

# 宇宙ほたる

名古屋大学大学院工学研究科航空宇宙工学専攻

高塚直樹 木全敏章 米原慧紀 金炯鎮

富田昌美 中山佳洋 藤井悠太

## 1 はじめに

### 1.1 ミッションの内容・目的

本衛星は、太陽の光を衛星に取り付けた鏡を使って地上に反射させることで衛星を光らせ、地上から衛星を観測するミッションを行う。夜空に光る衛星を見ることで癒しのひと時を提供し、幅広く人々に楽しんでもらえるようにする。また直接肉眼で見ることで衛星だけでなく、宇宙を身近に感じてもらうことを目的とする。

さらに衛星を三軸姿勢制御をさせ鏡の向きを調整し、地上の任意の位置に反射光を当てるようにポインティングをかける。小型衛星におけるポインティング技術を養うことも目的とする。



図 1: 宇宙ほたるの概観図

### 1.2 ミッションの意義

近年子供の理科離れが指摘され、学力低下の原因の一因になっている。生活が豊かになり、たとえばテレビ・自動車・携帯電話などが身の回りにあふれているが、それが当たり前の時代になり、なぜそれがあるのかを考えることがほとんどないように思われる。原理を全く知らなくてもスイッチさえ入れれば勝手に動き出し、目的を果たしてくれる。

宇宙に目を向けてみると、観測衛星・通信衛星・測位衛星 (GPS) などは多くの成果をもたらしている。しかし実体を見ている人は皆無に等しい。またアメリカのスペースシャトルはスケールの大きさ

と派手な打ち上げでよく知られている一方、国際宇宙ステーションの建設を知っている人はあまりいない。

そこで今回の我々の主な目的は、本衛星が太陽光を反射しながら地球を周回することで、地上にいる人が空を見上げ本衛星を直接見ることで楽しんでもらうことにする。加えて空を見上げる機会を増やして人工衛星や宇宙、広くは科学に対して少しでも興味・関心を抱いてくれることを期待する。同時に、宇宙開発事業へのアピールにつながることを期待する。

またこれから需要が拡大されると思われる小型衛星における、衛星の姿勢をアクティブに制御させる可能性を実証することを目指す。そうすることで小型衛星に与えるミッションを多様化させ、社会の多くの要求を満たすようにする。

### 1.3 背景

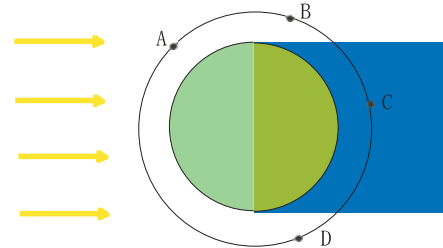


図 4: 衛星が見えるための位置

現在、数多くの衛星が地球の周りを飛び交っているが、地上にいる人は衛星が地球を回っていることを目で見て実感するのはなかなか難しい。夜空を見る機会が少なく、街の明かりで見えにくいという理由はあるが、そもそも衛星が発する光は非常に弱い。しかし、ある条件 (図 4) が満たされる場合、太陽光が衛星によって反射することにより衛星が見えることがある。衛星自身が光を出すことはできないので、点 C のように地球の影に入ってしまう場合は見ることができない。また、太陽の光が当たっていたとしても点 A の位置にいる場合は、衛星と太陽が同時に見えてしまうため観測することができない。しかし、ちょうど観測者にとっ



図 2: 国際宇宙ステーション (SSC.note より)

て太陽が見えず、かつ衛星には光が当たっている状況、つまり点 B,D の位置を衛星が通過する場合に限り衛星を観測することが可能となる。

表 1: 人工衛星の見え方

名前	見える度合
国際宇宙ステーション (ISS)	-1 ~ 2 等級
上層大気観測科学衛星 (URRS)	2 ~ 3 等級
ハッブル宇宙望遠鏡 (HST)	2 ~ 3 等級
熱帯降雨観測衛星 (TRMM)	1 ~ 2 等級
シーサット (SEASAT)	2 ~ 3 等級
イリジウム衛星	-7 ~ 2 等級

肉眼で確認できる人工衛星は数十個あるが、その中でも特に見やすいものを表 1 に示す。たとえば、国際宇宙ステーションはその大きさから比較的明るく頻繁に観測することができる (図 2)。また、衛星携帯電話に使用するアメリカの旧モトローラ社 (現 LLC 社) のイリジウム衛星には鏡のような反射率の高い金属製アンテナ (約 180cm × 86cm) が取り付けられており、太陽光がここに反射するとフレアと呼ばれる現象が発生し、金星に匹敵するくらいよく見えることで有名である (図 3)。

また United States Naval Research Laboratory によって計画された STARSHINE と呼ばれるプロジェクトがあり、教育用として世界中の学生によって磨かれた鏡を球状の衛星に貼り付け、衛星を観測することが行われた。初号機は 1999 年にスペースシャトル・ディスカバリーによって打ち上げられ、現在までに 3 機運用された。

#### 1.4 期待できる成果と社会的効果

今までに宇宙や科学に興味がなかった人に対して大きなインパクトを与えて、関心を持ってもらうことがで



図 3: イリジウム衛星 (SSC.note より)

きる。併せて将来的には多くの衛星を打ち上げ、フォーメーションフライトをさせることで文字やマークを描かせることも可能になる。そうすることにより広告など商業利用も視野に入れることができる。

#### 1.5 ミッション要求

ここで衛星を明るく見られるためのポイントを挙げておく。

1. 衛星自体が大きいこと
2. 衛星表面の材質が太陽光を反射しやすいこと
3. 太陽-衛星-観測者のなす角度 (位相角) が小さいこと

位相角とは下図が示すような角度である。これが小さいと衛星が太陽光を受ける面積がより大きくなり、しかも観測者へ照らすことができる反射光の量を多くすることが出来る。

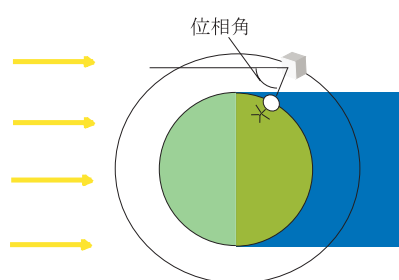


図 5: 位相角

本ミッションでは衛星に制約があるため、衛星が見える条件を満たすためには工夫する必要がある。まず衛星自体を大きくすることはできないため、展開機構をつけできるだけ太陽光を受ける面積を大きくする。重複展開をして面積を稼ぎたい一方、重量・慣性モーメントが大きくなり、また機構が複雑になり信頼性を評価しにくくなる。そこで今回は一重展開とし反射率の高い鏡を 3 枚もたせることにする。さらに反射光が地上を掃く面積を大きくするために鏡に曲率をもたせる。

また反射光を地上の任意の地点にポインティングできるように3軸安定方式を用い、加えてできるだけ観測時間を増やすように軌道と同期させながら姿勢を変更させる。衛星と観測者の距離は遠くなると、姿勢精度の誤差や鏡面誤差などでポインティングする精度がおちてしまう。そこで今回は比較的低軌道を周回させることにする。また日本における太陽-衛星-観測者の位置関係を考えると、衛星は日の出前と日の入り直後で衛星を観測できる機会があることが分かる。そこで朝方よりも夕方のほうが人々は活動していることを考慮すると、日暮れ時に見られるように設計する。

具体的には2010年9月23日を打ち上げ目標日とし運用期間は2年と設定して、それらを満たすようにミッションの要求を決めていく。

## 2 ミッション系

### 2.1 軌道設計

#### 2.1.1 設計要求

本ミッションを成功させるために軌道に対する要求は以下ようになる。

1. 太陽 衛星 観測者が適切な位置関係に必ず来る。
2. 定期的に日本上空を通過し、観測する回数を増やす。
3. 1周当たり十分な発電量、通信時間が確保できる。
4. 日本の各地を隈なく通過するようにする。

これらの要求を満たすような軌道を検討する。

#### 2.1.2 軌道の検討

軌道の選定を行うために、まずは静止軌道(GEO)と低軌道(LEO)の比較を表2に示す。静止軌道の利点として常時日本上空を航行するため、衛星が観測できる条件(図4)を満たすような太陽-衛星-観測者の関係が毎日保障される。また通信も常にできる状態にある。反面、ミッションの1つであるポインティングをする場合において要求される姿勢精度が厳しくなる。例えば要求姿勢角から0.1[deg]ずれた場合 $36,000[\text{km}] \times 0.1[\text{deg}]/180[\text{deg}] \cdot \pi \approx 60[\text{km}]$ と大きくずれてしまうため、精度良くポインティングをするには難しい点がある。さらに重要な点として、静止軌道のため日本周辺の国にしか衛星を観測することができず、世界中の人々には見えないというデメリットも存在する。よって静止軌道は本ミッションに適さないことが分かる。

そこで次に低軌道について検討する。まず、衛星の初期高度に対する時間と高度の減衰の関係を図6に示す。姿勢誤差や鏡面誤差などによってポインティング

表 2: 低軌道と静止軌道についての比較

	低軌道	静止軌道
長所	要求姿勢精度低 世界中を通過可能	常に日本上空に存在 ミッション・通信が容易
短所	適切な軌道の設定	要求姿勢精度高 世界中を通過不可能

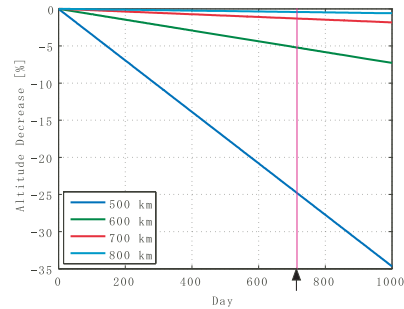


図 6: 初期高度に対する時間と高度の関係

の精度が低下するのを避けるために、できるだけ低軌道で衛星を運用するのが望ましいが、極端に低軌道にすると空気抵抗の影響を受け寿命が短くなったり、衛星が地球の日陰に入り込む可能性が高くなる。信頼ある運用をするためには計画した軌道に正確に周回させなければならないが、本衛星では推進系をもたないため軌道制御ができない。よって安定して衛星を運用するためには高度の変化が少ない方が望ましい。そこで図6を考慮し、運用期間が2年であることから本衛星の本衛星に対しては高度700[km]あたりの軌道が望ましい。

ここで衛星が見えるためには太陽-観測者-衛星の位置関係が重要である(図4)。この条件は朝方と夕方の機会に多くみられる。そこで軌道の候補として極軌道でかつDawn-Dusk Orbitに近い太陽同期軌道を挙げる(その他の太陽同期軌道では朝夕に日本上空を通過する可能性がほとんどない)。その太陽同期軌道と非太陽同期軌道についての比較を表3に示す。

非太陽同期軌道では朝夕に日本上空を通過する機会は得にくいですが、極軌道でかつDawn-Dusk Orbitに近い太陽同期軌道では定期的にミッションを行える可能性が高い。また極軌道を通ることにより、日本だけでなく世界中を満遍なく通ることが可能となる。また、太陽光にさらされることで熱環境としては厳しいが、一年を通して安定した日照時間を確保することには適している。

さらに準回帰軌道と非準回帰軌道の比較を行う(表4)。準回帰軌道では軌道高度に制約がある一方、ミッション要求として定期的に同じ軌道に戻ってくるこ

表 3: 太陽同期軌道と非太陽同期軌道についての比較

	太陽同期軌道	非太陽同期軌道
ミッション	ミッションの実現機会大	太陽-衛星-観測者の適当な位置関係が得にくい
電力		
熱		
総合		

により予測がしやすくなるという長所がある．定期的に衛星を見ることができれば，より人々の記憶に残り関心を持ってもらえると考える．以上より本ミッションでは太陽同期・準回帰軌道を採用する．

表 4: 準回帰軌道と非準回帰軌道の比較

	準回帰軌道	非準回帰軌道
ミッション		
軌道高度制約		
総合		

太陽同期軌道について，地球は太陽の周りを 1 日に平均 0.9856[deg] 動き，それと衛星の昇交点赤経が重力ポテンシャルの  $J_2$  項によって一日に受ける摂動量が等しいので

$$-3\pi J_2 \frac{R_e^2}{a^2(1-e^2)^2} \cos i \times \frac{24 \times 60 \times 60}{2\pi a^{3/2} / \sqrt{\mu_e}} = \frac{360}{365.2422} \times \frac{\pi}{180}$$

の関係式が成り立つ．ここで  $a$ : 軌道長半径 [km],  $i$ : 軌道傾斜角 [deg],  $e$ : 離心率,  $J_2$ : 無次元の係数,  $R_e$ : 地球の赤道方向半径 [km],  $\mu_e$ : 地球の重力定数 [ $\text{km}^3/\text{s}^2$ ] とする．さらに  $N$  日後に衛星が  $n$  周回して元の地点の上空に戻ってくる準回帰軌道の条件は

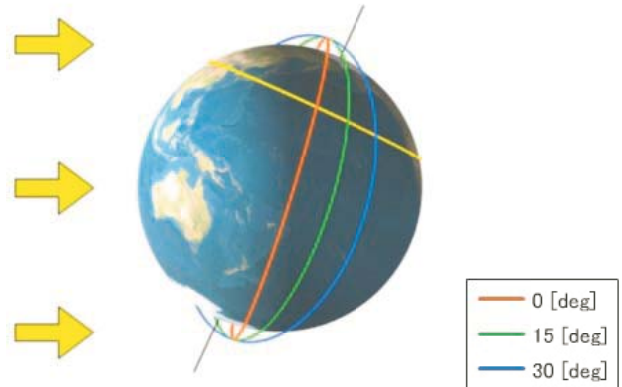
$$\frac{N}{n} = \omega_e \frac{a^{3/2}}{\sqrt{\mu_e}} + \frac{3}{2} J_2 \frac{R_e^2}{a^2(1-e^2)^2} \cos i$$

である． $\omega_e$ : 地球の自転角速度 [rad/s]

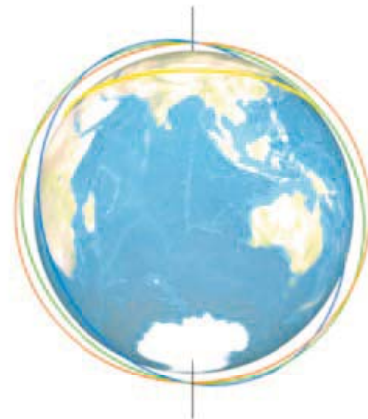
ここで今回のミッションでは衛星が 1 週間で元の位置に戻ってくるような太陽同期・準回帰軌道をとらせることにする．そうすることにより，ある地点では決められた曜日に衛星を見ることができ，人々に覚えてもらえることが期待できる．

簡単のため衛星は円軌道を描くようにするとして ( $e = 0$ ),  $N = 7, n = 102$  となるような  $a, i$  の値を先に述べた式から求めると，軌道長半径は  $a = 7080.8[\text{km}]$ ，軌道傾斜角は  $i = 98.20[\text{deg}]$  となる．

次に太陽-衛星-観測者(日本)の，季節に関する位置関係を考える．日本の緯度はおよそ北緯 35 度であり，地球は地軸を公転面に対して 23.4 度傾けて公転しているので，一年を通して太陽と日本の位置関係は変化していく．夕方に観測できると仮定して，冬至における衛星の昇交点赤経が 0[deg], 15[deg], 30[deg] の場合における日本と衛星の位置関係と，夏至におけるそれぞれの位置関係を図 7,8 に示す．上の図において太陽は左手方向にあるとし，また下の図は太陽から地球を眺めた様子を表す．また黄色の線は日本が通る軌跡を表す．



(a) 左手に太陽がある場合

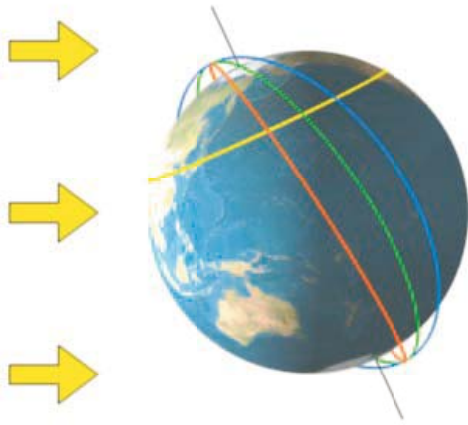


(b) 太陽に対して正面の場合

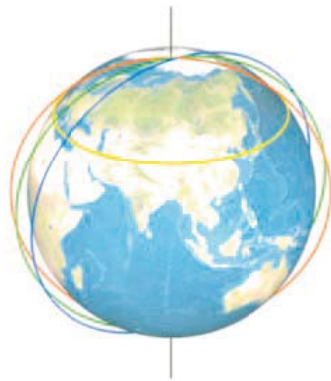
図 7: 冬至における各昇交点赤経における位置関係

ここで衛星が明るく見えるポイントの一つとして太陽-衛星-観測者の位相角が小さいことが挙げられる．昇交点赤経が 0[deg] のときは冬において位相角が大きい．また図 7(b) より，冬の場合はどの軌道も地球の日陰に入ることがないので，安定した電力を確保することができる．しかし，図 8 より，夏至のときは衛星が日本の上空を通過する時刻は日没前であることが予想されるため，観測するのは困難であることが予想される．

15[deg] の場合は冬至では衛星が見える太陽-衛星-観測者の関係は満たされているが，夏至では衛星はちょうど日没後に南中してしまい条件によっては見えないときが出てくる．



(a) 左手に太陽がある場合



(b) 太陽に対して正面の場合

図 8: 夏至における各昇交点赤経における位置関係

30[deg] の場合では図 7(a) を見ると、冬至に日本の上空に来るときには完全に太陽は沈んでいて、衛星を見るには十分暗く良い環境であるが、太陽正面からの図を見るとちょうど衛星は地球の影に入ってしまう太陽光を浴びることができない。しかし図 8(b) において夏至においては衛星は観測できる位置を通過する。

まとめると、昇交点赤経をそれぞれ変化させることにより冬至では衛星が見えても夏至では見えなくなったり、また逆に、冬至では見えなくても夏至では見えるようになったりする。これらをふまえて今回のミッションでは、夏は本物の蛍を鑑賞することを大切にしてもらおうことを期待し、蛍を見ることができない冬において特に良く見えるように設定する。そのために冬至において昇交点赤経が 15[deg] となるような軌道を通るように衛星を投入する。

これ以降具体的な例を示すために初期値を設定する必要がある。本衛星は 2010 年 9 月 23 日秋分の日に打ち上げられると仮定する。それをもとに決定した軌道要素を以下に記す。回帰日数 7 日 102 周の太陽同期・準回帰軌道である。

表 5: 設定軌道要素

軌道要素	設定値
離心率 $e$	0 (円軌道)
軌道半径 $a$ [km]	7080.8
高度 $H$ [km]	702.6
軌道傾斜角 $i$ [deg]	98.20
昇交点赤経 $\Omega$ [deg]	285
周期 $T$ [min]	98.8

### 2.1.3 衛星の地表面上の軌跡

2010 年 9 月 23 日秋分の日により上記の軌道要素で打ち上げられたとして、その際東京上空を衛星が通過するところを基準に、一週間で衛星が日本を通過する地表面上の軌跡を描いてみる。このとき衛星が東京上空を通過する時刻は 18 時 35 分である。

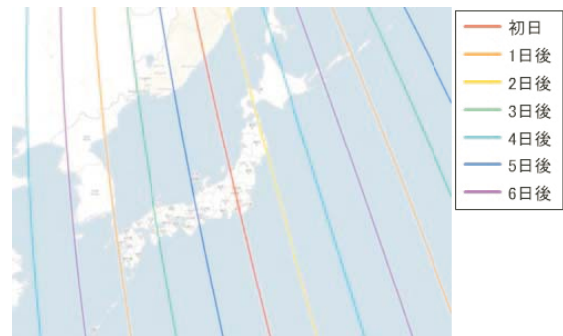


図 9: 地表面上の軌跡 (google map より)

表 6: 衛星が各都市を通過する時刻

初日	東京	18 時 35 分
1 日後	長崎	19 時 16 分
2 日後	青森	18 時 20 分
3 日後	広島	19 時 02 分
4 日後	網走	18 時 06 分
5 日後	名古屋	18 時 13 分
6 日後	国後島	17 時 54 分
	沖縄	19 時 28 分

これを基準に地面上の軌跡と各都市を通過する時刻を表 6 示す。図から分かるように、衛星は設計要求を満たすように日本各地を隈なく通過している。よって正確な軌道要素が既知であるならば、一週間の軌道を予測をすることができる。

軌跡上にない都市についてポインティングすること考察する。衛星の軌跡と軌跡との間の幅はおよそ 300[km] であり、しかも衛星の高度は約 700[km] であることを考慮すると、反射光が軌跡と軌跡の間を照らすために

は図 10 より鏡の法線ベクトル,つまり機体を  $\pm 6[\text{deg}]$  動かせばよいことになる. 衛星を三軸姿勢制御させているのでこれは実現可能な値であることが分かり, 指定した都市を容易にポインティングさせることができる.

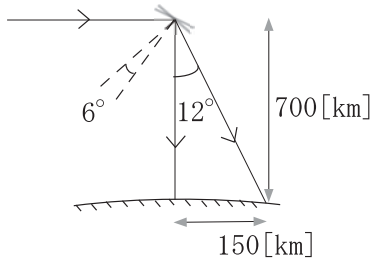


図 10: 軌跡と法線の関係

衛星の軌道は帰帰軌道よりほぼ固定されているので, 一度に多くの地点を照らすには反射光の掃く軌跡の幅が大きい方が良い. しかしあまり軌跡の幅を広げすぎると衛星の見える明るさが小さくなってしまふことが予想される. 逆に反射光をある一点に絞って, そこだけ明るさを大きくすることも好ましい. そこで次節では, 軌跡の幅と反射光の明るさのトレードオフを考え, 適切な鏡の仕様について検討する.

## 2.2 鏡の設計

### 2.2.1 設計要求

太陽光を反射する鏡の要求を以下に挙げる.

1. 可視光に対して高反射率を持つ.
2. 熱に対して良好な耐性を持つ.
3. 反射した光が地上で広がるようにする.
4. 最適な反射光の明るさと軌跡の幅を決定する.

1 について, 鏡の主要な金属材料に対する波長ごとの反射率は図 11 のようになる.

要求を満たすにはまず可視光の領域で高い反射率を持つこと, さらに, 鏡の温度上昇の要因ともなる赤外光に対し低い吸収率を持つことが必要になる. 以上の点から, 可視光および赤外光において高反射率が得られる銀を採用する.

2 について熱膨張率が非常に小さい Corning 社製の ULE ガラスを基材に使う. ULE ガラスの主な特性については表 7 に示す. 3, 4 については鏡(ガラス)に曲率を持たせることで反射光を広げ, 反射光が地上に到達する領域と観測される明るさとの関係を求め, ミッションが達成できるような最適な設計を行う.

### 2.2.2 鏡の構造

ガラスを基材とする鏡には反射する金属を表側に付けた鏡と裏側に付けた鏡の 2 種類がある. 表側に付け

表 7: ULE ガラスの特性

密度 $[\text{g}/\text{cm}^3]$	2.21
縦弾性係数 $[\text{GPa}]$	67.6
せん断弾性係数 $[\text{GPa}]$	29.0
ポアソン比	0.17
最大引張応力 $[\text{MPa}]$	49.8
ヌーブ硬度 $[\text{kg}/\text{mm}^2]$	460
定圧比熱 $[\text{J}/(\text{kg} \cdot \text{K})]$	767
熱膨張係数 (5~35 )	$0 \pm 3.0 \times 10^{-8}$

た鏡の場合, 反射率は良好だが, 機械・熱・化学的な耐性が弱い. 一方, 裏側につけた鏡の場合, 反射率は劣化するが機械・熱・化学的な耐性は良好である. 今回は反射率を高くするためにガラスの表側の面に金属を付ける. そして耐性を向上させるために金属表面に薄い被膜をはる.

銀などの金属を用いた鏡の形成法にはさまざまな方式があるが, 今回は蒸着法を用いる. 蒸着法とは, 真空中で蒸着材料を高温に加熱, 気化させて対象となる素材に付着させる表面処理・薄膜形成方法である. ただし, 銀はガラスに付着しにくい特徴を持つので, 銀・ガラス両方に付着しやすい酸化アルミニウム  $[\text{Al}_2\text{O}_3]$  (以下  $\text{Al}_2\text{O}_3$  と表記) を用いる. まず, 基板となる ULE ガラス (以下ガラスと呼ぶ) に厚さが  $900\text{\AA}$  の  $\text{Al}_2\text{O}_3$  を蒸着させ, その後, 銀を厚さが  $800\text{\AA}$  になるように蒸着させる. これにより銀がガラスにしっかりと固定される. 次に, 銀の表面を保護するために厚さが  $300\text{\AA}$  の  $\text{Al}_2\text{O}_3$  を蒸着させ, さらに保護膜として酸化ケイ素  $[\text{SiO}_2]$  (以下  $\text{SiO}_2$  と表記) を厚さが  $1000\text{\AA}$  になるように蒸着させてミッション用の鏡が完成する.

表 8: 鏡の構成

層	材質	厚さ $[\text{\AA}]$
基板	ULE ガラス	-
第 1 層	$\text{Al}_2\text{O}_3$	900
第 2 層	銀	800
第 3 層	$\text{Al}_2\text{O}_3$	300
第 4 層	$\text{SiO}_2$	1000

## 2.3 反射光の検討

本ミッションではできるだけ多くの人に衛星の光を見てもらいたいので, 鏡によって反射された太陽光(反射光)ができるだけ広い領域に到達することが望ましい. そのためには反射光が拡散して広がる必要がある

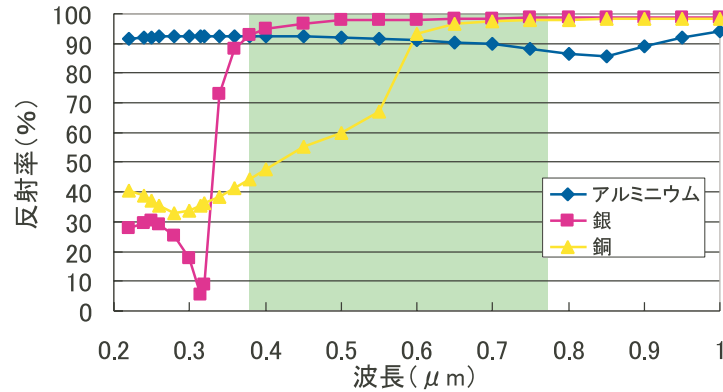


図 11: 主要な金属の反射率 (理科年表より)

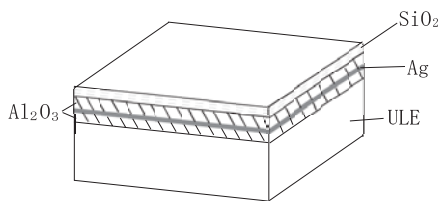


図 12: 鏡の層の構造

だが、その場合地上から見たときの反射光の明るさが小さくなる (場合によっては見えなくなる) ことは感覚的にもわかる。よって以下の方法により反射光の到達する領域、明るさおよびそのための拡散の方法を決定していく。

### 2.3.1 明るさ・領域の決定

反射光の明るさと到達する反射光の領域との間になんらかの関係があると考えられるので次のように考える。

#### (1) 反射光の明るさ

光の明るさを論じるために、測光 (photometry) と呼ばれる光エネルギーの測定を扱う光学の一分野の知識を用いる。詳細については専門的な著書に譲るとして、概要としては光のエネルギーが光線に沿って流れることを基礎にして展開される。この分野で用いられる用語の説明を次に示す。

- 光束 ( $\Phi$ ): 光源から特定の範囲に放射される光の明るさ (光線の本数, 束)。単位は  $\text{lm}$  (ルーメン)。
- 光度 ( $I$ ): 光源から特定の方向に対する光の量。または、ある方向を中心とした狭い円錐の中に含まれる光。単位は  $\text{lm}/\text{sr}$  または  $\text{cd}$  (カンデラ, SI 基本単位)。
- 照度 ( $E$ ): ある平面 ( $A$ ) に入射する光束を単位面

積あたりの大きさに換算したもの。単位は  $\text{lm}/\text{m}^2$  または  $\text{lx}$  (ルクス)。

- 輝度 ( $L$ ): 光度を光源の面積 ( $S$ ) で割った発光の密度。単位は  $\text{lm}/(\text{sr m}^2)$  または  $\text{cd}/\text{m}^2$

地上に到達する光束はその過程で常に一定に保存される。光度, 光束, 照度は 図 13 を参考にしながら次のような式で決定する。

$$I = L \cdot S$$

$$\Phi = I \cdot \omega = I \cdot \frac{A_0}{L_0^2}$$

$$E = \frac{\Phi}{A}$$

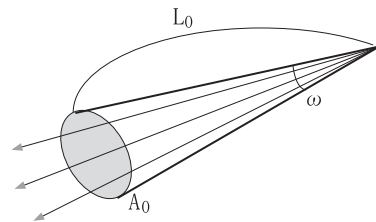


図 13: 光束の概略図

今回は反射光が到達する面積に注目しているので、照度の値を明るさの数値とする。

#### (2) 仮定

以降の議論を簡単化するため次のような仮定を置く。

- 光の拡散は鏡の曲率 (つまり鏡は凸面鏡となる) によってのみ起こり、大気などによる光の拡散・減衰は考えないこととする。
- 曲率による鏡の形状の変化は鏡全体に比べると非常に小さいので平面鏡とみなす。

- 鏡の大きさを  $S_m = 1.32 \times 0.46$  [m] とし、太陽光線に対して入射角が  $45[\text{deg}]$  になるように配置する (基準)。
- 反射光の方向と地上面が垂直に交わる。
- 光束は保存される。

### (3) 明るさの見積もり

まず、太陽から鏡に向かって放出される光束を求めるために、太陽の光度を求める。

太陽の輝度  $L_{sun} = 1.3 \times 10^9$  [cd/m<sup>2</sup>]、太陽の表面積  $S_{sun} = 6.09 \times 10^{12}$  [km<sup>2</sup>] ということが知られているので、太陽の光度  $I_{sun}$  は次のようになる。

$$\begin{aligned} I_{sun} &= L_{sun} \cdot S_{sun} \\ &= 1.04 \times 10^{28} [\text{lm/sr}] \end{aligned}$$

ここで、太陽から地球までの距離は約 1 億 5000 万 km であり、太陽から本衛星までの距離 ( $D_{sun \leftrightarrow sat}$ ) は非常に離れているので、その距離はおおよそ太陽から地球までの距離に等しいとし、かつ、鏡の大きさに対して太陽から衛星までの距離は非常に大きく、また衛星から見て太陽は点光源とみなせるので、鏡に入射する光束は

$$\begin{aligned} \Phi_m &= I_{sun} \frac{S_m \cos(45[\text{deg}])}{D_{sun \leftrightarrow sat}^2} \\ &= 2.36 \times 10^5 [\text{lm}] \end{aligned}$$

地上から見て衛星は非常に小さいので点光源とみなすと、到達する範囲 ( $S_e$  [m<sup>2</sup>]) と照度との間には以下のような関係がある。

$$E = \frac{\Phi_m}{S_e} [\text{lm/m}^2]$$

さらに分かりやすくするために、主に星の明るさを示すことに使われている等級 (実視等級) を利用する。照度から等級への変換式を次のように定める。

まず始めに理科年表より、0 等級の星の照度は  $0.0000025$  [lx] (=  $2.5$  [ $\mu$ lx]) であることがわかっている。さらに、等級が 1 つ下がるごとに明るさが 100 の  $1/5$  乗倍 (約 2.5 倍) 増える。ゆえに、明るさがわかっているとき、その等級を求めることができる。例えば、照度  $E$  のとき等級  $x$  は次のようになる。(log は常用対数)

$$\begin{aligned} x &= \frac{\log(E/0.0000025)}{\log(\sqrt[5]{100})} \\ &= -\frac{5}{2}(5 + 2 \log 2 + \log E) \end{aligned}$$

観測点の真上周辺に衛星が来た場合、鏡の曲率によって反射光の到達する範囲の形状を長方形にすると、ミッション要求よりできるだけ広範囲かつ明るく観測できるようにする。反射光が到達する長方形範囲の短辺・長

辺をパラメータとした時のおおよその光の明るさを図 14 に示す。

また、表 9 に主な天体の等級についても示す。

図 14 より、反射光の明るさと見える範囲との関係がわかる。表 9 を参考にして、できるだけ広い範囲で反射光を観測でき、かつ反射光が明るく見えるようにするために、反射光の到達範囲を  $40 \times 60$  [km] と定める (図 14 の黄色の丸印)。

2.3.2 項で反射光がこのように広がるような曲率を設計する。なお、このときの反射光の明るさ (衛星の明るさ) は約 -3.89 等星で、減衰なども考えられるがおおよそ火星と金星との中間の明るさで見えると思われ、ミッション要求に適合する。

表 9: 主な天体の等級

実視等級	天体名
-26.7	太陽
-12.6	満月
-4.7	金星の最大の明るさ
-3	火星の最大の明るさ
-1.46	太陽の次に明るい恒星シリウス
-0.72	3 番目に明るい恒星カノープス
0.03	変光星ベガの標準的明るさ
6	肉眼で見える最も暗い恒星
7.9	海王星の平均の明るさ
12.6	最も明るいクエーサー
30	ハッブル宇宙望遠鏡で観測できる最も暗い天体

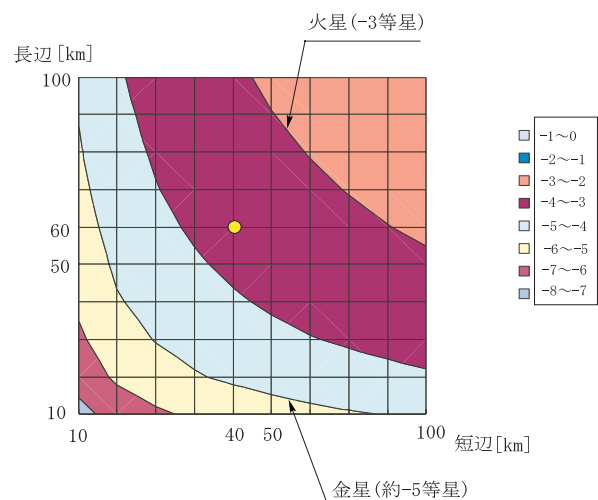


図 14: 反射光の到達範囲と等級の関係



### 2.3.2 鏡の形状

見える範囲を広げるために鏡を加工して曲率を付け、凸面鏡を作る。このときの仮定は 2.3.1 項と同様にする。

#### (1) 反射光の広がりと曲率

鏡の曲率と反射光の広がりとの関係を考える。まず、反射の法則(平面の法線方向から入射光までのなす角  $\theta_1$ 、法線方向から反射光までのなす角  $\theta_2$  とすると  $\theta_1 = \theta_2$ )を用いる。

はじめに、一次元について考える。凸面鏡の表面が微小な平面鏡が無数に集まって構成されていると仮定する。鏡に対して光が  $\theta$  の方向から入射するとき、微小平面鏡で見ると曲率半径方向が面の法線方向になるので、この法線に対して反射の法則が成立する。曲率半径  $R$ 、鏡が平面鏡であるときの辺の長さ  $2r$ 、 $\phi = \arcsin(r/R)$  とし、凸面鏡の端で光が反射したとすると図 15 のようになる。

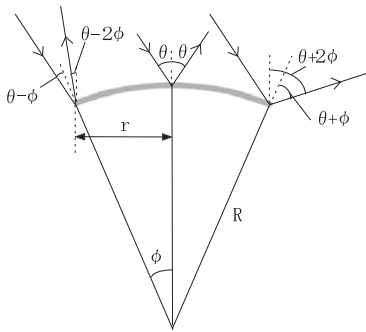


図 15: 鏡と光の幾何学的関係 # 1

入射角・反射角などの角度を幾何的に求める。次に、鏡から少し離れてみた場合、凸面鏡を平面鏡とみなせ、このとき平面鏡からそれぞれの反射光までの角度を求めると図 16 より、 $\pi/2 + 2\phi - \theta, \pi/2 + 2\phi + \theta$  となる。この反射光を伸ばし一端で交わるときの角度は幾何的に  $4\phi$  となる。

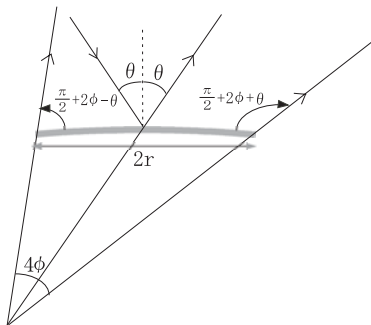


図 16: 鏡と光の幾何学的関係 # 2

ここで、反射光が到達するまでの距離  $H$  (観測者の真上に衛星があると仮定) に対し、鏡の辺の長さ  $2r$

は非常に小さいので衛星(鏡)を点光源とみなす。このことから、凸面鏡によって反射光を広げることというのは、点光源から角度  $4\phi$  (ただし 2 次元) で反射光が広げること等価であると考えられる。このように考えていくと衛星と地表面との関係は図 17 のようにモデル化できる。

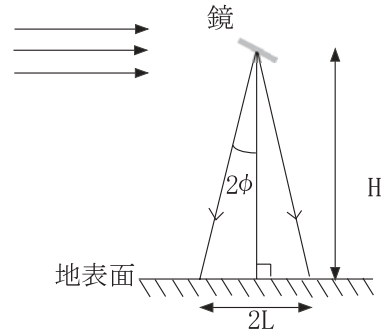


図 17: 鏡と光の幾何学的関係 # 3

図 17 より幾何的な関係から反射光が到達する地表面の辺の長さ  $2L$  は次のように表される。

$$2L = 2 \cdot H \tan 2\phi$$

$\phi$  は定義より次のように表される。

$$\sin \phi = r/R$$

そして、曲率  $\rho$  は曲率半径の逆数なので、2 つの式から求められる。

$$\rho = R^{-1} = \frac{1}{r} \sin \left( \frac{1}{2} \arctan \frac{L}{H} \right)$$

この式よりミッション要求に応じた曲率を求めることができる。

#### (2) 設計

加工する鏡の寸法は  $1.32 \times 0.46$  [m] とし、ここで反射光の到達領域を  $60 \times 40$  [km] に広げようとするので、反射光の到達領域の長辺 (60km)、短辺 (40km) それぞれに対応した曲率を (1) で導出した式を使って求めると次のようになる。

長辺方向：

$$\begin{aligned} \rho(\text{曲率}) &= \frac{1}{r} \sin \left( \frac{1}{2} \arctan \frac{L}{H} \right) \\ &= \frac{1}{1.32/2} \sin \left( \frac{1}{2} \arctan \frac{60/2}{703} \right) \\ &= 0.0323 \end{aligned}$$

このときの半頂角は、

$$\begin{aligned} \phi(\text{半頂角}) &= \arcsin(r \cdot \rho) \\ &= \arcsin(1.32/2 \times 0.03231) \\ &= 1.22[\text{deg}] \end{aligned}$$

短辺方向：

$$\begin{aligned}\rho(\text{曲率}) &= \frac{1}{r} \sin\left(\frac{1}{2} \arctan \frac{L}{H}\right) \\ &= \frac{1}{0.46/2} \sin\left(\frac{1}{2} \arctan \frac{40/2}{703}\right) \\ &= 0.0618\end{aligned}$$

このときの半頂角は、

$$\begin{aligned}\phi(\text{半頂角}) &= \arcsin(r \cdot \rho) \\ &= \arcsin(0.46/2 \times 0.06183) \\ &= 0.815[\text{deg}]\end{aligned}$$

以上を表 10 にまとめる。

表 10: 曲率

	$2r[\text{m}]$	$2L[\text{km}]$	$\rho$	$\phi[\text{deg}]$
長辺方向	1.32	60	0.0323	1.22
短辺方向	0.46	40	0.0618	0.815

以上のように曲率を付けて滑らかに加工して、銀などの薄膜を張りつけて鏡を作る。その後ミッションに合致するように鏡を3枚に切り分けて目的の鏡が完成する。なお、曲率の関係上、鏡（ガラス）の厚さは最低約 7[mm] 必要となる。

ここまでは衛星が真上にあるときを想定している。本衛星のミッションにより目標地点でポインティングをかけることでできるだけ長く反射光が見られるようにする。このとき、衛星から観測点までの距離  $H$ 、太陽からの入射光と鏡の法線方向とのなす角  $i_s$  が時刻とともに変化するので、上記までの仮定 ( $H=703[\text{km}]$ ;  $i_s=45[\text{deg}]$ ) は成立しない。さらに、 $H, i_s$  (およびこれらの値をパラメータとした物理量) は月日と観測位置によっても変わるが、そのときの反射光の明るさも大きいので製作した鏡の形状 (曲率) が妥当である。

## 2.4 姿勢の検討

### 2.4.1 設計要求

反射光を地上に照らすには鏡の向きを適切に向ける必要がある。その上で姿勢決定に関わる重要な要素として、その時々太陽 衛星 観測者の位置関係が大きく関わってくる。また反射光の軌跡の幅を考慮すると、進行方向に対して鏡の長辺方向は垂直であるように設計にしなければならない。

ここで姿勢を決定する上で本ミッションにおいては次の3つのモードをとることにする。

- ・ 定常モード

反射光を常に地心方向に向け、かつ鏡の長辺方向を進行方向に垂直にする。

- ・ ミッションモード (ポインティング)

反射光を任意の位置にポインティングする。

- ・ 通信モード

アンテナを通信局に向けるように姿勢を変更する。

これらのモードをそれぞれ満たすような姿勢について検討することにする。

### 2.4.2 姿勢の検討

軌道座標系を後述するように定義し、さらにロール角・ピッチ角・ヨー角がゼロのとき次のように機体固定座標系と一致させることにする。

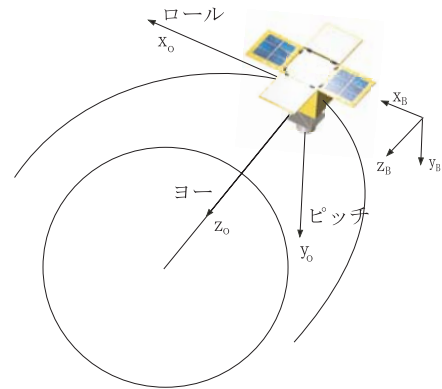


図 18: 軌道座標系と機体固定座標系

#### (I) 定常モードの検討

定常モードでは反射光は常に地心を向いている。それゆえ地上の各観測地点において、衛星の見え方は平均した明るさ・観測時間になることが予想される。

衛星の軌道長半径は  $a = 7080.8[\text{km}]$  より地球を回る角速度は  $\omega_s = 1.06 \times 10^{-3}[\text{rad/s}]$  である。反射光は地心に向いているので、反射光が地上に描く軌跡も衛星と同じ角速度で回っている。よって反射光が地上を通過する速度は  $v = R_e \omega_s = 6.76[\text{km/s}]$  である。観測時間がどの程度になるのかは反射光の広がり方に依存することになる。前節において高度 703[km] において入射角が 45[deg] であるときの、進行方向に対する反射光の広がり 40[km] である。よって観測時間は  $40[\text{km}]/6.76[\text{km/s}] \approx 6[\text{s}]$  である。衛星を発見し観察するには十分な時間だと考える。

鏡の長辺方向は進行方向に対して垂直で、反射光が地心方向を向くように衛星の姿勢を決定しなくてはならない。そこで本ミッションでは軌道座標系に対してヨー角 ( $\psi$ )、ロール角 ( $\phi$ ) で鏡の法線ベクトルを合わせ、最後にピッチ角 ( $\theta$ ) で鏡の長辺方向を調整する 3-1-2 Euler 角を定義することにする。衛星の見える等級も計算で

きるのので、2010年9月23日18時35分を基準に地球を一周する場合のシミュレーションする。このときのEuler角を図19に、実視等級を図20に、入射角を図21に示す。ここでは外乱トルクはないものとする。実視等級の図にあるハッチの時間帯では、太陽光の影響で地上から衛星を観測することができない点に注意する。

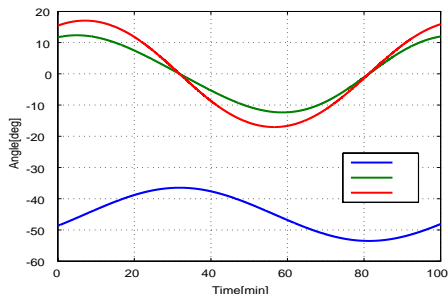


図 19: 3-1-2 Euler 角

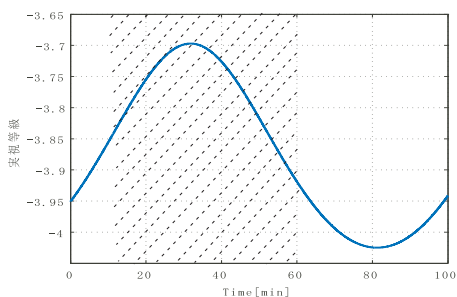


図 20: 衛星の実視等級

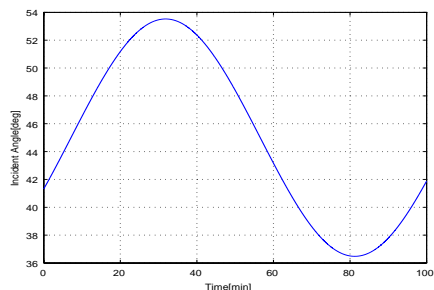


図 21: 太陽光の入射角（反射角）

また以下の式を使って軌道座標系に対する機体座標系の角速度と、それに必要なトルクを計算する。

$$\omega_{oB} = \begin{bmatrix} \omega_x \\ \omega_y \\ \omega_z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos \theta & 0 & -\sin \theta \cos \phi \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin \theta & 0 & \cos \theta \cos \phi \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix}$$

$$\omega_{IB} = \omega_{Io} + \omega_{oB}$$

ここで  $\omega_{IB}$  は慣性系から機体系への角速度ベクトル、 $\omega_{Io}$  は慣性系から軌道系への角速度ベクトル、 $\omega_{oB}$  は軌道系から機体系への角速度ベクトルを表す。また慣性モーメントは表 19 を参照する。

今回使用するリアクションホイールを参照する (表 27) と定格 20[mNm] のトルクを出すことができる。こ

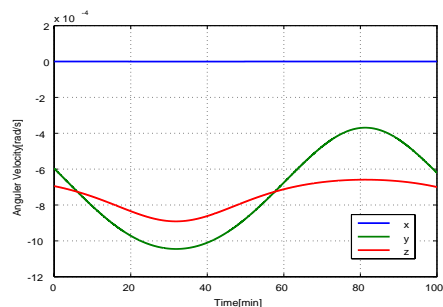


図 22: 衛星の角速度

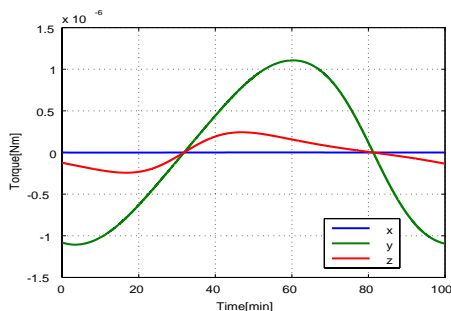


図 23: 必要トルク

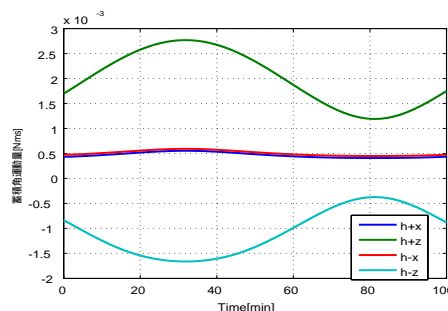


図 24: 蓄積角運動量

これは図 23 の必要トルクを十分満たしている．また 4 スキュー型配置 (図 39) を考慮して角運動量を分配すると，図 32 より蓄積角運動量はそれぞれ数ミリ Nms であることが分かる．このリアクションホイールは最大 1Nms の角運動量を蓄積できる能力があるので十分満足する．

(II) ミッションモードの検討

定常モードでは均等して観測地点に反射光を照らすことが，観測時間が非常に短いことが分かる．そこで次は任意の地点をポインティングすることを考える．観測できる範囲を狭めて観測時間を長くしようとするのが狙いである．

まずは物理的に観測可能な最大の時間を求めてみる．それは図 25 のように観測者の頭上を通る場合を考えてみる．

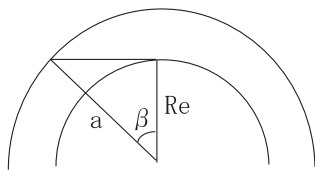


図 25: 臨界視野角

ここで臨界角  $\beta$  を定義すると

$$\beta = \arccos \frac{R_e}{a} = 25.7[\text{deg}]$$

すると観測可能な時間は

$$T_c = \frac{2\pi}{\omega_s} \cdot \frac{360}{2\beta} = 14[\text{min}]$$

である．

そこで具体的な例として定常モードと同じく，2010 年 9 月 23 日 18 時 35 分に東京上空をする場合を考え東京都庁をポインティングすることにする．このときの時刻を 0 分と考え前後 7 分のシミュレーションを行う．3-1-2Euler 角を図 26 に，衛星の実視等級を図 27 に，入射角を図 28，そのときの衛星 東京間の距離を図 29 に示す．外乱トルクは働かないものとする．

図 27 より実視等級が大きく変化していることがわかる．これは衛星 - 東京間の距離が大きく変化していることが主な原因であると考えられる．図 31 に衛星の角運動量と必要トルクの関係を表す．定常モードより出力トルクが大きいことが分かるが， $10^{-4}$  オーダーであるのでこの場合も十分にリアクションホイールが出力できるトルクであり，容易に実現できる．また蓄積角運動量も数十ミリ Nms の範囲に収まっているので，許容範囲内である．

(II) 通信モードの検討

次に通信モードについて検討する．本衛星において日本上空を通過する可能性があるのは，軌道の特性上

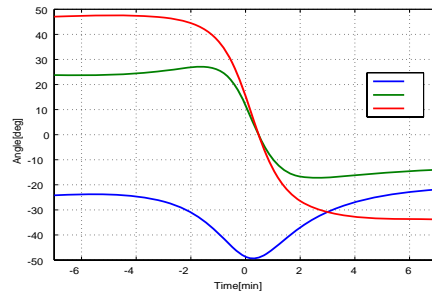


図 26: 3-1-2Euler 角

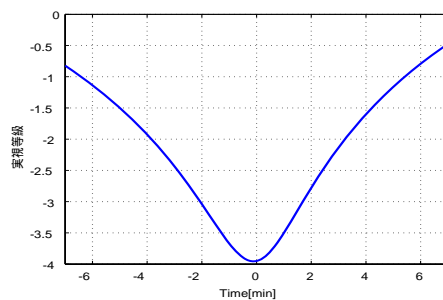


図 27: 衛星の実視等級

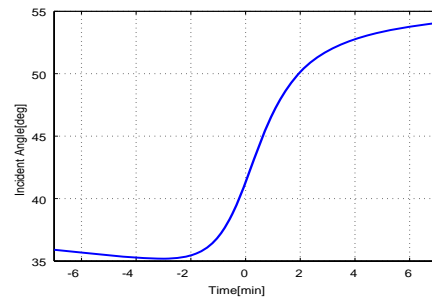


図 28: 入射角 (反射角)

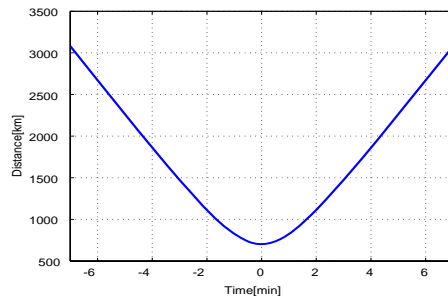


図 29: 衛星 東京の距離

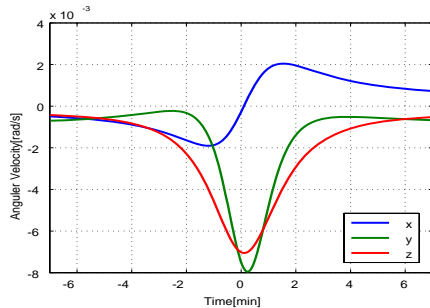


図 30: 衛星の角速度

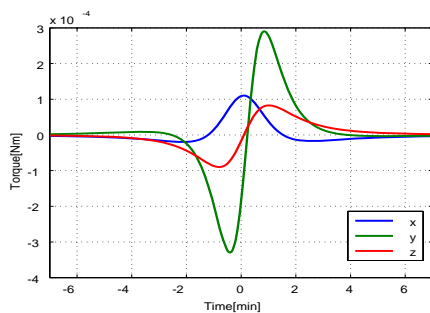


図 31: トルク

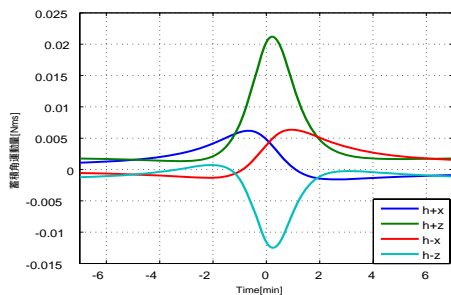


図 32: 蓄積角運動量

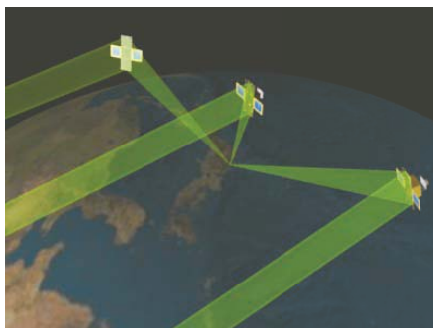


図 33: ポインティング時の衛星の姿勢の変遷

図 7,8 より夕方と朝方である．夕方にはミッションを遂行している可能性がある一方，朝方は特にミッションを行うことはない．そこで確実に通信を行えるように，朝方はパッチアンテナを地上局に向ける操作を行う．夕方は必要に応じて行うものとする．図 9 の軌跡の分布と図 25 の臨界視野角の関係から必ず一日に一回通信は行える（詳細は 6 章の通信系）．そこでミッションモードと同じくターゲットを基地局に合わせてポインティングを行う．ただしパッチアンテナの送受信できる範囲は反射光の広がる範囲より広いいため，ミッションモードより姿勢精度要求は落ちて良い．

### 2.4.3 同一地点のポインティングについて

ここでは一週間における同一地点のポインティングについて考察する．例として 9 月 23 日を基準に，東京を一週間ポインティングをかける場合の観測時間と最大実視等級，そのときの地上から衛星を見上げたときの仰角について調べる．その結果を次の表 11 に示す．ただし障害物などを想定し仰角が 20[deg] 以下になるものは省略する．また周囲の明るさや大気の影響など考慮した場合観測時間はさらに短くなることが予想される．

表 11: 東京における一週間の変化

	時刻	観測時間 [min]	最大 実視等級	仰角 [deg]
初日	18 時 35 分	6.7	-3.96	86.3
1 日後	19 時 16 分	4.8	-2.20	29.8
2 日後	18 時 21 分	6.4	-3.90	63.7
3 日後	19 時 02 分	5.9	-2.85	43.5
4 日後	18 時 07 分	5.9	-3.51	44.5
5 日後	18 時 14 分	6.5	-3.5	63
6 日後	17 時 53 分	4.9	-3.06	-42.0
	19 時 30 分	2.5	-1.67	55.0

また一年間を通じて東京をポインティングしたときの観測時間の変化を図 34 に示す．この場合についても仰角 20[deg] 以上の場合に限定した．計画通り冬においては毎日観測することができるが，一方夏においては衛星を観測できる日とできない日が存在することになる．ここで注意されたいのが，この場合は東京をポインティングしているのであって，ポインティングする位置を例えば沖縄にすれば夏でも観測できる頻度は増す．

## 2.5 パネル展開機構

本衛星は太陽同期軌道を取らせているため，太陽に対して常に同じ面を向けて地球を周回している．鏡と

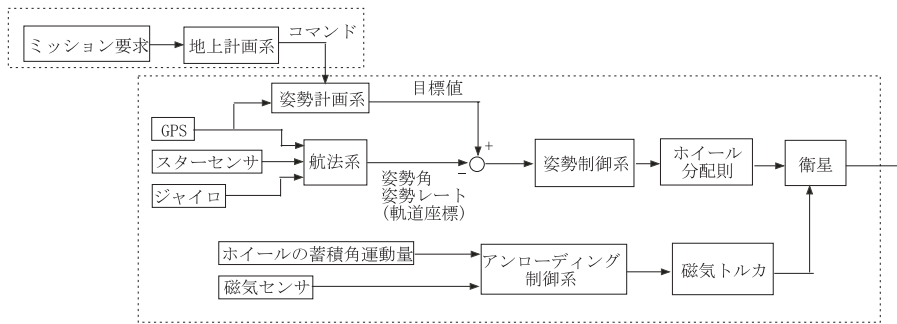


図 35: ブロック線図

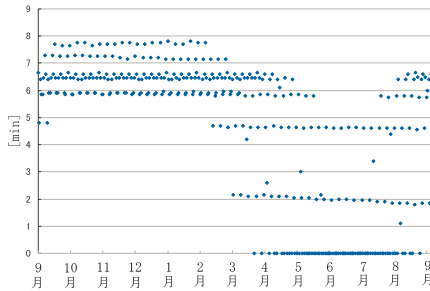


図 34: 東京における年間の観測時間について

太陽電池は太陽方向を向いている面に配置する必要があり、太陽電池と鏡が干渉してしまい本体の一つの面では十分な面積が確保できない。またミッションの特性上できるだけ鏡の面積を大きくとりたいという要求もある。そこで本衛星は展開パネル機構を4枚取り付けて、鏡を2枚、太陽電池パネルを2枚貼り付ける。展開機構にはナイロンテグス、ニクロム線、ヒンジ、ねじりコイルばね、ラッチ機構を使用する。衛星打ち上げ時は1本のナイロン線で展開パネルと本体の間を数往復させ縫うようにして固定しておき、ナイロンテグスにはニクロム線を接触させておく。展開時はニクロム線に電流を流し、発生する熱でテグスを溶かしてパネルを展開し、本体上面と平行に固定する。このような方法により展開機構の数を増やさずに、固定するのに十分な強度を持たせることができる。

## 2.6 姿勢精度要求

姿勢の要求精度について考察する。軌跡の幅は60[km]あるのでポインティングをかける地点から $\pm 20$ [km] ずれまでを許容することになると、およそ $\pm 1.6$ [deg]である。表 12 に指向誤差分布について見積もった結果を示す。この表に示すように、指向誤差は1度以下に抑えられる見込みであり、指向精度要求を満たすことがわかった。

表 12: 指向誤差分布

要因	誤差 [deg]	備考
STT アライメント	0.1	取付誤差
鏡アライメント	0.3	取付誤差 展開誤差
鏡面歪・変形	0.2	構体変形誤差の影響 加工誤差, 熱変形
姿勢決定	0.2	STT 検出誤差 GPS 位置検出誤差
姿勢制御	0.05	自然外乱 ホイールの擾乱
合計	0.85	Linear Sum

## 2.7 定常運用

本衛星のミッションの成功に関わる重要な要素は、地上の天気と、衛星の見える時刻と位置情報を正確に人々に伝えることである。そこで週間衛星予報なるものをインターネット上で立ち上げる。全国の一週間分の天気予報と衛星の通る軌道を加味して、衛星の見える位置情報を積極的に公開していく。さらに衛星のポインティングの位置を一般の人々からリクエストを募集することにより本衛星を身近に感じてもらう。とくに幼稚園、小学校、中学校に大々的に広告して本衛星をアピールし、科学に対して興味をもってもらおう。

さらに前日に天気予報で再確認し観測地点を最終決定する。当日の朝方に指令値を衛星に送信し、夕方ミッションを遂行する。

ミッションは日本に限ったことではなく、世界中においても実現可能である。インターネットを通じて世界中の人々からの要望を聞き、ミッションのタイムテーブルを作り、それを幅広く公開することによって多くの人々に楽しんでもらうことができる。日本に限ってしまえば1日1~2回しか衛星を見るチャンスは訪れないが、地球の様々な地域をポインティングすることにより、効率よく衛星を運用することが可能である。

### 3 構体系

#### 3.1 構体設計

本衛星の本体形状は、 $480 \times 480 \times 300$ [mm]の直方体とし、2枚の鏡及び2枚の太陽電池パドルの計4枚の展開式パネルを用いる。上下面・側面パネルの内側のみに内部機器を搭載すると、十分な搭載面積を確保できない、衛星の中心に機器を搭載することができないという問題があるため、本体内部に4枚のパネルを用いて井桁型に仕切りを設け、機器を搭載する。これにより衛星本体の剛性が向上するという利点もある。また、太陽光をできるだけ広範囲に反射させるため、鏡は許容寸法の限界まで大きくしたい。しかし、本体は軽量化のため機軸方向の長さを短くしており、本体に直接衛星分離部を取り付けると、打ち上げ時の展開パネルをたたんでいる状態では衛星分離部が展開パネルの奥に隠れてしまう格好になる。これを防ぐため、本体下部にフレームを設け、衛星分離部を展開パネルよりも外側に設置できるようにする。以下に各パネルの材料・寸法を示す。

- 上下面パネル  
材料：ハニカムサンドイッチパネル  
寸法： $480 \times 480 \times 10$  [mm]
- 側面パネル  
材料：ハニカムサンドイッチパネル  
寸法： $480 \times 300 \times 10$  [mm]
- 内部パネル  
材料：ハニカムサンドイッチパネル  
寸法： $300 \times 300 \times 10$  [mm]
- 展開パネル  
材料：CFRP  
寸法： $480 \times 450 \times 2$  [mm]
- 本体下部フレーム  
材料：Al 合金 2024-T3  
断面：1辺 20[mm]の正方形
- 衛星分離部取り付けパネル  
材料：ハニカムサンドイッチパネル  
寸法： $300 \times 300 \times 10$ [mm]
- 衛星分離部  
材料：Al 合金 7075-T6  
寸法： $\phi 225 \times 50$  厚さ 5 [mm]

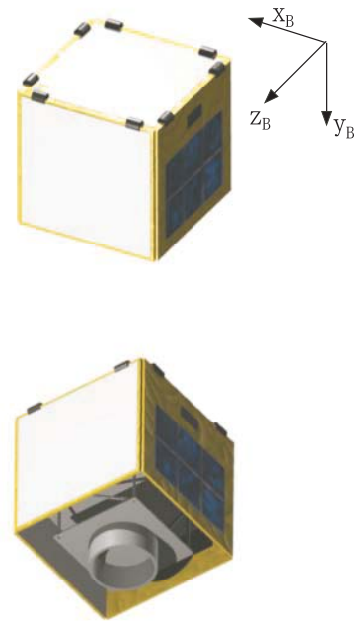


図 36: 衛星外観 (パネル展開前)

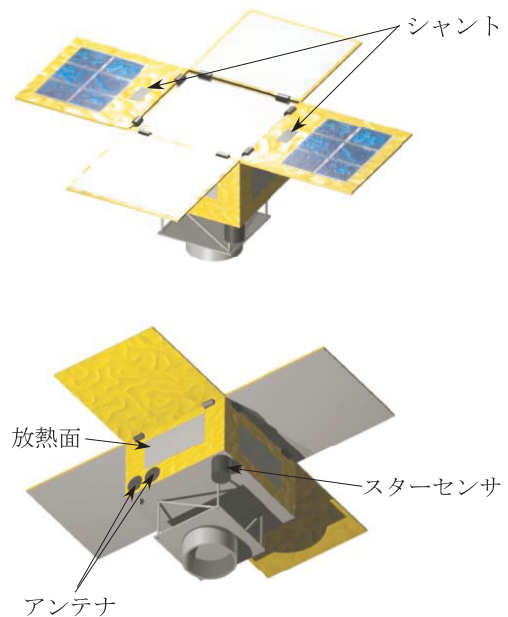


図 37: 衛星外観 (パネル展開後)

パネル展開前、パネル展開後の本衛星の外観図をそれぞれ図 36, 図 37 に示す。

### 3.2 構体材料

#### 3.2.1 ハニカムサンドイッチパネル

本衛星の構体には、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材料・寸法を表 13 に、各材料の物性値を表 14 に示す。

表 13: ハニカムサンドイッチパネルの諸元

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

表 14: ハニカム材料の物性値

フェイスシート A2024-T3	
密度 [kg/m <sup>3</sup> ]	2770
縦弾性係数 [GPa]	72.398
せん断弾性係数 [GPa]	27.6
ポアソン比	0.33
引張耐力 [MPa]	324.1
圧縮耐力 [MPa]	268.9
ハニカムコア Al 1/8-5052-.001	
密度 [kg/m <sup>3</sup> ]	72
せん断強度 [MPa]	2.4
せん断弾性係数 [GPa]	0.44

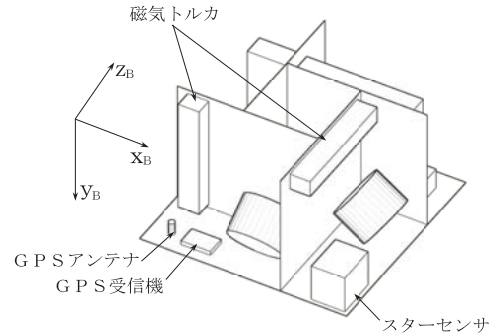
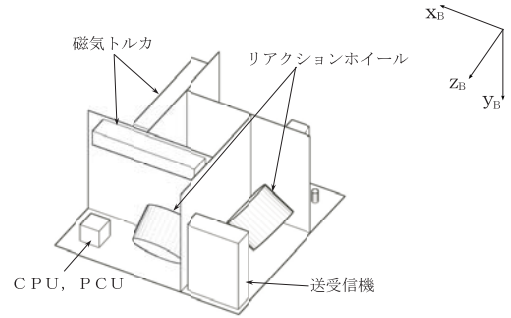


図 38: 内部機器配置

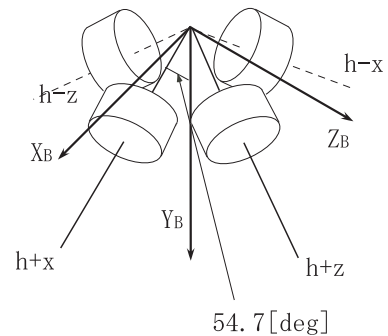


図 39: 4 スキュー配置

#### 3.2.2 その他材料

衛星分離部の材料は Al 合金 A7075-T6 を、展開パネルの材料は CFRP を使用する。各材料の物性値を表 15 に示す。また、鏡の物性値については 2.3 節の表 7 に示したとおりである。

### 3.3 内部機器配置

搭載機器の質量配分を表 16 に、内部機器の配置を図 38 に示す。図では隠れている井桁構造の中心にはバッテリー・ジャイロを搭載する。衛星の外に取り付ける機器については図 37 に示したとおりである。また、リアクションホイールはそれぞれの軸と  $Y_B$  軸のなす角が  $54.7[\text{deg}]$  となるような 4 スキュー型に配置する (図 39)。

表 15: A7075-T6,CFRP の物性値

	A7075-T6	CFRP	
		0[deg]	90[deg]
密度 [kg/m <sup>3</sup> ]	2800	1600	
縦弾性係数 [GPa]	71.0	343	5.9
せん断弾性係数 [GPa]	26.9	-	
ポアソン比	0.33	約 0.35	
引張耐力 [MPa]	482.7	1862	29.4
圧縮耐力 [MPa]	475.8	882	-



### 3.4 構造解析

#### 3.4.1 ロケットとのインターフェイス条件

打ち上げ時の衛星への剛性要求と準静的加速度荷重条件を表 17 に示す。

#### 3.4.2 構造数学モデル

有限要素法解析ソフト FEMLEEG を用いて構造数学モデルを作成し、構造解析を行った。作成した構造数学モデルの接点数は 229 個、要素数は 288 個となった。構造数学モデルの外観を図 40 に示す。

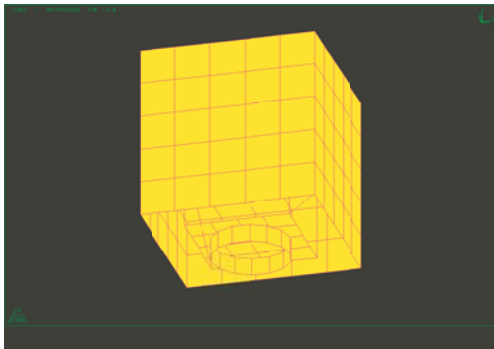


図 40: 構造数学モデル

#### 3.4.3 固有振動解析

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。解析の結果、機軸と直交方向の一次モードの固有振動数は 48.1[Hz]、機軸方向の一次モードの固有振動数は 194[Hz] となり、本衛星は表 17 に示す剛性要求を満たしている。機軸と直交方向、機軸方向の固有振動モード図をそれぞれ図 41、図 42 に示す。

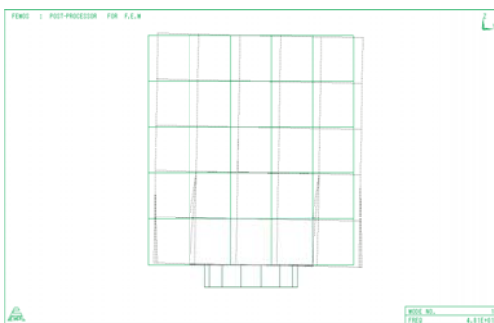


図 41: 機軸と直交方向一次モード

#### 3.4.4 静荷重解析

表 17 より、機軸方向には最大で 4G、機軸と直交方向には最大で 1.8G の荷重がかかる。この値に安全係数 1.5 を掛けた値を設計荷重とし、機軸方向に 6G、機軸と直交方向に 2.7G の荷重が同時にかかるとして解析を

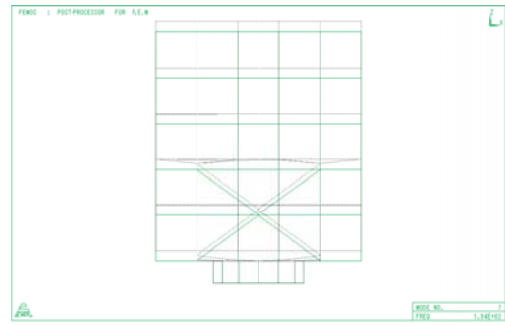


図 42: 機軸方向一次モード

行った。応力分布図を図 43 に示す。

解析の結果、最大応力は衛星分離部を取り付けるパネ

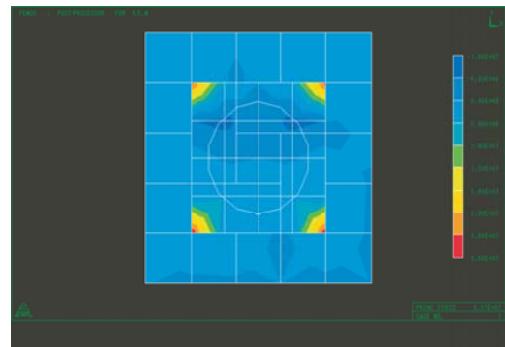


図 43: 応力分布図

ルに発生し、その値は  $\sigma = 33.7[\text{MPa}]$  となった。ハニカムサンドイッチパネルのフェイスシート材料 Al 合金 A2024-T3 の圧縮耐力  $\sigma_{cy} = 268.9[\text{Mpa}]$  であるので、安全余裕 MS を計算すると、

$$\begin{aligned} \text{MS} &= \frac{\sigma_{cy}}{\sigma} - 1 \\ &= \frac{268.9}{33.7} - 1 \\ &= 6.98 > 0 \end{aligned}$$

となり、本衛星は十分な強度を持っていることがわかる。

### 3.5 質量特性

#### 3.5.1 質量中心

パネル展開前、パネル展開後の本衛星の質量中心の位置について計算した結果を表 18 に示す。簡単のため、搭載機器についてはすべて質点であると仮定して計算した。座標は機体固定座標系で、衛星本体の中心を原点としている。

#### 3.5.2 慣性モーメント

慣性モーメントについても重心位置と同様の仮定で計算した。パネル展開前、パネル展開後の慣性モーメントを表 19 に示す。

表 16: 質量配分

	機器	質量 [kg]	寸法 [mm]
ミッション系	鏡 (中央)	3.04	460 × 460 × 最大 7.1
	鏡 (展開部) × 2	1.67 × 2	460 × 430 × 最大 6.3
ミッション系小計		6.38	-
姿勢制御系	リアクションホイール × 4	1.80 × 4	115 × 115 × 86
	磁気トルカ × 3	0.75 × 3	282 × 51 × 43
姿勢制御系小計		9.45	-
センサ系	太陽センサ	0.01	φ35 × 9
	スターセンサ	1.10	180 × 100 × 80
	磁気センサ	0.09	106 × 38 × 22
	ジャイロ × 3	0.06 × 3	φ41 × 13
	GPS アンテナ	0.01	φ15 × 5
	GPS 受信機	0.02	70 × 45 × 10
センサ系小計		1.41	-
通信系	パッチアンテナ × 4	0.08 × 4	82 × 82 × 20
	受信機	0.31	125 × 81 × 28
	送信機	0.42	190 × 135 × 22
通信系小計		1.05	-
電源系	太陽電池	0.10 × 2	400 × 320, 厚さ微小
	バッテリー × 16	0.045 × 16	φ18.6 × 62.5
	シャント	0.60 × 2	100 × 50 × 5
電源系小計		2.12	-
熱制御系	黒色ペイント	0.13	-
	銀蒸着テフロン	0.33	-
	MLI	0.43	-
	GFRP (断熱スペーサ)	微小	-
熱制御系小計		0.89	-
データ処理系	CPU, PCU	1.70	55 × 55 × 52
構体系	上下面パネル × 2	0.46 × 2	480 × 480 × 10
	側面パネル × 4	0.29 × 4	480 × 300 × 10
	内部パネル × 4	0.18 × 4	300 × 300 × 10
	展開パネル × 4	0.69 × 4	480 × 450 × 2
	本体下部フレーム	計 1.42	-
	衛星分離部取り付けパネル	0.18	300 × 300 × 10
	衛星分離部	0.49	φ225 × 50 (肉厚 5)
	パネル展開機構 × 4	0.25 × 4	-
	その他 (ネジ・配線等)	2.00	-
構体系小計		10.65	-
合計		33.65	-

表 17: 剛性要求・荷重条件

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	30Hz 以上	10Hz 以上
荷重条件	リフトオフ	圧縮評定	-3.2G
		引張評定	+0.1G
	MECO (第一段エンジン停止)	直前	-4.0G
		直後	+1.0G

表 18: 質量中心の座標

	x[mm]	y[mm]	z[mm]
パネル展開前	6.7	47.9	3.2
パネル展開後	6.7	-15.1	3.2

表 19: 慣性モーメント

	$I_x$ [kgm <sup>2</sup> ]	$I_y$ [kgm <sup>2</sup> ]	$I_z$ [kgm <sup>2</sup> ]
パネル展開前	1.42	1.80	1.32
パネル展開後	2.43	3.09	1.70

## 4 姿勢制御系

### 4.1 外乱トルク

高度 703[km] において衛星に影響を与え、姿勢を乱す要因となる 4 つの外乱トルク（重力傾斜トルク，太陽輻射圧トルク，地球磁場トルク，空力トルク）を算出する．これを参考に，センサ，アクチュエータのサイジングを行う．

#### 4.1.1 重力傾斜トルク

重力傾斜トルクは次式で表される．

$$T_g = \frac{3\mu}{a^3} \mathbf{u}_s \times \mathbf{J} \cdot \mathbf{u}_s$$

ここで  $\mathbf{J}$  は衛星の慣性テンソル， $\mathbf{u}_s$  は地球中心から衛星の質量中心までの単位ベクトルを表す．

そしてこのとき，最大の重力傾斜トルクは以下の式により求められる．

$$T_g = \frac{3\mu}{a^3} |I_z - I_y| \theta$$

$a$  : 軌道半径 (= 7078[km])

$\theta$  : Z 軸の地心方向ベクトルからのずれ角 (最大)  
(= 2.09109[rad])

よって，重力傾斜トルクのうち最大なものは  $T_g = 9.791 \times 10^{-6}$ [Nm] となる．

#### 4.1.2 太陽輻射圧トルク

太陽輻射圧トルクは次式で表される．

$$T_s = L_s \times F_s$$

$L_s$  は質量中心から太陽輻射による圧力中心までのベクトルであり， $F_s$  は太陽輻射によって作用する力のベクトルの総和である．

ここで太陽輻射圧トルクの最悪時を以下の式より求めることができる．

$$T_s = P_s A_s L_s (1 + q) \cos i$$

$P_s$  : 太陽光輻射圧定数

$$(= 4.617 \times 10^{-6} [\text{N}/\text{m}^2])$$

$A_s$  : 太陽光が当たる面の面積

$$(= 1.0944 [\text{m}^2])$$

$L_s$  : 太陽輻射による圧力中心と質量中心間距離

$$(= 0.24 [\text{m}])$$

$q$  : 反射係数 (= 0.6)

$i$  : 太陽光入射角

$$(= 0.785 (= \pi/4) [\text{rad}])$$

よって，太陽輻射圧トルクは  $T_s = 1.372 \times 10^{-6}$ [Nm] となる．

#### 4.1.3 地球磁気トルク

地球磁気はトルク次のように表される．

$$T_m = M \times B$$

$M$  は人工衛星が持っている磁気モーメントベクトルであり， $B$  は地球磁場の磁束密度ベクトルである．ここで，地球磁場の磁束密度が最大のときは以下のように求められる．

$$T_m = 10^{-7} M B$$

$M$  : 残留磁気ダイポール (代表値)  
(= 2000[pole·cm])

$D$  : 地磁気ダイポール  
(=  $8.1 \times 10^{25}$ [emu])

$B$  : 地球磁場の磁束密度 (最大時)  
(=  $2D/a^3 = 0.45628$ [gauss])

よって、地球磁気トルクは  $T_m=9.126 \times 10^{-5}[\text{Nm}]$  となる。

#### 4.1.4 空力トルク

空力トルクは次のように表される。

$$T_a = L_a \times F_a$$

$L_a$  は質量中心から空力中心までのベクトルであり、 $F_a$  は衛星表面に働く空気力のベクトルの総和である。別の表現の仕方をするると次のようになる。

$$T_a = \Sigma(F_i L_i)$$

$F_i$  : 各暴露表面面積にかかる力

$L_i$  : 重心から各面の中心までのモーメント腕長

空力トルクは  $F_i$  と  $L_i$  の積の和としても求められるが、今回は空力中心と衛星の重心との間の距離  $L_a$  を  $0.12[\text{m}]$  と仮定し、以下のように求める。

$$T_a = F_a L_a$$

$$F_a = \frac{1}{2} \rho C_d A V^2$$

$\rho$  : 高度 703km での空気密度  
( $= 5.0 \times 10^{-14}[\text{kg}/\text{m}^3]$ )

$C_d$  : 抗力係数  
( $= 2.2$ )

$A$  : 空気抵抗となる表面面積  
( $= 0.144[\text{m}^2]$ )

$V$  : 衛星速度  
( $= 7.503 \times 10^3[\text{m}/\text{s}]$ )

よって、空力トルクは  $T_a=5.350 \times 10^{-8}[\text{Nm}]$  となる。

#### 4.1.5 最大外乱トルクと角運動量

表 20 に求めた 4 つの最大外乱トルクと、これらの最大外乱トルクがすべて同じ方向にかかったときの合計の最大外乱トルクは次のようになる。

4 つの外乱の支配的な外乱トルクは重力傾斜トルクと地球磁気トルクで、これらのトルクは軌道周期の正弦波的な変化をするので  $1/2$  周期のときに最大の角運動量がかかることになる。この最大角運動量は次のように求められる。

$$H = T_{max} \frac{T}{2\pi}$$

周期  $T=98.83[\text{min}]=5.930 \times 10^3[\text{s}]$  より最大角運動量は  $H=9.671 \times 10^{-2}[\text{Nms}]$  となる。

## 4.2 姿勢安定方式

### 4.2.1 姿勢安定方式の検討

本衛星がミッション要求に対して最適な姿勢安定方式を選ぶために、以下に示すいくつかの基本的な安定方式の特徴などをもとに検討を進める。

表 20: 外乱トルク

重力傾斜トルク $T_g$	$9.791 \times 10^{-6}$
太陽輻射圧トルク $T_s$	$1.372 \times 10^{-6}$
地球磁気トルク $T_m$	$9.126 \times 10^{-5}$
空力トルク $T_a$	$5.350 \times 10^{-8}$
合計の最大外乱トルク $T_{max}$	$1.025 \times 10^{-4}$

(単位は  $[\text{Nm}]$ )

### 4.2.2 基本的な姿勢安定方式

基本的な姿勢安定方式は大きく (1) 重力傾斜安定方式 (2) スピン安定方式 (3) 3 軸安定方式の 3 つに分類される。さらに、それぞれの安定方式についても数種類に分類される。以下、それぞれの安定方式の特徴について説明する。

#### (1) 重力傾斜安定方式

重力傾斜安定方式とは衛星の質量中心周りに重力によるトルク (重力傾斜トルク) が作用することにより、衛星が最小慣性主軸を地心方向ベクトルと平行になるように姿勢が変更し、地球中心指向の衛星になるようにして安定する方式である。複雑な制御機器を必要としないので、簡単で安価・信頼性も高いが精度が悪く ( $\pm 5\text{deg}$ ) 適用範囲が狭い。

#### (2) スピン安定方式

スピン安定方式とは最大慣性モーメントを持つ主軸周りに衛星を回転させることで回転軸方向 (最大慣性主軸) に角運動量ベクトルを慣性空間に固定 (ジャイロ剛性) しようとして安定する方式である。重力傾斜安定方式と同様に簡単で安価・信頼性も高いが精度あまり良くなく ( $\pm 0.2 \sim 1\text{deg}$ )、姿勢変更時に燃料を多く消費しやすい。

#### (3) 3 軸安定方式

3 軸安定方式とは重力傾斜・スピン安定方式のような受動的な安定制御方式とは違い、フィードバック制御を用いた能動的な安定制御方式であり、指向性の制約がなく、慣性空間で姿勢を固定でき、現在最もよく使われている方式である。精度が非常に良く安定だが、制御装置がほかの安定方式に比べて複雑で信頼性が低い。さらに、3 軸安定方式はゼロモーメント方式とバイアスモーメント方式との 2 種類に分別される。ゼロモーメント方式は設計が容易で、精度は非常に良い ( $0.001 \sim 1\text{deg}$ ) が、ロール・ピッチ・ヨーすべての角度情報が必要となり、アクチュエータの配置も複雑になる。一方、バイアスモーメント方式は機器の配置が簡単

でセンサ・アクチュエータの数を減らせるが、一般的に精度が劣り (0.01~0.1deg), 運動範囲に制約がある。

表 21: 3 軸安定方式の比較

方式	ゼロ式	バイアス式
ミッション (機動性)		(角運動量を有するため)
姿勢安定	(能動安定)	(受動安定も可)
機器構成	(ホイール 3 個以上)	(ホイール 2 個 でも 3 軸制御可能)

#### 4.2.3 姿勢安定方式の決定

本衛星に適合する姿勢安定方式を決定していく。まず、重力傾斜安定方式を採用するためには外乱トルクの中で重力傾斜トルクがほかの外乱トルクより大きくないといけませんが、外乱トルク解析より重力傾斜トルクは他の外乱トルクと比べてさほど大きくないので採用しづらい。スピン安定方式の場合は、反射光が宇宙空間など観測点以外の方向に反射光が向かって、その分のロスが大きいので今回は採用しない。そして、表 21 を考慮して 3 軸安定方式のうちバイアスモーメント方式では、2 軸は安定化できても残り 1 軸を安定化させるのは難しく、加えて精度があまりよくなく、その他運動範囲に制約もある。本衛星はポインティングをかけるミッションを行うので誤差をできるだけ少なくし、精度のよい運動を行わせるためにもゼロモーメント方式のほうが適している。したがって、機器の数が増えて複雑になっても運動に制約がかからず本衛星のミッションを達成しやすい観点から 3 軸安定ゼロモーメント方式を採用し、以下この安定方式およびミッション要求を満たすように内部機器を選定する。

### 4.3 センサの選定

本衛星には太陽センサ, スターセンサ, 磁気センサ, GPS, ジャイロを搭載する。以下において安定方式, ミッション要求に従って各種センサの選定を行う。

#### 4.3.1 太陽センサ

本衛星は太陽指向の衛星であるため、初期姿勢捕捉時や姿勢が大きく乱れたときなどに太陽の方向をすばやく捕捉する必要があるため、比較的視野の大きな

太陽センサ (粗太陽センサ) を搭載する。使用用途からとくに精度は必要としていないので、視野が広く、小型で軽量かつ消費電力が少ない太陽センサを選定する。よって、太陽センサにはこれらの要求を満たすことができる AEROASTRO 社の Coarse Sun Sensor を使用する。視野がすべての方向に対し 120[deg] あり、ほかの要求も十分満足できる。表 22 に選定した太陽センサの諸元を示す。

表 22: Coarse Sun Sensor の諸元

視野 [deg]	120 (full-angle)
精度 [deg]	± 5
寸法 [mm]	φ35×9.0
重量 [kg]	0.01
消費電力 [W]	0
温度範囲 [ ]	-40 ~ +93



図 44: Coarse Sun Sensor

#### 4.3.2 スターセンサ

慣性座標系における本衛星の姿勢を検出し、ジャイロにおける基準姿勢を得るためにスターセンサーを搭載する。選定要求としては高精度でできるだけ小型軽量・消費電力を抑えたものであり、以上のことからスターセンサは VECTRONIC AEROSPACE 社の Star Sensor Type VST-41M を使用する。表 23 にスターセンサの諸元を示す。

表 23: Star Sensor Type VST-41M の諸元

精度 [arcsec, °]	18/122(x,y/z axis)
更新周期 [Hz]	4 ~ 8
視野 [deg]	14×14
寸法 [mm]	80×100×180
重量 [kg]	1.1
消費電力 [W]	2.5
入力電圧範囲 [VDC]	9 ~ 18
稼働温度範囲 [ ]	-20 ~ +65



図 45: Star Sensor Type VST-41M

#### 4.3.3 磁気センサ

本衛星には制御装置のひとつに磁気トルカを搭載するので適切な出力を得るためにも地球磁気の測定が必要となる。また、地球中心座標を検出することで衛星の姿勢の検知・決定ができるので、太陽センサ・スターセンサ・ジャイロの冗長としての役割も持つ。このような用途から、地磁気に対して高精度で検出でき、小型軽量の磁気センサを選定する。よって磁気センサは Honeywell 社の HMR3000 を使用する。表 24 に使用する磁気センサの諸元を示す。

表 24: HMR3000 の諸元

動作範囲 [T]	$5.0 \times 10^{-5}$ (max $1.0 \times 10^{-4}$ )
分解能 [T]	$1.0 \times 10^{-7}$
寸法 [mm]	$38.1 \times 107.7 \times 22.4$
重量 [kg]	0.092
消費電力 [W]	0.175
供給電圧 [VDC]	5.0
稼働温度範囲 [ ]	-20~+70

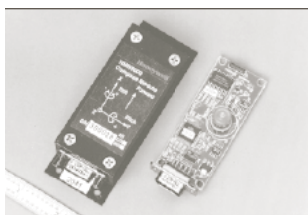


図 46: HMR3000

#### 4.3.4 ジャイロ

本衛星に搭載するジャイロはスターセンサの補助として使用する。選定要求としては小型軽量で精度の良いものを使用する。したがって、ジャイロは SYSTRON DONNER 社の QRS11-00100-100 を使用する。レーザージャイロではないので信頼性・精度には劣る部分があるが、運用精度が  $4[\text{deg}]$  であること、また他のセンサと複合して使用することで欠点をカバーし、

その分小型軽量を追及するためにこのジャイロを選定する。表 25 に諸元を示す。なお、3軸の姿勢角を検出するため、ジャイロは3個使用する。

表 25: QRS11-00100-100

計測範囲 [deg/s]	$\pm 100$
分解能 [deg/s]	0.004
寸法 [mm]	$\phi 41.27 \times 13.46$
重量 [kg]	0.060
入力電圧 [VDC]	$\pm 5$ ( $\pm 3$ regulation)
消費電力 [W]	0.4
稼働温度範囲 [ ]	-40~+80



図 47: QRS11-00100-100

#### 4.3.5 GPS

本衛星は太陽・衛星・地球間の3者の位置関係が重要であり、つまり衛星の軌道がミッション達成の重要な要素となる。そのため、衛星の位置を知ることが必要となるのでGPSを搭載する。また、選定要求としては小型で精度が良いものとする。よって、SSTL社のSGR-05を使用する。表26に諸元を示す。

表 26: SGR-05 の諸元

時刻精度 [ $\mu\text{s}$ ]	1
位置精度 [m]	10
初期捕捉時間 [s]	60(warm start) 540(cold start)
寸法 [mm]	$70 \times 45 \times 10$
重量 [kg]	0.02
動作電圧 [V]	5
消費電力 [W]	0.5~0.8
動作温度範囲 [ ]	$\pm 0 \sim +50$

#### 4.4 アクチュエータの選定

本衛星は3軸安定ゼロモーメント方式を採用しているため、アクチュエータについては主としてリアクションホイールまたはスラスタが考えられる。スラスタを用いると姿勢制御だけでなく軌道制御もできるようになり、目的の軌道から外れたときの修正などにも使える。しかし、スラスタの寿命は搭載する燃料で決まり、燃料を保持するタンクやヒータなどの機器が必要となり、システムが複雑になる。一方、リアクションホイールは、3軸安定方式で一般に用いられている機器であるが、比較的機器の重量・消費電力が大きく、アンローディングが必要となる。今回は運用期間が短く軌道も約700kmを周回するため空気抵抗などによる軌道のずれは比較的小さいと考えられるので軌道制御は行わず、磁気トルカを用いてアンローディングすることを考慮して、本衛星にはリアクションホイールを姿勢制御アクチュエータとして搭載する。そして姿勢制御におけるホイールの補助およびアンローディングのために磁気トルカも搭載する。以下において、運用を満たすための選定を行う。

##### 4.4.1 リアクションホイール

4.2節において最大角運動量が  $H=9.651 \times 10^{-2}$  [Nms] であり、この角運動量（1軸あたり）がリアクションホイールに蓄積されるので、この値より大きな角運動量を蓄積できるリアクションホイールを選定する必要がある。またミッション時の最大トルクについては、図30を考慮して1[mNm]のトルクを出力できる能力があれば十分である。ゆえに、本衛星には VECTRONIC AEROSPACE 社の Reaction Wheel Type RW-01 を使って3軸の制御を行う。通常の3軸安定ゼロモーメント方式は3軸それぞれひとつずつリアクションホイールを搭載するが、この場合1つが何らかの原因で故障してしまうと1つの軸が全く制御できなくなってしまうので今回は冗長性も考えてリアクションホイール4個を用いて4スキュー配置にする。これによりたとえ1つ壊れても残りの3つで3軸を制御できるようにする。表27に諸元を示す。



図 48: Reaction Wheel Type RW- 01

表 27: Reaction Wheel Type RW- 01 の諸元

寸法 [mm]	115×115×86
重量 [kg]	1.8
慣性モーメント $\text{kgm}^2$	$2.12 \times 10^{-3}$
回転数 [rpm]	5000
角運動量 [Nms]	1
定格トルク [mNm]	20
消費電力 [W]	4.0
稼働温度範囲 [ ]	-20~+70

##### 4.4.2 磁気トルカ

今回、本衛星に搭載する磁気トルカは VECTRONIC AEROSPACE 社の Magnet Torquer(MTR-5) を使用する。表28に諸元を示す。そして、3軸の角運動量を除去するために  $x_B \cdot y_B \cdot z_B$  軸方向にそれぞれ1つずつ配置する。

表 28: Magnet Torquer(MTR-5) の諸元

発生磁気モーメント $[\text{Am}^2]$	5
寸法 [mm]	282×43×51
重量 [kg]	0.75
供給電圧 [V]	9~14
消費電力 [W]	0.5



図 49: MTR-5

#### 4.5 センサ・アクチュエータのまとめ

表29に本衛星に搭載するセンサおよびアクチュエータをまとめて示す。

#### 4.6 アンローディング

本衛星は比較的低軌道で運用されるので地球磁気トルクをはじめとした外乱トルクが衛星に加わる。この外乱トルクを打ち消すためにリアクションホイールを作動させるので、その結果リアクションホイールには角運動量が蓄積する。この蓄積した角運動量をアンロー

表 29: 搭載機器

種類	役割	重量 (kg)	消費電力 (W)
太陽センサ	太陽の補足 (おおよその姿勢決定)	0.010	0
スターセンサ	慣性空間における姿勢の計測	1.1	2.5
磁気センサ	地磁気の測定	0.092	0.175
ジャイロ ×3	相対的な姿勢の測定	0.060×3	0.4×3
GPS	衛星の位置の測定	0.020	0.8
リアクションホイール ×4	衛星の姿勢制御	1.8×4	4.0×4
磁気トルカ ×3	リアクションホイールの補助 アンローディング	0.75×3	0.5×3

ディングするために磁気トルカを使用する。磁気トルカが発生する磁気モーメントはアンローディング以外にはほとんど影響がないと考え、常に磁気トルカを起動させてアンローディングを行う。

磁気トルカの発生モーメントは以下のように求められる。

$$T_t = M_t \times B$$

アンローディングに必要な磁気トルカによる発生磁気モーメントを求めていく。まず、発生磁気モーメント  $M_t$  は次のように求められる。

$$M_t = k(h \times B)$$

ここで、 $k$  は時定数 (ゲイン)、 $h$  は蓄積された外乱トルクを表し、4.1.5 項より  $h=9.671 \times 10^{-2} \text{Nms}$  とする。また、地球磁気ベクトル  $B$  のモデルを次のようにする。

$$B = -\frac{\mu_m}{a^3} \begin{bmatrix} 3 \sin \lambda_m \cos \lambda_m \cos \eta_m \\ 3 \sin \lambda_m \cos \lambda_m \sin \eta_m \\ 3 \sin^2 \lambda_m - 1 \end{bmatrix}$$

$\mu_m$  : 地磁気ダイポールの強さ [Wbm]  
( $= 1.0 \times 10^{17}$ )

$\lambda_m$  : 緯度 [rad]

$\eta_m$  : 経度 [rad]

このモデルより地球磁気ベクトルの大きさは次のようになる。

$$|B| = \frac{\mu_m}{a^3} \sqrt{1 + 3 \sin^2 \lambda_m}$$

この式をグラフで表すと次のようになる。

地磁気ベクトルの大きさの平均を次のように決める

$$\begin{aligned} |B| &\sim \frac{1.5\mu_m}{a^3} \\ &= 4.225 \times 10^{-4} [\text{T}] \end{aligned}$$

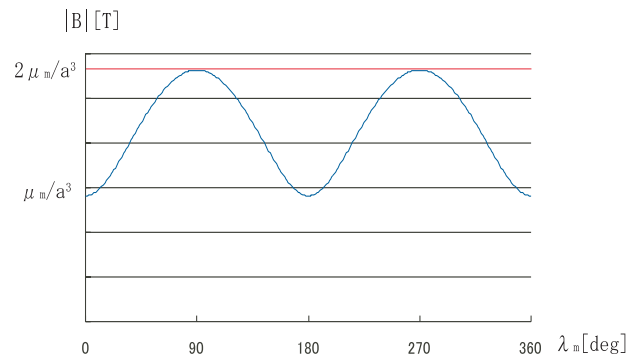


図 50: 緯度と地磁気の大きさとの関係

ここで  $[\text{Wb/m}^2]=[\text{T}]$  である。例えば、 $h$  の収束定数を 1000s すると  $1/k|B|^2 = 1000[\text{s}]$  より、

$$\begin{aligned} \frac{1}{k} &= 1000|B|^2 \\ &= 1.785 \times 10^{-4} [\text{T}^2\text{s}] \end{aligned}$$

$k$  が求められたので、発生磁気モーメントは次のようになる。

$$\begin{aligned} M_t &= k|h||B| \\ &= \frac{1}{1.785 \times 10^{-4}} \times 9.671 \times 10^{-2} \times 4.225 \times 10^{-4} \\ &= 2.289 \times 10^{-1} [\text{Am}^2] \end{aligned}$$

これが、アンローディングをするのに必要な発生磁気モーメントであり、本衛星に搭載する磁気トルカの発生磁気モーメントは表 28 より、 $5[\text{Am}^2]$  なので十分余裕がある。

#### 4.7 初期運用シーケンス

本衛星は高度 702.8[km] の円軌道に投入される。その後太陽センサを用いて初期姿勢の捕捉を行う。また軌



道投入の際、大きな分離角速度をもっている可能性が高い。最悪のケースとして三軸方向にそれぞれ6[deg/s]の角速度を持っていると仮定する。QRSで角速度を検出しながらリアクションホイールで角運動量を吸収する。ヨー軸周りでは

$$h_y = I_y \omega = 0.2[\text{Nms}]$$

であるので、リアクションホイールで制御可能である。このとき太陽センサで太陽捕捉ができない場合、デスピ後太陽センサが付いていない軸のうち慣性モーメントの小さい方の軸周りで1軸サーチを行う。太陽捕捉後、パネルの展開を行う。さらにスターセンサを起動し正確な姿勢を決定していく。そしてGPSをONにした後、地球指向にする。その後詳細な軌道要素を求めていく。

また運用をする前に初期チェックアウトフェーズを設け、展開鏡やSTTのアライメント補正を試みる。具体的には以下のような実験を行う。実験の日時と場所を決め定常モードで反射光を地心に向けておく。その後衛星の目撃者情報を募る。ノミナルの軌跡に対して全国から集めた観測情報を照らし合わせて、そのずれを検討する。毎回アライメント補正をかけていき許容範囲に落ち着かせる。

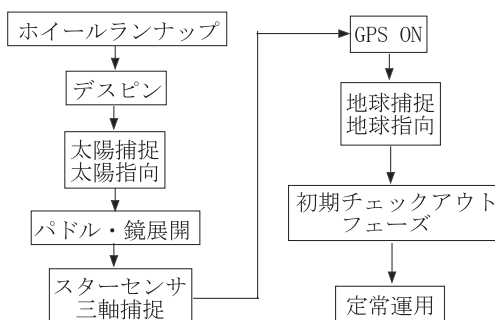


図 51: 初期シーケンス

#### 4.8 セーフティモード

想定外の事態が生じた場合セーフティモードに入れて、事態を収拾する必要がある。例えば姿勢角や姿勢レートを過大に検出したときや、電源が異常で電力が確保できないとき、バッテリーの充電量が非常に少ないときは、そのまま衛星を運用するのは危険である。

まず異常事態が発生した場合、太陽センサを用いて太陽捕捉をして電力を確保する。その後姿勢が安定したら地上と通信をして、原因を究明する。原因解明後、通常の運用モードに戻す。

## 5 電源系

### 5.1 電源系の概要

本衛星は、周期約 99 分の太陽同期・準回帰軌道にある。この軌道において日照時間は約 77~99 分であり、かなりの行程において太陽からエネルギーを得ることが出来る。したがって、電力の発電方式は太陽電池を使用する。本衛星において使用される機器と供給電圧、消費電力を表 30 に示す。この表からわかるように最高電圧は 28V と低い。また本衛星の寿命も 2 年と短いこと、秋・冬・春は食時間が 0 分で常に太陽光に照らされているので充放電回数が比較的少ないことから太陽電池、バッテリーの劣化による電圧変化は少ないと予想される。したがって、本衛星はバッテリー出力をそのまま用いる非安定化バスとする。日照時は太陽電池で発生する電力で機器を作動させ、食時はバッテリーから放電される電力で機器を作動させる。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。

日照時、太陽電池から供給される電力は衛星の制御、食時のための充電池への充電のために使用される。衛星の制御については主に、初期補足モード(1回のみ)、定常モード、ミッションモード、通信モード、アンローディングモードがある。そして、食時については定常モードのみがある。初期補足モードのときは、はじめ地上で充電した電力を使って太陽電池パドルの展開まで行い、それ以降は太陽電池から発生される電力を使うので、以後の検討では考慮しない。アンローディングは常に行うので定常モードに含め、ミッションモード、通信モードについては消費電力量が定常モードに比べ小さいので定常モードに含める。つまり、信頼性向上のため、常に全ての機器を作動させた定常モードについて考える。

### 5.2 バッテリーの選定

本衛星に搭載するバッテリーは Panasonic のリチウムイオン二次電池 CDR1865E を使用する。この電池は、高エネルギー密度、高電圧であるとともに、ほぼ一定電圧のもとで電力を供給することができ、衛星での使用に非常に適している。以下、表 31 に諸元を示す。

### 5.3 バッテリーの配置

本衛星のバス電圧は 28V であるので、バッテリーもそれ以上の電圧が必要である。したがって、上記の二次電池を 8 個直列に接続することで 29.6[V] の電圧を達

表 30: 電力配分表

搭載機器	搭載数	電圧 [V]	電力 [W]
太陽センサ	1	0	0
スターセンサ	1	18	2.5
磁気センサ	1	5	0.175
ジャイロ	3	5	1.2
GPS	1	5	0.8
リアクションホイール	4	11~16	16
磁気トルカ	3	14	1.5
送信機	1	28	6.25
受信機	1	28	3
CPU,PCU	1	-	2.5
温度センサなど	6	-	2
合計	-	-	35.925

表 31: リチウムイオン二次電池の諸元

製品名	CGR1865E
メーカー	松下電池工業
公称電圧 [V]	3.7
公称容量 [mAh]	2550
寸法 [mm]	φ18.6× 62.5
重量 [kg]	0.0465

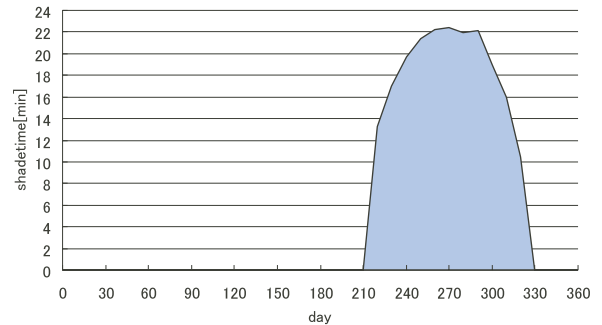


図 52: 年間の食時間

成することが出来る．さらに，並列のバッテリーの数については以下の式において与えられる．

$$C_r = P_e T_e / (C_d N V_d n)$$

- $C_r$  : バッテリー容量 [A · h]
- $P_e$  : 平均食時供給電力 [W]
- $T_e$  : 最大食時間 [h]
- $C_d$  : 許容バッテリー DOD
- $N$  : バッテリーの台数
- $V_d$  : バッテリー平均放電電圧
- $n$  : バッテリーから負荷への電力伝達効率

いま，本衛星搭載機器に必要な総電力は約36[W]で，8個直列の電池群の必要な個数（並列数とする）は次のように求めていく．本衛星は低軌道衛星であるが，寿命は2年と比較的短い．また，最大食時間は夏季の22分であるが，図52から食の影響を受けるのは多く見積もっても夏季を中心とした120日間である（図52において0日目は9/30日を表す）．一日あたり平均14.6回地球を周回することから，一日あたり平均14.6回充放電することとなる．したがって総充放電回数は1年間で14.6×120=1748回ほどと見積もれる．つまり，2年

間で約3000回の充放電を行う．また，リチウムイオン二次電池はニッケル水素二次電池に比べ，浅い充電，放電の繰り返しによる容量の低下が少ないので，許容バッテリー DOD は少なくとも60%以上と見積もり，バッテリーからの負荷への伝達効率は90%であると見積もる．これより求めるバッテリーの数は次のようになる．

$$\begin{aligned} N &= P_e T_e / (n V_d C_d C_r) \\ &= 36 \times (22.3/60) / (0.9 \times 29.6 \times 0.6 \times 2.55) \\ &= 0.3282 < 1 \end{aligned}$$

したがって，並列は1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・安全性から考えてもう一列配置する．よって並列に2列，直列8本の電池，つまり合計16本のリチウムイオン二次電池を使用する．

## 5.4 太陽電池の選定

日照時，太陽電池は衛星への電力供給とともに二次電池の充電を行う．また太陽電池の劣化を考えて2年後

ミッション終了時に電力供給が満足されるように、選定を行う。本衛星では Spectrolab 社の太陽電池 Ultra Triple Junction Solar Cells を使用する。仕様を表 32 に示す。

表 32: Ultra Triple Junction Solar Cells の諸元

電圧 [V] (エネルギー Max 時)	2.35
電力変換効率 (at 28 ) [%]	28
寸法 [mm]	20×40
重量 [g]	0.672
劣化率 (2 年)	0.961
温度係数 [%/ ]	0.286

バッテリーを充電するためにアレイ電圧はバッテリー電圧よりも高くなければならないのでアレイ電圧  $V_a$  をバッテリー電圧  $V_d$  の 1.2 倍とする。

$$\begin{aligned} V_a(\text{アレイ電圧}) &= 1.2 \cdot V_d \\ &= 1.2 \times 29.6 \\ &= 35.5[\text{V}] \end{aligned}$$

太陽電池が発電しなければならない 1 周期あたりの全電力は以下の式で与えられる。

$$P_{sa}(\text{EOL}) = \frac{\frac{P_d T_d}{X_d} + \frac{P_e T_e}{X_e}}{T_d}$$

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

仮定より、日照時・食時消費電力はともに 36[W] とし、日照時間は一周期における最小の日照時間  $T_d = T(\text{周期}) - T_e$  より約 77 分 (1.28 時間) を使用する。そして今回は不安定化パスを採用するので  $X_d = X_e = 0.90$  と見積もる。今回は夏季のみ食に入り、夏季以外は日照時間が周期と等しいので太陽電池が発電しなければならない 1 周期あたりの全電力 (EOL) を次のようにして夏季と夏季以外で求める。

(1) 夏季

$$\begin{aligned} P_{sa}(\text{EOL}) &= \frac{\frac{36 \times (98.8 - 22.3) / 60}{0.9} + \frac{36 \times (22.3 / 60)}{0.9}}{(98.8 - 22.3) / 60} \\ &= 51.66[\text{W}] \end{aligned}$$

(2) 夏季以外

$$\begin{aligned} P_{sa}(\text{EOL}) &= \frac{\frac{36 \times (8.8 / 60)}{0.9}}{98.8 / 60} \\ &= 40[\text{W}] \end{aligned}$$

夏季の 1 周期あたりの全電力 (EOL) が最大になるので、この値を使って太陽電池のサイジングを行う。

太陽電池の動作温度を 50[ ] と見積もって温度の影響を考慮に入れると、太陽電池の温度係数より温度の影響が得られる。

$$\begin{aligned} e_{temp}(\text{温度の影響}) &= (\tau_o - \tau_i) \cdot C \\ &= (50 - 28) \times 0.286 \\ &= 6.292[\%] \end{aligned}$$

- $\tau_o$  : 動作温度 50[ ]
- $\tau_i$  : 初期効率温度 28[ ]
- $C$  : 温度係数

よって 2 年後、ミッション終了時に電力供給が満足される条件を満たすようにアレイ発電量 (BOL) を決定するとアレイ発電量は以下のような形で得ることが出来る。

$$\begin{aligned} P_{sa2}(\text{BOL}) &= \frac{P_{sa}}{R \cos i_s (1 - e_{temp})} \\ &= \frac{51.66}{0.961 \times \cos(\pi/4) \times (1 - 0.06292)} \\ &= 81.09[\text{W}] \end{aligned}$$

- $R$  : 劣化率
- $i_s$  : 太陽光入射角

したがって、太陽電池の効率  $e_c$  を 28[%]、太陽光からのエネルギー  $S$  を 1350[W/m<sup>2</sup>] とし、全セル面積は以下のように求めることができる。

$$\begin{aligned} S_c(\text{全セル面積}) &= \frac{P_{sa2}}{S \cdot e_c / 100} \\ &= 81.09 / (1350 \times 0.28) \\ &= 0.2145[\text{m}^2] \end{aligned}$$

$e_c$  : セル効率 [%] (電力変換効率)

セル一枚当たりの大きさを  $s_c = 2[\text{cm}] \times 4[\text{cm}]$  とすれば必要な枚数  $N_c$  は、

$$\begin{aligned} N_c &= S_c / s_c \\ &= 0.2145 / (2 \times 4 / 1000) \\ &= 268.16 < 269 \end{aligned}$$

となり、必要枚数は 269 枚であることがわかる。ゆえに、太陽電池セルをはる展開パネルの面積 0.45[m]×0.48[m]=0.216[m<sup>2</sup>] 2 枚分に十分はることが出来る。さらにセルの直列数は  $V_d/V_c$  (セル一枚の電圧) = 35.5/2.35 = 15.1 より 16 個である。またミッション中において、太陽電池セルがひとつ壊れるだけで、人工衛星に多大な影響を与えかねない。そのため、冗長性もかねて、この衛星ではソーラーパネルを最大で必要となる容量より余分に並列の数を増やして安全性を得るようにしている。このことから結果的にセルは 320 枚はることとする。

## 5.5 電源安定化

バッテリー、および太陽電池のサイジングは、主として衛星の寿命（運用）末期で食時間が長いという、発生電力および充電にとっては最悪の場合でも稼働できることを重視してサイジングをしたが、この場合、初期の頃は高い電圧・電流・電力が生じて、バッテリーを過熱し、結果としてバッテリー寿命を短くしてしまう。また、運用の大半は周期中に食に入ることがなく、ほとんど太陽光に照らされていることになり、このときも同様にバッテリーを過熱し、バッテリー寿命を短くしてしまう。このようなことを防ぐために余剰電力をシャントする必要があり、日照時のバスの安定化にも役に立つ。

シャントの方法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種類がある。パーシャルシャント方式は容易に高い電圧安定性を得られるがシャントの発生熱量も大きくなる。一方、シーケンシャルシャント方式は、熱の発生がそれほど小さくなく、特に大きな発生電力を取り扱うものに対して有利であるが、パーシャルシャント方式に比べて安定度は良くない。

今回は発生する電力は比較的小さくなく、使用機器を減らし、簡単に安定性を得ることができるパーシャルシャント方式を採用し、この方式に合うようなシャント装置を太陽電池パドルに1個ずつとりつける。

## 5.6 モードごとの消費電力

各モードごとの消費電力を表33に示す。

表 33: モードごとの消費電力

モード	1日あたりの消費時間 [h]	1日あたりの総電力 [Wh]
定常	22.92	565.5
ミッション	1.000	23.18
通信	0.08333	2.702
初期捕捉	0.3333(20min)	0.4911

## 6 通信系

### 6.1 はじめに

本衛星は画像や観測データを取得しないので取り扱われるデータは極めて少量である。衛星の運用状態を把握する必要があるため、衛星はHKデータ (House Keeping data) と呼ばれるバス部の各種情報を地上に送らなければならない。そして、地上から衛星を制御するための命令信号 (コマンド) を地球局から送信し、衛星はそれを受信する。本衛星は軌道傾斜角  $98.2[\text{deg}]$

の太陽同期・準回帰軌道を周回しているため、衛星と地球局の通信可能な時間が制限されている。また、電波を送信し (受信し)、信号から電波に (電波から信号に) 変調 (復調) する機器が必要である。電波は宇宙空間、大気圏を通過する時、様々な外乱を受ける。そのような悪条件下でも満足できる通信を行うためにも、回線設計は重要である。

### 6.2 ミッション要求

#### 6.2.1 通信可能時間の算出

衛星は定期的に日本の上空を通る軌道を選んでいる。そのため日本の地球局の中で増田追跡管制所 (緯度:  $30.56[\text{deg}]$ , 経度:  $131.01[\text{deg}]$ ) を選んだ。ここでは仰角  $30[\text{deg}]$  の以上の時、通信可能とする。衛星が地球局の上空を通過するときを基準に、0時間から48時間を通しての通信可能時間帯を図53に示す。図より通信可能な時間帯は通信局を通過してから12時間の間隔であり、それぞれ5分程度であることがわかる。つまり、夕方日本上空を通過するとき、朝方に日本上空を通過することに対応する。

夕方ではミッションの実行中の可能性があるため、衛星のアンテナと地球局のアンテナの間にある衛星のパドルが、どのように電波に干渉するのかは不確定である。よって、確実に通信を行うためにも朝に通信モードを設定する必要がある。

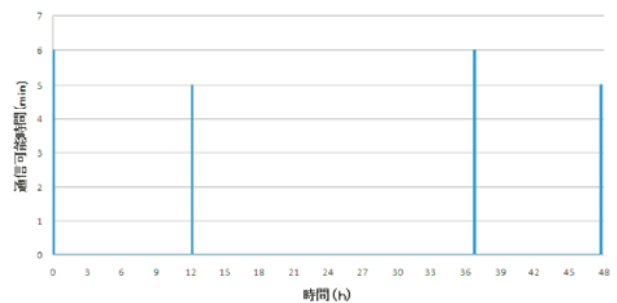


図 53: 通信可能時間

#### 6.2.2 データ量の算出

HKデータは衛星の状態を知るための衛星内の各種情報のことを意味する。情報の種類は表34に表す。また、衛星を運用するためには適切な命令 (コマンド) がなければならない。衛星は送信されたコマンドの姿勢データに基づいてミッションを行う。メモリには姿勢データと時刻データが保存されてある。衛星には時計があり、その時計の時刻に合わせて姿勢をとる。また通信に関しては、衛星に通信可能な時間帯と姿勢情報を常にもたせておく。一方ミッションに関しては衛星に要求する姿勢は多様なため、ミッションの姿勢データは順次更新していく必要がある。

コマンドの種類を表 35 に示す．あらかじめ地上計画系でミッション要求に合う姿勢角等のノミナル軌道を設計し，送信データ量を少なくするためその情報を間引いて衛星に送る．衛星には計画系を持たせておき，そのコマンドデータをもとに最小二乗法で近似曲線を作り，それを実行する．

ダウンリンクをするデータは 31 項目でひとつのデータを 16[bit] とする．テレメトリのサンプリング周期を決める必要がある．定常モードの時には衛星はあまり姿勢を変更しないため，すべてのテレメトリを 0.1[Hz] でサンプリングする．ミッションの実行中には衛星の状態を詳しく知る必要があり，サンプリング周期を短くする必要がある．そこで各機器のサンプリング周波数を表 34 に表す．仮に一日のミッション時間を 1 時間とすると，ダウンリンクのデータ容量は 7.6[Mbit]，アップリンクのデータ容量は 0.4[Mbit] になる．通信可能時間 5 分と仮定し，ダウンリンクに 4 分，アップリンクに 1 分として，要求する伝送速度はダウンリンクが 32[kbps]，アップリンクは 6.7[kbps] になる．

表 34: テレメトリの種類とサンプリング周波数

	テレメトリの種類	サンプリング周波数 [Hz]
姿勢制御系	スターセンサ	2
	位置情報 (3 個)	0.1
	磁気センサ	2
	姿勢角 (3 個)	2
	姿勢レート (3 個)	2
	RW 角速度 (4 個)	2
	トルク (指令値) (4 個)	2
	ジャイロ (3 個)	2
	磁気トルカ (3 個)	2
電源系	バッテリー出力電力	1
	バッテリー温度	1
	太陽光電圧	1
	パドル温度	1
通信系	送信機・受信機の温度	1
	総合制御装置温度	1
	衛星の時計の時刻	1
構体系	鏡の温度	1

表 35: コマンドの種類とサンプリング周波数

コマンド種類	周波数 [Hz]
時刻	1
ポインティング地点の位置 (3 個)	1
姿勢角 (ロール, ピッチ, ヨー)	1

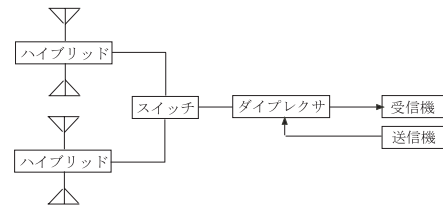


図 54: 通信機器構成図

## 6.3 アンテナの構成

### 6.3.1 衛星のアンテナ

高利得アンテナはサイズが大きいため小型衛星には不向きである．比較的小さいアンテナで，ある程度指向性があり，利得も大きい SSTL 社の S-Band Patch Antenna を用いる．通信の際，衛星はパッチアンテナが地球局を向くように姿勢制御を行う．図 55 にパッチアンテナの法線方向からの角度による利得の変化を示す． $\pm 30[\text{deg}]$  の利得が 5[dB] 以上なので衛星の姿勢精度上，利得 5[dB] の信号を地球局に送信することは可能である．

大きな利得を確保するために片面に 2 台のアンテナをハイブリッドで合成する．衛星の姿勢異常時の際も，地球局は衛星の基本的な状態を知らなければならない．よって，冗長性を持たせるため，衛星の地球側と反対側に同じアンテナを取り付けて，衛星の周り 360 度に十分な利得の信号を発信できるようにする．しかし衛星の反対側のアンテナから電波を発信する状態ではと 700[km] より高軌道の衛星に干渉を起こす問題がある．従って，通常使うアンテナは衛星の地球側にあるアンテナで，非常時のみもう一方のアンテナも稼働するようにスイッチを適切に切り替えるように設計する．

### 6.3.2 地球局の選定

本衛星は小型なので，搭載できるアンテナの利得は比較的小さい．信号を捕らえるために地球局には高利得のパラボラアンテナを設置する必要がある．

表 36: 地球局パラボラアンテナ

半径	1[m]
周波数帯域	S-Band
偏波面	Right handed circular polarization
利得	20.0[dBi]
雑音温度	50[K]
電力	10[W]

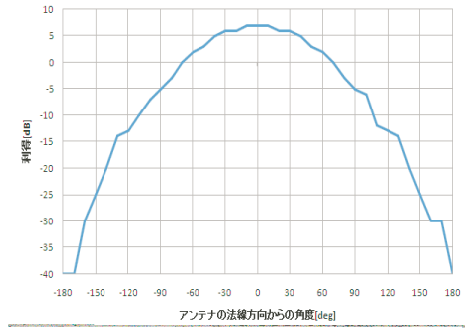


図 55: パッチアンテナの利得

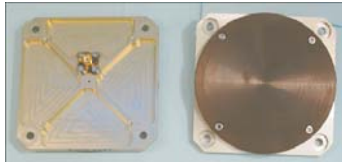


図 56: S-Band Patch Antenna

## 6.4 回線設計

### 6.4.1 変調方式

搬送波の変調方式は，アップリンクには追跡管制に優れた位相変調方式 (PM) を用い，ダウンリンクには電力効率のよい 2 相位相偏移変調方式 (BPSK: Binary Phase Shift Keying) を用いる．

### 6.4.2 送信 EIRP

等価等方放射電力  $P_E$  [dBW] は，次式によって与えられる．

$$P_E[\text{dBW}] = P_{TX} - L_{FTX} + G_{ATX} - L_{APT X}$$

$P_{TX}$  : 送信機出力 [dBW]

$L_{FTX}$  : 送信機と送信アンテナを接続する給電系の損失 [dB]

$G_{ATX}$  : 送信アンテナの最大放射方向の絶対利得 [dB]

$L_{APT X}$  : 送信アンテナのポインティング (指向誤差) 損失 [dB]

### 6.4.3 受信 G/T

受信  $G/T$  [dB/K] は次式によって与えられる．

$$G/T[\text{dB/K}] = G_{ARX} - L_{FRX} - L_{APRX} - T_S$$

$G_{ARX}$  : 受信アンテナの最大放射方向の絶対利得 [dBi]

$L_{FRX}$  : 受信アンテナと受信機を接続する給電系の損失 [dB]

$L_{APRX}$  : 受信アンテナのポインティング損失 [dB]

$T_S$  : システム雑音温度 [dBK]

ただし，システム雑音温度  $T_S$  [dBK] は次式で与えられる．

$$T_S[\text{dBK}] = 10 \log (T_A/L + T_F(1 - 1/L) + T_E)$$

$$L = 10^{(L_{FRX}/10)}$$

$T_A$  : アンテナ雑音温度 [K]

$T_F$  : 給電線雑音温度 [K]

$T_E$  : 受信機雑音温度 [K]

また，受信雑音温度が与えられず，雑音指数  $NF$  [dB] が与えられた場合には，受信機雑音温度  $T_E$  を次式によって算出する．

$$T_E[\text{K}] = (f - 1)T_0$$

$$f = 10^{(NF/10)} (\text{雑音指数の真数})$$

$$T_0 : 290[\text{K}]$$

### 6.4.4 自由空間損失

自由空間損失は  $L_d$  [dB] 次式で与えられる．

$$L_d[\text{dB}] = 10 \log \left[ \frac{4\pi d}{\lambda} \right]^2 = 32.45 + 20 \log f + 20 \log d$$

$d$  : 送受信アンテナの間の距離 [km]

$\lambda$  : 波長 [km]

$f$  : 搬送波周波数 [MHz]

### 6.4.5 偏波損失

到来信号偏波と受信偏波の組み合わせで偏波損失  $L_P$  [dB] を設定する

$$L_P[\text{dB}] = 10 \log \left[ \frac{(R_1^2 + 1)(R_2^2 + 1)}{(R_1 R_2 + 1)^2 \cos^2 \theta + (R_1 + R_2)^2 \sin^2 \theta} \right]$$

$R_1$  : 受信アンテナの楕円偏波率

$R_2$  : 到来信号波の楕円偏波率

$\theta$  : 受信アンテナの偏波の長軸と

到来信号波の偏波の長軸とのずれ角

この時，パッチアンテナとパラボラアンテナの楕円偏波率を 1 とし，アップリンクとダウンリンクの到来信号波の楕円偏波率を 1 とする．また， $\theta$  を 0 [deg] とする．以上より偏波損失  $L_P$  [dB] は 0 [dB] とすることができ．

#### 6.4.6 降雨損失

降雨損失  $L_{RA}$  [dB] は, S-band の周波数で 100 [mm/h] の降雨量を仮定すると降雨減衰係数が 0.01 [dB/km] となり, 降雨高以下の区間長を 10 [km] とすると降雨損失は 0.1 [dB] となる。

#### 6.4.7 大気吸収損失

大気吸収損失  $L_A$  [dB] は, 以下の式で与えられる。

$$L_A [\text{dB}] = \gamma_0 r_0 + \gamma_W r_W$$

$\gamma_0, \gamma_W$  : 酸素および水蒸気の吸収係数 [dB/km]

$r_0, r_W$  : 酸素および水蒸気の等価通路長 [km]

衛星を見込む迎角  $El$  [deg] と酸素, 水蒸気の分布高度 (それぞれ 4km, 2km) により次式から算出する。

$$r_0 = \frac{4}{\sin El}$$

$$r_W = \frac{2}{\sin El}$$

S-band 周波数帯での水蒸気による吸収係数は 0.007 [dB/km] で, 酸素吸収係数は 0.006 [dB/km] である。衛星を見込む角を 30 [deg] とし, 式に代入し大気吸収損失は 0.076 [dB] となる。

#### 6.4.8 天空雑音

大気ガスおよび降雨は電磁波の吸収媒体としても働くが, 同時に雑音の放出源としても働く。晴空時の天空雑音  $T_{SKY}$  [K] は, その大部分が大気ガスによる吸収に起因するもので, 次式で与えられる。

$$T_{SKY} = T_m (1 - 10^{-L_A(El)/10}) [\text{K}]$$

$$T_m = 1.12 T_G - 50 [\text{K}] (T_G : \text{地表での温度} [\text{K}])$$

$L_A$  : 大気吸収損失 [dB]

$El$  : 衛星を見込む迎角 [deg]

また, 降雨時の天空雑音  $T_{RAIN}$  [K] は, 降雨による吸収減衰に起因し, 大気ガスの場合と同様に次式で与えられる。

$$T_{RAIN} = T_m (1 - 10^{-L_{RA}(El)/10}) [\text{K}]$$

$$T_m = (273 + T_G) / 2 [\text{K}] (T_G : \text{地表での温度} [\text{K}])$$

$L_{RA}$  : 降雨損失 [dB]

これらの天空雑音は, システム雑音温度のうちアンテナ雑音温度  $T_A$  [K] に加えられ, 晴空/受信時の受信  $G/T$  として求まる。一般に, 地球局の受信  $G/T$  は晴空時の性能を規定しており, 降雨時の性能低下量はシステム雑音温度の変化量で評価でき, 次式で求まる。

$$10 \log \left[ \frac{T'_S}{T_S} \right] [\text{dB}]$$

$T_S$  : 晴空時の天空雑音を考慮したシステム

: 雑音温度

$T'_S$  : 降雨時の天空雑音を考慮したシステム

: 雑音温度

#### 6.4.9 受信 $C/N_0$

受信  $C/N_0$  [dBHz] は, 以下の式で与えられる。

$$C/N_0 = P_E - L_{PS} - L_d - L_F - L_A - L_{RA} - L_V + G/T + 228.6$$

$P_E$  : 受信局の EIRP [dBW]

$L_{PS}$  : 電力分配損失 [dB]

$L_d$  : 自由空間損失 [dB]

$L_F$  : 偏波損失 [dB]

$L_A$  : 大気吸収損失 [dB]

$L_{RA}$  : 降雨損失 [dB]

$L_V$  : 各種損失 [dB]

$G/T$  : システム雑音温度に対する  
受信アンテナ利得比 [dB/K]

#### 6.4.10 要求 $E_b/N_0$

要求  $E_b/N_0$  は, コマンドやテレメトリデータとして広く使われている PCM (Pulse Code Modulation) データの要求データ品質から設定する。PCM コードには NRZ-M を使う。この PCM コードの要求データ品質としては, ビット誤り率 (BER: Bit Error Rate) が基準となり, コマンドデータに対しては  $1 \times 10^{-6}$  が, テレメトリデータに対しては  $1 \times 10^{-5}$  が一般的に用いられている。ビット誤り率と要求  $E_b/N_0$  の関係は表 37 に示す。

表 37: ビット誤り率と  $E_b/N_0$  との関係

	NRZ-M
BER: $1 \times 10^{-6}$	$E_b/N_0: +10.8$ [dB]
BER: $1 \times 10^{-5}$	$E_b/N_0: +9.9$ [dB]

#### 6.4.11 ハードウェア劣化量

回線設計は理論値に基づき実施するが, 復調系ハードウェアの劣化量や, 伝送特性 (帯域制限特性や非線形増幅特性) に伴う線形歪による劣化量が存在する。この劣化量は送信側/受信側特性の相性に依存するが, 一般的には 2.0 ~ 2.5 [dB] の復調損失をハードウェア劣化量として用いている。

#### 6.4.12 符号化利得

符号化方式として畳み込み符号化を用いる。符号化利得は, BER  $1 \times 10^{-5}$  の評価ポイントで, 軟判定ビット符号を採用し, +5.2 [dB] 程度である。

### 6.4.13 要求 $C/N_0$

要求  $C/N_0$  は次式で求める．

$$C/N_0(\text{dBHz}) = L_m + (E_b/N_0)_{req} - G_C + L_d + BR$$

$L_m$	: 変調損失 [dB]
$(E_b/N_0)_{req}$	: 所要の BER を得るための 最小 $E_b/N_0$ [dB]
$G_C$	: 符号化利得 [dB]
$L_d$	: ハードウェア損失 [復調損失]
$BR$	: ビットレート [dBHz]

なお測距回線については，地球局の距離および距離変化率計測系がもつ計測精度保証範囲の  $S/N_0$ (距離計測)，もしくは  $C/N_0$ (距離変化率計測) を要求  $C/N_0$  とする．

### 6.4.14 電力束密度

電力束密度 PFD(Power Flux Densty) とは，地表面に放射される単位面積当たりの電波の強度 (電力) を意味する．衛星から放出される電波が地上の無線システムに干渉を与えないように，電波の強度は規定された値以下に抑えなければならない．よく使用する S バンドの PFD 制限 (規定帯域 = 4kHz) を一例として以下に示す． $25[\text{deg}] \leq \text{El} \leq 90[\text{deg}]$  のとき

$$PFD \leq -144[\text{dBW}/\text{m}^2]$$

電力束密度要求の計算式を次式<sup>[15]</sup>に示す．

$$PFD[\text{dBW}/\text{m}^2] = P_{TX} + G_{ATX} - 10 \log(4\pi d^2)$$

$P_{TX}$	: 送信機の出力 [dBW]
$G_{ATX}$	: 送信アンテナの最大放射方向の 絶対利得 [dB]
$d$	: 送受信アンテナの間の距離 [m]

電力束密度は  $-145.28[\text{dBW}/\text{m}^2]$  となるため，PFD 制限である  $-144[\text{dBW}/\text{m}^2]$  を下回るのので，規定を満たすことが分かる．

## 7 熱制御系

### 7.1 熱制御

衛星に搭載される機器には，その性能を満足して正常に動作するための適切な温度範囲である許容温度範囲が存在する．各機器の許容温度範囲を表 39 に示す．熱入力が最大となる条件から最高温度を，熱入力が最小となる条件から最低温度を求め，それらが各機器の許容温度範囲を満たすように，適切な熱制御素子の選定，放熱面およびヒータのサイジングを行なう．

### 7.2 外部熱入力

衛星の打ち上げから軌道に到達するまで．あるいは軌道上で考えられる主な外部熱入力は以下の 3 つが挙げられる．

1. 太陽放射
2. 太陽光の地球からの反射 (アルベド)
3. 地球の赤外放射

#### (1) 太陽放射

単位面積，単位時間あたりの，地球周辺での太陽放射エネルギー  $S$  は以下のように表される．

$$S = 1353 \times (1 + 0.0340 \cos \theta - 0.0325 \sin \theta) [\text{W}/\text{m}^2]$$

$S$  は，近日点で最大値  $1399 \text{W}/\text{m}^2$  をとり，遠日点で最小値  $1309 \text{W}/\text{m}^2$  をとる．

#### (2) アルベド

アルベドは，太陽光が大気で散乱したり，雲や地球の表面で反射されてくるものである．強度  $S_a$  は，

$$S_a = a \cdot S$$

$a$  はアルベド係数といい，衛星の熱設計では，局所的季節的変動を無視して，地球全体の平均値として以下の値を使う．光のスペクトラムは太陽光と同じである．

$$a = 0.30 + (+0.30, -0.15)$$

#### (3) 地球の赤外放射

地球からの熱放射 (等価黒体温度  $254 \text{K}$ ) は年平均値として次のようになり，波長は赤外域である．

$$S_e = 237 + (+27, -97) [\text{W}/\text{m}^2]$$

### 7.3 熱解析

#### 7.3.1 熱平衡方程式

衛星を図 57 のような要素に分け，それぞれの要素に熱平衡方程式を立て温度分布を求める．ここで要素内では熱的に均一であるとし，要素を節点で代表する．節点  $i$  について以下の熱平衡方程式が成り立つ．節点  $0$  は宇宙空間を示し，温度は  $0[\text{K}]$  と近似する．

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



表 38: 回線計算表 1

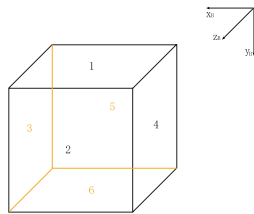
項目	単位	アップリンク	ダウンリンク
周波数	MHz	2025	2200
波長	m	0.15	0.14
送信 EIRP	dBW	29	-12.45
送信機出力	dBW	10	-17.45
給電損失	dB	0	0
送信アンテナ利得	dB	20	5
ポインティング損失	dB	1	0
自由空間損失	dB	160.42	161.14
通信最大距離	km	1236	1236
偏波損失	dB	0	0
大気吸収損失	dB	0.076	0.076
降雨損失	dB	0.1	0.1
各種損失	dB	0	0
受信 G/T	dB/K	-21.15	-4.86
アンテナポインティング損失	dB	0	1
受信アンテナ利得	dBi	5	20
給電損失	dB	0	0
システム雑音温度	dBK	26.15	23.86
アンテナ雑音温度	K	100	50
受信機雑音温度	K	288.63	169.62
給電線雑音温度	K	313	200
雑音指数	dB	3	2
天空雑音温度増加分	dB	23.79	23.79
受信 $C/N_0$	dBHz	75.85	49.97
変調方式		PM	BPSK-PM
要求 $E_b/N_0$	dB	10.8	9.9
ハードウェア劣化量	dB	2.5	2.5
符号化利得	dBHz	5.2	5.2
ビットレート	kbps	6.7	32
変調損失	dB	3	3
要求 $C/N_0$	dBHz	17.8	42.2
回線マージン	dB	58	7.8
電力束密度 (迎角 30~90[deg])	dBW/m <sup>2</sup>	-	-145.28

表 39: 搭載機器の許容温度範囲

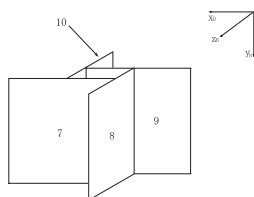
項目	機器	温度許容範囲 [ °C ]
ミッション系	鏡	/+890
姿勢制御系	リアクションホイール	-20/+70
	磁気トルカ	-20/+70
センサ系	太陽センサ	-40/+93
	スターセンサ	-20/+65
	磁気センサ	-20/+70
	ジャイロ	-40/+80
	GPS	0/+50
通信系	パッチアンテナ	-20/+50
	受信機	-30/+50
	送信機	-20/+50
電源系	太陽電池	-160/+100
	バッテリー	0/+45
	シャント	-20/+60
	CPU , PCU	-20/+50

ただし ,

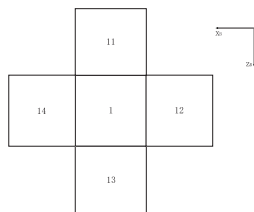
- $m_i$  : 節点  $i$  の質量 [kg]
- $c_{pi}$  : 節点  $i$  の比熱 [W · s / (K · kg)]
- $T_i, T_j$  : 節点  $i, j$  の温度 [K]
- $Q_i$  : 節点  $i$  の熱入力 [W]
- $C_{ij}$  : 節点  $i, j$  間の伝導係数 [W/K]
- $R_{ij}$  : 節点  $i, j$  間の放射係数 [m<sup>2</sup>]
- $\sigma$  : ステファン・ボルツマン定数  
(=  $5.67 \times 10^{-8}$  [W / (K<sup>4</sup> · m<sup>2</sup>)])



(a) 衛星本体



(b) 内部井桁パネル



(c) 展開パネル (-y<sub>B</sub> 軸方向から見た図)

図 57: 熱数学モデル

( 1 ) 熱入力  $Q_i$

$$Q_i = \alpha_i S A_i \mu + \alpha_i S_a A_i F_e + \alpha_i S_e A_i F_e + P_i$$

- $\alpha_i$  : 節点  $i$  の太陽光吸収率
- $A_i$  : 節点  $i$  の表面積 [m<sup>2</sup>]
- $\epsilon_i$  : 節点  $i$  の赤外放射率
- $P_i$  : 節点  $i$  の機器発熱量 [W]
- $F_e$  : 地球と衛星表面の形態係数

ここで形態係数  $F_e$  とは, ある面から放射される拡散放射が別の面に入射する割合を示す. ここでは簡単のため, 衛星と地球をそれぞれ球と仮定すると  $F_e$  は以下のように表される .

$$F_e = 0.5 \left\{ 1 - \left[ 1 - \frac{R_e^2}{(R_e + H)^2} \right]^{\frac{1}{2}} \right\}$$

- $R_e$  : 地球の半径 [km]
- $H$  : 軌道高度 [km]

いま,  $R_e=6378$ [km] (地球の赤道半径),  $H=703$ [km] であるから,

$$F_e = 0.2832$$

となる.

(2) 伝導係数  $C_{ij}$

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

$h_{ij}$  : 要素  $i, j$  間の接触熱伝導率 [W/(m<sup>2</sup>K)]

$A_{ij}$  : 要素  $i, j$  間の接触面積 [m<sup>2</sup>]

いま, 要素間の接触面は全てアルミ同士とし,  $h=200$ [W/(m<sup>2</sup>K)] とした.

(3) 放射係数  $R_{ij}$

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

$\epsilon_i, \epsilon_j$  : 節点  $i, j$  の放射率

$F_{ij}$  は節点  $i, j$  間の放射形態係数で, 以下の式で表される.

$$F_{ij} = \frac{1}{\pi A_i} \int_{A_i} \int_{A_j} \frac{\cos \theta_i \cos \theta_j}{r^2} dA_i dA_j$$

$r$  : 節点  $i, j$  間の距離 [m]

$\theta_i$  : 面  $i$  の法線ベクトルと  $r$  ベクトルの間の角度 [rad]

$\theta_j$  : 面  $j$  の法線ベクトルと  $r$  ベクトルの間の角度 [rad]

### 7.3.2 放熱面

衛星本体の内部発熱量は合計で 35.925[W] となり, 衛星表面に放熱面を設け, 熱を逃がす必要がある. 放熱面は, 太陽放射エネルギーの影響が少ない節点 2, 節点 3, 節点 4, 節点 5, 節点 6 に設置することとした. また, 各搭載機器の発熱量は各搭載機器の消費電力に等しいと仮定すると表 30 に示されており, 発熱量の大きい機器はできる限り放熱面のある面に設置した.

### 7.3.3 熱制御素子の劣化

熱制御素子はその多くが有機材料を使用しているため, 軌道上に投入された直後から宇宙放射線に晒され, 劣化が始まる. しかしながら, 本ミッションは運用期間が短いため, 熱制御素子の劣化はほとんどないとしてその影響は考慮しない.

## 7.4 熱解析結果

熱制御素子の種類と放熱面面積を変化させ, 上述の熱平衡方程式に各値を代入し, 前進差分の陽解法による非定常解析を行なった. その際, 定常モードでは衛星は太陽に対して 45[deg] に傾いているとし, 図 21,28 を参考に  $\pm 10$ [deg] の太陽入射角の変化を持たせて最悪条件を設定した. 初期温度は, 全搭載機器が正常に作動する温度である 20 とした. また, 衛星本体とパネル部の接触面は, GFRP という熱伝導率が 0.28W/(m<sup>2</sup>·K) と非常に低い断熱スペースで覆われているため, 衛星本体とパネル部の間での熱伝導は無視した. 結果を表 41 に示す. 表から, 衛星本体の温度範囲は 5.5 ~ 29.3 となっており, 各搭載機器の許容温度範囲を満たしている. 太陽電池パドルにおいても温度範囲は -46.5 ~ 96.3 となっており, 許容温度範囲を満たしている. また, 放熱面面積はそれぞれ, 節点 2 ~ 6: 0.050m<sup>2</sup> となり, ヒータは必要としなかった. パドル部に関しては, 太陽電池の搭載されるパドルの裏面全体と, 表面の太陽電池以外の部分を全て, 放熱面としなければならなかった.

## 8 システム

### 8.1 コンポーネント配置

図 58 に本衛星に搭載搭載するコンポーネントの配置を示す.

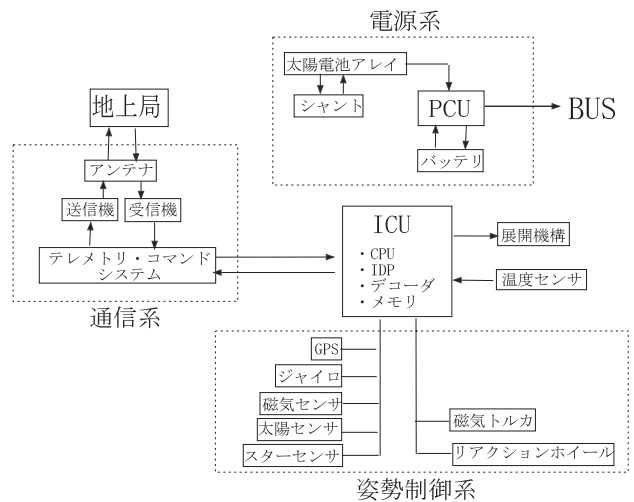


図 58: システム図

### 8.2 搭載ソフトウェアについて

OS の使用について次の表 42 ような比較を行った.

表 40: 各要素の熱制御素子諸元

	熱制御素子	吸収率	放射率	使用場所	重量 [g]
衛星本体	黒色ペイント	0.95	0.86	衛星内部	126.4
	銀蒸着テフロン	0.08	0.80	衛星本体の放熱面	91.2
	MLI	0.02	0.02	本体外部（放熱面を除く）	278.9
	GFRP（断熱スペーサ）	熱伝導率 =0.28[W/(m·K)]		衛星本体とパドル部の接合部	6.9
パドル部	太陽電池セル	0.76	0.81		-
	CFRP	熱伝導率 =4.65[W/(m·K)]			-
	MLI	0.02	0.02	パドル部	151.2
	銀蒸着テフロン	0.08	0.80	パドル部（太陽電池）の放熱面	237.1

表 41: 熱解析結果

節点番号	要素	最低温度 [ ]	最高温度 [ ]
1	-y デッキ	5.5	27.5
2	+z デッキ	5.9	27.4
3	+x デッキ	5.6	27.4
4	-x デッキ	5.8	27.4
5	-z デッキ	5.9	27.4
6	+y デッキ	8.0	29.3
7	+z 内部デッキ	6.2	27.6
8	+x 内部デッキ	5.9	27.3
9	-z 内部デッキ	6.5	27.7
10	-x 内部デッキ	5.9	27.4
11	パドル（鏡）	104.0	143.8
12	パドル（太陽電池）	-46.5	96.3
13	パドル（鏡）	104.0	143.8
14	パドル（太陽電池）	-46.0	96.2

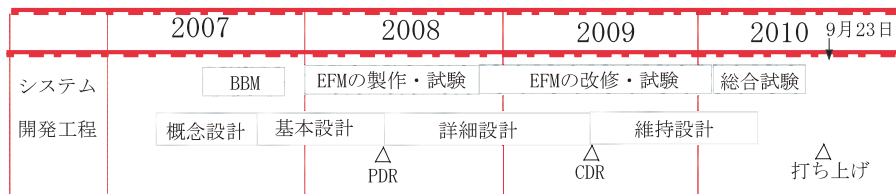


図 59: 開発スケジュール

表 42: OS の使用についての比較

	OS なし	OS あり
プログラムの記述の容易さ		
エラー発生時のトレース性		
発展性		
入手性		
総合判断		

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、一方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。そこで本衛星では OS として ITRON(TOPPERS) を使用することにし、リアルタイム性をもたせる。また、CPU は HR5000 を採用する。タスクの構成と割合は図 60 のように分担させる。



図 60: タスクの構成

## 9 開発スケジュール

本衛星の開発計画を図 59 に示す。2010 年 9 月 23 日の打ち上げを目標に設定する。衛星設計は本大学における初めての試みになるので多大な困難が予想される。概念設計においてプロジェクトの具体化を示し、基本設計では必要により搭載機機の BBM を製作し、試験・評価を行い設計に反映させる。また EFM 方式を採用し既存技術の活用、コスト減、スケジュール短縮を狙う。これらの観点および信頼性から、本衛星は搭載機器をできるだけ既製品をから選定して使用するにすることにする。

## 謝辞

解析書作成にあたり全面的にご指導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を申し上げます。また資料・助言を提供していただきました三菱電機先端技術研究所の小出来さん、下地さんには厚く御礼申し上げます。制御システム工学研究グループの先輩方には多大なお力添えいただきました。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] <http://www2s.biglobe.ne.jp/gshirako/sat-obs.html>
- [5] <http://www.jinkou-eisei.jp/index.html>
- [6] <http://www.azinet.com/starshine/>
- [7] 鶴宏：人工衛星，1983
- [8] 龍岡静夫：光工学の基礎，1984
- [9] 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
- [10] 李正中：工学薄膜と成膜技術，2002
- [11] 国立天文台 編:理科年表 平成 19 年，2007
- [12] 星田直彦; 単位 171 の新知識，2005
- [13] 飯田尚志「衛星通信」，オーム社，1997
- [14] 後藤尚久，中川正雄，伊藤精彦 「アンテナ・無線ハンドブック」，オーム社，2006
- [15] 新しい電波技術編集委員会 「宇宙通信」，丸善，1979，p41