

超小型人工衛星における姿勢決定・制御系の開発 Development of Attitude Determination and Control System on nano-satellite

○大日向健人¹, 山崎政彦², 宮崎康行²*Kento Ohinata¹, Masahiko Yamazaki², Yasuyuki Miyazaki²

Abstract: The nano-satellite SPROUT was selected as one of the piggy-back satellites of ALOS-2 last year, and is now under development in Miyazaki laboratory at Department of Aerospace Engineering in Nihon University. The main mission of SPROUT is the deployment of a large membrane assisted by inflatable tubes. SPROUT will also conduct attitude determination and control mission. The summary of the attitude determination and control technologies mounted on SPROUT is presented in this paper.

1. はじめに

日本大学理工学部航空宇宙工学科宮崎研究室では、超小型人工衛星(CubeSat)開発プロジェクトを行っており、2008年4月にはSEEDS-IIが Satish Dhawan Space Centre(インド)から打ち上がった。SEED-IIは打ち上げから5年6ヶ月近くが経ち、現在も定常運用を続けている。SEEDS-IIで培ったバス技術をベースに、現在は、インフレイタブル機構を利用した複合膜面構造物の展開実証実験や軌道降下実験、画像配信やデジピータ等のアマチュア無線家を対称としたサービスを目的とした SPROUT の開発を行っており、2013年度打ち上げ予定の ALOS-2 相乗り公募小型副衛星に内定している。

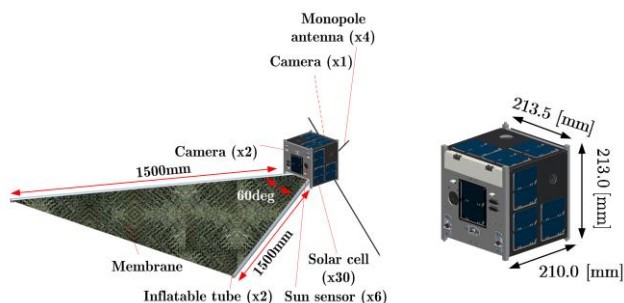


図 1 SPROUT 外観

2. SPROUT のミッション

SPROUT のミッションは、2つに分類される。1つは工学ミッションであり、もう一方はアウトリーチミッションである。

(1) 工学ミッション

- 複合膜面構造物の展開実証
- 複合膜面構造物の設計手法の実証
- 数 kg 級衛星用姿勢決定・制御技術の実証
- 複合膜面構造物による軌道降下率変化の予測

(2) アウトリーチミッション

- アマチュア無線化による衛星運用

- 地域交流活動

- 地球画像やプロジェクト活動の情報提供

3. SPROUT 姿勢系

姿勢決定にはジャイロ、太陽センサ、地磁気センサの3つのセンサを利用する。また、姿勢制御は磁気トルカを用いて3軸制御を行う。太陽センサと磁気トルカは、我々の研究室で自作を行っている。

姿勢決定・制御アルゴリズムは、姿勢系搭載マイコンで処理される。現時点で、搭載予定の姿勢決定アルゴリズムは、TRIAD法、FOAMで、姿勢制御アルゴリズムは、B-dot制御則、クロスプロダクト制御則である。

3.1. 軌道計算

軌道計算には、地上で取得したTLEを衛星にアップリンクし、オンボードでSGP4アルゴリズムを用いて軌道計算を行う。また、姿勢決定アルゴリズムで使用する参照ベクトル(太陽方向ベクトル、地磁気方向ベクトル)を算出する際は、この結果を使用する。太陽方向ベクトルの算出では海上保安庁で提案されている近似式を利用し、地磁気方向ベクトルの算出にはIGRFモデルを利用する。

3.2. TRIAD 法

TRIAD法は簡易な姿勢決定手法である。太陽センサから太陽方向を、地磁気センサから地磁気方向を求めた、2つの観測されたベクトル $\mathbf{b}_0, \mathbf{b}_1$ を、それに対応する参照ベクトル $\mathbf{r}_0, \mathbf{r}_1$ から変換する姿勢マトリクス \mathbf{R} を算出する方法である。そのために、まず次の2つの正規直行基底を作る。

$$\begin{aligned} \mathbf{b}_2 &= \mathbf{b}_0 \times \mathbf{b}_1, & \mathbf{b}_3 &= \mathbf{b}_1 \times \mathbf{b}_2 \\ \mathbf{r}_2 &= \mathbf{r}_0 \times \mathbf{r}_1, & \mathbf{r}_3 &= \mathbf{r}_1 \times \mathbf{r}_2 \end{aligned} \quad (1)$$

それらを用いて、具体的には以下の関係を満たす姿勢マトリクスを求める方法である。

$$\mathbf{R}r_i = \mathbf{b}_i \quad (i = 1, 2, 3) \quad (2)$$

3.3. FOAM^[2]

FOAM とは、2つの参照ベクトル(太陽方向、地磁気方向)の重み付けを任意に指定し、姿勢マトリクスを算出することができる姿勢決定手法である。具体的には以下の式を用いて姿勢マトリクスを求める方法である。

$$\mathbf{R} = \mathbf{b}_3 r_3^T + \left(a_1 / \lambda \right) \left[\mathbf{b}_1 r_1^T + (\mathbf{b}_1 \times \mathbf{b}_3) (r_1 \times r_3)^T \right] + \left(a_2 / \lambda \right) \left[\mathbf{b}_2 r_2^T + (\mathbf{b}_2 \times \mathbf{b}_3) (r_2 \times r_3)^T \right] \quad (3)$$

ここで、 a_1, a_2 は重み付けパラメータであり、 λ は以下の式で算出される。

$$\lambda = \sqrt{a_1^2 + a_2^2 + 2a_1a_2 \left[(\mathbf{b}_1 \cdot \mathbf{b}_2) (r_1 \cdot r_2) + |\mathbf{b}_1 \times \mathbf{b}_2| |r_1 \times r_2| \right]} \quad (4)$$

3.4. B-dot 制御則

B-dot 制御則とは、衛星の角速度を減少させる姿勢制御則である。地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 ω を0に収束させるように必要となる磁気モーメント \mathbf{M} を算出する。具体的には以下の式より、制御に必要な磁気モーメントを算出する。

$$\mathbf{M} = k_b \dot{\mathbf{B}} \quad (5)$$

ただし、 k_b は比例ゲインであり、 $\dot{\mathbf{B}}$ は以下で算出される。

$$\dot{\mathbf{B}} = \mathbf{B} \times \omega \quad (6)$$

3.5. 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。その際に必要となるトルク量は、リアプノフ関数を

$$V = k_p \left[(\mathbf{q}_4 - \mathbf{q}_{4t})^2 + (\mathbf{q} - \mathbf{q}_t)^2 \right] + \frac{1}{2} \omega \cdot \mathbf{J} \omega \quad (7)$$

と設定すると、

$$\mathbf{N}_{torque} = k_p \mathbf{q}_e - k_r \omega \quad (8)$$

と算出され、必要磁気モーメントは

$$\mathbf{M} = -\frac{1}{|\mathbf{B}|} \left(\mathbf{N}_{torque} \times \frac{\mathbf{B}}{|\mathbf{B}|} \right) \quad (9)$$

より算出される。ただし、 k_p, k_r 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。

$$\begin{cases} \mathbf{q}_e = -q_4 \mathbf{q} + q_4 \mathbf{q}_t - \mathbf{q} \times \mathbf{q}_t \\ q_{4e} = q_4 q_{4t} + \mathbf{q} \cdot \mathbf{q}_t \end{cases} \quad (10)$$

4. 姿勢シミュレータを用いた解析

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た解析を行っている。姿勢決定・制御用のセンサ、アクチュエータ、姿勢制御演算システムを模擬した姿勢解析を行うことによって、解析結果からアルゴリズムの妥当性を評価するとともに、設計にフィードバックを行っている。姿勢シミュレータは以下のブロック図より構成されている。

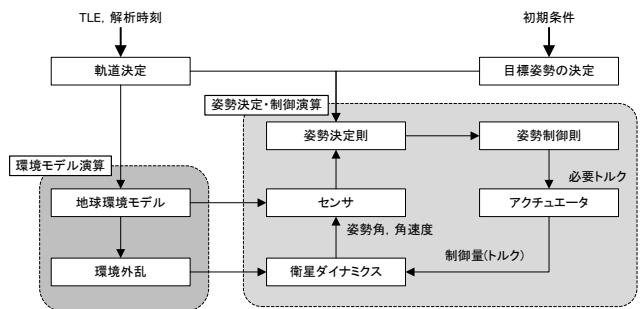


図 2 姿勢シミュレータブロック図

以下に、姿勢制御の一例である、B-dot 制御則を用いた、デスピンの制御の結果を示す。

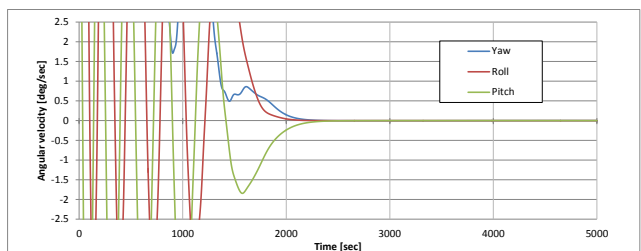


図 3 デスピン制御 (初期角速度 10[deg/sec])

現在は、環境外乱を除く姿勢シミュレータの構築までを行っており、本講演会では環境外乱を考慮した姿勢解析の結果の報告を行なう。

5. 今後の計画

拡張カルマンフィルタを用いた姿勢決定の検討を行うとともに、より実際の軌道上を模擬した姿勢解析を行うために、環境外乱を考慮した姿勢解析や、センサノイズ、処理速度等を模擬した姿勢シミュレータの構築を行い、設計反映・評価を行っていく。

6. 参考文献

[1] Marcel J.Sidi : "Spacecraft Dynamics & Control", 1997
 [2] F.Landis Markley, Daniele Mortari : "How to Estimate Attitude from Vector Observations", AAS Paper, pp99-427, 1999