

# 超小型人工衛星の軌道上データを用いた残留磁気トルク推定

## Estimation of Residual Magnetic Torque Using Orbit Data of Nano-Satellite

指導教授 宮崎康行

M6030 吉原嘉唯

Kai Yoshihara

In this research, estimation result of residual magnetic torque is shown by using orbit data of nano-satellite. Recently, companies and universities are developing nano-satellite of few kilograms in low-cost within short-term for space demonstrations and business. It is difficult to mount a large size and high accuracy control device on nano-satellite. Therefore, only a compact and low-cost control device can be mounted on Nano-Satellite. SPROUT, 20cm<sup>3</sup> nano-satellite developed by Nihon University was launched in 2014. If attitude control unit such as SPROUT can be performed with high accuracy, it is expected that the mission of nano-satellite will be expanded. According to the comparison among estimated other disturbances, such as sun pressure, gravity gradient torque, air drag, residual magnetic torque is dominant in such nano-satellite. Estimation of residual magnetic torque is indispensable when high accurate attitude control is performed by nano-satellite.

### 1. 序論

#### 1.1 研究背景

近年、企業や大学で超小型人工衛星の開発・打ち上げが宇宙実証・宇宙工学教育・ビジネス利用を目的に行われ、過去10年間で約300機近くの超小型人工衛星が打ち上げられている<sup>[1]</sup>。超小型人工衛星は打ち上げ数増加に伴い、ミッションの高度化も進み、近年では地球観測ミッションを有した超小型人工衛星が増加している。しかし、超小型人工衛星に搭載できるセンサやアクチュエータには容量・重量に制限があり、小型で安価なセンサ、アクチュエータを搭載する超小型人工衛星が多い。例えば、2014年に日本大学が開発したSPROUT(図1.1)は図1.2に示す民生品を用いた姿勢制御システムを搭載しており、軌道上姿勢制御実証ミッションを行っている<sup>[2]</sup>。

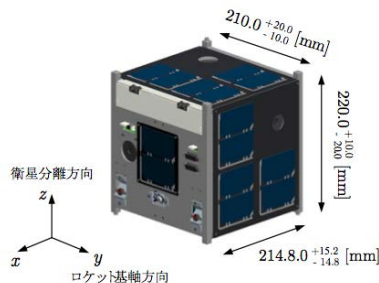


図1.1 SPROUT

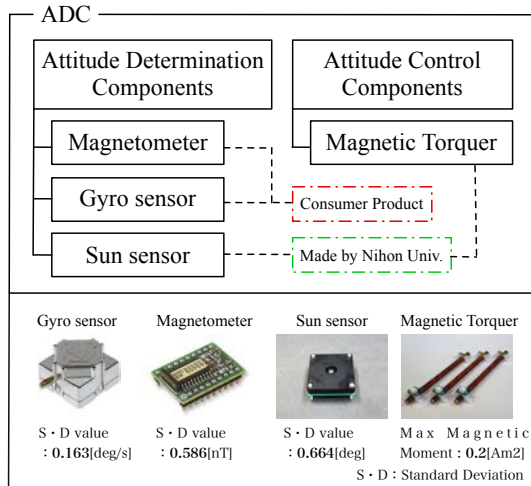


図1.2 SPROUT姿勢制御システム

SPROUTのように低トルクの磁気トルカを搭載している数kg級超小型人工衛星の制御精度が、2005年にISASが打ち上げた60[kg]級のINDEX(れいめい)が有する制御精度<sup>[3]</sup>0.004[deg/sec]まで向上させる事が出来れば数kg級超小型人工衛星のミッション範囲拡大が期待できる。SPROUTと同じ様な姿勢制御システムで軌道上姿勢制御実験を行なった14[kg]級のD-SATの制御精度は1.0[deg/sec]<sup>[4]</sup>であり、2009年に東京大学から打ち上げられた8[kg]級の超小型人工衛星PRISMでは磁気トルカのみでの制御精度で1.14[deg/sec]<sup>[5]</sup>であった。以上に挙げた制御精度はB-dot制御則を用いた際の制御精度である。B-dot制御則は衛星が持つ回転エネルギーを減少させる制御則であり、地磁気センサにより地磁場ベクトルを測定した結果を用いて、衛星の角速度を0に収束させるような磁気モーメントを算出する。そして磁気トルカにより所望の磁気モーメントを出力する。しかし、衛星に搭載されているサブシステムにより生成される残留磁気モーメントが磁気トルカより出力される磁気モーメントと干渉し、所望のトルクが発生する事が出来ないことから、残留磁気モーメントを有したままB-dot則のような姿勢制御を行っても制御精度が劣ってしまう。その為、残留磁気モーメントを推定し磁気トルカ等を用い補償させてから、姿勢制御を行う必要がある<sup>[6][7]</sup>。残留磁気モーメントの発生要因は、主に次の3つである<sup>[8]</sup>。

- 搭載機器から常に発せられる磁気モーメント
- 機器を動作させることで発生する磁気モーメント
- 軌道を周回することで発生する磁気モーメント

搭載機器から常に発せられる磁気モーメントには、例えば、衛星に搭載されている基板の表面処理に使用されている金メッキ、送受信機がある。機器を動作させることで発生する磁気モーメントには、例えば、磁気トルカやリアクションホイール等を使用した際に発生する磁気モーメントがある。そして、軌道を周回することによって発生する磁気モーメントには、例えば、太陽電池発電による磁気モーメントがある。太陽電池パネル内の太陽電池アレイ回路に電流が流れる事で電流ループを引き起こし、磁場を形成してしまう。この磁気モーメントは太陽電池が発電する日照時にのみ発生してしまう。また、太陽電池から発せられる残留磁気モーメントは他の発生要因と比較して大きくなるとされており、推定した残留磁気モーメントの推移の周期と日照・日陰の周期が理論的には同期すると示されている<sup>[9]</sup>。そのため、実際の軌道

上データを用いて残留磁気モーメントを推定し、日照・日陰の周期かを調べる必要がある。また、残留磁気モーメントを発生させる電流ループは太陽電池のみでなく、衛星に搭載されている基板からも発生する可能性がある。基板から発生する残留磁気モーメントは太陽電池の残留磁気モーメントと同様のオーダーを持つ。その為、日照・日陰の周期で無かった場合はその要因についても考察する必要がある。

### 1.2 本研究の目的

前節を踏まえ、残留磁気モーメントは超小型人工衛星による姿勢制御を妨害する要因の一つであり、その残留磁気モーメントを推定する事は、高精度姿勢制御に繋がると考えられる。その為、本研究では、軌道上データを用いた残留磁気モーメントの推定を行う。

### 1.3 残留磁気モーメント推定のアプローチ方法

本研究では、2008年に日本大学が開発した1Uの超小型人工衛星SEEDS-II(図1.3)が取得した2008年、2012年の軌道上データを用いて残留磁気モーメントを推定する。



図 1.3 SEEDS-II

SEEDS-IIには磁気トルカは搭載されておらず、姿勢決定を行うためのセンサとして3軸ジャイロセンサ、3軸地磁気センサが搭載されている。残留磁気モーメントを推定するまでのアプローチ方法を以下の図1.4に示す。

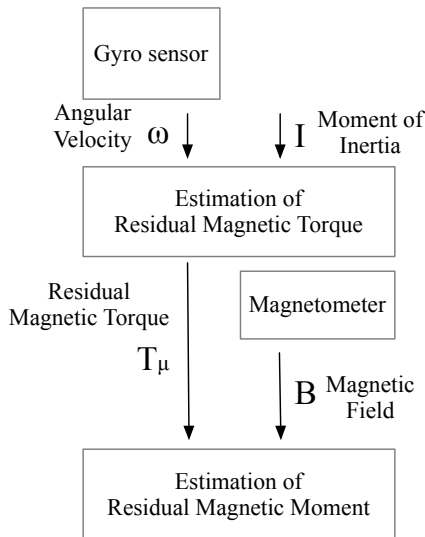


図 1.4 研究アプローチ方法

軌道上ジャイロセンサデータ、慣性モーメントを用いて、残留磁気トルクを推定する。慣性モーメントは、大日向らの研究により求められた値<sup>[2]</sup>を用いる。推定した残留磁気トルク、軌道上地磁気センサデータを用いて残留磁気モーメントを推定する。残留磁気トルク推定方法・結果を2節に、残留磁気モーメント推定方法・結果を3節に示す。

## 2. 残留磁気トルク推定方法・結果

### 2.1 残留磁気トルク推定方法

本節では残留磁気トルクの推定方法を示す。残留磁気トルク推定を行う際に使用する式は以下(1)式に示すオイラーの回転運動方程式である。(1)式にジャイロセンサ、慣性モーメントを代入し全外乱トルクを求める。本研究では、全外乱トルクを残留磁気トルク、太陽輻射圧トルク、重力傾斜トルク、空気抵抗トルクの4つを仮定した。全外乱トルクより、太陽輻射圧トルク、重力傾斜トルク、空気抵抗トルクを差し引いた値を残留磁気トルクとする。尚、太陽輻射圧、空気抵抗トルク、重力傾斜トルクに関しては理論値を用いる。

$$T = I\dot{\omega} + \omega \times I\omega \quad (1)$$

$T$ は衛星に働く全外乱トルクを示しており、 $I$ はSEEDS-IIの慣性モーメント、 $\omega$ は衛星の角速度を示している。角速度の微分は以下の(2)式として仮定した。

$$\dot{\omega} \approx \frac{\omega_{t+\Delta t} - \omega_t}{\Delta t} \quad (2)$$

### 2.2 残留磁気トルク推定結果

まず初めにSEEDS-IIの慣性モーメントを以下に示す。

$$I = \begin{bmatrix} 2.05417 & -0.03716 & 0.08498 \\ -0.03716 & 1.83856 & 0.00373 \\ 0.08498 & 0.00373 & 1.79013 \end{bmatrix} \times 10^{-3} [\text{kgm}^2] \quad (3)$$

以下の図2.1に、打上げから約3ヶ月後の2008年8月12日、ならびに、約4年半後の2012年2月2日におけるジャイロセンサの軌道1周分(約5400秒)のデータを示す。

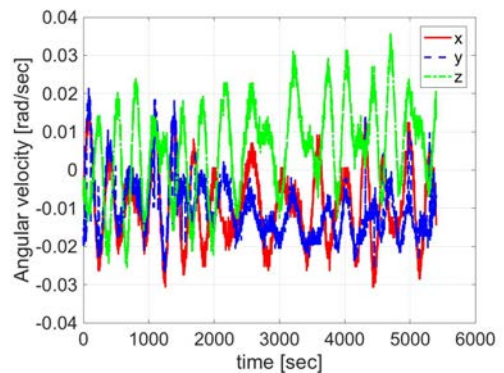


図 2.1 軌道上角速度データ(2008年)

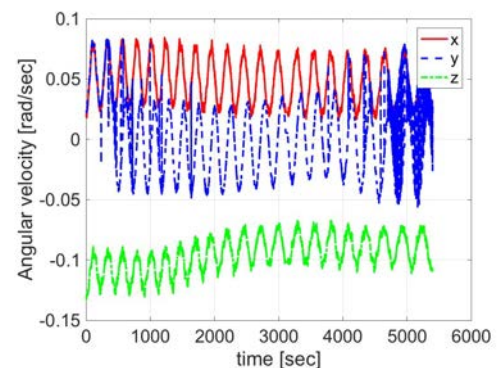


図 2.2 軌道上角速度データ(2012年)

次に、各外乱トルクをそれぞれの理論<sup>[10]</sup>を用いて求めた結果を以下の表 2.1 に示す。

外乱トルク	推定値
大気抵抗トルク	$6.5 \times 10^{-9} [\text{Nm}]$
太陽輻射圧トルク	$3.2 \times 10^{-10} [\text{Nm}]$
重力傾斜トルク	$4.1 \times 10^{-10} [\text{Nm}]$

表 2.1 の各トルクの値は、トルクベクトルのノルムの時間平均値である。残留磁気トルクに使用するトルク値は時系列データを用いる。

これらのデータを用いて、それぞれの時期における残留磁気トルクを求めた結果を以下の図 2.3、図 2.4 に示す。

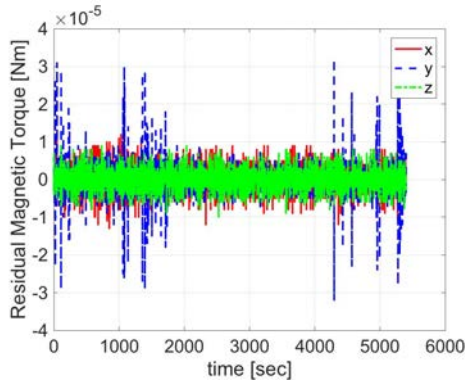


図 2.3 残留磁気トルク(2008 年)

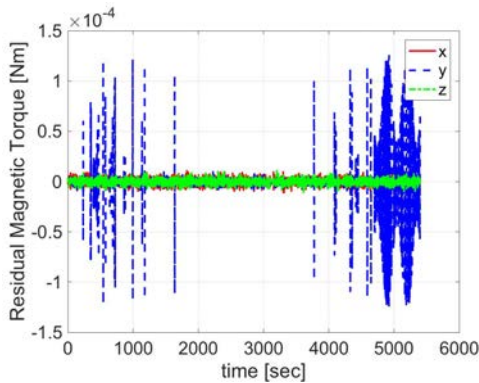


図 2.4 残留磁気トルク(2012 年)

以上の残留磁気トルク値を見ると、 $10^{-5} \sim 10^{-4}$  のオーダーであり他の外乱トルクの  $10^{-10} \sim 10^{-9}$  と比較して支配的な値であるのが分かる。したがって、残留磁気トルクを  $T_\mu$  として、(1)式は次の様に近似することが出来る。そのため、軌道上データ、慣性モーメントを用いる事で残留磁気トルクを求める事が出来る。

$$T_\mu = I\dot{\omega} + \omega \times I\omega \quad (4)$$

### 3. 残留磁気モーメント推定方法・結果

#### 3.1 残留磁気モーメント推定方法

残留磁気トルクは残留磁気モーメント  $M_\mu$ 、地磁気センサ値  $B$  を用いての(5)式として求める事が出来る。

$$T_\mu = M_\mu \times B \quad (5)$$

(5)式を(4)式に代入し左から  $B$  を外積すると、

$$|B|^2 M_\mu - BB^T M_\mu = B \times T_\mu \quad (6)$$

となる。ここで、トルクと残留磁気モーメントのオーダーを合わせる為に以下の様に正規化させる。

$$a = \frac{T_\mu}{|T_\mu|}, \quad b = \frac{B}{|B|} \quad (7)$$

(7)式を(6)式に代入すると、以下の様になる。

$$[I - bb^T] M_\mu = [b \times a] \frac{|T_\mu|}{|B|} \quad (8)$$

となる。ここで、

$$A = [I - bb^T], \quad C = [b \times a] \frac{|T_\mu|}{|B|} \quad (9)$$

(9)式を(8)式に代入すると

$$AM_\mu = C \quad (10)$$

ここで、 $M_\mu$  のうち、 $b$  と平行な成分は(5)式の右辺に影響を与えないので、 $bM_\mu = 0$  と仮定すると、 $A = I$  となり、

$$M_\mu = C \quad (11)$$

を得る。

#### 3.2 残留磁気モーメント推定結果

(11)式を用いて残留磁気モーメントを推定した結果を以下の図 3.1、図 3.2 に示す。

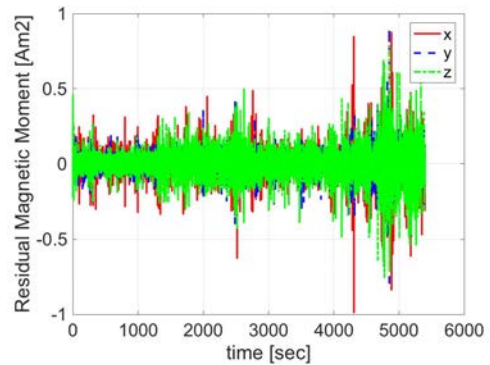


図 3.1 残留磁気モーメント(2008 年)

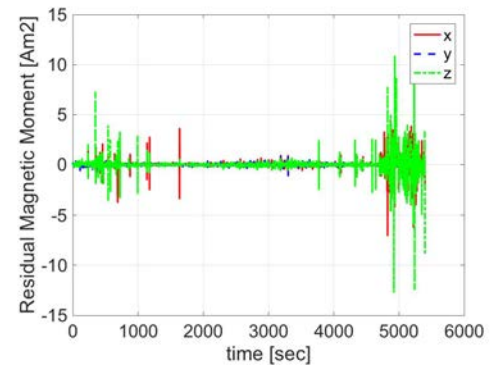


図 3.2 残留磁気モーメント(2012 年)



#### 4. 考察

2012年の残留磁気トルクは2008年の残留磁気トルクに比べ $10^1$ のオーダーで増加している。その為、残留磁気モーメントも増加している。これは、2008年～2012年の残留磁場が衛星に蓄積して行った事が原因である。衛星に残留磁場が働く原因の一つとして太陽電池発電を1.1節に挙げたが、SEEDS-IIの場合、各面に1つの太陽電池セルが搭載されている。衛星に搭載されている太陽電池セル回路内の極性が線対称であるなら、発生する磁場の位相が打ち消しあい、残留磁気モーメントの値が低くなる可能性がある<sup>[11]</sup>。しかし、図4.1を見るとSEEDS-IIの極性は各軸とも線対称となっていない。その為、打ち消しあう事はなく、各面で発生する磁場がそのまま残留してしまい残留磁気モーメントが増加する。

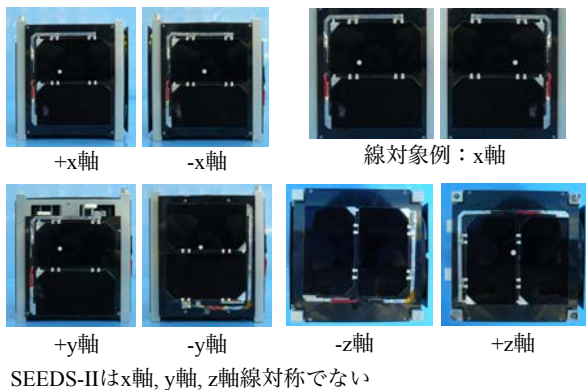


図 4.1 SEEDS-IIの太陽電池パネルレイアウト

次に、残留磁気モーメントの周期を確認する。2012年時の太陽電池セルの発電量(図4.2)から日照日陰のタイミングと残留磁気モーメントの値を比較する。

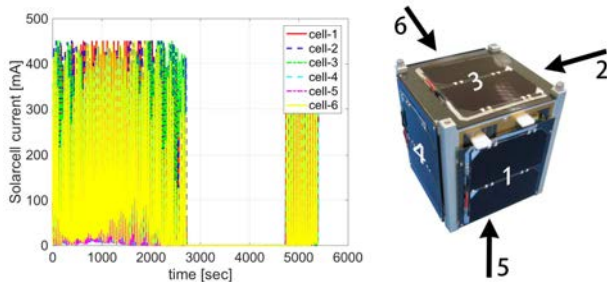


図 4.2 太陽電池発電量(左図), 太陽電池セル番号(右図)

図4.2を見ると、約2800秒から衛星が日陰時に入っており、約5000秒から日照時に戻っている。図3.1の約5000秒を見ると、残留磁気モーメントは日陰時より値が高くなっているのが分かる。これは日照時に入り太陽電池が発電し、磁気モーメントを発生させた事が要因であると考えられる。しかし、日照時から日陰時に入る、約2800秒の時は値が減少していない。また約2800秒以前の日照時の残留磁気モーメントの値は日陰時とほぼ変わっていない。この原因は、SEEDS-IIがセンサの値を取得している間は、CDH基板、EPS基板が動作しており、その基板内で磁気モーメントを発生させ太陽電池から発生させられる磁気モーメントと打ち消し合っているからと考えられる。その為、日照・日陰の周期と残留磁気モーメントの周期が同期されなかったと考察できる。

#### 5. 結論

本研究の結論を以下にまとめる。

- 超小型人工衛星から得られる軌道上データを用いて、残留磁気トルク、残留磁気モーメントを求めた。
- 残留磁気モーメントは一定値ではなく、蓄積していき増加する。
- 残留磁気モーメントの周期は基板等の太陽電池以外の要因により発生する磁気モーメントが存在する場合には、日照・日陰の周期と同期しない。

超小型人工衛星で高精度な姿勢制御を行う際には軌道上で残留磁気モーメント推定を行い、キャンセルする事が望ましい。その為、残留磁気モーメントをキャンセル出来る様な機構の開発を行う事により、数kg級超小型人工衛星の制御精度向上が図れるかの評価を行っていく。

#### 参考文献

- [1] Nanosatellite & CubeSat Database, <http://www.nanosats.eu>
- [2] 大日向健人, 宮崎康行: 低コスト姿勢制御ユニットを用いた超小型人工衛星用姿勢決定・制御システムの開発と評価, 日本大学大学院修士論文, 2016, pp.5
- [3] Shinichiro Sakai, Yousuke Fukushima, Hirobumi Saito: Design and On-Orbit Evaluation of Magnetic Attitude Control System for the “REIMEI” Microsatellite, 10th IEEE International Workshop on Advanced Motion Control, 2008.
- [4] Warren K. Soh, Norhizam Hamzah, Ahmad Sabirin Arshad: D-SAT Simplified Magnetic Attitude Control, 18th AIAA/USU Conference on Small Satellite, 2009, pp.4.
- [5] Takaya Inamori, Nobutada Sako, Shinichi Nakasuka: Magnetic dipole moment estimation and compensation for an accurate attitude control in nano-satellite missions, Acta Astronautica 68, 2011, pp.2038-2046.
- [6] Takaya Inamori, Shinichi Nakasuka: In orbit magnetic disturbance compensation using feed forward control in Nano-JASMINE mission, 22th Annual Conference on Small Satellites, 2008.
- [7] 久木正晴, 齋藤宏文: 残留磁気モーメント推定を用いた磁気トルクのみによる小型衛星の姿勢制御, 東京大学大学院, 2007.
- [8] Tomoya Suehiro: Satellite design methodology to suppress time-varying residual magnet effects on attitude for nano-satellites, 18th IFAC Symposium on Automatic Control Aerospace, 2010.
- [9] Takaya Inamori, Shinichi Nakasuka, Nobutada Sako: In-Orbit magnetic disturbance estimation and compensation using UKF in nano-satellite mission, AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference, 2009.
- [10] 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, 培風館, 2007.
- [11] 宇宙航空研究開発機構: 太陽電池パドル系設計標準, JERG-2-215B, 2016.