

MR댐퍼를 적용한 항공기 착륙장치의 하이브리드 제어기법 연구

탁준모¹ · 루엡 비엣¹ · 황재혁^{2,†}¹한국항공대학교 항공우주 및 기계공학과 대학원²한국항공대학교 항공우주 및 기계공학부Hybrid Control of Aircraft Landing Gear
using Magnetorheological DamperJun Mo Tak¹, Luong Quoc Viet¹ and Jai-Hyuk Hwang^{2,†}¹School of Aerospace and Mechanical Engineering, Graduate School at KAU²Dept. of Aerospace and Mechanical Engineering, Korea Aerospace University

Abstract

In this study, a hybrid control method that adjusts for the existing force control technique has been presented for consideration. The proposed hybrid control technique does away with the chattering phenomenon occurring in existing force control technique and provides high shock absorption efficiency. In order to design the controller for the landing gear with MR damper, the equation of motion of the landing gear was derived. The hybrid controller was designed after constructing a simulation model using Recur-Dyne, multi-body dynamic analysis software. The hybrid controller can reduce the maximum strut force and displacement based on the skyhook controller, and is able to get the high efficiency by making it work for the additional force control technique. In addition, an effective switching control technique and input shaping technique was applied to prevent the chattering in the drop simulation. Finally, the performance of the landing characteristics was evaluated throughout the various drop simulations.

초 록

본 연구에서는 기존의 하중제어기법을 보완한 하이브리드 제어기법을 제안하였다. 제안된 하이브리드 제어기법은 기존 하중제어기법에서 발생하는 채터링 현상을 제거하고, 높은 충격흡수효율을 얻을 수 있는 제어기법이다. 제어기 설계를 위해 MR댐퍼가 적용된 착륙장치를 구성하고, 착륙장치의 운동방정식을 유도하였다. 다물체 동역학 해석 소프트웨어인 RecurDyn을 이용하여 시뮬레이션 모델을 구성한 후 하이브리드 제어를 설계하였다. 본 연구의 하이브리드 제어기는 스카이 훅 제어기를 기반으로 최대 스트럿 하중과 변위를 줄일 수 있으며, 부가되는 하중제어 기법을 통해 고효율의 제어기법을 구현할 수 있다. 채터링 방지를 위해 효율적인 제어기법 스위칭과 입력설계(Input Shaping) 기법을 적용하여 낙하 시뮬레이션을 수행하였고, 각각의 결과를 비교하여 착륙 특성에 대해 성능평가를 수행하였다.

Key Words : Aircraft Landing Gear(항공기 착륙장치), Magnetorheological Damper(MR댐퍼), Semi-Active Control(반능동제어), Hybrid Control Technique(하이브리드 제어기법), Co-Simulation(연동해석)

1. 서 론

항공기 착륙장치는 착륙 시, 충격흡수 및 동체로 전

달되는 하중을 감소시켜주는 장치이다. 초기 강철 스프링 형태부터 공기압력 식까지 다양한 형태의 착륙장치가 개발되어왔다. 현재에는 단위 중량당 완충효율이 가장 높은 유공압 완충장치가 항공기 착륙장치에 흔히 사용되고 있는 구조이다. 유공압 착륙장치는 수동형 착륙장치로서, 특정 착륙조건에 대해서만 최적의 성능을 나타낸다는 한계점이 있다. 이를 극복하기 위해

Received: Dec. 01, 2017 Revised: Jan. 19, 2018 Accepted: Jan. 24, 2018

† Corresponding Author

Tel: +82-02-300-0109, E-mail: jhhwang@kau.ac.kr

Copyright © The Society for Aerospace System Engineering

1970년대부터 능동제어형 착륙장치가 연구되었으나 제어장치의 기능 고장 시 안정성이 확보될 수 없다는 치명적인 문제점을 갖고 있어, 근래에는 안정성이 확보된 반능동형 착륙장치에 관한 연구가 활발히 수행되고 있다[1,2].

반능동형 제어장치는 외부에서 공급되는 에너지가 감쇠장치의 특성 변화에만 이용되는 것을 말한다. 반능동 제어형 착륙장치로는 모터를 이용하여 오리피스 면적을 변화시켜 감쇠계수를 조절하는 방식과 작동유체의 특성을 변화시켜 감쇠계수를 변화시키는 방식이 있다[3,4]. 이러한 반능동형 착륙장치는 제어장치의 기능 고장 시 최적화 되지 않은 수동형 착륙장치로 거동이 가능하기 때문에 안전성(fail-safe)이 확보된다는 장점이 있다.

작동유체 특성의 변화가 가능한 유체로는 MR유체(Magneto-Rheological Fluid)와 ER유체(Electro-Rheological Fluid)가 있다. MR유체가 ER유체에 비해 자기장에 의한 항복응력의 변화가 크므로 큰 감쇠력이 요구되는 시스템에서는 MR 유체를 활용한 댐퍼가 적합하다[4].

MR유체의 밀폐기술이 발전되고 MR유체의 굳어지는 현상 및 침전현상 등의 기술적 문제가 해결됨에 따라 1990년대부터 다양한 분야에 MR유체를 활용하는 연구가 시도되고 있다[5,6,7]. 특히, MR댐퍼를 착륙장치에 적용시키려는 연구가 활발히 수행되고 있다. 현재까지 연구되어 공개된 문헌에 의하면 Maryland 대학에서 단일 MR댐퍼가 적용된 착륙장치의 낙하시험을 수행하였다. 또한 소형헬기의 착륙장치 시스템에 MR댐퍼 적용가능성을 확인하기 위해 소형헬기를 모방한 Iron-Bird를 제작하고, MR댐퍼가 적용된 4개의 착륙장치를 부착하여 낙하시험을 수행하였다[8]. Sheffield 대학교에서는 ADLAND(ADaptive LANDing gear for improved impact absorption) 프로젝트로, MR댐퍼가 적용된 착륙장치의 충격흡수 성능을 최적화 할 수 있는 수치 크기 결정 방법(Numerical Sizing Methodology)에 대해 연구를 수행하였다. 또한, 이를 검증하기 위해 프로토 모델(Proto Model)을 설계 및 제작하여 낙하 시험을 수행하였다[9]. 한국항공대학교는 상용 MR댐퍼를 적용한 항공기 착륙장치를 설계하고 낙하 시험 장치를 구성하여 낙하 시험을 통해 상용

MR댐퍼를 적용된 항공기 착륙장치의 착륙특성을 분석하는 연구를 수행하였다[10].

MR댐퍼가 적용된 착륙장치의 감쇠력을 제어하는 방법에 대한 연구도 계속 수행되어왔다. 참고문헌 [10]에서는 감쇠력 제어방법으로 스카이 훅 제어기법을 적용하여 제어기법 미 적용 시 대비 착륙성능을 비교하였다. 약 10% 충격흡수 효율 증가라는 결과를 가져왔지만, 증가된 효율은 일반적으로 사용되는 유공압 완충장치가 적용된 수동형 착륙장치와 비슷한 수준으로 효과가 크지 못했다[10]. 더 높은 충격흡수 효율을 얻고자 현영오와 황재업은 하중제어기법을 제안하였다[4,11]. 하중제어기법 개념상 초기 접지(Initial Closure) 시 큰 감쇠력을 발생시켜 충격흡수 효율은 증가시킬 수 있었으나, 제어기법이 적용될 때, 제어 입력력의 불연속성과 갑작스럽게 큰 제어입력이 인가되었을 시 발생하는 채터링(Chattering) 현상은 해결해야 할 문제점으로 남아있다[4]. Wu는 NMPC (Nonlinear Model Predictive Control) 알고리즘을 적용하여 충격흡수 효율을 향상시킬 수 있었으나, 이 제어기법 또한, NMPC 알고리즘을 적용함으로써 발생하는 채터링 현상은 해결해야 할 문제점을 갖고 있다[12].

본 논문에서는 기존에 연구된 제어 알고리즘[4]에서 발생하는 채터링 현상을 보완하고, 높은 충격흡수 효율을 얻기 위해 스카이 훅 제어기법과 하중제어기법이 결합된 하이브리드 제어기법을 제안하였다. 이를 위해 설계된 MR댐퍼가 적용된 착륙장치를 구성하고, 착륙장치의 운동방정식을 유도하였다. 다물체 동역학 해석 소프트웨어인 RecurDyn을 이용하여 시뮬레이션 모델을 구성한 후 하이브리드 제어기 설계를 수행하였다. 채터링 방지를 위해 효율적인 제어기법 스위칭과 입력 설계(Input Shaping) 기법을 적용하여 낙하 시뮬레이션을 수행하였고, 각각의 결과를 비교하여 착륙 특성에 대해 성능평가를 수행하였다.

2. MR댐퍼가 적용된 착륙장치 모델링

2.1 MR댐퍼 구성 및 운동방정식

본 연구에서 활용한 MR 댐퍼의 형상은 Fig. 1과 같이 나타낼 수 있다[13]. 하부 스트럿(Lower Strut)은 가스 챔버, 플로팅 피스톤(Floating Pistion), 코일

(Coil), 릴리프 밸브(Relief Valve)로 구성되어 있으며, 스트럿의 운동방향에 따라 릴리프 밸브의 개폐를 결정하여 유로의 면적을 조절하도록 설계되어 있다. 상부 스트럿(Upper Strut)에는 오일 챔버가 위치해 있어, 챔버 내에는 MR 유체로 채워져 있다.

이 착륙장치는 매개변수가 집중된 2자유도계로 모델링이 가능하다. m_1 는 스프링 상 질량(Spring Mass)으로 착륙장치 하나가 부담하는 항공기 무게를 반영한 값이며, m_2 는 스프링 하 질량(Unsprung Mass)로 휠, 타이어, 액슬, 오일의 질량을 합한 값이다. 항공기 착륙장치의 운동방정식은 Eq. 1과 같이 나타낼 수 있다.

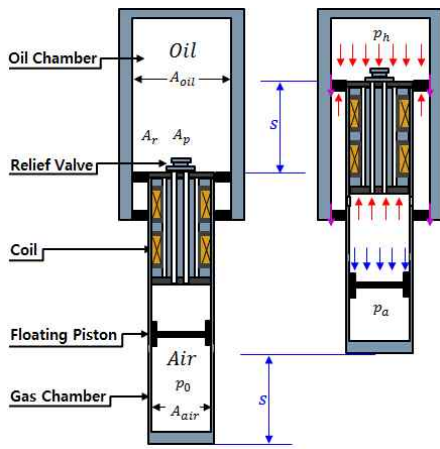


Fig. 1 Schematic of designed MR damper

$$m_1 \ddot{Z}_1 = - [F_a + F_d + F_f] + Am_1g \quad (1a)$$

$$m_2 \ddot{Z}_2 = - F_T + [F_a + F_d + F_f] + Am_2g \quad (1b)$$

여기서, F_a 는 가스압축에 의한 공기력, F_d 는 압력강화에 의한 감쇠력 및 MR 감쇠력의 합, F_f 는 슬라이드 튜브(Slide Tube)와 베어링(Bearing) 사이에 발생하는 마찰력, F_T 는 타이어 힘, A 는 항공역학계수이다. F_a , F_d , F_f 에 대해서는 Eq. 2~4와 같이 나타낼 수 있다 [4,10]. 이 세 힘의 합은 스트럿에 작용하는 힘이라 하여 스트럿 하중(Strut Force)이라 하며, Eq. 5와 같이 나타낼 수 있다. Eq. 4에서 두 번째 항이 제어가 가능한 MR 감쇠력을 뜻한다. 각각의 설계 변수에 대한 설명과 설계 값은 Table 1에 나타내었다.

$$F_a = \left[P_0 \left(\frac{V_0}{V_0 - A_p s} \right)^n - ATM \right] (A_{air} + A_r) \quad (2)$$

$$F_d = \frac{6\zeta H}{\pi h^3 R_b} A_{oil}^2 \dot{s} + 2c \frac{l_p}{h} \tau_y A_{oil} \quad (3)$$

$$F_f = sgn(\dot{s}) \left[\mu_A \left| \frac{F_T D_v}{D_b + s} \right| + \mu_B \left| \frac{F_T D_v}{D_b + s} \right| \right] \quad (4)$$

$$F_{strut} = F_a + F_d + F_f \quad (5)$$

Table 1 Design Parameter and Design Value for Landing Gear with MR Damper

Parameter	Value	Symbol
Length of Piston Head	0.1 m	H
Gap	0.0015 m	h
Polytropic Index	1.3	n
Orifice Circumference	0.121 m	R_b
Air Chamber Area	0.00212371 m ²	A_{air}
Rod Area	0.0001256 m ²	A_r
Oil Chamber Area	0.00384845 m ²	A_{oil}
Piston Head Area	0.00282743 m ²	A_p
Pole Length	0.014 m	l_p
Viscosity of MR Fluid	0.28 Pa · s	ζ
Initial Air Chamber Pressure	709.275 kPa	P_0
Initial Air Chamber Volume	0.00063712 m ³	V_0
Friction Coefficient	0.1	μ_A, μ_B

2.2 MR댐퍼의 특성

본 연구에 사용된 MR 유체는 MRF-140CG로 기존의 MIL-H-5606을 만족하는 항공기 착륙장치용 유체와 비교하여 유체 특성을 Table 2에 나타내었다[14]. MRF-140CG는 자기장의 세기에 따라 유체의 항복응력이 변하며, Fig. 2와 같은 특성을 갖고 있다. 코일을 통해 전류를 인가하면, 코일 주변부로 자기장이 형성되며, 형성된 자기장을 통과하는 MR유체의 항복응

력은 Fig. 2에 제시한 데이터와 같이 자기장의 세기와 특정 관계에 따라 변하게 된다. 설계된 MR댐퍼는 인가하는 전류의 세기에 따라 감쇠력 제어가 가능하도록 설계되어져 있다. MR댐퍼를 작동하기 위한 전력 공급원은 비상시에도 반드시 항공기는 착륙이 가능해야하므로 항공기의 전력공급원인 배터리(Battery), 보조동력장치(APU), 엔진 중 배터리로부터 전력을 공급받는 것으로 설정하였다.

Table 2 Properties of Fluid

Properties	MRF-140CG	MIL-H-5606
Density	3.54-3.74 g/cm^3	0.872 g/cm^3
Viscosity	0.280±0.070 $Pa \cdot s @40 \text{ } ^\circ C$	0.0122 $Pa \cdot s @40 \text{ } ^\circ C$
Respond Time	< 50 ms	-
Operating Temperature	-40 ~ 130 $^\circ C$	-54 ~ 135 $^\circ C$

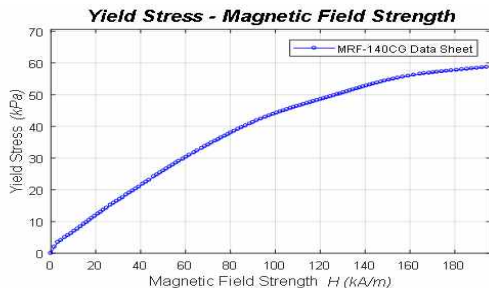


Fig. 2 Yield stress of MR fluid vs. magnetic intensity

인가되는 전류에 의해 형성되는 자기장의 세기의 관계를 구하기 위해 상용 소프트웨어인 ANSYS를 이용하여 자기장 해석을 수행하였다. 자기장 해석은 0A부터 1A까지 0.25A 단위로 수행하였으며, 사이 값에 해당하는 데이터에 대해서는 선형보간을 수행하여 나타내었다. 인가되는 전류의 세기 대비 MR댐퍼 코어(Core)부에 형성된 자기장의 세기의 관계는 Fig. 3에 나타내었다. 코일 전선에 1A의 전류 인가 시 117.33 A/mm의 자기장의 세기가 발생되도록 설계되었다.

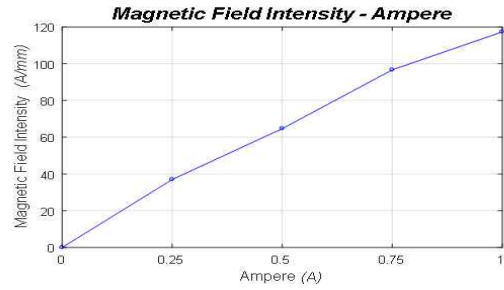


Fig. 3 Magnetic intensity vs. current applied to MR damper

2.3 시뮬레이션 모델 구성

낙하 시뮬레이션을 수행하기 위해 다물체 동역학 소프트웨어인 RecurDyn을 이용하여 시뮬레이션 모델을 구성하였다. 기계적 움직임을 고려하여 조인트 조건을 부여하였으며, 수직낙하를 모사하기 위해 상부질량과 지면과의 병진(Translational) 조인트 조건을 부여하였다. 또한, 시뮬레이션 해석 시간을 단축하기 위해 접촉(Contact)조건 대신 축방향 힘(Axial Force) 조건을 부여하였다. 낙하 시뮬레이션 조건으로는 연방 항공 규정 (Federal Aviation Regulations, FAR) Part 23.725를 고려하여 하강속도(Sink Speed)가 3m/s가 되도록 낙하높이를 설정하였다[15]. Fig. 4는 RecurDyn으로 구성한 시뮬레이션 모델을 나타낸다.



Fig. 4 Simulation model

3. 감쇠력 조절을 위한 제어기 설계

본 논문에서 제안하는 하이브리드 제어기법을 설명하기에 앞서 하이브리드 제어기법의 기초가 되는 스카이 훅 제어기법을 우선적으로 적용하여 본 연구에서 다루는 MR 착륙장치의 동특성을 파악한 후 하이브리드 제어기법을 설계하였다.

3.1 스카이 훅 제어기법

스카이 훅 제어기법은 차량 현가장치의 감쇠력 제어 알고리즘으로 가장 효과적인 성능을 나타낸다고 알려진 제어기법으로 D. Karnopp에 의해 처음 제안된 제어기법이다[16]. 상부질량의 상단에 위치한 고정된 점과 상부질량 사이에 가상의 댐퍼가 있다고 가정하고, 그 가상의 댐퍼로부터 감쇠력이 발생한다는 개념으로 상부질량의 운동을 최소화시키기 위한 제어기법이다. 스카이 훅 제어기법을 통해 계산되어진 감쇠력은 Eq. 6과 같이 나타낼 수 있다. 이 식에서 C_{sky} 는 스카이 훅 감쇠계수(제어게인)를 나타낸다.

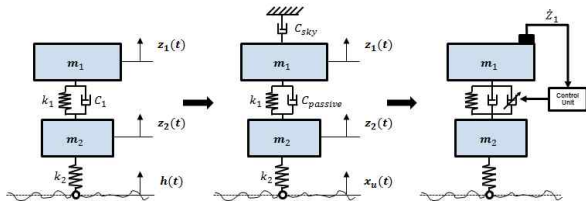


Fig. 5 Concept of skyhook controller [14]

$$F_{sky} = C_{sky} \dot{Z}_1 \quad (6)$$

MATLAB Simulink를 이용하여 제어기 설계를 수행하였으며, 설계한 인터페이스 회로는 Fig. 6과 같다. RecurDyn에서 해석한 결과 데이터를 실시간으로 MATLAB으로 전송하고, 전송받은 데이터는 Simulink의 제어기에 입력된다. 제어기를 통해 출력된 제어신호는 다시 RecurDyn으로 입력되어 시뮬레이션이 수행된다. 스카이 훅 제어기법은 항공기 착륙장치 상부에 탑재된 가속도센서를 이용한다고 가정하였다. 가속도센서를 통해 항공기의 수직방향의 가속도(Aircraft Vertical Acceleration)를 취득한 후, 적분을 통해 상부질량의 수직방향으로 속도데이터를 이용한다.

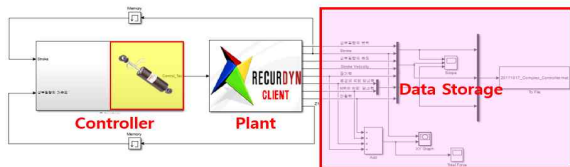


Fig. 6 Interface between RecurDyn and MATLAB/Simulink

스카이 훅 감쇠계수 C_{sky} 가 제어특성에 미치는 영향을 파악하기 위해 C_{sky} 를 0부터 900까지 100씩 증가시켜가며 시뮬레이션을 수행하여 Table 3에 결과를 정리하였다. 또한 착륙장치의 효율곡선을 얻기 위해 하중-변위 선도를 Fig. 7에 나타내었다. 하중-변위 선도가 나타내는 면적은 완충장치가 흡수한 에너지로, 완충장치가 최대 흡수 가능한 에너지로 나뉘면 착륙장치의 충격흡수 효율을 계산할 수 있다. 충격흡수 효율을 수식으로 나타낸다면 Eq. 7과 같다.

$$\eta = \frac{\int F_{strut} ds}{F_{strut_{max}} s_{max}} \quad (7)$$

Table 3 Performances depending on skyhook damping coefficient

C_{sky}	η	Max. Force	Max. Stroke
0	81.0 %	25.66 kN	219.5 mm
100	83.6 %	25.11 kN	218.9 mm
200	84.5 %	24.49 kN	218.2 mm
300	85.0 %	24.07 kN	217.7 mm
400	83.4 %	24.26 kN	217.0 mm
500	81.5 %	24.52 kN	216.3 mm
600	79.9 %	24.77 kN	215.6 mm
700	78.3 %	25.03 kN	214.9 mm
800	76.8 %	25.28 kN	214.1 mm
900	75.0 %	25.54 kN	213.4 mm

스카이 훅 제어기법은 상부 질량의 변위를 최소화하는 제어기법이기 때문에 C_{sky} 를 키울수록 최대 스트로크 s 가 감소한다. 또한, Eq. 2에서 알 수 있듯이 공기력(Pneumatics Force)은 스트로크에 대한 함수이므로 스트럿에 작용하는 최대 공기력 감소하게 된다. Fig. 7에서 첫 번째 정점(Peak)이 두 번째 정점보다 작을 때, 스트럿에 작용하는 최대 내력은 공기력에 의해 좌우되기 때문에 C_{sky} 를 키울수록 효율이 증가하는 경향을 갖는다. 반대로 첫 번째 정점이 두 번째 정점보다 클 때에는 스트럿에 작용하는 최대 내력은 스카

이 후 감쇠력에 의해 좌우된다. 따라서, C_{sky} 를 키울수록 효율이 감소하는 경향을 갖는다. 이를 정리해보면, 첫 번째 정점과 두 번째 정점이 동일한 값을 가질 때 최적의 충격흡수 효율을 갖으며, 이 때의 스카이훅 감쇠계수는 약 300에서 형성됨을 알 수 있다.

충격흡수 관점에서 보았을 때 보다 높은 충격흡수 효율을 얻기 위해서는 하중-변위 선도는 사각형에 가까워야 한다[4]. 스카이 훅 제어기법은 상부 질량의 속도에 비례해서 감쇠력을 발생시키기 때문에 Fig. 7에서 알 수 있듯이 최대 스트로크에 다다를수록 상부 질량의 속도가 0에 가까워져 아무리 큰 C_{sky} 을 설정하더라도 스카이 훅 감쇠력이 매우 작아 사각형에 가까운 형상을 얻기란 무리가 있다. 그러므로, 낮은 스트로크 속도에서도 일정 수준 이상의 감쇠력을 만들기 위한 제어 알고리즘이 필요하다.

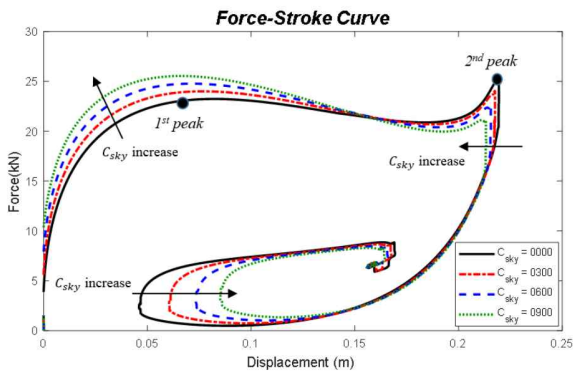


Fig. 7 Strut force vs. stroke curve

3.2 하이브리드 제어기법

낮은 스트로크 속도에서도 일정 수준 이상의 감쇠력을 만들어내기 위한 알고리즘으로 하이브리드 제어기법을 제안하였다. 하이브리드 제어기법은 스카이 훅 제어기법과 하중 제어기법이 결합된 형태의 제어기법이다. 기존에 연구된 하중제어기법[4]과는 다르게, 본 연구에서는 구간과 조건에 따라 적용되는 제어기법을 스위칭 시킨다는 점이 특징이다.

하중 제어기법의 기본 개념은 스트럿에 작용하는 내력을 예측하고 사전에 설정한 기준하중(Command Force)과 비교하여 기준하중과 예측된 내력의 차이만큼의 감쇠력을 발생시키는 논리이다[4]. 하이브리드 제어기법은 기본적으로 스카이 훅 제어기법이 전 구간

에 대해 적용되어 감쇠력을 발생시키지만, 낮은 속도로 인해 일정 수준 이상의 감쇠력을 만들어내지 못하는 구간에 대해서는 추가적으로 하중 제어기법을 적용하여 하중제어기법에 의해 계산된 감쇠력을 보충해주는 개념이다. 하이브리드 제어기법의 개념도는 Fig. 8와 같다.

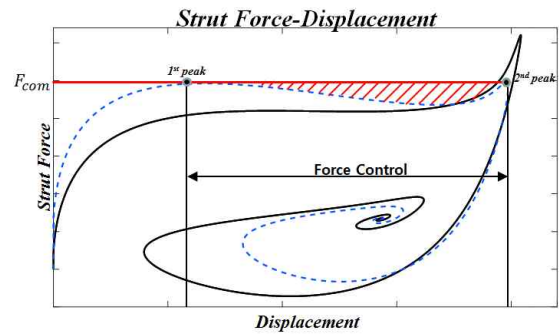


Fig. 8 Conceptual diagram for the hybrid controller

하이브리드 제어 알고리즘은 다음과 같은 절차에 의해 진행된다. 기본적으로 스카이 훅 제어기법을 적용하여 최대 스트로크를 감소시킴으로써 최대 공기력(2nd peak)을 감소시키고, 첫 번째 정점(1st peak)을 증가시킨다. 이 스카이 훅 제어기법을 적용시킬 때, 두 정점에서의 스트럿 하중이 동일한 수준이 되도록 하는 스카이 훅 감쇠계수를 설정한다. 정점에서의 스트럿 하중을 기준하중 F_{com} 으로 설정하고, 기준하중과 예측한 내력의 차이만큼을 추가적인 요구 감쇠력(Desired Damping Force)을 스카이훅 제어 감쇠력에 더해져 최종 제어감쇠력(Total Controlled Damping Force)으로 스트럿에 작용하게 된다. 두 종류의 제어 감쇠력이 더해질 때, 제어 감쇠력의 불연속성에 의한 채터링 현상을 개선하기 위해 Sigmoid Function을 이용한 입력 설계 방법(Input Shaping Method)을 적용하였다. Sigmoid Function은 Eq. 8과 같이 나타낼 수 있으며, Fig. 9과 같은 개형을 갖는 함수이다. Sigmoid Function의 a 는 곡선이 증가하는 기울기를 결정하는 변수이며, c 는 곡선의 변곡점의 위치를 결정하는 변수이다. 하중 제어기법에서 계산된 요구 제어감쇠력에 Sigmoid Function을 곱해줌으로써 보정된 요구 감쇠력이 계산되어지도록 하였다. 다음과 같이 계산되어진

총 제어 감쇠력은 MR유체 특성과 자기장해석을 통해 얻어진 관계식(Interaction Equation)에 의해 제어 전류로 변환이 되어 MR 댐퍼 착륙장치에 인가되도록 제어를 설계하였다.

$$f(x) = \frac{2}{1 + e^{-a(x-c)}} - 1 \quad (8)$$

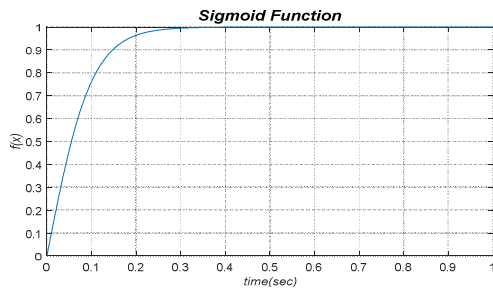


Fig. 9 Sigmoid function as an input shaping function

하이브리드 제어기법은 앞서 언급한 가속도 센서와 착륙장치의 스트럿(Sturt)에 부착된 스트링형 변위센서를 사용한다. 두 센서를 통해 얻은 항공기의 수직방향 가속도와 스트로크 데이터를 이용하여 내력을 예측하고, 제어 조건문을 판단하는데 사용된다. 하중 제어기법이 적용되는 구간은 첫 번째 정점부터 두 번째 정점 까지이며, 제어 조건문에 의해 실행이 된다. 설계한 제어기 모델은 Fig. 10에 나타내었다.

설계한 제어기법을 적용하여 낙하 시뮬레이션을 수행하였다. 제어기 적용 전과 후의 하중-변위 선도는 Fig.11에 나타내었다. Table 4에는 시뮬레이션 결과를 정리하였다.

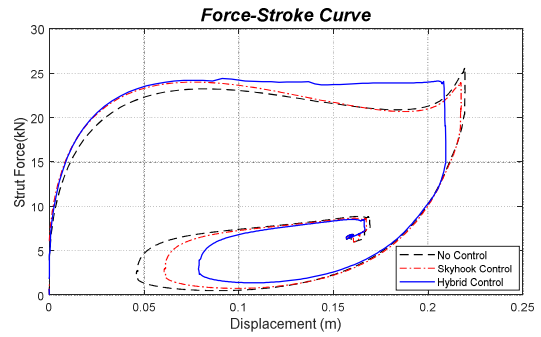


Fig. 11 Force vs displacement curve

Table 4 Performance comparison of MR landing gear with the hybrid controller

	η	Max. Force	Max. Stroke
No Control	80.9 %	25.66 kN	219.5 mm
Skyhook Control	85.0 %	24.07 kN	217.7 mm
Hybrid Control	93.5 %	24.45 kN	210.1 mm

낙하 시뮬레이션을 수행한 결과, 하이브리드 제어기법 적용 시 제어 알고리즘을 적용하지 않았을 때 대비 최대 스트럿 하중과 스트럿 변위는 각각 1.21 kN, 9.4 mm가 감소하였다. 충격흡수 효율은 12.6% 향상됨을 확인할 수 있다. 스카이 훅 제어기법과 비교해보면 최대 스트럿 하중은 0.38 kN 소폭 증가하였으나, 최대 스트럿 변위가 7.6 mm 감소하여, 충격흡수 효율은 8.5% 증가한 결과를 얻을 수 있었다. 또한, 채터

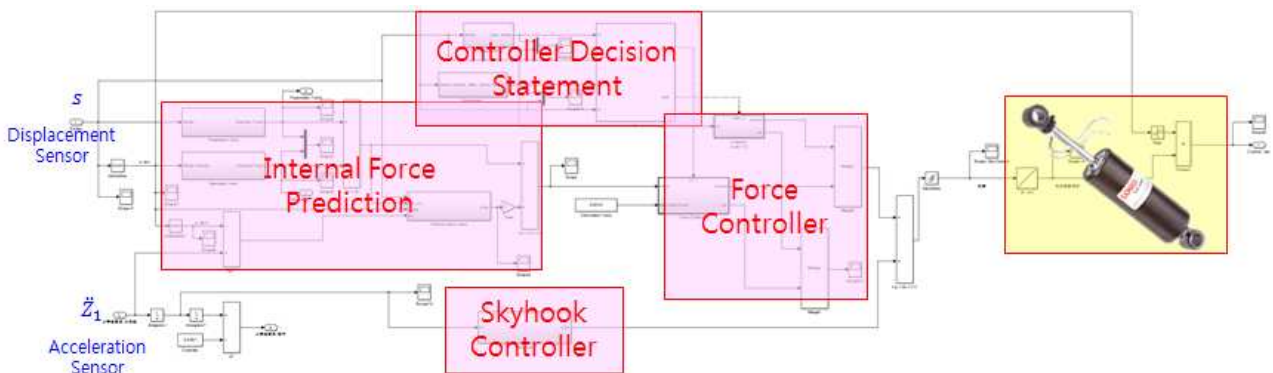


Fig. 10 MATLAB/Simulink diagram for hybrid controller

링 현상 관점에서 보면 기존의 알고리즘[4]과는 달리 접지 초기 스카이 훅 제어기법 만이 적용되도록 하여 갑작스럽게 큰 제어입력이 인가되는 것을 피함으로써 채터링 현상을 방지할 수 있었다. 스카이 훅 제어기와 하중 제어기가 동시에 적용 시 발생할 수 있는 제어 입력의 불연속은 Sigmoid Function을 이용한 입력설계방법을 적용함으로써 채터링 현상 문제를 개선하였다.

4. 결 론

본 연구에서는 기존의 하중제어기법을 보완한 하이브리드 제어기법을 제안하였다. 제안된 하이브리드 제어기법은 기존 하중제어기법에서 발생하는 채터링 현상을 제거하고, 높은 충격흡수효율을 얻을 수 있는 제어기법이다. 하이브리드 제어기법은 스카이 훅 제어기법과 하중 제어기법을 결합한 형태로 제어 조건문에 따라 두 감쇠력 제어 알고리즘이 동시에 적용되도록 제어기를 설계하였다. 초기 접지 시 갑작스럽게 큰 감쇠력을 요구하는 기존의 하중제어기법과는 달리 하이브리드 제어기법은 초기에 스카이 훅 제어기법 만이 적용되기 때문에 갑작스럽게 큰 제어입력이 인가되는 것을 피함으로써 접지 초기 발생하는 채터링 현상을 방지할 수 있었다. 또한, 스카이 훅 제어기와 하중 제어기가 동시에 적용 시 발생할 수 있는 제어 입력의 불연속은 Sigmoid Function을 이용한 입력설계방법을 적용함으로써 제어 입력 불연속에 의한 채터링 현상을 개선하였다. 하이브리드 제어기법을 적용하여 낙하 시 물레이션을 수행한 결과, 충격흡수 효율은 최고 93.5%, 최대 스트럿 하중은 $24.45 kN$, 최대 스트로크는 $210.1 mm$ 의 성능을 나타내었으며, 제어 알고리즘을 적용하지 않았을 때와 비교해보면 최대 스트럿 하중과 스트럿 변위는 각각 $1.21 kN$, $9.4 mm$ 가 감소하였고 이에 따라, 충격흡수 효율은 12.6% 향상됨을 확인하였다.

착륙 시 가속도 센서와 변위센서를 통해 실시간으로 항공기의 수직방향 가속도와 스트로크의 데이터를 측정하여 하이브리드 제어기를 통해 감쇠력 제어를 한다면 기존의 수동형 착륙장치 대비 우수한 착륙성능을 기대할 수 있다.

후 기

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

References

- [1] Z. Wolejsza, W. Kowalski, A. Lafitte, G. Mikulowski, and L. Remmers, “State of the Art in Landing Gear Shock Absorbers,” *Prace-Institutu Lotnictwa*, vol. 2, no. 181, 2005.
- [2] J. M. Tak, L. Q. Viet, and J. H. Hwang, “Semi-Active Control of Aircraft Landing Gear using Magnetorheological Damper,” *The Society for Aerospace System Engineering 2017 Fall Conference*, pp. 225-227, November 2017.
- [3] W. Krüer, “Design and Simulation of Semi-Active Landing Gears for Transport Aircraft,” *Mechanics of Structures and Machines*, vol. 30, no. 4, pp. 493-526, 2002.
- [4] Y. O. Hyun, “Semi-Active Force Control of Landing Gear using Magneto-Rheological Damper,” Ph. D. dissertation, School of Aerospace and Mechanical Engineering, Korea Aerospace University, 2009.
- [5] J. H. Park, D. X. Phu, N. Q. Hung, O. H. Kang, and S. H. Choi, “Optimal Design of Magneto-Rheological Mount for Ship Engines : Maximum Damping Force,” *Transactions of the Korean Society for Noise and Vibration Engineering*, vol. 23, no. 5, pp. 472-478, 2013.
- [6] G. H. Heo, C. G. Kim, and Y. I. Gong, “Performance Evaluation of Seismic Vibration Control of Asymmetrical Cable-Stayed Bridge Using MR Damper,” *Journal of the Korean Society of Civil Engineers*, vol. 34, no. 3, pp. 729-737, 2014.
- [7] J. H. Park, J. W. Kang, and S. H. Choi, “Design and Analysis of Above Knee Prosthetic Leg Using MR Damper,” *Transactions of the Korean Society for Noise and Vibration Engineering*, vol. 26, no. 2, pp.

- 165-171, 2016.
- [8] L. A. Ahuré-Powell, “Magnetorheological Fluids and Applications to Adaptive Landing Gear for a Lightweight Helicopter,” Ph. D. dissertation, Department of Aerospace Engineering, University of Maryland, 2014.
- [9] M. A. Eroglu, “Observer Based Control of an Magnetorheological Damper,” Ph. D. dissertation, Department of Mechanical Engineering, University of Sheffield, 2013.
- [10] J. U. Hwang, J. H. Hwang, J. S. Bae, and K. H. Lim, “Drop Test Simulation of Semi-active Landing Gear using Commercial Magneto-Rheological Damper,” *Journal of Aerospace System Engineering*, vol. 4, no. 4, pp. 44-48, 2010.
- [11] Y. O. Hyun, J. U. Hwang, J. H. Hwang, J. S. Bae, K. H. Lim, D. M. Kim and T. W. Kim, “Force Control of Main Landing Gear using Magneto-Rheological Damper,” *Journal of the Korean Society for Aeronautical & Space Sciences*, vol. 37 no. 4, pp. 344-349, 2009.
- [12] D. S. Wu, H. B. Gu, and H. Liu, “GA-Based Model Predictive Control of Semi-Active Landing Gear,” *Chinese Journal of Aeronautics*, vol. 20, no. 1, pp. 47-54, 2007.
- [13] J. H. Hwang, S. B. Choi, S. J. Park, “Intelligent Landing Gear with Variable Damping Force for 1500lb Class,” Korea Evaluation Institute of Industrial Technology, Annual Report, 2017.
- [14] <http://www.lordmrstore.com/lord-mr-products/mrf-140cg-magneto-rheological-fluid>
- [15] FAR § 23.725 Limit drop tests.
- [16] D. Karnopp, M. J. Crosby, and R. A. Harwood, “Vibration Control Using Semi-Active Force Generators,” *Journal of Engineering for Industry*, vol. 96, no. 2, pp. 619-626, 1974.