

무궁화 방송통신 위성의 3축 자세 안정화 장치에 관한 연구

° 진익린, 백명진, 김진철
한국항공우주연구소

A Study on the 3-Axis Attitude Stabilization of Koreasat

° Ik Min Jin, Myung-Jin Baek, and Zeen-Chul Kim
Korea Aerospace Research Institute

ABSTRACT

In this study the attitude control of the KOREASAT is investigated. The KOREASAT is a geostationary satellite and its 3 attitude angles, namely, roll, pitch and yaw angles, are stabilized by using the 3-axis stabilization technique. In the pitch control loop, the pitch attitude angle received from the earth sensor is processed in the attitude processing electronics by using PI type control logic, and the control command is sent to the momentum wheel assembly to generate the control torque by varying the wheel rate. The roll/yaw attitude control is performed by activating a magnetic torquer or by firing appropriate thrusters. The magnetic torquer interacts with the earth magnetic field to produce the control torque, and the thrusters are used to control the larger roll attitude errors. In this study dynamic modelling of the satellite is performed. And the earth sensor, the momentum wheel, and the magnetic torquer are mathematically modelled. The 3-axis attitude control logic is implemented to make the closed-loop system and simulations are carried out to verify the implemented control laws.

1. 서론

위성체가 발사체에서 분리되어 전이 궤도를 거쳐 정해진 임무 궤도에 도달하여 부여된 임무를 계획된 기간동안 수행하는 전 과정에 있어서 위성체가 제 기능을 발휘하고 정해진 임무를 수행하는 것은 위성체의 운동이 안정화 상태에 있는 것을 기본 전제로 한다. 위성체의 운동상태가 불안정하여 요구된 지향 기능을 다하지 못하면 계획된 임무의 수행이 불가능해지므로 위성체 자세 안정화의 성패 여부는 전체 위성체 운용의 성패 여부와 직결되는 것으로 위성체 자세 안정화 장치에 관한 연구 개발은 위성체 연구 개발에 있어 가장 중요한 핵심기술이라 하겠다. 본 연구에서는 우리나라 최초의 방송 통신 위성인 무궁화호 위성체에 사용하는 자세안정화 장치를 분석하고 시뮬레이션을 수행하여 그 타당성을 검증하였다.

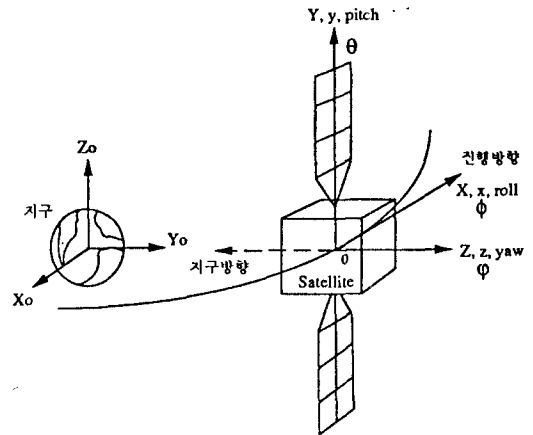
2. 위성체의 운동방정식

위성체의 회전 운동방정식은 식(1)과 같은 오일러의 모멘트 방정식으로 나타내어진다.

$$T = \dot{H} + \omega \times H \quad (1)$$

여기서 T 는 위성체에 작용하는 외부 토크, H 는 선형 각운동량, 그리고 ω 는 각속도 벡터를 나타낸다.

위성체의 자세각을 정의하기 위해 (그림 1)과 같은 좌표계를 정의하였다. 여기서 $X_0Y_0Z_0$ 는 관성 좌표계를 나타내고 XYZ 는 위성의 진행방향(X축), 지구에서 위성으로의 방향(Z축), 그리고 XZ 축과 직교 좌표계를 이루는 Y축으로 이루어지는 궤도 좌표계로서 위성의 무게 중심을 원점으로 하고 위성의 궤도를 따라 관성좌표계에 대해 하루에 한 바퀴씩 상대 회전 운동을 한다. xyz 좌표계는 위성체에 고정된 몸통 좌표계로서 몸통좌표계와 궤도 좌표계(XYZ)가 이루는 각으로서 위성체의 자세를 나타낸다. 즉, Z축에 대한 요자세각(yaw angle, ψ), Y축에 대한 피치자세각 (pitch angle, θ), X축에 대한 롤 자세각 (roll angle, ϕ)으로 위성체의 자세가 정의된다.



(그림 1) 좌표계와 자세각

위성체의 각속도 벡터 ω 는 자세각(ϕ, θ, φ)과 케도 각속도(ω_0)를 사용하여 다음과 같이 나타내어 진다.

$$\omega = \begin{bmatrix} \omega_x \\ \omega_y \\ \omega_z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & -S_\theta \\ 0 & C_\theta & S_\theta C_\theta \\ 0 & -S_\theta & C_\theta C_\theta \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\varphi} \end{bmatrix} + \omega_0 \begin{bmatrix} C_\theta S_\varphi \\ S_\theta S_\theta S_\varphi + C_\theta C_\varphi \\ C_\theta S_\theta S_\varphi - S_\theta C_\varphi \end{bmatrix} \quad (2)$$

식(2)에서 C와 S는 각각의 첨자에 대한 cos과 sin을 나타내며 (즉, $C_\varphi = \cos \varphi$, $S_\theta = \sin \theta$ 등), 자세각이 매우 작다고 가정하였을 때 ($\phi, \theta, \varphi \ll 1$) 식 (3)으로 근사화 된다.

$$\omega \approx \begin{bmatrix} \dot{\phi} + \omega_{o\phi} \\ \dot{\theta} + \omega_{o\theta} \\ \dot{\varphi} - \omega_{o\varphi} \end{bmatrix} \quad (3)$$

위성체 전체 시스템의 각운동량(H)은 모멘텀 휠의 각운동량(H_w)가 위성체의 각운동량(H_s)의 합으로 나타내어지며 위성체의 각운동량은 편성모멘트와 각속도의 곱으로 나타내어진다.

$$H = H_w + H_s \quad (4)$$

$$H_w = [h_x \ h_y \ h_z]^T = [0 \ h \ 0]^T \quad (5)$$

$$H_s = [I_{xx} \omega_x \ I_{yy} \omega_y \ I_{zz} \omega_z]^T \quad (6)$$

식(5)에서 h는 피치축에 대한 휠의 각운동량을 나타내며 모멘텀 휠이 위성체의 피치축(y축) 방향으로 회전하고 있음을 보여준다.

위성체에 작용하는 토크(T)는 중력 경도토크(T_G), 태양 복사압 토크(T_S)와 제어토크(T_c)의 합으로 나타내어지며 중력경도 토크는 작은 자세각에 대하여 식(8)과 같이 나타내어진다.

$$T = T_G + T_S + T_c \quad (7)$$

$$T_G = 3\omega_0^2 \begin{bmatrix} (I_{zz} - I_{yy}) S_\theta C_\theta C_\varphi^2 \\ (I_{zz} - I_{xx}) S_\theta C_\theta C_\varphi \\ (I_{xx} - I_{yy}) S_\theta C_\theta S_\varphi \end{bmatrix} \quad (8)$$

$$\approx 3\omega_0^2 \begin{bmatrix} (I_{zz} - I_{yy}) \phi \\ (I_{zz} - I_{xx}) \theta \\ 0 \end{bmatrix}$$

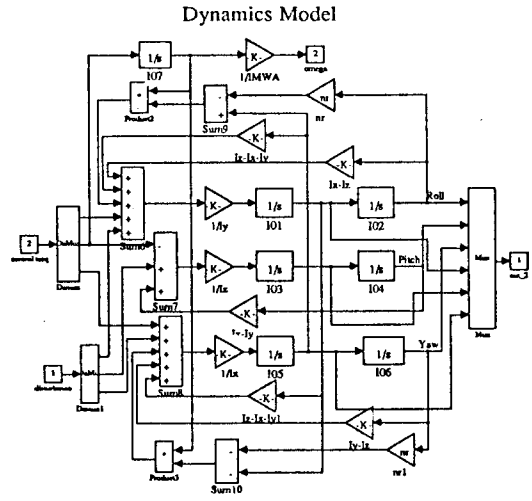
식(3) - 식(8)을 식(1)에 대입하고 비선형항을 무시하면 위성체의 회전 운동방정식을 다음과 같이 구할 수 있다.

$$I_{xx} \ddot{\phi} + \{ \omega_o h + 4\omega_0^2 (I_{yy} - I_{zz}) \} \dot{\phi} + \{ \omega_o (I_{xx} - I_{yy} + I_{zz}) - h \} \phi = (T_s + T_c)_x \quad (9.1)$$

$$I_{yy} \ddot{\theta} + 3\omega_0^2 (I_{xx} - I_{zz}) \theta + h = (T_s + T_c)_y \quad (9.2)$$

$$I_{zz} \ddot{\varphi} + \{ \omega_o h - \omega_0^2 (I_{xx} - I_{yy}) \} \dot{\varphi} + \{ h - \omega_o (I_{xx} - I_{yy} + I_{zz}) \} \varphi = (T_s + T_c)_z \quad (9.3)$$

(그림 2)는 Simulink를 사용하여 식(9)를 블록선도로 모델링한 것을 나타낸다.



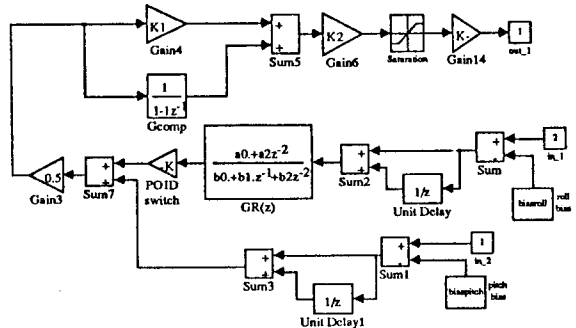
(그림 2) 위성체 다이내믹스 모델

3. 피치 제어 회로

무궁화호 위성의 피치축 제어는 회전축이 위성체의 피치축 방향과 일치된 모멘텀 휠을 사용한다. 모멘텀 휠을 구동시키는 토크모터에 입력토크 신호를 증으로써 휠과 위성체간의 각운동량에 상호 변환을 일으켜 피치 자세각의 제어를 수행한다.

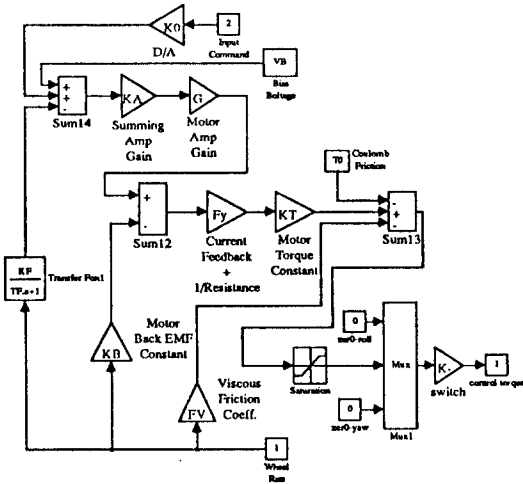
전체 피치제어회로는 지구센서, APE (Attitude Processing Electronics)의 디지털 신호처리, 그리고 모멘텀 휠과 전자회로 등으로 구성된다. (그림 3)과 (그림 4)에는 APE와 MWA(Momentum Wheel Assembly)의 블록 선도를 나타낸다.

피치 제어 회로



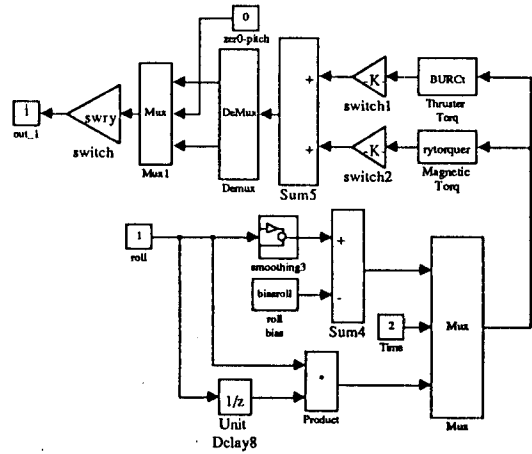
(그림 3) 피치 제어 회로

MWA Block Diagram



(그림 4) 모멘텀 휠 회로

롤/요 제어 회로



(그림 5) 롤/요 제어회로

지구센서의 피치 자세각과 롤 자세각은 매 0.25초마다 샘플되며 매 0.5초마다 가장 최근에 샘플된 2개의 데이터가 POID(Product of Inertia Damper) 처리와 피치 제어에 사용된다. 피치 제어를 위해서 PI(Proportional and Integral) 제어를 사용한다. 즉,

$$G(z) = K_2 \left(K_1 + \frac{1}{1 - z^{-1}} \right) \quad (10)$$

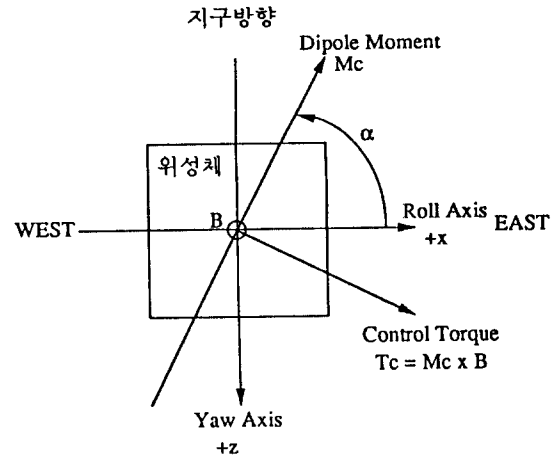
모멘텀 휠에서는 피치제어 회로의 입력 시그널과 휠의 각속도를 입력으로 받아들여 휠의 회전 속도를 증가하여 피치 자세각 제어에 필요한 제어 토크를 생성한다.

4. 롤/요 제어 회로

무궁화호 위성의 롤/요 자세각 제어는 두가지 방법에 의해 수행된다. 첫번째 주된 방법은 자장 토크를 사용하는 방법이고 두번째 방법은 백업으로 추력기를 사용하는 백업롤 제어(BURC, Back-up Roll Control)방식이다. (그림 5)는 롤/요 제어회로 블록선도를 나타낸다. 지구센서에서 0.25초 간격으로 받아들인 롤 자세각을 8초동안 평균하여 롤 바이어스 값과의 차이를 사용하여 자장토크와 추력기를 활성화시킨다.

자장토크는 롤-요 평면에서 롤축으로부터 주어진 Offset 각도 (Skew Angle)로 위치한 일정한 크기를 가진 Dipole로 구성되며 Dipole moment (M_c)는 지구의 자기장 (B)과 작용하여 제어 토크(T_c)를 발생한다 [(그림 6) 참조]. 즉,

$$T_c = M_c \times B \quad (11)$$



(그림 6) 자장토크와 롤/요 제어토크

식(11)에서 지구 자기장의 Z축 성분(B_z)은 다음과 같이 주어진다.

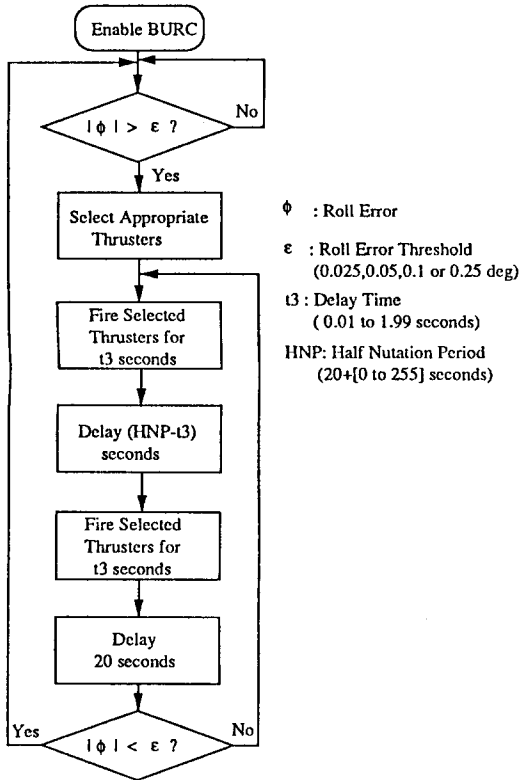
$$B_z = (P/100) (A - B \cos \theta_c) \cos \ell m \quad (12)$$

식(12)에서 P, A, B는 상수값을, θ_c 는 위성체가 기준면에서부터 이루는 지구 중심각, ℓm 은 지구 자기장이 Z축과 이루는 각도를 나타낸다.

롤/요 제어회로는 지구 센서에서 롤 자세각을 받아들여 그 값이 정해진 롤 임계치보다 커지면 그때부터 t_0 초 후에 자장토크를 활성화 시키고 롤 자세각의 부호가 바뀌고 나서 t_0 초 후에 자장토크를 비활성화 시킴으로써 롤축에 감쇄를 준다.

백업롤 제어(BURC) 회로는 롤 에러가 지상에서 선택할 수 있는 임계치를 초과하면 활성화 된다. BURC는 다음과 같은 1쌍의 펄스로 이루어진다. 즉, 롤 에러가 임계치를 초과하면 선택된 추력기를 t_3 초 동안 발사하고 (HNP- t_3)초 경과 후 (HNP : Half Nutation Period) 다시 같은 추력기를 t_3 초 동안 발사하고 20초 동안 기다린다. BURC의 흐름선도가 (그림 7)에, BURC에 사용되는 추력기와 그에 대한 위치 및 방향이 (표 1)에 주어졌다.

BURC (Backup Roll Control) Flow Chart



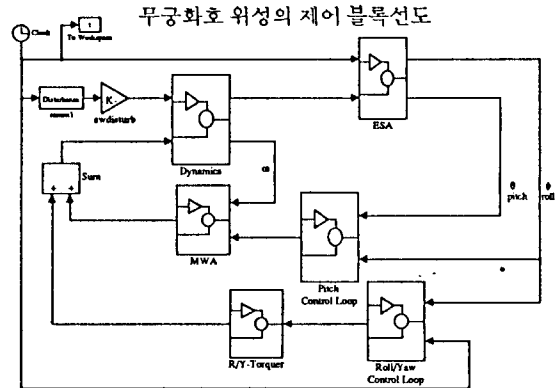
(그림 7) BURC Flow Chart

(표 1) BURC에 사용되는 추력기

추력기 번호	위치(x,y,z)	방향 cosine	용도
5	37.209	-1	$\phi < 0$
	25.8	-0.003	
	0.077	-0.001	
7	37.209	-1	$\phi > 0$
	-25.601	-0.003	
	-0.084	0.002	
10	-37.209	1	$\phi > 0$
	25.8	-0.003	
	0.077	-0.001	
12	-37.209	1	$\phi < 0$
	-25.601	-0.003	
	-0.084	0.002	

5. 시뮬레이션

앞에서 기술한 위성체의 운동 모델, 피치제어 회로, 롤/요 제어 회로 및 BURC 회로를 Matlab/Simulink 소프트웨어를 사용하여 Macintosh Quadra 950에 (그림 8)과 같은 폐회로 제어 시스템으로 구성하였다. 본 연구에서는 지구센서(ESA, Earth Sensor Assembly)와 롤/요 토크블록은 1개의 gain으로 이상화하고 다음과 같은 시뮬레이션을 수행하였다.



(그림 8) 무공회로 위성의 제어 블록선도

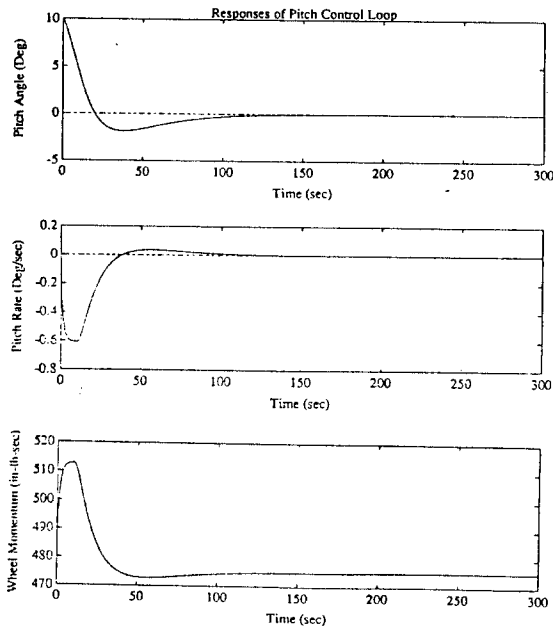
5.1 피치 제어 회로 시뮬레이션

초기 피치에러 ($\theta_0 = 10$ 도)에 대한 시뮬레이션을 수행하였다. 식(9)에서 태양복사압 토크(T_s)는 없는것으로 가정하였다. 시뮬레이션이 사용된 상수값들이 (표 2)에 주어져 있다.

(표 2) 피치 제어회로 시뮬레이션 상수값

상 수	값
I_{xx} (in·lb·sec ²)	16548
I_{yy} (in·lb·sec ²)	3555
I_{zz} (in·lb·sec ²)	17644
휠 관성 모멘트 (in·lb·sec ²)	0.047
휠 초기 모멘텀 (in·lb·sec)	475
휠 초기 각속도 (rpm)	6000
시뮬레이션 시간 (sec)	300
K_1 (cnts/cnt)	80
K_2 (rpm/cnt)	0.0094
K_0 (V/rpm)	0.000788
K_A (V/V)	372
G (V/V)	2.8
F_y (Amp/V)	0.3491
KT (in·lb/Amp)	0.167
T_0 (in·lb)	0.047
K_F (V/rad/sec)	0.0075
TF (sec)	0.05
KB (V/rad.sec)	0.0189
FV (in·lb/rad/sec)	0.00025

(그림 9)는 상기 시뮬레이션의 결과를 보여 준다. 초기 피치 에러 10도에 대해서 150초가량 경과후에 자세각, 자세각속도 및 휠 모멘텀이 안정화 되어지는 것을 볼 수 있다.



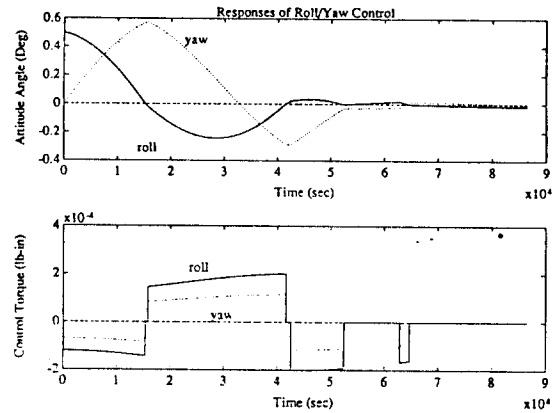
(그림 9) 초기 피치 에러에 대한 응답 특성

5.2 롤/요 제어 회로 시뮬레이션

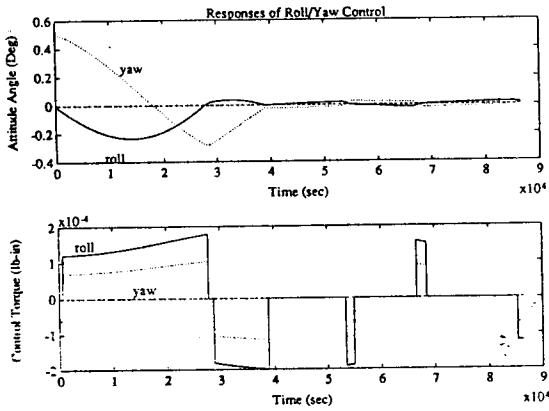
롤/요 제어 시뮬레이션에 사용된 상수값들이 (표 3)에 주어져 있다. A, B의 단위인 nT는 $1 \text{ nT} = 10^{-9} \text{ Tesla} = 8.85 \times 10^{-9} \text{ in·lb/atm}^2$ 를 나타낸다. 외란 토크가 없는 경우 초기 롤 자세각과 초기 요 자세각에 대하여 각각 마그네틱 토커를 사용한 시뮬레이션 결과가 (그림 10)과 (그림 11)에 나타나 있다. 하루(86400초) 동안 시뮬레이션을 수행한 결과 초기 롤 자세각과 초기 요 자세각에 대해 각각 약 18시간 및 12시간 후에 임계치 안으로 수렴하는 것을 볼 수 있다.

(표 3) 롤/요 제어 회로 시뮬레이션 상수값

상 수	값
Skew angle (α , deg)	60
t_p (sec)	135
P	70
A (nT)	100
B (nT)	25
t_m (deg)	0
Mc (atm ²)	300



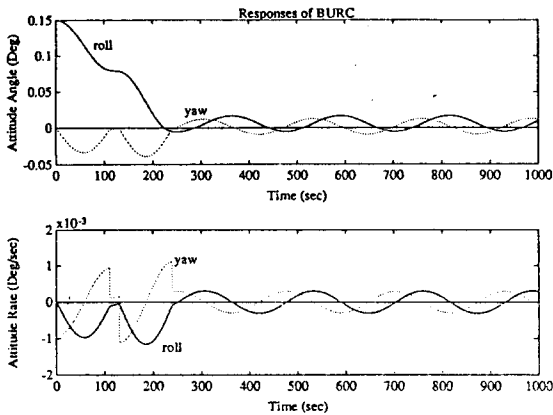
(그림 10) 초기 롤 에러에 대한 응답 특성



(그림 11) 초기 요 에러에 대한 응답 특성

5.3 BURC 회로 시뮬레이션

BURC 회로 시뮬레이션을 위하여 외란 토크가 없고 초기 롤 에러 0.15도에 대하여 추력기 5번($\phi < 0$)과 추력기 7번($\phi > 0$)을 사용하여 폐회로 시뮬레이션을 수행하였다. (그림 12)는 BURC 회로 시뮬레이션 결과를 보여준다. 사용된 롤 자세각의 임계치는 0.025도이고 t_3 는 0.05초, HNP는 109초이다. 1000초동안 시뮬레이션을 수행하여 250초 후에는 자세각이 임계치 안으로 수렴하는 것을 볼 수 있다.



(그림 12) BURC 회로 응답 특성

6. 결론

본 논문에서는 무궁화호 방송통신 위성의 자세제어 시스템에 관한 연구를 수행하였다. 위성체의 3축 방향의 자세각을 정의하고 이에 대한 회전 운동을 오일러 방정식을 사용하여 모델링하였다. 무궁화호 위성은 3축 자세 안정화를 위하여 피치축의 제어는 1개의 모멘텀 휠을 사용하며 롤/요축의 제어는 자장 토크와 추력기를 사용하여 수행한다. 무궁화호 위성에 사용되는 모멘텀 휠, 자장 토크 등의 구성품에 대한 수학적 모델링을 수행하고 피치 제어 회로 및 롤/요 제어 회로를 구성하였다. 구성된 위성체의 3축 자세제어 시스템에 대한 폐회로 시뮬레이션을 수행하여 사용된 자세제어 회로의 성능을 검증하였다.

참고문헌

- [1] Agrawal, B.N., Design of Geosynchronous Spacecraft, Prentice-Hall Inc, 1986.
- [2] Kane, T.R., Likins, P.W., and Levinson, D.A., Spacecraft Dynamics, MacGraw-Hill Publishing Co., 1983.
- [3] SIMULAB User's Guide, The MathWorks, Inc., 1991.
- [4] KOREASAT Preliminary Design Review Data Package, Attitude and Orbital Control Subsystem, GE Aerospace, 1992.
- [5] KOREASAT Critical Design Review Data Package, Attitude and Orbital Control Subsystem, GE Aerospace, 1993.