

항공기 착륙장치 지상 충격하중 해석

An analysis on the ground impact load of the landing gear system

최섭(국방과학연구소)

1. 서론

항공기 착륙시 발생하는 지상충격하중 및 동적거동은 착륙장치 자체 구성품 뿐만 아니라 장착구조물의 설계하중으로 적용되는 중요한 설계분야이다[1]. 따라서 다양한 항공기 운용/환경조건을 고려한 지상충격 흡수특성 해석이 선행되어야 한다. 완충기의 성능은 광범위하고 반복적인 충격낙하시험을 수행하면서 조금씩 진보되었다. 이러한 방법에 의한 성능향상은 막대한 비용과 시간이 소요되므로 이론적 해석을 통하여 먼저 착륙장치의 거동을 해석하고 예측하는 방법을 연구하기 시작하였다. 최적의 완충기 성능확인에 필요한 충분한 컴퓨터 시뮬레이션을 수행하고, 이를 분석하여 최소한의 시험으로 설계를 입증하기 위해서는 해석적 방법을 사용한 체계적인 개발능력의 기반확보가 절실히 요구되고 있다.

완충기의 충격흡수특성 해석을 위한 프로그램 개발은 외국 전문업체에서도 막대한 비용과 시간을 투자하여 수행하고 있다. 대부분의 완충기 설계는 컴퓨터 시뮬레이션을 통한 충격흡수특성을 해석함으로써 수행되고 최종적인 충격낙하시험(drop test)을 거쳐 해석결과를 입증하는 자료로 사용되고 있는 실정이다. 최근에는 이론적인 해석방법이 완충기를 포함한 착륙장치의 설계에 직접 적용되고 있으며, 착륙장치에 작용하는 지상하중 및 지지구조물의 작용하중을 결정하는 도구로 이용되고 있다[3].

현재까지의 연구동향은 Milwitzky와 Cook[3]이 두개의 자유도를 갖는 계로 모델링하여 착륙시 외력, 완충기내력, 타이어 특성 등을 고려하여 시간에 따른 변위, 속도, 가속도를 수치적분법에 의하여 도출하는 해석방법을 체계적으로 제시하였다.

Wahi[4]는 Milwitzky의 해석방법을 바탕으로 메터링 핀의 형상을 변화시켜 최적의 형상을 결정하여 막대한 비용이 소요되는 충격낙하 시험의 횟수를 줄일 수 있다고 주장하였다.

김두만과 최섭[5] 등은 공기-유압식 완충기의 충격흡수 성능해석을 위한 컴퓨터 프로그램을 작성하여 메터링 핀의 형상 변화에 따른 완충기의 성능을 해석하였다. 이러한 연구들은 착륙장치의 기하학적 형상 및 내부배열이 다른 시스템에 적용할 경우 새로운 지배방정식을 유도하여야 하고 프로그램을 매번 수정하여야 하므로 실제 해석도구로 사용하기에는 불편한 점이 있다.

최근들어 해외 항공기 제작사와 착륙장치 전문업체들은 이와 같은 단점을 보완하기 위하여, 상용 프로그램을 활용하여 해석도구로 적용하고 있는 실정이다[6]. Bro와 Martin[6] 등은 ADAMS를 활용하여 지상충격에 따른 착륙장치 구성품 및 장착부위의 설계하중을 해석하고 설계에 반영하였다.

기존의 연구결과를 바탕으로, 본 연구에서는 착륙장치 시스템 개발시 요구되는 범용적인 해석도구로 활용하고자 전산 동역학 프로그램인 ADAMS를 이용하여 다양한 운용조건을 고려한 지상충격하중 및 동적거동을 예측할 수 있는 프로그램을 개발하였다.

2. 지상충격 해석

2.1. 모델링

착륙장치 지상하중 및 지상 동적거동 해석을 위하여 전산동역학 해석 범용 소프트웨어인 ADAMS (Automatic Dynamic Analysis of Mechanical System)를 이용하여 강체로 모델링 하였다[7]. 강체 모델을 수행하는데 필요한 입력자료는 각 강체의 무게, 무게중심, 관성모멘트 등의 물성치와 강체들을 연결하고 있는 스프링, 댐퍼, 조인트 등의 특성치 자료가 필요하다. 본 연구에서는 설계단계에서 확보한 실제 값들을 사용하였으며, 연결요소에 대한 특성치는 해외전문업체에서 적용하는 경험치를 사용하였다.

Fig. 1은 T-50 주륜 착륙장치로 완충기, 트레일링 암 (trailing arm), 작동기 (brace actuator) 등으로 구성되며, 13개의 강체와 17개의 조인트로 모델링 하였다. 단일 공기관에 비해 항공기 자세 조절이 용이하고 지상활주/충격시 동적거동이 우수한 2챔버 type B 완충기의 충격흡수특성을 위한 모델의 기능적 개략도를 Fig. 2에 나타내었다.

2.2. 지상충격 하중

지상충격시 착륙장치의 타이어에 작용하는 외부 입력하중은 아래 식 (1)과 같고 모멘트는 기하학적 형상을 고려한 값으로 표현된다.

$$\begin{aligned} F_x &= \mu_{ground} * F_z \\ F_z &= f(stroke) \end{aligned} \quad (1)$$

2.2.1. 수직 (Z축) 지상충격하중

지상충격시 타이어에 작용하는 하중과 변위의 관계식은 일반적으로 아래 식 (2)로 표현된다.

$$F_z = T_m * (stroke)^b \quad (2)$$

여기서 *stroke*는 휠 길이에서 타이어 중심과 지면과의 수직(z축) 거리를 제외한 거리로 타이어 변형량, T_m 과 b 는 실험적으로 결정되는 파라미터이다.

2.2.2 수평 (X축) 지상충격하중

휠에 작용하는 스핀업 (spinup)하중은 활주로의 상태, 타이어 형태 및 체원과 같은 많은 변수의 영향을 받는다. 여기서는 착륙순간, 타이어가 미끄러지는 순간(skid)부터 타이어의 선속도가 지면속도와 같을 때(pure rolling)까지의 타이어와 지면간의 마찰계수를 고려하여 휠 스핀업 하중을 계산할 수 있다. μ_{ground} 는 휠 슬립 (slip)에 의해 결정되는 활주로 면과 타이어 사이의 지면 마찰계수이다.

마찰계수는 슬립율, 항공기의 속도, 타이어 팽창압력, 접지면의 길이, 지면조건에 따라 변하며 일반적으로 슬립이 0.2와 0.3 사이에서 최대값을 갖는다.

2.3. 완충기 내력

항공기 착륙장치의 동적특성 및 충격흡수 능력을 해석하기 위한 운동방정식을 유도함에 있어 완충기 내부에 작용하는 힘을 다음의 4가지로 분류할 수 있다.

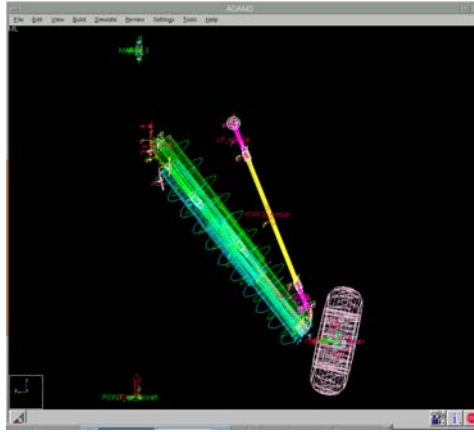


Fig. 1. ADAMS modeling of the T-50 main landing gear system.

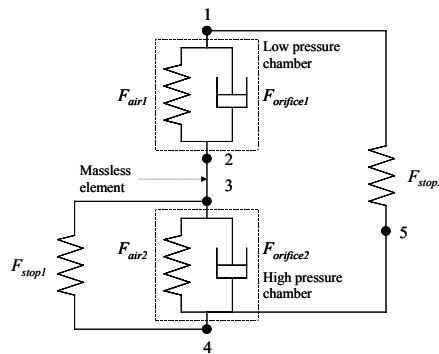


Fig. 2 Functional diagram of the 2 chamber type B shock absorber.

2.3.1 공기력 (pneumatic force, F_{air});

지상 충격/활주시 항공기를 지탱하고, 올림시 완충기 펼침상태로 회복하는 스프링 역할을 나타낸다. 완충기의 변위에 의해 완충기 내부의 공기는 압축되며 이로 인해 발생하는 압력차이에 의한 힘은 금속스프링과 같이 일정하지 않고 스트로크에 따라 변화하는 강한 비선형의 특성을 가지고 있다. 완충기 스트로크 변화에 따른 공기력은 아래 식(3)로 표현된다.

$$F_{air} = A_i P_0 \left(\frac{V_i}{V_0} \right)^\gamma \tag{3}$$

여기서 i 는 챔버, V_0 는 공기칸의 초기부피, P_0 는 공기칸의 초기압력, γ 는 폴리트로픽 지수이다.

2.3.2 감쇠력 (damping force, $F_{orifice}$);

유압유가 오리피스를 흐르면서 발생하는 힘 (hydraulic force, F_o); 충격시 운동에너지를 발산하여 에너지 흡수하는 댐퍼 역할을 나타낸다. 베르누이 식, 연속방정식과 힘의 평형방정식을 적용하여 유도한 식 (4)에서 충격에 의해 완충기의 압축속도가 빠를수록 감쇠력이 증가함을 알 수 있다.

$$F_{orifice} = \Delta P * S_h = \frac{1}{2} \rho \frac{S_h^3}{\sigma^2} u^2 \tag{4}$$

여기서 ΔP 는 압력강하, S_h 는 피스톤 내부면적, Q 는 유량, σ 는 실제 오리피스 면적, ρ 는 오일밀도, u 는 완충기의 압축속도, V 는 오리피스에서의 유압유 속도이다.

일반적으로 완충기의 충격낙하 시험기간동안 메터링 핀의 조절을 통하여 충격흡수 특성을 조절할 수 있는 것으로 알려져 있다. 오리피스 형태에 따라 실험적으로 결정되며 수축계수는 일반적으로 메터링 핀을 이용하는 경우 0.85를 사용한다.

2.3.3. 마찰력 (F_{fric})

완충기의 실린더 (cylinder)와 슬라이딩 로드 (sliding rod)는 상, 하 베어링으로 연결되어 있다. 베어링에서의 마찰력 F_{fric} 은 완충기 작동 속도에 따른 부호함수를 사용하여 식 (5)과 같이 표현할 수 있다.

$$F_{fric} = \mu(F_{air} + F_{orifice}) \quad (5)$$

2.3.4. 접촉력 (F_{stop})

완충기의 슬라이딩 로드가 병진운동시 접촉단의 끝부분에서 기계적인 충격을 고려하는 접촉하중을 나타낸다. 완충기의 슬라이딩 튜브가 병진운동시 접촉단의 끝부분에서 기계적인 접촉하중이다. 이러한 하중은 실제에서는 무시할 만 하나 ADAMS 활용시 완충기의 운동을 실제 형상과 같이 구속하는 역할을 한다.

3. 결과 및 토의

착륙장치 지상 충격하중 및 동적거동을 해석하고자 상용 프로그램인 ADAMS를 활용하여, 착륙장치의 동적특성을 나타내는 모델링 및 운동방정식을 유도하고 각 파라미터 변화에 따른 지상 충격하중 및 충격흡수 특성을 분석하였다.

3.1. 동적거동 특성

Fig. 3에서 휠의 회전속도가 항공기 진행방향 속도에 도달하는 시간 (t_{su})에 해당하는 최대 스핀업 (spinup) 수직하중과 항공기 진행 반대방향의 수평(drag)하중을 도출할 수 있다. 또한 지상충격후 압축된 공기력에 의한 충격후 튀어오름 (rebound)도 확인할 수 있다.

본 연구에서 작용한 3점형태의 착륙장치는 기하학적 형상의 복잡성으로 작용하중에 해당하는 완충기 스트로크의 변형을 충분히 고려하여야 한다. Fig. 4는 완충기 스트로크 대비 지상하중을 나타내는데 착륙장치 장착부위의 작용하중 및 구성품의 강도설계에 필요한 기하학적 형상을 도출할 수 있다. 즉 최대수직하중이 (F_{Vmax}) 작용하는 경우 항공기 진행 반대방향의 수평(drag)하중은 무시할 수 있을 뿐만 아니라 완충기는 충분히 압축하여 모멘트 팔길이가 최소화되는 형상을 확인할 수 있다. 반면 진행 반대방향의 최대 수평(drag) 하중이 (F_{Dsu}) 작용하는 경우 이에 해당하는 수직하중 (F_{Vsu})과 완충기 압축량을 확인하여 강도해석에 작용할 수 있다. 향후 ADAMS 해석의 타당성을 확인하기 위해서 충격낙하시험 결과와 비교/분석할 예정이다.

3.3. 착륙 수직속도의 영향

착륙 수직속도의 제곱에 비례하는 착륙시 포텐셜에너지가 운동에너지로 변환하는 에너지 측면에서 고려하면, 지상 충격하중이 착륙 수직속도의 제곱과 착륙하중과 비례적으로 증가함을 Fig. 5에서 확인할 수 있다. 최대 수직작용하중 주위에서 변화하는데, 이는 설계단계에서 항공기 중량증가를 고려한 메터링 핀의 형상변경에 의한 감쇠력의 변화로 설명할 수 있다.

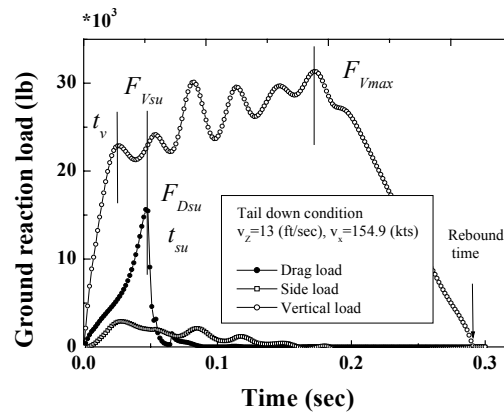


Fig. 3 Interpretation of the critical time and loads with analytical results.

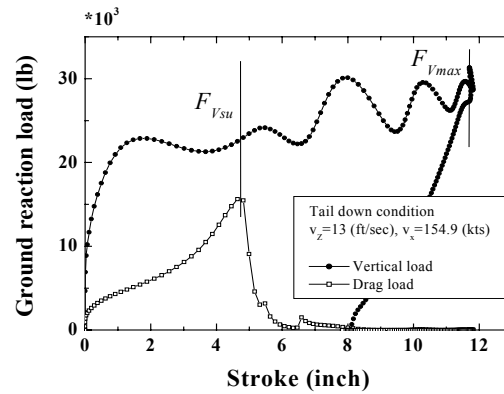


Fig. 4 Interpretation of the critical loads with analytical results.

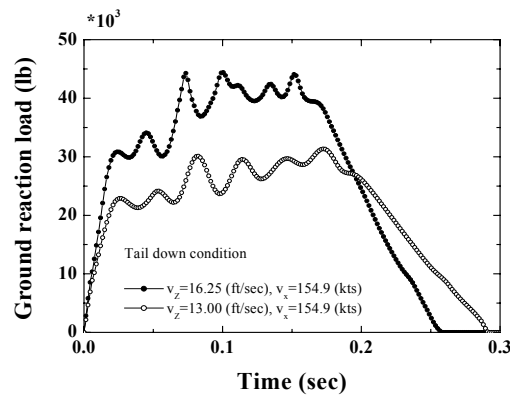


Fig. 5 Ground dynamic reaction loads with different vertical sinking speed.

3.3. 착륙자세의 영향

착륙자세의 영향을 분석하기 위하여 착륙 수직속도 13ft/sec의 조건에서의 충격지상하중을 Fig. 6에 나타내었다. 3점착륙의 경우 tail down, 2점착륙 조건에 비해 수직방향의 하중보다 감소하는 데 착륙중량이 전륜착륙장치로 분배하여 감소하기 때문이다.

3.4. 착륙 수평속도의 영향

Fig. 7은 Tail down, 수직속도 13 ft/sec의 조건에서 착륙 수평속도의 변화에 따른 지면에서의 반력을 나타내고 있다. 착륙 수평속도는 착륙접지시 지면에서의 반력에는 영향이 없음을 알 수 있다. 서로 다른 착륙 수평속도에 따른 오차는 지상충격하중에 영향을 주는 슬립율이 착륙 수평속도의 함수형태로 주어지므로 해석과정상 시간 증분의 차이로 판단된다.

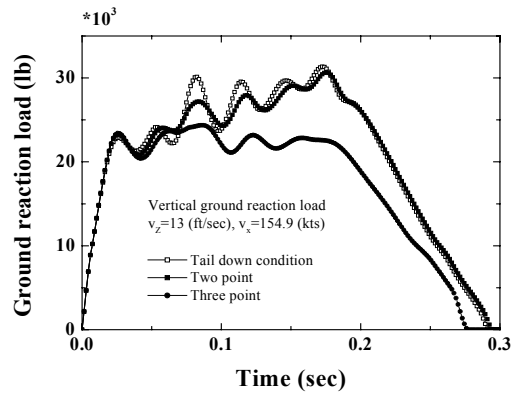


Fig. 6 Ground dynamic reaction loads with different landing condition.

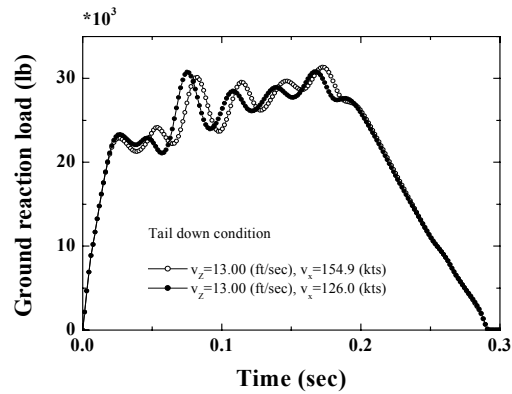


Fig. 7 Ground dynamic reaction loads with various horizontal sinking speed.

4. 결 론

본 연구에서는 T-50 착륙장치 시스템을 모델로 ADAMS를 활용하여 지상충격 특성 및 동적거동을 해석하는 프로그램을 개발하여 아래의 결론을 얻었다.

1. 설계변수 설정, 완충기에 작용하는 내력 정의, 운동방정식을 유도하여 착륙 수직속도, 착륙 자세, 착륙 수평속도, 완충효율 등의 해석결과와 동적거동 특성을 분석하고 제시하였다.
2. 본 연구에서는 ADAMS를 활용하여 프로그램을 개발 함으로서 새로운 착륙장치 개발 시 범용적인 해석에 적용할 수 있고 지상/비행시험의 문제점 발생 시 고장탐구 해결에 활용할 수 있다.

참고문헌

1. N. S. Currey, "Aircraft Landing Gear Design: Principles and Practice," American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc., Washington, D.C., 1988.
2. Battil, S. M., "A study of analytical modeling techniques for landing gear dynamics," AFWAL-TR-82-3027, 1981.
3. Milwitzky, B., Cook, B., "Analysis of landing gear behavior, NACA report, 1953.
4. Wahi. M. K., "Oleo-pneumatic shock strut dynamic analysis and its simulation," J. aircraft, Vol. 13, pp. 303-308, 1976.
5. 김두만, 최섭 외, "항공기 착륙장치 충격흡수 특성해석," ASDC-401-950275, 국방과학연구소 연구보고서, 1995.
6. P. Bro, P. Martin, "KTX-2 main landing gear attachment loads," DR60172 Vol 1, Issue 5, 2001.
7. ADAMS user's manual Version 9, Mechanical Dynamics, Inc., 1998.