

## 技術論文

## 공동현상을 고려한 유공압 방식 착륙장치의 낙하특성에 관한 연구

한재도\*, 이영신\*\*, 강연식\*, 안오성\*\*\*, 공정표\*\*

## Effects of Cavitation and Drop Characteristics on Oleo-Pneumatic Type Landing Gear Systems

Jae-Do Han\*, Young-Sin Lee\*\*, Yeon-Sik Kang\*, Oh-Sung Ahn\*\*\* and Jeong-Pyo Kong\*\*

## ABSTRACT

This paper investigated the drop characteristics of oleo pneumatic type landing gear for small aircraft and the effects of cavitations in modeling the landing gear system. The landing gear system employed a simple oleo pneumatic type damper without a metering pin. In general, oleo-pneumatic type landing gears are light-weighted because of it's simplicity, yet they offer excellent impact absorption characteristics. In this study, the landing gear system was modeled using MSC ADAMS, which offers a drop simulation module. After modeling the system, a series of testing was conducted, using a prototype landing gear system, to validate the analysis model and simulation results. The effect of cavitation was considered in the simulation model to obtain a better correlation between the test and simulation results. The results show that adding the cavitation effect in the simulation model significantly improved the simulation model and better captured the dynamic behaviors of the landing system. Using the 'cavitation' model, dynamics characteristics of the landing gear were further evaluated for other landing conditions, such as landing in various angles of slopes.

## 초 록

본 논문에서는 소형항공기용 유-공압 방식(oleo pneumatic type) 착륙장치의 낙하특성을 연구하였다. 본 연구대상의 착륙장치의 방식은 미터링 핀이 없는 단순 유-공압 방식댐퍼 이다. 일반적으로 유-공압 방식의 착륙장치는 단순한 구조로 되어 있어 무게가 가볍고 좋은 충격흡수 효율을 가진다. 낙하해석을 위하여 상용 코드인 MSC ADAMS를 이용하여 모델링하였다. 모델링한 후에 해석과 시험결과의 상사성을 검증하기 위하여 일련의 시험이 수행되었다. 시험과 해석결과의 보다 좋은 일치성을 얻기 위하여 해석 모델에 공동현상 효과가 고려되었다. 공동현상을 고려한 착륙장치의 동적 거동 시뮬레이션 결과들이 현저하게 개선되었으며 시험결과와 보다 잘 일치함을 확인하였다. 이러한 과정을 통해 신뢰성이 검증된 해석모델을 이용하여 경사면에 대해서 해석적 방법을 통해 낙하특성을 예측하였다.

**Key Words** : Cavitation(공동현상), Drop Characteristic(낙하특성), Landing Gear(착륙장치)

† 2008년 10월 16일 접수 ~ 2008년 1월 12일 심사완료

\* 정희원, (주)한얼시스템

교신저자, E-mail : aerohjd@hanmail.net

대전광역시 유성구 관평동 대덕테크노밸리 702번지

\*\* 정희원, 충남대학교 기계설계공학과

\*\*\* 정희원, 항공우주연구원 스마트무인기 사업단

## 1. 서 론

본 연구의 대상인 착륙장치가 적용되는 항공기는 주로 소형 항공기 및 소형 무인항공기로서

대체로 이륙 중량이 2톤 미만의 항공기의 착륙장치에 관한 연구를 수행하였다.

항공기 착륙장치는 가벼워야 하는 동시에 항공기의 이륙과 착륙 시 발생하는 전 기체의 4배 수준의 최대하중 및 지상운용하중을 견뎌야 하므로 고도의 설계기술과 시험적 검증이 요구되는 분야이다. 따라서 지상에서 발생하는 하중에 대한 예측과 착륙장치의 충격흡수특성에 대한 예측 및 착륙장치의 설계와 구조해석을 이용한 고찰을 하는 것은 매우 중요하다. Curry[1]는 항공기 착륙장치의 설계 원리에 대해서 연구 하였으며, 미 군사 규격서인 MIL-A-8862[2]에서는 항공기 착륙 하중, 지상 운용 하중에 대한 강도 및 강성에 대해 규정하고 있으며, Daniels[3]는 항공기 착륙장치의 해석 모델링 및 시험적 입증방법에 대해서 연구를 하였다. 국내에서는 군용 항공기를 중심으로 주로 연구가 활발히 이루어지고 있다. 김동민, 이기범 등[4]은 착륙장치 구조를 경량 구조물인 복합재 판스프링식 착륙장치의 충격흡수 성능에 대해 해석 및 시험적 연구를 수행하였으며, 최섭, 이종훈 등[5]은 최근 급격히 발전을 하고 있는 전문 상용 프로그램을 이용한 해석적 방법으로 충격하중 및 동적 거동 해석에 관한 연구를 수행하였다. 본 연구에 사용된 착륙장치의 방식은 유-공압 방식이며, 미터링 핀(metering pin)을 적용하지 않은 단순 오리피스 방식이다. 김두만등[6]은 유-공압식 완충기의 충격흡수 성능해석을 위해 컴퓨터 프로그램을 작성하여 미터링 핀의 형상 변화에 따른 성능을 해석하였다. 그리고 한재도 등[7]은 상용해석 프로그램을 이용하여 스마트 무인기의 유-공압 방식 착륙장치에 대한 낙하해석 및 시험을 수행하였다.

본 연구에서는 단순 오리피스 유-공압 방식의 착륙장치에 대하여 MSC ADAMS를 이용하여 해석을 실시하고 해석결과와 검증을 위해 낙하시험을 실시하였다. 낙하시험시 upper gland(Fig. 2 참조)가 파손되는 현상이 발견되어, 이의 원인을 분석한 결과 실린더의 상하 움직임에 의해 주 오리피스를 통과한 오일이 스너브 챔버 쪽으로 유입되어야 하나 오일의 흐름이 실린더의 스트로크 속도를 따라가지 못하면 실린더와 피스톤 사이에 발생된 공간에 오일이 바로 유입되지 못하고 일정 시간 후에 유입되는 공동현상(cavitation)이라 판단되었으므로 ADAMS 해석 모듈에서 제공하는 공동현상을 고려하여 해석을 수행하여 시험결과와 해석결과가 보다 상사성을 가짐을 확인하는 방법으로 해석 모델의 적합성을 검증하였다. 이와 같이 검증된 해석적 방법을 적용하여 경사면의 낙하 조건에 대해서는 해석적 방법을 적용하여 착륙장치의 낙하특성을 연구하였다.

## II. 본 론

### 2.1 착륙장치의 하중

착륙장치의 낙하 하중(drop weight)은 가스하중, 감쇠하중, 마찰하중, 그리고 타이어 하중으로 나눈다. 착륙장치 완충기에 작용하는 가스하중(Fig. 3 참조)은 다음의 식(1)로 표현된다 [5, 8].

$$F_g = p_0 \times A \times \left( \frac{l}{l - \Delta l} \right)^\gamma \quad (1)$$

식(1)에서  $p_0$ 는 실린더에 주입된 초기압력이며,  $A$ 는 가스의 작용 면적으로 평형 방정식을 이용하여 구한다.  $l$ 은 가스의 초기 길이,  $\Delta l$ 은 가스의 행정(stroke)이고,  $\gamma$ 는 가스의 polytropic exponent 이다.

감쇠 하중(Fig. 3 참조)은 식(2)로 표현할 수 있다[5, 8].

$$F_d = \frac{1}{2} \times \rho \times \frac{A^3 \times \dot{s} \times |\dot{s}|}{(A_{orifice} \times C_d)^2} \quad (2)$$

여기에서  $\rho$ 는 오일 밀도(oil density)이며,  $A_{orifice}$ 는 오리피스의 면적,  $C_d$ 는 오리피스의 방출계수(coefficient of discharge for main orifice)이고,  $\dot{s}$ 는 착륙장치 완충기의 행정 속도(stroke velocity)이다. 본 착륙장치에 사용된 오일은 AeroShell Fulid 41로써 밀도는  $850 \text{ kg/m}^3$ , 점도는  $14 \text{ mm}^2/\text{s}$ 를 가진다.

마찰하중은 식(3)과 같다[8].

$$F_f = \mu \times W \quad (3)$$

여기서  $\mu$ 는 마찰 계수이고,  $W$ 는 착륙장치에 작용하는 수직 하중이다. Table 1은 본 연구에서 초기 설계기준으로 적용한 파라미터 값들을 나타낸다. 타이어 압력( $P_{tire}$ )은 타이어에 주입된 초기 압력을 의미한다.

Table 1. Parameters

Parameter	Value
$\rho$	$0.874 \text{ g/cm}^3$
$C_d$	0.95
$\gamma$	1.1
$p_0$	1.827 MPa
$P_{tire}$	0.517 MPa
$l_{max}$	180 mm

### 2.2 착륙장치 해석모델

본 연구에서 고려된 소형 항공기에 사용되는 착륙장치의 구성은 Fig. 1에서 보여지는 바와 같은 형상을 가진다.

Fig. 2은 연구 대상인 유공압 방식의 착륙장치의 완충기 내부 구조 개념도를 보여준다. 그림에서 보여지는 바와 같이 본 착륙장치의 경우 오리피스는 크게 두 가지 즉, 주 오리피스(main orifice)와 스너브 오리피스(snub orifice)로 구분된다. Fig. 2의 Section A-A에서 보여지는 바와 같이 스너브의 단면적인  $A_{s1}$ 과  $A_{s2}$ 의 합이 스너브 오리피스의 면적( $A_s$ )으로 계산되어 입력된다. 스너브 오리피스의 면적은 식(4)와 같이 표현된다.

$$A_s = A_{s1} + A_{s2} \tag{4}$$

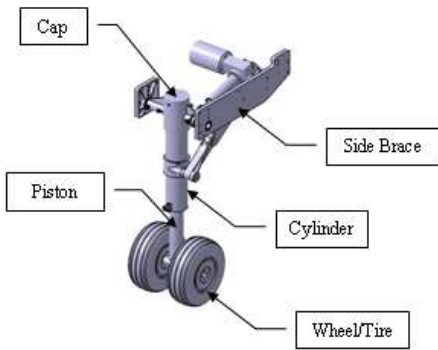


Fig. 1. Configuration of landing gear

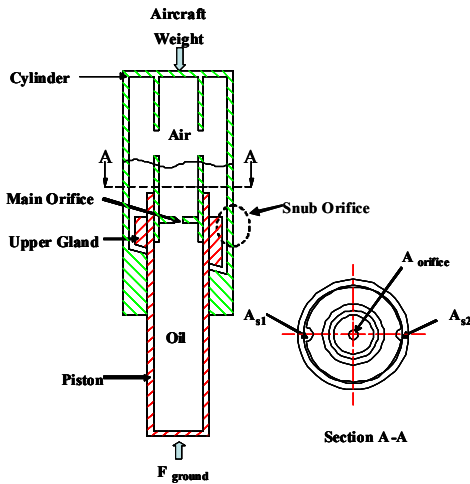


Fig. 2. Schematic diagram of oleo pneumatic type landing gear

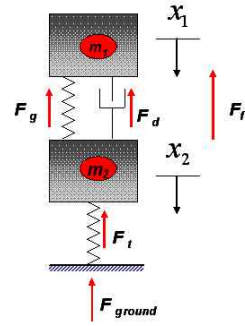


Fig. 3. A 2-DOF mathematical model

Fig. 3은 착륙장치의 2-DOF 수학적 모델과 착륙장치에 작용하는 하중을 나타낸다. 여기에서  $m_1$ 은 항공기의 등가중량,  $m_2$ 는 타이어의 중량을 나타낸다.  $x_1$ 은 착륙장치 스트럿의 변위를 나타내고,  $x_2$ 는 타이어의 변위를 나타낸다.  $F_g$ 는 착륙장치 실린더 내부의 가스 압력에 의해 발생하는 가스 하중을 나타내며,  $F_d$ 는 실린더 내부에 있는 오일에 의해 발생하는 감쇠하중을 나타낸다.  $F_f$ 는 실린더와 피스톤사이의 마찰에서 기인되는 마찰하중을 나타내며,  $F_t$ 는 타이어 하중을 나타내고,  $F_{ground}$ 는 지상 반력을 나타낸다.

### 2.3 낙하시험장치

Fig. 4는 해석 모델의 건전성을 확인하기 위해 착륙장치의 낙하 시험을 위하여 구성된 시험 장비의 형상을 제시한다. 그림에서 제시되는 바와 같이 시험체는 낙하시험 장비의 무게 장착 지그에 장착되어 선정된 낙하 높이로 이동한 후에 자유 낙하 된다.

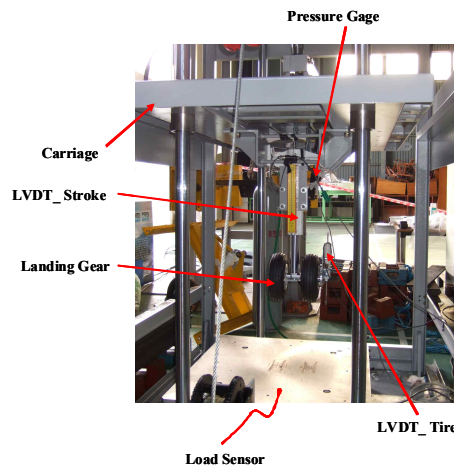


Fig. 4. Test set-up

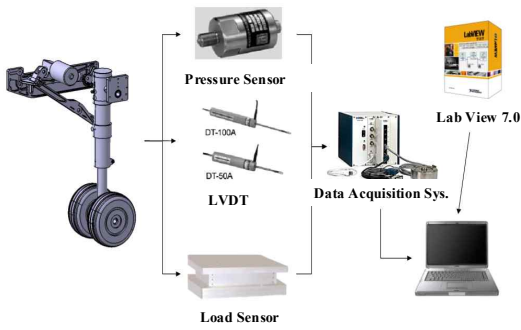
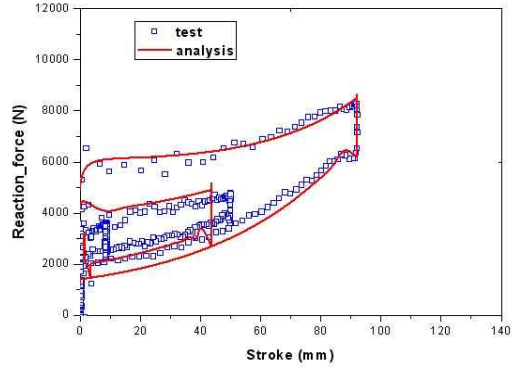


Fig. 5. Schematic diagram of test data acquisition

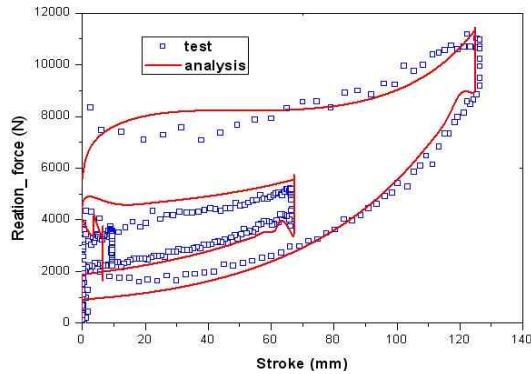
Fig. 5는 착륙장치의 낙하시험을 위한 각종 센서 및 데이터 획득장비의 구성을 개략적으로 보여주는 그림이다. Fig. 5에서 보여지는바와 같이 시험에 적용된 장비들은 실린더 내부의 내압 측정을 위한 압력센서(M710001), 낙하 시 착륙장치의 행정을 측정하기 위한 변위센서(ASP-200D), 타이어의 변위 측정을 위한 변위센서(DT-50A), 지상에서의 반력을 측정하기 위한 하중 센서(MC3232) 등의 센서가 이용되며, 데이터 확보를 위한 데이터획득 시스템(NI장비 및 Lab View)이 이용된다.

2.4 낙하해석모델 검증

본 절에서는 착륙장치의 낙하 시험 데이터와 해석 데이터를 비교하여 해석 모델의 적합성 검증을 검증하였다. 초기 시험은 오일 425 ml 주입, 공기압력 초기 압력 1.827 MPa을 부여한 후 실시하였다. 시험에 적용된 주 오리피스(Main Orifice)의 면적( $A_{orifice}$ )은  $31.653 \text{ mm}^2$  이고 스너브 오리피스(snub orifice)의 단면적( $A_s$ )은  $62.38 \text{ mm}^2$ 로 적용하였다.[7] 연구대상 착륙장치의 낙하해석을 위하여 shock strut force element는 ADAMS에서 제공하는 oleo-pneumatic element를 적용하였다. Fig. 6은 시험 데이터와 해석 결과를 비교한 그래프이다. 낙하조건은 착륙장치의 구조적인 파손 방지를 위하여, 낙하하중( $W_{drop}$ )은 착륙장치 이송 지그 자체의 무게인 260 kg으로 고정하고 낙하높이( $H_{drop}$ )는 실제 항공기 낙하높이 이하의 높이인 150 mm(a)와 300 mm(b) 두 조건에 대하여 시험 및 해석을 진행하여 하중-스트로크 결과를 비교 분석하였다. 시험 결과와 해석 결과 비교 분석 결과, 하중 및 행정길이가



(a) Correlation for the Condition 1 ( $W_{drop}=260 \text{ kg}, H_{drop}=150 \text{ mm}$ )



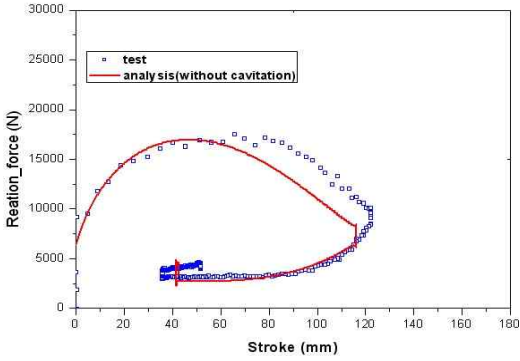
(b) Correlation for the Condition 2 ( $W_{drop}=260 \text{ kg}, H_{drop}=300 \text{ mm}$ )

Fig. 6. Comparison between drop test and analysis results

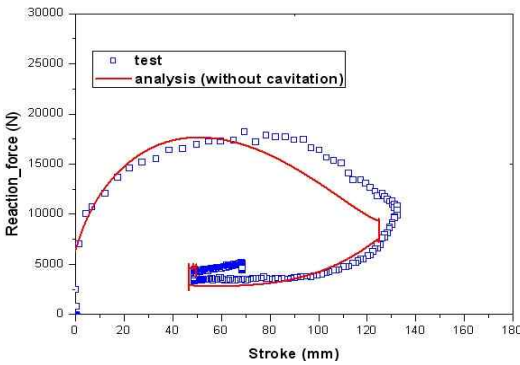
대체로 잘 일치하였다. 다만 초기 반력이 약간의 차이를 가지고 있다. 그리고 시험 및 해석에서 모두 실린더가 압축 될 때와 인장 될 때 오리피스에 의한 착륙장치 시스템의 감쇠 효과가 없는 것으로 나타났으나, 대체로 유사한 경향을 보이므로 해석 모델이 적절하게 이루어졌음을 확인하였다.

2.5 공동현상의 영향

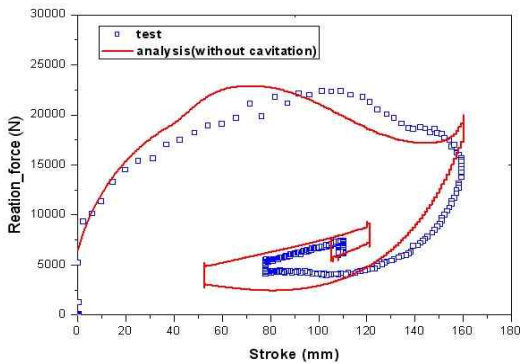
앞의 2.4절에서 검증된 모델을 활용하여 본 착륙장치의 충격흡수효율에 가장 민감한 설계 변수인 오리피스의 면적에 대한 Parametric 연구 결과 가장 좋은 충격효율[8]을 발생시키는 주 오리피스의 단면적은  $15.197 \text{ mm}^2$  스너브 오리피스의 단면적은  $19.35 \text{ mm}^2$ 를 가질 때 가장 좋은 효율을 가지는 것이 확인되었다. 보다 자세한 설계변수에 대한 내용은 저자들의 이전 연구에 수록되어있다[7].



(a) Condition 1 ( $W_{drop}=380$  kg,  $H_{drop}=330$  mm)



(b) Condition 2 ( $W_{drop}=420$  kg,  $H_{drop}=330$  mm)



(c) Condition 3 ( $W_{drop}=663$  kg,  $H_{drop}=330$  mm)

Fig. 7. Comparison between drop test and analysis results without cavitation

Fig. 7은 설계변수 연구를 통해 확정된 해석 설계변수들을 적용하여 해석을 실시한 결과와 시험 결과를 비교한 그래프이다. 최대 지상반력은 비슷한 수준으로 나타났다. 그러나 낮은 하중인 380kg, 420kg에서는 시험 결과와 대비하여 해석 결과의 행정이 짧게 나타나는 것을 확인하였고, 663kg에서는 최대하중이 나타나는 행정 위치가 40 mm 정도 다르게 나타나는 것을 확인 할 수

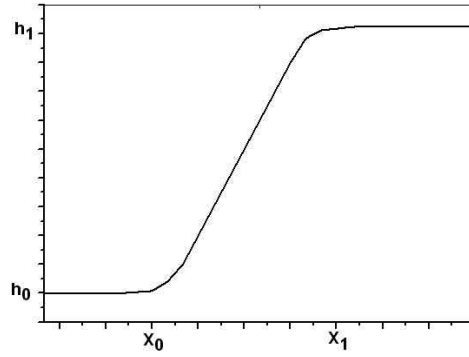


Fig. 8. Step function of ADAMS program

있다. 앞에서 살펴본 바와 같이 해석 모델 및 시험에 대한 결과가 대체로 유사한 경향을 가지나 보다 더 근사한 경향을 확인하기 위하여 해석에서 사용된 shock strut force element인 oleo-pneumatic element에 대한 특성을 입력 파일에 공동현상(cavitation) 특성을 고려하여 해석을 진행하였다. 실제로 착륙장치의 낙하시험 시 공동현상에 의해 upper gland(Fig. 2 참조)가 파손되는 것이 확인되었으며, 이를 보상하기 위해 공동현상을 고려하였다.

스너브 챔버에 발생하는 압력분포는 MSC ADAMS에 내장함수인 STEP 함수를 이용하여 계산된다[8]. STEP 함수는 Fig. 8에서 나타난 것처럼 고려하였다.

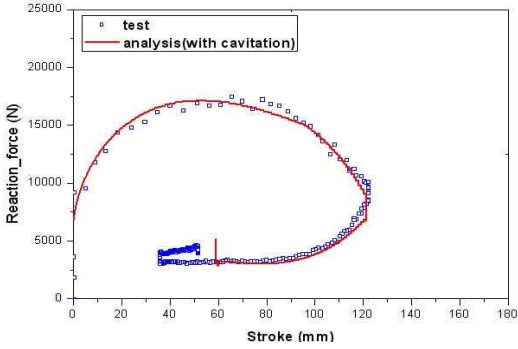
ADAMS에서 고려되는 압력의 STEP함수는 식 (5)와 같다.

$$STEP = \begin{cases} 0 & : P_s \leq 0 \\ P_s + a \times \Delta^2 \times (3 - 2\Delta) & : 0 \leq P_s \leq 0.1 \times P_{amb} \\ P_s & : P_s \geq 0.1 \times P_{amb} \end{cases}$$

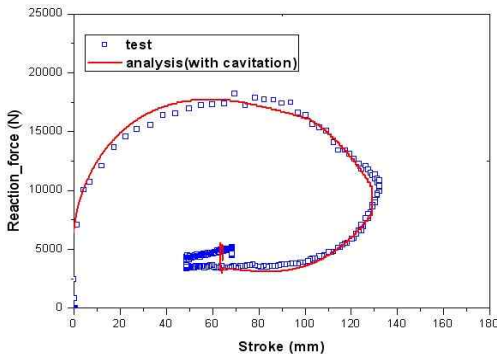
$$a = P_s - 0, \quad \Delta = \frac{P_{s-max} - P_{FL}}{0.1 \times P_{amb} - P_{s-max}} \quad (5)$$

여기에서  $P_{s-max}$ 는 스너브 챔버내의 최대압력,  $P_s$ 는 스너브 챔버 압력,  $P_{FL}$ 은 주 오리피스를 통과하는 오일의 압력 그리고  $P_{amb}$ 는 대기압을 나타낸다. 식(5)에서 보여 지듯이  $P_s$ 의 값이 0보다 작은 경우에는 값이 0 이고, 0 큰 경우에는 위의 식(5)에 의해 계산된다.

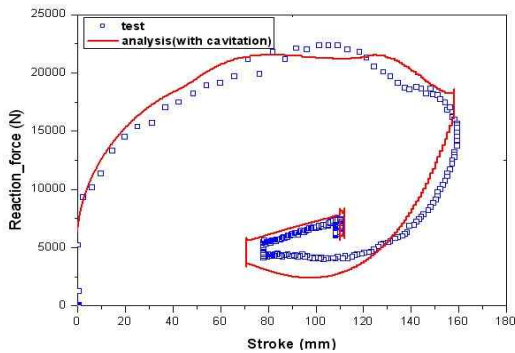
Fig. 9는 oleo-pneumatic element의 조건 중 공동현상을 고려한 경우의 시험 데이터와 해석 결과를 비교한 그래프이다. 비교 결과 380 kg, 420 kg, 663 kg의 세 조건에 대하여 지상 반력, 행정 그리고 최대하중 위치 등이 모두 잘 일치하는 경향을 확인하였다. 이것은 연구 대상 착륙



(a) Condition 1 ( $W_{drop}=380$  kg,  $H_{drop}=330$  mm)



(b) Condition 2 ( $W_{drop}=420$  kg,  $H_{drop}=330$  mm)



(c) Condition 3 ( $W_{drop}=663$  kg,  $H_{drop}=330$  mm)

Fig. 9. Comparison between drop test and analysis results with cavitation

장치의 낙하 시험 시 실린더 내부 오일의 흐름에서 공동현상이 발생되는 것을 의미한다.

Table 2는 해석과 시험의 비교 결과를 나타낸다. 표에서 각 시험 결과를 비교하면 지상반력에서는 공동현상을 고려하지 않은 해석 1의 경우 시험 결과와 -400~578N까지의 편차를 가지며, 공동현상 고려한 해석 2 결과는 445~890N까지의 편차를 가져 최대하중 결과를 나타낸다. 그러나 최대행정 편차는 공동현상을 고려하지 않은 경

Table 2. Test and analysis result ( $H_{drop}=330$  mm)

구 분	낙 하 결 과		
	낙하조건 (kg)	최대행정 (mm)	최대반력 (N)
시험	380	122	17582
	420	132	18071
	663	159	22517
해석 1 (w/o Cavitation)	380	116	16999
	420	125	17680
	663	160	22931
해석 2 (with Cavitation)	380	121	17141
	420	131	17622
	663	158	21565

우 시 -1.27~6.35mm, 고려한 경우 0.76~1.02mm로 공동현상 고려 시 좋은 결과를 나타내며, 전체적인 행정길이에 대한 반력의 분포를 Fig. 7과 8에서 살펴보면 공동현상을 고려한 것이 시험 결과에 보다 근사한 것을 알 수 있다. 따라서 본 연구 대상의 착륙장치에는 공동현상을 고려하여 해석을 진행해야 하는 것을 확인 하였으며, 또한 해석 모델의 건전성을 확인하였다.

2.6 경사면 낙하해석

앞장에서 연구된 것처럼 공동현상을 고려하여 검증된 해석모델을 활용하여 제한적인 시험조건에 대하여 해석적 방법을 통하여 착륙장치의 낙하 특성을 연구 하였다. 본 장에서는 경사면에 착륙장치가 낙하하는 경우에 대하여 해석을 실시하여 낙하특성을 예측하였다. Table 3은 앞에서 검토 된 것처럼 정규 착륙(level landing)에 대하여 시험과 해석 결과를 비교하여 해석 모델의 건전성을 확인한 후 경사면에 대하여 낙하해석의 조건을 나타낸다.

Fig. 10은 경사면 착륙에 대한 두 가지 형태를 나타낸다. Fig. 10 (a)는 타이어의 축과 평행한 전면부가 높은 경사를 가지는 것이며, Fig. 10 (b)는 타이어축과 수직인 측면부가 높은 경사를 가지는 것이다.

Table 3. Drop analysis condition of slope surface (Weight=663 kg, Height=330 mm)

해석 ID	$A_s$ ( $mm^2$ )	$A_{orifice}$ ( $mm^2$ )	경사조건
SC1	19.35	15.197	2도 전면경사
SC2	19.35	15.197	2도 측면경사
SC3	19.35	15.197	6도 전면경사
SC4	19.35	15.197	6도 측면경사



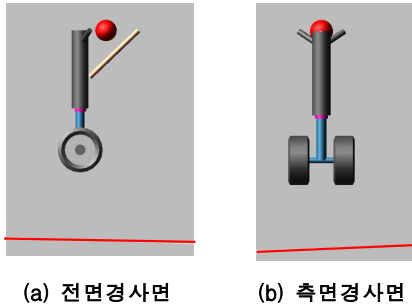


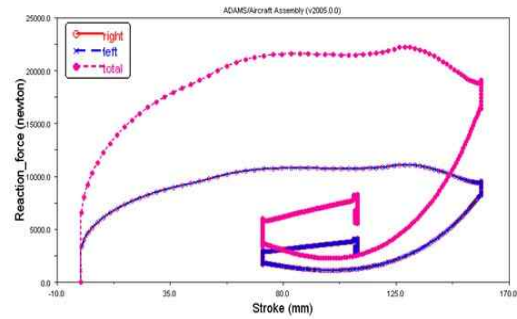
Fig. 10. Configuration of slope surface condition

Fig. 11은 각각 2도와 6도의 각도를 가지는 전면부 및 측면부 경사면에 대한 낙하 해석을 실시한 결과를 나타낸다. 그래프에 나타난 범례중 right 및 left는 Fig. 10에서 보여지는 것처럼 연구대상의 착륙장치가 두 개의 타이어로 구성되어 있는데 경사면의 낙하시 좌우 타이어가 동시에 접하지 않는 경우에 대하여 좌우 각각의 타이어에 나타나는 반력의 해석 결과를 의미한다. 그리고 total의 범례는 좌우측의 타이어에 발생하는 반력의 합을 나타낸다. Fig. 11의 (a)와 (c)에 보여지듯이 전면부 경사면에 대하여는 2도 및 6도 모두 타이어가 동시에 지면과 닿게 되므로 양쪽 타이어에서 발생하는 반력이 동일하게 나타난다. 하지만 (b)와 (d)에서 처럼 측면부에 경사면을 가지는 경우 먼저 닿게 되는 타이어측에서 보다 높은 하중을 가지게 된다. 이 때 발생하는 반력은 큰 각도를 가지는 경사면에서 보다 크게 나타나는 것을 알 수 있다. 결과적으로 그림 9에서 보여지는 바와 같이 연구대상의 유공압 방식의 착륙장치의 낙하 해석의 결과는 타이어 각각에 작용한 반력의 합으로 나타낸다.

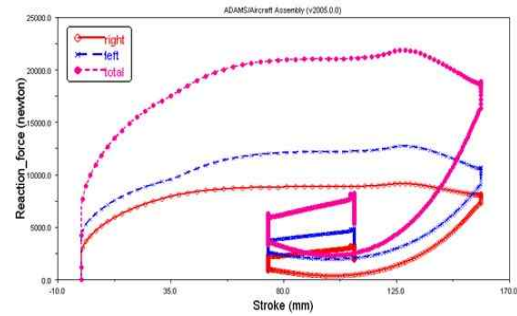
Table 3은 경사면 낙하해석의 결과에서 최대 반력을 나타낸다.

Table 3. Drop analysis results for slope surface

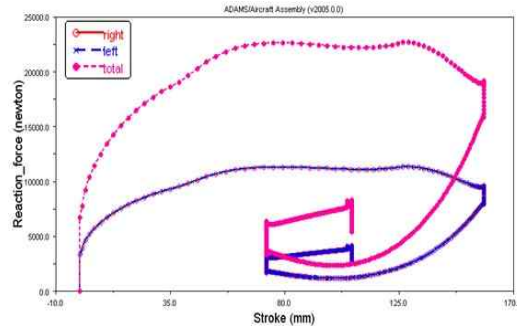
해석 ID	Right Max. load(N)	Left Max. load(N)	Total Max. load(N)	Slope Condition
SC1	11116	11116	22232	2도 전면경사
SC2	9158	12723	21881	2도 측면경사
SC3	11352	11352	22704	6도 전면경사
SC4	15068	6590	21658	6도 측면경사



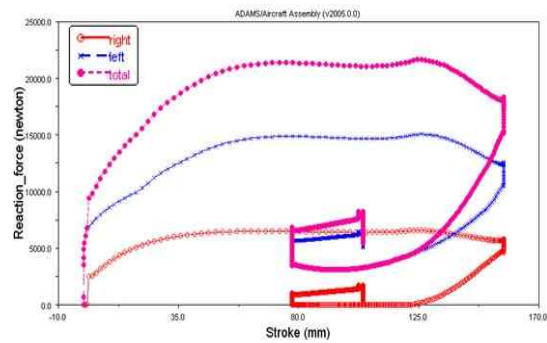
(a) Load-stroke curve for SC1



(b) Load-stroke curve for SC2



(c) Load-stroke curve for SC3



(d) Load-stroke curve for SC4

Fig. 11. Drop analysis results for slope surface conditions with cavitation

### III. 결 론

본 논문에서는 ADAMS-Aircraft 모듈을 이용하여 소형항공기용 착륙장치의 낙하 해석을 수행하였다. 초기설계 오리피스에 대하여 해석과 시험 결과를 비교하여 해석 모델의 적합성을 확인하고 오리피스의 면적에 대한 파라미터 연구를 통하여 최대효율을 갖는 최적의 오리피스 크기를 결정하였고, 최종 결정된 오리피스 사이즈를 적용한 시험과 해석 결과에서 약±2.7% (-400~578N)내외의 반력의 편차를 나타내어 반력은 대체로 잘 일치하는 것을 알 수 있으나, 행정 및 반력의 형태에서 다소 차이를 나타내었다. 이에 공동현상을 고려하여 해석을 실시한 결과 해석과 시험의 결과에서 행정과 반력의 형상에서 동일한 결과를 얻었다. 이렇게 보정된 해석 모델을 이용하여 경사면에 대한 낙하 해석을 실시한 결과 전면부 경사 낙하에서는 수평 착륙과 비슷한 결과를 얻었으나, 측면부 경사 낙하에서는 한쪽 타이어에 발생하는 반력이 크고 각도가 클수록 그 값의 차는 더 커지는 것을 확인하였다.

### 참고문헌

- 1) N. S. Currey,(1988) "aircraft landing Gear Design Principles and Practice", American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc.,Washington, DC.,
- 2) MIL-A-8862A,(1971) "Strength and rigidity, landing and ground handling loads"
- 3) James N. Daniels,(1996) George Washington University, " A Method for Landing Gear Modeling and Simulation With Experimental Validation", NASA contractor Report 201601, June
- 4) 김동민, 허명규, 이기범,(1996) " 복합재 판 스프링식 착륙장치의 충격흡수에 대한 연구충격 흡수", 한국항공우주학회지, 제24권 제2호, PP. 85~94,
- 5) 최섭, 이종훈, 조기대, 정창래,(2002) " ADAMS를 이용한 항공기 착륙장치 지상 충격하중 및 동적거동 해석", 한국항공우주학회지, 제30권 제4호, PP. 114~122
- 6) 김두만, 임경호, 황재혁, 전제춘, 이현준, 이종훈, 김영수, (1995) " 항공기 착륙장치의 완충기 최적 설계", 한국항공우주학회지, 제23권 제4호, PP. 124~129
- 7) 한재도, 강연식, 이영신, 안오성(2008) " SUAV 착륙장치의 오리피스 파라미터 연구", 한국항공우주학회지, 제37권 제1호, PP. 99~104
- 8) 김선구, 김철, 김영만,(2007) "ADAMS를 이용한 항공기 전륜착륙장치의 동적거동해석 및 최적설계", 한국항공우주학회지, 제35권 제7호, PP. 612~618
- 9) MSC.Software Corporation(2004) "ADAMS /Aircraft 2005 User