

헬기용 착륙장치 내추락 설계

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

*한국항공우주연구원

**국방과학연구소

e-mail: lsw@kari.re.kr

Crashworthy Design of Helicopter Landing Gear

Sang-Wook Lee*, Tae-Uk Kim*, Jeong-Woo Shin*, Seung-Gyu Lee*

Sung-Chan Kim*, In-Hee Hwang* and Jedong Lee**

*Korea Aerospace Research Institute

**Agency for Defense Development

요 약

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. 본 연구에서는 내추락 요구조건을 충족하는 다양한 착륙장치 설계 개념 가운데, 파손 장치를 이용한 전륜 착륙장치와 Blow-off 밸브를 이용한 주륜 착륙장치 설계를 제시하고, 성능해석을 통한 입증 과정을 소개한다.

1. 서론

항공기 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. 유공압 방식은 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 커서, 일반적인 완충장치로는 효율적인 에너지 흡수를 기대할 수 없다. 따라서, 내추락 요구조건의 충족을 위해서는 기체로 전달되는 하중을 제한하면서 충격 에너지를 흡수할 수 있는 부가적인 장치의 적용이 필요하다. 또한, 추락시 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. 본 연구에서는 내추락 요구조건을 충족하는 다양한 착륙장치 설계 개념 가운데, 파손 장치를

이용한 전륜 착륙장치와 Blow-off 밸브를 이용한 주륜 착륙장치 설계를 제시하고, 성능해석을 통한 입증 과정을 소개한다.

2. 본론

2.1. 내추락 설계

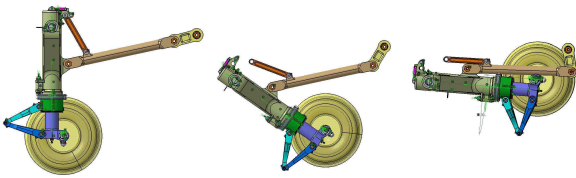
착륙장치의 내추락 요구조건을 정의하고 있는 문헌으로는 MIL, Def Stan^{(2),(3)} 등이 있다. 미 군사 표준서인 MIL-STD-1290에서는 항공기 내추락성 확보를 위해 추락 시 에너지 흡수에 기여하는 착륙장치, 기체구조, 조종석을 포함하는 통합적 시스템 분석을 요구하고 있다. 또한, 헬리콥터 착륙장치의 경우, 동체가 지면에 닿기 전까지 $V_z=20 \text{ ft/s} \rightarrow 0 \text{ ft/s}$ 감속에 해당하는 에너지를 흡수해야 한다고 정의하고 있다. Def Stan에서는 착륙장치가 사전에 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, 표 1과 같은 추락속도별 생존율을 정의하여 설계에 참조하도록 하고 있다.

본 연구에서는 전륜(NLG) 및 주륜 착륙장치(MLG)로 구성되는 착륙장치의 내추락 설계에 대해 기술하였다. 전륜 착륙장치는 항공기 조종석 하부 동

체 중앙부에 위치하기 때문에, 조종실로의 침투를 방지하기 위해 일정 속도 이상에서는 붕괴되어 그림 1과 같이 휠 베일로 접혀 들어가도록 설계하는 것이 일반적이다. 주륜 착륙장치는 그림 2와 같이 추락 후 동체 하부면이 지면에 닿는 순간까지 기체를 감속시키며 에너지를 흡수하고, 이 과정에서 기체로 전달되는 하중을 최소화하는 역할을 할 수 있도록 설계한다.

[표 1] 추락속도 별 생존율

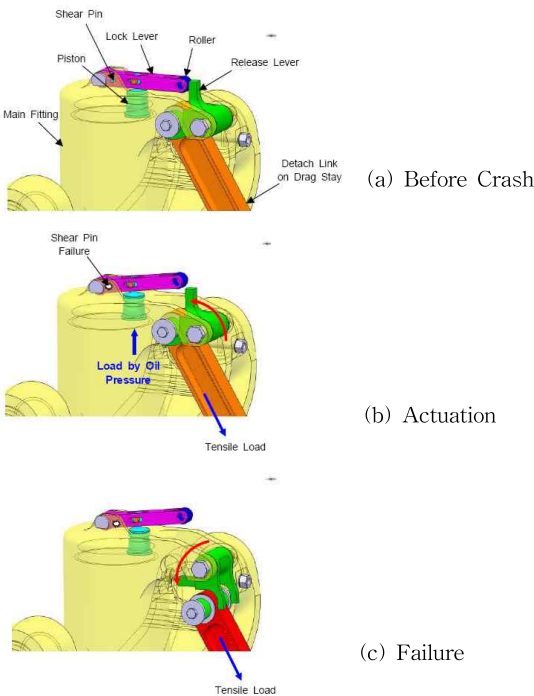
Percentile	Vertical velocity change (m/s)
80	10.0
85	10.5
90	11.5
95	13.0



[그림 1] 전륜 착륙장치 추락 시 거동 예시



[그림 2] 주륜 착륙장치 추락 시 거동 예시

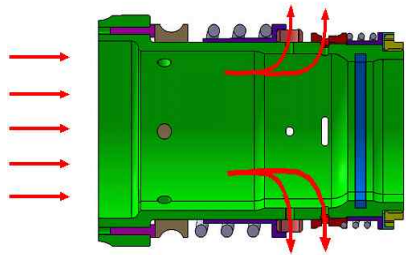


[그림 3] 파손 장치 개념

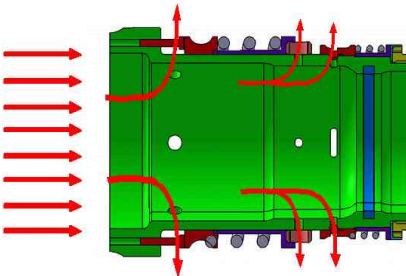
전륜 착륙장치의 경우, 추락시 전륜 착륙장치가 조종실 바닥면을 뚫고 조종석으로 침범하지 않도록 하는 붕괴 과정을 우선 결정해야 한다. 본 연구에서는 특정 하중에서 그림 1과 같이 전륜 착륙장치 완충장치와 드래그 스테이가 분리된 후, 전륜 착륙장치가 회전하여 동체 휠 베일로 들어가도록 붕괴 과정을 설정하였다. 붕괴 과정이 결정되면, 특정 하중조건에서 완충장치와 드래그 스테이를 분리시키는 파손 장치(Failure mechanism)를 설계해야 한다. 이를 위해서는 일정 속도 이상에서 착륙장치 붕괴를 유발하는 Triggering 장치가 필요하며, 이는 Shear Pin과 같이 일정 하중(압력)에서 파손되도록 설계된 부품을 통해 구현할 수 있다. 그림 3은 전륜 착륙장치에 적용된 Triggering 장치의 예로, 파손 장치 개념을 나타낸 것이다. 그림 3에서 실린더 역할을 하는 Main Fitting 내의 오일 압력이 일정 수준을 넘어서면 Shear Pin 파손 → 레버 풀림 → 링키지 Detach가 순차적으로 발생하여, 전체 전륜 착륙장치가 그림 1에 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, 쿠펜 시험, 설계 개발시험을 통해 단계적으로 해당 설계를 입증한 후 착륙장치에 적용하게 된다. Shear Pin 설계 및 쿠펜 시험, Failure mechanism 설계 개발 시험 관련하여 보다 상세한 내용은 참고문헌⁽⁴⁾에 기술되어 있다.

주륜 착륙장치는 항공기 추락 시에도 동체 하부면이 지면에 닿을 때까지 충격 에너지를 흡수에 기여해야 하므로, 이를 위한 추가적인 장치가 필요하다. 추가적인 장치에는 완충장치에 복합재 튜브, 허니콤 구조 등을 장착하고, 추락 시 이의 파손을 이용하여 충격을 흡수하는 방법도 있으나, 중량, 비용 및 유지관리 관점에서 취약하다. 본 연구에서는 압력-릴리프(Pressure-relief) 방식의 Blow-off 밸브를 소개한다. Blow-off 밸브 방식은 기존의 완충장치에 비상 착륙시의 감쇠력을 조절하는 Crash 오리피스만이 추가되

므로, 설계가 단순하고 추가적인 중량 증가가 작다는 장점이 있다. 그림 4는 Blow-off 밸브의 기본 작동 원리를 나타낸 것이다. 일반적인 착륙조건에서는 그림 4 (a)와 같이 Normal 오리피스만이 작동하지만, 비상 착륙속도에서는 그림 4 (b)와 같이 증가된 완충장치 내압에 의해 Crash 오리피스가 열려 Normal 오리피스와 동시에 작동하게 되어, 하중의 급격한 증가를 제한하고 에너지를 흡수하게 된다.



(a) Normal 오리피스



(b) (Normal + Crash) 오리피스

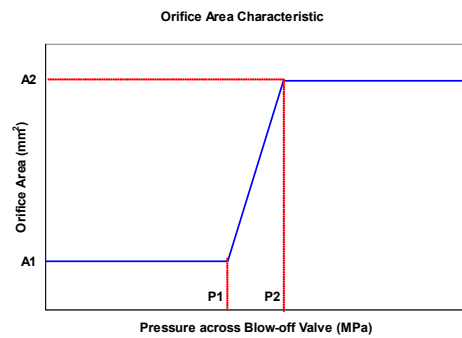
[그림 4] Blow-off 밸브 작동 원리

2.2. 성능 해석

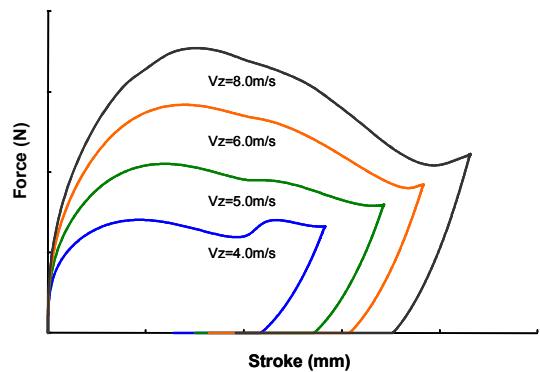
내추락 설계 입증을 위해 성능 해석(Performance Analysis)을 통해 완충장치의 거동을 확인한다. 주륜 착륙장치에 적용하는 Blow-off 밸브의 경우, 압력 변화에 따라 그림 5와 같은 거동 특성을 나타낸다. 그림 5에 나타난 Normal/Crash 오리피스의 면적 (A_1 , A_2), Blow-off 시점의 압력(P_1 , P_2) 등은 반복적인 해석을 통해 최적의 값을 찾게 된다. 착륙 과정의 초기에 작용하는 감쇠력은 착륙속도의 제곱에 비례한다. 완충장치의 댐핑 오리피스는 발생 빈도가 가장 높은 착륙속도 영역에 최적화되어 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. 그림 6은 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. 그림 7은 Blow-off 밸브 적용 전, 후의 결과를 비교한 것이다.

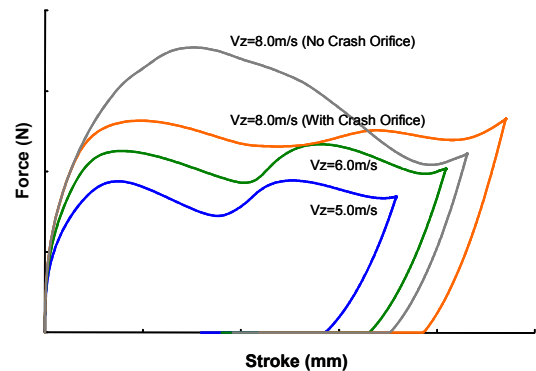
전륜 착륙장치의 Collapse mechanism도 설계단계에서는 동적 시뮬레이션을 통해 작동을 입증한다. 추락 속도에서 완충장치 압력이 예측대로 Shear Pin 파손을 발생시키는 값에 도달하고, 이 때 전륜 착륙장치가 예측한 방식으로 붕괴되는지를 확인한다. 그림 8은 전륜 착륙장치 동적 시뮬레이션 결과를 나타낸 것인데, 설계에서 의도한 방식으로 전륜 착륙장치 붕괴가 이루어짐을 확인할 수 있다.



[그림 5] Blow-off 밸브 거동 특성

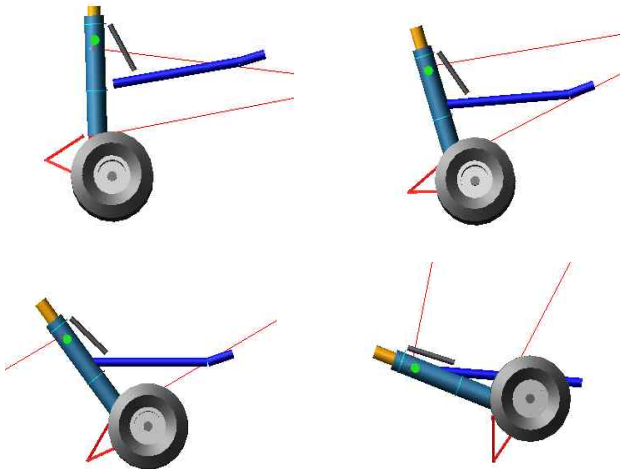


[그림 6] 착륙속도에 따른 지상반력



[그림 7] Blow-off 밸브 적용 전/후 지상반력 비교

륙장치 내추락 장치 설계개발시험”, 대한기계학회논문집 A권, 제34권, 제1호, pp. 111~116, 2010



[그림 8] 전륜 착륙장치 Collapse Mechanism 시뮬레이션 결과

3. 결론

내추락 착륙장치는 비상시 탑승객의 생존성 향상을 위해서 반드시 고려해야 할 사항이다. 본 연구에서는 관련 규정에서 요구하고 있는 내추락 요구조건을 충족하는 착륙장치 설계 개념을 제시하고, 성능해석을 통한 입증 과정을 소개하였다. 향후, 국내에서 다양한 항공기 개발이 예상되고 있고, 안전성에 대한 요구도가 점차 강화될 것으로 판단된다. 따라서, 착륙장치 내추락 설계, 해석 관련 기술을 확보한 것은 중요한 의미를 가지며, 향후 국내 개발 항공기 착륙장치 설계에 적용하여 안전성 향상에 기여할 수 있을 것이다.

후기

본 연구는 지식경제부 한국형헬기 민군겸용 구성품 개발사업 수행결과의 일부이며, 지원에 감사드립니다.

참고문헌

- [1] SAE AIR4566, Crashworthy Landing Gear Design, SAE International, Warrendale, pp. 1~41, 1992
- [2] MIL-STD-1290A(AV), MILITARY STANDARD Light Fixed and Rotary-Wing Aircraft Crash Resistance, Department of Defense, Washington DC, pp. 5~10, 1988
- [3] Def Stan 00-970 Part 7/1, Section 3, Leaflet 307, Design and Airworthiness Requirements for Service Aircraft, Ministry of Defense, London, pp. 1~20, 1984
- [4] 신정우, 김태욱, 황인희, 조정준, 이정선, 박충영, "착