

# 重力波天体探査衛星「ひばり」

東京工業大学

俵京佑, 針田聖平, 河尻翔太, 松下将典, 古賀将哉, 渡邊輔祐太,  
菊谷侑平, 林雄希, 小池毅彦, 新谷勇介

## Part I: ミッション系設計

### 1 ミッションの目的・意義

#### 1.1 はじめに

2014 年, 2015 年と, 超小型衛星の年間打上げ基数は 100 基を超えた [1]. いまや超小型衛星は, 宇宙開発の中で重要な位置を占めていると言える. 特筆すべきは, 超小型衛星はもはや単なるバス技術実証に留まらず, 本格的なサイエンス, 地球観測ミッションに用いられているという点である. 2009–2015 年の実績では, 超小型衛星の内の 37% が地球観測, 9% が科学観測ミッションを遂行するために上げられている [1]. 超小型衛星による先進的宇宙開発が, いよいよ幕を開けようとしている.

東工大松永研究室は, 世界初の Cubesat「CUTE-I」を初めとして, これまでに 4 基の超小型衛星を軌道に打上げ, 超小型衛星の発展をリードしてきた経緯がある. 超小型衛星開発の気運が高まる中, 我々はこれまでの衛星開発から得たノウハウ, 技術を活かし, 挑戦的バスを設計・開発することで超小型衛星の可能性を切り開き続けたいと考えている.

今回我々は従来の超小型衛星のシステム設計では実現の難しかった, 姿勢制御の迅速性と安定性の両立, 及びそれを用いた科学観測を行うことを目指す. ここで, 松永研が開発した「TSUBAME」にも搭載されていた CMG を姿勢変更アクチュエータとして採用する場合には, マヌーバの迅速性を確保できるものの, 擾乱が大きく安定性を確保することが難しいことが分かっている. そこで我々が着目したのは, 形状可変式姿勢制御 (VSAC: Variable Shape Attitude Control) と呼ばれる新しい姿勢制御方式である. この方式では, 姿勢制御の迅速性と安定性の両立という相反する要求を実現することができる [2, 3]. その新技術を利用して, 東工大理学院河合研究室と共同体制のもと重力波天体探査を行う衛星を設計し, 衛星設計コンテストの提出作品とする.

#### 1.2 理学ミッション

##### 1.2.1 背景

2015 年 9 月, アメリカの重力波検出器 LIGO は, 人類史上初めてとなる重力波の直接検出に成功した [4]. 重力波とは一般相対論で予言されていた時空の歪みの伝播である. 重力による空間の歪みはきわめて小さく, 測定技術の制約からこれまで実際に観測されることはなかったが, 一般相対論が発表されてからちょうど 100 年目の年に初めてその存在が証明されたのである.

最初に見つかった重力波は, 13 億光年彼方に存在した 36 太陽質量と 29 太陽質量のブラックホー

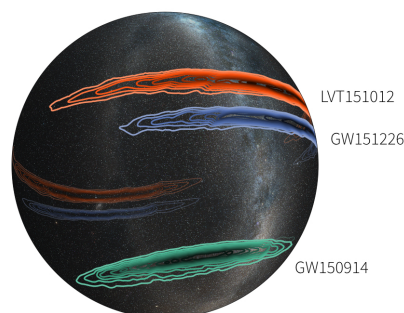
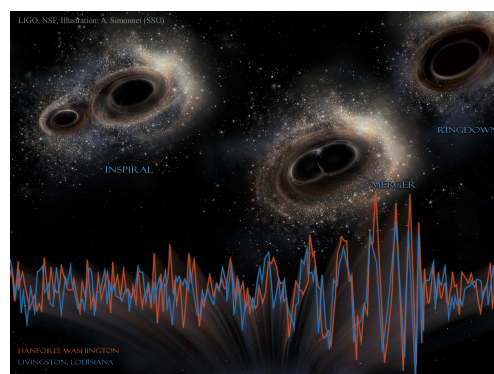


図 1.1 (上)—世界で初めて検出された重力波の波形とブラックホール合体の想像図 (Credit: LIGO, NSF, Aurore Simonnet, Sonoma State U.). (下)—これまでに検出されている重力波の発生位置予想図 (Credit: LIGO/Leo Singer (Milky Way image: Axel Mellinger))

ル連星だと考えられており、これらが重力波を放ちながら距離を縮め、最終的には合体したと考えられている(図 1.1—上)。しかも、その検出は 1 件にとどまらず、約 3 ヶ月の間に計 3 回も検出されたのである(2016 年 6 月アメリカ天文学会プレスリリース)。それまで、これほど重いブラックホール同士の連星が存在することも、それがこれほどの頻度で合体するということが誰も予想しておらず、我々人類の想像していた宇宙の描像が書き換わってしまうほどの驚愕の結果といえる。さらに、今後は VIRGO, KAGRA 等の新たな重力波望遠鏡が観測に加わり、検出感度も向上するため、中性子星連星の合体現象などさまざまな未知の現象が発見されるに違いない。

### 1.2.2 目的

我々は、本衛星を用いて重力波が発生した極限世界における物理や宇宙進化史の解明を目指している。

この目的を実現するためには、重力波観測による時空の歪測定に加えて、爆発によって放出された物質の量や、それがどのような状態(元素組成比)で、どのような速度で拡散していくのかなど、さまざまな物理量を詳しく測定する必要がある。このためには、電波、赤外線、可視、X 線、ガンマ線、ニュートリノなど、ありとあらゆる手段で詳細に観測することが必要になってくる。このような試みは「マルチメッセンジャー天文学」と呼ばれており、その最初のステップとして重要なのが、重力波源の正確な位置決め、すなわち「アストロメトリ」である。

これは、重力波干渉計の位置決め精度が低いことが理由であり、現状の LIGO の位置決定制度は立体角にして数百平方度、将来的に 3 台の重力波干渉計が設計性能に達したとしてもたかだか ~100 平方度程度までしか改善が期待できないからである。宇宙の見通しが良い可視光帯では、小型望遠鏡でさえ 1 平方度の中に数万個の星が見えてしまうため、どの天体が重力波源かを素早く見分けることが難しい。この識別を素早く行うことが大望遠鏡による詳細観測を実現するための鍵を握っている。(図 1.1—下)。当然、このようなフォローアップ観測の試みは世界中で行われているが、我々はその中でも唯一無二の存在として人類科学の重大イベントに貢献したいと考えている。

### 1.2.3 科学的意義

星が燃え残った後の核である中性子星は 1 立方センチメートルあたり 10 億トンというとても高密度になっており、通常環境とは異なる物理状態にあると考えられている。このような条件における「状態方程式」は実は全く分かっておらず、重力波イベントに関連した中性子星合体の観測が心待ちにされている。中性子星合体の際には瞬時に大量の重元素が合成されると考えられており、これが

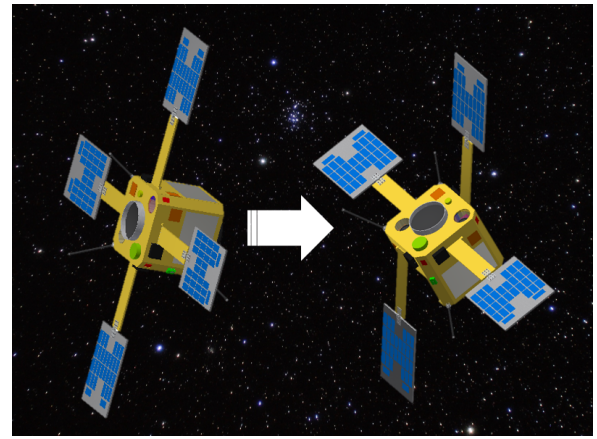


図 1.2 形状可変式姿勢制御の概念図

近赤外線の数時間かけて光ると予想されている一方、バラバラに飛び散った自由中性子がベータ崩壊することで紫外線で光るという理論予想も存在している。我々の観測では、この紫外線放射を捉えることを目指しており、その放射特性から爆発時の元素合成の度合いや、放出物の速度分布などに重要な制限を与えられると期待している。また、ブラックホール連星の形成起源も、宇宙進化史を知る上できわめて重要な問題である。残念ながら、多くの理論予想はブラックホール連星の合体からの電磁放射に否定的であるが、それも観測によって証明する価値がある。

## 1.3 工学ミッション

### 1.3.1 背景

超小型衛星が科学観測や地球観測に用いられるようになるにつれて、近年、バスシステムへの要求が高度化してきている。今回提案する科学観測ミッションで姿勢制御系へ要求されることになる、「迅速性と安定性の両立」は高度要求の典型例である。大型衛星でその要求を実現しようとするのであれば、迅速姿勢制御用スラスタや CMG などのアクチュエータと共に精密姿勢制御用ホイールを搭載すればよいことが多い。しかし、超小型衛星には厳しい体積制限が課せられており、単に要求の数だけ衛星に機器を搭載するという選択肢を取ることができない。そこで我々が提案しているのが、後述する形状可変式姿勢制御と呼ばれる新しい姿勢制御方式である。これは、衛星構造の一部を衛星本体に対して駆動させることで、その反動により姿勢変更効果を得るものである。これを主な姿勢制御機器として採用し、軌道上実証した衛星はいまだなく、早期に技術確立をすることで超小型衛星の新たな可能性を切り開くことのできる可能性がある。

### 1.3.2 目的

形状可変式姿勢制御を軌道上実証し、新規姿勢制御技術を確認することを工学系ミッションの目的として設定する。本衛星ではサイエンスミッションとして重力波対応天体の観測を行うことを考えている。このミッションでは該当天体検知後に迅速に観測を開始する必要がある。また、観測中は天体の位置決めのために、秒角レベルの非常に高い安定度を保つ必要がある。即ち、衛星の姿勢を迅速に変更してセンサ視野方向に該当天体を補足、その後すぐに衛星姿勢を安定状態に至らせる必要がある。よって、本ミッションでは具体的に、重力波天体探査ミッションで要求されるような高度姿勢制御要求を満たせるような姿勢制御方式を構築し、それを軌道上で実証することを目的とする。

### 1.3.3 意義

今回のミッションでは、迅速性と安定性の高いレベルでの両立を目指している。よって、提案する姿勢制御手法が確立されれば、超小型衛星の姿勢制御系設計に一石を投じることができると考える。迅速性と安定性は姿勢制御の性能を示す重要なパラメータであり、高い姿勢制御性能を持ったシステムは汎用的に価値が高い。例えば、低軌道衛星のXバンド通信、光通信などの高い精度でのトラッキング制御にも応用が可能であると考えられる。このように、形状可変式姿勢制御は超小型衛星の姿勢制御系設計の新たな可能性を切り開くポテンシャルを持っており、超小型衛星というプラットフォームでいち早く軌道上実証を行う意義は非常に大きい。

## 2 理学ミッション「重力波天体の位置決定と光学観測」

本章では第一章で提示した科学目的を実現するための要求性能をまとめ、成功基準を定義する。次にこれらの情報をベースとしてミッション達成に必要な機器選定を行う。衛星バスシステムに対しては、観測装置の熱・電力・通信・機械 I/F に関する要求項目をまとめる。

### 2.1 観測ターゲット

#### 2.1.1 重力波天体の候補と予測される放射

これまでのところ、重力波源から電磁波放射の証拠は見つかっていない。そこで我々は、これまでの理論的研究を参考に重力波源となり得る天文現象の発生頻度、色、明るさ等の情報をまとめ、搭載センサに要求される性能算出の根拠とする。以下では、検出が期待される現象の特性を述べそれらの情報を表 2.1.1 にまとめる。

### 中性子星連星合体

これまで、重力波天体の最有力候補とされていたのが、中性子星と中性子星の連星(中性子星連星)合体である。合体した瞬間、中性子星を構成していた高密度物質の一部が衝撃波で周辺空間に飛び散ると考えられており、それらからの電磁放射が期待されている。重力波望遠鏡が中性子星連星合体を検出可能な距離はおおよそ 7 億光年 (200 Mpc) と推定されており、2020 年台に LIGO, VIRGO, KAGRA が設計性能を達成した際の予想検出個数は年間 10 個程度、その位置決定精度は  $100 \text{ deg}^2$  程度と見積もられている。

中性子星連星合体からの電磁放射については諸説存在しており、まさに実際に観測することで物理が解明されるといって良い。以下では代表的な 2 つの説(キロ・ノヴァ/近赤外線放射、および自由中性子崩壊/紫外線放射)について説明する。

キロ・ノヴァ: 連星合体により飛び散った爆風の中で、中性子が周囲の原子核に捕獲され、大量の中性子過剰核が生成されると予想されている。この過程は R プロセスと呼ばれ、鉄よりも重い重元素の主要な生成プロセスである可能性が指摘されている。中性子過剰核の多くは不安定であり、すぐさま分裂・崩壊し、その過程で大量のガンマ線光子を放出する。この光子は合体による放出物を通る際に散乱・吸収を受けることで赤色化し、合体から 10 時間程度経過した後近赤外線の帯域で光り始めると予想されている。重力波望遠鏡のレンジ内で発生した場合の予想最大光度は 24 等級以上に達すると見積もられている [6]。しかし、これまでのところ、キロ・ノヴァの兆候らしい現象は 1 例のみが報告されているだけで依然として不確定性が大きく、物理的描像の確立には至っていない。

自由中性子崩壊: 中性子星連星合体には別の放射の可能性も示唆されている。例えば、爆発で飛び散った自由中性子が重金属原子による捕獲を免れて爆風の表層に到達するという数値シミュレーションが行われており、. この様な場合、自由中性子は数分のタイムスケールでベータ崩壊をおこし、結果として紫外線域をピークとする電磁放射を起こすと予想されている [6]。このモデルの場合、放射領域が爆風の最外層に位置しているため、数分から 1 時間程度で最大光度に達し、ほとんど吸収を受けないうために青側(特に紫外線)で明るくなると予想されている。重力波望遠鏡で検出可能な天体の場合、その明るさは U バンドで 22 等級と予想されており、キロ・ノヴァに数時間以上先行して明るい閃光として見つけられる可能性がある(図 2.1)。

### 連星ブラックホール合体

ブラックホールとブラックホールの連星は大質量かつ高密度であるために、重力波望遠鏡による見通しが良く、実際、今までに見つかっている全ての重力波が連星ブラックホールに起因するもので



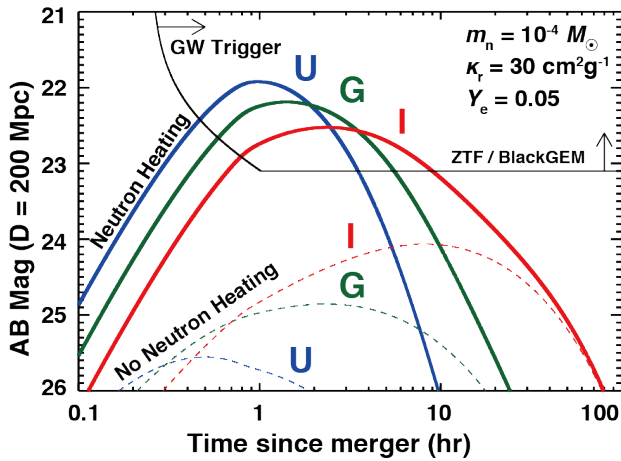


図 2.1 自由中性子の崩壊に伴う紫外線放射. 実線と破線は、それぞれ自由中性子のベータ崩壊に伴う放射モデル、不安定核崩壊にともなうキロ・ノヴァからの放射モデルに対応している。

あった。重力波望遠鏡群が設計精度を達成した際  
の予想検出個数は年間 100 個以上と予想されてい  
る。こちらも重力波望遠鏡による位置決定制度は  
最高で 100 deg<sup>2</sup> 程度と予想されている。

ブラックホールが合体した時に何が起ころのか  
が何も分かっていないため、ブラックホール連星合  
体からの電磁放射については、現時点では一切の情  
報が存在しない。例えば、合体の際になにも物質が  
放出されないと仮定した場合には電磁放射は見ら  
れない可能性が高く、ブラックホール連星合体から  
の電磁放射に否定的な意見が多い。もちろん、これ  
も仮説に過ぎないため、観測によって証明するこ  
とがきわめて重要である。

仮に放射が見つかった場合には得られる情報も  
大きい。実はこれまでに見つかったブラック  
ホールのほとんどは、太陽質量の 5~10 倍程度  
の「恒星質量ブラックホール」と、銀河の中心に存  
在する太陽の 10<sup>6</sup> ~ 10<sup>8</sup> 倍にも達する「超大質量ブ  
ラックホール」の 2 種族のみであり、これらの中間  
種はきわめて稀な存在であった。従って、今回発見  
された太陽の 30 倍近いブラックホール同士が合体  
したという事実は大変な発見であり、不連続だと思  
われていたブラックホール一族の進化の謎、さら  
には銀河・宇宙構造そのものの進化を解明する鍵に  
なりえる。この謎を解くには、ブラックホール連星  
が母銀河のどこに存在したのか (例えば中心部か  
ディスクかハローなど) といった単純な「位置情報」  
だけでも貴重であり、検出そのものが歴史的偉業  
にさえなり得る。

### 重力崩壊型超新星爆発とショックブレイクアウト

太陽の 10 倍以上の大質量星が寿命を迎えた時、  
超新星爆発という大爆発が起こると考えられてお  
り、その発生頻度は銀河あたり 100 年に 1 回程度

と見積もられている。一般的に知られている増光  
タイムスケールは数日から数十日と長く、しかも放  
射強度は銀河本体と同じレベルに達するため、遙か  
遠方の現象も観測可能であり、今日では年間数百個  
以上も見つかっている。これら超新星爆発も重力  
波の発生源となり得るものの、残念ながらその振幅  
強度は高密度星の連星合体に比べてきわめて小さ  
く、重力波望遠鏡で検出可能な範囲は我々の銀河系  
付近に限定されてしまう。

重力崩壊型超新星からの電磁放射は、爆発の瞬間  
に生成された <sup>56</sup>Ni などの不安定核の崩壊による  
と考えられており、その増光タイムスケールは数十日  
にも達する。実際、これまでの観測では爆発してから  
数日が経って初めて見つかる場合が多かったため、  
この核子崩壊に起因する放射の観測例は数多く  
存在する。

一方、近年の観測網の発達により、星の中心核が  
潰れた時の衝撃波が恒星表面 (光球) に達した際の  
増光現象「ショックブレイクアウト」と考えられる  
現象が幾つか発見され話題を呼んでいる。衝撃波  
が通過するまでの星表面の温度はたかだか数千度  
だったのが、衝撃波が到達した瞬間に 10 万度を  
超え、紫外線で閃光を放つと考えられている。この紫  
外線放射は数時間で増光し 1 日以内に暗くなって  
しまうため、2000 年代に偶然見つかるまで全く知  
られていなかった。この閃光は超新星本体よりも  
早く観測されるため、星が爆発する直前の進化段  
階を知る重要な手がかりになると期待されている。  
重力波現象とは直接関連しないものの、紫外線広視  
野サーベイが切望されているきわめて重要な天文  
現象の一つである。この検出予想個数は近紫外線  
域で 100 deg<sup>2</sup> を 22 等級で観測した場合に 1 日あ  
たり 0.1 個程度と期待されている。

## 2.2 ミッション要求

上記のターゲット天体の物理特性と、地上の可  
視・近赤外線観測網との競合を考えた場合、我々が  
世界で唯一の独自情報を取得でき、かつ科学的に重  
要な成果を達成するためには、より観測体制が手薄  
な紫外線域を選択することが戦略として重要だと  
結論できる。また、科学ミッション全体としては、  
紫外線の独自情報を我々が取得するとともに、その  
位置情報をすぐさま地上に配信し、世界中の大型望  
遠鏡での詳細観測を行うことが重要である。この  
速報の遅延許容時間は、天体現象の増・減光タイム  
スケールによって制限される。よって、確実に 1 時  
間以内で天体の検知と情報配信を実現しなければ  
ならない。たとえば重力波望遠鏡が合体現象を捉  
えた場合には、1 時間以内にその予報誤差円内を 2  
回以上走査し、その中から変動天体を検知して、す  
ぐさま地上に配信することが科学目的を達成する  
ために要求される。一方、地上に配信すべき位置情  
報は周囲の星や銀河と確実に識別でき、大型望遠鏡  
がすぐさま分光観測を開始できる精度であること



表 2.1 ターゲット特性のまとめ

現象	中性子連星合体合体		連星ブラックホール合体	超新星
	自由中性子崩壊	キロ・ノヴァ		
重力波望遠鏡による観測距離の限界	7 億光年 (200 Mpc)		?	3 万光年 (10 kpc)
波長帯	紫外線	赤外線	?	可視光
重力波望遠鏡の距離限界における明るさ	>22 mag	>24 mag	?	>-1.5 mag
増光のタイムスケール	~1 時間	~10 時間	?	<1 時間
全天での発生頻度	~10 個/yr		~100 個/yr	6.5 × 10 <sup>-13</sup> 個/day
重力波望遠鏡の位置決定精度	100 deg <sup>2</sup>			

表 2.2 ミッション要求

ターゲットとする現象	中性子崩壊に伴う放射
観測波長帯	近紫外線帯 (200~300 nm)
検出限界	22 等級以上
サーベイ許容時間	1 時間
サーベイケイデンス数	2 回以上 (変動を検知するため)
サーベイ範囲	100 deg <sup>2</sup>
位置決定精度	10 arcsec
目標検出個数	1 個 (2σ)

が望ましい。可視光の場合、数 deg<sup>2</sup> の範囲内に 20 等級以上の天体が 1 万個以上存在する。これらを確実に見分けるため紫外線での位置決定精度は 10 arcsec 以上であることが望ましい。

これら天体の特性および科学目標を鑑み、ミッション要求を表 2.2 に定義する。

## 2.3 成功基準

このミッションの成功基準を以下のように定義する。

### Minimum Success

- 軌道上で紫外線観測を行えること

### Full Success

- 超新星ショックブレイクアウトを発見し、地上へ速報すること
- 重力波望遠鏡の速報を受け、即時サーベイ観測を行うこと

### Extra Success

- 重力波天体の位置を 10 arcsec 精度で決定し、地上との連携観測を実現すること
- 高速姿勢制御を用いて、観測効率をより高くすること

## 2.4 観測機器

ミッション要求を実現するための理学観測装置の設計を行う。

### 2.4.1 紫外線イメージセンサ

200 nm までの紫外線領域を観測には通常の画像センサを用いることはできない。これは市販の可視光センサ表面を覆うマイクロレンズアレイやカラーフィルター、ポリシリコン層などが紫外線を吸収してしまうためである。たとえば Swift 衛星では、マイクロチャンネルプレート (MCP) と CCD を組み合わせたセンサが使われており量子効率率は 10% と低いものの少ない光子を高い SN 比で計数することができる。一方で、その駆動には数千ボルトの高圧電源が必要であり、汚染に弱いなど超小型衛星に搭載するのは現実的ではない。そこで我々はカリフォルニア工科大学が独自に開発した、紫外線用の大面積の裏面照射型 CCD を採用することとした。センサ駆動方法は通常の CCD と同じであり、技術的障壁は MCP に比べれば格段に低い。ただし、ミッション要求の最重要項は「広い視野」であり、このセンサのような大面積の CCD は最適であるといえる。表 2.3 に使用する CCD の諸元をまとめる。

表 2.3 CCD 諸元

センササイズ	30.96 mm × 30.96 mm
ピクセル数	2062 × 2064
ピクセルサイズ	15 μm × 15 μm
量子効率	60 ~ 80% @ 200~300 nm
読み出し雑音	~2 e <sup>-</sup>
暗電流	8.3 e <sup>-</sup> @-30°C)

### 2.4.2 紫外線望遠鏡

望遠鏡の性能は口径の大きさで決まるため、科学観測を行う場合は大きければ大きいほど良い。一方で、超小型衛星では設計レギュレーション内に収める必要があるため、外形寸法の制約の中で最適解

を探し、その条件でミッション要求が達成できることを検証する。

## 寸法制約

本設計コンテストのレギュレーションにより衛星の外寸は 50cm の立方体と決められている。4 枚の伸展 SAP、衛星構体、そのほかの搭載コンポーネントを考慮した場合、主鏡の口径は  $\phi 200$  mm が限界となる。また、基軸方向には PAF 等の構造があるためさらに制限が厳しく、カメラまで含めた全長を 400 mm 以下に収める必要がある。

## 光学系

上記寸法制約はかなり厳しく、カメラレンズ等に使用される屈折光学系も、反射鏡によって光路を折り畳んだ各種カセグレン光学系さえも搭載が困難であった。そこで我々は 2010 年頃から市販されるようになった Riccardi-Honders 光学系に着目した。この特徴は鏡筒全長がきわめて短いことであり、市販されている口径 200 mm の製品で鏡筒全長は 235 mm に収まってしまうため、このミッションにはまさに最適な形状である。また、焦点距離も短く広い視野を確保できることも魅力である。懸念点は紫外線透過率であったが、硝材を熔融石英にすることで  $\lambda = 200$  nm において 70% を達成できることも製造メーカー側で検証済みである (伊 Offcina Astelare 社)。

## 積分時間の見積もりと焦点距離の決定

限界等級の見積もりには、アメリカの Swift 衛星の可視光・紫外線望遠鏡、UVOT の実測データを基準として推定を行う。UVOT は口径 30cm のリッチークレティアン光学系であり、B-band・1000 秒露光での限界等級は 22.3 mag( $3\sigma$ ) である。UVOT は前述のとおり MCP を用いている上、測光フィルターを含めた紫外線で検出効率はおおよそ 3% 程度になっている。対して、我々の用いる CCD センサは紫外線領域での量子効率を最大で 80% と高く、光学系の紫外線透過率は 70% を見込んでいく。

衛星軌道上では夜光の影響は無視できるが、読み出し雑音 ( $2e^-/\text{frame}$ ) と暗電流が主要なノイズ源となる。特に電力が限られ、放熱の困難な超小型衛星であることを考慮し、センサ温度は  $-30^\circ\text{C}$  と設定し、暗電流として ( $\sim 10 e^-/\text{pixel/s}$ ) をとして SN 比を見積もった。結果として 300 秒露光における紫外線領域 (200~300 nm) での検出限界は AB 等級換算で 22.3 mag( $3\sigma$ ) を達成できることが確認できた。

さて、1 視野あたりの露出時間が 300 秒と定まったため、姿勢変更の時間を考慮しなければ、1 時間内に 12 領域の観測を行うことができる。本ミッションでは、同じ天域を複数回撮影し、明るさの変動した天体を「新天体」として検知する。重力波検出からの許容サーベイ時間は 1 時間であるから、遅くとも 30 分以内に  $100 \text{ deg}^2$  をカバーすることが

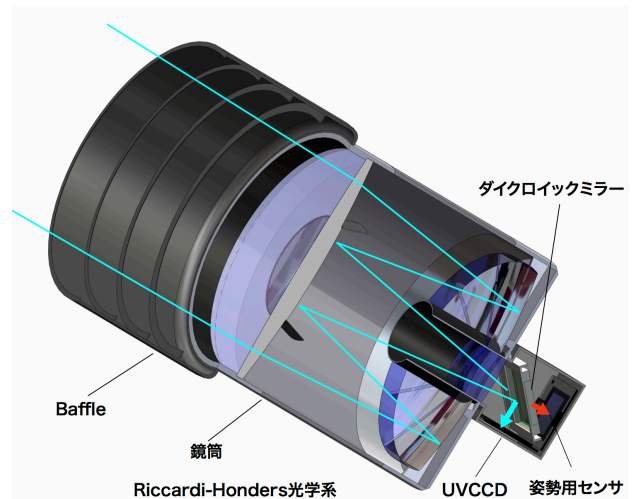


図 2.2 紫外線望遠鏡のカットモデル。主鏡は Offcina Stellare 社製 RH-200 をベースとし硝材を紫外線が透過する熔融石英に変更し、紫外線帯域をカバーする。観測帯域を制限するためダイクロックミラーにより紫外線光子のみを紫外線 CCD へ導く。可視光線はミラーを通過するため、姿勢制御用に高速読み出しが可能な CMOS を設置し、高精度な指向観測を実現する。

できれば中性子星合体による紫外線放射を検出できることになる。従って要求される視野の大きさは  $16.7 \text{ deg}^2$  以上となる。ここで、CCD のサイズが  $31 \text{ mm} \times 31 \text{ mm}$  であるから、望遠鏡の視野は、

$$\Omega = \left( 2 \frac{180}{\pi} \arctan \frac{31[\text{mm}]}{2f} \right)^2 [\text{deg}^2] \quad (2.1)$$

と、焦点距離  $f$  のみ依存する関数となり、 $16.7 \text{ deg}^2$  以上の視野を実現するためには、焦点距離は 434 mm 以下でなければならない。市販の Riccardi-Honders カメラは  $f = 600$  mm であり、補正光学系を用いて焦点距離を短縮することで対応する。例えば、0.66 倍レデューサを用いた場合の合成焦点距離は 400 mm であり、視野角は  $4.4 \text{ deg} \times 4.4 \text{ deg}$ 、おおよそ  $20 \text{ deg}^2$  の視野を確保することができる。図 2.2 に紫外線望遠鏡の概形を示す。

## 2.5 ミッションシーケンス

### 2.5.1 待機モード

電源投入後の初期状態であり、各部温度状態の確認を行い、必要に応じて各種装置の温度制御を行う。

### 2.5.2 較正観測モード

取得画像のデータリダクション (暗電流減算、CCD ゲイン補正、光学系ケラレ補正) には、較正用のデータを予め取得しておく必要がある上、これら

の性能は放射線などの影響で刻々と変化するため、観測開始前に定期的に取得する。

### 2.5.3 サーベイ観測モード

定常観測状態であり、タイリング観測による UV バンドでのブラインドサーチ (位置情報なしで本衛星の UV 望遠鏡単体での新天体探査) を行う。例えば、100 平方度程度の視野を 30 分程度のケイデンスで繰り返し観測し、その差分画像から変動天体を探索する。この天体探査は機上の OBC でリアルタイムで行い、通常は 30 分毎の積分データだけを地上に転送する。変動天体があった場合には、その発生時刻、位置情報 (秒角精度)、明るさなどの簡単な情報をすぐさま地上に送信し、地上では世界中の望遠鏡を用いた追観測を逐次実施する。UV の観測情報については、ターゲットや測光参照星周辺の画素のみを抽出して高速通信を用いて全期間の光度情報を地上へ転送する。

### 2.5.4 重力波追観測モード

地上重力波望遠鏡からのアラートを受け取った場合には、すぐに定常観測を停止して、指定された天域に衛星を向けて重力波対応天体の追観測を開始する。観測における撮影方法、タイリング方法、データ処理の流れ、データ配信方法は基本的に前述の定常サーベイ観測モードと同じであり、その違いは探索範囲が予め分かっているか否かだけである。

この状態では太陽角が大きくなり電力確保の上でのリスクが生じるが、ミッション要求に従いアラート受信から 1 時間の継続した観測を希望する。理論的には一定時間を過ぎると紫外線で対応天体が検知される可能性は低くなるため、対応天体が検出の有無に関わらず一定時間の観測が完了した後、反太陽指向の定常観測モードへ移行する。また、定常観測とはことなり、観測した事実科学的価値があるため、取得したデータは出来る限り地上へ転送して、地上での詳細データ解析を行う。

## 2.6 システムへの要求

ミッション要求と、それを実現するための測定装置の設計から、ミッション達成に必要なシステム要求を挙げ、表 2.4 にそれらをまとめる。

以下にシステム要求の算出根拠を述べる。

### 2.6.1 姿勢系

#### 姿勢安定度

光学系の結像性能は写野全域で 10 arcsec である、センサ系の pixel 画角は 7.7 arcsec でありおよそ 2pixel にまたがる。従って、1 フレームの積分時間中に 15 arcsec の姿勢安定を要求する。一方、1 フレームあたりの露光時間は、CCD の読み出し時間、読み出しノイズ、データ量、画像解析演算量に

表 2.4 システム要求

軌道	トワイライト軌道	
姿勢系	姿勢安定度	15 arcsec/10s
	指向精度	30 arcmin
	姿勢決定精度	10 arcsec
	姿勢変更の迅速性	Best Effort
	最大駆動角	Best Effort
電源系	時刻精度	10ms
	電力	20W
	連続観測時間	1 時間以上@最大 MNV 角時
速報通信系	隔許される速報遅延時間	30 分以内
	アップリンクデータ量	10 Byte
	ダウンリンクデータ量	10 Byte
高速通信系	ダウンリンクデータ量	1 日あたり 30MB

よって制限される。およそ 400 万画素 16 ビットのデータの減算、除算、位置ずれ補正、宇宙線除去、重ね合わせを行い、測光解析もしくは、比較処理を行う。これらの処理は即時性が重視されるため機上で行う必要があり、計算機性能を考慮して 1 視野の観測枚数は 30 枚以内に抑えたい。現状、1 視野の観測は 300 秒なので 1 フレームを 10 秒露光として 15 arcsec / 10 sec の姿勢安定度を要求する。

#### 指向精度・姿勢決定精度

ミッションセンサの画角は 4.4 deg と広くその範囲内にターゲットが入れば観測に支障はない。ただし、例えば宇宙線や微小デブリによる局所的なセンサ異常があった場合に、それを避けて観測を続行するためにも視野中央の 1/100 の面積内にターゲットを導入できることが好ましい。よって指向精度は 30 arcmin とする。一方、姿勢決定精度は変動天体の位置決定精度に直結するため、10 arcsec を要求する。(なお、センサ系の取り付け精度については軌道上で較正を行うものとし、構体設計/製造精度を緩和する。)

#### 迅速大角度姿勢変更制御

地上から、重力波望遠鏡の予想誤差圏を受信すると、衛星は目標方向に姿勢を変更し、さらにそこから姿勢を少しずつ変更し、タイリング観測を行う。このシーケンスにおいては、観測開始時間は早ければ早いほどよく、また、タイリング観測の時間間隔は短ければ短いほどよい。リアクション・ホイールによる姿勢変更でもミッション達成は可能ではあるものの、より高速なものが要求される。特に観測開始時は大角度の姿勢変更が予想され、高速な姿勢制御が必須である。よって、新手法による姿勢制御の迅速性を Best Effort で要求する。



## 2.6.2 電源系

センサ系の消費電力は光学系の温度維持、CCD 駆動、OBC によるデータ処理を合わせて 20W 程度と見積もっている。とくに重力波天体サーベイの場合、地上での検知から 1 時間の間は観測を継続することが重要であり、衛星の最大駆動角 (=太陽角) における連続観測時間を 1 時間以上継続できる電源容量を要求する。

## 2.6.3 通信系

### 高速通信系

CCD の出力画像は 1 枚あたり 8 MB と大きく、全てを地上に下ろすのは困難である。よって、較正データを除き、軌道上でデータを簡易解析し、情報を圧縮して地上に送信する。地上に送信する情報はターゲット天体と、測光参照星の付近の領域のみとし、これらを切り出して転送する。目標天体とその周辺のノイズ評価領域を合わせて 50 pixel×50pixel 程度の領域を切り取り、1 画像あたり 10 天体を抽出する場合、ヘッダ情報を 1KB として 1 画像あたり 51 KB となる。10 秒露光×6 枚、1 分のデータを重ね合わせ、それぞれを 10 時間分転送するとすれば約 600 枚、30 MB 程度となる。よって 1 日あたり 30 MB の通信が必要である。

### 速報通信系

高速データ通信とは別に、可能な限りリアルタイムで接続可能な速報通信系が必要となる。例えば重力波検知から最大光度に達するまでの時間が 1 時間であるとすれば、それ以内に確実に観測を開始していなければならない。理想的には常時接続が望ましいが、タイリング観測による 100 平方度のスキャン時間が 30 分であることから、通報遅延時間は 30 分以内であることが要求される。その際転送される情報は、中心座標とそのエラー範囲のみであり、そもそも精度の低い情報であるから必要情報量は探索範囲四隅の座標で 10Byte 程度である。

また、同様に軌道上で紫外対応天体を発見した場合にも可能な限り素早く地上に情報を転送する必要がある。こちらの遅延時間も天体の変動時間が律速となるため 30 分以内に通信できることが望ましい。位置速報の際の転送データ量は観測時刻と秒角精度の座標情報として明るさなどであり、およそ 10 Byte 程度で十分である。

## 2.6.4 そのほか共通系への要求

### 軌道

日没の時間は観測が困難であり、観測時間を最大化するために太陽同期のトワイライト軌道を要求する。

### 時刻精度

撮影スタート時刻・終了時刻は科学的に重要でありその絶対精度は 10ms を要求する。

### ミッション期間に関する制約

年間 10 回起こる中性子星連星合体イベントを確実に 1 つ以上検知することを目標にかかげている。従って、ミッション期間は

$$[\text{Mission Life}] \geq 3 \times [\text{NS-merger Rate}] \times \frac{\Omega_{\text{Survey}}}{4\pi}$$

ここで係数 3 は安全マージンであり、期待値 3 以上であればミッション期間中になにも発見できない可能性は 5% 以下となる。ここで定義した  $\Omega_{\text{Survey}}$  は衛星の最大駆動角でカバー可能な天域の立体角を意味し、ミッション上は大きければ大きいほど好ましい。一方で、工学ミッションで提案する姿勢制御方式による衛星駆動角は、各種制約によって決定される。3.1 節 姿勢変更効果の検討で後述する姿勢設計の項にて詳細解析を行った結果、衛星の駆動角度は 40 deg 程度になる見込みであるので、ミッション達成に要求される寿命は 3 年以上となる。

## 3 工学ミッション「形状可変式姿勢制御の技術実証」

### 3.1 形状可変式姿勢制御：VSAC

本稿では、VSAC について記述する。高度ミッションを遂行しようとする超小型衛星においては、その構造を部分的に駆動することがある。必要電力確保のために太陽電池パドルを展開することがその例のひとつである。第 1 章図 1.2 にその概念を示したように、このような展開部分に必要なに応じてモータを加えることで、衛星本体に取り付けられた展開部分を自由に駆動できる機能を追加し、その駆動の反トルクで衛星本体の姿勢が変動することを積極的に利用しようというのが形状可変式姿勢制御である。ロボットアームなどの駆動による姿勢変動はこれまでも研究されてきたが、主に姿勢変動を抑えることを目的としていたものが多い [8]。アームの駆動による衛星本体の姿勢制御を理論的に解析した論文も中には存在する [9]。しかし、このような検討は単に数値計算に留まっており、実際に VSAC を主な姿勢制御方式として採用している衛星は未だない。この方式を大アングル姿勢変更に用いた場合、エネルギー効率と姿勢安定度、マヌーバの迅速性といった点で従来の方式に対する優位性を持っていることが分かっている [3]。

### ダイナミクス

本方式で姿勢制御を行うために、衛星の力学モデルを考える必要がある。まず、一般に  $n$  個のボディ

からなる剛体多体系を考える。このとき、ボディ  $i$  の質量を  $m_i$ 、ボディ  $i$  の質量中心周りの慣性ダイアディックを  $\hat{J}_i$  とする。さらに、ボディ  $i$  に固定された座標系の慣性系に対する角速度を  $\vec{\omega}_i$ 、慣性系の原点からボディ  $i$  の質量中心への位置ベクトルを  $\vec{p}_{ci}$ 、系の質量中心への位置ベクトルを  $\vec{p}_c$  とする。このとき、系の質量中心周りの絶対角運動量  $\vec{h}_c$  は次の式で表される。

$$\vec{h}_c = \sum_{k=0}^{n-1} \left\{ (\vec{p}_{ck} - \vec{p}_c) \times m_k \dot{\vec{p}}_{ck} + \hat{J}_k \cdot \vec{\omega}_k \right\} \quad (3.1)$$

あるボディ  $j$  に対する他のボディ  $i$  の相対角速度を  $\vec{\omega}_{i/j}$  とする。ボディ  $0$  をメインボディとすると、ボディ  $0$  の角速度を知ることができれば便利である。そのため、まず  $\vec{p}_{ck} - \vec{p}_c = \vec{r}_k$  と置く。詳細は文献 [2] に譲るが、これをもって式変形を行えば、次の式が導出できる。

$$\begin{aligned} & - \sum_{k=0}^{n-1} (\hat{J}_k + \hat{I}_k) \cdot \vec{\omega}_0 \\ & = \sum_{k=0}^{n-1} \left( m_k \vec{r}_k \times \frac{d\vec{r}_k}{dt} + \hat{J}_k \cdot \vec{\omega}_{k/0} \right) - \vec{h}_c \end{aligned} \quad (3.2)$$

なお、 $\vec{\omega}_{j/j}$  は  $0$  ベクトルであるとし、 $-\vec{r}_k \times \dot{\vec{r}}_k \times \vec{\omega}_0 = \hat{I}_k \cdot \vec{\omega}_0$  と置いた。相対角速度  $\vec{\omega}_{k/0}$  はモータの駆動角速度として与えられるので、この式によりボディ  $0$  の角速度を求めることができ、さらに、パドルをある角速度で駆動したときの、全てのボディの慣性系に対する角速度を決定することができる。

### 駆動則

ここでは、衛星本体にへ指令する角速度に対し、どのようにパドルを駆動すればよいかを考える。まず、式 (3.2) をメインボディ固定座標系で表記し、その成分を書き下して次の式を得る。

$$\begin{aligned} & - \sum_{k=0}^{n-1} (\mathbf{J}_k + \mathbf{I}_k) \omega_0 \\ & = \sum_{k=0}^{n-1} (m_k \tilde{\mathbf{r}}_k \dot{\mathbf{r}}_k + \mathbf{J}_k \omega_{k/0}) - \mathbf{h}_c \end{aligned} \quad (3.3)$$

あるベクトル  $\tilde{\mathbf{x}}$ 、あるダイアディック  $\hat{\mathbf{y}}$  の成分をそれぞれ  $\mathbf{x}$ 、 $\mathbf{y}$  と表記している。チルダは、3次元列  $\tilde{\mathbf{b}} = [b_1 \ b_2 \ b_3]^T$  を次のように変換する演算子であるとする。

$$\tilde{\mathbf{b}} = \begin{bmatrix} 0 & -b_3 & b_2 \\ b_3 & 0 & -b_1 \\ -b_2 & b_1 & 0 \end{bmatrix} \quad (3.4)$$

ここで、ボディ同士の結合が全て回転ヒンジであり、かつループ構造を含まないと仮定する。ボディ  $i$  に結合されたボディの内、メインボディ側の

ボディ番号を  $j$  とし、ボディ  $j$  とボディ  $i$  を結合するヒンジ角度を  $\theta_i$  と置く。この時、ボディ  $j$  に対するボディ  $i$  の相対角速度の衛星本体固定座標系表示  $\omega_{i/j}$  は以下の式で表される。

$$\omega_{i/j} = C_i \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ \theta_i \end{bmatrix} = A_i \begin{bmatrix} \dot{\theta}_1 \\ \dot{\theta}_2 \\ \vdots \\ \dot{\theta}_{n-1} \end{bmatrix} = A_i \dot{\boldsymbol{\theta}} \quad (3.5)$$

ここで、 $C_i$  は適当な座標変換行列、 $A_i$  は適当な  $3 \times (n-1)$  行列である。 $C_i, A_i$  は  $\dot{\theta}_m (m = 1, 2, \dots, n)$  を含まないことに注意する。すると、次の式が成立することが分かる。

$$\omega_{k/0} = \sum_{i \in \hat{k}} A_i \dot{\boldsymbol{\theta}} \quad (3.6)$$

なお、 $\hat{k}$  はボディ  $k (\neq 0)$  とボディ  $0$  の間にあるボディと、ボディ  $k$  とからなる集合である。

次に、ベクトルの衛星本体固定座標系成分  $\mathbf{r}_k$  について考える。このベクトルは、明らかに次のような関数である。

$$\mathbf{r}_k = \mathbf{f}_k(\boldsymbol{\theta}) = \begin{bmatrix} f_{k1} \\ f_{k2} \\ f_{k3} \end{bmatrix} \quad (3.7)$$

このことを利用すれば、 $\dot{\mathbf{r}}_k$  は次のようにヤコビ行列を用いて表される。

$$\begin{aligned} \dot{\mathbf{r}}_k & = \begin{bmatrix} \frac{\partial f_{k1}}{\partial \theta_1} & \frac{\partial f_{k1}}{\partial \theta_2} & \cdots & \frac{\partial f_{k1}}{\partial \theta_{n-1}} \\ \frac{\partial f_{k2}}{\partial \theta_1} & \frac{\partial f_{k2}}{\partial \theta_2} & \cdots & \frac{\partial f_{k2}}{\partial \theta_{n-1}} \\ \frac{\partial f_{k3}}{\partial \theta_1} & \frac{\partial f_{k3}}{\partial \theta_2} & \cdots & \frac{\partial f_{k3}}{\partial \theta_{n-1}} \end{bmatrix} \dot{\boldsymbol{\theta}} \\ & = D_{\theta} \mathbf{f} \dot{\boldsymbol{\theta}} \end{aligned} \quad (3.8) \quad (3.9)$$

ここで、式 (3.6)、式 (3.9) を式 (3.3) に代入すると、次の式が成立することが分かる。

$$- \sum_{k=0}^{n-1} (\mathbf{J}_k + \mathbf{I}_k) \omega_0 = \mathbf{P} \dot{\boldsymbol{\theta}} - \mathbf{h}_c \quad (3.10)$$

なお、

$$\mathbf{P} = \sum_{k=0}^{n-1} \left( m_k \tilde{\mathbf{r}}_k D_{\theta} \mathbf{f} + \mathbf{J}_k \sum_{i \in \hat{k}} A_i \right) \quad (3.11)$$

と置いた。最終的に  $\mathbf{P}$  の擬似逆行列  $\mathbf{P}^+$  を用いて式 (3.10) を変形することで次のように駆動則が導出できる。

$$\dot{\boldsymbol{\theta}} = \mathbf{P}^+ \left\{ \mathbf{h}_c - \sum_{k=0}^{n-1} (\mathbf{J}_k + \mathbf{I}_k) \omega_0 \right\} \quad (3.12)$$

この式を用いれば、衛星本体ボディ  $0$  をある角速度で駆動したいときに、それぞれのパドルをどのように駆動すれば良いか算出することができる。

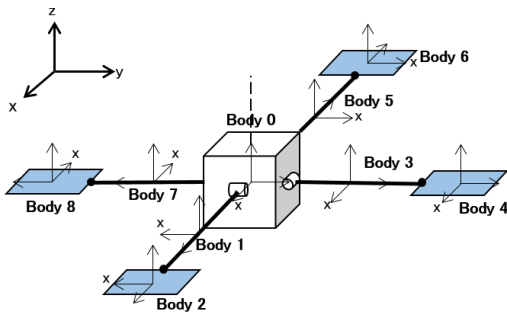


図 3.1 簡易モデル

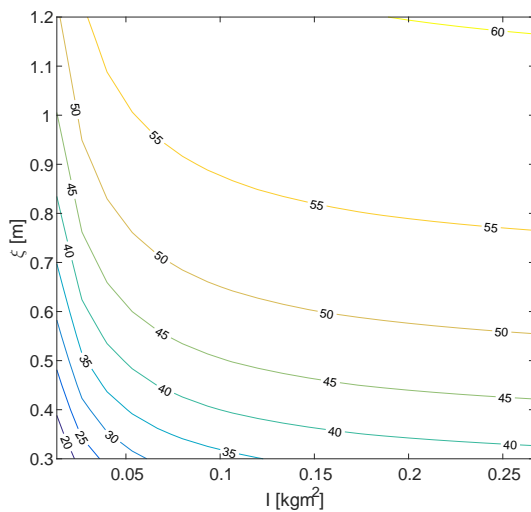


図 3.2  $I \cdot \xi$  をパラメータとした姿勢変更角度の等高線図

### 姿勢変更効果の検討

本項では、形状可変式姿勢制御を遂行するためにシステムがどのような力学特性を持つ必要があるかを計算する。具体的には、形状可変姿勢制御を遂行する衛星の簡易モデルを図 3.1 のように定義する。中央の立方体を衛星本体とし、その一片を 0.4 m、質量を 35 kg とする。青色の一片 0.4 m の正方形ボディを太陽電池パドルであるとし、衛星本体とパドルを繋ぐ棒をロッドと呼称する。ロッドとパドルは剛に結合されているものとする。このとき、太陽電池パドルの質量中心に対する太陽電池パドルのみの  $x$  軸周りの慣性モーメント  $I$  とロッドの長さ  $d$  をパラメータとして、姿勢変更効果を見積もる。ボディ 3、ボディ 7 を衛星本体に対してそれぞれ  $\pm 60$  deg 駆動したときの衛星本体の姿勢変動  $\lambda$  [deg] とし、パラメータに対して  $\lambda$  をプロットした等高線図を図 3.2 に示す。なお、 $\xi$  はロッドと衛星の結合点からパドル質量中心までの距離、即ち  $d + 0.2$  である。図より、ロッドの長さを長くするか、パドルの慣性モーメントを重くするかすることで姿勢変更効果を大きくすることができることが分かる。

Part I 2.6.4 項で述べたように、理学からの要求では姿勢変更角度が大きければ大きいほどよい。このためには、パドルやロッドを重くする、ロッドを長くするなどする必要がある。

設計制約として衛星質量が 50 kg 以内である必要があり、さらに、故障点を増やしたくない、との観点からロッドをあまりに長く取ることはできない。これらの制約の中で、姿勢変更効果を最大化する必要がある。これについては、Part II 2.4.4 項で後述するよう、構造系によって約 40 deg 以上の姿勢変更角度を確保できる程度の設計になると結論付けられている。

### 3.2 他手法との比較

本節では、理学系ミッション要求に対して、提案する形状可変式姿勢制御が最適な方式であるのかどうかを検証する。理学系ミッションで肝要なのが、地上から突発天体情報受信後に数 deg~40deg 程度のマヌーバを迅速に行って目標天体をセンサ視野に入れ、その後 10 arcsec 程度の高い安定度を維持しなければならないという点である。まず、本衛星は Part II 第 4 章で示すように、40 deg の姿勢変更を 5-8 秒程度で行うことができるよう設計する。50kg 級超小型衛星 TSUBAME の地上試験に用いられたシミュレータにより、松永研究室により開発された超小型搭載用 CMG を用いても 40 deg のマヌーバには 15 秒程度かかることが分かっている。

次に安定性について議論する。CMG は高速回転させたホイールをジンバル機構で駆動するというその特性上、擾乱トルクが発生しやすい。よって高精度な姿勢制御には向かないと考えられている。さらに、CMG は 4 機搭載することを考えると、ドライバと合わせて約 8kg にもなる。このことから、RW と CMG を両方も衛星に搭載するのは超小型衛星の体積の制限から現実的ではない。VSAC は、もともと衛星に搭載されるであろう太陽電池パドルを姿勢制御用アクチュエータとして使おうとするものであり、機能の集約化を図ることで体積を節約することができる。よって、VSAC と RW を組み合わせることによって、超小型衛星というプラットフォームで効率良く高度な要求を満たすことができる。さらに、VSAC 自体が通常の衛星よりも姿勢安定度を高くできる可能性があることが過去の研究より分かっている [3]。

これらの事実から、理学ミッションの遂行のためには形状可変式姿勢制御を用いることが適当であると考えられる。

### 3.3 サクセスクライテリア

工学系ミッションのサクセスクライテリアを記述する。いずれも、東工大松永研が主体となって達成判断を行う。なお、理学ミッションと合わせてサクセスクライテリアを整理し、表 3.1 に示した。



表 3.1 理工学ミッションサクセスクライテリア

	ミニマムサクセス	フルサクセス	エクストラサクセス
形状可変式姿勢制御の技術実証	a. 軌道上で形状可変機能の動作が確認できること b. 軌道上で形状可変機能由来の姿勢変動が確認できること 達成判断時期：打上げ1日以内 実施主体：東工大 松永研	a. 形状可変機能を用いて迅速に3軸姿勢制御が行えること 達成判断時期：打上げ1ヶ月以内 実施主体：東工大 松永研	a. 本解析書で設計する姿勢制御系を用いて重力波天体観測ミッションをより高効率に実施すること 達成判断時期：ミッションライフ終了時 実施主体：東工大 松永研
重力波天体の位置決定と光学観測	a. 軌道上で紫外線観測を行えること 達成判断時期：初期運用終了後 実施主体：東工大 河合研	a. 超新星Shock Breakoutを発見し、地上へ速報すること b. 重力波望遠鏡の速報を受け、即時サーベイ観測を行うこと 達成判断時期：ミッションライフ終了時 実施主体：東工大 松永研	a. 重力波天体の位置を 10 arcsec精度で決定し、地上との連携観測を実現すること b. 高速姿勢制御を用いて、観測効率をより高くすること 達成判断時期：ミッションライフ終了時 実施主体：東工大 河合研

### 3.3.1 Minimum Success

- 軌道上で形状可変機能の動作が確認できること
- 形状可変機能由来の姿勢変動が確認できること

達成判断時期はノミナルで打上げから 1 日以内である。これは、第 8 章で後述するように、初期運用シーケンスの中で太陽電池パドルの駆動を行うためである。

### 3.3.2 Full Success

- 形状可変機能を用いて迅速に 3 軸姿勢制御が行えること

達成判断時期は打上げから 1 ヶ月以内である。3 軸姿勢制御とは、理学センサの再配向 Rest to rest マヌーバを指している。定量的には、30 deg 以上の大角度マヌーバを 16 パターン以上について行い、いずれも 10 秒以内に姿勢変更を行えることをもって達成とする。

### 3.3.3 Extra Success

- 本解析書で設計する姿勢制御系を用いて重力波天体観測ミッションを遂行する

達成判断時期は打上げから半年以内である。このエクストラサクセスは、VSAC のマヌーバに加え、RW による高安定制御を含んだ理学ミッションの姿勢系へのシステム要求を満たすことをもって達成とする。

## 3.4 システムへの要求

ここに本ミッションからくるシステム要求を示す。

### 構造系

- 太陽電池パドルが駆動できるような機構になっていること

- パドルの慣性モーメントが十分に大きいこと

衛星本体に対して構造の一部分を駆動することができればよいが、超小型衛星においてはそのようなコンセプトは太陽電池パドルの駆動という形で具体化されるものと考えられる。よって今回は、先述のように姿勢変更効果を最大化するよう、ロッドの長さ、パドル慣性を設計せねばならない。

### 姿勢系

- 絶対姿勢と角速度を 10Hz で検出できること
- 10deg/s の機体角速度を検出できること
- 高安定制御のために RW が搭載され、その角加速度分解能が十分に小さいこと

Part I 3.1 節のダイナミクスで説明した通り、パドルを衛星本体に対して駆動する速さは姿勢変更の迅速性に直結する。

### 通信系

- 可視パス中に姿勢が変動しても通信を維持できること
- 200KB 程度の姿勢実験データをダウンリンクできること

Part II 第 8 章で詳しく述べるように、初期運用においては可視パス中にパドルを駆動した後に最終的な太陽指向状態へと遷移する。このパドル駆動機構はミッション系であるので、慎重に運用を行いたいという要求がある。

## Part II: バス系設計

### 1 序論

Part II においては、Part I で議論したミッション要求を元に、それを満たすようなバスシステムの設計を行う。まず、第 1 章で衛星の概要について、第 2 章～第 7 章で構造系、姿勢決定系、姿勢制御系、C&DH 系、通信系、電源系といったバスシステム

の設計について述べ、第8章では運用シーケンスについて概説する。その後、本衛星の実現可能性と、本解析書の結論を述べる。

## 1.1 衛星概要

本衛星では、重力波天体の位置決めミッション、新しい姿勢制御方式の技術実証ミッションを遂行する。超小型衛星というプラットフォームにおいて、姿勢制御の迅速性と安定性の両立という相反する要求を高度に実現しようとするところが、本衛星の大きな特徴である。

## 1.2 軌道

本作品は地球周回衛星を想定している。よって、相乗りが前提の超小型衛星においては、打上げ機会の多さが重要な評価項目である。そこで本衛星は、太陽同期準回帰軌道を前提に設計することとする。さらに、姿勢安定度確保の観点から、大気抵抗トルク、残留磁気トルクが小さいことが望ましいので、軌道高度が高いと都合がよい。そこで、JAXAのスペースデブリ発生防止標準で設定された25年以内に再突入すべしという基準を十分なマージンをもって満たすような高度の中で、できるだけ高度の高い550kmの軌道を選んだ。この軌道寿命は高々16年の計算である。

また、工学ミッションの観点からは、どのような降交点通過地方時でも問題は生じない。対して、理学ミッションは深宇宙方向を探索する必要がある、その監視可能時間が長ければ長いほどよい。このことを考慮して、太陽同期軌道の中でもトワイライト軌道をミッション軌道として選択する。ただし、この軌道への制約は必須のものではなく、基本的にどのような地方時を持つ太陽同期軌道であってもミッションを遂行できるような設計を目指す。

# 2 熱構造系

## 2.1 熱構造系への要求

- 500mm × 500mm × 500mm の包絡域内に収まり、質量が50kg以下であること
- 各系の機器をすべて搭載できること
- H-IIA ロケットに搭載できるインターフェースを有していること
- 太陽電池パドルを駆動できるアクチュエータを有していること
- 太陽電池パドルの慣性モーメントが十分大きいこと
- アンテナを展開する機構を有すること
- 各系の機器を保存温度以内に保てること
- ロケットの振動に耐えられる剛性を有すること

## 2.2 構体系

本衛星は八角柱の衛星筐体に太陽電池パドルがついている構造になっている。太陽電池パドル展開前と展開後の外観図を図2.1と図2.2に示す。衛星固定座標系は図2.1に示されたように定義されており、原点は衛星分離面の中心線と分離面の交点にとった。このとき、衛星システムの重心位置は、(-9.574, 2.336, 234.725)である。

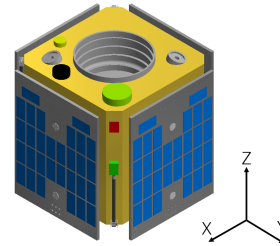


図 2.1 衛星外観 (展開前)

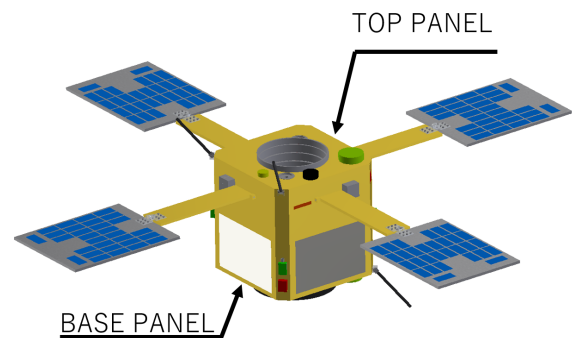


図 2.2 衛星外観 (展開後ノミナル)

本衛星は500mm × 500mm × 500mm、質量44.1kgとなっており、制限内に収まっている。設計に用いた3次元CADソフトにより、太陽電池パドル展開前の慣性テンソル  $J_1$  [kgm<sup>2</sup>] は、以下のように求められた。

$$J_1 = \begin{bmatrix} 1.431 & & \text{Sym.} \\ -5.887 \times 10^{-3} & 1.469 & \\ -4.616 \times 10^{-2} & 5.698 \times 10^{-3} & 1.515 \end{bmatrix} \quad (2.1)$$

また、太陽光電池パドル展開後ノミナル姿勢での慣性テンソル  $J_2$  [kgm<sup>2</sup>] は、以下のように求められた。

$$J_2 = \begin{bmatrix} 3.958 & & \text{Sym.} \\ -6.429 \times 10^{-3} & 3.996 & \\ -3.920 \times 10^{-2} & 8.370 \times 10^{-3} & 6.418 \end{bmatrix} \quad (2.2)$$

## 2.3 内部機器配置

搭載機器一覧を表2.1に示す。

これらの搭載機器を各系からの要求に基づき、内部機器配置を行った。図2.3にその結果を示し、内部機器配置検討について記述する。

表 2.1 搭載機器一覧

サブシステム	機器名	体積			質量[kg]	数量	小計[kg]	供給電圧[V]	消費電力[W]	使用(保存)温度範囲[℃]
		縦[mm]	横[mm]	高さ[mm]						
Science	広視野望遠鏡	250	250	430	4.773	1	4.773	24	10	-30 (-20) ~ -10 (40)
	理学処理系	90	60	20	0.1	1	0.1	5	5	-20 (-25) ~ 40 (80)
ADS	太陽センサ	30.5	40.7	21	0.046	6	0.276	5	0.165	-20 (-20) ~ 50 (50)
	磁気センサ	74.9	12	8	0.028	1	0.028	6.5~15	0.228~0.525	-40 (-55) ~ 85 (125)
	スタートラッカー	86	63	80	0.41	2	0.82	3.5~5.5	2.5	0 (-20) ~ 10 (40)
	FOG	135	150	48	1.18	1	1.18	15or28	3.5以下	-10 (-10) ~ 50 (50)
	GNSS-R	70	50	17	0.018	1	0.018	3.3	0.15	-40 (-40) ~ 85 (85)
	GNSS-Rアンテナ	39	38	15	0.069	2	0.138			-40 (-40) ~ 85 (85)
ACS	リアクションホイール	103	101	80	0.9	3	2.7	18~34	1.8(0rpm) 3.5(6000rpm)	-20 (-30) ~ 50 (60)
	磁気トルカ	37.5	210	46	0.235	3	0.705	5	0.18	-30 (-30) ~ 60 (60)
	ADCS基板	200		30	0.282	1	0.282	12	0.1	-20 (-20) ~ 75 (75)
	ブラシレスDCモーター	43.2	43.2	124.1	0.075	4	0.3	12	0~11.2	-40 (-40) ~ 100 (100)
	ハーモニックドライブ	22.1	30	30	0.026	4	0.104			0 (0) ~ 70 (70)
CDH	CDH基板	110	180	10	0.2	1	0.2	5	1	-20 (-40) ~ 75 (125)
EPS	バッテリーアセンブリ	42	184	115	1.77	1	1.77			0 (-20) ~ 45 (60)
	EPS基板	110	180	10	0.5	1	0.5	5	0.9	-20 (-20) ~ 75 (75)
	バッテリー保護基板	110	180	10	0.5	1	0.5	5	0.1	-20 (-20) ~ 75 (75)
	太陽電池セル	<1	76	37	0.005	240	1.2			(-180) ~ 90 (90)
Comm	FM CW Tx	100	60	10.5	0.06	1	0.06	5	3	-30 (-30) ~ 60 (60)
	FM Rx	60	50	10.5	0.038	1	0.038	5	0.13	-30 (-30) ~ 60 (60)
	FM Rxアンテナ	250	10	10	0.05	1	0.05			
	FM Txアンテナ	170	10	10	0.03	2	0.06			
	S-band Tx	100	80	60	0.8	1	0.8	14~18	9	-25 (-40) ~ 60 (85)
	S-band Rx	80	70	40	0.4	1	0.4	14~16	2	-25 (-40) ~ 60 (85)
	S-band DUP	150	41	46	0.1	1	0.1			-20 (-40) ~ 65 (85)
	S-band 分配器	32	39.1	10	0.025	1	0.025			-10 (-40) ~ 65 (85)
	S-band アンテナ	90	90	44.2	0.1	2	0.2			
Iridium無線機	41	45	13	0.03	1	0.03	5	1	-40 (-40) ~ 85 (85)	
	Iridiumアンテナ	55	55	20	0.05	2	0.1			
STR	太陽電池パドル	400	400	10	1.5	4	6			
	ロッド	400	100	10	1.25	4	5			
	構造部材	350	411	5	0.493	4	1.974			
	構造部材	49.5	411	5	0.070	4	0.279			
	構造部材	420	420	5	0.605	1	0.605			
	構造部材	420	420	5	0.605	1	0.605			
	構造部材	225	225	411	2.067	1	2.067			
	スタートラッカー保持部材	62	58	3	0.037	2	0.074			
	太陽光パドル展開機構				0.042	8	0.336	9	15	
	アンテナ展開機構				0.1	4	0.4	0.5	1.9	
	太陽光パドル駆動部	80	76	69	0.345	4	1.38			
ロケットI/F	295	295	55	3	1	3				
その他 ハーネス、ねじ類							5			
							Total	44.2		

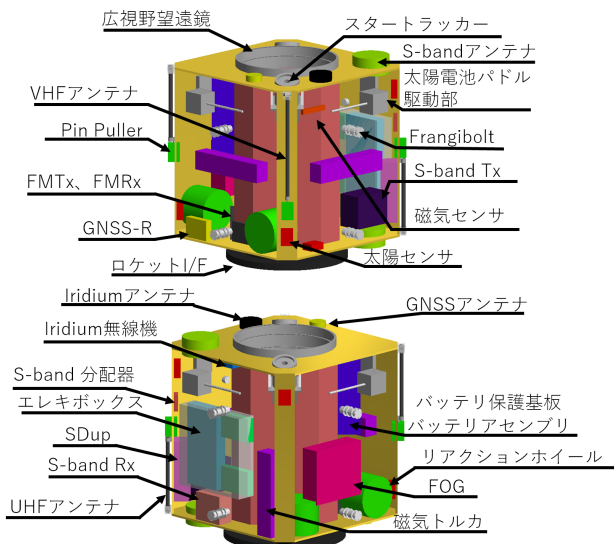


図 2.3 内部機器配置

### 2.3.1 ミッション系

広視野望遠鏡とスタートラッカーが+Z面に取り付けられている。2つあるスタートラッカーは傾けて設置してある。広視野望遠鏡の直径が包絡域に対して占める割合が大きいため、広視野望遠鏡を囲う形で中央支柱となる八角柱を設置している。スタートラッカーはこの八角柱の側面に取り付けられている。

### 2.3.2 通信系

FMアンテナは打ち上げ時には折りたたまれており、ロケットから放出された後、通信しやすいよう、衛星本体から45度の角度を保って、展開する。本衛星では、柔らかい素材のアンテナではなく、剛



なアンテナを用いる。これは、柔らかいアンテナでは、駆動する太陽電池パドルと接触して、ショートし、通信不能に陥る可能性があるためである。剛なアンテナを展開している例は少なく、衛星筐体に直接取り付けられていることが多い。しかし、本衛星では、ミッション機器である、広視野望遠鏡が大きいこと、搭載機器が多いこと、太陽電池パドル、ロッドの厚みがあることから、包絡域内のスペースを最大限使用するために、展開することに決定した。

この展開機構を図 2.4 に示す。ねじりばねを用いてアンテナを展開し、押しばねを用いたロック機構でロックする。ハーネス類は軸の中を通す。これにより、展開によって断線することを防ぐ。

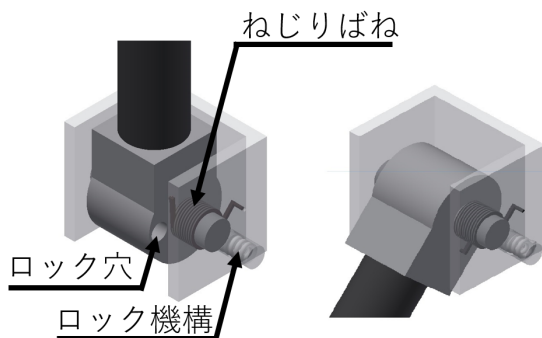


図 2.4 アンテナ展開機構

把持機構に関しては、TiNi Aerospace.inc の pinpuller (図 2.5) を用いる。主な緒元を表 2.2 に示す。ここで、pinpuller の動作原理を簡単に記す。pinpuller には、ワイヤ状の形状記憶合金が使用されており、電力が加えられることで加熱され、形状変化を起こす。この形状変化が引き金となって、圧縮ばねの力が開放され、pin が引き抜かれる。一度引き抜かれた pin は、専用の器具を使用しない限り、戻らないようになっている。

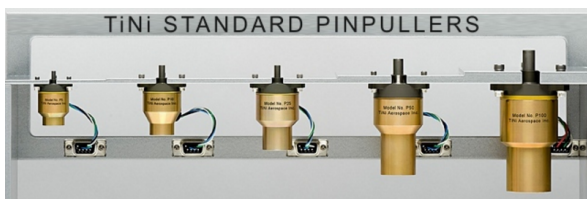


図 2.5 pinpuller[10]

アンテナの先端に把持用の穴のあいたゴム製部品を取り付け、その穴に pinpuller の pin を差し込むことで把持する。部品がゴム製なのは、通信に影響がでないようにするためである。S バンドアンテナ、GNSS アンテナ、Iridium アンテナはそれぞれ ± Z 面に取り付けられている。

### 2.3.3 電源系

太陽電池セルは太陽電池パドルの両面に 30 枚ずつ貼られている。これは、8 章に示される初期シー

表 2.2 pinpuller 諸元 [10]

	単位	値
pull force	N	22
pull stroke	mm	6.3
mass	g	30
length	cm	3.2
diameter	cm	2.4
power@current	W@A	1.9@0.5

ケンス中のいかなる時でも、バッテリーが枯渇しないようにするためである。

## 2.4 工学ミッション部

本衛星の工学ミッションは太陽電池パドルとロッドを駆動することによる高速姿勢変更である。これを実現するためには大きな慣性モーメントが必要になる。大きな慣性モーメントを生み出す方法として、ロッドを長くして重量を軽くするか、ロッドを短くして、重量を重くするかかの 2 通りが考えられる。しかし、ロッドを衛星筐体よりも長くすると、展開部が増えてしまう。そのため、本衛星ではロッドを衛星筐体程度の長さにし、全体の重量を重くすることに決定した。そのため、ロッドが 1.25 kg、太陽電池パドルが 1.5 kg となっている。

### 2.4.1 太陽電池パドル駆動

ロッドの駆動にはモーターを用いる。駆動部の内部構造は図 2.6 に示すようになっている。バックラッシュを防ぐために、ハーモニックドライブを使用している。

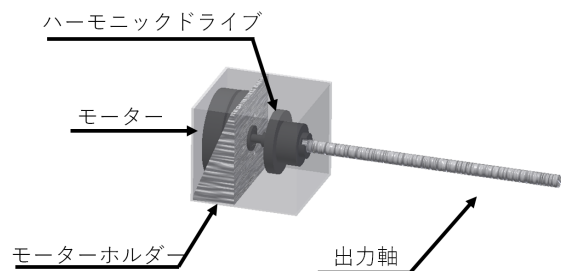


図 2.6 駆動部内部構造

太陽電池パドルの駆動域について、+Z 方向は 60 度、-Z 方向は 80 度までの制限を設けた (図 2.7)。+Z 方向に関しては、ミッション機器である、望遠鏡の視野に入らないため、-Z 方向に関しては、衛星筐体との接触を避けるためである。

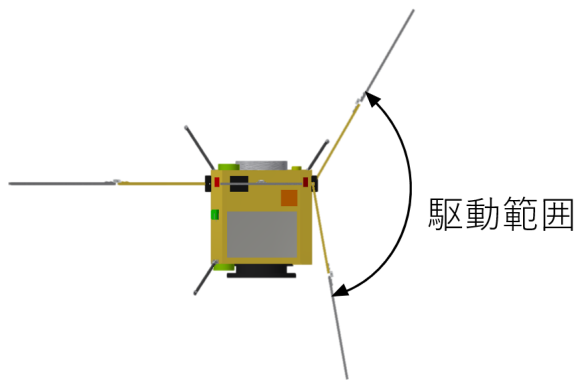


図 2.7 太陽電池パドル駆動範囲

### 2.4.2 固定および展開機構

ロッドと太陽電池パドルの固定には TiNi Aerospace.inc の Frangibolt (図 2.8) を用いる。主な仕様を表 2.3 に示す。



図 2.8 Frangibolt[10]

表 2.3 Frangibolt 諸元 [10]

	単位	値
max load support	N	667
power@VDC	W@V	15@9
mass	g	7
length	cm	1.37
diameter	cm	1.02

展開手法については、TiNi Aerospace.inc の HP にて紹介されている手法を用いる。展開シーケンスを図 2.9 に示す。ここで、Frangibolt の動作原理を簡単に記す。Frangibolt には、形状記憶合金シリンダが使用されており、電力が加わることで加熱され、伸長する。これにより、展開部品をおさえている fastener が破断する。このとき、破断する場所を指定するために、fastener には、径が小さくなっている部分がある。fastener が破断されると、図中のばねが伸長し、破断された fastener を引き抜く。これにより、すべての展開物の拘束が解かれる。

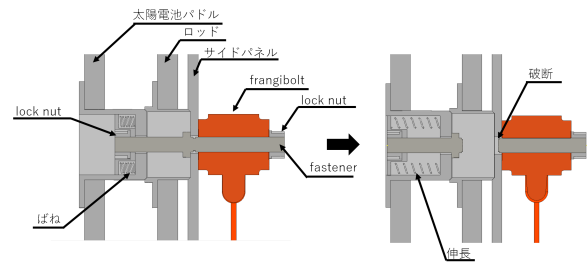


図 2.9 展開シーケンス

### 2.4.3 ハーネスルーティング

本衛星ではパドル駆動を行うため、パドルに設置している太陽電池セルからの電力供給をする際のハーネスのルーティングが問題となる。対策として図 2.10 に示すように、パドル可動域範囲でハーネスが断線しないよう裕度を設ける。

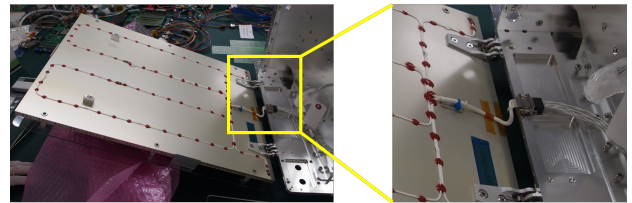


図 2.10 ハーネスルーティングの様子

なお、被覆線には PTFE を用いる。これは高耐熱性、耐薬品性など優れた性質を持ちながら、柔らかいという特徴を併せ持つ [11]。通常パドルの展開はロケット放出後の 1 度のみ行われるもので、複数回駆動する場合は少ないので、断線までの回数、曲げの最小曲率半径、あそび長さを十分に考慮する必要がある。

### 2.4.4 ロッドパドルの慣性テンソル

今回のミッションでは、ロッド-太陽電池パドル系の慣性テンソルが重要になってくる。ロッドの長さは、故障点数を増える、収納性が悪くなる、等の観点から、400 mm としている。よって、慣性テンソルを最大化することが求められ、できるだけロッド-パドル系を重くすることが重要である。今回の設計における衛星質量 50 kg 以内という制約、及び搭載機器の質量、マージン等を考慮して、ロッドは 1.25 kg、パドルは 1.5 kg とした。

設計に用いた 3 次元 CAD ソフトにより、質量中心回りの慣性テンソル  $J$  [kgm<sup>2</sup>] は、以下のように求められた。このときの座標系を図 2.11 に示す。このとき、姿勢変更角度は 40 deg 以上確保できる見込みであることが姿勢系の計算により分かっている。

$$J = \begin{bmatrix} 1.706 \times 10^{-2} & & \text{Sym.} \\ -2.762 \times 10^{-5} & 1.750 \times 10^{-1} & \\ 5.790 \times 10^{-6} & 3.893 \times 10^{-9} & 1.920 \times 10^{-1} \end{bmatrix} \quad (2.3)$$

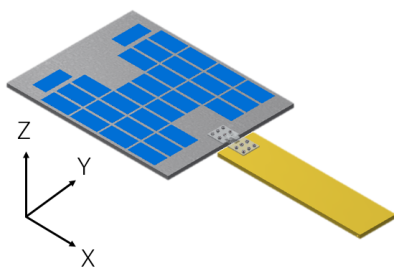


図 2.11 座標系

## 2.5 構造解析

### 2.5.1 基本構造

本衛星は筐体中央部に支柱を設け中央支柱型構造を採用している。主に、温度要求から理学機器は中央支柱に取り付け、それ以外の発熱機器は筐体側面の内側に設置する設計とした。筐体部分のパネルは厚さ 5mm のアルミ合金のハニカム構造を採用し、中央の支柱は厚さ 2mm のアルミ合金を採用している。アルミ合金は主に A5052 を採用する予定である。ハニカムパネルに搭載機器を載せる場合には 5mm では剛性が不足し、機器の搭載環境が悪化する可能性がある。コンポーネントにかかる最大荷重を、質量-加速度曲線を用いて決定し、解析を行った。その結果、コンポーネント破損、パネル破損がともに発生せず、搭載機器環境は悪化しないことを確認した。しかし、アルミハニカムの低剛性による大振幅のリスクがあるので、今後、精度をあげた解析や、試験を行って問題が生じる可能性もある。その場合は、厚さを増す、材料を変えろといった対策をとる。

本衛星では、多くの機器をサイドパネルに設置している。そのため、サイドパネルを展開した状態で機器を設置し、箱をくみ上げれば、容易に組み立てることができる。

### 2.5.2 パドルのヒンジ部分の応力解析

太陽電池パドルは 1 枚につき 2 つの Frangibolt で固定されており、この拘束が外れると、ばね付きヒンジにより展開する。このとき、展開による衝撃でヒンジが破損する可能性が考えられる。衝撃力に関する正確な解析は難しいが、力積の概念を導入し、衝撃力を荷重に変換することで、簡易的な解析を行った。このときに仮定した変数とその値、算出された荷重を表 2.4 に示す。角速度は松永研究室が開発した同サイズの人工衛星 TSUBAME の太陽電池パドル展開実験の動画から、展開速度を計測し、算出した。速度が 0 になる時間に関しても、同様に、動画から計測したが、ヒンジのガタが大きく、参考になりにくかったので、得られた測定結果に安全率 100 をかけた。解析結果は表 2.5 のようになった。これから、ばね付きヒンジに用いる素材を A5052 で作製し、ばねを仮定に見合うように適当に選択すれば安全率が 7.6 となり、パドル展開時に

において十分な剛性を有することがわかる。

表 2.4 仮定した変数とその値

	単位	値
太陽電池パドルの重さ	kg	1.5
太陽電池パドルの長さ	m	0.453
角速度	rad/s	0.906
速度が 0 になる時間	s	0.03
荷重	N	10.26

表 2.5 解析結果

	単位	値
フォンミーゼス応力	MPa	11.49
最大主応力	MPa	11.82
変位	mm	1.427

### 2.5.3 パドル駆動時の振動

通常の衛星に比べてパドル部分の質量が大きく重心位置から遠いことから振動の影響が考えられる。本解析ではマヌーバ時にかかる荷重によってどの程度の変位を生じ、その振動が衛星本体に影響を及ぼすかを考察することを目的とする。

条件としては、マヌーバ時にかかる荷重としての最大値を 1 N として見積もった。その際の変位と減衰比からパドルの振動幅の時間推移を見るものとした。

Inventor 2016 を用いて 1 N をかけた際の結果を図 2.12 に示す。

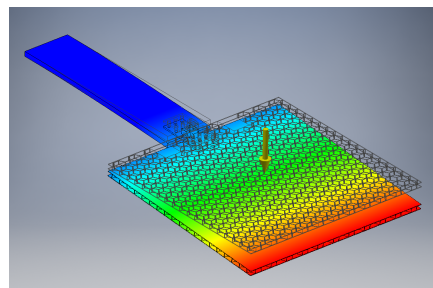


図 2.12 パドル駆動時の曲げの様子

なお、パドル駆動時に起こりうる最大の変位は 0.13 mm となった。本解析はヒンジ部のガタ付きを考慮していない、ロッド根元部分を剛に拘束している、などといった実際のモデルとは異なる点が多い。変位 0.13 mm は材料のアルミの曲げによる変位のみが起因した結果であり、ヒンジ部のガタ付きや工作精度、表面粗さなどによって生じる影響が支配的であることがわかった。パドル駆動時の振動



が大きい場合、衛星本体の姿勢安定度に影響を及ぼす懸念があるが、ヒンジ部のガタ付きなどによる影響が支配的であることから、実験的に評価していくことが好ましいことがわかった。

#### 2.5.4 ロケット打上げ時の解析

ロケット打ち上げ時の解析の結果について述べる。

##### 構造解析条件

構造要求（固有値・準静荷重）本衛星に求められる設計要求を以下に示す。

##### 準静的加速度

- 機軸方向 +5.0/ -6.0 G
- 機軸垂直方向 ±5.0 G

##### 剛性要求

- 機軸方向 120 Hz 以上
- 機軸垂直方向 60 Hz 以上

本解析は 3 次元 CAD ソフト Autodesk Inventor2016 を用いて作成した CAD 上のモデルを用いた。現モデルではコンポーネント数が多いため、コンポーネント数を減らした上で Fusion360 上で解析を行った。

##### 構造解析結果

次に、構造解析の結果について述べる。

##### 強度解析

設計要求である機軸方向 +5.0/ -6.0 G、機軸垂直方向 ±5.0G を荷重としてかけることで解析を行った。衛星内における最大応力を表 2.6 に示す。応力

表 2.6 強度解析結果

条件	最大応力 [MPa]
機軸方向: +5.0 G	15.49
機軸方向: -6.0 G	18.59
機軸垂直方向: ±5.0 G	14.37

が最大となるのは、機軸方向荷重のときはベースパネル、機軸垂直方向のときは frangibolt であった。ベースパネルの圧縮は 268.9 MPa, Frangibolt はチタンを用いており、引っ張り強度が 393 MPa である。以上から、安全率を計算すると、

$$f_{basepanel} = \frac{\sigma_s}{\sigma_a} = \frac{268.9\text{MPa}}{18.59\text{MPa}} = 14.46$$

$$f_{frangibolt} = \frac{\sigma_s}{\sigma_a} = \frac{393\text{MPa}}{14.37\text{MPa}} = 27.34$$

であることから、十分な強度を有した設計となっていることがわかる。

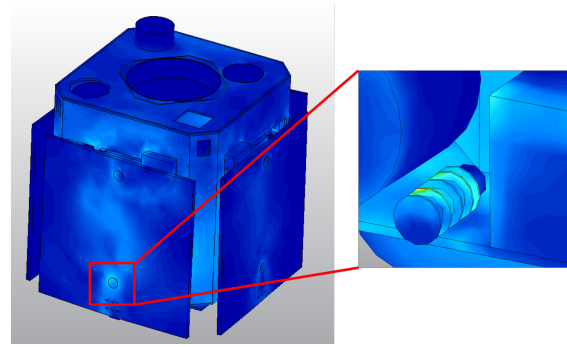


図 2.13 強度解析における応力集中付近の拡大図

##### 固有値解析

一次固有振動数と、剛性要求を表 2.7 に示す。

表 2.7 固有値解析結果および剛性要求

固有振動数 [Hz]	剛性要求 [Hz]	
	機軸方向	機軸垂直方向
136.8	120	60

1 次モードにおける固有振動の様子を図 2.14 に示す。

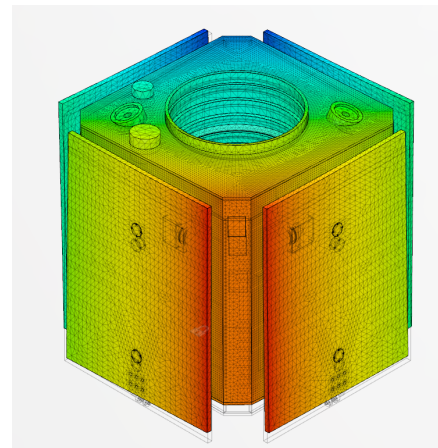


図 2.14 1 次モードにおける固有振動の様子

なお、1~4 次の固有値は各パドルが 1 次モードと同様に振動し、5 次は向かい合うパドルが同時に振動するモードとなった。これらの振動はロケット機軸方向に対して垂直方向の固有振動であったため、1 次以降のすべての固有値は剛性要求である機軸方向 120 Hz 以上および、機軸垂直方向 60 Hz 以上を満たしていることが分かる。

##### 振動解析

正弦波振動については、入力レベルに Q 値をかけることで、ランダム振動については、Mile's の式

を用いることにより、静加速度に置き換えて評価し、静荷重をかけることで解析を行う。設計要求において、Q 値を 20 として計算すると、ランダム振動による静荷重が 34.6 G となる。これは、以下に示す正弦波振動による静荷重よりも小さくなるため、正弦波振動による静荷重解析のみ行う。このときの、正弦波振動解析の結果を表 2.8 に示す。

表 2.8 正弦波振動解析結果

条件	最大応力 [MPa]
機軸方向: 50G	154.9
機軸垂直方向: 40G	114.9

応力が最大となるのは、機軸方向荷重のときはベースパネル、機軸垂直方向のときは frangibolt であった。ベースパネルの圧縮は 268.9 MPa, frangibolt の引っ張り強度が 393 MPa である。以上から、安全率を計算すると、

$$f_{basepanel} = \frac{\sigma_s}{\sigma_a} = \frac{268.9\text{MPa}}{154.9\text{MPa}} = 1.73$$

$$f_{frangibolt} = \frac{\sigma_s}{\sigma_a} = \frac{393\text{MPa}}{114.9\text{MPa}} = 3.42$$

であることから、十分な強度を有した設計となっていることがわかる。

なお、現在の解析方法では、パネル間を完全に結合してしまう。このとき、ボルト締結した場合に比べて、固有振動数が過大評価、応力が過小評価されてしまう。衛星の簡易モデルを用いて、固有振動数と応力の値の比較を行った。解析結果を表 2.9 に示す。(表は解析後に編集) 固有振動数は、約 0.8 倍になっている。前述の解析結果に 0.8 倍かけると、10.9.6 Hz となることから、剛性要求を下回ってしまう可能性がある。しかし、計測値は、通常、計算で求められた剛性よりも若干大きくなる傾向にある。実機作製時にはこの点を考慮にいれ、十分注意するものとする。また、応力に関しては、およそ 1.3 倍になっている。上記の解析すべての場合で、算出された値を 1.3 倍しても、安全余裕が正の値となったので、問題ないと判断する。

表 2.9 解析結果比較

	固有振動数 [Hz]	最大応力 [MPa]	
		10G	50G
完全結合	151	2.256	10.69
ボルト締結 (9 本)	121	2.5-3	14-14.5

## 2.6 熱解析

本解析は衛星内部の搭載機器が要求温度内に収まっているか確認するために行う。特に本ミッショ

ンでは、理学機器の温度要求に注目してその範囲内に収まっているかの確認を行う。理学機器の温度要求を以下に再掲する。

表 2.10 理学機器の温度要求

機器名	使用 (保存) 温度範囲 [°C]
広視野望遠鏡	0(-20)~10(40)
理学処理系	-20(-25)~40(80)

### 2.6.1 熱制御系

本衛星は、主に SIDE PANEL に放熱面を設け衛星本体の温度を均等に保ち、温度が下がりすぎる機器に関してはヒーターを用いて要求温度内に収めるといった思想の下で設計する。

構造としては、中央支柱型を採用していることから、主に内部の熱環境は SIDE PANEL に設置された機器と中央支柱に機器の 2 つに大別される。また、中央支柱部分に取り付けられる機器は観測方向の要求から理学機器となる。理学観測機器は温度が上昇するとノイズが乗るため冷却する要求がある。SIDE PANEL には放熱面を設けているため、発熱機器は主に SIDE PANEL に取り付ける。理学機器は TOP PANEL および BASE PANEL から熱を逃がすものとする。

### 2.6.2 1 点解析

#### 熱解析条件

まず、発熱機器が多いことから放熱面積の見積もりを行う。衛星全体を 1 節点とし、太陽輻射および発熱と深宇宙への輻射がつり合う時の平行温度を求める。衛星の発熱は重力波天体観測時の 53 W を仮定している。本解析では MLI は理想的に外部熱の放射および吸収はしないものとして銀テフロンのみ放熱面を考慮している。式の詳細は 5 点解析の項で示すため省略する。

### 2.6.3 熱解析結果

解析時の銀テフロンの見積もり面積と衛星全体の温度を表 2.11 に示す。

表 2.11 1 点解析結果

見積もり面積 [m <sup>2</sup> ]	衛星温度 [°C]
0.18	15.0

よって放熱面は 0.18 m<sup>2</sup> 程度となる。発熱機器を SIDE PANEL に設置しているので、SIDE PANEL4 面に銀テフロンを計 0.18 m<sup>2</sup> 貼るとした。なお実際の衛星を設計する際、本解析は衛星内のすべての機器を 1 つの点として温度を平滑化したうえでの解析である、高温側のマージンを持たせる、などの理由から本解析で求めた値よりも大きな面積の銀テ

フロンが必要となる。これらの面積の見積もりは Thermal Desktop などのソフトを用いた詳細な解析によって行う。

### 2.6.4 5点解析

#### 熱解析条件

衛星を5個のノードに分割し、それぞれのノードの熱平衡方程式を考える節点解析法を用いて熱解析を行った。それぞれのノードの温度は外部熱入力、内部発熱とノード間の熱コンダクタンスによって決まるエネルギー保存式を連立させることで求めることができる。また、外部熱入力は太陽光輻射、地球アルベド、地球赤外輻射の3つを考え、各ノード  $i(= 1, 2, \dots, 5)$  の熱平衡方程式は式(2.4)のように表される [13]。

$$C_i \frac{dT_i}{dt} = \alpha_i A_{si} P_{si}(t) + \alpha_i A_{ai} P_{ai}(t) + \alpha_i A_{ei} P_{ei}(t) + P_{gi}(t) - \sum_{j=1}^5 K_{ij} \{T_i(t) - T_j(t)\} - \sum_{j=1}^5 \varepsilon_i \sigma F_{ij} A_{ij} (T_i^4(t) - T_j^4(t)) \quad (2.4)$$

ここで

$C_i$ : 熱容量 [J/K],  $\alpha$ : 太陽光吸収率,  
 $P_{si}$ : 太陽光放射照度 [ $W/m^2$ ],  $P_{ai}$ : 地球アルベド [ $W/m^2$ ],  $P_{ei}$ : 地球赤外輻射照度 [ $W/m^2$ ],  
 $A_{si}$ : 太陽光受光面積 [ $m^2$ ],  $A_{ai}$ : 地球アルベド受光面積 [ $m^2$ ],  $A_{ei}$ : 地球赤外輻射受光面積 [ $m^2$ ],  
 $P_{gi}$ : 搭載発熱機器 [W],  $K_{ij}$ : 熱抵抗 [W/K],  $\varepsilon_i$ : 1 各節点表面の赤外輻射率,  $\sigma$ : ステファンボルツマン定数 [ $W/m^2 K^4$ ],  $F_{ij}$ : 形状係数,  $t$ : 時間 [s] である。

次に解析に用いる衛星のモデルを図 2.15 に示す。

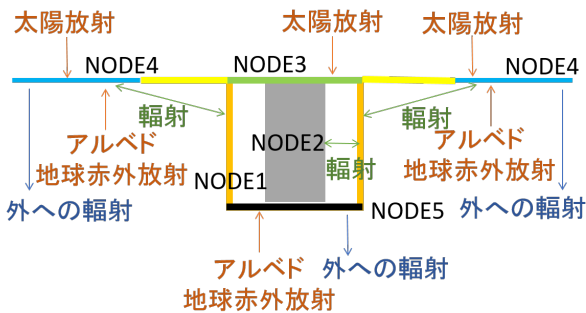


図 2.15 5点解析における衛星モデル

衛星内部の機器は SIDE PANEL に取り付けられている機器と中央支柱に取り付けられている機器の2節点で評価し、TOP PANEL と BASE PANEL は外部熱入力の環境が SIDE PANEL と異なるため別節点とした。また、それに加えてパドル部分を節点として加えて合計5節点の解析となっている。それぞれの輻射および伝熱は図 2.15 に示す通りである。また、解析は周回時間90分に対して20分が日陰

のトワイライト軌道の場合を想定し、ワーストホットとワーストコールドの2通りの解析を行う。それぞれの条件は以下の表に示す通りである。なお、ワーストホットは太陽定数が大きく、機器発熱が最大するとき、ワーストコールドは太陽定数が小さく、機器発熱が最小のときである。

表 2.12 熱解析条件 [14]

項目	高温最悪側	低温最悪側
$P_{ai}[W/m^2]$	1414	1322
$P_{ei}[W/m^2]$	250	193
アルベド係数	0.4	0.2
機器発熱 [W]	86.5	23.7

### 2.6.5 熱解析結果

ワーストホット、コールドの条件別に解析結果を図 2.16, 2.17 示す。

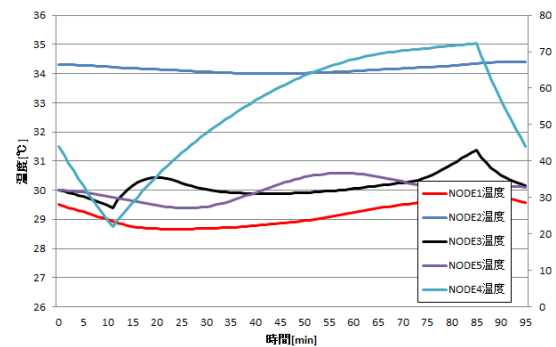


図 2.16 ワーストホット時の衛星筐体の温度推移

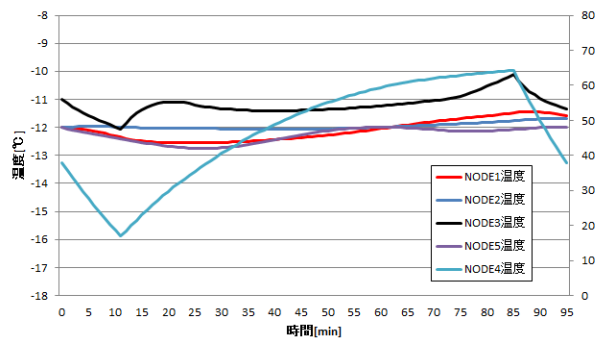


図 2.17 ワーストコールド時の衛星筐体の温度推移

なお、温度の範囲が異なるためパドルのみ (NODE4) 別の軸 (右軸) で示した。

以上から図 2.18 を得る。緑の範囲が各機器の許容温度、青線がコールドワースト、赤線がホットワーストを表す。許容温度内にコールドワーストが入っていない機器があるが、これはこの解析が5点解析であるため、各機器の正確な温度を解析でき

ていないためである。詳細なすべての機器の要求温度に関する解析は Thermal Desktop を用いて行い、許容範囲内に入らない場合はヒーターを設置する。

## 3 姿勢決定系

### 3.1 姿勢モード

姿勢決定系の設計にあたり、まずはじめに姿勢モードをデタンプリング、太陽指向、地上局指向、重力波天体観測の4つと定義した。重力波天体観測については、望遠鏡視線方向変更、電力確保、迅速大角度姿勢変更および高姿勢安定度の4つにさらに区別される。各制御モードにおける使用センサ、アクチュエータおよび制御周期を表3.1に示す。使用センサ、姿勢決定アルゴリズムの詳細はそれぞれ3.3、3.4節を、アクチュエータ、姿勢制御アルゴリズムの詳細はそれぞれ4.3、4.5–4.8節を参照。各制御モードでの動作は以下の通りである。

#### 1) デタンプリング

ロケット分離時に機体が保有する角運動量を、機体角速度が1 deg/s 以下になるまで消散させる。

#### 2) 太陽指向

電力が確保できるように、太陽電池パドルを太陽方向に指向させる。

#### 3) 地上局指向

Sバンドアンテナを地上局方向へ指向させ、地上との高速通信を確立させる。

#### 4) 重力波天体観測

##### 4-1) 望遠鏡視線方向変更

サーベイ観測モード（タイリング観測）時に紫外望遠鏡の視線方向を変更する。

##### 4-2) 電力確保

パドルのみを慣性系に対して駆動し、観測を行いつつも電力が十分確保できるような姿勢にする

##### 4-3) 迅速大角度姿勢変更

突発天体方向、あるいはサーベイ範囲を受信後、目標方向に迅速に姿勢を変更する。

##### 4-4) 高姿勢安定度

突発天体観測時、あるいはタイリング観測時に高姿勢安定度を達成するため、写野外センサで相対姿勢をセンシングし、RWで姿勢制御を行う。絶対姿勢情報は記憶領域に保存されるのみで、制御には使用しない。

### 3.2 姿勢決定系への要求

1. 理学機器に現在時刻を10 msの精度で通知できること
2. 絶対姿勢と角速度を10 Hzで検出できること
3. 10 deg/sの機体角速度を検出できること
4. 理学観測中、精度15 arcminで絶対姿勢を決定すること
5. 理学観測中、7.5 arcsec以下の姿勢変動が計測できること

#### 6. 地磁気を3軸で検出できること

#### 7. どの姿勢でも太陽方向を検出できること

上3つはシステム要求であって、残りがシステム要求から導かれる姿勢決定系への要求である。4番目の要求は、指向精度要求30 arcminのうちの半分を姿勢決定精度としたものである。5番目の要求は、望遠鏡が露光している間（10秒間）、15 arcsec以下の姿勢変動に抑えるという要求から来ている。6番目の要求は、MTQを用いたデタンプリング制御やアンローディング制御を行うために必要となる。7番目の要求は、太陽指向制御に失敗することを防止し、衛星の抗たん性を向上させるためである。

### 3.3 搭載機器

地磁気ベクトルを検出するため3軸地磁気センサであるHoneywell製HMR2300（諸元：表3.2）を1台搭載する。本センサはTSUBAMEにも搭載されており、軌道上で動作した実績がある。検出される地磁場の精度は0.01%であり、十分な精度で地磁気ベクトルを決定できるため、要求6を満たしている。

太陽方向を検出するために太陽センサであるAxelSpace製AxelSun（諸元：表3.3）を6台搭載する。太陽方向を十分な精度（1度）で検出でき、さらに「ほどよし」シリーズで宇宙実証されていることから選定に至った。配置は、要求7を満たせるよう太陽センサの視野が全天をカバーできる設計とした。具体的には、筐体の切り欠き部分に4台と、±Z面に2台を配置する。

GNSS受信機（GNSS-R）であるセンサコム製firefly（諸元：表3.4）を搭載する。同センサは宇宙での動作実績はないが、当研究室で行った放射線試験をパスしたことから選定に至った。GNSS受信機は、内部時刻をGPS、あるいはGLONASS衛星によって補正するため、高々10 μsオーダーの精度で現在時刻が得られる。理学機器への転送するまでの遅延は高々1 ms程度と考えられるので、時刻精度10 msの要求は満たすことができると考える。

スタートラッカー（STT）としてAxelStar-3（諸元：表3.5）を搭載し、絶対姿勢を検出する。同STTを2台用いた場合の姿勢決定精度は7 arcsec (1σ)、サンプリングレートは2 Hzである。サンプリングレートおよび姿勢決定精度に関する要求を満たせるかどうかは3.4.1節で論じる。本衛星の軌道（トワイライト軌道）においてSTTは常に深宇宙方向を指向しているため、惑星などが写り込まない限りは姿勢を決定できる。トワイライト軌道以外に投入された場合は、視野に地球が写り込んで姿勢決定不可能な時間が存在する。だが、その時間中にはミッションは行わないため問題はない。

角速度検知のためFiber Optic Gyro (FOG) である多摩川精機製TA7584（諸元：表3.6）を搭載す



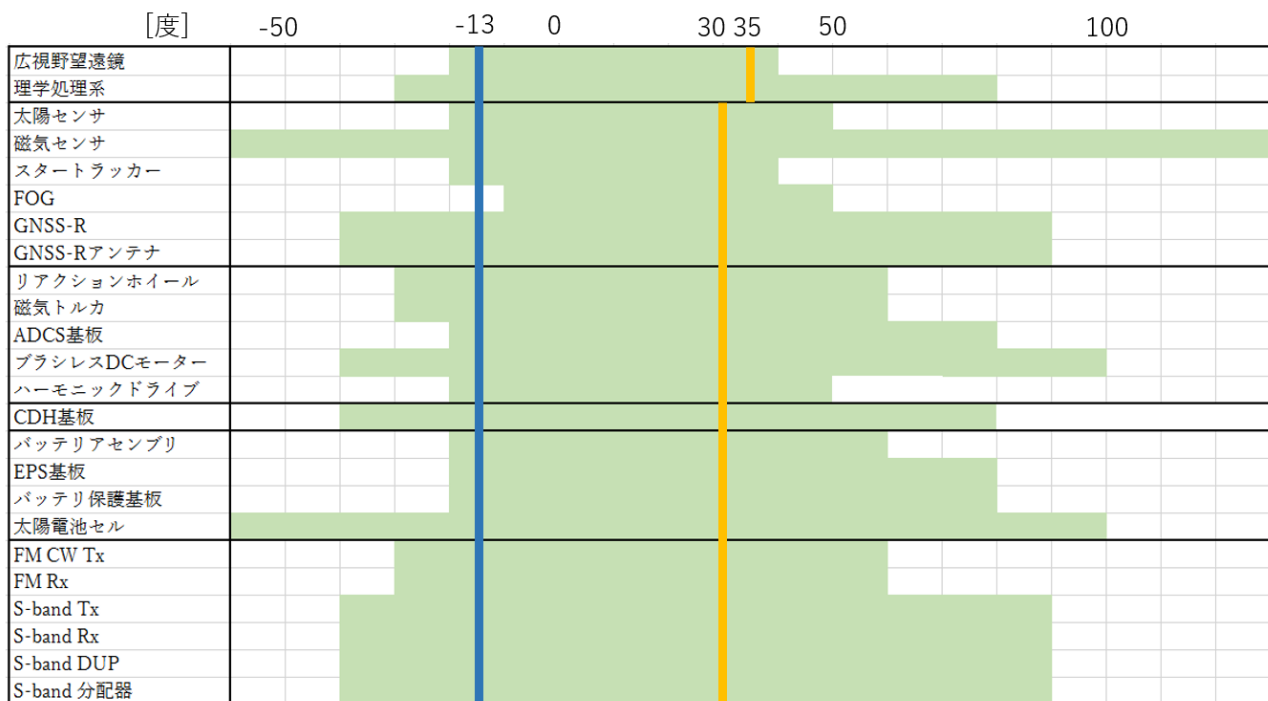


図 2.18 搭載機器の許容温度範囲とワーストコールド，ワーストホットの関係図

表 3.1 姿勢モード

姿勢モード	センサ			アクチュエータ	制御周期	
	絶対姿勢検出	相対姿勢検出	角速度検出			
デタンプリング	N/A	磁気センサ	磁気センサ	MTQ	10 Hz	
太陽指向	N/A	太陽センサ	FOG	RW	10 Hz	
地上局指向	STT+FOG (EKF)	N/A	FOG	RW	10 Hz	
重力波天体観測	望遠鏡視線方向変更	STT+FOG (EKF)	N/A	FOG	VSAC+RW	10 Hz
	電力確保	STT+FOG (EKF)	N/A	FOG	VSAC+RW	10 Hz
	迅速大角度姿勢変更	STT+FOG (EKF)	N/A	FOG	VSAC+RW	10 Hz
	高姿勢安定度	STT+FOG (EKF)	写野外センサ	写野外センサ	RW	4 Hz

る。「ほどよし」シリーズでの宇宙実績があるため選定に至った。メーカー側での調整により 10deg/s までの角速度が 20Hz で検出可能であって、要求 2 と要求 3 の角速度に対する要求を満たしている。

FOG の精度 (ランダムノイズ) は約 21.6 arcsec(2σ) であって、これで 7.5arcsec/10sec の姿勢安定度を達成するのは困難である。そこで、写野外ガイドの原理を用いた姿勢変動推定を実施する。理学観測に使用されない波長 (ここでは可視光) に対し、ピッチ間隔の短い CMOS センサから短時間の周期で得た画像を用いることで、新たな望遠鏡を設置することなく姿勢変動による恒星のずれを検出する。3 軸周りそれぞれの、回転による姿勢変動を考えると、より離れた位置 (方位角) にある 2 点を観測するのが有効であると考えられるため、2つの CMOS センサを合焦面上に離して設置する (図 3.1)。これを用いた姿勢変動推定アルゴリズムを 3.4.2 項で述べる。原理的に、角速度で示した計測

レンジは 3 deg/sec 程度であり FOG の検出範囲と重複部分があるため、これらを組み合わせることで要求の要求 3 及び要求 5 の範囲の角速度 (姿勢変動) を余すことなく検出できる。

表 3.2 地磁気センサ (HMR2300) 諸元

	単位	値
寸法	mm	74.9×12×8
質量	g	28
磁気測定範囲	gauss	±2
精度	%	0.01
供給電圧	V	6.5~15
消費電流	mA	35
温度範囲	°C	-45~+85

表 3.3 太陽センサ (AxelSun) 諸元

	単位	値
精度	deg	1
視野角	deg	100×100
寸法	mm	30.5×40.7×21
質量	g	46
供給電圧	V	5
消費電力	W	0.165
温度範囲	°C	-20~+50

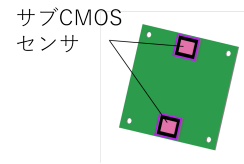


図 3.1 サブ CMOS センサ

表 3.4 GNSS 受信機 (firefly) 諸元

	単位	値
位置精度	m	2.5
寸法	mm	50×70×17
質量	g	18
供給電圧	V	3.3
消費電力	W	0.15
温度範囲	°C	-45~+85

表 3.5 STT (AxelStar-3) 諸元

	単位	値
寸法	mm	150×80×75
質量	kg	1.2
精度 (yaw/ pitch)	arcsec	7
精度 (roll)	arcsec	77
許容角速度	deg/s	0.5
データ更新レート	Hz	2.0, 0.5, 0.2
供給電圧	V	9.0 ~ 35
消費電力	W	2.5
温度範囲	°C	-20~+50

表 3.6 FOG (TA7584) 諸元

	単位	値
寸法	mm	135×150×45
質量	kg	1.2
データ更新レート	Hz	20
ノミナルバイアス	arcsec/s	15.1
ランダムノイズ	arcsec/s	10.8
供給電圧	V	15 or 28
消費電力	W	3.5 以下
温度範囲	°C	-10~+50
計測レンジ	deg/s	±10

### 3.4 姿勢決定アルゴリズム

#### 3.4.1 拡張カルマンフィルタ

3.3 節で述べた STT を単体で使うだけでは 2Hz でしかサンプリングができず、要求である 10 Hz を満たすことができない。さらに、STT は高速マヌーバ中、姿勢変動のため姿勢情報を出力できないという問題がある。そこで、本項では、拡張カルマンフィルタ (Extended Kalman Filter: EKF) を導入することによってこれらの問題を解決を図る。

STT に対しては、STT と FOG を組み合わせた EKF[15] を構成し、問題に対処する。マヌーバ中など STT が姿勢を決定できない間は、FOG の角速度情報により EKF を伝播させれば姿勢決定が可能である。そして、EKF は FOG のサンプリング周期と同じ 20 Hz で動作するため、20 Hz で姿勢と角速度が得られ要求 2 の 10 Hz を満たすことができる。

センサの性能を入れ込んだ EKF のシミュレーションを実施し、姿勢決定精度を確認した。シミュレーション開始から 500 秒までは機体が静止しており、その後 100 秒間 +X 軸周りにマヌーバするという条件で計算を行った。つまり、500~600 秒の間は FOG の伝播のみで姿勢が決定される。機体角速度および誤差角 (真の姿勢と推定姿勢とのオイラー軸周りの角度) の時間変化を図 3.2 に示す。t = 500 秒から STT による姿勢決定が不可となるため誤差角の上昇傾向が見られるものの、要求値 (30 arcmin) 以内に収まっている。実際のマヌーバ時間は高々 10 秒のオーダーであるため、姿勢決定精度要求 30 arcmin は満たされていると言える。

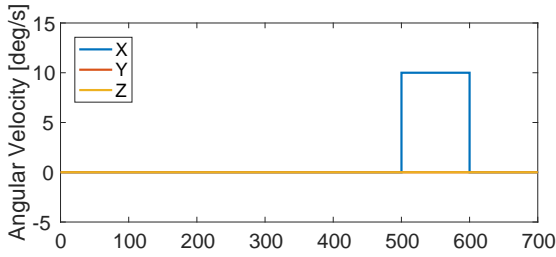


図 3.2 EKF の推定誤差

### 3.4.2 サブ CMOS センサを用いた高精度 3 軸姿勢変動推定

観測中の高精度姿勢安定を実現するために、サブ CMOS センサを用いて姿勢変動推定を行う。ここではそのアルゴリズムを述べる。

図 3.3 のように、CMOS センサに固定した座標系を定義する。サブ CMOS センサに写る、それぞれ少なくとも 1 つの恒星を基準とし、異なる時刻に撮影した 2 つの画像について、この恒星の位置のずれを用いる。 $n$  番目の、基準にする恒星の、CMOS センサ上での位置座標を  $(\alpha_n, \beta_n)$  と表し、位置変動後の座標を  $(\alpha_n + \Delta\alpha_n, \beta_n + \Delta\beta_n)$  と表す(図 3.4)。

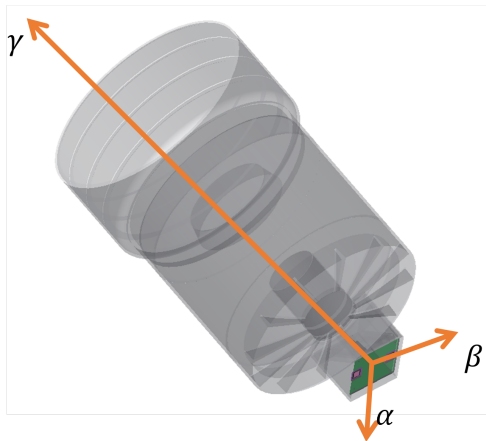


図 3.3 CMOS 固定座標系

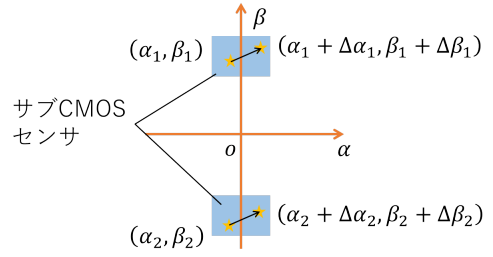


図 3.4 サブ CMOS 上の基準恒星の座標

機体の微小姿勢変動は回転軸ベクトル  $\vec{\psi}$  で表すことができ、さらに  $\alpha, \beta, \gamma$  各軸に関する回転  $\psi_\alpha, \psi_\beta, \psi_\gamma$  の重ね合わせであると言える。焦点距離を  $f$  としたとき、 $\alpha$  軸周りの姿勢変動  $\psi_\alpha$  に起因する星像のずれは

$$\begin{aligned} \Delta\beta_{\alpha,n} &= -(f \tan(\psi_\alpha + \psi'_\alpha) - \beta_n) \\ &= -\frac{(f + \beta_n^2/f) \tan \psi_\alpha}{1 - (\beta_n/f) \tan \psi_\alpha} \end{aligned} \quad (3.1)$$

と表せる(図 3.5 (a))。同様に  $\beta$  軸周りの姿勢変動  $\psi_\beta$  に起因する星像のずれは

$$\Delta\alpha_{\beta,n} = \frac{(f + \alpha_n^2/f) \tan \psi_\beta}{1 - (\alpha_n/f) \tan \psi_\beta} \quad (3.2)$$

さらに、 $\gamma$  軸周りの姿勢変動  $\psi_\gamma$  に起因する星像のずれは

$$\begin{aligned} \Delta\alpha_{\gamma,n} &= -\alpha_n \cos \psi_\gamma + \beta_n \sin \psi_\gamma - \alpha_n \\ &= \alpha_n(\cos \psi - 1) + \beta_n \sin \psi_\gamma \end{aligned} \quad (3.3)$$

$$\Delta\beta_{\gamma,n} = \beta_n(\cos \psi - 1) - \alpha_n \sin \psi_\gamma \quad (3.4)$$

と表せる(図 3.5 (b))。得られる星像のずれはこれらの重ね合わせだから、

$$\begin{aligned} \Delta\alpha_n &= \Delta\alpha_{\beta,n} + \Delta\alpha_{\gamma,n} \\ &= \frac{(f + \alpha_n^2/f) \tan \psi_\beta}{1 - (\alpha_n/f) \tan \psi_\beta} \\ &\quad + \alpha_n(\cos \psi - 1) - \beta_n \sin \psi_\gamma \end{aligned} \quad (3.5)$$

$$\begin{aligned} \Delta\beta_n &= \Delta\beta_{\alpha,n} + \Delta\beta_{\gamma,n} \\ &= -\frac{(f + \beta_n^2/f) \tan \psi_\alpha}{1 - (\beta_n/f) \tan \psi_\alpha} \\ &\quad + \beta_n(\cos \psi - 1) + \alpha_n \sin \psi_\gamma \end{aligned} \quad (3.6)$$

となる、 $n = 1, 2, \dots$  に対してこれを解くことで、 $\psi_\alpha, \psi_\beta, \psi_\gamma$  が得られる。

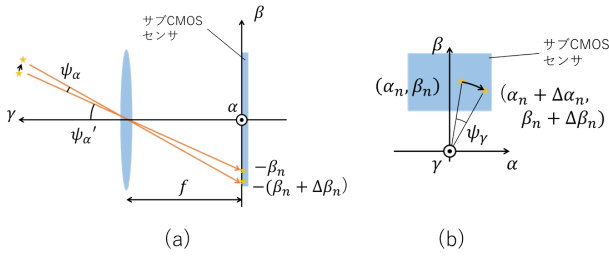


図 3.5  $\alpha$  軸周り (a) と  $\gamma$  軸周り (b) の姿勢変動による星像のずれ

サブ CMOS センサとしては、SONY 社製 IMX264 を使用し、0.1 s 露出で 0.25s 周期 (4 Hz) で繰り返し撮影することを想定する。望遠鏡の星像結像幅を  $= 7\mu\text{m}$ 、S/N 比  $= 20$  として擬似的に生成した画像に対し、星像重心位置計測および姿勢変動推定を行うシミュレーションを行ったところ、0.28 arcsec ( $3\sigma$ ) 程度の精度が出ることが確認できている。

## 4 姿勢制御系

### 4.1 姿勢制御系への要求

- 要求された姿勢変更をできる限り迅速に行えること
- マヌーバ中に必要となる加減速トルク 1.0 Nm が出力可能であること
- 望遠鏡の露光中 (10 秒間) に姿勢変動を 15 arcsec 以下に抑えること
- 姿勢決定・制御演算を 10 Hz で実行できるだけの OBC (On Board Computer) を搭載すること

### 4.2 アクチュエータのサイジング

以下では、本衛星に搭載するアクチュエータのサイジングを行う。

#### 4.2.1 磁気トルカ (MTQ)

RW のアンローディングや衛星のデタンプリングに用いる磁気トルカのサイジングを行う。磁気トルカを本衛星の姿勢制御に用いる場合、磁気トルカ 1 台が発生させることのできる最大トルクが常に外乱トルクを上回っている必要がある。そのため、以下では本衛星に作用する外乱トルクの最大値を見積もる。

本衛星の衛星軌道は高度 550 km のトワイライト軌道であり、この軌道で考慮すべき外乱トルクとしては以下のものが挙げられる。

- 重力傾斜トルク
- 大気抵抗トルク
- 残留磁気トルク
- 太陽輻射圧トルク

以下、各々について見積もりを行う。

#### 重力傾斜トルク

衛星に作用する重力傾斜トルクは次式により計算できる。

$$\mathbf{T}_g = -3n^2 \begin{bmatrix} (J_y - J_z) \sin \theta \cos \phi \cos^2 \phi \\ -(J_z - J_x) \cos \theta \cos \phi \sin \phi \\ -(J_x - J_y) \sin \theta \sin \phi \cos \phi \end{bmatrix} \quad (4.1)$$

ここで  $n$  は軌道の平均運動であり、軌道高度 550 km のトワイライト軌道の場合は  $n \approx 1.10 \times 10^{-3}$  である。 $\phi, \theta$  は軌道座標系 (LVLH 系) から機体固定座標系への回転として定義されたオイラー角である。最悪ケースを想定し  $\phi, \theta$  を含む部分は 1 と見積もると、

$$\mathbf{T}_g \approx -3.61 \times 10^{-6} \begin{bmatrix} (J_y - J_z) \\ -(J_z - J_x) \\ -(J_x - J_y) \end{bmatrix} \quad (4.2)$$

ここで、パドル展開後の衛星慣性モーメントの値を用いると、 $|J_i - J_j|$  の値は最大で 2.4  $\text{kgm}^2$  程度であるので、重力傾斜トルクの最大値は次のように見積もることができる。

$$\mathbf{T}_g = 8.66 \times 10^{-6} [\text{Nm}] \quad (4.3)$$

#### 大気抵抗トルク

衛星に作用する大気抵抗トルクは次式により計算できる。

$$\mathbf{T}_a = (\mathbf{r}_a - \mathbf{r}_c) \times \left( -\frac{1}{2} \rho v S C_d \frac{\mathbf{v}}{v} \right) \quad (4.4)$$

空力中心位置  $\mathbf{r}_a$  と衛星の質量中心位置  $\mathbf{r}_c$  との距離  $|\mathbf{r}_a - \mathbf{r}_c|$  は大きく見積もって 0.4 m 程度とし、1 枚のパドルに作用する大気抵抗力のみによって大気抵抗トルクが生じるものとする。表 4.1 のようにパラメータを設定すると、大気抵抗トルクの最大値は次のように見積もることができる。

$$\mathbf{T}_a = 4.20 \times 10^{-6} [\text{Nm}] \quad (4.5)$$

表 4.1 大気抵抗トルク概算用パラメータ

	単位	値
$\rho$ : 大気密度	$\text{kg/m}^3$	$1.13 \times 10^{-12}$
$v$ : 衛星の速度	m/s	$7.62 \times 10^3$
$C_d$ : 抵抗係数		2.0
$S$ : 投影面積	$\text{m}^2$	0.16

#### 太陽輻射圧トルク

衛星に作用する太陽輻射圧トルクは次式により計算できる。

$$\mathbf{T}_s = (\mathbf{r}_s - \mathbf{r}_c) \times (P_s S (1 + q) \cos i) \quad (4.6)$$



太陽輻射圧中心作用点と衛星の質量中心との距離  $|r_s - r_c|$  は、大気抵抗トルクの時と同様、大きく見積もって 0.4 m 程度とし、1 枚のパドルに作用する太陽輻射圧のみによって太陽輻射圧トルクが生じるものとする。表 4.2 のようにパラメータを設定すると、太陽輻射圧トルクの最大値は次のように見積もることができる。

$$T_s = 4.73 \times 10^{-7} [\text{Nm}] \quad (4.7)$$

表 4.2 太陽輻射圧トルク概算用パラメータ

	単位	値
$C_d$ :太陽輻射圧定数	N/m	$4.62 \times 10^{-6}$
$q$ :放射係数		0.6
$i$ :太陽仰角	deg	0
$S$ :投影面積	$\text{m}^2$	0.16

#### 残留磁気トルク

地球磁場を巨大な永久磁石が作る磁場に近似して扱うと、地球の磁気ダイポール  $M_e$  は、

$$M_e = 7.96 \times 10^{15} [\text{Tm}^3] \quad (4.8)$$

となる。この時、高度 550 km の軌道上における磁束密度の大きさ  $B$  は次式で与えられる。ここで  $R_c$  は地球中心から衛星までの距離である。

$$B = \frac{2M_e}{R_c^3} = 4.80 \times 10^{-5} [\text{T}] \quad (4.9)$$

過去に設計した同程度の大きさの衛星の残留磁気ダイポールの計測結果を参考にして、本衛星の残留磁気ダイポールを  $M_r = 0.1 \text{ Am}^2$  とすると、衛星に作用する残留磁気トルクの最大値は次のように見積もれる。

$$T_m = M_r B \approx 4.80 \times 10^{-6} [\text{Nm}] \quad (4.10)$$

#### 必要磁気モーメントの見積もり

すべての外乱トルクが一方向に作用したと仮定して外乱トルクの最悪ケースを見積もると、

$$T_{max} = T_g + T_a + T_s + T_m \approx 1.81 \times 10^{-5} [\text{Nm}] \quad (4.11)$$

磁気トルカによって発生させるトルクは、安全率を 2 とし、この外乱トルクの 2 倍として考える。ここで、高度 550 km の太陽同期軌道における地球の平均磁場の大きさ  $B_m = 1.75 \times 10^{-5} \text{ T}$  と仮定すると、磁気トルカの発生磁気モーメント  $M_t$  は、

$$M_t = \frac{2T_{max}}{B_m} \approx 2.07 [\text{Am}^2] \quad (4.12)$$

つまり、これよりも大きな磁気モーメントを発生可能な磁気トルカを選定する必要がある。

#### 4.2.2 リアクションホイール (RW)

以下では、様々な姿勢モードの姿勢制御に用いる RW のサイジングを行う。本衛星では望遠鏡の露光中 (10 秒間) に姿勢変動を 15 arcsec 以下に抑える必要があるため、RW により秒角単位での角速度制御を行える必要がある。そのため、制御分解能が細かい事が重要な選定条件となる。ここでは、秒角単位での角速度制御を行うために必要とされる RW の制御分解能をどのように見積もるかを示す。

##### 制御分解能の見積もり

必要な RW の制御分解能を簡易的な一次元モデルにより見積もる。ここで  $T_{RW}$  を RW が発生するトルク、 $J_{RW}$  を RW の慣性モーメント、 $\dot{\Omega}$  をホイール角加速度とすると、RW が発生するトルクは、

$$T_{RW} = J_{RW} \dot{\Omega} \quad (4.13)$$

である。また、 $J_{sat}$  を衛星の慣性モーメント、 $\dot{\omega}$  を衛星角加速度とし、衛星に作用するトルクが RW に依る物のみであるとすれば、衛星角加速度とホイール角加速度との関係は次のように書き下せる。

$$\begin{aligned} J_{sat} \dot{\omega} &= T_{RW} = J_{RW} \dot{\Omega} \\ \dot{\omega} &= \frac{J_{RW}}{J_{sat}} \dot{\Omega} \end{aligned} \quad (4.14)$$

速度レベルと角加速度レベルの比較ではあるが、式 (4.14) の値が秒角に比べ十分に小さければ、RW は秒角単位での衛星角速度制御が可能な性能を有していると言える。このため、紫外望遠鏡を用いて微小な姿勢変動を検出し、その情報を元にフィードバック制御を行えば、余裕を持って秒角単位での衛星角速度制御ができると考えられる。しかし、制御分解能だけが良ければ良いというわけではなく、広視野サーベイ観測を随時行うために、アンローディング回数を減らす必要がある。そのため、制御分解能の要求を満たす事が出来、かつ、大きな角運動量が保有できる RW を選定する必要がある。

#### 4.3 アクチュエータの選定

##### 4.3.1 磁気トルカ (MTQ)

明星電気製の特注の磁気トルカ (写真: 図 4.1, 諸元: 表 4.3) を選定した。表 4.3 に示すように、この磁気トルカの発生磁気モーメントは  $2.6 \text{ Am}^2$  である。これは要求値  $2.07 \text{ Am}^2$  より十分に大きく、要求を満たしている。また、この磁気トルカは松永研究室の開発した超小型衛星 TSUBAME に搭載された経験があり、太陽指向制御及びデタンプリング制御の実績がある。

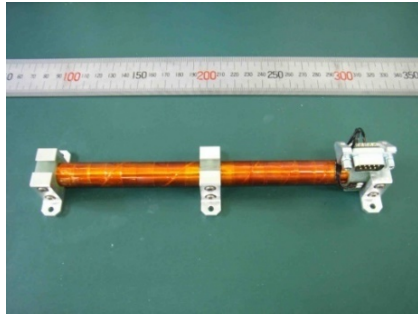


図 4.1 磁気トルカ (MTQ)

表 4.3 磁気トルカ諸元

	単位	値
発生磁気モーメント	Am <sup>2</sup>	2.6
寸法	mm	210×46×37.5
質量	kg	0.235
供給電圧	V	5.0
消費電力	W	0.18×3
温度範囲	°C	-30~+60

#### 4.3.2 リアクションホイール (RW)

RW は太陽指向、姿勢維持、地上局指向、重力波天体観測といった姿勢モードで使用する。本衛星では高分解能、大角運動量を保有可能かつ小型な Astrofein 社の RW90 (諸元：表 4.4) を選定した。RW90 はドイツ航空宇宙センターが開発し、2012 年に打ち上げた TET-1[16] への搭載実績があり、宇宙環境での動作は保障されている。

表 4.4 より、この RW の分解能は 0.0004 rad/s<sup>2</sup>、RW の慣性モーメントは 4.2×10<sup>-4</sup> kgm<sup>2</sup> なので、衛星の慣性モーメント  $J_{sat}$  を小さめに 2.0 程度とすれば、式 (4.14) より衛星角加速度の分解能は以下のように見積もることができる。

$$\begin{aligned} \dot{\omega} &= 8.40 \times 10^{-8} [\text{rad/s}^2] \\ &= 1.73 \times 10^{-2} [\text{arcsec/s}^2] \end{aligned} \quad (4.15)$$

これは秒角に比べ十分に小さいため、本 RW を用いることで秒角単位での衛星角速度制御を行う事が可能であると考えられる。

表 4.4 RW90 諸元

	単位	値
寸法	mm	103×101×80
質量	kg	≤0.9
慣性モーメント	kgm <sup>2</sup>	4.2×10 <sup>-4</sup>
角運動量	Nms	0.34(7800rpm)
定格回転数	rpm	6000
制御分解能	rad/s <sup>2</sup>	0.0004
定格トルク	Nm	0.015
供給電圧	V	18~34
消費電力	W	1.8(0rpm), 3.5(6000rpm)
温度範囲	°C	-20~+50
寿命	year	5(in LEO)

#### 4.3.3 ハーモニックドライブ

小型、高ギア比、かつバックラッシュがなく位置決め精度が高い、これらの理由からギアとしてハーモニックドライブシステムズの CSF-8-120-2A-GR (諸元：表 4.5) を選定した。

表 4.5 ハーモニックドライブ諸元

	単位	値
減速比		100
寸法	mm	22.1×30×30
質量	kg	0.026
定格トルク	Nm	2.4
起動・停止時の許容トルク	Nm	4.8
許容ピークトルク	Nm	9.0
ラチェッティングトルク	Nm	14.0
温度範囲	°C	-20~+50

#### ラチェッティングや不具合の発生

ハーモニックドライブに作用する最大のトルクである、パドル展開時のパドル停止による反力トルクが許容トルクやラチェッティングを超えないかを確認する。本衛星でパドルを剛として考えた場合、パドル展開時のパドル停止によりハーモニックドライブには最大で 6 Nm 程度のトルクが負荷される。これに対し、表 4.5 よりハーモニックドライブのラチェッティングトルクは 14 Nm、許容ピークトルクは 90 Nm であり、十分に余裕がある。このため、ラチェッティングやその他不具合は発生しないと考えられる。

#### 4.3.4 ブラシレス DC モータ

宇宙環境への耐性が高い、かつ小サイズなモータとして MaxonMotor のブラシレス DC モータ EC45flat 200189 (諸元：表 4.6) を選定した。これは MaxonMotor で販売されている、エンコーダ搭載タイプのブラシレス DC モータの中で最も小型の物である。表 4.6 に示すように、このブラシレス DC モータの最大連続トルクは 54.7 mNm である。これとギア比 100 のハーモニックドライブ (諸元：

表 4.5) を併用すれば、出力トルクは 5.47 Nm である。ハーモニックドライブ起動・停止時の許容トルクは 4.8 Nm のため、実際には 4.8 Nm までしか出力できないが、これは要求値である 1.0 Nm より十分に大きく、要求を満たしていると言える。つまり、選定するハーモニックドライブ、モータを利用することでマヌーバ時に必要な加減速トルクは十分に出力可能であり、要求されたマヌーバが成立可能であるといえる。

表 4.6 ブラシレス DC モータ諸元

	単位	値
寸法	mm	124.1×43.2×43.2
質量	kg	0.075
最大連続トルク	mNm	54.7
供給電圧	V	12
温度範囲	°C	-40~+100

#### 耐環境性・劣化特性

ハーモニックドライブ、ブラシレス DC モータについては振動・衝撃・高真空・温度範囲等に対応できるかを考える必要がある。温度範囲は十分許容できるが、その他は対策が必要であると認識している。但し、現状ではその対策を講じていない。これは製品が宇宙用となると、メーカーに特注品を作ってもらふ事となるため、現時点で正当な評価を行えないためである。しかし、民生品でも想定する環境下で使用できる可能性も十分にある。そこで今後、選定したモータ・ドライブに対し環境試験を実施し、その結果を踏まえ、メーカーに特注品の製作を依頼するか、民生品を使用するかを決定するつもりである。劣化特性についてもその過程の中で検討していくつもりである。

## 4.4 OBC の選定

超小型衛星「TSUBAME」では、本衛星と類似した姿勢決定・制御演算を 10Hz で実行していたという実績がある。そこで、「TSUBAME」衛星で姿勢決定・制御演算用 OBC として採用した Xilinx 社の FPGA「Virtex-4」を本衛星にも搭載し、10Hz で姿勢決定・制御演算を行うという要求を満たせるようにする。

## 4.5 デタンプリング制御

以下では、デタンプリング制御の際に使用する制御則と制御シミュレーションの結果を示す。

### 4.5.1 制御則

ロケット分離後に衛星が保有する角速度を減少させるため、本衛星では磁気トルカによる B-dot 制御 [17] を用いる。B-dot 制御則とは、衛星の持つ回

転運動エネルギーを消散させ、衛星を慣性空間に対して静止させるための姿勢制御則である。地磁気センサにより地磁場  $\mathbf{B}$  を測定し、衛星の角速度  $\boldsymbol{\omega}$  を 0 に収束させるために必要となる磁気モーメント  $\mathbf{M}$  を算出する。 $k_b$  を比例ゲインとして、具体的には以下の式より、制御に必要な磁気モーメントを算出する。

$$\mathbf{M} = k_b \frac{{}^{\mathcal{B}}d}{dt}(\mathbf{B}) \quad (4.16)$$

ここで、 $\frac{{}^{\mathcal{B}}d}{dt}(\mathbf{B})$  は機体固定座標系  $\mathcal{B}$  での時間微分を示し、次のように求められる。

$$\frac{{}^{\mathcal{B}}d}{dt}(\mathbf{B}) = \mathbf{B} \times \boldsymbol{\omega} \quad (4.17)$$

### 4.5.2 角速度検知

デタンプリング制御は主として太陽電池パドル展開前に行われる。このため、同制御時には十分な電力を確保できず、消費電力が大きい FOG は角速度検知に使用できない。そこで、磁気センサのデータからゼロクロス則によって角速度を推定する。

### 4.5.3 シミュレーション結果

ピギーバックでの打ち上げを想定し、分離時に衛星が保有する角速度は最大で 10 deg/s 程度と想定する。今回は最悪ケースを想定して 3 軸全てで 10 deg/s の角速度を保有している場合に、デタンプリングが行えるかを確認する。衛星はこのデタンプリング制御前にパドル 2 枚を展開する想定 (図 4.2) である。ここではパドル展開による角速度の変化は考慮しないものとする。

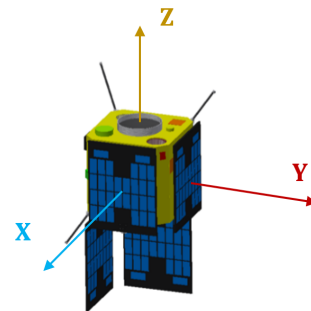


図 4.2 パドル 2 枚展開時の衛星

本シミュレーションで用いる、パドル 2 枚展開時の慣性テンソル  $\mathbf{J}_{P2}[\text{kgm}^2]$  は以下で与えられる。

$$\mathbf{J}_{P2} = \begin{bmatrix} 1.98 & & \text{Sym.} \\ -0.00645 & 2.02 & \\ -0.209 & 0.152 & 1.47 \end{bmatrix} \quad (4.18)$$

解析条件は表 4.7 の通りである。残留磁場は松永研が過去に開発した衛星を参考に決定した。

表 4.7 デタンプリング制御解析条件

	単位	値
初期角速度	deg/s	[10 10 10]
残留磁場	Am <sup>2</sup>	[-0.0748 -0.180 -0.0448]

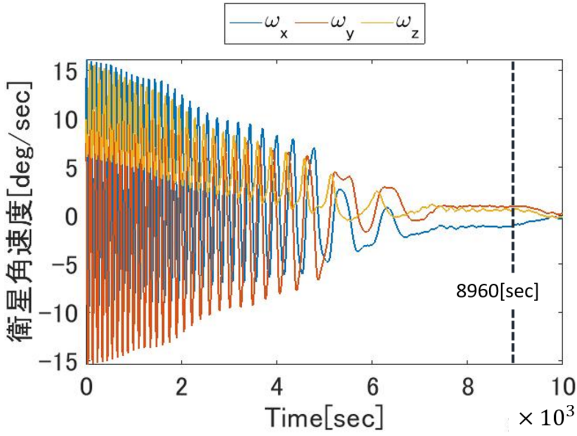


図 4.3 デタンプリング制御時の衛星角速度履歴

図 4.3 のように、最悪ケースにおいても、約 8960 秒で衛星角速度の 3 成分を全て 1.0 deg/s 以内に収束させる事が可能である。パドルが 2 枚展開した場合には慣性乗積が大きくなるが、そのような場合においても選定した磁気トルカは十分にデタンプリング制御が行えるものと考えられる。

## 4.6 太陽指向制御

以下では、太陽指向制御の際に使用する制御則と制御シミュレーションの結果を示す。

### 4.6.1 制御則

衛星の太陽指向制御の際、本衛星では RW によるクォータニオンフィードバック制御 [18] を用いる。

$$\mathbf{T}_{com} = -k_p \mathbf{q}_e - k_\omega \boldsymbol{\omega}_e \quad (4.19)$$

$$\boldsymbol{\omega}_e = \boldsymbol{\omega} - \boldsymbol{\omega}_{ref} \quad (4.20)$$

$$\begin{aligned} \mathbf{q}_e &= [\mathbf{q}_e \mathbf{q}_{e4}]^T \\ &= \mathbf{q} \otimes \mathbf{q}_{ref}^{-1} \end{aligned} \quad (4.21)$$

ここで  $k_p$ ,  $k_\omega$  は制御ゲイン、 $\mathbf{T}_{com}$  は制御トルク、 $\boldsymbol{\omega}$  は衛星の機体固定座標系における角速度、 $\mathbf{q}$  は姿勢を表すクォータニオンであり、下付き文字の ref は参照値、すなわち目標値を表している。機体固定座標系での任意の軸方向を太陽方向へ指向させる事を考えると、太陽センサによって同定した、機体固定座標系における太陽方向ベクトル  $\mathbf{S}_b$  ( $|\mathbf{S}_b| = 1$ ) 及び、機体固定座標系における任意方向の単位ベクトル  $\mathbf{e} = [x \ y \ z]$  ( $|\mathbf{e}| = 1$ ) を使う事で、誤差クォータニ

オン  $\mathbf{q}_e = [\mathbf{q}_e \ \mathbf{q}_{e4}]^T$  は次のように求められる [19]。

$$\mathbf{q}_e = \frac{\mathbf{S}_b \times \mathbf{e}}{|\mathbf{S}_b \times \mathbf{e}|} \sin\left(\frac{\cos^{-1}(\mathbf{S}_b \cdot \mathbf{e})}{2}\right) \quad (4.22)$$

$$\mathbf{q}_{e4} = \cos\left(\frac{\cos^{-1}(\mathbf{S}_b \cdot \mathbf{e})}{2}\right) \quad (4.23)$$

### 4.6.2 シミュレーション結果

初期太陽捕捉制御を想定し、デタンプリング制御と同じく、衛星がパドルを 2 枚展開した場合 (図 4.2) について考える。太陽電池パドルに太陽光が当たる面積を最大化するため、機体固定座標系における  $[\sqrt{0.5} \ \sqrt{0.5} \ 0]$  の方向を太陽方向へ指向させる。解析条件は表 4.8 の通りである。また、目標の角速度は 0 とする。

表 4.8 太陽指向制御解析条件

	単位	値
初期角速度	deg/s	[1 1 1]
制御ゲイン $k_p, k_\omega$		[0.4 1.2]

初期姿勢が太陽方向とほぼ反対方向を向いている場合 (太陽角  $\approx 180$  deg) でも約 70 秒で太陽方向を指向させる事が可能である。この結果より、パドルを 2 枚展開し衛星の慣性乗積が大きくなった場合においても、選定した RW を用いれば、迅速な太陽指向制御が行えると考えられる。

## 4.7 地上局指向制御

### 4.7.1 制御則

衛星の地上局指向制御の際、本衛星では RW によるクォータニオンフィードバック制御を用いる。太陽指向制御の節で紹介しているため、詳細は省く。

誤差クォータニオンは式 (4.22), (4.23) 中の機体固定座標系における太陽方向ベクトルを地上局方向ベクトルへと置き換える事で算出することができる。

### 4.7.2 シミュレーション結果

衛星がパドルを 4 枚展開した場合について考える。AOS 直前に機体固定座標系における  $[0 \ 0 \ 1]$  (+z 軸) の方向を地上局方向へ指向させる。ここで、初期状態で衛星は地上局を指向しているものとし、RW の制御ゲインは太陽指向制御時と同じとする。また、目標角速度  $\boldsymbol{\omega}_{ref}$  は常に地上局を指向できるように与え、衛星は 360 秒程で地上局の真上を通るものとする。



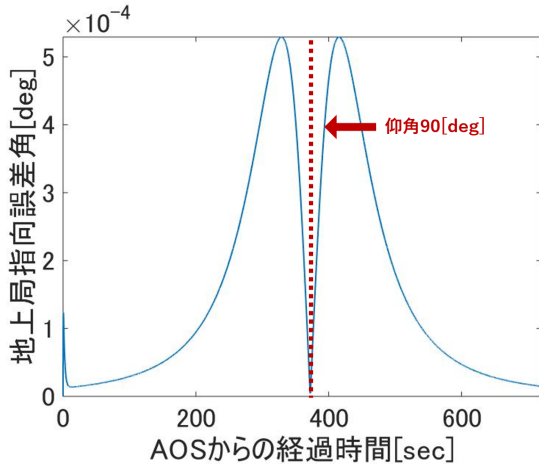


図 4.4 地上局指向制御時の指向誤差角履歴

図 4.4 のように、初期姿勢で地上局を指向している場合、地上局の真上を通る際 (360 秒付近) にも指向精度はさほど変わらず地上局を指向し続けることが可能である。この結果より、選定した RW を用いる事で高精度な地上局指向が行えると考えられる。

## 4.8 重力波天体観測制御

3.1 節の姿勢モードに記述したように、重力波天体観測制御は望遠鏡視線方向変更、電力確保、迅速大角度姿勢変更制、高姿勢安定度といった 4 つの観測モードに対応せねばならない。詳しいミッション運用シーケンスについては、第 8 章に示すが、その中でも特に成立性検討を要するのが、迅速大角度姿勢変更制御と、その後の高姿勢安定度制御である。よって本項にはこの 2 種の制御についての検討結果を載せる。パドルの駆動則は Part I 第 3.1 に掲載したものを、機体の慣性テンソルは構造系設計に準ずるものとする。

### 4.8.1 迅速大角度姿勢変更制御

まず、衛星本体に固定された座標系において次のように  $\phi, \theta$  により目標天体方向  $\mathbf{b}_p$  を定義する。今回は、 $[\phi \ \theta] = [32^\circ \ 40^\circ]$  さらに、 $\mathbf{z} = [0 \ 0 \ 1]^T$  とし、目標角速度方向  $\mathbf{e}$  を次のように定義する。

$$\mathbf{e} = \tilde{\mathbf{b}}_p \mathbf{z} / |\tilde{\mathbf{b}}_p \mathbf{z}| \quad (4.24)$$

これを用いて、目標角速度のノルムを  $\omega_{ref} = 9 \text{ deg/sec}$  とし、次のように入力角速度  $\boldsymbol{\omega}_{ref}$  を与える。

$$\boldsymbol{\omega}_{ref} = \omega_{ref} \mathbf{e} \quad (4.25)$$

このように VSAC を駆動し、誤差角 0.5 deg (理学からの絶対指向精度要求である、30 arcmin に相当) になったら VSAC をロックする、というシーケンスを組むこととする。

このとき、太陽指向を行うノミナル姿勢時に RW がある程度の角速度を持っていることを考慮する

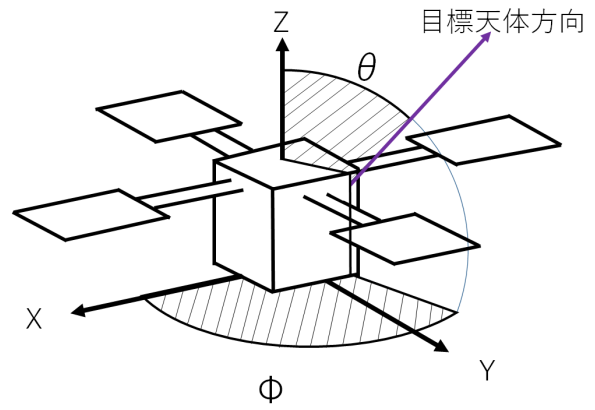


図 4.5 衛星本体固定座標系における目標天体方向の定義

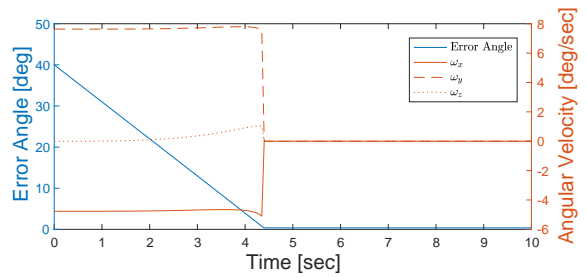


図 4.6 姿勢誤差角・角速度の時間履歴

と、VSAC マヌーバを行う際には、衛星本体角速度と RW 角運動量との干渉によるジャイロトルクが発生することが予想される。しかしこの問題は、RW を発生トルクが 0 になるよう制御してやることで回避することができる。RW の発生トルク  $\mathbf{n}$  は、衛星角速度  $\boldsymbol{\omega}$ 、3 機の RW の回転角速度  $\boldsymbol{\Omega}$ 、回転角加速度  $\dot{\boldsymbol{\Omega}}$  の関数となっている。RW においては基本的にこの逆関数を求めることができ、以下の式のように整理できる。

$$\begin{bmatrix} \dot{\Omega}_1 \\ \dot{\Omega}_2 \\ \dot{\Omega}_3 \end{bmatrix} = \dot{\boldsymbol{\Omega}} = \mathbf{f}(\boldsymbol{\Omega}(\text{given}), \boldsymbol{\omega}(\text{given}), \mathbf{n}) \quad (4.26)$$

ここで、発生トルク  $\mathbf{n}$  を 0 とし、上式より RW の駆動角加速度を導出、制御することで、ジャイロトルクを含む RW の発生トルク  $\mathbf{n}$  を 0 にすることができ、あたかも RW が搭載されていないかのように VSAC を用いた姿勢制御を行うことができる。

迅速大角度姿勢変更制御における、姿勢誤差角、衛星本体角速度の時間履歴を図 4.6 に示す。姿勢変更中に用いる FOG のバイアス誤差と分散誤差、およびブラシレスモータの角加速度特性、RW のダイナミクスを考慮に入れている。RW の初期回転速度は、3 機とも 50 rpm とした。図 4.6 より、迅速性要求である 15 秒をはるかに上回る速さで誤差角が 0 に収束していることが分かる。さらに、パドルの

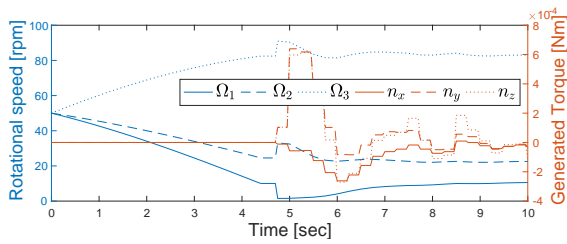


図 4.7 RW 回転角速度・全発生トルクの時間履歴

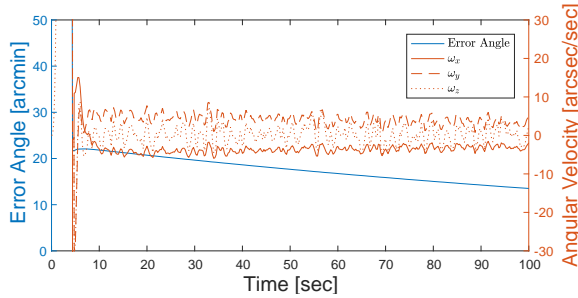


図 4.8 姿勢誤差角・角速度の時間履歴

駆動停止とともに姿勢が静止し、制御上のオーバーシュートが存在しない。角速度を見ても、迅速姿勢変更後、ただちに安定状態に遷移している様子が分かる。このときのモータ必要トルクは 1 Nm 程度であり、本章の設計より出力可能なトルクであることも確認済みである。

ここで、このシミュレーションにおける RW の回転角速度、全発生トルクの時間履歴を図 4.7 に示す。図 4.7 から、迅速姿勢変更中は RW が発生トルクを 0 にするよう制御されていることが分かる。このことから、回転する RW を搭載した状態で提案手法による姿勢制御に成功していることが分かる。

#### 4.8.2 高姿勢安定度制御

迅速大角度姿勢変更を行い、誤差角が 0.5 deg 以下になった後の RW のみによる安定度制御について述べる。本制御では 3.4.2 項のアルゴリズムによって 4 Hz で計測された相対位置情報および、その微分値である角速度情報を用いるため、RW の制御も 4 Hz で行う。ここで、RW のトルク制御則は次に示すものを用いている。

$$\mathbf{T}_{ref} = \mathbf{J}_f^{-1} (\mathbf{K}_p \mathbf{e} + \mathbf{K}_d \boldsymbol{\omega}_b) \quad (4.27)$$

$\mathbf{J}_f$  は VSAC マヌーバ終了時のシステムの質量中心周りの衛星本体固定系における慣性テンソルである。迅速大角度姿勢変更制御と同様の条件で、シミュレーション時間のみ長時間にして姿勢制御を行った。結果を図 4.8 に示す。このシミュレーションでは、本章で述べた写野外姿勢変動センサの検出限界、及び軌道上外乱を考慮している。図 4.8 から、まず 4 秒程度で迅速姿勢変更を終えていることが分かる。これは、図 4.6 と同様である。この他

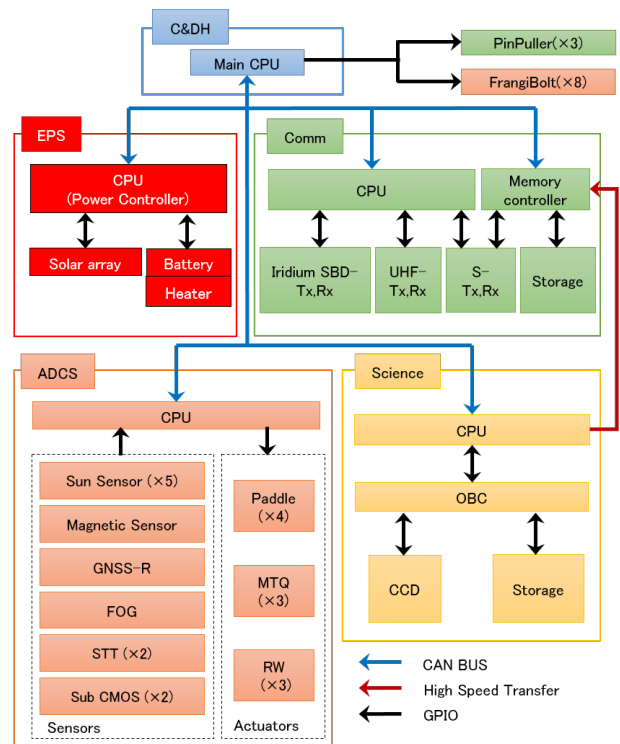


図 5.1 システム構成

に、図 4.8 から、PD 制御によって姿勢誤差角が 30 分角以内の誤差で抑えられおり、かつ PD 制御によって誤差が緩やかに減少していること、また、衛星角速度が 90 秒間以上に亘って 10 秒角未満に抑えられていることが分かる。これはミッション要求を満たす結果であり、これをもって、提案する姿勢制御方式を用いた迅速かつ高安定なマヌーバが成立すると判断した。

## 5 C&DH 系

### 5.1 C&DH 系への要求

C&DH 系への主な要求を以下にまとめる。

- 運用シーケンス全体を管理できること
- 地上からのコマンドを処理できること
- 各サブシステムと通信できること
- 各系の CPU の異常を検知し、それを復帰できること

### 5.2 システム構成

「ひばり」のシステム構成を図 5.1 に示す。

「ひばり」では、各サブシステム間のコマンド通信を CAN バスで統一する。CAN バスによる通信は TSUBAME にてノウハウを得ており、故障対策として 2 重冗長とする。一方、CAN バスでは通信速度が遅いという問題があったため、本衛星では理学系で取得した大容量のミッションデータを高速

で通信するために別途高速通信ラインを用意する。

### 5.3 CPU フリーズ対策

衛星内の一部の CPU がフリーズした際に、それを漏れなく検知できるような状態監視システムを構築する。システムの概要を図 5.2 に示す。

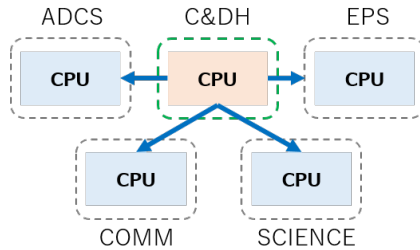


図 5.2 状態監視システムの概要

C&DH 系の CPU は HK データ要求コマンドを他系に向けて定期的を送信しており、他系はこれに対して HK データを含んだフレームを返答する。この返答が途絶えた場合、その系に何らかの異常が発生したと判断し、CPU のリセットや電源のリセットを行う。以上のシステムにより、衛星内のすべての CPU の停止を検知することが可能となる。

## 6 通信系

### 6.1 通信系への要求

本衛星の通信系への要求は以下の 3 点である。

- 衛星の姿勢によらず、最低限のコマンド・テレメトリ回線を確保する
- ミッションデータ (理学 30 MB/day, 工学 200 KB/day), HK データを地上にダウンリンクする
- 突発天体検知から 30 分以内に、10 Byte のデータをアップリンク/ダウンリンクする

### 6.2 通信回線

本衛星の通信回線は、表 6.1 に示すように上り 3 回線、下り 4 回線の計 7 回線で構成される。

ミッションデータのダウンリンクには 2 GHz 帯を用いる。東京から本衛星への可視パスは約 12 分間であるが、200 kbps でミッションデータのダウンリンクが出来る時間はその半分の 6 分程度と考えられる。可視パスは 1 日に 4 回あるから、1 日にダウンリンク可能なミッションデータ量は

$$6 \text{ min} \times 60 \text{ sec} \times 200 \text{ kbps} \times 4 = 36 \text{ MB}$$

となり通信系への要求 30.2 MB/day を満たす。

430 MHz 帯は HK データダウンリンクのほか、突発天体検知時には、その位置情報と時刻を即座に

表 6.1 通信回線

	変調方式	周波数	BR[bps]	出力 [W]
Up	AFSK	144 MHz	1200	50
Down	AFSK	430 MHz	1200	0.8
Down	CW	430 MHz	1	0.1
Up	PSK/PM	2 GHz	1200	10
Down	BPSK	2.2 GHz	100k	0.1
Up	IridiumSBD	1.6 GHz	270B/pkt	-
Down	IridiumSBD	1.6 GHz	340B/pkt	-

地上に伝えるために用いる。全世界のアマチュア無線家に協力を呼びかけ、突発天体の情報を即座に発表するシステムを構築する。144 MHz 帯と 2 GHz 帯は、衛星へのコマンドアップリンクに用いる。

またイリジウム SBD(Short Burst Data) 通信を用い、突発天体の情報を、地上で検知した場合は衛星に、衛星で検知した場合は地上に伝える。1 回のアップリンクデータ量は 270 Byte、ダウンリンクデータ量は 340 Byte であり、要求の 10 Byte を満たす。平均して 30 分に 1 回、1 分程度通信出来る見込みである [23]。

### 6.3 通信系構成

通信系構成図を図 6.1 に示し、アンテナ配置を図 6.2 に示す。S 帯は、必要なデータ量が多くない場合には、ビットレートを 10 kbps に落とし、地上局指向せずとも通信できるようパッチアンテナを 2 つ搭載する。イリジウム衛星との通信も同様にパッチアンテナを 2 つ搭載する。430 MHz 帯のアンテナはパドルに隠れやすいことから、図 6.2 のように 2 本搭載する。144 MHz 帯は、後述するように回線マージンが大きいことから、アンテナは 1 本とする。

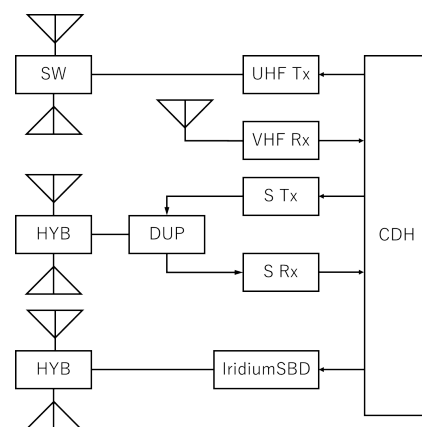


図 6.1 通信系構成図

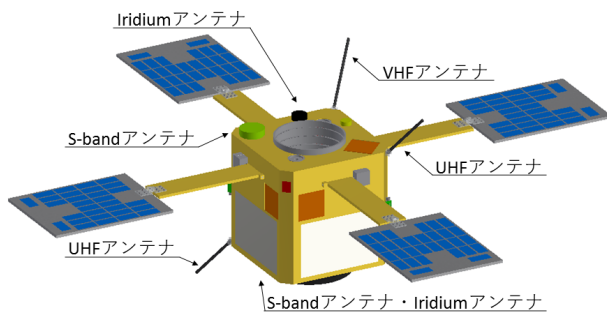


図 6.2 アンテナ配置

## 6.4 地上局

144 MHz 帯/430 MHz 帯は主に東工大局を用いるが、突発天体の情報をなるべく早く発表するため、全世界のアマチュア局に協力を呼びかける。S 帯は JAXA 相模原局を用いる。イリジウム SBD 通信は、インターネットを経由して行う。

## 6.5 回線設計

表 6.2 に回線設計を示す。

S 帯ダウンリンクについては電力束密度 (PFD) 制限が存在するが、仰角 5 deg の場合  $-160.3 \text{ dBW/m}^2$ 、仰角 90 deg の場合  $-148.2 \text{ dBW/m}^2$  となり、規定値を下回る。

## 7 電源系

本章では、要求を満たすように電力制御方式選定・太陽電池セル選定・太陽電池アレイサイジング・バッテリー選定・バッテリーサイジングを行う。

### 7.1 電源系への要求

- 衛星寿命 3.3 年でサーベイ観測モードを常に維持できる電源
- 月 2 回程度の重力波追観測モードを 1 時間維持できる電源

### 7.2 電力制御方式

太陽電池アレイの電力制御は、シャント発熱少・小型軽量なため、シーケンシャル・シャント方式を用いる。後述 (7.5 節) のように、太陽電池アレイをパドル 4 枚に分割して搭載するため、各パドルでシーケンシャル・シャントを行う。また、LiPo バッテリー (180 Wh) の電力制御は、後述 (7.8 節) のように放電深度 (DOD:Depth of Discharge)20 % 程度で放電させるので電圧変化が少ないことから、非安定化バス方式 (バス電圧 22V 程度) を採用する。

## 7.3 電源系の観点からみた各運用モード

本節では、各運用モードにおけるサイジングへの影響を評価する。また、クリティカル運用を含む異常時の対策を示す。

各運用モードにおける消費電力を表 7.1 に示す。サーベイ観測モード・重力波追観測モード・クリティカル運用に対応できれば、全運用モードに電源供給できるので、その他の運用モードは紙幅の都合上割愛する。

### 7.3.1 サーベイ観測モード

衛星の定常状態であり、サーベイ観測のためマヌーバする。本モードを成立させるべく太陽電池アレイ・バッテリーをサイジングする。太陽電池パドル 4 枚は展開後ノミナル状態 (図 2.2)、つまり、機体座標系 XY 平面上にある。サーベイのマヌーバ角は電力収支がとれる範囲の太陽入射角に制限される。電力収支がとれる最大太陽入射角は約 43 度だが、安全のため 20 度までとする。

### 7.3.2 重力波追観測モード

重力波天体候補を地上から受信、あるいは衛星が検知後、衛星は該当天体を指向して 1 時間の観測を行う。表 7.1 の重力波追観測モードは 1 分以内のアーム駆動時の消費電力であり、ほとんどの時間はサーベイ中の消費電力 42.2 W と等しい。重力波追観測モードの頻度は月 2 回程度で、最大 DOD は 26 % 程度となったため、サイジングへの影響は小さい。

### 7.3.3 クリティカル運用を含む異常時の対策

衛星に姿勢異常が生じて電力収支が取れなくなる状況を極力避けるため、太陽電池セルをパドル両面に貼り、クリティカル運用では太陽電池セルができるだけ各方向に表れるようなシーケンスとした。クリティカル運用モードの詳細は 8.2 節を参照されたい。

電力収支が取れない異常時の対策を示す。DOD が 60 % を超える場合、受信・CW 送信のみ行うセーフモードにして消費電力を 4.8 W にさげる。なおも状況悪化し、DOD が 90 % を超える場合、バッテリー保護回路のみ動作してバッテリー充電のみ専念する冬眠モードにして消費電力を 0.1W にさげる。冬眠モード復帰条件は DOD10 % 程度までの充電とし、復帰後はセーフモードとなる。

## 7.4 太陽電池セルの選定

衛星表面積が不足し、ミッション機器の消費電力が相応に大きいため、高効率の多接合型太陽電池セル (表 7.2) を採用する。なお、仕様書 [20] からは 3.3 年後の放射線劣化が不明であったため、約 10 年後 (=3EOL) の放射線劣化 ( $5 \times 10^{13} \text{ e/cm}^2$ ) で設計



表 6.2 回線計算

項目		CW down	UHF down	S down	S up	VHF up
周波数	MHz	430	430	2200	2000	144
通信方式		Morse	AFSK	NRZ-BPSK	PSK-PM	AFSK
送信機出力	W	0.1	0.8	0.3	10.0	50.0
送信系給電損失	dB	-1.0	-1.0	-4.0	-3.0	-2.7
送信アンテナピークゲイン	dBi	2.0	2.0	6.8	36.0	9.3
送信アンテナポインティングロス	dB	-7.0	-7.0	-3.0	-1.0	-3.0
送信EIRP	dBW	-16.0	-7.0	-5.4	42.0	20.6
軌道高度	km	550.0	550.0	550.0	550.0	550.0
最低仰角	deg	5.0	5.0	5.0	5.0	5.0
最長通信距離	km	2205.9	2205.9	2205.9	2205.9	2205.9
自由空間損失	dB	-152.0	-152.0	-166.2	-165.3	-142.5
降雨損失	dB	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0
偏波ロス	dB	-3.0	-3.0	0.0	0.0	-3.0
大気吸収損失	dB	-0.2	-0.2	-0.3	-0.3	-0.2
伝送経路損失	dB	-155.2	-155.2	-166.4	-165.6	-145.7
受信アンテナピークゲイン	dBi	19.0	19.0	36.0	6.0	19.0
受信アンテナポインティングロス	dB	-3.0	-3.0	0.0	-10.0	-1.0
給電線損失	dB	-1.5	-1.5	-1.0	-1.5	-1.5
アンテナノイズ温度	K	300.0	300.0	300.0	300.0	500.0
給電線温度	K	313.0	313.0	313.0	313.0	313.0
LNA雑音指数(NF) @290K	dB	0.5	0.5	0.5	1.5	1.5
システム雑音/Hz	dBK	25.3	25.3	25.3	26.3	27.5
受信G/T	dBK	-10.8	-10.8	9.7	-31.8	-11.0
受信C/N0	dBHz	46.6	55.7	66.4	73.2	92.5
要求Eb/N0	dB	9.9	9.9	9.9	10.8	10.8
ハードウェア劣化量	dB	2.5	2.5	2.5	2.5	2.5
符号化利得	dB	0.0	0.0	5.2	3.1	0.0
伝送データレート	sps	10	1200	400000	1000	1200
変調損失	dB	0.0	1.5	0.0	0.0	0.0
要求C/N0	dBHz	22.4	44.7	63.2	40.2	44.1
マージン(C/N0)	dB	24.2	11.0	3.2	33.0	48.4

表 7.1 各運用モードにおける消費電力

サブシステム	機器名	消費電力 [W]		冬眠	セーフ	初期運用	アイドリング	重力波天体		姿勢変更実証	通信
		最大	ノミナル					サーバイ	観測		
Comm	S Tx	9	1	off	off	off	off	off	off	off	on (最大)
	S Rx	2	2	off	on	on	on	on	on	on	on
	FM Tx	3	0.1	off	off	off	off	off	off	off	on
	CW Tx	0.5	0.3	off	on	on	on	on	on	on	on
	FM Rx	0.5	0.5	off	on	on	on	on	on	on	on
	Comm基板	1	1	off	on	on	on	on	on	on	on
	subtotal		4.9								
EPS	EPS基板	-	0.9	off	on	on	on	on	on	on	on
	バッテリー保護基板	-	0.1	on	on	on	on	on	on	on	on
	subtotal		1								
C&DH	OBC	-	1	off	on	on	on	on	on	on	on
	subtotal		1								
ADS	粗太陽センサ	-	0.825	off	off	on	on	on	on	on	on
	磁気センサ	-	0.525	off	off	on	on	on	on	on	on
	FOG	-	3.5	off	off	on	on	on	on	on	on
	GPSR	-	0.15	off	off	off	on	on	on	on	on
	subtotal		5								
ACS	リアクションホイール(RW90 Astrofein)	18	10.5	off	off	on	on	on	on	on	on
	磁気トルカ	-	0.7	off	off	on	on	on	on	on	on
	ADCS基板	-	5	off	off	on	on	on	on	on	on
	ブラシレスDCモータ	11.12	0	off	off	off	off	off	on (最大)	on (最大)	off
	subtotal		16.2								
Science	CMOSセンサ	-	6	off	off	off	off	on	on	off	off
	CCD	-	5								
	HXM	-	3	off	off	off	off	on	on	off	off
	Raspberry pi	-	5	off	off	off	off	on	on	off	off
	Sci基板	-	1	off	off	off	off	on	on	off	off
	subtotal		20								
合計 [W]				0.1	5.8	26.85	27	42	53.12	38.12	36.1

する。

表 7.2 多接合型太陽電池セル (ATJ Space Solar Cell) 諸元 [20]

	単位	値
効率 (BOL)	%	27.5
効率 (3EOL)	%	26.7
$V_{mp}$ (BOL)	V	2.3
$\Delta V_{mp}$ (3EOL)	mV/°C	-5.68
$I_{mp}$ (BOL)	mA	431
$\Delta I_{mp}$ (3EOL)	$\mu\text{A}/\text{cm}^2/^\circ\text{C}$	7
面積	$\text{cm}^2$	26.6

## 7.5 太陽電池パドルのサイジング

サーベイ観測モードの消費電力をもとに必要な太陽電池パドルの面積を計算する。なお、蝕の少ないトワイライト軌道で相乗りできない場合にも対応できるように、蝕 35 分・日照 60 分で計算する。太陽電池アレイが発生すべき電力  $P_{sa}$  は、以下のよう

$$P_{sa} = \frac{\frac{P_e T_e}{X_e} + \frac{P_d T_d}{X_d}}{T_d} = 74.2\text{W} \quad (7.1)$$

$P_e$  : 蝕時消費電力 (=42.2 W)

$P_d$  : 日照時消費電力 (=42.2 W)

$T_e$  : 蝕時間 (=35 min)

$T_d$  : 日照時間 (=60 min)

$X_e$  : バッテリから負荷への電力伝達効率 (=0.9)

$X_d$  : 太陽電池から負荷への電力伝達効率 (=0.9)

寿命末期 (EOL:End of Life) での発生電力  $P_{EOL} = P_{sa}$  となる寿命初期 (BOL:Beginning of Life) での発生電力  $P_{BOL}$  は、

$$P_{BOL} = \frac{P_{EOL}}{\eta_{Ra}\eta_T \cos\theta} = 96.1\text{W} \quad (7.2)$$

$\eta_{Ra}$  : 放射線による効率劣化@3EOL(=0.97)

$\eta_T$  : 最高温度 90 °C の温度劣化@3EOL(=0.85)

$\theta$  : 最大太陽光入射角 (=20deg)

よって、アレイ面積  $S_{arr.calc}$  は以下のようになる。

$$S_{arr.calc} = \frac{P_{BOL}}{G\eta_{cell}\eta_{packing}} = 0.270\text{m}^2 \quad (7.3)$$

$G$  : 太陽定数 (=1366 W/m<sup>2</sup>)

$\eta_{cell}$  : 太陽電池セル効率 (=0.275)

$\eta_{packing}$  : パッキング効率 (=0.95)

次に、アレイの直列・並列セル数を求め、実際のパドル面積を計算する。アレイの直列セル数  $N_{sc.series}$  は、電力損失の低減・搭載機器の電圧要求の観点か

らバス電圧を 22V として、

$$N_{sc.series} = \frac{V_{bus} + V_{dl} + V_{hl}}{\alpha V_{cell}} = 14.6 \rightarrow 15 \quad (7.4)$$

$V_{bus}$  : バス電圧 (=22 V)

$V_{dl}$  : ダイオード損失電圧 (=1.4 V)

$V_{hl}$  : ハーネス損失電圧 (=1.6 V)

$\alpha$  : マージン係数 (=0.9)

$V_{cell}$  : セル最大電力点電圧@90 °C, 3EOL(=1.905 V)

セル総数  $N_{cell}$  およびセル並列数  $N_{sc.para}$  は、

$$N_{cell} = \frac{S_{allcell}}{S_{cell}} = 96.2$$

$$\rightarrow N_{sc.series}N_{sc.para} = 15 \times 8 = 120 \quad (7.5)$$

$$N_{sc.para} = 8 \quad (7.6)$$

$S_{cell}$  : セル 1 枚の面積 (=26.6 cm<sup>2</sup>)

したがって、パドル片面に貼る合計の太陽電池アレイは 15 直列 8 並列のセル 120 枚となり、アレイ面積  $S_{arr} = 0.319\text{m}^2$  となる。なお、7 並列でも成立するが、パドル 4 枚で面積に余裕があるので 8 並列とした。また、パドル裏面にも 15 直列 8 並列のセルを貼るため、実際のセル総数  $N_{cell}$  は 240 枚となる。

熱計装も考慮すると、衛星筐体の表面積では不足するので、太陽電池パドル (0.35×0.45m<sup>2</sup>) を 4 枚展開する。パドル 4 枚の総面積  $S_{allpaddle}$  は以下のようにサイズ要求を満たし、設計は成立する。

$$S_{allpaddle} = 4 \times 0.35 \times 0.45$$

$$= 0.63\text{m}^2 > S_{arr} = 0.319\text{m}^2 \quad (7.7)$$

## 7.6 バッテリの選定

UN 勧告適合品かつ衛星 TSUBAME での動作実績から、表 7.3 の LiPo バッテリを採用する。

表 7.3 リチウムイオンポリマー 2 次電池 諸元 [21]

	単位	値
寸法	mm	96×43×6
質量	g	57.5
公称電圧	V	3.7
公称容量	Ah	2.7

## 7.7 放電深度と許容充放電回数

本衛星は寿命 3.3 年であり、低軌道のため、18000 回程度の充放電回数となる。本衛星では、DOD20 % までの使用を通常の上限とし、サイクル寿命 (容

量が 30 % 低下するサイクル回数) を 60000 回 [22] として、容量劣化を抑える。ここでは、EOL での総合的な容量劣化を 20 % 程度として設計する。

## 7.8 バッテリーのサイジング

EOL でのサーベイ観測モードの蝕時において必要となる、BOL でのバッテリー容量  $C_{r\_calc}$  は

$$C_{r\_calc} = \frac{P_e T_e}{DOD_{al} X_e \eta_{EOL}} = 170 \text{Wh} \quad (7.8)$$

$P_e$  : 蝕時供給電力 (=42.2 W)

$T_e$  : 蝕時間 (=35 min)

$DOD_{al}$  : 許容放電深度 (=0.2)

$X_e$  : バッテリーから負荷への電力伝達効率 (=0.9)

$\eta_{EOL}$  : EOL でのバッテリー容量劣化 (=1-0.2=0.8)

バッテリー直列数  $N_{bat\_series}$  は、

$$N_{bat\_series} = \frac{V_{bus}}{V_{bat\_cell\_nom}} = 5.9 \rightarrow 6 \quad (7.9)$$

$V_{bus}$  : バス電圧 (=22 V)

$V_{bat\_cell\_nom}$  : バッテリーセル公称電圧 (=3.7 V)

バッテリー並列数  $N_{bat\_para}$  は、

$$N_{bat\_para} = \frac{C_{r\_calc}}{N_{bat\_series} C_{r\_bat\_cell\_nom}} = 2.8 \rightarrow 3 \quad (7.10)$$

$C_{r\_bat\_cell\_nom}$  : 公称容量 (3.7V × 2.7 Ah = 10 Wh)

以上の計算より、バッテリーは 6 直列 3 並列 (22.2 V, 8.1 Ah), 容量  $C_r = 180 \text{Wh}$  (>  $C_{r\_calc} = 170 \text{Wh}$ ) となる。また、TSUBAME の実績値をもとにして、筐体を含むバッテリーアセンブリは体積  $42 \times 184 \times 115^3$  ・質量 1.8 kg と見積もる。

## 8 運用

### 8.1 概要

運用はクリティカル運用、チェックアウト運用およびミッション運用の 3 つから構成されている (図 8.1)。このなかで、サーベイ観測モード、重力波追観測モードは PartI 2.5.3 項、同 2.5.4 項で述べられた動作を行う衛星モードである。運用期間はクリティカル運用が 1 日、チェックアウト運用が 3 ヶ月、ミッション運用が 3 年の計 3.25 年である。以下では、これらの運用シーケンスについて記述する。

### 8.2 クリティカル運用

#### 8.2.1 設計指針

クリティカル運用のシーケンスを以下の指針の元に設計した。

- 太陽を指向している際には電力収支が正と

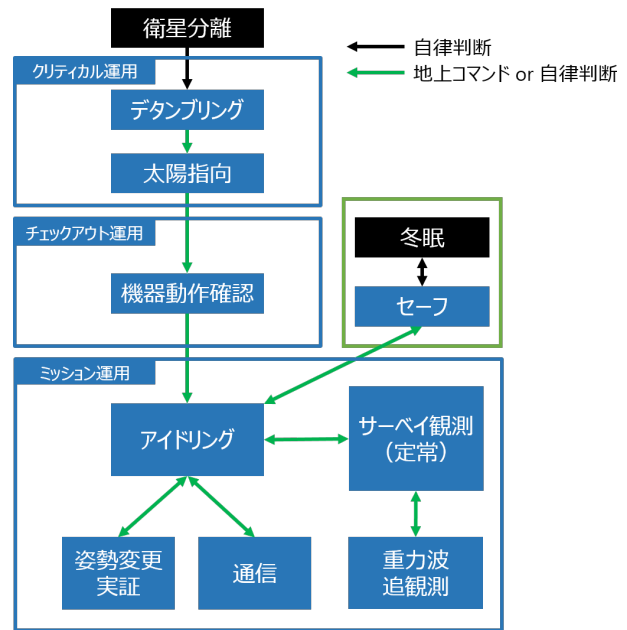


図 8.1 運用モード

なること

- 姿勢制御系に不具合が生じて、バッテリーが枯渇しないこと
- モータによる太陽電池パドルの駆動は動作確認後に行うこと

### 8.2.2 前提条件

シーケンスについて説明する前に、発生可能電力と消費電力についてまとめておく。太陽電池セルは、4 枚のパドル両面に貼られている。各パドルには両面それぞれに 30 枚貼られており、片面で最大 25.2 W (@90 °C, 3EOL) の発電が可能である。本シーケンス中の衛星の各モードの消費電力および必要発電量は表 8.1 に示す通りである。ここで、必要発電量は、式 (7.1) に  $P_e, P_d$  に消費電力を代入して計算した。実際の発電量が必要発電量を上回ることができれば電力収支を取ることができ、これらの値に基づいてシーケンスを設計する。

表 8.1 各衛星モードの消費電力と必要発電量

モード	消費電力 [W]	必要発電量 [W]
デタンプリング	12.85	22.6
太陽指向	26.85	47.2
セーフモード	5.8	10.2

### 8.2.3 設計結果

クリティカル運用中の具体的なシーケンスを図 8.2 に示す。アンテナ展開とパドル展開は瞬間的に大電力を要するため、電力に余裕のある軌道投入直後に自動でまずこれを行う。このときの電源状態

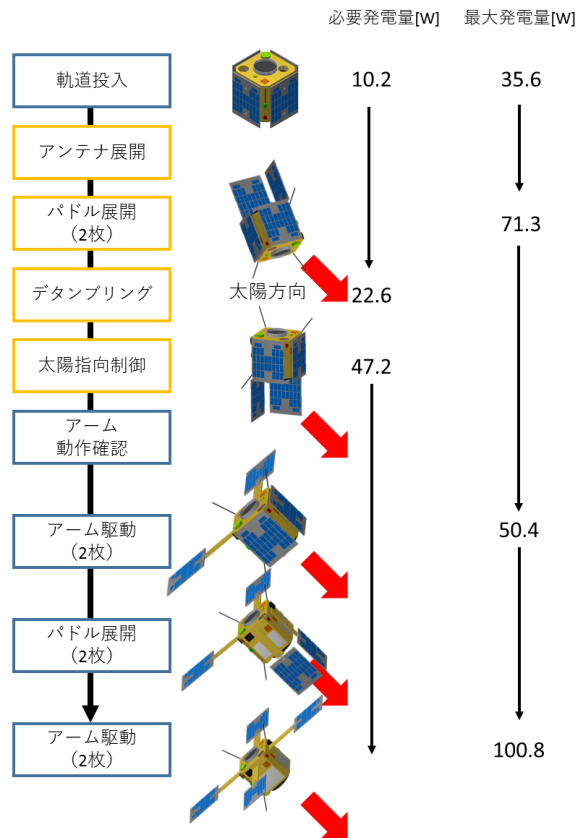


図 8.2 初期シーケンス。橙色の枠線で囲った制御は自動シーケンスであることを示す。

(消費電力) はセーフモードと同様である。パドル展開とは、SIDE PANEL と結合されているパドルを fastener の破断によって展開させることを指す。4 枚を展開させた場合には、後の太陽指向モードで電力収支がとれなくなるため、2 枚の展開とした。続いて、MTQ によるデタンプリング制御と、RW による太陽指向制御も自動で行う。以上のシーケンスが正常に動作すれば、電源が安定して確保できる姿勢に自動で到達できる。しかし、パラメータの設定ミス、極性ミスなどで姿勢制御が正常に動作しないことも考えられる。そのため、同じ制御が一定時間以上続くような場合、あるいは DOD が一定値を上回った場合にはセーフモードへと移行する。すると、必要発電量は 10.2 W まで減らすことができる。2 面パドル展開後の状況であれば 6 面のうち 4 面にセルが貼ってあるため、十分高い確率で収支がとれることが予想できる。万が一収支がとれず DOD が極端に高くなった場合においても、冬眠モードに遷移するためバッテリーが枯渇する蓋然性は極めて低い。

太陽指向状態で AOS を迎えた後、アーム駆動の動作確認を可視パス中に行ってから展開済パドルのアームを駆動する。アーム駆動は、RW を駆動させることで太陽指向状態を維持したまま行うことができる。そして、残る二枚のパドル展開およびアーム

ム駆動を行い、パドルの位置関係をノミナル状態として、クリティカル運用を終了する。

また、図 8.2 から、以上のシーケンスのどの状態でも太陽指向制御が成功さえすれば電力収支が正になることがわかる。

### 8.3 チェックアウト運用

チェックアウト運用においては、各機器・各アルゴリズムの動作確認やキャリブレーションなどを実施する。

### 8.4 ミッション運用

ミッション運用では 2.5 節で述べた理学観測や、姿勢制御実験および地上との通信などを行う。

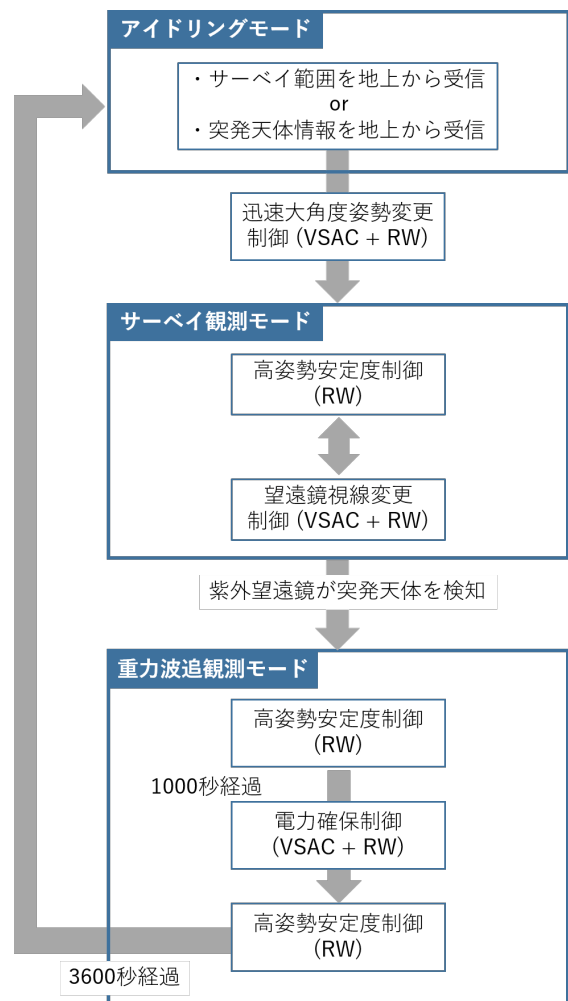


図 8.3 理学観測のシーケンス

理学観測のシーケンスを図 8.3 に示す。衛星は通常、アイドリングモードとなっており、サーベイ範囲あるいは地上の重力波望遠鏡によって検知された突発天体の方向を受信するまで待機する。どちらかを受信すると、衛星は目標方向へ迅速大角度姿勢変更制御を行う。高速姿勢変更終了後、サーベイ観測モードに遷移し、タイリング観測に移る。タイ



リング観測では、望遠鏡視線方向変更制御でサーベイ範囲を変更し、続く高姿勢安定度制御で差分画像から突発天体の検知を試みるという2つの制御を繰り返す。紫外望遠鏡が突発天体を検知した際には、高姿勢安定度制御を行いつつ画像を1000秒間撮影しつづける。なお、サーベイ範囲を受信してタイリング観測を行っている場合には、検知した突発天体情報はイリジウム衛星を介し即座に地上に送信する。バッテリー容量の制約上、1000秒の観測を行った後に一度高安定状態を脱してパドルのみを慣性系に対して駆動し、観測を行いつつも十分な給電ができるような姿勢にする。姿勢制御実験では、様々なパターンの姿勢変更をVSACによって行い、形状可変式制御技術の確立を目指す。地上との通信では、理学観測で得たデータならびに姿勢制御実験データを地上へとダウンリンクする。

ミッション運用の期間後は、停波作業を行って運用を終了し、大気圏への再突入を待つ。

## 9 結論

50 kg級超小型衛星を用いた挑戦的理工学協調ミッションを提案し、そのミッションから来るシステム要求を満たすべく衛星設計を行った。結果、このサイズの超小型衛星においても意義の大きい科学ミッションが定義できること、また、提案する姿勢制御方式を用いることでミッションからくる高度な要求を満たせることを示した。従来、本稿で提案するような構造の駆動による姿勢制御系は積極的に採用されてこなかったが、本解析書の設計に基づいて迅速性と安定性の両立が実現できることが分かり、超小型衛星の新たな可能性を見出すことができた。

## 10 謝辞

執筆にあたり、東工大工学院松永三郎先生、同理工学院河合誠之先生、谷津陽一先生から非常に有益な意見を頂きました。また、同理工学研究科基礎物理学専攻の吉井健敏さんには理学ミッション、同理工学研究科機械宇宙システム専攻の太田佳君にはC&DH系、同工学院機械系の佐々木謙一君には構造系の検討に協力していただきました。お世話になった方々へこの場を借りて感謝の意を表します。

## 参考文献

- [1] SpaceWorks Enterprises, Inc., “Nano/Microsatellite Market Forecast,” 2016, 2016年4月21日閲覧。 <http://spaceworksforecast.com/2016-market-forecast>
- [2] Kyosuke Tawara, and Saburo Matunaga, “On Attitude Control of Microsatellite Using Shape Variable Elements,” *The 24th Workshop on JAXA: Astrodynamics and Flight Mechanics*, Sagamihara, July 2015.
- [3] 俵京佑, 松永三郎, “形状可変式姿勢制御のエネルギー効率と姿勢安定度に関する検討”, 第24回スペース・エンジニアリング・コンファレンス, 仲多度, 2015年12月.
- [4] B.P.Abbott et al. “Observation of Gravitational Waves from a Binary Black Hole Merger”, *Phys. Rev. Lett.* 116, 061102, 11, February, 2016.
- [5] W.Fong et al. “A DECADE OF SHORT-DURATION GAMMA-RAY BURST BROAD-BAND AFTERGLOWS: ENERGETICS, CIRCUMBURST DENSITIES, AND JET OPENING ANGLES”, *ApJ*, 815, 102, September, 2016.
- [6] Brian D et al. “Neutron-powered precursors of kilonovae”, *MNRAS*, 446, 1115-1120, 2015.
- [7] N.Tominaga et al. “SHOCK BREAKOUT IN TYPE II PLATEAU SUPERNOVAE: PROSPECTS FOR HIGH-REDSHIFT SUPERNOVA SURVEYS”, *ApJ*, 193, 20, March, 2011.
- [8] Mitsushige Oda, and Yoshiaki Ohkami, “Coordinated Control of Spacecraft Attitude and Space Manipulators,” *Control Engineering Practice*, Vol. 5, Issue 1, 1997, pp. 11–21.
- [9] Katsuhiko Yamada, “Attitude Control of Space Robot by Arm Motion,” *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, Vol. 17, No. 5, 1994, pp. 1050–1054.
- [10] “TiNi Aerospace”, 2016年7月8日閲覧。 <http://www.tiniaerospace.com/products.html>
- [11] “PTFE (4フッ化エチレン樹脂 通称:テフロン R ポリテトラフルオロエチレン)”, 2016年7月8日閲覧。 <http://www.kashima-kagaku.com/material/ptfe.html>
- [12] “チタンの特性と用途”, 2016年7月1日閲覧。 [http://www.sankokozai.co.jp/images/titanium/58P\\_59P.pdf](http://www.sankokozai.co.jp/images/titanium/58P_59P.pdf),
- [13] 大西晃他編, “宇宙機の熱設計”, 名古屋大学出版会, 2014, pp.73–79.
- [14] David G.Gilmore, “Spacecraft Thermal Control Handbook”, AIAA, 2002, pp.22–27.
- [15] John L. Crassidis, and John L. Junkins, “Optimal Estimation of Dynamic Systems,” 2nd ed., CRC Press, 2011, pp.452–460
- [16] “eoPortal Directory TET-1”, <https://eoportal.org/web/eoportal/satellite-missions/t/tet-1>, 2016年7月5日閲覧。
- [17] 姿勢制御研究委員会編, “人工衛星の力学と制御ハンドブック”, 培風館, 2007.
- [18] Bong Wie, and Peter M. Barba, “Quaternion Feedback for Spacecraft Large Angle Maneuvers”, *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, Vol. 8, No. 3, 1985, pp. 360–365.
- [19] 神谷崇志, “小型CMGシステムと磁気トルカを用いた超小型衛星の姿勢制御システムに関する研究”, 2014, 東京工業大学学位論文。
- [20] SolAero Technologies, “ATJ Space Solar Cell”, 2016年7月5日閲覧。 <http://solaerotech.com/wp-content/uploads/2015/03/ATJ-Datasheet.pdf>
- [21] Panamar, “Panasonic Lithium ion UPF614496”, 2016年7月5日閲覧。 [http://www.panamar.it/images/date\\_sheets\\_UPF-614496.pdf](http://www.panamar.it/images/date_sheets_UPF-614496.pdf)
- [22] 山本真裕他, “衛星用リチウムイオン電池の開発”, FBテクニカルニュース No.56号, Nov. 1, 2000.
- [23] 永田靖典, 山田和彦, 鈴木宏二郎, “イリジウムSBD通信の低軌道衛星への適用”, 第60回宇宙科学技術連合講演会, JSASS-2016-4099, 1G04, 函館, 2016年9月6-9日。