

論文

모멘텀 바이어스 인공위성의 2축 자세제어 시스템 설계

이승우*, 서현호**

Two Axis Attitude Control System Design of Momentum Biased Satellite

Seung-Wu Rhee* and Hyun-Ho Seo**

ABSTRACT

It is required to develop a highly reliable attitude & orbit control system of satellite that is less expensive as the technology of satellite design & integration is recently matured dramatically. To accomodate this kind of needs, the two axis attitude control method for wheel-based momentum-biased satellite system whose momentum bias vector points to a certain direction(sun direction), is developed using simple but reliable sensors and actuator: three axis magnetometer and coarse sun sensor are used as sensors, and magnetic torque bars are used as actuator. Classical PD type controller design methodologies are applied on a satellite system for the two axis control with the proper assumptions. Nonlinear simulation results are included to demonstrate the long term stability and the performance of closed-loop system design results.

초 록

위성기술의 비약적 발달에 따라서 설계 및 제작에 소요되는 비용은 저렴하지만 신뢰도가 높은 인공위성 자세제어 시스템 개발이 요구되고 있다. 본 연구는 이러한 요구를 만족시키기 위해 반작용휠에 의한 모멘텀 바이어스 벡터가 임의의 방향(태양 방향)을 지향하고 안정화되는 위성시스템을 제시하였다. 위성 시스템에서 고장 가능성이 가장 적은 자기장 센서, 저정밀 태양센서 및 자기토크를 센서와 구동기로 사용하였으며, 고전적 선형 제어방법에 의해 2축 제어하는 제어시스템 설계방법을 제시하였다. 제어기는 PD 형태의 간단한 제어기가 사용되었고, 선형화된 위성시스템에 대한 PD 제어기 설계방법이 적절한 가정과 함께 제시되었다. 제시된 제어기 설계방법에 의해 설계된 페루프 시스템의 장기 안정성 검증을 위해서 비선형 시뮬레이션 방법을 사용하였다.

Key Words : Two-Axis Attitude Control(2축 자세제어), Momentum Biased Satellite(모멘텀 바이어스 위성), Three Axis Magnetometer(3축 자기장 센서), Coarse Sun Sensor(저정밀 태양센서), Magnetic Torque Bar(자기토크)

1. 서 론

1950년대 말 처음으로 구소련에서 보잘 것 없는 작은 위성 소프트니크를 쏘아올린 후 지난 50

† 2005년 10월 10일 접수 ~ 2006년 2월 21일 심사완료

* 정회원, 한국항공우주연구원/과학기술연합대학원대학교

** 정회원, 과학기술연합대학원 위성시스템 및 활용
연락처, E-mail : srhee@kari.re.kr
대전시 유성구 어은동 45번지

년 동안 간단한 단일 회전방식에서부터 이중 회전방식위성이 제작되었으나, 현재는 주로 제로 모멘텀 3축 안정화 방식이 초정밀 고속기동 인공위성의 설계 및 제작에 적용되고 있다.

또한 잘 정립된 설계 및 제작기술의 발달로 인공위성의 생산 비용이 점차적으로 낮아지는 경향이 있다.

이러한 경향에 따라서 90년대 초에 미국의 우주국(NASA)은 "Faster, Cheaper, Better"라는 명

제아래 Small Spacecraft Technology Initiative (SSTI) 프로그램을 가동시켜 인공위성 제작에 적용하기 시작하였으나, 결국에는 TRW사 Lewis 위성의 실패로 더 이상 적용시키기 어려운 명제가 되어 버렸다. 비록 SSTI 프로그램은 실패하였다 하여도 안정적이면서 고성능의 위성이 값싸게 제작되어야 하는 상업적 요구는 현재도 꾸준히 제기되고 있다.

이러한 시대적 요구에 부응하기 위해서 왜 Lewis와 같은 위성이 실패했는지에 대한 원인 분석이 이루어지고, 원인제거를 위해 설계자는 꾸준히 노력해야 한다고 사료된다.

따라서 본 기관에서 설계·제작되는 위성의 발생 가능한 문제점을 분석하여 문제점이 위성에 발생되었을 때, 이를 극복하기 위해 가장 간단하고 고장 가능성이 가장 적은 센서와 구동기를 사용하여 위성의 자세 획득하는 방법에 대해 연구하여 왔다. 이러한 목적으로 사용되는 센서 및 구동기는 일반적으로 자기장 센서 및 자기 토크 등이 있다.

1960년대 초에 White, Shigemoto, Bourquin 등에 의해 지구 자기장을 이용한 인공위성 자세 제어방안이 처음 제시된 이후, 오랫동안 인공위성의 자세획득, 반작용휠의 모멘텀 덤핑, 세차운동(precession) 및 장동운동(nutation) 제어 등에 적용하는 방안이 연구되어 왔다[1]. 일반적으로 초기자세획득의 경우, GSFC의 Seymour Kant, Peter Hui, Marty Lidston 등이 처음 제시한 B-dot 제어방식을 일반적으로 사용하여 인공위성 초기 각속도를 제거한 후 특정 자세센서 정보를 사용하여 자세를 획득하는 방법이 있으며, 다른 방법으로는 인공위성 피치축에 일정한 모멘텀 바이어스를 제공한 후 B-dot 제어방식이 적용되면 자이로스코픽 강성(gyroscopic stiffness) 효과에 의해 위성체의 최종 자세는 피치축이 궤도면과 수직을 이루고, 위성체 각속도는 피치축에 대해 궤도 각속도(Orbital Rate)의 2배로 회전하는 상태가 되고 이어서 특정 자세센서 정보와 피치축에 장착된 모멘텀휠을 사용하여 자세를 획득하는 방법이 있다[2,3]. 이 방법을 사용하기 위해서는 외란에 충분히 견딜 정도로 모멘텀 바이어스가 피치축에 제공되어야 한다. 만약 피치축에 장착된 자기토크만 사용하여 B-dot 제어방식이 적용되면 롤축과 요축의 각속도만 제거되고 피치축의 각속도만 남게 되어 모멘텀 바이어스 경우와 동일하게 위성체의 최종 자세는 피치축이 궤도면과 수직을 이루고, 위성체는 피치축에 대해 일정한 각속도로 회전하는 최종 상태가 된다. 이때 피치

축의 각운동량은 모멘텀휠을 구동시켜서 최종적으로 흡수하기 때문에 설계단계에서 위성체 피치축 각속도가 결정되어야 한다. 이어서 특정 자세센서 정보와 피치축에 장착된 모멘텀휠을 사용하여 자세를 획득하는 동일한 방법이 사용된다[4]. Rhee[5,6,7] 등은 다목적실용위성 2호에서, Mizuno[8] 등은 INDEX에서 초기 장동운동(nutation) 제어를 한 후 태양센서, 자기센서 및 자기토크를 사용하여 위성체를 2 deg/sec [다목적실용위성 2호]와 2 rpm [INDEX] 까지 각각 회전시킨 후 자기토크를 사용하여 태양으로 지향시키는 몸통 회전 안정화 방식을 사용하였다. 이 방법의 단점은 회전축이 항상 최대 주관성 모멘트축과 일치되어야 한다는 제약이 있다. 피치축에 모멘텀 바이어스를 주기 위해 피치축의 모멘텀휠을 공칭속도까지 증가시키면서 동시에 B-dot 제어를 작동시켜 발생하는 외란을 제거한 후 피치축의 자세오차는 모멘텀휠을 구동시켜서, 롤/요축의 자세오차는 [1]에서 제시된 제어로직을 사용해서 피치축에 장착된 자기토크만을 이용한 세차 및 장동운동의 안정화 방식이 HAUSAT-2 설계에 적용되었다[9]. 한편 이론적 연구의 일환으로 리아프노프 안정성이론을 이용하여 2개의 모멘텀휠이 구동기로 장착된 위성체의 지향축이 정의된 임의의 지점을 지향하고 지향축을 중심으로 회전하면서 안정화시키는 비선형 제어를 [10]에서 제시하였다. 또한 더블김벌 모멘텀휠이 구동기로 장착된 모멘텀 바이어스 위성에서 롤축 자세에러 정보만 사용해서 롤축과 요축에 대한 자세 제어가 설계방법에 대해 [11]에 제시되었다.

그동안 이 분야에 대한 관심 속에서 많은 연구가 수행되어 왔지만 상세한 제어기 방법을 제시한 논문[1,5,10,11]은 그리 많지 않은 실정이다.

이미 언급된 바와 같이 다목적실용위성 2호에서 고장 가능성이 가장 적은 자기장 센서, 저정밀 태양센서 및 자기 토크만을 사용하는 Power Safe Mode[5]라는 제어모드를 구현하였다. Power Safe Mode에 사용된 제어기의 기본원리는 위성체 최대 관성모멘트 축을 중심으로 회전 시킴으로써 위성체의 2축 안정화를 시키는 방법이다. 이 방법의 단점은 최대 관성모멘트 축이 회전축이 아닐 경우 강제 동특성 불안정성 때문에 사용될 수 없다는 단점과 위성체 몸통 자체가 초당 2도의 상대적으로 고속 회전을 하기 때문에 몸통회전을 정지시켜야 할 경우 일반적으로 반작용휠보다 큰 토크를 발생시킬 수 있는 추력기를 사용해야 하는 단점이 있다.

본 연구에서는 이러한 단점을 보완하기 위해

위성체 몸통을 회전시키는 대신 반작용휠을 사용하여 시스템에 모멘텀 바이어스를 주고, 2축 자세 제어하는 방안 및 제어기 설계방안을 제시하고자 한다. 여기에 사용되는 센서 및 구동기는 자기장 센서, 저정밀 태양센서, 자기 토크 및 반작용휠이다. 반작용휠은 모멘텀 바이어스를 주는 기능만 할 뿐 자세제어를 위한 구동기로 사용되지 않는다. 자기토크가 구동기로 사용되는 경우 일반적으로 모멘텀 바이어스 시스템의 최종 자세는 이미 언급된 바와 같이 모멘텀 바이어스 벡터가 궤도면에 수직인 형상이 유지된다[2,3,4]. 본 연구에서는 모멘텀 바이어스 벡터가 궤도면에 수직이 아닌 명령된 임의의 방향을 지향한다는 점에서 타 연구와 차별성이 있다. 또한 반작용휠에 의해 임의의 축에 모멘텀 바이어스가 제공될 경우 항상 시스템의 안정성이 확보될 수 있다는 것을 비선형 시뮬레이션을 통해서 검증하는 것을 목적으로 한다.

II. 본 론

2.1 자세제어계 모델링 및 제어기 설계

관성좌표계의 각속도를 몸통좌표계에서 아래와 같다고 하자.

$$\vec{w}_B = \begin{Bmatrix} \omega_x \\ w_y \\ w_z \end{Bmatrix} \quad (1)$$

위성의 x 축 방향으로 반작용휠에 의한 각운동량, h_{wx} 가 존재할 경우, 총 각운동량은 아래와 같이 표현된다.

$$\vec{H} = \begin{Bmatrix} I_x \omega_x \\ I_y w_y \\ I_z w_z \end{Bmatrix} + \begin{Bmatrix} h_{wx} \\ 0 \\ 0 \end{Bmatrix} \quad (2)$$

여기서 I_x, I_y, I_z 는 위성체 관성 모멘트이다. 관성좌표계에서 식(2)를 미분할 경우 아래의 식으로 표현된다.

$$\left. \frac{d\vec{H}}{dt} \right|_I = \left. \frac{d\vec{H}}{dt} \right|_B + \vec{w}_B \times \vec{H} = T_c \quad (3)$$

여기서 T_c 는 외란 또는 제어 토크 등 외부 토크를 의미한다.

그리고 위성체 각속도, w_x, w_y, w_z 에 의한 각운동량이 무시될 정도로 반작용휠에 의한 각운동량, h_{wx} 가 크다고 가정하면, Gyroscopic Coupling

항은 아래와 같이 간략화 될 수 있다.

$$\vec{w}_B \times \vec{H} = \begin{Bmatrix} (I_z - I_y)w_y w_z \\ (I_x - I_z)\omega_x w_z + \omega_z h_{wx} \\ (I_y - I_x)\omega_x w_y - \omega_y h_{wx} \end{Bmatrix} \quad (4)$$

$$\cong \begin{Bmatrix} 0 \\ \omega_z h_{wx} \\ -\omega_y h_{wx} \end{Bmatrix}$$

식(4)를 이용하여 고차항을 무시하면, 식(3)은 아래와 같이 간략화된 동역학 방정식을 얻을 수 있다.

$$I_x \dot{\omega}_x = T_{xc} \quad (5a)$$

$$I_y \dot{w}_y + \omega_z h_{wx} = T_{yc} \quad (5b)$$

$$I_z \dot{w}_z - \omega_y h_{wx} = T_{zc} \quad (5c)$$

여기서 T_{xc}, T_{yc}, T_{zc} 는 위성체 각축에 작용될 수 있는 제어 토크이다.

만약 모멘텀 바이어스 벡터방향인 x 축을 중심으로 위성체를 회전시키고자 할 경우, 아래의 간단한 각속도 피드백 제어기를 사용할 수 있다.

$$T_{xc} = -k_s(w_x - \omega_c) \quad (6)$$

여기서 w_x 는 자기장 센서 데이터를 사용하여 계산될 수 있다.

y, z 축에 대한 2축 자세제어를 위해서 2축에 대한 각속도 정보뿐만 아니라 자세오차 정보가 필요하다. 두 축에 대한 각속도 정보 및 자세오차 정보를 획득하기 위해서 태양벡터 정보를 제공하는 저정밀 태양 센서가 사용된다고 가정하면, 아래와 같은 태양벡터 성분을 사용하는 일반적인 PD 제어기 형태가 사용될 수 있다.

$$\begin{aligned} T_{yc} &= -k_n w_y + k_p y \\ T_{zc} &= -k_n w_z + k_p z \end{aligned} \quad (7)$$

여기서 y, z는 몸통 좌표계에서 태양벡터의 y, z 성분이며, k_n, k_p 는 rate, proportional gain이다. 식(7)을 식(5b), (5c)에 대입하여 정리하면 식(8)과 같이 피치축과 요축이 연동된 페루프 방정식으로 표시된다.

$$\begin{aligned} \dot{\omega}_z + \frac{k_n}{I_z} \omega_z - \frac{h_{wx}}{I_z} \omega_y - \frac{k_p}{I_z} z &= 0 \\ \dot{\omega}_y + \frac{k_n}{I_y} \omega_y + \frac{h_{wx}}{I_y} \omega_z - \frac{k_p}{I_y} y &= 0 \end{aligned} \quad (8)$$

제어기 설계를 위해서 $\dot{w}_y, \dot{w}_z, w_y, w_z$ 와 태양벡터 y, z의 관계식 즉 매개변수 y, z로 표시되는

운동학 방정식을 아래와 같이 얻을 수 있다. 관성좌표계에서 태양벡터, \vec{S} 가 변하지 않는다고 가정하면, 관성좌표계에서 시간에 대한 미분값은 transport theorem에 의해 아래와 같이 표시된다.

$$\vec{S}_I = \vec{S}_B + \vec{\omega}_B \times \vec{S}_B = \vec{0} \quad (9)$$

몸통좌표계에서 태양벡터가 $\vec{S}_B = [x \ y \ z]^T$ 이며, 위성의 x 방향이 태양을 지향하고 있으면서 외란에 의해 발생하는 피치축과 요축에 대한 자세오차가 작다고 가정하면 즉 $y, z \ll 1$, 몸통좌표계에서 태양벡터는 아래와 같이 간략화 될 수 있다.

$$\vec{S}_B = \begin{Bmatrix} \sqrt{(1-y^2-z^2)} \\ y \\ z \end{Bmatrix} \cong \begin{Bmatrix} 1 \\ y \\ z \end{Bmatrix} \quad (10)$$

따라서 식(10)을 식(9)에 대입하여 아래와 같이 간략화 시킬 수 있다.

$$\vec{0} \cong \begin{Bmatrix} 0 \\ \dot{y} \\ \dot{z} \end{Bmatrix} + \begin{Bmatrix} w_y z - w_z y \\ w_z - z \omega_x \\ y \omega_x - w_y \end{Bmatrix} \quad (11)$$

위성체의 각속도 w_y, w_z 가 태양 지향상태에서 정상상태라고 가정하면 $w_y, w_z \ll 1, y, z \ll 1$ 이라고 가정할 수 있기 때문에 식(11)에서 고차항을 무시하면, 태양벡터 변화율 \dot{y}, \dot{z} 과 몸통 각속도 w_y, w_z 의 관계 즉 운동학 방정식은 아래와 같이 간략히 표시될 수 있다.

$$\begin{aligned} w_y &= \dot{z} \\ w_z &= -\dot{y} \end{aligned} \quad (12)$$

또한 식(12)를 한번 더 미분하면 아래와 같이 각가속도를 얻을 수 있다.

$$\begin{aligned} \dot{w}_y &= \ddot{z} \\ \dot{w}_z &= -\ddot{y} \end{aligned} \quad (13)$$

식(12), (13)을 식(8)에 대입하면 아래와 같이 매개변수 y, z 로 표현되는 페루프 식을 구할 수 있다.

$$\begin{aligned} \ddot{y} + \frac{k_n}{I_z} \dot{y} + \frac{h_{wx}}{I_z} \dot{z} + \frac{k_p}{I_z} z &= 0 \\ \ddot{z} + \frac{k_n}{I_y} \dot{z} - \frac{h_{wx}}{I_y} \dot{y} - \frac{k_p}{I_y} y &= 0 \end{aligned} \quad (14)$$

식(14)에 대해 라플라스 변환하면

$$\begin{bmatrix} s^2 + \frac{k_n}{I_z} s & \frac{h_{wx}}{I_z} s + \frac{k_p}{I_z} \\ -(\frac{h_{wx}}{I_y} s + \frac{k_p}{I_y}) & s^2 + \frac{k_n}{I_y} s \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} y \\ z \end{Bmatrix} = \begin{Bmatrix} 0 \\ 0 \end{Bmatrix} \quad (15)$$

이 된다. 식(15)에서 페루프 시스템의 특성방정식을 구하면 아래와 같다.

$$\begin{aligned} s^4 + k_n \left(\frac{1}{I_y} + \frac{1}{I_z} \right) s^3 + \frac{1}{I_y I_z} (k_n^2 + h_{wx}^2) s^2 \\ + \frac{2h_{wx} k_p}{I_y I_z} s + \frac{k_p^2}{I_y I_z} = 0 \end{aligned} \quad (16)$$

시스템이 안정화될 필요조건은 식(16)의 모든 계수가 양의 수이어야 하므로 조건(17)이 만족되어야 한다.

$$k_p h_{wx} > 0 \quad (17a)$$

$$k_n > 0 \quad (17b)$$

다음은 충분조건을 유도하기 위해서 Routh Stability Criterion을 이용하기로 하자. 위성의 형상이 사각형 또는 육각형이라고 가정하면 피치축과 요축의 관성 모멘트 값이 비슷하다고 가정할 수 있고, $I_y \cong I_z = I$ 라고 가정할 수 있다. 또한 Routh Stability Criterion를 쉽게 적용할 수 있도록 식(17c) 조건을 만족하도록 설계변수 k_p 를 결정할 수 있다.

$$k_p = h_{wx} > 0 \quad (17c)$$

새로운 설계변수 $\frac{k_n}{I} = \alpha, \frac{k_p}{I} = \beta$ 를 도입하면, 페루프 시스템의 특성방정식인 식(16)은 아래와 같이 Routh Stability Criterion를 쉽게 적용할 수 있는 α, β 로 구성된 식(18)을 얻을 수 있으며, 페루프 시스템의 안정화를 보장할 수 있는 α, β 를 결정하면 제어기 설계는 일차적으로 완료될 수 있다.

$$s^4 + 2\alpha s^3 + (\alpha^2 + \beta^2) s^2 + 2\beta^2 s + \beta^2 = 0 \quad (18)$$

식(18)에 Routh Stability Criterion을 적용하면 아래의 조건을 얻을 수 있다.

$$\alpha = \frac{k_n}{I} > 1 \quad (19)$$

식(19)를 만족시키는 α 를 결정한 후, 설계변수 k_n 을 결정하면 된다. Root Locus 방법을 사용하여 나머지 설계변수인 β 를 선정하기 위해 아래

와 같이 식(18)을 변형시킬 수 있다.

$$1 + \frac{\beta^2(s^2 + 2s + 1)}{s^2(s^2 + 2\alpha s + \alpha^2)} = 0 \tag{20}$$

식(20)에서 $\beta^2 = K$ 로 대치하면, 개루프 전달 함수는 아래와 같다.

$$G_{open}(s) = \frac{K(s^2 + 2s + 1)}{s^2(s^2 + 2\alpha s + \alpha^2)} \tag{21}$$

이상과 같이 본 논문에서 제시된 제어기 설계 방법을 임의의 지향축이 최대 주관성 모멘트축과 일치하지 않는 롤축의 경우 즉 위성체 주관성 모멘트값이 [400 600 600]kg-m² 인 위성에 적용하여 보았다. 설계변수 k_n 은 식(19) 조건을 적용하여 최대 주관성 모멘트값인 600보다 다소 큰 값인 $k_n = 800$ 으로 선정하였다. 그림 1은 설계변수인 β 값 선정에 앞서 K 값 결정을 위해서 식(21)에 대한 Root Locus Plot을 그린 것이다.

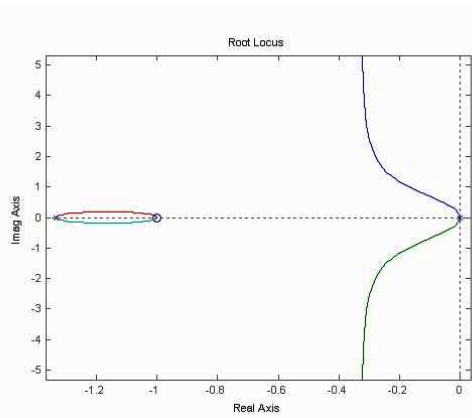


그림 1. Root Locus Plot

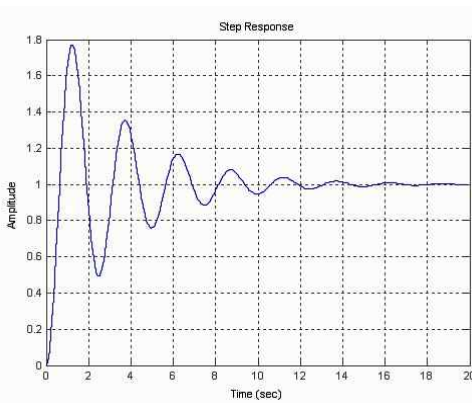


그림 2. 계단입력 응답곡선

식(17c)에서 보듯이 K 값은 반작용휠이 위성체 시스템에 제공할 수 있는 모멘텀의 크기와 관계된다. 따라서 K 값을 결정하는데 반작용휠의 제공 가능한 최대 모멘텀량이 고려되어야 한다.

반작용휠에 의한 허용 가능한 모멘텀 바이어스가 14Nms 일 경우 충분한 여유를 갖고 $k_p = 7Nm.s$ 로 선정하면

$$K = \left(\frac{k_p}{I}\right)^2 = \left(\frac{7}{600}\right)^2 = 0.000136 \text{ 이 된다.}$$

그림 2는 최종 설계변수 k_p, k_n 을 결정된 후 페루프 시스템의 계단입력 응답곡선을 보여 주고 있다. over shoot 이 약 80%로 상당히 큰편이지만 제어 시스템은 잘 안정화됨을 보여 주고 있다. 80% over shoot은 자기토크의 최대 발생 토크량이 작기 때문에 이를 고려하여 설계한 결과이다.

2.2 시뮬레이션

선형 제어기 이론을 적용하기 위하여 많은 가정이 제어기 설계과정에 적용되었다. 따라서 선형 제어기 설계방법 및 결과를 검증하기 위해서 그림 3의 형상을 갖는 다목적실용위성 2호에 적용하여 비선형 시뮬레이션을 수행하였다. 이 때 사용된 위성체 주관성 모멘트값은 설계단계에서 사용된 [400 600 600]kg-m²를 사용하였다. 초기 조건에 반작용휠은 정지되었다고 가정하자. 롤축으로 모멘텀 바이어스를 위성시스템에 제공하기 위해 반작용휠의 속도를 정상속도까지 증가시킬 경우, 모멘텀 보존의 법칙에 의해서 위성체 각속도가 증가된다. 그림 4와 5는 반작용휠에 의해 생성되는 초기 각속도가 존재할 때 시간에 따른 위성의 2축, 즉 피치축과 요축 자세제어 안정도를 보여주는 그림이다. 구동기로 사용되는 자기토크의 크기는 약 100 A-m² 이다. 만약 평균 지

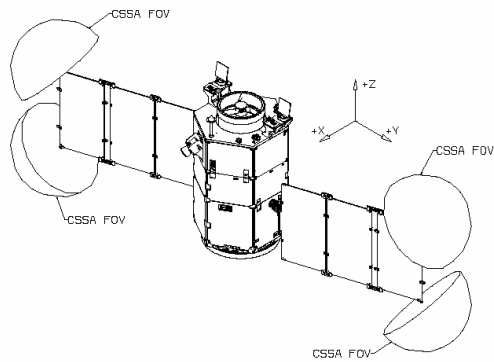


그림 3. 전개된 다목적실용위성 2호 형상

구 자기장값이 0.3Gauss 이라면 자기 토크에 의해 발생하는 토크는 3 mNm 정도가 된다. 위성체가 안정되는데 소요되는 시간은 약 12000초(2 orbit)가 된다. 그림 5에서 보여주는 요축의 17.5도 바이어스는 다목적실용위성 2호의 태양 전지판 장착형상에서 기인한 고정오차(constant bias)이며 태양전지판 장착오차가 없을 경우 피치축 자세오차와 동일해진다. 그림 6은 4개의 반작용휠 속도를 보여주는 그림이다. 그림에서 보는 바와 같이 위성 시스템의 롤축에 모멘텀 바이어스를 제공하기 위해 설계한대로 첫 번째 반작용휠의 회전속도는 1000rpm, 두 번째, 세 번째 반작용휠은 정지되어 있으며, 네 번째 반작용휠의 회전속도는 -1000rpm을 유지하고 있다. 그림 7에서 보듯이 일정속도로 구동되는 2개의 휠에 의해 위성의 피치축과 요축에는 모멘텀 바이어스가 존재하지 않지만 태양지향축인 롤축으로 약 7Nms의 모멘텀 바이어스가 존재함을 보여준다.

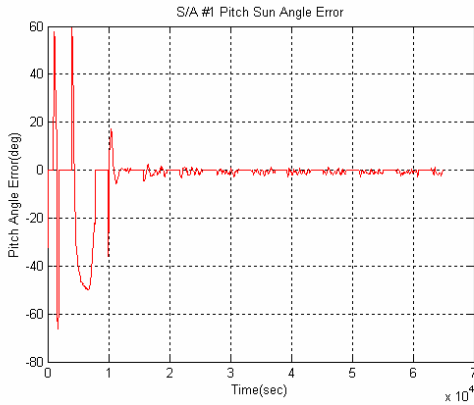


그림 4. 피치축 자세오차

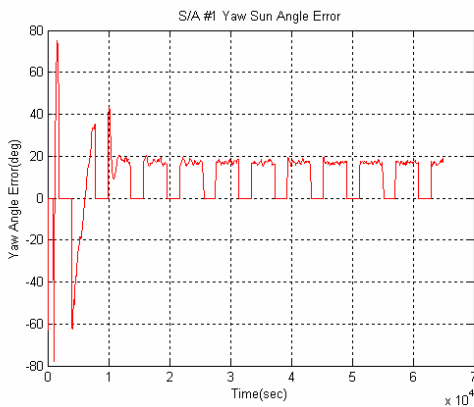


그림 5. 요축 자세오차

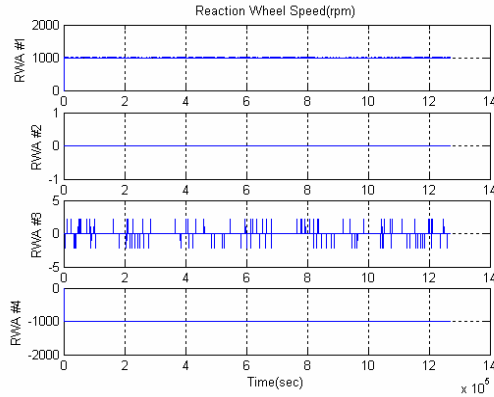


그림 6. 반작용휠 정상속도

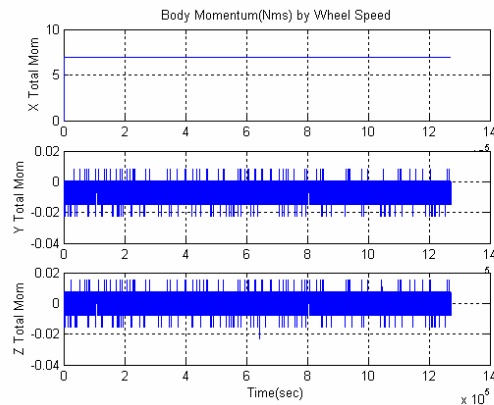


그림 7. 몸통좌표계에서 모멘텀 바이어스

III. 결 론

위성기술의 비약적 발달에 따라서 설계 및 제작비는 낮아지지만 신뢰도가 높은 인공위성의 자세제어 시스템 개발이 더욱 더 요구되고 있다. 이러한 요구를 만족시키기 위해 다목적실용위성 2호에 사용된 최대 주관성모멘트 몸통회전을 이용한 2축 자세제어방식의 단점을 보완하여 보다 더 안정적이고 몸통회전방식이 아닌 지정된 방향(태양 방향)으로 반작용휠에 의한 모멘텀 바이어스 벡터가 지향되면서 2축 자세제어 방법을 본 연구에서 제시하였다. 현장에서 잘 사용되고 고장 가능성이 가장 적은 자기장 센서, 저정밀 태양센서 및 자기토크를 센서 및 구동기로 사용하였으며, Routh Stability Criterion, Root Locus 등 고전적 선형 제어기 설계방법을 설계 파라미터 선정에 적용하였다. 제어기는 PD 형태의 간단한

제어기가 사용되었고, 위성시스템의 적절한 가정을 이용한 PD 제어기 설계절차를 제시하였다. 제시된 설계방법에 의해 설계된 결과의 장기 안정성(long term stability)을 검증하기 위해서 비선형 시뮬레이션 방법을 사용하였으며, 제안된 제어기 설계방법에 의해 설계된 위성제어 시스템이 안정적으로 잘 작동되는 것을 보여 주었다.

참고문헌

- 1) A. Craig Stickler and K.T. Alfriend, "Elementary Magnetic Attitude Control System", *Journal of Spacecraft*, Vol. 13, No. 5, 1975, pp. 282-287.
- 2) Patrice Damilano, "Control of the Attitude of a Satellite in Low Orbit Involving Solar Acquisition", U.S. Patent 5,788,188, Aug. 4, 1998.
- 3) C. Whitford and D. Forrest, "The CATSAT Attitude Control System", 12th AIAA/USU Conference on Small Satellites, 1998.
- 4) W. Steyn and Y. Hashida, "An Attitude Control System for a Low-Cost Earth Observation Satellite with Orbit Maintenance Capability", 13th AIAA/USU Conference on Small Satellites, 1999.
- 5) S.-W. Rhee, H-J Kim & J-J Lee, "KOMPSAT-2 AOCS Control Mode & Power Safe Mode Design", *KSAS International Journal*, Vol. 6, No. 1, May 2005.
- 6) S.-W. Rhee, 2002, KOMPSAT-2 Subsystem Specification for the Attitude & Orbit Control Subsystem(KARI Internal Doc.)
- 7) MTI & ASE, 2002, KOMPSAT-2 Magnetic Sun Pointing Safehold Interim Report.
- 8) T. Mizuno, H. Saito, Y. Masumoto et al., "INDEX: A Piggy-Back Satellite for Advanced Technology Demonstration", 13th AIAA/USU Conference on Small Satellites, 1999.
- 9) 이병훈, 김수정, 장영근, "초소형위성 HAUSAT-2 모멘텀휠 Start-up 방안 연구", *한국항공우주학회지*, 제33권, 제9호, 2005, pp. 73-80.
- 10) 김성필, 김유단, "두개의 모멘텀휠을 이용한 강제위성의 자세안정화기법", *한국항공우주학회지*, 제29권, 제4호, 2001, pp. 78-85.
- 11) 박영웅, 방효충, "더블김벌을 장착한 바이어스 모멘텀 위성의 자세제어기 설계", *한국항공우주학회지*, 제32권, 제4호, 2004, pp. 34-42.