論文

외연적 유한요소법을 이용한 KC-100 전방착륙장치 Spin-up, Spring-back 하중 해석

박일경*, 김성준**, 안석민***

Spin-up, Spring-back Load Analysis of KC-100 Nose Landing Gear using Explicit Finite Element Method

Illkyung Park*, Sungjun Kim** and Seokmin Ahn***

ABSTRACT

The spin-up and the spring-back are most severe load cases in the aircraft landing gear design. These load cases are caused by reciprocal action of complex physical phenomenon such as the friction between a tire and ground, inertia of the rotation of a tire and the flexibility of a landing gear structure. Generally, the empirical formula or the theoretical formula is used to calculate the spin-up and spring-back load in the early stage of the development program of the aircraft landing gear. After the materialization of the design of a landing gear, spin-up and spring-back load are acquired by the free drop test. In this study, the spin-up and the spring-back load of the rubber shock absorber type KC-100 nose landing gear are calculated by the explicit finite element analysis. Through this analysis, more accurate and realistic spin-up and spring back loads could be applied to the early phase of the development of the aircraft landing gear.

Key Words : Nose Landing Gear(전방착륙장치), KC-100, Spin-up, Spring-back, Explicit Finite Element Method(외연적 유한요소해석기법)

1. 서 론

항공기 착륙장치는 항공기 이착륙 및 지상기동 시의 항공기를 지지해주는 역할을 담당하는 항공기 주요 구성품 중 하나이다. 항공기 착륙장치는 항공기의 이, 착륙 및 활주 시 매우 다양한 하중을 겪게 되며, 이러한 다양한 하중 중 Spin-up, Spring-back 하중은 항공기 착륙장치 및 착륙장치 지지구조물 설계 시에 고려되어야 할 가장 큰 정적 하중조건 중 하나이다.

Spin-up, Spring-back 하중은 멈춰져 있던 항공기 타이어가 착륙 시 지면과 맞닿는 순간 타이어와 지면 사이에 작용하는 마찰력 성분에 의해 작용하게 되는데, 이렇게 착륙장치 휠에 지면과 평행한 방향으로 작용하는 마찰력을 Spin-up 하중이라 칭한다. 순간적으로 작용한 Spin-up 하중은 착륙장치를 구성하고 있는 구조물의 탄성 변형으로 이어지고, 이 때 Spin-up 하중의 반대방향으로 작용하는 구조진동 하중성분이 Spring-back 하중이다.

Spin-up, Spring-back 하중은 매우 큰 수직하중 성분과 동일한 평면에서 작용하는 수평방향 하중성분으로 착륙장치 및 착륙장치 지지구조물

2011년 11월 14일 접수 ~ 2011년 12월 16일 심사완료
* 서울대학교 항공우주구조연구실
** 한국항공우주연구원 항공구조팀
*** 한국항공우주연구원 항공기술실
연락저자, E-mail : mechguy77@gmail.com
서울특별시 관악구 관악로 1 서울대학교

에 더 큰 반력을 발생시키는 역할을 하게 된다. 따라서 항공기 착륙장치 및 착륙장치 지지구조물의 설계 하는데 반드시 고려되어야 할 주요 하중 조건이다.

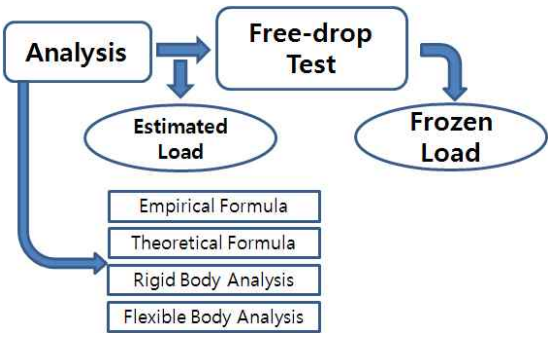

Fig. 1 Landing Gear Load Generation Process

Fig. 1은 일반적인 착륙장치 하중 생성 과정을 도식적으로 보여주는 것으로 해석적 방법을 이용하여 초기 예측된 하중으로 설계를 진행하며 이를 근거로 설계된 착륙장치의 자유 낙하 시험(Free-drop Test)을 통해 최종 하중을 확정하게 된다.

착륙장치 및 착륙장치 지지구조물에 작용하는 하중 해석에 활용 가능한 방법들로는 시험 데이터를 바탕으로 생성된 경험식, 수학적 이론식을 바탕으로 생성된 이론식, 시스템을 강체로 가정한 모델을 바탕으로 동역학적 운동방정식을 적용한 Multi-body Dynamic Analysis, 착륙장치 구조물의 탄성 및 소성 거동을 고려한 Flexible-body Dynamic Analysis 기법이 있다.

이러한 착륙장치 하중해석 기법 중 경험식, 이론식을 이용한 방법은 시스템을 고유성이나 세부적인 형태를 반영하기 힘들어 해석해의 정확도가 다소 떨어지며, 시스템을 강체로 가정한 Multi-body Dynamic Analysis는 구조물의 구조거동에 의한 Spring-back 성분 및 구조진동에 의한 하중 성분을 예측하기 어려운 단점이 있으나, 상대적으로 쉽게 하중해석을 수행할 수 있으며 형상 성숙도가 그리 높지 않은 설계 형상에 대한 해석이 가능하여, 형상변경이 빈번한 개발 초기 단계에 적합한 방법이다. 마지막 해석기법인 Flexible-body Dynamic Analysis는 착륙장치의 구조적 유연성까지 포함할 수 있어 가장 근접한 해를 구할 수 있으나, 실제 형상에 가까운 모델을 구축해야 하며, 다양한 물성치들이 포함되어야 함으로 착륙장치의 설계가 구체화되는 단계에서 수행하기 적합한 방식이다.

본 연구논문은 국토해양부 주관으로 한국항공우주산업에서 개발 중인 KC-100 항공기의 전방 착륙장치의 정적 하중 조건 중 하나인 Spin-up, Spring-back 하중 해석을 위한 외연적 유한요소기법(Explicit Finite Element Method)를 기반으로 한 프로그램인 LS-DYNA3D를 적용한 Flexible-body Dynamic Analysis 과정을 담고 있으며, 해석 결과치는 14 CFR Part23 Appendix D에 기술되어 있는 Spin-up, Spring-back 계산식과 한국항공우주연구원 고흥항공센터의 착륙장치 낙하시험 설비에서 수행된 KC-100 전방착륙장치 Limit Load Drop Test 결과와 비교하였다.[1]

2. 본 론

2.1 Empirical Load Analysis

아래 식 (1)은 FAR23 Appendix D에 기술된 Spin-up 하중을 계산하는 공식으로 다양한 항공기 착륙장치의 낙하시험을 통해 검증된 식이다.[2]

$$F_{H\max} = \frac{1}{r_e}\sqrt{\frac{2I_w(V_h - V_c)\mu F_{V\max}}{t_s}} \quad (1)$$

r_e : Effective rolling radius of wheel
V_h : Linear velocity of airplane to ground
V_c : Peripheral speed of tire
m : Friction Coefficient of tire on the ground
I_w : Rotational Moment of Inertia
t_s : time interval between contact and F_{Vmax}
W : Max. Takeoff Weight
W_e : Effective Weight
h : Limit Free-drop height

일반적으로 항공기 착륙장치 개발 초기 단계에서 Spring-back 하중은 Spin-up 하중과 동일한 크기로 반대방향으로 작용하는 것으로 가정한다.

F_{Hmax}를 계산하기 위한 변수들 중 t_s와 F_{Vmax}는 FAR23.725에 기술된 W, We, h 및 타이어 최대 변형량 등의 변수를 통해 결정할 수 있다.

표 1은 KC-100 항공기 전방착륙장치 Wheel Spin-up 하중을 FAR23 Appendix D에 기술된 식 (1)을 통해 계산하기 위해 적용된 변수값을 기술한 것이다.

표 1 Variables to calculate the spin-up load

Variable	Value	Unit
r_e	107.6	mm
I_w	67,819	kg-mm^2
V_h	3,704	mm/s
V_c	0	mm/s
m	0.8	-
W	625.8	kg
W_e	425	kg
h	439.4	mm
F_{Vmax}	18,411	N
t_s	0.115	sec
W_t	4.25	kg

2.2 외연적 유한요소 기법을 이용한 Spin-up, Spring-back 하중 해석

2.2.1 유한요소 하중 해석 모델링

앞서 기술한 바와 같이 Spin-up, Spring-back 하중해석에는 외연적 유한요소 기법으로 구성된 LS-DYNA3D가 활용되었다. 해석을 위한 유한요소 모델은 실제항공기 전방착륙장치의 구조물의 중량과 강성을 최대한 반영하며 해석의 정확도를 높이고 동시에 해석시간을 최소화 할 수 있는 형태로 생성하였다. 아래 Fig. 2는 KC-100 항공기에 적용된 전방착륙장치의 모습을 보여주는 것으로 크게 Strut, Leg, Fork, Wheel & Tire, Rubber Spring Assy 등으로 나눌 수 있다.

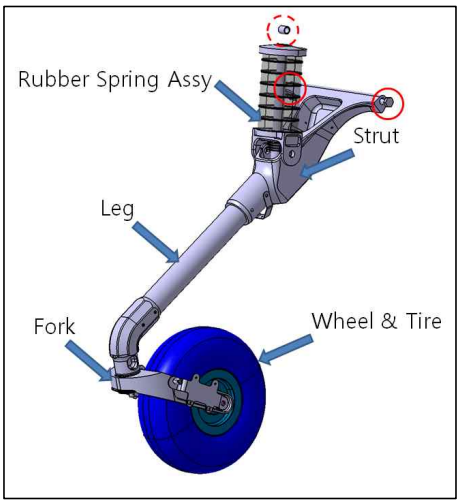

Fig. 2 KC-100 Nose Landing Gear

KC-100 전방착륙장치는 Fig. 2에 도시되어 있는 점선원과 실선원 총 3개 지점에서 지지되며, 운용 중 회전운동이 가능하도록 하기 위해 점선원은 Rod-end-bearing이 적용되며, 실선원 부분은 관통 볼트로 회전 자유도를 갖도록 구성되었다. 전방착륙장치에 적용된 재료로는 Al7050 계열의 알루미늄합금과 CRES 계열의 소재가 적용되었으며, Shock-absorber로 Rubber Pad 7장이 겹층으로 적층되어 적용되었다.

Fig. 3은 KC-100 전방착륙장치, 자유낙하시험 시 전방착륙장치 상부에서 전방착륙장치를 지지하며 동시에 Aircraft Effective Weight를 구현하기 위한 Dummy Weight를 구현하기 위한 Drop Carriage, 그리고 Impact Plate 역할을 담당하는 Ground Plate로 구성된 유한요소 모델을 보여주는 것이다.

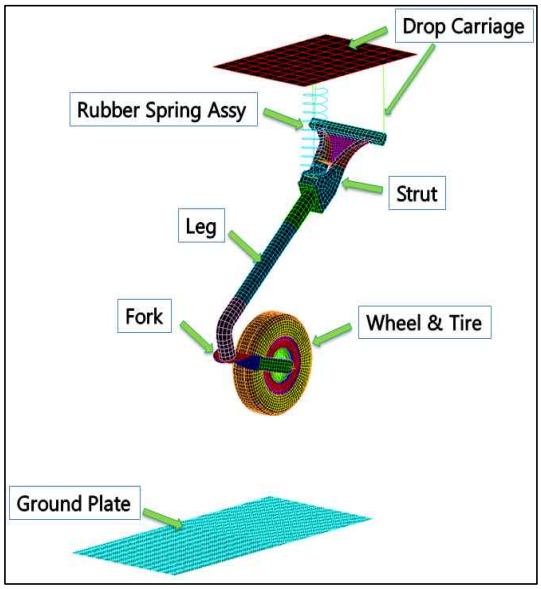

Fig. 3 FE-model for KC-100 Nose Landing Gear Dynamic Analysis

Fig. 3의 유한요소 모델에는 1-D BEAM, 1-D DISCRETE BEAM, 2-D QUAD, 3-D HEXA, 3-D PENTA 요소 등이 적용되었다. Strut는 해석의 정확도 향상과 해석시간을 단축하기 위한 간략화를 모두 달성하기 위해 대부분 2-D QUAD Mesh를 활용하여 모델링하였으며, Drop Carriage와 연결되어 회전운동의 중심이 되는 부분은 3-D HEXA 요소를 적용하였다. Fork는 원래의 형태와 강성을 모사하면서 유한요소 모델의 복잡성을 줄일 수 있도록 2-D QUAD 요소를 적

용하여 모사하였다. Ground Plate는 시험체의 Impact Plate 역할을 담당하는 Contact Surface 역할을 수행하도록 요소를 구성하였다.

전방착륙장치에서 충격을 흡수하면서 동시에 착륙하중을 지지해주는 Rubber Spring Assy는 1-D DISCRETE BEAM 요소를 통해 구현하였으며, Fig. 4와 같은 Force-Stroke Curve를 갖도록 모델에 물성을 부여하였다. 또한 Rubber Spring Assy는 스프링 역할과 동시에 댐퍼 역할도 담당하고 있으며 이를 모사하기 위해 동일한 지점에 1-D DISCRETE BEAM 요소 하나를 겹치도록 모델링하였으며, Damping Force-Rate of Stroke Curve를 적용하여 모델에 포함시켰다.

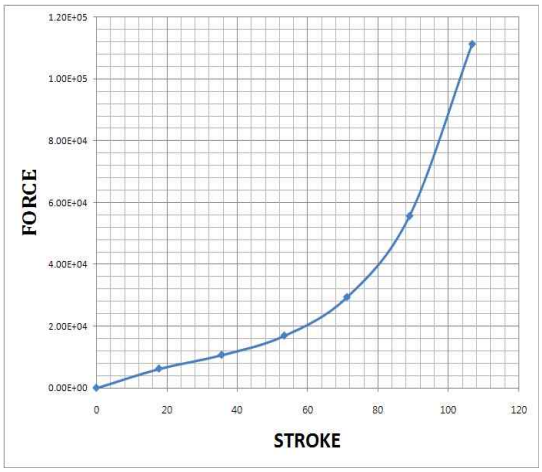

Fig. 4 Force-Stroke Curve of Rubber Spring

2.2.2 타이어 모델

항공기 착륙장치에서 타이어의 역할은 지면에서의 이동을 위한 회전운동 뿐 아니라, 항공기이, 착륙 시 동체로 전달되는 충격하중을 최소화하는 충격흡수체로서의 역할도 수행한다. 더욱이 착륙장치 낙하시험 시 1차적으로 충돌에너지를 흡수하는 역할을 담당하는 매우 중요한 구성품이다. 따라서 타이어에 변형량에 따른 작용하중에 대한 해석모델의 검증과정을 수행하였으며, 실제 타이어의 Deflection-Load Curve는 적용된 타이어 제작사에서 제시한 데이터를 활용하였다.

KC-100 항공기 전방착륙장치에 사용된 타이어는 Aircraft tire type III 5.00-5 10PR이며, 적용된 공기압력은 88 psi (약 0.6 MPa) 이다. 그리고 타이어에 적용된 Wheel 은 마그네슘합금으로 구성된 모델을 적용하였다.

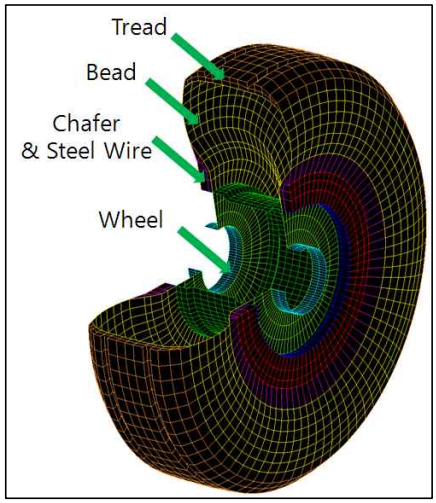

Fig. 5 FE-model of Wheel & Tire

Fig. 5는 해석에 적용된 타이어의 유한요소 모델을 보여주는 것으로 타이어 부분인 Tread, Bead, Chafer, Steel Wire와 Wheel 부분으로 구성된다. 타이어와 지면이 직접 맞닿는 Tread 부분은 실제 타이어와 같이 고무로만 구성되도록 하였으며 3-D 요소를 이용하여 구현하였다. Bead 부분은 고무와 섬유층의 혼합 적층된 모델을 하나의 모델로 구현하였으며, 2-D QUAD 요소로 구성하였다. 타이어의 가장 안쪽에서 타이어 형태를 잡아주는 Chafer와 내부의 Steel Roof는 3-D 요소와 1-D BEAM 요소를 적용하여 모델링하였으며 Steel Roof의 단면적과 동일한 단면을 갖는 BEAM 요소로 구현하였다.

구성된 Wheel & Tire 유한요소 모델은 Spin-up 하중에 가장 큰 영향을 미치는 회전 관성 모멘트 및 중량을 실제 타이어와 거의 유사하도록 반영하였다. 실제 항공기 타이어 내부에 공기압이 인가되었을 때 타이어의 팽창에 의한 타이어의 회전 관성 모멘트가 공기압이 작용하기 이전보다 큰 값을 갖게 된다. 이렇듯 팽창되는 타이어의 회전 관성 모멘트를 해석에 부여하기 위해, 해석 시 타이어에 공기압이 가해졌을 때 실제 타이어에 공기압이 작용하였을 경우 타이어의 팽창된 사이즈와 동일한 사이즈로 변형되도록 반복해석을 수행하였다.

Fig. 6은 Wheel & Tire 모델의 해석 결과와 실제 Deflection-Load Curve를 비교하는 것으로 해석은 총 1초 동안 3.5 inch의 Stroke가 발생하도록 하였으며, 초기 압력이 작용한 이후 동적으로 안정화되기 위한 초기 해석 시간을 부여하였다.

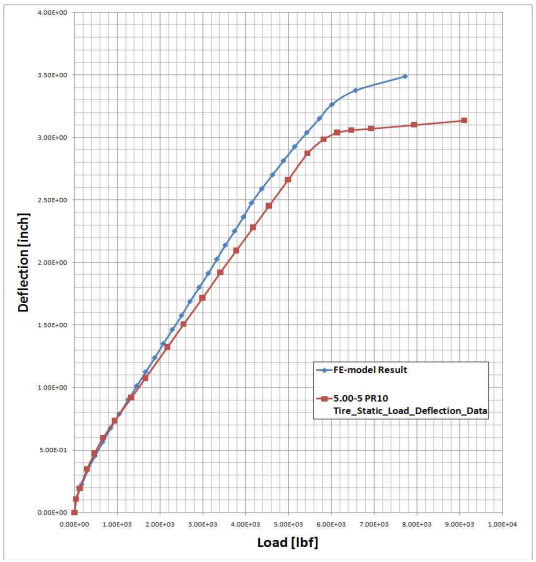

Fig. 6 Comparison between the Analysis and Test of the Load-Deflection Curve

2.2.3 초기 해석 및 결과 분석

구성된 KC-100 전방착륙장치 자유 낙하 유한요소해석 모델은 실제 자유낙하 조건과 유사한 경계조건과 하중 및 초기 조건을 부여하였다. 부여된 경계조건은 Drop Carriage의 Z-방향으로의 자유도 허용과 Ground Plate를 완전히 구속하였다. 또한 전방착륙장치와 Drop Carriage 간의 운동도 실제 착륙장치와 동일하도록 자유도를 설정하였다.

해석 모델에 부여된 하중 조건으로는 Limit Load Free Drop Condition으로 -Z 방향으로 중력이 작용하도록 하였으며, 표 1에 기술된 바와 같이 439.4 mm를 자유 낙하 하도록 설정하였다.

해석 모델의 초기조건은 Z, V_Z=0와 실제 자유낙하 시험에서 Spin-up 하중을 측정하기 위해 적용하는 Pre-rotation 방식을 그대로 적용하여 타이어를 204.07 rad/s 회전속도로 회전하도록 하였다.

Fig. 7과 Fig. 8은 초기 외연적 유한요소해석을 통해 얻은 KC-100 항공기 전방착륙장치의 Limit Free Drop 해석 결과 중 휠에 작용하는 하중을 확인할 수 있는 지면과의 접촉력의 시간에 따른 변화를 보여주는 것으로, 지면과 접촉된 후 약 0.025초 동안 타이어와 지면 사이의 회전 마찰에 의해 발생하는 Spin-up 하중이 약 7.3 kN 가량 발생함을 확인할 수 있다.

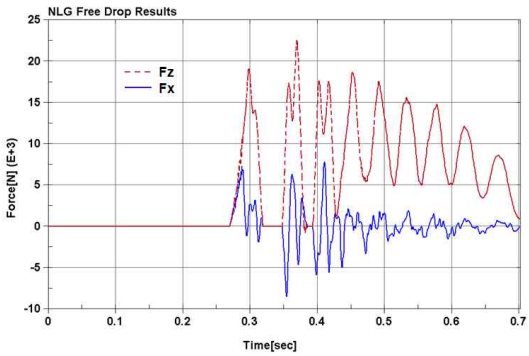

Fig. 7 Contact Force History of Limit Load Free Drop Analysis

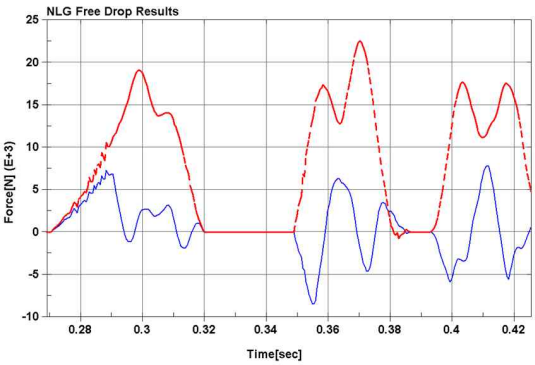

Fig. 8 Magnified Contact Force History during First Three Rebound in Fig. 7

Fig. 7과 Fig. 8의 하중 변화 곡선을 통해 확인할 수 있는 사항으로 Spin-up 하중 발생 후 바로 뒤 이어 나타나게 되는 Spring-back 하중은 미미한 수준(1.2 kN)으로 나타나고 있음을 볼 수 있다. 그런데 한 가지 확인 할 수 있는 사항은 첫 번째 지면과의 충돌 이후 두 번 가량 타이어가 지면에서 튀어 오르는 것을 볼 수 있으며 이 때 Rubber-Spring의 큰 압축변형에 의해 타이어가 지면에 다시 닿을 때 F_x 방향으로 매우 큰 하중이 작용하게 되는 것을 확인할 수 있다. 이러한 현상은 Oleo-pneumatic Shock Strut가 적용된 착륙장치에서는 나타나지 않는 현상으로, 초기 Spin-up, Spring-back 하중보다 오히려 더 큰 하중이 작용하고 있는 것으로 실제적인 수평방향 하중 성분이 첫 번째 충돌 이후 나타나고 있다.

따라서 착륙장치 및 착륙장치 주변지지 구조물 설계 시 설계 하중 선정에 이를 고려해야 하며 특히, 이때 휠 중심점의 위치에 따른 하중을

고려하여 착륙장치 지지구조물에 작용하는 하중 조건을 선정해야 함을 해석 결과에서 나타난 전방착륙장치의 거동을 통해 확인할 수 있다.

2.2.4 해석 결과 검증 및 보정

앞서 기술한 Limit Load Free Drop 해석의 결과는 시험치와의 보정을 통한 검증 전 해석 결과로 Fig. 9에 도시된 Limit Load Free Drop Test 결과와 다소 차이가 발생함을 알 수 있다.

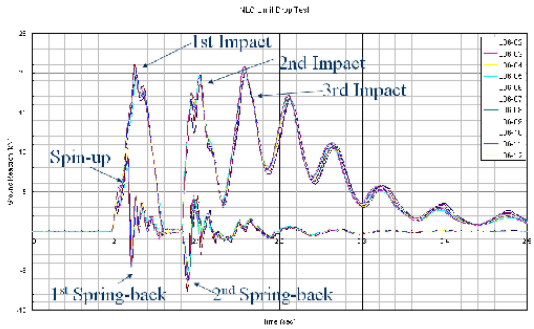

Fig. 9 Limit Load Free Drop Test Result

Fig. 9의 시험결과와 Fig. 7의 초기 해석 결과의 차이는 1st Impact와 2nd Impact의 크기가 다르게 나타나고 있으며 3rd Impact의 크기 또한 차이가 나타나고 있다. 이러한 해석과 시험치의 차이는 실제 형상과 해석 모델간의 형상 차이와 Rubber Spring Assy의 입력 물성의 차이에 의해 발생한 것으로 판단된다.

Fig. 10은 시험결과와의 차이점을 보완하기 위한 해석 모델의 구조적 강성 및 형상 특성을 보완하고, Rubber Spring Assy의 댐핑 물성치를 수정하여 재해석을 수행한 결과로 1st Impact와 2nd Impact가 거의 동일한 값을 나타내고 있음을 확인할 수 있다.

1st Impact의 경우 시험 결과에서 발생하는 1st Spring-back 하중 성분이 해석 결과에서는 크게 나타나지 않는 오차가 발생하고 있으나, 1st Spring-back 하중 성분의 크기가 2nd Spring-back 하중 성분의 크기보다 크지 않기 때문에 Spin-up, Spring-back 하중해석에 큰 영향을 미치지 않는 것으로 판단된다.

2nd Impact의 하중변화 곡선은 시험치와 해석치가 거의 완벽하게 일치하고 있으며, KC-100 전방착륙장치 설계 및 지지구조물 설계 시 Spin-up, Spring-back 하중 성분으로 1st Impact의 Z 방향 최대 하중성분과 Spin-up 하중의 조합 하중과 2nd Impact Z 방향 최대 하중성분과 2nd Spring-back 하중성분의 조합 하중 성분이 적용되었다.

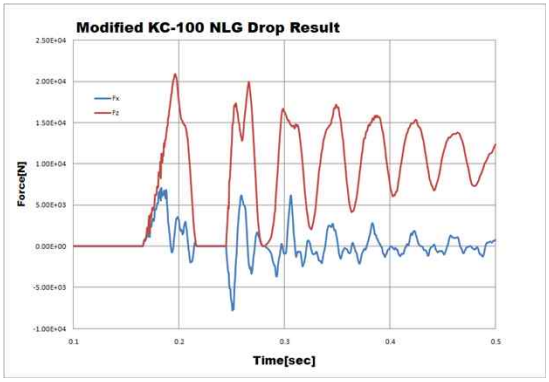

Fig. 10 Verified Limit Load Drop Analysis result

3rd Impact의 경우 시험치와 해석치 간의 차이가 여전히 크게 나타나고 있으며, 이와 같은 3rd Impact의 차이는 시험체를 고정하고 있는 치구의 고유진동에 의한 거동과 시험체의 거동이 Coupling 되어 나타나는 현상으로 판단된다.

3rd Impact 하중의 경우 1st, 2nd Impact 하중조건에 비해 크기가 작아 정적 하중조건으로 포함되지 않았으며, 본 연구에서는 1st, 2nd Impact에 주안점을 두고 해석 모델의 Verification 과정을 수행하였다.

표 2는 FAR 23 Appendix에 기술되어 있는 Spin-up, Spring-back 하중 계산법(수식 1)에 의해 계산된 하중과 외연적 유한요소해석을 통해 추출한 하중을 비교하고 있는 것으로, FAR 23의 계산 하중이 더 작게 나타나고 있다.

표 2 Load Comparison Between FAR23 and Explicit FEA

	FAR23		Explicit FEA	
	F_Z	F_X	F_Z	F_X
Spin-up	18,144	7,118	21,329	7,216
Spring-back	18,411	-7,118	20,407	-7,535

이러한 하중의 결과는 초기 단계 설계 시에 적용하는 하중이 다소 보수적인 값을 가져야 하

는 조건에 부합되지 않는 것으로, KC-100과 같은 형식의 전방착륙장치 적용 항공기의 Spin-up, Spring-back 하중 해석에 FAR 23 식을 그대로 적용할 경우 설계가 성숙되는 단계에서 재설계를 요하는 위험도를 야기할 수 있음을 시사한다. 또한 본 연구를 통해 생성한 외연적 유한요소기법을 활용한 전방착륙장치 Spin-up, Spring-back 하중 해석 기법을 항공기 개발 초기단계부터 적용할 경우 항공기 개발 위험도를 낮출 수 있으며 성능이 우수한 착륙장치 및 지지구조물 개발이 가능할 것이다.

3. 결 론

본 연구를 통해 KC-100 항공기의 전방 착륙장치 정적 하중 조건 중 Spin-up, Spring-back 하중의 외연적 유한요소법을 이용한 하중 해석 모델을 구축하고 이에 대한 해석 기법을 생성하였다. 또한 항공기 착륙장치의 Free Drop Test 시의 거동을 예측함으로써 현실적인 하중을 적용하기 위한 방법을 구축하였다.

초기 수행된 외연적 유한요소 해석 결과는 전방착륙장치 낙하시험 결과치와의 검증 및 보정과정을 거친 후 정확도가 향상된 모델로 재 생성되었으며, 항공기 개발 시 Spin-up, Spring-back 하중 해석의 효과적이고 정확한 기법으로 활용 가능함을 확인하였다.

향후 3rd Impact 이후의 Impact 하중에 대한 해석 정확도가 향상된 해석 모델을 생성함으로써 전방착륙장치 지지구조물의 정적 하중 뿐 아니라, 피로하중 생성 시에도 주요한 하중 해석 방법으로 활용 가능할 것이다.

후 기

본 연구는 국토해양부 항공안전기술개발사업의 연구비 지원(07항공-안전02)에 의해 수행되었습니다.

참고문헌

[1] ‘14 CFR Part23’, Federal Aviation Administration, Jan, 2008

[2] J. A. Hootman and A. R. Jones., "Results of Landing Tests of Various Airplanes". NACA Technical Note 863, National Aeronautical Space Administration., Sept, 1942

[3] ‘LS-Dyna? Keyword User’s Manual’. Version971, Livermore Software Technology Corporation, May, 2007.

[4] ‘Ground Loads and Landing Gear Strut Attachment Loads’. KC-100 Load Issue 2, Vol III, Korea Aerospace Industry, July, 2010.