

회전의 항공기 구조건전성 향상을 위한 주륜착륙장치 결합 개선연구

장민욱*, 이윤우, 서영진, 지상용
국방기술품질원

The Study on Improvement about Structural Integrity of Main Landing Gear for Rotorcraft

Min-Uk Jang*, Yoon-Woo Lee, Young-Jin Seo, Sang-Yong Ji
Defense Agency for Technology and Quality

요약 착륙장치는 회전의 항공기 및 탑승 병력의 생명을 보호해야 하는 고도의 안전성이 요구되는 주요 구성품으로 이/착륙 시 충격을 흡수하고 지상에서 활주 및 계류 시 동체를 지지한다. 특히 항공기 동체를 지지하는 주륜 착륙장치는 지면으로부터 시작되는 충격을 완충장치와 타이어를 통해 대부분 흡수하는 역할을 수행하게 되는데, 이를 통해 항공기에 탑승한 조종사의 안전을 보장하고, 임무 수행 간 병력의 작전 운용능력을 만족시킨다. A 기종 회전의 항공기 운용 중에, 우측 주륜 착륙장치 구성품인 피스톤 핀(Piston Pin)이 다수 파손된 것이 확인되었다. 따라서 본 연구에서는 주륜 착륙장치에서 발견된 피스톤 핀(Piston Pin) 균열 현상에 대한 근본적인 원인을 찾기 위해, 파면 분석에서부터 비행 시험을 통한 착륙 하중 해석에 이르기까지 다양한 원인 규명 방법을 모색하였다. 특히 개발 당시 피스톤 핀에 적용되었던 드래그 빔(Drag beam) 구성품과의 체결 토크에 대한 영향성을 토대로 균열 발생 가능성들에 대한 분석을 수행하였으며, 이를 통해 피로 수명과 구조건전성을 확보할 수 있는 방안을 제시하였다.

Abstract The landing gear is a component that requires a high degree of safety to protect the lives of rotary-wing aircraft and boarding personnel, absorbing the impact on transfer/landing and supporting the fuselage during taxiing and mooring on the ground. In particular, the wheel landing gear supporting the aircraft fuselage absorbs most of the shock from the ground through the shock absorber and tires. This ensures the safety of the pilot on board the aircraft and satisfies the operational capability of the soldiers between missions. During the operation of a rotary-wing aircraft, a number of piston pins, which are a component of the right main wheel landing gear, were found to be broken. Therefore, this study examined the root cause of the piston pin crack phenomenon found in the main wheel landing gear. For this purpose, various causes were identified from fracture surface analysis of a flight test. In particular, the possibility of cracking was analyzed based on the influence on the fastening torque with the drag beam component applied to the piston pin at the time of development. This ensures the fatigue life and structural integrity.

Keywords : Rotary-Wing Aircraft, Main Landing Gear, Piston Pin, Structural Analysis, Fatigue

1. 서론

항공기 이·착륙 시에 항공기의 안전과 탑승병력의 생

명 보호라는 중요한 역할을 담당하고 있는 착륙계통(Landing Gear System)은 Fig. 1과 같이 주륜 및 전륜 착륙장치 조립체로 구성되어 있다. 착륙계통은 항공기가

*Corresponding Author : Min-Uk Jang(Defense Agency for Technology and Quality)

email: mujang@dtaq.re.kr

Received August 30, 2019

Accepted October 4, 2019

Revised September 17, 2019

Published October 31, 2019

착륙 시 충격하중을 흡수하고 지상에서 활주할 수 있도록 동체를 지지하는 역할을 한다[1,2].

본 연구에서는 항공기가 정상적인 설계 범위 내에서 운용되었음에도 불구하고 균열이 발생한 착륙장치 결합의 원인을 찾기 위해, 실제 작용하는 하중을 중심으로 설계 과정에서 고려되지 못한 하중의 가능성에 대해 중점적으로 검토하였다.

먼저 균열이 발생한 부위의 파면 분석을 통해 파괴 모드를 확인하였고, 구조 해석을 통해 피스톤 핀에 발생 가능한 하중들을 구분하고 그에 따른 영향성을 분석하였다. 또한 실제 항공기에서 착륙 시 발생하는 동적 하중을 측정하였고, 피스톤 핀을 체결할 때 발생하는 정적 하중을 측정하여 영향성을 분석하였다. 측정된 동적 하중과 정적 하중을 복합적으로 고려하여 항공기의 피로 수명을 해석하였으며, 결과를 바탕으로 개선 방안을 제시하였다.

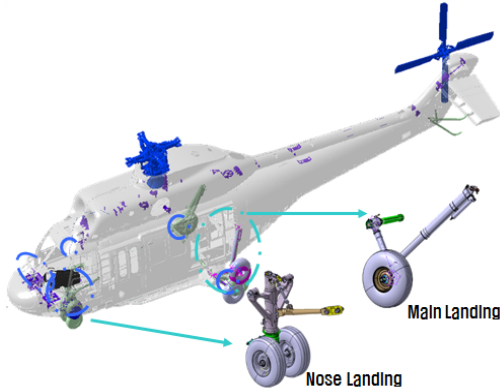


Fig. 1. Configuration of Landing System

2. 본론

2.1 결함 현상 개요

A 항공기 개발시험 중 합상운용 시험 복귀 후 착륙계통 점검과정에서 Fig. 2와 같이 우측 주륜 착륙장치 구성품인 피스톤 핀이 파손된 것을 발견하였다. 합상착륙 수행 당시 모든 비행조건에 대한 착륙 하중을 검토한 결과 개발 당시 설정된 제한하중 범위 이내로 운용된 것을 확인하였다. 착륙계통의 경우 항공기가 지면 착지 후 완충기 스트로크가 비정상적으로 2~3회 더 내려가는 현상인 단속거동 결합현상[3]과 지상계류 시 비대칭 및 완충장치 누유 결함이[4] 발생되어 설계변경이 추진된 이력은 존재하였으나, 피스톤핀과 같이 착륙계통 구성품의 직접적인 파손이 발생한 것은 첫 사례이다.

파손 현상을 인지한 이후 유사 기종인 B 항공기에 대해 전체를 대상으로 일시검사를 수행한 결과 동일 결함이 운용 조건 및 환경에 관계없이 헬기 00대 중 00대에서 발생되었음을 확인하였다. 피스톤 핀이 파손될 경우 드래그 빔과 완충기가 이탈하여 착륙 시 동체 파손 및 승무원의 안전을 위협하게 된다. 따라서 항공기 요구수명 만족과 구조건전성 확보를 위해 파손 현상의 근본 원인을 분석하고 개선방안을 도출하게 되었다.

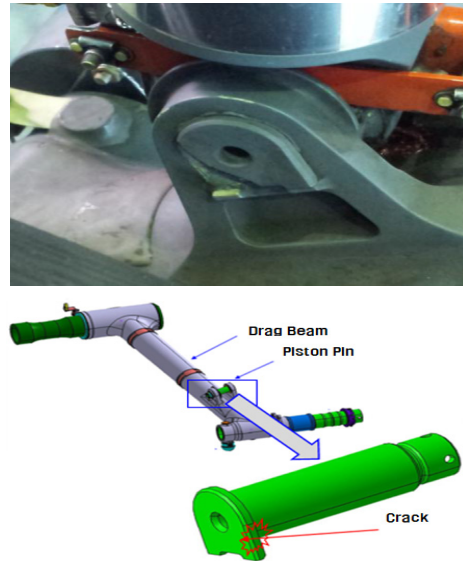


Fig. 2. The Crack of Piston Pin (Main Landing System)

2.2 결함 원인 분석

기존 항공기 착륙계통의 결함 유형은 Table 1과 같으며, 피스톤핀의 파손의 경우 설계 당시 예상치 못한 하중에 의해 발생한 현상으로 판단하였으므로, 파단면 분석을 비롯한 하중의 경로, 크기를 파악하기 위한 연구를 수행하였다.

Table 1. Failure Case(Landing Gear)

Defect type	Causes	Remark
Stick-Slip Behavior	Excessive friction(Shock absorber)	Abnormal contraction
Asymmetry	Leakage hydraulic	-
Component broken	External load	Piston Pin

먼저 파단면 분석을 통해 하중 유형에 따른 피로파괴 혹은 연성파괴 여부를 확인하였다. 이후 구조 해석을 통해 항공기 착륙 시 발생하는 수직방향 하중과 원자재의 항복강도를 비교하여 항공기 운용의 적절성을 확인하였다.

다음으로 동적 하중 측정을 위해 이착륙 하중 시험을 수행하였다. 피스톤 핀과 드래그 빔에 스트레인 게이지를 부착하여 착륙장치의 제한하중 대비 실제 인가되는 착륙 하중을 측정하였으며, 항공기 착륙 속도 별 피스톤 핀에 인가되는 하중을 분석하였다. 마지막으로 정적 하중 측정을 위해, 피스톤 핀에 스트레인 게이지를 부착한 후 체결 토크의 크기를 변화시켰으며, 이에 따른 하중 영향성을 분석하였다.

2.2.1 파단면 분석

파손된 피스톤 핀의 파면 분석 결과, Fig. 3에서 보는 바와 같이 반복하중에 의한 피로파괴를 의미하는 형상(Beach Mark)은 없었으며, 과하중(Over Load)에 의한 파괴 양상인 딥플(Dimple)이 존재하였다. 따라서 피스톤 핀의 파손원인은 피로파괴가 아닌 과하중에 의한 연성파괴임을 확인하였으므로, 균열을 유발하는 하중의 크기 및 경로 파악 필요한 것으로 나타났다[5].

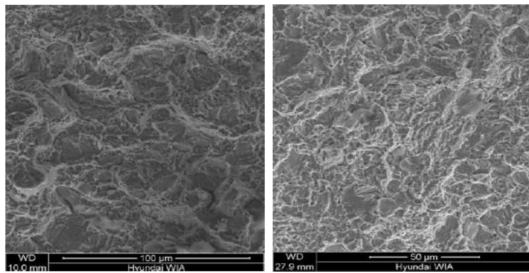


Fig. 3. Analysis Result of Piston Pin Fracture

2.2.2 구조 해석 수행

항공기 이착륙 시 피스톤 핀에 가해지는 수직방향의 하중을 계산하기 위해 Fig. 4, 5와 같이 구조해석을 수행하였다. 구조 해석을 위해 전처리 과정으로 Hypermesh /Abaqus CAE를 사용하였고, 해석 및 후처리 과정을 위해 Abaqus, Hyperview를 사용하였으며, 드래그빔 완전 구속조건을 적용하였다[6].

해석 결과 착륙장치 개발 기준 105,880 N의 하중을 수직방향으로 적용했을 경우 균열 발생 부위에서 Fig. 6과 같이 최대 237 MPa의 응력이 발생하였으며, 이는 피스톤 핀의 원자재(AISI 300M)의 항복강도인 1,586

MPa보다 낮음을 확인하였다[7,8].

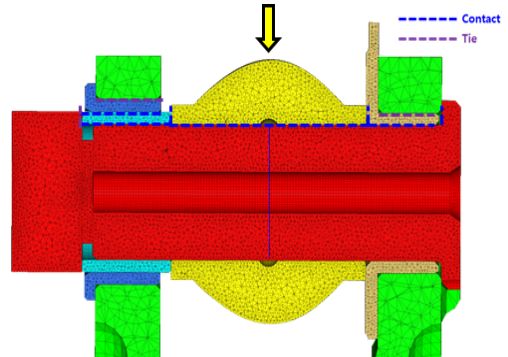


Fig. 4. Load Condition

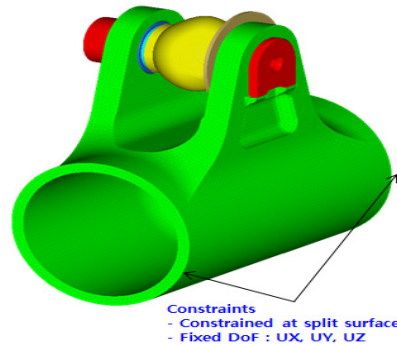


Fig. 5. Constraints(Piston Pin)

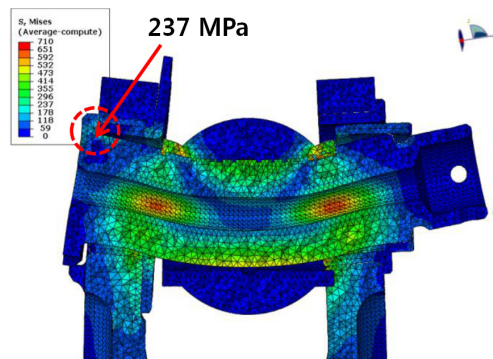


Fig. 6. Stress Distribution(Vertical Load)

일반적으로 구조 해석이 아닌 실제 시험 수행 시 재료 물성치나 형상 치수 정보 등은 생산된 제품에 따라 조금씩 다르며, 특히 입력 하중은 실제 운영 환경의 하중과 다를 수 있다. 피스톤 핀의 경우 예상되는 하중 경로는 착륙 시 발생하는 동적 하중과 피스톤 핀 체결 시 인가되

는 정적 하중이며, 이를 보다 세부적으로 분석할 필요성이 검토되었다.

2.2.3 아착륙 하중 시험(동적 하중)

구조 해석 과정에서 가정했던 완충기 수직 방향 하중에 대한 세부적인 영향성 검토를 위해 결함이 발견되었던 항공기를 대상으로 비행시험을 수행하였고, 실제 항공기가 착륙할 때 피스톤 핀에 인가되는 동적 하중을 측정하였다. 항공기의 규격상 착륙장치에 인가되는 제한하중은 56,500 N이고, 정상 착륙속도는 최대 00 ft/s이나 안정성과 시험조건 등을 고려하여 통상적인 3~8.4 ft/s의 속도의 비행시험을 수행하였다. 1~3, 9~10 ft/s의 동적 하중은 Eq. (1)과 같이 운동에너지 수식을 통해 도출하였다. 데이터의 객관성 확보를 위해 총 20차례 아착륙 시험을 수행하였다. 또한 피스톤 핀 체결 범위인 32~100 N·m 중 최소 토크를 적용했을 경우의 변형률도 확인하였다.

$$10ft/s \text{ Strain}(\%) = \left(\frac{10.0 \frac{ft}{s}}{8.4 \frac{ft}{s}} \right)^2 \times 8ft/s \text{ Strain}(\%) \quad (1)$$

Table 2. Dynamic Load Test Results

Landing Speed (ft/s)	Landing Load (N)	Amplitude and Strain			Fastening Torque (32N·m)
		1 st (μ s)	2 nd (μ s)	Strain (%) ^{*1}	
8.4	51,316	529.8	587.2	0.0279	0.2
7.3	42,473	331.2	390.3	0.0180	
6.7	35,729	261.3	290.7	0.0137	

*1 : AVG(Amplitude) x 10⁻⁶ (μ) x 10²(%)

아착륙 하중 시험 결과는 Table 2와 같으며, 시험 결과 중 착륙 속도 별 최대 착륙하중이 나타난 3가지 경우로 요약하였다. 8.4 ft/s 기준 착륙 시 제한하중(56,600 N) 대비 최대 91 %의 착륙 하중이 인가됨을 확인하였다. 이를 통해 항공기 착륙 시 발생하는 하중은 제한하중 이내에 있음을 확인할 수 있었다. 피스톤 핀의 변형률의 경우 8.4 ft/s의 속도 시 최대 0.0279 %의 변형률이 나타났으며, 이는 10 ft/s 속도로 환산 시 0.0395 %로 피스톤 핀 소재(AISI 300M)의 소성 변형률인 0.79 % 대비 현저히 낮은 값을 확인할 수 있었다. 이에 비해 체결 토크(32 N·m)의 경우 인가되는 하중이 0.2 %로 착륙 속도에 의한 동적하중 보다 높은 것을 확인할 수 있었다. 따라서 체결 토크에 의한 파단 가능성을 추가 분석하였다.

2.2.4 체결 토크 시험(정적 하중)

체결 토크에 의한 정적 하중의 영향성을 확인하기 위해 Fig. 7과 같이 스트레인 게이지를 Head부 바깥 부근에 장착하였으며, 체결 토크를 0~120 N·m 범위 내에서 10 N·m 단위로 증가시키면서 피스톤 핀 Head부의 하중을 측정하였다. 이를 바탕으로 균열이 발생한 Root부위의 변형률은 응력 해석을 통하여 계산하였다.

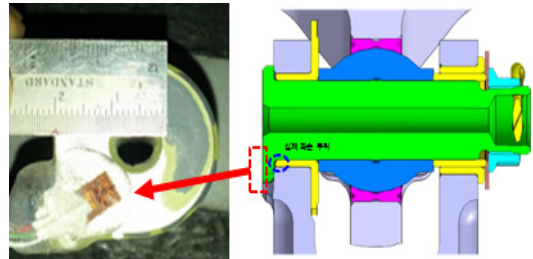


Fig. 7. Strain Gage at Piston Pin

Table 3과 같이 토크 적용 시 피스톤 핀의 변형률은 초기 10 N·m일 때 0.0487 %를 시작으로 최종 0.9158 %로 선형적으로 증가하는 경향을 확인하였다. 따라서 위 정적 하중 결과를 토대로 피스톤 핀 균열을 야기할 수 있는 소성변형 발생 구간을 확인하기 위해 Root부 응력 해석을 수행하였다.

토크 체결 최댓값인 100 N·m를 적용했을 경우 스트레인 게이지의 변형률은 0.46 %임을 확인하였으므로, 실측된 변형률을 기준으로 유한요소 해석 수행 결과 피스톤 핀의 수평방향으로 작용하는 Pre-load는 103,503 N으로 계산되었다. 이 값을 바탕으로 Fig. 8과 같이 Head부에 변형률에 상응하는 Root부의 변형률을 도출하였고 이를 통해 Head부 대비 Root부에서는 응력이 1.61배 증대되는 것을 확인하였다.

Table 3. Strain by Fastening Torque

	Torque(Nm)	Strain(%)
1	0	-
2	10	0.0487
3	20	0.1128
4	30	0.1563
5	40	0.1835
6	50	0.2176
7	60	0.2508
8	70	0.2866
9	80	0.3400
10	90	0.3635
11	100	0.4652
12	110	0.4726
13	120	0.4721

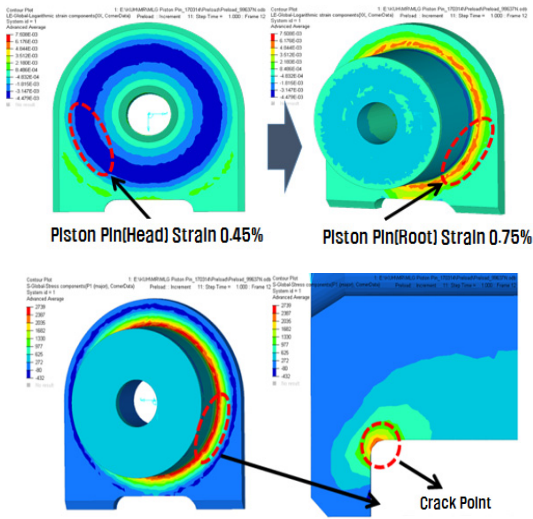


Fig. 8. Strain Conversion(Head to Root)

유한 요소 해석 결과의 적합성을 확인하기 위해 Table 4와 같이 AISI 300M의 소성 변형률과 상호 비교하였다. 스트레인 게이지 장착부에서 0.46 % 변형 발생 시 Root부에서는 0.75 %의 변형이 발생하였는데, AISI 300M의 소성 변형률이 0.793 %인 것을 감안하면 해석 결과와 유사한 것을 확인할 수 있다. 따라서 소성 변형 발생 시점이 약 100 N·m라는 것을 판단할 수 있다.

Table 4. 300M(Alloy Steel) Property

	MPa	Remarks
Tensile strength	1,931	Plastic Deformation (more than 0.793%)
Yield Strength	1,586	
Young's modulus	200,000	

Table 6. Fatigue Life(By Occurrence)

Landing Speed [ft/s]	Occurrences(0.0 hours)	100 Nm			80 Nm			45 Nm		
		S _{eq} (ksi)	Life (Cycle)	Damage	S _{eq} (ksi)	Life (Cycle)	Damage	S _{eq} (ksi)	Life (Cycle)	Damage
1	0.0	191	568	1.7E+01	140	5,075	1.9E+00	85	230,331	4.3E-02
2	0.0	192	547	2.5E+01	141	4,819	2.8E+00	86	209,023	6.5E-02
3	0.0	194	516	2.0E+01	142	4,424	2.4E+00	87	178,403	5.8E-02
4	0.0	196	482	8.5E+00	144	4,022	1.0E+00	89	149,814	2.7E-02
5	0.0	199	434	3.7E+00	147	3,461	4.6E-01	92	114,293	1.4E-02
6	0.0	203	381	1.0E+00	151	2,888	1.3E-01	96	83,050	4.6E-03
7	0.0	207	328	2.7E-01	156	2,343	3.8E-02	101	57,937	1.5E-03
8	0.0	212	277	6.5E-02	161	1,854	9.7E-03	106	39,108	4.6E-04
9	0.0	218	232	1.3E-02	167	1,455	2.1E-03	112	26,324	1.1E-04
10	0.0	224	191	5.2E-03	173	1,119	8.9E-04	118	17,330	5.8E-05
Total	0.0			7.6E+01			8.8E+00			2.1E-01

2.3 결함 개선 방안

2.3.1 피로 수명 해석

앞서 피스톤 핀에 인가되는 하중을 동적 하중과 정적 하중으로 구분하여 실제 피스톤 핀에 작용하는 하중에 대한 분석을 수행하였다. 동적 하중과 정적 하중의 복합적인 영향성을 파악하고 구조 건전성을 확보하기 위해서는 피로 수명이 예측되어야 한다[9].

Table 5와 같이 각각 하중 적용 시 변형률을 기준으로 이에 상응하는 응력을 유한 요소 해석을 통해 도출해 냈고, 최종적으로 등가응력(Equivalent stress)으로 변환하여 피스톤 핀의 피로 수명을 분석하였다. 정적 하중의 경우 100 N·m, 80 N·m, 45 N·m 토크 체결 시 변형률을 바탕으로 Root부의 인가되는 응력으로 환산하였고, 동적 하중의 경우 비행 시험 결과를 토대로 10 ft/s 속도로 착륙 시 인가되는 동적 하중을 적용하였다. 정적 시험과 동일하게 Head부 응력을 Root부 응력으로 환산(1.61배)하였으며, 운동에너지 비례수식을 적용 하여 결과를 도출하였다.

대부분의 S-N 곡선에 사용되는 데이터(응력)는 양진 하중에 의해 결정되므로 동적 하중에 의한 평균 응력으로 환산해야 한다. 따라서 실제 응력의 값을 나타낼 수 있는 등가응력 계산이 필요하며, 본 연구에서는 아래 수식과 같이 등가응력 계산을 위해 Eq. (2)와 같이 착륙장치 개발 당시 적용하였던 Goodman correction 수식을 활용하였다[10].

$$S_{eq} = Dynamicload(S_a) + Pproperties(0.48) \times Staticload(S_m) \tag{2}$$

여기서 S_a는 응력진폭(Stress amplitude)로 동적 하중

결과를 대입하였으며 아래 Eq. (3)과 같이 10 ft/s 기준에서 Root부의 최대 변형률을 적용하였다. 또한 재료 물성치 0.48은 MIL-HDBK-5J의 AISI 300M을 기준으로 하였다[11].

$$\left(\frac{10.0 \frac{ft}{s}}{8.4 \frac{ft}{s}} \right)^2 \times 0.0279\% (Head) \times 1.61 (Root Conversion) = 0.0637\% \quad (3)$$

Table 5. Equivalent Stress Conversion

10ft/s	Strain(%)	Stress(ksi) / (Mpa)				
		Static Load	Dynamic Load	S _m ^{*1}	S _a	S _{eq} ^{*2}
1	100Nm + Landing Load	0.7508	0.0637 ^{*3}	397 (2,739)		224 (1,548)
2	80Nm + Landing Load	0.5487		290 (2,002)	34 (233)	173 (1,194)
3	45Nm + Landing Load	0.3322		176 (1,212)		118 (815)

*1 : Root 부 응력 집중 하중

*2 : S_{eq} = S_a + 0.48S_m (MIL-HDBK-5J)

*3 : 10ft/s 착륙 시 Root부 동적 하중

피로 강도 해석을 위한 S-N 곡선 적용 시 Fig. 9와 같이 착륙장치 개발 간 활용한 Fully Factored Design S-N 곡선을 활용하였다. S-N곡선에서 10³ Cycle 시 20% 수명 마진을 추가로 확보한 곡선을 의미한다. Fully Factored Design S-N 곡선은 기존 Mean S-N곡선에서 10³ Cycle 시 20% 수명 마진을 추가로 확보한 곡선을 의미한다. Fully Factored Design S-N 곡선은 기존 Mean S-N 곡선 대비 전 수명 구간에서 약 40 ksi의 응력을 더 보수적으로 적용한 것을 알 수 있다. 또한 수명

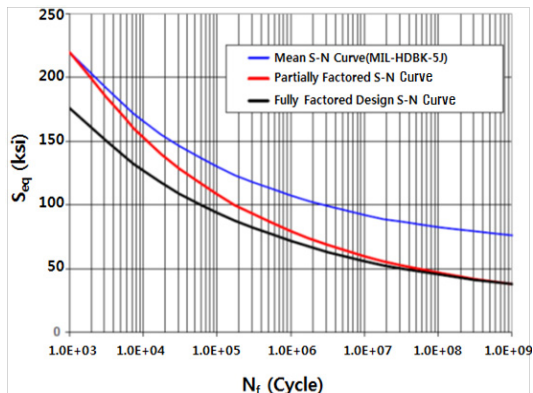


Fig. 9. Fatigue Life Curve(AISI 300M)

Nf는 아래 수식과 같이 착륙장치 개발 시 활용되었던 Eq. (4)를 활용하였다[12].

$$Life : \log N_f = 16.211 - 6.042 \log (S_{eq} - 22.273) \quad (4)$$

위 S-N 곡선을 바탕으로 체결 토크 100 N·m, 80 N·m, 45 N·m를 적용하였을 시 해당하는 수명 주기 곡선을 작성하였다. 이후 수직 착륙속도 별 발생빈도를 의미하는 피로 스펙트럼에 의한 피로 강도 해석결과를 도출하였다.

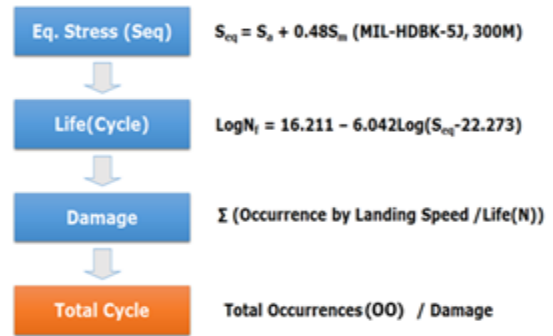


Fig. 10. Total Cycle Flow Chart

Fig. 10은 예상 수명(Cycle)을 계산하기 위한 절차를 나타낸 것이다. 착륙 스펙트럼에 따른 피로 강도 해석 결과는 Table 6으로 정리하였다. 하강속도 1~10 ft/s 기준 00 시간 당 총 00 회의 발생 횟수를 토대로 각각의 속도별 등가응력을 계산하였고, 해당 응력을 기반으로 요구수명을 충족하는지에 대한 여부를 확인할 수 있는 Damage를 산출하였다. 여기서 Damage는 발생횟수를 수명으로 나눈 값으로 1 보다 낮은 값일 경우 요구수명을 충족함을 의미한다[13].

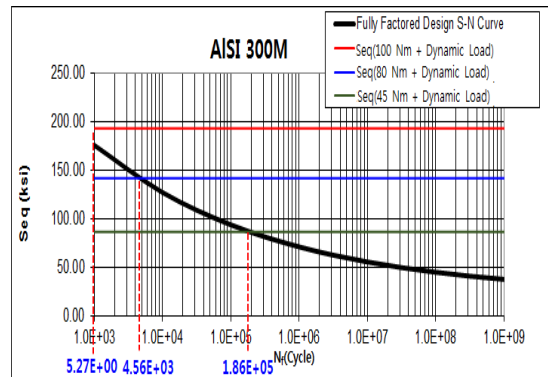


Fig. 11. S-N Curve(Fastening Torque 100, 80, 45 N·m)

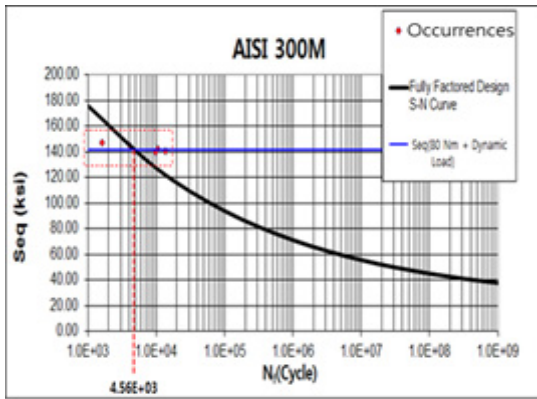


Fig. 12. S-N Curve(Fastening Torque 80 N·m)

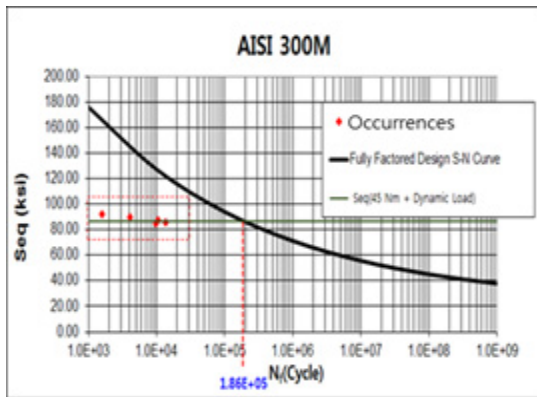


Fig. 13. S-N Curve(Fastening Torque 45 N·m)

Fig. 11은 계산된 예상 수명(Cycle)을 바탕으로 S-N 곡선에 대입한 것을 나타낸 것이다. 피로 수명 해석 결과 100 N·m 토크 적용 시 예상 수명은 527 Cycle로 S-N 곡선의 최저 Cycle 이하로 나타나 수명 예측이 불가능했다.

Fig. 12와 같이 80 N·m 적용 시 4,561 Cycle로 나왔으나 이·착륙 횟수로 환산할 시 2,280으로 착륙장치 요구 수명 기준인 00회를 미충족하는 것으로 나타났다. 마지막으로 Fig. 13과 같이 45 N·m를 적용했을 시 예상 수명은 186,919 Cycle, 이·착륙 횟수는 93,459로 요구 수명을 만족하는 결과를 확인하였다. 적용 토크 별 최종 예상 수명은 Table 7로 정리하였다.

Table 7. Life Cycle(Fastening Torque)

Fastening Torque(N·m)	Life(Cycle)	Remark
100	527	Short-term Damage
80	4,561	Unsatisfied Required Life
45	186,919	Satisfied Required Life

위 결과에 따라 피스톤 핀의 구조건정성을 확보할 수 있는 최대 인가 토크를 선정할 수 있었으며, 이 결과는 항공기 개발 요구도 중 하나인 피로 수명을 만족함을 확인할 수 있었다.

2.3.2 개선 방안 적용

앞 절에서 수행했던 피로 강도 해석 결과 피스톤 핀의 체결 토크 수치를 최대 45 N·m 이하로 적용하였을 경우 운용 범위내의 이·착륙 속도와 관계없이 요구 수명을 만족함을 확인하였다. 체결 토크를 45 N·m으로 감소시킬 경우 항공기 체계 영향성 검토 결과 피스톤 핀이 체결되어 있는 드래그 빔 러그 사이에는 Fig. 14와 같이 완충기 베어링과 부싱이 견착되어 있어 기능 및 성능에 문제가 없음을 확인하였다.

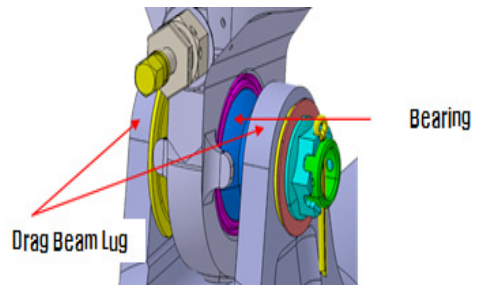


Fig. 14. Drag Beam Lug & Piston Pin

추가적으로 피스톤 핀의 최소 토크 도출 시험을 수행하였고, 드래그 빔 러그 사이에서 완충기 베어링과 부싱이 견착되는 최소 토크는 구성품 단위 시험 결과 6 N·m으로 나타났다. 그러나 체결너트가 Self Locking Type인 이유로 견착 위치까지 너트를 진입시키기 위해서는 6~27 N·m까지 토크 적용이 필요함을 확인하였다. 베어링 견착 및 안전핀 체결을 위한 5 N·m의 추가 토크를 고려하면 Table 8과 같이 최적의 토크값을 선정할 수 있

다. 이 결과에 따라 착륙계통 구성품의 균열현상을 방지할 수 있으며, 피로 수명을 만족하므로 항공기 운용범위 동안 구조건정성을 확보할 수 있음을 확인할 수 있다.

Table 8. Fastening Torque Change

Fastening Torque(N·m) (AS-IS)	Fastening Torque(N·m) (TO-BE)	Remark
Less than 100	32 ~ 45	Prevent Ductile fracture & Satisfied Required Life

3. 결론

본 논문에서는 회전익 항공기 개발단계에서 발생한 착륙장치 피스톤 핀의 균열 현상에 대한 원인을 규명하고 결함을 해소하기 위한 개선 방안을 제시하였다.

함상운용 중 정상적인 운용 범위 내에서 발생한 결함의 원인을 찾기 위해 설계 과정에서 고려되지 못한 하중의 가능성에 대해 검토하였다. 먼저 균열이 발생한 부위의 파면 분석을 통해 파괴 모드를 확인하였고, 구조 해석을 수행하여 피스톤 핀에 발생 가능한 하중을 식별하였다. 이후 실제 비행시험을 통해 착륙 시 발생하는 동적 하중을 분석하였고, 피스톤 핀 체결 시 발생하는 정적 하중을 측정하여 영향성을 분석하였다. 마지막으로 측정된 동적 하중과 정적 하중을 복합적으로 고려하여 피로 수명을 계산하였으며, 결과를 바탕으로 개선 방안을 제시하였다.

본 연구를 통해서 항공기 착륙장치에서 발생한 피스톤 핀의 파손 현상은 파단면 분석, 구조 해석과 비행 시험 등을 분석을 통해 개선 방안이 도출되었다. 향후 소형무장헬기 등 유사 회전익 항공기 개발 사업 수행 시 본 논문의 고장 탐구 접근 방법이 활용 가능할 것으로 기대된다.

References

[1] KDS 1520-4001, "Helicopter, Utility", Defense Acquisition Program Administration, 2013.
 [2] KDS 1620-4009, "Main Landing Gear, Fixed", Defense Acquisition Program Administration, 2013.
 [3] J. H. Choi, M. W. Chang, Y. W. Lee, J. J. Yoon, "An

Improvement Study on Stick-Slip Behavior of Nose Landing Gear for Rotary Wing Aircraft", *KSAA*, Vol.25, No.3, pp.61-67, 2017.

DOI : <https://doi.org/10.12985/ksaa.2017.25.3.061>

[4] J. H. Choi, M. W. Chang, H. G. Lim, J. S. Lee, "An improvement Study on Safety Assurance of Main Landing Gear Failure for Rotary Wing Aircraft", *J. of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences*, Vol.45, No.6 pp.490-497, 2017.
 DOI : <https://doi.org/10.5139/JKSAS.2017.45.6.490>
 [5] B. H. Choi, "RB-FA-G003 Fracture Surface Analysis", *Korea Research Institute of Standards and Science*, 2011, Available from:<https://www.randb.co.kr/wp-content> (accessed Feb. 20,2019)
 [6] Abaqus User's Guide, Dassault Systems, 2014, Available from:https://130.149.89.49:2080/v6.11/pdf_boks/CAE.pdf (accessed Jun. 1, 2019)
 [7] J. S. Przemieniecki, "Aircraft Landing Gear Design : Principles and Practices", AIAA Education Series, 1988.
 DOI : <https://doi.org/10.2514/4.861468>
 [8] James M. Gere, "Mechanics of Materials", Thomson Learning, Inc, 2004
 [9] Fatigue Basic Theory, CAIWARE, 2015, available from: <https://caiware.com> (accessed Feb. 5, 2018)
 [10] Goodman's Fatigue Equation, NFX MIDAS, 2013, Available from : https://kor.midasuser.com/nfx/techpaper/keyword_view.asp?idx=326 (accessed Dec. 5, 2018)
 [11] MIL-HDBK-5J, Federal Aviation Administration, "Metallic Materials and Elements for Aerospace Vehicle Structures", 2003
 [12] 88PR6241, "Fatigue Test Report for KUH Main Landing Gear" Korea Aerospace Research Institute, 2010
 [13] MIL-A-83444, Federal Aviation Administration, "Airplane Damage Tolerance Requirements", 1974

장민욱(Min-Uk Jang)

[정회원]



- 2014년 2월 : 경상대학교 항공우주시스템공학과 (공학석사)
- 2015년 12월 ~ 현재 : 국방기술품질원 연구원 재직

<관심분야>

항공우주, 재료공학

이 윤 우(Yoon-Woo Lee)

[정회원]



- 2015년 2월 : 건국대학교 항공우주정보시스템공학과 (공학석사)
- 2015년 9월 ~ 현재 : 국방기술품질원 연구원 재직

<관심분야>

항공우주, 유체

서 영 진(Young-Jin Seo)

[정회원]



- 2018년 2월 : 경상대학교 정보과학과 (공학석사)
- 2014년 8월 ~ 현재 : 국방기술품질원 연구원 재직

<관심분야>

항공우주, 국방 소프트웨어

지 상 용(Sang-Yong Ji)

[정회원]



- 2010년 2월 : 부산대학교 재료공학과 (공학석사)
- 2016년 8월 ~ 현재 : 국방기술품질원 연구원 재직

<관심분야>

항공우주, 재료공학