

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

Development and Evaluation of Attitude Determination and Control System for Nano-Satellite by Use of Low-Cost Attitude Control Units

指導教授 宮崎康行

M4006 大日向健人

1. 序論

1.1. 背景

近年、企業や大学による低コスト・短期間での宇宙実証実験や学生の宇宙工学教育を目的とした超小型人工衛星の開発が盛んに行われている。従来の日本の宇宙開発は、国による科学技術や新技術の開発に主眼が置かれており、開発期間の長期化や高コスト化が問題視され、民間によるビジネス利用を目的とした宇宙産業は非常に少なかった。宇宙産業を活性化させるためには、民間からの資金が宇宙開発に入ることが望ましく、そのためにも低コスト・短期間で開発可能な超小型人工衛星は役立つと考えられる。特に、数 kg 級の超小型人工衛星は、今後のビジネス利用として期待されている^[1]。

日本大学では、2008年に1UクラスのSEEDS-IIを打ち上げ、そこで実証したバス技術をベースに2014年に、重さ7.1kg、8UクラスのSPROUTを打ち上げた^[2]。



図 1.1 左図：SEEDS-II 外観，右図：SPROUT 外観

超小型人工衛星で姿勢制御を行うことができれば、地球観測や高速通信など、今後のミッション範囲の拡大が期待される。超小型人工衛星で姿勢決定・制御を行いたい場合、搭載可能な機器のサイズや重量に限りがあるため、スターセンサ、スラスタ、リアクションホイールなど、性能は良いが比較的大型な機器は搭載が困難である。従って、SPROUTでは比較的小型な機器として、姿勢検出センサとして太陽センサ、ジャイロセンサ、磁気センサを、姿勢制御アクチュエータとして磁気トルカを用いて3軸姿勢制御を行う^[3]。さらに、低コストを実現するために高価な宇宙用製品を用いるのではなく比較的安価な民生品を組み合わせている。

既に姿勢決定・制御系を搭載した超小型人工衛星はいくつか打ち上げられているが、民生品を組み合わせた低コストのセンサ、アクチュエータのみを利用した数 kg 級クラスの衛星では軌道上で技術的な評価ができていないとは言い難い。本研究では以上のように、低コストのセンサとアクチュエータにより構成された姿勢決定・制御システムを有する SPROUT を用いて、軌道上で技術的な評価を行う。

1.2. 本研究の目的

前節をふまえ、本研究の目的を以下にまとめる。

- 超小型人工衛星に搭載可能な姿勢決定・制御システムの開発。
- 軌道上で姿勢制御の実証実験の実施と、構築した姿勢決定・制御システムの総合的評価。

1.3. 本研究でのアプローチ

本研究のアプローチは大きく以下の3段階で大別される。

- (1) 数 kg 級衛星用の姿勢決定・制御システムの構築。
- (2) 地上での姿勢解析及び、軌道上での実験。
- (3) 軌道上実験の結果を用いた、姿勢決定・制御システムが姿勢制御の成否に重要となる要素の検証及び評価。

2. 姿勢制御ユニット^[3]

2.1. 姿勢決定・制御システムの構成

SPROUTの姿勢決定・制御システムのシステムダイアグラムを図2.1に示す。姿勢決定・制御アルゴリズムは、ADCのMPU内で処理され、制御履歴がADC内のFEPROMに保存される。RTCによりADCのMPUの内部時計をUTCと同期され、姿勢制御コマンドはC&DHから受け取ることで実行される。また、姿勢制御中にCAMにコマンドを送信することにより、カメラ撮影を行うことが可能である。

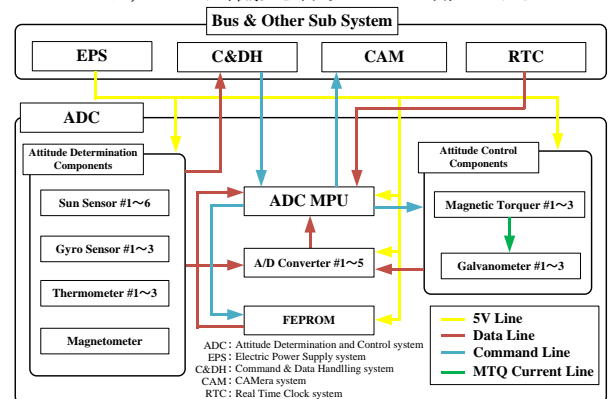


図 2.1 姿勢決定・制御システムのシステムダイアグラム

2.2. 太陽センサ

SPROUTには6面に太陽センサを搭載している。SPROUTに搭載する太陽センサは受光素子に2次元PSDを用いている。図2.2及び表2.1に太陽センサの外観及び諸元を示す。

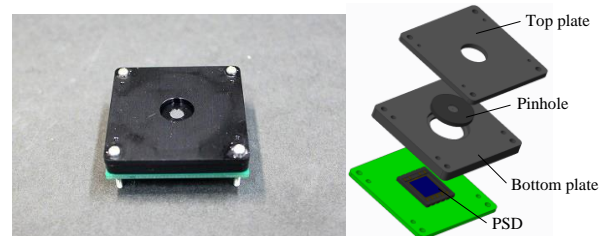


図 2.2 太陽センサ外観

表 2.1 太陽センサ諸元

寸法	40×40×13[mm]
視野角	±55[deg]
質量	29.2[g]
精度 (最悪姿勢)	±5.3[deg]
標準偏差	0.664[deg]

2.3. ジャイロセンサ

角速度検出装置として1軸ジャイロセンサを3個搭載している。ジャイロセンサはMEMSの振動型ジャイロを用いており、標準偏差は $\sigma = 0.163[\text{deg/s}]$ である。

2.4. 磁気センサ

磁気センサは3軸の磁場測定が可能なモジュールを使用する。磁気センサは基板上に取付けられており、ローパスフィルタを掛けている。また、標準偏差は $\sigma = 0.586[\text{nT}]$ である。

磁気センサの較正を地上で行うには、磁気シールドルームを持つ大規模な施設を用意し、外部機器等からの磁気外乱を打ち消す必要があり、高コストなものとなる。従って、打ち上げ当初は磁気センサのデータシートの変換式を用いて磁気方向ベクトルを算出することとした。軌道上データを用いた磁気センサの較正については、5.3節に後述する。

2.5. 磁気トルカ

SPROUTは3軸の磁気トルカを用いている。図2.3及び表2.2に磁気トルカの外観及び諸元を示す。

磁気トルカは、コア材周りに均一にコイル線を巻くことが重要である。その為、磁気トルカの巻線器を作成した。簡単にコア材にワイヤーを巻くことができるよう、モーターにより自動的にワイヤーがスライドする。

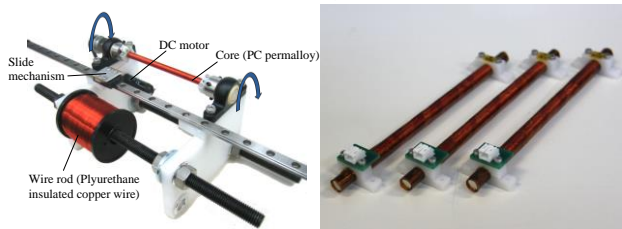


図 2.3 左図：巻線器，右図：磁気トルカ

表 2.2 磁気トルカ諸元

寸法	$\phi 6 \times 100[\text{mm}]$
重量	46.7[g]
最大磁気モーメント	$\pm 0.6[\text{Am}^2]$
最大消費電流	210[mA]

3. 姿勢決定・制御アルゴリズム^[3]

姿勢決定・制御アルゴリズムで使用する計算式を、表3.1にまとめる。

表 3.1 アルゴリズムに用いた計算式

項目	詳細	参考文献
軌道決定	SGP4	[4]
地磁気方向ベクトル	IGRF 地磁場モデル	[5]
太陽方向ベクトル	海保太陽黄経略算式	[6]
姿勢決定	TRIAD 法	[7]
	FOAM	[8]
	q-Method	[7]
姿勢制御	EKF	[9]
	B-dot 制御則	[7]
	Cross product 制御則	[7]

姿勢制御は、指向制御には Cross product 制御則を、デスピ制御には B-dot 制御則または Cross product 制御則を用いる。なお、B-dot 制御則ではジャイロセンサ及び磁気センサのみを使用し、姿勢決定を要さない。姿勢決定・制御アルゴリズムは図3.1に示す通り、3つに大別される。

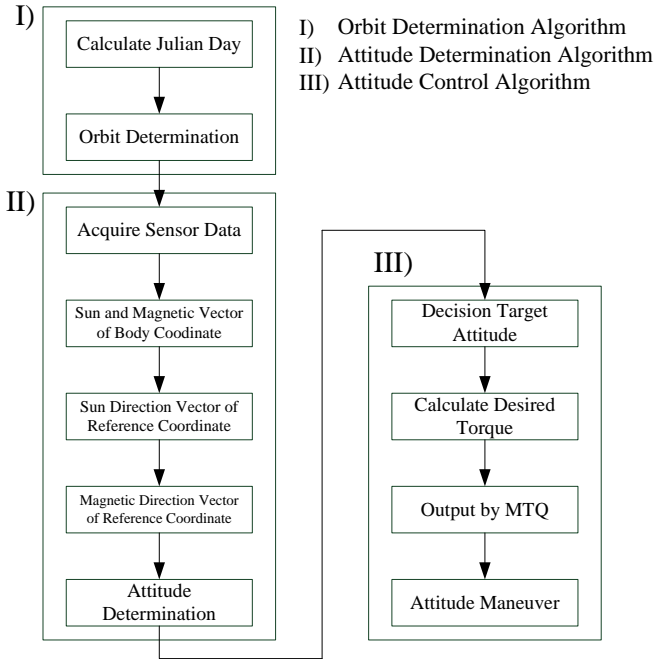


図 3.1 姿勢決定・制御アルゴリズム

図3.1のうち、Cross product 制御則は I), II), III) のアルゴリズムを要し、B-dot 制御則は III) のアルゴリズムのみ要する。機体座標系及び参照座標系の定義を以下の図3.2に示す。なお、参照座標系はZ軸を地球中心方向、X軸を軌道面内の進行方向側としている。

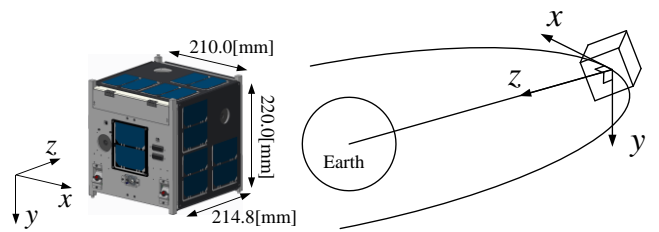


図 3.2 左図：機体座標系の定義，右図：参照座標系の定義

また、SPROUTの慣性テンソルは測定結果より、

$$J = \begin{bmatrix} 49.23 & -1.89 & -0.21 \\ -1.89 & 51.23 & -0.15 \\ -0.21 & -0.15 & 55.4 \end{bmatrix} \times 10^{-3} [\text{kg} \cdot \text{m}^2] \quad (1)$$

である。

4. シミュレータによる姿勢解析^{[3],[7]}

姿勢決定・制御アルゴリズムの妥当性評価や軌道上の衛星の運動を評価するために、自作姿勢シミュレータを用いて解析を行った。姿勢シミュレータのブロック図を図4.1に示す。

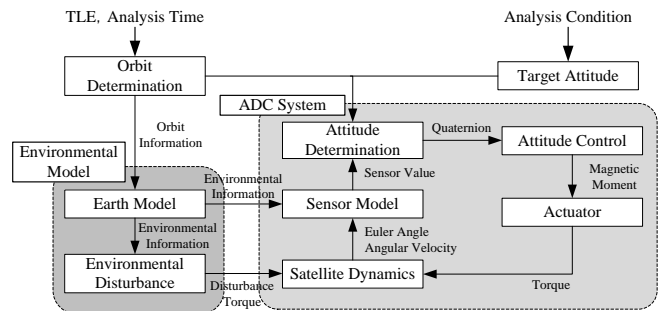


図 4.1 姿勢シミュレータブロック図

環境外乱による影響には、大気抵抗トルク、太陽輻射圧トルク、重力傾斜トルク、残留磁気トルクを考慮している。

5. 軌道上の実験結果

5.1. 外乱トルクの見積り^[10]

大気抵抗トルク、太陽輻射圧トルク、重力傾斜トルクは姿勢シミュレータにより見積もることが可能だが、残留磁気トルクは軌道上データを用いて推定する必要がある。まず、全外乱トルク量 T をオイラーの回転の運動方程式

$$T = J\dot{\omega} + \omega \times (J\omega) \quad (2)$$

より、式(2)の右辺を軌道上のジャイロセンサの計測データ ω 及び地上での慣性テンソルの測定値 J を用いて求めることができる。但し、 $\dot{\omega}$ は中心差分を用いることで求めている。式(2)より、全外乱トルク量は 5.0×10^{-5} [Nm] オーダーであることが分かった。残留磁気トルク T_μ は、残留磁気モーメントを M_μ 、磁気センサの計測データを B とすると、

$$T = T_\mu + T_{other} \approx M_\mu \times B = J\dot{\omega} + \omega \times (J\omega) \quad (3)$$

とすることで求めることができる。ただし、全外乱トルク量から $T_\mu \gg T_{other}$ と仮定している。以上より、SPROUT の外乱トルクは以下の表 5.1 の通りとなった。

表 5.1 外乱トルクの見積り量 (最悪値)

残留磁気トルク	5.0×10^{-5} [Nm]
大気抵抗トルク	5.0×10^{-7} [Nm]
太陽輻射圧トルク	1.0×10^{-8} [Nm]
重力傾斜トルク	8.0×10^{-14} [Nm]

表 5.1 から、外乱トルクは残留磁気トルクが支配的であるといえる。また、式(3)より、残留磁気モーメントは $M_x = -0.3211$, $M_y = -0.2094$, $M_z = -0.0201$ と得られた。ただし、単位は全て Am^2 である。

5.2. 軌道上姿勢制御実験結果

軌道上での SPROUT のデスピ制御の条件を表 5.2 に示し、デスピ制御実験の結果を図 5.1 に示す。

表 5.2 デスピ制御実験の条件

磁気トルカ出力時間	10 秒
磁気トルカ停止時間	2.5 秒
姿勢制御時間	1200 秒
姿勢制御ゲイン	100000

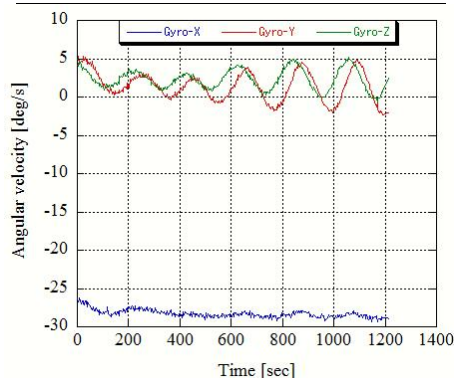


図 5.1 軌道上デスピ制御実験結果 (較正前)

図 5.1 から、デスピ制御を実施したにも関わらず角速度が減衰する方向に制御されていないことが分かる。原因は、磁気センサの方向ベクトルが真値に対して誤差を多く含んだことで、磁気トルカから所望方向にトルクを加えられていな

いからであると考えられる。そこで、次節に示す通り磁気センサの誤差を減らすため、較正を行った。

5.3. 軌道上データを用いた磁気センサの較正

図 5.2 より IGRF 地磁場モデルを真値として考えると、磁気センサと IGRF 地磁場モデルの値をノルムで比較した際に、最大で約 ± 20000 [nT] 程度の誤差を生じていることが分かる。そのため、軌道上データを用いて磁気センサを、最小二乗法を用いて較正する。

$$E(s, b) = \sum (|B(s, b)|^2 - |IGRF(x, y, z, t)|^2) \quad (4)$$

$$B = s_i V_i + b_i \quad (i = 1, 2, 3) \quad (5)$$

ただし、 $IGRF(x, y, z, t)$ は IGRF 磁場モデルから得られる磁場ベクトル、 s はスケール値、 b はバイアス値、 V は磁気センサから得られる電圧データである。較正方法としては、式(4)に示す評価関数を最小とするよう、ガウス・ニュートン法を用い、スケール値及びバイアス値を推定し、軌道上の衛星に推定したパラメータ値をアップロードする。磁気センサの較正結果を図 5.2 の Calibrated result に示す。

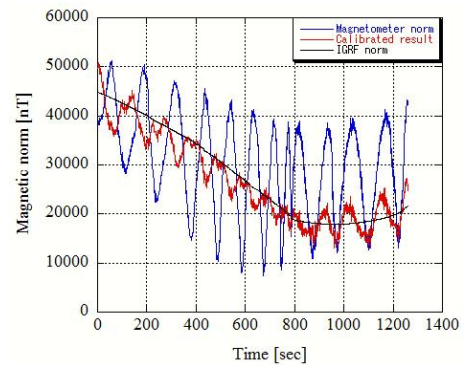


図 5.2 IGRF モデルと較正前後の磁気センサのノルム比較

図 5.2 より、較正後の磁気センサと IGRF モデルのノルム誤差を最大で約 ± 5000 [nT] 程度まで抑えることができた。較正後の磁気センサのベクトルに対する、較正前の磁気センサの角度誤差を図 5.3 に示す。

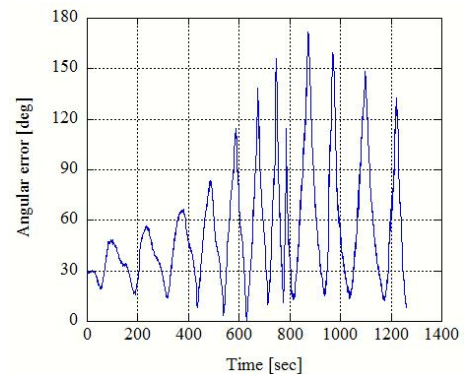


図 5.3 較正前後での磁気センサの角度誤差

図 5.3 から、較正前は較正後に対して約 $20 \sim 170$ [deg] 程度の角度誤差を持っていたことが分かる。角度誤差を生じる原因は、構体のもつ残留磁気や搭載基板の電源ラインによる磁気外乱等が考えられる。

5.4. 磁気センサ較正後の軌道上姿勢制御実験結果

磁気センサの較正後に実施した、軌道上での SPROUT のデスピ制御実験の結果を以下の図 5.4 に示す。デスピ制御の条件としては、磁気トルカの停止時間及び姿勢制御ゲインを表 5.2 に示すものと同じ値を用いており、磁気トルカの

出力時間の違いによる挙動もみるために、磁気トルカの出力時間を5秒に変更した。

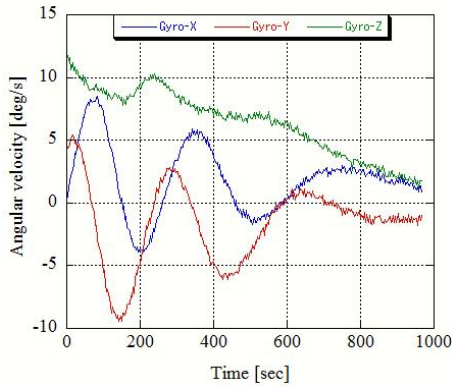


図 5.4 磁気センサ較正後の軌道上デスピン制御実験結果

図 5.4 の結果より、デスピン制御により角速度が減衰していることがわかる。これは、磁気センサの較正により、磁気トルカが所望方向へ出力できたからと考えられる。今回のデスピン制御結果から、5.3 節で示した磁気センサの較正方法は有効であるといえる。

6. 考察

図 5.1 に示す軌道上のデスピン制御により角速度が減衰しなかった原因は、図 5.3 に示す通り、磁気センサの較正前後で最大 170[deg]程度の角度誤差を含んでいたからであると考えられる。磁気センサの角度誤差が 90[deg]を越えると所望方向とは別方向に出力する磁気トルカが発生する。図 5.1 では、角度誤差が一時的に 90[deg]を上回っているが、デスピン制御時の姿勢や軌道の条件によっては定常的に角度誤差が大きい状態で維持されるケースがあるため、それが起因して角速度が減衰しなかったと考えられる。

また、姿勢シミュレータと軌道上の挙動の比較を行うため、図 5.4 の軌道上のデスピン制御と同条件で姿勢シミュレータを用いた姿勢解析を行った結果を図 6.1 に示す。なお、non mag moment で示している結果は、残留磁気モーメントをゼロとした場合での解析結果である。

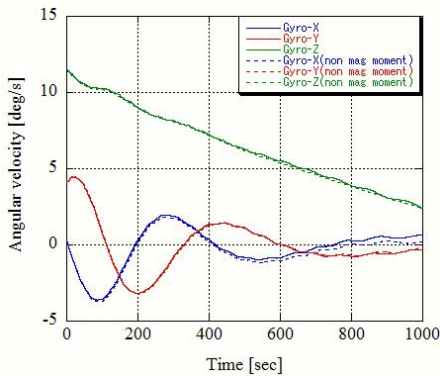


図 6.1 シミュレーション結果

図 5.4 と図 6.1 の振動の減衰比をみると、Z 軸は共に過減衰で、制御終了時の軌道上データが $\omega_z=1.74[\text{deg/s}]$ 、シミュレーション結果が $\omega_z=2.79[\text{deg/s}]$ であるため、誤差を 1[deg/s]程度に抑えることができた。X 軸と Y 軸はそれぞれ負方向の振幅を用いて比較すると、軌道上データが $\xi_x=0.155$ 、 $\xi_y=0.069$ 、シミュレーション結果は $\xi_x=0.203$ 、 $\xi_y=0.235$ となり、シミュレーション結果のほうが収束しやすいという結果が得られた。解析との不一致は、環境外乱及び衛星のモデル化誤差や、残留磁気モーメントの推定値に誤差がのっていること、軌道上

では磁気トルカの温度が変化したことによりコイルの抵抗値が変化し、磁気トルカの発生磁気モーメントが向上もしくは低下したなどが考えられる。なお、残留磁気モーメントによる影響があるにも関わらず角速度が減衰する理由は、磁気トルカのスペック値を越えていなければ、所望方向にトルクを加えることができるためであると考えられる。

また、図 5.1 及び図 5.4 に示す実験と同様に、磁気トルカの出力時間を変えた場合でのシミュレーション結果を図 6.2 に示す。但し、初期条件は図 5.4 の実験と同じである。

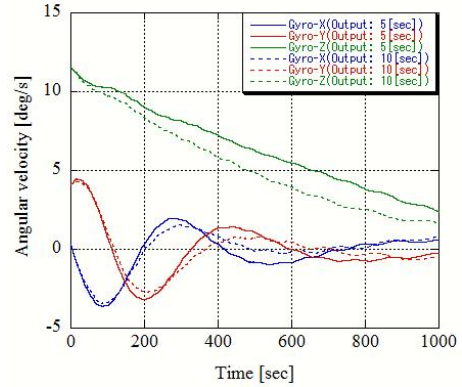


図 6.2 磁気トルカの出力時間の違いによる挙動の比較

図 6.2 より、磁気トルカの出力時間を変えたとしても、デスピン制御による角速度の減衰の成否には支配的な影響を与えないと言える。以上より、軌道上での姿勢制御の成否には磁気センサの誤差の大きさに依存することが言える。

7. 結論

本研究の結論を以下にまとめる。

- 数 kg 級衛星の姿勢決定・制御システムの構築を行い、軌道上で姿勢制御の実証実験を実施した。
- 磁気トルカを用いた軌道上の姿勢制御の成否には、磁気センサの誤差に依存することを示した。
- 軌道上データを使用した、最小二乗法により磁気センサを較正する手法の提案を行い、その有用性を示した。

今後は、軌道上でデスピン制御を再度繰り返すことにより、姿勢安定度を評価していく。加えて、拡張カルマンフィルタを用いてセンサノイズを除去することにより、姿勢安定度をどこまで向上させることができるか検証していく。また、指向制御を実施することにより、指向精度の評価を行っていく。

8. 参考文献・出典

- [1] 金岡充晃, 超小型衛星の国際動向と国内の課題, 第 58 回宇宙科学技術連合講演会講演集, 1A17, JSASS-2014-4035, 2014.
- [2] 大日向他, 複合膜面構造物展開実証衛星「SPROUT」の膜面展開結果(第一報), 第 59 回宇宙科学技術連合講演会, 2I11, 2015.
- [3] Kento Ohinata et al., Attitude Determination and Control of Nano-Satellite “SPROUT”, 30th ISTS, ISTS2015-f-42, 2015.
- [4] Felix R. Hoots, Ronald L. Roehrich, Models for Propagation of NORAD Element Sets, 1980.
- [5] Jeremy Davis, Mathematical Modeling of Earth’s Magnetic Field TECHNICAL NOTE, 2004.
- [6] 長沢工, 天体の位置計算 増補版, 地人書館.
- [7] 人工衛星の力学と制御ハンドブック, 培風館, 2007.
- [8] F. Landis Markley and Daniele Mortari, HOW TO ESTIMATE ATTITUDE FROM VECTOR OBSERVATIONS, AAS Paper, pp.99-427, 1999.
- [9] 二宮他, 天文観測用科学衛星の姿勢決定系におけるカルマンフィルタ, 宇宙科学研究所技報第 102 号, 1999.
- [10] S. Busch et al, UWE-3, in-orbit performance and lessons learned of a modular and flexible satellite bus for future pico-satellite formations, Acta Astronautica 177 (2015), 73-89, 2015.