

인공위성의 Roll축 자세제어시스템 설계 및 검증

Design and Verification of Satellite Attitude Control system for Roll Maneuver

김희섭, 김기석, 안재명, 김유단, 최완식
(Hee-Seob Kim, Ki-Seok Kim, Jae-Myung Ahn, Youdan Kim, and Wansik Choi)

Abstract : KOMPSAT is a three-axis stabilized light weight satellite, and one of the main mission objectives of the KOMPSAT is to conduct scientific and technological analysis in the areas of high resolution imaging and ocean color imaging. This kind of mission requires the satellite to roll up to 45 degrees. Bang-bang control for this rolling maneuver may activate the flexible modes, and therefore cause satellite pointing performance degradation. To deal with this problem, the roll attitude control system, especially for the science mode and maneuver mode of the KOMPSAT, is first verified by numerical simulation. And the open-loop control law for roll maneuver is proposed by use of series expansion and optimization. The proposed control law is applied to KOMPSAT to see its effectiveness.

Keywords : attitude control system, science mode, maneuver mode, roll maneuver, vibration suppression

I. 서론

본 논문에서는 현재 개발중인 다목적 위성의 자세제어 시스템에 관한 분석을 수행하고, 이를 분석을 바탕으로 roll 기동을 위한 제어 법칙을 제안한다. 다목적 실용위성의 자세제어 시스템은 여러 가지 모드로 이루어져 있는데 추력기를 사용하여 태양전지판이 태양을 지향하도록 하는 태양모드, 추력기를 사용하여 명령자세를 유지하는 기동모드, 반작용휠을 사용하여 명령자세 및 태양전지판을 구동하는 과학모드 등이 있다[1]. 모드에 따라 사용하는 제어법칙도 다르다. 예를 들면, 기동모드에는 PD제어법칙을, 과학모드에는 PI제어법칙을 사용하고 있다. 각 모드에는 임무에 따라 몇 개의 부속 모드들이 있으며, 또한 만족해야 할 요구조건이 있다. 본 논문에서는 제어법칙의 타당성 여부를 검증하기 위해서 각 모드별로 시뮬레이션을 수행하였으며, 그 결과 제어시스템이 각 모드별 요구조건을 잘 만족함을 검증하였다.

다목적 위성의 과학모드 중에는 전자광학망원경을 통해서 지구의 지표를 검색하는 임무가 있다. 이 때 적절한 검색영역을 확보하기 위하여 위성체가 ± 45 도만큼 roll 기동을 해야 한다. 이 때의 roll 기동은 위성체가 궤도를 돌면서 태양전지판을 다 전개한 상태에서 이루어진다.

위성체의 이러한 roll 기동을 위한 제어입력으로서 기동초기에 최대의 토크로 가속하고 기동말기에 다시 최대의 토크로 감속하는 bang-bang 입력을 사용할 수 있다. 그러나 강제운동만을 고려한 bang-bang 입력은 태양전지판과 같은 유연구조물의 진동모드를 가진하게 된다 [2][3]. 즉, bang-bang 입력시의 급격한 토크 입력의 변

화는 태양전지판에 큰 진동을 야기하며, 진동은 roll 기동중과 기동이 끝나 제어입력이 0이 된 후에도 감소되지 아니하고 계속해서 진동을 하게 되는 경향을 띤다. 따라서 태양전지판의 진동으로 인하여 위성체의 자세는 원하는 명령값을 정확하게 갖지 못하게 된다. 본 논문에서는 주어지는 명령각도로 roll 기동을 하면서 가능한 한 태양전지판의 진동을 억제할 수 있는 제어법칙을 제안한다. 기준이 되는 입력은 강제운동만을 고려한 bang-bang 입력에, 초기시간과 최종시간에 약간의 시간여유를 더한 수정된 bang-bang 입력으로 삼았다. 이렇게 정의된 수정된 bang-bang 입력에 대하여 푸리에 급수 전개를 통하여 부드러운 입력곡선을 얻은 뒤 이 입력곡선을 초기치로 주어진 명령각도만큼 roll 기동을 하면서 태양전지판의 진동이 최소가 되도록 최적화를 수행하였다. 본 논문에서 제시한 방법으로 시뮬레이션 한 결과 원하는 기동을 수행하며 태양전지판의 진동도 효과적으로 억제함을 확인할 수 있었다.

II. 다목적 실용위성의 각 모드

1. 태양모드(sun mode)

태양모드는 추력기를 구동기로 사용하며, 태양전지판은 위성체에 고정시킨 채 추력기를 분사하여 태양전지판이 태양을 지향하도록 하는 모드이다. 태양지향 오차와 위성의 각속도를 입력으로 하여 PD 형태의 제어법칙을 통해 추력기의 분사시간을 결정하게 된다. 추력기는 한번에 한 축씩만 제어하게 되며, 0.25초 간격을 두고 롤-피치-요-롤... 순으로 제어가 이루어진다. 다목적 실용위성의 경우 태양모드 제어의 요구조건은 다음과 같다.

- 1) 정상상태의 지향오차가 10° 이내여야 한다.
- 2) 정상상태의 롤 변화율이 0.15deg/sec 이내여야 한다.
- 3) 초기 각 변화율이 2deg/sec 일 때, 정착 시간이 10분 이내여야 한다.

2. 기동모드(maneuver mode)

접수일자 : 1998. 4. 6., 수정완료 : 1998. 12. 9.

김희섭, 김기석, 김유단 : 서울대학교 항공우주공학과

안재명 : 한국항공우주연구원

최완식 : 한국전자통신연구원 위성관제시스템팀

* 이 논문은 1997년 한국전자통신연구원의 지원하에 연구되었습니다.

기동모드는 구동기로 추력기를 사용하며, 명령 자세를 지향하도록 하는 동시에 태양전지판 구동기를 사용하여 태양전지판의 위치에 대한 위치를 움직여서 태양을 향하도록 하는 모드이다. 이 모드는 지향오차와 각속도로부터 추력기의 분사시간이 구해진다는 점은 태양모드와 같지만, 지향오차가 태양전지판의 태양지향오차가 아닌 명령 자세에 대한 현 자세의 오차라는 점에서 태양모드와 다르다. 또한, 기동모드에서는 PID형태의 제어법칙을 사용한다. 다목적 실용위성의 경우 기동모드 제어의 요구조건은 다음과 같다.

- 1) 180°까지의 기동에 대한 정착시간이 10분 이하여야 한다.
- 2) 정상상태 지향오차가 롤, 요축은 1.5° 이하, 피치축은 2.0°이내여야 한다.
- 3) 0.1deg/sec의 기체각 변화율까지의 정착시간이 5분 이내여야 한다.
- 4) 각 변화율의 허용치는 1.1deg/sec이내여야 한다.

3. 과학모드(science mode)

과학모드에서는 구동기로 반작용휠을 사용하며, 기동모드에서 수행하는 것과 동일한 일(명령자세 지향 및 태양전지판 태양지향)을 수행하는 동시에, 토크봉을 사용하여 축적된 모멘텀을 버리는 일까지 수행한다. 자세오차를 입력으로 받아서, PI 형태의 제어법칙을 이용하여 명령 모멘텀 변화량을 계산해낸다. 이 양은 변환 행렬을 통하여, 4개 반작용 휠에 대한 명령 휠 모멘트 변화량으로 바뀌어 출력되게 된다. 과학모드는 휠을 사용하므로, 한 번에 세 축을 동시에 제어한다. 다목적 실용위성의 경우 과학모드 제어의 요구조건은 다음과 같다.

- 1) 지향오차가 롤, 피치축에 대해서는 0.18°, 요축에 대해서는 0.5°이내여야 한다.
- 2) 휠루프는 15초안에 정착하여야 하며, 자세루프는 120초 안에 정착하여야 한다.

III. 다목적 실용위성의 자세제어 시스템 설계 및 검증

1. 운동 방정식

다목적위성의 운동은 (1)과 같은 방정식으로 표현될 수 있다.

$$T_{ext} = I_b \frac{d\omega}{dt} + \omega \times (I_b \omega) + T_{com} + \omega \times h_{whl} \quad (1)$$

여기서,

- ω : 기체 각속도 벡터
- T_{com} : 휠에 의해 생기는 반작용 토크 벡터
- T_{ext} : 외부 토크 벡터(추력기, 자기토크 등에 의한)

여기서 각속도가 충분히 작은 관계로, 위의 식 중 외적으로 인해 연성이 일어나 있는 항들은 큰 영향을 주지 않는다고 가정하면, 제어기 설계와 시뮬레이션에는 선형화 된 1축 강제 모델이 쓰일 수 있다.

2. 태양모드

태양모드는 PD 제어법칙을 이용하여 제어한다. 추력기의 한 축 제어를 위한 블록선도는 그림 1과 같다. 실제 시스템에는 이산화 과정과 필터링이 더 포함되게 된다.

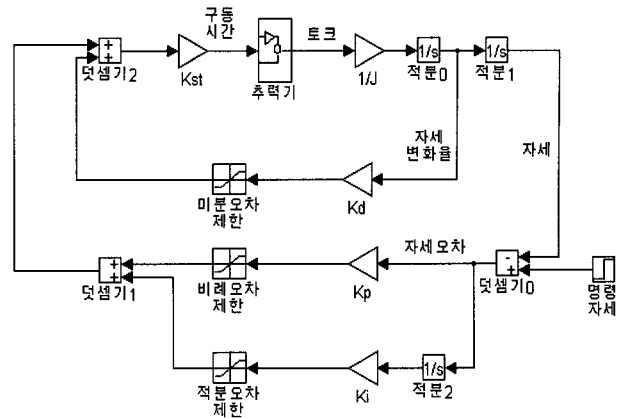


그림 1. 추력기 제어 로직.
Fig. 1. Thruster control logic.

표 1. 태양 모드의 이득값과 오차제한값.
Table 1. Gains and error limits (sun mode).

축	k_p (s/rad)	k_D (s ² /rad)	비례오차 제한	미분오차 제한
Roll	0.172	13.76	0.495	10.0
Pitch	0.172	10.32	0.286	10.0
Yaw	0.172	34.40	1.320	10.0

다. PWM(Pulse Width Modulaor)를 사용하게 되는데, PD 제어법칙을 이용하여, 추력 크기가 일정한 추력기의 작동 시간을 정하고, 이 시간동안 추력기를 발사해 자세 제어를 하게 된다.

$$\Delta t = -k_p(\theta_i(\tau) - \theta_{ri}(\tau)) - k_D(\omega_i(\tau) - \omega_{ri}(\tau)) \quad (2)$$

- Δt : pulse width (sec)
- θ_i, θ_{ri} : i 축방향의 회전각과 기준회전각
- ω_i, ω_{ri} : i 축방향의 각속도와 기준 각속도
- k_p, k_D : 비례이득과 미분이득

그림 2는 그림 1의 제어로직을 이용하여 태양 모드 중 태양지향 모드를 시뮬레이션 한 결과이고, 그림 3은 그 때 각 축 방향의 제어 입력이다. 그림과 전 절에서 설명한 요구조건을 고려할 때, 요구조건을 만족함을 알 수 있다. 표 1은 태양 모드의 이득값들과 오차제한값들이다.

3. 기동모드

기동모드도 추력기를 이용하여 제어하므로, 태양모드를 제어하는 것과 같은 방식으로 제어할 수 있다. 그림 1과 같은 제어로직을 쓰지만, 각 이득값들은 태양모드 제어시 쓰이는 값들과 다른 값을 쓰게 된다. 그림 4는 기동모드 중 자세고정(attitude hold) 모드를 시뮬레이션 한 결과이며, 그림 5는 그 때, 각 축방향으로의 제어입력이다. 역시 요구조건을 만족하고 있음을 알 수 있다. 표 2는 기동모드의 이득값들과 오차제한값들이다.

4. 과학모드(science mode)

과학모드에서는 자세 제어루프와, 그 안의 휠 속도 제

표 2. 기동모드의 이득값과 오차제한값.

Table 2. Gains and error limits (maneuver mode).

축	k_P (s/rad)	k_D (s ² /rad)	비례오차 제한	미분오차 제한
Roll	1.72	25.80	0.495	10.0
Pitch	1.72	14.90	0.286	10.0
Yaw	1.72	68.80	1.320	10.0

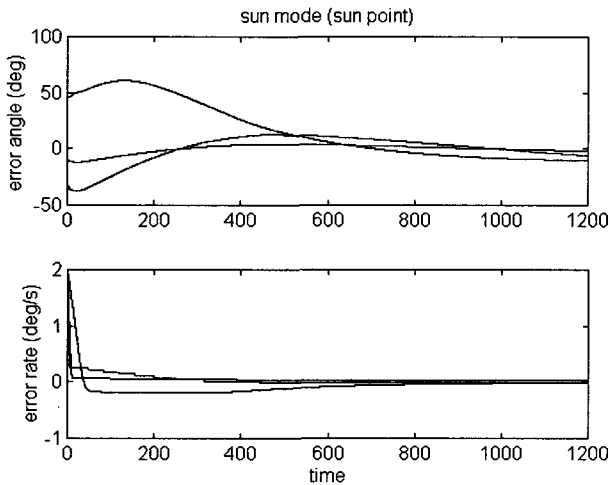


그림 2. 태양모드 시뮬레이션.
Fig. 2. Sun mode simulation.

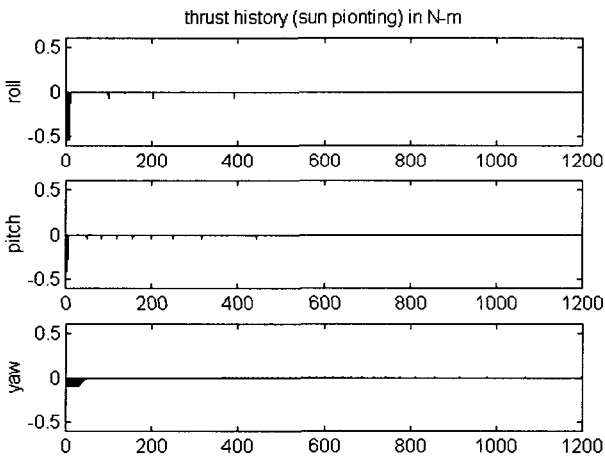


그림 3. 각 축의 제어 입력(태양 모드).
Fig. 3. Control inputs (sun mode).

어 루프의 과정을 거쳐 제어를 수행한다. 휠 루프에서는 휠의 모멘텀과 현재 요구되는 모멘텀과의 차를 이용하여 모멘텀 휠 회전속도의 제어로직을 구성한다. 일반적인 경우 휠의 반응 속도가 시스템의 반응 속도보다 빠르도록 제어 이득이 결정되어 있으며 PI형태의 제어기로 이루어져 있다. 자세 제어루프에서는 명령 모멘텀을 계산하기 위해서, 현재의 자세값과 명령 쿼터니언값을 이용하여 자세오차를 계산하고 이를 제거하기 위한 모멘텀을 계산한다. 각 휠 축에 대한 각속도를 이용하여 반작용휠의 모멘텀을 계산하고 이 값이 원하는 값이 되도록 하는

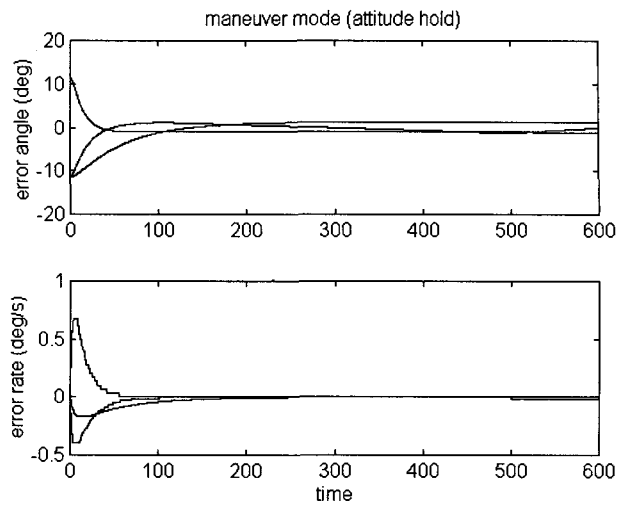


그림 4. 기동 모드 시뮬레이션.
Fig. 4. Maneuver mode simulation.

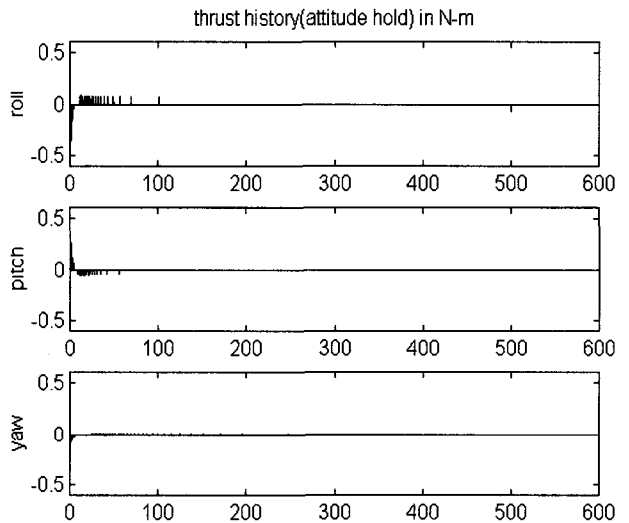


그림 5. 각 축의 제어 입력(기동 모드).
Fig. 5. Control inputs (maneuver mode).

반작용휠 입력 전압을 계산하게 된다.

$$h_{ci} = -k_I \int_0^t (\theta_i(\tau) - \theta_{ci}(\tau)) d\tau - k_P (\theta_i(\tau) - \theta_{ci}(\tau)) \quad (3)$$

$$T_{whi} = -k_{I_w} \int_0^t (h_i(\tau) - h_{ci}(\tau)) d\tau - k_{P_w} (h_i(\tau) - h_{ci}(\tau))$$

h_i, h_{ci} : i 축 방향의 휠 모멘텀과 명령 휠 모멘텀

θ_i, θ_{ci} : i 축 방향의 자세각과 명령 자세각

k_I, k_P : 자세제어루프의 적분, 비례이득

k_{I_w}, k_{P_w} : 휠 루프의 적분, 비례이득

또한 자기토크는 반작용휠의 포화를 막기 위하여 반작용휠의 모멘텀을 덤핑한다[4]. 그림 6은 과학모드의 제어로직이다. 과학모드 역시, 실제 시스템에는 이산화과정과 필터링 과정을 포함시키게 된다. 그림 7은 이 제어로직을 이용하여 과학모드를 시뮬레이션한 결과이며, 그림 8은 이 때 각 반작용 휠의 회전속도이다. 역시 요구조건

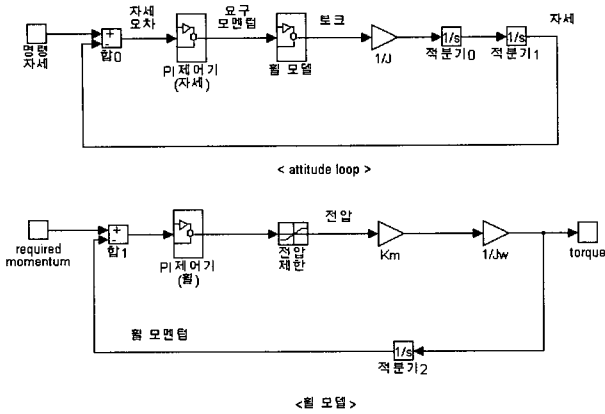


그림 6. 과학모드 제어로직.
Fig. 6. Science mode control logic.

표 3. 과학모드의 이득값과 오차제한값.
Table 3. Gains and error limits of science mode.

축	k_p (Nms/rad)	k_i (Nm/rad)	비례오차 제한	적분오차 제한
Roll	26	0.672	0.058	0.002
Pitch	10	0.300	0.150	0.004
Yaw	20	0.420	0.075	0.003

을 만족시키고 있음을 알 수 있다. 표 3은 과학모드의 이득값들과 오차제한값들이다.

IV. Roll slewing 기동을 위한 제어기 설계

위성체는 그림 9의 경우와 같이 카메라 등을 사용하여 지표물을 관찰할 목적 등으로 roll축을 중심으로 선회기동(slewing)을 할 필요가 생긴다. 이 때 roll 선회를 위해 가해지는 제어입력으로 인해 태양전지판과 같은 유연구조물의 진동이 일어나게 되면 위성체의 전체 자세를 유지하는 것이 힘들어진다. 이러한 진동은 선회기동 후에도 계속 남아 있는 경우가 많으므로 주어진 각도로 선회기동을 하면서도 태양전지판 등의 진동을 억제하는 것이 위성체의 자세유지에 큰 도움이 된다.

본 논문에서는 진동억제를 고려한 roll축 선회기동을 위한 제어법칙을 제안한다. 제어기는 개회로로 구성되며 미리 입력의 형태를 계산하는 입력형상최적화 방법을 사용한다.

1. 위성체의 구조모드 모델링 및 운동방정식

위성체의 구조모드 운동방정식을 유도하기 위해서 본 논문에서는 동체좌표계를 다음과 같이 설정하였다. 태양전지판이 정지해 있을 때 태양전지판을 따라가는 축이 y축, 위성의 중심에서 지구의 중심을 향하는 방향이 z축, 궤도면상에서 위성의 진행방향이 x축이 된다. 위성체의 본체부분은 원통모양의 하나의 강체라 생각하였고, 태양전지판은 실제 복잡한 구조로 여러 개의 셀이 연결된 형상이지만 운동방정식을 유도하기 위하여 단순화 하여 하나의 긴 beam처럼 생각하였고 재료도 균일하다고 가정하였다. 또한 태양전지판각은 태양과 지구의 상대적 위

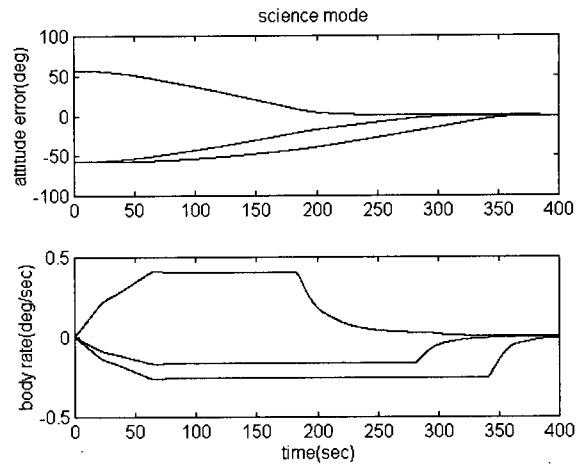


그림 7. 과학 모드 시뮬레이션.
Fig. 7. Science mode simulation.

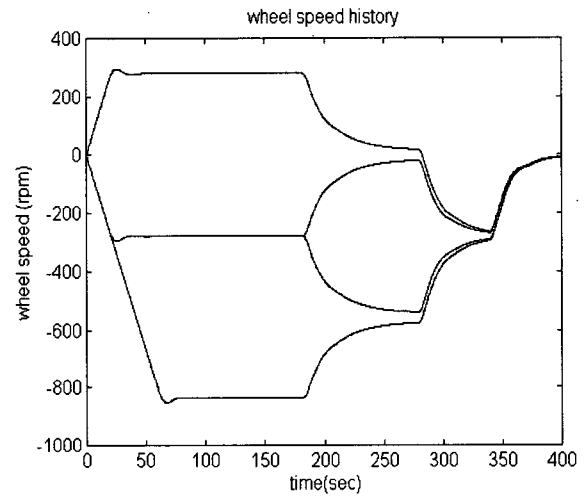


그림 8. 휠 회전속도.
Fig. 8. Wheel speed.

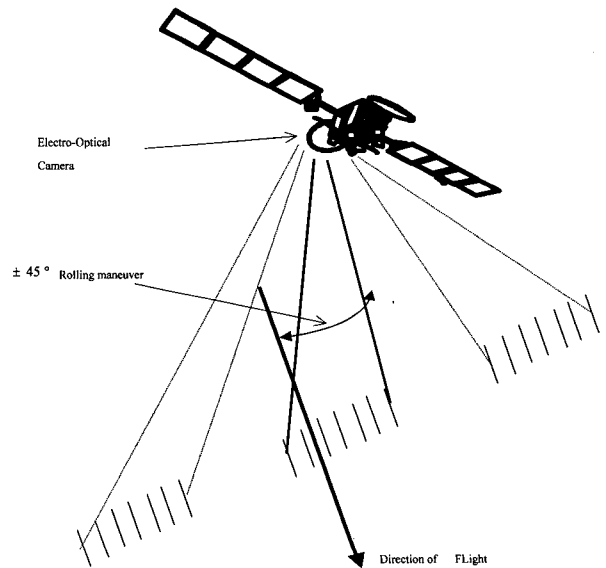


그림 9. 위성체의 roll 기동.
Fig. 9. Roll maneuver of satellite.

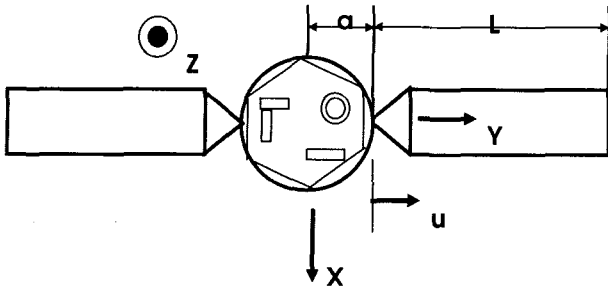


그림 10. 위성체 좌표계.
Fig. 10. Satellite coordinate.

치에 따라 다를 수 있으나 태양전지판은 동체좌표계상에서의 x-z평면에서 주로 진동을 하며 탄 성분은 크기가 작다고 생각하였다. 그리고 마주보는 태양전지판은 서로 대칭으로 움직인다고 가정하였다.

유연구조물의 구조모드를 모델링하기 위한 방법에는 여러 가지 방법이 있으나 본 논문에서는 assumed mode method[5]를 사용하였다. Assumed mode method에서 형상함수는 다음과 같이 정의된다[5].

$$\phi_j(u) = 1 - \cos\left(\frac{j\pi u}{L}\right) + \frac{1}{2}(-1)^{j+1}\left(\frac{j\pi u}{L}\right)^2 \quad (4)$$

여기서 L은 보의 길이이며, u는 태양전지판의 길이를 따라가는 좌표이다. 태양전지판의 진동 변위는 다음과 같이 쓸 수 있다.

$$q = \sum_{j=1}^2 \phi_j(u) \eta_j(t) \quad (5)$$

여기서 η 는 assumed mode method에서의 각 모드에 대한 일반좌표계이며, q는 길이방향에 대해 수직인 방향으로의 변위이다. 위 (4)의 형상함수와 (5)의 변위로써 운동에너지와 포텐셜에너지를 다음과 같이 계산할 수 있다.

$$T = \frac{1}{2} \omega^T I_r \omega + 2 \left[\frac{1}{2} \int_0^L r^T \dot{r} \rho A dy \right] \quad (6)$$

$$V = 2 \left[\frac{1}{2} \int_0^L EI (q'')^2 dy \right] \quad (7)$$

여기서 I_r 는 강체부분의 관성모멘트, ω 는 각속도 \dot{r} 는 유연체 부분에서의 속도, ρ 는 보로 가정한 태양전지판의 밀도, A는 보로 가정한 태양전지판의 단면적, 그리고 EI는 보로 가정한 태양전지판의 강성이다.

위의 (6) 및 (7)을 다음 Euler-Lagrange 방정식에 대입하면 구조모드에 관한 운동방정식을 구할 수 있다.

$$\frac{d}{dt} \left(\frac{\partial L}{\partial \dot{\eta}_j} \right) - \frac{\partial L}{\partial \eta_j} = 0, \quad L = T - V \quad (8)$$

유연모드에 대한 운동방정식을 유도하기 위해 동체좌표계를 $[\hat{b}_1, \hat{b}_2, \hat{b}_3]$ 라 두고 유연보의 변위는 대칭적으로 움직이는 것을 고려하면, 태양전지판의 변위는 다음과 같이 쓸 수 있다.

$$R = (a + u) \hat{b}_2 + q \hat{b}_3 \quad (9)$$

여기서 a는 위성체 본체 부분의 반지름이다.

운동에너지 T는 위성체를 강체로 생각했을 때의 운동에너지 T_r 과 태양전지판의 진동으로 인한 운동에너지 T_s 의 합으로 표시된다. (9)을 (6)에 대입하면 운동에너지 T는 다음과 같이 계산된다.

$$T = T_r + T_s \quad (10)$$

여기서

$$T_r = \frac{1}{2} \omega^T I_r \omega \quad (11)$$

$$\begin{aligned} T_s &= \int_0^L \rho A \dot{R} \dot{R} du \\ &= \rho A \int_0^L [(q \omega_1)^2 + (\dot{q} + (a + u) \omega_1)^2 \\ &\quad + (q \omega_2 - (a + q) \omega_3)^2] du \end{aligned} \quad (12)$$

본 논문에서는 구조모드를 2개까지 고려하기로 하고 일반좌표계를 다음과 같이 정의한다.

$$\eta = \begin{bmatrix} \eta_1 \\ \eta_2 \end{bmatrix} \quad (13)$$

형상함수 ϕ 와 그 미분치를 이용하여 다음 행렬들을 정의하자

$$\begin{aligned} M &= \int_0^L \rho A \phi_j \phi_k du \\ K &= \int_0^L EI \phi_j'' \phi_k'' du \\ C &= \int_0^L \rho A \phi_j (a + u) du \end{aligned} \quad (14)$$

위의 행렬 M, K, C를 이용하여 운동에너지와 포텐셜에너지를 표시하면 다음과 같다.

$$\begin{aligned} T &= \frac{1}{2} \omega^T I_r \omega + (\omega_2^2 + \omega_1^2) \eta^T M \eta + \dot{\eta}^T M \dot{\eta} \\ &\quad + (\omega_3^2 + \omega_1^2) I_x + 2 \omega_1 \eta^T C - 2 \omega_2 \omega_3 \eta^T C \end{aligned} \quad (15)$$

$$V = \eta^T K \eta \quad (16)$$

위의 (15)와 (16)을 Euler-Lagrange 방정식 (8)에 대입하여 풀면 위성체의 구조모드에 대한 방정식을 얻는다.

$$M \ddot{\eta} + \dot{\omega}_1 C - (\omega_2^2 + \omega_1^2) M \eta + K \eta + \omega_2 \omega_3 C = 0 \quad (17)$$

강체모드에 관한 운동방정식은 다음의 식으로 구할 수 있다.

$$\frac{\partial \vec{H}}{\partial t} + \vec{\omega} \times \vec{H} = \vec{U} \quad (18)$$

여기서 \vec{H} 는 각운동량이며, \vec{U} 는 각 축에 대한 입력 토크이다. 각운동량은 강체모드에 관한 각운동량 및 태양전지판의 진동에 의한 각운동량으로 나누어 쓸 수 있다.

$$\vec{H} = \vec{H}_r + \vec{H}_s \quad (19)$$

여기서

$$\vec{H}_r = I_r \omega \quad (20)$$

$$\vec{H}_s = 2 \int_0^L \dot{R} \times \dot{R} \rho A du \quad (21)$$

위의 (9)를 (21)에 대입한 후 (18)에 대입하면 강제모드에 관한 운동방정식을 유도해 낼 수 있다. 본 논문에서는 roll 기동만 고려하므로 실제로는 (17), (18)에 $\omega_2 = 0, \omega_3 = 0$ 을 대입한 운동방정식을 사용하였다.

2. Bang-bang 입력과 수정된 bang-bang 입력

일반적으로 위성체의 roll축 회전을 위한 최소시간 입력은 그림 11과 같은 bang-bang 입력이 된다. Bang-bang 입력은 항상 제어 입력값이 최대값 또는 최소값을 갖는 것이 특징이다.

본 논문에서는 최적의 입력형상을 얻기 위하여 푸리에 급수를 이용하는데, 기준이 되는 입력을 그림 11의 bang-bang 입력에 time offset을 더한 그림 12의 수정된 bang-bang 입력으로 삼는다. 즉, 원래의 bang-bang 입력에 대하여 기동시간의 전후에 Δt 만큼의 시간여유를 가한 뒤 이 입력을 기준으로 삼고 이 입력을 기준으로 푸리에 급수 전개를 한다. 시간여유 Δt 를 정할 때 Δt 를 여러 값으로 변화 시켜가면서 시뮬레이션 하여 최적화 때 사용할 초기값을 설정한다. 이렇게 함으로써 최적화 시간도 어느 정도 줄일 수 있고, 좀 더 나은 최적화

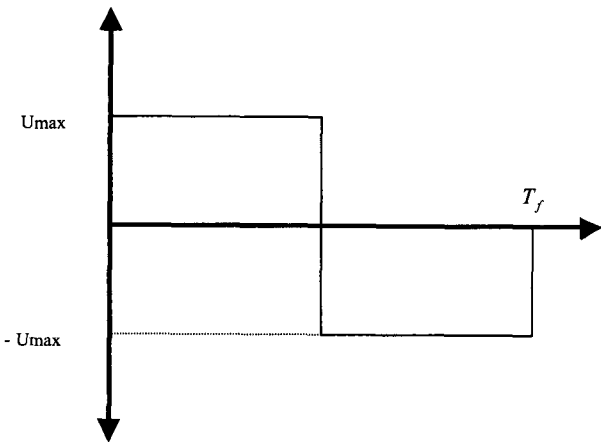


그림 11. Bang-bang 입력.
Fig. 11. Bang-bang input.

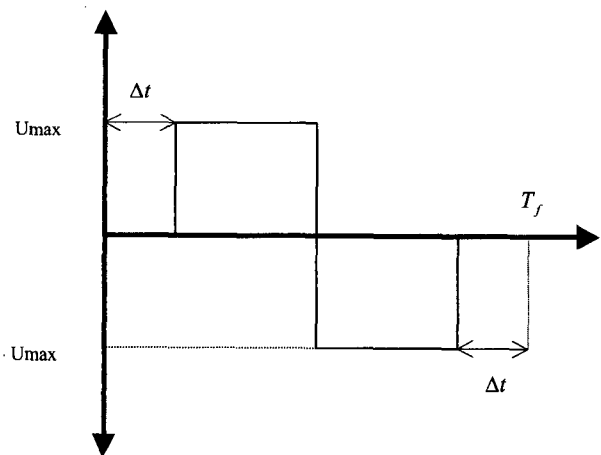


그림 12. 수정된 bang-bang 입력.
Fig. 12. Modified bang-bang input.

결과를 얻을 수 있다[6][7]. 본 논문의 경우 15초로 선택하면 위성체의 진동이 비교적 적은 초기형상을 얻을 수 있었다.

3. 입력형상최적화

그림 13에서 초기 bang-bang 입력으로 계산된 입력과 이를 바탕으로 한 초기 푸리에 급수 전개를 보여주고 있다. Roll 축에 가해지는 최대 입력크기는 하드웨어의 성능에 의해서 약 0.046Nm로 제한된다. 그러나, 푸리에 전개의 특성상 이 값보다 입력 토크 최대값이 커지는 경향이 있으므로, 여유를 두기 위하여 최대입력의 90%로 bang-bang 입력을 계산하였다. 시간여유를 생각하지 않고 계산했을 때의 최종시간은 약 122.5초이었으며, 푸리에 급수 전개시의 최종시간은 4.2절에서 제시한 방법으로 시간여유를 15초씩 기동시간의 전후에 더하여 약 152.5초가 되었다. 푸리에 급수 전개시에 초기시간에서 입력크기 0을 보장하기 위하여 다음과 같이 cosine항이 제거된 sine항만으로 급수를 전개하였다.

$$U_x = \sum_{i=1}^N a_i \sin\left(\frac{i\pi t}{t_f}\right) \tag{22}$$

여기서 a_i 는 푸리에 급수 전개 상수, t_f 는 최종시간, N 은 푸리에 급수의 항수이다. 푸리에 전개 항수 N 은 위성체의 구조모드 주파수와 임무 수행시간을 고려하여 위성체의 중요 구조모드를 가진하지 않는 점과, N 의 증가에 따른 근사화의 정밀도를 고려하여 결정하게 된다. 결국 항수 N 값의 결정은 계산시간 증가와 성능향상 간의 trade-off 과정이 되는 셈이다. 본 논문의 경우 급수의 항 개수는 개수를 늘려도 초기형상에서 크게 성능이 나이지 않는다고 판단되는 8차항까지 급수에 포함하였다. 그림 13에 제시된 푸리에 급수 전개를 초기값으로 사용하여 최적화를 수행하였다. 푸리에 급수 전개시 항의 개수는 8개까지 고려하였으므로, 여기에 해당하는 8개의 계수 a_i 를 매개변수로 삼아 매개변수 최적화를 하였다. 최적화를 위한 비용함수 J 는 최종시간에서의 태양 전지판의 진동에너지로 선정하였다. 그리고 입력의 최대값은 앞에서 제시한 것처럼 다목적 위성에 탑재되는 하드웨어의 사양을 고려하여 0.046Nm를 넘지 않도록 부동식 제한조건을 가하였다. 그리고, 구속조건은 최종시간에서의 선회각 45도, 각속도 0이 된다.

$$J = \dot{\eta} M \dot{\eta} + \eta K \eta \Big|_{t=t_f} \tag{23}$$

$$\omega(t_0) = 0, \quad \phi(t_0) = 0^\circ \tag{24}$$

$$\omega(t_f) = 0, \quad \phi(t_f) = 90^\circ \tag{25}$$

$$\max \|U_x\| \leq 0.046 \text{ Nm} \tag{26}$$

위성체의 동역학을 나타내는 (17)과 (18), 그리고 비용함수 (23), 구속식(24)-(26)을 사용하여 최적화를 수행할 수 있다. 최적화를 위한 알고리즘은 일반적으로 사용하는 1차 구배방법[8]을 사용하였다. 최적화 과정 중 매개변수 24개는 두 개의 그룹으로 구분하는데, 그룹 하나는

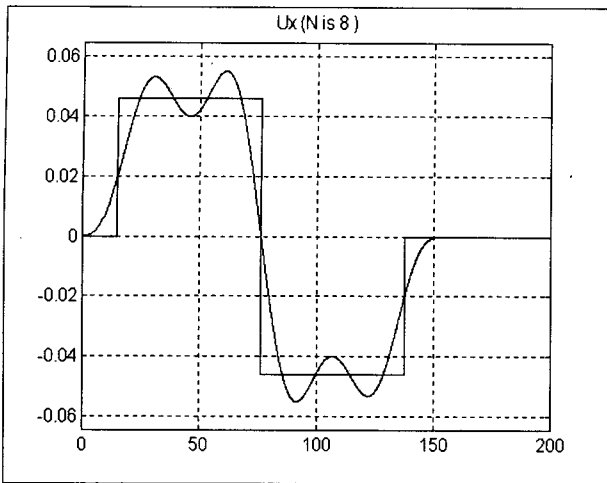


그림 13. 초기 푸리에 급수 전개.
Fig. 13. Initial fourier series expansion.

(표 4) 위성체의 물리량
(Table 4) Physical properties of satellite

Description	Value	Unit
Radius of Satellite	0.508	m
Density of Beam	105.87	kg/m ³
Rigidity of Beam	0.92	N m ²
Length of Beam	3.448	m
Moment of Inertia (Ix)	192.0	kg m ²
Moment of Inertia (Iy)	82.0	kg m ²
Moment of Inertia (Iz)	128.0	kg m ²

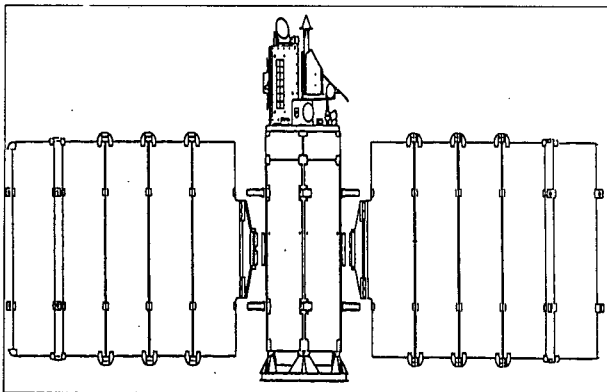


그림 14. 인공위성 개략도.
Fig. 14. Satellite configuration.

구속조건 식만큼의 매개 변수로 이루어져 구속조건을 푸는데 사용하며, 다른 그룹은 제어입력처럼 생각하여 비용함수의 값을 최소화하는데 사용하게 된다.

4. 시뮬레이션 결과

본 절에서 시뮬레이션 한 위성체의 개략도는 그림 14에, 물성치는 표 4에 제시되어 있으며, 다목적 실용위성의 형상 및 물성치를 단순화시켜 선정하였다.

강체모델에 대한 bang-bang 입력으로 시뮬레이션 한 결과가 그림 15-17에 제시되어 있다. 그림 15에 각속도

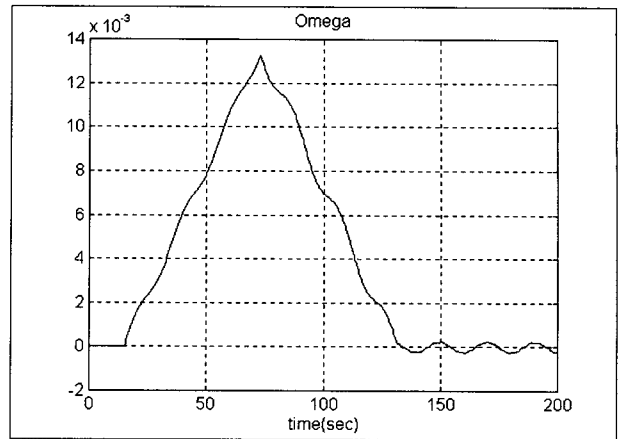


그림 15. 각속도의 변화(bang-bang 입력).
Fig. 15. Angular velocity (bang-bang input).

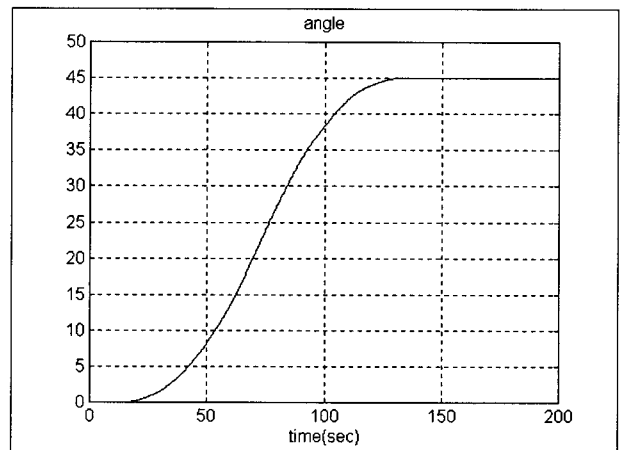


그림 16. 회전각의 변화(bang-bang 입력).
Fig. 16. Roll angle (bang-bang input).

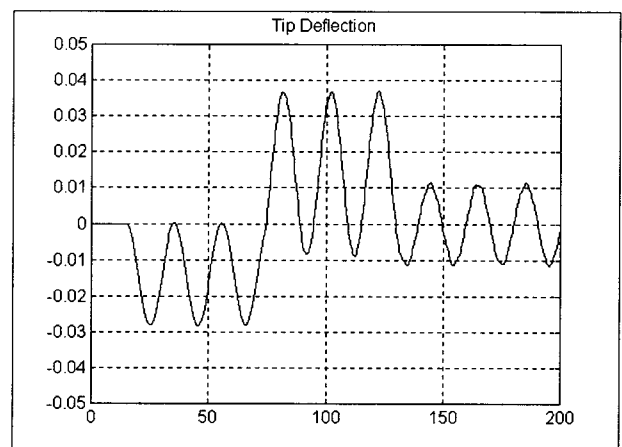


그림 17. 태양전지판 끝단변위(bang-bang 입력).
Fig. 17. Tip deflection (bang-bang input).

의 변화 그림이 있는데 기동 중에도 떨림을 알 수 있고, 최종 시간이 지나 입력이 들어오지 않아도 0을 유지하지 못함을 알 수 있다. 그림 16의 회전각의 경우 그림 상에는 잘 나타나 있지 않지만 0.1도 이하정도의 오차를 보

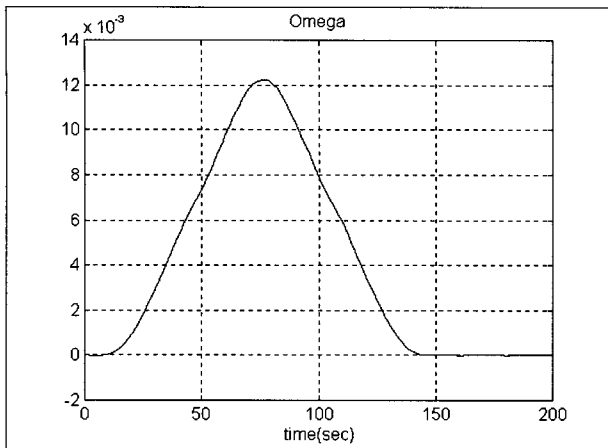


그림 18. 각속도의 변화(최적화 후).
Fig. 18. Angular velocity (optimization).

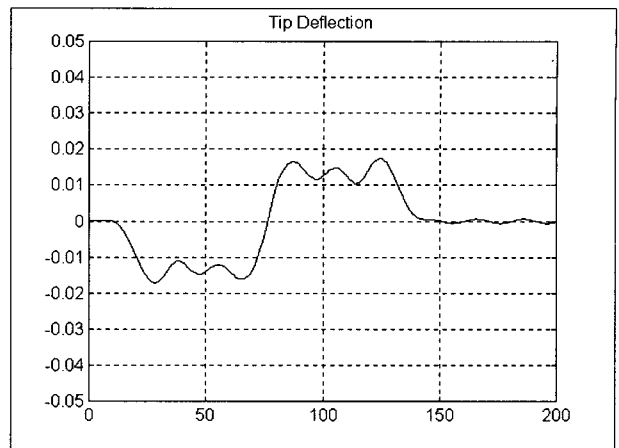


그림 20. 태양전지판 끝단 변위(최적화 후).
Fig. 20. Tip deflection (optimization).

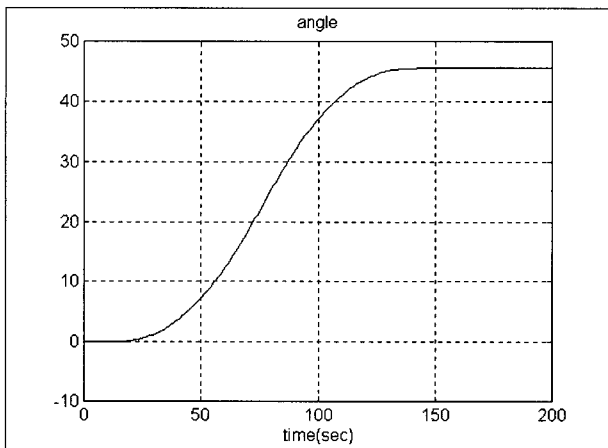


그림 19. 회전각의 변화(최적화 후).
Fig. 19. Rotation angle (optimization).

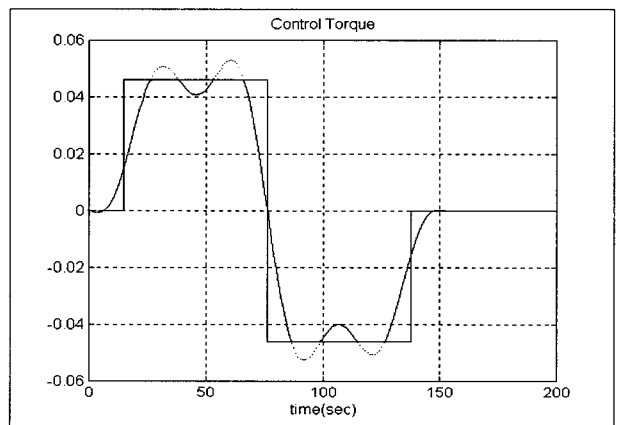


그림 21. 제어 입력(최적화 후).
Fig. 21. Control input (optimization).

였는데, 회전각의 경우 bang-bang 입력으로도 원하는 축 기동을 잘 수행하였음을 알 수 있다. 그림 17에 태양 전지판 끝단의 변위가 나타나 있다. 이를 보면 bang-bang 입력에 의해서 태양전지판이 심하게 떨고 있음을 알 수 있다. 이는 토크 입력값의 불연속적 변화로 인해 태양전지판의 구조모드가 가진되어 나타나는 결과이며, 기동의 최종시간 후에도 각속도 값이 계속해서 0을 유지할 수 없는 이유가 된다. 그리고 태양전지판의 진동은 시간이 지나도 줄어들지 않고 있음을 알 수 있다.

최적화를 수행한 후의 제어입력을 사용한 결과가 그림 18-21에 제시되어 있다. 최적화 후의 각속도와 roll 각의 변화인 그림 18-19을 보면 훨씬 부드러운 곡선을 가지며 최종시간 후에도 거의 떨림이 없이 원하는 값을 잘 유지하고 있음을 확인할 수 있다. 그림 20에 최적화 과정을 수행한 후의 태양전지판 끝단의 진동이 제시되어 있다. 그림을 통해서 알 수 있듯이 그림 17의 bang-bang 입력에 의한 결과보다 진동의 전체적인 경향도 훨씬 나아졌으며, 진동의 최대값도 훨씬 작아졌음을 알 수 있다. 기동의 최종시간 후에 최적화 전에 비해 거의 떨림이 없게 되었다. 이로 인해 최적화 전과는 달리 각속

도도 거의 0을 유지할 수 있게 된다. 즉 최소시간 회전에서 약간의 시간을 더 기동시간으로 잡고 부드러운 입력을 가함으로써 원하는 roll축 선회 기동도 할 수 있을 뿐 아니라 최종시간 후에도 진동을 거의 없앨 수 있다는 것을 확인하였다. 그림 21에는 최적화 후의 제어입력을 제시하였다. 그림에서 최대 입력값 제한으로 인하여 최대 입력값을 넘은 부분은 점선으로 나타나 있으며 이 부분의 입력은 실제로는 최대 입력값이 될 것이다. 결국 최적화 후에 나타나는 입력형상에는 그래프상에서 약간 오목한 부분이 나타나게 되는데 이것은 푸리에 급수 전개가 sine함수와 cosine함수를 사용함에 따른 불가피한 현상이라고 생각된다. 이것을 원하지 않을 때는 다항함수 및 상수함수의 조합으로 입력형상최적화를 수행해야 한다.

V. 결론

본 논문에서는 다목적 실용위성의 자세제어 시스템에 대한 타당성을 검증하였다. 다목적 실용위성의 자세제어 각 모드별로 제어법칙을 해석하고 설계과정을 검증하였다. 설계요구조건의 만족여부를 확인하기 위해서 각 모드별 제어법칙을 시뮬레이션을 통하여 구현하였다. 시뮬

레이션 결과 각 모드의 반응이 주어지는 명령값으로 잘 수렴함을 확인하였다.

또한 인공위성의 임무 수행시 필요한 roll축 기동에 대하여 급수 전개를 통한 개회로 제어 기법을 제시하였다. Roll축 기동시에 태양전지판과 같은 유연구조물의 진동을 최대한 억제하기 위해서, 강제모드만을 고려한 bang-bang 입력을 기준으로 푸리에 급수 전개를 하고 이 급수의 계수를 매개변수로 삼는 매개변수 최적화 방법을 제시하였고 이를 시뮬레이션하였다. 본 논문에서 제시한 방법을 사용할 경우 유연구조물의 진동 경향이 훨씬 나아지고 자세오차도 개선될 수 있다는 것을 확인하였다.

참고문헌

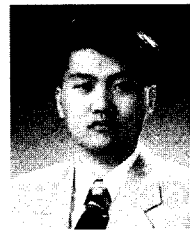
[1] 이승우, 김한돌, 진익민, 김진철, “다목적 실용위성의 태양모드 추력기 제어 설계,” 한국항공우주학회 추계 학술발표회 논문집, 서울대학교, 서울, 11월, 1997년, pp. 595-599.
 [2] K. D. Billmoria and B. Wie, “Time-optimal three-axis reorientation of a rigid spacecraft,” *Journal of Guidance, Control and Dynamics*, vol.

16, no. 3, pp. 446-452, 1993.
 [3] T. Singh and S. R. Vadali, “Input-shaped control of three-dimensional maneuvers of flexible spacecraft,” *Journal of Guidance, Control and Dynamics*, vol. 16, no. 6, pp. 1061-1068, 1993.
 [4] J. R. Wertz, *Spacecraft Attitude Determination and Control*, D. Reidel Publishing Company, Dordrecht, 1986.
 [5] J. L. Junkins and Y. Kim, *Introduction to Dynamics and Control of Flexible Structures*, AIAA, Washington D. C., 1993.
 [6] J. Suk, J. Moon and Y. Kim, “Torque shaping based on modified trigonometric series expansion for slewing of flexible structures,” *38th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference, Kissimmee, FL, USA., Apr.*, pp. 7-10, 1997.
 [7] J. L. Junkins and J. D. Turner, *Optimal Spacecraft Rotational Maneuvers*, Elsevier, New York, 1986.
 [8] A. E. Bryson Jr. and Y. Ho, *Applied Optimal Control*, John Willey and Sons, New York, 1975.



김희섭

1993년 서울대 항공우주공학과 졸업. 동대학원 석사(1995년), 1995년 3월-현재 동대학원 박사과정. 관심분야는 시스템 식별, 위성체 자세제어.



김기석

1996년 서울대 항공우주공학과 졸업, 동대학원 석사(1998년), 1998년 3월-현재 동대학원 박사과정. 관심분야는 유연구조물 제어, 위성체 자세제어.



안재명

1997년 서울대 항공우주공학과 졸업, 동대학원 석사(1999). 현재 한국항공우주연구소. 관심분야는 유도탄 궤적 최적화, 위성체 자세제어.



김유단

1983년 서울대 항공공학과 졸업, 동대학원 석사(1985년), 미국 Texas A&M University 항공우주공학 박사(1990년), 1990-91 Texas A&M University 연구원, 1992-96 서울대학교 항공우주공학과 조교수, 1996-현재 서울대학교 항공우주공학과 부교수, 관심분야는 비행체 제어시스템 설계, 유연구조물 제어, 항공기 고장허용 제어시스템 설계.

최완식

제어 · 자동화 · 시스템공학 논문지 제4권, 제6호 참조.