

ほくしん 北辰

名古屋大学大学院工学研究科航空宇宙工学専攻
木全敏章 中山佳洋 富田昌美 稲波大悟 島倉諭
林正樹 船見祐揮 松島寛樹 森島駿一 若杉一真

1 はじめに

1.1 ミッションの概要・目的

北極海の北緯 85 度，東経 150 度地点の約 100km 四方の範囲を 5 年間にわたり春から秋にかけて約 180 日間衛星に搭載したカメラを用いて観測する．観測は 2 時間間隔で 1 日 12 回（ただしミッションの開始後，終了前の合計 35 日間は 12 回未満）行い，得られる画像を解析することで，比較的薄い海水の厚さ分布，海水の流速や動きをとらえる．更にそれらの観測結果を用いて北極海における海水の生成・消失のメカニズムを解明することを目的とする．

1.2 ミッションの背景

IPCC (Intergovernmental Panel on Climate Change) の第四次報告書において「産業革命以降，人為的活動に起因する温室効果ガスの排出量が増加し，1970 年から 2004 年の間に 70 % 増加した」ことがほぼ確実であると発表された．これは 90 % 以上の確率で地球温暖化が人為的な変化によってもたらされていることが観測事実とシミュレーションによって学術的に認められたことを示している．

近年，台風（ハリケーン）の大型化・多発化，豪雨，洪水，熱波，干ばつ，砂漠化，豪雪，山岳・極地での海水の減少などの多くの異常気象が増加している．このような気候の変化は，生態系の変化，食糧生産の減少など我々の生活を脅かす事態となってきた．そのため，これらの問題は多くの人々の関心を集め，その研究・対策が急がれている．さらには，2007 年北極海の海水は，空前の規模で減少し，2007 年 9 月 24 日に 425.5 万 km² と観測史上最小面積を記録した．

海水はアルベド係数が高く，特に雪に覆われている場合はアルベド係数が 0.8 程度と地球上の他の物と比べると非常に高い．一方，海水面のアルベド係数は 0.1 以下である．したがって海水は地球に放射される太陽光を宇宙にそのまま跳ね返すという地球温暖化を抑制

する働きがあることから，海面上の海水分布は吸収される日射量に大きな影響を与える．また，極地において海水が生成する際には塩分が海水中に残留する．このとき生成される塩分濃度の高い海水は海水の沈み込みを生み出す．この流れは地球全体の海水を循環させる心臓部となり，地球の気候システムの重要な役割を担っている．このように海水は地球の気候にとって非常に大切な役割を果たしていることがわかる．しかしながら，海水の生成・消失の詳しいメカニズムはまだまだ詳しく解明されていない．

したがって本ミッションでは，2007 年に海水の減少が顕著であった北緯 85 度，東経 150 度地点を観測することで海水の生成・消失のメカニズムを探る．さらにこの観測結果から未来の海水の動向を探ることは，地球の気候システムの重要な役割を担っている海水が気候変動にどのような影響を与えるかを予測する上で欠かせないこととなる．観測点は図 1 に示される．



図 1: 北極圏

1.3 ミッションの意義

現在の衛星は地球全体を観測するために設計されているものが多く、局所的な観測点のみの時間変化を追うことは行われていない。したがって、本ミッションでは小型衛星の特徴を活かして、北極海の北緯 85 度、東経 150 度地点を 2 時間おきに北極点から観測するミッションを行う。観測によって得られる海水の厚さの分布、海水の動きの情報から海水の生成・消失過程をより詳しく観察することが可能となる。この観測から海面上昇、気候モデリング等、近未来の気候の予測をするにあたり、必要不可欠な情報を得ることができる。さらに地球全体を観測するのではなく、局所的に観測するという新たな衛星の利用方法を提案する。

1.4 ミッションの有効性

本衛星の最終目標は地球の気候システムを予測するために重要な鍵となる海水の生成・消失のメカニズムを探ることであり、そのために必要な海流、海水の厚さ分布といったデータを得ることが本ミッションとなる。そこでここでは、本ミッションの有効性について考察する。1.1 のミッションの概要、目的に示されるように、本ミッションでは 100km × 100km の範囲を 2 時間間隔で観測する。このとき、十分利用価値のあるデータを得ることができるかが最も重要である。

我々の目的としていることは海流、海水の厚さ分布といったデータから、海水の生成・消失のメカニズムを探ることである。このとき広範囲ではなく局所的な観測を行うことで十分利用価値のあるデータを得ることができると想定される。これは、海水の生成・消失という現象は季節の変化に伴って、徐々に北上しながら観測される現象であり、海水の生成・消失メカニズムについてはどの位置においても共通の現象が見られると考えられるからである。

次に、本ミッションの場合、同一時刻における年変化を観測することをひとつの目的としている。更に、海水の動きから生成・消失のメカニズムを探るため、十分海水の動きを捉えることができる必要がある。ここで海水の流速は風速の 5% 程度であることから、風速 20m/s の場合では 1 時間に 4km の移動が観測されることが推定される。したがって、ミッションを達成するためにはできるだけ短い間隔での観測が求められる。ここでは後ほど述べられるように、画像通信の為に高度 1500km 以上とする必要があること、同一時刻に観測を行いたいことの原因から、2 時間間隔で観測を行うものとした。このとき 2 時間以内の観測であれば、2 時間に 8km の移動がある場合でも、形や厚さの分布から移動を十分予測できるものと考えた。

更に、氷の生成消滅のメカニズムを探る上では、氷がどのように消滅していくかについて、観測対象となる氷は 100m 以上の氷であるとする。これは、海水の消失のメカニズムを考えるにあたって、暑さ 30cm 以上の氷がどのように消失するかが重要であるため、比較的大きな氷に注目する必要があると考えるからである。したがって、以上のようにミッションを選定する。

また、局所的な観測を行う上で、衛星での観測が最も現実的な手段であるかを考察する必要がある。本ミッションにおいては、極地を航空機を用いて観測するという事も考慮に入れる必要がある。航空機を用いた観測には近隣に飛行場がないことから 1 回 1000 万円程度がかかることが想定される。したがって、年間月に 1 回観測を行うことを想定しても 1 億円以上の資金が必要となることから、衛星を用いたほうが比較的安価になることがわかる。さらに本ミッションでは同じ地点の観測を時間間隔をおいて行う必要があることから衛星のほうが観測に向いていることが考えられる。

1.5 社会的効果

海水の生成・消失のメカニズムの解析は、今後の地球の気候を予測する上で非常に大切なファクターであり、より正確な気候のモデリングを行うために必要不可欠である。しかしながら、モデリングを主に研究する機関では、観測データが少なく、データの公開・提供は気候モデリングや地球温暖化、海面上昇などの研究の活性化につながる。さらに一般の人々にもデータを公開することで地球温暖化に対する意識の向上につながることも期待する。

1.6 名前の由来

本ミッションの観測は北極点において行われる。北極といえば、今までにない速度で融解が進み、アザラシ・シロクマの生息範囲は減少するなど、気候変動が生態系へ大きな影響を与え始めている。近い将来、我々の生活も大きな気候変動にさらされ、大規模な変化を強いられるときが来るかもしれない。したがって、本ミッションで得られるデータを解析して有用な情報を得ることにより、近い将来より正確な気候モデリングが出来ることを期待する。そこで本衛星が「北」極を観測することで、気候の「心」臓部となる北極の海水を観測し、我々人間が安「心」して生活していくことが出来るようにという願いをこめて、古来日本における北極星の呼称のひとつとかけ、北辰（Hokushin）を本衛星の名前とする。

2 ミッション系

2.1 ミッションの要求

海水の生成、消滅のメカニズムを観測するために、海水の動きが顕著になる春から秋にかけて観測する。海水の厚さの同一時刻における年変化（定時的な年変化）を得ることとともに、1日における時間変動を探ることが本ミッションの最大の特徴である。海水の厚さ分布、時間的な動きから氷の生成、消滅のメカニズムを解明するためには、長期的な観測と、解像度 100m 程度の撮影が要求される。更に、氷の動きの変化を捉えることから、観測周期は 2 時間程度とし、観測時間は常に同じ時刻となるように定める。したがって本ミッションの要求を次のようにまとめる。

1. 5 年間にわたり北極点からカメラを観測地点（北緯 85 度，東経 150 度）に向けて撮影する。
2. 解像度約 100m の写真を 2 時間おきに撮影し、そのデータを地上に送る。

また、本ミッションでは光学センサを用いるため天候による影響が非常に大きいことが予想される。したがって、定時的な年変化、1 日の時間的な変動の有効なデータを得ることができるかどうかを検討する。

定時的な年変化においては、線形補間などを行うことで、データを得ることが可能である。また 1 日の時間変動については、気象の影響から常に観測点が観測可能とは限らない。しかし数時間から数十時間の間、連続して観測が可能であれば氷の動きを探るといった観点から見れば意味のある情報となる。したがって、天候の影響を受けた場合でも、海水の生成、消滅のメカニズムを探る上で有用なデータを取得することが出来る。

2.2 軌道系

2.2.1 軌道系の設計概要

本ミッションを満たすための軌道の検討を行う。検討に際し、本ミッションで定める観測点は高緯度に存在することを考慮する必要がある。まずは、軌道に関係するミッション要求をあげると次のようになる。

- 1 日に複数回の撮影を 5 年間行う。
- 観測範囲は比較的狭く、常に同じ場所で行う。
- 要求される解像度および均質な画像の取得する。
- 画像データ送信のため、十分な通信時間を確保する。

2.2.2 軌道選定

まずは、静止軌道（GEO）・低軌道（LEO）の 2 つについて検討を行う。静止軌道は赤道高度 36000km を地球の自転速度と同じ速度で衛星が周回するため観測点から見ると常に同じ方向に静止して見える。そのため、いつも同じ条件で観測することが可能であるという利点を持つ。その反面、観測点までの距離が非常に長いので集光性が悪くなるので分解能が低くなり、また送受信時に電力を大量に必要とするため本ミッションには適さない。また、観測点が高緯度にあるため赤道面から観測しづらい欠点を持つ。一方、低軌道は静止軌道とは反対に観測点上空を通過する時間が短いため観測・通信時間が短くなり、衛星の現れる場所、観測点までの距離も変化するので同じ条件で観測するのが難しくなる。しかし、地表面に近いので解像度が高く通信などに必要な電力も少なくすみ打ち上げコストも低く抑えることができる利点を持つ。

表 1 の比較などから、本衛星はミッション要求を満たす解像度を得るためにも静止軌道ではなく、低軌道を採用する。

次に楕円軌道と円軌道について検討を行う。楕円軌道は遠地点高度から観測した場合、静止軌道より低い高度で 1 周期当たり比較的長い時間ほぼ一定高度で観測することが可能になる利点をもつ。また、近地点高度から観測した場合、円軌道では大気による大きな抵抗を常に受ける低高度を一時的に航行させることができるようになり、より小さな分解能で観測することが可能になる利点を持つ。しかしその反面、近地点引数の摂動の影響により近・遠地点高度から観測点までの距離が周期的に変化してしまう可能性がある。その場合の対処法として、Molniya 型衛星（旧ソ連・ロシア）や SIRIUS 型衛星（米国）が採用している軌道傾斜角を特定の値に定めることで近地点引数の摂動の影響を抑えることができる方法もあるが、軌道傾斜角が決まってしまうため航行可能な最大緯度（観測範囲）が制限される。対して、円軌道は 1 周期当たりの観測時間は少ないが、高度がほぼ一定で近地点引数の摂動の影響をあまり受けないという利点がある。

本ミッションでは表 2 の比較や 1.4 項の記述から海水の変化を捉えるには短い間隔での複数回観測が適しているため、1 周期当たり長時間観測できる遠地点観測の楕円軌道や解像度が向上しても 1 日あたりの観測回数が少なくなる近地点観測の楕円軌道よりも 1 周期当たりの観測時間が短くとも観測地点付近を周期的に複数回通過することのできる円軌道のほうが本ミッションに適している。このことから、本衛星は低高度の円軌道に対して軌道設計を行う。

表 3: 周回数の選定

1日あたりの 周回数 (周期 [min])	14 (103)	13 (111)	12 (120)	11 (131)
高度 [km]	893.8	1262.1	1680.9	2162.2
光学観測	良 \longleftrightarrow 劣			
通信系	難(不可) \longleftrightarrow 易			
熱・環境	緩やか \longleftrightarrow 厳しい			
評価	×	×		

表 1: 高度についての軌道の比較

軌道	静止	低(高度)
観測点までの距離	長い	短い
観測時間(1周期あたり)	常時	短い
解像度・姿勢精度		
電力量・通信時間遅れ	大	小
評価	×	

表 2: 離心率についての軌道の比較

軌道 (観測点)	楕円		円
	遠地点	近地点	
観測点までの距離	長い	より短い	短い
観測時間(1周期)	長い	より短い	短い
観測回数	少	少	多
解像度・姿勢精度	×		
電力量・通信時間遅れ	中	中	小
評価			

これらの画像をできるだけ均質にすることを満たすような軌道の選定を行う。通常解像度を上げるためには低い高度で観測点上空を通過するときに観測するのが望ましいと考えられる。しかしこの場合、観測点上空付近を通過する回数は1日当たり2~4回ぐらいになって必要な観測回数を満たさず、また、毎回観測点付近を通るときの衛星から観測点までの距離が変動してしまう。この距離が変動すると得られる画像の質がまちまちになってしまうので、要求を満たすことができない。そこで、要求される解像度が比較的大きいことと光学系の設計で解像度を調整するとして、撮影時の衛星-観測点間距離を一定にできるような軌道を考える。つまり、周期的に衛星-観測点間距離が一定になる軌道を考えればよいので、その条件を満たす軌道として極軌道が挙げられる。この軌道は周回ごとに必ず北極と南極を通過するので、北極点から観測点を観測・撮影すれば撮影時の衛星-観測点間距離はいつも一定になり、結果、より均質な画像が得られると考えられる。また、本ミッションで得られる画像データは容量が大きく複数回撮影のため大量のデータが蓄積されるので、通信回数を多く、そして確実に通信するために南極で通信を行うことが有利になる。ゆえに、表4からミッション・通信の要求を満たせる極軌道を選定する。

2.2.3 ミッション要求からの軌道設計

ここからは、低高度の円軌道に対し、ミッション要求を満たすための設計を加えていく。

まず、ミッション要求から1日に複数回観測することと同一時間の日々の観測データを取得することを同時に達成することが可能な帰軌道を選定する。この場合、撮影回数を増やすためには1日あたりの周回数を増やすことが望ましいが、表3より周回数を増やすぎると軌道が低くなる。その場合、大気による摂動を受けるため長時間運用を行うと軌道が下がる欠点が生じる。光学系の観点から撮影時の衛星から観測点までの距離が変化することは望ましくないため、5年間運用することも考慮して高度700km以上を考える。このとき周回数は最大14周になるが、本ミッションで取得する1枚あたりの画像データ容量は大きく、地上に送信するためには通信時間を長くする必要があるので、高度約1500km以上(200s)が必要となるためこの条件を満たす最大の周回数は12周となる。ゆえに、複数回観測と解像度を上げることで、さらに1.4項の記述等を考慮して周回数を12周、つまり高度約1680km、周期120minの軌道を選定する。

次に、要求される解像度を満たしながら、取得した複数の画像データを比較することを想定して、それぞ

一方、極軌道では昇降点赤経の(J_2 項による)永年摂動がない。これは、1周期あたりの昇降点赤経の摂動量 $\Delta\Omega_N$ が次の式で表されるとき

$$\Delta\Omega_N = -3\pi J_2 \frac{R_e^2}{a^2(1-e^2)^2} \cos i$$

- J_2 : 帯状調和関数係数
- R_e : 地球の平均半径
- e : 離心率
- i : 軌道傾斜角

極軌道では $i=90\text{deg}$ より $\Delta\Omega_N=0$ となってしまう、太陽同期軌道の条件: $\Delta\Omega_N \times (1\text{日の周回数}) = \Delta\lambda_s$ ($\Delta\lambda_s$ は1日当たり太陽の周りを地球が公転する角度で $\Delta\lambda_s \neq 0$)が成立しない。そのため、太陽同期軌道を取

ることができないので観測・通信以外の日照時は太陽電池パネルを太陽方向に向けるように姿勢制御をする必要がある。また、観測時の太陽光の入射方向が変化することで起こる光学関連問題は次節で記述する。

表 4: 太陽同期についての軌道の比較

軌道	太陽同期	極（非同期）
姿勢制御		
観測点までの距離	（可変）	（一定）
通信系		
評価		

そのほか、昇降点赤経は1日当たり約1[deg]ずれることから、熱制御の観点から太陽光からのエネルギーの入射量が最も大きい冬（日本時間）に当たる近日点のときに日陰時間が最も長くなるように打ち上げ時の昇降点赤経の値を決める。

2.2.4 軌道要素の決定

これまでのことから本ミッションを満たす軌道を周回数12回の回帰・極軌道とする。そして軌道要素を表5のように決定する。ここで、昇降点赤経・近地点離角は打ち上げ時の値としている。なお、光学系などの観点から打ち上げ日は2011年3月12日と設定し、打ち上げから8日後の2011年3月20日正午から撮影を開始することとする。

表 5: 軌道要素の設計結果

軌道要素	記号	単位	設計値
離心率	e	-	0
軌道（長）半径	a	km	8059.0
軌道傾斜角	i	deg	90
昇降点赤経	Ω	deg	90
近地点離角	ω	deg	-
高度	H	km	1680.9
周期	T	min	120

2.3 光学系設計

2.3.1 観測方法選定

海水の観測方法は光学センサ、マイクロ波放射計を用いるものの二通りある。光学センサ、マイクロ波放射計の比較を表6に示す。表6より、空間分解能が高

表 6: 観測機器の比較

観測機器	空間分解能	サイズ	天候	コスト
光学センサ			×	
マイクロ波放射計	×	×		×

く、得られる画像が人間の見た目に近く判読しやすく、装置が小さいといった利点がある光学センサを用いる。

本衛星は、極域の海水に着目し氷の動きが顕著に現れる春から秋にかけてミッションを行うため、観測期間は日照時間が長い時期にあたる。さらに2.1ミッション要求に示されるように、天候の影響がある場合においても有用なデータを取得できると考えられる。

2.3.2 観測する波長帯の選定

薄氷の反射率は図2のように厚さと波長に依存する。したがって観測点における反射率を調べることで、薄氷の厚さを調べることができる。しかし、図2に示されるようにひとつの波長帯のみに注目して観測すると、反射率の変化があまり大きくない部分があることから正確なデータを得るのは難しい。したがって本衛星は二つの波長帯を観測するものとする。二つの観測する

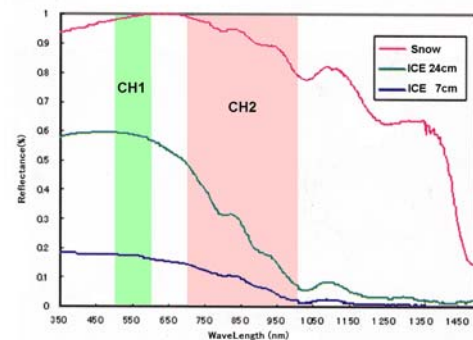


図 2: 薄氷の分布反射率

波長帯をできるだけ離すことで反射率の変化が大きくなり観測が容易となる。しかしながら波長の小さな青色光を用いると空気による錯乱が大きく、近赤外より大きな波長帯は CCD や CMOS といった観測機器で観測することができない。よってこれらの理由から用いる観測帯として Channel1 (500nm~600nm), Channel2 (700nm~1000nm) を選ぶ。実際に AVHRR (Advanced Very High Resolution Radiometer) によって氷の厚さの測定が行われている。このセンサは5つの波長帯を観測する能力を持ち、氷の厚さの観測には580nm~680nm, 725nm~1000nmの二つの波長帯が用いられた。この観測結果から、薄氷の反射率は氷の厚

さに依存することが確かめられ、厚さ 1 m 以下の氷について厚さと反射率の相関が見られた。したがって本ミッションにおいても、厚さ 1 m 以下の氷の分布を観測することができると考えられる。

2.3.3 カメラ

観測に使用するカメラを選定する。露光中に衛星が動く距離は、周回速度と露光時間の積で与えられる。このとき、解像度約 100m で写真を撮る場合は、撮影中に衛星が動く距離が約 10m 以内であれば解像度の 1/10 程度であることから、比較的精度の高い写真を撮影できると考えられる。したがって、本衛星の速度は 7.03km/s であるので露光時間は 0.001 秒以下が望ましい。さらに、その露光時間において十分な光を得る必要がある。本ミッションのカメラとしては CCD, CMOS を用いることが考えられるが、本ミッションが行われるときの高度は紫外線の影響を大きく受けることが想定される。よってサイズの制約、紫外線の影響を考慮し、高感度バックイルミネート CMOS カメラ Micro Vista-NIR を用いる。表 7 に諸元をしめす。サイエンス及び工業向けのアプリケーション用に市販されている民製品であるが CMOS の性能も高く、さらに、本ミッションで用いる波長帯に対して量子効率が高いことから本ミッションに適している。

表 7: CMOS カメラの諸元

CMOS イメージセンサ	単位	背面照射型 CMOS
CMOS サイズ	ピクセル	1280× 1024
CMOS サイズ	mm ²	13.8× 11.06
総ピクセル数	ピクセル	1.3 × 10 ⁶
ダイナミックレンジ	bit	10
ピクセルサイズ	μm ²	10.8 × 10.8
量子容量 (ピクセルあたり)	e-	50,000
露光時間	ms	1~10000
暗電流	(e-/p/sec)	250
消費電力	W	2
ダークチャージノイズ	e-	30

2.3.4 フィルタの選定

2.3.2 に示される波長帯を通過させるフィルタをカメラに搭載する。フィルタはジョンソン V フィルタ、ジョンソン I フィルタを使用する。図 3 にこのフィルタの波長ごとの通過率を示す。ただし、以下の計算においては、V フィルタ、I フィルタそれぞれ観測する周波数帯の平均通過率を共に 0.7 とする。

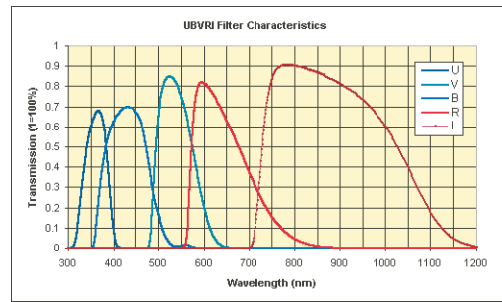


図 3: フィルタの透過率

2.3.5 レンズの選定

次にミッションの要求を満たすようにレンズの選定を行う。

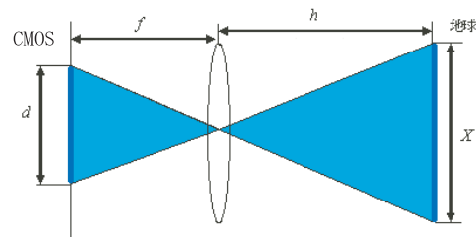


図 4: 焦点距離の決定

図 4 に示されるように幾何学的関係から、ピクセルサイズ d 、解像度 X 、焦点距離 f 、高度 h の関係式が導かれる。

$$f = \frac{hd}{X}$$

したがって、高度、解像度、ピクセルサイズから焦点距離を決めることができる。さらに、レンズの適切な有効口径 D は回折限界を考慮して次式のように与えられる。ただしここで λ は波長、 Q は Q 値を示す。 Q 値とは図 5 に示されるように点光源のピクセル上への広がりを表す指標であり、 $0.5 < Q < 2$ の範囲にある必要がある。よって、口径 D は二つの波長帯において、 Q 値が撮影可能な適切な値となるように定める。

$$D = \frac{2.44f\lambda Q}{d}$$

本ミッションにおいては、焦点距離、口径を一定とし、撮影の際に動かさない。したがってズームレンズに比べて余分な構造が少なく、より明るく撮影できる単焦点レンズを用いる。民製品の単焦点レンズ焦点距離、ミッション要求から EF200mm F2.8LII USM を使用する。このときカメラに直接レンズを接続することがで

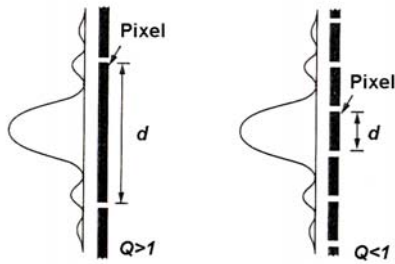


図 5: Q 値

きないのでCマウントアダプターEOS用(光映舎)をアダプタとして使用する。表8にレンズの諸元を示す。焦点距離と口径の2つの式から求められる波長ごとの

表 8: レンズ諸元

焦点距離	mm	200
有効口径	mm	71.4
F 値	-	2.8
フィルタ径	mm	7
最大径 × 長さ	mm	φ83.2×136.2
重量	g	765

カメラ, レンズによって決まる撮影条件を表9に示す。ここで観測地点中心における解像度はポインティングをしていること, 地球が球形であることから, 緯線方向, 経線方向について異なる値をとる。また絞り径は撮影に必要なF値を算出し, 開口時の有効口径が実際のフィルタ径の0.992倍になっていることから必要な絞り径を得た。

表 9: 各観測周波数帯の撮影方法

観測周波数	nm	500-600	700-1000
経線方向解像度	m	105.3	105.3
緯線方向解像度	m	96.9	96.9
焦点距離	mm	200	200
観測範囲(縦)	km	123	123
観測範囲(横)	km	108	108
有効口径	mm	36	36
絞り口径	mm	36.3	36.3
Q 値	-	1.45	0.937
F 値(絞りあり)	-	5.56	5.56

さて, これらの機器を用いて撮影した場合, 観測できる空間周波数の上限値が存在する。カットオフ空間周波数とは理想的なレンズの回折限界であり, 以下の

ように示される。

$$F_c = \frac{D}{\lambda h}$$

次に, 地表面の解像度を決定した場合, その解像度の画像から判別することができる最大の空間周波数はナイキスト周波数として以下のように示される。ただしZは観測点での解像度を示す。

$$F = \frac{1}{2Z}$$

ここでボケの指標であるMTFについて考察する。ここで理論的なレンズのMTFは以下の式であらわされる。

$$MTF(Lens) = \frac{2}{\pi}(\cos^{-1}x - x\sqrt{1-x^2})$$

ただしxは空間周波数をカットオフ周波数で無次元化したものである。したがってレンズのMTFは空間周波数の増加とともに減少し, 空間周波数がカットオフ周波数と一致するときに0となる。次に, 衛星の進行方向と垂直方向(X軸), 進行方向(Y軸)のMTFを計算する場合は, 衛星の動きによるMTFの減少を考える必要がある。したがって, X軸方向, Y軸方向は以下のように与えられる。

$$MTF(CMOSX) = \frac{\sin(F_c \pi dx)}{F_c \pi dx}$$

$$MTF(CMOSY) = \frac{\sin^2(F_c \pi dx)}{(F_c \pi dx)^2}$$

よって光学系のすべての要因を考慮したMTFはそれぞれの積であらわせることからX軸方向, Y軸方向のMTFは図6, 7の赤の太線, 青の太線で示される。ここで, 図の横軸は空間周波数であり, レンズのMTF, CMOSのX軸方向のMTF, CMOSのY軸方向のMTF, ナイキスト周波数の順に紺, 橙, 緑, 黒で示す。この時, MTFの値は空間周波数がナイキスト周波数

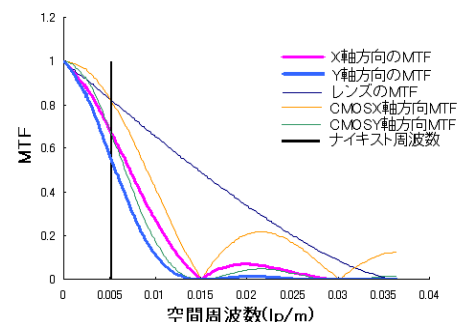


図 6: MTF (Channel 1)

となるとき MTF 値として与えられる。したがって, 光学系による MTF は Channel1 については MTF は X 軸方向に 0.55, Y 軸方向に 0.67, Channel2 は X 軸方向に 0.50, Y 軸方向に 0.58 となり, 高い精度での観測

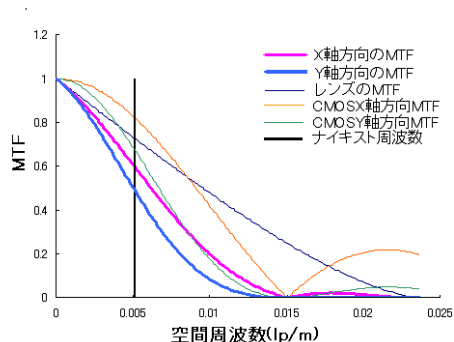


図 7: MTF (Channel 2)

ができることがわかる。次に PSF について考慮する。これは CMOS のピクセル面においてどれだけ光が広がるかを示している。PSF は以下のように与えられる。ただし J_1 は次数 1 の Bessel 関数を示す。

$$PSF(z) = I_0 \left[\frac{J_1(z)}{z} \right]^2$$

CMOS 中心部の光強度 I_0 で正規化することにより、中心部を 1 としてグラフ化すると図 8 を得る。ここで橙色は Channel1, 青色は Channel2 を示す。Channel2 は

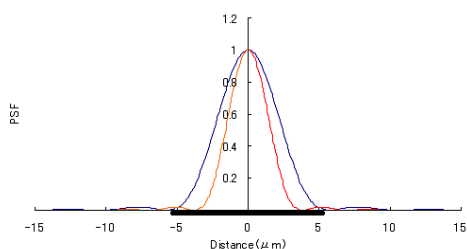


図 8: PSF

Channel1 に比べ、光が大きく広がっていることがわかる。この時 CMOS の素子のサイズは黒の太線で示され、十分素子内に光が入り隣の素子には影響を与えていないことがわかる。

最後に太陽光が最も当たる観測条件において、CMOS がオーバーフローを起こさないために、どれだけの光量が衛星に届くか計算する。地表面における Channel1 の太陽放射スペクトルは $1300(\text{Wm}^{-2}\mu\text{m}^{-1})$ とし、Channel2 の太陽放射スペクトルは $700(\text{Wm}^{-2}\mu\text{m}^{-1})$ とする。更に観測地に対する太陽光の入射角は夏至に最大 28.45 度、春分秋分に最小の 0 度をとる。よってここではカメラに入る光量が最大となる夏至の場合について考慮する。地表面の反射率が 1 であると仮定し、地上での反射光は半球状に均一に錯乱するものとする。また、観測する波長帯におけるジョンソン V フィルタ、ジョ

ンソン I フィルタの通過率は共に 0.8 であるとした。さらに、衛星のカメラの量子効率、観測する二つの波長帯においてともに 0.7 である。よって、ひとつのピクセルサイズあたりで生成される電子数 P_{in} は以下の式を用いることによって、表 10 の電子数のようになる。ただし、 L はカメラのひとつのピクセルによって撮影される範囲で反射されるステラジアンあたりのエネルギーである。

$$P_{in} = \frac{LD^2\pi}{4h^2}$$

表 10 から、量子容量を大きく超えていることがわかる。したがって本衛星ではレンズに入る光量を減らすことのできる ND フィルタ (Neutral Density フィルタ) をレンズの先端に取り付ける。ND フィルタは、ジョンソンフィルタと重ねて取り付けるものとする。したがって、光量が最大となる場合において CMOS の許容される量子容量の半分となるように ND フィルタを選定する。よって朝日分光株式会社製 ND - フィルタ (通過率 6%) を用いる。よって CMOS に入射する光量は表 10 のようになる。したがって、オーバーフローを起こ

表 10: CMOS に生成される電子数

	Channel1	Channel2
ND フィルタ通過前	232355	467345
ND フィルタ通過後	13941	28040

すことなく、またカメラの暗電流よりも大きいことから、撮影を行うことができる。

最後に、熱、紫外線によるレンズへの影響を考察する。レンズはガラス製であることから熱変形は少なく、熱制御によって達成される範囲であれば撮影の質を保つことができることが考えられる。しかしながら、ガラスのレンズは、放射線の影響を大きく受けて黒化することが想定される。したがって、二酸化セリウムのシールドを施すことで、黒化を回避できると考える。二酸化セリウムを用いる場合、450nm 以下の波長の光の通過率が大きく減少するが、本ミッションではその波長帯では観測は行われないので影響はほとんどない。

2.3.6 観測時刻と回数の決定

ここでは、CMOS カメラに発生するノイズから、観測するために最低限必要な入射角の条件をもとめ、観測時刻と観測回数を決定する。

ノイズはホトンショットノイズ N_n とダークチャージノイズ N_r の二種類がある。ホトンショットノイズは CMOS で生成される電子数の平方根で与えられる。また、ダークチャージノイズは CMOS の設計による値で

あり、本ミッションで用いる CMOS では $30e^-$ である。ここで、トータルノイズ N_t は以下のように示される。

$$N_t = \sqrt{Nn^2 + Nr^2}$$

ホトノショットノイズは入射する光量の関数として与えられることから、本ミッションにおけるトータルノイズは観測地点への太陽光の入射角に依存する。またこのとき、カメラの量子化ビット数は 10bit つまり 1024 段階のデータとして得られるので、観測可能な最小の電子数は約 $50e^-$ である。つまり、解析可能な撮影を行うためには、信号の大きさ、ノイズの比 (SN 比) が共に十分に大きくなる条件となる必要がある。図 9 に入射角と SN 比の関係を示す。ただし図 9 においては入射角が微小な場合のみを示したが入射角が最大となる場合の SN 比は Channel1 について 76.5, Channel2 について 111 となる。本ミッションでは SN 比が 7 以上と十分大きく、電子容量的にも十分観測できるという条件から入射角が 1 度以上となるときに観測を行うものとする。したがって、入射角の条件から観測回数は例えば 2012 年は 3 月 20 日の 3 回から始まり、4 月 4 日まで徐々に増加する。更に、4 月 5 日から 9 月 3 日まで一日 12 回の観測を行い、さらに 9 月 4 日から徐々に減少し、9 月 22 日の 4 回の観測を終えて、2012 年の観測は終了する。

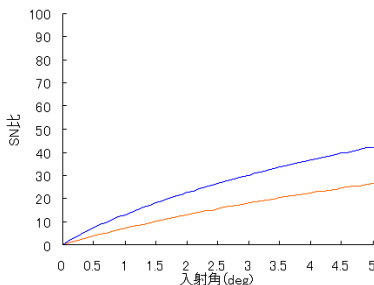


図 9: 入射角と SN 比

2.3.7 装置構造

通常、フィルタを取り付ける場合は、レンズとカメラの間にフィルタを取り付けることが一般的である。しかし、民製品のレンズを用いる場合レンズのバックフォーカスを自由に調節することができない。したがって、本ミッションでは、カメラ、レンズを取り付けその上にフィルタを設ける。更にバフフルをその上から取り付ける形となる。

2.3.8 バフフルの選定

衛星は北極点から観測することにより、もっとも衛星のカメラに直接太陽光が入射するのは春と秋の観測

点時刻 12 時である。このときの衛星のカメラに対する太陽の入射角は観測点に向けるポインティング角度である。衛星の視野角は CMOS のサイズから 3.96deg , 3.17deg となるので、バフフルはカメラに対して 5deg の広がりを持った円錐形の筒とする。カメラに直接太陽光が当たらないという条件からカメラの先端から長さ 15mm 以上のバフフルを取り付けることで、太陽光が直接カメラに入射することを防ぐことができる。

本衛星ではバフフルとレンズの間にフィルタの交換機構をはさむ構造となる。このときフィルタ交換機構の長さはバフフルに必要な長さよりも十分に長く、実際バフフルは必要にならない。しかしながら太陽光が衛星内部に入ると内部で反射してカメラの撮影に影響を与えることが考えられることから、衛星内に太陽光が入らないようにバフフルを設計する。図 10 に設計したバフフルの断面図を示す。



図 10: バフフルの断面図

2.3.9 フィルタ回転装置の設計

本ミッションでは異なる 2 枚の写真を撮影する必要がある。このとき、衛星内部の空間上の制約からカメラを 2 本載せることは難しいので、フィルタの交換機構を作成し撮影するものとする。ここで、本衛星は 7.03km/s ものスピードで移動しているため、フィルタの変更に数十秒もかかっているのは、同じ場所を撮影しても、2 枚の画像の歪みが顕著となってしまう。したがって、迅速なフィルタの変更を行う必要がある。フィルタ板は $8\text{cm} \times 4\text{cm}$ 、片半分 4cm が RI、もう片半分 4cm が緑であるフィルタを用いる。

このフィルタ板を、ステッピングモータを用いて横に 4cm 動かすことでフィルタの変更を実現する。用いるステッピングモータは日本パルスモーター株式会社の PF35-48 とする。表 11, 12 に用いるステッピングモータとフィルタ交換に必要なトルクの表を示す。

フィルタを 4cm 動かすには、半径 3cm のギアを約 153deg 動かす必要がある。そこで、今回用いるステッピングモータの駆動角度が 7.5deg であることと、減速機をつけないことを考慮すると、おおよそ 21 ステップ動作させればよいことが分かる。ステッピングモータは普段数百 pps で利用されているため、フィルタ交換

表 11: フィルタ仕様

フィルタ板質量	g	150
抵抗係数	-	0.5
ギア半径	cm	1.5
必要トルク	mN·m	11.3

表 12: モータ仕様

モータ型番	PF35-48	
励磁方式		2-2 相
ステップ角度	deg	7.5
電圧	V	24
温度範囲		-10~50
最大トルク	mN·m	20
質量	g	20

には 1 秒もかからないことが分かる．なお，ステッピングモータは設置前に真空中での動作の確認を行う必要がある．

2.3.10 センサ較正方法

運用期間 5 年間のデータの信頼性を得るために，衛星の光学センサの較正を行う必要がある．較正では，センサの感度と暗示出力を調べる．打ち上げ前に行う地上較正，打ち上げ後に定期的に CMOS センサの性能を調べる軌道上較正の二つの較正を行う．地上較正では正確な分光放射輝度値の与えられている標準放射源を用いることで感度を，開口部にふたをして撮影することで暗示出力を測定することができる．さらに，この時，2 次元の複数の素子を使っていることから，素子間の感度偏差を求めておく．

本衛星の軌道は極軌道であることから，地上の特定の地点を用いて，定期的に校正のために観測することは難しい．したがって，月と深宇宙を二つの波長帯について撮影し，軌道上較正を行う．月は地球の表面と明るさが近く，大気がないことから明るさの時間的変動が小さいので較正のターゲットとして優れている．2.3.5 と同様にカメラに入射する光量を計算することで，最大の量子容量 4500e-程度となり，撮影可能であることがわかる．較正は月の満月時に行うものとして，月が満月となる周期のうち一回を観測地点の代わりに月と深宇宙をそれぞれのフィルタを通して撮影する．撮影から得られるデータは CPU によって 1/20 に圧縮する．したがって月のデータから感度を，深宇宙のデータから暗示出力を得ることができる．このとき月は CMOS の一部の点のみに撮影されることになるが，この結果

を素子間の感度偏差を用いてすべてのセンサについて応用することができる．またこの撮影は北極点で行うものとし，較正を行う周回は観測点の観測は行わない．

2.3.11 データ処理

氷の厚さ分布をどのように取得画像から得ることができるかを示す．二つの波長帯における放射輝度 $L(i)$ は大気圏外での放射照度 $E(i)$ ，反射率 $R(i)$ ，大気通過度 $T(i)$ を用いて以下のように示される．ただしここで大気通過度は地球に入射するときと地球から放出するときに両方を含めたものとする．

$$L(i) = \frac{R(i)E(i)T(i)}{\pi}$$

この時，反射率比 $R(1)/R(2)$ と氷の厚さの相関を見出すことができる．上式を変形することから反射率比は以下のように示される．

$$\frac{R(1)}{R(2)} = \frac{L(1)E(2)T(2)}{L(2)E(1)T(1)}$$

ここで，照度比はあらかじめ得ることができる．更に，大気の通過率比については，晴天時のデータのみを使うということから，一定値であるとみなす．したがって，このような方法によって，反射率比を得ることができる．

以上の議論では，かなり単純なモデル化をおこなったが，実際の場合にはこれ以外に降雪や着霜といったほかの要因によって観測値が変化することが考えられる．したがって打ち上げ後，氷の厚さが既知の場所の撮影するなど，既存のデータとの比較を行い，より信頼性の高いデータを得るための方法を構築する必要がある．

2.4 姿勢の検討

2.4.1 設計要求

北極海の北緯 85 度，東経 150 度地点を 1 周回ごとに 2 回観測・撮影を行う．ここで姿勢を決定する上で本衛星においては次の 6 つのモードをとることとする．

- 初期捕捉モード

衛星がロケットから分離された後，自分の姿勢・位置を確かめるために必要なモード．まず，磁気センサ・GPS・レートジャイロを用いて位置・姿勢を捕捉する．そこから，リアクションホイールを用いて太陽センサで太陽を把握し，姿勢を安定させてから太陽パネル・アンテナなどを展開し，太陽光発電を開始する．その後，地上局との通信を行い，地球の基準となる点をカメラで撮影し，カメ

ラの動作確認および衛星の姿勢の較正を行い、他モードに移行していく。

- 観測モード

今回、北極点上空付近を通るときに衛星を傾けて観測地（北極海の北緯 85 度，東経 150 度地点）をカメラで観測する。一連の動きとしては、まず北極点上空に到達する 2 分前から姿勢を変え始める。そして、姿勢変更後 40 秒間で姿勢が固定されるように静定させ、撮影の準備をする。ここで、姿勢を固定するということは、本衛星が北極の極地点上空に来たときに、カメラが北緯 85 度，東経 150 度地点を向いているということである。そして 40 秒後、北極点上空付近で撮影し、撮影後 40 秒間はそのままの姿勢を保った後、20 秒間かけて充電モードに移行する。なお、データは北極の極地点上空を通る 0.5 秒前と 0.5 秒後に取得し、一度目のデータから二度目のデータを取得するにあたり、フィルタを交換する。なお、このとき光学系の観点から観測点への太陽光入射角が水平線に対して 1deg 未満の場合は観測は行わない。

- 較正モード

較正モードでは月と深宇宙の撮影を行い、カメラの感度と暗時出力の検査を行う。衛星を打ち上げた最初の 1 年は毎月行い、2 年目以降は観測可能になる時期のはじめに 1 回，途中で 1 回，観測をし終える時期に 1 回，計 3 回行う。ただし、較正とは観測点におけるデータを取得する代わりに、その方法としては、北極点上空から見てなるべく満月になるときに行い、月のデータと、その周辺の深宇宙のデータを一つずつ取得するものとする。

- 充電モード

本衛星が選択した軌道は極軌道なので、観測時以外は太陽の方向に常に向くようにし、太陽電池を使って充電する必要がある。なお、今回は太陽センサが太陽電池と同じ方向についていることと、太陽光を常に当て続けるためには姿勢変更を急激に変更する必要はないことより、余裕を持って効率よく充電できる。

- 通信モード

本衛星は南極点上空でデータの通信を行う。

- 待機モード

上記以外の主として日陰時に衛星が航行しているときのモードである。最低限の機器のみを稼働させ、なるべく電力を使わないようにする。

- 緊急モード

なんらかの事態が起きたときに立て直すモードである。全ての動きを中断し、まずは太陽センサですばやく太陽を捕捉し電力を確保する。その後、衛星の状態が安定してきたところで、地上と通信を行って原因を探し、原因が解決し次第通常のモードに移行する。

2.4.2 姿勢安定方式

衛星の姿勢安定方式は（1）重力傾斜方式（2）スピン安定方式（3）3 軸安定方式の 3 種に分類できる。

(1) 重力傾斜方式は、衛星が受ける外乱トルクの中で重力傾斜トルクがもっとも大きいことが必要である。重力傾斜方式は完全に受動方式なので、安価ではあるが姿勢精度が荒いことが欠点である。

(2) スピン安定方式は、スピンする物体はジャイロ効果により安定性と指向精度が容易に得られるという特徴をもつ。しかし、角運動量が大きいため、姿勢を変更しようとするとき燃料消費が大きくなるということが欠点となる。

(3) 3 軸安定方式は、現在最もよく使われていて、姿勢運動は安定し精度は良い。しかし搭載機器構成が複雑で、それだけ信頼性は低くなる面がある。3 軸安定方式は、ホイールの配置によりバイアスモーメント方式と、ゼロモーメント方式に分けられる。バイアスモーメント方式では、ゼロモーメント方式より簡単ではあるが、一般的に精度が悪く、運動範囲に制約がある。逆にゼロモーメント方式は、運動範囲に制約がなく、高精度である。

本ミッションにおいて重要となるのは、[I] 定点観測をするための精度、[II] 長期間運用するための電力確保、である。したがって今回は（3）3 軸安定方式を、さらに本ミッションは精度良く定点を観測する要求となるべく太陽のほうを向いて電力を確保したいという要求を満たすためにも、ゼロモーメント方式を採用する。

2.4.3 姿勢推定の方法

本衛星の姿勢推定には地球磁場と磁場モデルを利用する。なお、磁場モデルは慣性座標系で示される。

姿勢推定方法としては、まず、衛星に搭載した磁気センサで地球磁場を測定する。その一方で GPS によるそのときの衛星の位置情報から、磁場モデルを用いてその位置での磁場を求める。磁気センサで測定した磁場（機体座標系）と磁場モデルから求めた磁場（慣性座標系）は座標変換を介して原理的に等しくなるので、その座標変換マトリックスを求めることが衛星の姿勢を求めることになり、衛星の姿勢が推定できる。しか

し、これでは測定された地球磁場周りの衛星の姿勢が決定できない．そこで、残りの1軸を決定するために異なる2地点以上の地球磁場を測定する必要が出てくる．だが、その間に衛星の姿勢も変化してしまうので、この姿勢変化はジャイロを用いて検出する．

ここで、このような方法を用いたときの姿勢推定精度の時間変化を図 11 に示す．

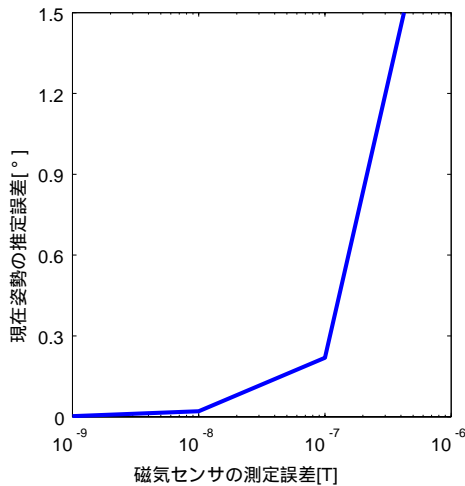


図 11: 姿勢推定精度

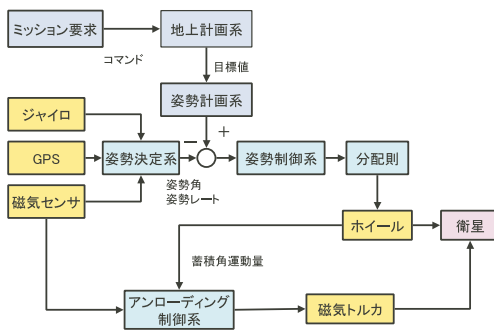


図 12: 姿勢決定系ブロック線図

図 11 より、この姿勢推定方法は有効であると考えられる．よって、本衛星は以上のような姿勢推定法を適用する．また、姿勢決定系のブロック線図を図 12 に示す．

2.4.4 初期捕捉モードの検討

本衛星は分離後、高度 1680km の円軌道に投入される．その後、磁気センサなどを用いて姿勢を把握した後に、リアクションホイールを用いて太陽センサを太陽に向ける．衛星はロケットから分離された後、軌道投入の際に大きな角運動量をもっている可能性が高い．最悪のケースとして3軸方向にそれぞれ 0.01rad/s の角速度を持っていると仮定する．これを、リアクションホイールを使って吸収する．慣性モーメントが一番

大きいヨー軸に注目して、

$$h = I_z \omega = 2.38 \times 10^{-2} [\text{Nms}]$$

であるので、表 26 より今回のリアクションホイールで制御可能である．

2.4.5 観測モード

1. ポインティング角

軌道の検討において撮影時、衛星は北極点上空から北緯 85 度・東経 150 度の地点を観測するため、撮影時の観測点までの距離、および地心方向からの傾きは次のように求められる．衛星高度 H 、地球半径 R_e 、観測点までの距離 L 、地心方向からの傾き（偏向角） ϕ として、北緯 θ_{lat} としたとき $\bar{\theta}_{lat} \equiv \frac{\pi}{2} - \theta_{lat}$ と定義する． $\bar{\theta}_{lat} \ll 1$ ならば北極点から観測点までの距離は $l = R_e \bar{\theta}_{lat}$ の直線と近似できるので、 ϕ, L は以下の式のようになる．

$$\phi = \arctan\left(\frac{R_e \bar{\theta}_{lat}}{H}\right)$$

$$L = \frac{H}{\cos \phi}$$

この式より $\phi = 17.92[\text{deg}]$ 、 $L = 1766.6[\text{km}]$ となる．ゆえに本衛星は最大で約 18deg ポインティングする必要があることが分かる．

2. ポインティング方法

ポインティング角より撮影時、衛星は約 18deg 傾けてカメラを観測点に向ける必要があり、軌道の検討によりこの角度は撮影ごとに変化しない．これより、ポインティングの方法の検討と搭載するアクチュエータの評価を行う．なお、フィルターを変更するときのトルクは、無視できるものとする．

まずは、ポインティングの方法について検討していく．テストケースとして今回は観測開始日から二ヶ月後の 2012 年 5 月 20 日の正午に観測地点にポインティングすることを考える．つぎに、座標系の設定を行う．図 20 より、軌道固定座標系（軌道系） $[X, Y, Z]$ と機体固定座標系（ボディ系） $[x, y, z]$ を定める．ボディ系座標の基準は軌道系座標と一致してしている時として、軌道系座標からボディ系座標への変換は 1-2-3 オイラー角を使用する．以降、ボディ系座標の x, y, z 軸をそれぞれロール、ピッチ、ヨー軸と名づけ、それぞれの軸周りの回転角をロール角 ϕ 、ピッチ角 θ 、ヨー角 Ψ とする．このとき、カメラの撮影方向はヨー軸方向になるのでポインティングのときは主としてロール角、ピッチ角で衛星の姿勢を制御してヨー角で微調整する．

本ミッションの実行期間は春分の日ごろから秋分の日ごろまでなので、軌道の関係から日照時にミッションモードに入り、観測を終了してミッションモードが終わると陰に入ることになる（春分、秋分の日ごろは常時太陽光に照らされている）よって、ミッションモードに入る前の衛星の姿勢はつねに充電モードの姿勢（ロール軸が太陽方向に向き、ヨー軸は公転面に対し垂直直方向に向く姿勢）であり、磁気センサ、ジャイロ、GPSによりほぼ姿勢は要求どおりに固定されている状態である。この姿勢を初期姿勢としてミッションモードを開始する。

本ミッションでは北極点上空から観測地点を撮影するため、使用するアクチュエータの能力の範囲内で十分実行できるようにポインティング方法を表13のように計画する。なお、これ以降ポインティング角および方向を目標角・目標方向と呼び、そのときの姿勢を目標姿勢とする。ここで、図13のように制御系を構築し、カメラを目標方向に向けるためにロール角・ピッチ角・ヨー角を制御する。その結果を、ミッションモード時のロール・ピッチ・ヨー軸それぞれについての角度（軌道座標系）と角速度（慣性座標系）の時間応答を図14、15に示す（ミッション開始時の角度を基準とする）

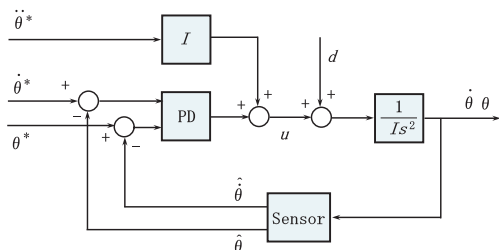


図 13: 制御ブロック図

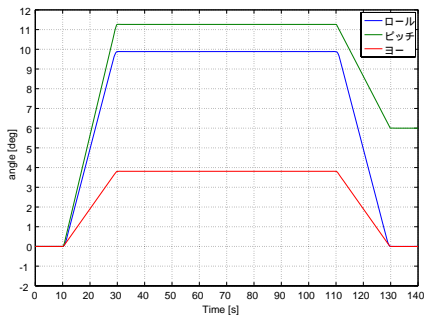


図 14: 衛星の角度

一方、衛星本体の慣性モーメントは表19のようになっていることから、各リアクションホイールにかかるトルクは図18になる。これはリアクション

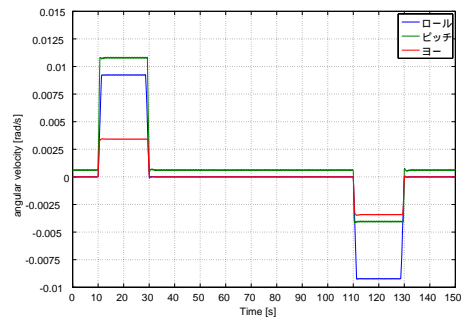


図 15: 衛星の角速度

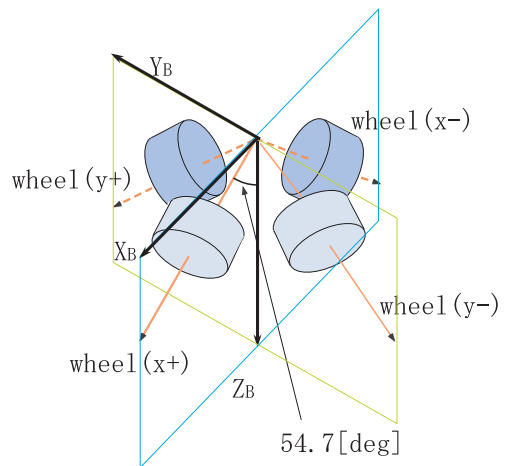


図 16: リアクションホイール配置図

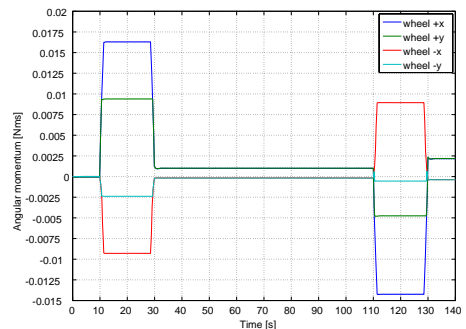


図 17: 各ホイールの角運動量

表 13: タイムスケジュール

時刻	フェーズ	タスク	タスク時間 [sec]
11:59	ミッションモード開始	目標方向に姿勢変更	20
-	姿勢変更完了	姿勢静定・撮影準備	40
12:00	北極点上空到達	到達前後 1 秒間で画像 2 枚撮影 撮影後待機	- 40
-	姿勢変更開始	初期姿勢に姿勢変更	20
12:01	姿勢変更完了	姿勢静定・充電モードに入る	30~

ホイールの諸元を示した表 26 からわかるように十分出力できるトルクの大きさであることが分かる。また、図 17 より各ホイールの角運動量もさほど大きくないのでリアクションホイール全体の消費電力は許容範囲内である。ここで、図 18 におけるそれぞれのリアクションホイールは図 16 のように配置されている。

一方、ポインティングを行うと衛星に角運動量が蓄積され、リアクションホイールで吸収する必要がある。本衛星においてリアクションホイールは 4 個使用し、4 スキュー配置にして、衛星に蓄積される角運動量を吸収していく。ひとつのリアクションホイールが蓄積できる最大の角運動量は 1Nm・s であり、図 17 よりそれぞれのホイールの角運動量はそれほど大きくないので十分吸収できる。したがって、本衛星に搭載するリアクションホイールを使うことにより目標方向へのポインティングは十分可能であり、ミッションを達成できる。

2.4.6 指向誤差解析

ここでは姿勢の要求精度について考察する。今回の撮影範囲は約 100km であるので、撮影中心地点から ±25km までずれを許容することにする。今回は撮影中心地点をポインティングしていないため、二つの写真撮影する間に画像が約 5km 移動してしまうことがわかっている。ゆえに高度 1680km を考慮すると要求姿勢精度は $(25 - 5)/1680 \times 180/\pi$ よりおよそ ±0.7deg である。表 14 に指向誤差分布について見積もった結果を示す。この表が示すように指向誤差は 0.7deg 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る。

2.5 データ処理

2.5.1 画像のデータ形式

カメラにより得られた画像を地上に送るに際して、通信速度の観点からサイズを圧縮する必要がある。画像

表 14: 指向誤差分布

	要因	誤差
姿勢決定	磁気センサ検出誤差	0.2
姿勢制御	自然外乱 ホイールの擾乱	0.05
光学センサの歪み 熱変形	レンズの鏡面誤差 取り付け誤差 アライメント誤差	0.2
合計	RSS	0.3

データの圧縮方法としては JPEG が一般的に多く用いられているが、離散コサイン変換を用いるためにエッジ付近の再現性が粗くなってしまう。よって本ミッションにおける画像の形式として JPEG2000 を用いることにする。JPEG2000 ではウェーブレット変換を用いることで高画質、高圧縮率を実現している。圧縮率も自由に設定できるため、10 分の 1 に圧縮して使うものとし、変換は衛星の CPU を用いてソフトウェア上で行うものとする。

2.5.2 画像のゆがみ補正

図 19 に衛星と観測点の位置関係を示す。本ミッションでは極から観測点を斜めにポインティングして撮影するため、得られる画像は本来の画像からゆがんだものになってしまう。そこで得られた画像を本来の画像に戻す変換処理が必要である。その変換方法について考察する。まず図 19 から、平面 A 上の点を a 、平面 B 上の点を b とする。マトリックス表記をすると $O = [0 \ 0 \ 0]^T$, $r = [0 \ 0 \ h]^T$ 、平面 A 上に正規直行基底 i_a, j_a を

$$i_a = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \end{bmatrix}^T$$

$$j_a = \begin{bmatrix} 0 & \cos \phi & \sin \phi \end{bmatrix}^T$$

とする。面内の原点を p とし、その基底に対する座標を $({}^A x, {}^A y)$ とすると、この点 a を平面 B 上の対応

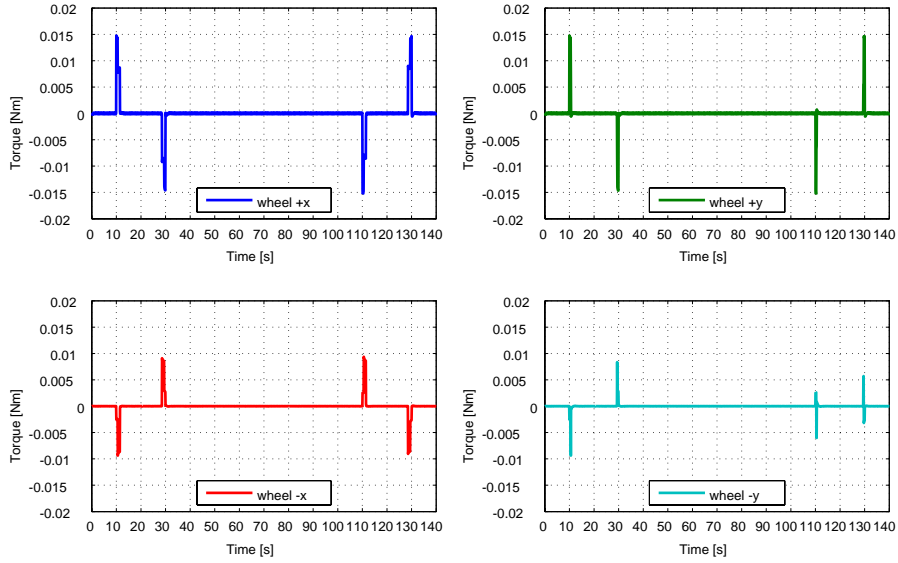


図 18: 各ホイールの出力トルク

する点 b (B_x, B_y) へと変換する問題に帰着する．ここで a は

$$a = A_x \cdot i_a + A_y \cdot j_a = \begin{bmatrix} A_x \\ A_y \cos \phi + P_y \\ A_y \sin \phi + P_z \end{bmatrix}$$

と表せる．投影方向は点 r , a を通る方向であるから，その直線上の点は媒介変数 k を用いて，

$$r + k(a - r) = \begin{bmatrix} k A_x \\ k(A_y \cos \phi + P_y) \\ k(A_y \sin \phi + P_z - r_z) + r_z \end{bmatrix}$$

と表せる．一方，平面 B 上に正規直行基底 i_b, j_b を

$$i_b = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \end{bmatrix}^T$$

$$j_b = \begin{bmatrix} 0 & \cos \theta & -\sin \theta \end{bmatrix}^T$$

ととる．面内の原点を p として，その基底に対する座標を (B_x, B_y) とすると b は

$$b = B_x \cdot i_b + B_y \cdot j_b = \begin{bmatrix} B_x \\ B_y \cos \phi + P_y \\ -B_y \sin \phi + P_z \end{bmatrix}$$

と表せる．よって k, B_x, B_y について解くことによって平面 A 上の各点 (A_x, A_y) に対応する平面 B 上の点 (B_x, B_y) を求めることができる．

$$P_y = R_e \sin \theta$$

$$P_z = R_e (1 - \cos \theta)$$

であることも考慮して解くと，

$$k = -\frac{1602}{0.3907 A_y - 1602}$$

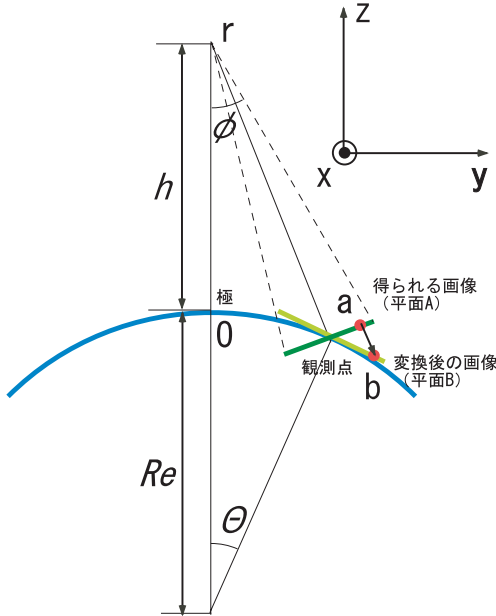


図 19: 衛星観測点位置

$$B_x = -\frac{1602^A x}{0.3907^A y - 1602}$$

$$B_y = -\frac{1747^A y}{0.3907^A y - 1602}$$

となる．

以上の式を用いて得られた画像を各点に関して変換することにより、ゆがみのない画像を得ることができる．ところで画像の撮影に仮に 1 秒要するとすると約 7km のずれがある．しかし高度が 1680km であることを考えれば、ポインティング方向の制御さえしていれば誤差の範囲と考えてよいと思われるので、ここでは考慮しない．またこの変換は衛星で行う必要がないため、地上にデータを送った後でそのデータを扱うに際して行うことを想定している．

3 構体系

3.1 構体設計

本衛星の本体は 480 × 450 × 400mm の直方体形状とし、構造様式はパネル構造とする．パネルには軽量で強度の高いハニカムサンドイッチパネルを使用し、フェイスシート、ハニカムコアにはアルミニウム合金を用いる．さらに、強度を高めて、内部に機器を配置しやすいようにするために井桁型の仕切りを設ける．仕切りにもハニカムサンドイッチパネルを用いる．本衛星の外観を図 20 に示す．

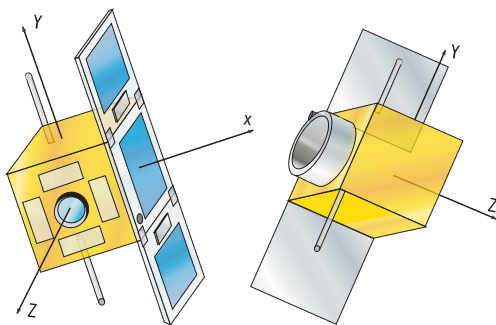


図 20: 概観図

3.2 機器配置

搭載機器の一覧を表 15 に、配置図を図 21,22 に示す．カメラを中心に置き、センサー類と発熱を伴うバッテリーは外部壁面パネルに、それら以外の機器は慣性モーメントを少しでも小さくするために内部の仕切りパネルに設置する．リアクションホイールは各々の軸が z 軸

と 54.7[deg] をなすように取り付け、4 スキュー配置とする．

3.3 パネル展開機構

本衛星では太陽電池の面積を増やすために、衛星本体の +x 面パネルの他に 2 枚の展開式パネルを用いている．そこで、これらのパネルを展開する機構が必要になってくる．まず、展開パネルをヒンジで衛星本体に取り付け、展開パネルと本体パネルの間にねじりコイルばねを入れる．そして、展開パネルを閉じて独立した三本のナイロン線で縫い合わせるように固定し、そのナイロン線に接するようにニクロム線を取り付ける．ナイロン線を三本用いたのは確実に展開パネルを衛星本体に固定し、予期せずナイロン線が切れたとしても残りのナイロン線で保持できるように冗長性を持たせるためである．また、ニクロム線を巻き込むようにしてナイロン線を縫うことで、ニクロム線とナイロン線がしっかりと接触し確実に熱が伝わるようにする．これにより、リリース不良を防ぎ、信頼性を確保する．

パネルを展開する際にはニクロム線に電流を流して発熱させ、その熱で三本のナイロン線を溶かして切ることで展開パネルの固定をはずし、ばねの力で展開させる．展開したパネルは衛星本体の +x 面に取り付けられたラッチによって +x 面と平行になるようにし、ばねの力で固定する．以上のような機構でパネルを展開する．

3.4 構体材料

本衛星の構体には、質量が小さく比剛性の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 16 に、物性値を表 17 に示す．

表 16: 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

衛星分離部の材料には 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 17 に示す．

3.5 構造解析

3.5.1 ロケットとのインターフェイス条件

ロケット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 18 に示す．

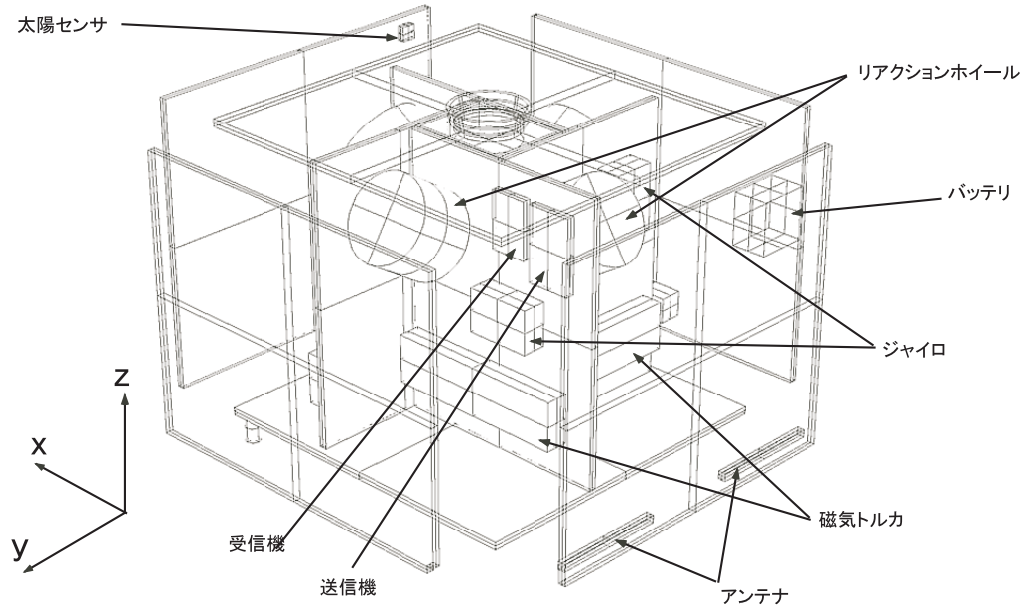


図 21: 配置図 1

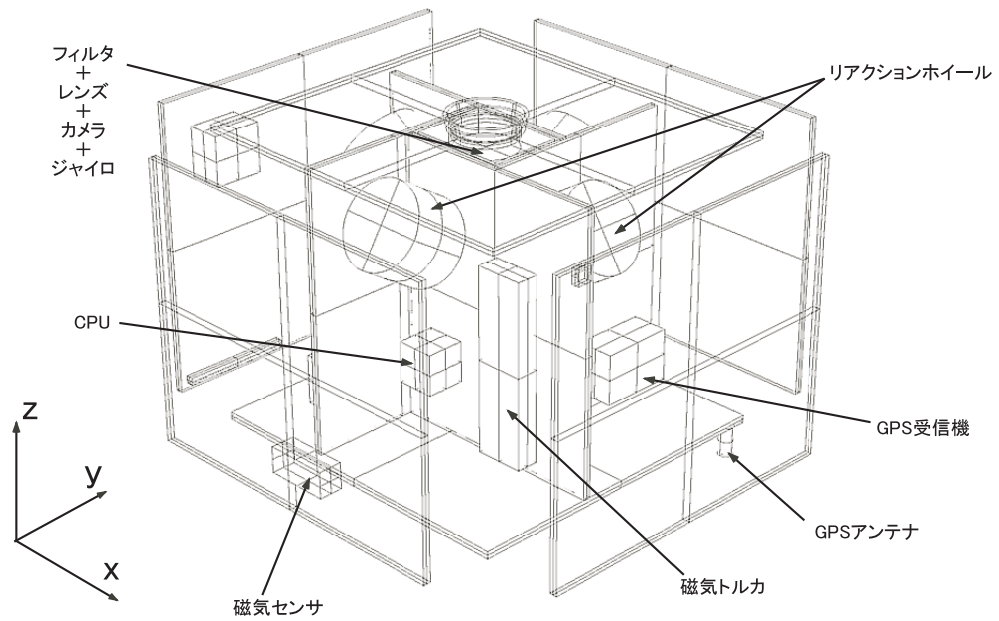


図 22: 配置図 2

表 15: 搭載機器一覧

機器	寸法 [mm]	質量 [kg]
ミッション系	-	1.33
カメラ	50.8 × 50.8 × 76.2	0.225
レンズ	83.2 × 136.2	0.765
フィルタおよび交換装置	130 × 100 × 15	0.32
バッフル	51 × 20	0.02
姿勢制御系	-	9.73
リアクションホイール 4台	115 × 115 × 86	1.8 × 4
磁気トルカ 3台	251 × 66 × 30	0.500 × 3
太陽センサ 1台	12.7 × 9	0.01
ジャイロ 3台	88.9 × 58.4 × 33	0.27 × 3
3軸磁気センサ 1台	85 × 35 × 32	0.14
GPS	100 × 70 × 50	0.06
GPS アンテナ	20 × 50	0.01
通信系	-	0.15
ダイポールアンテナ 2本	10 × 130	0.025 × 2
送信機	100 × 60 × 10.5	0.06
受信機	76 × 50 × 10.5	0.04
電源系	-	0.928
太陽電池	20 × 20 × 0.14(× 833枚)	0.280
バッテリー 14個	33.8 × 6.5 × 66.6	0.032 × 14
シャント 2枚	100 × 50 × 5	0.1 × 2
熱制御系	-	1.144
断熱ブランケット	-	0.400
OSR	-	0.280
黒色ペイント	-	0.202
断熱スペーサ	-	0.002
サーマルフィラ	-	0.145
ヒータ	6.5 × 86	0.015 × 5
熱センサ	3.2 × 100	0.020 × 2
データ処理系	-	1.7
CPU	52 × 52 × 55	1.7
構体系	-	15.286
外部パネル(x面) 2枚	440 × 380 × 10	0.346 × 2
(y面) 2枚	470 × 380 × 10	0.370 × 2
(z面) 2枚	480 × 450 × 10	0.447 × 2
内部パネル(x面) 2枚	380 × 270 × 10	0.212 × 2
(y面) 2枚	380 × 300 × 10	0.236 × 2
展開パネル 2枚	470 × 400 × 10	3.29 × 2
インターフェイス部	225 × 50	0.484
構造マージン(配線,放射線遮断板等を含む)	-	5
合計	-	30.268

表 17: 材料特性

Al 合金			
材質	単位	A2024-T3	A7075-T6
密度	kg/m ³	2770	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
圧縮耐力	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	
剪断強度	MPa	2.4	
CFRP			
繊維方向	deg	0	90
密度	kg/m ³	1750	
縦弾性係数	GPa	147	9.8
剪断弾性係数	GPa	5.1	
ポアソン比	-	0.32	0.0213
引張耐力	MPa	1569	58.8

3.5.2 構造解析モデル

有限要素法ソフト ANSYS を用いて構造数学モデルを作成し、構造解析を行なった。作業の効率化のため、構造数学モデルは以下の方針で簡略化することにする。また構造数学モデルの概観を図 23 に示す。

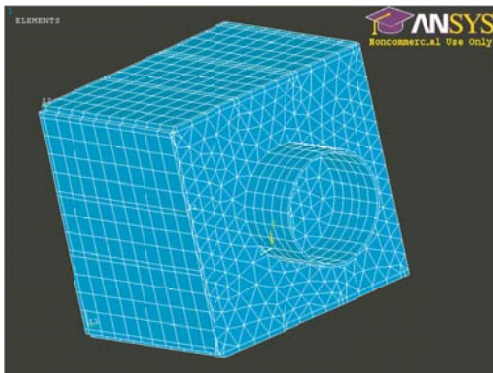


図 23: 解析モデル

- 搭載機器は質点とする。
- 250g 未満の搭載機器は省略する。
- 展開パネルは閉じているとする。

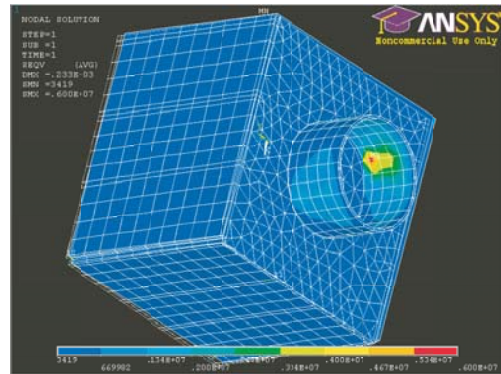


図 24: 静荷重解析結果

3.5.3 静荷重解析

表 18 より、機軸方向には最大 4G、機軸と直交方向には最大 1.8G がかかることがわかる。この値に安全係数 1.5 をか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 の荷重が衛星全体に同時にかかるとして解析を行なった。そのときの応力分布図を図 24 に示す。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。また、いま知りたいのは金属材料の三軸応力場における降伏に関する応力なので、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 $\sigma = 6.00\text{MPa}$ となった。表 17 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 268.9MPa であるので、安全余裕 MS は

$$MS = \frac{\text{許容応力}}{\text{発生応力}} - 1 = \frac{269}{6.00} - 1 = 43.8$$

となり、本衛星は十分な強度をもっていることがわかった。

3.5.4 固有振動数解析

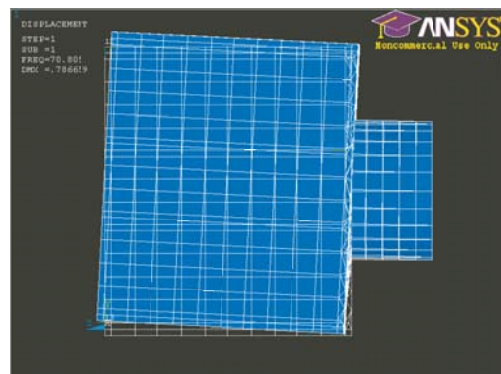


図 25: 固有振動数解析結果

ロケット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なった。解析の結果、機軸方向の一次モードの固有振動数は 70.8Hz 、機軸と直

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	30Hz 以上	10Hz 以上
準静的加速度	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

交方向の一次モードの固有振動数は 78.6Hz となり、本衛星は表 18 の剛性要求を満たしていることがわかった。

ただし、いま考えているモデルは搭載機器を少なく見積もっており総重量は 24.3kg しかないため、実際には固有振動数が低いと考えられる。そのため、実際に振動試験を行うなどして固有振動数を確認する必要がある。

3.6 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、座標は衛星固定座標系を用いた。）総重量は 30.268[kg] となる。

表 19: 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	0.914	0.738	0.951
展開後	2.14	0.949	2.38

表 20: 質量中心

	x [mm]	y [mm]	z [mm]
展開前	14.2	-11.4	27.3
展開後	56.5	-11.4	27.3

4 姿勢制御 (AOCS) 系

4.1 外乱トルク

まず、高度約 1680km において衛星に影響を与えて、姿勢を乱す要因となる 4 つの外乱トルクである 1) 重力傾斜トルク、2) 太陽輻射圧トルク、3) 地球磁場トルク、4) 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

重力傾斜トルクの最大値は次式で表される。

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

μ : 地球重力定数 (= 3.99×10^4 [km³/s²])

a : 軌道半径 (= 8.06×10^3 [km])

θ : z 軸地心方向ベクトルのずれ角 (= 90.0 [deg])

よって、今回最大のずれ角 $\theta=90$ deg なので、最大の重力傾斜トルクは $T_g = 2.97 \times 10^{-7}$ [Nm] となる。

4.1.2 太陽輻射圧トルク

太陽輻射圧トルクの最大値は次式で表される。

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

P_s : 太陽光輻射定数 (= 4.62 [N/m²])

A_s : 太陽光が当たる面積 (= 5.40×10^{-1} [m²])

L_s : 太陽輻射圧力中心と質量中心間距離
(= 1.87 [m])

q : 反射係数 (= 0.60 [-])

i : 太陽光入射角 (= 0 [deg])

よって、太陽輻射圧トルクは $T_s = 7.50 \times 10^{-7}$ [Nm] となる。

4.1.3 地球磁気トルク

地球磁気トルクが最大のときは以下のように表される。

$$T_m = 10^{-7} DB$$

$$B = \frac{2M}{r^3}$$

D : 衛星の残留ダイポール
(= 2.00×10^3 [pole-cm])

B : 地球磁場の磁束密度 (= 3.06×10^{-1} [gauss])

M : 地磁気ダイポール (= 8.00×10^{25} [emu])

r : 地球中心と衛星間距離 (= 8.06×10^8 [cm])

よって地球磁気トルクは $T_m = 6.11 \times 10^{-5}$ [Nm] となる。

4.1.4 空力トルク

空力トルクは以下のように表される。

$$T_a = F \cdot l$$

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

- l : 重心から面の中心までのモーメント腕長
($= 1.22 \times 10^{-2}[\text{m}]$)
- ρ : 高度 1680km での大気密度
($= 1.07 \times 10^{-14}[\text{kg}/\text{m}^3]$)
- A : 空気抵抗となる最大表面積
($= 5.40 \times 10^{-1}[\text{m}^2]$)
- V : 衛星速度 ($= 7.03[\text{km}/\text{s}]$)
- C_d : 抗力係数 ($= 2.2[\text{km}/\text{s}]$)

よって、空力トルクは $T_a = 3.84 \times 10^{-9} [\text{Nm}]$ となる。

4.1.5 最大外乱トルクと角運動量

この 4 つの外乱トルクの最大外乱トルクが全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。今回、地球磁気トルクが周期的に変化するので、このことも考慮すると 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なる。

$$H = (T_g + T_s + T_a) \cdot T/2 + T_m/\omega \cdot (1 - \cos(\omega T/2))$$

T : 衛星の周期 ($= 7200[\text{s}]$)

ω : 衛星の公転角速度 ($= 8.72 \times 10^{-4}[\text{rad}/\text{s}]$)

よって最大角運動量は $H=0.144[\text{Nms}]$ となる。

表 21: 外乱トルク概要

外乱トルク	文字	単位	値
重力傾斜トルク	T_g	Nm	2.97×10^{-7}
太陽輻射圧トルク	T_s	Nm	7.50×10^{-7}
地球磁気トルク	T_m	Nm	6.11×10^{-5}
空力トルク	T_a	Nm	3.84×10^{-9}
合計最大外乱トルク	T_{max}	Nm	6.22×10^{-5}

4.2 センサの選定

本衛星は自機の姿勢、位置を把握するためのセンサとして太陽センサと磁気センサ、ジャイロ、GPS を搭載する。特に、本衛星は夏期・冬期（日本時間）では地球の影に入ることが多くなるので、常に 3 軸の姿勢を計測するために磁気センサとジャイロ、GPS により姿勢を計測する。

4.2.1 太陽センサ

衛星が必要とする電力を確保するために太陽電池を使って発電する。その場合、衛星は太陽の方向を知る必要がある。また、何か不測の事態が起こったときには、電力を確保することを最優先とする必要がある。そこで、太陽の方向を把握するために太陽センサを用いる。



図 26: センサ・アクチュエータ

この様な用途で使う場合、センサには捕捉をすばやく行うために広い視野が必要であり、小型かつ軽量であることが求められる。不測の事態などで即座に電力を確保したいということを考慮すると低電力であることも重要な選定条件である。これらの条件を満たすものとして、AERO ASTRO 社の Coarse Sun Sensor がある。図 26 左上段にこのセンサの概観図を、表 22 に諸元を示す。

表 22: 太陽センサの諸元

視野	deg	120 (full angle)
精度	deg	± 5
温度範囲		-40 to +93
消費電力	W	0
寸法	mm	$\phi 12.7 \times 9$
質量	kg	0.01

4.2.2 磁気センサ

衛星が自機の姿勢を推定するのに、磁気センサとジャイロを利用する。磁気センサの選定の基準としては、できる限り小型で軽量、なおかつ、測定精度を満たすものを選定する。この条件から SURREY 社の SSTL 3-AXIS FLUXGATE MAGNETOMETER Mk.2 を選定する。図 26 左中段にこのセンサの概観図を、表 23 に諸元を示す。

表 23: 磁気センサの諸元

感度	n · T	±10
動作範囲	μ · T	±60
バンド幅	Hz	10
温度範囲		-20 to +50
消費電力	m · W	300
供給電圧	V	±10.5
寸法	mm	85×35×32
質量	kg	0.140

4.2.3 ジャイロ

磁気センサから測定された姿勢情報が更新される間の姿勢情報の補正のためにジャイロを3つ搭載する。選定基準としてはできるだけ正確な測定ができること、故障する可能性が少ない光学式にすることを考慮して、KVH社製 DSP3000 を参考にしたものを利用する。図 26 右上段に DSP3000 の概観図を、表 24 に DSP3000 の諸元を示す。

表 24: ジャイロの諸元

測定範囲	deg	± 375
測定誤差	ppm	1000
消費電力	W	3
重量	kg	0.27
外形寸法	mm	88.9 × 58.4 × 33
温度範囲		-40 to 75

4.2.4 GPS

衛星の姿勢を推定するための磁場モデルを使うには、衛星の位置がわからなければならない。そこで、地球に対する位置情報を得るために GPS を搭載する。GPS には小型・軽量であり、宇宙用として設計された信頼性の高い SURREY 社の SSTL SGR-05P SPACE GPS RECEIVER を用いることにする。この GPS の概観図を図 26 右中段、表 25 に諸元を示す。

4.3 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。今回、ミッション要求を考慮してアクチュエータにはリアクションホイールを採用する。リアクションホイールはゼロモーメント状態にて使用し、周期的なトルクの吸収と姿勢運動中のモーメントを一時蓄積することに使われる。しかし、蓄積できる角運動量

表 25: GPS の諸元

時刻精度 [μs]	1
位置精度 [m]	10
初期捕捉時間 [s]	60 (warm start) 540 (cold start)
温度範囲 []	-20 to +50
消費電力 [W]	0.5 to 0.8
供給電圧 [V]	5
寸法 [mm]	70×45×10
質量 [kg]	0.02

には制限があるので、今回は磁気トルカを使用し、アンローディングができる様にする。

4.3.1 リアクションホイールのサイジング

4.1.5 節において最大角運動量は $H=0.144[\text{Nms}]$ であり、2倍のマージンをとって $H'=0.288[\text{Nms}]$ と考える。この角運動量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。さらに、初期補足モード、観測モード、較正モード、待機モード、充電モード、通信モード時の最大トルクを考慮して、今回は、VECTRONIC Aerospace 社の Reaction Wheel Type RW-01 を選定する。通常の3軸安定ゼロモーメント方式は、3軸それぞれに一つずつリアクションホイールを搭載するが、今回は冗長性も考えてリアクションホイールを4個用いた4スキュー配置にする。これにより、たとえ1つが壊れても残りの3つで3軸を制御できるようにする。概観図を図 26 左下段、表 26 に諸元を示す。

表 26: Reaction Wheel Type RW-01

寸法 [mm]	115×115×86
質量 [kg]	1.8
慣性モーメント [kgm^2]	2.12×10^{-2}
回転数 [rpm]	5000
角運動量 [Nms]	1
定格トルク [Nm]	2.0×10^{-2}
消費電力 [W]	4
稼働温度範囲 []	-20 to +70

4.3.2 磁気トルカ

磁気トルカとは、コイルに電流を流して磁気モーメントを発生するアクチュエータである。今回、リアク

ションホイールに蓄積された角運動量をアンローディングするためには、スラストではなく磁気トルカを利用する。理由としては、スラストは比較的大きな力を発生できるが、燃料を消費するため衛星の寿命の制約となってしまう。他方、磁気トルカはコイルに電流を流して磁気モーメントを発生するアクチュエータであり、燃料が不要であり構成もシンプルである。今回は小型衛星でなおかつ5年と長期観測をするので磁気トルカを選択する。また、概観図を図26右下段に示す。

次に、磁気トルカのアンローディング能力を考える。磁気トルカの発生トルクは

$$T = M \times B$$

- T : 発生トルク [Nm]
 M : 磁気トルカ発生磁気モーメント [ATm²]
 B : 地球の磁束密度 [Wb/m²]

である。発生させるべき磁気モーメント M をクロスプロダクト法で決定する。

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

- k : 制御ゲイン [-]
 H : 衛星に蓄積された角運動量 [Nms]

となる。ここで、地球磁気ベクトルを考える。地球磁場は地心と北緯78.5deg、西経69.0degを結ぶ直線上の磁気ダイポールが発生する磁場で表現される。磁気ポテンシャルは近似的に

$$\phi_m = -\frac{\mu}{a} \sin \lambda_m$$

- μ_m : 地磁気ダイポールの強さ (= 1.0×10^{17}) [Wb·m]
 λ_m : 地球磁場の赤道面からの緯度 [rad]

と表現される。磁束密度は磁場ポテンシャルから

$$B = -\nabla \phi_m$$

なので、これを地球磁場の座標系で表現すると、

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

- η_m : 経度 [rad]

となる。よって、地球磁気ベクトルの大きさは、

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

となる。しかし実際は、人工衛星の飛行高度での地球の磁場は非定常であり、太陽の活動状況の影響を受けて変動している。このため、正確な磁束密度のモデルを作る

のは容易ではないが、ここでの解析においてはこのモデルを使う。磁気ベクトルの平均を求めると、 $|B_{ave}| = 2.95 \times 10^{-4}$ [T] である。なお、[T] = [Wb/m²] である。ここで、 H の収束定数を2000sにすると、

$$2000[s] = \frac{1}{k|B_{ave}|^2}$$

より、 $k = 5.75 \times 10^3$ [s/T²] となる。よって k が求められたので、発生磁気モーメントは

$$\begin{aligned} M &= k \cdot H \cdot |B| \\ &= 5.75 \times 10^3 \times 0.15 \times 2.95 \times 10^{-4} \\ &= 2.54 \times 10^{-1} [\text{ATm}^2] \end{aligned}$$

となる。したがって、この値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、今回衛星に搭載する磁気トルカの発生磁気モーメントは表27より、6.2[ATm²] となることから、十分に余裕があると考えられる。

表 27: MTR-5 Magnetorquer

発生磁気モーメント [am ²]	6.2
寸法 [mm]	251×30×66
重量 [kg]	0.5
供給電圧 [V]	5
最大消費電力 [W]	1

5 電源系

5.1 電源系の設計概要

本衛星の軌道は極軌道であり、春秋は一日中、夏冬では通算で半日以上は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、リチウムイオン二次電池を搭載し、食時または太陽の方向を向いていないミッション時に対応する。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。

衛星に搭載する機器の電圧、電力を表28に示す。

5.2 バッテリーの選定

本衛星では NEC トーキン株式会社製のマンガン系リチウムイオン二次電池を使用する。衛星用電池には他にも NiCd 電池、NiH₂ 電池などがあるが、リチウムイオン電池はこの二つに比べて高いエネルギー蓄積密度が期待でき、メモリ効果も認められていない。メモリ効果とは完全に放電していない状態で充電を行うと、充電開始時の電力蓄積レベルを電池が覚えており、放

表 28: 全電力表

搭載機器	搭載数	電圧 [V]	合計電力 [W]
磁気センサ	1	10.5	0.3
GPS	1	5	0.8
リアクション ホイール	4	14	20
磁気トルカ	3	5	3
送信機	1	5	4.05
受信機	1	5	0.15
CPU,PCU	1	5	10
カメラ	1	3.6	2
モータ	1	24	6
ヒータ	5	14~18	7
ジャイロ	3	5	6

表 29: バッテリ諸元

項目	単位	値
公称電圧	V	3.8
公称容量	A·h	1.04
質量	g	32
寸法	mm	33.8×6.5×66.6

電する際、その充電時蓄積レベルに達すると電力は残っているのかかわらず、電力供給を停止してしまう現象である。このリチウムイオン二次電池は、2003年6月に東京工業大学の小型人工衛星 CUTE-I に搭載され、打ち上げから5年たった現在も運用中であることもあり、信頼性もあるものと考えて採用する。表 29 にその諸元を示す。

5.3 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 : バッテリ直列段数 [個]
- 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 28 より、本衛星のバス電圧は 24V であるが、劣化を考慮して 25V と見積もる。電池の公称電圧が 3.8V であることから、バッテリ直列段数 N は、次式のように

なる。

$$N = \frac{25}{3.8} = 6.58$$

よってバッテリの直列段数は $N = 7$ となる。

次に、許容バッテリ DOD を見積もる。図 28 より衛星が 1 周期のうちに日陰になる時間帯があるのは、年間で 214 日。1 日に 12 周地球を回ることを考えて衛星の寿命を 5 年とすれば、寿命期間内の総充放電回数は、

$$12[\text{cycle}] \times 214[\text{day}] \times 5[\text{years}] = 12840[\text{cycle}]$$

となる。図 27 より電池の DOD は約 25% 程度であるが、今回は余裕を持って 21% と見積もる。

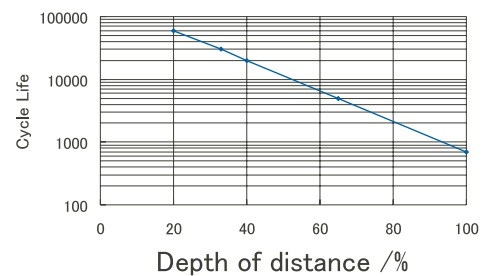


図 27: リチウムイオン電池の DOD

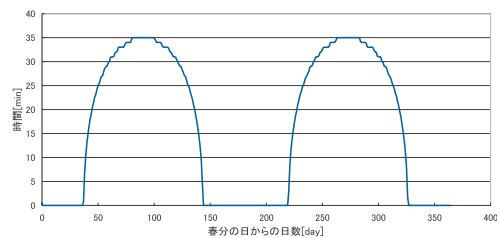


図 28: 1 周期あたりの日陰時間

以上より、必要なバッテリ容量は、

$$C_r = \frac{50.3 \times 35/60}{0.21 \times 7 \times 25 \times 0.8} = 0.998[\text{A}\cdot\text{h}]$$

となる。今回用いるバッテリの容量は 1.04A·h であるので、このバッテリを 7 個直列につないだものが 1 つあれば十分である。しかし、冗長性を持たせるため 2 つ搭載する。したがって質量は、

$$32 \times 7 \times 2 = 448[\text{g}]$$

となる。

5.4 太陽電池セルの選定

人工衛星に用いられている太陽電池としては、主に、変換効率の高い単結晶シリコン太陽電池や、それよりもさらに変換効率が高く放射線に対する劣化は少ないが、重い・脆い・コストが高いという欠点も持つ、GaAs 太陽電池がある。最近では受光セルを多層にしてその組み合わせで受光帯域を広げ変換効率を向上させる、多接合型の太陽電池セルが開発されている。小型衛星は表面積が小さいが、制御上の負担を軽くするため、できるだけ展開パドルを使わずに必要な電力を得たい。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 30 にその諸元を示す。セルのサイズは 2cm×2cm とする。また、各セ

表 30: 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

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。放射線対策のために、太陽電池アレイにはカバーガラスを被せる。

5.5 太陽電池アレイのサイジング

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。

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

P_e : 食時消費電力 [W]

P_m : ミッション時電力 [W]

P_d : 日照時電力 [W]

T_e : 食時間 [h]

T_m : ミッション時間 [h]

T_d : 日照時間 [h]

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、今回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。1 周期のうち、食時間は 35 分、ミッション時間は 2 分、それ以外の時間は太陽電池パネルを太陽方向を向いていることができるので、日照時間は 83 分である。姿勢変更時の消費電力量は充電モードと等しいので、

$$P_{sa} = 74.14[\text{W}]$$

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、バッテリー電圧を 25V とすると次式のようになる。

$$\begin{aligned} \text{アレイ電圧} &= 25 \times 1.2 \\ &= 30[\text{V}] \end{aligned}$$

よって、太陽電池アレイが寿命末期に発電しなければならない全電力は、

$$\begin{aligned} P_{sa}(EOL) &= P_{sa} + \frac{1.04[\text{A}\cdot\text{h}] \times 30[\text{V}]}{85/60} \\ &= 74.14 + 22.0 \\ &= 96.14[\text{W}] \end{aligned}$$

となる。ゆえに、 $P_{sa}(EOL) = 96.2\text{W}$ となる太陽電池アレイをサイジングする。

まず、太陽光強度は $1350\text{W}/\text{m}^2$ とする。静止衛星 (高度 36000km) における太陽光強度はおよそ $1350\text{W}/\text{m}^2$ で、本衛星は大気を通過する前の太陽光にさらされるため、太陽光強度は静止衛星とそれほど変わりはないと考え、 $1350\text{W}/\text{m}^2$ とする。

太陽電池パドルは太陽にさらされるため、温度は常温よりも上昇する。熱解析の結果、運用期間中の動作温度は 74.5 とする。寿命末期での電力劣化率は $0.88 \times 0.95 = 0.836$ であり、太陽光入射角は常に太陽電池が太陽の方向を向いているので 0deg、温度の影響は $1 - (74.5 - 28) \times (-0.286/100) = 0.867$ であるので、寿命初期における太陽電池アレイ発電量 $P_{sa}(BOL)$ は、

$$\begin{aligned} P_{sa}(BOL) &= \frac{96.2}{0.836 \times 1 \times 0.867} \\ &= 132.72[\text{W}] \end{aligned}$$

全セル面積は

$$\begin{aligned}\frac{P_{sa}(BOL)}{\text{太陽光強度} \times \text{セル効率}} &= \frac{132.72}{1350 \times 0.299} \\ &= 0.329[\text{m}^2]\end{aligned}$$

セル 1 枚の寸法は 2cm×2cm なので、セル総数は、

$$\begin{aligned}\frac{\text{全セル面積}}{\text{セル面積}} &= \frac{0.329}{0.0004} \\ &= 823[\text{枚}]\end{aligned}$$

展開パネルへの太陽電池セルの貼り付け方、マージンを考えて太陽電池セルは 833 枚貼り付ける。全セル面積は 0.3332m² となり、セルのパッキング能力を 95%程度とすると、太陽電池アレイの面積は

$$\begin{aligned}\frac{\text{全セル面積}}{\text{セルパッキング能力}} &= \frac{0.3332}{0.95} \\ &= 0.3513[\text{m}^2]\end{aligned}$$

太陽電池アレイの質量は、

$$840[\text{g}/\text{m}^2] \times 0.3332[\text{m}^2] = 280.0[\text{g}]$$

となる。また、セル電圧は 2.333V であるからストリングのセル直列数は、

$$\begin{aligned}\frac{30}{2.333} &= 10.71 \\ &< 11[\text{個}]\end{aligned}$$

である。

5.6 電源安定化方式

5.6.1 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負荷に行く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 1kW 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、発生熱量は小さく、問題はない。

5.6.2 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。

6 通信系

6.1 通信系の設計概要

本衛星は北極付近の氷の量を観測するため、2 種類の波長で観測地の撮影を行う。従って、画像データを 1 周期あたり 2 枚送信する必要がある。通信に必要とされる伝送レートはかなり大きなものと予想される。また、画像データだけでなく、衛星の運用状態を把握する必要があるため、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る必要がある。さらに、衛星から地上にデータを送るダウンリンク回線以外にも、地上から衛星を制御するための命令情報 (コマンド) を地上局から衛星へ送信するためのアップリンク回線も必要となる。本衛星は軌道傾斜角 90deg の極軌道を採用しており、衛星と地上局との通信時間は極めて限られたものであると考えられる。また、電波は宇宙空間、大気圏において、様々な外乱を受ける。そして、人工衛星の大きさ、電力は極めて限られており、送信機・受信機に割ける電力は小さいものであると予想される。このような条件の中、本節では通信速度要求を満たし、安定したデータ通信が可能かどうかを検討する。

6.2 通信系に対する要求

6.2.1 通信可能時間の算出

本衛星は前記の通り、軌道傾斜角 90deg の極軌道を採用している。したがって、北極点と南極点以外は軌道が少しずつずれていってしまい、通信には複数の地上局が必要となる。そこで、アマチュア無線帯域である 430MHz 帯を通信に用いて地上局を開設することにする。開設する地上局としては南極点に近い、アムンゼン・スコット基地を選択する。また、通信可能限界角度を

45[deg]とし、衛星が南極点付近に来たときに通信を行う。以上の条件から、高度 1680.9km、速度 7.033km/s をもとに通信可能時間を計算すると、おおよそ 200s 程度となる。その計算結果を表 31 で示す。

表 31: 通信可能時間

高度	km	1680.9
周期	min	120
人工衛星速度	km/s	7.033
通信可能限界角度	deg	45
通信可能範囲	km	1391.8
通信可能時間	s	198.1

6.2.2 通信データ量の算出

本ミッションでは 1 周期あたり 2 波長で画像の撮影を行う。撮影は CMOS で行い、1600 × 1200pixel の 1.6Mpixel の画像データとなる。1pixel あたり 10 ビットで分解能を有するため、1 画像あたり 1.6Mbyte のデータ容量となる。今回のミッションでは JPEG2000 の圧縮方式を用いて画像の圧縮を行う。一般的に JPEG2000 では画像容量として 1/10 程度に圧縮することは容易であるので、今回のミッションでの 1 枚の画像容量は 0.16Mbyte とする。しかし、画像に圧縮をかけて通信を行ったとしても、伝送速度の問題より、1 周期あたりに 1 枚の画像しか送信することができない。そこで、本ミッションでは、撮影点の太陽照射角が 1deg 以下である場合は撮影を行わないという点を利用し、その時にも画像データを送信することで通信速度を下げることができる。以上のことより、1 周期あたりの画像通信容量は 0.16Mbyte とする。また、夏において北極点は白夜となっており、画像を撮影しない時が訪れない。そこで撮影を行わない期間にデータ通信を行う必要がある。また、北極点も常に晴れているわけではなく、曇りなどで画像データに意味のない場合もある。そこで、1 枚目の画像でデータの意味の有無を確認し、データに意味がない場合は、2 枚目を送信しないという形をとる。この方法を用いてデータ通信量の削減を行うとすると、撮影できる確率が 0.5 の場合はおおよそ 65 日の通信のみを行う期間が必要となり、撮影できる確率が 0.75 である場合は 98 日の通信のみを行う期間が必要となる。また、HK データの通信を行うため、25.2kbyte だけ通信する必要があり、先に計算した通信時間のうち、ダウンリンクを 165s、アップリンクを 30s とすると、ダウンリンクの通信レートはおおよそ 8.97kbps となる。なお、ダウンリンクの量子化ビット数は 8bit である。同様にアップリンクの計算を行うと、アップリ

nkのコマンドデータとして、カメラの撮影タイミングを 16bit で 2 回と姿勢角を 3 軸で 3 つとする。姿勢角のサンプリング周波数 1s で量子化ビット数を 16bit とすると、1 周期あたりの通信容量が 33kbyte となるので、通信レートは 8.8kbps となる。しかし、ここではデータのビット誤り等を考慮し、アップリンク、ダウンリンク共に 9.6kbps での設計を行う。表 32 にダウンリンクの HK データとアップリンクのコマンドを表で示す。なお、ダウンリンクのサンプリング周期は 10s、アップリンクのサンプリング周波数は 1s とする。

表 32: HK データの概要

テレメトリの種類			
姿勢	サンセンサ (1 個)	電源	バッテリー電力
	位置情報 (3 個)		バッテリー温度
	磁気センサ (3 個)		太陽光電圧
	姿勢角 (3 個)	通信	パドル温度
	姿勢レート (3 個)		送受信機温度
	RH 角速度 (4 個)		制御装置温度
	トルク (4 個)	光学	衛星時計時刻
	ジャイロ (3 個)		CMOS 温度
	磁気トルカ (3 個)		

6.3 アンテナと送信機の構成

6.3.1 衛星の送受信機とアンテナ

小型衛星では、サイズ、電力の面で制約が大きいいため、高利得アンテナを搭載することができない。そこで、比較的小さいダイポールアンテナを用いる。ダイポールアンテナは開発して、展開機構を用いて人工衛星側面に展開する。展開機構はバネとナイロン線、ニクロム線からなり、打ち上げ時にはバネとナイロン線で抑えておき、打ち上げられた後はニクロム線に電流を流してナイロン線を焼き切り、バネの力で展開を行う。表 33 にその諸元を示す。また、送信機と受信機に関しては、西無線研究所の TXE430MFM CW-301A A と RXE400MFM-101A を用いる。表 34 にこれらの諸元を示す。

表 33: 人工衛星のアンテナ諸元

アンテナ	自作	
周波数	MHz	430
全長	mm	13.0
重量	g	50
利得	dBi	1.2

表 34: 送信機, 受信機諸元

送信機	TXE430MFMCW-301A	
送信出力	W	0.8
消費電力	W	3.2
電源電圧	V	5
動作環境温度		-30~60
伝送速度	kbps	9.6
ケース外形	mm	100×60×10.5
質量	g	60
受信機	RXE400MFM-101A	
受信感度	dB/μV	-14
消費電流	mA	30
電源電圧	V	5
動作環境温度		-30~70
伝送速度	kbps	2.4~9.6
ケース外形	mm	76×50×10.5

表 35: 地上局アンテナ

地上アンテナ直径	m	1
地上アンテナ利得	dBi	10.26

6.3.2 地上の送受信機とアンテナ

本衛星に搭載するアンテナは前記の通り, 高利得とは言い難い. そこで, 信号を確実に補足するために, 地上局で高利得のパラボラアンテナを用いる. 地上局は 6.2.1 項より, 南極点付近にあるアムンゼン・スコット基地を用いる. パラボラアンテナであるため, 地上局には衛星追尾機構が必要となる. また, 南極に設置するため, 積雪対策も十分に行う必要がある. 地上局アンテナについて表 35 で示す. なお, 地上アンテナの利得 G [dBi] は

$$G = 10 \log \left\{ \left(\frac{\pi D}{\lambda} \right)^2 \eta \right\} [\text{dBi}]$$

- D : 開口面直径 [m]
 η : 開口面効率 (今回は 60%)
 λ : 使用する電波の波長 [m]

で求めた.

6.4 回線設計

6.4.1 変調方式

搬送波の変調方式は, 送信機, 受信機の関係から, アップリンクに周波数変調方式 (FM) を用い, ダウンリンクには GFSK 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} : 送信機の出力 [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.

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

$$L = 10^{\left(\frac{L_{FRX}}{10}\right)}$$

- 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, 受信機雑音温度を次式によって算出する.

$$\begin{aligned}
 T_E [\text{K}] &= (f - 1)T_0 \\
 f &= 10^{\left(\frac{NF}{10}\right)} (\text{雑音指数の真数}) \\
 T_0 &= 290 [\text{K}]
 \end{aligned}$$

6.4.4 自由空間損失

自由空間損失 L_d [dB] は次式で与えられる.

$$L_d [\text{dB}] = 10 \log \left(\frac{4\pi d}{\lambda} \right)^2$$

- d : 送受信アンテナの間の距離 [km]
 λ : 波長 [km]

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.

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

- 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
- θ : 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、回線を安定させるために、地上局側を円偏波とし衛星側を直線偏波とする。以上より偏波損失 L_p [dB] は 3dB 程度とすることができる。

6.4.6 降雨損失

降雨損失 L_{RA} [dB] は、430MHz の周波数で 100mm/h の降雨量を仮定すると降雨減衰係数が 0.01dB/km となり、区間の長さを 10km とすると降雨損失は 0.1dB 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。

$$L_A[\text{dB}] = \gamma_o r_o + \gamma_w r_w$$

- γ_o, γ_w : 酸素および水蒸気の吸収係数 [dB/km]
- r_o, r_w : 酸素および水蒸気の等価通路長 [dB/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。

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

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

430MHz 周波数帯での水蒸気による吸収係数は 0.007dB/km で、酸素吸収係数は 0.006dB/km である。衛星を見込む角を 45deg として式に代入し、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。

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

$$T_{SKY} = 1.12T_G - 50[\text{K}]$$

- T_G : 地表での温度 [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。

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

$$T_m = \frac{(273 + T_G)}{2}[\text{K}]$$

- 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 : 晴天時の天空雑音を考慮したシステム
雑音温度 [K]
- T'_s : 降雨時の天空雑音を考慮したシステム
雑音温度 [K]

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。

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

- 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 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 1×10^{-6} が、テレメトリデータに対しては 1×10^{-5} が一般的に用いられている。

表 36: NRZ-M の諸元

NRZ-M			
BER	1×10^{-6}	E_b/N_0	10.8[dB]
	1×10^{-5}		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 2.0~2.5dB 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 1×10^{-5} の評価ポイントで、軟判定ビタビ符号を採用し、+5.2dB 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 [dB]
- L_d : 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距離計測、もしくは距離変化率計測を要求とする。

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 38, 37 に示す。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。

7 熱制御系

7.1 熱制御系概要

衛星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。熱制御系の目的は、高温と低温の最悪ケースを設定し、その最悪ケースに耐えうるようにヒータや放熱面を設置して、衛星の温度を許容温度範囲内におさめることである。

本衛星は、季節によって、常に太陽光が当たる場合と、周期的に一定時間地球の陰に入る場合があり、そのときの温度差は大きいと考えられる。また、本衛星の軌道は極軌道であるために、極付近ではアルベドが大きくなり、このことも考慮する必要がある。

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
($= 5.67 \times 10^{-8}$ [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、第三項は放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。

(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、地球周回衛星の場合、高度によらず、近日点（1月3日）において最大値 1399W/m² をとり、遠日点（7月4日）において最小値 1309W/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。

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

表 37: 受信 C/N_0

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	21.0	0.23
送信機出力	dBW	11.8	-0.97
給電損失	dB	0	0
送信アンテナ利得	dBi	10.3	1.2
ポインティング損失	dB	1	0
自由空間損失	dB	155	155
通信最大距離	km	3200	3200
偏波損失	dB	3	3
大気吸収損失	dB	0.0447	0.0447
降雨損失	dB	0.1	0.1
各種損失	dB	0	0
受信 G/T	dB/K	-25.9	-17.5
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	10.3
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	66.4	53.6
通信マージン	dBHz	15.5	2.99

表 38: 要求 C/N_0

		アップリンク	ダウンリンク
変調方式		FM	GFSK
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	kbps	9.6	9.6
ビットレート	dB	39.8	39.8
変調損失	dB	3	3
要求 C/N_0	dBHz	50.92	50.62

(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、 $140\sim 256\text{W/m}^2$ である。地球赤外放射は地球の緯度、地形、季節、雲の状態などによって変動するが、緯度による影響が最も大きく、極地では最小値 ($< 174\text{W/m}^2$)、北緯 20 度から南緯 20 度で最大値 ($> 244\text{W/m}^2$) をとる。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。地球と衛星を球と仮定した場合には、次のように表される。

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

R_e : 地球の半径

H : 軌道高度

(3) 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。

$$Q_a = a E_s A F_e$$

ここで、 a はアルベド係数であり、平均で $0.15\sim 0.60$ 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。中でも緯度による影響が最も大きく、極地では最大値 (> 0.60)、北緯 20 度から南緯 20 度で最小値 (< 0.20) をとる。

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 [$\text{W}/(\text{m}^2 \cdot \text{K})$]

A_{ij} : 要素 i, j 間の接触面積 [m^2]

一般に、真空中での接触熱伝導率の値は、 $50\sim 3000[\text{W}/(\text{m}^2 \cdot \text{K})]$ 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。

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

ただし、

$$x = \frac{\text{四角形の横の長さ}}{\text{面間距離}}, \quad y = \frac{\text{四角形の縦の長さ}}{\text{面間距離}}$$

である。

直交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。

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

ただし、

$$x = \frac{\text{要素 } j \text{ の縦の長さ}}{\text{四角形の横の長さ}}, \quad y = \frac{\text{要素 } i \text{ の縦の長さ}}{\text{四角形の横の長さ}}$$

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。

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

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 39 に示す。内部機器の中でも、バッテリーの許容温度範囲 ($0\sim 45$ (charge), $-20\sim 40$ (storage)) が最も厳しく、許容温度の上限 40 に 5 のマージンをつけた $0\sim 35$ 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、CMOS カメラの許容温度範囲 ($0\sim 50$ (operating), $-20\sim 70$ (storage)) が最も厳しい。カメラにおいては温度が $8\sim 10$ 上昇すると暗電流が 2 倍になるなど、温度依存性が高い。そこで、バッテリー

表 39: 搭載機器の許容温度範囲

	機器	温度許容範囲 []	発熱量
ミッション系	CMOS カメラ	0 / +50(operating)	2W
		-20 / +70(storage)	
姿勢制御系	リアクションホイール	-20 / +70	最大 5W(×4)
	磁気トルカ	-30 / +50(operating)	1W 以下 (×3)
		-40 / +80(storage)	
センサ系	太陽センサ	-40 / +93	-
	ジャイロ	-40 / +75	2W(×3)
	磁気センサ	-20 / +50	300mW 以下
	GPS	-20 / +50	1W 以下
通信系	ダイポールアンテナ	-20 / +50	-
	受信機	-30 / +70	150mW
	送信機	-30 / +60	3.25W
電源系	太陽電池	-160 / +100	-
	バッテリー	0 / +45(charge)	-
		-20 / +60(discharge)	-
		-20 / +40(storage)	-
	CPU, PCU	-20 / +50	-
合計			35.7W

設置面以外は CMOS カメラの許容温度の上限 50 に 10 のマージンをつけた 0~40 に温度をおさめるようにする。太陽電池パネル面は太陽センサの許容温度範囲-40~93 に 10 のマージンをつけた-30~83 に温度をおさめるようにする。太陽電池パドルは、太陽電池の許容温度範囲-160~100 に 10 のマージンをつけた-150~90 に温度をおさめるようにする。

7.3.2 内部熱入力

衛星に搭載される内部機器の発熱量を表 39 に示す。本衛星は太陽電池パドル面を常に太陽に向けているので、その面では地球の陰に入った場合に熱的変動が大きい。その他の面は熱的な変動は少ないと考えられるので、内部機器はできる限り太陽電池の貼り付けてある面以外の部分に設置する。特に許容温度範囲の厳しいバッテリーは、最も熱的変動が少ないと考えられる太陽電池パネル面とは反対の-x面に設置する。

7.3.3 放熱面

放熱面の放射率を 0.8 とすれば、放熱面 1m² あたり

$$\begin{aligned}
 Q &= \epsilon\sigma T^4 \\
 &= 0.8 \times 5.67 \times 10^{-8} \times (273 + 35)^4 \\
 &= 408[\text{W/m}^2]
 \end{aligned}$$

の放射能力を持つ。内部機器の発熱量は 31.7W であるので、それを放熱するには 0.0777m² の放熱面面積を要する。衛星分離部の底面積が 0.00699m² であり、この部分は放熱面として機能するので、残りの 0.0707m² だけ放熱面が必要となる。そこで、放熱面は熱的変動の少ない-x面に設置することとする。必要に応じて±z面にも放熱面を設置する。また、高温になると考えられる太陽電池パドルの裏にも放熱面を設置する。

7.3.4 熱制御素子

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、年月とともに劣化が生じる。本ミッションは 5 年と比較的ミッション期間が長いので、熱制御素子の劣化を考慮する必要がある。そこで、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こととする。熱制御素子の経年劣化に伴う吸収率・放射率の変化を表 40 に示す。

衛星放熱面に用いる熱制御素子においては、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 を衛星放熱面に用いることとする。

衛星内の温度が外部環境に影響を受けないよう、衛星の表面と衛星分離部の側面部分は断熱ブランケットで覆うこととする。また、衛星内部が熱的変動の大きい太陽電池パネルの影響を受けないよう、太陽電池パネルと衛星内部の間には断熱ブランケットを用いる。

衛星内部はできる限り温度を均一に保つ必要があるの
で、衛星内部と内部機器の外表面は黒色ペイントを施す。

発熱する機器とパネルの間、太陽電池パネルと太陽
電池パドル間、内部デッキ間、太陽電池パネルとバッテ
リ設置パネル以外のパネル間、これらのパネルと内部
デッキ間にはサーマルフィラを用いて熱伝導性を良く
する。このとき接触熱伝導率は、 $h_{ij}=3000[\text{W}/(\text{m}^2\text{K})]$
とする。その他の面間は、熱を伝わりにくくするために
断熱スペーサを用いる。このとき、 $h_{ij}=50[\text{W}/(\text{m}^2\text{K})]$
とする。太陽電池パネル以外のパネルと断熱材の間は
輻射結合のみを考慮する。

7.3.5 最悪ケース

本ミッションの最悪ケースを表 41 に示す。本衛星は、
1 周期のうち約 7 分間は極付近を通過するので、高温
ケースにおいて 1 周期のうち 7 分間は極での値（表 41
参照）を用いる。また、本衛星は夏・冬において、1 周
期あたり最大 35 分間地球の陰に入るの、その間は地
球の陰での値（表 41 参照）を用いる。熱制御素子は、
年月が経つほど吸収率が高くなり、外部熱入力が大き
くなる。よって、高温ケースにおいては、ミッション
末期の値を用い、低温ケースにおいては、ミッション
初期の値を用いることとする。

7.3.6 解析方法

上述の熱平衡方程式を、前進差分を用いて差分化し
、温度解析を行った。衛星は図 29 のように上下側面パ
ネル 12 点、内部デッキ 4 点、太陽電池パドル表裏 4 点、
衛星分離部 1 点、放熱面 3 点の計 24 面に要素点を配
置した。図において () 内の数字はその裏側の要素を、
内の数字はその面の放熱面要素をそれぞれ表す。

7.3.7 解析結果

表 42 に解析結果を示す。バッテリー設置面の温度は
2.37~33.9℃、その他の衛星内の温度は 3.78~39.5℃、
太陽センサ搭載の太陽電池パネルの温度は 3.00~74.5℃
、太陽電池パドルの温度は -19.2~62.9℃ であり、全
て設計要求温度内にあることがわかる。放熱面面積は ±
z 面に 0.057m² ずつ、-x 面に 0.04m²、太陽電池パドル
の裏 2 面に 0.188m² ずつ、太陽電池パドル・パネル表面
の太陽電池セル以外の部分に 0.2047m² の計 0.7347m²
である。前述の概算した放熱面面積よりも大きくなっ
たのは、本衛星は太陽光入射角が 90deg で外部熱入力
が大きく、前述の概算では外部熱入力の分を考慮して
いなかったためである。ヒータは -x 面に 5W、-z 面に
2W の計 7W 必要である。

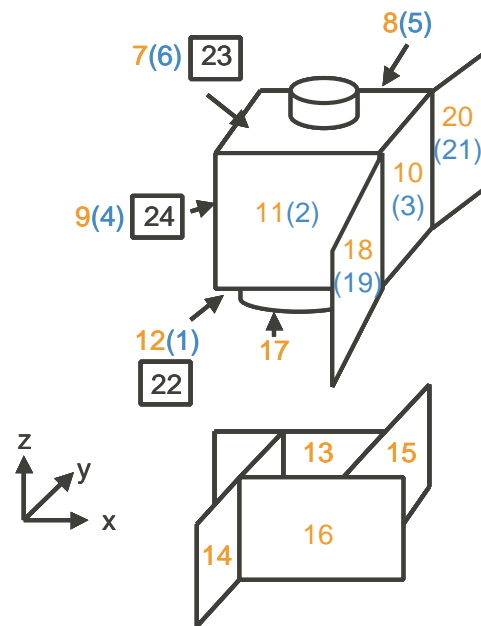


図 29: 節点定義

表 41: 最悪ケース

	高温ケース		低温ケース	
	通常	極	通常	日陰時
太陽放射 [W/m ²]	1399	1399	1309	0
地球赤外放射 [W/m ²]	264	174	140	140
アルベド	0.6	1.0	0.15	微小
太陽光入射角 [deg]	90	90	90	0

表 40: 熱制御素子の経年劣化

用途	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 2mm)	0.08	0.80	0.25	0.80
	白色ペイント	0.14	0.94	0.28	0.94
	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	0.15	0.74(0.02)	0.17	0.74(0.02)
	太陽電池セル	0.90	0.85	0.90	0.85

表 42: 解析結果

節点番号	要素	高温ケース []	低温ケース []
1	-z 面パネル	38.4	3.91
2	-y 面パネル	38.9	4.13
3	+x 面パネル (内面断熱ブランケット)	38.9	3.98
4	-x 面パネル (バッテリー設置面)	33.9	2.37
5	+y 面パネル	39.5	3.90
6	+z 面パネル	38.6	3.78
7	+z 面パネル (外面断熱ブランケット)	-30.7	-117
8	+y 面パネル (外面断熱ブランケット)	-16.1	-107
9	-x 面パネル (外面断熱ブランケット)	-30.7	-117
10	+x 面パネル (太陽電池パネル)	74.5	3.00
11	-y 面パネル (外面断熱ブランケット)	-16.1	-107
12	-z 面パネル (外面断熱ブランケット)	-30.7	-117
13	+y 内部デッキ	38.9	4.34
14	-x 内部デッキ	38.9	4.21
15	+x 内部デッキ	39.1	4.05
16	-y 内部デッキ	39.2	4.11
17	衛星分離部	38.0	18.2
18	-y 太陽電池パドル	62.9	-18.7
19	-y 太陽電池パドル裏面	62.7	-18.8
20	+y 太陽電池パドル	62.9	-19.2
21	+y 太陽電池パドル裏面	67.7	-19.3
22	-z 面パネル放熱面	38.3	3.82
23	+z 面パネル放熱面	38.5	3.69
24	-x 面パネル放熱面	27.1	-2.36

8 宇宙環境

本衛星は高度 1000km 以上の軌道を周回するため、放射線の影響が避けられないと考えられる。ここでは、放射線による影響の解析と対策について考える。

8.1 放射線の影響

放射線は Van Allen 帯と呼ばれる放射線帯に強く分布しており、特に高度 1000~5000km 程度に分布する電子と陽子の集まりの内帯と高度 15000km 程度に分布する電子の外帯がある。これらの領域内ではトータルドーズとシングルイベントと呼ばれる効果が衛星に影響を与える。

- トータルドーズ効果 入射した放射線の累積効果によって生じた電気部品の特性劣化などの永久的な損傷であり、半導体デバイスが傷ついたり、太陽電池セルなどの結晶構造に欠陥が発生するなどの影響が挙げられる。
- シングルイベント現象 高エネルギーの陽子や重イオン粒子の入射により発生する電子部品の動作不良をさす。

8.1.1 放射線対策

トータルドーズ効果はあらかじめ放射線の累積の見積もりができ、アルミでできた放射線シールドを電気部品に施すことで放射線を遮蔽できる。一方、シングルイベント現象に対しては、放射線シールドはほとんど役に立たないのでシングルイベントに強い部品を使うか、もしくは冗長性にして多数決により決める方法を用いる必要がある。

本衛星において、トータルドーズ効果に対しては最も影響を受けるカメラ、レンズに対して放射線試験を行い、運用期間中にミッションを続行できる放射線量を算出して求めた量の放射線の影響を防ぐためにカメラの周りをアルミの板で覆うこととする。この対策は紫外線に対しても有効であり、さらにレンズについては二酸化セリウムをコーティングする。これにより、カメラの CMOS に与える紫外線の影響や、レンズのブラウンニング効果がミッションに大きな影響を与えないようにする。またシングルイベント現象に対してはその影響を最も受ける CPU 機器に対して宇宙用に開発された CPU を選定し、さらに事前に試験を行い信頼性を得ることとする。

9 システム

9.1 CPU と周辺構成

CPU には、シマフジ電機の SEMC5701B を使用する。この CPU はサイズが小さい。また消費電力も少ないので、今回のミッションに適している。CF (コンパクトフラッシュ) のコネクタがついているため、記憶容量を CF によって増やすことができる。図 30 に CPU 周辺のブロック図と、仕様一覧を示す。CPU には、シマフジ電機の SEMC5701B を使用する。

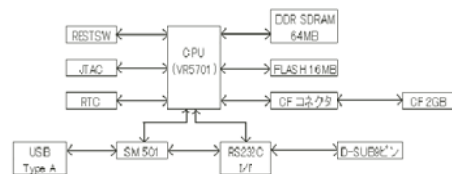


図 30: CPU 周辺のブロック図

9.2 記憶容量

2Gbyte のコンパクトフラッシュを搭載する。今回のミッションでは、1 つの写真につき 1.6Mbyte 使うが、圧縮をするためデータ容量は 0.16Mbyte でよい。1 日に最大 24 枚写真を撮るため、1 日に最大 3.84Mbyte の容量が必要となる。ここで、通信速度が遅いため通信が間に合わなかったときや何らかの理由で通信できなくなったときのため、写真を保存しておく必要がある。しかし SEMC5701B には、16Mbyte のフラッシュメモリしかないので、CF を搭載することで、記憶容量を増やす。

9.3 OS について

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。

ここでカメラが Windows2000、XP しか対応していないが、両者ともに組み込み式でないため衛星に搭載する OS としては適していない。そのため、windows2000、XP は使用できない。しかし、カメラは USB で接続されているため、そこで行き来する命令などの信号さえわかれば使うことができる。よって ITRON でも問題なく作動させることができる。

9.4 コンポーネント配置

図 31 に本衛星に搭載するコンポーネントの配置を示す。

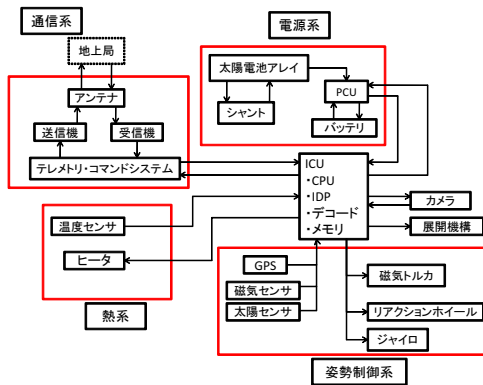


図 31: コンポーネント配置

9.5 開発スケジュール

ここでは、開発の流れについて述べる。基本設計段階において、必要最小限の機器においてブレッドボードモデル (BBM) を製作して試験・評価を行う。搭載機器にはできる限り信頼性の高い既製品を用いることで、コストの低減を図るとともに試験の簡略化・効率化を狙う。また、本衛星では通信用アンテナを自作するため、その評価を行う必要がある。そこで、アンテナモデルを製作して試験を行い、設計要求を満たしていることを確認する。さらに、カメラなどの放射線に弱い電子機器に対しては放射線試験を行うことにし、信頼性を確保する。これらの結果を踏まえて、より詳細な設計を行い、エンジニアリングモデル (EM) を製作する。打ち上げ時を想定した振動・衝撃試験、電子機器等から発生する電磁波を測定・機器の耐性を測定する電磁適合特性試験 (EMI/EMC) などの EM による試験の終了後、コスト低減・スケジュール短縮をねらって EM をフライトモデル (FM) に改修し受入試験を行って実際に打ち上げる機体とする (EFM 方式)。

以上の流れを基にスケジューリングを行う。本解析書による概念設計の後、2009 年前半より約 1 年かけて基礎設計を行う。この段階では、BBM による試験やアンテナモデルによる試験、放射線試験を実施する。基礎設計の終了後、2009 年末より詳細設計を開始する。EM の製作・試験を行い、その結果を基に改良を重ね、2011 年初めまでに終了して FM への改修・試験に移る。この期間にも維持設計を継続し、2011 年末にはこの工程を終了させ、最終試験後、2012 年 3 月 12 日の打ち上げを目指す。

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・資料を提供してくださいました、名古屋大学大学院環境学研究科地球環境システム学講座山口靖教授、名古屋大学大学院理学研究科素粒子宇宙物理学専攻の芝居広教授、同大学院工学研究科航空宇宙工学専攻の酒井武治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の先輩方と、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す。

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] 木田隆，小松敬治，川口淳一郎共著：宇宙工学シリーズ 人工衛星と宇宙探査機，2001
- [9] 堀内剛二：超高層物理，1969
- [10] 小林繁夫 (丸善)：航空機構造力学，1992
- [11] 日本機械学会：先端複合材料，1990
- [12] 日本機械学会：機械工学便覧 応用システム編 γ11 宇宙機器・システム，2007