論文

과학기술위성 3호 실시간 관성모멘트 추정 기법 연구

김광진*, 이상철**, 오화석**

A Study on Real-Time Inertia Estimation Method for STSAT-3

Kwangjin Kim*, Sangchul Lee**, Hwa-Suk Oh**

ABSTRACT

The accurate information of mass properties is required for the precise control of the spacecraft. The mass properties, mass and inertia, are changeable by some reasons such as consumption of propellant, deployment of solar panel, sloshing, environmental effect, etc. The gyro-based attitude data including noise and bias reduces the control accuracy so it needs to be compensated for improvement. This paper introduces a real-time inertia estimation method for the attitude determination of STSAT-3, Korea Science Technology Satellite. In this method we first filter the gyro noise with the Extended Kalman Filter(EKF), and then estimate the moment of inertia by using the filtered data from the EKF based on the Recursive Least Square(RLS).

Key Words : Moment of Inertia(관성 모멘트), Mass Properties(질량 특성), Extended Kalman Filter(확장형 칼만필터), Recursive Least Square(순환최소자승법), STSAT-3(과학기술위성 3호), Estimation(추정), Noise Reduction Method(잡음감소기법)

1. 서 론

위성의 질량특성에 대한 정보는 위성의 정밀 제어를 위한 필수적인 요소이다. 인공위성의 질량특성은 추진제의 사용, 연료의 슬로싱, 우주 환경에 대한 영향 등의 이유로 변화한다.^{1,2)} 따라서 궤도운동 시 인공위성의 정밀한 자세제어를 위해서는 변화하는 질량 특성에 따른 제어기의 설계가 필요하며, 이에 따라 관성값 추정이 필요하다.³⁾

관성값은 일반적으로 최소자승법(Least Square), 확장형칼만필터(EKF: Extended Kalman Filter) 등으로 추정할 수 있다. S. Tanygin⁴⁾는 회전 운동 에너지를 기반으로 최소자승법을 이용하여 관성모멘트를 추정하였다⁴⁾. J. Palimaka⁵⁾는 가중최소자승법(Weighted Least Square)을 이용하여 위성의 질량 특성을 추정 기법을 제안하였다.⁵⁾

관성값 추정을 위해서는 인공위성의 탑재된 자이로 센서 기반의 각속도 데이터를 이용하게 된다. 하지만, 자이로 센서의 각속도 데이터는 인공위성의 진동, 전기적인 간섭 효과 등의 이유로 잡음을 포함한다. 잡음이 포함된 데이터로 질량특성이나 상태를 추정하면 그 정확성을 보장할 수 없게 된다. 따라서 센서 데이터에 대한 보정이 병행되어야 보다 정확한 관성값을 추정할 수 있다.

잡음 저감 필터로는 버터워스필터(Butterworth filter), 확장형칼만필터, 언센티드필터(Unscented Filter) 등이 있고, 이에 대한 많은 연구가 수행되었다. M.L.Psiaki⁶⁾는 확장형칼만필터를 이용하여 자세, 각속도 및 외란 토크를 추정하였다.⁶⁾ 또한, 확장형칼만필터를 사용하여 자이로 센서의 잡음을 저감시키고 최소자승법으로 관성모멘트를 추정하는 방법이 제안되었다.⁷⁾

본 논문에서는 Fig. 1로 표현되는 과학기술위성 3호(STSAT-3)의 자세 결정을 위한 실시간 관성모멘트 추정 기법을 소개한다. 선형화 필터인 확장형칼만필터를 이용하여 자이로 센서의 잡음에 대한 영향을 저감시키고, 순환최소자승법(RLS: Recursive Least Square)을 이용하여 실시간으로 관성모멘트

2012년 11월 16일 접수 ~ 2012년 12월 19일 심사완료
논문심사일 (2012.11.19, 1차), (2012.12.19, 2차)

* 현대자동차 연구소

** 한국항공대학교 항공우주 및 기계공학부

연락처, E-mail : slee@kau.ac.kr

경기도 고양시 덕양구 화전동 항공대길 100

를 추정하도록 한다.

Fig. 1 STSAT-3

2. 본 론

2.1 위성의 운동방정식 및 잡음 감소 기법

위성의 강체 운동방정식은 아래의 식과 같이 오일러 방정식으로 표현된다.⁸⁾

$$\dot{\omega} = -I^{-1}\omega^\times I\omega + I^{-1}u = f(\omega, u, t) \quad (1)$$

여기서 $I = \text{diag}(I_1, I_2, I_3)$ 는 주관성모멘트 행렬, $\omega = [\omega_1, \omega_2, \omega_3]^T$ 는 동체 각속도 벡터, 그리고 $u = [u_1, u_2, u_3]^T$ 는 입력 토크를 나타낸다. 이는 위성의 구동기에 의하여 생성된 토크를 의미한다.

구동기의 출력 토크에 대한 위성의 자세는 자이로 기반의 센서 데이터를 통하여 측정이 가능하다. 하지만 측정된 자세 정보에는 잡음이 포함되어 있기 때문에 이에 대한 보상이 필요하다. 이를 위하여 본 논문에서는 비선형 시스템에 적용이 가능한 확장형칼만 필터를 이용하여 잡음 효과를 감소시킨다.

식(1)에서 표현된 위성의 강체 동역학 모델은 다음과 같은 형태로 표현할 수 있다.

$$\dot{x}(t) = f(x(t), u(t), t) + w(t) \quad (2)$$

여기서, $w(t)$ 는 평균이 0이고 분산이 $Q(t)$ 인 백색잡음을 의미하며, 상태 변수 $x(t)$ 는 식 (1)의 $w(t)$

를 의미한다.

식(2)를 테일러 급수로 전개하여 고차항이 무시할 만큼 작다고 가정하면 비선형 시스템을 아래와 같이 선형화할 수 있다.

$$\begin{aligned} f(x(t), u(t), t) &\cong f(\hat{x}(t), u(t), t) + \frac{\partial f}{\partial x} \Big|_{\hat{x}(t)} [x(t) - \hat{x}(t)] \\ (3) \quad F(\hat{x}(t), t) &\equiv \frac{\partial f}{\partial x} \Big|_{\hat{x}(t)} \end{aligned} \quad (4)$$

또한, 센서 모델은 다음과 같이 정의할 수 있다.

$$\tilde{y}(t) = Hx(t) + \nu(t) \quad (5)$$

여기서, $\nu(t)$ 는 $N(0, R(t))$ 인 백색 잡음 성분이며, 측정행렬 H 는 단위행렬이다.

일반적인 확장형칼만필터 알고리즘은 다음과 같다.⁹⁾

초기값 선정;

$$\hat{x}(t_0) = \hat{x}_0$$

$$P_0 = E\{\tilde{x}(t_0)\tilde{x}^T(t_0)\}, \quad \tilde{x} = x - \bar{x}$$

칼만 이득 계산;

$$K_k = P_k^- H_k^T (\hat{x}_k^-) [H_k (\hat{x}_k^-) P_k^- H_k^T (\hat{x}_k^-) + R_k]^{-1}$$

필터 상태 변수 및 오차 공분산 갱신;

$$\hat{x}_k^+ = \hat{x}_k^- + K_k [\tilde{y}_k - h(\hat{x}_k^-)]$$

$$P_k^+ = [I - K_k H_k (\hat{x}_k^-)] P_k^-$$

필터 및 공분산 전파식;

$$\begin{aligned} \dot{P}(t) &= F(\hat{x}(t), t) P(t) + P(t) F(\hat{x}(t), t)^T \\ &\quad - P(t) H^T(\hat{x}(t), t) R^{-1}(t) H(\hat{x}(t), t) P(t) + Q(t) \end{aligned}$$

$$\dot{\hat{x}}(t) = f(\hat{x}(t), u(t), t) + K(t) [\tilde{y}(t) - h(\hat{x}(t), t)]$$

2.2 관성모멘트 추정

위성의 관성모멘트를 실시간으로 추정하기 위해

순환최소자승법(RLS)을 이용한다. 2.2절에서 사용된 기호들은 순환최소자승법에서 일반적으로 사용되는 기호들로 2.1절에서 사용된 기호들과 다르다.

식(1)의 운동방정식을 선형 회귀방정식으로 나타내면 아래와 같이 나타낼 수 있다.¹⁰⁾

$$z = Hx + \nu \quad (6)$$

여기서,

$$\nu = N(0, R)$$

$$z = \begin{bmatrix} u_1 \\ u_2 \\ u_3 \end{bmatrix}, H = \begin{bmatrix} \dot{\omega}_1 & -\omega_2\omega_3 & \omega_2\omega_3 \\ \omega_1\omega_3 & \dot{\omega}_2 & -\omega_1\omega_3 \\ -\omega_1\omega_2 & \omega_1\omega_2 & \dot{\omega}_3 \end{bmatrix}, x = \begin{bmatrix} I_1 \\ I_2 \\ I_3 \end{bmatrix}$$

순환최소자승법으로부터 추정된 파라미터 벡터 $\hat{x}_k$ 는 다음과 같다.

$$\hat{x}_k = \hat{x}_{k-1} + K_k(z_k - H_k \hat{x}_{k-1}) \quad (7)$$

여기서,

$$K_k = P_{k-1} H_k^T (H_k P_{k-1} H_k^T + R_k)^{-1}$$

$$P_k = (I - K_k H_k) P_{k-1} (I - K_k H_k)^T + K_k R_k K_k^T$$

식 (6)에 나타난 바와 같이 행렬 H 는 위성의 각 속도와 각가속도 요소들로 구성되어 있기에 잡음이 포함된 정보를 이용한다면 정확한 추정치를 얻기 어렵다.

2.3 실시간 관성모멘트 추정 기법

본 논문에서 제안한 실시간 관성모멘트 추정 기법의 개략도는 Fig. 2와 같다. 제안한 방법은 자이로 센서에 의하여 얻은 잡음이 포함된 자세 정보를 확장형칼만필터를 이용하여 잡음 영향을 감소시키고, 잡음의 영향이 줄어든 자세 정보와 순환최소자승법을 이용하여 실시간으로 관성모멘트를 추정하는 방법이다.

먼저 임의의 공칭관성값(Nominal inertia value)을 가정하여 확장형칼만필터를 통해 잡음 영향을 감소시키고 순환최소자승법으로 관성모멘트를 추정한 후, 추정된 관성모멘트를 확장형칼만필터의 공칭관성값으로 이용하여 추정의 정확도를 높일 수 있

다.

Fig. 2 Diagram of the operation of the real-time inertia estimation method

Fig. 3 The reference frame of STSAT-3

2.4 시뮬레이션

본 논문에서는 제안한 방법의 성능 검증을 위하여 과학기술위성 3호(STSAT-3)의 관성모멘트 정보를 이용하였다. 기준 좌표계의 원점은 Fig. 3과 같이 추력기와 위성체 사이에 있고, 위성체의 질량 분포는 균일하다는 가정하에 수치시뮬레이션을 수행하였다.

관성모멘트를 추정하기 위하여 기동 중인 위성의 자세 정보가 필요하며, 이를 위하여 위성의 구동기가 $5mNm$ 의 일정한 토크를 발생시키는 경우에 대하여 고려하였다. 또한 자이로 센서의 잡음의 평균평방근(RMS: Root Mean Square)은 $10^{-5} rad/s$ 으

로 가정하였다.

Table 1은 확장형칼만필터만을 사용했을 때, 잡음의 평균평방근을 나타낸다. 실제 관성모멘트 값을 공칭관성값으로 이용할 경우, 관측값의 약 1/2 정도로 잡음의 평균평방근이 줄어드는 것을 볼 수 있다. 하지만, 공칭관성값으로 오차가 포함된 관성모멘트 값을 이용할 경우 주어진 정보가 정확하지 않기에 평균평방근 값이 증가하는 것을 확인할 수 있다.

Fig. 4는 순환최소자승법을 이용하여 잡음 효과가 감소되지 않은 자세 정보와 잡음 효과가 감소된 자세 정보를 이용하여 관성모멘트를 추정한 결과이다. 두 결과 모두 오차가 줄어드는 경향은 있지만, 잡음이 포함된 자세 정보를 이용하면 추정한 관성모멘트에 오차가 잔류하는 것을 볼 수 있다.

Table 1 Noise filtering results under EKF only

Filter	Nomial MOI Value	RMS value of noise($10^{-5}rad/s$)		
		ω_1	ω_2	ω_3
None	N/A	0.1030	0.0946	0.0988
EKF	True	0.0429	0.0378	0.0420
	10% Err.	0.2168	0.1757	0.2956
	20% Err.	0.4820	0.3799	0.6636
	30% Err.	0.8253	0.6444	1.1384

Fig. 4 Estimated inertia under RLS only

Table 2는 본 논문에서 제안한 실시간 관성모멘트 추정 기법을 이용하였을 경우, 잡음의 평균평방근을 나타낸다. 공칭관성값에 오차가 커지더라도 평균평방근은 크게 증가하지 않는다.

또한, Fig. 5~8은 초기 공칭관성값에 20% 오차를 포함시켰을 경우의 결과값이다. Fig. 5는 실시간 관성모멘트 추정 결과이고, Fig. 6은 추정 관성 모멘트의 오차를 나타낸다. 추정된 관성모멘트는 약 40초 이내에 오차 범위 2% 안으로 수렴하고, 약 300초 이내에 오차 범위 0.5% 이내로 수렴한다. Fig. 7은 관측 각속도 값과 추정 각속도 값의 오차를 나타낸다. 초기 관성모멘트의 오차로 인하여 추정각속도의 오차가 관측값의 오차보다 크지만, 관성값이 수렴되는 시점인 40초 이후에는 오차가 줄어드는 것을 확인할 수 있다. Fig. 8은 시간에 따른 관성모멘트의 궤적을 나타낸다.

Table 2 Noise filtering results under EKF+RLS

Filter	Nomial MOI Value	RMS value of noise($10^{-5}rad/s$)		
		ω_1	ω_2	ω_3
None	N/A	0.1030	0.0946	0.0988
EKF	True	0.0429	0.0378	0.0420
	10% Err.	0.0467	0.0459	0.0428
	20% Err.	0.0546	0.0550	0.0487
	30% Err.	0.0688	0.0690	0.0638

Fig. 5 Estimated inertia under EKF+RLS

Fig. 6 Error of the estimated inertia

Fig. 7 Error of the angular rates

Fig. 8 Trajectory of the estimation

3. 결 론

본 논문에서는 잡음이 포함된 위성의 자세 정보를 이용하여 실시간으로 관성모멘트 추정할 수 있는 방법을 제안하였다. 제안한 추정 방법은 두 가지 단계로 구성된다. 첫 번째 단계는 확장형칼만필터를 이용하여 자이로 센서 자세 정보의 잡음효과를 감소시킨다. 두 번째 단계는 순환최소자승법을 이용하는 단계로 잡음 효과가 감소된 자세 정보를 이용하여 관성모멘트를 추정한다. 순환최소자승법으로부터 추정된 관성모멘트는 확장형칼만필터의 공칭관성값으로 이용되어 추정치의 오차를 줄일 수 있다. 잡음 효과의 감소 여부에 따른 추정치의 정확도를 비

교한 결과, 제안한 방법을 이용하여 추정 정확도를 높일 수 있었다.

Kalman, H^∞ , and Nonlinear Approaches, John Wiley & Sons, Inc., 2006, pp. 79~88.

후 기

본 연구는 과학기술위성 3호 사업의 지원에 의해 이루어 졌으며 이에 감사드립니다.

참고 문헌

- [1] 강자영, "방향전환 기동 시 액체연료가 위성체의 관성모멘트 및 자세운동에 미치는 영향 분석", 한국항공우항학회지, 제17권, 제1호, 2009, pp. 1~8.
- [2] 김정래, "준천정 위성 궤도 특성 및 항법정보 연구", 한국항공우항학회지, 제15권, 제1호, 2007, pp. 11~17.
- [3] 심상현, 김광진, 이상철, 고상호, 류동영, 주광혁, "달 탐사선의 동역학 모델링 및 관성 모멘트 추정에 관한 연구", 한국항공우항학회지, 제 18권, 제4호, 2010, pp. 21~29.
- [4] S. Tanygin and T. Williams, "Mass Property Estimation using Coasting Maneuvers", Journal of Guidance, Control, and Dynamics, Vol. 20, No.4, 1977, pp 625~632.
- [5] J. Palimaka and B. V. Burlton, "Estimation of Spacecraft Mass Properties using Angular Rate Gyro Data", Proc. Of AIAA/AAS Astrodynamics Conference, 1992, pp. 21~26.
- [6] M. L. Psiaki, F. Martel and P. K. Pal, "Three-axis Attitude Determination via Kalman Filtering of Magnetometer Data", Journal of Guidance, Control, and Dynamics, Vol. 13, No.3, 1990, pp. 506~514.
- [7] D. Kim, S. Yang, D. Cheon, S. Lee and H. Oh, "Combined estimation method for inertia properties of STSAT-3", Journal of Mechanical Science and Technology, Vol.24, No.8, 2010, pp. 1737~1741.
- [8] Hyochoong Bang, "Spacecraft Moment of Inertial Estimation by Modified Rodrigues Parameters", Journal of KSAS, Vol.38, No.3, 2010, pp. 243~248.
- [9] J. L. Crassidis and J. L. Junkins, Optimal Estimation of Dynamics Systems, CRC Press, 2004, pp. 285~292.
- [10] D. Simon, Optimal State Estimation: