SSO (高度 567km) |
| 計測項目 | H-II A ロケット上段 機体の姿勢運動 |
| 計測センサ | スターセンサ, ジャイ ロセンサ, 磁気センサ |
| ミッション期間 | <2 年間 |

2.3. 運用フェーズ

本節では、運用状態遷移の設計を行う。本衛星はロケット上段機体に太陽光を遮断される場合があり、安定した発電が見込めない。そのため、バッテリー残量に応じて自動的にモードの変更を行うように設計をすることで、ミッションを遂行できるようにする。

2.3.1. 初期運用フェーズ

他の衛星が射出された後から、ロケット上段の姿勢計測を行うまでのフェーズ。このフェーズにおいて衛星がミッションを遂行するための機器が正常に動作するか確認を行う。

2.3.2. 通常運用フェーズ

通常運用フェーズではロケット上段機体の姿勢計測を行う。バッテリーの残量により高精度姿勢計測モードと低精度姿勢計測モードと充電モードの遷移を行う。

2.3.2.1. 高精度姿勢計測モード

本モードではロケット上段の姿勢計測をジャイロセンサとスターセンサを用いて高精度で行い、地上と通信可能時に、データをダウンリンクする。

2.3.2.2. 低精度姿勢計測モード

電力供給が難しくなったとき(バッテリー残量が満充電時の 70%未満になったとき)に、自動的に高精度計測モードから低精度計測モー

ドへ移行する。本モードでは消費電力を抑えるために、ジャイロセンサと磁気センサを用いてロケット上段の姿勢計測を行い、地上と通信可能時にデータをダウンリンクする。

2.3.2.3. 充電モード

衛星がバッテリー残量の問題からミッションを行えなくなった時に低精度計測モードから自動的にセーフモードへ移行する。本モードでは姿勢計測を行わないものとし、バッテリーが充電され次第、地上からのコマンドにより手動で通常運用モードへ移行する。

2.3.3. 運用終了フェーズ

ロケット上段機体の姿勢計測のデータが得られ、ミッションを終えることが可能な場合に地上からのコマンドにより、全ての機器の電源を切る。または、地上と 10 日間通信できなかった場合にはロケット上段機体の運動が収束し、地上との通信が機体によって遮られているものと判断し、自動的に電源を切るものとする。

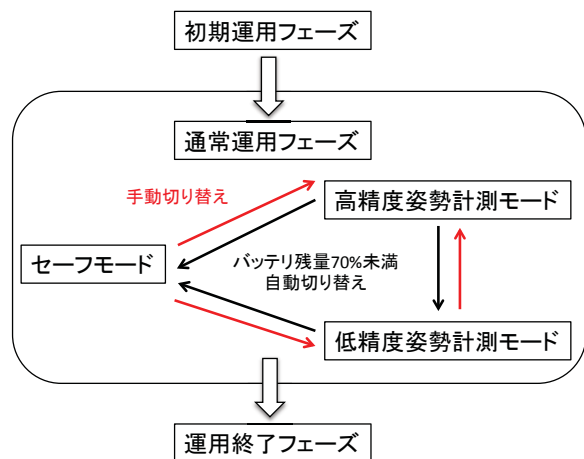


図 8. 運用フェーズ

3. ミッションサブシステム

3.1. ミッション機器概要

本衛星に搭載するミッション機器はロケット上段機体の姿勢計測を行うためのセンサで

ある。先に述べたミッション要求にある姿勢精度要求, 角速度要求, 位置精度を満たすような, スターセンサ, ジャイロセンサ, 磁気センサをミッション機器として搭載する。

3.2. ミッション機器諸元

スターセンサ

高精度な姿勢決定を行うために超小型衛星用の AXELSPACE 社製のスターセンサ AxelStar-3 を合計 2 個搭載する。スターセンサの諸元を表 3 に示す。

表 3. スターセンサ諸元

| | | |
|--------|------------------------|-----|
| 姿勢決定精度 | 7 (ピッチ/ヨー) 77 (ロール) | 秒角 |
| 太陽禁止離角 | 80 | deg |
| 寸法 | 150×80×75 | mm |
| 質量 | 516 | g |
| 消費電力 | 3.0 | W |
| 温度範囲 | -20~+55 | °C |



図 9. AxelStar-3

ジャイロセンサ

本衛星の姿勢を検出するためジャイロセンサを用いる。信頼性が高く, 小型軽量で精度の良い SYSTRON DONNER 社の QRS116 を各軸

用に合計 3 素子搭載する。表 4 に諸元を示す。



図 10. QRS116

表 4. ジャイロセンサ諸元

| | | |
|------|-------------|-------|
| 計測範囲 | ±100 | deg/s |
| 分解能 | 0.004 | deg/s |
| 寸法 | φ37.5×16.38 | mm |
| 質量 | 60 | g |
| 消費電力 | 0.1 | W |
| 温度範囲 | -55~+85 | °C |

磁気センサ

地磁場を測定して, 地球磁場方向ベクトルを算出する。3 軸磁気センサとして, Honeywell 社製の HMC2003 を使用する。表 5 に諸元を示す。

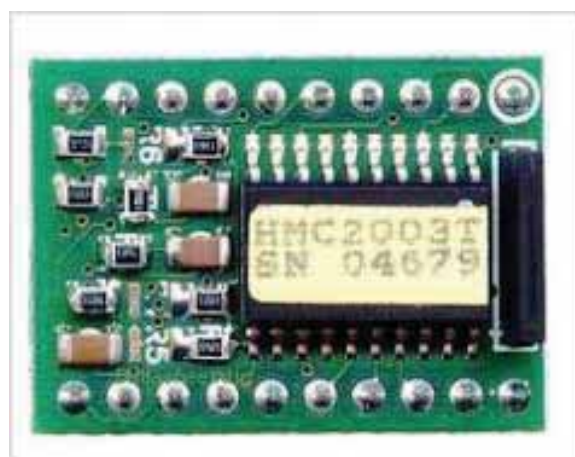


図 11. HMC2003

表 5. 磁気センサ諸元

| | | |
|------------|-------|---------|
| 感度 | 1 | V/gauss |
| ゼロ点電圧 | 2.5 | V |
| 計測範囲 | ±2.5 | gauss |
| 計測ノイズ標準偏差 | 0.003 | 0.003 |
| 動作電圧 | 12 | V |
| 磁気ベクトル最大誤差 | 8.6 | deg |

4. C&DH サブシステム

4.1. 設計概要

最低限の堅固さを担保した上で、シンプルな構造を採用するという衛星設計コンセプトを元に設計を進める。冗長設計とタスク処理構造がシンプルな中央集権型を採用し、タスク処理が十分可能な性能を持ったマイコンを選定する。また、マイコン、ストレージは、宇宙環境での使用実績や宇宙環境耐性が保証されたも

のを選定する。冗長設計は OBC の異常状態時の対策と、シングルイベントの対策のための設計を行う。可視解析によって可視時間を求め、通信系の回線設計による通信速度を参考に、コマンドデータとテレメトリデータのデータ量に対して、十分通信が可能であるかを解析する。

4.2. システム

衛星内部における C&DH 系システム機器は、主処理基板(Main Processing Board :MPB)、通信インターフェースボード (Communication Interface Board:CIB)、電気的中継ボード (Electrical Interface Board:EIB) の3つのコンポーネントから構成されている。

地上試験時の簡便性を考慮して、上記3つのコンポーネント及び電源制御装置管理基板は「処理系ユニット」としてハードウェア的に一つの筐体にまとめて衛星内に配置する。

図 12 に本衛星のシステム構成図を示す。黒の鎖線で囲まれている領域が処理系ユニット内部の機器を表す。

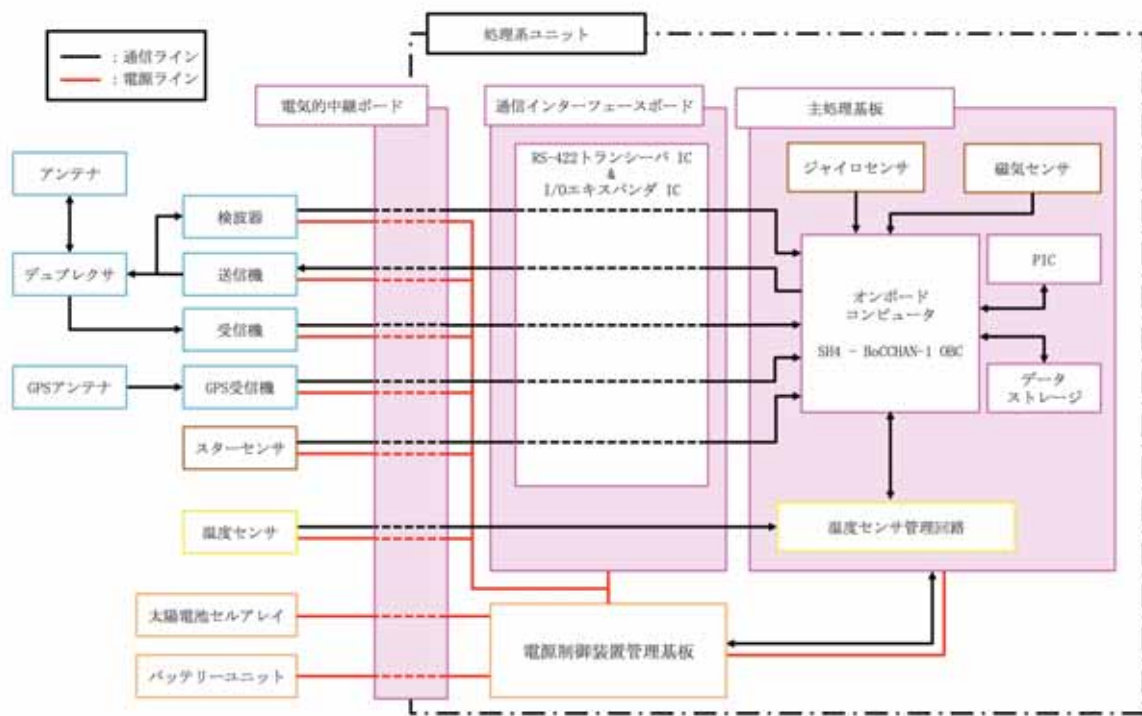


図 12. 衛星のシステム構成図

以下に C&DH 系の各コンポーネントの概要を述べる。

主処理基板は衛星の主処理を行う機器を搭載する基板である。主処理基板上には OBC(On Board Computer),データ記録用のストレージ,磁気センサ,ジャイロセンサ,冗長系を構成する PIC マイコンが搭載されている。本衛星の中央集権構造において, OBC は衛星の制御およびデータ処理の中核となる機器である。このため, OBC の健康状態を監視し異常が発生した際には速やかに対処できるように PIC マイコンを冗長系として組み込んでいる。

通信インターフェースボード(CIB)は OBC とコンポーネントとの通信における通信方式の変換および OBC の I/O ポート数の拡張を行う基板である。OBC とコンポーネント間の通信には, RS-422 方式での通信を採用する。RS-422 方式は差動信号を用いることで通信に

おける伝送経路内のノイズの影響を押さえることができる方式である。この RS-422 方式での通信を行うために, RS-422 トランシーバ IC を用いて通信方式の変換をする必要がある。また本衛星は, 全てのコンポーネントを 1 つの OBC に接続する中央集権構造を採用しているため, OBC の I/O ポートの数に不足が発生してしまう。この不足に対処するために, I/O ポートを増設する I/O エキスパンダ IC を用いる必要がある。通信インターフェース基板上にはこれらの RS-422 トランシーバ IC と I/O エキスパンダ IC が集約されている。

電気的中継ボード(EIB)は処理系ユニット外部のコンポーネントと処理系ユニット内部の主処理基板,通信インターフェースボードおよび電源制御装置管理基板との間の接続における中継点の役割を果たす部分である。電気的中継ボード上には処理系ユニット外部のコンポ

一ネットとの接続の為のコネクタが集約されており, 処理形ユニット内部の各基板へ配線の中継する。

4.3. OBC の選定

本衛星では, AstreX 社(宇宙開発合同会社)の SH4-BoCCHAN-1OBC を採用する。主な選定理由は, ほどよし SDK が利用できることである。ほどよし SDK とは, 東京理科大学電気電子情報工学科木村研究室を中心に開発されているオープンソースの衛星制御ソフトウェア開発環境のことである。衛星に必要なソフトウェアの基本構造が用意されているため, 効率的な開発が可能で, また, 東京大学のほどよし 3号, 4号などでの搭載実績もあり, 信頼性も高い。さらに, ほどよし SDK を利用する他のプロジェクトとの情報共有も行えるので, 効率や信頼性のさらなる向上も望める。

CPU は動作周波数 360MIPS, 1.4GFLOPS という高い処理能力を持ち, 最大 15 ポートの UART や, I2C, SPI 等, 外部インターフェースが多彩である。また, OS に Linux が搭載されていて, 外部インターフェースドライバが実装されているため, シェルスクリプトを用いることでプログラムを書かずとも簡単にハードウェアテストを行うことができる。表 6 に SH4-BoCCHAN-1 の諸元, 外観を図 13 に示す。



図 13. BoCCHAN-1 OBC

表 6. SH4-BoCCHAN-1 OBC 仕様

| 項目 | 詳細 |
|------|---|
| CPU | ルネサスエレクトロニクス製 SH7760 HD6417760BL200ADV 動作周波数 200MHz(33.33MHz×6) 処理能力 360MIPS/1.4GFLOPS |
| メモリ | SDR SDRAM 64MB(32MB×2) |
| PROM | NOR Flash 64MB(64MB×1) |
| 外形 | 60mm×60mm×12.4mm (I/F 基盤含む) |
| 電源 | 入力 3.3V DC 電源 消費電力 コマンド待ち時 : 250mA 0.83W コマンド実行中 : 420mA 1.39W |
| OS | Linux 3.0.4 |

4.4. タスク処理

本衛星は中央集権型であるため, タスク処理構造を設計する際にどのタスクを優先的に処理するのかを決定してスケジューリングを行う必要がある。これを実現させる機能が THREAD とリアルタイム処理である。周期ハンドラと呼ばれるタイマー機能を利用し並列に処理をすることで, リアルタイム性を担保する。また, 各スレッドに優先度を持たせることにより, タスクのスケジューリングを行うことができる。各タスクの優先度ランクの定義を表 7 に示す。優先度ランクの数字が小さいほど重要であることとする。

表 7.タスクランクの定義

| | |
|----|---|
| 1. | 衛星を運用する上で最低限の機能（通信・電源・主処理）の健康状態を確認するためのタスク |
| 2. | ランク 1 のタスクが実行可能であることが保証された上で、衛星に課されたミッション(姿勢計測用データ)を確認及び実行するためのタスク |
| 3. | ランク 1 及びランク 2 のタスクが実行可能であることが保証された上で、衛星を運用する上で必要なタスク(通信・電源)を実行及び、その他の衛星状態に関するタスク(電源情報・熱情報)を確認及び保存する |
| 4. | リアルタイム性のあまり必要ない、コマンド処理等のタスク |

衛星を運用する上で欠かせない、通信・電源・主処理機能の損失を防ぐとともに、その状態を監視するタスクは最優先である。ミッションデータを取得するタスクが実行中であっても、主要機器の異常状態を検知した場合はミッションタスクを中断して衛星の異常状態からの回復、またはその異常状態・原因を地上に送信するタスクを実行させる。本衛星のタスク処理構造を図 14 に示す。

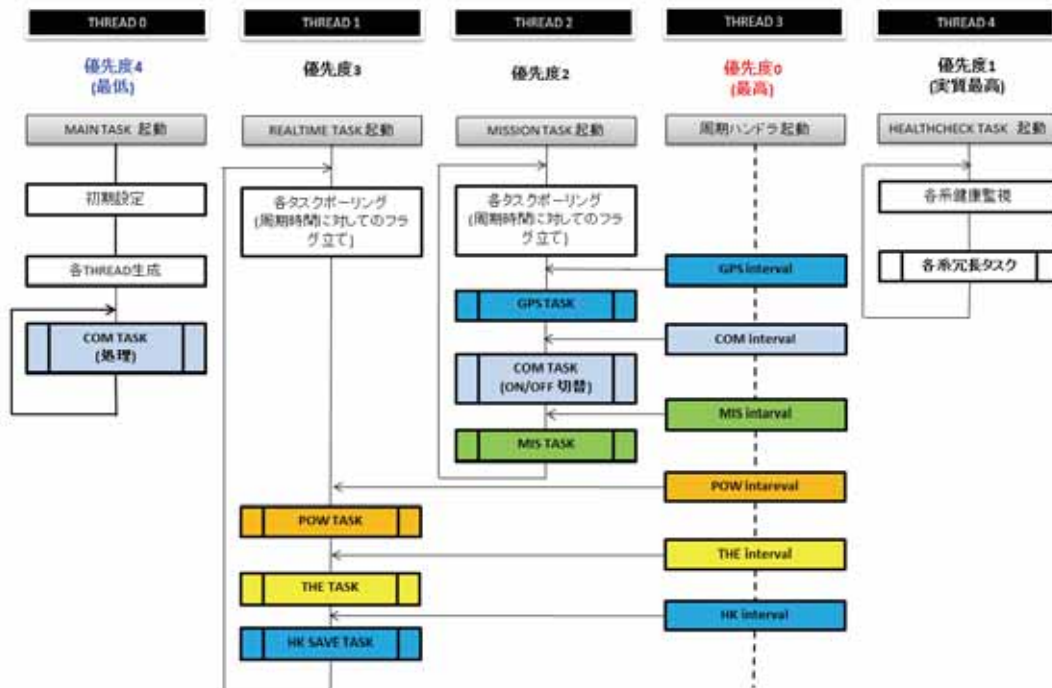


図 14. タスク処理構造

4.5. 冗長系設計

OBC のリセット機能

主処理部の冗長設計としては、プログラムが何らかの原因でハングアップ等の状態に陥ってしまった時の対策として、ウォッチドッグタイマ(WDT)を使ったハードウェアリセットを行う。しかし、WDT でも検出しない異常状態が起きる場合もあるため、PIC マイコンを利用して、PIC のカウントアップ信号をメイン CPU からの信号でリセットし、異常時にリセットを検出できなかった場合は CPU に外部リセットをかける。また、PIC はシングルイベントラッチアップ(SEL)による OBC の異常高電流を監視し、OBC のリセットも行う。図 15 に概要図を示す。

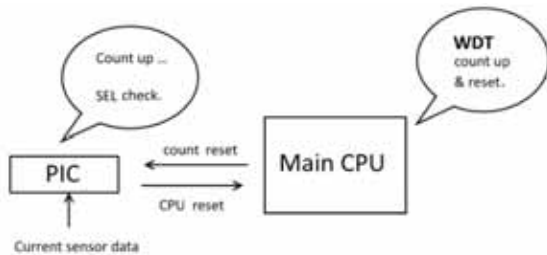


図 15. CPU リセットによる冗長設計

データの三重書き込み

宇宙空間においては放射線のシングルイベントアップセット(SEU)によるデータの反転に注意をする必要がある。そのため、データの三重書き込みを行う。これは各機器から得られるあらゆるデータを三回ずつメモリに書き込み、それらすべてを地上にダウンリンクすることで取得したデータの正確性を担保するというものである。地上では多数決を取ることで正確なデータを判断する。図 16 にデータの三重書き込みを模式的に示す。

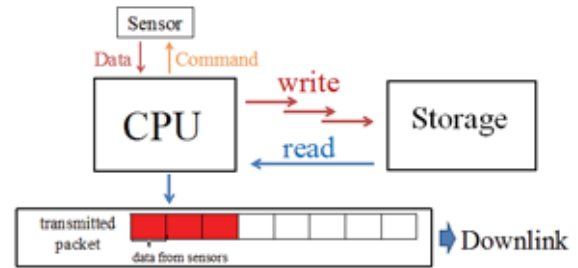


図 16. データの三重書き込み

4.6. 可視解析

計測データを 24 時間以内に地上局にダウンリンクすることがミッション要求として定められている。この要求を満たすことができるかどうかを検討するために、まず可視解析を行う。可視解析には STK(Satellite Tool Kit)を用いる。摂動の影響も考慮し、解析期間は、夏至および冬至以降の 3 日間とした。衛星の投入軌道、及び地上局の解析条件を表 8 に示す。

表 8. 可視解析条件

| | | 軌道種別 | SSO |
|---------------|--------------------------|------|---------------------------|
| 衛星 | 高度 | | 567km |
| | 軌道傾斜角 | | 97.7deg |
| | 降交点地方時 | | 19:00 |
| 地上局 (九州大学) | 緯度 | | 33.583deg |
| | 経度 | | 130.4deg |
| 期間 (夏至) | 22 Jun. 2015 00:00UTCG | | ~25 Jun. 2015 00:00 UT CG |
| 期間 (冬至) | 22 Dec. 2015 00:00 UT CG | | ~25 Dec. 2015 00:00 UT CG |

図 17 では、本衛星の地上局との交信可能領域を示している。さらに、表 9 においては、シミュレーション期間内で得られた可視解析

の結果を示している。なお、摂動の影響で、冬至は夏至に比べて1日あたりのパスが1回多いが、時間が短いため今回の計算からは除外した。



図 17. 可視範囲

表 9. 可視時間解析結果

| | 最小値 | 最大値 | 平均値 |
|-------------------|------|------|------|
| 連続可視 時間[min] | 7.4 | 12.4 | 10.8 |
| 1日合計可視 時間[min] | 42.1 | 44.5 | 43.4 |
| 連続不可視時 間[min] | 84 | 692 | 323 |

4.7. コマンド設計

本衛星のサイズにおけるコマンド数の標準は 40 項目程度である^[1]。一項目あたりに、256bit が必要であると仮定する。また、パスの半分の可視時間ですべての項目について伝送すると仮定する。この時必要な bit レートは

$$40 \text{ 項目} \times 256 \text{ bit} / (250 \text{ sec} / 2) = 81.92 \text{ bps}$$

と得ることが出来る。8章（通信サブシステム & 地上局システム）（表 34）より、アップリンク速度は 1kbps が保証されているため、十分に通信可能である。

4.8. テレメトリ設計

衛星から地上局へのダウンリンクにおいて、プロトコルとして CCSDS 方式を採用する。ここでは、ミッションデータ(MIS Data)およびハウスキーピングデータ(HK Data)の容量、そして転送可能な総容量について解析を行う。

まず、データ量の見積もりを行う。MIS データおよび HK データについてそれぞれ容量の内訳を、表 10、表 11 にまとめた。なお、本衛星では、姿勢および位置情報がミッションデータに含まれるため、ハウスキーピングデータからはこれらを除外する。ミッション系による設計から、本衛星における MIS データのサンプリングレートは 0.1Hz (10 秒おき) であり、また HK データのサンプリングレートは、0.0167Hz (1 分おき) とする。

表 10. MIS データ内訳

| 項目 | サイズ[byte] |
|------------|-----------|
| 長半径 | 4.0 |
| 離心率 | 4.0 |
| 傾斜角 | 4.0 |
| 近点引数 | 4.0 |
| 昇交点赤経 | 4.0 |
| 真近点離角 | 4.0 |
| ロール角 | 4.0 |
| ピッチ角 | 4.0 |
| ヨー角 | 4.0 |
| 磁気センサ(生) | 12.0 |
| スターセンサ(生) | 12.0 |
| ジャイロセンサ(生) | 12.0 |
| GPS 位置情報 | 12.0 |
| GPS 時刻情報 | 4.0 |
| 合計 | 88.0 |

姿勢系計算結果

(生) : 生データ

表 11. HK データ内訳

| 項目 | サイズ[byte] |
|----------|-----------|
| 温度センサ | 40.0 |
| 電源 | 20.0 |
| CPU 健康状態 | 1.0 |
| 合計 | 61.0 |

続いて、一日あたりに保存されるデータ量の見積もりを行う。MIS データおよび HK データのサンプリングレートを考慮し、一日あたりに発生するデータ量[byte]を考えると、値は次のように求まる。

(MIS Data)

$$88\text{byte} \times 3\text{times} \times 0.10\text{Hz} \times 86400\text{s} \approx 2.28\text{Mbyte}$$

(HK Data)

$$61\text{byte} \times 3\text{times} \times 0.0167\text{Hz} \times 86400\text{s} \approx 0.26\text{Mbyte}$$

以上の結果より、マージンを含めたテレメトリデータ容量を MIS データ、HK データそれぞれ、2.5Mbyte、0.5Mbyte とする。

最後に、一日でダウンリンク可能なデータ総量について計算を行う。可視解析の結果から 1 日あたりの合計可視時間の最小値は 42.1min であり、ダウンリンクレートは通信系の回線設計結果より 25kbps を想定している。CCSDS 方式において、1つのパケットサイズ(256bit)に対して送信可能なデータサイズは 196bit である^[1]。また、本衛星ではロケット上段機体により電波が遮られるため、通信可能なのは衛星が地球側を向いている時のみである。そのため、姿勢制御を行わないため基本的に乱回転をしているとみなすと、平均的な通信可能時間は可視時間の半分程度になると考えられる。従って、24

時間分のダウンリンクパケットの中でデータが使用可能な容量は、

$$25\text{kbps} \times 42.1\text{min} \times 0.5 \times (196\text{bit}/256\text{bit})$$

$$\approx 3.02\text{Mbyte}$$

となる。MIS データ、HK データの設計容量が 2.5Mbyte + 0.5Mbyte = 3.0Mbyte であるので、以上よりテレメトリデータが 1 日以内にダウンリンク可能であることがわかる。

4.9. ストレージ設計

衛星搭載用の半導体メモリは主に SRAM・DRAM・フラッシュメモリの 3 種類が考えられるが、恒常的電力の供給が保証されない宇宙空間での使用を考慮し、記録保持において電力を使用しない、不揮発性メモリであるフラッシュメモリを採用する。

保存領域の容量について検討するにあたり、表 4 における連続不可視時間の最大値を使用する。この連続不可視時間において蓄積されるデータ容量は、HK Data・MIS Data とサンプリングレートおよび三重書き込みより、次のように求まる。

$$\begin{aligned} & (88\text{ byte} \times 0.1\text{ Hz} + 61\text{ byte} \times 0.0167\text{ Hz}) \\ & \quad \times 692\text{ min} \times 3\text{ times} \\ & = 1.22\text{ Mbyte} = 9.78\text{ Mbit} \end{aligned}$$

保存領域の容量の設計値は、マージンやメモリ容量の規格値を考慮して 64 Mbit とする。

以上の容量の設計値を考慮し、ストレージを選定する。厳しい放射線環境下の宇宙空間での使用のため、宇宙放射線が電子機器に及ぼす影響を考慮して信頼性の高いものを選ぶ必要がある。フラッシュメモリには NOR 型と NAND 型の 2 種類が存在する。表 12 にそれぞれの特徴を示す。メモリセルを並列に接続し 1 ビット

ごとのアクセスが可能な NOR 型に対し、膨大な数のメモリセルを直列に接続し、まとめて管理する NAND 型は集積度が高い代わりに信頼性が比較的低い。本衛星ではデータ保持の信頼性を優先とし、NOR 型フラッシュメモリを搭載する。

表 12. フラッシュメモリの特徴

| | NOR 型 | NAND 型 |
|--------|-------|--------|
| 集積度 | 小 | 大 |
| 信頼性 | 高い | 低い |
| 誤り訂正回路 | 不必要 | 必要 |

5. 構体サブシステム

5.1. 構体系設計概要

本衛星の包絡域及び質量を以下に示す。

包絡域：250×250×452 [mm]

質量：15.33 [kg] (10%のマージン含む)

包絡域に関しては、衛星分離機構アダプタ部も含む。表 37 に各部材の材料、寸法を示す。構造材料にはアルミニウム合金 A5052-H32 を使用する。A5052-H32 の物性値は表 13 に示す。

表 13. A5052-H32 物性値

| | |
|------------------------|-------|
| 密度[kg/m ³] | 2680 |
| 縦弾性係数[GPa] | 69.6 |
| せん弾性係数[GPa] | 26.5 |
| ポアソン比 | 0.33 |
| 引張耐力[MPa] | 158.6 |
| 圧縮耐力[MPa] | 151.7 |

本衛星は内部に厚さ 10[mm]の内板を配置

する。この内板はロケットの振動を逃すロードパスの役割を果たし、打ち上げ時のロケットの剛性要求を満たすことができる。またこの内板には、各系の搭載コンポーネントを固定することが出来る。図 18 に機体の外観及び外部搭載コンポーネント配置を示す。機器配置については次項で記述する。

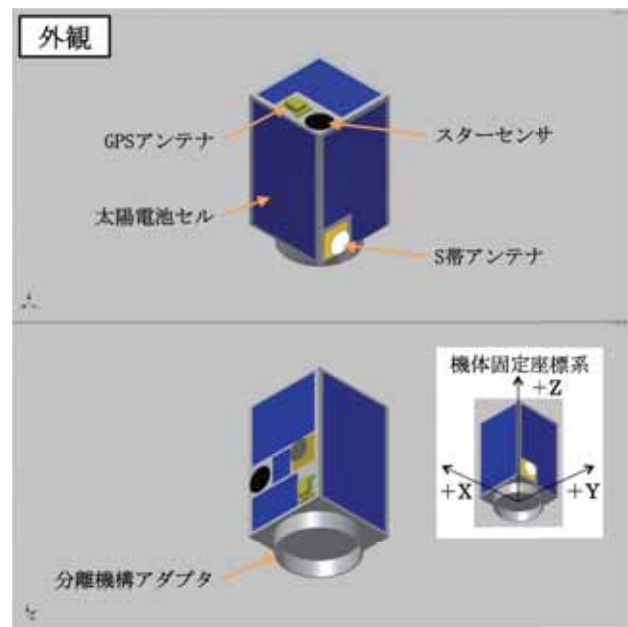


図 18. 衛星外部構造・コンポーネント配置

5.2. 機器配置

本衛星の内部搭載コンポーネント配置を図 19 に示す。コンポーネントの配置に際して、内板により衛星内部が 2 つの空間に仕切られることから、重心位置が衛星の基軸から大きくずれることがないように配置した。また高さ方向に関しては、重心位置が高くないように質量が大きいコンポーネントから優先的に衛星下部に配置している。本衛星では、スターセンサを除く全ての内部搭載コンポーネントは内板に固定されている。これによって、外板にコンポーネントを固定した場合に比べて、各部材及びコンポーネントに加わる振動が小さく

なり、振動に強い構造となる。また内板にコンポーネントを固定することにより、実際の衛星製作時の地上試験において、ハーネスの取り回しの観点から、外板の取り外しが容易となり地上試験の簡便性を計っている。

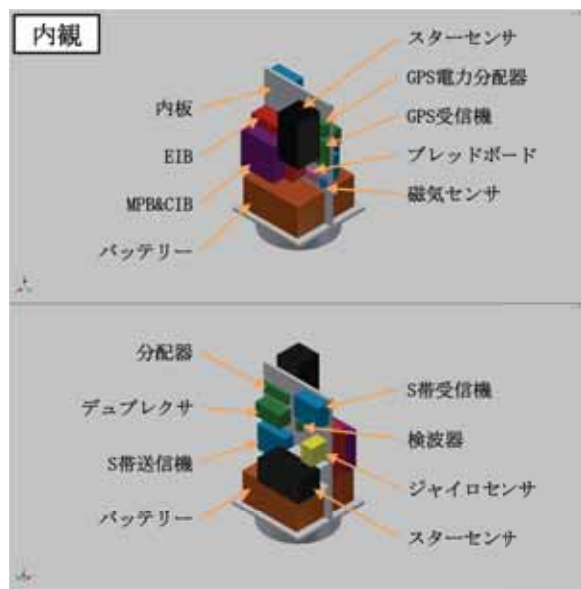


図 19. 内部搭載コンポーネント配置

5.3. 質量特性

本衛星の質量配分を表 37 に示す。本衛星はミッションの特性上各系の搭載コンポーネントが少なく、公募小型衛星/H-II A の制限である 50kg を超えることはないと予測されたので、各系に対して質量の制限は行っていない。しかし不必要に重くなることを避ける為、各系が必要とする機器のスペックを挙げ、それを満たす機器の中で質量が軽いものを選定した。質量マージンは全体質量の 10 パーセントとした。マージンの中には搭載コンポーネントやパネルの締結部、ハーネスの質量が含まれる。H-II A ロケットの重心オフセット規定と本衛星の質量中心を求めた結果を表 14 と表 15 に示す。これより、本衛星が質量特性の制約を満たしていることが分かる。なお機体固定座標の

原点は、外板-Z 面分離機構側の中心部とした。

表 14. 重心オフセット規定

| | |
|------|--------|
| X 座標 | ≤25mm |
| Y 座標 | ≤25mm |
| Z 座標 | ≤330mm |

表 15. 質量中心

| | |
|------|----------|
| X 座標 | 5.223mm |
| Y 座標 | 7.214mm |
| Z 座標 | 184.14mm |

5.4. 慣性モーメント・慣性乗積

各コンポーネントを配置した後、慣性モーメント・慣性乗積を算出した。表 16 に結果を示す。

表 16. 主慣性モーメント及び慣性乗積

| | | |
|----------------------------|-----------------|---------|
| 慣性モーメント[kgm ²] | I _x | 0.3066 |
| | I _y | 0.2799 |
| | I _z | 0.1402 |
| 慣性乗積[kgm ²] | I _{xy} | -0.0042 |
| | I _{yz} | -0.0067 |
| | I _{zx} | -0.0076 |

5.5. 構造解析

5.5.1. 打ち上げインターフェースでの条件

本衛星は H-II A ロケットへの搭載を想定し、解析を行った。以下に H-II A ロケットの相乗

り小型衛星への剛性要求を示す。

表 17. H-II-A 衛星への剛性要求

| 方向 | 最低次の固有振動数 |
|--------|---------------------|
| 機軸方向 | $\geq 100\text{Hz}$ |
| 機軸直交方向 | $\geq 50\text{Hz}$ |

5.5.2. 構造数学モデル

衛星システムの構造特性要求を評価するための数学モデルを図 20 に示す。衛星搭載コンポーネントについては、質量が 100g 以下のものを省略し、一部を質点と仮定した。節点数は 27992、要素数は 4205 となった。解析には構造解析ソフトである ANSYS を使用した。

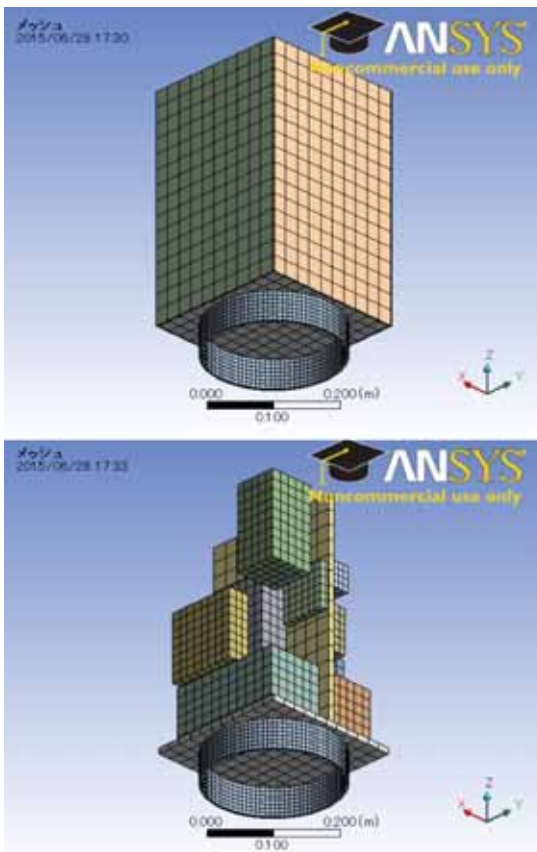


図 20. 構造数学モデル外観及び内観図

5.5.3. 固有振動数解析

打ち上げ時にロケットと搭載衛星の振動モードが動的に連成すると、衛星にかかる振動荷重が増加する。この荷重はロケットと衛星の固有振動数を分離することで減らすことができる。本解析では、衛星分離面を固定し完全に剛にした状態で、衛星の機軸方向、機軸直交方向それぞれについて基本振動数を求めた。結果を図 21、図 22、図 23 及び表 18 に示す。X 軸方向 1 次モードの固有振動数は 341.79Hz、Y 軸方向 1 次モードの固有振動数は 442.25Hz、Z 軸方向 1 次モードの固有振動数は 1278.9Hz となり、H-II A ロケットの剛性特性を満たしている。なお、1 次モードの評価には有効質量を用い、他より突出しているものをその軸の振動モードと判断した。

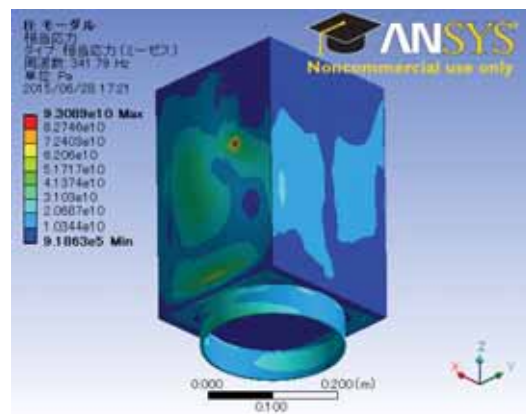


図 21. 機軸直交(X 軸)方向 1 次モード

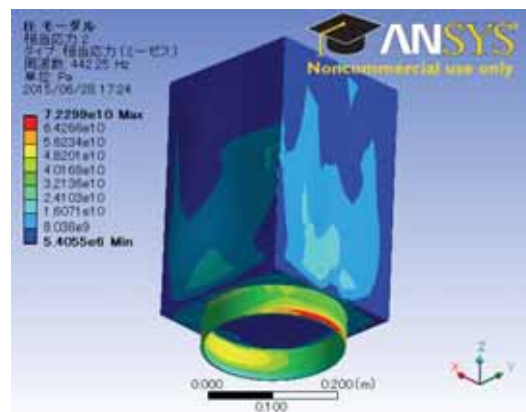


図 22. 機軸直交(Y 軸)方向 1 次モード

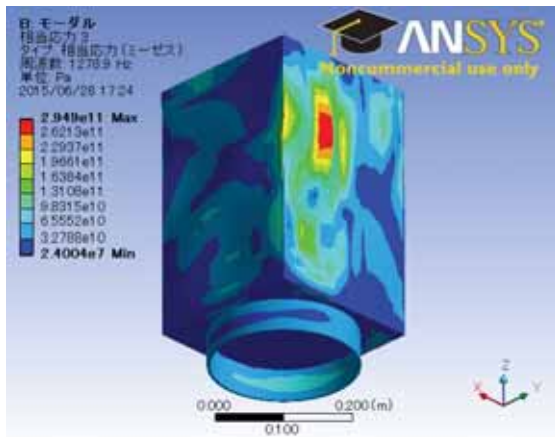


図 23. 機軸(Z 軸)方向 1 次モード

$$MS = \frac{151.7\text{MPa}}{5.79\text{MPa}} - 1 = 25.2 > 0$$

MS が 0 以上となるので本衛星は打ち上げ時の荷重に耐えることが確認できる。

表 19. H II-A ロケットの準静的加速度

| | 機軸方向加速度 | 機軸直交方向加速度 |
|------|------------------------------|--|
| 圧縮評定 | -58.84m/s ² | ±49.04m/s ² {5.0G} {-6.0G} |
| 引張評定 | 49.04m/s ² {5.0G} | ±49.04m/s ² {5.0G} |

表 18. 固有振動数解析結果

| 軸方向 | 固有振動数 [Hz] |
|-----|------------|
| X 軸 | 341.79 |
| Y 軸 | 442.25 |
| Z 軸 | 1278.9 |

5.5.4. 静荷重解析

搭載衛星はロケットの最大予測荷重に対して、主構造が耐えることを確認しなければならない。表 19 によると H-II A ロケット打ち上げ時において、衛星に機軸方向に最大で 6G、機軸直交方向に最大で 5G の加速度がかかる。本解析ではこの値に安全係数 1.5 を乗じて、衛星分離面固定の衛星構造数学モデルに様に負荷して、構造要素に発生する部材力を求めた。図 24, 図 25 に解析結果を示す。構造要素の中で最大相当応力が作用するのは衛星分離機構アダプタであり、最大相当応力は 5.79MPa であった。衛星分離機構アダプタに使用している A5052-H32 の圧縮耐力は 151.7MPa なので、本衛星の安全余裕 Margin of Safety (MS) は以下の式より求められる。

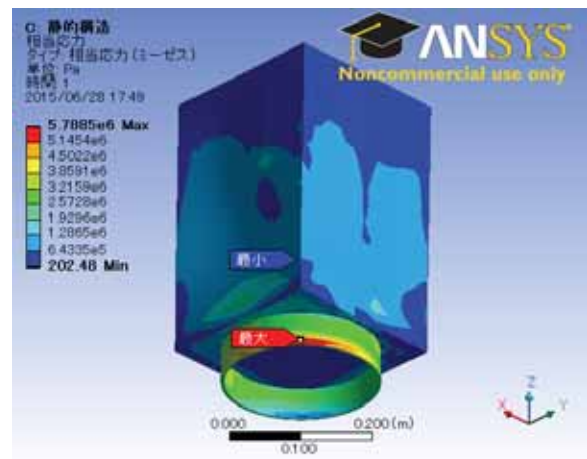


図 24. 静荷重解析結果(外部構造)

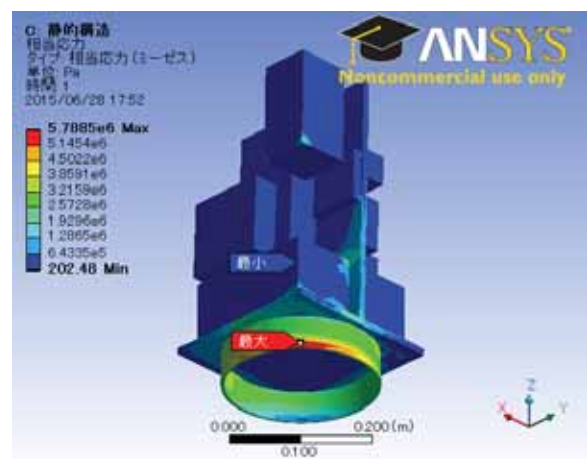


図 25. 静荷重解析結果(内部構造)

6. 熱制御サブシステム

人工衛星に搭載される機器には、正常に動作し、その機能、性能を十分に発揮出来る温度範囲がある。これを、機器の許容温度範囲という。本衛星の搭載機器の許容温度範囲を付表に示す。全ミッション期間の衛星内外の熱環境を解析し、最も熱入力のすくない低温最悪条件と、最も熱入力の多い高温最悪条件での温度が、各機器の許容温度内に収まるように熱制御素子の選定を行い、解析する。なお、製造や、軌道上での不確実性や、解析に使用したパラメータの不確実性などを吸収するために、許容温度範囲の高温側と低温側にそれぞれ 5℃ の設計マージンを持たせ、その温度範囲を解析の目標温度とする。

6.1. 熱解析

熱解析の方法としては、衛星各面を 1 節点（全 6 節点）、衛星内部を 1 節点、宇宙空間を 1 節点とした合計 8 節点による、熱平衡方程式を用いた多節点解析を行う。節点の振り分けを図 26 にまとめた。各節点の目標温度範囲も合わせて表 20 に示す。

表 20. 各節点の設定と目標温度

| 節点番号 | 節点 | 目標温度[℃] |
|------|------|----------|
| 節点 1 | -Y 面 | -160~100 |
| 節点 2 | +X 面 | -160~100 |
| 節点 3 | +Y 面 | -160~100 |
| 節点 4 | +Z 面 | -160~100 |
| 節点 5 | -X 面 | — |
| 節点 6 | -Z 面 | — |
| 節点 7 | 内部構造 | 0~40 |
| 節点 8 | 宇宙空間 | — |

※節点 5、6 ついては、特に機器などの搭載が

ないため、許容温度がないものとしている。

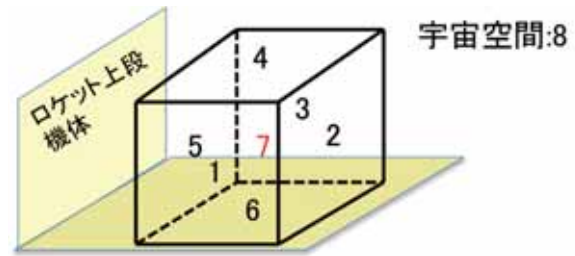


図 26. 節点の振り分け

熱解析に用いる熱平衡方程式を次に示す。

- 熱平衡方程式

$$m_i c_{p,i} \frac{dT_i}{dt} = Q_i - \sum_{j=1}^n C_{ij} (T_i - T_j) - \sum_{j=1}^n \epsilon_i \epsilon_j A_i F_{ij} \sigma (T_i^4 - T_j^4)$$

m_i : 節点 i の質量[kg]

$c_{p,i}$: 節点 i の比熱[J/kg/K]

T_i, T_j : 節点 i, j の温度[K]

Q_i : 節点 i の熱入力[W]

C_{ij} : 節点 i, j 間の伝導熱伝達係数[W/K]

σ : Stefan-Boltzmann 定数

$$(5.669 \times 10^{-8} \text{W/m}^2/\text{K}^4)$$

ϵ_i, ϵ_j : 節点 i, j の放射率

A_i : 節点 i の面積[m²]

F_{ij} : 節点 i, j 間の放射形態係数

上記の熱平衡方程式を Runge-Kutta 法にて数値的に解くことで温度解析を行った。

6.2. 熱入力 Q_i

熱平衡方程式の右辺の第一項の Q_i には、内部熱入力 ($P_{i,inn}$) と外部熱入力 ($P_{i,ext}$) の 2 つの和である。

$$Q_i = P_{i,inn} + P_{i,ext}$$

内部熱入力 $P_{i,inn}$

内部熱入力は、搭載機器の発熱量であり、これは衛星の運用モードに依存する。各モードにおける消費電力を入力値として用いる。

外部熱入力 $P_{i,ext}$.

全ミッションを通して、考えられる外部入力
は次の 1) ~5) である.

- 1) 太陽放射
- 2) 地球赤外放射
- 3) アルベド (太陽光の地球からの反射)
- 4) 打ち上げ時のフェアリングからの赤外放射
- 5) ロケットエンジン, アボジモータ, 2次推進系などの噴射時の熱入力

このうち、衛星の温度に主に影響するのは
1) ~3) である.

1) 太陽放射

地球周辺において、単位面積、単位時間当たりの太陽放射エネルギー E_s は次のように表せる.

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

近日点である 1 月 3 日に最大値 1399W/m^2 , 遠日点である 7 月 4 日に最小値 1309W/m^2 となる.
また、地球周回衛星の場合、軌道高度に依存しない.

2) 地球赤外放射

地球からの熱放射の波長は赤外域である. 放射される熱量 E_e は、年平均値として次式で表せる.

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

地球赤外放射は緯度に大きく依存し、極地域で最小値 ($< 174 \text{W/m}^2$), 北緯 20° から南緯 20° の地域で最大値 ($> 244 \text{W/m}^2$) をとる.

3) アルベド

アルベドは、地球の大気や地表面から反射してくる太陽光のことをいう. その強度 E_a は次式で表せる.

$$E_a = a E_s$$

a はアルベド係数といい、主に緯度によって変化する. 極地域で最大値 (> 0.6), 北緯 20° から南緯 20° の地域で最小値 (< 0.20) をとる. 年平均としては、次のように表せる.

$$a = 0.30 + (+0.30, -0.15)$$

衛星表面に入射するエネルギーは、これまでに述べたエネルギーに各面の面積と放射形態係数および太陽光吸光率をかけたものである. したがって、外部入力 $P_{i,ext}$ は次式で表せる.

$$P_{i,ext} = \alpha_i A_i (E_s F_{s,i} + E_e F_{e,i} + a E_s F_{a,i})$$

α_i : 節点 i の太陽光吸収率

A_i : 節点 i の表面積

$F_{s,i}$: 太陽放射に関する節点 i の放射形態係数

$F_{e,i}$: 地球赤外放射に関する節点 i の放射形態係数

$F_{a,i}$: アルベドに関する節点 i の放射形態係数
放射形態係数 F_{ij}

一般に、二つの面の放射形態係数 F_{ij} 次式により求まる.

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

dA_i, dA_j : 面 i, j の微小部分の面積

θ_i : dA_i と dA_j を結ぶ直線と dA_i の法線となす角

θ_j : dA_i と dA_j を結ぶ直線と dA_j の法線となす角

r : dA_i と dA_j を結ぶ直線の長さ

$F_{s,i}, F_{e,i}, F_{a,i}$ も同様の式から求められる.

また、放射形態係数には一般に次の幾何学的関係が成り立つ.

$$A_i F_{ij} = A_j F_{ji}$$

$$\sum_{j=i}^n F_{ij} = 1$$

F_{ij} を求める理論式を解析的に解くのは困難で

あるため、熱解析においては上記の幾何学的な関係を用いて F_{ij} を求めた。

伝導熱伝達係数 C_{ij}

各節点は締結部分で接続されており、接触熱伝導のみを考慮する。 C_{ij} は次式で表される。

$$C_{ij} = A_{ij}h$$

A_{ij} : 接触面積

h : 接触熱伝導率

h の値は、接触面の材質や表面状態、固定方法などにより変化し、材質、接触圧などをパラメータとして測定したデータがあるが、実際には熱真空試験を通して評価する必要がある。一般に、真空中で測定された構造材の締結部における h は $50\sim 800\text{W}/\text{m}^2\text{K}$ の範囲になることが分かっている。

6.3. 温度ケースの定義

ここで、解析の対象となる低温最悪条件と、高温最悪条件を定義する。低温最悪条件は、外部熱入力と内部発熱が最小で、高温最悪条件はそれらが最大の場合である。さらに、宇宙空間にさらされる表面は経年劣化によって太陽光吸収率が増加し、衛星の温度は高くなる。したがって、低温最悪条件はミッション初期 (BOL) の外部熱入力と内部発熱が最小の場合で、高温最悪条件はミッション末期 (EOL) の外部熱入力と内部熱入力が最大の場合である。

内部発熱については、衛星運用において最も電力を使用するモードと最も電力を使用しないモードそれぞれの消費電力の 8 割の値を熱量として、最悪条件に適用することとする。従って、高精度姿勢計測モード時の条件を高温条件とし、セーフモード時の条件を低温条件に適用することで解析を行った。最悪条件として、定義したケースを表 21 に示す。ただし、今

回の熱解析では、ロケットボディの姿勢運動がなくなり完全静止しているという状況は、想定外としている。

表 21. 最低低温、高温ケースの設定

| 解析ケース | 高温最悪 | 低温最悪 |
|----------|------|------|
| 外部熱入力 | | |
| ・太陽輻射 | 1399 | 1309 |
| ・地球赤外放射 | 264 | 140 |
| ・アルベド | 0.15 | 0.6 |
| 内部熱入力[W] | ① | ② |
| 表面素子状態 | EOL | BOL |

※ 外部入力の単位は、「0 熱入力」参照

① 高精度姿勢計測モード時の熱入力

② セーフモード時の熱入力

6.4. 熱制御素子の選定

本衛星は、ロケット上段に取り付けられており、姿勢制御ができない。そのため衛星に対する外部熱入力による影響はロケット上段機体の姿勢運動をシミュレーションし、その時の衛星の姿勢データを用いて求めている。すなわち、ロケット上段、衛星、地球及び太陽の位置関係により外部熱入力の変動する複雑な状況であるため、ロケット上段に取り付けられている衛星の -Z 面及び、表面とロケット上段にわずかな隙間しかない -X 面以外の表面については、外部との熱のやりとりについて大まかな予測が付きにくい。そこで、-Z 面以外の表面素子については外部からの熱の影響を小さくするために吸熱性の低い、銀蒸テフロンを用いた。また、-Z 面に対しては断熱材を用いた。衛星の各表面素子について次の表 22 にまとめる。

表 22. 各節点における表面素子の選定

| 節点番号 | 節点 | 表面素子 |
|------|------|------------------|
| 節点 1 | -Y 面 | 太陽電池及び 銀蒸テフロン |
| 節点 2 | +X 面 | 太陽電池及び 銀蒸テフロン |
| 節点 3 | +Y 面 | 太陽電池及び 銀蒸テフロン |
| 節点 4 | +Z 面 | 太陽電池及び 銀蒸テフロン |
| 節点 5 | -X 面 | 銀蒸テフロン |
| 節点 6 | -Z 面 | 断熱材 |
| 節点 7 | 機体内部 | アロジン処理 |

・熱制御素子と太陽電池セルの表面特性の兼ね合いについて

まず、今回熱制御素子として用いる銀蒸テフロンと太陽電池セルについて、それぞれの表面特性を以下の表 23 にまとめる。

表 23. 銀蒸テフロンと太陽電池セルの表面特性

| | 太陽光吸収 率 α | 全半球反射 率 ϵ |
|--------|---------------------|-----------------------|
| 銀蒸テフロン | 0.03 | 0.9 |
| 太陽電池セル | 0.62 | 0.85 |
| アロジン処理 | 0.17 | 0.1 |

表 23 のように今回扱う熱制御表面素子と太陽電池セルの表面特性は異なる。今回の衛星では、+X,+Y,-Y,+Z 面に太陽電池セルを実装するが、その面上すべてにおいて実装するわけではないので、一つの面に対して二つの素子が

混同する。しかし、今回の節点解析では複数の物質が実装された一表面も一つの節点としてみなすので、表面特性を面積平均した値を求める必要がある。

よって、 ϵ はつぎのように求める。

$$\epsilon = \frac{\sum_i^N A_i \epsilon_i}{A}$$

ただし、 A_i, ϵ_i は、同じ特性を持つ表面 i の面積と、その全半球放射率である。 α も同様の計算を行い、解析にはこれによって求められた表面特性を採用した。

6.5. 解析結果

各節点での、低温最悪条件での最低温度及び、高温最悪条件での最高温度の解析結果を表 24 に示す。また、各節点での許容温度も示す。

表 24. 各節点の最低・最高温度

| 節点番号 | 低温最悪 での最低 温度 (°C) | 高温最悪 での最高 温度 (°C) | 許容温度 (°C) |
|------|-------------------------|-------------------------|--------------|
| 1 | -20 | 91 | -160~100 |
| 2 | -28 | 54 | -160~100 |
| 3 | -21 | 93 | -160~100 |
| 4 | -46 | 91 | -160~100 |
| 5 | -30 | 75 | - |
| 6 | -30 | 27 | - |
| 7 | 27 | 38 | 0~40 |

このより、低温最悪条件及び高温最悪条件それぞれにおいて各節点の許容温度範囲を満たしていることがわかる。また、同様に低温最悪条件での各節点の温度の時間履歴をに示す。は、本衛星のある一日の温度の時間履歴である。また、下の図は上の図のうち 1.8 万秒から、3

万秒までの間をピックアップしたものである。この図から分かるように、温度変動が大きくなっているのは、主に+Y,-Y,+Z 面であることがわかる。この三面は、太陽光パネルを実装している面であり、ロケット上段による影となりにくい位置にあるため、このような解析結果と

なったと考えられる。それに対し、ロケット上段との隙間がわずかしかなくほとんど機体の影の位置にあると考えられる-X面は、先ほど述べた三面に比べ温度変動が少なくなっている。

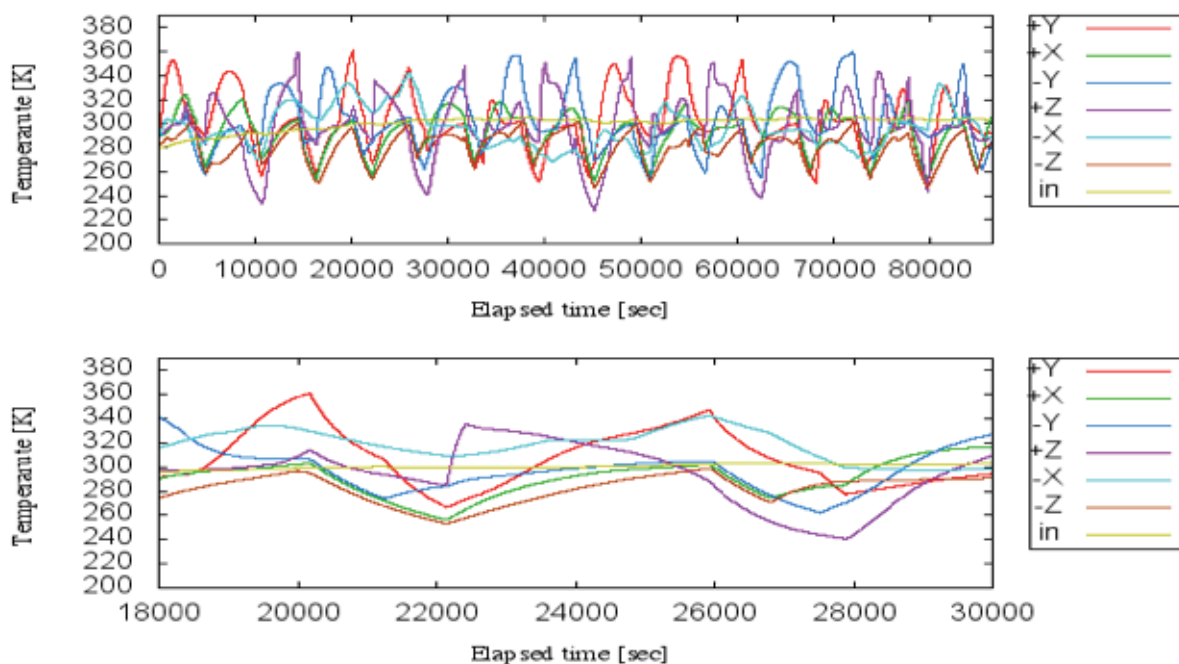


図 27. 各節点の温度時間履歴（低温最悪条件）

7. 電源サブシステム

7.1. 設計の概要

本衛星は、そのミッションの性質上、太陽電池アレイによる発電において2つ問題がある。

- ① ロケット上段機体の影に入り、発電できない時間がある
- ② 姿勢制御を行わない上、パドルを持たないので、発電できる時間、面積が少ないよって、電力不足を解決するために前述したようなフェーズを設定する。また、ロケット上段の姿勢運動は徐々に変化していくと予想され、本衛星の運用初期と末期においてそ

の運動の様子が大きく異なる可能性がある。したがって、様々な運動を想定した上で発生電力の解析を行い、発生電力が最小の場合でもミッションを遂行できるような設計を目指す。さらに、フェーズ・ミッション時期ごとのシミュレーションと、フェーズ移行のタイミングについても述べる。

7.2. 発生電力解析

上記のように発生電力に厳しい制約があるため、可能な限り高効率な GaAs 太陽電池セルを選ぶ必要がある。そこで本衛星には、emcore 社の ZTJ Photovoltaic Cell を用いる。諸元を表 25 に示す。

表 25. 太陽電池セル諸元

| | |
|---------------------------------|------|
| 初期効率[%] | 29.5 |
| 動作電圧[V] | 2.41 |
| 温度計数[%/°C] | 0.22 |
| 動作電圧劣化率[-] | 0.97 |
| 動作電流劣化率[-] | 0.99 |
| セル効率劣化率[-] | 0.96 |
| 単位面積当たりの質量[mg/cm ²] | 84.0 |
| 厚さ[mm] | 0.14 |

ミッション初期, 末期それぞれにおける, 1 周期分の発生電力を図 28 にしめす.

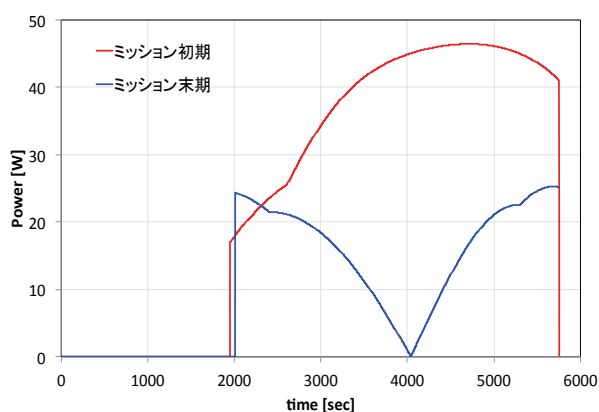


図 28. 発生電力解析

後述するが, 高精度姿勢計測モードにおける消費電力は 26.8 W であるから, 特にミッション末期においては, 充電フェーズが必要である.

7.3. バッテリのサイジング

本衛星における搭載機器の駆動電圧と消費電力の一覧を表 26 に示す. 運用フェーズによっては, 使用しない機器もある.

表 26. 搭載機器の電力管理

| 系 | 搭載機器 | 駆動電圧[V] | 消費電力[W] |
|-------|---------|----------|---------|
| ミッション | ジャイロセンサ | 5 | 0.1 |
| | スターセンサ | 9 | 6 |
| | 磁気センサ | 6 | 0.3 |
| 熱 | 温度センサ | 4.85 | 0.18 |
| | AD 変換器 | 5 | 0.00485 |
| 電源 | 電源管理基板 | 3.3 | 5 |
| C&DH | MPB | 5 | 2.39 |
| | CIB | 3.3 | 0.243 |
| 通信 | S 帯送信機 | 8 | 9 |
| | S 帯受信機 | 12 | 2 |
| | 検波器 | 5 | 0.73 |
| | GPS 受信機 | 5 | 0.85 |
| 合計 | | 12 (max) | 26.8 |

- ※ 低精度計測モード, セーフモードで off
- ※ セーフモードで off

また, 各フェーズにおける消費電力を表 27 に示す. S 帯送信機は地上局へのダウンリンク時にのみ用いるが, ここでは常時電力を消費するものとして取り扱う.

表 27. フェーズごとの消費電力

| 運用フェーズ | | | |
|---------|-------|-------|-----|
| 初期運用 | 高精度計測 | 低精度計測 | セーフ |
| 26.8 | 26.8 | 7.8 | 7.4 |
| 消費電力[W] | | | |

本衛星はロケット上段機体の影の影響を受けるため, 日照時においてもバッテリーから電力を供給しなければならない場合がある. したがって, 一般の低軌道衛星のような,

$$\text{充放電回数} = \text{周回数}$$

という関係が成立しない. そこで, バッテリのサイジングを行うにあたって, まずは全ミッション期間中の充放電回数を見積もる. 発生電力と各フェーズの消費電力を比較して図 29 に示す.

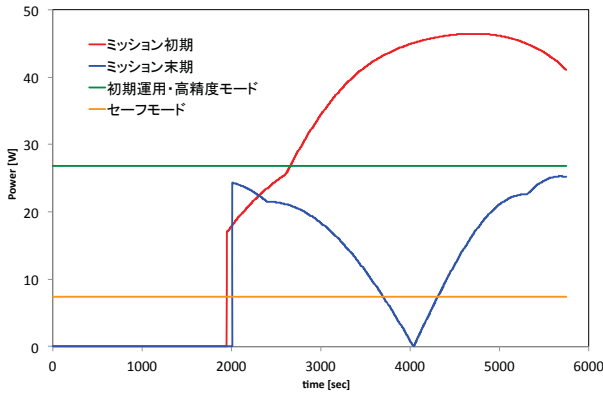


図 29. 発生電力と消費電力の比較

よって、以下の 4 ケースにおける充放電回数
わかる。その結果を表 28 に示した。

表 28. 充放電回数

| 運用フェーズ | | | |
|---------|-------|-------|-----|
| 初期運用 | 高精度計測 | 低精度計測 | セーフ |
| 26.8 | 26.8 | 7.8 | 7.4 |
| 消費電力[W] | | | |

平均充放電回数は 1 周期につき 1 回とみなす
ことができる。ミッション期間は 2 年間だから、
全充放電回数は、10950 回となる。本ミッシ
ョンは充放電回数が多いので、バッテリーにはニッ
ケル水素電池を用いる。諸元を表 29 に示す。

表 29. バッテリセル諸元

| 型番 | Cell Type HR-3UTG |
|--------|-------------------|
| 容量[Ah] | 1.9 |
| 電圧[V] | 1.2 |
| 質量[g] | 27 |
| 直径[mm] | 14.35 |
| 長さ[mm] | 50.4 |

したがって、許容 DOD は 40 % とした。

続いて、バッテリーのサイジングを行う。表

26 より、バス電圧は 12 V である。ハーネス
電圧低下量を 1 V とすると、バッテリーセルの直
列数は、 $(12+1)/1.2=10.83$ から 11 となる。並
列数は次式によって求まる。

$$N = \frac{P_a T}{C_r C_d V_d n}$$

N : バッテリセル並列数

P_a : 平均供給電力[W]

T : 周期[h]

C_r : バッテリ容量[Ah]

C_d : 許容 DOD

V_d : バス電圧[V]

n : バッテリから負荷への電力伝達効率

最悪時として、ミッション末期における高精度
モードでの運用を想定すると、1 周期分のバッ
テリからの平均供給電力 P_a は図 30 より
16.2W となる。 $n=0.9$ とすると、バッテリー並
列数は、

$$N = \frac{16.2 \times 1.6}{1.9 \times 0.4 \times 12 \times 0.9} = 3.16$$

より、4 となる。バッテリーセルの個数は、44
個、質量は約 1.2 kg と求まった。

7.4. 太陽電池アレイの設計

機体の大きさと搭載機器の制約から、本衛
星における全セル面積と最大セル枚数が表
30 のように決まる。

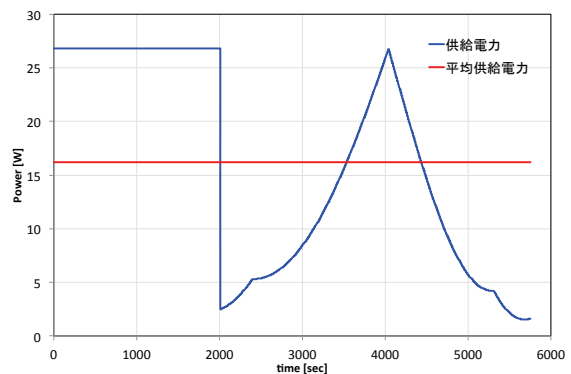


図 30. 最悪時の平均供給電力

表 30. セル面積と枚数

| 型番 | Cell Type HR-3UTG |
|--------|-------------------|
| 容量[Ah] | 1.9 |
| 電圧[V] | 1.2 |
| 質量[g] | 27 |
| 直径[mm] | 14.35 |
| 長さ[mm] | 50.4 |

ただし、1枚のセルの面積を 4cm² と仮定している。この条件において、発生電力最小時でも電力を担保できることを確かめる。

太陽光強度を 1350 W/m² とし、セル効率は表 30 から 0.295 とする。寿命初期のアレイ発電量は、

$$\begin{aligned} \text{Power(BOL)} &= 0.252 \times 1350 \times 0.295 \\ &= 100 \end{aligned}$$

となる。最悪時として、至の太陽光入射角度 23.4 度、寿命末期(2年後)における発電力は、衛星表面の温度を 70℃ と仮定すると、

$$\begin{aligned} \text{Power(EOL)} &= 100 \times 0.7 \times \cos(23.4) \times 0.901 \\ &= 57.9 \end{aligned}$$

となる。ただし2年後の劣化率は、

$$(0.97 \times 0.99 \times 0.96)^2 = 0.85$$

となるが、余裕を持って 0.7 とした。また、寿命初期においても、至の日の発電力を計算すると、

$$\begin{aligned} \text{Power(BOL)} &= 100 \times \cos(23.4) \times 0.901 \\ &= 82.7 \end{aligned}$$

となる。それぞれの発電力を、ミッション中の発生電力と比較して図 31 に示した。太陽電池セルの発電力が、必要発生電力を上回っていることから、バッテリーと太陽電池セルによって、ミッション中の電力が担保されることがわかった。

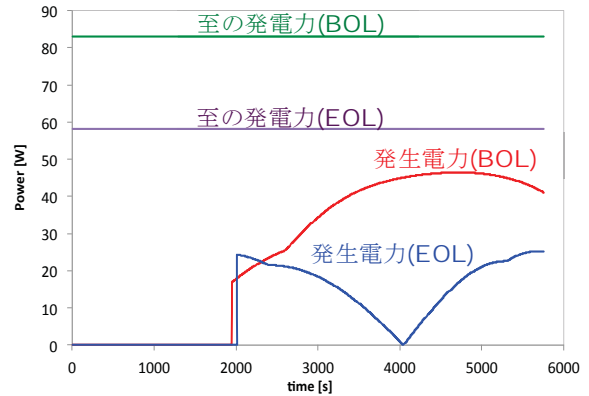


図 31. 太陽電池セルの発電力と必要発生電力の比較

太陽電池セルの直列数、並列数を決定する。バス電圧は 12 V であるから、25% の余裕を見て、アレイ電圧は 15 V に設定する。より、セル直列数は、

$$\text{セル直列数} = \frac{15}{2.41} = 6.22 \rightarrow 7$$

セル並列数は、最大セル数が 630 枚なので、

$$\text{セル並列数} = \frac{630}{7} = 90$$

となる。

7.5. シミュレーション

全ミッション期間中の電力収支を考慮し、フェーズの切り替え方を考察する。

本衛星は、同乗する主衛星、他の小型相乗り衛星がすべて射出された後に起動する。そこで、バッテリー残量が 70% まで減少していると仮定し、まずは充電モードに入る。そのときの電力量の様子を図 32 に示した。2 周目で充電が完了することがわかる。

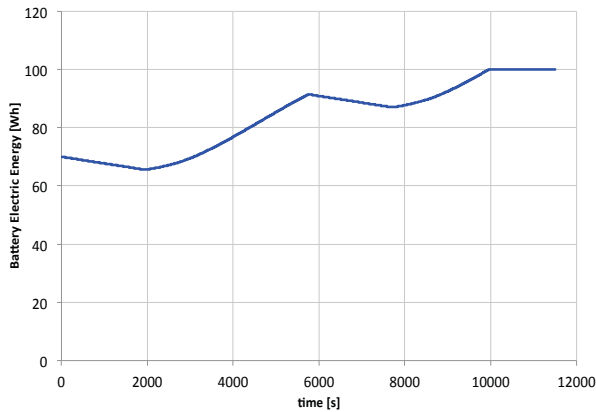


図 32. ミッション開始直後

3 周目以降は、初期運用フェーズを経て高精度姿勢計測モードと、充電モードを繰り返す。初期運用フェーズの消費電力量は、高精度姿勢計測モードと等しいので、高精度姿勢計測モードと充電モードの繰り返しを考える。電力量の推移を図 33 に示す。高精度姿勢計測モードで2周運用し、1周充電モードにシフトすれば、許容 DOD である 40 %以上の放電をすることなくミッションを遂行できる。

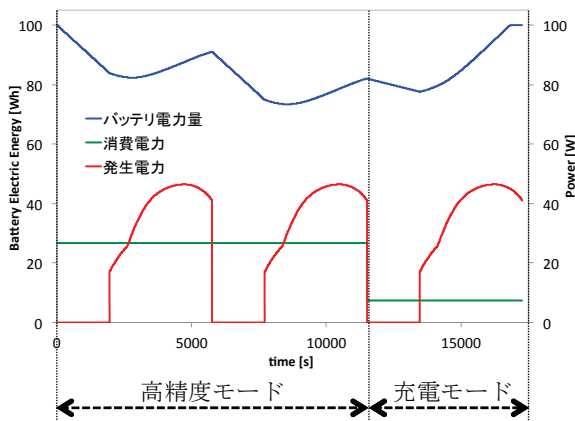


図 33. ミッション初期の電力量推移

ミッション末期では発電量が小さくなるので、高精度モード1周につき、1.5周程度の充電モードを挟まなければならない、計測できない時間が長くなる。そこで、ジャイロセンサと磁気センサによる低精度姿勢計測モードでの運

用を行う。電力量の推移を図 34 に示す。高精度モード1周に対し、低精度モード20周で運用すれば、許容 DOD を超えることなく、充電を完了できる。

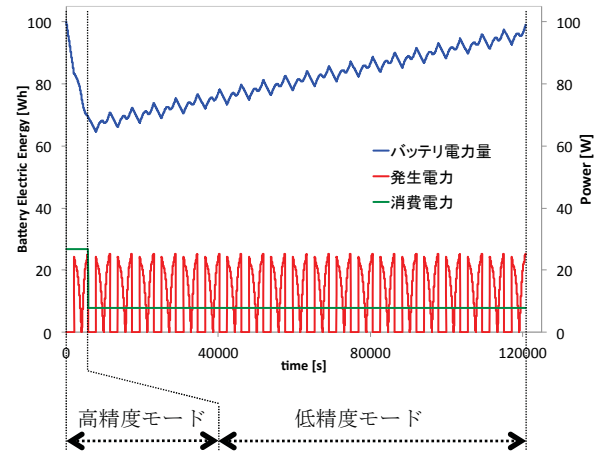


図 34. ミッション末期の電力量推移

8. 通信サブシステム&地上局システム

通信系の設計にあたっては、全体からの要求として以下の2つの条件を満たす必要がある。

- ① 十分な冗長系を持ち、衛星と地上とで確実な通信が可能であること
- ② ミッションデータの通信に、十分な速度を有していること

これらを満たすようにして、以下に設計を行う。

8.1. 運用計画

打ち上げ後の一定期間は、初期運用として、無変調の電波によるビーコンを発信して地上からの捕捉を行う。その後、通常運用へと移行する。また、なんらかの原因で衛星の電源や CPU がリセットされたような場合にもビーコン運用に自動的に移行する。

通常運用では、日本上空の地上局からの可視域においてのみ電波を発する必要がある。その

ため、地上からのコマンドによりデータの送信を開始し、一定時間で送信を停止するような運用を基本とする。また、地上で計算したスケジュールをアップリンクし、そのデータをもとに衛星側がタイマーを用いて通信開始・停止を制御することも可能とする。

また、一定期間地上からのコマンドを受信できなかった場合には、GPS のデータをもとに日本上空でデータのダウンリンクを自動で開始する。これにより、衛星の受信系に不調が発生した場合でもデータの取得を行える可能性を高め、ミッション成功率と生存性の向上を図る。

8.2. 地上システム

地上システムは、送受信用パラボラアンテナ、管制・運用 PC、データ保存・配信サーバーで構成する。地上システムの概略を図 35 に示す。

送受信用パラボラアンテナは、九州大学内に設置する。パラボラアンテナは、管制室に設置する管制・運用用 PC にて方位角、仰角を遠隔で制御する。ダウンリンク系統は、ダウンコンバータで周波数を下げた後、分波器で 2 系統に配分する。1 系統は、受信機、復調器によってダウンリンクデータを取り出す。もう 1 系統は、スペクトラムアナライザーでピーコンを確認し、信号の周波数を計測する。アップリンク系統は、変調器、送信機を通じ、アップリンクコンバータで S 帯の周波数まで引き上げる。

取得した HK データは、データ保存用サーバーに保存し、今後の運用と次期衛星設計の参考にする。また、ミッションデータは、同じくデータ保存用サーバーに保存され、配信サーバーを通じて、共同研究機関からアクセスできるようにする。

また、本衛星のミッションの一つにライトカーブの検証があるため、光学観測施設との連携が重要となる。そのため、GPS などを利用して地上システムと光学観測システムとの間で時刻を同期させ、データの利用が行いやすいよう配慮する。

8.3. 通信系の設計

本衛星では、C&DH 系の設計で述べたように、実効可視時間が短いためダウンリンク回線に速度が要求されること、複数の小型衛星で使用実績があること、九州大学内にアンテナ設備が整備されていることから、S 帯をダウンリンクに使用する。また、アップリンクについてはそれほど速度を必要としないが、ダウンリンクと同様に S 帯とすることでアンテナを共用でき、質量や衛星表面のスペースを節約することができるため、アップリンクも S 帯とする。

変調方式はアップリンクに PCM-PSK/PM、ダウンリンクには BPSK 方式を使用する。

表 31、表 32、表 33 に、主要機器の諸元を示す。

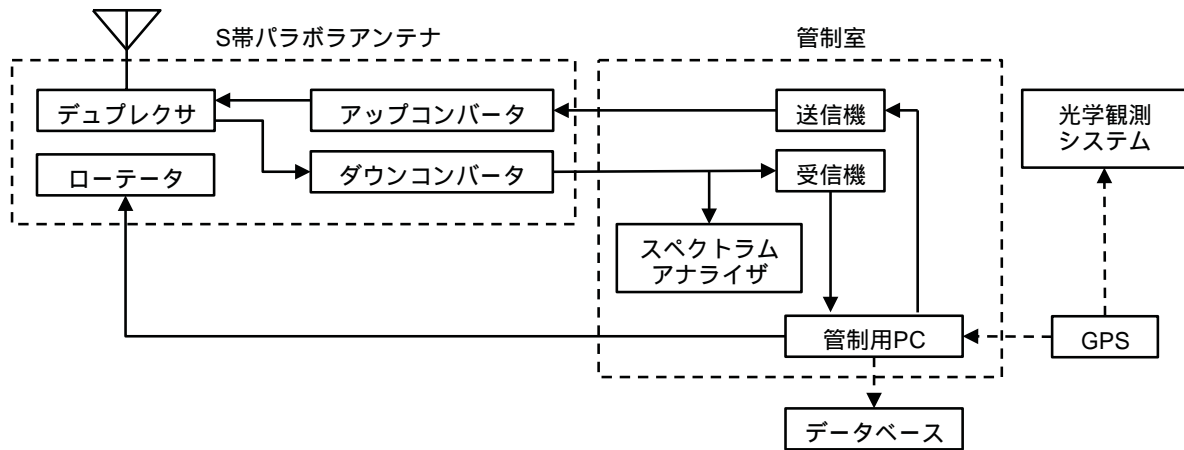


図 35. 地上システム概略

表 31. 送信機 (STX) 諸元

| | |
|---------|-----------------|
| 寸法 | 100×80×33.5[mm] |
| 変調方式 | BPSK |
| シンボルレート | 25ksps |
| 送信出力 | 0.4 W |

表 32. 受信機 (SRX) 諸元

| | |
|--------|--------------|
| 寸法 | 90×70×40[mm] |
| 変調方式 | PCM-PSK/PM |
| ビットレート | 1kbps |

表 33. パッチアンテナ (ANT) 諸元

| | |
|-------|---------------|
| 寸法 | 90×90×40 [mm] |
| 偏波 | 円偏波 |
| 利得 | 5 dBi |
| 電力半値幅 | 60 度 |

これらの機器を，図 36 のように接続する．2 つの送受共用パッチアンテナは分配器 (DIV) によって接続され，ノイズを除去し指定周波数のみを通させるデュプレクサ (DUP) を通して送信系と受信系にそれぞれ接続される．地上から送信された電波は受信機により復調され主処理基盤へ入力され，また主処理基盤からの信号は STX により変調され地上へ送出される．また，このとき方向性結合器 (BDC) と検波器 (PDE) によって送信電力の一部を取り出して監視することにより，衛星自身が通信状態の健全性を判断できるようにする．

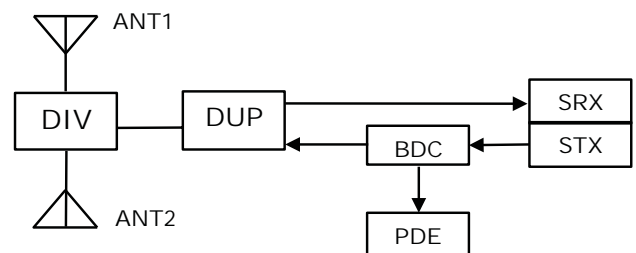


図 36. 機器構成図

8.4. 回線設計

前述の設計に基づき回線設計を行った結果を表 34 に示す。ただし、軌道高度を 567km とし、最悪条件下での解析を行うため、地上局から見た衛星の仰角を通信可能領域の下限である 5 度として計算している。また、地上局のアンテナ径を 2.4m とし、その開口能率を 0.5 とした。衛星側の姿勢の影響として、ここでの計算ではアンテナが正対方向から 60 度ずれているとしてアンテナパターン図よりゲインを求めた。

以下に、回線設計の詳細について述べる。詳細を記していない損失の値に関しては、当衛星での機器構成において S 帯を用いて通信を行う際に適当な値を用いている。また、降雨損失及び各種損失については考慮しないこととする。

・送信 EIRP

等価等方放射電力(EIRP) P_E [dBW]は、以下の式で与えられる。

$$P_E = P_{TX} - L_{FTX} + G_{ATX} - L_{APTX}$$

P_{TX} : 送信機の出力電力[dBW]

L_{FTX} : 送信機と送信アンテナを接続する給電系の損失[dB]

G_{ATX} : 送信アンテナの絶対利得[dBi]

L_{APTX} : 送信アンテナのポインティング損失[dB]

・受信 G/T

受信 G/T [dB/K]は、以下の式で与えられる。

$$G/T = G_{ARX} - L_{FRX} - L_{APRX} - T_S$$

G_{ARX} : 受信アンテナの絶対利得[dBi]

L_{FRX} : 受信アンテナと受信機を接続する給電系の損失[dB]

L_{APRX} : 受信アンテナのポインティング損失[dB]

T_S : システム雑音温度[dBK]

・自由空間損失

自由空間損失は、以下の式で与えられる。
送受信アンテナ間の距離は、仰角 5 度における地上局と衛星との距離(2248km)を用いる。

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

d : 送受信アンテナ間の距離[km]

λ : 波長[km]

・受信 C/N_0

受信 C/N_0 [dBHz]は、以下の式に前述の式により求めたパラメータを代入することで計算する。

$$C/N_0 = P_E - L_{PS} - L_d - L_F - L_{RA} - L_V + G/T + 228.6$$

P_E : 送信局の EIRP[dBW]

L_{PS} : 電力分配損失[dB]

L_d : 自由空間損失[dB]

L_F : 偏波損失[dB]

L_{RA} : 大気吸収損失[dB]

L_V : 各種損失[dB]

G/T : システム雑音温度に対する受信アンテナ利得比[dB/K]

・要求 C/N_0

要求 C/N_0 は、以下の式で与えられる。

$$C/N_0 = L_m + (E_b/N_0)_{req} - G_c + L_d + BR$$

L_m : 変調損失[dB]

$(E_b/N_0)_{req}$: 所要のビットエラーレート(BER)を得るための最小 E_b/N_0 [dB]

G_c : 符号化利得[dB]

L_d : ハードウェア劣化量[dB]

BR : ビットレート[dBHz]

E_b/N_0 の値に関しては、参考文献[2]に記されている衛星通信における典型的な値を参照している。また、ハードウェアの劣化量としては、一般的な値である 2.5dB を与える。符号化の利得は、BER を 1×10^{-5} とすると、畳み込み符号化の利得により 5.2dB となる。

・回線マージン

受信 C/N_0 から要求 C/N_0 を引いた値が回線マージンとなる。表 34 からわかるように、アップリンク、ダウンリンクともに十分なマージンを確保することが可能である。

8.5. 最大電力束密度規定への適合性

無線通信規則では、地表面での電力束密度 PFD(Power Flux Density)の最大値が規定されている。S 帯では、仰角 0 [deg] ~5 [deg]において、 $PFD \leq -154$ [dBW/m²/4kHz]、仰角 25 [deg] ~90 [deg] において、 $PFD \leq -144$ [dBW/m²/4kHz]となる必要がある。PFD は、以下の式で与えられている。

$$PFD_{4kHz} = 10 \log(p_{4kHz}) + G_{TX} - 10 \log(4\pi d^2)$$

p_{4kHz} : 4kHz 帯域幅での電力の最大値[W]

G_{TX} : 送信アンテナ利得(給電損失を含む)[dB]

d : 衛星と地上との距離 [m]

これを計算すると、仰角 90 度で -134.9 [dBW/m²/4kHz]となり、規制に適合しない。そこで、符号化率 $R=1/2$ 、拘束長 $K=7$ の畳み込み符号化及び 11Chip の拡散符号を用いることにより、帯域を広げて PFD の低減を図る [4]。その結果、13.4[dBW/m²/4kHz]の低減が可能となり、仰角 90 [deg] の場合 -148.3 [dBW/m²/4kHz]、仰角 5 [deg] の場合 -158.5 [dBW/m²/4kHz]となり、規定を満たす。

8.6. 回線成立確率

本衛星は姿勢制御を行わないため、乱回転していると仮定して回線が十分に成立しうるかどうかを検討する。アップリンクには十分なマージンが確保されているため、ダウンリンクについて検討を行う。

図 37 に示すように、角 ϕ を地上局のアンテナと衛星側のアンテナを正対させた状態からのずれ角と定義する。このとき、衛星が角 ϕ の姿勢である確率は図 38 に示す半球(半径 1)の微小な幅 $d\phi$ の帯の中に衛星が存在している確率 $\sin\phi d\phi$ に等しくなる。そのため、累積分布関数は、

$$P(\phi) = 1 - \cos\phi$$

と求めることができ、図 39 のようなグラフで表される。ただし、本衛星ではアンテナを 2 面に搭載しているので $0[\text{deg}] \leq \phi \leq 90[\text{deg}]$ とし、アンテナの放射は軸周りに対称であると仮定して計算を行った。

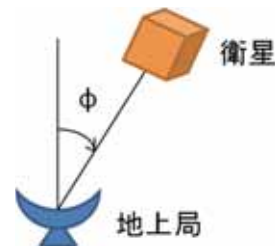


図 37. 角 ϕ の定義

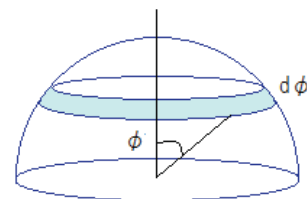


図 38. 衛星が角 ϕ に存在する範囲

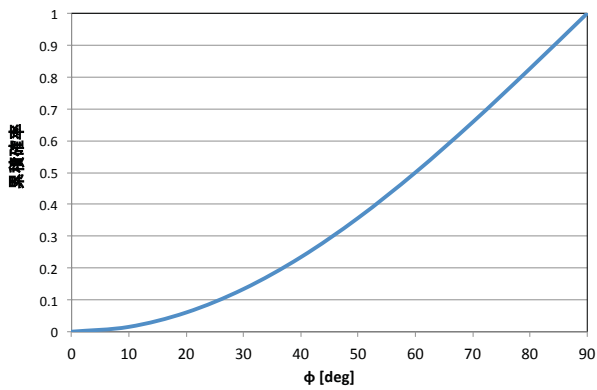


図 39. 累積確率分布

受信電力変動は、姿勢変動に伴う衛星側アンテナの利得の変化に依存している。各 ϕ [deg]の値に対する受信マージンの変動を図 40 に示す。各グラフのマーカーは、衛星側アンテナの放射パターンから求めた値であり、実線はその近似曲線である。ただし、仰角は最悪値の 5[deg]としている。図 40

から、マージンが負となるのは、約 70[deg]のときとなる。よって、図 39 から回線成立の確率は、67%程度とわかる。

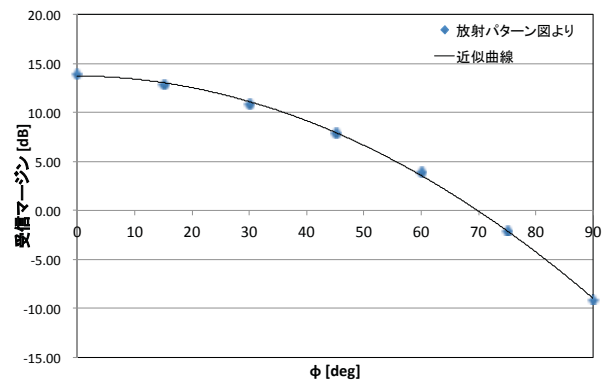


図 40. 受信マージン変動

実際には、可視期間の最大仰角は 5 度よりも大きい場合がほとんどであるから、通信成立確率は実際の運用に耐えうるものと判断できる。

表 34. 回線設計

| 項目 | アップリンク | 単位 | ダウンリンク | 単位 |
|-----------------------------------|---------|------|---------|------|
| 周波数 | 2.05 | GHz | 2.28 | GHz |
| 送信 EIRP | 45.22 | dBW | -9.48 | dBW |
| 送信機出力 | 16.99 | dBW | -3.98 | dBW |
| 給電損失 | 3 | dB | 3.5 | dB |
| 送信アンテナ利得 | 31.23 | dBi | -2 | dBi |
| ポインティング損失 | 0 | dB | 0 | dB |
| 電力分配損失 | 0 | dB | 0 | dB |
| 自由空間損失 | 165.71 | dB | 166.64 | dB |
| 偏波損失 | 0.2 | dB | 0.2 | dB |
| 大気吸収損失 | 0.6 | dB | 0.6 | dB |
| 降雨損失 | 0 | dB | 0 | dB |
| 各種損失 | 0 | dB | 0 | dB |
| 受信 G/T | -25.37 | dB/K | 5.28 | dB/K |
| アンテナポインティング損失 | 0.1 | dB | 0.1 | dB |
| 受信アンテナ利得 | 0.5 | dBi | 32.15 | dBi |
| 給電損失 | 1 | dB | 2 | dB |
| システム雑音温度 | 24.77 | dBK | 24.77 | dBK |
| 受信 C/N ₀ | 81.93 | dBHz | 56.97 | dBHz |
| ビットレート | 1000 | bps | 25000 | bps |
| | 30 | dBHz | 43.98 | dBHz |
| ビットエラーレート | 0.00001 | | 0.00001 | |
| 要求 E _b /N ₀ | 13.8 | dB | 9.6 | dB |
| ハードウェア劣化量 | 2.5 | dB | 2.5 | dB |
| 符号化利得 | 0 | dB | 3.01 | dB |
| 変調損失 | 3 | dB | 0 | dB |
| 要求 C/N ₀ | 49.3 | dBHz | 53.1 | dBHz |
| 回線マージン | 32.63 | dB | 3.90 | dB |

9. フィージビリティスタディ

本章では、第3章～第8章において設計した衛星システムが、第2章で定義したプロジェクトバジェットで実現可能であるかを見積もる。まず、開発・運用予算規模の妥当性を議論する。予算に関しては、衛星開発費を4500万円計上し、コンポーネント設計・試験までは学生主体で行い、製造は専門業社への依頼をメインとする。システム中のコンポーネントは新規に研究開発が必要な物はないため、研究開発費は計上しない。衛星試験費に関しては九州大学内に既に備えられている衛星試験装置や九州工業大学で2010年度に開設した超小型衛星試験センターを積極的に利用することで100万円程度に抑えることは可能である。さらに、衛星開発費に関しても、九州大学で別プロジェクトとして整備がされているS帯地上局の利用権利を得ることで設備投資を低く抑えることが可能となり、最低2年間の運用費として300万円は十分な金額であると判断する。

以上の予算配分計画に基づき、本衛星の開発運用計画について検討した結果を表35に示す。開発計画の基本コンセプトとして、開発期間短縮・低コスト化のためにEMコンポーネントを試験・改修しFM化する。予算はJFY2015の第3期から執行されるものとし、それまでに研究室のプロジェクトコアメンバーでコンポーネントレベルまでの設計を終了させ、PDR(Preliminary Design Review)・CDR(Critical

Design Review)を通じて製造段階へ移行可能なことを判定する。JFY2015の第3期以降に予算を執行し、マニファクチャの協力を得て衛星要素の製造や各種試験を2年以内に完了させる。衛星システムの開発と並行して、地上局システムに関しては周波数取得申請やシステム整備・運用試験を行う。最終試験完了時期にAR(Acceptance Review)を行い、打ち上げ可能／不可能であることを判断し、JFY2016の第4期に衛星打ち上げを想定する。相乗り受け入れ先のシステム安全審査に関しては、PDR・CDR・ARといったマイルストーン通過時に適宜実施を予定する。初期運用終了時期にORR(Operation Readiness Review)を行い、ミッション運用可能／不可能を判断する。ミッション運用期間は2年を予定し、運用予算またはミッション達成状況を判定基準として運用終了時期を決定する。

コアメンバーの人員配置について検討した結果を表36に示す。表35に示したスケジュールを15人規模で遂行するためには各系には最低限2人を割り当て、一部メンバーの重複を認める必要がある。プロジェクトのライフサイクル全体を一貫して管理可能なテクニカルメンターの大学外部からの招致を検討する。また、コアメンバーとは独立した形でシステムセーフティの監査を行うグループをプロジェクト内に組織することも予定している。

表 35. 開発運用計画

| 年度 クォータ | JFY2014 | | | JFY2015 | | | | JFY2016 | | | JFY2017 | JFY2018 | JFY2019 |
|------------|---------|----|----|---------|------|-----|----|---------|----|------|---------|---------|---------|
| | Q2 | Q3 | Q4 | Q1 | Q2 | Q3 | Q4 | Q1 | Q2 | Q3 | Q4 | Q1~Q4 | Q1~Q4 |
| ミッション | 解析・設計 | | | | | | | | | | 初期運用 | ミッション運用 | 運用終了 |
| 地上局システム | | | | | | | | | | | 初期運用 | ミッション運用 | 運用終了 |
| システム | | 設計 | | | | | | | | 最終試験 | | | |
| サブシステム | | 設計 | | | | | | | 試験 | | | | |
| コンポーネント | | 設計 | | | | | | 試験 | | | | | |
| 製造 | | | | | 要素製造 | | | | | | | | |
| マイルストーン | | | | | PDR | CDR | | | | AR | ORR | | |

表 36. システム/サブシステムレベルのコアメンバー人員配置計画 (単位: 人, 重複あり)

| システム | 地上局 | ミッション | C&DH | 熱 | 構体 | 電源 | 通信 |
|------|-----|-------|------|---|----|----|----|
| 2 | 2 | 3 | 3 | 2 | 2 | 2 | 2 |

10. まとめ

本書において設計解析に取り組んだ本衛星が、低軌道上に存在する大型デブリの姿勢運動を実際に計測し、光学観測によって得られた推定値と比較することで、現在提案されている光学観測に基づくスペースデブリの姿勢運動推定手法を立証することが可能になる。これは将来的なスペースデブリの低減に繋がると考えられる。本書は本衛星のミッション定義・解析とシステム設計に取り組み、プロジェクトの期間・予算・人員の観点からシステム開発・運用のフェジビリティについての検討を行った。以上の取り組みより、相乗り小型衛星のコンセプトに基づいて本衛星を開発・運用することの妥当性や実現可能性を示した。

11. 謝辞

本衛星を設計するにあたって数々のアドバイスやご教授をいただきました。九州大学工府航空宇宙工学専攻 花田俊也教授並び藤田浩輝助教、九州大学工学部航空宇宙工学部門

金城寛技術職員、九州大学大学院 工学研究員 航空宇宙工学部門 宇宙機ダイナミクス研究室 OB・OG の方々に深く感謝の意を申し上げます。

また、コンテスト参加登録人数の都合上メンバー未登録になった塩見さん、高比良さん、富田さん、阿部さん、坂村さんへの協力に御礼申し上げます。

参考文献

- [1] Space Mission Analysis and Design, James R. Wertz and Wiley J. Larson, Microcosm, 1999.
- [2] 茂原正道・鳥山芳夫, 衛星設計入門, 培風館, 2005
- [3] J-C Liou. (2011). An active debris removal parametric study for LEO environment remediation. Advances in Space Research
- [4] 東北大学超小型衛星開発チーム, マイクロサット開発入門, 東北大学出版会, 2011

表 37. 機器管理表

| 構体部材 | | | | | | |
|-----------------|-----------------|-------------|--------------|--------------|--------------|----|
| 部材名称 | 材質 | 寸法[m] | 質量 [kg/個] | 個数 | | |
| 外板+X 面 | A5052-H32 | 247×400×3 | 0.794 | 1 | | |
| 外板-X 面 | | 247×400×3 | 0.794 | 1 | | |
| 外板+Y 面 | | 247×400×3 | 0.794 | 1 | | |
| 外板-Y 面 | | 247×400×3 | 0.758 | 1 | | |
| 外板+Z 面 | | 244×244×3 | 0.443 | 1 | | |
| 外板-Z 面 | | 244×244×10 | 1.595 | 1 | | |
| 内板 | | 244×387×10 | 2.53 | 1 | | |
| 分離機構アダプタ | | Φ225×50 | 0.463 | 1 | | |
| 搭載機器 | | | | | | |
| 機器種類 | 機器名称 | 包絡域[mm] | 消費電力 [W] | 動作温度 [°C] | 質量 [kg/個] | 個数 |
| ジャイロセンサ ユニット | QRS116 | 57×57×40 | 0.1 | -55~85 | 0.06 | 1 |
| スターセンサ ユニット | AxelStar-3 | 150×80×75 | 3 | -20~50 | 0.516 | 2 |
| 磁気センサ | HMC2003 | 20×28×12 | 0.3 | -55~150 | 0.1 | 1 |
| バッテリー | CellTypeHR-4UTG | 100×100×200 | 10.44 | 0~40 | 0.286 | 2 |
| 電源制御装 置管理基板 | H/8s2345 | 190×200×10 | 5 | 0~50 | 0.05 | 1 |
| 温度センサ | AD590 | 2.4×5.8×5.8 | 0.009 | -55~150 | - | 20 |
| AD 変換器 | OP184EP | 11×7.1×5.3 | 0.00485 | -40~125 | - | 1 |
| ブレッドボード | マトリックスボード | 35×30×10 | - | - | 0.026 | 1 |
| MPB | BoCCHAN-1 | | 1.39 | -40~85 | | 1 |
| | PIC16F877A | | 1 | -55~125 | | 1 |
| | microSD | 120×120×40 | TBD | TBD | 0.25 | 1 |
| CIB | 書き込み用基板 | | | | | |
| | MAX3488EEPA | | 0.008 | -40~85 | | 30 |
| EIB | MCP23017 | | - | -40~85 | | 1 |
| | 電気的中継ボード | 150×150×50 | 0 | - | ≤0.5 | 1 |

| | | | | | | |
|-----------|--|----------------|------|--------|--------|---|
| S バンドパッチ | | | | | | |
| アンテナ | | 90×90×39.3 | 9 | -20～60 | 0.345 | 2 |
| S 帯送信機 | | 100×80×33.5 | 2 | -20～60 | 0.8 | 1 |
| S 帯受信機 | | 90×70×40 | 0 | -20～60 | 0.4 | 1 |
| デュプレクサ | | 40×45×90 | 0 | - | 0.22 | 1 |
| 分配器 | | 31.8×86.4×9.4 | 0.73 | - | 0.08 | 1 |
| 検波器 | | 17.5×30.5×11.7 | 0.85 | -40～85 | 0.0318 | 1 |
| GPS 受信機 | | 80×80×14 | - | -20～60 | 0.113 | 1 |
| GPS アンテナ | | 65×55×19 | - | -20～60 | 0.07 | 2 |
| GPS 電力分配器 | | 60×38×19 | | -20～60 | 0.089 | 1 |
| 太陽電池 | | | | | | |
| 名称 | | 質量[kg/m2] | | | 面積[m2] | |
| 太陽電池セル | | 0.84 | | | 0.252 | |