

## 論文

## 항공기 착륙장치 동하중 해석

신정우\*, 김태욱\*\*, 황인희\*\*\*

## Dynamic Load Analysis of Aircraft Landing Gear

Jeong Woo Shin\*, Tae-Uk Kim\*\* and In-Hee Hwang\*\*\*

## ABSTRACT

Role of landing gear is to absorb energy which is generated by aircraft ground maneuvering and landing. Generally, in order to absorb the impact energy, oleo-pneumatic type shock absorber is used in aircraft landing gear. Oleo-pneumatic type shock absorber has a good energy absorption efficiency and is light in weight because structure of oleo-pneumatic type shock strut is relatively simple. In this study, dynamic load analysis for swinging arm type landing gear was performed to predict landing loads. Modeling of landing gear was conducted with MSC.ADAMS, and dynamic landing loads were analyzed based on ADS-29. Optimum landing loads were generated through adjustment of damping orifice and the analysis results were presented with various aircraft attitude.

**Key Words** : Landing Gear(착륙장치), Dynamic Load(동하중), Oleo-Pneumatic(유공압), Shock Absorber(완충기), ADAMS(아담스)

## 1. 서 론

착륙장치는 항공기 지상 활주와 착륙 시 발생하는 충격을 흡수하는 역할을 한다. 착륙장치 개발에 있어 이러한 지상에서 발생하는 하중(지상하중(Ground Loads))을 예측하여 착륙장치와 그 지지구조물의 설계와 구조해석에 적용하는 업무는 매우 중요하다. 착륙장치 지상하중은 착륙 동하중 해석(Dynamic Landing Load Analysis)과 낙하시험(Drop Test)을 통해 예측할 수 있다. 그러나 통상적으로 항공기 개발 일정은 매우 촉박하므로 시간과 비용이 많이 소요되는 낙하시험을 많이 수행할 수 없다. 따라서 동하중 해석을 통해 지상하중을 예측하고 이를 검증하기 위한 최

소의 낙하시험을 수행하는 것이 일반적인 착륙장치 개발 과정이다.

과거에는 착륙장치 동하중 해석을 위해서 착륙장치 개발업체에서 자체 개발한 프로그램(In-House Program)을 사용하였다. 그러나 자체 개발 프로그램은 개발하는 착륙장치 형태에 따라 프로그램의 많은 수정이 필요하며 또한 이를 유지하기 위한 비용이 상당히 많이 필요하다. 따라서 근래에는 많은 착륙장치 개발 업체에서 상용 소프트웨어를 사용하는 추세이며, 착륙 동하중해석을 위해서는 MSC Software의 ADAMS, Aircraft를 널리 사용하고 있다.

착륙장치는 착륙 시 발생하는 충격을 흡수하기 위해 유공압식(Oleo-Pneumatic) 완충기(Shock Absorber)를 주로 사용한다. 유공압식 완충기는 효율이 좋으며 비교적 구조가 간단하여 중량 또한 가볍다. 유공압식 완충기를 사용하는 착륙장치에 대한 이론적 모델과 해석 방법에 대한 많은 연구가 이루어 졌다[1 - 6]. 이미 언급한 바와 같이 자체 개발 프로그램을 항공기 착륙장치 개발에 사용하기에는 많은 어려움이 있다. 최섭 [7]

2008년 월 일 접수 ~ 2008년 월 일 심사완료

\* 한국항공우주연구원 세부계통팀  
연락처, E-mail : jeongdal@kari.re.kr  
대전시 유성구 어은동 45

\*\* 한국항공우주연구원 세부계통팀

\*\*\* 한국항공우주연구원 KHP개발실

등은 ADAMS를 사용하여 T-50 주 착륙장치 설계 파라미터를 이용해 지상 충격하중해석을 수행하였다.

본 논문에서는 유공압식 완충기를 사용하는 Swinging Arm 형태의 보조 착륙장치 동하중 해석을 수행하였다. ADAMS.Aircraft를 이용한 전산 모델링을 수행하고, ADS-29[8]에 근거한 착륙 동하중 해석을 수행하였다. 감쇠하중(Damping Load) 조절을 통해 낙하속도에 따른 최적의 착륙하중을 구하였으며, 각 항공기 자세에 따른 해석 결과를 제시하였다.

## II. 착륙장치 동하중 해석

### 2.1 완충기 하중

완충기 내부의 하중은 크게 가스하중(Gas Load), 감쇠하중(Damping Load), 마찰하중(Friction Load)으로 나눌 수 있다.

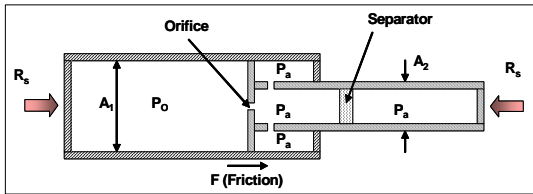


Fig. 1 Shock Absorber

Fig. 1과 같이 완충기에  $R_s$ 라는 하중이 작용할 때 피스톤에 작용하는 힘의 평형은 식 (1)과 같다.

$$\begin{aligned} R_s &= P_o A_1 - P_a (A_1 - A_2) + F \\ &= P_a A_2 + A_1 (P_o - P_a) + F \\ &= Q + D + F \end{aligned} \quad (1)$$

여기서  $P_a$ 는 가스 압력,  $A_2$ 는 Pneumatic Area,  $A_1$ 은 Hydraulic Area,  $P_o$ 는 오일의 압력,  $Q$ 는 가스하중,  $D$ 는 감쇠하중,  $F$ 는 마찰하중이다.

Fig. 2는 일반적인 착륙장치 하중-변위 선도이다. 착륙 초반에는 빠른 낙하속도에 의한 감쇠하중이 크게 발생하며, 후반에는 낙하속도가 크게 감소하며 스트로크 (Stroke) 증가로 인한 가스하중이 크게 발생한다.

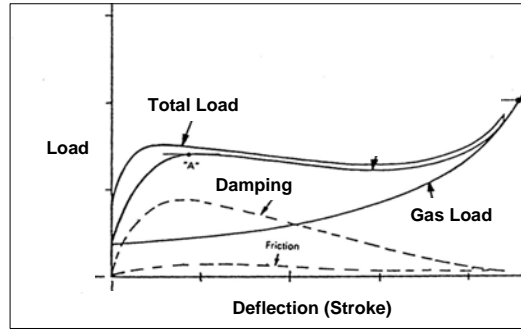


Fig. 2 Load vs. Deflection Curve for Landing Gear Shock Absorber

#### 2.1.1 가스하중

가스하중은 식 (2)와 (3)을 이용해 구할 수 있다.

$$Q = \left( \left( \frac{T}{T-x} \right)^{1.4} (P_{inf} + 1 atm) - 1 atm \right) \cdot A_2 \quad (2)$$

$$T = V_1 / A_2 \quad (3)$$

여기서  $x$ 는 피스톤 변위,  $V_1$ 은 초기 가스 부피,  $P_{inf}$ 는 Inflation 압력이다.

Fig. 3은 해석에 사용한 가스 스프링 곡선이다.

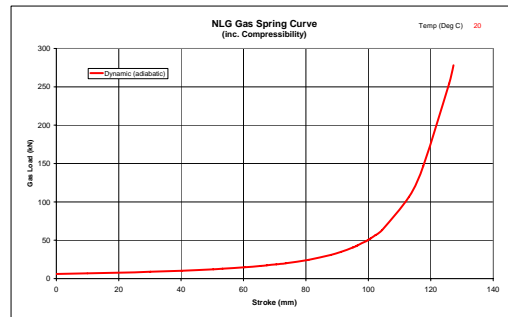


Fig. 3 Gas Spring Curve

#### 2.1.2 감쇠하중

오리피스(Orifice)에 의한 감쇠하중은 식 (4) 및 (5)와 같다.

$$D = C_f \dot{x}^2 \quad (4)$$

$$C_f = \frac{\rho A_1^3}{2(c_d a_c)^2} \quad (5)$$

여기서  $C_f$ 는 감쇠계수(Damping Coefficient),  $\rho$ 는 오일의 밀도,  $c_d$ 는 오리피스 방출계수(Coefficient of Discharge),  $a_c$ 는 압축 오리피스 면적을 나타낸다.

### 2.1.3 마찰하중

Fig. 4로부터 완충기 내부의 두 베어링에 작용하는 마찰력을 구하면 식 (6)~(8)과 같다.

$$F = (R_1 + R_2)\mu_b = F_z \frac{(X+Y)}{(a+x)} \mu_b \quad (6)$$

$$X = (\cos\theta + \mu\sin\theta)z + (\mu\cos\theta - \sin\theta)y \quad (7)$$

$$Y = (\cos\theta + \mu\sin\theta)z + (\mu\cos\theta - \sin\theta)(y-1) \quad (8)$$

여기서  $a$ 는 착륙장치 완전 펼친 상태일 때 두 베어링 사이의 거리,  $y$ 는 위쪽 베어링에서 휠 축까지 수직거리,  $z$ 는 피스톤 중심축에서 휠 축까지 수평거리,  $\mu_b$ 는 베어링의 마찰계수를 나타낸다. 일반적으로 베어링의 정적마찰계수는 0.15, 동적마찰계수는 0.1을 사용한다.

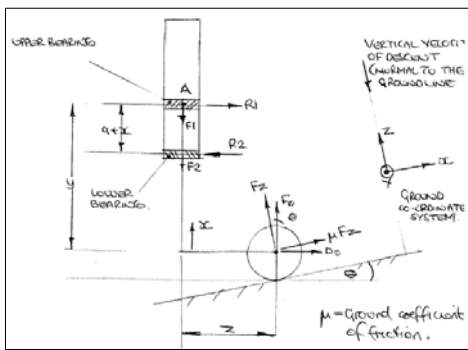


Fig. 4 Friction of Shock Strut

## 2.2 타이어 하중

타이어가 지면으로부터 받는 수직하중과 그에 따른 변위는 타이어 제작사에서 제공하는 데이터를 이용하여 구한다. 개발 초기에는 타이어 제작

사에서 제공하는 2점에서의 타이어 하중과 그에 해당하는 변위를 사용하여 타이어 하중과 변위 곡선을 구한다. 타이어 변위( $\delta$ )와 수직하중( $F_t^v$ ) 곡선은 식 (9)와 같이 2차식으로 가정한다.

$$\begin{aligned} F_t^v &= a_1\delta^2 + a_2\delta & (\delta \leq \delta_{lim}) \\ F_t^v &= F_{t\ lim}^v + a_3(\delta - \delta_{lim}) & (\delta > \delta_{lim}) \end{aligned} \quad (9)$$

여기서  $a_1, a_2, a_3$ 는 타이어 특성 계수,  $F_{t\ lim}^v$ 은 타이어의 최대하중(Max. Bottoming Load)이며  $\delta_{lim}$ 은 최대하중에서의 변위이다.

일반적으로 기본설계 단계에서 타이어 모델이 확정되면 타이어 회사로부터 정확한 타이어 하중 변위 곡선을 제공받아 사용한다. Fig. 5는 해석에 사용한 타이어 하중과 변위 곡선이다.

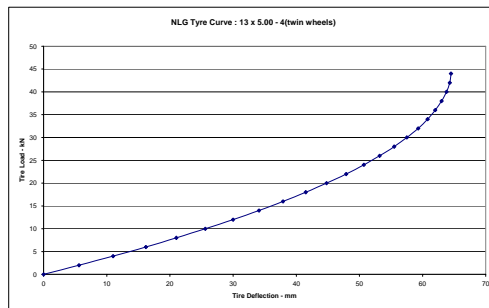


Fig. 5 Tire Load vs. Deflection Curve

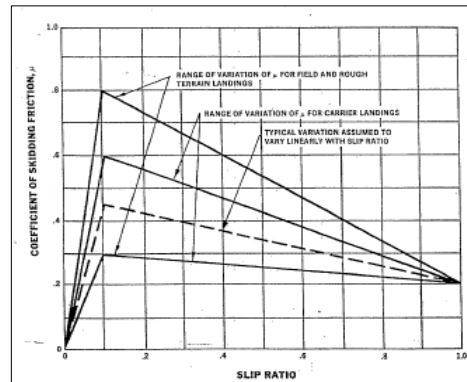


Fig. 6 Coefficient of Skidding Friction vs. Slip Ratio

타이어가 지면으로부터 받는 저항력(Drag Force)  $F_t^d$ 는 식 (10)과 같다.

$$F_t^d = \mu(R) F_t^v \quad (10)$$

여기서  $\mu(R)$ 는 타이어와 지면간의 마찰계수이고  $R$ 은 미끄럼비(Slip Ratio)를 나타낸다. 미끄럼비는 식 (11)과 같다.

$$R = 1 - \frac{V_t}{V_h} \tag{11}$$

$$V_t = \omega \left( \frac{1}{2} D - \frac{1}{3} \delta \right) \tag{12}$$

여기서  $V_t$ 는 타이어 바깥면의 접선속도,  $V_h$ 수평 방향 속도,  $\omega$ 는 휠의 각속도,  $D$ 는 타이어의 바깥지름이다.

타이어와 미끄럼비의 관계는 Fig. 6과 같다[9]. 해석에는 최대 마찰계수 0.6을 사용하였다.

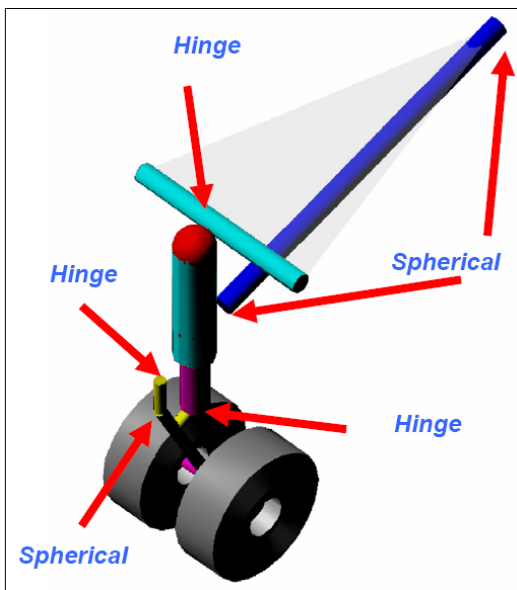


Fig. 7 VI-Aircraft NLG Model

### III. 동하중 해석 결과

Fig. 7은 VI-Aircraft를 이용해 모델링한 착륙장치 해석 모델이다. 낙하중량은 1400kg, 착륙장치 Oleo Stroke은 125mm이다.

ADS 29의 착륙조건 중에서 보조착륙장치(Auxiliary Landing Gear)에 대한 항목을 <Table 1>에 정리하였으며, 이에 대한 해석을 수행하고 그 결과를 도시하였다.

최적의 하중을 산출하기 위해서 먼저 오리피스

크기를 결정해야 한다. <Table 1>의 조건 중 가장 큰 하중이 산출되는 조건을 결정하고, 이 조건에 대해 가장 높은 완충효율을 갖게끔 오리피스 크기를 조정해야 한다. 해석 결과, <Table 1>의 조건 1이 가장 큰 하중이 산출되는 조건이며 이 조건에 대해 최적의 완충효율을 갖도록 오리피스 크기를 결정했다. Fig. 8의 실선은 오리피스 조정을 통해 산출된 최적화된 지상 반력을 나타내고 있다.

Table. 5 ADS 29 Landing Conditions

Condi-tion	ADS29	Attitude	Vz (m/s)	Vx (m/s)	Lift
1	4.4.2.3(a)	Level	3.66	0	2/3
2	Level Surface			30.87	
3	4.4.2.3(b) 12° Aft Slope		2.44	0	2/3
4	4.4.2.3(b) 12° Lateral Slope			0	

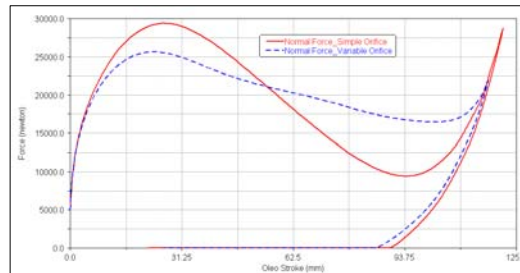


Fig. 8 Ground Reaction for Level Landing

Fig. 8은 조건 1에 대한 수직지상반력(Vertical Ground Reaction)을 나타내고 있다. 실선은 단일 오리피스(Single Orifice)를 사용하여 해석한 결과이며, 점선은 미터링 핀(Metering Pin)을 사용한 해석 결과이다. 미터링 핀이 단일 오리피스에 비해 더 좋은 효율과 낮은 지상반력을 가짐을 알 수 있다. 미터링 핀은 착륙 초반 감쇠하중이 클 때 오리피스 크기를 크게 설정하여 감쇠하중을 줄여주는 역할을 하며, 중반 이후 감쇠하중이 감소할 때 오리피스 크기를 감소시켜 감쇠하중을 일정 수준으로 유지 시키는 역할을 한다. 따라서 미터링 핀은 지상반력이 착륙동안 하중을 비교적

일정하게 유지시킴으로서 높은 완충 효율을 갖게 한다.

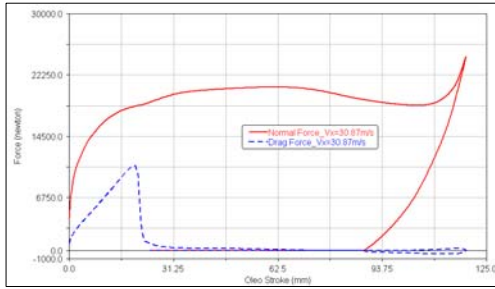


Fig. 9 Ground Reaction for Level Landing with  $V_x=30.87\text{m/s}$

Fig. 9는 조건 2에 대한 수직/수평 지상반력을 나타내고 있다. 실선은 수직지상반력이며, 점선이 수평지상반력(Drag Ground Reaction)을 나타내고 있다. 착륙장치를 강체로 모델링 했으므로 Spin-up에 의한 하중만 발생하고 Spring-back에 의한 하중은 발생하지 않는다.

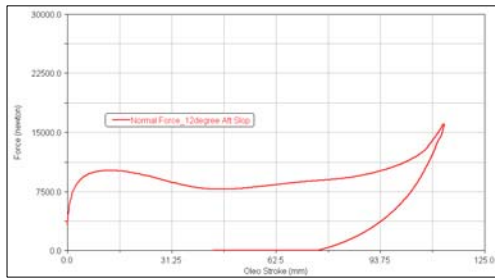


Fig. 10 Ground Reaction for 12° Pitch Landing

Fig. 10은 조건 3에 대한 수직지상반력이다. 수평착륙에 비해 낙하속도가 작으므로 감쇠력이 작게 나타나고 있음을 알 수 있다.

Fig. 11은 조건 4에 대한 수직/수평 지상반력이다. 12° 롤 착륙의 경우 착륙 동안 주로 한쪽 타이어만이 지상에 접촉하게 되며, 이로 인해 한쪽 타이어에 큰 하중이 작용하게 된다. 타이어는 큰 하중을 견디지 못하고 휠(Wheel) 바닥에 닿게 되어 하중이 비정상적으로 증가하게 된다. 이런 결과를 피하기 위해서는 적절한 타이어의 선정이 필수적이다.

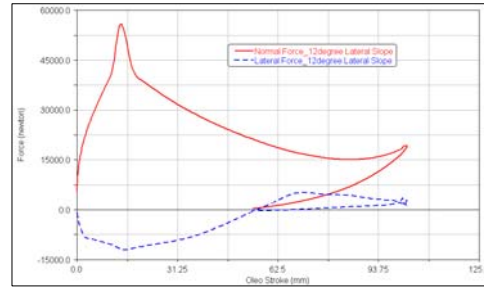


Fig. 11 Ground Reaction for 12° Roll Landing

#### IV. 결론

본 논문에서는 ADS-29에 근거한 Swinging Arm 형태 착륙장치에 대한 착륙 동하중 해석을 ADAMS.Aircraft를 사용하여 수행하였고 그 결과를 도시하였다.

착륙장치에 대한 이론적 접근을 통해 전산 해석에 필요한 설계인자를 결정하였고 이를 전산 모델링에 반영하였다. 반복해석을 통해 최적의 완충효율을 갖도록 오리피스 크기를 결정하였다. 단일 오리피스에 비해 미터링 핀이 완충효율 및 지상반력에서 유리함을 알 수 있었다. 본 해석 모델과 같이 2개의 휠을 사용하는 착륙장치의 경우, 타이어 선정 시 롤 착륙 하중을 반드시 고려하여야 한다.

본 연구를 통해 착륙장치 동하중 해석에 필요한 이론적 접근 방법과 전산 모델링 기법을 확립하였다. 이러한 선행연구를 통해 현재 진행 중인 착륙장치 개발을 성공적으로 수행 중에 있으며, 향후 국내에서 개발하는 항공기 착륙장치 개발에 큰 밑거름이 될 것으로 기대한다.

#### 후기

본 연구는 지식경제부 한국형헬기 민군겸용구성품개발사업 수행결과와 일부이며, 지원에 감사드립니다.

#### 참고문헌

[1] Walls, J. H., "Investigation of the Air-Compression Process during Drop

- Tests of an Oleo-Pneumatic Landing Gear," NACA 2477, 1951
- [2] Milwitzky, B., Cook, F., "Analysis of Landing Gear Behavior," NACA 1154, 1953.
- [3] Walls, M. K., "An Experimental Study of Orifice Coefficients, Internal Strut Pressures, and Loads on a Small Oleo-Pneumatic Shock Strut," NACA TN 3426, 1995.
- [4] Wahj, M. K., "Oleo-Pneumatic Shock Strut Dynamic Analysis and Its Real-Time Simulation," J. of Aircraft, Vol. 13, 1976, pp.303-308.
- [5] Wahj, M. K., "Oil Compressibility and Polytropics Air Compression Analysis for Oleo-Pneumatic Shock Struts," J. of Aircraft, Vol. 13, 1976, pp.527-530.
- [6] Venkatesen, C., "Optimization of an Oleo Pneumatic Shock Absorber of an Aircraft during Landing," J. of Aircraft, Vol. 14, 1977, pp.822-823.
- [7] 최섭, 이종훈, 조기대, 정창래, "ADAMS를 이용한 항공기 착륙장치 지상 충격하중 및 동적거동 해석," 한국항공우주학회지, 제30권, 제4호, 2002, pp.114-122,
- [8] ADS-29, Structural Design Criteria for Rotary Wing Aircraft, 1991.
- [9] MIL-A-8863C, Airplane Strength and Rigidity Ground Loads for Navy Acquired Airplanes, 1993.