

## 論文

J. of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences 44(10), 853-861(2016)

DOI: <http://dx.doi.org/10.5139/JKSAS.2016.44.10.853>

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

## 반작용휠을 이용한 자이로 미탑재 위성의 자세결정 기법

박성용, 김영욱, 이현재\*

Attitude Determination for Gyroless Spacecraft  
Using Reaction Wheels

Seong-Yong Park, Young-Ouk Kim and Henzeh Leeghim\*

Aerospace Engineering, Chosun University

## ABSTRACT

This paper deals with a new technique utilizing the angular speed of the reaction wheels to determine attitudes and angular rates for gyroless satellites. The suggested algorithm in this study is designed to determine the precise attitude and angular rates under actual space environments by the support of the angular speeds of reaction wheels based on the extended Kalman filter. Furthermore, the proposed approach is also designed to estimate not only the attitude and angular rates of spacecraft but the external disturbances. The numerical simulation was conducted for gyroless spacecraft installed with four reaction wheels of the pyramid-type configuration. The performance of the proposed algorithm is verified by using numerical simulations.

## 초 록

본 연구에서는 자이로 미탑재 위성의 자세와 각속도를 결정하기 위해 반작용휠 각속도 정보를 활용하는 기법에 대하여 다룬다. 제안하는 알고리즘은 실제 궤도환경 조건에서도 위성의 자세와 각속도를 최적 추정 및 결정할 수 있도록 반작용휠의 각속도를 활용하여 확장칼만필터를 기반으로 설계하였다. 더욱이, 고려한 조건 중 하나인 외부교란의 추정도 같이 수행할 수 있도록 구성하였다. 알고리즘의 성능검증을 위해 수치 시뮬레이션을 수행하였으며, 반작용휠의 장착형태는 일반적으로 많이 사용되는 피라미드 형상을 가정하였다. 시뮬레이션 결과로부터 알고리즘의 성능과 타당성을 검증하였다.

**Key Words :** Gyroless Satellite(자이로 미탑재 위성), Attitude Determination(자세 결정), Reaction Wheels(반작용휠), Extended Kalman Filter(확장칼만필터), External Disturbances(외부교란)

## 1. 서 론

모든 인공위성들은 초기 궤도에 진입한 이후

부터 가혹한 우주궤도환경 속에서 지구관측이나 통신, 측량, 군사목적, 지구외부권역 관측과 같은 과학적 임무등 다양한 임무목적을 수행하기 위해

† Received : June 8, 2016    Revised : September 27, 2016    Accepted : September 28, 2016

\* Corresponding author, E-mail : h.leeghim@chosun.ac.kr

자세제어를 수행한다. 자세제어에 필요한 가장 기본적인 정보는 위성의 자세 및 각속도 정보이다. 자세결정시스템에서 가장 널리 사용되는 방법은 태양센서, 별추적기, 마그네토미터, 지구센서 같은 자세관련 센서와 자이로와 같은 각속도 센서를 통해 위성의 자세와 각속도 정보를 정밀하게 추정한다[1]. 그러나 긴 수명을 가진 고성능 자이로패키지는 하드웨어와 소프트웨어의 구매비용을 큰 폭으로 증가시킬 수 있으며 임무에 따라서는 자이로의 스위치오프가 필요할 수도 있다[2]. 또한 자이로는 궤도환경에서 성능저하와 고장을 일으킬 경향성이 있는 것으로 나타났다. 실제로 NASA Skylab, International Ultra violet Explorer[3], Earth Radiation Budget Satellite[4], Hipparcos, Rosat[5]에서 탑재된 자이로가 성능저하나 고장을 일으켰다. 그리고 The Far Ultraviolet Spectroscopic Explorer는 위성의 각축에 2개씩 자이로를 탑재하였는데, 2001년에 한 개의 자이로 고장을 시작으로 2003년에 두 번째 자이로가 고장 났으며, 나머지 자이로들도 격렬한 경고를 나타내어 모두 고장 났을 것으로 예상된다. 더불어 Hubble Space Telescope는 1999년에 safe hold mode에 진입한 후에 탑재한 6개 중 4개의 자이로가 고장을 일으켰다[6]. 이러한 자이로 고장 상황은 위성의 각속도정보 부재로 기존에 탑재된 자세제어 알고리즘에 치명적인 결함을 일으켜 위성을 임무 실패에 이르게 한다.

최근까지 소프트웨어와 알고리즘기술의 진보를 통해 소프트웨어를 기반으로 위성의 각속도를 획득하기 위한 자세 데이터 처리기술이 신뢰성을 갖게 되었다[7]. 운용상에 문제점이 있는 자이로를 탑재하지 않는 형태로 위성을 디자인을 수행하고 자이로가 없는 상황에서 자세 및 각속도를 결정하는 연구가 진행되고 있다. 최근에는 초소형위성뿐만 아니라 중·대형위성에도 개발비 절감을 목적으로 자이로를 미탑재하고 위성을 설계하는 사례가 점점 증가하고 있다.

자이로 미탑재 위성의 자세결정 기법은 접근법에 따라 구분되어질 수 있으며, 참고문헌[3]과 같이 확장칼만필터를 활용하는 형태가 있을 수 있다. 특히 벡터관측 방법을 이용하는 기법은 참고문헌[8]에 잘 정리되어있다. 실제 데이터를 가지고 기법의 성능검증을 수행한 연구사례는 말레이시아위성 RazakSAT의 실제 비행데이터를 사용한 연구[1]와 아리랑위성1호 텔레메트리 데이터를 사용한 연구[9]가 있다.

최근 CMOS APS 센서를 활용한 별센서의 성능 향상으로 인하여 관측된 별벡터의 시간에 따

른 변화를 이용하여 각속도를 추정하는 기법은 매우 단순하다는 장점이 있으나, 확장칼만필터를 이용하는 방법보다 상대적으로 노이즈가 많고 정확도가 상대적으로 떨어진다는 단점을 지닌다. 확장칼만필터를 이용한 자이로 미탑재 위성의 각속도 측정 기법은 위성의 각속도의 동력학적 모델을 단순 잡음으로 정의하여 구성하였다. 따라서 본 연구에서는 자이로 미탑재 위성의 기존의 방식보다 향상된 각속도의 추정성능을 제안하고자 한다. 따라서 인공위성의 제어에 활용되는 반작용휠의 각운동량, 또는 각속도를 활용하는 방식을 고안하였다. 이와 같은 방식은 외부의 교란이 없다는 가정하에 각운동량 보존법칙을 활용하는 것으로써 위성의 자이로를 어느 정도 대체가 가능할 것으로 판단된다. 즉, 반작용휠의 각운동량(각속도)와 별추적기의 자세를 측정값으로 활용하는 확장칼만필터 기반의 자이로 미탑재 위성의 자세 및 각속도를 결정하고자 한다. 실제 운용에 있어서 외부의 교란은 항상 존재하기 때문에 본 연구에서는 추가적으로 외란을 추정파라미터로 추가하여 수행하였다.

본 논문의 전체적인 구성은 다음과 같다. 먼저 반작용 휠과 함께 외란이 작용하는 경우의 인공위성 모델링을 먼저 수행한다. 다음, 반작용 휠을 포함한 자세와 각속도를 추정하기 위한 칼만필터의 상태운동방정식을 유도한다. 여기에는 센서 모델링등의 식이 포함되어 있다. 마지막으로, 수치 시뮬레이션을 수행하고 결론을 맺도록 한다.

## II. 본 론

### 2.1 인공위성의 운동 방정식

#### 2.1.1 반작용 휠의 모델링

인공위성의 자세제어를 위한 구동기는 반작용 휠, CMG(Control Moment Gyro), 추력기, 자기 토크 등이 있지만 CMG와 반작용휠과 같은 회전 구동기가 일반적으로 많이 탑재되고 있다.

반작용휠은 회전원판의 각속도를 변화시켜 각운동량의 변화를 일으킴으로써 제어토크를 발생시킨다. 토크 발생과 동시에 각운동량보존법칙에 의하여 크기는 같고 방향만 반대인 토크가 위성에 작용하여 자세를 제어하게 된다.

$$\mathbf{h}_t = \mathbf{h}_s + \mathbf{h}_w = \mathbf{I}_s \boldsymbol{\omega} + \mathbf{I}_w \boldsymbol{\omega} = \text{const.}$$

$$\dot{\mathbf{h}}_t = \mathbf{I}_s \dot{\boldsymbol{\omega}} + \mathbf{I}_w \dot{\boldsymbol{\omega}} = 0 \quad (1)$$

여기에서  $\mathbf{h}_t$ 는 위성전체 각운동량,  $\mathbf{h}_s$ 는 위성

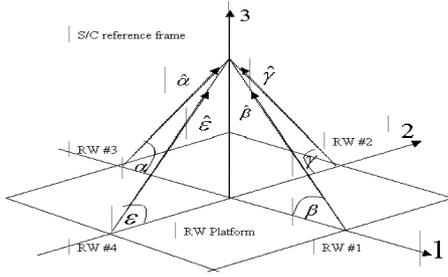


Fig. 1. Pyramid configuration of reaction wheels

동체의 각운동량,  $h_w$  는 반작용휠 각운동량,  $I_s$  는 위성동체 관성모멘트,  $\omega$  는 위성동체 각속도,  $I_w$  는 반작용휠 관성모멘트,  $\omega$  는 반작용휠 각속도,  $\dot{\omega}$  은 위성동체 각가속도,  $\dot{\omega}$  은 반작용휠 각가속도를 나타낸다.

네 개의 반작용휠의 배치는 일반적으로 사용하는 전형적인 피라미드 형태를 고려하였으며, 장착 형상은 Fig. 1과 같다. 이 형상은 반작용휠들이 대칭을 이루어 장착되므로 반작용휠 좌표계에서 위성동체 좌표계로 변환해주는 방향코사인행렬은 총 2축에 대한 회전만을 고려하여 획득할 수 있다.

$$\begin{aligned}
 h_w &= C_{pitch}(\theta) C_{yaw}(\psi) h_B \\
 h_s &= C_{yaw}^T(\psi) C_{pitch}^T(\theta) h_w \\
 h_B &= \begin{bmatrix} \cos\psi & -\sin\psi & 0 \\ \sin\psi & \cos\psi & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \cos\theta & 0 & \sin\theta \\ 0 & 1 & 0 \\ -\sin\theta & 0 & \cos\theta \end{bmatrix} \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ h_w \end{bmatrix} \\
 &= \begin{bmatrix} \cos\psi \sin\theta \\ \sin\psi \sin\theta \\ \cos\theta \end{bmatrix} h_w
 \end{aligned} \tag{2}$$

즉, 각각의 반작용휠에 대한 피라미드 형상의 방향코사인행렬은 다음과 같이 나타낼 수 있다.

$$\begin{aligned}
 h_B &= \sum_{i=1}^4 C_{RW,i}^B h_{W,i} \\
 &= \begin{bmatrix} \cos\psi_1 \sin\theta_1 \\ \sin\psi_1 \sin\theta_1 \\ \cos\theta_1 \end{bmatrix} h_{W,1} + \begin{bmatrix} \cos\psi_4 \sin\theta_4 \\ \sin\psi_4 \sin\theta_4 \\ \cos\theta_4 \end{bmatrix} h_{W,4} \\
 &= \begin{bmatrix} c\psi_1 s\theta_1 & c\psi_2 s\theta_2 & c\psi_3 s\theta_3 & c\psi_4 s\theta_4 \\ s\psi_1 s\theta_1 & s\psi_2 s\theta_2 & s\psi_3 s\theta_3 & s\psi_4 s\theta_4 \\ c\theta_1 & c\theta_2 & c\theta_3 & c\theta_4 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} h_{W,1} \\ h_{W,2} \\ h_{W,3} \\ h_{W,4} \end{bmatrix} \\
 \therefore C_{RW}^B &= \begin{bmatrix} c\psi_1 s\theta_1 & c\psi_2 s\theta_2 & c\psi_3 s\theta_3 & c\psi_4 s\theta_4 \\ s\psi_1 s\theta_1 & s\psi_2 s\theta_2 & s\psi_3 s\theta_3 & s\psi_4 s\theta_4 \\ c\theta_1 & c\theta_2 & c\theta_3 & c\theta_4 \end{bmatrix}
 \end{aligned} \tag{3}$$

위의 식 (3)에서 각각  $c\psi = \cos\psi$ ,  $c\theta = \cos\theta$ ,  $s\psi = \sin\psi$ ,  $s\theta = \sin\theta$  와 같이 약자로 표기하였다.

### 2.1.2 쿼터니언 자세운동학

위성의 자세는 대표적으로 오일러 회전에 의한 표현기법 또는 쿼터니언으로 등으로 나타낼 수 있다. 쿼터니언은 오일러각이 갖는 특이점 문제로부터 자유롭고 운동방정식이 쌍일차(Bilinear) 형식으로 표현되어 추후 선형화된 필터의 적용에 있어서 매우 용이한 형태를 지니고 있다. 더욱이, 오일러각의 3축에 대한 연속회전과 같은 어떠한 변환행렬들에 비해 쿼터니언은 불필요한 계산량을 감소시켜 연산이 상대적으로 용이하고 간결한 장점이 있다. 쿼터니언의 연산식은 아래와 같이 정의된다[10].

$$\begin{aligned}
 q &= [q_1 \ q_2 \ q_3 \ q_4]^T = [p^T \ q_4]^T \\
 q^{-1} &= [-p^T \ q_4]^T \\
 q \otimes q' &= \begin{bmatrix} q_4 I_{3 \times 3} - p^* & p \\ -p^T & q_4 \end{bmatrix} q'
 \end{aligned} \tag{4}$$

여기서  $p^*$  는 일반적인 벡터곱에 대한 행렬표현으로 다음과 같이 교대행렬(Skew-Symmetric Matrix) 로 정의 될 수 있다.

$$p^* = \begin{bmatrix} 0 & -p_3 & p_2 \\ p_3 & 0 & -p_1 \\ -p_2 & p_1 & 0 \end{bmatrix} \tag{5}$$

쿼터니언은 4원소로 이뤄져 있어서 단 하나의 조건  $q^T q = 1$  을 만족해야 하는 구속 요건이 있음을 참고하기 바란다.

선형으로 표현되는 쿼터니언 운동학모델은 다음과 같이 나타낼 수 있다[10].

$$\dot{q} = \frac{1}{2} \Omega(\omega) q \tag{6}$$

여기서  $\omega = [\omega_x \ \omega_y \ \omega_z]^T$  는 위성의 3축 각속도를 나타내며,  $\Omega(\omega)$  는 다음과 같이 정의 된다.

$$\Omega(\omega) \equiv \begin{bmatrix} -[\omega]^* & \omega \\ -\omega^T & 0 \end{bmatrix} \tag{7}$$

### 2.1.3 반작용휠을 탑재한 인공위성 동력학

반작용휠은 상대적으로 제어로직이 단순하여 구조가 간단하다는 장점 때문에 현재까지 많은 위성에 탑재되고 있다. 반작용휠을 탑재한 위성

의 동역학방정식은 다음과 같다[11].

$$\mathbf{J}\dot{\boldsymbol{\omega}} + \boldsymbol{\omega}^\times(\mathbf{J}\boldsymbol{\omega} + \mathbf{C}_{RW}^B \mathbf{I}_W \boldsymbol{\omega}) = -\mathbf{C}_{RW}^B \mathbf{I}_W \dot{\boldsymbol{\omega}} \quad (8)$$

여기서  $\mathbf{J}$ 는 위성전체 관성모멘트를 나타내며  $\boldsymbol{\omega} = [\omega_1, \omega_2, \omega_3, \omega_4]^T$ 는 피라미드 형상으로 장착된 각각의 반작용휠에 대한 각속도를 나타낸다.  $\mathbf{I}_W$ 는 4개의 휠에 대한 주축의 관성모멘트를 행렬형태로 나타낼 수 있으며 다음과 같이 정의 된다.

$$\mathbf{I}_W = \begin{bmatrix} I_{RW,C1} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & I_{RW,C2} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & I_{RW,C3} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & I_{RW,C4} \end{bmatrix} \quad (9)$$

다시 말하면, 위 행렬의  $I_{RW,Ci}$ 는 반작용휠 관성모멘트  $\mathbf{I}_{RW}$ 의 로터의 각운동량축 성분을 의미한다.

$$\mathbf{I}_{RW,i} = \begin{bmatrix} I_{RW,Ai} & 0 & 0 \\ 0 & I_{RW,Bi} & 0 \\ 0 & 0 & I_{RW,Ci} \end{bmatrix} \quad (10)$$

다음으로, 본 연구에서는 실제 우주환경을 모사하기 위하여 다음과 같은 외란에 의한 토크 효과를 다음과 같이 추가하였다.

$$\dot{\boldsymbol{\omega}} = \mathbf{J}^{-1} \left\{ -\boldsymbol{\omega}^\times(\mathbf{J}\boldsymbol{\omega} + \mathbf{C}_{RW}^B \mathbf{I}_W \boldsymbol{\omega}) - \mathbf{C}_{RW}^B (\mathbf{I}_W \dot{\boldsymbol{\omega}} + \boldsymbol{\eta}_c) + \mathbf{d} + \boldsymbol{\eta}_s \right\} \quad (11)$$

여기서  $\boldsymbol{\eta}_c$ 는 반작용휠 내부의 토크명령 오차,  $\boldsymbol{\eta}_s$ 는 위성시스템 불확실성 오차,  $\mathbf{d}$ 는 자이로의 바이어스처럼 위성에 지속적으로 가해지는 외부 교란 토크, 즉 랜덤워크(Random Walk)형태로 추가하였다.  $\boldsymbol{\eta}_c, \boldsymbol{\eta}_s$ 는 독립적이면서 평균값이 0인 가우시안 백색잡음의 형태를 갖는다고 가정하였으며, 다음과 같이 나타낼 수 있다.

$$\begin{aligned} E\langle \boldsymbol{\eta}_c(t) \rangle &= 0 \\ E\langle \boldsymbol{\eta}_c^T(t_1) \boldsymbol{\eta}_c(t_2) \rangle &= \mathbf{I}_{3 \times 3} \sigma_c^2 \delta(t_1 - t_2) \\ E\langle \boldsymbol{\eta}_s(t) \rangle &= 0 \\ E\langle \boldsymbol{\eta}_s^T(t_1) \boldsymbol{\eta}_s(t_2) \rangle &= \mathbf{I}_{3 \times 3} \sigma_s^2 \delta(t_1 - t_2) \end{aligned} \quad (12)$$

여기서  $\sigma_c, \sigma_s$ 는  $\boldsymbol{\eta}_c, \boldsymbol{\eta}_s$ 에 대한 각각의 표준편차를 나타내고,  $\delta$ 는 델타함수를 의미한다. 위성

에 가해지는 외부교란 토크의 운동학모델은 다음과 같다.

$$\dot{\mathbf{d}} = \boldsymbol{\eta}_d \quad (13)$$

마찬가지로  $\boldsymbol{\eta}_d$ 는 가우시안 백색잡음이며 랜덤잡음의 형태를 갖는다고 가정하였다.

$$\begin{aligned} E\langle \boldsymbol{\eta}_d(t) \rangle &= 0 \\ E\langle \boldsymbol{\eta}_d^T(t_1) \boldsymbol{\eta}_d(t_2) \rangle &= \mathbf{I}_{3 \times 3} \sigma_d^2 \delta(t_1 - t_2) \end{aligned} \quad (14)$$

여기서  $\sigma_d$ 는  $\boldsymbol{\eta}_d$ 에 대한 표준편차이다.

## 2.2 확장칼만필터의 활용

### 2.2.1 상태 방정식

본 연구에서 제안하는 알고리즘은 실제 환경 조건에서 자이로 미탑재 위성의 상태를 최적 추정을 수행할 수 있도록 확장칼만필터를 기반으로 설계한다. 추정하고자 하는 상태변수들은 다음과 같다.

$$\mathbf{x} = [\boldsymbol{\alpha}^T \boldsymbol{\omega}^T \boldsymbol{\omega}^T \mathbf{d}^T]^T \quad (15)$$

여기서  $\boldsymbol{\alpha}$ 는 쿼터니언으로부터 변환된 오일러 자세각이며, 이들의 상태운동 방정식은 다음과 같다.

$$\dot{\hat{\mathbf{q}}} = \frac{1}{2} \boldsymbol{\Omega}(\hat{\boldsymbol{\omega}}) \hat{\mathbf{q}} \quad (16.1)$$

$$\dot{\hat{\boldsymbol{\omega}}} = \mathbf{J}^{-1} \left\{ -\hat{\boldsymbol{\omega}}^\times(\mathbf{J}\hat{\boldsymbol{\omega}} + \mathbf{C}_{RW}^B \mathbf{I}_W \hat{\boldsymbol{\omega}}) - \mathbf{C}_{RW}^B (\mathbf{I}_W \hat{\boldsymbol{\omega}}) + \hat{\mathbf{d}} \right\}$$

$$\dot{\hat{\boldsymbol{\omega}}} = \mathbf{I}_W^{-1} \hat{\mathbf{h}}_W = \mathbf{I}_W^{-1} (\mathbf{I}_W \dot{\hat{\boldsymbol{\omega}}}) = \dot{\hat{\boldsymbol{\omega}}} \quad (16.2)$$

$$\dot{\hat{\mathbf{d}}} = 0$$

여기서  $\hat{\boldsymbol{\omega}}$ 은 위성 각속도 추정,  $\hat{\mathbf{q}}$ 은 쿼터니언 추정값,  $\hat{\boldsymbol{\omega}}$ 은 반작용휠 각속도 추정값,  $\hat{\mathbf{d}}$ 은 외부교란 추정값에 의한 벡터를 의미한다.

### 2.2.2 상태오차방정식

확장칼만필터는 상태변수의 오차를 토대로 선형화를 수행하여야 한다. 먼저, 쿼터니언 오차 ( $\delta \mathbf{q} = \mathbf{q} \otimes \hat{\mathbf{q}}^{-1}$ )로부터 자세각에 대한 상태오차방정식은 다음과 같이 유도할 수 있다[10].

$$\delta \dot{\mathbf{p}} = -\hat{\boldsymbol{\omega}}^\times \delta \mathbf{p} + \frac{1}{2} \delta \boldsymbol{\omega} \quad (17)$$

$$\delta \dot{\mathbf{q}}_4 = 0$$

여기서  $\delta \mathbf{p} = [\delta q_1, \delta q_2, \delta q_3]^T$ 는 쿼터니언의 3차원

벡터부분을 의미한다. 만일 벡터부분이 충분히 작은 값을 갖는다면 일반적인 오일러각과 다음과 같이 근사화가 가능하다.

$$\delta p \approx \delta \alpha / 2, \quad \delta q_4 \approx 1 \quad (18)$$

여기에서  $\alpha$  는 3축에 해당하는 작은 오일러각을 의미한다. 위의 수식을 식(17)에 대입하면 다음과 같이 나타낼 수 있다.

$$\delta \dot{\alpha} \approx -\hat{\omega}^* \delta \alpha + \delta \omega \quad (19)$$

다음으로, 위성의 각속도에 대한 상태운동방정식은 다음과 같이 각속도에 대한 오차 ( $\delta \omega = \omega - \hat{\omega}$ )를 대입하여 전개하면 다음과 같이 나타낼 수 있다.

$$\begin{aligned} (\dot{\hat{\omega}} + \delta \dot{\omega}) &= J^{-1} \{ -(\hat{\omega} + \delta \omega) \times [J(\hat{\omega} + \delta \omega)] \\ &\quad - (\hat{\omega} + \delta \omega) \times [C_{RW}^B I_W (\hat{\omega} + \delta \omega)] \\ &\quad - C_{RW}^B (I_W \hat{\omega} + \eta_c) + \hat{d} + \delta d + \eta_s \} \end{aligned} \quad (20)$$

선형화를 위하여 위의 수식에서 2차항을 포함하여 차수가 높은 항은 작은 값을 갖는다고 가정하여 무시할 수 있다. 그 다음 양변의  $\dot{\hat{\omega}}$  을 소거가 가능함으로  $\delta \dot{\omega}$  을 기준으로 최종적으로 정리하면 다음과 같이 나타낼 수 있다.

$$\begin{aligned} \delta \dot{\omega} &= J^{-1} \{ -\hat{\omega}^* (J \delta \omega + C_{RW}^B I_W \delta \omega) \\ &\quad + [J \hat{\omega} + C_{RW}^B I_W \hat{\omega}]^* \delta \omega + \delta d \} \\ &\quad + J^{-1} \{ -C_{RW}^B \eta_c + \tau_{dist} \} \end{aligned} \quad (21)$$

위의 수식으로부터 반작용휠의 각운동량오차 ( $\delta h_w = h_w - \hat{h}_w$ )로부터 반작용휠에 대한 각속도의 상태운동 방정식은 다음과 같이 나타낼 수 있다.

$$\begin{aligned} \delta \dot{h}_w &= \dot{h}_w - \dot{\hat{h}}_w = \eta_c \\ \delta \dot{\omega} &= (\dot{\hat{\omega}} + I_W^{-1} \eta_c) - \dot{\omega} = I_W^{-1} \eta_c \end{aligned} \quad (22)$$

마지막으로, 확장칼만필터를 위한 마지막 상태변수인 외부교란에 대한 상태방정식은 오차식 ( $\delta d = d - \hat{d}$ )으로부터 다음과 같이 나타낼 수 있다.

$$\delta \dot{d} = \dot{d} - \dot{\hat{d}} = \eta_d \quad (23)$$

### 2.2.3 센서 모델링

칼만필터 알고리즘은 측정센서 정보를 활용하

여 추정성능을 향상시킨다. 따라서, 측정센서에 대한 선형화된 모델이 필요하다. 본 연구에서는 위성에는 자세측정 센서로서 널리 쓰이고 있는 별추적기가 탑재되어 있고, 서론에서 설명한 바와 같이 반작용휠의 내부에는 휠의 각속도를 측정할 수 있는 센서가 부착되어 측정센서로 활용하기로 한다.

먼저, 별추적기 센서모델은 다음과 같이 나타낼 수 있다[10].

$$\tilde{q}_{st} = \delta q_{st} \otimes q \quad (24)$$

여기서  $\tilde{q}_{st}$ 는 별추적기에서 출력되는 쿼터니언이며,  $\delta q_{st}$ 는 별추적기가 가지고 있는 센서의 측정 잡음을 나타내며 다음과 같은 통계적인 특성이 있다고 가정하였다.

$$\begin{aligned} \delta p_{st} &= \eta_{st} \\ E \langle \eta_{st}(t) \rangle &= 0 \end{aligned} \quad (25)$$

$$E \langle \eta_{st}^T(t_1) \eta_{st}(t_2) \rangle = I_{3 \times 3} \sigma_{st}^2 \delta(t_1 - t_2)$$

여기서  $\eta_{st}$ 는 가우시안 백색잡음이며 랜덤잡음을 의미한다.  $\sigma_{st}$ 는  $\eta_{st}$ 에 대한 표준편차를 의미한다.

다음으로, 반작용휠의 각속도에 대한 센서 모델은 다음과 같다. 실제 휠의 각속도값에 잡음이 추가된 형태로 구성하였다.

$$\tilde{\omega}_{rw} = \omega + \eta_{rw} \quad (26)$$

여기서  $\tilde{\omega}_{rw}$ 는 반작용휠에서 측정되는 각속도 벡터를 의미한다.  $\eta_{rw}$ 는 각속도센서의 측정잡음을 나타낸다.

$$\begin{aligned} E \langle \eta_{rw}(t) \rangle &= 0 \\ E \langle \eta_{rw}^T(t_1) \eta_{rw}(t_2) \rangle &= I_{3 \times 3} \sigma_{rw}^2 \delta(t_1 - t_2) \end{aligned} \quad (27)$$

여기서  $\eta_{rw}$ 는 가우시안 백색잡음을 의미하며,  $\sigma_{rw}$ 는  $\eta_{rw}$ 에 대한 표준편차를 나타낸다.

### 2.2.4 칼만필터행렬

앞서 유도한 상태오차 미분방정식들을 다음과 같이 간단히 선형방정식으로 나타낼 수 있다[10].

$$\delta \dot{x} \equiv A \delta x + G \eta \quad (28)$$

여기서  $\delta x = [\delta \alpha^T \quad \delta \omega^T \quad \delta \omega^T \quad \delta d^T]^T$ 는 상태오차들을 나타내며 설정된 시간간격 동안의 미소변화량

을 의미한다.  $\boldsymbol{\eta} = [\boldsymbol{\eta}_c^T \boldsymbol{\eta}_s^T \boldsymbol{\eta}_d^T]^T$  는 시스템의 가우시안 백색잡음으로 구성된 벡터이다. 앞서 유도된 오차에 대한 상태운동방정식으로부터 확장칼만필터의 시스템행렬  $\mathbf{A}$ ,  $\mathbf{G}$  를 다음과 같이 유도할 수 있다.

$$\mathbf{A} = \begin{bmatrix} -\hat{\boldsymbol{\omega}}^\times & \mathbf{I}_{3 \times 3} & \mathbf{0}_{3 \times 4} & \mathbf{0}_{3 \times 3} \\ \mathbf{0}_{3 \times 3} & \mathbf{J}^{-1} \{ -\hat{\boldsymbol{\omega}} \mathbf{J} + [\mathbf{J}\hat{\boldsymbol{\omega}} + \mathbf{C}_{RW}^B \mathbf{I}_W \hat{\boldsymbol{\omega}}]^\times \} & \mathbf{J}^{-1} \{ -\hat{\boldsymbol{\omega}}^\times \mathbf{C}_{RW}^B \mathbf{I}_W \} & \mathbf{J}^{-1} \\ \mathbf{0}_{4 \times 3} & \mathbf{0}_{4 \times 3} & \mathbf{0}_{3 \times 4} & \mathbf{0}_{3 \times 3} \\ \mathbf{0}_{3 \times 3} & \mathbf{0}_{3 \times 3} & \mathbf{0}_{3 \times 4} & \mathbf{0}_{3 \times 3} \end{bmatrix}$$

$$\mathbf{G} = \begin{bmatrix} \mathbf{0}_{3 \times 4} & \mathbf{0}_{3 \times 3} & \mathbf{0}_{3 \times 3} \\ \mathbf{J}^{-1} \{ -\mathbf{C}_{RW}^B \} & \mathbf{J}^{-1} & \mathbf{0}_{3 \times 3} \\ \mathbf{I}_W^{-1} & \mathbf{0}_{4 \times 3} & \mathbf{0}_{4 \times 3} \\ \mathbf{0}_{3 \times 4} & \mathbf{0}_{3 \times 3} & \mathbf{I}_{3 \times 3} \end{bmatrix} \quad (29)$$

시스템행렬  $\mathbf{Q}$  는 오차방정식에 대한 가우시안 백색잡음에 대한 공분한 행렬을 나타내며 다음과 같이 나타낼 수 있다.

$$\mathbf{Q} = \begin{bmatrix} E \langle \boldsymbol{\eta}_c^T \boldsymbol{\eta}_c \rangle & \mathbf{0}_{4 \times 3} & \mathbf{0}_{4 \times 3} \\ \mathbf{0}_{3 \times 4} & E \langle \boldsymbol{\eta}_s^T \boldsymbol{\eta}_s \rangle & \mathbf{0}_{3 \times 3} \\ \mathbf{0}_{3 \times 4} & \mathbf{0}_{3 \times 3} & E \langle \boldsymbol{\eta}_d^T \boldsymbol{\eta}_d \rangle \end{bmatrix} \quad (30)$$

다음으로, 앞서 고려한 측정센서모델들은 칼만 필터 관측모델 형태로 나타낼 수 있다[10].

$$\delta \mathbf{y} = \mathbf{H} \delta \mathbf{x} + \mathbf{v} \quad (31)$$

여기서  $\delta \mathbf{y} = [\delta \boldsymbol{\alpha}^T \delta \boldsymbol{\omega}^T]^T$  는 센서측정값과 상태 추정값의 오차를 나타내며,  $\mathbf{v} = [\boldsymbol{\eta}_{st}^T \boldsymbol{\eta}_{RW}^T]^T$  는 센서의 가우시안 백색잡음으로 구성된 벡터이다. 위 식에서 칼만필터의 관측행렬은 자세센서와 반작용휠의 각속도를 고려하여 다음과 같이 나타내어진다.

$$\mathbf{H} = \begin{bmatrix} \mathbf{I}_{3 \times 3} & \mathbf{0}_{3 \times 3} & \mathbf{0}_{3 \times 4} & \mathbf{0}_{3 \times 3} \\ \mathbf{0}_{4 \times 3} & \mathbf{0}_{4 \times 3} & \mathbf{I}_{4 \times 4} & \mathbf{0}_{4 \times 3} \end{bmatrix} \quad (32)$$

또한, 별센서와 반작용휠에 대한 관측벡터의 공분한 행렬을 다음과 같이 나타낼 수 있다.

$$\mathbf{R} = \begin{bmatrix} E \langle \boldsymbol{\eta}_{st}^T \boldsymbol{\eta}_{st} \rangle & \mathbf{0}_{3 \times 4} \\ \mathbf{0}_{4 \times 3} & E \langle \boldsymbol{\eta}_{RW}^T \boldsymbol{\eta}_{RW} \rangle \end{bmatrix} \quad (33)$$

## 2.2.5 이산화행렬

칼만필터에 적용하기 위해서는 주어진 상태운

Table 1. Proposed Algorithm Flow

과정	알고리즘 구성
초기화	$\hat{\mathbf{x}}(t_0) = \hat{\mathbf{x}}_0, \mathbf{P}(t_0) = \mathbf{P}_0$
전파	$\hat{\boldsymbol{q}} = \frac{1}{2} \Omega(\hat{\boldsymbol{\omega}}) \hat{\boldsymbol{q}}$ $\dot{\boldsymbol{\omega}} = \mathbf{J}^{-1} \{ -\hat{\boldsymbol{\omega}}^\times (\mathbf{J}\hat{\boldsymbol{\omega}} + \mathbf{C}_{RW}^B \mathbf{I}_W \hat{\boldsymbol{\omega}}) - \mathbf{C}_{RW}^B (\mathbf{I}_W \dot{\boldsymbol{\omega}}) + \hat{\boldsymbol{d}} \}$ $\dot{\boldsymbol{\omega}} = \mathbf{I}_W^{-1} \dot{\hat{\boldsymbol{h}}}_W, \dot{\hat{\boldsymbol{d}}} = 0$ $\mathbf{P}_{k+1}^- = \Phi_k \mathbf{P}_k^+ \Phi_k + \mathbf{Q}_k$
이득	$\mathbf{K}_{k+1} = \mathbf{P}_{k+1}^- \mathbf{H}^T (\mathbf{H} \mathbf{P}_{k+1}^- \mathbf{H}^T + \mathbf{R})^{-1}$
측정 갱신	$\delta \mathbf{x}_{k+1}^+ = \mathbf{K}_{k+1} \delta \mathbf{y}_{k+1}$ $\hat{\boldsymbol{q}}_{k+1}^+ = \begin{bmatrix} \frac{1}{2} \delta \hat{\boldsymbol{\alpha}}_{k+1} \\ 1 \end{bmatrix} \otimes \hat{\boldsymbol{q}}_{k+1}^-$ $\hat{\boldsymbol{\omega}}_{k+1}^+ = \hat{\boldsymbol{\omega}}_{k+1}^- + \delta \boldsymbol{\omega}_{k+1}$ $\hat{\boldsymbol{\omega}}_{k+1}^+ = \hat{\boldsymbol{\omega}}_{k+1}^- + \delta \boldsymbol{\omega}_{k+1}$ $\hat{\boldsymbol{d}}_{k+1}^+ = \hat{\boldsymbol{d}}_{k+1}^- + \delta \boldsymbol{d}_{k+1}$ $\mathbf{P}_{k+1}^+ = [\mathbf{I} - \mathbf{K}_{k+1} \mathbf{H}] \mathbf{P}_{k+1}^-$

동방정식에 대한 상태천이행렬을 획득하여야 한다. 계산을 용이하게 하기 위하여 자세결정을 위한 시스템행렬에 대한 상태천이행렬은 테일러 전개에 의한 1차항까지만 고려하여 주어진 시간간격으로부터 다음과 같이 나타낼 수 있다.

$$\Phi_k \approx \mathbf{I} + \mathbf{A} \Delta t \quad (34)$$

또한, 상태운동방정식에 대한 공분산행렬  $\mathbf{Q}_k$  는 다음과 같이 근사화가 가능하다.

$$\mathbf{Q}_k \approx \mathbf{G} \mathbf{Q} \mathbf{G}^T \Delta t \quad (35)$$

별센서와 반작용휠을 이용한 인공위성의 자세 및 각속도를 획득하는 전반적인 알고리즘에 대한 구성은 Table 1에 정리하였으며,  $\mathbf{P}_k$  는 상태오차에 대한 공분산 행렬을 나타낸다.

## 2.3 수치시물레이션

설계된 알고리즘의 성능 검증은 수치 시물레이션 조건은 Table 2에 정리하였다.

전체적인 시물레이션 수행시간은 180초, 적분을 수행하기 위한 시간간격은 0.05초, 즉 20Hz로

Table 2. Numerical Simulation Conditions

항목	값	단위
반작용휠 탑재수량	4	EA
반작용휠 관성모멘트( $I_w$ )	0.0014	Kg·m <sup>2</sup>
초기 반작용휠 각속도( $\omega_0$ )	360	rad/s
휠각속도 측정잡음( $\eta_{RW}, 1\sigma$ )	6.8	rpm
반작용휠 토크명령 오차( $\eta_c, 1\sigma$ )	1.3E-4	Nm
별추적기 측정잡음( $\eta_M, 1\sigma$ )	36	arcsec
시스템 불확실성 오차( $\eta_s, 1\sigma$ )	10E-5	N·m
외부교란 토크( $\eta_d, 1\sigma$ )	10E-6	N·m

설정하였다. 이와 같은 갱신주기의 설정은 APS 센서의 발달로 별센서의 갱신주기가 20Hz 정도가 가능하기 때문이다. 상첨자 (-)는 이전 추정값에서 전과 이후의 추정값이며, 상첨자 (+)는 전과 이후 추정값에 측정값을 더하여 갱신된 값을 의미한다. 위성전체의 관성모멘트  $J$ 는 다음 식을 통해 계산할 수 있다.

$$J = J_s + \sum_{i=1}^4 J_{RW,i} \quad (36)$$

여기서  $J_s$ 는 위성동체 관성모멘트 이다.  $J_{RW}$ 는 위성동체의 좌표계로 변환된 각 반작용휠의 관성모멘트이며 다음 식과 같이 계산할 수 있다.

$$J_{RW} = C I_{RW} C^T \quad (37)$$

위 식에서  $C = C_{yaw}^T(\psi) C_{pitch}^T(\theta)$  이며, 반작용휠의 장착각도에 의해 결정되는 위성동체 좌표계로의 방향코사인행렬을 의미한다.

본 시뮬레이션을 위하여 소형위성 100kg급의 위성을 가정하였으며, 관성모멘트는 다음과 같이 설정하였다.

$$J_s = \begin{bmatrix} 16.3 & 0.0869 & 0.60167 \\ 0.0867 & 36.6 & 0.13571 \\ 0.60167 & 0.13571 & 38.6 \end{bmatrix} \text{Kg} \cdot \text{m}^2 \quad (38)$$

다만, 필터를 구성함에 있어서 10%의 오차가 존재하도록 구성하였다. 또한 각각의 반작용휠에 대한 관성모멘트  $I_{RW}$ 는 모두 동일한 값으로 설정하였다.

위와 같은 기본적인 값을 가지고 수치시뮬레

이션을 수행하였으며, 그 결과는 Fig. 2~5에 나타나 있다. 점선은 각 추정한 상태변수 오차 공분산의  $3\sigma$ 를 나타내며 결정정밀도를 의미한다. 실선은 상태변수의 참값과 추정값 간의 오차를 나타낸다. Fig. 2는 위성의 각 축에서 자세 쿼터니언을 추정한 결과를 보여준다. 별추적기의 자세 쿼터니언 측정 정밀도는 위성의 3축에 동일하게 설정하였다. 최종 결정 정밀도는 별센서가 보유하고 있는 성능을 기본으로하여 각축으로 대략 50%정도 향상된 결과를 보였다. 실질적으로 인공위성의 임의의 기동, 그리고 외란의 크기에 따라 전체적인 자세 정확도는 변화할 수 있다. 또한, 일반적인 별센서는 z축에 대한 정밀도가 상대적으로 떨어지나, 다중 별센서를 이용하여 3축이 동일한 자세 오차가 발생한 것으로 가정하였다. Fig. 3은 위성의 각 축의 각속도를 추정한 결과를 보여준다. 전반적으로 각속도를 잘 추정하고 있는 것을 알 수 있다. 최종 결정 정밀도가 y,z축에 비해 x축이 조금 더 큰 것은 시뮬레이션 조건에서 위성동체 관성모멘트가 y,z축에 비해 x축이 훨씬 작은 값을 갖기 때문에 나타나는 결과

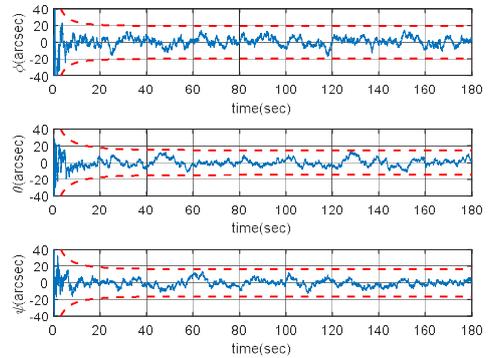


Fig. 2. History of attitude errors (arcsec)

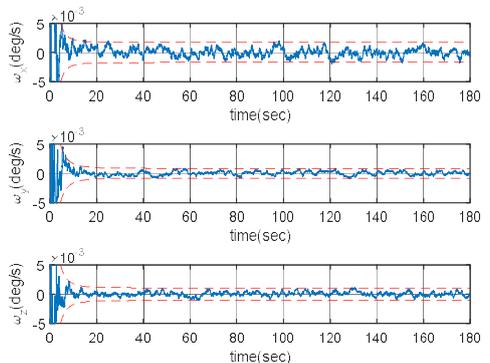


Fig. 3. History of angular rate errors(deg/s)

이며, 기동에 따라 다소 변경될 수 있음을 참고하기 바란다. Fig. 4는 위성에 탑재된 4개의 반작용휠 각속도를 추정한 결과를 나타낸다. 최종 결정 정밀도는 휠의 각속도를 측정하는 센서의 표준편차값 대비 약 12% 향상되었다.

마지막으로 Fig. 5는 궤도상에서 주기적인 형태로 발생하고 있는 외부교란과 이것을 추정한 결과를 보여주고 있다. 전반적으로 외부 교란을 적절히 추정하고 있음을 알 수 있다.

결과적으로, 제안된 필터를 사용하여 획득된 상태변수는 이론적으로 획득된 오차 공분산의  $3\sigma$  이내로 잘 수렴하는 것을 알 수 있었다. 따라서, 제안된 알고리즘은 자이로 미탑재 위성의 자세 및 각속도를 추정하는데 활용이 가능할 것으로 판단됨과 동시에 추정된 휠의 각속도는 피드백 제어기의 성능을 향상시키는데에 도움이 될 것으로 판단된다.

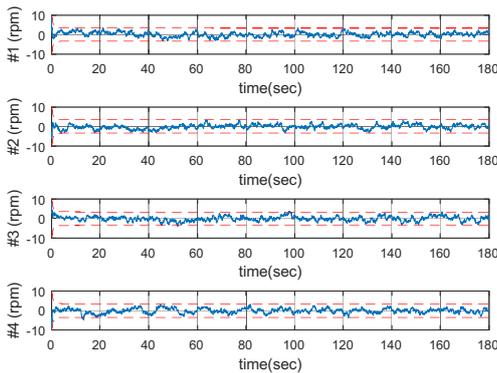


Fig. 4. History of the angular speed error of reaction wheels (rpm)

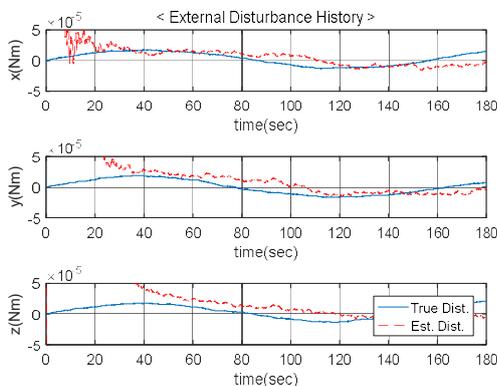


Fig. 5. External Disturbance and Estimated Disturbances (Nm)

### III. 결 론

본 연구에서는 위성의 각속도를 측정하는 센서 고장, 또는 각속도 센서를 위성의 개발단계에서 배제하는 상황에서의 인공위성의 자세 및 각속도를 추정하는 방법을 제안하였다. 반작용휠의 각속도를 각운동량 보존법칙을 활용하여 각속도를 추정할 수 있음을 확인하였다. 별추적기와 같은 자세결정 센서와의 조합을 통해서 확장칼만필터의 프레임워크에 적용하였다. 실질적인 환경을 모사하기 위하여 외부에서 발생하는 토크를 상태변수로 추가하여 칼만필터를 구성하였다. 전체적으로 제안된 알고리즘을 통해서 자세와 각속도를 안정적으로 추정할 수 있음을 수치시뮬레이션을 통해서 검증하였다. 확장칼만필터에 추가된 상태변수로써 반작용휠의 각속도는 추후 인공위성의 정밀한 자세제어를 위하여 사용가능할 것으로 판단되며, 마지막으로 자이로 미탑재 인공위성에 대하여 적용 가능할 것으로 판단된다.

### 후 기

본 연구는 한국연구재단의 기본연구지원사업(NRF-2015R1D1A1A01058978)의 지원을 받아 수행 되었습니다. 지원에 감사드립니다.

### References

- 1) Oshman, Y., and Markley, F. L. "Sequential gyroless attitude and attitude-rate estimation from vector observations," *Acta Astronautica*, Vol. 46, No. 7, 2000, pp. 449-463.
- 2) Tsao, T. C., and Liu, D., "Gyroless Stellar Acquisition Algorithm for Spacecraft Closed-Loop Control and Its Accuracy," *AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference*, Chicago, 2009,
- 3) Agrawal, B. N., and Palermo, W. J., "Angular Rate Estimation for Gyroless Satellite Attitude Control," *AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference and Exhibit*, Aug. 2002. Monterey, California, AIAA 2002-4463.
- 4) Singla, P., Crassidis, J. L., and Junkins, J. L., "Spacecraft Angular Rate Estimation Algorithms for Star Tracker-Based Attitude Determination," *Advances in the Astronautical Sciences*, Vol. 114, 2003, pp.1303-1316.

- 5) Serrano, J. B., Mora. E. J., Sarti, F., Marcille, H., and Cope, P., "Spacecraft Attitude Rate Measurement Systems without Gyros," *Spacecraft Guidance, Navigation and Control Systems*, Vol. 381, 1997, p.577
- 6) Harman, R., Thienel, J., and Oshman, Y., "Gyroless Attitude and Rate Estimation Algorithms for The Fuse Spacecraft," *Flight Mechanics Symposium, NASA Goddard Space Flight Center*, Oct. 2003.
- 7) Shou, H. N., "Discoid and Asymmetrical Gyroless Micro-Satellite Off-Modulation Attitude Control with Kalman Filter," *Marine Science and Technology journal*, Vol. 22, No. 6 2014, pp.705~715.
- 8) Oshman, Y., and Markley, F. L., "Sequential Gyroless Attitude and Attitude-Rate Estimation from Vector Observations," *Acta Astronautica*, Vol. 46, No.7, 2000, pp.449-463.
- 9) Ahn, H. S., and Lee, S. H., "Gyroless Attitude Estimation of Sun-Pointing Satellites Using Magnetometers," *IEEE Geoscience and Remote Sensing Letters*, Vol. 2, No. 1, 2005. pp.8-12.
- 10) Crassidis, J. L., and Junkins, J. L., *Optimal Estimation of Dynamic Systems*, CRC Press, 2004, pp.451~460.
- 11) Leeghim, H., "Optimal Steering Laws for Control Moment Gyros" *Korea Advanced Institute of Science and Technology*, Doctoral Dissertation, Feb. 2007.