

光通信技術実証キューブサット "OPT-CUBE"

東北大学 工学研究科 航空宇宙工学専攻 修士 1 年

○ 藤田伸哉, 郷内稔也

1. プロジェクト概要

1.1 プロジェクトの目的

本プロジェクトでは 3U サイズキューブサット "OPT-CUBE" (図 1) の設計を行い, 超小型光送信機の軌道上技術実証を実施する. プロジェクトの目的は次の四点である.



図 1 OPT-CUBE

(1) 超小型光送信機の軌道上実証

本衛星は主ミッション機器として超小型光送信器 (Micro Optical Transmitter) (MOT) (図 2) を搭載する.

これまでに技術実証衛星 "ETS-VI" (NASDA) を始めとする複数の中大型衛星によって衛星-地上間レーザー光通信の技術実証が行われており, 高速・大容量通信を実現する光通信の有用性が示されている. しかしレーザー光通信は衛星姿勢の高い安定性を必要とするため, また装置の小型化が困難なため, キューブサットにお

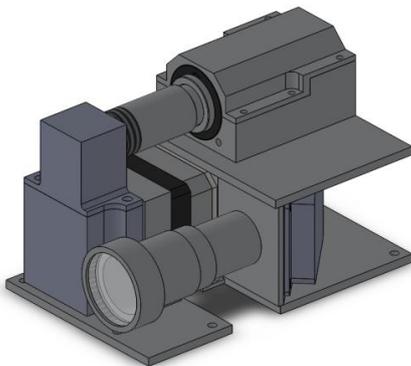


図 2 ビーム幅可変超小型光送信機 (MOT)

いては実証に成功した例はない. そこで本プロジェクトでは従来の光送信機よりも姿勢安定要求の緩和を可能にするビーム幅可変機構を搭載した超小型光送信機を用い, キューブサットでの技術実証を実施する.

(2) 高精度三軸姿勢制御

MOT は独立した精追尾機構により姿勢安定要求が緩和されるよう設計されているが, 通信の成立に求められる指向誤差要求値は最低 1.0 deg と, 従来のキューブサットと比較して高い水準が求められている. そこで本プロジェクトでは三軸リアクションホイールと地上局レーザー追尾センサ(LTS)を用いた高精度三軸姿勢制御システムの実証を行う.

(3) 展開パドルと大容量バッテリーによる大電力供給

レーザー光通信機は同等の通信速度を有する RF (Radio Frequency) 通信機に比べて電力効率が高く, 小型・低消費電力な通信システムの構築を可能にする. そのため, 今回の目標通信速度である 100Mbps の達成に必要な電力は, キューブサット用 1Mbps Ku 帯送信機の消費電力を下回る 5.0W に抑えられたが, 発生電力の小さなキューブサットにとっては大電力と言える. そこで本プロジェクトでは 2 枚の展開パドルとバッテリー, 電源管理システムを組み合わせることで, 短時間ではあるが大電力供給を実現する.

(4) 3U 級標準バスシステムの開発

DS2000(三菱電機), NEXTAR(日本電気)等に代表される標準衛星バスは, 複数衛星でのバスシステム設計の共用を可能にし, 開発期間やコストの低減に大きく貢献している. キューブサットはこれまで宇宙工学を学ぶ学生の技術習得に用いられてきたため, 貴重な衛星開発の機会としてバスシステムの共通化は積極的に行われてこなかった. しかしキューブサットの能力が向上し, 理学観測やミッション機器の実証に重点が置かれるようになった近年では, 標準バスシステムの使用による開発労力の削減要求が高まっている. そこで本プロジェクトでは高い性能を持つ OPT-CUBE 用バスシステムを元に 3U 級標準バスシステムを設計する.

1.2 システム特性

OPT-CUBE のシステム特性一覧を表 1 に示す。

衛星形状は3Uサイズのキューブサット規格に従い、加えて2枚の太陽電池パドルを展開する。打ち上げにはJAXAが実施する「きぼう」からの超小型衛星放出機会を利用する。これは「きぼう」からの放出がH-IIAからの放出と比較して機会が多く、また海外のロケットを利用する場合と比べて安価なためである。結果として軌道高度が約400kmと低く、大気抵抗により軌道寿命が短くならざるを得ないが、技術実証目的には十分と判断した。

姿勢制御はリアクションホイールを用いた三軸姿勢制御を行い、レーザ追尾センサ(LTS)による高精度姿勢決定を特徴とする。このセンサの使用により、精姿勢センサとして一般的に用いられるスターセンサが不要となり、装置の小型化・低消費電力化に貢献している。また熱平衡方式地球センサ(ES)を搭載し、日陰時の粗姿勢制御に用いられる。

電力は合計42枚の太陽電池セルにより最大12.7Wが供給され、光通信実験時には最大12.6Wが消費される。

コマンドは1200bpsのUHFを使用し、テレメトリは50kbps (typ.)のS帯を使用する。光通信を利用した場合は、主管制局との間で最大100Mbpsでのダウンリンクが可能となる。

1.3 搭載機器概要

本衛星に搭載される機器の関連図を図3に示す。

OPT-CUBEの搭載機器は、(株)アドニクス製のABUと東北大学の開発するTBU, ACU, 汎用ミッション機器GMUの4種類で構成される。

ABU (Addnics Bus Unit)は、キューブサット用に開発されたバスシステムで、電源管理と通信機能を有する。OPT-CUBEではシステム管理の頂点にABUを位置づけ、エラー発生時のリセット装置の役割を担っている。

TBU (Tohoku Bus Unit)は東北大学が設計したデータ処理ユニットで、東北大学が2012年に打上げた2Uキューブサット"RAIKO"、鹿児島大学が2014年に打上げた1Uキューブサット"K-SAT2"、千葉工業大学・東北大学が2015年打上げ予定の"S-CUBE"の運用・開発で培われた技術を継承している。そのため、これらの実績が標準バスシステムの裏付けとなっている。

ACU (Attitude Control Unit)は東北大学が設計した姿勢制御ユニットで、"S-CUBE"に搭載されるリアクションホイールコントローラの発展型として開発されてい

表 1 OPT-CUBE システム特性一覧

形状・質量	
形状	3U キューブサット W100×D100×H327 W113×D113×H340.5 (包絡域) W700×D700×H327 (パドル展開時)
質量	3.99kg
軌道	
タイプ	円軌道
高度	400km (放出時のISS 高度に依存)
軌道傾斜角	51.6 deg
周期	91 分
寿命	約4ヶ月
姿勢決定・制御	
タイプ	リアクションホイールによる三軸制御
センサ	レーザ追尾センサ (2 軸) 地球センサ (3 軸) 角速度センサ (3 軸) 太陽センサ (3 軸) 地磁気センサ (3 軸) GPS 受信機
アクチュエータ	リアクションホイール (3 軸) 磁気トルカ (3 軸)
電力	
太陽電池	三重接合セル (29.5%効率) 2直×21並
バッテリー	8直 NiMH (容量 2.45Ah 9.6V)
発生電力	12.7 W
消費電力	12.6 W (光通信モード, 最大) 7.6 W (姿勢制御モード) 1.2 W (待機モード)
RF 通信	
コマンド	UHF, 1200bps 主: 東北大局 副: 千葉工大局
テレメトリ	S 帯, 0.1W max 主: 東北大局 (50kbps typ.) 副: 千葉工大局 (50kbps typ.)
ビーコン	S 帯 (2.2GHz), 4mW 主: 東北大局 副: 千葉工大局
レーザ光通信	
コマンド	980nm, 30W ビーコン光 NICT 小金井局
テレメトリ	980nm, 60mW NICT 小金井局 (100 Mbps max.)

る。

GMU (General Mission Unit)はOPT-CUBE とその後継機に搭載されるミッション機器の総称である。OPT-CUBE 標準バスシステムを使用する場合は後述する GMU 規格に従って設計を行うことによって、電気・機械噛み合わせの労力を削減し、開発期間を短縮することができる。

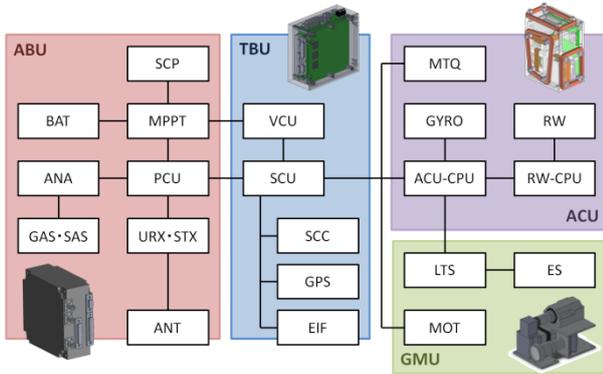


図 3 OPT-CUBE 搭載機器関連図

1.4 サクセスレベル

本プロジェクトのサクセスレベルは次の三段階で定義される。

(1) ミニマムサクセス

- ・ 超小型光送信機の動作を確認すること
- ・ 日照慣性空間指向制御を行い、太陽指向による高効率発電を確認すること
- ・ 日陰慣性空間指向制御を行い、カメラ画像を用いて姿勢制御結果を確認すること

(2) フルサクセス

- ・ レーザ追尾センサを用いた高精度姿勢制御を実施し、地上局との光通信リンクを確立すること
- ・ 軌道上で撮像した画像を光通信テレメトリを用いて再生すること

(3) エクストラサクセス

- ・ 光主管制局と 100 Mbps の光通信を確立すること

2. ミッション機器

2.1 ミッション背景

世界初のキューブサットである CUTE-I (東京工業大学) や XI-IV (東京大学) の打ち上げから 10 年以上が経過し、キューブサットの役割は大きな転換期に差し掛かっている。

キューブサット誕生当初はその開発コストの低さと開発期間の短さが注目され、宇宙工学を学ぶ学生や宇宙開発新興国の技術の育成に用いられてきた。近年で

は技術の蓄積によって性能や信頼性が向上し、地球観測や天文学といった高度な理学観測ミッションにもキューブサットが用いられ始めている。

注目を集めている理学観測ミッションとして、編隊衛星による地表面の可視光観測が挙げられる。これはキューブサットの価格が安く大量に製造が可能であること、ISS から放出した場合高度が 400km と低く高解像度撮影が容易に可能であるためと考えられる。中でも米 Planet Lab 社による Flock 衛星群は既に 71 基の 3U キューブサット "DOVE" を軌道に投入しており、3~5m 分解能の地表カラー画像の撮影に成功している(図 4)。

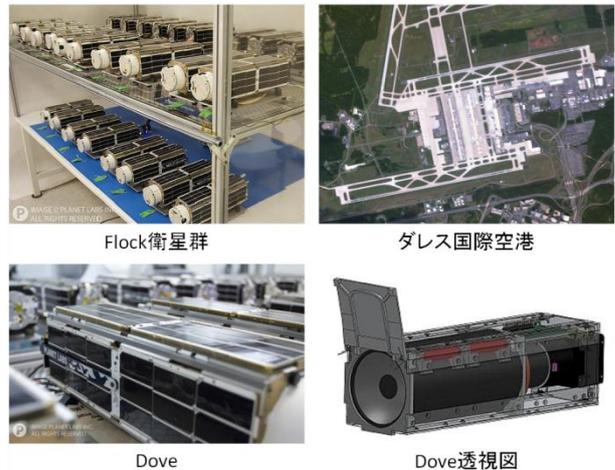


図 4 Flock 衛星群と DOVE (出典 Planet Lab)

2.1.1 超小型衛星の通信

搭載機器の検証を目的とした技術実証衛星とは異なり、理学ミッションを目的とした衛星は定常運用によって長期の観測を行い地上での解析のためデータを送信する。この際に問題となるのが通信速度である。

図 5 に超小型衛星で用いられる周波数帯を示す。図から、アマチュア無線の使用が圧倒的に多く、次いで S 帯が用いられていることが分かる。アマチュア無線は地上用として広く普及しているため通信環境を整備しやすい利点があるが、利用可能な帯域が狭く通信速度が 1200~9600bps に限られているため、ミッションデータの取得には使用しにくい。

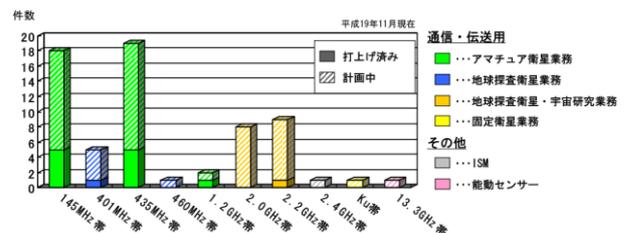


図 5 超小型衛星が使用を希望する周波数帯

(出典：小型衛星における周波数の国際調整 総務省 H19)

表 2, 図 6 に 1Mbps 以上の高速通信に対応したキューブサットの例を示す。

2.6Mbps の高速通信を実現した"DICE"は、アメリカの防衛系政府企業である L-3 コミュニケーションズ製通信機と気象衛星用周波数帯を使用する 1.5U キューブサットであり、1W の高出力送信機と 18.3m の地上局アンテナを利用して通信実験を行っている。"CINEMA"や"UKube-1", 本衛星で使用されている S 帯は、超小型衛星に限らず宇宙通信に広く用いられている周波数である。BPSK,QPSK 等のデジタル変調と中型の地上局パラボラアンテナを使用することでキューブサットでは 1Mbps 以下の通信を実現することができる。

KSAT2 で用いられられた 13GHz の Ku 帯は大型衛星にも使用される周波数で、高出力(KSAT2 は消費電力 8W) が求められるものの高速通信が可能である。同じく高周波数帯である X 帯においては、50kg 級衛星ではあるが"ほどよし 3 号"が 10Mbps 通信を 20W の消費電力で実現している

これらの例から、低消費電力で広く用いられる S 帯送信機は 1Mbps が速度の上限であり、Ku 帯やそれ以上の高周波数帯を用いる送信機は 10Mbps の高速通信が可能だが大電力が求められることが分かる。

表 2 高速通信キューブサットの例

衛星名	周波数	通信速度	変調
DICE	465 MHz	2.6Mbps	BPSK
KSAT2	13.275 GHz	1Mbps	BPSK
CINEMA	2200 MHz	1Mbps	FSK
UKube-1	2401.5 MHz	1Mbps	QPSK

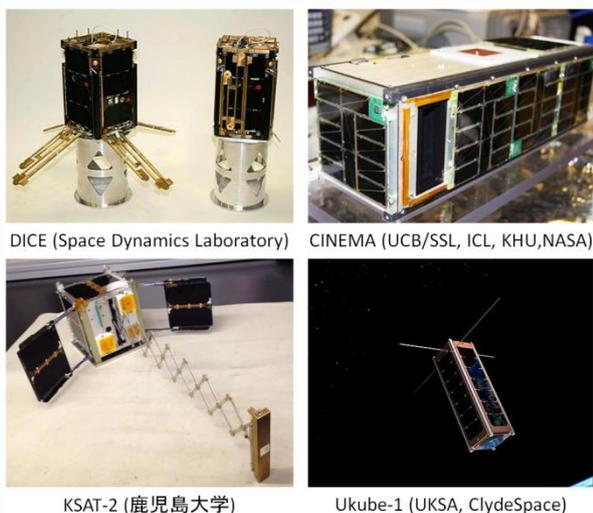


図 6 高速通信キューブサットの例

2.1.2 宇宙光通信

超小型衛星の分野に限らず、中大型衛星の地球観測衛星の間でも通信データ量の増大は問題となっている。図 7 にランドサット 1 号(1972)から現在に至るまでの主な地球観測衛星のデータ伝送レートを示す。高精度観測のために軌道が低く、1 回の通信可能時間が限られるため、伝送レートは指数関数的に増加しており、2014 年 8 月に打ち上げられた米 Digital Globe 社の World View-3 では 1.2Gbps (X 帯)に達している。

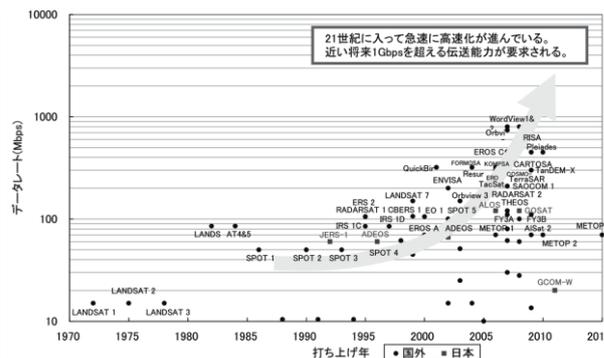


図 7 地球観測衛星のデータ伝送レートの変遷

(出典 NEC 技報 Vol.64 No.1/2011)

通信能力の向上のため多値変調信号等の様々な取り組みがなされているが、中でも注目されている通信方式がレーザー光を用いた光通信である。

1960 年代にアメリカで始まった宇宙光通信の研究は 1980 年代には日本やヨーロッパに拡がり、1994 年に日本が世界で最初に地上-衛星間光通信を成功させた。通信は NASDA の技術試験衛星 ETS-VI と CRL (NICT 前身)の地上局(小金井市)の間で実施され、静止軌道との間で双方向光通信リンクの確立に成功した。翌 1995 年にはアメリカ JPL の地上局との間で 1Mbps の通信を行っている。また近年では 2013 年に NASA の月探査機 LADEE (Lunar Atmosphere and Dust Environment Explorer) が月周回軌道と地上局との間で 622Mbps の通信速度を記録した。

これまで光通信実験を行った主な衛星を表 3, 図 8 に示す。表から分かるように通信実験は数百 kg を超える中大型衛星に限られていた。しかし近年ではインターネット回線を始めとする地上での光通信ネットワークが発達し、機器の小型化・省電力化・低価格化が進んだため、小型衛星用の光通信機の研究が盛んに行われている。

開発競争の中で、安価かつ短時間で軌道上実証が可能なキューブサットの有用性は非常に高く、本プロジェクトでは 3U キューブサットに搭載可能な光通信機

を搭載することで、実験スピードを加速させたいと考えた。

表 3 レーザ光通信実験を行った主な衛星

衛星	年	国	軌道	衛星重量[kg]
ETS-VI	1994	日	静止軌道	2000
SPOT4	1998	仏	LEO	2550
GeoLite	2001	米	静止軌道	1800
ARTEMIS	2001	欧	静止軌道	1567
OICETS	2005	日	LEO	550
NFIRE	2007	米	LEO	494
TerraSAR-X	2007	独	LEO	1230
LRO	2013	米	月周回	1846
LADEE	2013	米	月周回	383

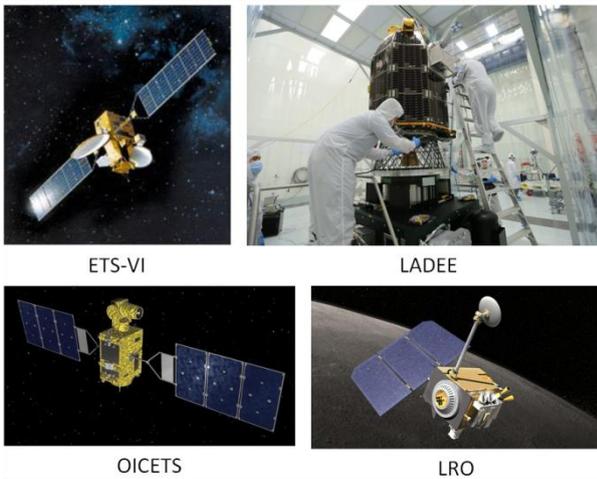


図 8 レーザ光通信実験を行った主な衛星 (JAXANASA)

2.2 通信シーケンス

光通信リンク成立までの一般的なシーケンスを図 9 に示す。

1. レーザ光送出前、衛星側は地上局の予想位置を、地上局側は軌道情報から計算される衛星位置を指向した状態で待機する。
2. 光通信準備を開始されると、地上局側は予想衛星方向に対してガイド光を送出する。
3. 衛星側は搭載センサによって地上局のガイド光を検出すると、ガイド光方向に送信機を粗追尾させ、地上局に向けてビーコン光を送出する。
4. ビーコン光を用いて地上局は衛星の位置を高精度に決定できる。測定結果を用いて精追尾を行い、通信ビームでコマンドを送信する。
5. 衛星側の指向精度が精追尾機構の制御範囲内に入ると、地上局に向けて通信ビームの送出を行いリンクが確立する。

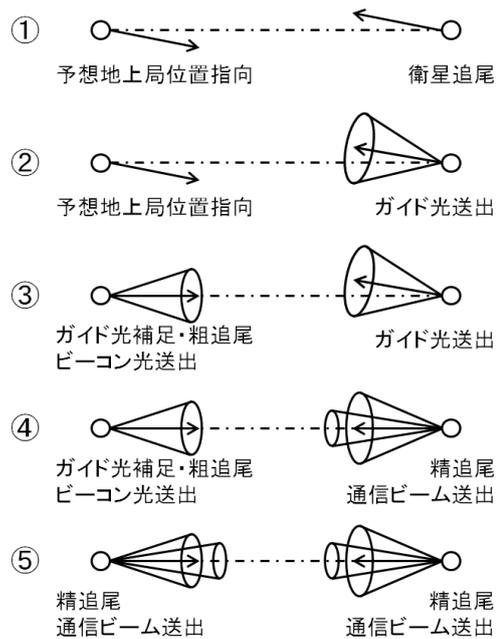


図 9 通信リンク確立までのシーケンス

2.3 超小型光送信機 MOT

2.3.1 MOT 設計要求

通信シーケンスから分かるように、衛星側の光送信機は光束径の大きなビーコン光送信機と光束径の小さな通信ビーム送信機の 2 種類が必要とされ、従来の光通信機では通信やジンバル駆動のために複数の光学系を必要とした。しかしキューブサットではミッション機器の搭載可能な空間は限られており、複数の送信機を別々に搭載することは難しい。そこで今回搭載する超小型光送信機 (MOT) はレーザ光の光束幅を制御する光学系を備えることでこの問題を解決した。MOT の設計要求を示す。

- キューブサットの 1U (83×83×100 mm) 程度に収められる大きさと質量 (1 kg 以下) であること。
- 1.5m 光地上局(NICT)を用いて高度 400km において 100Mbps を可能にすること。
- ビーム拡がり角を高速・低速通信、ビーコン光送出用に可変とし、±1.0deg(2 軸)の範囲で光軸を制御可能とすること。
- 消費電力を 5 W 以下に抑えること。
- 36cm 可搬地上局を用いて 1kbps の通信を可能とすること。

2.3.2 MOT 概要

MOT のシステムは送信光学系、精追尾機構、コントローラに分けることができる。概念図を図 10 に示す。

超小型光送信機 概念図
Micro Optical Transmitter

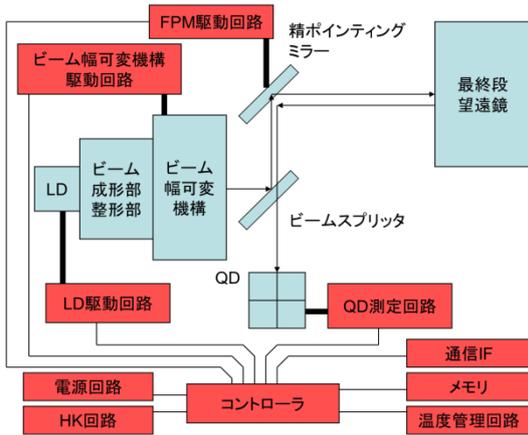


図 10 MOT 概念図

2.3.3 地上局

本プロジェクトでは東京都小金井市の NICT 本部 (北緯 35 度 42 分 33.3 秒, 東経 139 度 29 分 16 秒) にある 1.5m 望遠鏡を光主管制局として利用する. また副管制局には口径 36 cm のシュミットカセグレン式反射望遠鏡 "LX200-35ACF" を開発する予定である. 主管制局と比較して口径が小さいため通信速度が低下するが, 望遠鏡の精追尾制御等地上局開発の実験台として利用することを考えている(図 11).

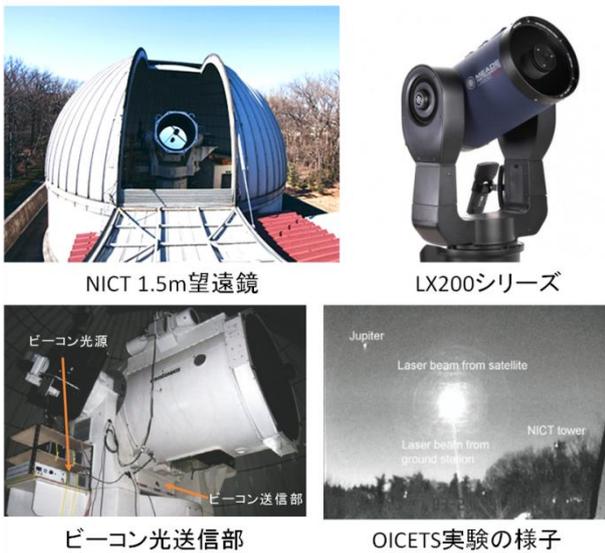


図 11 光地上局

2.3.4 MOT 送信光学系

MOT の送信光学系は, ケプラー式望遠鏡によって構成されている. 図 12 に光学系の簡略化した構造を示す.

焦点距離の短いレンズをレンズ 1(L_1), 長いレンズをレンズ 2(L_2)と呼び, それぞれの焦点距離を f_1, f_2 とす

る. コリメータを通してレンズ 1 に入射した直径 D_L , 波長 λ の平行レーザは, 半径 W_1 のビームウエストを形成する. ここで W_1 は次式で近似される.

$$W_1 = 0.63 \frac{\lambda f_1}{D_L}$$

レンズ 2 により変換されるガウスビームには次式の関係があり,

$$\frac{1}{W_2^2} = \frac{1}{W_1^2} \left(1 - \frac{d_1}{f}\right)^2 + \frac{1}{f^2} \left(\frac{\pi W_1}{\lambda}\right)^2$$

この時の拡がり角 β は,

$$\beta = \frac{2\lambda}{\pi W_2} = \frac{2\lambda}{\pi} \sqrt{\frac{1}{W_1^2} \left(1 - \frac{d_2}{f_2}\right)^2 + \frac{1}{f_2^2} \left(\frac{\pi W_1}{\lambda}\right)^2}$$

と表される. この式から送出されるビームの拡がり角 β はビームウエストからレンズ 2 までの距離 d_2 によって変化し, レンズ 2 の焦点距離に等しい時に最小ビーム拡がり角 β_{min}

$$\beta_{min} = \frac{2W_1}{f_2}$$

となる.

拡がり角 β が大きいほど地表に届くレーザ光のスポット径が大きくなり地上局における受信マージンが小さくなるため, 指向制御を簡単にするためには受信可能な範囲で拡がり角を大きくすることが求められる.

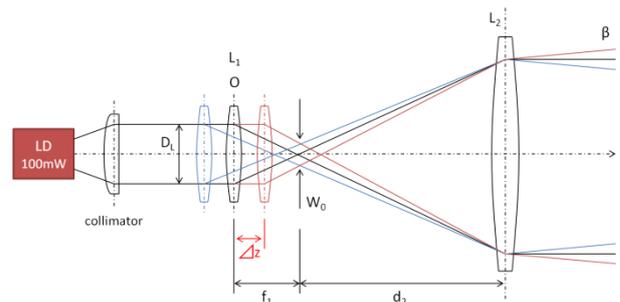


図 12 送信光学系略図

自由空間における電磁波の伝搬損失は, 距離 d の 2 乗に比例して減衰し, 波長 λ の 2 乗に反比例する. そのため, 電波と比べて波長の短い近赤外線は自由空間損失が非常に大きい. 自由空間損失 Γ_0 [dB] は次の式で表される.

$$\Gamma_0 = 10 \log \left(\frac{4\pi d}{\lambda} \right)^2$$

地上局から衛星までの距離 d は、円軌道を周回する本衛星の場合、通信時の地上局の仰角によって変化する。仰角と自由空間損失の関係を図 13 に示す。本衛星では、後述するバッテリー保護の観点から長時間の連続光通信を行なうことができないため、自由空間損失の少ない仰角 45deg 以上の際に通信を行なうこととした。

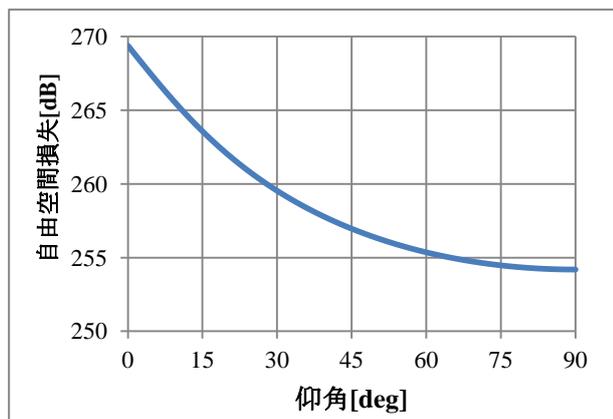


図 13 仰角と自由空間損失の関係

回線計算の結果を表 4 に、それに伴う送信光学系の仕様を表 5 に示す。回線計算結果から、主管制局では拡がり角を 0.25mrad とすると高速通信時の設計目標である 100Mbps を達成可能であることが分かる。また指向精度が低下した場合でも拡がり角 8.7mrad まで拡大することで 10kbps の低速通信で通信を継続できることが分かる。副管制局でも 5Mbps の高速通信時に 8dB の回線マージンが得られるため、可搬式地上局の試験に使用可能であることが確認できた。

表 5 送信光学系仕様

最大ビーム拡がり角	8.77	mrad
最小ビーム拡がり角	0.1	mrad
外形	80φ×80	mm
重量	600	g
送信電力	60	mW
波長	980	nm
方式	ケプラー式望遠鏡	-

表 4 送信系(ダウンリンク)回線計算

項目	単位	高速通信		低速通信	
		NICT 1.5m	可搬式 36cm	NICT 1.5m	可搬式 36cm
管制局	[-]	NICT 1.5m	可搬式 36cm	NICT 1.5m	可搬式 36cm
レーザー波長	[nm]	980	980	980	980
拡がり角	[mrad]	0.25	0.1	8.7	8
軌道半径	[Km]	565.7	565.7	565.7	565.7
送信電力	[mW]	100	100	100	50
送信電力	[dBm]	20.00	20.00	20.00	16.99
送信側利得	[dBi]	81.07	89.03	50.21	50.97
自由空間損失	[dB]	-257.21	-257.21	-257.21	-257.21
受信側アンテナ径	[m]	1.5	0.356	0.2	0.356
受信側遮蔽部径	[m]	0	0.2	0	0.2
受信側利得	[dBi]	133.64	119.50	116.14	119.50
受信電力	[dBm]	-22.50	-28.68	-70.86	-69.75
大気ゆらぎ	[dB]	-7	-7	-7	-15
大気損失	[dB]	-4	-4	-4	-4
ストレーラ比	[dB]	-0.4	-0.4	-0.4	-0.4
光学系損失	[dB]	-4	-4	-4	-4
合計	[dBm]	-37.90	-44.08	-86.26	-93.15
NEP	[W/(Hz) ^{0.5}]	6.8E-16	6.8E-16	6.8E-16	6.8E-16
伝送速度	[bps]	100×10 ⁶	5×10 ⁶	10×10 ³	1×10 ³
回路のノイズ	[dB]	0	0	0	0
受信感度	[photons/bit]	500.00	500.00	5000.00	500.00
マージン	[dB]	12.04	18.87	23.68	6.79

2.3.5 精追尾機構 (FPM)

光通信リンクを確立するためには、粗追尾機構 (CPM Coarse Pointing Mechanism) と精追尾機構 (FPM Fine Pointing Mechanism) の 2 種類を段階に応じて切り替える必要がある。CPM は衛星姿勢を変更することで行うため、ここでは精追尾機構の制御ブロック線図を図 14 に示す。

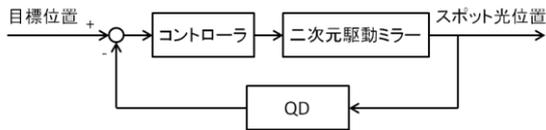


図 14 FPM ブロック線図

FPM は地上局からのレーザ光を 4 分割フォトダイオード (QD) に投影することで入射角のズレを測定し、アクチュエータである二次元駆動ミラーにフィードバックするシステムである。このシステムを用いることで常に QD の中心にスポット光が投影されるよう制御することができる。MOT はこの二次元駆動ミラーを使用して地上局からのレーザ光入射角を $\pm 1.0 \text{deg}$ の範囲で調節することができる。

QD は図 15 に示すような構造となっており、各フォトダイオードにあたる光の強度を電流として出力する。この電流出力を電流電圧変換回路を用いて電圧情報に変換し、AD コンバータを通してコントローラに入力する。

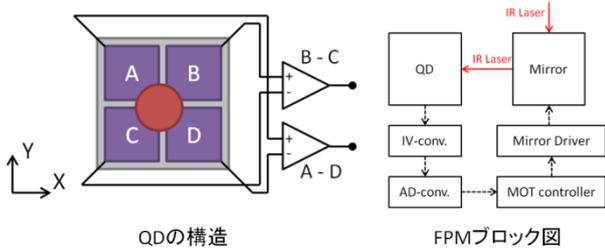


図 15 QD の構造と FPM ブロック図

入力する各フォトダイオードの電流値を図 15 に従って A, B, C, D とおくと、スポット光の位置は次の式を用いて中心からの XY 座標上のズレ量に変換される。

$$(A - D) - (B - C) = (A + C) - (B + D) = X_error$$

$$(A - D) + (B - C) = (A + B) - (C + D) = Y_error$$

QD には使用するレーザ波長に対する感度を有し、十分な受光面積を持つ浜松ホトニクス社製の InGaAs PIN フォトダイオード "G6849" を使用する。表 6 に

G6849 の仕様を、図 16 に外観と分光感度特性を示す。また参考として、東芝が開発した 2 軸駆動精追尾ミラーの機構と外観を図 17 に示す。

表 6 G6849 仕様

受光面サイズ	φ2	mm
素子数	1 (4 分割)	-
冷却	非冷却	-
感度波長範囲	0.9~1.7	um
受光感度	0.95	A/W
暗電流	0.5	nA

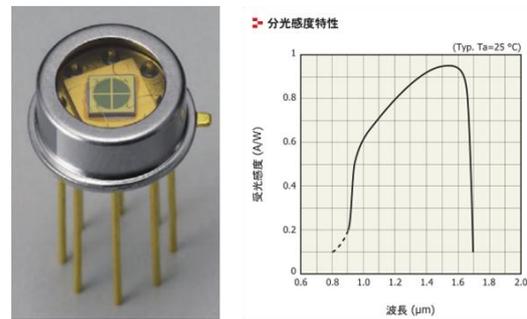


図 16 G6849 と分光感度特性 (浜松ホトニクス)

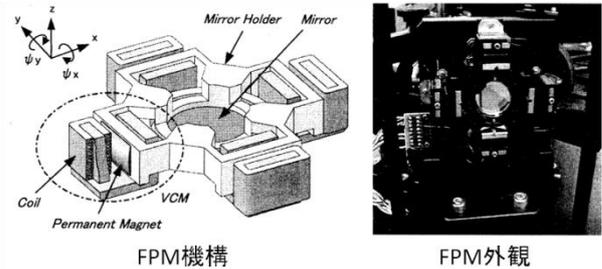


図 17 FPM の例 (東芝)

2.3.6 MOT 消費電力

MOT の各機器の消費電力を表 7 に示す。各機器の消費電力合計は LD の発光とビーム幅可変機構を排他使用することで最大で 5.0W に抑えられている。このため、ビーム幅を変更する際は瞬間的にレーザ出力を停止する必要がある。

NICT が開発し、(株)AES の 50kg 級衛星 "SOCRATES" に搭載された光通信機 "SOTA" が 30W 以上の電力を必要としたのに対し、MOT は非常に低消費電力であることが分かる (図 18)。

MOT には電力ロスを抑えるために 9.6V のバス電源が直接供給される。バッテリーの保護のため MOT への供給電流は常時監視され、0.5A 以上の出力が継続した場合は、コントローラと周辺回路のみを動作させるスタンバイモードへと強制的に移行させる。その時の必

要電力は1.8Wである。

表 7 MOT 各機器の消費電力

項目	内訳	電力[W]
送信系	LD 駆動	1.5
	コントローラ	1.0
ビーム幅可変機構	モータ駆動	1.3
精追尾機構	FPM	0.5
	QD	0.5
周辺回路	電源・HK データ	0.5
合計		4.0
必要電力		5.0

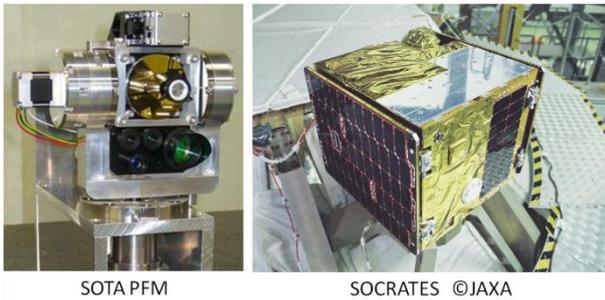


図 18 従来の超小型光通信機と搭載衛星

2.4 通信可能条件

レーザ光通信の欠点は通信を行なうための制約条件が厳しい点である。制約条件は次の5点である。

1. 光通信は衛星が日陰の状態で行なうこと

今回使用するレーザの出力は太陽光と比較して弱いため、日照状態では信号がノイズレベル以下となり通信を行なうことができない。

2. 姿勢センサに太陽光アルベドが入射しないこと

通信リンク確立前の粗追尾制御は、衛星本体の姿勢制御装置を用いて光軸を地上局方向に指向させる。日陰側で姿勢決定を行なうために本衛星は地球センサ、レーザ追尾センサ(7章に後述)を搭載している。これらはそれぞれ地球の赤外放射、地上局からのガイド光を検出するためのセンサであり、強力な太陽光アルベドの影響を受けると姿勢を誤って検出してしまふ。そのため衛星からの可視範囲内である視野角 140deg の範囲の地表に日照部分があつてはならない(図 19)。

3. 地上局の仰角が 45deg 以上あること

自由空間損失を抑えるために、45deg 以上の仰角が求められる。

4. 地上局が南北回帰線から+36.6deg 以内に位置すること

衛星視野内に日照部分が入らないためには、太陽-地球軸から±70deg 以内に地上局が位置する必要がある。年間を通じて安定した通信を行なうためには、赤道傾斜角+地上局緯度が±70deg 以下である必要があり、安全のため±60deg 以下であることが望ましい(図 19)。

5. 気象条件が良好であること

雲の影響を受けやすい近赤外線は、大気損失が 4dB を超えると通信が困難になる。NICT が光衛星間通信実験衛星"OICETS"を用いて 2006~2009 年に行った 47 回の通信実験では 56%の確立で通信リンクが成立している。

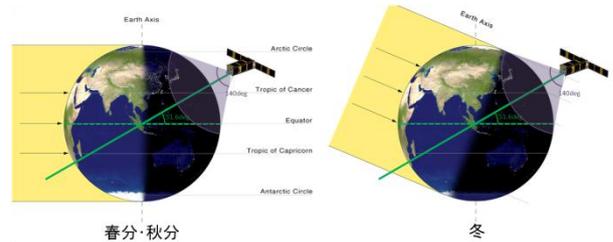


図 19 季節変化と衛星視野範囲の関係

これらの条件をふまえ、1 年間に通信可能条件が満たされるパス数を解析した。解析条件を表 8 に示す。

解析の結果、光通信可能パス数は 116 パス/年であった(図 20)。これは RF 通信可能パス(仰角 20deg 以上 933 回)の 12%にあたる。さらに気象条件を加味し、軌道寿命を 4 ヶ月とした場合、約 39 回の通信実験が可能で、内約 22 回でリンクが確立するものと予想される。

表 8 通信可能パス解析条件

地上局	NICT 小金井局
軌道	ISS に一致
期間	2014/1/1 00:00 ~ 2014/12/31 23:59
解析ソフトウェア	Orbitron

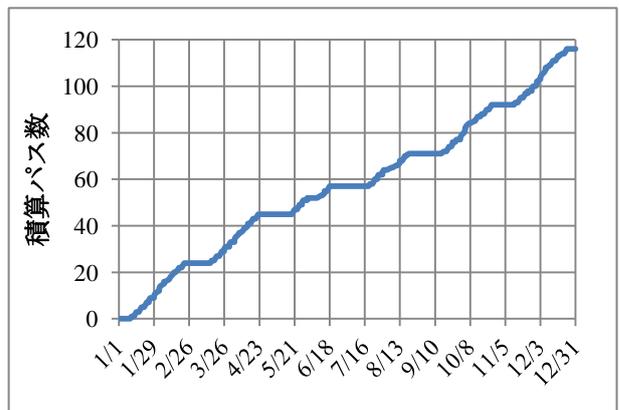


図 20 光通信可能パス数の積算 (2014 年)

2.4 MOT の応用

従来のキューブサットと比較して 40~100 倍の通信速度を誇る MOT の活用法として、近年注目を集める地球観測分野に応用した場合を仮定する。

"DOVE" 相当の撮像を表 9 の条件で行なう場合、1 日に取得可能な画像枚数は表 11 で表される。なお 100Mbps に関しては MOT の通信可能条件を考慮し、1 日平均に変換した(表 10)。

1 日に取得可能な枚数は RF 通信キューブサット最速クラスの K-SAT2 でも 417.4 枚であったが、通信可能条件の厳しい MOT 搭載 OPT-CUBE が 1658 枚と 4 倍のデータを 63%の消費電力で送信可能であることが分かる。データ処理系に大容量メモリを搭載すれば、動画を転送することさえ現実的であると言える。

表 9 撮像・通信条件 (RF 通信)

画素数	192	万画素
ビット数	24	bit
圧縮比	0.5 (PNG)	-
ファイルサイズ	2.3	MB
平均運用回数	2	回/日
平均通信時間	10	分/回
フレーム効率	80	%
通信速度	50kbps (OPT-CUBE S 帯相当) 115kbps (DOVE2 相当) 1Mbps (K-SAT2 相当)	

表 10 撮像・通信条件 (光通信)

通信速度	100	Mbps
平均運用回数	0.32	回/日
平均通信時間	2	分/回
データ効率	100	%

表 11 データ量と取得枚数

通信速度	データ量/日	枚数
50kbps	48MB	20.9 枚
115kbps	110.4MB	48 枚
1Mbps	960MB	417.4 枚
100Mbps	3.84GB	1658 枚

2.5 汎用ミッション機器 GMU

2.5.1 GMU の構造

本衛星は 3U 級キューブサットの標準バスシステム開発用技術試験衛星の役割も担っている。そのため各種ミッション機器は汎用ミッション機器 GMU として

バスシステムからは認識される(図 21)。

許容外形寸法を図 22 に示す。構体内部の張り出し等の関係から、単純な直方体として定義可能な GMU ノミナル寸法と、最大限に空間を利用した場合の包絡域の定義の2種類が存在する。質量は 1.0 kg 以下とし、重心が GMU の幾何中心から半径 20mm 以内の球体内に収まることが求められる。

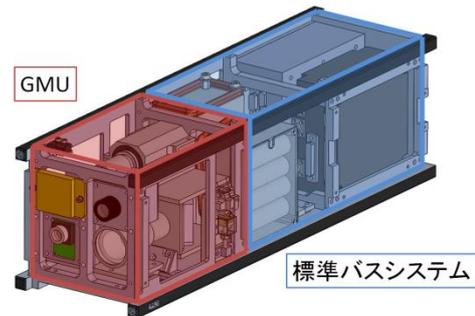


図 21 GMU と標準バスシステムの関係

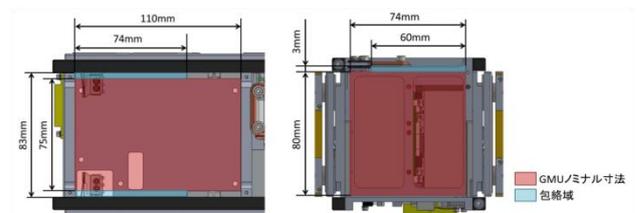


図 22 GMU 外形仕様

2.5.2 GMU 通信規格

図 23 に GMU-TBU 間の接続図を示す。本衛星では機器間の通信に UART 通信を使用し、TBU と周辺機器は図 3 に示したようにスター構成で接続されている。GMU-TBU 間通信はこれに準じつつ、クロック信号線やその他汎用信号線を設け、拡張性を残す用設計した。コネクタには信頼性の高いマイクロ D-sub コネクタ(9 ピン)を利用する。

観測データの処理のため、一般に GMU にはコントローラが 1 台以上搭載されることを想定している。コントローラのような集積度の高い半導体部品は放射線の影響を受けやすく、ミッション中に誤動作を起こす可能性を否定出来ない。異常動作は電力の過剰消費などの形でバスシステムにも波及する心配があるため、表 12 の監視信号を交換し、コントローラの動作をモニタする。

GMU のコントローラに異常が発生した場合、1Hz のウォッチドッグ信号が停止することで TBU はそれを検知することができる。この場合 TBU が取るべき対策は GMU の電源 OFF であるが、事前通知として

ALM 信号を GMU に送信する。これはコントローラ以外の観測機器等を安全に OFF するための信号で、デリケートな機器が電源の予期せぬ遮断によって破損することを未然に防ぐことを目的としている。

表 12 GMU 動作監視信号仕様

通信方向	信号名	内容
TBU→GMU	ALM	電源 OFF 事前通知信号 OFF の任意時間前に通知
GMU→TBU	WDT	GMU ウォッチドッグ信号 ALM の OFF 通知に回答

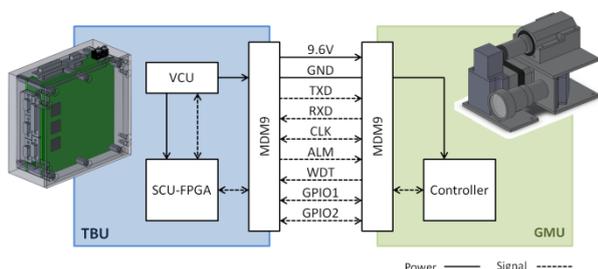


図 23 GMU-TBU 間接続図

2.5.3 GMU 電源

GMU の電力仕様を示す。今回のミッション機器である MOT の最大消費電力は 5.0W であるが、動作時間を短時間に抑えることによって最大 1.0A、9.6W のまでの対応を想定している。

表 13 GMU 電源仕様

項目	定格	条件
最大供給電圧	12.0 V	-
最小供給電圧	8.8 V	-
標準供給電圧	9.6 V	-
最大供給電流	1.0 A	最長連続 15 分間
最大連続供給電流	0.2 A	-
最大供給電力	9.6 W	最長連続 15 分間
定常電力	1.9 W	-

2.5.4 ミッション内容制限

GMU で行うミッションはバスシステムに対して影響を及ぼさないことを原則とする。強力な磁気を帯びた装置、RF 通信を妨害するノイズ源等が例を挙げられる。また宇宙放射線の強い高度 900km 以上が必要なミッション、3 年以上の観測期間が必要なミッションには電子機器が耐えられないため使用できない。

3. 仕様 構造系

3.1 キューブサット規格

キューブサットとは Stanford Univ. と CalPoly によって提案された超小型衛星の規格である。表 14 に 3U サイズキューブサットの規格を示す。本衛星はこの規格に則った設計を行った。

表 14 キューブサット規格

ノミナル寸法	X100×Y100×Z327
包絡域	X113×Y113×Z340.5
質量	3.99kg 以下

3.2 HTV 搭載での要求事項・環境条件

3.2.1 要求事項

強度要求としては、衛星が全ての環境において破損、変形を起こさず、材料の許容応力に対して安全余裕 (MS) が正となることが求められる。なお、打上げ環境条件については次節で述べる。またレール 4 本の両端を完全固定した状態での、衛星の最低次固有振動数が 100Hz 以上となる剛性も求められる。

3.2.2 打上げ環境条件

HTV における打ち上げ環境条件を表 15、図 24 に示す。

- ・準静的加速度
任意の方向に対し 8.34 [G]
*1G=9.80665 [m/s²]
- ・ランダム振動荷重

表 15 HTV ランダム振動レベル

レベル	Freq. [Hz]	PSD [G ² /Hz]	Overall [G _{rms}]	Duration [sec]
AT	20	0.005	4.0	60
	50	0.02		
	120	0.031		
	230	0.031		
	1000	0.0045		
QT	20	0.01	5.6	120
	50	0.04		
	120	0.062		
	230	0.062		
	1000	0.009		
	2000	0.0026		

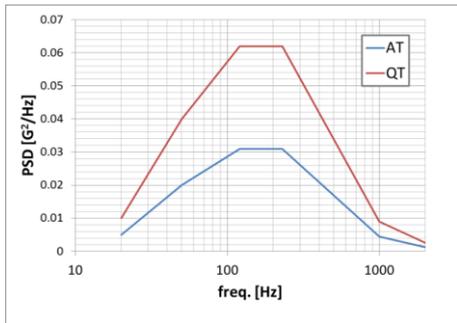


図 24 HTV ランダム振動レベル

3.3 基本構造

本衛星の基本構造を図 25 に示す。Z 軸に平行な 4 本のレールの内部に各機器が搭載される。Y 面には、太陽電池パドルが両面にそれぞれ 1 枚ずつ搭載され、軌道上で展開する。

またに質量配分を、表 19 に重心位置を示す。より、本衛星の総重量が 3.99 kg 以下になっていることが、表 19 より、重心位置が衛星の幾何中心から半径 20 mm 以内の球の中に収まっていることがわかった。よって、本衛星が HTV 搭載のための要求を満たしていることを確認できた。

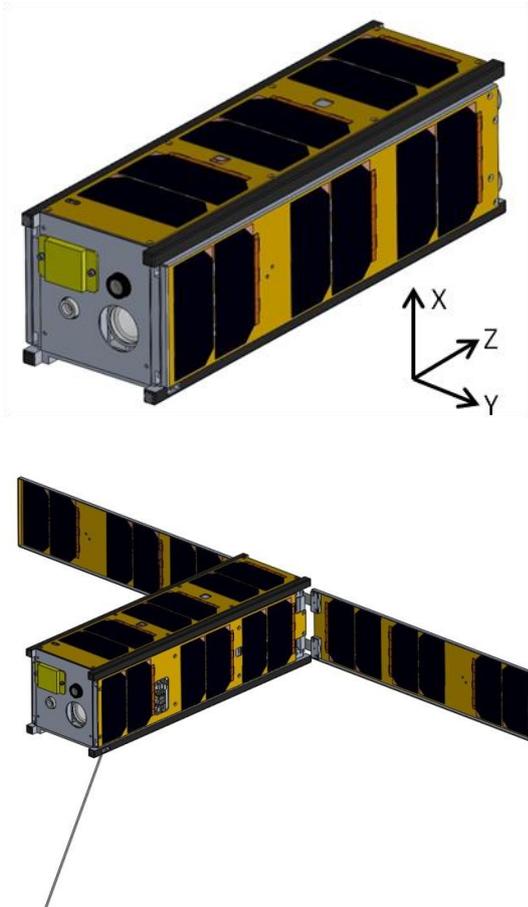


図 25 OPT-CUBE 外観

表 16 質量配分

サブシステム	機器名称	質量[g]	想定誤差[g]
ミッション	MOT	900	90
	LTS	42.73	4.273
	SCC	19.01	1.901
姿勢制御	GPS-ANT	32.54	3.254
	GPS-R	33.08	3.308
	GAS	8.34	0.834
	MTQ-X,Y,Z	76.6936	7.66936
	ACU	280.66	28.066
通信	SANT-ZP,ZM	8.34	0.834
	UANT	17.23	1.723
	ABU	300	30
	TBU	176.08	17.608
構体	STR	1060	10.6
	DSAP	185.76	1.8576
展開機構	DM	80.19	0.8019
電源	BAT	309.4	3.094
	SCP	152.04	1.5204
ねじ	-	150	15
接着剤	-	50	5
	計	3882	(RSS)=102.87
	合計		3985

表 17 重心位置

軸	幾何中心からのズレ[mm]
X	-2.96
Y	-0.52
Z	-2.92
トータル	4.19 < 20

3.4 内部機器配置

本衛星の内部機器配置図を図 26 に示す。構体内は大きく 3 つのパートに分かれている。+Z 軸側のパート (Part1) と、中央のパート (Part2) がバス機器の集約された標準バスシステム部、-Z 軸側のパート (Part3) がミッション機器を搭載する、GMU のパートとなっている。3 つのパートのうち Part1 には、ABU や TBU、Part2 に ACU と BAT、Part3 には、MOT が配置されている。

Part1, 2, 3 は、すべてが同じ体積にはなっておらず、GMU を配置する Part3 の全体に占める割合が Part1, 2 よりも大きくなるようにしている。これは、ミッション機器を搭載するスペースを最大限確保するため、

3U 級標準バスとしての汎用性を高める設計となっている。

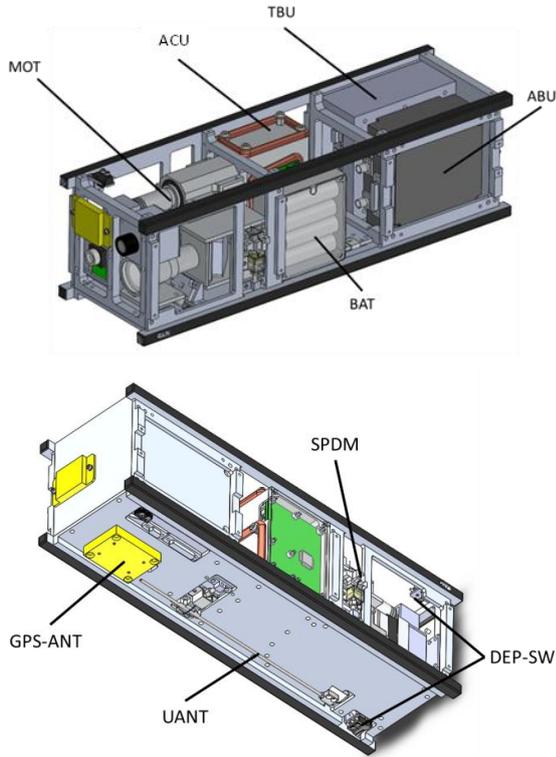


図 26 内部機器配置

3.5 組み立て手順

本衛星の分解図を図 27 に示す。主構造は、ベースとなるプレートと+Y, -Y 面のレール構体の 3 つに分かれている。搭載機器をコンポーネントごとに組立をした後に、ACU, BAT, GMU などはベースとなるプレートに、ABU, TBU などはレール構体に組み付ける。ベースプレートとレール構体は、ベースプレート上に立てたアルミ板とねじで締結され、外板となる太陽電池セル搭載パネルを取り付け、最後に太陽電池パドルを開じる。

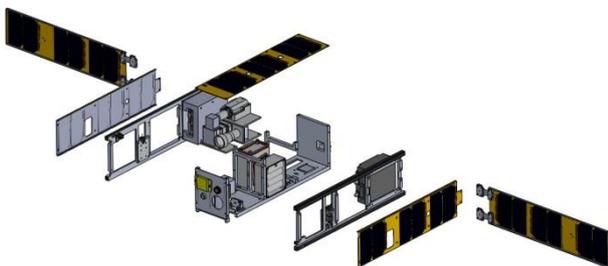


図 27 分解図

3.6 構造解析

設計した衛星構体がロケットの振動に耐えうる強度を有しているか、FEM 解析ソフト Femap with NX

Nastran で構造解析を行った。

3.6.1 解析モデル

解析に用いた解析モデルを図 28 に示す。ノード数を減らし計算時間を短縮するため、レール部のみソリッド要素, それ以外の構体部品をプレート要素とした。搭載機器は、質点とみなして重心位置のノードに質量を付加し、構体と剛体で結合した。ノード数は 4193, エレメント数は 3345 である。

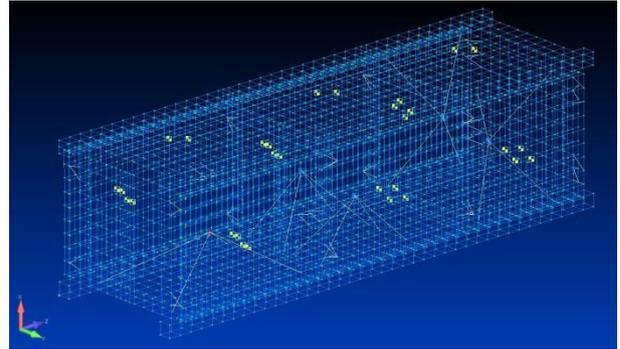


図 28 解析モデル

3.6.2 固有振動数解析

本衛星の固有振動数は、解析ソフトのノーマルモード解析を用いて求めた。拘束条件として、4 本のレール両端部を完全固定とした。表 20 に解析結果を示す。後述のランダム荷重解析で共振時の加速度を求めるために各軸の固有振動数が必要になるため、表 20 では各軸の最低次の固有振動数を示している。表 20 より本衛星が HTV の剛性要求である最低次固有振動数 100 Hz 以上を満たしていることが確認できた。

表 20 固有振動数解析結果

軸方向	固有振動数 [Hz]
X	160.70
Y	116.57
Z	676.0

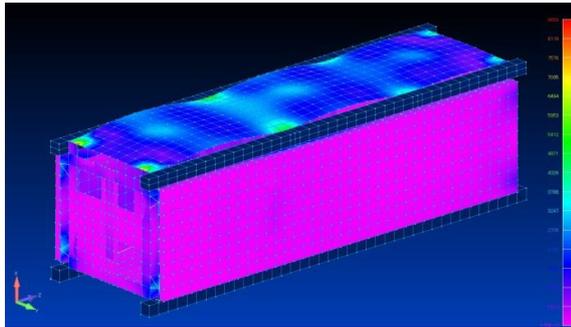
3.6.3 静荷重解析

ロケットの準静的加速度を本解析では、前述の HTV の環境条件より各軸に 8.34 G の加速度を適用した。表 21, に解析結果を示す。なお図 29 における変形は変位を, コンターは Von-Mises 応力を表している。なお、以下ではソリッド要素としたレール部に対して、プレート要素とした部材の方がより応力が大きいことから、プレート要素の応力についてのみ検討を行う。

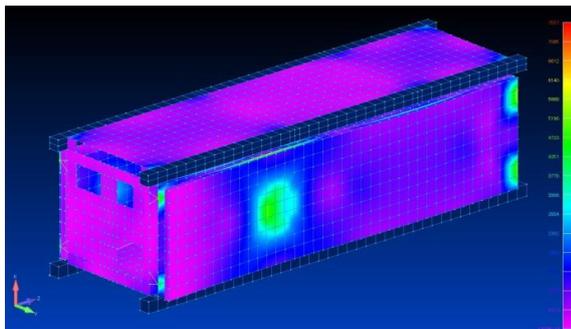
表 21 静荷重解析結果

軸方向	負荷加速度 [G]	解析結果 [MPa]
X	8.34	8.66
Y		7.56
Z		2.14

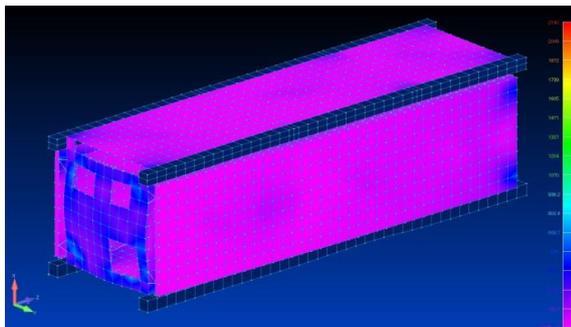
*1 G=9.80665 [m/s²]



(a) X 軸



(b) Y 軸



(c) Z 軸

図 29 静荷重解析結果

解析結果をもとに、本衛星が準静的加速度を受ける際に破壊が起こらないかを確認する。評価は式 3-1 に示す安全余裕(MS)を計算することで行った。安全余裕が正であれば、本衛星にかかった応力が破壊の起こらない安全な範囲にあることが確認できる。

$$MS = \frac{(\text{許容応力})}{(\text{発生応力}) \times (\text{安全係数})} - 1$$

(式 3-1)

図 29、表 21 から分かるように、+X 面の表面パネル(A5052)の応力が最も大きいことから、この軸について安全余裕を計算する。ここで許容応力は、A5052 の 0.2% 耐力である、226 MPa、安全係数を 1.5 とする。

$$MS = \frac{226}{8.66 \times 1.5} - 1 = 16.40 > 0$$

式 3-1 に代入したところ MS は 16.40 と正になり、本衛星は準静的加速度環境下で破壊が起こることはないことが確認できた。

3.6.4 ランダム荷重解析

ランダム共振時に本衛星にかかる等価静加速度 $G_{rms,i}$ は、次の Miles の式より計算し、3 倍した 3σ 荷重とする。

$$G_{rms,i} = 3 \times \sqrt{\frac{\pi}{2} \times f_i \times \text{PSD} \times Q}$$

$G_{rms,i}$: 各軸の共振加速度 (i=x,y,z) [G]

f_i : 各軸の 1 次固有振動数 (i=x,y,z) [Hz]

PSD : 加速度密度 [G²/Hz]

Q : 応答倍率

ここで 1 次固有振動数は、固有振動数解析による値、加速度密度は、HTV のランダム振動荷重(QT レベル)、応答倍率は $Q=20$ とした。以下に各軸の共振加速度を示す。

$$G_{rms,x} = 3 \times \sqrt{\frac{\pi}{2} \times 160.70 \times 0.062 \times 10} = 37.53 \text{ [G]}$$

$$G_{rms,y} = 3 \times \sqrt{\frac{\pi}{2} \times 116.57 \times 0.059 \times 10} = 31.18 \text{ [G]}$$

$$G_{rms,z} = 3 \times \sqrt{\frac{\pi}{2} \times 676 \times 0.030 \times 10} = 53.54 \text{ [G]}$$

求めた共振加速度を図 28 の解析モデルに負荷したランダム荷重解析の結果を表 22、図 30 に示す。なお、静荷重解析と同様にプレート要素の応力についてのみ検討を行う。

表 22 ランダム荷重解析結果

軸方向	負荷加速度 [G]	解析結果 [MPa]
X	37.53	38.96
Y	31.18	28.25
Z	53.54	13.73

解析結果をもとに、ランダム共振時に本衛星の構造破壊が起こらないかを確認する。評価は静荷重解析と同

様に、安全余裕を計算する。表 3-7、図 3-7 より+X 面の表面パネルに最も大きい応力がかかっていることから、X 軸について考える。なお、安全余裕は 1.69 とする。

$$MS = \frac{226}{38.96 \times 1.69} - 1 = 2.43 > 0$$

式 3-1 に代入したところ MS は 2.43 と正になり、本衛星はランダム振動環境下における共振時に構造的な破壊が起こることはないことが確認できた。

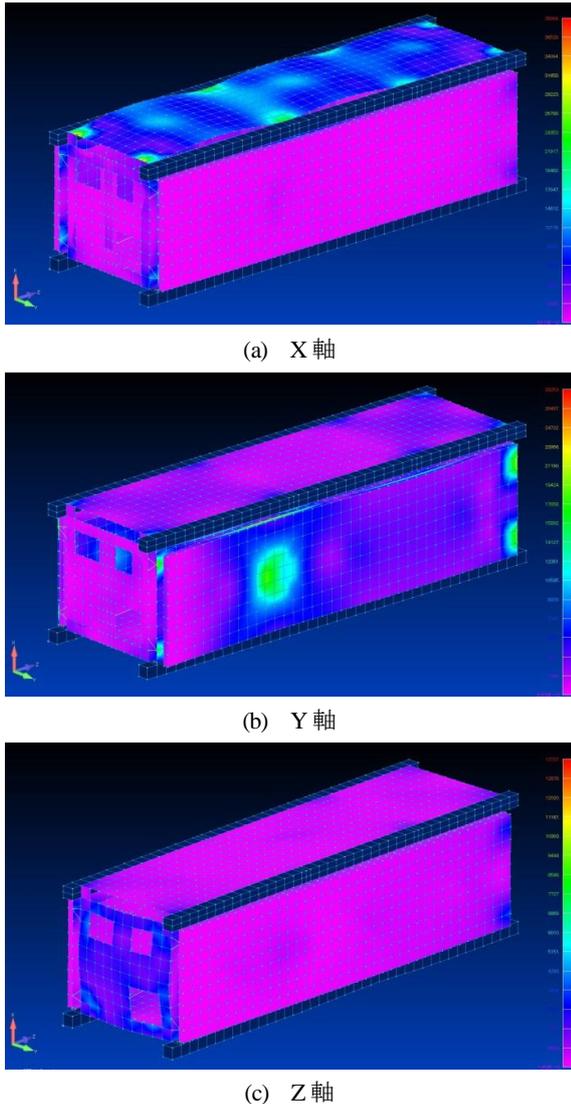


図 30 ランダム荷重解析結果

3.7 熱解析

本衛星では、表面処理による受動的な熱制御が主となる。展開パドル部の熱容量が小さいため温度変化が大きくなると考えられる。しかしながら、ヒンジによって構体とは熱的に絶縁をし、パドルの温度変化の影響を受けて構体の温度が急激に変動することのないように設計を行った。

熱解析は、Solidworks Simulation を用いて行った。解析モデルを図 31 に示す。このモデルは、ノード数 34,936、エレメント数 19,249 である。また、解析に用いたパラメータと、各パラメータを適用した衛星の部位をそれぞれ図 32、表 23 に示す。衛星表面の状態は 4 種類あり、黒色アルマイト処理をされた部分、アルミ材の部分、カプトンテープが貼られた部分、太陽電池セルが貼られた部分からなる。表中の α 、 ϵ の値は、東北大学における過去の熱試験結果における、熱光学特性を用いている。

衛星初期温度を 20 degC、地球 1 周回 90 分間(5400 sec.)について、180 sec. のタイムステップで解析を実施した。日照の時間帯は、0 sec. から 4080 sec. の 68 分間、日陰はその後の 22 分間(~5400 sec.)とした。衛星の姿勢は、熱による影響の大きいバッテリーの熱環境がワーストケース(低温環境)となるように、バッテリーへの入熱が最少となる場合を考え、パドル面が太陽光に対して垂直で、慣性空間に静止した状態について解析を行った(図 33)。この場合、パドルに対しては、入熱が最大となるため、パドルにおいても最悪条件を解析したことになると言える。なお、機器間、機器一構体間、構体間でのふく射は無視し、ふく射は周辺温度 3K の宇宙空間へのみ考慮に入れた。また、低温環境を想定しているため、内部機器からの発熱は無視している。



図 31 熱解析モデル

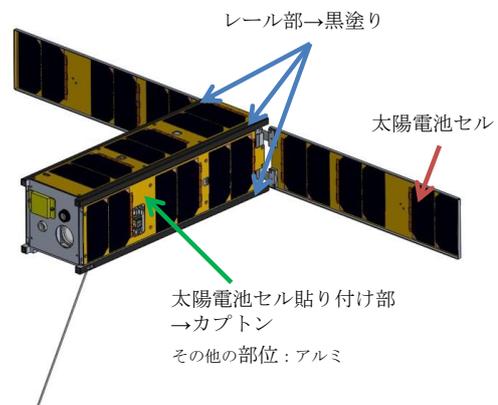


図 32 衛星各部の表面状態

表 23 解析に使用したパラメータ

太陽放射エネルギー密度[W/m ²]		1370
地球赤外放射エネルギー密度[W/m ²]		237
アルベド係数[-]		0.30
α	黒塗り	0.67
	アルミ	0.26
	カプトン	0.52
	太陽電池セル	0.92
ε	黒塗り	0.89
	アルミ	0.03
	カプトン	0.76
	太陽電池セル	0.80

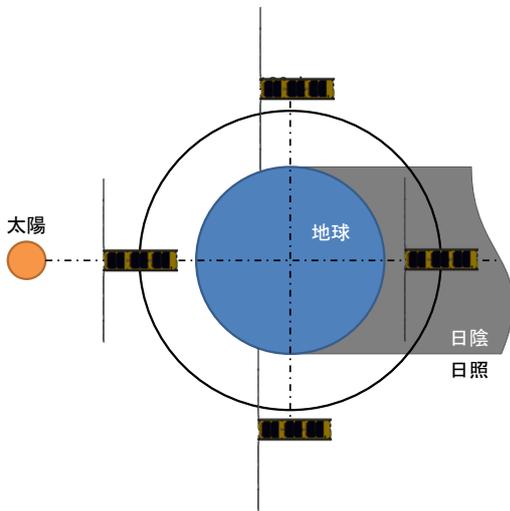


図 33 熱解析における衛星姿勢

バッテリーとパドルの温度履歴を図 34 に示す。また、各機器の最高、最低温度を表 24 に示す。

図 34 より、BAT の温度範囲が 1.74degC から 20degC であることがわかった。バッテリーとして使用する enloop pro は、放電時の使用温度範囲が -5 degC から 50 degC、充電時の使用温度範囲が 0 degC から 40 degC と定められているが、熱解析により使用温度範囲内での使用ができることが確認できたため、BAT において温度的な問題は起きないと考えられる。

表 24 より、各搭載機器は 1degC 前後から 20degC の温度範囲にあることがわかった。主に電子機器は 0degC~40degC の範囲で安全に動作すると考えられるので、一般電子機器の動作温度範囲を -10degC~+50degC と定義した場合、すべての機器はこの温度範囲にあるため、安定動作をするものと考えられる。一方で、最高温度が初期温度の 20degC であることから、

解析を実施した環境下では温度の上昇は確認できず、低下をするのみであった。ワーストケースでの解析であることから、実際の環境で温度が低下し続ける状態になる可能性は少ないと考えられるが、運用面での注意が必要になると考えられる。

また図 34、表 24 よりパドルの温度範囲が-26.54~94.02degC と広いため、温度変化によるパドルの熱膨張について検討を行う。パドルは、A5052 プレートを使用しており、その線膨張係数は $23.8 \times 10^{-6}/\text{degC}$ である。パドルの長さが 320mm、温度変化が 120.56degC より、パドルの熱による変形量は 0.92mm、変形率は 0.29% と求められる。ここで、パドルに貼りつけられた太陽電池セルが、熱膨張をせずにパドルの膨張による変形を受けると仮定する。セルの幅が 37mm であることから、0.29% の変形をするとその変形量は 0.1mm と見積もられる。変形量が微小であると考えられるため、パドルの熱膨張によってセルが破壊されることはないと考えられる。

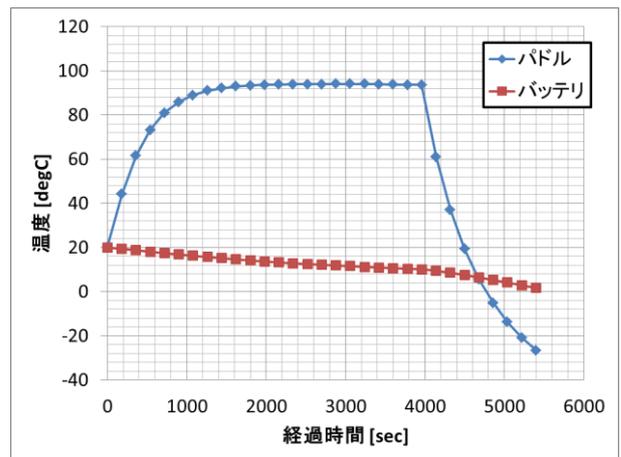


図 34 温度履歴

表 24 搭載機器の最低・最高温度

機器名	最高温度 [degC]	最低温度 [degC]
TBU	20	1.47
ABU	20	1.68
RW	20	1.41
BAT	20	1.74
MOT	20	-0.18
(DSAP)	94.02	-26.54

4. 仕様 電源系

4.1 運用モードと消費電力

電源系の設計にあたって、本衛星の運用モードを次のように定義する。また各モードの際の動作機器と合計消費電力を表 25 に示す。

- ・**待機モード**：動作機器を最低限に抑え、通信やミッション開始までバッテリー残量を温存するモード。電力の過剰消費によりバッテリー電圧が低下した場合は自動的にこのモードに移行する。
- ・**発電モード**：短時間でバッテリー充電が完了するよう、発電効率の高い姿勢を保つモード。粗姿勢センサを用いて簡易的な姿勢制御を行う。発電余剰量がバッテリーの充電レートが上回る場合は、指定された電流値にて定電流充電を行う。
- ・**撮像モード**：粗姿勢制御を行いながら、日中に SCC を用いて撮像を行うモード。不可視時間帯の撮像を想定し、RF 通信は行わないものとする。
- ・**RF 通信モード**：地上局との間で RF 通信を行うモード。光通信試験を行わない場合、衛星可視時間帯はこのモードで運用する。
- ・**姿勢制御モード**：任意の目標姿勢に対して姿勢制御を行う際のモード。光通信試験の準備段階に、光送信器は動作していないが高精度な姿勢制御を行っている状態。地上との RF 通信は必須ではない。

- ・**光通信モード**：高精度姿勢制御に加えて、光送信器を動作させるモード。ほぼ全ての搭載機器が動作するため消費電力が大きい。可視時間に限られるため 1 パスあたりの最大運用時間は 15 分間で、通常は 5 分間程度。

4.2 電源系基本構成

電源系は図 35(次頁)に示すように、電力制御ユニット(PCU)、電圧コンバータ(VCU)、太陽電池セル(SCP)、二次電池(BAT)で構成される。

日照時は太陽電池での発電が搭載機器とバッテリー充電に用いられる。搭載機器の消費電力が大きく、日照時でも発電量が不足する場合は、バッテリーからの放電で補う。日陰時はバッテリーからの放電のみで電力を賄う。これらの充放電の管理は PCU によって行われる。

PCU は機器消費電力に応じてバス電源の供給を行うが、バス電源電圧はバッテリー電圧に等しいため、バッテリー残量に依存して変動する。搭載機器の動作電圧は CPU の 3.3V から GAS の 12V まで複数あり、これらへの安定した供給が求められるため、バス電源は VCU に搭載された DCDC コンバータによって電圧が変換される。

表 25 運用モードと消費電力

機器名	消費電力 [mW]	運用モード					
		待機	発電	RF 通信	撮像	姿勢制御	光通信
PCU+URX	374	○	○	○	○	○	○
STX (Beacon)	675	○	○	-	○	-	-
STX (Data)	1673	-	-	○	-	○	○
SCU-CPU	180	○	○	○	○	○	○
SCU-FPGA-	2060	-	-	○	○	○	○
GAS	187	-	-	-	○	○	○
MTQ	228	-	○	-	-	-	-
GPS	812	-	-	-	-	○	○
SCC	330	-	-	-	○	-	-
ACU	1500	-	○	-	○	○	○
LTS+ES	800	-	-	-	-	○	○
MOT	5000	-	-	-	-	-	○
合計[mW]		1229	2957	4287	5306	7586	12586

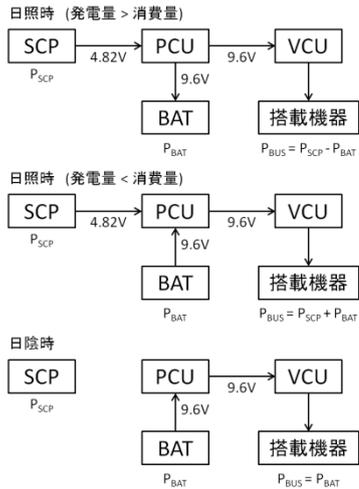


図 35 電源系基本構成

4.2 太陽電池セル (SCP)

キューブサットは 50 kg 級超小型衛星と比較して表面積が小さく、また長軸方向 4 辺に設けられたレールによって各面の大きさが定められている。そのため変換効率が高く適切な寸法の太陽電池セルを選定しなければ、発電能力が大幅に低下することになる。本衛星では emcore 社製の三重接合セル "ZTJ cell" を用いる。セルの仕様を表 26 に示す。

表 26 ZTJ cell 仕様

MPP 電圧	2.41	V
MPP 電流	438	mA
MPP 効率(BOL)	29.5	%
寸法	80	mm
質量	40	mm

表 27 衛星各面のセル組数

面	太陽電池パドル	
	非展開時	展開時
+X	3	3
-X	0	0
+Y	3	3
-Y	3	3
+Z	0	6
-Z	0	6
合計	10	21

セル 1 枚あたりの発生電力は小さいため、2 直列×1 並列を 1 組として、合計 21 組を貼り付ける。衛星各面の組数を表 4-3 に示す。粗姿勢制御を行いながら姿勢を安定させる発電モードでは太陽光が当たらない組が

存在するが、姿勢制御を行わない場合の予備として使用する。

4.4 バッテリー (BAT)

バッテリーのサイジングはバッテリー種類、放電レート、搭載時の占有体積、衛星寿命によって制限される。本衛星ではバッテリーにニッケル水素 (NiMH) 電池を使用する。これは、NiMH 電池は Ni-Cd 電池と比較して過充電・過放電耐性が強く、リチウムイオン電池と比較して化学的に安定で、安全であるためである。

光通信は日陰時に試験を行うため、最大消費電力 12.6W はバッテリーのみから供給しなければならない。そこで、バッテリー電圧を 6 直列、8 直列、10 直列を想定した 7.2V、9.6V、12V とし、最大電力消費時の理想電流値を表 28 に示す。

表 28 最大電力消費時のバッテリー電圧と電流の関係

バッテリー電圧[V]	直列数	電流[mA]
7.2	6	1748
9.6	8	1311
12	10	1049

一般的に電池は放電電流が大きいほど放電率が低下し、取り出せる容量が減少する。このため電池 1 本あたりの電流値は低いほど望ましく、電池を並列にすることで放電レートを抑えて対策することが多い。しかしキューブサットはバッテリーの搭載スペースが限られるため、本衛星が体積的に最大限搭載可能な 8 本の単三電池を直列に使用することで電圧を高め、放電レートを抑えた。

市販されている NiMH 電池の中で容量が大きく自己放電の少ないものとして Panasonic 社製の "enloop pro" が挙げられる。enloop pro の仕様を表 29 に示す。

enloop pro の容量は 2.45Ah のため、最大電力消費時の放電レートは 0.54 C である。電池は高放電レート時に内部抵抗による電圧降下を引き起こす。enloop pro を用いて 0.5C 放電時の電圧の推移を測定し、図 36 に示した。満充電時から光通信モードを 15 分間計測した場合、電池残量は 86.5% となる。このときの電池電圧は 1 本あたり約 1.24V で、組電池電圧は 9.98 v と求められた。この結果から満充電後であれば電圧は放電終止電圧を下回らず、放電終止電圧を最低電圧として設計された搭載機器の動作に影響を及ぼさないことが確認できる。バッテリーはバッテリーケース内に収められ、ケースごと衛星構体に固定される。図 37 にバッテリー

ケースと組電池外観を示す。

表 29 enloop pro 仕様

標準電圧	1.2	V
放電終止電圧	1.1	V
容量	2450	mAh
寸法	14.5φ×50.4	mm
質量	30	g
使用温度範囲	-5~50	degC
繰り返し使用回数	500	回

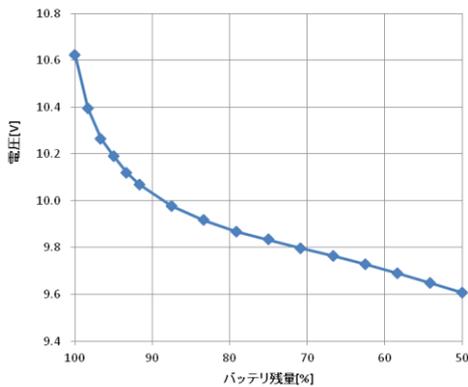


図 36 0.5C 放電時のバッテリー残量と電圧の関係

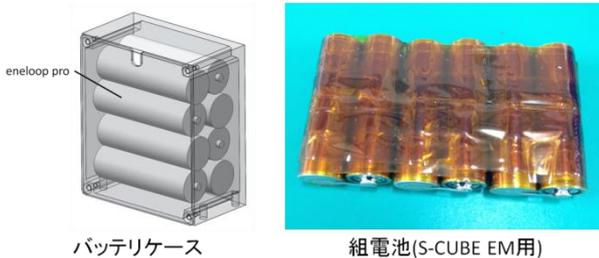


図 37 バッテリーケースと組電池

4.5 電力収支解析

4.5.1 静的収支解析

パドル展開前、展開後の条件において、1日あたりのバッテリー充電量と放電量の収支が成立しているか確認する。衛星各面のセル組数からパドル展開状況に合わせて実効セル組数を表 30 に示した。これに太陽電池パドルによる陰の影響が反映されている。また衛星の自由回転と太陽指向の違いから時間あたりの平均照射面数を求めた。

太陽電池パドル非展開時は光通信目的以外の姿勢制御は行わず、太陽指向時は日照時間中常に太陽指向を行うこととした。表 31 に静的電力収支を示す。どの条件においても1日あたりの発電量と消費量のバランスが取れており、電源系の設計が破綻したものでないことが確認できる。しかしパドル非展開時は収支に余

裕がないため、光通信を行うことは好ましくない。

表 30 実効組数と平均照射組数 単位[組]

	展開前	展開後	
		自由回転	太陽指向
+X	3	2.2	0
-X	0	0	0
+Y	2	2.2	0
-Y	2	2.2	0
+Z	0	6	6
-Z	0	3.8	0
合計	10	16.4	6
平均照射面数	1.768	4.141	6

表 31 静的電力終始解析

		非展開	展開自由	太陽指向
太陽電池セル電圧	V	4.82	4.82	4.82
太陽電池セル電流	mA	438	438	438
直射発電量	mW	2111.16	2111.16	2111.16
太陽電池面数	-	7	16.4	6
平均照射面数	-	1.768	4.141	6.000
平均発電電力	mW	3731.5	8742.3	12667.0
充電効率	-	0.692	0.692	0.692
利用可能バス電力	mW	2582.2	6049.7	8740.2
1周回時間	min	90	90	90
日照時間/周回	min/rev	57	57	57
日陰時間/周回	min/rev	33	33	33
バッテリー放電電圧	V	9.6	9.6	9.6
バッテリー充電量/周回	mAh/rev	304.84	714.20	1031.83
バッテリー充電量/日	mAh/day	4088.45	9578.18	13838.27
待機モード消費電流	mA	128.02	128.02	128.02
通信モード消費電流	mA	446.56	446.56	446.56
光通信モード消費電流	mA	1311.04	1311.04	1311.04
発電モード消費電流	mA	308.02	308.02	308.02
姿勢制御モード消費電流	mA	790.21	790.21	790.21
待機モード実行時間	hour/day	22.7	20.7	5.6
通信モード実行時間	hour/day	0.8	0.8	0.8
光通信モード実行時間	hour/day	0.5	0.5	0.5
発電モード実行時間	hour/day	0	0	15.1
姿勢制御モード実行時間	hour/day	0	2	2
バッテリー消費量/日	mAh/day	3918.84	5243.22	7961.22

4.5.2 動的収支解析

静的収支解析ではバッテリーに加わる負荷を確認することができないため、今回のような短時間に大電力を消費する機器を用いた場合の影響は十分に評価することができない。そこで、電源系に対する負荷が最も大きい光通信実行時のバッテリー負荷について動的に解析した。動的収支解析を行うにあたり、図 38 に示す座標系を設定した。本節には衛星位置を初期位置 0 deg からの角度として示す。なお日陰・日照時間には軌道傾斜角が反映されているため図の日陰とは厳密に一致しない。

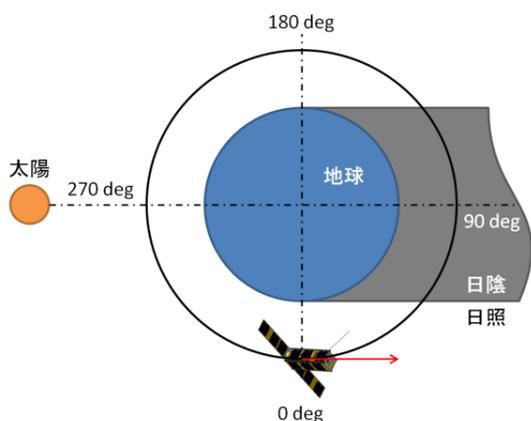


図 38 電力解析座標

表 32 モデル運用スケジュール

位置 [deg]	時刻 [min.]	運用モード	備考
0	0	姿勢制御	日照, BAT 満充電
24	6	姿勢制御	日陰開始
64	16	光通信	可視時間帯
104	26	待機	自由回転
157	39.25	待機	日照
360	90	終了	-

表 32 にモデル運用スケジュールを示す。運用は満充電状態から開始する。6 分が経過した 24deg の位置で日陰部に入り、さらに 10 分後に光通信を開始する。ミッション最大継続時間の 15 分が経過すると、待機モードに移行する。

1s 間隔で消費電力、発生電力を解析した結果、バッテリー残量と発電量は図 39 のように変化した。このグラフからバッテリーの放電深度は 18.1% と求められ、一般的な Ni-MH 電池の特性放電深度とサイクル数の関係(図 40)から、1 万サイクル(2 年)を超える十分な電池寿命が得られることが分かる。

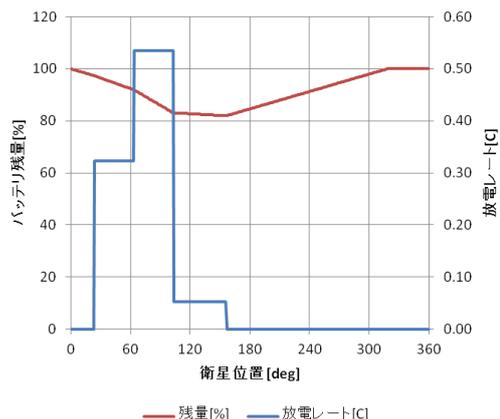


図 39 光通信時のバッテリー残量と放電レートの変化

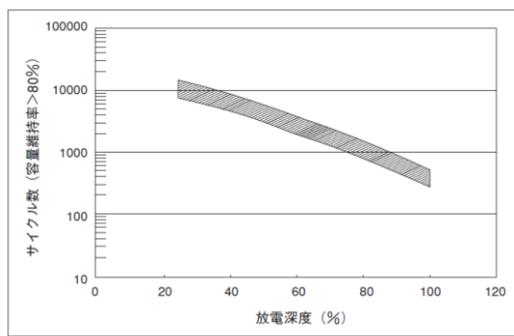


図 40 放電深度とサイクル数の関係

(出典 ニッケル水素電池の 5 大特性 Panasonic)

4.6 電力制御ユニット (PCU)

電力制御ユニットは(株)アドニクスによって開発されたキューブサット用バスシステム ABU (Addnics Bus Unit) に搭載された PCU (Power Control Unit) を使用している。この ABU には PCU に加えて MPPT 回路、AD 変換ユニット(ANA)、S 帯・U 帯の通信機を内蔵している。表 33 に ABU の仕様を、図 41 に外観を示す。

PCU と太陽電池セル、バッテリーの関係を図 41 に示す。バッテリーと ABU の間にはキューブサットの打上げ規格に従った 3 組のキルスイッチが設けられ、不意の衛星動作を禁止している。

表 33 ABU 仕様

外形	80×96×37	mm
重量	204	g
主な機能	<ul style="list-style-type: none"> 太陽電池の MPPT, バッテリー充放電 磁気トルカ駆動 センサ情報の AD 変換 UHF, S 帯通信機 SCU 管理 	

MPPT からの出力は、電流リミット付きでスイッチ

が PCU の管理下にある BUS1 と、PCU が管理せず常時通電状態の BUS2 に分かれています。PCU は搭載された Antifuse FPGA を用いて地上からの衛星リブートコマンドを独自に解釈する機能を持ち、BUS1 のスイッチを操作することができます。また BUS1 には ABU 内部回路の破壊を防ぐため 2A の電流リミットが設定されている。

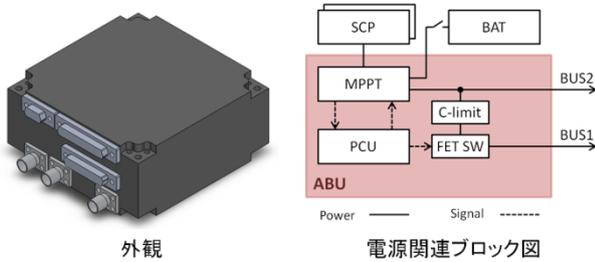


図 41 アドニクスバスユニット ABU

4.7 電圧変換ユニット (VCU)

VCU (Voltage Converter Unit) は 9.6V のバス電圧を DCDC コンバータを用いることで降圧もしくは昇圧し、搭載機器の動作電圧に調整する機能を持つ。図 41 に示したように、ABU は BUS1 と BUS2 の 2 系統の電源を出力するため、搭載機器の使用方法に応じて主電源を使い分けることができる。使い分けの基準は SCU のデータ処理の中心を担う SCU-FPGA の電源状態に依存する。

SCU には CPU と FPGA の 2 種類が搭載されており処理内容によって使い分ける(6 章 データ処理系)。FPGA は複数機器との同時通信やデータ処理能力に優れるが消費電力が大きい欠点があり、待機状態のバッテリー消費を抑えるために高度な処理が求められる場合以外は PCU が電源を OFF にする。そのため、SCU-FPGA は BUS1 を主電源としなければならず、BUS1 に接続された他機器は同時に電源 OFF となる。逆に SCU-CPU はマイコンを用いるため消費電力が小さいが、データ処理能力が低いため、常時 ON 状態で FPGA の補助に用いられ PCU に主電源を管理されない BUS2 に接続されなければならない。

搭載機器の主電源と動作電圧、SCU-FPGA-OFF での使用の有無を表 34 に示す。搭載機器の電源管理は信頼性の高い SCU-FPGA が全て管理するが、待機状態ではポートの H/L を維持できず、スイッチ状態を保持することができない。そのため BUS2 から常時電力が供給されるラッチ IC 経由して FET スイッチを操作することで SCU-FPGA が OFF の状態でも周辺機器のスイッチ状態の維持させる。表 34 に従って電源系を構成

すると、図 42、図 43 のブロック図で表される。なお入力電圧と出力電流、変換効率を検討した結果、表 35 の DCDC コンバータを使用することとした。

表 34 SCU-FPGA の電源状態と搭載機器の関係

	機器名	動作電圧 [V]	SCU-FPGA OFF 時の使用
BUS1	SCU-FPGA	3.3	-
	SCC		×
BUS2	SCU-CPU	3.3	○
	D-Latch-IC		○
	ACU		○
	GPS	5.0	○
	GMU	9.6	○
	GAS	12	○

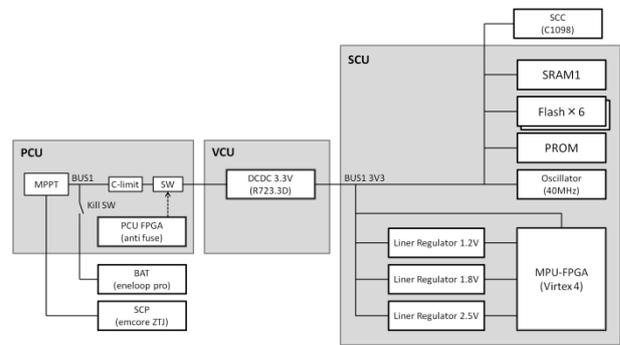


図 42 BUS1 の電源構成

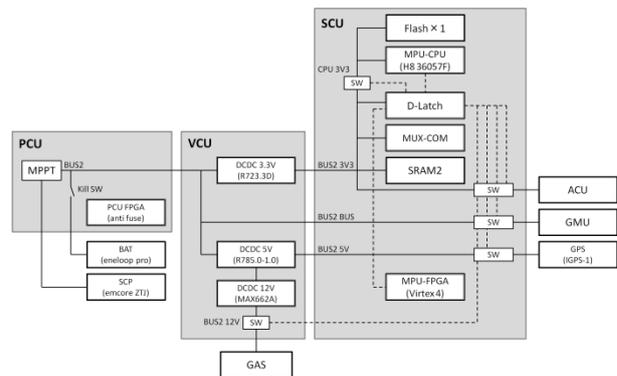


図 43 BUS2 の電源構成

表 35 使用する DCDC コンバータ

主電源	出力電圧 [V]	出力電流 [mA]	メーカー	型番
BUS1	3.3	2000	RECOM	R723.3D
	5	1000	RECOM	R-785.0-1.0
BUS2	3.3	2000	RECOM	R723.3D
	12	30	MAXIM	MAX662A

5. 仕様 RF 通信系

5.1 概要

RF 通信機には ABU に搭載された通信機を使用する。通信機の仕様を表 36 に示す。URX は地上からのコマンドを受信するために常時 ON とし、STX は待機状態は 8mW のビーコン出力のみとすることで電力消費を抑えている。

表 36 ABU 通信機仕様

UHF 受信機 (URX)	
周波数	401.25 MHz
変調方式	FM
周波数偏移	5kHzdiv
データレート	1200bps
S バンド送信機 (STX)	
周波数	2.2GHz
出力	0.1 W (データ送信時) 8mW (ビーコン送信時)
インピーダンス	50Ω
変調方式	BPSK (データ送信時) PCM-PSK-PM (ビーコン送信時)

5.2 アンテナ

UHF アンテナには 1/4 波長モノポールアンテナを使用する。必要なアンテナ長が 188mm と長いことから、打ち上げ時は構体の X 面に畳み込まれており、ISS 放出規定を満たす放出から 1800 秒後にアンテナを自動展開する。アンテナ展開機構を図 44 に示す。

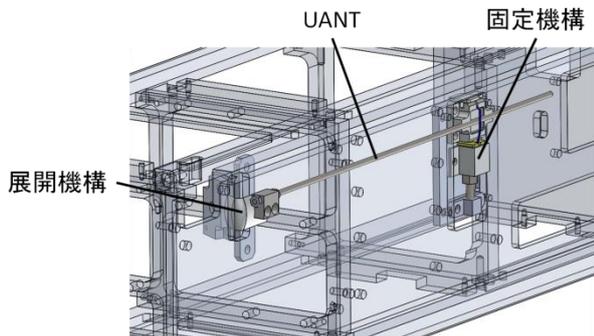


図 44 UHF アンテナ展開機構(-X 面)

S 帯アンテナには図 45 に示すパッチアンテナを使用した。S 帯は指向性が比較的に強いので、衛星の Z 面と +Z 面に 1 台ずつ搭載する。これは光通信時には Z 面が地球方向を向いており、この姿勢において安定した通信が求められるためである。

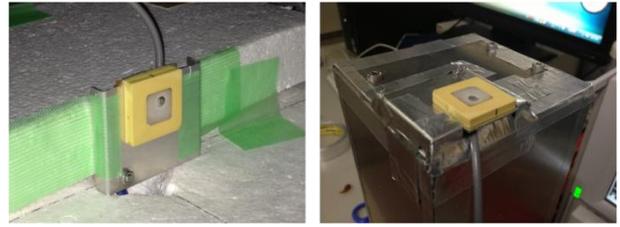


図 45 S 帯パッチアンテナ

本衛星は衛星本体に対して大型の太陽電池パドルを展開するため、衛星の姿勢によっては電波強度が低下するおそれがある。そこで三次元電磁界解析シミュレータ "HFSS11" (ANSYS) を使用してアンテナパターンの解析を行った。

光通信実験時のテレメトリ送信を想定し、パドル展開時の Z 面 S アンテナのアンテナパターンを図 46 に示す。パドル展開時はアンテナパターンが波打ち、非展開時とくらべて利得が大きくなる傾向が見受けられる。これはパドルに電波が反射するためと考えられる。展開時・非展開時共に地球方向である Z 軸方向に十分な強度が得られている事が確認できる。

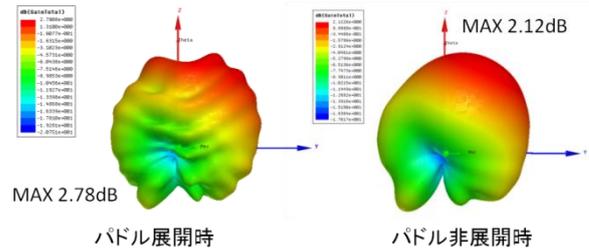


図 46 地球方向の S 帯アンテナパターン

また、UHF アンテナの展開角度と地球方向の電波強度の関係性を調べた。図 47 のようにアンテナ展開角度を定義した場合、90、135 deg の場合のパターン図を図 48、図 49 に示す。

一般的にモノポールアンテナはアンテナ軸を中心にドーナツ型の放射パターンを持つ。そのため構体の存在を考えない場合は、展開角度を 90deg とすることで地表方向のゲインを大きくすることができる。しかし構体に取り付けた場合は、図 48 から分かるように反アンテナ面地球側のゲインが小さくなり姿勢によっては地上からのコマンドが通りにくくなる可能性がある。

アンテナ展開角度を 135deg とすると図 49 のように反アンテナ面側のゲインを大きくすることができるが、アンテナ軸が地表を向きやすくなる。そこで今回はアンテナ展開角度を中間の 120deg とすることで両者の性質が得られるように調節した。

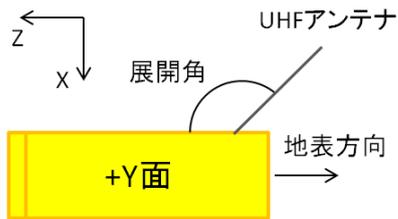


図 47 UHF アンテナ展開角の定義

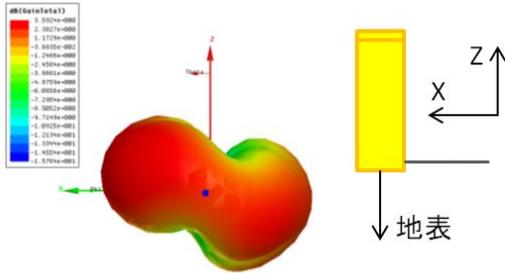


図 48 展開角 90deg のアンテナパターン図

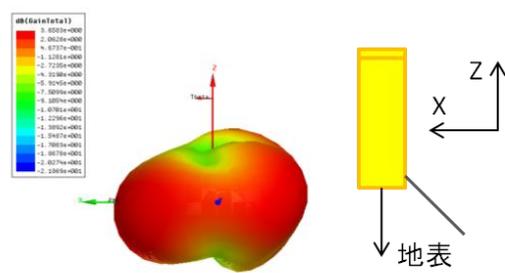


図 49 展開角 135deg のアンテナパターン図

5.3 地上局

本衛星で使用する地上局は RF 通信局と光通信局に大別される(表 37)。RF 主・副管制局は RF 通信によるコマンド送信，テレメトリを実施する。また光管制局は光通信を用いてテレメトリ受信のみを実施する。

衛星へのコマンド送信は主管制局である東北大局からオペレータが実施する。光通信時でも RF 通信によるコマンドとテレメトリが必要であるため，光通信実験時は東北大局と NICT 小金井局が同時に連携する。コマンド送信はインターネット回線を経由して東北大局管制室から千葉工大アンテナを用いて送信することも可能である。

表 37 管制局一覧

種別	名称	所在地
RF 主管制局	東北大学	仙台市
RF 副管制局	千葉工業大学	習志野市
光主管制局	NICT 本部	小金井市
光副管制局	可搬式通信局	不定

地上局からのコマンド送信には八木アンテナを使用する。また，S 帯のテレメトリ受信には 2.4m (東北大) もしくは 2m (千葉工大) のパラボラアンテナを使用する(図 50)。



図 50 RF 管制局

5.4 通信可能時間

1 日あたりの通信可能時間について考える。本衛星は ISS から放出されるため，ISS の軌道情報を用いて主管制局から仰角 5 deg 以上で通信可能なパスを選び，1 日あたりの平均通信可能時間を求めた(表 38)。平均して 45 分程度であることが分かる。

表 38 平均通信可能時間

	通信可能時間 [min:sec]	平均通信可能時間 [min:sec]
2014/7/1	43:52	44:36
2014/7/2	43:42	
2014/7/3	46:16	

5.4 回線設計

仰角 5 deg において回線マージン 5 dB が確保できるよう回線設計を行った。表 39 に回線設計の結果を示す。

軌道投入直後および待機状態では回線マージンが高くなるようにテレメトリビットレートを 9600bps とする。軌道高度が 400km と低いため，主管制局の東北大局，副管制局の千葉工大共に 50 kbps での通信が可能である。地表面電力束密度(PFD)は仰角 90 deg の際に $-150\text{dBW}/\text{m}^2$ ，仰角 5 deg の際に $-163\text{dBW}/\text{m}^2$ となっており，帯域幅 4kHz の場合の許容値を満たしている。

6. データ処理系

6.1 概要

本衛星のデータ処理系は TBU (Tohoku Bus Unit) に集約される。必要な部品は 2 枚の基板上に実装され，一つのケース内に収納されている(図 51)。基板を複数に分けることは機器配置の自由度を高めると同時に複

表 39 回線設計

地上局名称	UHF-UP		S-DOWN							単位
	東北大局 千葉工大局	単位	東北大局					千葉工大局		
通信経路	U-UHF1		D-S1	D-S2	D-S3	D-S4	D-S5	D-S6	D-S7	
アンテナ直径	Yagi		2.4	2.4	2.4	2.4	2.4	2	2	m
ビットレート	1200	bps	9600	19200	38400	50k	100k	50k	100k	bps
送信周波数	401.25	MHz	2285	2285	2285	2285	2285	2285	2285	MHz
波長	0.75	m	0.13	0.13	0.13	0.13	0.13	0.13	0.13	m
送信電力	47	dBm	20	20	20	20	20	20	20	dBm
送信電力	17	dBW	-10	-10	-10	-10	-10	-10	-10	dBW
占有帯域幅	15	kHz	200	200	200	200	200	200	200	kHz
最大電力密度	-24.8	dBW/Hz	-63.0	-63.0	-63.0	-63.0	-63.0	-63.0	-63.0	dBW/Hz
送信フィード損失	-3	dB	-1	-1	-1	-1	-1	-1	-1	dB
送信アンテナ利得	10	dBi	0	0	0	0	0	0	0	dBi
EIRP	54	dBm	19	19	19	19	19	19	19	dBm
送受信偏波損失	0	dB	0	0	0	0	0	0	0	dB
軌道高度	400	km	400	400	400	400	400	400	400	km
仰角	5	deg	5	5	5	5	5	5	5	deg
最大通信距離	1805	km	1805	1805	1805	1805	1805	1805	1805	km
伝搬損失	-149.65	dB	-164.76	-164.76	-164.76	-164.76	-164.76	-164.76	-164.76	dB
降雨損失	0	dB	0	0	0	0	0	0	0	dB
ポインティング損失	-0.2	dB	-0.2	-0.2	-0.2	-0.2	-0.2	-0.2	-0.2	dB
受信アンテナ利得	0	dBi	32.2	32.2	32.2	32.2	32.2	30.6	30.6	dBi
受信フィード損失	-1	dB	-1	-1	-1	-1	-1	-1	-1	dB
受信信号電力	-96.85	dBm	-114.76	-114.76	-114.76	-114.76	-114.76	-116.36	-116.36	dBm
参照帯域幅			4000	4000	4000	4000	4000	4000	4000	Hz
地表面電力束密度(PFD) Ei=90deg			-150.02	-150.02	-150.02	-150.02	-150.02	-150.02	-150.02	dBW/m2
地表面電力束密度(PFD) Ei=5deg			-163.11	-163.11	-163.11	-163.11	-163.11	-163.11	-163.11	dBW/m2
受信雑音電力密度	-169.9	dBm/Hz	-174.6	-174.6	-174.6	-174.6	-174.6	-174.6	-174.6	dBm/Hz
C/No	73.05	dBHz	59.84	59.84	59.84	59.84	59.84	58.24	58.24	dBHz
C/N	31.29	dB	6.83	6.83	6.83	6.83	6.83	5.23	5.23	dB
変調損失	0.4	dB	0	0	0	0	0	0	0	dB
その他損失	5	dB	1.5	1.5	1.5	1.5	1.5	1.5	1.5	dB
雑音帯域幅	30.8	dBHz	39.8	42.8	45.8	47.0	50.0	47.0	50.0	dBHz
所要S/No(Eb/No)	13.3	dB	4.5	4.5	4.5	4.5	4.5	4.5	4.5	dB
所要S/No	44.1	dB	44.3	47.3	50.3	51.5	54.5	51.5	54.5	dB
所要C/No	49.5	dBHz	45.8	48.8	51.8	53.0	56.0	53.0	56.0	dBHz
回線マージン	23.56	dB	14.02	11.01	8.00	6.85	3.84	5.25	2.24	dB

数人での開発を容易にする反面、基板間を接続する計装本数の増加を招き、衛星内部スペースの浪費やノイズによる通信品質の劣化を引き起こす可能性がある。

TBUは図 52に示すように衛星中央ユニット(SCU), 電圧変換ユニット(VCU), 地磁気センサ(GAS), 外部インターフェース(EIF) の 4 ユニットから構成されている。電圧変換ユニット VCU については電源系の項に前述した。

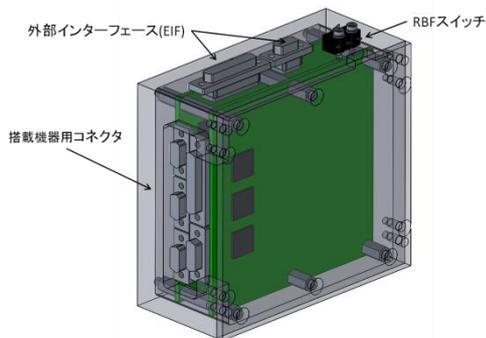


図 51 TBU 外観

SCUはその名の通り、コマンド解釈や各種機器の電源管理からテレメトリデータの生成まで、本衛星のデータ処理の中心を担うユニットである。待機モードでの電力消費を低減するため、SCU には FPGA と CPU の 2 種類のデータ処理装置を搭載する。

SCU と信号線で接続された外部インターフェース EIF は、SCU と外部 PC との接続を中継するユニットで、ソフトウェア開発時の通信ポートを搭載する。また、MPPT への電力線を通じてバッテリーの充電を行い、打ち上げ規格に規定された RBF (Remove Before Flight) スイッチも役割も果たす。

通常の衛星運用の場合、通信の正常化や発電のためには磁気トルカを用いたデタンプリングは欠かすことができない。三軸地磁気センサである GAS はデータ処理系ではなく姿勢制御系の機器に分類されるべきだが標準バスシステムとして TBU と ABU のみで最低限の姿勢制御を可能にするため一体化した。なお、GAS はセンサデータを電圧としてアナログ値で出力するため SCU ではデータを取得できず、ABU 内部に搭載さ

れたアナログ変換ユニット ANA を経由し、PCU からデータを取得する。

これらの工夫により ABU と TBU の 2 台のバスユニットを搭載するだけで、通信、電源管理、簡易姿勢制御、高度なデータ処理までの一連のタスクを実行することが可能な点が、本衛星のデータ処理系最大の特徴である。

6.2 SCU

SCU 内部のブロック図を図 52 に示す。本節では 2 台のデータ処理装置 FPGA と CPU を中心に SCU の機能について解説する。

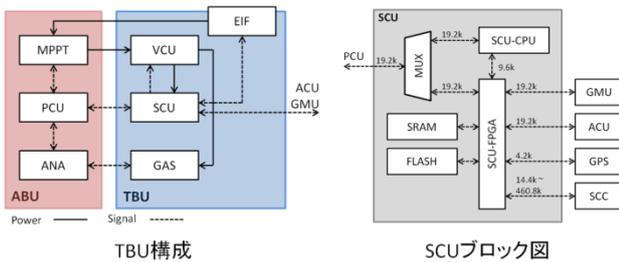


図 52 TBU 構成と SCU ブロック図

6.2.1 FPGA

FPGA とは Field Programmable Gate Array の略称で、チップ内のゲートをユーザの設計したデータに従って再構成し、任意の論理回路を実装する集積回路である。CPU がソフトウェアで処理を実行するのに対して論理回路の組み合わせによってハードウェア的に信号処理するためマルチタスク性能に優れ、データ処理の信頼性が高い。

FPGA はデータ書き換え可能な SRAM, Flash タイプと書き換え不可能な Antifuse タイプに分けられる。開発段階においては FPGA の回路を何度も作り変えながら検討を進めていく必要があるため、書き換え可能タイプを使用せざるを得ない。しかし、チップ上に集積された数百万点を超える半導体のゲートは放射線に弱く、ラッチ状態やメモリ状態に予期せぬ変化を引き起こすことで論理回路構成が変更され正常にデータ処理を行えなくなる可能性がある。

書き換え可能な FPGA は起動時に ROM 等の不揮発性メモリからコンフィギュレーションデータを読み込み、内部状態の設定を行っている。そのため、放射線による異常状態から正常状態に復帰させるためには FPGA の再起動を実行すれば良い。

本衛星では電源項に記したように、FPGA の電源は PCU が管理している。PCU も FPGA から構成されて

いるが、Antifuse タイプを用いているため放射線による論理回路の変化は発生しない。SCU-FPGA の異常時には再起動コマンドを PCU に送信することで PCU 内でコマンドを解釈し、FPGA を再起動させる。

本衛星の FPGA には Xilinx 社製の SRAM FPGA "Virtex4 (XC4VFX12)" を使用する。Virtex4 は東北大が過去に打ち上げた "RAIKO" や "RISING-2" でも使用されており、性能と信頼性に対する高い実績を有している。

過去の実績から Virtex4 のハードウェアが放射線によって損傷することはなく、再起動による再構成を経ることで必ず初期状態に復元できると考え、SCU の設計を行った。

マルチタスク性能の高さと処理の速さから、GMU, ACU, GPS, SCC といった周辺機器との通信は SCU-FPGA が全て引き受ける。また、電源項に記したように機器の電源操作もラッチ IC を経由して SCU-FPGA が実行する。

Virtex4 の欠点は消費電力の大きさにある。動作時は約 2W の電力を消費するため、バッテリーの小さなキューブサットでは連続的に動作させ続けることが困難である。そこで SCU-FPGA は実行コマンドがない場合に自己スリープを行う。自己スリープの発動条件は次の通り。

- FPGA-ON から 30 秒が経過し、次のコマンドを受信しない場合。
- 最終コマンドから 12 分が経過した場合。
- 次のストアードコマンドまで 5 分以上ある場合。

コマンドに実行時刻情報を付加し、地上からの送信なしに実行されるコマンドをストアードコマンド(SC)と呼び、反対に地上からのコマンド受信と同時に実行されるコマンドがリアルタイムコマンド(RC)である。自己スリープの長さは PCU によって 5 分間と規定されており、SCU-FPGA は自己スリープ開始から 5 分後に PCU によって必ず起こされる。そのとき再び条件を確認し、待機モード中で次の SC 実行まで 5 分以上ある場合は自己スリープが繰り返される。

6.2.2 CPU

本衛星では、ソフトウェアを用いてデータを処理する装置のことを CPU と呼ぶ。処理性能は高いものの消費電力削減のため自己スリープを繰り返す SCU-FPGA とは対照的に、SCU-CPU は低消費電力化を図り、常時 ON 状態で運用する。

CPUにはルネサスエレクトロニクス製の16bitマイコン"H8/36057F"を使用する。Virtex4と同様にH8/36057Fも過去の打ち上げ実績を有し、軌道上での信頼性が高い。H8/36057Fの仕様を表40に示す。

H8マイコンの動作周波数は電源電圧に依存する。消費電力を抑えるために電源を3.3Vとした結果、動作周波数は10MHzにとどまった。CPUによるデータ処理は条件によって処理時間が変化し、ソフトウェアが複雑になるほど信頼性が低下するため、SCU-CPUはSCU-FPGAの補助に特化した作業を実行する。

中でも重要な機能が10bit 8chADコンバータを用いた電流測定である。PCU内部にも電流センサが搭載され、各太陽電池の電流やバッテリーからの電流を測定することが可能だが、ACUやGMUといった個別の機器に関しては計測を行っていない。機器の動作状況を確認するにあたって電流測定は不可欠であり、テキサス・インスツルメンツ製電流センサ"INA214"を用いて1s間の最大電流を記録・送信する。

表 40 H8/36057F 仕様

電源電圧	3.3	V
動作周波数	10	MHz
ROM容量	56	KB
RAM容量	3	KB
ピン数	64	ピン
動作温度	-20~+75	degC
ADC分解能	10	bit

6.2.3 時刻管理

ストアードコマンド(SC)は実行内容に協定世界時(UTC)を基準とした絶対時刻を付与し、内部時計と指定時刻を比較することで自動的に実行される。そのため、内部時計に大きなズレがあると、期待したとおりにコマンドが実行されず、最悪の場合ミッション機器の破損やバッテリーの過放電に至る可能性がある。

前述したようにSCU-FPGAは待機モードの間自己スリープに入るため、内部時計を更新することができない。自己スリープに入る前に時計をフラッシュメモリに記録し、回復後に読み出し、スリープ時間を足し合わせることで一定の管理が可能であるが、保存読み出し時間分のずれが5分毎に蓄積され、正確な記録が難しい。そこで時刻管理は常時ON使用のSCU-CPUが行うこととした。

SCU-CPUは10MHzのメインクロックを用いて約4ms刻みの時刻をカウントアップする。時刻情報は全部

で6byteあり、UTCに変換できる。時刻管理の関連図を図53に示す。

SCU-CPUの時刻情報はステータス情報(STAT)として常時SCU-FPGAに送信される。SCU-FPGAがONの時はFPGAを経由してGMUへと時刻情報が送信される。このためSCU-FPGA-OFF時にGMUが時刻を知りたい場合は、自らのコントローラに時刻管理システムを有する必要がある。

SCU-CPU時刻は時計同様に徐々にズレが発生するため、正しい時刻を送り修正する必要がある。修正の手段は地上からの時刻送信とGPS情報の2種類である。いずれもSCU-FPGA-ON時に地上からのコマンドで時刻修正命令が実行され、SCU-FPGAとCPU、GMUの時刻を一度に修正する事ができる。

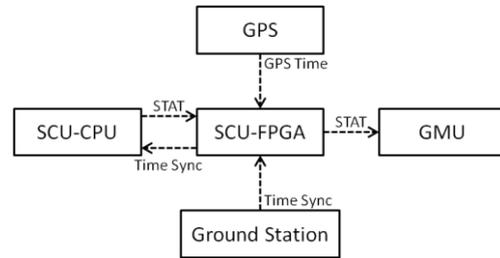


図 53 衛星内の時刻管理

6.2.4 PCU との通信

PCUとSCU-FPGA,CPUの関連図を図54に示す。PCU内蔵のFPGAにコマンドを送信することで、充放電・通信機・AD変換等を制御することができる。

PCUへのコマンド送信機能はSCU-FPGA,CPUが共に有し、19.2kbpsのUART通信を使用する。またPCUからのステータス受信も同様に19.2kbpsのUART通信を使用する。しかしPCUはUART通信機を1系統しか持たないため、同時ステータス受信は可能だが同時コマンド送信が成立せず、マルチプレクサを用いた信号の切り替えが求められる。切り替え条件を表41に示す。

表 41 コマンド送信の切り替え条件

FPGA 電源	CPU 電源	通信権	条件
ON	ON	FPGA	FPGA 電源
ON	ON	CPU	FPGA 操作
ON	OFF	FPGA	FPGA 電源
OFF	ON	CPU	FPGA 電源
OFF	OFF	-	定義なし

マルチプレクサには信頼性の高い"ADG658" (アナログ・デバイセス)を用いる。FPGA-ON時はPCUとの

通信を強制的に CPU に切り替えることが可能である。

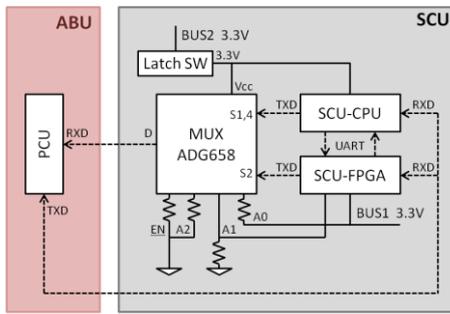


図 54 PCU と SCU-FPGA, CPU の関連図

6.2.5 FPGA と CPU の機能分担

FPGA と CPU の特性から、機能は表 42 のように分担された。

表 42 FPGA と CPU の処理分担

	SCU-FPGA	SCU-CPU
地上間通信系		
RC 実行	○	×
SC 実行	○	×
HK 送信	○	×
電源系		
周辺機器電源操作	○	×
電源状態監視	×	○
バッテリー電圧監視	×	○
機器電流測定	×	○
データ処理系		
周辺機器間通信	○	×
HK 記録	○	×
ステータス送信	○	○
時刻管理	△	○
PCU との通信	○	○
CPU 監視	○	×
姿勢制御系		
GAS データ取得	○	○
トルカ制御	△	○

○:可能 △:一部可能 ×:不可能

6.2.7 コマンド体系

ABU を用いて復調されたコマンドは、PCU からのステータス情報として SCU に送信される。FPGA 項に記したように、本衛星で用いるコマンドは受信と同時に実行されるリアルタイムコマンド (RC) と設定時刻に実行されるストアードコマンド (SC) に大別される。コマンド体系を表 43 に示す。

表 43 コマンド体系

RC	ディスクリートコマンド (DC) (1 byte)	シングルコマンド ダブルコマンド
	シリアルマグニチュード (SM) (2~14 byte)	
	ブロックコマンド (BC) (16byte)	
SC	ディスクリートコマンド (DC) (1 byte)	シングルコマンド
	シリアルマグニチュード (SM) (2~14 byte)	

RC は 1 フレーム 24byte で構成され、フレーム同期は冒頭 3byte の同期コードを使用する。またフレーム末尾には 2byte の CRC が設けられ、フレーム中に誤りの有無をを判別する。この他にも衛星 ID やヘッダー等合計 3byte が必要とされ、1 フレームに送信可能なコマンドコード長は最大 16byte に限られる。

コマンドコード 16byte の内 1byte のみで構成される命令のことをディスクリートコマンドと呼ぶ。1byte では機器設定のための引数を含めることができないため、アンテナの切替や機器の電源等の単純な命令に使用される。中でも太陽電池パドルの展開等の実行後は元に戻すことのできない重大なコマンドにはダブルコマンドを使用する。その名の通り、実行移すためにはディスクリートコマンドを 2 回受信する必要がある。地上での誤った操作により衛星が致命的な状態に陥らないように制限している。

シリアルマグニチュード (SM) は 2byte のコマンドと最大 14byte の引数により構成され、目標姿勢やセンサオフセット情報等の複雑な命令を送信する。

ブロックコマンド (BC) は SC を送信するために用いられる。SC は複数の命令を一度に衛星側に衛星にアップロードするため、転送データ量が 1 フレームを超えてしまう。そこで地上の運用ソフト側でデータを 16byte のブロックに分割し複数回に分けて送信する。

SC は 1 秒刻みの実行時刻を含んだコマンドで、コマンドフレームは RC と同一である。最大で 64 コマンド、合計 1536byte を SCU-FPGA の RAM に保存することができる。SC を用いることで不可視時間帯のコマンド実行が可能になるだけでなく、可視時間帯でも終了処理を予め衛星側に送信しておけば、可視時間帯終盤にコマンドが不通となっても確実に機器の電源を落とすことができるため安全である。

また初回ストアードコマンドとして衛星分離後のコマンドを記録しておけば SCU の起動やアンテナの展開を自動的に実行できる。

6.2.8 テレメトリ体系

ミッションデータやHKデータはSCUによって処理され、PCU経由でテレメトリとして送信される。表 44 にデータ再生時のテレメトリフレームを示す。

テレメトリは1フレーム128byteで構成され、コマンドと同様に冒頭の同期コードと末尾のCRCが含まれている。同期コードに続いて0x00から0xFFまでのインデックスが付加されており、地上側でデータの連続性を確認することができる。バッテリー残量やコマンドの受信状態、衛星姿勢といった最重要ステータスは14byteのデータとして毎フレーム必ず送信される。

画像データ等の再生データは1フレームあたり最大106byte送信可能でデータ割合は83%である。再生データには2byteの再生フレーム番号が付加され、テレメトリフレームとは別にデータの連続性を確認することができる。フレーム番号の制限により、再生可能なデータ長は106byte × 65536 = 6784KBに制限されてしまう。しかし回線設計項に記したように、定常運用時のテレメトリビットレートは50 kbpsのため、制限一杯のデータ再生には22分を要し運用上の支障にはならない。

表 44 テレメトリフレーム(データ再生時)

データ長[byte]	内容
3	同期コード
1	フレームインデックス
14	最重要ステータス
2	再生フレーム番号
106	再生データ
2	CRCコード

6.3 外部インターフェース (EIF)

外部インターフェース(EIF)は衛星組み立て後に内部基板にアクセスするための唯一のインターフェースである。EIFは独立した基板を持たず、コネクタをTBUケースに取り付けることで構成されている。このためTBU内部基板がXZ平面に並行でも-X側から接続を行うことが可能になる。

インターフェースはSCUとの通信線、BATの充電、RBFスイッチの3種類に分けられる。インターフェース仕様を表 45 に示す。

SCUとの通信線はマイクロDサブコネクタ(MDMコネクタ)の25ピンメスを使用する。メスコネクタは端子が外部に露出しないため、打ち上げ時や軌道上で

端子が金属片等によりショートする恐れがない。

バッテリー充電と温度測定にはMDM9ピンメスを使用する。バッテリー温度はシリアル通信を通して知ることができるが、射場や衛星引き渡し場所によっては搭載機器との通信が許可されない場合が予想される。そこでPCUとは独立して温度センサに接続することで、安全に直前の充電を行うことができる。また電源チェック端子を用いて、キルスイッチの動作状態を確認することも可能。

RBFスイッチは打ち上げ直前までは構体のネジ穴にスイッチを押し下げておくためのネジを固定しておく。

表 45 外部インターフェース仕様

インターフェース	内容	線数
MDM25 ピンメス	CPU用シリアル通信	3
	FPGA用シリアル通信	3
	FPGA用JTAG	14
	予備	5
MDM9 ピンメス	バッテリー充電	2
	バッテリー温度測定	2
	電源チェック端子	5
M3メスネジ	RBFスイッチ	-

6.4 小型カラーカメラ (SCC)

小型カラーカメラには(有)サイレントシステム製のJPEGカメラ"C1098-SS"を使用する。このカメラはVGAサイズのOmniVision社製CMOSイメージセンサを搭載し、内蔵する画像プロセッサでJPEG画像に圧縮し、シリアル通信でSCU-FPGAに接続することができる。外観を図 55 に、仕様を表 46 に示す。レンズは標準品から広角レンズに交換している。なお重量と外形には固定用部品を含む。

本衛星ではSCCの画像を光通信テレメトリの試験のために利用する。撮影時には姿勢制御モードからSTXを除いた撮像モードを用い、衛星姿勢を任意の方向に変化させることが可能。

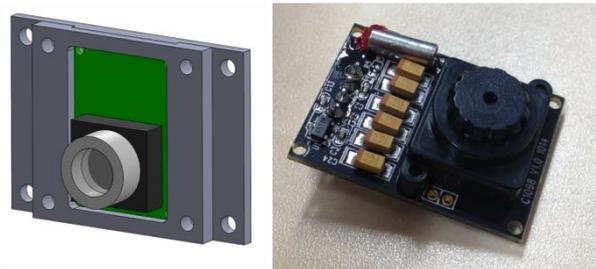


図 55 SCC外観

表 46 SCC仕様

外形	35×30×18	mm
重量	26	g
視野角	89.5	deg
画素数	30	万画素
通信速度	460.8	kbps

6.4 その他機器との接続

標準バスシステムとしてコンポーネント単体でのアップデートを容易にするため、バスシステム内の機器に関しても接続規格を予め定める。TBU とその他機器の接続図を図 55 に示す。

TBU 外部との接続は全てマイクロ D-sub コネクタを使用する。これは開発時に独立して試験を行うことを容易にするためである。ABU, GMU, ACU 等の主要ユニットに対しては両端にコネクタが取り付けられているが、GPS と SCC に関しては周辺機器側はコネクタを持たない。これは GPS や SCC がケースに収められておらず、コネクタを取り付けることで外形が大幅に大きくなってしまうためである。

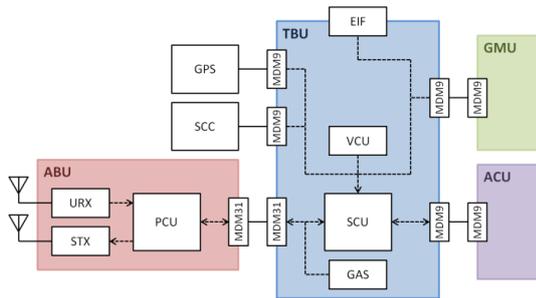


図 56 TBU とその他機器の接続図

7. 仕様 姿勢制御系

7.1 概要

本衛星は運用の状況に合わせて 5 種類の姿勢制御モードを使い分ける。表 47 に制御モードと使用センサを示す。

デタンプリング制御とは三軸磁気トルカ(MTQ)を三軸地磁気センサ(GAS)の情報によって制御し、衛星の角速度を 0.1deg/s 以下に抑制するための制御である。これにより放出後にも安定した通信と安全なパドル展開を行うことができる。またトルカのアンローディングにも使用する。

日照慣性空間指向制御とは、太陽センサ(SAS)によって求められる太陽ベクトルと GAS によって求められる地磁気ベクトルを用いて衛星姿勢を決定し、任意

の方向に姿勢を制御する制御である。これにより日照時の地球画像撮影、展開パドルの太陽指向、地球センサの地球指向を行なうことができる。

日陰慣性空間指向制御とは、日照慣性空間指向制御の SAS の代わりに地球センサ(ES)によって求められる地心ベクトルを用いるもので、光通信の準備段階に使用する。地球センサは MOT 搭載面のみに取り付けられているため、日陰前にあらかじめ地球方向を指向させる必要がある。

精光地上局追尾制御にはレーザ追尾センサ(LTS)を使用し、光通信シーケンスの粗追尾機構としての役割を担う。

いずれの制御モードにおいても角速度センサ(GYRO)が使用され、衛星の運動の監視や制御の補助を行なう。

表 47 制御モードと使用センサ

制御モード	使用センサ
デタンプリング制御	GAS, GYRO
日照慣性空間指向制御	SAS, GAS, GYRO
日陰慣性空間指向制御	ES, GAS, GYRO
精光地上局追尾制御	LTS, GYRO

7.1 デタンプリング制御

7.1.1 制御則 B-dot 則

デタンプリング制御時のブロック図を図 57 に示す。データ処理系に記したように、この制御は姿勢の変更までに時間を要するため、低消費電力な SCU-CPU が実行する点が特徴である。

制御則には B-dot 則を使用する。B-dot 則とは衛星座標系における磁場ベクトルの変化を止めるよう、磁気トルカで制御トルクを発生させる方法である。東北大学が過去に打上げた SPRITE-SAT, RISING-2 での実績があり運用初期段階での姿勢制御方法として信頼性が高い。

$b_j(t_i)$ を時刻 t_i における j 軸の磁気センサ計測値、 τ_j を j 軸の磁気トルカ出力とすると、磁気トルカへの電流出力方向は次の式で表される。

$$\begin{aligned} \text{if } b_j(t_i) - b_j(t_{i-4}) > 0 \text{ then } \tau_j &= -1 \\ \text{else if } b_j(t_i) - b_j(t_{i-4}) < 0 \text{ then } \tau_j &= 1 \\ \text{else } b_j(t_i) - b_j(t_{i-4}) = 0 \text{ then } \tau_j &= 0 \end{aligned}$$

$$(j = x, y, z)$$

式からわかるように、磁気センサの計測値には現在の値と 4 秒前の値を使用する。これは磁気トルカで発

生じた磁場が磁気センサの計測値に影響を及ぼさないよう、2sごとにセンサ動作とトルカ動作を交互に繰り返すためである(図 57)。

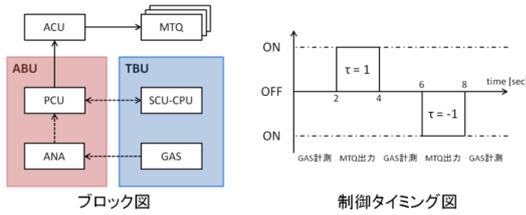


図 57 デタンプリング制御

7.1.2 姿勢センサ 磁気センサ :GAS

磁気センサには Honeywell 社製の三軸地磁気センサ "HMC2003"を使用し、周辺回路と共に標準バスシステムとしてTBU内に搭載される。センサ仕様を表 48に、センサユニット外観を図 58 に示す。センサの計測感度は 1V/gauss であり、0gauss = 2.5V として±2.5gauss の範囲で計測可能である。センサ情報は電圧として出力され、ABUに内蔵された 12bitAD コンバータを使用して SCU にデータを送信する。このセンサは東北大が過去に打ち上げた衛星の全てに搭載されており、磁気シールドケースによる試験の結果、取得データの補正を行わない場合最大 8.6deg の磁気ベクトル決定誤差が発生することが確認されている(図 58)。

表 48 GAS仕様

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



GAS (RAIKO搭載品)

絶対値評価試験

図 58 磁気センサ GAS

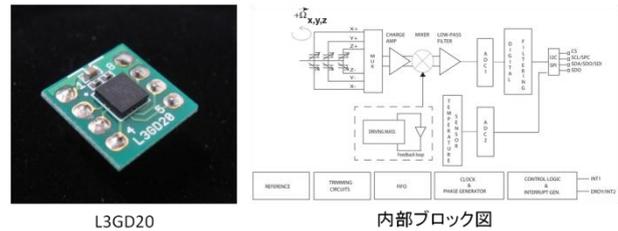
7.1.3 姿勢センサ 角速度センサ:GYRO

角速度センサには STMicroelectronics 社製のデジタル 3 軸 MEMS ジャイロセンサ "L3GD20"を 2 台使用する。2 台のジャイロセンサからデータを利用すること

で、単体で動作させる場合よりもドリフトや外乱の影響を抑えることが可能となるためである。GYRO は他センサと比べてデータ更新周期が短いため、姿勢情報の補完に用いることができる。データ処理後の GYRO 仕様を表 49 に、L3GD20 の外観を図 59 に示す。

表 49 GYRO仕様

LSB 角速度	0.175	deg/s
標準偏差(1σ)	0.04	deg/s
測定周波数	760	Hz
データ出力周波数	32	Hz
測定範囲	±8.96	deg/s



L3GD20

内部ブロック図

図 59 角速度センサ GYRO

7.2.4 アクチュエータ 磁気トルカ :MTQ

磁気トルカは重量を軽減するため空芯タイプとし、エナメル線を ACU ケース側面に巻きつけることで固定される。MTQ の仕様を表 50 に示す。

表 50 MTQ仕様

	MTQ-X	MTQ-Y	MTQ-Z	
巻数	60	70	70	巻
コイル全長	10.3	13.8	10.4	m
コア面積	0.0020	0.0025	0.0015	m ²
抵抗値	65	65	65	Ω
電圧	1.65	1.65	1.65	V

7.2.5 姿勢制御シミュレーション

初期角速度を各軸 2.0deg/s とし、デタンプリング制御を連続して行った場合の衛星姿勢のシミュレーションを行った。条件を表 51 に、解析結果を図 60 に示す。

20 時間後の角速度は 0.092 deg/s と求められ、目標値以下に安定化可能であることが確認できた。

表 51 シミュレーション条件

軌道	高度	400	km
	軌道傾斜角	51.6	deg
初期角速度	各軸	2.0	deg/s
	合計	3.43	deg/s

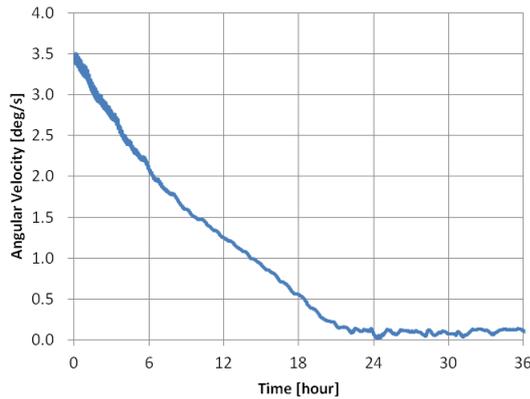


図 60 デタンプリング制御シミュレーション結果

7.3 日照慣性空間指向制御

7.3.1 制御則 TRIAD 法

日照慣性空間指向制御時のブロック図を図 61 に示す。制御則として用いる TRIAD 法とは、2つの基準とする方向ベクトル v_1, v_2 に対して、これらの衛星座標系における観測値 w_1, w_2 が得られた時に

$$w_1 = Av_1, \quad w_2 = Av_2$$

を満たす直交行列 A を求める方法である。この行列 A を用いることによって基準方向ベクトルを観測ベクトルに変換することができる。

日照時には v_1 に地磁場ベクトルを v_2 に太陽方向ベクトルを使用し、過去の実績から約 5 deg の決定精度を有することが確認されている。

磁気センサと太陽センサの情報は ABU を用いて AD 変換されたのち、SCU-FPGA を用いて姿勢の決定を行う。これは ACU のプロセッサとして搭載されている H8 マイコンの処理能力が地磁場モデル(IGRF)を用いた地磁場ベクトルの計算、軌道情報を用いた姿勢決定には力不足であること、また ACU-OFF の場合でも姿勢決定可能なことが低消費電力化に有利に働くことによるものである。

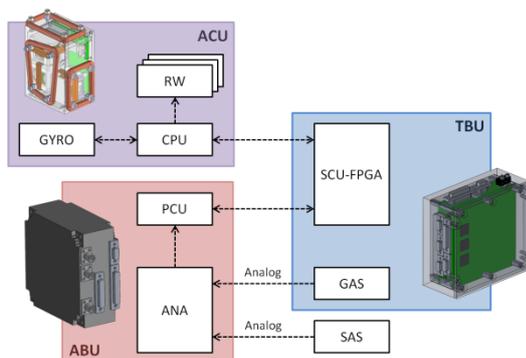


図 61 日照慣性空間指向制御ブロック図

7.3.2 姿勢センサ 太陽センサ :SAS

太陽センサにはOSRAM社製Si-PINフォトダイオード "SFH235FA"を衛星構体各面に取り付けることで使用する。このセンサは近赤外線である 900nm 付近に最大感度を持ち、図 62 に示す角度特性を利用して太陽入射角を算出し、太陽ベクトルを決定する。このセンサは東北大が 2012 年に打上げた 2U キューブサット "RAIKO"にも使用されている。センサ仕様を表 52 に示す。

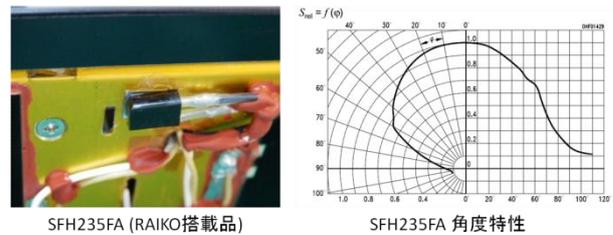


図 62 太陽センサ SAS

表 52 SAS仕様

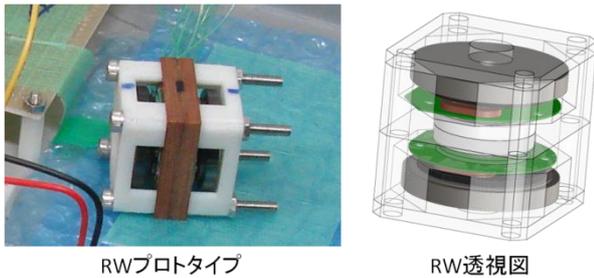
感度波長範囲	740~1120	mm
受光面サイズ	2.65×2.65	mm
感度	0.63	A/W
飽和入射光強度	1.9	kW/m ²
分解能	5.8	W/m ²
半値幅	65	deg
センサ取付数	6	個

7.3.3 アクチュエータ リアクションホイール :RW

デタンプリング制御以外のアクチュエータには3軸リアクションホイールを使用する。このリアクションホイールは東北大によって開発中のもので、従来は高速回転部分に使用されることのないPTFEによる固体潤滑樹脂ベアリングを使用することによって小型化を図っている。仕様を表 53 に、開発中のプロタイプ外観と透視図を図 63 に示す。

表 53 RW仕様

ロータ質量	30	g
動作電圧	3.3	V
外形(単体)	30×26×28	mm
慣性モーメント	2.09×10 ⁻⁶	kgm ²
トルク定数	0.75	mNm/A
最大トルク	0.53	mNm
最高回転数	3000	rpm
消費電力(3000rpm)	0.4	W
制御方式	トルク制御	



RWプロトタイプ RW透視図

図 63 リアクションホイール RW

7.4 日陰慣性空間指向制御

7.4.1 制御則 TRIAD 法

日陰慣性空間指向制御も日照時と同様に TRIAD 法を用いて姿勢決定を行うが、太陽センサによる太陽ベクトルが使用できないために、地球センサによる地心ベクトルを使用する。後述する地球センサの検出誤差と磁気センサの誤差を合わせて、日陰慣性空間指向制御時の姿勢制御誤差は最大9.7degであると予想される。

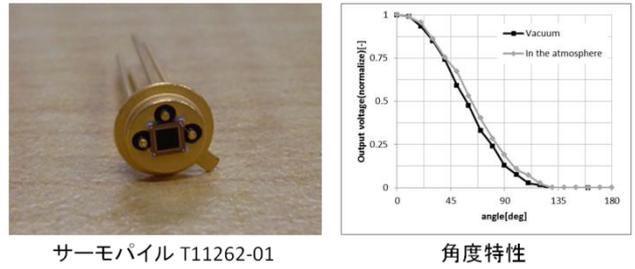
7.4.2 姿勢センサ 地球センサ :ES

地球センサとは、地球(約 300K)と宇宙背景放射(約 5K)の輻射強度の違いを測定することにより地心方向を検出するセンサである。大型衛星では広い視野角を得るために、焦電型赤外線検出素子と可動式ミラーを組み合わせた水平線スキャン方式やコンカルスキャン方式が用いられるが、可動部分の信頼性や擾乱の点からキューブサットには適切でない。そこで本衛星では複数のサーモパイルを使用して相対するセンサの出力を比較する静的熱平衡方式を採用した。

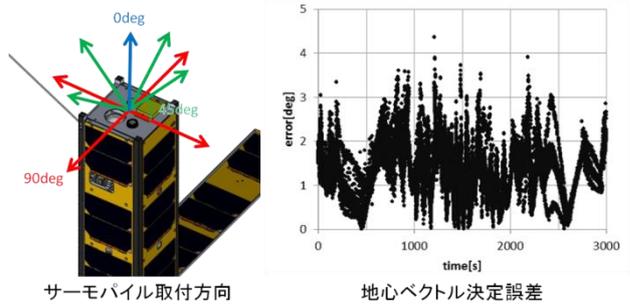
サーモパイルには浜松ホトニクス製の"T11262 -01"を使用する。実験により求められた角度特性から、XY 軸周りに 30deg ごと、Z 軸周りに 90deg ごとにセンサを配置した。センサはMOT 搭載面である Z-面にのみ取り付けられている。これはセンサ搭載場所が限られていること、日陰慣性空間指向制御は光通信時のみ必要なためである。そのため地球センサを利用する際には、180deg の視野内に地球が入るよう予め姿勢を変更しておく必要がある。また視野内に太陽や地球の日照部分が存在するとサーモパイルが誤動作するため、衛星が日陰の領域でのみ使用することができる。

地球センサの仕様を表 54 に示す。センサノイズ、測定回路のノイズを含めた解析の結果、地心ベクトル決定誤差は最大 4.38deg であった(図 64)。

なおサーモパイル測定回路は LTS と共有し、AD 変換後に ACU 基板を介して SCU-FPGA に入力、オイラ角エラーを ACU-CPU に送信する。



サーモパイル T11262-01 角度特性



サーモパイル取付方向 地心ベクトル決定誤差

図 64 地球センサ ES

表 54 地球センサ仕様

サーモパイル外形	φ5.4×2.8	mm
感度	40~60	W/V
使用センサ数	9	個
視野角	180	deg
最大地心ベクトル決定誤差	4.38	deg

7.5 精光地上局追尾制御

7.5.1 制御則

精光地上局追尾制御時のブロック図を図 65 に、通信リンク確立までのシーケンスを図 66 に示す。

精光地上局追尾制御は、光地上局からガイドのために衛星に向かって送出される高出力ビーコン光を利用して、光送信機の光軸と地上局望遠鏡のエラー角を測定し、RW にフィードバックすることで通信リンクを確立させるための制御である。姿勢センサにはエラー角を測定するためのレーザ追尾センサ LTS と、地上局がビーコン光送出方向の基準として使用する GPS 受信機の 2 つである。

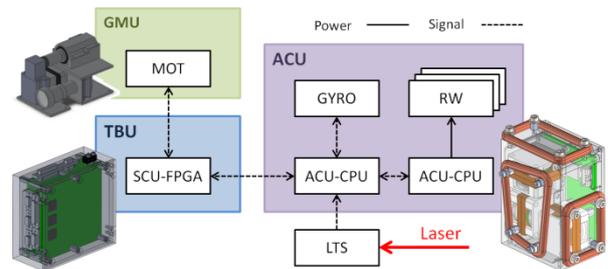


図 65 精光地上局追尾制御

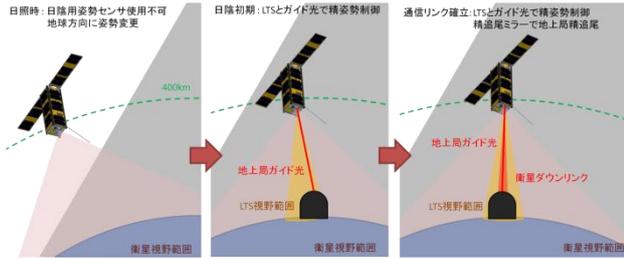


図 66 制御シーケンス

7.5.2 姿勢センサ GPS 受信機

GPS 受信機にはスペースリンク社製小型衛星用 GPS 受信機"IGPS-1"を使用する。この受信機は東北大が過去に打ち上げた衛星でも使用しており、信頼性が高い。表 55 に仕様を示す。

表 55 IGPS-1 仕様

質量	240	g
初期捕捉時間	12	分
精度	15	m
放射線耐性	20	krad

光地上局は RF 通信でダウンリンクされる衛星からの軌道情報を基にビーコン光の送出を行なうため、送出するビーコン光の拡がり角は GPS の精度に依存する。GPS の精度を E [m] と置くと、必要なビーコン光の拡がり角 θ_{div} は次の式を用いて求められる。

$$\theta_{div} = \tan^{-1} \left(\frac{\sqrt{2} \times E}{400 \times 10^3} \right)$$

この式から拡がり角が 5.3×10^{-3} rad 以上であれば、予想位置を中心として照射した場合に必ず衛星にレーザー光を当てることができることが分かる。

7.5.3 姿勢センサ レーザ追尾センサ : LTS

レーザー追尾センサの概念図を図 67 に示す。Laser Tracking Sensor "LTS" はビーコン光受光のための光学系、入射角を測定するための 2 次元 PSD センサ、センサ情報を姿勢情報に変換するためのプロセッサから構成されている。

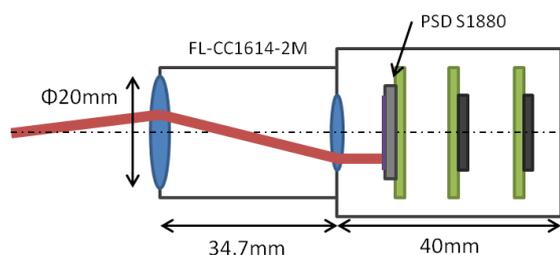


図 67 レーザ追尾センサ概念図

センサには浜松ホトニクス製 2 次元 PSD センサ S1880(図 68)を使用する。2 次元 PSD センサはフォトダイオードの表面抵抗を利用したスポット光の位置センサで、スポット光位置に対応する電流を出力する。仕様を表 56 に示す。

表 56 S1880 仕様

受光面サイズ	12×12	mm
動作温度	-10 ~ +60	deg
感度波長範囲	320~1060	nm
最大感度波長	920	nm
受光感度	0.6	A/W
位置検出誤差(中央部)	±80	um
位置検出誤差(周辺部)	±150	um
暗電流(typ.)	1.0	nA
位置分解能	1.5	um

日陰慣性空間指向制御の姿勢制御誤差が 9.7deg であるため、LTS の視野角を ± 20 deg として設計を行った。受光光学系に標準レンズ(魚眼レンズでない)を使用した場合、視野角 θ_{view} はレンズの焦点距離 f と受光素子サイズ l を用いて次の式で表される。

$$\theta_{view} = \tan^{-1} \left(\frac{l}{f} \right)$$

また、LTS 角度検出精度 θ_{error} は PSD のスポット光位置検出誤差 E と受光光学系の焦点距離 f によって決定され、次の式で表される。

$$\theta_{error} = \tan^{-1} \left(\frac{E}{f} \right)$$

これらより、視野角を ± 20 deg とした場合に必要な焦点距離は 16.48mm、その際の角度検出誤差は 0.278deg と求められる。この位置検出誤差はセンサ出力のリニアリティ誤差であるため、地上でキャリブレーションを正確に行い、取得データの補正することで 1.5um の位置分解能、0.005deg の角度分解能を追求することも可能であると考えている。

スポット光を検出するには、地上からのビーコン光が十分な強度で PSD 面に照射されなければならない。光地上局のレーザー光源の送信電力には上限があるため、スポット光の強度はビーコン光の拡がり角と受光光学系の口径によって決定される。

PSD センサの暗電流は 1.0nA であるため、センサ出力をノイズから分離し測定するためには、500 倍以上である 0.5uA の出力電流が求められる。GPS 精度からビーコン光の拡がり角は 5.3×10^{-3} rad 以上が必要のため、

マージンを加味して 0.17mrad (1.0×10⁻⁵deg)とすると、受光口径が φ20mm 程度あれば十分な電力-43.61dBm (0.04uW)が得られることが分かる。LTS 回線設計を表 57 に示す。なおビーコン光も通信回線同様に空間損失が大きいので、地上局の仰角が 45deg 以上求められる。

表 57 LTS 回線計算

レーザー波長	[nm]	980
拡がり角	[mrad]	0.175
軌道半径	[Km]	565.7
送信電力	[mW]	30000
送信電力	[dBm]	44.77
送信側効率	[-]	1
送信側利得	[-]	2.63.E+08
送信側利得	[dBi]	84.19
自由空間損失	[-]	1.90.E-26
自由空間損失	[dB]	-257.21
受信側効率	[%]	1
受信側口径	[m]	0.02
受信側利得	[-]	4.11E+09
受信側利得	[dBi]	96.14
大気ゆらぎ	[dB]	-7
大気損失	[dB]	-4
ストレーラ比	[dB]	-0.4
光学系損失	[dB]	-0.1
合計	[dBm]	-43.61

これらの条件と構体設計上の制約(外形 φ30mm 以下)から受光光学系を選定したところ、RICOH 製単焦点レンズFL-CC1614-2Mが適合した。このレンズは2Mピクセル級のCCTV用に使用されるもので、歪曲収差が大幅に低減されている。仕様を表 58 に外観を、図 68 に示す。

表 58 FL-CC1614-2M仕様

焦点距離	16	mm
マウント	C	mount
本体寸法	29.5φ×34.7	mm
バックフォーカス	14.61	mm
口径	21φ	mm

センサからの出力は3段のオペアンプで電圧電圧変換・電圧増幅され、12bitADコンバータで離散化、H8-36057Fマイコンでエラー角情報に変換されてACUにUART送信される。H8マイコンはFPUを搭載しないため、三角関数を用いてエラー角θを求めることができない。そこで3次のテイラー展開を利用することによって近似する。この近似による誤差はθ = 20degにおいて6.3×10⁻³degと極めて小さく、LTS本体の誤差と比較して無視できることが分かる。

またSCUを経由しないためデータ出力周期を短く

する事ができる。

$$\theta = \tan^{-1}\left(\frac{x}{f}\right) \approx \sum_{n=0}^3 \frac{(-1)^n}{2n+1} \left(\frac{x}{f}\right)^{2n+1}$$



図 68 レーザ追尾センサ主要部品

表 59 LTS仕様

視野角	±20.56	deg
角度分解能	0.286	deg
焦点距離	16	mm
受信口径	21φ	mm
最大感度波長	920	nm
測定周波数	32	Hz

7.5.4 外乱

日照慣性空間指向制御等の粗姿勢制御の際はセンサの姿勢決定誤差が大きいので外乱の影響は大きく受けないが、LTSを用いた精姿勢制御では姿勢決定精度が0.3deg以下と高いため、外乱の影響を考慮する必要がある。衛星が軌道上で受ける外乱には一般的に表 60 のものが挙げられる。

表 60 衛星に働く主な外乱

大気抵抗トルク	衛星の軌道運動によって大気が衛星に作用して発生するトルク
太陽輻射トルク	太陽輻射が衛星に作用して発生するトルク
重力傾斜トルク	衛星の各質点に作用する重力の差によって発生するトルク
残留磁気トルク	衛星の残留磁気モーメントと地磁場の相互作用によって発生するトルク

高度400km付近の低軌道においては、大気抵抗トルクが支配的に働く。また本衛星は3UサイズでZ軸方向に細長い形状であるため重力傾斜トルクも大きく受ける。そのため2つの外乱を反映させたシミュレーションを行い影響を評価する。

大気抵抗トルク T_a は L_a を質量中心から空力中心までのベクトル, F_a を空気力ベクトルとすると次の式で表すことができる。

$$T_a = L_a \times F_a$$

なお F_a は次の式で求められる。

$$F_a = \frac{1}{2} \rho V^2 C_d \begin{bmatrix} A_x \\ A_y \\ A_z \end{bmatrix}$$

ρ : 大気密度 V : 衛星速度 C_d : 抗力係数

重力傾斜トルク T_g は次の式で表される。

$$T_g = \frac{3\mu}{a^3} \mathbf{u}_s \times I \mathbf{u}_s$$

\mathbf{u}_s : 地球中心から衛星質量中心までの単位ベクトル

I : 衛星慣性マトリクス μ : 重力定数 a : 軌道半径

この式を, 地心方向と衛星 Z 軸とのなす角 θ の関係を用いて変形すると次のように表される。

$$T_g = \frac{3\mu}{a^3} \begin{pmatrix} |I_z - I_y| \theta_x \\ |I_z - I_x| \theta_y \\ 0 \end{pmatrix}$$

外乱に関して各パラメータは表 61 と設定し, シミュレーション条件は表 62 としたところ, 2 周回分の解析において各トルクは図 69, 図 70 のように変化した。この間一切の能動的な姿勢制御は行っていない。これらから, 本衛星の外乱は重力傾斜トルクが支配的であることが確認できる。光地上局の通信開始仰角である 45deg の時, 衛星 Z 軸と地心ベクトルとのなす角は 2.43deg であり, 姿勢が大きく変化した除き $5.0 \times 10^{-8} \text{Nm}$ 以下の外乱トルクであることも分かる。

表 61 外乱パラメータ

大気密度	2.80×10^{-8}	kgm^3
衛星速度	7.905	km/s
抵抗係数	2	-
L_a	[0 0 -0.15]	m
重力定数	3.986×10^5	km^3/sec^2

表 62 シミュレーション条件

軌道	高度	400	km
	軌道傾斜角	51.6	deg
初期角速度	各軸	0.0	deg/s
初期姿勢	X・Y 面	進行方向 45deg	
	Z 面	地心指向	
解析周期	1	sec.	

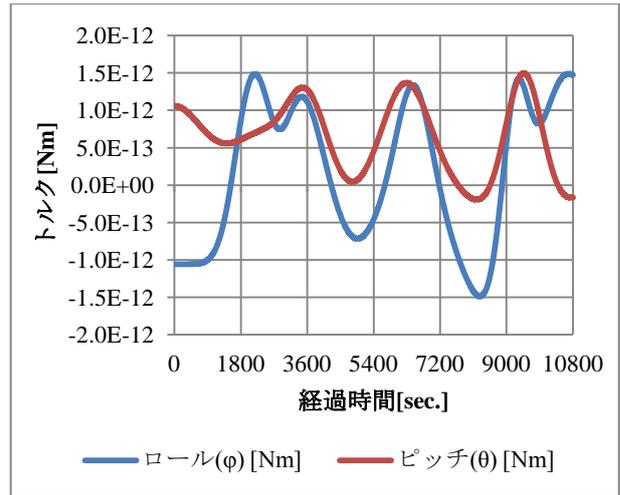


図 69 大気抵抗トルク

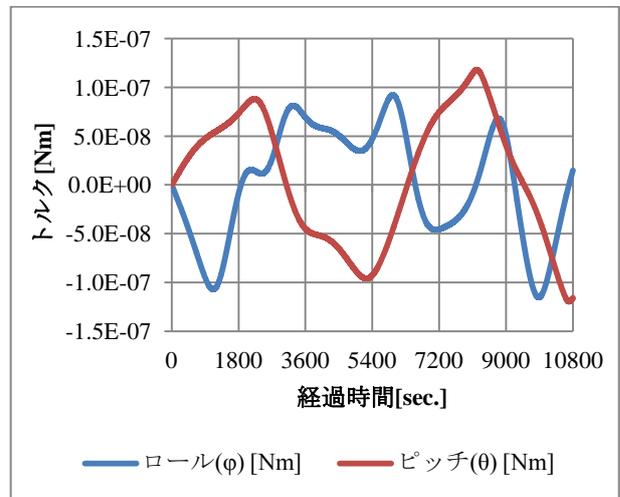


図 70 重力傾斜トルク

7.5.5 姿勢制御シミュレーション

LTS を用いて精光地上局追尾制御を行った場合の姿勢変化についてシミュレーションを行った。

シミュレーション条件を表 63 に示す。衛星が地上局の真上を通過するパスはほとんど存在しないが, 追尾時に衛星の角速度が最大になる最悪条件として設定している。また衛星速度が高速かつ通信時間が短いため地球の自転は考慮していない。なお初期エラー角は日陰慣性空間指向制御の誤差を踏まえて 15deg に設定した。また角速度センサの分解能が 0.175deg/s であることから, 0.2deg の回転が各軸に残っているものとしている。制御周期は ACU の計算周期 32Hz に近い 33.33Hz とし, 計算ステップは 5ms とした。

角度誤差を図 71, 角速度誤差を図 72 に示す。ビーコン光送出可能仰角である 45deg から姿勢制御を開始すると, 仰角が 85deg に達した時点でエラー角が 1.0deg に到達する。この間の所要時間は 617sec である。その後はエラー角 1.0deg 以下, 角速度 1.0deg/s 以下を保つ

ており、770sec に渡って通信可能姿勢を維持可能であることが確認された。

角速度誤差がノコギリ波状に振動し収束しないのは、LTS の分解能が 0.286deg と大きいためであるが、MOT の精追尾ミラーにより光通信に支障はない。

表 63 シミュレーション条件

高度	400km
軌道傾斜	0deg (地上局の真上を通過)
目標地点	地上局 (慣性空間固定)
初期角速度	各軸 +0.2deg/s
初期角度誤差	15deg
擾乱トルク	各軸 5e-8Nm (一定)
制御周波数	すべて 33.33Hz
数値積分方法	4 次ルンゲ・クッタ
ステップ	5ms

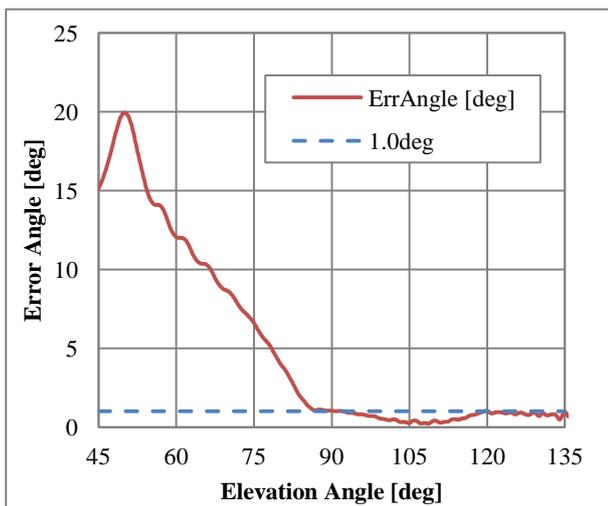


図 71 角度誤差

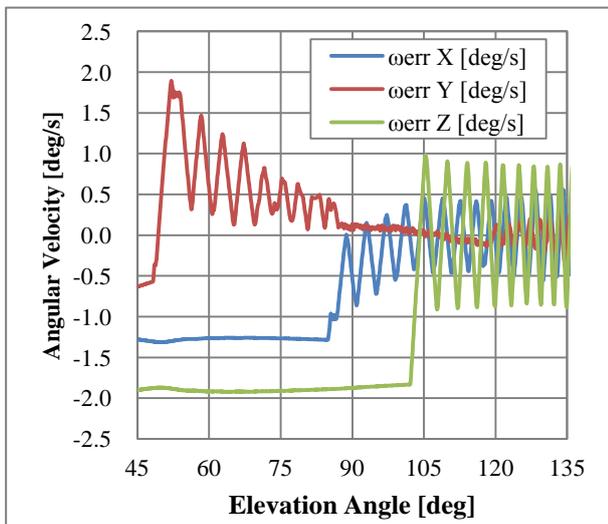


図 72 角速度誤差

7.6 ACU : Attitude Control Unit

姿勢制御ユニットである ACU のブロック図を図 73 に示す。ACU の主な機能は「角速度センサのデータ処理」「SCU からの姿勢制御コマンドの解釈」「RW のトルク制御」の 3 点であり、データ処理用とモータ制御用に 1 台ずつ 16bit マイコン H8-36057F を搭載する。LTS や TBU 等、ユニット外との通信には UART 通信、ユニット内の通信はマイコン間も含めて SPI 通信を使用する。

データ処理 CPU は SCU-FPGA での姿勢決定を補完するため、角速度情報を逐次送信する。また角速度センサのノイズ除去、温度ドリフト補正、コマンド解釈、ステータス送信も担当する。

SCU-FPGA での姿勢計算方法を示す。姿勢クォータニオン q_i は ACU から得られた角速度 ω を次式で積分することで、32Hz で補完される。

$$\frac{d}{dt} \begin{bmatrix} q_1 \\ q_2 \\ q_3 \\ q_4 \end{bmatrix} = \frac{1}{2} \begin{bmatrix} 0 & \omega_z & -\omega_y & \omega_x \\ -\omega_z & 0 & \omega_x & \omega_y \\ \omega_y & -\omega_x & 0 & \omega_z \\ -\omega_x & -\omega_y & -\omega_z & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} q_1 \\ q_2 \\ q_3 \\ q_4 \end{bmatrix}$$

姿勢クォータニオン q_i と目標姿勢クォータニオン q_{ic} をもとに、次式でクォータニオンエラー q_{ie} を求め、

$$\begin{bmatrix} q_{1e} \\ q_{2e} \\ q_{3e} \\ q_{4e} \end{bmatrix} = \frac{1}{2} \begin{bmatrix} q_4 & q_3 & -q_2 & q_1 \\ -q_3 & -q_1 & q_1 & q_2 \\ q_2 & -\omega_x & q_4 & q_3 \\ -q_1 & -q_2 & -q_3 & q_4 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} q_{1c} \\ q_{2c} \\ q_{3c} \\ q_{4c} \end{bmatrix}$$

ここからオイラー角エラー $E_e = [\phi \ \theta \ \psi]^T$ を導く。

$$\phi = \tan^{-1} \frac{2(q_{2e}q_{3e} + q_{1e}q_{4e})}{1 - 2q_{1e}^2 - q_{2e}^2}$$

$$\theta = \tan^{-1} \frac{2(q_{1e}q_{3e} + q_{2e}q_{4e})}{c}$$

$$\psi = \tan^{-1} \frac{2(q_{1e}q_{2e} + q_{3e}q_{4e})}{1 - 2q_{2e}^2 - q_{3e}^2}$$

$$c = \begin{cases} \frac{2(q_{2e}q_{3e} + q_{1e}q_{4e})}{\sin \phi} & (\sin \phi > 1.0 \times 10^{-3}) \\ \frac{1 - 2q_{1e}^2 - q_{2e}^2}{\cos \phi} & (\text{otherwise}) \end{cases}$$

オイラー角エラー E_e はデータ処理 CPU を介して、モータ制御 CPU に送信される。 ω_e を角速度エラー、 K_p を比例ゲイン、 K_d を微分ゲイン、 K_i を積分ゲインとしたとき、RW の制御トルク \dot{h}_ω は次式で表せる。制御は計算負荷の少ない PID 制御を使用している。LTS 使用

時はクォータニオン計算は不要であり、 E_e を光軸のエラー角に置き換えれば良い。

$$\dot{h}_\omega = K_P E_e + K_d \omega_e + K_i \int_0^t E_e dt$$

モータ制御CPUはPWM信号と電流センサからのフィードバックを用いて電流値を制御し、RWのトルク制御を実現する。

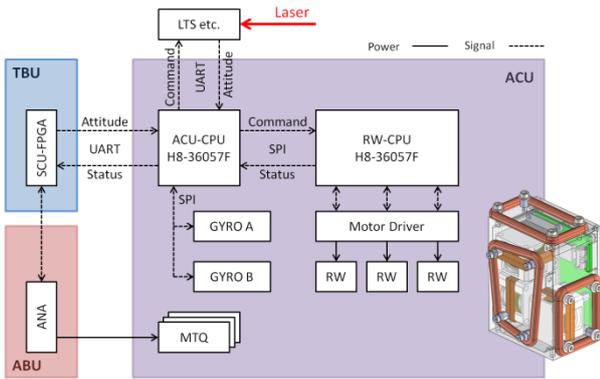


図 73 ACUブロック図

8. 開発コスト

本衛星の開発コストを表 64 に示す。費用削減のため構体はFM品のみ製造することとした。予備費等を含む合計開発コストは 2000 万円以下に抑えることができている。今後、今回開発した標準バスシステムを利用する場合は、開発品のEM予算と試験費を大幅に抑えることができるため、600 万円程度費用を削減可能である。

表 64 開発コスト (単位 円)

		EM	FM
購入品	ABU, SCP 等	4,400,000	6,900,000
開発品	BAT	50,000	50,000
	ACU	200,000	200,000
	MOT, LTS	1,000,000	1,000,000
	TBU	400,000	400,000
	構体	-	1,300,000
試験	振動試験	-	90,000
	熱真空試験	-	200,000
	アンテナパターン測定	-	60,000
	ベーキング	-	100,000
予備費		-	3,000,000
	小計	6,050,000	13,300,000
	合計	19,350,000	

9. 謝辞

本プロジェクトを行うにあたり、多大なる御指導、御鞭撻を賜りました本学工学研究科 航空宇宙工学専攻の吉田和哉教授に心から感謝申し上げます。

ご多忙の中、時間を割いてご指導いただいた本学同専攻の坂本祐二助教、栗原聡文助教に深く感謝いたします。解析書の作成の際に的確なご指摘を頂きました。

また千葉工業大学惑星探査研究センターの石丸亮研究員にはキューブサットによる理学観測ミッションに関して多くの助言を頂きました。

本学吉田研究室の福田和史氏、橋本達明氏には、光送信機・姿勢制御系の設計に関して全面的に協力して頂きました。

そのほか、設計を進めていく中でお力を貸していただいた本学吉田研究室のみなさまにこの場をお借りして謝意を表します。

10. 参考文献

- 田中卓史, 田中崇和: "小型衛星のための 5.8GHz 高速通信モジュールの開発", 福岡工業大学情報科学研究会報告 第 20 巻, 2009
- Bryan Klofas, Kyle Leveque: "A Survey of CubeSat Communication Systems: 2009–2012", April 2013
- 高山佳久, 豊嶋守生: "宇宙光通信の現状と技術開発", 信学技報, 2008-12
- 間瀬一郎 et al.: "超小型衛星搭載用 超小型光通信機の開発", 2010 年電子情報通信学会総合大会 通信講演論文集 1
- 前田惟裕, 鈴木良昭, 栗沢晃: "衛星間通信技術", 電子情報通信学会誌 Vol.77 No.7, 1994-7
- 秋葉敏克 et.al.; "ビーム結合機構を用いた衛星間光通信用精追尾システムの開発", 信学技報 2000-12
- 若菜弘充 et.al.: "情報通信研究機構季報 vol.58 光衛星間通信実験衛星 (OICETS) 特集", 2012
- 宇宙航空研究開発機構: "JEM ペイロードアコモデーションハンドブック - Vol. 8 - 超小型衛星放出インターフェース管理仕様書", 2013
- 井形直弘: "金属材料基礎工学", 日刊工業新聞社, 1995
- 日本航空宇宙学会編: "航空宇宙工学便覧第 3 版", 丸善出版, 2005
- 茂原正道, 鳥山芳夫: "衛星設計入門", 培風館, 2002
- 姿勢制御研究委員会: "人工衛星の力学と制御ハンドブック", 培風館, 2007