

## 항공기 지상운동 특성에 관한 연구

송원종<sup>1,†</sup><sup>1</sup>국방과학연구소 제7기술연구본부

## A Study of Aircraft Ground Motion

Won Jong Song<sup>1,†</sup><sup>1</sup>The 7<sup>th</sup> Research and Development Institute, Agency for Defense Development

## Abstract

Vertical reaction force between ground and tire is an important parameter determining the ground behavior characteristics of aircraft. This parameter can be used to calculate the lateral force and friction. However, it is hard to obtain this parameter in real-time when the aircraft is taxiing. Therefore, pre-analysis of ground behavior and vertical reaction force should be conducted using ground simulation results to prevent rollover or hazardous scenarios. In this paper, a Landing Gear and Full-Aircraft model was constructed using VI-Aircraft S/W. The roll behavior of aircraft was analyzed using steering simulation results compared with taxi-test data.

## 초 록

항공기가 지상에서 주행할 때 지면과 타이어 사이에 걸리는 수직하중 정보는 마찰력, 횡력 계산 시 사용되는 등 항공기 거동에 있어서 주요한 변수이다. 그러나 실제 항공기 주행 시 실시간으로 수직하중 정보를 얻기 힘들고, 실제 시험에서 발생 가능한 비정상적 활주 상황을 방지하기 위하여 사전 해석을 통해 타이어 수직하중 및 항공기 지상 거동 특성을 예측해 볼 필요가 있다. 본 논문에서는 VI-Aircraft S/W를 이용하여 착륙장치 및 Full-Aircraft 모델을 구성하였고 조향 해석 및 활주시험 상황 모사 해석을 통하여 항공기 지상 거동 특성에 대하여 분석하였다.

**Key Words :** Aircraft(항공기), Landing Gear(착륙장치), VI-Aircraft, Ground Simulation(지상운동 해석)

## 1. 서 론

항공기가 지상에서 주행할 때 지면과 타이어 사이에 걸리는 수직하중 정보는 마찰력, 횡력 계산 시 사용되는 등 항공기 거동에 있어서 주요한 변수이다. 그러나 실제 항공기 주행 시 실시간으로 수직하중 정보를 얻기 힘들고, 실제 시험에서 발생 가능한 비정상적 활주

상황을 방지하기 위하여 사전 해석을 통해 타이어 수직하중 및 항공기 지상 거동 특성을 예측해 볼 필요가 있다. 항공기 지상 운동 해석을 위해서는 기본적으로 착륙장치 모델이 구성되어야 한다. 착륙장치는 일반적으로 유공압 방식을 사용한다. 이 유공압 방식의 착륙장치는 유압 댐퍼와 가스 스프링으로 구성되어 있고, 항공기가 착륙할 때 착륙장치에 외력(수직하중)이 가해지면 유압 댐퍼와 가스 스프링을 통하여 완충작용을 하게 된다. 이러한 유공압 방식의 착륙장치에 대한 이론적 모델 및 성능 해석 관련해서 많은 연구가 이루어졌고, 항공기 슈미 해석 관련한 연구도 진행되었다

Received: Sep. 25, 2017 Revised: Nov. 07, 2017 Accepted: Nov. 10, 2017

† Corresponding Author

Tel: +82-42-821-0722, E-mail: swj0502@add.re.kr

© The Society for Aerospace System Engineering

[1-6].

본 논문에서는 vi-aircraft s/w를 이용하여 착륙장치 및 full-aircraft 모델을 구성하였고 조향 해석 및 활주시험 상황 모사 해석 등을 통하여 항공기 지상 거동 특성에 대하여 분석하였다. 먼저 1-3장에서는 착륙장치 strut의 기본구조 및 gas force, damping force 산출 식에 대하여 기술하고, 4장에서는 vi-aircraft를 이용한 모델링 방법에 대해 기술하였다. 5장에서는 drop simulation 및 완충효율 계산을 통하여 구현된 착륙장치 모델을 검증한 내용에 대해 기술하였다. 6, 7장에서는 full-aircraft 모델 구성 후 조향 해석을 통해 항공기 roll over 특성에 대해 분석한 내용과 본 모델을 이용하여 실제 활주시험 상황 모사가 가능한지 확인한 내용을 기술하였다.

## 2. 본 론

### 2.1 착륙장치 Strut

착륙장치 strut의 shock absorber 구조는 간단히 아래 Fig. 1과 같이 나타낼 수 있고 여기에 작용하는 외력  $F_e$ 는 다음 Eq. 1과 같이 정의될 수 있다[7].

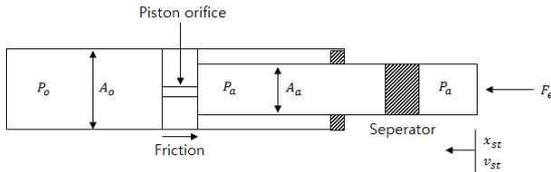


Fig. 1 Strut Shock Absorber

$$F_e = P_o A_o - P_a (A_o - A_a) + f$$

$$= \underbrace{P_a A_a}_{\text{Gas force}} + \underbrace{(P_o - P_a) A_o}_{\text{Damping force}} + \underbrace{f}_{\text{Friction}} \quad (1)$$

$F_e$ 는 external force,  $A_o$ 는 hydraulic area,  $A_a$ 는 pneumatic area,  $P_o$ 는 oil pressure,  $P_a$ 는 gas pressure,  $f$ 는 friction 값이다. 즉, 착륙장치 strut에 가해지는 힘을 gas force, damping force, friction의 합으로 나타낼 수 있다.

### 2.2 Gas Force

착륙장치 strut에 가해지는 힘에서  $P_a A_a$ 으로 표현되

는 gas force는 static/dynamic 상태 2가지 모드로 구분된다. Static 상태는 지상 활주 조건을 의미하고 dynamic 상태는 착륙 직후 충격량이 크게 나타나는 시점을 의미한다. Static 상태에서는  $P_1 V_1 = P_2 V_2$ , dynamic 상태에서는  $P_1 V_1^n = P_2 V_2^n$ 의 식으로 표현이 가능하다. 이때  $P_1, V_1$ 은 초기 상태 값이고,  $P_2, V_2$ 는 strut에 외력이 가해진 후 상태 값이다. 압력 값  $P_1, P_2$ 는 각각  $P_1 = P_{ini} + P_{atm}$ ,  $P_2 = \frac{F_e}{A_a} + P_{atm}$ 이고 외력이 가해진 후 strut deflection 이 발생함에 따라 부피 값  $V_2$ 는  $V_1 - (A_a \cdot x_{st})$ 가 된다.  $P_{ini}$ 는 initial pressure,  $P_{atm}$ 는 atmospheric pressure 값이고,  $x_{st}$ 는 strut deflection,  $A_a$ 는 pneumatic area,  $n$ 은 polytropic exponent 값이다. 이를 static, dynamic 상태에 각각 적용하면 gas force는 아래와 같이 정의된다[8].

• Static Load Case

$$F = \left( \frac{(P_{ini} + P_{atm}) V_1}{(V_1 - (A_a \cdot x_{st}))} - P_{atm} \right) \cdot A_a \quad (2)$$

• Dynamic Load Case

$$F = \left( \frac{(P_{ini} + P_{atm}) V_1^n}{(V_1 - (A_a \cdot x_{st}))^n} - P_{atm} \right) \cdot A_a \quad (3)$$

위 Eq. 2, 3과 같이 gas force의 식을 static 상태, dynamic 상태로 나누어 구할 수 있고 strut deflection 값을 통하여 gas force를 계산할 수 있다.

### 2.3 Damping Force

Damping force는 orifice 흐름을 통해 연속방정식을 세우고, 베르누이 방정식을 활용하여 계산할 수 있다[8].

• Orifice 흐름을 통한 연속방정식

$$\rho \cdot a \cdot v \cdot C_d = \rho \cdot A_o \cdot V_{st}, \quad v = \frac{A_o V_{st}}{a C_d} \quad (4)$$

• 베르누이 방정식을 통한 oil과 gas의 압력차

$$P_o - P_a = \frac{\rho v^2}{2} \quad (5)$$

앞서 strut에 가해지는 힘 중 damping force는  $(P_o - P_a) A_o$ 로 표현되므로 Eq. 4, 5를 활용하여 아래 Eq. 6 과 같이 정의된다.

$$\text{Damping force} = \frac{\rho v^2}{2} A_o = \frac{\rho A_o^3}{2 a^2 C_d^2} V_{st}^2 \quad (6)$$

Damping force 는 strut deflection rate 값을 통하여 계산이 가능하고 위 Eq. 4-6에서  $\rho$ 는 유체 밀도,  $a$ 는 orifice 면적,  $v$ 는 orifice 유체 속도,  $C_d$ 는 orifice 축소계수,  $v_{st}$ 는 shock absorber 속도,  $A_o$ 는 hydraulic area 값이다.

### 2.4 착륙장치 모델링

착륙장치 모델링은 adams를 기반으로 하는 항공기 전용 동역학 해석 프로그램인 vi-aircraft s/w를 활용하였다. 먼저 전륜/주륜 착륙장치를 구성하고 타이어 모델과 조립하여 각 착륙장치를 구현하였다. 전륜/주륜 착륙장치는 Fig. 2, 3과 같이 upper/lower drag stay, main fitting, cuff, upper/lower link, piston fork axle 등의 부품으로 구성되고 각 부품 간의 동작 방식에 맞추어 Fig. 4, 5와 같이 fixed, revolute, cylindrical, spherical joint 구속 등을 적용하였다.

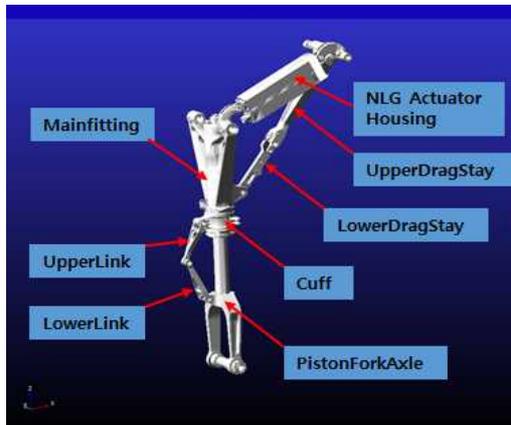


Fig. 2 Component of Nose Landing Gear

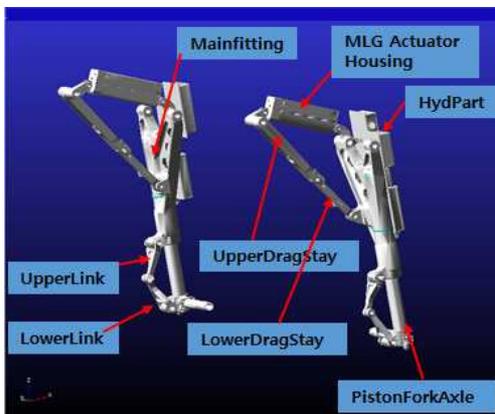


Fig. 3 Component of Main Landing Gear

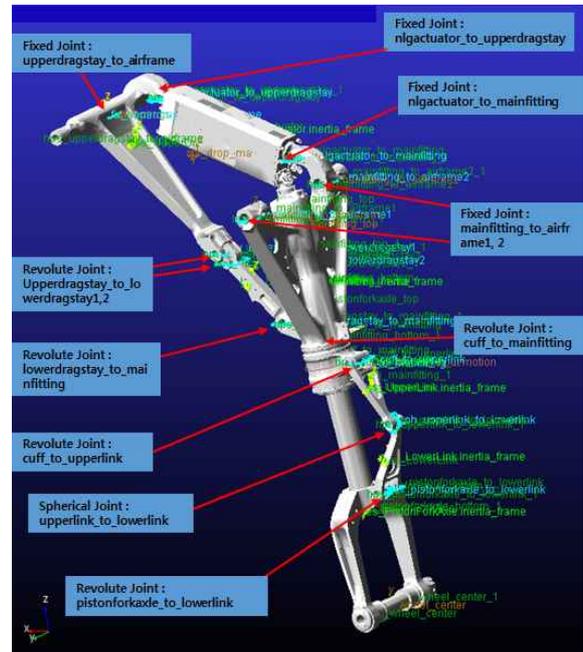


Fig. 4 Joint of Nose Landing Gear

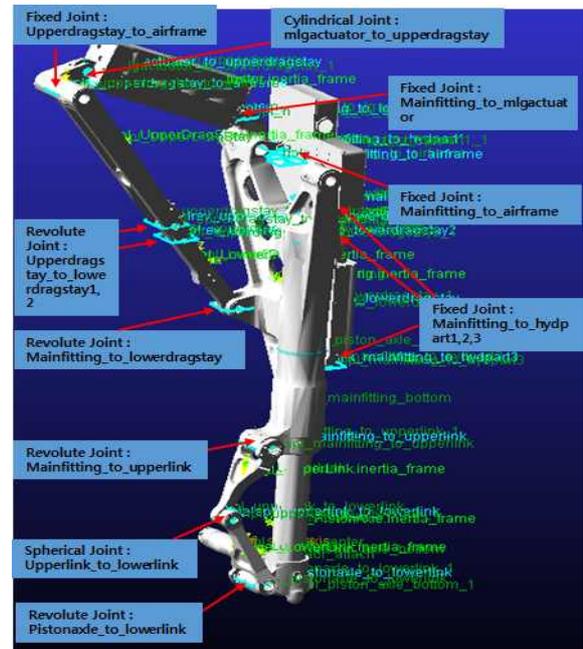


Fig. 5 Joint of Main Landing Gear

전륜 착륙장치의 경우에는 주륜 착륙장치와는 다르게 조향장치가 있으므로 Fig. 6과 같이 main fitting과 cuff 사이에 revolute joint 구속을 적용하여 조향 명령이 가해졌을 때 cuff가 회전이 가능하도록 구현하였다.

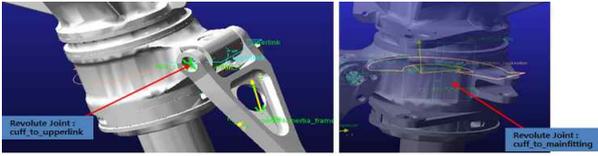


Fig. 6 Joint of Steering System

그리고 유공압 방식 착륙장치를 모사하기 위하여 strut 모델 구성은 oleo-pneumatic element를 활용하였다. 이 oleo-pneumatic element는 vi-aircraft에서 제공되는 완충장치 모델링 방법 중 하나로 설계 변수만을 이용하여 모델링이 가능하고 추후 설계 변경이 발생했을 때 간단히 설계 변수 값만 변경하면 된다는 장점이 있다. 적용된 oleo-pneumatic element는 아래 Fig. 7과 같고 입력 변수는 Table 1과 같다[9]. Oleo pneumatic element는 piston fork axle의 가장 윗부분(Top)부터 main fitting의 가장 윗부분(Top)까지 범위를 지정하여 적용하였고, 실린더 동작 범위에 대한 스트로크 제한을 두기 위해 실린더가 움직이는 범위 내에서 stopper element를 적용하였다.

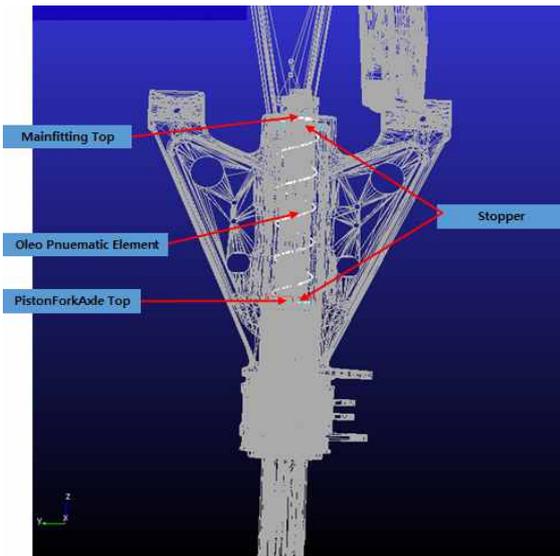


Fig. 7 Oleo-Pneumatic Element

Table 1의 입력 변수 중 air chamber polytropic exponent는 위 gas force 계산식의 n 값이고 이 값은 낙하 해석, 지상운동해석에 따라 구분되어야하므로 해석 Case 따라 1.35 (낙하 해석), 1.0 (지상운동 해석)으로 적용하였다.

Table 1 Input Parameter of Oleo Pneumatic Element in MLG, NLG

Input parameter	MLG	NLG
Net area exposed to gas pressure [ $mm^2$ ]	2281	1768
Hydraulic area of gear fluid chamber [ $mm^2$ ]	2284	1774
Recoil orifice area [ $mm^2$ ]	11	13
Normal orifice area [ $mm^2$ ]	57	45
Main orifice discharge coefficient	0.72	0.72
Density of fluid [ $kg/m^3$ ]	874	874
Fluid chamber volume for fully extended strut (stroke 0) [ $mm^3$ ]	917000	750000
Gas volume for fully extended strut (stroke 0) [ $mm^3$ ]	561000	352000
Absolute gas pressure for fully extended strut (stroke 0)	1.05	0.63
Air chamber polytropic exponent	1.35 or 1.0	1.35 or 1.0

타이어 모델링은 vi-aircraft에서 제공되는 방법 중 TR-R-64 모델을 활용하였다. 타이어 모델의 경우 타이어 사에서 제공된 load-deflection curve를 적용하는 방식을 택해도 되지만 설계 변수만으로 모델을 구성할 수 있는 TR-R-64 모델을 적용하였다. TR-R-64 타이어 모델은 다음 Eq. 7을 통하여 반력을 계산한다[9].

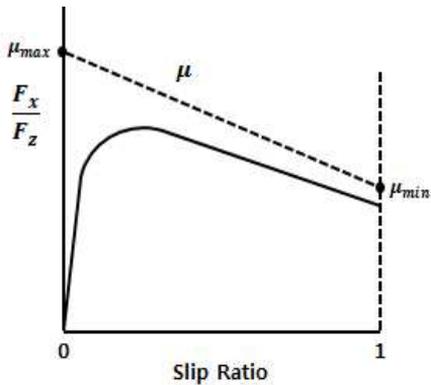
$$F_z = P_1 \cdot w \sqrt{wD_0} \cdot [0.96 \cdot \left(\frac{\delta}{w}\right) + \frac{0.216}{C_z} \cdot \left(\frac{\delta}{w}\right)^2] \quad (7)$$

$P_1$ 는 inflation pressure+0.08(rated pressure)에 해당하는 값이고,  $w$ 는 width,  $D_0$ 는 unloaded diameter,  $\delta$ 는 deflection,  $C_z$ 는 vertical force coefficient 값이다. 위 Eq. 7은 타이어가 노면과 접하는 면적 (foot print area) 과 타이어에 의해 노면에 가해지는 압력 (foot print ground pressure)을 곱하

여 얻어진다. TR-R-64 타이어 모델을 구성하기 위해 입력되는 주요 변수들은 Table 2 와 같다[9].

**Table 2** Input Parameter of TR-R-64 Tire Model

Input parameter	MLG	NLG
Tire Handling Mode	TR-R-64	
Friction Mode	Slip Ratio Based Model	
Rated pressure[psi]	11	13
Inflation pressure[psi]	57	45
Unloaded radius[in]	7.6	7.1
Width[in]	5.0	3.5
Rolling resistance	0.02	0.02
Longitudinal deflection factor	0.25	0.25
Lateral deflection factor	0.80	0.80
Footprint length factor	0.85	0.85
Footprint area ratio	0.75	0.75



**Fig. 8**  $\frac{F_x}{F_z}$  according to Slip Ratio [9]

위 Table 2에서 slip ratio based model은 TR-R-64 타이어 모델 구성 시 선택하는 friction model 중 하나로, 위 Fig. 8과 같은 slip ratio 와  $\frac{F_x}{F_z}$ 의 관계를 갖는 friction model 이 활용된다.

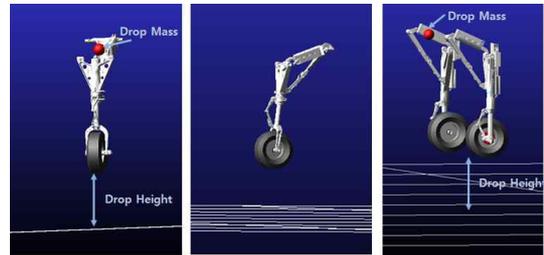
### 2.5 착륙장치 모델 검증

위와 같이 구성된 착륙장치 모델의 검증을 위하여 drop simulation을 진행하였다. Drop simulation 은

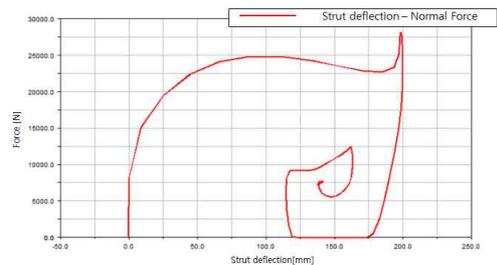
아래 Fig. 9와 같이 낙하 높이, 낙하 질량이 설정되어야 한다. 낙하 높이는 지상으로부터의 높이이고 낙하 질량은 항공기 동체에 의해 착륙장치에 작용하는 추가 하중 값이다. 그리고 이 drop simulation은 추가적인 외력 없이 중력에 의해 낙하하는 해석이다. 낙하 높이는 착륙속도  $v_z$ 를 기준으로  $h = \frac{v_z^2}{2g}$  식에 의해 설정하였고, 낙하 질량은 아래 Eq. 8과 같은 effective drop weight 값을 적용하였다[10].

$$M_e = M \frac{h + (1-L)d}{h+d} \quad (8)$$

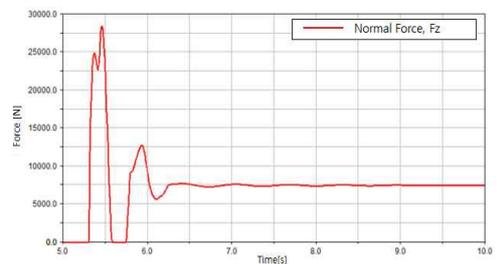
$M$ 은 associated weight (1g 조건) 값이고,  $h$ 는 drop height,  $L$ 은 lift ratio,  $d$ 는 mass travel 값이다.



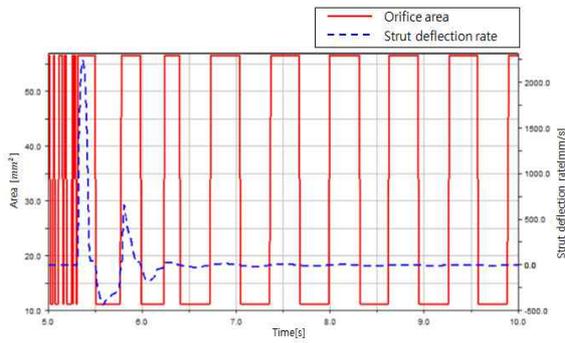
**Fig. 9** Drop Simulation



**Fig. 10** Drop Simulation Result of MLG



**Fig. 11** Drop Simulation Result of MLG



**Fig. 12** Orifice Area according to Strut Deflection Rate

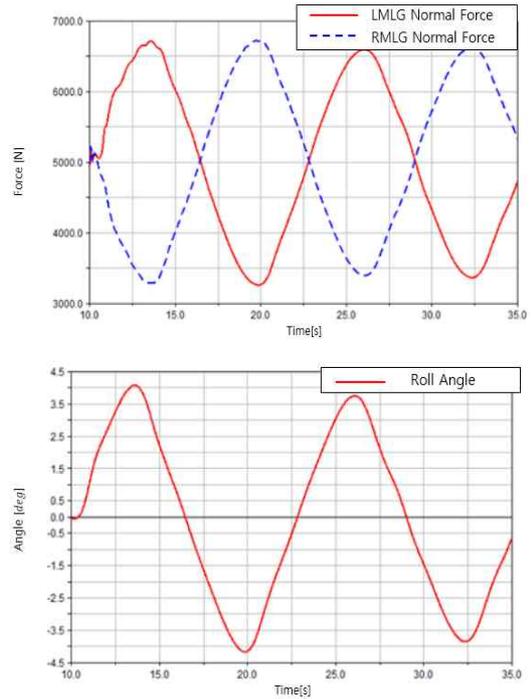
위 Fig. 10, 11은 drop simulation 후 스트로크-힘 그래프, 타이어 수직반력 결과이고 Fig. 12는 orifice 면적과 스트로크 속도 간의 관계를 보여주는 결과이다. 스트로크-힘 그래프인 Fig. 10을 통하여 77.8%의 완충효율을 갖는 착륙장치 모델임을 확인할 수 있었고 이는 gas/oil shock absorbers 의 경우 75% 이상의 완충효율을 확보해야한다는 조건을 만족한다[11].

완충효율은  $Efficiency, \% = \frac{A}{L \times S}$  식을 통하여 계산하였다. A는 스트로크-힘 그래프의 아래 면적에 해당하는 값이고, L은 maximum load, S는 maximum stroke 값이다. 또한 orifice 면적도 스트로크 속도에 따라서 설계된 값과 맞게 선택되어 감쇠함을 확인할 수 있었다.

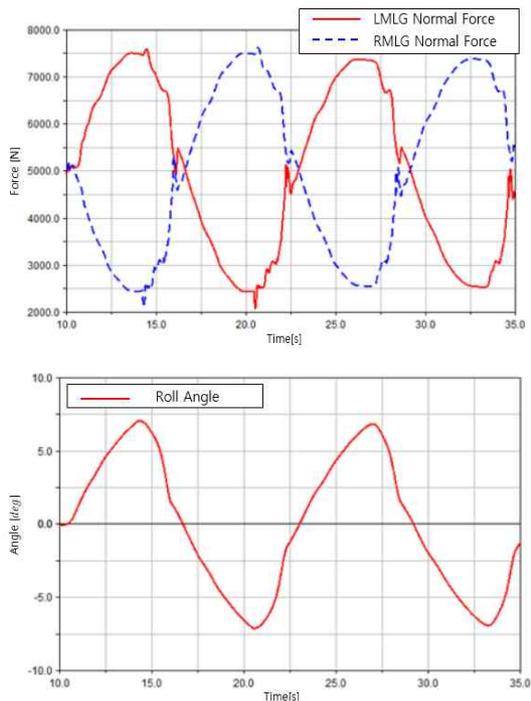
**2.6 Full-Aircraft 해석**

위와 같이 구성된 착륙장치 모델을 항공기 airframe 과 조립하여 full-aircraft를 구성하고 항공기 지상 거동 특성 분석을 위한 조향 해석을 진행하였다. 먼저 일정 조향 조건에서 속도를 증가시키면서 전복이 발생하는 속도 지점을 찾는 해석을 진행하였다. 먼저 조향 cmd 조건은 일정 크기의 sine파를 입력하였고 항공기 속도는 40 knots부터 10 knots 씩 증가시키면서 조향 해석을 진행하였다. Fig. 13-15는 조향 해석 후 항공기 속도에 따른 항공기 좌/우측 하중이동 및 roll angle 결과이다. 해석 결과 Table 3과 같이 항공기 속도가 증가함에 따라 좌/우측 하중이동 값과 roll angle 이 커짐을 확인할 수 있었고, roll over 발생하는 속도 조건도 확인할 수 있었다. 본 논문에서 활용된

full-aircraft 모델은 하중이동 8750 N 이상이 되는 순간 (roll angle : 8.3°) 우측 MLG 가 들리며 roll over 가 발생하였다.



**Fig. 13** Steering Simulation Result at 40knots



**Fig. 14** Steering Simulation Result at 50knots

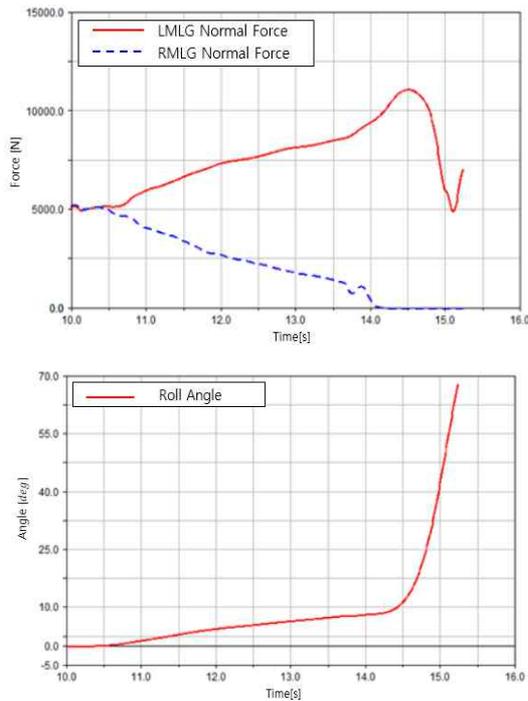


Fig. 15 Steering Simulation Result at 60knots

Table 3 Steering Simulation Result

Speed [knots]	40	50	60
$F_{zl} - F_{zr}$ [N]	3400	5000	roll over
Roll Angle [deg]	4	7	roll over

항공기 선회 시 발생하는 하중이동은 Eq. 9를 통해서 확인이 가능하다[12, 13].

$$\frac{F_{zl} - F_{zr}}{F_{zl} + F_{zr}} \approx \frac{2a_y h_R}{l_w g} \quad (9)$$

$F_{zl}$ ,  $F_{zr}$ 는 좌/우측 수직하중 값이고  $a_y$ 는 횡방향 가속도,  $h_R$ 는 항공기 CG 높이,  $l_w$ 는 좌/우측 wheel center 간 거리 값이다. 위 Eq. 9를 통하여 횡방향 가속도  $a_y$ 는 속도 제곱에 비례하므로 좌/우측 하중이동 값은 속도 제곱에 비례할 것이고 항공기 roll 거동 특성 안정화를 위해서는  $h_R$ 를 감소시키고,  $l_w$ 를 증가시키는 방안으로 설계가 이루어져야 할 것이다.

### 2.7 활주시험 상황 모사 해석

실제 활주시험에서 발생한 비정상적 활주 상황의 모사를 위하여 활주시험과 동일한 입력 조건을 full-aircraft 모델에 적용하여 해석해 보았다. 활주시험 시 조향 입력 프로파일이 조향 해석 입력으로 활용되었고 실제 항공기 속도와 유사한 속도를 모사하기 위한 thrust CMD를 입력하여 활주시험 상황 모사 해석을 진행하였다. 해석 결과 실제 상황과는 달리 비정상적 활주 상황이 발생하지 않았고, 이는 vi-aircraft를 활용하여 해석할 때 실제 발생할 수 있는 외력, 공력 등은 고려하지 않고 오로지 항공기 중량, MOI, 착륙장치 특성만을 고려하여 해석했기 때문으로 판단된다. 따라서 비행시험 데이터의  $a_x$ ,  $a_y$  값에서 해석 후 얻은 가속도  $a_x$ ,  $a_y$  값의 차가 외력이라고 가정하였고 이는 아래 Fig. 16, 17과 같다. 항공기 속도가 증가하며 조향을 하던 중 22 s 에서 (-) 방향의 외력  $F_y$ 가 급격하게 증가하는 것을 확인할 수 있고 이 외력이 비정상 활주의 원인이 되었을 것이라 판단된다.

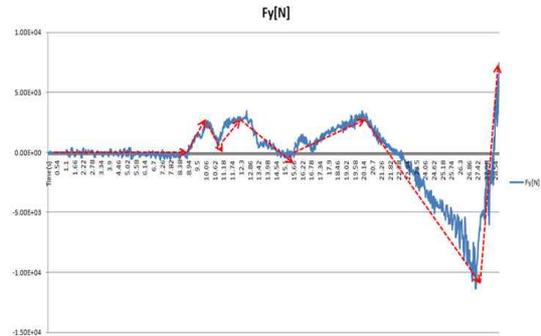


Fig. 16 External Force using [Test data  $F_y$  - Simulation data  $F_y$ ]

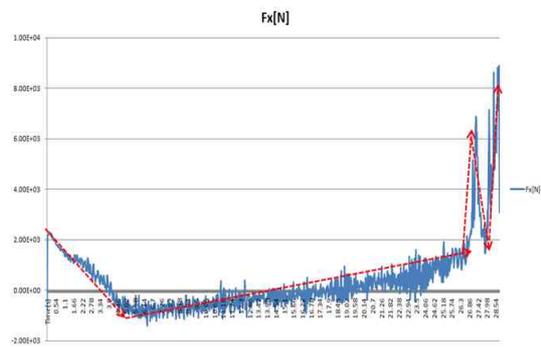


Fig. 17 External Force using [Test data  $F_x$  - Simulation data  $F_x$ ]

위와 같은 외력을 적용하여 동일한 조향, thrust CMD를 인가 후 해석한 결과는 Fig. 18-20과 같다. 해석결과와 시험데이터를 비교 분석한 결과 항공기 속도, 횡방향 가속도 모두 유사한 경향임을 확인하였고 외력이 급격하게 증가하는 구간에서 roll angle 커지며 비정상적 활주가 모사됨을 확인하였다.

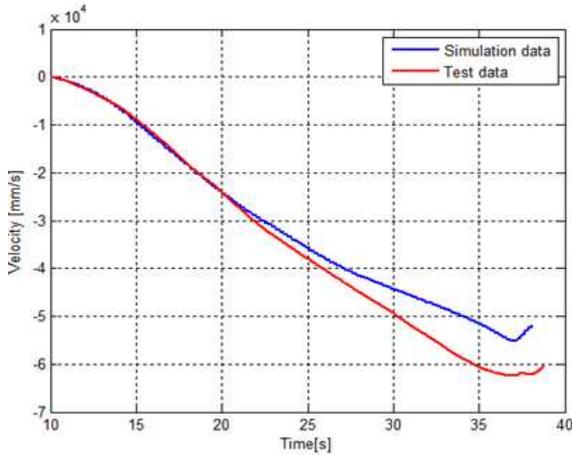


Fig. 18 Comparison of Velocity data between Simulation and Test

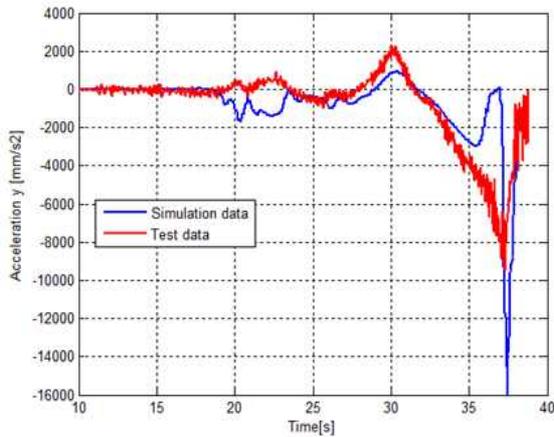


Fig. 19 Comparison of Lateral Acceleration data between Simulation and Test

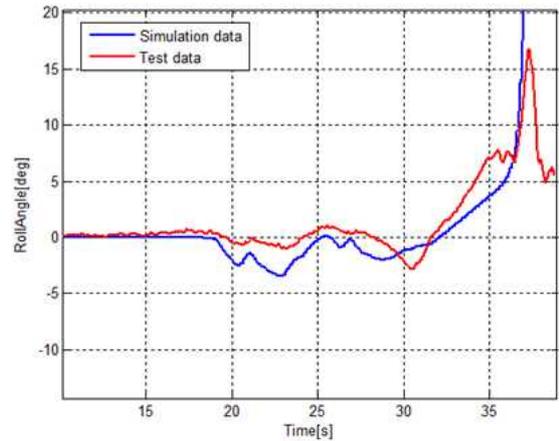


Fig. 20 Comparison of Roll Angle data between Simulation and Test

### 3. 결 론

다양한 항공기 지상운동 상황에서 발생하는 항공기 거동을 파악하기 위해서 본 논문에서는 항공기 동역학 해석 프로그램인 vi-aircraft를 활용하여 착륙장치 및 full-aircraft 모델을 구현하였다. 추후 설계 변경이 발생하더라도 손쉽게 모델 변경이 가능하도록 전륜/주륜 착륙장치, 제동장치, 휠/타이어 등 총 4개의 시스템으로 분류하여 모델링하였다.

Drop simulation을 통하여 구현된 착륙장치 모델이 75% 이상의 완충효율을 갖고 있음을 확인하였고, 이 착륙장치 모델이 적용된 full-aircraft를 활용하여 steering simulation을 진행하였다. Steering simulation을 통해 항공기 속도, 좌/우측 하중이동, roll angle 간의 관계를 확인하였고 선회 시 roll over가 발생하는 조건에 대하여 분석하였다.

그리고 활주 시험 데이터와 동일한 조건에서의 조향 해석 데이터를 비교 분석하여 실제 활주 시험 때 발생한 비정상적 활주 상황의 원인을 파악할 수 있었고 비정상적 활주 상황을 모사하였다.

이렇게 구축된 full-aircraft 모델은 다양한 상황에서의 타이어 반력 및 항공기 거동 파악이 가능하고, 실제 시험을 진행하기 전 착륙장치의 설계 검증 및 시험 결과를 예측하는 데 활용될 수 있을 것이다.

## References

- [1] J. W. Shin, T. U. Kim, S. C. Kim, J. S. Lee and S. J. Chung, "Performance Analysis of the Aircraft Landing Gear," *The Korean Society of Mechanical Engineers*, pp. 482-487, Nov. 2011.
- [2] S. Choi, J. H. Lee, K. D. Cho and C. R. Jung, "An analysis on the ground impact load and dynamic behavior of the landing gear system using ADAMS," *Journal of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences*, vol. 30, no. 4, pp. 114-122, June 2002.
- [3] J. D. Han, Y. S. Kang, O. S. Ahn and Y. S. Lee, "A Study on Parameters of SUAV Landing Gear Orifice," *Journal of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences*, vol. 37, no. 1, pp. 99-104, Jan. 2009.
- [4] W. S. Park, J. U. Hwang, Y. H. Hyun, J. H. Hwang, J. S. Bae and T. U. Kim, "Dynamic Characteristics Analysis of Landing Gear that Consider 6-Degree of Freedom of Helicopter," *Journal of Aerospace System Engineering*, vol. 2, no. 1, pp. 1-6, Jan. 2008.
- [5] J. U. Hwang, J. S. Bae, J. H. Hwang, Y. S. Hong, S. J. Park and T. K. Chung, "Nose Landing Gear Drop-test Simulation using Numerical Analysis about Orifice," *Journal of Aerospace System Engineering*, vol. 8, no. 1, pp. 18-23, Jan. 2014.
- [6] S. N. Kang, Y. Y. Kim, C. H. Kim, Y. J. Kim, J. S. Song, S. Y. Choi and J. S. Shim, "The Nonlinear Shimmy Analysis of T-50 Supersonic Aircraft Using ADAMS," *The Korean Society For Aeronautical And Space Sciences*, pp. 284-287, April 2003.
- [7] J. H. Walls, "Investigation of the Air-Compression process during Drop tests of an Oleo-Pneumatic Landing Gear," *NACA-TN-2477*, Washington, pp. 5-9, 1951.
- [8] W. J. Song, M. S. Yi, J. Y. Kwon and S. J. Chung, "Composition of the Strut model to Simulate Performance of Landing Gear," *The Society for Aerospace System Engineering Spring Conference*, Jeju, Korea, May 14-16, 2014.
- [9] VI-Grade, "VI-Aircraft 17.0 Documentation," VI-Grade GmbH, Marburg, Germany, pp. 146-165, 400-461, 2016.
- [10] NATO Standardization Agency, "STANAG 4671 (EDITION 1) - Unmanned Aerial Vehicle Systems Airworthiness Requirements," pp. 1-D-9, 2009.
- [11] N. S. Currey, "Aircraft Landing Gear Design : Principles and Practices," AIAA Inc., Washington D.C, pp. 47-50, 1988.
- [12] R. Rajamani, D. Piyabongkarn, V. Tsourapas and J. Y. Lew, "Real-Time Estimation of Roll Angle and CG Height for Active Rollover Prevention Applications," *American Control Conference*, St. Louis, MO, USA, pp. 433-438, June 10-12, 2009.
- [13] D. Odenthal, T. Bunte and J. Acjermann, "Nonlinear Steering and Braking Control for Vehicle Rollover Avoidance," *European Control Conference*, Karlsruhe, Germany, pp. 598-603, Aug. 31-Sep. 3, 1999.