

## 技術論文

## SUAV 착륙장치 오리피스 파라미터 연구

한재도\*, 강연식\*, 안오성\*\*, 이영신\*\*\*

## A Study on Parameters of SUAV Landing Gear Orifice

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

## ABSTRACT

In this paper, the drop characteristic of the small aircraft landing gear of SUAV has been analyzed and performed on orifice optimal design for shock absorption efficiency. The SUAV landing gear was simple oleo pneumatic type without metering pin. The landing gear was modelled by MSC ADAMS software. Drop test evaluation was conducted to confirm the analysis model. As a result of correlation between analysis and test results, it was verified that these results were coincided with very well.

After confidence review of analysis model through the correlation between test and analysis results, design parametric study was performed by using confirmed analysis model. Optimal orifice size with best efficiency have been decided in this study.

## 초 록

본 연구에서는 스마트 무인기와 같은 소형 항공기 착륙 장치 낙하특성을 해석하고, 충격흡수효율 최적화를 위한 오리피스의 최적설계를 수행하였다. 스마트 무인기의 착륙장치의 방식은 미터링 핀이 없는 단순 유공압(oleo-pneumatic) 방식을 사용한다. 이 착륙장치를 상용 프로그램인 MSC ADAMS를 이용하여 모델링하였다. 해석 모델의 적합성을 확인하기 위해 해석된 결과와 시험 결과와 비교 검증 하였다. 해석 결과와 시험 결과는 잘 일치하였으며, 이를 통해 해석 모델이 본 낙하해석에 적합하게 모델링 되었음을 확인하였다. 검증된 해석 모델을 적용한 후, 오리피스의 크기를 변경하여 해석함으로써 가장 높은 효율을 가지는 최적의 오리피스 크기를 결정하였다.

**Key Words** : Landing Gear(착륙장치), Drop Analysis(낙하해석), Drop Test(낙하시험), SUAV(스마트무인기)

## 1. 서 론

스마트무인항공기(SUAV)는 조종사가 탑승하지 않은 상태에서 지상 통제에 의해 원격 조정되거나 사전에 입력된 프로그램에 의해 비행하는

UAV(무인비행기)의 기능과 더불어 수직이착륙 및 고속, 고고도 비행이 가능하고 자율비행, 충돌 회피 등 핵심 스마트기술을 가진 차세대 지능형 무인항공기이다.

현재 사용되는 착륙장치는 전체 비행기 무게의 4~5%정도를 차지하지만 전기체의 4배 수준의 최대하중 및 지상운용 하중을 견딘다. 따라서 착륙장치는 자체 구성품 뿐만 아니라 장착구조물의 설계하중이 적용되는 중요한 설계분야이다 [1,2,3,4]. 따라서 이러한 설계를 위해서는 다양한 조건을 고려하여 착륙장치의 흡수특성 능력에

† 2008년 6월 17일 접수 ~ 2008년 10월 6일 심사완료

\* 정희원, (주)한얼시스템

교신저자, E-mail : grinder94@hanmail.net

대전광역시 유성구 관평동 702

\*\* 정희원, 항공우주연구원 스마트무인기 사업단

\*\*\* 정희원, 충남대학교 기계설계공학과

대한 이론적 해석을 통한 고찰이 이루어진 설계 입증 및 개발 능력 확보가 요구 되고 있다[5].

최근 들어 해외 항공기 제작사와 착륙장치 전문업체들은 상용 프로그램을 활용하여 해석을 수행하고 있다[6,7]. Bro와 Martin[7], 최섭, 이종훈[8], Mario Boschetto[9] 등은 상용 프로그램인 ADAMS를 활용하여 지상충격에 따른 착륙장치의 구성품 및 장착 부위의 설계하중을 해석하고 설계에 반영하였다. 김두만[10]등은 유공압식 완충기의 충격흡수 성능해석을 하여 컴퓨터 프로그램을 작성하여 미터링 핀의 형상 변화에 따른 성능을 해석하였다.

스마트 무인기의 착륙장치의 방식은 유공압(oleo\_pneumatic) 방식으로 미터링 핀(metering pin)을 적용하지 않은 단순 오리피스 방식이다. 본 연구에서는 단순 오리피스 방식의 착륙장치에 대하여 오리피스 크기 변화에 따른 충격흡수효율에 대하여 상용프로그램인 MSC ADAMS를 이용한 해석을 실시하여 그 결과를 비교 분석하였다.

## II. 본 론

### 2.1 착륙장치의 하중

착륙장치의 하중은 크게 착륙장치 완충기의 하중과 타이어 하중으로 나뉜다. 이때 착륙장치 완충기 하중은 가스하중, 감쇠하중과 마찰하중으로 표현된다.

완충기 하중은 착륙장치 내부에서 작용하는 하중의 종류로 가스 하중은 초기 주입된 압력이 압축되면서 발생하는 하중이다. 그리고 감쇠하중은 오일이 오리피스를 통과하면서 발생하는 하중이다. 마지막 마찰하중은 완충기의 실린더와 피스톤의 접촉부위에서 발생하는 하중이다.

착륙장치 완충기에 작용하는 가스하중  $F$ 는 다음의 식(1)로 계산할 수 있다.

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

(1)식에서  $p_0$ 는 주입된 초기압력이며,  $A$ 는 가스의 작용 면적으로 평형 방정식을 이용하여 구한다.  $l$ 은 gas의 초기 길이,  $\Delta l$ 은 가스의 스트로크(stroke)이고.  $\gamma$ 는 가스의 폴리트로픽(polytropic) 지수이다.

감쇠 하중은 식(2)로 표현할 수 있다.

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

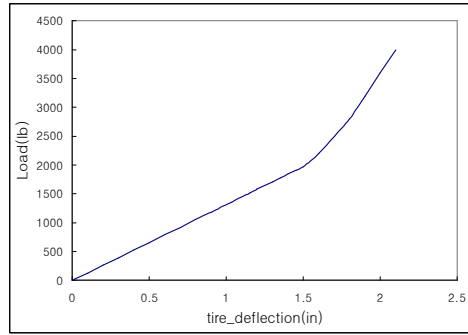


Fig. 1. Tire deflection curve

$\rho$ 는 oil의 밀도이며,  $A_{orifice}$ 는 오리피스의 면적,  $C_d$ 는 오리피스의 방출계수이고,  $\dot{s}$ 는 착륙장치 완충기의 스트로크 속도(stroke velocity)이다.

마찰력은 수직하중에 의해 발생하는 식(3)과 같다.

$$F_{friction} = \mu \times W \tag{3}$$

여기서  $\mu$ 는 마찰 계수이고,  $W$ 는 착륙장치에 작용하는 하중이다.

타이어 하중은 착륙장치가 지면과 접촉하면서 발생하는 하중으로 타이어 내부의 공기압 스프링과 고무의 감쇠에 의해 발생하는 반발력이다. 이 하중은 MSC ADAMS의 특성과일로 정의되어야 한다. 따라서 시험을 통하여 얻은 데이터를 이용하였다. 타이어의 압력은 70 psi를 주입하였다.

Fig. 1은 타이어의 하중에 의한 변위 곡선이다.

### 2.2 시험체 형상 및 해석 모델

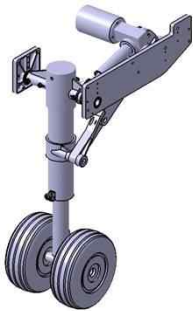
스마트 무인기에 사용되는 모델은 전방과 후방의 주 착륙장치와 날개 양쪽에 위치한 보조 착륙장치로 구성된다. 착륙시 Fig. 2(a)에서 보이는 것처럼 전방과 후방에 대부분의 하중이 분포하게 된다. Fig. 2(b)는 주착륙장치의 설계 형상을 나타내는 3D 모델이다. Fig. 3은 주착륙장치의 단면을 간략화한 것으로 이중으로 오리피스를 설치하여 충격흡수 효율의 효과를 증가시키도록 하였다.

Fig. 3 (a)는 착륙장치가 최대 인장 되었을 때의 내부 형상을 제시하며 Fig. 3 (b)는 압축 되었을 때의 내부 형상을 보여준다.

Fig. 4는 스마트무인기 착륙장치의 해석 모델이다. 해석 모델은 ADAMS-Aircraft 모듈을 이용하여 구성하였다. 해석을 위하여 스트럿(strut)과 휠(wheel) 두 개로 구성하여 해석 시 통합 모델로 만들어 해석을 진행하였다. 스트럿에는 실린

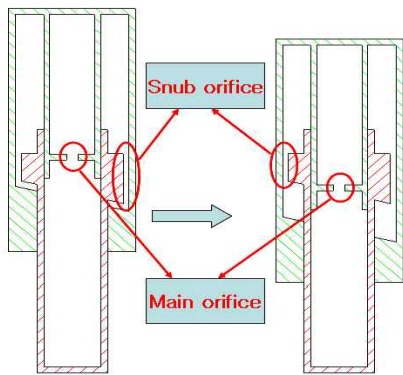


(a) Feature of SUAV



(b) 3D model of main landing gear

Fig. 2. landing gear



(a) Fully extended

(b) Compressed

Fig. 3. Section of main landing gear

더, 피스톤과 사이드 브레이스(side brace)로 구성되어 실착륙장치의 치수를 이용하여 구성품을 모델링하였다. 이 때 내부에 사용되는 shock strut force element는 유-공압 요소(oleo-pneumatic element) 요소를 사용하고 특성파일을 만들었다. 휠은 실 제품 및 3차원 모델을 이용하여 구성하고 외부의 타이어에 대하여 특성파일을 만들었다. 여기서 사용된 특성파일들은 해석 시 내부 함수의 주요 입력변수가 되어 계산된다.

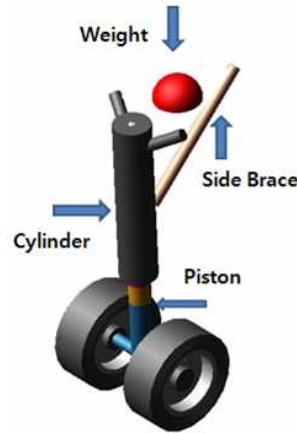
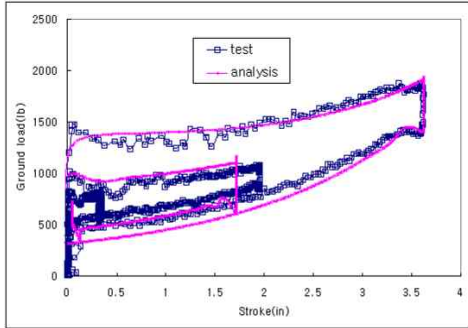


Fig. 4. Landing gear ADAMS analysis model

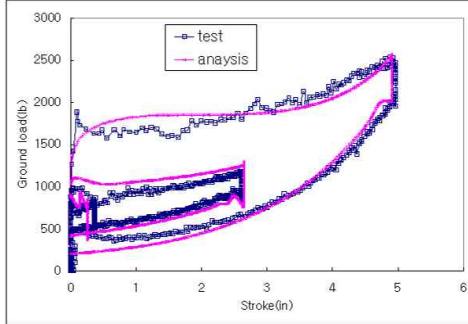
### 2.3 동적해석 결과

스마트 무인기의 착륙장치를 해석하는데 미터링핀 방식이 아닌 단순 오리피스 방식으로 시험 데이터와 해석 데이터를 비교하여 해석 모델의 오리피스의 감쇄(damping) 효과에 대하여 검토하였다. 시험은 오일 425 ml 주입, 질소 가스 초기 압력 265 psi를 주어진 후 실시하였다. 시험에 사용된 주 오리피스의 반지름은 3.175 mm이고 스너브(snub) 오리피스의 단면적은 62.38 mm<sup>2</sup>을 가진다.

Fig. 5는 해석 모델의 적합성을 확인하기 위해 착륙장치의 낙하시 착륙장치의 실린더 내부에서 발생하는 스트로크 대비 지상 하중 센서에서 측정된 하중에 대한 시험 결과와 해석 결과를 비교한 그래프이다. 시험 결과는 표식이 이용된 곡선이 시험결과이고, 해석 결과는 표식을 사용하지 않은 곡선이다. 낙하조건은 낙하하중260 kg에서 높이를 150 mm와 300 mm로 변경하여 시험 및 해석을 진행하여 결과를 비교 분석하였다. 시험 결과와 해석 결과 하중 및 스트로크 곡선이 잘 일치하였다. 다만 초기 감쇄에 의한 하중이 해석에서 약간의 차이를 가지고 있다. 그리고 시험 및 해석에서 모두 실린더가 압축될 때와 인장될 때 오리피스에 의한 감쇄효과가 없는 것으로 나타났다. 이것은 인장 시 스트로크가 0인 지점까지 초기상태로 돌아가는 것을 보면 알 수 있다. Fig. 5의 결과로 본 시스템의 오리피스 최적화를 위한 해석 모델이 비교적 시험결과와 잘 일치하는 것을 확인하였으며, 시험으로 검증된 해석 모델을 이용하여 Fig. 3에서 보여지는 주 오리피스(main orifice)의 반경을 2.8 mm에서 1.8mm



(a) Condition (Weight=260 kg, Height=150 mm)



(b) Condition (Weight=260 kg, Height=300 mm)

Fig. 5. Correlation result between test and analysis

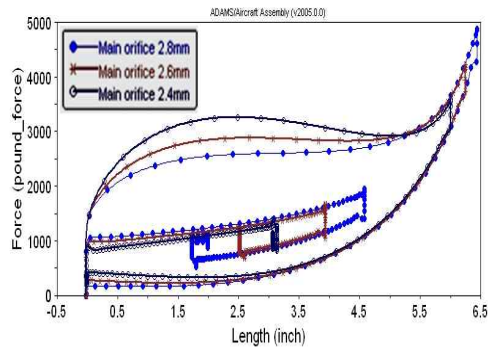
까지 0.2 mm의 차이를 가지도록 변경하고, 스너브 오리피스(snub orifice)의 단면적을 62.38 mm<sup>2</sup> 과 19.35 mm<sup>2</sup> 으로 조건을 잡아 낙하해석을 실시하였다.

Table 1은 낙하 해석조건을 나타낸다. C1, C2 낙하 조건은 110 % 최대이륙중량(MTOW)에 대해서 4-point 착륙 하중 조건 즉, 2개의 주착륙장치(main landing gear)와 2 개의 보조착륙장치(auxiliary landing gear)로 착륙하는 경우 이다. C3, C4번 낙하조건은 100 % 최대이륙중량, tail down 착륙 조건을 나타낸다. 이 두 가지 하중 조건에 주 오리피스와 스너브 오리피스 사이즈를 변수로 두었다. Table 1에서 A<sub>Snub orifice</sub> 는 스너브 면적을 나타내며 R<sub>orifice</sub>는 오리피스의 반경을 나타낸다.

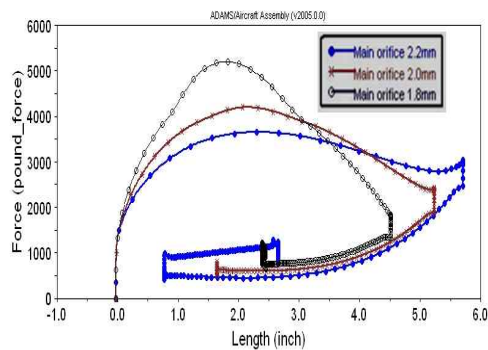
Fig. 6~9는 Table 1의 조건에 의해 해석된 결과를 나타내는 그래프이다. 최적의 오리피스를 선정하기 위해서는 최대충격흡수 효율을 가져야 한다 충격흡수 효율은 그래프상에서 x축의 최대 스트로크와 y축의 최대하중의 사각형 면적에서 분포된 곡선 내부가 차지하는 면적이 클수록 좋은 효율을 가지게 된다.

Table 1. Drop analysis conditions

Cond. ID	Load (kg)	Height (mm)	A <sub>Snub orifice</sub> (mm <sup>2</sup> )	R <sub>orifice</sub> (mm)
C1	440	330	62.38	2.8
				2.6
				2.4
				2.2
				2.4
C2	440	330	19.35	1.8
				2.8
				2.6
				2.4
				2.4
C3	663	330	62.38	2.8
				2.6
				2.4
				2.2
				2.4
C4	663	330	19.35	1.8
				2.8
				2.6
				2.4
				2.4



(a) R<sub>orifice</sub> = 2.8 mm ~ 2.4 mm

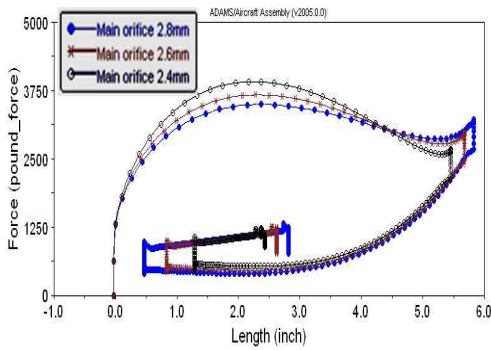


(b) R<sub>orifice</sub> = 2.2 mm ~ 1.8 mm

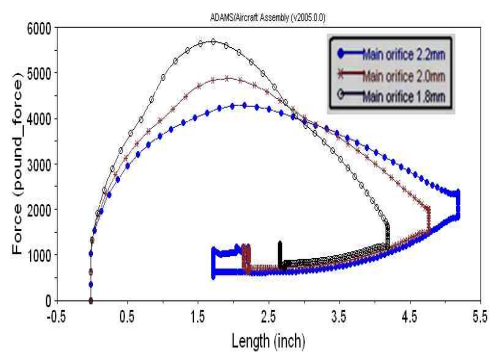
Fig. 6. Load–stroke curve on the condition C1

Fig. 6은 Table 1에서 보여지는 바와 같이 해석조건 C1에 대한 결과를 제시한다. Fig.6의 (a)와 (b)에서 보여지는 것처럼 오리피스 반지름 2.2 mm와 2.4 mm의 해석 결과에서 최대하중과 최대 스트로크의 면적에 차지하는 곡선 내부의 면적으로 보았을 때 가장 좋은 효율을 나타낸다. 그러나 2.4 mm의 오리피스의 경우 실린더가 인장될 때 스트로크가 0 위치까지 오게 된다.

Fig. 7은 Table 1에서 보여지는 바와 같이 해석조건 C2에 대한 결과를 제시한다. Fig. 6과 7에서 오리피스의 크기가 줄어들며 따라 감쇄 하중이 증가하게 된다. 또한 최대 스트로크는 줄어들고 최대 스트로크에서의 하중도 낮아지는 것을 알 수 있다. 이것은 식 (2)에서 분모의 오리피스 면적이 줄어들게 되어 감쇄 하중이 증가하는 것과 같다. 이러한 경향은 Fig. 6과 Fig. 7의 변수인 스너브 오리피스의 면적에 따라서도 면적이 줄어들수록 감쇄 하중이 증가하는 것을 알 수 있다. Fig. 7의 (a)에서 보여지는 것처럼 오리피스 반지름 2.8 mm의 해석 결과에서 가장 좋은 효율을 나타냄을 알 수 있다.



(a)  $R_{orifice} = 2.8 \text{ mm} \sim 2.4 \text{ mm}$



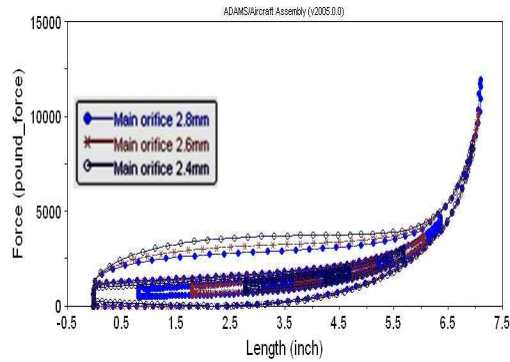
(b)  $R_{orifice} = 2.2 \text{ mm} \sim 1.8 \text{ mm}$

Fig. 7. Load-stroke curve on the condition C2

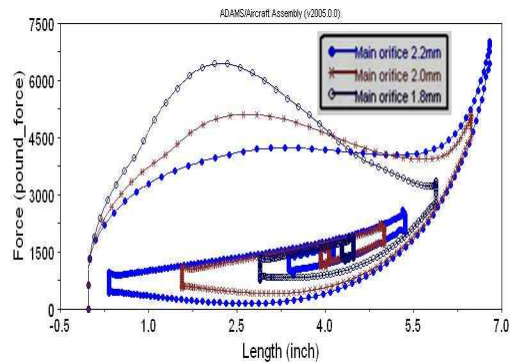
Fig. 8은 Table 1에서 보여지는 바와 같이 해석조건 C3에 대한 결과를 제시한다. Fig. 8의 (b)에서 보여지는 것처럼 오리피스 반지름 2.0 mm의 해석 결과에서 가장 좋은 효율을 나타냄을 알 수 있다 Fig. 8과 9에서도 역시 오리피스의 크기가 줄어들게 되면 감쇄 하중이 증가하게 되어 최대 스트로크는 줄어들고 최대하중은 커지게 되는 경향을 나타내게 된다.

Fig. 9는 Table 1에서 보여지는 바와 같이 해석조건 C4에 대한 결과를 제시한다. Fig. 9의 (b)에서 보여지는 것처럼 오리피스 반지름 2.2 mm의 해석 결과에서 가장 좋은 효율을 나타냄을 알 수 있다.

해석결과 낙하조건에서 착륙장치의 최대하중은 오리피스 반지름에 따라 매우 민감하게 바뀌는 것을 확인 할 수 있다. 오리피스 감쇄가 지배적인 초기 충격 시 최대하중과 가스하중이 지배적인 최대 스트로크에서의 최대하중이 균형을 이루면서, 곡선 내부의 면적이 최대가 되도록 해야 가장 효율적인 충격흡수와 최대하중 저감설계가



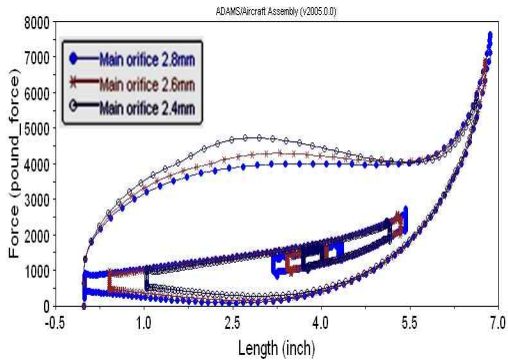
(a)  $R_{orifice} = 2.8 \text{ mm} \sim 2.4 \text{ mm}$



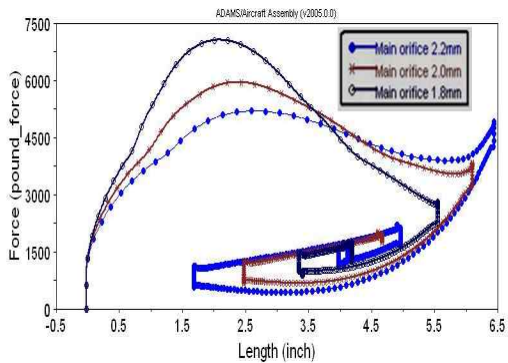
(b)  $R_{orifice} = 2.2 \text{ mm} \sim 1.8 \text{ mm}$

Fig. 8. Load-stroke curve on the condition C3





(a)  $R_{orifice} = 2.8 \text{ mm} \sim 2.4 \text{ mm}$



(b)  $R_{orifice} = 2.2 \text{ mm} \sim 1.8 \text{ mm}$

Fig. 9. Load-stroke curve on the condition C4

가능한 최적의 오리피스 설계라 할 수 있다. 해석결과 조건 C1에서는 반경 2.4 mm 그리고 조건 C2에서는 반경 2.8 mm의 오리피스가 좋은 효율을 가지나 Fig. 8의 (a)와 Fig. 9의 (a)에서 보여지는 바와 같이 하중이 663 kg으로 증가하면 가스하중의 증가하게 되어 효율이 좋지 않게 된다. 조건 C3, C4에서 반경 2.0 mm와 반경 2.2 mm 가 오리피스가 이를 만족하는 것으로 확인되었다. 그러나 663 kg의 낙하 높이에서 감쇄하중(damping force)가 다소 작은 반경 2.2 mm 오리피스가 최적으로 확인되었다.

### III. 결 론

본 논문에서는 ADAMS-Aircraft를 이용하여 스마트무인기 착륙장치의 오리피스 크기에 따른 동하중 해석을 수행하였다. 착륙장치의 해석모델 완성 후 시험결과와 일치성을 보이는 결과를 보이도록 해석모델의 보정을 완료하여 해석 모델의 적합성을 검증 하였으며 검증된 해석 모델을 이

용하여 오리피스의 최적 크기결정을 위한 해석을 수행한 결과, 해석모델 보정을 위한 초기 3.175 mm 반경의 오리피스에 비하여 2.2 mm 반경의 오리피스가 최적의 완충효율 및 지상반력 효과를 가지는 것을 확인하여 최적의 오리피스 사이즈를 결정하였다.

### 참고문헌

- 1) N. S. Currey, "Aircraft Landing Gear Design Principles and Practice", American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc., Washington, DC., 1988.
- 2) MIL-A-8862A, "Strength and Rigidity, Landing and Ground Handling Loads", 1971.
- 3) J.N. Daniels, "A Method for Landing Gear Modeling and Simulation With Experimental Validation", George Washington University, NASA Contractor Report 201601, June 1996.
- 4) K. Well, and D. Bestle, "Intergrated Design Process for the Development of Semi-Active Landing Gears for Transport Aircraft", December 2000.
- 5) 김동민, 허명규, 이기범, "복합재 판스프링식 착륙장치의 충격흡수에 대한 연구충격흡수", 한국항공우주학회지, 제24권 제2호, pp. 85~94, 1996.
- 6) H. Vinayak, "Pitch plane simulation of aircraft landing gears using ADAMS", ADAMS conference, pp. 1~11, 1998.
- 7) P. Bro and P. Martin, "KTX-2 main landing gear attachment loads", DR60172 Vol 1, Issue 5, 2001.
- 8) 최섭, 이종훈, 조기대, 정창래, "ADAMS를 이용한 항공기 착륙장치 지상 충격하중 및 동적 거동 해석", 한국항공우주학회지, 제30권 제4호, pp. 114~122, 2002.
- 9) M. Boschetto, R. B. Mengotti and A.Ermacchi S.p.A, "Analysis of Landing Gear Behaviour for Trainer Aircraft", 15th European ADAMS Users' conference Rome, November 2000.
- 10) 김두만, 임경호, 황재혁, 전제춘, 이현준, 이종훈, 김영수, "항공기 착륙장치의 완충기 최적 설계", 한국항공우주학회지, 제23권 제4호, pp. 124~129, 1995.