

인공위성 자세결정에 대한 성능분석과 안정도 해석

정회원 정보환*

Performance Evaluation and Stability Analysis of Attitude Determination for Spacecraft

Bow-han Jung* *Regular Member*

요 약

인공위성 자세추정에 널리 이용되는 Kalman 필터링 기법과 별추적기를 이용하여 3-축 위성체 자세정보를 얻기 위한 방법을 분석하였다. 이를 통해 하나의 별추적기 센서를 이용하여 정밀한 3-축 자세정보를 얻을 수 있다는 것을 살펴보았다. 즉, 위성체의 롤, 피치, 요 오차와 각축에 대한 자이로 표동을 바이어스 오차들을 RMS 측면에서 분석하였다. 또한, 고유치 해석(eigenvalue analysis)을 통해 구성된 자세결정 시스템이 안정하다는 것을 알 수 있었다.

ABSTRACT

A three-axis, Star tracker/Kalman filter, attitude determination system for a spacecraft low-altitude Earth orbit is reviewed, analyzed, and simulation tested. The motivation for reviewing this system is to achieve three-axis knowledge using Star tracker only. RMS error computation and eigenvalues are used to evaluate performance and stability analysis. Simulation results show that it is suitable for precision attitude estimation of the spacecraft.

I. 서론

본 논문에서는 인공위성 자세추정에 널리 이용되는 Kalman 필터링 기법과 별추적기를 이용하여 3-축 위성체 자세정보를 얻기 위한 방법을 다루었다. 일반적으로 Kalman 필터는 현재와 과거의 측정들을 기반으로 한 선형 추정기이며 주어진 시스템 상태를 가능한한 정확하게 추정하기 위해 센서 측정 모델과 시스템의 시간 진화(time evolution)를 위한 동적 모델을 이용한다. 위성체 자세표현을 위한 동적방정식(dynamic equation)은 필터 모델링에 있어서 많은 문제점을 유발시킨다. 특히, 외부 토크들과 회전 기구의 사용으로 내부적으로 발생하는 모델링의 외란은 모델링에 있어서 중요한 불확실성을 야기시킨다.

이러한 문제점들을 극복하기 위해 관성기준장비(Inertial Reference Unit)를 상태모델로 이용한다.

이런 경우에 있어서 위성체의 각속도는 자이로 데이터로부터 얻어지며 자세 상태를 표현하기 위해 동적방정식 대신 비교적 간단한 운동방정식(kinematic equation)이 이용된다. 이때, 자이로 데이터를 측정모델로 취급하지 않고 상태 잡음으로 간주한다. 물론 유연성을 갖지 않은 위성체라 가정하면 시스템의 시간 진화는 자이로 정보 없이도 정확하게 기술될 수 있다. 또한, 원칙적으로 어떤 필터들은 상태벡터를 증가시키므로써 다른 센서 바이어스들을 추정할 수 있다. 그러나, 일반적으로 이들 다른 바이어스들은 정상적인 위성체 동작조건하에서 가관측성의 문제 때문에 자세들과 함께 동시에 추정될 수 없다. 그러므로 자이로 표류 바이어스들 이외의 다른 센서 바이어스들을 위한 추정 방법은 여기에서 취급되지 않는다^[1].

본 논문에서는 자세결정 시스템을 분석하기 위해 현재 위성궤도에서 운용 중인 EOS-AM 위성체^[6]의

* 용인송담대학 정보통신과

논문번호 : 99006-0322, 접수일자 : 1999년 3월 22일

자세결정 시스템에서 이용되는 알고리즘을 바탕으로 하였다. 이를 근거로 Monte Carlo 시뮬레이션을 수행하여 RMS(root mean square) 측면에서 성능을 분석하였으며 설계된 필터의 고유치(eigenvalue)를 조사하여 안정도를 조사하였다. 제 2절에서는 Kalman 필터와 운동모델, 제 3절에서는 성능평가와 안정도 해석을 제 4절에서 결론을 맺는다.

II. 칼만필터와 운동모델

2.1 칼만필터

여기에서는 본 논문에 이용되는 Kalman 필터에 대해 간단히 기술한다. 먼저 필터에 이용되는 운동 방정식과 측정 방정식은 아래와 같다.

$$\begin{aligned} x(k+1) &= \Phi x(k) + \Gamma w(k) \\ z(k) &= Hx(k) + v(k) \end{aligned} \quad (1)$$

여기서 Φ 는 상태전이 행렬, Γ 는 외란 행렬, 그리고 w 는 평균이 0이고 공분산이 Q 인 정규분포의 백색 잡음 순열을 나타낸다. 그리고 H 는 측정행렬을 v 는 평균이 0이고 공분산이 R 인 정규분포의 백색 잡음 순열을 나타낸다. 아래의 식들은 순환 이산 칼만필터^[3]를 나타낸다.

$$\begin{aligned} \bar{x}(k|k-1) &= \Phi \hat{x}(k-1|k-1) \\ \bar{P}(k|k-1) &= \Phi \hat{P}(k-1|k-1) + \Gamma Q \Gamma^T \\ \hat{x}(k|k) &= \bar{x}(k|k-1) + K(k)[z(k) - H\bar{x}(k|k-1)] \\ \hat{P}(k|k) &= \bar{P}(k|k-1) - \bar{P}(k|k-1)H^T \\ &\quad (H\bar{P}(k|k-1)H^T + R)^{-1} H\bar{P}(k|k-1) \\ K(k) &= \hat{P}(k|k)H^T R^{-1} \end{aligned} \quad (2)$$

2.2 자이로 모델

본 논문에서는 Farrenkopf에 의해 개발된 단순하면서도 HEAO 인공위성^[1]에 적용된 모델을 이용한다. 이 모델에서 각속도는 다음과 같이 자이로 출력 벡터 u 와 연관된다.

$$w = u - b - \eta_1 \quad (3)$$

여기서 b 는 표동율(drift rate)바이어스를 η_1 은 표동율 잡음을 각각 나타낸다. η_1 은 가우시안 백색

과정 잡음이라 가정하며 평균과 공분산은 아래와 같다.

$$\begin{aligned} E[\eta_1(t)] &= 0 \\ E[\eta_1(t_1)\eta_1^T(t_2)] &= Q_1(t)\delta(t_1 - t_2) \end{aligned} \quad (4)$$

표동율 바이어스 그 자체는 정적(stationary)인 양이 아니고 2차 가우시안 백색과정잡음에 의해 구동되어 지며 자이로 표동율 경사(ramp) 잡음은 다음과 같다.

$$\begin{aligned} \frac{d}{dt} b &= \eta_2 \\ E[\eta_2(t)] &= 0 \\ E[\eta_2(t_1)\eta_2^T(t_2)] &= Q_2(t)\delta(t_1 - t_2) \end{aligned} \quad (5)$$

두 잡음과정들은 서로 연관되지 않았다고 가정한다. 즉,

$$E[\eta_1(t_1)\eta_2^T(t_2)] = 0 \quad (6)$$

2.3 3-축 자세결정 모델

3-DOF 자세결정 오차모델과 측정방정식은 논문 [5]에서와 마찬가지로 아래와 같이 주어진다.

$$\begin{aligned} \dot{x} &= \begin{bmatrix} A_1(\omega) & -I_3 \\ 0_3 & 0_3 \end{bmatrix} x + u = Ax + u \\ z(k) &= H(k)x(k) + v(k) \end{aligned} \quad (7)$$

여기서 $x = [\delta \ dB]^T$, δ 는 자세결정 불확실성을 dB 는 자이로 바이어스 결정 불확실성을 각각 나타낸다.

$$A_1(\omega) = \begin{bmatrix} 0 & \omega_z & -\omega_y \\ -\omega_z & 0 & \omega_x \\ \omega_y & -\omega_x & 0 \end{bmatrix} \quad (8)$$

$\omega_x, \omega_y, \omega_z$ 는 롤, 피치, 요 body rate를 $u = [u_1 \ u_2]^T$ 는 비상관 가우시안 백색과정 잡음을 나타내며 자세한 특성은 논문^[5]에 기술되어 있다. 그러나 여기서는 측정 행렬 $H(k)$ 를 단순화하여 아래와 같다고 가정하였다.

$$H = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \quad (9)$$

Ⅲ. 3-DOF 성능평가 및 안정도 해석

3-축 자세결정 성능을 평가하기 위해 Monte Carlo 시뮬레이션을 수행하여 오차를 조사하였으며 타당성을 검증을 위해 고유치를 이용하여 안정도를 살펴보았다. 다음은 수치실험에서 이용된 센서잡음 파라미터^[5]를 나타낸다.

- 자이로 백색잡음 표준 표준편차
(gyro white noise drift standard deviation) :

$$\sigma_1 = 6 \times 10^{-3} \text{ arcsec/sec}^{1/2}$$

- 자이로 램덤워크 표준 표준편차
(gyro random walk drift standard deviation) :

$$\sigma_2 = 2.3 \times 10^{-5} \text{ arcsec/sec}^{3/2}$$

- 별추적기 NEA(star tracker NEA) :

$$\sigma_3 = 5.33 \text{ arcsec}$$

이를 토대로 정상상태에서의 성능평가를 위해 각 상태변수들의 RMS(root mean square)오차들을 살펴보았다. 먼저 그림 1, 2, 3은 롤(roll), 피치(pitch), 요(yaw) 자세결정 오차를 각각 나타낸다. 자세결정 오차들은 비교적 빠르게 수렴함을 보여주고 있으며 정밀 위성체 자세 결정에 이용될 만큼 아주 적은 오차를 보여주고 있다.

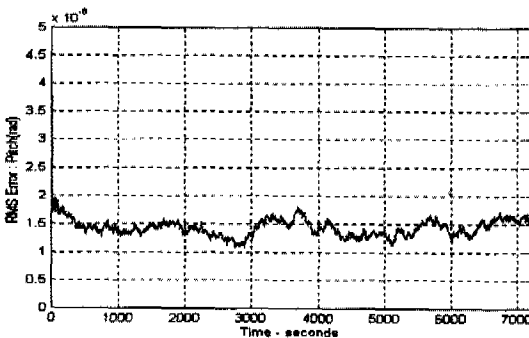


그림 1. 롤축에 대한 자세결정 오차(rad)

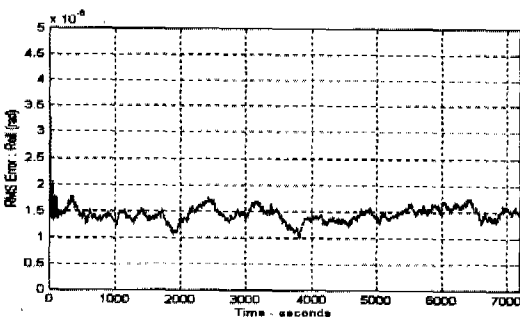


그림 2. 피치-축에 대한 자세결정 오차(rad)

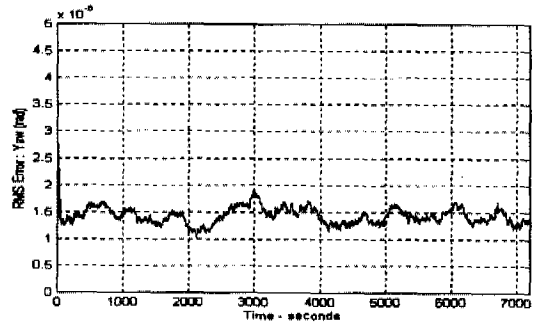


그림 3. 요-축에 대한 자세결정 오차(rad)

물론, 이것은 비교적 정확한 오차 모델에 기인 하지만 정밀한 별추적기를 이용하여 성능을 향상 시킬 수 있다는 것을 보여 주고 있다.

그림 4, 5, 6은 각각 자이로 표준을 바이어스 오차에 대한 RMS 오차를 보여주고 있다. 자이로 그 자체는 단기간에서는 정밀함을 유지하지만 시간이 지남에 따라 오차가 증가하는 특징을 가지고 있다. 따라서 외부의 다른 측정센서로부터 반드시 일정시간마다 오차 수정이 이루어져야만 된다. 각각의 그림을 살펴보면 정상상태에서 정밀한 오차의 수정이 이루어 졌음을 알 수 있다.

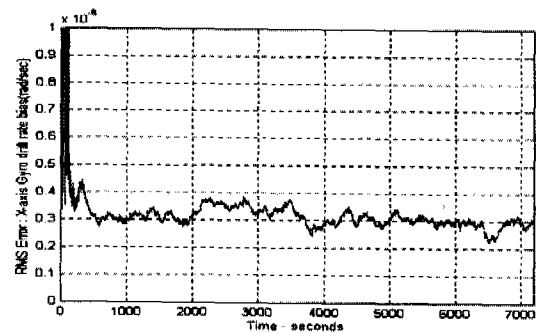


그림 4. x-축에 대한 표준을 바이어스 오차(rad/sec)

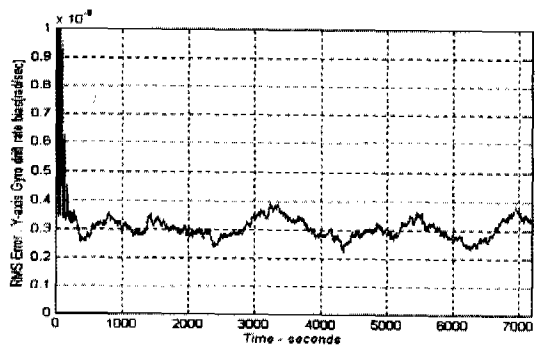


그림 5. x-축에 대한 표준을 바이어스 오차(rad/sec)

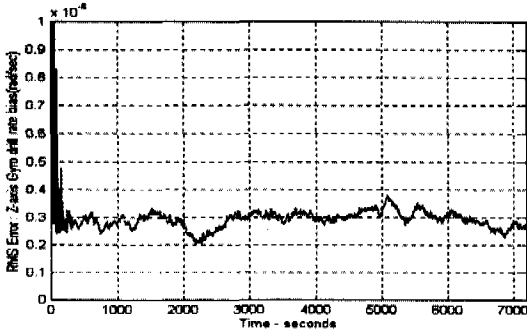


그림 6. x-축에 대한 표동을 바이어스 오차(rad/sec)

마지막으로 자세결정 시스템의 안정도를 해석하기 위해 추정 시스템의 고유치를 조사하였다. 즉, 추정 시스템의 고유치를 아래의 방정식으로 구하였다.

$$|A - K*H| = 0 \tag{13}$$

여기서 K 는 정상상태에서의 칼만필터이득을 H 는 측정행렬을 나타낸다. Matlab을 이용하여 고유치를 조사하였으며 이를 표 1에 나타내었다. 이로부터 설계된 시스템은 안정한 시스템이라 판단할 수 있다.

표 1. 추정시스템의 고유치

-0.002427 + 0.00219i	-0.002427 - 0.00219i
-0.000637 + 0.00114i	-0.000637 - 0.00114i
-0.001569 + 0.00135i	-0.001569 - 0.00135i

IV. 결론

본 논문에서는 인공위성 자세결정 방법을 분석하기 위해 EOS-AM 위성에서 이용된 알고리즘^[6]을 중심으로 성능과 안정성을 재조사하였다. 이를 토대로 성능평가를 위해 Monte Calro 시뮬레이션을 수행하여 위성체의 롤, 피치, 요 오차와 각축에 대한 자이로 표동을 바이어스 오차들을 RMS 측면에서 오차를 조사하였으며 고유치를 이용하여 안정도를 살펴보았다. 그 결과 별추적기를 이용한 자세결정 방법은 고도의 정밀도를 요구하는 위성체 자세결정 시스템에 효과적으로 이용될 수 있음을 판단할 수 있었다.

참고문헌

- [1] E. J. Lefferts, F. L. Markley and M. D. Shuster, "Kalman Filtering for Spacecraft Attitude Estimation", *J. Guidance*, Vol. 5, NO. 5, pp. 417-429, Oct., 1982.
- [2] S. Vathsal, "Nonlinear Filtering for Spacecraft Attitude Estimation", *AIAA 24th Aerospace Sciences Meeting*, 1986/ Reno, Nevada.
- [3] R G. Brown and P.Y.C. Hwang, "Introduction to Random Signal and Applied Kalman Filtering", Wiley.
- [4] J. R. Wertz, "Spacecraft Attitude Determination and Control", Microcosm, Inc.
- [5] P. Kudva and A. Throckmorton, AIAA-93-1006, "EOS Attitude Determination and Next Generation Star Tracker Enhancements", *AIAA/AHS/ASEE Aerospace Design Conference*, 16-19 Feb., 1993.

정 보 환(Bowhan Jung)

정회원



1987년 2월 : 경북대학교 전자공학과 졸업(공학사)
 1992년 2월 : 경북대학교 대학원 제어계측전공(공학석사)
 1998년 2월 경북대학교 대학원 제어계측전공(박사수료)

1992년 1월~1998년 2월 : 대우중공업(주) 근무
 1995년 9월~1997년 2월 : TRW(美)사 근무
 1998년 3월~현재 : 용인송담대학 정보통신과 전임 강사
 <주관심 분야> 다표적 추적, 인공위성 자세제어 및 자세결정