

## 헬리콥터 휠타입 착륙장치 충돌특성 연구

Impact Dynamic Analysis for the Wheel-Type Landing Gear System of Helicopter

**박 효 근\***      **김 동 만\***      **김 동 현\*\***      **조 윤 모\*\*\***      **정 재 훈\*\*\***  
Park, Hyo-Geun      Kim, Dong-Man      Kim, Dong-Hyun      Cho, Yun-Mo      Chung, Jae-Hoon

### ABSTRACT

In this study, the dynamic characteristics for the wheel-type landing gear system of helicopter have been analyzed. Nonlinear multi-body dynamic models of the landing gear system are constructed and the equations of motion, kinematics and internal forces of shock strut are considered. In addition, flexibility effect of the wheel axle with equivalent beam element is taken into account. General purpose commercial finite code, SAMCEF which includes MECANO module is applied. The results of dynamic simulation for various landing and weight conditions are presented and compared with each other. Based on the results, characteristics of impact dynamic behaviors of the landing gear system are practically investigated.

주요기술용어(주제어) : Wheel-Type Landing Gear(휠타입 착륙장치), Nose Landing Gear(전륜착륙장치), Main Landing Gear(주륜착륙장치), Nonlinear Multi-body Dynamics(비선형 다물체 동역학)

### 1. 머리말

본 연구에서는 휠 타입 헬리콥터 착륙장치의 유한요소 모델을 구축하여 동적 충돌 거동 특성을 분석하고 여러 가지 착륙 조건에서 가상시뮬레이션을 수행하였다. 항공기 착륙시 발생하는 지상충격 하중 및 동적 거동에 대한 해석은 착륙장치 장착 구조물의 설계하중 계산을 위한 중요한 설계분야이다. 착륙장치는 항공기의 안전성 확보에 주 요소가 되는 것으로, 자체무

게에 비해 상당한 하중을 지지하는 구조이므로 강도/무게의 비가 매우 중요한 고려사항이 된다. 지금까지 착륙장치의 동적 거동에 대한 설계는 주로 낙하실험에 의한 시행착오법으로 행해졌다. 이러한 방법은 많은 시간과 경비가 필요하고 설계조건이 바뀔 때마다 반복 수행해야 한다는 단점이 있다. 그래서 이론적 해석을 통하여 먼저 착륙장치의 거동을 해석하고 충격 낙하 실험을 통하여 시뮬레이션을 검증하는 방법이 진행되고 있다. 착륙장치의 역할과 기본구조 및 기본적인 해석 및 설계방법 등은 기존의 기술문헌<sup>[1]</sup>에서도 소개하고 있으나, 실질적으로 이해하기 어렵고 구체적인 설계기술은 없다고 할 수 있다.

현재까지의 항공기 착륙장치에 대한 연구 사례를 조사하여 해석 기법들의 수준과 경향성을 파악해 보았다. 현재까지의 연구동향으로 Currey<sup>[2]</sup>는 항공기 착륙장치의 역할과 기본구조, 기본적인 해석 및 설계 방

† 2008년 7월 28일 접수~2008년 9월 19일 게재승인

\* 국립경상대학교 기계항공공학부

\*\* 국립경상대학교 기계항공공학부 및 항공기 부품기술 연구소

\*\*\* 한국항공우주산업 KHP사업부 KHP계통종합팀  
주저자 이메일 : phk@gsnu.ac.kr

법 등을 설명하였고, Milwitzky와 Cook<sup>[3]</sup>은 착륙장치 둘 개의 자유도를 가지는 시스템으로 모델링 후 착륙시 외력, 완충기 내력, 타이어 특성을 고려하여 시간에 따른 변위, 속도, 가속도를 수치적분법에 의하여 도출하는 해석방법을 제시하고 해석결과와 낙하실험결과를 비교하여 타당성을 입증하였다. 국내의 경우 김두만<sup>[4]</sup> 등은 유공압식 완충기의 충격흡수 성능 해석을 위한 컴퓨터 프로그램을 작성하여 미터링 핀의 형상 변화에 따른 완충기의 성능을 해석하였다. 김두만<sup>[5]</sup> 등은 항공기 착륙장치의 충격흡수특성을 비롯한 동적거동을 해석하였고, 이를 근거로 착륙장치의 완충기를 최적설계 하였다. 이러한 기존의 연구들은 착륙장치의 기하학적 형상이 다르거나 내부배열이 다른 시스템에 적용시 운동방정식을 다시 유도하거나 수정해야 함으로, 새로운 항공기 착륙장치를 개발시 해석도구로 사용하기에 부족하다. 최근들어 해외 항공 제작사와 착륙장치 전문업체들은 이와 같은 단점을 보완하기 위하여, 상용 프로그램(DADS, ADAMS<sup>[6]</sup>, SAMCEF)을 활용하여 해석도구로 적용하고 있는 실정이다. 국내에서도 최섭<sup>[7]</sup> 등과 임중순<sup>[8]</sup> 등은 상용 프로그램을 활용하여 해석도구로 적용하고 있다. 하지만 이전 결과들은 모든 구조를 강체로 가정하여 구조의 탄성 변형을 무시한 연구로 진행되었다. 충격에너지 흡수하는 부분은 주로 완충기가 담당하나 휠 축의 탄성력도 대 변형 조건에서는 큰 역할을 한다. 본 연구에서는 타이어를 연결하는 휠 축을 빔 요소로 생성하여 축의 변형을 고려하였다.

본 연구에서는 휠 타입 착륙장치를 이해 및 접근하기 쉽게 상용 비선형 다물체 동역학 해석 프로그램인 SAMCEF Field ver.6.1의 Mecano 모듈을 활용하였으며, 완충기의 비선형 동적 특성 및 휠 축의 탄성변형 효과를 고려하여 유한요소 모델을 구축하였다. 다양한 항공기 운용조건하(하강속도, 접근속도, 동체 하중, 지면 상태)에서 동적거동을 예상할 수 있는 해석을 수행하였고, 완충기의 비선형 특성을 유한요소 모델에 직접 입력하여 입력 및 수정이 용이한 유한요소 모델을 구축하였다.

## 2. 이론적 배경

### 가. 다물체 동역학 해석

하나의 모델 안에 표준 구조요소와 유연체 메커니즘을 통합하여 해석되는 비선형 다물체 동역학 해석의 수치해석은 식 (1), (2)와 같이 전형적인 Newmark 방법을 적용하며 지배 운동방정식은 다음과 같은 식으로 수치적분 할 수 있다.

$$M\ddot{q}_{n+1} + (1-\alpha)B(\phi(t_{n+1}))\dot{q}_{n+1} + \alpha B(\phi(t_n))\dot{q}_n + (1-\alpha)K\phi(t_{n+1}, \phi(t_{n+1}))q_{n+1} + \alpha K(\phi(t_n), \phi(t_n))q_n + (1+\alpha)f(q_{n+1}, \dot{q}_{n+1}) + \alpha f(q_n, \dot{q}_n) = (q-\alpha)g_{n+1} + \alpha g_n \quad (1)$$

$$\dot{q}_{n+1} = \dot{q}_n + (1-\gamma)h\ddot{q}_n + \gamma h\ddot{q}_{n-1} \quad (2)$$

$$q_{n+1} = q_n + h\dot{q}_n + \left(\frac{1}{2} - \beta\right)h^2\ddot{q}_n + \beta h^2\ddot{q}_{n+1}$$

여기서 수치적 뉴막 상수  $\alpha, \beta, \gamma$ 는  $\beta = 1/4, \gamma = 1/2$ 로 하고  $\alpha$ 는  $[0, 1/3]$ 사이로 결정한다. 이 값들은 수치해석에서 일반적으로 사용된다.  $M$ 은 질량 행렬,  $B$ 는 감쇠 행렬,  $K$ 는 강성행렬을 나타내고,  $q, \dot{q}, \ddot{q}$ 은 변위, 속도, 가속도를 의미하며,  $f, g$ 는 각각 요소의 상호작용과 연관된 비선형 힘과 외부 가진력을 뜻한다.  $h$ 는 시간 간격을 의미하며 운동학에 대한 이산 방정식은  $q_{n+1}$  노드에서 불연속이므로 predictor-corrector scheme을 사용한 Newton-Raphson 방법을 사용하여  $q_{n+1} + \Delta q$ 을 계산한다<sup>[9]</sup>.

### 나. 완충기의 공기력

공기력은 스프링 역할로 표현되며, 완충기 변위(stroke)에 따라 변하는 비선형 특성을 가진다. 완충기 변위에 의해 공기 챔버는 압축되며 이로 인해 발생하는 압력 차이에 의한 힘이 공기력이며 이는 강한 비선형성을 가진다. 공기력은 polytropic law( $P_{air} V^n = Constant$ )에 의해 식 (3)과 같이 유도된다.

$$F_{pneumatic} = P_{a0}A_u \left( \frac{v_0}{v - A_0 S} \right)^n \quad (3)$$

여기서  $P_{a0}$ 는 공기 챔버 초기압력,  $A_0$ 는 초기 공기 챔버 단면적,  $A_n$ 는 공기 챔버 단면적,  $v_0$ 는 완충기 완전 팽창시 공기 챔버의 부피,  $v$ 는 완충기 변위에 따른 공기 챔버의 부피,  $S$ 는 완충기 변위,  $n$ 는 폴리트로픽 지수이다<sup>[3]</sup>.

다. 완충기의 유압력

유압력은 베르누이 방정식에 기초하여 오리피스를 통과하는 유량 변화에 따라 에너지를 흡수하는 댐퍼 역할을 하며, 완충기의 댐핑 효과를 야기한다. 유압력은 베르누이 방정식 및 연속 방정식에 의해 식 (4)와 같이 유도된다.

$$F_{hydraulic} = \frac{\dot{S}}{|\dot{S}|} \frac{\rho A_h^3}{2(C_d A_n)^2} \dot{S}^2 \quad (4)$$

여기서  $\rho$ 는 유체밀도,  $C_d$ 는 유량계수,  $A_n$ 은 orifice hole의 단면적,  $A_h$ 은 hydraulic 단면적,  $\dot{S}$ 은 완충기 속도이다. 본 연구에서 메인 랜딩 기어에는 2중 오리피스가 사용되었고 따라서 식 (4)를 변형한 식 (5)도 함께 사용되었다

$$F_{hydraulic} = \frac{\dot{S}}{|\dot{S}|} \left[ \frac{\rho (S_h - A_1 - A_2)^3}{2(C_{d1}A_2 + C_{d2}A_2)} \right] \quad (5)$$

여기서  $S_h$ 는 완충기 압축시에는 피스톤의 내부 단면적이고 팽창시에는 실린더의 단면적,  $A_1$ 과  $C_{d1}$ 은 orifice hole 1의 단면적과 유량계수,  $A_2$ 와  $C_{d2}$ 는 orifice hole 2의 단면적과 유량계수이다. 유도된 식으로부터 충격에 의해 완충기의 압축속도가 빠를수록 감쇠력이 증가함을 알 수 있다<sup>[3]</sup>.

라. 완충기의 마찰력

마찰력은 베어링에 작용하는 수직력과 베어링의 마찰계수를 이용하여 식 (6)으로 유도된다.

$$F_{friction} = \frac{\dot{S}}{|\dot{S}|} \left[ F_{Na} \left[ (\mu_1 + \mu_2) \frac{l_2 - S}{l_1 - S} + \mu_2 \right] \right] \quad (6)$$

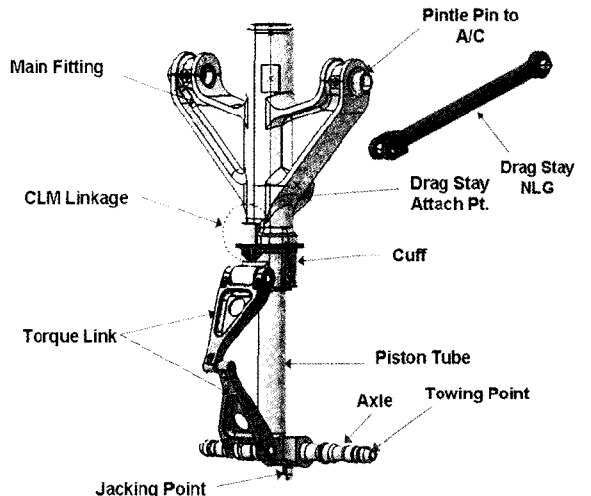
where  $F_{Na} = F_{Va} \sin \varphi - F_{Hb} \cos \varphi$

여기서  $F_{Hb}$ 는 휠/타이어축의 수평반력,  $F_{Va}$ 는 휠/타이어축의 수직반력,  $F_{Na}$ 는 베어링 수직력,  $\varphi$ 는 캐스터각,  $l_1$ 은 완충기 완전 팽창시 상-하부 베어링 사이의 거리,  $l_2$ 는 완충기 완전 팽창시 하부 베어링과 휠/타이어 축과의 거리,  $\mu_1$ 과  $\mu_2$ 는 하부, 상부 베어링의 마찰계수이다<sup>[3]</sup>.

3. 해석 모델 설명

가. 전문착륙장치

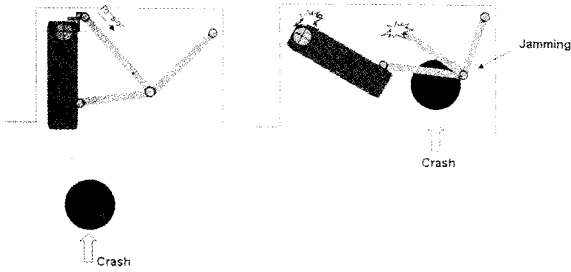
그림 1은 본 연구에서 고려한 헬리콥터 착륙장치 시스템에 대한 전문착륙장치(NLG : Nose Landing Gear)의 구성도를 나타낸다. 두 개의 타이어가 axle에 장착되고 piston tube는 완충기의 piston 역할을 하며 main fitting 내부에는 완충기의 실린더 역할을 하는 장치가 설치되어 있다. 동체와 NLG를 연결하는 지점은 좌우의 pintle pin과 drag stay 끝 부분이고, 이 연결 지점의 반력은 동체에 전달되므로 본 연구의 결과값으로 나타내었다.



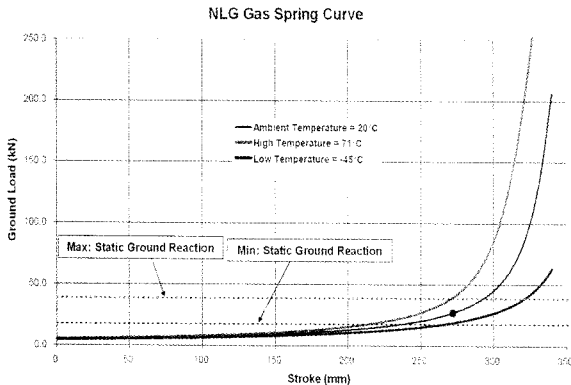
[그림 1] 전문착륙장치의 구성도

그림 2는 NLG가 한계 조건 이상으로 착륙할 때 나타나는 collapse mechanism의 원리를 나타낸다. NLG의 최대 완충기 변위를 넘게 되면 피스톤이 인장 막

대를 고정하는 핀을 밀어 올리게 되고 밀려서 떨어진 핀에 의해 인장 막대는 인장력을 지지할 수 없게 된다. 인장력을 지지하지 못하므로 NLG의 모멘트를 견디지 못하고 NLG는 동체로 접히게 되는 메커니즘을 가진다. 이러한 collapse mechanism은 NLG의 파괴를 막아주고 piston이 최대 완충기 변위를 넘어서 동체와 충돌하는 것을 방지한다.



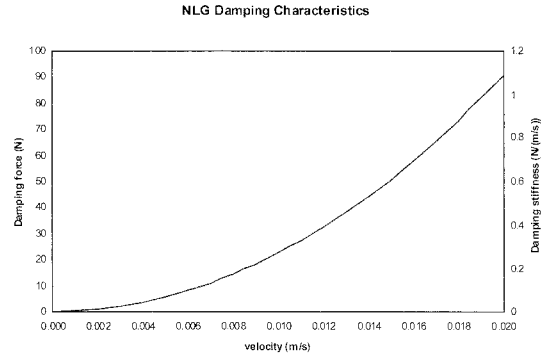
[그림 2] 전륜착륙장치의 콜랩스 메커니즘



[그림 3] 전륜착륙장치의 강성 데이터

그림 3은 NLG의 강성을 나타낸다. 식 (3)에 사용된 완충기의 변수를 대입하여 계산하면 이와 같은 그래프를 얻을 수 있다. 이 데이터를 이용하여 NLG의 main fitting과 piston tube 사이의 초기 거리를 0mm로 설정한 비선형 스프링과 prismatic 조건을 부여하여 공기력을 모델링 하였다. 식 (3)은 거리에 대한 방정식을 나타내므로 비선형 스프링으로 모델링 할 수 있다. 데이터를 얻기 위해 사용된 변수는 공기 챔버 초기압력( $P_{a0}$ )는 10.8bar, 완충기 완전 팽창시 공기 챔버의 부피( $v_0$ )는 0.110m<sup>3</sup>, 폴리트로픽 지수( $n$ )는 1.4

를 사용하였다. 완충기 변위( $S$ )는 0~340mm로 설정하였으며 완충기 변위에 따른 공기 챔버의 부피( $v$ )는  $v = S \times A$ 로 단면적( $A$ )는 0.7543m<sup>2</sup>이 사용되었다.



[그림 4] 전륜착륙장치의 감쇠 데이터

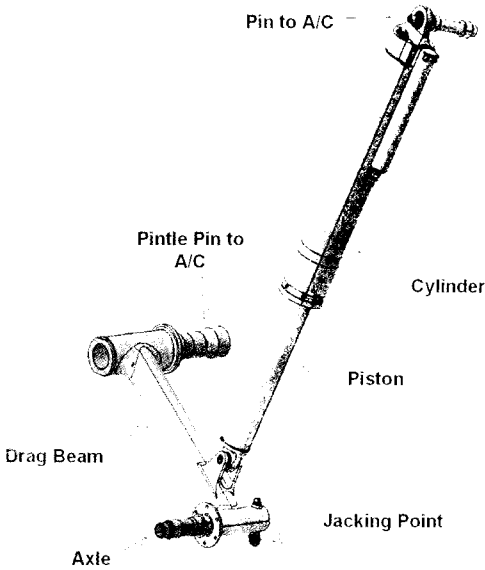
그림 4는 NLG에 장착된 완충기의 감쇠력을 나타낸다. NLG의 완충기는 1종 완충기이므로 식 (4)로부터 이와 같은 그래프를 얻을 수 있다. 감쇠력의 계산에 활용된 변수는 유체밀도( $\rho$ )는 874kg/m<sup>3</sup>, 유량계수( $C_d$ )는 0.72, orifice hole의 단면적( $A_o$ )은 0.004m<sup>2</sup>, hydraulic 단면적( $A_h$ )는 0.7543m<sup>2</sup>을 대입하면 그림 4와 같은 그래프를 얻을 수 있다. 이 값들은 비선형 뎀핑 요소를 통해 모델링 되었다.

#### 나. 주륜착륙장치

본 연구에서 고려한 헬리콥터의 주륜착륙장치(MLG : Main Landing Gear)는 2종 오리피스가 사용된다. 착륙하중 감쇠를 위한 shock strut와 drag load를 감당하기 위한 drag beam으로 구성된다. 그림 5는 MLG의 구성도를 나타내며 pintle pin과 cylinder의 pin을 통해 하중은 동체로 전달된다.

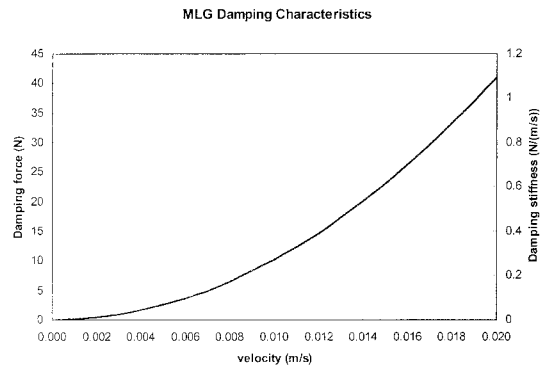
MLG에 장착되는 2종 오리피스에 대해 공기력 식 (3)으로 계산하면 공기력 데이터를 얻을 수 있다. 그림 6은 온도에 따른 초기압력 및 여러 변수를 적용하여 온도에 따른 데이터를 그래프로 나타내었으며 연구에 활용된 데이터는 상온인 20°C로 고려하였다. 완충기의 변수로는 1<sup>st</sup> stage에서 공기챔버 초기압력( $P_{a0}$ )는 9.3bar, 공기 챔버 단면적( $A_c$ )는 0.0049m<sup>2</sup>,

완충기 완전 팽창시 공기챔버의 부피( $v_0$ )는  $0.46 \times 10^5 \text{ mm}^3$ 이고 폴리트로픽 지수는 1.4를 대입하였고 2<sup>nd</sup> stage에서 공기챔버 초기압력( $P_{a0}$ )는 101.2bar, 공기 챔버 단면적( $A_0$ )는  $0.008 \text{ m}^2$ , 완충기 완전 팽창시 공기 챔버의 부피( $v_0$ )는  $7 \times 10^5 \text{ mm}^3$ 이고 폴리트로픽 지수는 1.4를 대입하였다.

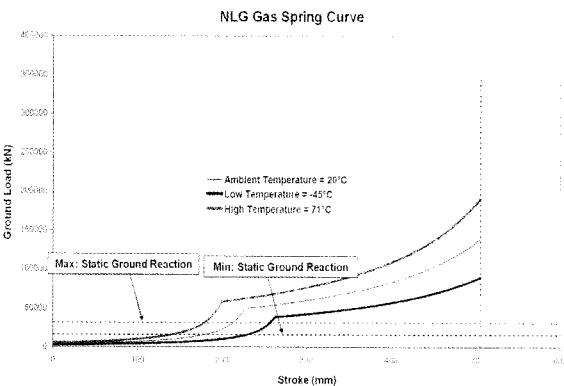


[그림 5] 주륜착륙장치의 구성도

된 완충기의 변수로는 유체 밀도( $\rho$ )는  $874 \text{ kg/m}^3$ , 1<sup>st</sup> stage의 단면적( $A_1$ )과 유량계수( $C_{d1}$ )은  $0.0049 \text{ m}^2$ 과 0.72, 2<sup>nd</sup> stage의 단면적( $A_2$ )과 유량계수( $C_{d2}$ )는  $0.008 \text{ m}^2$ 과 0.72가 사용되었다. 완충기 압축시 피스톤의 내부 단면적은  $0.0038 \text{ m}^2$ 이고 팽창시 실린더의 단면적은  $0.0087 \text{ m}^2$ 이 사용되었다. 이 값들이 충격력을 흡수하는 댐퍼 역할을 하며 그림 6의 gas spring data와 함께 스프링-댐퍼 요소로 부여된다. MLG의 경우 완충기의 축이 시간에 따라 변하므로 연결 할 구조의 중심 노드를 이용하여 국부적인 좌표를 생성하였다.



[그림 7] 주륜착륙장치의 감쇠 데이터



[그림 6] 주륜착륙장치의 강성 데이터

그림 7은 본 헬리콥터 모델의 MLG에 장착된 완충기의 감쇠력 데이터를 나타낸다. MLG 완충기의 경우 2종이므로 식 (5)에 의해 유압력이 계산된다. 사용

#### 다. 중량조건

헬리콥터 착륙장치 설계단계에서 고려해야 할 중량 조건은 다양하게 있으나, 본 연구에서는 주요 설계 해석 조건으로 PMGW(Primary Mission Gross Weight : 주임무 중량)와 LDGW(Landing gear Design Gross Weight : 착륙장치 설계중량)를 고려하였다. PMGW는 기동 헬리콥터의 주 임무의 이름 그대로 수송(기동, Maneuver)이며 LDGW는 설계 단계 중 중량 변화를 고려하여 무겁게 설정한 무게이다. LDGW가 PMGW에 비해 약 500kg이 많은 조건이고 이에 따라서 더 큰 하중이 걸린다. 하지만 PMGW는 주로 활동하는 중량이므로 이러한 환경에서의 동적 하중을 예측하는 값들도 필요로 한다. 중량 조건은 표 1에 나타내었으며 weight는 중량을 나타내고 FS, BL, WL은 무게 중심의 위치, Ixx, Iyy, Izz는 중량의 질량관성 모멘트를 나타낸다.

[표 1] 헬리콥터의 중량 조건

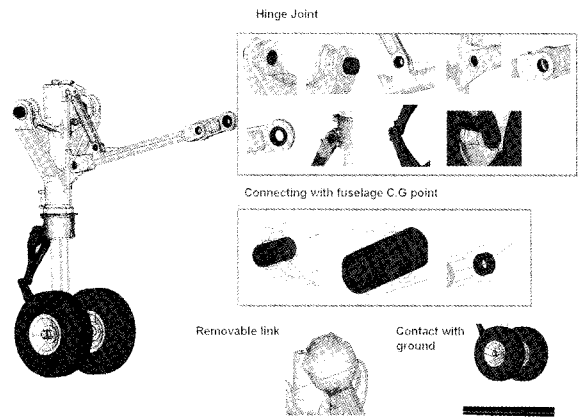
	PMGW	LDGW
Weight(kg)	7280.2	7711.2
FS(mm)	4834.0	4844.5
BL(mm)	-0.5	-0.7
WL(mm)	1077.9	1092.6
Ixx(Kg·mm <sup>2</sup> )	14512×10 <sup>6</sup>	15350×10 <sup>6</sup>
Iyy(Kg·mm <sup>2</sup> )	52014×10 <sup>6</sup>	55748×10 <sup>6</sup>
Izz(Kg·mm <sup>2</sup> )	48485×10 <sup>6</sup>	42030×10 <sup>6</sup>

라. 착륙조건

착륙 장치의 안정성 검토를 위한 착륙 조건은 항공기 개발 규격서의 Level landing condition과 ADS (Aeronautical Design Standard)<sup>[10]</sup>의 4.4.2 Takeoff and landing 파트에 기술되어 있다. 본 연구에서 고려된 주요한 착륙 조건을 선별하였다. Reserve landing condition은 일반적인 착륙 조건으로 착륙하였을 때 NLG 또는 MLG의 손상이 없어야 한다는 조건이 포함되어 있다. 하강속도는 3.73m/s이고 전방 속도는 없다. Hard landing condition은 reserve landing condition과 유사한데 MLG는 소성 변형까지 허용하고 하강 속도는 6.10m/s이다. Crash landing condition은 하강속도가 10.5m/s이고 NLG가 collapse mechanism을 겪는 동안 8.5m/s로 하강속도가 감소하고 나머지 조건은 crash landing condition과 동일하다. NLG obstruction은 하강속도가 3.73m/s, 전진속도가 5mph이고 MLG는 지면과 떨어져 있으므로 모든 하중은 NLG가 받게 된다. MLG obstruction 조건은 하강 속도가 3.73m/s이고 전방 속도는 없으며 NLG는 지면과 떨어져 있으므로 모든 하중은 MLG가 받게 된다. Reserve landing condition을 제외한 모든 조건은 비상 착륙하는 동안 양력이 중량과 같으며 reserve landing condition의 경우는 2/3의 중량과 동일하다.

4. 해석 결과 및 검토

본 연구에서는 유한요소모델의 생성을 상용프로그램인 SAMCEF Field ver.6.1을 활용 하였다. 생성한 유한요소 모델은 크게 전륜착륙장치, 주륜착륙장치, 그리고 동체로 나눌 수 있다. 각 착륙 장치는 동체와 강체 요소로 연결되어 하중이 전달된다. 그림 8에 주륜 착륙장치에 각 부분에 사용된 주요 조립 요소들을 나타내었다. 한 축을 중심으로 회전 운동을 갖는 구조의 경우 회전 중심에 힌지 요소를 부여하였으며 동체와 연결은 하중을 전달하는 지점에 강체 보(rigid bar)요소를 사용하여 착륙장치와 동체를 연결하였다. 하중이 어느 한계에 다다르면 나타나는 collapse 현상을 묘사하기 위해 removable link 요소가 사용되었다. NLG의 stroke 변위가 최대 변위(340mm)을 넘게 되면 연결이 제거되어 인장력을 지지 하지 못하게 설정되었다. 지면과 타이어 사이는 비선형 접촉 요소로 처리하여 착륙하는 운동을 모델링 하였다.

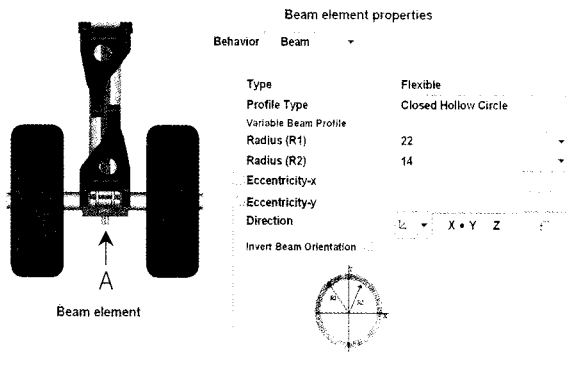


[그림 8] 전륜착륙장치의 조립요소

NLG 완충기의 비선형 특성은 NLG 완충기의 비선형 특성에는 강성을 나타내는 공기력 방정식으로 구한 값과 감쇠를 나타내는 유압력 방정식으로 구한 값을 사용하였다. 피스톤과 실린더 사이를 서로 prismatic 조건으로 체결시키기 위해 피스톤의 중심 위치에 하나의 질점과 실린더의 중심위치에 하나의 질점을 생성하여 실제적인 비선형 스프링-댐퍼 조건을 부여하였다. NLG는 하중을 많이 받기 때문에 주로 steel 계

열이 주를 이루고 부분적으로 알루미늄 7계열이 사용되었다. 재료 물성치는 탄성체인 wheel axle을 제외하고는 강체이므로 밀도값만 부여되었다.

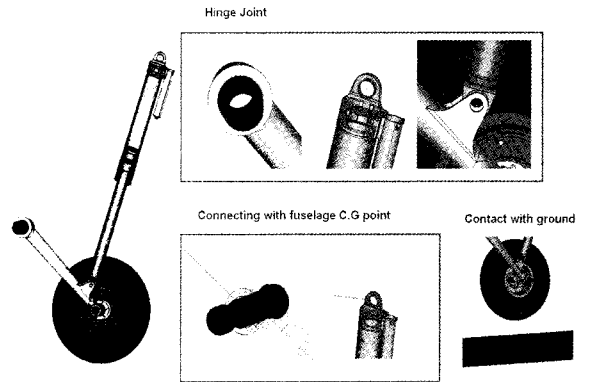
Wheel axle(그림 9의 A 부품)의 경우 착륙시에 비교적 큰 변형을 보임으로 보다 정확한 충돌 동역학 거동을 위해 탄성체로 모델링 하였다. 3차원 요소로 모델링 하면 자유도가 많아지고 축의 두께를 쉽게 변경할 수 없으므로 설계초기 단계에서는 보 요소를 사용하여 모델링 하는 것이 향후 설계 변경에 따른 추가 해석에도 매우 효과적이다. 그림 9에서는 axle의 보 요소 물성치와 함께 형상을 나타내었고 변형이 큰 부분에는 요소를 세밀히 나누어 해석의 정확성을 높였다. 강체 모델과 탄성체 모델을 동시에 해석 할 경우 많은 노하우와 시행착오가 필요하나 탄성 효과를 고려해야 보다 정확한 해석 결과를 얻을 수 있다.



[그림 9] 전문착륙장치의 탄성 보 요소

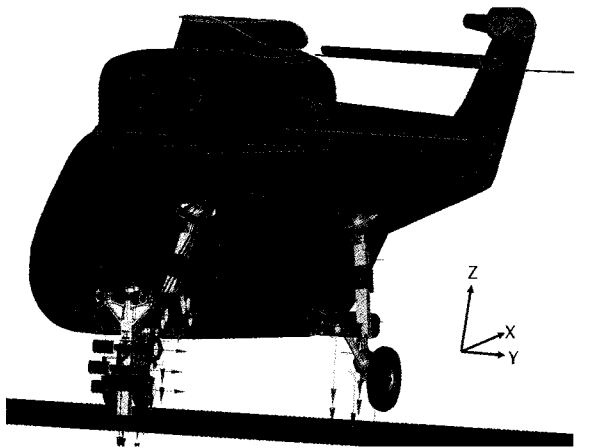
그림 10에는 MLG(Main Landing Gear)의 주요 조립요소를 나타내었다. Hinge 요소가 부여되는 부분은 회전축이 뒤틀어져 전체 좌표계에서는 회전축이 시간 간격 마다 변하므로 각 질점을 이용한 국부적인 좌표계를 생성하여 시간이 변화하여도 회전축은 일정하게 모델링 하였다. 동체의 무게 중심과 연결은 강체 보요소와 힌지 요소를 동시에 사용하였다. 강성 및 감쇠는 앞에서 구한 값으로 비선형 스프링-댐퍼 요소를 부여하였고, 완충기의 축은 전체 좌표에서 나타내면 시간에 따라 변경되므로 국부적인 좌표계를 사용하여 시간의 변화에도 축은 일정하게 설정하였다. 주륜착륙 장치의 재료는 실린더와 피스톤은 알루미늄 계열이고

다른 구조는 steel 계열로 구성되어 있다. 착륙장치는 다른 장치에 비해 큰 하중을 받으므로 내구성이 높은 steel 계열이 주로 사용된다.



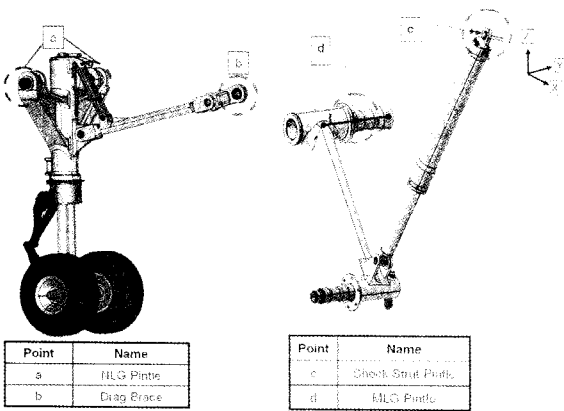
[그림 10] 주륜착륙장치의 조립 요소

이상 설명한 착륙 조건 및 동체, 그리고 각종 조립 요소가 부여되면 유한요소 모델이 완성된다. 그림 11은 생성한 유한요소 모델을 나타내며 동체 외형은 시각적인 효과를 위하여 massless rigid body로 생성하였다. 모델의 질량 중심에는 lumped mass 요소를 사용하여 질량과 질량 관성모멘트를 입력하였다. 질량 관성모멘트가 부여된 질점은 강체로 고려된 헬기 전체의 질량 정보와 관성 정보를 담고 있다. 전체 좌표계는 항공기의 수직 방향이 Z축이고, 전후 방향이 X축, 그리고 좌우 방향을 Y축으로 설정하였다.



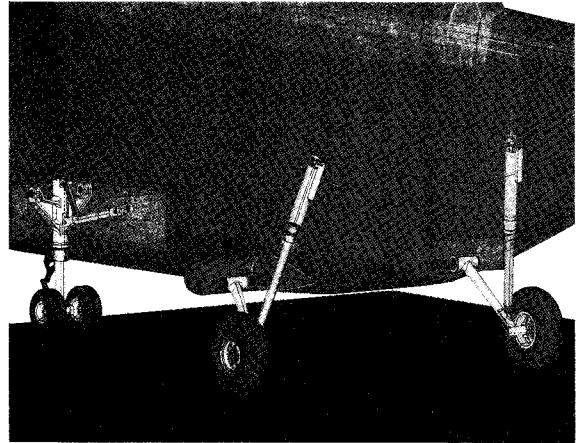
[그림 11] 비선형 다물체 동역학 유한요소모델

그림 12는 본 해석에서 반력 값을 추출한 부위를 나타내고 있다. 전륜착륙장치의 NLG pintle(a)와 drag brace(b) 조인트와 주륜착륙장치의 shock strut pintle(c), MLG pintle(d)으로 동체와 연결되는 주요 조인트에서 동적 반력값을 추출하였으며 중량은 PMGW(주임무중량), LDGW(설계중량)을 고려하였으며 착륙 조건은 본 논문의 3.라에 언급한 reserve landing, hard landing, crash landing, NLG obstruction, MLG obstruction의 총 5가지를 고려하였다.

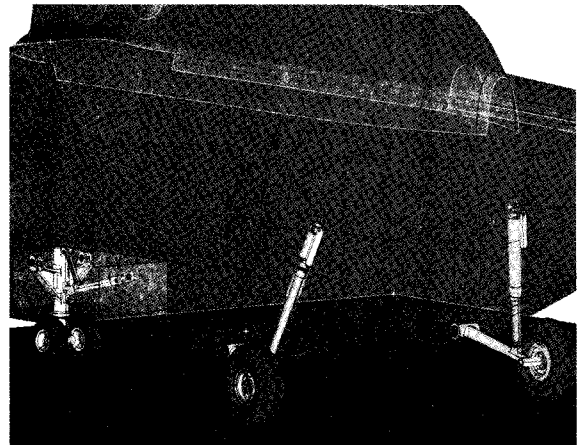


[그림 12] 반력 산출 지점

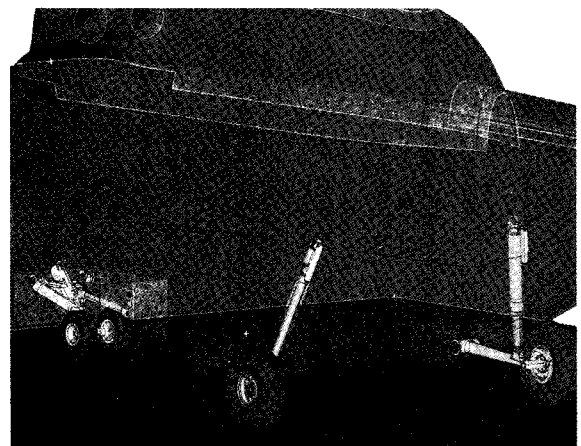
본 논문에서는 착륙 조건 중 NLG의 극한 완충기 변위인 340mm를 초과하여 collapse mechanism을 가지는 crash landing condition에서의 동적 반력을 기록하였다. Crash landing condition은 하강속도는 10.5m/s이고, NLG의 collapse mechanism과 MLG 완충작용으로 기체 속도는 8.5m/s로 감소한다. 양력은 3/3으로 NLG, MLG 타이어가 동시에 닿는 조건이다. 그림 13에서는 crash landing condition에서 NLG의 완충기 변위가 최대가 되어 나타나는 collapse mechanism에 의해 나타나는 동적 거동을 나타내었다. 헬리콥터는 0.06s에서 극한의 완충기 변위를 가지며 이 때 모든 구조는 최대 반력을 받는다. 그리고 NLG의 모멘트를 지지하던 Drag Brace가 제거가 되어 Collapse 현상이 일어난다. 0.103s에서는 NLG의 타이어가 동체와 부딪쳐서 반력이 증가되는 것으로 나타났다. 그림 14는 crash landing condition 동안 동체 조건이 PMGW일 경우의 동적 반력값이고, 그



(a) 0sec

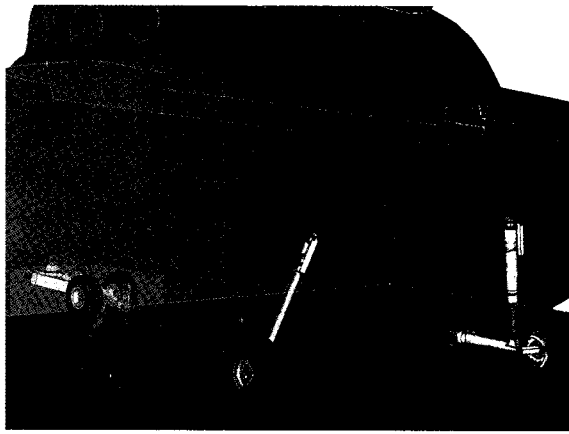


(b) 0.064sec



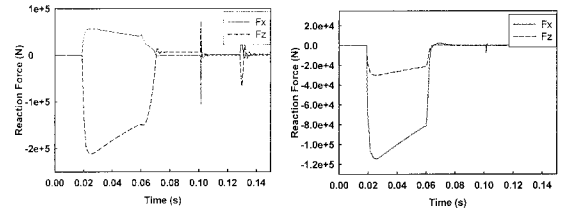
(c) 0.07sec





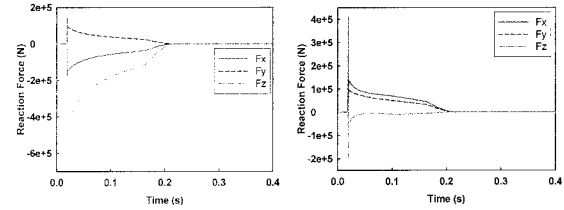
(d) 0.103sec

[그림 13] Crash Landing 조건에서의 시뮬레이션 (LDGW)



(a) NLG pintle

(b) Drag brace

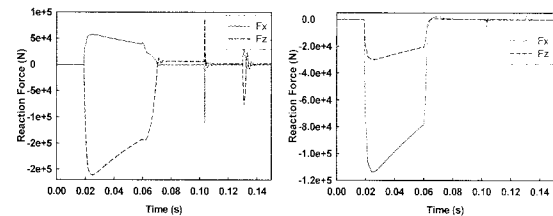


(c) Shock strut pintle

(d) MLG pintle

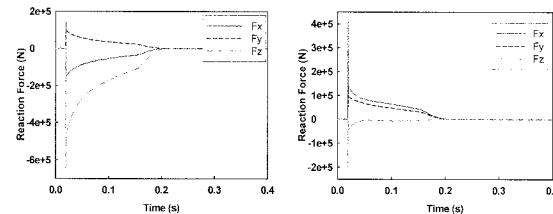
[그림 15] Crash Landing 조건에서의 동적 반력 (LDGW)

[표 2] NLG의 동적 반력 피크



(a) NLG pintle

(b) Drag brace



(c) Shock strut pintle

(d) MLG pintle

[그림 14] Crash Landing 조건에서의 동적 반력 (PMGW)

		NLG Pintle		Drag Brace	
		Fx	Fz	Fx	Fz
PMGW	Reserve Landing Condition	28,880	-77,087	-41,657	-10,941
	Hard Landing Condition	33,647	-124,486	-66,988	-17,594
	Crash Landing Condition	57,131	-122,034	-113,826	-29,898
	NLG Obstruction	21,400	-84,800	-47,914	-12,604
LDGW	Reserve Landing Condition	20,916	-77,252	-41,737	-10,963
	Hard Landing Condition	33,734	-124,848	-17,643	-67,166
	Crash Landing Condition	57,305	-211,786	-114,206	-30,002
	NLG Obstruction	23,320	-84,878	-47,930	-12,608

림 15는 중량 조건이 LDGW일 경우의 동적 반력 값이다. 0.10s 부근에서 나타나는 피크 값은 NLG의 collapse mechanism에 의해 NLG 타이어가 동체와 충돌하며 나타나는 현상이고 다시 타이어가 바닥과 충돌 할 경우의 반력값은 0.13s에 나타나는 피크이다. 휠 축의 국부적인 변위는 최대 24mm로 나타났다.

표 2는 NLG 구조의 동적 반력 피크 값을 정리하여 얻은 표이다. pintle에서는 충돌시의 수직력의 대부분을 담당하는 이유로 수직 반력이 높게 예측되는

반면 drag brace에서는 NLG 구조의 모멘트를 수평력으로 지지하기 때문에 수평 반력이 높게 예측된다. MLG의 경우 최속의 하강 조건인 crash landing condition에서 최대 반력 값이 나타나고 NLG의 경우도 대부분 crash landing condition에서 나타나지만 hard landing condition에서도 보이고 있다. 이는 collapse mechanism의 영향으로 간주되며 collapse mechanism의 최적화를 통해 반력 수준을 현저히 낮출 수 있음을 뜻한다. 표 3은 MLG 구조의 동적 피크 반력을 표로 나타낸 것이다. piston 및 drag beam 구조가 전체적인 좌표계에서 x, y, z방향으로 값을 모두 가지므로 반력 또한 모든 방향에서 관찰되었다. Crash landing condition에서 NLG의 collapse mechanism에 의해 모든 하중은 MLG에서 지지하게 되어 큰 하중이 예측된다.

[표 3] MLG의 동적 반력 피크

		Shock Strut Pintle			MLG Pintle		
		Fx	Fy	Fz	Fx	Fy	Fz
PMGW	Reserve Landing Condition	61,151	40,864	-188,864	116,391	38,791	-59,178
	Hard Landing Condition	106,883	75,973	-345,063	160,078	74,025	-72,309
	Crash Landing Condition	-179,606	144,862	-641,769	410,262	136,492	-206,060
	MLG Obstruction	-37,393	46,528	133,158	90,803	45,737	40,355
LDGW	Reserve Landing Condition	30,084	40,883	-189,075	48,136	38,828	-59,234
	Hard Landing Condition	-106,955	76,028	-354,377	160,191	74,084	-72,703
	Crash Landing Condition	-179,676	144,929	-642,190	410,453	136,555	-206,255
	MLG Obstruction	-67,481	46,592	220,115	90,926	45,801	-40,432

### 5. 맺음말

본 연구에서는 설계중인 헬리콥터 모델에 대해 전륜 및 주륜 착륙장치의 비선형 강성 및 감쇠 효과를 고려하여 착륙장치 시스템의 다물체 동역학 유한요소

모델을 성공적으로 구축하였다. 또한, 탄성변형 효과가 큰 휠 축에 대한 특성도 동시에 고려하였다. 주요 충돌요구 조건 및 대표적인 중량 조건에 대한 전산 다물체 동역학 해석을 수행하여, 각 조건에 대한 비선형 충돌 특성을 분석하였고, 구조 설계 및 건정성 검토를 위한 착륙장치 주요 지지부의 동적 반력 수준을 예측하였다.

본 연구에서 구축한 유한 요소 모델은 차후 실제 실험과 비교 및 튜닝을 하면 추가적으로 실험 비용을 크게 절감 시킬 수 있고, 필요한 부분에 대해 반력 값을 추출할 수 있으므로 더욱 효과적으로 기대된다. 향후 설계 변경될 경우에도 설계 변수에 대한 동적 충돌 거동을 용이하게 해석할 수 있으므로 최적화 관련 연구에 실용적으로 활용 가능할 것으로 판단된다.

### 후 기

본 연구는 경상대학교 기계항공공학부 2단계 BK21/NURI 사업 및 한국항공우주산업(주)의 후원으로 수행되었다.

### 참 고 문 헌

- [1] Currey, N., "Landing Gear Design Handbook", Lockheed Corporation, 1984.
- [2] Currey, N., "Aircraft Landing Gear Design Principles and Practices", AIAA Education Series, 1988.
- [3] Milwitzky, B., Cook, F., "Analysis of Landing Gear Behavior", NACA 1154, 1953.
- [4] 김두만, 임경호, 황재혁, 전제춘, 김동제, 이현준, 이종훈, 김영수, "항공기 착륙장치의 완충기 최적 설계", 한국항공우주학회지, 제23권 제4호, pp. 124 ~ 129, 1995.
- [5] 김두만, 임경호, 황재혁, 전제춘, 고한영, 이환규, "항공기 착륙장치의 동특성해석 및 최적설계", 한국항공우주학회지, 제21권 제4호, pp. 37~48, 1993.
- [6] Vinayak, H., "Pitch Plane Simulation of

- Aircraft Landing Gears using ADAMS”, ADAMS conference, pp. 1~11, 1998.
- [7] 최섭, 이종훈, 조기대, 정창래, “ADAMS를 이용한 항공기 착륙장치 지상 충격하중 및 동적거동 해석”, 한국항공우주학회지, 제30권 제4호, pp. 114~122, 2002.
- [8] 임종순, 박재성, 김영익, 김승호, “T-50 전방 착륙 장치 모델링 및 동특성해석에 관한 연구”, MSC User Conference, 2004.
- [9] SAMCEF ver 6.1, User’s Manual, SAMTECH Co., 2006.
- [10] U. S. Army Aviation Systems Command, “Structural Design Criteria for Rotary Wing Aircraft”, Aeronautical Design Standard.