

ε -SAT 「^{つくよみ}月詠」

Electric Propulsion system Loading moon transfer Orbit Navigation SATellite

名古屋大学大学院工学研究科航空宇宙工学専攻
若杉一真 稲波大悟 木村将哉 寺部亮佑 郭沃圭
北村憲司 西面敦義 宮北健 宮園恒平 木全敏章

1 はじめに

1.1 ミッションの概要・目的

低推力であるイオンエンジンを用いた惑星周回軌道遷移の軌道データ取得と、そのための計画軌道の実証を目的とする。まず今回は、テストケースとして地球・月の惑星間往復航行を行う。本衛星はロケット分離後、地球周回軌道にのり長期間をかけて遠地点高度を上げていく。その後軌道を変更し月へ向かい、月周回を試みる。更にこの後、再び地球周回軌道にのり地球帰還を目指す。

本衛星の目的は、新たな軌道の提案とその軌道の実証データ取得である。そしてそこから小型衛星の新たな可能性を示し、将来ミッションに役立つデータを得ることが目的である。

1.2 ミッションの背景

近年、イオンエンジンを搭載した人工衛星が盛んにつくられるようになってきている。その背景として、イオンエンジンは従来の化学スラスタにくらべ推力が 10 倍程良いことが挙げられる。従来は静止軌道での軌道制御に使われることが多かったイオンエンジンだが、その特徴上、徐々に惑星探査などの主推進に使われるようになってきている。イオンエンジンを用いた惑星探査の最近の衛星としては、ESA の SMART-I(図 1 参照) や JAXA(図 2 参照) のはやぶさなどが挙げられ、さらに未来に目を向ければ JAXA と ESA が共同開発中である BepiColombo(図 3 参照) なども挙げられる。このようにイオンエンジンを用いた惑星探査は現在盛んに行われており、今後も益々行われていくものと考えられる。しかし、惑星探査をするにあたってはまだまだ未知の部分が多く、1 機の大型衛星で山積する課題を消化するには複数の装置を搭載しなければならない。これは、互いが干渉しかねないなどの問題が生じてしまう。本衛星はこの部分を狙う。すなわち、大型衛星

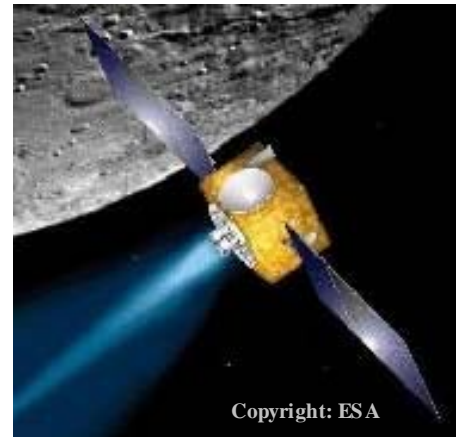


図 1: SMART-I 概観図



図 2: はやぶさ概観図

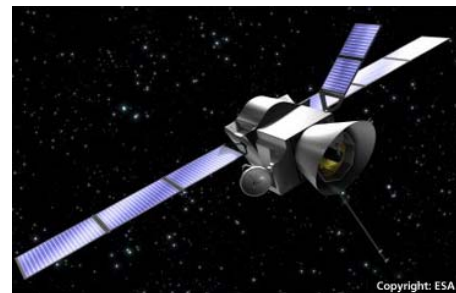


図 3: BepiColombo 概観図

の相乗りという形を取ることで、独自のミッションを素早く行うことが出来ると考える。

従来のような惑星探査では最終的に運用が終わった衛星を探査惑星に衝突させその様子を分光観測し惑星の成分を調べるという手法をとるが、本衛星は惑星軌道遷移を行うことで一足違った幅広い運用を可能にするものとする。

その第一歩として、本ミッションでは地球 月 地球の惑星周回軌道遷移をとる衛星の軌道実証を行う。

1.3 ミッションの意義

近年の惑星探査衛星であるはやぶさや SMART-I、BepiColomboなどはイオンエンジンをメインスラスターとした衛星であり、本衛星と比較してはるかに大型である。逆にイオンエンジンをメインスラスターとした惑星探査衛星としては本衛星サイズの小型衛星は未だ実現されておらず、その点から重要なデータを取得できると考える。

航行時においてイオンエンジンは一般に、推力が小さいという短所と比推力が大きいという長所をあわせ持っている。通常、惑星・深宇宙探査にイオンエンジンが使われる場合は、長所である高比推力を利用しているのだが、低推力であるために運用時間がかかってしまう。さらに本衛星は相乗り衛星という性質上、打ち上げ日程をメイン衛星の要求に大きく作用されてしまう。ここで、この二つの短所を上手く利用する。すなわち、運用時間が長いということはそれだけ軌道補正に長い時間がかけられるということであり、その結果打ち上げ日程がたとえ本衛星の日程要求と一致していなくても、軌道補正で要求に合わせることが可能である。更にイオンエンジンを小型衛星に搭載する利点としては、小型衛星の軽量さ故に推力を効果的に利用できると考えられる。

本衛星の一番の特徴としては、その軌道の独特さが挙げられる。まずイオンエンジンをほぼ連続的に用いることで徐々に軌道高度を上げていく方式である。これは SMART-I でとられた方式であるが、徐々に高度を上げながら周回するという性質上有意義な観測データを付加的に得られるものとする。次に周回軌道遷移であるが、これもイオンエンジンの比推力ならではの軌道は非常に珍しいものである。従来、惑星探査機はその目的ゆえ惑星周回をしてミッション終了後に惑星衝突軌道に乗せるという風潮にある。しかしこの軌道を取ることで、地球圏外のほかの惑星圏を周回することによって衛星が受けた影響を、衛星を回収することで直に観測できるなど利用方法は可能性に満ちている。

さらに今回の惑星周回軌道遷移のテストケースである、地球 月 地球型周回軌道遷移は特有の意義を持つと考えられる。近年、月に関するミッションは世界的に増加してきている。よって将来は月に関するミッション、例えば地球から月への物資輸送ミッションが増える可能性が十分に考えられる。特に月では作れないものを大量に効率よく輸送する宇宙機を設計するためのデータを蓄積することが急務である。そのため、独自の軌道計画法を用いて軌道のデータを取ることは月利用ミッションの面でも重要だと考える。

1.4 社会的効果

本衛星は惑星周回軌道遷移を目的とし、今回はその実証衛星として地球 月 地球周回軌道遷移を行う。近年、大学主体の相乗り衛星打ち上げが積極的に行われているが、すべてが地球周回衛星であり、月へ向う学生衛星は世界初である。夜空をふと見上げるとそこにたたずんでいる月。これほど人と馴染みのある月に、学生が製作した人工衛星が向かってゆく。それだけで多くの人々の宇宙に対する興味・関心は大きく向上すると考えられる。さらに今回は余剰設計を利用したサブミッションとして、恒星センサ(スターセンサ)を用いた月の写真撮影を行う。そこから得られたデータを一般に配信することで、宇宙をより身近に感じてもらえればと願っている。

1.5 名前の由来

本衛星のメインミッションは惑星周回軌道の遷移であり、それを行うために電気推進(イオンエンジン)を利用する。その意味から本衛星の *Electric Propulsion system Loading moon transfer Orbit Navigation SATellite* からアルファベットを抜き出して *epsilon - SAT* つまり、 $\epsilon - SAT$ (イプシロンサット、イプサット)を本衛星の名前とする。なお、 ϵ (EPSILON)は数学の世界で非常に小さな数という意味で用いられ、小型・低推力という本衛星の特徴と一致すると考える。

今回の軌道実証衛星では、地球 月 地球の周回軌道遷移をするので、本衛星の正式名称には「moon」が入るのだが、対象惑星が例えば火星なら「mars」水星なら「mercury」とし、これをもって $\epsilon - SAT$ をイプシロンサットシリーズ(イプサットシリーズ)とする。加えて、本衛星は対象惑星を月とするので、日本神話に登場する月を象徴する神であるツクヨミから名前を借りて愛称を「月詠(ツクヨミ)」とする。

2 ミッション系

2.1 ミッション要求

本衛星の目的は、惑星周回軌道遷移という新たな軌道の提案と、その軌道の実証データ取得にある。イオンエンジンの長所としては比推力の高さが挙げられる。本衛星はこの長所を利用してミッションを行うのだが、その反面、推力が弱いことや軌道遷移に大きな時間がかかるという短所も同時にミッションに影響を及ぼしてしまう。このことは軌道実証をするに当たって大きな問題となる。前者は急に大きな推力を出せないことにより、急激な軌道変更が出来ないということ。後者は今までの衛星では無視できたような微小な外乱が長い時間をかける事により、衛星に影響を及ぼすほど大きくなってしまふということが挙げられる。よって、これらの影響を考慮して周回軌道遷移が出来る軌道をシミュレーションより求め(軌道計画)、そのシミュレーションになるべく近づけた軌道を実際の衛星で取ること(軌道実証)を、本ミッションの目的とする。

2.2 推進系

本衛星のミッションは深宇宙探査の一環として、地球と月の間を航行することである。深宇宙探査機に搭載されるエンジンは、高比推力、高効率の電気推進装置が選ばれる。中でも大きな比推力を誇るイオンエンジンは長期ミッションに適している。本ミッションは2年にわたる長期的なものになるので、イオンエンジンを主推進装置として採用する。イオンエンジンの推力電力比は30[mN/kW]が標準的な値である。本衛星のような小型衛星がイオンエンジンのために供給できる電力は50[W]程度が限界であるから、発生可能な推力は1.5[mN]ほどである。mN級のイオンエンジンは国内外ともまだ開発段階ではあるが、本衛星は米航空宇宙局ジェット推進研究所(JPL)が開発した miniature xenon Ion (MiXI) thruster を搭載することにする。このイオンエンジンはキセノン推進剤として用い、比推力が2000[s]~3000[s]、推進効率が70[%]以上と優れた性能を有している。表1にMiXIの標準性能を示す。

表 1: 初期値の設計結果

スラスト径	[mm]	30
比推力	[s]	2000-3000
電力	[W]	13-50
推力	[mN]	0.01-1.5
スラスト質量	[kg]	0.2



図 4: MiXI

イオンエンジンは本ミッションのメインバスであり、イオンエンジンの故障はミッションの失敗に直結する。そこで本衛星はMiXIスラスタを2台搭載することで冗長性を持たせる。ただし電力消費の関係上、エンジンを2台同時に作動させることはしない。これにより、ミッション期間中のそれぞれのエンジンの稼働率が抑えられ、運用面で余裕が生まれる。

2.3 軌道概要

ミッション全体は軌道によって以下のように5つに分類できる。

- 地球周回軌道(往路)
- 月遷移軌道
- 月周回軌道
- 地球遷移軌道
- 地球周回軌道(復路)

軌道イメージを図5に示す。

本ミッションにおいて、軌道の設計はその成否を左右する大きな要素となる。そのため軌道計画にはモデルを用いた参照軌道の計算に加えて、それを追従するための制御則の確立が不可欠である。しかし前章で述べたようにイオンエンジンによる軌道制御を行う本衛

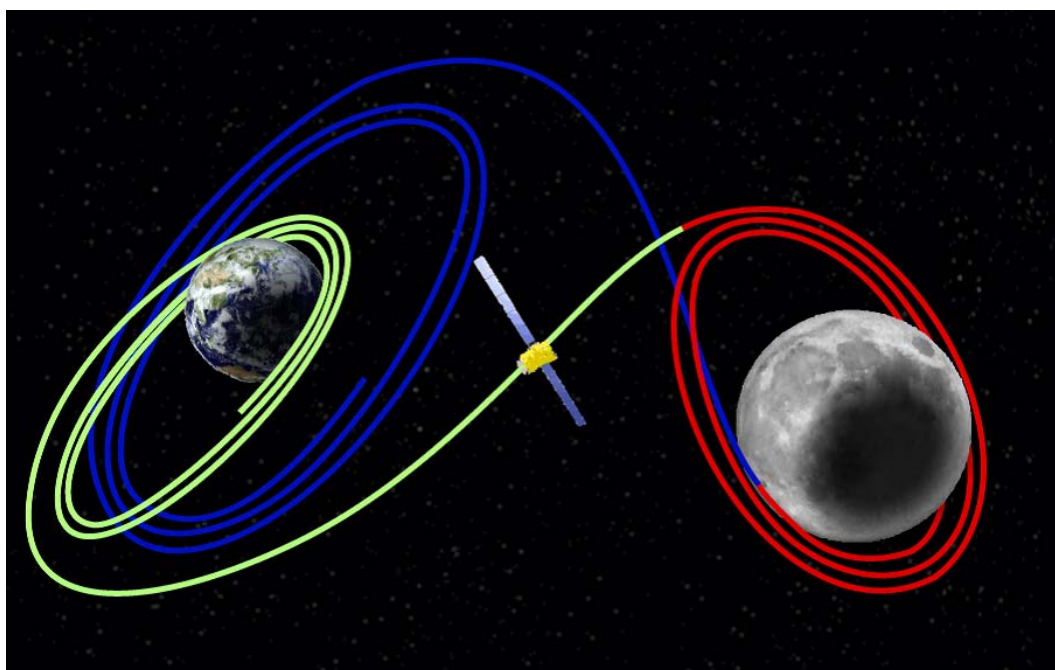


図 5: 軌道イメージ

星では、フィードバック制御に割ける制御力は限定されてしまうため、摂動力も含めた十分に精確なモデルを用いた上での参照軌道の設計を行わなくてはならない。以下に軌道設計に対する主な要求を述べる。

まず第一に、軌道高度を上げ続けることが必要である。ただし、軌道面の傾きに関しても考えなくてはならない。なぜならば月の軌道傾斜角は地球赤道面に対しておよそ 18[deg] であり、本衛星の初期の軌道傾斜角とは 12[deg] 程の差がある。航行時間を抑えるために軌道高度が低いうちに、この軌道傾斜角の差を埋めることを行う。軌道高度が低いうちにこのような制御をかけるメリットとして、この段階では月が本衛星に与える力が小さいため、軌道の乱れが小さいことも挙げられる (3.2.1 参照)。

軌道面がおおよそ一致した後に軌道高度を上げ始める (3.2.2 参照)。月の軌道傾斜角は一定ではなく、逐次変化するため僅かな差は許容する。軌道高度の上昇は、速度を増加させる方向に運動量を与えることで容易に実現できる。軌道長半径を大きくするだけであれば、速度ベクトルと同一の方向に速度増分を加え続ければ効率的である。しかし、今回は軌道高度の上昇と同時に離心率を下げることも考え、軌道座標系における動径に垂直な方向に速度増分を加え続けることで軌道高度を上げる。というのも本衛星の初期の離心率は $e = 0.9459$ と大きく、このように離心率の大きいまま月の重力作用圏に入った場合、近月点における月に対する相対速度が大きくなり、月に捕獲される前に月の重力作用圏を脱してしまう (スイングバイする) 可能性が高まる

ためである。また動径に垂直な方向にスラスタを吹くことで近地点高度と軌道長半径を同時にあげることができ、ヴァンアレン帯を通過する時間を短くすることができる。月の軌道高度付近まで上昇した際に、月との距離と相対速度のバランスがうまくとれた場合にのみ周回軌道に移ることができる。すなわち、第一ラグランジュポイント付近を巧く通過させる必要がある (3.2.3 参照)。その後月を周回する (3.2.4 参照)。さらにその後、月周回から地球周回へ遷移するためには、月に対する相対速度をあげて、月作用圏を離脱する (3.2.5 参照)。最終的に地球周回軌道に移り、軌道高度を下げていく (3.2.6 参照)。

なお、地球周回軌道に戻ってからは、近地点高度 36000[km] まで下がることでミッションが成功したものとす。これは、静止衛星の軌道高度を元に設定した。推進剤に余裕がある場合は、更に限界まで高度を下げてゆくことにする。

2.4 アンローディング概要

本衛星の軌道は、近地点高度が徐々に上昇するためアンローディングに磁気トルカが使えず、アンローディング用のマイクロスラスタの搭載もミッション期間、消費電力を考えると適切でない。また、イオンエンジンを 1 機ずつ作動させるためエンジンの取り付け誤差等から推力軸が衛星の重心を通らずトルクが発生してしまう。高度が十分高いところではこのトルクが支配的になり、頻繁なアンローディングが必要になる。

そこで、本ミッションでは次のようなアンローディングの手法を提案する。以下、座標系は衛星の重心を原点とし、衛星の進行方向を x 軸（ロール）、 x 軸に垂直な、衛星の軌道面内のベクトルのうち地球側を指す方向を z 軸（ヨー）、 x 軸、 z 軸と合わせて右手系となるように取った軸を y 軸（ピッチ）と定める機体座標系で考える。まず、推力軸とロール軸が平行の関係に近づく様に姿勢制御を行っておく。次にピッチ軸、又はヨー軸周りの角運動量が既定値に達した時、衛星自身をロール軸周りに $180[\text{deg}]$ 回転させてピッチ軸、ヨー軸周りのアンローディングを行う。軌道を 1 周する間に姿勢が 1 回転することからロール軸、ヨー軸の間で角運動量の交換が行われるのでロール軸周りの角運動量も放出できる。

人工衛星の姿勢制御において、このように衛星全体の姿勢変更によるアンローディングを行っている例は無く、このアンローディング法の検証を本衛星のサブミッションとする。

2.5 画像取得

本衛星では余剰設計を利用したサブミッションとしてスターセンサを用いてさまざまな写真を撮影する。撮影に用いるスターセンサの詳細は別記するが、スターセンサはおおよそ 4 等星までの撮影が可能な非常に高感度なカメラである。したがって、太陽光を反射した地球や月を撮影したとしても、感度が高すぎるため飽和してしまう。そこで、地球照により照らされた月や、月から見た夜の地球を撮影することで、鮮明な写真の撮影が可能であると考えられる。これらの画像を一般に配信することで、宇宙をより身近に感じてもらえるだろう。

3 軌道計画

イオンエンジンによる電気推進システムを搭載した本衛星は、地球及び月より受ける引力の大きさに対して軌道制御力が小さいため、月の周回軌道に遷移するためには、第一ラグランジュポイント（地心から約 $326000[\text{km}]$ ）付近をうまく通過させる必要がある。今回は軌道高度が $300000[\text{km}]$ に至った段階で月と本衛星の位相を調整するためにスラスタの出力を途中停止させるという前提で制御則を立てた。実際の航行時に予期せぬ摂動が加わった場合にフィードバックの余地を確保するためである。ここで $300000[\text{km}]$ というのは月の作用圏（月心から約 $66000[\text{km}]$ ）には入らず、地球からの引力も比較的小さいという根拠で決定した。初期状態を決定する値は、軌道 6 要素に本衛星が軌道運動

を開始する時刻を加えた計 7 変数である。今回はモデルを太陽を含む制限 4 体問題としたが、3 体以上の多体問題では解析解を求めることはできないため、数値計算により初期値の検討を行った。モデル化を行う上で、衛星にかかる力は次のものを考えた。J2 項の影響を含む地球からの引力、月からの引力、太陽からの引力、地球近傍における空気抵抗、太陽輻射圧、そしてスラスタによる軌道制御力である。ここで、太陽輻射圧は非常に小さいため計算中の断面積は代表面積で近似した。なお、電力節約の関係上全ての日陰（蝕）の時にイオンエンジンを全く使わないこととする。

3.1 RARR(Range And Range Rate)

本衛星では軌道の推定に RARR(Range And Range Rate) を用いる。RARR とは、衛星と通信を行う際に、通信信号の往復時間により距離を、通信時間のドップラー偏移により衛星の距離変化率を求める手法であり、他の深宇宙探査機でも用いられているメジャーな手法である。RARR では計測できる情報は 2 つであり、衛星の軌道推定のためには 6 つの未知量を推定する必要がある。そこで本衛星では、異なる 3 つの時刻で距離と距離変化率を測定することにより、衛星の軌道の推定を行う。推定誤差はカルマンフィルタ等を用いて推定する。

3.2 軌道の実現方法

軌道を実現するための、具体的な方法を以下に述べる。衛星の軌道を 6 つのフェーズに分類して説明する。

3.2.1 phase 1(地球周回軌道面の変更)

まず第一に月と本衛星の軌道傾斜角の差を小さくするためのスラスタ噴射を行う。目的は軌道面を一致させることで本衛星が月の重力作用圏でスイングバイをしたとしても、軌道面の変移を小さく保つことである。初期段階では近地点近傍での速度が非常に大きいため、姿勢の制御能力を考慮し、軌道高度が遠地点高度の 70% 以上のときのみスラスタ噴射を行うこととする。

条件 軌道傾斜角の差が $2[\text{deg}]$ 未満となるまで

噴射方向 衛星軌道面に対し面外方向

3.2.2 phase 2(地球周回高度の上昇)

続いて離心率を減少させながら軌道長半径を上げるためのスラスタ噴射を行う。これは月に引き込まれた際の近月点における相対速度を小さくし、月の重力作

用圏にできるだけ長くとどまるためである。また、速度ベクトルのなす角度を小さくし、スイングバイをした後の速度ベクトルの方向の変移を小さくするためでもある。

条件 軌道高度が 300000[km] に至るまで
噴射方向 軌道面内動径方向に対し垂直方向

3.2.3 phase 3(位相の調整)

月との位相を調整しつつ衛星が L1 点を所定の速度で通過できるように、制御を加えながら高度を上げていく。計画上では、まずスラスタを停止する期間が 300[h](12.5[day]) で、その後軌道面内動径方向に対し垂直方向にスラスタを吹き続ける。

条件 月の作用圏に達するまで
噴射方向 L1 点を通過するために最適な方向

3.2.4 phase 4 (月周回高度調整)

月に対する本衛星の相対速度を減少させるためのスラスタ噴射を行う。月の重力作用圏にできるだけ長くとどまり、かつ月を中心天体とした時の軌道高度を小さくするためである。

条件 月の作用圏に達して以降
噴射方向 月に対する相対速度ベクトルを打ち消す方向

3.2.5 phase 5 (月周回高度の上昇)

月の重力作用圏から脱出するために、phase4 とは逆に、月に対する相対速度ベクトル増やす方向にスラスタを噴射する。

条件 月周回後
噴射方向 月に対する相対速度ベクトルを増やす方向

3.2.6 phase 6 (地球周回高度の下降)

月作用圏から脱出後は地球周回軌道に戻る。軌道長半径を下げるスラスタ噴射を行う。

条件 月作用圏脱出後
噴射方向 衛星の速度ベクトルと逆向き方向

3.3 初期条件

初期条件を以下に示す。なお、初期条件は月周回衛星かぐや (SELENE) と同様の軌道投入を前提とした。なお、「時刻」は衛星が航行試験を終え軌道運動を開始する時刻であり、日本標準時間で表現している。

表 2: 設計初期値

離心率	[-]	0.9459
軌道長半径	[km]	123172
軌道傾斜角	[deg]	30.0
昇交点赤経	[deg]	352.0
近地点引数	[deg]	0.0
真近点離角	[deg]	0.0
時刻 (UTC+9)	[-]	2015 年 2 月 6 日 12 時

3.4 衛星の軌道

シミュレーション結果を以下に示す。なお、 x, y, z はそれぞれ、地球中心の赤道座標系にとる。なお、イオンエンジンの定常推力は 1[mN]、比推力は 2000[s] である。

3.4.1 地球周回軌道 (往路)

phase1 から phase3 までの軌道を地球中心赤道座標系で図 6 示す。これは打ち上げてから月作用圏に進入するまでの軌道である。

3.4.2 月遷移軌道

月作用圏に進入してから L1 点付近を通過してのち、月にキャプチャーされるまでの軌道 (phase3) である。シミュレーション結果を地球・月固定座標系を用いて図 7 に示す。一度月とスイングバイして月作用圏を脱した後、再び作用圏に進入し、L1 点から約 10000km の点を通過して月に捕捉されている。

3.4.3 月周回軌道

phase4 における軌道である。シミュレーション結果を図 8 に示す。

3.4.4 地球遷移軌道

phase5 における軌道である。シミュレーション結果を図 9 に示す。

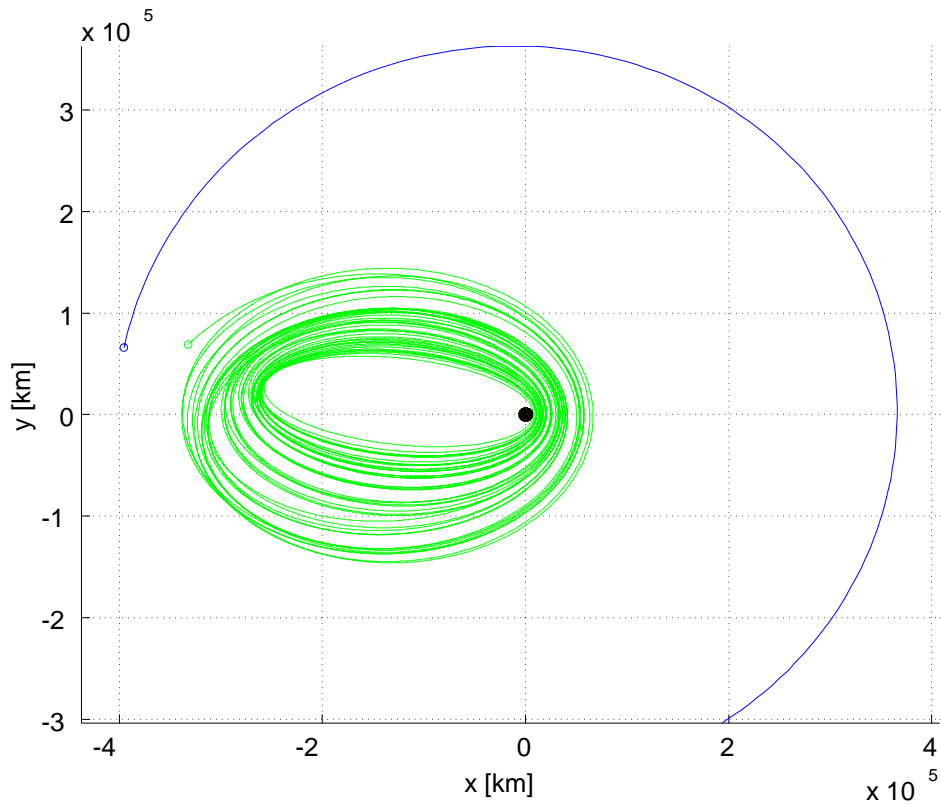


图 6: 地球周回軌道 (往路)

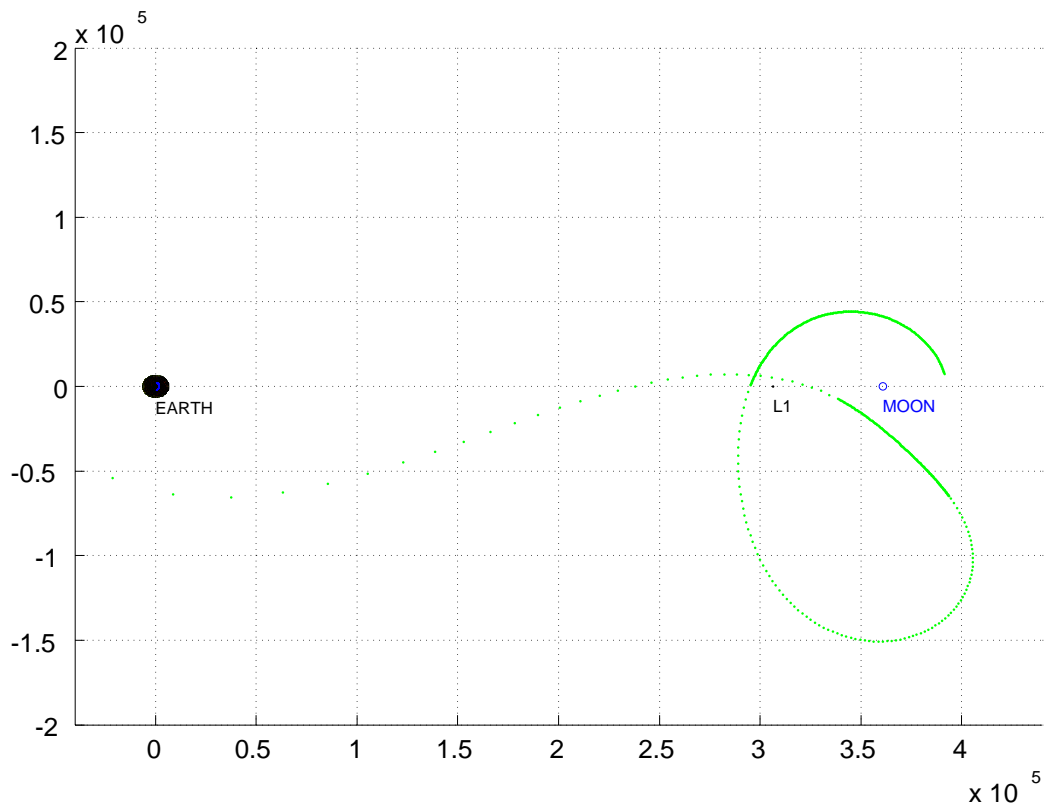


图 7: 月遷移軌道

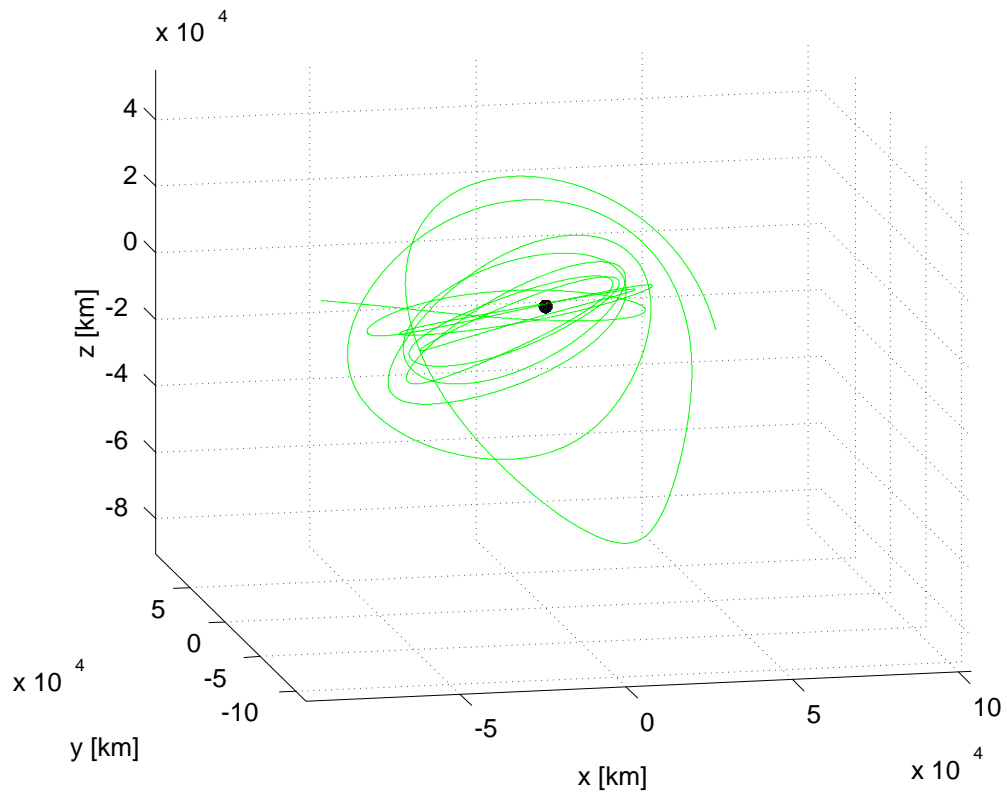


图 8: 月周回軌道

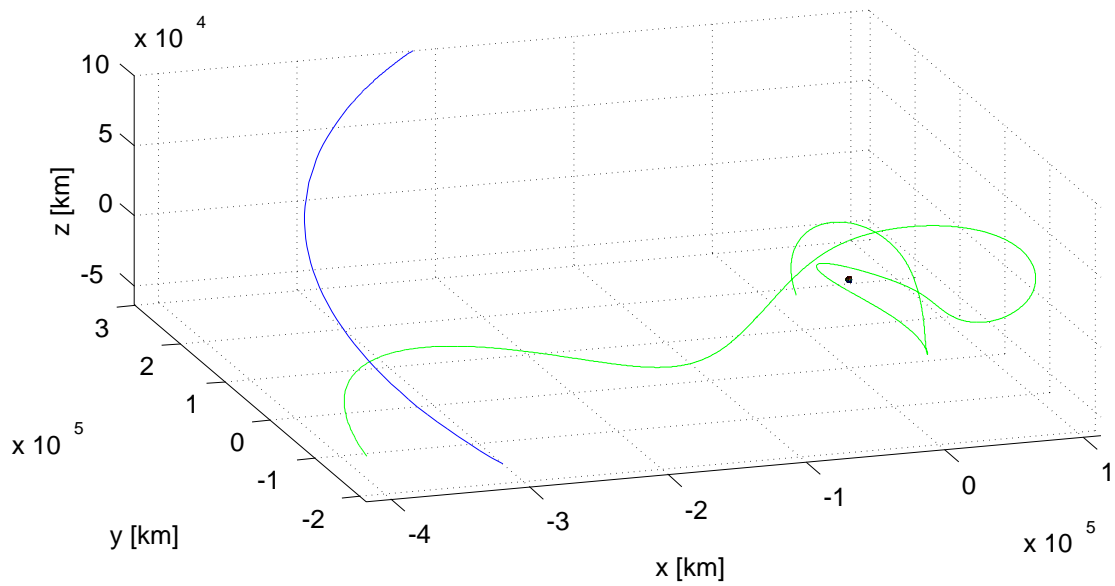


图 9: 地球遷移軌道

3.4.5 地球周回軌道 (復路)

月作用圏を脱出した後の軌道である。シミュレーション結果を図 10 に示す。

なお、打ち上げ後 682[day] で近地点高度が 36000[km] まで下がった。これをもってミッション成功とする。さらにここから推進剤を全て消費するまでスラスタを噴射したと仮定すると、近地点高度 32900[km] まで下げることが出来る。余剰ミッションとして、どこまで高度を下げられるかという実験を行う。

3.5 各フェーズにおけるミッション内容

打ち上げ後の各フェーズを時系列で示したのが図 11、また各フェーズでの推進剤消費量及び速度増分は表 3 である。図 11、表 3 から分かるように、ミッション期間は最大で 700[day]、ミッションを通しての推進剤消費量は 2.9[kg] である。また、イオンエンジンの累積稼働時間は一台あたり 7894[h] であり、エンジンの寿命に対しても十分に余裕がある（一般的なイオンエンジンの寿命は 10000 ~ 15000[h] である）。

3.6 参照軌道追従制御

姿勢推定・軌道推定誤差や摂動力等の外乱が原因で、参照軌道から外れる可能性は否定できない。MiXI スラスタの推力は最大 1.5[mN] であるが、外乱に対するフィードバックの制御力を残すため、定常運用は 1.0[mN] で噴射することにする。参照軌道に追従させるためには、衛星の軌道状態を正確に推定する必要がある。これには RARR とカルマンフィルタを用いて、できる限り正確に推定することを試みる。都合上地球と通信がとれず、RARR が使えない時は、それまでの軌道要素をもとに、慣性航法を行う。

イオンスラスタの性質上、スラスタ推進軸は多少のブレをもってしまう。しかし本衛星の選択した参照軌道は、本来目指すべきスラスタ軸からの多少のずれを許容することが出来る軌道である。シミュレーションをもちいて確認したところ許容ずれ角は 0.3[deg] であった。後述の 4.2 よりスラスタ軸は許容ずれ角内に収めることができ、この問題は解消できる。

また、打上げ日の遅れや、予期せぬトラブルが原因で参照軌道から大きく外れた場合は、新しい参照軌道を設定して月軌道へ遷移することにする。今回のミッションは時間をかけて軌道遷移するので、参照軌道の変更ができるのも本衛星の利点の一つである。

4 姿勢系

姿勢系へのミッション要求を以下の 4 つとする。

- イオンエンジンの推力軸を衛星の目標速度ベクトル方向に近づける継続的な姿勢制御。許容誤差 0.3[deg]
- 姿勢変更を利用したアンローディング
- 初期姿勢・異常姿勢からの速やかな回復
- 長期運用に耐えうる冗長設計

許容誤差 0.3[deg] は姿勢がずれた分だけ速度ベクトル方向の推力を減らした軌道計算を繰り返し行い、目的とする惑星間軌道遷移が行える限界を探して決定した。サイズ、重量、電力等制限の中でこれらの要求を出来るだけ満足するように姿勢推定系、姿勢制御系を設計していく。

4.1 姿勢安定方式

本衛星は軌道長半径約 120000 ~ 300000[km]、離心率 0.80 ~ 0.94 の長楕円軌道を航行する。地球から遠く離れる時間帯があり、また電気推進エンジンを常時作動させるだけの電力はスピン衛星の表面積だけでは賄えず、重力傾斜方式、スピン方式はいずれも不適である。よって太陽電池パドルを常に太陽方向に向けられて、なおかつ任意の位置で目標姿勢に素早く追従出来る様にリアクションホイールを用いた 3 軸ゼロモーメントム方式を採用する。冗長設計のためにリアクションホイールは 4 個用いてピラミッド型の 4 スキュー配置とする。ピラミッドの軸と各リアクションホイールの軸の間の角度は 57.4[deg] とする。

4.2 姿勢推定・制御

本衛星が航行する軌道では一般に恒星センサが有用であるが、ピッチ軸方向に太陽電池パドルがあるのでヨ一軸方向に取り付けざるをえず、地球・太陽・月と衛星の位置関係によっては恒星センサの視野内にこれらが入ることで姿勢推定が出来なくなることがある。そこで姿勢推定には恒星センサを用いたメイン航法とジャイロ・精太陽センサを用いたサブ航法を状況に応じて使い分ける方式を採用する。各航法の姿勢推定誤差分布を表 4 に示す。また、衛星が推定した現在の姿勢角・角速度と目標の姿勢角・角速度の誤差について PD 制御によって姿勢制御を行う。目標の姿勢角・角速度は、Range And Range Rate で得た位置・速度情報と軌道計画から求める。制御入力トルクは以下の式で与えら

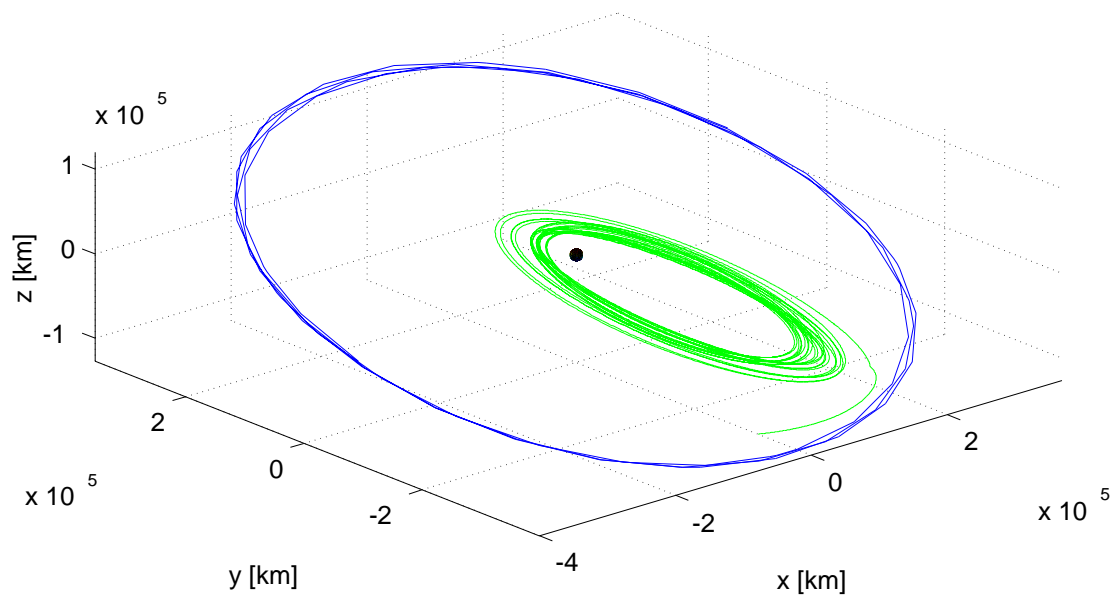


図 10: 地球周回軌道 (復路)

表 3: 推進剤消費量と速度増分

phase	1	2	3	4	5	6-1	6-2	total
推進剤消費量 [g]	222	865	477	204	330	722	79	2900
速度増分 [m/s]	92	364	204	87	143	316	35	1240

れる．姿勢制御の指向誤差分布を表 5 に示す．指向誤差分布は 0.3[deg] 以内となり，ミッション要求を満たす．

$$\mathbf{n}_w = k_p V(\mathbf{q}_{\hat{B}B}) + k_d (\hat{\boldsymbol{\omega}}_B - \boldsymbol{\omega}_B)$$

表 4: 姿勢推定誤差分布

項目	誤差 [deg]	
	メイン航法	サブ航法
センサ検出精度	0.02	0.05
熱変形	0.1	0.1
取り付け誤差	0.1	0.1
二乗和	0.14	0.17

\mathbf{n}_w : 制御入力トルク

$\mathbf{q}_{\hat{B}B}$: 目標姿勢と現在姿勢の誤差クォータニオン

$V(\mathbf{q}_{\hat{B}B})$: 誤差クォータニオンのベクトル部

$\hat{\boldsymbol{\omega}}_B$: 機体座標系から見た衛星の目標角速度

$\boldsymbol{\omega}_B$: 機体座標系から見た衛星の現在の角速度

k_p : P ゲイン (= 0.04)

k_d : D ゲイン (= 0.4)

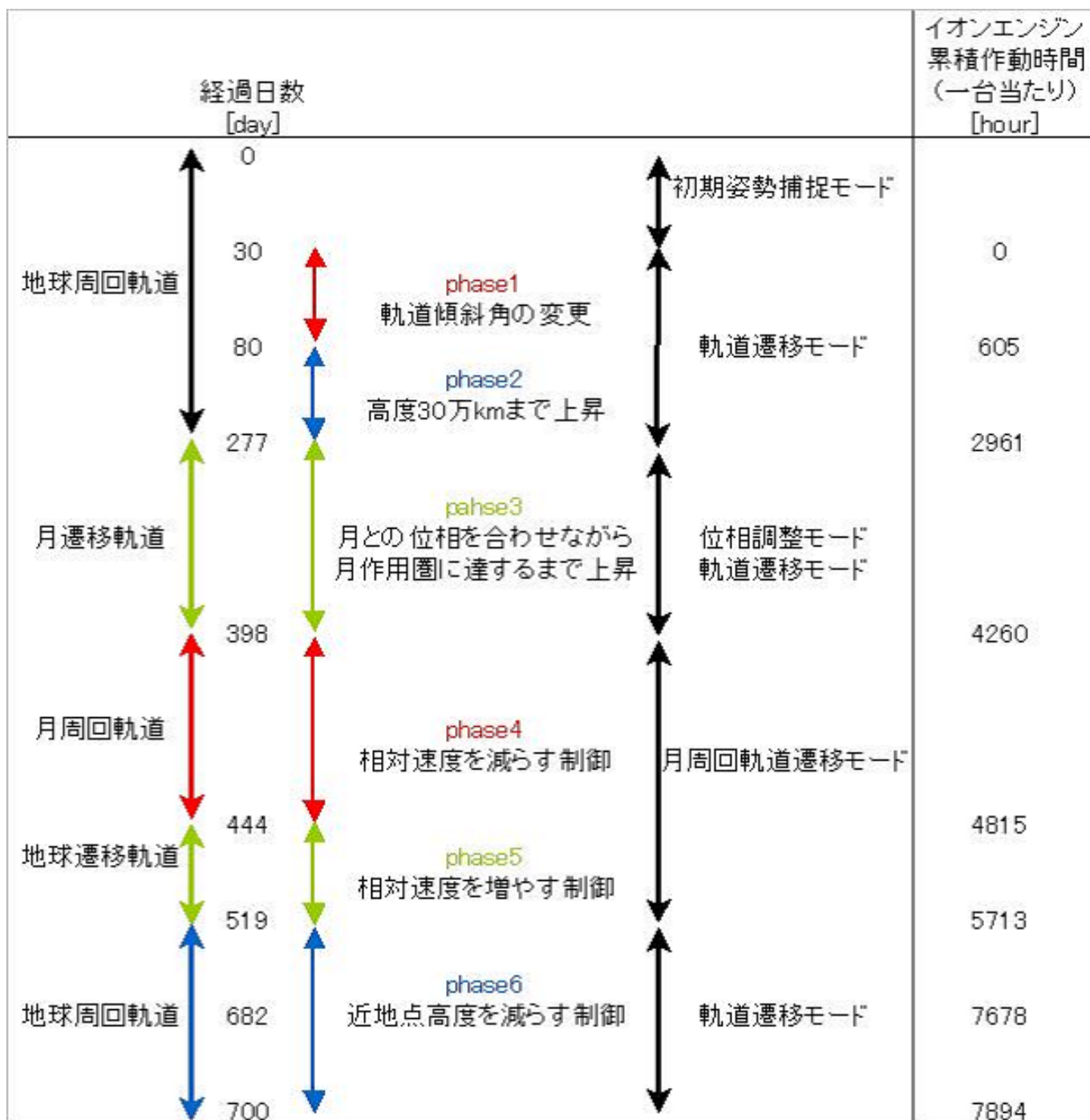


図 11: 衛星軌道時系列

表 5: 姿勢制御誤差分布

項目	誤差 [deg]	
	メイン航法	サブ航法
姿勢推定誤差	0.14	0.17
自然外乱	0.1	0.1
ホイールの擾乱	0.01	0.01
二乗和	0.17	0.20

4.3 運用モード

本衛星の運用モードを以下の7つとする。なお、各モードで日陰（蝕）の時にはイオンエンジンは全く使わない。

- 初期姿勢捕捉モード [衛星分離直後]
 打上げロケットから分離されたことによる擾乱で衛星が予測不能な回転をしている時のモードである。まず視野角の広い粗太陽センサとジャイロセンサ、リアクションホイールで太陽を捕捉して姿勢

を安定させる．次にアンテナを展開し，地上局からのコマンドを受信して太陽電池パドルを展開する．各センサの動作確認を行った後，恒星センサで3軸姿勢を捕捉して目標姿勢に追従させ，軌道遷移モードに移行する．

- 軌道遷移モード (メイン)[phase 1,2,3,6]
軌道計画に沿って軌道遷移を行うモードである．太陽電池パドルを太陽方向を向く様に回転させ，十分な電力を確保してイオンエンジンを作動させ続ける．姿勢については，まず姿勢センサから衛星の現在の姿勢角・角速度の推定値とリアクションホイールの角運動量を地上局に送信する．そしてそれに対して地上局から目標の姿勢角・角速度に追従するための制御トルク及び姿勢変更によるアンローディングを行うか否かのコマンドを受信し，姿勢と角運動量の制御を行う．
- 軌道遷移モード (サブ)[phase 1,2,3,6]
軌道遷移モードにおいて恒星センサの視野に地球・月・太陽が入ると恒星センサで姿勢決定が出来なくなるので，軌道遷移モード (サブ) に切り替える．恒星センサの代わりに精太陽センサを用いる．精太陽センサのほうが姿勢推定精度が悪いので恒星センサが使える場面になれば直ちに軌道遷移モード (メイン) に切り替える．
- 位相調整モード [phase 3]
月との位相調整を行う時のモードである．イオンエンジンを停止し，通信可能な姿勢のなかで電力と熱が設計範囲に収まるような姿勢を求めてその姿勢に追従させる．この目標姿勢は太陽・月・衛星の位置関係によって変わる，すなわち打ち上げ条件やミッションプロファイルに大きく影響されるが，電力・熱が設計範囲を超えるのに数分～数十分かかるのに対して本衛星を任意の姿勢に姿勢変更するのに要する時間は最大でも300秒程度なので電力・熱は十分設計範囲内に留めることが出来る．
- 月周回軌道遷移モード [phase 4,5]
月の重力により地球周回軌道から月周回軌道へ遷移し，月を周回した後月周回軌道を脱出する時のモードである．地上局と通信が出来る位置では軌道遷移モードと姿勢制御アルゴリズムは同じであるが，地上局からのコマンドが届かない月の裏側では慣性航法を用いた自立航行を行う．
- 撮影モード [全 phase]
恒星センサのセルフテスト機能を用いて，地球照に照らされた月や夜の地球を撮影する．これは月

を周回したことを裏付けるためのものにするなどで，特に分解能等画像としての精度は重視しない．なお，ミッションの重要性や通信の関係上頻繁に行われることは無く，運行の妨げにならない条件で画像取得が出来ると地上から判断された際に，地上からの通信によって実行される．

- 緊急運用モード [全 phase]
センサ，アクチュエータの故障等予期せぬ事態によって姿勢を維持出来なくなったときは緊急運用モードに移行する．まずイオンエンジン，恒星センサを停止させ，太陽センサとジャイロセンサ，リアクションホイールを用いて太陽捕捉を行い，電力を確保する．HK データの送信を継続して地上局からの指示を待ち，可能な限りミッションを継続する．

4.4 外乱トルクの概算

以下ではミッション初期の軌道要素である $a = 123172[\text{km}]$, $e = 0.94$ で考える．近地点引数を0とし，本節において全てのトルク・角運動量は機体固定座標系で表す．

4.4.1 内部擾乱トルク

本ミッションで発生する内部擾乱トルクには推力軸を速度方向に向けるためのトルク T_o , 太陽電池パドルの回転による反作用トルク T_r , エンジンの推力軸と衛星重心のずれによるトルク T_t の3つがある．それぞれのトルクは次のように表される

$$\begin{aligned}
 T_o &= \begin{pmatrix} 0 \\ I_y \ddot{f} \\ 0 \end{pmatrix} \\
 &= \begin{pmatrix} 0 \\ -\frac{2I_y \mu e}{r^3} \sin f \\ 0 \end{pmatrix} \\
 T_r &= \begin{pmatrix} 0 \\ -I_{yp} \ddot{f} \\ 0 \end{pmatrix} \\
 &= \begin{pmatrix} 0 \\ \frac{2I_{yp} \mu e}{r^3} \sin f \\ 0 \end{pmatrix} \\
 T_t &= F_{th} \begin{pmatrix} l_x \\ l_z \\ l_y \end{pmatrix}
 \end{aligned}$$

I_y : y 軸周り慣性モーメント ($= 2[\text{kg} \cdot \text{m}^2]$)
 μ : 地球の重力定数 ($= 3.86 \times 10^5[\text{km}^3/\text{s}^2]$)
 r : 地心と衛星重心の距離
 f : 真近点離角
 I_{yp} : パドルの y 軸周り
 慣性モーメント ($= 0.1[\text{kg} \cdot \text{m}^2]$)
 F_{th} : エンジン推力 ($= 1[\text{mN}]$)
 l_i : 推力軸と重心の i 方向のずれ
 ($l_x = 0.01[\text{mm}], l_y = 1[\text{mm}], l_z = 1[\text{mm}]$)

I_x : x 軸周り慣性モーメント ($= 2[\text{kg} \cdot \text{m}^2]$)
 I_z : z 軸周り慣性モーメント ($= 2[\text{kg} \cdot \text{m}^2]$)
 F_s : 太陽輻射力 ($= 5.58[\text{mN}]$)
 M : 地磁気ダイポール ($= 8 \times 10^{25}[\text{emu}]$)
 D : 衛星の残留ダイポール ($= 20[\text{pole} \cdot \text{m}]$)
 ρ : 高度 $280[\text{km}]$ での大気密度
 ($= 4.3 \times 10^{-11}[\text{kg}/\text{m}^3]$)
 S : 代表面積 ($= 1.25[\text{m}^2]$)
 C_D : 抗力係数 ($= 2.2$)

上式より T_o, T_r に対して T_t が大変大きいことがわかる．図 12 に内部擾乱トルクが 1 周期で変動する様子を示す．

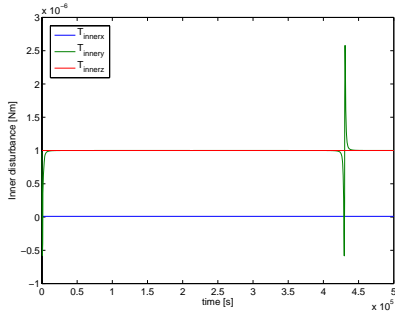


図 12: 内部擾乱トルクの変動 ($a=123172[\text{km}], e=0.94$)

4.4.2 環境外乱トルク

環境外乱トルクは重力傾斜トルク T_g , 太陽輻射圧トルク T_s , 残留磁気トルク T_m , 空力トルク T_a の 4 つがある．最悪ケースを考えるとそれぞれのトルクは次のように表される．

$$\begin{aligned}
 \mathbf{T}_g &= 3\dot{f}^2 \begin{pmatrix} (I_z - I_y)\theta_x \\ (I_z - I_x)\theta_y \\ 0 \end{pmatrix} \\
 \mathbf{T}_s &= \begin{pmatrix} -F_s l_y \sin \dot{f}t \\ F_s (l_x \sin \dot{f}t + l_z \cos \dot{f}t) \\ F_s l_y \cos \dot{f}t \end{pmatrix} \\
 \mathbf{T}_m &= 2 \times 10^{-7} \frac{MD}{r^3} \begin{pmatrix} 1 \\ 1 \\ 1 \end{pmatrix} \\
 \mathbf{T}_a &= \frac{1}{2} \rho \left(\frac{2\mu}{r} - \frac{\mu}{a} \right) SC_D \begin{pmatrix} 0 \\ -l_z \\ l_y \end{pmatrix}
 \end{aligned}$$

図 13 に環境外乱トルクが 1 周期で変動する様子を．

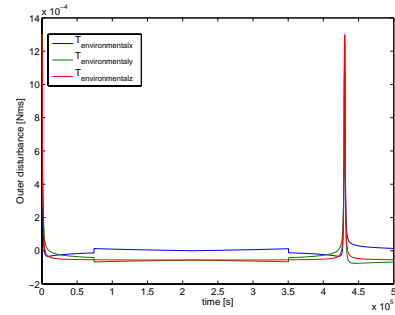


図 13: 環境外乱トルクの変動 ($a=123172[\text{km}], e=0.94$)

4.5 アンローディング

4.5.1 衛星の回転ダイナミクス

衛星全体および各リアクションホイールの回転ダイナミクスはそれぞれ以下の様に表される．リアクションホイールの回転軸以外の方向については大変影響が小さいため省略した．

$$\begin{aligned}
 \mathbf{I} \frac{d}{dt} \boldsymbol{\omega}_B + \sum_{i=1}^4 n_{wi} \hat{\mathbf{z}}_{wi} + \boldsymbol{\omega} \times \mathbf{h}_T &= \mathbf{n}_D \\
 \mathbf{I}_{wi} \left\{ \left(\frac{d}{dt} \boldsymbol{\omega}_B \right) \cdot \hat{\mathbf{z}}_{wi} + \frac{d}{dt} \omega_{wi} \right\} &= n_{wi}
 \end{aligned}$$

- I : 衛星全体の慣性テンソル
- $\frac{d}{dt}\omega_B$: 衛星全体の角速度の
機体座標系での時間微分
- \hat{z}_{wi} : 各リアクションホイールの回転軸
方向の単位ベクトル
- n_{wi} : 各リアクションホイールが発生する
制御トルクの大きさ
- ω : 衛星全体の角速度
- h_T : 衛星全体の角運動量
- n_D : 外乱トルクの総和
- I_{wi} : 各リアクションホイールの回転軸方向
の慣性モーメント (= 0.0008[kg · m²])
- ω_{wi} : 各リアクションホイールの回転角速度

n_{wi} は以下の関係を満たす .

$$-\sum_{i=1}^4 n_{wi} \hat{z}_{wi} = n_w$$

制御トルク n_w から操作量 n_{wi} がわかり , n_{wi} の時間積分を取れば各リアクションホイールの蓄積角運動量がわかる . リアクションホイールの角運動量が上限値に達した時 , 角運動量の放出 (アンローディング) を行う必要があるが , 本衛星では衛星の姿勢変更によってこれを行う .

4.5.2 姿勢変更によるアンローディング

本衛星はリアクションホイールの角運動量が上限値に達した時 , ロール軸周りに 180[deg] 回転させることでピッチ軸 , ヨー軸に関して推力軸のずれによる外乱トルクを逆転させ , ピッチ軸 , ヨー軸周りのアンローディングを行う . また , 軌道を 1 周する間に姿勢がピッチ軸周りに 1 回転することからロール軸 , ヨー軸の間で角運動量の交換が行われるので , ロール軸周りの角運動量も放出できる . シミュレーション結果を図 14 , 図 15 , 図 16 に示す . 図 16 はアンローディングによって衛星全体の角運動量の大きさ h_T の最大値が一定に保たれることを示しており , この方法でアンローディングが行えることがわかる .

4.6 センサの選定

4.6.1 太陽センサ (CSS , FSS)

初期姿勢捕捉モードや緊急運用モードでは電力確保のために素早く太陽の方向を知る必要があり , 低電力

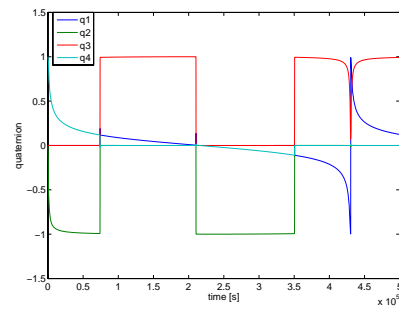


図 14: 姿勢クォータニオンの時間変化

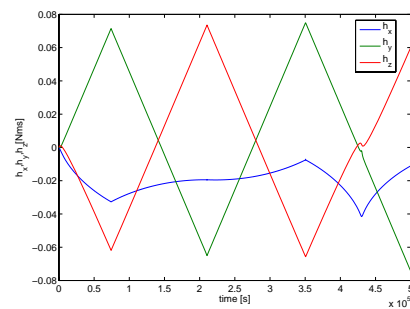


図 15: 角運動量 (各軸) の時間変化

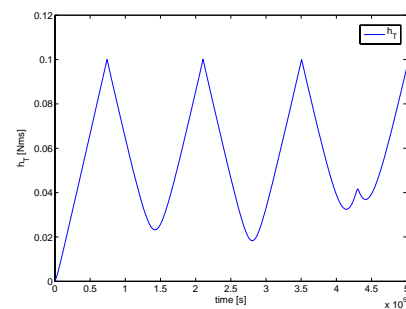


図 16: 角運動量の大きさの時間変化

で視野角が広い太陽センサが求められる。一方、本ミッションではサブ航法の姿勢推定用センサとして精度の良い2軸姿勢検出型の太陽センサが必要である。前者の要請から粗太陽センサ(CSS)としてAERO ASTRO社のCourse Sun Sensorを1個、後者の要請から精太陽センサ(FSS)としてOptical Energy Technologies社のModel 0.05を2個用いることにする。それぞれの諸元を表6,7に、外観図を図17,18に示す。



図 17: CSS 外観図

表 6: 粗太陽センサ (CSS) 諸元

視野角	[deg]	120
精度	[deg]	±5(1軸)
質量	[kg]	0.01
寸法	[mm]	φ22.86 × 8.99
消費電力	[W]	0
動作温度	[]	-40 to 93

表 7: 精太陽センサ (FSS) 諸元

視野角	[deg]	100
精度	[deg]	±0.05(2軸)
質量	[kg]	0.040
寸法	[mm]	φ40 × 15
消費電力	[W]	0.05
動作温度	[]	-30 to 80

4.6.2 恒星センサ (ST)

恒星センサは3軸の姿勢が精度良く得られるので、惑星間航行における姿勢検出装置として有用であるが一

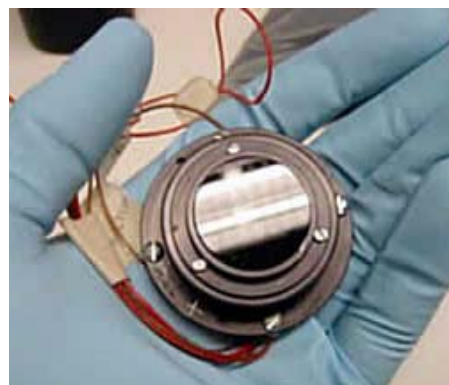


図 18: FSS 外観図

般に大変高価である。恒星センサの中で比較的安価で小型なものとしてAERO ASTRO社のMiniature Star Trackerがあるのでこれを採用する。諸元を表8に、外観図を図19に示す。



図 19: Star Tracker 外観図

4.6.3 光ジャイロ (FOG)

衛星の角速度を検出するジャイロには故障が少ないこと、測定精度が良いこと、ドリフトが小さいこと、衛星に与える擾乱が小さいことが求められる。本衛星では特に耐故障性が求められるため、光学式の光ファイバジャイロを用いる。小型のものとしてKVH社のDSP-3000があるのでこれを採用する。諸元を表9に、外観図を図20に示す。

4.7 アクチュエータの選定

4.7.1 リアクションホイール (RW)

本衛星は限られたスペースで耐振動性を確保しつつ燃料タンク等各種装置を搭載するので小型なリアクションホイールしか搭載できない。搭載可能なサイズのリアクションホイールで蓄積角運動量が大きいものとしてSURREY社のMicrowheel 10SP-Mがあるのでこれを採用する。諸元を表10に、外観図を図21に示す。

表 11: 各モードでの使用装置一覧

	初期	遷移 (メイン)	遷移 (サブ)	位相調整	月遷移	撮影	緊急運用
CSS							
FSS							
ST							
FOG							
RW							
PRM							
IE							

表 8: 恒星センサ (ST) 諸元

視野角	[deg]	45
精度	[arcsec]	±70(3軸)
感度	[-]	4等星以上
データ更新周期	[Hz]	2
追尾可能レート	[deg/s]	10
質量	[kg]	0.475(含バッフル)
寸法	[mm]	80 × 110 × 60
入力電圧	[V]	28
消費電力	[W]	2
動作温度	[]	-30 to 60



図 21: リアクションホイール外観図



図 20: ジャイロ外観図

表 9: 光ジャイロ (FOG) 諸元

計測範囲	[deg/s]	±375
質量	[kg]	0.27
寸法	[mm]	88.9 × 58.42 × 33.02
入力電圧	[V]	5
消費電力	[W]	3
動作温度	[]	-40 to 75

表 10: リアクションホイール (RW) 諸元

角運動量	[Nms]	0.42
発生トルク	[mNm]	10
慣性モーメント	[kgm ²]	0.0008
回転数	[rpm]	±5000
データ更新周期	[Hz]	5
質量	[kg]	0.96
寸法	[mm]	φ100 × 90
入力電圧	[V]	32
消費電力	[W]	3.5
動作温度	[]	-20 - 50

4.7.2 モード毎の使用装置一覧

各モードでの使用装置の一覧を表 11 に示す．PRM はパドル駆動モータ，IE はイオンエンジンである．

4.8 冗長設計

本ミッションのような長期ミッションでは装置の冗長設計が不可欠である．各装置が故障した時に代わりに使用するセンサ・アクチュエータの一覧を表 12 に示す．

表 12: 冗長系

故障箇所	代替装置	影響
CSS	FSS	姿勢捕捉所要時間増
FSS	CSS	サブ航法時 姿勢推定精度減
ST	FSS	メイン航法時 姿勢推定精度減
FOG(3 個)	FOG(2 個) ST	サブ航法時 姿勢推定精度減
RW(4 個)	RW(3 個)	アンローディング 頻度増
PRM(2 個)	PRM(1 個)	軌道計画の変更
IE(2 個)	IE(1 個)	衛星設計寿命減

5 構造系

ミッション要求を満たすように本衛星の基本構造を設計する．まず衛星の外観を図 22,23 に示す．

5.1 衛星の構造及び搭載機器配置

本衛星のサイズ及び質量を以下に示す．

打ち上げ時	: 460 × 500 × 450	[mm]
軌道投入時	: 2830 × 500 × 450	[mm]
質量	: 47.4	[kg]

搭載機器の配置を図 24,25,26 に，一覧を表 13 に示す．

5.2 構造材料

本衛星の構造には，質量を小さく抑えられることから，比剛性が大きいハニカムサンドイッチパネルを使用する．本衛星に使用するハニカムサンドイッチパネルの諸元を表 14 に，物性値を表 15 に示す．

表 14: ハニカムサンドイッチパネルの諸元

	材料	単位	厚さ
フェイスシート	Al 合金 A2024-T3	[mm]	0.25
ハニカムコア	Al 1/8-5052-.001	[mm]	9.5

衛星の分離部やその他のリンク機構，固定部の材料には，Al 合金 A7075-T6 を使用し，展開パネルの材料には CFRP を使用する．これらの材料の物性値を表 15 に示す．

5.3 キセノンタンクの設計

ミッション中に問題なく航行できる量のキセノンを搭載しなければならない．ミッションに必要なキセノン搭載量を 3.0[kg] として衛星内に安全に収まるようキセノンタンクを設計する．

表 16: キセノン物質特性

原子量	-	131.29
臨界温度	[K]	289.73
臨界温度	[]	16.6
臨界圧力	[MPa]	5.838
臨界密度	[g/cc]	1.110
大気体積含有率	[ppm]	0.087

キセノンタンクは衛星の井桁構造の仕様を満たすような (図 24 のような) 薄肉球形型とした．外殻厚み t ，内圧 P ，タンク半径 r ，タンク材破壊応力 σ ，安全率 β とする．外殻厚み t の設計最小値は次式で表わされる．

$$t = \frac{Pr\beta}{2\sigma}$$

タンク質量 M_{tank} は，タンク材料密度 ρ_{tank} とタンク半径 r から決まる．

$$\begin{aligned} M_{tank} &= 4\pi r^2 t \rho_{tank} \\ &= \frac{2\pi r^2 P \beta \rho_{tank}}{\sigma} \end{aligned}$$

充填された推進剤質量 M_{pp} と質量比 M_{pp}/M_{tank} は，推進剤密度 ρ_{pp} を用いて，

$$\begin{aligned} M_{pp} &= \frac{4\pi r^3}{3} \rho_{pp} \\ \frac{M_{pp}}{M_{tank}} &= \frac{2\sigma}{3\beta\rho_{tank}} \frac{\rho_{pp}}{P} \end{aligned}$$

となり，最軽量の条件は上式の ρ_{tank}/P が最大となることである．これは，キセノンの圧力 - 密度特性線図に

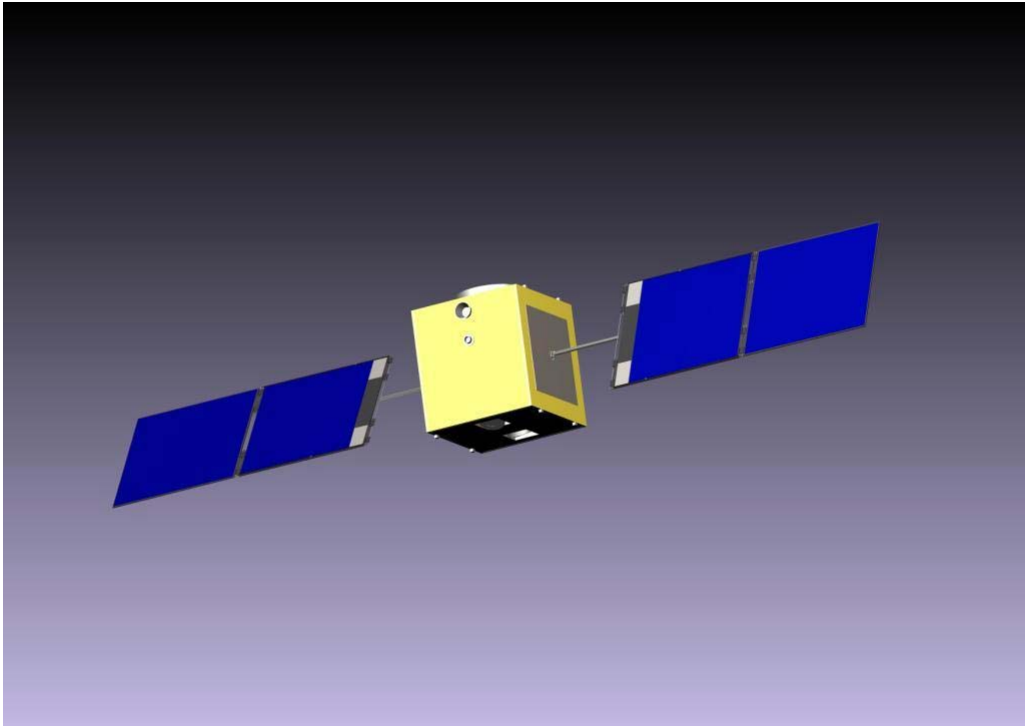


図 22: 衛星概観 (ミッション時)

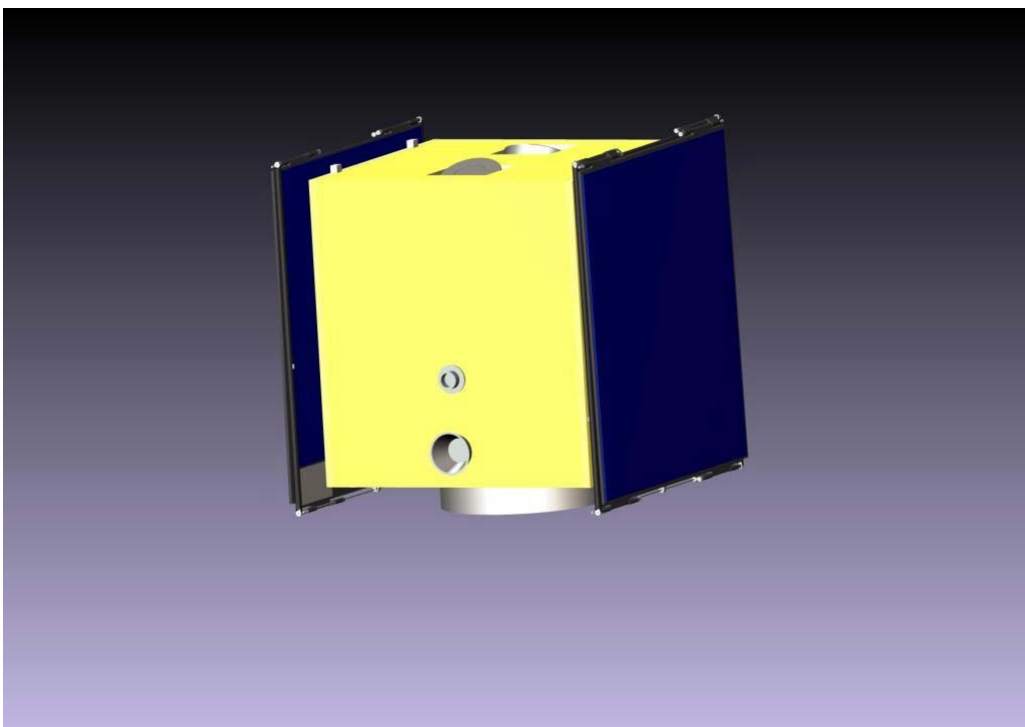


図 23: 衛星概観 (打ち上げ時)

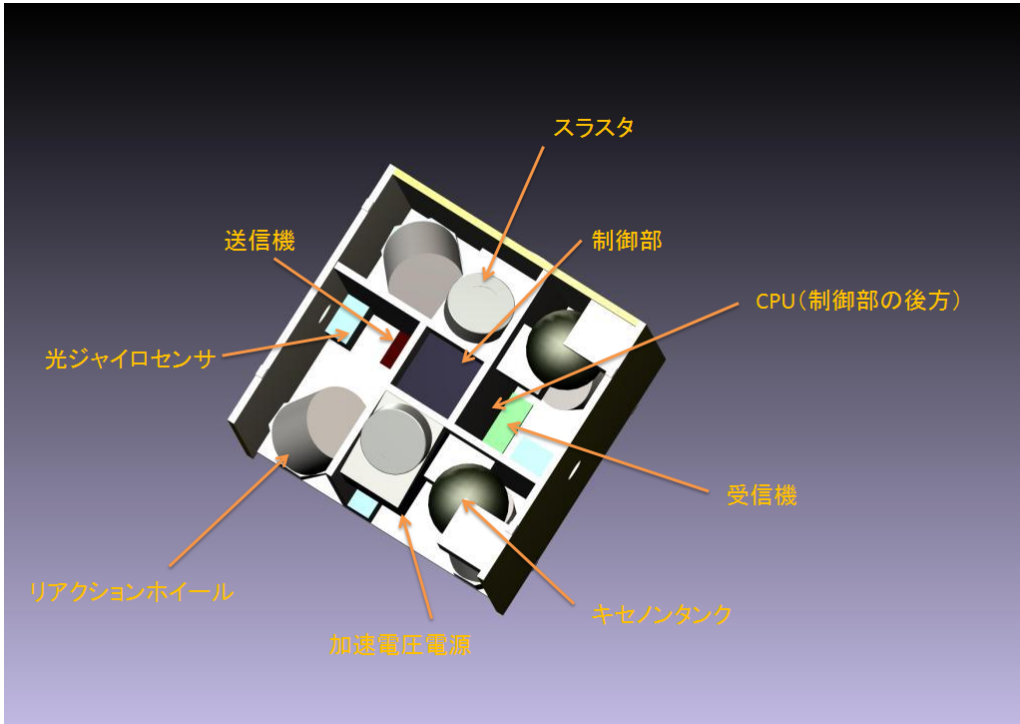


図 24: 搭載機器配置 1

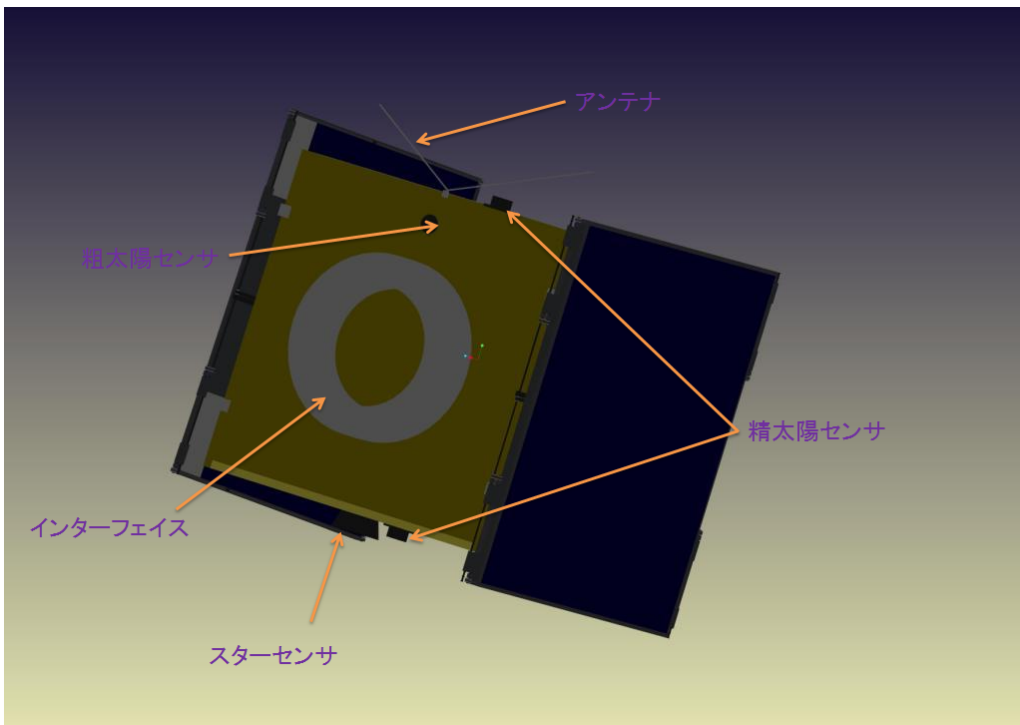


図 25: 搭載機器配置 2

表 13: 搭載機器一覧

機器	名称	寸法 [mm]	重量 [kg]
姿勢制御系			
リアクションホイール 4 台	Microwheel 10SP-M	100 × 90	0.96 × 4
リアクションホイール固定具 4 台		100 × 58 × 82	0.18 × 4
恒星センサ 1 台	Miniature Star Tracker	76.2 × 76.2 × 110	0.475
粗太陽センサ 1 台	Course Sun Sensor	22.86 × 8.99	0.01
精太陽センサ 2 台	Sun Sensor model 0.05	40 × 15	0.04 × 2
光ジャイロ 3 台	DSP-3000	88.9 × 58.42 × 33.02	0.27 × 3
通信系			
送信機	TXE430MFM-211A	100 × 31.2 × 10.5	0.044
受信機	RXE430M-301A	60 × 50 × 10.5	0.038
CPU	SEMC5071B	52 × 52 × 55	1.7
アンテナ	-	7 × 340	0.01
軌道系			
イオンエンジン 2 台	加速用電源	120 × 120 × 90	1 × 2
	固定部 × 2	120 × 56 × 90	0.29
	制御部	90 × 90 × 150	4
	スラスト部 × 2	92 × 60	0.7 × 2
キセノンタンク 4 台	(キセノン 0.75kg 込み)	Sφ106	1.14 × 4
電力系			
バッテリー 124 個	UR18650F	18.05 × 64.7	0.047 × 124
太陽電池	XTJ Solar Cells	20 × 20 × 0.14	0.000336
ハーネス	-	-	0.0002
太陽電池パネル A 2 枚	- (上記の電池, ハーネスより計算)	452 × 450 × 2	1.58
太陽電池パネル B 2 枚	- (上記の電池, ハーネスより計算)	410 × 450 × 2	1.43
DC-DC コンバータ	TPS40210	3 × 5 × 1	0.001
シャント 4 枚	-	100 × 50 × 5	0.1 × 4
構体系			
上面パネル	-	380 × 380 × 10	0.298
左右パネル 2 枚	-	400 × 425 × 10	0.35 × 2
前面パネル	-	380 × 425 × 10	0.331
後面パネル	-	380 × 425 × 10	0.334
底面パネル	-	380 × 380 × 10	0.263
内部パネル 4 枚	-	235 × 405 × 10	0.197 × 4
インターフェース	-	225 × 50	0.03
展開パネル A 2 枚	-	460 × 460 × 4	1.3 × 2
展開パネル B 2 枚	-	470 × 460 × 4	1.18 × 2
リンク 2 個	-	247 × 4 × 4	0.0126 × 2
展開駆動機構 4 個	-	14 × 460 × 10	0.1 × 4
回転駆動機構 2 個	-	50 × 50 × 70	0.5 × 2
ワイヤカッタ	-	15 × 10 × 10	0.01 × 8
内部配線等その他	-	-	2
合計			47

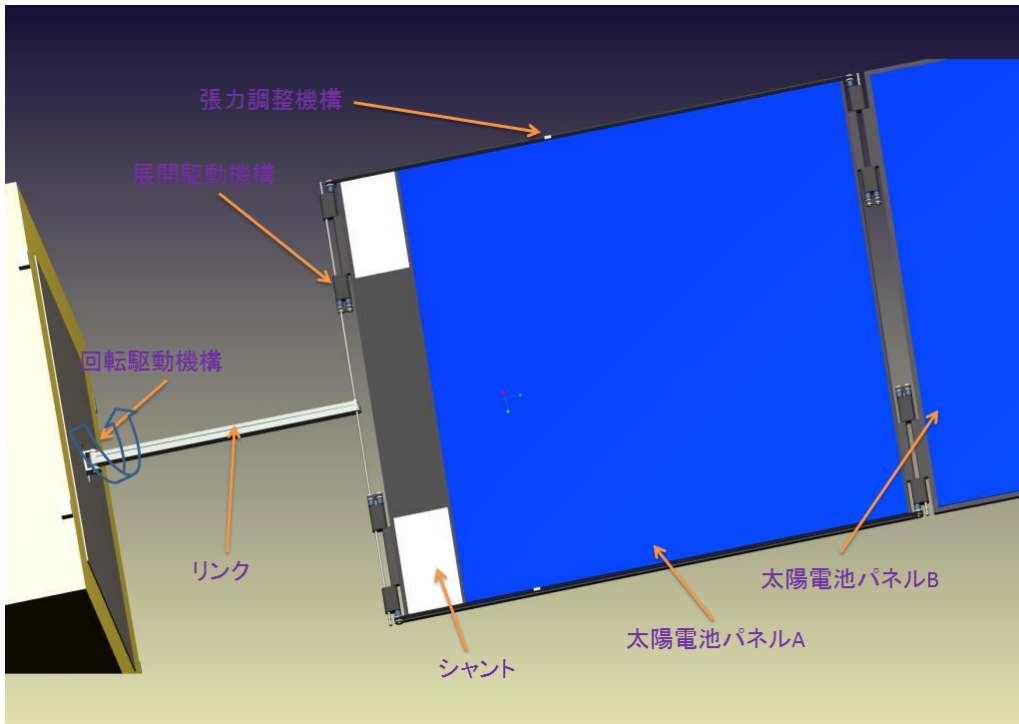


図 26: 搭載機器配置 2

表 15: 材料物性

Al 合金			
材質	単位	A2024-T3	A7075-T6
密度	[kg/m ³]	2700	2800
縦弾性係数	[GPa]	72.398	71
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	482.7
圧縮体力	[MPa]	268.9	475.8
ハニカムコア Al 1/8-5052-.001			
密度	[kg/m ³]	72	
剪断弾性係数	[GPa]	0.44	
剪断弾強度	[MPa]	2.4	
CFRP			
繊維方向	[deg]	0	90
密度	[kg/m ³]	1600	
縦弾性係数	[GPa]	343	6
剪断弾性係数	[MPa]	67	
引張耐力	[MPa]	1863	29

において原点を通る直線が最大傾斜となることであり、実際の宇宙運用で経験する温度の上限を 50[]と設定すると、圧力 P が 11.3[MPa]、キセノン密度は 1.4[g/cc] となる。今回タンク材料として使用するチタン合金の機械的性質を表 17 に示す。チタン合金において、 M_{pp}/M_{tank}

表 17: チタン合金の機械的性質

密度	[g/cc]	4.42
引張強度	[GPa]	1
伸び	[%]	10

は 15%程度までがはやぶさなどによる実績であり、安全率 β を 2 とすると 11% となり問題はないと言える。今回の設計ではタンクは全部で 4 つあり、 $M_{tank} = 0.75$ [kg] となり、タンク内径 $r=50.4$ [mm] となる。また、安全率 β を 2 とすると外殻厚み $t=0.058$ [mm] となる。設計値として $r=51$ [mm]、 $t=2$ [mm] を用いた。

5.4 太陽電池パドル駆動機構の設計

本衛星では、太陽電池パドルのパネル面を太陽に向けることで効率よく電力供給を得られるように、回転機構を取り入れる。加えて、ミッションに必要な電力を確保するために、複数枚のパネルを積み重ねた展開同期機構を取り入れる。

5.4.1 展開同期機構

複数のパネルを積み重ねた太陽電池パドルは図 27 のようなばね機構で展開する。ばね駆動機構は軌道上で一度しか動作しないワンショットと呼ばれる展開機構で、比較的軽量かつ単純な動作の場合に多用される。このばね機構は後述するラッチ機構を併せ持ったシステムとなっており展開後に保持する役割も担っている。

しかしながら、ばね機構だけでは展開方向が定まらず、衛星が大きく振動したり衛星本体に接触したりするおそれがある。そこで、各パネルを一方に整然と展開させる必要があり、図 27 のようなケーブルとプーリでパネル間の展開を制御する。図 28 中の衛星本体とパネル間を接続するリンクが 90[deg] 展開するのに対し、パネル A が 180[deg] 展開するため、プーリ径を 2:1 にしてある。また、同期ケーブルには張力調整機構が施されており、たわみを防いでいる。

5.4.2 パドル回転機構

本ミッション達成には、太陽電池パドルのパネル面を太陽に向けることで効率よく電力供給を得る必要が

あるため、太陽電池パドルを一軸回転することにした。今回は回転機構として一般的に用いられる宇宙用に改良を施したステッピングモータを使用する。ステッピングモータはトルクが小さいため減速機で増力し、非常に遅い回転速度で駆動する。

5.4.3 ラッチ機構

展開した太陽電池パドルは衛星本体に対する姿勢を安定させるためにラッチ機構で保持する。ラッチ機構には大きく分けてフック型とピン型あり、今回はピン型を採用した。図 29 に例示するように、回転角によりプーリにあけた軸方向の穴にピンを落とし込むような機構である。

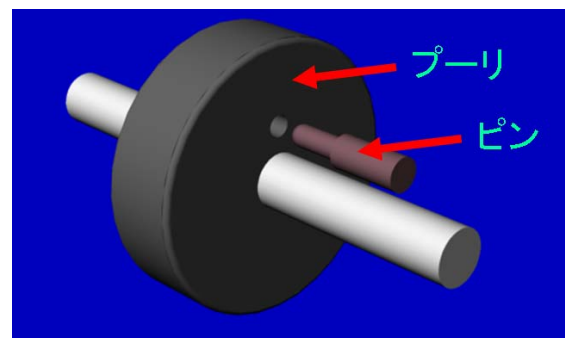


図 29: ピン型ラッチ機構

5.4.4 保持解放機構

打ち上げ時に振動荷重が掛かるため太陽電池パネルを強固に固定しておく必要がある。保持解放機構として火工用品であるワイヤカッタ機構を設けた。ワイヤカッタは火薬の爆発圧力で高速に運動するカッタブレードで細いワイヤを切断する。

5.5 構造解析

Pro Engineer / Mechanics を用いて構造解析を行った。H2A ロケットのピギーバック衛星として要求される剛性要求と準静的加速度荷重を表 18 に示す。

固有振動数解析・静荷重解析を行うに当たり作業の効率化を図るため、以下のように構造を簡略化した。

1. 500[g] 未満の搭載機器は省略する。
2. 部品・機構の一部を簡略化する（保持解放機構を設けている為、パネルを圧着して考える）。
3. ハニカムサンドイッチパネルは平板同定してモデル化する。

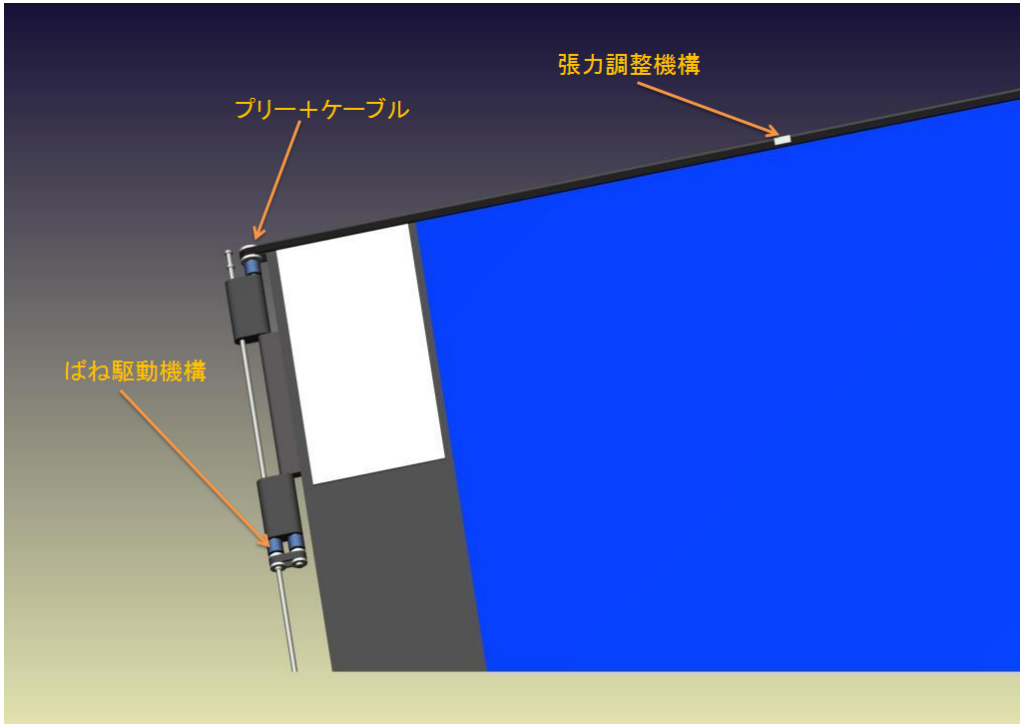


図 27: ばね機構

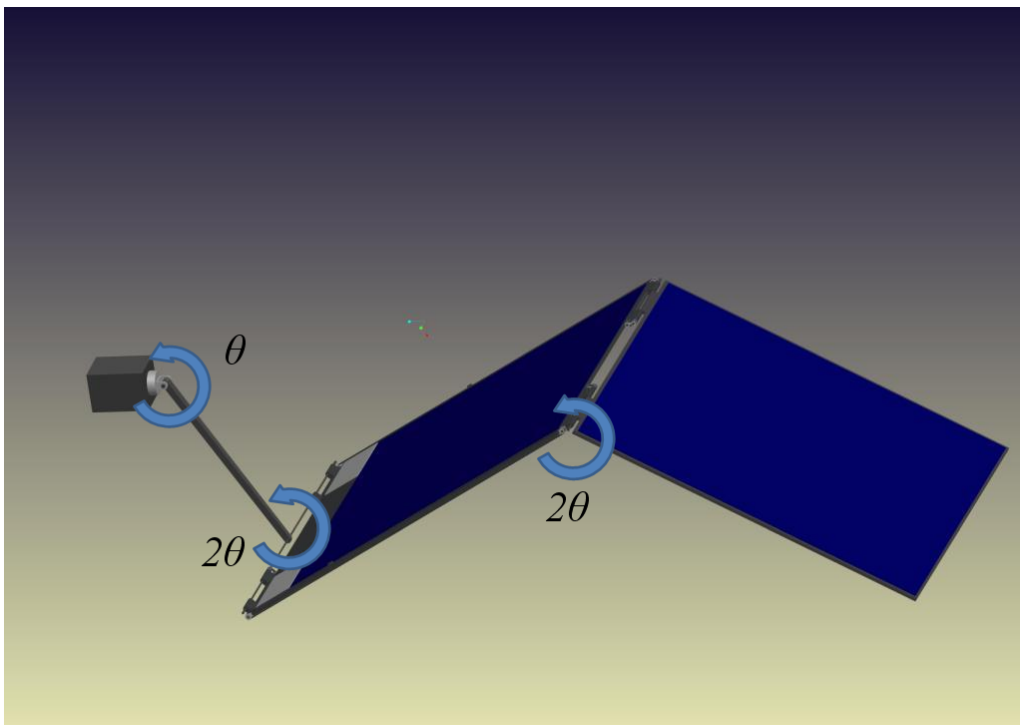


図 28: 展開同期機構

表 18: ロケットとのインターフェイス条件

方向		機軸方向	機軸と直交方向
剛性要求	最低次の固有振動数	30[Hz] 以上	10[Hz] 以上
準静的加速度	リフトオフ	圧縮評定	3.2[G]
		引張評定	0.1[G]
	MECO (第一段エンジン停止)	直前	4.0[G]
		直後	1.0[G]

5.5.1 質量特性

本衛星の質量中心・慣性モーメントについて計算した結果を表 19, 20 に示す(ただし機体は衛星固定座標を用いた)。

表 19: 質量中心

x [mm]	y [mm]	z [mm]
-239	-0.024	-0.672

表 20: 慣性モーメント

	I_x [kg・m ²]	I_y [kg・m ²]	I_z [kg・m ²]
展開前	1.83	1.45	1.81
展開後	4.65	1.70	4.18

5.5.2 固有振動数解析

ロケットの打ち上げ時を想定して、衛星分離部を固定した場合の固有振動数解析を行った。図 30 に示すように、一次モードの固有振動数は 289[Hz] となった。本衛星は表 6 に示す機軸方向、機軸直交方向ともに設計要求を十分満たす剛性が確認できた。

5.5.3 静荷重解析

表 18 より、機軸方向には最大 4[G]、機軸と直交方向には最大 1.8[G] がかかることがわかる。この値に安全率 1.5 をかけた値を設計荷重とし、機軸方向に 6[G]、機軸と直交方向に 2.7[G] の荷重が衛星全体に同時にかかるとして解析を行った。その時の応力分布図を図 31 にしめす。なお、Al ハニカムパネルでは荷重はフェイスシートの Al 合金が受けるものとする。

金属材料の三軸応力場における降伏に関して、ミーゼス則に基づく相当応力を考える。解析の結果、最大発生応力は 13.4[MPa] となった。表 15 よりハニカムサ

ンドイッチパネルのフェイスシート材料の圧縮耐力は 268.9[MPa] であるので、安全余裕 MS は

$$MS = \frac{\text{許容応力}}{\text{発生応力}} - 1 = 19.1$$

となり、本衛星は十分な強度を持っていることがわかる。

6 電源系

6.1 設計概要

本衛星は軌道の大半で太陽光を得ることが出来るため、太陽電池によって必要電力を発電する。また太陽からエネルギーを得られない食時に対応するために、リチウムイオン二次電池を搭載する。

衛星分離直後は地上で充電したバッテリーの電力を使って太陽電池パドルの展開を行い、それ以降は太陽電池で発生する電力を使う。日照時に太陽電池で発生する電力は衛星の制御、食時のためのバッテリーへの充電に使用される。機器やバッテリー充電に必要な無い電力は、バッテリーの過充電や機器の劣化などを引き起こすので、シャントをおくことにより余剰電力を逃がすことにする。

本衛星は小型衛星であるため、電源の軽量化及び高い電力伝達効率が望ましい。日照時の電源安定化にはパーシャル・シャント方式を採用し、日陰時の電源安定化には非安定化バスを使用する。シャント質量は 0.1[kg] と見積もる。また、食時の電力供給用バッテリーとバッテリーの充放電及び搭載機器への電力供給を制御する Power Control Unit(PCU) を搭載する。

本衛星に搭載する機器の電圧・電力を表 21 に示す。この中のイオンエンジンの必要電圧は 70-100[V] と非常に大きいため、DC-DC コンバータを設置して昇圧する。なお、電力節約のため、全ての日陰(蝕)の時にイオンエンジンを全く使わないことにした。

6.2 バッテリーの選定

搭載電池として、SANYO 社製のリチウムイオン二次電池 (UR18650F) を採用する。リチウムイオンニ

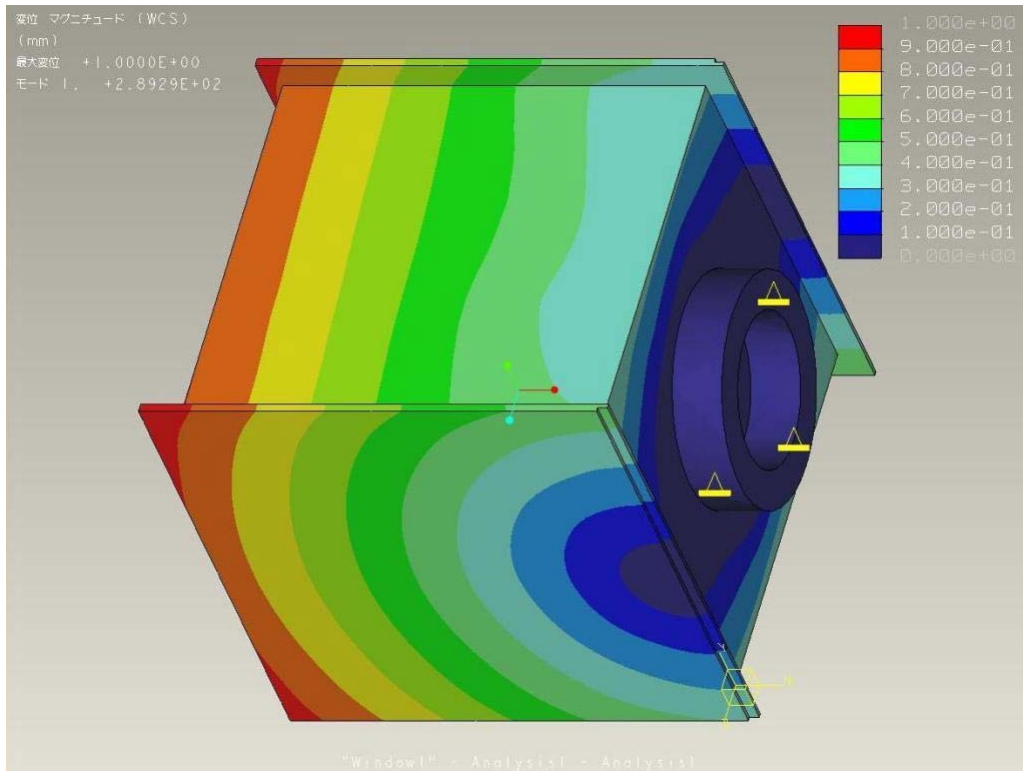


図 30: 固有振動数解析

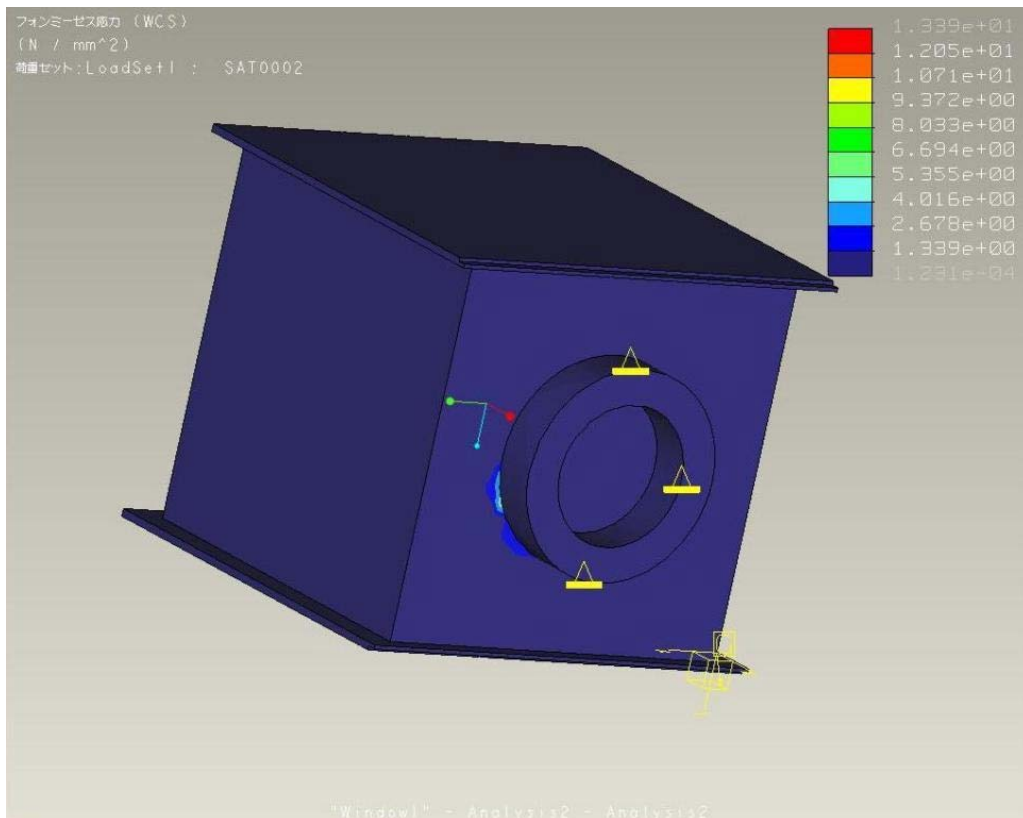


図 31: 静荷重解析

表 21: 全電力表

搭載機器	搭載数	電圧 [V]	合計電力 [W]
5V 系			
サンセンサ	2	5	0.1
1 軸光ジャイロセンサ	3	5	9
PCU	1	5	2
CPU	1	5	10
受信機	1	5	0.125
送信機 (通信時)	1	7	9.1
送信機 (待機時)	1	7	0.098
28V 系			
モータ	2	24	12
スターセンサ	1	28	2
リアクションホイール	4	24-36	14
イオンエンジン	2	70-100	50

次電池は、小型・高容量であり、1セルあたりの電圧が 3.7[V] である。また、メモリー効果が少ない為、周回毎の発電・放電サイクルに対してもあまり性能が劣化しない。表 22 にその諸元を示す。

表 22: バッテリ諸元

項目	単位	値
公称電圧	[V]	3.7
公称容量	[A・h]	2.5
質量	[g]	47
寸法	[mm]	18.05 × 64.7

6.3 バッテリ容量のサイジング

ミッションに必要なバッテリ容量は次式によって見積もる。

$$C_r = \frac{P_e T_e}{C_d N V_d n}$$

- C_r : バッテリ容量 [A・h]
- P_e : 平均食時供給電力 [W]
- T_e : 最大食時間 [h]
- C_d : 許容バッテリ DOD[-]
- N : バッテリ並列段数 [列]
- V_d : バッテリ平均放電電圧 (バス電圧)[V]
- n : バッテリから負荷への電力伝達効率 [-]

表 21 より、本衛星のバス電圧は 5V 系と 28V 系に分けて電力を供給する。28[V] はバッテリ 8 個 (29.6[V]) を、5[V] は 2 個 (7.2[V]) を直列接続することで得られ

る。イオンエンジンには Texas Instruments 社の DC - DC コンバータ (TPS40210) を用いてバス電圧 28[V] を昇圧させて電力を供給する。また、これからの消費電力は表 21 より 10% のマージンをとって考える。

本ミッション中の総充放電回数は 50 回で、電池の DOD (放電深度) は 92% 程度であるが、余裕を持って 83% と見積もる。これより求めるバッテリの数は次のようになる。

$$N(5V \text{ 系}) = \frac{P_e T_e}{C_d C_r V_d n} = \frac{26.43 \times 350/60}{0.83 \times 2.5 \times 5 \times 0.8} = 18.58 < 19[\text{列}]$$

$$N(28V \text{ 系}) = \frac{17.6 \times 350/60}{0.83 \times 2.5 \times 28 \times 0.8} = 2.21 < 3[\text{列}]$$

したがって、バス電圧 5V 系の並列は 19 列あればよいことになるが、初期捕捉モードで太陽電池パドル展開までは二次電池の電力が大量に必要となる可能性があり、冗長性・安全性を持たせるためにもう一列配置する。バス電圧 28V 系も同様に計算する。よってバス電圧 5V 系は並列に 38 列、直列 2 本の電池、バス電圧 28V 系は並列に 6 列、直列 8 本の電池、つまり合計 124 本のリチウムイオン二次電池を使用する。以上により質量は、

$$47 \times (2 \times 38 + 8 \times 6) = 5828[\text{g}]$$

となる。

6.4 太陽電池の選定

本衛星は太陽電池パドル回転機構を用いるので、日照時の太陽光の入射角が 6.6[deg] と極めて小さい。し

かし制御上の負担を軽くするため、できるだけ展開パドルの面積を少なくしたい。よって太陽電池セルはできるだけ効率の高いものを選ばなければいけない。

以上のことより、本衛星では非常に効率が高いSPECTROLAB社のGaInP2/GaAs/Ge多接合型セル, neXt Triple Junction(XTJ) Solar Cellsを使用する。表23にその諸元を示す。セルのサイズは2[cm] × 2[cm]とする。また、各セルに並列にバイパスダイオードを接続し、アレイに影ができてそのセルがオープンになったときでもストリング全体がオープンならないようにする。また放射線対策のために、太陽電池アレイには低エネルギー陽子線を防止するカバーガラス(500[μm])を被せる。

表 23: 太陽電池諸元

項目 (at 28)	単位	値
初期効率	[-]	0.299
電流	[mA/cm ²]	17.32
電圧	[V]	2.333
太陽光吸収率	[-]	0.90
厚さ	[mm]	0.14
単位面積あたりの質量	[mg/cm ²]	84
動作電圧劣化率	[-]	0.88
動作電流劣化率	[-]	0.95
温度係数	[% /]	-0.286
セル面積	[cm ²]	4.0

上記の太陽電池セルを用いて太陽電池アレイのサイジングを行う。太陽電池アレイのサイジングは寿命末期において発電最悪時に所要発電量と同時にバッテリー充電ができるように行わなければならない。太陽電池アレイが寿命末期に発電しなければならない所要発電量は、以下の式より求められる。

$$P_{sa} = \frac{P_e T_e / X_e + P_d T_d / X_d}{T_d}$$

- P_e : 食時消費電力 [W]
- P_d : 日照時電力 [W]
- T_e : 食時間 [min]
- T_d : 日照時間 [min]
- X_e : バッテリから負荷までの電力伝達効率 [-]
- X_d : 太陽電池アレイから負荷までの電力伝達効率 [-]

なお、本衛星は非安定化バスを使用するため、 $X_e=0.90$, $X_d=0.90$ である。非安定化バスについては後述する。食時間は最大350分、日照時間は最小7214分である。

$${}^{5V} P_{sa}(EOL) = 30.79[W]$$

$${}^{28V} P_{sa}(EOL) = 96.29[W]$$

となる。ゆえに、 $P_{sa}(EOL)$ を満足する太陽電池アレイをサイジングする。

まず、寿命初期における太陽電池アレイ発電量 $P_{sa}(BOL)$ は次式で求まる。

$$P_{sa}(BOL) = P(EOL) / (\eta \gamma \epsilon \cos \theta)$$

- η : 劣化率
- γ : 温度の影響
- ϵ : 放射線に対する保存率
- θ : 太陽光の入射角

太陽電池パネルは温度が上昇するにつれて発電効率が低下する。太陽電池パドルは太陽光にさらされるため、温度は常温よりも上昇する。運用期間中の動作温度は74.5[]と仮定する。したがって温度の影響 γ は $(1 + 74.5 - 28) \times (-0.286/100) = 0.867$ である。寿命末期での電力劣化率 η は $0.88 \times 0.95 = 0.836$ であり、太陽光入射角 θ は余裕を持って9[deg]とする。後述するように放射線に対する保存率 ϵ は0.92とする。以上のことより、寿命初期における太陽電池アレイ発電量 $P_{sa}(BOL)$ は、

$${}^{5V} P_{sa}(BOL) = 46.77[W]$$

$${}^{28V} P_{sa}(BOL) = 146.22[W]$$

太陽光強度は太陽-地球間の距離と太陽-月間の距離はほぼ同じとみなして考える。つまり太陽光強度は静止衛星とそれほど変わりはないと考え、1350[W/m²]とする。全セル面積は

$$\frac{{}^{5V} P_{sa}(BOL)}{\text{太陽光強度} \times \text{セル効率}} = 0.116[m^2]$$

$$\frac{{}^{28V} P_{sa}(BOL)}{\text{太陽光強度} \times \text{セル効率}} = 0.363[m^2]$$

セル1枚の寸法は2[cm] × 2[cm]なので、セル総数は

$$\begin{aligned} \text{セル枚数} &= \frac{\text{全セル面積}}{\text{セル面積}} \\ &= 290[\text{枚}](5V \text{系}) \\ &= 908[\text{枚}](28V \text{系}) \end{aligned}$$

展開パネルへの太陽電池セルの貼り付け方、マージンを考えて308(5V系)、992枚(28V系)貼り付ける。全セル面積は0.123(5V系)、0.397(28V系)[m²]となり、セルのパッキング能力を90%程度とすると、太陽電池アレイの面積は

$$\begin{aligned} \frac{\text{全セル面積}}{\text{セルパッキング能力}} &= 0.138[m^2](5V \text{系}) \\ &= 0.442[m^2](28V \text{系}) \end{aligned}$$

太陽電池アレイの質量は、

$$840[\text{g}/\text{m}^2] \times 0.58[\text{m}^2] = 487.2[\text{g}]$$

となる。アレイ電圧はバッテリーが充電できるようにするため、バッテリー電圧よりも高くなければならない。そのため、アレイ電圧はバッテリー電圧の1.2倍とする。つまり、バッテリー電圧は7.2[V]、29.6[V]であるのでそれぞれアレイ電圧は7.2 × 1.2 = 8.64[V]、29.6 × 1.2 = 35.52[V]となる。また、セル電圧は2.333[V]であるからストリングのセル直列数は、

$$(5\text{V系})8.64/2.333 = 3.70 < 4$$

$$(28\text{V系})35.52/2.333 = 15.23 < 16$$

である。

セル数が308(5V系)、992枚(28V系)であることより、セルの並列数は308/4=77(5V系)、992/16=62(28V系)となる。

6.5 放射線による太陽電池の劣化

本衛星はミッション期間中にヴァンアレン帯を通過する。このときに問題となるのは、ヴァンアレン帯通過中における放射線被曝による太陽電池の劣化である。この観点からミッション期間における太陽電池の劣化を考慮しなければならない。この時、打ち上げ直後の開放電圧・短絡電流値に対する値の比として保存率を用いてどれくらい劣化したかを評価する。「つばさ(MDS-1)」

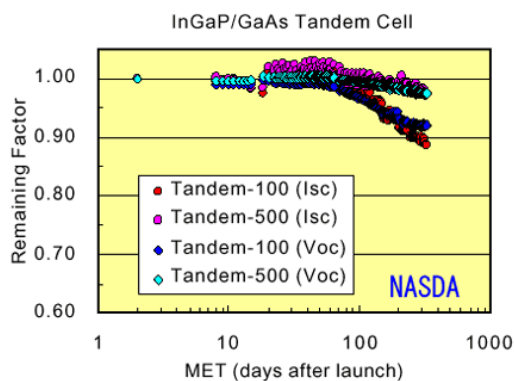


図 32: InGaP/GaAs タンデム太陽電池の放射線劣化

の軌道上データを用いて放射線による劣化を解析する。「つばさ」は2002年2月から約1年間静止トランスファ軌道(GTO軌道)を飛行しながら、民生部品の放射線帯域における実証実験を行った。図32は搭載されていたInGaP/GaAsタンデム太陽電池の打ち上げからの経過日に対する短絡電流(Isc)・開放電圧(Voc)の初期状態に対する割合(言い換えると保存率)を示している。

図32より、経過日に対して短絡電流、開放電圧の保存率の変動は非常に小さい。

「つばさ」のGTO軌道においてヴァンアレン帯を通過している時間は26.5[%]であり、本衛星の軌道においてヴァンアレン帯を通過している時間は0.2[%]である。これはGTO軌道の0.01倍にあたるので、本ミッションの期間末期(2年)の放射線による短絡電流・開放電圧は「つばさ」の7.3(=365×2×0.01)日後の保存率0.99と等しい。これにより、本衛星の軌道における電力の保存率は、短絡電流・開放電圧の保存率の積、つまり0.98になる。本衛星では余裕を持って、放射線による電力の保存率を=0.92として考えることにする。

6.6 電源安定化方式

6.6.1 日照時の電源安定化方式

太陽電池の発電電力は寿命末期の発電最悪時において所要電力が得られるように決められている。そのため、ミッション期間中常に余剰電力が生じている。また、太陽電池電圧は並列に接続されているバッテリーの電圧にて動作するため、バッテリーはバッテリー電圧に対応した太陽電池電流とバスに流れる電流の差にて充電されることとなる。この電流は特に寿命初期において大きく、バッテリーを過熱し、バッテリー寿命を短くする。そこで、余剰電力をシャントする必要がある。シャントは単に余剰電力の棄却に使われるだけでなく、同時に日照時のバス電圧安定化にも使われる。

シャント方式にはパーシャル・シャント方式とシーケンシャル・シャント方式の2つがあるが、本衛星ではパーシャル・シャント方式を採用する。パーシャル・シャント方式は発生電力1[kW]以下の人工衛星に用いられることが多い。その特徴としては、比較的容易に高い電源安定度が得られる反面、シャントの発生熱量が大きくなるという問題があるが、本衛星は小型衛星であり発生電力も小さいので問題はない。

6.6.2 日陰時の電源安定化

日陰時はバッテリーにより電力を供給するが、バッテリー電圧はバッテリー放電に伴い、放電速度、温度、放電深度の関数として変化する。日陰時の電源安定化には、ブーストコンバータを用いて放電電圧を一定に保つ制御を行う方式(安定化バス)と、特に制御を行わない方式(非安定化バス)の2通りがある。非安定化バスは放電制御器がないだけ電源の軽量化が出来るので、本衛星では非安定化バスを用いる。ただし、バス電源が日陰時には安定しないので、各搭載機器側でそれに対

応するようにする。また、非安定化バスの場合、太陽電池アレイのバッテリーロックアップ現象に注意しなければならない。しかし本衛星では、食明け直後の所要負荷はそれほど大きくないので、この点は大丈夫である。

7 熱制御系

7.1 熱制御系の設計概要

人工衛星は太陽や、地球からのアルベド等により過酷な環境に晒される。その中に搭載される機器には、正常に動作するための温度範囲があり、これを許容温度範囲という。熱制御素子の選定により許容温度範囲内に人工衛星の温度を保つことが熱制御系の目的である。

本衛星は、地球を周回しながら徐々に月へと接近していく。そのため月に接近した際、太陽放射に加え月のアルベドも考慮する必要がある。phase 1の地球周回軌道では、衛星が地球に285[km]にまで接近するため、地球赤外放射の影響が大きくなると考えられる。また、太陽電池パドルは常に太陽光に向けられており、適切に放熱面をサイジングする必要がある。

7.2 熱平衡方程式

衛星の熱解析は、衛星を多数の要素に分割し、その各々に熱平衡方程式を立てて行う。要素内は温度が一定であるとすれば、節点*i*の熱平衡方程式は次のように表される。

$$m_i c_{pi} \frac{dT_i}{dt} = Q_i - \sum C_{ij}(T_i - T_j) - \sum R_{ij} \sigma (T_i^4 - T_j^4)$$

- m_i : 節点*i*の質量 [kg]
- c_{pi} : 節点*i*の比熱 [W·s/(K·kg)]
- T_i, T_j : 節点*i, j*の温度 [K]
- Q_i : 節点*i*の熱入力 [W]
- C_{ij} : 節点*i, j*間の伝導係数 [W/K]
- R_{ij} : 節点*i, j*間の放射係数 [m²]
- σ : ステファン・ボルツマン定数
(= 5.67×10^{-8} [W/(T⁴·m²)])

ここで、左辺は要素に蓄えられる熱量を、右辺第一項は要素への熱入力を、第二項は熱伝導によって要素間に伝わる熱量を、第三項は輻射によって要素間に伝わる熱量を表している。

7.2.1 熱入力

衛星への熱入力には、太陽光などによる外部熱入力と、内部機器の発熱による内部熱入力がある。外部熱

入力には主に、太陽放射、地球赤外放射、アルベドの3つがある。また、月へ接近した際、月からの赤外放射、アルベドが増加する。

(1) 太陽放射 Q_s

地球付近での単位面積、単位時間あたりの太陽放射エネルギー E_s は、地球付近を周回する衛星の場合、高度によらず、近日点において最大値 1399[W/m²] をとり、遠日点において最小値 1309[W/m²] をとる。

太陽光を平行光線とみなすと、表面積 A の衛星表面への太陽放射による熱入力 Q_s は次のように表される。

$$Q_s = E_s A \mu$$

ここで、 μ は太陽入射係数であり、太陽入射角 θ を用いて次のように表される。

$$\mu = \text{実効入射面積/面積} = \sin \theta$$

(2) 地球赤外放射 Q_e

地球は常に温度を持っているので、宇宙空間に向かって放射が起こる。地球からの放射エネルギー E_e は年平均として、140~256[W/m²] である。表面積 A の衛星の表面への地球赤外放射による熱入力 Q_e は次のように表される。

$$Q_e = E_e A F_e$$

ここで、 F_e は地球と衛星の間の形態係数であり、地球表面から入射される拡散放射が衛星表面に入射する割合を示す。地球の半径を R_e 、衛星の高度を H_e 、衛星のある面の法線と地球中心とのなす角を λ とすると (図 33 参照)、

$$F_e = \cos \lambda \frac{R_e^2}{H_e^2}$$

のとき

$$F_e = \cos \lambda \frac{R_e^2}{H_e^2}$$

が成立する。

(3) 月赤外放射 Q_m

月も太陽光が当たることで温められる。平均表面温度は、日中は 107[]、夜間は -153[] にもなる。月赤外放射 Q_m は地球赤外放射と同じく、次のように表される。

$$Q_m = E_m A F_m$$

F_m : 月に対する衛星の形態係数

月からの放射エネルギー E_m は 1314~5.2[W/m²] であり、地球に比べ最大 5 倍もある。

(4) アルベド Q_a

アルベドとは、太陽光が地球や大気によって反射され

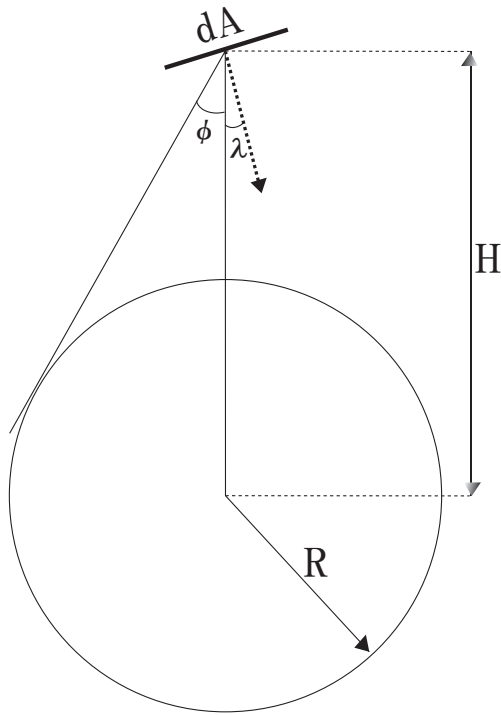


図 33: 形態係数

たものである。表面積 A の衛星表面へのアルベドによる熱入力 Q_a は、次のように表される。

$$Q_a = aE_s A F_a$$

ここで、 a はアルベド係数であり、地球のアルベド係数は平均で 0.15~0.60 である。アルベド係数は、緯度、地形、季節、雲の状態などによって変動する。月の場合のアルベド係数は 0.073~0.24 である。

アルベドに対する形態係数 F_a は、Bannister の調査によると、赤外放射に対する形態係数 F を用いて、衛星 地球または月の中心-太陽のなす角を θ_s とすると、 $\cos \theta_s \geq 0$ のとき

$$F_a = F \cos \theta_s$$

$\cos \theta_s \leq 0$ のとき

$$F_a = 0$$

と表わされる。

7.2.2 接触熱伝導による伝導熱伝達係数 C_{ij}

節点 ij 間の接触熱伝導による伝導熱伝達係数 C_{ij} は、次のように表される。

$$C_{ij} = h_{ij} A_{ij}$$

h_{ij} : 要素 i, j 間の接触熱伝導率 [W/(m² K)]

A_{ij} : 要素 i, j 間の接触面積 [m²]

一般に、真空中での接触熱伝導率の値は、50~3000[W/(m²K)] である。

7.2.3 放射係数 R_{ij}

(1) 面間での放射形態係数

面積 A_i と面積 A_j 間の放射係数 R_{ij} は、次のように表される。

$$R_{ij} = \epsilon_i \epsilon_j F_{ij} A_i$$

ϵ_i, ϵ_j : 節点 i, j の放射率

ここで、 F_{ij} は放射形態係数であり、正対する四角形の平板間に関しては、次のように表される。

$$F_{ij} = \ln \left\{ \frac{(1+x^2)(1+y^2)}{(1+x^2+y^2)} \right\}^{\frac{1}{2}} + y \sqrt{1+x^2} \arctan \left(\frac{y}{\sqrt{1+x^2}} \right) + x \sqrt{1+y^2} \arctan \left(\frac{x}{\sqrt{1+y^2}} \right) - y \arctan(y) - x \arctan(x)$$

ただし、

$$x = \frac{\text{四角形の横の長さ}}{\text{面間距離}}$$

$$y = \frac{\text{四角形の縦の長さ}}{\text{面間距離}}$$

である。

直行する四角形の平板間に関しては、四角形の横の長さが共通であるとき、次のように表される。

$$F_{ij} = \ln \left\{ \frac{(1+x^2)(1+y^2)}{(1+x^2+y^2)} \right\} + y^2 \ln \left\{ \frac{x^2(1+x^2+y^2)}{(1+y^2)(x^2+y^2)} \right\} + x^2 \ln \left\{ \frac{y^2(1+x^2+y^2)}{(1+x^2)(x^2+y^2)} \right\} + 4y \arctan(1/y) + 4x \arctan(1/x) - 4\sqrt{x^2+y^2} \arctan(1/\sqrt{x^2+y^2})$$

ただし、

$$x = \frac{\text{一方の四角形の縦の長さ}}{\text{四角形の横の長さ}}$$

$$y = \frac{\text{もう一方の四角形の縦の長さ}}{\text{四角形の横の長さ}}$$

である。また、以下の関係式が成り立つ。

$$F_{ik} = F_{i(j+k)} - F_{ij}$$

(2) 宇宙との放射形態係数

面積 A_i 、放射率 ϵ_i の面と宇宙との間の放射形態係数は次のように表される。

$$R_{ij} = \epsilon_i A_i$$

表 24: 搭載機器の許容温度範囲

	機器	許容温度範囲 []	発熱量 [W]
姿勢制御系	リアクションホイール	-20/+50	最大 3.50(×4)
センサ系	粗太陽センサ	-40/+93	-
	精太陽センサ	-30/+80	-(×2)
	スターセンサ	-30/+60	2
	光ジャイロ	-40/+85	0.126(×3)
通信系	送信機	-30/+60	9.1
	受信機	-30/+60	0.125
	アンテナ	-20/+50	-
電源系	太陽電池	-150/+100	-
	バッテリー	0/+45(charge)	-
		-20/+60(discharge)	-
		-20/+40(storage)	-
	CPU	-20/+50	10

7.3 温度解析

7.3.1 設計要求温度

本衛星に搭載する内部機器の許容温度範囲を表 24 に示す。内部機器の中でもバッテリーの許容温度範囲の 0~45[] が最も厳しく、これに 10[] のマージンをつけた 10~35[] にバッテリー設置面の温度をおさめるようにする。バッテリー設置面以外は、リアクションホイールの許容温度範囲-20~50[] に 10[] のマージンをつけた-10~40[] に温度をおさめるようにする。また、太陽電池パドルは、太陽電池の許容温度範囲-150~100[] に 10[] のマージンをつけた-140~90[] に温度をおさめるようにする。

7.3.2 熱制御素子

本ミッションはイオンスラスタを用いて月まで航行・往復する。熱制御素子は、宇宙空間という過酷な環境に長時間さらされるため、経年劣化に伴い吸収率・放射率が変化する。本衛星ではできる限り劣化の少ない熱制御素子を用いる必要がある。熱制御素子の経年劣化を表 25 に示す。

衛星内部の温度が外部環境に影響されないように、衛星表面を断熱ブランケットで覆う。多層断熱材フィルム材料には Du Pont 社の Kapton-HN(146448G405120) を用いる。このフィルムの使用温度範囲は-250~288[] である。ただし、内部機器が作動することで発生する熱を放熱するため、太陽パドルが取り付けられている面を放熱面とする。この面は太陽光の入射が少なく、外部熱入力の変動が小さい。放熱面に用いる熱制御素子の選定では、銀蒸着テフロンは経年劣化が激しいので、

高価ではあるが経年劣化の少ない OSR を用いる。また、太陽電池パドルの裏側すべてに放熱面を設置する。

衛星内部と内部機器の外表面は黒色ペイントを施し、発熱する機器とパネルの間にはサーマルフィラを用いて熱伝導を高くし、熱を分散させる。ただしイオンスラスタによる発熱がかなり大きく、この影響を周囲に与えないためにスラスタ設置面には断熱スペーサを用いる。

7.3.3 解析方法

熱平衡方程式を、前進差分を用いて差分化し、温度解析を行った。衛星は図 34 のように六面体のパネルの裏表 12 点、内部デッキの井桁構造体 4 点、衛星分離部 1 点、放熱面 2 点の計 19 面に要素点を配置した。図 34 において () 内の数字はその裏側の要素を、緑色で示した数字はその面の放熱面要素をそれぞれ表す。高温ケースの解析は、phase1 の地球周回期、phase3 の月周回期、phase4 の地球周回期をそれぞれ計算した結果、phase1 の地球周回期が高温最悪ケースとなった。月の赤外放射は地球に比べ最大 5 倍にもなり大きい。しかし、月への最接近距離は 19170[km]、地球は 285[km] であり、地球赤外放射に対する衛星の形態係数が月に対するそれと比べ大きくなり、結果、地球周回期が高温ケースとなった。低温ケースにおいては、phase1 の地球周回期に衛星が地球の影に入り、太陽放射、アルベドを受けない最長連続時間帯 5 時間 50 分間における温度を計算した。

表 25: 熱制御素子の経年劣化

	熱制御素子	ミッション初期		ミッション末期	
		吸収率	放射率 (実効放射率)	吸収率	放射率 (実効放射率)
衛星本放熱面	銀蒸着テフロン (厚さ 0.2mm)	0.08	0.80	0.25	0.80
	白色ペイント	0.21	0.80	0.41	0.80
	OSR	0.08	0.80	0.08	0.80
拡散放熱面	黒色ペイント	0.95	0.86	0.95	0.86
放射断熱材	多層断熱ブランケット	0.33	0.65(0.02)	0.38	0.63(0.02)
	太陽電池セル	0.90	0.85	0.90	0.85

表 26: 解析結果

節点番号	要素	単位	高温ケース	低温ケース
1	-Z 面パネル	[]	25.9	23.7
2	+Y 面パネル (バッテリー設置面)	[]	25.6	23.5
3	-X 面パネル	[]	26.1	24.0
4	+X 面パネル	[]	26.4	24.1
5	-Y 面パネル (バッテリー設置面)	[]	25.5	23.3
6	+Z 面パネル	[]	26.0	23.8
7	+Z 面パネル (断熱ブランケット)	[]	58.7	-222
8	-Y 面パネル (断熱ブランケット)	[]	-134	-216
9	イオンエンジン取付面 (断熱ブランケット)	[]	84.8	-221
10	インターフェイス取付面 (断熱ブランケット)	[]	58.5	-205
11	+Y 面パネル (断熱ブランケット)	[]	-113	-216
12	-Z 面パネル (断熱ブランケット)	[]	58.7	-221
13	内部デッキ	[]	26.5	24.3
14	内部デッキ	[]	26.4	24.2
15	内部デッキ	[]	26.3	24.2
16	内部デッキ	[]	26.4	24.3
17	インターフェイス	[]	58.5	-205
18	放熱面	[]	25.5	23.4
19	放熱面	[]	25.4	23.2

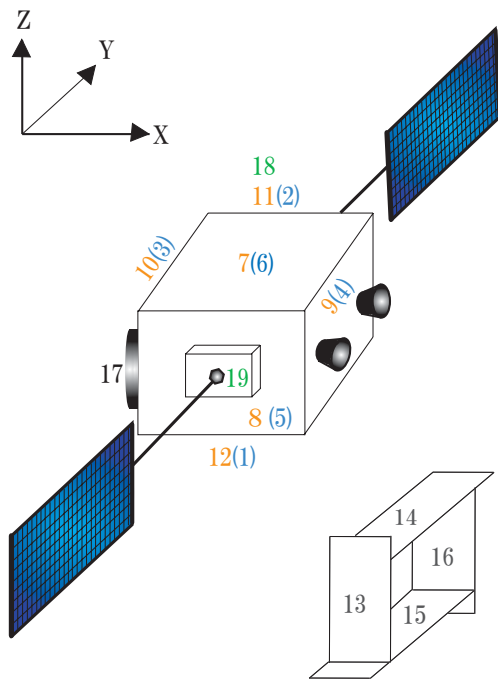


図 34: 節点定義

7.3.4 解析結果

表 26 に解析結果を示す．バッテリー設置面の温度は 25.6~23.3[]，リアクションホイールが設置してある内部デッキの温度は 26.5~24.2[] となり設計要求温度内に収めることができた．放熱面面積は太陽電池パドルを設置した 2 つの面に 0.05[m²] ずつ，計 0.10[m²] 設置した．また太陽電池パドルの裏側はすべて放熱面にすることで設計要求温度内に収めた．

8 通信系

8.1 通信系の設計概要

本衛星は地球周回軌道からイオンエンジンにより軌道遷移を行い，月周回軌道に投入する．その間地球，月面を撮影し画像を地球に送信する．イオンエンジンは得られる推力が小さいため長い時間をかけて軌道遷移を行う．そのために衛星の姿勢，エンジンや搭載機器の状態などの HK データと撮影した画像データを地球局に送るダウンリンク回線，また姿勢変更やスラスタ推力の調整などのコマンドを地球から衛星に送るアップリンク回線が必要である．また軌道決定のための地球から衛星までの距離を測定する必要がある．本衛星は軌道を常に変化させ続けること，および搭載機器のデータ取得をミッションの一部としていることから月に向かう間はこれらの回線はなるべく常時確立されていることが望ましい．また衛星が月を周回する間は，衛星が月の裏側に入ること通信が出来なくなる時間が

存在する．以上の 2 つの観点から，本衛星では複数の地上局を分散して配置することで通信不可能になる時間をなるべく短くする必要があると考えられる．本節では，要求される通信データ量と回線品質に基づいて衛星と地上局の通信機器およびアンテナの選定を行い，また地上局の配置について検討する．

8.2 アンテナと送信機の構成

8.2.1 衛星の送受信機とアンテナ

衛星に搭載する送信機と受信機には，西無線研究所の TXE430MFM-211A と RXE430M-301A を用いた．これらはアマチュア無線の 430[MHz] 帯の電波を利用する無線機であり，地上局の開設が比較的容易である．また小型人工衛星用に開発されたものであり，信頼性にも優れていると考え採用した．また衛星に搭載するアンテナは搭載スペースの制約や消費電力の観点から小型で指向性の小さい 120[deg] の V 型半波長ダイポールアンテナを自作して用いる．120[deg] の V 型とすることで特性インピーダンスがほぼ 50[] となり，無線機からの直接給電が可能となる．これらのダイポールアンテナは利得が小さいので，地上局に高利得のパラボラアンテナを用いてカバーする．衛星の送受信機とアンテナの仕様を表 27 に示す．

表 27: 人工衛星のアンテナ諸元

アンテナ	自作	
周波数	[MHz]	435
全長	[mm]	340
重量	[g]	100
利得	[dBi]	1.2

8.2.2 地上局の送受信機とアンテナ

前述の通り，本衛星は通信可能時間を最大化するため，通信に複数の地上局を用いる．地上局は 3 箇所とし，図 35 のように日本（東経 135 度），米国テキサス州（西経 105 度），イタリア（東経 15 度）に新たに開局する．地平線付近の衛星を補足するため設置場所は山頂など見通しのよい場所を選ぶ．通信可能な仰角を 5[deg] 以上とすると，図 35 のように計算上は高度 8656[km] 以上では常時衛星の捕捉が可能となる．実際には衛星が軌道傾斜角を持つため，常時捕捉可能な高度はやや高くなると考えられるが，このような低高度にいる時間はごく短いと考えられる．地上

表 28: 送信機，受信機諸元

送信機	TXE430MFCW-211A	
送信出力	[W]	3
消費電力	[W]	9.1
電源電圧	[V]	7
動作環境温度	[]	-30~60
出力インピーダンス	[]	50
ケース外形	[mm]	100×31.2×10.5
質量	[g]	44
受信機	RXE400MFM-101A	
受信感度	[dBm]	-121
消費電流	[mA]	26
電源電圧	[V]	5
動作環境温度	[]	-30~60
ケース外形	[mm]	76×50×10.5
質量	[g]	38

局のアンテナには追尾機構を備えたパラボラアンテナを用いる。地上局アンテナの仕様を表 29 に示す。

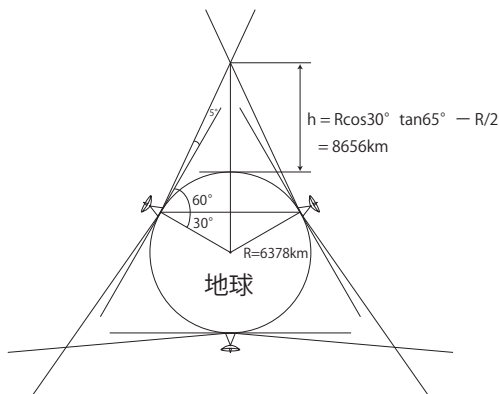


図 35: 地上局の配置

8.3 通信系に対する要求

8.3.1 通信データ量とビットレートの算出

通信する HK データは以下の表 30 の通りで，テレメトリが 576[bit]，コマンドが 112[bit] である．サンプリング周期はテレメトリが 10[s]，コマンドが 1[s] とする．また画像データに関しては， $1024 \times 1280[\text{pixel}]$ のカラー画像を JPEG2000 によって圧縮するものとして，1 枚あたり 400[kbyte] とする．画像と HK データは回線を共用して時分割で送信するものとする．本衛星は通信のビットレートがかなり制限されるため，画像は長

表 29: 地上局アンテナ

地上アンテナ直径	[m]	5
地上アンテナ利得	[dBi]	24.93

い時間をかけて送信する必要がある．画像を 1 枚を 200 時間かけて送信するものとする．1 時間あたりの通信量は 27[kbyte] となる．また消費電力の観点から，送信時間は全体の 30 % 以下であることが望ましい，よって 27[kbyte] のデータを 1080[s] で送るためにビットレートは 200[bps] とする．

表 30: HK データの概要

テレメトリの種類			
姿勢	サンセンサ (3 個)	電源	バッテリー電力
	スターセンサ (1 個)		バッテリー温度
	ジャイロ (3 個)		パドル角度
	姿勢角 (3 個)		太陽光電圧
	姿勢レート (3 個)		パドル温度
	RH 角速度 (4 個)		通信
トルク (4 個)	制御装置温度		
	衛星時計時刻		
	IE	エンジン推力	
		エンジン温度	
		燃料残量	

これまでのことから，要求 C/N_0 および受信 C/N_0 の設計結果を表 31，32 に示す．この計算方法については参考文献を参照のこと．よって，このような設計により安定した通信を行うことが可能となる．

9 宇宙環境

本衛星ではそのミッションの性質上，放射線対策が必要である．

衛星に搭載された機器は厳しい放射線環境により，トータルドーズ効果やシングルイベント現象を引き起こしてしまう．よって放射線環境に対する対策を考える．

トータルドーズ効果による影響は，あらかじめ放射線量が予測できるので，これを考慮して機器を選定する．更に放射線に弱い機器はアルミを用いてシールドするなどに対処する．

シングルイベント効果対策としては，この現象に強い CPU を用いることで対処する．

更にここから，事前に試験をすることによって信頼性を確認する．

表 31: 受信 C/N_0

		アップリンク	ダウンリンク
周波数	[MHz]	435	401.5
波長	[km]	6.90×10^4	7.47×10^4
送信 EIRP	[dBW]	35.7	5.97
送信機出力	[dBW]	11.8	4.77
給電損失	[dB]	0	0
送信アンテナ利得	[dBi]	24.9	1.2
ポインティング損失	[dB]	1	0
自由空間損失	[dB]	197	197
通信最大距離	[km]	3.86×10^5	3.86×10^5
偏波損失	[dB]	3	3
大気吸収損失	[dB]	0.44	0.44
降雨損失	[dB]	0.1	0.1
各種損失	[dB]	0	0
受信 G/T	[dB/K]	-25.9	-2.79
アンテナポインティング損失	[dB]	0	1
受信アンテナ利得	[dBi]	1.2	24.9
給電損失	[dB]	0	0
システム雑音温度	[dBK]	25.9	26.7
アンテナ雑音温度	[K]	100	300
受信機雑音温度	[K]	289	170
給電線雑音温度	[K]	313	200
雑音指数	[dB]	3	2
受信 C/N_0	[dBHz]	42.1	34.3
通信マージン	[dBHz]	8.0	2.0

表 32: 要求 C/N_0

		アップリンク	ダウンリンク
変調方式		FM	GMSK
要求 E_b/N_0	[dB]	10.8	10.5
ハードウェア劣化量	[dB]	2.5	2.5
符号化利得	[dB]	5.2	5.2
ビットレート	[dBHz]	23.0	23.0
変調損失	[dB]	3	3
要求 C/N_0	[dBHz]	42.1	34.3

10 システム

10.1 搭載 CPU

本衛星に搭載する CPU としてシマフジ電機の SEMC5701B を使用する。この CPU は小型衛星用に設計されており、小型で消費電力が少ないという特徴があり、本ミッションに適している。また、コンパクトフラッシュのコネクタがあるため、記憶容量の増設も可能である。表 33 に仕様を示す。

表 33: SEMC5701B の仕様

CPU		VR5701 250[MHz]
フラッシュメモリ	[MByte]	16
DRAM,I/F	[MByte]	byteR SDRAM 64
電源	[V]	+5
外形寸法	[mm]	52 × 52 × 55

10.2 OS

OS についての検討を行う。エラー発生時のトレース性においては OS なしの方が良いが、プログラムの記述においては OS ありの方が断然優位である。他にも OS ありの場合、タイムスケジューリングや割り込みを OS が代わりに行うという利点もある。そこで本衛星では OS を使用し、OS として TRON の組み込み式である ITRON(TOPPERS) を使用する。

謝辞

解析書作成にあたり、全面的に協力していただきました名古屋大学大学院工学研究科航空宇宙工学専攻の山田克彦教授に心から深く感謝申し上げます。また、多くの助言・資料を提供していただきました名古屋大学大学院工学研究科航空宇宙工学専攻の武市昇講師および長野方星講師に、厚く御礼申し上げます。また、制御システム工学グループをはじめ電離気体力学研究グループ、推進エネルギーシステム工学研究グループ、構造力学研究グループの方々、さらには昨年、一昨年度の衛星設計コンテストに参加された先輩方には多大なお力添えいただきました。本当にありがとうございました。

参考文献

- [1] 茂原正道, 鳥山芳夫共編: 衛星設計入門, 2002
- [2] 富田信之: 宇宙システム入門, 1993
- [3] Wiley J.Larson, James R.Wertz: SPACE MISSION ANALYSIS AND DESIGN, 1999
- [4] 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, 2007
- [5] ERSDAC (Earth Remote Sensing Data Analysis Center): 資源・環境リモートセンシング実用シリーズ 4 地球観測データの利用(1), 平成 16 年 3 月 31 日
- [6] Tokyo Institute of Technology Lab for Space System
<http://lss.mes.titech.ac.jp/ssp/cubesat/>
- [7] 「新編熱物性ハンドブック」養賢堂, 2008
- [8] 堀内剛二: 超高層物理, 1969
- [9] 小林繁夫(丸善): 航空機構造力学, 1992
- [10] 日本機械学会: 先端複合材料, 1990
- [11] 木田隆・小松敬治・川口淳一郎 共著: 人工衛星と宇宙探査機, 2001
- [12] Paul.D.spudig: The Once and Future Moon, 2000
- [13] 日本機械学会: 機械工学便覧 応用システム編 711 宇宙機器・システム, 2007
- [14] JAXA-民生部品・コンポーネント実証衛星「つばさ (MDS-1)」
<http://www.ard.jaxa.jp/res/emmg/mds1/index.html>
- [15] つばさによる地上用太陽電池の耐放射線性の宇宙実証
<http://www.ard.jaxa.jp/info/event/pdf/exh23.pdf>
- [16] 川北史朗, 今泉充, 住田泰史, 桑島三郎, 松田純夫: つばさ搭載地上用太陽電池の宇宙実証, 2003
- [17] 邊吾一, 石川隆司: 先進複合材料工学 2005
- [18] 邊吾一, 藤本透, 川田宏之: 標準材料の力学 2001
- [19] 荒川義博: イオンエンジンによる動力航行, 2006
- [20] 青木満: 月の科学-「かぐや」が拓く月探査 2008
- [21] FRANK KREITH: Radiation Heat Transfer for Spacecraft and Solar Power Plant Design 1962