

지자기를 이용한 위성체의 자세제어

엄광섭 박동조
한국과학기술원 전기및 전자공학과

Magnetic Attitude Control of a Satellite

Kwang-Seop Eom Dong-Jo Park
Dept. of E.E., KAIST

Abstract

In this paper, the complex nonlinear dynamics of a satellite is obtained. And it is shown that several limitations exist when the magnetorquer is used as an active actuator to attitude control. Such limitations cause a delayed convergence of pitch and roll angle. The simulation results insure that the roll angle bias is dependent on the z axis spin rate. And a heuristic algorithm is applied to control the attitude libration through the computer simulations.

1 서론

위성체의 자세제어는 위성체가 맡은 임무를 훌륭히 수행할 수 있도록 위성체의 기준축을 특정한 방향으로 향하게 하는 것을 말한다. 이것을 위성체의 자세제어라고 하며 두가지 영역으로 나눌 수 있다. 첫번째는 자세 안정화이다. 이것은 위성체의 현재 기준축 방향을 그대로 유지시키는 것을 말한다. 두번째는 자세 조정제어이다. 이것은 어떤 하나의 자세로부터 다른 자세로 위성체를 재정위하는 것을 말한다. 본 논문에서는 주로 자세 안정화에 중점을 두고 있다.

자세제어의 목적은 태양열에 의한 온도차를 줄이고 안테나, 태양전지판등을 원하는 방향으로 향하게 하는 것이다. 자세제어 방법은 수동적인 방법과 능동적인 방법으로 나눌 수 있다. 수동적인 방법에는 스핀 안정화(spin stabilized)방법과 중력경도 안정화(gravity gradient stabilized)방법이 있다. 능동적인 방법에는 가스 제트를 사용하는 방법, 모멘텀 휠을 사용하는 방법, 자기토크(magnetorquer)를 사용하는 방법등이 있다.

본 논문에서는 먼저 초경량 저궤도 위성체의 운동 방정식을 유도한 다음 지자기(earth magnetic field)를 다이폴 모델로 근사

화하고 궤도 경사각 63.5°일 때의 위성체의 자세제어에 대한 알고리즘을 제시하도록 한다. 자세제어 방법은 수동적인 방법으로는 중력경도 안정화 방법과 능동적인 방법으로는 자기토크를 사용하는 방법을 적용한다.

2 위성체의 운동 방정식

2.1 위성체의 운동 방정식

위성체의 운동은 피치, 롤, 요의 결합(coupling)으로 매우 복잡한 비선형성을 나타낸다. 위성체의 운동 방정식을 서술하기 위해서 본 논문에서 도입한 좌표계는 그림 1에 표현한 것처럼 $X_oY_oZ_o$ 의 궤도 좌표계, XYZ 의 위성체 좌표계, LMZ 의 임시 좌표계이다. 위성체의 운동방정식을 서술하기 위해서는 먼저 위성체의 각 운동량(angular momentum)의 시간에 따른 변화량과 위성체에 가해지는 토크의 관계식으로부터 시작해야 한다. 이것은 다음 식으로 표현할 수 있다[1].

$$d\vec{H}/dt = \vec{N} + \vec{G} - \vec{\omega} \times \vec{H}$$

여기서

\vec{H} : 위성체의 각 운동량 벡터

\vec{N} : 외부 토크 벡터

\vec{G} : 중력경도 토크 벡터

$\vec{\omega}$: 위성체의 각속도 벡터

이다. 각속도 벡터 $\vec{\omega}$ 는 그림 1 처럼 궤도 좌표계에서 위성체 좌표계로의 1-2-3 euler 변환을 연속적으로 행했을 때 다음과 같이

표현된다.

$$\begin{aligned}\omega_X &= (\dot{p} + \omega_o)C_\phi C_r + \dot{r}S_\phi \\ \omega_Y &= -(\dot{p} + \omega_o)S_\phi C_r + \dot{r}C_\phi \\ \omega_Z &= (\dot{p} + \omega_o)S_r + \dot{\phi}\end{aligned}$$

여기서 C 는 코사인 함수, S 는 사인 함수를 나타낸다. 또한 외부 토크 벡터는

$$\vec{N} = \vec{M} \times \vec{B}$$

의 관계식으로 부터 구할수 있다. 이 때 \vec{M} 은 위성체의 코일에 전류를 흘려줌으로써 얻어지는 자기 모멘트 벡터이고 \vec{B} 는 지자기 벡터로서 다이폴 모델일 때 다음과 같이 주어진다.

$$\begin{pmatrix} B_{X_o} \\ B_{Y_o} \\ B_{Z_o} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} -B_o \cos \theta_i \\ B_o \sin \theta_i \cos \eta \\ 2B_o \sin \theta_i \sin \eta \end{pmatrix}$$

여기서 η 는 상향절(ascending node)에서부터 위성체까지의 궤도 평면상에서의 각도이며 θ_i 는 궤도 경사각을 나타낸다. B_o 는 위성체의 궤도 반경의 3제곱에 반비례하며 다음과 같다.

$$B_o = \frac{8.1 \times 10^{15}}{R^3} T$$

위성체가 축대칭이고 X 축과 Y 축의 MOI가 똑같이 I_T 라고 하면 운동 방정식은 다음과 같이 나타낼 수 있다.

$$\begin{aligned}I_T \dot{\omega}_X &= (I_T - I_Z) \omega_Y \omega_Z + N_X + G_X \\ I_T \dot{\omega}_Y &= (I_T - I_Z) \omega_Z \omega_X + N_Y + G_Y \\ I_Z \dot{\omega}_Z &= N_Z + G_Z\end{aligned}$$

그리고 중력경도 토크 벡터 \vec{G} 는

$$\begin{pmatrix} G_X \\ G_Y \\ G_Z \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} 3\omega_o^2(I_Z - I_T)T_{23}T_{33} \\ 3\omega_o^2(I_T - I_Z)T_{33}T_{13} \\ 0 \end{pmatrix}$$

이다. T_{13} 는 1-2-3 euler 변환에서의 변환 행렬을 T 라고 했을 때 3번째 열의 성분을 나타낸다. 따라서

$$\begin{aligned}N_L &= N_X C_\phi - N_Y S_\phi \\ N_M &= N_X S_\phi + N_Y C_\phi\end{aligned}$$

의 관계식을 이용하여 정리하면 다음과 같은 운동 방정식을 얻을 수 있다.

$$\begin{aligned}\ddot{p}C_r I_T + \dot{r}(w_z I_Z - 2(w_o + \dot{p})S_r I_T) \\ + 3w_o^2 S_p C_r C_p (I_T - I_Z) &= N_L \\ \ddot{r}I_T - (w_o + \dot{p})C_r w_z I_Z + (w_o + \dot{p})^2 S_r C_r I_T \\ + 3w_o^2 S_r C_p^2 C_r (I_T - I_Z) &= N_M \\ \ddot{\phi}I_Z + \dot{r}(w_o + \dot{p})C_r I_Z + \ddot{p}S_r I_Z &= N_Z\end{aligned}$$

윗 식은 각각 피치 방정식, 롤 방정식, 요 방정식이라고 하며

$$\dot{\omega}_Z = (w_o + \dot{p})S_r + \dot{\phi}$$

을 나타낸다. 그리고 N_L, N_M, N_Z 를 각각 피치 토크, 롤 토크, 요 토크라고 하며 LMZ 좌표계로 나타낸 토크를 의미한다. 윗 식을 살펴보면 위성체의 운동방정식은 피치, 롤, 요가 복잡하게 결합되어 있는 비선형 방정식임을 알 수 있다.

2.2 모델의 선형화

앞에서 구한 위성체의 운동방정식은 복잡한 비선형이므로 해석하기가 매우 어렵다. 따라서 제어 법칙을 유도하기 위해서는 이 운동방정식을 선형화해야 할 필요가 있다. 실제로 피치, 롤, 요가 아주 작을 때 결합 항을 무시할 수 있으므로 $I_T \gg I_Z$ 라고 보고 결합 항을 모두 없애면 다음과 같은 간단한 선형 형태의 운동 방정식을 얻을 수 있다.

$$\begin{aligned}\text{피치: } \ddot{p} + 3w_o^2 p &= N_L/I_T \\ \text{롤: } \ddot{r} + 4w_o^2 r &= N_M/I_T \\ \text{요: } \ddot{\phi} &= N_Z/I_Z\end{aligned}$$

또한 비선형 형태의 운동 방정식에서 피치율이 0 이고 외부 토크가 없다고 가정했을 경우에 롤 방정식은

$$\ddot{r} - \omega_o \omega_Z I_Z / I_T + 4\omega_o r (1 - \frac{3}{4} I_Z / I_T) = 0$$

와 같이 쓸 수 있다[7].

Libration이 전혀 없고 위성체의 Z 축의 스핀율(spin rate)이 일정하다면

$$r_o = \frac{\omega_Z / \omega_o}{(4I_T / I_Z - 3)}$$

이 값을 알 수 있다. 이 때 r_o 값을 롤 바이어스라고 한다. 윗 식에서 알 수 있듯이 ω_Z 가 크면 롤 수축 롤 바이어스도 커진다.

3 위성체의 자세 제어

자세제어의 목적은 위성체의 Z 축 방향을 궤도 좌표계의 Z_o 축과 일치시키고 요율을 일정한 속도로 유지시키는 것이다. 이것은

위성체가 항상 일정한 Z축의 스피너율을 갖고 지구로 내려다 보면서 지구주위를 공전하는 것에 해당한다. 중력경도 토크에 의해서 위성체는 지구로 내려다 보면서 공전하지만 pointing accuracy가 무척 낮다. 또한 감쇠 요소가 없으므로 외란 토크가 있을 경우에는 원하지 않는 oscillation이 생길 수도 있다. 이러한 oscillation을 libration이라고 한다. 따라서 libration을 줄이고 pointing accuracy를 높이기 위해서 자기 토크를 능동적인 제어 입력으로 사용한다.

하지만 자기 토크를 제어 입력으로 사용할 경우에는 특성상 어떤 특정한 축에만 토크를 가해주는 것이 항상 가능한 것은 아니다. 따라서 생각할 수 있는 방법의 하나는 어떤 한 축을 제어할 경우에 나머지 다른 두축에 원하지 않는 토크가 최소한 적게 발생하도록 하는 것이다. 이러한 제한 조건 때문에 어떤 특정한 궤도 구간에서만 특정한 축의 제어를 할 수 있다. 또한 이 제어에서는 한 번에 둘 이상의 자기토크를 모두 사용할 수 있다고 가정한다.

자기 토크를 제어 입력으로 사용해서 위성체의 자세 제어를 하기 위해서 본 논문에서 선택한 방법은 먼저 상태 피드백(state feedback)을 이용해서 가해 주어야 할 바람직한 토크를 계산한 다음 원하지 않는 결합 토크를 최소화 하면서 바람직한 토크에 가장 가까운 토크를 발생하도록 하는 것이다. 자기토크만을 제어 수단으로 사용할 경우에 발생하는 주요 문제점은 다음과 같다.

- Interruptible한 제어 특성때문에 지자기 벡터 \vec{B} 가 원하는 방향으로 위치해 있을 때만 어떤 특정한 축을 제어 할 수 있다.
- Cross disturbance 토크가 다른 축에 발생된다.
- 코일에 흘러줄 수 있는 전류의 제한 때문에 제어 입력의 포화가 일어날 수 있다.

이러한 복잡한 비선형의 특성을 해석하기 위해서 선형화된 모델을 이용한다. 또한 제어 법칙 설계를 간단히 하기 위해 결합 항을 무시하고 피치, 롤, 요 방정식을 세개의 분리된 방정식으로 본다. 그리고 제어 법칙 설계의 순서는 다음과 같다.

- 피드백 제어 이론을 이용해서 가해 주어야 할 바람직한 제어 입력을 구한다.
- 그 입력에 가장 가까운 입력이 들어갈 수 있도록 magnetorquing rule을 구한다.

가해 주어야 할 바람직한 제어 입력을 구하는 과정은 다음과 같다.

(1) : 피치 토크

선형화된 피치 방정식은 앞에서 구한 것처럼 다음과 같이 주어진다.

$$\ddot{p} + 3\omega_o^2 p = N_L/I_T$$

제어 목적은 바람직한 피치 토크 N_L 을 가해 주어 피치물 0° 로 보내는 것이다. Noise의 영향을 최소화하려면 저주파 대역 필터의 역할을 해야 하므로 여러번의 모의 실험을 거친 결과 피치의 settling time은 50 분정도로 하는 것이 바람직 할 것 같다.

ξ 를 감쇠 비, ω_n 을 자연 진동수(natural frequency)라고 할 경우에 바람직한 피드백 입력 N_L 을 가했을 때의 폐 루프 특성 방정식은 다음과 같다.

$$\ddot{p} + 2\xi\omega_n\dot{p} + \omega_n^2 = 0$$

제어 이론에 의하면 1%의 오차에 대해서

$$t_s = \frac{4.6}{\xi\omega_n}, t_s : \text{settling time}$$

의 관계식을 만족해야 하므로

$$\xi\omega_n = \frac{4.6}{50 \times 60 \text{sec}} = 1.5 \times 10^{-3} / \text{sec}$$

이다[4].

Overshoot를 고려할 때 일반적으로 받아들이는 감쇠 비는 $0.5 \sim 0.8$ 이므로 여기서는 $1/\sqrt{2}$ 을 택하도록 한다. 이 값은 설계하는 목적에 따라 바뀔 수도 있다. 따라서 이 때의 폐 루프 시스템의 pole은

$$\lambda = -\xi\omega_n \pm j\omega_n\sqrt{1 - \xi^2}, \lambda : \text{pole}$$

이므로

$$\lambda = -1.5 \times 10^{-3} \cdot (1 \pm j) \quad (1)$$

이다.

이제 선형화된 피치 방정식을 상태 방정식으로 바꾸기 위해

$$p = x_1$$

$$\dot{p} = x_2$$

의 상태를 정의 한다. 이 때 상태 방정식은 다음과 같다.

$$\dot{\mathbf{x}} = \mathbf{A}\mathbf{x} + \mathbf{B}N_L \quad (2)$$

여기서 \mathbf{A}, \mathbf{B} 는 각각

$$\mathbf{A} = \begin{pmatrix} 0 & 1 \\ -3\omega_o^2 & 0 \end{pmatrix}, \mathbf{B} = \begin{pmatrix} 0 \\ \frac{1}{I_T} \end{pmatrix}$$

을 의미한다. 따라서 피드백 이득 k 는 다음과 같이 구할 수 있다.

$$N_L = -kx, \quad k = [k_1 \quad k_2]$$

라고 하면 식 (2)에서

$$\begin{aligned} \dot{x} &= Ax + BN_L \\ &= (A - Bk)x \end{aligned}$$

이므로 폐 루프 시스템의 pole이 식(1)와 같이 되려면 $k_1 = 2 \times 10^{-4}, k_2 = 0.36$ 이어야 한다. 따라서 바람직한 피치 토크는

$$N_L = -0.0002p - 0.36\dot{p}$$

이다. 이 N_L 을 실제로 가해 줄 수 있는 토크와 구별하기 위해 N_{Ld} 라고 정의한다.

(2): 롤 토크

같은 방법으로 하면 settling time 이 50 분 일 때 폐 루프 시스템의 pole은 피치 방정식에서의 pole과 같다. 그리고

$$\begin{aligned} r &= x_3 \\ \dot{r} &= x_4 \end{aligned}$$

의 상태를 정의하면 바람직한 롤 토크는

$$N_M = -0.0001r - 0.36\dot{r}$$

이 된다. 이 N_M 을 실제 가해 줄 수 있는 롤 토크와 구별하기 위해 N_{Md} 라고 정의 한다.

(3):요 토크

선형화된 요 방정식은

$$\ddot{\phi} = N_Z/I_Z \quad (3)$$

이다. 요율 제어에서는 ϕ 가 일정한 값, 즉 원하는 Z축의 스핀 rate가 되어야 한다. 그리고 스핀하지 않을 경우에 태양열에 의한 온도차로 회로가 손상되는 것을 막기 위해 피치나 롤의 경우보다 settling time이 빨라야 한다. 이 경우에는 20분으로 선택하고 상 태는

$$\begin{aligned} \phi &= x_5 \\ \dot{\phi} &= x_6 \end{aligned}$$

으로 정의 한다. 원하는 스핀 rate를 Ω_f 라고 할 때 제어의 목적 은 $x_6 \rightarrow \Omega_f$ 이므로 settling time 20분과 $I_Z = 1kg \cdot m^2$ 에 대 해 요율 제어를 위한 바람직한 요 토크 N_Z 는

$$N_Z = -2.5 \times 10^{-3}(\dot{\phi} - \Omega_f)$$

이고 실제 가해 줄 수 있는 토크와 구별하기 위해 N_{Zd} 로 정의한 다. 이제 실제로 위성체의 자세제어를 위해서 쓰여지는 토크의 방 정식을 보면

$$\begin{aligned} N_L &= (M_Y B_Z - M_Z B_Y)C_\phi - (M_Z B_X - M_X B_Z)S_\phi \\ N_M &= (M_Y B_Z - M_Z B_Y)S_\phi + (M_Z B_X - M_X B_Z)C_\phi \\ N_Z &= M_X B_Y - M_Y B_X \end{aligned} \quad (4)$$

와 같다. 여기서 가장 이상적인 magnetorquing rule은

$$\begin{aligned} N_L &= N_{Ld} \\ N_M &= N_{Md} \\ N_Z &= N_{Zd} \end{aligned} \quad (5)$$

가 되도록 M_X, M_Y, M_Z 의 자기 모멘트를 발생시켜 주는 것이다 . 하지만 지자기 벡터 \vec{B} 와 바람직한 토크 벡터 \vec{N}_d 가 서로 수직 일 때에만 식(5)을 만족시켜줄 수 있는 \vec{M} 이 존재하며 실제로는 그 령지 않은 경우가 훨씬 많다. 그러므로 바람직한 토크 벡터 \vec{N}_d 에 가장 가까운 토크를 가해줄 수 있는 magnetorquing rule을 찾 아야 한다. 이 magnetorquing rule을 만든 기본적인 idea는 다 음과 같다. 우선 식 (4)를 다시 써보면

$$\begin{aligned} N_L &= M_M B_Z - M_Z B_M \\ N_M &= M_Z B_L - M_L B_Z \\ N_Z &= M_X B_Y - M_Y B_X \end{aligned} \quad (6)$$

이다. 여기서

$$\begin{aligned} M_L &= M_X C_\phi - M_Y S_\phi \\ M_M &= M_X S_\phi + M_Y C_\phi \end{aligned} \quad (7)$$

이며 LMX 좌표계에서 나타난 자기 모멘트를 나타낸다. 그리고 지자기의 경우에는

$$\begin{aligned} B_L &= B_X C_\phi - B_Y S_\phi \\ &= B_{X_o} C_r + B_{Y_o} S_r S_p - B_{Z_o} S_r C_p \\ B_M &= B_X S_\phi + B_Y C_\phi \\ &= B_{Y_o} C_p + B_{Z_o} S_p \end{aligned}$$

이다. 위치를 보면 N_Z 는 M_X 와 M_Y 에만 관계되므로 요 축을 제어하기 위해서는 M_X, M_Y 가 쓰여져야 한다. 지자기 모델로부터 $B_M > B_L$ 임을 알 수 있으므로 식(6)로부터 M_Z 는 피치 축의 제어에 쓰여지는 것이 바람직하다. 그리고 가능한 한 큰 톨 톨크를 얻기 위해서는 B_L 의 크기가 작으므로 B_Z 를 이용해야 한다. 그러므로 톨 축을 제어 하기 위해서는 M_X, M_Y 가 쓰여진다. 요와 톨을 제어 하기 위해서는 두 경우 모두 M_X, M_Y 가 쓰여지지만 실제 사용되는 궤도 영역이 다르므로 overlap은 없다.

결국 여러번의 모의 실험 결과 선택된 magnetorquing rule은

$$B_T = \sqrt{B_X^2 + B_Y^2}$$

라고 정의할 때 다음과 같다.

(a) $|B_Z| > B_T$: 톨 제어

1. $M_X = M_{Tmax}C_\phi, M_Y = -M_{Tmax}S_\phi$
2. N_L, N_M, N_Z 계산
3. $|N_M| \neq \max\{|N_L|, |N_M|, |N_Z|\}$
이면 reset and abort
4. $\text{sign}(N_M) = \text{sign}(N_{Md})$
5. $\text{scale} = \min\{0.7, |N_{Md}|/|N_M|\}$
6. M_X, M_Y scaling

와 같이 한다.

(b) $B_T > |B_Z|$: 피치, 요율 제어

1. $M_X = M_{Tmax}C_\phi, M_Y = -M_{Tmax}S_\phi$
2. N_L, N_M, N_Z 계산
3. $|N_Z| \neq \max\{|N_L|, |N_M|, |N_Z|\}$
이면 reset and goto 6
4. $\text{sign}(N_Z) = \text{sign}(N_{Zd})$
5. $\text{scaley} = \min\{0.7, |N_{Zd}|/|N_Z|\}$
6. $M_Z = M_{Zmax}$
7. N_L, N_M, N_Z 계산
8. $|N_L| \neq \max\{|N_L|, |N_M|, |N_Z|\}$
이면 $M_Z=0$ and goto 11
9. $\text{sign}(N_L) = \text{sign}(N_{Ld})$

$$10. \text{scalep} = \min\{0.7, |N_{Ld}|/|N_L|\}$$

$$11. \text{scale} = \sqrt{\text{scaley}^2 + \text{scalep}^2}$$

12. M_X, M_Y, M_Z scaling

와 같이 한다. Scale은 scale factor를 의미한다. 여기서 reset은 M_X, M_Y, M_Z 를 모두 0으로 한다는 뜻이고 abort는 속해있는 control part를 빠져나간다는 의미이다. 그리고 피치, 요율 제어에서 scaley와 scalep를 0.7로 한 이유는 scale factor가 1을 넘지 않도록 하기 위해서 이다.

4 모의 실험 결과

여기에서는 궤도 주기를 114분으로 하고 궤도 경사각이 63.5° 인 원형궤도일 때를 가정해서 모의 실험한 결과를 보인다. 궤도 반경은 $1300km$ 이며 지자기 모델은 다이폴 모델을 사용하였다. Z축의 스피율은 1회전/10분 을 목표로 한다. 그리고 사용된 위성체의 MOI(moment of inertia)는 다음과 같다.

$$I_T = 120kg \cdot m^2$$

$$I_Z = 1kg \cdot m^2$$

피치와 톨의 초기 값은 모두 10° 로 하였다.

5 결론

궤도 경사각 63.5° 를 가지고 저 궤도를 선회하는 초경량 위성체의 운동은 복잡한 비선형 방정식으로 기술되는 모델로 표현되고 이것을 제어 및 안정화하는 방법은 가스 제트를 사용하는 방법, 모멘텀 휠을 사용하는 방법, 자기토크를 사용하는 방법 등이 있다. 자기토크를 사용하는 방법은 비용이 적게 들고 수명이 길다는 장점이 있다. 하지만 이러한 제어를 사용할 때 최적의 제어량을 구하여 적용하기가 곤란하며 여러가지 제한점도 많다.

그리고 Z축의 스피율과 톨은 서로 종속적인 관계가 있음을 모의 실험 결과에서 확인할 수 있었다. Z축의 스피율이 크면 톨 수를 바이어스도 키치게 된다. 따라서 위성체가 Z축의 스피율을 유지하면서 임무를 수행하도록 할 때에 톨 바이어스는 어쩔수 없이 생기게 된다. 모의 실험은 훌륭한 결과를 나타냈다. 하지만 최적의 톨크와 정확히 같은 톨크를 가해줄 수 없기 때문에 안정화되기 까지는 이상적인 경우보다 시간이 더 걸렸다.

자세를 정확히 결정할 수 있다고 볼 때 이 방법들을 사용한 제어를 위성체에 실장하여 자세 제어에 이용한다면 좋은 결과를 보일 수 있으리라 본다.

참고 문헌

- [1] J. R. Wertz, *Spacecraft Attitude Determination and Control*, Kluwer Academic Publishers, 1978.
- [2] P. C. Hughes, *Spacecraft Attitude Dynamics*, John Wiley & Sons, 1986.
- [3] J. L. Junkins and J. D. Turner, *Optimal Spacecraft Rotational Maneuvers*, Elsevier Science Publishers, 1986.
- [4] B. C. Kuo, *Automatic Control Systems*, Prentice-Hall, 1987.
- [5] K. S. Fu, R. C. Gonzalez, and C. S. G. Lee, *Robotics: Control, Sensing, Vision, and Intelligence*, McGraw-Hill, 1987.
- [6] M. S. Hodgart, *Attitude Control and Dynamics of UoSAT Angular Motion*, Journal of the Institution of Electronic and Radio Engineers, Vol. 52, No. 8/9, pp. 379-384, August/September 1982.
- [7] M. S. Hodgart and P. S. Wright, *Attitude Determination, Control and Stabilization of UoSAT-2*, Journal of the Institution of Electronic and Radio Engineers, Vol. 57, No. 5(Supplement), pp. S151-S162, September/October 1987.
- [8] J. S. White, F. H. Shigemoto, and K. Bourquin, *Satellite Attitude Control Utilizing the Earth's Magnetic Field*, NASA TN-D1068, August 1961.
- [9] A. C. Stickler and K. T. Alfriend, *Elementary Magnetic Attitude Control System*, Journal of Spacecraft and Rockets, Vol. 13, No. 5, pp. 282-287, May 1976.
- [10] M. Shiegebara, *Geomagnetic Attitude Control of an Axisymmetric Spinning Satellite*, Journal of Spacecraft and Rockets, Vol. 9, pp. 391-398, June 1972.

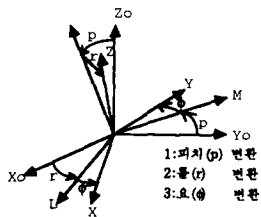


그림 1: 1-2-3 euler 변환과 좌표계

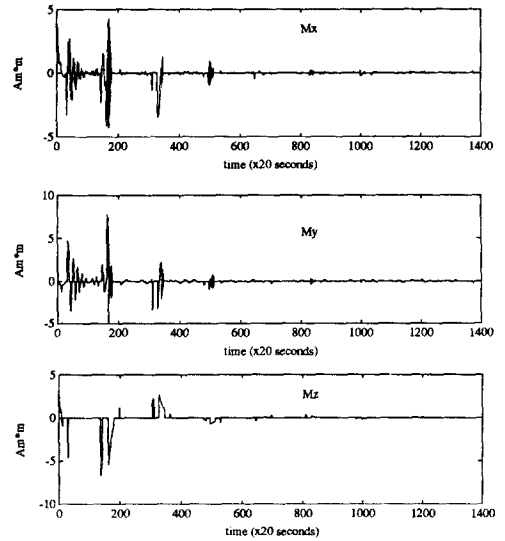


그림 2: 자기 모멘트

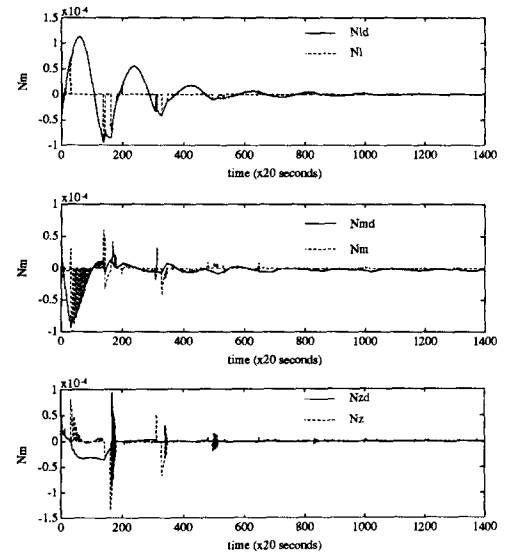


그림 3: 바람직한 토크와 실제 토크

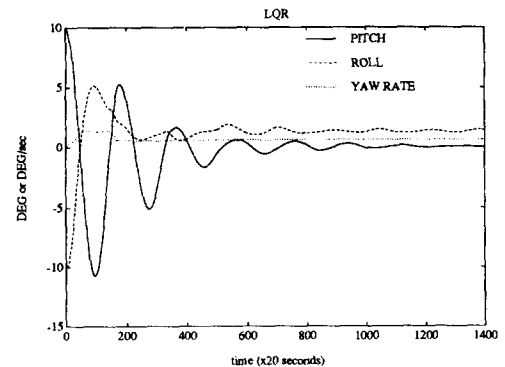


그림 4: 결과