B4 太陽輻射圧を用いた超小型衛星の3軸姿勢制御の検討

Prospective 3-Axis Attitude Control for Microsatellite by Using Solar Radiation Pressure

○岡野 仁庸・首都大学東京

○Yoshinobu Okano, Tokyo Metropolitan University

佐原 宏典・首都大学東京

船瀬 龍・JAXA/JSPEC

川口 淳一郎・JAXA/JSPEC

Hironori Sahara, Tokyo Metropolitan
University

Ryu Funase, JAXA/JSPEC

Junichiro Kawaguchi, JAXA/JSPEC

As many varieties of microsatellite missions have been purposed, microsatellite's performances are becoming higher level. It is important to develop higher level 3-axis attitude control mechanics. We purpose an innovative 3-axis attitude control for microsatellite by using Reflectivity Control Device, RCD which is capable of changing its reflectance by imposed voltage. This paper shows one example of 3-axis attitude control using RCD, and advantages of this method by being compared to non RCD methods which used only reaction wheel.

Key Words: Solar Radiation Pressure Torque, 3-axis Attitude Control, Reflectivity Control Device

1. 序論

今日、人工衛星は理学観測や工学実験の域に留まらず気象衛星や通信衛星といった形で我々の日常生活にも役立っているが、人工衛星の利用頻度が高まるに従ってミッションは複雑化し、それに伴い衛星内の各種バス系への要求は高度化している。その中でも姿勢制御系は、さらなる高度な情報取得のための高精度姿勢制御が求められている。一方、現在多くの大学や研究機関で開発が進められている質量100kg以下の超小型衛星においても、高精度姿勢制御が必要なミッションが提案されつつある。例えばINDEX「れいめい」(Fig.1)では0.1[deg]以内の高姿勢精度が⁽¹⁾、また超小型天文位置観測衛星 Nano-JASMINE (Fig.2)においては、 4×10^{-6} [rad/sec]の高姿勢安定が必要とされている⁽²⁾。こういったミッションのための高精度姿勢制御技術の開発が急務となっている。

一方、宇宙環境利用分野においては様々な姿勢制御技術が研究、開発されている。そもそも姿勢制御の精度は衛星を取り巻く宇宙環境要因により制限されるが、本来外乱要因のひとつであった地磁場によるトルクの発生も、近年磁気トルカを搭載させることによって逆に有益なものに変化させる姿勢制御技術が確立されている。しかしながら今後更なる高精度姿勢制御を実現するためには、新たな姿勢制御技術の開発が求められている。

そこで本研究では、軌道上の外乱要因のひとつである太陽輻射圧を組み込んだ高精度姿勢制御手法の開発を目指す。太陽輻射圧を姿勢制御に利用することは、実例としては未だ少ないが既に衛星運用の場で利用されている。MTSAT(ひまわり6号, Fig.3)では、その非対称構造性から片パドルが生み出す太陽輻射圧のカウンタとしての役割が大きい。姿勢制御に太陽輻射圧を利用できるよう延長フラッタ(ソーラーセイル)が用いられた。また小惑星探査機「はやぶさ」(Fig.4)では、ホイールの故障に伴い、1軸だけではあるが太陽輻射圧が姿勢制御に用いられている。MTSATのような静止軌道衛星やはやぶさのような地球周回軌道から脱出する宇宙機には、宇宙環境要因としては太陽輻射圧がもっとも支配的であり、また姿勢制御に比較的長い時間を充てることが可能であるため太陽輻射圧の利用は極めて有効であり、将来的にはそれらの宇宙機の姿勢制御に一般的に太陽輻射圧を利用することは大いに考えられる。

また太陽輻射圧によって姿勢制御トルクを発生させる場

合、衛星の構造にも依存するがそのトルクは極めて繊細($10^{-6} \sim 10^{-8}$ [Nm]程度)であることから、リアクションホイールなどの従来の制御アクチュエータでは発生できないような微小な制御トルクを発生できると考えられる。この繊細さが、高精度を目指したより精密な姿勢制御に利用できると考えられる。

以上のことから本研究では、太陽輻射圧を用いて高精度姿勢制御を行うことができ、かつ太陽輻射圧の姿勢制御利用が実証できるような小型衛星を検討する。

Fig.1 INDEX「れいめい」.

Fig.2 Nano-JASMINE.

Fig.3 MTSAT.

Fig.4 小惑星探査機 MUSES-C「はやぶさ」.

2. 太陽輻射圧を用いた3軸姿勢制御手法

本研究では太陽輻射圧トルクを姿勢制御に組み込むことを考えるが、太陽輻射圧のみでは大きな姿勢変更に必要な大トルクを発生することはできない。そこで本研究ではリアクションホイールを機体座標系の各軸に搭載し、大トルクが必要な粗制御にはホイールを利用し、高精度姿勢制御を行うための微細な制御トルクには太陽輻射圧を利用するような手法を検討する。

2-1 太陽輻射圧トルク

単位面積当たりの太陽輻射圧 $\mathbf{f}$ は以下の式から求めることができる。

$$\mathbf{f} = -P(\mathbf{s} \cdot \mathbf{n}) \left[(1 - C_s) \cdot \mathbf{s} + \left\{ 2(\mathbf{s} \cdot \mathbf{n})C_s + \frac{2}{3}C_d \right\} \cdot \mathbf{n} \right] \quad (1)$$

ここで、 $\mathbf{s}$ は太陽光方向の単位ベクトル、 $\mathbf{n}$ は受光面の法線単位ベクトルである。また C_s は鏡面反射率、 C_d は拡散反射率、 P は太陽光がすべて吸収された場合の輻射圧（太陽輻射圧係数）である。今回 $P = 4.617 \times 10^{-6} [\text{N/m}^2]$ とした。

太陽輻射圧トルクを計算する場合には、(1)式と重心からの位置ベクトル $\mathbf{r}$ の外積を面積分した以下の式で求めることができる。

$$T_{SRT} = \iint (\mathbf{r} \times \mathbf{f}) dA \quad (2)$$

2-2 RCD（液晶デバイス）

太陽輻射圧を姿勢制御に活用するための制御アクチュエータとして、反射率（ C_s と C_d ）を電圧印加によって変化させることのできる可変反射率液晶デバイス（Reflectivity Control Device, RCD）を用いる。RCD は 0~100[V] の電圧印加によってその上面の透過率が変化し、次の層にまで光が到達するよう変化させることができる (Fig.5)。これを利用し、電圧印加により太陽輻射圧を調整して衛星の姿勢制御を行う (Fig.6)。RCD は電圧により連続的に反射率係数を変化できることから、本研究では電圧印加による PD 制御が行えると仮定する。

Fig.5 Reflectivity change of RCD.
(left : Non Voltage, right : 100V impressed)

Fig.6 Attitude control technique by using RCD.

2-3 RCD の配置

RCD を制御アクチュエータとして用いるために、衛星に Fig.7 のような配置で4枚の RCD を取り付けけたモデルを考える。それぞれの RCD への電圧印加を適宜調節することで、太陽輻射圧トルクを制御トルクとした PD 制御を各軸について行う。尚、粗制御は全てリアクションホイールによって行うものとし、太陽輻射圧トルクによる制御は高精度姿勢制御時にのみ用いることとする。従って、太陽輻射圧トルクを計算する上で衛星の姿勢を表現するオイラー角は非常に小さいと考えられるので、衛星の状態方程式は線形化し各軸に対して独立と考えることができる。

Fig.7 Distribution of RCD.

2-4 3軸姿勢制御手法（roll, yaw 軸の制御）

以下 x , y , z 軸の回転軸を roll, pitch, yaw 軸と表記する。(2)式から、各軸独立として2次以上の項を省略し、またオイラー角は非常に小さいとして近似して、roll 軸の太陽輻射圧トルクを計算すると以下ようになる。

$$T_x = 2Pabh_0 \left[4 - 2C_{s2} - (C_{s1} + C_{s3}) \right] \phi + Pab(2l_0 + b) \left\{ \frac{2}{3} (C_{d3} - C_{d1}) - (C_{s3} - C_{s1}) \right\} \quad (3)$$

ここで a , b , l_0 , h_0 は Fig.8 で示される衛星の寸法に関するパラメータであり、反射率 C_s , C_d の二つ目の添え字は Fig.7 での RCD の番号（丸数字で記載）を示している。また

$$\begin{cases} 2Pabh_0 \left[4 - 2C_{s2} - (C_{s1} + C_{s3}) \right] = \text{const.} \equiv C_x \\ C_{d3} - C_{d1} = C_{s1} - C_{s3} \end{cases} \quad (4)$$

としたことを考慮し、(3)式を衛星の回転の運動方程式に代入し、(3)式第1項は左辺に、第2項は右辺に移項しまとめると、roll 軸の回転の運動方程式は以下ようになる。

$$I_x \ddot{\phi} + \left[4\Omega^2 (I_x - I_y) - C_x \right] \phi = \frac{5}{3} Pab(2l_0 + b)(C_{s1} - C_{s3}) + T_d \quad (5)$$

ここで I は衛星の慣性能率であり添え字は回転軸を示している。 Ω は軌道角速度、 T_d は重力傾斜トルクと太陽輻射圧トルクを除いた外乱トルクである。電圧印加により $C_{s1} - C_{s3}$ の値を制御できることから、(5)式右辺第2項が制御トルクと

して扱えることがわかる。この項を PD 制御の制御入力としてゲイン K_p , K_r を用いて(6)式のように表記する。

$$u_r(t) = \frac{5}{3} Pab(2l_0 + b)(C_{s1} - C_{s3}) \quad (6)$$

$$\equiv -K_\alpha \dot{\phi} - \{K_{pr} - 4\Omega^2(I_x - I_y) + C_s\}\phi$$

この式が太陽輻射圧トルクの制御入力の式となる。

roll 軸の制御には(6)式に基づき Fig.7 中①, ③の RCD の電圧変化によって行い, また yaw 軸の制御には②, ④の RCD によって行う。

Fig.8 Parameter of the satellite.

2-5 3 軸姿勢制御手法 (pitch 軸の制御)

roll, yaw 軸の制御は 4 端に単純に配置した RCD によって可能であるが, この状態では pitch 軸周りに太陽輻射圧によるトルクを発生させることができない。そこで, 各 RCD がピエゾ素子により, 0.1[deg]単位で角度変化できるような傾斜構造 (フラッタ構造) を用いて pitch 軸周りのトルクを生み出すことを考える。pitch 軸周りのトルクを生じさせるにあたり, 時計回りのトルクは①, ③の, また反時計回りのトルクは②, ④のフラッタを上げ, RCD の電圧を印加させることでトルクを発生させる。Fig.9 のように角度 α を持たせた場合での pitch 軸まわりの太陽輻射圧トルク計算式もまた, (1)式から以下のように求まる。

$$T_y = 2Pab(2l_0 + b)\cos\alpha \left\{ 2(C_{s1} + C_{s3})\sin\alpha\cos\alpha + \frac{2}{3}(C_{s1} + C_{s3})\sin\alpha \right\} \quad (7)$$

(7)式は, RCD①, ③を用いた場合のトルクである。②, ④を用いた場合は, (7)式の符号が逆になったものである。

Fig.9 Mechanics of Flutter using piezo element.

2-6 衛星運用軌道

太陽輻射圧を利用する上で, 常に太陽光方向や太陽光が当たる範囲を考えなくてはならない。そこで本研究では観測ミッションが可能か否か等も考慮し, 座標軸が太陽指向の太陽同期準回帰軌道を取ることにする。太陽同期軌道を取ることで軌道傾斜角は, (8)式の J_2 項の 1 次までを考慮することで求まる。

$$\frac{d\Omega}{dt} \Big|_{J_2} = -\frac{3}{2}n\left(\frac{a_e}{a}\right)2J_2\cos i \left[1 + 2e^2 - \frac{1}{32}\left(\frac{a_e}{a}\right)^2 J_2(-120 + 152\sin^2 i) \right] \quad (8)$$

太陽同期準回帰軌道を採用することで, 常に受光面に太陽光を当てることができる。また, 太陽指向にさせた場合の機体座標系の pitch 軸が, 進行方向を x 軸とした軌道座標系の y 軸とほぼみなせるので, 座標変換を容易に行うことができる。軌道高度は, 残留磁気トルクによる影響をできるだけ小さくすることと, Van Allen 帯に入らないことを考慮した高度にて運用を行うものとする。一例として, Table 1 に示す軌道パラメータを考えた。

Table 1 Orbit parameter

Orbit Parameters		
Height	5,000	[km]
Inclination	138.6	[deg]
Period	13,800	[sec]

3. シミュレーション

3-1. 外乱トルクの計算

シミュレーションを行うにあたり, ミッションは太陽観測を想定し要求姿勢精度は 0.1[deg]以内とした。今回想定される外乱トルクは, 重力傾斜トルクを制御式に組み込むとすれば, 残留磁気トルクと空力トルクが考えられる。Fig.10 に運用する軌道 1 周期における種々の外乱要因を合わせた総外乱トルクを示す。ここで, 地磁場モデルには IGRF モデルを用いた⁽³⁾⁽⁴⁾。

シミュレーションで使用した衛星の残留磁気モーメントと, 風圧中心位置と重心位置のオフセットを Table 2 に示す。残留磁気モーメントは超小型衛星の値として信頼できる INDEX の資料⁽¹⁾を参考にしたものを用い, 風圧中心位置は衛星の形状からの推定値を用いた。

Fig.10 Disturbance torque in orbit period.

3-2 衛星の各種パラメータ設定

先に計算した外乱モデルから、衛星の各種パラメータを決定する。ここで特に重要になってくるのは、発生させることのできる太陽輻射圧トルクの最大値のオーダーであり、この値は各パネルの長さ、また RCD の面積に依存する。従って、外乱トルクと太陽輻射圧トルクの値を比較しつつ衛星のパラメータを決定しなければならない。

ここで、慣性性能率と重心位置は使用するであろうセンサや衛星の構造を考えた上で算出している。各ゲインは総外乱トルクの最大値をステップ応答として模擬した場合で決定した。また、フラッタの最大角度を決定する上で、(7)式を用いて太陽輻射圧トルクが $1.0 \times 10^{-6} [\text{Nm}]$ 以上出力できるように決定した。Fig.11 にフラッタ角度と発生できる太陽輻射圧トルクの最大値の関係図を示す。

Fig.11 Relation between Flutter angle and max solar radiation pressure torque .

Table 2 Parameter of demonstrable microsatellite		
Satellite Parameters		
a	0.2	[m]
b	0.8	[m]
l_0	0.6	[m]
h_0	0.23	[m]
MOI		
[I_x, I_y, I_z]	[1.34, 1.71, 1.33]	[kgm ²]
Moment of Remaining Magnetism		
[M_x, M_y, M_z]	[-0.05, 0.05, 0.05]	[Am ²]
Offset of	[0.78, 174.85, 11.57]	[mm]
Max Flutter Angle		
α	10	[deg]
Atmosphere density		
ρ	1.0×10^{-14}	[kg/m ³]
Gain		
$K_p [x, y, z]$	[0.350, 0.400, 0.384]	[mNm/rad]
$K_r [x, y, z]$	[0.0433, 0.0524, 0.0452]	[Nmsec/rad]

3-3 シミュレーション結果

先に計算した総外乱トルクモデルを用いて、ホイールのみの制御と、ホイールと RCD を用いた制御によるシミュレーションを行った。ホイールのみのシミュレーションでは制御トルクの要求が $1.0 \times 10^{-6} [\text{Nm}]$ 以下になると制御トルクが発生しないようなシミュレーションを行った。以下に、各軸におけるホイールのみのと RCD を用いた場合での、制御入力とその姿勢角の 1 日のシミュレーション結果を示す。Fig.12 がホイールのみの制御入力、Fig.13 がホイールと RCD による制御入力、そして Fig.14 が両制御手法による姿勢角変化である。

Fig.12 Roll, Yaw axis control input (wheel only) .

Fig.13 Roll, Yaw axis control input (wheel+RCD) .

Fig.14 Roll, Yaw angle of attitude.

また、pitch 軸の制御結果も同様に示す。Fig.15 がホイールのみの制御入力、Fig.16 がホイールとフラッタ構造を有した RCD による制御入力、そして Fig.17 が両制御手法による姿勢角変化である。

Fig.15 Pitch axis control input (wheel only) .

Fig.16 Pitch axis control input (wheel+RCD) .

Fig.17 Pitch angle of attitude .

4. シミュレーション結果に関する考察

結果から、ホイールのみによる制御において 10^{-6} [Nm] 以下のトルク制御が要求された場合、短インパルスを連続して出力することで擬似的に制御入力が発生させ、姿勢を安定させていることがわかる。しかしながら、要求姿勢精度 0.1[deg] に対してホイールのみでは最大で 0.15~0.2[deg] 程度まで姿勢が変化し要求を満たしていないが、RCD を用いることで各軸ともに要求範囲内に収まっている。

また結果から以下の3つのことが読み取れる。

- ・ Fig.10 から yaw 軸と比べ若干ながら roll 軸の外乱トルクが小さい。
- ・ Fig.14 のホイールのみでの制御結果では、roll 軸制御のほうが姿勢精度が低い。
- ・ Fig.14 のホイールと RCD による制御結果では、roll, pitch 軸ともにほとんど同じ姿勢精度を示している。

これらより、外乱トルクが小さければ小さいほど RCD を高精度姿勢制御に利用することが効果的であるとわかる。

5. 結論

太陽輻射圧トルクを用いた高精度の姿勢制御手法を提案し、ホイールと RCD をもちいて外乱を抑制し 0.1[deg] 以内の姿勢制度を実現できることをシミュレーションによって示した。

太陽輻射圧を用いる上で、太陽方向を常に考えなければいけないなどミッションを制限することや、RCD の放射線等に対する信頼性の確立など課題もいくつか存在するが、ホイールに蓄積される角運動量を減少できることや高高度軌道では太陽輻射圧が外乱として支配的になり、他の外乱抑制に効果を発揮することなど利点も多く存在するので、衛星運用の場で今後一層の研究が望まれる。

参考文献

- (1) 坂井真一郎, 福島洋介, 本間貴之, 金田良介, 長尾剛司: 小型衛星 INDEX における高精度な姿勢制御系の設計とその柔軟な運用, 電子情報通信学会論文集 B vol.J88-B No.1 pp.69-78, 2005
- (2) Nobutada Sako: About Nano-JASMINE Satellite System and Project Status, ISTS 2009-f-10
- (3) Carlos M. Roithmayr: Contributions of Spherical Harmonics to Magnetic and Gravitational Fields, Langley Research Center, Hampton, Virginia 2368-2199
- (4) 中塚正: 国際標準地球磁場 IGRF とその計算ソフトウェア (3), 地質調査総合センター研究資料集 no.402
- (5) Bong Wie: Solar Sail Attitude Control and Dynamics, Part1-2, Journal of Guidance, control, and Dynamics, vol.27, 2004
- (6) 姿勢制御研究会編: 人工衛星の力学と制御ハンドブック, 培風館
- (7) 茂原正道著: 宇宙工学入門, 培風館