

# 캐비테이션 방지를 위한 MR 댐퍼형 착륙장치의 내부 형상 배치에 대한 연구

조방현<sup>1</sup>, 장대성<sup>1</sup>, 황재혁<sup>1,†</sup>

<sup>1</sup>한국항공대학교 항공우주 및 기계공학부

## Internal Components Arrangement of MR Damper Landing Gear for Cavitation Prevention

Bang-Hyun Joe<sup>1</sup>, Dae-Sung Jang<sup>1</sup> and Jai-Hyuk Hwang<sup>1,†</sup>

<sup>1</sup>Dept. Of Aerospace of Mechanical Engineering at Korea Aerospace University

### Abstract

The landing gear of an aircraft is a device that absorbs and dissipates shock energy transmitted from the ground to the fuselage. Among the landing gears, the semi-active MR damper landing gear is supposed to show high-shock absorption efficiency under various landing conditions and secure the stability when out of control. In the case of the MR damper landing gear using an annular channel rather than orifice, Amesim, a commercial multi-physics program, is considered as more useful than the conventional two-degree-of-freedom model because the damping force generated by the pressure drop through the flow annular path can cause cavitation in the low-pressure chamber of the MR damper with a specific internal structure. In this paper, the main dynamic characteristics of the MR damper landing gear with an annular type flow path structure has been analyzed under the condition of cavitation. Based on the analysis results using Amesim, a design guideline for the MR damper flow path that prevents cavitation has been proposed based on the modification of the arrangement of internal components of the damper. The guideline was verified through a drop simulation.

### 초 록

항공기의 착륙장치는 지상에서 동체로 전달되는 충격에너지를 흡수 및 소산시키는 장치이다. 착륙장치 중 반능동형 MR 댐퍼 착륙장치는 다양한 착륙조건에서 높은 충격흡수효율을 보여주며 제어 불능 시 안정성을 확보할 수 있는 장점이 있다. 오리피스가 아닌 환형 관유로를 이용하는 MR 댐퍼 착륙장치의 경우, 유로 압력강하로 인해 발생하는 감쇠력이 MR 댐퍼 내부 형상 구조에 따라 저압 챔버에서 캐비테이션을 유발할 수 있어 기존의 2 자유도계 모델링 기법보다 다중물리시스템 해석 프로그램인 Amesim이 더 유용하다. Amesim을 이용한 해석결과를 바탕으로 착륙장치 내부 유로 형상 배치를 수정하여 캐비테이션을 방지할 수 있는 유로 구조를 제안하였고 낙하 시험 시 물레이션 결과를 통해 이를 검증하였다. 본 논문에서는 환형 관로 형태 유로 구조를 갖는 MR 댐퍼형 착륙장치의 캐비테이션 발생시 주요 특성을 파악하였고, 아울러 내부형상 배치 수정을 통해 이를 방지하는 방안을 제시하였다.

**Key Words:** Landing Gear(착륙장치), Magneto-Rheological Damper(MR 댐퍼), Pressure Drop(압력 강하), Amesim(아메심), Cavitation(공동현상), Components Arrangement(형상 배치)

## 1. 서 론

항공기의 착륙장치는 착륙 시 또는 지상에서 활주할 때 발생하는 진동 및 충격을 흡수하는 장치이다. 특히 착륙시 항공기는 짧은 시간에 강한 충격을 받아 동체에 심각한 손상을 초래할 수 있으며, 탑승자들에게 불편감을 느끼게 한다. 이를 최소화하기 위해 착륙장치에는 착륙 충격에너지를 효과적으로 흡수 및 소산시키

는 완충장치를 채택하고 있다. 현재 가장 널리 사용되고 있는 완충장치는 단위 중량당 충격흡수효율이 높고 구조가 단순한 수동형 유공압 완충장치이다[1]. 그러나 수동형 착륙장치는 특정 설계조건 외의 착륙 조건에서 최적의 성능을 기대하기 어렵다.

다양한 착륙조건에서 좋은 성능을 구현하기 위해 능동형 완충장치가 연구되었으나, 능동형 완충장치는 제어 불능 시 안정성을 보장할 수 없는 치명적인 단점을 갖고 있다[2,3]. 따라서 항공기 운용에서 안정성이 매우 중요하기 때문에 이러한 문제를 해결하기 위해 반능동형 완충장치가 제안되었다[4,5]. 반능동형 완충장치는 제어 불능 시 수동형으로 전환되어 거동하므로 안정성이 보장된다. 이러한 반능동형 완충장치 중에서도 MR 유체를 활용한 완충장치는 비교적 간단한 구조와 넓은 제어력 범위를 가지므로 근래 실제 완충장치에 적용하기 위해 다양한 연구가 시도되고 있다[6-12].

MR 유체란 외부 자기장에 의하여 유체 특성이 변화하는 지능 유체이다. 외부 자기장이 발생하지 않을 때에는 뉴턴언(Newtonian) 유체 거동을 보여주지만, 외부 자기장이 가해질 경우 베이스 유체 내의 미세 자성입자가 체인 구조를 형성하고 전단항복응력을 발생시키는 빙햄 유체 거동을 보이는 특수 유체이다[13]. MR 유체는 외부 자기장의 세기에 따라 연속적인 제어가 가능하므로 Choi와 Han은 자동차 완충장치에 MR 댐퍼를 적용하였고, Wereley와 Kamath는 소형 헬기용 착륙장치에 적용시키는 등 다양한 충격 진동 감쇠장치에 사용되어 왔다[10,14,15].

MR 댐퍼형 착륙장치 설계시, 착륙장치의 수학적 모델을 기반으로 한 낙하 시뮬레이션을 통해 내력을 예측하고, 이를 바탕으로 착륙장치의 구조 해석을 진행하게 된다. 설계된 착륙장치의 성능을 검증하기 위해서는 시제품과 낙하시험 장치 지그를 제작하여 낙하시험을 수행하는 것이 일반적이다[16]. MR 댐퍼형 착륙장치의 모델링에서 현재 보편적으로 활용되는 방법은 착륙장치를 간단한 2 자유도계 운동방정식으로 나타내는 방식이다. 또한 MR 댐퍼형 착륙장치 내부에 작용하는 공기력 및 감쇠력 항은 MR 댐퍼 유로 구조에 따라 각각 유도하여 운동방정식에 적용하고 있다[11,12].

MR 댐퍼형 항공기 착륙장치는 외부 자기장을 이용한 제어감쇠력을 효율적으로 발생시키기 위해 기존 유공압 형태의 항공기 착륙장치와 달리 오리피스형 유로 구조를 사용하지 않고 환형 관로 형태의 유로 구조를 채택하고 있기 때문에, 완충장치 압축과정에서 유로 내 매우 큰 압력강하가 발생하여 착륙장치의 유로 구조에 따라 저압 챔버에서 캐비테이션(Cavitation) 현상이 발생할 수 있다. 캐비테이션은 착륙장치의 성능 저

하를 초래하기 때문에 설계자는 이를 반드시 예측해야 하고 캐비테이션이 발생할 경우, 설계 인자들을 수정해야 한다. 그러나 보편적인 2 자유도계 수학적 모델링에서는 공기 챔버의 압력과 유로에서 발생하는 압력강하만 계산할 뿐, 저압 챔버의 압력 하한에 대하여 정의하지 않는다. 성능 검증을 위한 낙하 시험에서 캐비테이션이 발생할 경우, 설계 인자 수정 및 구조 해석을 재수행해야 하므로 추가적인 비용과 시간이 많이 소요된다. 그러나 낙하 시험을 수행하기 전에 MR 댐퍼형 착륙장치에서 캐비테이션의 발생 유무를 예측하는 기법에 대한 연구는 전무한 상태이다.

범용 프로그램인 Amesim(아메심)은 다중물리시스템(Multi-Physics System)용 해석 프로그램으로 유압회로 모델링 및 해석에 효과적으로 활용할 수 있다. Amesim은 2자유도계 수학적 모델링과 다르게 유체의 상변화와 압축성을 고려하고 챔버내 유체의 기공률(Void content)을 확인하여 캐비테이션의 발생여부를 판단할 수 있다. 따라서, 2 자유도계 수학적 모델링보다 정확한 내력 예측이 가능하다. 본 논문에서는 캐비테이션이 발생할 수 있는 유로 구조를 갖는 MR 댐퍼형 착륙장치를 대상으로 Amesim과 2 자유도계 모델링을 각각 적용하여 낙하 시험 시뮬레이션을 수행하였다. 그 결과, Amesim을 기반으로 한 모델링에서는 착륙장치의 압축과정 중 저압 챔버에서 캐비테이션이 발생하여 충격흡수효율이 현저하게 낮아지는 것을 확인하였다. 그러나 2 자유도계 수학적 모델링의 결과에서는 위와 같은 현상을 확인할 수 없었다. 이를 바탕으로 착륙장치 내부의 형상 배치를 수정하여 캐비테이션을 방지하는 유로 구조를 제안하였고 Amesim 및 2 자유도계 모델링을 기반으로 한 낙하 시험 시뮬레이션 결과를 비교하였다. 본 연구를 통해, 환형 관로 형태 유로 구조를 갖는 MR 댐퍼형 착륙장치의 캐비테이션 발생시 주요 특성을 파악하고 아울러 내부형상 배치 수정을 통해 이를 방지하는 방안을 제시하는 것이 본 논문의 목적이다.

## 2. MR 댐퍼형 항공기 착륙장치의 모델링

MR 댐퍼형 착륙장치는 MR 유체가 작동유체인 착륙장치로서 외부 자기장의 세기에 따라 연속적인 제어가 가능하다는 특징이 있다. MR 댐퍼형 착륙장치는 유공압식과 유사한 구조를 갖지만 미터링 핀과 오리피스를 사용하지 않고 MR 유체의 특성을 이용하기 위해 환형 유로를 사용한다. 본 연구에서 다루는 MR 댐퍼형 착륙장치의 구조는 Fig. 1에서 나타난 바와 같으며, 또한 Fig. 1에서는 압축시 유체 흐름을 보여주고 있다. 상부 챔버(Upper chamber)는 플로팅 피스톤(Floating

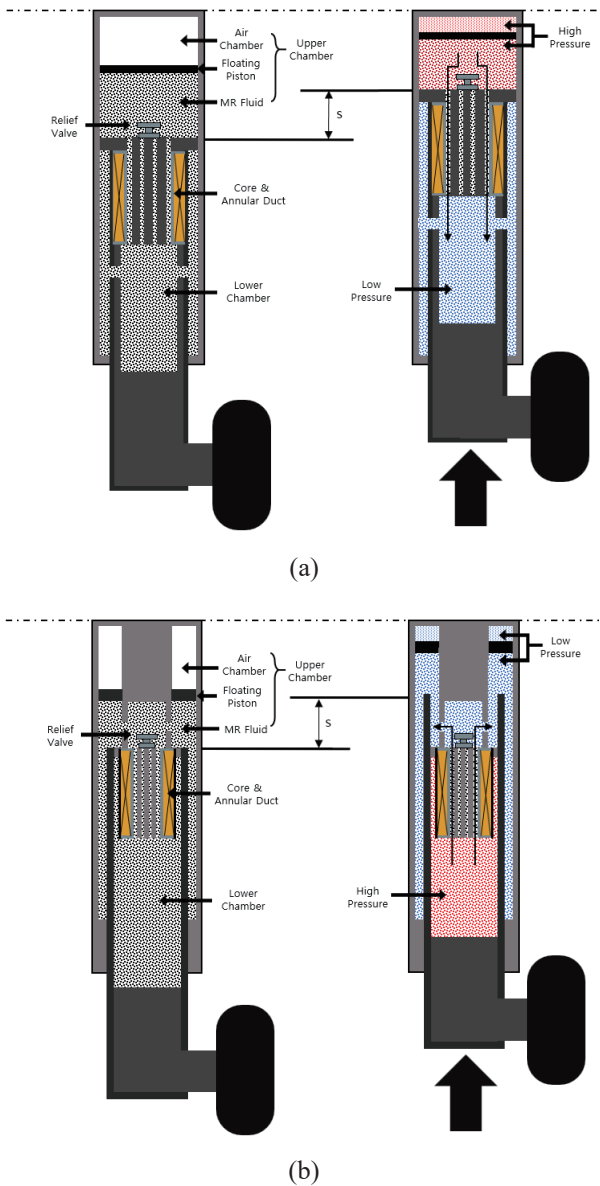


Fig. 1 Structures of the landing gear equipped with MR damper: (a) Model 1, (b) Model 2

piston)으로 구분되는 공기 챔버(Air chamber)와 MR 유체가 있는 챔버로 구성된다. 제어력이 작용하는 MR 댐퍼 코어는 자기장을 발생시키는 전기적 회로와 환형 유로로 구성되며 착륙장치 인장시 타이어가 지면에서 떨어지지 않게 하기 위해 릴리프 밸브(Relief valve)가 적용되어 압축시와 인장시의 감쇠력이 비대칭 되도록 고려하였다. 이 MR 댐퍼형 착륙장치가 압축과정에 들어 갈 때, MR 댐퍼에는 유로에서 유체 유동에 따른 압력강하로 인한 감쇠력이 발생하고 또한 회로에 전류를 인가시켜 외부 자기장으로 인한 제어 감쇠력인 MR 유체 항복응력이 발생한다. 그리고 스트로크가 발생하면서 압축된 공기 챔버에서 공기력이 작용한다. Model 1

은 압축시 상부 챔버에서 하부 챔버로 유체 유동이 발생하고 상부 챔버에서 감소하는 MR 유체 부피가 하부 챔버에서 증가하는 부피보다 크므로 그 차이만큼 공기 챔버가 압축된다. MR 유체는 고압 챔버에서 저압 챔버로 흐르므로 상부 챔버가 고압 챔버, 하부 챔버가 저압 챔버가 된다. 유로에서의 압력강하가 공기 챔버의 압력의 크기에 가까워질수록 하부 챔버의 압력이 매우 낮아지며 MR 유체의 포화 증기압보다 낮아질 때, 캐비테이션이 발생할 수 있다. 이는 압축과정 중 고압 챔버에서 저압 챔버 쪽으로 유체가 흐르지 못하게 하여 충분한 감쇠력이 발생하지 않는다. 이러한 현상은 결과적으로 착륙장치의 성능을 저하시키기 때문에 반드시 개선되어야 한다.

Table 1 Landing gear parameters

Quantity	Symbol	Value		Unit
		Model 1	Model 2	
Effective area of pneumatic force	$A_a$	1.25e-03	2.15e-03	m <sup>2</sup>
Effective area of hydraulic force	$A_h$	1.20e-03	1.77e-03	m <sup>2</sup>
Average radius of inner annular tube	$R_i$	11.1	13.55	mm
Width of inner annular tube	$t_i$	1	1.2	mm
Average radius of outer annular tube	$R_o$	6.5	8.5	mm
Width of outer annular tube	$t_o$	1.5	2.5	mm
Length of annular tube	$L$	115	114	mm
Initial air chamber pressure	$P_{a0}$	1000	319.3	kPa
Initial air chamber volume	$V_0$	2.78e-04	4.63e-04	m <sup>3</sup>
Atmospheric pressure	$P_{ATM}$	101.325		kPa
Tire force index	$k_t$	412000		N/m
Polytropic process index	$n$	1.4		-
Viscosity of MR fluid	$\mu$	0.28		Pa·s
Gravitational acceleration	$g$	9.81		m/s <sup>2</sup>

캐비테이션의 발생을 방지하기 위해 내부 형상 배치를 수정한 Model 2는 구조상 사용하는 MR 유체의 부피는 약간 증가하고 착륙장치 압축 과정에서 하부 챔버에서 상부 챔버로 MR 유체 유동이 발생한다. 스트로크에 따라 하부 챔버의 부피는 감소하고 공기 챔버는 압축된다. 따라서 상부 챔버는 저압 챔버, 하부 챔버는 고압 챔버가 되는 구조이다. 상부 챔버의 압력은

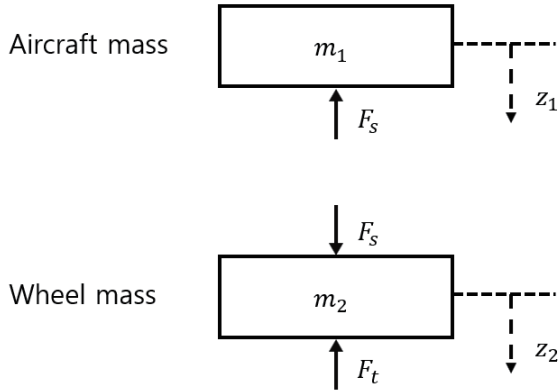


Fig. 2 Free-body diagram of 2-DOF model

공기 챔버가 압축되기 때문에 초기 압력보다는 항상 크므로 압축과정에서 캐비테이션이 발생하지 않는다. 본 논문에서 사용되는 착륙장치의 구조형상 치수는 연방항공규정의 Part 23.725에서 명시된 낙하속도 3m/s 조건에서 최대 내력은 28kN 미만, 최대 스트로크는 200mm 이하가 되도록 결정하였으며 자세한 치수는 Table 1에 정리되어 있다.

본 연구의 MR 댐퍼형 착륙장치의 2 자유도계 수학적 모델링은 다음과 같이 간략하게 기술할 수 있다. 착륙장치가 낙하하여 지면에 닿기 전까지는 1 자유도를 갖는 자유 낙하 운동으로 표현되며, 지면에 닿는 직후의 착륙장치의 거동은 2 자유도계로 나타낼 수 있다. 이때, 착륙장치에 작용하는 힘은 Fig. 2와 같은 자유물체도로 나타낼 수 있고 이때의 운동방정식은 식 (1a) 및 식(1b)과 같다.  $z_1, z_2$ 는 각각 상부질량 및 실린더의 변위와 하부 피스톤 및 타이어 휠 축의 변위를 뜻한다. 착륙장치에 작용하는 힘은 크게 외력과 내력으로 구분된다.  $F_s$ 은 내력을 의미하고  $F_s$ 는 식(2)와 같이 공기력( $F_a$ )과 감쇠력( $F_v$ ), 각 부품에 작용하는 마찰력( $F_f$ )으로 구성된다. 외력은 상부 및 실린더의 무게와 지면 반력인 타이어 하중( $F_t$ )로 구성된다.

$$m_1 \ddot{z}_1 = -F_s + m_1 g \quad (1a)$$

$$m_2 \ddot{z}_2 = F_s - F_t + m_2 g \quad (1b)$$

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

타이어 하중( $F_t$ )은 타이어의 압축 변위에 따라 발생하는 힘이며 식 (3)과 같이 표현된다.  $k_t$ 는 타이어 강성,  $r$ 은 타이어 탄성의 비선형성을 구현하기 위한 지수를 의미한다[17].

$$F_t = k_t \cdot z_2^r \quad (3)$$

착륙장치의 스트로크( $s$ )는 식(4)와 같이 상부 실린더와 하부 피스톤의 변위 차( $z_1 - z_2$ )로 정의된다. 공기는 폴리트로픽 과정을 겪는다고 가정하고, MR 유체는 비압축성 유체로 가정하였을 때, 공기 챔버의 압력( $P_a$ )은 스트로크에 따른 함수로 나타낼 수 있고, 공기력( $F_a$ )은 공기 챔버의 압력과 공기력이 작용하는 면적( $A_a$ )의 곱으로 표현된다.

$$s = z_1 - z_2 \quad (4)$$

$$P_a = P_{a0} \left( \frac{V_0}{V_0 - A_a \cdot s} \right)^n - P_{ATM} \quad (5)$$

$$F_a = A_a \cdot P_a \quad (6)$$

MR 댐퍼형 착륙장치의 감쇠력은 각각 유로에서 압력강하로 인한 감쇠력과 외부 자기장으로 인한 제어 감쇠력인 MR 유체의 항복응력으로 계산된다. 그러나 본 논문에서는 비 제어시에서의 착륙장치의 낙하 시뮬레이션을 수행하고 캐비테이션이 발생 여부에 관심이 있기 때문에 환형유로에서 유체 유동에 의해 발생하는 감쇠력만 고려한다. MR유체를 비압축성 유체로 가정하였으므로 유량( $Q$ )은 스트로크 속도( $\dot{s}$ )와 착륙장치의 구조에 따라 결정되는 유효면적( $A_h$ )의 곱으로 표현할 수 있고, 완전발달 층류 유동으로 가정하면 환형 유로에서의 발생하는 압력강하( $\Delta P$ )는 식(7c)와 같이 나타낼 수 있다. 압력강하와 유압이 작용하는 면적( $A_h$ )의 곱으로 유로의 압력강하에 의한 감쇠력을 계산할 수 있다[18].  $R_{com}$ 과  $R_{ten}$ 은 각각 압축시와 인장시의 유동 저항을 뜻한다.

$$R_{com} = \frac{12\mu L}{\pi D_o t_0^3}, \quad R_{ten} = \frac{1}{\frac{1}{\frac{12\mu L}{\pi D_o t_0^3}} + \frac{1}{\frac{12\mu L}{\pi D_i t_i^3}}} \quad (7a)$$

$$Q = A_Q \cdot \dot{s} \quad (7b) \quad \Delta P = \begin{cases} R_{com} \cdot Q & (\dot{s} \geq 0) \\ R_{ten} \cdot Q & (\dot{s} < 0) \end{cases} \quad (7c)$$

$$F_v = \Delta P \cdot A_h \quad (8)$$

착륙장치의 성능을 나타내는 지표로서 충격흡수효율을 이용한다. 충격흡수효율은 항공기의 총 에너지에 대한 착륙장치가 소산시킨 에너지의 비로 나타낼 수 있고 이는 식(9)과 같이 표현된다.

$$EFF [\%] = \frac{\int F_s ds}{F_{s,max} \cdot s_{max}} \times 100 \quad (9)$$

여기서  $F_{s,max}, s_{max}$ 는 각각 최대 내력과 최대 스트로크를 의미하고, 식(9)의 분자는 MR 댐퍼 착륙장치가

소산시킨 에너지의 총량으로서 스트로크가 발생한 후부터 정지할 때까지 내력을 스트로크에 따라 적분하여 계산한다. 착륙장치의 충격흡수 효율 곡선에서 1차 피크(1<sup>st</sup> peak)는 압축과정 초반에 감쇠력으로 인해서 나타나고 2차 피크(2<sup>nd</sup> peak)는 압축과정 후반에 공기실 압축으로 인해 나타난다.

### 3. MR 댐퍼형 착륙장치의 Amesim 모델링

낙하 시뮬레이션을 통한 착륙장치의 내력 예측을 하기 위해 다중물리시스템용 해석 프로그램인 Amesim을 활용하였다. Amesim 프로그램은 동역학계 각 요소의 조합으로 전체 시스템을 구성할 수 있는 라이브러리(Library)를 제공한다. 본 논문에서는 상부 질량과 타이어 휠 질량 등의 거동을 모델링하는 기계적 라이브러리(Mechanical Library), 각 챔버와 유로의 구조를 모델링하는 유공압 라이브러리(Hydraulic, Pneumatic Library)를 이용하여 MR 댐퍼형 착륙장치를 모델링하였다. 본 연구에서는 유로 형상 구조가 MR 댐퍼 착륙장치의 성능에 미치는 영향을 분석하는 것이 목적이므로 MR 코어는 모델링에서 제외하였다.

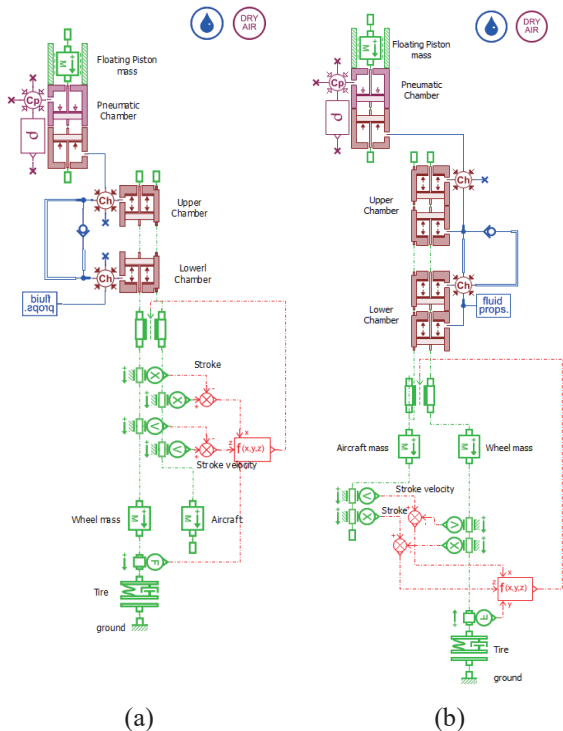


Fig. 3 Amesim simulation models: (a) Model 1, (b) Model 2

2 자유도계 모델링과 착륙장치에 발생하는 내력 예측 비교를 위해서 타이어/지면 접촉요소를 일치시키는

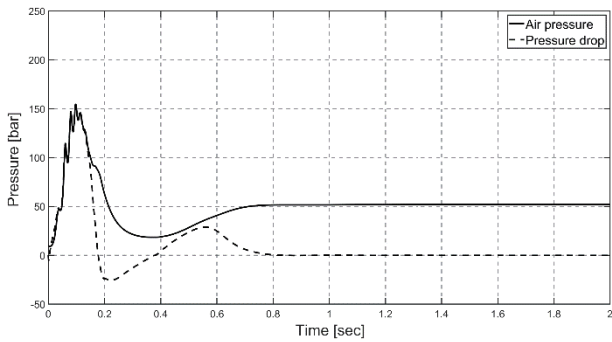
것이 중요하다. 따라서 2 자유도계 모델링과 동일하게 착륙장치 타이어의 강성을 이용하여 지면 반력을 Amesim에 고려하였다. 공기 챔버 내 공기는 폴리트로픽 과정을 따르도록 Amesim 모델을 구성하였고, 플로팅 피스톤도 추가하여 모델링하였다. 환형 유로 모델링은 관로 마찰계수를 이용한 관로저항과 유체의 압축성을 고려한 관로 캐패시턴스를 이용하여 구성하였다. Amesim내의 원형 관로 마찰계수는 Nikuradse Harp 모델을 적용하였으며 본 연구의 MR 댐퍼형 착륙장치는 환형 관로 형태 유로를 사용하므로 수력직경을 이용하여 수정된 마찰계수를 사용하였다[20]. 감쇠력을 비대칭적으로 작용시키기 위해 적용된 릴리프 밸브는 체크 밸브(Check valve)를 이용하여 구현하였고 코어의 직경에 비해 유로 너비가 매우 작으므로 압력으로 인한 유로의 팽창은 무시하였다[21]. Amesim을 활용한 본 연구의 MR 댐퍼형 착륙장치 모델링은 Fig. 3과 같이 나타낼 수 있고, 낙하 시뮬레이션의 해석 조건은 Table 2과 같으며 상부 질량은 Beechcraft사의 Baron-G58 기종을 참고하여 설정하였다.

Table 2 Simulation conditions

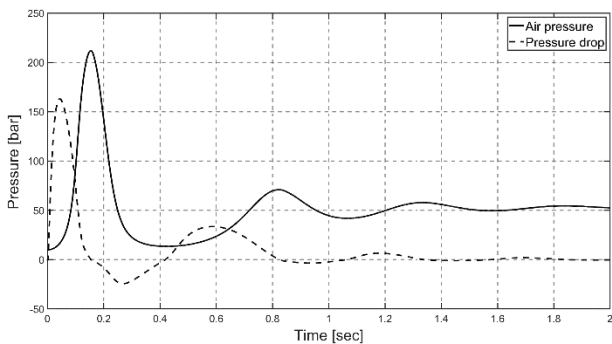
Parameters	Symbol	Value	Unit
Aircraft Mass (Sprung Mass)	$m_1$	680	kg
Piston & Wheel Mass (Unsprung Mass)	$m_2$	18	kg
Floating Separator Mass	$m_f$	0.3	kg
Vertical Sink Velocity	$v$	3	m/s

### 4. 낙하시험 해석결과 및 토의

본 연구에서 다루는 MR 댐퍼 착륙장치 Model 1에 대한 해석 결과는 다음 그림 Fig. 4에 나타내었다. 이 그림에서 상부 챔버의 압력과 유로의 압력강하의 크기를 Amesim 해석과 2 자유도계 모델링의 해석을 통해 결과를 비교하였다. 압축시 상부 챔버가 고압부가 되므로 유로에서 발생하는 압력강하는 상부 챔버의 압력보다 클 수 없다. 이러한 현상은 2 자유도계 모델링 해석결과에서는 확인이 되지 않지만, Amesim 모델 해석 결과에서는 확인할 수 있었다. 2 자유도계 모델링에서의 유량은 스트로크 속도에 대한 함수이나 Amesim 모델에서는 유량은 각 챔버들의 체적 변화량으로 계산된다. Model 1의 해석 결과, 하부 챔버의 압력은 Fig. 5에 나타내었다. 하부 챔버는 착륙장치가 압축과정일 때에 저압 챔버가 되고 이때의 압력은 매우 낮다. 캐비테이션이 발생하면 챔버내 기체의 부피는 증가하고 유로에 발생하는 유량은 저압부의 체적 변화량보다 작아진다. 따라서 유로에서는 충분한 압력강하가 발생하



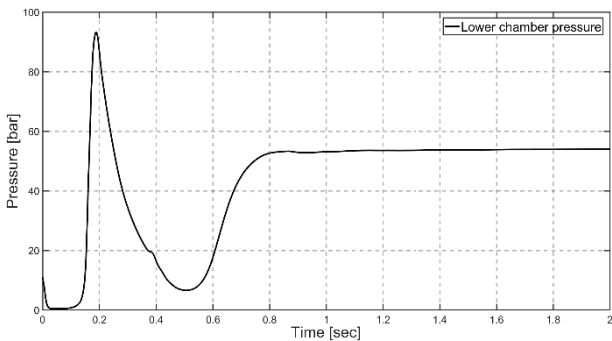
(a)



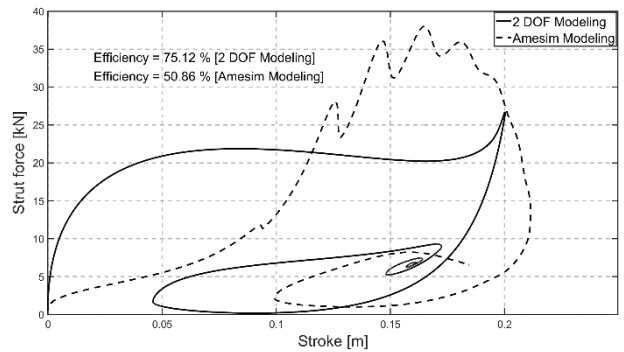
(b)

**Fig. 4** Pressure drop through MR core channel and air chamber pressure [Model 1]  
(a) Amesim model, (b) 2 DOF model

지 못한다. 적은 유량으로 인해 공기 챔버는 빠르게 압축되고 공기력의 최대값은 최대 스트로크일 때가 아니라 더 빨리 최대값에 도달한다. Model 1에 대한 2 자유도계 모델링에서는 압축시 저압 챔버의 압력의 하한에 대한 정의가 없기 때문에 압력강하의 크기가 공기 챔버의 압력보다 크게 계산될 수 있다. 따라서 압축과정 초반에 유로에서의 압력강하의 크기가 최대값을 가진다. 하지만 실제로는 압력강하가 공기 챔버의 압력보다 클 수 없으므로 2 자유도계 모델링을 통한 내력 예측은 정확하지 않게 된다. Amesim 및 2 자유도계 모델링을 활용한 Model 1의 충격흡수효율 곡선 결과를 다음 그림 Fig. 6에 나타내었다. Amesim을 활

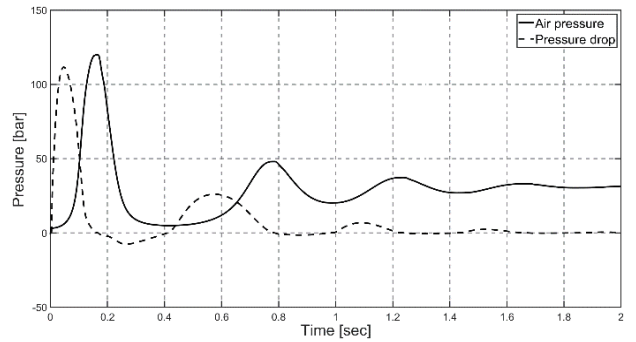


**Fig. 5** Lower chamber pressure [Model 1]

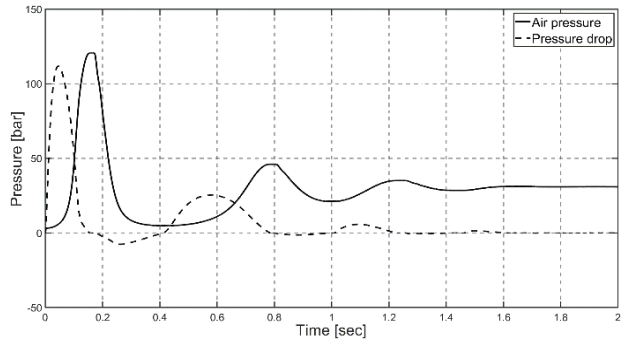


**Fig. 6** Strut force – Stroke [Model 1]

용한 시뮬레이션에서는 착륙장치의 압축과정 초반에 충분한 감쇠력이 발생하지 못하고 최대 공기력이 최대 스트로크 발생 이전에 나타나므로 착륙장치 내력의 1차 피크와 2차 피크가 순차적으로 발생하지 않음을 알 수 있다. 착륙장치의 충격흡수효율은 Amesim을 이용한 모델링에서 50.86%, 2 자유도계 수학적 모델링에서 75.12%으로 계산되었다. Amesim 해석의 결과가 2 자유도계 모델링의 결과에 비해 충격흡수효율이 현저히 낮은 이유는 첫 압축과정에서 MR 유체가 저압 챔버 쪽으로 이동하지 못해 유체 유동에 의한 감쇠력이 발생하지 않기 때문이다. 압축 초기과정에서 발생할 수 있는 유체유동 록킹(Locking) 현상은 저압 챔버의 압력이 절대압력 0기압보다 낮아질 수 없기 때문에 나타



(a)



(b)

**Fig. 7** Pressure drop through MR core channel and air chamber pressure [Model 2]  
(a) Amesim model, (b) 2 DOF model

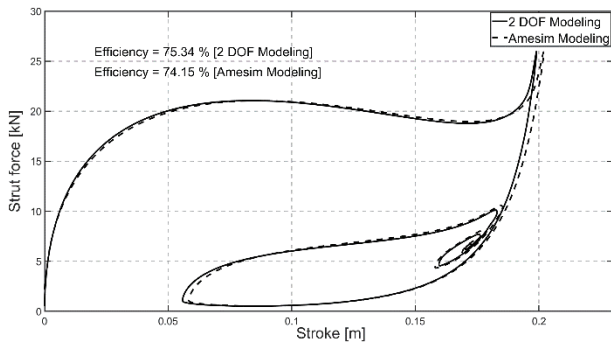


Fig. 8 Strut force – Stroke [Model 2]

나는 현상이다. 압축과정 중 공기 챔버가 저압 챔버가 되도록 내부 구조를 수정 배치하면 상부 챔버의 압력은 항상 공기 챔버의 초기 압력보다 높아 록킹 현상은 발생하지 않도록 만들 수 있다.

이를 바탕으로 내부 형상 배치를 수정한 Model 2를 대상으로 시뮬레이션을 수행한 결과를 Fig. 7에 나타내었다. 이 그림에서 상부 챔버의 압력과 유로의 압력강하의 크기를 Amesim 해석과 2 자유도계 모델링의 해석을 통해 결과를 비교하였다. 이를 통해 첫 압축과정 초기에 압력강하가 충분히 발생하는 것을 알 수 있다. 또한 스트로크 속도가 0이 되는 최대 압축상태에서 압력강하는 발생하지 않고 공기 챔버의 압력은 최대값을 갖는 것도 확인할 수 있다. Amesim 및 2 자유도계 모델링을 활용한 Model 2의 충격흡수효율 곡선 결과를 비교하여 그림 Fig. 8에 나타내었다. Amesim 모델 및 2 자유도계 모델링을 활용한 Model 2의 충격흡수효율은 각각 74.15%, 75.34%로 거의 동일한 결과를 나타내는 것을 알 수 있다. 최대 스트로크에서 약간의 차이를 보이는 이유는 Amesim 모델에서 유로에서의 압력강하 계산시 유체의 압축성 및 기공률을 고려할 수 있고 상부 챔버의 플로팅 피스톤의 거동을 추가하여 보다 체계적인 해석 수행이 되었기 때문이다.

$$VC = \frac{V_{air} + V_{vap}}{V_{liq} + V_{air} + V_{vap}} \quad (10)$$

저압부에서 캐비테이션의 발생 유무를 확인할 수 있는 다른 방법으로는 각 챔버내 유체의 기공률(VC: Void Content)를 확인하는 방법이 있다. Amesim에서 챔버내의 유체 기공률은 식(10)로 나타낼 수 있다. 여기서  $V_{liq}$ 는 유체 내의 순수한 유체의 부피,  $V_{air}$ 는 유체에 용해되지 않은 기체의 부피,  $V_{vap}$ 는 유체 내 증기의 부피로 정의된다. 분모는 유체와 기체의 부피의 합으로서 챔버의 총 부피이고, 분자는 챔버 내의 기체 부피를 의미한다. 유체의 압력이 포화 증기압보다 높고, 기체가 모두 유체에 용해되어 있을 때의 기공률은

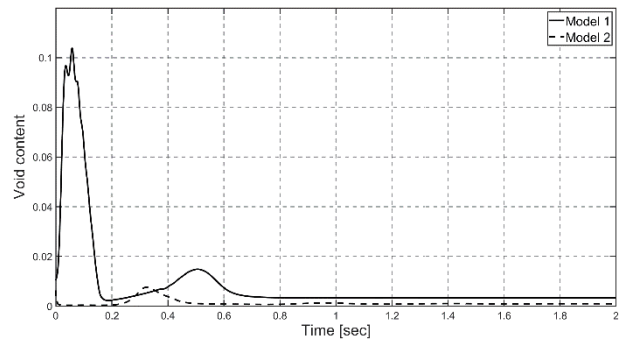


Fig. 9 Void content simulation

0이다. 캐비테이션이 발생할 경우 유체 내의 증기량이 증가함에 따라 기공률 또한 증가한다.

Amesim을 이용한 두 모델 Model 1 및 2의 낙하 시 시뮬레이션을 수행하여 얻은 결과 중 하부 챔버의 기공률을 다음 그림 Fig. 9에 나타내었다. 압축과정 중 Model 1의 하부 챔버에서는 최대 약 0.105로 기체의 부피가 크게 증가하는 것으로 나타났고 Model 2의 경우에는 최대 0.008로 상대적으로 매우 작았다. 이를 통해 압축 초기과정 중 Model 1의 하부 챔버에서 캐비테이션이 발생하였음을 확인할 수 있었다. 캐비테이션으로 인한 유체이동 록킹을 방지하기 위해, 압축과정 중 하부 챔버가 고압 챔버가 되므로 내부 형상 배치를 수정하면 캐비테이션이 발생하지 않는다. Model 2의 경우, 인장시에 하부 챔버가 저압 챔버가 되어 기공률이 약간 증가하는 듯하나 첫 압축과정에서 최대 내력의 크기가 28kN 미만이고 충격흡수효율이 2자유도 모델링의 결과 거의 일치하는 것을 통해 착륙장치의 성능이 설계조건을 만족시키는 것을 확인하였다.

MR 댐퍼형 착륙장치는 유공압 착륙장치와 구조적으로 유사하기 때문에 유공압식에서 사용된 2 자유도계 모델링에서 감쇠력항을 수정하여 사용해 왔다. 유공압 착륙장치의 유로는 일반적으로 미터링 핀과 오리피스를 사용하기 때문에 공기 챔버와 오리피스가 같은 실린더 공간에 위치한다[1,17,22-24]. 따라서 압축과정 중 공기 챔버가 저압 챔버가 된다. MR 댐퍼형 착륙장치는 외부 자기장을 이용하여 MR 유체의 항복응력을 보다 효율적으로 발생시키기 위해 환형 유로를 사용하므로, 내부 형상을 배치할 때에 공기 챔버를 상부 또는 하부 챔버에 배치할 수 있다. Amesim 모델링의 해석 결과를 바탕으로 압축과정에서 공기 챔버가 저압 챔버가 되도록 내부 유로 구조형상을 갖는 것이 매우 중요하다. 이러한 유로형상의 MR 댐퍼형 착륙장치에서 설계자가 원하는 우수한 완충 성능을 가지는 것을 시뮬레이션을 통해 확인하였다.

## 5. 결 론

본 논문에서는 Amesim을 이용하여 캐비테이션 발생의 구조적인 원인을 분석하고, 이를 바탕으로 캐비테이션을 방지하기 위해 MR 댐퍼형 착륙장치의 내부 형상을 수정하고 그 성능을 검증하였다. 환형 유로를 사용하는 MR 댐퍼 착륙장치의 특성상 기존의 2 자유도계 모델링을 이용하여 낙하 시험 시뮬레이션을 수행할 경우, 착륙장치의 저압 챔버에서 발생할 수 있는 캐비테이션을 예측할 수 없으므로 Amesim을 이용하여 모델링하는 것이 바람직하다고 판단된다. 다만 압축과정에서 공기 챔버가 저압 챔버가 되도록 설계된 경우에는 2 자유도계로 모델링하여도 무난하다는 결과를 얻었다.

낙하 시뮬레이션 결과에서 압축과정 중 공기 챔버가 고압 챔버가 되는 완충장치 구조일 경우, 기존의 2 자유도계 모델링의 결과를 통해서는 캐비테이션을 예측할 수 없었으나 Amesim 이용한 모델링의 시뮬레이션 결과에서는 캐비테이션으로 인한 유체유동 록킹 현상으로 압축과정에서 감쇠력이 충분히 발생하지 못하여 충격흡수효율이 50.86%로 낮게 나타났다. 이를 바탕으로, 저압 챔버에서 발생할 수 있는 캐비테이션을 방지하기 위하여 압축과정 중 공기 챔버가 저압 챔버가 되도록 내부 형상 배치를 수정하도록 제안하였다. 이 경우에 대해 낙하 시뮬레이션을 수행하여 2 자유도계 모델링과 Amesim을 이용한 모델링의 결과가 잘 일치하는 것과 기공률 비교를 통해 캐비테이션이 발생하지 않는 것을 확인하였다. 따라서 본 논문에서 제안한 형태로 내부 형상을 갖는 MR 댐퍼형 착륙장치는 캐비테이션을 방지하고 설계성능 조건을 만족시키는 것을 시뮬레이션을 통해 검증하였다. 향후 제작된 착륙장치의 충격흡수 동특성을 실시간으로 측정하는 낙하 시험을 통해, 본 연구에서 제안한 유로 구조 형상을 갖는 MR 댐퍼형 착륙장치의 성능을 검증할 계획이다.

## 후 기

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

## References

- [1] N. S. Currey, Aircraft Landing Gear Design: Principles and Practices, American Institute of Aeronautics and Astronautics, Reston, WA, USA, 1988.
- [2] Y. Hakan, and S. Mert, “Active control of a non-linear landing gear system having oleo pneumatic shock absorber using robust linear quadratic regulator approach,” *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers. Part G: Journal of Aerospace Engineering*, vol. 232, no. 13, pp. 2397–2411, 2018.
- [3] S. Sivakumar, and A. P. Haran, “Mathematical model and vibration analysis of aircraft with active landing gears,” *Journal of Vibration and Control*, vol. 21, no. 2, pp. 229–245, 2015.
- [4] W. U. Dongsu, G. U. Hongbin, and L. I. U. Hui, “GA-based model predictive control of semi-active landing gear,” *Chiniss Journal of Aeronautics*, vol. 20, no. 1, pp. 47–54, July 2007.
- [5] D. Karnopp, and M. J. Crosby, R. A. Harwood, “Vibration control using semi-active force generators,” *Journal of Manufacturing Science and Engineering*, vol. 96, no. 2, pp. 619–626, May 1974.
- [6] D. Y. Lee, Y. J. Nam, R. Yamane, and M. K. Park, “Performance evaluation on vibration control of MR landing gear,” *Journal of Physics, Conference Series (Online)*, vol. 149, no. 1, pp.1-6, Aug. 2008.
- [7] J. M. Tak, “Hybrid Control of Aircraft Landing Gear using Magneto rheological Damper,” *International Journal of Aerospace System Science and Engineering*, vol. 12, no. 1, pp. 1-9, Feb. 2018.
- [8] Y. O. Hyun, J. U. Hwang, J. H. Hwang, J. S. Bae, K. H. Lim, D. M. Kim, D. W. Kim, and M. H. Park, “Force Control of Main Landing Gear using Hybrid Magneto-Rheological Damper.” *Journal of Korean Society for Aeronautical and Space Science*, vol. 38, no. 4, pp. 315–320, April 2010.
- [9] L. Q. Viet, and J. H. Hwang, “Robust Adaptive Control for an Aircraft Landing Gear Equipped with a Magneto-rheological Damper,” *Applied Sciences*, Switzerland, vol. 10, no. 4, Feb. 2020.
- [10] N. M. Wereley, G. M. Kamath, and V. Madhavan, “Hysteresis Modelling of Semi-Active Magneto-rheological Helicopter Dampers.” *Journal of Intelligent Material Systems and Structure*, vol. 10, no. 8, pp. 624–633, Aug. 1999.
- [11] D. C. Batterbee, N. D. Sims, R. Stanway, and Z. Wolejsza, “Magneto-rheological landing gear. Part 1: A design methodology,” *Smart Material and Structure*, vol. 16, no. 6, pp. 2429–2440, Oct. 2007.
- [12] D. C. Batterbee, N. D. Sims, R. Stanway, and Z. Wolejsza, “Magneto-rheological landing gear. Part 2: Validation using experimental data,” *Smart Material and Structure*, vol. 16, no. 6, pp.897–902, Oct. 2007.
- [13] O. Ashour, C. A. Rogers, and W. Kodonsky, “Magneto-rheological Fluids: Materials, Characteristics, and Devices,” *Journal of Intelligent Material Systems and Structure*, vol. 7, pp. 123–130, March 1996.
- [14] J. D. Carlson, D. M. Catanzarite and K. A. St. Clair “Commercial Magneto-rheological Fluid Devices,” *International Journal of Modern Physics B*, vol. 10, no. 23



- & 24, pp. 2857-2865, Dec. 1996.
- [15] S. B. Choi, and Y. M. Han, *Magnetorheological Fluid Technology: Applications in Vehicle Systems*, CRC Press, 2012.
- [16] J. S. Lee, "Performance Analysis for the Oleo-pneumatic Landing Gear," *The Korean Society of Mechanical Engineers*, pp. 2271-2276, Nov. 2014.
- [17] B. Milwitzky, and F. E. Cook, "Analysis of Landing Gear Behavior," National Advisory Committee for Aeronautics NACA Report 1154, 1953.
- [18] H. C. Han, B. G. Kim, and S. B. Choi, "Design of a New Magneto rheological Damper Based on Passive Oleo-pneumatic Landing Gear," *Journal of Aircraft*, vol. 55, no. 6, pp. 2510-2520, Nov. 2018.
- [19] C. H. Han, B. H. Kang, S. B. Choi, J. M. Tak, and J. H. Hwang, "Control of landing efficiency of an aircraft landing gear system with magnetorheological dampers," *Journal of Aircraft*, vol. 56, no. 5, pp. 1980-1986, Aug. 2019.
- [20] I. E. Idelchik, *Handbook of hydraulic resistance*, 4th Ed., Begell House, New York, 2008.
- [21] R. C. Binder, *Fluid Mechanics*, 3rd Ed., Prentice-Hall, New York, 1956.
- [22] J. N. Daniels, "A method for landing gear modeling and simulation with experimental validation" NASA Contractor Report 201601, Washington, DC, USA, pp. 1-97, June 1996.
- [23] S. F. N. Jenkins "Landing gear design and development," *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers*, vol. 203, no. 1, pp. 67-73, Jan. 1989.
- [24] K. W. Mahinder, "Oleo-pneumatic Shock Strut Dynamic Analysis and Its Real Time Simulation," *Journal of Aircraft*, vol. 13, no. 4, pp. 303-308, April 1976.