

論文 2000-37SC-1-3

이동하는 위성의 자세제어를 위한 모델링 및 제어기 설계 (Modeling and Controller Design for Attitude Control of a Moving Satellite)

李 禹 承 * , 朴 鍾 國 *

(Woo Seung Lee and Chong Kug Park)

요 약

기존의 위성제어용 시뮬레이션 툴은 위성 모델을 강체로 보고, 비례-미분(Proportional-Differential)제어기를 사용하기 때문에, 이동하는 위성의 경우 오차한계범위를 벗어나 통신이 두절되는 현상이 발생할 수 있다. 따라서, 본 논문은 신속한 자세회복 및 안정된 진보적인 제어기의 설계를 위하여 이동하는 정지궤도 및 저궤도 위성에 대하여 위성을 강체 및 유연체 구조로 모델링하고, 통신두절시 신속한 자세 회복을 위한 최소시간 제어기 설계와 위성의 위치 제어를 발생시키는 통신중단을 최소화 하기 위하여 기존의 PD제어기보다 정확하고 안정된 선형조절기를 상태공간 벡터를 사용하여 설계하였다. 시뮬레이션은 먼저 강체 모델과 유연체 모델을 비교하기 위하여, 이동하는 정지궤도 및 저궤도 위성에 대하여 PD제어기를 사용하여 시험되었으며, 자세이동시의 제어기의 응답특성을 분석하기 위하여, 지상의 명령에 의한 위성의 피치각을 변경하는 경우, 주기적으로 수행되는 남북 궤도 유지에 대하여 수행하였다. 그 결과, 강체모델에 대비하여 유연성 모델이 실제 상황에 근접한 결과를 가져다 주었으며, 최소시간제어기는 PD제어기 대비 약 7배 이상 빠르게 신속한 자세 회복을 가져다 주었으며, 선형조절기는 외란에 대한 적응 및 안정도, 응답속도 측면에서 장점을 나타내었다. 향후 이 위성 모델 및 제어기를 사용하여 실제 운용시 예상되는 제어기의 결과를 확인할 수 있으며, 더 나아가 새로운 제어기의 개발 및 교육등에 유용하게 사용될 수 있을 것이다.

Abstract

Because the previous simulation tool for attitude control of satellite was designed for the modeling of rigid body and PD controller, the attitude error can be made more than the limitation value for keeping for communication link, and then the communication link can be lost at moving of satellite. So, for rapid attitude restoration and design of stable and modernized controller, the modelling of rigid body and flexible body structure for moving GEO and LEO satellites were performed. Also the minimum time controller is designed for the rapid restoration of attitude error at communication broken and to minimize the disconnection period from ground communication system during the satellite stationkeeping. The linear regulator is designed using the space state vector that is better than accuracy and stability of PD controller. Firstly the simulation was performed for comparison of the rigid and flexible models using PD controller and the case of the pitch angle changing by ground command, and the case of the periodic north-south stationkeeping are performed for the analysis of response characteristics of each controller when the attitude is changed. As a result, the flexible body model represents more similar results of real situation than the rigid body model. The minimum time controller can restore 7 times rapidly than PD controller for its lost attitude. The linear regulator has several merits for capability of adaptation against the external disturbance, stability and response time. In future, we can check the estimated results using this satellite model and controller for real operation. Furthermore the development of new controller and training can be supported.

* 正會員, 慶熙大學校 電子工學科
(Dept. of Elec. Eng., Kyung Hee Univ.)

接受日字:1999年1月23日, 수정완료일:1999年12月22日

I. 서 론

첨단 통신의 혁명인 인공위성은 정해진 자세를 유지하지 않으면 지상과의 통신을 상실하여 수명을 다하거나, 임무를 상실하게 되고 막대한 제작비 및 발사비용을 잃어버리게 된다. 따라서, 특수한 우주 환경 하에 위치한 인공위성의 자세제어를 위해서는 정확하고 신속하게 안정된 자세를 유지 및 변경하기 위한 자세제어기의 설계가 요구되어진다. 이 목적으로 기존의 인공위성에서는 위성 몸체만을 고려한 강체 모델링 및 고정 이득을 갖는 PD제어기를 사용하여 위성의 자세를 유지하였다.

그러나 정지궤도 위성의 궤도변경이나, 저궤도 위성 과 같은 이동 위성의 경우 기존의 위성 궤도의 변화가 없는 정지궤도 위성의 정상상태 경우와 다르게 위성의 궤도의 이동에 따라 자세변화가 급격히 일어나게 되며, 무중력이나 태양 및 달의 인력, 지구의 불완전한 구 형태, 태양 복사광, 온도에 의한 변형, 우주공간상의 입자 등과 같은 우주환경에 의한 외부 교란, 이들에 의한 영향을 보정하기 위한 남북/동서 위치 제어등에 의하여 임무수행을 위한 지향성을 상실하는 경우가 있다. 또한 저궤도 위성과 같이 굉장히 빠른 속도로 이동하면서 위성간의 링크를 유지하여야 국제간의 음성 서비스를 제공 할 수 있는 경우에는 더욱더 신속하고 안정된 자세제어가 수행되어야 하는 특징이 있다. 이때 신속하고 정확하게 위성자세를 제어하지 못할 경우 통신이 두절되어 위성을 잃어버리거나, 복구 시간이 지연되어 연료를 과소비하는 현상이 발생하게 된다. 특히 확인되지 않은 지상명령에 의하여 위성이 자세를 상실의 경우 값비싼 위성을 한번의 실수로 상실하는 경우가 발생한다. 따라서, 실제 운용에서는 모델링된 위성을 통하여 시뮬레이션을 수행한 후 확인된 명령에 의해서 위성자세 제어가 이루어지는 것이 바람직하므로 최대한 우주환경 조건과 위성구조를 실제와 유사하게 가정하고, 위성의 구조를 분석하는 것이 필요하다.

여기서는 위성의 중앙구조는 강체로 단순화시키고 태양 전지판과 돔의 유연성만을 고려하여 유한 요소 모델링을 위한 NASTRAN⁽¹⁾을 사용하였으며, 그 결과를 MATLAB의 Simulink를 사용하여 모델링하였으며, 또한 위성체의 운동방정식은 위성의 전체구조를 강체라 가정하고 뉴턴-오일러 방정식을 사용하여 운동방정식을 유도하였다. 제어기 설계도 MATLAB Simulink를 이용하여 각각의 블록을 설계하고 전체 제어기를 구성하였다.

시뮬레이션은 지구와 태양 및 달의 만유인력에 따라 주기적으로 수행되는 남북위치제어시 강체와 유연체 구조에 대하여 수행하여 유연체 모델의 필요성에 대해서 알아 보고, 외란이 있고 주어진 지상의 자세제어 명령이 없을 경우와, 지상에서 자세를 조정할 필요가 있을 경우, 남북/동서 궤도유지시 등에 대한 시뮬레이션이 수행 가능하도록 설계하였으며, 저궤도 위성의 급속한 궤도 변화로 인한 자세 제어시 PD제어기와 선형조절기에 대하여 수행하여 급속한 위치 변화에 따른 자세제어시 선형조절기의 필요성을 도출하였다.

II. 위성체 모델링 및 운동방정식

1. 좌표계

위성체의 운동방정식은 위성체 전체구조를 강체로 가정하고 뉴턴-오일러 운동방정식을 사용하여 유도할 수 있으며, 위성이 우주공간에서 위치하여 동작하므로 사용되는 기준 좌표계의 정의가 필요하다. 여기서 사용되는 위성좌표계는 다음의 표 1 과 같으며, LVLH 좌표로 표시된 3축 제어 시스템 위성의 구조는 다음의 그림 1과 같다.

표 1. 위성 좌표계⁽¹⁾⁽²⁾

Table 1. Satellite Coordinates.

좌표계명	기준점	중심	Z-축	X-축	표시
관성	관성	지구	지구극점	태양	FI
지구부착	지구	지구	지구극점	그리니치 경도선	FE
LVLH	궤도	위성	궤도	천정	FL
몸체고정	위성	위성질량 중심	궤도 위성축	천정위축	FB

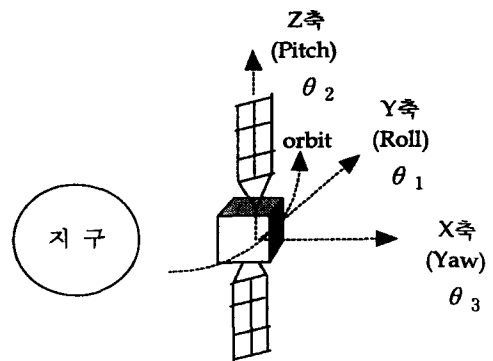


그림 1. 위성의 LVLH 좌표계
Fig. 1. LVLH Coordinates.

2. 위성체 특성⁽²⁾

무궁화 위성은 태양전지판과 피더링크 안테나, 자세 제어계로 구성되어지며, 통신을 유지하기 위한 자세 제어 오차의 범위는 정상시 0.063피치, 0.042롤, 0.149요이며 남북위치이동시에는 0.084피치, 0.059롤, 0.171요를 유지하여야 지속적인 통신을 할 수 있다. 이리듐 위성은 14 피트의 삼각형의 L-band(주임무 안테나)와 태양전지판, 4개의 K-band(피더링크) 안테나와, 자세제어계로 구성되어진다. 위성간 통신을 위한 자세제어 오차는 0.2° 롤, 0.3° 피치, 0.4° 요를 만족하여야 위성간 링크가 끊기지 않고 제공되어 국제간의 음성 서비스가 이루어 질 수 있다. 기타의 위성 특성값은 다음과 같다.

표 2. 무궁화 위성 및 이리듐 위성 일반 사양
Table 2. General Specification of Koreasat and Iridium satellite.

항 목	무궁화호 위성	이리듐 위성
연료제거 위성질량	607.6 Kg	525.7 Kg
연료포함 위성질량	821.8 Kg	662.2 Kg
위성고도	35785000 m	780000 m
경사각	20.41°	86.4°
위성주기	24시간	100분

3. 위성체 구조 모델링

위성의 구조를 모델링하기 위하여 뉴턴-오일러 방정식에 의한 강체 모델에 유연체 모델을 위한 대표적인 고유진동주파수 5개의 모드에 대하여 표 2와 같이 항공우주연구소에서 수행한 결과를 블록으로 구성하여 결합하였다.^[3] 그림 2는 MATLAB Simulink를 이용한 전체 위성 시뮬레이션 구성도이다. 모델링은 무궁화호 위성의 중앙구조를 강체로 보고, 태양전지판과 돔을 유연체로 간주하여, MATLAB Simulink를 통하여 그림 4에서 보는 바와 같이 외부교란(external disturbance), 위성체 모델(spacecraft model), 감지기(sensor), 명령발생기(command generator), 제어법칙(control law), 추력(actuator)로 각각 설계하여 구성하였다. 위성체모델내의 강체 모델은 태양전지판을 제외한 모듈로 구성하였고 유연체 모델은 5개의 모드별 토크 출력을 합하여 위성체에 토크로 가해 주는 모듈로 구성하였다. 외부 교란에는 중력경도에

의한 외란 및 태양광에 의한 외란, 세차운동에 의한 외란등을 입력하고 명령발생기를 통하여 지상에서 명령을 받을 수 있다.

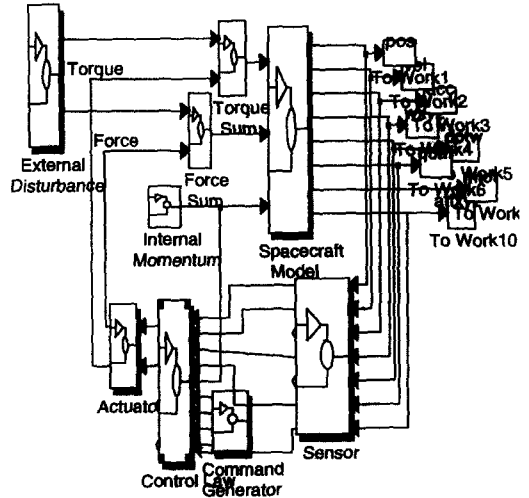


그림 2. 위성 제어 시뮬레이션 구성도(4)(5)(7)
Fig. 2. The Configuration of Satellite Control Simulation.

3. 운동방정식⁽²⁾

위성에 작용하는 외부토크는 크게 중력경도에 의한 토크 T_C 와 외부교란 토크 T_D , 제어토크 T_U 로 나누어진다.

$$T = T_C + T_D + T_U \tag{1}$$

여기서, $T = I\dot{w} + w \times (Iw)$ 이다.

LVLH 좌표계에 대한 몸체고정 좌표계의 자세를 오일러 각을 이용하여 표시하면, 그림 1에서와 같이 X_L, Y_L, Z_L 는 F_L 의 기본벡터이고 X_B, Y_B, Z_B 는 F_B 의 기본벡터이다. 여기서 아래의 3가지 회전 행렬을 이용하여 식 (2)와 같은 변환행렬을 얻을 수 있다.

$$Y\text{축 회전} : \begin{Bmatrix} X_1 \\ Y_1 \\ Z_1 \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} C_1 & 0 & -S_1 \\ 0 & 1 & 0 \\ S_1 & 0 & C_1 \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} X_L \\ Y_L \\ Z_L \end{Bmatrix}$$

$$Z\text{축 회전} : \begin{Bmatrix} X_2 \\ Y_2 \\ Z_2 \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} C_2 & S_2 & 0 \\ -S_2 & C_2 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} X_1 \\ Y_1 \\ Z_1 \end{Bmatrix}$$

$$X\text{축 회전} : \begin{Bmatrix} X_B \\ Y_B \\ Z_B \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & C_3 & S_3 \\ 0 & -S_3 & C_3 \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} X_2 \\ Y_2 \\ Z_2 \end{Bmatrix}$$

$$\begin{bmatrix} X \\ Y \\ Z \end{bmatrix} \Big|_B = \begin{bmatrix} C_1 C_2 & S_2 & -S_1 C_2 \\ -C_1 S_2 C_3 + S_1 S_3 & C_2 C_3 & S_1 S_2 S_3 + S_3 C_1 \\ C_1 S_2 S_3 + S_1 C_3 & -C_2 S_3 & -S_1 S_2 S_3 + C_3 C_1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} X_2 \\ Y_2 \\ Z_2 \end{bmatrix} \Big|_L \quad (2)$$

여기서 $S_i = \sin \theta_i$, $C_i = \cos \theta_i$ 이며, 각속도 사이에서는 덧셈정리가 성립하므로 F_L 에 대한 F_B 의 상대 각속도 ($\omega_{B/L}$)는 식 (3)과 같이 정리할 수 있다. 식 (3)에 나타난 모든 벡터량을 F_B 성분으로 표시하면 식 (5)와 같이 된다.

$$\omega_{B/L} = \dot{\theta}_1 Y_1 + \dot{\theta}_2 Z_2 + \dot{\theta}_3 X_B \quad (3)$$

$$\begin{aligned} \omega_{B/L} &= \dot{\theta}_1 [S_2 \ C_2 \ 0] \begin{bmatrix} X_2 \\ Y_2 \\ Z_2 \end{bmatrix} + \dot{\theta}_2 Z_2 + \dot{\theta}_3 X_B \\ &= \dot{\theta}_1 [S_2 \ C_2 \ 0] \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & C_3 & -S_3 \\ 0 & S_3 & C_3 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} X_B \\ Y_B \\ Z_B \end{bmatrix} + \dot{\theta}_2 [0 \ S_3 \ C_3] \begin{bmatrix} X_B \\ Y_B \\ Z_B \end{bmatrix} + \dot{\theta}_3 X_B \end{aligned} \quad (4)$$

$$\begin{bmatrix} w_x \\ w_y \\ w_z \end{bmatrix} \Big|_{B/L} = \begin{bmatrix} S_2 & 0 & 1 \\ C_2 C_3 & S_3 & 0 \\ -C_2 S_3 & C_3 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \dot{\theta}_1 \\ \dot{\theta}_2 \\ \dot{\theta}_3 \end{bmatrix} \quad (5)$$

위성체가 적도상의 정지궤도를 움직이면 F_B 와 F_L 의 상대 각속도는 없다. 한편 F_E 는 관성좌표계에 대해 지구자전속도 n 의 각속도를 가진다. 이 각속도를 F_B 의 성분으로 표시하면 식 (6)과 같다.

$$\begin{aligned} w_{E/I} (= w_{L/I}) &= nZ_L \\ &= n[(-S_1 C_2)X_B + (S_1 S_2 C_3 + S_3 C_1)Y_B + (-S_1 S_2 S_3 + C_3 C_1)Z_B] \\ \begin{bmatrix} w_x \\ w_y \\ w_z \end{bmatrix} \Big|_{L/I} &= n \begin{bmatrix} -S_1 C_2 \\ S_1 S_2 C_3 + S_3 C_1 \\ -S_1 S_2 S_3 + C_3 C_1 \end{bmatrix} \end{aligned} \quad (6)$$

위성체의 관성좌표계에 대한 각속도 ω 는 식 (5)과 (6)로부터 다음과 같이 나타낼 수 있다.

$$\begin{aligned} w &= w_{B/I} = w_{B/L} + w_{L/I} \\ &= \begin{bmatrix} S_2 & 0 & 1 \\ C_2 C_3 & S_3 & 0 \\ -C_2 S_3 & C_3 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \dot{\theta}_1 \\ \dot{\theta}_2 \\ \dot{\theta}_3 \end{bmatrix} + n \begin{bmatrix} -S_1 C_2 \\ S_1 S_2 C_3 + S_3 C_1 \\ -S_1 S_2 S_3 + C_3 C_1 \end{bmatrix} \end{aligned} \quad (7)$$

다음 그림과 같이 우주공간상의 위성체는 여러 물체에 의하여 만유인력을 받게되며, 그 결과로 토크가 발생하게 된다. 이러한 토크를 중력경도에 의한 토크라 하며, 다음과 같이 가정하여 계산하고 표현되어진다.

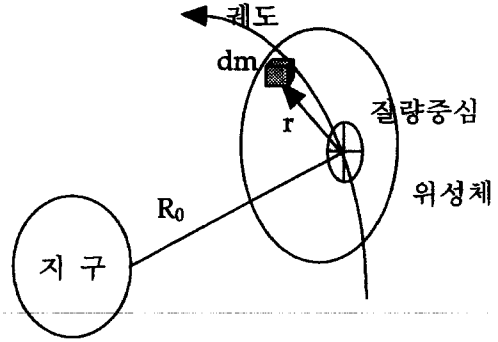


그림 3. 중력장내의 위성
Fig. 3. Satellite in Inertia.

1. 지구에 의한 중력만을 고려한다.
2. 지구는 완전구형체이다.
3. 지구에서 위성까지의 거리에 비해 위성 자체의 크기는 매우 작다.

$$\begin{aligned} T_G &= \int_{body} r \times \left[-\frac{\mu (R_0 + r)}{|R_0 + r|^3} dm \right] \\ &= \frac{3\mu}{R_0^3} \int_{body} (r \cdot R_0) \cdot (r \times R_0) dm \\ &= \frac{3\mu}{R_0^3} u \times (I \cdot u) = 3n^2 u \times (I \cdot u) \end{aligned} \quad (8)$$

여기서 μ 는 지구의 중력상수로서 그 값은 $3.986 \times 10^{14} \text{Nm}^2/\text{Kg}$ 이고 R_0 는 지구중심에서 위성까지의 거리, I 는 위성의 관성 텐서이고 u 는 지구에서 위성체 중심을 가리키는 단위벡터이다. u 는 X_L 과 같으므로 u 의 F_B 성분은 다음과 같다.

$$u = \begin{bmatrix} C_1 C_2 \\ -C_1 S_2 C_3 + S_1 S_3 \\ C_1 S_2 S_3 + S_1 C_3 \end{bmatrix} \quad (9)$$

앞 식 (1)에 식 (8)을 대입하여 정리하면^{(1),(2)} 다음과 같은 비선형 운동방정식을 얻을 수 있다.

$$I\dot{w} + w \times (I \cdot w) - 3n^2 u \times (I \cdot u) = T_U + T_D \quad (10)$$

또는 행렬식으로 표시하면,

$$\begin{bmatrix} I_x & I_{xy} & I_{xz} \\ I_{xy} & I_y & I_{yz} \\ I_{xz} & I_{yz} & I_z \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \dot{w}_x \\ \dot{w}_y \\ \dot{w}_z \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 & -w_z & w_y \\ w_z & 0 & -w_x \\ -w_y & w_x & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} I_x & I_{xy} & I_{xz} \\ I_{xy} & I_y & I_{yz} \\ I_{xz} & I_{yz} & I_z \end{bmatrix} \begin{bmatrix} w_x \\ w_y \\ w_z \end{bmatrix} - 3n^2 \begin{bmatrix} 0 & -u_3 & u_2 \\ u_3 & 0 & -u_1 \\ -u_2 & u_1 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} I_x & I_{xy} & I_{xz} \\ I_{xy} & I_y & I_{yz} \\ I_{xz} & I_{yz} & I_z \end{bmatrix} \begin{bmatrix} u_1 \\ u_2 \\ u_3 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} T_x \\ T_y \\ T_z \end{bmatrix} \quad (11)$$

여기서 T_j 는 제어토크와 외부교란토크의 합인 j 방

항 성분이다.

앞에서 구한 운동방정식은 비선형성으로 제어 시스템 설계에 적용하기는 어렵다. 따라서 교란량이 작다고 가정하여 선형화된 운동방정식을 얻을 수 있다.

가정 : $\theta_j \ll 1$
 $\sin \theta_j \approx \theta_j$, $\cos \theta_j \approx 1$ (12)
 2차항이상 무시

위와 같이 가정하면 각속도 관계식(7)과 각가속도 관계식은 다음과 같이 선형화되어진다.

$$\begin{bmatrix} w_x \\ w_y \\ w_z \end{bmatrix} \cong \begin{bmatrix} \dot{\theta}_3 - n\theta_1 \\ \dot{\theta}_1 + n\theta_3 \\ \dot{\theta}_2 + n \end{bmatrix} \quad (13)$$

$$\begin{bmatrix} \dot{w}_x \\ \dot{w}_y \\ \dot{w}_z \end{bmatrix} \cong \begin{bmatrix} \ddot{\theta}_3 - n\dot{\theta}_1 \\ \ddot{\theta}_1 + n\dot{\theta}_3 \\ \ddot{\theta}_2 \end{bmatrix} \quad (14)$$

또한 단위 벡터 u 와 중력경도토크 T_G 도 다음과 같이 선형화되어진다.

$$u \cong \begin{bmatrix} 1 \\ -\theta_2 \\ \theta_1 \end{bmatrix} \quad (15)$$

$$T_G \cong 3n^2 \begin{bmatrix} 0 & -I_{xy} & -I_{xz} \\ 0 & I_x - I_z & I_{yz} \\ 0 & I_{yz} & I_x - I_y \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \theta_3 \\ \theta_1 \\ \theta_2 \end{bmatrix} + 3n^2 \begin{bmatrix} 0 \\ -I_{xz} \\ I_{xy} \end{bmatrix} \quad (16)$$

식 (13)~(16)를 앞절의 운동방정식 (11)에 대입하여 정리하면 다음과 같이 선형화된 위성체의 운동방정식을 유도할 수 있다.

$$\begin{bmatrix} I_x & I_{xy} & I_{xz} \\ I_{xy} & I_y & I_{yz} \\ I_{xz} & I_{yz} & I_z \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \ddot{\theta}_3 \\ \ddot{\theta}_1 \\ \ddot{\theta}_2 \end{bmatrix} = n \begin{bmatrix} 0 & I_x + I_y - I_z & 2I_{yz} \\ -(I_x + I_y - I_z) & 0 & -2I_{xz} \\ -2I_{yz} & 2I_{xz} & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \dot{\theta}_3 \\ \dot{\theta}_1 \\ \dot{\theta}_2 \end{bmatrix} + n^2 \begin{bmatrix} I_x - I_z & -4I_{xy} & -3I_{xz} \\ -I_{xy} & 4(I_x - I_z) & 3I_{yz} \\ I_{xz} & 4I_{xz} & 3(I_x - I_y) \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \theta_3 \\ \theta_1 \\ \theta_2 \end{bmatrix} + n^2 \begin{bmatrix} I_x \\ -4I_{xz} \\ 3I_{xy} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} T_x \\ T_y \\ T_z \end{bmatrix} \quad (17)$$

무중화 위성을 비롯한 대부분의 위성들은 위성자체가 대칭성을 가지므로 상승모멘트 (Product of Inertia)가 거의 0이다. 위성 제조업체에서 제공된 위성이 태양전지판을 펼치고 정상운용중일때의 위성의 관성자료와 지구 자전 각속도를 참고하여, 식 (17)에서 $i \neq j$ 일 때 $I_{ij} = 0$ 의 관계를 이용하여 다음과 같이 비연계된 최종 운동방정식을 얻을 수 있다.

$$I_y \ddot{\theta}_1 + n(I_x + I_y - I_z) \dot{\theta}_3 - 4n^2(I_x - I_z)\theta_1 = T_y \quad (18)$$

$$I_x \ddot{\theta}_2 - 3n^2(I_x - I_y)\theta_2 = T_z \quad (19)$$

$$I_x \ddot{\theta}_3 - n(I_x + I_y - I_z) \dot{\theta}_1 - n^2(I_y - I_z)\theta_3 = T_x \quad (20)$$

위 식에서 식 (18)은 롤링 (θ_1) 운동을, 식 (19)은 피치 (θ_2)운동을, 식 (20)은 요잉(θ_3)운동에 대한 방정식을 나타낸다. 위 식에서 나타낸 것처럼 피치운동은 다른 운동 방향과는 완전히 독립적임을 알 수 있다.

4. 상태변수방정식

2.3 절에서 구한 위성체의 선형방정식을 MATLAB 과 같은 범용 프로그램에서 시뮬레이션하기 쉽도록 상태변수 방정식 형태로 변환하는 것이 필요하다. 따라서 다음과 같은 오일러 각과 오일러 각의 변화율로 구성되는 상태공간벡터 X_R 과 오일러 각으로 구성된 출력벡터 Y_R 의 정의가 필요하다.

$$x_R = Col \{ \theta_1 \theta_2 \theta_3 \dot{\theta}_1 \dot{\theta}_2 \dot{\theta}_3 \} \quad (21)$$

$$y_R = Col \{ \theta_1 \theta_2 \theta_3 \} \quad (22)$$

앞 절의 운동방정식은 상태식으로 표현하면,

$$\dot{x}_R = A_R x_R + B_R u_R \quad (23)$$

$$y_R = C_R x_R + D_R u_R \quad (24)$$

$$A_R = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 \\ a_{41} & 0 & 0 & 0 & 0 & a_{46} \\ 0 & a_{52} & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & a_{63} & a_{64} & 0 & 1 \end{bmatrix}$$

$$B_R = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \\ \frac{1}{I_y} & 0 & 0 \\ 0 & \frac{1}{I_z} & 0 \\ 0 & 0 & \frac{1}{I_x} \end{bmatrix} \quad (25)$$

$$C_R = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \quad u_R = \begin{bmatrix} T_y \\ T_z \\ T_x \end{bmatrix}$$

$$D_R = \begin{bmatrix} Disturbance_y & 0 & 0 \\ 0 & Disturbance_z & 0 \\ 0 & 0 & Disturbance_x \end{bmatrix} \quad (26)$$

다음의 표 3은 태양전지판을 펼치고 정상운용중일때의 위성의 관성자료와 지구 자전 각속도를 참고한 위성의 관성특성치이며, 이 값은 위성제조업체에 의해 주어지던 수치를 사용하였다. 이 수치를 기초로 상태공간 벡터 A_R 과 B_R 의 각 요소들을 다음과 같이 계산할 수 있다. 이리듐 위성의 수치는 제조업체에서 제공되지 않아 크기가 유사한 무궁화호 위성의 수치를 사용하였으며, 위성 궤도에 기인하는 기타의 수치는 이리듐 특성치를 사용하였다.

표 3. 유연성 모델의 5개의 진동모드
Table 3. Five Vibration Mode of Flexible Model.

모드	주파수	이 득	
w 1	0.158	yaw	$(4.007167 \times 10^{-13})/2$
		roll	$(2.033235 \times 10^{-9})/2$
		pitch	$(2.033235 \times 10^{-4})/2$
w 2	0.177	yaw	$(2.342886 \times 10^{-7})/2$
		roll	$(1.232280 \times 10^{-2})/2$
		pitch	$(1.232280 \times 10^{-10})/2$
w 3	0.65	yaw	$(2.573280 \times 10^{-2})/2$
		roll	$(1.791465 \times 10^{-6})/2$
		pitch	$(1.791465 \times 10^{-12})/2$
w 4	1.22	yaw	$(5.489184 \times 10^{-5})/2$
		roll	$(5.737167 \times 10^{-4})/2$
		pitch	$(5.737167 \times 10^{-10})/2$
w 5	1.23	yaw	$(3.963580 \times 10^{-12})/2$
		roll	$(3.904800 \times 10^{-11})/2$
		pitch	$(3.904800 \times 10^{-3})/2$

(1) 무궁화호 위성

$$A_{41} = \frac{4n^2(I_x - I_z)}{I_y} = 1.799 \times 10^{-8} \quad (27a)$$

$$A_{46} = \frac{-n(I_x + I_y - I_z)}{I_y} = -1.346 \times 10^{-4} \quad (27b)$$

$$a_{52} = \frac{3n^2(I_x - I_y)}{I_z} = 4.888 \times 10^{-9} \quad (27c)$$

표 4. 위성 관성 특성치⁽⁴⁾⁽⁵⁾

Table 4. The Inertia Characteristics of Satellite.

항 목	무궁화호 위성 특성치	이리듐 위성 특성치
질량	821.819 kg	662.2 Kg
I_{x-x}	17.644	17,644
I_{y-y}	16.548	16,548
I_{z-z}	IN-LB/sec ²	IN-LB/sec ²
I_{x-y}	3.555 IN-LB/sec ²	3,555 IN-LB/sec ²
I_{y-z}	-4 IN-LB/sec ²	-4 IN-LB/sec ²
I_{x-z}	-74 IN-LB/sec ²	-74 IN-LB/sec ²
n	3 IN-LB/sec ²	3 IN-LB/sec ²
	7.27×10^{-5}	1.07×10^{-5}
	rad/sec	rad/sec

$$a_{63} = \frac{n^2(I_y - I_z)}{I_x} = 3.892 \times 10^{-9} \quad (27d)$$

$$a_{64} = \frac{n(I_x + I_y - I_z)}{I_x} = 1.262 \times 10^{-4} \quad (27e)$$

$$b_{41} = \frac{1}{I_y} = 6.043 \times 10^{-5} \quad (28a)$$

$$b_{52} = \frac{1}{I_z} = 2.813 \times 10^{-4} \quad (28b)$$

$$b_{63} = \frac{1}{I_x} = 5.667 \times 10^{-5} \quad (28c)$$

(2) 이리듐 위성

$$a_{41} = \frac{4n^2(I_x - I_z)}{I_y} = 3.90 \times 10^{-10} \quad (29a)$$

$$a_{46} = \frac{-n(I_x + I_y - I_z)}{I_y} = -1.98 \times 10^{-5} \quad (29b)$$

$$a_{52} = \frac{3n^2(I_x - I_y)}{I_z} = 1.06 \times 10^{-10} \quad (29c)$$

$$a_{63} = \frac{n^2(I_y - I_z)}{I_x} = 8.43 \times 10^{-11} \quad (29d)$$

$$a_{61} = \frac{n(I_x + I_y - I_z)}{I_x} = 1.86 \times 10^{-5} \quad (29e)$$

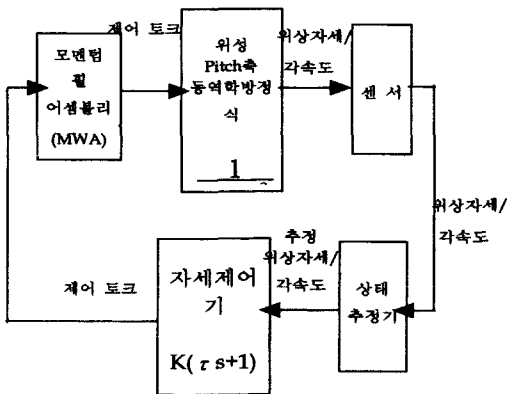
$$b_{41} = \frac{1}{I_y} = 6.043 \times 10^{-5} \quad (30a)$$

$$b_{52} = \frac{1}{I_z} = 2.813 \times 10^{-4} \quad (30b)$$

$$b_{63} = \frac{1}{I_x} = 5.667 \times 10^{-5} \quad (30c)$$

III. 제어기 설계

위성체가 천이궤도(transfer orbit)를 지나 정지궤도에 진입한 후에는 정확한 지향을 수행하여야 지상과의 원활한 통신활동을 할 수 있다. 따라서 이러한 역할을 수행하는 부분을 자세제어계라고 하며, 자세제어계는 크게 제어논리를 담당하는 제어기와 자세를 감지하는 센서부분, 제어논리에 의하여 구동력을 발생시키는 구동장치(actuator)로 구성되어진다. 위성의 자세제어 방식은 하드웨어 구성으로 분류하면 회전제어방식(원통형위성)과 3축제어방식(사각형/다양한 형상 위성)이 있으며, 소프트웨어 구성으로 분류하면 수동안정방식과 능동안정방식이 있다.^{(1), (2)} 여기서는 고정모멘텀 휠(fixed momentum wheel)과 추력기(Thrustor)에 의한 3축제어방식을 가정하였다.



K: 제어기 이득, T: 제어기 시간 계수

그림 4. 모멘텀휠에 의한 Pitch 제어
Fig. 4. Pitch controller using Momentum Wheel.

1. 비례미분제어기^{(1), (5)}
비례 미분 제어기는 일반적인 댐핑시스템에서 처럼

자연주파수와 댐핑율에 따른 고정된 이득값을 사용한다. 그림 6에는 PD 제어기의 기본적인 블록 다이어그램을 나타내었다.

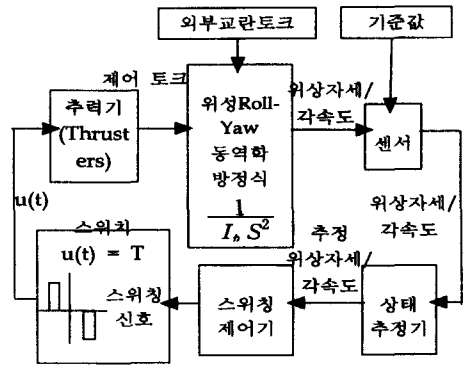


그림 5. 추력기에 의한 Roll-Yaw 제어기
Fig. 5. Roll-Yaw Controller using Thrusters.

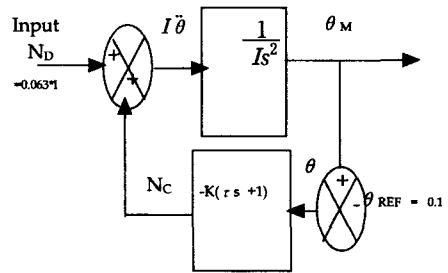


그림 6. 위치 및 Rate 제어기
Fig. 6. Position and Rate controller.

여기서, $0.063 \cdot I$ 는 무궁화호 퍼치 빔 오차 한계, 0.1은 명령, N_D 는 외란 토크, N_C 는 제어토크

$$N_C = -K(\tau \dot{\theta} + \theta) \quad (31)$$

$$N_D = I\ddot{\theta} + K\tau \dot{\theta} + K\theta \quad (32)$$

여기서 라플라스 변환을 하면,

$$L(N_D) = [I s^2 + K\tau s + K]L(\theta) \quad (33)$$

$$\frac{L(\theta)}{L(N_D)} = \frac{1}{I s^2 + K\tau s + K} \quad (34)$$

Melsa and Shultz(1969)⁽¹⁾의 최대 스프링 댐핑 시스템의 예처럼 자연주파수 ω_n , 댐핑율 ρ 로 나타낼 수 있다.

$$w_n \equiv \sqrt{\frac{K}{I}} \quad \rho \equiv \frac{\tau}{2} \sqrt{\frac{K}{I}} \quad (35)$$

여기서 $w_n = 0.1$, $\rho = \frac{1}{\sqrt{2}}$ 을 사용하였다. 따라서, 이득값은 Position이득은 $K_{position} = K = w_n^2 I = 0.01I$ 와 Rate이득 $K_{rate} = K \times \tau = 2\rho w_n I = 0.1\sqrt{2}I$ 으로 나타나며, 여기서 I 는 표 4의 위성관성특성치의 개별값이며, 시정수 τ 는 $10\sqrt{2}$ 이다.

2. 최소시간 제어기⁽⁶⁾

최소시간제어기를 설계하기 위하여, 먼저 롤, 피치 및 요잉에 대한 운동방정식인 식 (18), (19), (20)을 상태식으로 표시하면 다음과 같다.

$$x(t) = [\theta_1 \theta_2 \theta_3 \dot{\theta}_1 \dot{\theta}_2 \dot{\theta}_3] \quad (36)$$

$$\dot{x}_1(t) = x_4(t) \quad (37a)$$

$$\dot{x}_2(t) = x_5(t) \quad (37b)$$

$$\dot{x}_3(t) = x_6(t) \quad (37c)$$

$$\begin{aligned} \dot{x}_4(t) = & \frac{1}{I_x} (N_D - K(\tau \dot{\theta}_1 - \theta_1 + \theta_{1,ref})) \\ & - n(I_x + I_y - I_z)x_6(t) + 4n^2(I_x - I_z)x_1(t) \end{aligned} \quad (37d)$$

$$\begin{aligned} \dot{x}_5(t) = & \frac{1}{I_z} (N_D - K(\tau \dot{\theta}_2 - \theta_2 + \theta_{2,ref})) - 3n^2(I_x - I_y)x_2(t) \end{aligned} \quad (37e)$$

$$\begin{aligned} \dot{x}_6(t) = & \frac{1}{I_x} (N_D - K(\tau \dot{\theta}_3 - \theta_3 + \theta_{3,ref})) \\ & + n(I_x + I_y - I_z)x_4(t) + n^2(I_y - I_z)x_3(t) \end{aligned} \quad (37f)$$

$$J = \int_{t_0}^{t_f} dt \quad (38)$$

식 (38)을 최소화하기 위하여, 다음과 같은 Hamiltonian을 구할 수 있다.⁽⁶⁾ 최적제어이론⁽⁶⁾의 최소시간문제 해결을 위한 Hamiltonian은 다음식과 같이 정의한다.

$$\begin{aligned} H(x(t), u(t), p(t), t) = & 1 + p_1(t)x_4(t) + p_2(t)x_5(t) \\ & + p_3(t)x_6(t) + p_4(t)\dot{x}_1(t) \quad (39) \\ & + p_5(t)\dot{x}_2(t) + p_6(t)\dot{x}_3(t) \end{aligned}$$

따라서, 최소시간 제어를 위한 최적제어 필요조건은 다음식과 같으며,⁽⁶⁾

$$0 = -\frac{\partial H}{\partial u}(x^*(t), u^*(t), p^*(t), t) \quad (40)$$

식 (40)을 만족하기 위한, 피치각에 대한 제어 이득값은 다음과 같다.

$$K = \frac{N_D}{\tau x_5(t) - x_2(t) + x_{2,ref}} \quad (41)$$

또한, 불필요한 연료소모를 방지하기 위하여 피치, 롤, 요잉 상태값과 가해진 명령값과의 오차값이 정상상태 기준값인 0.001° (가정)이내로 도달하였을 때 최소시간 제어기에서 PD제어기로 스위칭되어지게 구성하였다.

3. Regulator 설계⁽⁶⁾

2.4절의 상태변수 방정식에 따라 오일러 각 롤링(θ_1), 피치(θ_2), 요잉(θ_3)와 각각의 각변화율 $\dot{\theta}_1, \dot{\theta}_2, \dot{\theta}_3$ 의 상태공간 벡터에 대한 출력벡터 YR에 대한 상태식에 따른 A_R과 B_R, C_R, U_R, D_R에 따른 성능함수를 다음과 같은 연속적인 함수로 놓고, 표본 주기는 0.1초로 하여 Regulator 이득을 산출하였다.

$$f(x) = y(x_1, x_2, x_3) - AttRef(x_{1,ref}, x_{2,ref}, x_{3,ref}) \quad (42)$$

위 식을 최소화하기 위하여 MATLAB상의 Simulink에서 제공하는 Least Square방법, Gauss-Newton방법, Levenberg-Marquardt 방법이 있으나, 여기서는 다음의 최소자승법을 사용하였다.

$$\min \int_{t_1}^{t_2} f(x)^2 dt \quad (43)$$

최소화방법에 대한 수학적 관계식은 MATLAB상에 선형조절기 모듈내에 존재하여 변경없이 사용하였으며, 다음과 같이 표시되는 상태식의 평가함수를 최소화하기 위한 입력 $u^*(t)$ 는 다음과 같다.⁽⁶⁾ 상태식은,

$$\dot{x}(t) = A(t)x(t) + B(t)u(t) \quad (44)$$

평가함수는, $J = \frac{1}{2} x^T(t_f) H x(t_f)$

$$+ \int_{t_0}^{t_f} \frac{1}{2} [x^T(t) Q(t) x(t) + u^T(t) R(t) u(t)] dt \quad (45)$$

최적입력은,

$$u^*(t) = -R^{-1}(t) B^T(t) K(t) x(t) \quad (46)$$

여기서, R은 실수의 양의 값을 가진 좌우대칭 행렬

로서 여기서는 단위행렬을 사용함. K(t)는 Kalman 필터의 이득값으로서 Matlab에서 제공되는 Kalman 필터를 사용하였다.

IV. 시뮬레이션 결과

시뮬레이션은 여러 가지 경우가 가능토록 메뉴방식으로 구성되어 있으며, 여기서는 성능확인을 위하여 다음의 4가지 측면에서 비교 분석하였다. 이 외에도 여러가지 원하는 메뉴를 선택하여 상황에 따른 시뮬레이션이 가능하다. 또한, 시험결과는 요잉, 롤링, 피칭에 대한 모든 결과가 있으나, 여기서는 태양전지판이 전개된 방향이면서 특별히 진동량이 많은 피치각에 대한 결과만을 보여주었다. 요 및 롤각은 피치각과 독립적이어서 한계 오일러각내에 존재한다.

1. 강체 모델과 유연체 모델 비교(PD제어기를 사용하여 남북 위치제어시)

그림 7은 강체모델과 유연체 모델에 대한 남북위치제어 결과를 나타내었으며, 이 시험을 위하여 남북위치제어시 발생하는 토크를 "External Disturbance"로 입력하여 제어기가 동작하게 하였다. 그 결과 강체 모델을 사용한 경우 발생한 토크에 대하여 오일러 각 변화율과 각이 수학적인 적분에 따라 나타난 결과일 뿐이고, 유연체 모델은 가해진 토크에 따라 진동하여 현실과 더욱 더 가까운 결과를 가져왔다. 또한 남북제어가 완료되고 난 후 피치각에 대하여 수동보정이 필요하며, 남북위치제어동안에도 피치에 대한 한계 오일러각 오차가 0.084를 벗어나 다른 제어기의 도움을 받거나 수동 보정이 요구되어 진다.

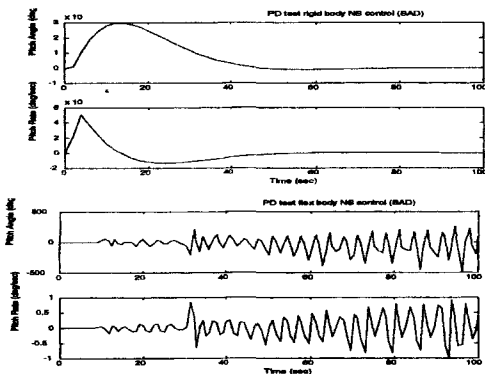


그림 7. 강체 모델과 유연체 모델 비교(PD제어기를 사용한 남북위치제어시)

Fig. 7. The comparison between rigid body and flexible body model.

2. 최소시간 제어기와 PD제어기 비교(0.1°의 피치각 변경 명령시)

그림 8은 유연체모델링을 사용하여 최소시간제어기와 PD제어기가 피치각을 0.1° 변경하였을 때의 결과를 나타내며, 최소시간제어기는 위성의 자세제어가 신속하게 이루어져야할 필요가 있을 경우 최대한 빠르게 자세를 보정할 수 있게 하기 위하여 통신이 가능한 정상운용시의 피치,요,롤에 대한 한계 오일러각 오차 0.063, 0.042, 0.149에 따라 제어이득을 변화시켜 허용 가능한 최대 각변화율로 이동하여 PD 제어기에서는 약 30초가 소요되었으나, 최소시간제어기에서는 약 4초만에 목표치에 도달할 수 있었다.

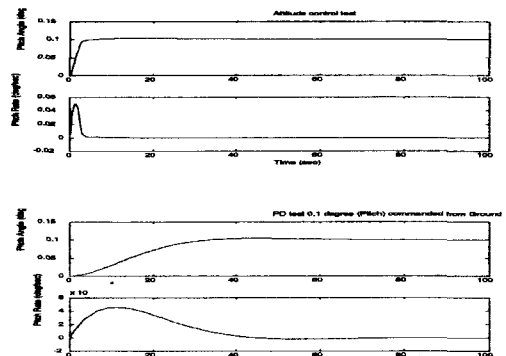


그림 8. 최소시간제어기와 PD제어기의 비교(피치각 0.1° 변경 명령시) - 피치

Fig. 8. The comparison between minimum time and PD controller.

3. Regulator와 PD제어기 비교(남북제어시, 0.1°의 피치각 변경 명령시)

그림 9, 10은 유연체 모델링을 사용하여 성능지표에 따른 Regulator의 남북위치제어 및 피치각 변경 결과를 나타내며, Regulator는 원하는 기준치와 출력치사이의 오차 함수인 평가지표를 최소화하는 이득을 도출하여 안정되고 정확한 제어를 할 수 있으므로 PD제어기(그림 12)에 비하여 남북위치제어시 피치각의 오차가 0.02° 이내로 통신장애 없이 남북위치제어가 가능하며, 피치각 0.1° 변경시에도 약4초만에 도달하였다.

4. 저궤도 위성의 선형조절기와 PD제어기 비교

그림 11는 저궤도 위성인 이리듐 위성의 경우 위성의 몸체를 유연체 모델링으로 보았을 때, 사용된 비례 미분 제어기와 성능지표에 따른 선형 조절기 각각에

대한 정상운용시의 지속적인 궤도 이동에 따른 자세 변화를 보여 주며, 특히 피치각 제어 결과를 볼 때, 선형조절기는 원하는 기준치와 출력치사이의 오차 함수인 평가지표를 최소화하는 이득을 도출하여 안정되고 정확한 제어를 할 수 있으므로 PD 제어기에 비하여 피치각의 오차가 0.02° 이내로 통신장애 없이 위성 운용 및 이동이 가능하나, 비례미분제어기에서는 피치각이 오차범위 0.3°를 벗어나 통신중단을 발생시킨다.

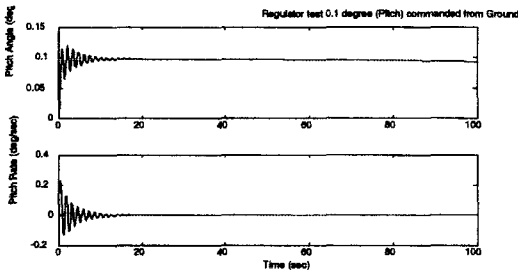


그림 9. Regulator 와 PD제어기(그림 8)의 비교(피치각 0.1° 변경 명령시)
 Fig. 9. The comparison between Regulator and PD controller.

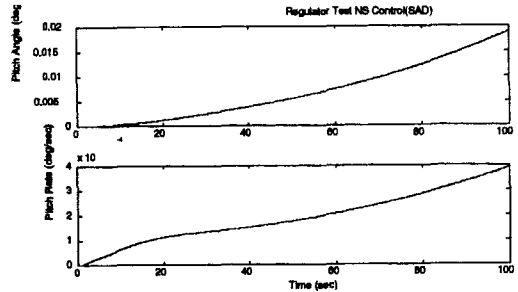


그림 10. Regulator와 PD제어기(그림7)의 비교 (남북위치제어시)
 Fig. 10. The comparison between Regulator and PD controller(Fig 7).

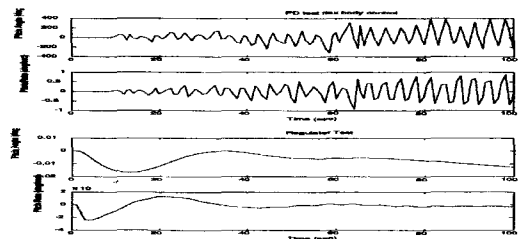


그림 11. 저궤도 위성의 PD제어기와 선형 조절기 비교 (위치 이동시)-피치
 Fig. 11. The Comparison between PD Controller and Linear Regulator for LEO Satellite (Position Maneuvering).

V. 결 론

국제간의 통신의 전송수단으로 이용된 인공위성이 우주환경하에서 이동할 때에 기존의 위성 궤도의 변화가 없는 정지궤도 위성의 정상상태 경우와 다르게 위성 궤도의 이동에 따라 자세변화가 급격히 일어나게 된다. 따라서, 기존의 강체 위성 모델링 및 PD 제어기를 사용한 시뮬레이션 결과는 지상과의 통신을 상실하는 경우가 발생함을 보여 주었다. 이러한 점을 개선하기 위하여, 다음과 같은 개선 사항을 도입하였다.

첫째, 위성의 자세 제어 시뮬레이션을 위한 위성 모델링을 중앙구조의 강체 모델과 태양전지판 및 봄의 유연성을 고려한 유연체 모델로 각각 구성하여 유연체 모델의 필요성을 PD 제어기를 통한 남북위치이동후의 자세제어 결과를 통하여 알아보았다. 그 결과 이 유연체 모델이 강체모델보다 실제 환경과 유사한 결과를 가져 왔기 때문에 이 유연체 모델을 사용하여 여러 가지 환경에 따른 여러 가지 제어기를 시뮬레이션하였다.

두 번째, 자세 상실이나, 긴급상황시 신속한 자세제어가 필요하면 한계외란조건을 만족하는 최소시간제어기의 도입도 실험되었다. 먼저 일반적인 PD제어기의 결과를 알아보고 신속한 자세제어가 필요한 경우 통신이 유지되는 한 최대 크기의 오일러각 변화율을 유도하여 최소시간만에 원하는 목표치로 이동하게 하였다. 실험을 위하여 피치각을 0.1° 이동한 경우 PD제어기에 비해 7배이상 적게 시간이 소요되었다.

세 번째, 항상 위성 궤도를 이동하거나 궤도이동이 필요한 경우 정확하고 안정되게 위성을 제어하기 위하여 상태공간벡터에 기초한 선형 조절기도입이 실험되었다. 그 결과, 오차를 최소화하는 이득조절 가능한 선형조절기 (Linear Regulator)를 사용하였을 경우 PD제어기에 비해 정지궤도 위성의 남북위치 이동시에도 통신을 유지할 수 있었으며, 피치각 0.1° 변경시에도 최소시간제어기와 유사한 시간에 목표치에 도달하였다. 또한 지상 약 780Km상공을 100분에 지구를 한 바퀴를 회전 하는 속도로 움직이는 저궤도 위성간의 통신을 제공하기 위해서는 기존의 비례-미분 제어기로서는 불가능하며, 선형 조절기를 통한 자세제어만이 계속적으로 위성간 통신링크를 유지시켜 줄 수 있었다.

네번째, 이 위성 모델링 및 시뮬레이션 틀을 통하여 위성의 중단 없는 통신 유지를 위한 위성의 자세 제어

를 사전 점검하여 실제 운용전에 확인할 수 있고, 향후 이 모델링과 제어기를 이용하여 정확하고 신속한 제어기의 개발이나, 교육등 다양한 분야에 응용할 수 있을 것이다.

다섯번째로, 유연체 모델에서의 진동량은 태양전지판의 전개 방향인 피치각으로만 크게 발생하여 통신을 두절시킬 수 있고 나머지 요 및 롤 방향에는 피치각과 독립적으로서 영향을 받지 않는 것으로 나타났다.

향후 Regulator내에서의 여러 가지 파라미터(R과 Q의 가중치)의 변화에 따른 최적값 추출에 대한 더 깊은 연구가 요구되어진다.

참 고 문 헌

[1] Wertz, J.R., "Spacecraft Attitude Determination and Control", Reidel Publishing Com, pp. 24-31, pp. 344-625, 1986.

- [2] Hughes, P. C., "Spacecraft Attitude Dynamics", John Wiley & Sons, New York, pp. 39-83, 1986.
- [3] 김진철 외, "위성체 자세안정화장치 기술 개발에 관한 연구", 한국항공우주연구소, 1993
- [4] Locked Martin Astro Space "Koreasat GETSCO Proposal" Vol III, Book 4, July 1991.
- [5] Locked Martin Astro Space "Koreasat CDR Data Package" Attitude and Orbit Control Subsystem. pp. 4.1.1-1-4.1.4.2 Feb. 26, 1993.
- [6] Donald E. Kirk "Optimal Control Theory" Prentice Hall Inc., pp.184-209, 1970.
- [7] The Mathworks, Inc., "User's Guide, Simulink User's Guide", April 1993.

저 자 소 개



李 禹 承 (正會員)

1963년 1월 17일생. 1985년 2월 경희대학교 전자공학과 졸업(학사). 1987년 8월 경희대학교 대학원 전자공학과 졸업(석사). 1995년 2월 경희대학교 박사과정수료. 1995년 9월~현재 SK Telecom(주) 재직. 주관심분야 위성

통신, 제어, 이동통신

朴 鍾 國 (正會員) 第 35 卷 第 10 號 參照
현재 경희대학교 전자공학과 교수