

地球周辺磁場マップ作成衛星「Pyxis」

東海大学大学院 工学研究科 航空宇宙学専攻

小林 正和, 近藤 圭佑, 内田 H.陽仁, 草野 悠太, 高木 啓佑, 水森 主

東海大学工学部 航空宇宙学科 航空宇宙学専攻

吳 哈, 内藤 佑貴, 福田 吉記, 桑原 瑞季

1. ミッション概要

超小型衛星は自身の残留磁気と地球磁場との相互干渉によって、大きな姿勢変動を受けるが、その変動幅を事前に正確に予測することは困難である。そこで、本ミッションでは、軌道上の地球磁場のマップを作成し、将来の超小型衛星に対して姿勢系の設計・運用を支援する情報として提供することを目的とする。

磁場マップを作成するために、地球磁場の全磁力を計測可能なオーバーハウザー磁力計及び各軸成分を計測するフラックスゲート磁力計を搭載する。人工衛星の残留磁気の影響を避けるため、2本のブームを伸展し、その先端部にそれぞれの磁力計を搭載する。

また、ブームを伸展時にフラックスゲート磁力計で磁場計測を行うことで、絶対磁場の計測と合わせて、人工衛星の残留磁気を計測する。これにより、人工衛星の残留磁気モーメントの地上計測値からの変化の有無を調べ、変化がある場合、そのメカニズムの特定を目指す。

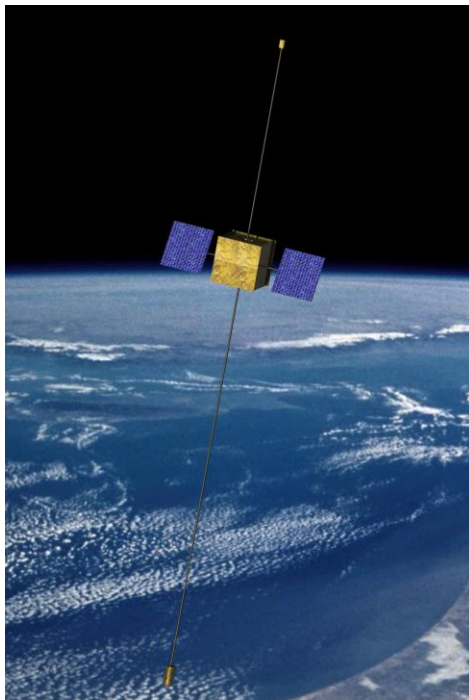


Fig. 1.1 「Pyxis」外観

2. 背景

2.1 地球磁場

地球には磁場が存在し、地球内部及び地球周辺の自然現象に対して大きな影響を与えている。地球磁場は主として地球中心核におけるダイナモ作用に起因しているといわれている。その他に電離層や磁気圏を流れる電流系によって生じる外部起因の磁場が存在し、磁場が日周期で変動する要因となっている。

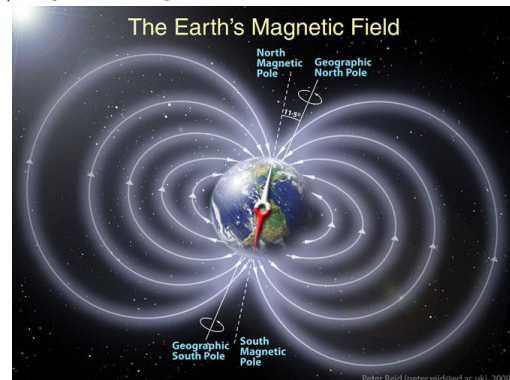


Fig. 2.1 地球磁場^[1]

2.2 国際標準地球磁場

よく用いられている地球磁場の理論モデルに国際標準地球磁場 (IGRF: International Geomagnetic Reference Field)がある。IGRFは国際地球電磁気学会によって1968年に制定され、以降更新が続けられている。IGRFは地球磁場のポテンシャルを球面調和関数展開することにより、式(2.2.1)で定義されている。

$$V(r, \theta, \phi, t) = a \sum_{n=1}^N \sum_{m=0}^n \left(\frac{a}{r}\right)^{n+1} [g_n^m(t) \cos m\phi + h_n^m(t) \sin m\phi] \times p_n^m(\cos \theta) \quad (2.2.1)$$

西暦1900年から現在までの地球磁場の値を求めることができ、式(2.2.1)の展開係数を5年ごとに拡張・更新している。現在は2015年までに対応した第11世代のIGRFが用いられている。IGRFは特長として、地球内部に起因する磁場のみを対象としており、電離層電流等の外部起因による地球磁場の変動は考慮されていない。

2.3 残留磁気

人工衛星は、構体材料が帯磁したり、磁気を有する部品を使用するなどして磁気を帯びる。これを衛星の残留磁気と呼ぶ。この残留磁気と地球磁場が相互に干渉することで、残留磁気モーメントのベクトルが地球磁場のベクトルに沿う方向にトルク（残留磁気トルク）が生じ、衛星に姿勢変動を引き起こす。

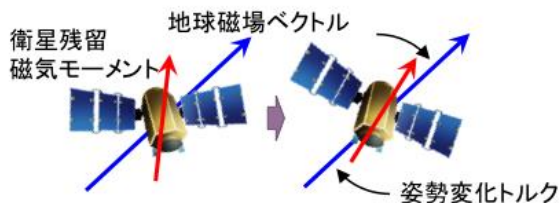


Fig. 2.2 残留磁気トルクによる姿勢変化

大型衛星の場合は残留磁気モーメントに対して、慣性モーメントが十分に大きく考慮しない場合が多い。しかし、超小型衛星では慣性モーメントに対して残留磁気モーメントが比較的大きいため、他の要因による外乱トルクと比較して、残留磁気トルクによる姿勢外乱が支配的となる。そのため、超小型衛星では残留磁気トルクを考慮した姿勢系設計が必要となる。

残留磁気トルクの推定は地上試験での衛星本体の残留磁気モーメント計測及び IGRF による軌道上の磁場変動の予測によって行う。磁気シールドルームと呼ばれる地球磁場の影響を遮断できる環境下で人工衛星本体の残留磁気モーメントの計測を行い、計測値と IGRF に基づき計算した軌道上の地球磁場の変動から残留磁気トルクを推定し、それを考慮して姿勢系設計及び姿勢制御系の運用を行う。

2.4 小型衛星「れいめい」の事例

しかしながら、この方法により推定した値を上回る姿勢変動が観測された事例が報告されている。JAXA 宇宙科学研究所が 2005 年に打ち上げた小型衛星「れいめい」では、打ち上げ後に想定以上の姿勢変動を観測した。^[2] これは、姿勢変動の周期から残留磁気トルクが影響であると考えられている。何らかの要因で残留磁気モーメントが地上計測値よりも増加したことのみに原因があると仮定した場合、軌道上における残留磁気モーメントが地上計測値の 5 倍程度と推定された。

Table. 2.1 「れいめい」の残留磁気変化^[2]

	地上計測値	軌道上推定値
残留磁気 モーメント[Am ²]	0.096	0.523

この原因としては残留磁気モーメントが地上計測値から増加したこと以外に IGRF で考慮されていない外部起因の磁場の影響も考えられるが、これまで、これらの原因の分離及び評価は行われてこなかった。「れいめい」の場合、想定以上の姿勢変動に対して磁気トルカの制御方法を工夫することにより対処することができたが、今後も同様の問題が起こった場合、重大なトラブルにつながる可能性がある。

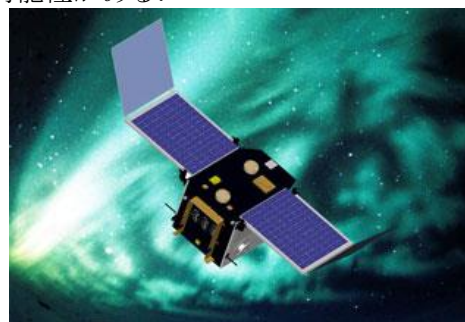


Fig. 2.3 小型高機能科学衛星「れいめい」^[3]

2.5 欧州の磁場観測衛星

人工衛星を用いた地球磁場の観測では欧州が先行しており、既に Oersted (1999 年打ち上げ)、SAC-C (2000 年打ち上げ)、CHAMP (2000 年打ち上げ) の 3 機の衛星が打ち上げられ、更に現在 Swarm と呼ばれる衛星の 2013 年中の打ち上げが計画されている。

これらの衛星は Pyxis と同様にブームによって衛星構体外に配置された 2 種類の磁力計を利用し、地球磁場の計測を行っている。得られたデータは主に IGRF モデルの展開係数の拡張・更新に使用されている。

このように、OERSTED や CHAMP が IGRF への貢献等の理学的成果を目的としているのに対し、Pyxis は衛星残留磁気による姿勢変動への対策という工学的な目的に特化している。Pyxis 独自の特徴として、軌道上で衛星残留磁気の計測も行い、地上計測した衛星残留磁気量と IGRF を用いたシミュレーション結果と実際の姿勢変動量の差を計測し、将来の超小型衛星の姿勢制御系の設計を支援する情報として提供する。また、衛星残留磁気変化のメカニズムの解明も目指している。

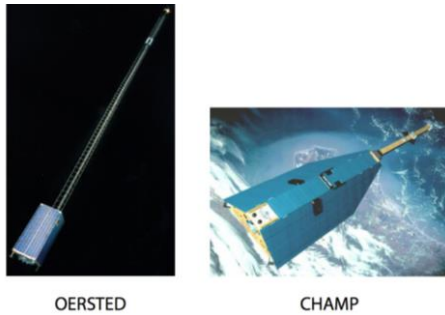


Fig. 2.4 欧州の磁場観測衛星^{[4][5]}

3. ミッションの目的及び意義

3.1 ミッション目的

本衛星では、まず超小型衛星が利用する頻度の高い軌道高度へ衛星を投入し、軌道上の地球磁場の全磁力及び各軸成分を計測することにより、「その場観測」による地球磁場のマップを作成し、将来の超小型衛星に対して姿勢系の設計・運用を支援する情報として提供する。

また、軌道上において絶対磁場計測と残留磁気計測を同時に行うことで、残留磁気の地上計測値と軌道上計測値の変化の有無を調べ、残留磁気が地上と軌道上で変化する場合、そのメカニズムの特定を目指す。

3.2 本ミッションによる意義

3.2.1 将来の超小型衛星への貢献

超小型衛星は超小型衛星研究センターのほどよし衛星に代表されるように実用化に向けた研究が進んでいる。特に、地球観測を行う実用衛星の場合、姿勢制御に対する要求は厳しく、想定を超えた姿勢擾乱はミッションに重大な影響を与える可能性がある。実測に基づいた磁場マップの作成・提供を定期的に行うことで、より正確に衛星の姿勢変動を予測する事が可能になり、超小型衛星の円滑な設計・運用に繋がる。

3.2.2 残留磁気トルク増大要因の評価・解明

現在までに軌道上において、残留磁気モーメントの直接計測を行った例は無かった。しかし、本ミッションにより、地上シミュレーションと異なる姿勢変動の原因解明に繋がるデータを取得でき、正確な残留磁気トルクの予測に貢献する。

3.3 SPINAR を用いた展開構造物の実証

本ミッションでは磁力計を展開するためのブームとして、SPINAR を用いている。SPINAR は従来の伸展ブームとして比較して、軽量かつ

高剛性であることが知られている。

本ミッションで超小型衛星における SPINAR を用いた展開構造が実証されることにより、超小型衛星で展開構造物を用いるための基礎技術を確立することができる。

3.4 名前の由来

本衛星名である Pyxis(ピクシス)はラテン語で「羅針盤」という意味であり、羅針盤座もまた学名で Pyxis と呼ばれる。地球磁場を計測し低軌道における磁場マップを作成するという事は、本衛星が宇宙空間における羅針盤のように機能することであり、本衛星を Pyxis と命名した。

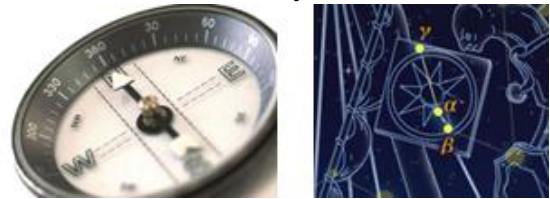


Fig. 3.1 羅針盤座 Pyxis(右)

4. ミッション定義及び要求

4.1 作成する磁場マップの定義

本ミッションでは、磁場マップの作成及び提供を第 1 の目的としている。磁場マップはそのデータの処理レベルに応じて Table. 4.1 で定義されるデータを提供する。

Table. 4.1 磁場マップの定義

レベル0	シグナルデータ (未校正)
レベル1	計測日時・位置データ+全磁力・各軸成分データ (各種校正後)
レベル2	約10 [km]メッシュ間隔に平準化した磁場マップ
レベル3	MLT (Magnetic Local Time)別の磁場マップ

レベル0 を未校正のシグナルデータとして、それに各種校正を行ったものをレベル1 のデータとする。これらのデータに基づき、レベル2 では、磁場を約 10[km]精度のメッシュに平準化したものを磁場マップとして提供し、定期的に更新する。

IGRF では区間約 3000 [km]の間の全体的な磁場傾向が十分によく近似されていることで知られている。^[6] 本ミッションでは、より詳細な磁場の値も含めて衛星の姿勢に与える影響を評価するため、搭載する OHM が 1[Hz]で観測可能であることから、メッシュ精度を 10[km]と設定した。

また、磁場マップの磁場ベクトル方向の角度精度については現在の超小型衛星の姿勢制御精度を考慮し、1 [deg]とした。

更に、ミッション期間全てのデータを統合し、Magnetic Local Time (MLT) 別の磁場マップを作成し、レベル 3 のデータとして提供する。これにより、MLT に対する各地点の磁場の変化が明らかとなる。

4.2 ミッション要求

3.1 節で述べたミッション目的を達成するため、Table. 4.1 に示すようなミッション要求を設定した。

Table. 4.1 ミッション要求

1	超小型衛星の利用頻度の高い軌道高度に本衛星を投入する
2	MLTが固定されることを避けるため、太陽非同期軌道とする
3	地球磁場の全磁力・各軸成分を同時に計測するため、磁力計を搭載する
4	衛星の残留磁気の影響を避けるため、それぞれの磁力計は人工衛星本体から離れた位置に搭載する
5	磁場マップ作成のため、人工衛星の位置をGPSにより決定する
6	軌道上で人工衛星の残留磁気を直接計測する
7	磁場マップの磁場ベクトル方向の目標角度精度が1 [deg]であるため、それ以下の精度で姿勢決定を行う
8	OHMの計測視野の関係から、OHMの長手軸方向と地球磁場のベクトルが平行になることを可能な限り避ける
9	磁場計測への影響を抑えるため、計測中は強い磁場を生じる機器の使用は抑える

5. ミッションシーケンス

本衛星は Fig. 5.1 に示すシーケンスに沿って、ミッションを行う。ロケットから分離後、粗姿勢を捕捉し、+Z面を地球指向となるよう姿勢を変更する。太陽電池パドルを展開し、姿勢安定後、SPINAR 伸展モードへ移行する。その際に、FGMで磁場を計測しながら、伸展させることで人工衛星の残留磁気を計測する。定常運用では OHM 及び FGM を用いて、磁場観測を行い、取得したデータをダウンリンクする。

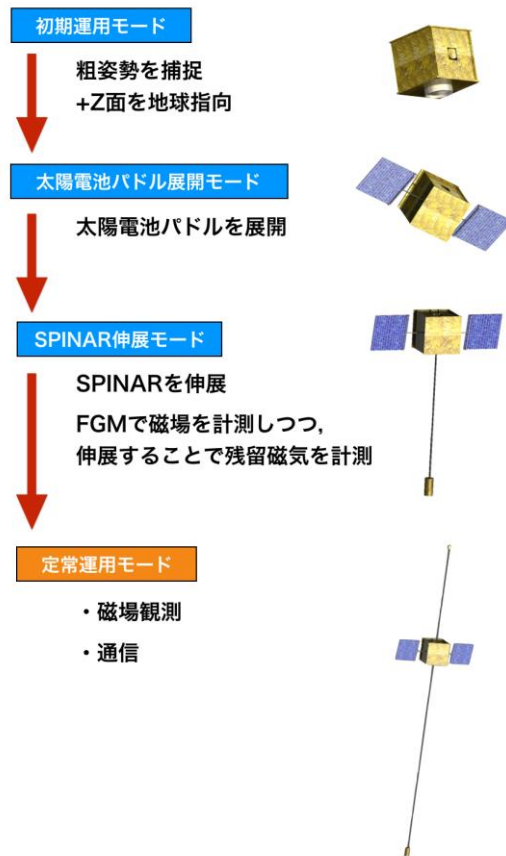


Fig. 5.1 運用シーケンス

6. 軌道選定

6.1 軌道

今回はそのミッション目的から超小型衛星の利用頻度の高い軌道高度に投入する。現在までに多くの超小型衛星投入された軌道は軌道高度 600~800[km]、軌道傾斜角 98[deg]前後の軌道である。また、この軌道は姿勢要求の厳しい地球観測衛星の利用頻度の高い軌道でもある。

Fig. 6.2 の磁場の変動量解析の結果から高度 600~800km では大きな差は認められなかったため、本衛星では軌道高度は 600km とした。

また、本来 MLT 別のマップの生成には軌道傾斜角 80~90[deg]前後の軌道傾斜角が適している。しかし、本コンテストでは相乗り小型副衛星として設計を行うこととなっており、過去に同様の軌道傾斜角に投入された例はない。そのため、軌道投入例が多く、かつ磁場マップを6週間で生成することのできる軌道傾斜角 98 [deg]を選定した。

選定した軌道要素を Table. 6.1 に示す。Fig. 6.1 には SGP モデルに基づき計算した 1 日の衛星直下点の変化を示す

Table. 6.1 軌道要素

軌道高度 [km]	600
軌道傾斜角 [deg]	98
昇交点赤経 [deg]	0
離心率	0
近地点引数 [deg]	90
平均近点角 [deg]	90
平均運動 [rev/day]	14.89
エポックの西暦年	2017
エポックの日時	7月1日 0:00(UTC)

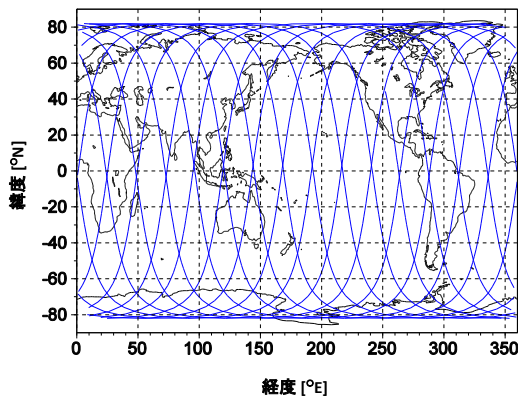


Fig. 6.1 1日の衛星直下点の変化

6.2 IGRFに基づく軌道上の磁場変化

想定軌道上における磁場の変動幅を見積もるため、IGRF-11に基づいて軌道上の絶対磁場を計算した。その結果を次の Fig. 6.2, Fig. 6.3 にそれぞれ示す。

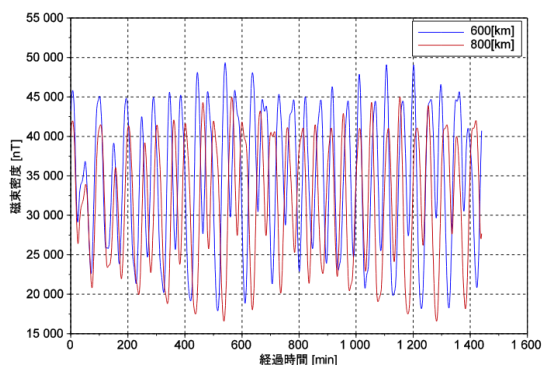


Fig. 6.2 IGRFに基づく1日の磁束密度の変化

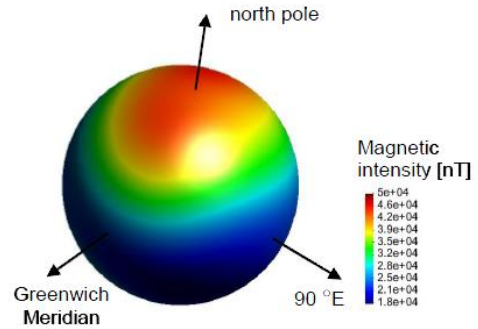


Fig. 6.3 高度 600km の磁場コンター図(2014 年)

Fig. 6.3 は高度 600[km]の磁場をコンター図で表したもので、North Pole が磁北極、Greenwich Meridian がグリニッジ子午線を示している。これより、投入予定軌道上の地球磁場は約 18,000 ~ 50,000[nT]の範囲で変動することが明らかとなった。また、高度 600~800kmの間では地球磁場の変動に大きな違いはみられなかった。

6.3 全球をカバーするのに要する期間

本ミッションでは、10[km]メッシュ精度の磁場マップを全域で生成する事を目指す。ここでは、全球をカバーするのに要する期間について解析を行った。解析は、地球半径+高度 600[km]の全球を計算量の関係から 100[km]精度の約 50,000メッシュに分割し、軌道投入後 10[sec]毎の衛星位置を SGP モデルに従って予測計算し、各時間において衛星が属しているメッシュ領域は観測したとみなした。Fig. 6.4 に分割したメッシュを示す。また、1メッシュ当たりの平均面積は約 12,000[km²](≈ 110 [km] $\times 110$ [km])、観測は日照時、日陰時とも行われると仮定した。Fig. 6.5, Fig. 6.6 に解析結果を示す。

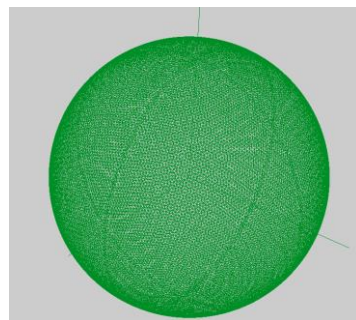


Fig. 6.4 全球をメッシュ分割した様子

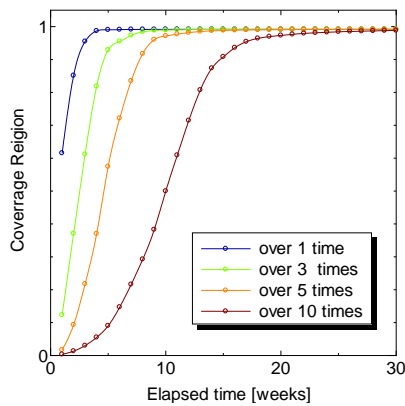


Fig. 6.5 カバー率の変化

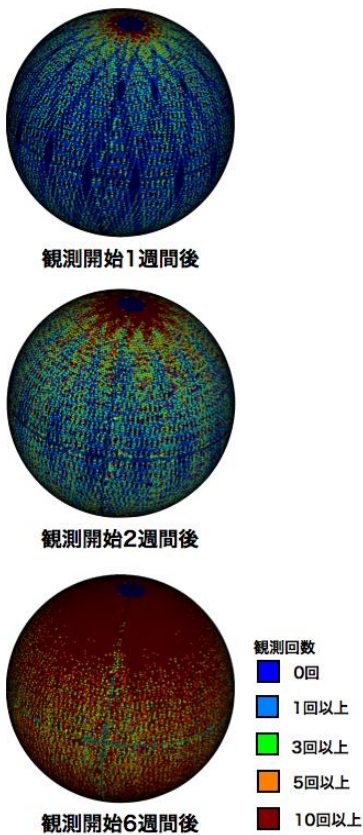


Fig. 6.6 カバー領域の変化

データの信頼性の観点から、同じ領域を複数回観測することが望ましい。Fig. 6.6 はカバー領域の変化を観測回数別に示したものである。同図より同じ領域を3回程度観測とした場合、6週間で95[%]以上の領域をカバーすることができる。そのため、磁場マップは最短で6週間で生成・更新できることがわかる。

7. ミッション機器

7.1 搭載機器

7.1.1 全磁力計測用磁力計

本ミッションでは全磁力計測用磁力計として、オーバーハウザー磁力計(OHM)を選定した。他の候補としては光ポンピング磁力計があり、OHMに比べサンプリングレートや精度の点で優れている。しかし、計測視野が非常に狭く、また種類により内部の物質の気化に用いるヒータの消費電力が非常に大きいため、採用しなかった。

OHMには、フランスの電子情報技術研究所にて開発されたものを選定した。その外観と仕様をFig. 7.1とTable. 7.1にそれぞれ示す。欧州の磁場観測衛星「Oersted」「CHAMP」にて採用され、実際に宇宙で使用された実績を有している。1[Hz]のサンプリングレートで観測することができ、10[km]メッシュ精度の磁場マップ作成に十分な性能を有している。また、計測レンジ、精度についてもIGRFで想定されている磁場変動に対して、十分な性能を確保している。

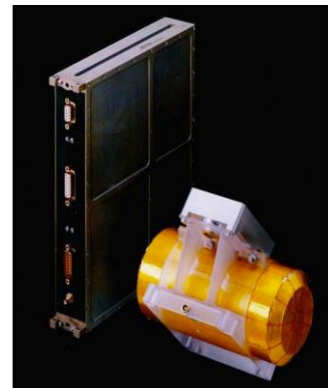


Fig. 7.1 オーバーハウザー磁力計外観^[9]

Table. 7.1 オーバーハウザー磁力計仕様

寸法 [mm]	180×Φ90 (センサ部) 200×135×76 (回路部)
質量 [kg]	1 (センサ部) 2 (回路部)
計測範囲 [nT]	18,000~65,000
測定分解能 [nT]	0.01
測定精度 [nT]	< 0.5
サンプリングレート [Hz]	1
動作温度範囲 [°C]	-30 ~ +50
消費電力 [W]	4.5
電源電圧 [V]	13~18

7.1.2 各軸成分計測用磁力計

各軸成分計測用の磁力計としては、SPRINT-B/ERG 搭載用に開発された 3 軸フラックスゲート磁力計を搭載する。計測範囲は IGRF で推定された磁場変動範囲に対して、十分な能力を有している。また、サンプリングレートについても同様に十分な性能を有している。ただし、128[Hz]で計測を行っているが、データの信頼性の観点からデータを機上で平均化し、12.8 [Hz]で出力する。Table. 7.2 に FGM の仕様を示す。

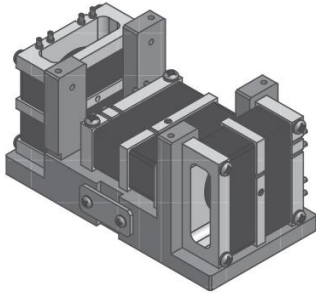


Fig. 7.2 フラックスゲート磁力計センサ部^[10]

Table. 7.2 フラックスゲート磁力計仕様

寸法 [mm]	40 × 40 × 80 (センサ部) 148 × 210 × 3 (回路部)
質量 [g]	200 (センサ部) 400 (回路部)
計測範囲 [nT]	±60000
精度 [%]	< 0.05
サンプリングレート [Hz]	128
動作温度範囲 [°C]	-100 ~ +200 (センサ部) -20 ~ +50 (回路部)
消費電力 [W]	2
電源電圧 [V]	14

7.1.3 GPS

本ミッションでは、磁場マップの作成にあたり、正確な位置決定を必要とするため、GPS 受信機およびアンテナを搭載する。GPS 受信機は日本無線の CCA-370HJV を搭載する。これは車載用 GPS 受信機を衛星搭載用に改修したもので、JAXA の小型実証衛星 4 型(SDS-4)に搭載された実績がある。また、磁場マップのメッシュの大きさ 10[km]に対して、Table. 7.3 より測位精度 15[m]と十分な精度を有している。また、同様に時刻精度も 50 [ms] と十分な精度を有している。アンテナとしては同社製の GPS アンテナ NAY-3900G を使用する。Table. 7.3 , Table.

7.4 に受信機及びアンテナの仕様をそれぞれ示す。

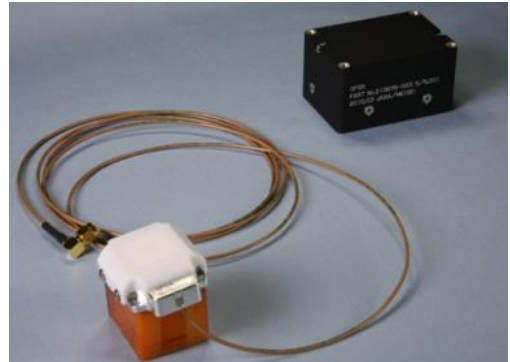


Fig. 7.3 GPS 受信機とアンテナ^[11]

Table. 7.3 GPS 受信機の仕様

寸法 [mm]	50 × 73 × 40
質量 [g]	230
初期捕捉時間 [min]	15
測位精度 [m]	11
時刻精度 [ms]	50
計測間隔 [Hz]	1
動作温度範囲 [°C]	-30 ~ +70
消費電力 [W]	1
電源電圧 [V]	5

Table. 7.4 GPS アンテナの仕様

寸法 [mm]	30.4 × 35.5 × 11.7
質量 [kg]	0.025
受信周波数 [MHz]	1575.42±1.023
利得 [dBi]	26 ± 5 (25 [°C]) 26 ± 6 (-30 ~ 85 [°C])
動作温度範囲 [°C]	-30 ~ +85
消費電力 [W]	0.135
電源電圧 [V]	4.5

7.2 オーバーハウザー磁力計の計測視野

オーバーハウザー磁力計は計測原理上、センサの長手軸方向が磁場ベクトルと平行になった場合、計測することができず、完全に平行とならなくても計測品質が低下、または計測不可となる可能性がある。

そこで、同じ原理を持つ GEM Systems 社の

GSM-19 を用いて計測視野の評価を行った。GSM-19 は計測日時や磁場の計測値以外に計測品質を 0~99 の範囲で記録する。ここでは、センサの長手軸方向と地球磁場のなす角度を変化させ、そのときの計測値及び計測品質を調べた。また、矩形コイルを用いて地磁気の値を変化させ、周辺磁場の値に対する依存性も評価した。

(i) 周辺磁場が IGRF 予想磁場の上限付近 (45000 [nT]) の場合

センサの長手軸方向が磁場ベクトルと平行になるよう設置した場合、計測品質は最低で 50 まで低下したが、測定値に変化は見られなかった。また、計測品質の低下する領域は次の Fig. 7.4 ように立体角のコーンの半頂角が最大 2[deg]の範囲であった。

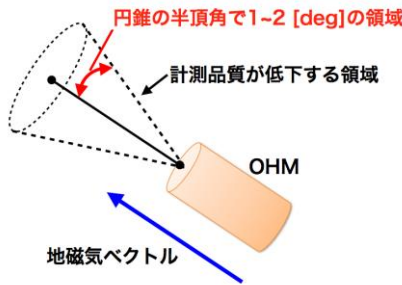


Fig. 7.4 OHM の計測視野

(ii) 周辺磁場が IGRF 予想磁場下限付近 (21000 [nT]) の場合

同様に、センサの長手軸方向が磁場ベクトルと平行になるよう設置した場合、(i)と同様の領域で計測磁場のランダム誤差が約 100[nT]程度生じ、計測値の信頼性に問題があることが明らかとなったが、測定不能となることはなかった。

以上のことから極域のように磁場が非常に強い領域では地磁気方向とセンサの位置関係は大きな問題とならないが、赤道面付近の磁場が弱い領域では計測に大きな誤差が生じることが明らかとなった。

本衛星では、このような状態を避けるため、センサの長手軸方向が SPINAR の展開軸方向と一致するようにセンサを設置し、次の Fig. 7.5 に示すような姿勢で軌道を周回することで、赤道面付近でも良好な計測視野を維持する。

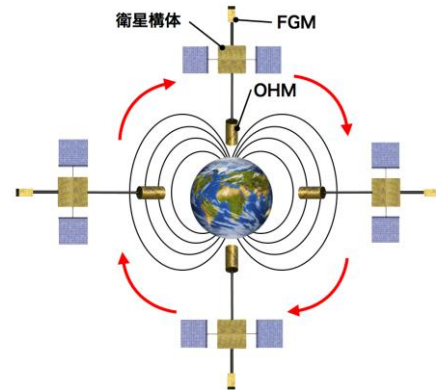


Fig. 7.5 OHM と軌道上磁場の位置関係

7.3 磁力計データの較正

磁力計では計測対象の自然磁場以外に衛星の残留磁気による磁場、センサのアライメント誤差による磁場変化、SPINAR の振動による磁場変化、センサオフセットによる磁場が計測される可能性があり、取得データの較正が必要となる。

残留磁気による磁場については、OHM を衛星構体から 4m、FGM を衛星構体から 2m 離れた位置に配置し、さらに残留磁気モーメント低減対策（「かがやき」の実績で 0.1[Am²]以下）を併用することにより、無視できるレベルに低減する。

センサのアライメント誤差については、OHM は全磁力計であり、また 7.2 節の結果からも大きな影響は受けないことは明らかである。FGM の 3 軸の直線性については、地上におけるアライメント検査の結果を用いてデータの補正を行う。

SPINAR の振動による磁場変動については、後述する構造・熱解析の結果より衛星の姿勢検出精度 1 [deg]を下回ることが明らかとなっており、計測への影響は小さいと考えられる。

センサオフセットによる磁場は、OHM についてはその原理上、温度依存性が無いため、較正は不要である。FGM のオフセット較正については地上試験において較正を行い、センサ部の極性を電氣的に反転することによって軌道上においてもセンサオフセットを較正することが可能である。

これらの方法により、磁力計データの較正を行う。

7.4 GPS アンテナの配置

本衛星は常に+Z 面が地球指向面となるよう姿勢制御を行っている。そのため、GPS アンテナは反地球指向面となる-Z 面に配置することで常に良好な状態で GPS の電波を受信することができ

る。ただし、ブーム展開時に地球指向面が反転する可能性は否定できないため、+Z 面にも GPS アンテナを配置し、どのような状態に対しても対応できるようにアンテナを配置する。

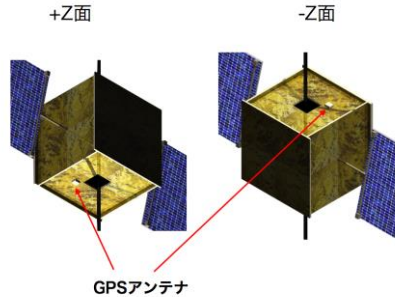


Fig. 7.6 GPS アンテナの搭載位置

8. SPINAR を用いたブーム伸展

8.1 SPINAR の概要

磁場の観測では、衛星の残留磁気の影響を避けるため、センサ部を衛星構体外に配置する。本衛星では、OHM 及び FGM の 2 種類の磁力計センサ部を衛星構体外に配置するため、2 本のブームを伸展する。

伸展ブームには小型衛星に搭載可能で、かつセンサのアライメントの観点から軽量・高剛性であることが求められる。そこで、本ミッションでは、SPINAR を選定した。SPINAR はメッシュ上の三軸織 CFRP を用いた伸展ブームで、従来の STEM 形式の伸展ブームと比較して非常に軽量かつ高剛性であることを特徴としている。



(a) 展開前 (b) 展開後

Fig. 8.1 SPINAR の外観^[12]

8.2 ブーム展開長の見積もり

ここでは、衛星の残留磁気の影響を考慮して、必要なブームの展開長を見積もった。

磁気モーメント M が距離 r に作る磁場の径方向成分 B_r は次式によって表される。

$$B_r = \frac{200M}{r^3} \quad (8.2.1)$$

B_r : 径方向の磁場の大きさ [nT]

M : 残留磁気モーメント [Am^2]

r : 距離 [m]

OHM はその特性上、センサ内部の磁場勾配が大きいと、計測が不可、または計測品質が低下する可能性がある。そのため、センサ部長を 19[cm] とし、内部の磁場勾配がセンサ分解能以下となる地点を必要なブームの展開長とした。例えば、5[m] 地点であれば、(5.19[m]地点の磁場強度)-(5.0[m]の磁場強度)としている。また、衛星の残留磁気モーメントの値は東海大学も開発に参加した小型衛星「かがやき」の値を参考に消磁前 0.4 [Am^2], 消磁後 0.1 [Am^2]とした。Fig. 8.2 にその結果を示す。

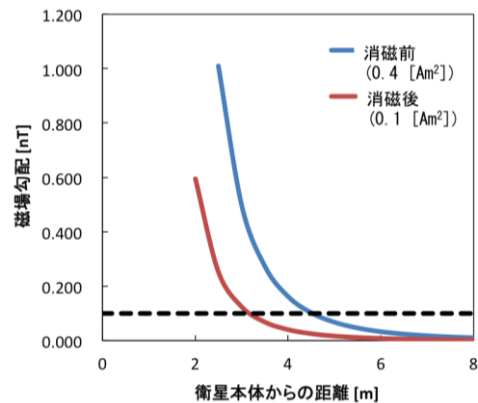


Fig. 8.2 衛星本体の残留磁気による磁場勾配

OHM の分解能が 0.1[nT]であるので、ブームの展開長は、磁場勾配が分解能以下となる 4.5[m]以上 (消磁前)、3.5[m]以上(消磁後)が望ましい。本衛星では、消磁後を基準としてブームの展開長を 4[m]と設定した。FGM を搭載するブームの展開長については、小型衛星「かがやき」の実績から 2[m]と設定した。

9. 残留磁気の直接計測

9.1 計測方法

本ミッションでは、軌道上で人工衛星の残留磁気を計測し、残留磁気モーメントの地上計測値との変化の有無を確認し、変化があった場合はそのメカニズムを特定することを目指す。ここでは、その計測方法について述べる。

残留磁気の計測は SPINAR 展開フェーズにて行う。Fig. 9.1 に示すように FGM を搭載している SPINAR を展開する際に FGM で磁場を計測した状態で展開する。これにより、衛星の残留磁

気モーメントによる磁場が衛星構体からの距離の 3 乗に比例して、減少していく様子が観測され、ここから衛星の残留磁気を計測することができる。

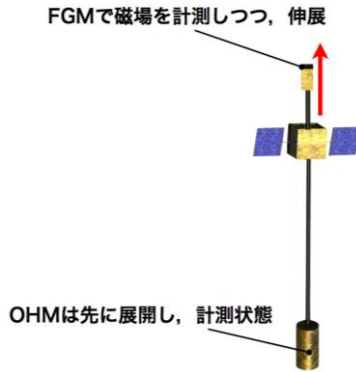


Fig. 9.1 残留磁気の直接計測

9.2 地球磁場の影響

正確に衛星の残留磁気を計測するためには、計測値から地球磁場の影響を取り除く必要がある。まず、地球磁場の変動による影響を可能な限り小さくするため、残留磁気の計測は地磁気の変動が最も少ない赤道面付近にて行うこととした。

また、地球磁場と残留磁気由来の磁場とを区別するため、展開中の地球磁場の変動量が残留磁気由来の磁場の変動量と一致しないようにする必要がある。衛星の残留磁気モーメントを小型衛星「かがやき」の消磁後の実績を参考にして $0.1 \text{ [A m}^2\text{]}$ とすると、残留磁気由来の磁場は構体本体からの距離に対して Fig. 9.2 に示すように変化する。

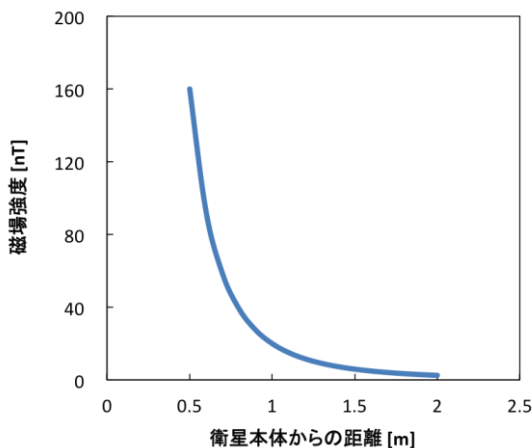


Fig. 9.2 残留磁気による磁場強度の変化

衛星本体からの距離が 50 [cm] 以下の近い領域では式(8.2.1)が成り立たない可能性があり、また

1 [m] 以上の領域では変化が極めて小さいため、残留磁気の計測には $0.5 \sim 1 \text{ [m]}$ の間の磁場の変化を利用する。ここで、SPINAR の展開速度を 5 [cm/s] とすると、観測される全磁力（地球磁場 + 残留磁気由来の磁場）と地球磁場は時間に対して次のように変化する。

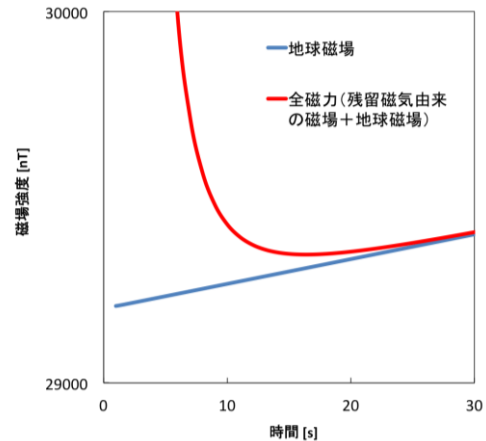


Fig. 9.3 地球磁場に対する残留磁気由来の磁場の变化

Fig. 9.3 より地球磁場の変化に対して、残留磁気は急激に変化していることがわかる。さらに地球磁場は OHM により 0.5 [nT] 以下の精度で計測されるため、観測される全磁力から地球磁場の影響を取り除き、正確に残留磁気を求めることができる。

9.3 残留磁気モーメントの間接推定

SPINAR は構造上、再伸展・再収納はコマンドにより可能であるため、原理的には打上直後の伸展時以外にも残留磁気モーメントの直接計測を行うことは可能である。しかし、SPINAR は宇宙で実証されていない技術のため、リスクの高さを考慮し、初回伸展時は必ず計測を行うが、その後についてはオプションという扱いで実施は運用状況によると考えられる。

この方法以外に「れいめい」同様に衛星の姿勢変動から残留磁気モーメントを推定することができる。これにより、直接計測ではなく間接推定となるが、長期の軌道上での残留磁気モーメントの変動を取得することは十分に可能であると考えている。

また、「れいめい」の場合と異なり、本衛星では OHM を搭載しているため、自然磁場の変動による影響を分離して、残留磁気モーメントを推定することも可能となっている。

10. MLT 別の磁場マップ

本衛星では、MLT 別の磁場マップ生成も目的としているため、ここでは MLT 別の磁場マップのカバー率を計算した。その結果を Fig. 10.1 に示す。

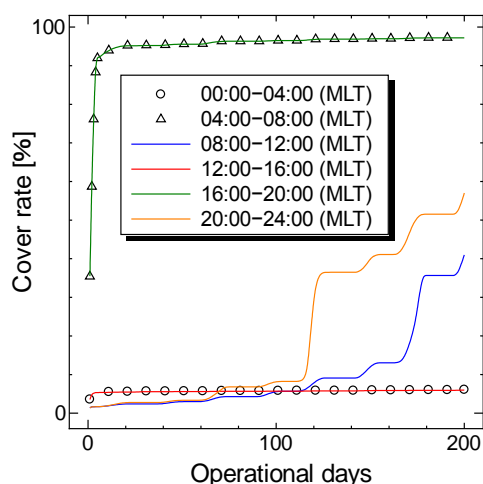


Fig. 10.1 MLT 別の磁場マップのカバー率

Fig. 10.1 より地球の Dawn-Dusk 面付近にあたる MLT4~8 時, MLT16~20 時ではほぼ全域をカバーすることが可能であるが、それ以外の領域においては大幅にカバー率が低下している。

これは 6.1 節でも述べた通り、軌道傾斜角として 98[deg] を設定しているためである。相乗り小型副衛星を対象とした姿勢制御系の設計を支援する情報を提供するという観点からは現在の軌道が適している。しかし、MLT 別の磁場マップ作成に適した軌道傾斜角は 80~90[deg]前後であるため、将来打ち上げ機会があった場合、そのような軌道で打ち上げることが好ましい。

11. 成果取得法および評価法

本ミッションでは、以下のようにサクセスレベルを設定する。

Table. 11.1 サクセスレベル

Minimum	10[km]メッシュの磁場マップを全球で生成し、6週間ごとに更新・提供する。
Full	<ul style="list-style-type: none"> 衛星の残留磁気を軌道上で測定し、地上計測値との変化の有無を確認する。 MLT (Magnetic Local Time)別の磁場マップを生成する
Advanced	衛星の残留磁気変化があった場合、そのメカニズムを特定する。

12. 社会的効果

近年、超小型衛星の実用化を見据えた研究開発が進む中で、衛星の姿勢要求精度は非常に厳しくなっている。本衛星のミッションによって、高精度な残留磁気トルクの予測が可能となり、ひいてはより円滑な衛星設計ならびに衛星運用へと結びつき、今後の超小型衛星の発展に貢献することができる。

また、SPINAR はセンサの構体外配置や大型展開構造物の支持構造としての応用が期待されている。本ミッションで SPINAR による伸展構造が実証されることで、超小型衛星においてより容易に展開構造物を用いることが可能となり、ミッションの自由度が広がることが期待される。

ミッション系参考文献

- [1]<http://www.nasa.gov/topics/earth/features/2012poleReversal.html>
- [2] 齋藤宏文, 水野貴秀: れいめい衛星の開発と小型高機能衛星の展望: 日本航空宇宙学会誌: Vol. 56 (651), pp. 88-96 : (2008)
- [3] <http://www.jaxa.jp/projects/sat/index/>
- [4]<http://nssdc.gsfc.nasa.gov/nmc/spacecraftDisplay.do?id=1999-008B>
- [5]http://www.epm.ethz.ch/research/observational_studies/sat_geom
- [6] Masaru Kono, GEOMAGNETISM VOLUME 5, 2009
- [7] F.R.Hoots, R.L. Roehrich, and T.S. Kelso, "SPACETRACK REPORT NO. 3, Models for Propagation of NORAD Element Sets", 1980.
- [8] D.Duret, et al. "Overhauser Magnetometer For The Danish Oersted Satellite", IEEE TRANSACTIONS ON MAGNETICS, Vol.31, No.6, 1955
- [9] Christoph Reigber, et al., "Announcement of Opportunity for CHAMP", GFZ-POTSDAM, 2001
- [10] Wolfgang Baumjohann, et al., "Magnetic field investigation of Mercury's magnetosphere and the inner heliosphere by MMO/MGF", Planetary and Space Science, vol.58, pp.279-286, 2010
- [11] 藤平耕一、三浦尚幸, "民生技術を活用した小型衛星搭載機器", 平成 24 年度 JAXA 宇宙航空技術研究発表会前刷集, 2012
- [12] インフレータブル方式でスピン軸方向に伸展する衛星搭載用超軽量ロッドアンテナ (SPINAR) の研究開発, <http://smart.gifu-nct.ac.jp/sf/research/003/SPINAR.html>

13. 衛星バスシステム概要

本衛星におけるバスシステム構成を以下の Fig. 13.1 に示す。

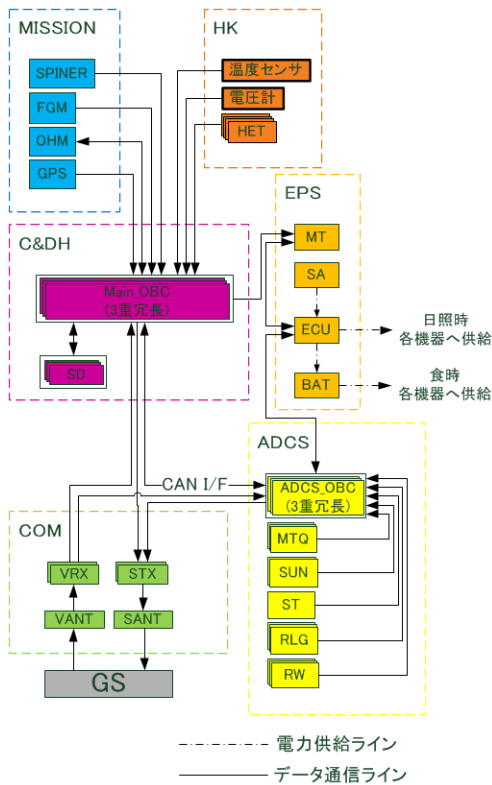


Fig. 13.1 システムブロック図

14. 構造系

14.1 構体設計

本衛星の基本構造について述べる。本体は 470×470×435[mm](分離部:50[mm]を除く)の形状でありその中に各種機器が配置されている。また側面から太陽電池パドルを両翼 1 枚ずつ展開後にブームを両側から 2 本伸張させる。

衛星内部はパネルを 4 枚組み合わせ合わせた井桁構造を採用した。この構造は強度が高く内部機器の配置や熱設計が容易となる。また井桁の中央部分に 2 本の SPINAR と OHM, FGM を搭載することにより他の搭載機器から隔離することができる。

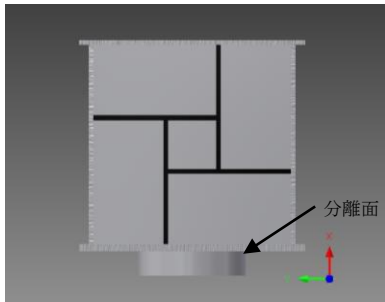


Fig. 14.1 衛星構体図

本衛星の構造には軽量であり比剛性の高いハニカムサンドウィ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ウィッチパネルの諸元を Table. 14.1 に、物性値を Table. 14.2 に示す。

Table. 14.1 ハニカムサンドウィッチパネルの諸元

	パネル構造	材料	厚さ[mm]
側面・内面パネル	スキン材	AL2014-T5	0.5
	コア材	AL 3/16-5052-0.002	9
分離面パネル	スキン材	AL2014-T5	0.5
	コア材	AL 3/16-5052-0.003	14

Table. 14.2 ハニカムサンドウィッチパネルの物性値

物性値	AL2014-T5	AL5052
密度[g/cm ³]	2.8	2.68
縦弾性係数[GPa]	72.4	70.3
ポアソン比	0.33	0.33
せん断弾性係数[MPa]	28000	25924
降伏強度[MPa]	290	193
引張強度[MPa]	425	228

14.2 質量特性解析

本衛星に搭載する機器配置について記載する。機器配置では重心の Y 座標, Z 座標は衛星の中心に来るように X 軸は分離面から 250[mm]以内の距離にくるように行った。また、ミッション系・姿勢制御系・通信系・熱制御系から搭載機器の配置の要求があり、これらの要求を満たすように機器配置を行った。今回は 3 次元 CAD 設計ソフトウェア Autodesk Inventor を用いて、搭載機器の配置を行った。各系からの配置要求を Table. 14.3 に示す。また本衛星の質量特性を Table. 14.4～Table. 14.6 に示す。なお、表の重心位置は衛星分離部底面の中心からの距離である。搭載機器の機器配置の結果を Fig. 14.2 および Fig. 14.3 に示す。また、搭載される機器の質量配分については、巻末に記載する Table A に示す。

Table. 14.3 搭載機器の配置要求

	搭載機器	設置場所
ミッション系	オーバーハウザー磁力計	井桁の中心に配置
	フラックスゲート磁力計	井桁の中心に配置
姿勢制御系	リアクションホイール	各軸に垂直な面
	磁気トルカ	各軸に垂直な面
	スターセンサ	+X面に配置 -Z軸方向に7[deg]傾ける
	ジャイロセンサ	各軸に垂直な面
通信系	太陽センサ	X面パネルに搭載
	144MHz 受信機	アンテナの近くに配置

Table. 14.4 質量特性(展開前)

項目	記号	値
重心位置[mm]	Xg	2.558
	Yg	-5.596
	Zg	4.169
慣性モーメント[kg・m ²]	Ixx	1.318
	Iyy	1.026
	Izz	1.131

Table. 14.5 質量特性(SAP 展開後)

項目	記号	値
重心位置[mm]	Xg	1.072
	Yg	-5.596
	Zg	4.195
慣性モーメント[kg・m ²]	Ixx	3.439
	Iyy	0.922
	Izz	3.108

Table. 14.6 質量特性(SPINAR 伸展後)

項目	記号	値
重心位置[mm]	Xg	1.262
	Yg	-5.596
	Zg	136.95
慣性モーメント[kg・m ²]	Ixx	22.33
	Iyy	19.88
	Izz	3.119

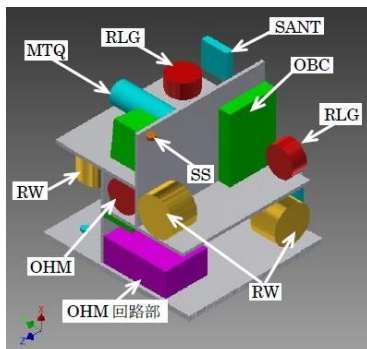


Fig. 14.2 搭載機器配置(1)

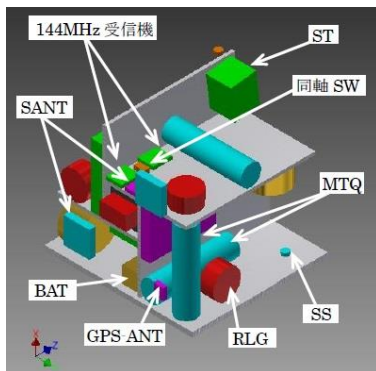


Fig. 14.3 搭載機器配置(2)
(略称を巻末の Table A を参照)

14.3 SPINAR

14.3.1 SPINAR 概要

本衛星では構造系へのミッション要求として 2 つの磁力計を衛星本体から離す必要がある。オーバーハウザー磁力計については 4[m], フラックスゲート磁力計については 2[m]である。そのため、本衛星ではブームの先端に磁力計を取り付け伸展させることにした。ブームとしては、高剛性・軽量性・非磁性体という特徴を持っている株式会社ウエルリサーチ社製の SPINAR を使用する。SPINAR は三軸織の CFRP で構成されており Fig. 14.4 にその外観を Table. 14.7 にその仕様を示す。



Fig. 14.4 SPINAR

Table. 14.7 SPINAR の仕様

チューブ外径[mm]	10
板厚[mm]	0.169
質量[g](長さ4[m])	28.72
比剛性[Hz]	14.8
ヤング率[GPa]	9.4

14.3.1 SPINAR の熱歪み

SPINAR の温度勾配による熱ひずみが磁力計の精度に与える影響の検討を行なった。まず, Fig. 14.5 に示すように SPINAR の片方の面から最大の熱入力(太陽光入射, 地球赤外放射, アルベド)があるとして, SPINAR の温度勾配を調べた。その結果, Fig. 14.6 に示すように, SPINAR の最大と最小の温度差は 10.9[°C]であることが明らかになった。その温度差から, 熱歪みによるミスアライメントの最大値を計算すると, FGM について SPINAR が 2[m]の時, 0.01[deg]となり, FGM の角度方向の検出精度である 1[deg]以下となるので磁力計の計測に支障はないことが確認できる。

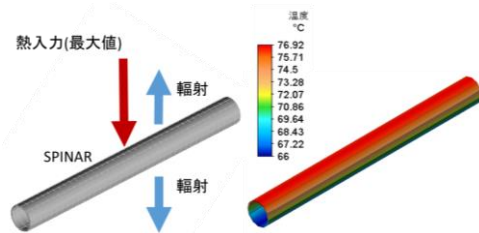


Fig. 14.5 SPINAR の熱歪み概念図(左)と解析結果(右)

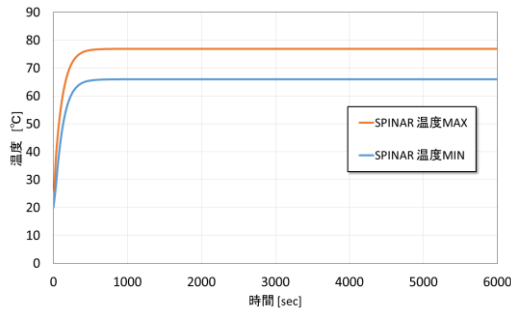


Fig. 14.6 SPINAR の温度差の推移グラフ

14.3.2 SPINAR 構造解析

伸展後の SPINAR の先端に搭載されている磁力計に 1[N]の荷重をかけた際に無重力状態で先端の磁力計がどれくらい変位するのかを調べた。その結果、最大変位は SPINAR の先端部分で 0.02[mm]となり計測に支障がないことが確認できる。

14.4 太陽電池パドルの駆動機構

効率良く電力を得るために太陽電池パドルに回転機構を取り入れることで、受光面を太陽に向けるようにした。衛星運用に必要な電力を得るために、 $\pm y$ 面に展開する太陽電池パドルの両面に太陽電池セルを設置し、展開機構を取り入れる。また、SPINAR を展開する前に、電力を確保するために太陽電池パドルを展開しなければならない。パドル展開図を Fig. 14.7 と Fig. 14.8 に示す。

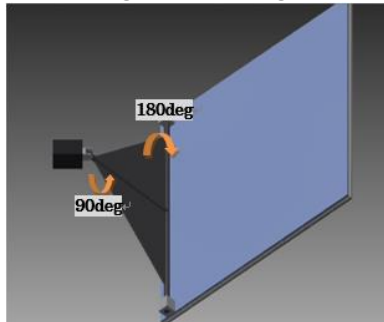


Fig. 14.7 パドル展開同期機構

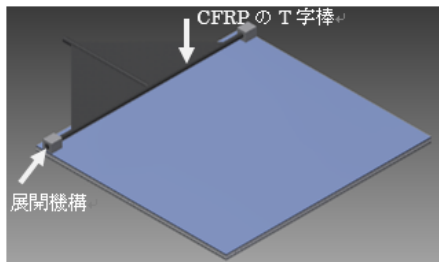


Fig. 14.8 パドル展開機構

・パドル保持機構

パドルを、ロケット打ち上げから軌道投入までの間保持し、その後パドルを解放する。保持解放機構は、テグスをヒータで切断する方法を用いる。太陽電池パドルをテグスで保持しておき、ヒータでテグスを加熱し切断する方法である。

・パドル展開機構

太陽電池パドルはばね機構で展開する。しかし、ばね機構だけでは、展開機構が定まらず、衛星が大きく振動し、衛星本体に接触する可能性がある。そこで、ケーブルとプーリでパドル展開を制御し、各パドルを一方向に展開を行うようにする。衛星と T 字型の CFRP の棒で展開する。

・パドル回転機構

本ミッション達成には、太陽電池パドルの受光面を太陽に向けることで効率よく電力供給を得る必要がある。そのため、太陽電池パドルを一軸回転することにした。回転に用いるステッピングモータは、宇宙空間で使用できるように 10^{-8} [Pa]の環境下でも動作でき、動作温度も広いことが条件である。以上の条件より八坂テクノス株式会社の UHV STEPPER MOTORS-Model C14.1 を使用する。UHV STEPPER MOTORS-Model C14.1 の仕様を Table. 14.8 に示す。

また、太陽電池パネルを太陽に向け続けるために、太陽電池パドルと衛星本体の間にスリップリングを用いた。使用したスリップリングは MOOG 社の SRA-73683 を用い、その諸元を表 13.9 に示す。

選定理由としては、小型人工衛星に使用されることとパドルに接続するために小型で中空型の物にした。また、パドルに対応できる電圧・許容電流に定めた。

Table. 14.8 ステッピングモータの仕様

型番	UHV STEPPER MOTORS-Model C14.1
ステップ角度[deg]	1.8
電圧[V]	4.2
消費電力[W]	1.68
動作温度範囲[°C]	-196~175
最大トルク[Nm]	0.075
質量[g]	150
寸法[mm]	35×35×50
真空度[Pa]	10^{-8}

Table.13.9 スリップリングの仕様

回転速度[rpm]	120
電圧[V]	(DC)210
許容電流[A]	2
動作温度範囲[°C]	-40~80
寸法[mm]	φ50×27
質量[g]	100

14.5 構造解析

Inventor Simulation を用いて構造解析を行った。H-IIA ロケットでのピギーバック衛星として要求されるインターフェース条件のうち最も厳しい値を Table. 14.9 に示す。

Table. 14.9 H-IIA 設計要求

	機軸方向	機軸直交方向
第一次固有振動数[Hz]	100	50
準静的加速度[G]	5.0	2.25

14.5.1 固有振動解析

ロケットの打ち上げ時を想定して衛星分離部を固定した状態で固有振動数解析を行った。解析の結果、Fig. 14.9 のようになり一次モードの固有振動数は 580.49[Hz]となった。以上の結果から、本衛星は剛性要求を満たしていることがわかる。ただし、今回の解析モデルにはネジ等を考慮していない部分があるため、実際には固有振動数が低くなる可能性が考えられる。その為、実際に振動試験を行い、固有振動数の確認を行い、値が低い場合には対処が必要である。

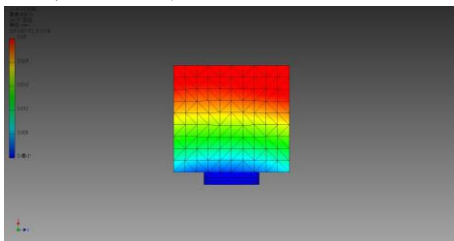


Fig. 14.9 固有振動数解析

14.5.2 静荷重解析

Table. 14.9 の加速度の値に安全係数 1.5 を掛け、機軸方向に 7.5[G]、機軸直交方向に 3.4[G]の荷重を設計荷重として衛星全体に同時に荷重をかけて解析を行った。金属材料の三軸応力場における降伏に関しては、ミーゼス則に基づく相当応力を考える。解析の結果、最大応力は衛星分離部の面に発生し、その値は 2.56[MPa]となった。ハニカムサンドウィッチパネルのスキン材の降伏強度は 290[MPa]であるので安全余裕 MS を計算

すると

$$MS = \frac{\text{許容応力}}{\text{発生応力}} - 1 = 113.36 \geq 0 \quad (14.5.1)$$

となり本衛星は十分な強度を持っていることが分かる。

14.6 分離機構

本衛星の質量と形状から JAXA から推奨されている PAF-239M での分離が可能のためこれを使用する。この分離機構はクランプ・バンド方式により結合され、衛星が分離された後の搭載機器の起動は衛星分離検知スイッチにより行う。

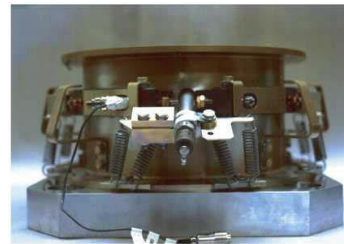


Fig. 14.10 PAF-239 分離機構

15. 通信系

15.1 通信系に対する要求

本衛星の通信系に対する要求を以下に示す。

- ① 地上局からコマンドを受信する。
- ② 地上局へミッションデータ及び HK データを送信する。

また、重力傾斜安定制御を行う本衛星は、Fig. 7.5 に示すように地球方向(+Z)と反地球方向(-Z)に 2本の伸展物を展開しているが、Z 軸方向が逆転した状態でも重力傾斜により姿勢が安定することから、

- ③ Z 軸方向が逆転して安定状態に落ち着いた場合にも通信を行うことを想定し設計を行う。

15.2 通信状況と条件設定

軌道要素から衛星軌道を求め、地上局との通信状況の計算を行った。東海大学湘南キャンパスに設置した地上局の位置高度を Table. 15.1 に示す。

Table. 15.1 地上局位置およびアンテナ高度

緯度 [deg]	北緯	35.3608
経度 [deg]	東経	139.2767
高度 [m]	標高	50

回線設計において回線のマージンが満たすべき条件は、宇宙航空研究開発機構が提供する RF

回線設計標準^[30]を参考にし、1[dB]以上とする。

地上局と通信を開始する仰角を回線設計の仰角とする。この仰角が低い場合、地上局と衛星との通信距離が長くなることから自由空間損失と大気吸収、降雨損失が大きくなり、また地球中心を指向している S 帯アンテナと地上局方向との角度が開き指向誤差損失が大きくなるため、回線マージンは小さくなる。反対に仰角が高い場合は通信が可能な時間が短くなり、所要の量のデータを短時間に送るため伝送速度を上げることから損失が大きくなり、回線マージンは小さくなる。この関係を Fig. 15.1 のグラフに示す。低仰角の可視通過の際にも通信を行うことを考えると、低仰角で回線の設計を行う必要がある。また正味のデータの伝送速度は環境に大きく左右されるため、通信が可能な時間をできるだけ長くするために通信開始仰角を低くすることが現実的である。したがって通信開始仰角を、低仰角かつ本衛星で所要の回線マージンが取れる 7 [deg] に設定する。

通信状況の計算結果を Table. 15.2 に示す。この計算から、衛星と地上局間の回線を設計する際に考慮する衛星との最長通信距離が求まり、衛星の可視通過の回数及び通信可能時間が求まった。

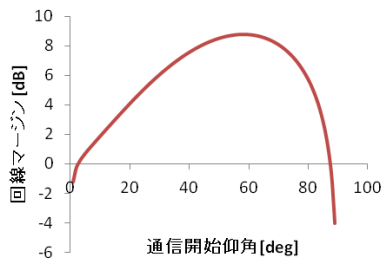


Fig. 15.1 通信開始仰角と回線マージンの関係

Table. 15.2 通信状況計算結果

通信距離 [km]	最長	2158.337
	最短	587.926
1可視通過平均通信可能時間 [sec/通過]		625.3
1日平均可視通過回数 [通過/日]		3

15.3 姿勢指向精度要求

S 帯アンテナの最大放射方向が地上局から離れる向きに $d\Phi$ [deg] だけ回転すると、指向誤差損失が増大し、通信が不可能となる。通信開始仰角が 7 [deg] の時、この角度は $d\Phi = 6.5$ [deg] である。これを姿勢系への姿勢指向精度要求とする。

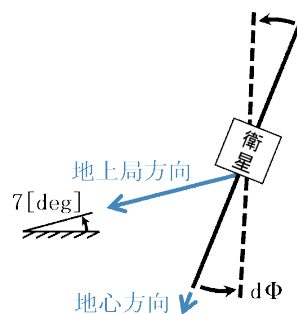


Fig. 15.2 通信開始仰角における姿勢回転

15.4 データ量および必要伝送速度

通信状況の計算結果および Table. 15.3 に示した各機器のデータ量を元に、地上との通信に必要な伝送速度を求める。まず 1 日に蓄積するデータ量を次のように求める。

$$\sum_{\text{全機器}} \left(1 \text{ サンプルのデータ量} \left[\frac{\text{Byte}}{\text{sample}} \right] \times \text{サンプリング周波数} [\text{Hz}] \times 1 \text{ 周回中データ取得時間} \left[\frac{\text{sec}}{\text{周回}} \right] \times 1 \text{ 日あたりの周回数} \left[\frac{\text{周回}}{\text{日}} \right] \right) \quad (15.3.1)$$

軌道周回周期は 6.1 節においての軌道計算から求めた値 96.68 [min] を用いる。1 日あたりの周回数は、次のように求まる。

$$\frac{24 \times 60 \left[\frac{\text{min}}{\text{日}} \right]}{96.68 \left[\frac{\text{min}}{\text{周回}} \right]} = 14.89 \left[\frac{\text{周回}}{\text{日}} \right] \quad (15.3.2)$$

最大のデータ量を見積もるために、衛星が軌道を 1 周回する間に示すサンプリング周波数で常にデータを取得すると想定して計算を行う。式 (14.3.1) から、

$$1 \text{ 日に蓄積するデータ量} = 14.02 \left[\frac{\text{MB}}{\text{日}} \right] = 112.18 \left[\frac{\text{Mbit}}{\text{日}} \right] \quad (15.3.3)$$

次に Table. 15.2 から 1 日に通信可能な時間は

$$625.3 \left[\frac{\text{sec}}{\text{通過}} \right] \times 3 \left[\frac{\text{通過}}{\text{日}} \right] = 1876 \left[\frac{\text{sec}}{\text{日}} \right] \quad (15.3.4)$$

式 (14.3.3) および (14.3.4) より、必要となる伝送速度は、次のように求まる。

$$\frac{112.18 \left[\frac{\text{Mbit}}{\text{日}} \right]}{1876 \left[\frac{\text{sec}}{\text{日}} \right]} = 59.80 \left[\frac{\text{Kbit}}{\text{sec}} \right] \quad (15.3.5)$$

15.5 通信形態

本衛星の通信機として、VHF 帯受信機および S 帯送信機を搭載する。VHF 帯については周波数にアマチュア無線帯を用いることで搭載機器及び地上局機器の入手性を高め、地上局機器に不具合が生じた際の機器の差し替えや新たな運用体制の構築を行い易いものにする。15.4 節の計算で求めた、観測で得られたデータを通信可能時間内に伝送するために必要となる伝送レートを実現するため、ダウンリンクに S 帯を用いる。

Table. 15.3 各機器データ量とサンプリング

機器	データ量 [Byte/sample]	サンプリング 周波数 [Hz]
ミッション		
GPS	43	1
OHM	2.125	1
FGM	6.75	12.8
HK		
外部温度	2	0.05
磁力計温度	4	0.05
太陽電池温度	12	0.05
太陽電池発電温度	12	0.05
電源温度	2	0.05
電源電圧	2	0.05
送受信機温度	2	0.05
バス電圧	2	0.05
姿勢		
ジャイロ	6	1
太陽センサ	10	1
スタートラッカ	10	1
リアクション		
ホイール角速度	5.25	0.25
磁気トルカ電流	5.25	0.25
各機器電源状態	1	0.25

15.6 搭載機器

Fig. 15.3 に、通信系の機器構成を示す。

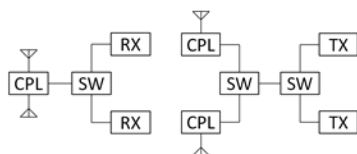


Fig. 15.3 機器構成 VHF 帯(左), S 帯(右)

VHF 帯受信機には、過去の小型衛星への搭載実績から(株)西無線研究所の超小型人工衛星用無線機 145MHzFM 受信機を用いる。冗長として 2 セット搭載し、同軸スイッチで切り替える。VHF 帯のアンテナは Fig. 15.4 に示すように、薄板状の要素の $1/2\lambda$ ダイポールアンテナを 2 組、衛星の +Z 面内に丸めて収納し、展開時には固定しているナイロン線を焼き切ることによって $\pm X$ の両方向にアンテナが伸びるように展開する。このように衛星の進行方向と後方の両側に受信アンテナを配置することでノイズの受信強度も増加することが挙げられるが、通信可能となる方向を前後の両方向に広げることにより得られるより確実な回線確保の可能性、並びに通信可能な時間の増加を重視し、増加するノイズに対しては地上局の送信電力を増加させることで補う。またダイポールの要素の開き角を $100[\text{deg}]$ 程度にすることで、通常約 $73[\Omega]$ となる $1/2\lambda$ ダイポールアンテナの放射抵抗が約 $50[\Omega]$ となるようにし^{[6][7]}、受信

機とのインピーダンス整合を図ると共に、Z 軸が逆転した姿勢状態においてもエレメントが衛星または太陽電池の影に隠れる事が無いような配置とする。

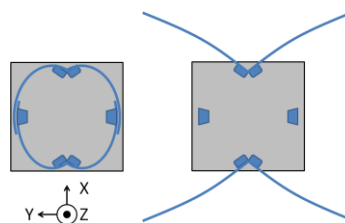


Fig. 15.4 VHF 帯アンテナ収納(左), 展開(右)図

S 帯の送信機には、CLYDE SPACE 社製の CUBESAT S-BAND TX を搭載する。他に Surrey Satellite Technology 社製の送信機も候補であったが、より消費電力が少ないことから上の製品を選定した。こちらにも冗長として 2 台搭載し、必要な場合に切り替えて使用する。また S 帯のアンテナには、過去の小型衛星への搭載実績から Surrey Satellite Technology 社製の S-Band Patch Antenna を用いる。この S 帯アンテナの放射パターンを Fig. 15.5 に示す。パッチアンテナは面に鉛直な方向に放射の指向性を持つことから、地球を向く面に配置する必要がある。Z 軸が逆転した姿勢状態においても通信を確立するため、地球方向の +Z 面と反地球方向の -Z 面の 2 面に S 帯アンテナを配置する。これらは同軸 SW で切り替えられるようにし、地球指向するどちらか一方のみを使用する。S 帯送信機及びアンテナを示す。

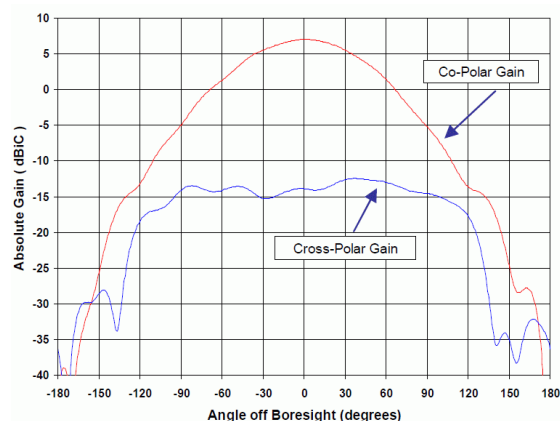


Fig. 15.5 S 帯アンテナの放射パターン図

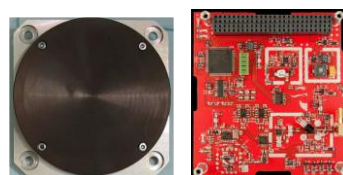


Fig. 15.6 S 帯アンテナ(左), 送信機(右)

送受信機からアンテナには同軸ケーブルで給電する。同軸ケーブルは電氣的に不平衡であるため、平衡型であるダイポールアンテナに給電するためにアンテナの前に平衡-不平衡の変換を行うカップラー(CPL)を挿入する必要がある。

同軸スイッチには片方の接点が閉じる前に開くブレーク・ピフォア・メイク切り替え方式を用いることで、仮に送信機から送信中に同軸が切り替わるような不慮の動作があった場合でも別の送信機に損傷を与えることを機械的に防ぐ。また電力消費を切り替え時にのみ必要とするように磁気ラッチングリレー方式のものを用いる。以上を踏まえ、Panasonic RV 同軸スイッチ ARV12A12Q を使用する。

15.7 回線設計

仰角 7 [deg]における衛星との通信を回線設計の条件とし、衛星と地上局間の回線設計を行った。この結果、上りと下りの両回線ともに回線マージンを持たせることが可能であることが確認できた。Table. 15.4 に、回線設計の結果を示す。

Table. 15.4 回線設計表

項目	単位	Up Link	Down Link
目的	-	コマンド	テレメトリ
周波数	MHz	144.00	2200.00
波長	m	2.08	0.14
送信アンテナ	-	湘南 キャンパス	衛星
送信EIRP	dBW	23.00	0.31
送信出力電力	dBW	10.00	0.00
給電損失	dB	1.00	0.00
アンテナ最大放射方向利得	dB	14.00	7.00
アンテナ指向誤差損失	dB	0.00	6.69
自由空間損失	dB	142.96	165.97
通信距離	km	2329.03	2329.03
偏波損失	dB	0.00	0.00
大気吸収損失	dB	0.21	0.21
降雨損失	dB	0.00	0.30
各種損失	dB	0.00	0.00
受信アンテナ	-	衛星	湘南 キャンパス
受信G/T	dB/K	-27.72	8.16
アンテナ利得	dB	-1.00	33.00
給電損失	dB	1.00	0.00
アンテナ指向誤差損失	dB	0.00	0.00
システム雑音温度	dBK	25.72	24.84
受信C/N ₀	dBHz	80.71	70.59
項目	単位	コマンド	テレメトリ
変調方式	-	FSK	QPSK
要求E _b /N ₀	dB	10.5	9.60
ハードウェア劣化量	dB	2.50	2.50
符号化利得	dB	5.20	5.20
ビットレート	dBHz	30.79	48.13
変調損失	dB	3.50	4.00
要求C/N ₀	dBHz	52.49	69.43
回線マージン	dB	28.22	1.16

16. 姿勢制御系・姿勢決定系

16.1 姿勢制御系・姿勢決定系への要求

本衛星では、SPINAR を±z 方向に伸展し、重力傾斜トルクによる受動姿勢制御を行うとともに 3 軸の RW を用いて能動制御を行う。本衛星の場合、要求指向精度はミッションデータの送信に用いる S 帯アンテナの指向性から決定され±6.5[deg]となる。また姿勢決定精度は、ベクトル磁場を計測する FGM の計測データ品質に関わってくるが、磁場マップ作成における磁場ベクトル方向の目標角度要求が 1[deg]程度であることを考え、本衛星の要求姿勢決定精度を±0.1[deg]と定めることにする。以上の要求を満たすよう姿勢制御系・姿勢決定系を構築する。

16.2 座標系定義

Fig. 16.1 に衛星機体座標系の定義図を、Fig. 16.2 に軌道面基準座標系と機体座標系の定義図を示す。衛星機体座標系は SPINAR の伸展方向に Z_B 軸、SAP 展開方向に Y_B 軸、それらの直交方向に X_B 軸を定義する。軌道面基準座標系(LVLH 系)は軌道進行方向に X 軸、地球中心方向に Z 軸、それらと直交する向きに Y 軸を定義する。

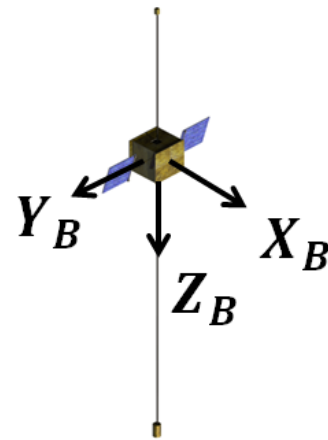


Fig. 16.1 衛星機体座標系

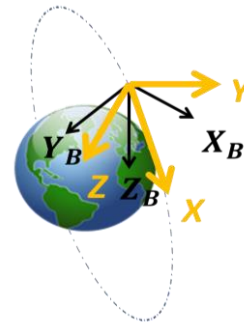


Fig. 16.2 軌道面基準座標系と衛星機体座標系

16.3 制御モード

本衛星の制御モードを以下に述べる。

【初期姿勢補足モード】

軌道投入直後の機体角速度を detumbling し、3 軸姿勢を確立する。その後、太陽方向を補足して SAP を展開し、太陽指向させる。

【SPINAR 伸展モード】

SAP 展開後、まず OHM 側 SPINAR を伸展し、重力傾斜安定により OHM を地球指向させる。その後 FGM 側 SPINAR を伸展する。その際、FGM を測定状態にしておき、距離に依存して変化する衛星残留磁気を計測する。FGM を伸展する際は OHM も測定状態を保持しておく。

【定常運用モード】

SPINAR 伸展後、重力傾斜安定方式による受動制御と 3 軸 RW を用いた能動制御により、 $\pm 5[\text{deg}]$ の精度で地球指向を保持する。観測モードでは衛星の発する地場が OHM, FGM に与える影響を抑えるため、MTQ による姿勢制御は行わない。

【アンローディングモード】

RW に蓄積した角運動量を MTQ によってアンローディングする。本衛星のミッションでは磁場観測を行うため、ミッションへの影響を考慮してアンローディング時は磁場計測を行わない。

【セーフホールドモード】

想定外の衛星異常時（電力の不足、姿勢異常、通信エラー等）にこのモードを使用する。姿勢安定後、SAP を太陽指向させ電力の回復を図る。また、MTQ を用いて通信アンテナを地球指向させ、通信可能な状態を確保する。

16.4 外乱トルク

姿勢制御に用いるアクチュエータ(リアクションホイール、磁気トルカ)の選定を行うために外乱トルクの見積もりを行った。ここでは各トルクの最大値を考慮する。

16.4.1 太陽輻射トルク

太陽輻射トルクは次の式で求めることができる。

$$T_{sun} = P_s L_s (1+q) \cos i \times \begin{pmatrix} A_x \\ A_y \\ A_z \end{pmatrix} \quad (16.4.1)$$

P_s : 太陽輻射圧定数 4.617×10^{-6}

L_s : 質量中心から太陽輻射圧中心への距離

$$L_{sx} = 0.04[m], L_{sy} = 0.8[m], L_{sz} = 0.2[m]$$

q : 反射係数 0.6

i : 太陽光入射角 0

A : 断面積

$$A_x = 0.2[m^2], A_y = 0.2[m^2], A_z = 0.2[m^2]$$

$$\mathbf{T}_{sun}(x, y, z) = (4.4 \times 10^{-7}, 2.9 \times 10^{-7}, 2.9 \times 10^{-7}) [N \cdot m]$$

16.4.2 地球磁気トルク

地球磁気トルクは次の式で求めることができる。

$$\mathbf{T}_B = \mathbf{M} \times \mathbf{B} \quad (16.4.2)$$

B : 地球磁場(最大値) $4.9 \times 10^{-5} [T]$

M : 残留磁気双極子モーメント $0.1 [A \cdot m^2]$

$$T_B = 4.9 \times 10^{-6} [A \cdot m^2]$$

16.4.3 空力トルク

空力トルクは以下の式で求めることができる。

$$\mathbf{T}_{air} = \mathbf{F}_i \mathbf{l}_i \quad (16.4.3)$$

\mathbf{l}_i : 質量中心と空力中心の距離

$$\mathbf{l}_i = (l_{ix}, l_{iy}, l_{iz}) = (0.04, 0.8, 0.2) [m]$$

ρ : 大気密度 $1.14 \times 10^{-13} [kg/m^2]$

v : 衛星速度 $7562 [m/s]$

C_D : 抵抗係数 2.0

\mathbf{F}_i : 空気力ベクトル

$$\mathbf{F}_i = \frac{1}{2} \rho v^2 C_D \begin{pmatrix} A_x \\ A_y \\ A_z \end{pmatrix}$$

$$\mathbf{T}_{air}(x, y, z) = (3.9 \times 10^{-7}, 2.6 \times 10^{-7}, 2.6 \times 10^{-7}) [N \cdot m]$$

16.4.4 重力傾斜トルク

重力傾斜トルクは以下の式で求めることができる。

$$\mathbf{T}_G = \frac{3\mu}{R^3} \begin{pmatrix} I_z - I_y \theta_{ex} \\ I_z - I_x \theta_{ey} \\ 0 \end{pmatrix} \quad (16.4.4)$$

R : 軌道長半径 $6978 [km]$

μ :地球重力定数 $3.9 \times 10^5 [Km^3 / s^2]$
 θ_e :Z 軸地心方向からのずれ角 (最大)
 $1.5[rad]=90[deg]$

I:慣性モーメント
 構造系の Table. 14.4~Table. 14.6 参照

SAP 展開前

$$\mathbf{T}_G(x, y, z) = (5.4 \times 10^{-7}, 9.6 \times 10^{-7}, 0)[N \cdot m]$$

SAP 展開後

$$\mathbf{T}_G(x, y, z) = (1.1 \times 10^{-5}, 1.7 \times 10^{-6}, 0)[N \cdot m]$$

SPINAR 伸展後

$$\mathbf{T}_G(x, y, z) = (8.6 \times 10^{-5}, 9.9 \times 10^{-5}, 0)[N \cdot m]$$

16.4.5 最大外乱トルクと角運動量

Table. 16.1 に SPINAR 伸展前の外乱トルクの一覧と、これらの合計が同じ方向にかかったときの合計を示す。

Table. 16.1 外乱トルク一覧

	X 軸[Nm]	Y 軸[Nm]	Z 軸[Nm]
太陽輻射圧トルク	0.6×10^{-7}	1.2×10^{-6}	0.3×10^{-6}
地球磁場トルク	4.9×10^{-6}	4.9×10^{-6}	4.9×10^{-6}
重力傾斜トルク	1.1×10^{-5}	1.5×10^{-6}	0
空力トルク	0.5×10^{-7}	1.0×10^{-6}	0.3×10^{-6}
合計	2.0×10^{-5}	8.6×10^{-6}	5.5×10^{-6}

周回軌道上でこれらのトルクを受けつづけることになる。

トルクが一周あたり要求する角運動量を求める。

$$\mathbf{H} = P_t (\mathbf{T}_{\text{sun}} + \mathbf{T}_g + \mathbf{T}_B + \mathbf{T}_{\text{air}}) \quad (16.4.5)$$

P_t :軌道周期 5800[s]

$$\mathbf{H}(x, y, z) = (1.2 \times 10^{-1}, 5.0 \times 10^{-2}, 3.2 \times 10^{-2})[Nm \cdot s]$$

RW には 1.0[Nms]まで角運動量を蓄積できるため、アンローディングをせずとも 10 周は姿勢制御を行うことが出来る。そのため、SPINAR 伸展までの時間を十分に確保することが出来る。

16.5 アクチュエータの選定

16.5.1 リアクションホイール

外乱によって蓄積する角運動量は一周期で約 0.05[Nms]であり、これ以上の角運動量が蓄積できるホイールを選定する必要がある。蓄積できる角運動量が大きく、小型軽量であるという理由から、VECTRONIC Aerospace 社の Reaction Wheel VRW-1 を選定する。Table. 16.2 に主要諸元を示す。

Table. 16.2 RW 主要諸元

寸法[mm]	Φ115×77
質量[kg]	1.8
回転数[rpm]	5000
角運動量[Nms]	1
定格トルク[mNm]	25
消費電力[W]	3
温度範囲[°C]	-20~+70

16.5.2 磁気トルカ

磁気トルカ(MTQ)は RW のアンローディングをするために搭載する。MTQ のサイジングは外乱よりも大きいトルクを出力できるよう、発生磁気モーメントの値を求める。

外乱の最大値は

$$T_{\text{max}} = 4.9 \times 10^{-6} [Nm]$$

本衛星の軌道における地球磁場の最小値は

$$B_{\text{min}} = 1.8 \times 10^{-5} [T]$$

発生磁気モーメントは

$$T_{\text{max}} = M \times B_{\text{min}} \quad (16.5.1)$$

より、 $M > \frac{T_{\text{max}}}{B_{\text{min}}} = 0.3[Am^2]$

となる必要がある。

以上の見積りに基づき MTQ には SURREY 社の MTR-5 Magnetorquer を選定する。Table. 16.3 に諸元を示す。

選定した MTQ を用いると式(16.5.1)より、最少の場合でも $1.1 \times 10^{-4}[Nm]$ のトルクを発生することが出来る。この値を使用すると、軌道 1 周期あたりに蓄積する角運動量をアンローディングするのにかかる時間は最長でも約 900[sec]であると計算できる。また、この MTQ は 2 層並列コイルになっており、可変で定常時よりも大きな磁気モーメントを発生出来るため、RW が使用不可能な場合でも十分に姿勢制御を行うことが出来る。

Table. 16.3 磁気トルカ主要諸元

発生磁気モーメント[Am ²]	6.2
寸法[mm]	251×30×66
質量[kg]	0.5
消費電力[W]	1
温度範囲[°C]	-30~+50
動作電圧[V]	5



Fig. 16.3 搭載アクチュエータ
(左：磁気トルカ 右：RW)

16.6 姿勢検出

姿勢検出には、太陽センサ (CSS), リングレーザージャイロ (RLG), スタートラッカ (ST) を使用する。姿勢検出に用いるセンサを Fig. 16.4 に示す。



Fig. 16.4 各種センサ
(左から CSS, RLG, ST)

16.6.1 太陽センサ

初期姿勢捕捉時、自らの姿勢を決定できるよう太陽の方向を素早く捕捉する必要がある。そのため粗太陽センサを搭載する。使用用途から精度を必要としないため、視野が広く小型のものを搭載する。以上より、太陽センサには、AEROASTRO 社の Coarse Sun Sensor を使用する。諸元を Table. 16.4 に載せる。

Table. 16.4 太陽センサ諸元

視野 [deg]	120
精度 [deg]	±5
寸法 [mm]	Φ12.7×9.0
質量 [kg]	0.06
温度範囲 [°C]	-40~+93
電源 [V]	12
電力 [W]	0.05

本衛星は yaw 軸回りの姿勢マニューバと SAP の回転機構により、日照時は SAP 面を常に太陽と正対させることができる。また、SAP 面の法線方向と太陽入射方向とのなす角が 30[deg]以内であれば定常運用に必要な電力を全て賄うことができる。さらに投入軌道における日陰率は最大でも 37[%]程度である (18.4 節参照)。以上から軌道上のどのような位置で姿勢が乱れたとしても、選定した太陽センサの検出精度で速やかな電力復旧が可能である。

16.6.2 リングレーザージャイロ

本衛星の姿勢を検出するために 3 軸ジャイロを用いる。また、レート検出では冗長系がないため、信頼性が高く精度の良い物を使用する。そのためジャイロは Honeywell 社の GG1320AN を使用する。なお、3 個搭載することによって 3 軸のジャイロを実現する。GG1320AN の諸元を Table. 16.5 に示す。

Table. 16.5 リングレーザージャイロ諸元

精度 [deg/h ²]	0.0035
寸法 [mm]	Φ88×45
質量 [kg]	0.454
温度範囲 [°C]	-54~+85
電圧 [V]	5, 15
電力 [W]	0.3375, 1.5

16.6.3 スタートラッカ

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トラッカを搭載する。選定要求は高精度であり、できるだけ小型・低消費電力であることである。以上からスタートラッカは VECTRONIC AEROSPACE 社の Star Sensor Type VST-41M を使用する。スタートラッカの諸元を Table. 16.6 に示す。

Table. 16.6 スタートラッカ諸元

視野 [deg]	14×14
精度 [arcsec]	18/122(x,y/z axis)
寸法 [mm]	80×100×180
質量 [kg]	1.1
温度範囲 [°C]	-20~+65
電圧 [V]	12
電力 [W]	2.5

16.6.4 姿勢検出方式

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

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

$$\begin{cases} \dot{\omega}_{Jy} = \dot{\theta} - w_y - \omega_{ny} \\ \dot{\theta}_{ST} = \theta + v_y \end{cases} \quad (16.6.1)$$

これらを状態方程式に表現すると

$$\begin{cases} \dot{\mathbf{x}} = \mathbf{A}\mathbf{x} + \mathbf{C}\mathbf{u} + \mathbf{B}\mathbf{w} \\ \mathbf{z} = \mathbf{H}\mathbf{x} + \mathbf{v} \end{cases} \quad (16.6.2)$$

ここで、

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

$$\mathbf{A} = \begin{bmatrix} 0 & 1 \\ 0 & 0 \end{bmatrix}, \mathbf{B} = \begin{bmatrix} 1 & 0 \\ 0 & 1 \end{bmatrix}, \mathbf{C} = \begin{bmatrix} 1 & 0 \\ 0 & 0 \end{bmatrix}$$

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

とする。

また、KF の最尤推定法が

$$\mathbf{x} = \mathbf{A}\hat{\mathbf{x}} + \mathbf{B}\bar{\omega} + \mathbf{K}(\mathbf{z} - \mathbf{H}\hat{\mathbf{x}}) \quad (16.6.3)$$

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

となる。以上より最尤推定法 $\hat{\theta}$ および ω_{ny} は

$$\begin{cases} \dot{\hat{\theta}} = -\hat{\omega}_{ny} + \omega_{Jy} + w_y + K_y(\theta_{ST} + \hat{\theta}) \\ \dot{\hat{\omega}} = K_{dy}(\theta_{ST} - \hat{\theta}) \end{cases} \quad (16.6.4)$$

となる。これから姿勢推定の構成図を描くと Fig. 16.5 のようになる。

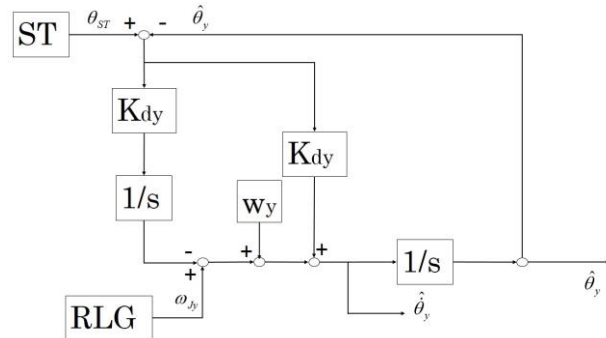


Fig. 16.5 姿勢推定構成図

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

$$\begin{aligned} \dot{\mathbf{P}} &= \mathbf{P}\mathbf{A} + \mathbf{A}^T\mathbf{P} + \mathbf{B}\mathbf{Q}\mathbf{B}^T - \mathbf{P}\mathbf{H}\mathbf{R}^{-1}\mathbf{H}^T\mathbf{P} \\ \mathbf{K} &= \mathbf{P}\mathbf{H}^T\mathbf{R} \end{aligned} \quad (16.6.5)$$

ここから、 $\dot{\mathbf{P}} = 0$ として \mathbf{P} , \mathbf{K} の値を求める。同様に x 軸, z 軸を含めた各誤差分散量を計算すると以下の通りになる。

Table. 16.7 センサ諸元

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

ここから、推定誤差を計算すると

Table. 16.8 各軸推定誤差

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

となる。上記の結果から目標姿勢検出精度である $\pm 0.1[\text{deg}]$ は十分に達成可能である。

16.7 姿勢制御解析

初期姿勢補足モード・定常運用モードのそれぞれについて、制御性能の妥当性を確認するため制御シミュレーションを行った。以下、解析で用いた運動方程式と各モードにおけるシミュレーション結果について述べる。

16.7.1 運動方程式

重力傾斜トルクの影響を考慮すると、衛星の運動方程式は以下のようになる。

$$\begin{cases} \dot{\omega}_1 = \frac{(I_2 - I_3)}{I_1} [\omega_2 \omega_3 - 6n^2 \cdot (q_2 q_3 - q_1 q_4) \cdot (1 - 2q_1^2 - 2q_2^2)] + \frac{1}{I_1} \cdot d_1 \\ \dot{\omega}_2 = \frac{(I_3 - I_1)}{I_2} [\omega_3 \omega_1 - 6n^2 \cdot (1 - 2q_1^2 - 2q_2^2) \cdot (q_1 q_3 + q_2 q_4)] + \frac{1}{I_2} \cdot d_2 \\ \dot{\omega}_3 = \frac{(I_1 - I_2)}{I_3} [\omega_1 \omega_2 - 12n^2 \cdot (q_1 q_3 + q_2 q_4) \cdot (q_2 q_3 - q_1 q_4)] + \frac{1}{I_3} \cdot d_3 \end{cases} \quad (16.7.1)$$

ただし、 ω_i : 慣性座標系からみた衛星の角速度、 q_i : LVLH 系からみた衛星姿勢角の Quaternion 表現、 n : 高度 600km における軌道レート、 I_i : 機体慣性モーメント、 d_i : 重力傾斜以外の外乱トルクである。

上式と Quaternion のキネマティクス方程式

$$\begin{bmatrix} \dot{q}_1 \\ \dot{q}_2 \\ \dot{q}_3 \\ \dot{q}_4 \end{bmatrix} = \frac{1}{2} \begin{bmatrix} 0 & \omega_3 & -\omega_2 + n & \omega_1 \\ -\omega_3 & 0 & \omega_1 & \omega_2 + n \\ \omega_2 - n & -\omega_1 & 0 & \omega_3 \\ -\omega_1 & -\omega_2 - n & -\omega_3 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} q_1 \\ q_2 \\ q_3 \\ q_4 \end{bmatrix} \quad (16.7.2)$$

とを連立して解くことにより衛星の姿勢角変化を求めることができる。なお以下のシミュレーションでは、(16.7.1)式における外乱トルクとして太陽輻射トルクと空力トルクの2つを考慮した。

【初期姿勢補足モード】

当初、初期角速度を detumbling するための制御則として B-dot 則を検討したが、本衛星の場合、3 軸 RW を用いて、より効率的な制御が可能であるため採用しなかった。参考のため、本衛星に B-dot 則を適用した場合の制御履歴を Fig. 16.6 に示す。初期角速度を 3 軸回り全て 5[deg/s]として計算を行ったが、制御ゲインを最適にチューニングしても detumbling 終了までに 3000[s]程度の時間が必要であり、収束後も最大 0.05[deg/s]程度の角速度が残留する結果となった。

以上を踏まえ、本衛星では以下の Quaternion フィードバック則を用いて、detumbling 並びに 3 軸姿勢の確立を行う。

$$\begin{cases} T_1 = 2K_1 q_{1e} q_{4e} + K_{d1} \omega_1 \\ T_2 = 2K_2 q_{2e} q_{4e} + K_{d2} \omega_2 \\ T_3 = 2K_3 q_{3e} q_{4e} + K_{d3} \omega_3 \end{cases} \quad (16.7.3)$$

上式において、 T_i :RW による制御トルク、 q_{ie} : Quaternion エラー、 K_i :比例ゲイン、 K_{di} :微分ゲインである。(16.7.3)式に基づき、初期姿勢補足時のシミュレーションを行った結果を Fig. 16.7~Fig. 16.9 に示す。初期角速度に関しては先の例と同じく、3 軸回り全て 5[deg/s]とした。また、軌道投入直後の姿勢状態は必ずしも明らかでないため、roll,pitch,yaw それぞれの軸回りに対して 10 [deg]刻みで姿勢角を変化させ、総計 36^3 の姿勢場について計算を行った。これらのうち最も消費電力の大きかった姿勢場合(3-2-1Euler 角表示で、 $\phi = 90[\text{deg}]$, $\theta = 10[\text{deg}]$, $\psi = 110[\text{deg}]$)のシミュレーション結果を Fig. 16.7~Fig. 16.9 に示す。

Fig. 16.7 から、およそ 500[s]程度で 3 軸姿勢を確立することが可能である。また、Fig. 16.8, Fig. 16.9 から RW の消費電力ならびに蓄積角運動量は選定した RW の性能範囲内となっていることが

確認できる。

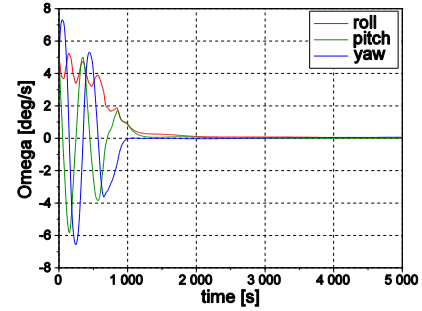


Fig. 16.6 角速度変化 (B-dot 制御則)

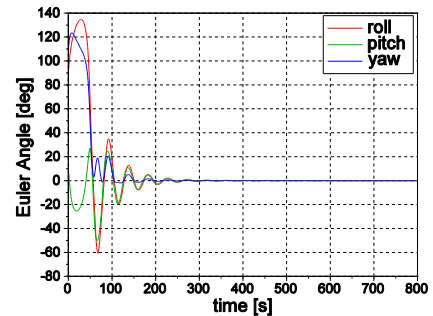


Fig. 16.7 Euler 角変化 (Quaternion Feedback)

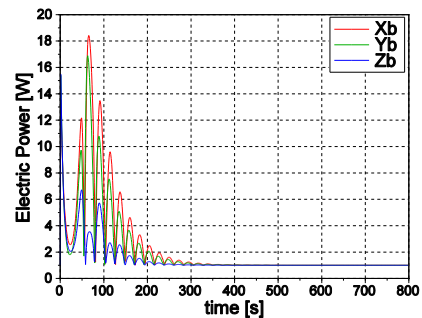


Fig. 16.8 RW 消費電力

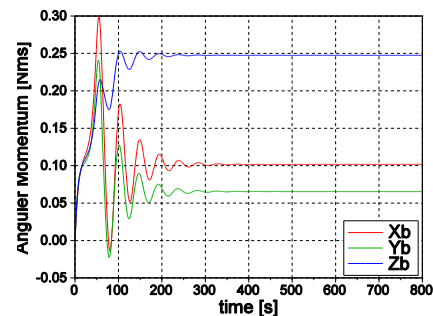


Fig. 16.9 RW 蓄積角運動量

なお、SAP 展開・SPINAR 伸展に関してもシミュレーションを行ったが、展開時ないしは伸展時の姿勢角変動は極めて微小であったため結果は割愛する。これらのシミュレーションにおいては、衛星重心と慣性モーメントを時間的に変化させる簡易モデルを採用した。

【定常運用モード】

定常運用モードでは、重力傾斜方式による受動制御と 3 軸 RW を用いた能動制御を組み合わせることで、 $\pm 5[\text{deg}]$ 以内で地球指向を保持する。本衛星の場合、SPINAR 伸展後に発生する重力傾斜トルクと前述の外乱トルク最大値との平衡点を求めると pitch 角で $I_\theta = 10[\text{deg}]$ 程度となり、重力傾斜トルクによる受動制御のみで要求指向精度を達成することはできない。その他、本衛星では SAP を太陽指向させるため、その時の太陽位置に合わせて yaw 軸回りの姿勢を変更する必要がある。このため、姿勢角によっては重力傾斜の安定化条件（すなわち roll, pitch, yaw 軸回りの慣性モーメントに対して $I_\theta > I_\phi > I_\psi$ ）を必ずしも満足しない。参考に、上述の安定化条件が満足されない姿勢角において、重力傾斜トルクによる受動制御のみを行った場合の 3-2-1 Euler 角履歴を Fig. 16.10 に示す。時間とともに yaw 角が大きく発散していることが確認できる。なお、太陽輻射トルク・空力トルクの計算にあたり SAP は常に太陽方向を追尾していると仮定した。

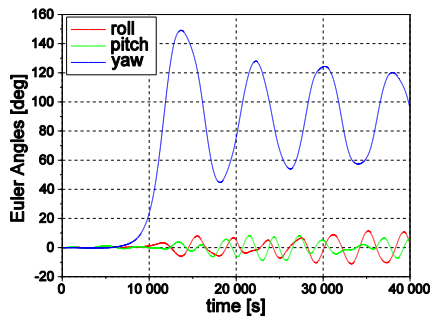


Fig. 16.10 Euler 角変化（重力傾斜のみ）

以上を踏まえ、定常運用時においても(15.7.3)式に基づき、RW による能動制御を行うことにする。Fig. 16.10 と同一の条件において、RW による制御を加えた場合のシミュレーション結果を Fig. 16.11, Fig. 16.12 に示す。

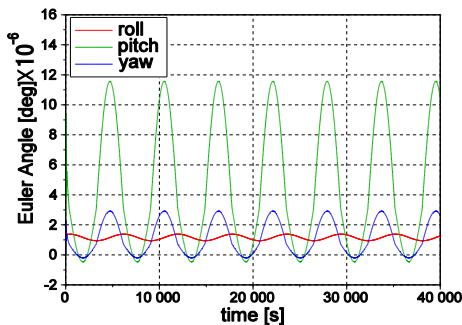


Fig. 16.11 Euler 角変化（RW 制御）

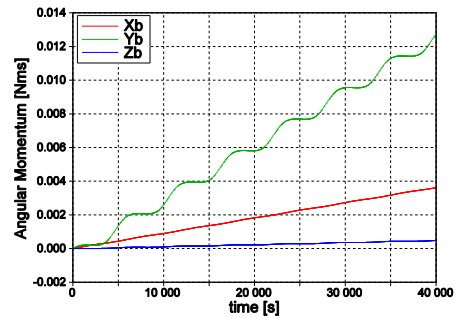


Fig. 16.12 RW 蓄積角運動量（RW 制御）

Fig.15.11 より、変動が最大となる pitch 角においても、その変動幅は $10^{-5}[\text{deg}]$ 程度であり、姿勢角変動は極めて微小な値に抑えられていることが確認できる。また Fig. 16.12 から、RW に蓄積される角運動量は 40000[s] 間でも最大 0.012[Nms] 程度であり、最大蓄積角運動量である 1.0[Nms] に対して十分な余裕がある。上記の結果は姿勢検出系のノイズやホイール擾乱を考慮していない理想状態を仮定しているため、姿勢角変動は極めて微小な値となっているが、これらを考慮しても要求指向精度である $\pm 5[\text{deg}]$ は十分に達成可能であると考えられる。

17. 熱制御系

17.1 熱解析方法

本衛星が地球周回軌道熱環境下において、熱的に正常に作動することを確認するために非定常熱解析を行なった。本解析では Fig. 17.1 に示すように衛星本体、OHM(オーバーハウザー磁力計)、FGM(フラックスゲート磁力計)のそれぞれが独立しているもの仮定して非定常熱解析を行なった。構体内の構造は構造的強度が得られる理由に加えて、衛星内のパネルが温度推移安定のしやすい井桁構造としている。

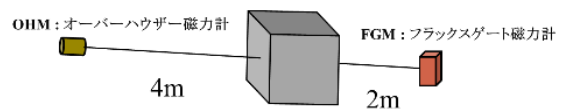


Fig. 17.1 熱解析における衛星概念図

17.2 熱入力について

熱入力を見積もるために、Table. 17.1 に示す熱的軌道環境条件を用いて計算を行なった。

Table. 17.1 熱的軌道環境条件

	日照時	日陰時
太陽光強度 E_s [W/m ²]	1360	0
アルベド a	0.3	0
地球赤外放射 E_e [W/m ²]	230	230
宇宙温度 [K]	4	4

17.3 OHM に関する非定常熱解析

17.3.1 OHM に関する熱解析

OHM(オーバークラウド磁気計)の動作温度範囲は-30[°C]~+50[°C]である。非定常熱伝導解析を行い、OHM の軌道上での温度が動作温度範囲内に収まっていることを確認した。

17.3.2 OHM に関する熱解析モデル

OHM は Fig. 17.2 に示すように、2[mm]のアルミニウム合金容器に覆われていると近似して熱解析を行なった。OHM に用いられているアルミニウム合金の熱的な諸元について Table. 17.2 に示す。また、OHM の内部発生熱量は消費電力の 4.5[W]の 50%の 2.25[W]であるとして熱解析モデルに組み込んだ。

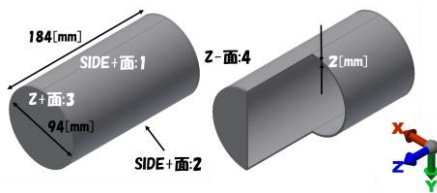


Fig. 17.2 OHM 収納ケース模式図

Table. 17.2 OHM 収納ケースの材料諸元

	質量密度 [kg/m ³]	熱伝導率 [J/(s·m·°C)]	比熱 [J/(kg·°C)]
アルミニウム 2024-T4	2780	121	875

17.3.3 OHM に関する熱制御素子

OHM には、Table. 17.3 に示す熱制御素子を用いることとする。

Table. 17.3 OHM に用いる熱制御素子

	熱制御素子	熱入射率 α	輻射率 ϵ	α/ϵ
ALL	Kapton, aluminized, Aluminum-oxide coat 25[μ m]	0.12	0.20	0.60

17.3.4 OHM に関する熱入力条件

本衛星は太陽同期軌道ではないため、外部からの熱入力が太陽方向や蝕の大小が軌道時間によって大きく変化する。そのため本解析では Fig. 17.3 に示すように軌道面と太陽方向ベクトルが垂直である軌道①を高温最悪条件として、Fig. 17.4 に示すように蝕が最大になる軌道②を低温

最悪条件として解析を行なった。

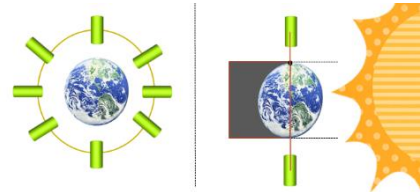


Fig. 17.3 高温最悪条件(軌道①)軌道面と太陽方向が垂直

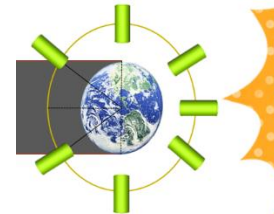


Fig. 17.4 低温最悪条件(軌道②) 蝕最大

軌道①, 軌道②における本衛星への1周期分の熱入力を計算した結果を Fig. 17.5, Fig. 17.6 にそれぞれ示す。

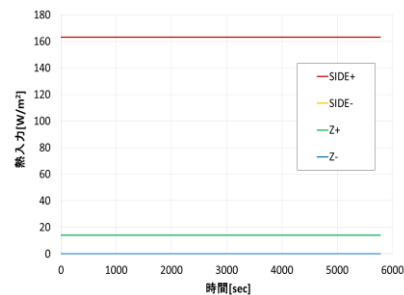


Fig. 17.5 軌道①における OHM への熱入力条件

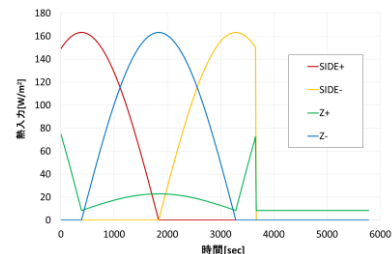


Fig. 17.6 軌道②における OHM への熱入力条件

17.3.5 OHM に関する熱解析結果

Table. 17.4 に OHM の熱解析結果を示す。

Table. 17.4 OHM の熱解析結果

	最大温度[°C]	最小温度[°C]
軌道条件①	32.8	20.0
軌道条件②	24.0	-2.8
OHM 動作温度範囲	50.0	+30.0
マージン15[°C]を考慮	35.0	-15.0

Table. 17.4 に示した熱解析結果より、軌道条件①, ②, どちらにおいても、マージンとして 15[°C]を考慮した OHM の動作温度範囲内に収まっている。

るため、熱的に正常に動作することがわかる。

17.3.6 OHM に関する能動制御の決定

長期的な運用における熱制御素子の急激な劣化や破損、または姿勢制御系の不備を考慮して、そのような緊急時においても OHM を動作温度に収めるために 1[W] のヒータを 1 つ搭載することにより信頼性を向上させる。

Table. 17.5 ヒータの性能

電圧[V]	20
電流[A]	0.05
発熱量[W]	1

17.3.7 FGM に関する非定常熱解析

FGM(フラックスゲート磁力計)の動作温度範囲は-100[°C]~+100[°C]である。非定常の熱解析を行い、FGM の温度が動作温度範囲内に収まっていることを確認する。

17.3.8 FGM に関する熱解析モデル

FGM は Fig. 17.7 に示すように、2[mm] のアルミニウム合金に覆われていると仮定して熱解析を行なった。FGM に用いられているアルミニウム合金の熱的な諸元については OHM と同じものであり、Table. 17.2 に示す。また、FGM の内部発生熱量は消費電力 2.0[W] の 50% の 1.0[W] であるとして熱解析モデルに組み込んだ。

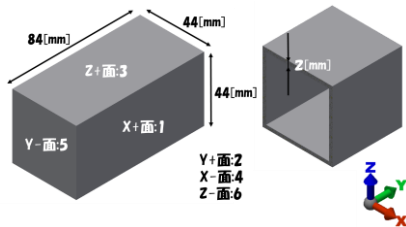


Fig. 17.7 FGM 収納ケース模式図

17.3.9 FGM に関する熱制御素子

Table. 17.6 に FGM の熱制御素子を示す。FGM に関しては、すべての面に同一の熱制御素子を用いている。

Table. 17.6 FGM の熱制御素子の決定

ALL	Kapton, aluminized, Aluminum-oxide coat 25[μm]		
	熱入射率 α	輻射率 ε	α/ε
ALL	0.12	0.20	0.60

17.3.10 FGM に関する熱入力条件

熱入力条件に関しては OHM と同じように、高温最悪条件である軌道①と低温最悪条件である軌道②に関して非定常熱解析を行なった。Fig. 17.8, Fig. 17.9 にそれぞれの軌道条件における 1

周期分 (96.6[分]) の熱入力条件を示す。

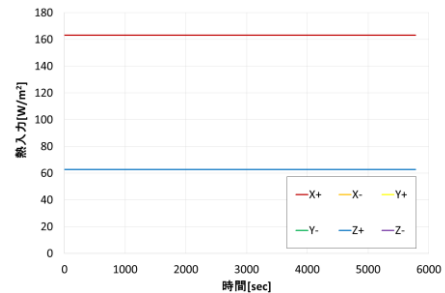


Fig. 17.8 軌道①における FGM への熱入力条件

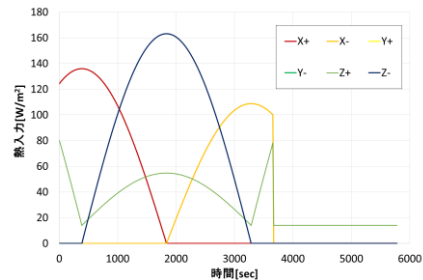


Fig. 17.9 軌道②における FGM への熱入力条件

17.3.11 FGM に関する熱解析結果

Table. 17.7 に FGM の熱解析結果を示す。

Table. 17.7 FGM の温度解析結果

	最大温度[°C]	最小温度[°C]
軌道条件①	20.1	9.1
軌道条件②	18.1	0.0
OHM 動作温度範囲	100.0	-100.0
マージン15[°C]を考慮	85.0	-85.0

Table. 17.7 に示した熱解析の結果より、軌道①、②、どちらにおいてもマージンとして±15[°C]を考慮した FGM の動作温度範囲内に収まっているため、熱的に正常に動作することがわかる。

17.4 衛星本体に関する非定常熱解析

衛星本体における熱解析では衛星構体の搭載機器がすべて動作温度範囲内に収まっていることを確認するために非定常熱解析を行なった。ただし、展開を行う太陽電池パドルに関しては別途解析(17.4.8 節)を行なっている。

17.4.1 衛星本体に関する熱解析モデル

Fig. 17.10 に衛星本体の熱解析モデルを示す。外面パネルを 6 面と内面パネルを 4 面として、計 10 面で熱解析を行なった。各機器の発熱に関しては、それらの機器が取り付けられたパネルが発熱

しているものと仮定して解析を行なっている。
Table.16.8 に示すように、搭載機器の発熱に関しては、Table. 18.3 から機器の消費電力(10%マージンを考慮していない)が 90%内部発熱になるものとして見積もった。加えて本解析では、内部発熱が最も大きい内部機器がすべて動作しているものとして解析を行なっている。一方、内部機器の発熱が最も小さいセーフモードに関しては 16.5.6 に示す。

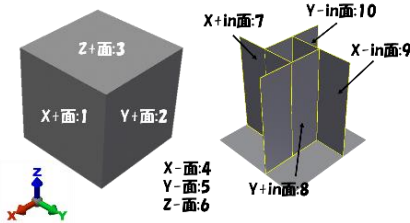


Fig. 17.10 本衛星の熱解析概念図

Table. 17.8 パネルごとの内部発熱

	消費電力[W]	パネル面積[m ²]	厚み[m]	内部発熱[W/m ³]
X-in	10.3	0.16	0.01	5027
X-in	9.1	0.16	0.01	5013
Y-in	3.0	0.16	0.01	3865
Y-in	9.9	0.16	0.01	3900
X+	0.1	0.21	0.01	22
X-	4.6	0.21	0.02	161
Y+	3.0	0.21	0.01	1141
Y-	3.0	0.21	0.01	1098
Z+	3.1	0.21	0.01	1157
Z-	2.1	0.21	0.01	762

また、全パネルをハニカムパネルとして解析を行なっており、その諸元を Table. 17.9 に示す。

Table. 17.9 衛星に用いられているハニカムパネルの諸元

	質量密度 [kg/m ³]	熱伝導率 [J/(s・m・°C)]	比熱 [J/(kg・°C)]
ハニカムパネル	0.23	0.58	1075

17.4.2 衛星本体に関する熱制御素子

Table. 17.10 に衛星本体の熱制御素子を示す。
本衛星は、太陽電池パドルを展開するために、衛星構体 6 面に熱制御素子を用いることができる。本衛星の熱パスの思想としては、内部に高発熱をする機器は搭載していないので、外部からの熱入力に関してはできる限り、太陽光入射率が低い熱制御素子を使って制限し、ある程度生じる内部の発熱に関しては、輻射率の低い熱制御素子を用いることでバランスよく外部に熱を逃がすように設計している。

Table. 17.10 衛星本体の受動熱制御素子の決定

X+	Tape, aluminum		
X-	Kapton, aluminized, silicon oxide coated, 13[μm]		
Y+	Tape, aluminum		
Y-	Tape, aluminum		
Z+	Kapton, aluminized, silicon oxide coated, 13[μm]		
Z-	Kapton, aluminized, silicon oxide coated, 13[μm]		
	熱入射率 α	輻射率 ε	α/ε
X+	0.10	0.04	2.50
X-	0.12	0.18	0.67
Y+	0.10	0.04	2.50
Y-	0.10	0.04	2.50
Z+	0.12	0.18	0.67
Z-	0.12	0.18	0.67

衛星内部に関しては、機器の熱交換をしやすいするために、黒色ペイントを施して、輻射率 ε は 0.95 である。

17.4.3 衛星本体に関する熱入力条件

熱入力条件に関しては OHM の熱入力条件と同じであり、高温最悪条件は軌道面と太陽方向ベクトルが直行する軌道のときの軌道条件①であり、低温最悪条件は蝕時間が最大の時である軌道条件②である。Fig. 17.11, Fig. 17.12 にそれぞれの軌道条件における 1 周期分 (96.6[分]) の熱入力条件を示す。

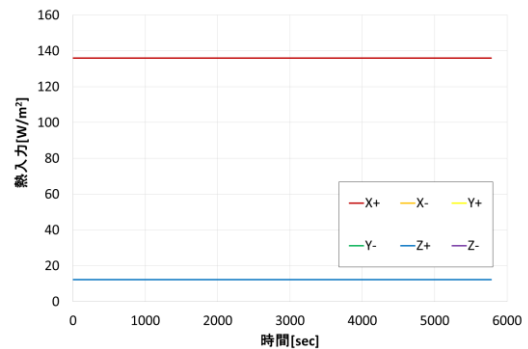


Fig. 17.11 軌道①における本衛星への熱入力条件

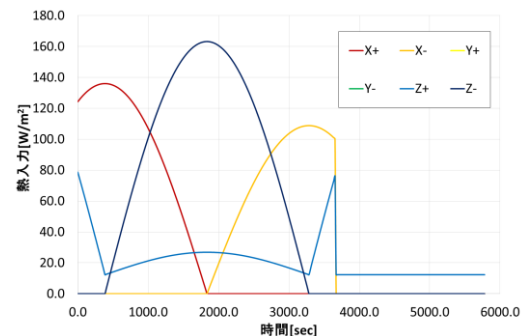


Fig. 17.12 軌道②における本衛星への熱入力条件

17.4.4 接触熱伝導による熱伝達係数について

接触熱伝導とは、固体の接触面での熱伝導であ

る。節点 i と節点 j の固体接触面の伝導熱伝達係数は以下のように表される。

$$C_{ij} = hA_s \quad (17.4.1)$$

h :接触熱伝導率[W/(m²·K)]

A_s :接触面積[m²]

一般に真空中で測定された締結部における接触熱伝導率は、50～800[W/m²·K]の範囲になる。アルミ同士の接触は $h=200$ [W/m²·K]として計算を行なった。

17.4.5 衛星本体に関する熱解析結果

非定常熱解析をした結果、衛星の放出時を 0[sec]として 30000[sec]までの各パネル要素の温度推移を両軌道において Fig. 17.13～Fig. 17.16 に示す。これらの結果から軌道①に関しては、10000[sec]後には温度推移は定常状態になっており、軌道②に関しても 10000[sec]を過ぎたあたりから周期的に変化していることがわかる。

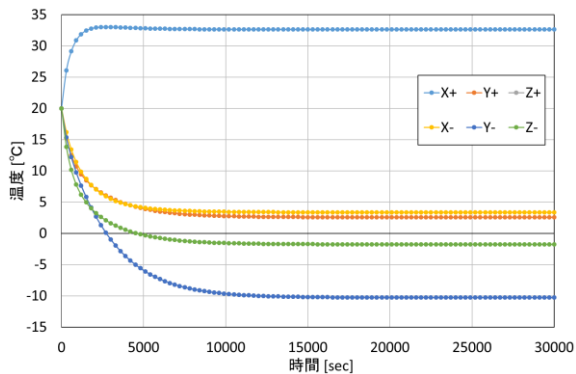


Fig. 17.13 軌道①における各要素の温度推移(外面パネル)

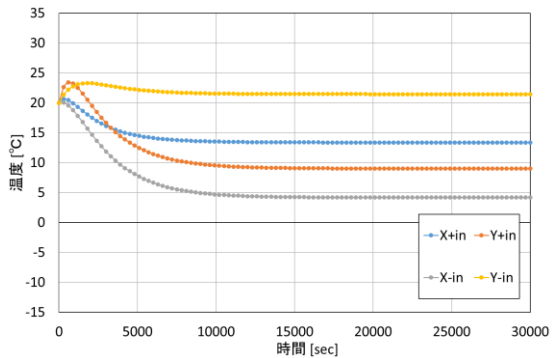


Fig. 17.14 軌道①における各要素の温度推移(内面パネル)

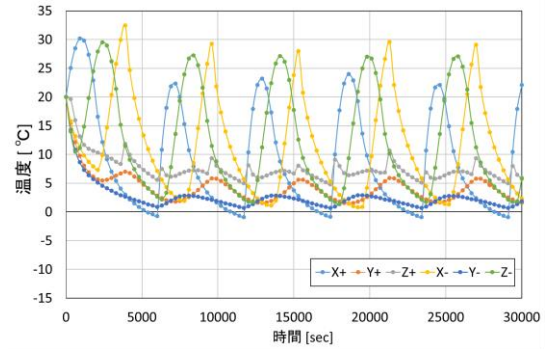


Fig. 17.15 軌道②における各要素の温度推移(外面パネル)

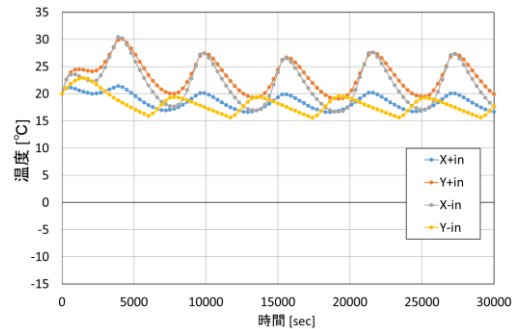


Fig. 17.16 軌道②における各要素の温度推移(内面パネル)

さらに、それぞれのパネル要素における最高温度と最低温度を Table. 17.11 に示す。さらに、Table. 17.11 の各要素パネルの温度解析結果と Table. 17.12 に示した搭載機器の動作温度範囲を、合わせて可視化したチャートをそれぞれの軌道①、②について、Table. 17.13 と Table. 17.14 に示す。表中では青いバーが機器の動作温度範囲を表しており、赤いバーが機器の搭載されているパネル要素の温度変化を表している。また、黄色いバーがマージンとしている ± 15 [°C]を表している。Table. 17.13 と Table. 17.14 から、軌道①、軌道②、両軌道共にすべての搭載機器がマージンも含め、動作温度範囲内に収まっていることがわかるため、搭載機器の動作を熱的に保証できることが確認できる。

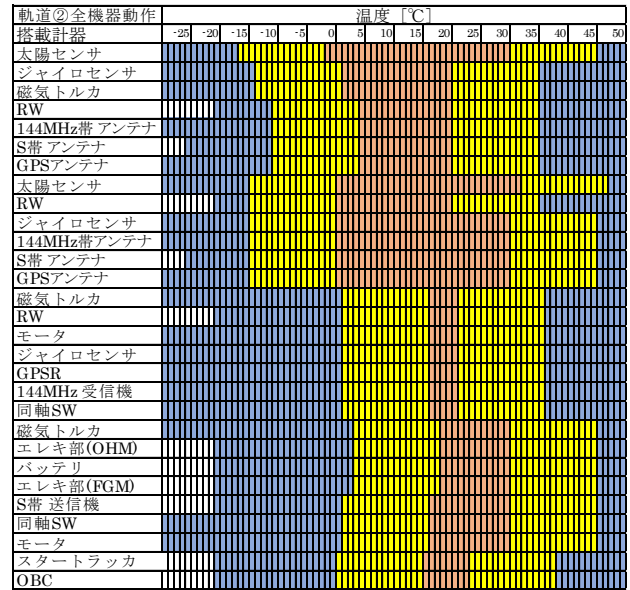
Table. 17.11 両軌道における熱解析結果

面	軌道①		軌道②	
	高温[°C]	低温[°C]	高温[°C]	低温[°C]
X+	33.0	20.0	30.2	-0.9
Y+	20.0	3.4	20.0	1.5
Z+	20.0	2.6	20.0	4.8
X-	20.0	-10.3	32.5	0.8
Y-	20.0	2.6	20.0	0.7
Z-	20.0	-1.8	29.5	1.4
X+in	20.7	13.4	21.4	16.6
Y+in	20.0	4.2	30.0	19.1
X-in	23.4	9.0	30.4	16.7
Y-in	23.3	20.0	22.9	15.6

Table. 17.12 搭載機器動作温度範囲と搭載パネル

	搭載計器	動作温度[°C]	面
姿勢系	太陽センサ	-30~+93	X+
姿勢系	ジャイロセンサ	-54~+85	Y+
姿勢系	磁気トルカ	-30~+50	Y+
姿勢系	RW	-20~+70	Z+
通信系	144MHz帯アンテナ	-273~+660	Z+
通信系	S帯アンテナ	-25~+85	Z+
ミッション系	GPSアンテナ	-30~+85	Z+
姿勢系	太陽センサ	-30~+93	X-
姿勢系	RW	-20~+70	Y-
姿勢系	ジャイロセンサ	-54~+85	Z-
通信系	144MHz帯アンテナ	-273~+660	Z-
通信系	S帯アンテナ	-25~+85	Z-
ミッション系	GPSアンテナ	-30~+85	Z-
姿勢系	磁気トルカ	-30~+50	X+in
姿勢系	RW	-20~+70	X+in
構体系	モータ	-196~+175	X+in
姿勢系	ジャイロセンサ	-54~+85	X+in
ミッション系	GPSR	-30~+70	X+in
通信系	144MHz 受信機	-30~+60	X+in
通信系	同軸SW	-55~+85	X+in
姿勢系	磁気トルカ	-30~+50	Y+in
ミッション系	エレキ部(OHM)	-20~+50	Y+in
電源系	バッテリー	-20~+50	Y+in
ミッション系	エレキ部(FGM)	-20~+50	Y+in
通信系	S帯送信機	-20~+50	X-in
通信系	同軸SW	-55~+85	X-in
構体系	モータ	-196~+175	X-in
姿勢系	スタートラッカ	-20~+65	Y-in
データ処理系	OBC	-20~+85	Y-in

Table. 17.14 軌道②の結果と温度範囲(全機器動作時)



17.4.6 セーフモード時における熱解析

前節まででは、衛星に搭載されているすべての機器が動作している状態で衛星の各機器の温度推移を解析し、すべての機器が動作温度範囲に収まっていることを確認した。しかし、衛星の各機器は常に動作しているとは限らない。そのため、最も動作している機器が少ないセーフモードを、内部機器発熱の最も小さいモードとして、セーフモード時の熱解析を、前節までと同様の方法を用いて行なった。Table. 17.15 と Table. 17.16 に各機器の温度範囲と解析結果を示す。ちなみに、セーフモード時に動作を OFF にする機器に関しては動作温度ではなく、保存温度で評価をしている。Table. 17.15 と Table. 17.16 より、すべての機器が動作温度範囲内に収まっていることが確認出来る。

Table. 17.13 軌道①の結果と温度範囲(全機器動作時)

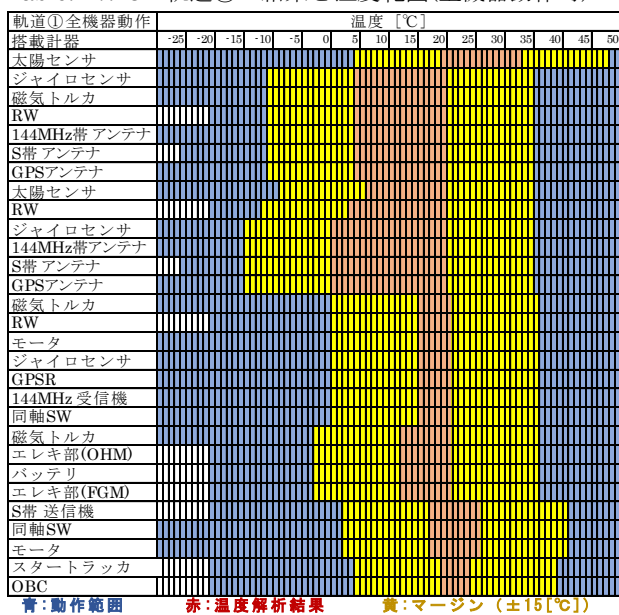


Table. 17.15 軌道①の結果と温度範囲(セーフモード時)

搭載計器	-25	-20	-15	-10	-5	0	5	10	15	20	25	30	35	40	45	50
太陽センサ																
ジャイロセンサ																
磁気トルカ																
RW																
144MHz帯 アンテナ																
S帯 アンテナ																
GPSアンテナ																
太陽センサ																
RW																
ジャイロセンサ																
144MHz帯アンテナ																
S帯 アンテナ																
GPSアンテナ																
磁気トルカ																
RW																
モータ																
ジャイロセンサ																
GPSR																
144MHz 受信機																
同軸SW																
磁気トルカ																
エレキ部(OHM)																
バッテリー																
エレキ部(FGM)																
S帯 送信機																
同軸SW																
モータ																
スタートラッカ																
OBC																

Table. 17.16 軌道②の結果と温度範囲(セーフモード時)

搭載計器	-25	-20	-15	-10	-5	0	5	10	15	20	25	30	35	40	45	50
太陽センサ																
ジャイロセンサ																
磁気トルカ																
RW																
144MHz帯 アンテナ																
S帯 アンテナ																
GPSアンテナ																
太陽センサ																
RW																
ジャイロセンサ																
144MHz帯アンテナ																
S帯 アンテナ																
GPSアンテナ																
磁気トルカ																
RW																
モータ																
ジャイロセンサ																
GPSR																
144MHz 受信機																
同軸SW																
磁気トルカ																
エレキ部(OHM)																
バッテリー																
エレキ部(FGM)																
S帯 送信機																
同軸SW																
モータ																
スタートラッカ																
OBC																

17.4.7 衛星本体に関する能動制御の決定

OHM センサと同様に衛星本体に関しても、長期的な運用における熱制御素子の急激な劣化や破損、または姿勢制御系の不備を考慮して、温度変化が動作に大きく影響するバッテリー部に 1[W] のヒータを 1 つ搭載して信頼性を向上させる。さらに、動作温度範囲が比較的狭く、ミッションの運用に大きく影響するミッション系のエレキ部にも、各 1 つずつ、計 2 つの 1[W] のヒータを搭載する。よって、計 4 つのヒータを本衛星に搭載することとする。

17.4.8 太陽電池パドルの熱解析

本衛星は太陽電池パドルを展開するため、太陽電池パドルは独立しているものとして、簡易的に定常熱解析を行なった。また、Fig. 17.17 に示すように、熱の入出力は太陽光入射、アルベド、地球赤外放射としている。ここで、定常状態の要素温度 $T[K]$ は、太陽電池パネルを 1 節点とした時、以下のように表すことができる。

$$T = \sqrt[4]{\frac{\alpha Q}{\epsilon \sigma}} \quad (17.4.2)$$

α : 太陽電池パドル太陽入射率

Q : 衛星への熱入射エネルギー[W]

ϵ : 輻射率 (太陽電池パドルとCFRP)

σ : シュテファンボルツマン係数 $[W/(K^4 \cdot m^2)]$

本衛星に用いる太陽電池セルは、A BOEING COMPANY の 29.5% NeXt Triple Junction (XTJ) Solar Cells であり、太陽光入射率 α は 0.90、輻射率 ϵ は 0.85 である。また、太陽電池パドルの裏面は CFRP として、輻射率 ϵ は 0.85 としている。太陽電池パドルの熱的環境条件を Table. 17.1 の高温最悪条件とすると、平衡温度 T は 70.7[°C] となる。この値を用いて、後述する 18.6 節で太陽電池セルの温度劣化について考察している。

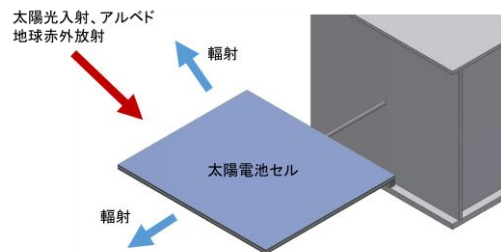


Fig. 17.17 太陽電池パドルにおける熱入出力模式図

18. 電源系

18.1 電源系の設計概要

本衛星は高度 600[km] の極軌道を周回する衛星であるが、ミッションへの影響を考え、発生電力が最も確保できる太陽同期軌道には投入せず、蝕のある軌道を検討するため本衛星の電源として太陽電池と二次電池による電力確保が必要となる。本衛星は、RW と太陽電池パドル(SAP)回転用モータによって、太陽方向に受光面を指向させる制御を行う。(Fig. 18.1) 本衛星は小型衛星である為、搭載できる機器も限られる。よって、日照時には電源安定化を図るためにパーシャルシャント方式を採用し、蝕時には非安定化バスを採用する。

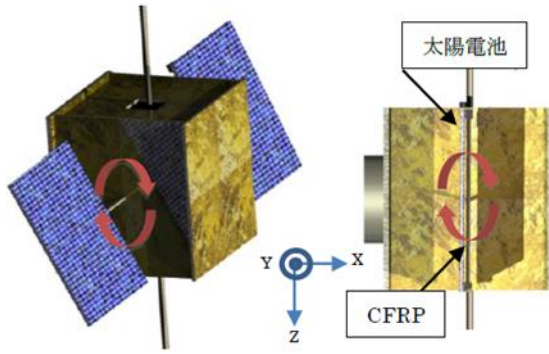


Fig. 18.1 太陽電池パドルの配置

光入射方向にSAP受光面を指向させる．以上の2点をバッテリー・ラッチアップ対策とする．

Table. 18.1 シャントレギュレータ諸元

製造元	TEXAS INSTRUMENTS
製品名	TL432A
最小出力電圧 [V]	2.495
最大出力電圧 [V]	36
シンク電流 [mA]	1~100
寸法 [mm]	3.00×3.05×1.60
動作温度範囲 [°C]	-40 ~ 125

18.2 電源系の構成

SAP で発電した電力は電力制御器を介してバッテリーに蓄積され機器へと供給される．また，日照時にバッテリーを充電し，蝕時はバッテリーから電力を分配する．バッテリーの過充電は，バッテリーの加熱をもたらし，バッテリーの寿命を縮めてしまうことから電力制御を行わなければならない．Fig. 18.2 に電源系のシステムブロックを示す．

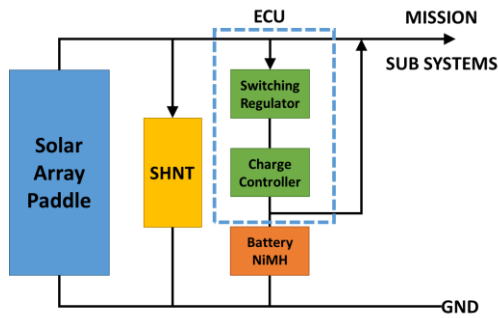


Fig. 18.2 電源系システムブロック図

Table. 18.2 スイッチングレギュレータ諸元

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

18.3 各系からの要求

ミッションデータ取得中に SAP 回転用モータを使用するとモータから発生する磁場ノイズがミッションデータに乗ってしまい，正確な磁場マップが作成できない．よってモータを使用する時のミッションデータは破棄する．また，本衛星の搭載機器の電力を Table. 18.3 に示す．なお，電力は 10%のマージンをとり計算してある．

Table. 18.3 搭載計器の要求電力

機器	電圧 [V]	電力 [W]	10%マージン [W]
GPS-R	5	1.5	1.65
GPS-ANT	4.5	0.27	0.297
FGM	14	2	2.2
OHM	13~18	4.5	4.95
ECU	12	1	1.1
ヒータ	12~14	4	4.4
スタートラッカ	9~18	2.5	2.75
太陽センサ	12	0.1	0.11
磁気トルカ	5	3	3.3
RW	5	7.5	8.25
ジャイロセンサ	15, 5 (2電圧)	4.8	5.28
144MHz 受信機	5	0.125	0.1375
S帯送信機	12	6	6.6
SPINAR	12	4.5	4.95
モータ	4.2	3.36	3.696
OBC	6.5	4.563	5.0193
メモリ	3.8	0.627	0.6897

Table. 18.4 には運用モードごとの要求電力の合計を示す．

シャントレギュレータにより，電流をシャントし，バス電圧が常に一定になるように制御する．電力制御器(ECU)内のスイッチングレギュレータでバス電圧をバッテリー充電電圧まで昇圧させ，充電制御器によりバッテリーを充電する．バス電圧は各系搭載機器の要求電圧より高い 20 [V]に設定し，各系で降圧する．Table. 18.1 に本衛星で用いるシャントレギュレータの諸元，Table. 18.2 にスイッチングレギュレータの諸元を示す．

本衛星は，蝕時に非安定化バスを採用するため，太陽電池アレイのバッテリー・ラッチアップに注意しなければならない．電源系では以下の2点の対策を検討している．(1) SAPが低温となる蝕明け直後の所要負荷を小さくするため，蝕明けから5 [min] はセーフホールドモードでの運用を行う．(2) 蝕明け時にSAP回転用モータを使用し，太陽

Table. 18.4 運用モードごとの要求電力

機器 モード	蝕時		日照時						
	観測	通信	初期運用	SAP展開	SPINAR伸展	観測	通信	アンローディング	セーフホールド
GPS-R	ON	ON	ON	ON	ON	ON	ON	ON	OFF
GPS-ANT	ON	ON	ON	ON	ON	ON	ON	ON	OFF
FGM	ON	OFF	OFF	OFF	ON	ON	OFF	OFF	OFF
OHM	ON	OFF	OFF	OFF	ON	ON	OFF	OFF	OFF
ECU	ON	ON	ON	ON	ON	ON	ON	ON	ON
ヒータ	ON	ON	OFF	OFF	OFF	OFF	OFF	OFF	OFF
スターセンサ	ON	ON	ON	ON	ON	ON	ON	ON	OFF
太陽センサ	OFF	OFF	ON	ON	ON	ON	ON	ON	ON
磁気トルカ	OFF	OFF	ON	ON	OFF	OFF	OFF	ON	OFF
RW	ON	ON	ON	ON	ON	ON	ON	OFF	OFF
ジャイロセンサ	ON	ON	ON	ON	ON	ON	ON	ON	OFF
144MHz 受信機	ON	ON	ON	ON	ON	ON	ON	ON	ON
S帯 送信機	OFF	ON	ON	ON	ON	OFF	ON	OFF	ON
SPINAR	OFF	OFF	OFF	OFF	ON	OFF	OFF	OFF	OFF
モータ	OFF	OFF	OFF	ON	ON	ON	ON	ON	ON
OBC	ON	ON	ON	ON	ON	ON	ON	ON	ON
メモリ	ON	ON	ON	ON	ON	ON	ON	ON	ON
動作時間 [min]	25.49	10.00	5.00	0.17	2.00	51.11	10.00	15.00	-
合計電力 [W]	33.39	32.89	31.99	35.35	43.35	32.85	32.35	21.85	15.78
10%マージン [W]	36.72	36.17	35.18	38.88	47.68	36.13	35.58	24.03	17.35

18.4 バッテリーのサイジング

バッテリーには Panasonic 社のニッケル水素 (NiMH) 電池を使用する。NiMH 電池はリチウムイオン (Li-ion) 電池に比べ電圧が低いが、取り扱いにおいて Li-ion 電池のような保護回路が必要なく、爆発の危険性がない。また選定したバッテリーは大容量で、メモリ効果がない。Table. 18.5 にバッテリーの諸元を示す。

Table. 18.5 バッテリー諸元

製造元	Panasonic
製品名	eneloop pro
型番	BK-3HCC
公称電圧 [V]	1.2
公称容量 [mAh]	2450
寸法 [mm]	Φ14.5×50.4
質量 [g]	30

本衛星は 2017 年 7 月 1 日を運用開始とした場合、1 日の蝕時間の最大は 35.49 [min] で最大蝕日は運用期間中 16 日間あり、最初の最大蝕日は 2017 年 10 月 12 日となる。3 年間分の蝕時間変移については Fig. 18.3 に示す。Fig. 18.3 より蝕のない期間が平均して 38 日間続き、蝕のある期間は 318 日間続く。運用開始時は蝕がない期間である為、充分発生電力を稼ぐことができる。また、本衛星は高度 600 [km] を円軌道で周回するため、1 日平均 15 回程度の蝕を受ける。運用期間が 3 年の場合、11,753 回の充放電を繰り返す。

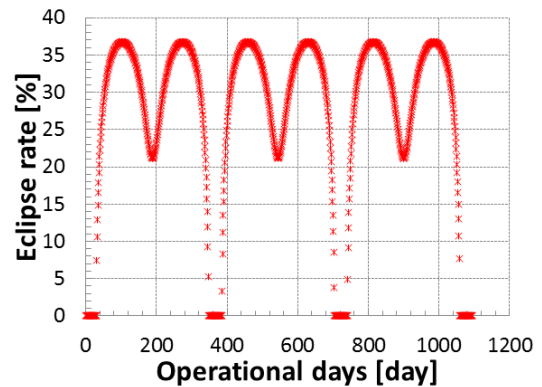


Fig. 18.3 蝕時間の変移

バス電圧が 20 [V] である為、
バッテリー直列数 N_{serial} は、

$$N_{serial} = \frac{V_{BUS}}{V_{BAT_nominal}} = 17 \quad (18.4.1)$$

V_{BUS} : バス電圧 [V] $V_{BAT_nominal}$: バッテリー公称電圧 [V]

バッテリー並列数 $N_{parallel}$ は以下の式から求める。

$$N_{parallel} = \frac{P_e T_e}{C_t V_d C_d n} \quad (18.4.2)$$

$$= \frac{33.14 [W] \times 0.591 [h]}{2.450 [Ah] \times 20 [V] \times 0.30 \times 0.9}$$

$$= 1.48 < 2 \text{ 列}$$

P_e : 蝕時平均消費電力 [W]

T_e : 最大蝕時間 [h] C_t : バッテリー容量 [Ah]

C_d : 許容バッテリー DOD V_d : バス電圧 [V]

n : バッテリーから負荷への電力伝達効率

サイジングにおいて、各種モード(初期運用, SAP 展開, SPINAR 伸展, セーフホールド)の各モードは運用時間が短いので考慮しない。また、アンローディングモードについても毎周期あるわけではなく他のモードより消費電力が低いいためアンローディングを行わない周回について検討する。また、バッテリーの許容 DOD は NiMH 電池では 40%程度まで放電させることができるが、マージンを取り 30%までとした。以上より直列数 17 個、並列数 2 列で合計 34 個のバッテリーを搭載する。

18.5 電力収支解析結果

Table. 18.5, 17.4.1, 17.4.2 式からバッテリーの消費電力量は、1.2 [V]×2.45 [Ah]×34 列で、99.96 [Wh]と求められる。また、Table. 18.4 の蝕時の観測モードと通信モードの動作時間と合計電力から蝕時消費電力量を求めると 21.08[Wh]なる。日照中にバッテリーを満充電にする必要があるため、50 [min] で満充電させる。解析結果を Fig. 18.4 に示す。DOD は最大約 21.1%まで上がるが、最終的には 4.67 [%]の余剰電力が発生し、1 周回でバッテリーは満充電となる。

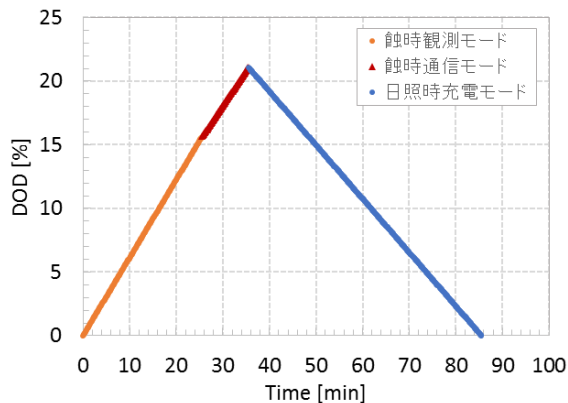


Fig. 18.4 1 周回における電力収支計算結果

18.6 太陽電池のサイジング

本衛星に用いる太陽電池セルとして変換効率の高い SPECTROLAB 社の GaInP₂/GaAs/Ge 多接合型セルを使用する。諸元を Table. 18.6 に示す。

Table. 18.6 太陽電池セル諸元

製造元	SPECTROLAB
製品名	XTJ Solar Cells
初期効率	0.295
電圧 [V]	2.348
電流 [mA/cm ²]	17.02
寸法 [mm]	20×20×0.14
質量 [mg/cm ²]	84
温度による電流変化量 [μA/cm ² /°C]	6.6
温度による電圧変化量 [mV/°C]	-6.5
温度係数 [%/°C]	-0.286
太陽光吸収率	0.9
放射線劣化率	0.9

太陽電池の発生電力は太陽光入射角により変化する。

SAP が寿命末期に発電しなければならない発生電力 P_{sa_EOL} は次式で求められる。

$$P_{sa_EOL} = \frac{(P_e T_e / X_e + P_t T_t / X_e) + (P_d T_d / X_d + P_{dt} T_t / X_d) + (P_{BAT} T_{BAT} / X_d)}{T_d + T_t} = 86.64 [W] \quad (18.6.1)$$

P_e : 蝕時ミッション消費電力 36.72 [W]

P_{et} : 蝕時通信消費電力 36.17 [W]

P_d : 日照時ミッション消費電力 36.13 [W]

P_{dt} : 日照時通信消費電力 35.58 [W]

P_{BAT} : バッテリー充電電力 25.30 [W]

T_e : 最大蝕時間 通信なし 25.49 [min]

T_d : 日照時間 通信なし 51.11 [min]

T_t : 通信時間 10 [min]

T_{BAT} : バッテリー充電時間 50 [min]

X_e : バッテリーから負荷までの電力伝達効率 0.9

X_d : 太陽電池から負荷までの電力伝達効率 0.9

18.3 節で記述したように、観測データを長時間取得するためには、なるべくモータを使用する回数を減らす必要がある。よって本衛星は、太陽光入射方向と SAP 受光面の法線方向とのなす角が 30° になった時にモータを使用し、上記角度を 0° にプリセットする制御を行う。

運用初期の太陽電池パドルの発電量 P_{sa_BOL} は、以下の式(18.6.2)になる。なお太陽電池セルは温度により、発電効率が変わる。Table. 18.6 に示した初期効率は、28[°C]の時のものであり、SAP はおよそ 70.7 [°C]になるので太陽電池セルの温度係数を用いて劣化率を計算すると温度の影響 η は 0.878 となる。

$$P_{sa_BOL} = \frac{P_{sa_EOL}}{\eta \times \cos \theta \times \gamma} = 126.62 [W] \quad (18.6.2)$$

P_{sa_BOL} : 末期における必要発生電力 93.31 [W]

η : 温度による劣化率 0.878

θ : 太陽光入射方向と SAP 受光面の
法線方向とのなす角 30 [deg]

γ : 放射線による劣化率 0.90

セルのパッキング能率を 95% とすると全セル面積 A_{cell} は,

$$\begin{aligned} A_{cell} &= \frac{P_{sa_BOL}}{\text{太陽光強度} \times \text{セル効率}} \times (1 - 0.95) + 1 \\ &= \frac{131.01[\text{W}]}{1310[\text{W}/\text{m}^2] \times 0.295} \times 1.05 \quad (18.6.3) \\ &= 0.344[\text{m}^2] \end{aligned}$$

セル寸法は 20 [mm]×20 [mm] であるため、セル総数は,

$$\begin{aligned} \text{Cells} &= \frac{A_{cell}}{\text{セル面積}} \quad (18.6.4) \\ &= \frac{0.344[\text{m}^2]}{0.02^2[\text{m}^2]} = 861.1 \text{ 枚} < 861 \text{ 枚} \end{aligned}$$

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高くなければならない。バッテリー電圧は 1.2[V]×17列で 20.4 [V] である。アレイ電圧を ECU 内のスイッチングレギュレータを使用し、バッテリー電圧の 20% 増しで 24.48 [V] とすると、セル直列数は次のようになる。

$$\begin{aligned} \text{Arrey}_{\text{serial}} &= \frac{\text{アレイ電圧}}{\text{セル電圧}} \quad (18.6.5) \\ &= \frac{24.48[\text{V}]}{2.348[\text{V}]} = 10.426 < 11 \text{ 列} \end{aligned}$$

セル並列数は、セル総数が 861 枚であるため、

$$\begin{aligned} \text{Arrey}_{\text{parallel}} &= \frac{\text{セル総数}}{\text{セル直列数}} \quad (18.6.6) \\ &= \frac{861 \text{ 枚}}{11 \text{ 列}} = 78.27 < 79 \text{ 列} \end{aligned}$$

必要な SAP 枚数は、パネルの面積が 0.43[m]×0.45[m] であるため、アレイ面積で割ることにより 1.778 枚 < 2 枚と求まる。

よって、セルの総重量は Table. 18.6 の単位面積あたりの質量から太陽電池セルの合計質量は 0.292 [kg] となる。

19. データ処理系

本衛星に搭載する各種測定機器及び姿勢制御機器は、軌道上にてほぼ自動で制御・測定を行う。これを満たす為には、以下の 2 点が要求される。

(1) OBC が、自動で各機器を制御、記録媒体への出力を行うこと (2) 地上局からの緊急コマンドを割

り込み処理できる。

すべてのコンポーネントの制御はデータ処理部において行われるため不具合・故障が発生すると本衛星の運用が出来なくなるため、冗長設計を行う。この設計を行うことで、軌道上で信頼性を確保する。

- ・ミッション機器からのデータ受信
- ・観測・測定データの保存
- ・軌道上における自動姿勢制御
- ・ハウスキーピング管理
- ・地上局・衛星間の通信
- ・他コンポーネントの制御
- ・放射線への対策

19.1 冗長設計

OBC は 2 基搭載する。これは 1 基の OBC が何らかの不具合を起こしても、もう一方の OBC から不具合が発生した OBC に対し、再起動などの対処を行うためである。この OBC の配置を、計算量・制御量が多いデータ処理系・姿勢制御系にそれぞれ配置する。

また、本衛星の運用を行う軌道上では、地上に比べ放射線量が多い。OBC の中核となるマイコンに放射線が照射されると、シングルイベントやトータルドーズ効果の為に最悪故障することが考えられる。シングルイベント、トータルドーズ効果への対策は、以下 19.4 節に記載する。

19.2 OBC 構成

本衛星は Main_OBC (データ処理系)、ADCS_OBC (姿勢制御系) の二基を搭載する。それぞれの OBC は、学生が製作・開発を行う。試験機を製作した後、振動試験、対放射線試験などの必要な試験を行う。また、車載用ネットワーク (CAN) を使い OBC 間の通信を行う。CAN は、通信レートが高く、電圧の差動によって信号を送信する平衡接続を採用しているため、ノイズに強くエラー検出機能が豊富であることから修復が容易である。このことから近年、小型衛星のシリアルインターフェースとして採用されている。

19.2.1 マイコンの選定

各 OBC に搭載するマイコンは、A/D ピン、シリアルピン、I/O ピン、外部割込みピン、動作温度を考慮する。これらの要求を満たすマイコンは、Main_OBC の場合、ルネサスエレクトロニクス社の SH7250(SH-2A) シリーズの R5F72543RKBGV、

R5F72544RKBGV の 2 点が該当した。これら 2 点における性能の違いはプログラムメモリの容量の違いとなっている。Main_OBC は上記の要求の他にも、Fig. 13.1 より計算量、制御量が多いことから記述するプログラムソースの量は多くなると考えられる。このことからプログラムメモリの容量が多い R5F72544RKBGV を選定した。

ADCS_OBC の場合も同様に上記の要求がある。本衛星は、軌道上にて自動姿勢制御を行うため、より多くのプログラムメモリや高い動作周波数のマイコンが必要である。このことから ADCS_OBC のマイコンには R5F72544RKBGV を選定した。

各マイコンの諸元を以下の Table. 19.1 に示す。

Table. 19.1 マイコンの諸元

使用箇所 品名	Main_OBC/ADCS_OBC R5F72544RKBGV
ビット数[bit]	32
クロック周波数[MHz]	200
プログラムメモリ[KB]	2560
RAM[KB]	128
電源電圧[V]	5.5
動作温度範囲[°C]	-40~+125
寸法[mm]	21.0×21.0×2.1

19.2.2 OS の選定

各 OBC に搭載する OS は、ルネサスエレクトロニクス社が自社マイコンに対応させ、公式配布している μ ITRON 準拠 RTOS, HI700/4 を選定した。

19.3 記憶媒体の選定

本衛星における 1 日当りのテレメトリデータ量は 15.5 節より、14.022720 [MB] となっている。このデータは後に地上局へダウンリンクされるが、何らかの理由により地上局との通信ができない場合が想定される。1 ヶ月のテレメトリデータを保存できる様にデータ量を見積もると

$$14.022720[\text{MB}] \times 30 [\text{日}] = 420.6816 [\text{MB}]$$

となり、これに設計余裕として 2 倍以上のデータ量を格納できる以下の Table. 19.2 の SDcard を選定した。

Table. 19.2 記憶媒体の諸元

品名	RP-SDF08G
動作電圧範囲[V]	2.7~3.6
記憶容量[GB]	8
動作温度範囲[°C]	-25 ~ +85
寸法[mm]	32.0×24.0×2.1

なお記憶媒体の選定においては、速度・書き込み回数の多いシングル・レベル・セル(SLC)で大容量かつコンパクトな SDcard の選定を条件とした。

条件より、Panasonic 社の RP-SDP08G 及び、Apacer 社の AP-ISD08GCD4A-3T の 2 点が該当した。前者はラッチアップ対策、ソフトウェア対策が施されており、衛星に適していると考えられる為、RP-SDP08G を記憶媒体として選定した。

19.4 放射線対策

衛星に放射される放射線には、銀河宇宙線、太陽宇宙線、宇宙放射線があり、これらによって下記の現象が発生する。

トータルドーズ(TID)

TID は、予め放射線量を見積もれる。このためその放射線量を遮蔽できるだけの遮蔽材を利用し OBC ケースを作成する。なお、遮蔽材には、小型衛星によく用いられ実績のあるアルミ材を使用する。CREME96 を用いて、TID 解析を行った結果、ミッション期間 3 年間での累積放射線量は 0.303 [krad] であった。今回選定したマイコンに類似した品種の放射線耐性は 17[krad] であるので、ミッション期間に対して十分な放射線耐性を有していることが確認された。

シングル・イベント・アップセット(SEU)

SEU への対策として、OBC 及び記憶媒体に 3 重冗長多数決方式を採用した。これによりビット反転を減らすことが出来る。

シングル・イベント・ラッチアップ(SEL)

SEL 対策として以下の Fig. 19.1 の様に各 OBC を監視させ、過電流を察知した場合、OBC を再起動させる方法で対処する。

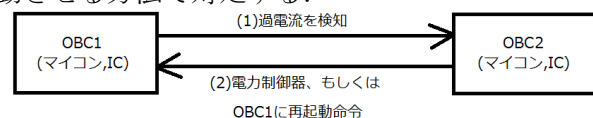


Fig. 19.1 過電流検知のフロー

20. 予算・製作環境

本衛星は東海大学にクリーンルームを設置し製作を行う。試験については、JAXA の施設やその他の試験施設にて行う。衛星運用は東海大学の地上局にて行う。

費用については、物品購入に 8000 万円、設備・試験等に 1 億 2000 万円で計 2 億円を予定している。

Table. 20.1 開発スケジュール

年	2013		2014				2015				2016				2017			
月	7-9	10-12	1-3	4-6	7-9	10-12	1-3	4-6	7-9	10-12	1-3	4-6	7-9	10-12	1-3	4-6	7-	
審査															機能確認 射場へ運搬	打ち上げ 運用開始		
設計	概念設計		予備設計		基本設計		詳細設計		維持設計									
制作			BBM 製作		EM 製作				PM 製作		FM 製作							
試験			BBM 試験		EM 試験				PM 試験		FM 試験							

21. 開発スケジュール

本衛星の開発スケジュールを Table. 20.1 に示す。2013 年から設計を開始し、2017 年に H2A ロケットで相乗り衛星として打ち上げを行う。

謝辞

最後に、本衛星を設計していく上で多大なご協力をいただいた、ウェルリサーチ株式会社 倉富剛様、有限会社テラテクニカ 大西信人様 西尾泰穂様、スペースリンク株式会社 阿部俊雄様、シマフジ電機株式会社 藤代巖様、宇宙科学研究所 松岡研究室 井口恭介様に深く感謝いたします。

また、登録人数の都合上メンバーに入っていない有川泰斗君に御礼申し上げます。

バス系参考文献

- [1]佐藤孝, ハニカム構造材料の応用技術(上巻), 1995
- [2]David G.Glimore,Spacecraft Thermal Control Handbook,2002
- [3]日本熱物性学会, 新編熱物性ハンドブック, 2008
- [4]小林繁夫, 宇宙工学概論, 2001
- [5]吉本猛夫, 基礎から学ぶアンテナ入門, 2007
- [6]SSC note. ホームページ: 手作り衛星製作者の心得
http://www2s.biglobe.ne.jp/~gshirako/sat_tech.html
- [7]トランジスタ技術, RF ワールド No.19, 2013
- [8]関根慶太郎, 無線通信の基礎知識, 2011
- [9]川橋猛, 電子工学進歩シリーズ 衛星通信, 2000
- [10]飯田尚志, ウェーブサミット講座衛星通信, 1997
- [11]W.L.ブリッチャード, 衛星通信システムエンジニアリング, 1988
- [12]茂原正道・鳥山芳夫著, 衛星設計入門, 衛星

設計コンテスト実行委員会監修

- [13]茂原正道著, 宇宙工学入門
- [14]茂原正道著, 宇宙システム概論
- [15]姿勢制御研究委員会編, 人工衛星の力学と制御ハンドブック
- [16]更田 博昭, 近藤 健,実践静止衛星入門,ジャテック出版 (1987/12/20)
- [17]富田 信之,宇宙システム入門,東京大学出版会 (2011/07)
- [18]長沢 工,天体の位置計算,地人書館; 増補版 (1985/09)
- [19]大野 修一,Scilab 入門—フリーソフトで始める数値シミュレーション,CQ 出版 (2009/03)
- [20]SRECTROLAB 社
<http://www.spectrolab.com/solarpanels.htm>
- [21]Panasonic 社
<http://panasonic.jp/battery/charge/eneloop/>
- [22]TEXAS INSTRUMENTS 社
<http://www.ti.com/>
- [23]Intersil 社
<http://www.intersil.com/en.html>
- [24]宮入裕夫, 日刊工業新聞社, サンドイッチ構造の基礎, 1999.
- [25]ALUMINUM HONEYCOMB 昭和飛行機工業株式会社
- [26]三軸織 STEM のスピン時における動的特性評価 石村康生 日本機械学会 2011 年度年次大会 [2011.9.11-14]
- [27]インフレーターブル方式による超軽量伸展ロッドの開発 樋口健
- [28]ルネサスエレクトロニクス社
<http://japan.renesas.com/>
- [29]Apacer 社
<http://jp.apacer.com/products/Industrial-SD>
- [30]RF 回線設計標準 3.1.3 回線評価基準 宇宙航空研究開発機構安全・信頼性推進部 平成 25 年 3 月 29 日 A 改訂

第21回衛星設計コンテスト 設計の部
地球周辺磁場マップ作成衛星「Pyxis」

Table A 搭載機器一覧

搭載機器	略称	寸法 [mm]	個数	質量 [g]	質量小計 [kg]	消費電力 [W]	動作電圧 [V]	動作温度範囲[°C]		備考
								Min	Max	
ミッション系										
オーバーハウザー磁力計 センサ部	OHM	Φ90×180	1	1000	1.00	4.5	14	-30	50	フランス 電子情報技術研究所
オーバーハウザー磁力計 回路部		200×135×76	1	2000	2.00			-20	50	フランス 電子情報技術研究所
オーバーハウザー磁力計 ケース		Φ94×184	1	362	0.36					自作
フラックスゲート磁力計 センサ部	FGM	40×40×80	1	200	0.20	2	14	-100	200	
フラックスゲート磁力計 回路部		210×140×30	1	400	0.40			-20	50	
フラックスゲート磁力計 ケース		44×44×84	1	82	0.08					自作
GPS受信機	GPS-R	50×73×40	1	230	0.23	1.8	5	-30	70	日本無線株式会社
GPSアンテナ	GPS-ANT	36.3×58.7×11.0	2	25	0.05	0.135	4.5	-30	85	日本無線株式会社
				系小計	4.32					
熱制御系										
ヒータ	HET	Φ2.1×20	4	0.015	0.00	1	20			自作
				系小計	0.00					
姿勢制御・決定系										
スタートラッカ	ST	80×100×180	1	1100	1.10	2.5	12	-20	65	VETRONIC Aerospace
太陽センサ	SUN	Φ22.86×8.99	2	60	0.12	0.05	12	-30	93	AEROASTRO
ジャイロセンサ	RLG	Φ88×45	3	454	1.36	1.6	15 & 5	-53.9	85	Honeywell
リアクションホイール	RW	Φ115×77	3	1800	5.40	3	5	-20	70	VETRONIC Aerospace
磁気トルカ	MTQ	Φ66×251	3	500	1.50	1	14	-30	50	SURREY
				系小計	9.48					
通信系										
S帯 送信機	STX	96×90×16	2	80	0.16	6	12	-25	85	CLY
S帯 アンテナ	SANT	82×82×20	2	80	0.16			-20	50	SurreySatelliteTechnology
144MHz 受信機	ARX	60×50×10.5	2	38	0.08	0.125	5	-30	60	株式会社西無線研究所
144MHz アンテナ	AANT	1040×5×0.7	2	22.4	0.04			-273	660	自作
同軸スイッチ		17.8×33.4×13.3	3	20	0.06	0.7	12	-55	85	Panasonic
				系小計	0.50					
電源系										
太陽電池セル	SA	20×20×0.14	1716	0.336	0.58			-160	100	SPECTROLAB
バッテリー	BAT	50.5×58×130.5	34	30	1.02			5	50	Panasonic
電力制御器	ECU		1	1000	1.00					
				系小計	2.60					
C&DH系										
Main OBC	Main OBC	200×150×37 (基盤サイズ)	3	900	0.90	1.521	4.563	-40	125	ルネサスエレクトロニクス
姿勢系 OBC	ADCS OBC		3			0.92	2.79	-20	125	ルネサスエレクトロニクス
				系小計	0.90					
構造系										
SPINAR(2m)		100×100×100	1	430	0.43	4.5	12	-20	85	株式会社ウェルリサーチ
SPINAR(4m)		100×100×100	1	450	0.45	4.5	12	-20	85	株式会社ウェルリサーチ
上面パネル		470×430×10	1	731.0	0.73					
下面パネル(分離部を含む)		470×430×15 (Φ225×50)	1	1227.0	1.23					
側面パネル(z軸方向)		410×410×10	2	572.0	1.14					
側面パネル(y軸方向)		430×410×10	2	638.0	1.28					
内部パネル		410×255×10	4	378.0	1.51					
太陽電池パドル		430×435×13	2	2721.71	5.44					
ステッピングモータ	MT	35×35×50	2	15	0.03	1.68	4.2	-195	175	AML社
その他(ネジ・ハーネス類)					3.00					
				系小計	15.24					
				全重量	33.05					