

論文

J. of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences 44(4), 298-307(2016)

DOI: <http://dx.doi.org/10.5139/JKSAS.2016.44.4.298>

ISSN 1225-1348(print), 2287-6871(online)

인공위성의 동역학과 토크 외란을 고려한 큐브위성의 식 기간 자세추정

최성혁, 강철우, 박찬국*

Attitude determination of cubesat during eclipse considering the satellite dynamics and torque disturbance

Sung Hyuk Choi, Chul Woo Kang and Chan Gook Park*

Department of Mechanical and Aerospace Engineering / Automation and Systems Research
Institute, Seoul National University

ABSTRACT

Attitude determination of satellite is categorized by deterministic and recursive method. The recursive algorithm using Kalman filter is widely used. Cubesat has limitation for payload to minimize then only two attitude sensors are installed which are sun sensor and magnetometer. Sun sensor measurements are useless during eclipse, however cubesat keeps estimating attitude to complete the successful mission. In this paper, Attitude determination algorithm based on Kalman filter is developed by additional term which considering the dynamics for SNUSAT-1 with disturbance torque. Verification of attitude accuracy of the algorithm is conducted during eclipse. Attitude determination algorithm is simulated to compare the performance between typical method and proposed algorithm. In addition, Attitude errors are analysed with various magnitude of disturbance torque caused by space environment.

초 록

인공위성의 자세추정은 결정론적 방법과 재귀적인 방법으로 나눌 수 있는데, 이 중 재귀적인 방법으로는 칼만 필터를 사용하여 자세를 추정하는 알고리즘이 널리 사용되고 있다. 초소형 큐브 위성의 경우 많은 탑재체를 실을 수 없기에 최소한의 자세 센서만을 이용해야 하는 제한점이 있다. 미션에 따라 식 기간 및 태양 센서의 데이터 이용이 불가능할 때에도 인공위성의 자세추정은 계속 되어야 인공위성은 임무를 성공적으로 완수할 수 있게 된다. 본 연구에서는 일반적인 인공위성의 자세추정 기법을 기반으로 큐브위성의 동역학과 토크외란을 고려하여 알고리즘을 발전시켜 식 기간에서도 더욱 정확한 자세 추정이 가능하도록 하였다. 제안된 알고리즘은 시뮬레이션을 통해 기존의 자세추정 방법과 비교하여 그 성능을 검증하였다. 또한 위성체가 우주 환경에서 운용되면서 받을 수 있는 다양한 크기의 토크외란에 따른 자세추정 오차를 분석하였다.

Key Words : Satellite Dynamics(인공위성 동역학), Cubesat(큐브위성), Extended Kalman Filter(확장 칼만 필터), Space Environment(우주 환경), Disturbance Torque(토크외란), Eclipse(식)

I. 서 론

인공위성의 자세추정은 매우 오랜 시간 동안 연구되어 왔다. 자세추정 기법은 크게 결정론적 방법과 재귀적인 방법으로 분류할 수 있으며 결정론적 방법은 아주 간단한 알고리즘을 사용하기 때문에 계산량이 매우 작고, 계산 시간 또한 매우 짧다. 하지만 그만큼 정확도가 떨어진다는 단점을 가지게 된다[1,2]. 이로 인해 재귀적인 방법의 자세결정 알고리즘 개발이 계속되어 왔으며 현재까지 널리 사용되고 있는 방법으로는 칼만 필터를 이용한 자세추정 기법이 일반적이다[3,4]. 실제 위성에는 각 알고리즘의 장점만을 이용하여 결정론적과 재귀적인 알고리즘 두 가지 모두를 사용하는 것으로 알려져 있다.

재귀적인 방법의 발전된 형태로는 상태변수와 측정치 행렬을 증가시켜 더욱 정확한 자세추정을 하는 방법과 칼만 필터의 공분산 행렬을 조절하여 좋은 추정성능을 갖도록 하는 방법으로 분류할 수 있다[5].

특히 식 기간에서 태양센서 정보의 활용이 불가능할 때 자이로 데이터와 계산된 각속도의 차이를 측정치로 이용하여 자세추정을 하는 연구가 진행되고 있다[6,7,8]. 하지만 이러한 연구에서는 위성이 받을 수 있는 우주환경에서의 토크 외란을 고려하지 않거나, 중력구배에 의한 외란만을 고려하였다. 중력구배에 의한 외란은 위성의 자세 안정화가 이루어진 후에는 아주 작은 크기만 남게 된다. 따라서 실제 위성 운용 시 시뮬레이션과는 다르게 큰 자세오차를 유발할 수 있다. 크기가 작은 위성의 경우 작은 외란에 의해서도 자세가 크게 영향을 받으므로 이와 같은 방법을 사용하려면 외란을 정확히 모델링 하거나 외란의 크기를 대략적으로 추정하는 것이 필수적이라 할 수 있다. 또한 자이로와 인공위성의 동역학을 이용해 구한 각속도의 차이를 측정치로 사용하여 자이로 바이어스만을 추정할 경우, 토크 외란에 의한 각속도 향이 자이로 바이어스와 함께 추정되어 실제 자세와는 더욱 큰 자세오차를 발생시킬 수 있다. 따라서 본 연구에서는 오일러 회전 공식에서 모델링 되지 않은 부분에 의해 발생하는 각속도 오차와, 자이로 바이어스 오차를 구분하여 추정하며 이를 통해 식 기간에서도 더욱 정확한 자세추정이 가능함을 보인다.

2.1절에서는 자세 오차방정식을 유도하고, 칼만 필터를 통한 일반적인 자세추정 기법에 대해 소개한다. 2.2절에서는 인공위성의 동역학과 토크

외란을 고려하여 상태변수와 측정치행렬을 확장시켜 태양센서 데이터를 사용할 수 없는 식 기간에서도 자세추정 성능을 향상시킬 수 있는 알고리즘을 제안한다. 기존의 방법과는 다르게 오일러 회전공식에 존재하는 각속도 오차 항을 상태변수로 추가하고, 시스템을 확장시켜 외란에 의한 각속도 오차 항을 지속적으로 추정하여 자세정확도를 향상시킬 수 있다. 시스템 모델로 사용된 오일러 회전공식은 우주 환경에서 위성이 받게 될 토크외란의 형태와 크기가 불확실하기 때문에 외란으로 작용되는 토크를 3절에서 소개한 후 토크외란과 시스템 모델의 공분산 행렬의 크기에 따라 발생하는 오차를 4절의 시뮬레이션을 통해 분석하였다. 정해진 공분산 행렬의 크기를 이용해 기존의 알고리즘과의 성능 비교를 통해 제안한 알고리즘이 더욱 정확한 자세추정이 가능함을 확인하였다.

II. 자세결정 알고리즘

2.1 일반적인 자세결정 알고리즘

인공위성의 일반적인 자세추정은 칼만 필터를 통해 이루어지며 EKF(Extended Kalman Filter)를 이용하여 자세추정을 할 경우 아래와 같은 시스템을 이용할 수 있다.

$$\delta \dot{\mathbf{x}} = F\delta \mathbf{x} + \Gamma \mathbf{w} \quad \mathbf{w} \sim N(0, Q)$$

$$\delta \mathbf{z} = H\delta \mathbf{x} + \mathbf{v} \quad \mathbf{v} \sim N(0, R)$$

행렬 F 와 H 는 각각 시스템 행렬과 관측행렬이다. 또한 $\delta \mathbf{x}$ 는 상태변수, $\delta \mathbf{z}$ 는 측정치 벡터를 의미하며 각각의 공분산 행렬(Q, R)을 통해 시스템과 측정치 모델의 불확실성을 반영하여 상태변수를 추정한다. 이 때 측정치를 통한 업데이트가 끝날 때마다 보정과정을 통해 상태변수를 추정할 수 있다. 칼만 필터를 이용한 인공위성의 자세결정 기법의 상태변수로는 자세오차(Ψ) 3개, 각 축에 대한 자이로 바이어스($\boldsymbol{\varepsilon}$) 3개로 (1)과 같이 구성하는 것이 일반적이다.

$$\delta \mathbf{x} = [\varphi_x \varphi_y \varphi_z; \varepsilon_x \varepsilon_y \varepsilon_z]^T \quad (1)$$

Ψ 를 동체 좌표계와 계산 좌표계 사이의 미소 비틀림 각 벡터로 정의하고 $\boldsymbol{\psi} = [\phi_x \phi_y \phi_z]^T$ 와 같이 표현할 수 있다. Ψ 는 미소 비틀림 각 벡터인 $\boldsymbol{\psi}$ 의 교대행렬이며 추정한 동체와 관성좌표

계{ECI} 사이의 방향코사인 행렬(\hat{C}_b^i)의 미분형태를 (2)와 같이 변형이 가능하다[9].

$$\dot{\Psi} = -\dot{\hat{C}}_b^i C_b^{iT} - \hat{C}_b^i \dot{C}_b^{iT} \quad (2)$$

여기서 $\hat{\cdot}$ 는 추정치, 상 첨자 T 는 전치행렬을 의미한다. 시스템 행렬을 구성하기 위해 아래와 같이 정의한 (2-1) ~ (2-4)들을 (2)에 대입하여 전개한 후 벡터형태로 정리하면 (3)과 같은 결과를 얻을 수 있다.

$$\hat{C}_b^i = [I - \Psi] C_b^i \quad (2-1)$$

$$\dot{\hat{C}}_b^i = C_b^i \Omega_{ib}^b \quad (2-2)$$

$$\Omega_{ib}^b = [\delta \omega_{gy} \times] = \begin{bmatrix} 0 & -\delta \omega_{gy-z} & \delta \omega_{gy-y} \\ \delta \omega_{gy-z} & 0 & -\delta \omega_{gy-x} \\ -\delta \omega_{gy-y} & \delta \omega_{gy-x} & 0 \end{bmatrix} \quad (2-3)$$

$$\hat{\Omega}_{ib}^b = \Omega_{ib}^b + \delta \Omega_{ib}^b \quad (2-4)$$

$$\dot{\Psi} = -C_b^i \delta \omega_{gy} = [-C_b^i] \boldsymbol{\varepsilon} + [-C_b^i] \mathbf{w}_{gy} \quad (3)$$

$$\mathbf{w}_{gy} \sim N(0, Q_{gy})$$

여기서 $\delta \omega_{gy}$ 는 자이로 출력의 잡음을 의미하며 바이어스와 백색잡음으로 구성하는 것이 일반적이며 $\boldsymbol{\varepsilon} = [\varepsilon_x \ \varepsilon_y \ \varepsilon_z]^T$ 와 \mathbf{w}_{gy} 의 합으로 정의한다.

주 자세 센서인 태양 센서와 보조 센서인 지자기 센서를 사용할 경우 추정치 모델은 (4), (5)와 같이 나타낼 수 있으며 정규화 된 벡터를 출력으로 한다.

$$\hat{\mathbf{s}}_{meas} = \hat{C}_i^b \mathbf{s}_{ref} + \mathbf{v}_s \quad (4)$$

$$\hat{\mathbf{m}}_{meas} = \hat{C}_i^b \mathbf{m}_{ref} + \mathbf{v}_m \quad (5)$$

\mathbf{s}_{ref} 와 \mathbf{m}_{ref} 는 각각 관성 좌표계를 기준으로 태양과 지자기 모델에서 제공해주는 벡터를 의미하고 $\mathbf{v}_s, \mathbf{v}_m$ 는 각각 태양 센서와 지자기 센서에서 출력되는 벡터에 포함된 잡음으로 백색 가우시안의 분포를 갖는 것으로 가정한다. 이와 같이 구성된 시스템은 인공위성의 자세결정 알고리즘의 가장 기본적인 형태라고 할 수 있다.

하지만 자세센서로 태양 센서와 지자기 센서만 사용해야하는 제한적인 상황일 때 식 기간에서의 위성은 주 자세 센서인 태양 센서의 추정치

를 사용할 수 없게 되며 가관측성이 떨어져 시간이 지남에 따라 점진적으로 오차가 증가하게 된다[6]. 하지만 식 기간에서 태양센서를 사용을 할 수 없을 때에도 주어진 임무를 성공적으로 수행하기 위해서는 정확한 자세추정이 수반되어야 하므로 추가적으로 자세 정확도를 증가시킬 수 있는 방법이 필요하다.

이에 따라 기존의 연구에서는 (6)과 같이 자이로 출력과 오일러 회전공식을 통해 전파된 각속도의 차이를 추정치로 이용하는 연구가 진행되었다[6,7,8]. 여기서 $\boldsymbol{\varepsilon}_{gy}$ 는 자이로 바이어스, w_{gy} 는 자이로 잡음으로 백색 가우시안으로 가정한다.

$$\begin{aligned} \delta \mathbf{z} &= \boldsymbol{\omega}_{gy} - \boldsymbol{\omega}_{dy} \\ &= \boldsymbol{\varepsilon}_{gy} + w_{gy} \end{aligned} \quad (6)$$

크기가 작은 위성의 경우 작은 외란에 의해서도 큰 자세변화가 생기므로 외란을 정확히 모델링 하거나 외란의 크기를 대략적으로 추정하는 것이 필수적이라 할 수 있다. 또한 (6)과 같이 자이로와 오일러 회전공식을 통해 얻은 각속도의 차이를 추정치로 사용하여 자이로 바이어스만을 추정할 경우, 토크 외란에 의한 각속도 향이 자이로 바이어스와 함께 추정되어 실제 자세와는 더욱 큰 자세오차를 발생시킬 수 있다. 따라서 본 연구에서는 오일러 회전공식에서 모델링 되지 않은 부분에 의해 발생하는 각속도 오차와, 자이로 바이어스 오차를 상태변수로 구분하여 추정하여 자세 정확도를 높이는 것이 가능함을 보인다.

2.2 인공위성의 동역학과 토크외란을 고려한 식기간 자세결정 알고리즘

칼만 필터는 모델을 기반으로 상태변수를 추정하기 때문에 모델이 실제와 유사할수록, 정확하게 관측 가능한 추정치가 많을수록 더욱 정확하고 정밀한 추정성능을 기대할 수 있다. 따라서 인공위성에 대한 오일러 회전공식을 이용하여 부정확한 모델에 따른 각속도 오차 항을 상태변수로 추가하면 더욱 정확한 자세추정이 가능하다.

추정치 업데이트는 (7)과 같이 자이로 추정치와 토크 외란을 포함한 위성의 각속도의 차이를 이용하여 수행 할 수 있다.

$$\begin{aligned} \delta \mathbf{z} &= \boldsymbol{\omega}_{gy} - \boldsymbol{\omega}_{dy} \\ &= \bar{\boldsymbol{\omega}} + \boldsymbol{\varepsilon}_{gy} + w_{gy} - (\bar{\boldsymbol{\omega}} + \delta \boldsymbol{\omega}_{dy}) \\ &= \boldsymbol{\varepsilon}_{gy} - \delta \boldsymbol{\omega}_{dy} + w_{gy} \end{aligned} \quad (7)$$

여기서 $\bar{\boldsymbol{\omega}}$ 는 위성의 실제 각속도, $\boldsymbol{\varepsilon}_{gy}$ 는 자이

로 바이어스, $\delta\omega_{dy}$ 는 토크 외란에 의한 각속도와 오일러 회전공식을 통해 구한 각속도의 차이로 정의한다. 기존의 방법의 경우 토크외란의 크기가 아주 작을 경우 (6)과 같이 오일러 회전공식을 통해 얻은 각속도가 실제 위성의 각속도와 같다고 볼 수 있다. 하지만 그 크기가 클 경우는 곧 자세오차로 이어진다. 따라서 (7)과 같이 자이로 바이어스와 토크 외란에 의한 각속도는 분리되어 추정 되어야 하며, 이러한 토크 외란을 고려한 오일러 회전공식은 (8)에 나타내었다.

$$\dot{\omega}_{dy} = -J^{-1}[\omega \times]J\omega + J^{-1}\tau \quad (8)$$

여기서 J 는 현재 제작개발중인 SNUSAT-1의 관성모멘트 행렬이며 축 간의 연관성은 매우 작아 무시할 수 있다고 가정하면 (9)와 같이 나타낼 수 있다. τ 는 제어 입력 및 우주환경에서 작용되는 토크외란이다.

$$J = \begin{bmatrix} I_x & 0 & 0 \\ 0 & I_y & 0 \\ 0 & 0 & I_z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0.003 & 0 & 0 \\ 0 & 0.007 & 0 \\ 0 & 0 & 0.008 \end{bmatrix} \text{kg} \cdot \text{m}^2 \quad (9)$$

인공위성의 동역학적 특성을 반영한 (8)을 미소 교란 법을 통해 행렬을 전개 한 후 외란에 의한 각속도 오차 항에 대해 정리하면 (10)과 같이 표현할 수 있다. 이 오차 항은 토크 외란에 의한 각속도 오차로 정의한다. 즉, 정확하게 모델링이 힘든 외란이 포함된 식을 시스템 모델로 사용하되 그 불확실성을 반영하여 자세 정확도를 높이고자 함이다.

$$\begin{aligned} \dot{\omega}_{dy} &= - \begin{bmatrix} I_{xx}^{-1} & 0 & 0 \\ 0 & I_{yy}^{-1} & 0 \\ 0 & 0 & I_{zz}^{-1} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} 0 & -\omega_z & \omega_y \\ \omega_z & 0 & -\omega_x \\ -\omega_y & \omega_x & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} I_{xx} & 0 & 0 \\ 0 & I_{yy} & 0 \\ 0 & 0 & I_{zz} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \omega_x \\ \omega_y \\ \omega_z \end{bmatrix} + J^{-1}\tau \\ \dot{\omega}_{dy} &= \begin{bmatrix} \frac{I_y}{I_x}(\omega_y + \delta\omega_y)(\omega_z + \delta\omega_z) - \frac{I_z}{I_x}(\omega_y + \delta\omega_y)(\omega_z + \delta\omega_z) \\ -\frac{I_x}{I_y}(\omega_x + \delta\omega_x)(\omega_z + \delta\omega_z) + \frac{I_z}{I_y}(\omega_x + \delta\omega_x)(\omega_z + \delta\omega_z) \\ \frac{I_x}{I_z}(\omega_x + \delta\omega_x)(\omega_y + \delta\omega_y) - \frac{I_y}{I_z}(\omega_x + \delta\omega_x)(\omega_y + \delta\omega_y) \end{bmatrix} + J^{-1} \begin{bmatrix} \tau_x + \delta\tau_x \\ \tau_y + \delta\tau_y \\ \tau_z + \delta\tau_z \end{bmatrix} \\ \delta\dot{\omega}_{dy} &= \begin{bmatrix} \left(\frac{I_y - I_z}{I_x}\right)\omega_z\delta\omega_y + \left(\frac{I_y - I_z}{I_x}\right)\omega_y\delta\omega_z \\ \left(\frac{-I_x + I_z}{I_y}\right)\omega_z\delta\omega_x + \left(\frac{-I_x + I_z}{I_y}\right)\omega_x\delta\omega_z \\ \left(\frac{I_x - I_y}{I_z}\right)\omega_y\delta\omega_x + \left(\frac{I_x - I_y}{I_z}\right)\omega_x\delta\omega_y \end{bmatrix} + J^{-1} \begin{bmatrix} \delta\tau_x \\ \delta\tau_y \\ \delta\tau_z \end{bmatrix} \quad (10) \end{aligned}$$

여기서 $\delta\tau$ 는 토크외란을 의미하며 $\delta\omega_{dy}$ 를 (3)의 자이로 바이어스와는 다른 오일러 회전공

식의 각속도 오차 항으로 정의하여 시스템 확장이 가능하다. 이와 같이 외란을 포함한 위성의 동역학을 고려한 상태변수와 칼만필터의 시스템 모델은 (11-1) ~ (11.6) 와 같이 자세오차, 자이로 바이어스, 외란의 의한 각속도 오차항의 9차 시스템으로 나타낼 수 있다. 일반적인 방법과는 다르게 자이로 바이어스와 오일러 회전공식에 존재하는 오차 항을 분리하여 추정하므로 더욱 정확한 자세추정이 가능하다.

$$\delta\mathbf{x} = [\varphi_x \ \varphi_y \ \varphi_z \ ; \ \varepsilon_x \ \varepsilon_y \ \varepsilon_z \ ; \ \delta\omega_{dy-x} \ \delta\omega_{dy-y} \ \delta\omega_{dy-z}]^T \quad (11-1)$$

$$\dot{\psi} = [-C_b^i] \delta\omega_{dy} \quad (11-2)$$

$$\dot{\boldsymbol{\varepsilon}} = \mathbf{w}_\varepsilon \quad \mathbf{w}_\varepsilon \sim N(0, Q_\varepsilon) \quad (11-3)$$

$$\delta\dot{\omega}_{dy} = [F_{33}] \delta\omega_{dy} + [J^{-1}] \delta\tau_d \quad (11-4)$$

$$[J^{-1}] \delta\tau_d \sim N(0, Q_{\tau_d}) \quad (11-5)$$

$$F_{33} = \begin{bmatrix} 0 & \left(\frac{I_y - I_z}{I_x}\right)\hat{\omega}_z & \left(\frac{I_y - I_z}{I_x}\right)\hat{\omega}_y \\ \left(\frac{-I_x + I_z}{I_y}\right)\hat{\omega}_z & 0 & \left(\frac{-I_x + I_z}{I_y}\right)\hat{\omega}_x \\ \left(\frac{I_x - I_y}{I_z}\right)\hat{\omega}_y & \left(\frac{I_x - I_y}{I_z}\right)\hat{\omega}_x & 0 \end{bmatrix} \quad (11-6)$$

2.1절과 같은 방법으로 자세 센서인 태양 센서와 자기센서 모델인 (4), (5)에 자이로 측정치와 인공위성 동역학을 이용해 구한 각속도의 차이를 추가한 관측행렬 H 는 (12)와 같이 구성할 수 있다. 여기서 $R_{ref(sun)}$ 과 $R_{ref(mag)}$ 는 각각 태양과 자기 모델에서 제공해주는 벡터의 교대행렬이다.

$$H = \begin{bmatrix} C_i^b R_{ref(sun)} & O_{3 \times 3} & O_{3 \times 3} \\ C_i^b R_{ref(mag)} & O_{3 \times 3} & O_{3 \times 3} \\ O_{3 \times 3} & I_{3 \times 3} & -I_{3 \times 3} \end{bmatrix} \quad (12)$$

하지만 태양 센서는 식 기간에서 큰 오차를 포함한 정보를 출력하기 때문에 이 경우에는 태양 센서의 정보는 측정치로 사용할 수 없다. 따라서 태양 센서의 측정치가 매우 부정확 하다고 판단 될 경우, 측정치 행렬의 차원을 줄여 (13)과 같이 측정치 업데이트를 진행하도록 구성할 수 있다.

$$H = \begin{bmatrix} C_i^b R_{ref(mag)} & O_{3 \times 3} & O_{3 \times 3} \\ O_{3 \times 3} & I_{3 \times 3} & -I_{3 \times 3} \end{bmatrix} \quad (13)$$

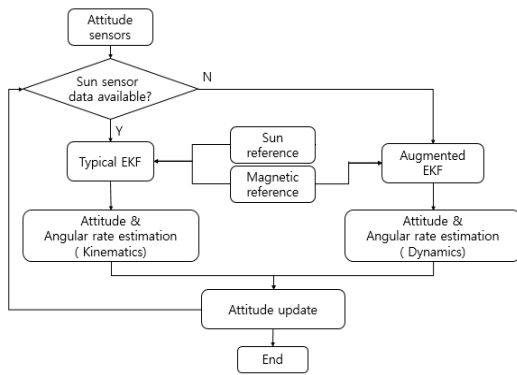


Fig. 1. Attitude determination algorithm flow chart of SNUSAT-1

SNUSAT-1은 식 기간을 포함한 궤도의 어떠한 위치에서도 과학임무 수행을 위해 높은 자세정확도를 유지해야한다. 따라서 탑재될 자세추정 알고리즘은 2.1절의 일반적 형태와 2.2절의 토크외란을 고려한 시스템을 혼합한 형태로 구성하였다는 Fig. 1에 도시하였다. 이렇게 구성된 시스템은 주 자세 센서인 태양 센서의 데이터 사용이 불가능할 때에도 외란을 포함한 동역학을 고려하여 위성의 자세를 업데이트를 하므로 더욱 정확한 자세 추정이 가능하다.

III. 우주 환경에서의 토크외란

우주 환경에서의 토크외란은 위성의 각속도에 직접적인 영향을 미치므로 동역학 모델을 사용한 자세 결정에 있어 중요한 요소가 된다. 이 때 시스템 모델의 불확실성을 정확히 고려하지 않은 채 인공위성의 자세를 추정하기에는 큰 위험이 따른다. 그 이유는 실제 위성이 노출되는 환경에서 받게 될 외란의 크기와 형태를 고려하지 않았으므로 시스템 모델에 대한 불확실성의 정도를 정확히 모르는 상태로 추정하기 때문이다. 외란의 크기가 아주 작아 무시할 정도라면 큰 문제없이 정확한 자세추정이 가능하지만, 외란의 크기가 예상보다 크다면 시스템 모델이 부정확함에도 불구하고 불완전한 모델을 따라가며 상태변수를 추정하기 때문에 이는 매우 큰 오차를 유발하게 된다. 따라서 시스템모델과 실제 위성의 움직임의 차이를 줄일 수 있도록 항체가 운용될 우주환경을 고려하여 모델의 불확실성을 충분히 반영하여야 정확한 자세추정이 가능하며 이는 성공적으로 임무를 완수하기 위해 반드시 수반 되어야 하는 중요한 문제이다.

Table 1. Orbit information

| | |
|-------|-------------|
| 초기 고도 | 380 km |
| 장반경 | 6728.137 km |
| 경사각 | 98.6 deg |
| 이심률 | 0 |
| 운용기간 | 90일 이상 |

Table 2. Parameters of calculated disturbance torque

| Parameter | Mag. | Unit |
|-------------|---|---------------------------|
| μ | Earth gravitational coefficient | 3.99e14 [m^3/s^2] |
| I_x | Moment of inertia (x axis) | 0.003 [$kg \cdot m^2$] |
| I_z | Moment of inertia (z axis) | 0.008 [$kg \cdot m^2$] |
| θ | Departure angle from nadir | 2 [deg] |
| F_s | Solar constant | 1358 [W/m^2] |
| c | Speed of light | 3e8 [m/s] |
| A_s | Surface area | 0.068 [m^2] |
| $C_p - C_g$ | Distance between center of pressure and gravity | 0.005 [m] |
| q | Reflectance factor | 0.6 |
| D | Residual dipole | 1e-2 [$A \cdot m^2$] |
| M | Magnetic moment of the earth | 7.96e15 [$T \cdot m^3$] |
| ρ | Air density | 2.8e-12 [kg/m^3] |
| C_d | Drag coefficient | 2.0 |
| V | Satellite Velocity | 7.61e3 [m/s] |
| A | Perpendicular surface area | 1e-2 [m^2] |

우주 환경의 토크외란은 일반적으로 4가지로 분류할 수 있으며 중력경도(τ_{gg} , Gravity gradient), 태양 복사압(τ_{sp} , Solar radiation pressure), 자기 효과(τ_m , Magnetic effect) 그리고공기역학적 힘(τ_{aero} , Aerodynamic force)에 의한 토크외란이 존재한다고 알려져 있다[10,11]. 개략적인 외란의 크기를 가늠하기 위해 위성이 운용될 조건과 계산에 사용된 파라미터는 Table 1과 2에 정리하였다.

3.1 중력경도 외란

궤도상에서 위성에 작용하는 중력의 크기가 일정하다고 가정하면, 실제 중력이 작용하는 질량분포와 회전중심 사이의 거리차이가 모멘트 암의 역할을 하여 위성은 일정한 토크를 받게 된다. 이러한 중력에 의한 토크외란은 (14)와 같이 모델링 하여 그 크기를 예측할 수 있다.

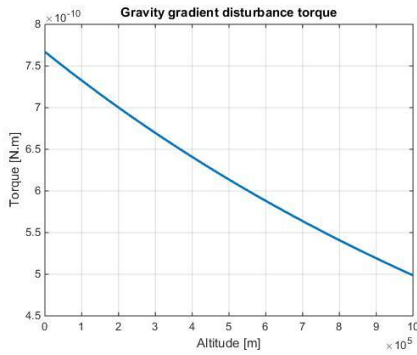


Fig. 2. Gravity gradient disturbance torque

$$\tau_{gg} = \frac{3\mu}{2R_0^3} |I_z - I_x| \sin(2\theta) \quad (14)$$

여기서 μ 는 지구 중력상수, I_x, I_z 는 각각 x, z 축의 관성모멘트, R_0 는 궤도반경 그리고 θ 는 항체 좌표계의 수직 하 방향과 실제 중력이 작용하는 방향의 사이 각을 뜻한다. 고도에 따른 중력 정도 외란의 크기를 Fig. 2에 도시하였으며, 운용고도가 약 380km일 때 중력에 의한 외란의 최대 크기는 약 $6.4649e-10 Nm$ 임을 알 수 있다.

3.2 태양복사 외란

위성의 회전 중심과 압력중심점의 차이로 인해 발생하는 태양복사 외란은 위성이 받는 태양복사압력에 의해 발생한다. 이는 태양에 대한 위성의 자세와 태양의 활동량에 따라 다른 크기를 갖게 되나, (15)와 같이 간략하게 모델링을 통해 외란의 최대 크기를 계산할 수 있다.

$$\tau_{sp} = F(C_p - C_g), F = \frac{F_s}{c} A_s (1+q) \cos(i) \quad (15)$$

이 때 F_s 는 태양상수, c 는 빛의 속도, A_s 는 표면 넓이, $(C_p - C_g)$ 는 압력중심과 중력중심 사이의 거리, q 는 반사계수 그리고 i 는 태양광의 입사각을 의미한다. 태양 복사압에 의한 토크외란의 크기를 태양광 입사각에 대해서 나타내보면 Fig. 3과 같으며 그 크기는 약 $2.4625e-09 Nm$ 이다.

3.3 자기장 외란

위성의 자기장과 지구 자기장 사이의 상호 간섭으로 인해 발생하는 자기장 토크외란은 실제로는 매우 복잡하지만 (16)과 같이 간단한 모델을 통해 대략적인 크기 계산이 가능하다.

$$\tau_m = DB, \quad B = \frac{2M}{R_0} \quad (16)$$

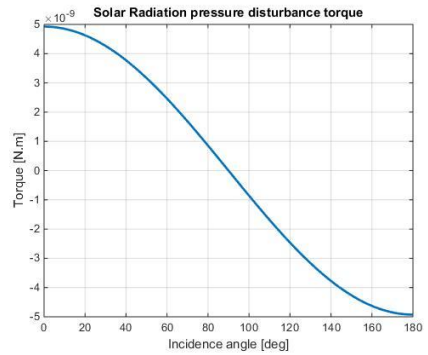


Fig. 3. Solar pressure disturbance torque

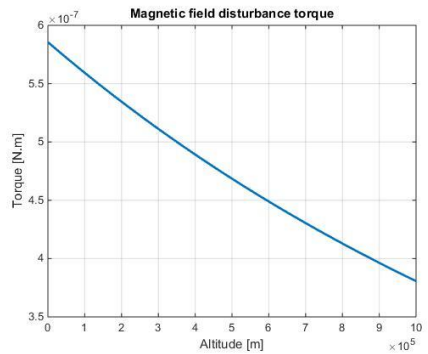


Fig. 4. Magnetic field disturbance torque

여기서 D 는 위성의 잔류 쌍극자, B 는 지구 자기장 세기, M 은 지자기 모멘트, 마지막으로 R_0 는 궤도반경을 의미하며 고도에 따른 외란의 크기를 Fig. 4에 도시하였다. 자기장에 의한 외란의 크기가 $4.9354e-07 Nm$ 으로 외란 중 가장 크며 그 형태는 사인파형으로 가정할 수 있다[12].

3.4 공기역학적 외란

공기역학적 힘, 즉 항력에 의해 발생하는 토크 외란은 (17)과 같이 모델링이 가능하다.

$$\tau_{aero} = F(C_p - C_g), F = \frac{1}{2} \rho C_d AV^2 \quad (17)$$

여기서 F 는 항력, C_d 는 항력계수, A 는 단면적, V 는 항체의 속도, ρ 는 공기밀도, 마지막으로 $(C_p - C_g)$ 는 압력중심과 회전중심 사이의 거리를 뜻한다. 항력에 의한 토크외란의 크기는 약 $1.6224e-08 Nm$ 로 위성이 특정 임무를 위해 자세를 바꾸지 않고 특정 고도를 유지한다면 일정한 값을 갖는 것으로 가정할 수 있다. 이와 같이 계산된 토크외란을 Table 3에 나타내었다. 실제 위성이 받는 외란을 고려하지 않은 채 이상적인 동

Table 3. Magnitude of disturbance torque

| Gravity gradient | Solar pressure | Magnetic effect | Aero-dynamic force | Total | Unit |
|------------------|----------------|-----------------|--------------------|-------|------|
| 6.46e-10 | 2.46e-9 | 4.93e-7 | 1.62e-8 | ≈5e-7 | Nm |

역학만을 고려하여 자세추정을 할 경우 매우 큰 오차를 수반할 수 있기 때문에 외란의 크기에 따라 동역학적 특성을 고려하는 것이 적절한지 판단할 필요성이 있다. 따라서 외란의 크기와 그에 대한 공분산(Q_{dy})에 따라 식 기간에서 발생하는 오차의 크기를 시뮬레이션을 통해 분석하였다.

IV. 시뮬레이션

SNUSAT-1에 주어진 임무와 설계 파라미터를 기준으로 시뮬레이션을 수행하였다. SNUSAT-1은 10x10x20cm의 크기를 가지고 있으며 무게는 약 2kg, 관성모멘트는 x, y, z 축 순으로 0.003, 0.007, 0.008 [$kg \cdot m^2$]로 가정하였다. 또한 자세 센서로는 태양 센서와 지자기센서 및 자이로를 사용하며 태양 센서의 배치형상은 Fig. 5와 같다. Fig. 5와 같이 태양센서를 장착하여도 센서의 화각 문제로 태양을 감지할 수 없는 사각지대가 존재할 뿐만 아니라 식 기간 또한 존재하므로 태양 센서의 데이터를 활용 할 수 없는 기간이 추가적으로 존재하게 된다. 하지만 이러한 기간에서도 원활한 과학 임무수행을 위해서는 항체는 항상 정확한 자세추정이 되어야만 한다. 따라서 과학적 임무를 성공적으로 수행하기 위해 태양센서를 사용할 수 없는 구간에서도 10deg 이하의 정확한 자세 추정이 가능해야만 하는 것으로 요구조건을 설정하였다.

4.1 토크외란의 크기와 공분산에 따른 오차분석

실제 우주 환경에서는 3절에서 언급한 토크외란들이 존재한다. 이 외란의 크기에 따라 시스템 모델의 불확실성이 고려되어야 하며, 그 크기를 잘못 설정할 경우 큰 자세오차를 갖게 된다. 또한 백색-가우시안 분포가 아닌 사인파형의 외란으로 가정 하였으므로 계산된 최적 공분산 행렬이 오차를 최소화 시킬 수 없기 때문에 시뮬레이션을 통해 발생하는 오차에 대한 분석이 필요하다.

시뮬레이션은 약 1000초에 걸쳐 진행하였고, 300초 이후에는 태양센서 측정치를 사용할 수 없

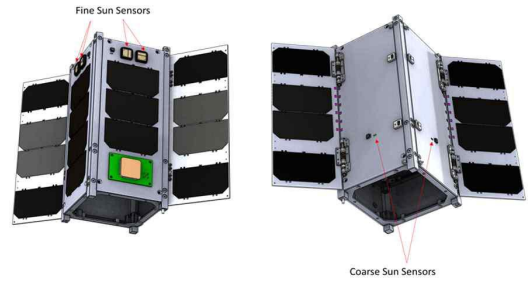


Fig. 5. Sun-sensor configuration of SNUSAT-1

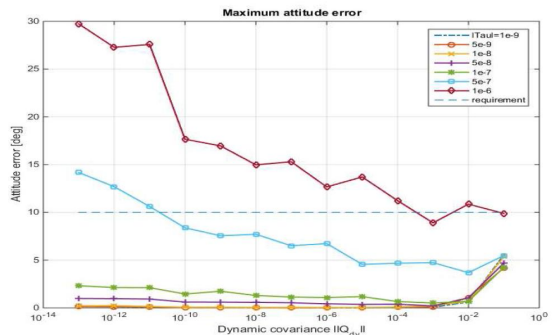


Fig. 6. Maximum attitude error versus dynamic covariance

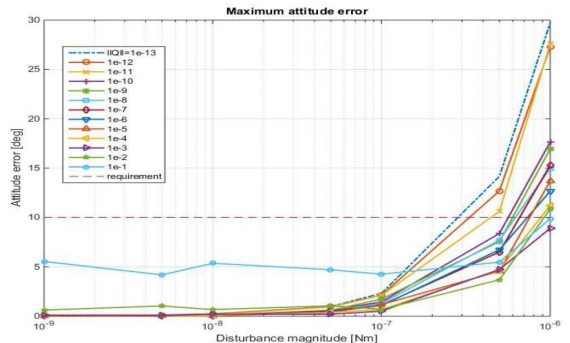


Fig. 7. Maximum attitude error versus disturbance

는 구간으로 설정하였다. 또한 토크외란은 가장 지배적인 영향을 미치는 자기장 외란만을 고려하여 궤도 주기(1.85e-04 [Hz])를 갖는 사인파형으로 가정하였다. 외란크기(τ_d , [Nm])와 공분산 행렬의 크기($\|Q_{dy}\|$)에 따라 몬테-카를로 시뮬레이션(100회)의 앙상블 평균을 이용해 발생할 수 있는 최대 자세오차([deg])를 Fig. 6, 7에 도시하였고, RMS 자세오차를 Table 4에 정리하였다.

먼저 3절에서 계산한 크기인 5e-7Nm의 외란

이 존재할 경우 제한한 시스템은 공분산 값에 매우 민감한 시스템임을 Fig. 7을 통해 알 수 있다. Fig. 6에서 외란이 $1e-6Nm$ 로 상대적으로 큰 외란의 경우 시스템 공분산 행렬의 조절을 통해 식 기간에서 최대 10deg 수준의 자세오차를 유지할 수 있을 것으로 예상되지만 설정한 요구조건을 온전히 만족시킬 수 없다. 이는 큐브위성의 관성모멘트가 아주 작기 때문에 비교적 작은 크기의 외란에도 큰 각속도 오차가 발생되며 이는 자세오차로 직결되기 때문이다. 따라서 이와 같이 큰 외란이 존재할 경우 필터의 시스템 모델로 동역학을 사용하는 것은 적합하지 않다고 해석할 수 있다. 3절에서 계산한 크기인 $5e-7Nm$ 수준의 외란이 존재할 경우 공분산 조절을 통해 약 5deg 수준의 자세 오차를 유지할 수 있음을 확인할 수 있다. 마지막으로 $1e-7Nm$ 이하의 작은 토크 외란이 들어올 경우 1deg 오차 이내로 정확한 자세추정이 가능하며, 이는 외란의 크기가 위성의 관성모멘트에 비해 작기 때문에 위성의 각속도에 큰 영향을 미치지 않는 것으로 해석할 수 있다. Fig. 6을 통해 어떠한 크기의 외란이 작용하더라도 공분산을 크게 잡을 경우 자세오차가 감소하는 형태를 알 수 있다. 하지만 공분산의 크기를 필요 이상으로 크게 잡는다면 필터는 측정치에 의존하여 자세추정을 하게 된다. 반면 식 기간에서는 태양센서 정보를 사용할 수 없어 자세오차가 증가 하므로 필요이상으로 공분산의 크기를 키울 수 없다. 또한 Fig. 7을 통해 공분산의 크기를 $1e-11$ 이하로 잡을 경우 요구조건으

로 설정한 10deg 이내의 정확도를 만족하지 못하는 상황이 발생하므로 $1e-10$ 에서 $1e-2$ 사이 크기의 공분산을 선택하는 것이 적합하다. 또한 Table 3의 $5e-7$ 보다 큰 $1e-6$ 의 크기로 외란이 들어올 경우 최적 공분산의 크기는 $1e-3$ 에서 $1e-1$ 사이에 존재함을 알 수 있다. 이를 바탕으로 최대 오차와 RMS오차 모두 고려할 경우 본 시스템의 최적 공분산의 크기는 $1e-3$ 또는 $1e-2$ 로 설정하는 것이 가장 적합한 것으로 판단할 수 있다.

4.2 일반적인 자세결정 방법과의 비교

4.1절에서 구한 시스템 공분산 행렬을 사용하여, 기존의 방법과 제안한 방법의 알고리즘을 비교한 결과는 아래와 같다. 시뮬레이션은 한 주기인 90분 동안 수행하였고, Table 1과 같은 궤도정보를 이용하였다. 주어진 궤도에 따른 식 기간 및 자세오차, 각속도 오차를 Fig. 8, 9에 도시하였으며 음영 처리된 부분은 식 기간을 나타낸다. 일반적인 방법의 경우 토크외란과 자이로 바이어스를 하나로 가정하여 보정한다. 하지만 모델에서 고려되지 않은 토크 외란은 실제 위성의 자세에 영향을 미치는 성분 이므로 바이어스와는 별개로 추정하여 보정해주어야 더욱 정확한 자세추정이 가능한 것을 알 수 있다. 제안된 알고리즘은 토크 외란에 의한 각속도를 지속적으로 보상해주기 때문에 Fig. 8, 9 와 같이 자세뿐만 아니라 각속도의 오차 또한 감소한 것을 알 수 있다. 이와 같이 관성모멘트가 작은

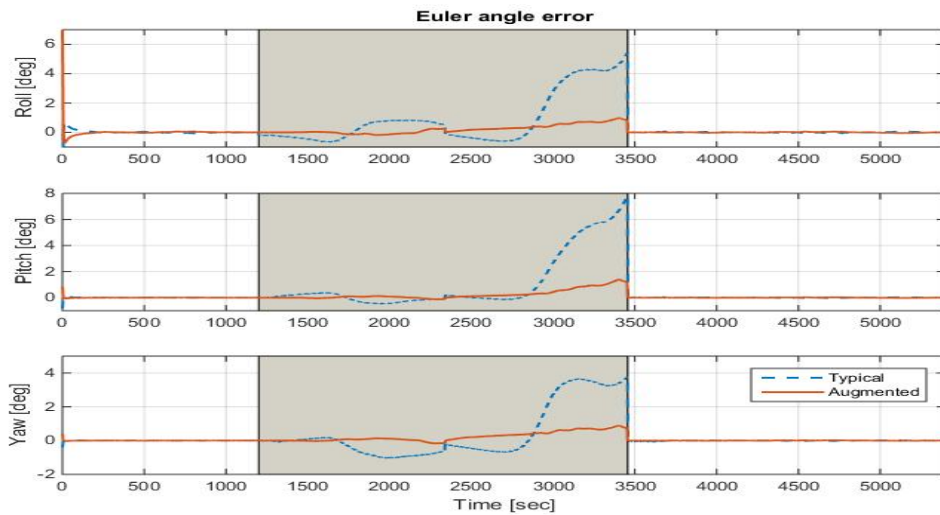


Fig. 8. Estimated attitude error

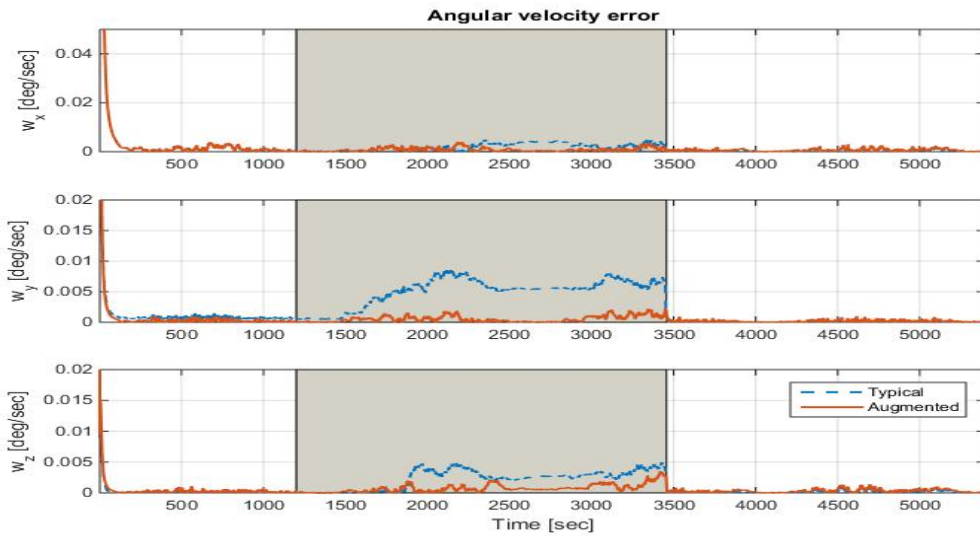


Fig. 9. Estimated angular velocity

큐브 위성의 경우 작은 외란에도 큰 자세오차를 유발할 수 있기 때문에 오일러 공식을 사용할 경우 외란에 의한 각속도 오차 항을 상태변수로 추가하여 더욱 향상된 자세추정 성능을 얻을 수 있다.

V. 결 론

본 연구에서는 인공위성의 일반적인 자세결정 알고리즘을 기반으로 하여 동역학적 특성을 고려하여 칼만 필터의 시스템 모델로 확장하였다. 오차의 형태는 기존의 알고리즘과 제안한 알고리즘 모두 식 기간의 길이에 비례하여 증가하는 형태를 가진다. 식 기간에서 태양 센서의 측정치를 사용하지 못하기 때문에 일반적인 알고리즘은 가관측성이 낮은 상태에서는 상대적으로 부정확한 자세 추정으로 인해 임무를 성공적으로 수행할 수 없다. 반면 토크 외란과 위성의 동역학적 특성을 고려한 알고리즘은 식 기간에서도 비교적 정확한 자세추정이 가능함을 시뮬레이션을 통해 검증하였다. 더 나아가 실제 우주환경에서 받게 될 외란의 다양한 크기와 필터 모델의 공분산에 따라 발생하는 오차 수준에 대하여 분석하였으며 이를 바탕으로 동역학적 특성을 시스템 모델로 고려하는 것의 적합여부를 판단하였다. 위성은 그 형상, 크기, 자세 그리고 궤도에 따라 각기 다른 형태와 크기의 토크외란을 받는다. 따라서 외란의 크기가 위성의 관성모멘트 보다 상대적으로 클 경우 오일러 회전공식을 시스템 모델로 사용

하는 것이 부적합을 확인하였다.

크기가 작은 큐브위성이 탑재체의 제한으로 인하여 태양 센서와 자기 센서 및 자이로만을 이용할 경우 주 자세 센서인 태양 센서 데이터 사용이 불가능 하다면 가관측성이 떨어져서 부정확한 자세추정으로 식 기간에서 임무를 성공적으로 수행할 수 없다. 이에 대한 방안으로 위성의 동역학적 특성을 시스템모델로 추가함과 동시에 외란의 크기를 예측하였다. 이를 바탕으로 가장 적합한 시스템 공분산의 크기를 선정하여 상대적으로 정확한 자세추정이 가능함을 보였다. 본 연구에서는 시스템모델의 초기 불확실성만을 반영하였으나 실제 위성 운용을 위해서는 외란의 크기에 따라 공분산 값을 조절할 수 있는 적응필터에 대한 연구가 추가적으로 가능 할 것으로 보인다.

후 기

본 연구는 한국연구재단을 통해 미래 창조과학부의 지원(과제번호 NRF-2013M1A3A3A02042468)을 받아 수행되었습니다.

References

- 1) Wahba, G., "A least squares estimate of satellite attitude," SIAM review, vol. 7, no. 3, 1965, pp.409.
- 2) Shuster, M. D., and Oh, S. D., "Three-axis

attitude determination from vector observations," *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, vol. 4, no. 1, 1981, pp.70-77.

3) Bar-Itzhack, I. Y., and Oshman, Y., "Attitude determination from vector observations: quaternion estimation," *Aerospace and Electronic Systems, IEEE Transactions on*, no. 1, 1985, pp.128-136

4) Lefferts, E. J., Markley, F. L., and Shuster, M. D., "Kalman filtering for spacecraft attitude estimation," *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, vol. 5, no. 5, 1982, pp.417-429.

5) Crassidis, J. L., Markley, F. L., & Cheng, Y., "Survey of Nonlinear Attitude Estimation Methods," *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, vol. 30, no. 1, 2007, pp.12-28

6) Kang, C. W., Park, J. H., Jeung, I. S., and Park, C. G., "Development of a robust attitude determination system for a nano-satellite." *Control, Automation and Systems (ICCAS)*, 2014 14th International Conference on. IEEE, 2014.

7) Cordova-Alarcon, J. R., Mendoza-Barcenas, M. A., and Solis-Santome, A., Attitude Determination System Based on Vector

Observations for Satellites Experiencing Sun-Eclipse Phases, *Multibody Mechatronic Systems*. Springer International Publishing, 2015, pp.75-85.

8) Mimasu, Y., van der Ha, J. C., and Narumi, T., "Attitude Determination by Magnetometer and Gyros during Eclipse," *AIAA/AAS Astrodynamics Specialist Conference and Exhibit*, Honolulu, Hawaii, USA, 2008.

9) Titterton, D., and Weston, J. L., *Strapdown inertial navigation technology*. Vol. 17. IET, 2004, pp.309~334.

10) Wertz, J. R., *Spacecraft Attitude Determination and Control*, Kluwer Academic Publishers, Dordrecht, Netherlands, 1978, pp.113~152.

11) Hughes, P. C., *Spacecraft attitude dynamics*, Courier Corporation, 2012, pp.232~280.

12) Inamori, T., Sako, N., and Nakasuka, S., "Compensation of time-variable magnetic moments for a precise attitude control in nano-and micro-satellite missions," *Advances in Space Research*, vol.48, no.3, 2011, pp.432-440.