

Torque Disturbance 를 받는 다목적 위성의 자세추정기 및 제어기 설계

°김민성*, 최완식**, 오화석**, 허 훈*

Design of Attitude Estimator and Controller for Multi-Purpose Satellite under Torque Disturbance

°Min sung Kim*, Wan shik Choi**, Hwa suk Oh**, Hoon Heo*

요약

Nonlinear Attitude Dynamic Equation for rigid-body satellite is derived and linearized. Estimator using Kalman filter and controller are designed. Controller using LQR technique implemented on satellite under torque disturbance shows much better performance than those by using of Bang-Bang technique

1. 서론

인공위성의 자세제어는 위성을 어느 특정한 방향을 향하게 하거나 정하여진 방향(임부 자세)을 안정되게 유지하도록 인공위성 몸체의 회전동작을 제어하는 기능이다.

위성체의 자세를 제어를 위한 작동기로는 모멘텀 휠이나 리액션 휠, 그리고 지구자기를 이용하는 제어기가 있다. 모멘텀 휠은 위성체 내부에 장착되어 계속 회전을 하며, 그 회전속도를 조절함으로써 위성의 각 운동량을 조절하여 위성의 회전을 조절한다. 모멘텀 휠은 정밀한 제어동작을 할 수 있는 반면 제어동작을 계속함에 따라 그 회전속도가 계속 증가하게 되고 에너지가 휠에 누적된다. 휠에 누적되는 에너지가 한계에 다다르면 회전속도를 초기화 해야 하는데 이때 발생하는 자세의 오차를 질량분사기구(추력기)에서 가스를 분사하

여 얻는 회전력을 이용하여 보정한다. 또 추력기를 독립적으로 자세제어에 사용하기도 하는데, 위성이 보유할 수 있는 가스 연료의 양에는 한계가 있으므로 이 제어기는 가스 연료의 양에 따른 일정한 수명을 가계 된다. 또 인공위성에 특정 방향을 축으로 하는 자기력을 지니게 하여 이 자기력과 지구 자기력과의 인력을 이용하여 자세를 제어하는 방법이 있는데, 이는 동력원으로 태양전지에서 발생하는 전력을 사용하므로 사용기한의 제약이 없다. 반면, 그 힘은 아주 약하게 작용하므로 제어시간이 길다는 단점이 있다. 인공위성의 자세를 제어하기 위해서는 인공위성의 자세를 결정하여야 하는데 이를 위하여 인공위성의 상태를 추정하는 과정이 필요하다. 본 논문에서는 Kalman filter 를 사용하여 인공위성의 상태를 추정하는 추정기를 설계하였으며 이를 이용하여 인공위성의 자세를 제어할 수 있는 LQG 제어기를 설계하는 연구를 수행하였고 시뮬레이션을 통하여 그 결과를 확인하였다. 동작기

* 고려대학교 제어계측공학과 .

** 한국 전자통신 연구소.

로는 지구자기를 사용하였다.

본 논문에서는 대부분의 3축 안정화 위성의 경우와 마찬가지로 X 축(Yaw)이 지구 중심방향을 향하고 있고, Y (Roll)-Z(Pitch)평면이 지구의 표면과 평행을 이루는 좌표계를 사용하였다.

2. 자세 운동 방정식

2.1. 위성의 운동

2.1.1 위성체의 회전 과정(Roll-Pitch-Yaw)

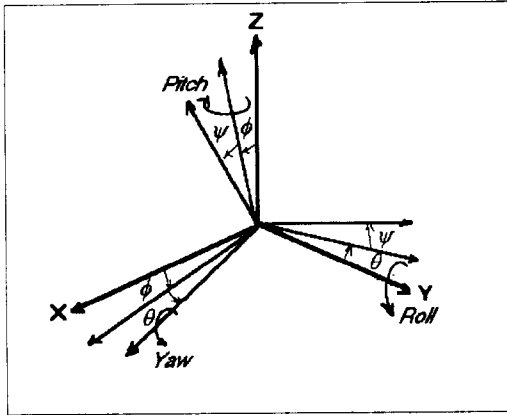


그림 1. 인공위성체의 자세진화

위 그림1 처럼 인공위성의 회전이 Y 축(Roll)-Z축(Pitch)-X축(Yaw)의 차례로 일어난다고 할 때 그 회전을 나타내는 행렬을 아래와 같이 구성 할 수 있다.

$$\begin{pmatrix} x \\ y \\ z \end{pmatrix} = R(\psi) R(\theta) R(\phi) \begin{pmatrix} X \\ Y \\ Z \end{pmatrix} \quad (1)$$

$$R(\psi) = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & c\psi & s\psi \\ 0 & -s\psi & c\psi \end{bmatrix}, R(\theta) = \begin{bmatrix} c\theta & s\theta & 0 \\ -s\theta & c\theta & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (2)$$

$$R(\phi) = \begin{bmatrix} c\phi & 0 & -s\phi \\ 0 & 1 & 0 \\ s\phi & 0 & c\phi \end{bmatrix}$$

앞의 식 (1) 을 아래와 같이 정리 할 수 있고 이를 회전 행렬 $C(\phi, \theta, \psi)$ 로 정의 한다.

$$\begin{pmatrix} x \\ y \\ z \end{pmatrix} = \begin{bmatrix} c\theta c\phi & s\theta & -c\theta s\phi \\ -s\theta c\phi c\psi + s\phi s\psi & c\theta c\psi & s\theta s\phi c\psi + c\theta s\psi \\ s\theta c\phi s\psi + s\phi c\psi & -c\theta s\psi & s\theta s\phi s\psi + c\theta c\psi \end{bmatrix} \begin{pmatrix} X \\ Y \\ Z \end{pmatrix} \quad (3)$$

$$= \begin{bmatrix} c_{11} & c_{12} & c_{13} \\ c_{21} & c_{22} & c_{23} \\ c_{31} & c_{32} & c_{33} \end{bmatrix} \begin{pmatrix} X \\ Y \\ Z \end{pmatrix} = C(\phi, \theta, \psi) \begin{pmatrix} X \\ Y \\ Z \end{pmatrix}$$

2.1.2 운동방정식

위 식(1)로부터 각 가속도의 식(4) 를 유도 할 수 있다.

$$\begin{pmatrix} \omega_x \\ \omega_y \\ \omega_z \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \dot{\phi} s\theta + \dot{\psi} \\ \dot{\phi} c\theta c\psi + \dot{\theta} s\psi \\ -\dot{\phi} c\theta s\psi + \dot{\theta} c\psi \end{pmatrix} \quad (4)$$

위 식을 역산하여 다음과 같은 각 축의 회전에 대한 Kinematic 방정식 (5) 으로 다시 정리할 수 있다.

$$\begin{pmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{pmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & \frac{c\psi}{c\theta} & -\frac{s\psi}{c\theta} \\ 0 & s\psi & c\psi \\ 1 & -\frac{s\theta c\psi}{c\theta} & \frac{s\theta s\psi}{c\theta} \end{bmatrix} \begin{pmatrix} \omega_x \\ \omega_y \\ \omega_z \end{pmatrix} \quad (5)$$

$$= R(\phi, \theta, \psi) \begin{pmatrix} \omega_x \\ \omega_y \\ \omega_z \end{pmatrix}$$

2.2. 위성체의 동역학

인공위성의 자세변화의 동역학은 아래와 같은 형태의 회전 변화율의 식으로 나타낼 수 있다.

$$I\dot{\omega} = \omega \times I\omega + m \times B \quad (6)$$

위 식으로부터 아래의 Kinetic equation 을 구할 수 있다.

$$\begin{aligned} \dot{\omega}_1 &= \frac{I_2 - I_3}{I_1} \omega_2 \omega_3 + \frac{m_y b}{I_1} c_{33} \\ \dot{\omega}_2 &= \frac{I_3 - I_1}{I_2} \omega_1 \omega_3 - \frac{m_x b}{I_2} c_{33} \\ \dot{\omega}_3 &= \frac{I_1 - I_2}{I_3} \omega_1 \omega_2 + \frac{m_x b}{I_3} c_{23} - \frac{m_y b}{I_3} c_{13} \end{aligned} \quad (7)$$

따라서, 위의 식(5)와 (7)을 정리하면 인공위성의 자세를 아래 6개의 지배방정식으로 나타낼 수 있다

$$\begin{aligned} \dot{x}_1 &= x_4 - \frac{s x_3 c x_1}{c x_3} x_5 + \frac{s x_3 s x_1}{c x_3} \\ \dot{x}_2 &= \frac{c x_1}{c x_3} - \frac{s x_1}{c x_3} x_6 \\ \dot{x}_3 &= s x_1 x_5 + c x_1 x_6 \end{aligned} \quad (8)$$

$$\begin{aligned} \dot{x}_4 &= \frac{I_2 - I_3}{I_1} x_5 x_6 + \frac{m_y b}{I_1} (-s x_3 s x_2 s x_1 + c x_2 c x_1) \\ \dot{x}_5 &= \frac{I_3 - I_1}{I_2} \omega_1 \omega_3 - \frac{m_x b}{I_2} (-s x_3 s x_2 s x_1 + c x_2 c x_1) \\ \dot{x}_6 &= \frac{I_1 - I_2}{I_3} \omega_1 \omega_2 + \frac{m_x b}{I_3} (-s x_3 s x_2 c x_1 + c x_2 s x_1) \\ &\quad + \frac{m_y b}{I_3} (c x_3 s x_2) \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} x_1 &= \phi, \quad x_2 = \theta, \quad x_3 = \psi \\ x_4 &= \omega_1 = \dot{\phi}, \quad x_5 = \omega_2 = \dot{\theta}, \quad x_6 = \omega_3 = \dot{\psi} \end{aligned}$$

그런데 위에서 구한 인공위성의 자세 지배방정식은 상태공간에서는 해석할 수 없는 비선형 방정식이다. 따라서, 이를 상태공간에서 구현하기 위해서는 아래의 식(9)을 이용한 선

형화 과정이 필요하다.

$$A = \frac{\partial F}{\partial x} X^* = [0, 0, 0, 0, 0, n] \quad (9)$$

위 식 으로부터 선형화 과정을 거쳐 아래와 같은 위성의 상태방정식을 유도 할 수 있다.

$$A = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \\ -n & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & \frac{I_2 - I_1}{I_1} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & \frac{I_3 - I_1}{I_2} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \quad (10)$$

$$B = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ 0 \\ \frac{m_2 b}{I_1} \\ -\frac{m_1 b}{I_2} \\ 0 \end{bmatrix}$$

그런데 Pitch 축의 회전에 관한 항 X_3 와 X_6 는 완전히 독립인 식이고 제어 입력이 없으므로 지구 자기력으로는 제어 할 수 없다. 따라서 이 항들을 제외한 상태방정식을 다음과 같이 쓸 수 있다.

$$A = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 1 & 0 \\ -n & 0 & 0 & 1 \\ 0 & 0 & 0 & \frac{I_2 - I_1}{I_1} \\ 0 & 0 & \frac{I_3 - I_1}{I_2} & 0 \end{bmatrix} \quad B = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ \frac{m_2 b}{I_1} \\ -\frac{m_1 b}{I_2} \end{bmatrix} \quad (11)$$

위 인공위성의 모델이 된 위성의 각 매개변수의 값들은 다음의 표와 같다.

l_1	l_2	l_3	n
1989	1876	407	9.8988×10^{-2} rad/sec

또한 지구자기력 행렬의 값은 아래와 같다.

$$m = \begin{bmatrix} 257.419 \\ 154.062 \\ 0 \end{bmatrix}, B = [0 \ 0 \ 6.8616 \times 10^{-8}]$$

3. 필터 설계

본 논문에서 설계된 필터는 외부로부터 토크 외란을 받는 위성의 두 축(Yaw축과 Roll축)의 자세를 추정하는 기능을 한다.

정지궤도위성의 자세는 위성이 임무를 수행하는데 아주 중요한 역할을 하므로 추정된 자세의 정확도는 추정기설계에 있어서 가장 중요한 고려사항이다. 본 연구에서는 설계할 추정기의 오차율을 0.1° 이내로 정하였다.

추정기의 정확도는 상태비중치인 Q와 제어비중치인 R값의 선택에 따라 달라지는데 이의 최적값을 찾아내는 과정을 필터의 튜닝이라 하며, 필터튜닝은 주파수 평면에서 페루프 시스템의 보드선도를 그리고 주파수 특성을 분석하는 작업을 통하여 수행한다. 또한 Q와 R의 값은 시스템에 입력되는 외란의 크기의 범위도 고려하여 선택하여야 한다(본 연구에서는 크기 1인 표준 정규분포를 가지는 불규칙 잡음을 외란으로 선택하였다). Q와 R의 값이 정해지면 Riccati 방정식의 근을 구하는 과정에서 필터 이득값을 구할 수 있다. 본 연구에서 얻은 위성의 자세추정 필터 이득값은 다음과 같다.

$$L = \begin{bmatrix} -67.2384 \\ 75.6767 \\ -3.6805 \\ 2.4395 \end{bmatrix}$$

4. 제어기 설계

위성의 자세제어기를 설계함에 있어서 고려하여야 할 점은 동력이다. 지구자기를 사용할 경우 위성과 지구와의 거리의 관계 때문에 동작기의 제어력은 아주 약하다. 따라서 시스템

의 페루프 극을 만족할 만큼 이동하기 위해서는 큰 제어기이득이 필요하나, 위성체가 가지는 동력에는 한계가 있다. 따라서 제한된 동력의 한도 내에서 가장 큰 효율을 얻을 수 있도록 설계하여야 한다. 제어기로는 LQR(Linear Quadratic Regulator)를 사용하며 설계방법으로는 Cheap control method를 사용한다. 이는 R=1로 고정하여 놓고 Q를 변화시켜가며 주파수 평면에서 페루프 시스템의 보드선도를 관찰하며 적당한 Q값을 선택하는 방법이다. 이렇게 구한 Q와 R을 Riccati 방정식에 대입하여 그 해를 구함으로써 피드백 이득값을 구한다. 본 연구에서 선택한 피드백 이득은 아래와 같다.

$$K = \begin{bmatrix} -0.7495 \\ 0.0032 \\ -0.0423 \\ -9.0622 \end{bmatrix} \times 10^4$$

Simulation

시스템의 전체 블록선도는 아래 그림과 같으며 앞 과정에서 얻은 필터 이득값과 제어 이득값을 사용하여 시뮬레이션을 수행하였다.

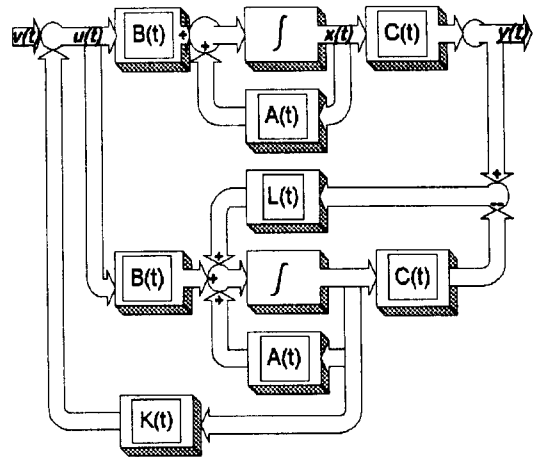


그림 2. 시스템의 전체 블록 선도

또한 완전히 독립인 x_3 상태는 제외하고 x_1, x_2 상태만을 고려하여 시뮬레이션을 수행하였다.

아래 그림3과 그림4 는 x_1 상태와 x_2 상태에 불규칙 외란이 인가될 경우의 실제 시스템 거동과 추정된 시스템의 거동을 나타낸 것이다.

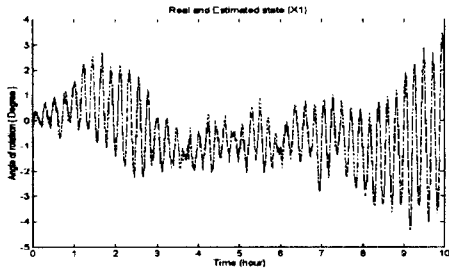


그림 3. Yaw축의 실제상태와 추정상태

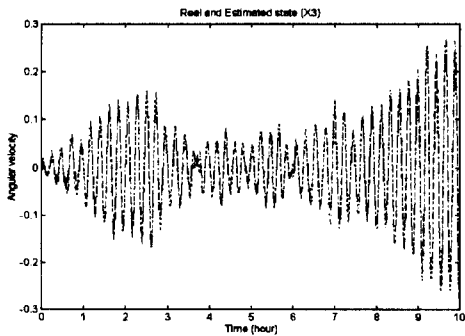


그림 4. Roll축의 실제상태와 추정상태

다음의 그림 5와 그림 6은 각 상태의 실제값과 추정값의 오차를 나타낸 것이다.

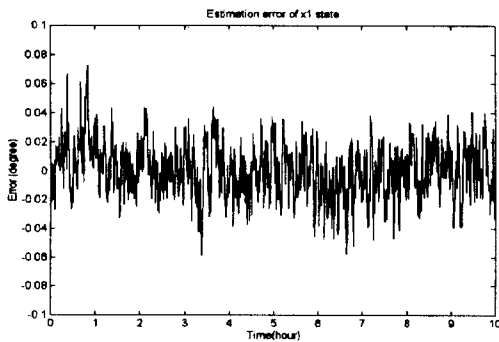


그림 5 Yaw축의 추정오차

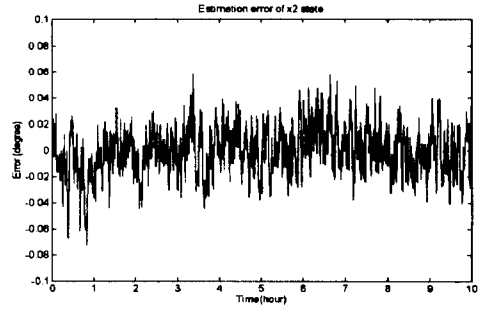


그림 6. Roll축의 추정오차

앞의 그림5와 그림 6을 보면 실제 상태와 추정된 상태 사이의 오차가 모두 0.1° 이하로 설계목표에 부합되는 결과를 얻었다고 할수 있다.

다음의 그림들은 외란에 의해 위성의 자세가 x_1 축의 상태에 -1° 만큼의 오차가 발생하였을 때 그 상태를 추정하고 제어동작을 통하여 위성을 원래의 상태로 회전시키는 과정을 시뮬레이션한 결과이다.

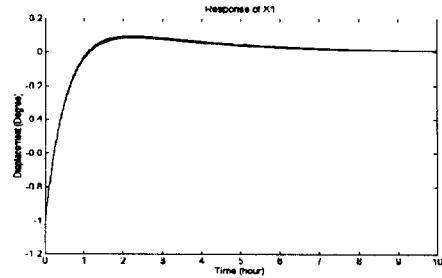


그림 7. Yaw축의 거동

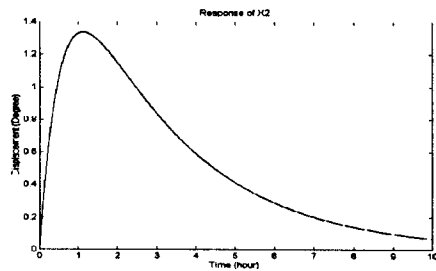


그림 8. Roll축의 거동

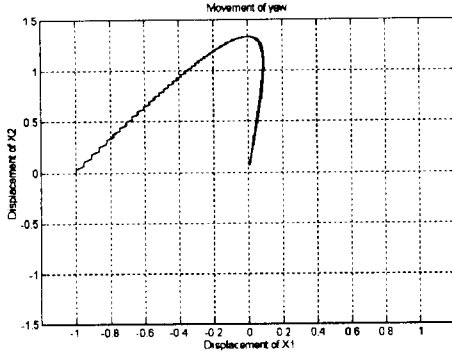


그림 9. 지구방향(Roll-Pitch평면)거동

그림 9 를 보면 Roll 회전은 Overshoot 이 거의 없이 영점으로 접근함을 볼 수 있고 Yaw 회전은 비교적 큰 Overshoot 이 있음을 알 수 있다. 이는 Roll과 Yaw 가 서로 Couple 되어 있기 때문에 Yaw에 제어입력이 가해 지지 않더라도 Roll 의 회전 때문에 Yaw에도 회전이 발생한다. 그러나 결국 Yaw도 영점으로 접근함을 볼 수 있다.

5. 결론

시뮬레이션 결과를 고찰하면 상태 추정기는 0.1° 범위 이내의 오차를 가지며 제어기 또한 기존의 on-off를 사용하는 제어기 보다는 상대적으로 우수한 성능을 지녔다고 볼 수 있다. 이는 LQR 설계과정을 통하여 구한 최적의 피드백 이득을 사용하였기 때문이다.

시뮬레이션 결과를 볼 때 본 연구과정에서 설계 목표에 부합되는 상태추정기와 제어기가 설계 되었다고 할 수 있다. 그러나 이는 외란의 범위가 1° 이내인 경우로 실제로는 태양풍, 지구중력의 불균일 등의 원인으로 더 큰 외란의 가능성이 존재하며, 이러한 외란이 입력 될 경우 추정오차는 더욱 커 질것이며 제어 또한 만족스런 결과를 얻지 못할 수도 있다. 이와 같은 추정의 오차는 비선형시스템인 위성체를 선형화 한 데서 기인 하는 것으로 자세진화의 범위가 작은 경우에는 추정을 신뢰할 수 있지만, 그 범위가 커진다면 추정을

신뢰할 수 없게 된다. 더욱 큰 신뢰를 가지는 추정기를 얻기 위해서는 비선형의 위성을 선형화 하지 않고 비선형 시스템 자체를 추정할 수 있는 추정기(Extended Kalman Filter)의 사용이 필요하며 현재 연구중에 있다..

6. 참고 문헌

1. 오화석, 원창희, 김재명, 윤용중, "Geometric Magnetic Control Law Design for the Nutation Damping and Bias Correction", Proceedings of KSAS, fall, 1995
2. Mark L. Psiaki, "Three-Axis Attitude Determination via Kalman Filtering of Magnetometer Data", J. of Guidance Vol.13, No.3, pp506-514. June 1990.
3. Russell A. Paielli, Ralph E. Bach, "Attitude Control with Realization of Linear Error Dynamics", J. of Guidance, Vol.16, No.1, pp182-189. Jan-Feb. 1993
4. 박완근, 이자성, "리액션 휠을 이용한 3-축 안정화 위성의 자세제어에 관한 연구"
5. 최규홍, 박종욱, 김경미 외, "위성체 자세 제어 방법연구", 한국전자통신 연구소. 1995
6. Frank L. Lewis, "Applied Optimal Control and Estimation", Prentice Hall
7. Donald E. Kirk, "Optimal Control theory", Prentice Hall.
8. Bahram Shahian, Michall Hassul, "Control system Design Using Matlab", Prentice Hall.
9. Charles K. Wilkinson, "Attitude Motion of Nonattitude-controlled Cylindrical Satellite", J. of Guidance, Vol.13, No.3, pp. 498-505, May-June, 1990
10. S.R. Valali, "Variable Structure Control of Spacecraft Large Angle Maneuvers.", J of Guidance, Vol.9, No.2 1986, p.p.235-239
11. James R. Wertz, Wiley J. Larson, "Space Mission Analysis and Design.", Space Technology Library