

1. プロジェクト概要

1.1. プロジェクト目的

本衛星は世界初となる、プラネタリウムドームでの投影などに用いるドームマスター形式での宇宙からの地球の画像取得を目的とし、全周魚眼レンズと高解像度カメラを搭載した 8U サイズ CUBESAT である。地球を一定間隔で連続撮影し、一連の画像データから地球全体やオーロラなどの現象をダイナミックに表現する全天周形式のタイムラプス映像を作成することを目的とする。衛星から得られた画像を元に地上で処理を行い作成した映像は、プラネタリウムにおける番組や web コンテンツなど、幅広いメディアを通して発信し、天文普及活動に役立てる。

また、本プロジェクトでは、当団体初の実衛星としての打ち上げを目指したプロジェクトとして、制作・運用ノウハウを習得することも目的としている。

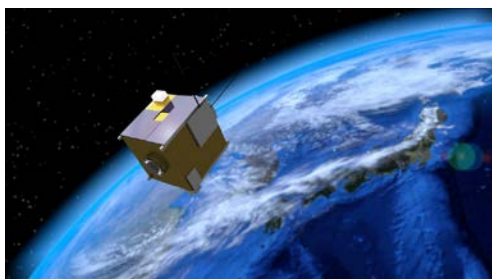


図 1-1 運用中の衛星の予想図

1.2. プロジェクト意義

オーロラは、流星と同様に地球の大気中で起こる現象ではあるが、これまで天文写真家等が多くの写真を撮影してきた。またそれらの写真や映像は、テレビ等のメディアでもたびたび特集を組まれてきた。これらのメディアが天文普及において担ってきた役割は大きい。また天文分野は、歴史的にアマチュアが活躍してきた分野の一つである。しかし一方で、人工衛星の天文分野での活用は、基本的に国家規模のプロジェクトによる天文衛星に限られており、アマチュアが利用することはほとんど無かった。本衛星は、そういったこれまでの天文衛星と比較し

て低予算で実現可能であり、また取得したデータは天文愛好家が楽しめるだけでなく、これまで多くのアマチュアが行ってきたように一般への天文普及活動にも大きく貢献することができるものであり、その意義は大きい。

1.3. 得られる成果

1.3.1. 初の宇宙からの全天周形式映像

長方形フォーマットで宇宙から地球を撮影した高解像度の画像・映像は、すでに NASA や JAXA などの、ISS からの映像にその例がある。一方本衛星では、全周魚眼カメラを用いた連続撮影を行うことで、初となる宇宙からの全天周形式の映像を生成する。

これを例えばプラネタリウムドームに投影した場合、宇宙空間から地球を眺めるような映像となる。なお、視野の中央に地球が映るように撮影してしまうと、ドームへの投影時に観客から見て真上に投影されることになってしまう。今回はその用途から、観客から見て前方に見えるよう、撮影時の進行方向に対する俯角を設定した。

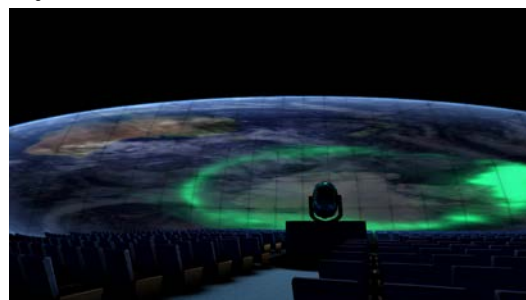


図 1-2 プラネタリウムへの投影イメージ図

1.3.2. プロジェクトの背景

これまで、全天周形式の映像は見る機会が限られていたが、近年では VR 映像、360° 映像を視聴可能なウェブサービスの普及によりその機会が急激に増えてきている。また、プラネタリウムにおいても、プロジェクターによるデジタル投影での全天周番組の上映が一般化している。ドーム全面に映像を投影することで高画質の映像が視野いっぱいになり、自分がその場にいるかのような体験をすることができる。

1.3.3. オーロラ発生頻度観測

本衛星では、オーロラ発生時に連続撮影を行うため、毎週回オーロラが発生しているかどうかを判定するための画像を撮影する。これを撮影ミッション期間中継続的に行うため、オーロラの発生頻度のデータとしても活用できる可能性がある。

1.3.4. 地上での全天周映像の制作

ダウンリンクした複数枚の画像は、地上において Starpixel による圧縮データから、取り扱いやすい JPEG 形式に変換したのち、JPEG シーケンス形式として Adobe After Effects に取り込んで映像化する。一般的に映像はフレームレートが高いほど滑らかなものになるが、タイムラプス映像（いわばコマ撮り）を制作する本プロジェクトではフレームレートを上げると映像が短時間になってしまう上、そもそも高フレームレートの映像を再生できるプラネタリウムなどが少ないため、24fps の映像を作成することを目標として撮影計画を策定している。24fps は一般的な映画のフレームレートと同様であり質としては問題ないと思われるが、映像作品としてのクオリティを求める観点からは、必要に応じて Twixtor などでフレーム補間を行い、30fps の動画にすることも検討する。

なお、画像は魚眼レンズで撮影されたものであるため、ドームマスター形式においては特に大きな変換作業を要しないが、プラネタリウム以外にも公開する場合などは RE:LENS を利用して適切な形式に変更する。

1.4. プロジェクトの独創性

1.4.1. 実衛星としての実現性を高める設計

本プロジェクトは、実衛星としての打ち上げを目標としたプロジェクトである。したがって、以下に述べるような実現性を前提とした設計を行った。

① 打ち上げ機会の確保

国内では、JAXA の相乗り副衛星などの公募を利用して打ち上げることになる。従って、相乗りとして機会の多い軌道を選択した。しかし一方で、これは回数が少ないため、機会が限られてしまう。そこで本プロジェクトでは、海外の自費での衛星打ち上げも考慮し、CUBESAT 規格に則った衛星を設計する。

② 各種コストを抑える設計

まず、実衛星の打ち上げにおいては、その開発・運用の確保が問題となる。また、本団体では実衛星の制作・運用を行ったことがなく、かなりの負担となることが考えられる。また、学生団体による人工衛星のプロジェクトでは、プロジェクトメンバーの卒業による引き継ぎや後継者の不足、指導者の異動、さらに外部からの支援が打ち切られるなどの理由により、実現が困難になるケースが考えられる。そこで、本衛星では開発から打上げまでを速やかに行うことを目指す。

上述した打上げ実現性確保の観点から、可能な限り人的・時間的・技術的・金銭的成本をミッション意義が損なわれない範囲で抑え、また打上げ機会の多い衛星とする必要がある。手軽に打上げられる人工衛星としては、1~3U サイズの CUBESAT が一般的である。しかし本プロジェクトでは、高解像度なデータの取得と転送を必要としており、このサイズでは要求される各種性能を満たすことができない。一方、サイズを大型化していくと、システムが煩雑になり開発が長期化する。また、学生団体での開発を考慮すると、これまで衛星打ち上げ経験の無い当団体では、可能な限りシンプルな衛星とすることが求められる。

従って、本衛星ではその目的をドームマスター形式画像・映像の取得に特化し、また構体のサイズに関しては打上げ機会を確保しやすく、開発費用が抑えられる CUBE 規格の中で、比較的搭載機器に余裕のある 8U の CUBESAT サイズを選定した。

1.4.2. フェイルセーフ思想を盛り込んだ設計

本衛星は、実衛星としての打ち上げを前提とした計画を行っている。したがって、上述したように、ミッションが要求する性能を損なわない範囲で、可能な限りシンプルな構成として人的・時間的・金銭的成本を抑え、また打ち上げ機会が多く、衛星設計上費用対効果の高い高度・軌道を選択するなど、実現性を高める工夫を行った。一方でレンズカバーの開閉機構やピント駆動モータ、CDH 等、ミッション実施において重要な機能には、故障しても撮影が継続できるように、フェイルセーフの考え方を盛り込んだ設計とした。

1.4.3. 撮影データの利用可能性の高さ

衛星開発においては、開発段階から制作、打上げ・運用まで、多額の費用が発生する。そこで本衛星では1.4.1で述べたように、できるだけ開発費用を抑える設計を行った。しかし一方で、意義のあるミッションを行うため性能に対する要求がある以上、開発コストの削減にも限界がある。

そこで開発費用の調達が必要となるが、本プロジェクトで得られるデータは、ソフト的な活用が見込まれるため、用途が多岐に及び、資金獲得も比較的容易に行えると思われる。

例えば、プラネタリウム番組制作会社等のスポンサーの獲得または映像素材の売り込み、或いは高画質の全天周宇宙映像ソフトとしての販売なども可能である。また、その目的が天文などを専門としない一般人にも分かりやすいため、クラウドファンディングや、使用する部品を販売する企業などからのスポンサー支援者の募集なども費用確保手段の一つとして考えられるであろう。

2. ミッション系

2.1. ミッション系諸元

プロジェクト概要で述べた成果を得るため、具体的なミッション機器等の諸元を決定する。図2-1はミッション系機器の模式図である。本衛星のねらいはすべて魚眼レンズによる撮影に関するものであるため、魚眼レンズとカメラを一組搭載する。

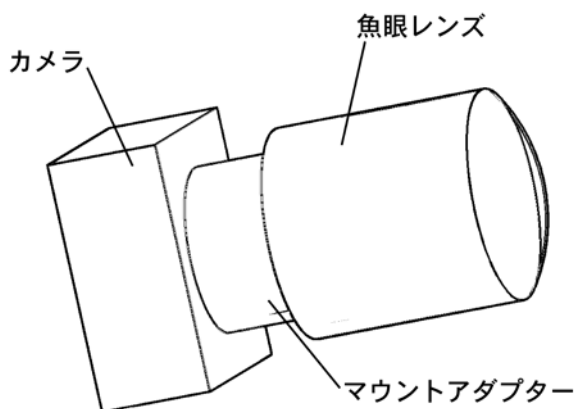


図2-1 ミッション系機器模式図

2.2. ミッション機器の選定

ミッション機器の選定にあたっては、ミッションの目的を念頭に最適な機器選定を行う。

2.2.1. レンズ

魚眼レンズは、多くの衛星で採用されてきたとはいえ、従って衛星搭載専用の製品があるわけではない。専用レンズを新たに設計すると製作費・製作時間が膨大になることが予想されるため、既存の民生品で小型のものを採用することとする。

ドーム投影に必要な画質を確保するため、一般的な業務用途に利用される最低限のサイズである「APS-C」の撮像素子に対応したものがよい。また、本節で後述するようにピント駆動モータ及び絞りを制御する必要があるが、キヤノン社のEFマウントは、その制御方法が解明されている。(具体的な制御方法は2.3.1で後述)検討の結果、一眼レフカメラ用交換レンズのメーカーであるSIGMA社の「4.5mm F2.8 EX DC CIRCULAR FISHEYE HSM」を採用した。諸元と外観を表2-1と図2-2に示す。選定事由は、イメージサークル(撮像素子に映る写野全体のサイズ)がAPS-Cサイズに近く、比較的小型のレンズが本製品以外に存在しないこと、EFマウント対応のものが用意されていることである。

表2-1 一眼レフカメラ交換レンズの諸元

機器名称	4.5mm F2.8 EX DC CIRCULAR FISHEYE HSM (キヤノン用)
メーカー	SIGMA
寸法[mm]	φ76.2×77.8
質量[kg]	0.47
画角[deg]	180
焦点距離[mm]	4.5
開放F値	2.8
最小絞り	22



図2-2 一眼レフカメラ交換レンズの外観 (SIGMAサイトより)

本レンズを使用するにあたり、宇宙環境に合わせた改造を行う。なお、具体的な対策については、11.2のアウトガス対策の節で後述する。レンズの焦点位置や絞りは、電子接点を利用し

て衛星運用中の温度変化でピントが変化した場合や被写体の明るさが変わる場合に対応できるようにしておく。これについては、2.3.1 で詳述する。

2.2.2. カメラ

カメラは、レンズのイメージサークルより大きな撮像素子サイズでなければならない。また、地球の夜側など暗い対象を撮影することを考えると S/N 比のよいものが望ましい。そこで、地上でも商業向けの撮影に十分耐えるとされる、APS-C サイズ前後のものを検討対象とした。

撮像素子解像度を決定する。ドームマスター形式の撮影では、撮影データは円形に記録されるため、用いる画像は正方形になる。1 辺あたりのピクセル量により 2K(2048px 角)、4K(4096px 角)、8K(8192px 角)などのサイズに分類される。

プラネタリウム施設をドームシアターの例として検証したところ、国内のごく一部で 4K 投影が、世界に数カ所では 8K 投影が行われているが、現在の主流は 2K 投影であった。さらに、ドーム投影では素材に対しライス処理や歪曲修正などを実施する事が多く、いたずらに素材の解像度のみを向上させても画質向上には寄与しない。また、短辺が 4K 以上のカメラは現時点では数が少なく高価であり、小型衛星のミッションには適さない。

以上を踏まえて選定したカメラは、浜松ホトニクス社の科学計測用 CMOS ボード型カメラ「C11440-52U」である(主要諸元を表 2-2 に、外観を図 2-3 に掲載する)。本製品は撮像素子のサイズが 13.312 mm 角であり、レンズのイメージサークルに近く解像度の無駄が少ない。ボード型であることから衛星搭載機器としての組み込みも容易と思われる。同カメラは低ノイズを謳っており、暗所での撮影性能も期待できる。また、同社の製品に宇宙環境での利用実績があること、国内のメーカーであり使用にあたってサポートが受けやすいことも選定に至った理由として挙げられる。以降、略称として CAM と呼称する。

表 2-2 CMOS カメラの諸元

機器名称	C11440-52U
メーカー	浜松ホトニクス
有効画素数	2048×2048
素子サイズ[mm]	13.312×13.312
露光時間	1 ms ~ 30 s

ダイナミックレンジ	18000:1 typ.
インタフェース	USB 3.0
A/D コンバータ	16 bit
レンズマウント	C マウント
電圧[V]	12
電流[A]	1
消費電力[W]	9
サイズ[mm]	90×90×40.8
質量[kg]	0.22
保存周囲温度[°C]	-10/+50
動作周囲温度[°C]	0/+40

図 2-1 CMOS カメラの外観
(浜松ホトニクスサイトより)



ところで、天体撮影を行うカメラは常温よりも低温に冷却する場合があるが、システムの複雑化を招いてしまい小型の衛星では取り扱いが難しい。そこで、主に受動的な熱制御で動作温度範囲に抑えることにする。

2.2.3. その他のミッションに関する機器

レンズ側の一眼レフカメラ用マウントと、CAM 側の C マウントを繋ぐアダプタを購入または製作する。既成品の諸元を参考にサイズを想定すると表 2-3 のようになる。

表 2-3 一眼レフ/C マウントアダプタ諸元

直径[mm]	約 60
全長[mm]	約 30
質量[kg]	約 0.1

また、カメラの制御、レンズの絞り制御、画像の取り込みや圧縮など、ミッション機器の制御を行うためミッション機器専用の計算機(MDP)を設置する。詳細については C&DH 系が設計を担当する。

2.3. ミッション機器の性能及び要求の検討

1.2 で選定した機器を用いた具体的なミッション部分の検討を行う。

2.3.1. レンズのピント及び絞り制御の検討

本衛星で採用しているレンズは、EF マウントのレンズを使用している。How to Move Canon EF Lenses によると、当該マウントではシリアル・ペリフェラル・インタフェースプロトコル

によって通信を行っており、電子接点は、それぞれ以下のピンアサインとなっている。



図 2-2 EF マウントのピンアサイン
(How to Move Canon EF Lenses より)

- VBAT: レンズ駆動用の 6V 電源
- P-GND: レンズ駆動用のグラウンド
- VDD: デジタル回路用の 5.5V 電源
- DCL: カメラからレンズへの通信線
- DLC: レンズからカメラへの通信線
- CLK: クロック
- D-GND: デジタル回路用のグラウンド

引用先では、実際に Arduino による制御に成功しており、レンズのピント及び絞りについて制御可能であると考えられる。

2.3.2. 軌道高度要求の検討

本衛星の目的を達成するには、適切な大きさの地球像を撮影する必要がある。全天カメラで地球を含めた画像を撮影した時の、全天球に占める地球像の面積比率は(2.1)式で表され、地球像の比率は高度に依存する。

$$S_p = \frac{1 - \sqrt{1 - \left(\frac{R}{h+R}\right)^2}}{2} \times 100 \quad (2.1)$$

ただし、 S_p : 全天球に占める地球像の面積の比率[%] R : 地球半径[m]、 H : 衛星高度[m] である。また、この関係をグラフで図示したところ、次の図 5-1 のようになった。

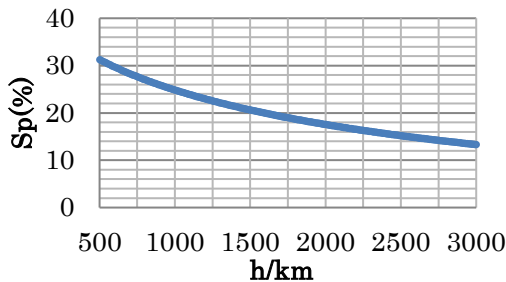


図 2-3 全天に占める地球面積の割合

プラネタリウムで実際に観望してよりよい地球像の大きさを調査したところ、 S_p が 25 % 以

上のときに地球の迫力が感じられ、感動的であった。つまり、図 5-1 より衛星高度は1000 [km] 以下であることが必要となった。

2.3.3. オーロラの明るさの検討

非常に明るく、露光時間の短縮や絞りを絞る、ISO 感度を低く設定することで簡単に露出を調整しやすい昼間の地球に対して、夜間の地球、特に夜景と比して明るくないオーロラの撮影においては撮影設定が非常に厳しくなる。ここでは、オーロラ撮影時の撮影設定を検討する。

写真撮影時の F 値と露光時間、ISO 感度の設定が露出決定に関わってくる。まず F 値は焦点距離によって左右されるが、地球から見たオーロラ、宇宙から見たオーロラは無限遠に近いので、有効 F 値はほぼ同じと考えることができる。地上で撮影されたオーロラの撮影設定を確認すると、EV 値が-3EV 程度であった。ここで、露光時間を 1/10sec と仮定する。

EV 値と ISO 感度、露光時間、F 値の関係は、

$$ISO = 2^{(2 \log_2 F - \log_2 T - E_v)} \times 100$$

(2.2)

ISO: ISO 感度

F: F 値

T: 露光時間 [sec]

E_v : E_v 値

で表されるから、ISO 感度を 62720 程度に設定することで撮影が可能であると見積もられる。

2.3.4. 詳細な撮影設定算出の方法

前項では、簡易的な撮影設定の算出を行った。しかし実際の衛星製作に際して、宇宙空間での撮影設定を地上にて再現・検証するのは困難であるため、コンピュータ・グラフィックス (CG) 上で衛星・地球・太陽といった物体や光源を配置し、衛星からの撮影環境を再現した上で、CG 向けの GI レンダラである V-Ray を利用し、光学的なシミュレーションを行う。

レンダラとは CG のポリゴン情報を画像化するソフトウェアであり、そのうちグローバル・イルミネーション (GI、大域照明) に対応しているものは GI レンダラと呼ばれる。GI レンダラは光の反射などを現実の物理現象に即して計算することが可能で、映画産業や建築パースなどの分野では幅広く使用されている。

V-Ray では Physical Camera とよばれる機能により、物理的なカメラの絞り・シャッタースピード・ISO 感度などをほぼ正確に再現すること

が可能である。なお、V-Ray は単なるレンダラであり、物体や光源などを配置する機能を持たないため、それらは CG ソフトウェアの Maya 上で実施する。

なお、宇宙からの撮影に関して先行している企業や団体などから設定値算出に関するノウハウが得られるようであれば、併せてそちらも利用する。

2.3.5. 投影に適した撮影姿勢の検討

地球の画像の撮影にあたっては、ドームでの投影を考慮した撮影姿勢で撮影を行う必要がある。

衛星の進行方向に対するカメラの仰角とドーム投影時の地球が占める高さの角度(= φ)の関係、衛星の進行方向に対するカメラの向きのなす角とドーム投影時の水平面（プラネタリウムドームにおける地平線）に対する地球の裾角(= ω)の関係はそれぞれ、

$$\varphi = \sin^{-1} \frac{R}{R+H} - \theta \quad (2.3)$$

$$\omega = 2 \sin^{-1} \frac{\sqrt{R^2 - (R+H)^2 \sin^2 \theta}}{(R+H) \cos \theta} \quad (2.4)$$

θ :

衛星の進行方向に対するカメラの向きのズレ [deg] (地心方向と逆向きを正とした)

φ : 投影時の地球頂点に対する仰角 [deg]

ω : 投影時の水平面に対する地球の裾角 [deg]

R: 地球半径 6400 [km]

H: 衛星高度 600[km]

と概算できる。

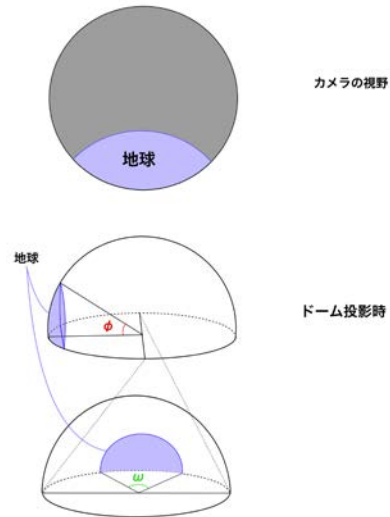


図 2-4 ドーム投影における角度のイメージ図

これを元に、 θ の値に対する φ と ω の値の変化はおおよそ図 2-5 のようになる。

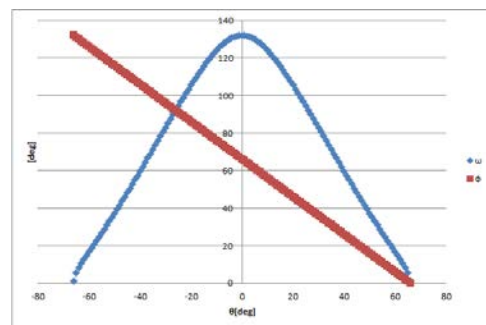


図 2-5 θ に応じた φ と ω の関係

ドームにおける投影時、水平式や傾斜式などのドームの形状にもよるが、 $45^\circ \sim 80^\circ$ 程度の高さに目線が来るのが観客にとって見やすく、好ましい。今回は地球の端を観客が最も見る目線と想定した。また、 ω ができるだけ大きい方が、迫力のある映像になる。これらの条件から、今回の撮影ミッション時、カメラを進行方向にむけることとした。この際の φ と ω の値は、それぞれ(2.3)式と(2.4)式より

$$\varphi = 66.1 \text{ deg}$$

$$\omega = 132.2 \text{ deg}$$

となる。

2.3.6. 連続撮影における構図の差の検討

本ミッションでの連続撮影時、何秒間隔で撮影するかを検討するにあたって 1 秒にどれくらい撮影視野内の地表面が動いていくかを求めて

おくことで参考にする。魚眼レンズの画角は 180 deg であり、本衛星ではそれを 2048 px 角の撮像素子で記録する。ここから、1 px の 1 辺あたり

$$\frac{180}{2048} = 8.79 \times 10^{-2} \text{ deg} \quad (2.5)$$

程度の角度の範囲が写るとわかる。

地球を画角に入れて撮影する場合を考える。姿勢軌道制御系の章で述べるとおり、本衛星の高度は 600 km である。この時の対地速度 v は、地心重力定数を GM_E 、地球半径 R 、衛星高度 H とすると、

$$v = \sqrt{\frac{GM_E}{R+H}} \quad (2.6)$$

である。

2.3.7. 姿勢系への要求の検討

写真を撮影する際、鮮明な画像を得るにあたって、露光中のカメラのブレを最小限に抑える必要がある。

本衛星からの撮影においては、衛星視点から地表面が動くことによるブレ、また姿勢制御精度によるブレの影響が考えられる。従って姿勢系への要求においては、許容できる露光中のブレに、衛星視点から地表面が動くことによるブレの影響を考慮することが必要になる。

はじめに、許容できる露光中の撮影角度の誤差を検討する。撮影角度の許容誤差 [deg] と撮像素子上での許容誤差 [mm] の関係は、

$$\theta = \tan^{-1}\left(\frac{x}{y}\right) \text{ [deg]} \quad (2.7)$$

θ : 撮影角度の許容誤差 [deg]

x : 撮像素子上での許容誤差 [μm]

y : レンズの焦点距離 [μm]

と表される。

今回使用するレンズの焦点距離は 4.5×10^2 [μm] であり、撮像素子上での許容誤差を 13 [μm] とすると、撮影角度の許容誤差は 0.166 [deg] と求まる。今回使用する C11440-52U の一画素の大きさは、6.5 [μm] \times 6.5 [μm] であるが、ローパスフィルターや RGB フィルターで分解能が低下することを考慮し、13 [μm] \times 13 [μm] を基準にした。

シャッタースピードを 0.1 [sec] とすると、

$$\frac{0.166}{0.1} = 1.66 \text{ deg/sec} \quad (2.8)$$

より、露光中は誤差 1.66 deg/sec 内に収めることが必要となる。

続いて、前項で求めた(2.2)の速度を衛星視点からの角速度に換算すると、

$$2 \tan^{-1} \frac{v}{2h} = 0.0126 \text{ rad/sec} \quad (2.9)$$

となる。従って衛星視点から地表面が動くことによるブレは 0.722 deg/sec と求まる。

従って、姿勢系の指向安定度は、

$$1.66 - 0.722 \approx 0.94 \text{ deg/sec} \quad (2.10)$$

と求まる。

なお、本計算は最悪値であるため、実際には同精度で制御を行った場合、より長い露光時間を確保できる可能性が高い。また、撮影角度の許容誤差に関しても天体写真向けを想定した計算を元に厳密な設定で検討を行っており、特にオーロラの撮影について、オーロラは星などと比べて境界の鮮明な対象ではないため、撮影した画像の実用上、より少ない制御精度で十分と考えられる。従って、指向安定度に関しては、1 deg を要求とする。

一方で、魚眼レンズという大変視野の広いカメラを採用したため姿勢決定に関しては、構図に大きな問題の出ない絶対指向制御精度 5 deg を要求とする。

2.3.8. 本衛星の分解能の検討

本衛星のカメラの地表に対する分解能を見積もる。本衛星のミッションは地球観測ではないが、地表やその近傍で発生する現象は被写体として重要である。(2.1)式の結果を rad 単位にして、高度 600 km を乗ずれば分解能は求まる。

$$8.79 \times 10^{-2} \times \frac{\pi}{180} \times 600 = 0.92 \text{ km} \quad (2.11)$$

(2.11)

これが本衛星の分解能であり、オーロラなど広い面積で起きる現象を捉えることができると期待される。

2.4. オーロラの発生検知方法について

本衛星では、オーロラの発生検知を実際に定期的に極地域を撮影することで行う。

撮影ミッション中の姿勢はおおよそ変わらないため、撮影視野内の地球や極地域の位置は每周回ほぼ同じ位置となる。これより、極地域が

写っていると想定される箇所のピクセルのデータを参照し、RGB別のヒストグラムから、オーロラの発生を検知する。オーロラが発生していなければ極地域は暗く映るため、発生の検知が可能となる。

なお、処理軽減のため、全ピクセルの値を読み出すことはせず範囲内から適当な数のデータをサンプリングし、判断する。

実際に設定するしきい値やサンプリング数については、初期運用にて決定を行う。

2.5. 運用計画

本衛星の運用計画を以下に示す。運用段階には、打上げ段階、初期運用段階、定常運用段階がある。このうちミッションの大部分は定常運用段階中に行う。

2.5.1. 打上げ段階

打上げ段階は、ロケット打上げから衛星分離までをいう。この期間衛星はコールドローンチを保ち、分離を検知し次第初期運用に移行する。

2.5.2. 初期運用段階

(i) 内容

温度変化のピント調節機能に対する影響を調査し、本運用におけるピント調節を確実なものにする。また本運用においてオーロラの出現状況を画像解析によって判断するが、その画像をいつ取得するのが最適であるかを決定するために撮影および取得した画像の解析を行う。

(ii) 撮影内容

1周回につき36枚の撮影を10degおき、161.25secおきに行う。この時衛星の姿勢は進行方向（地球の接線方向）から30deg地球側に向ける。36枚の画像は撮影終了後の24時間以内にダウンリンクを行い、地上で解析を行う。

1周回ごとに撮影を行う緯度1degごとに同様の撮影、解析を行う。同様の作業を全10回行うことで1deg置きに計360枚の画像を取得することになる。

(iii) 解析内容

取得した画像から温度変化（太陽光の当たり方）とピント調節機能の関係性を解析するレンズ温度とピント調節機能の関係性を詳細に調査することで本運用におけるピント調節を確実なものにする。

本運用では地球極付近でオーロラが発生しているか否かを衛星がヒストグラムを解析するこ

とで判断する。この際オーロラ発生帯（緯度65°～75°付近）が取得画像に占める面積が大きくなる必要がある。取得した画像からオーロラ発生帯が大きく写る撮影緯度を決定する。

また解析処理のC&DH系への負担を軽くするために、撮影した画像内においてオーロラが出現しているピクセル位置を絞り込む。

これにより、衛星が解析処理を行うべき画像ピクセル数を減らし、C&DH系への負担を減らす。

2.5.3. 定常運用

初期運用段階終了から衛星の運用期間である2年後までの間、所定のミッション運用を含む定常運用を実施する。ミッションは主に二つに分かれている。

(i) 撮影ミッション1（以下、ミッション1）

● 内容

タイムラプス動画用の連続した地球の撮影

● 撮影内容

撮影対象とする都市は東京やロンドンなど、地球上の主要都市を予定している。

1周回で撮影対象都市を撮影してから地球を390deg分周回するまでの間連続撮影を行う。

撮影した画像は衛星に搭載した3つのROMのうち、ROM1に記録する。ROM1に記録した画像はミッション2の撮影を行っていない時間帯にダウンリンクを行う。また、ROM1に前回の撮影データが残っている間はミッション1の新たな撮影は行わない。ダウンリンクした画像は地上で処理を行い全天周動画としてプラネタリウムで公開する。撮影対象となる都市は全10都市である。1年目の運用で5都市の撮影を行い、2年目に残りの5都市の撮影を行う。

● 撮影枚数および間隔について

撮影枚数は1回の撮影で1257枚、撮影間隔は5secとする。このときのカメラの連続稼働時間は6288.75secとなる。

撮影枚数に関する詳細は後述する。

(ii) 撮影ミッション2（以下、ミッション2）

● 内容

地球極付近におけるオーロラを主体としたタイムラプス用画像の連続撮影

● 撮影内容

ミッション2の撮影アルゴリズムを別紙に示す。

オーロラの発生する緯度65°から反対側の

緯度 65° までの地球表面を連続撮影する。撮影開始の緯度は初期運用のデータから決定する。また、ヒストグラム解析が正常に行われているかを確認するために、判定用の画像もダウンリンクし地上で解析を行う。仮に異常が認められた場合は解析プログラムを修正する。

撮影したデータのうち、判定用の画像は ROM1 に、連続撮影の画像は ROM2 に保存する。保存した撮影データは撮影していない時間帯にダウンリンクを行う。

ダウンリンクが終了しないうちに衛星が極地域に再度侵入し、オーロラの発生が検知された場合には画像のダウンリンクをいったん保留し、オーロラの撮影を行う。

この時得られた撮影データも同様に ROM1 と ROM2 に保存する。

ダウンリンクが間に合わず ROM2 の容量が不十分になった場合には、優先してダウンリンクした判定用の画像を解析し、明るいオーロラが写っていないと予想される画像を消去、上書きする。

● 撮影枚数および間隔について

撮影間隔は 5.375sec とし、極地域を完全に通過するまで連続撮影を継続する。このときのカメラの最大連続稼働時間は 806.25sec/周回となる。

連続撮影開始から 270sec おきに撮影された画像はオーロラの出現判定用の画像とする。

● 季節の変化による撮影回数の変化について

オーロラが観測できるのは北極および南極のうち、夜になっている極である。よって季節によって 1 周回における撮影位置、回数が増減する。

具体的には南極が極夜、北極が白夜となる夏（日本基準）では南極側でのみ撮影を行い北極側では撮影を行わない。逆に冬（同じく日本基準、以下同様）では北極側でのみ撮影を行う。

また春分および秋分付近では北極南極の両側で夜となることから撮影も両側で行う。この撮影頻度の変更は地上から制御を行う。

2.5.4. ダウンリンクの仕様

通信系の試算より衛星の通信速度は最低 1 Mbps が保証されている。C&DH 系および姿勢系、電源系との兼ね合いから撮影中にはダウンリンク通信は行わない。

またミッション 2 の撮影中にはダウンリンクを行わないことから秋から春にかけての期間はキルナのアンテナをダウンリンクに使用することができない。

以上のことから 1 年間にダウンリンク可能な写真の枚数を計算すると以下ようになる。

和歌山: $3000 \times 10^6 / 8 / 2.4 / 10^6 = 156.25$ 枚/日

キルナ: $7800 \times 10^6 / 8 / 2.4 / 10^6 = 406.3$ 枚/日

年間: $156.25 \times 365 + 406.3 \times 90 = 93,598$ 枚/年

画像のダウンリンクは以下に示す優先順位に従い順番に行う。

第一優先:オーロラ判定用の画像

第二優先:ミッション 1 連続撮影データ

第三優先:ミッション 2 連続撮影データ

2.6. 各ミッションの撮影枚数の決定

2.6.1. ミッション 1

タイムラプス動画として配信する関係から撮影間隔が広がりすぎると動画としての完成度が確保できないため、撮影間隔から決定した。YouTube にて公開されている ISS からのライブ映像、また 1.3.9 における検討を参考にし、5 sec おきに撮影すれば十分な完成度のタイムラプス動画が作成できると判断し、撮影間隔は 5 sec、合計撮影枚数は 1257 枚とした。

2.6.2. ミッション 2

ミッション 2 では撮影頻度が多くなることが予想されるため、ダウンリンク可能容量(年間)と ROM の容量から計算を行った。

ミッション 2 で最低限撮影しなければならない判断用の画像は 1 回の極通過あたり 3 枚、年間の撮影枚数は、3 枚/周回 \times 15 周回/日 \times 365 日 \times 1.5 (春と秋では両極で撮影する) $= 24637.5 \approx 24638$ 枚となる。衛星の年間のダウンリンク可能容量は 93,598 枚/年 $= 224\text{GB}$ であり、ミッション 1 で 1257 枚 \times 5 回 $= 6258$ 枚をダウンリンクするため、ミッション 2 で撮影できる枚数は年間で $93,598 - 6258 = 87,340$ 枚である。1 周回における連続撮影枚数(判断用を除く)を x 枚とすると、次のように x の条件を求めることができる。

$5 \times 1257 + 80 \text{ 日} \times 2 \text{ (南極および北極)} \times 5 \text{ 周回 (オーロラの撮影できる最大周回数/日)} \times x \text{ 枚/周回} \times 0.5 + 24,638 \leq 93,598$

$$x \leq 167.5$$

これより x を 150 とすると撮影間隔は 5.375sec となり、タイムラプス動画用としても

十分な撮影枚数だとわかる。なおオーロラは極地域の夜の時間帯に発生することから、最大でおよそ8時間発生するとした。この8時間は衛星の5周回分に相当する。よってオーロラの撮影できる最大周回数/日は5周回/日とした。

以上よりミッション2の撮影枚数は1周回あたり150枚、撮影間隔は5.375secとした。

2.7. サクセスレベル

以上の運用計画や、本衛星が当団体初の衛星ミッション提案であることを踏まえて、本ミッションのサクセスレベルを以下の様に設定する。
 ミニマムサクセス：軌道上で地上局との正常な通信に成功し、搭載したカメラを用いて画像を一枚以上撮影・地上にダウンリンクする。

フルサクセス：ミッション系が期待した画角・画質で、ミッション1の映像を5本以上、ミッション2の映像を1本以上取得し、地上にダウンリンクする。

エクストラサクセス：ミッション2も含めた全てのミッションを達成する。2年間の継続観測を行い、その期間内で撮影した画像のうち、地上で必要と判断したデータをすべてダウンリンクする。

2.8. ミッション系からバス系への要求

ミッション系がバス系各システムに要求する事項を表2-4にまとめる。

表 2-4 バス機器各システムへの要求一覧

名称	要求内容
構体系	ミッション系で使用するカメラ・魚眼レンズ等を搭載できること 魚眼カメラの視野(180 deg)に他の構造物が写り込まないこと
姿勢軌道制御系	衛星高度 1000km 以下 地球上の多くの地域の上空を通過できること 極地域上空を每周回通過すること 撮影時、絶対指向制御精度 5deg 指向安定度を 1deg/sec
電源系	CAM 電力 9 W / 電圧 12 V LENS VBAT 電力 1 W / 電圧 6 V VDD 電力 1W / 電圧 5V 以上の機器を撮影計画に応じた頻度で使用できること 衛星分離まではコールドローンチを保つこと

熱制御系	CAM 保存温度範囲 -10/+50 °C CAM 動作温度範囲 0/+40 °C LENS 保存・動作温度範囲 -10/+45 °C
通信系	撮影ミッション2で撮影したオーロラ判断用の画像(1周回につき最大6枚、1日で最大90枚)は遅くとも当日中にダウンリンクできること 1ヶ月に最低でも4500枚の画像をダウンリンクすること
C&DH系	ミッション機器の制御・画像の取り込みや圧縮処理を行うこと ミッションで取得した画像をダウンリンクまでの間保存できること

3. バス部概要

設計した衛星の主な諸元を以下の表 3-1 に示す。また、バスシステムの接続図を別紙に示す。

表 3-1 衛星主要諸元

名称		全天周宇宙映像収集衛星 sachika
構造	質量	約 8kg
	構体形状	約 20 cm×約 20 cm×約 22 cm (8U・突起物除く) 井桁構造
	ミッション機器形状	約 9 cm×約 9 cm×約 15 cm (カメラ+マウント+レンズ)
主要ミッション機器		魚眼レンズ・高解像度カメラ
機能		魚眼レンズ・高解像度カメラを用いた、地球・星空のタイムラプス用画像撮影(撮影条件に応じた複数の撮影モードを用意する) 取得した画像データの保存・圧縮・送信
運用軌道	高度	600 km
	傾斜角	60 度
	種類	太陽同期軌道
	周期	96.75 分
姿勢制御方式		三軸姿勢制御方式
電力制御方式		非安定化バス方式
データ送信	変調方式	QPSK
	周波数帯	Sバンド

テレメトリ	変調方式	QPSK
	周波数帯	Sバンド
テレコマンド	変調方式	FM
	周波数帯	Pバンド
設計運用期間		2年

4. 構体系

4.1. 構体サイズの選定理由

構体サイズは8U(2U×2U×2U)とした(衛星分離部は含まない)。カメラのサイズが90mm×90mm×40.8mmであり、かつカメラ・マウント・レンズのx軸方向の合計長さが150.6mmであるため、ミッション要求を元に8Uに決定した。

4.2. 構造

構体の構造は以下の図に示すように200mm×200mm×186mmの直方体と井桁構造の組み合わせである。井桁構造は、本衛星のミッション機器であるカメラ・マウント・レンズをブラケットで固定し井桁構造の中心部分に配置することで、熱・強度・放射性耐性の観点から確実に機器を保護するために採用した。

レンズの放射線による劣化を軽減するために、アルミニウム板のレンズカバーを取り付けた。レンズカバーの開いた様子を図4-1、4-2に示す。レンズカバーの板厚は、2年間のミッション期間でのレンズガラスの劣化を軽減するため、10mmに設定した。固定にはバネ蝶番・DCモータを用い、ミッション時以外は電源をonにしたモータがカバーを押さえつけ、ミッション時にはモータの電源がoffになりバネ蝶番の力でカバーが開くというフェイルセーフ設計を採用した。DCモータにはSpaceX社のミッションで真空中においても使用実績があり比較的安価なmaxonブラシレスECモータシリーズ283826を採用した。

部材の固定にはアルミアングル・M3ねじ・M3ナットを用いて設計・解析を行った。設計にはCADソフト(Solid Works, Inventor Professional)

を用いた。各種機器は図4-3~4-7のように配置した。

アンテナについてはポール収納部分を固定しているテグスを、軌道投入後に熱したニクロム線で焼き切って展開させるという方法を取る。

尚、座標系は右手系に従い、衛星進行方向側のレンズ配置面を+x面と定義した。このとき、座標原点を構体の幾何中心とした。また、構体の諸元を表4-1に示す。

このとき計装系の質量配分は0.1kgとした。

また、ハーネスは残留磁気トルクを打ち消すように配置する。

表 4.1 衛星構造等の諸元

構造		立方体, 井桁構造
形状等	質量	8.194 kg
	形状	200 mm×200 mm×186 mm
	固定方式	クランプバンド方式



図 4-1 開いたレンズカバーを真横から見た様子

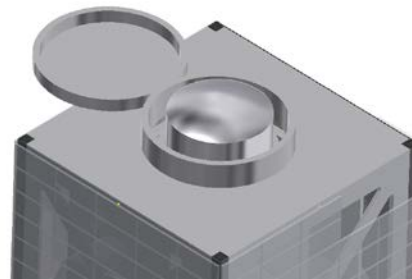


図 4-2 開いたレンズカバーの様子

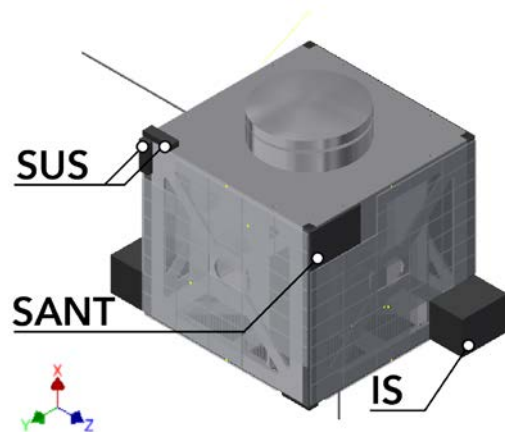


図 4-3 外観図 1

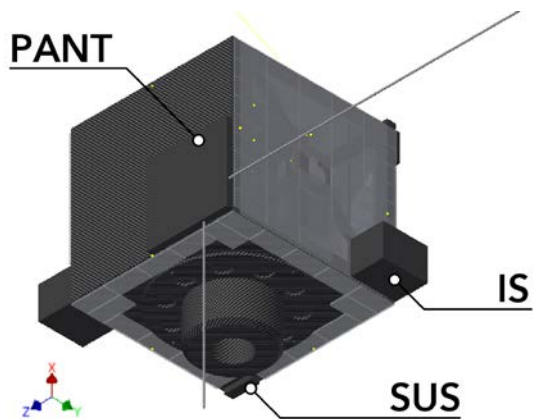


図 4-4 外観図 2

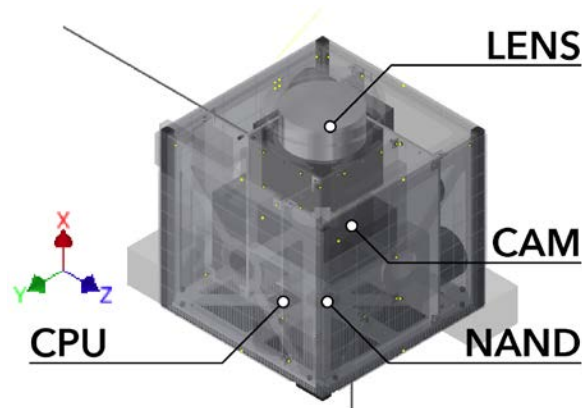


図 4-7 機器配置図 3

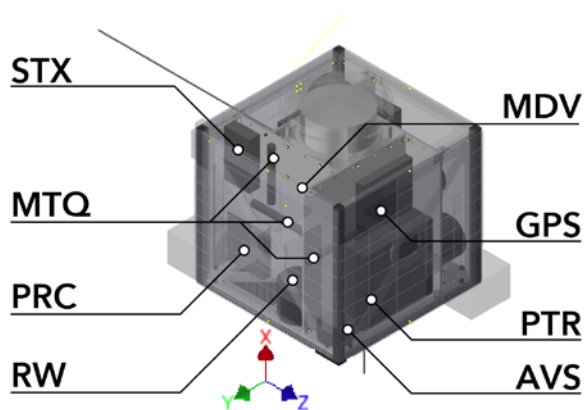


図 4-5 機器配置図 1

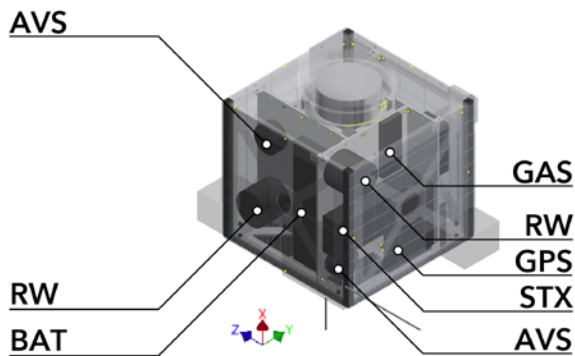


図 4-6 機器配置図 2

4.3. 使用材質

使用する材質と圧縮強度、引張強度を以下の表 4-2 に示す。

前節でも述べたように、ミッション機器を保護するために外壁には軽量で強度の高いアルミ材を、内部の井桁構造部分には CFRP（炭素繊維強化プラスチック）を採用した。

表 4-2 使用材質と機械特性・密度

	引張強度 [MPa]	曲げ強度 [MPa]	密度 [kg/mm ³]
アルミ合金 5052-H34 (外壁)	260.0	215.0	2.68E-06
CFRP 高強度繊維 (PAN 系)	1568	1274	1.4989

4.4. 解析結果

以下に各解析結果を示す。いずれの場合においても安全率を 1.5 として解析を行った。

4.4.1. 振動解析

衛星への 1 次モードでの固有振動数の要求値・解析結果は以下の表 4-3 のようになった。

表 4-3 固有振動値解析結果

	固有振動数[Hz]	要求値[Hz]
機軸方向	146.02 以上	120
機軸直交方向	146.02	60

解析により、機軸直交方向の振動数が求められた。このとき、機軸方向の振動数は機軸直交方向のそれよりも大きくなるため、各軸方向においてそれぞれ要求値を満たす。

よって衛星の固有振動値は要求値を満たすことが確認できた。

4.4.2. 強度解析

打ち上げ時の準静的加速度条件は以下の表 4-4 の値で与えられる。

表 4-4 打ち上げ時の準静的加速度

機軸方向[G]	+5.0/-6.0
機軸直交方向[G]	±5.0

打ち上げ時の正弦波加速度 G_{o-p} は以下の表 4-5 の値で与えられる。

表 4-5 打ち上げ時の正弦波加速度

機軸方向[G]	2.5
機軸直交方向[G]	2.0

次に、ランダム加速度 G_{rms} については実効値 7.8 G から、打ち上げ時における 3 σ レベルでは 23.4 G となる。

ここで各加速度を以下の表 4-6 に示す。

表 4-6 H-2A ロケットの正弦波加速度・ランダム加速度

加速度の種類	加速度[G]
準静的加速度 $G_{quasi-static}$	6.0
正弦波加速度 G_{o-p}	2.5
ランダム加速度 G_{rms}	23.4
総加速度 G_{tot}	31.9

準静的加速度、正弦波加速度、ランダム加速度を足し合わせた最悪加速度での解析の結果は以下の表 4-7 のようになった。

表 4-7 最大応力 σ_{max} と安全率 MS

σ_{max} [MPa]	降伏応力[MPa]	安全余裕 MS
1.57	13.0	4.51

したがって、安全余裕 MS が正の値となったので打ち上げ時の最悪加速度条件下でも構体の強度が十分であることが確認できた。

4.5. 重心位置

衛星の重心位置は各軸において以下の表 4-8 のようになった。

表 4-8 重心位置の解析結果

軸方向	重心位置 [mm]
x	+9.147
y	+1.108
z	+2.283

5. 姿勢軌道系

5.1. 軌道

5.1.1. 高度選定

ミッション系の要求より、衛星高度は 1000 km 以下であることが必要である。また、本衛星において高度 600 km とした理由として、以下の 3 点が挙げられる。

- ①軌道の寿命を抑えることができる。
- ②地磁気が強いため、アンローディングが容易。
- ③打ち上げ頻度が高く、ピギーバックの機会を得られる可能性が高い。

5.1.2. 軌道選定

衛星の軌道は極軌道や太陽非同期軌道など様々である。本衛星はミッションがオーロラ観測を主にしているため極地方を通過するように、また、超小型衛星であるので熱設計・電力システムが無理のない規模で行えるように太陽光の入射方向が一定となる太陽同期軌道を選定した。さらに、衛星側面 ($\pm X$ 面以外) に太陽電池を設置すること、放熱面 ($-Y$ 面) に太陽光が当たらないようにすることを考えて昇交点赤経を 80 deg とした。

これらのことを考慮して軌道設計ソフト STK11(Satellite Tool Kit 11)を使用してシミュレーションを行ったところ、表 5-1 で示したような軌道要素となった。また、STK11 による緯度経度の時間変化を図 5-2、図 5-3 に示す。

表 5-1 軌道要素

要素	単位	値
離心率	-	0
昇交点赤経	deg	80
近地点引数	deg	0(円軌道のため)
軌道傾斜角	deg	97.3756
平均近点角	deg	0(円軌道のため)
平均運動	回/日	14.874
エポック西暦	-	2018
エポック時間	- HH:MM:SS	AUG.1 00:00:00

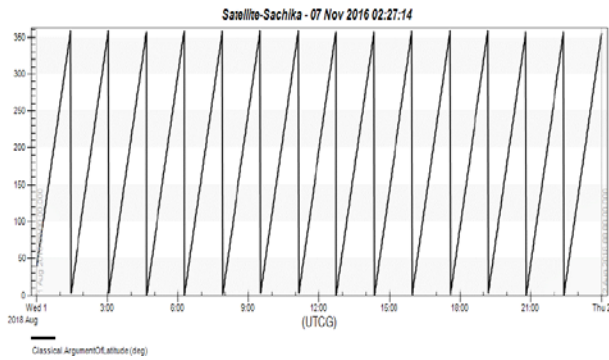


図 5-2 緯度の時間変化

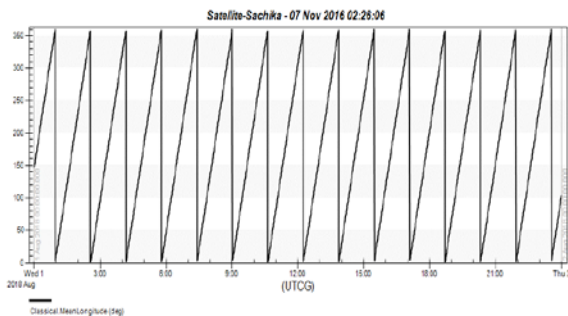


図 5-3 経度の時間変化

5.2. 姿勢制御

5.2.1. 姿勢制御方式の設計概要

地球を回る衛星には衛星を回転させるような要因が多くある。従って、そのトルクをうまく吸収・利用して衛星の姿勢を保持していく必要がある。ましてや本衛星は一定の時間地球を撮影するミッションがあるため、この姿勢維持は重要な要素である。また、ミッションから姿勢制御系の要求として姿勢決定精度は 5 deg、姿勢安定精度は 1.0 deg/s と高精度なものであり、なおかつ本衛星の大きさがおおよそ 20 cm 四方とかなり小さいことから、ゼロモーメント三軸安定方式を姿勢安定方式として採用する。また、アクチュエータとしてはミッションを考慮して RW と磁気トルカを用いる。

機体固定軸については構体同様に進行方向を X 軸、地心方向を Z 軸とし、右手座標系で Y 軸を定めた。

5.2.2. センサ構成

本衛星は画像を取得するため、高い姿勢精度が要求される。この精度を満たすジャイロセンサを選定した。また、磁気センサと地球センサ、太陽センサを以下のように選定した。

(1) 太陽センサ(SUS)

太陽センサは初期姿勢補足などで姿勢が大きく乱れた際直ちに太陽を補足し姿勢を決定する

ことを選定理由とした。また、補足するまでの時間を短縮するために FOV が比較的大きい先端技術研究所(ATI)の Cubesat 用超小型太陽センサを選定した。太陽センサの諸元、外観は以下で示す。

表 5-2 太陽センサ諸元

項目	値	単位
質量	5	g
寸法	33×11×6	mm
FOV	±60	deg
精度	<0.5	deg
電圧	3.3	V
電力	0.017	W
使用温度範囲	-25~+50	°C



図 5-3 太陽センサ

(ATI 先端科学技術書 HP より引用)

(2) 磁気センサ(GAS)

磁気センサは磁気トルカでのアンローディング時において地磁気を計測すること、さらに姿勢推定・制御する際に利用することが主な選定理由となった。また、このことから高精度な Honeywell 社の HMR2300 を選定した。この磁気センサの諸元・外観は以下のとおりである。

表 5-3 磁気センサ諸元

項目	値	単位
質量	98	g
寸法	75×30×7	mm
電圧	15	V
消費電流	27	mA
動作温度	-40~+85	°C
磁気測定範囲	±6.7 × 10 ⁻⁹	T



図 5-4 磁気センサ (Honeywell 社 HP より引用)

(3) ジャイロセンサ(AVS)

本衛星においてジャイロセンサは姿勢推定で重要な役割を果たす。また、高精度を要求される観測モードでもその役割は変わらないため、高精度な SYSTRON DONNER 社の

QRS116-0100-100 を選定した。ジャイロセンサの諸元・外観は以下で示す。

表 5-4 ジャイロセンサ諸元

項目	値	単位
質量	60	g
寸法	φ37.85×16.38	mm
計測範囲	±100	deg/s
精度	0.004	deg/s
温度範囲	-40m+80	°C
入力電圧	±5	V
電流	20	mA
消費電力	0.1	W



図 5-5 ジャイロセンサ (Systron 社 HP より引用)

(4) GPS センサ

GPS センサは本衛星の位置情報を取得するために必要不可欠である。本衛星では実衛星「れいめい」でも搭載され、動作が実証されたスペースリンク社の IGPS-1 を GPS センサとして選定した。GPS センサの諸元と外観は以下に示す。

表 5-5 GPS センサ諸元

項目	値	単位
質量	240	g
寸法	90×70×10	mm
位置精度	7	m
速度精度	±15	m
動作温度	-20~+60	°C
電圧	5	V
消費電力	1	W

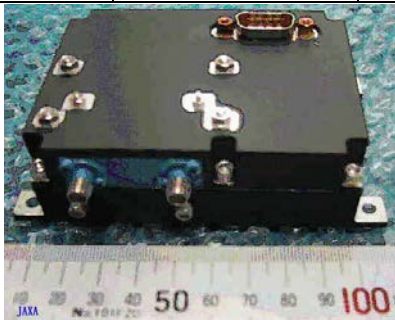


図 5-6 GPS センサ (スペースリンク社 HP より)

(5) 地球センサ

地球センサは太陽センサと異なり食時間でも機能することが主な選定理由となったが、かなり高価でありコスト的に難しいため、民生品の赤外線センサをもって代用した。また、以下に

示す赤外線センサは「民生品赤外線センサを利用した小型衛星向け地球線センサの1年間運用結果」(著:立原裕司、高井元、香河英史他)の成果をもとに選定した。

表 5-6 赤外線センサ諸元

項目	値	単位
質量	138	g
寸法	40×40×55	mm
分解能	5	deg
電圧	5	V
消費電力	0.2	W



図 5-7 赤外線センサ

(民生品赤外線センサを利用した小型衛星向け地球センサの1年間運用結果より)

5.2.3. 外乱トルク

衛星の姿勢制御に関わってくる主な環境外乱は以下の4つである。

- (i) 重力傾斜トルク: 衛星の各質点における重力の勾配により生ずるトルク
 - (ii) 大気抵抗トルク: 衛星が軌道上を運動するにあたって大気抵抗により発生する力
 - (iii) 太陽輻射トルク: 太陽輻射、つまり太陽光子が衛星に衝突することで発生するトルク
 - (iv) 残留磁気トルク: 衛星の一部が何らかの原因により磁化している際にその磁場と地磁場が干渉することで発生するトルク
- ただ(iv)の残留磁気トルクについては、搭載機器の配線を衛星全体の残留磁気モーメントが微小となるよう工夫するため、主要外乱トルクとしては考慮しないこととする。ここで、衛星の慣性モーメントを表 5-7 に示す。

表 5-7 慣性モーメント

$I_{xx}[\text{kgm}^2]$	$I_{xy}[\text{kgm}^2]$	$I_{xz}[\text{kgm}^2]$
0.0782	9.67×10^{-4}	0.00311
$I_{yx}[\text{kgm}^2]$	$I_{yy}[\text{kgm}^2]$	$I_{yz}[\text{kgm}^2]$
-	0.0893	-0.00144
$I_{zx}[\text{kgm}^2]$	$I_{zy}[\text{kgm}^2]$	$I_{zz}[\text{kgm}^2]$
-	-	0.0596

$I_x[\text{kgm}^2]$	$I_y[\text{kgm}^2]$	$I_z[\text{kgm}^2]$
0.0787	0.0895	0.0590

これより、各トルクの本衛星での具体的な値を導く。

(i) 重力傾斜トルク

このトルクは次の式(5.1)で表される。

$$\mathbf{T}_g = \frac{3\mu}{R^3} \mathbf{u} \times \mathbf{I} \mathbf{u} \quad (5.1)$$

μ : 地球重力定数 $3.986 \times 10^5 [\text{km}^3/\text{s}^2]$

R : 軌道高度+地球半径 6978[km]

I : 慣性マトリクス:表 5-7 記載

\mathbf{u} : 地球中心から衛星質量中心までの単位ベクトル

従って主軸まわりの回転角を $\theta[\text{deg}]$ とおくと次の式(5-3)のように変形できる。

$$\mathbf{T}_g = \frac{\mu}{R^3} \begin{pmatrix} \frac{3}{2}(I_z - I_y) \sin 2\theta_{ex} \\ 2(I_z - I_x) \sin 2\theta_{ey} \\ \frac{1}{2}(I_y - I_x) \sin 2\theta_{ez} \end{pmatrix} \quad (5.2)$$

また、それぞれの主軸（衛星慣性主軸）回りの角度は表 5-8 のようになる。

表 5-8 各軸回りの姿勢角度

$\theta_{ex}[\text{rad}]$	$\theta_{ey}[\text{rad}]$	$\theta_{ez}[\text{rad}]$
0.053	0.16	0.075

よって、

$$\mathbf{T}_g = \begin{pmatrix} -5.31 \times 10^{-9} \\ -8.23 \times 10^{-9} \\ 9.47 \times 10^{-10} \end{pmatrix} \quad [\text{Nm}] \quad (5.3)$$

(ii) 大気抵抗トルク

このトルクは次の式(5.5)で表される。

$$\mathbf{T}_a = \mathbf{r} \times \mathbf{F}_a \quad (5.4)$$

$$\mathbf{F}_a = \frac{1}{2} \rho v^2 C_d \quad (5.6)$$

\mathbf{r} : 衛星の質量中心から空力中心までのベクトル

$$= \begin{pmatrix} 9.147 \\ 1.108 \\ 2.283 \end{pmatrix} \times 10^{-3} \quad [\text{m}]$$

\mathbf{F}_a : 大気抵抗力

ρ : 大気密度 $[\text{kg}/\text{m}^3]$

v : 衛星速度 7.558 $[\text{km}/\text{s}]$

C_d : 抵抗係数 (2.0 と仮定できる)

\mathbf{A} : x, y, z 面の表面積を並べたベクトル

$$= \begin{pmatrix} 0.040 \\ 0.037 \\ 0.037 \end{pmatrix} [\text{m}^2]$$

このうち大気密度は高度に依存すると考えられるので次で詳しく述べる。

・大気密度

大気密度 ρ については衛星高度に依存し、下の表 5-9 のような大気モデルが考えられている。

表 5-9 大気モデル

高度 h [km]	標準高度 h_0 [km]	密度 ρ_0 $[\text{kg}/\text{m}^3]$	スケール高度 H [km]
150-180	150	2.070×10^{-9}	22.523
180-200	180	5.464×10^{-10}	29.740
200-250	200	2.789×10^{-10}	37.105
250-300	250	7.248×10^{-11}	45.546
300-350	300	2.418×10^{-11}	53.628
350-400	350	9.158×10^{-12}	53.298
400-450	400	3.725×10^{-12}	58.515
450-500	450	1.585×10^{-12}	60.828
500-600	500	6.967×10^{-13}	63.882
600-700	600	1.454×10^{-13}	71.835
700-800	700	3.614×10^{-14}	88.667
800-900	800	1.170×10^{-14}	124.64
900-1000	900	5.245×10^{-15}	181.05
1000-	1000	3.019×10^{-15}	268.00

また、上表を用いてある高度 h [km] での大気密度 $\rho(h)$ は次の式(5.6)のように表せる。

$$\rho(h) = \rho_0 \exp\left(-\frac{h-h_0}{H}\right) \quad (5.7)$$

本衛星は高度 600 [km] を運動するので、 $\rho(600) = 1.454 \times 10^{-13} [\text{kg}/\text{m}^3]$ と導かれる。よって、

$$\mathbf{T}_a = \begin{pmatrix} -3.61 \times 10^{-10} \\ -2.05 \times 10^{-9} \\ 2.44 \times 10^{-9} \end{pmatrix} \quad [\text{Nm}] \quad (5.8)$$

(iii) 太陽輻射トルク

このトルクは次の式(5.9)で表される。

$$\mathbf{T}_{sp} = \mathbf{L} \times \mathbf{A} P (1 + q) \cos(i) \quad (5.9)$$

\mathbf{L} : 圧力中心と質量中心間ベクトル

$$= \begin{pmatrix} 9.147 \\ 1.108 \\ 2.283 \end{pmatrix} \times 10^{-3} \quad [\text{m}]$$

A : x, y, z 面の表面積を並べたベクトル

$$= \begin{pmatrix} 0.04 \\ 0.037 \\ 0.037 \end{pmatrix} [\text{m}^2]$$

P : 輻射圧 4.617×10^{-6} [N/m²]

q : 反射係数 0.6 (通常この値を用いる)

i : 太陽光入射角 (最大トルク時) 0 [rad]
よって、

$$T_{sp} = \begin{pmatrix} -3.21 \times 10^{-10} \\ -1.82 \times 10^{-9} \\ 2.17 \times 10^{-9} \end{pmatrix} [\text{Nm}] \quad (5.10)$$

以上より、各軸にかかる外乱トルクの最悪値は表 5-10 のようになる。

表 5-10 外乱トルクの最悪値

トルク名	X 軸[Nm]	Y 軸[Nm]	Z 軸[Nm]
重力傾斜	-5.31×10^{-9}	-8.23×10^{-9}	9.47×10^{-10}
大気抵抗	-3.61×10^{-10}	-2.05×10^{-9}	2.44×10^{-9}
太陽輻射	-3.21×10^{-10}	-1.82×10^{-9}	2.17×10^{-9}
合計	-5.98×10^{-9}	-1.21×10^{-8}	5.56×10^{-9}

5.2.4. 運用モード

適切にミッションを運用するために、以下のモードに基づいて姿勢制御を行う。

(i) 初期姿勢捕捉モード

フェアリング分離後のタンブリング状態を RW および補助として磁気トルカを用いて姿勢を安定させ、観測モードへ移行させる。このモードではロケットから分離した後のタンブリング状態 (最悪値として各軸ともに $\omega_0 = 1$ [rpm] で回転している状態) を考える。

(ii) 観測モード

本衛星では軌道投入後からミッション 1、2 を計 2 年間行う。ここでは各運用の撮影概要を説明する。また、ミッション中は姿勢安定精度要求が 1.0 [deg/s] である。よって、姿勢変動誤差配分、収束時間、慣性質量、外乱トルク、遅れ時間などの値を設定し PD 制御器を設計することによって、安定した姿勢制御を行う。

① 通信モード

初期運用、定常運用モードで取得したミッションデータ、HK データのダウンリンクのためにアンテナを地上局 (キルナ・和歌山大学) の可視時間内で指向させる。ミッションデータは指向性アンテナを、HK データは無指向性アンテナを指向させる。

② ミッション 1 モード (1~24 ヶ月)

初期運用モードと同様の姿勢を維持し、撮影対象都市が撮影視野の中心となる連続写真を撮影する。平均して 1 年に 5 周回の頻度で行う。

③ ミッション 2 モード (1~24 ヶ月)

初期運用モードと同様の姿勢を維持し、北緯 (南緯) 0 度の地点を通過する際ヒストグラム解析用の画像を撮影する。解析の結果オーロラの発生が確認できた場合、その姿勢のままオーロラ撮影を開始する。オーロラの発生が確認できない場合には、夏期は南極地方のみで、冬期は北極地方のみで、春・秋期は反対の極地でのオーロラ発生を確認するため、姿勢を維持して待機する。このモードのアルゴリズムは図 2-6 に先述した通りである。キルナ局を通過する際にオーロラが発生すると、撮影モードに移行するためミッションデータの送信を中断し、姿勢変更をおこなう。本モードは平均して 1 日に 5 周回の頻度で行う。

初期運用・定常モード及び通信モードでは RW、磁気トルカをアクチュエータとする。

iii) アンローディングモード

初期姿勢捕捉モードや観測モードで蓄積したリアクションホイールの角運動量を磁気トルカによって解消する。磁気トルカのサイジングについては 5.2.7 節で検討する。

(iv) 充電モード

電力が不足しているときに充電のため太陽を指向する。

(v) セーフモード

太陽電池やバッテリーの電圧が想定を大きく下回るなど、衛星に不測の事態が発生した際にこのモードをとる。最低限必要な機器以外の電源を切り、衛星の回復を待つ。

5.2.5. 姿勢の解析、検討

ここでは、各モードでの姿勢制御について解析、検討していく。なおシミュレーションは MATLAB R2016a を用いて ode45 による解析を行った。

(1) 姿勢推定

姿勢を制御するにあたって姿勢を推定・決定することが必要である。初期姿勢補足モードでは角速度が早いため、まず太陽センサで太陽を捕捉し、地磁気センサ・ジャイロセンサで姿勢を推定する。

続いて観測モードにおいて、日照時間中では太陽センサ・地磁気センサが取得した太陽ベク

トルと地磁気ベクトルを用いて姿勢を推定し、食時間中は赤外線センサ・地磁気センサを用いて姿勢を推定する。また、ともにジャイロセンサによる情報も姿勢推定に利用する。

運用モード間の姿勢変更時においては赤外線センサ・地磁気センサ・ジャイロセンサにより姿勢推定を行う。

(2) 姿勢解析

衛星に固定した機体座標系と、進行方向をロール軸、地心方向をヨー軸とした右手座標系の各軸のずれについて解析を行った。衛星の運動方程式を式 (5.11)、(5.12) に示す。

$$\begin{bmatrix} I_x & 0 & 0 \\ 0 & I_y & 0 \\ 0 & 0 & I_z \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \dot{\theta}_1 \\ \dot{\theta}_2 \\ \dot{\theta}_3 \end{bmatrix} + \omega_0 \begin{bmatrix} 0 & 0 & -I_x \\ 0 & 0 & 0 \\ -I_z & 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \theta_1 \\ \theta_2 \\ \theta_3 \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} T_x \\ T_y \\ T_z \end{bmatrix} = T \quad (5.11)$$

$$T = K \begin{bmatrix} \theta_{1target} - \theta_1 \\ \theta_{2target} - \theta_2 \\ \theta_{3target} - \theta_3 \end{bmatrix} - D \begin{bmatrix} \dot{\theta}_1 \\ \dot{\theta}_2 \\ \dot{\theta}_3 \end{bmatrix}$$

(制御量) (5.12)

I_i [kgmm²]: i 軸まわりの慣性モーメント

θ_i [deg]: i 軸まわりのオイラー角

$\dot{\theta}_i$ [deg/s]: i 軸まわりの角速度

$\ddot{\theta}_i$ [deg/s²]: i 軸まわりの角加速度

$\theta_{itarget}$ [deg]: i 軸まわりの目標角

T_i : i 軸まわりの外乱トルク

T [mNm]: 制御量

ω_0 [deg/s]: 軌道角速度

(i) 初期姿勢捕捉モード

軌道投入時の各軸の角度を 45 deg、角速度の初期値を 6 deg/s として解析を行った。解析結果から約 200 秒付近を経過してから角速度がミッション要求の 1.0 deg に収束し、ミッション開始が可能なが確認できた。

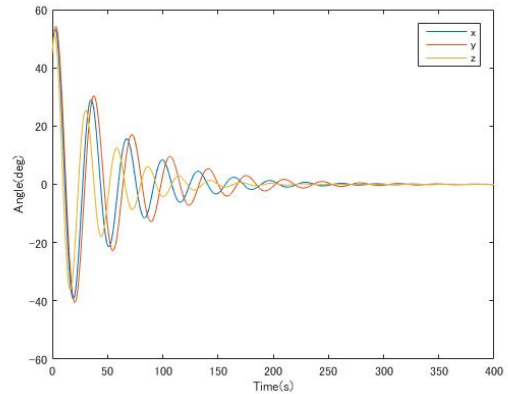


図 5-8 オイラー角の時間変化

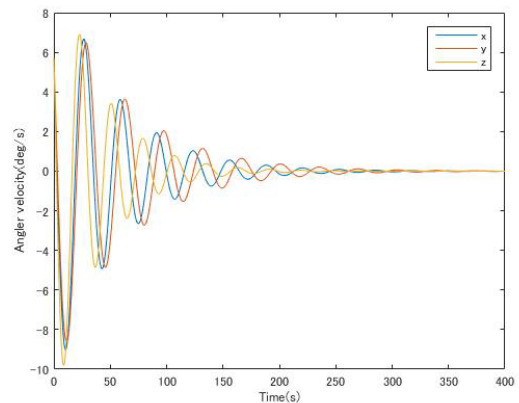


図 5-9 角速度の時間変化

(ii) 観測モード、通信モード間

撮影、通信モード間での姿勢変更で RW に蓄積される角運動量を解析する。観測モード中では、ミッションデータ通信用の SANT は機体固定軸の +Z 軸、つまり地心方向を指向している。そのため通信モードへ姿勢を変更する際、最悪の場合として機体を y 軸周りに 45 deg 動かすことを想定した。このとき変更にかかる時間、RW への蓄積角運動量をシミュレーションしたところ、次の図 5-10、5-11 のようになった。ただし、姿勢変更開始直後のオイラー角を各軸 0 deg とし、角速度は y 軸周りに 1.15 deg/s (0.02 rad/s) とした。

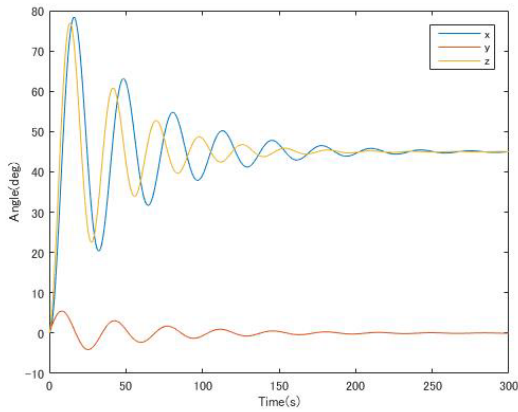


図 5-10 オイラー角の時間変化

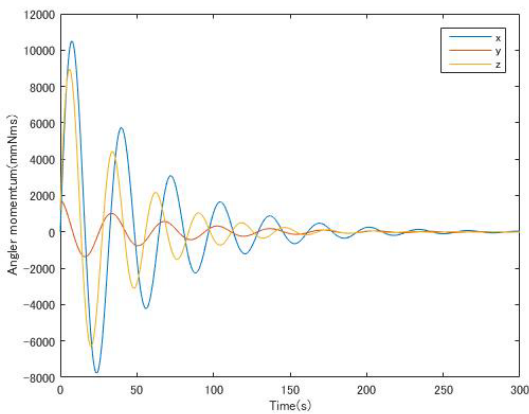


図 5-11 蓄積角運動量の時間変化

図 5-10、5-11 より観測・通信モード間の姿勢変更にかかる時間は約 300 秒であり、蓄積角運動量も収束して通信モードへ移行可能であることがわかる。また、ここから同時間で通信モードから観測モードへ問題なく移行できることになる。

(iii) アンローディングモード

観測モード中 RW に蓄積された角運動量を磁気トルカで十分解消できるか、さらにはどの程度の時間でアンローディングを行えるのかを解析する。ここでは初期状態として RW に 15 mNms (飽和状態) の角運動量が蓄積しているものとし、磁気トルカは 5.2.7.節で仮定したものを用いた。

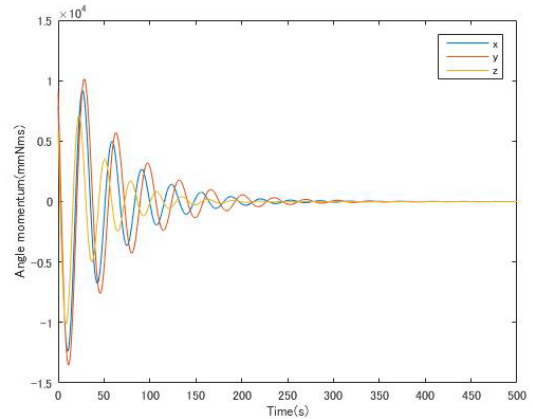


図 5-12 アンローディング時間

図 5-12 から、仮に RW が飽和したとしても使用する磁気トルカで十分アンローディングが可能であり、その時間はおよそ 300 秒ほどであることが確認できる。

5.2.6. リアクションホイールのサイジング

初期姿勢捕捉モード (5.2.4.(i)状態下)、観測・通信モード間姿勢変更に対応でき、衛星運用の際に蓄積していく角運動量がリアクションホイールの最大角運動量に十分収まるようなリアクションホイールを考える。仮定として以下に選定した RW (Blue Canyon Tech 社) の諸元を示す。

表 5-11 RW の諸元

項目	値	単位
最大角運動量	15	mNms
最大回転数	6500	rpm
最大トルク	6	mNm
サイズ	43 × 43 × 18	mm
質量	115	g
電力	1.7(6000rpm) 0.9(3000rpm)	W
電圧	12	V

また、各モードでは RW とともに補助として磁気トルカも用いる。以下、各モード (間) でサイジングしていく。

(i) 初期姿勢捕捉モード

慣性モーメントが最大の軸であるロール軸周りの回転について、 t [sec]かけたときのデタンプリングに要する角運動量はトルク T を用いて以下のように計算できる。

$$\begin{aligned}
 Tt &= I\omega_0 \\
 &= 0.090 \times \frac{2\pi}{60} \\
 &= 9.42 \text{ [mNms]} \quad (5.13)
 \end{aligned}$$

よって、このモードでは仮定した RW のみでもデタンプリングが十分可能である。

(ii) 観測モード

①外乱トルクによる影響

観測モード中には 5.2.3 節で述べたような外乱が衛星の姿勢に影響を及ぼす。表 5-10 より各軸でかかる最悪のトルクの大きさは 1.21×10^{-8} Nm であるので、1 周回で RW に蓄積される角運動量は

$$1.21 \times 10^{-8} [\text{Nm}] \times 5805 [\text{s}] = 7.02 \times 10^{-2} [\text{mNms}] \quad (5.14)$$

と導かれ、仮定した RW での制御が余裕をもってできるといえる。

②姿勢変更による影響

観測モードと通信モードでの姿勢変更は RW にある程度の負荷がかかる。図 5-11 で示したように、この姿勢変更で最大およそ 10.5 mNms の角運動量が RW にかかるが、表 5-11 で仮定した RW の最大角運動量は 15 mNms であることから、姿勢変更は RW のみでも十分可能である。

5.2.6. 磁気トルカのサイジング

本衛星で磁気トルカは主にアンローディングモードで RW に蓄積された角運動量を解消するために使用する。仮定として、以下のような磁気トルカを選んだ。

表 5-12 仮定した磁気トルカ諸元

項目	値	単位
質量	30	g
作動温度範囲	-35~+75	°C
発生磁気モーメント	0.2	Am ²
残留磁気モーメント	<0.001	Am ²
トルカ断面積半径	0.007	m
トルカ断面積	1.54E-04	m ²
電圧	5	V
電力	0.2	W

(i) 初期捕捉モード

磁気トルカは本モードにおいて RW の補助的役割を果たす。次に初期捕捉モード後のアンローディングで RW にたまる角運動量の時間変化を示す。

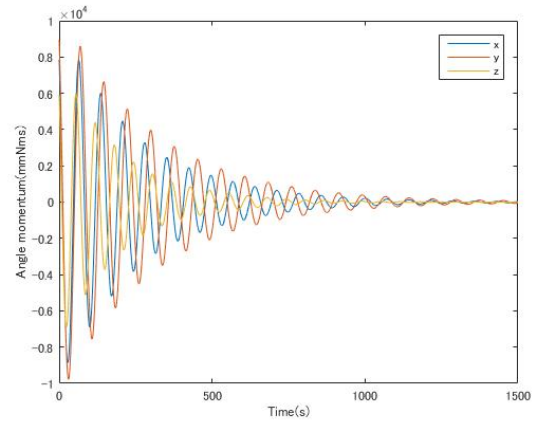


図 5-12 初期姿勢補足

図 5-12 より 1500 秒程で初期姿勢補足モード時に蓄積された角運動量を解消することができ、観測モードへ移行可能である

(ii) アンローディングモード

ここではアンローディングモードにおけるサイジングについて検討する。地磁気のモデルには以下の図 5-13 のダイポールモデルを使用した。

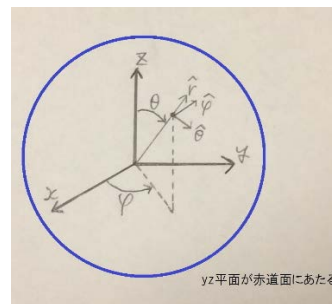


図 5-13 ダイポールモデル

図 5-13 のダイポールモデルにおいて、原点を地心、yz 平面を赤道面とした。

衛星の観測する地磁気の磁気密度を B 、磁気トルカの発生磁気モーメントを M とすると磁気トルカの発生トルク T は式(5.15)のように表せる。

$$T = M \times B \quad (5.15)$$

このとき地磁気は

$$B [\text{A/m}] = \frac{B_0}{(r_0+z)^3} (2\cos\varphi\hat{r} + \sin\varphi\hat{\varphi} + 0\hat{\theta}) \quad (5.16)$$

r_0 :地球半径 6378 [km]

z :高度 600 [km]

B_0 :磁気モーメント 8.0×10^{22} [Am²]

φ :伏角 [deg]

θ :偏角 [deg]

のように表せる。

よって地磁気の大きさの最小値 B_{min} [A/m]は

$$B_{min} = \frac{8.0 \times 10^{22} [\text{Am}^2]}{(6978 \times 10^3 [\text{m}])^3} = 2.35 \times 10^2 [\text{A/m}]$$

(5.17)

となる。

地磁気 B [A/m]の単位を[T]に変換すると、高度600 [km]における地磁気の強さの最小値 B_{min} [T]は

$$B_{min} = 2.96 \times 10^{-4} [\text{T}]$$

(5.18)

と表せる。

したがって、高度600 [km]における地磁気の強さは29600 [nT]と決定できる。

また、発生磁気モーメント M は次の(5.19)式で表される。

$$M = k(H_W \times B)$$

(5.19)

H_W : RW に蓄積された角運動量 [Nms]
k:収束定数

ここでクロスプロダクト法を用いると、

$$T = -k(B \cdot B)H_W + k(H_W \times B)B$$

(5.20)

のようになり、角運動量 H_W がほとんど収束したとみなせる定数を仮に1000 [s]とすると

$$\frac{1}{k} = 1000 \times |B|^2 = 8.76 \times 10^{-7} [\text{T}^2\text{s}]$$

(5.21)

となる。

つまり、1周回分のアンローディングに必要な磁気モーメント M は

$$M = k|H_W||B| = \frac{1}{8.76 \times 10^{-7}} \times (7.02 \times 10^{-5}) \times (2.96 \times 10^{-5}) = 2.37 \times 10^{-3} [\text{Am}^2]$$

(5.22)

となり、仮定した磁気トルカは0.2 [Am²]の磁気モーメントを発生することからアンローディングをするのに十分可能なものであることがわかる。

5.2.7. 姿勢制御に関する搭載部品まとめ

以下では姿勢制御で扱う部品について主に電源系への要求値をまとめた。次の表5-13で示す。ただし、初期姿勢捕捉モードの時間は観

測モードに比べて非常に小さいため、無視した。

表 5-13 姿勢制御部品の電源要求値

名称	[個]	電圧[V/個]	総電力[W]	合計稼働時間[s/周回]
SUS	3	3.3	0.051	5805
GAS	1	15	0.405	5805
AVS	3	5	0.3	5805
GPS	2	5	2	5805
IS	2	5	0.4	5805
RW	3	12	2.7	5805
MTQ	3	5	0.6	300

6. 電源系

6.1. 各系より電源系への要求

本衛星の軌道は地球を周回する太陽同期準回帰軌道で、1周回ごとに食の時間帯が訪れるが、太陽光が得られない時であっても搭載機器に電力を安定供給する必要がある。

各系の要求として、モード区分と各動作時間を表6-1に、各搭載機器の略称を表6-2に、運用モードと機器の使用有無及び消費電力を表6-3にそれぞれまとめる。本衛星には緊急時のためにセーフモードを備えるが、通常のサイクルでは使われないモードであることを考慮して表6-3には載せていない。セーフモードの際はC&DH系のメインCPU(TCU)のみを作動させる。また、構体系のNCMはアンテナ展開時にテグスを焼き切るために使用する。こちらも、用いられるのは1回限りであるため、別紙表6-3においてはどのモードにおいてもOFFとし、サイクルの計算には含めない。

表 6-1 モード区分と各動作時間

モード区分	容量 [mAh]	時間[分]
モード1(通常)	1.37379	30
モード2(ミッション)	3.27025	25
モード3(通信)	2.95512	15
モード4(アンローディング)	1.51172	20

表 6-2 各搭載機器の略称

名称	略称	名称
ミッション	VBAT	レンズ
	VDD	レンズ
	CAM	撮影用カメラ
	MOT	レンズカバー用モータ
	MDV	モータドライバ
構体	NCM	ニクロム線
姿勢軌道制御	RW	リアクションホイール
	MTQ	磁気トルカ

	GPS	GPS センサ
	IS	赤外線センサ
	AVS	ジャイロセンサ
	GAS	磁気センサ
	SUS	太陽センサ
熱制御	HEAT	ヒータ
通信	STX	sband 送受信機
	PTR	pband 送信機
	PRC	pband 受信機
C&DH	TCU	CPU
	MDP	CPU
	NAND	フラッシュメモリ

6.2. 電源系システム構成

図 6-1 に電源系の構成概要を示す。電源系の主要な機器は太陽電池(SAP)と二次電池(BAT)である。日照中は太陽電池で機器への電力供給と充電を行い、食中は二次電池から電力を供給する。

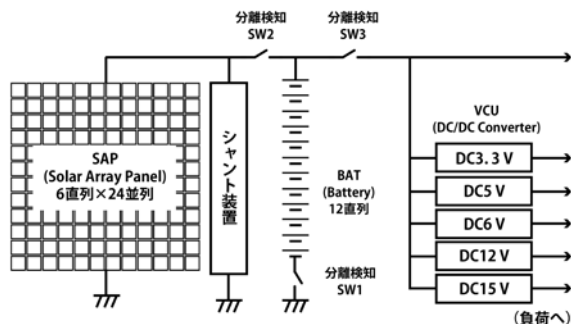


図 6-1 電源系構成概要図

太陽電池は寿命末期(EOL)の性能に合わせてサイジングするため、運用期間を通じて電力供給が過剰となる。これに起因するバッテリーの過充電などを防止するため、供給される電力を制御するのが普通である。本衛星はパーシャルシヤント方式で電力を制御し、日照中のバス電圧の安定を図る。

回路中に分離検知スイッチを三冗長で設けている。これは、ミッション系の要求にロケットからの放出までコールドローンチを保つことが挙げられているためである。分離を誤って検知するリスクを低減するため、全スイッチが閉じて初めて衛星の電源が投入される。

6.3. 運用モード及びバス方式の検討

衛星の運用モードを表 6-1 にまとめた。このうち、衛星運用の大部分を占める定常運用中の各モードについて、消費電力を計算する。表 6-3 がその結果である。待機モード中に BAT の充電を行い、必要に応じて各系の要求した状態に移移する。セーフモードでは C&DH 系のメイン CPU(TCU)のみ動作させることとした。

次に、バス方式を決定する。バッテリーは放電するにつれ出力電圧が変動し、これを一定に制御するのが安定化バス方式、そのまま機器に供給するのが非安定化バス方式である。安定化バスは、バッテリーの電圧にかかわらずバス電圧を自由に決められる反面、制御用の機構を搭載する必要が生じてしまう。従って、本衛星の機器搭載スペースや電力供給量を圧迫しないよう非安定化バスとする。

非安定化バスで注意が必要な現象に、バッテリーラッチアップがある。これは、食明け直後の太陽電池からの電力供給が小さい場合にバス電圧がバッテリー電圧に固定されてしまう現象である。従って、日陰から日照下に出るときは、必ず消費電力の小さい待機モードに移行しておくようにしてこれを予防する。

最後に、バス電圧を決定する。各機器の要求電圧は 15 V、12 V、6V、5 V、3.3 V に分かれている。バス電圧は高ければ高いほど流れる電流が減り、従って損失も抑えられる。しかし 15 V を消費する機器は GAS のみなので、バス電圧は 12 V に設定しその他の機器については後で述べる DC/DC コンバータによって昇圧または降圧してから電力を供給する。DC/DC コンバータの使用には電力損失が伴う。本 DC/DC コンバータの効率はデータシートによると 87%であることから、各モードに対して換算を行い、必要電力を算出する。

6.4. 太陽電池及びバッテリーのサイジング

6.4.1. 太陽電池(SAP)

小型衛星では、太陽電池を搭載できる面積が限られるため、高効率のセルが要求される傾向にある。近年開発され、たいへん高効率であるマルチジャンクション GaAs のセルから選定を行い、SPECTROLAB 社の 29.5% NeXt Triple

Junction (XTJ) Solar Cells (図 6-2) に決定した。その諸元は表 6-4 にまとめる。このセルを、運用中に太陽熱が当たる-X/-Y/+Z/-Z面の4面に貼る。

表 6-4 太陽電池(SAP)性能 (28 °C)

	単位	値
厚さ	mm	0.14
初期効率	%	29.5
電流 (エネルギー最大時)	A/cm ²	0.01702
電圧 (エネルギー最大時)	V	2.348
太陽光 吸収率	%	0.90
放射率	%	0.85
温度係数	%/°C	-0.26405 5
単位面積当たりの質 量	mg/ cm ²	84

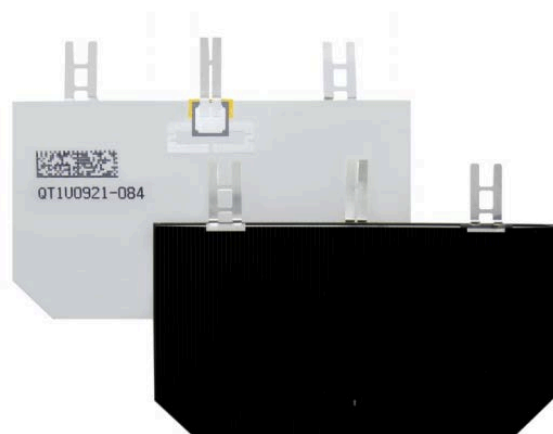


図 6-2 太陽電池(SAP)
(SPECTROLAB 社データシートより)

P_i : 各モードにおける消費電力[W]

T_i : 各モードにおける時間[h]

X_i : 負荷への電力伝達効率

とすると、寿命末期に発電が必要とされる電力 $P_{sa}(EOL)$ は次の式から求められる。

$$P_{sa}(EOL) = \sum \frac{P_i T_i}{X_i} / T_d \quad (6.1)$$

本衛星では非安定化バス方式を用いるので、 $X_e = X_d = 0.90$ である。本衛星のミッションは、日照時にも食時にも行う場合が想定されるため、食時と日照時の消費電力を合わせた分を日照時

の発電電力で補えばよいと考え、全モードの電力と運用時間を考慮した上で平均的に必要な値を算出した (式 6.1)。最低限太陽電池が発電すべき電力は、16.59 W であった。

したがって、16.59 W を発電できるような太陽電池セルをサイジングする。太陽電池は太陽光に曝されるので温度は常温より高くなり、効率は下がる。運用期間中の動作温度を熱解析により得られた値を参考に 60 °C とすると、表 6-4 は 28 °C の値であるから、温度の影響 γ は次のようになる。

$$\gamma = 1 + (60 - 28) \times \left(-\frac{0.264055}{100} \right) \cong 0.916 \quad (6.2)$$

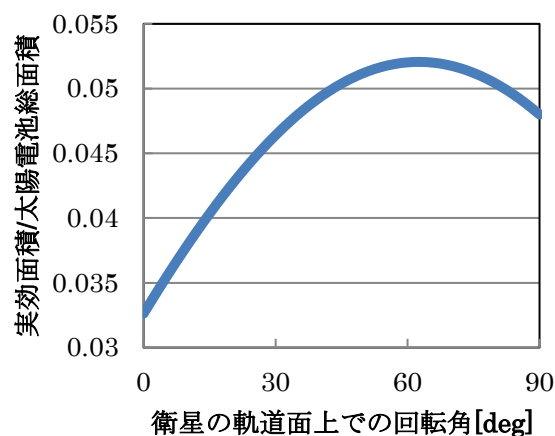


図 6-3 衛星の姿勢と実効面積/太陽電池総面積

次に、姿勢の影響を述べる。太陽電池を4面に貼っていても、実際に太陽光を受けるのは同時に3面までである。また、平面への太陽の入射角度を θ とすると発電量は $\cos \theta$ 倍になる。太陽光が垂直入射した際これと同じ発電量を与える面積を実効面積と呼ぶことにする。

これを考慮して、衛星の-X面と-Y面だけに日射がある場合を 0 deg、-Y面と+Z面だけの場合を 90 deg とし、後述する枚数の太陽電池各面に貼ったとして、実効面積と太陽電池総面積の比をグラフにプロットした (図 6-3)。これが姿勢による影響であり、平均値は約 0.4519 である。

また太陽電池の2年後劣化率を 0.92、パッキング能率は 0.95 をすると、寿命初期での太陽電池の発電電力 $P_{sa}(BOL)$ は次のように求められる。

$$P_{sa}(BOL) = \frac{P_{sa}(EOL)}{0.858 \times 0.4519 \times 0.92 \times 0.95} = 45.88 \text{ [W]}$$

(6.3)

太陽光強度を 1350 W/m^2 とすると、全セル面積は次のようになる。

$$\begin{aligned} \text{全セル面積} &= \frac{P_{sa}(BOL)}{\text{太陽強度} \times \text{セル効率}} \\ &= \frac{40.95}{1350 \times 0.268} = 0.1152 \text{ [m}^2\text{]} \end{aligned}$$

(6.4)

セル 1 枚の面積を $4 \text{ cm} \times 2 \text{ cm}$ とすると、必要となる枚数は

$$\text{セル総数} = \frac{0.1152}{(4 \times 10^{-2}) \times (2 \times 10^{-2})} < 144 \text{ [枚]} \quad (6.5)$$

アレイ電圧はバッテリー電圧より高くなる必要があるため、バッテリー電圧の 10% 増しとすることを考えると、 $12 \times 1.1 = 13.2 \text{ V}$ となる。セル直列数は次のようになる。

$$\text{セル直列数} = \frac{\text{アレイ電圧}}{\text{セル電圧}} = \frac{13.2}{2.27} = 5.81 < 6 \text{ [列]}$$

(6.6)

また、セル並列数は、

$$\text{セル並列数} = \frac{144}{6} = 24 \text{ [列]} \quad (6.7)$$

である。

なお、地球指向面と放熱面には太陽電池セルを貼ることができない。そのため、本衛星では -x 面：20 枚、-y 面：44 枚、+z 面：40 枚、-z 面：40 枚を貼ることとする。

6.4.2. バッテリー (BAT)

本衛星のバス電圧は 12 V である。6.3 で述べたとおり、要求電圧が 12 V 以外の機器に関しては、TOREX 社の DC/DC コンバータ (XC9101) を用いることで昇圧あるいは降圧して電力を確保する。

バッテリーの選定にあたり、バッテリーセルの種類を選択する必要がある。小型衛星でよく使われるものとして NiCd、NiH₂、Li-ion があり、後のものほどエネルギー密度が大きく体積の面から有利である。

ただし、Li-ion 電池は過充電に弱く、最悪の場合爆発事故に繋がる懸念される。また、NiCd 電池にはメモリ効果が存在し、後に述べるように浅い放電を繰り返す本衛星の運用では不向きである。

以上の理由から、本衛星に搭載するバッテリーには Panasonic 社の NiH₂ 電池 enloop BK-3MCCE を採用する。enloop はその特性上自己放電しにくく、過充電や過放電に強く、またメモリ効果も少ない。九州工業大学の衛星「鳳龍式号」をはじめ宇宙での動作実績も存在することから、本ミッションに適合すると判断した。諸元を表 6-5 にまとめる。

表 6-5 バッテリー (BAT) 性能

	単位	値
寸法	mm	φ 14.35 × 50.4
質量	g	27
公称容量	mAh	1900
公称電圧	V	1.2
温度範囲	°C	-5 ~ +50
負荷への伝達効率	—	0.9
許容 DOD	—	0.20

enloop の 100% の充放電を繰り返した場合のサイクル数は約 2100 回である。ところが、本衛星では一日に 15 回弱の食が訪れ、2 年の運用期間を通じて 10^4 回もの充放電サイクルに耐えねばならない。そこで、放電深度 (DOD) を浅くすることでバッテリーの機能を保全するようにする。Panasonic の「ニッケル水素電池の 5 大特性」によれば (図 6-4)、DOD が 20% 程度より小さければサイクル数は 10^4 回を超える。従って、許容する DOD を 20% に設定する。

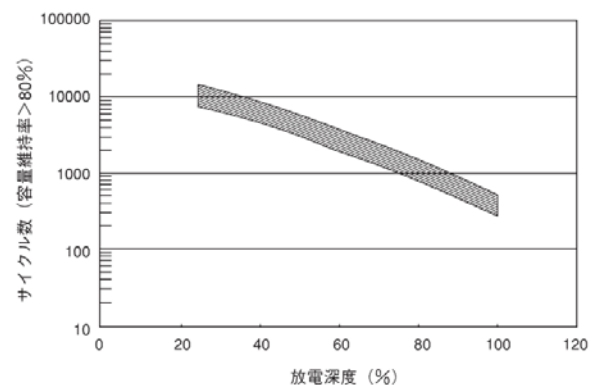


図 6-4 放電深度 (DOD) とサイクル数の関係

(Panasonic 「ニッケル水素電池の 5 大特性」より)

ミッションに要求されるバッテリー容量 C_r は次の式で求められる。

$$C_r = \frac{P_e T_e}{C_d N V d^n} \quad (6.8)$$

P_e : 食時供給電力

T_e : 最大食時間

C_d : 許容バッテリー DOD
 N : バッテリ並列数
 V_d : バッテリ平均放電電圧 (バス電圧)
 n : バッテリ-負荷間の電力伝達効率

バッテリの公称電圧は 1.2V であるが、放電するにつれ 1.2V より実際の電圧は低下する可能性がある。そこで、本解析の計算では 10% 電圧が落ちてバス電圧を確保できるようにする。バス電圧を $V_d = 12[V]$ とすると、バッテリーの直列数は次の式で求められる。

$$\text{直列数} = \frac{\text{バス電圧}}{\text{公称電圧}} = \frac{12}{1.2 \times 0.9} < 12[\text{列}]$$

(6.9)

太陽電池の発電電力(EOL)が 16.59 W、日照時消費電力の平均が 10.87W なので、バッテリーに供給可能な電力の平均は 5.72 W となる。公称充電電圧 1.4 V、負荷への伝達効率 0.9、一周あたりの日照時間 $3755/2050 \approx 1.075$ h より、日照時間の充電容量 (=平均日陰時バッテリー放電容量) は次のように求められる。

$$5.72 \times \frac{0.9}{1.4} \times 1.075 = 3.95[\text{Ah}]$$

(6.10)

許容 DOD が 0.20 よりバッテリー必要容量は、

$$C_r = \frac{3.22}{0.20} \times 1000 = 19771[\text{mAh}]$$

(6.11)

19772 mAh となるので、必要なバッテリー本数は公称容量 1900 mAh であることから最低 11 本であるとわかった。バス電圧 12 V、バッテリーセル一本の公称電圧が 1.2 V より直列数は 12 必要である。したがって、並列数は 1 であり、合計で 12 本と決まった。

ただし、全セルが直列で接続されるので、あるバッテリーセルに故障が発生した場合に全体が充放電できなくなってしまうおそれがある。そこで、万が一のときには異常を起こしたバッテリーをバイパスできるような仕組みを導入する。それがバイパスダイオードであり、ダイオードの電圧降下分がバッテリー電圧よりも高くなるように、複数個直列接続のダイオードをセルに並列でつなぐ。このバイパスダイオードは、バッテリーが正常なときはオープンになり動作しない。

7. 熱制御系

7.1. 各系より熱制御系への要求

衛星は、厳しい宇宙環境の中で搭載機器を正常に動作させる必要がある。熱制御系の役割は、各搭載機器を指定の動作温度範囲内に抑えることである。

表 7-1 に各系の要求を示す。動作温度は機器の動作時に許容される温度範囲、保存温度は非動作時も含めて機器が破損しない温度範囲である。

表 7-1 熱制御系への要求の一覧

構成要素	機器	許容温度範囲[°C]	
		保存温度	動作温度
ミッション	CAM	-10/+50	0/+40
	LENS	-10/+45*1	-10/+45*2
	MOT		-40/+100
	MDV		-55/+125
構体	CFRP パネル	+120 未満	
電源	BAT	-20/+50	-5/+50
	VCU	-55/125	-40/+85
姿勢軌道	MTQ		-30/+75
	GPS	-20/+60	-20/+60
	AVS	-55/+100	-55/+85
	SUS		-20/+50
	GAS	-55/+125	-40/+85
C&DH	TCU		-40/+125
	MDP		-40/+125
	NAND		-25/+85
通信	STX		+15/+27
	SANT		-30/+70
	PANT	-20/+60	-20/+60

7.2. 衛星の熱環境

7.2.1. 熱平衡の式

衛星の熱解析は、衛星を複数の節点に分割し、節点同士の熱の出入りを数学的に表すことで行われる。

$$C_i \frac{dT_i}{dt} =$$

$$Q_i - \sum_{j=1}^n C_{ij}(T_i - T_j) - \sum_{j=1}^n R_{ij}\sigma(T_i^4 - T_j^4)$$

(7.1)

C_i : 節点の熱容量
 T_i : 節点の温度
 Q_i : 節点の熱入力
 C_{ij} : 節点間の電動熱伝達係数
 σ : ステファンボルツマン定数
 R_{ij} : 節点間の放射係数

(7.1)式は、衛星の基本の熱平衡方程式である。このうち、外部からの熱入力については特に、軌道上であることを考慮した議論が必要である。

7.2.2. 軌道上熱入力

衛星全体を一つの節点と考えたときの熱平衡方程式は、次の(7.2)式で表される。

$$C \frac{dT}{dt} = \alpha(Q_s + Q_a) + \varepsilon(Q_e - Q_{emit}) + Q - Q_{cell} \quad (7.2)$$

α : 衛星表面吸収率
 ε : 衛星表面反射率
 Q_s : 太陽放射熱量
 Q_a : 地球アルベドの熱量
 Q_e : 地球赤外放射熱量
 Q_{emit} : 宇宙空間に放射する熱量
 Q : 内部発熱量
 Q_{cell} : 太陽電池が発生するエネルギー

熱計算の準備として、上記の熱量をそれぞれ評価する。具体的な値については、主に『衛星設計入門』を参考にした。

7.2.3. 太陽放射熱

$$Q_s = E_s A F_s \quad (7.3)$$

E_s は太陽光の入射エネルギーで、太陽—地球間の距離によって年間を通じて変化する。最大値は 1399 W/m^2 、最小値は 1309 W/m^2 である。

A は衛星の表面積、 F_s は太陽光に関する形態係数である。本衛星の形状はほぼ立方体であるから、 F_s の最小値は一面にのみ太陽光が入射する時で 0.167 、最大値は 0.25 であるとする。

7.2.4. 地球赤外放射

$$Q_e = E_e A F_e \quad (7.4)$$

地球赤外放射エネルギー E_e は、緯度に大きく依存して変化する。最大値は 140 W/m^2 、最小値は 265 W/m^2 である。

F_e は、地球赤外放射に関する形態係数である。衛星と地球をそれぞれ球と仮定する時、次の(7.5)式で表される。

$$F_e = \frac{1}{2} \left\{ 1 - \sqrt{1 - \frac{R^2}{(R+H)^2}} \right\} \quad (7.5)$$

R は地球半径で、約 6378.14 km である (ASTRONOMICAL CONSTANTS 2016)。 H は衛星の高度で、本衛星では 600 km である。

7.2.5. 地球アルベド

$$Q_a = a E_s A F_a \quad (7.6)$$

アルベドとは、地球表面で反射されて衛星に入射する太陽光のことをいう。 a はアルベド係数と呼ばれ、緯度に大きく依存して 0.15 から 0.60 まで変化する。

F_a はアルベドに関する形態係数である。 F_a の正確な表式は複雑だが、Bannister の近似によれば衛星—地球—太陽のなす角を θ として

$$F_a = \begin{cases} F_e \cos \theta & (\cos \theta > 0) \\ 0 & (\cos \theta \leq 0) \end{cases} \quad (7.7)$$

である。 θ が 0° から 90° まで変化するとした時、 $\cos \theta$ の平均値は面積の関係から $2/\pi$ である。 $\theta = 180^\circ$ までの平均にすると、 $\overline{\cos \theta} = (2/\pi + 0)/2 \doteq 0.3$ となる。

7.2.6. 宇宙空間に放射する熱量

宇宙に対して衛星が放射する熱量は、(7.1)式にもある通り温度の4乗に比例する。

$$Q_{emit} = \sigma A F_{sp} T^4 \quad (7.8)$$

σ はステファンボルツマン定数・ F_{sp} は宇宙に対する形態係数である。『人工衛星をつくる』によると $F_{sp} = 0.8$ 程度になる。

7.2.7. 内部発熱・太陽電池のエネルギー

内部発熱量 Q は、衛星の運用状況によって変化する。本衛星は観測ミッション中に最大の電力を消費し、発熱もこの時最大になると考えられる。電源系の計算によれば消費電力は最大 17.5 W 程、セーフモードを除けば最小 7 W ほどであるからこれを用いる。

太陽放射熱のうち、太陽電池で電気エネルギーに変換される分は温度変化に寄与しないため、除く。高温条件では電力の最悪値である寿命末期(EOL)の最小電力を、低温条件では寿命初期(BOL)の最大電力をそれぞれ使用する。

ミッション機器について、超音波モータの真空中での利用においては、発熱が問題となると考えられる。撮影のセットアップの際にピント駆動を行い焦点を合わせる。連続撮影をする際はピント位置が定まっているため、ピント駆動を連続して長時間行うことはなく、また頻繁にする必要はないため発熱は少ない。さらに放熱を促進するために黒色ペイントを施すため、発熱による影響は小さい。

7.2.8. 条件による変数の値

ここまで述べたとおり、衛星の熱環境は多くの条件に依存して複雑に変化する。実際に温度範囲を計算できるように、高温・低温のそれぞれ最悪条件を使用することになる。表 7-2 に各変数の両条件における値をまとめる。なお、熱制御剤の劣化は、運用期間が 2 年であるので考慮していない。

表 7-2 高温条件・低温条件で使用する変数

変数	単位	高温条件	低温条件
Es	W/m ²	1399	1309
Fs	-	0.25	0.167
Ee	W/m ²	264	140
a	-	0.60	0.15
Q _{cell}	W	9.6	14.2

7.3. 熱制御素子の選定

熱制御で利用される素子を熱制御素子といい、受動型と能動型に分かれる。本衛星は小型で電力も限られるため、主に受動型熱制御素子を用いる。

受動型熱制御素子は、材料表面の吸収率 α 、反射率 ε を変えることで、衛星内外の熱の流れを調節できる。本衛星は 20 cm 角と小型であり、内部の発熱もそれほど大きくなく、日陰に入った際温度が下がり過ぎないことが求められる。そこで、断熱能力の高い材料を表面に貼るとともに、要求の下限が厳しい機器に関してはヒータ(HEAT)を併用する。

衛星表面の断熱素材には、宇部興産のユーピレックス 25R を用いる。これはポリイミドフィルムにアルミニウムを蒸着したもので、耐紫外線性・耐放射線性が高いのが特徴である。

また、内部の熱伝達を促すために構体内部のパネルや搭載機器には黒色ペイント Z306 を施す。構体レール・アンテナ表面の反射材には白色ペイント Z202 を用いる。

表 7-3 に使用予定の熱制御素子の諸元をまとめた。 α/ε は宇宙科学研究所の報告書の値を用いている。SAP (太陽電池セル) は熱制御素子ではないが、表面の広い範囲を覆っているため併せて掲載した。

表 7-3 熱制御素子諸元

品名	α/ε	単位質量 [g/m ²]	面積 [m ²]
ユーピレックス 25R	0.34/0.57	18	0.2
Z306	0.92/0.83	100	0.7
Z202	0.25/0.83	350	0.1
SAP	0.92/0.85	3.6×10^3	0.115

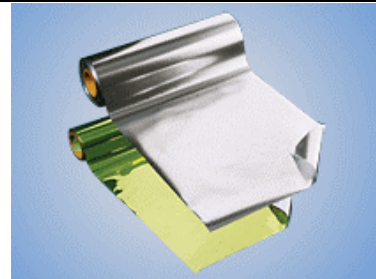


図 7-1 熱制御フィルム外観
(宇部興産サイトより)

7.4. 一節点法の熱解析

衛星構体の形状を考慮した詳細な解析の前に、衛星を一つの節点のみとして構体パネルの温度を見積もり、熱制御素子の選定・サイジングの参考とした。

(7.2)式と表 7-1 の変数を統計解析ソフトウェア「R」に入力し、微分方程式の数値解を求めグラフにプロットした。結果を図 7-2 に示す。

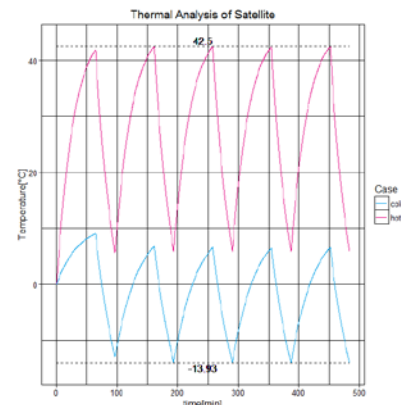


図 7-2 一節点法による衛星の温度変化のグラフ

構体の温度と機器の温度が一致すると仮定すれば、ミッション機器と BAT (バッテリー) 以外では要求範囲 (-20/+40 °C) に温度が収まる。CAM・BAT については、高熱を受けにくい配置を工夫するとともに、低温になるのを防ぐため必要に応じて HEAT を使用することとする。

7.5. 熱解析

7.5.1. 熱解析手法の概要

一節点での近似では衛星内部の温度分布までは判明しないため、熱解析ソフトウェア (Autodesk Simulation Mechanical) を利用した詳細な熱解析を行い、要求が満足されるかどうかを確認する。

構体系が作成した CAD データに熱の入出力情報を追加し、熱解析モデルを作成して前進差分による非定常熱解析を実行した。

7.5.2. 軌道上熱入出力の反映

7.2.8 で定義した高温条件・低温条件に加えて、衛星の姿勢も考慮しなければならない。高温最悪時は衛星の 3 面(-X/-Y/+Z)に太陽熱があたり、衛星全体への熱入力が最大になるようにした。低温最悪の太陽光は-X 面のみに垂直入射するようにし、地心方向はいずれについても+Z 方向とした。解析の時間範囲においては、これら熱入力の方向は変化しないものとする。

実際にソフトウェアに材料や表面の特性を入力する。材料の比熱や熱伝導率の多くはソフトウェアのライブラリに定義されているものをそのまま適用できる。構体パネルについては、アルミニウムと CFRP のハニカムパネルであるから、コアとなるアルミニウムの密度と熱伝導率をそれぞれ約百分の一に減じて実際の材料特性に近づけるようにした。

熱の入出力は表面熱源 [W/mm^2]、表面放射 (ϵF_{sp} を係数として入力)、部品の発熱 [W/mm^2] といった形で個別に設定する必要がある。衛星外表面について、7.2.3 から 7.2.5 で述べた熱入りに材質ごとの α や ϵ を掛けて入力した。また、時間に応じ熱荷重を変化させる機能を用いて、日照時間である 3870 sec が過ぎると太陽熱放射及びアルベドが 0 になるよう設定した。

部品の発熱は、最も近接している内部の井桁型パネルに全て伝わると仮定した。つまり、パネルが稼働中の機器の発熱量分だけ発熱するように設定した。高温最悪時は衛星の全機器が稼働し、低温最悪時は待機モードを想定している。部品同士の接触はソフトウェアが自動計算しており、部品間の放射は無視した。

7.5.3. 解析結果

以上で述べた熱解析モデルについて、一周回 5805 sec について 97 ステップ (概ね 60 sec ごと)

の非定常熱解析を行った。衛星の初期温度は一律に 0°C としている。

吸収率が大きく裏面が断熱されている太陽電池は高温になり、熱を反射しやすい白色ペイント部は温度がそれほど上がらなかった。表 7-4 に得られた結果をまとめる。

衛星内部は温度が概ね均等で、外部より温度の幅小さい。表面の熱制御剤と、構体のハニカムパネルの断熱効果のためと推測できる。内部の温度は最大 30.7°C 、最小 -19.1°C で、ほとんどの内部搭載機器の要求温度範囲に収まる。また、ES/XANT/SANT/CFRP パネルの温度変化は内部のそれより激しいが、これも要求温度を満たしている。

CAM/BAT については、当初低温側が動作温度範囲の下限を下回ったため、ヒータを追加して再度解析した (表 7-4 下二行)。CAM は動作していない想定のため保存温度範囲の -10°C 、BAT は -5°C を下回らないようヒータをサイジングする。いくつかの条件を試行した結果、BAT に 1W の、CAM に 1 W のヒータをそれぞれ設置し、更に BAT は衛星表面同様の熱制御材で覆ったところ、低温最悪時の平均温度の最小温度が両部品ともに要求内に収まった。ヒータ稼働時の CAM/BAT の平均温度のシミュレーション結果を図 7-3 に掲載する。

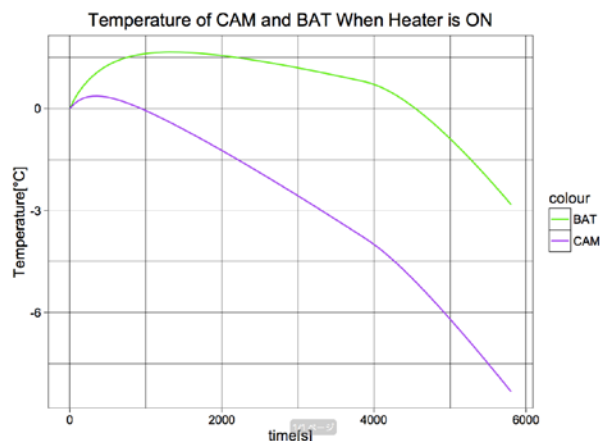


図 7-3 ヒータが ON の際の CAM/BAT の平均温度

8. 通信系

8.1. 通信系の設計概要

本衛星は可視時間内にテレメトリデータと多量のペイロードデータを地上局に送信し、地上局からコマンドを受信する必要がある。本章で

は上記を達成するような回線設計を行い、PFD 規定を満たしかつ回線マージンを確保することを示す。

8.2. 地上局

8.2.1. 可視時間

本衛星は太陽同期準回帰軌道を取るため、地上局の緯度が高いほど可視時間が増える。よって、地上局には和歌山に加えキルナを設定する。両局の可視時間の重複を考慮してSTK11を用いたシミュレーションにより可視時間を求めると、表 8-2 のようになった。これより地球一周あたりの可視時間は 722 sec と分かる。図 8-1 にシミュレーションによって得られた可視時間帯の様子を示す。

表 8-1 可視時間一覧

地上局名	和歌山	キルナ
可視時間[sec/周]	204	518
緯度、経度、標高	緯度 34.2657 経度 135.151 標高 36.49m	緯度 67.8844 経度 21.0599 標高 438.3m

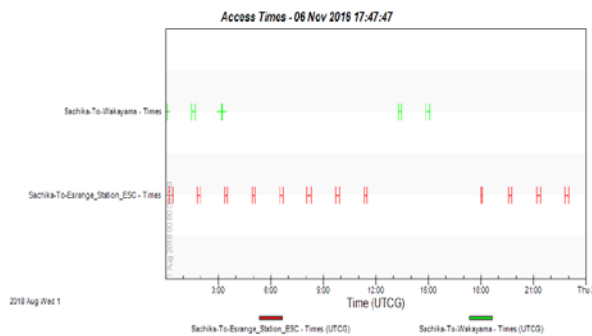


図 8-1 可視時間

8.3. 宇宙局

容量の大きいペイロードデータの送信は S バンドの指向性アンテナを用い、容量の小さいテレメトリやテレコマンドの送受信は P バンドの無指向性アンテナを用いる。テレメトリやテレコマンドに無指向性アンテナを用いることで、姿勢制御を失うなどの非常時でもコマンド送信をできるようにする。

表 8-2 通信方式

	ペイロードデータ	テレメトリ テレコマンド
変調方式	QPSK	FM

周波数帯	S バンド	P バンド
アンテナ	指向性	無指向性

8.4. 回線設計

テレメトリ、テレコマンド、ミッションデータの回線設計表をそれぞれ表 8-3～表 8-5 に示す。ただし、最悪条件を計算するため地上局諸元は受信 G/T 値などが相対的に低いキルナ局のものを用いた。回線マージンはペイロードデータとテレメトリの通信で 3 dB、テレコマンドの通信で 6 dB と設定したが、表 8-3、表 8-4 より確かに満たしていることがわかる。一例として 8025~8400 MHz のスペクトラムにおける PFD 制限値を考えると、衛星の仰角が 0~5 deg のとき -150 dBW/m²/4kHz であり、衛星のペイロードデータ送信における PFD 値は -156 であるから、確かに PFD 制限値を下回っている。また、ミッション内容により要求される通信速度は高々 1 Mbps であるが、これを満たしている。

以下、{A} は A のデシベル表示である。

① 自由空間損失 L_s

自由空間損失は、自由空間における伝搬損失を表す。伝搬距離 R には、最悪値である仰角 5 deg での最大通信距離を用いる。

$$\{L_s\} = 20 \log \left(\frac{4\pi R}{\lambda} \right) \quad (8.1)$$

② ポインティング損失 L_{AP}

アンテナが意図した方向とは別の方向を向いたときの損失を表す。

$$\{L_{AP}\} = 20 \left(2 \ln 2 \times \frac{\theta_p}{\theta_{HP}} \right)^2 \log(e) \quad (8.2)$$

③ 偏波損失 L_p

円偏波の場合は 3 dB である。

④ 大気吸収損失 L_a

大気中の酸素と水蒸気による吸収を原因とする損失である。

$$\{L_a\} = \gamma_o r_o + \gamma_w r_w \quad (8.3)$$

γ_o : 酸素の吸収係数 [dB/km]

γ_w : 水蒸気の吸収係数 [dB/km]

r_o : 酸素層通路長 [km]

r_w : 水蒸気層通路長 [km]

⑤ 降雨損失 L_{RA}

Sバンドでは降雨減衰係数が 0.01[dB/km] と見積もることができるので、降雨高以下の区間長を 10[km] とすると降雨損失は 0.1[dB]となる。

また、Pバンドの降雨損失は非常に小さく無視することができる。

⑥ 天空雑音増加Δ

降雨による熱雑音の増加を表す損失である。

$$\{\Delta\} = 10 \log \left(1 + \frac{T_{\text{RAIN}}}{T_s} \right) \quad (8.4)$$

$$T_{\text{RAIN}} = T_m \left(1 - 10^{-\frac{L_A}{10}} \right) \quad (8.5)$$

T_s : システム雑音温度[K]

T_m : 平均温度[K]

L_A : 降雨減衰量[dB]

⑦ 実効放射電力 P_{eirp} [W]

空間に放射される電力で、送信側性能の指標となる。以下の式で与えられる。

$$\{P_{\text{eirp}}\} = \{P_{\text{tx}}\} - \{L_f\} + \{G_{\text{tx}}\} \quad (8.6)$$

P_{tx} : 送信電力[W]

L_f : 給電系損失[dB]

G_{tx} : 送信アンテナ利得[dBi]

⑧ 受信G/T[dB/K]

受信側性能の指標となる値であり、以下の式で与えられる。

$$\{G/T\} = \{G_{\text{rx}}\} - \{L_f\} - \{T_s\} \quad (8.7)$$

G_{rx} : 受信アンテナ利得[dBi]

T_s : システム雑音温度[K]

⑨ 受信C/N₀[dBHz]

搬送波対雑音比を表す。以下の式で与えられる。

$$\{C/N_0\} = \{P_{\text{eirp}}\} - \{L_s\} - \{L_p\} - \{L_a\} - \{L_{\text{RA}}\} - \{k\} \quad (8.8)$$

k : ボルツマン定数[W/Hz/K]

⑩ 要求E_b/N₀[dBHz]

ビットエネルギー対雑音電力密度比を表す。ビット誤り率に依存して決定される。

⑪ ビット誤り率 BER

テレメトリでは10⁻⁵、コマンドでは10⁻⁶であるが、特にペイロードデータは画像データの品質を落とさないために10⁻⁷とする。以下の式で与えられる。

$$\text{BER} = 0.5 \text{erfc}[\sqrt{E_b/N_0}] \sim \frac{1}{2\sqrt{\pi}} \times \frac{\exp E_b/N_0}{\sqrt{E_b/N_0}} \quad (8.9)$$

⑫ 要求C/N₀[dBHz]

以下の式で与えられる。

$$\begin{aligned} \{C/N_0\} &= \{E_b/N_0\} + \{R_a\} + \{L_m\} + \{L_d\} \\ &\quad - \{G_c\} \end{aligned} \quad (8.10)$$

R_a : 復調帯域幅[Hz]

L_m : 変調損失[dB]

L_d : ハードウェア劣化量[dB]

G_c : 符号化利得[dB]

9. C&DH 系

本衛星のミッションでは、大容量の画像データを取得し地上に伝送する必要があるため、C&DH系ではいかにして取得したデータを圧縮処理して衛星内に記録し、通信レートを下げることが重要となる。したがって、本衛星のC&DH系に要求される機能は以下のようになる。

- ① HKデータ (House Keeping データ:衛星を維持管理するために必要なデータ) およびミッションデータを取得・処理した後、地上局に送信する (以下では、HKデータをテレメトリと呼ぶことにする)。
- ② 地上局と通信できない時間に取得したテレメトリを記録し、通信可能時にデータを送信する。
- ③ 地上局からコマンドを受信・処理した後各搭載機器に出力する。
- ④ ミッションで取得した画像データを圧縮処理し、一時的にデータレコーダに記録する。
- ⑤ 大容量の画像データを圧縮するための圧縮機能を搭載する。
- ⑥ 地上局と通信できないときにミッションを行えるよう、衛星に自動化コマンド機能を搭載する。
- ⑦ 衛星に異常が発生した時に自ら自律制御を行えるよう、自律化コマンド機能を搭載する。

以下では、上記の要求をみたすよう搭載機器の選定をおこない、通信データ量を計算する。

9.1. CPU

CPUには、大容量のミッションデータを高速処理できる能力が要求される。また、衛星のサイズが8Uであることを考えて、できるだけ小型軽量かつ低消費電力であることが望ましい。そこで本衛星ではCPUにR5F72544RKBGV(ルネサスエレクトロニクス社)を採用する。このCPUは宇宙・航空分野のような高性能・高信頼が要求される分野での使用を想定している。高速動作、浮動小数点演算器を用いた高度制御が可能であり、かつ小型軽量で0.4Wと低消費電力であるなど、要求を十分満たすものである。

本衛星のミッションでは、大容量の画像データを処理する必要性から、CPUはMDPとTCUの2つを搭載する。MDPはミッション機器の制御とミッションデータの処理を担当し、TCUはテレメトリ・コマンドの処理、搭載機器の制御など、ミッション系以外の処理を担当する。

表 9-1 CPUの諸元

	単位	値
駆動電圧	V	3.3
クロック周波数	MHz	200
ROM	kB	2560
RAM	kB	128
消費電力	W	0.4
重量	kg	0.0013
寸法	mm	21×21×2.1

9.2. データ圧縮機能

本衛星のミッションでは1枚当たりの画像データ量が24MBと大きく、通信の負担を減らすためにこれを圧縮する。

画像圧縮コーデックには、Star Pixel (NEC)を用いる。Star PixelはJPEG2000と同程度の圧縮率でありながら、約10倍の高速圧縮が可能であり、ミッションで撮影する16bit・RGBカラーの画像にも対応している。

鑑賞に堪えうる画質と圧縮率の関係を検討した結果、10%の非可逆圧縮により、画質を32dB、画像データ量を2.4MBまで落とすこととする。

9.3. データ記録装置

ミッション内容から、各ミッション1回あたりのデータ記録容量を求めると、以下のようになる。

表 9-2 ミッションデータ量

ミッション	データ量 [MB]

初期運用	864
1	3017
2	374.4

表 9-2 から、一回のミッションで最低 3.1 GB のデータを保存する必要がある。また、ミッション 2 でオーロラが連続して出現した場合は、1 日 5 回の撮影を 2 週間続けると仮定すれば、必要なデータ容量は 17.8 GB となる。さらに、衛星が地上局と通信不可能な事態に陥った場合にテレメトリを 2 週間分保存できるように、データ容量が 0.2 GB 必要となる。したがってメモリに最低限必要なデータ容量は 29.5GB となる。

データ記録装置には小型軽量かつ低消費電力が可能なフラッシュメモリを用いることにし、本衛星では THGBMHG7C2LBAIL (TOSHIBA) を 3 機搭載する。このフラッシュメモリは 16 GB と十分な容量であり、コントローラを搭載しているためエラー訂正やウェアレベリングなどを自律しておこなえる。

9.4. 通信データ量

衛星から地上局にデータを送信する場合、および地上局から衛星にデータを送信する場合の伝送レートを計算する。通信方式には多種多様なデータを扱え、かつ海外局の利用を想定していることから CCSDS 方式を用いる。

9.4.1. ミッションデータ

表 9.2 から、一回のミッションで最大 3017 MB の画像データを取得する。これを 3 日にわたり和歌山局、キルナ局での可視時間内に送信するとしてデータレートを計算する。1 日あたりの可視時間は和歌山局で 3060 秒、キルナ局で 7770 秒である。さらにコマンドを送信する間はミッションデータを送信できないため、コマンド送信時間を可視時間から引く。コマンド送信時間は 1 周回で 2 分、1 日に 30 分かかるとすると、必要なミッションデータ送信レートは

$$\frac{3017 \times 8 [\text{Mbit}]}{3060 + 7770 - 1800} \times \frac{1}{3} = 0.862 [\text{Mbps}] \quad (9.1)$$

となる。よって、マージンをとってミッションデータ送信レートを 1 Mbps とする。

9.4.2. テレメトリ・コマンド

伝送レートを計算するうえで、テレメトリ・コマンドの項目数を決める。50 kg 級の衛星でテレメトリ、コマンドともおよそ 50 項目であることから、本衛星では項目数がさらに少ないと推

測されるが、マージンをとって両項目とも 50 項目として計算する。

(i) コマンド送信レート

ミッションデータの送信時間を確保するため、1 回あたり 10 秒でコマンドを送信すると仮定すれば、コマンド送信レートは次のように計算できる。

$$50 \times 256 [\text{bit}] / 10 [\text{sec}^{-1}] = 1.28 [\text{kbps}] \quad (9.2)$$

よって、マージンをとってコマンド送信レートを 2 kbps とする。

(ii) テレメトリ送信レート

テレメトリ項目数は 50 項目なので、データ量は 400 bit になる。CCSDS 方式では 1 パケット (2048 bit) あたり 1568 bit のデータを送信できるので、1 パケットですべてのデータを送信できることになる。よって、テレメトリのサンプリングレートを 0.5Hz とすれば、実時間テレメトリ送信レートは 1 kbps となる。

次に、衛星が地上と交信できないときに記録されるテレメトリの再生データレートを求める。

衛星が地上と交信できない時間は 5017 秒であるから、テレメトリの記録データ量は

$$1 [\text{kbps}] \times 5017 [\text{sec}] = 5.02 [\text{Mbit}] \quad (9.3)$$

となる。可視時間中 5 分でテレメトリデータを送信すると、再生データレートは

$$(5.02 [\text{Mbit}]) / (300 [\text{sec}]) = 16.7 [\text{kbps}] \quad (9.4)$$

となる。したがって、テレメトリデータの総合ダウンリンク送信レートとしては 17.7 kbps となり、マージンを取って 20 kbps とする。

10. 宇宙環境対策

10.1. 放射線対策

宇宙放射線が機器に与える影響として、トータルドーズ効果・シングルイベント効果が考えられる。そこで、本衛星では各影響に対して次のように検討・対策を行う。

高度 400 km 付近に位置する国際宇宙センター (ISS) において、PADLES による放射線量の計測のうち、船外で計測を行った Free Space PADLES、マトリョーシカ計画の解析が共に未完了のため、解析が終了した Bio PADLES の 2010 年 4 月 5 日 ~ 2011 年 6 月 1 日までの約 1 年の計測結果を元に検討を行う。

対象とした期間のトータルドーズは 19.75 rad であった。ここで ISS の外壁による遮蔽を考慮

する。ISS の日本実験棟「きぼう」の外壁の構造 (船外側から順に、アルミニウム製デブリバンパ: 1.27 mm、MLI、アルミニウム製与圧壁: 4.8 mm) を参考にし、6.07 mm のアルミ壁に覆われていると仮定すると、厚さ $t[\text{cm}]$ の部材を透過するガンマ線について

$$N = N_0 e^{-\mu t} \quad (11.1)$$

と表すことができるため、透過率 N_0/N について、

$$\frac{N}{N_0} = e^{-\mu t} \quad (11.2)$$

と求められる。

N : 入射するガンマ線数

N_0 : 透過するガンマ線数

μ : 減弱距離[cm]

t : 部材の厚さ[cm]

このとき、アルミニウムの減弱距離 2.1 cm、部材の厚さ 6.07 mm より透過率は 0.88 と求められる。したがって、船外における放射線量は、1 年あたり 21.3 rad (=19.75 [rad]/0.88) と概算することができた。本衛星はミッション期間が 2 年であるため、衛星のおかれた環境における放射線量を 85.2 rad と見積もる。(このとき安全率を 2 とした。)

次に、本衛星内部に入射する放射線量について検討する。

ミッション機器 (カメラ・マウント・レンズ) は立方体の内部に井桁構造を作り、その中央部分のブラケット内に配置されている。ブラケットには板厚 6.4 mm のアルミニウム、井桁部分の壁には板厚 3 mm のアルミニウム板を用いている。また、ミッション機器であるレンズ・マウント・カメラは板厚 3 mm のアルミニウムの構体全体の床板の上部にある、板厚 3 mm のミッション機器用床板に固定されている。

また、レンズ方向から入射する放射線についてミッション時以外は板厚 10 mm のアルミニウム製のレンズカバーでレンズを覆い、レンズの光学ガラス及び内部の CMOS 素子、CPU を保護する。

よって、式 (11.2) より、各 6 方向からの放射線の透過率 N_0/N は光学レンズ方向において 0.81、残りの側面の 4 方向において 0.82、底面

において 0.88 となり、入射する放射線量は光学レンズ・CMOS 素子について、

$$\left(85.2[\text{rad}] \times \frac{1 \times 0.81 + 4 \times 0.82 + 1 \times 0.88}{6} \right)$$

$$= 70.6[\text{rad}]$$

と求められた。

ここから、光学レンズ、CMOS の先行研究・実験結果と照らし合わせ、それぞれの放射線耐性について述べる。

10.2. 光学レンズ

石英を主成分としないレンズでは放射線による透過率低下や黄ばみなどの着色といった劣化が発生する。

ここで、宇宙科学研究所報告 第 120 号 BepiColombo/MMO 搭載カメラ用光学ガラスの放射性耐性試験によると、SiO₂、CaF₂ が主成分の光学レンズに 230 krad (70 MeV) の放射線を照射したのち、透過率を計測したところ、それぞれ 85.8 %、88 % となった。

ここで SPENVIS による、本衛星の軌道高度 600 km における放射線量をシミュレーションすると以下の図 11.1、11.2 のようになり、SiO₂、CaF₂ の吸収する放射線量はアルミニウム板が 6~10 mm の時、共に 100 rad 程度になることが確認できた。したがって、先行研究による実験結果と照らし合わせて、本衛星のミッション期間中における光学レンズの劣化はミッションに影響しないと言える。

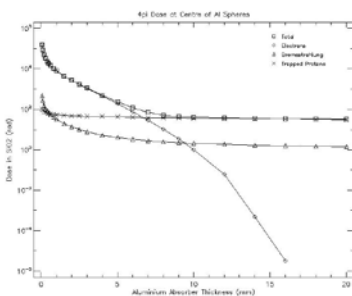


図 11.1 高度 600 km での SiO₂が吸収する線量とアルミニウム板の厚さの関係 (SPENVIS によるシミュレーション)

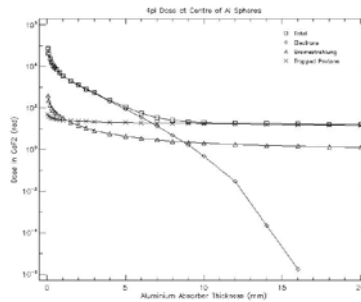


図 11.2 高度 600 km で CaF₂が吸収する線量とアルミニウム板の厚さの関係 (SPENVIS によるシミュレーション)

10.3. CMOS 素子について

CMOS 素子のシングルイベントによる衛星故障として、1988 年の「もも一号」のビット反転が多発した例が挙げられるが、バイポーラを次号機から CMOS 素子に変更したことでシングルイベントに対策したという実績がある。そのため、過去の事例を参考にして CMOS 素子のシングルイベントによる問題が発生する確率は低いとみることができる。

トータルドーズによる故障については、先行研究である、高速 CMOS イメージセンサ PB-MV13 のガンマ線照射試験の結果を元に検討する。

実験では、4 日間で CMOS 素子に計 75.0 krad を照射後、読み出しノイズ、感度変化、欠陥画素・飽和画素の 3 項目について試験を行ったが、読み出しノイズ、欠陥画素・飽和画素に関して異常は見られなかった。また感度についても、センサの受光感度が 11% 低下したが、地球撮影ミッションには大きく影響しない。

したがって本衛星における CMOS 素子のトータルドーズは 85.2 rad と見積もっているため、トータルドーズによる影響はミッションに影響を与える可能性は低いといえる。

10.3.1. CPU・メモリについて

シングルイベント効果による影響には主に SEL(Single Event Latch-up)と SEU(Single Event Upset)の 2 種類が考えられる。特に CPU の故障は衛星の故障に直結するため、CPU に関しては地上で耐放射線試験 (重粒子線照射試験、プロトン照射試験) を行ったうえで、再選別を行う。

次に各効果の対策について述べる。

(i)SEL (Single Event Latch-up) 効果

SEL とは半導体デバイスに高エネルギー粒子線が入射することで、電子回路に過電流が流れる現象であり、衛星が機能不全に陥る危険がある。

対策として、TCU、MDP に自動シャットダウン機能を搭載し、過電流が流れた際にシャットダウンする。地上局から衛星にコマンドを送信する際に衛星側から返信がない場合、TCU に異常が発生したと認識し、TCU に再起動のコマンドを送信する。それでも TCU が回復しない場合はサブ TCU に起動コマンドを送信することで衛星を復旧する。なお、サブ TCU はコールドスタンバイ方式を採用し、メイン TCU と同じデータ I/O を接続しておく。したがって、TCU を 2 冗長にすることで SEL の対策とする。

(ii)SEU (Single Event Upset) 効果

SEU は集積回路に高エネルギー粒子線が入射することでデータがビット反転を起こす現象であり、CPU の誤動作などにつながる。

本衛星に搭載する CPU やメモリにはソフトウェア訂正機能として ECC が搭載されている。ECC は 64 bit のデータごとに 8 bit のエラー訂正コードを付加することで、1 bit の誤りなら訂正し、2 bit の誤りでも検出できる。これをもって対策とし、SEU のためには特に冗長系を設けない。

(iii)トータルドーズ効果

トータルドーズ効果は半導体デバイスに宇宙放射線が長期間照射されることで、その性能が劣化してしまう現象である。対策としては地上で耐放射線試験 (^{60}Co による γ 線照射試験) をおこない、結果をもとに CPU、メモリを再選別し、機器周囲のアルミ板の厚さを決定する。

打ち上げ前には、Free Space PADLE、マトリョーシカ計画やその他の解析による厳密な放射線量を計算し、その後地上試験を行う。

10.4. アウトガス対策

真空環境下では有機材料がガス化することでアウトガスが放出され、搭載機器に付着するとコンタミネーションと呼ばれる性能の低下を引き起こす。とくに CCD や撮影レンズに付着した場合、画質や性能が低下して、得られる画像の質が低下する。そこで、以下ではアウトガスの

放出量を推定し、アウトガスから観測機器を保護する方法について述べる。

アウトガス放出量は TML (脱ガス性) と CVCM (再凝固性) で評価され、その一般的な許容基準は $\text{TML} \leq 1\%$ 、 $\text{CVCM} \leq 0.1\%$ である。本衛星におけるアウトガス放出量を計算した結果を、表 11 に記載する。尚、アウトガスデータは JAXA の材料データベースから引用した。

アウトガス対策として本衛星に使用される材料はすべてアウトガスの許容基準を満たす材料を選定し、さらに地上試験で 2 週間かけて徹底的にベーキングを行うことでアウトガスによるコンタミネーションを防止する。レンズの樹脂部品に関しては、分解してその材質を実際に確認し、繰り返しベーキングを行うことによってアウトガスの発生を防ぐ。また、アウトガスの主要な発生原因として、構体に使用する構造部材 (CFRP、プリント基板など) が挙げられる。

対策としては、衛星内部の CFRP とミッション部の間にアルミ壁を挟むことで、衛星の内部で発生するアウトガスから CCD とレンズを保護する。また、レンズをカバーで覆うことで衛星表面から発生したアウトガスがミッション部へ侵入することを防ぐ。

11. 開発スケジュール

本衛星の開発スケジュールを別紙 1 に示す。今回の衛星設計コンテストをもって本衛星の概念設計とし、2016 年下半期から詳細設計を開始する。詳細設計をもとに低温・放射線環境下における機器の動作確認を行う。また、本衛星ではミッションおよび通信に高い実現性が要求されるため、実際にバルーンサットを製作して魚眼カメラによる撮影技術および通信技術を確立する。その後、バルーンサットで取得した撮影データを利用してドームでの試投影を行い、効果的な演出が可能な高度や撮影姿勢の詳細検討を行う。

衛星開発と並行してスポンサーの募集を開始するほか、開発や各種試験で必要となる設備の利用先を決定する。

2017 年下半期から FM を製作し、FM 試験を行う。また、スポンサー企業や支援団体と、具体的にどのような映像を用いた企画展開を行うか調整を進める。

2018 年上半期には衛星機体の開発を完了し、打ち上げ方式を検討する。打ち上げ時期が遅くなるようであれば海外からの打ち上げを積極的に検討する。

2018 年下半期での打ち上げを目指し、衛星の概念設計から打ち上げまでを開発期間として、3 年以内での開発・製作・打ち上げを目標とする。

12. 開発コスト

表 11-1 開発コスト

ミッション機器	2,000,000
バスシステム	15,000,000
組立・試験	10,000,000
運営・管理	8,000,000
予備費	10,000,000
合計	45,000,000

本衛星の開発コストを表に示した。表に示した「ミッション機器」、「バスシステム」、「組立・試験」の値は EM、FM の開発にかかるコストを考慮したものである。1.5 で記述したように、本衛星は打ち上げ機会の確保のため金銭的成本を抑える必要がある。しかし 1.5.2 で述べられているように、本プロジェクトのデータは広く一般向けの娯楽用途に供することが可能であり、従ってクラウドソーシングなどで資金を獲得することも可能と考えられる。

13. 謝辞

本衛星の設計にあたり、ご多忙の中、慶應義塾大学 大学院システムデザイン・マネジメント研究科の山浦秀作特任助教授、白坂 成功准教授に様々な助言・指摘をしていただき、心から感謝申し上げます。

また、宇宙科学総合研究会の指導教員である岡 朋治教授には、本コンテストへの応募への相談から団体のサポートまで、たくさんのご助力を頂き、厚く御礼申し上げます。

また、日本大学大学院 理工学研究科電子工学専攻 大谷研究室 修士 2 年・JAXA 宇宙航空研究開発機構 宇宙科学研究所宇宙機応用工学研究系 齋藤 宏文研究室 特別共同利用研究員 金子 智喜氏に、多数のアドバイスを頂きました。

また、日本流星研究会・かわさき宙と緑の科学館嘱託職員の佐藤幹哉氏にドームにおける全天周映像投影について、ZERO CORPORATION の竹本 宗一郎氏に、全天周番組制作についてアドバイスをいただきました。

また、宇宙科学総合研究会の各位にもご協力をいただきました。通信系に関して慶應義塾大学理工学部 1 年 須知 高匡君、姿勢軌道および熱の計算に関して慶應義塾大学理工学部 1 年 三浦 大地君、模型製作および各種資料に関して慶應義塾大学理工学部 2 年 秋山 央堯君、慶應義塾大学総合政策学部 1 年 西尾 真君、3DCG 制作およびタイムラプス映像に関して慶應義塾大学商学部 1 年 荒巻 凌君にご協力をいただきました。

この場を借りて御礼申し上げます。ありがとうございました。

