

技術論文

DOI: <http://dx.doi.org/10.5139/JKSAS.2012.40.7.601>

착륙장치 내추락 설계 및 시험평가

김태욱*, 이상욱*, 신정우*, 이승규*, 김성찬*, 황인희*, 조정준**, 이제동***

Crashworthy Design and Test of Landing Gear

Tae-Uk Kim*, Sang Wook Lee*, Jeong Woo Shin*, Seung Kyu Lee*, Sung Chan Kim*,
In Hee Hwang*, Jeong-Jun Jo** and Jedong Lee

ABSTRACT

The main function of a landing gear is to absorb the impact energy during touchdown. It is occasionally required for landing gear to have crashworthiness for improving survivability and safety in case of emergency landing. This paper introduces the design concept, performance analysis and drop test procedures for the development of the crashworthy landing gear. The shock absorbing ability and the crash behavior are proved by analyzing various sensor data and video clips from high speed camera recording during drop tests.

초 록

착륙장치는 완충장치를 이용하여 항공기 착륙 시의 충격을 흡수하는 역할을 한다. 군용 헬기를 비롯한 일부 항공기에서는 비상 착륙시 탑승원의 생존성과 안전성을 향상시키기 위해, 착륙장치에 내추락 요구조건을 부여하기도 한다. 이 논문에서는 관련 규정에서 요구하고 있는 내추락 요구조건을 충족하는 착륙장치 설계 개념을 제시하고, 성능해석 및 낙하시험을 통한 입증 과정을 소개한다. 추락 시 착륙장치 충격흡수 능력과 거동은 낙하시험 시 측정된 다양한 센서 데이터 및 고속 카메라로 촬영한 동영상 분석을 통해 확인할 수 있다.

Key Words : Landing Gear(착륙장치), Shock Absorber(완충장치), Crashworthy Design(내추락설계), Drop Test(낙하시험)

1. 서 론

착륙장치는 완충장치(Shock Absorber)를 통해, 항공기 착륙 시의 충격을 흡수하는 역할을 한다. 다양한 종류의 완충장치가 있지만, 완충효율 측면에서 가장 우수한 것은 유공압(Oleo-pneumatic)

방식이다. Fig. 1은 유공압 완충장치의 기본 작동 원리 및 전형적인 지상 반력(Ground reaction) 곡선을 나타낸 것이다. 오일 댐퍼와 가스 스프링으로 구성된 완충장치가 착륙 시의 충격을 흡수, 소산시켜 항공기 기체로의 하중 전달을 최소화하게 된다. 군용 헬기를 비롯한 일부 항공기에서는 비상 착륙시 탑승원의 생존성을 향상시키기 위해, 착륙장치에 내추락성(Crashworthiness) 요구조건을 부여하기도 한다. 추락시의 속도는 항공기의 통상적인 착륙 속도보다 훨씬 크며, Fig. 1과 같은 일반적인 완충장치로는 효율적인 에너지 흡수를 기대할 수 없다. 따라서, 내추락 요구조건

† 2011년 9월 6일 접수 ~ 2012년 6월 1일 심사완료

* 정회원, 한국항공우주연구원

** 정회원, 현대위아(주)

*** 정회원, 국방과학연구소

교신저자, E-mail : lsw@kari.re.kr

대전광역시 유성구 과학로 115

의 충격을 위해서는, 기체로 전달되는 하중을 제한하면서 충격 에너지를 흡수할 수 있는 부가적인 장치의 적용이 필요하다. 또한, 착륙장치의 파손으로 인한 인명 손상, 폭발 등을 방지하기 위한 설계 도입도 필요하다. 이에 따라 다양한 설계 개념이 제시되고 있으며[1], 각각의 장단점을 분석하여 대상 항공기에 가장 적합한 방식을 찾는 과정이 필요하다. 이 논문에서는 관련 규정에서 요구하고 있는 내추락 요구조건을 충족하는 설계 개념을 제시하고, 성능해석 및 낙하시험을 통한 입증 과정을 소개한다.

II. 내추락 설계

착륙장치의 내추락 요구조건을 정의하고 있는

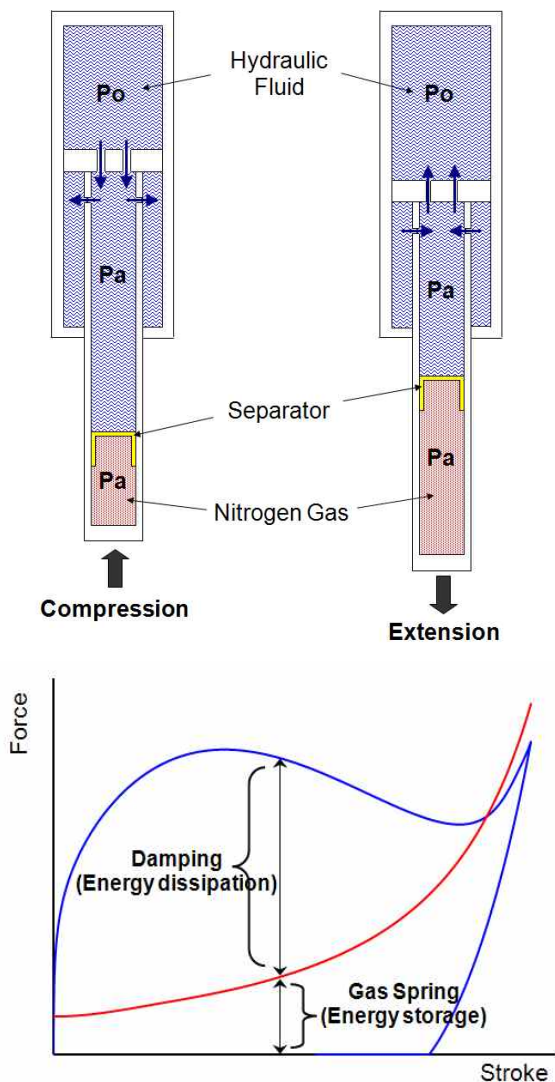


Fig. 1. Typical shock absorber behavior

문헌으로는 MIL, Def Stan[2-3] 등이 있다. 미 군사 표준서인 MIL-STD-1290에서는 항공기 내추락성 확보를 위해 추락 시 에너지 흡수에 기여하는 착륙장치, 기체구조, 조종석을 포함하는 통합적 시스템 분석을 요구하고 있다. 또한, 헬리콥터 착륙장치의 경우, 동체가 지면에 닿기 전까지 $V_z=20 \text{ ft/s} \rightarrow 0 \text{ ft/s}$ 감속에 해당하는 에너지를 흡수해야 한다고 정의하고 있다. Def Stan에서는 착륙장치가 사전에 계획된 방식으로 붕괴(Collapse)되어, 조종실이나 승무원 탑승공간, 연료 격실 등으로의 침투가 발생하지 않도록 설계되어야 한다고 기술하고 있다. 또한, 헬기 추락 사례로부터 수집한 데이터를 이용하여, Table 1과 같은 추락속도 별 생존율을 정의하여 설계에 참조하도록 하고 있다.

이 논문에서는 전륜(NLG) 및 주륜 착륙장치(MLG)로 구성되는 착륙장치의 내추락 설계에 대해 기술하였다. 전륜 착륙장치는 항공기 조종석 하부 동체 중앙부에 위치하기 때문에, 조종실로의 침투를 방지하기 위해 일정 속도 이상에서는 붕괴되어 Fig. 2와 같이 휠 베어로 접혀 들어가도록 설계하는 것이 일반적이다. 주륜 착륙장치는 Fig. 3과 같이 추락 후 동체 하부면이 지면에 닿는 순간까지 기체를 감속시키며 에너지를 흡수하고, 이 과정에서 기체로 전달되는 하중을 최소화하는 역할을 할 수 있도록 설계한다.

전륜 착륙장치의 경우, 추락시 전륜 착륙장치가 조종실 바닥면을 뚫고 조종석으로 침범하지 않도록 하는 붕괴 과정을 우선 결정해야 한다. 이 논문에서는 특정 하중에서 Fig. 2와 같이 전륜 착륙

Table 1. Crash survivability

Percentile of potential crash survivability	Vertical velocity change (m/s)
80	10.0
85	10.5
90	11.5
95	13.0

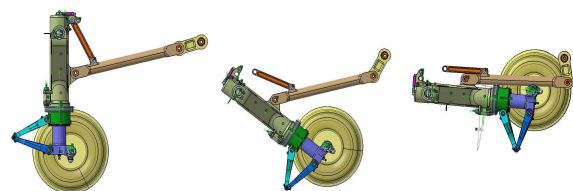


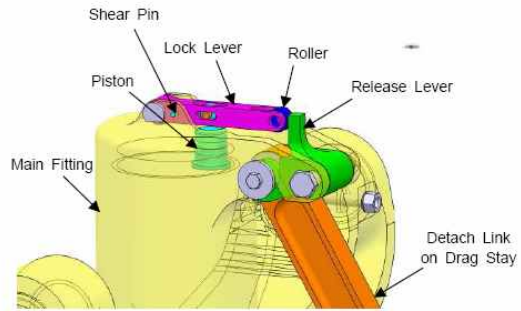
Fig. 2. Crash behavior for NLG



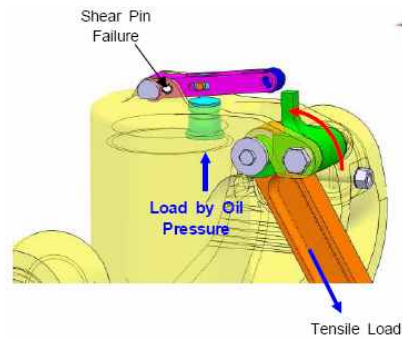
Fig. 3. Crash behavior for MLG

장치 완충장치와 드래그 스테이가 분리된 후, 전륜 착륙장치가 회전하여 동체 휠 베일로 들어가도록 붕괴 과정을 설정하였다. 붕괴 과정이 결정되면, 특정 하중조건에서 완충장치와 드래그 스테이를 분리시키는 파손 장치(Failure mechanism)를 설계해야 한다. 이를 위해서는 일정 속도 이상에서 착륙장치 붕괴를 유발하는 Triggering 장치가 필요하며, 이는 Shear Pin과 같이 일정 하중(압력)에서 파손되도록 설계된 부품을 통해 구현할 수 있다. Fig. 4는 전륜 착륙장치에 적용된 Triggering 장치의 예로, 파손 장치 개념을 나타낸 것이다. Fig. 4에서 실린더 역할을 하는 Main Fitting 내의 오일 압력이 일정 수준을 넘어서면 Shear Pin 파손 → 레버 풀림 → 링키지 Detach가 순차적으로 발생하여, 전체 전륜 착륙장치가 Fig. 2에 표시한 것과 같이 계획된 방식으로 붕괴할 수 있게 된다. 파손 장치에서 가장 기본이 되면서 중요한 부분이 일정 하중(압력)에서 파손되어야 하는 Shear Pin이다. Shear Pin이 설계 시 설정한 하중보다 작은 하중에서 파손되면 추락 시 착륙속도보다 낮은 착륙속도에서도 전륜 착륙장치가 붕괴되어 의도하지 않은 큰 사고로 이어질 수 있으므로, Shear Pin은 반드시 추락 착륙조건 이상에서만 파손되도록 설계되어야 한다. 이에 따라 Shear Pin 설계 시에는 Shear Pin을 제작하는 재료의 강도 범위와 인터페이스 되는 상대 부품들의 공차 등을 종합적으로 고려하더라도 추락 착륙조건에 해당하는 하중(압력)에서만 파손이 이루어질 수 있도록 해야 한다. Shear Pin을 포함한 파손 장치는 높은 신뢰성 확보가 필수적이므로 해석뿐 아니라, 쿠편 시험, 설계 개발시험을 통해 단계적으로 해당 설계를 입증한 후 착륙장치에 적용하게 된다. Shear Pin 설계 및 쿠편 시험, Failure mechanism 설계 개발 시험 관련하여 보다 상세한 내용은 참고문헌 [4]에 기술되어 있다.

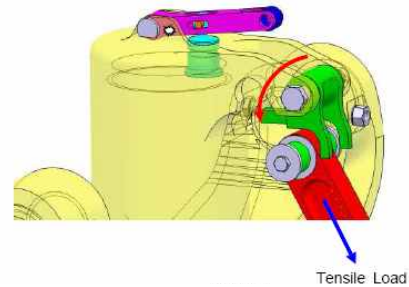
주륜 착륙장치는 항공기 추락 시에도 동체 하부 면이 지면에 닿을 때까지 충격 에너지 흡수에 기여해야 하므로, 이를 위한 추가적인 장치가 필요하다. 추가적인 장치에는 완충장치에 복합재



(a) Before Crash



(b) Actuation



(c) Failure

Fig. 4. Concept of failure mechanism

튜브, 허니콤 구조 등을 장착하고, 추락 시 이의 파손을 이용하여 충격을 흡수하는 방법도 있으나, 중량, 비용 및 유지관리 관점에서 취약하다. 이 논문에서는 압력-릴리프(Pressure-relief) 방식의 Blow-off 밸브를 소개한다. Blow-off 밸브 방식은 기존의 완충장치에 비상 착륙 시의 감쇠력을 조절하는 Crash 오리피스만이 추가되므로, 설계가 단순하고 추가적인 중량 증가가 작다는 장점이 있다. Fig. 5는 Blow-off 밸브의 기본 작동원리를 나타낸 것이다. 일반적인 착륙조건에서는 Fig. 5(a)와 같이 Normal 오리피스만이 작동하지만, 비상 착륙속도에서는 Fig. 5(b)와 같이 증가된 완충장치 내압에 의해 Crash 오리피스가 열려 Normal 오리피스와 동시에 작동하게 되어, 하중의 급격한 증가를 제한하고 에너지를 흡수하게 된다.

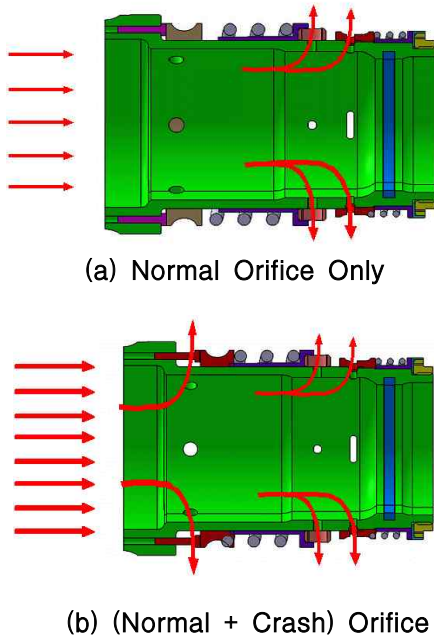


Fig. 5. Concept of blow-off valve

III. 성능 해석

내추락 설계 입증을 위해 먼저 성능 해석 (Performance Analysis)을 통해 완충장치의 거동을 확인한다. 본 논문에서는 착륙장치 성능 해석을 위해 다물체 동역학 해석용 상용 소프트웨어인 VI-Aircraft를 사용하였다. VI-Aircraft를 이용하여 착륙장치 성능해석을 수행하려면 먼저 개별 착륙장치에 대한 모델을 구성해야 한다. 이를 위해 착륙장치 핵심 부품인 완충장치를 구성하는 오일 댐퍼(Oil Damper), 가스 스프링(Gas Spring) 특성과 타이어의 하중-변위 곡선을 지정하는데, 각각의 데이터는 텍스트 파일로 입력하며 소프트웨어 상에서 이를 그래프 형태로 확인할 수 있다. 또한, 완충장치의 피스톤, 실린더 등의 주요 부품을 생성하고, 연결부 개념에 따라 적절한 Joint를 지정한다. 착륙장치의 각 부품과 항공기 기체는 기본적으로 강체 모델(Rigid Model)을 사용하지만, 유한요소 모델을 활용, 유연체(Flexible Body)로 모사하여 성능 해석을 수행할 수도 있다.

Fig. 6은 VI-Aircraft를 이용해 구성한 착륙장치 성능해석용 모델 예시를 나타낸 것이다. 주륜 착륙장치에 적용하는 Blow-off 밸브의 경우, 압력 변화에 따라 Fig. 7과 같은 거동 특성을 나타낸다. Fig. 7에 나타난 Normal/Crash 오리피스 면적(A_1 , A_2), Blow-off 시점의 압력(P_1 , P_2) 등은 반복적인 해석을 통해 최적의 값을 찾게 된다.

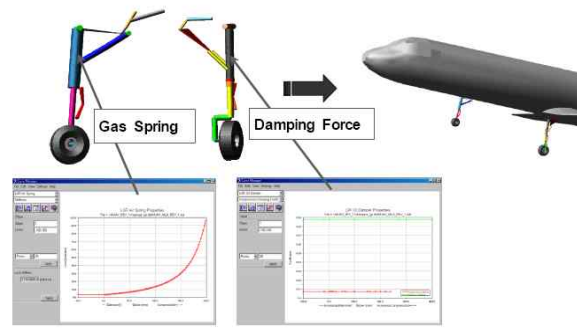


Fig. 6. Performance Analysis Model

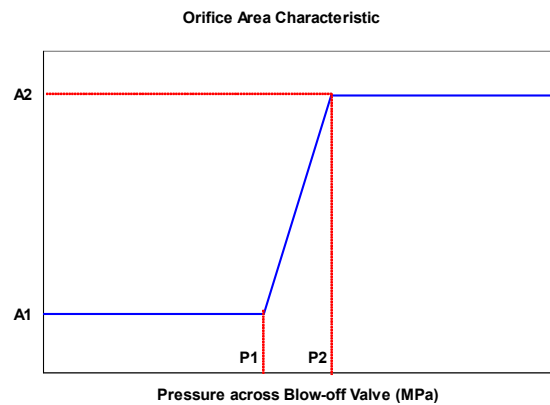


Fig. 7. Blow-off characteristics

착륙 과정의 초기에 작용하는 감쇠력은 착륙 속도의 제곱에 비례한다. 완충장치의 댐핑 오리피스는 발생 빈도가 가장 높은 착륙속도 영역에 최적화되어 있기 때문에, Crash와 같은 비정상 착륙일 경우 유압 댐퍼에 의해 과도한 하중이 기체로 전달될 수 있다. 이 때, Blow-off 밸브를 작동시켜 오리피스 면적 변화를 통해 하중을 제한하고, 일정 속도까지의 에너지를 흡수하게 된다. Fig. 8은 Normal 댐핑 오리피스만을 적용한 경우, 착륙속도 증가에 따른 지상반력 분포를 나타낸 예이다. 속도가 커질수록 최대 하중이 급격히 증가하고, 완충효율이 나빠짐을 알 수 있다. Blow-off 밸브를 적용할 경우, 완충장치 내 압력이 일정 수준을 넘어서면 Crash 오리피스가 열려 감쇠력을 감소시키게 된다. Fig. 9는 Blow-off 밸브 적용 전, 후의 결과를 비교한 것이다.

전륜 착륙장치의 Collapse mechanism도 설계 단계에서는 동적 시뮬레이션을 통해 작동을 입증한다. 추락 속도에서 완충장치 압력이 예측대로 Shear Pin 파손을 발생시키는 값에 도달하고, 이 때 전륜 착륙장치가 예측한 방식으로 붕괴되는지를 확인한다. Fig. 10은 전륜 착륙장치 동적 시뮬

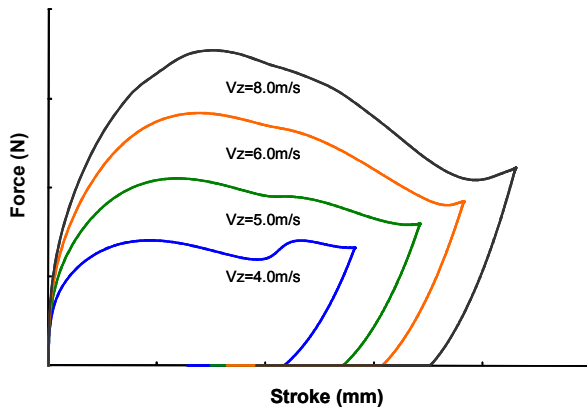


Fig. 8. Peak load increase with varying landing sink speed

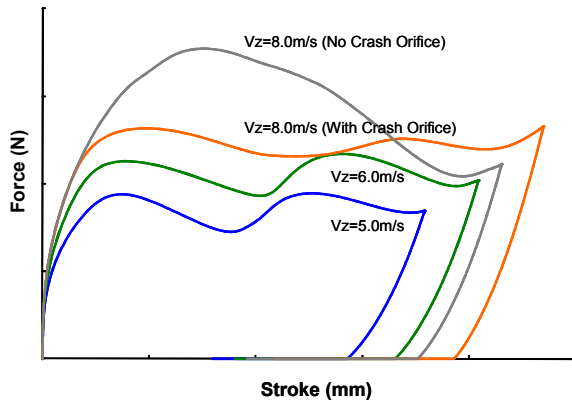


Fig. 9. Comparison of ground reactions

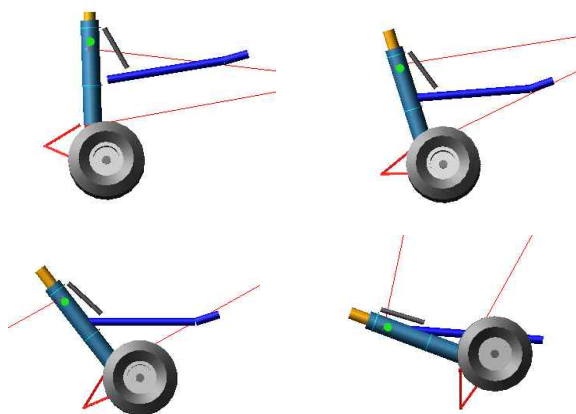


Fig. 10. Simulation of collapse mechanism

레이션 결과를 나타낸 것인데, 설계에서 의도한 방식으로 전륜 착륙장치 붕괴가 이루어짐을 확인할 수 있다.

IV. 낙하시험

착륙장치 내추락 설계의 최종 입증은 낙하시험을 통해 이루어진다. 낙하시험은 항공기 중량, 착륙 자세, 지면 조건 등을 모사하고, 항공기에 장착된 것과 동일한 착륙장치를 낙하시켜, 에너지 흡수능력 및 완충거동을 확인하는 시험이다. 이를 위해 지상반력, 완충장치 가스/오일 압력, Stroke, Drop Mass Travel 등을 측정하고, 해석모델과의 Correlation 과정을 거친다. Fig. 11은 한국항공우주연구원 고흥 항공센터 낙하시험동에 설치되어 있는 착륙장치 낙하시험 설비 및 시험 장면을 나타낸 것이다. 착륙장치 낙하시험 방법 및 절차에 대한 세부적인 사항은 관련 규격[5]에 정의되어 있다. 또한, 한국항공우주연구원에서 보유하고 있는 착륙장치 낙하시험설비의 기본 구성, 데이터 측정 및 기타 장비 등은 참고 문헌[6]에 상세히 기술되어 있다. Crash 낙하시험은 일반 낙하시험보다 훨씬 위험하므로, 안전 및 시험체/시험설비 보호를 위해 유압식 버퍼 등의 보조 에너지 흡수장치를 함께 사용하는 것이 일반적이다.

내추락 낙하시험을 통해 전륜 착륙장치는 Shear Pin 파손에 의한 Failure Mechanism의 정상적인 작동 및 계획된 붕괴 여부, 주륜 착륙장치는 파손없이 미리 정의한 범위까지 속도를 감속시키고 에너지를 흡수하는지를 최종 확인하게 된다. 추락 속도는 정상적인 착륙 속도보다 훨씬 높기 때문에, 중요한 착륙장치의 거동은 100 msec 정도 이내에 모두 완료된다. 따라서,

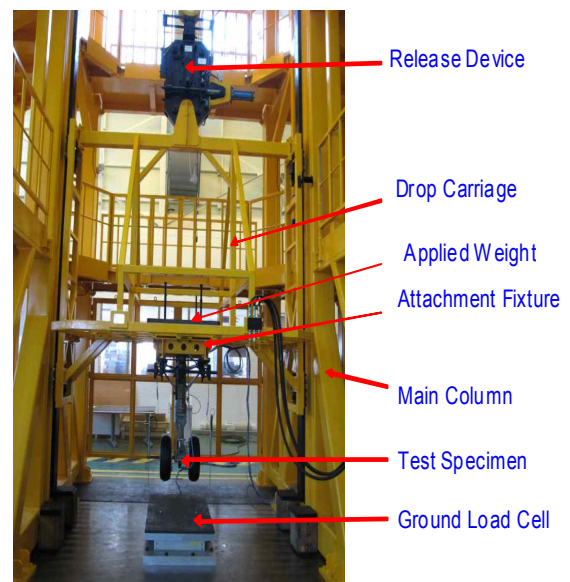


Fig. 11. Typical drop test facility

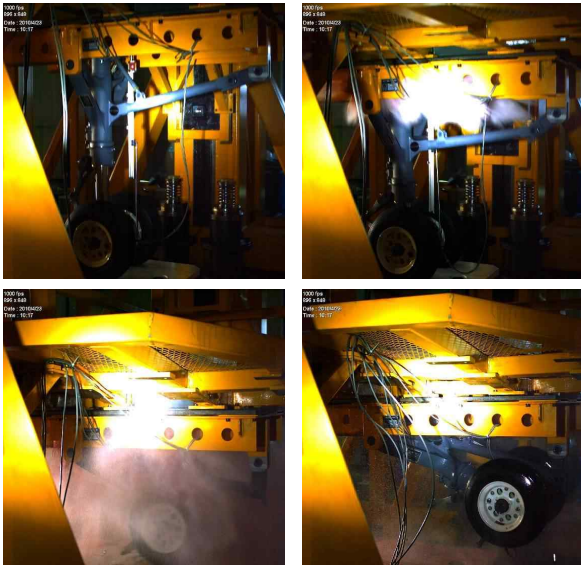


Fig. 12. NLG crash behavior

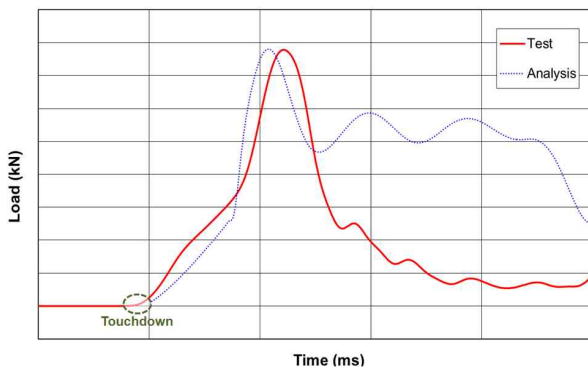


Fig. 13. Ground reactions during NLG crash

고속카메라로 촬영한 영상분석을 통해 속도 변화 및 기타 거동을 확인하는 것이 효율적이다. Fig. 12는 내추락 낙하시험 시 고속 카메라 영상을 통한 전륜 착륙장치의 거동을 나타낸 것이다. 완충장치의 내압에 의해 Shear Pin 파손이 발생하고, 이에 따른 후속적인 붕괴 과정이 예측한 대로 정상적으로 진행되었음을 알 수 있다.

Fig. 13은 전륜 착륙장치 내추락 낙하시험 시 측정된 지면 반력을 성능해석을 통해 예측한 결과와 비교한 것이다. 착륙장치 접지 후 최초로 발생하는 스파이크 형태의 하중은 타이어 Bottoming에 의한 것으로, 성능해석 결과도 시험과 유사한 초기 하중 특성을 나타내고 있음을 알 수 있다. 하지만, 최초 스파이크 이후의 하중 특성은 시험과 해석 데이터가 상이한데, 이는 내추락 낙하시험 시 전륜 착륙장치 Failure Mechanism 작동을 위한 Shear Pin이 파손되어

완충장치 내부의 오일이 분출되면서 발생한 것으로 판단된다. 성능해석에서는 내추락 낙하시험에서 발생한 오일 분출과 같은 파손 후(Post-crash) 거동을 예측할 수 없다.

주륜 착륙장치는 착륙장치가 최초로 지면에 닿은 순간부터 동체 바닥면이 지면에 닿는 순간까지의 에너지 흡수 및 속도변화를 확인한다. Fig. 14는 착륙 직후부터 충분한 감속이 이루어진 순간까지의 고속 카메라 영상이다. 주륜 착륙장치가 파손없이 에너지를 통해 항공기를 모사하는 낙하 중량을 감속하고 있음을 알 수 있다. 이상의 내추락 낙하시험 결과, 착륙장치의 내추락 설계가 의도한 대로 정상적으로 작동하고 있음을 확인할 수 있다.

Fig. 15는 주륜 착륙장치 내추락 낙하시험 시 측정된 지면 반력을 성능해석을 통해 예측한 결과와 비교한 것이다. 착륙장치 접지 후 최초로 발생하는 스파이크 형태의 하중은 타이어 Bottoming에 의한 것으로, 성능해석과 시험 결과 모두에서 확인할 수 있지만 발생 시점에 다소 차이가 있음을 알 수 있다. 이는 해석에 사용된 주륜 착륙장치 타이어 하중-변위 곡선 데이터가 실제와 다소 차이가 있어 발생하는 것으로 판단된다. Fig. 16은 변위센서를 통해 측정된 Mass Travel 및 Stroke 시험데이터를 성능해석으로 예측한 값과 비교한 것이다. Mass Travel과 Stroke 모두 시험과 해석결과가 유사한 경향을 보이고 있지만, Stroke 시험 데이터는 내추락 낙하시험 시 시험체에 가해진 충격으로 그래프 곡선이 매끄럽지 못함을 알 수 있다.

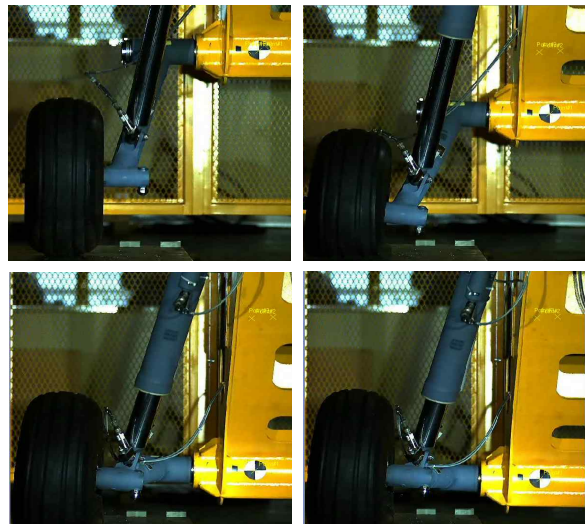


Fig. 14. MLG crash behavior

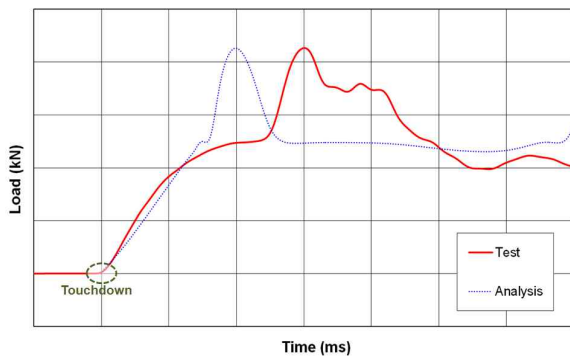


Fig. 15. Ground reactions during MLG crash

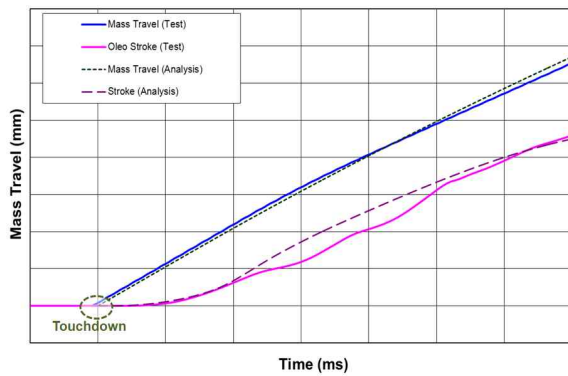


Fig. 16. Mass Travel & Stroke during MLG crash

V. 결 론

내추락 착륙장치는 비상시 탑승객의 생존성 향상을 위해서 반드시 고려해야 할 사항이다. 이 논문에서는 관련 규정에서 요구하고 있는 내추락 요구조건을 충족하는 착륙장치 설계 개념을 제시

하고, 성능해석 및 낙하시험을 통한 입증 과정을 소개하였다. 향후, 국내에서 다양한 항공기 개발이 예상되고 있고, 안전성에 대한 요구도가 점차 강화될 것으로 판단된다. 따라서, 착륙장치 내추락 설계, 해석 및 시험평가 관련 기술을 확보한 것은 중요한 의미를 가지며, 향후 국내 개발 항공기 착륙장치 설계에 적용하여 안전성 향상에 기여할 수 있을 것이다.

후 기

본 연구는 지식경제부 한국형헬기 민군겸용구성품 개발사업 수행 결과의 일부이며, 지원에 감사드립니다.

참고문헌

- 1) Crashworthy Landing Gear Design, SAE AIR4566, 1992
- 2) Light Fixed and Rotary-Wing Aircraft Crash Resistance, MIL-STD-1290, Department of Defense, United States of America, 1995
- 3) Design and Airworthiness Requirements for Service Aircraft, Def Stan 00-970, Volume 2, Ministry of Defense, 1984
- 4) 신정우 외, “착륙장치 내추락 장치 설계개발시험”, 대한기계학회논문집 A권, 제34권, 제1호, 2010
- 5) Test, Impact, Shock Absorber Landing Gear, Aircraft, MIL-T-6053C, 1967.
- 6) 김태욱 외, “유공압 착륙장치 낙하시험”, 한국항공우주학회지, Vol. 38, No. 11, 2010