

## 다목적 실용 위성의 자세결정에 관한 연구

김 병 두\*, 이 자 성\*\*, 최 완 식\*\*\*

\* 아주대학교 제어계측공학과, \*\* 아주대학교 전기전자 공학부, \*\*\* 한국전자통신연구원 관제기술연구실

### A Study on the Attitude Determination of the KOMPSAT

Byung-Doo Kim\*, Ja-Sung Lee\*\*, Wan-Sik Choi\*\*\*

#### Abstract

In this paper, an efficient attitude determination algorithm based on the Kalman Filter which combines earth/sun sensor data with gyro data in a mutually compensating manner is presented. Quaternion is used as the attitude state to save computation time and to prevent the gimbal-lock situation associated with Euler angles. Gyro data allows the use of the kinematic equation instead of space vehicle's dynamic equation which is usually based on approximation of the actual dynamics and inaccurate torque information. The gyro data are used to propagate the attitude through kinematic equation and the earth/sun sensor data are used to update the attitude and estimate the gyro bias. Simulation results for the KOMPSAT attitude determination system are presented

#### 1. 서 론

인공위성의 기능이 점점 복잡해지고 정확한 지향성을 요하는 탑재장치를 장착하게 됨에 따라 다양한 형태의 자세결정 방법이 발달되어 왔다. 일반적으로 별추적기를 이용한 자세결정시스템이 가장 정밀한 자세를 제공하나[1], 대부분의 통신위성이나 저궤도의 관측위성의 경우 지구센서와 태양센서로서 요구되는 자세결정 정밀도를 만족시킬 수 있다. 실제로 위성의 정확한 동적 모델을 이용하는 것은 매우 복잡하고 자세토크와 외란을 정확히 측정하기 어려우므로, 자이로 측정값을 자세 운동 방정식에 이용하는 모델대치기법을 이용함으로써 알고리즘을 간략하게 함과 동시에 정밀도를 높일 수 있다[2].

본 논문에서는 지구센서와 태양센서로 구성되는 자세센서 측정값을 자이로 측정값과 상호보완적으로 이용하여 효율적인 자세결정을 수행하는 칼만필터 알고리즘을 유도하고, 모의실험을 통하여 성능을 분석한다. 자이로 측정값은 자세 운동 방정식을 통해 연속적인 자세전달에 이용되며, 태양센서와

지구센서 측정값은 자세 개선과 자이로 바이어스를 추정하는데 이용된다. 저궤도 태양동기 궤도를 운행하는 다목적 실용 위성의 자세결정 시스템을 예로 모의실험을 하였다.

#### 2. 본 론

오일러 각을 이용하는 경우에 발생하는 특이현상을 방지하고 계산시간을 줄이기 위해 쿼터니언을 이용한 자세행렬과 칼만필터를 구성하였다.

쿼터니언에 대한 자세 운동 방정식과 자세센서의 측정식은 모두 비선형식으로 표현되므로 확장칼만 필터기법을 이용한다. 태양센서는 주로 요(yaw)축의 자세결정을, 지구센서는 롤(roll)과 피치(pitch)축의 자세결정에 기여한다.

##### 2.1 쿼터니언과 자세행렬

쿼터니언은 오일러회전축과 회전각으로 정의된다.

$$q = [ q_n \ q_4 ]^T \tag{1}$$

$$\text{단, } q_n = [ q_1 \ q_2 \ q_3 ]^T = n \sin(\theta/2)$$

$$q_4 = \cos(\theta/2)$$

$n$  : 오일러 회전축의 단위벡터

$\theta$  : 오일러 회전각

자세행렬은 인공위성의 궤도좌표계에서 몸체좌표계로의 좌표변환행렬로 정의되며 쿼터니언에 대해 다음과 같이 나타낼 수 있다.

$$T_{BO} = \begin{bmatrix} 1 - 2(q_2^2 + q_3^2) & 2(q_1q_2 + q_3q_4) & 2(q_1q_3 - q_2q_4) \\ 2(q_1q_2 - q_3q_4) & 1 - 2(q_1^2 + q_3^2) & 2(q_2q_3 + q_1q_4) \\ 2(q_1q_3 + q_2q_4) & 2(q_2q_3 - q_1q_4) & 1 - 2(q_1^2 + q_2^2) \end{bmatrix} \tag{2}$$

##### 2.2 자세운동 방정식

쿼터니언은 다음의 미분 방정식을 만족한다.

$$\frac{d}{dt} \mathbf{q}(t) = \frac{1}{2} \Omega[\boldsymbol{\omega}(t)] \mathbf{q}(t) \quad (3)$$

단,

$$\Omega(\boldsymbol{\omega}) = \begin{bmatrix} 0 & \omega_3 & -\omega_2 & \omega_1 \\ -\omega_3 & 0 & \omega_1 & \omega_2 \\ \omega_2 & -\omega_1 & 0 & \omega_3 \\ -\omega_1 & -\omega_2 & -\omega_3 & 0 \end{bmatrix} \quad (4)$$

$\boldsymbol{\omega} = [\omega_1 \ \omega_2 \ \omega_3]^T$  : 위성의 각속도

## 2.3 자세센서

인공위성의 자세를 결정하기 위한 자세센서로 자이로와 태양센서, 지구센서를 사용한다. 위성의 연속적인 자세정보를 얻기 위해 위성의 몸체좌표계의 각축에 자이로를 장착하고 태양센서와 지구센서의 측정값을 이용하여 매 주기마다 자이로의 표류오차를 보정한다.

### 2.3.1 자이로

인공위성의 각속도는 각축에 탑재된 자이로에 의해 감지된다. 자이로의 측정값은 바이어스와 표류잡음, 랜덤워크 등이 결합된 것으로 생각할 수 있다.

$$\boldsymbol{\omega}_M = \boldsymbol{\omega}_T + \mathbf{b} + \boldsymbol{\eta}_1 \quad (5)$$

단,  $\boldsymbol{\omega}_M$  : 자이로 측정값

$\boldsymbol{\omega}_T$  : 실제 인공위성의 각속도

$\mathbf{b}$  : 자이로 바이어스

$\boldsymbol{\eta}_1$  : 자이로 표류잡음(백색잡음)

바이어스  $\mathbf{b}$ 는 천천히 변화하는 랜덤프로세스로 지수적으로 연관된 잡음으로 가정한다.

$$\frac{d}{dt} \mathbf{b} = \boldsymbol{\eta}_2 \quad (6)$$

단,  $\boldsymbol{\eta}_2$  : 자이로 랜덤워크(백색잡음)

### 2.3.2 지구센서

지구센서에 의해 관측되어지는 몸체좌표계에서의 시선벡터는 궤도좌표계에서의 천저벡터와 일치하므로 다음과 같이 나타낼 수 있다.

$$\mathbf{E}_B = \begin{bmatrix} \cos \alpha \cos \beta \\ \cos \alpha \sin \beta \\ \sin \alpha \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -\cos \phi \sin \theta \\ \sin \phi \\ \cos \phi \cos \theta \end{bmatrix} \quad (7)$$

단,  $\alpha$  : 고도각

$\beta$  : 방위각

따라서, 지구센서의 측정식 (7)으로 부터 인공위성의 롤, 피치 자세각을 다음과 같이 계산할 수 있다.

$$\theta = \tan^{-1} \left( -\frac{\cos \alpha \cos \beta}{\sin \alpha} \right) \quad (8)$$

$$\phi = \tan^{-1} \left( \frac{\cos \alpha \sin \beta}{\sin \alpha} \cos \theta \right) \quad (9)$$

### 2.3.3 태양센서

태양센서는 위성의 몸체좌표계의 X-Y평면에 탑재되어 위성에 입사되는 태양각을 측정한다. 입사각은 몸체좌표계에서의 태양벡터( $\mathbf{S}_B$ )와 다음과 같은 관계로 나타낼 수 있다[3].

$$\delta = \tan^{-1} \frac{S_{BX}}{S_{BY}} \quad (10)$$

$$\text{단, } \mathbf{S}_B = \begin{bmatrix} S_{BX} \\ S_{BY} \\ 0 \end{bmatrix}$$

몸체좌표계에서의 태양벡터와 궤도좌표계에서의 태양벡터( $\mathbf{S}_O$ )사이에는 다음과 같은 관계가 성립한다.

$$\mathbf{S}_B = \mathbf{T}_{BO} \mathbf{S}_O \quad (11)$$

위성의 자세각이 작은 경우에 다음과 같이 위성의 요자세각을 구할 수 있다.

$$\phi = \frac{\tan \delta (S_{OY} + \phi \cdot S_{OZ}) + S_{OX} - \theta \cdot S_{OZ}}{\tan \delta \cdot S_{OX} - S_{OY}} \quad (12)$$

$$\text{단, } \mathbf{S}_O = \begin{bmatrix} S_{OX} \\ S_{OY} \\ S_{OZ} \end{bmatrix}$$

## 2.4 확장 칼만필터

식(3)과 (6)으로 부터 상태방정식을 구하면 다음과 같이 비선형으로 주어진다.

$$\frac{d}{dt} \mathbf{x} = \mathbf{f}(\mathbf{q}, \mathbf{b}) + \mathbf{G}(\mathbf{q}) \boldsymbol{\eta} \quad (13)$$

$$\text{단, } \mathbf{x} = \begin{bmatrix} \mathbf{q} \\ \mathbf{b} \end{bmatrix} \quad (14)$$

$$\mathbf{f}[\mathbf{q}, \mathbf{b}] = \begin{bmatrix} \frac{1}{2} \Omega[\boldsymbol{\omega}_M - \mathbf{b}] \mathbf{q} \\ 0 \end{bmatrix} \quad (15)$$

$$\mathbf{G}(\mathbf{q}) = \begin{bmatrix} -\frac{1}{2} \mathbf{\Pi}(\mathbf{q}) & 0 \\ 0 & \mathbf{I}_{3 \times 3} \end{bmatrix} \quad (16)$$

$$\Pi(q) = \begin{bmatrix} q_4 & -q_3 & q_2 \\ q_3 & q_4 & -q_1 \\ -q_2 & q_1 & q_4 \\ -q_1 & -q_2 & -q_3 \end{bmatrix} \quad (17)$$

$$\eta = \begin{bmatrix} \eta_1 \\ \eta_2 \end{bmatrix} \quad (18)$$

### 2.4.1 상태오차방정식

식(13)에 대한 상태오차 방정식은 다음과 같은 미분 방정식으로 주어진다.

$$\frac{d}{dt} \Delta x = F \Delta x + G \eta \quad (19)$$

단,  $\Delta x = x - \hat{x}$

$$F = \begin{bmatrix} \frac{1}{2} \Omega(\omega_M - b) & -\frac{1}{2} \Pi(q) \\ 0_{3 \times 3} & 0_{3 \times 3} \end{bmatrix} \quad (20)$$

$$G = \begin{bmatrix} -\frac{1}{2} \Pi(q) & 0 \\ 0 & I_{3 \times 3} \end{bmatrix} \quad (21)$$

쿼터니언과 자이로 바이어스의 상태오차 천이행렬,  $\Phi$ 는 다음과 같이 구할 수 있다.

$$\Phi = e^{F(t)T} \cong I + F(t)T + \frac{F(t)^2 T^2}{2} \quad (22)$$

### 2.4.2 관측방정식

지구센서와 태양센서의 측정값( $\phi$ ,  $\theta$ ,  $\psi$ )과 쿼터니언과의 관계는 다음과 같이 비선형으로 주어진다.

$$Z = h(q) + v \quad (23)$$

관측행렬은 식(19)의 Jacobian으로 구해진다.

$$H = \frac{\partial Z}{\partial q} = \begin{bmatrix} \frac{\partial \phi}{\partial q} & 0_{1 \times 3} \\ \frac{\partial \theta}{\partial q} & 0_{1 \times 3} \\ \frac{\partial \psi}{\partial q} & 0_{1 \times 3} \end{bmatrix} \quad (24)$$

### 2.4.3 칼만필터 방정식

위성의 자세를 나타내는 쿼터니언은 자이로 측정값으로부터 식(3)을 이용하여 전달되며, 상태오차 공분산 행렬의 전달은 다음과 같이 주어진다.

$$P_k^- = \Phi P_{k-1}^+ \Phi^T + G Q G^T \quad (25)$$

칼만필터의 이득과 상태오차 공분산 행렬의 개선식은 다음과 같이 주어진다.

$$K_k = P_k^- H_k^T [H_k P_k^- H_k^T + R_k]^{-1} \quad (26)$$

$$P_k^+ = [I - K_k H_k] P_k^- \quad (27)$$

지구센서와 태양센서로부터 새로운 측정값이 얻어졌을 때, 상태의 개선식은 다음과 같이 주어지며, 칼만이득은 식(22)으로부터 계산할 수 있다.

$$\hat{x}_k^+ = \hat{x}_k^- + K_k (Z_k - \hat{Z}_k) \quad (28)$$

단,  $\hat{Z}_k = h(\hat{q}_k)$

### 2.5. 모의실험

모의실험에 사용된 자세센서의 오차요인은 다음과 같다.

· 자이로 바이어스	0.25 deg/hr
· 자이로 바이어스 잡음	$7.631 \times 10^{-5}$ deg/sec <sup>0.5</sup>
· 자이로 랜덤워크	$8.417 \times 10^{-8}$ deg/sec <sup>1.5</sup>
· 지구센서 롤 바이어스	0.0336 deg
· 지구센서 피치 바이어스	0.0310 deg
· 태양센서 요 바이어스	0.087 deg
· 지구센서 롤 노이즈	0.0216 deg
· 지구센서 피치 노이즈	0.0188 deg
· 태양센서 요 노이즈	0.01 deg

모의실험은 위성이 Local Vertical을 유지하는 경우로 가정하고 초기 자세각 오차는 1.0 deg.로 하였다. 자이로와 지구센서, 태양센서의 샘플링주기는 각각 0.25sec.로 하고 매 초마다 칼만필터링을 하여 자세각을 개선하였다. 모의실험은 Matlab을 이용하여 1000sec.동안 수행하였다.

표 1. 다목적 실용위성의 지향 정밀도 (3 $\sigma$ ,RMS)

자세각	요구되는 정밀도	모의실험 결과
롤	0.12 deg.	0.0380 deg.
피치	0.12 deg.	0.0341 deg.
요	0.15 deg.	0.0876 deg.

표 1.에서 보듯이 모의실험에 의한 자세오차는 다목적위성에 요구되는 자세 정밀도를 만족한다. 모의실험시 자세오차의 주요인은 지구센서와 태양센서의 바이어스이다.

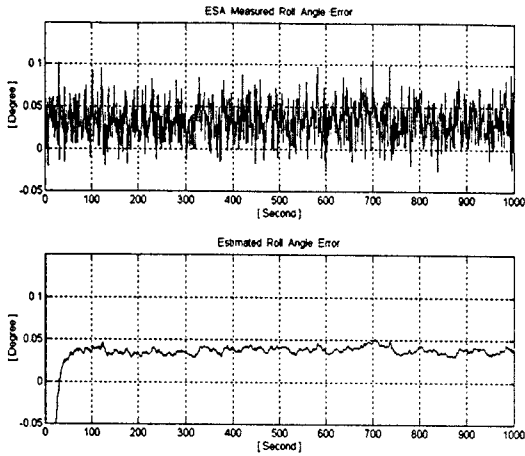


그림 1. 롤 자세각 오차

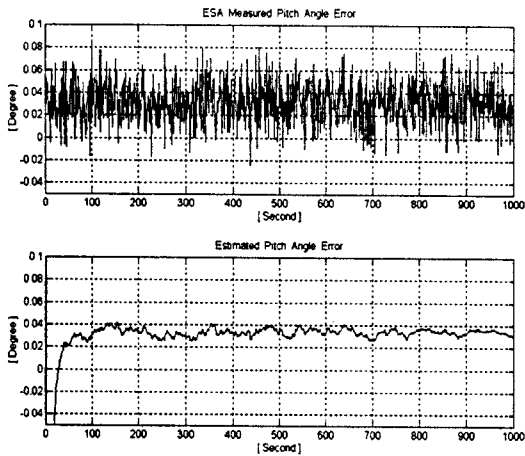


그림 2. 피치 자세각 오차

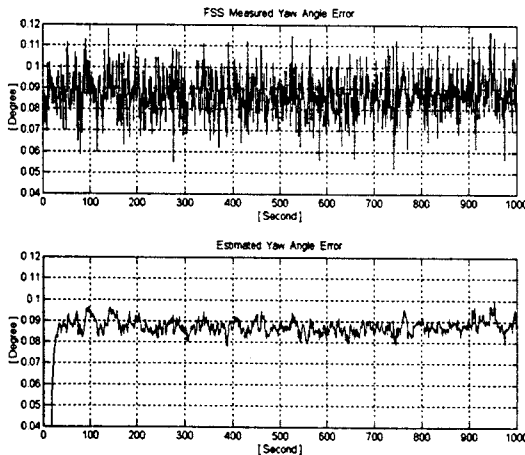


그림 3. 요 자세각 오차

### 3. 결 론

자이로와 지구센서, 태양센서를 자세센서로 이용하는 다목적 실용 위성을 위한 자세결정 시스템을 구성하고 쿼터니언과 자이로 바이어스를 상태변수로 하는 칼만필터를 설계하였다. 자이로의 측정값을 이용하여 칼만필터의 예측기능을 향상시키고 자이로의 누적되는 자세결정 오차를 지구센서, 태양센서의 측정값을 이용하여 보정함으로써 상호보완적인 자세결정시스템을 구현하고 타당성을 모의실험을 통하여 확인하였다.

자세센서의 성능저하나 고장시 이상의 감지와 문제를 해결하기 위한 적용적인 자세결정 알고리즘에 대한 연구가 수행되어야 한다.

### [참 고 문 헌]

- [1] 이 자성, "인공위성의 정밀 자세결정", 한국항공우주학회, 93 추계학술발표회, pp. 734-744, 1993
- [2] E. J. Lefferts, "Kalman Filtering for Spacecraft Attitude Estimation", Journal of Guidance, Vol. 5, No. 5, pp. 417-429, Sept.-Oct. 1982
- [3] Yan Gongtian, Li Guo and Ding Guangchen, "Attitude Determination and Control Subsystem of a Smallsat for Multi-Purpose Missions", Space Technol. Vol. 16, No. 5/6 pp. 297-301, 1996