

論文

J. of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences 45(6), 490-497(2017)

DOI:https://doi.org/10.5139/JKSAS.2017.45.6.490

ISSN 1225-1348(print), 2287-6871(online)

회전익 항공기 안전 확보를 위한 주륵완충장치 결함 개선연구

최재형*, 장민욱**, 임현규**, 이제석***

A Improvement Study on Safety Assurance
of Main Landing Gear Failure for Rotary Wing Aircraft

Jae Hyung Choi*, Min Wook Chang**, Hyun-Gyu Lim** and Je Suk Lee***

Defense Agency for Technology and Quality* / **, HYUNDAI WIA Corporation***

ABSTRACT

The Main Landing Gear(MLG) 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 asymmetry and leakage hydraulic when it was stationed on the ground. Therefore, this paper summarizes pilot comments 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.

초 록

회전익 항공기에 적용된 주륵완충장치는 착륙계통 장비로서 조종사의 임무 수행에 핵심적인 장비이다. 주륵완충장치는 항공기가 지상에 있을 때 동체를 지지해주며 착륙 시 지면으로부터 오는 충격을 흡수함으로써 조종사 및 병력의 작전 운용능력을 만족시킨다. 그러나 A 항공기 지상 계류 시 항공기의 비대칭 현상과 누유 현상이 발생되었다. 따라서 본 논문에서는 주륵완충장치의 운용 시 발생한 결함사항을 발생원인 별로 분류하고, 각 지적사항에 대한 고장탐구 수행과정을 정리하였다. 또한, 고장탐구 내용을 바탕으로 도출한 설계 개선 사항과 개선사항에 대한 검증 결과를 함께 기술하였다.

Key Words : Landing System(착륙계통), Nose Landing Gear(전륵완충장치, NLG), Main Landing Gear(주륵완충장치, MLG), Gas Leakage(누기), Hydraulic Fluid Leakage(누유)

1. 서 론

본 연구는 A 항공기 착륙계통(Landing System)의 이·착륙 안전 확보를 위한 설계개선에 대해 정리

하였다. 착륙장치는 헬기 이·착륙 등 운용 과정에서 비행 안전에 필수적인 품목으로 고도의 품질 신뢰성이 요구된다. 항공기 지상 계류 시 비대칭 현상과 누유 현상이 발생하여 이를 분석하고, 설계

† Received : March 8, 2017 Revised : May 10, 2017 Accepted : May 18, 2017

* Corresponding author, E-mail : jhchoi@dtaq.re.kr

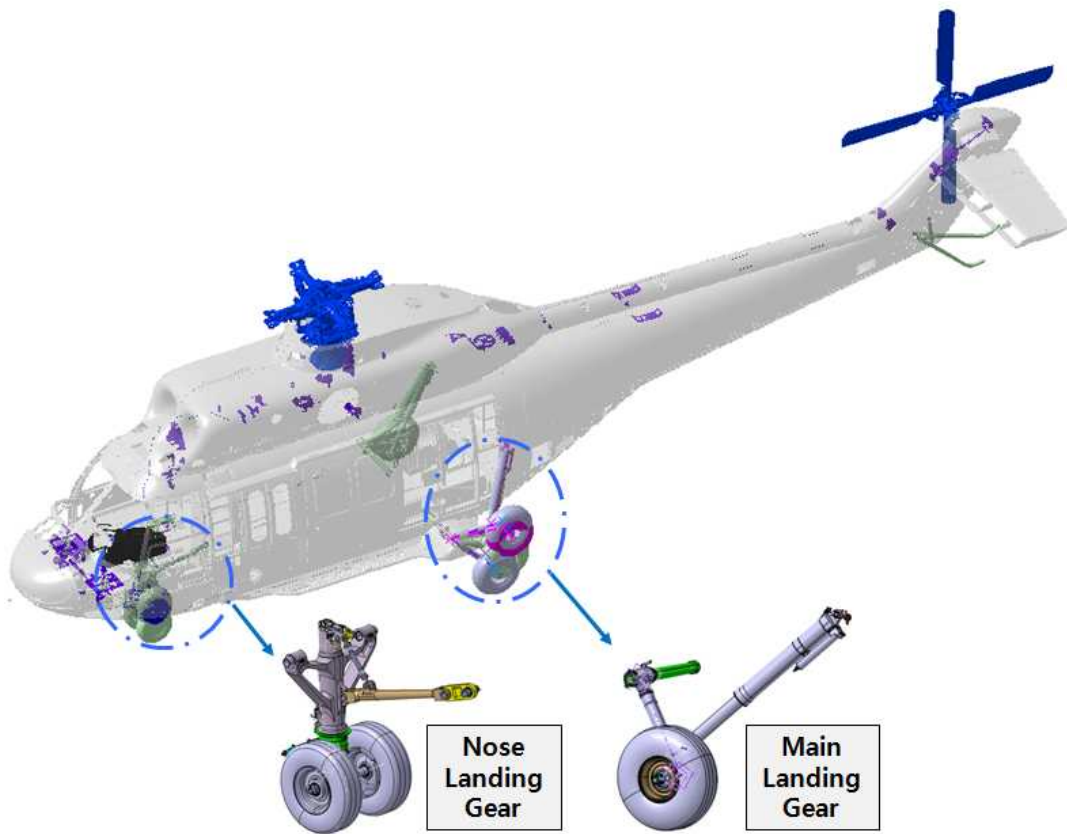


Fig. 1. Configuration of Landing System

변경 및 성능시험을 통해 개선결과를 검증하였다.

II. 본 론

2.1 A 항공기 착륙계통 설명

A 항공기 착륙장치는 전륜과 주륜으로 구성되어 있고 항공기 착륙 시 발생하는 충격하중을 흡수하여 항공기와 병력을 충격으로부터 보호하고, 지상 활주 및 주기 시 항공기 동체를 지지하여 헬기 안전과 탑승자의 생명을 책임지는 핵심 구성품이다[1]. 헬기가 지상 착륙 및 이륙, 계류 시 하중은 완충장치를 통해 일정부분 흡수되며, 이 완충장치는 질소가스와 유압유가 혼합된 형태인 오레오 스트럿(Oleo Strut) 형식의 구조로 개발되었고 [2], 피로시험을 통해 성능을 검증하였다[3]. 착륙 조건에 따른 에너지 흡수 능력은 Table 1과 같고 각 구성품의 형상은 Fig. 1과 같다.

전륜 착륙장치는 항공기 전방 동체 하부 중앙에 위치한다. 항공기가 지상에 있을 때 동체를 지지해주는 역할을 하며, 전륜 완충장치 조립체와 타이어는 착륙 또는 지상 활주 시 발생하는 충격과 하중을 흡수하고, 충격 착륙 이상으로 추락 시

Table 1. Energy Absorption Capability

Condition	Landing Speed	Ground Contact Point
Normal Landing	3.05 m/sec (10 ft/sec)	2~3 Point
Hard Landing	6.10 m/sec (20.0 ft/sec)	3 Point

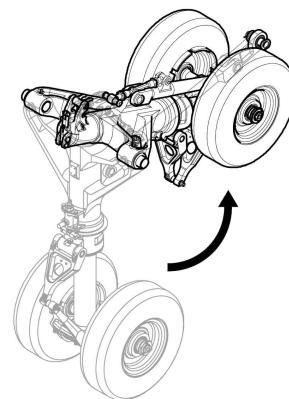


Fig. 2. NLG Collapse Mechanism

붕괴 메카니즘이 작동하여 전륜 착륙장치가 접히면서 충격을 완화(Fig. 2 참조)하여 조종사와 항

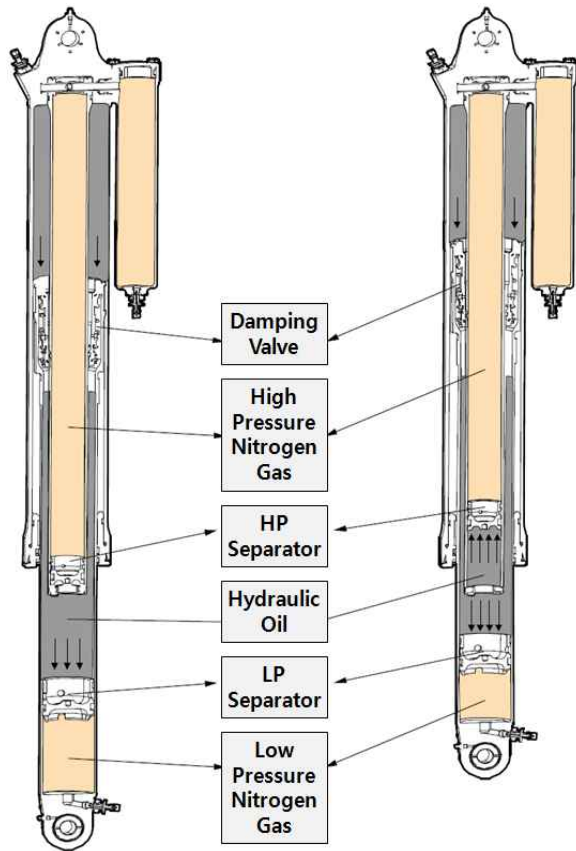


Fig. 3. Main Landing Gear Normal Landing(L) / Hard Landing(R)

공기의 손상을 줄여 준다. 이는 추락 시 전륜 착륙장치가 조종실 바닥면을 뚫고 조종석으로 침범하지 않도록 하기 위함이다[4,5,6].

주륜 착륙장치 조립체(Fig. 3 참조)는 지상에서 항공기 운용 시 중앙동체를 지지하며, 착륙 시에는 착륙 충격 부하를 흡수한다. 완충장치 외부에는 질소가스와 유압유를 충전 할 수 있는 밸브를 가지고 있으며, 내부에는 유압유와 질소를 분리시키는 세퍼레이터가 상·하부 실린더에 장착되어 있다. 지상 활주 또는 정상 착륙 시 하부 실린더에서 충격을 흡수하며, 충격 착륙 이상의 추락 시에는 항공기 동체 손상을 방지하기 위하여 상·하부 실린더가 동시에 충격을 흡수한다. 참고로, 고압 질소 챔버는 0,000±00 psi, 저압 질소 챔버는 000±0 psi의 압력으로 충전한다[7].

주륜 완충장치의 작동 메카니즘은 항공기가 지상 활주 및 정상 착륙 시에는 피스톤 내부의 저압 세퍼레이터가 아래로 밀리면서 하부의 저압가스가 압축되고, 동시에 댐핑 밸브가 작동하면서 항공기의 흔들림을 방지하고 충격을 흡수한다. 충격 착륙 시에는 저압 세퍼레이터가 아래로 더 밀리면서 저압가스가 더욱 압축되고, 고압 세퍼

레이터도 위로 밀리면서 상부의 고압가스가 압축되어 큰 충격을 흡수하여 완충작용을 한다[8].

2.2 주륜완충장치 관련 설계보완 요구사항

항공기 장착 후 운용 중 주륜완충장치의 품질은 저압가스가 들어가 있는 실린더 크롬 부위 노출길이를 통해서 확인한다. 크롬 부위 노출길이는 온도에 따라서 범위가 정해져 있고 외기온도 0℃의 경우(Fig. 4 참조)에는 41.4~44.9 cm를 만족해야 한다.

체계개발 후 착륙 시 충격 흡수 기능을 담당하는 완충장치에서 질소가스 및 유압유가 유출되는 결함(Table 2, Fig. 5 참조)으로 인해 계류 중인 항공기가 과도한 비대칭 상태를 보이는 등 운용 상 문제점이 대두되었다. 누기 및 누유가 발생할 경우 완충능력이 저하되고 이착륙 시 동체에 더 많은 하중이 부과되어 동체에 피로하중을 부과할



Fig. 4. Measure of length for chrome plating

Table 2. Supplement for MLG

No	Design Supplement
1	Inner Cylinder Gas Leakage
2	Outer Cylinder Gas Leakage
3	Hydraulic Fluid Leakage at Under Cap

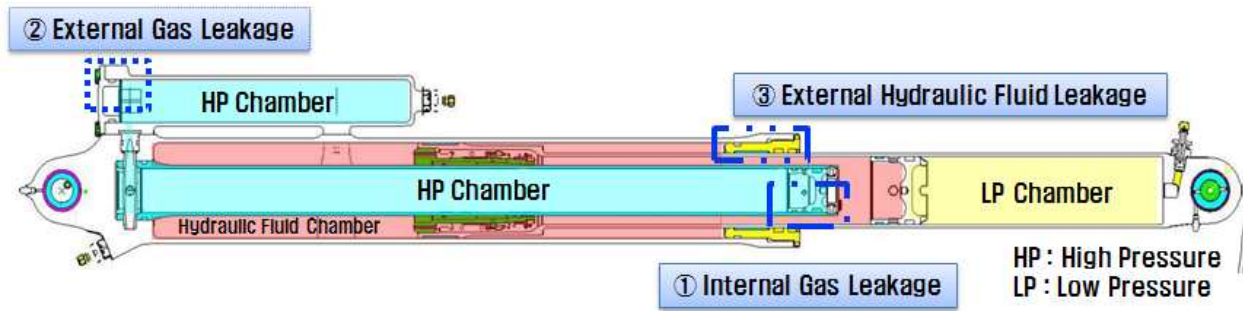


Fig. 5. Schematic Diagram of Main Landing Gear

수 있다. 따라서 이를 해결하기 위한 원인파악 및 개선활동이 요구 되었다.

2.2.1 고압챔버 내부 피스톤 부위 누기

주륜완충장치 고압챔버 내부 피스톤 부위 누기 현상은 항공기 장착상태에서 발견되었다. 내부 누기로 인해 유압유 부위에 고압 질소 가스가 새어나오게 되고 압력이 증가함에 따라 저압부를 누르게 되어 완충장치 자체의 길이가 증가하는 현상이 발생되었다. 온도에 따른 크롬 노출길이 기준 값 대비 약 14 cm의 길이 증가가 발생하였다. 이러한 주륜완충장치 길이 증가로 인해 항공기 좌·우가 비대칭적으로 기울어지는 현상이 발생되었다.

2.2.2 고압챔버 외부 실린더 상부 누기

주륜완충장치 고압챔버 외부 실린더 상부 누기 현상은 고압 질소 챔버가 저장되어 있는 외부 실린더 상부 덮개에서 발생하였다. 상부 덮개는 오링을 이용하여 밀폐하고 볼트 4개를 이용해서 결합된다. 결합 후 빗물이 들어가지 않도록 결합 부위에 실린트로 마무리를 하는데 상부 덮개와 외부 챔버가 맞닿는 부위에서 고압가스의 누기가 발생한 것이다(Fig. 6 참조). 본 사항은 위에 연



Fig. 6. External gas leakage



Fig. 7. External hydraulic fluid leakage

급한 주륜완충장치 내부 누기를 개선하기 위해 표면처리 적용을 한 이후 발생한 문제로 추가 개선이 필요하였다.

2.2.3 완충장치 하부 캡 부위 누유

주륜완충장치 내 유압액은 고압 질소와 저압 질소 사이에 위치하고 있으며 충격 착륙 시 유압유가 고·저압 세퍼레이터를 밀면서 충격을 흡수하는 역할을 한다. 완충장치 캡 부위 누유는 이러한 유압액이 캡 바깥쪽 하부에 맺히는 현상이다(Fig. 7 참조). 이러한 누유가 장기간 발생할 경우 완충능력의 저하가 발생되므로 설계개선이 필요하였다.

2.3 설계 개선 검토

2.3.1 내부 누기 개선(1차 개선)

내부 고압부 누기 현상의 발생위치는 내부 실린더와 고압부 세퍼레이터 접촉 부위에서 발생하였다(Fig. 8 참조). 원인 분석결과 실린더 내경 크롬 도금 영역에서 미세 크랙이 발생(불균일한 크롬 도금 층 형성)하였고 하부 세퍼레이터 오링 접촉 부위를 통해 틈새 사이로 고압 가스가 빠져나온 것이다(Fig. 9, 10 참조). 누기 된 가스는 유압

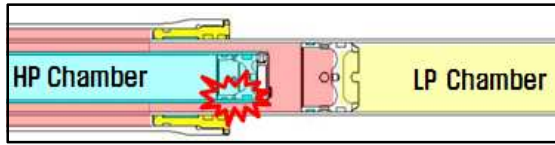


Fig. 8. Inter. gas leak position

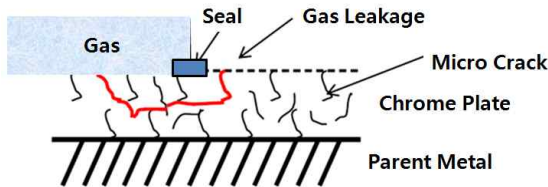


Fig. 9. Gas Leakage Phenomenon



Fig. 10. Chrome plating surface

유 내부에서 압력을 형성하여 하부 저압부를 누르게 되고 결국 실린더가 팽창하는 현상이 발생하게 된 것이다.

실린더 내경 부위 미세 크랙을 해소하기 위해 타 항공기에 적용되어 있는 사례를 검토 하였다. 육군에서 운용 중인 UH-60P 항공기의 착륙장동 내부 실린더를 검토한 결과 흑색산화피막(Mil-DTL-13924 I형)이 적용되어 있음을 확인하였다. 기존 피스톤 크롬 도금이 적용된 내경부는 고압부 세퍼레이터의 Seal 조립(기밀성 유지)을 위한 정밀 치수관리와 세퍼레이터 습동에 대한 내마모성 및 내부식성 확보가 요구된다. 흑색산화피막은 밀착성, 내식성, 내마모성이 우수(MIL-DTL-13924 6.1항 참조)하여 상기 조건을 충족 할 수 있음에 따라 선정되었다. 흑색산화피막을 적용한 내부 실린더(Fig. 11 참조)에 착륙장치 고압부 기준 충전압을 고려하여 가스를 주입하고 누기 발생 여부를 검증하였다.

내부실린더를 유압유 육조 내 침지 시 착륙장치 조립 조건 모사가 가능하고, 누기 발생 시 질소 방울이 육안으로 확인 가능하므로 Fig. 12과 같이 누기 시험을 수행하였다. 시험 결과 누기가 발생하지 않음을 확인하였다. 흑색산화피막의 타당성을 확인한 후 실린더를 새로 제작하여 적용하였다.

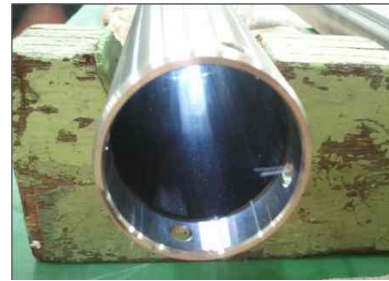


Fig. 11. Black oxide plating



Fig. 12. Chamber leakage test

2.3.2 외부 누기 개선(2차 개선)

외부 실린더 누기 현상의 발생위치는 외부 실린더와 덮개의 연결 부위에서 발생하였다.

외부 누기 발생 원인은 실린더와 상부 캡 사이의 원주 방향 변형량 차이로 Seal 조립부의 비대칭적 팽창이 발생하고, 이로 인한 기밀성 저하에 의해 누기가 발생한 것으로 판단되었다. 실린더 팽창의 영향성을 확인하기 위해 변형량 해석을 Patran/Nastran을 이용하여 수행하였다. 해석조건은 실린더와 캡의 재질, 밀도, 탄성계수, 항복강도, 인장강도 등의 물성치와 완충기가 완전 팽창하였을 경우의 고압 가스 압력을 기준으로 하였고 해석결과는 아래와 같다.

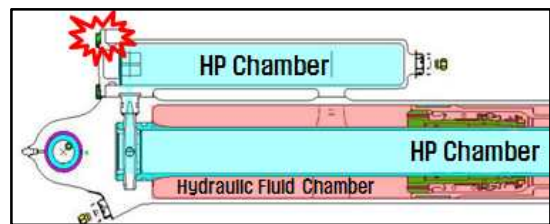


Fig. 13. Ext. gas leak position

Table 3. Length deformation(unit : mm)

	Up	Down	Left	Right
Cylinder	0.078	0.078	0.011	-0.047
Upper Cap	0.002	0.002	-0.002	-0.002
Gap	0.076	0.076	0.013	-0.045

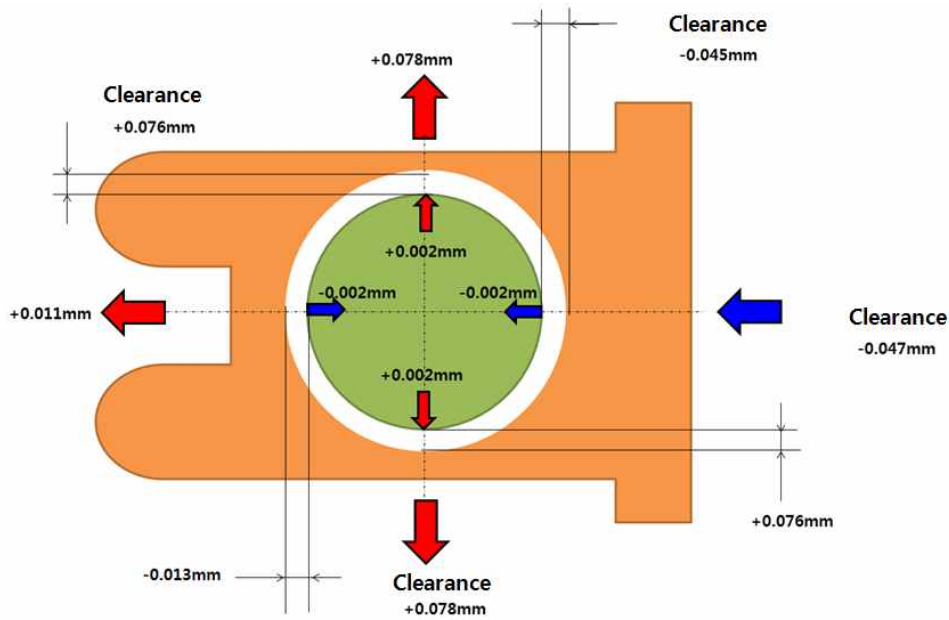


Fig. 14. Analysis result of Cylinder and Upper Cap

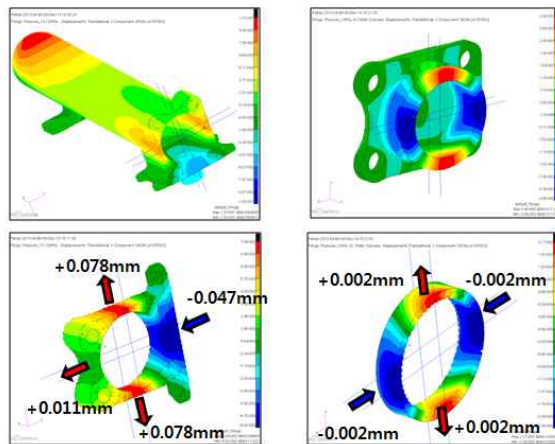


Fig. 15. Analysis result Cylinder(L), Upper cap(R)

변형량 해석 결과 실린더 상부 덮개 부위에 최대 0.156 mm(0.078+0.078)의 변형이 발생할 수 있음을 해석하였고 실측결과 0.155~0.180 mm의 길이가 늘어남을 확인하였다. 해당 결과를 통해 해석의 신뢰성이 확보된 것으로 판단하였고, 해석결과 기준 Seal 조립부에 대한 간극이 -0.045~+0.076 mm 변형됨을 확인하였다(Fig. 14, 15 참조). 이러한 실린더 팽창에 의한 누기를 방지하기 위해 실린더와 상부 캡 사이 축방향 금속 접합면에 개스킷(AMS 3241 Chloropren (CR) Rubber Weather Resistant) 소재 추가 장착을 통한 기밀성을 확보하였다. 개스킷 장착을 위해 상부 덮개에 멈추기구를 만들어서 결합 시 이탈이



Fig. 16. Modified Upper cap



Fig. 17. Test product(External cylinder)

발생하지 않도록 하였다(Fig. 16 참조). 추가로 개스킷 적용 시 영향성 여부를 판단하였는데, 해당 소재는 A 항공기 로터계통에 사용되고 있는 제품으로 영향성 없음을 확인하였다.

개스킷을 추가한 상부 덮개를 실린더에 장착하고 고압 질소 가스를 충전 한 후 24시간 동안 누기가 발생하는 지를 확인하였다. 확인결과 상부 덮개 부위의 누기는 발생하지 않음을 확인하였고, 구성품 단위에서 설계개선 사항이 타당함을 검증하였다.

2.3.3 외부 누유 개선

내부 유압유 누유 현상의 발생위치는 저압 질소 가스가 담겨져 있는 하부 실린더와 내부 실린더와 유압유가 담겨져 있는 상부 실린더 사이 결합 부위(캡 하단부)에서 발생하였다(Fig. 16 참조).

캡은 상부 실린더와 하부 실린더 사이의 공간을 메워주고 하부 실린더가 상·하 방향으로 이동할 시 반경방향으로 이동하지 않도록 잡아주는 구성품이다. 캡에는 홈이 파져있어서 T-Seal을 장착할 수 있게 제작되었고 상부 실린더와 접촉하여 내부 유압유가 외부로 빠져 나오지 않도록 밀봉을 시킨다. 원인 분석결과 상부 실린더 내부에 적용된 경질 양극산화피막(Hard Anodizing, Mil-A-8625 III형) 처리로 인해 피막 표면에 다공성 조직이 구성되었고 캡 부외와 결합 시 기밀성이 저하되어 유압유 누유가 발생한 것이다. 경질 양극산화피막은 구성품과 구성품이 습동(Sliding) 운동을 할 경우 내마모성을 확보하기 위해 표면처리를 적용하게 되는데, 상부실린더와 캡의 결합부위에는 습동운동이 발생하지 않는 부위임에도 불구하고 적용하여서 이러한 문제가 발생하게

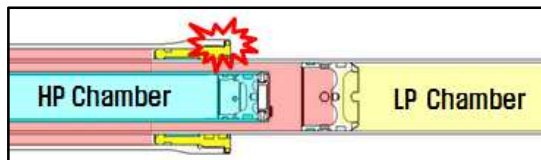


Fig. 18. Ext. fluid leak position

된 것이다.

유압유 누유 현상을 해결하기 위하여 4가지 방법의 해결방안을 검토하였다. 실(Seal)을 T-Seal 대신 오링을 이용하는 방법, 피막처리를 경질 양극산화피막(Mil-A-8625 III형) 대신 레진 함침, 봉공 처리, 양극산화피막(Mil-A-8625 I형)을 적용하는 방안이다. 각 방법별로 장·단점을 표 4에 기술하였고, 실제로 치구를 제작하여 검증한 결과 양극산화피막을 적용한 조건을 제외한 3가지 방법은 모두 누유가 발생하였다.(Fig. 20 참조) 양극산화피막은 기존 표면처리 대비 도금 두께를 감소시켜(도장 두께 유효 범위 / 변경 전 : Max 0.1143 mm, 변경 후 : Max 0.01778 mm)최 다공성 보호피막이 생성되지 않도록 개선하였다.

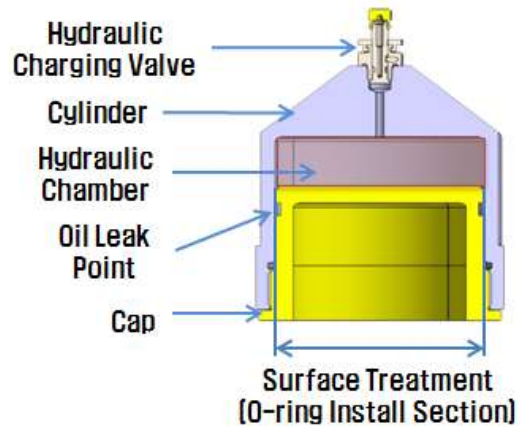


Fig. 19. Fluid leak test fixture

Table 4. Advantage and disadvantage of improvement suggestion

Improvement Suggestion	Advantage	Disadvantage	Cause of leakage using verification of fixture
T-Seal → O-Ring	Needlessness of product configuration change	Existence of porous area	Leakage from porous and sealing area
Hard Anodizing → Impregnation Resin after Hard Anodizing	Needlessness of product configuration change	Non-applicable ※ Resin diffusion	Limitation of sealing because resin diffusion
Hard Anodizing → Hard Anodizing & sealing	Needlessness of product configuration change	reduce wear resistance performance	Limitation of sealing
Hard Anodizing → Chromic Acid anodizing	Absent of porous at Seal contact area	Need of product configuration change	-

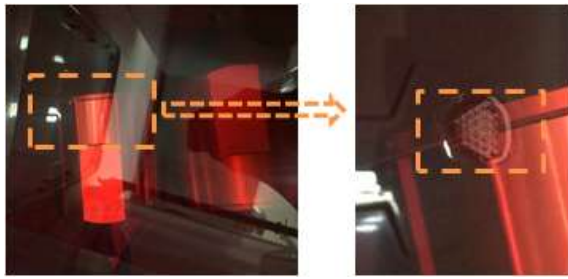


Fig. 20. Fluid leak test Result

기존 경질 양극산화피막 적용을 제외하고 양극산화피막을 적용하여 치구 검증을 수행한 결과 누유가 발생하지 않음을 확인하였다. 상부 실린더 내부 습동 영역과 캡 장착부위에 피막처리를 이원화하여 적용하는 방안이 최종 도출 되었다.

2.4 설계 개선 검증

A 항공기 주륜완충장치의 내·외부 누기 및 캡 부위 외부 누유를 해소하기 위한 설계 개선방안 및 구성품 단위의 검증을 마치고 항공기에 장착하여 비행시험을 통하여 체계 검증을 수행하였다. 항공기 주기 상태와 운용 중 발생 여부를 확인하였다. 운용중량 조건에서 120회의 이·착륙을 했고 비행시험 종료 후 지상에서 해당 부위에 누기나 누유가 발생하는지를 확인하였다. 확인결과 문제 현상들이 발생하지 않았고 설계 변경 사항의 개선 효과가 검증되었다.

III. 결 론

A 항공기 운용 중 발생하는 주륜완충장치 내·외부 누기 및 외부 캡 부위 누유 현상을 개선하기 위한 설계변경 및 성능시험 결과는 다음과 같다.

주륜완충장치 내부 누기현상 개선을 위해 기존 내부실린더에 적용했던 크롬 도금을 흑색산화피막으로 변경하였다. 외부 누기현상 개선을 위해서는 외부 실린더 덮개부위에 개스킷을 적용하여 결합성을 향상 시켰다. 마지막으로 외부 캡 부위 누유 현상을 개선하기 위해 기존 경질 양극산화피막 처리에서 양극산화피막 처리로 표면처리 방법을 변경하였다. 이러한 개선사항은 구성품 단위에서 각각 검증을 하였고 최종적으로 체계에 장착 후 비행시험을 수행하였고, 이를 통해

주륜완충장치의 운용성 및 항공기 임무신뢰도를 향상시킬 수 있었다.

이러한 설계 개선을 통하여 항공기 운용 중 누기 및 누유 현상으로 인하여 발생한 항공기 비대칭 기울어짐 현상이 개선되는 결과를 얻었다. 더 나아가 파생형헬기사업에도 적용할 수 있는 회전익 항공기 주륜완충장치 설계기술을 확보하게 되었다.

References

- 1) KDS 1520-4001, "(HELICOPTER, UTILITY", Defense Acquisition Program Administration, Mar. 2013
- 2) Sang-Wook Lee, T.W Kim, S.C Kim, I.H Hwang, C.Y Park, "Qualification Procedure for Military Helicopter Landing Gear" KSAS 2009 Autumn Conference (09-3120)
- 3) Sang-Wook Lee, S.G Lee, S.W Shom, T.U Kim, "Fatigue Test and Evaluation of Landing Gear", Trans. Korean Soc. Mech. Eng. A Vol. 36 No. 10(2012.10) pp. 1181~1187
- 4) KDS 1620-4010, "Nose Landing Gear, Fixed for KUH", Defense Acquisition Program Administration, Mar. 2013
- 5) Jeong-Woo Shin, T.U Kim, In.H Hwang, J.J Jo, J.S Lee, "Design Development Test of Crashworthiness Device for Landing Gear", Trans. Korean Soc. Mech. Eng. A Vol. 34 No. 1(2010.1) pp. 111~116
- 6) Tae-Uk Kim, S.W Lee, J.W Shin, S.K 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
- 7) KDS 1620-4009, "Main Landing Gear, Fixed for KUH", Defense Acquisition Program Administration, Mar. 2013
- 8) Tae-Uk Kim, S.W Lee, J.W Shin, S.K Lee, S.C Kim, "Crashworthy Design and Test of Landing Gear", Journal of KSAS Vol. 40 No. 7(2012.7) pp. 601~607