

슬라이딩 섭동 관측기를 이용한 에어셀과 반능동 서스펜션의 통합 제어

유기성¹⁾ · 윤정주¹⁾ · 이민철²⁾ · 유완석²⁾

부산대학교 지능기계공학과¹⁾ · 부산대학교 기계공학부²⁾

Integration Control of Air-Cell Seat and Semi-active Suspension Using Sliding Perturbation Observer Design

Ki Sung You¹⁾ · Jeong Joo Yun¹⁾ · Min Cheol Lee²⁾ · Wan Suk Yoo²⁾

¹⁾Graduate School, Department of Mechanical and Intelligent Systems Engineering, Pusan National University, Busan 609-735, Korea

²⁾School of Mechanical Engineering, Pusan National University, Busan 609-735, Korea

(Received 6 February 2004 / Accepted 9 April 2004)

Abstract : In this study, integration control of air-cell seat and semi-active suspension is proposed to minimize the road-tyre force which can cause uncomfortable feeling to rider. The proposed integration control with sliding perturbation observer is consisted of air-cell seat control which uses the force generated by air-cell and the sky-hook control. The air-cell seat itself has been modeled as a 1 degree of freedom spring-damper system. The actual characteristics of the air-cell have been analyzed through experiments.

In this paper, we introduces a new robust motion control algorithm using partial state feedback for a nonlinear system with modelling uncertainties and external disturbances. The major contribution of this work is the development and design of robust observer for the state and the perturbation. The combination skyhook controller and air-cell controller using the observer improves control performance, because of the robust routine called Sliding Observer Design for Integration Control of Air-Cell Seat and Semi-active Suspension. The simulation results show a high accuracy and a good performance.

Key words : Perturbation(섭동), Sliding perturbation observer(슬라이딩 섭동 관측기), Sky-hook control(스카이훅 제어), Air-cell(에어셀)

1. 서론

기술의 발달과 생활환경의 고급화로 인해서 자동차 탑승자의 주행 안락감에 대한 욕구와 기대감이 높아지고 있어, 자동차를 개발하는 데 중요한 요소가 되었다.

Karnopp의 2인¹⁾에 의해 제안된 스카이훅(sky-hook) 현가이론은 능동/반능동 현가장치와 관

련하여 잘 알려진 제어 알고리즘으로 노면의 외란에 의한 차체의 수직가속도를 줄이기 위해서 가상적인 기준면을 공중에 설정하고 차체와 가상의 기준면 사이에 감쇠기를 설치하는 개념이다. 기존의 스카이훅 현가이론을 비롯한 일반적인 제어에서는 고주파 성분의 제어 상태 파라미터들로 인하여 발생한 과도한 제어 입력과 그에 따르는 제어의 비효율성이 존재하고 있다.^{2,4)} 또한 스카이훅 현가이론은 2자유도 차량 모델에서 고안되어 일반적으로 인체와 시트를 포함한 4자유도 차량 모델의 승차감 개

*To whom correspondence should be addressed.
mclee@pusan.ac.kr

선에 한계가 있다.

본 연구에서는 기존의 스카이훅 현가이론과 차량에 장착된 에어셀-시트(air-cell seat)을 승차감을 극대화하고자 한다.³⁾ 스카이훅을 이용하여 차체의 가속도의 변화를 최소화시키고, 에어셀을 이용하여 차체에서 발생하는 진동을 감쇠시킬 수 있도록 하였다. 또한 반능동 서스펜션의 스카이훅 및 에어셀 시트의 공압 제어 성능을 향상시키기 위해서, 노면의 외란이나 모델링 오차와 같은 섭동을 관측할 수 있는 슬라이딩 섭동 관측기를 설계하여, 추정된 섭동을 스카이훅 및 에어셀의 입력에 보상하였다. 관측기를 이용함으로써 과도하게 변하는 제어 상태 파라미터들을 특정한 저주파수 영역에서만 취할 수 있게 하여 보다 효율적인 제어를 하고자 한다.^{3,5)} 이를 통해 기존의 스카이훅 제어와 제안한 비선형 추정기의 감쇠효과를 비교 평가한다.

2. 에어셀 시트시스템 모델링

노면으로부터 탑승자에 전달되는 진동의 감소는 차량의 성능을 향상시키기 위한 중요한 요건이다. 특히 시트는 탑승자의 신체와 직접적인 접촉을 하게 되므로 운전자의 승차감 향상을 위한 중요한 요소이다. 일반적으로 시트는 프레임, 스프링, 폴리우레탄폼 그리고 커버지로 구성되나, 본 논문에서는 폴리우레탄폼과 커버지 사이에 에어셀을 삽입하여 인체에 전달되는 진동을 감소시킴으로써 승차감을 향상시키고자 한다.^{5,10)} 본 논문에서 사용된 에어셀-시트의 물성치를 구하기 위해 사용된 실험 모델과 에어셀의 형상은 Fig. 1과 같다. 에어셀-시트는 인체와 에어셀 그리고 시트 폼이 직렬로 연결된 형태를 가지며 인체는 하나의 질량(m_4)을 가지는 1자유도 모델로 선정하였고 이의 진동모델은 Fig. 2와 같다.

본 논문에서 사용한 에어셀 시트의 압력에 따른 시트 물성치를 측정하기 위해서 Fig. 3과 같은 실험장치를 구성하고 sine-sweep을 입력으로 주어 에어셀-시트의 압력에 따른 고유 주파수를 측정한 후에 에어셀-시트의 물성치인 c_4 와 k_4 를 추정하였다. 그때의 에어셀 압력에 의한 결과를 정리하면 Fig. 4와 같다. 에어셀의 감쇠계수(c_4)와 스프링상수(k_4)의 값은 시트 물성치의 10%내에서 변한다고 가정한다.

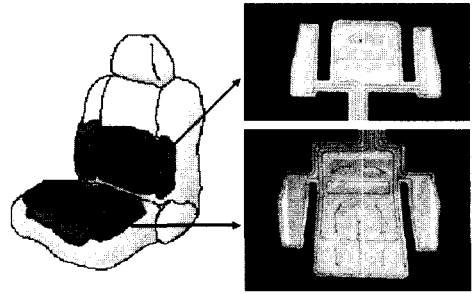


Fig. 1 Design of air-cell seat

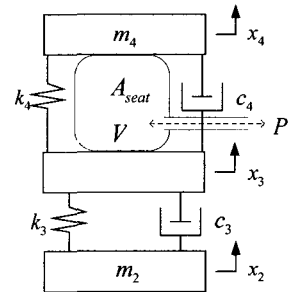


Fig. 2 Air-cell seat model

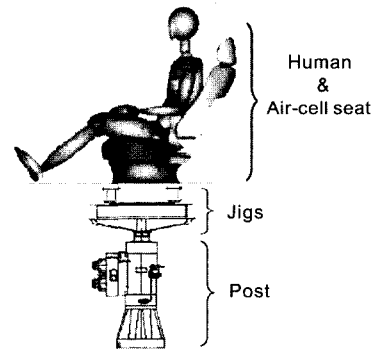


Fig. 3 Setup for seat excitation experiment

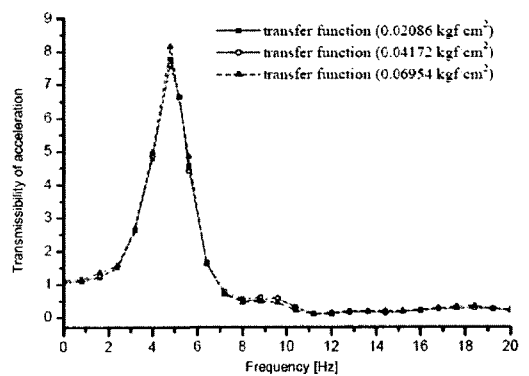


Fig. 4 Transmissibility of the air-cell seat

Table 1 Parameters used in the air-cell seat model

| Parameters | Physical quantity | Value |
|------------|------------------------------|-----------------------|
| m_3 | Mass of seat | 53 kg |
| c_3 | Damping constant of seat | 642 N · s/m |
| k_3 | Spring constant of seat | 51,815 N/m |
| m_4 | Effective mass of human body | 52.5 kg |
| c_4 | Damping constant of air-cell | 64.2 N · s/m |
| k_4 | Spring constant of air-cell | 5,181.5 N/m |
| A_{seat} | Effective area of air-cell | 0.0637 m ² |

본 논문에서는 실제 탑승자의 감성 평가에 의해 탑승자가 편하다고 선택된 에어셀의 가변 압력 범위인 0 ~ 0.06954 kgf/cm² 내에서는 Fig. 4와 같이 시트 물성치의 변화가 거의 없기 때문에 시트 물성치는 일정하고, 에어셀은 단순히 양의 방향의 힘만 출력할 수 있는 구동기로 가정한다. 진동실험을 통한 에어셀의 동특성 파라미터를 측정된 결과는 Table 1과 같다.

3. 반능동 서스펜션과 에어셀 시트의 통합 제어

본 논문에서는 승차감을 개선하기 위해 반능동 서스펜션을 사용한 스카이훅 제어와 에어셀-시트를 사용하였다. 스카이훅 제어는 노면의 진동을 흡수하여 승차감을 개선하며, 에어셀-시트는 인체에 인가되는 힘을 상쇄하여 승차감을 개선한다.

3.1 차량 진동 모델

노면 정보인 x_r 을 외란으로 하는 4자유도의 차량 모델은 Fig. 5와 같고 각 물성치는 Table 2와 같다. 각 질량은 타이어, 차체, 시트 그리고 인체의 질량을 기준으로 하였다. 차량 진동 모델의 제어 입력은 스카이훅 제어의 가상의 힘인 F_{sky} 와 시트에 장착된 에어셀-시트의 입력인 F_{seat} 이다. F_{sky} 는 노면에서 발생하는 외란에 의한 차체질점 m_2 에서의 가속도의 변화를 최소화시키고, F_{seat} 는 차체에서 발생하는 가속도 성분을 인체질점인 m_1 에서 최소화 시키도록 제어한다.

Table 2 Parameters used in the 4 D.O.F. vehicle model

| Parameters | Physical quantity | Value |
|------------|-------------------------------|-------------|
| m_1 | Mass of tire | 60 kg |
| k_1 | Spring constant of tire | 300,000 N/m |
| m_2 | 1/4 Mass of chassis | 270 kg |
| k_2 | Spring constant of suspension | 25,000 N/m |

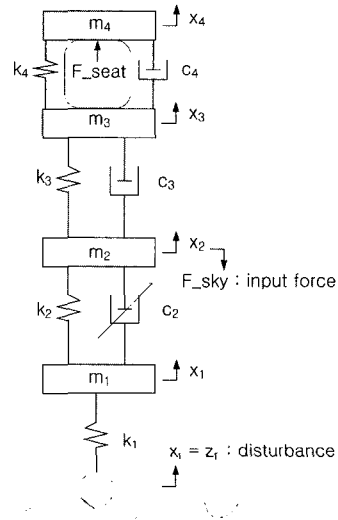


Fig. 5 4 D.O.F. vehicle model

3.2 반능동 서스펜션(Semi-active suspension)

노면의 거칠기를 외란으로 간주하여 그 외란을 감쇠할 수 있도록 식 (1)과 같이 F_{sky} 를 계산한다. 식 (2)는 주어진 차량 진동 모델에서 스카이훅의 감쇠 계수를 표현한 식이다.¹⁾

$$F_{sky} = c_2(\dot{x}_2 - \dot{x}_1) \tag{1}$$

$$c_2 = -\frac{m_2\ddot{x}_2 + k_2(x_2 - x_1) - c_3(\dot{x}_3 - \dot{x}_2) - k_3(x_3 - x_2)}{\dot{x}_2 - \dot{x}_1} \tag{2}$$

식 (2)에서 획득하여야 할 상태변수는 3.4절에서 기술된 비선형 상태 관측기에서 추정함으로써 부가적인 센서를 부착하지 않더라도 가능하다.

3.3 에어셀 시트

에어셀의 동특성은 에어셀 압력의 변화에 영향을 받지 않고 일정하지만, 에어셀 압력에 의해 에어셀에서 인체에 영향을 줄 수 있는 양의 방향의 힘이 식

(3)과 같이 생성된다. 이를 이용하여 인체 질량에 영향을 주는 힘을 최소화하기 위해서 인체에 영향을 주는 힘에 반대되는 힘을 식 (4)와 같이 에어셀에서 생성하여 서로 상쇄하도록 한다. 에어셀-시트의 입력력인 $F_{P.seat}$ 는 양의 방향의 힘만 줄 수 있다고 가정한다.

$$F_{P.seat} = A_{seat} \times \Delta P \quad (A_{seat} = const) \quad (3)$$

$$F_{seat} = m_4 \ddot{x}_4 + c_4(\dot{x}_4 - \dot{x}_3) + k_4(x_4 - x_3) \quad (F_{seat} > 0) \quad (4)$$

3.4 상태 공간 모델

Fig. 5의 각 질량에 대한 운동방정식은 식 (5)와 같다. 이를 이용하여 상태 공간 방정식을 표현하면 식 (6)과 같다. 식 (6.2)는 원하는 출력을 얻기 위한 식과 상태 벡터 z 와 모델 변수 x 의 관계이다. 여기서 제어입력은 F_{sky} 와 F_{seat} 이고 외란은 노면 정보인 $x_r = z_r$ 이다.

$$\begin{aligned} m_4 \ddot{x}_4 + c_4(\dot{x}_4 - \dot{x}_3) + k_4(x_4 - x_3) &= F_{seat} \\ m_3 \ddot{x}_3 + c_3(\dot{x}_3 - \dot{x}_2) + k_3(x_3 - x_2) - c_4(\dot{x}_4 - \dot{x}_3) \\ - k_4(x_4 - x_3) &= -F_{seat} \\ m_2 \ddot{x}_2 + k_2(x_2 - x_1) - c_3(\dot{x}_3 - \dot{x}_2) - k_3(x_3 - x_2) &= -F_{sky} \\ m_1 \ddot{x}_1 + k_1(x_1 - x_r) - F_{sky} - k_2(x_2 - x_1) &= 0 \end{aligned} \quad (5)$$

$$\dot{z} = \mathbf{A}z + \sum_{i=1}^n \mathbf{B}u_i + \mathbf{d}(t) \quad (6)$$

$$y = \mathbf{C}z$$

여기서,

$$\mathbf{z} = \begin{bmatrix} z_1 \\ z_2 \\ z_3 \\ z_4 \\ z_5 \\ z_6 \\ z_7 \\ z_8 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} x_1 \\ \dot{x}_1 \\ x_2 \\ \dot{x}_2 \\ x_3 \\ \dot{x}_3 \\ x_4 \\ \dot{x}_4 \end{bmatrix}$$

$$\mathbf{A} = \begin{bmatrix} 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ -\frac{k_1+k_2}{m_1} & 0 & \frac{k_2}{m_1} & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ \frac{k_2}{m_2} & 0 & -\frac{k_2+k_3}{m_2} & -\frac{c_3}{m_2} & \frac{k_3}{m_2} & -\frac{c_3}{m_2} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & \frac{k_3}{m_3} & -\frac{c_3}{m_3} & -\frac{k_3+k_4}{m_3} & -\frac{c_3+c_4}{m_3} & \frac{k_4}{m_3} & \frac{c_4}{m_3} \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & \frac{k_4}{m_4} & -\frac{c_4}{m_4} & -\frac{k_4}{m_4} & -\frac{c_4}{m_4} \end{bmatrix}$$

$$\mathbf{B} = \begin{bmatrix} 0 & 0 \\ 1 & 0 \\ m_1 & 0 \\ 0 & 0 \\ -1 & 0 \\ m_2 & 0 \\ 0 & -\frac{1}{m_3} \\ 0 & 0 \\ 0 & \frac{1}{m_4} \end{bmatrix}$$

$$\mathbf{C} = [0 \ 0 \ 0 \ 0 \ 0 \ 0 \ 1 \ 0]$$

$$\mathbf{d}(t) = \begin{bmatrix} 0 & \frac{1}{m_1} x_r(t) & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}^T$$

4. 슬라이딩 섭동 관측기 설계

기존의 스카이훅 제어와 제한한 에어셀-시트 에 의한 승차감 성능을 극대화하기 위해서 섭동의 크기를 관측하여 보상할 수 있는 슬라이딩 섭동 관측기를 추가하였다.

4.1 섭동(Perturbation)의 정의

에어셀-시트 통합 모델을 n 자유도를 가지는 이차 시스템의 운동방정식으로 기술하면 식 (7)과 같이 주어진다.

$$\ddot{x}_j = f_j(\mathbf{z}) + \Delta f_j(\mathbf{z}) + \sum_{i=1}^n [(b_{ji}(\mathbf{z}) + \Delta b_{ji}(\mathbf{z}))u_i] + d_j(t) \quad (7)$$

$\mathbf{z} \equiv [z_1, \dots, z_n]^T$: 상태 벡터(state vector),

$Z_j \equiv [x_j \ \dot{x}_j]^T$: 상태변수(state variable),

$\Delta f_j(\mathbf{z})$: 비선형 요소와 불확실성,

$\Delta b_{ji}(\mathbf{z})$: 제어 게인 행렬 요소의 불확실성,

d_j : 외란, u_i : 제어입력(F_{sky}, F_{seat}),

f_j, b_{ji} : 연속적인 상태함수

여기서, “ i ”는 각각의 제어 입력에 대해 영향을 받는 제어 게인 행렬의 요소를 표시하기 위한 것이다. 주어진 운동방정식에서 비선형 요소와 불확실성, 외란 등을 섭동(perturbation)으로 정의하면 식 (8)과 같다.

$$\Psi_j(\mathbf{z}, t) = \Delta f_j(\mathbf{z}) + \sum_{i=1}^n \Delta b_{ji}(\mathbf{z})u_i + d_j(t) \quad (8)$$

여기서, 섭동으로 정의된 항들이 알려진 임의의 연속함수보다 작다고 가정하면 식 (9)와 같이 표현할 수 있다.²⁾

$$\Gamma_j(\mathbf{z}, t) = \mathbf{F}_j(\mathbf{z}) + \sum_{i=1}^n |\Phi_{ji}(\mathbf{z})u_i| + D_j(t) > |\Psi_j(t)| \quad (9)$$

여기서, $F_j > |\Delta f_j|$, $\Phi_{ji} > |\Delta b_{ji}|$, $D_j > |d_j|$ 로 섭동 성분이 각각 상한(upper bound)되어 있다.

4.2 단일 입력력 시스템을 위한 슬라이딩 섭동 관측기

상태 변수 관측기는 시스템의 상태변수를 관측하기 위해 필요하고, 섭동 관측기는 시스템의 불확실성에 의해 야기되는 섭동을 제어입력에서 보상하기 위해서 필요하다. 그 중에서 슬라이딩 관측기를 이용하면 매우 빠른 응답특성을 가지고 상태변수를 관측할 수 있고, 슬라이딩 섭동 관측기는 시스템의 불확실성 등에 의해 야기되는 비선형 성분을 빠른 응답특성을 가지며 관측할 수 있다. 슬라이딩 관측기를 위해 주어진 운동방정식을 상태 공간 표현법으로 기술하면 식 (10)과 같다.^{3,4)}

$$\dot{x}_{1j} = x_{2j} \quad (10.1)$$

$$\dot{x}_{2j} = f_j(\mathbf{z}) + \sum_{i=1}^n [b_{ji}(\mathbf{z})u_i] + \Psi_j \quad (10.2)$$

$$y = x_{1j} \quad (10.3)$$

여기서 측정할 수 있는 것은 위치정보만이라고 가정하면 관측기는 불확실한 요소에도 불구하고 측

정할 수 없는 상태벡터들을 추정하는 작업을 한다. 식 (11)은 슬라이딩 관측기의 구조를 수식적으로 표현한 것이다.³⁾

$$\dot{\hat{x}}_{1j} = \hat{x}_{2j} - k_{1j} \text{sat}(\tilde{x}_{1j}) - \alpha_{1j} \tilde{x}_{1j} \quad (11.1)$$

$$\dot{\hat{x}}_{2j} = \alpha_{3j} \bar{u}_j - k_{2j} \text{sat}(\tilde{x}_{1j}) - \alpha_{2j} \tilde{x}_{1j} - \mathbf{S}_{oj} + \hat{\Psi}_j \quad (11.2)$$

여기서, $k_{1j}, k_{2j}, \alpha_{1j}, \alpha_{2j}$ 는 양의 값을 가지는 관측기의 게인이고, $\tilde{x}_{1j} = \hat{x}_{1j} - x_{1j}$ 로써 측정할 수 있는 상태변수의 추정오차, $\mathbf{S}_{oj} = \hat{x}_{1j} + \gamma_j \hat{x}_{2j}$ 는 관측기의 추정오차로 구성되는 슬라이딩 평면을 나타낸다. “ \wedge ” 기호는 관측기에서 추정된 결과를 나타낸다. 식 (11)에서 식 (10)을 빼면, 아래의 식 (12)와 같이 관측기의 오차 운동 방정식이 구해진다.

$$\dot{\tilde{x}}_{1j} = \tilde{x}_{2j} - k_{1j} \text{sat}(\tilde{x}_{1j}) - \alpha_{1j} \tilde{x}_{1j} \quad (12.1)$$

$$\dot{\tilde{x}}_{2j} = -k_{2j} \text{sat}(\tilde{x}_{1j}) - \alpha_{2j} \tilde{x}_{1j} - \mathbf{S}_{oj} - \Psi_j \quad (12.2)$$

여기서, $\tilde{f} = f(\hat{\mathbf{z}}) - f(\mathbf{z})$ 가 Δf 에 포함되고, $\tilde{b} = b(\hat{\mathbf{z}}) - b(\mathbf{z})$ 가 Δb 에 포함된다고 가정하면, $\tilde{\Psi}$ 는 식 (8)에서 정의한 것과 같은 섭동이다. \tilde{x}_{1j} 의 부호가 불연속적으로 변하므로, 포화함수(saturation function)를 사용하여 슬라이딩 관측기의 경계층인 ϵ_{oj} 안에 들어올 때 k_{1j}, k_{2j} 가 연속적으로 변하게 한다. 포화함수의 정의는 식 (13)과 같다.

$$\text{sat}(\tilde{x}_{1j}) = \begin{cases} \tilde{x}_{1j} / |\tilde{x}_{1j}|, & \text{if } |\tilde{x}_{1j}| \geq \epsilon_{oj} \\ \tilde{x}_{1j} / \epsilon_{oj}, & \text{if } |\tilde{x}_{1j}| < \epsilon_{oj} \end{cases} \quad (13)$$

Fig. 6은 제안한 슬라이딩 관측기의 상태공간에서의 수렴방향을 도시한 것이다. Fig. 6에서 보듯이 관측기의 슬라이딩 평면(sliding surface)은 $\tilde{x}_{1j}, \tilde{x}_{2j}$ 로 구성되고, $\tilde{x}_{1j} = 0$ 인 선을 따라서 슬라이딩 모드가 이루어진다. \tilde{x}_{1j} 의 부호에 따라서 \tilde{x}_{2j} 를 0을 만족하도록 하면, \tilde{x}_{2j} 는 상태공간 제책을 따라 가게 된다.⁴⁾

$$\tilde{x}_{2j} \leq \alpha_{1j} \tilde{x}_{1j} + k_{1j} \quad (\tilde{x}_{1j} > 0) \quad (14.1)$$

$$\tilde{x}_{2j} > \alpha_{1j} \tilde{x}_{1j} - k_{1j} \quad (14.2)$$

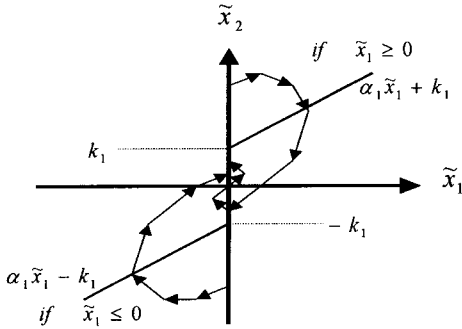


Fig. 6 State space of the observer

관측기에서 슬라이딩 모드가 일어날 때 식 (12)의 오차 운동방정식은 k_{2j}/k_{1j} 의 차단주파수를 가지는 섭동이 입력이 되고, \tilde{x}_{2j} 가 출력이 되는 필터형태가 된다. 슬라이딩 관측기의 안정도 판별은 식 (12)에서 $k_{2j} \geq \Gamma(\hat{z}, t)$ 을 만족하도록 하면 식 (14)에서 $|\tilde{x}_{2j}| \leq k_{1j}$ 을 만족하므로 \tilde{x}_{2j} 가 k_{1j} 에 상한 되어 안정도를 보장할 수 있다. 즉, $\Gamma(\hat{z}, t)$ 는 ψ_j 에 상한 되어 있고, 수학적 모델링의 불확실성과 외부 외란에 비해 추정기의 불확실성은 무시될 수 있다. 따라서 관측기 오차는 차단주파수가 커짐에 따라 외란에 무관하게 줄어들음을 알 수 있고, k_{2j} 의 선정은 식 (15)와 같이 섭동의 상한값 보다 크게 선정하면 되지만 채터링 문제를 고려하여 k_{2j} 의 하한값으로 선정한다.

$$k_{2j} = \Gamma(\hat{z}, t) \tag{15}$$

슬라이딩 관측기로 섭동 관측기에서 필요한 상태 변수를 추정하고 섭동 관측기에서 병렬형 매니플레이터의 비선형 성분 및 외란, 불확실성 등을 추정하여 제어에 반영한다면 매우 강한 제어가 될 것이다.⁷⁾ 슬라이딩 모드 제어기에 관측기를 결합하기 전에 운동방정식을 식 (16)과 같이 두어 제어변수를 분리한다.

$$f_j(\hat{z}) + \sum_{i=1}^n b_{ij}(\hat{z})u_i = \alpha_{3j}\bar{u}_j \tag{16}$$

여기서 α_{3j} 는 양의 값을 가지는 상수이고, \bar{u}_j 는 새로이 정의된 제어변수이다. 따라서 제어입력은 식 (17)과 같이 기술할 수 있다.

$$u_j = B^{-1}Col[\alpha_{3j}\bar{u}_j - f_j(\hat{z})] \tag{17}$$

여기서, $B = [b_{ji}(\hat{z})]_{n \times n}$ 이다. 따라서 식 (16)의 정의에 의해 에어셀-시트 통합 모델의 운동방정식은 아래와 같이 간략화 된다.

$$\dot{x}_{1j} = x_{2j} \tag{18.1}$$

$$\dot{x}_{2j} = \alpha_{3j}\bar{u}_j + \Psi_j \tag{18.2}$$

$$y_j = x_{1j} \tag{18.3}$$

마찬가지로 슬라이딩 관측기의 구조도 아래와 같이 간략화 된다.

$$\dot{\hat{x}}_{1j} = \hat{x}_{2j} - k_{1j}sat(\tilde{x}_{1j}) - \alpha_{1j}\tilde{x}_{1j} \tag{19.1}$$

$$\dot{\hat{x}}_{2j} = \alpha_{3j}\bar{u}_j - k_{2j}sat(\tilde{x}_{1j}) - \alpha_{2j}\tilde{x}_{1j} - S_{oj} + \hat{\Psi}_j \tag{19.2}$$

섭동 관측기는 시스템에 적용할 때 상태변수를 획득하기 위한 별도의 센서를 부착해야 한다. 따라서 추가적인 센서의 부착이 없이 섭동을 계산하기 위해 새로운 상태변수 x_{3j} 를 정의하면 식 (20)과 같다. 즉, ψ_j 를 직접 추정하지 않고도 다른 변수들만으로 계산할 수 있는 형태가 된다.

$$x_{3j} = \alpha_{3j}x_{2j} - \Psi_j / \alpha_{3j} \tag{20}$$

여기서, ψ_j 은 존재하고 상한 되어 있고, ψ_j 의 스펙트럼은 알려진 유한한 주파수 대역 안에 위치한다고 가정한다. 식 (20)을 시간에 대하여 일차 미분하면, 식 (21)처럼 된다.

$$\dot{x}_{3j} = \alpha_{3j}\dot{x}_{2j} - \dot{\Psi}_j / \alpha_{3j} \tag{21}$$

식 (21)에서 $\dot{\psi}_j$ 의 영향이 무시될 만큼 α_{3j} 를 크게 잡으면 섭동의 영향에도 불구하고 x_{3j} 를 잘 관측할 수 있다. 관측기 모델의 구조를 간략화 하기 위해 식 (18), (20)과 식 (21)에서 아래와 같이 변환한다.

$$\dot{\hat{x}}_{3j} = \alpha_{3j}^2(-\hat{x}_{3j} + \alpha_{3j}\hat{x}_{2j} + \bar{u}_j) \tag{22.1}$$

$$\hat{\Psi}_j = \alpha_{3j}(-\hat{x}_{3j} + \alpha_{3j}\hat{x}_{2j}) \tag{22.2}$$

식 (22)에서 식 (21)을 빼고 φ_j 를 식 (20)에서 구해 대입하면, 관측기 오차 운동방정식은 아래와 같이 유도된다.

$$\dot{\tilde{x}}_{3j} = -\alpha_{3j}^2 \tilde{x}_{2j} + \dot{\tilde{\Psi}}_j / \alpha_{3j} \quad (23)$$

전체 관측기의 구조는 섭동 관측기와 슬라이딩 관측기를 합쳐 x_{1j} 만 귀환하도록 바꾼다. 즉, 시스템에 별도의 센서를 부착하지 않더라도 제어시스템을 구성할 수 있다. 자세히 설명하면, 슬라이딩 관측기에서 \tilde{x}_{2j} 에 섭동의 영향을 고려하여 φ_j 항을 추가함으로써 시스템의 불확실성, 부하변동 등의 영향으로 발생한 추정된 상태변수의 오차를 최소화할 수 있고, x_{1j} 만 센서를 통해 획득함으로써 부가적인 센서를 부착할 필요가 없다. 위의 관계를 정리하면 슬라이딩 섭동 관측기의 전체 구조는 식 (24) 및 식 (25)와 같다.⁴⁾

$$\dot{\hat{x}}_{1j} = \hat{x}_{2j} - k_{1j} \text{sat}(\tilde{x}_{1j}) - \alpha_{1j} \tilde{x}_{1j} \quad (24.1)$$

$$\dot{\hat{x}}_{2j} = \alpha_{3j} \bar{u}_j - k_{2j} \text{sat}(\tilde{x}_{1j}) - \alpha_{2j} \tilde{x}_{1j} - \mathbf{S}_{oj} + \dot{\tilde{\Psi}}_j \quad (24.2)$$

$$\dot{\hat{x}}_{3j} = \alpha_{3j}^2 (-\hat{x}_{3j} + \alpha_{3j} \hat{x}_{2j} + \bar{u}_j) \quad (24.3)$$

여기서, φ_j 는 아래와 같이 정의되고, 위에서 계산한 결과로 섭동을 추정할 수 있다.

$$\dot{\tilde{\Psi}}_j = \alpha_{3j} (-\hat{x}_{3j} + \alpha_{3j} \hat{x}_{2j}) \quad (25)$$

따라서 새로운 관측기 오차 운동방정식은 식 (24)에서 식 (18)과 식 (21)을 빼고, 식 (20)에서 φ_j 를 구해 대입하면 식 (26)과 같이 구해진다.

$$\dot{\tilde{x}}_{1j} = \tilde{x}_{2j} - k_{1j} \text{sat}(\tilde{x}_{1j}) - \alpha_{1j} \tilde{x}_{1j} \quad (26.1)$$

$$\dot{\tilde{x}}_{2j} = -k_{2j} \text{sat}(\tilde{x}_{1j}) - \alpha_{2j} \tilde{x}_{1j} - \mathbf{S}_{oj} + \tilde{\Psi}_j \quad (26.2)$$

$$\dot{\tilde{x}}_{3j} = \alpha_{3j}^2 (-\tilde{x}_{3j} + \alpha_{3j} \tilde{x}_{2j}) + \dot{\tilde{\Psi}}_j / \alpha_{3j} \quad (26.3)$$

$$\dot{\tilde{\Psi}}_j = \alpha_{3j} (-\tilde{x}_{3j} + \alpha_{3j} \tilde{x}_{2j}) \quad (26.4)$$

관측기에서 슬라이딩 모드가 일어나면, \tilde{x}_{2j} 는 관측기의 슬라이딩 평면($\dot{\tilde{x}}_{2j} = 0$)을 따라가므로, 식

(26.1)과 식 (26.2)를 이용하면 식 (27)과 같이 간략화된다.

$$\dot{\tilde{x}}_{2j} + (k_{2j} / k_{1j}) \tilde{x}_{2j} = \tilde{\Psi}_j \quad (27)$$

식 (27)은 대역 통과 필터의 형태로서 \tilde{x}_{2j} 는 x_{2j} 를 잘 추종해 가기 위해 작은 값이 되어야 하고, 감쇠기울기가 최대가 되도록 필터의 차단주파수인 k_{2j}/k_{1j} 와 α_{3j} 를 적절히 선정하여야 한다.

Fig. 7에서 슬라이딩 관측기(sliding perturbation observer, SPO)는 저주파 통과 필터 형태로 섭동이 고주파일 때 추정된 속도오차가 작아짐을 볼 수 있고, 슬라이딩 섭동 관측기는 대역 통과 필터 형태로 일반적인 슬라이딩 관측기(sliding observer, SO)보다 저주파 영역에서 발생하는 섭동의 영향을 받지 않음을 볼 수 있다. 섭동이 입력으로 들어올 때 주파수 대역에 따라서 수렴하는지 확인하기 위한 것으로 식 (12)의 슬라이딩 관측기와 식 (26)의 슬라이딩 섭동 관측기의 모델을 필터형태로 바꾸었을 때의 보드선도이다.

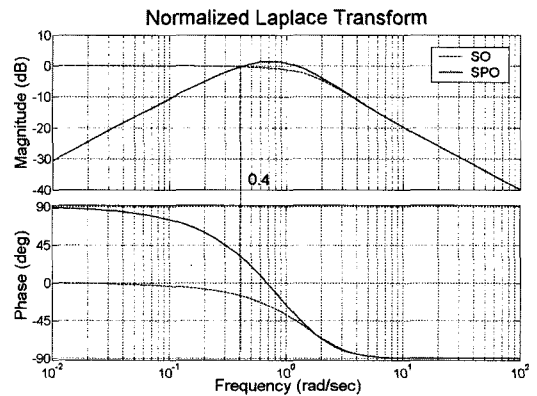


Fig. 7 Bode plots of SPO and SO

5. 시뮬레이션

본 연구에서는 슬라이딩 섭동 관측기를 이용한 반응동 서스펜션 및 에어셀-시트의 통합 제어의 시뮬레이션 결과와 슬라이딩 섭동 관측기를 사용하지 않은 반응동 서스펜션 및 에어셀-시트의 통합 제어의 결과를 비교하고자 한다. 슬라이딩 섭동 관측기를 이용한 제어의 제어주기는 실제 에어셀-시트 작

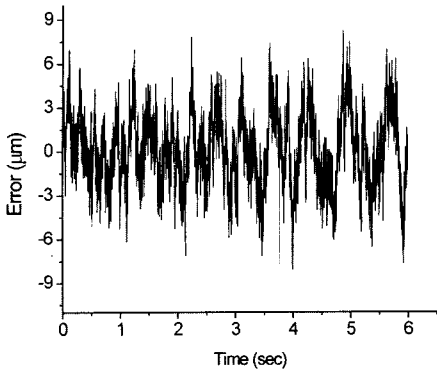


Fig. 8 Estimation error \tilde{x}_1

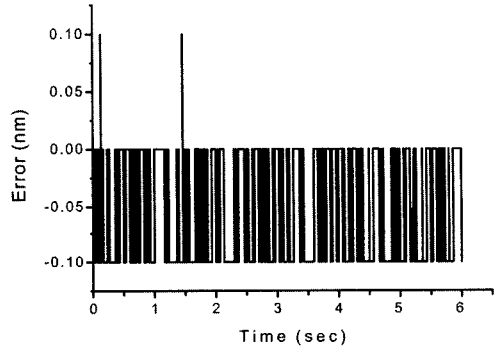


Fig. 10 Estimation error \tilde{x}_3

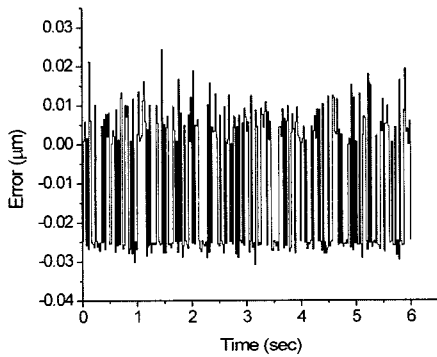


Fig. 9 Estimation error \tilde{x}_2

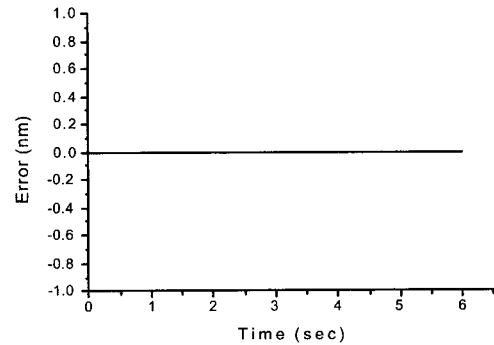


Fig. 11 Estimation error \tilde{x}_4

동을 위한 제어주기인 20ms로 정하였다.

5.1 슬라이딩 섭동 관측기 성능 평가

슬라이딩 섭동 관측기의 관측오차(\tilde{x}_1 , \tilde{x}_2 , \tilde{x}_3 , \tilde{x}_4)를 Fig. 8~Fig. 11에 나타내었다. 추가한 슬라이딩 섭동 관측기의 추종오차는 매우 작아 시스템의 상태변수의 추종 성능이 뛰어남을 알 수 있다. Fig. 10과 Fig. 11에서와 같이 \tilde{x}_3 와 \tilde{x}_4 의 관측기의 추종 오차가 0.1 nm 이하로 거의 없음을 알 수 있다.

5.2 승차감 성능 평가

슬라이딩 섭동 관측기를 이용하고 제어주기가 20ms인 서스펜션/에어셀 제어에서의 차체의 가속도를 나타내는 \ddot{x}_2 와 인체의 가속도를 나타내는 \ddot{x}_4 의 결과 그래프는 Fig. 12와 Fig. 14와 같다. Fig. 13

과 Fig. 15는 슬라이딩 섭동 관측기를 사용하지 않았을 때의 제어 결과이다.

슬라이딩 섭동 관측기를 이용하여 비선형 성분을 보상하지 않았을 경우는 에어셀-시트에 인체에 가해지는 가속도가 발생하지만 본 논문에서 제안한 슬라이딩 섭동 관측기를 이용한 비선형 보상 제어에서는 Fig. 12와 Fig. 14와 같이 인체에 가해지는 가속도 성분이 0.15 m/s^2 까지 제거되어 승차감 개선에 효과적임을 입증하였다.

특히 탑승자에게 영향을 주는 \ddot{x}_4 는 초기에 과도 응답 상태로 인하여 진동이 있지만 정상 상태에서는 매우 안정적이고 작은 변동만 존재하여 승차감 향상에 도움이 된다. 기존의 서스펜션 제어의 결과보다 슬라이딩 섭동 관측기를 가진 에어셀-시트 및 반능동 서스펜션의 통합 제어의 결과가 매우 우수함을 알 수 있다.

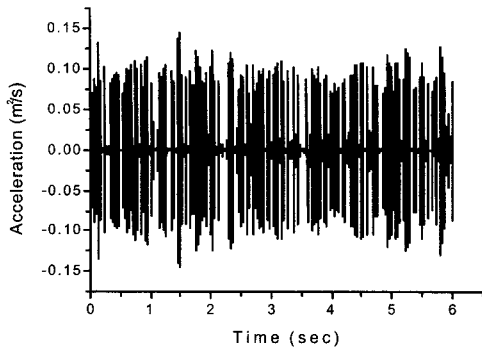


Fig. 12 Vehicle floor acceleration \ddot{x}_2 with SPO

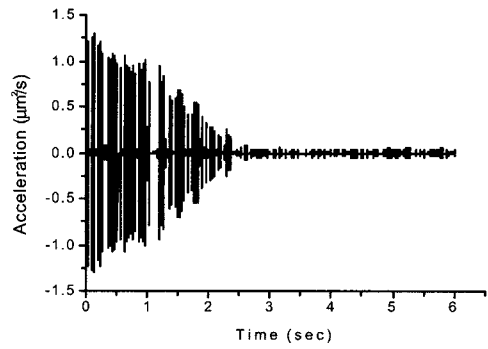


Fig. 14 Human acceleration \ddot{x}_4 with SPO

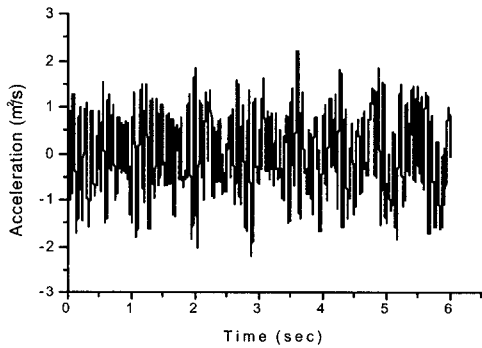


Fig. 13 Vehicle floor acceleration \ddot{x}_2 without SPO

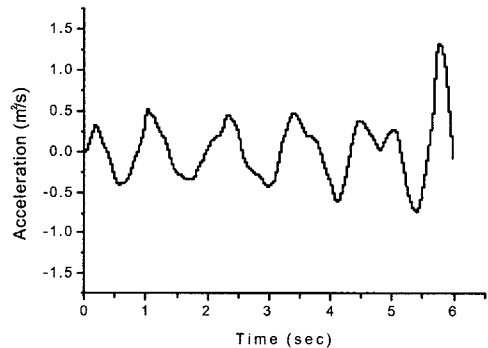


Fig. 15 Human acceleration \ddot{x}_4 without SPO

5.3 제어 입력의 한계값

차체에서 측정된 가속도(\ddot{x}_2)의 감쇠를 위한 스카이훅 감쇠제어를 하기 위한 반응동 서스펜션은 Fig. 16과 같은 전형적인 CVD(continuously variable damper)로 제어입력의 한계를 설정하였다.^[10,11] 슬라이딩 섯동 관측기를 이용한 스카이훅과 에어셀의 제어입력은 Fig. 17 및 Fig. 19와 같다. 이에 반해 슬라이딩 섯동 관측기를 이용하지 않은 제어의 제어입력은 Fig. 18과 Fig. 20이다. 그림에서 보듯이 슬라이딩 섯동 관측기를 이용함으로써 제어 입력이 매우 효과적으로 섯택되어지고 있음을 알 수 있다.

에어셀은 한쪽 방향의 힘만 낼 수 있기 때문에 F_{seat} 는 양의 값만 가질 수 있다. 그리고 제어입력의 크기는 식 (3)에서 구한 0~374.93 N의 값으로 Fig. 19와 Fig. 20의 값이 에어셀-시트의 실제 실제로 줄 수 있는 제어입력 범위를 만족함을 알 수 있다. Fig. 19에서는 초기 상태부터 2.5초까지는 과도 상태이므로 제어입력이 크게 들어가지만 정상 상태에서는

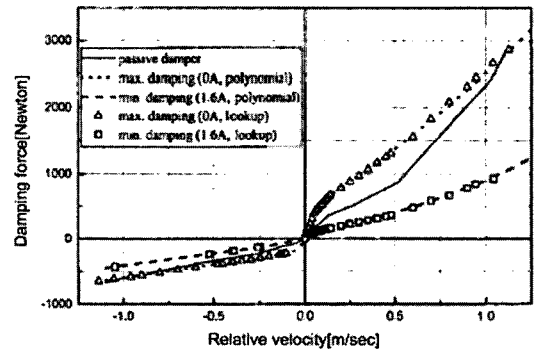


Fig. 16 Damping force characteristics of a typical CVD: comparison between lookup table and polynomial

작은 크기의 제어입력만 사용하고 있다.

6. 결론

일반적으로 기존의 제어 방식을 사용한 반응동 서스펜션 제어와 에어셀-시트 제어에서는 노면에서 입력되는 가속도로 인하여 감쇠의 크기를 비약

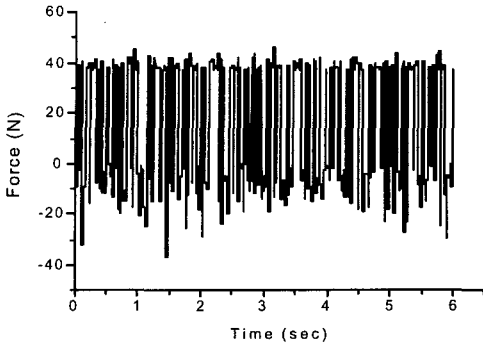


Fig. 17 Control input F_{sky} with SPO

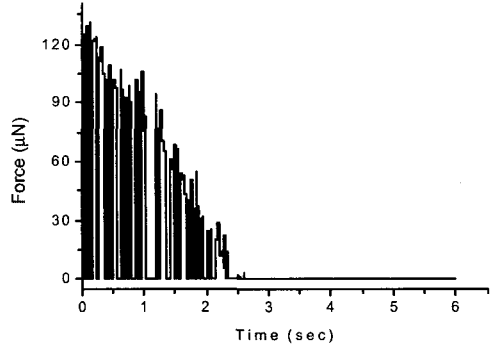


Fig. 19 Control input F_{seat} with SPO

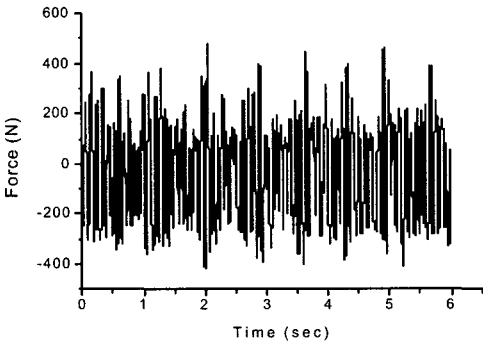


Fig. 18 Control input F_{sky} without SPO

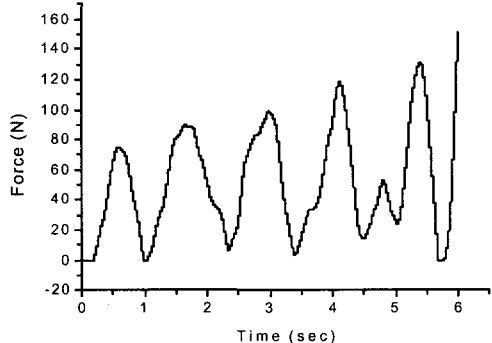


Fig. 20 Control input F_{seat} without SPO

적으로 줄일 수 없었다.

이러한 문제를 해결하기 위하여 본 논문에서 제안된 슬라이딩 섭동 관측기를 이용하여 스카이훅 제어를 적용할 경우 섭동의 영향을 보상하여 보다 좋은 제어 성능을 얻을 수 있었다. 또한 관측기의 설계단계에서 실제 승차감에 영향을 주지 않는 고주파 상태 파라미터를 걸러주는 필터의 효과를 가하도록 차단주파수를 설정하므로 승차감 개선을 위한 효율적인 제어를 수행할 수 있었다. 시뮬레이션에 사용한 제어주는 실제 시스템에서 응답특성이 느린 에어셀의 공압 제어주를 기준으로 시뮬레이션되어 있어 실제 1/4 차량 시스템에 적용이 가능할 것으로 사료된다.

후 기

본 연구는 NRL(국가 지정 연구실)과제(MI-0203-00-0017-02J0000-00910)의 지원으로 수행되

었으며, 이에 감사의 뜻을 표합니다.

References

- 1) D. C. Karnopp, M. J. Crosby, R. A. Harwood, "Vibration Control Using Semi-Active Force Generators," Transactions of ASME, J. of Engineering for Industry, Vol.96, No.2, pp.619-626, 1974.
- 2) H. Elmali, N. Olgac, "Sliding Mode Control with Perturbation Estimation (SMCPE)" International Journal of Control, Vol.56, pp.923-941, 1992.
- 3) J. J. Slotine, J. K. Hedrick, E. A. Misawa, "On Sliding Observers for Non-Linear Systems," ASME Journal of Dynamic Systems, Measurement and Control, Vol.109, pp.245-252, 1987.
- 4) M. Jairo Terra, H. Elmali, N. Olgac, "Sliding Mode Control With Sliding Perturbation

- Observer,” *Journal of Dynamic Systems, Measurement, and Control*, Vol.119, pp.657-665, December, 1997.
- 5) G. J. Stein, “A Driver's Seat with Active Suspension of Electro-pneumatic Type,” *ASME Transactions, Journal of Vibration and Acoustics*, Vol.119, No.2, pp.230-235, 1997.
 - 6) E. Beger, B. J. Gilmore, “Seat Dynamic Parameter for Ride Quality,” SAE 930115, 1993.
 - 7) G. J. Gouw, S. Rakheja, S. Sankar, Y. Afe-work, “Increased Comfort and Safety of Drivers of Off-Highway Vehicles Using Optimal Seat Suspension,” SAE 901646, 1990.
 - 8) M. J. Griffin, “The Evaluation of Vehicle Vibration and Seats,” *Applied Ergonomics*, Vol.129, No.1, pp.143-154, 1978.
 - 9) S. Rakheja, Y. Afe-work, S. Sankar, “Analytical and Experimental Investigation of the Driver-Seat-Suspension System,” *Vehicle System Dynamic*, Vol.23, No.7, pp.1513-1531, 1994.
 - 10) K. S. Hong, H. C. Sohn, J. K. Hedrick, “Modified Skyhook Control of Semi-Active Suspensions: A New Model, Gain Scheduling, and Hardware-in-the-Loop Tuning,” *ASME Transactions, Journal of Dynamic Systems, Measurement, and Control*, Vol.124, No.1, pp.158-167, March, 2002.
 - 11) C. K. Mo, M. H. Sunwoo, “Hydraulic Semi-active Vibration Absorbers(SAVA) to Automotive Seat Suspension System,” *Transactions of KSAE*, Vol.7, No.8, pp.160-171, 1999.
 - 12) S. H. Hwang, H. K. Hong, “Air-cell Control for Ride-Comfort Improvement : Modeling, Road -Detection and Active Vibration Control,” M. D. Dissertation Pusan National University 2004.