

MR 댐퍼 착륙장치의 택싱모드 제어기법에 대한 연구

이효상¹ · 황재혁^{2†}¹한국항공대학교 항공우주 및 기계공학과²한국항공대학교 항공우주 및 기계공학부

Study on the Taxing Mode Control of MR Damper Landing Gear

Hyosang Lee¹, Jaihyuk Hwang^{2,†}¹Dept. of Aerospace and Mechanical Engineering, Graduate at KAU²Dept of Aerospace and mechanical Engineering, Korea Aerospace University

Abstract

The aircraft vertical acceleration from the excitation of the road surface in the taxing mode is a main factor with a negative effect on the boarding quality of pilots and passengers. In this paper, we propose an appropriate control method to improve the boarding quality of the MR damper landing gear. The proposed control method is Skyhook Control Type 2, which feeds the aircraft vertical acceleration back in addition to the aircraft vertical velocity. Since Skyhook Control Type 2 factors the velocity and acceleration of the upper mass, it can be expected to exceed the control performance of the existing Skyhook Control that factors only the upper mass velocity. For the simulation, the bumper type road surface was selected as a ground surface, and the landing gear model constructed with RecurDyn and the controller designed with Simulink were co-simulated. The control effect of Skyhook Control Type 2 was verified by comparing and analyzing the RMS and maximum value of the upper mass acceleration according to the taxing speed and control method.

초 록

택싱모드 상태에서 노면의 가진으로 발생하는 기체 가속도는 조종사와 탑승객의 탑승감을 해치는 주요인이다. 본 논문에서는 MR댐퍼 착륙장치의 탑승감을 향상시키기 위해 제어기법을 연구하였다. 제안된 제어기법은 Skyhook Control Type2 로 기존의 스카이훅 제어와는 달리 추가적으로 상부질량가속도를 피드백 받아 제어력을 구성한다. Skyhook Control Type2는 상부질량의 속도와 가속도를 모두 고려하기 때문에 상부질량속도만을 고려하는 스카이훅 기법의 제어한계를 개선하는 효과가 있다. 시뮬레이션을 위해 범퍼형태의 노면을 활주노면으로 선정하였으며, 리커다인(RecurDyn)으로 구성된 착륙장치 모델과 시뮬링크(Simulink)로 설계한 제어기를 연동해석 하였다. 시뮬레이션을 통해, 상부질량가속도의 RMS값과 최대값을 활주속도 및 제어기법에 따라 비교 분석하여 Skyhook Control Type2에 대한 제어효과를 검증하였다.

Key Words : Taxing Mode(택싱모드), Semi-Active Control(반능동제어), Skyhook Control Type2(스카이훅 제어 타입2), Co-Simulation(연동해석)

1. 서 론

노면 위를 활주하는 항공기의 모든 움직임을 택싱이라고 정의한다. 택싱모드 상태의 항공기는 활주 노면의 형상에 따른 가진을 받게 되고, 이는 조종사와 탑

승객에게 전달되어 탑승감을 저해하고, 심지어 항공기에 탑재된 정밀 전자장비의 기능을 저해 할 수 있다 [1].

항공기용 착륙장치의 댐퍼는 노면에서 기체로 전달되는 하중을 흡수하기 때문에 댐퍼의 성능개선은 탑승감 향상을 위해 필수적인 사항이다. 현재 대중적으로 이용되고 있는 수동형 착륙장치는 다양한 운용형태와 조건 속에서 최적의 성능을 보장하지 못한다는 단점이

있다. 때문에 좀 더 다양한 착륙상황에서 만족스러운 성능을 가지는 착륙장치에 대한 연구가 진행되어 왔다. 1970년대부터 착륙장치에 능동제어의 개념이 도입되었다[2]. 능동제어의 개념이 도입될 경우 시스템의 강성 및 감쇠를 원하는 대로 제어할 수 있기 때문에 다양한 착륙조건에서 성능확보가 가능하다[3]. 그러나 제어불능 상태에 들어갔을 때 시스템의 안정성이 보장될 수 없다는 치명적인 단점 때문에 현재 수동형 착륙장치가 보편적으로 활용되고 있다[4,5].

본 연구에서 다루는 착륙장치는 다양한 착륙 조건에서 성능향상이 가능하고, 제어불능 상태에서도 수동형 착륙장치로 거동이 가능하여 안정성을 보장하는 반 능동형 착륙장치이다[6]. 착륙장치에 적용할 댐퍼로는 인가되는 자기장에 따라 감쇠력을 변화시킬 수 있는 MR댐퍼이다. 제안하는 제어기법은 Skyhook Control Type2이다. Skyhook Control Type2는 기존의 스카이훅 제어기법과 다르게 상부질량 속도와 가속도를 모두 입력받아 피드백 한다. 탑승감의 개선정도는 상부 질량 가속도의 RMS(root mean square)값과 최대값으로 나타낸 성능지수로 판단할 수 있다. 때문에 가속도에 대한 피드백이 적용된 Skyhook Control Type2가 적용될 경우 스카이훅 제어기법이 가지고 있던 성능의 한계를 개선할 것으로 기대할 수 있다. 더불어 Skyhook Control Type2를 적용하기 위해선 제어는 리항의 추가만 요구될 뿐, 별도의 하드웨어를 요구하지 않기 때문에 비용면에서 부담이 발생하지 않는다. Skyhook Control Type2의 제어효과 검증은 위해 유도한 운동방정식이 적용된 착륙장치 모델을 리커다인(RecurDyn)을 통해 구성하였다. 리커다인과 시뮬링크(Simulink)를 연동해석 하여 얻은 상부질량가속도의 성능지수를 비교하여 Skyhook Control Type2의 제어효과를 검증하였다.

2. MR 착륙장치 모델링

착륙장치의 완충기로 사용되는 MR(Magneto rheological)댐퍼의 충격 흡수 원리는 유압식 완충기와 동일하다. MR댐퍼의 구조는 크게 상부 스트럿과 피스톤 역할을 하는 하부 스트럿으로 나뉜다. 세부 구조로는 Fig.1에 나타난 바와 같이 에어챔버, 오일챔버, 플로팅 피스톤, 릴리프 밸브, MR 유체에 자기장을 가하기 위한 전자석과 코일 와이어

으로 구성되어 있다.

MR댐퍼를 갖는 착륙장치의 수학적 운동방정식을 얻기 위해, 댐퍼에 작용하는 힘들을 수식으로 표현해야 한다. 댐퍼에 작용하는 힘은 크게 외력과 내력으로 나눌 수 있다. 내력으로는 공기력 F_a , 감쇠력 F_d 그리고 마찰력 F_f 이 있고, 외력으로는 타이어 하중 F_T 이 있다. 착륙장치의 힘을 수식으로 표현하기 위해 착륙장치의 타이어는 탄성만 갖고 감쇠효과는 없으며, 완충장치 내부에 사용되는 MR유체는 비압축성 유체이고, 지면마찰력과 구름마찰력은 없다고 가정하였다.

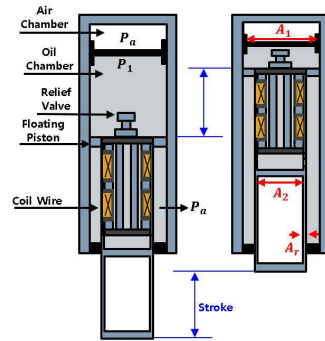


Fig. 1 MR Landing Gear

2.1. MR 댐퍼에 작용하는 내력

활주 시 착륙장치는 지면에 접하고 있기 때문에 지면 반력을 받게 되어 MR 댐퍼는 압축하게 되고 스트로크가 발생한다. 스트로크 s 는 상부질량 변위 z_1 와 하부질량 변위 z_2 사이의 차이로 식(1)과 같이 표현할 수 있다.

$$s = z_1 - z_2 \quad (1)$$

스트로크로 인해 생겨나는 내력의 총합인 스트럿 하중 F_s 은 내력의 총 합으로 식(2)와 같이 표현할 수 있다.

$$F_s = F_a + F_d + F_f \quad (2)$$

여기서 F_a , F_d , F_f 전절에서 언급한 내력이다.

2.1.1. 공기력

활주동안 스트로크가 발생하게 되면 오일(MR유체)의 유동이 발생한다. 내부에 사용되는 오일은 비압축성이라는 가정을 적용하면 유로를 통과한 오일의 부피만큼

공기실이 압축된다. 초기상태의 공기실과 압축상태의 공기실은 폴리트로픽 관계에 있다. 이를 적용하면 공기실의 압력 P_s 는 식 (4)와 같이 표현할 수 있다[6].

$$V_s = V_0 - A_2 s \quad (3)$$

$$P_s = P_0 \left(\frac{V_0}{V_0 - A_2 s} \right)^n \quad (4)$$

여기서 A_2 는 오일챔버의 면적을 의미하고, V_s 와 P_s 그리고 V_0 와 P_0 는 각각 압축상태의 부피와 압력, 초기상태의 부피와 압력을 나타낸다. n 은 폴리트로픽 지수이다. 공기력 F_a 는 계기압력에 공기실 단면적 A_1 을 곱하여 표현할 수 있고 다음과 같다.

$$F_a = A_1 P_s = A_1 \left[P_0 \left(\frac{V_0}{V_0 - A_2 s} \right)^n - ATM \right] \quad (5)$$

ATM 은 대기압이다.

2.1.2. 감쇠력

스트로크가 발생함에 따라 MR유체는 유로를 통과하게 되고 이때 발생하는 압력강하로 인해 감쇠력(damping force)이 발생한다. 감쇠력은 오리피스를 지나면서 생기는 압력강하 ΔP 와 작용하는 면적을 곱해서 표현할 수 있다. 이 때 감쇠력 F_d 이 작용하는 면적 A_d 는 스트로크 발생동안 압력차이를 그대로 가지고 있는 플로팅 피스톤의 면적이다. 작용면적 및 감쇠력을 식 (6),(7)과 같이 표현할 수 있다.

$$A_d = A_1 - (A_2 + A_r) \quad (6)$$

$$F_d = \Delta P A_d = \Delta P (A_1 - A_2 - A_r) \quad (7)$$

본 연구에서 다루는 항공기용 MR댐퍼는 제어력의 사용범위를 더 넓히기 위해 Fig.2와 같이 릴리프 밸브가 적용된 덕트형 오리피스와 환형 오리피스를 병렬로 연결한 구조를 사용하였고 수정된 감쇠력을 유도하였다. Figure 2를 보면 압축과 인장상황에서 오일 유동의 변화를 이해할 수 있다. 댐퍼가 압축하는 경우, 릴리프 밸브는 닫히게 되고 오일은 환형 오리피스를 통해서만 흐르게 된다. 댐퍼가 인장하는 경우 릴리프 밸브가 개방되면서 덕트와 환형 오리피스 전부를 통해

흐르게 된다.

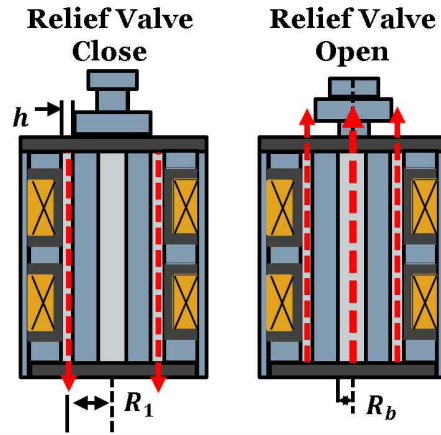


Fig.2 MR Damper with Relief Valve

MR 유체가 오리피스를 흐를 때 생기는 압력강하 ΔP 는 유량 Q 와 유동저항 R 을 곱하여 표현할 수 있는데, 이때 유량 Q 는 작용면적 A_d 에 스트로크 속도 \dot{s} 를 곱한 값이다.

$$Q = (A_1 - (A_2 + A_r)) \dot{s} \quad (8)$$

댐퍼가 압축하는 경우, 유동저항은 환형 오리피스의 경우만 적용이 된다. 압축시 밸브가 닫힌 오리피스의 유동저항 R_{close} 은 다음과 같다.

$$R_{close} = \frac{12\mu L}{\pi D h^3} \quad (9)$$

댐퍼가 인장하는 경우, 릴리프 밸브가 개방되면서 유동저항은 덕트형, 환형 오리피스가 병렬로 연결된 저항으로 적용된다. 인장시 밸브가 개방된 오리피스의 유동저항 R_{open} 은 식(10)와 같다.

$$R_{open} = \frac{1}{\frac{\pi R_d^4}{8\mu L} + \frac{\pi R_1 h^3}{6\mu L}} \quad (10)$$

본 연구에서 채택한 MR 댐퍼의 경우, 감쇠력의 비대칭성으로 인해 댐퍼의 인장과 압축에 따른 수식이 다르게 표현된다. 비제어 상태에서 MR 댐퍼 압축시 유동감쇠력은 식 (11)과 같이 표현할 수 있다.

$$F_d = \frac{6\mu L}{\pi h^3 R_1} Q(A_1 - A_2 - A_r) \quad (11)$$

비제어 상태의 MR 댐퍼 인장시 유동감쇠력은 식 (12)과 같이 표현할 수 있다.

$$F_d = \left(\frac{1}{\frac{\pi h^3 R_1}{6\mu L} + \frac{\pi R_b^4}{8\mu L}} \right) Q(A_1 - A_2 - A_r) \quad (12)$$

본 논문에서 다루는 MR 댐퍼에 제어기법이 적용되는 경우, 자기장의 인가로 인해 MR 유체의 항복전단응력 τ_y 가 작용하게 되고 이에 따른 제어감쇠력을 추가로 적용해야 한다. 자기장 인가에 따른 MR 댐퍼의 감쇠력 F_m 은 식 (13)과 같다[7].

$$F_m = 2c \frac{l_p}{h} \tau_y (A_1 - A_2 - A_r) \quad (13)$$

c 는 MR유체의 유속함수이고, l_p 는 총 유효 극의 길이를 말하는데, Fig.3의 l_1, l_2, l_3 를 모두 더한 값이다.

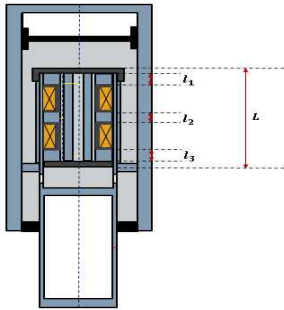


Fig.3 Pole Lengths

제어기법이 적용되는 경우도 감쇠력의 비대칭성이 존재하기 때문에 댐퍼의 인장과 압축에 따른 수식이 다르게 표현된다. 따라서 제어 상태에서 MR댐퍼 압축시 감쇠력 F_d 은 식 (14)와 같다.

$$F_d = \frac{6\mu L}{\pi h^3 R_1} Q(A_1 - A_2 - A_r) \dot{s} + 2c \frac{l_p}{h} \tau_y (A_p + A_r) \quad (14)$$

또한 제어 상태의 MR 댐퍼 인장시 감쇠력 F_d 은 식 (15)와 같이 표현할 수 있다.

$$F_d = \left(\frac{1}{\frac{\pi h^3 R_1}{6\mu L} + \frac{\pi R_b^4}{8\mu L}} \right) (A_1 - A_2 - A_r)^2 \dot{s} + 2c \frac{l_p}{h} \tau_y (A_p + A_r) \quad (15)$$

2.1.3. 마찰력

MR 댐퍼에 노면의 가진으로 인한 스트로크가 발생하게 되면 Fig.4과 같이 MR 댐퍼의 축과 타이어 하중 F_T 사이의 오프셋 D_v 로 인한 마찰력이 베어링에 작용하게 된다. 마찰력이 발생하는 베어링 부분(A, B)에 모멘트 평형 방정식을 적용하여 마찰력 F_f 을 식 (16)와 같이 표현할 수 있다[6].

$$F_f = \text{sgn}(\dot{s}) \left(\mu_A \left| \frac{F_T D_v}{D_b + s} \right| + \mu_B \left| \frac{F_T D_v}{D_b + s} \right| \right) \quad (16)$$

μ_A, μ_B 는 마찰계수이고, $\text{sgn}(\dot{s})$ 은 스트로크 속도의 부호함수이다.

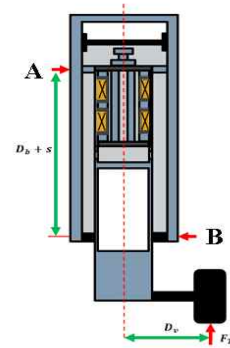


Fig.4 Friction Force

2.2. MR 댐퍼에 작용하는 외력

구름마찰력을 무시한다는 가정으로 인해 노면의 형상에 의해 MR댐퍼에 작용되는 외력으로는 타이어 하중이 유일하다. 타이어의 하중에 따른 변위특성곡선은 압축, 팽창이 다른 히스테리시스 특성을 가진 곡선으로 표현된다. 일반적으로 타이어 하중은 감쇠효과는 무시한다는 가정 하에 다음과 같이 지수함수 형태로 표현할 수 있다[8]. Z_{in} 는 타이어가 변형된 변위를 뜻한다.

$$F_T = T_m Z_{in}^b \quad (17)$$

2.3. 시뮬레이션 모델 구성

택싱모드 시뮬레이션을 수행하기 위해 Fig.5와 같이 리커다인을 이용하여 시뮬레이션 모델을 구성하였다. 착륙장치에 가해지는 힘을 표현하기 위해 앞서 유도된 식들을 축 방향 힘으로 모사하였다. 타이어의 변위를 표현하기 위해 노면의 형상에 따라 상하방향으로 병진 운동을 하는 Road Body를 별도로 적용하였고, 식 (17)의 Z_{in} 는 타이어와 Road Body사이의 중첩된 양으로 표현할 수 있다.

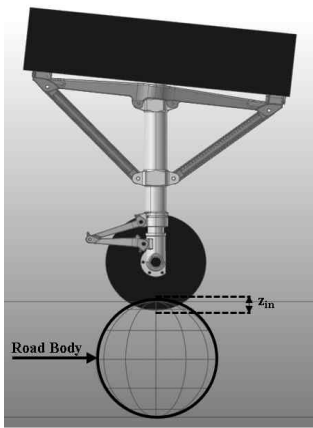


Fig.5 RucyrDyn Model

3. 택싱모드 제어기법

3.1 제어감쇠력 설계

항공기의 탑승감은 상부질량가속도의 RMS값과 최대값의 크기로 판단할 수 있는데, 크기가 작을수록 탑승감이 좋다고 할 수 있다. 지금까지 댐퍼 시스템에 적용되었던 스카이훅 제어기법은 상부질량 위에 가상의 댐퍼를 설치하여 상부질량운동을 최소화 한다는 개념의 제어기법이다[9]. 스카이훅 제어기법이 적용되는 경우, 상부질량 운동을 최소화 하기 때문에 탑승감을 개선하는 효과가 있지만, 이는 상부질량 가속도를 피드백하지 않기 때문에 상부질량 가속도로 판단되어지는 탑승감을 개선하는데 있어서 성능향상에 한계가 있다.

Skyhook Control Type2는 상부질량 가속도를 피드백하여 가속도의 크기를 최소화 하는 방향으로 MR감쇠력을 계산하는 원리이다. 따라서 상부질량의 속도만을 입력으로 받는 기존의 스카이훅 제어기법과는 다르

게 Fig. 6과 같이 상부질량 속도와 가속도를 모두 입력받는다. Skyhook Control Type2에 의해 계산된 요구감쇠력 F_{Type2} 은 식 (19)와 같이 표현할 수 있다.

$$F_{skyhook} = C_v \dot{z}_1 \quad (18)$$

$$F_{Type2} = C_v \dot{z}_1 + C_a \ddot{z}_1 \quad (19)$$

식 (18)은 기존의 스카이훅 제어기법의 요구감쇠력에 대한 식이고, 식 (19)는 가속도 피드백이 추가된 Skyhook Control Type2의 요구감쇠력에 대한 식이다. 식 (19)의 C_v 와 C_a 는 각각 상부질량속도와 가속도에 곱해지는 제어 이득치이다. 제어 이득치 선정은 시행착오법을 통해 구하는데, $C_a = 0$ 일 때 제어효과가 가장 좋은 이득치 C_v 를 선정하고 C_v 가 고정된 상태에서 동일한 기준으로 C_a 를 선정한다.

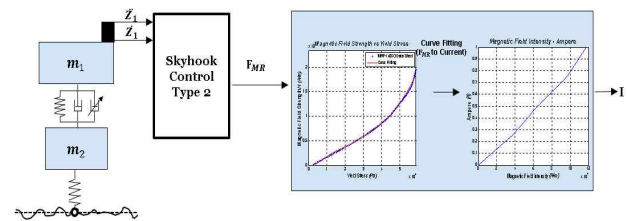


Fig. 6 Skyhook Control Type2

3.2 제어흐름도

Skyhook Control Type2의 제어 흐름도는 Fig.7과 같다. 먼저 상부질량속도와 가속도를 입력으로 받아 요구되는 제어감쇠력을 계산한 뒤 반 능동제어 논리에 따라 제어유효 구간을 설정한다. 제어유효구간 설정 논리는 다음과 같다.

1. $F_{control}$ 와 \dot{s} 의 방향이 일치할 때 계산된 F_c 가 유효
 - $F_c = F_{control}$ ($F_{control}\dot{s} \geq 0$)
 - $F_c = 0$ ($F_{control}\dot{s} < 0$)
2. \dot{z}_1 과 \dot{s} 의 곱이 양수일 때 F_{MR} 이 유효
 - $F_{MR} = F_c$ ($\dot{z}_1\dot{s} \geq 0$)
 - $F_{MR} = 0$ ($\dot{z}_1\dot{s} < 0$)

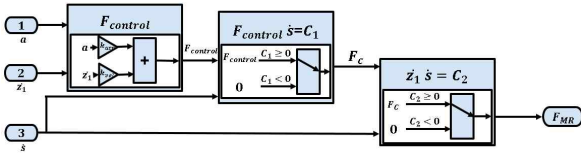


Fig.7 Controller Flow Chart

Figure 7을 보면 유효구간을 결정하는 논리는 크게 세 구간으로 나누어져 있다. 첫 번째로, 상부질량 가속도와 속도 두 가지 입력에 제어이득치를 곱해 결정된 요구감쇠력 $F_{control}$ 이 계산된다. 두 번째, 계산된 $F_{control}$ 와 스트로크 속도 \dot{s} 의 곱 C_1 이 양수인 경우에만 출력값 F_c 에 계산된 요구감쇠력 $F_{control}$ 이 적용되고 이외의 경우는 요구감쇠력이 적용되지 않는다. 마지막으로 상부질량 속도 \dot{z}_1 와 스트로크 속도 \dot{s} 의 곱 C_2 이 양수인 경우 앞서 계산된 출력값 F_c 이 적용되어 최종적으로 제어력 F_{MR} 이 결정된다. 제어력 F_{MR} 은 상부질량속도와 스트로크속도에 의해 유효성이 결정되기 때문에 갑작스런 제어력의 변화로 인한 채터링 현상이 발생할 수 있다. 이는 탑승감에 부정적인 영향을 미치는 요소이기 때문에 제거돼야 한다. 채터링 현상을 막기 위해선 유효성이 변하는 지점에서 제어력이 부드러운 변화를 가져야 한다. 이를 위해 스트로크 속도를 입력으로 하는 시그모이드 함수를 적용하여 제어력이 부드럽게 인가되도록 하였다.

Skyhook Control Type2는 상부질량가속도를 고려한다는 점에서 SH-ADD(Skyhook-Acceleration Driven Damper)와 동일한 기법이라고 생각될 수 있지만, 제어유효구간을 설정하는 논리에서 엄연한 차이가 있다. SH-ADD의 제어유효구간은 다음과 같이 결정된다.

$$F_{MR} = F_c \quad (\ddot{z}_1 \dot{s} \geq 0) \quad (20)$$

$$F_{MR} = 0 \quad (\ddot{z}_1 \dot{s} < 0) \quad (21)$$

이 경우, 제어력의 유효성은 상부질량속도가 아닌 상부질량가속도에 달려있다[10]. 그러나 Skyhook Control Type2는 기존의 스카이훅 제어기법과 같이 상부질량속도와 스트로크속도의 곱에 의해 유효성이 결정된다.

4. 시뮬레이션 결과 및 토의

길이 10 m 높이 0.07 m의 단일 범퍼노면을 각각 50 km/h, 60 km/h 및 70 km/h의 속도로 활주하는 경우에 대해 시뮬레이션을 수행하였다. 전절에서 언급했던 방법대로 제어이득치 C_v 와 C_a 를 구하였다. 제어효과의 여부는 상부질량 가속도의 RMS값과 최대값을 비제어와 제어의 경우를 비교한 성능지수 값으로 판단하였다. 성능지수 J_{Max} , J_{RMS} 는 다음과 같이 표현할 수 있다 [11].

$$J_{Max} = \frac{Max(\ddot{Z}_c)}{Max(\ddot{Z}_{nc})} \times 100 (\%) \quad (22)$$

$$J_{RMS} = \left[\frac{\sum_{i=1}^n \ddot{Z}_c(i)^2}{\sum_{i=1}^n \ddot{Z}_{nc}(i)^2} \right]^{\frac{1}{2}} \times 100 (\%) \quad (23)$$

이 식에서 성능지수의 값이 작을수록 제어효과가 큰 것으로 판단할 수 있다. 연동해석시 시뮬레이션의 시간단계(Time Step)은 1 ms이고, 4차 Runge-Kutta를 적용하여 해석하였다. 성능지수를 이용한 제어이득치 산출과정과 비 제어, 스카이훅 제어, Skyhook Control Type2의 경우를 비교한 결과는 다음과 같다.

Table 1 Performance index of simulation (50km/h)

C_v ($C_a=0$)	RMS (m/s^2)	J_{RMS} (%)	Max (m/s^2)	J_{Max} (%)
Passive	2.4498	100	4.3473	100
2000	2.2575	92.15	3.8994	89.70
4000	2.1301	86.97	3.6195	83.26
6000	2.0414	83.33	3.4926	80.34
7000	2.0066	81.91	3.4760	79.96
8000	1.9769	80.70	3.4780	80.00
C_a ($C_v=7000$)	RMS (m/s^2)	J_{RMS} (%)	Max (m/s^2)	J_{Max} (%)
2000	1.9809	80.86	3.4414	79.16
4000	1.9600	80.01	3.4037	78.29
6000	1.9424	79.29	3.3657	77.42
7000	1.9346	78.97	3.3471	76.99
8000	1.9275	78.68	3.3288	76.57
9000	Chattering			

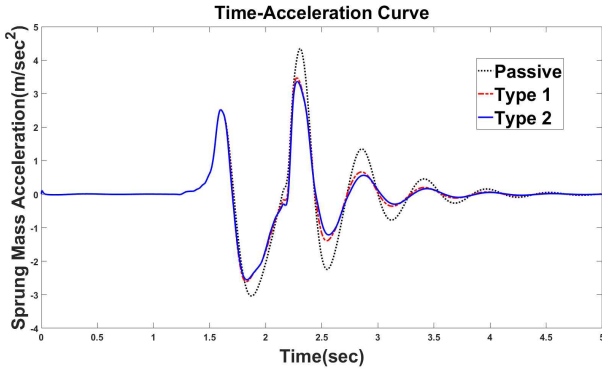


Fig.8 Sprung Mass Acceleration at 50km/h

Table 2 Performance index of simulation (60km/h)

C_v ($C_a=0$)	RMS (m/s^2)	J_{RMS} (%)	Max (m/s^2)	J_{Max} (%)
Passive	3.2335	100	5.7438	100
2000	2.8722	88.83	4.7302	82.35
4000	2.6516	82.00	4.0921	71.24
6000	2.5086	77.58	3.8854	67.65
7000	2.4559	75.95	3.8521	67.07
8000	2.4125	74.61	3.8415	66.88
9000	2.3758	73.48	3.8474	66.98
C_a ($C_v=8000$)	RMS (m/s^2)	J_{RMS} (%)	Max (m/s^2)	J_{Max} (%)
2000	2.3375	73.53	3.7537	65.35
4000	2.3524	72.75	3.6860	64.17
5000	2.3422	72.44	3.6577	63.68
6000	Chattering			

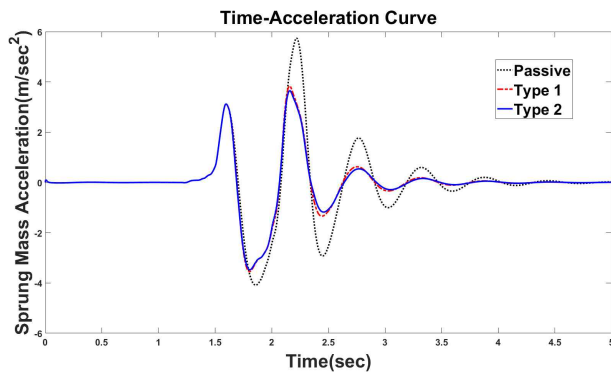


Fig.9 Sprung Mass Acceleration at 60km/h

Table 3 Performance index of simulation (70km/h)

C_v ($C_a=0$)	RMS (m/s^2)	J_{RMS} (%)	Max (m/s^2)	J_{Max} (%)
Passive	3.5644	100	5.8693	100
1000	3.3626	94.34	5.2083	88.74
2000	3.2169	90.25	4.9396	84.16
3000	3.1087	87.21	4.9448	84.25
C_a ($C_v=2000$)	RMS (m/s^2)	J_{RMS} (%)	Max (m/s^2)	J_{Max} (%)
1000	3.1539	88.48	4.7833	81.50
2000	3.1090	87.22	4.6703	79.57
3000	3.0750	86.27	4.6565	79.34
4000	3.0483	85.52	4.6451	79.14
5000	3.0267	84.91	4.6354	78.98

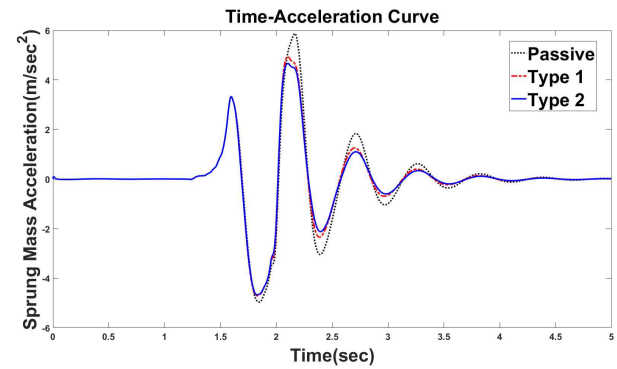


Fig.10 Sprung Mass Acceleration at 50km/h

Figure 8에서 Fig. 10을 보면 첫 번째 피크의 가속도보다 두 번째 피크의 가속도가 더욱 큰 것을 볼 수 있는데, 그 이유는 착륙장치가 접하고 있는 노면이 평지 노면에서 단일 범퍼노면으로 바뀔 때 순간적인 노면의 가진을 피하기 위해 부드럽게 단일범퍼의 시작과 끝을 평지노면과 부드럽게 이어지는 형태를 적용했기 때문에 두 번째 피크의 가속도가 첫 번째 피크의 가속도보다 크다. Table 1에서 Table 3을 보면 세 가지 활주속도 모두 예외없이 Skyhook Control Type2가 가장 좋은 제어성능을 가진 것을 확인할 수 있다. 특히 Figure 8에서 Fig. 10을 보면 상부질량 가속도의 크기가 최대인 구간에서 Skyhook Control Type2의 제어성능이 좋은 것을 볼 수 있다. 이유는 다음과 같다. 스카이훅 제어는 상부질량속도만을 입력으로 받기 때문에 상부질량속도에 제어이득치가 곱해진 양을 F_{MR} 로 결정한다. 이는 상부질량의 운동을 최소화 하여 탑승감을 개선할 수 있지만, 상부질량속도의 크기가

작은 경우 계산되는 F_{MR} 의 크기 또한 작아지기 때문에 제어효과가 적어진다는 단점이 있다. 그러나 Skyhook Control Type2의 경우 상부질량가속도를 추가로 입력받기 때문에 상부질량속도가 낮은 경우에도 상부질량가속도를 최소화 하는 방향으로 F_{MR} 을 계산할 수 있게 되어 모든 제어유효구간에서 좋은 제어효과를 기대할 수 있다. 때문에 범퍼노면 시뮬레이션에서 상부질량속도의 부호가 바뀌고 상부질량가속도의 크기가 최대가 되는 부분에서 Skyhook Control Type2의 제어성능이 좋은 것으로 해석할 수 있다. 다시 말해 기체의 운동보다 관성이 탑승감에 영향을 많이 주는 경우에도 비교적 높은 F_{MR} 을 적용할 수 있기 때문에 향상된 제어효과를 기대할 수 있다.

5. 결론

본 연구에서는 노면의 가진을 받는 MR 댐퍼 착륙장치의 탑승감 개선을 위한 반능동형 제어기법에 대한 연구를 수행하였다. 항공기 착륙장치 MR 코어에 가해지는 전류크기에 따라 감쇠력 조절이 가능한 MR 댐퍼를 채택하였고 동역학적 모델링을 수행하였다. 본 연구에서 제안된 제어기법은 Skyhook Control Type2이다. Skyhook Control Type2는 상부질량 가속도를 속도와 함께 피드백하여 가속도의 크기를 최소화 하는 방향으로 MR감쇠력을 결정한다. 따라서 상부질량 속도 및 가속도를 최소화하는 방향으로 MR감쇠력이 계산되기 때문에 탑승감 측면에서 상부질량 속도만을 피드백하는 스카이훅 제어기법보다 더 좋은 제어효과가 있다.

택싱모드의 특성상 좁은 스트로크 속도 범위로 인하여 제어의 유효성이 자주 변경되는 특징이 있다. 이는 착륙장치에 갑작스러운 MR감쇠력의 변화를 일으키고 이는 상부질량 가속도에 채터링 현상을 발생시켜 제어효과를 저하시키는 요인이다. 이를 보완하기 위해 제어구간을 판단하는 반능동형 논리에 스트로크 속도를 입력으로 하는 시그모이드 함수를 적용하였다.

제어기법의 성능을 검증하기 위해 유도한 운동방정식을 리커다인을 이용하여 구성한 모델과, 시뮬링크를 통해 설계된 제어를 연동해석하여 시뮬레이션을 진행하였다. 시뮬레이션의 제어효과는 각 경우의 성능지수 J_{Max} , J_{RMS} 를 비교하여 판단하였다. 시뮬레이션 결과 70km/h로 활주할 때 비 제어 대비 스카이훅 제어기법은 RMS의 경우 $J_{RMS}=90.25\%$ 로 10%정도의 개선

이 이루어졌고, 최대값의 경우 $J_{Max}=84.16\%$ 로 15%정도의 개선이 이루어졌다. Skyhook Control Type2의 경우 RMS의 경우 $J_{RMS}=85.52\%$ 로 비 제어 대비 15% 스카이훅 제어대비 5%의 개선이 이루어졌고, 최대값의 경우 $J_{Max}=79.14\%$ 로 비 제어 대비 20%의 개선이 이루어졌고, 스카이훅 제어대비 5%의 개선이 이루어졌음을 확인하였다. 다른 속도로 활주하는 경우도 스카이훅 제어에 비해 본 연구에서 제안한 제어기법이 더 우수한 제어효과가 있음을 확인하였다.

후 기

본 논문은 산업 통상 자원부의 ‘항공우주부품기술개발사업(10073291)’의 일환으로 한국산업기술평가관리원의 지원으로 수행되었으며, 이에 대해 감사드립니다.

References

- [1] Ji-Sang Park, Dynamic Analysis of Aircraft Landing Gear under Nonstationary Random Excitation Using Nonlinear Model, MS Thesis, Korea Aerospace University, Gyeong-gi, Republic of Korea, 1999.
- [2] John R. McGehee and Huey D. Carden, "A mathematical model of an active control landing gear for load control during impact and roll - out", NASA Langley Research Center Hampton, Va. 23665, Rep. NASA TND -8080, February 1976.
- [3] Han, Y. M., and Choi, S. B., "Semi-Active and Active Vibration Control Techniques," Noise and Vibration, Vol. 18, No. 3, pp. 16-24, 2008.
- [4] Howell, W. E., McGehee, J. R., Daugherty, R. H., and Vogler, W. A., "F-106B Airplane Active Control Landing Gear Drop Test Performance," NASA TM 102741, 1990.
- [5] Horta, L. G., Daugherty, R. H., and artinson, V. J., "Modeling and Validation of a Navy A6-Intruder Actively Controlled Landing Gear System," NASA TP 209124, 1999.
- [6] J. M. Tak, L. Q. Viet, and J. H. Hwang, "Semi-Active Control of Aircraft Landing Gear using Magneto-rheological Damper," The Society for

- Aerospace System Engineering 2017 Fall Conference, pp. 225-227, November 2017.
- [7] G.Yang, B.F.Spencer, Jr., J.D. Carlson and M.K. Sain, "Large-scale MR fluid dampers: modeling, and dynamic performance considerations", Engineering Structures, Vol. 24, pp. 309-323, 2002.
- [8] Milwitzky, B., and Cook, F., "Analysis of Landing Gear Behavior," NACA TN 2755, 1952.
- [9] Karnopp, D., Crosby, M. J., and Harwood, R. A., "Vibration Control Using Semi-Active Force Generators," Journal of Engineering for Industry, Vol. 96, No. 2, pp. 619-626, 1974.
- [10] Sergio M. Savaresi, Enrico Silani, Sergio Bittanti, "Semi-Active Suspensions: An Optimal Control Strategy for a Quarter-Car model", IFAC Symposium on Advances in Automotive Control, Vol. 37 Issue 22, pp. 553-558, Salerno, Italy, 19-23 April 2004
- [11] Kum-Gil Sung and Seung-Bok Choi, "Ride Comfort Evaluation of Electronic control Suspension Using a magneto-rheological Damper", The Korean Society for noise and Vibration Engineering, Vol. 23 No. 5, pp. 463-471, 2013.