

論文

MR 댐퍼를 이용한 주륜 착륙장치 하중제어기법 연구

현영오*, 황재업*, 황재혁**, 배재성**, 임경호**, 김두만**, 김태욱***

Force Control of Main Landing Gear
using Magneto-Rheological DamperYoung-O Hyun*, Jae-Up Hwang*, Jae-Hyuk Hwang**, Jae-Sung Bae**,
Kyoung-Ho Lim**, Doo-Man Kim** and Tae-Wook Kim***

ABSTRACT

To improve performance of the main landing gear for helicopters, a semi-active control landing gear is introduced in this paper. An MR damper based on commercial finite element electromagnetic field analysis of an electromagnet has been adapted the shock absorber. Force control algorithm (which maintains constantly the sum of air spring force and damping force as internal forces) which keep the sum of air spring force and damping force constant during landing, has been used for the controller, applied to control the semi-active landing gear. A series of drop simulations using ADAMS has been done with the passive, sky-hook control type, and force control type landing gears. The result of each simulation has been compared to evaluate the landing performance of the proposed force control type landing gear.

초 록

본 논문은 헬기용 주륜 착륙장치의 성능을 향상시킬 목적으로 반능동형 착륙장치를 도입하였다. 상용 유한요소 코드를 이용하여 자기장해석을 한 MR 댐퍼를 완충기에 적용 하였다. 착륙 거동 시 내력으로 발생하는 공기력과 감쇠력의 합을 일정하게 유지시키는 개념의 하중제어기법을 적용하여 반능동형 착륙장치의 제어를 구성하였다. 다른 형태의 수동형 및 스카이 훅 제어 반 능동형 착륙장치와 함께 ADAMS를 이용한 낙하 시뮬레이션을 수행하였고 착륙특성에 대한 성능평가를 위해 그 결과들을 비교하였다.

Key Words : Magneto-Rheological Damper(MR 댐퍼), Semi-Active Control(반 능동제어), Helicopter Landing Gear(헬기착륙장치), Main Landing Gear(주륜착륙장치), Force Control(하중제어기법)

1. 서 론

수직 이착륙과 정지비행이 가능한 플랫폼의 대표주자인 헬기는 70년대 이후 엔진, 로터 등의 세부 계통의 발전으로 인한 성능향상으로 그 활용도가 증가면서 군용 및 응급 구조용 등의 다양한 임무를 수행하게 되었다. 이러한 헬기의 발전과 함께 착륙장치도 발전하게 되었으며, 초기에

† 2008년 10월 29일 접수 ~ 2008년 11월 27일 심사완료

* 정희원, 한국항공대학교 항공우주 및 기계공학부 대학원

** 정희원, 한국항공대학교 항공우주 및 기계공학부

교신저자, E-mail : jhhwang@kau.ac.kr

경기도 고양시 덕양구 화전동 200-1

*** 정희원, 한국항공우주연구원

는 단순하고 가벼운 스키드 형의 착륙장치가 도입되었으나 헬기의 중·대형화가 이루어지면서 타 형태보다 효율이 우수한 것으로 알려져 있는 유공압 완충장치(Oleo-Pneumatic Shock Absorber)를 많이 채택되고 있다[1].

유공압 완충장치는 수동형으로 오리피스 형상의 최적화, 2단 공기실 또는 크래쉬 밸브와 같은 부가장치의 적용을 통해 착륙장치의 성능향상을 도모하고자 하였으나, 수동형으로 인한 성능향상의 한계노출, 중량 및 복잡성의 증가라는 문제점에 따라 결국에는 능동제어 착륙장치에 대한 연구가 시작되었다[2].

능동제어형 착륙장치의 경우, 고압 유체의 제공 및 제어를 위한 추가장치에 의해 필요한 감쇠력을 직접적으로 제공받음으로써 다양한 착륙조건에 맞는 최적성능을 구현하였고 성능향상도 가져왔다. 그러나, 수동형에 비해 중량 및 복잡성이 증가되었고 추가장치의 기능고장시, 착륙장치로서의 성능을 유지하기가 힘들어져 안정성에 큰 결함을 가지고 있었다[3]. 그래서 진동 매개변수만을 조절하여 착륙장치의 최적성능을 구현하는 반능동제어형 착륙장치의 연구가 시작되었다.

반능동제어형은 오리피스의 크기를 조절하는 방식과 작동 유체의 점성을 변화시키는 방식으로 분류할 수 있다. 유체의 점성을 조절하는 방식은 다시 ER유체(Electro-rheological Fluid)와 MR유체(magneto-rheological Fluid)로 분류할 수 있는데, ER유체에 비하여 MR유체가 자기장에 따른 점성의 변화량이 크므로 착륙장치의 완충기로서 MR댐퍼가 적합한 것으로 판단하였다[4].

본 논문에서는 착륙장치의 성능향상을 위한 방안으로, 제어개념을 도입한 반능동제어형을 연구하기 위하여, 완충장치로는 제어가 가능한 MR 유체 댐퍼를 고려하였고 제어기법으로는 착륙장

치의 효율 향상 및 기체 작용하중 감소를 위해 새롭게 고안된 하중제어기법을 개발하여, 그 설계 결과들을 기술하였다. 또한 ADAMS-Matlab Simulink를 이용하여 구성한 낙하 시뮬레이션 모델을 기반으로 성능 평가를 수행하여 성능향상의 결과를 확인하였다.

II. MR댐퍼형 착륙장치 모델링

1) MR댐퍼 구성 및 운동방정식

MR 댐퍼의 형상은 Fig. 1과 같이 간략하게 나타낼 수 있으며, 상부 스트러트(Upper strut)와 하부 스트러트(Lower strut)으로 구분된다. 상부 스트러트는 공기실, 하부 스트러트는 오일실, 공기실 및 피스톤(전자석)으로 구성하였다. 특히 주륜 착륙장치는 상부에 큰 질량이 부가되므로 변위에 따른 공기실에 압력 변화가 크게 작용하기 때문에 상부 공기실을 2단으로 구성하여, 착륙시 1단 대비 공기력이 크게 증가하지 않게 하였다.

MR 댐퍼의 경우 유체의 점성을 변화키는 방식이므로 오리피스형의 감쇠력항만 달라질 뿐 기존의 수동형 착륙장치에 대한 운동방정식의 기본 틀을 그대로 사용할 수 있다. 착륙시 발생하는 3가지 내력인 공기력, 감쇠력 및 마찰력에 대한 각각의 힘 방정식은 참고문헌[5,6]에 설명되어있다.

착륙장치에 대하여 유도한 2자유도 운동방정식은 다음과 같은 식으로 표현된다[7].

$$\begin{aligned} m_s \ddot{x} &= -[F_{air} + F_d + F_{fri}] + Am_s g \\ m_u \ddot{x} &= -F_T + [F_{air} + F_d + F_{fri}] + Am_u g \end{aligned} \quad (1)$$

여기서, F_T 는 타이어 힘을 의미하며, A 는 양력을 보정해 주는 상수이다.

2) MR 댐퍼의 설계 및 특성

MR유체로 사용한 LORD사의 NRF-241ES 유체에 대한 물성치[8]를 이용하여 원하는 감쇠력이 발생하도록 MR댐퍼의 형상설계를 수행하였다. 그 과정에서 전자석에 해당하는 피스톤과 실린더 간에 간격과 피스톤 형상을 결정하는 것이 가장 중요하며, 그 결과는 Fig. 2와 같다.

좀더 넓은 구간에 걸쳐 균일한 자기장을 형성하기 위해 전자석은 3개의 전자석으로 구성하였으며, 전류인가에 따라 형성되는 자기장은 3A일 때 150kA/m의 자기장 세기를 갖도록 설계하였다.

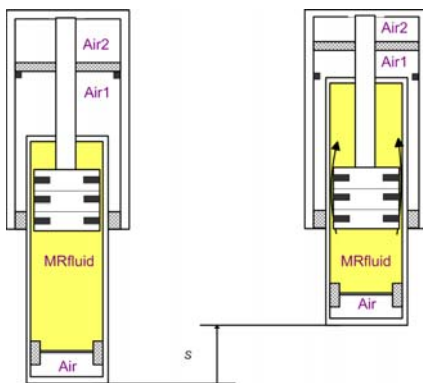
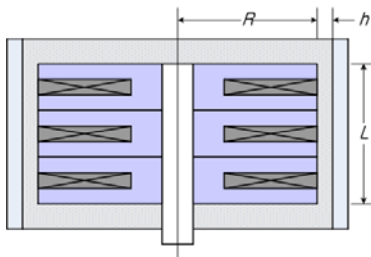


Fig. 1. MR 댐퍼 형상



구 분	크 기
전자석 반지름(R)	33.63mm
전자석과 실린더 간격(h)	1.37mm
전자석 높이(L)	66mm
자기장 노출구간	36mm
코일 권선수	1,000회

Fig. 2. MR 댐퍼의 피스톤 형상

Fig. 3은 설계된 MR 댐퍼의 피스톤 형상을 기준으로 전자석에 3A의 전류를 인가하였을 때 나타나는 150kA/m의 자기장 세기를 유한요소 기법을 이용하여 해석한 결과이다.

Fig. 1의 기본형상을 기반으로 수행하였던 MR 댐퍼의 설계 결과를 적용하여, Fig. 4와 같이 헬기의 주륜 착륙장치에 대한 ADAMS 모델을 구성하였다.

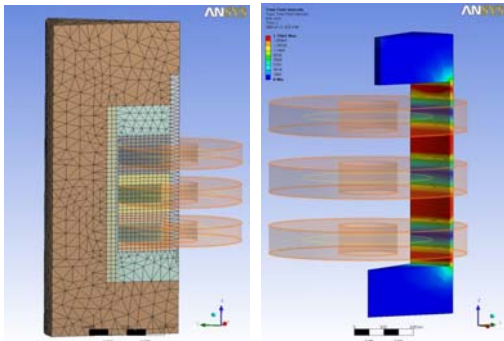


Fig. 3. MR 댐퍼의 ANSYS 자기장 해석

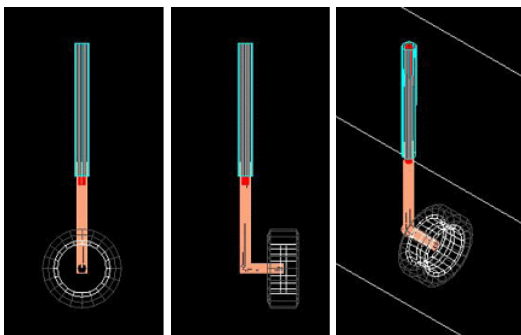


Fig. 4. 주륜 착륙장치의 ADAMS 모델

III 하중제어기법을 적용한 헬기 착륙 장치의 동특성

1) 하중 제어기법의 적용

헬기 또는 항공기의 착륙장치에 대한 성능향상, 즉 효율개선 및 작용하중 감소는 하중-변위 선도의 형상을 가급적 사각형에 가깝게 만드는 것으로 이루어질 수 있다[3]. 이 하중-변위 선도의 하중은 변위에 따른 내력의 변화에 좌우되기 때문에 성능 향상을 위한 방안으로, 완충장치의 3가지 내력 중에서 마찰력을 제외하고 공기력과 감쇠력의 합에 대한 변화를 최소화하는 개념을 착안하여 제어기법으로 적용하였다. 따라서 착륙장치의 성능을 향상시키기 위해, 공기력과 감쇠력의 합을 일정하게 또는 변화율을 최소화시키는 제어기법의 적용식으로 이용될 내력 합의 하중식은 식(2)와 같다.

$$F_{total} = \begin{cases} A_a \left[P_0 \left(\frac{V_0}{V_0 - A_a S} \right)^n - ATM \right] + \frac{12\eta A_p^2 L}{gu^3} - v & \text{for } |F_{com}| \leq |F_{total}| \\ A_a \left[P_0 \left(\frac{V_0}{V_0 - A_a S} \right)^n - ATM \right] + \frac{12\eta A_p^2 L}{gu^3} - v + \frac{3\tau_y A_p l}{w} & \text{for } |F_{com}| > |F_{total}| \end{cases} \quad (2)$$

하중식 (2)을 보면, 공기력과 감쇠력이 제어력을 결정하는 기준임을 알 수 있다. 즉 낙하속도가 빠르거나 변위가 클 경우 두 내력의 합은 증가하게 되고 이렇게 증가할 때에는 제어력이 작용하지 않아 내력의 합이 추가로 증가하는 것을 방지하였다. 그러나 반대로 속도가 줄어들거나 변위가 줄어들어 내력의 합이 감소할 경우, 감소한 만큼 식(2)와 (3)의 τ_y 를 이용하여 MR 댐퍼 전자석에 제어전류의 인가를 통해 발휘되는 제어력을 추가적인 감쇠력으로 작용시켰다. 이로써 각각의 변위 구간 동안에 두 내력의 합을 일정하게 유지시켜서, 착륙장치의 효율을 증가시키는 하중제어기법을 적용하였다.

$$(3)$$

Fig. 5는 식(2)과 (3)을 이용하여, ADAMS와 연결될 Matlab Simulink로 활용한 제어기를 나타내고 있다. 댐퍼의 속도로부터 감쇠력을 유추하고 속도의 적분에 의해 공기력을 유추함으로써 내력을 계산한다. 제어알고리즘의 적용을 위해 비교 판단하는 조건문을 통하여 각각의 제어력을 계산하고 이때 계산된 제어력을 전류로 바꾸어 주는 블록으로 구성되어 있다. Subsystem은 제어 대상이 ADAMS 모델이므로 실제 전자석에 적용

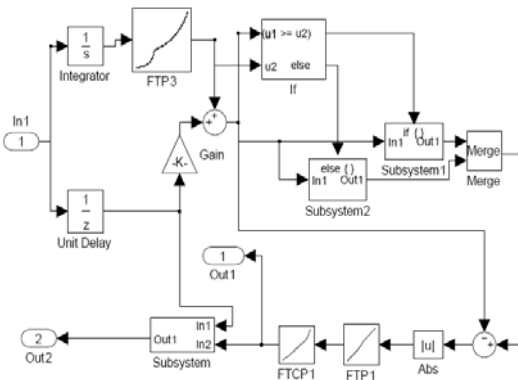


Fig. 5. 하중제어기법의 Simulink Block

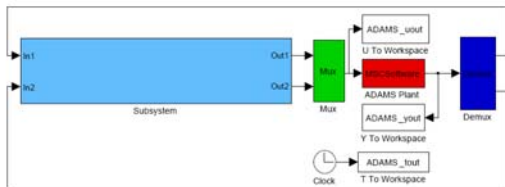


Fig. 6. 제어기와 ADAMS 인터페이스

될 제어 전류를 자기장에 따른 제어감쇠력으로 변환하여 ADAMS 모델에서 MR 댐퍼의 거동을 모사하도록 하는 블록이다. Fig. 6은 Subsystem에 해당하는 Fig. 5의 제어기와 ADAMS의 인터페이스를 통해 낙하 시뮬레이션을 수행하기 위한 모델 구성도이다.

2) 시뮬레이션 결과 및 토의

본 절에서는 MR 댐퍼를 이용한 반능동제어 착륙장치로 하중제어기법을 적용하여 낙하 시뮬레이션을 수행한 결과를 기술하였다. 하중제어기법의 적절성과 성능향상의 정도를 정량적으로 파악하기 위해, 오리피스형(passive) 및 MR형의 수동형(No Control)과 스카이훅 제어기법[9]을 적용한 반능동제어형에 대해서도 함께 시뮬레이션을 수행하였다.

Fig. 7은 완충장치의 변위선도로서, 스카이 훅 제어기법을 사용한 경우가 하중제어기법에 비해 변위가 작게 나타난다. 이는 스카이 훅 제어기법 MR 댐퍼형 완충장치의 착륙 직후 초기 거동시 감쇠력을 크게 증가시켜서 착륙시 발생한 충격력을 초기에 최대 흡수했기 때문이다. 이로써, 변위의 함수인 완충장치의 공기력에 대해서도 Fig. 8과 같이 스카이 훅 제어의 MR 댐퍼형이 가장 작은 공기력을 발생시키는 것으로 나타났다.

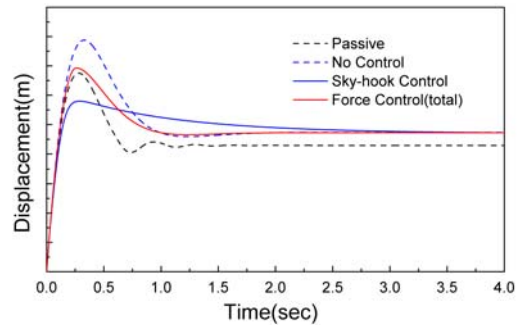


Fig. 7. 완충장치의 변위선도

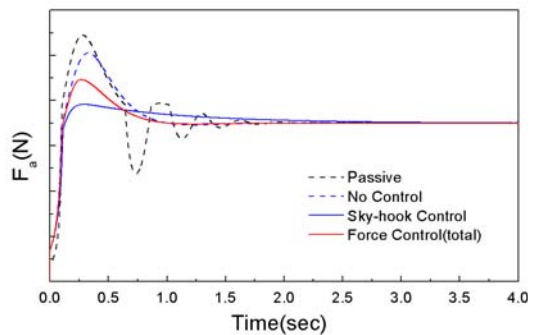


Fig. 8. 완충장치의 공기력

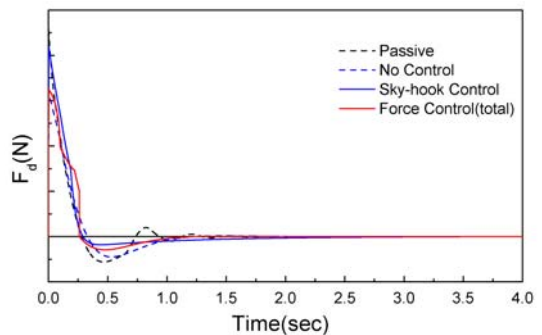


Fig. 9. 완충장치의 감쇠력

그러나, 변위 및 공기력과는 달리 감쇠력에 있어서는 다른 경향을 보인다. Fig. 9는 감쇠력 선도로서, 스카이 훅 제어에 의한 초기 감쇠력이 하중제어기법에 비해 아주 크게 작용하는 것으로 나타났다. 이는 Fig. 10에서 보면 알 수 있듯이, 스카이 훅 제어에 의한 MR 댐퍼의 제어력은 착륙장치가 지면에 도달하는 순간부터, Fig. 11과 같이 3 Amp의 최대 제어전류를 인가하여 MR 댐퍼가 발휘할 수 있는 최대 제어력으로 작용하게 하여 착륙장치의 최대 감쇠력으로 나타났다. 하중제어기법은 초기 MR 댐퍼의 감쇠력이 대부분

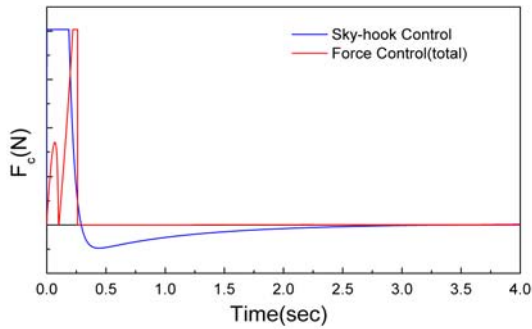


Fig. 10. MR 댐퍼의 제어력

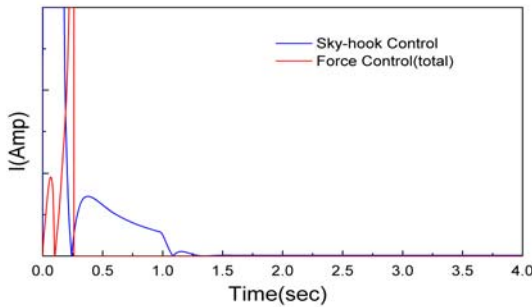


Fig. 11. MR댐퍼의 제어전류

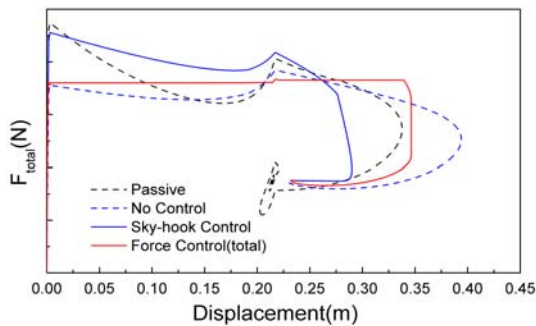


Fig. 12. 완충장치의 하중-변위 선도

인 내력의 합을 일정하게 유지시키기 위해 필요한 제어력을 Fig. 11과 같이 소요 제어전류의 인가를 통해 감쇠력으로 추가 적용되도록 하였다.

Fig. 12는 착륙장치의 성능과 특성을 확인할 수 있는 하중-변위선도이다. 하중제어기법은 착륙장치의 효율을 증가시키기 위해 초기 내력의 합을 일정하게 유지시킴으로써 착륙장치 작용하중에 있어서는 오리피스 수동형 및 스카이 훅 제어형 보다 작은 값을 나타내었다. 변위에 있어서는 오리피스 수동형과는 유사하나 스카이 훅 제어형 보다는 변위가 컸다.

스카이 훅 제어형은 제어력으로 최대 감쇠력을 작용시켰기 때문에 착륙장치 작용하중의 값은 컸으나, 이 큰 감쇠력의 유지 때문에 변위는 가장 작게 나타났다.

선도에 따른 효율에 있어서는 오리피스 수동형이 64%, MR댐퍼 완충장치에 대하여 수동형은 70%, 스카이 훅 제어형은 80%, 하중제어형은 85%로, MR댐퍼에 하중제어기법을 적용함으로써 5%~20%의 효율 증가를 가져왔다.

IV 결 론

본 연구에서는 헬기용 주륜 착륙장치의 성능을 향상시키는 목적으로, 완충장치는 MR 댐퍼, 제어기는 하중제어기법을 적용하여, 반능동제어형 착륙장치를 구성하였다. 이 과정에서, 자기장의 변화에 따른 내부 감쇠력의 고찰을 통해 MR 댐퍼를 설계하였고 내력인 공기력과 감쇠력의 합을 일정하게 유지시키는 개념의 하중제어기법에 대한 제어를 Matlab Simulink로 구현하였다.

낙하 시뮬레이션 결과, 수동형 및 스카이 훅 제어의 반능동형 보다 5%~20%의 효율 증가를 가져왔을 뿐만 아니라, 착륙시 기체 및 착륙장치에 작용되는 하중에 있어서는 20%이상의 감소를 가져왔다.

이로써 고성능의 헬기용 항공기 반능동제어형 착륙장치의 시스템을 구성하였으며, 본 연구의 MR댐퍼 형상에 대한 최적화가 이루어진다면 좀 더 우수한 착륙성능을 구현할 수 있으리라 판단된다.

후 기

본 연구는 지식경제부 한국형 헬기 민군겸용 구성품 개발산업 수행 결과의 일부이며, 지원에 감사 드립니다.

참고문헌

- 1) Norman S. Currey, "Aircraft Landing gear design : principle and practices", AIAA Education Series, 1988.
- 2) Z. Wolejsza, W. Kowalski, A. Lafitt, G. Mikulowski and L. Remmers, "State of The art in Landing Gear Shock Absorbers", Prace Instytutu Lotnictwa, 2005.
- 3) Krueger. W. R - Integrated Design

Process for the Development of Semi-Active Landing Gears for Transport Aircraft : Ph.D. Dissertation, University of Stuttgart, Stuttgart, Germany, 2000.

4) <http://www.lord.com/Portals/0/MR/MRvsER.pdf>

5) 황재업, 황재혁, 배재성, 현영오, 임경호, 김두만, 김태욱, "MR 댐퍼를 이용한 헬기 착륙장치 반 능동제어", 한국항공우주학회지, 제36권 4호, pp. 346~351, 2008

6) B. F. Spencer Jr., S. J. Dyke, M. K. Sain and J. D. Carlson, "Phenomenological Model of a

Magnetorheological Damper", ASCE Journal of Engineering Mechanics 123(3), pp. 230~238, 1996.

7) 김두만, 임경호, 황재혁, 전제춘, 이환규, "항공기 착륙장치의 동특성해석 및 최적설계", 한국항공우주학회지, 제21권 제4호, 1993, pp. 37~48.

8) "MRF-241ES Magneto-Rheological Fluid", LORD Technical data, 2006.

9) D. Karnopp, "Active Damping in Road Vehicle Suspension System", Vehicle system Dynamics, 12(6), 1983, pp. 291~316.