소형항공기 올레오 타입 전방착륙장치 충격해석

박일경*, 최선우**, 장재원***

Impact Analysis of Oleo-pneumatic Nose Strut for Light Aircraft

Park, Ill-Kyung*, Choi, Sun-Woo** and Jang, Jae-Won***

Abstract

In this study, a nonlinear 2 degree of freedom mathematical model has been developed for impact analysis of the nose landing gear of a light aircraft which is composed of an wheel & tire, an Oleo-pneumatic shock strut and the castering wheel fork for the differential braking steering, and then the response of impact is computed using a numerical method. The mathematical model of a nose landing gear contains nonlinear characteristics which are an impact load - deflection property of a tire and internally frictional forces between an inner surface of an upper cylinder and a bearing of a lower rod due to side forces like the declined angle of strut, the moment due to an wheel fork, the side drag due to a steering and it is computed using the 4th-order Runge-Kutta method. The comparison process between analytical results and experimental results of the other proven nose landing gear is carried out to verify the mathematical model.

초 록

본 연구에서는 올레오-뉴메틱(Oleo-pneumatic) 완충장치와 차등 제동 조향(Differential Braking Steering)을 위한 캐스터링 휠 포크(Castering Wheel Fork)가 적용된 소형항공기용 전방착륙장치의 충격하중 해석을 위한 비선형 2 자유도 수학적 모델을 생성하고, 수치해석 기법을 이용하여 시간에 따른 충격응답을 구하였다. 생성된 전방착륙장치의 수학적 모델은 타이어의 충격 시 동적 특성과 스트루트 기울기, 캐스터에 의한 모멘트, 타이어 접촉과 조향 등에 의해 발생하는 측면하중에 의한 올레오 스트루트 내부의 마찰 특성 등의 비선형 요소들을 포함하고 있다. 또 생성된 운동방정식의 수치해석은 4차 Runge-Kutta 방식을 이용하였으며, 운동방정식 및 수치해의 정확도를 평가하기 위한 타 항공기에 기 적용된 전방착륙장치의 낙하시험 결과와의 비교 검증과정을 수행하였다.

키워드 : 올레오-뉴메틱(Oleo-pneumatic), 소형항공기(Light aircraft), 전방착륙장치(Nose landing gear), 충격해석(Impact analysis), 수치해석(Numerical analysis)

* 비행선그룹/mechguy77@kari.re.kr
** 비행선그룹/smahn@kari.re.kr
*** 비행선그룹/swchoi@kari.re.kr

1. 서 론

항공기에 이, 착륙 및 활주 시에 동체로 전달되는 지상 충격 하중은 항공기 기체구조의 피로수명을 줄이고 항공기 탑승자의 탑승감을 감소시키는 원인이다. 그러므로 항공기 이착륙 및 활주 시 항공기 기체에 전달되는 충격량을 줄이고 발생되는 충격에너지를 흡수하는 역할은 항공기 착륙장치의 매우 중요한 기능 중의 하나이다.

아래 그림 1은 소형항공기에 주로 적용되는 전방착륙장치 충격흡수 장치를 보여주는 것으로, 크게 그림 1 좌측의 Cessna 172R에 적용된 올레오-뉴메틱(Oleo-Pneumatic) Strut 와 그림 1 우측의 Cirrus SR20에 적용된 Cantilever Beam Strut 방식 등으로 나눌 수 있다.

그림 1. 소형항공기 적용 전방착륙장치

그림 우측의 Cantilever Beam Strut 방식은 전방착륙장치 스트루트를 외팔보 형태로 적용함으로써, 착륙에 의한 충격에너지를 스트루트의 구조적 탄성변형으로 감소시키게 된다. 이러한 방식은 상대적으로 충격에너지 감쇠 효율이 떨어지지만, 개발 및 제작 비용이 매우 저렴하고 구조가 단순하여 유지보수 비용이 저렴한 장점이 있다. 반면에 위 그림 좌측의 올레오-뉴메틱 Strut 방식으로 항공기용 착륙장치 완충장치로 가장 많이 사용되고 있는 방식이다.

올레오-뉴메틱 완충장치는 착륙장치 스트러트(Strut) 가 실린더와 피스톤으로 구성되어 휠에 하중이 작용하게 되면 피스톤을 밀어올려 실린더 내의 오일과 압축가스가 밀폐되고 실린더 내에 설치된 오리피스(Orifice)를 통해 오일이 상부 실린더 내부로 들어가면서 공기를 압축시켜 유체마찰 에너지가 소모되면서 충격을 흡수 역할을 수행한다. 이 방식은 충격에너지 감쇠 효율이 매우 높지만, 개발 및 제작에 많이 비용이 소요되며 완충장치 및 기타 시스템의 구성요소가 많고 복잡하여 유지보수비용이 높다.

소형항공기는 양쪽 주착륙장치(Main Landing Gear)의 제동력의 크기를 서로 다르게 하여 활주 중 방향전환이 가능하도록 하는 차등 제동 조향(Differentail Braking Steering) 방식이 많이 적용되었다. 이러한 방식으로 활주 시 조향을 수행하는 항공기의 전방착륙장치는 Swivelling 이 가능하도록 하기 위한 캐스터링 휠 포크(Castering Wheel Fork)가 적용되어 있다. 하지만 일반적으로 차등 제동 조향 방식은 캐스터링 휠 포크가 적용되기 용이한 Cantilever Beam Strut 방식에 많이 적용되어왔다.

그림 2에 도시된 전방착륙장치는 차등 제동 조향 방식이 적용 가능하도록 설계된 올레오-뉴메틱 완충장치가 적용된 전방착륙장치의 CAD 모델과 단면을 보여주는 것으로, 올레오-뉴메틱 실린더 내부에 캐스터링 휠 포크의 행정에 따른 회전자유도 허용 및 단속 메카니즘이 구현된 방식이다.

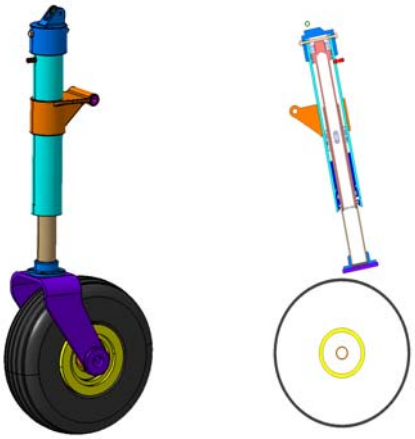


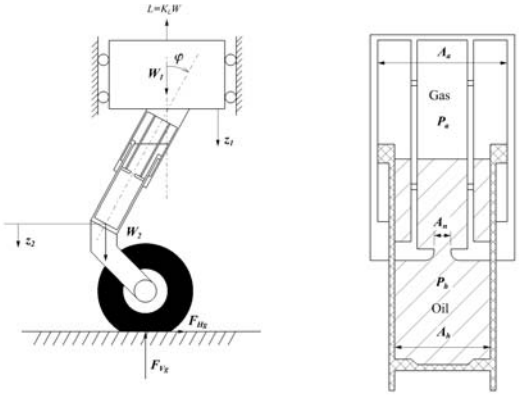
그림 2. 소형항공기 전방착륙장치

본 연구에서는 그림 2의 올레오-뉴메틱(Oleo-pneumatic) 완충장치와 차등 제동 조향

(Differential Braking Steering)을 위한 캐스터링 휠 포크(Castering Wheel Fork)가 적용된 소형항공기용 전방착륙장치의 충격하중 해석을 위한 비선형 2 자유도 수학적 모델을 생성하고, 수치해석 기법을 이용하여 시간에 따른 충격응답을 구하였다. 생성된 전방착륙장치의 수학적 모델은 타이어의 충격 시 동적 특성과 스트루트 기울기, 캐스터에 의한 모멘트, 타이어 접촉과 조향 등에 의해 발생하는 측면하중에 의한 올레오 스트루트 내부의 마찰 특성 등의 비선형 요소들을 포함하고 있다. 또 생성된 운동방정식의 수치해석은 4차 Runge-Kutta 방식을 이용하였으며, 운동방정식 및 수치해의 정확도를 평가하기 위한 타 항공기에 기 적용된 전방착륙장치의 낙하시험 결과와의 비교 검증과정을 수행하였다. 이와 같은 과정을 통해 올레오-뉴메틱 스트러트와 캐스터링 휠 포크가 적용된 소형항공기 전방착륙장치의 완충성능 해석적으로 확인하고 FAR part23에서 규정된 최대 착륙조건에서의 동체에 전달되는 최대 하중의 크기를 해석적으로 확인하였다.

2. 본 론

2.1 전방착륙장치 수학적 모델링



(a) (b)

그림 3. 전방착륙장치 단순화 모델

올레오-뉴메틱 스트러트와 캐스터링 휠 포크가 적용된 소형항공기용 전방착륙장치의 수학적 모델링을 수행을 위해 그림 3과 같은 단순화 모델링 및 자유물체도를 생성하였다. 그림 3-(a) 는 전방착륙장치의 착륙 시 외부 하중 조건 및 2 자유도 구속조건을 보여주고 있다. 그림 3-(b)는 올레오-뉴메틱 스트러트 내부 구조를 간략하게 도식화 한 것을 보여주고 있다.

그림 4 는 착륙 시 발생하는 외력 및 전방착륙장치의 각 구성품 내부의 하중 및 반력을 보여주고 있다.

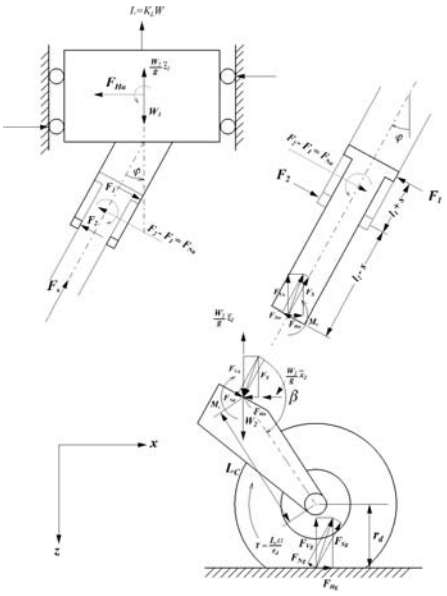


그림 4. 전방착륙장치 착륙 시 자유물체도

소형항공기 전방착륙장치의 수학적 모델은 휠, 타이어, 하부 실린더로 구성된 하부 질량부(Lower Mass)와 전방착륙장치에 부하되는 항공기 중량 및 상부 실린더로 구성된 착륙장치 상부 질량부(Upper Mass) 등의 Z 방향으로의 2개 자유도 모델로 생성하였다. 그리고 수학적 해석 모델의 단순화를 위해 착륙장치의 구성품은 외부 하중에 구조적 변형을 일으키지 않는다고 가정하였다. 또한 실제 항공기의 착륙 시 외부 하중 조

건을 만족시키기 위해 착륙 중 양력이 지속적으로 작용하도록 모델의 외부 하중조건을 부여하였다. 착륙 시 타이어와 지면과의 사이에 미끄럼 마찰에 의한 항력(Drag Load)의 작용을 고려하였다. 그러나, 본 연구에서의 수학적 모델에는 착륙 시 비행체의 피치방향 회전 자유도는 모델의 단순화를 위해 생략하였다. 하지만 상부 질량부의 질량을 Effective Mass로 대체함으로서 피치 방향 회전운동을 해석에 포함시킬 수 있다.

2.1.1 올레오-뉴메틱 스트러트 내부 하중

그림 3-(b)는 올레오-뉴메틱 내부를 간략하게 보여주는 것으로 스트러트 행정에 따른 하중 발생 메카니즘을 쉽게 확인할 수 있다. 착륙장치에 착륙하중 부하될 때 스트러트는 압축행정을 수행하게 된다. 이때 스트러트 상단의 공기의 압축과 하부의 오리피스로 오일이 빠른 속력으로 통과하는 운동이 동시에 발생하게 된다. 또한 스트러트의 운동이 발생할 때 착륙항력과 캐스터링 포크 및 스트러트의 기울임 각으로 인해 발생하는 스트러트 내부의 베어링마찰력이 발생하게 된다. 이렇게 동시에 발생하는 물리적 현상들이 외부에서 항공기 동체로 전달되는 충격에너지를 흡수하고 동체에 작용하는 최대하중의 크기를 감소시켜 준다.

다음 수식들은 스트러트 내부의 작용하중들과 각 하중의 성분들을 표현하는 것들이다.

$$F_s = F_h + F_a + F_f \tag{1}$$

$$F_h = \frac{\dot{s}}{|\dot{s}|}\frac{\rho A_h^3}{2(C_d A_n)^2}\dot{s}^2 \tag{2}$$

$$F_a = p_{a_0} A_a \left(\frac{v_0}{v_0 - A_a s}\right)^n \tag{3}$$

$$F_f = \frac{\dot{s}}{|\dot{s}|}\mu\left[\left|F_{N_a}\frac{(l_2-s)}{(l_1+s)} + \frac{M_c}{(l_1+s)}\right| + \left|F_{N_a}\left\{\frac{(l_2-s)}{(l_1+s)}+1\right\} + \frac{M_c}{(l_1+s)}\right|\right] \tag{4}$$

$$F_{N_a} = F_{V_g}\sin\varphi - F_{N_g}\cos\varphi + \frac{W_2}{g}\ddot{z}_1 sin\varphi - W_2\sin\varphi \tag{5}$$

$$M_c = F_{V_g} L_c \cos(\beta - 90 + \varphi) \tag{6}$$

$$s = \frac{z_1 - z_2}{\cos\varphi} \tag{7}$$

$$\dot{s} = \frac{\dot{z}_1 - \dot{z}_2}{\cos\varphi} \tag{8}$$

F_s Total oleo-pneumatic strut internal force
F_h Hydraulic force
F_a Pneumatic force
F_f Internal bearing friction force
$\frac{\dot{s}}{|\dot{s}|}$ factor to indicate sign of friction force
ρ mass density of hydraulic fluid
A_h Hydraulic area
A_n Net orifice area
C_d Coefficient of discharge
p_{a_0} Initial gas pressure in upper chamber
A_a Pneumatic Area
v_0 Initial gas volume
μ Friction coefficient of bearing
s Shock strut axial stroke
F_f Internal bearing friction force

2.1.2 타이어 하중

그림 5는 타이어의 충격하중 작용 시 거동특성을 보여주는 곡선으로 타이어의 충격속력에 따른 타이어 변형과 하중과의 관계를 보여주고 있다. 각 하중 곡선들은 충격속력과는 무관한 곡선의 기울기가 나타나고 있음을 보여주고 있고, 고무의 에너지 흡수특성으로 인한 Hysteresis 감쇠현상이 나타나고 있음을 보여주고 있다. 또한 일정한 타이어 변형 이후 하중이 급격이 증가하는 것을 알 수 있는데, 이는 타이어의 최대 가능 변위이후 휠이 지면에 닿기 시작함에 기인한다. 이러한 현상을 Tire Bottoming이라한다.

그림 6은 그림 2의 소형항공기 전방착륙장치에 적용된 타이어의 충격 하중- 변형량 특성 곡선을 보여주는 것이다. 그림 5와 마찬가지로 Tire Bottoming 현상이 발생하는 것을 볼 수 있으나 충격하중 해석에서 재료적 감쇠특성은 최대 충격

하중에 큰 영향을 미치지 않는 점을 감안하여 Hysteresis 특성을 제외한 특성 곡선으로 제한하였다.

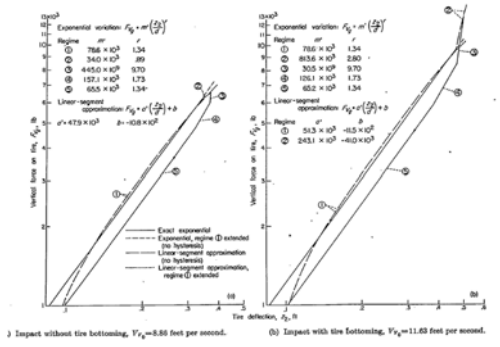


그림 5. Impact force deflection characteristics of tire

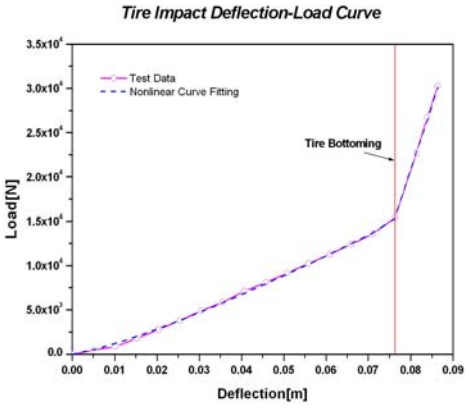


그림 6. 타이어 충격하중-변형량 특성 곡선 (5.00-5-Type Ⅲ 6 P.R.@45 Psi)

위와 같은 타이어의 실험값은 Nonlinear Curve Fitting 과정을 통해 지수함수로 기술될 수 있으며, 이렇게 생성된 지수함수를 수학적 모델에 반영하여 수치해석에 활용하게 된다. 아래 수식은 위 Nonlinear Curve Fitting 과정을 통해 생성된 지수함수이다.

$$F_{V_g} = m(z_2)^r = m'(\frac{z_2}{d})^r \qquad (9)$$

F_{V_g} vertical force, applied to tire at ground

z_2 vertical displacement of lower mass from position at initial contact (radial deflection of tire)

d overall diameter of tire

m, r constants corresponding to the various regimes of the tire-deflection process

m' combined constant, md^r

2.2 운동방정식

앞서 기술한 과정을 통한 내, 외부 힘평형 조건을 이용하여 다음과 같은 올레오-뉴메틱 스트러트와 캐스터링 휠 포크가 적용된 소형항공기용 전방착륙장치의 운동방정식을 생성하였다.

$$F_s\cos\varphi + F_{N_a}\sin\varphi + L - W_1 = -\frac{W_1}{g}\ddot{z}_1 \qquad (10)$$

$$F_s\cos\varphi + F_{N_a}\sin\varphi + W_2 - \frac{W_2}{g}\ddot{z}_2 = F_{V_g}(z_2) \qquad (11)$$

$$F_{V_g}(z_2) = -\frac{W_1}{g}\ddot{z}_1 - \frac{W_2}{g}\ddot{z}_2 - L + W \qquad (12)$$

수식 (10)은 상부 질량부의 지배방정식이며, 수식(11)은 하부 질량부의 지배방정식이다. 그리고 수식 (12)는 착륙장치 전체 시스템의 지배방정식을 나타낸 것이다.

2.2.1 스트러트 스트로크 발생 전 운동

일반적으로 올레오-뉴메틱 스트러트는 최대인장상태로 지면에 닿게 된다. 이는 실린더 상부의 가스의 초기압력에 의한 것으로, 착륙장치의 스트로크가 발생하기 위해서 이 가스의 초기압력에 의한 하중과 베어링 마찰에 의한 하중을 합한 크기의 하중이 작용해야만 한다. 이 때 착륙장치는 상/하부 질량부가 상대운동 없이 동시에 거동하기 때문에 1자유도 운동으로 기술되었다.

다음은 위와 같은 하중 조건이 작용할 때의 가속도, 변위, 속력, 스트러트의 스트로크가 발생할 순간의 시간을 구하는 수식이다. 수식 (13)~(15)를 이용하여 계산된 스트로크 발생 전 시간과 변위, 속력 등은 스트로크가 발생한 이후

$$\ddot{z}_r = -\frac{(F_{a_0}+F_{f_r})\cos\varphi + F_{N_a}\sin\varphi + K_L W - W_1}{\frac{W_1}{g}} \tag{13}$$

$$z_r = \left\{\frac{1}{m}\left[W(1-K_L) - \frac{W}{g}\ddot{z}_r\right]\right\}^{\frac{1}{r}} \tag{14}$$

$$\dot{z}_r = \sqrt{\dot{z}_0^2 - \frac{2g}{W}\left[\frac{m}{r+1}z_r^{r+1} + W(K_L-1)z_r\right]} \tag{15}$$

$$t_r = \sqrt{\frac{W}{mg}}\left[\sin^{-1}C(1-K_L) - \sin^{-1}C\left\{(1-K_L) - \frac{mz_r}{W}\right\}\right] \tag{16}$$

$$C = \frac{g}{\sqrt{z_0\frac{mg}{W} + \{(1-K_L)g\}^2}} \tag{17}$$

$$\frac{W_1}{g}\ddot{z}_1 + \left[\frac{\dot{s}}{|\dot{s}|}\frac{\rho A_h^3}{2(C_d A_h)^2}\dot{s}^2 + p_a A_a\left(\frac{v_0}{v_0 - A_a s}\right)^n + \frac{\dot{s}}{|\dot{s}|}\mu\left\{\left|F_{N_a}\frac{(l_2-s)}{(l_1+s)} + \frac{M_c}{(l_1+s)}\right| + \left|F_{N_a}\left\{\frac{(l_2-s)}{(l_1+s)}+1\right\} + \frac{M_c}{(l_1+s)}\right|\right\}\right]\cos\varphi \tag{18}$$
$$+ K_L - W_1 + F_{N_a}\sin\varphi = 0$$

$$\frac{W_2}{g}\ddot{z}_2 - \left[\frac{\dot{s}}{|\dot{s}|}\frac{\rho A_h^3}{2(C_d A_h)^2}\dot{s}^2 + p_a A_a\left(\frac{v_0}{v_0 - A_a s}\right)^n + \frac{\dot{s}}{|\dot{s}|}\mu\left\{\left|F_{N_a}\frac{(l_2-s)}{(l_1+s)} + \frac{M_c}{(l_1+s)}\right| + \left|F_{N_a}\left\{\frac{(l_2-s)}{(l_1+s)}+1\right\} + \frac{M_c}{(l_1+s)}\right|\right\}\right]\cos\varphi \tag{19}$$
$$+ F_{v_g}(z_2) - W_2 - F_{N_a}\sin\varphi = 0$$

$$\frac{W_1}{g}\ddot{z}_1 + \frac{W_2}{g}\ddot{z}_2 + F_{v_g}(z_2) + W(K_L-1) = 0 \tag{20}$$

거동의 초기조건으로 적용된다.

2.2.2 스트러트 스트로크 발생 후 운동

착륙장치의 스트로크 발생 이후 착륙장치는 상부 질량부와 하부 질량부 각각의 거동이 발생하는 2자유도 운동을 하게 된다. 이 때의 지배방정식은 앞서 기술된 수식 (10), (11)에 (1), (2), (3), (4)를 대입한 식과 수식 (12)가 된다. 대입 후 정리한 지배방정식은 (18), (19), (20)과 같다.

2.3 수치해석

앞서 과정으로 생성된 소형항공기 전방착륙장치의 지배방정식 비선형 2자유도 연립미분방정식의 형태로 시간에 대한 시스템의 응답을 구하기 위해 4차 Runge-Kutta method를 적용하였다.

해석에 적용된 시간은 최대 0.15초 가량으로 최대 압축 행정 및 최대 작용하중이 해석 시간 도메인 내에 발생한다. 해석은 수학적 모델과 수치해석 과정의 정확성을 검증하기 위한 검증모델에 관한 과정과 그림 2에서 보여주는 전방착륙장치에 대한 수치해석 과정으로 이루어졌다. 검증을 위한 모델은 참고문헌[1]의 실험에 사용된 5000 lb 급 훈련용 비행기의 착륙장치를 이용하였으며, 낙하시험 결과와 해석 결과를 비교하는 과정으로 검증을 수행하였다.

착륙장치의 착륙속도 및 상부 질량의 크기 등은 FAR part23에 규정된 최대값을 적용하였으며, 표 1, 2는 각각 검증 모델과 해석 모델에 적용된 변수 및 변수의 크기가 기록되었다.

두 수치해석 모델의 해석 조건은 앞서 기술한 바와 같이 FAR part23에서 제시하는 최대값을 부여하였다. 전방착륙장치의 최대 착륙하중 상태의 조건은 수평 착륙상태로 하강속력이 2.8 m/s 이며 양력비(Lift Factor)는 1/3W 조건을 적용하였다.

표 1. 검증 모델 변수 및 크기

Parameter	Value	Unit
$W1$	1093.6	kgf
$W2$	59.42	kgf
φ	0, 10	deg
β	0, 160	deg
Cd	0.9	None
n	1.12	N/A
KL	1	None
D	0.6858	m
$l1$	0.6785	m
$l2$	0.22	m
$pa0$	299920	Pa
$\upsilon_{\circ}$	0.001	m3
μ	Static: 0.3 , Dynamic : 0.15	N/A

표 2. 소형항공기 전방착륙장치 모델 변수 및 크기

Parameter	Value	Unit
W_1	202.5	kgf
W_2	7.5	kgf
φ	7	deg
β	156	deg
C_d	0.9	None
n	1.12	N/A
K_L	0.667	None
D	0.36	m
l_1	0.105	m
l_2	0.22	m
p_{a0}	689475.7	Pa
$\upsilon_{\circ}$	0.00035	m_3
μ	Static: 0.3 , Dynamic : 0.15	N/A

아래 그림 7은 모델의 검증을 위한 검증 모델의 형상을 보여주는 것으로 NACA Rep. 1154 (Analysis of Landing-Gear Behavior)에서 해석적인 방법과 실험적 방법을 통해 최대 착륙 하중을 구하고 이를 기술하고 있다.

이 문헌의 결과치는 스트루트 내부의 마찰에 의한 영향을 고려하지 않았다. 본 연구에서는 내부 마찰에 의한 하중의 크기 변화를 확인하기 위해 검증모델의 문헌 상의 결과와 수치해석 치와의 비교 검증 과정 이후 스트루트의 기울기와 캐스트링 휠 포크에 의한 영향을 적용한 모델의 수치해석 과정을 수행하였으며, 이 과정을 통해 얻은 결과와 내부마찰이 없는 경우의 결과와 비교하였다.

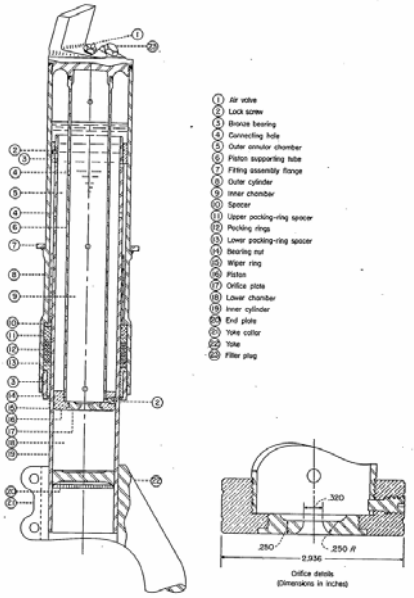
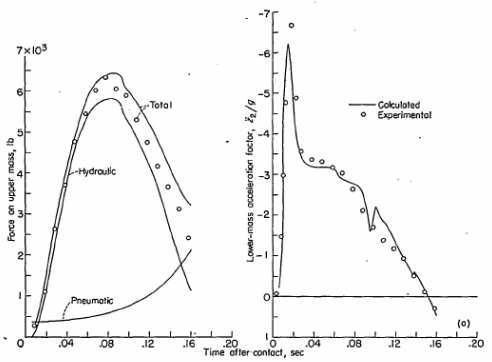


그림 7. 검증 모델 형상

2.4 수치해석 결과 및 분석

앞서 기술한 바와 같이 소형항공기 전방착륙장치의 충격하중 해석을 수행하기 앞서 생성한 수학적 모델과 수치해석 과정의 정확도를 검증하기 위한 과정을 수행하였다. 검증 과정은 실험적 방법으로 얻어진 충격하중의 크기와 수치해석으로 얻은 결과를 비교하였다.

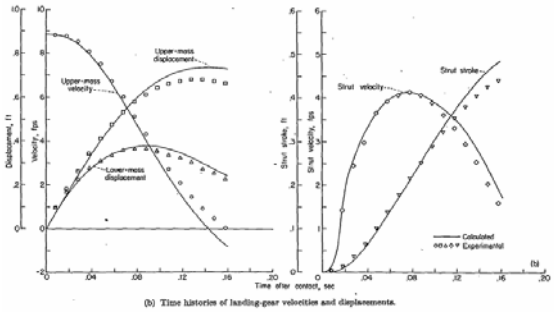
아래 그림 8과 9는 참고문헌 [1]에 기록되어 있는 해석해와 실험해의 결과중 그림 8은 가속도, 충격하중의 크기, 그림 9는 변위, 속력의 크기를 보여주고 있다.



(a) Time histories of forces on upper mass and lower-mass acceleration.

FIGURE 4.—Comparisons between calculated results and experimental data for normal impact; solution with exact exponential tire characteristics. V_{T_0}=8.86 feet per second; C_d=0.9; n=1.12.

그림 8. 검증 모델의 실험 결과
(가속도, 충격하중)



(b) Time histories of landing-gear velocities and displacements.

그림 9. 검증 모델의 실험 결과(변위, 속력)

그림 10, 11은 본 연구에서 생성한 수학적 모델의 수치해석 방법을 통해 구한 검증모델의 수치해석 결과를 보여주는 것으로, 앞서 그림 8, 9에서의 실험결과와 매우 비슷한 결과를 보여주고 있음을 확인할 수 있다. 또한 실험결과와 수치해석 결과 모두 스트로크 속력과 스트루트의 수직하중이 비례하고 있음을 보여주고 있다. 이는 올레오-뉴메틱 스트루트 내부의 오리피스에 의한 감쇠력이 전체 하중의 크기에 많은 영향을 끼치고 있음을 보여주는 것으로, 착륙장치의 성능에 오리피스 형상 및 성능이 많은 영향을 주는 것을 확인할 수 있게 해주는 것이다.

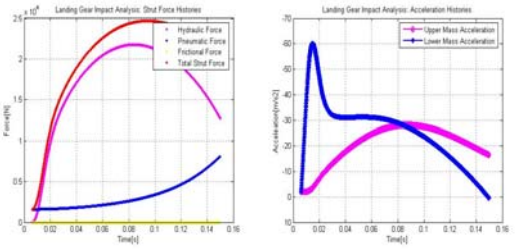


그림 10. 검증 모델 수치해석 결과
(충격하중, 가속도)

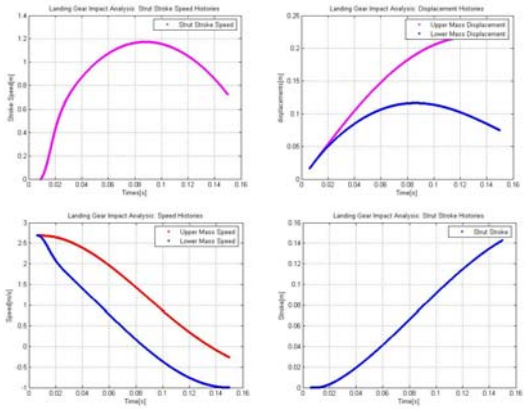


그림 11. 검증 모델 수치해석 결과(변위, 속력)

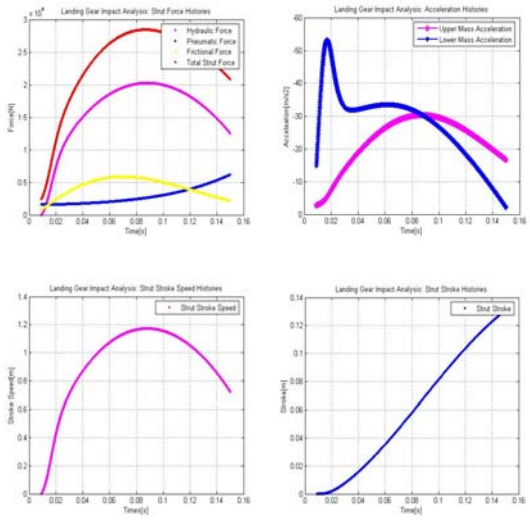


그림 12. 내부마찰을 고려한 수치해석 결과
(β = 0, φ = 10)

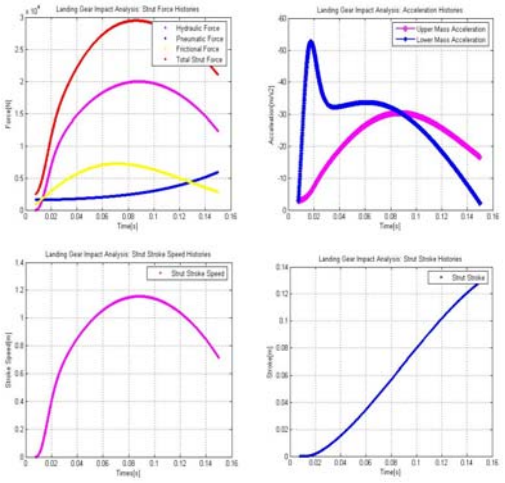


그림 13. 내부마찰을 고려한 수치해석 결과 (β = 160, φ = 0)

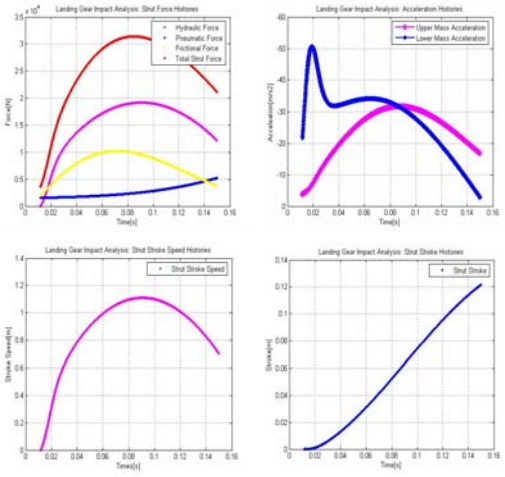


그림 14. 내부마찰을 고려한 수치해석 결과 (β = 160, φ = 10)

그림 12, 13, 14는 각각 검증 모델에 내부마찰을 고려하여 수치해석을 수행한 결과이며, 순서대로 β = 0과 φ = 10, β = 160과 φ = 0, β = 160과 φ = 10의 결과이다. 이 결과들은 내부마찰이 없는 그림 10, 11의 결과와 비교했을 때, 시간에 따른 변위 변화 양상이나, 충격하중 양상이 같으나, 내부마찰에 의한 충격하중의 크기 및 변위의 크기의 차이가 발생함을 확인할 수 있었다. 또 내부마찰을 고려한 각각의 결과들은 내부 마찰의 크기변화만 있을 뿐 전체적인 변화 양상에는 큰 차이가 없음을 확인할 수 있었다. 이러한 비교는 수치해석의 결과로만 유추하였을 때, 스트루트의 기울임이나, 캐스터링 휠 포크의 적용 등 올레오-뉴메틱 스트루트 내부의 마찰을 고려하기 위한 최대하중 및 변위에 적절한 보정계수나 실험상수의 적용이 가능함을 보여주고 있다.

앞서 수학적 모델 및 수치해석에 관한 검증과정을 통해 생성된 결과의 신뢰도를 확인할 수 있었다. 그러므로 본 연구의 주목적인 소형항공기에 적용하기 위해 설계된 캐스터링 휠 포크 및 올레오-뉴메틱 스트루트가 적용된 전방착륙장치의 충격하중 해석을 수행하였다.

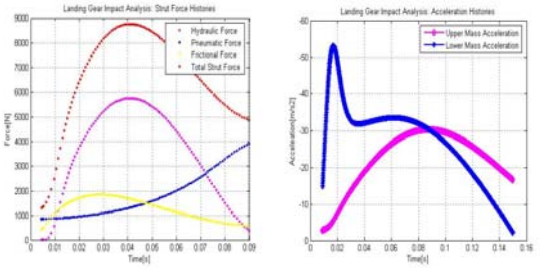


그림 15. 소형항공기용 전방착륙장치 충격해석 결과(충격하중, 가속도)

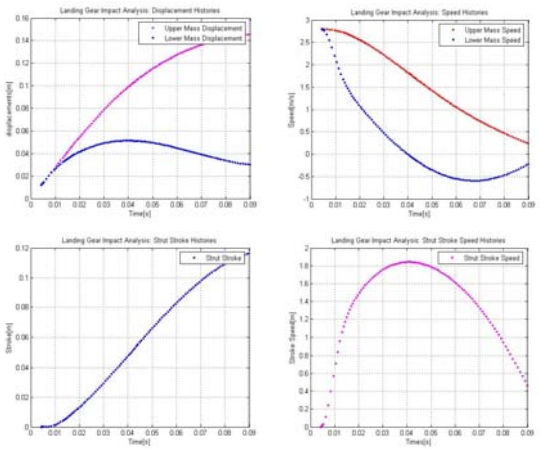


그림 16. 소형항공기용 전방착륙장치 충격해석 결과(변위, 속력)

그림 15, 16은 각각 그림 2의 소형항공기용 전방착륙장치의 충격하중 해석 결과를 보여주는 것으로, 그림 15는 충격하중과 가속도 결과 그래프이며, 그림 16은 상, 하부 질량부의 변위 및 속력과 올레오-뉴메틱 스트루트의 스트로크 및 스트로크 속력의 변화 곡선이다.

소형항공기에 적용하기 위해 설계된 전방착륙장치의 충격하중 해석의 결과로는 동체에 전달되는 최대 수직하중의 크기는 그림 15의 좌측에 도시되어 있는 그래프의 최대값인 8800[N]이다. FAR part 23.427은 현재 해석중인 착륙장치에 적용될 항공기의 수평착륙 시 전방착륙장치를 통해 전달되는 최대 수직하중의 크기를 약 1 ton으로 제한하고 있다. 이러므로, 해석을 통해 얻은 최대 수직하중은 제한 조건을 만족하고 있다.

그림 17은 스트로크 변화에 따른 충격하중의 변화를 보여주는 그래프로, 항공기 착륙장치의 충격흡수 효율을 보여주는 것으로, 충격흡수 효율이 약 82%정도 임을 확인할 수 있다.

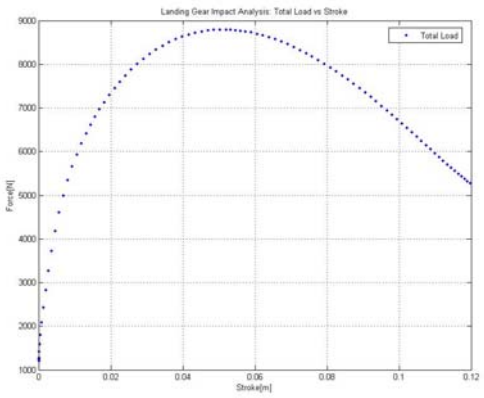


그림 17. 스트로크에 따른 충격하중 변화 곡선

4. 결 론

본 연구를 통해 올레오-뉴메틱 완충장치와 캐스터 휠 포크가 적용된 소형항공기용 전방착륙장치의 충격하중 해석을 위한 내부의 마찰력 등과 같은 비선형 요소를 포함하고 있는 2 자유도 비선형 수학적 모델링을 수행하였으며, 생성된 수학적 모델을 수치해석방법을 이용하여 착륙장치의 충격하중 하의 시간에 따른 응답을 구할 수 있었다. 생성된 수학적 모델과 수치해석 과정의 검증을 위한 검증과정을 수행하였다. 이러한 수치해석을 통해 착륙장치의 기울임 각도 및 캐스터 휠 포크의 각도에 따른 응답의 차이를 확인하였으며, 소형항공기에 적용하기 위해 설계된 전방착륙장치의 수치해석 상의 완충효율을 확인할 수 있었다.

참 고 문 헌

1. Benjamin Milwitzky, Francis E. Cook.,"Analysis of Landing-Gear Behavior", NACA Report 1154.
2. Ladislao Pazmany., "Landing Gear Design For Light Aircraft", Pazmany Aircraft Corporation, May 1986, Vol. 1, pp. 14-15.
3. Philip. M, Gerhart., Richard. J, Gross., and John, I. Hochstein., "Fundamentals of Fluid Mechanics," -2nd Edition, Addison-Wesley, 1992.