

第3 1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) 山岳遭難者救助支援衛星「HATOSAT」 サンガクソウナンシャキュウジョシエンエイセイ「HATOSAT」
副題 (自由記入) なし
学校名 東京電機大学/東京電機大学大学院

2. ミッションの概要(プレスリリース等で使用するのので、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、地上の通信インフラを使用することが困難となる山岳地帯において、登山者の生体情報データをS&F(Store and Forward)技術によって収集し、山岳遭難者の早期発見及び早期救助を目的とする。また、アップリンク回線に免許不要のLoRa通信を用いることで、広く登山者に普及させることが可能となる。

3. ミッション要求(衛星の目的)と意義

<p>(a) ミッション要求 (衛星の目的)</p> <p>(1) CubeSat 搭載 CMG を用いた高速姿勢制御の実証 (2) S&F 使用による山岳地帯における遭難者の早期発見 (3) 民生カメラを用いた地球撮像 (4) S バンドによる高速通信実証</p> <p>(b) 重要性・技術的意義等</p> <p>(1) に関して、CubeSat などの超小型衛星の姿勢制御方式には磁気トルカや RW(Reaction Wheel) が主として用いられている。しかし、今後のより多様性のあるミッション要求が増えていく中で、これらの姿勢制御方式にはその出力トルクの量に限界があり、より高速度な姿勢制御を必要とするミッションを行うための障壁となっていた。より大きな出力トルクを発生させることができる姿勢制御方式としては CMG などが挙げられる。CMG 姿勢制御自体はこれまで多くの大型衛星に用いられている。しかし、これまで CMG の超小型衛星への搭載、適用実証の試みが多くの小型衛星においてなされてきたが、未だに宇宙空間での実用的な実証はなされていない。これには、小型化したことによるアクチュエータ制御方法、あるいは機構部分の複雑化や擾乱の解決が困難であることに起因する。そこで、HATOSAT ではそれらのうちの課題の一つである 特異点の回避を制御方法の工夫により補償する機能を備え(特開 2021-035794)、超小型衛星における CMG の実証を可能とした。宇宙空間での実証が成功すれば、世界初の実例となり、宇宙機器開発における革新となり得る。</p> <p>(2) に関して、S&F により登山者の バイタルデータ(現在位置、脈拍情報、体温、血圧)の取得を行い、遭難した際の早期発見及び早期救助の補助を行う。山岳遭難者数は年々増加傾向にあり、それに伴ってヘリコプター等を要するレスキュー隊の負担も増加している。また、天候の悪化や通信が届かない場所での遭難など、現状の方法では救助活動が間に合わずに遭難者が亡くなってしまいうケースも多く存在している。衛星を用いてバイタルデータの取得・共有を行うことで、遭難者の早期発見によって、死亡者数を減らすとともに、救助コストの削減を図ることが可能となる。</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、安定した回線によるデータのダウンリンクが可能となる。</p>

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 を宇宙空間において実用的に運用された前例がないため、実用可能かを検討する。CMG は従来、超小型衛星に用いられてきた磁気トルカやリアクションホイールの数十倍のトルクが得られ、5 倍以上の Agility が実現できる。実証に成功すれば、今後超小型衛星の開発において革新的な貢献を果たすことが期待できる。

(2) 登山者の生体情報収集

登山者のバイタルデータと GPS 情報を取得し、遭難と考えられる事態の際に、レスキュー隊等との情報共有を行うことで遭難者の早期発見、早期救助を行うことができる。

(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

(a) 主張したい本ミッションの独創性

メインミッションである(1)CMG の姿勢制御実証、(2)S&F 使用による登山者のバイタルデータ収集に関して述べる。(1)では、先にも述べたように実用的な CMG の運用や実証は現時点で行われていない。今回のミッションの実証を成功させることにより、これまで超小型衛星では行えなかった、高速かつ高精度な姿勢制御を実現することができる。これにより、地球の特定地域に対する高精度撮像や、地球との高速・大容量通信など近年の多様化するミッションを遂行することができる。これにより、超小型衛星開発における革新的な発展に寄与することが期待できる。(2)では、現在普及している携帯電話等の通信範囲ではカバーしきれない山岳地帯および携帯電話のバッテリー残量を失った登山者に対しての通信を確立でき、これまで捜索に時間を要していた電波が届かない場所にいる遭難者の早期発見を行うことができる。

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 3.99[kg]以下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、機軸方向、機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 (House Keeping) 伝送

消費電力の少ない S 帯を用いた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 PSK (Phase Shift Keying) 変調を用いて送信を行う。搭載機器は小型衛星用の S 帯無線機を用いた。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及び、地上へのダウンリンクに用いるテレメトリアンテナはパッチアンテナを使用する。

・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 4 から 6 枚のパネルが取り付けられ、パネルの総数は 20 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 18[V]を用意する。CMG のモータは DCDC コンバータを介して 6[V]、12[V]で稼働する。

・高速姿勢制御系

ミッション機器は CMG が 4 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**

ミッションとして CMG による 3 軸制御と、通常は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最大 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、HK 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 LoRa(Long Range)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。

- **運用軌道**

約 560 km(±50 km)

(b) 地上系を含む実験系

打ち上げ後、各機器の電源を投入。磁気トルカにより姿勢制御、太陽電池セルの指向を行い、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。各機器への電力供給の安定を確認後、ミッションモードに移行する。全てのミッションを達成後、初期運用開始から 1 年後にコマンド送信、運用を終了する。

HATOSAT では、ミッションごとに共通の通信方式を採用している。衛星内部の状態を示す HK データの送信、撮像画像の送信は共に S 帯で送信を行う。受信部は SDR (Software Defined Radio)を使用する。これにより、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置き換えることで、一種類の受信機だけで対応することができる。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 H2A ロケットに搭載し、高度 560km にて放出することにより運用を行う。CMG、磁気トルカ、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。衛星製作費用として、構造に 90 万円、姿勢に 360 万円、CDH に 100 万円、通信系に 335 万円、電源系に 900 万円、設備費に 100 万円を見込んでいる。また、試験費に 2000 万円を見込む。打ち上げは H-IIA 相乗り、PAF239M 使用を想定し、7800 万円とする。最後に運用費として 1000 万円、合計 1 億 2585 万円が見込まれる。

8. 開発・製造・打上スケジュール

2024 年 12 月 EM 完成

2025 年 6 月 FM 完成

2025 年 打ち上げ前の安全審査と適合性確認審査受審

2026 年 衛星打ち上げ、衛星として運用

以上

目 次

第1章 ミッション	1
1.1 目的	1
1.2 背景	1
第2章 ミッション意義	1
2.1 得られる成果	1
2.2 主張したい独創性または社会的効果	1
第3章 サクセスクライテリア	2
第4章 詳細設計	3
4.1 構造体設計	3
4.1.1 構造体	3
4.1.2 固有値解析	3
4.1.3 衛星へ生じる振動の算出	3
4.1.4 正弦波振動レベル解析	4
4.1.5 正弦波振動レベル解析	4
4.1.6 正弦波振動レベル解析	5
4.2 電源系	6
4.2.1 概要	6
4.2.2 HATOSAT の周期と日照・蝕時間	6
4.2.3 各モードにおける要求電力	8
4.2.4 バス電圧	8
4.2.5 バッテリ	8
4.2.6 太陽電池セル	11
4.2.7 DC/DC コンバータ	12
4.2.8 電力収支	12
4.2.9 MPPT 制御	12
4.3 C&DH 系サブシステム	13
4.3.1 設計概要	13
4.3.2 システム	13
4.3.3 OBC の選定	14

4.3.4	冗長性設計	15
4.3.5	タスク処理	15
4.3.6	コマンド・テレメトリ設計	16
4.3.7	ストレージ設計	17
4.4	HK データ伝送	17
4.4.1	概要	17
4.4.2	使用機器	17
4.4.3	回線設計	17
4.5	高速データ通信系	19
4.5.1	設計概要	19
4.5.2	高速通信系の構成	19
4.5.3	自作アンテナの諸元	19
4.5.4	通信データ量と通信時間	20
4.6	S&F 使用による生体情報収集ミッション	20
4.6.1	S&F ミッション概要	20
4.6.2	使用周波数	21
4.6.3	S&F 衛星搭載機器構成	21
4.6.4	S&F 地上局機器構成	21
4.7	姿勢系	25
4.7.1	姿勢要求	25
4.7.2	姿勢モード	25
4.7.3	搭載機器	25
4.7.4	姿勢制御の外乱	26
4.7.5	姿勢制御装置	28
4.7.6	磁気センサの補正	28
4.8	CMG を用いた高速姿勢制御実証実験	30
4.8.1	ミッション目的	30
4.8.2	CMG の概要	30
4.8.3	制御系設計	31
4.8.4	シミュレーション	33
4.8.5	モータの選定	33

4.9	熱設計	34
4.9.1	熱設計要求条件	34
4.9.2	外部熱入力	34
4.8.3	内部発熱量	35
4.8.4	熱数学モデル	35
4.8.5	熱解析	36

山岳遭難者救助支援衛星「HATOSAT」

東京電機大学大学院

佐藤圭, 堀口拓海, 松本優樹, 遠藤健太, 佐藤英思, 高橋達矢, 瀬尾龍大

1 ミッション

1.1 目的

IUサイズのCMG(Control Moment Gyro)による高速姿勢制御の実証, S&F(Store and Forward)衛星を通して離れた地域でのデータ通信, カメラによる地球撮像, Sバンドによる高速通信の4つのミッションの達成を目的とする。

1.2 背景

超小型衛星に使用されている姿勢制御方式は、一部特殊なミッションを達成する目的を除き、磁気トルカ、RW (Reaction Wheel)が主として用いられている。しかし、近年の超小型衛星利用需要の増加、搭載ミッションの高度化により、今後姿勢制御の出力トルクが不足する可能性が出現する可能性がある。従来の携帯電話等の地上インフラ設備を利用したIoT (Internet of Things)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。また、携帯電話等は消費電力も大きくしかし近年、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

・登山者のバイタルデータ収集

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、従来では収集できなかったエリアにおいて登山者のバイタルデータを取得可能となり、遭難者の早期発見・早期救助が可能となると期待される。

・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。

2.2 主張したい独創性または社会的効果

現在普及している携帯電話等には不感地帯と呼ばれる電波の届かない領域が存在していることや、多機能化に伴い、バッテリーの消耗が早く、電池が切れてしまうと通信が行えないなどの問題点が存在している。特に遭難事故が多発する山間部においては携帯通信の届かない領域が数多く存在している。そのような領域での遭難者の捜索はヘリコプターや地上の捜索隊を用いた目視による方法がとられている。しかしこの方法では、捜索予算が莫大になってしまうことや、天候によって捜索が十分行えず、救助が遅れてしまうなどの問題点が存在している。山岳地帯における遭難者救助に「HATOSAT」を用いることで、遭難者との通信を確立することができ、これまで捜索に時間を要していた電波が届かない場所にいる遭難者の早期発見を行うことができる。

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。

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 へ数 byte 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。	登山者から生体情報を取得、地上局に送信し、データ量等から正しくデータが取得されているかを判断する。	登山者が所持する通信機の小型化・軽量化および HATOSAT との通信回数を向上させ、登山者の情報時間分解能を上げる。
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アンテナ垂直方向から $\pm 20\text{deg}$ 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アンテナ垂直方向から $\pm 20\text{deg}$ 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 $3.0(\text{deg/s})$)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 3.9 [kg]の超小型衛星である。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、図 4.1.1 のような構造となっている。各搭載機器はフレーム内に共通のプレートを配置し、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。また、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、衛星中央部に磁気トルカ及び S 帯無線機、上部に OBC、電源を配置した。

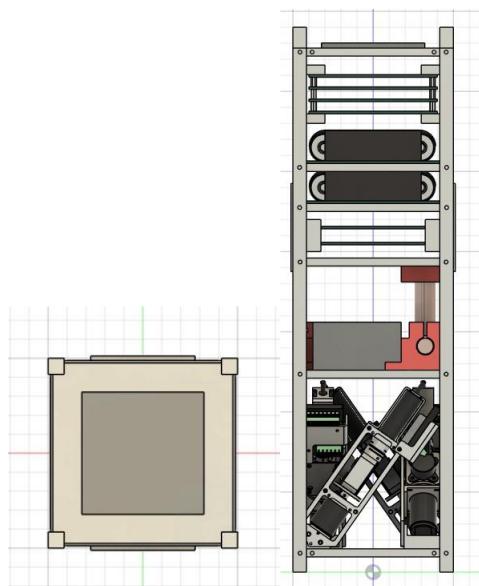


図 4.1.1 衛星の三面図

4.1.2 固有値解析

本衛星への剛性要求値を表 4.1.1 に示す。また、Fusion360 のモード周波数解析を用いて算出した本衛星の各方向の 1 次モードの固有値を表 4.1.2 に示す。

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

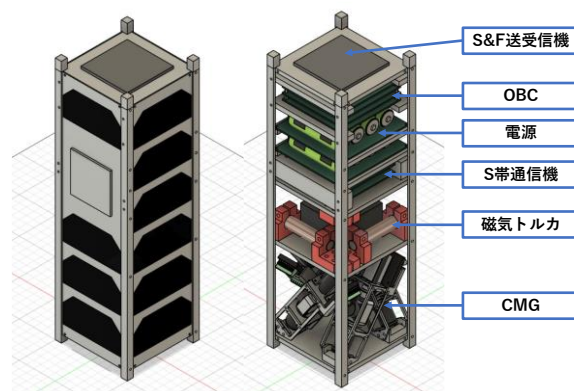


図 4.1.2 衛星内部のレイアウト

4.1.3 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、正弦波振動レベルを表 4.1.3、表 4.1.4 に示す。ランダム振動レベルは miles の式を用いて算出する。ここで、Q ファクタ=10 と仮定し、表 4.1.5 より、スペクトル値 $p=0.032$ 、固有値

表 4.1.1 剛性要求値

方向	振動数 [Hz]
機軸方向	120 以上
機軸直交方向	60 以上

表 4.1.2 固有値解析結果

方向	1 次モード振動数 [Hz]
機軸方向	486
機軸直交方向	362

表 4.1.3 準静的加速度レベル

方向	加速度 [G]
機軸方向	+5.0/-6.0
機軸直交方向	±5.0

表 4.1.4 正弦波振動レベル

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

表 4.1.5 ランダム振動レベル

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

解析によって求めた本衛星の固有振動数を代入し、計算を行う。

$$G = 3 \times \sqrt{\frac{\pi}{2}} \times Q \times p \times f \quad (4.1.1)$$

機軸方向

$$3 \times \sqrt{\frac{\pi}{2}} \times 10 \times 0.032 \times 486 = 46.89 \quad (4.1.2)$$

機軸直交方向

$$3 \times \sqrt{\frac{\pi}{2}} \times 10 \times 0.032 \times 362 = 40.47 \quad (4.1.3)$$

4.1.4 正弦波振動レベル解析

衛星に生じる正弦波振動レベルは、表 4.1.3 より、機軸方向においては、2.5 [G]、機軸直交方向においては2.0 [G]と定義される。よって、機軸方向に生じる荷重は

$$4.0 \text{ [kg]} \times 2.5 \text{ [G]} \times 9.8 \text{ [m/s}^2\text{]} = 98 \text{ [N]} \quad (4.1.4)$$

同様に機軸直交方向に生じる荷重は

$$4.0 \text{ [kg]} \times 2.0 \text{ [G]} \times 9.8 \text{ [m/s}^2\text{]} = 78.4 \text{ [N]} \quad (4.1.5)$$

と算出される。

要求条件を基に、機軸方向 (Z 軸方向)、機軸直交方向 (X 軸方向) に機軸方向の両端を拘束し、静的応力解析を行った。Fusion360 を用いて行った解析結果を図 4.1.3, 4.1.4 に示す。

図 4.1.3, 4.1.4 より、機軸方向は 1.042 [MPa]、機軸直交方向は 3.142 [MPa]の最大応力が生じる。また、安全係数を 1.5 として、A5052 の許容応力を用いると、機軸方向の安全余裕 M.S.は以下のよう求められる。

$$M.S. = \frac{215}{1.042 * 1.5} - 1 = 136.6 \quad (4.1.6)$$

同様に機軸直交方向の安全余裕 M.S.は、

$$M.S. = \frac{215}{3.142 * 1.5} - 1 = 44.62 \quad (4.1.7)$$

となる。上式より M.S.は正の値を取るため、正弦波振動に耐えうる構造設計である。

4.1.5 準静的加速度レベル解析

準静的加速度によって機軸方向に生じる荷重は、表 4.1.4 より

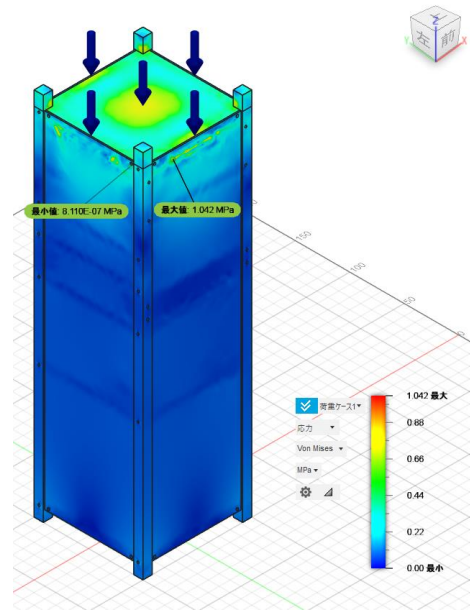


図 4.1.3 機軸方向の解析結果

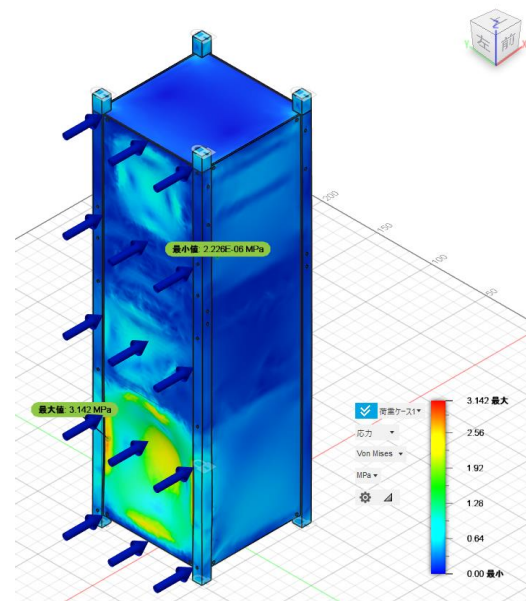


図 4.1.4 機軸直交方向の解析結果

$$4.0 \text{ [kg]} \times 5.0 \text{ [G]} \times 9.8 \text{ [m/s}^2\text{]} = 196 \text{ [N]} \quad (4.1.8)$$

$$4.0 \text{ [kg]} \times -6.0 \text{ [G]} \times 9.8 \text{ [m/s}^2\text{]} = -235.2 \text{ [N]} \quad (4.1.9)$$

と求まる。同様に機軸直交方向に生じる荷重は

$$4.0 \text{ [kg]} \times 5.0 \text{ [G]} \times 9.8 \text{ [m/s}^2\text{]} = 196 \text{ [N]} \quad (4.1.10)$$

$$4.0 \text{ [kg]} \times -5.0 \text{ [G]} \times 9.8 \text{ [m/s}^2\text{]} = -196 \text{ [N]} \quad (4.1.11)$$

となる。

要求条件を基に、機軸方向 (Z 軸方向)、機軸直交方向 (X 軸方向) に機軸方向の両端を拘束し、静的応力解析を行った。Fusion360 を用いて

行った解析結果を図 4.1.5～図 4.1.8 に示す。

正弦波振動レベルの解析と同様に安全余裕 M.S.を算出すると、機軸方向における安全余裕 M.S.は、

$$M.S. = \frac{215}{2.084 * 1.5} - 1 = 67.78 \quad (4.1.12)$$

$$M.S. = \frac{215}{2.501 * 1.5} - 1 = 56.31 \quad (4.1.13)$$

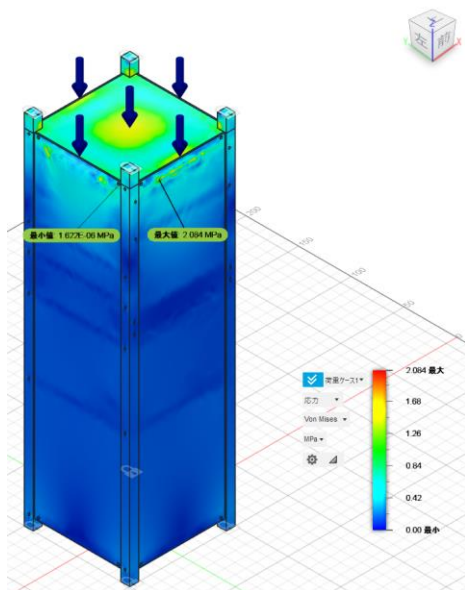


図 4.1.5 機軸方向(+5.0G)の解析結果

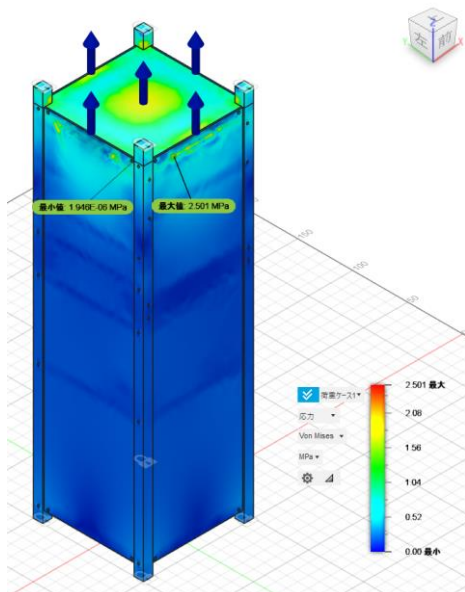


図 4.1.6 機軸方向(-6.0G)の解析結果

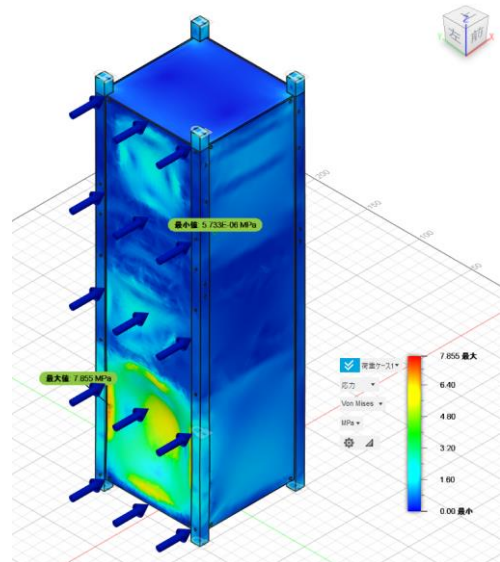


図 4.1.7 機軸直角方向(+5.0G)の解析結果

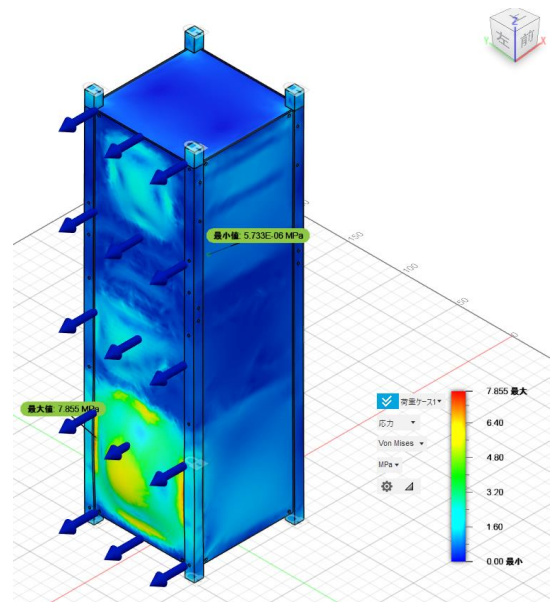


図 4.1.8 機軸直角方向(-5.0G)の解析結果

と求まり、同様に機軸直角方向における安全余裕 M.S.は、

$$M.S. = \frac{215}{7.855 * 1.5} - 1 = 17.25 \quad (4.1.14)$$

$$M.S. = \frac{215}{7.855 * 1.5} - 1 = 17.25 \quad (4.1.15)$$

となる。上式より M.S.は正の値を取るため、準静的加速度に耐えうる構造設計である。

4.1.6 ランダム振動レベル解析

4.1.3 項にて算出したランダム振動レベルを用

いて各軸にかかる荷重を算出する。機軸方向に生じる荷重は

$$4.0 \text{ [kg]} \times 46.89 \text{ [G]} \times 9.8 \text{ [m/s}^2\text{]} = 1838 \text{ [N]} \quad (4.1.16)$$

同様に機軸直交方向に生じる荷重は

$$4.0 \text{ [kg]} \times 40.47 \text{ [G]} \times 9.8 \text{ [m/s}^2\text{]} = 1586 \text{ [N]} \quad (4.1.17)$$

である。要求条件を基に、機軸方向（Z 軸方向）、機軸直交方向（X 軸方向）に機軸方向の両端を拘束し、静的応力解析を行った。Fusion360 を用いて行った解析結果を図 4.1.9、4.1.10 に示す。

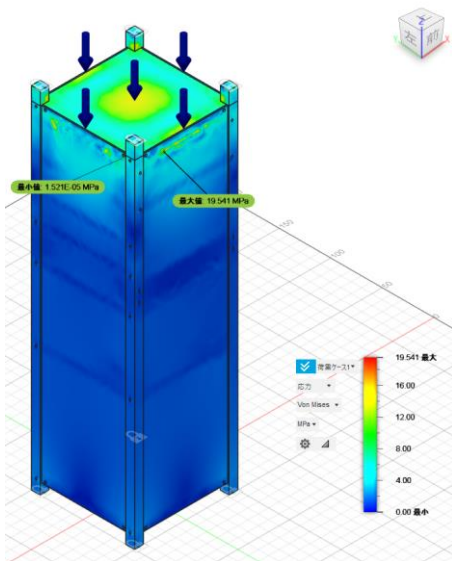


図 4.1.9 機軸方向の解析結果

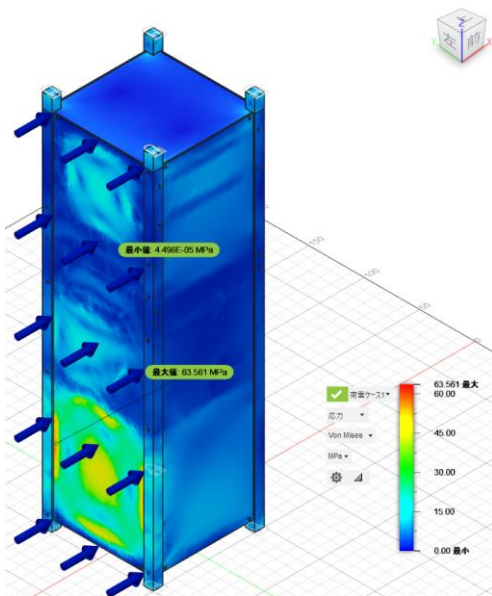


図 4.1.10 機軸直交方向の解析結果

解析結果より安全余裕 M.S.を算出すると、機軸方向における安全余裕 M.S.は、

$$M.S. = \frac{215}{19.5 * 1.5} - 1 = 6.350 \quad (4.1.16)$$

$$M.S. = \frac{215}{63.6 * 1.5} - 1 = 1.254 \quad (4.1.17)$$

となる。上式より M.S.は正の値を取るため、ランダム振動に耐えうる構造設計である。

以上の解析結果より、本衛星は打ち上げに際して生じる振動に十分耐えうる構造であると結論付ける。

4.2 電源系

4.2.1 概要

衛星の電源は太陽電池セルにより取得する。日照時間は太陽電池セルからバッテリーに電力を供給し、バッテリーから各システムへ電力を供給する。蝕時間は太陽電池セルから電力が得られないため、日照時間に蓄電した電力により運用する。

4.2.2 HATOSAT の周期と日照・蝕時間

HATOSAT は H-IIA ロケットから放出されることを想定し高度 560 [km]、軌道傾斜角 97.6 [°] を軌道とした太陽同期軌道で、地球を周回している。太陽同期軌道は低軌道の 1 つであり、図 4.2.1 に示すように太陽と軌道面のなす角 θ が常に一定となる。

ここで θ が常に一定であるため、1 年間を通じて日照時間と蝕時間が変わらないという特徴がある。この特徴より運用期間中の日照時間と蝕時間の計算が 1 回で済むため、電力収支の計算が容易となる利点があり、超小型衛星では多く利用されている。

日照時間と蝕時間を算出するには衛星の速度を求める必要がある。衛星の軌道は 6 つの要素から構成され、図 4.2.2 のように表される^[1]。

軌道の速度 v は軌道の要素、地球の重力定数 μ_e を用いて以下の式から求めることができる。

$$v = \sqrt{\frac{\mu_e (1 + e^2 + 2e \cos \theta)}{a(1 - e^2)}} \quad (4.2.1)$$

H-IIA ロケットは円軌道で射出されることから、離心率は 0 となる。この値より(4.2.1)式は以下のように変形できる。

$$v = \sqrt{\frac{\mu_e}{a}} \quad (4.2.2)$$

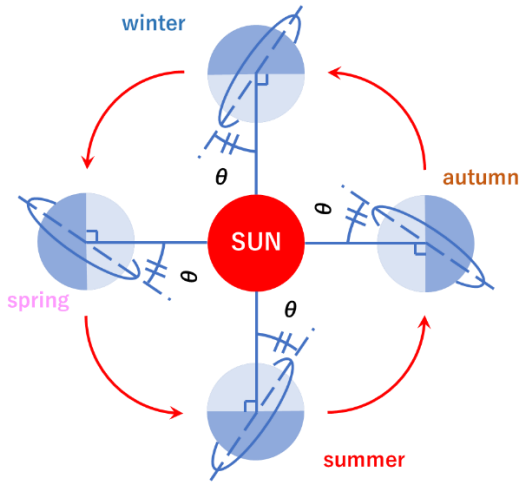


図 4.2.1 太陽同期軌道

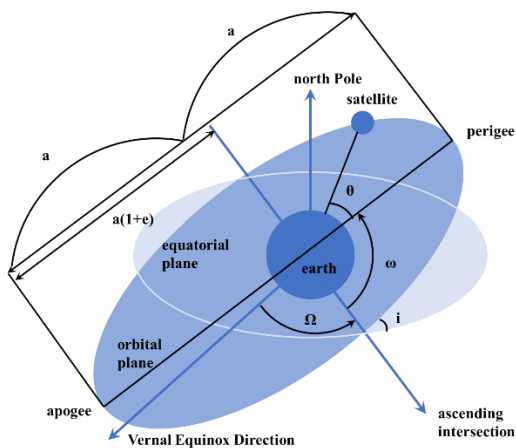


図 4.2.2 軌道の 6 要素

- ① a : 楕円の長半径
- ② e : 楕円の離心率 (地球が楕円の中心から離れている割合)
- ③ i : 軌道傾斜角 (orbital plane と equatorial plane のなす角度)
- ④ Ω : 昇交点赤経 (Vernal Equinox Direction と ascending intersection のなす角度)
- ⑤ ω : 近地点引数 (ascending intersection と perigee のなす角度)
- ⑥ θ : 真近点角 (perigee と satellite のなす角度)

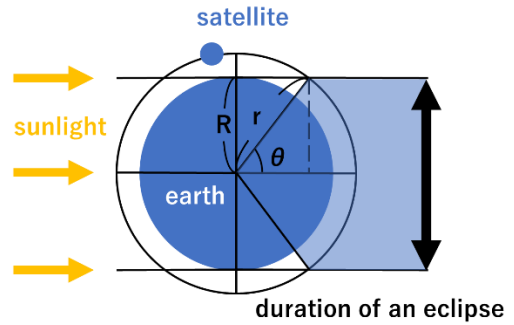


図 4.2.3 軌道上の蝕部

- ① R : 地球の半径
- ② r : 軌道半径 (楕円の長半径)
- ③ θ : 蝕部の角度

軌道高度 560 [km], 地球の重力定数 398,600 [km³/s²], 地球の半径 6,378 [km]を用いて値を代入する。

$$v = \sqrt{\frac{\mu_e}{a}} = 7.5796 \dots \approx 7.58 \text{ [km/s]} \quad (4.2.3)$$

算出した速度より衛星の周期 T を計算する。

$$T = \frac{2\pi a}{v} = \frac{2\pi a^{1.5}}{\sqrt{\mu_e}} = 5751.3 \dots \approx 5751 \text{ [s]} \\ \approx 95.85 \text{ [min]} \quad (4.2.4)$$

周期 T より 1 日当たりの周回数 N を計算する。

$$N = \frac{24}{T} = \frac{24}{95.85} \times 60 = 15.023 \dots \\ \approx 15 \text{ [周]} \quad (4.2.5)$$

以上より衛星の速度は約 7.58 [km/s], 周期は 95.85 [min]である。また, 1 日当たり約 15 回地球を周回する。

次に得られた周期より日照時間と蝕時間を計算する。図 4.2.3 に軌道における蝕部を示す。

図 4.2.3 より θ を計算する。

$$\theta = \sin^{-1} \frac{R}{r} = 66.82 \text{ [deg]} \quad (4.2.6)$$

軌道の蝕部は 2θ であることを考慮して, 周期 T を利用し蝕時間 t を計算する。

$$t = \frac{2\theta T}{\pi} = 35.59 \text{ [min]} \quad (4.2.7)$$

以上より日照時間は 60.26 [min], 蝕時間は 35.59 [min]と算出された。

4.2.3 各モードにおける要求電力

HATOSAT では常に同じ動作を行うわけではなくミッションや通信、充電など様々なモードが存在する。HATOSAT は「磁気トルカのデタンプリング」、「太陽電池セルへの指向」、「蓄積データのダウンリンク」、「S&F ミッション」、「CMG の実証実験」、「磁気トルカを利用した地球撮像」、「CMG を利用した地球撮像」のモードがある。各モードの詳細は以下の通りである。

- 磁気トルカによるデタンプリング
衛星が宇宙に放出された後、回転状態に陥る衛星を固定する。
- 太陽電池セルへの指向
衛星に取り付けられている太陽電池セルを太陽に向け、バッテリーの充電を行う。
- 蓄積データのダウンリンク
衛星を運用していくうえで得られる HK (House Keeping) データ、S&F ミッションデータを地上局へと送信する。HK データは衛星内部の温度、バッテリー電圧、姿勢など衛星の状態を示すデータであり、地上局側にて衛星が正常な動作を行っているか判断する。
- S&F ミッション
衛星が登山者の生体情報を受信する。地上局へ得られたデータを送信する作業は「蓄積データのダウンリンク」にて行う。
- CMG の実証実験
CMG を利用した高速姿勢制御を行う。
- 磁気トルカを利用した地球撮像
搭載したカメラにて地球を撮影し、画像を S バンド通信によって地上局へダウンリンクする。姿勢制御は磁気トルカにより行う。
- CMG を利用した地球撮像
磁気トルカを利用した地球撮像と同様の実験において、地球撮像に利用する部分の姿勢制御機

を CMG に変更して行う。地上局へのダウンリンクは磁気トルカを使用する。

上記のモードにおいて「太陽電池セルへの指向」、「蓄積データのダウンリンク」、「S&F ミッション」は衛星を最低限運用するために必要な機能であり、他のモードは衛星の電力状況により実行の可否を決定する。また、示したモード以外の日照時間では「太陽電池セルへの指向」実行後充電を行う。

HATOSAT の運用期間である 1 年間に運用し続けるためには、電力を供給し続けることが前提となる。そのため要求電力を試算する必要がある。表 4.2.1 に各モードにおける使用機器と、その電力を示す。表 4.2.1 において、地球撮像データのダウンリンクは、撮像後直ぐに行う。

4.2.4 バス電圧

バス電圧は 18 [V]とした。この値はバッテリーの充電電圧であり、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。

4.2.5 バッテリー

バッテリーには高容量かつ高電圧な 18650 規格の Panasonic 製リチウムイオンバッテリー NCR18650B を用いる。NCR18650B について諸元を表 4.2.2 に示す^[2]。バッテリーは 4 直 2 並列による 8 本の使用を想定している。図 4.2.4 はバッテリーを 4 本直列にスポット溶接し、絶縁テープにて固定したものである。また、NCR18650B は保護回路が接続されていない生セルを使用しているため、外部の充放電保護回路の搭載が必要となっている。

バッテリーのサイジングに関して、まずバッテリーの必要容量 C_r を下記の式から求めた。

$$C_r = \frac{P_c T_c}{C_d N_p V_d n} \quad (4.2.8)$$

P_c : 最大食時供給電力 =24.78 [W]

T_c : 最大食時時間 =0.593 [h]

C_d : 許容バッテリー DOD =0.15

N_p : バッテリー直列数 =4

V_d : バッテリー平均放電電圧=3.6 [V]

n: バッテリ-負荷間の電力伝達効率 =0.86

$$C_r = \frac{P_c T_c}{C_d N_p V_d n} = 7.908 \approx 7.9 \text{ [Ah]} \quad (4.2.9)$$

バッテリーの必要容量について NCR18650B は 3.2 [Ah]である。また冗長性の確保として 2 並列の使用を想定しており、バッテリーの容量は 2 倍の 6.4 [Ah]となる。ここで要求されている 7.9 [Ah]の電力には到達しないが、7.9[Ah]が必要な状況は、必要電力が最大時となる『CMG を利用した地球撮像』における地球撮像中のみである。また、実行時間は 300 [s]と短く、他のモードでは必要電力が小さくなることから、容量は 3.2 [Ah]で十分と考える。



図 4.2.4 4 直列に接続された NCR18650B

表 4.2.2 NCR18650B の性能諸元

仕様	値
寸法	65.3 × φ 18.5 [mm]
定格容量	3200 [mAh]
公称電圧	3.6 [V]
温度補償範囲 [充電]	0 ~ +45 [°C]
温度補償範囲 [放電]	-20 ~ +60 [°C]
温度補償範囲 [保管]	-20 ~ +50 [°C]

表 4.2.1 各モードにおける使用機器の使用状況と消費電力

機器	消費電力[W]	モード									
		データブリング	パネルへの指向	ダウンリンク	S&F	CMGの実証	地球撮像(磁気トルカ)	地球撮像(CMG)	ダウンリンク(地球撮像)	充電(定常)	
CMG(ホイール)	3.52	—	—	—	—	○	—	○	—	—	
CMG(ジンバル)	16.8	—	—	—	—	○	—	○	—	—	
磁気トルカ	3	○	○	○	○	—	○	—	○	—	
Sバンド送信	5.5	—	—	○	—	—	—	—	○	—	
Sバンド受信	2	—	—	—	—	—	—	—	—	—	
LoRa通信	0.02	—	—	—	○	—	—	—	—	—	
PIC×2	0.65	○	○	○	○	○	○	○	○	○	
Arduino	0.83	○	○	○	○	○	○	○	○	○	
Raspberry Pi3	2.15	—	—	—	—	—	○	○	—	—	
STM32	0.83	○	○	○	○	○	○	○	○	—	
1回あたりの実行時間[s]		7200	60	360	600	300	300	300	360	2535.6	
1日あたりの実行回数		—	30	6	6	1	1	1	2	—	
消費電力の合計[W](1回)		5.31	5.31	10.81	5.33	22.63	7.46	24.78	12.96	1.48	
消費電力量の合計[Wh](1回)		10.62	0.09	1.08	0.89	1.89	0.62	2.07	1.30	1.04	

表 4.2.3 HATOSAT の消費電力とバッテリーの放電深度

モード	消費電力量[Wh]	放電深度[%]
デタンプリング	10.62	13.40
パネルへの指向	0.09	0.11
ダウンリンク	1.08	1.36
S&F	0.89	1.12
CMGの実証	1.89	2.38
地球撮像(磁気トルカ)	0.62	0.78
地球撮像(CMG)	2.07	2.61
ダウンリンク(地球撮像)	1.30	1.64
充電(定常)	1.04	1.31

表 4.2.4 日照時における充電可能電力

モード	時間[s]	発電電力量-消費電力量[Wh]	充電可能電力量[Wh]
デタンプリング	7200	1.88	1.69
パネルへの指向	60	0.02	0.01
ダウンリンク	360	-0.46	0.00
S&F	600	0.15	0.14
CMGの実証	300	-1.37	0.00
地球撮像(磁気トルカ)	300	-0.10	0.00
地球撮像(CMG)	300	-1.54	0.00
ダウンリンク(地球撮像)	360	-0.67	0.00
充電(定常)	2535.6	3.36	3.03

4.2.6 太陽電池セル

太陽電池セルは CESI 社の CTJ30-SCA を使用する。サイズは 40.15×80.15 [mm] である。太陽電池セルを図 4.2.5 に示す。太陽電池セルの諸元を表 4.2.5 に示す。

衛星の 4 面に太陽電池セルを搭載するが、1 面は S 帯無線機の受信アンテナ、もう 1 面は S 帯無線機の送信アンテナを搭載する。そのため、搭載枚数は

$$6 \text{ [枚]} \times 2 \text{ [面]} + 4 \text{ [枚]} \times 2 \text{ [面]} = 20 \text{ [枚]} \quad (4.2.10)$$

となる。アレイの最大電圧がバッテリーの充電電圧に達しないため、DC/DC コンバータにより昇圧する。DC/DC コンバータは NJM2811 を使用する。4 直列のバッテリーの充電電圧を以下に示す。

$$4.2 \text{ [V]} \times 4 = 16.8 \text{ [V]} \quad (4.2.11)$$

とした。また、1 日の日照時間は

$$60.26 \text{ [min]} \times 15.02 \text{ [周]} = 15.08 \text{ [h]} \quad (4.2.12)$$

とした。

最後に太陽電池のアレイを以下に示す。

$$\text{全電力(EOL)} = \text{全負荷} + \text{バッテリー充電電力}$$

$$= 26.98 \text{ W} + \frac{6.8 \text{ [Ah]} \times 16.8 \text{ [V]}}{15.08 \text{ [h]}} \\ = 29.5 \text{ [W]} \quad (4.2.13)$$

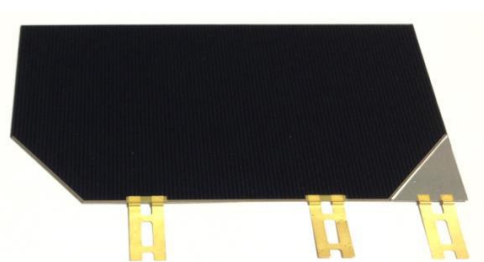


図 4.2.5 CTJ30-SCA

表 4.2.5 太陽電池セルの諸元

パラメータ	数値	単位
短絡電流	534	mA
最大電力時の電流	516	mA
解放電圧	2.6	V
最大電力時の電圧	2.3	V
1353W/m ² 時の効率	28.8	%

温度影響 Cr は

$$Cr = (To - Ti) \times C \quad (4.2.14)$$

To : 動作中温度 = 70 [°C]

Ti : 初期効率温度 = 28 [°C]

C : 温度係数 = -0.5 [%/°C]

より

$$Cr = (70 - 28) \times 0.005 = 0.21 \quad (4.2.15)$$

放射線の劣化率 = 0.9

衛星は姿勢制御により常に太陽へ指向させるため、太陽光入射角は $\cos 0$ [deg] とした。

以上よりアレイ発電量は

アレイ発電量 =

$$\frac{\text{全電力(EOL)}}{\text{劣化セル効率} \times \cos(\text{太陽光の入射角}) \times \text{温度の影響}}$$

$$= \frac{29.5 \text{ W}}{0.9 \times \cos 0 \times (1 - 0.21)} \\ = 40.5 \text{ [W]} \quad (4.2.16)$$

太陽光強度 = 1353 [W/m²]

セル効率 = 28.8 [%]

より、全セル面積は

$$\text{全セル面積} = \frac{\text{アレイ発電量(BOL)}}{\text{太陽光強度} \times \text{セル効率}} \\ = \frac{40.5 \text{ [W]}}{1353 \text{ [W/m}^2\text{]} \times 0.288 \text{ [%]}} \\ = 0.10 \text{ [m}^2\text{]} \quad (4.2.17)$$

セル 1 枚の寸法は 40 [mm] × 80 [mm] より

$$\text{全セル数} = \frac{\text{全セル面積}}{\text{セル面積}} \\ = \frac{0.1}{4 \times 10^{-2} \text{ [m]} \times 8 \times 10^{-2} \text{ [m]}} \\ = 31 \text{ [枚]} \quad (4.2.18)$$

上式より負荷電力使用とバッテリー充電を同時に行うには 31 枚必要である。15 周中日本の上空を通過するのは 6 周であり、通過しない 9 周は待

表 4.2.6 NJM2881

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	0~0.7	A
効率	90	%

機モードで運用する。搭載可能枚数は 20 枚より、電力が不足した場合は待機モードで運用する。バッテリー容量は

$$3.4 \text{ [Ah]} \times 2 \text{ [基]} = 6.8 \text{ [Ah]} \quad (4.2.19)$$

であり、アレイ電圧は

$$2.3 \text{ [V]} \times 6 \text{ [基]} = 13.5 \text{ [V]} \quad (4.2.20)$$

バッテリー NCR18650 の充電電圧は

$$4.2 \text{ [V]} \times 4 \text{ [基]} = 16.8 \text{ [V]} \quad (4.2.21)$$

となる。アレイ電圧がバッテリーの充電電圧より低いため、DC/DC コンバータにより昇圧を行う。

4.2.7 DC/DC コンバータ

MPPT 制御回路からバッテリーへの昇圧と、バス電圧から 6V 負荷、12V 負荷への降圧に DC/DC コンバータ NJM2811 を用いる。NJM2811 の諸元を表 4.2.6 に示す^[3]。

4.2.8 電力収支

衛星を運用するにあたり消費電力と太陽電池セルによる発電電力が釣り合う必要がある。蝕時間における各モード実行時のバッテリー放電深度を表 4.2.3 に示す。放電深度についてすべてのモードで 15 [%] を下回ることにはなかった。また表 4.2.4 に日照時におけるモードごとの発電量を示す。表よりいくつかのモードで消費量が発電量を上回ったが、各モード実行後は『パネルへの指向』を行った後『充電(定常)』モードへと切り替わるため運用に問題はないと考える。ここで表中の『充電(定常)』は最もミッション時間の長い『S&F』を行った際の余剰時間を利用しており、他ミッション後の充電では 4.2.1 に記載する時間以上の時間が利用できるため発電量は増加すると考える。

4.2.9 MPPT 制御

太陽電池セルの発電電力を最大にするには MPPT(Maximum Power Point Tracking)制御が必要

となる。太陽電池アレイの両端電圧を、DC/DC コンバータにより制御する。MPPT コントローラにより最大電力となる duty 比を求める。コントローラの出力の PWM 信号を DC/DC コンバータの MOSFET に入力し電圧制御を行う。MPPT コントローラの制御アルゴリズムを山登り法、粒子群最適化法、遺伝的アルゴリズムを検討している。以下に各アルゴリズムについて示す。

- 山登り法

Duty 比を変化し変化前後で電力を比較し最大電力を求める。太陽電池アレイに日射量のばらつきがある場合、電力特性が多峰性関数になる可能性がある。衛星の太陽電池セルは太陽に向いている面と地球に向いている面で日射量が異なる。電力特性が多峰性関数のとき、局所解で動作する可能性がある。

- 粒子群最適化法^[4]

複数の粒子が目的関数内を移動し最適解を求める。MPPT 制御において、目的関数は太陽電池アレイの電力特性とする。粒子は自身の最良値であるパーソナルベストと群全体の最良値であるグローバルベストの方向へ移動する。i 番目の位置、速度をそれぞれ X^i , V^i と定義する。慣性係数を w , 乱数を r_1 , r_2 , 重みを c_1 , c_2 とする。 P^i , G^i はパーソナルベスト、グローバルベストと定義する。MPPT 制御において粒子群最適化法の位置は duty 比、速度は duty 比の変化量とする。

以上を用いて位置、速度の更新式を以下に示す。

$$X^{i+1} = X^i + V^i \quad (4.2.22)$$

$$V^{i+1} = wV^i + c_1r_1(P^i - X^i) + c_2r_2(G^i - X^i) \quad (4.2.23)$$

- 遺伝的アルゴリズム^[5]

生物進化を模倣したアルゴリズムである。遺伝子型、表現型、適応度の変数を扱い、選択淘汰、交叉、突然変異の操作を行う。遺伝子型は 2 進数により定義する。MPPT 制御において、表現型は duty 比を意味する。適応度は遺伝子型で定義した個体の発電量となる。

選択淘汰では適応度の低い個体を淘汰する。交叉により、遺伝子型 2 個体をランダムな位置で分解し、組み合わせ新たな 2 個体を生成する。突然変異は遺伝子型を一定確率でビット反転を行う。

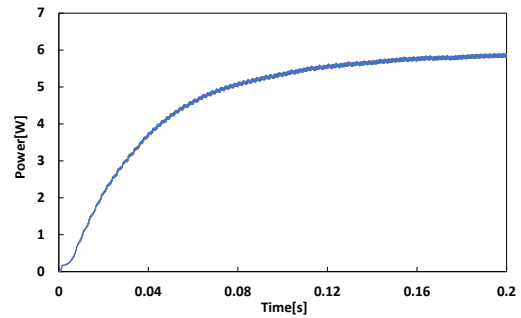


図 4.2.6 MPPT 制御の負荷電圧の推移

MPPT 制御のアルゴリズムに山登り法(P&O), を適用しシミュレーションを行った。シミュレーション条件は太陽側の 2 面の日射量を 1300 [W/m²]の太陽電池に垂直成分である 680 [W/m²]とした。地球側を 200 [W/m²]の太陽電池に垂直成分である 100 [W/m²]とした。MPPT 制御の負荷電圧の推移を図 4.2.6 に示す。

山登り法による電力制御を確認したが、2 点を比較するアルゴリズムのため動作点振動が発生した。現在、MPPT 制御アルゴリズムの改善を行い、実機により最適化手法を用いたアルゴリズムによる取得電力の比較を行っている。

4.3 C&DH 系サブシステム

4.3.1 設計概要

本衛星は CMG (Control Moment Gyroscopes) 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するため、ミッション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(On Board Computer)の選定、そのコマンドデータの作成、冗長性設計を行う。

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ポ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 つの機能を担うこととする。

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, Sバンド無線機を用いて受信することとする. 送信するコマンドには, ミッションの内容や次回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

本衛星のテレメトリデータは,

- (a) HK データ
- (b) カメラの撮像データ
- (c) S&F ミッションデータ

に分けられる.

本衛星のテレメトリデータの内容, 送信機について記述する.

(a) HK データ

HATOSAT の内部温度データ, 姿勢データ, 電力情報などの HK データ (House Keeping Data) は, S バンド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

HATOSAT に搭載するカメラの画像データは 900 [kB]であり, HK データ (House Keeping Data) 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 バンド無線機によりダウンリンクを行う.

(c) S&F(Store and Forward)によるデータ送信

S&F ミッション (Store and Forward) のデータを HATOSAT から地上局へ送信するとき, S バンド無線機によりダウンリンクを行う.

4.3.3 OBC の選定

本衛星の OBC には消費電力の観点から PIC マイコンを採用する. 処理速度の関係から, 32bit の PIC32MX534F064H を用いる^[6]. HATOSAT において使用する PIC マイコンの仕様を表 4.3.1 に示す.

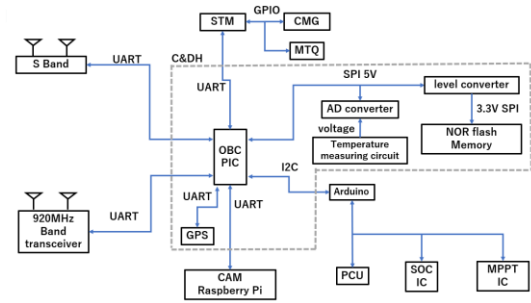


図 4.3.1 HATOSAT のシステムブロック図

表 4.3.1 PIC32MX534F064H

項目	内容
部品ファミリー	PIC32MX5xx
CPUの種類	32ビットMIPS MCU
最大速度 (MHz)	80
プログラムメモリサイズ (KB)	64
SRAM (KB)	16
データEEPROM (バイト)	0
温度 最小範囲	-40
温度 最大範囲	105
動作電圧最小(V)	2.3
動作電圧最大(V)	3.6
ダイレクトメモリアクセス (DMA) チャンネル	4
SPI	3 -SPI
I2C	4
UART	6
I2S	0
USBインターフェース	FS デバイス/ホスト/OTI
USBモジュールの数	1
CANモジュールの種類	できる
CANモジュールの数	1
暗号エンジン	無し
最大 ADC 分解能 (ビット)	10
最大 ADC サンプリングレート (ksps)	1000
ADC チャンネル	16
最大 DAC 解像度 (ビット)	0
DAC出力	0
コンパレータの数	2
モーター制御PWMチャンネル	0
直交エンコーダインターフェイス (QEI)	0
内部発振器	8MHz、32kHz
ハードウェアRTCC	いいえ
最大I/Oピン数	53
ピン数	64

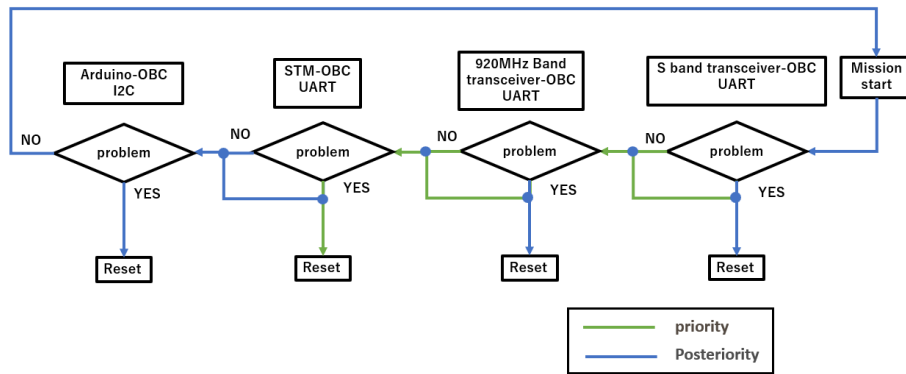


図 4.3.2 故障検知システムフローチャート

4.3.4 冗長性設計

(i) OBC 間での故障検知システム

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、リセットを行うと、得られた HK（House Keeping）データが消えてしまう恐れがある^[7]。そのため、リセットを行う前に OBC によってどの系で故障、異常が発生しているのか検知し、異常内容によってはデータを 2 つ目の OBC に複製することでリセットによるデータ損失の可能性を無くすることができる。図 4.3.2 に故障検知システム全体のフローチャートと各系での通信間での故障検知システムのフローチャートを示す。

(ii) データの三重多数決化

宇宙空間において、衛星は軌道上でシングルアップセット(Single Up Set, 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 920MHz 帯無線機、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。

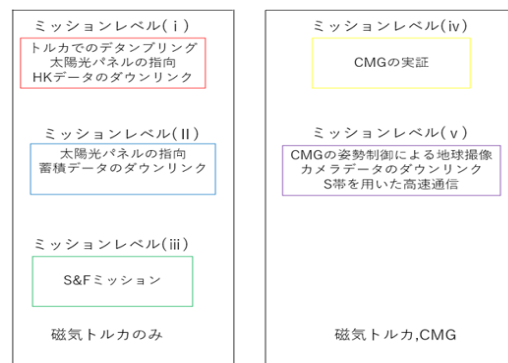


図 4.3.3 ミッションレベル毎に行われるタスク

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 S バンド無線機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。

4.3.5 タスク処理

本衛星は、ミッションレベル(i)から(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)打ち上げ直後のデタンプリング及び太陽電池セルの太陽指向によるバッテリーの充電、HK データのダウンリンク、(ii)ミッション(i)に加え、衛星内に蓄積されたデータのダウンリンク、(iii)S&F ミッション、(iv)CMG による高速姿勢制御実証、(v)CMG による高速姿勢制御を用いた地球撮像及び S 帯高速通信を用いたカメラデータのダウンリンクの 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 4.3.3 に示す。

(i) 打ち上げ直後

ロケットから放出された直後は、磁気トルカにより姿勢制御太陽電池セルの指向を行いバッテリーの充電を行いながら、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) S バンド無線機による HK データのダウンリンク

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、磁気トルカによる制御を行い、HK データの通信を実行する。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) S&F ミッション

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。S&F ミッションよってのデータを磁気トルカによる姿勢制御を行い、920 帯無線機により登山者から HATOSAT へ送信する。

(iv) 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。CMG は消費電力が大きいので、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、SOC (State Of Charge, 充電率) 60%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、S 帯無線機によって送信される。

(v) CMG による高速姿勢制御によるカメラを用いた地球画像の撮影および S バンド無線機を用いた

表 4.3.2 Raspberry Pi 3Model B

CPU	Broadcom BCM2837 1.2GHz 64-bit quad-core ARMv8 Cortex-A53
メモリ	1[GB]
コネクタ	USB2.0 Standard A コネクター×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
電源規格	DC 5[V]
消費電流	1.3mA(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]

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のちに、宇宙で撮像した地球画像データのダウンリンクを行う。

S バンド無線機は、送信時の最大消費電力が 5.5 [W]であり、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、残り電力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。

表 4.3.2 にカメラ用のマイコンとして使用する Raspberry Pi について記載する。

4.3.6 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 256 [bit]が必要であると仮定する。従ってデータ量は

$$256 [\text{bit}] \times 40 [\text{項目}] \cong 10.24 [\text{kbit}] \quad (4.3.1)$$

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 (Consultative Committee for Space Data System)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 5,520 [s]であるから、通常運用時の HK データ量は

$$5520 [s] \times \left(\frac{1}{30}\right) [Hz] \times 2,048 [bit] = 376,832 [bit] \quad (4.3.2)$$

ミッションレベル(i), (ii)ではこれらのデータのみを 9,600 [bps]の S 帯無線機で通信を行う為、それに要する時間は

$$(10,240 + 376,832) [bit] \div 9,600 [bps] = 40.32 [s] \quad (4.3.3)$$

であり、余裕をもって通信が行える。ミッションレベル(v)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。カメラの画像データは 900 [kB]= 7.2 [Mbit]であるから、ダウンリンクに必要な時間は

$$7.2 [Mbit] \div 57.60 [kbps] \approx 125 [s] \quad (4.3.4)$$

本衛星は地上局から 1 日で 6 回可視状態になる。CMG ミッションの実行中は 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、

$$300 [s] \times 1 [Hz] \times 2048 [bit] \approx 0.614 [Mbit] \quad (4.3.6)$$

このフェーズで地上局との通信に必要な時間は、

$$40.32 [s] + (0.6144 [Mbit] \div 9600 [bps]) \approx 104.3 [s] \quad (4.3.7)$$

であり、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。

4.3.7 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(v)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 4.3.4 より 4.08 [Mbit]であるため、スト

表 4.3.4 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[Mbit]	0.010			
HK データ量 [kbit]	376.8			614.4
収集データ量 [Mbit]	0.000	0.001	0.001	3.456
総データ量[Mbit]	0.38	0.38	0.38	4.08

レージ容量はマージンを取って 16 [Mbit]とする。

4.4 HK データ伝送

4.4.1 概要

本衛星において、HK 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 S 帯の周波数を用いて行う。また、変調方式は 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デイエステクノロジー社の DSTRX-2 を搭載する。

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。

$$P_{ETX} [dBW] = P_{TX} - L_{FTX} + G_{ATX} - L_{APT X} \quad (4.4.1)$$

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.

$$G/T \text{ [dB/K]} = G_{ARX} - L_{FRX} + L_{ARX} - L_{APRX} - T_S \quad (4.4.2)$$

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.

$$T_S = 10 \log_{10} \left\{ \frac{T_A}{L} + T_F \left(1 - \frac{1}{L} \right) + T_E \right\} \quad (4.4.3)$$

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.

$$L_d = 10 \log_{10} \left(\frac{4\pi d}{\lambda} \right)^2 \text{ [dB]} \quad (4.4.4)$$

d : 送信アンテナの距離 [km]

λ : 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.

$$G/T = G_{ARX} - L_{FRX} - L_{ARPC} - T_S \quad (4.4.5)$$

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_{ARPC} : 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/N₀

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/N₀ という.

受信 C/N₀[dB/Hz]は以下の式で与えられる.

$$C/N_0 = P_E - L_{PS} - L_d - L_F - L_{RA} - L_A - L_V + G/T + 228.6 \quad (4.4.6)$$

P_E : 送信局の EIRP [dBW] (4.4.1)

L_{PS} : 電力分配損失 [dB]

L_d : 自由空間損失 [dB] (4.4.4)

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/N₀

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/N₀

要求 C/N_0 は受信環境, 周波数等からの要求値より導出される.

(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^[8].

$$pfd. = \frac{P_{max} G_{TX}}{4\pi S^2 \times 10^6} \quad (4.4.7)$$

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 p.21 の別表 1 に示す.

4.5 高速データ通信系

4.5.1 設計概要

高速データ通信系ではアップリンク回線は周波数 2100 [MHz] 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

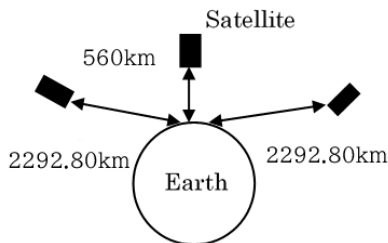


図 4.5.1 最大, 最小通信距離

表 4.5.1 DSTRX-2 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]

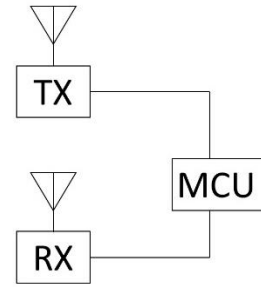


図 4.5.2 高速通信系構成図

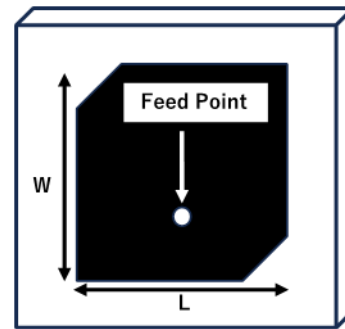


図 4.5.3 パッチアンテナの外観

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 2292.80 [km] としており, これは鳩山局垂直方向上空高度 560 [km] を飛行しているときの仰角 5.0 [deg] 時の通信距離としている. この様子を, 図 4.5.1 に示す.

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, デイエステクノロジー社の DSTRX-2 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 3.0 [dBi] 以上とし, 専有面積は双方のアンテナを合わせて 90 [mm]×70 [mm] 以内とする.

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 4.5.3 に示すものとなっている。W, L の計算式は

$$L = W = \frac{\lambda}{2\sqrt{\epsilon_{rel}}} \quad (4.5.1)$$

ただし, ϵ_{rel} :比誘電率, λ :共振周波数の波長である^[8]。各アンテナに使用する基板は Rogers 社の TMM-4 とする。基板の諸元を表 4.5.2 に示す。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。

4.6 S&F 使用による生体情報収集ミッション

4.6.1 S&F ミッション概要

Store and Forward(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^[9]で

表 4.5.2 基板の諸元

基板メーカー	Rogers
基板型番	TMM-4
基板誘電率	4.5
基板誘電正接	0.0020
基板厚さ	2.5 [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	31.5 [mm]
W	31.5 [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	34.5 [mm]
W	34.5 [mm]

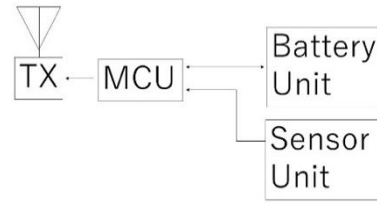


図 4.6.3 S&F 地上局構成

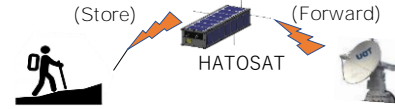


図 4.6.1 S&F ミッション概念

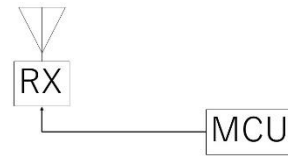


図 4.6.2 S&F 衛星搭載機器構成

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

ある。S&F とは, 本来, ネットワーク機器のスイッチングハブなどで使用される転送方式を意味するものであり, 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, 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数 100 [byte]程度の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 を採用している。また, 使用する通信周波数は 920 MHz 帯を使用している。これは, 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とよばれる通信帯域である。3U サイズでの S&F ミッションの実証は、既に TRICOM-1R, RWASAT 等によって行われている^{[10][11]}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。

今回の S&F ミッションでは山間部などの通信インフラが整っていない地域から生体情報を収集することで、登山者の遭難防止や遭難の早期発見を目的としている。

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、S 帯を使用する。

4.6.3 S&F 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。

- ・ 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用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、自由空間内の波長と比較すると管内波長 λ_g は以下の式に示すように短縮される。

$$\lambda_g = \frac{\lambda}{\sqrt{\epsilon}} \quad (4.6.1)$$

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 S&F 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 Pico を使用する。また地上局機器構成図を図 4.6.3 に示す。

- ・ 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 [MHz]–928 [MHz]において、回線設計から 3.0 [dBic]以上を維持することが必要要求である。回線設計は P22 の別表 2 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、式 4.5.1 を用いた。

また、基板の諸元を表 4.6.2 に、アンテナの設計諸元を表 4.6.3 に示す。

- ・ 生体情報収集用センサーユニット
- S&F ミッションで使用されるセンサは
- ・ 脈波センサ
 - ・ 加速度センサ
 - ・ 血中酸素濃度センサ
 - ・ GPS モジュール

の 4 つを用いて情報を収集する。脈波センサは登山者の心拍数を取得する。屋外で心拍数を取得するため取り付けやすく外乱の影響が少ない反射型脈波センサを使用する。反射型脈波センサは皮膚に光学式センサを接触させることで心拍数を取得する。加速度センサは登山者の加速度を測定することで転倒の検知を行う。転倒検知のため測定レンジが 10G 程度のセンサを使用する。血中酸素濃度センサは登山者の血中酸素濃度を測定する。反射型センサを使用する。GPS モジュールは登山者の現在位置を取得する。

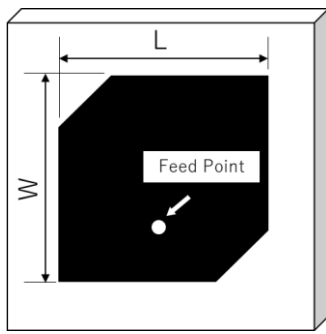


図 4.6.4 パッチアンテナ外観図

表 4.6.2 基板の諸元

基板メーカー	Rogers
基板型番	TMM-6
基板誘電率	4.3
基板誘電正接	0.0023
基板厚さ	3.2 [mm]

表 4.6.3 地上局アンテナ設計緒元

各定数	数値
共振周波数	922 [MHz]
L	64.4 [mm]
W	64.4 [mm]

別表 1 回線設計結果

項目	単位	BEST(R:MIN)	WORST(R:MAX)
周波数	MHz	2200.000	2200.000
ビットレート	bps	4000	4000
送信機出力	dBm	10.00	10.00
送信系給電損失	dB	3.00	3.00
送信アンテナ利得	dBic	6.00	6.00
送信アンテナポインティング損失	dB	3.00	3.00
EIRP	dBm	10.00	10.00
伝搬距離	km	560.00	2292.80
自由空間損失	dB	154.25	166.49
偏波損失	dB	3.00	3.00
受信アンテナ利得	dBic	33.00	33.00
受信系給電損失	dB	2.35	2.35
受信電力	dBm	-116.60	-128.84
LNA	dB	0.00	0.00
受信機受信電力	dBm	-116.60	-128.84
アンテナ雑音温度	K	300.00	300.00
LNA 雑音温度	K	0.00	0.00
システム雑音温度	K	340.82	340.82
雑音電力密度	dBm/Hz	-173.27	-173.27
受信 C/N0	dBHz	56.68	44.43
要求 Eb/N0	dB	9.90	9.90
ハードウェア劣化量	dB	2.50	2.50
符号化利得	dB	3.00	3.00
雑音帯域幅	dBHz	36.02	36.02
変調損失	dB	5.00	5.00
要求 C/N0	dB	54.42	54.42
回線マージン	dB	2.81	-9.43

別表2 回線設計結果

項目	単位	BEST(R:MIN)	WORST(R:MAX)
周波数	MHz	922.00	922.00
ビットレート	bps	293.00	293.00
送信機出力	dBm	13.01	13.01
送信系給電損失	dB	1.00	1.00
送信アンテナ利得	dBic	3.00	3.00
送信アンテナポインティング損失	dB	0.00	0.00
EIRP	dBm	15.01	15.01
伝搬距離	km	560.00	2292.80
自由空間損失	dB	146.70	158.94
偏波損失	dB	0.00	0.00
受信アンテナ利得	dBic	3.00	3.00
受信系給電損失	dB	1.00	1.00
受信電力	dBm	-129.69	-141.93
LNA	dB	0.00	0.00
受信機受信電力	dBm	-129.69	-141.93
アンテナ雑音温度	K	300.00	300.00
LNA 雑音温度	K	0.00	0.00
システム雑音温度	K	300.00	300.00
雑音電力密度	dBm/Hz	-173.83	-173.83
受信 C/N0	dBHz	44.14	31.90
要求 Eb/N0	dB	9.90	9.90
ハードウェア劣化量	dB	2.50	2.50
符号化利得	dB	0.00	0.00
雑音帯域幅	dBHz	24.67	24.67
変調損失	dB	5.00	5.00
要求 C/N0	dB	42.07	42.07
回線マージン	dB	2.07	-10.17

4.7 姿勢系

4.7.1 姿勢要求

- ① 姿勢精度 1.0 [deg],
3.0 [deg/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

4.7.2 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 1.0 [deg/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 のモータの回転数が限界に近づいた時、CMG を駆動させながら磁気トルカにより衛星の回転数を落とす。

4.7.3 搭載機器

HATOSAT は外界センサと内界センサの2つの姿勢推定システムがある。外界センサは衛星の作業環境の状況を検出するものであり、代表的な物は太陽センサや恒星センサなどが挙げられる。それに対し内界センサは衛星の内部状態を検出するものであり、代表的なものは加速度センサや角速度センサなどが挙げられる。

・外界センサ

本システムの外界センサには、フォトダイオードを用いる。フォトダイオードは太陽光から太陽の方向を検知することで人工衛星の姿勢角を推定するものである。本システムには、ams OSRAM 製のフォトダイオード SFH 2430 を採用する。SFH 2430 の諸元を表 4.7.1 に示す^[12]。

・内界センサ

外界センサでは通信遅延や障害により、外部のセンサからデータを取得する際にラグが発生する可能性がある。そのため姿勢推定の精度を高めるために内界センサを使用する。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

表 4.7.1 SFH 2430 の諸元

	値	単位
寸法	4.5×4×1.2	[mm]
計測範囲	±60	[deg]
ピーク感度波長	570	[nm]
消費電力	150	[mW]

表 4.7.2 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	[deg/s]
分解能	16	[bit]
データ更新レート	4 - 8000	[Hz]

表 4.7.3 地磁気センサ

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

軸がついているモジュールである。MPU-9250 の諸元を表 4.7.2^[13]に、地磁気センサの諸元を表 4.7.3 に、加速度センサの諸元を表 4.7.4 に、ジャイロセンサの諸元を表 4.7.5 にそれぞれ示す。

衛星の姿勢を表現するために、センサから読み取った値を四元数により表現する。四元数は1つの実部と3つの虚部から構成され、3次元空間の回転を表現するものである。クォータニオンの4つのパラメータを q_0, q_1, q_2, q_3 とすると、衛星の姿勢を表す式は

$$q_1 = \lambda_1 \sin \frac{\theta}{2} \quad (4.7.1)$$

$$q_2 = \lambda_2 \sin \frac{\theta}{2} \quad (4.7.2)$$

$$q_3 = \lambda_3 \sin \frac{\theta}{2} \quad (4.7.3)$$

$$q_4 = \cos \theta \quad (4.7.4)$$

と表される。ここで $\lambda_1, \lambda_2, \lambda_3$ は衛星の回転軸であり、 θ は回転角度を表す。

4.7.4 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

衛星が軌道上を周回移動するとき、衛星は大気から速度に比例した力を受ける。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

表 4.7.4 加速度センサ

	値	単位
測定レンジ	±2/±4/±8/±16	[G]
感度	1LSD=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]
精度	±3	[%]

表 4.7.5 ジャイロセンサ

	値	単位
測定レンジ	±250/±500/±1000/±2000	[deg/s]
感度	1LSD= 0.00763, 0.01526, 0.03048, 0.06097	[deg/s]
ノイズ	0.01	[deg/√ Hz]
LPF	5 - 250	[Hz]
データ更新レート	4 - 8000	[Hz]
分解能	16	[Bit]
精度	±3	[%]

表 4.7.6 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 ²]
抵抗係数	2.2

表 4.7.7 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 ³]	速度 [m/s]
100	5.604×10 ⁻⁷	7844.2
200	2.541×10 ⁻¹⁰	7784.3
300	1.916×10 ⁻¹¹	7725.8
400	2.803×10 ⁻¹²	7668.6
500	5.215×10 ⁻¹³	7612.7
560	1.784×10 ⁻¹³	7579.7
600	1.137×10 ⁻¹³	7557.9
700	3.070×10 ⁻¹⁴	7504.4
800	1.136×10 ⁻¹⁴	7451.9
900	5.759×10 ⁻¹⁵	7400.5
1000	3.561×10 ⁻¹⁵	7350.2

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。

$$\left(T_A = \frac{1}{2} \rho r S C_d v^2 \text{ [Nm]} \right) \quad (4.7.5)$$

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 ρ 、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 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。

$$\begin{aligned} V &= \left(\frac{\mu}{R+H} \right)^{\frac{1}{2}} \\ &= \left(\frac{398600}{6378 + H} \right)^{\frac{1}{2}} \text{ [km/s]} \end{aligned} \quad (4.7.6)$$

大気抵抗トルクの計算には表 4.7.6 の値を用いた。式(4.7.5)より

$$T_A = \frac{1}{2} \times 0.3 \times 1.784 \times 10^{-13} \times 0.03 \times 2.2 \times 7579.7^2$$

$$= 1.01 \times 10^{-7} \text{ [Nm]} \quad (4.7.7)$$

表 4.7.7 に地表からの高さに対する気体密度と速度を示す。

・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。

$$\mathbf{T}_G = \frac{3\mu}{R_0^3} \begin{pmatrix} (I_y - I_z)\varphi \\ (I_z - I_x)\theta \\ (I_x - I_y)\delta \end{pmatrix} \text{ [Nm]} \quad (4.7.8)$$

ここで地球重力定数を μ ，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 φ ， θ ， δ ，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。

$$I_x = \frac{1}{12} m(a^2 + b^2) \text{ [kgm}^2\text{]} \quad (4.7.9)$$

$$I_y = \frac{1}{12} m(b^2 + c^2) \text{ [kgm}^2\text{]} \quad (4.7.10)$$

表 4.7.8 重力傾斜トルク概算用パラメータ

地球重力定数	398600 [kg ³ /S ²]
衛星の最大慣性モーメント	3.33×10 ⁻² [kgm ²]
衛星の最小慣性モーメント	6.65×10 ⁻³ [kgm ²]

表 4.7.9 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	4.57×10 ⁻⁶ [N/m ²]
衛星の受光面積	0.03 [m ²]
力の作用点と質量中心距離	0.3 [m]

表 4.7.10 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	7.72×10 ¹⁵ [Tm ³]
地球中心から衛星までの距離	6771 [km]
残留磁気モーメント	0.05 [Am ²]

表 4.7.11 総外乱トルク

トルク [μNm]				
磁気	太陽	重力	大気	合計
1.16	0.0823	0.0957	0.101	1.44

$$I_z = \frac{1}{12} m(c^2 + a^2) \text{ [kgm}^2\text{]} \quad (4.7.11)$$

重力傾斜トルクの計算のためのパラメータを表 4.7.8 に示す。

(4.7.8)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。

$$\begin{aligned} \mathbf{T}_G &= \frac{3 \times 398600}{(6371 + 560)^3} (3.33 \times 10^{-2} - 6.65 \times 10^{-3}) \\ &= 9.57 \times 10^{-8} \text{ [Nm]} \end{aligned} \quad (4.7.12)$$

・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。

$$\mathbf{T}_S = PSr(1+q) \text{ [Nm]} \quad (4.7.13)$$

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 4.7.9 に示す。(4.7.13)式を用いて

$$\begin{aligned} \mathbf{T}_S &= 4.57 \times 10^{-6} \times 0.03 \times 0.3(1+1) \\ &= 8.23 \times 10^{-8} \text{ [Nm]} \end{aligned} \quad (4.7.14)$$

・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。

$$\mathbf{T}_M = \mathbf{M} \times \mathbf{B} \text{ [Nm]} \quad (4.7.15)$$

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。

$$\mathbf{B} = \frac{M_E}{r^3} [\text{T}] \quad (4.7.16)$$

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 4.7.10 に示す。式(4.7.16)を用いて

$$\begin{aligned} \mathbf{B} &= \frac{7.72 \times 10^{15}}{(6938 \times 10^3)^3} \\ &= 2.31 \times 10^{-5} [\text{T}] \end{aligned} \quad (4.7.17)$$

式(4.7.15)を用いて

$$\begin{aligned} \mathbf{T}_M &= 2.31 \times 10^{-5} \times 0.05 \\ &= 1.16 \times 10^{-6} \end{aligned} \quad (4.7.18)$$

・総外乱トルク

総外乱トルクの式を式(4.7.19)に示し、地表からの高度 560 [km]の地点での各外乱トルクと総外乱トルクの値を表 4.7.11 に示す。

大気抵抗トルクは地表からの高さに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あまり依存しない地磁気トルクが支配的となる。

$$\mathbf{T} = \mathbf{T}_M + \mathbf{T}_S + \mathbf{T}_G + \mathbf{T}_A \quad (4.7.19)$$

4.7.5 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するトルクの式を以下に示す。

$$\mathbf{T} = \mathbf{M}\mathbf{B} [\text{Nm}] \quad (4.7.20)$$

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

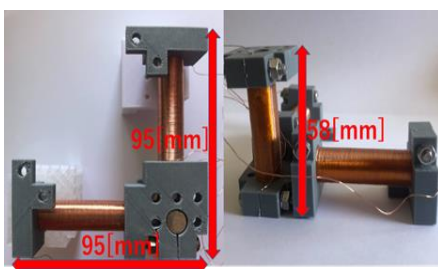


図 4.7.1 磁気トルカ

式で表される。

$$\mathbf{M} = \mu N I S [\text{Am}^2] \quad (4.7.21)$$

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

・磁気トルカの設計

式(4.7.20)より磁気トルカに求められる磁気モーメントを求める。

$$\begin{aligned} \mathbf{M} &= \frac{1.44 \times 10^{-6}}{28 \times 10^{-6}} \\ &= 0.051 [\text{Am}^2] \end{aligned} \quad (4.7.22)$$

上記の式から磁気トルカで 0.051 [Am²]を要求性能とした。

作製する磁気トルカの全体図を図 4.7.1 に示す。また、製作する磁気トルカの概要を表 4.7.12 に示す。本磁気トルカのコアは、45 パーマロイ金属を用いる。コアについての詳細を表 4.7.13 に示す。このコアの性能を測定したものを表 4.7.14 に示す。またグラフを図 4.7.2 に示す。この結果より、要求磁気モーメント 0.051 [Am²]に対して、0.2 [A]の電流を印加した際の発生磁気モーメント 2.21 [Am²]から、要求仕様を満たすことが示唆される。

4.7.6 磁気センサの補正

衛星の姿勢を推定するセンサのうち、磁気センサは磁気トルカの発する磁気モーメントの影響を受けるため、磁気トルカ駆動中には測定を行うことができない。そのため、これまでの衛星では磁気トルカを駆動し、姿勢を変更する動作と、磁気トルカを停止し、衛星の姿勢を推定する動作を繰り返し、姿勢変更を行う。本衛星では、この磁気トルカ駆動時に磁気センサが受ける影響を解析することで磁気トルカの常時駆動を実現し、応答性を向上させる。

磁気トルカが磁気センサから受ける影響を測定するために、実験回路の作製を行った。作成した実験回路を図 4.7.3 に示す。この実験回路を用い、X 軸の磁気トルカに対する印加電圧を変化させた際の、磁気センサの出力を測定した。測定結果を表 4.7.15、図 4.7.4 に示す。

この結果より、磁気トルカに対する印加電圧と磁気センサの出力には比例関係があり、印加する

電圧に応じて磁気センサの出力に補正を行うことで磁気トルカを常時駆動できることが示唆される。

この関係を利用し、磁気センサの補正を実施した。磁気トルカを停止し、実験機を一回転させた

表 4.7.12 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]

表 4.7.13 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 4.7.14 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 ²)
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

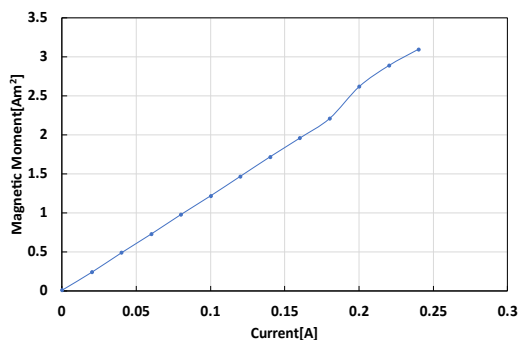
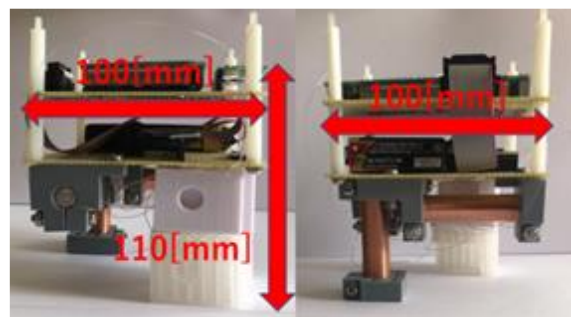


図 4.7.2 磁気モーメント

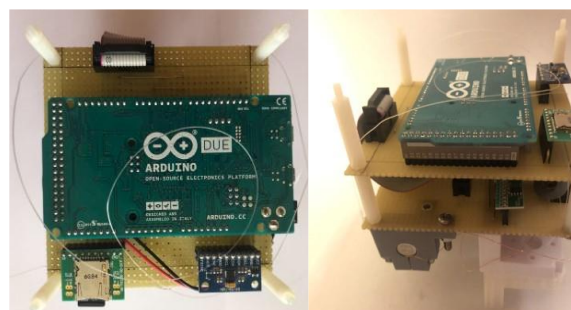
表 4.7.15 X 軸磁気トルカ駆動時の磁気センサ出力

印加電圧 [V]	X 軸出力	Y 軸出力	Z 軸出力
0.0000	-45.17	39.93	-63.63
0.2850	-44.83	63.98	-31.19
0.5890	-45.25	87.96	1.150
0.8970	-44.75	112.0	33.44
1.204	-44.81	135.5	65.34
1.504	-45.07	158.7	96.97
1.800	-44.94	181.5	128.1
2.090	-44.38	204.7	158.7
2.370	-43.87	227.6	188.7
2.652	-43.84	250.0	217.9
2.930	-43.36	272.3	247.3
3.200	-43.21	293.8	276.0
3.468	-42.78	314.9	303.8



(a)背面

(b)側面



(a)天面

(b)斜め背面

図 4.7.3 実験回路全体図

場合の磁気センサの出力を図 4.7.5 に、補正を行わず、磁気トルカをランダムな印加電圧で駆動しながら実験機を一回転させた場合の磁気センサの出力を図 4.7.6 に、補正を行いながら、磁気トルカをランダムな印加電圧で駆動し、実験機を一回転させた場合の磁気センサの出力を図 4.7.7 にそれぞれ示す。この結果より、補正を行うことで、

磁気トルカを駆動しながら磁気センサの出力を取得することが可能となり、磁気トルカの常時駆動による高速制御が可能となることが示唆された。

4.8 CMG を用いた高速姿勢制御実証実験

4.8.1 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 4.8.1 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ることで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や磁気トルカと比較し、出力

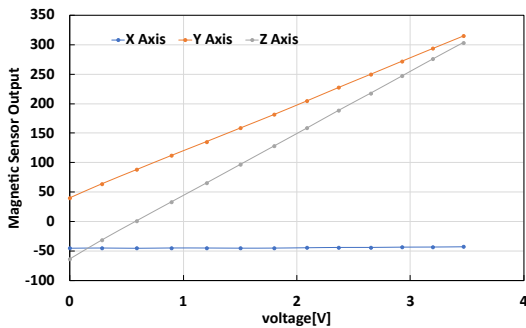


図 4.7.4 X 軸磁気トルカ駆動時の磁気センサ出力

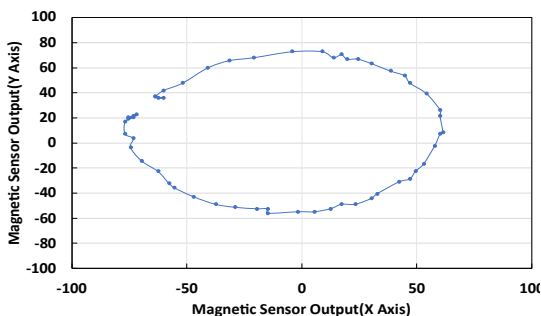


図 4.7.5 磁気センサ出力(磁気トルカ停止)

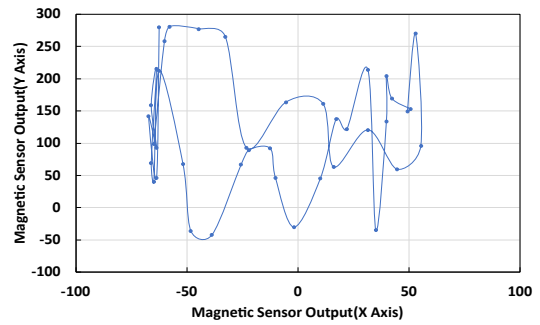


図 4.7.6 磁気センサ出力(磁気トルカ駆動中、補正なし)

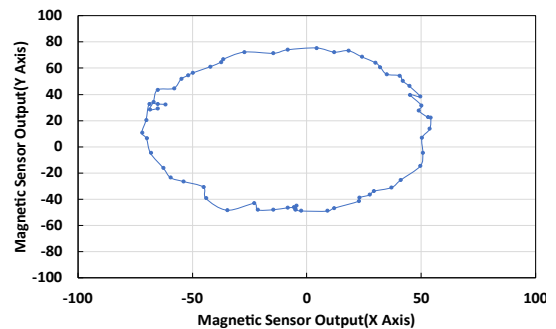


図 4.7.7 磁気センサ出力(磁気トルカ駆動中、補正あり)

トルクが大きいため、高速な姿勢変更が可能である。しかし、CMG はトルク分解能が低く、精度の高い制御が困難であるという特徴もあり、これまで超小型衛星に 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。

4.8.2 CMG の概要

設計した CMG を図 4.8.2 に示す。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、最も一般的な 1 軸 CMG を 4 基ピラミッド型に Skew 配置したものを採用する。この配置法は宇宙機に対して 3 軸

方向に均等にトルクを出力することができる。

本 CMG の特徴としては、ホイールとジンバルの駆動用にそれぞれブラシレス DC サーボモータとブラシ付きサーボモータを使用する。最大出力トルクは 100 [mNm] である。CMG のサイズは縦 90 [mm] × 横 90 [mm] × 高さ 105 [mm]、質量も 584 [g] 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。

CMG から出力されるトルクは、ヤコビ行列 C を用いて以下のように表される^[14]。

$$T = h_c C \dot{\delta} = h_c \begin{bmatrix} -c \cos \delta_1 & \sin \delta_2 & c \cos \delta_3 & -\sin \delta_4 \\ -\sin \delta_1 & -c \cos \delta_2 & \sin \delta_3 & c \cos \delta_4 \\ s \cos \delta_1 & s \cos \delta_2 & s \cos \delta_3 & s \cos \delta_4 \end{bmatrix} \dot{\delta} \quad (4.8.1)$$

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

T : CMG の出力トルク

h_c : CMG のホイールの角運動量

δ : 4 つの CMG それぞれのジンバル角

β : CMG の Skew 傾斜角

本 CMG のジンバル用モータのモデリングを行った。対象の入出力データを基に算出した伝達関数 G を以下に示す。

$$G = \frac{108600}{s^2 + 210.9s + 1460} \quad (4.8.2)$$

この伝達関数モデルを状態空間モデルに変換すると以下の数学モデルが得られる。

$$\frac{dx}{dt} = \begin{bmatrix} \dot{x}_1(t) \\ \dot{x}_2(t) \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -210.9 & -1460 \\ 1 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} x_1(t) \\ x_2(t) \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 1 \\ 0 \end{bmatrix} u(t)$$

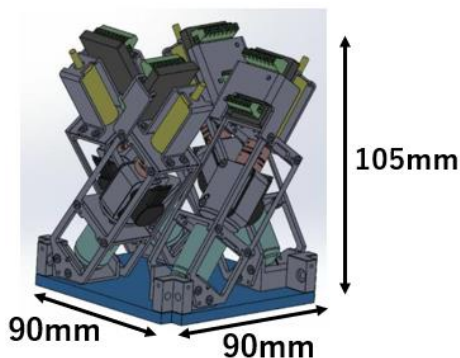
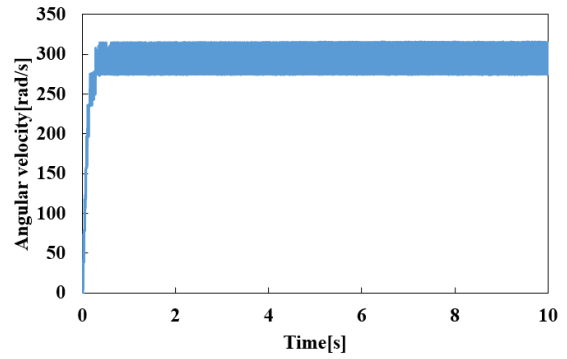
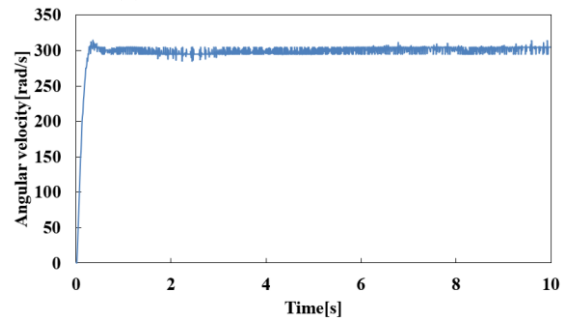


図 4.8.2 CMG のピラミッド配置



(a)オブザーバなし IOS 制御



(b)オブザーバあり IOS 制御

図 4.8.3 IOS によるモータ速度制御

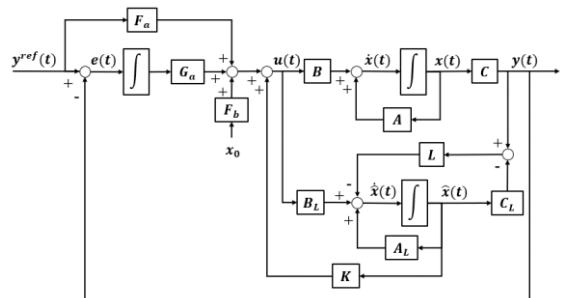


図 4.8.4 オブザーバを用いた IOS 制御

$$y(t) = \begin{bmatrix} 0 & 108600 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} x_1(t) \\ x_2(t) \end{bmatrix} \quad (4.8.3)$$

4.8.3 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。ジンバル用モータには、積分型最適サーボ(Integral-type Optimal Servomechanism, IOS) を、ホイール用モータには、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 は前節のジンバル用モータの数学モデル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 u を求める制御方法である^[15]。

$$J = \int_0^{\infty} (e(t)^T q_{11} e(t) + w(t)^T q_{22} w(t) + u(t)^T r u(t)) dt \quad (4.8.4)$$

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.

$$u(t) = Kx(t) + G \int_0^t e(t) dt + F_a y^{ref}(t) + F_a x(0) \quad (4.8.5)$$

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. つまり, ジンバル用モータから発生する各種擾乱を補償しつつ, 最適な入力を得られることになり, 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.

また, 実機に IOS を適用するためにオブザーバを用いた出力フィードバック制御を検討する.

PID 制御などの伝達関数モデルをベースとした制御系設計では, 制御対象の出力をフィードバックしている. 一方, 状態空間モデルをベースとする状態フィードバック制御では, 制御対象の状態をフィードバックしており, 全ての状態の要素が観測可能であることを前提としている. しかし, 実機を駆動させる際には, センサなどを用いても全ての状態が観測できないことがある. その場合, 状態フィードバック制御を行うことができない. そこで, オブザーバを用いて既知の入力 u と出力 y から内部状態を推定する必要がある. 制御対象を $\dot{x}(t) = Ax(t) + bu(t)$, $y = cx(t)$ とした時, 本システムに用いるオブザーバを 4.8.6 式に示す.

$$\dot{\hat{x}}(t) = A\hat{x}(t) + bu(t) - L(y(t) - c\hat{x}(t)) \quad (4.8.6)$$

$\hat{x}(t)$: オブザーバによる推定値

L : オブザーバゲイン

ジンバル角速度の目標値を 300[rad/s] とし, IOS を用いたモータ速度制御の結果を図 4.8.3 に示す. また, 最終的な IOS の制御ブロック図を図 4.8.4 に示す.

図 4.8.3(a)より, オブザーバを用いない場合, 275~315[rad/s]の間を振動していることが分かる. これは推定誤差 $e(t)$ が 0 に収束していないためであると考えられる. 一方, 図 4.8.3(b)より, オブザーバを用いた場合, 294~304[rad/s]の間を振動しており, (a)と比較して振動の幅が抑えられたことが分かる. このことからオブザーバを用いることで制御精度が向上すると示唆される.

次に, ホイールの制御について述べる. 一般的な CMG はホイールの角速度を姿勢変更中一定速度に保ち, 制御を行うが, 本手法では, 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. ホイールの角速度制御には速度型 PID 制御を用いる. 速度型 PID 制御の制御式を以下に示す.

$$\frac{dm(t)}{dt} = K_p \frac{de(t)}{dt} + K_i e(t) + K_d \frac{d^2 e(t)}{dt^2} \quad (4.8.7)$$

$m(t)$: 制御量

K_p : 比例ゲイン

K_i : 積分ゲイン

K_d : 微分ゲイン

この制御法は一般的な PID 制御に比べて積分項がないため, 積分量の蓄積によるワインドアップを抑えることができる. これにより, 長期的な運用においてもメモリが肥大化することが無く, 安定した制御が行える.

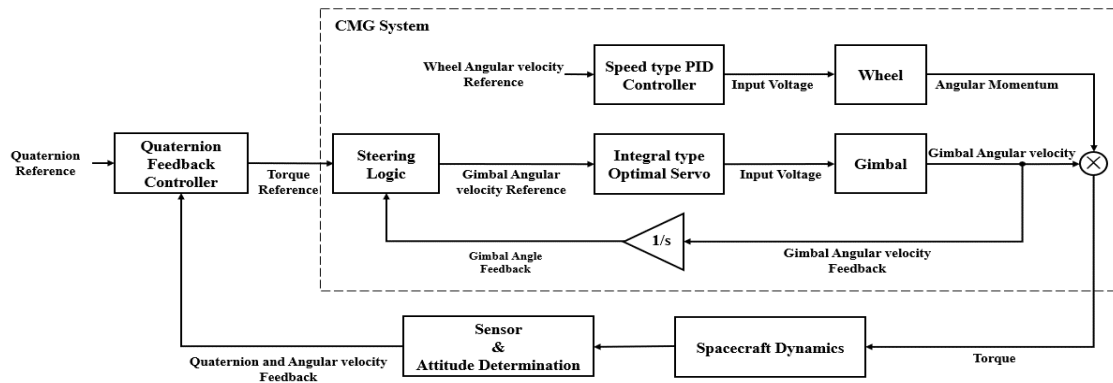


図 4.8.5 姿勢制御システムブロック図

また、CMG 姿勢制御システム全体の制御ブロック図を図 4.8.5 に示す。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。この制御則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、微分ゲインをかけて、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^[16]。

$$u_r = -K_p \hat{q} - K_d \omega \quad (4.8.8)$$

u_r : 指令トルク

\hat{q} : クォータニオン

ω : 宇宙機角速度

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。

$$\delta = \mathbf{C}^T (\mathbf{C}\mathbf{C}^T)^{-1} u_r \quad [\text{rad/s}] \quad (4.8.9)$$

4.8.4 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。

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、ピラミッド配置の 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。シミュレーション結果を図 4.8.6 に示す。(a)より、およそ 5.9

[deg] のオーバーシュートが発生したことが分かる。これは、CMG のトルク分解能が低く、正確に目標値まで追従できなかったためであると考えられる。次に(b)より、およそ 17.8 [s] で目標値へ収束していることが分かる。また、この時の Agility は 5.0 [deg/s] であり、目標性能である 3.0 [deg/s] を達成していることが分かる。しかし、ROLL, PITCH, YAW の制御精度がそれぞれ 1.5 [deg], 1.9 [deg], 3.7 [deg] であり、いずれも目標性能 1.0 [deg] を達成していない。(c)では、Agility が 5.0 [deg/s], ROLL, PITCH, YAW の制御精度がいずれも 0.7 [deg] 以下であり、目標性能を達成する結果となった。これより、IOS, オブザーバ、2 段階制御を用いた姿勢制御システムは応答性・収束性が優れていることが分かる。

4.8.5 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 1 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 DC サーボモータを採用する。サーボモータは、負荷や電圧などにより回転数やトルクが変化する。つまり、入力電圧を制御すれば任意の回転速度や回転角度が得られ、制御性が良いと言える。

また、モータの寿命に関しては機械的な接点がないためブラシレスノイズがないブラシレス DC モータが適していると考えられる。しかし、ブラシレス DC モータは機構が複雑になり、端子数が

増える。CMG システムを制御するマイコンの端子に限りがあるため、全てのモータをブラシレス DC モータにすることはできない。そこで、ホイールと比較して駆動時間の短いジンバルを駆動するモータをブラシ付き DC モータとする。

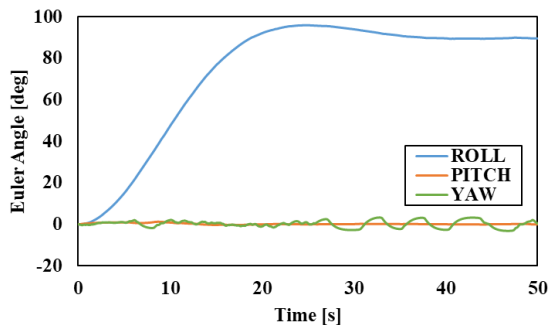
CMG に用いる、ホイール駆動用、ジンバル駆動用、それぞれのモータの諸元を表 4.8.1、表 4.8.2 に示す。

表 4.8.1 ホイール駆動用モータ

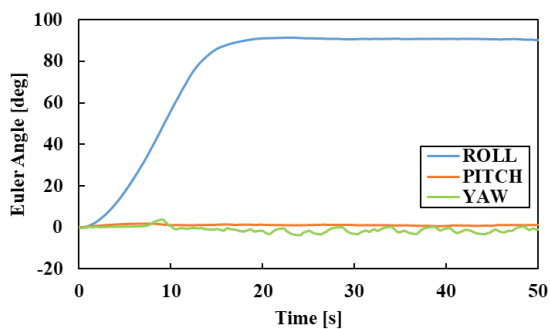
定格電圧	6	V
端子間抵抗	22	Ω
無負荷回転数	15000	rpm
定格トルク	0.45	mNm
定格電流	0.147	A
トルク定数	3.56	mNm/A
ロータ慣性	0.69	gcm ²
サイズ	$\Phi 15 \times L 5.0$	mm
重量	6.9	g

表 4.8.2 ジンバル駆動用モータ

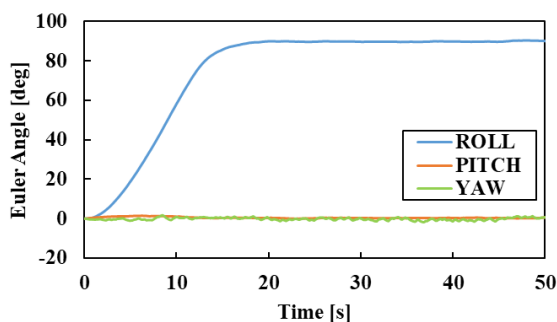
定格電圧	6	V
端子間抵抗	3.41	Ω
無負荷回転数	8600	rpm
定格トルク	4.2	mNm
定格電流	0.7	A
トルク定数	6.59	mNm/A
ロータ慣性	1.0	gcm ²
サイズ	$\Phi 17 \times L 24$	mm
重量	27	g



(a) 姿勢角 (IOS+オブザーバ)



(b) 姿勢角 (IOS+2 段階制御)



(c) 姿勢角 (IOS+オブザーバ+2 段階制御)

図 4.8.6 シミュレーション結果

4.9 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。

4.9.1 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 4.9.1 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。

4.9.2 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。

$$S = 1353 \times (1 + 0.034, -0.0325) [\text{W}/\text{m}^2] \quad (4.9.1)$$

この値は近日点で 1339[W/m²], 遠日点で 1309[W/m²]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になる.

$$Q = SA\mu \quad (4.9.2)$$

- Q : 太陽光入射エネルギー
- A : 衛星表面積
- μ : 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.

$$S_a = aS \quad (4.9.3)$$

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.

$$a = 0.30 + (+30, -15) \quad (4.9.4)$$

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.

$$Q_a = aSAF \quad (4.9.5)$$

$$Q_a = 0.30 \times 1421 \times 0.14 \times 0.686 = 19.07 \quad (4.9.6)$$

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.

$$S_e = 237 + (+27, -97)[W/m^2] \quad (4.9.7)$$

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.

$$Q_e = S_e AF \quad (4.9.8)$$

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.

$$F_{1,2} = 0.5 \left\{ 1 - \left(\frac{1 - Re^2}{(R + H)^2} \right)^{0.5} \right\} \quad (4.9.9)$$

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,

$$Q_e = 234 \times 0.14 \times 0.685 = 22.44 \quad (4.9.10)$$

4.9.3 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 4.9.2 に示す.

4.9.4 熱数学モデル

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

表4.9.1 搭載機器の温度範囲

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

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.

$$C_i \frac{dT}{dt} = Q_i - \sum C_{ij}(T_i - T_j) - \sum R_{ij}\sigma(T_i^4 - T_j^4) \quad (4.9.11)$$

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[m²]

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.

図 4.9.1 に高温ケース, 図 4.9.2 に低温ケースのシミュレーション結果を示す.

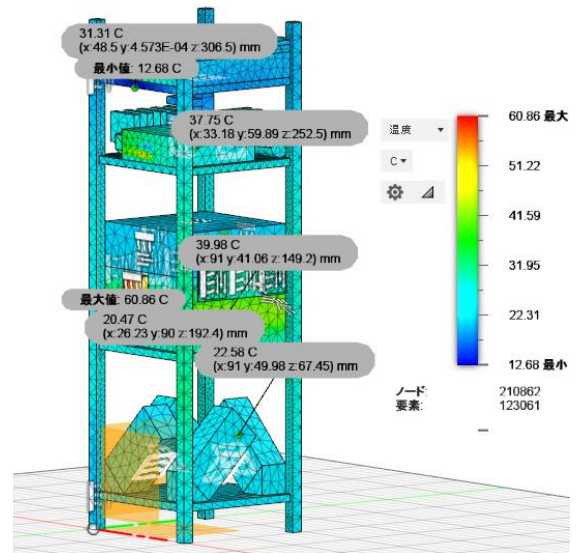


図4.9.1 高温ケース

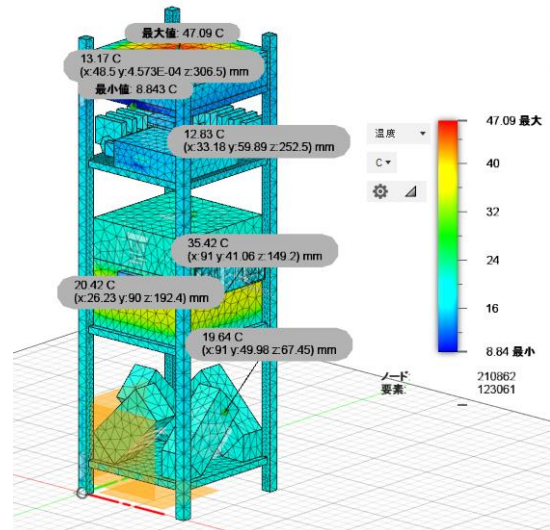


図4.9.2 低温ケース

4.9.5 熱解析

熱解析結果より各機器の温度を表 4.9.3 に示す. 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.

表4.9.2 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	
	Li-ion電池	
	充電回路	0.5[W]
	コンバータ	0.5[W]

表4.9.3 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	19~23
	S帯通信機	20~21
通信系	S&F送受信機	13~31
	UHF通信機	35~40
姿勢制御系	磁気トルカ	12~38
	太陽センサ	35~40
電源	OBC	35~40
	GPS	35~61
バス系	太陽電池セル	
	Li-ion電池	
	充電回路	35~40
	コンバータ	35~40

参考文献

- [1] 宮崎康行：“人工衛星を作る 設計から打ち上げまで”，オーム社，pp94-5，2012
- [2] NCR18650B Datasheet (PDF) - Panasonic Battery Group “<https://pdf1.alldatasheet.com/datasheet-pdf/view/597043/PANASONICBATTERY/NCR18650B.html>”，2023年6月8日閲覧
- [3] NJM2811 の電気的特性と機能 – “<http://www.datasheet.jp/pdf/1021504/NJM2811.html>”，2023年6月8日閲覧
- [4] J. Kennedy, R. Eberhart : Particle swarm optimization, International Conference on Neural Networks, pp.1942-1948(1995-11)
- [5] John H. Holland : Genetic Algorithms, Scientific american, Vol.267, No.1 pp.66-73, (1992)
- [6] 後閑哲也：“高速・多機能を実現する PI32MX 活用ガイドブック”，技術評論社
- [7] 植田康士 片平真史 鈴木新一：人工衛星システムの信頼性確保~対故障設計を中心に~Vol.2016-CVIM-202 No.4
- [8] R.Garg, P.Bhartia, I.Bahl, A.Ittipiboon, Microstrip Antenna Design Handbook. Artech House, 2001, pp266-267
- [9] 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
- [10] “東京大学：超小型衛星「TRICOM-1R(たすき)」打ち上げ・民生カメラによる画像取得実験・即時観測の機能実証実験・S&F 実験に成功”，https://www.t.u-tokyo.ac.jp/shared/press/data/setnws_201802211351495770963444_207260.pdf,2023年6月26日閲覧
- [11] 青柳賢英, 松本健, “宇宙大実験！人工衛星の製作”，トランジスタ技術 57 巻 6 号, pp. 46,56 June, 2020
- [12] SFH2430 Datasheet (PDF) – ams OSRAM “<https://docs.rs-online.com/85ee/0900766b814b7b37.pdf>”,2023年6月26日閲覧
- [13] MPU-9250 Product Specification Revision 1.1 “<https://invensense.tdk.com/wp-content/uploads/2015/02/PS-MPU-9250A-01-v1.1.pdf>”,2023年6月26日閲覧
- [14] 小島広久, “適応スキュー角ピラミッド配置 CMG の特異点解析”, 第 54 回自動制御連合講演会, 2011
- [15] 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, p. 155-159, 2015
- [16] 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, p.127-132, 2015