

# 超小型人工衛星 SPROUT の姿勢制御系の開発

## Development of Attitude Determination and Control System for Pico-Satellite SPROUT

指導教授 宮崎康行

M2014 田中 惇

### 1. 緒言

#### 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、科学技術や新技術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、ビジネス利用が可能となる宇宙産業の確立が困難であった。市場を活性化させるためには、国からの資金提供のみに頼るのではなく、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。

日本大学では、これまでに超小型人工衛星 SEEDS-I, SEEDS-II を打ち上げており、現在も SEEDS-II の運用を続けている。また、SEEDS で培われたバス部の基礎技術を基に、後継機の **SPace Research On Unique Technology “SPROUT”** の開発を進めている<sup>[1]</sup>。SPROUT は、H-II A ロケットによる ALOS-2 相乗り小型副衛星として、JAXA より相乗り打ち上げの内定をいただいている。打ち上げ時には一辺が約 20cm の立方体形状をした質量が約 6.7kg の衛星であり、2 本のアルミラミネート製インフレーターチューブと正三角形形状のポリイミド膜から成る複合膜面を展開する。Fig.1 に SPROUT の外観を示す。複合膜面構造物は、大型で超軽量のソーラパネルやソーラセルなどの将来の大型軽量宇宙構造物への適用を目指して、日本を中心に研究が進められている。

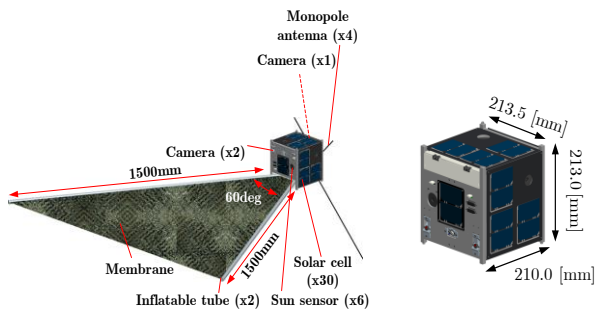


Fig. 1 SPROUT の外観

さらに複合膜面構造物を有する SPROUT では、独自開発による磁気トルカと民製品のセンサを利用した 3 軸姿勢制御の実証実験を行う。複合膜面の展開前後による姿勢状態の変化を評価するためには、衛星の姿勢決定・制御を適切に行う必要がある。また、今後超小型人工衛星を利用したビジネスモデルにおいて、可能となるミッション範囲を拡大させるためにも、姿勢制御は必要な技術要素である。

既に姿勢決定・制御系を搭載した数 kg 級衛星はいくつか打ち上げられているが、必ずしも十分な成功、あるいは軌道上での技術評価ができていたとは言い難い。超小型人工衛星で姿勢決定・制御する場合、搭載可能な機器のサイズや重量に制限があり、スターセンサ、スラスタ、リアクションホールなど比較的大型の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、姿勢検出センサに磁気センサ・ジャイロセンサ・太陽センサ、姿勢制御アクチュエータに磁気トルカを採用した。さらに、低コストを実現す

るため高価な宇宙用製品を用いるのではなく比較的安価な民製品を組合せることで姿勢制御系の開発を行うことにした。このような簡易なセンサやアクチュエータを用いることで、どこまで姿勢決定・制御を行うことが可能であるのかを評価することが、SPROUT における姿勢制御系の実証実験の狙いである。

#### 1.2. 本研究の目的

- 1.1 節の背景をふまえ、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安価で軽量の機器の開発
  - 姿勢制御アルゴリズムの構築と評価

### 2. 姿勢制御系のシステム構成

姿勢制御系のシステムダイアグラムを Fig.2 に示す。姿勢制御システム(以下 ADCS)は、1つの MPU を有しており、C&DH からコマンドを受け取ることによって、その命令を実効する。C&DH は C&DH1, C&DH2 の 2 つに分かれており、それぞれ工学ミッション系、アウトリーチミッション系のコマンドとデータを処理するシステムである。取得したセンサデータや MPU で処理した姿勢計算は、FEPROM に保存し C&DH に送信することが可能である。SPROUT に搭載するセンサは、3 つのグループに大別されている。主にセンサグループ 1 は、バス電圧や太陽電池の発電量など衛星の状態を把握するためのハウスキーピングデータであり、センサグループ 2 は、ジャイロセンサ×3、磁気センサ×1、太陽センサ×6、温度センサ×4 から構成される姿勢系に関するデータ、センサグループ 3 は膜面展開ミッションで使用する圧力センサとピエゾセンサである。ADCS はセンサグループ 2 のデータを取得し、姿勢計算を行う。センサグループ 2 は、ADCS, C&DH1 のそれぞれが独立してデータを取得することが可能である。RTC は衛星時間をカウントしてデータし、CW, C&DH, INF, ADCS, CAM1, CAM3 に直接送信する。衛星の各システムは RTC からのデータをもとに同期をとることが可能である。ADCS は CAM3 とデータラインが接続されており、これによって衛星を地球中心方向に向けた状態でカメラにシャッターフラグを送信することが可能になっている。

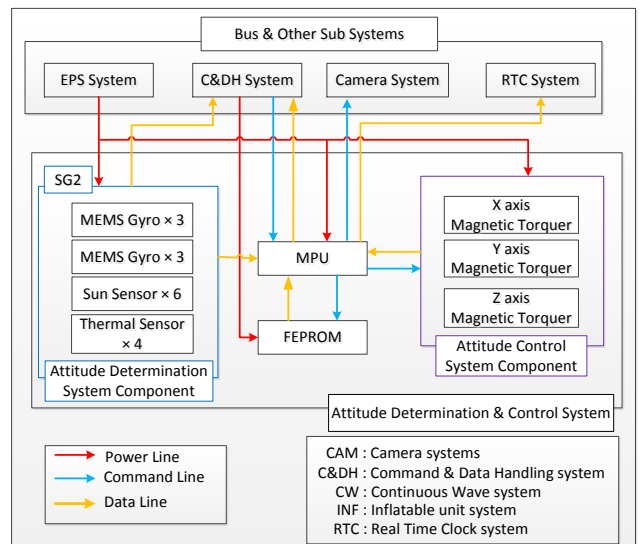


Fig. 2 ADCS システムダイアグラム

### 3. 搭載機器

#### 3.1. 姿勢制御系システム基板

SPROUTの基板開発では、カートリッジ方式を採用している。マザーボード上に複数のカートリッジスロットが存在し、マザーボードを経由することで各システム基板は互いに通信することが可能である。ADCS基板は一辺が約18cmの2層基板であり、1層目はMPU、データ保存ユニット、A/D変換ユニット、2層目は磁気トルカ制御ユニット、電圧変換ユニットを搭載している。Fig.3に姿勢制御系システム基板を示す。ADCS系センサとのアクセスはADCS基板上にPHコネクタを設けており、ハーネスを介して、電源供給及びデータの受信を行う。

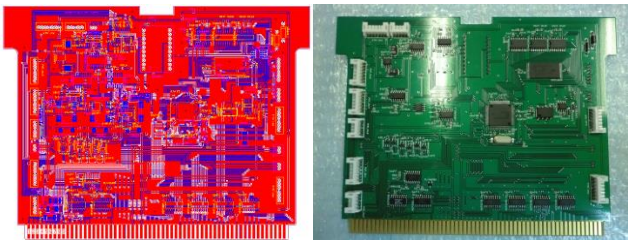


Fig. 3 姿勢制御系システム基板 TRAX (左) 実物(右)

#### 3.2. 太陽センサ

SPROUTに搭載する太陽センサは受光素子に2次元PSD(Position Sensing Detector)を用いて、独自に開発したものである。精密ピンホールを通過した太陽光のPSDへの入射位置を検出することで、太陽方向を求める。測定範囲は±55deg.である。質量は29.2gであり、カバーには黒色アルマイト処理を施している。SPROUTではこの太陽センサを衛星の各面に配置し、合計6個の太陽センサを搭載することで、全天の太陽方向検出を行う。Fig.4に太陽センサの外観を示す。

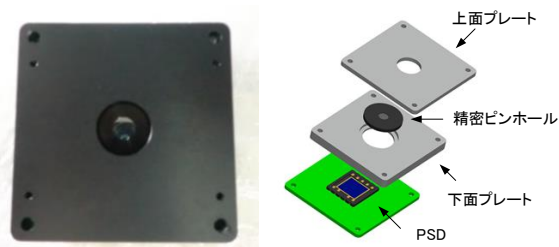


Fig. 4 太陽センサ

開発した太陽センサは、太陽模擬ライト及びソーラシミュレータを用いて動作試験を行った。太陽模擬ライトを用いた試験では、太陽センサを暗室内に設けた回転台に取り付け、光の入射角の測定を行った。Fig.5及びFig.6に実験の様子と実験結果を示す。ここで、太陽光の位置ベクトル  $s$  を  $s = [x \ y \ h]^T$ 、太陽光の入射角  $\theta$  を  $\theta = \tan^{-1} \sqrt{x^2 + y^2} / h$  とする。この実験から±5.3deg.以内の誤差で測定できていることを確認した。

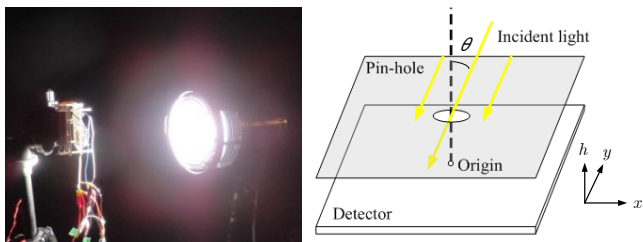


Fig. 5 太陽模擬ライトによる入射角測定

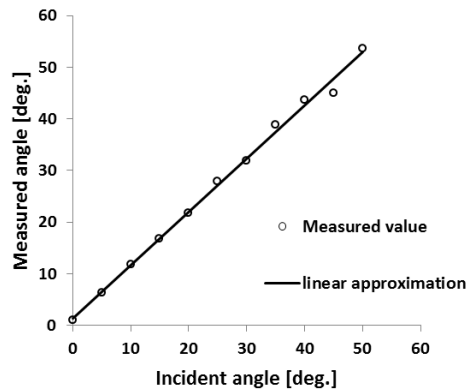


Fig. 6 入射角測定結果

ソーラシミュレータを用いた試験では、放射照度 500 W/m<sup>2</sup> から宇宙空間で想定される最大放射照度 1400W/m<sup>2</sup> までを、PSDに照射し、出力値が飽和することなく正常に動作していることを確認した。Fig.7及びFig8に実験の様子と実験結果を示す。

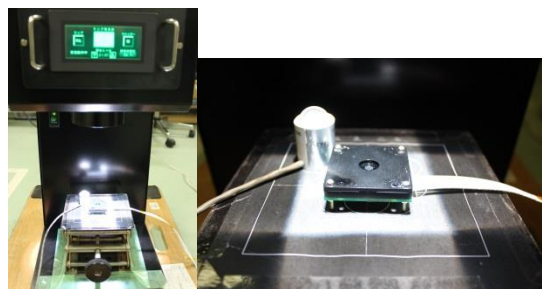


Fig. 7 ソーラシミュレータによる試験

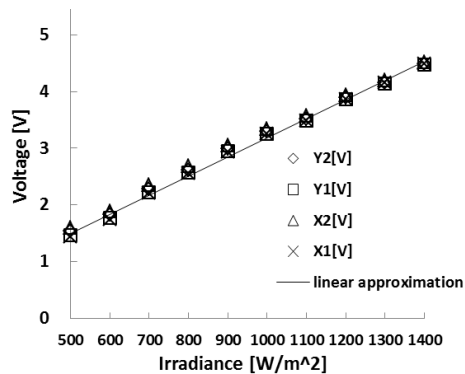


Fig. 8 放射照度と出力値の関係

#### 3.3. 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個搭載する。動作試験には3軸回転台を用いて行った。この回転台に衛星を取り付け±100deg./secの範囲で20deg./sec刻みで衛星を回転させた。この試験では、全てのジャイロセンサがそれぞれの角速度に応じた電圧を出力していることを確認した。Fig.9及びFig10に実験の様子と実験結果を示す。



Fig. 9 3軸回転台を用いた試験

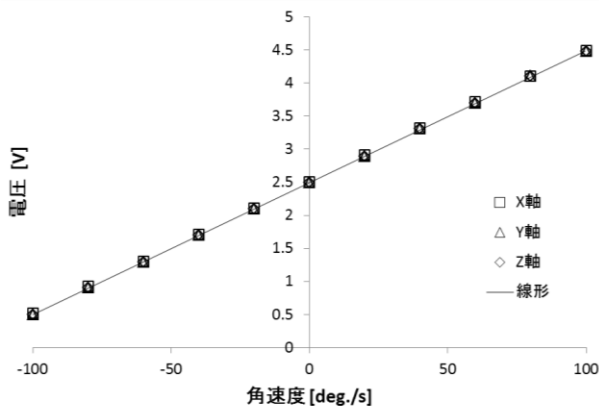


Fig. 10 角速度と出力値の関係

### 3.4. 磁気センサ

磁気センサは3軸の磁場測定が可能であるモジュールを使用する。質量は4g、測定範囲は±2gaussである。磁気センサはADCS基板に取り付けており、ローパスフィルタを通してデータをMPUに送信する。

### 3.5. 磁気トルカ

磁気トルカはコイルに電流を流すことで磁界を発生させ、外部磁場との相互作用を利用してトルクを発生させる姿勢制御アクチュエータである。SPROUTではロッド型磁気トルカを3本搭載する。1本あたりの最大発生磁気モーメントは0.6Am<sup>2</sup>である。質量は46.7g、長さ10cm、及び直径6mmである。ADCS基板上の磁気トルカ動作回路にモータドライバを搭載しており、MPUからPWM信号を入力することで動作する。

磁気トルカを製作する上で、コイル線をコア材に巻き付けるために巻き線機を用いた。巻き線機にはモータが取り付けられており、コア材が回転することでコイル線がコア材に巻きつけられる。Fig.11に巻き線機の外観、及び磁気トルカの外観を示す。

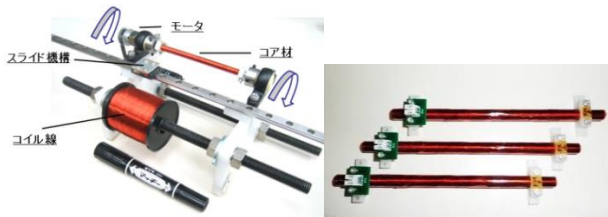


Fig. 11 巻き線機(左) 磁気トルカ(右)

### 3.6. 搭載機器の質量

ADCSの搭載機器の質量をTable1に示す。SPROUTの質量6.7kgに対して、ADCSが占める割合は約7%である。

Table 1 搭載機器の質量

名称	個数	質量 g
ADCS/SG2 基板	1	96.5
太陽センサ	6	177.4
ジャイロセンサ	3	49.4
磁気トルカ	3	140.1
合計		463.4

また、磁気トルカを用いた姿勢制御系を搭載している小型衛星<sup>[2][3][4]</sup>の衛星質量に対する制御系質量の比をTable2に示す。この値から質量比20%程度の衛星が比較的多いといえる。

Table 2 衛星質量と制御系質量の比

名称	衛星質量 kg	制御系質量 kg	質量比%
Chasqui	1	0.2	20.0
QB50	2	0.41	20.5
れいめい	60	16.88	28.1

### 3.7. 搭載機器の開発費用

ADCSの搭載機器の開発費用をTable3に示す。合計金額は約81万円(人件費を含まず)である。

Table 3 搭載機器の開発費用(1機あたり)

名称	費用¥
購入パーツ	409,016
基板製造/実装	194,028
太陽センサカバー製造	206,640
アルマイト処理	
合計(税込)	809,684

## 4. 姿勢決定・制御アルゴリズム

SPROUTでは、姿勢決定アルゴリズムとしてTRIAD法、FOAM法、q-Method、EKF、姿勢制御アルゴリズムにはB-dot則<sup>[5]</sup>、クロスプロダクト則<sup>[6]</sup>をオンボードに搭載する。

### 4.1. B-dot 制御則

B-dot 制御則とは、衛星がもつ回転エネルギー  $E$  を減少させる制御則である。磁気センサにより地磁場ベクトル  $\mathbf{B}$  を測定し、衛星の角速度  $\boldsymbol{\omega}$  を0に収束させるために必要な磁気モーメント  $\mathbf{M}$  を算出する。ここで、 $k_b$  を比例ゲインとする。

$$\frac{dE}{dt} = \mathbf{M}^t \cdot \mathbf{B} \times \boldsymbol{\omega} < 0 \quad (1)$$

ここで、磁気モーメント  $\mathbf{M}$  は

$$\mathbf{M} = -k_b \mathbf{B} \times \boldsymbol{\omega} \quad (2)$$

である。

### 4.2. クロスプロダクト制御則

クロスプロダクト制御則とは、衛星の姿勢  $(\mathbf{q} + \mathbf{q}_4)$  を任意の目標姿勢  $(\mathbf{q}_t + \mathbf{q}_{4t})$  に指向させるために必要となる磁気モーメントを算出する制御則である。ここで、必要となるトルク量  $N_{torque}$  は、リアプノフ関数  $V$  を

$$V = k_p \left[ q_4 - q_{4t} \right]^2 + \frac{1}{2} \boldsymbol{\omega} \cdot \mathbf{J} \boldsymbol{\omega} \quad (3)$$

とすると

$$N_{torque} = k_p \mathbf{q}_e - k_v \boldsymbol{\omega} \quad (4)$$

と算出され、必要となる磁気モーメント  $\mathbf{M}$  は

$$\mathbf{M} = -\frac{1}{|\mathbf{B}|} \left[ N_{torque} \times \frac{\mathbf{B}}{|\mathbf{B}|} \right] \quad (5)$$

より算出される。ただし  $k_p$ 、 $k_v$  はそれぞれポイントゲイン、レートゲインである。 $\mathbf{q}_e$  はクォータニオンエラーと呼ばれ、以下の式で算出される。

$$\begin{cases} \mathbf{q}_e = -q_4 \mathbf{q} + q_4 \mathbf{q}_t - \mathbf{q} \times \mathbf{q}_t \\ q_{4e} = q_4 q_{4t} + \mathbf{q} \cdot \mathbf{q}_t \end{cases} \quad (6)$$

## 5. シミュレータによる姿勢解析

姿勢決定・制御アルゴリズムの妥当性を評価するために、姿勢シミュレータを用いて解析を行った。B-dot 制御則によるデスピ制御、及び TRIAD 法による姿勢決定とクロスプロダクト制御則を用いた指向制御の一例を示す。Fig.12 に姿勢シミュレータのブロック図、及び Fig13 に SPROUT の解析モデルを示す。軌道条件は Table4 に示す主衛星 ALOS-2 の予定投入軌道を用いた。

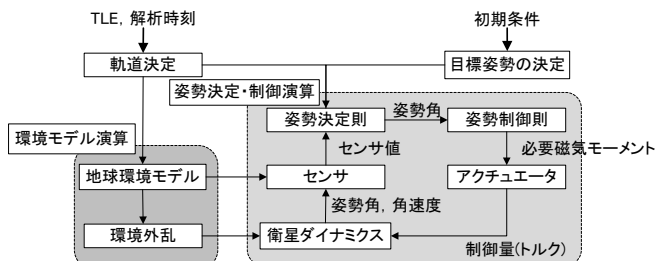


Fig. 12 姿勢シミュレータブロック図

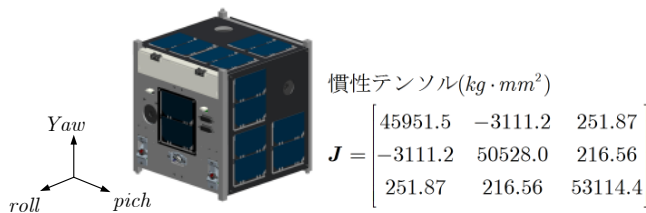


Fig. 13 SPROUT の姿勢解析モデル

Table 4 軌道条件

軌道	太陽同期準回帰軌道
軌道高度	628km
軌道傾斜角	97.9deg.

### 5.1. デスピ制御

デスピ制御の解析条件、及び解析結果をそれぞれ Table5、Fig.14 に示す。

Table 5 搭載機器の開発費用

解析時間	6000s
初期角速度	5.0deg./s
ゲイン $k_b$	150000

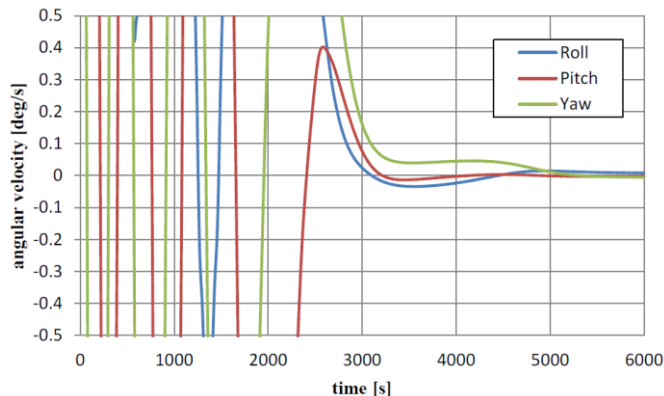


Fig. 14 デスピ制御解析結果

### 5.2. 指向制御

指向制御の解析条件、及び解析結果をそれぞれ Table6、Fig.15 に示す。

Table 6 指向制御解析条件

解析時間	6000s
初期角速度	Roll = Pitch = Yaw = 0.1deg./s
初期オイラー角	Roll = Pitch = Yaw = 60.0deg.
目標オイラー角	Roll = Pitch = Yaw = 0.0deg.
ゲイン	$K_p = K_r = 0.00019$

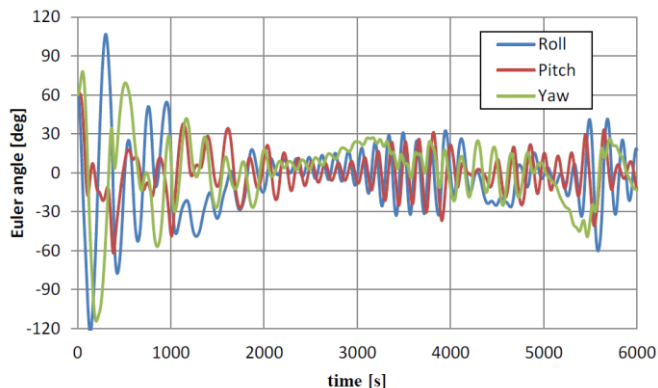


Fig. 15 指向制御解析結果

### 5.3. 考察

デスピ制御では、Fig.14 より制御開始から 3500sec 程度で角速度が 0.1deg./sec 以内に収束していることがわかる。また、指向制御では、Fig.15 より 2500sec 程度で指向精度が 10deg.以内に収まっているが、姿勢が乱れ、振動していることがわかる。この原因としては、SPROUT には磁気トルカは互いに直交するように 3 本搭載されているが、磁気トルカの出カトルク方向が地磁場方向に対して垂直方向にしか出すことができないという制約があるため、所望トルクに対して、出カトルクが出せていないためであると考えられる。ここで、SPROUT に搭載しているカメラでの地球撮影について考察する。ADCS が地球方向にカメラが向いたと判断し、カメラにシャッターフラグを送信してから 0.2sec 以内にカメラはシャッターを切るため、地球方向を向いている時間が数分程度でも、十分に地球を撮影することは可能であると考えられる。また、シャッターフラグを送るための閾値となる衛星の角速度とクォータニオンの値は、地上からの Uplink により任意に決めることができる。さらに Downlink を行った地球画像から撮影された地域を特定することで SPROUT の姿勢制御精度の評価を行える。

### 6. 結言

本研究の結論を以下に示す。

- 超小型人工衛星に搭載可能な安価で軽量の機器の開発を行った。
- 姿勢制御アルゴリズムの構築と評価を行い、デスピ及び指向制御について有効であることを示した。

### 7. 参考文献

- [1] Yamazaki, M, Nihon university Nano-satellite Development Project Team and Miyazaki, Y., "Mission of Piggy-back Satellite SPROUT Launched with ALOS-2" Technical on Space Aero nautical and Navigational, Tsukuba Japan, vol.112, no. 107, June 2012, SANE2012-34, pp.77-81
- [2] Renato Miyagusuku, Hybrid Magnetic Attitude Control System under CubeSat Standards, IEEE, pp.1, 2011
- [3] Vaivos Lappas, QB50 ADCS + GPS, pp16, [https://www.qb50.eu/download/3rdQB50Workshop\\_presentations/07-ADCS%202.2.12-Lappas-3rdQB50Workshop.pdf](https://www.qb50.eu/download/3rdQB50Workshop_presentations/07-ADCS%202.2.12-Lappas-3rdQB50Workshop.pdf)
- [4] 坂井 真一郎, 小型衛星向け姿勢制御系の開発, pp.12 [http://tamago.mtk.nao.ac.jp/decigo/viewgraph\\_05/Sakai.pdf](http://tamago.mtk.nao.ac.jp/decigo/viewgraph_05/Sakai.pdf)
- [5] 人工衛星の力学と制御ハンドブック, 培風館, pp.723-725, 2007