Journal of the Korea Academia-Industrial cooperation Society
Vol. 21, No. 6 pp. 448-454, 2020

https://doi.org/10.5762/KAIS.2020.21.6.448
ISSN 1975-4701 / eISSN 2288-4688

항공기 Bulkhead 체결구조의 균열 원인 및 개선에 관한 연구

최형준, 박성제*
국방기술품질원

A Study on the Cause and Improvement of Crack in the Installing Structure of the Bulkhead of Aircraft

Hyoung Jun Choi, Sung Jae Park*
Defense Agency for Technology and Quality

요 약 본 연구는 항공기 운용 중 발생하는 구조결함의 원인을 규명하고 개선형상에 대한 구조 건전성을 확인하고자 한다. 항공기 균열은 Bulkhead 체결구조로서 연료탱크 경계 Web 파열로 인한 연료누유 현상에서 식별되었다. 균열의 특성을 확인하기 위해 파단면을 분석하였고 반복하중에 의해 균열이 진전되어 최종 파단으로 이어지는 피로파괴로 판단하였다. 또한 다중 시작점에서 균열이 시작되는 것으로 소재의 결함이 균열의 주요 원인으로 판단되지 않는다. 항공기 운용 중 발생하는 기동하중에 대한 균열 영향을 확인하기 위해 항공기 지상 및 비행시험을 통해 분석을 수행하였다. 항공기 운용 중 균열 부위의 하중 측정 데이터와 항공기 설계하중과의 비교를 통한 분석 결과 측정하중은 설계 대비 30% 수준으로 파손을 유발할 수준은 아니라고 판단하였다. 항공기 운용 시 진동하중의 원인으로 조립 및 단품 제작공차가 최대 0.06inch 발생할 수 있는 Gap을 검토하였고, 분석결과 균열부위에서 큰 응력인 약 32ksi가 발생하였다. 또한 Pre-Load에 의해 M.S.(Margin of Safety)가 +0.71에서 +0.34로 약 50%이상 감소되는 것으로 확인되어 항공기 설계하중과 조합 시 균열 가능성이 급격히 증가하였다. 따라서 항공기 균열부위에 대하여 구조 보강 및 Gap 제거를 통해 결함을 개선하였다. 개선형상에 대하여 구조강도 해석 결과 Bulkhead는 허용응력 대비 M.S.가 약 +0.88이고 Fitting 형상은 약 +0.48로서 충분한 마진이 확보되었다. 또한 수명해석 결과 형상 개선 전 수명인 약3,600 시간 대비 개선형상은 약84,000 시간으로서 항공기 설계수명 대비 구조건전성을 확인하였다.

Abstract This study aims to determine the cause of structural defects occurring during aircraft operations and to verify the structural integrity of the improved features. The fracture plane was analyzed to verify the characteristics of the cracks and the fatigue failure leading to the final fracture was determined by the progress of the cracks by the repeated load. During aircraft operations, the comparative analysis of the load measurement data at the cracks with the aircraft design load determined that the measured load was not at the level of 30% of the design to be capable of being damaged. A gap analysis resulted in a significant stress of approximately 32 ksi at the crack site. Pre-Load testing also confirmed that the M.S. was reduced by more than 50% from +0.71 to +0.43, resulting in a sharp increase in aircraft load and the possibility of cracking when combined. Thus, structural reinforcement and the removal of the gap for aircraft cracking sites improved the defect. Based on the structural strength analysis of the improvement features, the bulkhead has a margin of about +0.88 and the fitting feature is about +0.48 versus allowable stress. In addition, the life analysis results revealed an improvement of approximately 84000 hours.

Keywords : Structure Crack, Bulkhead, Pre-load, Structural Life Analysis, Fatigue

*Corresponding Author : Sung Jae Park(Defense Agency for Technology and Quality)
email: sjpark.jay@gmail.com
Received March 20, 2020 Revised April 10, 2020
Accepted June 5, 2020 Published June 30, 2020

1. 서론

초음속 항공기를 운용 하는데 직면하고 있는 구조적 문제는 기골의 노후 요소와 항공기 설계 당시 고려된 작용하중 및 비행임무 등의 요소에 대한 영향이 함께 작용할 때 구조강도 저하 및 균열 등으로 인한 비행 안전에 대한 잠재적인 저해요인이 발생한다. 이와 같이 항공기는 다양한 하중조건 하에 노출되어 운용되고 있으며, 비행시간이 증가할수록 작용하는 하중의 반복적 영향에 의해 피로 균열이 발생한다. 항공기 구조는 다양한 요인들에 의해 초기 설계단계에서의 건전성을 유지하지 못하고 특정 부위의 강도가 저하되고, 균열이 발생하거나 파단으로 인한 위험한 상황에까지 이르게 된다. 따라서 항공기 구조 균열이 발생하는 원인에 대한 규명과 함께 구조 보강에 대한 연구가 필수적으로 요구되고 있다[1-2].

일반적으로 항공기 운용 중 발생하는 기동 진동과 연료 등 유체의 압력에 의한 하중과 구조 장착의 특성에 따른 Gap의 진동 발생 영향으로 하중이 발생하여 다양한 구조물 결함이 야기된다. 항공기의 피로수명 입증 방법 및 절차에 관한 연구[3], 항공기 엔진 지지구조물을 대상으로 선형누적손상 이론을 적용한 피로수명 예측과 요구수명 충족여부 검토[4], 회전익 항공기 구조건전성 향상을 위한 주륜착륙장치 결함 개선 연구[5] 등 항공기 전체 수명에 관한 연구와 결함개선 연구가 수행되었다. 하지만 항공기 구조물의 체결 시 발생하는 결함에 대한 원인 분석이 우선적으로 수행되어야한다. 그리고 노후 항공기에서 발생되는 균열에 대해 복합재료로 보수하여 피로수명을 연장하기 위한 연구[6] 등이 수행되었다. 본 연구에서는 비행 중 발생하는 체계 진동 환경과 구성품 자체 진동 환경 등 구조물 결함에 대한 원인을 규명하고 개선 형상을 검증하고자 한다. 또한 Bulkhead의 체결 구조물 결함에 대한 원인을 분석하고 구조물 개선을 위한 방법을 제시하고자 한다.

2. 본론

2.1 대상 품목 및 결함 현상

초음속 항공기 중앙동체에 위치한 연료탱크 후방 경계면의 Bulkhead 체결구조의 균열 위치는 Fig. 1과 같다. 연료탱크 경계 영역인 Web면의 균열로 인하여 연료 누유 현상이 발생하였다. 또한 운영 항공기 검사를 수행한 결과 균열이 확인되었다.

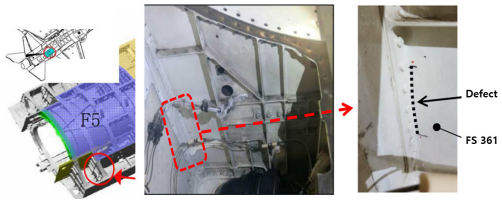

Fig. 1. Location and Feature of Defect

2.2 균열부위 파단면 분석

Bulkhead 체결구조물에 대한 파단면 분석 결과 균열 초기에 균열 발생 후 반복하중에 의해 균열이 진전되어 Fig. 2와 같이 최종 파단되는 피로균열이다. 또한 피로파괴(Fatigue Fracture)의 증거인 다중시작점(Ratchet Mark) 및 피로줄무늬(Striation)가 관찰되었다.

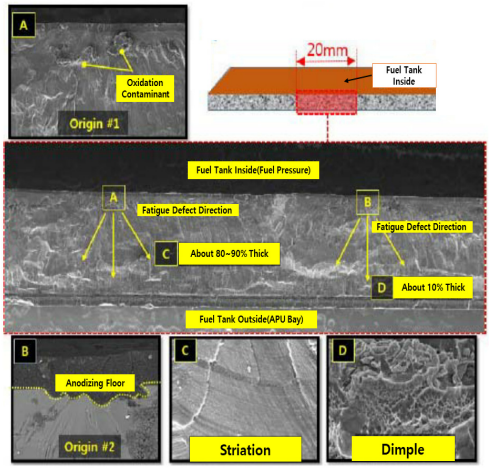

Fig. 2. Result of Crack Analysis

다중 시작점에서 균열이 시작되는 것으로 보아 균열 시작점에서의 중대한 소재의 결함은 없으며 주요 원인으로 판단할 수 없다.

2.3 운용하중 영향성 분석

Bulkhead 체결구조의 균열 손상은 초기 균열 발생 후 반복하중에 의한 지속 작용으로 피로파괴가 진행되다가 파단이 된 것으로 판단하였다. 항공기 균열 부위에 작용하는 반복하중은 항공기 운용 중 발생하는 비행하중과 연료탱크에서 발생하는 연료압력으로 파악하였다. 운용하중에 의한 구조물 균열 원인을 분석하기 위한 절차는 Fig. 3과 같다.

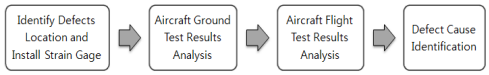

Fig. 3. Process of Cause Analysis in Operating Load

지상시험과 비행시험을 통해 구조 건전성 점검을 수행하기 위해 Fig. 4과 같이 8개소에 Strain Gage를 장착하여 균열 부위의 응력 수준을 확인하였다.

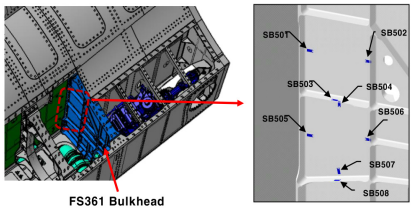

Fig. 4. Location of Strain Gage

2.3.1 항공기 지상시험 분석

지상 점검시험 결과 연료 중량에 의한 수두압력과 엔진 시동 시 연료 압력 5.5psi 가 적용된다. Fig. 5와 같이 엔진 시동 시 해당 부위에 -350~-877$\mu\varepsilon$ 발생하며, HTS(High Speed Taxi) 시 -320~-882$\mu\varepsilon$ 수준으로 하중이 발생하였다.

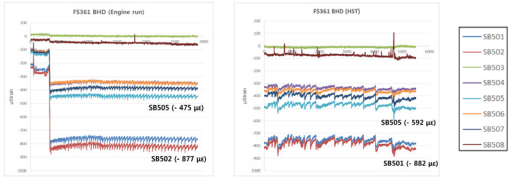

Fig. 5. Strain Level on the Ground Test

2.3.2 항공기 비행시험 분석

비행 점검시험 결과 Fig. 6와 같이 특정 조건(Wind Up Turn)에서 Strain Gage 장착위치 SB501 부위에서 -1187$\mu\varepsilon$ 수준으로 하중이 발생하였다. 지상시험인 Engine Run 및 HST와 비행시험 결과를 상세하게 분석해보면 Bulkhead Web의 가장 취약 부위가 SB501(-1187$\mu\varepsilon$) 및 SB502(-1180$\mu\varepsilon$) 임을 Table 1에서 확인하였다. 수번의 비행시험에서는 각 Strain Gage 하중이 Fig. 6와 같이 비슷한 경향을 보인다.

Table 1. Flight Test Results

Flight Conditions	Test Results (μStrain)							
	501	502	503	504	505	506	507	508
E/R	-820	-877	24	-371	-475	-368	-428	-59
HST	-881	-882	-24	-392	-592	-442	-492	-116
FT #1	-932	-1030	71	-435	-630	-520	-563	242
FT #2	-1187	-1180	31	-556	-913	-625	-837	138
FT #3	-1080	-1025	36	-473	-854	-556	-751	271
FT #4	-1177	-	-63	-580	-939	-716	-851	256
FT #5	-1103	-1142	-36	-511	-889	-661	-744	370

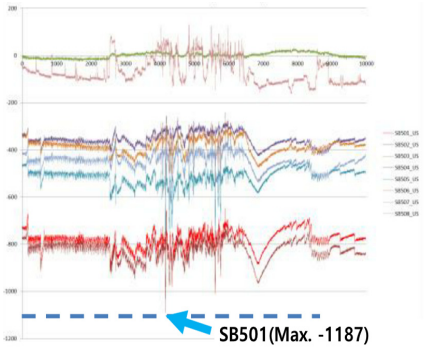

Fig. 6. Flight Test Results

Table 1과 같은 비행시험 결과를 바탕으로 항공기의 설계하중과 비교하여 균열 발생 영향을 검토하였다. FS361 위치에 장착된 Bulkhead의 최대 Strain은 SB501위치의 비행시험 결과 -1187$\mu\varepsilon$ 이며, 이와 비교하여 SB501 위치의 최대 설계하중은 -5254$\mu\varepsilon$ 이므로 설계하중 대비 비행시험 결과 약 22% 수준이다. 균열 발생부위 위치인 SB505에서 하중을 비교해보면 비행시험 결과 -939$\mu\varepsilon$ 대비 설계하중 -3177$\mu\varepsilon$ 이며 약 30% 수준의 하중이 작용한다. 또한 비행시험 결과 최대 Strain Gage인 SB501 대비 약 79% 수준으로 작용하는 하중이 미비하므로 균열의 원인으로 판단할 수 없다. 항공기 설계하중 대비 균열 위치에서의 비행시험 후 하중 결과를 Fig. 7의 그래프와 같이 한눈에 비교하였다. 이와 같이 비행시험을 통해 작용하는 하중을 분석한 결과 연료 가압 및 비행하중에 의한 하중은 파손을 유발할 수준이 아니라고 판단하였다.

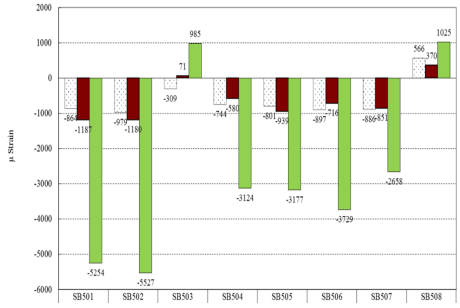

Fig. 7. Load Comparison Results

2.3.3 장착 Gap에 의한 하중 분석

항공기 구조 장착 시 발생할 수 있는 Gap은 일반적으로 단품 및 조립 공차에서 발생한다. Tooling Hole을 기준으로 장착되는 단품은 Web 면의 단품 Profile 가공공차는 0.060“(+/- 0.030”)이다. 그리고 Web면과 Bulkhead 장착 도면에는 Shim Gap 조건은 없다. 결국 Tooling Hole을 기준으로 Bulkhead가 장착되기 때문에 Fig. 8과 같이 단품 공차는 최대 0.060“ 만큼의 Gap이 존재 할 수 있다.

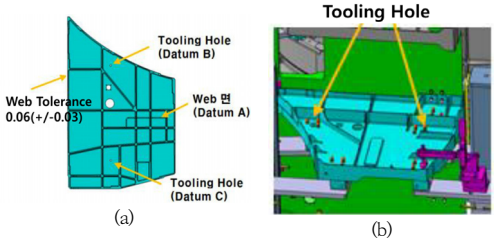

Fig. 8. Configuration of Bulkhead
(a) Web Tolerance (b) Installation

구조 장착 시 발생할 수 있는 Gap에 대한 하중 영향을 확인하기 위해 Pre-Load에 의한 응력해석을 수행하였다. 유한요소해석을 위해 Table 2와 같이 FE Model에 내부하중을 부여하였다. 적용되는 하중은 비행하중과 연료압력 그리고 Gap에 의한 Pre-load를 부여하였다.

Table 2. Detail Model Description

Criteria	Contents
Shell Element	CQAUD4
Applied Load	Maneuver/Fuel Pressure/Pre Load
Boundary Conditions	Attached Area
Material Properties	Al 2124-T851

Pre-load는 Fastener Point를 기준으로 0.060in로 Gap 하에 부여하였다. 재료 물성치는 MIL-HDBK-5J를 기준으로 Bulkhead 및 Fitting 재료에 적용하였다.

Fig. 9 (a)에서와 같이 해석 영역(Zone)을 기준으로 상세 유한 요소 모델을 활용하여 응력해석을 수행하였다. Gap 발생으로 인해 발생되는 Pre-Load의 영향으로 균열부위(Zone A)에서 가장 큰 응력 약 32ksi가 발생하였다. 또한 Pre-Load에 의한 응력을 고려하면 균열 부위에서 MS(Margin of Safety)가 +0.71에서 +0.34로 약 50%이상 감소하였다. 이와 반대로 특이한 점은 Zone B에서 Pre-Load로 인한 영향인 MS가 +1.18에서 +2.75로 증가하였다. 이는 장착 Web으로 작용하는 하중의 방향성을 확인할 수 있었다. Fig. 9 (b)는 항공기 기동하중 및 연료압력에 의한 해석결과를 포함하여 해석을 수행한 결과이다.

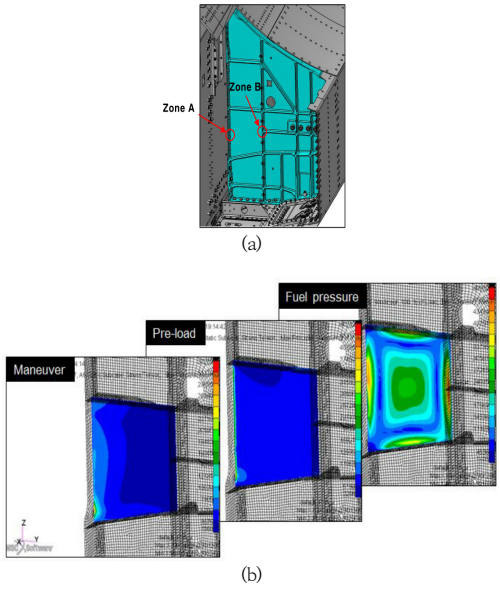

Fig. 9. Finite Element Analysis Results
(a) FE Model (B) Analysis Results

2.4 균열 원인 분석 종합

항공기 Bulkhead에서 발생하는 균열 손상은 초기 균열 발생 후 비행하중 및 연료압력에 의한 반복하중에 의한 지속적인 작용으로 피로균열이 진행되다가 일시적으로 파단된 것으로 판단된다. 지상 및 비행 시험 분석 결과 비행하중 및 연료 가압에 의한 하중은 파손을 유발할 수준은 아니라고 판단했다. 하지만 조립 시 단품의 Web 면에 bulkhead가 Tooling Hole을 기준으로 장착되기

때문에 단품 공차인 최대 0.060" 만큼 Gap이 존재할 가능성이 확인되었다. 조립 시 발생할 수 있는 Gap을 적용하여 유한요소 응력해석을 수행한 결과 균열 부위인 Zone A에서 큰 응력이 발생하였다. 또한 Pre-Load에 의해 M.S.(Margin of Safety)가 +0.71에서 +0.34로 약 50%이상 감소되는 것으로 확인되어 항공기 설계 하중과 조합 시 균열 가능성이 급격히 증가하였다. Fig. 10은 항공기 bulkhead 균열 발생의 원인에 대한 연구모형이다. 초기균열 이후 균열성장으로 항공기 구조가 파단에 이르게 된다. 따라서 항공기 균열 부위에 대하여 구조 보강 및 Gap 제거가 필요하다고 판단하였다.

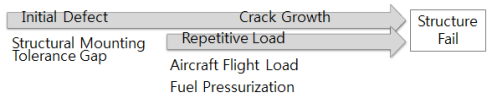

Fig. 10. Research Model of Crack

2.5 결함 개선

항공기 운용 중 비행하중과 연료압력에 함께 Pre-Load의 영향으로 Bulkhead 파단이 발생하였다. Bulkhead의 균열 발생에 대한 결함을 개선하고 구조 건전성을 확보하기 위해 Fig. 11와 같은 균열 개선 부위에 균열부위를 제거하고 구조물을 보강하였다. 또한 Bulkhead 보강으로 인해 Fire Wall Panel과의 조립 간섭을 제거하기 위한 간섭 부위 제거와 체결 Bolt의 길이를 변경하였다.

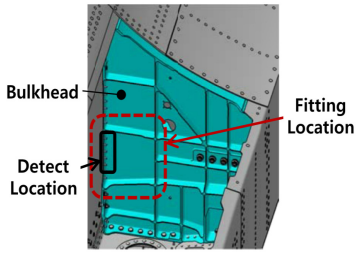

Fig. 11. Configuration of Detect and Fitting Location

2.5.1 구조 보강

Bulkhead의 균열부위에 Cutout을 통해 균열부위를 제거한 후 Fig. 12과 같이 추가 부품으로 구조물을 보강하였다.

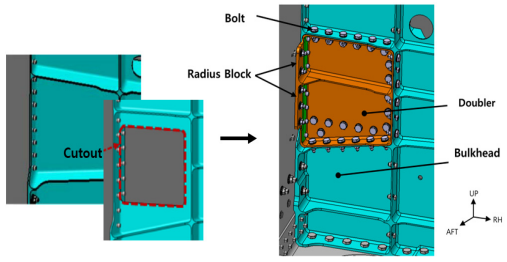

Fig. 12. Configuration of Structural Fitting

균열부위 구조물 보강에 따른 Panel과 의 간섭을 제거하기 위해 Panel의 Bolt 간섭 부위 4개소 위치를 Fig. 13과 같이 제거하였다. 또한 구조물 두께 증가에 따라 Bolt의 길이를 변경하였다.

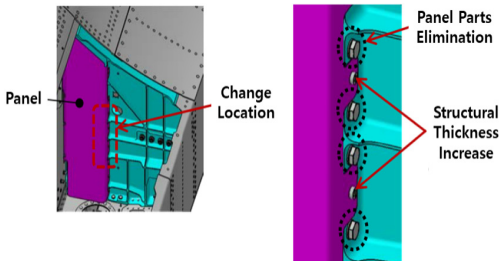

Fig. 13. Configuration of Structural Fitting

2.6 구조 건전성 확인

2.6.1 보강 형상 구조 강도

보강 형상에 대한 구조 강도 분석을 수행하였다. 항공기 최대 하중과 연료 압력 조건에서 응력해석을 수행하였다. 보강 형상에 Shim을 적용하여 Pre-Load를 제거

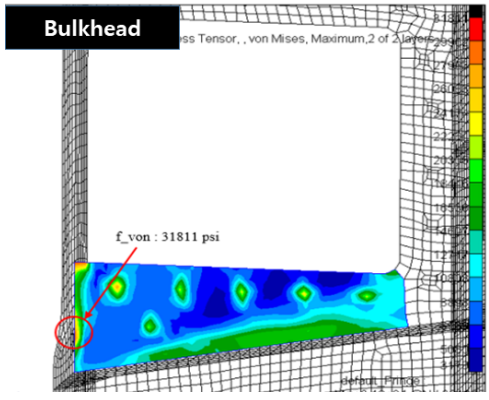

Fig. 14. Bulkhead Strength Analysis of Repair Model

하였다. 그림 Fig. 14와 같이 해석 결과 von-Mises 응력은 약 31811psi 이며, 허용응력인 59800psi 대비 충분한 M.S.(Margin of Safety)가 확보되었다. M.S.는 약 +0.88로서 Bulkhead 결함에 대한 보강 형상은 충분한 구조 강도 마진을 확보하였다.

Bulkhead의 Fitting 형상에 대한 구조 응력해석 결과는 Fig. 15와 같이 von-Mises 응력은 약 40378psi 이다. 허용응력인 59800psi 대비 충분한 M.S.(Margin of Safety)가 확보하였으며, M.S.는 약 +0.48이다.

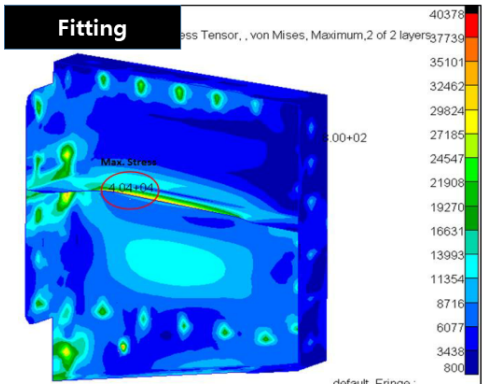

Fig. 15. Fitting Strength Analysis of Repair Model

2.6.2 수명 해석

결함에 대한 수리 유무에 대한 수명해석을 수행하였다. 보강 전 형상에 대한 장착 Gap 유무에 따라 작용하는 설계제한하중은 Table 3과 같다. 최대 장착 Gap 상태에서 수명해석 결과 수명시간은 3,679으로 구조 설계에서 요구하는 설계수명 약 16,000 시간 대비 수명시간 부족으로 수명 기간 내 균열 발생이 가능하다.

Table 3. Life Analysis

Cofig	Install Gap	Design Limit Stress(ksi)	Life (Flight Time)
Before Repair	0.06inch	90,144	3,673
	-	28,479	28,572
After Repair	-	22,948	84,861

균열 부위의 장착 Gap이 없는 상태에서의 수명시간은 28,572로서 수명 기간 중 균열이 발생하지 않을 것으로 예상된다. 균열 부위의 형상은 보강을 통한 응력 감소 및 장착 응력 Gap의 제거로 8천 시간 이상의 충분한 수명을 확보하였다. 균열 부위의 보강 전 후 형상의 수명 개선은 약 5,000ksi 이상의 설계제한하중 감소와 보강에 따른 균열 특성이 긍정적인 영향으로 작용하였다. 수명해석을 통해 충분한 구조 건전성을 확인하였다.

3. 결론

본 논문은 항공기 운용 중 발생하는 구조 결함의 원인을 분석하고 결함 개선을 통해 구조 건전성을 확보하였다. Bulkhead 체결구조에 작용하는 항공기 기동, 연료 압력 및 장착 Gap의 복합적인 하중이 균열 발생의 원인으로 작용한다. 특히 본 연구에서는 구조 장착 시 단품 공차에 의해 발생하는 하중이 구조 균열을 발생시키고 반복하중에 의해 피로파단 발생의 원인을 규명하였다. 또한 정확한 원인 규명을 위해 지상 및 비행시험을 통해 결함 구조에 작용하는 실직적인 응력을 측정하였다. 비행시험을 통해 작용하는 하중을 분석한 결과 연료 가압 및 비행하중에 의한 하중은 설계하중과의 분석을 통해 파손을 유발할 수준이 아니라고 판단하였다. 장착 Gap에 의한 Pre-Load의 영향을 확인하기 위해 응력 유한요소해석을 수행하여 균열부위에 작용하는 하중특성을 확인하고 구조마진이 50% 이상 감소하는 것을 확인하였다.

균열 발생 부위에 대한 결함을 개선하고 구조 건전성을 확보하기 위해 구조 균열부위를 제거하고 구조물을 보강하였다. 보강구조에 대한 해석을 수행하였으며 균열부위에 작용하는 하중 및 구조마진을 확보하였다. 또한 수명해석을 통해 설계요구 구조수명을 상위하는 충분한 수명이 확보되었다. 향후 항공기 구조의 체결부위 균열에 대한 원인 규명 및 결함개선 결과를 토대로 결함 발생 원인을 발견하고 품질 개선 연구에 활용하고자 한다.

References

[1] “Aircraft Structural Integrity Program (ASIP),” MIL-STD-1530D, 2016.

[2] Yoon, Y. I., Kim, S. T, “ Aging Aircraft’s Main Damage Characteristics and Effects of Structural Degradation Induced by Pitting Corrosion Fatigue,” *Proceeding of Spring Conference KSME*, pp. 101-107, 2010.

3] S.J. Kim, T.W. Kim, “Study on Fixed Wing Aircraft Fatigue Life Substantiation Method,” *Journal of the Korean Society for Aviation and Aeronautics*, pp. 41-46, 2016.

DOI: https://doi.org/10.12985/ksaa.2016.24.1.041

[4] J.W. Hur, "Study on Fatigue Life Estimation for Aircraft Engine Support Structure," *Transactions of the Korean Society of Mechanical Engineers-A 34(11)*, pp. 1667-1674, 2010.
DOI: https://doi.org/10.3795/KSME-A.2010.34.11.1667

[5] M.U. Jang, Y.W. Lee, Y. J, Seo, S. Y. Jin, "The Study on Improvement about Structural Integrity of Main Landing Gear for Rotorcraft," *Korea Academy Industrial Cooperation Society,* pp. 459-467, 2019.
DOI: https://doi.org/10.5762/KAIS.2019.20.10.459

[6] W.D. Kim, "Damage Repair Techniques of Aging Aircraft By Composite," *Journal of the Korean Society for Aeronautical & Space Sciences 27(7),* pp. 37-43, 1999.

[7] Y.C. Chun, Y.J. Jang, T. J, Chung, K. W. Kang, "TStress Spectrum Algorithm Development for Fatigue Crack Growth Analysis and Experiment for Aircraft Wing Structure," *Transactions of the Korea Society of Mechanical Engineers -A 39(1),* pp. 1281-1286, 2015.
DOI:http://dx.doi.org/10.3795/KSME-A.2015.39.12.1281

[8] Schijve, J., "Fatigue Damage in Aircraft Structures, not Wanted, but Tolerated," *International Journal of Fatigue,* Vol. 31, pp. 998-1011, 2009.
DOI: https://doi.org/10.1016/j.ijfatigue.2008.05.016

[9] "Damage Tolerance and Fatigue Evalution of Structure," AC 25.571.

최 형 준(Hyoung-Jun Choi) [정회원]

- 2012년 2월 : 경상대학교 항공우주공학과 (공학석사)
- 2013년 2월 ~ 2015년 7월 : 국방과학연구소 연구원
- 2018년 11월 ~ 현재 : 국방기술품질원 연구원 재직

〈관심분야〉
항공우주, 체계, 유체

박 성 제(Sung-Jae Park) [종신회원]

- 2012년 2월 : 한국항공대학교 항공기시스템공학과 (공학학사)
- 2014년 8월 : 일리노이주립대학교 MBA (경영학석사)
- 2011년 8월 ~ 2013년 8월 : 캐세이패시픽항공 항공정비사
- 2014년 12월 ~ 현재 : 국방기술품질원 선임연구원

〈관심분야〉
항공공학, 체계공학, 경영전략