

## 소형항공기용 고정식 착륙장치의 동적특성에 관한 연구

최선우\*, 안석민\*\*

### A Dynamic Characteristics Study for the Fixed Landing Gear of the Small Aircraft

Sun-Woo Choi\*, Seok-Min Ahn\*\*

#### Abstract

Most of studies for landing gear have been performed to analyze the shock absorbing characteristics of oleo-pneumatic struts. But it is not easy to solve the dynamic specific properties of spring type composite landing gear using a present method. The shock absorbing abilities of oleo-pneumatic landing gear strut are under influence of the internal design method on the strut rather than the landing gear structure itself. Unlike oleo type, spring type composite strut absorbs the shock with structural strength and dynamic characteristics of the strut's material and shape.

The tests and analysis for the shock absorbing rate and dynamic behavior of the spring type composite fixed landing gear for 4 seats small aircraft, have been performed using landing gear drop test rig.

#### 초 록

현재까지의 착륙장치의 연구동향은 대부분이 공기-유압식 완충기의 충격흡수 성능해석에 집중되어 있으며 이러한 연구내용을 판스프링식 복합재료 착륙장치의 해석에 적용하기에는 많은 문제점이 있는 실정이다. 공기-유압식 완충기의 충격흡수 특성은 착륙장치 구조물의 유연성보다 내부 구조의 설계 방식에 따라 영향을 받으나, 판스프링식 복합재료 착륙장치는 재료 자체가 지니는 탄성거동과 감쇠특성으로 충격흡수 역할을 수행한다. 따라서 구조물을 구성하는 재료의 선정 및 형상이 매우 중요하다.

본 연구에서는 실제 착륙장치의 충격 낙하 상태를 정확히 모사 할 수 있는 시험치구를 이용하여 현재 개발 중에 있는 고정식(fixed) 복합재료 착륙장치가 갖고 있는 충격흡수특성, 탄성거동 및 감속특성 등을 파악하였다.

키워드 : 복합재 스트러트(composite strut), 착륙장치(landing gear), 낙하시험장치(drop test rig), 충격완충특성(shock absorbing characteristics)

#### 1. 서 론

소형항공기 및 무인항공기의 경우, 최근에 판스프링식 복합재료 착륙장치의 사용이 보편화되

\* 소형기그룹/swchoi@kari.re.kr

\*\* 소형기그룹/smahn@kari.re.kr

고 있다. 이는 복합재료의 뛰어난 비강도(specific strength) 및 비강성(specific stiffness)을 이용하여 항공기의 착륙 시 지상 충격흡수 기능을 수행하는 방식으로, 공기-유압식 착륙장치에 비하여 매우 단순한 형상설계와 제작의 용이성 그리고 상대적으로 저렴한 제작비용으로 인해 소형항공기에 대한 적용이 점점 늘어 나고있다.

현재까지의 착륙장치의 연구동향은 대부분이 공기-유압식 완충기의 충격흡수 성능해석에 집중되어 있으며 이러한 연구내용을 복합재료 판스프링의 해석에 적용하기에는 많은 문제점이 있는 실정이다. 공기-유압식 완충기의 충격흡수 특성은 착륙장치 구조물의 유연성보다 내부 구조의 설계 방식에 따라 영향을 받으나, 복합재료 판스프링식은 재료 자체가 지니는 탄성거동과 감쇠특성으로 충격흡수 역할을 수행한다. 따라서 구조물을 구성하는 재료의 선정 및 형상이 매우 중요하다.

착륙장치 완충기의 성능은 광범위하고 반복적인 충격낙하시험을 수행하면서 조금씩 진보되었다. 그러나 이러한 방법에 의한 성능향상을 위해서는 계속적인 시험에 따른 막대한 비용과 시간이 소요됨에 따라 점차 이론적 해석을 통하여 먼저 착륙장치의 거동을 해석하고 예측하는 방법을 연구하기 시작하였다. 해외 전문업체의 예를 보면 자체적으로 완충기의 충격흡수특성 해석을 위한 프로그램 개발, 먼저 컴퓨터 시뮬레이션을 수행함으로써 수많은 하중 스펙트럼에 대한 충격흡수특성을 해석한 다음 최종적으로 충격낙하시험(drop test)을 거쳐 해석결과를 입증하는 자료로 사용되고 있다. 따라서 최근에는 이론적인 해석방법이 완충기를 포함한 착륙장치의 설계에 직접 적용하고 있으며, 착륙장치에 작용하는 지상하중 및 지지구조물의 작용하중을 결정하는 도구로 이용되고 있다. 최근 들어 국내에서도 기존의 상용 프로그램을 활용하여 착륙장치를 개발하는 해석도구로 적용하고 있으며 최섭[1]등은 ADAMS를 활용하여 지상충격에 따른 착륙장치 구성품 및 장착부위의 설계하중을 해석하고 설계에 반영하였다.

본 연구에서는 실제 착륙장치의 충격 낙하 상

태를 정확히 모사 할 수 있는 시험치구를 이용하여 현재 개발 중에 있는 고정식(fixed) 복합재료 착륙장치가 갖고 있는 충격흡수특성, 탄성거동 및 감속특성 등을 파악하였다. 추후에는 획득된 데이터를 바탕으로 기존의 상용 프로그램이 복합재료 판스프링식의 착륙장치에 적용 가능한 지 여부를 검토할 예정이다. 김동민[2] 등은 타이어를 통해 작용하는 지상충격하중을 가정한 상태에서, 판스프링식 복합재료 착륙장치의 비선형 정하중 및 동하중 해석을 수행하고 충격낙하 시험 결과를 분석한 바 있다.

## 2. 착륙장치 및 낙하시험장치 제작

### 2.1 복합재 착륙장치의 제작

시험에 사용한 판스프링식 복합재료 착륙장치(strut)는 표1에서와 같은 특성을 갖는 "E" 글래스 로빙과 UD 유리섬유를 사용하여 제작하였다. 장착될 개발 항공기의 낙하 충격량을 고려하여 길이와 두께 등의 형상을 결정한 후 마스터 몰드를 제작하였다

표 1. Glass/Epoxy UD

구 분	탄 성 륜
$E_1$	31.31 GPa
$E_2$	9.745 GPa
$G_{12}$	3.055 GPa
$\nu_{12}$	0.3143

마스터 몰드는 레진과 함께 경화된 유리섬유 스트러트를 분리할 수 있도록 두 쪽으로 제작하였으며, 초기 레진에 젖어 있는 로빙을 양쪽 몰드에 완전히 적층한 후 분리된 몰드를 장착된 패스너를 이용하여 완전히 접합시켰다. 제품이 완전히 경화되었음을 확인 한 후 몰드에서 빼낸 다음 스트러트가 반으로 분리되는 것을 막기 위하여 다시 외피에 UD 유리섬유를 2겹 입혔으며 제작된 형상은 그림 1과 같다.

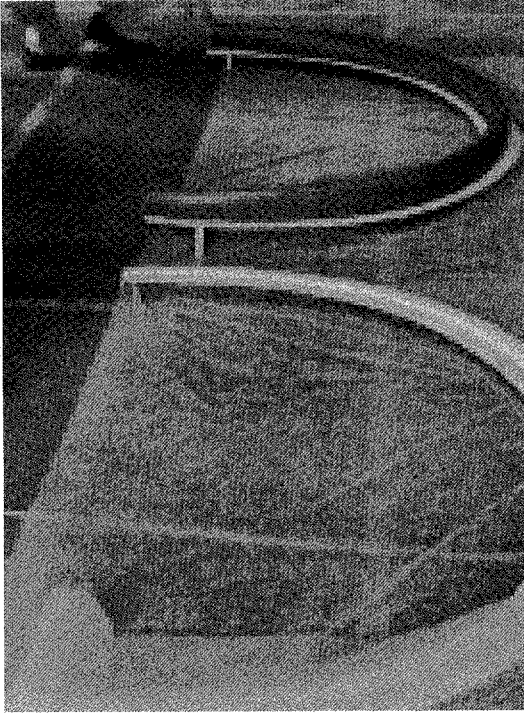


그림 1. 제작한 스프링식 복합재료 착륙장치

## 2.2 낙하시험장치의 제작

시험장치의 크기는 가로 1.5m x 세로 1.5m x 높이 3.0 m의 철제빔을 용접하여 구조물을 제작하였다. 시험가능한 치구의 최대 낙하속도 6.3 m/sec (20.5 ft/sec)이다. 실제 착륙장치가 조립되는 부분의 낙하시험체에는 더미 웨이트(dummy weight)를 사용하여 착륙장치 낙하 시험에서 요구되는 하중은 조절할 수 있도록 하여, 추후 다른 급의 착륙장치 충격 낙하시험에도 적용이 가능하도록 설계하였다. 주요 구성품으로는 그림 2에서 보이는 바와 같이 착륙장치 낙하시 지상 반력을 측정할 수 있는 센서가 고정된 타이어 접지판과 주 구조물인 가이드빔, 또 이 빔을 따라 움직이면서 착륙장치가 고정되어 있는 낙하시험체, 최대 10톤의 낙하시험체를 들어 올릴 수 있는 수동 윈치 및 일정한 높이에서 윈치와 낙하시험체를 분리하도록 하여 주는 순간분리후크로 이루어져 있다.

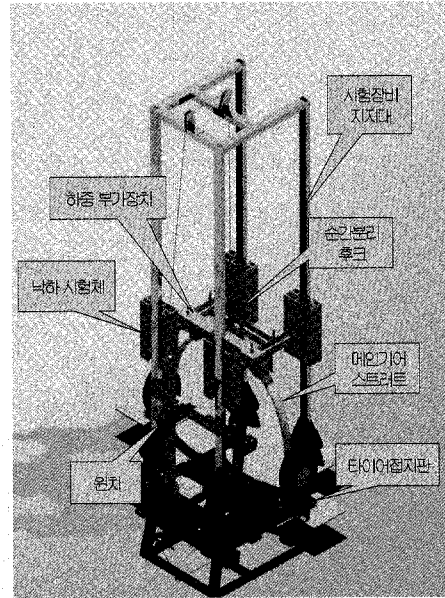


그림 2. 착륙장치 낙하시험 치구

## 2.3 센서 및 데이터 획득장치

착륙장치의 충격완충 효율과 동적 거동 현상을 분석하기 위한 데이터를 수집하기 위하여 타이어가 접지되는 접지판에 4kHz의 압전충격센서를 고정하였으며 낙하시험체에는 낙하속도와 변위를 측정할 수 있는 Cable-Extension Position Transducer를 부착하였다.

센서에서 받아들인 데이터는 NI사의 PCI-MIO-16E 다기능 I/O 보드를 통하여 컴퓨터에 입력되며, Labview S/W를 이용하여 입력된 데이터의 분석 및 저장하도록 데이터 획득 시스템을 구성하였다.

## 3. 낙하시험

기체의 하중과 낙하속도에 따른 복합소재 착륙장치의 지상 반력과 변위를 측정하기 위하여 표 2의 조건에 맞추어 총 16회의 낙하시험을 수행하였다. 이 조건은 개발항공기가 미연방항공국의 규정[3]에 따라 최대 낙하속도 10 ft/s로 착륙

할 때 발생하는 충격에너지를 낙하시험 장치에 등가하중으로 계산하여 결정한 값이다.

표 2. 낙하시험 조건

번호	하중(kg)	낙하높이(cm)	비 고
1	307	20	
2	"	30	
3	"	40	
4	"	50	낙하속도: 10 ft/s
5	"	60	
6	"	70	Ultimate Case
7	365	20	
8	"	30	
9	"	40	
10	"	50	
11	"	60	
12	400	20	
13	"	30	
14	"	40	Limit Case
15	"	50	
16	"	60	

착륙장치와 타이어에서 흡수한 충격에너지를 항공기의 운동에너지와 흡수에너지로 변환한 값은 다음과 같이 표현된다.

**Energy absorbed by landing gear**  
 = Work done by strut, tire and wing lift

$$(\alpha_{strut} S_s + \alpha_{tyre} S_t) NW = \frac{1}{2} W V^2 + (W - L)(S_s + S_t)$$

Where

- $\alpha_{strut}$  ; Shock strut efficiency
- $\alpha_{tyre}$  ; Tire efficiency
- $S_s$  ; Vertical wheel travel
- $S_t$  ; Tire deflection
- N ; Reaction load factor
- W ; A/C Weight
- L ; Lift

#### 4. 낙하시험 결과

유리섬유로 제작한 판스프링식 착륙장치를 이용하여 예상되는 여러 운용조건에 따른 시험을 수행하였으며 각 파라메타 변화에 따른 지상 충격하중과 충격흡수 특성을 분석하였다.

그림 3은 시간에 따라 고정식 스트러트에 매달린 타이어가 접지판에 닿는 순간부터 안정화에 접어들 때까지 전반적인 착륙장치의 물리적 변화량을 나타낸 모습이다. 지상충격 후 튀어 오름(rebound) 현상이 약 0.15초 간격으로 반복되고 있으며 최대 피크값에서 시간지연이 거의 없는 것으로 보아 기존의 올레오 타입의 스트러트와 달리 충격에 대한 반발력이 심하며 지상반력에 대한 충격흡수효율이 상대적으로 떨어짐을 확인할 수 있었다.

그림 4는 착륙장치가 첫 번째 접지 후 다시 튀어 오르기 직전까지의 지상반력을 나타내고 있다. 그래프에서 보이는 바와 같이 초기에는 낙하 충격에 의해 급격히 하중이 증가한 후 타이어에 의해 접지시간이 지연된다. 타이어에 의한 감쇄가 끝나면 2단계로 다시 반력이 증가되어 스트러트가 압축변위에 의해 에너지를 흡수함을 볼 수 있다.

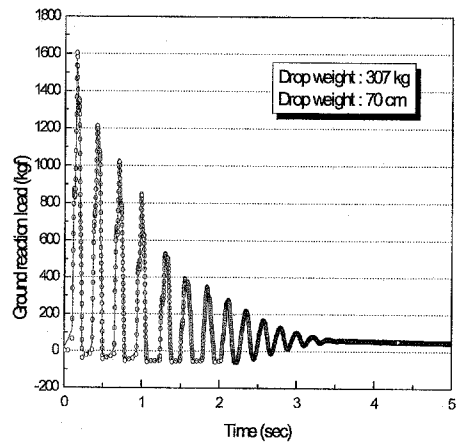


그림 3. 시간에 따른 지상하중의 변화량

Norman Curry에 의하면 일반적으로 스프링

식 스트러트의 경우 완충효율은 50%로 기록되어 있으나[4] 실제로 시험을 통하여, 제작된 복합소재 스프링식 스트러트의 완충효율을 측정한 결과 아래의 그림 5와 같이 약 25%의 완충효율을 얻었다.

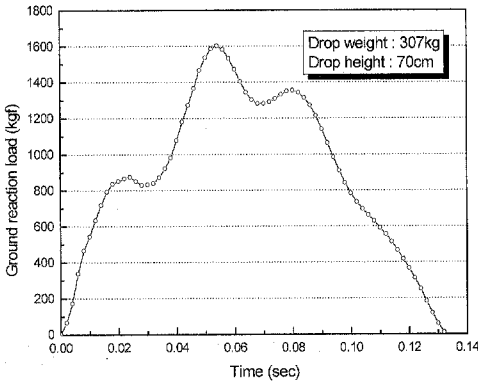


그림 4. 첫 접지(impact)시 지상반력

실험을 통하여 스트러트의 변위를 관찰한 결과, 데이터를 수집한 수직방향 뿐 아니라 실제적으로 좌우의 주위방향으로 변하는 수평변위 역시 거의 이와 유사함을 알 수 있었다. 이는 시험한 스트러트가 좌우 일체형인 고정식이므로 지상접지시 수직변위 뿐 아니라 좌우 주위 방향으로 변화하면서 흡수하는 충격에너지도 결코 무시할 수 없음을 보여준다.

낙하위치에 비례하는 포텐셜 에너지 관점에서 보았을 때, 지상 충격하중이 착륙장치의 낙하위치에 따라 정확히 비례하는 것을 그림 6에서 확인 할 수 있다.

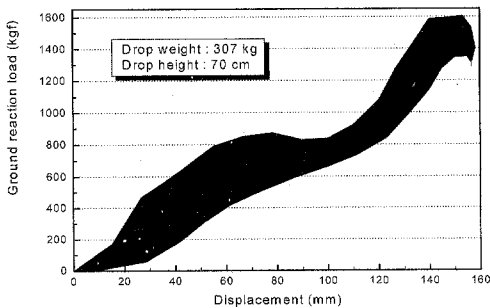


그림 5. 수직변위에 따른 지상하중의 변화량

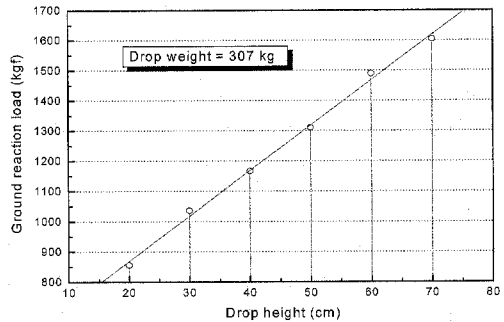


그림 6. 낙하높이에 따른 지상하중의 변화량

## 4. 결 론

본 연구에서는 소형항공기 개발 사업의 일환으로 설계/제작한 복합재 고정식 착륙장치의 낙하 충격 하중에 대한 동적 거동 및 완충효율을 파악하기 위한 낙하시험을 수행하였으며 다음과 같은 결론을 얻었다.

1. 제작한 복합소재 착륙장치의 특성을 분석한 결과, 낙하속도와 하중을 변화시켰을 때 측정값의 크기에는 차이는 있으나 동적 특성이나 완충효율 면에서는 거의 유사한 경향을 보였다.
2. 일반적인 올레오 타입의 착륙장치와는 달리 판스프링식 복합재료 착륙장치는 수직변위 뿐 아니라 수평변위 역시 충격을 흡수하는 중요한 변수이며 이에 대해 추가적인 시험이 필요함을 알 수 있었다.
3. 다음 연구에서는 금번 획득한 데이터를 바탕으로 기존에 상용화된 동특성 분석 프로그램을 활용하여 얻은 데이터와 비교, 분석 연구를 진행할 예정이다. 이를 통하여 프로그램의 타당성을 검증함과 동시에 충격완충기의 효율성을 높이는 방안에 대한 고찰을 수행할 예정이다.

## 참 고 문 헌

1. 최섭, 이종훈, 최낙윤, 최선우, "항공기 착륙 장치 지상충격 거동 해석", 2002년 춘계학술발표회 논문집, 한국항공우주학회, 2002, pp.160-163.
2. 김동민, 허명규, 이기범 "복합재 판스프링방식 착륙장치의 충격흡수에 대한 연구", 한국항공우주학회지, 제 24권, 제 2호, 1996년 4월, pp.85-96.
3. FAR Part 23, "Airworthiness Standards : Normal, Utility, Acrobatic, and Commuter Category Airplanes", FAA, 1993.
4. Norman S. Currey, "Landing Gear Design Handbook," Lockheed-Georgia Company, 1982.
5. MIL-A-8862A, "Strength and rigidity, landing and ground handling loads", 1971.