

超小型人工衛星に関する研究

—磁気トルカによる姿勢制御システムの開発と熱解析コードの開発—

宮崎研究室

多羽田 俊 ， 三品 博司

1. 緒言

近年の小型衛星開発プロジェクトは、ミッションを絞り込み、低コストかつ短期間で開発し、社会への技術的な還元を早くしようと試みられている。日本大学でも超小型人工衛星 SEEDS を打ち上げ、3年たった今も運用されている。現在、超小型人工衛星 SPROUT の開発をしている。SPROUT では、近年問題になっている人工衛星のデブリ化問題を受け、膜を展開することで、空気抵抗を利用しデオービットさせるミッションを行う予定である。本研究では SPROUT の要素設計として必要な、姿勢制御システム(Attitude Determinant & Control system : ADC)と熱解析について述べる。

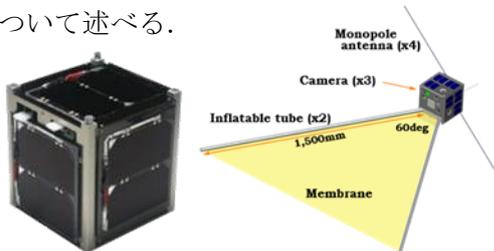


Fig. 1 SEEDS 2号機(左)と SPROUT(右)

2. 磁気トルカによる姿勢制御システムの開発

2.1. 背景

超小型人工衛星はそのサイズやリソースに大きな制約を受けるので、スラスターやリアクションホイール等を用いた姿勢制御は困難である。そのため、衛星の外力を利用して制御することが求められる。本章では SPROUT に搭載予定の磁気トルカを用いた ADC システムの開発について述べる。磁気トルカは電磁誘導を利用してコイルに発生させた磁場と地磁気とを反応させることでモーメントを発生させるものである。その性質上、トルカによる制御は衛星の残留磁気や地磁場の乱れの影響を強く受けるため、正確な制御システムの性能評価を求められる。

2.2. 目的

以上より、本章の目的は①SPROUT に搭載する磁気トルカの製作とその性能計測、②同じく搭載する地磁気センサの性能計測、③シミュレーションによる制御システムの妥当性評価の3点とする。

2.3. 姿勢制御システム概要

以下に SPROUT に搭載する ADC システムのシステムダイアグラムを示す。

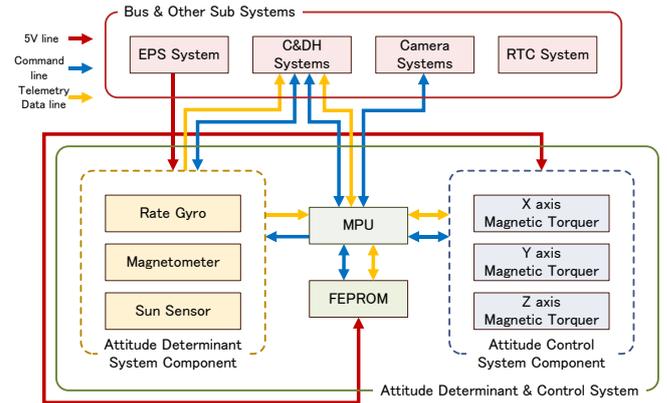


Fig. 2 SPROUT ADC システムダイアグラム

SPROUT の ADC システムは、ジャイロ、地磁気センサ、サンセンサの3つのセンサデータから拡張カルマンフィルタを用いて、搭載した MPU により姿勢決定を行い、その後、B-dot 則及びクロスプロダクト則により、デスピンと指向制御を行う。

2.3.1. 磁気トルカの製作及び性能試験

Table 1 磁気トルカ設計要求

コイル長さL[mm]	100	
コイル直径D[mm]	6	
実効透磁率[H/m]	152.79	
巻数n[-]	837	
消費電流A[mA]	130	
消費電力P[mW]	462	
最大磁気モーメントM[Am ²]	0.47	
材質	コア	PCパーマロイ
	線材	ポリウレタン絶縁銅線

SPROUT に搭載する磁気トルカの設計要求を上に表示。この設計値は想定される衛星の外乱の最悪値、

構体及び電力要求をもとに設計されている^[2].

これを受け、これまで本研究室では手巻きによる磁気トルカが製作されたが、巻数にばらつきがある上に、製作に3時間もかかってしまうという問題があった。そこで、今回は磁気トルカの巻線機から製作し、製作時間の短縮と品質の安定を試みた。以下に製作した磁気トルカ巻線機と、それを用いて製作した磁気トルカを示す。



Fig. 3 巻線機(左)と磁気トルカ(右)

巻線機を用いトルカを4本製作したところ、製作時間は1時間程度と大幅に短縮された。また、製作したトルカを東海大学白澤先生の御教授のもと、東海大学の磁気計測装置を用いて、コイルの電圧値に対する出力磁場を測定し、標準偏差を計算すると以下のような結果であった。

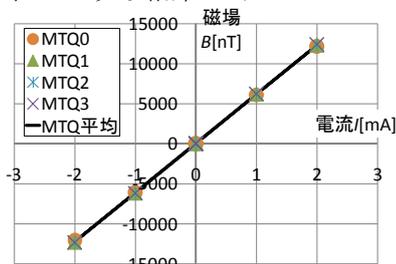


Fig. 4 磁気トルカ発生磁場

この結果から、製作した磁気トルカの品質のばらつきは少なく、品質として安定したものが製作できたと考えている。また、磁気トルカにおいて問題となる残留磁気もほぼない。

2.3.2. 地磁気センサ性能実験

SPROUTに搭載する地磁気センサはHoneywell社製HMC2003である。これはSEEDSにも搭載されており宇宙実証がされているが、SEEDS開発の際にキャリブレーションは行われなかった。今回は現在までに購入した7個のセンサの感度とオフセットを計測する。このセンサは、感度



Fig. 5 HMC2003

が1[gauss/V]、オフセットは2.5[V]を中心に±0.5~2.0[V]計測することができる。それぞれメーカーが保証している範囲は、感度が0.98~1.02[gauss/V]、オフセットが2.3~2.7[V]である。

感度を $\Delta B/\Delta V$ [gauss/V]、オフセットを V_{offset} とすると出力電圧 V と磁場 B の関係式は次式で表される。

$$\Delta B/\Delta V(V - V_{\text{offset}}) = B \quad (1)$$

ネオジウム磁石を東海大の所有している地磁気センサとHMCセンサからそれぞれ100~600[mm]の距離に100[mm]間隔で置き、各磁場 B と出力電圧 V を計測し感度を求めた。また、回転台にHMCセンサを乗せ、センサ出力の最大値と、そこから180°回したセンサの出力値を用いてオフセットを求めた。求めた感度、オフセット、及びそれらの平均値と標準偏差を以下に示す。

Table 3 感度とオフセット

センサ名	感度 $\Delta B/\Delta V$ [gauss/V]	オフセット Voffset[V]	センサ名	感度 $\Delta B/\Delta V$ [gauss/V]	オフセット Voffset[V]
センサ1X	0.936	2.562	センサ5X	0.932	2.558
センサ1Y	0.957	2.577	センサ5Y	0.984	2.552
センサ1Z	2.036	2.462	センサ5Z	1.248	2.664
センサ2X	0.923	2.536	センサ6X	0.868	2.514
センサ2Y	0.981	2.559	センサ6Y	0.975	2.558
センサ2Z	1.229	2.762	センサ6Z	1.120	2.639
センサ3X	0.983	2.541	センサ7X	1.017	2.593
センサ3Y	0.980	2.562	センサ7Y	0.947	2.512
センサ3Z	1.195	2.682	センサ7Z	1.131	2.641
センサ4X	0.940	2.542			
センサ4Y	1.024	2.576			
センサ4Z	1.216	2.730			

以上より、感度は5つの軸が動作保証範囲に入らず、平均値すら範囲外である。オフセ

ットはセンサ4のZ軸のみ範囲外、他は範囲内なので問題ないと考えている。今回感度とオフセットを計測したので、使用する際にはこの値を用いてキャリブレーションをかければ支障はないと考えている。

2.3.3. 姿勢制御シミュレーション

軌道上で外乱に負けず姿勢制御ができるかどうかシミュレーションで確かめる必要がある。SPROUTの姿勢制御シミュレーションは2007年に本研究室の卒業研究で行われている^[3]。今回はそのシミュレーションに大気抵抗トルク T_{drag} と太陽輻射圧トルク T_{pressure} を加え、より正確なシミュレーションを行

Table 4 平均値と標準偏差

感度平均 $\Delta B/\Delta V$ [gauss/V]	感度標準偏差 σ [gauss/V]
1.077	0.247
オフセット標準偏差 V_{offset} [V]	オフセット標準偏差 σ [V]
2.567	0.110

った。加えたトルクを求める計算式を以下に示す。

$$T_{pressure} = v \frac{\Phi}{c} \frac{1AU^2}{r_{sun}^2} \sum_i z_i \times \left[(1 - \varepsilon_i) e_{sun} - 2 \left(\frac{\delta_i}{3} + \varepsilon_i n_i \cdot e_{sun} \right) n_i \right] \bar{A}_i n_i \cdot e_{sun} \quad (2)$$

$$T_{drag} = \frac{1}{2} \rho_{air} v_w^2 \sum_i C_D \bar{A}_i e_w \cdot n_i (z_i \times e_w) \quad (3)$$

v は Shadow function, Φ は太陽からの距離が1AUのときの太陽フラックス, c は光速, r_{sun} 太陽と衛星との距離, z_i は膜の図心ベクトル, ε_i は鏡面反射率, e_{sun} は太陽から衛星に向かう単位ベクトル, δ_i は拡散反射率, \bar{A}_i は膜の有効断面積, n_i は膜の単位法線ベクトル, ρ_{air} は大気密度, v_w は対気速度, C_D は抵抗係数, e_w は単位対気抵抗ベクトルである。

代表的なシミュレーション結果を右に示す。これより各軸の回転はすべて収束し、デスピが行われている

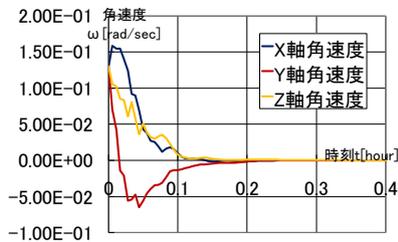


Fig. 6 シミュレーション結果

ることが分かる。また、外乱なしのものと比較したが、ほとんどグラフで見ても差がなく、外乱の影響は少ないと考えている。

2.4. 結論

以上より、①磁気トルカは品質に問題なく製作することができ、性能も問題がなかった。②地磁気センサは、感度は悪かったが、オフセットは問題がなかった。③シミュレーション結果から、外乱を考えても姿勢制御が行えることがわかった。

3. 熱解析に関する研究

3.1. 序論

宇宙構造物のデブリ化の防止の方法として様々な方法が考えられており、その中でも注目されているのが大気抵抗を利用して軌道降下することによって非デブリ化を行う方法である。超小型人工衛星で実現性が高いものは、インフレータブル構造のような膜構造物を展開することで大気抵抗面積を増やす方法である。ただしそのような構造物があると、熱入出力が不規則となる。また、SPROUTではインフレータブル構造物を構成する部品の多くは温度耐性が

低い。以上の点から熱解析は衛星開発に不可欠である。本研究ではSPROUTの熱解析を行うことによって、現段階の搭載機器が動作保証温度範囲内であることを示す。

3.2. 目的

熱解析プログラムを作成しSEEDSのデータと比較し妥当性を評価する。その後、SPROUTの熱解析を行い、機器が動作保障範囲であることを示す。

3.3. 熱解析

熱解析の目的は、衛星の搭載機器、衛星本体、展開物などの温度が軌道上でどのように変化するか予測することにより、それぞれの動作温度範囲に保つことができているか確認することである。また、軌道上での熱環境を予測する以外に、最も熱い場合の環境・寒い場合の環境を予測することも出来る。

3.3.1. 熱平衡方程式

熱平衡方程式は次の式で表せる。

$$C_i \frac{dT_i}{dt} = - \sum_{j=1}^n C_{ij} (T_i - T_j) - \sum_{j=1}^n R_{ij} \sigma (T_i^4 - T_j^4) + Q_i + Q_{ei} + Q_{si} + Q_{ai} \quad (4)$$

ここで、 C_i は節点*i*の熱容量[W・s/K], T_i は節点*i*の温度[K], C_{ij} は節点*i, j*間の伝導熱伝達係数[W/K], σ はステファンボルツマン定数 (5.669×10^{-8} [W/m²/K⁴]), R_{ij} は節点*i*の*j*に対する放射係数[m²], Q_i は節点*i*の内部機器・ヒータの発熱[W/m], Q_{ei} は節点*i*に加わる地球赤外放射[W/m], Q_{si} は節点*i*に加わる太陽光入射[W/m], Q_{ai} は節点*i*に加わるアルベト[W/m]である。熱解析は、式(4)を時々刻々計算していくことで、解析結果を得られる。

3.3.2. 計算手順

熱平衡方程式を4次のルンゲクッタ法でそれぞれの要素について数値積分する。現在運用中であるSEEDSで作成したプログラムの妥当性を評価する。その後SPROUTのモデルで解析を行う。

3.3.3. 計算モデル

設計に基づき、「体積が大きい(熱容量が大きくなるため)」、「電子部品の搭載部(動作温度範囲があるため)」、「搭載機器に接触している部分(配管等)」を基準に、衛星全体を要素に分割して簡易モデルを作

成した。

3.3.4. 計算条件

計算条件および初期軌道要素を示す。

Table 5 SEEDS の計算条件

質量[kg]	1.0	初期角速度[deg/s]	0.0
抗力係数[-]	2.0	鏡面反射率[-]	0.3
拡散反射率[-]	0.0		

Table 6 SPROUT の計算条件

質量[kg]	1.0	チューブの長さ[m]	1.5
2本のチューブのなす角[deg]	60.0	初期角速度[deg/s]	0.0
抗力係数[-]	2.0	鏡面反射率[-]	0.3
拡散反射率[-]	0.0		

また、今回解析に使用した TLE は、2010 年 11 月 9 日にセンシングを行った時の TLE を用いて解析を行った。以下に軌道六要素を示す。

Table 7 軌道六要素

軌道傾斜角[deg]	97.8803	近地点引数[deg]	171.2529
昇交点赤経[deg]	14.9498	平均近点角[deg]	188.7912
離心率[-]	0.0015918	平均運動[round/day]	14.81791091

3.4. 計算結果

結果を示す。右が外部で、左が内部の温度を表す。

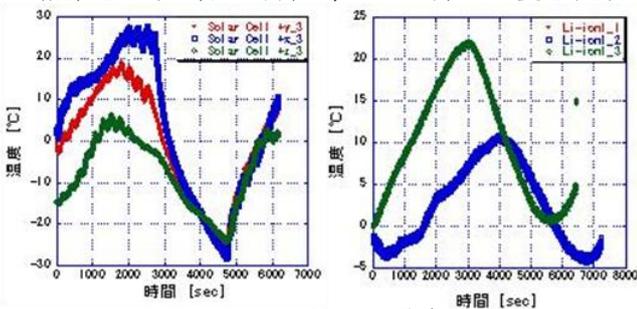


Fig. 7 SEEDS センシングデータ

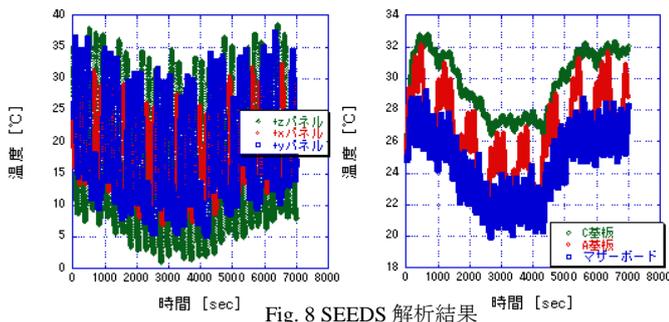


Fig. 8 SEEDS 解析結果

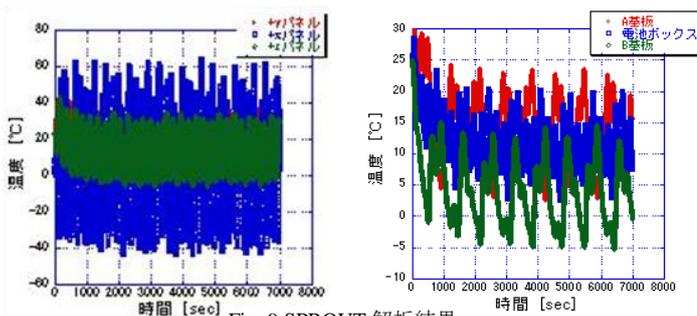


Fig. 9 SPROUT 解析結果

まず、SEEDS について述べる。解析結果はセンシングデータに比べて温度が 15[°C]程高くなっている。しかし、温度マージンを 15[°C]程度で考えれば、作成したプログラムで得られた結果は妥当であると考えられる。次に、SPROUT について述べる。SPROUT に搭載されるほとんどの機器の保証温度範囲は、-55 ~ 125[°C]であるので、Fig. 9 を見てみると収まっていることがわかる。以上より現段階での SPROUT の搭載機器は動作可能である。

3.5. 結論

作成した熱解析プログラムは、実際のセンシングデータと比較した結果、妥当であることがわかった。また、SPROUT の搭載機器は軌道上で、保証温度範囲にあることがわかった。

4. 結言

これまで、SPROUT の設計開発について述べてきたが、今後はそれらをより正確に評価するシステムを開発していかなければならない。姿勢制御システムでは、製作した磁気トルカの性能結果を反映したシミュレータを開発し、姿勢制御をする前に膜面に悪影響を与えない実験であるかの確認をするシステムを開発する必要がある。熱解析について言えば、今後は衛星の姿勢や電力や軌道などを考慮したシミュレータを開発し、衛星の状態を把握できるようにする必要がある。

参考文献

- [1] 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 : 培風館, 2007.
- [2] 瓜田彰. 超小型人工衛星に搭載可能な磁気トルカの基礎技術開発 : 日本大学, 2006. 学士論文.
- [3] 椋本佳宏. 超小型人工衛星の姿勢制御システムに関する研究 : 日本大学, 2007. 学士論文.
- [4] 茂原正道, 鳥山芳夫 (編). 衛星設計入門. 2002.
- [5] 大島耕一, 小林康徳, 根岸完二, 小木根建松下正. 熱設計ハンドブック. 1992.