## 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 II」 サンガクソウナンシャキュウジョシエンエイセイ「HATOSAT II」 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で, 200字程度でわかりやすく表現して下さい.)

HATOSATII(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.また地上局と衛星により常に監視できる環境を構築すると共に、アップリンク回線に免許不要の LoRa 通信を用いることで、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

|(a)ミッション要求(衛星の目的)

(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

#### (b)重要性・技術的意義等

(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リアクションホイールが主 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、HATOSATII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(特許第 7416396 号)、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、光(レーダ)通信分野への貢献や宇宙機器開発における革新となり得る.

(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,加速度情報,時刻)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うケースも多く 存在している.そこで地上局に加え,衛星も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,死亡者数を減らし,安心安全な登山への一助になりうる.

#### 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.もし実証に成功すれば, S&F ミッションの地上データ取得率(通信精度)の向上が予想される.

#### (2) 登山者の生体情報収集

これまでも、GPS アプリ「YAMAP」や「ココヘリ」など、GPS 情報のみを利用したサービスは、展開されている.一方で、登山者の GPS 情報に加えてバイタル情報を共有するサービスは、存在していない. 遭難時に登山者のバイタルデータを共有することで、登山者の状態(心拍)に加え、加速度センサにより転倒や滑落なども予測可能である.これらの情報を元にレスキュー隊等との情報共有を行うことでより正確に安全な遭難者の早期発見、早期救助を行うことができると予想される.

#### 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

(1) CubeSat 搭載 CMG を用いた高速姿勢制御の実証では、上述のように実用的な 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、超小型衛星の限られたス ペック(大きさ、使用電力等)の中で以下の点で多大な貢献が期待される.

- 1. S&F ミッションにおけるデータ取得の通信精度の向上.
- 2. 指向性のある光(レーダー)通信での利用.

3. 指定した場所(地球,宇宙空間を問わず)のカメラ撮像の向上.

(2) S&F 使用による山岳地帯における遭難者の早期発見では、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残量を失った登山者に対しての通信を確立できる。上述のように、これまでも GPS 情報のみを利用したサービスは利用されているが、年々増加する登山者の年齢層や登山歴の多様化に、捜索活動も難航しているのが現状である。本ミッションでは、登山者の心拍情報と加速度センサにより、登山者の状態(生死や転倒など)を予測することが可能となる。さらに前回の設計コンテストでは未解決であったデータ収集のリアルタイム性に課題に関して、地上からの登山者のデータ収集も検討した。実験結果より、遮蔽物(岩など)が存在すると通信感度が低下し通信ができないことがわかった。これより、地上局との通信が困難な場合には、衛星通信を活用することで通信の確保が可能となることが示唆される。将来的には、複数の地上局と複数機の衛星の利用により、登山者の常時モニタリングするネットワークの構築の一助になることが期待される。

(2)のエクストラックセスであるCMGを利用したハイタルデータの取得では、S&F ミッションにCMG を利用することで、アンテナの指向性に対し通信精度の向上によりデータ取得が可能となる.

#### 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配置し,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, 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 II 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から電力が供給される.バッテリ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

HATOSATII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 帯の特定小電力無線を用い,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.

#### ・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.

HATOSATⅡ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 ータの送信はS帯で行う.

#### (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.

#### 7. 具体的な実現方法,製作する範囲並びに費用

1 機あたりの金額について、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、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、1 機あたり合計 1 億 2585 万円が見込まれる.

8. 開発・製造・打上スケジュール

2025年12月	EM 完成
2026年6月	FM 完成
2026 年	打ち上げ前の安全審査と適合性確認審査受審
2027 年	衛星打ち上げ、衛星として運用

以上

## 参加者情報

## ● 代表者

楠見日佳† くすみにちか

## ● 副代表者

小池創士<sup>†</sup> こいけそうし

## ● 参加者

吉田尚晃<sup>†</sup> よしだなおあき 諸江貴雅<sup>††</sup> もろえたかまさ 粥川颯太<sup>††</sup> かゆかわそうた 熊谷大輝<sup>††</sup> くまがいひろき 野口綾太<sup>††</sup> のぐちりょうた 遠藤健太<sup>†</sup> えんどうけんた 高橋達矢<sup>†</sup> たかはしたつや 佐藤英思<sup>†</sup> さとうえいし

東京電機大学・東京電機大学大学院

## 目 次

第1章	33	ッション1
1.1	目的	
1.2	背景	
第2章	3.5	y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	衛星	<b></b> 星コンステレーション 2
第4章	詳約	田設計
4.1	構造	体設計
4.	1.1	構造体 3
4.	1.2	固有値解析
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	HATOSATⅡ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
4.	2.5	バッテリ
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
4.	3.1	設計概要 13
4.	3.2	システム
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
	4.6.5	地上局の受信結果	21
4.	.7 💈	<b>交勢</b> 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 C	MG 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 3	33
4.	9	熱	設計	\$4
	4.9.	1	熱設計要求条件	\$4
	4.9.	2	外部熱入力 3	34
	4.9.	3	内部発熱量	\$5
	4.9.	4	熱数学モデル 3	\$5
	4.9.	5	熱解析 3	36

## 第32回衛星設計コンテスト 設計の部 衛星設計解析書

## 山岳遭難者救助支援衛星「HATOSATII」

東京電機大学・東京電機大学大学院

楠見日佳,小池創士,吉田尚晃,諸江貴雅,粥川颯太,熊谷大輝,野口綾太,遠藤健太,高橋達矢,佐藤英思

1 ミッション

1.1 目的

1Uサイズの CMG(Control Moment Gyro)による
 高速姿勢制御の実証,超小型衛星による
 S&F(Store and Forward)を通して離れた地域でのデ
 ータ通信の2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,リアクションホイールが主として用い 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.

さらに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 大きく登山者の遭難時に使用できないことも懸 念される.そのほかにも,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.また大容量でかつ指向性のある光(レーダ) 通信や指定した場所(地球,宇宙空間を問わず) の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.加えて, 磁気トルカは地球磁場に対して垂直方向のトル クしか出力できないため,任意の姿勢への変更が 困難である.そこで,本衛星は山岳遭難者捜索時 における姿勢制御を CMG で行う. CMG は,任意 の方向へ姿勢変更する3軸姿勢制御が可能,リア クションホイールの数十倍のトルク出力による 高速姿勢制御が可能という特長がある.姿勢制御 の高速化は捜索範囲の拡大と捜索時間の短縮に つながる. 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.

#### ・登山者のバイタルデータ収集

本ミッションでは登山者の早期発見・早期救助 を目的としており,登山者の GPS 情報とバイタル データを取得することで遭難者の位置と状態を 早急に把握して,レスキュー隊がより迅速に,か つ二次被害などを防ぐよう救助をするのに役立 てる.データ取得に関して,地上局からの取得だ けでは山岳地帯における複雑な地形から,通信で きない可能性をあるため,地上局に加え衛星も利 用する.衛星の利用により,従来では収集できな かったエリアにおいても登山者の位置情報とバ イタルデータを取得可能となり,遭難者だけでな く登山者の健康状態や登山ルートの過密具合な どの情報収集に期待される.

#### 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。このような不感帯での遭難者の 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 うなどの問題点がある.

そのため GPS 情報を利用したサービスやアプ リが普及してきた.しかし GPS 情報だけでは,遭 難者の状態(生死や転倒,滑落,熊との遭遇など) が不明であり、レスキュー隊の救助計画に支障を きたす.そこで、山岳地帯における遭難者救助に 地上局に加え「HATOSAT II」を用いることで,遭 難者の位置と状態を収集することができ、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やレスキュー隊がより 正確で安全な救助を行うことができる.

また,これまでの 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,ほぼ前例がないため, 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.

以上を踏まえ,以下の表2に本衛星のサクセス ライテリアを示す. 本上空に滞在しているわけではない.登山者のバ イタルデータを取得するにあたり衛星を複数機 利用することで常に衛星が日本上空に滞在し続 ける状態をつくる.本衛星は高度 560[km]を想定 しており,低軌道の衛星が日本上空を訪れる回数 は1日あたり6パスほどである.通信頻度につい て1時間あたり1パスと想定すると、24時間で は4機必要となる.また,通信には磁気トルカを 利用するが、磁気トルカの性能上、常にアンテナ を地球側に向けられるとは限らない. これまでも S&F ミッションの通信成功確率は 25[%]程度で ある. データ収集の頻度(1時間に1パス)を確 立させるためには、衛星4機が必要となる.以上 より衛星は4機×4機の16機による運用を想定 する.一方で遭難救助には、緊急を要するため、 よりリアルタイムでのデータ取得を実現するた めに常時地上局での受信を実施する.

また、S&F ミッションのエクストラサクセスと して姿勢制御機を磁気トルカから CMG に変更し て S&F 通信を行う.これは高トルクの CMG に 変更することで、通信時アンテナを地球方向へ向 けることが可能となり、1パスでのデータ取得確 率の向上が期待される.

#### 3 衛星コンステレーション

本衛星は低軌道を周回する衛星であり,常時日

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 HATOSATII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 II 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. 使用する姿勢制御機を磁 気トルカから CMG に変 更し S&F のデータ取得 率を比較する.
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.	<ul> <li>目標性能(姿勢制御精度</li> <li>1.0deg, アジリティ</li> <li>3.0(deg/s)を満たすこと</li> <li>を確認する.</li> </ul>	_

表2 サクセスライテリア

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.

## 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.

## 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.

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	

方向	1 次モード振動数 [Hz]
機軸方向	183
機軸 直交方向	184



図 4.1.1 衛星の三面図



図 4.1.2 衛星内部のレイアウト

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	$\pm 5.0$

#### 表 4.1.4 正弦波振動レベル

方向	加速度 [G <sub>0-p</sub> ]
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 <sub>rms</sub> ]
20~200	+3 [dB/oct]	7 0
200~2k	0.032 [G <sup>2</sup> /Hz]	/.0

## 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.このとき,入力 レベルに共振倍率 Q = 10 をかけた値を等価静加 速度として解析を行う.

よって,機軸方向に生じる設計荷重は

10×2.0 [G] = 20 [G] (4.1.2) と算出される.

要求条件を基に,機軸方向,機軸直交方向に機 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 41.05 [MPa], 機軸直交方向は 67.70 [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 うに求まる.

$$M.S. = \frac{215}{41.05 * 1.5} - 1 = 2.492 \qquad (4.1.3)$$

同様に機軸直交方向の安全余裕 M.S.は,

$$M.S. = \frac{215}{67.70 * 1.5} - 1 = 1.117 \qquad (4.1.4)$$

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加速 度は,表4.1.4より機軸方向に+5.0/-6.0G,機軸 直交方向に±5.0Gとなる.

要求条件を基に,機軸方向,機軸直交方向に機軸 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,

$$M.S. = \frac{215}{8.210 * 1.5} - 1 = 16.46 \qquad (4.1.5)$$

$$M.S. = \frac{215}{9.852 * 1.5} - 1 = 13.55 \qquad (4.1.6)$$



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

と求まり,同様に機軸直交方向における安全余裕 M.S.は,

M. S. = 
$$\frac{215}{16.93 * 1.5} - 1 = 7.466$$
 (4.1.7)

M. S. = 
$$\frac{215}{16.93 * 1.5} - 1 = 7.466$$
 (4.1.8)

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.



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

## 4.1.6 ランダム振動レベル解析

表 4.1.5 に示した条件を用いて, ロケット打ち 上げに加わるランダム振動に耐えうるかを検討 する.この時,機軸方向,機軸直交方向の応答加 速度 *Grms* を Miles の式により計算し,それを 3 倍した値 ( $3\sigma$  荷重)をかけた値を等価静加速 度として解析を行う.共振倍率Q = 10,各軸の固 有振動数をf,固有振動数における加速度パワー スペクトル密度を*PSD*とおくと,固有値解析から 機軸方向では

 $PSD = 0.0293 [G^2/Hz]$ 機軸直交方向では

 $PSD = 0.0294 [G^2/Hz]$ とおけ,設計荷重Fは式(4.1.9)から計算する.



図 4.1.7 機軸直交方向(+5.0G)の解析結果



図 4.1.8 機軸直交方向(-5.0G)の解析結果

$$F = 3 \times \sqrt{\frac{\pi}{2} \times Q \times PSD \times f}$$
(4.1.9)

機軸方向

$$F = 27.53[G] \tag{4.1.10}$$

機軸直交方向

$$F = 27.65[G] \tag{4.1.11}$$

要求条件を基に,機軸方向,機軸直交方向に機軸 方向の両端を拘束し,静的応力解析を行った. Fusion360 を用いた解析結果を図 4.1.9, 4.1.10 に 示す. 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,

$$M.S. = \frac{215}{45.20 * 1.5} - 1 = 2.171 \qquad (4.1.12)$$

M.S. = 
$$\frac{215}{93.61 * 1.5} - 1 = 0.531$$
 (4.1.13)

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.



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

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に電力を供 給し,バッテリ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 Ⅱの周期と日照・蝕時間

HATOSAT II 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 [deg] 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<sup>[1]</sup>.

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

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



図 4.2.1 太陽同期軌道



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  $\theta$ :真近点角 (perigee と satellite のなす角 度)

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.



$$v = \sqrt{\frac{\mu_e}{a}} \tag{4.2.2}$$

軌道高度 560 [km],地球の重力定数 398,600 [km<sup>3</sup>/s<sup>2</sup>],地球の半径 6,378 [km]を用いて値を代入する.

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

算出した速度より衛星の周期 T を計算する.

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

周期Tより1日当たりの周回数Nを計算する.

$$N = \frac{24}{T} = \frac{24}{95.85} \times 60 = 15.023 \cdots$$

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.

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

軌道の蝕部は 20 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.

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

HATOSATII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.HATOSATIIは「磁気トルカのデタンブ リング」,「太陽電池セルの太陽指向」,「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」,「S&F ミッション(CMG 利用)」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ブリング

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.

太陽電池セルの太陽指向

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.

上記のモードにおいて「太陽電池セルの太陽指向」,「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「太陽電池セルの太陽指向」実行後, 充電を行う.

HATOSAT II の運用期間である 1 年間を運用し 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 (p.11) に各モードにおける使用機器と、 その電力を示す.

#### 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

バッテリ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 NCR18650B を用いる. NCR18650B について諸元を表 4.2.2 に 示す<sup>[2]</sup>. バッテリは 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.

バッテリのサイジングに関して,まずバッテリの必要容量 C<sub>r</sub>を下記の式から求めた.

$$C_r = \frac{P_e T_e}{C_d N_p V_d n}$$
(4.2.8)

P<sub>e</sub>:最大食時供給電力 =30.15 [W]
T<sub>e</sub>:最大食時時間 =0.593 [h]
C<sub>d</sub>:許容バッテリ DOD =0.15
N<sub>p</sub>:バッテリ直列数 =4
Vd: バッテリ平均放電電圧=3.6 [V]
n:バッテリ-負荷間の電力伝達効率 =0.86

$$C_r = \frac{P_e T_e}{C_d N_p V_d n} = 9.621 \approx 9.6 \text{ [Ah]}$$
 (4.2.9)

バッテリ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,バッテリの容量は2 倍の 6.4

表 4.2.2 NCRI	8650B の性能諸元	
仕様	値	
寸法	$65.3 \times \phi 18.5 [{\rm mm}]$	
定格容量	3200 [mAh]	
公称電圧	3.6 [V]	
温度保証範囲	$0 \sim +45 \ [^{\circ}C]$	
[充電]		
温度保証範囲	-20~+60 [°C]	
[放電]		
温度保証範囲	20 ↓50 [°C]	
[保管]	$-20 \approx +30 [C]$	



図 4.2.4 4 直列に接続された NCR1865B

[Ah]となる. ここで要求されている 9.2[Ah]の電力 には到達しないが、9.2 [Ah]が必要な状況は、必要 電力が最大時となる「S&F ミッション(CMG 利用)」 のみである. また, 実行時間は 600 [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.

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 し,搭載枚数は

6 [枚] × 4 [面] = 24 [枚] (4.2.10)となる.しかし,2面においては1枚ずつ透明パ ッチアンテナ越しに太陽電池を搭載するため,上 記枚数から2枚少ない22[枚]で考える.アレイの 最大電圧がバッテリ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



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 <sup>2</sup> 時の効率	28.8	%

の充電電圧を以下に示す.

 $4.2 [V] \times 4 = 16.8 [V]$ (4.2.11)

とした. また, 1日の日照時間は

60.26 [min] × 15.02 [周] = 15.08 [h] (4.2.12) とした.

最後に太陽電池のアレイを以下に示す.

全電力(EOL) = 全負荷+バッテリ充電電力

$$= 35.3 \text{ W} + \frac{6.8 \text{ [Ah]} \times 16.8 \text{ [V]}}{15.08 \text{ [h]}}$$
$$= 42.9 \text{ [W]} \qquad (4.2.13)$$

温度影響 Cr は

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

To:動作中温度=70 [℃] Ti: 初期効率温度=28 [℃] C:温度係数=-0.5 [%/℃] より

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

全電力(EOL)

劣化セル効率×cos(太陽光の入射角)×温度の影響 42.88 W  $= \frac{1}{0.9 \times \cos 0 \times (1 - 0.21)} = 60.3 \, [W]$ (4.2.16)

太陽光強度=1353 [W/m<sup>2</sup>] セル効率=28.8 [%]

より, 全セル面積は

全セル面積= アレイ発電量(BOL) 太陽光強度×セル効率

 $= \frac{0.05 \, [W]}{1353 \, [W/m^2] \times 0.288 \, [\%]} = 0.15 \, [m^2] \quad (4.2.17)$ 

セル1枚の寸法は40[mm]×80[mm]より

 $=\frac{0.155}{4\times10^{-2}[\mathrm{m}]\times8\times10^{-2}[\mathrm{m}]}=48\,[\mathrm{tc}]\ (4.2.18)$ 

上式より負荷電力使用とバッテリ充電を同時に 行うには48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周は待機 モードで運用する.搭載可能枚数は24枚より,電 力が不足した場合は待機モードで運用する. バッテリ容量は

3.2 [Ah] × 2 [基] = 6.4 [Ah] (4.2.19) であり、アレイ電圧は

2.3 [V] × 6 [基] = 13.5 [V](4.2.20)バッテリ NCR18650 の充電電圧は

4.2 [V] × 4 [基] = 16.8 [V] (4.2.21) となる. アレイ電圧がバッテリの充電電圧より低 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<sup>[3]</sup>.また,冗長性を持たせるため, 6V 降圧部,12V 降圧部の各降圧部に対しそれぞ れ 2 つの NJM2811 を適用し並列接続した.並列 接続したコンバータを図 4.2.6 に示す.このとき, 並列接続した 2 つの NJM2811 の出力電圧に電位 差が発生した場合,出力電圧端子間を経由して

表 4.2.6	NJM2881	の諸元

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	А
効率	90	%

NJM2811 に逆電流が流れるため故障の原因となる.このため,各 NJM2811 の出力電圧発生部にダイオードを順方向接続することで,出力電圧発生部を経由した逆電流流入を防止している.

#### 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ある. 蝕時間 における各モード実行時のバッテリ放電深度を 表 4.2.3 (p.12)に示す. 放電深度についてすべての モードで 15 [%]を下回ることはなかった. また表 4.2.4 (p.12)に日照時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 項に記載する時 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.



00 777	1111千贵曲 淡				子 ビー デ			
機希	泪貨屯∪[w]	デタンブリング	パネルへの指向	ダウンリンク	S&F	CMGの実証	S&F(CMG)	充電(定常)
$CMG(\pi A - M)$	3.52					0	0	
CMG(ジンバル)	16.8					0	0	
磁気トルカ	3	0	0	0	0		I	
Sバンド送信	5.5	Ι		0	0		0	
Sバンド受信	2				0		0	
LoRa通信	0.02	Ι			0		0	
$PIC \times 2$	0.65	0	0	0	0	0	0	0
Arduino	0.83	0	0	0	0	0	0	0
STM32	0.83	0	0	0	0	0	0	I
1回あたりの実行	行時間[s]	7200	60	360	600	300	600	2535.6
1日あたりの実	言行回数	I	30	9	9	1	9	I
消費電力の合計	-[W](1回)	5.31	5.31	10.81	12.83	22.63	30.15	1.48
消費電力量の合計	+[Wh](1回)	10.62	0.09	1.08	2.14	1.89	5.03	1.04

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

モード	消費電力量[Wh]	放電深度[%]
デタンブリング	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	2.14	2.70
CMGの実証	1.89	2.38
S&F(CMG)	5.03	6.35
充電(定常)	1.04	1.31

表 4.2.3 HATOSAT II の消費電力とバッテリの放電深度

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]
デタンブリング	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	-1.10	0.00
CMGの実証	300	-1.37	0.00
S&F (CMG)	300	-4.51	0.00
充電(定常)	2535.6	3.36	3.03

#### 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



図 4.2.7 MPPT 制御の負荷電圧の推移

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<sup>[4]</sup>

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.

$$\begin{split} X^{i+1} &= X^i + V^i \qquad (4.2.22) \\ V^{i+1} &= wV^i + c_1 r_1 (P^i - X^i) + c_2 r_2 (G^i - X^i) (4.2.23) \\ \bullet \qquad 遺伝的アルゴリズム^{[5]} \end{split}$$

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 又により,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.

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/m<sup>2</sup>]の太陽電池に垂直成分である 680 [W/m<sup>2</sup>]と した.地球側を 200 [W/m<sup>2</sup>]の太陽電池に垂直成分 である 100 [W/m<sup>2</sup>]とした. MPPT 制御の負荷電圧 の推移を図 4.2.7 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

HATOSATII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.

- 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) S&F ミッションデータ
   (c) CMG の実証実験データ
- 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
   HATOSATII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) 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 HATOSATII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.
- (c) CMG 実証実験のデータ 超小型衛星における CMG を用いた実証実験 で得られたデータを HATOSAT II から地上局 へ送信するとき、S バンドによりダウンリン 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,16bit の PIC24FJ256GA705 を用いる<sup>[6]</sup>. HATOSAT II に おいて使用する PIC マイコンの仕様を表 4.3.1 に 示す.

表 4.3.1 PIC24FJ256GA705

仕様	内容
部品ファミリー	PIC24FJ70x
CPUの種類	16bBit MIPS MCU
最大動作周波数[MHz]	32
温度 最小動作範囲	-40
温度 最大動作範囲	125
動作最大電圧	2.0
動作最小電圧	3.2
プログラムメモリ[KBytes]	256
SRAM[KBytes]	16
Pins	48
GPIO	40
DMA Channels	6
10/12Bit A/D Channels	14
Comparators	3
CRC	Yes
MCCP	3/3
IC/OC/PWM	3/3
16Bit Timers	3
I <sup>2</sup> C	2
SPI	3
UART	2
CTMU	13
EPMP	No
CLC	2
RTCC	Yes
JTAG	Yes



図 4.3.1 HATOSATIIのシステムブロック図

4.3.4 冗長性設計

(1) 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<sup>[7]</sup>.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.

(2) 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.

(3) 通信機の複数搭載による回線多数化

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920[MHz]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.

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



図 4.3.2 故障検知システムフローチャート

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、以下に示すミッションレベル(i)から (iv)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のタスク処理につい ては、(i)打ち上げ直後のデタンブリング及び太陽 電池セルの太陽指向によるバッテリの充電、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 御実証の4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

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.



図 4.3.3 ミッションレベル毎に行われるタス ク (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. S&F ミッションよっ てデータを磁気トルカによる姿勢制御を行い、 920[MHz]帯無線機により登山者から HATOSAT II へ送信する. 送信仕切れなかったデータはミッシ ョンデータとして SD カード内に保存され、次回 の交信時に送信する.

(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、この実験の結果はミッションデータとして SD カード内に保存され、S 帯無線機によって送信 される.

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各ミッションデータの伝 送を中断する.残りのミッションデータは,次回 の通信時間に行う.

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 [bit] × 40 [項目] ≒ 10.24 [kbit] (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,
100 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 5,751[s]であり,非可視中の HK データを考慮し,4 周回分の HK データ
を送信する想定した通常運用時の HK データ量は

5,751 [s] × 
$$\left(\frac{1}{100}\right)$$
 [Hz] × 2,048 [bit] × 4[周回]  
= 471,121 [bit] (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

$$(10,240 + 471,121)$$
 [bit]  $\div$  9,600 [bps]  
= 50.14 [s] (4.3.3)

であり,余裕をもって通信が行える.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]×1[Hz]×2048[bit]≈0.614[Mbit](4.3.4) このフェーズで地上局との通信に必要な時間は,

 $40.32 [s] + (0.6144 [Mbit] \div 9600 [bps]) \\ \approx 104.3 [s]$ (4.3.5)

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(iv)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 レージ容量はマージンを取って16 [Mbit]とする.

ミッションデータ	(i)(ii)	(iii)	(iv)
コマンド データ[Mbit]		0.010	
HK データ量[kbit]	471	.1	614.4
収集データ量[Mbit]	0.000	0.001	3.456
総データ量[Mbit]	0.38	0.38	4.08

表 4.3.4 地上局と通信するデータ

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 PETX [dBW]は次式で与えられる.

 $P_{ETX}$  [dBW] =  $P_{TX} - L_{FTX} + G_{ATX} - L_{APTX}$  (4.4.1)

PTX:送信機の出力電力 [dBW]

*L<sub>FTX</sub>*: 送信機と送信アンテナを接続する給電線の 損失 [dB]

*G<sub>ATX</sub>*: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<sub>APTX</sub>*: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]

 $= G_{ARX} - L_{FRX} + L_{ARX} - L_{APRX} - T_s$  (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<sub>FRX</sub>*:受信アンテナと受信機を接続する給電線の 損失 [dB]

LAPRX: 受信アンテナのポインティング損失

T<sub>S</sub>: 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.

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

L: 給電損失の真数

T<sub>A</sub>: アンテナ雑音温度 [K]

 $T_F$ : 給電雜音温度 [K]

T<sub>E</sub>: 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 Ld は次式で与えられる.

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

 $G/T = G_{ARX} - L_{FRX} - L_{ARPC} - T_S$  (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<sub>FRX</sub>*:受信アンテナと受信機を接続する給電線の 損失 [dB]

*L<sub>APRX</sub>*:受信アンテナのポインティング損失 *T<sub>S</sub>*:システム雑音温度 [dBK]

(10)受信 C/N<sub>0</sub>

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<sub>0</sub> という.

受信 C/N<sub>0</sub>[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 (4.4.6)  
 $P_E$ :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<sub>b</sub>/N<sub>0</sub>

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.このため,各信号成分から 3.010 [dB]とした.

(13) 要求 C/N<sub>0</sub>

要求 C/N<sub>0</sub>は受信環境,周波数等からの要求値よ り導出される.

#### (14) 電東密度

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<sup>[8]</sup>.

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

P<sub>max</sub>:参照帯域幅での最大電力 [W]G<sub>TX</sub>:送信アンテナの利得 [dB]

以上から算出した回線設計の結果を別表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 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



図 4.5.1 最大,最小通信距離

₹ 4.5.1 D51104-2 阳九		
各定数	数值	
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]	

表 4.5.1 DSTRX-2 諸元

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

本衛星では衛星搭載用のS帯用のアンテナに透 明基板パッチアンテナとして方形円偏波型パッ チアンテナを採用する.一般的に,透明基板には ガラスが使用されるが,強度や加工容易性,コス ト面を考慮し,透明基板にはプラスチック,ポリ カーボネートの使用を検討している.透明基板パ 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.基板の諸元を表45.2 に示す.本アンテナ は太陽電池セルの上に搭載するため,GND は太陽 電池セルとする.また,アンテナのパッチ面をメ ッシュにすることでパッチ面をできる限り減ら



図 4.5.2 高速通信系構成図



図 4.5.3 透明基板パッチアンテナの構成

表 4.5.2 基板の諸元

基板	ポリカーボネート
基板誘電率	3.1
基板誘電正接	0.0008
基板厚さ	2.5 [mm]

し,透過率を向上させる. ここではビットレート を 4.0 [kbps]とした場合において, BEST(距離: 560 [km]), WORST(距離: 2292.8 [km])の場合を示した. ビットレートが最大の 64 [kbps]の場合,距離が 1520[km]程度で回線マージンが1となるため,こ の距離まで通信が可能である.

# 4.6 S&F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

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>[9]</sup>である.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. 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 <sup>[10][11]</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.

今回の S&F ミッションでは登山者の遭難防止 や遭難の早期発見を目的としており,地上からの データ取得が困難な地域・地形に対して S&F を利 用する.

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





図 4.6.2 S&F 衛星搭載機器構成

表 4.6.1 920MHz 带技術的条件

空中線利得	3dBi 以下
チャンラル粉空	920.6~928 [MHz]
742个/2数子	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	50 [ma][]] T
止時間	50 [ms]以下



図 4.6.3 S&F 地上局構成

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 λg は以下の式 に示すように短縮される.

$$\lambda_g = \frac{\lambda}{\sqrt{\varepsilon}} \tag{4.6.1}$$

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 -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. 回線設計は別 表 2 (p.22)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,

$$L = W = \frac{\lambda}{2\sqrt{\varepsilon_{rel}}} \tag{4.6.2}$$

ただし, *ε<sub>rel</sub>*:比誘電率, *λ*:共振周波数の波長である <sup>[8]</sup>. また, 基板の諸元を表 4.6.2 に, アンテナの 設計緒元を表 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

・GPS モジュール

の3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 10 [G]程度のセンサを使用する. GPS モジュールは登山者の現在位置を取得する.加速 度センサは登山者にかかった加速度を測定する ことで転倒の検知を行う.人が転倒した際にかか る加速度は 3.5 [G]以上[]であるため, 測定レンジ が±6[G]の Freescale 社の MMA7361L を使用する. MMA7361Lの写真を図 4.6.5, MMA7361Lの諸元 を表 4.6.4 に示す. また, 登山者に持たせる機器は 軽量で簡素なシステムが必要となる.したがって, 加速度センサは通信機と一体化できる部位に取

り付ける.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	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	数值
共振周波数	922 [MHz]
L	64.4 [mm]
W	64.4 [mm]

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. 光学式反射型脈波セン サは小型かつ皮膚にセンサを当てるだけで測定 でき,登山者の動きの妨害とならないことからロ ーム社の BH1792GLC を使用する. センサの詳細 を表 4.6.5 に示す. 使用するデータは脈波センサ が検出した値をフーリエ変換して bpm に変換し たものを用いる. 脈波センサは,他の生体情報収 集用モジュールと連携して,平常時は5分間隔で 脈波の計測を行い,緊急時は1分間隔で脈波の計 測を行う. 測定における簡易回路を図 4.6.6 に示 す. センサのサンプリング周波数はパルスオキシ メータとの比較から 10 [Hz]とした. 測定結果を表 4.6.6 に示す.



図 4.6.5 MMA7361L

表 4.6.4	MMA7361L の諸元
頁目	仕様

「東口	
軸数	3 軸(X・Y・Z)
検出範囲	$\pm 1.5$ G, $\pm 6$ G
感度	$\frac{800 \text{mV/G} (\pm 1.5\text{G})}{206 \text{mV/G} (\pm 6\text{G})}$
電源電圧	DC2.2V~3.6V
消費電力	400µA 標準
サイズ	約 10×10mm

電源(5VUSB)		SCL	SCL	
		SDA	SDA	
		gp3	INT	
	Arduino Uno	3.3V	VDD	反射型脈波
		5V	VCC	センサ
		GND	GND	

図 4.6.6 脈波センサ回路図

表 4.6.5 脈波センサ詳細				
各特性	内容			
アナログ電源電圧[V]	2.5~3.6			
動作時消費電流[μA]	200			
通信方式	I2C			
動作温度範囲[℃]	-20~88			

A 1.0.0 月区级固定相求					
	心拍数計	パルスオ	誤差率		
	測システ	キシメー	[%]		
	ムの値	タの値			
	[bpm]	[bpm]			
1回目	81.63	80	2.0		
2回目	85.39	84	1.7		
3回目	84.16	82	2.6		
4回目	86.65	84	3.2		
5回目	78.53	78	0.7		
6回目	76.19	76	0.3		
7 回目	78.53	76	3.3		
8回目	76.19	74	3.0		
9回目	74.63	73	2.2		
10 回目	75.09	73	2.9		
平均	79.70	78	2.2		

## 4.6.5 地上局の受信結果

山岳遭難者の早期発見では、より確実にデータ を取得するため衛星だけでなく地上局も利用す る.そこで地上から地上局への通信が可能である かを確認するため、受信側を東京電機大学鳩山キ ャンパスとし、送信側を1から10の地点に分け、 障害物のない道路、障害物のある道路、架線下で 水平距離1km 圏内から通信を行った.また、長距 離通信の確認として、受信側を同じく東京電機大 学鳩山キャンパスとし、送信側を水平距離で71 [km]離れた筑波山および41 [km]離れた高尾山か ら、それぞれ障害物なし、木々や草木などの障害 物がある状態、山肌で完全に隠れる状態の3つの 条件で通信の確認を行った.これらの結果を表 4.6.7 および表 4.6.8 に示す.

表 4.6.7 より,通信距離が,1 [km]圏内の地点で の測定では通信はできるものの,表 4.6.8 におい て高尾山や筑波山の物陰や遮蔽物による影響に より通信感度が低下した.また,高尾山/筑波山で は,遮蔽物がない場合では通信感度は良好だが, 遮蔽物が存在すると通信感度が低下し通信がで きない.これより,山間部でも地上局で受信可能 であるが,遭難者の遭難場所により地上局との通 信が困難な場合には,衛星通信を活用することで 通信の確保が可能となることが示唆される.衛星 通信は地形や障害物の影響を受けにくく,広範囲 にわたる通信を安定的に行うことできる.

送信地点	水平距離	標高(m)	高低差(m)	受信	自由空間損	受信電力	マージン
	(m)				失(dB)	(dB)	(dB)
1	30	78	16	10/10	61.2	-43.6	93.3
2	140	72	22	10/10	74.6	-57.0	79.9
3	270	58	36	10/10	80.3	-62.7	74.6
4	460	47	47	10/10	84.9	-67.3	69.6
5	660	48	30	10/10	88.1	-70.5	66.5
6	720	47	31	4/10	88.8	-71.2	65.7
7	800	37	41	0/10	89.7	-72.1	64.8
8	800	34	44	0/10	89.7	-72.1	64.8
9	1020	29	49	0/10	91.8	-74.2	62.7

表 4.6.7. 通信結果(1km 圈内)

表 4.6.8. 通信実験(高尾山/筑波山)

	<u> X</u> I. 0. 0. 匝	旧天歌(同宅田	/ 5000 円 /	
送信地点	アンテナ角	障害物なし	木々/草木	山肌
	度[deg]			
高尾山	0	10/10	0/10	0/10
	45	10/10	0/10	0/10
	90	10/10	0/10	0/10
	180	10/10	0/10	0/10
筑波山	0	10/10	10/10	0/10
(男体山)	45	10/10	10/10	0/10
0.011 -	90	0/10	10/10	0/10
	180	0/10	6/10	0/10
筑波山	0	10/10	10/10	0/10
(女体山)	45	10/10	10/10	0/10
	90	7/10	10/10	0/10
	180	0/10	0/10	0/10

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	64000	4000
送信機出力	dBm	25.50	18.00
送信系給電損失	dB	3.00	3.00
送信アンテナ利得	dBic	6.40	6.40
送信アンテナポインティング損失	dB	7.00	7.00
EIRP	dBm	21.90	14.40
	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	-104.70	-124.44
LNA	dB	30.00	30.00
受信機受信電力	dBm	-74.70	-94.44
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
	dBm/Hz	-173.83	-173.83
受信 C/N0	dBHz	69.13	49.39
要求 Eb/N0	dB	9.90	9.90
ハードウエア劣化量	dB	2.50	2.50
符号化利得	dB	3.00	3.00
雑音帯域幅	dBHz	48.06	36.02
変調損失	dB	3.00	3.00
要求 C/N0	dB	66.46	54.42
回線マージン	dB	2.67	-5.03

別表1 回線設計結果

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	1.00	1.00
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
ハードウエア劣化量	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	1.07	-11.17

## 4.7 姿勢系

- 4.7.1 姿勢要求
- ② パッチアンテナを地球に指向すること
- 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 デタンブリング

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CMGの 回転数を落とす.

#### 4.7.3 搭載機器

HATOSAT II 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<sup>[12]</sup>.

・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

表 4.7.1 SFH 2430 の諸元

	値	単位
寸法	$4.5 \times 4 \times 1.2$	[mm]
計測範囲	$\pm 60$	[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	12C/SPI	-
測定範囲	$\pm 2000$	[deg/s]
分解能	16	[bit]
データ更新	4 - 8000	[Hz]
レート		

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]	

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.MPU-9250の 諸元を表4.7.2<sup>[13]</sup>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 qo, q1, q2, q3とすると、衛星 の姿勢を表す式は

$$q_1 = \lambda_1 \sin \frac{\theta}{2} \tag{4.7.1}$$

$$q_2 = \lambda_2 \sin \frac{\theta}{2} \tag{4.7.2}$$

$$q_3 = \lambda_3 \sin\frac{\theta}{2} \tag{4.7.3}$$

$$q_4 = \cos\frac{\theta}{2} \tag{4.7.4}$$

と表される. ここで $\lambda_1$ ,  $\lambda_2$ ,  $\lambda_3$ は衛星の回転軸 であり、 $\theta$ 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

	値	単位
測定レン	$\pm 2/\pm 4/\pm 8/\pm 16$	[G]
 感度	1LSD=0.061, 0.122.	[mg]
	0.244, 0.488	
ノイズ	300	[μg/ √Hz]
LPF	5 - 260	[Hz]
データ更	0.24 - 4000	[Hz]
新レート		
分解能	16	[bit]
精度	$\pm 3$	[%]

表 4.7.4 加速度センサ

値	単位		
$\pm 250/\pm 500/\pm 10$	[deg		
$00/\pm 2000$	/s]		
1LSD=	[deg/s]		
0.00763,			
0.01526,			
0.03048,			
0.06097			
0.01	[deg/√		
	Hz]		
5 - 250	[Hz]		
4 - 8000	[Hz]		
16	[Bit]		
±3	[%]		
	$\begin{array}{c} \underline{i}\\ \underline{i}\\ \underline{i}\\ \pm 250/\pm 500/\pm 10\\ 00/\pm 2000\\ \hline \\ 1LSD = \\ 0.00763, \\ 0.01526, \\ 0.03048, \\ 0.06097\\ \hline \\ 0.01\\ \hline \\ \underline{5-250}\\ 4-8000\\ \hline \\ 16\\ \underline{\pm 3}\\ \end{array}$		

表 4.7.5 ジャイロセンサ

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 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.

$$\left(\mathbf{T}_{\mathrm{A}} = \frac{1}{2} \rho \mathrm{rSC}_{\mathrm{d}} \mathbf{v}^{2} \ [\mathrm{Nm}]\right) \tag{4.7.5}$$

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 $\rho$ ,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.

$$V = \left(\frac{\mu}{R+H}\right)^{\frac{1}{2}}$$
$$= \left(\frac{398600}{6378+H}\right)^{\frac{1}{2}} [km/s] \qquad (4.7.6)$$

大気抵抗トルクの計算には表 4.7.6 の値を用いた.

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 <sup>2</sup> ]
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 <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	
560	1.784×10 <sup>-13</sup>	7579.7	
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	

式(4.7.5)より

$$\mathbf{T}_{A} = \frac{1}{2} \times 0.3 \times 1.784 \times 10^{-13} \times 0.03 \times 2.2 \times 7579.7^{2}$$

= 1.01 × 10<sup>-7</sup> [Nm] (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.

$$\mathbf{T}_{\mathrm{G}} = \frac{3\mu}{R_0^3} \begin{bmatrix} (I_{\mathrm{y}} - I_{\mathrm{z}})\varphi\\ (I_{\mathrm{z}} - I_{\mathrm{x}})\theta\\ (I_{\mathrm{x}} - I_{\mathrm{y}})\delta \end{bmatrix} [\mathrm{Nm}]$$
(4.7.8)

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  $\varphi$ , $\theta$ , $\delta$ ,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.

$$I_{\rm X} = \frac{1}{12} m(a^2 + b^2) [\rm kgm^2]$$
 (4.7.9)

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 <sup>3</sup> /S <sup>2</sup> ]
衛星の最大慣性	$3.33 \times 10^{-2}$ [kgm <sup>2</sup> ]
モーメント	
衛星の最小慣性	$6.65 \times 10^{-3}$ [kgm <sup>2</sup> ]
モーメント	

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 <sup>-6</sup> [N/m <sup>2</sup> ]
衛星の受光面積	0.03 [m <sup>2</sup> ]
力の作用点と	0.2 []
質量中心距離	0.5 [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 <sup>15</sup> [Tm <sup>3</sup> ]
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 <sup>2</sup> ]

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

$$I_{\rm Y} = \frac{1}{12} m(b^2 + c^2) \, [\rm kgm^2]$$
 (4.7.10)

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

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.

$$\mathbf{T}_{\rm G} = \frac{3 \times 398600}{(6371 + 560)^3} (3.33 \times 10^{-2} - 6.65 \times 10^{-3})$$
$$= 9.57 \times 10^{-8} [\rm Nm] \qquad (4.7.12)$$

・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.

$$T_{\rm S} = PSr(1+q) [\rm Nm]$$
 (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

$$T_{\rm S} = 4.57 \times 10^{-6} \times 0.03 \times 0.3(1+1)$$
$$= 8.23 \times 10^{-8} [\rm Nm] \qquad (4.7.14)$$

・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.

$$\mathbf{T}_{\mathrm{M}} = \mathbf{M} \times \mathbf{B} [\mathrm{Nm}] \tag{4.7.15}$$

残留磁気モーメントをM,地球磁場を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.

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

$$\mathbf{B} = \frac{7.72 \times 10^{15}}{(6938 \times 10^3)^3}$$
$$= 2.31 \times 10^{-5} [T] \qquad (4.7.17)$$

式(4.7.15)を用いて

$$T_{\rm M} = 2.31 \times 10^{-5} \times 0.05$$
$$= 1.16 \times 10^{-6} \qquad (4.7.18)$$

・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 は高さにあまり依存しない地磁気トルクが支配 的となる.

$$T=T_M+T_S+T_G+T_A$$
 (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.

 $T = MB [Nm] \qquad (4.7.20)$ 

ここで磁気トルカにより発生するトルクを T,磁 気トルカの磁気モーメントを M,地球磁場を B



図 4.7.1 磁気トルカ

とする.磁気トルカの磁気モーメントは以下の 式で表される.

$$M = \mu NIS \,[\mathrm{Am}^2]$$
 (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.

$$\mathbf{M} = \frac{1.44 \times 10^{-6}}{28 \times 10^{-6}}$$

$$= 0.051 \,[\mathrm{Am}^2] \tag{4.7.22}$$

上記の式から磁気トルカで 0.051 [Am<sup>2</sup>]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 [Am<sup>2</sup>]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 2.62 [Am<sup>2</sup>] 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.作製し 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

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]
抵抗值	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	5000	
比透磁率	3000	
コアの実効比透磁率	40.68	

太 4.7.14 コナの性能				
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



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	X 軸	Y 軸	Z 軸
[V]	出力	出力	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

た.磁気トルカを停止し,実験機を一回転させた 場合の磁気センサの出力を図 4.7.5 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.

4.7.7 磁気トルカによる B-dot 制御則実 験

衛星はロケットや ISS(国際宇宙ステーション) 等からの放出直後には、ランダムな回転をしてい る場合が多く存在する.回転をしている状態では、 地球との通信や観測が行うことができないため、 衛星を静止させる必要がある.この衛星を静止さ せる制御がデタンブリング制御である.B-dot 制 御則はデタンブリング制御である.B-dot 制 御則はデタンブリング制御の1つであり、衛星の 回転運動エネルギーを消散させ、慣性空間上に静 止させる制御則である.地磁気センサにより地磁 場ベクトル Bを測定し、衛星の角速度 ω を 0 に収 束させるように必要となる磁気モーメント M を 算出する.kbを比例ゲインとして、以下の式より、 制御に必要となる磁気モーメントを算出する.

 $M = K_b \dot{B}$  (4.7.23) ただし、 $\dot{B}$ は以下の式より求める.





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)



図 4.7.3 に示した実験回路を用い, B-dot 制御則 実験を行った.衛星の回転はエアー浮上式のベア リング等を用いた,摩擦抵抗なく回転できる実験 装置を用いて宇宙環境での運動を模擬した.実験 回路の両側に N 極と S 極のマグネットを配置し, 地球磁場を模擬した.また, B-dot 制御の制御アル ゴリズムは測定磁場を微分した値の正負のみで コイルに印加する電圧の向きを決めるといった 簡易的なものとした.コイルへの印加電圧は 7.0 [V]と設定し,実験装置の角速度がイプシロンロケ ットの射出時の規定である 7.0[deg/s]以下となっ た時から B-dot 制御を開始した.上記の条件で回 転装置に初期速度を加え,完全に停止するまでの 角速度を測定した.測定結果を図 4.7.8 に示す.磁 気トルカ稼働前である 769.5 [s]付近における衛星 の角加速度は-0.0087 [deg/s<sup>2</sup>],磁気トルカ稼働後の 平均角加速度は-0.025 [deg/s<sup>2</sup>]となり,回転エネル ギーの消散にかかる時間が短縮することを確認 した.この結果は,磁気トルカにより衛星の回転 を抑制することが可能であることを示唆する.

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 トルクが大きいため, 高速な姿勢変更が可能であ ることから大型衛星に搭載されてきた.一方,超 小型衛星においては,衛星の慣性モーメントが小 さいため必要トルクが小さい, 消費電力が大きい 等の理由から、これまで CMG が搭載された例は 稀である.しかし, CMG を超小型衛星に用いるこ とでより高速な姿勢制御が可能となり, 捜索範囲 の拡大,捜索時間の短縮に繋がると考えられる. また、近年では小型衛星を複数機用いた衛星コン ステレーションによって衛星間で通信を行い、よ り多くのデータを取得する取り組みが増えてい る.これを実現するためには高速で移動する対象 に追従する高速姿勢制御が必要となる.これらの 理由から本衛星には CMG を搭載し,高速姿勢制 御の実証を目指す.

本衛星では, 積分型最適サーボ(Integral-type



図 4.8.2 CMG のピラミッド配置

Optimal Servomechanism, IOS)と速度型 PID 制御を 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<sup>[14]</sup>.  $T = h_c \mathbf{C} \dot{\mathbf{\delta}} =$ 

$$h_{c}\begin{bmatrix} -c\cos\delta_{1} & \sin\delta_{2} & c\cos\delta_{3} & -\sin\delta_{4} \\ -\sin\delta_{1} & -c\cos\delta_{2} & \sin\delta_{3} & c\cos\delta_{4} \\ s\cos\delta_{1} & s\cos\delta_{2} & s\cos\delta_{3} & s\cos\delta_{4} \end{bmatrix} \dot{\delta}(4.8.1)$$

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

- *T*: CMG の出力トルク
- *h<sub>c</sub>*: 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.

$$G = \frac{108600}{s^2 + 210.9s + 1460} \tag{4.8.2}$$

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.

$$\frac{dx}{dt} = \begin{bmatrix} \dot{x}_1(t) \\ \dot{x}_2(t) \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -210.9 & -1460 \\ 1 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \dot{x}_1(t) \\ \dot{x}_2(t) \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 1 \\ 0 \end{bmatrix} u(t)$$
$$y(t) = \begin{bmatrix} 0 & 108600 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} x_1(t) \\ x_2(t) \end{bmatrix}$$
(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<sup>[15]</sup>.

$$J = \int_0^\infty (e(t)^T q_{11} e(t) + w(t)^T q_{22} w(t))$$

 $+u(t)^{T}ru(t))dt$  (4.8.4)

e:目標との誤差,w:誤差の積分値
 q11,q22,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.

$$u(t) = Kx(t) + G \int_{0}^{t} e(t)dt + F_{a}y^{ref}(t) + F_{a}x(0)$$
(4.8.5)

*y<sup>ref</sup>*:目標値

e: 目標との誤差

*K*, *G*, *Fa*, *Fb*: 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,最適な入力が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.

次に、ホイールの制御について述べる.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.

$$\frac{dm(t)}{dt} = K_p \frac{de(t)}{dt} + K_i e(t) + K_d \frac{d^2 e(t)}{dt^2}$$
(4.8.6)

m(t):制御量

*K<sub>p</sub>*:比例ゲイン

 $K_d$ : 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 した制御を行うことができる.

また, CMG 姿勢制御システム全体の制御ブロッ ク図を図 4.8.3 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<sup>[16]</sup>.

$$u_r = -K_p \hat{q} - K_d \omega \tag{4.8.7}$$

**u**<sub>r</sub>:指令トルク

ĝ: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.

$$\dot{\delta} = \mathbf{C}^{\mathrm{T}} (\mathbf{C} \mathbf{C}^{\mathrm{T}})^{-1} u_r \tag{4.8.8}$$



図 4.8.3 姿勢制御システムブロック図

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 4.8.4 に示す.(a)はホイールの直 径を90[mm],重量を0.18[kg]としたリアクション ホイールを用いて姿勢制御を行った結果,(b)は本 CMG を用いて姿勢制御を行った結果である.(a) は姿勢制御精度は 0.1 以下に収まっているが,

Agility が 0.78[deg/s]であり,目標とする 3.0[deg/s] を下回る結果となった.一方,CMG を用いた(b) では,Agility が 5.0 [deg/s],ROLL,PITCH,YAW の制御精度がいずれも 0.5 [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,CMG 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.

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	А
トルク定数	3.56	mNm/A
ロータ慣性	0.69	gcm <sup>2</sup>
サイズ	Φ15×L5.0	mm
重量	6.9	g

表 4.8.1 ホイール駆動用モータ

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	А
トルク定数	6.59	mNm/A
ロータ慣性	1.0	gcm <sup>2</sup>
サイズ	Φ17×L24	mm
重量	27	g

#### 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

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.

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

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 うになる.

$$Q = SA\mu \tag{4.9.2}$$

・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

① 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たりしてくるものであ る.その強度 S<sub>a</sub>は次のようになる.

$$S_a = aS \tag{4.9.3}$$

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) (4.9.4) このとき衛星の表面 A に入射するアルベド Qaは 以下の様になる.

$$Q_a = aSAF \tag{4.9.5}$$

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

(2) 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<sub>e</sub>* = 237 + (+27, −97)[W/m<sup>2</sup>] (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.

$$Q_e = S_e AF \tag{4.9.8}$$

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.

$$F_{1,2} = 0.5 \left\{ 1 - \left( \frac{1 - Re^2}{(R+H)^2} \right)^{0.5} \right\}$$
(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<sub>e</sub>* = 234 × 0.14 × 0.685 = 22.44 (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

系	機器名	動作[℃] 温度範囲	
ミッション系	CMG×4基 S带通信機	$-25 \sim +85$ $-20 \sim +50$	
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	$0 \sim +40$ -30 $\sim +80$ -45 $\sim +85$	

	表4.9.1	搭載機器の温度範囲
--	--------	-----------

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.

$$C_{i} \frac{dT}{dt} = Q_{i} - \sum C_{ij}(T_{i} - T_{j})$$
  

$$-\sum R_{ij}\sigma(T_{i}^{4} - T_{j}^{4}) \qquad (4.9.11)$$
  

$$C_{i} : 接点 i の熱容量[W \cdot s/k]$$
  

$$T_{i}, T_{j} : 接点 i.j の温度[K]$$

Q<sub>i</sub> : 接点 i の熱入力[W]

C<sub>ij</sub>: 接点 i.j の伝導係数[W/K]

R<sub>ij</sub>: 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. 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4.9.2 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.

系	機器名	発熱[W]
ミッション	CMG×4基	1[W]×4基
系	S带通信機	1.8[W]
通信系	UHF通信機	1[W]
次執判知玄	磁気トルカ	1[W]
安务时仰示	太陽センサ	
雪湄	OBC	1.5[W]
电你	GPS	0.5[W]
	太陽電池セル	
バス玄	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[℃]
3 22 3 2	CMG×4基	19~23
< ソンヨン 	S带通信機	20~21
示	S&F送受信機	13~31
通信系	UHF通信機	35~40
次執判知玄	磁気トルカ	12~38
安努前仰希	太陽センサ	35~40
雪泥	OBC	35~40
电脉	GPS	35~61
	太陽電池セル	
バフズ	Li-ion電池	
ハス余	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 Ba ttery Group "https://pdf1.alldatasheet.com/datas heet-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", 20
   23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] "PIC24FJ256GA70x Datasheet (PDF)", https://ww1.microchip.com/downloads/aemDocu ments/documents/MCU16/ProductDocuments/D ataSheets/PIC24FJ256GA705-Family-Data-Sheet-DS30010118E.pdf
- [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/0900766b814b7 b37.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 C MG 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