

회전의 항공기 중앙동체 프레임 보강을 통한 기체구조 개선연구

구정모^{1*}, 서정미¹, 최지영²
¹국방기술품질원, ²한국항공우주산업(주)

The Study on airframe structure improvement through frame reinforcement of central fuselage of rotorcraft

Jeong-Mo Koo^{1*}, Jeong-Mi Seo¹, Ji-Yeong Choi²
¹Defense Agency for Technology and Quality
²Korea Aerospace Industries

요약 회전의 항공기의 중앙동체는 임무 수행을 위한 병력이 탑승하며 항전장비실, 사수부와 병력/화물부로 구성된다. 중앙동체에는 사수창과 승객실문, 계통 구성품 등이 포함된다. 항공기 각 계통의 구성품들은 양산, 운용 간 지속적으로 설계 변경을 하게 된다. 회전의 항공기는 블레이드의 회전력을 이용하여 양력을 발생시키며, 그에 따른 진동 발생은 자연스러운 현상이다. 이 항공기는 진동을 개선하기 위해 몇 가지 구성품을 추가하는 설계 변경을 수행하였다. 그 이후 예상하지 못한 위치한 중앙동체 하단 프레임에서 균열이 발생하였고, 이를 개선하기 위한 연구를 진행하였다. 본 연구의 목적은 프레임 보강을 통한 항공기의 피로파단 개선이다. 균열 발생 원인을 분석하고, 해당 부위의 응력 집중 해소를 위해 피팅(Fitting)과 스트랩(Strap)을 추가하는 방안을 채택하였다. 해당 항공기 중앙동체에 대한 유한요소모델을 만들어, 수직과 수평방향 하중을 부가하는 분석을 수행하였다. 기존 형상과, 좌우 보강재를 추가한 개선형상의 구조해석을 진행하였다. 그 결과 개선형상에서는 최대응력이 기존형상 대비 약 70% 감소함을 확인할 수 있었다. 본 연구를 통하여, 중앙동체 프레임의 응력 개선을 검증하였으며, 설계 변경에 따른 기술적 타당성을 분석하였다. 연구의 기대효과는 구조물 보강을 통한 결함 부위의 발생 응력 감소 효과이며, 응력 감소를 통해 항공기 지속 운용시 구조물 피로파단을 예방할 것으로 판단된다.

Abstract The central fuselage of a rotary-wing aircraft carries troops for various missions and comprises a port station equipment room, a gunnery department, and a troop cargo department. The central fuselage houses the gunner, passenger compartment door, and system components. The components of each system of the aircraft are constantly subject to design changes between mass production and operation. The rotorcraft generates lift through the rotational force of the blades, which naturally causes vibration. The subject aircraft underwent design changes that added several components to reduce vibration. Subsequently, a crack occurred in the lower frame of the central fuselage, which was an unexpected location, and research was conducted to investigate this. The purpose of this study was to address fatigue fractures of rotary-wing aircraft through frame reinforcement. After analyzing the causes of the cracks, a method of adding fittings and straps was adopted to relieve stress concentration in the area experiencing cracks. A finite element model was created for the mid-fuselage of the aircraft, and analysis was performed to add vertical and horizontal loads. Structural analysis of the existing shape and the improved shape with the addition of left and right reinforcements was carried out. As a result, it was confirmed that the maximum stress in the improved shape was reduced by about 70% compared to the existing shape. This study verified the stress improvement in the central fuselage frame and its technical feasibility according to the suggested design change analyzed. The expected outcome of this study was the reduction of the stress generated at the defect site through the reinforcement of the structure. It is our opinion that this stress reduction will prevent the fatigue fracture of the structure during the continuous operation of the aircraft.

Keywords : Structural Analysis, Finite Element Model, Airframe Structure, Vibration, Rotorcraft

*Corresponding Author : Jeong-Mo Koo(Defense Agency for Technology and Quality)
email: jmku5870@naver.com

Received August 12, 2022

Revised September 14, 2022

Accepted October 7, 2022

Published October 31, 2022

1. 서론

회전의 항공기는 블레이드의 회전력을 이용하여 양력을 발생시키기 때문에 회전에 의한 진동이 발생하게 된다. 진동은 기체 및 엔진으로 전달되어 조종사에게는 피로감을 주고 기체에는 부하를 주며 설계 수명에 직접적으로 영향을 미친다. 회전의 항공기는 이와 같은 진동을 저감하기 위해 블레이드를 포함한 승객실, 조종석 등 여러 위치에 진동흡수장치가 적용된다. 회전의 항공기 진동 저감 기술이 발전하면서, 수동형 진동저감장치에서 능동형 진동저감장치로 그 추세가 변화하고 있다[1,2].

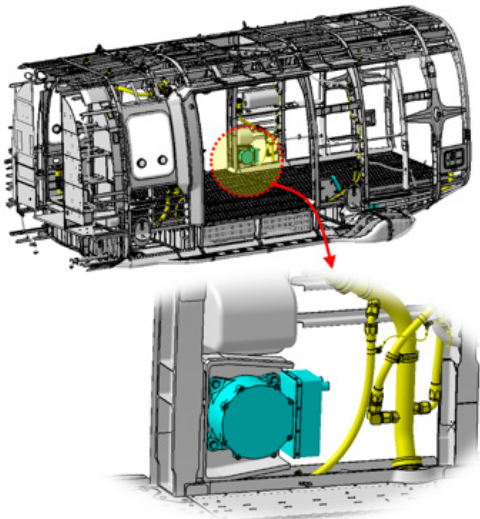


Fig. 1. Vibration Reduction Device CFG Location

능동형 진동저감장치 구성품 중 하나인 하중발생기는 Fig. 1과 같이 중앙동체 구조물 좌/우측에 장착된다. 수동형 진동저감장치에서 능동형 진동저감장치로 설계 변경을 한 항공기 중 일부 항공기에서 바닥 구조물 균열이 발생하였다. 손상 위치는 하중발생기 하단 좌측, 우측 두 곳에서 발견되었다. 설계 변경 항공기에서만 결함이 발생하였으며, 하중발생기 변경이 결함의 중요한 요인으로 판단된다.

본 연구에서는 항공기 운용 중 발생한 중앙동체 Floor Shelf 결함의 원인을 분석하고, 그에 따른 개선 형상을 제시한다. 또한, 개선 형상의 검증을 위하여 구조해석을 수행하여 개선효과를 입증한다.

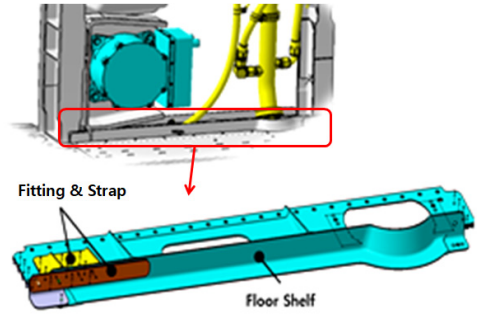


Fig. 2. Reinforcement Shape

Fig. 2는 CFG 하단 Floor Shelf를 확대한 그림이다. 개선 형상은 Fig. 2와 같이 바닥부에 피팅과 스트랩을 추가 장착하는 형태이며, 개선 전 형상대비 유의미한 해석 데이터 값을 확보하고자 한다.

2. 원인 분석

2.1 결함 현상

회전의 항공기 운용 중 중앙동체 기체구조에서 Fig. 3과 같이 결함이 발생하였다. 해당 결함은 일정 시간 운용한 항공기에서 발생하였다. 또한 진동저감장치 개선 설계변경을 적용한 항공기에 한해서 발생하였으며, 파단은 Floor Shelf와 Angle 장착부 사이에서 시작되었다.

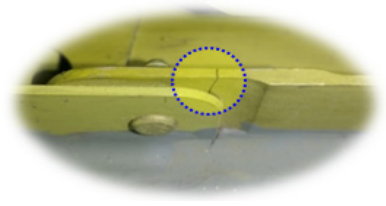
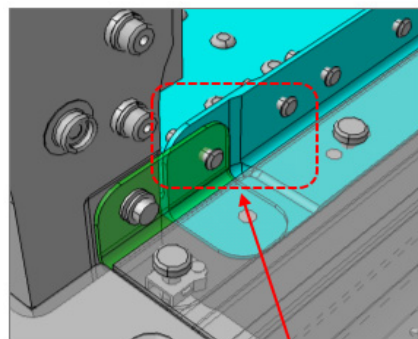


Fig. 3. Break Location

2.2 파단 원인 분석

파단 원인분석을 위해 파단면 분석을 수행하였다. 파단 시작은 Fig. 4와 같이 Fastener 장착 홀이 아닌 홀 주변 구조물 표면에서 발생되었다. Fastener 홀에서 작용하는 하중으로 인한 손상은 아닌 것을 알 수 있다.

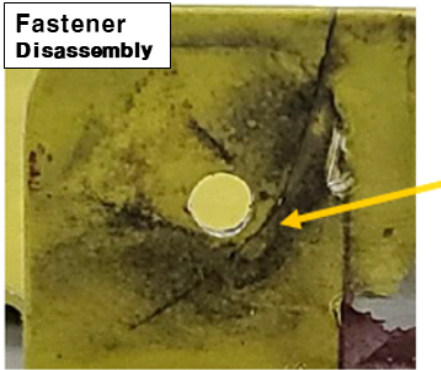


Fig. 4. Fracture Mode

Fig. 5의 붉은 화살표는 균열 진전 방향을 나타내며, 파단면의 모양 등을 살펴보면 반복하중에 의한 피로파단인 것을 알 수 있다[3].

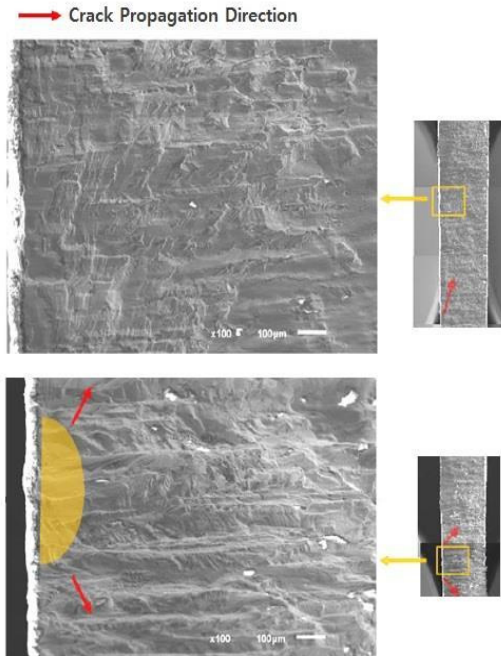


Fig. 5. Fracture Analysis

파단 형태가 Fig. 4와 같이 나타나기 위해서는, 장착된 두 개의 구조물이 벌어지는 거동이 Fig. 6과 같이 나타나야한다. 항공기 좌표축 기준으로 수직방향의 굽힘하중(Moment M_z)이 작용한 것으로 보인다. 파단 지점은 붉은 점 위치가 될 것으로 추정된다[4].

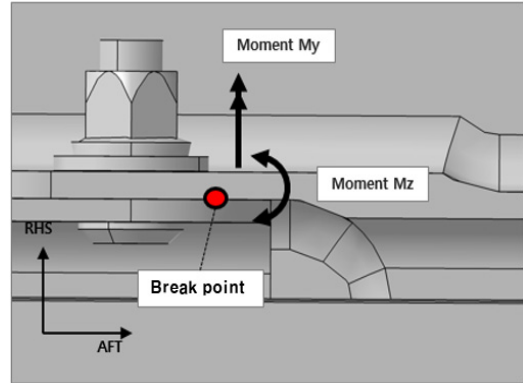


Fig. 6. Break point

파단이 발생 항공기 형상과 운용시간 등을 고려하면, 진동저감장치의 설계 변경이 주요한 원인으로 볼 수 있다. 진동저감장치 설계 변경은 Fig. 7과 같이 수동형진동감쇄기가 하중발생기로 교체되고, 그 외에도 능동형진동저감을 위한 제어기, 가속도계, 타고미터 등이 추가 장착되는 형상 변경이다. 이에 따라 파단발생부 주위 기체 구조물의 무게가 증가하였다. 해당 피로파단은 형상 변경이 적용된 항공기들에 한해서만 발생하였다. 또한 새롭게 적용된 능동형 진동저감장치의 하중발생기는 기존의 Up/Down 방향뿐 아니라 항공기 Fwd/Aft 방향의 하중을 발생시킨다. 이는 Moment M_z 를 발생시켜 피로파단을 유발하는 요인이 된다.

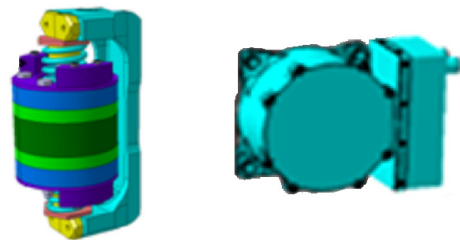


Fig. 7. Vibration Damper(Before and After)

항공기 진동을 개선하기 위한 능동형 진동저감장치 개발 당시 신규 파트와 개조 파트 등에 의해 발생하는 영향에 대한 구조해석을 수행하였으나, 그 해석범위가 충분

하지 않았을 것으로 추정된다. 파단이 발생한 위치는 중앙동체 프레임 중 2차 부재로, 개발 당시 구조해석에서 필수적인 파트로 선정되지 않았음을 추측할 수 있다[5].

3. 개선방안

3.1 개선형상

피로파단 개선을 위해 손상발생 영역에 Fig. 8과 같이 Fitting과 Strap을 좌/우 추가하는 형상을 적용하고자 한다. 이 방안이 채택 된 이유는 항공기(비행체)는 설계 변경시 중량 영향성을 중요한 요소로 고려하기 때문이다. 해당 개선 형상은 0.14kg 중량 증가에 대비해 효과는 큰 것으로 파악되었다. 또한 Fitting과 Strap 보강재를 좌/우에 추가 장착하는 것은 정비사 1인이 1시간 이내에 가능하기 때문에 작전 운용에 미치는 영향이 적다. 응력집중 개선효과는 개선 전 형상 대비 뛰어나며, 그 내용은 다음 장에서 상세히 기술한다.

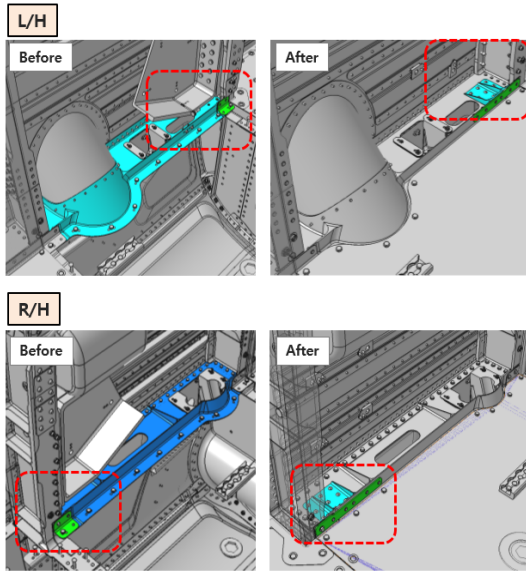


Fig. 8. Shape Before and After Improvement

3.2 개선방안 검증

3.2.1 개선 전 형상 구조해석

항공기 중앙동체 중 최전방 Bulkhead 자유도를 구속하여 유한요소모델을 만들고 구조해석을 수행하였다. 하중발생기 위치에 수직방향과 수평방향으로 하중 2000N

을 부가하였고 그 결과값 Stress와 Displacement를 비교하였다. 해석 하중을 2000N으로 선정 한 이유는 능동형진동저감장치 하중발생기 동작시 작동하중이다. Table 1과 2를 비교하면 L/H 기준 Fwd/Aft 조건이 Up/Down 조건에 비해 응력이 약 5.8배 크게 발생함을 확인할 수 있다. Table 3과 4를 비교하면 R/H 기준 Fwd/Aft 조건이 Up/Down 조건에 비해 응력이 약 6.7배 크게 발생함을 확인할 수 있다. 따라서 Fwd/Aft 조건이 Up/Down 조건에 비해 피로파단을 유발하는 중요한 요인이 됨을 알 수 있다.

3.2.2 개선 후 형상 구조해석

개선 후 형상도 동일하게 최전방 Bulkhead 자유도를 구속하여 유한요소모델을 만들고 구조해석을 수행하였다. 하중발생기 위치에 하중 2000N을 동일하게 부가하였고 그 결과값 Stress와 Displacement를 비교하였다. Table 2와 5를 비교하면 개선형상의 최대응력이 기존형상 대비 약 72% 감소함을 확인할 수 있다. Table 4와 6을 비교하면 개선형상의 최대응력이 기존형상 대비 약 66% 감소함을 확인할 수 있다. 중앙동체 하단 구조물에 보강재를 추가함으로써 결함 발생 부위의 응력을 좌/우 모두 60% 이상 감소시키며, 응력 감소에 따라 피로에 의한 파단을 예방하는 효과가 있을 것으로 판단된다[6].

Table 1. L/H structural analysis before improvement (Up/Down 2,000N)

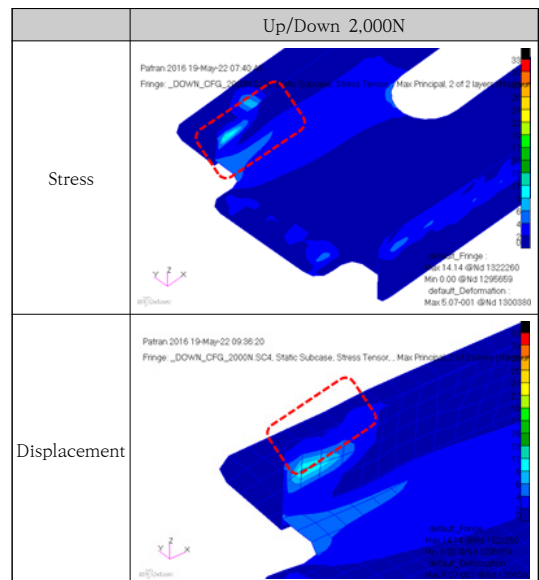


Table 2. L/H structural analysis before improvement (Fwd/Aft 2,000N)

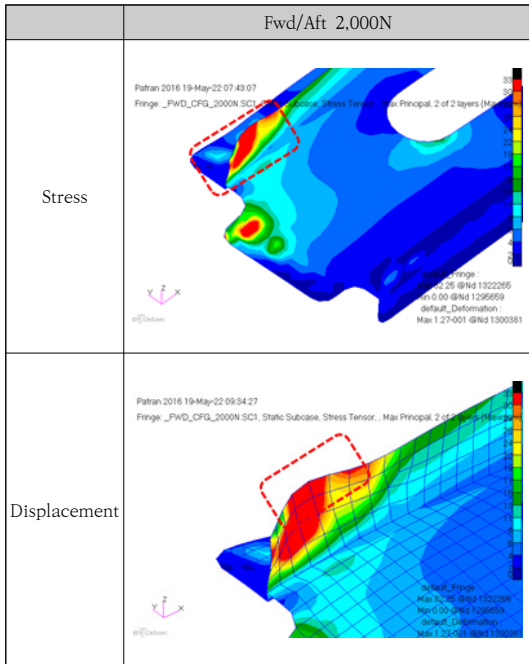


Table 4. R/H structural analysis before improvement (Fwd/Aft 2,000N)

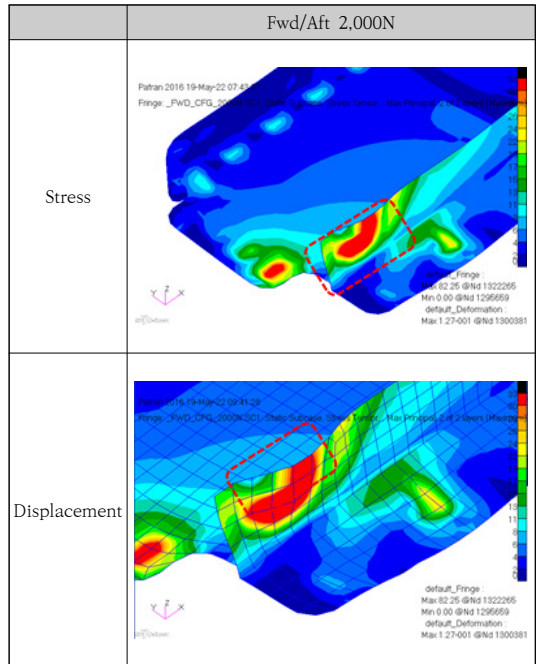


Table 3. R/H structural analysis before improvement (Up/Down 2,000N)

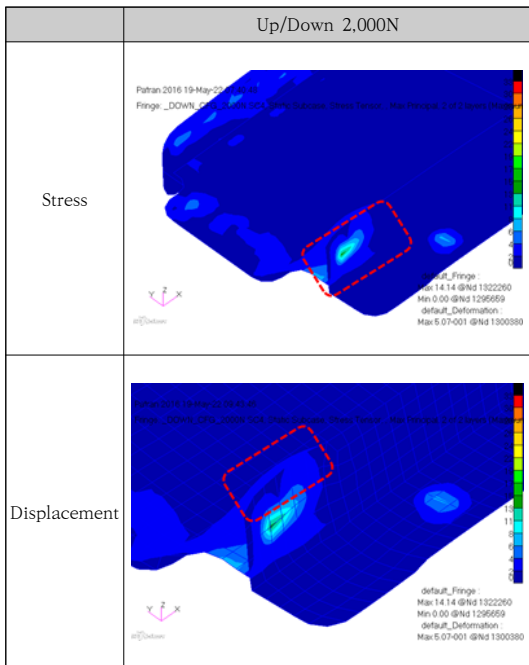


Table 5. L/H structural analysis after improvement (Fwd/Aft 2,000N)

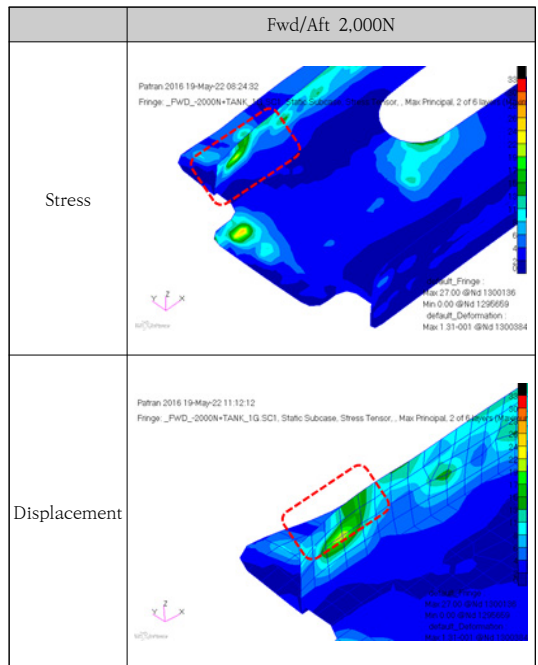
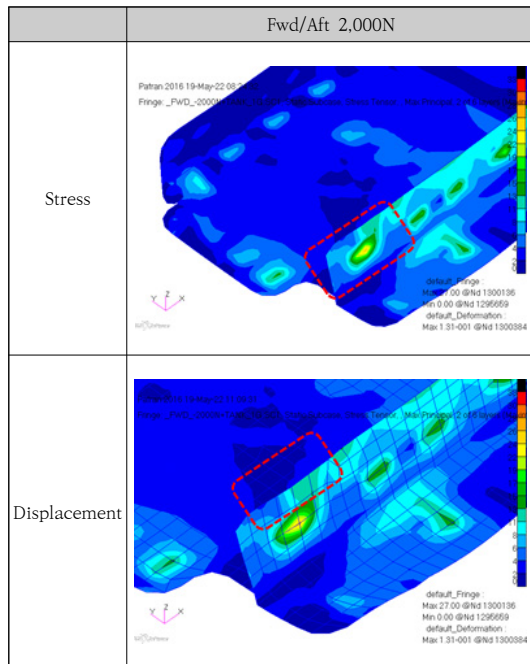


Table 6. R/H structural analysis after improvement (Fwd/Aft 2,000N)



4. 결론

본 연구에서는 회전익 항공기 증양동체 프레임 보강을 통한 기체 구조 개선방안을 제시하였다. 증양동체 하단에 발생한 파단에 대한 결함원인을 분석하고, 개선형상에 대한 검증을 수행하였다.

결함의 원인을 분석하기 위해, 파단면 분석을 진행하였다. 파단 발생 위치, 파단면의 형태 등을 분석하여 반복하중에 의한 피로파단을 확인하였다. 또한 결함 발생 항공기의 공통점과 운용시간 등을 확인하여, 해당 결함은 진동저감장치 설계변경이 주요한 원인임을 확인하였다.

결함 개선을 위한 설계 변경시 항공기의 중량 영향성 등을 고려하여 기존형상에서 최소한의 형상변경을 통한 개선방안이 필요하였고, Fitting과 Strap을 추가 적용하는 개선형상이 채택되었다. 개선형상에 대한 검증을 위하여, 증양동체의 구조해석을 진행하였다. 기존 형상의 Up/Down 방향과 Fwd/Aft 방향 하중을 부가하여, 응력과 변위를 확인하였다. 그 결과 Fwd/Aft 방향 하중이 중요한 요소로 판단되어 개선 전후 형상의 응력과 변위를 비교하였으며, 개선 형상의 최대 응력이 기존형상 대비

60% 이상 감소함을 확인하였다. 보강재 추가에 따라 결함 발생 부위 최대응력을 상당부분 감소시켰으므로, 항공기 지속 운용시 피로 파단을 예방하는 효과가 있을 것으로 판단된다.

본 연구를 통해서 회전익 항공기 증양동체의 개선형상을 도출하고 검증효과를 입증하였다. 향후 유사 항공기 개발 사업 수행 시, 본 논문의 고장탐구 접근법과 구조해석 결과가 활용 가능할 것으로 기대된다.

References

- [1] S. U. Jung, D. I. Kwak, S. H. Kim, J. H. Choi, D. S. Shim, "Vibration Reduction Devices for Korean Utility Helicopter", Journal of the Korean Society for Aeronautical and Space Sciences, Vol.41, No.12, pp.987-993, December 2013. DOI: <https://doi.org/10.5139/JKSAS.2013.41.12.987>
- [2] D. H. Kim, T. J. Kim, S. K. Paek, "Application and Performance Evaluation of Helicopter Active Vibration Control System for Surion", Journal of the Korean Society for aeronautical & space sciences, Vol.43, No.6, pp.557-567, May 2015. DOI: <https://doi.org/10.5139/JKSAS.2015.43.6.557>
- [3] C. Y. Kang, "Fracture Mechanism and Macro-Practography-Fatigue Fracture(I)-", Journal of the Korean Welding Society, Vol.22, No.6, pp.3-5, January 2004.
- [4] K. D. Park, C. G. Jung, "A Study on the Effect of Compressive Residual Stress on Fatigue Crack Propagation Behavior of the Spying Steel", Journal of the Korean Society of Mechanical Engineers, Vol.27, No.1, pp.200-207, January 2003. DOI: <https://doi.org/10.3795/ksme-a.2003.27.1.200>
- [5] I. K. Sung, B. D. Yu, "The Validation of Surion (KUH) Engine Airframe Compatibility Verification", Journal of the Korean Society for Aeronautical and Space Sciences, Vol.2013, No.11, pp.879-882.
- [6] H. J. Choi, S. J. Park, "A Study on the Cause and Improvement of Crack in the Installing Structure of the Bulkhead of Aircraft", Journal of the Korea Academia-Industrial Cooperation Society, Vol.21, No.6, pp.448-454, June 2020. DOI: <https://doi.org/10.5762/KAIS.2020.21.6.448>

구 정 모(Jeong-Mo Koo)

[정회원]



- 2022년 2월 : 경상대학교 기계항공공학부 기계설계학 (공학석사)
- 2018년 12월 ~ 현재 : 국방기술품질원 연구원

<관심분야>

기계공학, 항공공학, 품질경영, 항공기구조

서 정 미(Jeong-Mi Seo)

[정회원]



- 2018년 8월 : 경상대학교 기계항공공학부 항공우주공학 (공학사)
- 2019년 8월 ~ 현재 : 국방기술품질원 연구원

<관심분야>

기계공학, 항공공학, 복합재료

최 지 영(Ji-Yeong Choi)

[정회원]



- 2008년 2월 : 경상대학교 항공우주공학 (공학석사)
- 2008년 1월 ~ 현재 : 한국항공우주산업책임연구원

<관심분야>

기계공학, 항공공학, 복합재료