

회전의 항공기 진동저감장치 장착부 구조 개선 연구

서정미*, 나성현, 이광은
국방기술품질원

Improvement Study of Helicopter Vibration Reduction Device Support Structure

Jeong-Mi Seo*, Seong-Hyeon Na, Gwang-Eun Lee
Defense Agency for Technology and Quality

요약 운용 중인 회전의 항공기의 주기검사에서 중앙동체 좌/우측 Floor Shelf에서 균열 현상이 식별되었다. 유사결함 발생 여부 확인을 위해 일시검사를 수행한 결과, 진동저감장치 설계변경이 적용된 운용 항공기에서만 유사한 형태의 균열 현상이 발견되었다. 본 연구에서는 균열 발생 원인을 분석하고, 이를 개선 및 검증하기 위한 일련의 과정을 기술하였다. 균열의 원인을 분석하기 위해 파단면 분석, 응력해석, 계측비행시험을 수행하고, 이 과정을 통해 얻은 변형률 데이터를 이용하여 파단면의 응력을 구한 후 Floor Shelf의 수명평가를 수행하였다. 또한, 균열 재발 방지를 위해 Floor Shelf의 설계를 개선하는 방안을 제시하였고, 응력해석 및 계측비행시험을 통해 구조 건전성을 검증하였다. 목표수명을 만족하는 설계개선을 동일 항공기에 적용함으로써 항공기 가동률을 높였으며, 향후 유사한 원인으로 인한 균열 개선 연구에 참고자료로 활용할 수 있을 것으로 기대한다.

Abstract Cracks have been detected on the left and right floor shelves of the center fuselage during periodic rotorcraft inspections, and temporary inspections have shown that they are only detected in rotorcraft equipped with an active vibration-damping device. In this study, we analyzed the causes of these cracks and devised a means of detecting and reducing their frequencies. Fracture surface analysis, stress analysis, and instrument flight tests were performed to determine the causes of these cracks. Fracture surface stresses were calculated using strain data to evaluate floor shelf life. In addition, we propose a means of improving the design of the floor shelf to prevent crack formation. Structural integrity of the modification was verified by stress analysis and performing instrumentation flight tests. Aircraft operation rates were increased by implementing the design improvement. Furthermore, we expect that the study could be used as a reference for future studies on cracks attributed to similar causes.

Keywords : Helicopter, Vibration, Active Vibration Control System, FEM, Flight Test

1. 서론

엔진의 추력과 고정 날개를 이용하여 양력을 발생시키는 고정익 항공기와는 달리, 회전의 항공기는 엔진의 힘을 기어박스를 통하여 날개의 회전으로 변형시켜 추력과

양력을 발생시키기 때문에 진동이 훨씬 더 중요한 설계 요소가 된다[1]. 다양한 진동원 중 주 로터의 회전에 의한 진동이 가장 지배적이며, 주 로터 회전에 의해 로터 시스템에서 발생하는 진동이 기체로 전달된다. 이때, 로터 시스템의 동역학적 특성으로 인하여 로터 블레이드

*Corresponding Author : Jeong-Mi Seo(Defense Agency for Technology and Quality)

email: jeongmi@dtaq.re.kr

Received July 13, 2023

Accepted August 10, 2023

Revised August 8, 2023

Published August 31, 2023

개수(Nb)의 정수배 만큼의 진동하중성분(Nb/rev)만 기체를 가진하게 된다. 기체에 전달된 Nb/rev 진동성분은 기체의 수평단축, 승객의 피로감 및 항전장비 구성품에 악영향을 끼친다[2].

수동형 진동저감(Passive Vibration Control)은 외부의 에너지 유입 없이 진동에 반대되는 힘이나 움직임을 발생시킴으로서 진동을 흡수(Absorption)하거나 절연(Isolation)하는 것을 말한다. 능동형 진동저감(Active Vibration Control)은 외부 에너지를 활용하여 진동에 반대되는 힘을 발생시킴으로서 진동을 상쇄(Cancellation)하는 방법이다[3]. 수동형 진동저감장치는 초기 비용이 낮으나, 주기적 유지보수를 필요로 하여 별도의 장비가 소요된다. 또한, 주파수 변동에 민감하여 성능 저하가 발생하기 쉽고, 특정 진동수에 조절이 되어 있어 주로 수평비행에서만 효율적으로 작동하는 제약이 있다[4]. 능동진동제어시스템의 경우, 초기 적용을 위한 시스템 장착의 구조적, 전기적 영향성 분석이 필요하지만, 수동형 진동저감장치와 달리 주기적 유지보수가 불필요하여 중량이 비교적 작고 효율성이 높다. 또한, 주파수 변동에 유연하여 일정한 성능 유지가 가능하며 모든 비행영역에서 효율적으로 작동한다. 이와 같은 이유로 수동형에서 능동제어시스템으로 진동저감장치 적용 추세가 바뀌고 있다[6]. 대표적인 능동형 진동저감기법인 능동진동제어시스템(Active Vibration Control System, AVCS)은 가속도계와 원형하중발생기(Counter Force Generator, CFG)를 특정 위치에 부착하고 Closed - Feedback 알고리즘을 통해 기체 진동하중과 동일한 크기와 반대 위상의 진동역제하중을 발생시켜 기체의 진동을 감소시킨다[5].

본 연구에서는 운용 중인 회전의 항공기의 기체 구조물에서 식별된 균열 현상에 대한 원인 파악과 개선현상에 대한 구조 건전성 확인을 위한 연구를 수행하였다. 유사결함 발생 여부 확인을 위해 일시검사를 수행한 결과, 진동저감장치 설계변경이 적용된 운용 항공기에서만 해당 균열 현상이 발견되었다. 파단면 분석을 통해 반복하중에 의한 피로파괴 양상을 확인하였고, CFG 하중에 의하여 발생할 수 있는 굽힘모멘트가 피로파괴를 유발했음을 가정하여 Strain Gage를 부착한 계측 비행시험을 통해 확인하였다. 균열 원인분석 결과에 따라 구조개선 방안을 제시하였고, 이에 대한 구조적인 검증 및 피로수명 평가를 수행하였다.

2. 본론

2.1 Floor Shelf 형상과 기능

회전의 항공기의 기체 구조물은 큰 범위로 전방동체, 중앙동체, 후방 동체 및 상부 데크로 구분할 수 있다. Floor Shelf는 중앙동체 양쪽 두 군데 위치하여 Floor 끝단을 지지하고, Frame 사이에 체결되어 종방향 하중을 Frame으로 전달해주는 역할을 한다. Fig. 1은 중앙동체에서의 CFG 장착대 및 Floor Shelf의 위치를 나타내었다. Floor Shelf는 알루미늄 합금의 기체 가공품으로 승객실 CFG 장착대 하부에 위치하며 패스너로 장착되어있다.

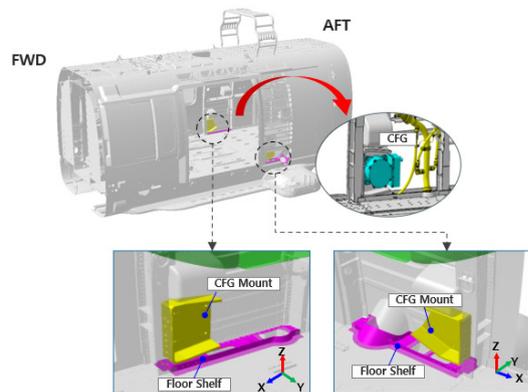


Fig. 1. Location of CFG and Floor Shelf

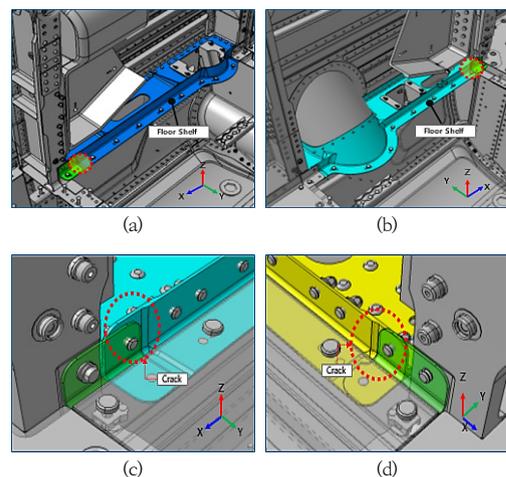


Fig. 2. Location of Crack

- (a) L/H Floor Shelf (b) R/H Floor Shelf
(c) Zoom-in to L/H (d) Zoom-in to R/H

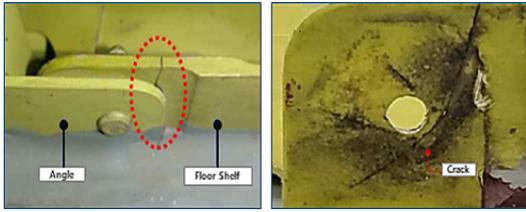


Fig. 3. Crack of Floor Shelf

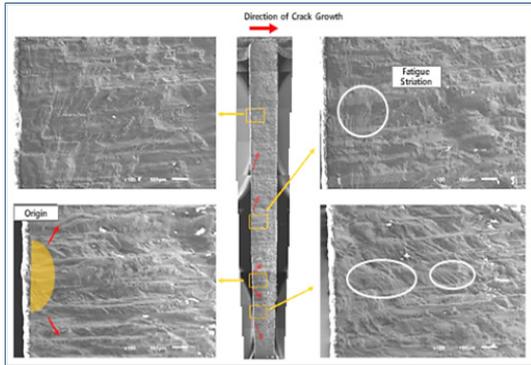


Fig. 4. Result of Crack Analysis

2.2 균열 발생

운용 중인 회전의 항공기의 주기검사(Periodic Inspection)에서 중앙동체 좌/우측 Floor Shelf에서 균열 현상이 식별되었다. Fig. 2에는 Floor Shelf의 균열 발생 위치 및 확대 형상(3D Model)을 나타내었다.

동일한 계열의 항공기에서 유사결함 발생 여부 확인을 위해 일시검사를 수행하였다. 그 결과, 능동형 진동저감장치를 적용한 항공기에만 균열이 발생한 것을 확인하였다. 능동형 진동저감장치 적용 당시, 원형의 하중을 발생시키는 CFG의 영향성 검토를 위하여 주변 구조물 및 장착대의 구조해석 검토를 완료하였다. 그러나, 균열 발생 파트인 Floor Shelf는 중앙동체 Frame의 2차 구조물로 판단하여, 설계변경 당시 피로해석 필수 파트로 선정되지 않았음을 확인할 수 있었다.

2.3 원인분석

2.3.1 파단면 분석

균열원인 분석을 위해 결함이 발생한 Floor Shelf의 파단면 분석을 수행하였다. Floor Shelf의 탈거품을 확보하여 균열 부위를 확인하였다. Fig. 3과 같이 Fastener가 장착되는 홀이 아닌 홀 주변 표면에서 균열이 발생하였으므로, Fastener 홀에 작용하는 하중으로 인한 손상이 아님을 확인할 수 있었다. 균열 부위 파단면을 분석한 결

과, 균열은 표면에서 생성되어 진전되었고, 파단면 전체에 걸쳐 피로줄무늬(Fatigue Striation)가 발달되어 있으므로 반복하중에 의한 피로파괴로 추정하였다. 이와 같은 피로파괴가 발생하기 위해서는 장착된 2개의 구조물이 벌어지는 거동이 발생해야 하며, 균열 방향을 고려할 때 항공기 좌표축 기준으로 수직방향의 굽힘모멘트(M_z)가 반복적으로 작용하여 피로균열 현상이 발생한 것으로 판단하였다.

2.3.2 설계 구조해석 검토

Floor Shelf의 설계 요구도 충족 여부를 확인하기 위해 Nastran을 활용하여 유한요소모델 정적 응력해석을 수행하였다. Fig. 5과 같이 중앙동체 모델에 포함하여 균열발생 부위를 FE 모델링한 후, AVCS CFG 하중에 의한 균열발생 부위 응력해석을 수행하였다. CFG 하중 영향성 검토를 위하여, Bulkhead 자유도를 구속하고, CFG 장착 위치에 항공기 좌표축 기준 Z축(Up/Down), X축(Fwd/Aft) 방향으로 2,000 N 정하중을 가하였다. CFG의 회전운동을 고려하여 90° 간격으로 하중을 부가하였으며, 2,000N은 CFG가 발생시키는 최대 작동하중 값이다. 재료 물성치는 MIL-HDBK-5J[8]를 기준으로 Bulkhead, Frame 등 중앙동체 구조물 재료에 적용하였다.

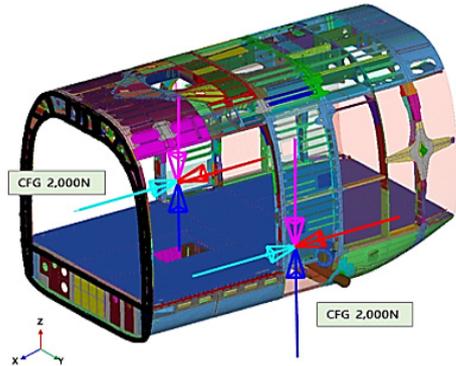


Fig. 5. FE Model and CFG Load

Table 1은 L/H, Table 2는 R/H Floor Shelf의 하중 방향에 따른 Stress 결과이다. 양쪽 부위는 유사한 결과를 나타내며, 균열이 발생했던 Fastener 홀과 인접한 부위에서 응력집중이 나타나는 것을 확인할 수 있다. 적용하는 최대 응력은 82.82 MPa이며, Floor Shelf의 항복강도인 520 MPa을 고려한 안전여유(Margin of Safety)를 산정하면 +5.28로 충분한 정적 강도를 보유하고 있다.

Table 1. FEA Results of L/H Floor Shelf

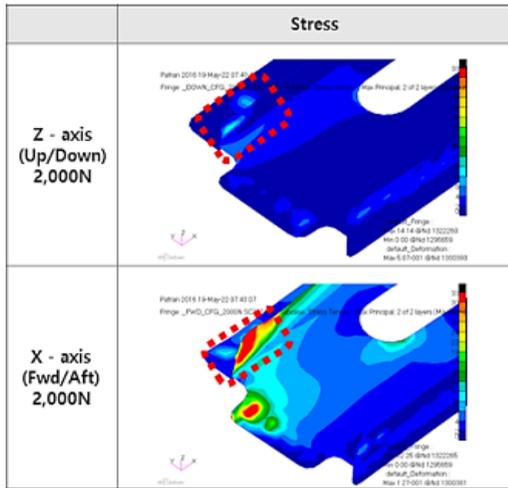
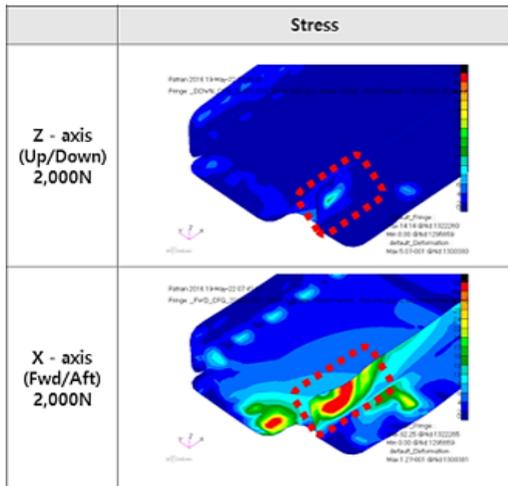


Table 2. FEA Results of R/H Floor Shelf



$$M.S. = \frac{\sigma_u}{\sigma_a} - 1 > 0, \quad (1)$$

또한, X축(Fwd/Aft) 방향 하중 조건에서 최대 응력이 Z축(Up/Down) 방향 하중 조건 대비 약 6배의 증가함에 따라, 항공기 좌표축 기준 수평방향(X축) 하중에 취약한 것을 확인할 수 있다.

2.3.3 비행시험 데이터 분석

본 연구에서 수행한 파단면 분석 및 구조해석 결과를 바탕으로 균열 발생 부위 근처에 Strain Gage를 부착하여 계측 비행시험을 수행하였다. AVCS CFG 영향성 확인을 위하여 비행 중 CFG ON/OFF 하여 측정된 비행

데이터를 통해 균열 부위의 변형률 및 응력을 검토하였다. 파단면 분석 결과에 따르면 균열 발생 부위에 굽힘모멘트가 작용했을 가능성이 높고, 구조해석 결과에 따라 X축 방향 하중에 취약하다고 판단하였다. 이를 바탕으로 X축 방향 하중을 고려하여, 균열 발생 부위 근처에 X축 Strain Gage를 부착하여 변형률을 측정하였다. Strain Gage는 Fig. 6과 같이 L/H, R/H 동일하게 적용하였으며, Floor Shelf Flange의 안쪽, 바깥쪽 및 Angle에 총 6개 부착하였다.

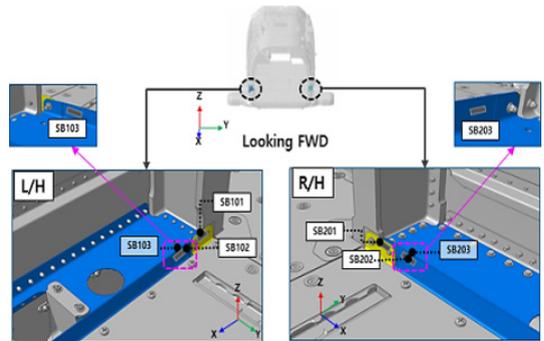


Fig. 6. Location of Strain Gage

Table 3은 항공기의 Floor Shelf Flange Strain Data이며, 그래프의 y축은 ϵ , Strain[$\mu\text{m}/\text{m}$], x축은 t, Flight Hour[ms]이다. CFG OFF 상태에서 Strain이 25~80 $\mu\text{m}/\text{m}$, CFG ON 상태에서 35~280 $\mu\text{m}/\text{m}$ 수준의 하중이 발생하였으며, 아래 ϵ -t 그래프에서 CFG ON 상태의 Dynamic Strain이 증가하는 양상을 통해 CFG 영향성을 확인할 수 있었다.

Table 3. Flight Test Results of R/H Floor Shelf

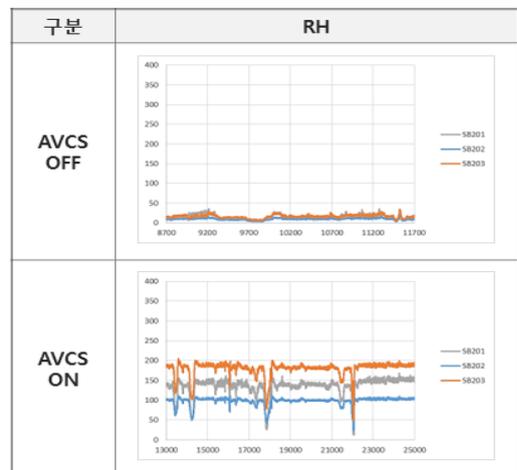
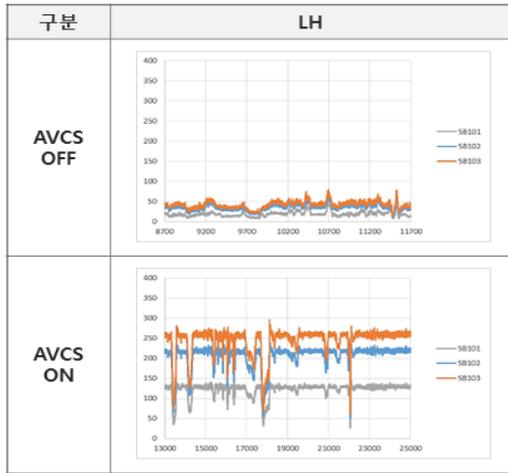


Table 4. Flight Test Results of L/H Floor Shelf



CFG ON 조건 ϵ -t 그래프에서, Fig. 7과 같이 Flange 표면의 같은 지점 내·외부에 장착한 SB202와 SB203의 Strain Data를 추출해 분석하였다. ϵ -t 그래프에서 두 파동의 위상차는 없고, 최대/최솟값의 차가 발생한 것을 알 수 있다. 같은 지점 내·외부에 부착된 두 개의 X축 Strain Gage가 동일한 시점에서 Strain 값의 차이를 나타내는 것은 항공기 좌표축 기준 M_y 와 M_z 모멘트가 발생한 것을 의미하며, 이를 통해 파단면 분석 결과의 Floor Shelf에 작용한 굽힘모멘트를 확인할 수 있다. 또한, ϵ -t 그래프를 M_y 에 의한 Strain(ϵ_{M_y})과 M_z 에 의한 Strain(ϵ_{M_z})이 중첩되어 발생한 간섭 현상으로 표현할 수 있다.

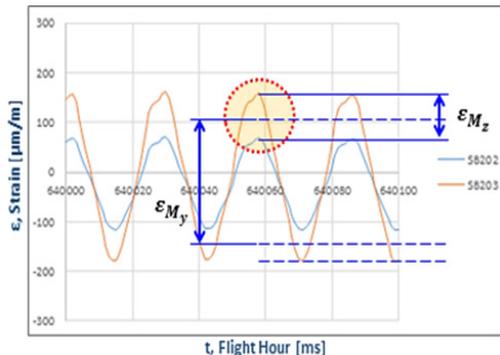


Fig. 7. ϵ -t Curve of SB202/SB203 with CFG ON

구조해석 결과에 따라 항공기 좌표축 기준 X축 (Fwd/Aft) 방향 하중을 고려하여, M_y 에 의한 Strain(ϵ_{M_y})의 X축 성분만 유효한 Data로 가정하였다. 또한, 두

개의 Strain Gage를 앞뒤로 부착하였을 때, Strain Data에서 위상차가 없다는 것은 전단력이 가해지지 않았거나 무시할 정도로 매우 작다는 것을 의미한다. 이에 따라, $\epsilon_{M_y} = \epsilon_x$ 라고 표현할 수 있다. 측정된 변형률은 아래 Table 5과 같다.

Table 5. Strain Data of Floor Shelf [$\mu\text{m}/\text{m}$]

| - | | SB102/202 | SB103/203 | $\epsilon_{M_y} = \epsilon_x$ | $\epsilon_{M_z} = \epsilon_b$ |
|---|-----|-----------|-----------|-------------------------------|-------------------------------|
| A | L/H | 220 | 280 | 250 | 30 |
| | R/H | 100 | 190 | 145 | 45 |
| B | L/H | 270 | 290 | 280 | 10 |
| | R/H | 165 | 230 | 197.5 | 32.5 |
| C | L/H | 125 | 345 | 235 | 110 |
| | R/H | 95 | 315 | 205 | 110 |

2.3.4 수명평가

비행시험을 통해 획득한 Strain Data를 바탕으로 구한 Floor Shelf 파단면 응력과 S-N Curve를 이용하여 피로한계를 검토하였다. Floor Shelf는 10^7 Cycle에서 피로수명한계치 이하의 응력을 가지는 무한수명을 목표로 설계하였다. 또한, S-N Curve에서 확인 가능한 최대 Cycle은 10^7 이며, Floor Shelf의 설계응력은 100.05 MPa이다. 피로수명 한계치는 10^7 Cycle에서 설계응력의 $1/3$ 값인 33.35 MPa으로 정의한다. Floor Shelf 수명 평가 결과는 Table 6과 같으며, Fig. 8의 S-N 선도에 나타내었다. 항공기 B의 L/H Floor Shelf 제외하 총 5개의 응력이 피로수명 한계치 33.35 MPa 이상으로 무한수명을 불만족하였다.

Table 6. Results of Floor Shelf Fatigue Life Assessment

| - | | σ_{total} | | σ_{limit} | Result |
|---|-----|------------------|-------|-------------------------|--------|
| | | [MPa] | [ksi] | | |
| A | L/H | 34.39 | 5.00 | 33.35 MPa (4.84 ksi) | F |
| | R/H | 46.20 | 6.70 | | F |
| B | L/H | 16.13 | 2.34 | | P |
| | R/H | 35.54 | 5.15 | | F |
| C | L/H | 109.07 | 15.82 | | F |
| | R/H | 109.41 | 15.87 | F | |

2.3.5 원인분석 결과

Floor Shelf의 균열의 원인분석을 위하여 파단면 분석, 구조해석, 계측비행시험, 수명평가의 결과를 종합해 볼 때, 파단면 분석을 통해 체결된 두 개의 구조물이 별

어지는 거동으로 인한 피로파괴이며, 굽힘모멘트가 반복적으로 작용하여 발생한 것으로 판단하였다. CFG 하중 영향성 검토를 위해 유한요소해석을 수행한 결과, 최대 응력은 82.82 MPa이고 안전여유는 +5.28로 충분한 정적 강도를 보유하고 있으나, 항공기 좌표축 기준 X축(Fwd/Aft) 방향 하중에 취약한 것을 확인할 수 있었다. 계측비행시험 결과, CFG ON 상태에서 Dynamic Strain 이 증가를 확인하였고, 같은 지점 내·외부의 Strain Data에서 파단면 분석 결과의 Mz 굽힘모멘트를 확인하고 축방향 변형을 및 굽힘 변형률을 구하였다. 비행시험을 통해 획득한 Strain Data를 바탕으로 파단면의 축방향 응력과 굽힘 응력을 계산하고, S-N Curve를 이용하여 피로수명을 검토하였다. 그 결과, 6개의 파단면 응력 값 중 5개의 응력 값이 피로수명 한계치인 33.35MPa 이상으로 무한수명을 불만족하였다.

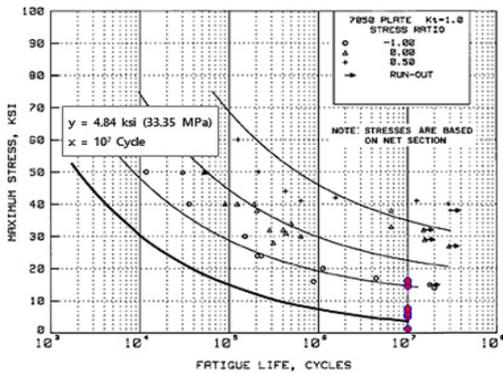


Fig. 8. S-N Curve for 7075-T7451(MIL-HDBK-5)[7]

2.4 개선방안

CFG의 X축 방향 하중으로 인하여 굽힘모멘트가 증가하여 Floor Shelf와 Angle이 벌어지는 거동이 발생함에 따라 Floor Shelf에 피로균열이 발생하였다. 이를 방지하기 위하여, 보강재 적용을 통해 Flange에 작용하는 응력을 감소시키는 설계 개선을 수행하였다. Floor Shelf 끝단의 응력집중 해소를 위하여, Flange 형상을 변경하지 않고 기존의 장착 홀에 체결 가능한 Fitting과 Strap을 적용하는 방안으로 설계 변경함으로써 강성 증대 효과를 기대하였다. 보강재의 형상은 반복적인 설계 치수 변경 Iteration과 Simulation을 통해 획득한 최적의 수치이었고, 중량은 총 0.053 kg 증가하였으나 중량과 무게중심은 규격대비 충분한 마진을 보유하고 있으므로 영향을 미치지 않았다. 이와 같은 설계개선 사항에 대한 개선 형상은 Fig. 9에 나타내었다.

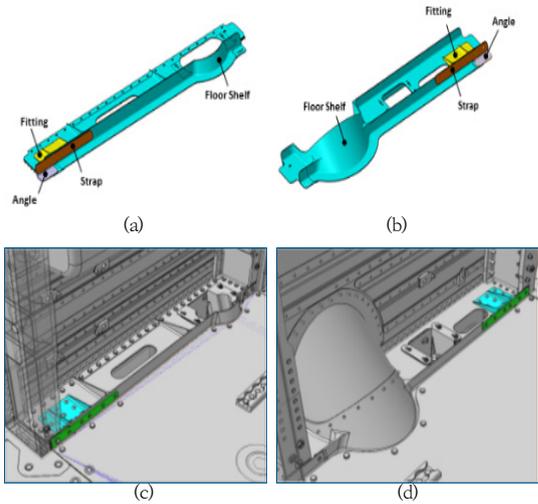


Fig. 9. Design Change Configuration of Floor Shelf (a) L/H Part (b) R/H Part (c) Fitting and Strap at L/H (d) Fitting and Strap at R/H

2.5 설계개선 검증

2.5.1 개선형상 구조해석

Floor Shelf Flange 끝단의 응력집중 해소를 위하여, 기존 형상을 변경하지 않고 보강재를 적용한 설계변경을 하였다. 이에 대한 구조 건전성 검증을 위해, 앞서 수행한 유한요소해석과 동일한 조건의 정적 응력해석을 수행하였다. Table 7은 L/H, Table 8는 R/H Floor Shelf 개선 전·후 형상의 X축(Fwd/Aft) 방향 하중에 대한 Stress이다. 개선 후 형상의 균열부위 응력차이와 굽힘 변형이 감소한 것을 확인할 수 있다. 또한, 균열부위 최대 응력이 27.00 MPa로 기존 대비 약 67% 감소하였다.

Table 7. FEA Results of L/H Floor Shelf

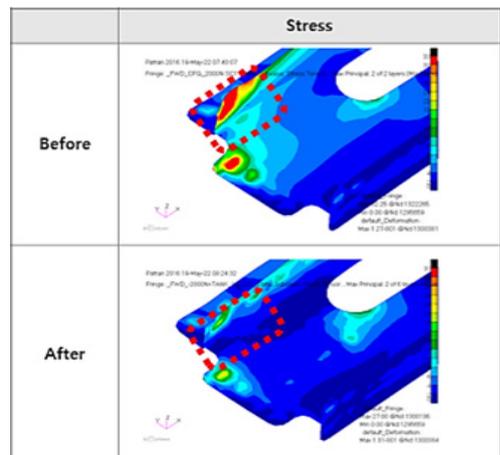
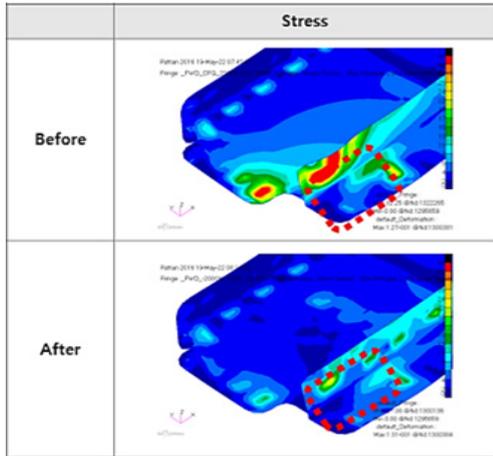


Table 8. FEA Results of R/H Floor Shelf



2.5.2 개선형상 비행시험 데이터 분석

개선형상의 구조 건전성 확인을 위해 Strain Gage를 부착하여 계측 비행시험을 수행하였다. 앞서 수행한 계측 비행시험과 동일하게 X축 Strain Gage를 부착하여 변형률을 측정하였다. Table 9, 10에서 Flange 표면의 같은 지점 내·외부에 장착한 Strain Gage 파동의 최대/최솟값 차이는 굽힘모멘트 M_z 를 의미한다. ϵ -t 그래프의 Strain 최대/최솟값 차이가 개선 전 대비 감소하였으므로, 개선 형상의 균열 발생 부위에 작용한 굽힘모멘트 M_z 가 감소한 것을 확인할 수 있다.

Table 9. Flight Test Results of L/H

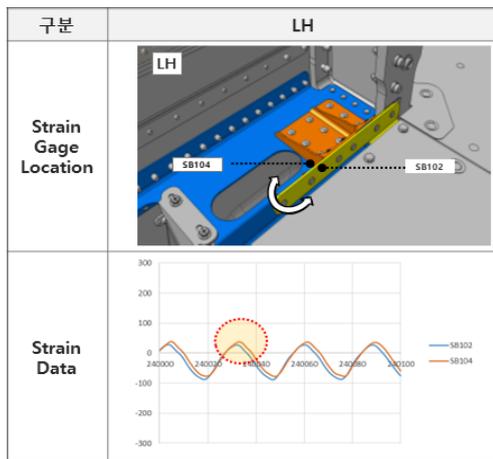


Table 10. Flight Test Results of R/H

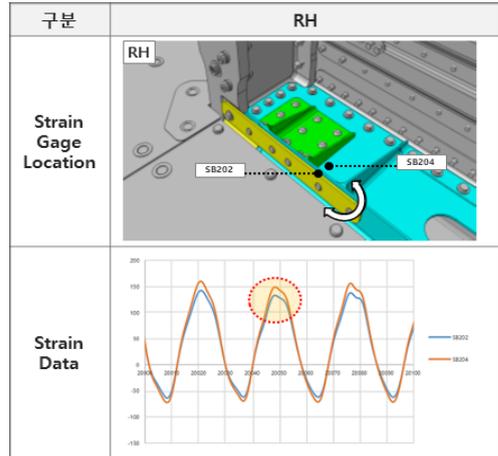


Table 11. Results of Floor Shelf Fatigue Life Assessment

| | σ_{total} | | Stress Reduction (min/max) | σ_{limit} | Result |
|-----|------------------|-------|----------------------------|-------------------------|--------|
| | [MPa] | [ksi] | | | |
| L/H | 34.39 | 5.00 | 65%/95% | 33.35 MPa (4.84 ksi) | P |
| R/H | 46.20 | 6.70 | 64%/84% | | P |

2.5.3 개선형상 수명평가

비행시험을 통해 획득한 Strain Data를 바탕으로 파단면의 축방향 응력과 굽힘 응력을 계산하여 Table 11에 나타내었다. 파단면 응력은 $\sigma_{L/H} = 5.58 \text{ MPa}$, $\sigma_{R/H} = 12.79 \text{ MPa}$ 으로, 개선 전 대비 64 ~ 95% 감소하였으며 피로수명 한계치 33.35MPa 이하로 무한수명을 만족한다.

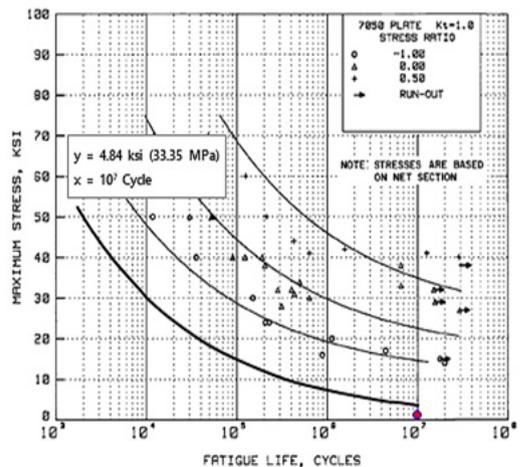


Fig. 10. S-N Curve for 7075-T7451(MIL-HDBK-5)[7]

3. 결론

AVCS를 적용한 운용 항공기에서 중앙동체 Floor Shelf 균열현상이 식별되었다. 진동저감장치 설계변경 경위를 검토한 결과, 기체 구조물에 원형의 하중을 가하여 진동을 감소시키는 CFG에 대한 영향성 검토가 충분하지 않았던 것으로 추정되었다. 균열현상의 원인 분석, 개선방안 및 검증을 위한 일련의 과정을 통해 아래와 같은 결론을 얻었다.

1. Floor Shelf 파단면 분석 결과, 피로 균열 진전 형태가 명확히 식별되었고, 굽힘모멘트에 의하여 구조물의 벌어지는 거동이 발생했음을 추정하였다.
 2. 유한요소해석을 통해 항공기 좌표축 기준 X축 하중이 굽힘모멘트 M_z 를 발생시키는 중요한 요소임을 확인하였다. 이에 따라, X축 Strain Gage를 부착한 계측 비행시험을 수행하여 CFG의 X축 하중이 유발한 반복적인 굽힘모멘트로 인한 피로파단의 원인을 규명하였다.
 3. 굽힘모멘트 M_z 에 의한 Floor Shelf Flange 끝단의 응력집중 해소를 위해 보강재 적용 설계변경을 하였다. 정적 응력해석을 수행한 결과, 최대 응력이 27.00 MPa로 기존 대비 약 67% 감소하였으며, 계측 비행시험을 통해 굽힘모멘트 M_z 가 감소한 것을 확인하고, 피로수명 한계치 33.35 MPa 이하로 무한수명을 만족하는 것을 확인하여 개선된 형상의 구조 건전성을 검증하였다.
- 본 연구를 수행하면서 고려했던 굽힘 응력 측정 방법과 구조 건전성 해석 방법은 향후 후속 항공기 개발 사업의 설계개발 시 고려할 수 있는 자료가 될 것으로 기대하고, 향후 유사한 원인으로 인한 균열 개선을 위한 참고자료로 활용할 수 있을 것으로 사료된다.

References

- [1] S. U. Jung, D. I. Kwak, S. H. Kim, J. h. Cho and D. S. Shim, "Vibration Reduction Devices for Korean Utility Helicopter", *Journal of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences*, Vol.41, No.12, 2013, pp.987-993
DOI: <https://doi.org/10.5139/JKSAS.2013.41.12.987>
- [2] Loewy, Robert G., "Helicopter Vibrations: A Technological Perspective," *Journal of the American Helicopter Society*, Vol. 29, No. 4, 1984, pp. 4-30.
DOI: <https://doi.org/10.4050/JAHS.29.4>

- [3] N. J. Kim, D. I. Kwak, W. R. Kang and D. Y. Kim, "Development and Verification of Active Vibration Control System for Helicopter", *Journal of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences*, Vol.50, No.3, 2022, pp.181-192.
DOI: <https://doi.org/10.5139/JKSAS.2022.50.3.181>
- [4] D. H. Kim, T. J. Kim, S. K. Paek, D. I. Kwak and S. U. Jung, "Application and Performance Evaluation of Helicopter Active Vibration Control System for Surion", *Journal of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences*, Vol.43, No.6, 2015, pp.557-567.
DOI: <https://doi.org/10.5139/JKSAS.2015.43.6.557>
- [5] Reichert, G., "Helicopter Vibration Control a Survey", *Vertica*, Vol. 5, No. 1, 1981, pp. 1-20.
- [6] Y. L. Lee, D. Y. Kim, D. H. Kim, S. B. Hong, and J. S. Park, "Vibration Reduction Simulation of UH-60A Helicopter Airframe Using Active Vibration Control System", *Journal of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences*, Vol.48, No.6, 2020, pp.443-453.
DOI: <https://doi.org/10.5139/JKSAS.2020.48.6.443>
- [7] U.S. Department of Defense. MIL-HDBK-5]

서 정 미(Jeong-Mi Seo)

[정회원]



- 2019년 8월 ~ 현재 : 국방기술품질원 연구원
- 2023년 8월 : 경상대학교 기계항공공학부 항공우주공학 (공학석사)

<관심분야>

품질경영, 항공공학, 항공기구조, 복합재료

나 성 현(Seong-Hyeon Na)

[정회원]



- 2017년 2월 : 충남대학교 일반대학원 기계공학과 (공학석사)
- 2017년 9월 ~ 2019년 12월 : 국방과학연구소 연구원
- 2019년 12월 ~ 현재 : 국방기술품질원 연구원

<관심분야>

품질경영, 기계공학, 항공공학, 신뢰성공학

이 광 은(Gwang-Eun Lee)

[정회원]



- 2019년 2월 : 경상대학교 기계항공공학부 항공우주공학 (공학석사)
- 2018년 12월 ~ 현재 : 국방기술품질원 연구원

〈관심분야〉

품질경영, 항공공학, 항공기구조, 복합재료