
인공위성의 해바라기

Attitude Estimation and Control of Spacecraft by Sun Sensors

이현재*, 최윤혁, 방효중(KAIST)

1. 서론

다양한 센서를 사용한 인공위성의 자세 결정 및 제어에 관한 논문 수없이 많다. 특히, 3축의 정보를 제공하는 별추적기와 같은 센서와 자이로의 결합은 매우 정밀하면서도 신뢰할만한 정보를 제공하게 된다. 즉, 확장칼만필터를 이용하여 자이로의 바이어스를 추정하는데, 거의 모든 인공위성에서 이와 같은 방법을 사용한다. 최근 이보다 더 정밀하다고 알려진 고른 필터(Unscented Filter)를 사용하여 자세를 결정하는 방안이 제기되었다.

위와 같이 3축의 정보를 제공하지 못하는 상황에서 자세결정에 대한 문제에 대한 고찰이 상당히 이뤄졌다. 이것은 별추적기 등의 고장상황에서 나머지 측정 가능한 센서를 최대한 활용하여 자세를 결정하고자 함이다. 즉, 별 추적기 대신, 자장센서를 이용하여 3축의 자세를 결정하는 방안에 대해서 많은 연구가 이뤄졌다. 이것은 초기 자세를 어느 정도 알고 있다는 가정하에 확장칼만필터를 사용하는 경우 상당히 잘 수렴한다고 알려져 있다. 그러나, 초기오차가 큰 경우에 발산할 수 있다는 단점이 있으나, 비상시에 적절히 활용이 가능할 것으로 판단된다.

또한, 자이로의 고장상황에 대한 각속도추정에 대한 연구가 새로운 분야로 많은 진척을 이루고 있다. 별추적기만 가지고 각속도를 추정하는 논문이 있었으며, 자장센서의 값을 가지고 다양한 추정방법을 통해서 각속도를 결정하는 방법이 제안되었다. 여기에는 기존의 칼만필터를 사용하는 방법이 있고, 예측필터(Predictive Filter)기법을 사용하여 추정하기도 한다.

인공위성의 긴급 상황에서 태양을 지향하는

전략은 이미 잘 알려진 기술이다. 이와 같은 상황에서 최소한의 센서를 사용하여 전력을 보강하는 것이 중요하다. 그중에 태양센서를 이용하여 2축의 자세결정이 되어있다고 가정하고 2축의 자장센서를 활용하여 3축의 자세를 결정하는 방안도 제시되었다. 본 논문에서는 긴급 상황에서 하나로써, 칼만필터를 이용하여 태양센서만(자이로 포함)을 가지고 즉 1개의 벡터관측을 통해서 3축의 자세를 결정할 수 있는지에 대한 해석과 태양을 바라보는 해바라기 기술을 논하였다. 결과적으로, 3축의 자세를 결정할수있는지에 대한 정보행렬(Information matrix)의 특이점을 분석함으로써 3축자세 결정에 대한 가능성을 제시하였다.

태양을 바라보는 2축자세제어 기법은 이미 잘 알려져 있다. 본 논문에서는 3축의 쿼터니언 오차를 계산하여 2축자세를 결정하는 새로운 방법에 대하여 제안하였다. 이것은 기존의 쿼터니언 제어기법과 동일하지만, 2축의 자세를 제어하는 방법이다.

본 논문은 다음과 같은 순서로 진행된다. 먼저 칼만필터를 이용하여 태양센서만을 가지고 3축의 자세를 결정하는 방법에 대해서 논하였고, 정보행렬을 통해서 3축자세 결정의 관측성을 고찰하여 3축자세 결정에 대해서 알아보았다. 그리고 2축자세 제어를 위한 쿼터니언 오차를 계산하는 방법을 논하고, 이것을 이용한 쿼터니언 제어기, 그리고 안정성에 대하여 논하였다. 마지막으로, 수치시뮬레이션을 통해서 제안된 알고리즘의 타당성을 검증하였다.

2. 태양센서를 이용한 3축 자세 결정

2.1 자세 운동방정식

본 절에서는 간단하게 인공위성의 자세방정식에 대해서 논하였다. 잘 알려진 쿼터니언은 다음과 같이 정의 된다.

$$q = [p^T q_4]^T, p = [q_1, q_2, q_3]^T \quad (1)$$

쿼터니언의 곱셈은 다음과 같다.

$$q \otimes q' = \begin{bmatrix} q_4 I_{3 \times 3} - p^\times & p \\ -p^T & q_4 \end{bmatrix} q' \quad (2)$$

$$q^{-1} = [-p^T, q_4]^T$$

$$q \otimes q^{-1} = q_I = [0, 0, 0, 1]^T$$

여기서 p^\times 는 다음과 같이 정의된다.

$$p^\times = \begin{bmatrix} 0 & -p_3 & p_2 \\ p_3 & 0 & -p_1 \\ -p_2 & p_1 & 0 \end{bmatrix} \quad (3)$$

이것과 자세행렬과의 관계는 다음과 같다.

$$A(q) = (q_4^2 - \|p\|^2)I_{3 \times 3} + 2pp^T - 2q_4 p^\times \quad (4)$$

쿼터니언의 자세 운동방정식은 다음과 같다.

$$\dot{q} = \frac{1}{2}\Omega(\omega)q = \frac{1}{2}[q_\omega \otimes q] \quad (5)$$

여기서 $q_\omega = [\omega^T, 0]^T$

2.2 센서 모델

각속도센서로써 광범위하게 사용되는 모델은 다음과 같다.

$$\omega_g = \omega - b - \eta_a \quad (6)$$

$$\dot{b} = \eta_b \quad (7)$$

여기에서 ω_g 는 자이로에서 측정되는 실제값이며, b 는 자이로의 바이어스, 그리고 η_a, η_b 은 다음과 같은 정규분포를 가지는 잡음프로세스를 각각 나타낸다.

$$E\langle \eta_a \rangle = 0$$

$$E\langle \eta_b \rangle = 0$$

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

$$E\langle \eta_b(t_1)\eta_b^T(t_2) \rangle = I_{3 \times 3}\sigma_b^2\delta(t_1 - t_2) \quad (8)$$

태양센서의 측정모델은 단위벡터를 나타내기 때

문에 좀 더 면밀한 모델이 필요하지만, 본 논문에서는 일반적으로 많이 사용되는 다음과 같은 모델을 사용한다.

$$r_s = r + \eta_s \quad (9)$$

그리고 η_s 는 아래와 같은 정규분포를 가지는 잡음프로세스를 나타낸다.

$$E\langle \eta_s \rangle = 0$$

$$E\langle \eta_s(t_1)\eta_s^T(t_2) \rangle = I_{3 \times 3}\sigma_a^2\delta(t_1 - t_2) \quad (10)$$

2.2 칼만필터구성

본 절에서는 태양벡터를 이용한 인공위성의 자세결정을 논하였다. 먼저 상태변수가 쿼터니언오차와 자이로 바이어스로 이뤄진 시스템에 대한 상태전이행렬(State Transition Matrix)은 다음과 같이 나타낸다.

$$\Phi_{11} = I_{3 \times 3} - \hat{\omega}^\times \frac{\sin w\Delta t}{w}$$

$$+ [\hat{\omega}^\times]^2 \frac{1 - \cos w\Delta t}{w^2}$$

$$\Phi_{12} = -I_{3 \times 3}\Delta t + \hat{\omega}^\times \frac{1 - \cos w\Delta t}{w^2}$$

$$- [\hat{\omega}^\times]^2 \frac{(w\Delta t - \sin w\Delta t)}{w^3}$$

$$\Phi_{21} = 0_{3 \times 3} \quad (11)$$

$$\Phi_{22} = I_{3 \times 3}$$

여기에서 $\hat{\omega}$ 는 각속도 추정값을, $w = \|\hat{\omega}\|$ 을 나타낸다. 시스템의 잡음 공분산은 다음과 같이 주어진다.

$$Q_k = \begin{bmatrix} \left(\sigma_a^2\Delta t + \frac{1}{3}\sigma_b^2\Delta t^3 \right) I_{3 \times 3} & \left(\frac{1}{2}\sigma_b^2\Delta t^2 \right) I_{3 \times 3} \\ \left(\frac{1}{2}\sigma_b^2\Delta t^2 \right) I_{3 \times 3} & \left(\sigma_b^2\Delta t \right) I_{3 \times 3} \end{bmatrix} \quad (12)$$

태양벡터에 대한 측정 민감행렬(Measurement Sensitivity Matrix)은 다음과 같다.

$$H_k = [A(\hat{q}^-)r^\times, 0_{3 \times 3}] \quad (13)$$

여기에서 \hat{q}^- 는 쿼터니언 추정값이다. 확장칼만필터를 이용한 인공위성의 자세결정은 다음과 같은 형태로 이뤄진다.

1단계 예측과정 :

$$\begin{aligned}\hat{\omega}_k^+ &= \omega_g - \hat{b}_k^+ \\ q_{k+1}^- &= \frac{1}{2} \hat{\Omega}(\hat{\omega}_k^+) q_k^+ \\ P_{k+1}^- &= \Phi_k P_k^+ \Phi_k^T + G_k Q_k G_k^T\end{aligned}\quad (14)$$

여기에서

$$G_k = \begin{bmatrix} -I_{3 \times 3} & 0_{3 \times 3} \\ 0_{3 \times 3} & I_{3 \times 3} \end{bmatrix}\quad (15)$$

이고

$$\hat{\Omega}_k(\omega) = \begin{bmatrix} \cos\left(\frac{1}{2} w \Delta t\right) I_{3 \times 3} - \psi_k^\times & \psi_k \\ -\psi_k^T & \sin\left(\frac{1}{2} w \Delta t\right) \end{bmatrix}\quad (16)$$

$$\psi_k = \frac{\sin(0.5 w \Delta t) \hat{\omega}_k^+}{w}\quad (17)$$

2단계 측정갱신과정 :

$$\begin{aligned}K &= P_k^- H_k^T (H_k P_k^- H_k^T + R)^{-1} \\ P_k^+ &= (I - K H_k) P_k^- \\ \Delta \hat{x}_k^+ &= K [y - h(\hat{x}_k^-)] \\ \hat{q}_k^+ &= \frac{1}{2} \delta q \otimes \hat{q}_k^- \\ \hat{b}_k^+ &= \hat{b}_k^- + \delta b\end{aligned}\quad (18)$$

3축의 자세를 결정하기 위해서는 최소한 2개의 관측 벡터가 필요하다. 본 논문에서와 같이 1개의 자세벡터를 이용하여, 3축의 자세결정이 가능한지 알아보기 위해서는 정보행렬(Information matrix) 소위 그레미안 행렬(Gramian matrix)이라고 알려진 가관측성을 보면 알 수 있다. 일반적으로 선형시스템에 대한 가관측성은 다음과 같은 식에 의해서 판단이 가능하다.

$$O = \int_{t=0}^{t_f} \Phi^T H^T H \Phi dt\quad (19)$$

이것은 특정한 시간이 흐른 후에도 가관측 행렬의 역행렬이 존재하면 모든 상태변수의 추정이 가능하다. 본 연구에서는 선형화단 상태천이행렬을 주어진 시간동안 적분하여 가관측 행렬의 상태수(condition number)를 확인함으로써 관측성에 대한 정도가 판단이 가능하다.

3. 2축 자세 제어

본 장에서는 2축의 자세정보를 가지고 2축의 자세 제어를 다룬다. 과거 이와같은 문제를 해결하기 위하여 2개의 벡터가 이루는 관계를 오일러각을 통해서 얻어 이들이 가지는 오차를 제어하는 방법을 사용하였다. 본 논문에서는 이와 같이 각각의 축을 제어하는 방법 대신에 하나의 주축을 정의하고 두 벡터의 오차각을 정의하여 쿼터니언오차를 정의하였다.

만약 2개의 v, w 벡터가 있다고 가정하면, 다음과 같이 하나의 주축을 정의할 수 있다.

$$\phi = \frac{v \times w}{\|v \times w\|}\quad (20)$$

그리고 이 두 벡터에 대한 오차각은 다음과 같이 정의 된다.

$$\theta = \sin^{-1} \|\phi\|\quad (21)$$

그러면 쿼터니언의 정의에 의해서 이 2개의 벡터로 이루어진 쿼터니언 오차를 다음과 같이 정의할 수 있다.

$$p_e = \phi \sin\left(\frac{\theta}{2}\right)\quad (22)$$

즉 다음과 같이 잘 알려진 쿼터니언 자세법칙을 사용하고 이에 대한 오차식(22)를 사용하면 2축의 자세결정이 가능하다.

$$u = -K_\omega \omega - K_q p_e\quad (23)$$

여기에서 K_ω, K_q 은 각각 각속도와 자세오차에 대한 제어이득 행렬이다.

식(22)의 장점은 3축의 자세정보 없이 2축자세가 가능하며, 정의된 주축으로 자세제어가 수행되기 때문에 기존의 오일러각을 이용한 자세제어기법보다 최적의 자세제어가 가능하다. 식(22)에서의 오차식이 기존의 쿼터니언 오차와 다른점은 현재값을 항상 단위쿼터니언이라고 가정하는 것과 같은 의미이다. 그러나, 실제 쿼터니언이 단위 쿼터니언이 아니기 때문에 3축자세제어가 수행되지 않으나, 이와 같이 오차를 생성함으로써 주축으로 간단하게 자세제어가 가능하게 된다.

4. 수치시뮬레이션

제안된 알고리즘을 검증하기 위하여 수치시뮬레

이션을 수행하였다. 먼저 위성의 기동이 없는 상태에서 3축 자세 결정을 수행하였다. 그림.1에서 보는 바와 같이 시간이 지나면 약간씩 특정한 축에서는 발산하는 것을 볼 수 있다.

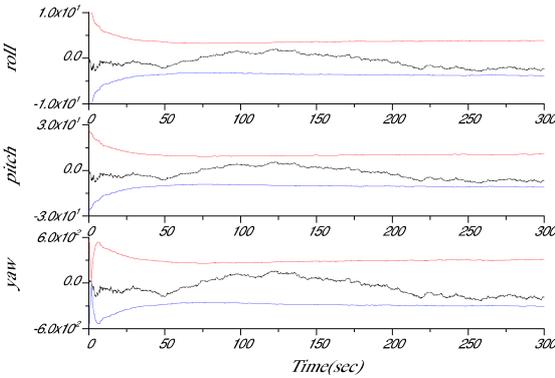


그림.1 제어 안하는 상태에서의 3축 자세 추정

다음은 주기적으로 기동을 수행한 상태에서 3축 자세결정을 수행하여 보았다. 그림.2에서 보는 바와 같이 시간이 지나면서 점진적으로 수렴하는 현상을 볼 수 있다.

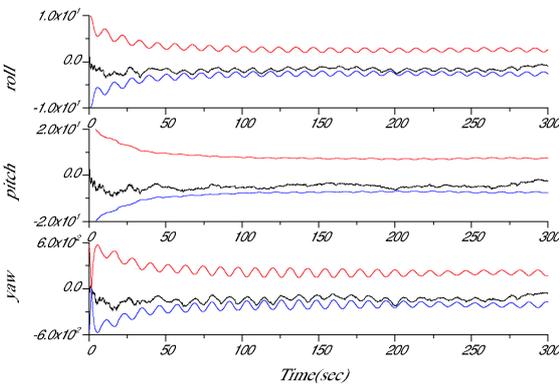


그림.2 주기적인 각속도를 가지고 3축 자세 추정

이와 같은 현상은 그림.3에서 보는 바와 같이 주어진 시간에 따른 가관측행렬을 조사함으로써 알 수 있는데, 기동이 없는 경우의 상태 수는 거의 수렴하지 않는 것을 알 수 있고 기동이 있는 상태에서는 수렴하는 것을 볼 수 있다. 이것으로써, 하나의 벡터만을 가지고 3축 자세를 결정하기 위해서는 주기적인 각속도의 변화가 필요하다는 것을 알 수 있다. 마지막으로 쿼터니언 오차 기법을 이용한 2축 자세제어를 수행하여 보았다. 그림. 4에서 보는 바와 같이 자세각은 외란등에

의해서 변하기는 하지만 2축자세제어는 상당히 잘 이뤄지고 있는 것을 알 수 있다.

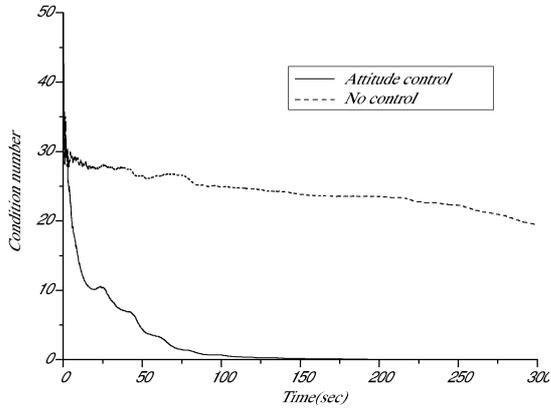


그림.3 위성의 움직임에 따른 정보행렬의 condition number.

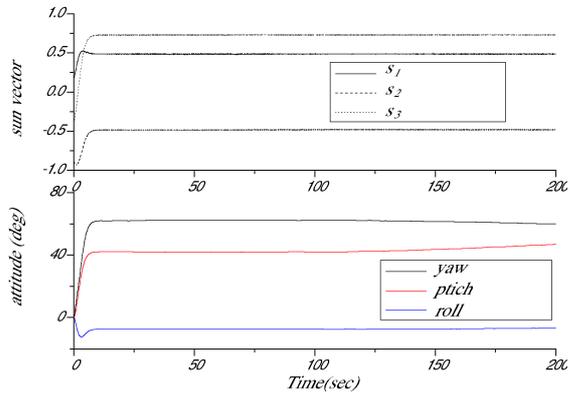


그림.4 제안된 방법을 이용한 2축자세 제어

5. 결론

본 논문에서 태양센서(자이로 포함)만을 가지고 3축 자세를 결정할 때, 주기적인 인공위성의 각속도 변화가 이를 가능하게 만든다는 것을 알았으며, 새로운 쿼터니언 오차를 정의하여 2축자세 제어가 가능함을 보였다.

후기

본 연구는 과학기술위성3호 사업에 의해서 이루어 졌습니다. 지원에 감사드립니다.

참고문헌

1. Crassidis, J.L and Junkins, J.L, Optimal Estimation of Dynamic Systems, CRC Press
2. Ahn, H.-S and Lee, S.H "Gyroless Attitude Estimation of Sun-pointing Satellites Using Magnetometers," IEEE GRCL, 2004