

Original Article

회전익 항공기 전륜착륙장치 단속거동 현상 개선연구

최재형*, 장민욱**, 이윤우**, 윤종진***

An Improvement Study on Stick-Slip Behavior of Nose Landing Gear for Rotary Wing Aircraft

Jae Hyung Choi*, Min Wook Chang**, Yoon-Woo Lee** and Jong Jin Yoon***

ABSTRACT

The Nose Landing Gear(NLG) of Rotary Wing Aircraft is an essential equipment in Landing System for pilot to perform a flight mission. It supports the fuselage at ground and absorbs the impact from the ground when landing, thereby, these functions sustain operational capability for pilot and crew. However, the A aircraft caused stick-slip behavior when it was stationed on the ground. Therefore, this paper summarizes pilot comment in operation which are classified by cause of occurrence and the troubleshooting process about each comment. It also describes design improvements which was derived from troubleshooting and suggests verification results of flight test

Key Words : Landing System(착륙계통), Nose Landing Gear(전륜착륙장치, NLG), Stick-Slip Behavior(단속거동)

1. 서 론

본 연구는 A 항공기 착륙계통 내 전륜착륙장치에서 발생한 단속거동 현상 설계개선에 대해 정리하였다. 항공기는 평지 뿐 아니라 경사지에서도 착륙하게 되는데 경사지 착륙 후 단속거동이 발생할 경우 항공기 안전성에 문제가 생길 수 있다. 착륙계통은 그림 1과 같이 전륜과 주륜으로 구성되며 [1] 유공압을 이용하는 오레오 스트럿(Oleo Strut) 형식으로 착륙 시 충격을 흡수한다.[2,3] 비행 후

지상 착륙 시 전륜착륙장치에서 발생한 단속거동을 분석하고, 설계변경 및 성능시험을 통해 개선결과를 검증하였다.

2. 본 론

2.1 A 항공기 전륜착륙장치 설명

A 항공기 전륜착륙장치(Nose Landing Gear, NLG)는 항공기 착륙 시 충격 흡수를 위해 질소가스와 유압유가 혼합된 형태인 오레오 스트럿(Oleo Strut) 형식의 구조로 개발되었고 구성품 시험을 통하여 성능을 검증하였다.[4~6] 전륜착륙장치의 형상은 그림 2와 같고 각 구성품의 기능은 표 1과 같다. 전륜착륙장치는 좌/우로 회전하면서 지상에서 활주 시 테일로터 추력과 좌·우측 브레이크의 차등

Received : 16. Aug. 2017. Revised : 02. Sep. 2017.

Accepted : 20. Sep. 2017

* Defense Agency for Technology and Quality

** Defense Agency for Technology and Quality

*** Korea Aerospace Industries

연락처자 E-mail : jhchoi@dtaq.re.kr

연락처자 주소 : 경상남도 진주시 동진로 420

제동으로 항공기 방향전환이 가능하며, 공중에서는 자체적으로 중앙정렬이 되는 기능이 있다. 전륜착륙장치의 완충장치(이하 전륜완충장치) 내부에는 그림 3과 같이 유압유와 질소가스를 충전한다. 실린더 내부에 있는 세퍼레이터는 유압유와 질소를 분리시키는 역할을 한다. 지상 활주 및 정상 착륙 시에는 피스톤 내부의 세퍼레이터가 아래로 밀리면서 질소가스가 압축되고, 동시에 댐핑밸브가 작동하면서 항공기의 충격흡수 및 완충작용을 수행한다.

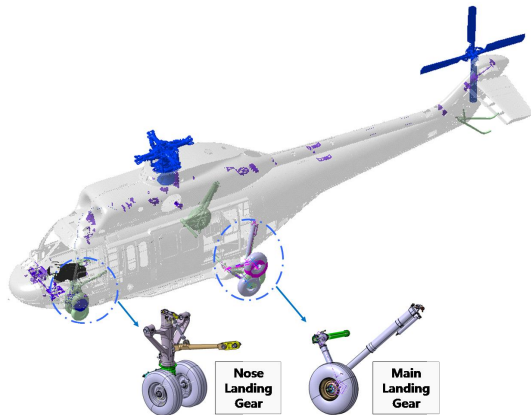


Fig. 2. Configuration of Landing System

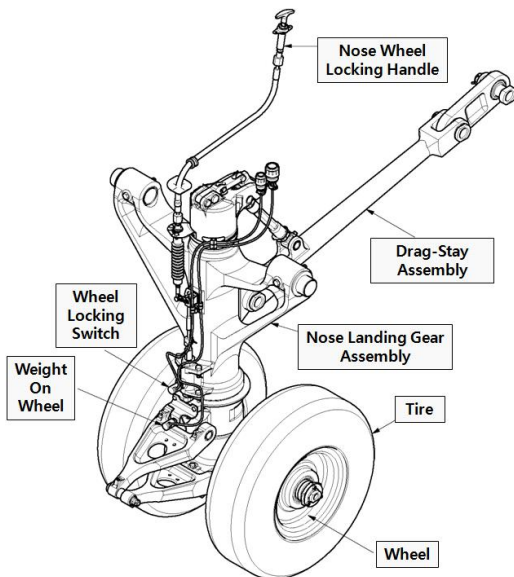


Fig. 3. Components of NLG

Table 1. Function of Nose Landing Gear Components

	Function
Nose Wheel Locking Handle	Locking handle for fixing the direction of nose landing gear
Wheel Locking Switch	Providing a locking status on the landing gear
Weight On Wheel	Providing ground, flight status to aircraft
Drag-Stay Assembly	The role of connecting and supporting the lower part of front fuselage

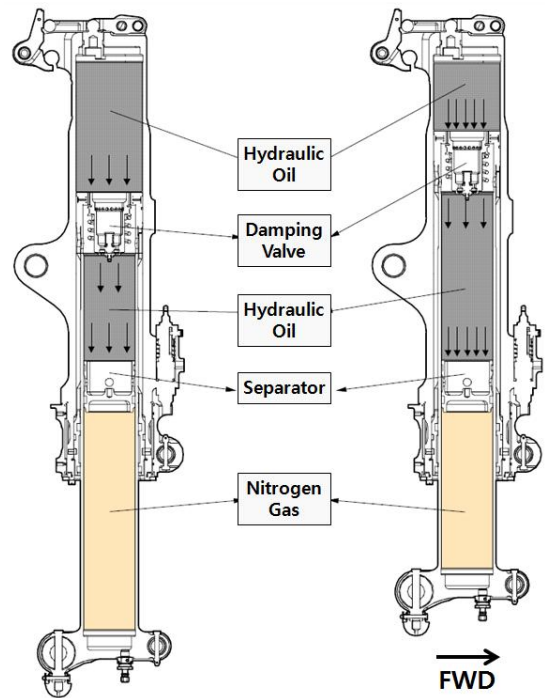


Fig. 4. Nose Landing Gear Normal Landing(L) / Hard Landing(R)

2.2 전륜완충장치 설계보완 요구사항

전륜완충장치 단속거동은 항공기 비행 이후 지상 착륙 시 항공기가 지면에 완전히 접지한 이후에 컬렉티브를 완전히 내렸을 때 전륜 착륙장치의 급격한 스트로크 거동(항공기가 2~3회 정도 더 내려가는 현상)이 발생하는 현상이다. 단속거동현상의 원인은 크게 2가지로 검토하였다. 첫 번째는 완충장치 내 충전 압력 조건, 두 번째는 휠 트레일(Wheel Trail) 간격에 의한 영향성이다.

2.2.1 충진 압력 조건에 의한 단속거동

완충장치 내 질소가스의 충진 압력에 따른 영향성을 확인하기 위해 충진 압력의 크기를 조절하여 시험을 수행하였다. 기존 충진 압력 조건과 ±20%의 압력을 조절한 조건을 시험하였고 결과는 그림 4와 같다. 3가지 조건의 결과를 보면 완충장치 내 충진 압력이 감소할수록 Stroke의 거동이 완만해 지지만 단속거동은 계속 발생되며, 발생하는 단속거동의 크기는 감소하고 빈도수가 증가하는 현상을 확인할 수 있었다. 따라서 완충장치 충진 압력은 단속거동의 주요원인이 아님을 검증되었다.

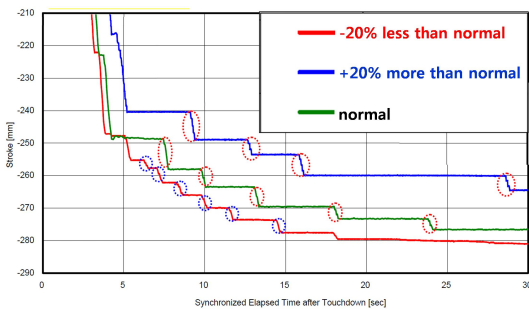


Fig. 5. Comparison Drop Test Results (Gas Pressure Influence)

2.2.2 휠 트레일 간격에 의한 단속거동

휠 트레일 간격은 완충장치의 중심선과 휠이 장착되는 중심선 사이의 거리를 말한다.(그림 5 참조) 실제 A 항공기에서는 조향 기능 향상 및 이착륙시 측방향이나 주행방향으로 진동이 발생하는 슈미(Shimmy) 현상을 방지하기 위해 75mm의 휠 트레일 간격을 적용하고 있다. 이러한 휠 트레일 간격을 가지고 있는 완충장치에서 수직하중(R)이 가해질 경우 굽힘모멘트가 발생하게 된다. 상·하부 베어링에 수직반력(F_1, F_2)이 발생하게 되고, 완충장치 상·하부 베어링에 추가적인 마찰력(F_U, F_L)이 발생하게 된다. 따라서 휠 트레일 간격이 작을수록 내부 마찰력이 감소하게 될 것이고 단속거동 측면에서 유리할 것으로 판단되었다. 설계적 검토를 바탕으로 실제 영향성을 그림 6과 같이 시험을 통하여 확인하였다. 기존 휠 트레일이 있는 조건과 휠 트레일이 없이 완충장치의 측방향과 동일하게 치구를 장착한 조건을 시험하였다.

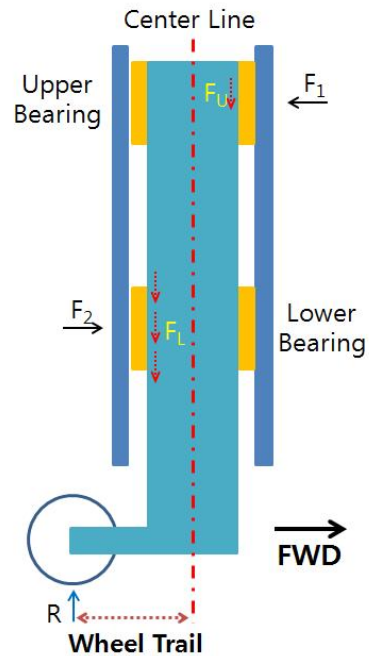


Fig. 6. Schematic of NLG

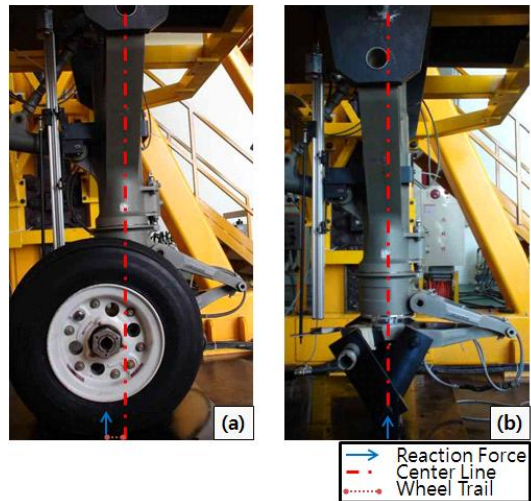


Fig. 7. Schematic of NLG
(a) With Wheel Trail / (b) W.O Wheel Trail

낙하 시험 조건은 5mm의 높이에서 동일한 하중을 가지고 낙하하는 것이고 시간에 따라 완충장치의 거동을 측정하였다. 휠 트레일 간격이 있는 조건은 2번, 없는 조건은 1번의 낙하시험을 수행하였다. 휠 트레일이 있는 경우 그림 7과 같이 비행 시험과 유사하게 단속거동이 재현되었으며, 휠 트레일이 없는 경우에는 단속거동이 없음을 확인할 수 있었다.

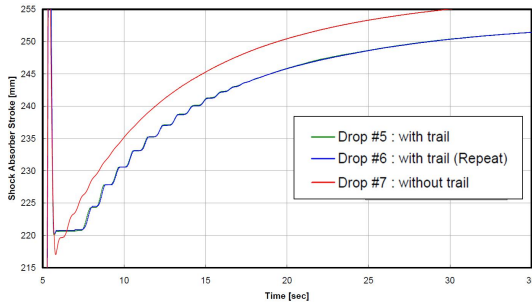


Fig. 8. Comparison Drop Test Results (Wheel Trail Influence)

이를 통해 휠 트레일이 단속거동에 영향을 미치는 것을 확인하였다. 또한 시험을 통하여 휠 트레일 간격이 없을 경우 단속거동이 발생하지 않는 것이 확인되었으나 설계적 측면을 고려할 때 Shimmy 방지를 위해 휠 트레일 간격을 줄일 수 없으므로 휠 트레일 간격을 유지하면서 단속거동이 발생하지 않는 개선안을 검토하였다.

2.3 설계 개선 검토

2.3.1 마찰 부품 변경에 의한 개선(1차)

완충장치 내 마찰 부품(Seal, 상하부 베어링 등)은 MIL-G-5514[7], AS4716[8]에 의거 설계된 제품으로 항공기의 작동환경과 기능을 고려하여 제작되었다. 단속거동과 관련성이 있는 품목인 하부 베어링 내부 Seal의 제품 변경에 의한 마찰력 감소를 검토한 결과, 기존 제품과 개선 제품의 정·동적 마찰력은 표 2와 같으며 개선 Seal의 마찰력은 수치적으로 기존 대비 약 12%정도 감소가 예상되었다.

Table 2. Bearing Characteristic

Seal	Current	Proposed	Current	Proposed
			Static Friction Force (lbs)	Dynamic Friction Force (lbs)
0	252.81	212.36	24.95	20.46
500	358.58	329.89	35.05	32.25
1500	546	475.02	48.53	43.19
3000	687.23	639.12	72.16	67.11

Seal 교체에 따른 비행시험 결과는 그림 8과 같다. Seal 변경 전 전륜 완충기 조립체는 5회 정도의 단속거동과 최대 10mm의 Stroke 변화량이 발생하였다. 마찰력을 감소시킨 Seal을 적용한 후에는 단속거동의 횟수가 3회로 줄었고 Stroke 변화량도 4mm정도로 감소하게 되어 개선효과를 확인할 수 있었다. 컬렉티브를 끝까지 내린 후 30초 이내에 단속거동이 완료되며 30초 이후에 발생하는 단속거동은 크기가 작아지면서 소멸하는 것을 확인하였다.

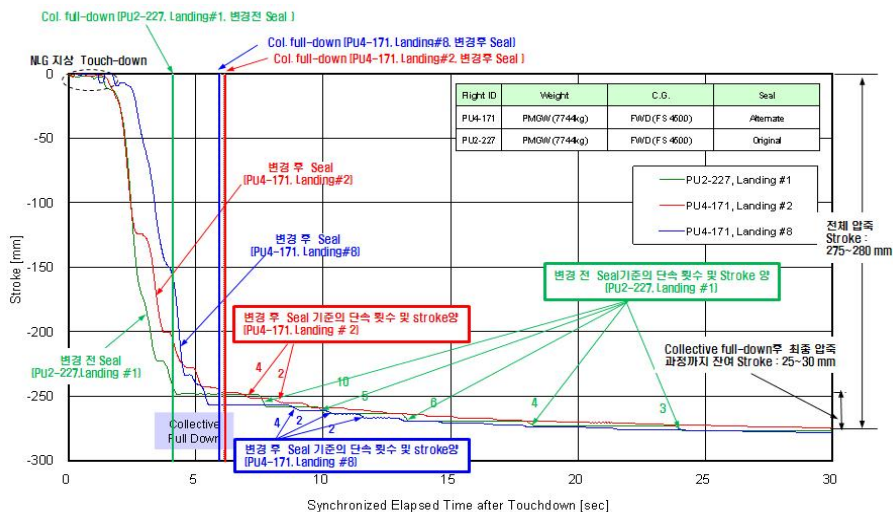


Fig. 9. Comparison Flight Test Results (Seal Friction Influence)

2.3.2 유압유 변경에 의한 개선(2차)

전륜완충장치 내 Seal 변경을 통해서 1차로 단속거동현상을 개선하였지만 항공기 시험비행 간 단속거동 현상이 발생하여 추가 기술검토를 수행하였으며 유압유 변경을 통해 개선 효과를 비교하였다. 기존 유압유는 MIL-PRF-83282[9]/5606[10] 이었고 추가로 검토된 유압유는 Royco LGF, Aeroshell LGF로서 선진 항공사(Boeing, Airbus 社)에서 사용하고 있는 제품이다. 각 유압유별 특징은 표 3과 같으며 추가 검토된 두 유압유는 MIL-PRF-5606를 베이스로 하고 3가지 첨가제를 넣어 완충장치의 성능을 개선한 제품이다.

기존 제품과 비교하기 위해 표 4와 같이 3가지 조건에서 리그 시험을 수행하였다. 기존 유압유를 이용하여 외기 온도 차이에 대한 영향성을 확인하였고, 유사 온도 조건일 경우 유압유 변경에 단속거동 영향성을 비교하였다.

Table 4. Rig Test Condition

Case	OAT	Hydraulic Oil
1(Current)	17.8℃	MIL-PRF-83282
2(Current)	25.4℃	
3(Proposed)	24.3℃	Aeroshell(Royco) LGF

* OAT : Outside Air Temperature

Table 3. Hydraulic Fluid Characteristic

	MIL-PRF-83282	MIL-PRF-5606	Royco/Aeroshell LGF (LGF : Landing Gear Fluid)
Kinematic Viscosity	40℃	Min 14.0	Min 13.2
	-40℃	Max 2,200	Max 600
	-54℃	-	Max 2,500
Temp. Range	-45~205℃	-54~135℃	-54~135℃
Density	0.851	0.880	0.874
Oil Type	Synthetic Hydrocarbon	Mineral Oil	Mineral Oil
Additive			LUBRIZOL 1395(Volume Ratio 1.5%) Methyl Oleate (Volume Ratio 1.0%) Yellow Dye(Volume Ratio 0.01%)
Color	Red Dye	Red Dye	Yellow Dye

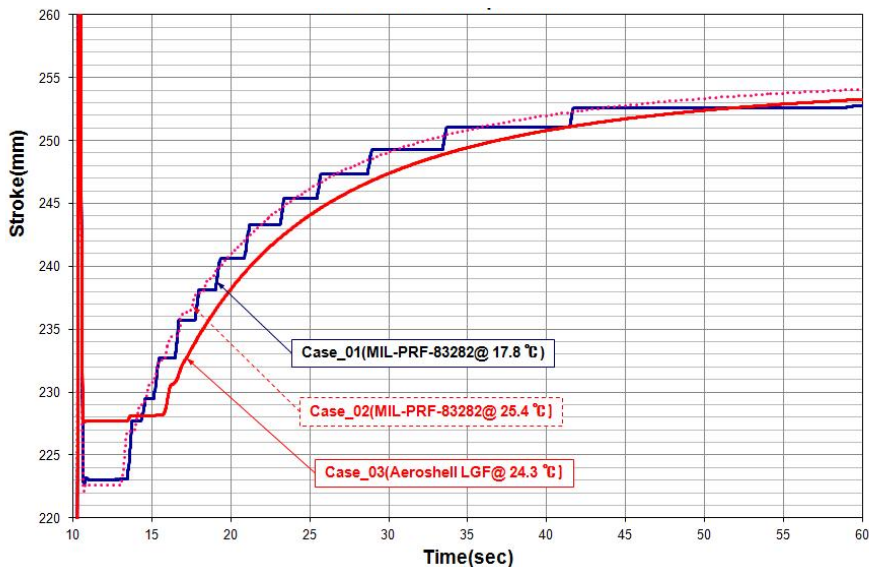


Fig. 10. NLG Stroke Comparison

리그시험 결과 기존 유압유의 경우에는 온도가 낮아질수록 단속거동 발생빈도가 늘어남을 알 수 있었고, 유사 온도조건에서 유압유 변경 시 단속거동이 발생하지 않으며 스트로크도 완만히 변화하는 것을 확인 할 수 있었다. 이는 개선 유압유의 점도가 낮아 완충기 내부 마찰력이 줄어들어 단속거동이 발생하지 않은 것이다.

2.4 설계 개선 검증

A 항공기 전륜완충장치의 단속거동 현상을 해소

하기 위해 Seal과 유압유를 변경하고 항공기에 장착하여 비행시험을 통하여 체계 검증을 수행하였다. 동일한 항공기 조건에서 정상 착륙을 각각 5회씩 수행하였고 지상 접지 후 1분간 거동을 측정하였다. 시험 결과 5회의 비행시험동안 기존 유압유의 경우에는 컬렉티브를 완전히 내린 이후 25초 이내에 3~4회의 단속거동이 발생하였다. 단속 범위는 최소 3mm에서 최대 10mm의 크기를 가짐을 확인하였다. 개선 유압유는 단속거동이 발생하지 않았고 거동이 완만하게 이루어지는 것을 확인하였다.

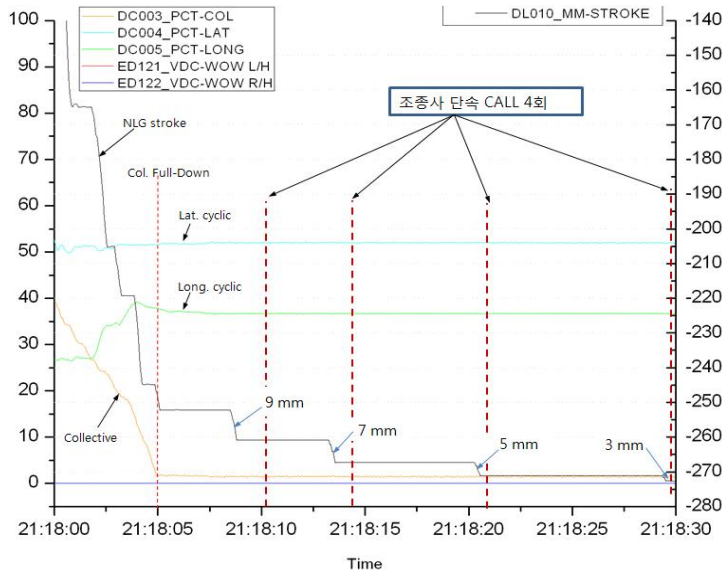


Fig. 11. Flight Test Result (Using MIL-PRF-83282)

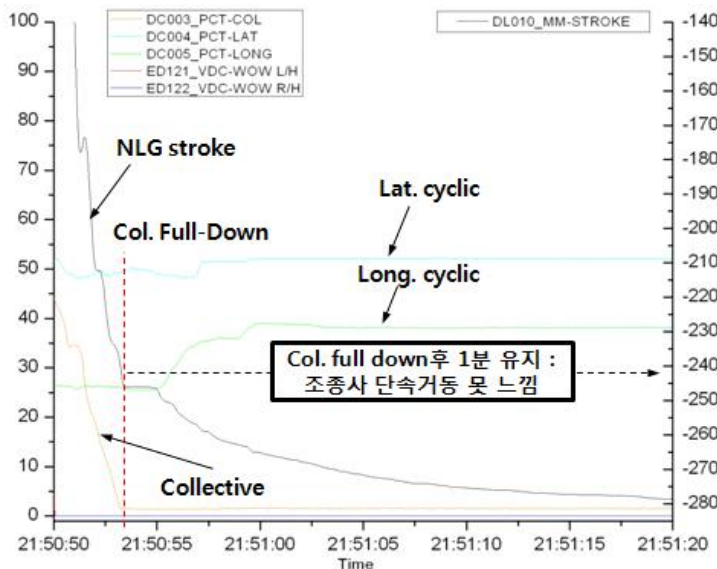


Fig. 12. Flight Test Results (Using Aeroshell LGF)

3. 결 론

A 항공기 운용 중 발생하는 전륜완충장치 내·단속거동 현상을 개선하기 위한 발생원인 검토, 설계변경 및 성능시험 결과는 다음과 같다.

단속거동의 발생 원인으로 완충장치 내부의 질소 충전압력과 휠 트레일 간격에 대해 검토하였다. 첫 번째로 충전압력의 크기를 변화시키며 리그시험을 수행한 결과 단속거동이 여전히 발생함을 확인하였다. 두 번째로 휠 트레일 간격이 없을 시 단속거동이 발생하지 않음을 리그 시험을 통해 확인하였다. 시험결과 휠 트레일 간격이 주요 원인이었으나 휠 트레일의 설계 목적이 착륙 시 쉬미(Shimmy) 현상을 방지하기 위함이므로 휠 트레일 간격을 유지하면서 단속거동을 해소할 수 있는 방안을 검토하였다.

단속거동 해소를 위해 2가지를 변경하였다. 첫 번째로 완충장치 내부 마찰력을 감소시키기 위해 Seal 변경을 수행하였다. Seal 변경에 따라 발생 빈도는 줄고, Stroke 변화량도 감소하였다. 두 번째로 내부 유압유를 변경하였다. MIL-PRF-5606 유압유 Base에 첨가물을 넣은 제품을 적용한 결과 단속거동 현상이 발생하지 않으며 Stroke도 완만하게 변화하는 것을 확인하였다. 최종적으로 항공기에 장착 후 비행시험을 수행하였고, 기존 대비 단속거동현상이 발생하지 않고 개선됨을 확인하였다. 이를 통해 전륜완충장치의 평지, 경사도 착륙 운용성 및 항공기 임무신뢰도를 향상시키어 결국 항공기 운항에 기여할 수 있었다.

이러한 설계 개선을 통하여 단속거동 현상을 개선하였고, 추가로 파생형 헬기사업에도 적용할 수 있는 회전익 항공기 전륜완충장치 설계기술을 확보하게 되었다.

Reference

- [1] KDS 1520-4001, "(HELICOPTER, UTILITY", Defense Acquisition Program Administration, Mar. 2013
- [2] KDS 1620-4010, "Nose Landing Gear, Fixed for KUH", Defense Acquisition Program Administration, Mar. 2013
- [3] Jeong-Sun Lee, "Performance Analysis for the Oleo-pneumatic Landing Gear", Korean Soc. Mech. Eng. Spring-Autumn Conference(2014.11) pp. 2271~2276
- [4] Tae-Uk Kim, S-W Lee, J.W Shim, S.G Lee, S.C Kim, I.H Hwang, S.H Kang, "Drop Test of an Oleo-pneumatic Landing Gear", Journal of KSAS Vol. 38 No. 11(2010.11) pp. 1130~1135
- [5] Tae-Uk Kim, S.W Lee, J.W Shin, S.K Lee, S.C Kim, I.H Hwang, J.J Jo, J.D Lee, "Crashworthy Design and Test of Landing Gear" Journal of KSAS Vol. 40 No. 7(2012.7) pp. 601~607
- [6] Jeong-Woo Shin, T.W Kim, I.H Hwang, J.J Jo, J.S Lee, C.Y Park, "Design Development Test of Crashworthiness Device for Landing Gear", Trans. Korean Soc. Mech. Eng. A Vol. 34 No. 1(2010.1) pp. 111~116
- [7] MIL-G-5514, "Gland Design; Packing, Hydraulic, General Requirements for"
- [8] AS4716, "Aerospace Standard, Grand Design, O-Ring and Other Elastomeric Seals"
- [9] MIL-PRF-83282, "Hydraulic Fluid, Fire Resistant Synthetic Hydrocarbon Base, Metric, NATO Code Number H-537"
- [10] MIL-PRF-5606, "Hydraulic Fluid, Petroleum Base; Aircraft, Missile And Ordnance"