K7-25

磁気トルカを用いた超小型人工衛星の姿勢決定・制御システムの開発・評価

Development and Evaluation of Attitude Control System for Nano-Satellite by Use of Magnetic-Torquer

○吉原嘉唯¹,山﨑政彦², 宮崎康行² *Kai Yoshihara¹, Masahiko Yamazaki¹, Yasuyuki Miyazaki¹

Abstract: The inflatable membrane structure development satellite SPROUT which was selected as one of the piggy-back satellites of the ALOS-2. SPROUT was launched from the Tanegashima Space Center on May 24th in 2014. The SPROUT was developed in Department of Aerospace Engineering in Nihon University. SPROUT was attitude control experiment on orbit. In this paper, the outline of the Attitude control system design of the SPROUT operation report and future plan are introduced.

1. 研究背景

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数 kg 級 の超小型人工衛星の開発が盛んに行われている.

日本大学では、2008 年 4 月 28 日に 1U クラスの SEEDS-II を 2014 年 5 月 28 日に 8U クラスの SPROUT を打ちあげた.



Figure 1. 左図: SEEDS-II, 右図: SPROUT

このような, 超小型人工衛星で姿勢制御を行う事が 出来れば、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・姿勢制御を行う場合,搭載可能な機器のサイズや 重量に制限がある. そのため, スターセンサやスラス ター、リアクションホイール等の性能は良いが比較的 大型な機器は超小型人工衛星に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 検出機器に太陽センサ、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. 特に磁気トルカは、自然力を 用いてトルクを出力するため、燃料の寿命を気にする 事無く使用する事が出来る. しかし, 磁気トルカはス ラスターやリアクションホイールよりも出力されるト ルク量は低いため、磁気トルカを用いた人工衛星の姿 勢制御精度はリアクションホイールを用いた制御精度 の数千分の一程度となっている. 磁気トルカによる姿 勢制御システムの精度を向上する事が出来れば, 今後 の超小型人工衛星には有利になる.



Figure 2. 磁気トルカ

人工衛星の姿勢制御を軌道上で行う際には、予め地上で姿勢制御シミュレーションを行い、磁気トルカの制御量、制御ゲインを決定する。制御量、制御ゲインを決定するために衛星に働く外力も同時に計算する必要がある。超小型人工衛星に働く支配的な外力として残留磁気トルクが挙げられ、残留磁気トルクを精度良く推定する事が出来れば、姿勢制御精度の向上に繋がると考えられる。

2. 研究目的・手順

以上の研究背景より、本研究では、磁気トルカを用いた超小型人工衛星の姿勢制御精度の向上を目的として、軌道上データを用いた衛星残留磁気トルクの推定を行った。本論文では、平成28年度1月~平成28年2月までにSPROUTにて取得した軌道上データより外乱トルクの推定と地磁気センサの較正、較正したセンサ値を用いてDespin制御の実施結果を示す。その後の研究手順としては、Despin制御後の角速度が0[deg/sec]付近に収束した時からのジャイロセンサ、地磁気センサの軌道上データを取得する。その後、それらのデータを用いて再度地磁気センサの較正、及び較正後の地磁気センサの値を用いたジャイロセンサの較正を行う。較正した地磁気センサ・ジャイロセンサの値を用いて再度残留磁気トルクの推定を行い、トルク推定の精度向上、また姿勢制御精度の向上を図る。

3. 外乱トルク推定結果

軌道上データを用いて、SPROUT に働く外乱トルクを推定した結果を以下に示す.

Table.1 SPROUT の外乱トルク推定結果(最悪値)[1]

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]

Table.1 の外乱推定結果より、残留磁気トルクが他の外乱トルクと比較して支配的てあることが分かる.また、ここで求めた残留磁気トルクの推定には較正した地磁気センサを用いて求めた値となっている. そのため、本研究では姿勢制御の精度向上を図るため、ジャイロセンサを較正した値を用いて再度残留磁気トルクを求める.

4. 軌道上姿勢制御実験結果

地磁気センサ較正前と較正後の Despin 制御結果を示す.

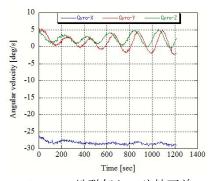


Figure 3. 地磁気センサ較正前

Figure.3 を見ると角速度は 0[deg/sec]に収束していないのが分かる. この結果から地磁気センサの軌道上較正を行った. 較正後の Despin 制御を行った結果を以下に示す.

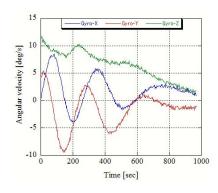


Figure 4. 地磁気センサ較正後

Figure.4 を見ると,角速度が 0[deg/sec]に収束する傾向を確認する事が出来,地磁気センサ較正が Despin 制御に有効であることが分かった.

5. センサ較正値を用いた残留磁気トルク推定方法

以上の Despin 制御結果は、地磁気センサのみを較正した結果である。また、 Despin 制御を行う際にはジャイロセンサの軌道上データも用いる事から、ジャイロセンサの較正を行い、残留磁気トルクを再度推定し、それらを考慮した Despin 制御を行う。

以下に各センサの較正値を用いた残留磁気トルク推 定方法を示す.

衛星の持つ磁気モーメント M が残留地場 B と干渉 して生じるトルク T は次の様になる.

$$\mathbf{T} = \mathbf{M}_{\mu} \times \mathbf{B}$$

$$= \tilde{\mathbf{B}} \mathbf{M}_{\mu}$$

$$where$$

$$\tilde{\mathbf{B}} = \begin{pmatrix} 0 & B_{z} & -B_{y} \\ -B_{z} & 0 & B_{x} \\ B & -B & 0 \end{pmatrix}$$

$$(1.1)$$

また、衛星全体にかかるトルクTは慣性テンソルJと 角速度センサの値 ω で表現することも出来る.

$$T = J\dot{\omega} + \omega \times (J\omega) \tag{1.2}$$

衛星にかかるトルクは残留磁気トルクが支配的であり、他のトルクは微小なものとすると、地磁気センサの値 B とジャイロセンサの値 ω から衛星の残留磁気トルクを求めることが出来る。求める際の評価関数は以下の(1.3)式の様になり、ガウスニュートン法にて最小解を求める。

$$\mathbf{E}(\mathbf{M}) = \sum_{k=1}^{N} \mathbf{T} - \mathbf{B} \times \mathbf{M}^{2}$$
 (1.3)

6. 今後の予定

現在までの軌道上試験より、衛星の角速度を 0[deg/sec]に向かわせる事は確認出来た.その後の軌道上データを用いてジャイロセンサを較正し、その後、残留磁気トルクを推定する.推定した残留磁気トルクを用いて磁気トルカの出力・停止時間、制御ゲインをシミュレータにて決定し、決定した各パラメータを用いて軌道上での Despin 制御を行う.

7. 参考文献

[1] 大日向他,「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, 2015

[2] 五十里他,「超小型衛星 Nano-JASMINE の軌道上パラメータ推定計画と地上模擬実験結果」, 第 57 回宇宙科学技術連合, 2G18, 2013