

# 가변 감쇠를 이용한 충격제어기법의 성능분석

오현웅\*

## Performance Investigation of Variable Damping Shock Attenuation Logic

Hyun-Ung Oh\*

### ABSTRACT

Launch vehicles cause several shock events during their lift-off. The excessive shock loads in the several thousands of g's level can result in permanent damage to electronics, optics and other sensitive payload components. The shock can be attenuated by mounting a shock absorber. In this paper, we proposed a semi-active control logic to attenuate the shock so that the input acceleration to main instruments does not exceed the allowable maximum acceleration value. For the performance investigation, two elements model of variable damping and spring stiffness has been used and the analysis results indicate that the proposed semi-active control logic attenuates shock level better than an optimal passive and conventional semi-active on-off control system.

Key Words: Semi-active Control, Variable Damping

### 1. 서 론

발사체의 단분리 및 위성체 분리과정에서 구속해제 장치로 사용되는 폭발식 파이로 분리장치의 작동시 수반되는 과도한 충격은 전자장비, 광학 기구물 등 충격에 민감한 탑재장비에 치명적 손상을 가져올 수 있다. 발사시 수반되는 충격은 주로 발사체의 단분리, 노즈웨어링 분리, 위성체 분리, 모터점화 및 모터의 작동정지 시 발생하며, 궤도상에서는 일반적으로 태양전지

판, 안테나와 같은 전개형 구조물의 구속해제 시 충격을 수반한다. 구속해제 메커니즘에 적용되는 파이로는 작동 시 축적된 에너지의 갑작스런 방출로 고주파 성분의 수천 g레벨의 에너지를 발생하며, 과도한 충격에 의한 실패사례로서 전기적 리드나 슬더링 조인트부의 파손, 릴레이의 채터링, 위치센서의 정렬변동, 커패시터의 오작동, 체결부의 미끄러짐 발생, 기어부의 손상 및 취성 구조물의 파손 등을 들 수 있다.

주요 탑재임무장비로의 충격 전달력은 충격감쇠마운트의 적용으로 최소화 가능하다. Johnson et al. [1-3]은 위성체로의 충격 전달력 및 동적하중 최소화를 위해 발사체와 위성체의 분리면사이에 고감쇠 조인트로 구성된 Soft Ride

†2012년 11월 22일 접수 ~ 2013년 3월 7일 심사완료

\* 정회원, 조선대학교 항공우주공학과

연락처, E-mail: ohu129@chosun.ac.kr

Shock Ring을 적용한 수동형 충격감쇠 시스템을 개발하였으며 현재까지 수차례의 발사에서 시스템의 유효성을 입증하였다. 수동형 시스템은 안정성과 신뢰도 측면에서 유리하기 때문에 현재까지 많은 우주임무수행에 적용되었다. 그러나 수동형시스템은 감쇠, 마찰 등 시스템의 고유파라미터가 고정되어 있기 때문에 진동절연성능에 한계가 존재하는 단점을 갖는다. 저감쇠 구조로 설계된 수동형 충격감쇠 시스템은 고주파 성분을 갖는 충격 최소화에는 효과적일 수 있으나, 충격에 의해 유발되는 진동에 대해서는 충격감쇠를 위해 고정된 저감쇠 파라미터의 한계로 진동감쇠에는 효과적이지 못하다. 반능동형 시스템은 감쇠, 마찰 그리고 강성 등과 같은 수동형 시스템 고유의 특성을 적극적으로 제어해 주며, 수동 메카니즘에 의해 에너지 소산이 이루어지기 때문에 수동형 방식과 같이 시스템이 안정되고, 수동형에 비해 진동감쇠효과가 높다. 상기의 시스템의 안정화 및 고성능의 장점을 갖는 반능동형 시스템의 우주분야 적용성 검토를 위해 저자는 리액션휠의 진동절연을 통한 지향성능향상 [4], 유연 우주구조물의 제진[5] 그리고 반능동형 댐퍼의 on-off시 유발되는 chattering 최소화를 통한 지향성능향상[6] 등의 연구를 수행하였다. Makiyara et al. [7]은 입자형 ER 유체를 적용한 충격감쇠기법을 제안하였다. ER 유체를 이용한 반능동 충격감쇠기법은 ER 충격감쇠기의 수학적모델의 가변마찰 요소를 적극적으로 제어하여 허용치 이상의 충격이 임무장비에 인가되지 않도록 하는 제어기법으로 충격 및 충격에 의해 유발되는 진동감쇠에도 효과적임을 수치해석을 통해 입증하였다. 일반적으로 가변마찰을 이용한 시스템의 경우, 가변감쇠형에 비해 진폭 의존성이 존재하며, 마찰가변 시 chattering으로부터 야기되는 충격이 임무장비에 영향을 줄 수 있다.

본 연구에서는 충격과 진동감쇠에 효과적인 제어기법 구현을 목적으로, 가변감쇠와 스프링 요소로 구성된 2요소 모델을 기반으로 하는 가변 감쇠형 반능동 충격제어기법을 제안하였다.

반능동 진동제어기법과 결합된 충격감쇠기법은 주요 탑재임무장비에 허용치 이상의 충격이 인가되었을 때는 가변감쇠요소를 적극적으로 제어하여 허용치 이상의 충격이 인가되지 않도록 하며, 충격에 의해 유발되는 진동에 대해서는 LQ 제어 이론으로부터 도출된 진동제어법에 따라 적극적으로 진동을 감쇠하는 방법이다. 본 논문에서 제안한 가변감쇠형 반능동 충격 및 진동감쇠기법의 유효함을 시뮬레이션을 통해 검증하였으며, 감쇠기의 반응지연이 존재하였을 경우의 제어기법의 유효성을 분석하였다.

## 2. 본 론

### 2.1 수치해석 모델과 운동방정식

Figure 1은 가변감쇠 반능동형 충격 및 진동감쇠기법의 유효성 검증을 위해 적용된 시뮬레이션 모델을 나타낸다. 시뮬레이션 모델은 충격에 민감한 탑재임무장비, 반정현과 충격이 인가되는 base 그리고 이들 사이에 충격 전달력 최소화를 목적으로 하는 충격감쇠기로 구성된다. 충격감쇠기는 인가전압 및 자장에 의해 유체의 특성이 변화하는 ER 유체 또는 MR 유체를 작동 유체로 갖는 감쇠기를 가정하여, 가변감쇠 요소  $c_v$ , 고정감쇠 요소  $c$  및 스프링 요소  $k$ 로 구성하였다. Figure 1의 시뮬레이션 모델의 운동방정식은 다음과 같으며,

$$m\ddot{z} + c\dot{z} + kz = -c_v\dot{z} - m\ddot{y} \quad (1)$$

임무장비에 전달되는 전달력  $p$ 는 다음과 같다.

$$p = -c\dot{z} - kz - c_v\dot{z} \quad (2)$$

여기에서,  $m$ 은 충격에 민감한 임무장비의 질량,  $x$ 와  $y$ 는 각각 base와 임무장비의 변위를 나타낸다.  $z$ 은  $x$ 와  $y$ 의 상대변위를 나타낸다.

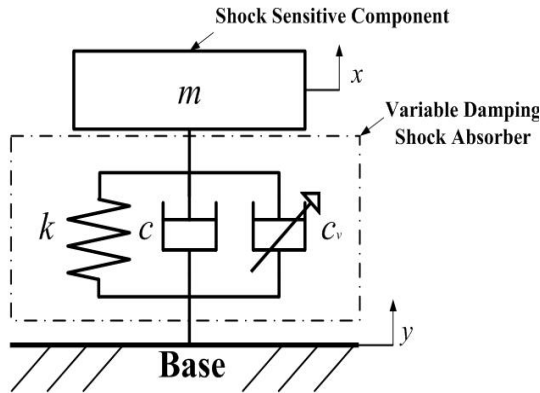


Fig. 1 Numerical Simulation Model

## 2.2 가변 감쇠 반능동 충격/진동 제어기법

주요 탑재임무장비에 허용치 이상의 충격이 인가 되었을 때는 Fig. 1의 가변 감쇠요소를 적극적으로 가변시켜 허용치 이상의 가속도가 탑재임무장비에 전달되지 않도록 하며, 충격에 의해 유발되는 진동은 반능동 진동제어로 감쇠시키는 가변 감쇠형 반능동 충격/진동감쇠 기법을 다음과 같이 제안하였다.

충격에 의해 유발되는 진동감쇠를 목적으로 LQ (Linear Quadratic) 이론에 근거한 반능동 제어기법 도출을 위해 상기 운동방정식의 식(1)을 상태방정식으로 나타내면 다음과 같이 간략화할 수 있다.

$$\dot{X} = AX + Bv + B_d \ddot{y} \quad (3)$$

상태변수는 다음과 같이 정의되며,

$$X = [z \quad \dot{z}]^T \quad (4)$$

여기에서,  $A$ ,  $B$ ,  $B_d$  그리고  $v$ 는

$$A = \begin{bmatrix} 0 & 1 \\ -\frac{k}{m} & -\frac{c}{m} \end{bmatrix} \quad (5)$$

$$B = \begin{bmatrix} 0 \\ -\frac{1}{m} \end{bmatrix}^T \quad (6)$$

$$B_d = [0 \quad -1] \quad (7)$$

$$v = c_v \dot{z} \quad (8)$$

로 나타낼 수 있다.

LQ 이론을 기반으로 한 반능동 제어기법의 판정식을 정의하기 위하여 식(8)에서의 감쇠력  $v$

에 대한 최적제어입력  $v_T$ 는 다음과 같이 정의된다.

$$-v = v_T = -KX \quad (9)$$

최적제어 입력을 선정하기 위한 성능지표함수  $J_p$ 는 다음과 같이 정의되며,

$$J_p = \int_0^{\infty} (X^T W_1 X + v_T^T W_2 v_T) dt \quad (10)$$

여기에서,  $W_1$ ,  $W_2$ 는 가중치를 나타내고, 제어이득  $K$ 는 다음식과 같이 정의되며,

$$K = W_2^{-1} B^T P \quad (11)$$

$P$ 는 다음의 Riccati 방정식으로부터 얻어진다.

$$PBW_2^{-1} B^T P - PA - A^T P - W_1 = 0 \quad (12)$$

본 논문에서 가정한 반능동형 댐퍼모델에서는 제어입력  $v$ 를 직접 제어할 수 없으므로, 감쇠계수  $c_v$ 의 제어를 통해  $v$ 를 최적제어입력  $v_T$ 에 최대한 추종 가능하도록 하는 제어기법을 제안하였으며 이는 다음의 판정식으로 구현 가능하다.

$$c_v = c_{vmin} \quad \text{when } v_T \dot{z} \leq 0 \quad (13)$$

$$c_v = c_{vmax} \quad \text{when } v_T \dot{z} > 0$$

본 논문에서는 상기의 제어기법을 LQSA (Linear Quadratic Semi-Active Control)로 명칭한다.

충격제어를 목적으로 가변 감쇠요소를 적극적으로 가변시켜 허용치 이상의 가속도가 탑재임무 장비에 인가되지 않도록 하는 충격감쇠기법을 다음과 같이 제안하였다.

주요 탑재임무장비에 가해지는 충격제어 성능검증을 위해 탑재장비의 충격 안정성 기준인 가속도 허용치  $\ddot{x}_c$ 를 가정하였다. 본 논문에서 제안한 충격제어기법은 탑재임무장비에 가해지는 가속도 레벨  $|\ddot{x}|$ 이 허용치  $\ddot{x}_c$  이상일 경우, 가변 감쇠력  $v$ 의 적극적인 제어를 통해 탑재임무장비에 허용

가속도 레벨인  $\ddot{x}_c$  이상 인가되는 것을 제한한다. 탑재장비에 가해진 가속도 레벨  $|\ddot{x}|$ 가  $\ddot{x}_c$ 에 도달할 때 급격한 감쇠력  $v$  변화로 인해 야기되는 채터링 현상과 실제 시스템 제어에서의 반응 지연으로 인한 제어성능 저하를 최소화하기 위해 충격 감쇠 기법이 동작하는 구간  $\gamma\ddot{x}_c < |\ddot{x}| \leq \ddot{x}_c$  을 정의하였다. 충격/진동성능 가중치  $\gamma$ 는  $0 \leq \gamma \leq 1$  로 정의되며 가중치  $\gamma$  가 작을수록 충격/진동 감쇠 기법은 충격제어를 우선으로한다. 본 논문에서는  $|\ddot{x}|$  가  $\ddot{x}_c$ 에 도달하기 전,  $\gamma\ddot{x}_c < |\ddot{x}| \leq \ddot{x}_c$  영역에서 탑재임무장비의 허용가속도  $\ddot{x}_c$  이상의 가속도가 탑재장비에 인가되지 않도록 가변 감쇠력  $v$ 를 제어한다.

식(2)로부터 본 논문에서 제안된 충격제어를 위한 감쇠력  $v$ 는 다음과 같이 정의된다.

$$v = \begin{cases} -c\dot{z} - kz - m\ddot{x}_c & \text{when } \ddot{x} > 0 \\ -c\dot{z} - kz + m\ddot{x}_c & \text{when } \ddot{x} \leq 0 \end{cases} \quad (14)$$

하지만, 감쇠계수  $c_v$ 는 최대치( $c_{vmax}$ )와 최소치( $c_{vmin}$ ) 사이에서 제한된다. 따라서, 상기의 충격제어 기법은 다음의 판정식에 의해 구현가능하다.

$$\tilde{c}_v = F[(-c\dot{z} - kz - m \operatorname{sgn}(\ddot{x})\ddot{x}_c)/\dot{z}] \quad (15)$$

여기에서,

$$F[\tilde{c}_v] = \begin{cases} c_{vmax} & \text{when } \tilde{c}_v \geq c_{vmax} \\ \tilde{c}_v & \text{when } c_{vmin} \leq \tilde{c}_v < c_{vmax} \\ c_{vmin} & \text{when } \tilde{c}_v < c_{vmin} \end{cases} \quad (16)$$

상기의 진동제어를 위한 LQSA와 충격제어기법을 결합하면 다음과 같은 가변 감쇠형 반응동 충격/진동제어 기법을 얻을수있다. 가변 감쇠형 반응동 충격/진동제어기법은 탑재임무장비에 인가되는 가속도 절대치  $|\ddot{x}|$  가 충격/진동제어 기법의 스위칭 기준  $\gamma\ddot{x}_c$  이하일 경우 충격에 의해 발생하는 진동에 대해서 LQ 기반의 반응동제어기법을 통해

제진시키고, 탑재 임무장비에 인가되는 가속도 절대치  $|\ddot{x}|$  가  $\gamma\ddot{x}_c$ 를 초과할 경우, 충격제어기법을 적용하여 탑재임무장비의 가속도레벨이 허용 가속도 레벨  $\ddot{x}_c$  이상으로 인가되지 않도록 제어한다.

식(13)과 식(16)으로부터 본 논문에서 제안한 가변 감쇠형 반응동 충격/진동 제어기법은 다음의 판정식으로 구현 가능하다.

$$\begin{aligned} & \text{when } |\ddot{x}| \leq \gamma\ddot{x}_c & (17) \\ & c_v = c_{vmin} & \text{when } v_T\dot{z} \leq 0 \\ & c_v = c_{vmax} & \text{when } v_T\dot{z} > 0 \\ & \tilde{c}_v = F[(-c\dot{z} - kz - m \operatorname{sgn}(\ddot{x})\ddot{x}_c)/\dot{z}] \end{aligned}$$

본 논문에서는 상기의 제어기법을 Shock-LQSA로 명칭한다.

Table 1. Parameters for Numerical Simulation

Parameters	Values	Unit
$m$	10	[kg]
$k$	10000	[N/m]
$c$	50	[Ns/m]
$c_{vmin}, c_{vmax}$	0, 500	[Ns/m]
$\gamma$	0.95	-

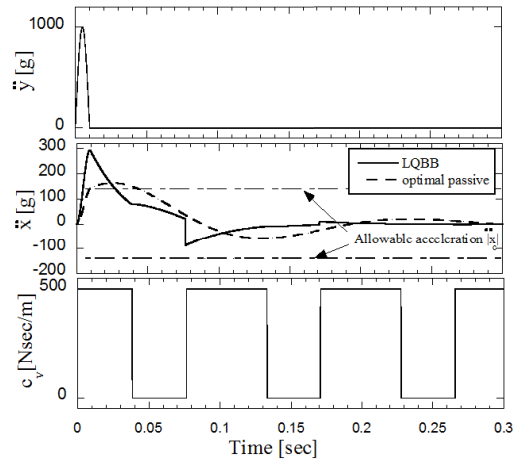


Fig. 2 Time Profiles Obtained from LQSA and Optimal Passive Shock Absorber ( $t=0.01s$ ,  $A=1000G$ )

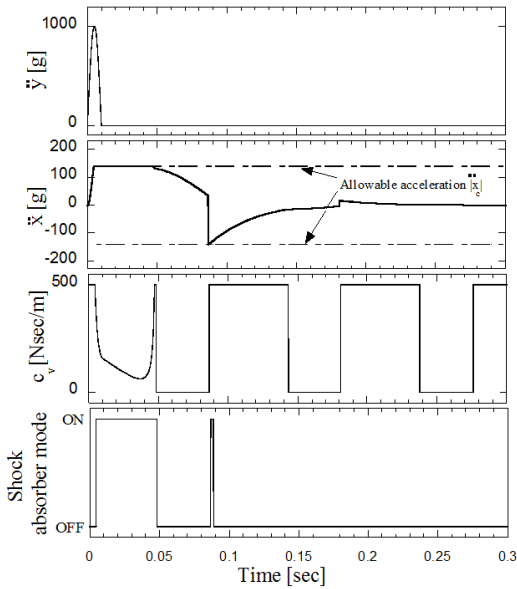


Fig. 3 Time Profiles Obtained from Shock-LQSA  
(  $t = 0.01s, A = 1000G$  )

2.3 시뮬레이션 결과

본 논문에서 제안한 LQ 기반 가변 감쇠형 반능동 충격/진동제어기법의 성능을 검증하기 위해 Fig. 1의 간략화된 모델을 이용하여 시뮬레이션을 수행하였으며, 다음과 같은 반정현파 성분의 충격이 base에 작용한다고 가정하였다.

$$\ddot{y} = \begin{cases} A \sin(\pi t / \tau) & \text{when } 0 \leq t < \tau \\ 0 & \text{when } \tau < t \end{cases} \quad (18)$$

여기에서,  $A$ 와  $\tau$ 는 각각 반정현파의 진폭과 시간간격을 나타낸다. 탑재임무장비의 허용 가속도 레벨  $\ddot{x}_c = 140G$ 로 가정하였으며, 수치해석에 적용된 파라미터값을 Table 1에 나타낸다. 위성체는 발사환경에서 발생하는 충격외에 궤도상에서 전개형 구조물의 구속해제시 발생하는 충격을 경험하며, 궤도상에서의 진동절연을 위해 발사시 구속장치로 구조건전성을 확보하고 궤도상에서 구속을 해제하여 저장성의 절연기로 지지되도록 하는 방법이 적용되고 있다. 또한, 궤도

상에서는 임무에 따라 순차별로 구속해제장치가 작동 될 수 있다. 따라서, Table 1에서 제시된 저장성 구조는 궤도상에서의 진동절연을 목적으로 탄성지지 되고 있는 시스템에 타 분리장치 작동시 발생하는 충격이 전달되지 않도록 하는 조건을 고려하여 분석된 것이다.

Figure 2는 식(18)의  $A=1000, \tau=0.01$ 의 반정현파 성분의 충격이 base에 작용하였을 경우의 LQSA로부터 얻어진 응답프로파일을 나타낸다. LQSA와의 비교를 위하여  $c$ 가 최적화된 수동형 감쇠기로부터 얻어진 가속도를 함께 도시하고 있다. 진동제어기법만을 적용한 LQSA의 경우, 충격에 대해서는 LQSA의 판정조건에 따라 충격인가 초기에  $c_v$ 가  $c_{vmax}$ 를 유지하므로 식(2)에서의 탑재 임무장비로의 전달력을 증가시키는 요인으로 작용하여 최적 수동형 감쇠기에 비해 높은 가속도 응답을 보여주고 있다. 따라서 LQSA 제어기법은 충격에 의해 유발되는 진동제진 성능에는 효과적이지만 충격제어에는 유효하지 못함을 알 수 있다.

Figure 3은 Fig. 2와 동일한 반정현파 충격인가 시, 충격/진동제어기법인 Shock-LQSA로부터 얻어진 응답프로파일을 나타낸다. Figure 2의 LQSA와 달리, 탑재임무장비로의 전달력이 허용가속도  $\ddot{x}_c = 140G$ 에 전근 하였을 때, 가변감쇠요소  $c_v$ 가 연속적으로 가변되어 제어기법이 목표하는 허용가속도 140G 이하로 충격이 감쇠되고 있음을 알 수 있다.

Table 2는 충격/진동 제어기법 Shock-LQSA, LQSA, 최적 수동제어로부터 얻어진 충격감쇠 및 진동제진 성능결과를 보여준다.  $c_v$ 는 상대변위 경의 rms 결과로서  $z_s$ 가 낮을수록 높은 제진 성능을 나타낸다. Shock-LQSA의 경우, 충격제어에서는 가장 우수하며, 진동제진에 있어서도 최적 수동제어보다 높은 성능을 갖는다.

Figure 4는  $A$ 와  $\tau$ 의 변화에 따른 성능비교를 위해 최적 수동형 감쇠기, LQSA 그리고 Shock-LQSA로부터 얻어진 성능곡선을 나타낸다. 성능곡선은 각각의  $\tau$ 에 대해 진폭  $A$ 가 증가

시, 탑재 임무장비의 허용 최대가속도 140G를 만족시키는  $A$ 값을 도출하였다. 즉 성능곡선의 아래부분은 각각의 감쇠기가 제어 가능한 영역으로 이영역이 넓을수록 감쇠기의 높은 제어 성능을 나타낸다. 예를들면, 최적 수동제어 시스템을 적용할 경우,  $\tau=0.05s$ 의 반정현과 충격성분 인가시, 탑재장비의 안전성 측면에서  $A=1700G$ 까지 허용 가능함을 알 수 있다. 반면, 본 논문에서 제안한 Shock-LQSA 제어 시스템을 갖는 탑재장비의 경우, 상기와 동일조건에서 1950G 레벨의 충격입력에 대해서도 안정적임을 알 수 있다. 이 결과들을 정리하면, 제안된 가변 감쇠형 반응동 충격제어 기법은 수동형 또는 LQ 기반의 반응동 제어기법(LQSA)보다 충격제어에 효과적임을 알 수 있다.

마지막으로, ER 유체, MR 유체와 같은 기능성 유체의 응답속도 지연[8]에 따른 충격/진동제어 기법의 성능분석 결과를 비교하였다. Figure 5는 Figs. 2, 3과 동일한 반정현과 충격이 Base에 작용하였을 때, 각 응답속도 지연(0msec, 0.1msec, 0.5msec)에 따른 Shock-LQSA 충격/진동제어 성능 분석 결과를 나타낸다. Shock-LQSA 충격제어 기법은 응답속도 지연이 증가할수록 충격제어 성능이 저하됨을 알 수 있으며, 기능성 유체의 응답속도 지연은 본 논문에서 제안한 충격제어의 성능구현을 위해 중요한 요소임을 알 수 있다.

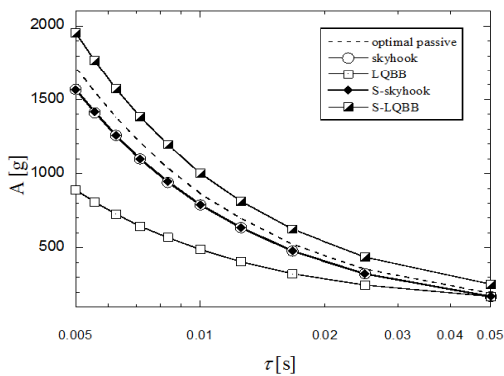


Fig. 4 Performance Comparison for Optimal Passive, LQSA and Shock-LQSA at Various  $\tau$  and  $A$

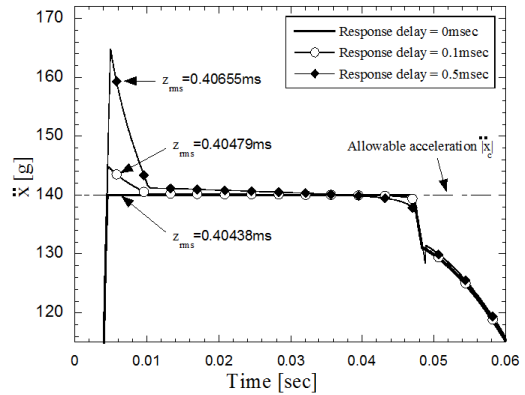


Fig. 5 Performance Comparison for Shock-LQSA with Response Delay of Functional Fluid

Table 2. Simulation Results Summary

Control Strategies	$ \ddot{x} _{\max} [g]$	$z_s [ms]$
Optimal Passive	164.12	0.4405
LQSA	294.44	0.2400
Shock-LQSA	140.00	0.4043

### 3. 결 론

발사체 및 위성체에서 구속해제장치로 사용되는 폭발식 파이프 분리장치의 작동시 수반되는 과도한 충격으로부터 주요 탑재 임무장비를 보호하기 위하여 주요 탑재임무장비에 허용치 이상의 충격이 인가되었을 때는 가변 감쇠요소를 적극적으로 제어하여 허용치 이상의 충격이 인가되지 않도록 하며, 충격에 의해 유발되는 진동에 대해서는 LQ 제어이론으로부터 도출된 진동제어법에 따라 진동을 감쇠하는 방법을 제안하였다. 본 논문이 제안한 제어기법의 유효성을 검증하기 위하여 반정현과 충격인가 시, 각각의 제어기법의 성능을 분석하였으며, 충격/진동 제어기법은 제어기법이 목표한 충격 및 충격으로부터 야기

된 진동감쇠에도 효과적임을 확인하였다. 또한 기능성유체를 이용한 충격감쇠기의 구현을 위해 기능성 유체의 응답속도 지연에 따른 제어 기법의 유효성을 분석하였으며, 유체의 응답속도는 본 논문에서 제안한 충격제어 성능구현을 위해 핵심요소임을 제안하였다. 향후에는, 기능성유체의 응답속도 지연문제 시에도 유효한 충격/진동 반능동 제어기법을 제안하고자 한다.

### 참 고 문 헌

- [1] C. D. Johnson and P. S. Wilke, "Whole-Spacecraft Shock Isolation System", Proceedings of the SPIE 9th Annual International Symposium on Smart Materials and Structures, Damping and Isolation, SanDiego, CA, March, 2002.
- [2] P. S. Wilke, C. D. Johnson, P. J. Gosserode, D. Sciulli, "Whole-Spacecraft Vibration Isolation on Small Launch Vehicles", Proceedings of the Smart Structures and Materials, Damping and Isolation, Newport Beach, CA, March, 2000.
- [3] C. D. Johnson, P. S. Wilke, "Recent Launches using the SoftRide Whole-Spacecraft Vibration Isolation System", Proceedings of the AIAA Space 2001 Conference, Albuquerque, NM, August, 2001.
- [4] 오현웅 "위성 탑재체 지향성능 향상을 위한 가변 댐핑 반능동 제어에 관한 연구" 한국항공우주학회지, 제35권제6호, 2007, pp. 533-538.
- [5] 오현웅, 최영준, 이경민 "작동유체 질량을 고려한 유연 우주 트러스 구조물 제진용 반능동댐퍼의 성능분석" 한국항공우주학회지, 제37권 제5호, 2009, pp. 450-456.
- [6] 오현웅, 최영준 "Chattering에 의한 위성 탑재체 지향성능저하 최소화를 위한 반능동 제어기법 성능분석" 한국항공우주학회지, 제38권 제9호, 2010, pp. 882-889.
- [7] K. Makihara, J. Onoda and K. Minesugi, Numerical Analysis of Powerful Shock Absorber Utilizing Particle-Dispersion ER Fluid, Transaction of the Japan Society for Aeronautical and Space Sciences, Vol. 49, 2007 pp. 203-210.
- [8] J. Onoda, H. U. Oh and K. Minesugi, Semiactive Vibration Suppression with Electro-rheological Fluid Dampers", AIAA Journal, 35, 1997 pp.1844-1852.