

## 第 27 回衛星設計コンテスト

### 衛星概要説明書 (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) CMG を搭載した IoT 衛星 HATOSAT (CMG フトウサイシタ IoT エイセイ HATOSAT)
副題 (自由記入)
学校名 東京電機大学大学院/東京電機大学

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

HATOSAT(3U サイズの Cubesat)は、携帯電話の通信網ではサポートできない不感地帯で、高頻度かつ高確率でのデータ収集を目的とし、姿勢制御として超小型 CMG(Control Moment Gyro)を搭載している。さらにミッションとして不感地帯における生体バイタルデータ送受信実証 (Store and Forward : S&F) とカメラによる地球撮像を行い、S バンドを用いてダウンリンクを行う。

#### 3. ミッション要求 (衛星の目的) と意義

<p><b>(a) ミッション要求 (衛星の目的)</b></p> <p>(1) 高頻度かつ高確率でのデータ収集を目的とした Cubesat 搭載型 CMG を用いた高速姿勢制御の実証</p> <p>(2) 不感地帯での生体バイタルデータ送受信実証 (S&amp;F)</p> <p>(3) カメラによる地球撮像</p> <p>(4) S バンドによる高速通信を用いた画像の送信</p> <p><b>(b) 重要性・技術的意義等</b></p> <p>(1)及び(2)に関して、これまでセンサーからデータを集める役割は、大型の衛星通信が提供してきた。現在ではデータ量は小さく通信速度も限られるが、利用コストが低い超小型衛星の活用に関心が集まっている。しかし従来の超小型衛星の姿勢制御法 (リアクションホイールや磁気トルカ) では、データ収集の確率は、一回のパスで最大で 20%程度にとどまる。その改善策として、安定した通信を確保するために、衛星の安定した飛行姿勢や超小型衛星を数を増やすことが考えられる。しかし衛星の数を増やすことは、コストの問題が関わってくる。そこで、我々は、国際宇宙ステーション (ISS) で使用されている姿勢制御方法を超小型衛星に採用する。本研究室では、CMG の問題点であるヌル点回避法を含めた超小型飛行体用姿勢制御装置 Control Moment Gyro (CMG) で特許出願済みである (特許 2019-157770)。これにより S&amp;F の精度 50%まで向上を目指す。</p> <p>S&amp;F により、送受信が困難であった山岳地帯等の不感地帯においても、S&amp;F で使用する 920MHz 帯は草木を通り抜けやすく、木々がある山間部などでも利用しやすいため、近年問題となっている山岳でのレジャー中や災害発生時の行方不明者の捜索などに、本衛星では人体から得られる生体バイタルデータを取得することで、有効活用であるのではないかと期待される。さらには、今後、超小型衛星で地球をカバーできるようになると不感地帯での作業 (農業や林業など) 従事者のバイタル情報を中継地点に集積し衛星とに送信、安定した回線が確保できる地点に衛星からダウンリンクして、インターネットと介して病院に送ることで監視しておき、突然健康状態が異変を感じる前に、注意喚起を作業従事者にフィードバックすることも想定される。</p> <p>(3)に関して、安価な民生品のカメラを使用して地球観測が可能であれば、衛星を用いた宇宙利用の敷居が低くなり、宇宙開発産業の発展に貢献できる。</p> <p>(4)に関して、S バンドでは大量のデータを高速で送信することができる。また、S バンドは実験無線局となるため、アマチュア無線のように混信や妨害を受けにくく、安定した回線によるデータのダウン</p>
--

リンクが可能となる。

#### 4. 得られる成果

##### (1)高速姿勢制御の実証

超小型衛星に姿勢制御アクチュエータとして、CMG を搭載した前例がないため、まずは実用可能か、さらには、実用することで S&F の通信の精度が 20% から、どの程度、向上するのか。本機には、従来の姿勢制御法である磁気トルカも搭載しているため、磁気トルカによる姿勢制御との比較も検討する。

##### (2) Store and forward(S&F)ミッションの実現

これまで、超小型衛星の S&F ミッションは、地上に固定された送信機から衛星に送られた情報しか実験されていない。今回は、生体のバイタル情報を対象としているため、送信機が移動した状態において衛星側でデータ収集可能かを検討する。

##### (3)カメラ

比較的安価なカメラでも宇宙で動作するのであれば今後の宇宙開発産業の場において民間企業でも地球にしながら宇宙環境を観測することが可能となる。

##### (4)S バンド高速通信

パスの時間が短いのでその時間を有効活用することが可能になる。また、S&F で収集・送信するバイタルデータなどを秘匿性が高く安定した通信回線を得られる。

#### 5. 主張したい独創性や社会的効果

(1) 今までの CMG, は国際宇宙ステーションや小さくとも 50kg 級の衛星など大型, 中型に搭載されている。本衛星の CMG は 1U サイズに収まるように設計開発し, 特許出願にまで至った。CMG を 3UCubesat 超小型衛星にて実用化するミッションは前例がない。S&F を含め, 本ミッションが成功に至れば, 今後 CMG がリアクションホイールの代替になることが期待される。

(2) 従来の S&F ミッションは 50kg 級以上の小型衛星で行われることが多く, これまでに 3U Cubesat で行われた例は少ない。また, これが実証されることにより, より小さな小型衛星においても S&F が可能であることを示すことが可能である。

(3) 比較的安価なカメラでも宇宙で動作するのであれば今後の宇宙開発産業の場において, 民間企業でも地球にしながらも宇宙環境を観測することが可能となり, 宇宙開発の一助になると示唆される。

#### 6. 設計結果

##### (a)システム (全体の構成・ミッション機器の形状・質量・機能・運用軌道)

###### ・構造系

本衛星は 3U サイズ (約 100 [mm]×100 [mm]×300 [mm]), 重量 4[kg]未満の超小型衛星であり, H-IIA ロケットからの分離を想定している。四隅に 8. 5 [mm]角の支柱を配置し, 各面にはパネルが取り付けられるフレーム/パネル構造となっている。構造材料はアルミ (A5052-H34) を採用した。各搭載機器はフレーム内に共通のプレートを設置し, プレート上にネジで締結されている。また, 基軸方向, 基軸直交方向に対して静応力解析を行い, 打ち上げ時の加速度に耐えうる構造設計であることを示した。また, 固有値解析を行い, 1 次モードの固有値が要求値以上の値となっていることを示し, 衛星が十分な剛性を持っていることを示した。

###### ・HK 伝送

435[MHz]帯を用いたアマチュア無線家へのビーコン信号の受信, テレメトリデータの受信を行うため, ビーコンはモールス信号, テレメトリデータは GMSK 変調を用いた Ax. 25 パケット方式による送信を行う。搭載機器は小型衛星用のアマチュア無線通信機を用いた。また, アンテナ方式は地上からのアップリンクに対応するコマンドアンテナはモノポールアンテナ, 地上へのダウンリンクに用いるテレメトリアンテナはダイポールアンテナとした。

###### ・電源系

HATOSAT の電力は衛星の 4 面に取り付けたソーラーパネルにより供給される。衛星の 1 面には 6 枚のパネルが取り付けられ, パネルの総数は 24 枚である。また, 太陽から電力が得られない日陰時は日照時に充電したバッテリーから電力が供給される。バッテリーはパナソニック社製のリチウムイオン電池を使用する。電池の接続は 4 直列 2 並列とする。バス電圧は 6V, 12V を用意する。CMG のモータは 6V, 12V で稼働する。

・高速姿勢制御系

ミッション機器は CMG4 基, 太陽センサ, ジャイロセンサ, 加速度センサ, OBC, 制御回路, 駆動回路を搭載する。

・姿勢制御系

CMG による 3 軸制御と有芯磁気トルカによる 3 軸制御を行う。

・通信系

HATOSAT の画像データ送信には S 帯を使用した高速通信を利用する。使用するアンテナは、他のアンテナと比較し小型, 軽量かつ円偏波に容易に対応できる方形マイクロストリップパッチアンテナとした。送信ビットレートは 4kbps~64kbps とし, 軌道周回毎に 1 枚以上の画像の送信を可能とした。

また, H&K データのバックアップとして, アップリンク回線を設定し, 2 周波数帯域分のアンテナを設計。無線機は送受信が可能なものを選定した。

・S&F 系

周波数は 920MHz 帯の特定省電力無線を用い, 変調形式は Long Range(LoRa)変調とした。ミッションデータの送受信に用いる通信機に接続されるアンテナは地上側, 衛星側共にパッチアンテナを使用する。

・光学系

マイコンは Raspberry Pi をカメラは画質を考慮して Raspberry Pi NoIR Camera v2 を使用する。

・熱設計

それぞれの機器からの発熱量を考慮し, それに対して, 外部より輻射する熱の最大値, 最小値にて熱解析を行い, それぞれの機器が動作温度の範囲内であることを示した。

・運用軌道

約 400 km(±50 km)

(b)地上系を含む実験系

打ち上げ後, 各機器の電源が入り, アンテナを展開し, 衛星にコマンドを送ることで, 各機器が正常か確認する。安定的に電力の確保ができることを確認したらミッションモードに移行する。ミッションを達成し, かつ, 運用開始から 1 年たった場合にはコマンドを送り運用を終了する。

HATOSAT では, ミッションごとに異なる 2 つの通信方式を採用している。衛星内部の状態を示すハウスキーピング(HK)データの送信にはアマチュア無線で使用される 435MHz 帯, また HATOSAT では地球の写真を撮影し, 画像を地上局に高速で送信するミッションがある。これには S 帯で送信を行う。従来であれば, 複数の周波数に対応させるために使用する周波数帯や変調方式に応じた異なる仕様の受信機が必要であった。しかし, SDR(Software Defined Radio)を使用し, ソフトウェア部をそれぞれの周波数帯や変調方式に対応したものに書き換えることで, 一種類の受信機だけで対応することができる。これにより, 受信機をいずれの周波数帯でも同じものを使用し, 小型化とコスト削減が可能である。

(c)データ取得を含む実験運用手順

CMG を用いて衛星の姿勢制御を行う。バッテリー残量が十分にあり, 電力の確保ができる場合にのみ CMG による高速姿勢制御実験を行う。地上からのコマンドでミッションを開始し, 目標性能が出せることを確認する。

S-Band 通信で保存した画像を地上に送信し, カメラが実際に稼働していることを確認する。

7. 具体的な実現方法, 製作する範囲並びに費用

本機は小型ロケットに搭載し, 高度 400km にて放出することにより運用を行う。CMG, MTQ, 通信用アンテナ, 筐体を製作する。これらに使用する材料, アルマイト処理や高精度を要求される切削加工, 搭載カメラ, SDR などの地上局設備, ソーラーパネルは外部へ委託, 発注する。発生する費用は, 構造に 90 万円, 姿勢に 360 万円, CDH に 10 万円, 通信系に 335 万円, 電源系に 220 万円, 試験費に 100 万円, 打ち上げ費に 1500 万円, 設備費に 100 万円, 合計 2815 万円が見込まれる。

8. 開発・製造・打上スケジュール

2019 年 9 月 EM 完成

2020 年 3 月 FM 完成

2020 年 打ち上げ前の安全審査と適合性確認審査受審

2021 年 衛星打ち上げ, 衛星として運用

## 第 27 回衛星設計コンテスト 設計の部 衛星設計解析書

### CMG を搭載した IoT 衛星 HATOSAT

IoT satellite called HATOSAT equipped with CMG

東京電機大学院/東京電機大学

御園隆生, 井上裕之, 早坂佳晃, 石井智基, 古郡葉子, 中里紀之, 吉成宏太

#### 1 ミッション

##### 1.1 目的

1U サイズの CMG による高速・高精度姿勢制御の実証と,衛星を通して離れた地域でのデータ通信(Store and forward)とカメラによる地球撮像と S バンドによる高速通信を目的とする.

##### 1.2 背景

従来の携帯電話等の通信設備を使用した IoT ネットワークは,山岳地帯等の不感地帯においてデータの送受信が困難であった.しかし近年,通信機器の増加や IoT 化,コストの点から超小型衛星を利用した通信が期待されている.また光学機器を用いた地球撮像や高速通信のために姿勢制御の性能向上も重要と考え,本衛星の開発を行っている.

#### 2 ミッション意義

##### 2.1 得られる成果

###### ・高速姿勢制御の実証

従来,超小型衛星には姿勢制御アクチュエータとして,磁気トルカやリアクションホイールが用いられてきた.しかし,これらは出力トルクが小さいため,高速な姿勢制御には向かない.CMG による高速姿勢制御実証実験が成功すれば,超小型衛星による高度な姿勢制御方法の実現が期待される.

###### ・ Store and forward の実現

山岳地帯等の不感地帯においてデータの送受信を HATOSAT で行うことにより,災害時に従来では通信や救難信号の送受信ができなかったエリアでの救助活動の手助けになることが期待される.

##### 2.2 主張したい独創性または社会的効果

今までの CMG は ISS や 50kg 級の衛星など大型のものが多かった.Cubesat クラスにて実用化するミッションはあまり前例がないため,ミッションが成功すれば今後 CMG がリアクションホイールの代替になることも期待される.

また,比較的安価なカメラでも宇宙で動作するのであれば今後の宇宙開発の場において,民間企業による地球観測のハードルが低くなり,宇宙開発の一助になることが示唆される.

Store and forward により,送受信が困難であった山岳地帯等の不感地帯においても,S&F で使用する 920MHz 帯は草木を通り抜けやすく,山岳でのレジャー中や災害発生時の行方不明者の捜索などに,人体のバイタルデータを取得することで,人命救助などに活用できるのではないかと期待される.

### 3 サクセスクライテリア

以下の表 3.1 に本衛星のサクセスクライテリアを示す。

表 3.1 サクセスクライテリア

サクセス レベル ミッション 目標	ミニマムサクセス	フルサクセス	エクストラサクセス
S&F 実証 (地上局)	全ての地上局から HATOSAT へ 10bit 程度の I/O データを送信し、UHF 帯を用いて鳩山局へ送信し全てのデータが送信時と一致していることを確認する。	全ての地上局からバイタルデータを送信し、UHF 帯を用いて鳩山局へ送信する。	東京大学の S&F 地上局と提携してデータを収集し、UHF 帯を用いて鳩山局へ送信する。
S バンドによる 高速通信実証	HATOSAT の姿勢状態が、CMG を使用したことにより法線から $\pm 6^\circ$ 以内の状態において、HK データを送信し、両方のデータの一致を確認する。	HATOSAT の姿勢状態が、CMG を使用したことにより法線から $\pm 6^\circ$ 以内の状態において、撮像画像データを送信する。	—
CMG を用いた 高速姿勢制御 実証実験	目標の姿勢へ変更可能であることを確認する。	目標性能(姿勢制御精度 1.0deg, アジリティ 3.0deg/s)を満たすことを確認する。	—
カメラ	画像を撮影できたことを確認する。	地球と認識できる画像を撮影できたことを確認する。	—

## 4 詳細設計

### 4.1 構造体設計

#### 4.1.1 構造体

本衛星は 3U サイズ (100 [mm]×100 [mm]×300 [mm]), 重量 4.0 [kg]の超小型衛星であり, H-IIA ロケットからの分離を想定している. 四隅に 8.5 [mm]角の支柱を配置した. 各面にはパネルが取り付けられるフレーム/パネル構造となっている. 構造材料はアルミ (A5052-H34) を採用した. 以下の図 4.1.1 のような寸法となっている. 各搭載機器はフレーム内に共通のプレートを設置し, プレート上にネジで締結されている. また, ネジには M2, M3 の低頭ビスを使用している.

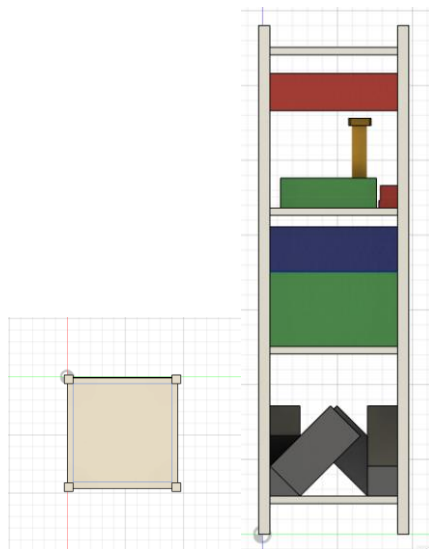


図 4.1.1 衛星の三面図

また, 以下の図 4.1.2 に衛星内のレイアウトを示す. 重量の大きな CMG は底部に配置し, 衛星中央部に各 OBC, UHF 帯無線機, バッテリー, 上部に磁気トルカ及び S 帯無線機を配置した.

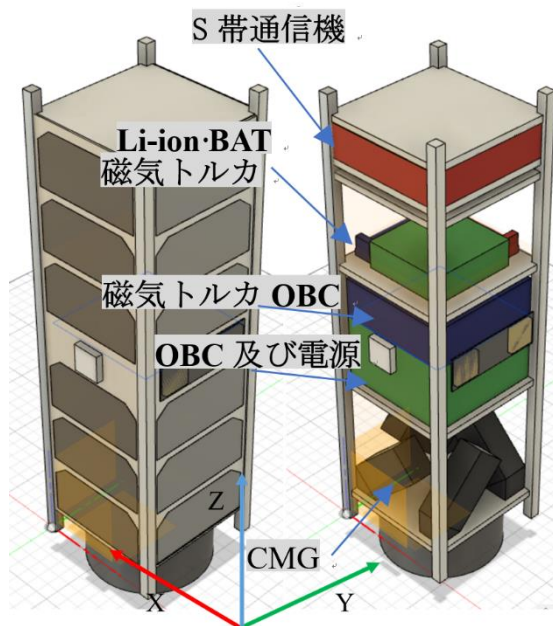


図 4.1.2 衛星内部のレイアウト

#### 4.1.2 人工衛星へ生じる振動の算出

本衛星に生じる振動の要求条件として, 準静的加速度レベル, 正弦波振動レベル, ランダム振動レベルを以下の表 4.1.1, 表 4.1.2, 表 4.1.3 に示す.

表 4.1.1 準静的加速度レベル

方向	加速度 [G]
基軸方向	+5.0/-6.0
基軸直交方向	±5.0

表 4.1.2 正弦波振動レベル

方向	加速度 [ $G_{0-p}$ ]
基軸方向	2.5 (5~100 [Hz])
基軸直交方向	2.0 (5~100 [Hz])

表 4.1.3 ランダム振動レベル

振動数 [Hz]		実効値 [ $G_{rms}$ ]
20~200	+3 [dB/oct]	7.8
200~2k	0.032 [ $G^2/Hz$ ]	

また、ランダム振動レベルは 3 倍の荷重 (3 $\sigma$ ) 荷重とすると、

$$G_{rms\ 3\sigma} = 7.8 \times 3 = 23.4 [G_{rms}]$$

と求まる。

人工衛星に生じる加速度の最悪ケースとして、純加速度レベルに加え、正弦波振動レベル、ランダム振動レベルの和とすると、基軸方向においては、

$$6.0 + 2.5 + 23.4 = 31.9 [G]$$

基軸直交方向においては、

$$5.0 + 2.0 + 23.4 = 30.4 [G]$$

と算出できる。

よって、基軸方向に生じる荷重は

$$4[kg] \times 31.9[G] \times 9.8 [m/s^2] = 1251[N]$$

基軸直交方向に生じる荷重は

$$4[kg] \times 30.4[G] \times 9.8 [m/s^2] = 1192[N]$$

と算出できる。

#### 4.1.3 構造解析

前項に記述した要求条件を基に基軸方向 (Z 軸方向)、基軸直交軸方向 (X 軸方向) に基軸方向の両端を拘束し、静応力解析を行った。Fusion 360 を用いて行った解析結果を以下の図 4.1.3, 4.1.4 に示す。

図 4.1.4 基軸直交方向の解析結果

以上の図より、基軸方向は 65 [MPa]、基軸直交方向は 23 [MPa]の最大応力が生じる。また、安全係数は、基軸方向では、

また、安全係数を 1.5 として、A5052 の許容応力を用いると、安全余裕 M.S.は以下のように求まる。

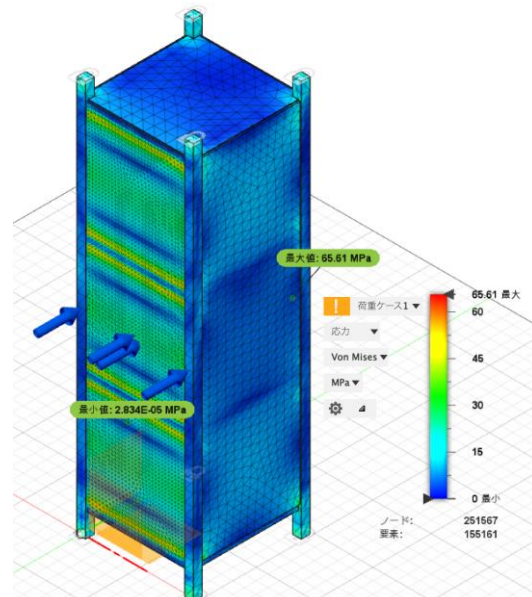


図 4.1.3 基軸方向の解析結果

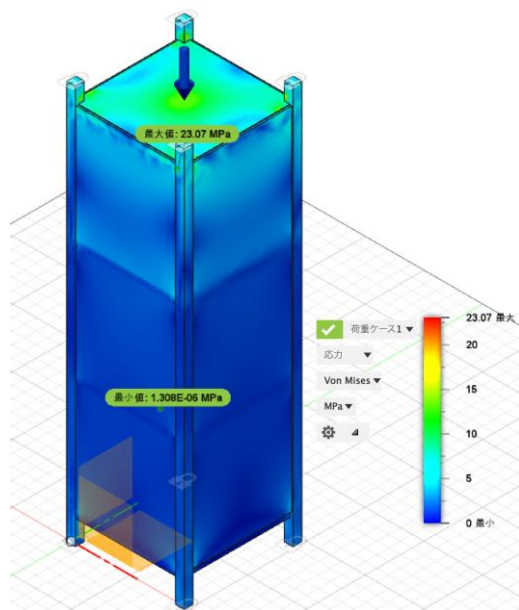


図 4.1.4 基軸直交方向の解析結果

$$M.S. = \frac{215}{63 - 1.5} = 3.49$$

上式より M.S.は正の値を取るため、打ち上げ時の加速度に耐える構造設計であることがわかる。

#### 4.1.4 固有値解析

本衛星への合成要求値を以下の表 4.1.4 に示す。

表 4.1.4 剛性要求値

方向	振動数[Hz]
基軸方向	120 以上
基軸直交方向	60 以上

本衛星に生じる 1 次モードの固有値の解析結果を以下の図 4.1.5、図 4.1.6 に示す。

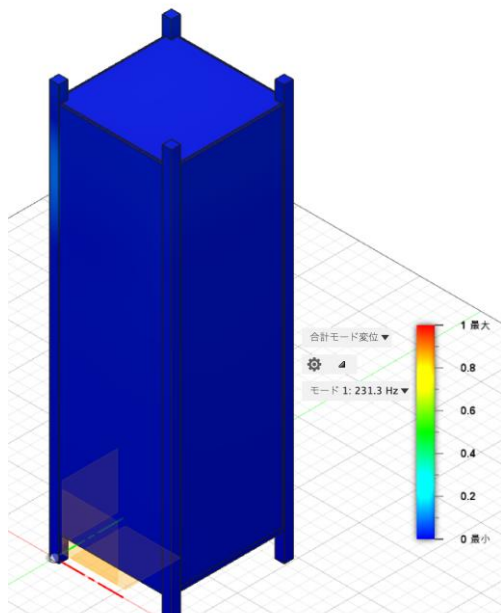


図 4.1.5 固有値解析結果（基軸方向）

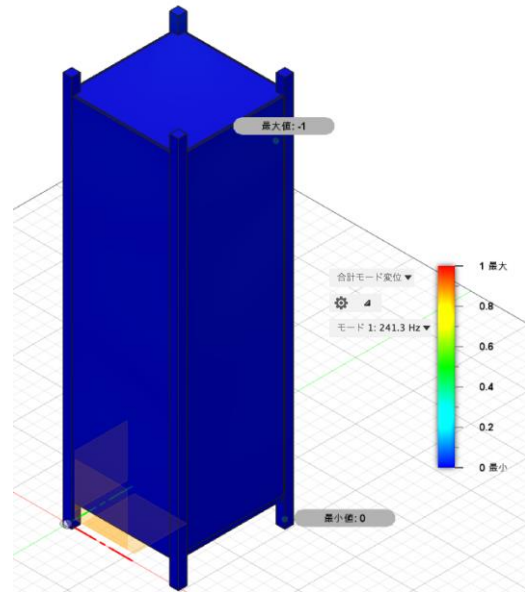


図 4.1.6 固有値解析結果（基軸直交方向）

図 4.1.5、図 4.1.6 において、本衛星の各方向の 1 次モードの固有値を以下の表 4.1.5 に示す。

表 4.1.5 固有値解析結果

方向	1 次モード振動数 [Hz]
基軸方向	213.3
基軸直交方向	241.3

各方向とも要求値以上の振動数となり、本衛星は十分剛性を持っていることがわかる。

## 4.2 電源系

### 4.2.1 概要

HATOSAT は高度 400km 上空を軌道とした準回帰軌道で、地球を周回している。

光が当たっている時間（日照時間）と太陽の光が当たらない時間（食時）が存在する<sup>[4]</sup>。日照のとき太陽電池による発電電力で運用させるが、太陽光が得られない時であっても搭載機器に電力を安定供給する必要があ



る.そこでリチウムイオンバッテリーを用いて衛星に電力を供給する.

#### 4.2.2 各モードにおける要求電力

HATOSAT では初期起動・アンテナ展開, CMG, カメラ撮影・ダウンリンク, S&F, 待機, 充電・アンローディングの 6 つの運用モードがあり, 各モードにおける要求電力の見積もりが必要である.以下に各モードの説明を示した.

- 初期起動・アンテナ展開モード

衛星が宇宙に放出された後, コマンドアンテナとテレメトリアンテナの展開および初期起動確認を行う.

- CMG ミッションモード

ロール, ピッチ, ヨー軸周りに 0~90 deg, 0~180 deg の姿勢変更を行う.各 30~60 s を目安とする.全体で約 5 分となる.

- カメラ撮影・ダウンリンクモード

衛星が地球を撮影したのち, 撮影した画像を S バンドによって地上局へダウンリンクする.MTQ により衛星上面に設置されたカメラを地上に向け,撮影を 10 秒程度行う.S バンド通信を使用する際には CMG による姿勢制御を行う.

- S&F(Store and Forward)モード

S&F ミッションのデータ受信および衛星内温度や電力などの衛星が正常に動作する上で必要なデータ (HK データ) を地上局へ送信する.

- 待機モード

マイコン稼働およびアマチュア無線のビーコン送信など最低限の機器のみ稼働させ消費電力を抑える.

- 充電モード・アンローディング

衛星に取り付けられたパネルを太陽の方向に向ける姿勢制御を行う.これは MTQ によって行い, 同時にアンローディングも行う.

以上の全てのモードにおいてアマチュア無線(CW)によるビーコン送信は行われている.また衛星は 1 日に約 15 周地球を回る.周回の中には日本上空を通らない軌道も存在するためその際は待機モードとなる.また, S バンド無線通信 (受信) はアマチュア無線が使用不能になった場合に代替として使用する.HATOSAT の軌道高度は約 400km でありこの軌道は ISS からの放出高度と近いいため, ISS から放出された衛星のデータより, 日照時間が最小の場合の日照時間は 3450[sec], 日陰時間は 2070[sec]である<sup>[2]</sup>.各モードの消費電力を表 4.2.1 に示した.

表の消費電力を全て合わせた全負荷は 32.5W である.しかし全ての搭載機器を同時に稼働させることはないため最も消費電力の大きいカメラ撮影, ダウンリンクモードの要求電力から 26.48W とした.

#### 4.2.3 バス電圧

系	機器	バス電圧[V]	消費電力[W]	モード					
				初期起動・アンテナ展開 使用時間[s]	CMG 使用時間[s]	カメラ撮影・ダウンリンク 使用時間[s]	S&F 使用時間[s]	待機 使用時間[s]	充電・アンローディング 使用時間[s]
ミッション	カメラ	6	1.75	0	0	10	0	0	0
	CMGモータ1	6	4	0	300	144	40	0	0
	CMGモータ2	12	12	0	300	144	40	0	0
姿勢制御	MTQ	6	1	300	0	1800	0	0	300
通信系.c&dh	アマチュア無線(GMSK)	6	3	50	50	0	50	0	0
	アマチュア無線(CW)	6	0.3	5470	5470	5520	5470	5520	5520
	Sバンド無線通信(送信)	12	5	0	0	114	0	0	0
	Sバンド無線通信(受信)	6	2	0	0	0	0	0	0
	S&F無線通信	6	0.02	0	0	0	10	0	0
	マイコン×3	6	2.43	5520	5520	5520	5520	5520	5520
アンテナ	アンテナディロイメント	6	1	20	0	0	0	0	0
合計要求電力[W]				7.73	21.73	26.48	21.75	2.73	3.73

本衛星ではバス電圧を 6V と 12V としている。これは本衛星のメインミッションである CMG の 2 つのモータの電圧に合わせたものである。作動電圧が 5V の部品は部品側で電圧を調整するものとする。また、バス電圧は昇圧コンバータで規定の電圧範囲に入るよう安定化して供給する安定化バスを採用する。

#### 4.2.4 バッテリ

バッテリーには高容量かつ軽量の SANYO 製の UR18650F 電池を用いる。UR18650F を図 4.2.1 に示す。また、その諸元を表 4.2.2 に示す<sup>[3]</sup>。



図 4.2.1 UR18650F

表 4.2.2 バッテリの諸元

パラメータ	数値	単位
容量(typ.)	2.6	Ah
公称電圧	3.7	V
充電電圧	4.2	V

また、18650 の充電保護回路は KKHMF 4S 18650 リチウム電池保護基板を使用する。その諸元を表 4.2.3 に示す。

表 4.2.3 KKHMF 4S

パラメータ	数値	単位
作業電流	30	A
サイズ	56×45×3	mm
過充電検出遅延時間	0.1	sec
効率	96	%

バッテリーのサイジング

バッテリーの必要容量  $C_r$  を下記の式から求めた。

$$C_r = \frac{P_e T_e}{C_d N_p V_d n}$$

$P_e$ : 食時供給電力 = 26.48[W]

$T_e$ : 最大食時時間 = 0.58[h]

$C_d$ : 許容バッテリー DOD = 0.40

$N_p$ : バッテリ直列数 = 4[個]

$V_d$ : バッテリ平均放電電圧 = 14.46[V]

$n$ : バッテリ-負荷間の電力伝達効率 = 0.86

$$C_r = \frac{26.48 \times 0.58}{0.4 \times 4 \times 14.46 \times 0.86} = 0.77[\text{Ah}]$$

容量は冗長性を持たせ 2 基並列接続とする。バッテリーは UR18650F バッテリセルを 4 基直列 2 基並列接続する。

そのためバッテリー容量は  $2.6 \times 2 = 5.2\text{Ah}$ 、バッテリー電圧は  $3.7 \times 4 = 14.8\text{V}$  となる。

#### 4.2.5 太陽光パネル

衛星に搭載する太陽光パネルは Azur Space 社製の TJ Solar Cell 3G30C を使用する。この太陽光パネルは cubesat 用に製造されたもので搭載実績もある。効率は 29.8% で、バイパスダイオードを搭載しているためパネルの一部が隠れても充電される。サイズは  $40 \times 80[\text{mm}]$  である。太陽光パネルを図 4.2.2 に示す。太陽光パネルの諸元を表 4.2.4 に示す<sup>[4]</sup>。



図 4.2.2 TJ Solar Cell 3G30C

表 4.2.4 太陽光パネルの諸元

パラメータ	数値	単位
短絡電流	520.2	mA
最大電力時の電流	504.4	mA
開放電圧	2.700	V
最大電力時の電圧	2.411	V
1353W/m <sup>2</sup> 時の効率	29.8	%

表 4.2.4 からパネル 1 面の発生電力は  $2.411V \times 6 \times 0.52A \times 86.4\% = 7.52$  となる。

太陽光パネルのサイジング

バッテリーに充電できるようにするため、アレイ電圧はバッテリー電圧より高くなければならない。UR18650F のバッテリー充電電圧は  $4.2V \times 4$  基直列 =  $16.8V$  である。充電保護回路の効率が 96%，後に記述している DC/DC コンバータの効率が 90% のため  $\frac{96 \times 90}{100} = 86.4\%$  の効率となるため 20% のマージン

を取り、充電電圧は  $16.8V \times 1.2 = 20.16V$  とした。1 日の合計日照時間は  $57.5[\text{min}] \times 15$  周で  $14.38\text{h}$  とした。

負荷稼働+バッテリー充電をおこなう場合の太陽電池アレイのサイジングは以下である。

全電力 (EOL) = 全負荷 + バッテリー充電電力

$$\text{全電力 (EOL)} = 26.48W + \frac{5.2Ah \times 20.16V}{14.48h}$$

$$= 33.72W$$

温度影響  $C_r$  の計算

$$C_r = (T_o - T_i) \times C$$

$T_o$ : 動作中温度 =  $70[^\circ\text{C}]$

$T_i$ : 初期効率温度 =  $28[^\circ\text{C}]$

$C$ : 温度係数 =  $-0.5[\%/^\circ\text{C}]$

$$\text{温度影響 } C_r = (70 - 28) \times 0.005 = 0.21$$

アレイ発電量 (BOL) の計算。

放射線の劣化率 = 0.9

太陽光入射角の最も条件のいい角度は

$\text{Cos}0[^\circ]$ , 最も条件の悪い角度は  $\text{Cos}90[^\circ]$  である。充電を行う時はパネルを太陽の方向に指向させるため  $0^\circ$  で求めた。

$$\begin{aligned} &= \frac{\text{全電力 (EOL)}}{\text{放射線の劣化率} \times \text{Cos(太陽光入射角)} \times \text{温度の影響}} \\ &= \frac{33.72}{(0.9)\text{Cos}(0^\circ)(1-0.21)} \\ &= 47.42W \end{aligned}$$

$$\text{全セル面積} = \frac{\text{アレイ発電量 (BOL)}}{\text{太陽光強度} \times \text{セル効率}}$$

太陽光強度 =  $1350[\text{W/m}^2]$

セル効率 = 29.8 [%]

$$\frac{47.42}{1350 \times 0.298} = 0.11[\text{m}^2]$$

セル 1 枚の寸法を  $8\text{cm} \times 4\text{cm}$  とすると

$$\text{全セル数} = \frac{\text{全セル面積}}{\text{セル面積}}$$

$$= \frac{0.11}{4 \times 10^{-2} \times 8 \times 10^{-2}} = 34[\text{枚}] \text{ となった。}$$

上式より負荷電力使用とバッテリー充電を同時に行う場合には 34 枚必要であるが、衛星に搭載できる最大数は 24 枚であることと、また衛星が日本上空を通過しない場合は負荷を稼働させない待機モードで運用するため搭載数は 24 枚で足りるものと考えられる。

セル直列数の計算

前述よりアレイ電圧は  $16.8 \times 1.2 = 20.16[\text{V}]$  とし、セル電圧 =  $2.411[\text{V}]$

$$\text{セル直列数} = \frac{\text{アレイ電圧}}{\text{セル電圧}}$$

$$\text{セル直列数} = \frac{20.16}{2.411} = 8.36 < 9$$

セル直列数は 9 枚必要である。しかし衛星 1 面に搭載可能な太陽光パネルは最大 6 枚である。そのため 6 枚 ( $2.411\text{V} \times 6$ )  $14.46\text{V}$  か

ら充電電力20.16Vへの昇圧コンバータを搭載することとする。

#### 4.2.6 DC/DC コンバータ

太陽光パネルを6直で接続すると14.46Vとなる。4基直列の18650の充電電圧には足りないため20.16Vへの昇圧コンバータが必要である。また、4基直列の18650(出力14.8V)から12Vと6Vへのコンバータが必要である。また、太陽光パネルから6V、12Vへのコンバータが必要である。

太陽光パネル(14.46V)→6V 負荷

太陽光パネル(14.46V)→12V 負荷

UR18650F(14.8V)→6V 負荷

UR18650F(14.8V)→12V 負荷

以上の場合においてはDCDCコンバータNJM2811を用いる。これは分割抵抗で出力電圧設定可能(出力5V以上)である。

NJM2811の諸元を表4.2.5に示す<sup>[5]</sup>。

表 4.2.5 NJM2811

パラメータ	数値	単位
入力電圧範囲	0~40	V
出力電圧範囲	-0.5~Vin	V
出力電流範囲	0~7.5	A
効率	90	%

太陽光パネル(14.46V)→UR18650F(16.8V)

の昇圧コンバータが必要であるが、小さい値の変動に対応するものがあまりないため、製作の可能性もある。

#### 4.2.7 電源系の構成

HATOSATのバス電圧は6Vと12Vがある。12VはCMGの2種類あるうちの1つのモータと、Sバンド無線(送信)を稼働させるためのもので、それ以外の搭載部品は6Vで稼働する。また、バッテリーは4基直列2基並列で接続し、そこから2つのバス電圧を

DC/DCコンバータによって取り出す。

#### 4.2.8 衛星運用スケジュール

表4.2.1から表4.2.6にCMGミッションの消費電力、表4.2.7に衛星運用スケジュールを示す。CMGミッションは初期起動終了後電力に余裕がある時に行うものとする。また1週の最大発生電力量は常に1面に太陽光が当たっているとして4.2.5より

$$\frac{7.52\text{w} \times 86\% \times 3450\text{s}}{3600} = 6.20\text{Wh} \text{ である。}$$

表 4.2.6 CMG ミッション中の消費電力

モード	時間[s]	消費電力量[Wh]	発生電力量[Wh]
CMG	300	1.56	0.52

表 4.2.7 衛星運用スケジュール

周回	モード	時間[s]	消費電力量[Wh]	発生電力量[Wh]
1	カメラ姿勢制御 (MTQ)	1800	1.87	3.23
	撮影	10	0.01	0.02
	待機	3710	2.81	2.95
2	充電・アンローディング	300	0.31	0.54
	待機	5220	3.96	5.66
3	充電・アンローディング	300	0.31	0.54
	待機	5220	3.96	5.66
4	Sバンド姿勢制御 (CMG)	30	0.16	0.05
	Sバンド通信	114	0.75	0.20
	待機	5376	4.08	5.95
5	充電・アンローディング	300	0.31	0.54
	待機	5220	3.96	5.66
6	充電・アンローディング	300	0.31	0.54
	待機	5220	3.96	5.66
7	Sバンド姿勢制御 (CMG)	30	0.16	0.05
	Sバンド通信	114	0.75	0.20
	待機	5376	4.08	5.95
8	充電・アンローディング	300	0.31	0.54
	待機	5220	3.96	5.66
9	充電・アンローディング	300	0.31	0.54
	待機	5220	3.96	5.66
10	Sバンド姿勢制御 (CMG)	30	0.16	0.05
	Sバンド通信	114	0.75	0.20
	待機	5376	4.08	5.95
11	充電・アンローディング	300	0.31	0.54
	待機	5220	3.96	5.66
12	充電・アンローディング	300	0.31	0.54
	待機	5220	3.96	5.66
13	S&F姿勢制御 (CMG)	30	0.16	0.05
	S&F受信	10	0.05	0.02
	HK通信	50	0.08	0.09
	待機	5400	4.10	6.04
12	充電・アンローディング	300	0.31	0.54
	待機	5220	3.96	5.66
12	充電・アンローディング	300	0.31	0.54
	待機	5220	3.96	5.66
合計			66.72	93.00

表4.2.7について、Sバンド姿勢制御などで消費電力が発生電力を上回っているが、それらは短い時間であるため収支は成り立つと考える。

#### 4.3 C&DH系サブシステム

### 4.3.1 設計概要

本衛星の C&DH サブシステムは、本衛星が CMG や S バンド無線機などの消費電力が大きいコンポーネントを多く搭載される為、ミッションの内容やバッテリーの残り電力に重点を置いて、信頼性を担保することを最優先に設計を進める。ミッションに必要な機能からシステムを整理し、宇宙空間で動作するにあたり信頼性が担保できる OBC の選定、冗長性設計と、コマンドデータとテレメトリデータのデータ量に対し、十分通信を行って運用が可能であるかを計算する為の可視解析、最後にストレージ設計を行う。

### 4.3.2 システム

HATOSAT のシステムブロック図を図 4.3.1 に示す。本衛星のシステムは OBC を中心として各システムへスプーク結線で接続され、データ処理系サブシステムは以下の 2 つの機能を担う。

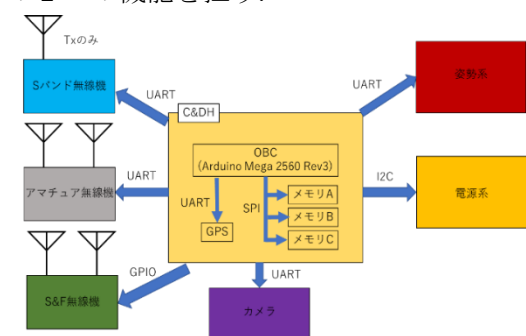


図 4.3.1 HATOSAT のシステムブロック図

#### ① 地上から送信されるコマンド信号の入力、解読

地上局から本衛星へ送信されるコマンドは、アマチュア無線機が受信する。送信するコマンドには、ミッションの内容や次のパス時間などが含まれ、軌道上で処理を行うタスクを決定する。

#### ② 衛星内の各種テレメトリデータの収集、出力

本衛星のテレメトリデータは、(a)HK データ、(b)カメラの画像データ、(c)S&F ミッションのデータに分けられ、おのおの異なる送信機によって送信される。

##### (a) HK データを送信する場合

HATOSAT の温度データ、姿勢データ、電力情報などの HK データは、消費電力の少ないアマチュア無線機によりダウンリンクを行う。

##### (b) カメラの画像データを送信する場合

HATOSAT に搭載するカメラの画像データは 900[kB]であり、データ量が他のダウンリンクする HK データやミッションデータと比べると非常に多い。従ってデータの伝送速度が最大 64 [kbps]の S バンド無線機を画像データのダウンリンクに利用する。

##### (c) S&F ミッションのデータを送信する場合

S&F ミッションのデータを HATOSAT から地上局へ送信するとき、UHF 帯もしくは S バンドを使用する。

### 4.3.3 OBC の選定

本衛星の OBC の選定には、以下の 3 つの理由から、開発に Arduino Mega 2560 Rev3 を採用した。

Arduino Mega 2560 Rev3 に搭載されている Atmel ATmega2560 は、筑波大学の「結」プロジェクトによって開発され、実際に軌道上で運用された CubeSat 「ITF-2」のメインマイコンとして使用された。また、同大学の放射線試験では、放射線耐性が高いことが示されており、ハードウェアのリセットにより宇宙で正常動作を行う信頼性が担保

できると考えられるためである。

#### 4.3.4 タスク処理

本衛星は、ミッションレベル(i)~(v)によって行うタスクが決まっている。そのため、本衛星が運用されるときタスク処理については、(i)打ち上げ直後、(ii)アマチュア無線機による HK データのダウンリンク、(iii)CMG を用いた姿勢制御、(iv) カメラによる地球画像の撮像・S バンド無線機を用いた高速データ通信によるダウンリンク、(v)S&F ミッションの5つの場合に分けて説明する。本衛星のタスク処理の内容を図 4.3.2 に示す。

##### (i)打ち上げ直後

ロケットから放出された直後は、MTQ により姿勢制御を行い、アマチュア無線のアンテナを展開して、地上局からの HK データのダウンリンクの要求コマンドを待つ。最初の HK データのダウンリンクが終了すると、(ii)のフェーズへ移行する。

##### (ii)アマチュア無線機による HK データのダウンリンク

人工衛星を運用する上で必要不可欠とな

る、通信、電源、主処理機能の確認のため、HK データの通信を行う。他のミッションを行うフェーズでも、ミッション実行以外の時はこのフェーズと同じタスク処理を行う。

##### (iii) CMG を用いた姿勢制御

このフェーズでは、CMG による姿勢制御の宇宙実証を行うミッションを行う。CMG は消費電力が大きいため、C&DH 系としては、電源系のマイコンと、姿勢系のマイコンそれぞれが、OBC とバッテリーの残り電力情報とミッション実行のタイミングの情報を共有し、バッテリーの残り電力が SOC95%以上の場合に、CMG の姿勢制御ミッションを開始させる。また、これらのミッション開始のための SOC 閾値は、地上局側がミッションの内容を把握してコマンドで設定できる。そして、この実験の結果は HK データとして保存され、アマチュア無線機によって送信される。

##### (iv)カメラによる地球画像の撮影・S バンド無線機を用いた高速データ通信によるダウンリンク

ミッションレベル(ii)のタスクが実行可能であることが保証されたあと、宇宙で撮像



図 4.3.2 ミッションレベル毎に行われるタスク

した地球画像データのダウンリンクを行うミッションを開始する。

S バンド無線機は、送信時の最大消費電力が 5[W]と、他の搭載機器の中でも比較的大きな電力を消費する。本衛星の運用期間を考えると、SOC は 60%を常に保つことが必要となる。そのため、1 パケットを送信する度に、バッテリーの残り電力を監視し、それが少ない場合はアラートを地上局へ送信して画像データの伝送を中断する。残りの画像データは、次の通信時間に行い、完全に 1 枚の画像データを送信するか、地上局から撮り直しのコマンドを受信してから別の地球画像を 1 枚撮影する。

#### (v) S&F ミッションによるバイタルデータ収集

このフェーズでは、1 年間を通じて S&F ミッションを開始する。S&F のデータ受信は、地上局のコマンドにより開始される。それ以外は、ミッションレベル(ii)と同じタスクを行う。

### 4.3.5 冗長性設計

#### (i)OBC のリセット機能

OBC の冗長性設計として、プログラムが

何らかの原因で異常を起こした時、WDT を使ってハードウェアリセットを行う。しかし、宇宙における放射線による故障現象として、電源バスに過電流が流れ、半導体などの素子が壊れる現象が発生する事も起こりうる。このため、本衛星は過電流防止回路を各系の電源バスとの間に設置し、OBC 自身も過電流から物理的に保護される設計とする。また、過電流防止回路の電源バスをシャットアウトさせる FET と OR 回路を構成し、C&DH 側でもソフトウェアで各系の電源バスをリセットできる構成にする。これにより、HK データの収集に応じないなどの、他系の異常現象の際にリセットを行うようにする。図 4.3.3 に過電流防止回路と OBC の I/O ポートによるリセットを行う回路構造を示す。

#### (ii)データの三重多数決化

宇宙空間において、人工衛星は軌道上でシングルアップセット(SEU)というエラー現象が起こる。これは、メモリのデータが放射線によって反転する故障現象である。

本衛星はこれに対応する為、同じメモリを 3 つ搭載し、各々にデータを書き込むことで、読み取る際に多数決を取ってデータ

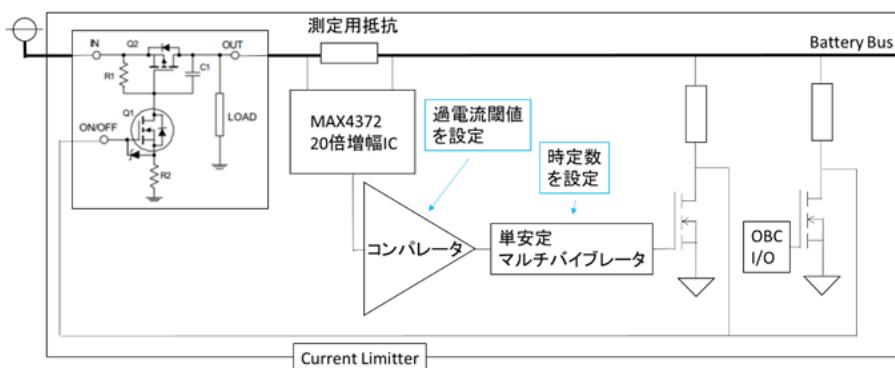


図 4.3.3 過電流防止回路と OBC によるリセットのブロック図

の信頼性を担保する。

(iii)通信機を複数搭載することによる  
回線多数化

本衛星は地上局へ送信する無線機が複数搭載される。これにより地上局への HK データの送信を、アマチュア無線機、S バンド無線機のいずれかを使用して行うことができる。また、HK データの送信には地上局側がコマンドにより無線機を指定する。これによりアマチュア無線の送信機が軌道上で破損した場合も、確実にテレメトリデータの送信を行うことができる。

#### 4.3.6 可視解析

本衛星は3種類の無線機を使用する。このため、HK データのダウンリンクを行う為の通信時間、その他のミッションデータをダウンリンクする為の通信時間を計算する。これにより運用期間を考慮してミッションの実現性を検算する必要があるため、可視解析を行う。可視解析には STK(Satellite Tool Kit)を用いる。表 4.3.1 に可視解析条件を示す。図 4.3.4 に、本衛星の軌道及び地上局との可能領域を示す。さらに表 4.3.2 に今回のシミュレーションで得られた可視解析の結果を示す。

表 4.3.1 可視解析条件

衛星	軌道種別	傾斜軌道
	高度	408[km]
	軌道系射角	51.6[度]
	降交点地方時	12:00
地上局	緯度	35.987[deg]
	経度	139.37[deg]
期間	13 Mar 2019 03:00:00.000 UTCG	
	19 Mar 2019 03:00:00.000 UTCG	

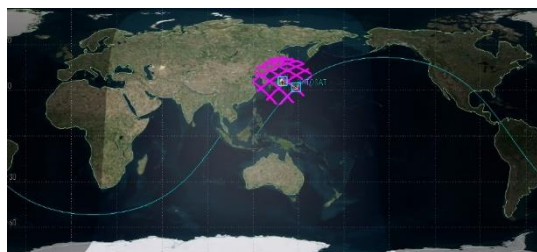


図 4.3.4 HATOSAT と地上局からの可視範囲

表 4.3.2 可視解析結果

	最小値	最大値	平均値
1 回あたりの可視時間[s]	114	499	373
1 日の合計可視時間[min]	35.7	39.1	37.4
1 日の可視の回数[回]	6		



#### 4.3.7 コマンド・テレメトリ設計

本衛星のサイズにおけるコマンド数の標準は 40 項目であり，その 1 項目あたりに 256bit が必要であると仮定する。従ってデータ量は

$$256\text{bit} \times 40 \text{ 項目} \doteq 10.24[\text{kbit}]$$

一方で，本衛星は地上局へテレメトリのダウンロードにおいて，プロトコルとして CCSDS 方式を採用する。おおよそ 40 項目の HK データを 1 パケットの CCSDS にした時のデータ量 2048[bit]を，30 秒に 1 度サンプリングを行うものとして計算する。本衛星は公転周期が 5520[s]であるから，通常運用時の HK データ量は

$$5520[\text{s}] \times (1/30)[\text{Hz}] \times 2048[\text{bit}] \\ \doteq 3.477[\text{Mbit}]$$

ミッションレベル(i)，(ii)ではこれらのデータのみを 9600[bps]のアマチュア無線で通信を行う為，それに要する時間は

$$(10.24 + 3477)[\text{kbit}] \div 9600[\text{bps}] \\ = 40.32[\text{s}]$$

であり，余裕をもって通信が行える。

ミッションレベル(iii)では，57.60[kbps]の S バンド無線機で画像データをダウンリンクする。運用期間上，1 カ月で 30 枚の画像データをダウンリンクできればよいため，1 日に 1 枚以上の画像データが送信できれば良い。カメラの画像データは 900 [kB] = 7.4[Mbit]であるから，ダウンリンクに必要な時間は

$$7.4[\text{Mbit}] \div 57.60[\text{kbps}] \doteq 128.5[\text{s}]$$

可視解析の結果から，本衛星は地上局から 1 日で 6 回可視状態になる。マージンをとって，仮にそれらが全て最低の可視時間だったとしても

$$(114.2 - 40.32)[\text{s}] \times 6(\text{回}) \doteq 443.0[\text{s}]$$

となり，十分な通信時間が確保できる。ミッションレベル(v)では，CMG ミッションの実行中で HK データを 1[Hz]のサンプリングで行う。ミッション時間が 300[s]であるから，

$$300[\text{s}] \times 1[\text{Hz}] \times 2048 [\text{bit}] \\ \doteq 0.614[\text{Mbit}]$$

このフェーズで地上局との通信に必要な時間は，

$$40.32[\text{s}] + (0.6144[\text{Mbit}] \div 9600[\text{bps}]) \doteq \\ 104.3[\text{s}]$$

であり，十分に通信可能である。

したがって，本衛星は全てのミッションを行うフェーズにおいて，運用を行うことができる。表 3 にこれらのフェーズをまとめる。

#### 4.3.8 ストレージ設計

運用上最もメモリ容量が必要となるのはミッションレベル(iii)のときである。このときの本衛星の 1 つのストレージに必要な，コマンドデータ，HK データ，ミッションデータから必要なメモリ容量は，表 4.3.3 より 10.89[Mbit]であるため，ストレージ容量はマージンを取って 16[Mbit]とする。

表 4.3.3 地上局と通信するデータ

ミッションデータ	(i)(ii)	(iii)	(iv)	(v)
コマンドデータ量 [Mbit]	0.010			
HKデータ量 [Mbit]	3.477			3.456
収集データ量 [Mbit]	0.000	7.400	0.001	0.614
総データ量 [Mbit]	3.487	10.89	4.488	4.080

## 4.4 H&K データ伝送

### 4.4.1 概要

本衛星において、H&K 伝送は以下の2つの要求を満たす必要がある。

- ・地上局からのコマンドの受信
- ・衛星の内部状態及び位置情報等テレメトリデータの送信

これら2つのミッションを本衛星ではアマチュア無線のバンドプランにおいて、アマチュア衛星用に割り当てられている435.00~438.00 [MHz]の周波数を用いて行う。また、変調方式はCW, GMSK 方式を採用する。

### 4.4.2 使用機器

本衛星では今までの超小型衛星への搭載、運用実績から小型衛星用受信機として、西無線研究所製の302A型送信機及び受信機を搭載する。

衛星に搭載するアンテナとして、地上からのコマンドデータを受信するコマンドアンテナとして、モノポールアンテナ(利得:0 [dBi])、衛星のテレメトリデータの送信用にダイポールアンテナ(利得:0 [dBi])を搭載する。これらは衛星のパネル中央部に配置し、ロケット分離時は筐体へ巻きつけて収納する。それぞれのアンテナはU.FLコネクタを有し、通信機とRG-188A/U同軸ケーブル(Loss: 0.7 [dB/m])を使用して接続される。

### 4.4.3 回線設計

本衛星のHKデータ伝送の通信回線において、品質を満足するように各種パラメータを選定し、通信回線を設計する。

#### (1) 送信等価輻射電力(送信 EIRP)

送信 EIRP  $P_{ETX}$  [dBW]は次式で与えられ

る。

$$P_{ETX}[dBW] = P_{TX} - L_{FTX} + G_{ATX} - L_{APT X}$$

$P_{TX}$ : 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線の損失 [dB]

$G_{ATX}$ : 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) [dBi]

$L_{APT X}$ : 送信アンテナのポインティング損失 [dB]

#### (2) 受信 G/T

受信 G/T [dB/K]は次式で与えられる。

$$G/T [dB/K] = G_{ARX} - L_{FRX} + L_{ARX} - L_{APRX} - T_s$$

$G_{ARX}$ : 受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) [dBi]

$L_{FRX}$ : 受信アンテナと受信機を接続する給電線の損失 [dB]

$L_{APRX}$ : 受信アンテナのポインティング損失

$T_s$ : システム雑音温度 [dBK]

また、システム雑音温度は次式で与えられる。

$$T_s = 10 \log_{10} \left\{ \frac{T_A}{L} + T_F \left( 1 - \frac{1}{L} \right) + T_E \right\}$$

L: 給電損失の真数

$T_A$ : アンテナ雑音温度 [K]

$T_F$ : 給電雑音温度 [K]

$T_E$ : 受信機雑音温度 [K]

#### (3) ポインティング損失

アンテナが目標とする指向方向と衛星のダイナミクスや受信側の追尾精度などに起因した実際の指向方向とのズレ(指向誤差)により生ずる見かけ上のアンテナ利得の低下分をいう。本衛星では0 [dB]として計算した。

(4) 電力分配損失

本衛星では中継回線を用いないため、考慮しない。

(5) 自由空間損失

自由空間損失  $L_d$  は次式で与えられる。

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

$d$  : 送信アンテナの距離 [km]

$\lambda$  : 波長 [km]

$f$  : 伝搬周波数 [MHz]

(6) 偏波損失

本衛星は直線偏波-円偏波での通信となるため、-3[dB]生じる、

(7) 大気吸収損失

HK データ伝送では周波数が低く、損失が無視できるため、考慮しない。

(8) 降雨損失

HK データ伝送では周波数が低く、損失が無視できるため、考慮しない。

(9) 受信 G/T

受信 G/T [dB/K] は次式で与えられる。

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

$G_{ARX}$  : 受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) [dBi]

$L_{FRX}$  : 受信アンテナと受信機を接続する給電線の損失 [dB]

$L_{APRX}$  : 受信アンテナのポインティング損失

$T_S$  : システム雑音温度 [dBK]

(10) 受信  $C/N_0$

単位周波数当たりの雑音電力に対する無変調時の搬送波電力の比を  $C/N_0$  という。

受信  $C/N_0$  [dB/Hz] は以下の式で与えられる。

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

$P_E$ : 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]

$L_{RA}$  : 降雨損失 [dB]

$L_A$  : 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の利得の比

(11) 要求  $E_b/N_0$

1 ビットあたりの信号エネルギー対単位周波数当たりの雑音電力密度の比の要求値をいう。

(12) 変調損失

各信号成分電力と全送信電力の比をデシベル表示した値をいう。今回は考慮しない。

(13) 要求  $C/N_0$

要求  $C/N_0$  は次式のように求まる。

(14) 電束密度

電力束密度とは地表面に輻射される単位面積あたりの電波の強度 (電力) をいう。

$$pfd = \frac{P_{max} G_{TX}}{4\pi S^2 \times 10^6}$$

$P_{max}$  : 参照帯域幅での最大電力 [W]

$G_{TX}$  : 送信アンテナの利得 [dB]

$S$  : 地上局と衛星の距離 [km]

以上から算出した回線設計の結果を P21 の別表 1 に示す。

## 4.5 高速データ通信系

### 4.5.1 設計概要

HK データ通信の周波数は UHF 帯を使用するため、1 パス内に画像データの送信を完了させることは困難であり、通常は画像データを分割し数パスに分けて送信される。しかし、これにより画像撮像ミッションの進行が滞るだけでなく、電源系等にも影響が生じる。また、非常に重要な系である HK データ通信系が万が一故障した場合、バックアップとなる通信回線がなければ運用を続行することが不可能となる。よって、HATOSAT ではより高周波数を持つ通信回線を別に用意し、通信速度の向上と信頼性の確保を狙う。

アップリンク回線は周波数 2100MHz 帯、送信電力 10 [W]、データレート 4 [kbps]、通信変調方式は PSK で、鳩山局から送信する。ダウンリンク回線は周波数 2200 [MHz]帯、送信電力 200 [mW]、データレート 4~64 [kbps]、通信方式は BPSK である。アップリンク、ダウンリンク時の回線設計については別表 1 に示す。なお、回線設計時の距離は 1804.5[km]としており、これは鳩山局垂直方向上空高度 400[km]を飛行しているときの仰角 5 度時の通信距離としている。この様子を、以下図 4.5.1 に示す。

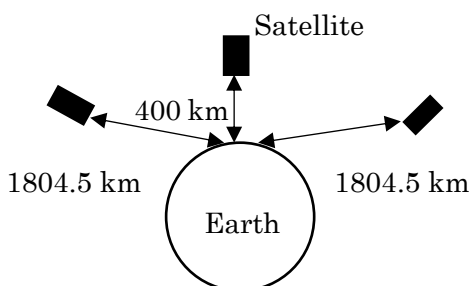


図 4.5.1 最大、最小通信距離

### 4.5.2 高速通信系の構成

高速通信系の構成を図 4.5.2 に示す。使用する無線機は、送受信機能が一体となった、ダイエステクノロジー社の DSTRX-1 を採用する。この仕様諸元を表 4.5.1 に示す。また、通信用のアンテナについては、展開機構を必要とせず、かつ円偏波に対応できるパッチアンテナを用い、アップリンク、ダウンリンク用共に自作する。それぞれのアンテナ利得は回線設計より 5 [dBi]以上とし、専有面積は双方のアンテナを合わせて 90×70 [mm]以内とする。

表 4.5.1 DSTRX-1 諸元

各定数	数値
送信周波数	2200~2290 [MHz]
送信出力	23 [dBm]
送信ビットレート	4~64 [kbps]
送信消費電力	5 [W]
送信効率	40 [%]
受信周波数	2025~2110 [MHz]
受信ビットレート	4 [kbps]
送信消費電力	1.2 [W]

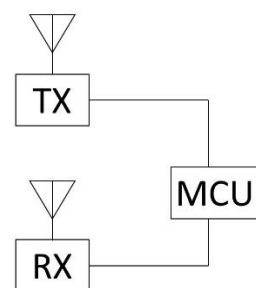


図 4.5.2 高速通信系構成図

### 4.5.3 自作アンテナの諸元

自作するパッチアンテナの諸元について述べる。採用するアンテナは方形円偏波型パッチアンテナである。パッチアンテナの外観は図 4.4.3 に示すものとなっている。W, L の計算式は

$$\frac{c}{2f_r\sqrt{\epsilon_{re}}} - 2\Delta L \dots \dots \dots (4.5.1)$$

$$\epsilon_{re}(w) = \frac{\epsilon_r+1}{2} + \frac{\epsilon_r-1}{2}F(W/h) \dots \dots (4.5.2)$$

$$\epsilon_{re}(L) = \frac{\epsilon_r+1}{2} + \frac{\epsilon_r-1}{2}F(L/h) \dots \dots (4.5.3)$$

$$F\left(\frac{a}{h}\right) = \left\{ (1 + 12h/a)^{-1/2} \right\} \dots \dots (4.5.4)$$

(ただし,  $a/h \geq 1$ )

$$W = \sqrt{h\lambda_d[\ln(\lambda_d/h) - 1]} \dots \dots (4.5.5)$$

ただし,  $f_r$ :共振周波数,  $\epsilon_r$ :比誘電率,  $h$ :基板高さ,  $\lambda_d$ :共振周波数の波長である<sup>[6]</sup>。各アンテナに使用する基板は Taconic 社の TRF-43 とする。表 4.5.1 の周波数帯域幅を満たすアンテナは, 中心周波数をそれぞれ, 送信用を 2245 [MHz], 受信用を 2045.5 [MHz]とすると, 各定数は表 4.5.3, 表 4.5.4 で示される。

### 4.5.4 通信データ量と通信時間

画像のデータ量は最大 900 [kbit]である。1パスは最低 114 [秒]であるので, 63157.9 [bit/sec] 以上の送信ビットレートであれば 1 パス内に送信できる。よって, この通信機器での送信ビットレート性能を満たす。

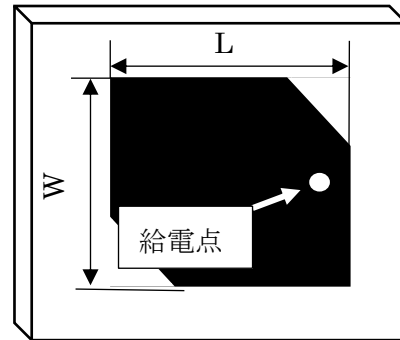


図 4.5.3 パッチアンテナの外観

表 4.5.2 基板の諸元

基板メーカー	Taconic
基板型番	TRF-43
基板誘電率	4.3
基板誘電正接	0.0035
基板厚さ	1.63 [mm]

表 4.5.3 送信用パッチアンテナ  
定数計算結果

各定数	数値
共振周波数	2245 [MHz]
L	30.7 [mm]
W	49.3 [mm]

表 4.5.4 受信用パッチアンテナ  
定数計算結果

各定数	数値
共振周波数	2045.5 [MHz]
L	33.8 [mm]
W	53.0 [mm]

## 4.6 ストア&フォワード

### 4.6.1 ストア&フォワードミッション

#### 概要

ストア&フォワード(S & F)ミッションは、東京大学中須賀・船瀬研究室で提唱されたミッション<sup>[7]</sup>である。S & Fとは、本来、スイッチングハブなどで使用される転送方式をさすものであり、送信されたパケットを一度バッファへ保存し、相手先を確認しながら再送信するというものである。これを衛星の通信系へ応用させたものが S & F ミッションであり、各地点に設置された地上局から衛星へデータを送信、保存し、別地点にあるメイン地上局へ衛星から送信するというシンプルな概念のミッションである。ここで送られるデータは、生態調査データや、地殻変動のデータなど、比較的小容量なデータを想定している。そのため通信方式には低速度、遠距離通信が可能な LoRa を採用しており、使用する通信周波数は技術適合証を受けた通信機であれば誰でも使用することが可能な特定省電力無線帯の 920MHz 帯を使用している。これまでの S&F に用いられた小型衛星は 50kg 級衛星がほとんどであったが、今回のミッションでは 3U サイズのキューブサットに搭載し運用を行っている。3U サイズでの S&F ミッションの実証は、既に TRICOM-1R によって行われている<sup>[8]</sup>が、まだ前例が少ない。図 4.6.1 に S & F ミッションの概念図を示す。

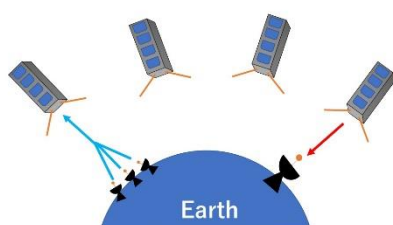


図 4.6.1 S & F ミッション概念図

今回の S&F ミッションでは、地上において人体に脈波センサー等の人体の健康状態を把握できるデバイスやセンサを取り付け、生体情報等のバイタルデータを送信することとする。これにより、地上間通信が困難な不感地帯においても人命を救助することが可能となり、登山、マリンスポーツ等における緊急時に活用することができる。

### 4.6.2 使用周波数

総務省の定める 920MHz 帯のうち、送信電力 20mW 以下のアクティブ系省電力送信システムを利用する。この周波数帯域の技術的条件を表 4.6.1 に示す。衛星から地上へ送信する際の使用周波数帯は、原則 UHF 帯を使用し、バックアップとして S 帯を使用する。

表 4.6.1 920MHz 帯技術的条件

空中線利得	3dBi 以下
チャンネル数等	920.6~928 [MHz] の 200[Hz]間隔
最大送信時間	4 [秒]
送信電力	20 [mW]以下
送信時間後の停止時間	50 [ms]以下

### 4.6.3 ストア&フォワード衛星搭載機

#### 器構成

S & F ミッションに使用される衛星搭載機器は図 4.6.2 のように構成されている。受信機は民生用の LoRa 無線モジュールを使用する。



図 4.6.2 S & F 衛星搭載機器構成

衛星搭載用受信アンテナ

衛星搭載用 S&F ミッションデータ受信アンテナには展開機構を有さない点で非常に信頼性の高いパッチアンテナを使用する。パッチアンテナは通常の誘電率の基板上に形成すると、自遊空間内の波長と比較すると管内波長  $\lambda_g$  は以下の式に示すように短縮される。

$$\lambda_g = \frac{\lambda}{\sqrt{\epsilon}}$$

この効果が顕著に表れる高誘電率基板を用いて小型のパッチアンテナを制作し、衛星に搭載することで、衛星搭載用受信アンテナとする。

4.6.4 ストア&フォワード地上局機器構成

図 4.6.2 に示すように使用する機器は汎用 LoRa 通信用の送信機を使用する。地上局でのデータ収集 MCU は Raspberry Pi を使用する。また地上局機器構成図を図 4.6.3 にしめす。

地上局用送信アンテナ

地上局に使用するアンテナは、良運搬性、小型、軽量の観点からパッチアンテナを採用する。920.6~928 [MHz]において、回線設計から 5dBi 以上を維持することが必要要求である。回線設計は P21 の別表 1.に示す。パッチアンテナの外観図を図 4.6.4 に示す。アンテナの設計式は

$$L = \frac{c}{2f_r\sqrt{\epsilon_{re}}} - 2\Delta L \dots \dots \dots (4.6.1)$$

$$\epsilon_{re}(W) = \frac{\epsilon_r+1}{2} + \frac{\epsilon_r-1}{2} F(W/h) \dots \dots (4.6.2)$$

$$\epsilon_{re}(L) = \frac{\epsilon_r+1}{2} + \frac{\epsilon_r-1}{2} F(L/h) \dots \dots (4.6.3)$$

$$F\left(\frac{a}{h}\right) = \left\{ (1 + 12 h/a)^{-1/2} \right\} \dots \dots (4.6.4)$$

$$W = \sqrt{h\lambda_d} [\ln(\lambda_d/h) - 1] \dots \dots (4.6.5)$$

で求まる<sup>[9]</sup>。

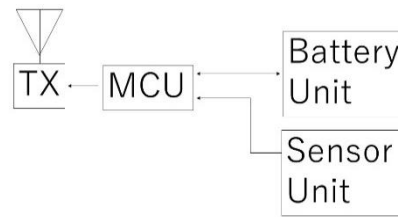


図 4.6.3 地上局機器構成図

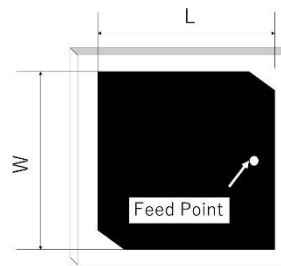


図 4.6.4 パッチアンテナ外観図

アンテナの設計緒元を表 4.6.2 に示す。

表 4.6.2 地上局アンテナ設計緒元

各定数	数値
共振周波数	924 [MHz]
L	76.6 [mm]
W	96.4 [mm]

別表 1. S バンド, UHF, S&F の回線設計表

単位	Uplink						Downlink					
	BEST(R:MIN)	WORST(R:MAX)	BEST(R:MIN)	WORST(R:MAX)	BEST(R:MIN)	WORST(R:MAX)	BEST(R:MIN)	WORST(R:MAX)	BEST(R:MIN)	WORST(R:MAX)	BEST(R:MIN)	WORST(R:MAX)
MHz	2042.500	2042.500	435.000	435.000	920.000	920.000	920.000	920.000	2245.000	2245.000	435.000	435.000
bps	9600	9600	9600	9600	N/A	N/A	N/A	N/A	64000	64000	9600	9600
dBW	18.57	18.57	17.00	17.00	12.00	12.00	12.00	12.00	-6.00	-6.00	-1.00	-1.00
dB	-5.60	-5.60	1.00	1.00	1.00	1.00	1.00	1.00	1.00	1.00	1.00	1.00
dBt	33.60	33.60	20.00	20.00	2.00	2.00	2.00	2.00	4.00	4.00	2.14	2.14
dB	3.00	3.00	0.00	0.00	3.00	3.00	3.00	3.00	3.00	3.00	0.00	0.00
dBW	54.77	54.77	38.00	38.00	12.00	12.00	12.00	12.00	-4.00	-4.00	2.14	2.14
km	400.00	1804.50	400.00	1439.83	400.00	1439.83	400.00	1439.83	1804.50	1804.50	400.00	1439.83
dB	150.69	163.78	137.26	148.38	143.76	154.89	143.76	154.89	164.60	164.60	137.26	148.38
dB	0.00	0.00	3.00	3.00	3.00	3.00	3.00	3.00	0.00	0.00	3.00	3.00
dBt	4.00	4.00	0.00	0.00	3.00	3.00	3.00	3.00	33.60	33.60	20.00	20.00
dB	1.00	1.00	1.00	1.00	1.00	1.00	1.00	1.00	1.00	1.00	1.00	1.00
dB	-92.92	-106.00	-103.26	-114.38	-132.76	-143.89	-132.76	-143.89	-122.91	-136.00	-119.12	-130.24
dB	19.00	19.00	0.00	0.00	0.00	0.00	0.00	0.00	30.00	30.00	30.00	30.00
dB	-55.35	-89.60	-103.26	-114.38	-132.76	-143.89	-132.76	-143.89	-92.91	-106.00	-89.12	-100.24
K	300.00	300.00	NA	NA	N/A	N/A	N/A	N/A	NA	NA	NA	NA
K	75.09	75.09	NA	NA	N/A	N/A	N/A	N/A	NA	NA	NA	NA
K	375.09	375.09	242.09	242.09	N/A	N/A	N/A	N/A	242.09	242.09	242.09	242.09
dB/Hz	-202.86	-202.86	-174.76	-174.76	N/A	N/A	N/A	N/A	-204.76	-204.76	-174.76	-174.76
dBHz	109.94	96.86	71.50	60.38	N/A	N/A	N/A	N/A	111.85	98.76	85.64	74.52
dB	9.60	9.60	11.00	11.00	N/A	N/A	N/A	N/A	9.60	9.60	11.00	11.00
dB	2.50	2.50	2.50	2.50	N/A	N/A	N/A	N/A	2.50	2.50	2.50	2.50
dB	0.00	0.00	0.00	0.00	N/A	N/A	N/A	N/A	0.00	0.00	0.00	0.00
dBHz	39.82	39.82	39.82	39.82	N/A	N/A	N/A	N/A	48.06	48.06	39.82	39.82
dB	5.00	5.00	5.00	5.00	N/A	N/A	N/A	N/A	5.00	5.00	5.00	5.00
dB	56.92	56.92	58.32	58.32	N/A	N/A	N/A	N/A	65.16	65.16	N/A	N/A
dBm	N/A	N/A	N/A	N/A	-146.00	-146.00	-146.00	-146.00	N/A	N/A	N/A	N/A
dB	53.02	39.93	13.18	2.06	13.24	2.11	13.24	2.11	46.69	33.60	58.32	16.20
dBWm <sup>2</sup> /4kHz	-76.4599735	-89.5459114	-122	-133	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A

なお,電力電束密度は,周波数 300[MHz]を超え 1.5[GHz]以下のものについては  $f/1500$ (ただし, $f$ は[MHz]を単位とする周波数)以下,1.5GHzを超え 300GHz以下のものについては 1以下と電波法に規定されているが,すべての使用周波数に関して規定内に収束している。



## 4.7 SDR

超小型衛星 HATOSAT では、S&F(Store and Forward)の実証実験や、衛星が撮影した画像を S 帯を用いて高速で地上に送るミッションを行う。

S&F ミッションとは、衛星が地球上空を周回しながら地上の端末から送られる信号データを収集して、衛星が地上局上空に来た時にデータを転送することである。これにより、海洋上や山中など地球のどこにいてもデータを送信でき、それを地上局で収集することができる。

これらのミッションを行うためには衛星通信が不可欠である。また、バッテリー残量など衛星内部の状態を示す HK(House Keeping)データを衛星から地上へダウンリンクする。これらのデータの授受にはそれぞれ異なる周波数帯や、変調方式を用いる。表 4.7.1~4.7.3 に HATOSAT が行う送受信方式を示す。

表 4.7.1 制御コマンド送信

受信周波数	435[MHz]帯
変調方式	GMSK
対応ビットレート	9600[bps]

表 4.7.2 HK データ受信

受信周波数	435[MHz]帯
変調方式	GMSK
対応ビットレート	9600[bps]

表 4.7.3 S バンド受信

受信周波数	2.2GHz
変調方式	BPSK
対応ビットレート	4, 16, 32, 64[bps]

## 4.8 カメラ選定

### 4.8.1 概要

本ミッションではカメラに使用するマイコンを Raspberry Pi 2 とするため、カメラモジュールも Raspberry Pi 専用カメラモジュールとし、その中でも動作温度範囲の広い Raspberry Pi NoIR Camera v2 とする。

Raspberry Pi 2 の仕様を表 4.8.1 に、本カメラの仕様を表 4.8.2 に示す。

表 4.8.1 Raspberry Pi 2 の仕様

CPU	Broadcom BCM2837 900MHz 64-bit quad-core ARMv8 Cortex-A53
メモリ	1 [GB]
コネクタ	USB2.0 Standard A コネクタ×4 RJ-45×1 : IEEE802.3i (10BASE-T)、IEEE802.3u (100BASE-TX) HDMI×1 (出力) microSD カードスロット×1 3.5mm ジャック (オーディオ/コンポジットビデオ出力) Camera interface (CSI) Display interface (DSI) 40 ピン GPIO
電源定格	DC 5 [V]
消費電流	900mA(Typ) ※各ポートへの出力値は含まず。
外形寸法	約 86(W)×57(D)×17(H) [mm]
質量	約 45 [g]
動作温度範囲	0~70[°C]

表 4.8.2 Raspberry Pi NoIR Camera v2 の仕様

インターフェイス	CSI
IC	Sony IMX219
静止画解像度	8メガピクセル
外形寸法	約 25(W)×24(D)×9(H)[mm]
質量	約 3 [g]
動作温度範囲	-20～60[°C]

#### 4.8.2 撮影シーケンス

本ミッションにおける撮影シーケンスを以下の図 4.8.1 に示す。

本ミッションでは CMG 制御によって姿勢が安定しているものとする。

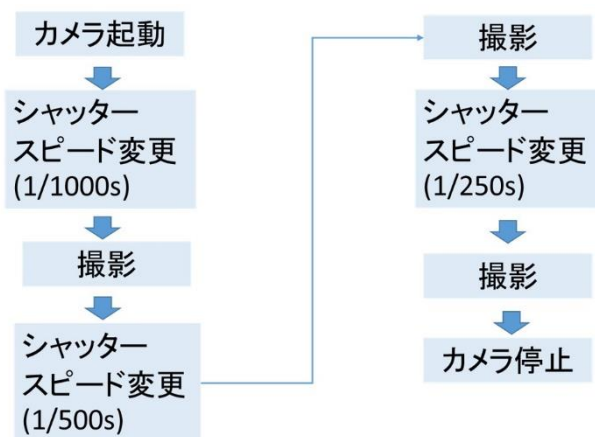


図 4.8.1 撮影シーケンス

## 4.9 姿勢系

### 4.9.1 姿勢要求

- ① 姿勢精度 0.5deg, 3.0deg/s で計測できること.
- ② パッチアンテナを地球に指向すること.
- ③ 地磁気を 3 軸で検出できること.
- ④ どの姿勢であっても太陽の位置を検出できること.

### 4.9.2 姿勢モード

- ① デタンプリング  
ロケット分離時に機体の回転運動を機体角速度 1deg/s 以下になるように制御する.
- ② 地上局指向  
高速通信用パッチアンテナを地上局側に指向させる.
- ③ CMG のアンローディング  
CMG のモーターの回転数が限界に近づいた時, CMG を止めて磁気トルカにより衛星の回転数を落とす.

### 4.9.3 搭載機器

HATOSAT の姿勢決定システムには, 外界センサと内界センサの二つがある. 外界センサは地球や恒星など宇宙機外部の環境を計測し, 基準となる方向に対する宇宙機の向きを検出するセンサである. それに対して内界センサは衛星の角速度等を計測し, 時間経過による姿勢の変化を検出するセンサである.

#### 外界センサ

本システムの外界センサには, 太陽センサを用いる. 太陽センサは太陽方向を検出することによって宇宙機の姿勢角を推定するセンサである.

本システムには、SolarMEMS 製のアナログ太陽センサ Nano-SSOC-A60 (Fig 3.15) を採用する。これは質量わずか 4 g で 0.1 deg の精度を持つセンサである。しかし、視野が直交 2 軸に±60 deg しかないため、このセンサを宇宙機の構造体 6 面にそれぞれ 1 つずつ設置することで 3 軸方向全ての視野を確保する。Nano-SSOC-A60 の諸元を表 4.9.1 に示す。

表 4.9.1 Nano-SSOC-A60 の諸元

	値	単位
質量	4	g
寸法	27.4×14×5.9	mm
動作電圧	3.3 / 5	V
方式	Analog	-
計測範囲	±60	deg
精度	0.5	deg
平均消費電流	2	mA

#### 内界センサ

外界センサは蝕により計測できない期間があるうえ、観測データの取得に数秒から数十秒の時間間隔を要する場合もある。その間の姿勢決定を補完し精度を高めるため、内界センサにはジャイロを用いることが多く、本システムでもジャイロを採用する。

今回は、価格・入手性の面から InvenSense 社製の 9 軸センサ MPU-9250 を選定した。MPU-9250 には地磁気センサ 3 軸、加速度センサ 3 軸、ジャイロセンサ 3 軸がついているモジュールである。センサの諸元を表 4.9.2～4.9.5 に示す。

表 4.9.2 MPU-9250 の諸元

	値	単位
質量	< 1	g
寸法	13×11	mm
動作電圧	2.4 - 3.6	V
通信方式	I2C / SPI	-
測定範囲	±2000	dps
分解能	16	bit
データ更新レート	4 - 8000	Hz

表 4.9.3 加速度センサー

	値	単位
測定レンジ	±2/±4/±8/±16	g
感度	1LSB=0.061, 0.122, 0.244, 0.488	mg
ノイズ	300	μg/√Hz
LPF	5-260	Hz
データ更新レート	0.24 - 4000	Hz
分解能	16	bit

表 4.9.4 ジャイロセンサ

	値	単位
測定レンジ	±250/±500/±1000/ ±2000	dps (/sec)
感度	1LSB=0.00763, 0.01526, 0.03048, 0.06097	°/sec
ノイズ	0.01	°/√Hz
LPF	5-250	Hz
データ更新レート	4 - 8000	Hz
分解能	16	bit

表 4.9.5 地磁気センサ

	値	単位
測定レンジ	±4800	μT
感度	0.6, 0.15	μT/LSD (14, 16bit)
動作温度	-40~+85	°C
分解能	14/16	bit

#### 4.9.4 姿勢制御の外乱

想定される外乱は「大気抵抗トルク」「重力傾斜トルク」「太陽輻射圧トルク」「地磁気トルク」である。これらの量は人工衛星の高度や姿勢、状態などにより大きく変化する。このため外乱トルクの最大値を計算することでどのような状況にも対応できる姿勢制御装置を開発する。

##### 大気抵抗トルク

人工衛星が軌道上を周回移動するとき人工衛星は大気から速度に比例した力を受ける。人工衛星と大気が衝突する際に生じる大気抵抗である。大気抵抗は高度により大気密度が変化するため抵抗値も変わる。高度が高くなれば大気密度が減少して大気抵抗も低くなる。

大気抵抗トルクは以下の式で表される。

$$\left( T_A = \frac{1}{2} \rho r S C_d v^2 \text{ [Nm]} \right) \quad (4.9.1)$$

ここで大気抵抗を受ける点と衛星の質量中心距離を $r$ 、空気密度を $\rho$ 、大気抵抗を受ける面積を $S$ 、抵抗係数を $C_d$ 、大気中の衛星の速度ベクトルを $\mathbf{v}$ とする。

人工衛星の速度は、地表からの高度によって異なる。地表から $H$ [km]の高さの所を回っている円軌道の場合、地球半径を $R$ として、その速度 $V$ [km/s]は次の式で計算することができる。

$$V = \left( \frac{\mu}{R+H} \right)^{\frac{1}{2}} \quad (4.9.2)$$

$$= \left( \frac{398600}{6378 + H} \right)^{\frac{1}{2}} \text{ [km/s]}$$

大気抵抗トルクの計算には表 4.9.6 の値を用いた。

表 4.9.6 大気抵抗トルク概算用パラメータ

大気抵抗を受ける点と衛星の質量中心距離	0.3 [m]
大気抵抗を受ける面積	0.03 [m <sup>2</sup> ]
抵抗係数	2.2

式(4.9.1)より

$$\begin{aligned} T_A &= \frac{1}{2} \times 0.3 \times 2.803 \times 10^{-12} \times 0.03 \times 2.2 \times 7668.6^2 \\ &= 1.63 \times 10^{-6} \text{ [Nm]} \end{aligned}$$

表 4.9.7 に地表からの高さに対する気体密度と速度を示す。

表 4.9.7 地表からの高さに対する気体密度と人工衛星の速度

地表からの高さ[km]	気体密度 [kg/m <sup>3</sup> ]	速度[m/s]
100	5.604×10 <sup>-7</sup>	7844.2
200	2.541×10 <sup>-10</sup>	7784.3
300	1.916×10 <sup>-11</sup>	7725.8
400	2.803×10 <sup>-12</sup>	7668.6
500	5.215×10 <sup>-13</sup>	7612.7
600	1.137×10 <sup>-13</sup>	7557.9
700	3.070×10 <sup>-14</sup>	7504.4
800	1.136×10 <sup>-14</sup>	7451.9
900	5.759×10 <sup>-15</sup>	7400.5
1000	3.561×10 <sup>-15</sup>	7350.2

### 重力傾斜トルク

重力傾斜トルクは衛星内の各質点に加わる重力の差によって発生する.

重力傾斜トルクは以下の式で表される.

$$\mathbf{T}_G = \frac{3\mu}{R_0^3} \begin{bmatrix} (I_y - I_z)\phi \\ (I_z - I_x)\theta \\ (I_x - I_y)\delta \end{bmatrix} \quad [\text{Nm}] \quad (4.9.3)$$

ここで地球重力定数を $\mu$ , 地球の中心から衛星までの距離を $R_0$ , 衛星の姿勢を表すオイラー角を $\phi, \theta, \delta$ , 各軸の慣性モーメントを $I$ とする.

直方体の慣性モーメントは以下の式で表される.

$$I_x = \frac{1}{12} m(a^2 + b^2) [\text{kgm}^2] \quad (4.9.4)$$

$$I_y = \frac{1}{12} m(b^2 + c^2) [\text{kgm}^2] \quad (4.9.5)$$

$$I_z = \frac{1}{12} m(c^2 + a^2) [\text{kgm}^2] \quad (4.9.6)$$

重力傾斜トルクの計算のためのパラメータを表 4.9.8 に示す.

表 4.9.8 重力傾斜トルク概算用パラメータ

地球重力定数	398, 600 [ $\text{kg}^3/\text{S}^2$ ]
衛星の最大慣性モーメント	$3.33 \times 10^{-2}$ [ $\text{kgm}^2$ ]
衛星の最小慣性モーメント	$6.65 \times 10^{-3}$ [ $\text{kgm}^2$ ]

(4.9.3)式を用いて重力傾斜トルクを求める. 衛星のオイラー角は最大の 1 とした. また慣性モーメントは最大の値から最小の値を引いた.

$$\begin{aligned} \mathbf{T}_G &= \frac{3 \times 398600}{(6371 + 400)^3} (3.33 \times 10^{-2} - 6.65 \times 10^{-3}) \\ &= 1.03 \times 10^{-6} \quad [\text{Nm}] \end{aligned}$$

### 太陽輻射圧トルク

太陽輻射圧は太陽からの光子が衛星表面にあたることで受ける力である. この際に衛星にかかる力の作用点と質点に距離があるときトルクが発生する. 光子は衛星表面で反射もしくは吸収される. このため衛星表面の材質により反射率が変わり加わる力も変化する.

太陽輻射圧トルクは以下の式で表される.

$$\mathbf{T}_S = PSr(1+q) \quad [\text{Nm}] \quad (4.9.7)$$

ここで衛星に加わる輻射圧 $P$ , 衛星の受光面積を $S$ , 力の作用点と質量中心の距離を $r$ , 反射率を $q$ とする.

太陽輻射圧トルクの計算のためのパラメータを表 4.9.9 に示す.(4.9.7)式を用いて

$$\begin{aligned} \mathbf{T}_S &= 4.57 \times 10^{-6} \times 0.03 \times 0.3(1+1) \\ &= 8.23 \times 10^{-8} \quad [\text{Nm}] \end{aligned}$$

表 4.9.9 太陽輻射圧トルク概算用パラメータ

衛星に加わる輻射圧	$4.57 \times 10^{-6}$ [ $\text{N/m}^2$ ]
衛星の受光面積	0.03 [ $\text{m}^2$ ]
力の作用点と質量中心距離	0.3 [ $\text{m}$ ]

### 残留磁気トルク

衛星内部の電気回路やアンテナなどの影響で人工衛星には意図せず磁気モーメントが発生する. この磁気モーメントに地球磁場が作用することでトルクが発生する. 残留磁気トルクの式を以下に示す.

$$\mathbf{T}_M = \mathbf{M} \times \mathbf{B} \quad [\text{Nm}] \quad (4.9.8)$$

残留磁気モーメントを $\mathbf{M}$ , 地球磁場を $\mathbf{B}$ と

する。

地球磁場の鉛直方向の磁場は以下の式で表される。

$$\mathbf{B} = \frac{M_E}{r^3} \text{ [T]} \quad (4.9.9)$$

地球の磁気双極子モーメントを  $M_E$ 、地球から衛星までの距離を  $r$  とする。

残留磁気トルクの計算のためのパラメータを表 4.9.10 に示す。(4.9.9)式を用いて

$$\begin{aligned} \mathbf{B} &= \frac{7.72 \times 10^{15}}{(6771 \times 10^3)^3} \\ &= 2.49 \times 10^{-5} \text{ [T]} \end{aligned}$$

(4.9.8)式を用いて

$$\begin{aligned} \mathbf{T}_M &= 2.49 \times 10^{-5} \times 0.05 \\ &= 1.25 \times 10^{-6} \end{aligned}$$

表 4.9.10 残留磁気トルク概算用パラメータ

地球の磁気双極子モーメント	$7.72 \times 10^{15} \text{ [Tm}^3\text{]}$
地球中心から衛星までの距離	$6771 \text{ [km]}$
残留磁気モーメント	$0.05 \text{ [Am}^2\text{]}$

総外乱トルク

総外乱トルク  $T$  は高度 400 [km] の 3U サイズの人工衛星で以下の通りとなる。

総外乱トルクの式を式(10)に示し、地表からの高さ 400 [km] の地点での各外乱トルクと総外乱トルクの値を表 4.9.11 に示す。また人工衛星の地表からの高さに対する各外乱トルク及び総外乱トルクの値を図 4.9.1 に示す。

大気抵抗が地表からの高さ依存して大きく変化する。このため高度 400 [km] 付近までは支配的だが、500 [km] より高度が高い場

所では高さにより依存しない地磁気トルクが支配的となる。

$$\mathbf{T} = \mathbf{T}_M + \mathbf{T}_S + \mathbf{T}_G + \mathbf{T}_A \quad (4.9.10)$$

表 4.9.11 総外乱トルク

トルク [ $\mu\text{Nm}$ ]				
磁気	太陽	重力	大気	合計
1.63	0.04	0.11	1.63	3.41

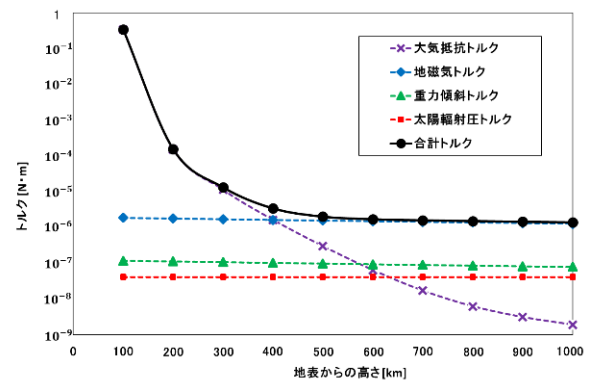


図 4.9.1 総外乱トルク

#### 4.9.5 姿勢制御装置

磁気トルカ

磁気トルカはコイルに電流を流すことで磁気モーメントを発生させ、地磁場との作用でトルクを発生させる機器である。磁気トルカにより発生させるトルクの式を以下に示す。

$$\mathbf{T} = \mathbf{M}\mathbf{B} \text{ [Nm]} \quad (4.9.11)$$

ここで磁気トルカにより発生するトルクを  $\mathbf{T}$ 、磁気トルカの磁気モーメントを  $\mathbf{M}$ 、地球磁場を  $\mathbf{B}$  とする。

磁気トルカの磁気モーメントは以下の式で表わされる。

$$M = \mu N I S \text{ [Am}^2\text{]} \quad (4.9.12)$$

ここで透磁率を  $\mu$ 、巻き数を  $N$ 、電流を  $I$ 、コアロッドの断面積を  $S$  とする。

磁気トルカ的设计

式(4.9.11)より磁気トルカに求められる磁気モーメントを求める.

$$M = \frac{3.41 \times 10^{-6}}{28 \times 10^{-6}} = 0.12 \text{ [Am}^2\text{]}$$

上記の式から磁気トルカで 0.12 [Am<sup>2</sup>]を要求性能とした.

製作する磁気トルカの概要を表 4.9.12 に示す. 表 4.9.12 製作する磁気トルカ

仕様	値
外形	75×35×20 [mm]
コア体積	50×Φ10 [mm]
巻き数	800 [回]
抵抗値	8.7 [Ω]

コアは 45 パーマロイ金属を用いる.また制作する磁気トルカのイメージ図を図 4.9.2 とする.



図 4.9.2 磁気トルカ

またコアの性能を測定したものを表 4.9.14 に示す.またグラフを図 4.9.3 に示す.

コアについての詳細を表 4.9.13 に示す.

表 4.9.13 コアの詳細

仕様	値
金属名	45 パーマロイ
コア体積	50×Φ10[mm]
45 パーマロイの比透磁率	5000
コアの実効比透磁率	40.68

表 4.9.14 コアの性能

電流 (A)	電圧 (V)	電力 (W)	磁束 (mT)	磁気モーメント (Am <sup>2</sup> )
0	0.00	0.00	0.001	0.01
0.02	0.17	0.00	0.024	0.24
0.04	0.33	0.01	0.047	0.49
0.06	0.50	0.03	0.071	0.73
0.08	0.66	0.05	0.095	0.98
0.1	0.83	0.08	0.118	1.22
0.12	0.99	0.12	0.142	1.47
0.14	1.16	0.16	0.166	1.72
0.16	1.32	0.21	0.190	1.96
0.18	1.49	0.27	0.214	2.21
0.2	1.66	0.33	0.254	2.62
0.22	1.82	0.40	0.280	2.89
0.24	1.99	0.48	0.300	3.10

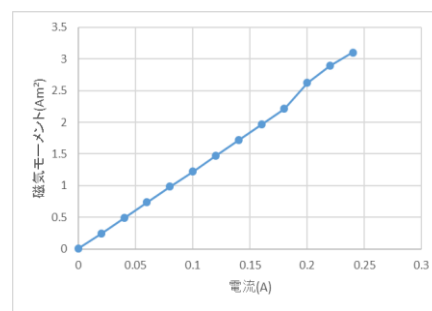


図 4.9.3 磁気モーメント

使用するのは 0.2mm のポリウレタン線の上限值である電流 0.18A, 発生磁気モーメント 2.21Am<sup>2</sup>である.

## 4.10 CMG を用いた高速姿勢制御実証実験

### 4.10.1 ミッション目的

本衛星は、超小型衛星用に開発した CMG を用いた姿勢制御の実証実験を行うことをミッションの一つとする。

CMG とは、Control Moment Gyro の略称であり、姿勢制御アクチュエータの一種である。図 4.10.1 のように、ホイールと、それを支えるジンバルから構成される。一定速度で回転するホイールを、その回転軸と直交するジンバル軸周りに回転させることにより、角運動量ベクトルの向きを変えて発生するトルクで宇宙機の姿勢を変更することができる。

CMG は、超小型衛星に一般的に用いられるリアクションホイール磁気トルカと比較し、出力トルクが大きいという特長があり、そのため高速な姿勢変更が可能である。

しかし、CMG は技術的課題としてトルク分解能が劣る点が挙げられる。これは CMG 特有の複雑な機構をアセンブリする際のミスアライメントによる擾乱や、ジンバルモータから発生する機械的擾乱、宇宙空間で動作することによるパラメータ変動による擾乱が原因であると指摘されている<sup>[10]</sup>。そのため、姿勢整定時の制御精度が低下する事になり、これまで超小型人工衛星に CMG が搭載された例は稀である。

本衛星では、積分型最適サーボ(Integral-type Optimal Servomechanism, IOS)と、ホイール回転数を変化させる 2 段階制御を組み合わせた制御手法を用いて、高速・高精度を両立した CMG 姿勢制御システムを超小型人工衛星向けに開発し、宇宙空間において実証実験を行うことを目的とする。また、目標性能として、制御精度と Agility をそれぞれ 1.0 deg, 3.0 deg/s に設定する。

開発した姿勢制御システムを実運用に近い形で模擬したシミュレーションを行い、その性能を評価する。

### 4.10.2 CMG の概要

CMG には、そのホイール数や配置方法により様々な形態が存在する。本システムには、最も一般的でかつ制御方法に関する先行研究が豊富な 4 基の 1 軸 CMG をピラミッド型に Skew 配置したものを採用する。1 軸 CMG を図 4.10.2 のように Skew 配置することで、宇宙機に対して 3 軸方向に均等にトルクを出力することが出来る。

本 CMG の特徴としては、ホイール部に

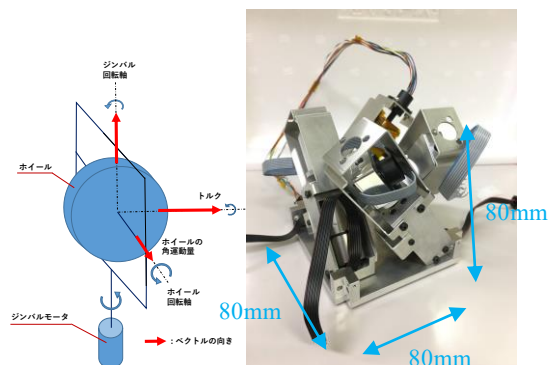


図 4.10.1 CMG の原理 図 4.10.2 CMG

DC マイクロモータを、ジンバルの回転にはブラシレス DC サーボモータを使用する。ホイールの角運動量は  $2.4 \times 10^{-4}$  Nms, 最大出力トルクは 100 mNm である。そして、CMG のサイズは縦横高さ 8mm, 質量も 584g に抑えられ、最大限の小型・軽量化が図られている。それにより、3U サイズの超小型衛星に搭載が可能となった。また、ホイール用のモータの給電にスリッピングを用いることによりジンバル角の制限を無くしている。

### 4.10.3 CMG 搭載宇宙機の数学モデル

外部外乱トルクを  $\mathbf{T}$  と置く場合、宇宙機の回転運動の運動方程式は以下のように表される<sup>[11]</sup>。

$$\mathbf{J}\dot{\boldsymbol{\omega}} + \boldsymbol{\omega}^* \mathbf{J} \boldsymbol{\omega} = \mathbf{u} + \mathbf{T} \quad (4.10.1)$$

$$\boldsymbol{\omega} = (\omega_1 \ \omega_2 \ \omega_3)^T$$

$$\mathbf{u} = (u_1 \ u_2 \ u_3)^T$$

$\boldsymbol{\omega}$  : 宇宙機の角速度ベクトル

$\boldsymbol{\omega}^*$  : ベクトルから生成される歪対象行列

$\mathbf{J}$  : CMG を含む宇宙機の慣性行列

$\mathbf{u}$  : CMG により生成される内部制御トルクベクトル

CMG から出力されるトルクは、4 つの CMG のジンバル角度からなるヤコビ行列  $\mathbf{C}$  を用いて以下のように表される<sup>[12]</sup>。

$$\mathbf{u} \equiv \mathbf{C} \dot{\boldsymbol{\delta}} =$$

$$h_c \begin{bmatrix} -c \cos \delta_1 & \sin \delta_2 & c \cos \delta_3 & -\sin \delta_4 \\ -\sin \delta_1 & -c \cos \delta_2 & \sin \delta_3 & c \cos \delta_4 \\ s \cos \delta_1 & s \cos \delta_2 & s \cos \delta_3 & s \cos \delta_4 \end{bmatrix} \dot{\boldsymbol{\delta}} \quad (4.10.2)$$

$$(c = \cos \beta, s = \sin \beta)$$

$\delta_i$  ( $i = 1, \dots, 4$ ): 4 つの CMG それぞれのジンバル角

$\beta$  : CMG の Skew 傾斜角

$h_c$  : CMG のホイールの角運動量の大きさ



CMG のジンバルモータであるブラシレス DC サーボモータの数学モデル  $\mathbf{x}$  は以下の式で表すことが出来る<sup>[13]</sup>.

$$\frac{dx}{dt} = dt \begin{bmatrix} i \\ \delta \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{R}{L} & \frac{K_b}{L} \\ \frac{K_m}{J_m} & \frac{K_f}{J_m} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} i \\ \delta \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 1 \\ 0 \end{bmatrix} V \quad (4.10.3)$$

$i$  : モータ電機子の電流  
 $R$  : 抵抗  
 $L$  : インダクタンス  
 $V$  : 入力電圧  
 $K_b$  : 逆起電力定数  
 $K_m$  : トルク定数  
 $K_f$  : 粘性摩擦係数  
 $J_m$  : 負荷の慣性モーメント

#### 4.10.4 制御系設計

本 CMG は 1 基につき 2 つのモータを制御する必要がある。ジンバル用のモータには、積分型最適サーボ(Integral-type Optimal Servomechanism, IOS)を、ホイール用のモータには、ホイール回転数を可変とした 2 段階制御を用いる。

まず、ジンバルの制御について述べる。IOS は前節のブラシレス DC サーボモータの数学モデル  $\mathbf{x}$  の拡大偏差システムに対し、以下の 2 次形式の評価関数  $J$  を最小化するようにモータへの入力電圧  $V$  を求める制御方法である<sup>[14]</sup>.

$$J = \int_0^{\infty} (q_{11}e(t)^2 + q_{12}\tilde{w}(t)^2 + r\tilde{v}(t)^2) dt \quad (4.10.4)$$

$e$  : 目標との誤差,  $w$  : 誤差の積分値  
 $q_{11}, q_{22}, r$  : それぞれの項に対する重み  
この評価関数を最小化する制御入力には LQR 理論により、リッカチ方程式の正定対称解を用いて以下のように表すことが出来る。また、最終的な IOS の制御ブロック図を図 4.10.3 に示す。

$$V(t) = Kx(t) + G \int_0^t e(t)dt + F_a y^{ref}(t) + F_b x(0) \quad (4.10.5)$$

$y^{ref}$  : 目標値  
 $e$  : 目標との誤差  
 $K, G, F_a, F_b$  : それぞれリッカチ方程式の解により得られるゲイン  
最適制御により良好な応答特性が得られると共に、積分器によって外乱・モデル化誤差を補償し、大きな安定余裕を得ることができる。これは、すなわちジンバルモータから発生する各種擾乱を補償しつつ、最適な入力が見られることになり、Agility の向上と擾乱に対するロバスト性の向上が

可能となると考えられる。

次に、ホイールの制御について述べる。一般的な CMG はホイールの角運動量を姿勢変更中一定速度に保ち、制御を行う事が多いが、本手法では図 4.10.4 に示すように、姿勢変更を目標値収束前と収束後で 2 段階に分け、それぞれの段階でホイール角運動量を可変とする 2 段階制御を行う。目標値収束後のホイール角運動量を一定値  $h_{c-c}$  まで落とすことで、ジンバルモータの単位角速度当たりの出力トルクを小さくする。これにより、トルク分解能を向上させることが可能であると考えられる。

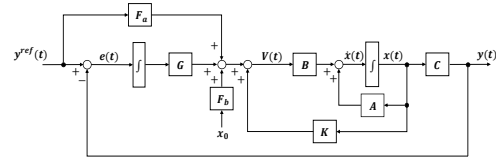


図 4.10.3 IOS 制御ブロック図

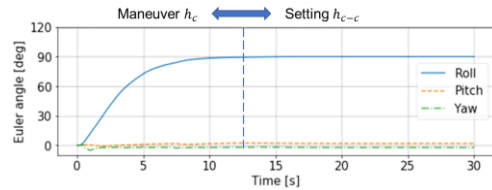


図 4.10.4 2 段階制御

また、図 4.10.5 に CMG 姿勢制御システム全体の制御ブロック図を示す。姿勢制御則にはクォータニオンフィードバックを用いる。クォータニオンは、姿勢表現方法の 1 種であり次式で表す<sup>[15]</sup>.

$$\mathbf{q} = \begin{bmatrix} \hat{\mathbf{q}} \\ q_4 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \hat{e} \sin\left(\frac{\varphi}{2}\right) \\ \cos\left(\frac{\varphi}{2}\right) \end{bmatrix} \quad (4.10.6)$$

$\hat{e}$  : 共通回転軸  
 $\varphi$  : 共通回転軸まわりの回転角度  
クォータニオンフィードバックは姿勢角誤差を表すクォータニオンと宇宙機角速度にそれぞれ比例ゲイン  $K_p$ , 微分ゲイン  $K_d$  をかけて、PD 制御に似た次の制御式で指令トルクを与えるものである。

$$\mathbf{u}_r = -K_p \hat{\mathbf{q}} - K_d \boldsymbol{\omega} \quad (4.10.7)$$

姿勢制御則から得られたトルク指令値を実現するため、CMGのジンバルモータを所定の角速度に追従制御する必要がある。このジンバル角速度指令値の算出を行うシステムをステアリング則といい、本システムでは、ヤコビ行列  $C$  の擬似逆行列を用いるものを採用し、以下の式で表される<sup>[4]</sup>。

$$\dot{\delta} = C^T(CC^T)^{-1}u_r \quad (4.10.8)$$

#### 4.10.5 シミュレーション

本システムの制御性能を評価するため、軌道上での宇宙機の姿勢制御を模擬したシミュレーションを行う。

シミュレーションに用いる各種パラメータは表 4.10.1 のように設定する。

表 4.10.1 シミュレーションに用いるパラメータ

名称	値	単位
シミュレーション時間	30	s
制御周期	0.1	s
$J$	diag(3.4 3.4 0.67)	mkgm <sup>2</sup>
$h_c$	$2.4 \times 10^{-4}$	Nms
$h_{c-c}$	$4.5 \times 10^{-5}$	Nms
$q_{11}, q_{12}, r$	0.01 950 7000	-
$K_p, K_d$	0.046 0.032	-
$R$	8.2	$\Omega$
$L$	465	$\mu H$
$K_b$	0.15	mVs/deg
$K_m$	8.59	mNm/A
$K_f$	1	mNms/deg
$J_m$	0.02	kgm <sup>2</sup>

初期状態の宇宙機姿勢は慣性空間に対して静止しており、Skew 配置の 4 台の CMG のジンバル角および角速度は、すべて 0 であると仮定する。目標姿勢は機体座標系とし、Roll 軸周りに 90 deg の姿勢変更を行う例を考える。また、ジンバルモータの制御にサーボ系の制御法として一般的な PID 制御を用いた場合との比較を行う。

制御法に IOS+2 段階制御を用いた場合のシミュレーション結果を図 4.10.6 に示す。図 4.10.6(a)より、およそ 7.6 s で目標値に収束していることが分かる。また、こ

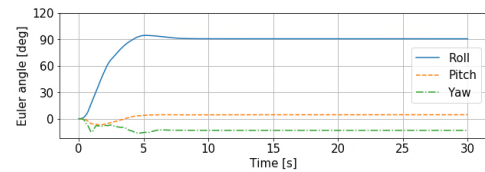
の時の制御精度と Agility はそれぞれ 0.0081 deg, 11.84 deg/s であり、目標性能を達成する。

それと比較し PID 制御を用いた場合は、図 4.10.7(a)より目標値への収束に 16.6 s と約 2 倍かかっていることが分かる。これは、IOS による最適制御によりジンバルが角速度指令値に良好に追従しているためであると考えられる。

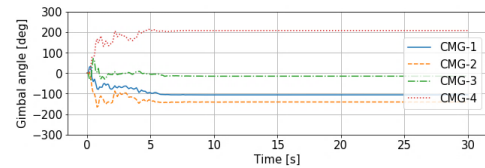
図 4.10.6(b), 図 4.10.7(b)を比較すると、IOS+2 段階制御の場合は出力トルクが CMG の設計上限値である 100 mNm に近い値まで出力できていることが分かる。また、PID 制御を用いた場合の制御精度は 0.23 deg と目標性能は達成しつつも、IOS+2 段階制御よりも劣る結果となった。

図 4.10.6(c), 図 4.10.7(c)を比較すると、IOS+2 段階制御の場合は目標値へ収束した後においてもジンバル角度が動作していないことが分かる。これは、2 段階制御によるトルク分解能向上の結果であると考えられる。

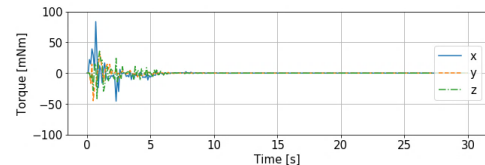
また、ジンバルモータに定値の角速度目標値を与えた際の、2 つの制御法それぞれの応答を図 4.10.8 に示す。これより、IOS+2 段階制御は PID 制御に比べて、応答性・収束性が良いことが分かる。



(a) 姿勢角

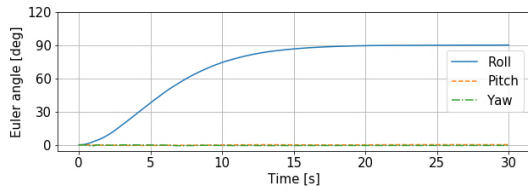


(b) 出力トルク

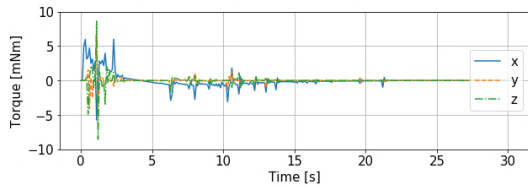


(c) ジンバル角

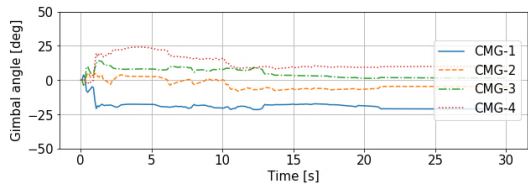
図 4.10.6 シミュレーション結果 (IOS + 2 段階制御)



(a) 姿勢角



(b) 出力トルク



(c) ジンバル角

図 4.10.7 シミュレーション結果 (PID)

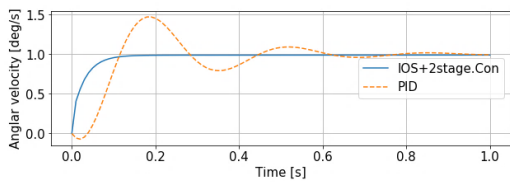


図 4.10.8 ジンバルのステップ応答

#### 4.9.6 制御システムの性能評価

前節で示したシミュレーション結果は、いくつも存在する姿勢変更動作の一例に過ぎず、これをもって姿勢制御システムの性能を一概に判断することはできない。実際の運用上では、小角の姿勢変更から大角の姿勢変更まで行う可能性がある。そこで、以下では姿勢変更の複数のパターンを評価するため、Roll 軸周りに10~180 deg の姿勢変更を、前節と同様のシミュレーション条件で行う例を考える。今回も、ジンバルモータの制御にPID 制御を用いた場合との比較を行う。

制御精度に関する結果を図 4.10.9 に示す。これを見ると、IOS+2 段階制御の場合はいかなるパターンにおいてもPID 制御と比べて高い制御精度を発揮できることが分かる。大角の姿勢変更については、若干の制御精度の悪化はあるものの、目標性能よりも

大幅に良好な制御性能が得られている。Agility についても、図 4.10.10 に示すようにいかなるパターンにおいてもPID 制御と比べて高いAgility が得られている。

また軌道上では、熱・放射線等の影響によりジンバルモータの機械パラメータが地上で計測した値から変動を起こす。その上、軌道上でのパラメータ変動値や変動幅の推定は容易ではない。そこで、以下では表 4.10.1 に示したジンバルモータの機械パラメータを、 $3\sigma$  相当値で $\pm 10\%$ の正規分布に基づく変動を起こした時、その制御性能がどのように変化するか、つまりパラメータ変動に対するロバスト性をモンテカルロ法により評価する。モンテカルロ法による試行回数を1000 回に設定し、PID 制御との比較を行う。

IOS+2 段階制御の場合の結果を図 4.10.11 に示す。これを見ると、制御精度に関してはパラメータ変動の影響を受けづらいことが分かる。しかし、Agility に関してはノミナル値に対して制御性能が向上する方向に結果が分散している。これは、IOS の積分器による補償の効果が得られているためであると考えられる。制御性能が向上する方向に結果が分散したことは、パラメータがジンバルモータ自体の性能が向上する方向に変動し、さらにIOS による最適制御による効果が得られたためだと考えられる。図 4.10.12 に示すPID 制御の場合の結果はIOS のような補償がないため、制御精度が悪化する方向に結果が分散している。

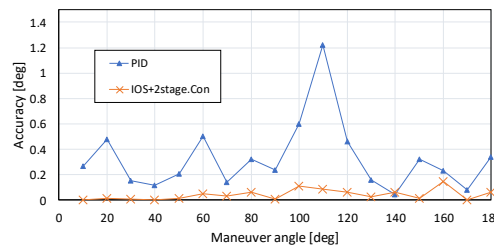


図 4.10.9 制御精度

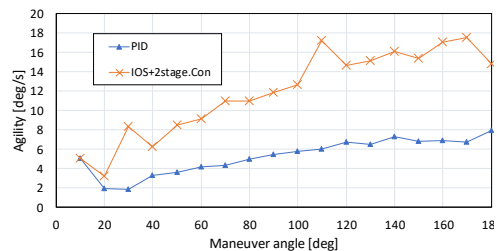


図 4.10.10 Agility

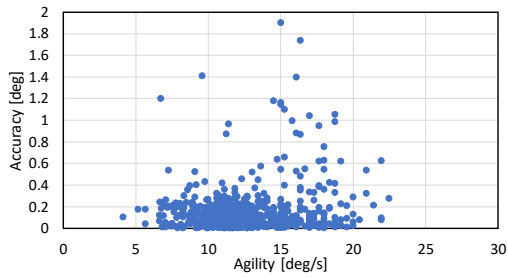


図 4.10.11 IOS + 2 段階制御におけるロバスト性

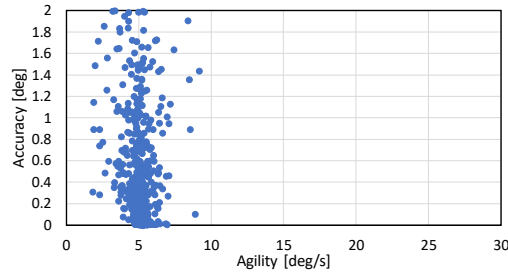


図 4.10.12 PID 制御におけるロバスト性

#### 4.9.7 モータの選定

CMG に用いるモータの選定を行う。1 基の CMG にはホイールとジンバルを駆動するモータがそれぞれ一つずつ必要となる。それらのモータに要求されるのは、制御性の良さや寿命の長さである。この 2 つのモータにはブラシレス DC モータを採用する。ブラシレス DC モータは機械的な接点がないためブラシレスノイズもなく長寿命が期待できる。

ブラシレス DC モータの中でも、要求仕様に収まる寸法・重量を満たし、ホイール部に関しては最大回転数が最も大きいもの、ジンバル部に関しては最大角速度が最も大きいものをそれぞれ選定した。その結果、ホイール部には Faulhaber 製ブラシレスフラット DC マイクロモータ 1509T006B を、ジンバル部には Faulhaber 製ブラシレス DC サーボモータ 2232S012BX4SC を用いることとする。それぞれのモータの諸元を表 4.10.2、表 4.10.3 に示す。

表 4.10.2 ブラシレスフラット DC マイクロモータ (1509T006B)<sup>[16]</sup>

名称	値	単位
質量	6.9	g
サイズ	Ø1.5 × 9	mm
定格電圧	6	V
出力電力	1.5	W
最大回転数	40000	rpm
動作温度範囲	-25~+80	°C

表 4.10.3 ブラシレス DC サーボモータ (2232S012BX4SC)<sup>[17]</sup>

名称	値	単位
質量	77	g
サイズ	Ø22 × 49.6	mm
定格電圧	12	V
出力電力	10.5	W
平均回転数	4100	rpm
動作温度範囲	-40~+85	°C

#### 4.9.8 ホイールの設計

ホイールに求められるのは、角運動量  $h_c$  の大きさである。角運動量は次式で表される。<sup>[18]</sup>

$$h_c = J\omega_c$$

$J$  : 慣性モーメント

$\omega_c$  : 角速度

モータの角速度  $\omega_c$  は上限が決まっているため、角運動量  $h_c$  を大きくするには、ホイールの慣性モーメント  $J$  を大きくすれば良い。

そこで、ホイールの材質を黄銅にした。黄銅は密度が高く、慣性モーメントを大きくとることができ、非磁性体であるためモータに電磁気的な擾乱を与えないという性質や、展延性がありモータ軸に組み付けやすいといった性質を持つ。選定したモータへ取り付け可能な最大のサイズでホイールのサイジングを行った結果、直径 13.3 mm、厚さ 5 mm が最大サイズとなった。設計したホイールの慣性モーメントは  $0.134 \times 10^{-6} \text{ kg/m}^2$  である。ここから、式を用いてホイール回転数、ジンバル角速度と出力トルクの関係を示したものが、図 4.10.13 である。これより、ホイール、ジンバル共に最大回転数で回転させれば最大発生トルクは 0.4 Nm となることがわかるが、そのような運用を行うことは、モータの消耗が早まりホイールの偏心による振動も起きやすいため望ましくない。そこで、より回転数の高いホイール側を 10000 rpm を上限として運用を行う。ジンバル角速度を 700 rad/s にすることで最大トルク 0.1 Nm となる。実際のホイール回転数はシステム全体のトレードオフにより調整できる設計パラメータの一つとする。

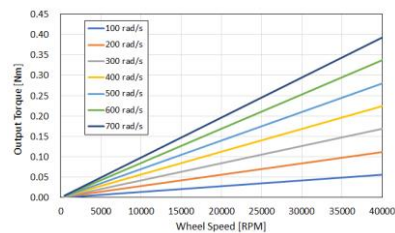


図 4.9.13 モータの回転速度と出力トルクの関係

## 4.11 熱設計

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。それを機器の許容温度範囲と呼び、通常、動作時の許容温度範囲と、非動作時の許容温度範囲がある。

### 4.11.1 熱設計要求条件

本衛星において、搭載される機器の温度範囲を以下の表4.11.1に示す。衛星の運用時には、この温度範囲内でなければならない。

系	機器名	動作[°C] 温度範囲
ミッション系	CMG×4基	-25～+85
	S帯通信機	-20～+50
通信系	UHF通信機	-30～+60
姿勢制御系	磁気トルカ	-5～+70
	太陽センサ	-40～+90
電源	OBC	-30～+80
	GPS	-20～+60
バス系	太陽電池セル	
	Li-ion電池	0～+40
	充電回路 コンバータ	-30～+80 -45～+85

表4.11.1 搭載機器の温度範囲

### 4.11.2 外部熱入力

衛星の打上げから軌道上に到達するまで、あるいは軌道上では、つぎのような外部熱入力が考えられる。

- (1) 太陽放射
- (2) 太陽光の地球からの反射（アルベド）
- (3) 地球の赤外放射

#### ① 太陽放射

地球周辺の太陽エネルギーSは、単位面積、単位時間あたり次のように示される。

$$Q = SA\mu$$

$$Q = 1324 \times 1.4 \times 0.05 / 0.14 = 662$$

- ・ Q：太陽光入射エネルギー
- ・ A：衛星表面積
- ・  $\mu$ ：太陽入射係数＝実効入射面積/A

この値は近日点で 1339[W/m<sup>2</sup>]、遠日点で 1309[W/m<sup>2</sup>]の値をとる。また、この値は地球周回衛星の場合は軌道高度に依らず一定である。太陽光は衛星表面に入射する並行光線と見なしてよいので、衛星表面への入射エネルギーは以下のようなになる。

$$Q = SA\mu$$

- ・ Q：太陽光入射エネルギー
- ・ A：衛星表面積
- ・  $\mu$ ：太陽入射係数＝実効入射面積/A

#### ② アルベド

アルベドは、太陽光が大気で散乱したり、雲の表面に入射して反射されてくるものである。その強度  $S_a$  は次のようになる。

$$S_a = aS$$

a はアルベド係数といい、衛星の熱設計では、局所的、季節的変動を無視して、地球全体の平均値として以下の値を使う。光の波長スペクトラムは太陽光と同じである。

$$a = 0.30 + (+30, -15)$$

このとき衛星の表面 A に入射するアルベド  $Q_a$  は以下の様になる。

$$Q_a = aSAF$$

$$Q_a = 0.30 \times 1421 \times 0.14 \times 0.686 = 19.07$$

#### ③ 地球の赤外放射

地球からの熱放射（等価黒体温度 254[K]）は、年平均値として次のようになり波長は

赤外域である.

$$S_e = 237 + (+27, -97)[W/m^2]$$

衛星の表面に入射する地球赤外放射は次のように計算される.

$$Q_e = S_e AF$$

ここでFは地球と衛星表面との形態係数である.形態係数とは, ある面から放射される拡散放射が別の面に入射する割合を示す.その値は空間座標に関する多重積分となるので, 任意形状の表面と別な任意形状の表面との間の形態係数は, 通常計算機を用いた数値積分が必要になる.球体と球体の様な単純な形状については解析的な式が与えられている.たとえば, 衛星と地球をそれぞれ球と仮定した場合の形態係数は以下の様になる.

$$F_{1,2} = 0.5 \left\{ 1 - \left( \frac{1 - Re^2}{(R + H)^2} \right)^{0.5} \right\}$$

ここで,

- Re : 地球の半径(6371[km])
- H : 軌道高度(400[km])

とすると形態係数は0.685と求まる.よって,

$$Q_e = 234 \times 0.14 \times 0.685 = 22.44$$

#### 4.11.3 内部発熱量

内部発熱量とは衛星に搭載された機器の発熱量である.機器の発熱量は衛星の運用によって変化する.したがって外部熱入力と内部発熱量の組み合わせによって, 衛星熱制御系の設計および熱解析の高温および低温の最悪ケースを定義する.

本衛星の搭載機器の内部発熱量の一覧を

以下の表4.11.2に示す.

表4.11.2 内部発熱量

系	機器名	発熱[W]
ミッション系	CMG×4基	1[W]×4基
	S帯通信機	1.8[W]
通信系	UHF通信機	1[W]
姿勢制御系	磁気トルカ	1[W]
	太陽センサ	
電源	OBC	1.5[W]
	GPS	0.5[W]
バス系	太陽電池セル	0.5[W]
	Li-ion電池	
	充電回路	
	コンバータ	

#### 4.11.4 熱解析

衛星の設計に使用する熱数学モデルは, 衛星を多数の有限な要素に分割し, それぞれの要素に熱平衡方程式を立て温度分布を求めていく.この熱解析のための解析モデルを熱数学モデルとよぶ.要素内では熱的に均一であると想定し, 要素を節点で代表する.衛星がn個の節点から構成されるとすると, 節点iについてつぎのような熱平衡方程式が成り立つ.n個の節点には宇宙空間の節点を含む.宇宙空間はこの場合, 境界節点となる.

$$C_i \frac{dT}{dt} = Q_i - \sum C_{ij}(T_i - T_j) - \sum R_{ij}\sigma(T_i^4 - T_j^4)$$

ここで,

- $C_i$  : 接点iの熱容量[W・s/k]
- $T_i, T_j$  : 接点i,jの温度[K]
- $Q_i$  : 接点iの熱入力[W]

- $C_{ij}$  : 接点*i,j*の伝導係数[W/K]
- $R_{ij}$  : 接点*i,j*の放射係数[m<sup>2</sup>]

本衛星ではFusion360を用いて高温及び低温の最悪ケースの熱解析を行なった。

以下の図4.11.1に高温ケース、以下の図4.11.2に低温ケースのシミュレーション結果を示す。

#### 4.11.5熱解析

熱解析結果より各機器の温度を以下の表4.11.3に示す。

表4.11.3 各機器の熱解析結果

系	機器名	温度範囲[°C]
ミッション系	CMG×4基	19~22
	S帯通信機	21~31
通信系	UHF通信機	36~41
姿勢制御系	磁気トルカ	17~32
	太陽センサ	36~41
電源	OBC	36~41
	GPS	36~41
バス系	太陽電池セル	
	Li-ion電池	
	充電回路	36~41
	コンバータ	36~41

解析結果より、全ての搭載機器がマージンを持って、動作範囲の温度内に収まっていることがわかった。

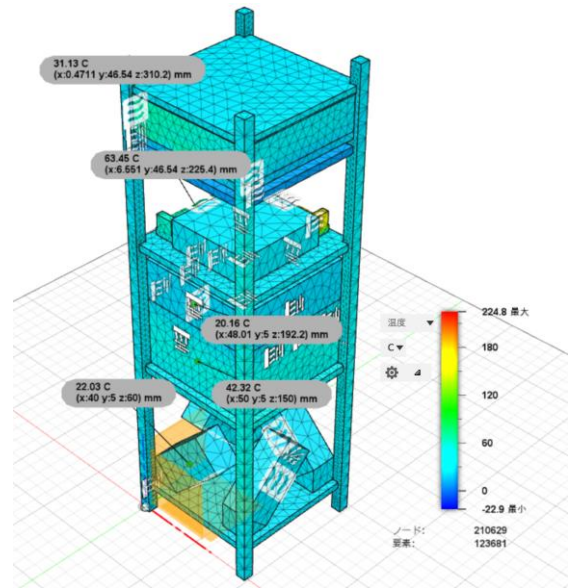


図4.11.1 高温ケース

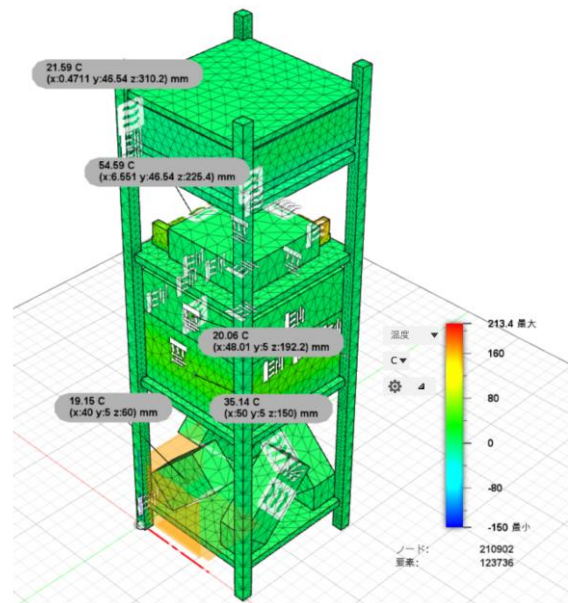


図4.11.2 低温ケース

#### 4.11 軌道設計

本衛星は H-IIA ロケットによる軌道投入を行い、S&F ミッションにおいては地上からの微弱な出力で送信されるミッションデータの受信、HK データ、高速通信系ミッションにおける安定した回線の供給、地球の撮像ミッションを行う。よって、衛星高度は地上から 400 km の軌道とした。

表 4.11.1 軌道要素

軌道傾斜角	51.6
昇交点赤径	156.35
離心率	0.00120
近地点離角	295.04
平均近点角	318.61
平均運動	15.507

#### 謝辞

本設計書を記載するにあたり、弊学卒業生の梅津迪堯様には多大なるご貢献をいただきました。この場を借りて御礼申し上げます。また、東京大学工学系研究科大学院航空宇宙工学専攻研究員の松本健様、帝京大学理工学部航空宇宙工学科の河村政昭准教授、同じく久保田弘敏客員教授、弊学理工学部電子工学系田中慶太准教授、塚原彰彦助教にも、的確なアドバイスをいただきました。この場を借りてお礼申し上げます。

#### 参考文献

- [1]宮崎康行，“人工衛星をつくる”  
 [2]リーマンサットプロジェクト，“RSP-00 激レア開発記”  
 [3]SanyoUR18650F26A“<http://www.batteryonestop.com/baotongusa/products/datasheets/lion/sanyo-ur18650f-26a.pdf>”  
 [4]TJSolarCell3G30C“[http://www.azurspace.com/images/0003429-01-01\\_DB\\_3G30C-Advanced.pdf](http://www.azurspace.com/images/0003429-01-01_DB_3G30C-Advanced.pdf)”

[5]NJM2811“<http://akizukidenshi.com/download/ds/njr/njm2811.pdf>”

[6]R.Garg, P.Bhartia, I.Bahl, A.Ittipiboon, Microstrip Antenna Design Handbook. Artech House, 2001, pp266-267

[7]T.Matsumoto, M.Matsui, S.Nakasuka, T.Fukami, Y.Aoyanagi, T.Inamori, A.Tokaji, Y.Tsuruda, T.Tanaka, K.Amaguchi, and Y. Shibayama, ” Development of Store and Forward System for Hodoyoshi-3&4 Microsatellites”, JSASS Aerospace Tech. Japan, Vol. 14, No. ists30, pp. Pf\_125-Pf\_130, 2016

[8][https://www.t.u-tokyo.ac.jp/shared/press/data/setnws\\_201802211351495770963444\\_207260.pdf](https://www.t.u-tokyo.ac.jp/shared/press/data/setnws_201802211351495770963444_207260.pdf),

[9]R.Garg, P.Bhartia, I.Bahl, A.Ittipiboon, Microstrip Antenna Design Handbook. Artech House, 2001, pp266-267

[10]七森泰之，“宇宙機運用シナリオに基づくコントロールモーメントジャイロの駆動則に関する研究”，慶應義塾大学大学院学位論文，2017.

[11]佐々木貴広，下村卓，“DGVSCMG 搭載宇宙機の特異点ロバストな制御器設計”，日本航空宇宙学会論文集，2017.

[12]秋山恭平，Meng Tao，松永三郎，熊谷秀夫，塩沢龍雄，“超小型衛星搭載用 CMG システムの性能評価試験について”，宇宙科学技術連合講演会講演集，2010.

[13]武藤高義，“アクチュエータの駆動と制御”，コロナ社，増補版，2004.

[14]川田昌克，“MATLAB/Simulink による現代制御入門”，森北出版株式会社，初版第 3 刷，2015.

[15]佐々木貴広，下村卓，“RW を搭載した宇宙機の姿勢制御と偏差 Quaternion に関する研究”，システム制御情報学会論文集，Vol.28，2015.

[16]ブラシレスフラット DC マイクロモータ，[www.faulhaber.com](http://www.faulhaber.com).

[17]ブラシレス DC サーボモータ，[www.faulhaber.com](http://www.faulhaber.com).

[18]伊藤勝悦，“工業力学入門”，森北出版株式会社，第 3 版第 2 刷，2015.