第３３回衛星設計コンテスト

概要書（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）　＊作品内容が推測しやすいような名称を付けてください。（略称は不可） 次世代発電実証衛星　AMBIOSAT
副題（自由記入） 地球低軌道上での原子状酸素と温度差による発電技術実証衛星
学校名 日本大学理工学部航空宇宙工学科/日本大学大学院理工学研究科航空宇宙工学専攻

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。）

本ミッションでは，LEO における原子状酸素（AO）と温度変動を利用した圧電・熱起電の軌道上実証を行う. 同時に, AO 発電に関する先行報告が地上試験装置特有の混入因子に起因するものであるか, QCM 法によるデータと合わせ検証を行い，地上試験装置の校正に貢献することを目的とする．LEO 特有の環境を新たな電力源として活用し得るか検証することで，太陽光発電に依存しない補助電源技術の確立や LEO 環境への理解を深め，今後の地球低軌道の利用促進に貢献することが期待される．

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 AO の動的由来の起電力は解析上小さく見積もられるが，起電力が得られたと知る実験的報告が存在する．本衛星では，これが地上試験特有の混入因子によるものなのか，軌道上環境で実証する．

② 衛星構造における温度差を利用して発電を行い，発電性能・耐久性・動作安定性を評価し，衛星の補助電源としての実用可能性を検証する．

③ QCM 法を用い AO フラックスを測定することで，データの不足している地球低軌道における AO フルエンスを取得する．なお，MSIS-86 の大気モデルよれば，本衛星の運用時期は JAXA が開発した超低高度衛星技術試験機「つばめ」の運用時期と比較して太陽活動が異なることで，AO フルエンスがより大きく，本ミッションで得られる異なる太陽活動時期におけるデータは，大気モデルの精度向上に寄与することが期待される．

(b) 重要性・技術的意義等

① 重要性

これまで地球低軌道を周回する人工衛星にとって原子状酸素（AO）は，太陽電池パネルやポリマー外装を侵食し寿命を縮める「脅威」にすぎなかった．本ミッションでは，その AO が持つ運動エネルギを圧電素子で電力へ変換するという先行研究で示されたデータが, 実環境上においても同様に成立するのか検証を行う. さらに昼夜に生じる外壁温度差を熱電素子で回収する技術を実証し，既存の太陽光発電を補助する手法としての機能を実証する．AO と温度差という避けがたい環境要素を電力資源へ活用し得るか検証することが，本ミッションの重要性である．

② 技術的意義

本ミッションでは，AO 衝突で得られる瞬間的な応力を PZT-5A 圧電フィルムで電力化する手法と，温度勾配を Bi-Te 系 TEG で回収する手法をひとつの衛星に実装し，整流・蓄電した電力で機器を実際に駆動する“発電→蓄電→機器動作”までを宇宙環境で行えるか検証する．この二系統ハーベストにより，太陽電池パネル損傷や日陰でもテレメトリを維持できる電力的なレジリエンス性を実現し得るか示す点において技術的意義がある．

４．得られる成果

① 地球低軌道環境模擬設備への貢献：実際の LEO 環境において圧電素子による起電力の確認を行い，RF プラズマ法等の地上設備におけるデータと照合する．これにより地上 AO 試験設備の校正に貢献する．

② 地球大気モデルへの貢献：先行衛星とは，太陽活動が異なる時期に運用しデータの不足している LEO に

おける AO フルエンスの値を取得することは，地球大気モデルの精度向上に寄与することが期待される．

③ 次世代衛星の自律性と耐環境性の強化：太陽電池に依存しない補助的な電源方式として，将来の地球周回衛星のレジリエンス向上に貢献する．

④ LEO 利用の技術的促進：AO の分布計測を通じて，LEO 環境理解を深め，今後の高分解能観測や低遅延通信衛星ネットワークの普及に貢献する．

５．主張したい独創性や社会的効果

近年，地球観測の高精度化が小型・軽量のセンサで実現可能である地球低軌道（LEO）の利用・開発が注目される中，LEO 特有の AO との高頻度な衝突や昼夜の急激な温度変動などが，衛星設計に対する要求を厳しくしている．こうした従来衛星では脅威としてとらえられてきた要素を，本ミッションではエネルギ源として積極的に活用するという発想の転換を試みている．また，発電と同時に AO フルエンスを観測し，地球大気モデルの精度向上も試みており，将来的な LEO 利用の促進に貢献することを期待する．

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）

本衛星の外観および搭載機器を図 1 に示す．

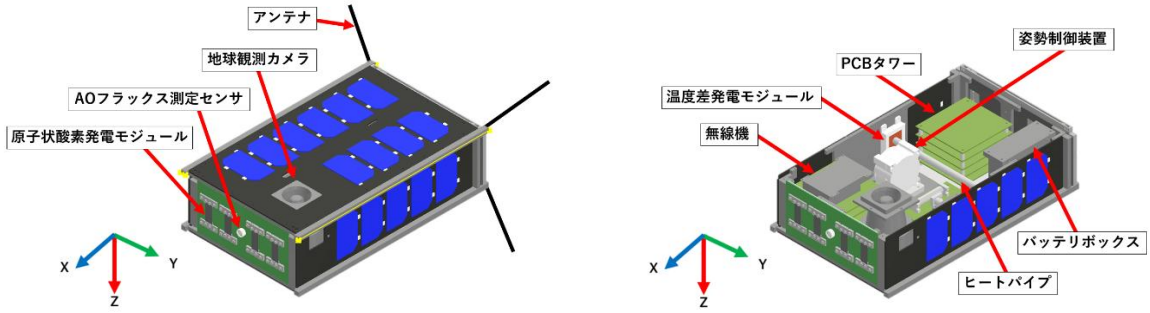

図 1　AMBIOSAT 外観図

本衛星は，W6U 衛星であり，国際宇宙ステーションの日本実験棟に搭載された小型衛星放出 J-SSOD を用いて放出されることから，寸法および質量は J-SSOD の規定に従っている．運用軌道は ISS 軌道であり，衛星放出高度は 380～420km，軌道傾斜角 51.6deg である．また，軌道上寿命は STK による解析結果から約 6 か月と推定される．なお，放出時期は AO フルエンスの関係から，太陽活動が活発な 2026 年 1 月 1 日を想定している．本衛星はバス系およびミッション系から構成されており，ミッション部には図 2 と図 3 に示す原子状酸素発電モジュールおよび温度差発電モジュールが含まれる．

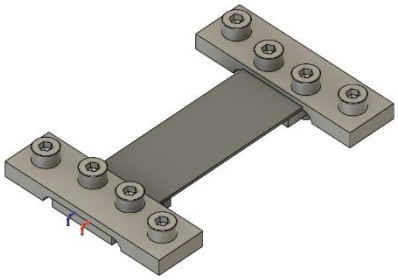

図 2　原子状酸素発電モジュール

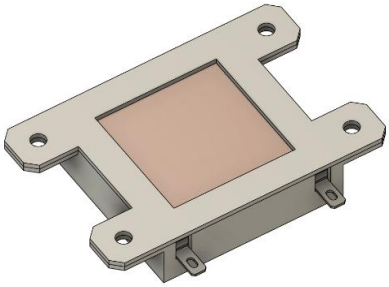

図 3　温度差発電モジュール

(b) 地上系を含む実験系

地上系には，日本大学理工学部船橋キャンパスに設置されている地上局設備を用いる．使用する周波数は，アップリンクが 145MHz 帯，ダウンリンクが 430MHz 帯である．使用するアンテナは，20 エレの八木アンテナであり，垂直偏波と水平偏波を異なるアンテナで受信し信号を統合する．なお，回線設計において，回線マージンはダウンリンク（CW・FM），アップリンク（FM）のいずれにおいても問題ないことを確認した．

(c) データ取得を含む実験運用手順

本衛星の運用は，地上局からのアップリンクコマンドの指令を介して行われる．原子状酸素関連ミッションおよび温度差発電のデータ取得は，ミッション開始コマンドにより開始され，衛星内の Flash メモリに一時保存される．その後，地上局からの指示に応じてメモリから読みだされダウンリンクされる．運用モードは以下の 4 つある．(1)ノミナル（2）姿勢制御モード（3）ミッションモード（4）通信モード（FM）（5）エマージェンシーモード．

７．具体的な実現方法、製作する範囲並びに費用

AMBIOSAT は，HTV-X を用いて ISS へ輸送し，J-SSOD から放出することを前提に日本大学の学生が開発する超小型衛星である．設計および運用は，日本大学理工学部が開発した「てんこう２」（2025 年 10 月 26 日打上げ，HTV-X1 放出待機中）および「てんこう３」（J-CUBE プログラム採択・2026 年度放出予定）を参考としているが，AMBIOSAT では AO および温度変動を利用した圧電・熱起電に加え，軽量構造と高効率通信を統合した学生独自の設計思想を実証する点に新規性がある．開発工程は，EM フェーズを 2023 年 5 月～2024 年 8 月，FM フェーズを 2024 年 9 月～2025 年 8 月とし，HTV-X ミッション搭載時期に合わせて進める．EM モデルでは展開アンテナ・通信系・ADCS・ミッション機器の評価を行い，太陽電池セルはダミー搭載とする．EM 開発費は振動試験，熱真空試験，旅費等を含め約 755 万円，FM 開発費はミッション機器・試験設備を含め約 1520 万円と見積もる．これらは「てんこう２」「てんこう３」で実績のある開発費を基準として算出している．放出は 2026 年 1 月 1 日を目標として打上げ準備を進める．

８．開発・製造・打上スケジュール

表１　開発・製造・打上げスケジュール

	2023年			2024年			2025年			2026年		
	1~4月	5~8月	9~12月	1~4月	5~8月	9~12月	1~4月	5~8月	9~12月	1~4月	5~8月	9~12月
概念設計												
MDR												
基本設計												
PDR			☆									
周波数取得												
BBM動作試験												
EM振動												
EM振動熱サイクル試験												
CDR						☆						
FM部品発注												
FM組立												
EM EtoE試験												
FM部品発注振動試験												
FM熱真空試験												
JAXA引き渡し												
打ち上げ												

☆：PDR，CDRは準備等含め1か月

表２　JAXA 安全審査・内閣府宇宙活動法審査スケジュール

	2023年			2024年			2025年			2026年		
	1~4月	5~8月	9~12月	1~4月	5~8月	9~12月	1~4月	5~8月	9~12月	1~4月	5~8月	9~12月
内閣府・宇宙活動法審査書類提出												
安全審査Ph012文章提出												
安全審査Ph012審査完了												
安全審査Ph3文章提出												
安全審査Ph3審査完了												
内閣府・宇宙活動法審査完了												
システム適合性検査完了												

以上

第３３回衛星設計コンテスト　設計の部　解析書

次世代発電実証衛星 AMBIOSAT

日本大学理工学部航空宇宙工学科 未来博士工房 衛星開発工房 NUPPs

垣内沙耶　野田雄悟　内田遥斗　奥田優希

日本大学理工学部航空宇宙工学科/日本大学大学院理工学研究科航空宇宙工学専攻

増田なぎ　泉 理穂　/　堀 総一郎　縮 陽色

1　設計条件

1.1　衛星サイズ

本衛星は W6U 衛星であり，国際宇宙ステーション（ISS）の日本実験棟「きぼう」に設置されている小型衛星放出機構J-SSOD を用いて放出される．したがって，衛星サイズは J-SSOD の規定に準拠する．表 1.1 に J-SSOD の規定を示す．

表 1.1　J-SSOD 規定

項目	規定
寸法［mm］	100.0×226.3×364.5
質量［kg］	6.8kg 未満

1.2　打ち上げロケット

本衛星は J-SSOD を用いて放出されるが，ISS までの輸送は宇宙ステーション補給機 HTV-X を用いて行う．したがって，使用するロケットは H-3 ロケットである．

1.3　投入軌道

J-SSOD を用いて軌道投入されることから，投入軌道は ISS 軌道である．表 1.2 に J-SSOD による投入軌道の諸元を示す．

表 1.2　投入軌道

項目	規定
軌道高度	380～420km 程度の円軌道 （放出時の ISS 高度による）
軌道傾斜角	51.6deg

2　ミッションデザイン

2.1　背景

地球低軌道（LEO: Low Earth Orbit）は，通信，リモートセンシング，科学観測など多様な宇宙機運用が集中的に行われる重要な空間領域である．現在稼働中の多くの人工衛星やISS もこの軌道域に存在し，商用・政府機関問わず多様なミッションが活用している．LEO は地表に比較的近いため，データの取得頻度が高く，通信遅延も小さいといった利点があり，今後も運用件数の増加が見込まれる．LEO 環境は一見静穏な宇宙空間に捉えられがちだが，実際には過酷な物理・化学環境に晒されている．代表的な環境要因として，太陽からの強烈な紫外線，日照・日陰時における高温および低温，繰り返される温度サイクル，そして原子状酸素（Atomic Oxygen, AO）の衝突が挙げられる．特に AO は，宇宙機表面に対して化学的腐食をはじめとした深刻な劣化を引き起こす要素として知られ，従来の衛星設計では AO の影響を如何に低減するかが重要な課題とされてきた．

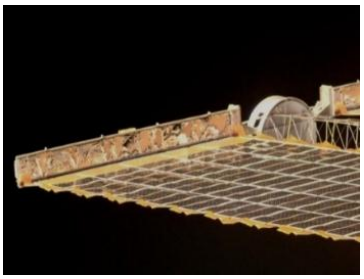

図 2.1　原子状酸素による浸食例[4]

また，LEO では衛星の昼夜周期に伴って数百ケルビンにも及ぶ温度変化が生じ，衛星構造物

はこれに耐える設計が求められる.

こうした中，近年，LEO の利用が世界的に注目を集めている．これは地球表面に近い軌道であり，従来よりも高解像度な地球観測を小型・軽量のセンサで実現できる可能性がある．例として，これまでの地球観測衛星と同等の観測解像度をセンササイズ半分以下にして達成できるとされており，結果として衛星システム開発コストの低減，さらに打ち上げコスト削減につながり，ひいてはコンステレーション技術の確立に資すると期待できる．また，LEO の軌道特性は通信遅延の低減にも貢献し，将来的な低遅延通信衛星ネットワークにも応用が可能である．実際に JAXA の技術実証衛星「つばめ」（SLATS）による LEO 運用実証も行われており，今後の LEO 活用は益々拡大していくと見込まれている．一方，LEO 環境はその利点と裏腹に，過酷な環境要因を衛星にもたらすことが知られている．大気密度が大きいため AO 濃度も増加し，材料に対する AO 衝突の影響がより顕著になる．さらに，主に大気の断熱圧縮による空力加熱や，昼夜に伴う急激な温度差が頻繁に発生するため，衛星表面には大きな温度勾配が生じやすい．こうした AO 濃度の上昇と温度差の増大という特徴は，これまで衛星設計や運用上の「脅威」として捉えられてきた．しかし，我々はこの「脅威」をエネルギ源として積極的に活用する余地がないかと考えた.

現在，衛星の電源は主に太陽電池で賄われているが，AO の運動エネルギを用いた原子状酸素発電や温度差を利用した熱電発電（温度差発電）は，これに次ぐ新たな発電手段として考えられる. AO 発電は，圧電材料を通じて AO 衝突を直接電力に変換するものであり, 2024 年に韓国のソウル大学により AO の衝突圧力が短時間変化する可能性が示唆された[1]．しかし，AO の動的応力由来の起電力は解析上小さく見積もられることから，先行研究で使用されていた地上試験装置における混入因子由来の可能性も考えられ，実環境での検証が必要である.

また，地球低軌道上の温度差発電は，衛星表面の昼夜や姿勢変化による温度差を利用して発電が可能であり，AO 発電と組み合わせることでより柔軟な発電戦略を構築できると期待される.

本ミッションでは，こうした原子状酸素発電と温度差発電という二つの発電方式の，地球低軌道実証を目的とする．これにより，従来は脅威あるいは排熱源としか見なされてこなかった AO 環境や温度差を，衛星の補助的な電源として積極的に活用する新たな可能性を開拓することを目指す.

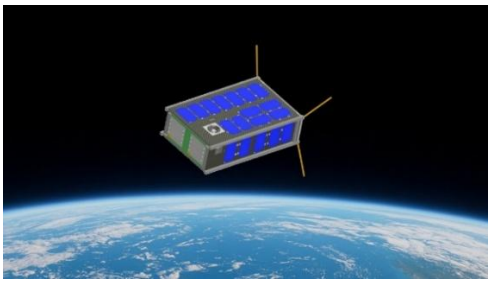

図 2.2　AMBIOSAT 構想図

2.2　地球低軌道上環境

2.2.1 原子状酸素

原子状酸素（Atomic Oxygen, AO）とは，単原子の酸素のことであり，地球低軌道特有の存在である．地表の大気中の酸素は，ほとんどが二原子分子（O_2）として存在しているが，地球上層大気では太陽紫外線（主に波長 100～200 nm）のエネルギにより O_2分子が光解離を受け, 酸素原子へと分解され生成されるのが,「原子状酸素(AO)」である. AO は特に高度約 180～700km の領域（VLEO～LEO）で高密度に存在する．大気モデルによれば，この高度帯では AO が大気の中性成分のうち約 80 %以上を占めていることが多く, その存在比は高度や時刻，季節，太陽活動に応じて大きく変動する．AO そのものは中性の原子でありイオンではないため，帯電粒子ではない．しかし化学的には非常に活性で，周囲の材料と容易に化学反応を起こす．AO はその生成環境から，運動温度は約 1000 K 程度だが，速度は約 0.5 km/s 程度にとどまる．一方，人工衛星は軌道速度 7～8 km/s で移動しているため，AO との相対速度は非常に大きくなる．よって AO が衛星表面に衝突する際には，1 個あたり約 5 eV の運動エネルギを持つ．これは，材料表面の原子結合エネルギに匹敵するオ

ーダーであり，結果として AO は物理的・化学的に強い影響を与えることとなる．また，AO の機械的な振動について，ソウル大学の研究チームは 2024 年に「Piezoelectric energy harvesting from the atomic oxygen hypervelocity impact in low Earth orbit」としてピエゾ素子を用いた AO 発電に関する論文[1]を発表している．これは，AO の衝突が動的応力として捉えられる可能性を示唆している．しかし，地上試験装置に起因する混入因子による可能性を排除できないことから実環境での検証が必要である．

2.2.2 熱環境

2.2.2.1 アルベド

アルベトは太陽光線が地球および月・惑星表面で反射される割合である．地球アルベドは，地球近傍の宇宙機直下の緯度・季節・天候等で，0.05～0.60 の範囲で変化し，全地球表面にわたる年間平均値は 0.30 である[7].

2.2.2.2 赤外放射

赤外放射とは，地球や月，他の惑星が放出する熱放射を指す．地球からの赤外放射量は，軌道上の宇宙機の直下にあたる地域の緯度・季節・気象条件などによっておよそ 150～300 W/m² の範囲で変動する．また，地球全体を平均すると年間の放射量は 約 237 W/m² となる[7].

3 ミッション定義

3.1 目的

- 原子状酸素よる圧電起電の検出と評価 : 解析上小さく見積もられるAOの動的由来の起電力が得られたとする実験的報告が，地上試験特有の混入因子に起因するものか，軌道上環境で検証する.
- 原子状酸素発電の実証 : 地球低軌道環境において，圧電素子を用いたAO発電の発電性能・耐久性・動作安定性を評価し，衛星の補助電源としての実用可能性を検証する.
- 温度差による発電 : 衛星構造における温度差を利用して発電を行い，発電性能・耐久性・動作安定性を評価し，衛星の補助電源としての実用可能性を検証する.
- 原子状酸素分布観測 : QCM センサを用いて低軌道における有効AOフラックスからデータの不足しているAOの密度分布を取得する.

3.2 意義

- 地球低軌道環境模擬設備への貢献 : 実際の LEO 環境において圧電素子による起電力の確認を行い，RF プラズマ法等の地上設備におけるデータと照合する．これにより地上 AO 試験設備の校正に貢献する.
- 次世代衛星の電力的強靭性の強化 : 太陽光に依存しない補助電源方式として，将来の地球周回衛星のレジリエンス向上に貢献する.
- LEO 利用の技術的促進 : AO のフルエンスの計測を通じて，LEO 環境理解を深め，今後の高分解能観測や低遅延通信衛星ネットワークの普及に貢献する.

3.3 サクセスクライテリア

上記のミッション意義・目的を達成するため，表 3.1 に示すサクセスクライテリアを設定した.

表 3.1 サクセスクライテリア

レベル		内容	検証方法
ミニマム	M1	ISS放出後，HKデータを定常的にダウンリンクする.	地上局でHKデータを確認
	M2	衛星の安定した運用.	地上局でHKデータを確認
フル	F1	地球低軌道投入後，QCMセンサおよび圧電素子を用いてAO衝突時の起電力応答を計測し，AOが動的応力源として作用するか検証する.	地上局でミッションデータを確認
	F2	複数軌道周期にわたり，温度差による発電動作が継続する.	地上局でミッションデータを確認
	F3	QCMセンサにて有効AOフラックスから各高度におけるAOフルエンスを取得する.	地上局でミッションデータを確認
エクストラ	E1	AO発電および温度差による発電で得た電力を用いて，低消費電力マイコンを駆動する.	地上局でミッションデータを確認
	E2	温度差発電の発電性能・耐久性・動作安定性を評価し，衛星の補助電源としての実用可能性を検証する.	地上局でミッションデータを確認

4　ミッション系

4.1　原子状酸素発電

4.1.1 発電理論

圧電素子による発電理論は，固体結晶中のイオン配置にある．図 4.1 に示すように，物体に圧力を加えることで，格子状の結晶の中に配置されたイオンの数のずれは大きくなる．そして，結晶の一方の端がプラスの電気を帯，もう一方の橋がマイナスの電気を帯びる電気分極が起こり，電圧が発生する．これを圧電効果と呼ぶ[5]．

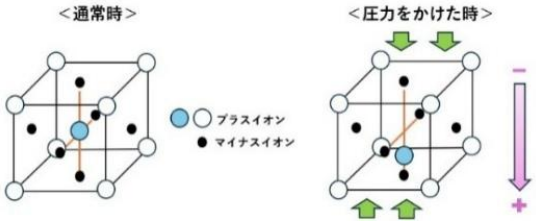

図 4.1 圧電素子による発電理論

LEO では大気中の中性成分の約 80%を占める原子状酸素が，衛星と相対速度 7～8 km/s で絶え間なく衝突し，1 原子あたり約 5 eV の運動エネルギをもたらす[1]．この衝突がピエゾ素子に機械的応力を与えると，結晶格子内の分極が変化し両面電極間に電荷が発生する．なお，AO の衝突は単一の周波数に支配されるものではなく，到来時刻・到来位置が確率的に変動するため，ホワイトノイズのように捉えるのが適切であると考えられる．

4.1.2 QCM 法

QCM 法とは，水晶振動子マイクロバランス法（Quartz crystal microbalance 法）のことであり，センサ表面への物質の吸着量を ng レベルで定量評価できる手法である[4]．水晶振動子とは，水晶の結晶を極薄い板状に切り出した切片の両側に金属薄膜を成膜した構造をしたもので，それぞれの金属薄膜に交流電場を印加すると，ある一定の振動数（共鳴振動数)で振動する性質を示す．そこで，金属薄膜上にナノグラム程度の物質が吸着するとその質量に応じて共鳴振動数が減少することから，微量天秤として利用することが可能である．AO の測定おいては，センサ表面に AO 原子 1 個あたりに対する浸食率が明らかになっているポリイミドの薄膜を形成し，AO 衝突により生じた質量損失に起因する振動数の変化を測定することで AO フラックスの推定が可能である．

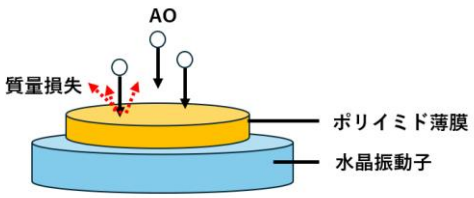

図 4.2　QCM 法原理

なお，JAXA が開発した超低高度衛星技術試験機「つばめ」では，AO による材料劣化をカメラを用いて観測するとともに，世界で初めて QCM を用いて AO フラックスを測定した．

$$\alpha = \frac{\Delta m}{A\rho Re\Delta F} \quad \Rightarrow \quad F_{AO} = \alpha \times \Delta F \qquad (4.1)$$

F_{Ao}：AO フラックス［cm²/s］
Δm：質量減少量［g］
A：AO 照射面積［cm²］
ρ：ポリイミド密度［g/cm³］
R_e：ポリイミド/AO 反応効率［cm³］
ΔF：水晶振動子周波数変化量［Hz］
α：水晶振動子感度係数［cm²/Hz］

4.1.3 先行研究

4.1.3.1 高周波プラズマ装置による実験

ソウル大学の研究チームは 2024 年に「Piezoelectric energy harvesting from the atomic oxygen hypervelocity impact in low Earth orbit」としてピエゾ素子を用いた原子状酸素発電に関する論文[1]を発表している．本論文では，高周波プラズマ源により AO の照射を行い，図 4.3 に示すように AO の有効フラックスの増加に伴って，圧電素子で測定される電気応答が増加することが報告されている．

また，AO 有効フラックスと電流値の間，電力密度間にも図 4.4，図 4.5 に示すような関係があ

ることが報告されており，電力密度，電圧，電流はすべて有効 AO フラックスに対して 1 次関数的な関係があることがわかる．

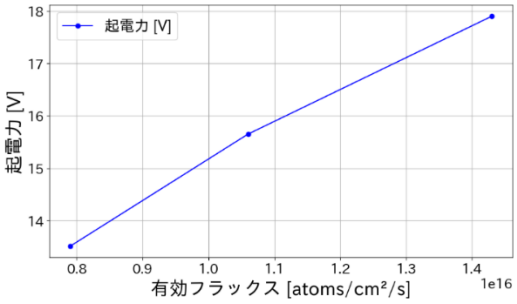

図 4.3　AO 有効フラックスと起電力の関係[1]

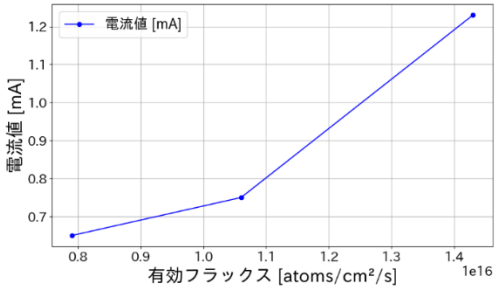

図 4.4　AO 有効フラックスと電流値の関係[1]

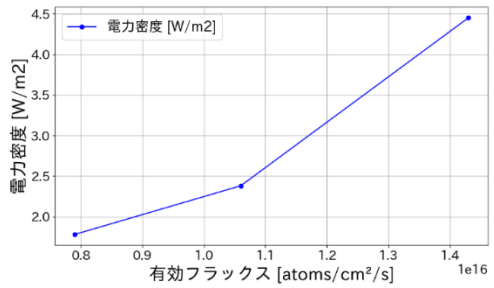

図 4.5　有効 AO フラックスと電力密度の関係[1]

また，研究チームはピエゾ素子の厚さと AO 衝突総数の影響についても検討している．その結果，素子の厚さが変化しても電気出力にはほとんど影響はなく，測定された電圧および電流には顕著な変化はなかったと報告されている．

さらに，同一有効 AO フラックス条件下では，AO 衝突総数（露出面積）が増加しても，電圧値はほぼ同じであるが，電流値は線形に増加しており，電力密度は同一有効 AO フラックス条件下では，他の変数の変化にかかわらず基本的に一定であると報告されている，

以上より，ピエゾ素子を用いた AO 発電では，電圧出力が単位面積当たりの AO 衝突確率によって決まり，総衝突数が生成される電力量（電流）を決定していることが示されている．

4.1.3.2 試験装置に起因する起電力

先行研究において使用されていた，高周波酸素プラズマ発生装置では，AO のみでなく，RF 電界や紫外線が同時に存在しやすく，試験装置由来の起電力が混入する可能性がある．このことから，実際の LEO においては先行報告と同等の起電力が得られるとは限らない．したがって，本衛星では圧電素子を AO の衝突が動的応力とみなせるか検証する「センサ」としての役割と「発電モジュール」としての役割の 2 段階に分けて運用する．なお，AO 衝突が実際に生じていたかの判断は QCM 法を用いたセンサにより行う．

4.1.4 原子状酸素発電素子の選定

使用するピエゾ素子は先行研究[1]で使用されていた PIEZO.COM 社製の PZT-5A 素材である「T220-A4BR-1305XB」を採用した．本素子は，31.8mm × 12.7mm の長方形であり，厚さ 0.51mm である．外観を図 4.6 に，諸元を表 4.1 に示す．

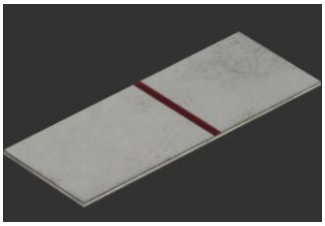

図 4.6　T110-A4BR-1305XB[6]

表 4.1　T110-A4BR-1305XB 諸元

項目	規格
寸法［mm］	31.8 × 12.7
動作温度範囲［℃］	-160～140
重量［g］	1.6
圧電定数［pc/N］	350
厚さ［mm］	0.51

PZT-5A は米国海軍規格（Navy Type II, MIL-STD-1376）で定義された組成である．過去に

NASA で行われた PZT ベースのピエゾ素子の宇宙環境耐性の調査[2]では，-150℃～+250℃での動作について実験が行われた．その結果，PZT-5A は -150℃で性能が約 50%低下するが動作は維持され，+250℃では圧電性能は向上することが分かっている．また，PZT-4 と比較して 120℃以上でも抵抗低下が緩やかで，高電界動作時のリーク電流のリスクが小さいという特徴を持つ．さらに，曲げ強度は平均 82MPa という結果が得られており，「航空宇宙システムに適用可能」と総括され，小型衛星の振動制御や工学アクチュエータにも採用例がある．

4.1.4.1 LEO 環境での耐性

前述の通り-150℃～+250℃での動作が確認されており，これは 6.6 にて後述の本衛星の外壁温度範囲内である．また，PZT-5A は無機セラミック製のため放射線による劣化はほぼ見られず，アウトガスの発生も極めて小さい．また，PZT-5A のピエゾ素子は，$Pb(Zr,Ti)O_3$ からなる酸化物セラミックに分類され，NASA TECHNICAL HANDBOOK[22] によれば「金属酸化物は AO に対して非反応性」と表記されていることから，原子状酸素による浸食も小さいと考えられる．

4.1.5 QCM センサの選定

AO フラックスを測定する QCM センサには，JAXA が開発し超低高度衛星技術試験機「つばめ」に搭載実績のあるセンサを採用する．本センサは温度制御機能が内蔵されており，センサ面を 75℃に保温することができる．

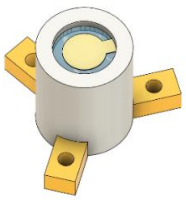

図 4.7　QCM センサ外観

QCM クリスタル上にはポリイミドの薄膜が形成されており，AO の衝突による質量損失を周波数変動から検出可能である．寸法は，円筒直径が 12.2mm と小型であり，CubeSat への搭載に適していると考えられる．

4.1.6 詳細設計

有効 AO フラックスによるピエゾ素子の起電力は，先行研究によれば 13～18 V と比較的高い一方で，出力電流は 0.65～1.07 mA と小さい．さらに，先行報告は試験装置（高周波酸素プラズマ）に起因する寄生的な起電の可能性を完全には排除できない．よって本ミッションでは次のような二段階運用を行う． 第 1 段階で AO 衝突を動的応力として検出できるかを高入力インピーダンス計測系で監視，第 2 段階では整流・降圧・蓄電によるエネルギ・ハーベストを実証する．具体的には，エナジーハーベスト IC「LTC3588-1」を使用し，コンデンサと組み合わせて低消費電力マイコンを間欠駆動する．これにより「発電量の測定」に留まらず，宇宙環境由来エネルギで実センサを動かすという機能実証を行う．

4.1.6.1 回路設計

第 1 段階となる，AO 衝突を動的応力として検出できるか測定するためには，高インピーダンス計測系が必要である．測定の流れを図 4.8 に示す．高インピーダンス用のオペアンプには，Analog Device 製の「ADA4530」を用いる．本オペアンプを用いてチャージアンプ後，電圧/周波数コンバータ「AD654」を用いて周波数に変換する．この周波数を PIC マイコン「PIC16F18877」を用いてカウントする．

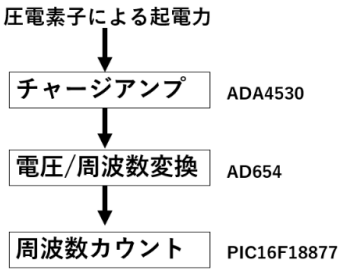

図 4.8　AO 衝突の動的応力測定の流れ

次に「発電」回路について設計する．ピエゾ素

子による出力は極めて小さいことから，低損失の全波ブリッジ整流器と高効率の降圧コンバータを一体化した LINEAR TECHNOLOGY 社製の「LTC3588-1」を選定した．本 IC は任意の電荷が蓄積されると放電し，負荷回路を動作させることができる. LTC3588-1 の出力は低消費電力のマイコンに接続しており，一定電荷の蓄積でマイコンが動作，UART により文字列が出力される．出力された文字列は，バス電源により駆動するマイコンにより監視される．なお，低消費電力のマイコンには，AVR マイコン「ATTINY402-SSNR」を，バス電源で駆動するマイコンには，宇宙実績のある「PIC16F18877」を選定した.

表 4.2　LTC3588-1 諸元

入力消費電流[nA]	450
出力電流[mA]	最大 100
動作温度［℃］	-40~125

図 4.9 に回路図を示す．圧電素子が接続されると，内部の全波ブリッジで整流され，VIN に接続されているコンデンサに充電される．コンデンサの電圧が 5V 以上になるとコンバータが動作し，VOUT に直流電圧が出力され ATTINY402-SSNR を動作させる.

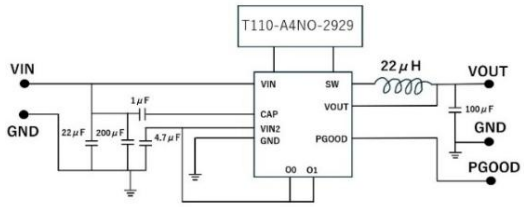

図 4.9　原子状酸素発電回路

4.1.6.2 モジュール設計

圧電素子「T110-A4BR-1305XB」は本衛星の進行方向に搭載する. 本素子は 3 層プレートであり，中間層に真鍮板が存在している．表裏全面に真空蒸着ニッケル電極が形成されているため，裏表にリード線を接続することで素子の厚み方向の機械的変動から発電を行える構造である.

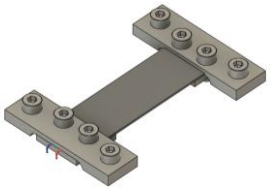

図 4.10 圧電素子外観

また打ち上げ時の振動条件に対する本モジュールの耐性を解析した．ランダム振動荷重の値には, JEM ペイロードアコモデーションハンドブック JX-ESPC-101132-E[22]規定の，HTV-X での打ち上げ時の値を用いた. 図 4.11 に示す解析結果より，最大変位量は1.50×10^{-6}m，最大相当応力は2.13×10^{5}Pa となった．PZT-5A の曲げ破壊強度は 81.8MPa であり，安全余裕 MS は3.82×10^{2}となり正であることから，打ち上げ時の振動条件に耐えうると考えられる.

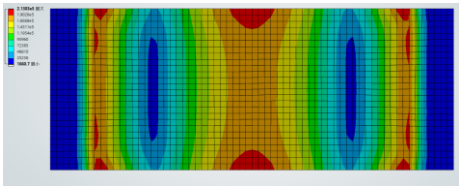

図 4.11　AO モジュール振動解析結果

本モジュールは, 衛星進行方向前面の PCB に 4 つ並列に設置する．内訳は，AO 衝突を動的応力としての測定に 2 つ，エナジーハーベスト IC を用いた発電検証に 2 つである．これは動的応力測定のために高インピーダンス計測系が必要であるが，同一の圧電素子を計測系とエナジーハーベスト回路（整流・降圧）に同時接続した場合，整流器の導通・クランプ動作により素子内の電荷が逃げ，検出感度低下の可能性があるためである.

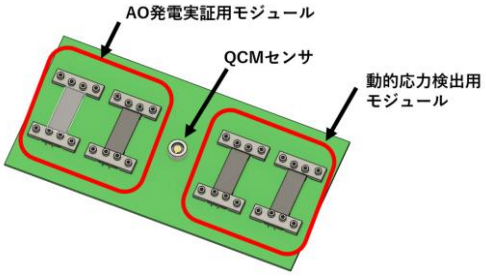

図 4.12 圧電素子アレイ

4.1.7 発電量計算

LEO における有効 AO フラックスは太陽活動に依存するが，おおむね 10^{14}atoms/cm²/s 程度で一定である．そのため，発電量の変化は主に圧電素子に入射する角度に依存する．

機体角度と AO フラックスの関係は，SPACECRAFT POLYMERS ATOMIC OXGEN DURABILITY HANDBOOK[21]より以下のような関係があることが知られている．

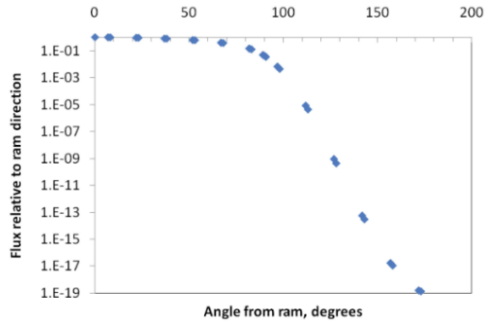

図 4.13　相対 AO フラックス(RAM 方向が 1)[21]

図 4.13 による表面法線に対する角度と AO フラックスの関係を用いて発電量を解析する．

ADA4530 におけるチャージアンプの出力 V_{UP}[V]は以下の式(4.2)で表される．

$$V_{UP} = \frac{Q(\theta)}{C_f}, Q(\theta) = d_{33}F(\theta) = d_{33}p(\theta)A \quad (4.2)$$

$Q(\theta)$：圧電素子由来の電荷[C]
C_f：帰還容量[F]
d_{33}：PZT 定数[m/V]
$p(\theta)$：AO 衝突圧力[N]
A：受圧面積[m²]

また，出力電圧V_{UP}は AD654 に入力され，以下の式(4.3)に示す関係により周波数変換される．

$$f = \frac{V_{UP}}{10RC} \quad (4.3)$$

R：抵抗
C：コンデンサ[F]

なお, AD654 は電源電圧変動が出力にどれほど影響を与えないかを示す PSRR が-V_{IN}～(V_{IN}-4V)の範囲において保証されている. 本衛星では AD654 を 5V で駆動させることから，入力電圧は最大 1V 程度が望ましい．さらに，本素子の最大周波数 500kHz を満たすよう，感度を 100kHz/V となる抵抗値 R=10kΩ，コンデンサ C=100pF とした．

また，AO による衝突圧力$p(\theta)$は，運動量流束から以下の式(4.4)で算出される．

$$p(\theta) = \phi m_o v \quad (4.4)$$

ϕ：AO フラックス[m^{-2}s^{-1}]
m_o：AO 原子質量
v：衝突速度

ISS 高度での AO フラックスは1.0×10^{14}cm^{-2}s^{-1}, AO 原子質量は2.656×10^{-26} kg，衝突速度は7.7×10^{3}m/s であるからこれを式(4.4)に用いて，

$$\begin{aligned} p(\theta) &= \phi m_o v \\ &= 1.0 \times 10^{18} \times 2.656 \times 10^{-26} \times 7.7 \times 10^{3} \\ &\approx 2.0 \times 10^{-4}\ \text{Pa} \end{aligned}$$

次にこれを式(4.2)に代入すると，

$$\begin{aligned} V_{UP} &= \frac{Q(\theta)}{C_f} = \frac{d_{33}p(\theta)A}{C_f} \\ &= \frac{350 \times 10^{-12} \times 2.0 \times 10^{-4} \times 4.039 \times 10^{-4}}{0.22 \times 10^{-12}} \\ &\approx 0.13\ \text{mV} \end{aligned}$$

これを式(4.3)に代入して，

$$\begin{aligned} f = \frac{V_{UP}}{10RC} &= \frac{0.13 \times 10^{-3}}{10 \times 10^{4} \times 100 \times 10^{-12}} \\ &= 13\ \text{Hz} \end{aligned}$$

したがって，AO 由来の起電力は 13Hz の周波数として観測されると予想される． PIC16F18877 には，周波数を測定できる SMT（Signal Measurement Timer）が備わっており，AO 由来

の周波数が測定可能である.

4.1.8 要求姿勢精度

ミッション達成に必要な姿勢要求を検討する. 図 4.13 より表面法線が進行方向からずれると概ね余弦則にしたがって AO の到達は減少することがわかる. よって, 衛星進行方向における AO 由来の圧力をp_0とすれば, AO 由来の圧力は$p(\theta) = p_0 cos\theta$で示される. 衛星姿勢が変化し, V_{UP}が変化すると式(4.3)より周波数も比例して変化する. 図 4.13 より, RAM 面からのずれが約 20 度までは RAM 面における AO フラックスと大きな違いは見られない. よってミッションを成立させるために必要な姿勢制御精度は±20 度とする. なお, $p(\theta) = p_0 cos\theta \propto f_0 cos\theta$の関係式が成り立つことから, 式(4.3), (4.4)より RAM 面から±20 度離れた時に取得される周波数は, 約 12Hz である.

4.1.9 QCM センサの運用

QCM センサはクリスタル上に形成されたポリイミド薄膜の質量損失を周波数変動から測定するものである. QCM センサを用いて AO の平均フラックスを算出するには, 露出時間tが必須である. よって, QCM センサ前部にシャッタを設け, AO 測定時のみセンサが露出される構造とする.

4.1.10 AO フルエンスの推定

QCM センサによるデータから, 各高度における AO フラックスを算出することで AO フルエンスの対高度変化を推定する. なお, JAXA の超低軌道衛星技術試験機「つばめ」においても同様のデータは取得されているが, AO フルエンスは太陽活動に依存しており, MSIS-86 の大気モデルによれば「つばめ」が運用されていた 2017 年から 2019 年と比較して, 本衛星の運用年である 2026 年は, 約1.5×10^{21} atoms/cm^2 程度大きな AO フラックス値が予測される. 太陽活動が異なる期間における高度依存の AO フルエンスのデータ取得は, 大気モデルの精度向上への貢献が期待できる.

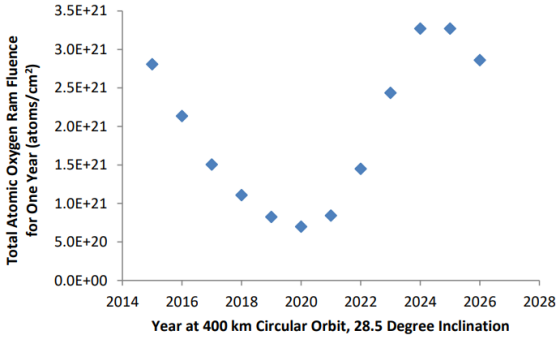

図 4.14 太陽活動周期における原子状酸素の年間フルエンス（MSIS-86 大気モデルに基づく）[21]

4.2 温度差発電

4.2.1 発電理論

熱電発電はゼーベック効果（Seebeck effect）を利用したエネルギ変換である. ゼーベック効果とは, 2 種の異なる金属あるいは半導体を接合した閉回路の接合部に温度差を与えると, 熱エネルギがキャリア（電子や正孔）を移動させることで回路に起電力（熱起電力）が発生する現象である. ある 2 種類の金属 A, B について, 温度差$\Delta T = T_1 - T_0$に対する熱起電力V_{AB}は式(4.5)で求められる.

$$V_{AB} = (S_A - S_B)\Delta T \qquad (4.5)$$

V_{AB}：起電力 [V]

$S_{A,B}$：金属 A, B のゼーベック係数 [V/K]

ΔT：温度差 [K]

熱電素子は熱電半導体素子を金属電極により電気的に直列, 熱的に平行に多数接続した構造で, 各熱電半導体素子の熱起電力が蓄積され, より大きな電圧を得る設計が可能である.

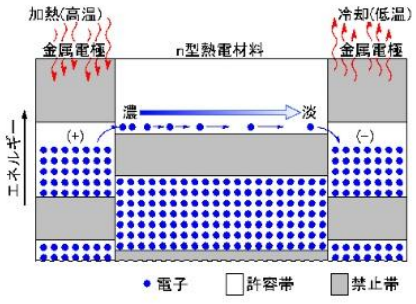

図 4.15 熱電素子発電理論図 [9]

4.2.2 温度差発電素子の選定

熱電変換の効率ηは式(4.6)で近似される.

$$\eta = \frac{T_h - T_c}{T_h} \frac{\sqrt{1+ZT_m}-1}{\sqrt{1+ZT_m}+\frac{T_c}{T_h}} \qquad (4.6)$$

T_h：高温側温度［K］

T_c：低温側温度［K］

$T_m = (T_h + T_c)/2$［K］

Z：熱電性能指数［K^{-1}］

ZT_m：無次元性能指数［-］

この式からわかるように，変換効率ηを高めるには，高いZT_mをもつ材料を使用すること，または大きな温度差ΔTを得ることが重要である．7 章の熱解析でも後述するように，本衛星の温度環境が比較的低～中温であることから，低～中温領域で高いZT_mを示す材料が本ミッションに適した素子と言える.

これらの要件を踏まえ，本ミッションに使用する熱電素子には Hi-Z Technology 社の HZ-2 Thermoelectric Module を採用した. 諸元を表 4.3, 外観を図 4.16 に示す.

表 4.3　HZ-2 Thermoelectric Module 諸元

寸法［mm］	W34.93×L34.93×H4.70
動作温度範囲［℃］	連続最大 250
質量［g］（標準値）	14.5
材料構成	$(Bi,Sb)_2(Te,Se)_3$ 系
熱電対数［対］	97
最大発電出力［W］（T_h =250℃，T_c = 50℃）	2.10(min),2.25(typ), 2.4(max)
開放電圧［V］	5.7(min)，6.0(typ)，6.3(max)
内部抵抗［Ω］（T_h =250℃，T_c = 50℃）	3.8(min)，4.0(typ)，4.2(max)

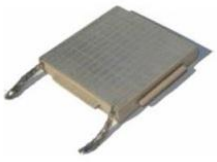

図 4.16　HZ-2 Thermoelectric Module [10]

Hi-Z HZ-2 は，動作温度範囲が広く（最大 250℃の連続使用，350℃の断続使用に対応），セラミックを使用しない耐衝撃構造と長寿命設計（10 年以上）を備えており，過酷な宇宙環境下でも高い信頼性を発揮する構造となっている．また，Hi-Z Technology 社の製品は宇宙・軍事用途での使用実績がある．また，Bi-Te 系の熱電素子は低～中温域で高い熱変換効率を発揮し，LEO 環境において安定した発電性能を持つことが期待される.

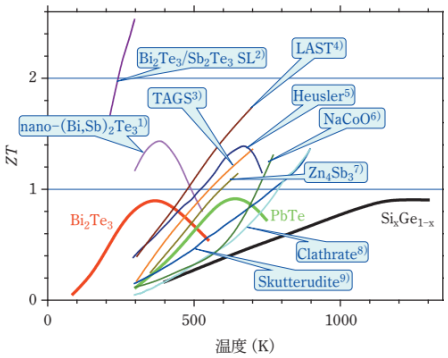

図 4.17　ZT の温度依存グラフ[11]

以上の観点から，航空宇宙用熱電素子として適していると言える.

4.2.3 モジュール設計

モジュール設計にあたり，選定した素子の使用時の要求についてまとめると次のようになる.

- 上下面はネジ固定，あるいは均一な圧力をかける.
- 接触する熱源・冷却面には絶縁性かつ熱伝導率のある材料を使用する.

以上の機械的・熱的要件を考慮し，次のような構造とした.　ケース外観と諸元は図 4.18 と表 4.4 に示す.

- 熱電素子の加熱面および冷却面にセラミックウェハを貼り付け，電気的絶縁性を確保
- 素子を上下から挟み込むようなケースを設計し，熱伝導性の高い銅板を素子・ケース間に両面挿入，上部カバーを用いて面圧を加え，密着性を高める
- ケース内面にαゲルを貼りヒートパイプによって伝達した熱が熱電素子ケースに逃げ

ることを防止する.

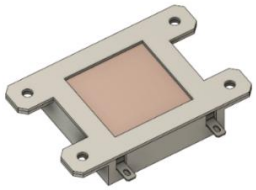

図 4.18　熱電素子ケース外観

表 4.4　熱電素子ケース諸元

寸法［mm］	W37.0×L57.0×H10.1
材質	アルミニウム合金

4.2.4 回路設計

前章の AO 発電で使用したものと同じ回路を別系統用意し，発電量の測定に低消費電力マイコン駆動に利用する．図 4.19 に回路図を示す.

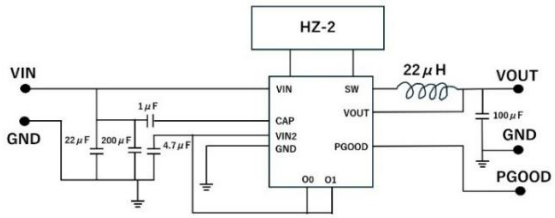

図 4.19　温度差発電回路

4.2.5 熱伝導経路設計

熱伝導経路には本衛星のパネルとヒートパイプを使用する．本衛星の内部温度は後述するように低温側へシフトしているため，最低温面と HZ-2 の冷却面を接触させるように設置し，ヒートパイプで加熱面の熱制御を行う．また，より高い変換効率を得るために衛星面のうち，温度差が最大となる 2 面，つまり，最高温面と最低温面をそれぞれ熱源および冷却に利用する．また，高温面から熱輸送を行うヒートパイプは，姿勢非依存性・高熱伝導特性・寸法などから古河電気工業社の衛星向けヒートパイプモジュール[23]をもとに寸法を決定した．表 4.5 に示す.

表 4.5　ヒートパイプ諸元

内径［mm］	10.00
降伏応力［Pa］	225×10^6
壁厚［mm］	0.3

壁厚について，宇宙空間（高度 400km）における内圧耐性について検討する。ヒートパイプに作用する円周応力が降伏応力より小さければよいので，以下のように計算できる.

$$\sigma_t = \frac{(P - P_0)D}{2t} < \sigma_y \tag{4.7}$$

σ_t：円周応力［Pa］
σ_y：降伏応力［Pa］
P：内圧［Pa］
P_0：外圧（高度 400km）［Pa］
t：壁厚［mm］

よって壁厚は

$$\begin{aligned} t &> \frac{(P - P_0)D}{2 \times \sigma_y} \\ &= \frac{(0.86 \times 10^6 - 10^{-4}) \times 10}{2 \times 225 \times 10^6} \\ &\approx 2 \times 10^{-2}\ \text{mm} \end{aligned}$$

より，2×10^{-2}mm 以上で内圧に耐えうることがわかる．本モジュールでは安全率を 15 として，壁厚$t = 0.3$mm とする．この時，安全余裕 MS は

$$\begin{aligned} MS &= \frac{\sigma_y}{\sigma_t \times 1.25} - 1 \\ &= \frac{225 \times 10^6}{\frac{(0.86 \times 10^6 - 10^{-4}) \times 10}{2 \times 0.3} \times 1.25} - 1 \\ &\approx 1.25 \times 10^1 > 0 \end{aligned}$$

となり，十分な余裕があることが分かる.

本衛星は AO ミッションを実施するにあたって，AO センサモジュールを衛星進行方向に固定する必要がある．従って，AO センサ搭載面を進行方向に固定した熱解析を行い，発電可能であるか検証した．なお，熱電素子が接触する衛星パネルには CFRP 板を使用しているが，CFRP は直交異方性を有するため面内（繊維方向）と面外（厚さ方向）で熱伝導率が大きく異なる．面外方向の熱伝導は面内方向の約 3~10%と小さく[26]，面内の温度

は短時間に拡散することから，本解析では面外方向の物性値を用いて解析を行った．

熱解析結果から，最悪高温条件下では，約 90 分周期でおよそ 30 分間にわたり P_YZ 面と N_YZ 面の間で 30℃前後の最大温度差を得ることが分かる．よってこの 2 面を熱源と冷却源として用いる．図 4.20 と図 4.21 にそれぞれ最悪高温条件および最悪低温条件での最高温面と最低温面の温度変化，図 4.22 に 2 面間の温度差変化を示す．

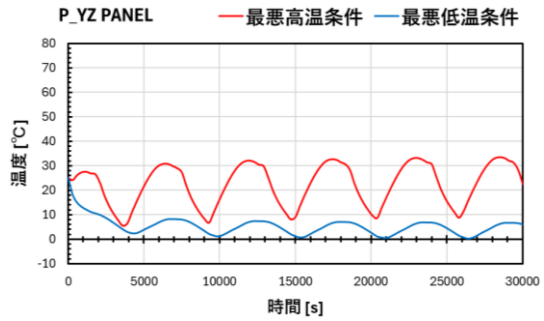

図 4.20　P_YZ 面の温度変化

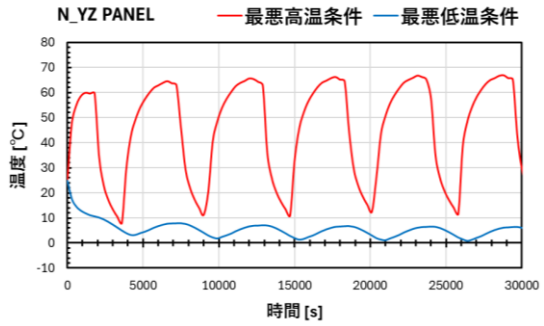

図 4.21　N_YZ 面の温度変化

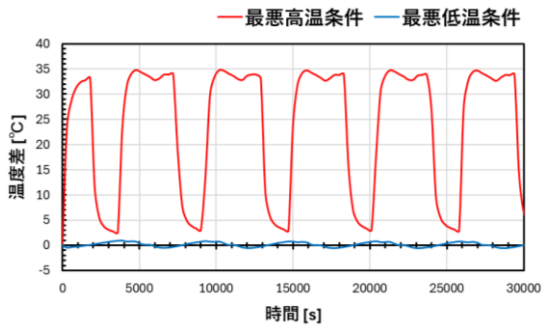

図 4.22　2 面間の温度差変化

以上より，AO ミッションが要求する姿勢条件やヒートパイプの影響を考慮したうえでの十分な温度差維持は可能であることが分かる．

4.2.6 発電量計算

発電量を推算するにあたり熱輸送時の影響を考慮するため，実際に素子加熱面へ伝わる温度を調べた．その結果を図 4.23 に示す．なお，熱解析条件や熱物性値は 7.4 の表 7.2 にて記載している．

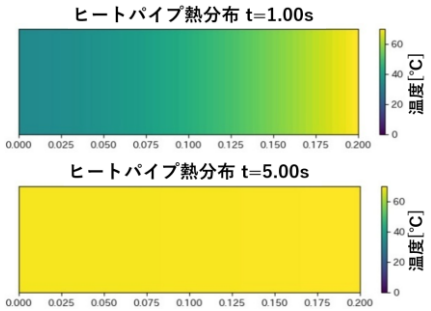

図 4.23　ヒートパイプ熱分布解析結果

解析結果より，5.00s の熱輸送時間で十分な熱の移動がみられるため，1 周期当たりの最大温度差発生時間である約 30 分間での安定した温度差維持は可能であると判断した．

以上より，HZ-2 の単体性能を次の条件のもと検討する．

- 熱解析結果より，最大温度差発生中，P_YZ 面の温度は 22.0℃であるので，低温側温度 T_c =22.0℃とする．
- 解析結果より，最悪高温条件（添え字h）および最悪低温条件（添え字c）での最大温度差を ΔT_h =34.7℃，ΔT_c =0.796℃とする．

HZ-2 データシート掲載の負荷一致条件下での，温度差に対する出力電圧および出力電力のグラフを図 4.24，図 4.25 に示す．

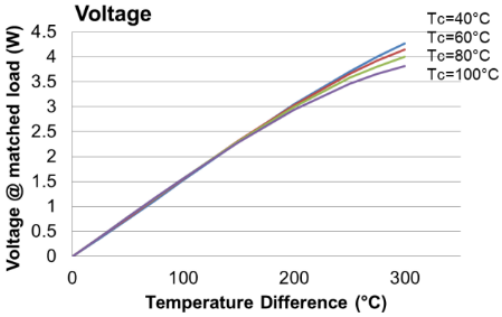

図 4.24　温度差に対する出力電圧 [10]

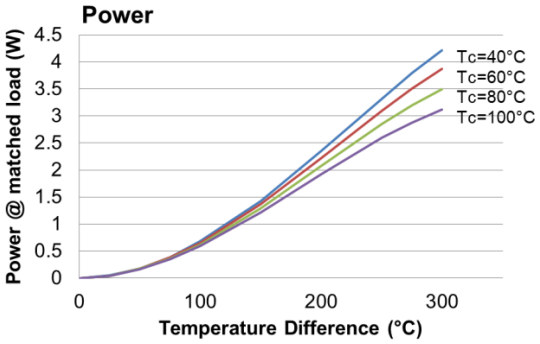

図 4.25　温度差に対する出力電力 [10]

図 4.24 より，出力電圧は$\Delta T = 0$～150℃付近の間ではいずれのT_cにおいてもほぼ線形変化をしており，T_c=10℃でも同等の出力傾向が推測できる．したがって図 4.23 から負荷一致条件下の出力を読み取り，回帰式を作成すると，式(4.8)のようになる．

$$V = 0.016\Delta T + 0.032 \qquad (4.8)$$

式(4.8)より，最悪高温条件および最悪低温条件での最大出力電圧は次のように推測される．

・ $\Delta T = \Delta T_h = 34.7$℃のとき

$$V = 0.016 \times 34.7 + 0.032$$
$$= 0.587\ \mathrm{V}$$

・ $\Delta T = \Delta T_c = 0.796$℃のとき

$$V = 0.016 \times 0.796 + 0.032$$
$$= 0.045\ \mathrm{V}$$

同様に，出力電力についても，$\Delta T = 0$～100℃付近の間ではいずれのT_cもほぼ同等の変動であり，T_c=22℃でも同等の出力傾向が推測できる．したがって図 3.21 から負荷一致条件下の出力を読み取り，回帰式を作成すると，式(4.9)のようになる．

$$P = 4.7 \times 10^{-5}\Delta T^2 + 2.6 \times 10^{-3}\Delta T + 0.0026 \qquad (4.9)$$

式(4.9)より，最悪高温条件および最悪低温条件での最大出力は次のように推測される．

・ $\Delta T = \Delta T_h = 34.7$℃のとき

$$P = 4.7 \times 10^{-5} \times 34.7^2 + 2.6 \times 10^{-3} \times 34.7 + 0.0026$$
$$= 1.49 \times 10^{-1}\ \mathrm{W}$$

・ $\Delta T = \Delta T_c = 0.796$℃のとき

$$P = 4.7 \times 10^{-5} \times 0.796^2 + 2.6 \times 10^{-3} \times 0.796 + 0.0026$$
$$= 4.70 \times 10^{-3}\ \mathrm{W}$$

5　システム要求

上述のミッション設計をもとにバス系に対するシステム要求を表 5.1 に示す．

5.1　構造要求

本衛星は ISS の日本実験棟に設置されている小型衛星放出 J-SSOD を用いて軌道投入される．また，ISS までの輸送は宇宙ステーション補給機 HTV-X を用いて行うことから，J-SSOD の規定および本コンテストの募集要項に記載されている振動条件に耐えられることを構造要求とする．要求に対する設計は 6 章に示す．

表 5.1　システム要求

項目	要求番号	内容
姿勢制御系	ADCS-1	衛星の角速度を減少できること
	ADCS-2	衛星を任意の姿勢に変更できること
電源系	EPS-1	太陽電池セルから必要な電力を確保できること
	EPS-2	発電電力をバッテリに充電できること
	EPS-3	電力を各機器に配電できること
構造系	STR-1	J-SSOD規格に収まること
	STR-2	打上げ時の振動・衝撃で破損しないこと
熱系	THR-1	各機器の動作範囲を満たしていること
C&DH	CDH-1	地上局コマンドに基づき各サブシステムを制御できること
	CDH-2	ミッションデータを取得後地上局へダウンリンクできること
	CDH-3	衛星状態に基づきエマージェンシーモードに移行できること

5.2　熱要求

本衛星はJ-SSODから放出後，高度約400km，軌道傾斜角51.6degのISS軌道を周回するが，この際，地球アルベドや太陽光輻射，空力加熱による熱入力を受ける．この際，4.18章よりAOミッションに用いる機器を衛星の進行方向に固定する必要があるため衛星姿勢は限定される．したがって，AOミッションで要求される衛星姿勢において，搭載機器の動作温度範囲が最悪高温条件および最悪低温条件内であることを要求する．要求に対する設計は7章に示す．

5.3　電力要求

AO発電および温度差発電による電力はバス部を動作させるには小さいことから，本衛星のバス部およびミッション測定部は太陽光発電による電力を用いる必要がある．また，ノミナル時におけるHK（House Keeping）データの安定したダウンリンクや，バッテリへの充電などが必須であり，これらを実現するための電力確保を要求する．要求に対する設計は8章に示す．

5.4　通信要求

衛星の健康状態を示すHKデータやミッションデータは衛星に搭載された通信機を用いてダウンリンクされる．また，各サブシステムの制御は地上局からのアップリンクコマンドにより実行される．よって地上局と衛星間での安定した通信確保を要求する．要求に対する設計を9章に示す．

5.5　姿勢要求

AOによる発電を実現するためには，圧電素子モジュールを衛星進行方向前面に固定する必要がある．4.18章より，要求角度は20度である．要求に対する設計は10章に示す．

6　構造系

6.1　基本構造

本衛星は，一次構造のフレーム（A7075），二次構造CFRPパネルを用いて組み上げている．以下図6.1，図6.2に外観を示す．

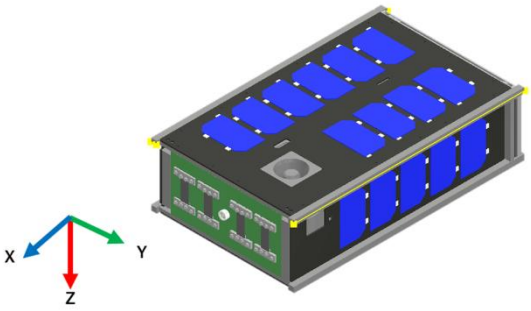

図 6.1　AMBIOSAT 概観図①

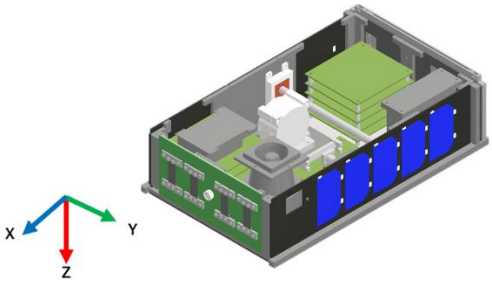

図 6.2　AMBIOSAT 概観図②

本衛星は国際宇宙ステーション日本実験棟「きぼう」からの放出を前提とし，安全設計を行っている．本設計では、すべてのスタンダードハザード項目について，ハザード回避設計を基本方針としている．また放出機構であるJ-SSODの寸法要件を厳守し，クリアランスも確保した構造となっている．以下に各スタンダードハザード項目に対する非該当性および設計上の安全対策について記述する．

まず本衛星の全体寸法について図6.3に示す．これより J-SSODの寸法要求を満たしている．

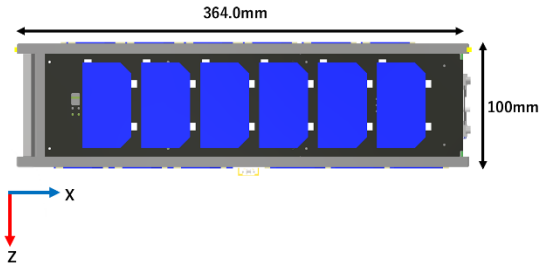

図 6.3　衛星寸法①

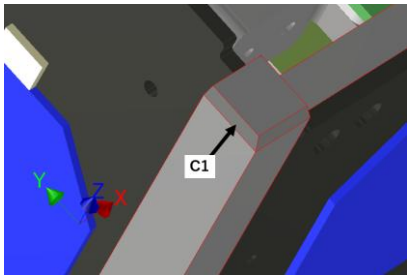

図 6.4　衛星寸法③

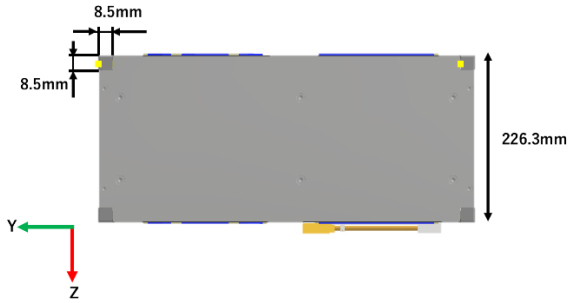

図 6.5　衛星寸法④

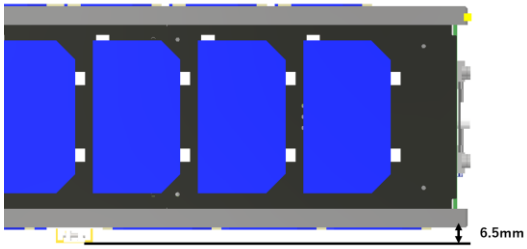

図 6.6　衛星寸法⑤

6.2　安全設計

本衛星の該当箇所になりうるスタンダードハザード項目と設計上の対策について，表 6.1 で述べる.

表 6.1　スタンダードハザード

標準ハザード	設計上の対策
可燃性	・ 非延焼性材料の選定 ・ 電源部から 6 インチ以上離して収納 ・ 点火源からの隔離管理
オフガス	・ MAPTIS での材料選定 ・ 20 ポンド未満のポリマー材料を使用 ・ 必要に応じた Off ガステストの実施
毒性・バイオ物質等の漏洩	・ 有害物質使用量を制限（THL=0,BSL=1 等） ・ HMST での確認 ・ 封じ込め設計の実施
ガラス等の飛散防止	・ レンズ等は非加圧設計 ・ 収納・保護カバーで対策
シャープエッジ/ホール	・ 鋭利部位の除去またはカバー設置 ・ 32×45 インチ以上の通路確保 ・ 配線・ホース等の確実な固定
接触温度	・ 熱解析および熱試験の実施 ・ 温度復帰までの待機時間の設定 ・ PPE（防護手袋等）の着用指示
レーザー/インコヒレント光	・ Class1 または 2 のレーザーの使用 ・ 設計封じ込めや出力制限 ・ 照射方向の制御および操作訓練
電磁適合性	・ インヒビットの使用 ・ 誤作動をしないか試験を行う ・ 磁気トルカが ISS 内に搭載される危機に影響を及ぼさないことを解析により証明
回転体	・ 運動エネルギ制限 ・ 物理的封じ込め設計 ・ HDD などは筐体内設置・規格適合（UL 等）
シールドコンテナ	・ 最大圧力値と蓄積エネルギの解析（＜100psia,＜19,310j） ・ 必要に応じた耐圧試験（1.5×MDP） ・ 最小安全係数 2.5×MDP の設計

6.3　機器配置

本衛星の機器配置について図 6.7～図 6.10，部品搭載表を表 6.2 に示す.

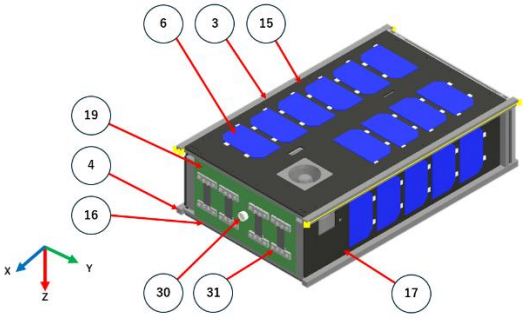

図 6.7　衛星機器配置①

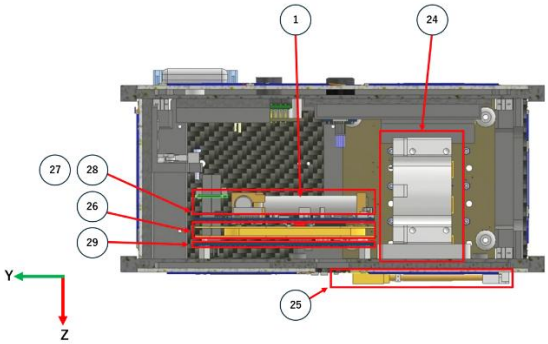

図 6.8　衛星機器配置②

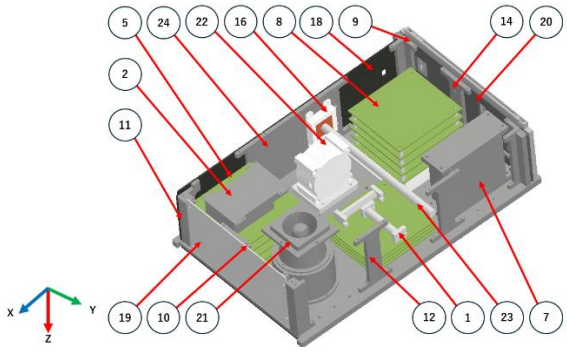

図 6.9　衛星機器配置③

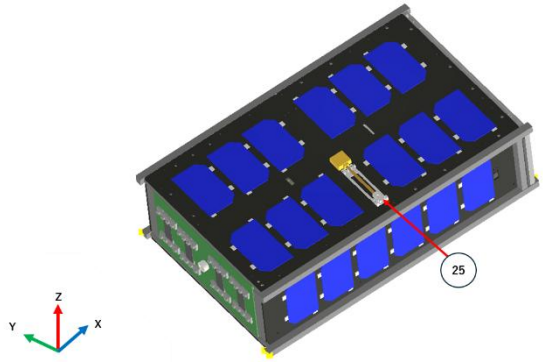

図 6.10　衛星機器配置④

表 6.2 搭載部品表

番号	部品
①	Magnetorqure（CubeRod）
②	Nishimusen
③	Front frame
④	Back frame
⑤	PCB tower 1
⑥	Sorar cell
⑦	Battery
⑧	PCB tower 2
⑨	T-stiffener -X
⑩	I-stiffener -Z
⑪	L-stiffener
⑫	I-stiffener
⑬	T-stiffener +X
⑭	I-stiffener +Z
⑮	+XZ outer panel
⑯	-XZ outer panel
⑰	+YZ outer panel
⑱	-YZ outer panel
⑲	+XY outer panel
⑳	-XY outerpanel
㉑	Camera
㉒	Thermoelectric element
㉓	Heat pipe
㉔	Cube wheel
㉕	Magnetometer
㉖	Magnetorqure（CubeCoil）
㉗	Cube Control
㉘	Rate Sensor（MEMS Gyro）
㉙	Cube Computer
㉚	QCM sensor
㉛	AO electric module

6.4　質量特性

材料特性を表 6.3 に，本衛星の各パーツの質量を表 6.4 に示す．表 1.1 で示した通り，J-SSOD の規定では質量が 6.8kg 未満でなければならない．表 6.4 から AMBIOSAT の質量は 6.4kg であり，レギュレーションを満たしていることがわかる．

表 6.3 材料特性

材料	A7075	FR4
終局荷重［MPa］	252	319
降伏荷重［MPa］	214	58.1
密度［kg/m^3］	2680	1790
ヤング率［GPa］	70.3×10^{10}	2.14×10^{10}
ポアソン比［-］	0.33	0.33

表 6.4 パーツの質量表

コンポーネント	材料	体積 [mm³]	質量 [kg]
front_frame	A7075	223544.6	1.802
back_frame	A7075	239377.0	1.862
stiffener	A7075	166432.5	0.233
+XY outer panel	CFRP	52306.9	0.077
-XZ outer panel	CFRP	74388.3	0.109
+YZ outer panel	CFRP	56414.4	0.083
-YZ outer panel	CFRP	35288.1	0.052
+XZ outer panel	CFRP	140540.9	0.207
Battery	A7075	121589.1	0.546
Camera	A7075	242367.8	0.339
Wheel	A7075	23335.2	0.073
PCB tower	FR4	470172.2	0.893
Nishimusen	A7075	74834.9	0.105
Fasner & Heat pipe	SUS304	3035.6	0.024
全体質量 [kg]			6.405

なお，本衛星では前述のとおり CFRP 板を二次構造部材として採用している．CFRP は繊維方向と樹脂方向で機械特性が大きく異なる異方性材料であるため，本解析では Ansys Mechanical（Workbench, 2025R2）を用い，直交異方性材料として解析を行った．Ansys Mechanical では異方性材料は「直交異方性線形弾性モデル」として定義される．なお，登録されている主な定数は以下のとおりである．

表 6.5 CFRP の物性値

ヤング率[N/m³]	E_x	6.13×10^{10}
	E_y	6.13×10^{10}
	E_z	6.13×10^{10}
ポアソン比 [-]	ν_{xy}	0.44
	ν_{yz}	0.30
	ν_{xz}	0.30
せん断弾性係数[N/m³]	G_{xy}	3.30×10^{9}
	G_{yz}	2.70×10^{9}
	G_{xz}	2.70×10^{9}

6.5 構造解析

衛星は，地上での取り扱い，試験，運搬，打ち上げ，運用等，すべての環境において破損や永久変形することなく，材料の許容応力に対して安全余裕（MS）が正となることが重要である．打ち上げ時，衛星にかかる負荷は三種類あり，準静的加速度，ランダム振動，正弦波振動がある．ここではそれぞれの振動に衛星が耐えられるかを解析するうえで必要なパラメーターや解析条件，算出時に用いた式などを示す．

6.5.1 解析条件

・準静的加速度

J-SSOD 放出の衛星では，ランダム振動加速度と準静的加速度の組み合わせによる設計荷重の最大値は任意の方向に 9.0[g]であり，解析にて安全余裕が正になることを確認するよう，「JEM ペイロードアコモデーションハンドブック JX-ESPC-101132-E」で規定されている[22]．従って表 6.6 の条件で解析を行う．

表 6.6 準静的加速度条件

	機軸方向	機軸直交方向
ケース 1	±9.0G	±9.0G

・正弦波振動

正弦波振動条件は「JEM ペイロードアコモデーションハンドブック JX-ESPC-101132-E」[22]に規定がないため，衛星設計コンテスト募集要項[25]に規定される以下の条件を用いた．最大値である 1.0G をランダム振動に加えた際に衛星が耐えられるかを解析で確認する．条件を表 6.7 に示す．

表 6.7 正弦波振動条件

40～50Hz	$1.0G_{0-p}$
50～60Hz	$0.5G_{0-p}$

X：±1G　Y：±1G　Z：±1G

・モーダルサーベイ試験

モーダルサーベイ試験とは，構造数学モデルの精度を確認するために必要となる衛星のモードパラメータ，固有振動数を取得する試験である．加振機を用いて加振入力に対する試供体の応答（加速度）の伝達関数より，固有振動数を同定する．ランダム振動試験やサインバースト試験の前後でモーダルサーベイ試験を行い，試供体の固有振動数が試験前と変化していないかを確認する．この際，「JAXA 振動試験ハンドブック JERG-2-130-HB003D」[22]より，固有値解析結果とこの実測値との相対誤差が 10%以内に収まっていた場合，解析モデルは実構造を十分に反映していると判断できる．

・ランダム振動

以下に 3 軸共通のランダム振動数条件について示す．本衛星は HTV-X による打ち上げを想定していることから，JAXA 振動試験ハンドブック「JX-ESPC-101132-E」[22]に規定される HTV-X におけるランダム振動条件を図 6.11，表 6.7 に示す．

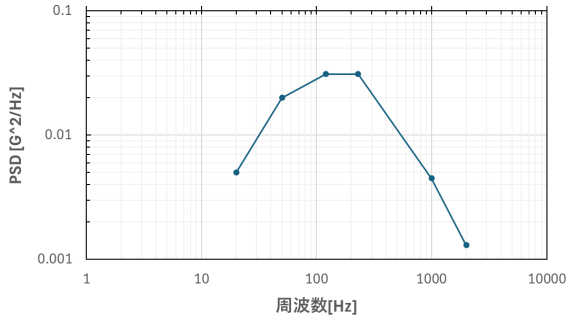

図 6.11 ランダム振動数条件

表 6.7　ランダム振動加速度条件

周波数 [Hz]	PAD [g^2/Hz]	実効値 [grms]	加振時間 [s]
20	5.00×10^{-3}	5.39	60
50	2.00×10^{-2}		
120	3.10×10^{-2}		
230	3.10×10^{-2}		
1000	4.50×10^{-3}		
2000	1.30×10^{-3}		

ランダム振動試験は，与えられた PSD プロファイルに従って生成したランダム振動を試供体に与えてその振動に耐えられることを確認するものである．一般的には 3 軸それぞれに対して実施する．また，試験前後にモーダルサーベイ試験を行い振動特性に変化が見られないことも確認する．本設計では実際の振動試験は未実施だが、実際には固有値解析後，モーダル試験を行い，モデルを更新するフローが一般的である．本設計ではそのプロセスを想定し、JAXA 振動試験ハンドブック「JERG-2-130-HB003D」[22]を参考に，実験値と構造数学モデルが 10%以内の誤差であると仮定し，解析を行う．

本衛星は Cargo Transfer Bag (CTB) に搭載された状態で打ち上げられ，J-SSOD から放出される．前述のとおり，J-SSOD 放出の衛星は，JEM ペイロードアコモデーションハンドブック JX-ESPC-101132-E[22]において，ランダム振動加速度と準静的加速度の組み合わせによる設計荷重の最大値は任意の方向に 9.0[g]であると明記されている．従って，静的応力解析のみを行い構造設計の妥当性を評価する．以上より，すべての解析パターンをまとめると，表 6.8 のようになる．

表 6.8　解析パターンまとめ

	加速度		
	X [G]	Y [G]	Z [G]
Case1	9	0	0
Case2	-9	0	0
Case3	0	9	0
Case4	0	-9	0
Case5	0	0	9
Case6	0	0	-9

解析結果から，安全余裕を算出する．安全余裕[12]の算出方法を式(6.1)，(6.2)に示す．

$$MS_u = \frac{P_u}{FS_u \times P} - 1 \tag{6.1}$$

$$MS_y = \frac{P_y}{FS_y \times P} - 1 \tag{6.2}$$

MS_u：安全余裕（終局）
MS_y：安全余裕（降伏）
P_u：終局応力
P_y：降伏応力
FS_u：応力係数（終局）
FS_y：応力係数（降伏）

以上より，準静的加速度条件より求めた応力と動的加速度条件より求めた応力から安全余裕を算出し，すべて正になった場合，この衛星はロケットに耐えることができるといえる．

6.5.2 数値解析

6.5.2.1 固有振動解析

本衛星における固有値解析は，各軸（X, Y, Z 方向）の第 1 固有振動数を推定し，JX-ESPC-101132-E で規定される剛性要求（30Hz 以上）[22]を満足していることを確認するために行う．解析は三次元 CAD モデルに基づいて作成された有限要素モデルを用い，モード解析（固有値解析）を

実施した．材料物性値は設計図書および JIS 準拠の代表値に基づいて設定した．表 6.9 に各軸の固有振動数を示す．なお，解析時の拘束条件は，「放出用の 4 本のレールの両端部を剛にした固定状態」とする．

表 6.9　第一固有振動数

軸	固有振動数［Hz］
X	538
Y	720
Z	753

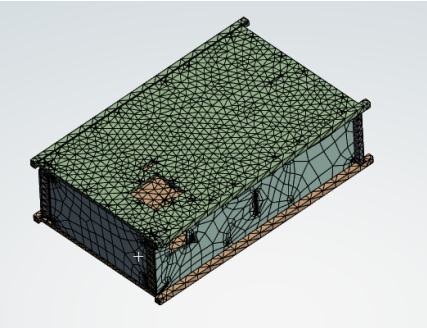

図 6.12 固有値解析モデル

以上より，各軸（X, Y, Z 方向）の第 1 固有振動数について，JAXA 振動試験ハンドブック「JX-ESPC-101132-E」[22]に規定される剛性要件（30Hz 以上）を満たしており，本衛星の剛性は十分であることが分かる．なお，表 6.9 の値は衛星設計コンテスト募集要項[25]における剛性要求（3 軸とも 110Hz）も満たしている．

6.5.2.2 線形静解析

表 6.8 の解析条件を用いて各応力に衛星構造が耐えることができるのか解析を行う．使用ソフトは Ansys Mechanical（Workbench, 2025R2）である． 解析結果を以下に示す．なお，解析時の拘束条件は，「放出用の 4 本のレールの両端部を剛にした固定状態」とする．また，荷重は表 6.8 をもとに各軸方向について面全体に作用させ，計 6 パターンの解析を行い，拘束条件は，「放出用の 4 本のレールの両端部を剛にした固定状態」とする．また，荷重は表 6.8 をもとに各軸方向について面全体に作用させ，計 6 パターンの解析を行い，後続条件は，「放出用の 4 本のレールの両端部を剛にした状態」とする．

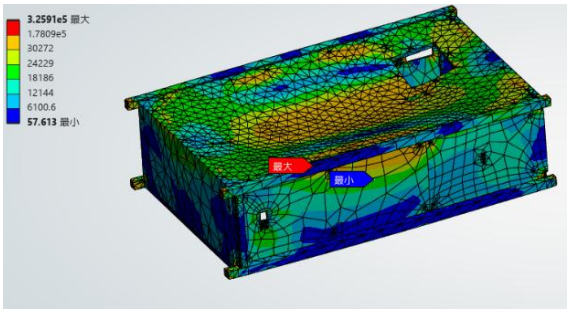

図 6.13　線形静解析モデル

解析の結果，機軸方向で最大のフォンミーゼス応力が生じたのは Antena で1.57MPa となった．また，機軸方向では，レール両端部で 9.63MPa であった．

以上の結果より安全率を考慮した安全余裕は式(6.3)~式(6.6)のとおりである．ただし，降伏安全係数を 1.50，終極安全係数を 2.00 としている．

$$\text{機軸方向(終局)}：MS_u = \frac{228}{2.00 \times 1.57} - 1 = 71.6 \quad (6.3)$$

$$\text{機軸方向(降伏)}：MS_y = \frac{193}{1.50 \times 1.57} - 1 = 81.0 \quad (6.4)$$

$$\text{機軸直交方向(終局)}：MS_u = \frac{228}{2.00 \times 9.63} - 1 = 10.8 \quad (6.5)$$

$$\text{機軸直交方向(降伏)}：MS_y = \frac{193}{1.50 \times 9.63} - 1 = 12.4 \quad (6.6)$$

結果より MS は正となり，本衛星構造はロケットおよび軌道上の要求を満たすことが分かる．

7　熱制御系

7.1　熱設計の概要

熱設計は，衛星に搭載される全機器がミッション全期間において動作温度，保存温度範囲の温度内に収めることを目的に実施する．衛星が 4.18 章で要求された姿勢に制限されるという条件が含まれるため，衛星姿勢を制限し想定される高温と低温の最悪環境を設定，その環境下において機器の温度が許容温度範囲を満たすか解析を行った．

7.2　外部熱入出力

本衛星への打ち上げ～運用修了までの熱入力は太陽放射，地球アルベド，地球赤外放射，内部発熱の 4 つ，熱出力は深宇宙への熱放射である．

7.2.1 太陽放射

太陽放射による熱入力Q_sは式(7.1)で表される．太陽定数は近日点の 1412W/m^{2}から遠日点の 1322 W/m^{2}まで変化する[8]．表 7.1 に解析に使用した太陽定数の月変動を記載する．

$$Q_s = \alpha_s G_s A_s \tag{7.1}$$

α_s：太陽吸収率 [-]
G_s：太陽定数 [W/m^2]
A_s：太陽からの投影面積 [m^2]

表 7.1　太陽定数の月変動一覧

月	太陽定数 [W/m^2]
1	1412
2	1406
3	1391
4	1368
5	1345
6	1329
7	1322
8	1326
9	1342
10	1363
11	1387
12	1405

7.2.2 地球赤外放射

地球赤外放射による熱入力Q_Eは式(7.2)で表される．

$$Q_E = \alpha_s A_E E_E \tag{7.2}$$

A_E：地球からの投影面積 [m^2]
E_E：地球赤外放射 [W/m^2]

7.2.3 アルベド

アルベドによる熱入力Q_Rは式(7.3)で表される．

$$Q_R = \alpha_S A_R C_A G_S \tag{7.3}$$

A_R：アルベドの投影面積 [m^2]
C_A：アルベド係数 [-]

7.2.4 β 角と日陰率

地球近傍の宇宙機は，太陽放射が当たる日照と地球の陰に入り太陽放射が遮られる日陰の状態の 2 種類に分類できる．1 周期あたりの日陰時間の割合は日陰率と呼ばれ，宇宙機の軌道面と太陽光方向のなす角度を示す β 角より求めることができる．β 角βは式(7.4)で表される．

$$\beta = \cos^{-1}\{\cos\Gamma\sin\Omega\sin i - \sin\Gamma\cos\varepsilon\cos\Omega\sin i + \sin\Gamma\sin\varepsilon\cos i\} \tag{7.4}$$

Γ：太陽赤経 [deg]
Ω：昇交点赤経 [deg]
i：軌道系射角 [deg]
ε：黄道角 [deg]

蝕に入る角度である Critical 角β^*は式(7.5)で表される．

$$\beta^* = \sin^{-1}\left(\frac{R}{R+H}\right) \tag{7.5}$$

R：地球の半径 [km]
H：近地点における軌道高度 [km]

日陰率f_eは，軌道を円軌道，地球による影を円筒形状であると仮定すると式(7.6)で表される．

$$f_e = \begin{cases} \dfrac{1}{\pi}\cos^{-1}\left(\sqrt{\dfrac{H^2+2RH}{(R+H)\cos\beta}}\right) & [\beta] < \beta^* \\ 0 & [\beta] \geq \beta^* \end{cases} \tag{7.6}$$

地球重力の J2 項の摂動により昇交点赤経が，時間変化により太陽赤経が変化し，変化量はそれぞれ式(7.7)，(7.8)で表される．なお，軌道系射角も大気抵抗や太陽輻射圧等により変動するが，長期的変化であるため考慮しない．

$$\dot{\Omega} = -\frac{3}{2}J_2\left(\frac{R}{R+H}\right)^2\sqrt{\frac{\mu}{(R+H)^3}}\cos i \cdot \frac{3600}{24} \tag{7.7}$$

$$\dot{\Gamma} = \frac{2\pi}{365.25} \tag{7.8}$$

J_2：重力ポテンシャルの付加項 $1082.62 \cdot 10^{-6}$

μ：地球重力定数［$\mathrm{km}^3/\mathrm{s}^2$］

7.2.5 熱放射

衛星構造体から 3K の深宇宙へ放射する熱出力Q_uは式(7.9)で表される.

$$Q_u = \varepsilon\sigma A {T_w}^4 \tag{7.9}$$

σ：ステファンボルツマン定数［$\mathrm{W/m^2/K^4}$］

ε：全半球吸収率［-］

T_W：衛星表面温度［K］

7.2.6 高温・低温条件

アルベドと地球赤外放射は一定と見做すことができるが，太陽放射は蝕や月変化の影響を受ける．そのため，摂動を考慮しつつ運用期間中のすべての軌道とβ角より算出した日陰率を基に，日陰率が最小かつ太陽定数が最大，発熱量最大の条件を最悪高温条件，日陰率が最大かつ太陽定数最小，発熱量最小の条件を最悪低温条件とする.

7.3 熱数学モデル

衛星をn個のノードに分割したとき，各ノードiにおける熱平衡を方程式：式(7.10)を考えることで各要素の温度Tを求める.

$$C_i \frac{dT_i}{dt} = Q_i + Q_{gi} - \sum_{j=1}^{n} K_{ij}\{T_i(t) - T_j(t)\} - \sum_{j=1}^{n} R_{ij}\sigma\{T_i^4(t) - T_j^4(t)\} \tag{7.10}$$

$$i, j = 1,2,\dots,n$$

C：熱容量［J/K］

Q：ノードへの熱入力［W］

Q_g：ノードの機器発熱［W］

K_{ij}：熱伝導コンダクタンス［W/K］

R_{ij}：ふく射コンダクタンス［$\mathrm{W/K^4}$］

t：時間［s］

i,j：ノード［-］

また，熱数学モデルの構築および計算には Thermal Desktop を用いて行った．衛星を模擬したモデルにおける搭載機器を要素として分割を行った（図 7.1，図 7.2 を参照）．この要素に対して各軸系へのメッシュの分割数を 1 として設定を行い，メッシュに対してノードの配置を中心配置として設定した（図 7.3 を参照）．これにより各ノードにおいてメッシュ内の平均温度を算出した．6U の衛星において各搭載機器内での温度は均一であると考えられる.したがってノードを中央配置し各メッシュ内の平均温度を用いて解析するのは妥当であると考えられる.

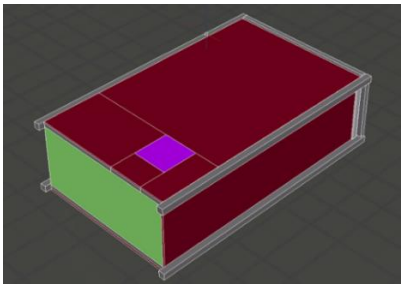

図 7.1　熱数学モデル CAD（外観）

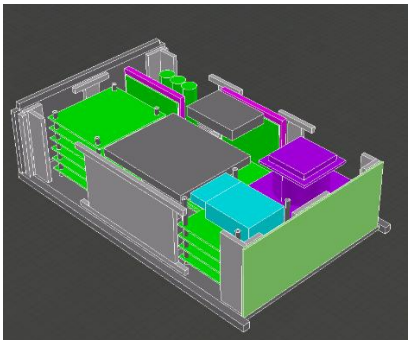

図 7.2　熱数学モデル CAD（内部）

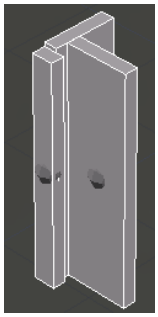

図 7.3　ノード配置（参考）

7.4　熱解析条件

熱解析に使用した熱物性値と光学特性，軌道を下記に示す.4.2.6 にて前述したように本衛星では CFRP 板を使用しているが，直交異方性を有するため面内（繊維方向）と面外（厚さ方向）で熱伝導率が大きく異なる．面外方向の熱伝導は面内方向の約 3~10%と小さく[26], 面内の温度は短時間に拡散することから，本解析では面外方向の物性値を用いて解析を行った．なお，深宇宙面と衛星間の熱境界条件は, 各面ごとに Fr4 と太陽光 Cell の面積比より算出した放射率と吸収率を設定し, 3 K の深宇宙に熱放射するとした．なお，深宇宙面と衛星間の熱境界条件は，各面ごとに Fr4 と太陽光 Cell の面積比より算出した放射率と吸収率を設定し，3K の深宇宙に熱放射するとした.

7.4.1 熱物性値

表 7.2 熱物性値

材料	熱伝導率 [W/m/K]	密度 [kg/m^3]	熱容量 [J/kg/K]
A5052	1.38×10^2	2.89×10^3	8.80×10^2
A7075	1.30×10^2	2.80×10^3	9.62×10^2
Gell	1.80×10^{-1}	9.60×10^3	1.00×10^3
CFRP	7.66×10^{-1}	1.50×10^3	1.13×10^3
Fr4	3.00×10^{-1}	1.06×10^3	1.50×10^3
Battery	4.30×10^{-1}	1.80×10^3	9.50×10^2
MLI	6.00×10^{-2}	1.50×10^3	8.00×10^2
Heat Pipe	2.80×10^3	8.90×10^3	3.85×10^2

7.4.2 熱光学特性

CFRP パネルの熱光学特性は，表面に太陽光セルが張られているため，太陽光セルと CFRP の面積比と熱光学特性の積の和より算出した.

表 7.3 熱光学特性

材料	太陽光吸収率	放射率
A5052	0.100	0.176
A7075	0.100	0.176
Antena	0.920	0.830
黒色塗装	0.920	0.830
CFRP	0.900	0.740
Fr4	0.940	0.885
MLI	0.010	0.003
Battery	0.010	0.010
太陽光 cell	0.920	0.880

7.4.3 高温最悪条件

表 7.4 高温最悪条件

項目	値
高度［km］	380
軌道系射角［deg］	51.6
太陽赤経［deg］	189.4
昇交点赤経［deg］	279.9
β 角［deg］	47.86
当該日	2026/1/3
太陽定数［W/m^2］	1412
地球赤外放射［W/m^2］	140.0
アルベド係数［-］	0.60
動作モード	Mission

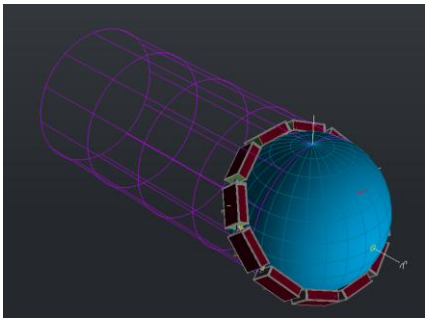

図 7.4　最悪高温条件における軌道面

7.4.4 低温最悪条件

表 7.5　低温最悪条件

項目	値
高度［km］	380
軌道系射角［deg］	-0.102
太陽赤経［deg］	302.7
昇交点赤経［deg］	133.1
β 角［deg］	-0.1024
当該日	2026/4/28
太陽定数［W/m^2］	1368
地球赤外放射［W/m^2］	265.0
アルベド係数［-］	0.15
動作モード	Nominal

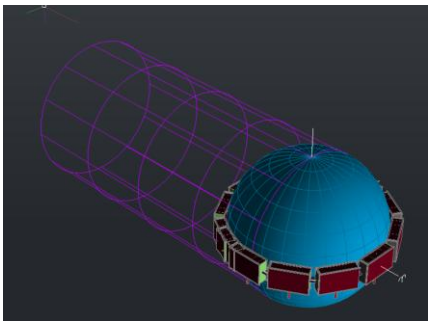

図 7.5　最悪低温条件における軌道面

7.5　熱設計

熱設計方針は，発電量が大型衛星と比較して少なく，温度分布の偏りが少ないため，受動的熱制御を中心に実施した．そのため，下記の 4 つの熱制御素子を用いる．1 つ目に吸熱量および内部熱拡散量を高めるために，内部および外面は黒色アルマイト塗装にした．2 つ目に温度変化を抑えるために，CFRP パネルとアルミフレームの間，バッテリボックスに MLI を取り付けた．3 つ目に熱容量の確保と温度の均質化のために，アルミ製のバッテリボックス内部に，低熱伝導率材料であるゲルをバッテリボックスとバッテリセルの間に充填した構造をとり，バッテリボックス，アルミフレーム，外壁面パネルの経路で宇宙に放熱される設計とした．なお，熱解析ではミッションモードとノミナルモードにおけるバッテリセルの発熱量を定義したうえ実施した．4 つ目に零度以下の低温にバッテリが晒されることを防ぐために，バッテリセルの周囲にヒータを設置し，マージンを確保する方法として用いた．

7.6　解析結果

機器の動作温度範囲，保存温度範囲，最悪高温条件および最悪低温条件の温度の上限と下限を纏めたのが表 7.6 である．

表 7.6　熱解析結果(ヒータ動作セル温度 15℃)

構成品	動作温度 [℃]	保存温度 [℃]	高温条件 [℃]	低温条件 [℃]
PX_Panel	N/A	N/A	67.5/ 12.3	6.26/ 0.479
PY_Panle	N/A	N/A	62.8/ -12.2	77.1/ -176
PZ_Panel	N/A	N/A	51.8/ -0.41	21.7/ 1.60
NX_Panel	N/A	N/A	33.9/ 9.25	6.53/ -0.12
NY_Panle	N/A	N/A	46.4/ 5.89	47.3/ -2.08
NZ_Panel	N/A	N/A	64.6/ 2.89	82.7/ -4.86
PCB1	50/ -10	60/ -20	40.7/ 29.1	28.5/ 17.5
PCB2	50/ -10	60/ -20	40.4/ 31.3	24.3/ 18.7
ADCS	60/ -10	70/ -20	38.5/ 21.8	33.4/ 12.2
Camera	50/ -20	60/ -30	32.7/ 25.7	22.6/ 15.8
Battery_cell1	35/ 10	45/ 0	29.9/ 29.2	19.7/ 18.4
無線機	50/ -10	60/ -20	38.8/ 33.3	23.1/ 21.2

熱解析結果より，最悪高温から最悪低温まですべての熱環境下において，全ての動作品の温度範囲に収まることが確認された．

8　電源系

8.1　設計概要

本衛星は，地球低軌道を周回することを目的としており，ISS から放出後安定的に太陽光発電できる必要がある．ISS 放出後はタンブリングすることが予想されることから，放出直後と姿勢制御により姿勢が安定するまでの両フェーズにおいて発電量解析を行った．

8.1.1 消費電力解析

運用モード，運用フェーズごとの最大消費電力を表 8.1 に示す．ADCS の消費電力は動的に変化するため，今回は公称値の最大電力を設定している．これにより，最悪ケースにおける解析が可能となる．次に運用モードごとの消費電力の動的解析の結果を図 8.1～図 8.3 に示す．

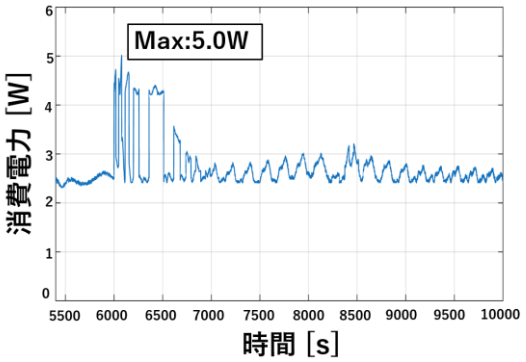

図 8.1　B-dot 制御時の消費電力

表 8.1 消費電力量

系	機器名	個数	動作電圧 [V]	消費電力 [W]	モード				
					ノミナル	姿勢制御モード	ミッション	通信モード（FM）	エマージェンシー
CDH	OBC+電源制御基板	2	5	1.5	○	○	○	○	○
通信	送信機CW	1	4.2	0.4	○	○	○		
	送信機FM	1	5	3.5				○	
	受信機	1	5	0.13	○		○	○	○
ADCS	疎太陽センサ*	5	-	0.005		○	○		
	地球センサ*	1	3.3	0.28			○		
	RW*	1	12	2.7		○	○		
	MTQ*	3	5	1.5		○	○		
	磁気計	1	3.3	0.05		○	○		
EPS	バッテリヒータ	1	5	5.5					○
ミッション	ミッション機器	1	5	0.1			○		
合計要求電力 [W]					**2.03**	**6.16**	**6.67**	**5.13**	**7.13**

*は最大消費電力

所属	機器名	個数	動作電圧 [V]	消費電力 [W]	フェーズ			
					初期運用（B-dot）	初期運用（Yスピン）	初期運用（Y-momentum）	定常運用（姿勢安定時）
CDH	OBC+電源制御基板	2	5	1.5	○	○	○	○
通信	送信機CW	1	4.2	0.4	○	○	○	○
	送信機FM	1	5	3.5				
	受信機	1	5	0.13	○	○	○	○
ADCS	疎太陽センサ*	5	-	0.005		○	○	○
	地球センサ*	1	3.3	0.28	○	○	○	○
	RW*	1	12	2.7		○	○	○
	MTQ*	3	5	1.5	○	○	○	○
	磁気計	1	3.3	0.05		○	○	○
EPS	バッテリヒータ	1	5	5.5				
ミッション	ミッション機器	1	5	0.1				○
合計要求電力 [W]					**3.81**	**6.57**	**6.44**	**6.67**

*は最大消費電力

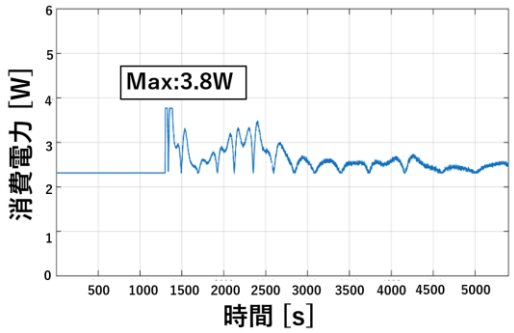

図 8.2 Yスピン時の消費電力

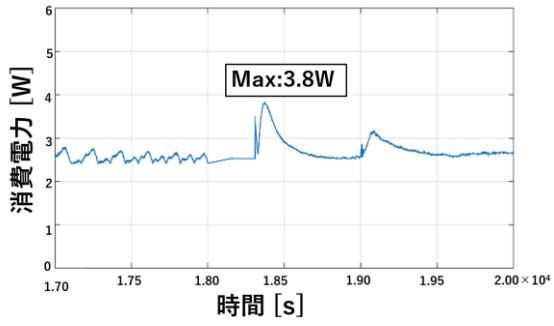

図 8.3 Y-momentum 制御時の消費電力

以上の結果より，ADCS コンポーネントは最大消費電力で常時稼働するわけではないことが確認された．また，初期運用開始から定常運用開始までの 30000s で最も大きな消費電力は，5.01 W であり，Y スピン時に RW の回転数をあげた際に発生した．図 8.4，図 8.5 は，初期運用開始後から定常運用開始までの MTQ と RW の消費電力履歴を示したものである．これより，ADCS コンポーネントの中で，最も消費電力を発生させる装置は MTQ であり，RW は回転数が小さいことから，消費電力も小さくなっていることが確認できた．また，定常運用後は，RW を積極的に使っていることもあり，RW の消費電力が一番大きいが，全体の平均消費電力としては約 3W 程度であることが確認できた．

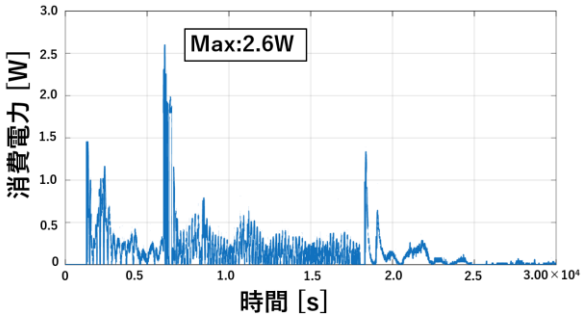

図 8.4 MTQ 消費電力

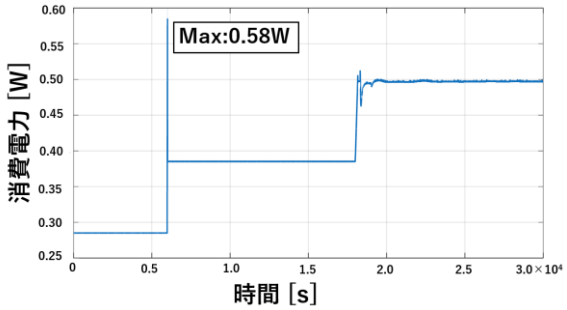

図 8.5 RW 消費電力履歴

8.1.2 バッテリ容量計算

消費電力の解析結果を受け，発電が見込めない日陰時に最大消費電力が発生した場合でも，バッ

テリの放電深度が 15%以下となるようにバッテリの選定を行う．バッテリの放電深度（DOD）の関係式は式(8.1)で与えられる．

$$DOD[-] = 0.15 > \frac{P_e T_e}{C_t V_{bat} X_e X_p} \qquad (8.1)$$

P_e：日陰あたりの消費電力量

T_e：最大日陰時間

C_t：バッテリ容量

V_{bat}：バッテリ電圧

X_e：バッテリから負荷への電力伝達効率

X_p：昇圧電力伝達効率

搭載する電池は NCR18650B であり，公称電圧は 3.6V である．表 8.2 に諸元を示す．

表 8.2 NCR18650B の諸元

公称容量［mAh］	3350
公称電圧［V］	3.60
電圧範囲［V］	2.80～4.20
動作温度範囲［℃］	0～45
寸法［mm］	18.5×65.3
重量［g］	48.5

本衛星は高度 400km ISS 軌道に投入されることから，最大日陰時間は 35 分であると仮定する．以上よりバッテリ容量は式(8.2)のようになる．

$$C_t = \frac{6500 \times 0.584}{0.15 \times 3.6 \times 0.9 \times 0.8} = 9.76 \times 10^3 \text{ mAh} \quad (8.2)$$

NCR18650B の公称容量が 3350mAh であるから，必要バッテリ本数は 3 本である．今回，RW において 12V 電圧が必要なため，バッテリを 3 直列とし，DCDC コンバータにて 10.8V から 12V に昇圧することとする．

8.1.3 発電量計算

消費電力が決まったので，電力収支をプラスにするための太陽光セルの選定と枚数を決定する．

8.1.3.1 太陽セルの直列数の検討

本衛星に使用する太陽電池セルの直列数を検討する．本衛星では，太陽電池セルの電圧を 4.0V に昇圧しバッテリを充電する．これは直列数が 2 枚以上の場合，片方が破損した際に生じる発電量の損失が大きいためである．したがって，直列数は 1 枚である．なお，太陽電池セルの電圧を昇圧し，同時に MPPT 制御を行うため，昇圧コンバータ「SPV1040」を選定した．表 8.3 に諸元を示す．

表 8.3　SPV1040 の諸元

入力電圧［V］	0.3～5.5
出力電圧[V]	2.0～5.2
最大出力電力[W]	3.0
動作温度範囲[℃]	-40～155
変換効率	≧95%
機能	・ MPPT 制御 ・ 過電流保護 ・ 加熱保護

8.1.3.2 セル選定

今回最大消費電力が約 6.5W であることから，1 軌道あたりの発電量は 7W 以上であることが望ましい．本衛星は太陽光セルを展開しない構造のため，表 8.4 に示す値を構造搭載上限枚数とする．

表 8.4　太陽セル搭載枚数

機体固定座標（LVLH 座標）	枚数
+X（+Y）	5
-X（-Y）	5
+Y（+Z）	12
-Y（-Z）	12
+Z（+X）	0
-Z（-X）	0

初期運用から定常運用までの軌道上太陽ベクトルを図 8.6 に示す．

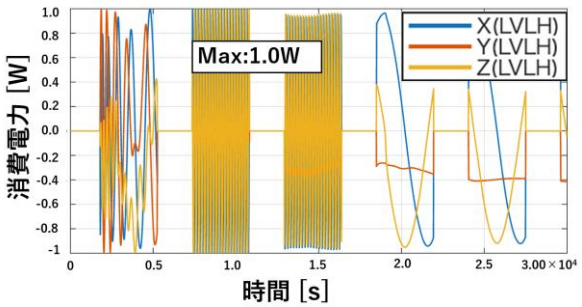

図 8.6　太陽ベクトル

この結果を利用し，解析的に 1 軌道あたりの発電量が 7W を超えるために必要な発電効率を求めると，28%以上であることが分かった．この時，MPPT などにより発生する損失を考慮し，理論値の 0.9 倍を発電量としている．以上より，効率 28%以上の太陽セルを調査したところ，CESI 社が販売している CTJ-30 の利用で満足できることが分かった．CTJ-30 のスペックを表 8.5 に示す．

表 8.5　CTJ-30 のスペック

セル種類	GaAs
発電効率 [%]	29.5
有効面積 [cm²]	26.5

以上を考慮し，軌道上発電量の解析を行った．その結果を図 8.7 に示す．

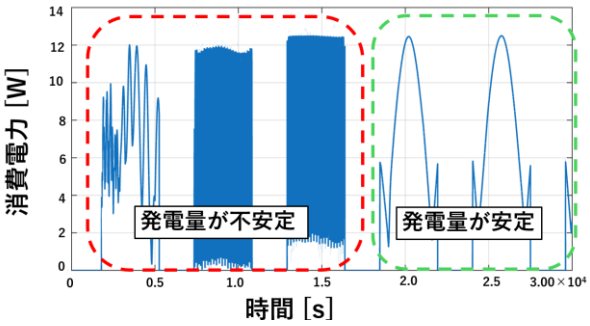

図 8.7　軌道上発電量解析結果

この結果から，3 軌道分の発電量が安定していない原因は，姿勢が安定していないためである．4 軌道目以降姿勢が安定し，安定した発電が行われていることが確認できる．以上より，1 軌道あたり約 7.2W の発電が可能であることが確認できた．

8.1.4 電力収支解析

まず初期運用から定常運用までの結果を図 8.8～図 8.10 に示す．

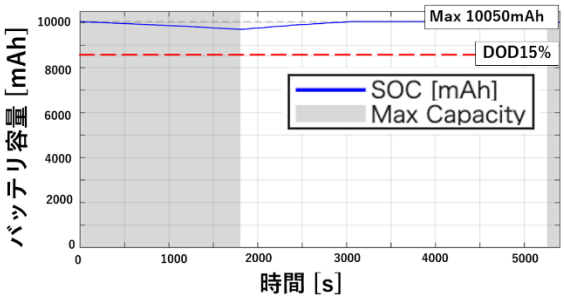

図 8.8　B-dot 制御時の電力収支解析結果

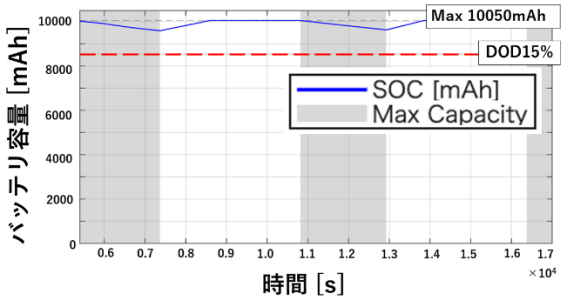

図 8.9　Y スピン時の電力収支解析結果

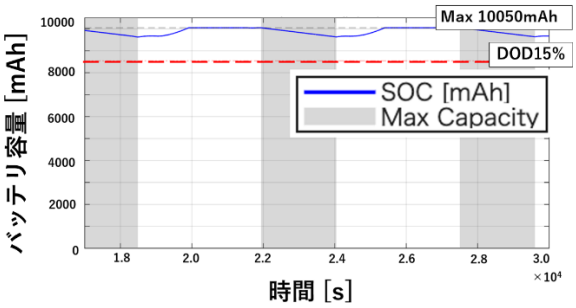

図 8.10　Y-momentum 制御時電力収支解析結果

以上より，初期運用時に DOD を切ることなく運用することが可能であることが示された．なお黒い境界は日陰を示している．

次にミッション実行時の電力収支解析を実施する．図 8.11，図 8.12 に示す．今回，30000s から 60s，35400s から 60s の間 FM トランスミッターを ON にして，データのダウンリンクを行う．本衛星のミッションにおけるデータ量は，1 取得あたり 36byte と仮定している．1 分に 1 度データ取得を行い，90 分間で 3240byte となる．本衛星は 9.8kbps の通信機を搭載しているため，約 3 秒でダウンリンク可能であるが，暖機運転やマージンを含め，稼働時間を 60s としている．

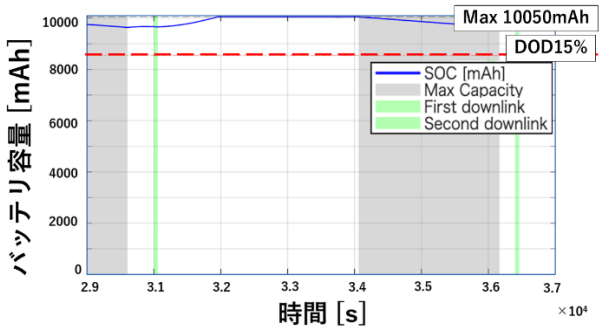

図 8.11 ミッションモード時の電力収支解析結果

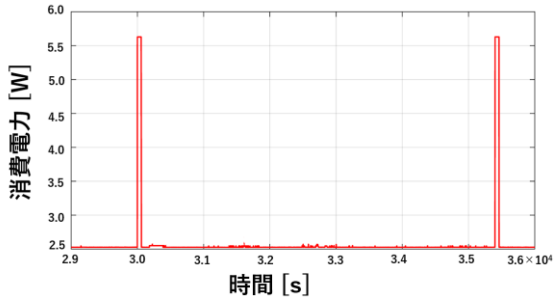

図 8.12　ミッションモード時の消費電力履歴

以上より，本衛星は電力収支がマイナスになることなく運用できる設計であることが示された．

9　通信系

9.1　通信系概要

本衛星では，運用指令を受信するためのアップリンク回線に加えて，衛星の状態を確認するためのハウスキーピング（HK）データおよびミッションデータを地上局に送信するためのダウンリンク回線を構成している．通信には，アマチュア無線帯を使用し周波数としては，アップリンクが 430MHz，ダウンリンクが 145MHz を使用する．

9.2　通信系構成

本衛星の通信系の構成と搭載機器について述べる．

9.2.1 運用モード

本衛星は，ノミナルモード時は CW で HK データをダウンリンクし，通信モードでは FM 通信を用いてミッションデータ等をダウンリンクする．表 9.1 に運用モードの整理をする．

表 9.1　各運用モードにおける通信

モード	内容
ノミナル	基本的な衛星の健康状態を HK データをとしてダウンリンクする
姿勢制御モード	同上
ミッショ	同上
通信モード(FM)	ミッションデータや EPS に関する情報を FM 通信でダウンリンクする
エマージェンシー	受信機のみ ON

9.3　搭載機器

9.3.1 430MHz FMCW 送信機

本衛星はダウンリンクに 430MHz 帯を用いる．送信機は西無線製の「TXE430MFMCW-301A」を選定した．表 9.2 に諸元を示す．

表 9.2　TXE430MFMCW-301A の諸元

項目	規格
寸法［mm］	88.5×60×10.5
送信周波数範囲［MHz］	435～438
FM 送信出力［mW］	800
FM 送信部電源電圧［V］	5
FM 送信部消費電流［mA］	600
CW 送信出力［mW］	100
CE 送信部電源電圧［V］	4.2
CW 送信部消費電流［mA］	95

9.3.2 145MHzFM 受信機

本衛星へのアップリンクは 145MHz 帯を用いる．受信機には西無線製の「RXE145M-301A」を選定した．表 9.3 に諸元を示す．

表 9.3　RXE145M-301A の諸元

項目	規格
寸法［mm］	60×50×10.5
質量［g］	38
受信周波数範囲［MHz］	145～146
受信感度［dBm］	-123
電源電圧［V］	5.0
消費電流［mA］	25

9.3.3 VHF/UHF アンテナ

使用するアンテナは ENDUROSAT 製の展開式アンテナを用いる．表 9.4 に諸元を示す．

表 9.4　衛星局のアンテナ諸元

項目	規格
周波数	145～146MHz，435～438MHz
ゲイン	>0dBi
偏波	円偏波
最大入力電力	3.5W
質量	201g
動作温度	-40～+125℃

9.4　地上局構成

本衛星は，VHF 帯（145MHz）を使用したアップリンクおよび UHF 帯（430MHz）を用いたダウンリンクを行う．地上局には日本大学理工学部船橋キャンパスに設置されている地上局設備を用いる．本設備は，水平偏波と垂直偏波を異なるアンテナで受信する．構成図を図 9.1 に，諸元を表 9.5 に示す．

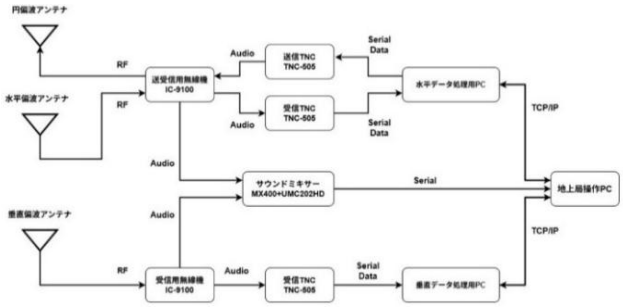

図 9.1 地上局の構成図

表 9.5　地上局の諸元

項目	規格
構成	4 スタッククロス八木（20 エレ）
プリアンプゲイン	ゲイン：30～32dB NF：2dB

図 9.2　日大船橋キャンパス地上局外観

9.5　回線設計

回線設計を行い，衛星・地上間通信の成立を数値的に確認する．本衛星では，衛星と確実に通信を行うために回線マージンを 3dB 以上確保できるように設計する．回線計算に用いた式を以下に示す．また，回線設計の結果を表 9.6 に示す．

9.5.1 送信 EIRP

EIRP （等価等放射電力）P_Eはアンテナを等方性アンテナで置き換えたときに必要な電力を示す指標である．P_Eは，式(9.1)で表される．

$$P_E = P_{TX} - L_{FTX} + G_{ATX} - L_{APTX} \tag{9.1}$$

P_{TX}：送信機の出力電力［dBW］

L_{FTX}：送信機と送信アンテナを接続する給電系の損失［dB］

G_{ATX}：送信アンテナの最大放射方向の絶対利得［dBi］

L_{APTX}：送信アンテナのポインティング（指向誤差）損失［dB］

9.5.2 受信 G/T

受信 G/T は受信アンテナの利得とシステム雑音温度の比であり，受信設備の性能を示す指標である．受信 G/T は式(9.2)で表される．

$$G/T = G_{ATX} - L_{ERX} - L_{APRX} - T_S \tag{9.2}$$

G_{ARX}：受信アンテナの最大放射方向の絶対利得［dBi］

L_{FRX}：受信アンテナと受信機を接続する給電系の損失［dB］

L_{APRX}：受信アンテナのポインティング損失［dB］

T_S：システム雑音温度

なお，システム雑音温度T_sは式(9.3)で与えられる．

$$T_s = 10\log\left[\frac{T_A}{L} + T_F\left(1 - \frac{1}{L}\right) + T_E\right] \tag{9.3}$$

L：給電系の損失真数

T_A：アンテナ雑音

T_F：給電線の雑音温度

T_E：受信機雑音温度

T_Eは式(9.4)で与えられる.

$$T_E = \left(10^{L_{FRX}/10} - 1\right)T_0 \qquad (9.4)$$

T_0：受信機雑音初期値

9.5.3 自由空間伝搬損失

自由空間伝搬損失L_dは真空中を電波が伝搬するときに距離とともに電力が減少する割合を表したものである．L_dは式(9.5)で与えられる.

$$L_d = 10log_{10}\left(\frac{4\pi d}{\lambda}\right)^2 \qquad (9.5)$$

d：送受信アンテナ間距離

λ：波長

9.5.4 受信C/N_0

受信 C/N_0は衛星局と通信を確立するうえでの受信電力 C と雑音電力N_0の比である．受信C/N_0は式(9.6)で表される.

$$\frac{C}{N_0} = P_E - L_d - L_F - L_A - L_{RA} + \frac{G}{T} + 228.6 \qquad (9.6)$$

P_E：送信局の EIRP [dBW]

L_d：自由空間損失 [dB]

L_F：偏波損失 [dB]

L_A：大気吸収損失 [dB]

L_{RA}：降雨損失 [dB]

G/T：システム雑音温度に対する受信アンテナ利得比 [dB/K]

9.5.5 要求 C/N_0

要求 C/N_0は衛星局と通信を確立するうえで最低限必要とされる受信電力Cと雑音温度N_0の比である．要求C/N_0は式(9.7)で表される.

$$C/N_0 = L_m + E_b/N_0 - G_c + L_d + BR \qquad (9.7)$$

L_m：変調損失 [dB]

E_b/N_0:1 ビット当たりのエネルギと雑音電力密度の比 [dB]

G_c：符号化利得 [dB]

L_d：ハードウェア損失 [dB]

BR：ビットレート [dBHz]

9.5.6 計算結果

回線設計の計算結果を表 9.6, 表 9.7 に示す．回線マージンはダウンリンク，アップリンクのいずれも問題ないことが確認された.

表 9.6 回線設計（Uplink FM）

Uplink FM		
地上局アンテナ	クロス八木アンテナ	
軌道高度	H [km]	400.00
地球半径	R [km]	6378.00
エレベーション角度	θ_{EL} [deg]	0.00
	θ_{EL} [rad]	0.00
電波の伝搬速度	c [m/s]	3.00×10^8
ボルツマン定数	k [W/Hz·K]	1.38×10^{-23}
送信局		
送信周波数	f [MHz]	145.00
送信機出力	P_{TX} [W]	50.00
	P_{TX} [W]	16.99
送信給電損失	L_{FTX} [dB]	-2.00
送信アンテナ利得	G_{ATX} [dB]	12.00
実行放射電圧EIRP	P_E [dBW]	26.99
送信アンテナポインティング損失	L_{APTX} [dB]	0.00
伝搬特性		
自由空間損失	L_d [dB]	-142.88
偏波損失	L_P [dB]	-3.00
大気吸収損失	L_A [dB]	0.00
降雨損失	L_{RA} [dB]	0.00
各種損失	L_V [dB]	0.00
伝搬時損失合計	L_{Pr} [dB]	-145.88
地上局		
受信アンテナ	モノポールアンテナ	
受信アンテナポインティング損失	L_{APr} [dB]	0.00
受信アンテナ利得	G_{ARX} [dB]	-2.00
受信給電損失	L_{FRX} [dB]	-2.00
アンテナ雑音温度	T_A [K]	300.00
給電線雑音温度	T_F [K]	150.00
受信機雑音温度	T_E [K]	300.00
受信機周囲温度	T_0 [K]	300.00
雑音指数	n_f [-]	2.00
	N_F [dB]	3.01
システム雑音温度	T_S [K]	600.00
地表温度	T_G [K]	300.00
平均温度	T_m [K]	286.00
受信G/T	G/T [dB/K]	-31.78
復調損失	L_D [dB]	2.00
地上局内伝送損失	L_G [dB]	0.00
地上局処理時損失	L_0 [dB]	2.00
ビットレート	BR [bps]	9600.00
	BR [dBHz]	39.82
ビット誤り率	P_b	0.00
受信C/No	C/N_0 [dB]	80.93
要求E_b/N_0	$(E_b/N_0)_{req}$ [dB]	23.20
要求C/N_0	$(C/N_0)_{req}$ [dB]	62.82
回線マージン	M [dB]	18.10

表 9.7 回線設計（Downlink FM）

Downlink FM		
地上局アンテナ	モノポールアンテナ	
軌道高度	H [km]	400.00
地球半径	R [km]	6378.00
エレベーション角度	θ_{EL} [deg]	0.00
	θ_{EL} [rad]	0.00
電波の伝搬速度	c [m/s]	3.00×10^{8}
ボルツマン定数	k [W/Hz･K]	1.38×10^{-23}
送信局		
送信周波数	f [MHz]	430.00
送信機出力	P_{TX} [W]	0.80
	P_{TX} [W]	-0.97
送信給電損失	L_{FTX} [dB]	-2.00
送信アンテナ利得	G_{ATX} [dB]	-2.00
実行放射電圧EIRP	P_E [dBW]	-4.97
送信アンテナポインティング損失	L_{APTX} [dB]	0.00
伝搬特性		
自由空間損失	L_d [dB]	-152.32
偏波損失	L_P [dB]	-3.00
大気吸収損失	L_A [dB]	0.00
降雨損失	L_{RA} [dB]	0.00
各種損失	L_V [dB]	0.00
伝搬時損失合計	L_{Pr} [dB]	-155.32
地上局		
受信アンテナ	クロスハ木アンテナ	
受信アンテナポインティング損失	L_{APr}[dB]	0.00
受信アンテナ利得	G_{ARX} [dB]	24.00
受信給電損失	L_{FRX} [dB]	-2.00
アンテナ雑音温度	T_A [K]	300.00
給電線雑音温度	T_F [K]	150.00
受信機雑音温度	T_E [K]	300.00
受信機周囲温度	T_0 [K]	300.00
雑音指数	n_f [-]	2.00
	N_F[dB]	3.01
システム雑音温度	T_S [K]	600.00
地表温度	T_G [K]	300.00
平均温度	T_m[K]	286.00
受信G/T	G/T [dB/K]	-5.78
復調損失	L_D [dB]	2.00
地上局内伝送損失	L_G [dB]	0.00
地上局処理時損失	L_0 [dB]	2.00
ビットレート	BR [bps]	9600.00
	BR [dBHz]	39.82
ビット誤り率	P_b	0.00
受信C/No	C/N_0 [dB]	65.53
要求E_b/N_0	$(E_b/N_0)_{req}$ [dB]	10.50
要求C/N_0	$(C/N_0)_{req}$ [dB]	50.12
回線マージン	M [dB]	15.40

10 姿勢制御系

10.1.1 姿勢安定方式

本衛星においては，圧電素子面を衛星の進行方向に固定するため，機体固定座標系における+Z 面を進行方向，-Y 面を地心方向として設定する．この姿勢を実現するための姿勢制御方式として，リアクションホイール（RW）1 基および磁気トルカ（MTQ）3 本を用いたバイアスモーメンタム方式を採用する．本方式は，日本大学理工学部航空宇宙工学科奥山研究室にて開発され，打上げが予定されている「てんこう 2」衛星においても適用されている実績を有する．RW は機体固定座標系の X 軸上に搭載され，主にピッチ軸の姿勢制御を担う． 一方，MTQ は各軸方向に配置され，姿勢制御のみならずリアクションホイールのアンローディング機能も実現可能なように制御系が構成される．以上の要件を踏まえ，実績のある CubeSpace 社製の ADCS ユニットを本衛星に搭載することとした．

10.1.2 外乱トルクの概算

本衛星は LEO に打ち上げ予定のため，主な外乱トルクとして，重力傾斜トルク，空気力トルク，太陽輻射トルク，残留磁気トルクを考慮した．

10.1.3 大気抵抗トルク

大気抵抗力$\mathbf{F}_{\text{aero},i}$は式(10.1)で表される．

$$\mathbf{F}_{\text{aero},i} = \rho|\mathbf{v}_{\text{rel}}|^2 A_i \cos\theta_i \left[\sigma_{t,i}\hat{\mathbf{v}}_{\text{rel}} + \left(\sigma_{n,i}S_i + \left(2-\sigma_{n,i}-\sigma_{t,i}\right)\cos\theta_i\right)\mathbf{n}_i\right] \tag{10.1}$$

ρ：密度

A_i：面積

$\mathbf{v}_{\text{rel}}$：相対速度ベクトル

$\hat{\mathbf{v}}_{\text{rel}}$：相対速度の単位ベクトル

$\mathbf{n}_i$：法線ベクトル

θ_i：入射角（$\cos^{-1}(\hat{\mathbf{v}}_{\text{rel}}\cdot\mathbf{n}_i)$）

σ_n：接線方向アコモデーション係数（0.8）

σ_t：法線方向アコモデーション係数（0.8）

S：分子出射速度比（0.05）

ここから大気抵抗トルク$\mathbf{T}_{\text{aero},i}$は式(10.2)で表される．

$$\mathbf{T}_{\text{aero},i} = \mathbf{c}_i \times \mathbf{F}_{\text{aero},i} \tag{10.2}$$

$\mathbf{c}_i$：衛星の質量中心から，表面セグメント i の圧力中心までのベクトル

10.1.4 太陽光輻射圧トルク

太陽光輻射により本衛星に働く太陽光輻射圧トルク$\mathbf{T}_{\text{solar},i}$は式(10.3)で表される．

$$\mathbf{T}_{\text{solar},i} = \mathbf{c}_i \times \mathbf{F}_{\text{solar},i} \tag{10.3}$$

$\mathbf{c}_i$：衛星の質量中心から，表面セグメント i の圧力中心までのベクトル

$$\mathbf{F}_{\text{solar},i} = PA_i(\mathbf{s}\cdot\mathbf{n}_i)\left\{(1-\rho_{s,i}-\rho_{t,i})\mathbf{s} + \left[2\rho_{s,i}(\mathbf{s}\cdot\mathbf{n}_i)+\frac{2}{3}\rho_{d,i}\right]\mathbf{n}_i\right\} \tag{10.4}$$

P：太陽定数（1AU において4.563×10^{-6} ）

A_i：面積

$\mathbf{n}_i$：法線ベクトル

$\mathbf{s}$：太陽から面への方向を示す単位ベクトル（機体固定座標系）

ρ_s：鏡面反射率 （0.83）

ρ_d：拡散反射率 （0.0）

ρ_t：透過率 （0.0）

ρ_a：吸収率 （0.17）

10.1.5 重力傾斜トルク

重力傾斜トルクは本衛星の角質点に作用する重力の差によって発生する．このトルク$\mathbf{N_{gg}}$は式(10.5)で表される．

$$\mathbf{N_{gg}} = 3{\omega_0}^2\left(\mathbf{z_0^B}\times\mathbf{I}\mathbf{z_0^B}\right) \tag{10.5}$$

$\mathbf{I}$：本衛星の慣性テンソル

$\mathbf{z_0^B}$：衛星のボディ座標系における nadir 方向ベクトル $A_{O\to B}[0 \quad 0 \quad 1]^T$

ω_0：角速度

10.1.6 地球磁場トルク

本解析では，ソーラーパネル由来の残留磁気モーメントについて計算されている．

$$\mathbf{N}_{\text{panel}} = \begin{bmatrix}0\\0\\M_{\max}\cos\alpha\end{bmatrix}\times\mathbf{B}_{\text{IGRF}} \tag{10.6}$$

$M_{\max}$：最大残留磁気モーメント （0.006）

これらの外乱トルクは，CubeSpace 社により提供される解析ツール EOS に実装され，各時刻における衛星の姿勢および軌道位置に応じて自動的に算出される．

10.2 RW の選定

CubeSpace 社のリアクションホイール「CW0057」を選定した．諸元を表 10.1 に示す．

表 10.1 CW0057 諸元

寸法［mm］	28×28×26
動作電圧［V］	6.4
最大回転数［RPM］	10000
角運動量［mNms］	1.77
重量［g］	60

10.3 MTQ の選定

CubeSpace 社製の磁気トルカ「CR0004」を選定した．表 10.2 に諸元を示す．

表 10.2 CR0004 諸元

寸法［mm］	10.5×10.5×59.0
最大電圧［V］	5
磁気モーメント［Am²］	0.41
重量［g］	23

10.4 姿勢解析

RW を搭載した衛星のダイナミクス方程式を示す．

$$\mathbf{I}\dot{\boldsymbol{\omega}}_{\mathrm{B}}^{\mathrm{I}} = \mathbf{N}_{\mathrm{GG}} + \mathbf{N}_{\mathrm{MT}} - \dot{\mathbf{h}}_{\mathrm{w}} - \boldsymbol{\omega}_{\mathrm{B}}^{\mathrm{I}} \times \left(\mathbf{I}\boldsymbol{\omega}_{\mathrm{B}}^{\mathrm{I}} + \mathbf{h}_{\mathrm{w}}\right) \tag{10.7}$$

$\mathbf{I}$：慣性モーメント

$\boldsymbol{\omega}_{\mathrm{B}}^{\mathrm{I}}$：機体固定座標から見た ECI 座標系に対する衛星の角速度

$\mathbf{N}_{\mathrm{GG}}$：重力傾斜トルク

$\mathbf{N}_{\mathrm{MT}}$：MTQ による制御トルク

$\mathbf{h}_{\mathrm{w}}$：リアクションホイールの角運動量ベクトル

$\mathbf{z_0^B}$：衛星のボディ座標系における nadir 方向ベクトル $A_{O\to B}[0 \quad 0 \quad 1]^T$

キネマティクス方程式は，解析中の特異点を避けるために，クォータニオン $\mathbf{q}$ を用いる．

$$\dot{\mathbf{q}} = \begin{bmatrix} \dot{q}_1 \\ \dot{q}_2 \\ \dot{q}_3 \\ \dot{q}_4 \end{bmatrix} = \frac{1}{2} \begin{bmatrix} 0 & \omega_{zo} & -\omega_{yo} & \omega_{xo} \\ -\omega_{zo} & 0 & \omega_{xo} & \omega_{yo} \\ \omega_{yo} & -\omega_{xo} & 0 & \omega_{zo} \\ -\omega_{xo} & -\omega_{yo} & -\omega_{zo} & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} q_1 \\ q_2 \\ q_3 \\ q_4 \end{bmatrix} \quad (10.8)$$

10.5 デタンブリング

衛星の持つ回転エネルギを減衰させるため MTQ を用いた B-dot 制御を行う. この時 MTQ は衛星の X 軸および Z 軸（LVLH 座標系）の角速度を減衰させる. 複数ある姿勢推定則のうち, B-dot 制御では MEMS レートセンサの取得値を用いて, 角速度を推定する推定則を用いる. 以上の制御則と推定則を利用し, 衛星放出後の解析を行う. 姿勢制御要求は, 4.18 章, 5.5 章でミッション側より行われており, その精度は±20deg である. この要求と併せ, 初期角速度が速い場合でも, 減衰することを確認するため,2 つの初期角速度を用いて評価を行った.

① 各軸 1deg/s の初期角速度

この解析は, 想定される現実な値として設定している. 解析結果を図 10.1～図 10.3 に示す.

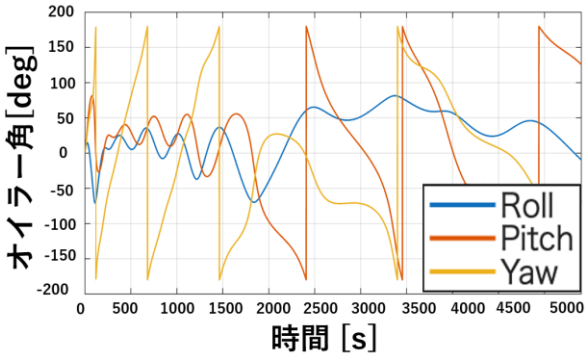

図 10.1 デタンブリング時の姿勢変化

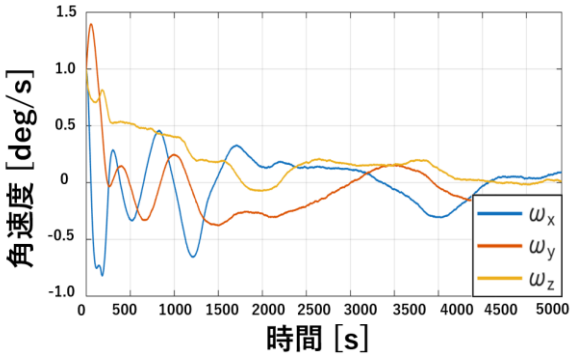

図 10.2 デタンブリング時の角速度変化

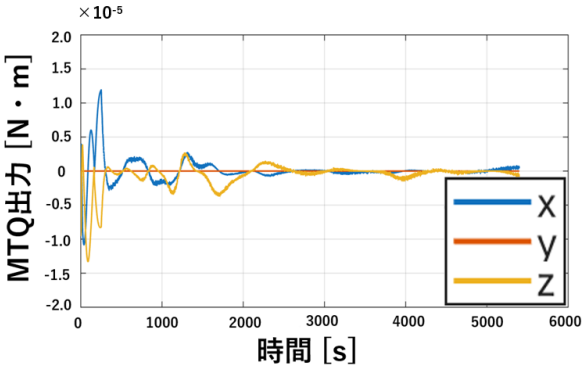

図 10.3 デタンブリング時の MTQ 出力変化

② 各軸 5deg/s の初期角速度

この解析は, 想定される最悪の初期角速度に設定している. 解析結果を図 10.4～図 10.6 に示す.

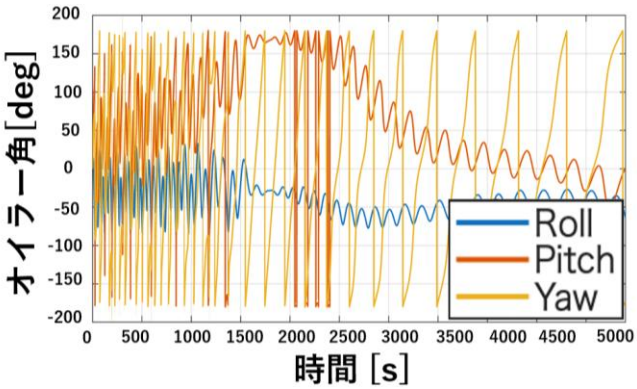

図 10.4 デタンブリング時の姿勢変化

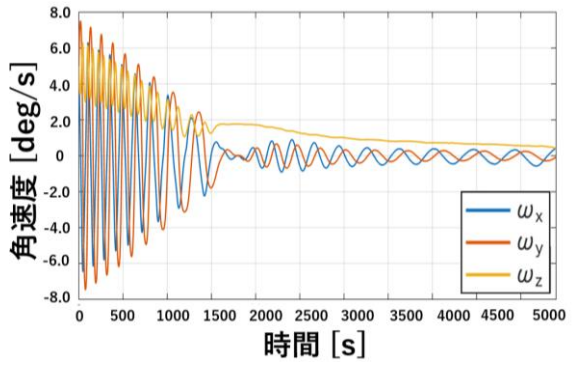

図 10.5　デタンブリング時の角速度変化

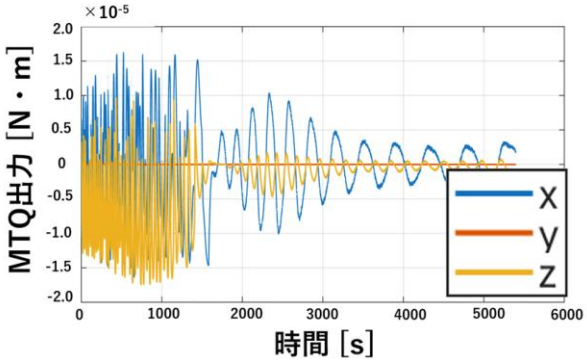

図 10.6 デタンブリング時の MTQ 出力変化

以上の結果より，いずれの初期角速度条件においても衛星の角速度が時間とともに減衰することが確認された．さらに，4.18 章，5.5 章で示されたミッションを達成するのに必要な姿勢制御精度を満たすことが確認された．よって，本衛星は十分な角速度減衰性能を有すると評価される．

10.6 Ｙスピン

本モードは，衛星角速度が十分に小さい状態で利用する．本衛星は，RW を Y 軸（LVLH 座標）に搭載し，ピッチ角を制御する．効率的に衛星を制御するために，Y 軸周りの回転を実施する．この制御には，主に MTQ を用いる．しかし，本衛星は回転軸の慣性モーメントが最大でないことから，安定した回転を MTQ だけでは実現できない．そのため，RW を一定の速度で回転させることにより，バイアス角運動量を付与し，安定した Y 軸回転を実現させる．本モードでは，磁気センサの取得値から，角速度を推定する推定則を用いる．なお，ミッション時は原子状酸素発電アレイを衛星進行方向前面に指向するように姿勢制御を行う．解析結果を図 10.7～図 10.11 に示す．

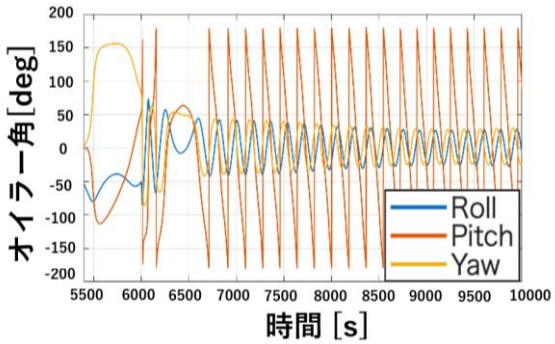

図 10.7　Ｙスピン時の姿勢変化

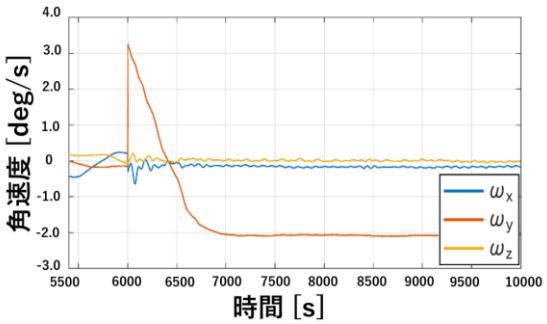

図 10.8　Ｙスピン時の角速度変化

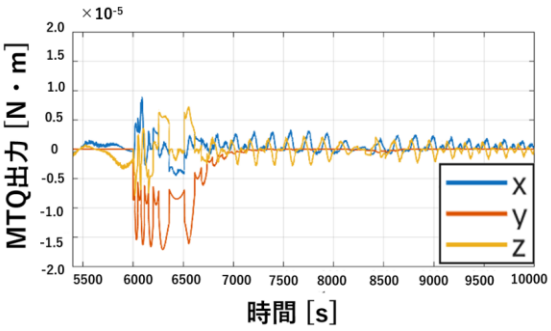

図 10.9　Ｙスピン時の MTQ 出力変化

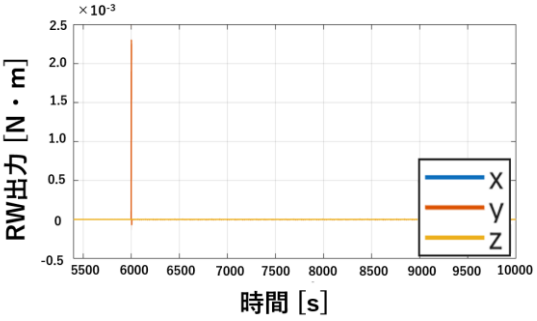

図 10.10　Ｙスピン時の RW 出力変化

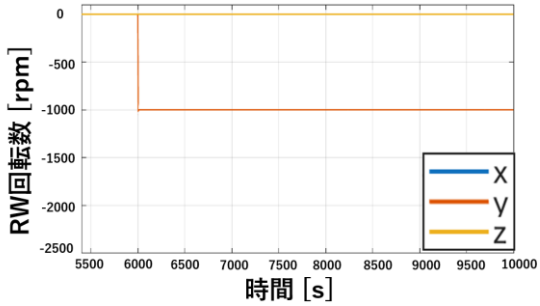

図 10.11　Y スピン時の RW 回転数変化

10.7 Y-momentum

Y スピン実施後，RW を利用し Y 軸の回転を止める．この制御は主に RW を用いる．しかし，RW だけでは回転数に上限があることから，MTQ を用いてアンローディングを実施する．本モードでは，磁気センサの値に加え，+Z 面に搭載している地球センサを利用し，オイラー角・角速度を推定する推定モードを利用する．解析結果を図 10.12～図 10.16 に示す．

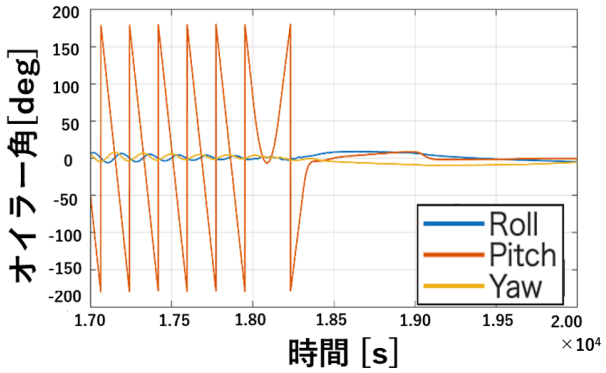

図 10.12　Y-momentum 時の姿勢変化

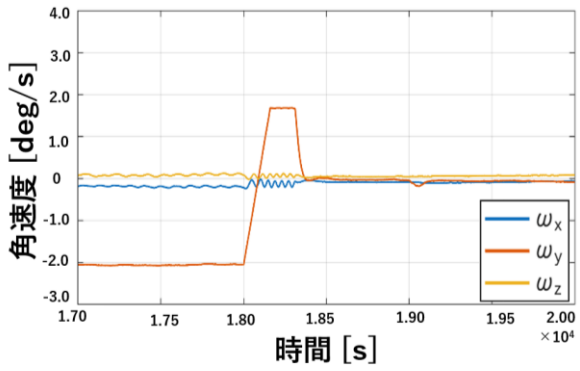

図 10.13　Y-momentum 時の角速度変化

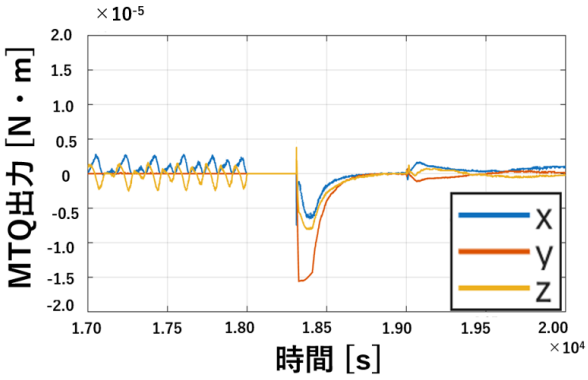

図 10.14　Y-momentum 時の MTQ 出力変化

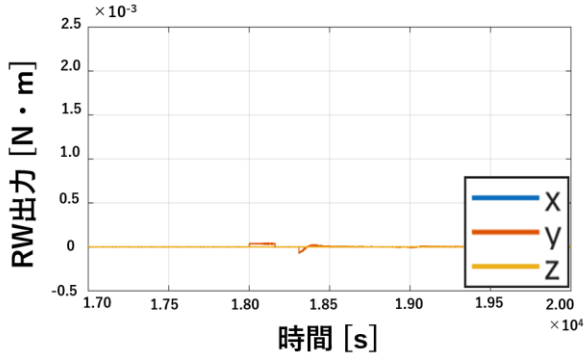

図 10.15　Y-momentum 時の RW 出力変化

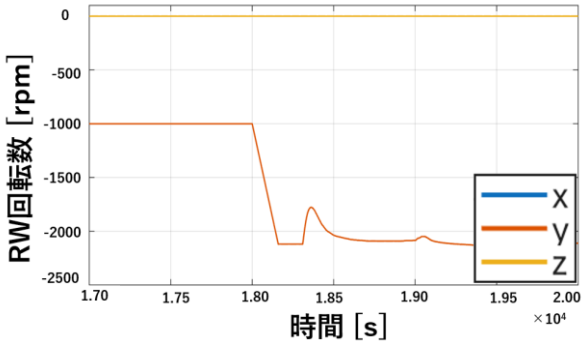

図 10.16　Y-momentum 時の RW 回転数変化

以上の結果より，衛星は地心指向で安定することが確認できた．また，RW と MTQ の出力グラフより，RW の回転数が下がった同時刻に，MTQ の出力が上がっていることから，アンローディングも問題ないく実施できていることが確認された．さらに，原子状酸素ミッションからの姿勢要求についてもみたしていることを確認した．これより，本衛星は要求を満たし，設計が妥当であることが示された．

10.8 軌道上寿命

本衛星の軌道降下を, STK にて解析した. なお, 本衛星の J-SSOD による放出は 2026 年 1 月 1 日に行うものとする. 解析結果を図 10.17 に示す.

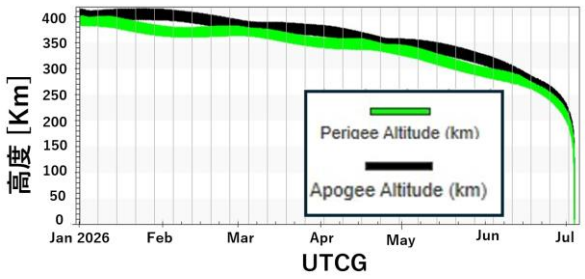

図 10.17 EOS による軌道降下の解析結果

EOS による解析結果より本衛星の軌道上寿命は, 停波高度を高度 250km の場合, 約 6 か月であることが分かる. この解析で使用した軌道要素は, ISS の 2026 年 1 月 1 日における軌道要素であり, 軌道要素を表 6.3 に示す. なお, 太陽活動係数は 150（F10.7）, 3（Kp）を使用している.

表 10.3 軌道要素

軌道高度 [km]	400
軌道傾斜角 [deg]	51.6351
離心率 [-]	0.0001321
昇交点赤経 [deg]	340.5315
近地点引数 [deg]	56.1163
平均近点角 [deg]	251.8729

11 C&DH 系

11.1 衛星のシステム構成

システムブロック図を図 11.1 に示す.

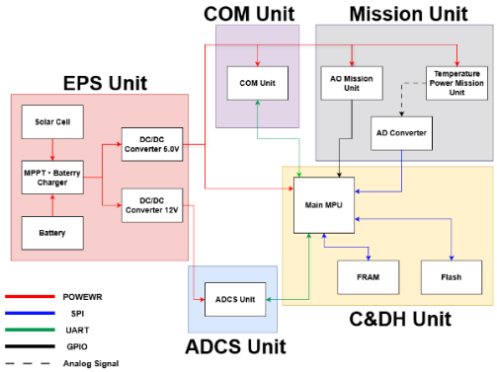

図 11.1 システムブロック図

本衛星の C&DH は MPU（マイクロプロセッサ）を使用する. ミッションデータ以外の HK データの処理, メモリへの保存を行う.

11.2 通信データ量

本節では, 衛星と地上局の間で送受信を行う通信データ量について述べる.

11.2.1 HK データ

HK データには, 衛星のシステム状況, 姿勢情報, 電源系のバッテリおよび発電状況を含む. データの内訳を表 11.2 に示す. ダウンリンク周波数は 435MHz 帯を使用し, 取得データはメモリに蓄積する.

表 11.2 HK データの内訳

系	内容	データ量[Byte]
電源系	電流電圧	12
	温度	3
C&DH 系	時間	9
その他	-	1
合計	-	25

11.2.2 ミッションデータ

ミッションデータ量は原子状酸素による発電と温度差による発電値であり, データ量は 36byte である. 取得データは Flash メモリに保存され, MPU の指示に応じてダウンリンクされる.

11.2.3 故障モード時の対応

本衛星のメイン MPU はウォッチドッグ・タイマによって常時監視されている. これは, 定期的にサブ MPU に対してアクナレッジ（ack）を送信し, サブ MPU がそれを検知することによって動作不全を検出する. これは, 放射線障害などにより一時的に MPU 動作が停止した際に, 自動的に再起動を行うためである. また, 高エネルギ粒子により引き起こされるラッチアップ時は, C&DH 系より, 電源系に対して該当機器の再起動を行うコマンドを送信する. さらに, これらの自動再起動が動作しない場合に備え, 本衛星では 1 週間に一度自動的に再起動を行う機能を実装しこれに対処する.

12 参考文献

[1]. Jae Hyeon Seo, Jae Young Choi, Jin Hyeok Seok, Ji-Hun Cha, June Young Kim, You Gwang Kim, Hae June Lee, Chun-Gon Kim, Kyoung-Jae Chung, YungHo Kim, Piezoelectric energy harvesting from the atomic oxygen hypervelocity impact in low Earth orbit, Acta Astronautica 223, 2024.

[2]. Matthew W. Hooker, Properties of PZT-Based Piezoelectric Ceramics Between-150 and 250°C, NASA, 1998.

[3]. 茂原正道, 鳥山芳夫, 衛星設計入門, 培風館, 2002.

[4]. Bruce A. Banks, Kim K. de Groh, and Sharon K. Miller, Low Earth Orbital Atomic Oxygen Interactions With Spacecraft Materials, NASA, 2004.

[5]. 八田茂之, 森田義則, 圧電素子を用いた振動発電機の開発, 石川工業高等専門学校紀要, 第 44 号, 2012.

[6]. PIEZO.COM, Piezoelectric Plate T110-A4NO-2929, https://piezo.com/collections/piezo-sheets-plates/products/piezoelectric-plate-t110-a4no-2929.

[7]. JAXA, 宇宙機設計標準 熱制御系設計標準, 宇宙航空研究開発機構安全信頼性推進部, 2009.

[8]. JAXA, 宇宙環境標準, 宇宙航空研究開発機構安全信頼性推進部, 2010.

[9]. 名古屋工業大学物理工学専攻/物理工学科エネルギー材料設計研究室 かんたんセミナー 熱電材料ってなんだろう？ http://enemat.web.nitech.ac.jp/seminar02.html.

[10]. Hi-Z Technology Inc., HZ-2 Thermoelectric Module, https://hi-z.com/wp-content/uploads/2019/03/DataSheets/Data%20Sheet%20HZ-2.pdf.

[11]. 吉野淳二, 篠原嘉一, 熱電変換の基礎と応用, 応用物理, 第 82 巻第 11 号, 2013.

[12]. SSP52005 Payload Flight Equipment Requirements and Guidelines for Safety Critical Structures 4.2.4-D 5.2.

[13]. JX-ESPC-101132-E, https://humans-in-space.jaxa.jp/kibouser/library/item/jx-espc_8e.pdf.

[14]. CubeSpace, EOS - User Manual, Version 1.4, 2023.

[15]. CubeSpace, CubeADCS - Commissioning Manual, Version 7.1, 2022.

[16]. CubeSpace, CubeADCS - User Manual, Version 3.09, 2022.

[17]. V. Carandente, R. Savino ら, Aerothermal Analysis of a Sample-Return Reentry Capsule.

[18]. 日本航空宇宙学会, 第 3 版航空宇宙便覧, 丸善株式会社.[1182].

[19]. Syung Chung Forrest, L. Staffanson. SURVEY OF LITERATURE ON CONVECTIVE HEAT TRANSFER COEFFICIENTS AND RECOVERY FACTORS FOR HIGH ATMOSPHERE THERMOMETRY.

[20]. 大西晃, 阿部純子, 石澤純一郎, 岩田稔, 岡本篤, 岡本章, 川崎春夫, 小林英明, 篠崎慶亮, 杉田寛之, 田中好和, 長野方星, 原田竜善, 間誠一郎, 宮崎慈, 森一之, 山田哲哉, 山中理代, 宇宙機の熱設計, 名古屋大学出版会, 2014.

[21]. Office of the NASA Chief Engineer, SPACECRAFT POLYMERS ATOMIC OXYGEN DURABILITY HANDBOOK, 2022.

[22]. 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 JX-ESPC-101132-E, 2023.

[23]. 古河電気工業, 衛星向けコンポーネント ヒートパイプモジュール, https://www.furukawa.co.jp/product/aerospace/product/heatpipe.html.