



第 18 回衛星設計コンテスト 設計の部
バイナリブラックホール探査衛星 ORBIS
衛星設計解析書

首都大学東京 航空宇宙システム工学域 / 航空宇宙システム工学コース
花田行弥, 浅沼匡, 岡野仁庸, 杉山透, 鈴木信義
石井亮介, 内田佳秀, 小松一史, 養王田一尚, 若林祐介

Part A. ミッション系設計検討

1. バイナリブラックホール探査衛星

1.1 はじめに

近年, 世界の研究機関・大学等で超小型人工衛星の開発が活発に行われるようになり, 超小型衛星は大きな転換期を迎えようとしている. 従来, 超小型衛星の目的は, 大型衛星用技術の軌道上実証, 及び学生や若手技術者の技術養成が主であった. しかし, 衛星開発技術の向上とともに超小型衛星の性能も高度化が進み, 本格的な理学ミッションや革新的な工学ミッション等の新たな利用法が可能となってきた. これを受けて超小型衛星のニーズは次第に高まりつつあるが, 潜在的なニーズは未だ多く残っていると考えられる. そこで我々は, 超小型衛星の主な利点である「低価格, 短期開発」といった開発の容易さを生かし, 「理学的挑戦の担い手」という超小型衛星の新たな利用法を提案する. 大型衛星のような大規模プロジェクトでは行えなかった理学的な挑戦を超小型衛星で実現することで, 潜在的なニーズを掘り起こすことができると確信している.

その先駆けとなるべく, 今回我々は超小型衛星「ORBIS (ORbiting Binary black-hole Investigation Satellite)」の設計検討を行った. 「ORBIS」のミッションは, ブラックホール (Black Hole ; BH) 及び銀河の成長メカニズムを解明する重要な鍵でありながら, 大型衛星では探査が非常に困難なバイナリブラックホール (Binary Black Hole ; BBH) の探査であり, まさに超小型衛星による理学的挑戦を喚起するに相応しいものである. 以下にその設計検討の詳細を述べる.

1.2 現代宇宙物理学とバイナリブラックホール

1.2.1 銀河・ブラックホールの合体成長

現在, 宇宙には様々な規模の銀河が存在することが知られている. 今までの観測により, これらは複数の銀河が互いに引き寄せあい, 衝突合体を行うことであらゆる大きさに成長してきたと示されている (Fig. 1.2.1). しかし, 銀河の合体成長

のメカニズムにおいて, 現代物理学では未だ説明できていない部分が存在する. 中でも大きな問題とされているのが, 銀河中心に存在する BH の衝突合体である.

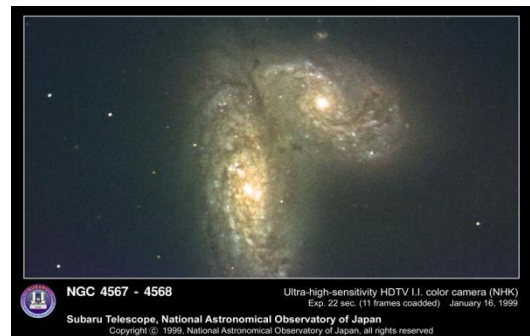


Fig. 1.2.1 銀河の衝突合体[1]

銀河の中心には大質量を持った BH が存在し, 銀河内天体の運動に大きな影響を与えていると言われているが, 銀河の合体の際その BH 同士の合体も同時に行われている可能性が考えられる. 事実, BH も様々な質量を持ったものが存在することが知られ, それらは BH 同士の合体成長を経て形成されたと言われている. しかし一方では, 後述するようにファイナルパーセク問題と呼ばれる BH 同士の合体メカニズムを説明する上で大きな課題も存在し, 未だ確かな解決がなされていない. この問題の解決に大きく関係するとして注目されているのが, 本衛星が探査対象としている BBH である.

1.2.2 バイナリブラックホール (BBH)

BBH とは, 2つの BH 同士が連成し回転している状態のことを指す (Fig.1.2.2). これは BH 同士の衝突合体の過程において, 必ず起こりうる状態として考えられている. 互いの引力により引き寄せられた 2 つの BH は, ある程度近づくことで BBH となり互いの周囲を回りだす. また, BBH は時間の経過とともにエネルギーを損失することで互いの BH の距離が更に近づき, 最終的には衝突合体を引き起こすと考えられている.

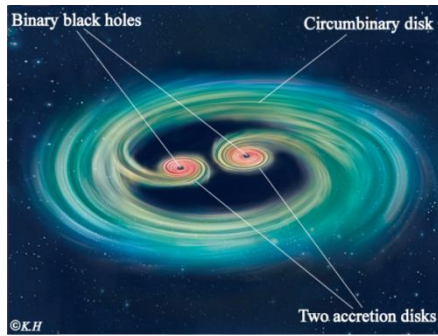


Fig. 1.2.2 BBH の構成図[2]

しかし一方では、接近していく 2 つの BH はある一定の距離まで近づいた段階でエネルギーの散逸が起きなくなり、それ以上の接近ができなくなってしまうというシミュレーション結果がある。これがファイナルパーセク問題であり、現在 BH の成長過程を理論的に説明できていない大きな理由のひとつである[3]。もしこのファイナルパーセク問題が正しければ、ある一定の距離以上近付けなくなった BBH が多数存在していると考えられるが、未だ BBH の観測例は殆ど無く、この問題に決着をつけることができていない。

1.2.3 BBH の観測例

BBH は連成する複数の BH が周期的に回転し、その周期に応じたエネルギーを放出する。そのため、X 線等による観測を行うと、その天体は周期的に明暗を繰り返すと考えられる。もし観測により光度変化の周期性を証明できたならば、その天体は BBH である可能性が非常に高いと言える。しかし、BBH であることを示唆される天体はいくつか存在するものの、実際に BBH として断定された例はなく、最も BBH である可能性が高い天体として OJ287 があるのみである。OJ287 は可視光でも大きな光度変化を起こし、地上からの観測も可能であったことから、事前に 12 年周期で光度変化することが知られていた (Fig. 1.2.3)。これを受け、2007 年 9 月に大々的な同時多波長観測が行われる等、各国で活発な観測や研究が進められた結果、OJ287 の光度変化は Fig. 1.2.4 のようなモデルで説明できることが判明している。このモデルでは超巨大な BH の周りをもうひとつの BH が周回しているが、2 つの BH の質量差が大きいため小さい BH の周回軌道が超巨大 BH の降着円盤 (BH によって引き寄せられた物質が BH 周囲に形成する円盤) を通過する。実際に地上でも観

測された、通常時の 10 倍もの大きな増光はこの降着円盤を BH が通過する際に起きていると考えられている。

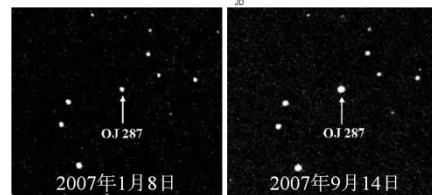
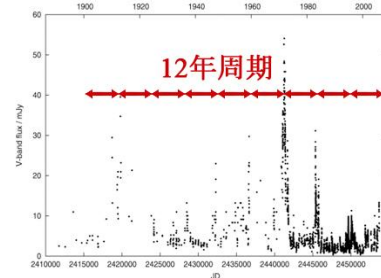


Fig. 1.2.3 OJ287 の光度変動[4]
 (上: 可視光光度曲線, 下: 可視光による観測例)

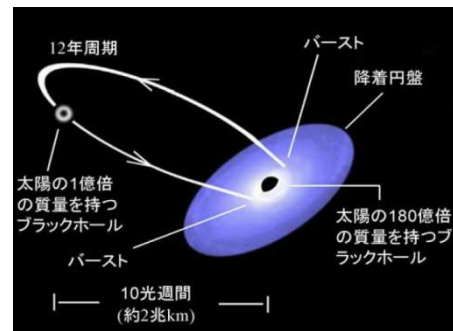


Fig. 1.2.4 OJ287 の BBH 予想図[2]

OJ287 からは BH の成長メカニズムという視点以外にも様々なデータが得られ、宇宙物理学に大きな影響を与えてきた。しかし、前述の通り OJ287 の観測結果のみでは BH・銀河成長メカニズムに決着がつけられないのが現状である。

1.3 新たな BBH の探査

1.3.1 BBH 探査の意義

BH 及び銀河の成長メカニズム解明のため、我々は新たな BBH 探査が必要だと考えた。本ミッションは、BH 同士の間隔が 1 [pc] 以下の BBH 探査・発見を行うことで、ファイナルパーセク問題を解決し、BH や銀河の成長メカニズム解明に大きく貢献することを目的のひとつとした。

またそれ以外にも、BBH 探査は他の物理学と連携ができるという点において、とても大きな意義を持つ。中でも最も注目すべき点として BBH 探査が BH 合体の予測を可能にする点が挙げられる。



BH 同士の合体は宇宙でも有数の高エネルギー現象であることから、その観測により多くの知見を得ることができる。そこで、新たな BBH の発見により BH 合体の位置や時期の予測が可能となれば、他の宇宙観測衛星や宇宙天文台と協力できると考えられる。例えば、新たに発見された BBH は重力波やニュートリノによる観測候補となり、重力波観測プロジェクト DECIGO[5]やスーパーカミオカンデなどを用いた追調査が行われる可能性がある。

重力波は一般相対性理論により予測されている時空の歪みの伝播を表すものであり、理論上その存在は証明されているが直接的な観測はなされていない。もし、新たな BBH 天体を DECIGO 衛星で観測し、BBH の運動や BH の衝突合体が重力波により検出されれば、世界的にも評価される非常に大きな成果となる。また BH の衝突時には大量のニュートリノが放出されるとされており、BBH の発見はその放出を予測できる可能性がある。物理学界において日本がリードしているニュートリノ分野に寄与することは大きな意義を持つと言える。

1.3.2 BBH 探査のもつ課題

前述のように、BBH の探査は宇宙物理学研究にも大いに貢献できるものである一方、新たな BBH の探査を行うには課題があり、BBH の観測例が現在まで無い理由にも関係していると考えられる。

最初の課題として、BBH の観測自体が困難であることが挙げられる。BBH から発される周期的エネルギー変動は、理論上可視光では変化はなく、それ以外の波長に現れると言われている[2]。そのため、本格的な探査には地上からは観測できない X 線などによる観測が必要となる。なお、OJ287 は非常に特殊な例であり、BH の質量が超巨大であることや、BH から発されるプラズマガスなどのジェットが地球方向を向いたブレーザー天体であることなど、観測において有利な条件が揃っているため、地上でも観測が可能であった。しかし、他の BBH でも同様の観測ができる可能性は極めて低いと言える。

また次の課題として、要求される観測形態が挙げられる。BBH であることを証明するには、活動の周期性を天体の光度変化などから検出する必要があるが、そのためには活動周期以上にわたる

長期継続観測が不可欠である。しかし、後述するように現在主流となっている大型の天文観測衛星を用いた長期継続観測は困難な状況と言える。

加えて、新たな BBH 探査が従来活発に行われてこなかった最も大きな理由としてその投機性がある。現在、BBH の存在確率については様々な見解があり、可視光探査では 1 万個に 1 個程度という意見がある一方で、X 線観測では 1%あるいは 10%程度存在するという意見も存在している。このように、実際の存在確率が定かでないものを見つけるには、ある程度投機的な探査を行う必要も出てくる。しかし、莫大な予算を要する大型衛星プロジェクトにおいて、リスクを避けられない投機的なミッションは殆ど扱われない。

つまり、BBH 探査は衛星による探査が求められながらも、従来の大型衛星ミッションとしては非常に扱いにくいものと言える。現在では新たな方法として、国際宇宙ステーション搭載の全天 X 線監視装置 MAXI (Fig. 1.3.1) による全天走査型の観測を利用した探査が行われている。しかし、MAXI はその構造上、観測天体からの光を集光する望遠鏡タイプのもので比較して感度が低く、暗い天体の観測には向いていない。従来 BBH の観測例が少ないことを考慮すれば、BBH のような天体は遠方に存在するなどの理由で光度が低い可能性も考えられるため、BBH の検出確率を上げるにはより高感度の検出器を用いた観測が必要となる。



Fig. 1.3.1 全天 X 線観測装置 MAXI[6]

1.3.3 超小型衛星の活用

そこで、BBH 探査における課題を解決すべく、我々は超小型衛星を用いた BBH 探査を提案する。超小型衛星利用のメリットである「独占性」及び「シリーズ化」を活かすことで、大型衛星では困難なミッションを実現することが出来ると考えた。また、BBH 探査ミッションは観測機器に後述するキャピラリレンズと CCD を使用することで小型の機器で十分な観測が可能となる。

以下では超小型衛星利用の特徴である 2 点について、より詳細に述べる。



衛星の独占性

超小型衛星による天文観測の利点として、まずその独占性が挙げられる。今日、X 線天文衛星「すざく」(Fig. 1.3.2) など大型の天文観測衛星はプロジェクト規模の大きさゆえに利用する人数が多く、1 つの衛星が観測対象とする天体も膨大である。そのため、1 つの観測対象に対して長期間徹底した観測を行いきにくい状況にある。一方、超小型衛星を用いた天文観測では、プロジェクトが小規模であることにより、その独占性から目標とする天体を長期にわたり観測することが可能となる。本ミッションのように、目標天体の長期継続観測が必要なミッションにおいて超小型衛星を用いることで、大型天文観測衛星では困難な観測形態を実現し、今後更なる新しい天文観測の方法が提案されていくと考えられる。



Fig. 1.3.2 X 線天文衛星「すざく」

衛星のシリーズ化

また、衛星のシリーズ化を図り複数の機体を打ち上げることで得られる、検出確率の向上や長期間観測などのメリットは超小型衛星ならではのものである。大型衛星で同程度のことを行う場合、機能が集約されることによる耐故障性の低下が大きな問題となってくるが、シリーズ化された超小型衛星では機能を分散させることでその問題も回避できる。また、超小型衛星シリーズを継続的に打ち上げる場合は、開発の度に各種技術の更新による機能改善が行える、あるいは全体の機能に影響が無い程度で一部コンポーネントに新規技術を使用することで、定期的に軌道上実証が可能になるなど大型衛星にはない利点が出てくる。

1.3.4 超小型衛星の理学的挑戦

以上のように、BBH 探査ミッションは超小型衛星に適したミッションであるが、この様な用途は超小型衛星の新たな利用も開拓すると言える。

解明が求められながら、実際の観測データが得られず進展が見られないサイエンスは多数存在

すると考えられる。この理学的挑戦という意味合いの強いサイエンスにこそ超小型衛星の潜在的ニーズがあると我々は考えた。そこで本提案では、BBH 観測という理学的挑戦が超小型衛星によって実現可能となることを証明し、新たな超小型衛星利用の可能性を示すことを目的のひとつとしている。またこれは、超小型衛星による理学的挑戦を喚起することで、活発な超小型衛星の開発を促進し、宇宙利用分野の裾野を更に大きく広げる起爆剤となる。

1.4 本ミッションの意義まとめ

本ミッションは、現在宇宙物理学の重要な課題の一つである BH の成長メカニズム解明へ向けて一石を投じるものである。このミッションの成果として BBH を発見することが出来たならば、その天体は銀河の成長メカニズム解明に大いに役立ち、更に重力波やニュートリノの候補天体の指標としても宇宙物理学に貢献できると考えられる。更に、MAXI 等で BBH 天体が発見された場合、本衛星で同じ天体の追観測を行うことで発見の裏付けも可能である。

また本衛星は、超小型衛星でありながら大型衛星が成し得無いような継続的かつ長期の観測といったニーズにも対応し、今後の衛星開発において重大な意義を持っていると言える。加えて、本ミッションは現在運用されている大型の天文観測衛星とも競合せず、柔軟な連携を取ることも可能であるため、超小型衛星の今後の展開を示すひとつのモデルとなり得るものである。

2. ミッション解析

2.1 ミッション要求

本ミッションでは、BBH の可能性がある天体を可能な限り多く長期継続観測し、天体の周期的な光度変動をとらえる必要がある。ここでは本ミッションを行うために衛星に要求される機能を検討する。

2.1.1 X 線による候補天体の観測

現在、BBH の候補と言われる天体は活動銀河核 (Active Galactic Nucleus ; AGN) として観測されている。活動銀河とは通常の銀河と異なり、星や星間ガスなどの銀河構成要素以外から大半のエネルギーが放出されているものを指す。活動銀河から放出されるエネルギーは銀河中心にある BH



に物質が落ち込むことで放出されると考えられ、その中心部を AGN と呼ぶ。また、そのコンパクトな領域がエネルギー源となっていることから活動銀河自体が AGN として扱われることも多い。AGN はその観測されるエネルギーの様子から電波銀河、ブレイザー、セイファートなど、複数の種類に分類されていたが、近年では同じ物理原理によって輝いていると言われている (Fig. 2.1.1)。AGN に存在する BH はその成長過程で BBH となっている可能性がある。本ミッションでは BBH の探査のため、複数の AGN を観測し、周期的な光度変動をとらえることで BBH を特定する。

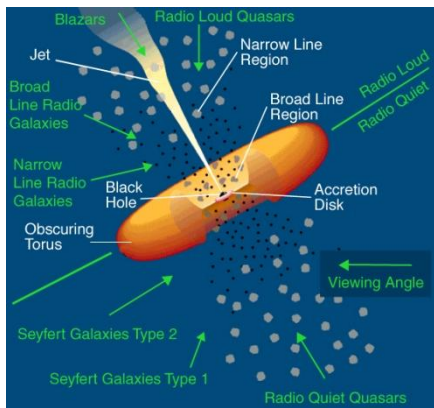


Fig. 2.1.1 AGN の統一モデル[7]

なお、AGN の観測には様々な波長の電磁波が用いられるが、今回の観測ではエネルギーバンド 1 ~ 10 [keV] の X 線波長による観測を行う。X 線を選択した理由としては、X 線は可視光などと比較して星の光によるコンタミネーション (目標天体以外からの信号の混入) が小さいこと、X 線の放射源が BH 近傍であるため、BH 運動のより直接的な観測が可能であることの 2 つがあげられる。

このとき、本ミッションにより取得できる理想的なデータは Fig. 2.1.2 のような光度曲線となる。

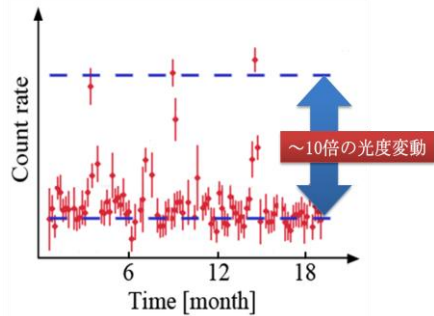


Fig. 2.1.2 本ミッションで得られる理想光度曲線

2.1.2 周期的光度変動の検出

次に周期的な光度変動をとらえるために要求される機能として、観測の長期性、頻度、検出精度を検討する。

観測の長期性

未だその周期が判明していない BBH を発見するためには、可能な限り長い時間観測を続けることが重要である。しかし、軌道上にありメンテナンスが不可能な人工衛星は、太陽電池やバッテリーの寿命による機能低下を避けられない。本衛星では、ミッション期間を 1 機ごとに 1 年半程度と想定している。そのため、1 機で周期的な光度変化をとらえるには、観測対象として 1 年半以内に少なくとも周期が 2 回、つまり 9 ヶ月程度の周期をもつ天体が望ましい。ここで、天体の周期を T [year] とすると T は (2.1.1) 式で表され、質量と周期の関係を図示すると Fig. 2.1.3 のようになる。

$$T = 0.9 \left(\frac{M}{10^7 M_{\text{Solar}}} \right) \left(\frac{r}{10^3 r_s} \right)^{3/2} (1+q)^{-1/2} \quad (2.1.1)$$

$$r_s = \frac{2GM}{c^2}, \quad q = \frac{m}{M}$$

- M : BBH を成す大きい BH の質量 [kg]
- m : BBH を成す小さい BH の質量 [kg]
- M_{solar} : 太陽質量 = $(1.9884 \pm 0.0002) \times 10^{30}$ [kg]
- r : BBH の回転半径 [km]
- r_s : シュヴァルツシルト半径 [km]
- q : BH 質量比
- c : 光速 [km/year]
- G : 万有引力定数 [$\text{km}^3/\text{year}^2/\text{kg}$]

Fig. 2.1.3 より、本衛星の運用寿命内で効果的に周期性をとらえるには BH 質量が太陽質量の約 10^7 倍程度の天体を観測するのが望ましいと言える。また、衛星のシリーズ化を行うことでより多くの天体を観測することが可能となる。

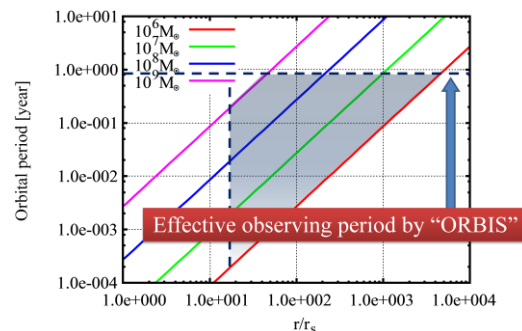


Fig. 2.1.3 BH の質量と軌道周期の関係



観測の頻度

また、BBH の周期的な光度変動を検出するには十分な頻度でのフラックスサンプルの取得が求められる。OJ287 の例をもとに考えれば、1 周期内に 20 回程度の観測が行えれば十分と言える。本衛星の目標天体を 9 ヶ月程度の周期だと仮定すると、約 14 日以内に 1 度フラックスを決定することが要求される。なお、天体の観測は、その明るさや検出器の感度によって 1 度の観測に必要な時間が変化するため、複数の天体を観測する際は観測シーケンスの設定が重要になってくる。本衛星の観測シーケンスについては 2.4 で述べる。

検出精度

加えて、光度変動を有意に検出するためには、検出器のノイズを一定値以下にする必要がある。OJ287 の例によれば、BBH は活動期に通常時の 10 倍程度の光度変動を起こす場合も考えられるが、OJ287 がやや特殊な例であることを考慮すればより細かい変動の検出が望まれる。また、BBH 発見の確率を向上するためにも検出精度はより高くすべきと言える。そこで、本衛星の検出器では統計的に 20σ の検出精度を目指す。これにより 5% 程度の光度変動の検出が可能となる。

2.1.3 観測天体の選択

次に、本ミッションにおいて観測する天体を選択する。前述のように、本衛星の観測対象としては太陽質量の約 10^7 倍程度の質量をもつ天体が望ましい。また、実現可能な検出器感度や観測頻度を考慮すると、比較的明るい天体を選択すべきと言える。そこで、まずはガンマ線バースト探査

衛星「Swift」によって得られた、近傍の比較的明るい AGN サンプルから、質量が太陽質量の 10^7 倍以下のものをピックアップした[8]。その際、本衛星では発生電力の問題で観測が可能な方向範囲が限られることを考慮し、黄緯が南北に 45 [deg] 以上となる 4 個の天体を選定した。また、観測機器の視野内に存在する目標天体以外の天体の混入も考慮する必要がある。本衛星搭載キャピラリレンズの視野角が 0.2 [deg] であることを考慮すると、視野内の周囲天体のフラックスが目標天体の 10% 以下であるものが 2 つ、そのうち 1 つは 1% 以下である。この天体 [H89] 0212+735, IGR J21247+5058 を最優先の観測対象とする。

また、本ミッションの性質上、観測天体は可能な限り多くすべきである。そこで、BBH である確率は低くなるものの、天体質量の条件を緩和した場合も同様に周囲天体の混入で評価、選定した。これら検討の結果、本ミッションで観測する天体を Table 2.1.1 に示す。

2.1.4 本ミッションから衛星への要求

以上をもとに本ミッションから衛星へ要求される機能は以下ようになる。

- ・全ての目標天体のフラックスを 14 日以内の観測で決定できる感度
- ・検出誤差 20σ 以下の検出精度
- ・複数の天体を観測するための姿勢マヌーバ
- ・全ての候補天体を観測可能な軌道

Table 2.1.1 本衛星で観測する候補天体[9, 10]

ID	黄経 [deg]	黄緯 [deg]	Flux _{1-10keV} [10^{-12} ergs/sec/cm ²]	周囲天体の 影響度*	太陽質量比 [log (M/M_{solar})]
[H89] 0212 + 735	66.38	54.98	15.8	B	6.96
IGR J21247 + 5058	6.26	60.44	51.0	C	7
IGR J21277 + 5656	3.23	64.52	22.0	B	7.18
XSS J05054 - 2348	71.88	-46.41	13.4	C	7.53
ESO 005 - G004	90.24	-69.97	1.10	A	7.89
PKS 0537 - 441	80.12	-67.30	22.2	B	8.33
Mrk 1498	138.90	71.30	42.5	A	8.59
2MASX J03565655 - 4041453	41.15	-59.00	15.5	B	8.64
PGC 13946	28.94	-66.98	41.6	B	8.75
ESO 121 - IG 028	117.72	-83.80	33.7	B	9

*周囲 0.2 [deg] 以内の天体フラックス ÷ 目標天体フラックスで算出。A : 周囲天体なし, B : 1% 以下, C : 10% 以下



2.2 ミッション機器の検討

2.2.1 キャピラリレンズを用いた X 線観測

本衛星では集光系を用いた X 線観測を行うことで高感度を実現する。しかし、超小型衛星で望遠鏡のような集光系を用いる場合、焦点距離の確保が課題となる。特に X 線は焦点距離が長く、超小型衛星で望遠鏡による X 線観測を行うと、焦点距離確保のため開口部に十分な有効面積をとれない。そこで、本衛星では X 線キャピラリレンズを用いた集光を採用する。

X 線キャピラリレンズは細いガラスポリキャピラリをアレイ状に構成したものである (Fig. 2.2.1)。臨界角よりも小さな角度でキャピラリ内部に入射した X 線は、ほぼ強度を失うことなくキャピラリ内を全反射する。この性質を利用し天体由来の X 線を効果的に一点に集光させ (Fig. 2.2.2)、超小型ながら十分な感度を実現する。

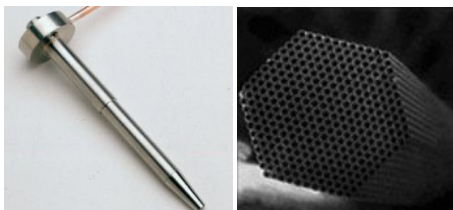


Fig. 2.2.1 X 線キャピラリレンズ (左)
キャピラリレンズ断面 (右) [11]

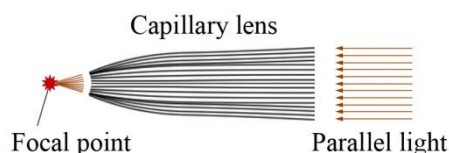


Fig. 2.2.2 キャピラリレンズによる集光

本衛星に搭載するキャピラリレンズの諸元を Table 2.2.1 に示す。また、衛星のペイロードや電力などのマージンを検討し、可能であればキャピラリレンズを複数本搭載する。

Table 2.2.1 キャピラリレンズの仕様

製造元	XOS
レンズ本体の直径 [mm]	20
レンズ本体の長さ [mm]	80
レンズの焦点距離 [mm]	200
レンズ入射口の直径 [mm]	11.2
視野角 [deg]	$\phi 0.2$
透過効率	25 %
焦点スポットサイズ [mm]	0.5

2.2.2 検出器の感度を決定する要因

次に、キャピラリレンズで実際に獲得し得る感度を試算し、実際の観測を想定して検討する。X 線による天体観測の感度は主に観測データの S/N 比 (Signal-to-Noise Ratio) で表される。本ミッションでは観測天体は遠方であるため、観測対象は点源として見なすことができる。点源を観測した場合の S/N 比を決定する要因は以下の 4 つが挙げられる [12]。

光子限界

天体観測において、観測天体からの信号や次項で述べるバックグラウンドなどの観測量が変化しない場合、S/N 比は天体からの光子数の統計的なゆらぎによって決定される。検出器が天体から受け取る光子数 N_s [photons] は次のように表せる。

$$N_s = F_{obj}TA \quad (2.2.1)$$

F_{obj} : 観測天体からのフラックス
[photons/sec/cm²]

T : 観測時間 [sec]

A : 観測機器の開口面積 [cm²]

また、 $N_s \gg 1$ のとき標準偏差は

$$\delta N_s = \sqrt{F_{obj}TA} \quad (2.2.2)$$

と表せる。このとき、S/N 比は次のようになる。

$$S/N = \frac{N_s}{\delta N_s} = \sqrt{F_{obj}TA} \quad (2.2.3)$$

ここで、本衛星では 20σ レベルの検出精度を目指すことから、S/N 比を 20 とする。このとき、検出器が検出できる最低限のフラックス (検出限界 F_{limit}) は (2.2.4) 式で表される。

$$F_{limit} = \frac{400}{TA} \quad (2.2.4)$$

この式より、検出限界は観測時間の経過と共に軽減され、より暗い天体も観測可能になることがわかる。

バックグラウンド限界

宇宙には多数の X 線源となる物体が存在すると言われている。そのため、宇宙空間にある X 線検出器は観測天体以外に由来する X 線も検出してしまふ。観測天体以外の信号を総称してバックグラウンド (Back Ground Data ; BGD) という。中でも、宇宙 X 線背景放射 (Cosmic X-ray Background ; CXB) やローカル・バブル (Local Hot



Bubble ; LHB) 由来の X 線は主要な天空バックグラウンド源となることが多い。また、検出器自体のノイズもバックグラウンドとして扱われる。

観測天体からの X 線量がバックグラウンドよりも小さい時、検出器の感度はバックグラウンドによって決定される。

$$S/N = \frac{F_{obj}TA}{\sqrt{F_{bgd}TA_{det} + F_{sky}TA\Omega}} \quad (2.2.5)$$

- F_{bgd} : 検出器 BGD [photons/sec/cm²]
- A_{det} : 検出器の有効面積 [cm²]
- F_{sky} : 天空 BGD [photons/sec/cm²/arcmin²]
- Ω : 視野角 [arcmin²]

ここで、 $S/N = 20$ とすると、バックグラウンドによる検出限界は次の式で表せる。

$$F_{limit} = 20\sqrt{\frac{F_{bgd}A_{det} + F_{sky}A\Omega}{TA^2}} \quad (2.2.6)$$

このときの検出限界をバックグラウンド限界と呼ぶ。光子限界と同様に観測時間を長くすることで光子限界を低下させることが可能となる。また、天空 BGD は視野角に依存するが、視野角は観測機器の角度分解能で決まるため、角度分解能を上げることでも感度を上げることができる。なお、本ミッションのように集光器を用いる場合、検出器が小さく検出器 BGD を低減できるという利点がある。

混入限界

基本的に検出限界より暗い天体からの信号が検出されることはほぼ無い。しかし、検出限界以下の信号でも足し合わせにより充分検出できる量になることで、観測データに混ざり込むことがある。この混ざり込みによる検出限界を混入限界と呼び、以下のように表すことができる。

$$F_{limit} = 20^{4/3} (2K\Omega)^{2/3} \quad (2.2.7)$$

K : 観測するエネルギーバンドに依存する定数 (= 2.6×10^{-14})

なお、これは $S/N = 20$ とした場合の値である。混入限界は角度分解能により一意に決定されてしまう。そのため光子限界やバックグラウンド限界と違い、観測時間を増やしても対処することができない。しかし、本衛星においてこの値は充分に小さく、ほぼ無視できる。

系統誤差

天体観測において、CXB や LHB などのバックグラウンド以外にも、荷電粒子や放射化に伴うバックグラウンドも考えられる。これらのバックグラウンドは天体を観測していないときのデータを用いて統計的に推測し、除去するのが一般的な方法であるが、統計に乗らない部分の誤差を取り除くことは不可能である。この誤差を系統誤差という。

2.2.3 検出限界の見積もり

本ミッションにおける検出限界を算出した。まず検出器として次のようなものを仮定する。なお、最低条件を考慮し、キャピラリは 1 本のみの搭載で検討した。

Table 2.2.2 仮定に用いた検出器諸元

検出器	X 線 CCD
光学系	X 線キャピラリレンズ
開口面積 [cm ²]	1
視野 [deg]	φ 0.2
分解能 [deg]	0.2
焦点サイズ [mm]	0.5
エネルギーバンド [keV]	1-10
単位視野当たりの検出器 BGD [counts/s/mm ² /arcmin ²]	5.81e-6 @ 1-10 keV
天空 BGD [cts/s/arcmin ² /cm ²]	1.05e-6 @ 1-10 keV

この検出器を用いて、観測を行った場合の各種検出限界を計算した。S/N 比を 20σ とした際の光子限界、BGD 限界、混入限界はそれぞれ式 (2.2.4) (2.2.6) (2.2.7) から求め、観測する天体で最も暗い ESO 005-G004 の光度曲線と比較した (Fig. 2.2.3)。この図より、14 日程度の観測で検出限界が観測天体のフラックスを下回り、フラックスを有意に検出できるようになる。

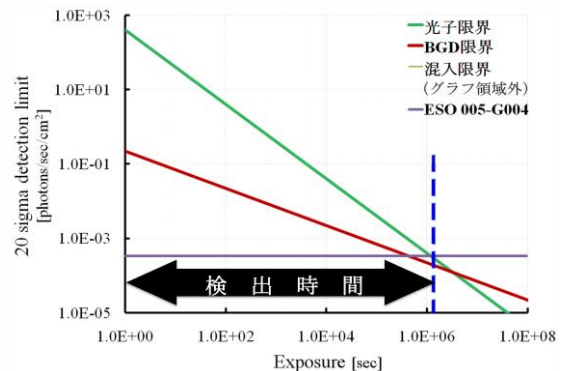


Fig. 2.2.3 20σ レベルの検出限界

また、本ミッションと同様、天体の継続的観測を行っている MAXI の感度とも比較した (Fig. 2.2.4). Fig. 2.2.4 から、仮定した検出器の感度は MAXI の約 100 倍高感度を実現できると言える。

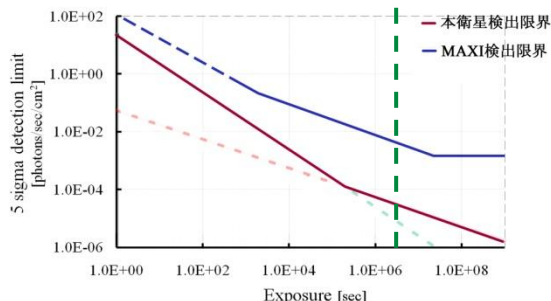


Fig. 2.2.4 MAXI との感度比較 (5σ)

2.3 ミッション機器の選定及び設計

2.2 では X 線用キャピラリレンズを用いた観測の有用性を示した. ここではキャピラリレンズを用いた観測機器を設計する. 先述の通り, 本衛星ではキャピラリレンズを複数本束ねることで, 更なる高感度を実現するが, 超小型衛星では厳しいサイズ制限があるため, 検出器面積や焦点距離等の各種リソースを充分考慮した設計を行う必要がある.

2.3.1 X 線 CCD

本衛星では受光素子として X 線 CCD を用いる. CCD は X 線観測において軌道上実績も多く, フォトンカウンティングモードでの受光によりスペクトル検出も可能であることから採用した.

CCD の選定には, キャピラリレンズの特性や素子の感度曲線, 素子及びエレキ部の消費電力, CCD エレキ部のサイズ, 規格品の充実度など様々な要素を考慮する必要がある. まず, キャピラリレンズの最も大きな特徴の一つとして, 集光スポットサイズの小ささが挙げられる. 本衛星のようにキャピラリレンズを複数本束ねる場合, 各スポットの間には大きなスペースが空き, 無駄な領域ができてしまう. 無駄な素子面積を減らすためには各スポットの位置に小型の CCD を設置するのが理想である. しかし, オーダーメイドの CCD を用意する場合, 技術及び予算の面で実現が非常に困難であり, 超小型衛星の利点を損なう可能性があるため, 本衛星では規格品である CCD を使用し, ノイズ対策としてスポット以外の素子部分は BGD サンプル用を除き, データを読み出さない措置をとる.

また, 今回観測するエネルギーバンドは 1~10 [keV] であるため, この範囲に感度のある CCD を使用する必要がある. その他, 消費電力の値やエレキ部のサイズ等より, 本衛星では次に示す CCD を選定した.

Table 2.3.1 CCD 素子の仕様[13]

製造元	浜松ホトニクス
型名	S10747-0909
受光面サイズ [mm]	12.288 × 12.288
画素サイズ [μm]	24 × 24
検出効率	Fig. 2.3.2 参照

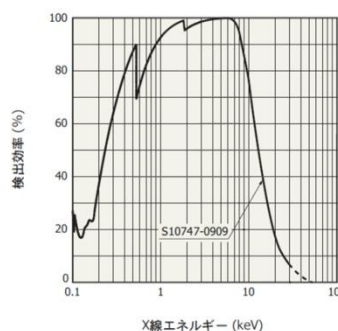
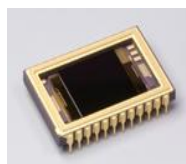


Fig. 2.3.2 CCD 素子の X 線検出効率

ミッションデータレート

この CCD を用いたときに得られるミッションデータの容量を求めた. まず天体から得られるデータ容量を求めるには次のように行う.

- (1) X 線 CCD の 1 event 当たりのデータ量は「すざく」搭載の XIS と同じと考える.
- (2) 本ミッション候補天体の最大カウントレート [10^{-12} ergs/sec/cm²] を検出器における単位時間のイベントレート [counts/sec] に直す.
- (3) (1)×(2) で byte/s に直す.

(1) は「すざく」技術資料[14]より 5×5 mode (イベントが検出された pixel のみならず周辺 5×5 pixel も取るモード)で 40 [byte/event] である. また, (2) は最も明るい候補天体 IGR J21247+5058 のフラックスが 1.53×10^{-2} [photons/sec/cm²], 開口部有効面積 3 [cm²] であることから,

$$40 \times 0.0153 \times 3 = 1.836 \text{ [byte/sec]} \quad (2.3.1)$$

次に, 検出器 BGD を求める. 検出器単位面積当たりの BGD は約 1.27×10^{-2} [counts/sec/cm²] @ 1-10 keV である. また, CCD 面積が 1.51 [cm²] なので,

$$40 \times 1.24 \times 10^{-2} \times 1.51 = 0.749 \text{ [byte/sec]} \quad (2.3.2)$$

よって, (2.3.1)(2.3.2) の和から本衛星のミッションデータレートは 2.585 [byte/sec], 0.213

[MB/day] となるが、データのマージンを考慮して 1 [MB/day] とする。

2.3.2 冷却機構

CCD 素子には X 線などの入射がなくても、暗電流と呼ばれる微弱な電流が常に流れている。この暗電流は温度依存性を持っており (Fig. 2.3.3), CCD 素子の感度を向上させるためには CCD 素子の冷却が不可欠である。本衛星搭載の CCD は -55°C 以下に冷却することで暗電流を 10 [e/pixel/sec] 以下に抑制でき、読み出しノイズを考慮しても要求される S/N 比 20 を達成できる。

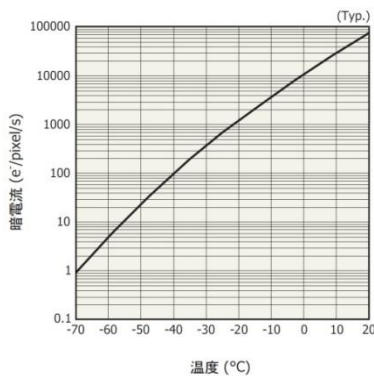


Fig. 2.3.3 CCD 素子の暗電流 - 温度曲線

そこで、本衛星では CCD 冷却装置としてペルチェ素子を用いる。ペルチェ素子はペルチェ効果により電流を流すと熱を移動させる特性を持つため、これを利用して本衛星では CCD 温度を -55°C 程度に冷却する事が可能となる。なお、使用するペルチェ素子の仕様は Table 6.4.2 にまとめた。

また、ペルチェ素子の使用にあたっては、CCD の熱をより効率的にペルチェ素子に伝導させるためにピラミッド型の銅板を挿入し、ヒートシンクを衛星構体とする。これらの模式図を Fig. 2.3.4 に示す。

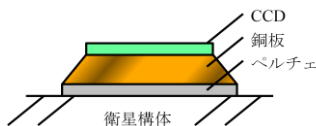


Fig. 2.3.4 ペルチェ素子配置模式図

2.3.3 X 線用フィルタ

今回採用した CCD 素子は X 線以外の領域にも感度があるが、X 線以外の信号は観測の妨げになる恐れがあるため、それらの波長を除去するフィルタを設置する必要がある。しかしフィルタを使用した場合、十分な遮光状態の維持などのために

大掛かりな装置が要求される可能性がある。そこで、本衛星では CCD 素子表面にフィルタの役割として $0.2\ \mu\text{m}$ のアルミニウムを蒸着する。この方式は MAXI でも使用され、軌道上での実証もされた技術である (Fig. 2.3.5)。

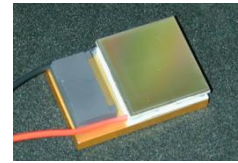


Fig. 2.3.5 MAXI-CCD のアルミコート

2.3.4 機器の配置

使用する CCD 素子に合わせて、キャピラリの本数及び配置を決定した。キャピラリの直径と CCD 素子の受光面サイズより、キャピラリは Fig. 2.3.6 のように 3 本のキャピラリ (図中の円) を正三角形型に束ね、CCD (図中の正方形) とは 15° 傾けるように配置する。また、キャピラリの焦点距離は $200\ \text{mm}$ であるため、CCD 受光面とキャピラリは $200\ \text{mm}$ の間隔で配置する (Fig. 2.3.7)。

なお、このとき衛星に要求される姿勢精度は、視野角が 0.2° であることから、10 倍程度のマージンを考慮したうえで各軸に対し 0.02° 以下とした。

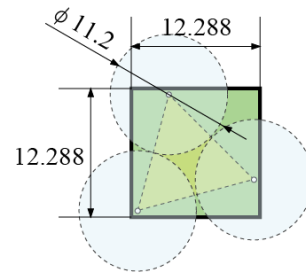


Fig. 2.3.6 CCD とキャピラリの配置 (上面図)

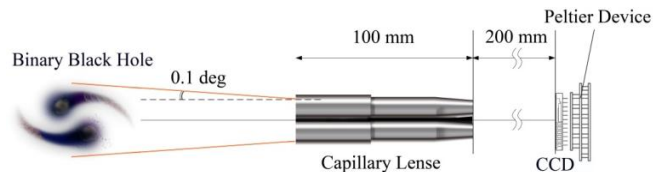


Fig. 2.3.7 CCD とキャピラリの配置 (側面図)

2.4 観測シーケンス

以上のように決定した観測機器と観測対象を用いて、観測シーケンスを検討する。まずは搭載機器の検出限界を各候補天体と比較し、1 度のフ



ラックス決定のために必要な観測時間を試算した。なおこのとき、本衛星ではキャピラリを 3 本搭載することから、有効面積を 3 [cm²] として試算している。

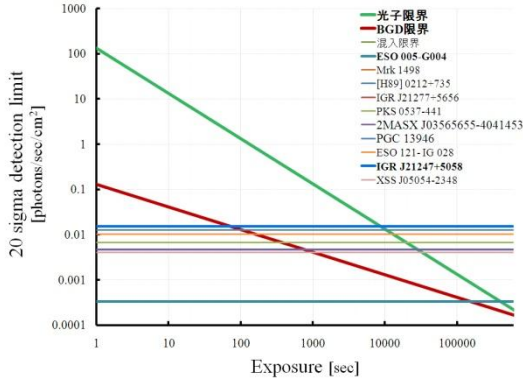


Fig. 2.4.1 検出限界と候補天体フラックスの比較

この結果より、本衛星の観測機器において各候補天体を検出するために要求される観測時間が求まる。よって、本衛星の観測シーケンスを Fig. 2.4.2 のように設定した。このとき観測シーケンス 1 サイクルは約 7 日であり、2.1.4 で述べた要求の 14 日以内に対し約 2 倍のマージンを確保できる。



Fig. 2.4.2 本衛星の観測シーケンス

2.5 バスシステムへの要求

本ミッションより衛星各系への要求を Table 2.5.1 にまとめる。

Table 2.5.1 各系への要求

要求先	内容	
構体系	機器スペースの確保	
熱制御系	CCD 動作温度 [°C]	-55 以下
	CCD 保存温度 [°C]	-100~70
	ペルチェ素子 [°C]	-100~80
姿勢制御系	x, y 軸に姿勢精度 0.02 [deg] 以下	
電源系	ミッション時に電力 8.2 [W] を供給	
C&DH 系	CCD, ペルチェ素子の操作	
通信系	1 [MB/day] のデータの送信	

3. 衛星運用

3.1 衛星軌道

最後に、本衛星の運用方式について述べる。まず衛星を投入する軌道を決定する。遠方の天体を観測する場合、目標天体から得られる信号量は小さいため、ノイズの要因になりうるものは可能な限り避けなければならない。そこで、多くの天文観測衛星と同様に高度約 550 [km] 付近の円軌道に投入する。この軌道は、地球の磁気圏によりノイズとなり得る宇宙線のある程度防護することが可能となる。しかし一方で、南大西洋異常地帯 (South Atlantic Anomaly ; SAA) を通過することを考慮する必要がある。SAA 通過時は放射線による機器の故障が多数報告されているため、本衛星では SAA 通過予想時間を地上局から送信し、その時間主要な機器の電源を切ることで対処する。

また、本衛星のように様々な方向の天体観測を行う場合、特に大きな問題となるのが発生電力である。そのため、比較的太陽入射が多くなるよう太陽同期軌道をとらせる。以下に本衛星における軌道要素を示す。

Table 3.1.1 本衛星の軌道要素

長半径 [km]	6922.42
離心率	0
軌道傾斜角 [deg]	96.024
昇交点赤経 [deg]	188.86
軌道周期 [sec]	5732
真近点離角 [deg]	0

自主廃棄

超小型衛星の開発が活発になる一方で問題とされているのが、スペースデブリ問題である。スペースデブリは宇宙開発の発展とともに急増し、今後更に増加していくと考えられている。超小型衛星にとって、スペースデブリの更なる増加を防ぐためには、規定年以内の自主廃棄を特に義務として徹底する必要がある。そこで、本衛星においても自主廃棄に必要な年数を求めた (Fig. 3.1.1)。結果、最悪値で 20 年以内に軌道高度が 200 [km] 以下になり、自主廃棄が可能となることがわかった。これは規定である 25 年を十分に満たす。

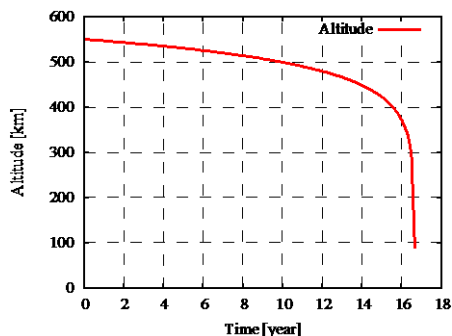


Fig. 3.1.1 本衛星の軌道遷移

3.2 運用シーケンス

本衛星の運用シーケンスを以下に示す (Fig. 3.2.1).

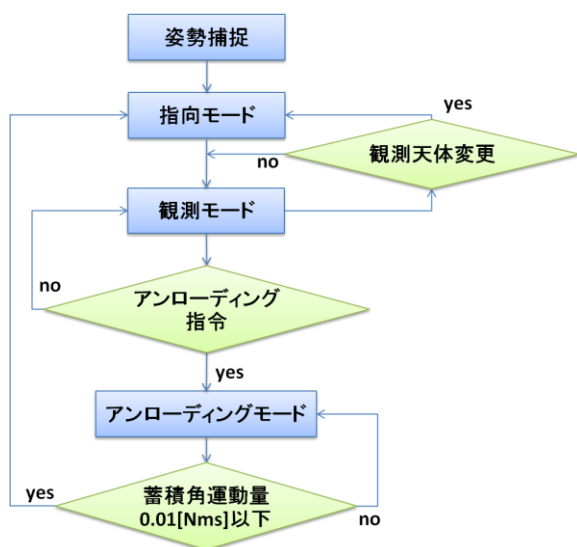


Fig. 3.2.1 正常時モード遷移フローチャート

起動モード

打ち上げ機から分離直後やリセット後などにおいて、太陽電池パドルを展開し姿勢制御系機器を順次起動、及び動作確認を行う。

姿勢捕捉モード

動作確認が正常に行われた後、各制御機器を用いて衛星の姿勢を安定させるよう制御する。

指向モード

姿勢安定後や観測天体変更時に大角マヌーバを行い、目標天体を視野方向 5 [deg] 以下に収めるよう姿勢を制御する。

観測モード

目標天体を捕捉すると、エラーがない限り観測モードを開始する。姿勢制御精度 0.02 [deg] 以下にて目標天体の観測を行う。

アンローディングモード

リアクションホイールへの角運動量の飽和を

緩和するため、アンローディングを行う。

セーフモード

電力の大幅な低下などの異常時に、必要最低限な OBC や通信機器以外の機器の電源を落とし電力を節約する、あるいは電源のリセットを行い、再び起動モードより開始するなどの処置をとる。

結言

以上で本ミッションの設計解析を終える。次章より、本ミッションを行うバス部の設計解析について詳細を述べる。

ミッション系参考資料

- [1] すばる望遠鏡ホームページ
http://www.naoj.org/j_index.html
- [2] 早崎公威：バイナリー巨大ブラックホール探査に向けて、物理学会誌「話題」、2009.
- [3] Miloš Milosavljević, David Merritt: The Final Parsec Problem, The Astrophysics of Gravitational Wave Sources, 2003.
- [4] 磯部直樹：巨大バイナリブラックホールの X 線探査, 巨大ブラックホール天文学, 2009.
- [5] 安東正樹, 他: スペース重力波アンテナ DECIGO 計画 (26) パスファインダー, 日本物理学会 第 65 回年会, 2010.
- [6] 全天 X 線監視装置 MAXI ホームページ
<http://maxi.riken.jp/top/>
- [7] Pierre Auger Observatory : Active Galactic Nuclei.
http://www.auger.org/news/PRagn/about_AGN.html
- [8] Swift / BAT 9-month AGN Catalog
<http://heasarc.gsfc.nasa.gov/docs/swift/results/>
- [9] V. Beckmann, et al.: The second INTEGRAL AGN catalogue, Astronomy & Astrophysics, 2009.
- [10] HEASARC: NASA's High Energy Astrophysics Science Archive Research Center.
<http://heasarc.gsfc.nasa.gov/>
- [11] X-Ray Optical Systems, Inc.
<http://www.xos.com/index.php>
- [12] 山崎智紀：すざく衛星 硬 X 線 GSO 検出器における軌道上バックグラウンドのモデル化の研究, 広島大学理学研究科 学位論文, 2005.
- [13] 浜松ホトニクス
<http://jp.hamamatsu.com/>
- [14] Suzaku X-ray Imaging Spectrometer Quick Reference
http://www.astro.isas.jaxa.jp/~tsujimot/pg_xis.pdf

Part B. バスシステム設計検討

4. 衛星バスシステム概要

4.1 衛星概要

本衛星の概要を Table 4.1.1 にまとめる。

Table 4.1.1 衛星概要

衛星名	ORBIS	
予定打ち上げロケット	H-IIAロケット (その他衛星と相乗り)	
ミッション内容	バイナリブラックホールの探査 活動銀河核のX線による観測 キャビラレンズを用いた検出器の実証	
主要ミッション機器	X線キャビラレンズ, X線CCDイメージセンサ	
構造	形状	パドルを4枚備えた八角柱形状
	寸法 [mm]	パドル展開前: 430×430×450 パドル展開後: 430×430×830
	外観	Fig. 4.2.1, Fig. 4.2.2 参照
	質量 [kg]	35.36
姿勢制御	姿勢制御方式	3軸ゼロモーメント姿勢制御
	センサ	磁気センサ (×1), 太陽センサ (×5), リングレーザージャイロ (×3), GPS (×1), スタートラッカ (×1)
	アクチュエータ	リアクションホイール (×4), 磁気トルカ (×3)
電源	仕様	安定化バス
	バス電圧 [V]	28
	安定化方式	パッシブシャント方式
軌道	種類	太陽同期準回帰軌道
	高度 [km]	544.28
	傾斜角 [deg]	96.024
	周期 [min]	95.53
	通信方式	S-bandによる送受信 QPSK変調
運用	地上局	増田2局
	設計寿命	18ヶ月

バスシステム構成

本衛星は、ミッション系、構体系、熱制御系、姿勢制御系、電源系、C&DH系、通信系から構成される[1]。Fig. 4.1.1 にシステムブロック図を示す。

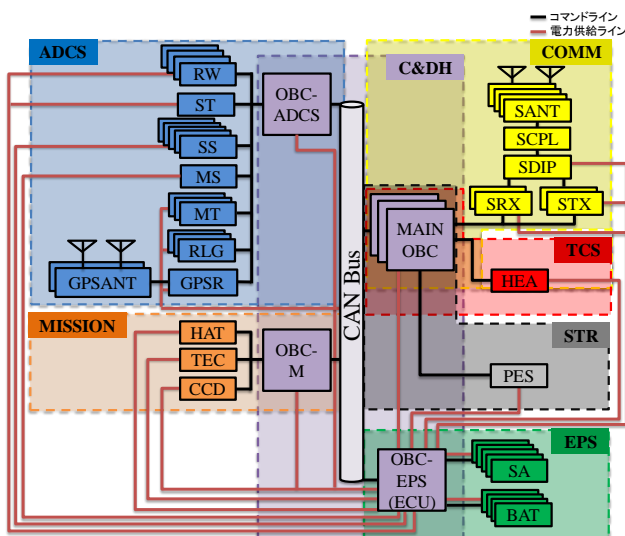


Fig. 4.1.1 衛星システムブロック図
 (略称は巻末 Table A 参照)

4.2 衛星の基本形状

本衛星は、H-IIA ロケットのピギーバック衛星制限内の 430×430×450 [mm] (衛星分離部含む)、質量 31.03 [kg]の八角柱を基本形状とする。この形状において視野角の確保が容易になる衛星角部に太陽センサ及び、S-band と GPS のアンテナを配置する。太陽電池パドルは、電力収支の関係から4枚とし、衛星本体各面に設置する。Fig. 4.2.1, Fig. 4.2.2 に太陽電池パネルの展開前と展開後の外観図を示す。

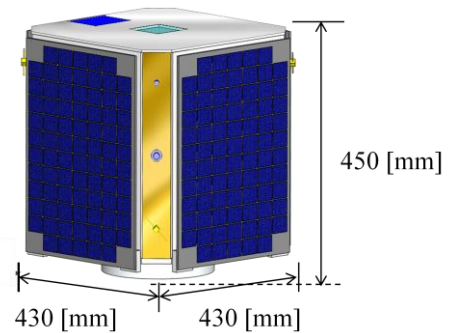


Fig. 4.2.1 太陽電池パドル展開前

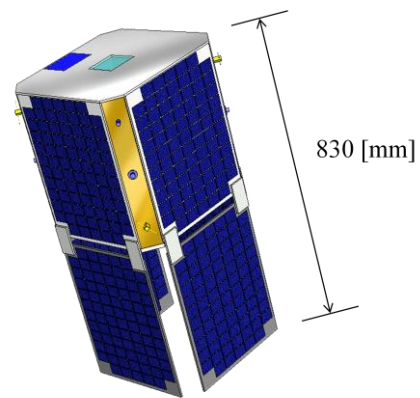


Fig. 4.2.2 太陽電池パドル展開後

以降の章では、以下目次の順で各系についての詳細な設計解析結果を述べる。

Table 4.1.2 バスシステム設計検討目次

5章	構体系	(P. 14~17)
6章	熱制御系	(P. 17~20)
7章	姿勢制御系	(P. 20~27)
8章	電源系	(P. 27~30)
9章	C&DH系	(P. 30~33)
10章	通信系	(P. 33~35)
まとめ	「ORBIS」 設計解析まとめ	(P.35)



5. 構体系

5.1 構体系への要求 [1]

構体設計の目的は衛星を安全に活動させる事である。衛星は打ち上げ時に最大荷重がかかるため、Table 5.1.1 に示す H-IIA の衛星搭載条件を満たせば十分な安全余裕を確保することができる。本章では衛星の主構造を構成する構体系の設計について述べる。本章の構成として、5.2 で衛星の構造様式と太陽電池パドル設計、5.3 太陽電池パドルの設計で打ち上げ時にロケットから作用する荷重等に耐えうる衛星構成パネル・アダプタ設計、5.4 で衛星に搭載される機器の配置と衛星の質量特性について述べ、5.5 にて数値シミュレーションによる構造解析から設計した衛星構体が打ち上げに耐え得るものであることを示す。

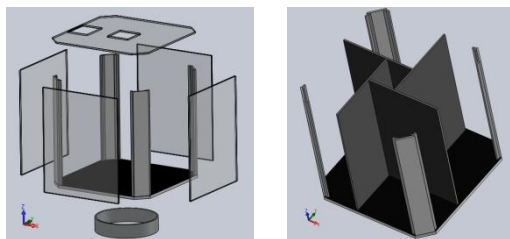
Table 5.1.1 H-IIA の衛星搭載条件

	機軸方向	機軸直交方向
第1次固有振動数 [Hz]	100 以上	50 以上
設計荷重 [G]	5.0	2.25

5.2 衛星構成

5.2.1 衛星構造様式と構成

本衛星は 3 軸安定方式で制御するため、衛星構体は箱型構造様式を採用した。衛星構体は軽量化のためアルミハニカムパネルのみで構成する。また、アンテナの配置やセンサの視野角の確保を容易にするため衛星構体を八角柱型で構成する手法を採用した。加えて、本衛星ではミッションに CCD 冷却用のペルチェ素子を用いるため、ミッション部付近に他系搭載機器がある場合、搭載機器の温度が動作範囲を超える可能性がある。これを踏まえ、衛星内部にはパネルを 4 枚組合せた井桁型の構造を採用し、ミッション機器を Mission Unit (MU) として他機器から隔離する (Figs. 5.2.1)。この構造を採用することで搭載機器配置に自由度が生まれ、衛星の剛性の向上が期待できる。



Figs. 5.2.1 衛星構体構成図
(左: 外部構成, 右: 内部構成)

5.2.2 太陽電池パドルと展開方法

本衛星は観測対象により太陽光の入射が変動し、また運用期間中に衛星が蝕に入る時期がある。太陽光の入射が最も少なく、衛星が蝕に入る場合、衛星の構体側面に太陽電池セルを貼るだけでは必要な電力を供給できない。そこで、本衛星では太陽電池パドルを展開させることで電力を供給する。太陽電池パドルは、軽量かつ高強度・高剛性の CFRP を用い、母材にはエポキシ樹脂 (密度約 1200 [kg/m³]) を使用する。またパドルは、展開前は十分に固定され、軌道上にて確実に展開されなければならない。そこで、本衛星では電流を流すことによりナットが外れる仕組みをもった Mini Qwknut をパドル両端に固定具として使用し、パネルと衛星の接合部はダンパー付きストップヒンジをパドル 1 枚当たり 2 個使用して太陽電池パドルを展開・保持させる機構を採用した。

5.3 構成部材の設計

5.3.1 ハニカムパネル設計 [2, 3]

構成パネルの設計について述べる。本衛星搭載のアルミハニカムパネルはサンドイッチ構造であり、コア材とスキン材の組合せで重量と剛性が変化する。ここでは衛星質量が H-IIA ロケット相乗り衛星の最大許容重量である 50 [kg] と仮定して、設計荷重に対する応力で破壊されないアルミハニカムを設計する。実際の衛星質量は 50 [kg] 以下であるため、この計算結果を用いた設計で十分安全であると考えられる。

底面パネル設計

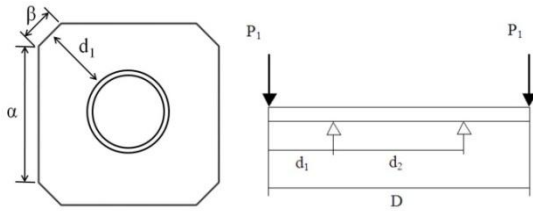
最初に、底面パネルが打ち上げ時の応力に耐えうるように設計を行った。まずはスキン材の厚さを設計するため、荷重が掛る際に底面パネルが側面パネル 1 枚あたりから受ける応力を求め、それに耐えうるスキン材の厚さ t_f を決定する。なお底面パネルの全体の厚さ t を 10 [mm] として設計する。Figs. 5.3.1 の左図において、底面パネルに機軸方向からかかる荷重は式 (5.3.1) で表される。

$$P_1 = n_v \times a \times g \times m \times \frac{A'}{A} \quad (5.3.1)$$

ここで、 m : 衛星質量 [kg], g : 重力加速度 [m/s²], n_v : 準静荷重条件 (機軸方向), a : 終極荷重係数, A : 側面パネルと接する全面積 [m²], A' : 任意の側面パネルと接する面積 [m²] である。次に Figs. 5.3.1 の右図のモデルにおいて、底面パネルに掛る曲げモーメントから底面のスキン材に掛る応力 σ_{\max} が式(5.3.2)で表

される。

$$\sigma_{\max} = \frac{M_{\max}}{Z} = \frac{P_1 \times d_1}{\frac{\beta(t^3 - t_c^3)}{6t}} \quad (5.3.2)$$



Figs. 5.3.1 底面パネル計算モデル

ここで Z :断面係数, t_c :コア材の厚さ[m], t :ハニカムパネル全体の厚さ[m], d_1 :衛星分離部から側面パネルまでの距離[m], である。式(5.3.2)に $t_c = t - 2t_f$ を代入することで応力は t_f の関数となる。この時パネルに掛かる応力の大部分がスキン材に作用すると考えられるので、式(5.3.2)で求められた応力がスキン材の圧縮耐力を安全率で除した許容応力より小さくなるようスキン材の厚さを設計する。ここで、スキン材を Al 2024-T3 とすると、圧縮耐力は 268.9 [MPa] で安全率を 4 とした場合の許容応力は 67 [MPa] となる。この許容応力を用いると、式(5.3.2)よりスキン材の厚さは約 0.4[mm]が必要となるが、安全を見て 0.5[mm]の Al 2024-T3 をスキン材として使用する。

次に底面パネルが機軸直交方向の荷重を受ける際の圧縮荷重に耐えるコア材の選定を行う。パネルに作用する圧縮応力が、サンドイッチ梁に関する面内圧縮であるオイラー座屈応力を下回っていればこのパネルは安全といえる。コア材の選定はオイラー座屈限界応力とコアのせん断弾性係数の関係式 (5.3.3), (5.3.4)を用いて行った。

$$(\sigma_{cr})_E = \pi^2 E_f \left(\frac{t_c + t_f}{b} \right)^2 \quad (5.3.3)$$

$$\sigma_{cr} = \frac{(\sigma_{cr})_E}{1 + \frac{\pi^2 E_f t_f (t_c + t_f)}{2G_c b^2}} \quad (5.3.4)$$

ここで、 σ_{cr} :圧縮応力[N], E_f :スキン材のヤング率[Pa], t_f :スキン材の厚さ[m], t_c :コア材の厚さ[m], b :パネルの幅[m], G_c :コア材のせん断弾性係数[Pa], である。式(5.3.4)を用いて底面パネルに作用する圧縮応力に安全率 4 をかけた値 $\sigma = 2.55$ [MPa] に耐え得るコア材料を決定する。式 (5.3.4)より、限界応力が $\sigma = 2.55$ [MPa]となるせん断弾性係数 G_c が 0.07MPa とわ

かるのでそれ以上のせん断弾性係数を持つコア材である Al 3/16 5052-0.002 を使用する。

側面パネル設計

同様に側面パネルを設計する。なお底面パネルの全体の厚さ t を 5 [mm] として設計する。側面パネルは主に機軸直交方向の荷重を受ける。機軸方向の荷重が機軸直交方向の荷重を上回るため、上面底面パネルと同じものを使えば十分安全であるといえる。よって、スキン材の厚さを 0.5 [mm]とする。スキン材の厚さが 0.5 [mm]の時、側面パネルに作用する圧縮応力に安全率 4 をかけた値 $\sigma = 10$ [MPa] に耐え得るコア材料を決定する。式 (5.3.4) より、限界応力が $\sigma = 10$ [MPa]となるせん断弾性係数 G_c が 0.68MPa となるのでそれ以上のせん断弾性係数を持つコア材である Al 3/16 5052-0.002 を使用する。

側面パネルの強度計算

ここまで設計したパネルが実際に打ち上げの衝撃に耐えるか強度計算を行う。まずロケット打ち上げ時に、側面パネルは圧縮荷重を受ける。圧縮荷重を受ける際のパネルの破壊は、オイラー座屈、リンクリング、イントラセルバックリングの 3 つの破損モードにより起こり、各モードで耐え得る限界応力を求め、ハニカムパネルが設計荷重に耐え得ることを確認する。リンクリングとは、スキン材が波打ってコア材の壁面を横切って座屈し、荷重が伝えられなくなる現象で、式 (5.3.5)から座屈応力が得られる。

$$\sigma_{cr} = \left[\frac{16}{9} \left(\frac{t_f}{t_c} \right) \left(\frac{h_c}{d} \right) \left(\frac{E_c E_f}{1 - \nu^2} \right) \right]^{\frac{1}{2}} \quad (5.3.5)$$

イントラセルバックリングとは、スキン材がコアの壁面間で座屈する現象で、式(5.3.6)より座屈応力が得られる。

$$\sigma_{cr} = \left(\frac{2E_f}{1 - \nu^2} \right) \left(\frac{t_f}{d} \right)^2 \quad (5.3.6)$$

ここで、 h_c :セルの箔厚[m], d :コアセルサイズ[m], ν :ポアソン比, E_c :コア材のヤング率[Pa], である。各側面パネルの計算結果を Table 5.3.1 に、Table 5.3.2 に Al 合金と CFRP の物性値、ハニカムパネル諸元を Table 5.3.3 に示す。以上の計算により、この側面パネルの限界応力は打ち上げ時の衝撃による応力以上の値をとるので上面底面パネルも安全であるといえる。よってこのパネル設計により本衛星は打ち上げからミッション終了まで安全に活動できるといえる。



Table 5.3.1 側面・内部パネル限界応力

許容応力[MPa]	
オイラー座屈[圧縮方向]	97.6
オイラー座屈[せん断方向]	96.7
リンクリング	873
イントラセルバックリング	1791

Table 5.3.2 Al 合金と CFRP の物性値

Al 合金		
物性値	Al 2024-T3	Al 7075-T6
密度[kg/m ³]	2770	2800
縦弾性係数[GPa]	72.4	71.0
剪断弾性係数[GPa]	27.6	26.9
ポアソン比	0.33	0.33
引張耐力[MPa]	324.1	455.1
圧縮耐力[MPa]	268.9	427.5
ハニカムコア Al 3/16-5052-0.002		
密度[kg/m ³]	91	
縦弾性係数[GPa]	1.97	
剪断弾性係数[GPa]	0.55(L方向), 0.2(W方向)	
CFRP		
繊維方向[deg]	0	90
密度[kg/m ³]	1637	
縦弾性係数[GPa]	147	9.8
剪断弾性係数[GPa]	5.1	
ポアソン比	0.32	0.0213
引張耐力[MPa]	1569	58.8

Table 5.3.3 ハニカムパネル諸元

パネル構造		厚さ[mm]	寸法 [mm]
下面	スキン	上下各0.5	400×400
	コア	9	
上面	スキン	上下各0.5	400×400
	コア	4	
側面1	スキン	上下各0.5	310×385
	コア	4	
側面2	スキン	上下各0.5	55.860×385
	コア	4	
井桁	スキン	上下各0.5	237.5×385
	コア	4	

5.3.2 衛星アダプタ設計

JAXA が公募する相乗り小型副衛星において、外形寸法が 500 [mm] 立方, 50 [kg] 以下の衛星の分離部には PAF239M の使用が推奨されている。本衛星の分離部も PAF239M の使用を前提とし、設計荷重における衛星アダプタの座屈強度を求め、衛星アダプタの必要な厚さを求める。最初に、設計荷重条件から衛星分離面での圧縮荷重 P と曲げモーメント M を式(5.3.7), (5.3.8)から求める。

$$P = m \times n_v \times g \times a \quad (5.3.7)$$

$$M = m \times n_l \times g \times a \times l \quad (5.3.8)$$

ここで、 m : 衛星質量[kg], g : 重力加速度[m/s²], n_v, n_l : 準静荷重条件(機軸方向, 機軸直交方向), a : 終極荷重係数, l : 衛星分離面から重心の位置[m], である。この圧縮荷重と曲げモーメントが同時に作用するとして、衛星分離面での等価軸荷重を求め、また、衛星アダプタを Al 7075-T6 の円筒として座屈許容荷重から円筒の必要な板厚 t を式(5.3.9)から求める。なお、Al 7075-T6 の物性値は Table 5.3.2 の通りである。

$$t = \sqrt{\frac{P_{eq}}{1.2\pi\gamma E}} \quad (5.3.9)$$

ここで、 P_{eq} : 等価軸荷重[N], γ : ポアソン比, E : ヤング率 [Pa]である。式(5.3.9)から本衛星の衛星アダプタには 0.23 [mm] の板厚があれば座屈しないと求められるが結合部や加工条件など考慮し板厚を 5 [mm]と設定する。

5.4 搭載機器配置

本衛星に積む機器配置について記載する。機器配置では、衛星本体の中心に重心があること、各機器の干渉・熱的關係を考慮し、機器間の距離に余裕を持たせることが課題となる。機器配置に関して熱制御系、ミッション系、姿勢制御系から搭載させるパネルの指定があり、これらの要求を満足させる必要がある。今回は3次元CAD設計ソフトウェアSolidWorksを用いて、搭載機器の配置を行った。設置要求をTable 5.4.1, 設置結果をFig. 5.4.1に示す。またTable 5.4.2に本衛星の質量特性を示す。なお、Table 5.4.2において重心位置は衛星分離部底面の中心からの距離である。

Table 5.4.1 搭載機器の制約条件

	搭載機器	設置場所
ミッション系	MU	井桁中心に配置
	RW	配置面に対して35.26[deg]傾ける
	ST	MUと並行して配置
姿勢制御系	SS	衛星角部に配置
	MT	各軸に平行な面
	RLG	各軸に平行な面

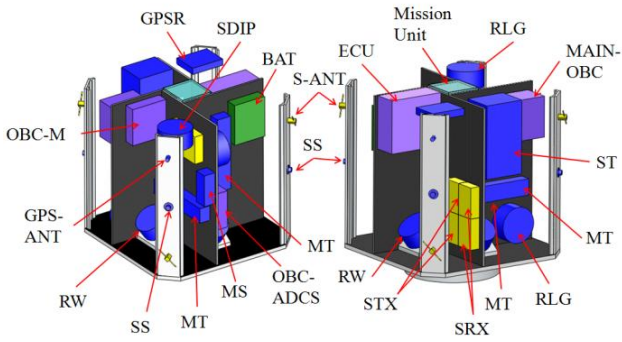


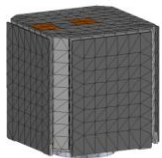
Fig. 5.4.1 搭載機器配置

Table 5.4.2 質量特性

項目	記号	値
太陽電池パドル展開前		
重心位置[mm]	X_G	1.55
	Y_G	-1.41
	Z_G	169.24
慣性モーメント[kg m^2]	I_{XX}	0.798
	I_{YY}	0.793
	I_{ZZ}	0.751
慣性乗積[kg m^2]	I_{XY}	7.75×10^{-6}
	I_{YZ}	-5.48×10^{-5}
	I_{ZX}	6.79×10^{-5}
太陽電池パドル展開後		
重心位置[mm]	X_G	1.56
	Y_G	-1.43
	Z_G	98.55
慣性モーメント[kg m^2]	I_{XX}	1.327
	I_{YY}	1.322
	I_{ZZ}	0.71
慣性乗積[kg m^2]	I_{XY}	1.78×10^{-5}
	I_{YZ}	-2.9×10^{-3}
	I_{ZX}	2.87×10^{-3}

5.5 構造解析

SolidWorks で設計した構造数学モデルと節点・要素数を Fig. 5.5.1 に示す。



項目	数値
節点数	21051
要素数	22103

Fig. 5.5.1 構造数学モデルと節点・要素数

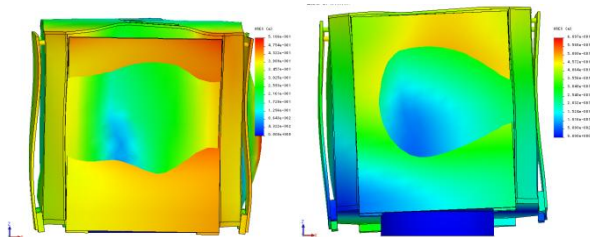
5.5.1 固有振動解析

ロケットによる打ち上げ時、共振が起こると構造破壊する恐れがある。そこでロケットや主衛星への損

傷を防ぐため固有振動解析を行った。衛星分離部を完全に固定し片持ち梁の条件で解析を行う。Table 5.5.1 に各軸方向の 1 次固有振動数を、Fig. 5.5.2 にそのときの振動モードを示す。これより Table 5.1.1 に示した剛性要求を満足していることが分かる。

Table 5.5.1 第 1 次固有振動数

	機軸方向	機軸直交方向
固有振動数 [Hz]	256.24	139.26



(a)機軸方向 1 次モード (b)機軸直交方向 1 次モード

Fig 5.5.2 第 1 次振動モード

5.5.2 静荷重解析

Table 5.1.1 に示した設計荷重を衛星全体にかけた場合、衛星に発生する最大応力 σ は16.5[MPa]であった。これから安全余裕MSを以下の式より求める。

$$MS = \frac{\sigma_{cr}}{\sigma} - 1 \quad (5.5.1)$$

ここで σ_{cr} はスキン材の許容応力であり、静荷重の場合 Al 2024-T3 の引張強さ 268.9[MPa]を安全率 4 で除した 67.23 [MPa] を許容応力とすると、本衛星の安全余裕は 3 であった。また、シリーズ化も視野に入れ、質量制限 50 [kg] 分の機器を搭載した場合の構体を手計算で解析した結果、安全余裕は0.3となり、妥当な値が得られた。以上より安全余裕は 0 以上であることが分かり、打ち上げ時に衛星にかかる荷重に耐え得ることが分かる。

6. 熱制御系

6.1 熱解析

本解析では、Fig. 6.1.1 に示すように衛星の構体を 18 の板（節点）に分割したモデルを使用する。宇宙空間も 1 つの節点として含め、計 19 点による節点解析を前進差分法によって行う。

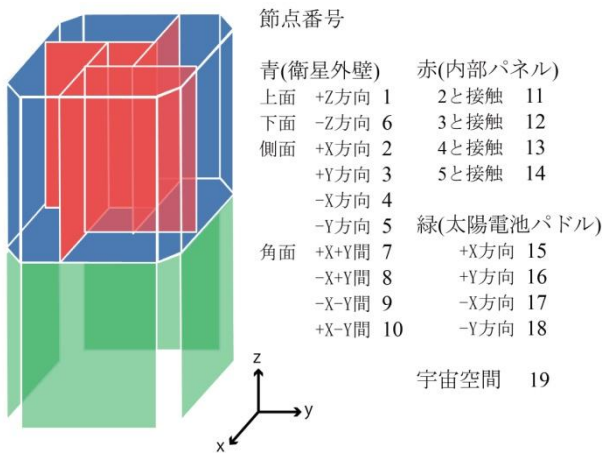


Fig. 6.1.1 衛星構体の熱数学モデル

6.1.1 節点解析法

熱数学モデルの各要素に熱平衡方程式を立て、非定常温度分布を求める。要素内では熱的に均一と仮定し、要素を接点で代表する。全節点が n 個のとき、 i 番目の節点における熱平衡方程式は、次式のように表される。

$$m_i C_{pi} \frac{dT_i}{dt} = Q_i + \sum_{j=1}^n K_{ij} (T_i - T_j) - \sum_{j=1}^n \varepsilon_i \varepsilon_j F_{ij} A_i \sigma (T_i^4 - T_j^4) \quad (6.1.1)$$

- m_i : 節点 i の質量 [kg]
- C_{pi} : 節点 i の比熱 [J/kg/K]
- T_i, T_j : 節点 i, j の温度 [K]
- Q_i : 節点 i への熱入力 [W]
- K_{ij} : 節点 ij 間の伝導熱伝達係数 [W/K]
- $\varepsilon_i, \varepsilon_j$: 面 A_i, A_j の放射率
- F_{ij} : 面 A_i, A_j 間の放射形態係数
- A_i : 面 i から面 j へ放射する面積 [m²]
- σ : ステファン・ボルツマン係数 [W/T⁴/m²]

節点 i への熱入力 Q_i とは節点 i への外部熱入力と内部発熱の和を指す。内部発熱は搭載機器の取り付けられている要素が消費電力の 95% で発熱しているものとしてみなす。

K_{ij}, F_{ij} はそれぞれ節点の位置関係及び形状によって決定される係数である。節点 i, j 間における接触伝熱係数 K_{ij} は次式によって表される。

$$K_{ij} = h_{ij} \times A_{ij} \quad (6.1.2)$$

h_{ij} : 節点 ij 間の接触伝熱係数 [W/m²/K]

A_{ij} : 節点 ij 間の接触面積 [m²]

接触伝熱係数 h は要素の材料や表面状態及び面

間圧力によって値が変動するが、真空中の構造物材締結部における接触伝熱係数は 50~800 [W/m²/K] となることが知られている。

節点 i, j 間における放射形態係数 F_{ij} は次式によって定義される。

$$F_{ij} = \frac{1}{\pi A_i} \iint_{i,j} \cos \theta_i \cos \theta_j dA_i dA_j / r^2 \quad (6.1.3)$$

6.1.2 衛星搭載機器の温度要求

衛星に搭載される機器には、それらが正常に動作できる温度範囲(動作時温度範囲)が定められている。熱設計では、熱数学モデルを利用した熱解析における種々の不確定要素を考慮して、解析によって得られた各搭載機器の動作時温度範囲の高温側、低温側からそれぞれ 5 [°C] のマージンを持たせる。マージンを含めた各要素の目標温度を Table 6.1.1 に示す。

Table 6.1.1 搭載品配置と目標温度

搭載要素番号	搭載機器名	動作時	消費電力	目標温度
		温度範囲	[W]	
		[°C]	[W]	[°C]
1	Mission部カバー	-30 ~ 60	4	-15 ~ 55
	スターセンサ	-20 ~ 65	2.5	
	GPSレシーバ	-30 ~ 70	0.8	
2~5	太陽電池セル	-160 ~ 100	-	-155 ~ 95
6	リアクションホイール×4	-20 ~ 50	0.5×4	-15 ~ 15
	CCD+エレキ部	-100 ~ 30	2.5	
	ペルチェ素子+銅板	-100 ~ 80	6.5	
	太陽センサ	-30 ~ 93	0.05	
7	GPSアンテナ	-40 ~ 85	-	-15 ~ 55
	S-Band Dipole Antenna	-20 ~ 60	-	
	太陽センサ	-30 ~ 93	0.05	
8	S-Band Dipole Antenna	-20 ~ 60	-	-15 ~ 55
	太陽センサ	-30 ~ 93	0.05	
	GPSアンテナ	-40 ~ 85	-	
9	S-Band Dipole Antenna	-20 ~ 60	-	-15 ~ 55
	太陽センサ	-30 ~ 93	0.05	
	S-Band Dipole Antenna	-20 ~ 60	-	
10	S-Band Dipole Antenna	-20 ~ 60	-	-15 ~ 55
	太陽センサ	-30 ~ 93	0.05	
	S-Band Dipole Antenna	-20 ~ 60	-	
11	メインOBC	-20 ~ 75	0.53	-10 ~ 45
	ミッションOBC	-20 ~ 75	0.18	
	S-Band Coupler	-15 ~ 50	-	
	磁気トルカ	-30 ~ 50	1	
12	姿勢制御OBC	-20 ~ 80	0.38	-10 ~ 45
	ジャイロ	-53.9 ~ 85	0.375	
	S-Band Diplexer	-15 ~ 50	1.3	
	磁気トルカ	-30 ~ 50	1	
13	磁気センサ	-20 ~ 50	0.3	5 ~ 35
	リチウムイオンバッテリー×16	0 ~ 40	-	
	電源OBC(電力制御器)	-40 ~ 70	2	
	ジャイロ	-53.9 ~ 85	0.375	
	ヒーター	-	10	
14	磁気トルカ	-30 ~ 50	1	-15 ~ 55
	S-Band Receiver×2	-20 ~ 60	0.8×2	
15~18	S-Band Transmitter×2 (使用1)	-20 ~ 60	5	-15 ~ 55
15~18	太陽電池セル	-160 ~ 100	-	-155 ~ 95

ただし、要素 6 の目標温度は後述する CCD 冷却用のペルチェ素子の性能から決定している。



6.2 外部からの熱入力

打ち上げから運用終了までの衛星への外部熱入力には、主に以下の 5 点が考えられる[1].

- i. 太陽放射
- ii. 地球赤外放射
- iii. アルベド
- iv. フェアリングからの熱放射
- v. ロケットエンジンなどの噴射時の熱

このうち、iv 及び v については期間が限定された熱入力であるため無視し、i, ii, iii を衛星への熱入力として解析する。

熱流力は次の式で評価する。

$$Q = EAF \quad [\text{W}] \quad (6.2.1)$$

E : 放射エネルギー係数 $[\text{W}/\text{m}^2/\text{K}]$

A : 入射面面積 $[\text{m}^2]$

F : 入射面と熱源間の放射形態係数

6.2.1 太陽放射

太陽からの放射エネルギー E_s は冬至で $1399[\text{W}/\text{m}^2]$ 、春分及び秋分で $1353[\text{W}/\text{m}^2]$ 、夏至で $1309[\text{W}/\text{m}^2]$ であるため、以下のように評価する。

$$E_s = 1353 \times (1 + 0.034 \cdot \lambda - 0.0325) \quad [\text{W}/\text{m}^2] \quad (6.2.2)$$

太陽-衛星間形態係数は、入射面の法線ベクトルと太陽方向ベクトルのなす角を λ とすると次のようになる。

$$F = \cos \lambda \quad (6.2.3)$$

6.2.2 地球赤外放射

地球赤外放射のエネルギー E_e は、地形や雲の有無、季節などによって変動するが、値としては、

$$E_e = 234 + (+24, -94) \quad [\text{W}/\text{m}^2] \quad (6.2.4)$$

であり、平均値は $234[\text{W}/\text{m}^2]$ である。地球-衛星間の形態係数の算出については T.C.Bannister によって軌道高度と衛星姿勢角に関する多項式として整理されたものを用いる[1].

6.2.3 アルベド

アルベドの放射エネルギー E_a は、アルベド係数 a と太陽からの放射エネルギー E_s によって次のように表現される。

$$E_a = a \times E_s \quad [\text{W}/\text{m}^2] \quad (6.2.5)$$

アルベド係数は地球の緯度や地形などによって変動するが、値としては、

$$a = 0.30 + (+0.30, -0.15) \quad (6.2.6)$$

であり、平均値は 0.30 である。アルベドに関する形態係数については T.C.Bannister の近似と呼ばれる関係を使用する[1].

6.3 放熱面位置

放熱面は運用を通じて熱入力の小さな面を選ぶのが基本となる。本衛星では、運用期間を通じて太陽光による熱入力を低く抑えることのできる点、CCD の目標温度が比較的低い点から、本衛星の放熱面を -Z 面 (要素番号 6) とする。

6.4 熱制御素子の選定及び配置

本衛星の外壁及び内壁の光学特性を Table 6.4.1 に示す。ここで、BOL はミッション開始直後、EOL はミッション期間である 18 ヶ月を経過した状態のものである。

Table 6.4.1 衛星表面光学特性

	太陽光吸収率	赤外放射率	使用する要素
銀蒸着フィルム	0.09(BOL)	0.79	上面 1
	0.11(EOL)		
MLI	0.28	0.03	角面 7~10
太陽電池セル	0.60(BOL)	0.85	側面 2~5 パドル部 15~18
	0.63(EOL)		
白色ペイント	0.29	0.9	
	0.33		

6.4.1 ペルチェ素子

ミッション要求から、CCD は動作中に $-55[^\circ\text{C}]$ 以下に冷却される必要がある。そこで、本衛星では CCD にペルチェ素子を取り付けて冷却を行う。ペルチェ素子の排熱は衛星構体に伝導させる。ペルチェ素子が CCD から移動させる熱が構体の温度に与える影響は小さいため、後述する温度解析の結果から CCD に流れ込む熱量を見積もり、必要な熱移動量と温度差を発生できるものを選択した。使用するペルチェ素子の仕様を Table 6.4.2 に示す。

Table 6.4.2 ペルチェ素子仕様

製造元	Laird TECHNOLOGIES
寸法 [mm]	20 × 20 × 7.62
冷却面サイズ [mm]	15 × 15
動作電圧 [V]	2.5
動作電流 [A]	2.6
吸熱量 [mW]	250
発生温度差 [°C]	75

6.4.2 ヒーター

蝕の間にバッテリーを保温するため、バッテリーに



シート状のヒーターを貼付する。使用するヒーターの仕様を Table 6.4.3 に示す。

Table 6.4.3 ヒーター仕様

製造元	宇部興産
寸法 [mm]	80×80×0.1
動作電圧 [V]	28
発熱量 [W]	10

6.5 温度ケース定義

本衛星は黄緯が低い天体を観測するとき太陽光熱入射量が少なくなる。よって観測天体の中で最も黄緯が小さい天体を選び、これに蝕時間を考慮したものを低温ケースとする。高温ケースは太陽光熱入射量が最も多くなる黄緯 80 [deg] で蝕がない状態とする。ただし観測天体の黄緯が高いときは 2~5 面のいずれかを太陽方向へ向ける。低いときは要求電力を満たすために 7~10 面のいずれかを太陽方向へ向けて有効断面積を増やしている。本衛星の温度解析ケースを Table 6.5.1 に示す。

Table 6.5.1 温度ケース定義

	単位	高温ケース	低温ケース
想定する運用時期	-	BOL	EOL
太陽光入射	[W/m ²]	1399	1309
黄緯	[deg]	80	-46.41
黄経	[deg]	-	71.88
軌道周期における蝕の割合	[%]	0	28
搭載機器消費電力合計	[W]	28.7	31.7
搭載機器内部発熱	-	消費電力の95%	
太陽へ向ける要素	-	2	7

6.6 解析結果

温度解析の結果を Table 6.6.1 に示す。

Table 6.6.1 温度解析結果

要素番号	目標温度	低温ケース	高温ケース
1	-15 ~ 55	-8.1	12.4
2~5	-155 ~ 95	-9.6	40.5
6	-15 ~ 15	-10.6	13.5
7~10	-15 ~ 55	-8.3	27.0
11	-10 ~ 45	-0.6	24.0
12	-10 ~ 45	1.9	21.3
13	0 ~ 35	6.2	18.8
14	-15 ~ 55	3.9	23.0
15~18	-155 ~ 95	-47.7	78.7

単位 °C

これより、すべての要素が目標温度範囲におさまっていることが確認できる。また、観測機器が搭載される要素 6 は高温時でも 15 [°C] 以下となっており、ペルチェ素子によって CCD 温度を -55

[°C]以下に保つことができる。よってミッション要求を満足している。

本解析では高温ケースで要素 2、低温ケースで要素 7 を太陽の方向へ向けている。太陽電池セルの故障等により太陽に向ける面を変える場合においても、高温となる要素が変わるものの温度範囲はほぼ同じ結果が得られるため、柔軟な運用が可能である。

7. 姿勢制御系

7.1 姿勢制御系概要

ミッション系から要求される姿勢精度は機体座標系 x, y 軸において 0.02 [deg] 以下である。

そのため本衛星には 3 軸安定ゼロモーメント方式を採用し、リアクションホイール(RW)は冗長性を考慮し 4 つをピラミッド配置で搭載する。RW のアンローディングやマヌーバ等のために磁気トルカ (MT) 及び磁気センサ (MS) を搭載する。

姿勢検出には、太陽センサ (SS), スタートラッカ (ST), レーザージャイロ (RLG), 全地球測位システム (GPS) を使用する。

姿勢制御用各センサの精度を Table 7.1.1 に示す。

Table 7.1.1 センサ精度

名称	ST	SS	FOG	MS	GPS
精度	(x,y)18/(z)122 [arcsec]	5 [deg]	0.0035 [deg/h ²]	10 [nT]	17 [m]

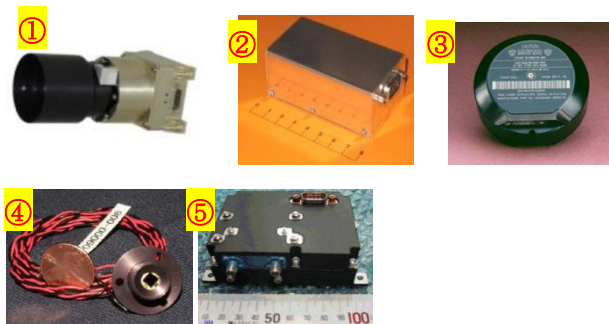


Fig. 7.1.1 各種センサ

(① ST, ② MS, ③ RLG, ④ SS, ⑤ GPS)

7.2 姿勢制御モード

本ミッションでは、目標天体方向に z 軸をとり、z 軸と直交し太陽中心との角度が最も小さくなる方向に y 軸、これらの 2 軸から右手系を用いて x 軸をとる。姿勢制御ではこの座標を基準座標として運用する。

本衛星には Fig. 3.2.1 に示す通り、複数の姿勢制御モードがある。各モードを以下で述べる。



姿勢捕捉モード

本衛星がロケットインタフェースから分離された後や、セーフモードからの復帰時に用いる。SS と RLG を用いて姿勢を推定し、RW 及び MT でタンプリングを抑え、指向モードへ移行させる。

指向モード

センサとして SS, RLG, MS を用い、アクチュエータとして MT と RW を用いて大角姿勢マヌーバをおこなう。目標角 ± 5 [deg] になり次第、観測モードへと移行する。アクチュエータとして MT を補助に用いることで RW への蓄積角運動量を抑えられる。

観測モード

観測時に使われるシーケンス。指向モードから 600 [sec]程度かけて移行した後に観測を開始する。センサとして RLG, ST を用い、アクチュエータとして RW を用いることで要求姿勢精度以内の制御を行う。

アンローディングモード

RW への蓄積角運動量を MT でアンローディングするためのシーケンス。地上からのコマンドによって行うが、RW の蓄積角運動量が飽和した場合は観測モードを中断し自動で行う。観測モード 1 日あたり 1000 [sec] を予定している。

7.3 姿勢検出方式

本衛星の姿勢推定にはカルマンフィルタを構成し、姿勢検出には RLG, 推定値の補正に ST を用いることとした。ここではまず y 軸を例にとり考える。

ST と RLG による検出を θ_{ST} , ω_y とする。また RLG に対するランダムドリフトを w_y , ランダムドリフトウォークを ω_{ny} , ST のランダムノイズを v_y とすると、真値 θ , $\dot{\theta}$ に対して次の方程式が成り立つ。

$$\begin{cases} \dot{\omega}_{jy} = \dot{\theta} - w_y - \omega_{ny} \\ \theta_{ST} = \theta + v_y \end{cases} \quad (7.3.1)$$

これらを状態方程式に表現すると

$$\begin{cases} \dot{\bar{x}} = \bar{A}\bar{x} + \bar{C}\bar{u} + \bar{B}\bar{w} \\ \bar{z} = \bar{H}\bar{x} + \bar{v} \end{cases} \quad (7.3.2)$$

$$\bar{x} = \begin{bmatrix} \theta \\ \omega_{ny} \end{bmatrix}, \quad \bar{u} = \begin{bmatrix} w_y \\ 0 \end{bmatrix}, \quad \bar{w} = \begin{bmatrix} w_y \\ \frac{d\omega_{ny}}{dt} \end{bmatrix}$$

$$\bar{A} = \begin{bmatrix} 0 & -1 \\ 0 & 0 \end{bmatrix}, \quad \bar{B} = \begin{bmatrix} -1 & 0 \\ 0 & 1 \end{bmatrix}, \quad \bar{C} = \begin{bmatrix} 1 & 0 \\ 0 & 1 \end{bmatrix}$$

$$\bar{H} = \begin{bmatrix} 1 \\ 0 \end{bmatrix}, \quad \bar{v} = v_y, \quad \bar{z} = \theta_{ST}$$

また、KF の最尤推定法が

$$\hat{\bar{x}} = \bar{A}\hat{\bar{x}} + \bar{B}\bar{\omega} + \bar{K}(\bar{z} - \bar{H}\hat{\bar{x}}) \quad (7.3.3)$$

$$\bar{K} = \begin{bmatrix} K_y \\ K_{dy} \end{bmatrix} : \text{KF ゲイン行列}$$

となる。以上より最尤推定値 $\hat{\theta}$ 及び ω_{ny} は

$$\begin{cases} \hat{\theta} = -\hat{\omega}_{ny} + w_y + K_y(\theta_{ST} + \hat{\theta}) \\ \hat{\omega}_{ny} = K_{dy}(\theta_{ST} - \hat{\theta}) \end{cases} \quad (7.3.4)$$

となる。これから姿勢推定の構成図を描くと Fig7.3.1 のようになる。

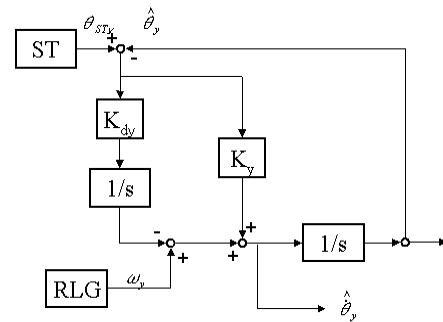


Fig 7.3.1 姿勢推定構成図

ここで、KF ゲイン行列 \bar{K} と最尤推定値の共分散 \bar{P} に対して以下のリカッチ方程式が成り立つ。

$$\begin{cases} \dot{\bar{P}} = \bar{A}\bar{P} + \bar{P}\bar{A}^T + \bar{B}\bar{Q}\bar{B}^T - \bar{P}\bar{H}^T\bar{R}^{-1}\bar{H}\bar{P} \\ \dot{\bar{K}} = \bar{P}\bar{H}^T\bar{R}^{-1} \end{cases} \quad (7.3.5)$$

ここから、 $\dot{\bar{P}} = 0$ として \bar{P} , \bar{K} の値を求める。同様に x 軸, z 軸を含め各誤差分散量を計算すると以下の通りとなった。

Table 7.3.1 センサ諸元

検出精度 [deg]	5.00×10^{-3}	ST
ランダムドリフト [deg/sec ^{0.5}]	5.33×10^{-7}	RLG
ドリフトレート [deg/sec]	6.53×10^{-9}	

ここから、推定誤差を計算したところ

Table 7.3.2 各軸推定誤差 [deg]

x 軸	7.562×10^{-4}
y 軸	7.562×10^{-4}
z 軸	2.986×10^{-3}



となり、元の ST のノイズ分散量よりも精度が上がっていることが確認できる。

7.4 外乱トルク見積り

本衛星は高度約 550 [km] の円軌道を用いる。ここで考えられる外乱トルクは空力トルク、重力傾斜トルク、太陽輻射圧トルク、残留磁気トルクである。これらの外乱トルクを概算し、アクチュエータの諸元と比較する。

7.4.1 空力トルク

本衛星は円軌道を用いるため、大気密度を理科年表[3]から 2.27×10^{-13} [kg/m³] で一定であるとした。空気密度 ρ の大気中を速度ベクトル \vec{v} で進むとき、衛星に働く空気力 \vec{F}_A は

$$\vec{F}_A = \frac{1}{2} \rho A C_d (\vec{v} \cdot \vec{n}) \vec{v} \quad (7.4.1)$$

となる。ここで C_d は抵抗係数、 A は機体表面積、 \vec{n} は衛星表面の法線ベクトルである。ここで、衛星の質量中心と空気力中心の間に \vec{r}_A のオフセットが存在すると、空力トルクは次式で表せる。

$$\vec{T}_A = \vec{r}_A \times \vec{F}_A \quad (7.4.2)$$

本衛星ではオフセットを以下のようにした。

$$\vec{r}_A = [14.42 \quad 2.45 \quad -200] \text{ [mm]}$$

7.4.2 残留磁気トルク

ここでは地磁気のモデルとして、ダイポールを用いる。地球が有する磁気を近似的に表した地磁場ダイポールの大きさは、

$$M_e = 8.1 \times 10^{25} \text{ [Tm}^3] \quad (7.4.3)$$

であり、その磁気から生じる地磁場ベクトル \vec{B} の大きさは、地球の中心からの距離 r の 3 乗に逆比例し、それを地球半径方向の成分 \vec{B}_r 、それに直交する方向の成分 \vec{B}_t で表すと、地球北極と地磁場北極の角度を省略した場合、軌道座標系での地磁場の値は以下ようになる。

$$\begin{bmatrix} B_{ox} \\ B_{oy} \\ B_{oz} \end{bmatrix} = D_m \begin{bmatrix} \frac{3}{2} \sin i \sin 2\eta \\ -\frac{3}{2} \sin i (\cos 2\eta - \frac{1}{3}) \\ -\cos i \end{bmatrix} \quad (7.4.4)$$

ここから、本衛星が受ける磁場を計算したこの値と衛星の残留磁気モーメント \vec{M}_s を用いて残留磁気トルクを計算できる。

$$\vec{T} = \vec{M}_s \times \vec{B} \quad (7.4.5)$$

衛星の残留磁気モーメントを検出もしくは計算することは困難である。よって解析には、実際に運用された 70kg 級小型衛星 INDEX が軌道上で計測した残留磁気モーメントを参考にした。以下が INDEX の残留磁気モーメントである。

$$\vec{M}_s = [-0.514, 0.042, 0.093] \text{ [Am}^2]$$

7.4.3 太陽輻射圧トルク

太陽輻射圧により衛星構体面にかかる力は以下の式で表される。

$$\vec{F} = PA(\vec{r}_s) [(\rho_a + \rho_d) \vec{s} + (2\rho_s (\vec{r}_s) + \frac{2}{3} \rho_d) \vec{n}] \quad (7.4.6)$$

$$P : I/c (=4.51 \times 10^{-6} \text{ [W} \cdot \text{s/m}^3])$$

$$I : \text{太陽入射エネルギー} (=1353 \text{ [W/m}^2])$$

$$c : \text{光速} (=3 \times 10^8 \text{ [m/s]})$$

$$A : \text{力が作用する面の面積} (=0.252 \text{ [m]})$$

$$\rho_a : \text{吸収率} (=0.9)$$

$$\rho_s : \text{鏡面反射率} (=0.1)$$

$$\rho_d : \text{散乱率} (=0)$$

散乱率 $\rho_d=0$ とすると、式(7.4.6)は次のように書ける。なお、 θ は \vec{s} と \vec{n} とのなす角である。

$$\vec{F} = PA \rho_a \cos \theta \vec{s} + 2PA \rho_s \cos^2 \theta \vec{n} \quad (7.4.7)$$

いま、太陽入射エネルギーが最大となる観測軸と太陽入射方向ベクトルが直交するときを考える。このとき、太陽光があたる 2 つの面の法線それぞれと太陽入射方向ベクトルがなす角は等しく 45 度である。そのため、観測軸周りのモーメントはキャンセルされトルクは観測軸と太陽入射方向ベクトルに垂直な軸に働く。光圧中心は構体と太陽光パドルの間にあると考え、重心から太陽入射方向ベクトルに下ろした垂線の長さを $r = 0.20$ [m] と見積もると太陽輻射圧トルクは次のように求まる。

$$\begin{aligned} M_s &= r \times F = r \times 2(PA \rho_a \cos \theta + 2PA \rho_s \cos^2 \theta \cdot \cos \theta) \\ &= 3.22 \times 10^7 \text{ [N} \cdot \text{m]} \end{aligned} \quad (7.4.8)$$

算出した外乱の値を合計すると Fig. 7.4.1 の通りとなり、1 日あたりの蓄積角運動量は

$$h = [5.92 \times 10^{-4} \quad -0.11 \quad 9.17 \times 10^{-4}] \text{ [Nms/day]}$$

となる。

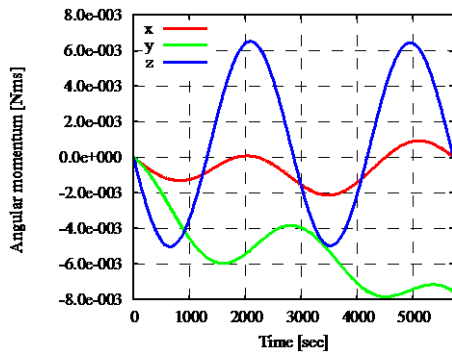


Fig. 7.4.1 一周回あたりの蓄積角運動量

7.5 アクチュエータのサイジング

7.5.1 RW のサイジング

本衛星は冗長系を考え、4つのRWを傾けて搭載する、スキュード・コンフィギュレーションを用いる。そこで、wheel 分配則を用いて各軸に対する入力を各RWに対する入力に変換する。

まず、Fig. 7.5.1のようにRWを配置し、各RWに図のように番号を付ける。

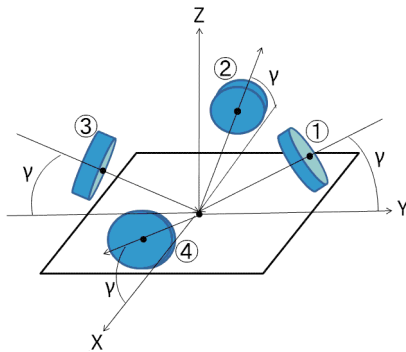


Fig. 7.5.1 RW の配置

ここで $\gamma = 35.26$ [deg] である。

RW の各々が生み出す角運動量を h_1, h_2, h_3, h_4 とすると、 h_x, h_y, h_z の角運動量を出力するために必要な各RWの角運動量は

$$\begin{bmatrix} h_1 \\ h_2 \\ h_3 \\ h_4 \end{bmatrix} = \bar{D} \begin{bmatrix} h_x \\ h_y \\ h_z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{h_y}{2\cos\gamma} + \frac{h_z}{4\sin\gamma} \\ \frac{h_z}{4\sin\gamma} - \frac{h_x}{2\cos\gamma} \\ -\frac{h_y}{2\cos\gamma} + \frac{h_z}{4\sin\gamma} \\ \frac{h_z}{4\sin\gamma} + \frac{h_x}{2\cos\gamma} \end{bmatrix} \quad (7.5.1)$$

となる。

上式を時間微分すると (7.5.2) のような入力則が得られる。

$$\begin{bmatrix} \dot{h}_1 \\ \dot{h}_2 \\ \dot{h}_3 \\ \dot{h}_4 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{\dot{h}_y}{2\cos\gamma} + \frac{\dot{h}_z}{4\sin\gamma} \\ \frac{\dot{h}_z}{4\sin\gamma} - \frac{\dot{h}_x}{2\cos\gamma} \\ \frac{-\dot{h}_y}{2\cos\gamma} + \frac{\dot{h}_z}{4\sin\gamma} \\ \frac{\dot{h}_z}{4\sin\gamma} + \frac{\dot{h}_x}{2\cos\gamma} \end{bmatrix} \quad (7.5.2)$$

7.4 で求めた1日の各軸の蓄積角運動量から、各RWへの蓄積各運動量へ変換する。式(7.5.1)より、

$$\begin{bmatrix} h_1 \\ h_2 \\ h_3 \\ h_4 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 6.78 \times 10^{-2} \\ 3.46 \times 10^{-5} \\ -6.70 \times 10^{-2} \\ 7.60 \times 10^{-4} \end{bmatrix} \quad [\text{Nms}]$$

となる。

本学佐原研究室では超小型衛星用RWの研究及び製作を行っている。そのノウハウを生かすことで、規格品ではできない柔軟なサイジングが可能である。そこで Fig. 7.5.2 に示すRWを設計、製作し、試験を経た後に本衛星に搭載することとした。Fig. 7.5.2 の左図は本衛星搭載用RWのアセンブリ図であり、右図は現在開発中のRW試作機の写真である。

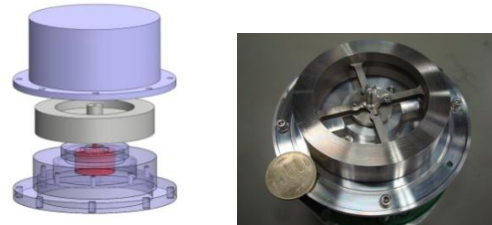


Fig. 7.5.2 RW アセンブリ図(左) 及び試作機(右)

Table 7.5.1 RW の諸元

	重量[kg]	発生トルク [mNm]	寸法 [mm]	最大蓄積角運動量 [Nms]	最大回転数 [RPM]
RW	0.3	3	φ82×40	0.1	9000

姿勢捕捉モード時のデタンプリング

本衛星が放出されたあと、姿勢捕捉モードにおいて姿勢安定が取れるかを検討する。

太陽電池パドル展開前に、三軸ともに 1 [rpm] のタンプリングが発生した場合、デタンプリングに必要な各ホイールの角運動量は式(7.5.1)より



$$\begin{bmatrix} h_1 \\ h_2 \\ h_3 \\ h_4 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -8.35 \\ -2.00 \\ -1.87 \\ -8.49 \end{bmatrix} \times 10^{-2} \quad [\text{Nms}]$$

となる。ここから RW のみでもデタンプリングが可能であることがわかる。

RW 故障時の制御

RW は駆動部品であり、故障した場合を考慮する必要がある。4 つの RW のうち 1 つが壊れた場合にミッションの継続が可能かどうかを考える。ここでは 4 番の RW が故障したとする。その場合

$$\begin{bmatrix} h_x \\ h_y \\ h_z \end{bmatrix} = \vec{W} \begin{bmatrix} h_1 \\ h_2 \\ h_3 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -h_1 \cos \gamma \\ h_1 \cos \gamma - h_3 \cos \gamma \\ h_1 \sin \gamma + h_2 \sin \gamma + h_3 \sin \gamma \end{bmatrix} \quad (7.5.3)$$

となり、同様に入力則は

$$\begin{bmatrix} \dot{h}_1 \\ \dot{h}_2 \\ \dot{h}_3 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{\dot{h}_x}{2 \cos \gamma} + \frac{\dot{h}_y}{2 \cos \gamma} + \frac{\dot{h}_z}{2 \sin \gamma} \\ \frac{\dot{h}_x}{\cos \gamma} \\ \frac{\dot{h}_x}{2 \cos \gamma} - \frac{\dot{h}_y}{2 \cos \gamma} + \frac{\dot{h}_z}{2 \sin \gamma} \end{bmatrix} \quad (7.5.4)$$

となる。式(7.5.9)より各 RW への蓄積角運動量は

$$\begin{bmatrix} h_1 \\ h_2 \\ h_3 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -10.08 \times 10^{-2} \\ -3.74 \times 10^{-5} \\ -8.97 \times 10^{-2} \end{bmatrix} \quad [\text{Nms}]$$

であるため、RW 一基が故障した場合はアンローディングの頻度を 1 日 2 回以上にすれば総アンローディング時間は変えずにミッションが継続可能である。

7.5.2 磁器トルカのサイジング

アンローディングに用いるアクチュエータは本衛星では MT を用いる。ここでは 1 日あたりのアンローディング時間を 1000 [sec] とし、必要な MT の諸元を見積もる。

アンローディング時間は、7.4.2 節より軌道上で地磁場強度が比較的大きい時間帯に 1000 [sec] とする。以下にそのときの地磁場の絶対値の平均を示す。

$$\begin{cases} |B_x| = 3.78 \times 10^{-5} \\ |B_y| = 2.48 \times 10^{-5} \\ |B_z| = 4.28 \times 10^{-6} \end{cases} \quad [\text{T}]$$

MT の磁気ダイポールモーメントを \vec{D} [Am^2] とすると、1000 秒間に MT が発生する角運動量 \vec{H} は、 $\vec{H} = 1000 \cdot \vec{D} \cdot \vec{B}$ となる。この角運動量 \vec{H} が RW の蓄積角運動量と等しくなることから各軸に対する MT の磁気ダイポールモーメントは以下のようになる。

$$\begin{aligned} D_x &= 0.793 \\ D_y &= 4.83 \quad [\text{Am}^2] \\ D_z &= 0.00 \end{aligned}$$

この値にマージンを持たせ、 $D_{max} = 6 [\text{Am}^2]$ とすると、MT のコイル部分の長さは 181 [mm] となり、取付具を考慮すると全長は 210 [mm] となる。以下に採用した MT の諸元を示す。



Fig. 7.5.3 MT 外観

Table 7.5.3 MT の諸元

	重量[kg]	磁気 モーメント [Am^2]	寸法[mm]	残留 モーメント [Am^2]
MT	0.5	6	210×40×30	<0.1

7.6 姿勢制御則設計

7.6.1 3 軸姿勢制御則

本衛星において、慣性主軸は機体軸に一致していると仮定し各軸に対して独立な PD 制御を行う。

$$\begin{cases} I_x \ddot{\phi} + \dot{h}_x + T_{gx} - \Omega(I_x - I_y + I_z) \dot{\psi} - \Omega h_z = M_x \\ I_y \ddot{\theta} + \dot{h}_y + T_{gy} = M_y \\ I_z \ddot{\psi} + \dot{h}_z + T_{gz} + \Omega(I_x - I_y + I_z) \dot{\phi} + \Omega h_x = M_z \end{cases} \quad (7.6.1)$$

ここで T_g 重力傾斜トルクと遠心力トルクを考慮したもので、

$$T_g = \begin{bmatrix} 4\Omega^2(I_y - I_z) \\ 3\Omega^2(I_x - I_z) \\ \Omega^2(I_y - I_x) \end{bmatrix} \quad (7.6.2)$$

である。ここで、 $\dot{\phi}$ 、 $\dot{\psi}$ は微小であることと Ωh は他の項と比べて小さいことから(7.6.1)式左辺の第 2 項と第 5 項は無視できるとし、各軸に対して独立に制御できるとする。ここで制御入力を以下のように定義する。



$$\begin{cases} \dot{h}_x = K_{R1}\dot{\phi} + \{K_{P1} - 4\Omega^2(I_y - I_z)\} \cdot \phi \\ \dot{h}_y = K_{R2}\dot{\theta} + \{K_{P2} - 3\Omega^2(I_x - I_z)\} \cdot \theta \\ \dot{h}_z = K_{R3}\dot{\psi} + \{K_{P3} - \Omega^2(I_y - I_z)\} \cdot \psi \end{cases} \quad (7.6.3)$$

この式を(7.6.1)式に代入すると(7.6.4)式が得られる。

$$\begin{cases} I_x \ddot{\phi} + K_{R1}\dot{\phi} + K_{P1}\phi = M_x \\ I_y \ddot{\theta} + K_{R2}\dot{\theta} + K_{P2}\theta = M_y \\ I_z \ddot{\psi} + K_{R3}\dot{\psi} + K_{P3}\psi = M_z \end{cases} \quad (7.6.4)$$

ラプラス変換を施すと

$$\begin{cases} \frac{\phi}{M_x}(s) = \frac{\omega_{n1}^2}{K_{P1}(s^2 + 2\xi_1\omega_{n1}s + \omega_{n1}^2)} \\ \frac{\theta}{M_y}(s) = \frac{\omega_{n2}^2}{K_{P2}(s^2 + 2\xi_2\omega_{n2}s + \omega_{n2}^2)} \\ \frac{\psi}{M_z}(s) = \frac{\omega_{n3}^2}{K_{P3}(s^2 + 2\xi_3\omega_{n3}s + \omega_{n3}^2)} \end{cases} \quad (7.6.5)$$

ここで

$$\frac{K_R}{2K_P} = \tau, \quad \omega_n = \sqrt{\frac{K_P}{I}}, \quad \xi = \tau\omega_n \quad (7.6.6)$$

ここで、クリティカルダンピング $\xi = 1$ とした。

7.4 節で計算した外乱トルクから最大の値を読み取り、その値がステップ状に作用したとすると、

$$M(s) = \frac{M_{\max}}{s} \text{ となる。}$$

これを(7.6.5)式に代入して逆ラプラス変換すると制御入出力の式は以下になる。

・制御出力

$$\begin{cases} \phi(t) = \frac{M_{x\max}}{K_{P1}} \left\{ 1 - \left(1 + \frac{t}{\tau_1}\right) \exp\left[-\frac{t}{\tau_1}\right] \right\} \\ \theta(t) = \frac{M_{y\max}}{K_{P2}} \left\{ 1 - \left(1 + \frac{t}{\tau_2}\right) \exp\left[-\frac{t}{\tau_2}\right] \right\} \\ \psi(t) = \frac{M_{z\max}}{K_{P3}} \left\{ 1 - \left(1 + \frac{t}{\tau_3}\right) \exp\left[-\frac{t}{\tau_3}\right] \right\} \end{cases} \quad (7.6.7)$$

・制御入力

$$\begin{cases} u_1(t) = M_x \left\{ a_1 - \left(a_1 + \frac{a_1 - 2}{\tau_1} t\right) \exp\left[-\frac{t}{\tau_1}\right] \right\} \\ u_2(t) = M_y \left\{ a_2 - \left(a_2 + \frac{a_2 - 2}{\tau_2} t\right) \exp\left[-\frac{t}{\tau_2}\right] \right\} \\ u_3(t) = M_z \left\{ a_3 - \left(a_3 + \frac{a_3 - 2}{\tau_3} t\right) \exp\left[-\frac{t}{\tau_3}\right] \right\} \end{cases} \quad (7.6.8)$$

観測モード時ゲインの決定

観測モード時の姿勢精度要求は 0.02 [deg] である。姿勢推定誤差から逆算したダイナミクス誤差は 0.004 [deg] とする。以下、7.4 章で求めた外乱トルクが加わった時の観測モード時の制御 3 軸のゲインを Table 7.6.1 に、観測モード時の計算結果を Fig7.6.1, Fig7.6.2 にそれぞれ示す。

Table 7.6.1 観測モード時制御ゲイン

	x軸	y軸	z軸
慣性能率[kgm ²]	1.22	1.24	0.89
Mmax[μNm]	2.59	2.07	12.60
KP[Nm/rad]	0.03710	0.02965	0.18048
KR[Nmsec/rad]	0.42542	0.38411	0.90221
時定数[sec]	5.73	6.48	2.50
ダイナミクス誤差[deg]	0.004	0.004	0.004

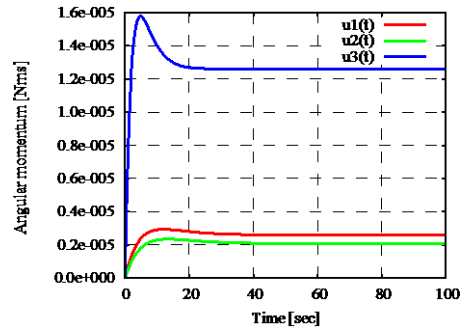


Fig. 7.6.1 制御入力

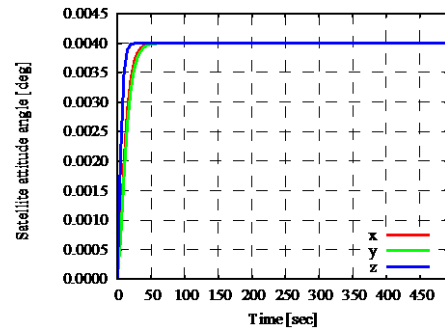


Fig. 7.6.2 制御出力

7.6.2 指向モードの磁気トルク制御

7.5.1 で設計した姿勢制御のために、本衛星の指向モードでは MT を補助アクチュエータとして用いる。MT で発生する磁気モーメントを \vec{M} 、また、衛星座標で見た地磁場ベクトルを \vec{B} とする。この時 MT が生じるトルク \vec{T} は以下ようになる。

$$\vec{T} = \vec{M} \times \vec{B} \quad (7.6.9)$$

あるいは

$$\vec{T} = \vec{B}_{mar} \vec{M} \quad (7.6.10)$$

ただし



$$\vec{B}_{mat} = \begin{bmatrix} 0 & B_z & -B_y \\ -B_z & 0 & B_x \\ B_y & -B_x & 0 \end{bmatrix} \quad (7.6.11)$$

ここで、あるトルク \vec{T} 発生するための \vec{B} を求めることを考えると、 \vec{B}_{mat} は rank = 2 であることから、一般には所望トルクは 2 軸分しか発生できないことがわかる。そこで、指向モードでは三軸を RW で制御し、x, y 軸を MT で補佐することとする。

M_z をパラメータとすると

$$\begin{bmatrix} 0 & B_z \\ -B_z & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} M_x \\ M_y \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} T_x + B_y M_z \\ T_y - B_x M_z \end{bmatrix} \quad (7.6.12)$$

したがって、要求トルク T_x, T_y を実現するための磁気モーメント \vec{M} は、以下のようになる[5].

$$\vec{M} = \begin{bmatrix} \frac{-T_y + B_x M_z}{B_z} & \frac{-T_x + B_y M_z}{B_z} & M_z \end{bmatrix}^T \quad (7.6.13)$$

7.6.3 観測開始までの所要時間

観測モードに移行したとき、観測を開始するまでにどの程度の所要時間が必要かを見積もる。(7.6.4)式において $\vec{M} = [0 \ 0 \ 0]$ とし、ただし、クリティカルダンピング $\xi = 1$ としてラプラス変換を行うと以下の式が導出される。

$$\begin{cases} \phi(t) = 5(1 + \omega_{n1}t) \exp(-\omega_{n1}t) \\ \theta(t) = 5(1 + \omega_{n2}t) \exp(-\omega_{n2}t) \\ \psi(t) = 5(1 + \omega_{n3}t) \exp(-\omega_{n3}t) \end{cases} \quad (7.6.14)$$

$$\phi(0) = \theta(0) = \psi(0) = -5 [\text{deg}]$$

$$\dot{\phi}(0) = \dot{\theta}(0) = \dot{\psi}(0) = \ddot{\phi}(0) = \ddot{\theta}(0) = \ddot{\psi}(0) = 0$$

とした。

これらを 3 軸個別に制御し、指向モード時に各軸が目標角から 5 [deg] であるとし、ミッションに要求されるダイナミクス誤差 0.004 [deg] になるまでにどの程度の時間が必要かを求めた。

ミッション要求から、モード遷移開始からミッション開始まで 2000 [sec] 以内とし、3 軸すべてを一度に制御させる場合に RW の諸元を考慮し時定数 $\tau = 60$ [sec] とし、各ゲインを算出したところ Table 7.6.3 通りとなり、それによる角度の変化は Fig. 7.6.3 の通りとなった。結果、569 [sec] で観測モードに移行できることがわかった。

Table 7.6.2 観測モード移行時の各軸ゲイン

	x 軸	y 軸	z 軸
Kp	5.420×10^{-5}	5.529×10^{-5}	3.941×10^{-5}
Kr	1.626×10^{-2}	1.659×10^{-2}	1.183×10^{-2}

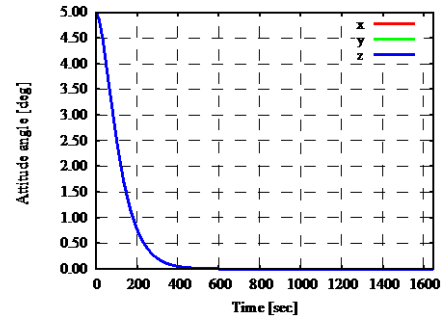


Fig 7.6.3 観測モード移行時の角度変化

また、3 軸すべてを一度に制御させたとき各 RW の蓄積角運動量及びトルクはそれぞれ Fig 7.6.4 及び Fig 7.6.5 の通りとなり、RW 諸元及びミッション要求を満たすことがわかる。

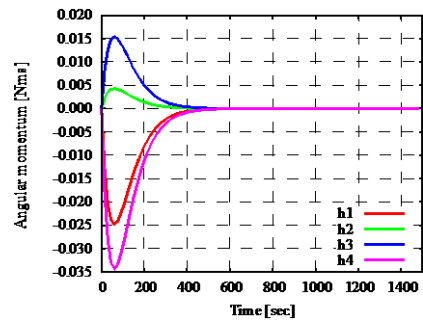


Fig 7.6.4 観測モード移行時の RW 角運動量変化

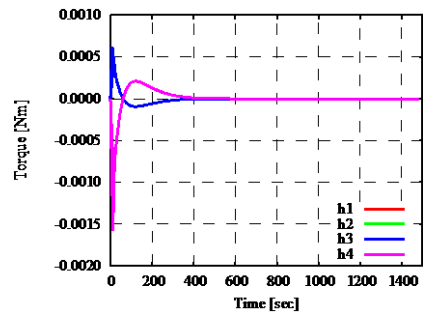


Fig 7.6.5 観測モード移行時の RW 発生トルク変化

7.6.4 姿勢マヌーバ

本ミッションでは、現在観測している候補天体から次の候補天体へ移動するため指向モードで行われる姿勢マヌーバについて検討しなければならない。姿勢マヌーバ処理は次の手順に沿って行う[4].

姿勢マヌーバの処理手順

- ① 現姿勢から目標姿勢への座標変換行列計 慣性座標系から現在衛星姿勢座標系への変換行



列を \vec{T}_1 、慣性座標系から目標衛星姿勢座標系への変換行列を \vec{T}_2 とすると、Fig. 7.6.3 から求める変換行列 \vec{T} は以下のように表すことができる。

$$\vec{T} = \vec{T}_2 \vec{T}_1^{-1} \quad (7.6.15)$$

ここで \vec{T}_1 は衛星の姿勢決定系から求めることができ、 \vec{T}_2 は地上からのコマンドから与えられる。またマヌーバにかかる時間は軌道周回の時間と比べ比較的小さいので、簡単のため軌道変化による姿勢への影響は考えないとする。

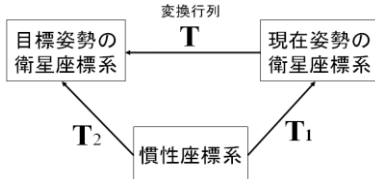


Fig 7.6.6 姿勢マヌーバ前後の座標系の関係

② オイラー軸方向の決定

①で求めた変換行列 T を用いることで、変換の間のオイラー回転軸の方向を求める。 \vec{T} を以下のように表現すると、オイラー回転軸方向を示すベクトル \vec{e} は以下のように求めることができる。

$$T = \begin{bmatrix} T_{11} & T_{12} & T_{13} \\ T_{21} & T_{22} & T_{23} \\ T_{31} & T_{32} & T_{33} \end{bmatrix} \quad (7.6.16)$$

$$\vec{e} = \begin{bmatrix} T_{23} - T_{32} \\ T_{31} - T_{13} \\ T_{12} - T_{21} \end{bmatrix} \quad (7.6.17)$$

ここで、この固有値ベクトルの絶対値は次のようになる。

$$|\vec{e}| = 2 \sin \Phi \quad (7.6.18)$$

Φ は現在座標系と目標座標系間のオイラー回転軸回りの回転角の大きさ、つまり姿勢マヌーバ角を表している。

③ マヌーバ方法の決定

先に計算した式から、角加速度 α と姿勢回転角が $\Phi/2$ になったときのオイラー回転軸回りの衛星角速度 ω_{half} と時間 t_{half} を求める。今回、時間半分は角速度を上げていき、その後は同じ角加速度で角速度を下げていくような最短手法を用いる。 Φ と α 、 t_{half} の関係は以下ようになる。

$$\frac{\Phi}{2} = \frac{1}{2} \alpha t_{half}^2 \quad (7.6.19)$$

$$\omega_{half}^2 = \frac{\Phi}{t_{half}} \quad (7.6.20)$$

姿勢マヌーバシミュレーション

シミュレーションとして、一番姿勢の角度が変わるであろう IGR J21277 + 5656 から ESO 121 - IG 028 への姿勢変更を考える。IGR J21277 + 5656, ESO 121 - IG 028 の黄緯、黄経を与えると(Table 2.1.1 参照)各値はそれぞれ以下ようになる。

$$\vec{e} = \begin{bmatrix} 1.41 \\ -0.13 \\ -0.76 \end{bmatrix}, \quad \Phi = 53.697[\text{deg}], \quad \alpha = 3.75 \times 10^{-4} [\text{deg}/\text{sec}]$$

ここでマヌーバ時間を 100 [sec]とした。オイラー軸周りの角速度とマヌーバ角の時間変化を Fig. 7.6.7 に示す。

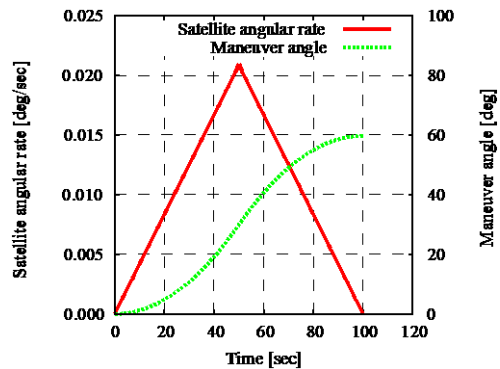


Fig 7.6.7 角速度、マヌーバ角の時間変化

結果から、最大角運動量はオイラー軸まわりの慣性モーメント($I_e = 1.0677 [\text{kgm}^2]$)を用いて $I_e \omega_{half} = 0.0223 [\text{Nms}]$ となり、RW の最大蓄積角運動量以下になっていることが分かる。

7.7 姿勢精度

以下に姿勢の総合精度を示す。

Table 7.7.1 観測モードの姿勢誤差

		X軸	Y軸	Z軸	備考
センサ誤差	バイアス誤差	0.0050	0.0050	0.0340	ST精度
	アライメント誤差	0.010	0.010	0.010	配置精度
	姿勢決定誤差	7.562×10^{-4}	7.562×10^{-4}	2.986×10^{-4}	KFの推定誤差
ダイナミクス誤差 [deg]		0.004	0.004	0.004	PD制御系より
総合姿勢精度		0.0198	0.0198	0.0510	
要求値 (±)		0.02	0.02	0.06	

これより、要求精度を満たすことがわかる。

8. 電源系

8.1 電源系の構成

太陽電池パドルで発電した電力とバッテリーから供給した電力は電力制御器 (ECU) により安定化される。本衛星での電源安定化方式には容易に安定した電圧が得られるパーシャルシャント方式を用いる。シャントによって安定化された電力



は ECU 内の DC / DC コンバータ及びスイッチングレギュレータによって降圧され各機器へと分配される。本衛星搭載機器の最大電圧が 28 [V] よりバス電圧は 28 [V] とする。本衛星で用いるシャントレギュレータ、DC / DC コンバータ、スイッチングレギュレータの概要をそれぞれ Table 8.1.1, Table 8.1.2, Table 8.1.3 に示す。

Table 8.1.1 シャントレギュレータ諸元[1]

製造元	TEXAS INSTRUMENTS
型番	TL431A
最小出力電圧 [V]	2.495
最大出力電圧 [V]	36
シンク電流 [mA]	1~100
動作温度範囲 [°C]	-40~125
寸法 [mm]	3.00×3.05×1.60

Table 8.1.2 DC / DC コンバータ諸元[2]

製造元	International Rectifier	
型番	LS2805D	LS2812D
入力電圧 [V]	28	28
最小入力電圧 [V]	18	18
最大入力電圧 [V]	40	40
出力電圧 [V]	±5	±12
最大出力電流 [A]	4.8	2.3
動作温度範囲 [°C]	-55~70	-55~70
効率 [%]	83	83
質量 [g]	80	80
寸法 [mm]	38.1×58.4×10.8	38.1×58.4×10.8

Table 8.1.3 スwitchングレギュレータ諸元[3]

製造元	Intersil	
型番	ISL8206M	ISL8540
最小入力電圧 [V]	1	9
最大入力電圧 [V]	20	40
最小出力電圧 [V]	0.6	1.21
最大出力電圧 [V]	6	35
最大出力電流 [A]	6	2
スイッチング周波数 [MHz]	0.6	0.1~0.6
効率 [%]	95	95
寸法 [mm]	15.8×15.8×3.5	6.4×9.7×1.2

Table 8.2.1 各モードでの要求電力

系	機器	個数	電力 [W]	衛星開放	姿勢捕捉	指向	観測 (触時)	観測 (通信なし)	観測 (通信あり)	アンローディング	セーフモード
ミッション	CCD	1	2.5	off	off	off	on	on	on	off	off
	ペルチェ素子	1	6.5	off	off	off	on	on	on	off	off
	シャッター	1	2	off	off	off	on	on	on	off	off
構体	Mini Qwknut	8	5	on	off	off	off	off	off	off	off
熱制御	ヒーター	1	10	off	off	off	on	off	off	off	on(低温時)
姿勢制御	スターセンサ	1	2.5	off	on	on	on	on	on	on	off
	太陽センサ	5	0.05 (Max)	on	on	on	off	off	off	on	on
	磁気センサ	1	0.3	on	on	on	on	on	on	on	off
	リアクションホイール	4	0.5 (Max3)	off	on (Max)	on	on	on	on	on	off
	ジャイロ	3	0.375	on	on	on	on	on	on	on	off
	磁気トルカ	3	1	on	on	on	off	off	off	on	off
	GPSレシーバ	1	0.8	on	on	on	on	on	on	on	on
通信	S-Band Receiver	2	0.8	on	on	on	on	on	on	on	on
	S-Band Transmitter	2(使用1)	5	off	on	on	on(通信パス時)	off	on	off	on
	S-Band Diplexer	1	1.3	on	on	on	on	on	on	on	on
C&DH	On Board Computer	3	1.078(合計)	on	on	on	on	on	on	on	on
	電力制御器(ECU)	1	2	on	on	on	on	on	on	on	on
合計要求電力 [W]				51.408	30.908	20.908	33.708	23.708	28.708	15.908	16.983
10%余剰込み [W]				56.549	33.999	22.999	37.079	26.079	31.579	17.499	18.681
動作時間 [sec]				60	-	-	1564 (Max)	4296	465	1000	-
合計要求電力量 [Wh]				0.942	-	-	15.150 (Max)	31.121	4.079	4.861	-

8.2 電源系への要求

本衛星における各運用モードにおける電力供給方法について述べる。

衛星開放

ロケットから分離された後、太陽電池パドルを開くまでの期間は、この時点で露出している太陽電池とバッテリーを用いて電力供給を行う。

姿勢捕捉, 指向

姿勢捕捉モードでは姿勢が安定せず十分な電力が得られない。また、指向モードでは姿勢変更時に衛星と太陽との角度の関係から十分な電力が得られない場合がある。そこで、ここではバッテリーと太陽電池の両方を用いて電力を供給する。姿勢変更にかかる時間など、電力量が一定値を下回った場合にはセーフモードに移行する。

観測, アンローディング

これらのモードでは日照時は太陽電池から、蝕時はバッテリーから電力供給を行う。

セーフモード

このモードでは通信や温度保持に最低限必要な機器のみを稼働し太陽電池による発電でバッテリーを充電する。

運用各モードでの要求電力を Table 8.2.1 に示す。

8.3 太陽電池アレイのサイジング

本衛星には発電効率が高く耐放射線性も高い SPECTROLAB 社の GaInP₂/GaAs/Ge のトリプルジャンクションセルを用いる。太陽電池セルの諸元を Table 8.3.1 に示す。また、放射線による性能劣化を防ぐため太陽電池セルには厚さ 100 [μm] のホウケイ酸カバーガラスを被せる。以下、サイジ



ングにおいて衛星解放，姿勢捕捉，指向，セーフモードの各モードは特殊な場合でありこれらのモードでの運用時間は短いので考慮しない。また，アンローディングモードについても毎周期あるわけではなく，また他フェーズよりも消費電力が低いことから，アンローディングをしない周回について考える。

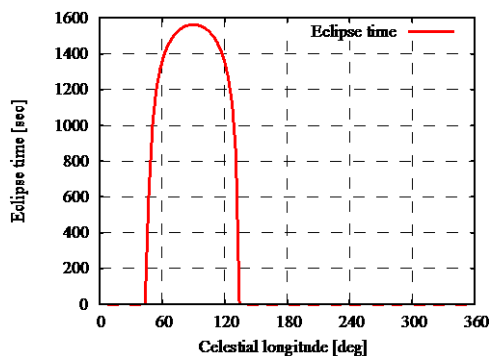


Fig. 8.3.1 黄経と蝕時間との関係

Table 8.3.1 太陽電池セル諸元[4]

製造元	SPECTROLAB
セル構造	GaInP2/GaAs/Ge
初期効率	0.295
電圧[V]	2.348
電流[mA/cm ²]	17.02
放射線による劣化率	0.90
温度変化量[μA/cm ² /°C]	6.6
温度変化量[mV/°C]	-6.5
寸法[mm]	3×4×0.14
質量[mg/cm ²]	84

本衛星は日心黄道座標系において常に観測天体の方向にミッション機器を向け撮影し続ける。本衛星は夏の期間に蝕時間が発生し (Fig. 8.3.1)，黄経が 48～132 [deg] の間に衛星が位置するとき特に電力供給が厳しくなる。そのため太陽エネルギー入射が最大となるように，衛星の角を太陽方向に向けた制御をする。このとき衛星の構体側面 2 面とパドル 2 面に同じ角度で太陽光が入射し，仮に蝕を考慮しなければ日心黄道座標面で太陽と衛星と観測天体が一直線に位置するとき太陽光入射が最小となる。しかし，実際には蝕時間のピークがここからずれるため，電力供給が最悪となる位置もずれてくる。本衛星の電力供給が最悪となるときは黄緯 -46.41 [deg]，黄経 71.88 [deg] の天体 (XSS J05054-2348) の観測時に，衛星が黄経 77.1 [deg] に位置するときである。このとき衛星の構体側面 2 面とパドル 2 面に対し太陽光が $\theta = 59.1$ [deg] で入射し，また，軌道周期の 26.8% の時間が蝕に入る。この時の衛星と太陽との位置関

係を Fig. 8.3.2 に示す。また，蝕がない季節については十分に電力が確保できることから，構体側面のある 1 面だけを太陽に向けた制御を行う。

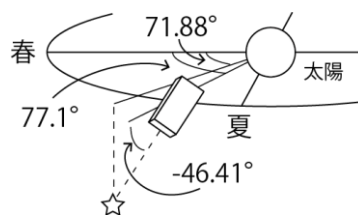


Fig. 8.3.2 電力最悪時の太陽と衛星との位置関係

以下，太陽電池アレイのサイジングを行う。要求電力 P_{sa} は次式で求められる。

$$P_{sa} = \frac{\left(\frac{P_e T_e}{X_e} + \frac{P_d T_d}{X_d} + \frac{P_t T_t}{X_d} \right)}{T_d + T_t} \quad (8.3.1)$$

$$= 44.75 [\text{W}]$$

P_e : 蝕時消費電力 (= 37.079 [W])

P_d : ミッション時消費電力 (= 26.079 [W])

P_t : 通信時消費電力 (= 31.579 [W])

X_e : バッテリから負荷までの電力伝達効率 (= 0.9)

X_d : 太陽電池アレイから負荷までの電力伝達効率 (= 0.9)

T_e : 電力供給最悪時の蝕時間 (= 1537 [sec])

T_d : 日照時間(通信なし) (= 3730 [sec])

T_t : 日照時間(通信あり) (= 465 [sec])

衛星運用初期の太陽電池セルの発電量 P_{BOL} は以下のように求まる。

$$P_{BOL} = P_{sun} \times E_{cell} \times E_T \times E_{ECU} \times E_{glass} \times \cos\theta \quad (8.3.2)$$

$$= 141.27 [\text{W}/\text{m}^2]$$

P_{sun} : 入射太陽エネルギー (= 1310 [W/m²])

E_{cell} : 太陽電池セル効率 (= 0.295)

E_T : 温度がセルの効率に与える影響 (= 0.97)

E_{ECU} : ECU 内の DC / DC コンバータ，レギュレータによる効率 (= 0.79)

E_{glass} : カバーガラスの透過率 (= 0.93) [5]

衛星の運用末期における発生電力 P_{EOL} は以下のように求まる。

$$P_{EOL} = P_{BOL} \times E_{rad} \quad (8.3.3)$$

$$= 127.14 [\text{W}/\text{m}^2]$$

E_{rad} : 放射線による劣化率 (= 0.90)

以上より，要求電力を発電するために必要な太陽電池セルの面積はパッキング能率を 0.95 とし て次のようになる。



$$A_{cell} = \frac{P_{sa}}{P_{EOL} \times 0.95} = 0.371[\text{m}^2] \quad (8.3.4)$$

よって、構体側面 2 面とパドル 2 面に貼る 3[cm] × 4[cm] のセルの最低必要枚数は、

$$N_{cell} = \frac{A_{cell}}{3 \times 10^{-2} \times 4 \times 10^{-2}} = 308.76 \quad (8.3.5)$$

となり、必要なセル枚数は構体側面 2 面とパドル 2 面で合計 309 枚、つまり構体側面 1 面とパドル 1 面で合わせて 155 枚となる。次にセルの直列数及び並列数を求める。アレイ電圧 V_{array} はバッテリーを充電するためにバス電圧より高くする必要があるのでバス電圧の 1.2 倍とする。また、ハーネス損失 $V_{harness}$ を 1[V] としセル電圧 V_{cell} にマージンとして 5% をとると直列数は、

$$N_{cell_series} = \frac{V_{array} + V_{harness}}{V_{cell} \times 0.95} = 15.61 \quad (8.3.6)$$

$$\therefore N_{cell_series} = 16$$

また、並列数は、

$$N_{cell_parallel} = \frac{155}{N_{cell_serial}} = 9.69 \quad (8.3.7)$$

$$\therefore N_{cell_parallel} = 10$$

以上より、構体側面 1 面 + パドル 1 面に張るセルの最低必要枚数は $16 \times 10 = 160$ [枚] である。これを全ての面に張るため全体でセルは最低 640 [枚] 必要となる。また、衛星分離後パドルを展開するまでの電力供給のためにパドルの裏面各面に $16 \times 5 = 80$ [枚] ずつの計 320 [枚] を張る。

8.4 バッテリーのサイジング

バッテリーには SANYO 社の角型リチウムイオンバッテリーを使用する。バッテリーの諸元を Table 8.4.1 に示す。

Table 8.4.1 バッテリー諸元[6]

製造元	SANYO
型番	UF553443Z
公称電圧[V]	3.7
公称容量[mAh]	960
寸法[mm]	42.8×33.86×5.55
質量[g]	18.6

バス電圧 28 [V] よりバッテリー直列数は

$$N_{BAT_series} = \frac{V_{BUS}}{V_{BAT_nominal}} = 7.57 \quad (8.4.1)$$

$$\therefore N_{BAT_series} = 8$$

次に並列数を求める。本衛星は運用期間 1 年半、軌道周期 95 分なので運用終了までに約 8300 回の充放電を繰り返す。この充放電回数だと DOD は 55% 程度まで耐えられるが、マージンを取って DOD を 40% とするとバッテリー全体での必要バッテリー容量 C_r は以下のように求まる[7]。

$$C_r = \frac{P T_{e_max}}{V_{BUS} \times DOD \times X_e} = 1.60[\text{Ah}] \quad (8.4.2)$$

よってバッテリーの並列数は

$$N_{BAT_parallel} = \frac{C_r}{C_{r_nominal}} = 1.66 \quad (8.4.3)$$

$$\therefore N_{BAT_parallel} = 2$$

以上より必要なバッテリー数は 8 直列 2 並列で 16 個となる。

9. C&DH (Command & Data Handling) 系

9.1 C&DH 系への要求

本衛星において C&DH 系では以下の機能が要求される。

- ① HK データの収集・記録
- ② 各種データや地上からのコマンドの処理及び搭載機器の制御・監視
- ③ ミッション機器の操作及びミッションデータの処理

本衛星はミッションの性質上複数天体の長期継続観測が要求され、システム面では衛星のシリーズ化を視野に入れた設計が重要となる。そこで本衛星では各コンポーネントを繋ぐバスラインの設置、及びインタフェースの統一を図る。

メインの On Board Computer (OBC) の他にミッション系、姿勢制御系、電源系にそれぞれ OBC を搭載し各系の処理を担当させる。系ごとに分けることでそれぞれの系で機器の変更や追加、ソフトウェアの更新を行え、システム全体の変更をせずに済む。また、Controller Area Network (CAN) を使用して各 OBC 間の通信を行う。CAN は自動車や医療機器等に使用されており、省電力かつ高い信頼性を持っているシリアル通信の規格である[2]。さらに、OBC に接続する搭載機器のシリアル通信を RS-422 に統一することで衛星をシリーズ化した際、搭載機器の追加や変更を容易にする。例えば、宇宙環境に耐えられずに故障してしまった機器を次機より別の機器に取り替えるこ



とが容易である。また、技術革新に合わせた機器の更新、宇宙実証目的の機器の追加なども容易となる。

このように徹底したインタフェースの統一などにより衛星のシリーズ化に対応し、衛星の低コスト化・短期開発を実現する。

9.2 システム構成

9.2.1 OBC

本衛星では前述の通り、CANバスによる各OBC間の通信を行う。CANは最大1 [Mbps] のデータ通信が可能であり、各OBC間の通信を滞りなく行うことができる。また各OBCが互いに監視し合うことで不具合の発生を察知し、対処することも可能となる。

各系のCPUには宇宙での使用実績のあるものを中心に採用した。また、特に重要なメインOBCでは3重冗長系を組み、多数決方式を採用することによって信頼性の向上を図る。メインOBCとミッションOBCにはH8/300Hを内蔵したルネサスエレクトロニクス社製H8/36057を採用。高い演算能力が必要とされる姿勢制御OBCにはSH-2を内蔵したルネサスエレクトロニクス社製SH7137を採用。どちらも東京大学製作の超小型衛星PRISM[3]等に搭載され、軌道上実証は十分行われている。電源OBCは高い処理能力を必要としないためMICROCHIP社のPIC16F877を採用した。PIC16F877は数多くの超小型衛星に搭載されており宇宙空間での使用に関して信頼性は極めて高い。またH8/36057、SH7137はCANを内蔵しており、PIC16F877はMICROCHIP社製のCANコントローラMCP2515とCANトランシーバMCP2551を通してCANバスに接続する。Table 9.2.1とTable 9.2.2にOBCの諸元を示す。

Table 9.2.1 OBC 諸元 1[4]

	メイン	ミッション
製品名	H8/36057	H8/36057
CPUコア	H8/300H	H8/300H
クロック周波数	20MHz	20MHz
MIPS値	25MIPS	25MIPS
内部RAM	3kB	3kB
内部ROM	56kB	56kB

Table 9.2.2 OBC 諸元 2[5,6]

	姿勢制御	電源
製品名	SH7137	PIC16F877
CPUコア	SH-2	—
クロック周波数	80MHz	20MHz
MIPS値	104MIPS	5MIPS
内部RAM	16kB	368B
内部ROM	256kB	256B

9.2.2 搭載メモリ

本衛星では通信時間外のHKデータとミッションデータを記録するため、メインOBCには512 [MB]、ミッションOBCには32 [MB] のFLASH-ROMをそれぞれに冗長系として3つずつ搭載する。メモリ容量の決定方法については後述する。

9.3 C&DH系の機能

本衛星ではメインOBCの他にミッション系、姿勢制御系、電源系にOBCを配置して各系の処理を担当させる。各OBCの役割を以下に述べる。

9.3.1 メインOBC

まずメインOBCで行われる主な処理は、HKデータの処理と保存、コマンド処理の2つである。

HKデータの処理と保存

地上局より衛星の状態を把握するため、HKデータを収集し保存する。

HKデータは主に以下の5つに分類される。

- Active Analog (AA)
- Passive Analog (PA)
- Serial Digital (SD)
- Passive Bi-level (PB)
- Active Bi-level (AB)

地上局で把握すべきHKデータを系ごとに集計したものをTable 9.3.1に示す。

Table 9.3.1 テレメトリ項目

	PA	AA	SD	Bi(PB/AB)
ミッション	3	1	0	3
C&DH	12	6	2	6
電源	7	2	0	0
通信	8	4	1	1
姿勢制御	17	0	15	10
熱制御系	1	0	0	1
合計	48	13	18	21

全テレメトリ： 100

本衛星のテレメトリの項目は100項目である。このうちBi-Levelデータは1つ1 [bit] より8つで1 [byte]、他形式データは1つで1 [byte] であることから、テレメトリ全項目の容量は82 [byte] と



なる。また、マヌーバ等のデータ解析を考慮しテレメトリのサンプリングレートを 2 [Hz] とした。

これらの HK データは通信が不可能な時にメモリに保存され、通信可能時にまとめて地上局へ送信されることになる。HK データ容量は以下の式から求められる。

$$\begin{aligned} [\text{HK データ量}] &= [\text{テレメトリ容量}] \\ &\quad \times [\text{サンプリングレート}] \times [\text{時間}] \\ \text{よって本衛星の 1 日分の HK データ容量は} \\ 82 [\text{byte}] \times 2 [\text{Hz}] \times 24 [\text{h}] \times 60 [\text{min}] \times 60 [\text{sec}] &= \\ 13.5 [\text{MB/day}] \end{aligned}$$

となる。また、不具合により地上にテレメトリを送信できない場合に備え、約 1 ヶ月分のデータが保存可能な 512 [MB] のメモリを採用する。

コマンド処理

地上局から送られてきたコマンドデータは CAN バスを通じて各系 OBC へ送信される。また、地上局と通信できない期間、衛星は自律的にミッションの遂行、危機状態の回避を行わなければならない。そこで、衛星の状態に応じて適切な処置を行えるよう、メイン OBC は各系搭載機器から送られてくるテレメトリに応じて、各系 OBC へコマンドを送信し、搭載機器の制御を行えるシステムをとる。

不具合への対処

各系 OBC は動作を相互監視し、万が一各系 OBC に不具合を検知した際はリセットやプログラムの書き換え等の対処を行う。また、メイン OBC の不具合に対しては冗長系を組むことで対処する。なお、放射線対策については後述する。

9.3.2 ミッション OBC

ミッション OBC ではミッション機器の操作とミッションデータの保存を扱う。以下にその処理について述べる。

ミッション機器の操作

メイン OBC より観測モード開始コマンドを受けると、ミッション OBC は指向モードから観測モードへと移行する。観測中は CCD に入射する X 線データの読み出し及び記録を行う。同時に CCD を最適な温度に保つよう、CCD 素子温度に合わせたペルチェ素子の操作を行う。

また、本ミッションでは観測機器を可能な限り動作させてデータを取り続けるが、電力不足や姿勢が乱れた場合等、観測の継続が困難な場合はメイン OBC からの指令で機器を停止する。

ミッションデータの保存

ミッション OBC は CCD から送られてきた X 線の検出データを一時的にメモリに保存する。本衛星の CCD ではそのデータ量は 1 日あたり 1 [MB] 以下と推測される。HK データと同様約 1 ヶ月分のデータを保存できるように外部メモリ容量は 32 [MB] とする。なお、万が一容量が足りない場合はメイン OBC 用のメモリへ転送して保存する。

9.3.3 姿勢制御 OBC

姿勢制御の入出力をメインバス経由で行った場合、データ量から他系の通信に支障をきたす恐れがある。そのため、姿勢制御 OBC は独立して必要な姿勢を維持する必要がある。

各種センサや姿勢制御機器の操作

衛星は摂動によって常に軌道や姿勢が変化している。そのため、SS や ST をはじめとした各種センサを用いて軌道や姿勢の変化を検出し、各アクチュエータを用いて修正する。また、アンローディングモードに移行した場合、磁気トルカを操作して RW に蓄積したトルクを取り除く。加えて、自律的な制御以外にも地上局からのコマンドを受信した場合は優先的に制御する。なお、センサから取得したデータはメイン OBC で保存する。

姿勢制御のための演算と処理

各種センサから取得したデータを用いて現在の姿勢を推定する。推定した姿勢と目標とする姿勢を比較し、姿勢制御モードを判断してアクチュエータの出力を算出する。また、RW に蓄積したトルクを常に監視し飽和状態になった場合や地上局からのコマンドを受けた場合はアンローディングモードへの移行を各系 OBC に通知する。

9.3.4 電源 OBC

電源系の処理は衛星搭載機器の動作に大きな影響力を持っているため、他の処理に煩わされることなく行えるよう専用の OBC を搭載する。

電力の安定供給

電源 OBC は電力を安定的に衛星搭載機器に伝えるための電力の制御を行う。また、日照時、蝕時それぞれに合わせた電力供給の切り替えや、電圧の安定化を行う。さらに、発電量の急激な低下などが生じた場合はセーフモードへの移行を各系 OBC に指令し、最低限の機能を残して電力の供給を止める。

9.4 放射線対策

様々な放射線が存在する軌道上では、放射線により電子機器が誤作動を起こし、損傷することがある。放射線による影響は主にシングルイベント、トータルドーズの2種類に区別でき、それぞれ対策を施す必要がある。

9.4.1 シングルイベント対策

シングルイベントとは1個の高エネルギーの陽子や重イオンが電子部品に入射することによって、電子部品が動作不良を起こし、最悪の場合損傷を被ることである。

シングルイベントは主に SEU と SEL に区別できる。以下に個々の現象と対処方法を説明する。

SEU (Single Event Upset)

SEU とは、デジタルデータがビット反転を起こす現象である。これは突発的なデータの誤りであり、データリセットやプログラムの書き換えによって回復できる。これに加えてメイン OBC で CPU やメモリを3つずつ搭載する冗長系を組み、多数決方式を採用することで、ビット反転を起こしたデータを破棄し正しいデータを得られる確率が高まる。

SEL (Single Event Latch-up)

SEL とは、過電流が流れることにより電子機器の機能が失われる現象である。通常はシャットダウンにより対処可能である。本衛星では OBC 回路内の電力量を常にモニタしておき、安全基準を超えた電流を検知したら自動的にシステムリセットを行うことで SEL に対処する。

9.4.2 トータルドーズ対策

トータルドーズとは機器内に入射した放射線による電離などの影響が時間とともに蓄積し、機器を劣化させる現象である。この対策のため、本衛星は機器の周囲をアルミ板で防御する。

NEDO の中間評価報告書[7]によると、搭載する CPU やメモリは、 1.5×10^4 [rad] 以上の放射線吸収を許容できる。運用年数は1年半の予定であるが、マージンをとって2年間の稼働を想定し1年間に 7.5×10^3 [rad] の放射線を許容できるようにアルミ厚を決定する。アルミ板の厚みとトータルドーズの関係を示した SHEILDSE-2 (Fig. 9.4.1) より、照射される放射線量を 7.5×10^3 [rad] 以下に抑制可能な 2 [mm] のアルミ板を採用する。

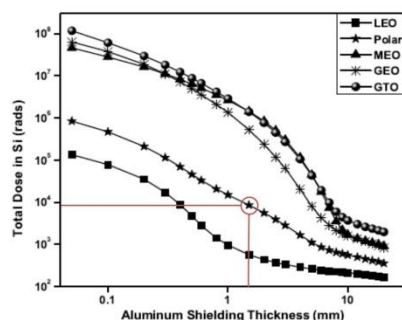


Fig. 9.4.1 SHEILDSE-2 によるトータルドーズレベルとアルミ厚の関係[8]

10. 通信系

10.1 通信系への要求

本衛星において通信系への要求は、
①地上局からのコマンドデータ受信
②ミッションデータ、HK データを地上局へ送信である。これより、通信方式などを決定していく。なお、通信系の目標はシミュレーションソフトに頼りきらずに原理を理解することであり、いくつかの項目で手計算を試みている。

10.2 通信状況

軌道計算シミュレーションソフト「STK」を用い、本衛星のミッション時の通信距離、時間を計算する。まず、地上局は以下の Table 10.2.1 に示す位置にある増田 2 局[17]を使用する。Table 10.2.2 に通信状況を示す。

Table 10.2.1 増田 2 局の位置

緯度	北緯30度33分6秒
経度	東経131度1分12秒

Table 10.2.2 通信状況

最大通信距離 [km]	3559.63
最短通信距離 [km]	567.81
1日最短通信時間 [sec]	1730.86
1日平均通信時間 [sec]	1861.08
最短1パス通信時間 [sec]	135.55
平均1パス通信時間 [sec]	465.27

10.2.1 各種検算

STK の結果に対し、できる限りの検算を行った。**通信距離検算**

衛星-地上局の通信距離は2つの位置を同じ座標系で表現したときの直線距離である。衛星の軌道座標は、ケプラー方程式より計算した離心近点角を用い、さらに軌道 6 要素により 3 次元の地心赤道直交座標にて表現する。地上局は、緯度経度



による表示を日本測地系に直し，その中心が地球の重心を通るように修正，さらに，グリニッジ平均恒星時を用いて地心赤道直交座標系に変換[18]すると衛星と座標系が揃う．この2つの距離は時間変化するが，そのうち最小のものが最短通信距離であり，559.54 [km] が得られた．

通信時間検算

通信時間は，高度と地球半径より得られる可視限界角度[19]と，地上局と衛星の位置ベクトルに内積の公式を用いて算出する2つのなす角を比べ，可視限界のほうが大きい場合の時間である．これを計算し，合計することで最小1可視通信時間173 [s] が得られた．これらの検算の結果を以下の Table 10.2.3 に示す．

Table 10.2.3 「STK」と検算結果の比較

項目	STK	検算結果
最短1パス通信距離 [km]	135.55	559.54
平均1パス通信時間 [sec]	465.27	173

通信距離については，精度のよい結果が得られた．しかし，通信時間においては大きな誤差が認められる．要因として，可視範囲を幾何学的関係のみで定めたことが挙げられる．本来はアンテナによる制約や，通信範囲に入ってから通信開始までの時間などを考慮すべきであるが，検算では含めなかったためこのような差が現れたと考えられる．

10.3 通信形態

10.3.1 通信方式

地上局との通信を行う際の通信方式はシリーズ化の際の機器追加や変更への対処，及び P-band, L-band の混雑回避のため，宇宙用に配分された S-band を用いる．また，地上局と衛星間にて通信する際，種々の外乱に対抗するために変調をする必要がある．本衛星では実績の多さから QPSK 方式により変調を行う．

10.3.2 通信機器

本衛星搭載の通信機器の基本的な構成は S-band 送信機(STX)と受信機(SRX)，アンテナ(SANT)である．送信機，受信機はカナダの天文観測衛星「MOST」などにて実績のある「COMTECH AEROASTRO」社の物を使用し[20]，冗長系として2セット搭載する．片方はコールドスタンバイとし，故障時はスイッチによりスタンバイ状態に

切り替えるものとする．アンテナは特性の計算が簡易なダイポールアンテナ[21]をアルミニウムで自作し，通信可能範囲を考慮して4個搭載する．

これら基本的な機器のほかに，送受信機の信号を分岐，統合させるカプラ(SCPL)，データフローの方向を切り替えるダイプレクサ(SDIP)，機器の切り替えを行うスイッチ(S-SW)も搭載する．スイッチはダイプレクサに組み込むものとする．

以上にて決定した搭載機器の一部を以下の Fig. 10.3.1 と Fig. 10.3.2 にて示す．機器の諸元は Table. A を参照されたい．



Fig. 10.3.1 レシーバ (左), トランスミッタ (右)



Fig. 10.3.2 実寸大模型用ダイポールアンテナ

搭載機器の配置は Fig. 10.3.3 の通りである．

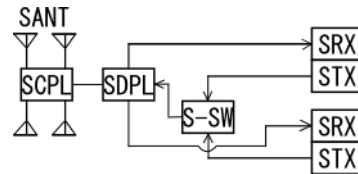


Fig. 10.3.3 「ORBIS」通信機器構成

また，作成するアンテナのパターン図をアンテナシミュレーションソフト「MMANA」にて作成した[22, 23]．これを以下の Fig. 10.3.4 に示す．

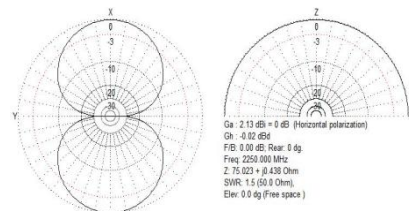


Fig. 10.3.4 ダイポールアンテナのパターン図

ただし，上図のパターン図は構体による電波の反射などを考慮していない．これらはモデル化が困難なため[24]，実機による実験や試験によって知ることが重要となる．



10.4 通信要求

10.4.1 送信

地上局への S-band 送信の要求である伝送データ量を見積もる。データ量が小さい事を考慮し、1日に蓄積されるミッションデータ，HK データ双方を1日にて全て送る。

まず，1日に蓄積されるミッションデータは最大1[MB]である。また，テレメトリデータ100項目で82[byte]，サンプリングレートを2[Hz]とすると，13.5[MB]程度である。これらを1日で全て送るならば，テレメトリとミッションデータ双方を1日最短通信時間で通信を行うことになる。今回は通信時間がその半分しか使えないとすると，要求伝送レートは以下ようになる。

$$\frac{(1+13.5) \times 1024^2 \times 8}{1730.859 \times 0.5} = 1.4 \times 10^5 \text{ [bps]} \quad (10.4.1)$$

マージンをとって，伝送レートを150[kbps]と設定する。

10.4.2 受信

50[kg]サイズの衛星であるため，本衛星のコマンド項目は50程度と推測される。余裕を持って60項目とし，コマンドデータは応答の速さが重要なため，1可視の半分で全て受信完了するものとする。すると，コマンド伝送要求ビットレートは，

$$\frac{60 \times 256}{135.556 \times 0.5} = 226.622 \text{ [bps]} \quad (10.4.2)$$

マージンを取り，250[bps]とする。

10.5 回線設計

以上の要求を満たすための各種計算[1]を行い，回線設計表を作成する。回線設計表は以下のTable 10.5.1の通りである。

Table 10.5.1 回線設計表

項目	単位	UP LINK	DOWN LINK
周波数	MHz	2080	2250
波長	m	0.14	0.13
送信アンテナ	-	MASUDA2	SATELLITE
送信EIRP	dBW	55.10	-0.88
送信機出力電力	dBW	10.00	-3.01
送信側給電損失	dBW	1.00	0.00
送信アンテナ利得	dBi	46.10	2.13
送信側ポインティング損失	dB	0.00	0.00
電力分配損失	dB	0.00	0.00
自由空間損失	dB	169.84	170.52
通信距離	km	3559.63	3559.63
偏波損失	dB	3.00	3.00
大気吸収損失	dB	0.28	0.28
降雨損失	dB	0.00	0.00
各種損失	dB	0.00	0.00
受信アンテナ	-	SATELLITE	MASUDA2
受信GT	dB/K	-29.67	23.58
受信アンテナ利得	dBi	2.13	46.80
受信側給電損失	dB	1.00	0.00
受信側ポインティング損失	dB	3.00	0.00
システム雑音温度	dBK	27.80	23.22
受信C/N ₀	dBHz	80.92	77.50
変調方式	-	QPSK	QPSK
要求E _b /N ₀	dB	10.50	9.60
ハードウェア劣化量	dB	2.50	2.50
符号化利得	dB	5.20	5.20
ビットレート	dBHz	25.31	51.76
変調損失	dB	0.00	0.00
要求C/N ₀	dBHz	33.11	58.66
回線マージン	dB	47.80	18.84
PFDF (EL=5deg)	dBW/m ²	-	-161.65
PFDF (EL=90deg)	dBW/m ²	-	-145.71

まとめ

本衛星では，BBHの探査を目的とし，候補天体の継続的長期観測を行う。本ミッションは，その投機的側面と，衛星の占有性の要求から大型衛星では非常に難しいものである。我々は超小型衛星の利点を利用することで，この課題は解決できると考えた。そこで超小型衛星を用いたBBH探査ミッションの設計検討を行い，その実現性を確認した。特に，大型衛星と比較して超小型衛星の弱点と言われるのは観測器の感度であるが，本衛星ではX線キャピラリレンズを用いた観測により超小型ながら充分な感度が得られることを示した。

これにより，BBH探査という非常に挑戦的なミッションが超小型衛星により実現できることが示された。この様な「理学的挑戦の担い手」としての超小型衛星利用は，現在機運の高まりを見せる超小型衛星開発において更なる発展の起爆剤となるものである。



謝辞

最後に、本衛星を設計していく上で多大なご協力をさせていただいた、首都大学東京 理工学研究科・大橋隆哉教授、江副祐一郎助教、京都大学 理学研究科 宇宙物理学教室・磯部直樹様、日本情報通信機構・田中正人様、そして首都大学東京 システムデザイン研究科 航空宇宙システム工学域・福地一教授、小島広久教授に深く感謝いたします。

また、人数の都合上参加者に登録できなかった 3 年生、川畑諒君、岸祐希君、佐々木朋子さんの 3 名にも御礼申し上げます。

バス系参考資料

- [1] 茂原正道，鳥山 芳夫：衛星設計入門，培風館，2006.
- [2] 宮入裕夫，日刊工業新聞社，サンドイッチ構造の基礎，1999.
- [3] 佐藤 孝，先端材料技術協会，ハニカム構造材料の応用，2002.
- [4] 日本機械学会：伝熱ハンドブック，丸善株式会社，1993.
- [5] 吉田雅彦：工業炉技術者のための実用熱工学，栗田出版社，2001.
- [6] 日本熱物性学会：新編 熱物性ハンドブック，養賢堂，2008.
- [7] 大島耕一 ほか：熱設計ハンドブック，朝倉書店，1992.
- [8] 茂原正道：宇宙工学入門 —衛星とロケットの誘導・制御—，培風館，1994.
- [9] 茂原正道：宇宙工学入門 —宇宙ステーションと惑星間飛行のための誘導・制御—，培風館，1998.
- [10] 国立天文台：平成 22 年版 理科年表，丸善，2010.
- [11] 姿勢制御研究委員会：人工衛星の力学と制御ハンドブック—基礎理論から応用技術まで，培風館，2007.
- [12] Hirobumi Saito, Takahide Mizuno et al. : AN OVERVIEW AND LESSONS-LEARNED OF SMALL SCIENTIFIC SATELLITE “INDEX”(REIMEI), THE INSTITUTE OF ELECTRONICS, INFORMATION AND COMMUNICATION ENGINEERS, 2007.
- [13] Texas Instruments 社 HP
<http://www.ti.com/>
- [14] International Rectifier 社 HP
<http://www.irf.com/indexsw.html>
- [15] Intersil 社 HP
<http://www.intersil.com/>
- [16] Spectrolab 社 HP
<http://www.spectrolab.com/space.htm>
- [17] 英興株式会社 HP
<http://www.duran-glass.com/>
- [18] 三洋電機株式会社 HP
<http://battery.sanyo.com/product/lithum-ion/lithum-ion-2.html>
- [19] 山本真裕，高椋輝，大登裕樹，酒井茂：衛星用リチウムイオン電池の開発，2000.
- [20] 衛星設計コンテスト技術資料
- [21] 五十嵐資郎，佐藤正幸，玉城礼二：CAN 入門講座：組み込みマイコンで学ぶ CAN プロトコルとプログラミング，電波新聞社，2006.
- [22] 東京大学航空宇宙工学専攻中須賀研究室
<http://www.space.t.u-tokyo.ac.jp/nlab/index.html>
- [23] H8/36057 グループ，H8/36037 グループハードウェアマニュアル
http://documentation.renesas.com/jpn/products/mpmuc/rjj09b0121_h836057.pdf
- [24] SH7137 グループハードウェアマニュアル
http://documentation.renesas.com/jpn/products/mpmuc/rjj09b0392_sh7137hm.pdf
- [25] PIC16F87X Data Sheet
<http://ww1.microchip.com/downloads/en/devicedoc/30292c.pdf>
- [26] 独立行政法人新エネルギー・産業技術総合開発機構(NEDO)：「宇宙等極限環境における電子部品等の利用に関する研究開発」 中間評価報告書
- [27] Studying the Total Ionizing Dose and Displacement Damage Dose effects for various orbital trajectories
- [28] 長沢工：天体の位置計算，地人書館，1980.
- [29] 富田信之：宇宙システム入門，東京大学出版会，1993.
- [30] COMTECH AERO ASTRO 社 HP
<http://www.aeroastro.com/>
- [31] 後藤尚久：アンテナ工学入門講座 電波とアンテナの振る舞いを科学する，電波新聞社，2010.
- [32] 小暮裕明，小暮芳江：電磁界シミュレータで学ぶアンテナ入門，オーム社，2010.
- [33] 松田幸雄：シミュレーションによるアンテナ製作，CQ 出版，2008.
- [34] 電子情報通信学会：アンテナ工学ハンドブック 第 2 版，オーム社，2008.



Table A 搭載機器一覧

搭載機器	呼称	機械的LF			電氣的LF		熱的LF		備考	
		寸法[mm]	数量	単体質量[g]	合算質量[kg]	定常消費電力[W] (最大消費電力[W])	動作電圧[V]	動作温度範囲[°C] Min Max		
ミッション系										
CCD-box	CCD	80×80×45.37	1	100	0.10	2.50	5.00	-100	70	浜松トホニクス
Mission部カバー	HAT	85×85×5	1	150	0.15	2.00	10.00	-60	60	自作
キャビラリ	CAP	φ20×100	3	200	0.60	-	-	-	-	XOS
キャビラリ固定具1		15×25×30	4	7	0.03	-	-	-	-	自作
キャビラリ固定具2		15×25×35	4	6	0.02	-	-	-	-	自作
バルチェ素子	TEC	20×20×7.62	1	20	0.02	6.50 (8.43)	5.00	-100	80	Laird Technologies
				小計	0.92					
姿勢制御系										
リアクションホイール	RW	φ82×40	4	300	1.20	0.50 (3.00)	12.00	-20	50	自作
ホイール固定具		62×80×85	4	673	2.69	-	-	-	-	自作
磁気トルカ	MT	210×40×30	3	770	2.31	1.00	5.00	-20	50	satellite service Ltd.
スターセンサ	ST	80×100×180	1	1100	1.10	2.50	12.00	-20	65	VECTRONIC Aerospace
太陽センサ	SS	φ12.7φ22.8×68.99	5	60	0.30	0 (0.05)	12.00	-30	93	AERO ASTRO
磁気センサ	MS	85×35×32	1	140	0.14	0.30	±10	-30	50	SSTL
ジャイロ	RLG	φ88×45	3	454	1.36	0.38	5.00	-53.9	85	Honeywell
GPSレシーバ	GPS-R	90×70×17	1	230	0.23	0.80	5.00	-40	85	Spacelink
GPSアンテナ	GPS-ANT	φ12×14×22	2	7	0.01	-	-	-40	85	Spacelink
				小計	9.35					
電源系										
太陽電池セル	SA	30×40×0.14	960	1.008	0.97	-	-	-160	100	SPECTROLAB
バッテリー	BAT	42.5×33.67×5.2	16	18.5	0.30	-	-	0	40	SANYO
ホウケイ酸カバーガラス	CG	310×385×0.1	12	334	4.01	-	-	-	-	日本電気硝子株式会社
				小計	4.30					
通信系										
S-Band Transmitter	STX	76×51×25	2	220	0.44	5.00	28.00	-20	60	COMTECH AEROASTRO
S-Band Receiver	SRX	76×51×25	2	220	0.44	0.80	28.00	-20	60	COMTECH AEROASTRO
S-Band Diplexer	SDIP	115×75×25	1	350	0.35	1.30	28.00	-15	50	自作
S-Band Coupler	SCPL	75×95×20	1	230	0.23	-	-	-15	50	自作
S-Band Dipole Antenna	SANT	φ1.6×58	4	8.45	0.03	-	-	-20	60	自作
				小計	1.49					
C&DH系										
メインOBC	MAIN-OBC	100×100×70	1	1000	1.00	0.53	5.00	-20	75	自作
OBC-Mission	OBC-M	100×100×30	1	300	0.30	0.18	5.00	-20	75	自作
OBC-ADCS	OBC-ADCS	100×100×30	1	300	0.30	0.38	5.00	-20	80	自作
OBC-EPS(ECU)	ECU	130×140×60	1	300	0.30	2.00	5.00	-40	70	自作
				小計	1.90					
熱制御系										
ヒーター	HEA	80×80×1	-	10	0.01	10	28.00	-	-	宇宙興産株式会社
銀蒸着フィルム		-	-	59.4	0.06	-	-	-	-	
白色ペイント		-	-	509.6	0.51	-	-	-	-	
黒色ペイント		-	-	177.8	0.18	-	-	-	-	
MLI		-	-	32.3	0.03	-	-	-	-	
				小計	0.76					
構体系										
外部パネル (上面) -スキン材		400×400×0.5	2	216.5	0.43	-	-	-	-	昭和飛行機工業株式会社
外部パネル (上面) -コア材		400×400×4	1	57	0.06	-	-	-	-	昭和飛行機工業株式会社
外部パネル (下面) -スキン材		400×400×0.5	2	216.5	0.43	-	-	-	-	昭和飛行機工業株式会社
外部パネル (下面) -コア材		400×400×9	1	128	0.13	-	-	-	-	昭和飛行機工業株式会社
外部パネル (側面1) -スキン材		310×385×0.5	8	165.5	1.32	-	-	-	-	昭和飛行機工業株式会社
外部パネル (側面1) -コア材		310×385×4	4	40	0.16	-	-	-	-	昭和飛行機工業株式会社
外部パネル (側面2) -スキン材		55.86×385×0.5	8	30	0.24	-	-	-	-	昭和飛行機工業株式会社
外部パネル (側面2) -コア材		55.86×385×4	4	8	0.03	-	-	-	-	昭和飛行機工業株式会社
角材		20×20×385	8	100	0.80	-	-	-	-	
ヒンジ		44×80×5	8	150	1.20	-	-	-	-	
井桁-スキン材		237.5×385×0.5	8	126.5	1.01	-	-	-	-	昭和飛行機工業株式会社
井桁-コア材		237.5×385×4	4	33	0.13	-	-	-	-	昭和飛行機工業株式会社
パドル		310×400×5	4	1106	4.42	-	-	-	-	
分離部		φ225×50	1	484	0.48	-	-	-	-	
Mini Qwknut	PES	φ14.5×14.2	8	10	0.08	5.00	10.00	-60	60	Space Dev
配線		-	1	700	0.70	-	-	-	-	
構造マージン		-	1	5000	5.00	-	-	-	-	
				小計	16.64					
				全重量	35.36					