

회전의 항공기 수평 안정판의 설계 개선을 통한 비행 안전성 향상

이윤우^{1*}, 김대한¹, 장민욱¹, 현영진², 이숙³
¹국방기술품질원, ²한국항공우주산업, ³대한항공

Improvement of Flight Safety by Horizontal Stabilizer Design Improvement of Rotorcraft

Yoon-Woo Lee^{1*}, Dae-Han Kim¹, Min-Wook Jang¹, Young-Jin Hyun², Sook Lee³

¹Defense Agency for Technology and Quality,
²Korea Aerospace Industries., LTD., ³Korean Air Lines. co., LTD.

요약 본 논문은 회전의 항공기의 수평 안정판의 설계 개선에 관한 연구이다. 회전의 항공기의 수평 안정판은 항공기의 피치, 요 등의 거동을 안정화시키는 역할을 수행한다. 이러한 역할로 인해 수평 안정판은 회전의 항공기의 비행 안전에 영향을 미치는 주요 구성 요소(비행안전품목)로 관리되고 있다. 그러나 국내 회전의 항공기 운용 중, 수평 안정판의 내부 구조에 균열이 발견되어 설계 개선의 필요성이 제기되었다. 본 논문에서는 파면 분석과 구조 해석을 통해 수평 안정판 내부 구조 균열의 근본 원인을 2가지로 분석하였다. 첫 번째는 볼트 체결 시 부가되는 체결 토크이며, 두 번째는 항공기 기동에 따른 Lead-lag 거동이다. 이 2가지 원인을 개선하기 위하여 본 연구가 수행되었으며 그 결과 볼트 체결 방법, 볼트 체결 플랜지 구조 및 두께를 변경하고 복합재 링을 추가로 적용하였다. 설계 개선의 검증을 위해 구조 해석이 수행되었으며 구조강도가 향상된 것을 확인할 수 있다. 또한 내부 구조물 (Rib 1)의 피로해석을 수행하여 요구 사항이 충족되었음을 확인하였다.

Abstract This paper is a study on design improvement of rotorcraft horizontal stabilizer. The rotorcraft horizontal stabilizer stabilizes the behavior of the pitch, yaw, etc. from the aircraft. Because of this role, horizontal stabilizers are a major component (Flight Safety Part) that affects flight safety on rotorcraft. However, when the rotorcraft was operated in domestic, cracks were found in the inner structure of the horizontal stabilizer and design improvement was needed. In this paper, we identified the two causes of the horizontal stabilizer crack defects through fracture analysis and structural analysis. The first is the tightening torque when the bolt is tightened, and the second is the lead-lag behavior of aircraft. In order to improve these two causes, bolt fastening method, flange structure and thickness were changed and composite ring was applied. In order to verify the design improvement, the structural analysis was performed and the structural strength was improved. Also Fatigue analysis of the internal structure (Rib 1) was performed and it was confirmed that the requirements were satisfied.

Keywords : Rotorcraft, Horizontal Stabilizer, Flight Safety, Structural Analysis, Fatigue Analysis

1. 서론

회전의 항공기는 고정익 항공기에 비해 pitch, yaw,

roll 등 항공기의 주요 거동이 불안정해서 후방동체에 테일로터 및 수평 안정판을 장착하여 기체의 안정을 유지한다[1,2]. 본 논문의 회전의 항공기 수평 안정판은 Fig.

*Corresponding Author : Yoon-Woo Lee(Defense Agency for Technology and Quality)

Tel: +82-55-751-5873 email: lyw11111@dtq.re.kr

Received March 27, 2019

Revised April 22, 2019

Accepted June 7, 2019

Published June 30, 2019

1과 같이 Upper/Lower Skin, Rib, Spar Tube로 구분되며 표면 Skin과 Rib은 Airfoil형태를 유지하여 최종적으로 후방동체에 장착된다.

만약 수평 안정판이 탈거 또는 파손될 경우, 항공기 비행안정성에는 심각한 문제가 발생할 수 있다. 이러한 사유로 수평 안정판과 후방동체를 연결하는 Spar Tube는 비행안전품목(Flight Safety Part)으로 관리되며, 수평 안정판 역시 중요한 기체 구조물로 관리된다.

본 회전의 항공기의 기체 구조물은 특별한 요구조건이 없을 시 00,000시간의 설계수명이 요구되며, 수평 안정판도 이에 포함 된다[2]. 하지만 운용 중 설계수명 이전에 수평 안정판 내부 구조물인 Rib 1에서 균열이 발생하였고, 원인 분석 및 개선이 필요하였다.

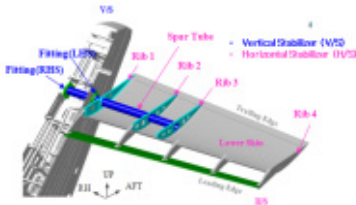


Fig. 1. Horizontal Stabilizer of Rotorcraft

본 논문에서는 수평 안정판 내부 구조물 Rib 1에서 발생한 균열 결함의 원인을 파면분석, 구조해석을 통해 분석하였으며, Rib 1, 2, 3의 개선 형상에 대해서도 구조 해석 및 피로해석을 통해 구조 건전성을 검증하였고 결과를 기술하였다.

2. 본론

2.1 결함 현상

수평 안정판의 Rib 1과 Spar Tube는 Fig. 2와 같이 한 개의 긴 볼트에 의해 체결된다. 해당 항공기의 수평 안정판과 Spar Tube의 체결 방식은 AH사 항공기의 수평 안정판 체결 방식과 유사하나, AH사는 전단 타입의 볼트를 적용하고, 해당 항공기는 Spar Tube와 체결력을 향상시키기 위해 체결 토크를 가하여 체결된다[2]. Fig. 3을 보면 Rib 1과 Spar Tube의 볼트 체결부위 중 뒤쪽 러그(lug) 끝단부에서 균열이 발생한 것을 확인 할 수 있으며 균열의 형상은 러그의 일부가 부채꼴의 형상으로 떨어져 나간 것을 알 수 있다. 이러한 결함 현상은 다수의 항공기에서 식별 되었으며, 모두 동일한 형상의 균열

이 발생한 것을 보어스코프 검사를 통해 확인하였다.

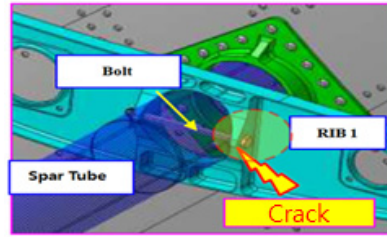


Fig. 2. 3D-image of inner frame(Rib1, Spar Tube)

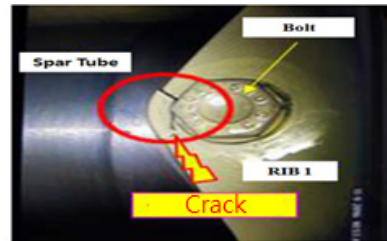


Fig. 3. Borescope image of crack(Rib1)

2.2 결함 원인 분석

2.2.1 파면분석

균열 발생 원인을 식별하기 위하여, 균열이 발생한 수평 안정판을 분해하여 부채꼴 모양의 러그 부위 시편을 채취하였다(Fig. 4). Fig. 4의 러그 시편 사진을 보면 피로파괴에서 나타나는 전형적인 파단면 형상을 확인 할 수 있다.

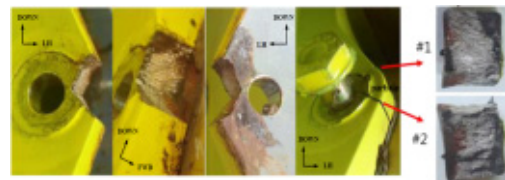


Fig. 4. Fracture specimen of lug

피로파괴 여부에 대한 정확한 확인을 위해서 Fig. 5, 6, 7과 같이 SEM 분석을 수행하였다. Fig. 5와 같이 부채꼴 모양의 시편 전체에 대한 SEM Image를 분석한 결과, 시편의 중앙 하단부에서 균열이 시작된 것을 확인 할 수 있었으며 상부방향으로 균열이 전파된 것을 알 수 있다. 그리고 Fig. 6과 같이 부채꼴의 #1면에 대해서도 SEM 분석을 수행하였다. Fig. 6, 7을 보면 A점을 기준으로 대각선 방향의 Striation이 나타나는 것을 확인 할 수

있다. 또한 파면에 연성파괴의 특징인 dimple 형상이 나타나지 않으며 대부분의 파면에 취성파괴의 형상이 나타남을 확인 할 수 있다. 특히, Fig. 7 (b)의 Image를 보면 취성파괴에서 발생하는 iver pattern도 관찰된다. 이렇듯 시편의 파면에서 Striation이 모두 나타나고 취성파괴 형상을 나타내므로 지속적인 피로하중에 의해 피로파괴가 발생 한 것으로 판단 할 수 있다.

초기 균열시점 A지점은 Spar Tube와 Rib 1 러그가 접촉되는 면으로 볼트헤드 바로 아래가 된다.

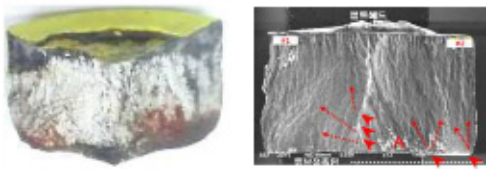


Fig. 5. Fracture specimen of lug

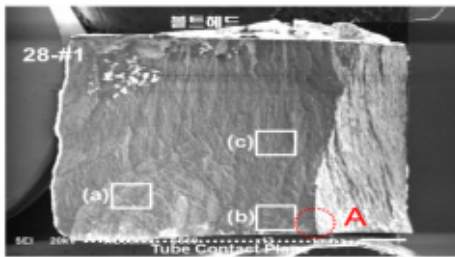


Fig. 6. Fracture specimen of #1

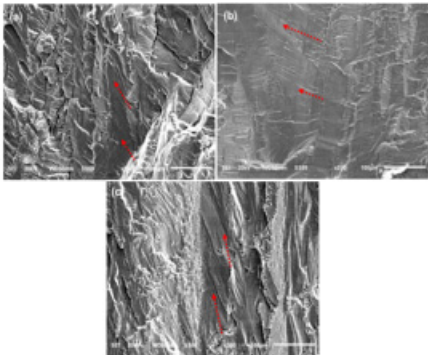


Fig. 7. SEM image of Fatigue striation

2.2.2 구조해석을 통한 분석

앞 절에서 설명한 파면분석의 내용을 검증하기 위해 유한요소 해석법을 사용하여 초기 응력이 발생하는 개념을 분석하였다. Fig. 8을 보면 볼트 체결 시 볼트 헤드 아래 부분에서 변형이 발생한다. 체결 토크 인가 시 볼트

헤드 바로 아래 부위는 압축 응력이 발생하지만, 반대에는 인장응력이 발생하는 것을 확인 할 수 있다.

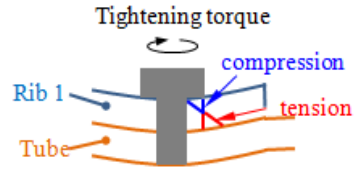


Fig. 8. Tension and Compression of bolt area

특히, Rib 1과 Spar Tube가 만나는 곳에서 인장 응력 값이 가장 크게 나타났으며 이는 파면분석에서 피로의 시작점으로 판단한 A 부위임을 알 수 있다(Fig. 6). 해당 부위의 볼트 체결 토크 값은 110~140 in-lb, 발생 체결력은 12,000~15,300 N이며, 이 값을 기준으로 유한요소해석을 수행한 결과, 균열발생부위의 초기 인장응력은 275 MPa로 나타났다(Fig. 9).

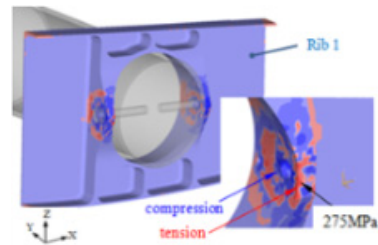


Fig. 9. FE model of initial stress by bolt fastening

Fig. 6의 파면분석을 보면 반복하중이 작용된 것을 확인 할 수 있으므로, 초기 체결 토크에 의한 영향뿐만 아니라 X방향으로 힘이 지속적으로 가해진 것을 알 수 있다. 이렇게 X방향으로 하중이 부가 될 수 있는 항공기의 거동으로는 Lead-lag 거동이 있다. 회전의 항공기에서 Lead-lag 거동을 유발하는 요인으로는 기동 시 발생하는 Air-Load, 메인 로터 블레이드의 4/Rev 진동이 주요하다. 추가적으로 Lead-lag 발생 시 Rib 1과 Spar Tube의 거동 Mechanism을 Fig. 10과 같이 분석하였다.

Fig. 10을 보면 AFT 러그 부위가 볼트 헤드 부위가 되며, AFT 러그 끝단을 X 방향으로 미치는 힘(Lead-lag 거동)으로 인해 Spar Tube와 맞닿는 Rib 1의 안쪽 면에 인장응력이 발생됨을 확인 할 수 있다. 이러한 해석결과를 통해 FWD 러그 쪽은 균열이 발생하지 않고, AFT 러그에서만 균열이 발생하는 이유를 설명할 수 있다.

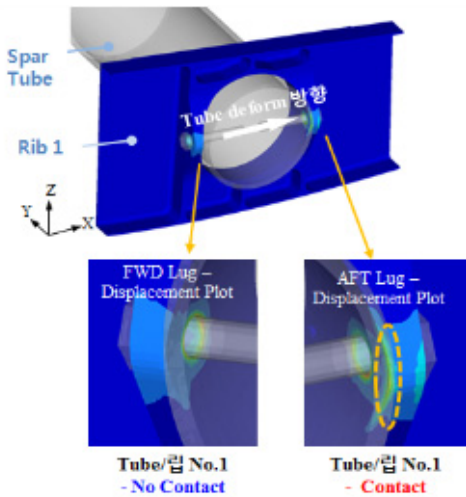


Fig. 10. Behavior mechanism of Spar tube and Rib 1 by Lead-lag

또한 Table 1과 Fig. 11을 보면 항공기 기동에 따라 Lead-lag 거동이 발생하였고, 이로 인한 수평 안정판 Rib 1에 가해지는 최대 응력 값을 작성하였으며 해당 부위를 해석하였다. Fig. 11을 보면 Rib 1에서 가장 큰 응력이 나타나는 지점은 앞서 균열 지점으로 언급된 A지점과 동일한 위치임을 알 수 있고 이는 파면 분석 결과와 일치하는 것을 확인 할 수 있다. 여러 가지 주요 기동 조건 중, Approach 기동 시 가장 큰 응력인 60 MPa이 발생하였다.



Fig. 11. Stress plot of Rib 1 by Lead-Lag

Table 1. Stress value of aircraft maneuver

Maneuver	Flight(%)	Max Contact Force(N)	Max Stress (MPa)
Level(90kts)	20	200	12
Level(100kts)	45	226	14
Level(130kts)	15	661	41
Accel(100kts→120kts)	10	583	36
Decel(120kts→100kts)	6	383	24
Approach	4	983	60

지금까지의 구조 해석결과를 요약하면, 수평 안정판 균열 발생 원인은 크게 2가지로 나타났다. 첫 번째는 볼트 체결 시 부가되는 체결 토크, 두 번째는 항공기 기동에 따른 Lead-lag 거동이다. 이렇게 2가지 원인이 복합적으로 작용하면서 수평 안정판 Rib 1에 피로 균열을 야기한 것으로 판단된다.

2.3 설계 개선

2.3.1 Rib 1의 설계 개선 전/후 형상 비교

설계 개선 전에는 Spar Tube와 Rib 1이 Spar Tube를 관통하는 1개의 볼트로 체결되어 항공기의 Lead-lag 거동 시 볼트헤드 부위의 응력으로 균열이 발생하였다. 이를 해소하기 위하여 체결방법, 러그 부위 및 마찰 부위에 대한 설계 개선을 수행하였다.

체결방법 설계 개선의 경우 Fig. 12와 같이 4개의 볼트를 이용하여 Spar Tube와 Rib 1을 체결하여 관통볼트 체결 시 발생하는 Pre-load 효과를 제거하고, 체결력을 강화하였다.

러그 부위 설계 개선의 경우 Fig. 13과 같이 균열이 발생했던 돌출된 러그 끝단 부를 제거 및 Spar Tube가 장착되는 영역의 플랜지 폭을 동일하게 적용하여 응력집중 요소를 제거하였다.

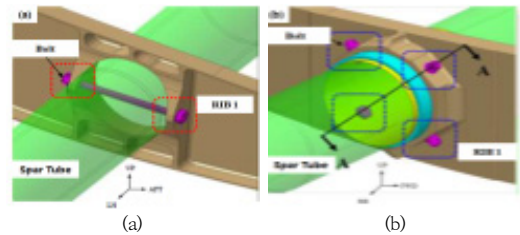


Fig. 12. Design improvement of fastening (Rib 1) (a) Before, (b) After

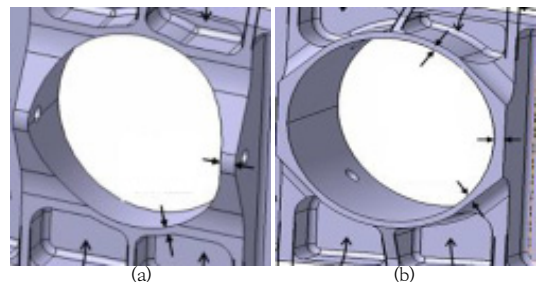


Fig. 13. Design improvement of lug (Rib 1) (a) Before, (b) After

마지막으로 마찰 부위 설계 개선의 경우 Spar Tube와 Rib 1 사이의 갭 및 직접적인 마찰을 줄이기 위해 Fig. 14와 같이 Al-7050 계열의 원형 Taper 부싱 및 Glass Fiber 재질의 원형 복합재 링을 신규로 적용하였다.

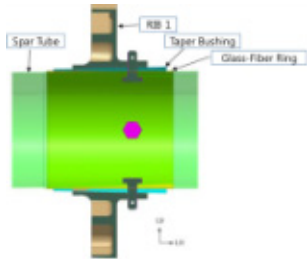


Fig. 14. Cross section of Rib 1

2.3.2 Rib 2, 3의 설계 개선 전/후 형상 비교

Rib 1의 형상 개선과 함께 수평안정판 Rib의 적절한 내부하중 분포를 위해 Rib 2, 3의 구조물 보강을 수행하였다. Rib 2는 내부하중을 지지하는 구조물이 아니며, 내부하중도 개선 전/후로 큰 차이가 발생하지 않았지만 추가적인 문제발생요소를 제거하기 위해 웹의 두께를 1.5 mm에서 3.0 mm로 증가시켰다(Fig. 15). Rib 3은 내부하중을 지지하는 구조물이므로 웹의 두께가 2.5 mm에서 4.5 mm로 증가하였고, 웹의 지지대 두께도 기존 1.5 mm에서 3.0 mm로 증가하였다. 또한 Rib 3의 전체적인 두께도 1.0 mm에서 1.5 mm로 증가하였다(Fig. 16).

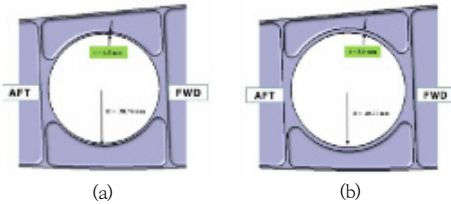


Fig. 15. Design improvement(Rib 2)
(a) Before, (b) After

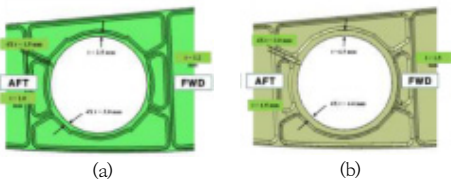


Fig. 16. Design improvement(Rib 3)
(a) Before, (b) After

2.3.3 구조해석을 통한 개선 형상 검증

일반적으로 인장응력은 구조물의 피로강도를 감소시키는 요소이며[4], Fig. 8과 같이 수평 안정판 Rib 1의 균열 원인도 볼트 아래에서 발생하는 인장응력 때문이다. 이러한 인장응력이 Rib 1의 설계개선 형상에서 나타나는지 확인하기 위해서 비선형 해석을 수행하였으며, 해석 모델인 Fig. 17을 보면 설계개선 형상은 볼트 체결부위에서는 더 이상 인장응력이 발생하지 않는 것을 확인 할 수 있었다. 이는 볼트 체결력에 의한 피로강도의 저하가 나타나지 않는다는 것을 의미한다.

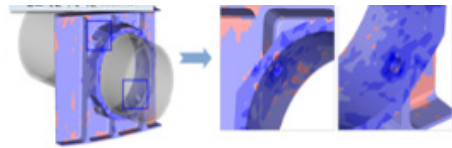


Fig. 17. Stress plot of design improved Rib 1

Fig. 18은 개선 전/후의 Rib 1의 내부 응력 분포를 나타낸 것이다. 개선 전의 Rib 1은 Max. Principle Stress가 150 MPa 정도 나타났으며, 개선 후에는 115 MPa로 개선 후에 약 23%정도의 내부 응력이 감소한 것을 확인할 수 있었다.



Fig. 18. Comparison of internal Stress(before and after Rib1)

추가적으로 Rib 1과 Spar Tube 체결부위의 상세 유한요소해석을 수행하였고 결과는 Fig. 19와 같다. Fig. 19를 보면 체결부위의 Peak Stress가 개선 전 형상에서는 349 MPa로 나타났으나, 개선 후 형상에서는 200 MPa로 약 43 %정도가 감소했다는 것을 알 수 있다. Rib 1의 내부응력 및 Peak stress 검토 결과, 구조강도가 향상 된 것을 확인 할 수 있다.

Fig. 20과 같이 Rib 2는 구조적으로 큰 기능을 하는 부품이 아니기 때문에 설계 개선 전후의 내부 응력 변화만 확인하였다. 웹 두께 증가로 인한 내부 응력변화는 개

선 전 Max. Principle Stress가 213 MPa에서 개선 후 198 MPa로 약 7 %정도 내부 응력이 감소한 것을 확인할 수 있었다.

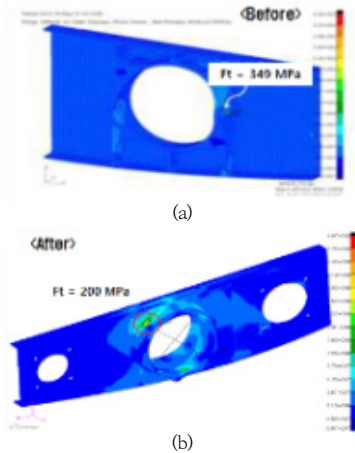


Fig. 19. Comparison of Peak Stress (a) Before (b) After



Fig. 20. Comparison of internal Stress

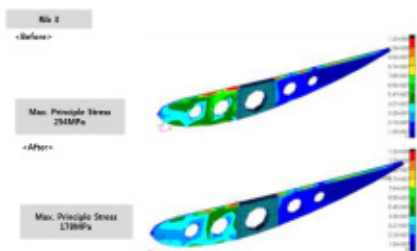


Fig. 21. Comparison of internal Stress

수평 안정판에서 주로 하중을 담당하는 부위 중 한곳인 Rib 3에 대하여 Fig. 21, 22와 같이 변경형상에 대한 내부 응력변화 및 상세해석을 수행하였다.

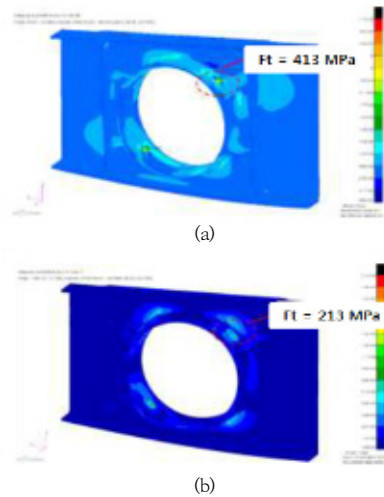


Fig. 22. Comparison of Peak Stress (a) Before (b) After

Rib 3의 개선 전/후 형상에 대한 내부응력을 비교해 보면, 개선 전 형상에서는 254 MPa, 개선 후 형상은 178 MPa로 내부 응력이 약 30 %정도 감소한 것을 확인할 수 있다(Fig. 21). 그리고 Fig. 22의 Peak Stress 역시 기존 413 MPa에서 213 MPa로 약 48 %정도 감소하였다. 이는 Rib 3 개선형상의 구조강도가 향상된 것을 의미한다.

구조해석을 통해 개선 형상에 대한 검증은 수행한 비교 결과는 Table 2와 같으며, Rib 1, 2, 3 모두 설계 개선 후 내부 응력이 감소한 것을 확인할 수 있다. 또한 주로 하중을 담당하는 Rib 1, 3의 경우 Peak Stress가 감소한 것을 확인할 수 있다.

Table 2. Result of internal and peak stress improvement

	Internal stress(MPa)		Peak stress(MPa)	
	Before	After	Before	After
Rib 1	150	115	349	200
Rib 2	213	198	-	
Rib 3	254	178	413	213

2.3.4 Rib 1 피로 수명 검증

수평 안정판 내부 Rib 중 Rib 2, 3은 균열이 발견되지 않았고 두께 및 폭의 보강을 수행하였으므로 개선형상에 대한 별도의 피로 해석을 수행하지 않았다. Rib 1

은 균열이 발생하였기에 Rib 1에 대한 피로 해석을 수행하였다.

수평 안정판의 Rib 1의 피로수명 평가를 위해서 Rib 1 소재인 Al alloy의 피로 특성을 적용하고, Rib 1은 고주기 피로의 지배적인 영향을 받는 부품이므로 이에 대한 영향을 고려한 피로하중 스펙트럼을 사용하여 피로해석을 수행하였다.

Fig. 23은 Rib 1의 LCF에서의 평균 곡선(Mean curve)과 안전 곡선(Safe curve) S-N Curve를 나타내며, Fig. 24는 HCF에서의 평균 곡선(Mean curve)과 안전 곡선(Safe curve) S-N Curve를 나타낸다. 평균곡선은 재질 물성치의 특성에 관한 S-N Curve이며, 안전곡선은 부품의 안전한 설계를 위해 산포도 계수(Scatter factor) 등의 계수를 평균곡선에 적용하여 생성된 S-N Curve 이다[5,6]. S-N Curve를 보면 대부분의 하중조건이 Safe curve 아래에 존재하는 것을 확인할 수 있다.

추가적으로 Fig. 25를 보면 피로 수명 해석을 위해 개선된 Rib 1의 형상에서 가장 응력이 많이 부가되는 Control point #1, #2를 설정하였으며 이에 대한 피로 수명을 산출하였다. 해석결과는 Control point 두 곳 모두 요구수명 00,000 Fhrs를 상회하는 것을 알 수 있었다.

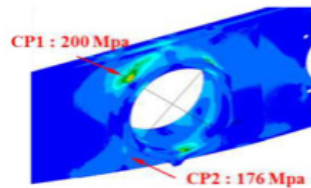


Fig. 25. Control point #1, #2 of Rib 1

3. 결론

본 논문에서는 회전익 항공기의 수평 안정판 Rib 1 균열 현상에 대한 원인 분석 및 설계 개선결과를 기술하였다. Rib 1의 균열 발생원인은 관통 Bolt 체결에 의한 Pre-load, 항공기 기동에 의한 Lead-lag 거동으로 식별되었으며, 구체적인 원인분석을 위해서 균열 파면 분석, 구조해석을 수행하였다. 파면분석에서는 피로파괴의 특성이 나타남을 확인하였으며, 구조해석을 통해 피로 하중이 부가될 수 있는 원인과 이로 인해 피로균열이 발생 가능함을 확인하였다.

이렇게 도출된 원인으로부터 개선 방안을 식별하여 수평 안정판의 Rib 1, 2, 3에 대해서 형상변경을 수행하였으며, 구조해석을 통해 내부 응력 및 Peak Stress를 산출하여 설계 개선 형상에 대한 구조 건전성을 확인하였다.

설계 개선 후 내부 응력이 Max.Principle Stress 기준으로 Rib 1은 약 23 %, Rib 2는 약 7 %, Rib 3은 약 30 % 정도 감소한 것을 확인할 수 있었다. 특히, 균열이 발생한 Rib 1은 피로 수명 평가를 통해서 피로 요구 수명을 만족하는 것을 확인하였다. 개선 전 형상의 수평 안정판은 요구수명을 만족하지 못해 비행 안전에 큰 영향을 미쳤으나, 이러한 개선을 통해서 항공기의 비행 안전성이 크게 향상되었다.

또한, 본 연구 결과는 향후 회전익 항공기 개발 시, 수평 안정판 설계에 유용한 참고 자료가 될 것으로 기대된다. 하지만 개선 형상에 대해서 구조해석을 통해서만 검증이 수행되었으므로, 실제 제품의 사용을 통해 해당부분의 지속적인 모니터링이 필요하며, 추가적인 연구도 지속되어야 할 것으로 판단된다.

References

[1] Floyd W. Carlson, Michanel.L, "Fixed leading edge slat spoiler for a horizontal stabilizer" US4227665A, 1978.

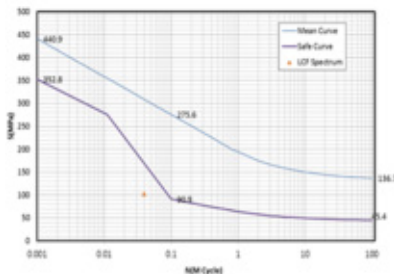


Fig. 23. Low cycle frequency graph of Rib 1

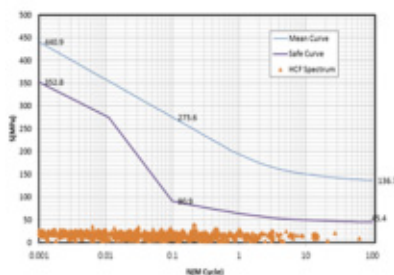


Fig. 24. High cycle frequency graph of Rib1

- [2] Helicopter, Utility, Korean Defense Specification 1520-4001-2, 2013.
- [3] 88PR4443, KUH Horizontal stabilizer reinforcement review report, 2016.
- [4] Y.S. Yang, J.K. Kang, J.H. Lee, S.C. Kim and S.Y. Hwang, "Experiments and finite element analysis for the estimation of stress relief in welded structures", J. of the Society of Naval Architects of Korea, Vol 48, No. 3, pp. 238-245, 2011.
DOI: <https://doi.org/10.3744/snak.2011.48.3.238>
- [5] K.W. Song, Y.J. Kee, J.H. Jang and I.K. Jung, "Fatigue Test for Fatigue Life Evaluation of Tail Blade of Helicopter", J. of the Korean Society for Aeronautical and Space Science, pp. 1792-1795, 2011.
- [6] D.H. Kim, P.H. Lee, S.H. Kang, Y.D. Choi and T.J. Kim, "Fatigue Safe Life Evaluation of Rotating Swashplate of Helicopter Main Rotor Control System", The Korean Society of Mechanical Engineers, A36(2), pp. 203-210, 2012.
DOI: <https://doi.org/10.3795/ksme-a.2012.36.2.203>

이 윤 우(Yoon-Woo Lee) [정회원]



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

<관심분야>
항공우주, 유체

김 대 한(Dae-Han Kim) [정회원]



- 2014년 2월 : 부산대학교 재료공학부(공학석사)
- 2014년 8월 ~ 현재 : 국방기술품질원 선임연구원 재직

<관심분야>
소재, 구조

장 민 욱(Min-Wook Jang) [정회원]



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

<관심분야>
항공우주, 구조

현 영 진(Young-Jin Hyun) [정회원]



- 1995년 5월 ~ : 한국항공우주산업(주) 수석연구원
- 2007년 3월 : KUH 개발사업 참여
- 2013년 3월 : A350 개발사업 참여
- 2014년 10월 ~ 현재 : LAH 개발사업 참여

<관심분야>
헬기 구조 피로/손상허용 해석, 구조 피로시험

이 숙(Sook Lee) [정회원]



- 2005년 8월 : 충북대학교 공과대학원 구조시스템공학과(석사)
- 2005년 6월 ~ : 한국항공우주연구원 주임연구원
- 2006년 12월 ~ : LIG넥스원 주임연구원
- 2007년 7월 ~ 현재 : 대한항공 기술연구원

<관심분야>
피로 및 파괴역학, 구조해석