

論文

DOI:10.5139/JKSAS.2010.38.9.882

Chattering에 의한 위성 탑재체 지향성능저하 최소화를 위한 반능동제어기법 성능분석

오현웅*, 최영준*

Performance Investigation of Semi-Active Control Logic to Minimize a Pointing Performance Degradation of On-Board Payload by Chattering Effects

Hyun-Ung Oh* and Young-Jun Choi*

ABSTRACT

Semi-active vibration control is one of the attractive control methods for space application due to its robustness as passive damping system and much higher damping performance than passive system. However, a chattering induced by the sudden variation of damping force at the time of On-Off switching of semi-active control device degrades pointing performance of the on-board payload. In this paper, to enhance the pointing performance of the on-board payload, we proposed a semi-active vibration isolation with a strategy for attenuating chattering effect. Numerical simulation results using simplified analysis model indicated that the proposed semi-active control strategy produced much better isolation performance than the conventional Bang-Bang control semi-active control laws derived from skyhook and LQ theories.

초 록

수동형 진동제어 방식과 같이 시스템이 안정되며, 수동형에 비해 높은 제진 효과가 기대되는 반능동 진동제어 방식은 시스템의 안정화가 요구되는 우주구조물의 제진방법에 유효한 진동제어 방식중 하나이다. On-Off 제어방식에 근거한 반능동 제어는 On-Off 스위칭 시에 전달력의 불연속성으로 인한 chattering을 발생시킬 수 있으며, 이는 탑재체 구조물의 고유진동수와의 커플링으로 인하여 지향성능을 저하시키는 원인으로 작용할 수 있다. 본 논문에서는 chattering 영향 최소화를 통한 지향성능향상을 목적으로 LQ(Linear Quadratic)이론에 기반한 가변 감쇠형 반능동 제어기법을 제안하였다. 시뮬레이션 결과는 본 논문에서 제안한 반능동 제어기법은 기존의 skyhook와 LQ를 기반으로 하는 Bang-Bang 반능동 제어기법과 비교하여 높은 진동절연 성능을 나타내고 있다.

Key Words : Semi-Active Control(반능동 제어), Variable Damping(가변감쇠), Pointing Performance(지향성능)

† 2010년 5월 27일 접수 ~ 2010년 8월 18일 심사완료

* 정희원, 국방과학연구소 영상정보체계개발단
교신저자, E-mail : ohlee314kr@yahoo.co.kr
대전시 유성구 유성우체국 35-5호

1. 서 론

위성체의 자세제어를 위해 구동용 액츄에이터로 사용되는 플라이 휠, 탑재장비의 저온유지를

위한 냉각기, 기계식 자이로 등과 같이 기계적 회전 가동부를 갖는 장비는 외란을 발생하여 정밀지향 성능이 요구되는 위성용 탑재체의 광학영상에 블러(Blur) 현상을 초래하여 영상의 초점을 흐리게 한다.

위성 탑재체의 지향성능을 향상시키기 위해 진동발생원으로부터 발생하는 진동이 탑재장비로 전달되지 않도록 진동발생원과 탑재센서 사이에 진동절연기를 배치하는 방법이 있다. 진동절연 방식으로는 우주 임무수행에 요구되는 신뢰도 및 시스템의 안정화 요구조건을 만족하기 위해 주로 수동형 절연 방식이 적용되고 있다. 대표적인 예로서, 허블 우주관측 망원경의 관측성능 향상을 위한 수동형 진동절연기가 있다[1]. 이는 리액션 휠(Reaction-Wheel)이 발생하는 외란 차단을 목적으로 개발된 절연기로서, 진동 절연을 위해 절연기 내부 작동유체의 점성을 이용한다. Porter et al. [2]은 2개의 스프링과 점성감쇠 요소로 이루어진 3요소 수동형 진동 절연기는 모멘텀 휠의 진동절연에 효과적임을 보고하고 있다. 수동형 진동절연 시스템은 안정화와 신뢰도 측면에서 유리하기 때문에 현재까지 많은 우주 임무수행에 적용되었다. 그러나 수동 시스템은 감쇠, 마찰 등 시스템의 고유 파라메타가 고정되어있기 때문에 진동절연 성능에 한계가 존재하는 단점을 갖는다.

반능동형 시스템은 감쇠, 마찰 그리고 강성 등과 같은 수동형 시스템 고유의 특성을 적극적으로 제어해 주며, 수동 메카니즘에 의해 에너지 소산이 이루어지기 때문에 수동형 진동절연 방식과 같이 시스템이 안정되고, 수동형에 비해 진동절연 효과가 높다. Karnopp et al. [3]은 skyhook 모델을 기반으로 반능동 진동절연 시스템을 제안했다. Y.Liu et al. [4]은 기존의 skyhook 모델의 감쇠력과 스프링력이 반대로 작용할 때 발생하는 chattering 현상을 극복하고자, 상대속도와 상대 변위량을 이용하여 감쇠력과 스프링력의 부호를 동일하게 하고 부가적으로 Shaping 함수를 적용하여 불연속적인 제어입력을 최소화시키는 반능동 진동제어기법을 제안하였다. Pan et al. [5]은 감쇠계수의 On-Off 스위칭 시 발생하는 고주파 성분이 구조물의 모드 주파수를 여기시켜 절연효과를 감소시키는 원인을 방지하기 위하여 On-Off 스위칭시 감쇠를 연속적으로 가변시키는 방법을 제안했다. Oh et al. [6, 7]은 우주용 플라이 휠의 진동절연을 위해 형상기억합금 와이어를 이용한 가변 감쇠기구를 제작했으며, 공기부상식 휠 외란 측정장치와 진동절연기를 조합한 휠의

진동절연시험을 실시하여 가변 감쇠기구의 진동절연 성능을 검증했다. Oh et al. [8]은 모멘텀 휠 진동절연을 위해 액정형 전기점성유체를 이용한 반능동 진동절연기를 제작 및 액정형 전기점성유체를 갖는 진동 절연기 고유의 특성을 측정했으며, 시뮬레이션을 통해 반능동 진동절연의 유효성을 검증했다. 오현웅 [9]은 고주파수 영역에서는 저감쇠 수동제어를 적용하고, 구조물의 공진을 포함하는 저주파수 영역에서는 고감쇠 수동제어를 적용해 수동제어가 갖는 장점을 최대한 활용하는 비교적 적용이 용이한 반능동 진동제어를 제안하였으며 수치해석을 통해 제어기법의 타당성을 검증하였다.

본 논문에서는 On-Off 반능동 제어 수행시 필수적으로 수반되는 chattering에 의한 위성 탑재체 지향성능저하 최소화를 위해 LQ (Linear Quadratic)이론에 기반한 반능동 제어기법을 제안하였으며, skyhook와 LQ이론을 기반으로 하는 Bang-Bang 반능동 제어기법과 비교하여 본 논문에서 제안한 반능동 제어기법이 chattering에 의한 지향성능저하 최소화를 위해 유효함을 시뮬레이션을 통해 검증하였다.

II. 본 론

2.1 수치해석 모델과 운동방정식

Fig. 1은 chattering에 의한 위성 탑재체 지향성능저하를 최소화하기 위한 반능동 제어기법의 유효성 검증을 위해 적용된 시뮬레이션 모델을 나타낸다. 시뮬레이션 모델은 외란을 발생하는 진동발생원(Disturbance Source), 관측성능 향상이 요구되는 탑재체 구조체(Payload Structure) 그리고 가변 감쇠 진동절연기(Variable Damping Isolator)로 구성된다.

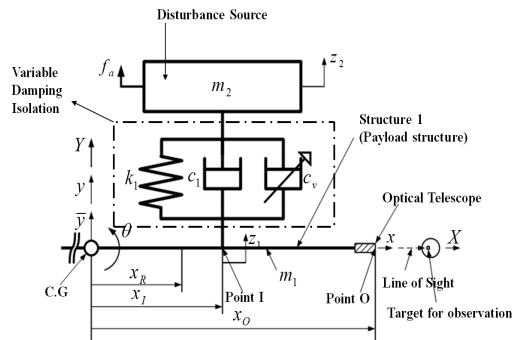


Fig. 1. Numerical Simulation Model

m_1 과 m_2 는 각각 관측성능이 요구되는 구조체의 질량과 외란 발생 탑재장비의 질량을 나타내며, m_2 가 발생하는 외란은 탑재체의 지향성능을 저하시키는 원인으로 작용한다. 시뮬레이션의 간략화를 위해 탑재체 구조체는 탄성빔으로 모델링하였으며, 외란 발생원으로부터 탑재체 구조체에 전달되는 진동을 절연하기 위해 스프링과 가변 감쇠 요소로 이루어진 진동절연기를 배치하였다.

시뮬레이션 모델중 x - y 와 X - Y 는 각각 탑재체 구조체와 관성공간에 고정된 좌표계를 나타낸다. 탑재체 구조체에는 자세제어용 액추에이터인 플라이 휠로부터 다음과 같은 자세제어 토크가 $x = x_R$ 위치에 집중적으로 작용한다고 가정하였다.

$$T_c = -J(2\zeta\omega_c\dot{\theta} + \omega_c^2\theta) \quad (1)$$

여기에서, $J(=m_1x_J^2/3)$ 는 탑재체 구조체의 관성 모멘트이며, ζ 와 ω_c 는 각각 자세제어 시스템의 감쇠와 고유주파수를 나타낸다.

탑재체 구조체의 강체 회전변위(θ)가 $\theta \ll 1$ 이라고 가정하면, Fig. 1의 시뮬레이션 모델의 운동 방정식은 다음과 같이 유도된다.

$$m_1\ddot{y} - c_1(\dot{z}_2 - \dot{z}_1) - k_1(z_2 - z_1) = c_v(\dot{z}_2 - \dot{z}_1) \quad (2)$$

$$m_2\ddot{z}_2 + c_1(\dot{z}_2 - \dot{z}_1) + k_1(z_2 - z_1) = -c_v(\dot{z}_2 - \dot{z}_1) + f_a(3)$$

$$\ddot{\theta} = T_c + x_I p \quad (4)$$

$$\ddot{q}_i + 2\zeta_{i1}\omega_{i1}q_i + \omega_{i1}^2q_i = (\phi_{i1}(x_I)p + \phi'_{i1}(x_R)T_c)/m_1 \quad (5)$$

여기에서,

$$\phi'_{i1}(x_R) = d\phi_{i1}(x_I)/d_x \quad (6)$$

이며, $\phi_{i1}(x)$ 는 탄성빔의 x 위치에서의 i 번째 모드의 고유벡터치를 나타낸다. 탑재체 구조체의 $x = x_I$ 위치에서의 탄성빔의 y 방향의 변위 z_1 과 전달력 p 는 다음과 같이 정의된다.

$$z_1 = y + x_I\theta + \sum_{i=1}^{n_m} \phi_{i1}(x_I)q_i \quad (7)$$

$$p = c_1(\dot{z}_2 - \dot{z}_1) + k_1(z_2 - z_1) + c_v(\dot{z}_2 - \dot{z}_1) \quad (8)$$

상기 식에서의 f_a 는 m_2 가 발생하는 외란력, z_2 는 질량 m_2 의 변위, y 는 탑재체 구조체의 강체 변위를 나타낸다. n_m 은 탄성빔의 모드수, q_i , ζ_{i1} 와 ω_{i1} 는 각각 i 번째 모드변위, 자유진동하에서의 감쇠비 그리고 각 모드 고유진동수를 나타낸다.

탑재체 구조체의 지향성능 검증을 위해 X 축으로부터 측정된 탄성빔의 $x = x_O$ 위치에서의 지향 성능오차를 다음과 같이 정의한다.

$$\hat{\theta} = \theta + \sum_{i=1}^n \phi'_{i1}(x_O)q_i \quad (9)$$

2.2 반능동 제어기법

기존의 skyhook[3] 반능동 제어기법과 chattering 최소화를 목적으로 한 SA-3[4] 반능동 제어기법은 진동절연기가 강체에 연결된 모델에서는 On-Off 스위칭 시 발생하는 chattering의 존재에도 불구하고 높은 진동절연성능을 보였으나, Fig. 1과 같이 모드 주파수를 갖는 탄성 구조체에 진동절연기가 연결된 모델에 상기의 제어기법을 적용할 경우, chattering으로 인한 구조체 공진 주파수와와의 커플링으로 진동절연성능 저하가 예측된다.

Chattering에 의한 위성탑재체 지향성능저하 최소화에 효과적인 반능동제어기법 수립을 위해 LQ 이론에 기반해 감쇠가 연속적으로 가변하는 LQVC (Linear Quadratic Variable Damping Control) 반능동제어기법을 제안하였으며, 성능비교를 위해 기존의 대표적인 제어기법인 skyhook, SA-3 그리고 LQ 이론에 기반한 LQBB (Linear Quadratic Bang Bang Control [11])를 적용해 LQVC 제어기법의 유효성을 검증하였다.

Karnopp et al.가 제안한 skyhook 제어 기법[3]으로부터 절대속도와 상대속도를 이용하여 외란 발생원으로부터 구조물에 전달되는 에너지를 최소화하기 위해 다음과 같은 판정식을 정의하였다.

$$\begin{aligned} c_v &= 0 & \text{when } \dot{z}_1(\dot{z}_1 - \dot{z}_2) \leq 0 \\ c_v &= c_{vmax} & \text{when } \dot{z}_1(\dot{z}_1 - \dot{z}_2) > 0 \end{aligned} \quad (10)$$

여기에서, 감쇠계수 c_{vmax} 는 반능동 절연기의 최대 감쇠계수를 나타낸다.

Y.Liu에 의해 제안된 SA-3 반능동 제어기법[4]은 상대속도와 상대변위를 이용하여 감쇠의 스위칭 판정식을 정의하였으며, 불연속적인 제어입력에 따른 chattering 최소화를 위해 제어 입력에 shaping 함수를 적용한 가변형 반능동 제어기법을 정의하였다.

$$\begin{aligned} c_v &= 0 & \text{when } (\dot{z}_1 - \dot{z}_2)(z_1 - z_2) > 0 \\ c_v &= \max(0, \min(H|\dot{z}_1 - \dot{z}_2|, c_{vmax})) & \text{when } (\dot{z}_1 - \dot{z}_2)(z_1 - z_2) \leq 0 \end{aligned} \quad (11)$$

여기에서, H 는 shaping 함수의 제어이득을 나타낸다.

LQ이론에 근거한 반능동제어기법 도출을 위해 상기 운동방정식의 식(1)~식(8)을 상태공간 방정식으로 나타내면 다음과 같이 간략화 할 수 있다.

$$\dot{X} = AX + BU + B_f f_a \tag{12}$$

상태변수는 다음과 같이 정의되며,

$$X = [\tilde{q}_i \ \theta \ z_2 \ y \ \dot{\tilde{q}}_i \ \dot{\theta} \ \dot{z}_2 \ \dot{y}]^T \tag{13}$$

여기에서, A , B , B_f 그리고 U 는 다음과 같다.

$$A = \begin{bmatrix} \tilde{0} & \tilde{0} & \tilde{I} & \tilde{0} \\ \tilde{0} & \tilde{0} & \tilde{0} & \tilde{I} \\ \tilde{A}_{11} & \tilde{A}_{12} & \tilde{A}_{13} & \tilde{A}_{14} \\ \tilde{A}_{21} & \tilde{A}_{22} & \tilde{A}_{23} & \tilde{A}_{24} \end{bmatrix} \tag{14}$$

$$B = \left[\tilde{0}_{1 \times 6} \ \frac{1}{m_1} \Phi_{1n}(x_I) \ \frac{1}{J} x_I - \frac{1}{m_2} \ \frac{1}{m_1} \right]^T \tag{15}$$

$$B_f = \left[\tilde{0}_{1 \times 10} \ \frac{1}{m_2} \ 0 \right]^T \tag{16}$$

$$U = c_v (\dot{z}_2 - \dot{z}_1) \tag{17}$$

n, m 이 행렬의 n 번째 행과 m 번째 열이라고 정의할 경우, 행렬 A 의 $\tilde{A}_{11} \sim \tilde{A}_{24}$, $\tilde{0}$ 는 다음과 같이 정의된다.

$$\tilde{A}_{11} = -\omega_{1n}^2 \tilde{I} - \frac{k_1}{m_1} \Phi_{1n}(x_I) \Phi_{1n}^T(x_I) \quad (n, m = 1, 2, 3)$$

$$\tilde{A}_{12} = \left[-\frac{1}{m_1} k_1 x_I \Phi_{1n}^T(x_I) - \frac{1}{m_1} J \omega_c^2 \Phi_{1n}^T(x_R) \right. \\ \left. \frac{1}{m_1} \Phi_{1n}^T(x_I) k_1 \quad -\frac{1}{m_1} k_1 \Phi_{1n}^T(x_I) \right]$$

$$\tilde{A}_{13} = -2\zeta_{mn} \omega_{mn} \tilde{I} - \frac{c_1}{m_1} \Phi_{1n}(x_I) \Phi_{1n}^T(x_I)$$

$$\tilde{A}_{14} = \left[-\frac{1}{m_1} \Phi_{1n}^T(x_I) c_1 x_I - \frac{2}{m_1} \mathcal{K}_c \omega_c \Phi_{1n}^T(x_R) \right. \\ \left. \frac{1}{m_1} \Phi_{1n}^T(x_I) c_1 \quad -\frac{1}{m_1} \Phi_{1n}^T(x_I) c_1 \right]$$

$$\tilde{A}_{21} = \left[-\frac{1}{J} x_I k_1 \Phi_{1n}^T(x_I) \ \frac{1}{m_2} k_1 \Phi_{1n}^T(x_I) \right. \\ \left. -\frac{1}{m_1} k_1 \Phi_{1n}^T(x_I) \right]^T$$

$$\tilde{A}_{22} = \begin{bmatrix} -\frac{1}{J} x_I^2 k_I - \omega_c^2 & \frac{1}{J} x_I k_1 & -\frac{1}{J} x_I k_1 \\ \frac{1}{m_2} x_I k_1 & -\frac{1}{m_2} k_2 & \frac{1}{m_2} k_1 \\ -\frac{1}{m_1} x_1 k_1 & \frac{1}{m_1} k_1 & -\frac{1}{m_1} k_1 \end{bmatrix}$$

$$\tilde{A}_{23} = \left[-\frac{1}{J} x_I c_1 \Phi_{1n}^T(x_I) \ \frac{1}{m_2} c_1 \Phi_{1n}^T(x_I) \right. \\ \left. -\frac{1}{m_1} c_1 \Phi_{1n}^T(x_I) \right]^T \tag{18}$$

$$\tilde{A}_{24} = \begin{bmatrix} -\frac{1}{J} x_I^2 c_I - 2\zeta_c \omega_c & \frac{1}{J} x_I c_1 & -\frac{1}{J} x_I c_1 \\ \frac{1}{m_2} c_1 k_1 & -\frac{1}{m_2} c_1 & \frac{1}{m_2} c_1 \\ -\frac{1}{m_1} c_1 k_1 & \frac{1}{m_1} c_1 & -\frac{1}{m_1} c_1 \end{bmatrix}$$

$$\tilde{0} = \begin{bmatrix} 0 \cdots 0 \\ \vdots \\ 0 \cdots 0 \end{bmatrix} \tag{19}$$

LQ 이론을 기반으로 한 반능동 제어기법의 판정식을 정의하기 위하여 식(17)에서의 감쇠력 U 에 대한 최적 제어입력 U_T 는 다음과 같이 정의된다.

$$U = U_T \equiv -KX \tag{20}$$

최적 제어 입력을 선정하기 위한 성능지표함수 J_p 는 다음과 같이 정의되며,

$$J_p = \int_0^\infty (X^T W_1 X + U^T W_2 U) dt \tag{21}$$

여기에서, W_1, W_2 는 가중치를 나타내고, 제어이득 K 는 다음 식과 같이 정의되며,

$$K = W_2^{-1} B^T P \tag{22}$$

P 는 다음의 Riccati 방정식으로부터 얻어진다.

$$PBW_2^{-1}B^TP - PA - A^TP - W_1 = 0 \tag{23}$$

본 논문에서 가정한 반능동형 댐퍼모델에서는 제어입력 U 를 직접제어 할 수 없으므로, 감쇠계수 c_v 의 제어를 통해 U 를 최적제어입력 U_T 에 최대한 추종 가능하도록 하는 제어기법을 제안하였으며 이는 다음의 판정식으로 구현 가능하다.

$$c_v = 0 \quad \text{when } -U_T(\dot{z}_1 - \dot{z}_2) \leq 0 \tag{24}$$

$$c_v = c_{vmax} \quad \text{when } -U_T(\dot{z}_1 - \dot{z}_2) > 0$$

본 논문에서는 상기의 제어기법을 LQBB로 명칭한다.

LQBB 제어기법의 경우도 skyhook와 동일하게 On-Off 스위칭시 발생하는 chattering 영향에 따른 지향성능저하가 예측되므로, 스위칭시 발생하는 감쇠력의 불연속성으로 인한 chattering 영향 최소화를 위해 c_v 가 최대치와 최소치 사이에

서 가능한 연속적으로 가변하는 LQ 기반의 반능동 제어기법을 제안하였으며 이는 다음의 판정식으로 구현 가능하다.

$$\begin{aligned} c_v &= 0 && \text{when } -U_T/(\dot{z}_1 - \dot{z}_2) \leq 0 \\ c_v &= -U_T/(\dot{z}_1 - \dot{z}_2) && \text{when } -U_T/(\dot{z}_1 - \dot{z}_2) > 0 \\ &&& \text{and } -U_T/(\dot{z}_1 - \dot{z}_2) < c_{vmax} \\ c_v &= c_{vmax} && \text{when } -U_T/(\dot{z}_1 - \dot{z}_2) \geq c_{vmax} \end{aligned} \quad (25)$$

본 논문에서는 상기의 제어기법을 LQVC로 명칭한다.

상기의 LQ이론 기반의 LQBB와 LQVC를 적용하기 위해서는 성능지표함수의 가중치 행렬의 정의가 필요하며, 다음과 같이 지향오차의 제곱이 최소화 되도록 시행착오방법으로 부터 최적화된 가중치를 적용하였다.

$$\hat{\theta}^2 = \theta^2 + 2\theta \sum_{i=1}^n \phi'_{1i}(x_o) q_{1i} + \sum_{i=1}^n \sum_{j=1}^n \phi'_{1i}(x_o) \phi'_{1j}(x_o) q_{1i} q_{1j} \quad (26)$$

여기에서, 성능지수를 최소화하기 위한 가중치는 다음을 만족시켜야 한다.

$$X^T W_1 X = \hat{\theta}^2 \quad (27)$$

2.3 시뮬레이션 결과

본 논문에서 제안한 LQ 기반 가변형 반능동 제어기법(LQVC)과 기존의 반능동 제어기법인 skyhook, SA-3, LQBB의 진동절연 효과를 검증하기 위해 Fig. 1의 간략화된 탑재체 구조체 시뮬레이션 모델을 이용하여 시뮬레이션을 수행하였으며, 각 제어기법 적용에 따른 지향성능 비교를 위하여 식(9)의 지향성능오차의 절대치를 일정시간동안 적분한 성능비교지수(LOS)를 이용하였다.

반능동 제어기법의 검증을 위해 다음과 같이 진폭 A의 단일 주파수 성분을 갖는 외란이 탑재체 구조체에 작용한다고 가정하였다.

$$f_a = A e^{i\omega t} \quad (28)$$

수치해석에 적용된 파라미터 값을 Table 1에 나타낸다.

Fig. 2는 감쇠계수가 일정한 수동형 진동 절연기와 Karnopp et al. 이 제안한 skyhook 그리고 chattering 영향 최소화를 위해 Y.Liu에 의해 제안된 SA-3 제어기법을 적용한 경우의 주파수 영역에서의 지향성능응답을 나타낸다.

수동형 진동 절연기를 적용한 경우, 저주파 영역과 고주파 영역에서는 각각 고감쇠와 저감쇠 진동절연기가 효과적임을 알 수 있다.

Table 1. Parameter Values for the Numerical Simulation

Parameter	Value	Unit
m_1, m_2	10.0, 1.0	[kg]
k_1	2.0	[N/m]
c_1	0.1	[Nsec/m]
c_{vman}	10	[Nsec/m]
x_R, x_I, x_o	0.3, 0.5, 1.0	[m]
n_m	3	
$\phi_{1i}(x_I)(i=1, \dots, n)$	0.19, 1.04, -1.29	
$\phi_{1i}(x_R)(i=1, \dots, n)$	-1.73, 1.33, 1.09	
$\phi_{1i}(x_o)(i=1, \dots, n)$	1.99, -1.39, 2.01	
$\omega_{1i}(i=1, \dots, n)$	31.4, 75.36, 113.04	[rad/sec]
$\zeta_{1i}(i=1, \dots, n)$	0.01, 0.01, 0.01	
ω_c	6.28	[rad/sec]
ζ_c	1.0	
A	1	[N]

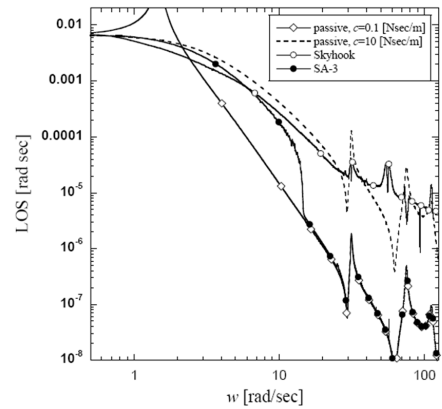


Fig. 2. Frequency Response of the Passive System and Semi-Active Control System with Skyhook and SA-3 Strategy

Skyhook를 적용한 결과, 구조물의 공진 주파수를 포함한 저주파 영역에서의 진동절연 성능은 우수하나, On-Off 스위칭에 따른 불연속적 감쇠 변화로 chattering이 발생하고, 탄성빔의 모드 주파수와와의 커플링으로 인하여 고주파 영역에서의 진동절연성능이 저하됨을 예측할 수 있다.

SA-3를 적용한 결과, 공진을 포함한 저주파 영역에서는 skyhook와 유사한 진동절연성능을 보이지만 6.28rad/sec 부근에서는 성능이 감소되며

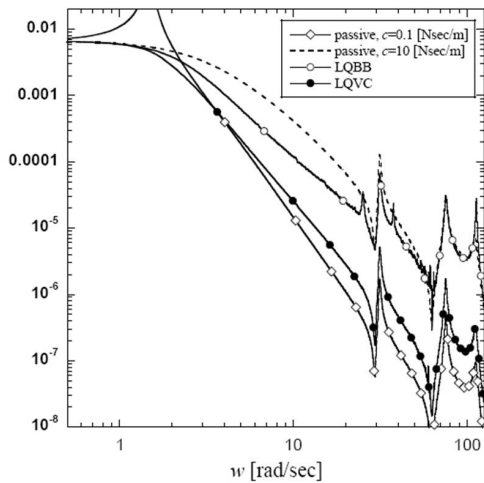


Fig. 3. Frequency Response of Semi-Active Control System with LQBB and LQVC Strategy

고주파 영역에서는 저감쇠가 적용된 수동형 진동 절연기와 유사한 성능이 구현됨을 알 수 있다. SA-3의 진동절연성능은 제어이득 H 에 의해 결정되며, 6.28rad/sec 부근의 지향성능을 향상시키기 위해서 제어이득 H 을 작게할 수록 저주파 영역에서의 성능은 저하되는 반면 제어이득 H 가 커질수록 고주파영역에서 chattering의 영향으로 진동 절연성능이 저하된다.

Fig. 3은 감쇠계수가 일정한 수동형 진동 절연기와 LQ이론에 근거한 반능동 제어기법인 LQBB 그리고 LQVC를 적용한 경우의 주파수 영역에서의 지향성능응답을 나타낸다.

LQBB 제어기법의 경우, 저주파 영역에서의 진동절연효과는 우수하지만, 감쇠의 불연속적 스위칭에 의해 발생하는 chattering의 영향으로 고주파 영역에서의 진동절연성능이 저하됨을 알 수 있다.

LQVC 제어기법의 경우, 타 반능동 제어기법과 달리 고주파 영역에서도 가장 높은 진동절연성능을 갖는 저감쇠 수동형 진동절연기와 유사한 진동절연성능을 보이는 등 전 주파수 영역에서 높은 성능을 보이고 있다. LQVC의 경우, 타 반능동제어기법과 달리 감쇠계수가 최대치와 최소치 사이에서 가능한 가변적으로 제어되므로 구조체에 전달되는 진동 에너지 최소화가 가능함과 동시에 On-Off 스위칭에 수반되어 발생하는 chattering 영향도 최소화 가능함을 예측할 수 있다.

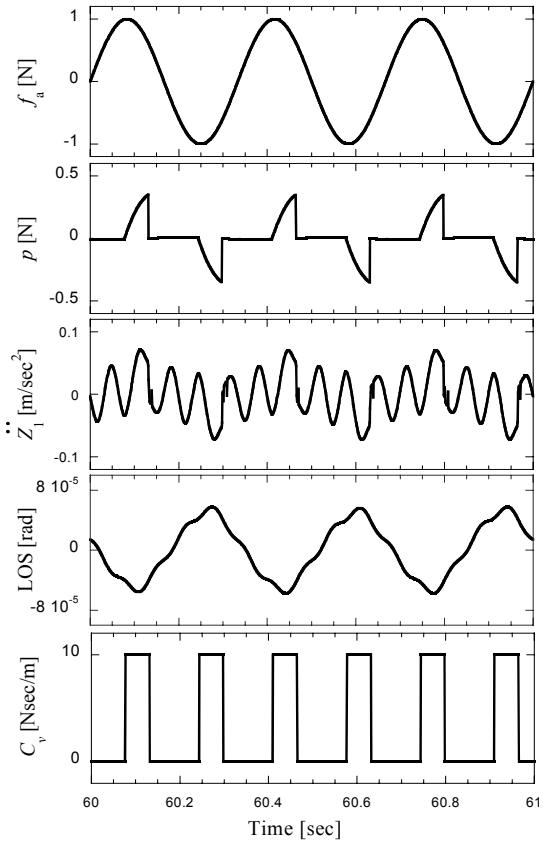


Fig. 4. Time Profiles for LQBB Semiactive Control Logic (Exciting Frequency is $\omega = 18.84[\text{rad/sec}]$)

Fig. 4와 5는 각각 $\omega = 18.84[\text{rad/sec}]$ 의 외란에 대하여 LQBB와 LQVC 반능동제어기법을 적용하였을 경우, 외란력 f_a 에 대한 탄성빔으로의 전달력 p , 탄성빔의 가속도 \ddot{z}_1 , 지향성능오차 LOS 그리고 감쇠계수 c_v 의 프로파일을 나타낸다.

Fig. 4의 LQBB 제어기법을 적용하였을 경우, On-Off 스위칭 시 chattering으로 인해 발생하는 고주파 성분과 탄성빔의 모드 주파수와 커플링이 탄성빔의 응답을 증폭시키는 원인으로 작용하여 지향성능을 저하시킴을 알 수 있다.

LQBB를 적용한 결과와 달리, Fig. 5의 LQVC를 적용하였을 경우에는 감쇠계수의 최대치와 최소치 사이에서 c_v 를 연속적으로 가변시켜 감쇠력 U 를 최적제어입력 U_T 에 최대한 추종 가능하도록 제어한 결과, chattering 발생 최소화를 통한 지향성능향상이 가능함을 알 수 있다.

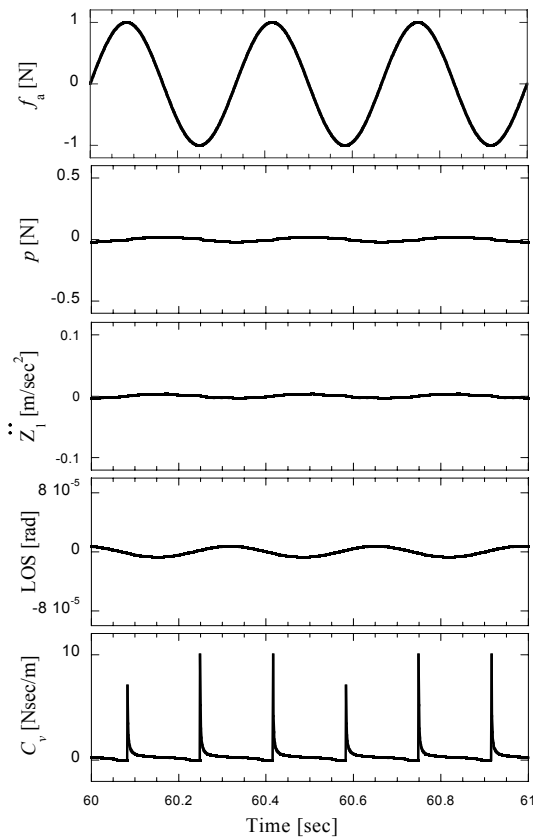


Fig. 5. Time Profiles for LQVC Semiactive Control Logic (Exciting Frequency is $\omega = 18.84[\text{rad}/\text{sec}]$)

III. 결 론

종래의 반능동제어기법은 진동절연기가 강제에 연결된 모델에서는 On-Off 스위칭 시 발생하는 chattering 존재에도 불구하고 높은 진동절연 성능을 보였으나, 모드 주파수를 갖는 탄성 구조체에 진동절연기가 연결된 모델에 이를 적용할 경우, chattering으로 인한 구조체 공진 주파수와 의 커플링으로 진동절연성능 저하가 발생한다. Chattering에 의한 지향성능저하 최소화를 위해 본 논문에서 제안한 LQVC는 감쇠계수의 최대치와 최소치 사이에서 c_v 를 연속적으로 가변시켜 감쇠력이 LQ이론으로부터 도출된 최적제어입력에 최대한 추종 가능하도록 하는 반능동 제어기법으로서 상기의 목적을 달성하는데 효과적임을 수치해석을 통해 검증하였다.

향후에는, 본 논문에서 수행된 단일 주파수 정현파 성분 외란이 아닌 Fly-Wheel과 같이 휠

의 회전속도의 제곱에 비례하고 복소 주파수 성분의 외란을 발생하는 진동발생원에 대한 반능동 제어기법의 유효성을 검증하고자 한다.

참고문헌

- 1) Rodden, J. J., Dougherty, L. F., Reschke, M. D., Hasha and Davis, L. P., "Line-of-Sight Performance Improvement with Reaction-Wheel Isolation", *Proceedings of the Annual Rocky Mountain Guidance and Control Conference*, Keystone, CO, Sandiego, CA, Univelt, Inc., February, 1986, pp. 71 ~ 84.
- 2) Porter, D., David, C., and John, H., "Advanced 1.5 Hz Passive Viscous Isolation System", *35th AIAA SDM Conference*, Hilton Head, South Carolina, April, 1994, pp. 1 ~ 11.
- 3) Karnopp, D., Crosby, M. J., and Harwood, R. A., "Vibration Control using Semi-Active Force Generator", *Transactions of the ASME, Journal of Engineering for Industry*, Vol. 98, May, 1974, pp. 619 ~ 626.
- 4) Y. Liu, T. P. Waters, M. J. Brennan., "A comparison of semi-active damping control strategies for vibration isolation of harmonic disturbance", *Journal of sound and vibration* 280, 2005, pp. 21~39.
- 5) Pan, G., Matsuhisa, H., and honda, Y., "Smoothing of On-Off Damper Force with Variable Damping Coefficient", *Trans. JSME* 644(99-1015), April, 2000, pp. 88~93.
- 6) Oh, H. U., Izawa, K., and Taniwaki, S., "Development of Variable-Damping Isolator using Bio-Metal Fiber for Reaction Wheel Vibration Isolation", *Smart Materials and Structures*, Vol. 14, September, 2005, pp. 928~933.
- 7) Oh, H. U., Taniwaki, S., Naofumi, K., and Katsuhiko, I., "Flywheel Vibration Isolation Test Using A Variable-Damping Isolator", *Smart Materials and Structures*, Vol. 15, January, 2006, pp. 365~370.
- 8) Oh, H. U., Onoda, J., and Minesugi, K., "Semiactive Isolator with Liquid-Crystal Type ER Fluid for Momentum-Wheel Vibration Isolation", *Transactions of the ASME, Journal of Vibration and Acoustics*, Vol. 126, April, 2004, pp. 272~277.

9) 오현웅 "위성 탑재체 지향성능 향상을 위한 가변댐핑 반능동 제어에 관한 연구", 한국항공우주학회지, 제35권 제6호, 2007년 6월, pp. 533~538.

10) Makihara, K., Onoda, J., and Minesugi, K., "Low-Energy-Consumption Hybrid Vibration

Suppression Based on an Energy-Recycling Approach", *AIAA J.* 43, No. 8, pp. 1706~1715.

11) Onoda, J., Oh, H. U. and Minesugi, K., "Semiactive Vibration Suppression with Electrorheological-Fluid Dampers", *AIAA J.* 35, No. 12, pp. 1844~1852.