

회전의 항공기 진동흡수용 판스프링 개선연구

구정모^{1*}, 이광은¹, 서정미¹, 원태훈²
¹국방기술품질원, ²한국항공우주산업(주)

The Study on Improvement about Vibration Absorption Plate Spring for Rotorcraft

Jeong-Mo Koo^{1*}, Gwang-Eun Lee¹, Jeong-Mi Seo¹, Tae-Hoon Won²
¹Defense Agency for Technology and Quality, ²Korea Aerospace Industries

요약 회전의 항공기는 블레이드 회전을 이용하여 양력을 발생시키기 때문에 진동의 영향에서 자유롭지 못하다. 이러한 진동을 줄이기 위하여, 승객실과 조종석 등에 진동흡수장치가 적용된다. 그 중 진동흡수용 판스프링은 조종석 하부에 장착되며, 조종사가 느끼는 진동을 줄여주는 역할을 한다. 본 연구에서는 회전의 항공기에서 발생한 판스프링 결함에 대한 원인을 분석하고 개선안을 제시하였다. 결함 원인 분석을 위하여, 구조해석과 파단면 분석을 진행하였으며, 결함 원인은 피로수명 특성 저하로 나타났다. 기존 재질을 대체할 개선 재질 2가지의 적용사례 및 타당성을 분석하여 최종 개선안을 선정하였다. 최종 개선안은 GFRP(Glass Fiber Reinforced Plastics, 유리섬유 복합재)이며, 개선안 검증을 위한 시험을 수행하였다. 판스프링 구조물에 작용하는 공진을 모사하는 가진 시험기를 이용하여 피로시험을 진행하였다. 시험방법은 S-N 피로시험으로 진행되며, 평균 피로 수명 곡선(Mean Fatigue Curve)을 생성하여 수명을 비교하였다. 판스프링 내부 고체윤활제 재질 개선을 통하여 피로강도와 수명이 기존대비 1.5배 이상 증가함을 입증하였다.

Abstract A rotorcraft is not free from the effects of vibration because it generates lift using the blade rotation which is a source of vibration. To reduce the vibrations in a rotorcraft, a vibration-absorbing device is used in the passenger compartment and cockpit. Among the various vibration-absorbing devices, the vibration-absorbing plate spring is widely used and installed in the lower part of the cockpit to reduce the vibration felt by the pilot. This study analyzed the causes of plate spring defects in rotorcraft and presented suggestions for improvement. To analyze the causes of the defects, structural and fracture surface analyses were performed, and the cause of the defect was found to be the deterioration of fatigue life characteristics of the spring material. The final improvement plan was obtained by analyzing various application cases and the feasibility of using two improved materials to replace the existing materials. The final improvement proposal is the use of GFRP (Glass Fiber Reinforced Plastics), and a test was performed to verify this proposal. A fatigue test was conducted using an excitation tester that simulates the resonance acting on the plate spring structure. This test method is an S-N fatigue test, and the lifespan was estimated and compared with that of the other materials by creating a Mean Fatigue Curve. It has been proven from this study that the fatigue strength and lifespan are increased by more than 1.5 times compared to the existing ones by the improvement of the solid lubricant material inside the plate spring.

Keywords : Plate Spring, Vibration, Fatigue Curve, Rotorcraft, GFRP

*Corresponding Author : Jeong-Mo Koo(Defense Agency for Technology and Quality)
email: jmk5870@naver.com

Received July 28, 2021

Accepted September 3, 2021

Revised August 18, 2021

Published September 30, 2021

1. 서론

회전의 항공기는 고정익과 달리 블레이드의 회전력을 이용하여 양력을 발생시키기 때문에 회전에 의한 진동이 발생하게 된다. 회전의 항공기에서 진동은 기체의 성능을 결정하는 매우 중요한 요소이다. 진동은 기체 및 엔진으로 전달되어 조종사에게는 피로감을 주고 기체에는 부하를 주게 되어 설계 수명을 다하지 못하게 된다. 회전의 항공기는 다양한 진동환경에 노출된다[1]. 이와 같은 진동을 저감하기 위해 블레이드를 포함한 로터계통, 승객실, 조종석 등 여러 위치에 진동흡수장치가 적용된다.

진동저감 장치 중 하나인 조종석 진동흡수장치는 Fig. 1과 같이 조종석 하부에 장착되어 있다. 그러나 진동흡수장치 구성품인 판스프링의 Crack으로 인한 진동저감 성능 저하 현상이 발생하였다. Crack은 Fretting Corrosion에 의해 피로 특성이 저하되어, 지속적인 피로 누적에 의한 파단으로 확인되었다.

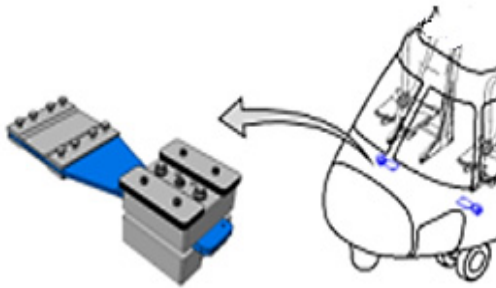


Fig. 1. Plate spring located under the cockpit

본 연구에서는 항공기 진동흡수장치 구성품인 판스프링의 결함 원인을 분석하고, 재질 변화를 통한 개선방안을 제시하였다. 개선방안의 검증을 위하여 2개의 시편을 제작하고, 가진시험기를 통한 피로시험을 수행하여 개선 효과를 입증하였다.

2. 결함 분석

2.1 결함 현상 개요

항공기 진동흡수장치 구성품인 판스프링 결함이 Fig. 2와 같이 발생하였다. 판스프링 표면에 적용된 윤활제가 벗겨져 모재가 드러나고, 2.6 인치 Crack이 발생하였다. 해당 결함으로 인하여 고유진동수를 만족하지 못하게 되었고, 진동저감 성능이 감소되었다. Fig. 3에는 판스프링

의 조립형태와 진동의 방향을 확인할 수 있다. 항공기 구조는 볼트나 리벳구멍 가장자리의 부재간 접촉면 또는 체결부위에서 프레팅 손상을 받게 된다[2].

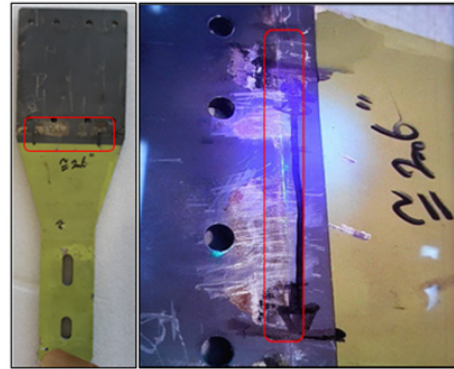


Fig. 2. Enlarged Crack Area

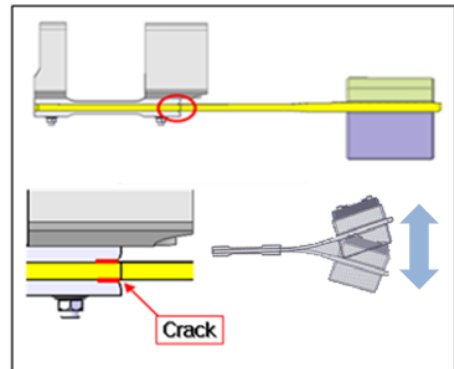


Fig. 3. Fatigue Failure Location

2.2 결함 원인 분석

원인 분석을 위해 판스프링 제작사 및 항공기 제작업체와 고장탐구를 수행하였다. 해당 부위 기술검토 결과, 판스프링 표면에 적용된 고체 윤활제가 균열 부위 중심으로 벗겨져 모재가 드러났고, 구조해석 결과 균열 부위가 판스프링에서 최대 응력 부위로 확인되었다.

Fig. 4의 A는 상부면, B는 하부면을 나타내고 파단면을 25배까지 확대한 사진이다. 파단면의 가장 확대사진을 보면 Fatigue Striation 형상을 확인할 수 있다. 판스프링 균열 부위의 치수 및 파단면 검토결과 균열 원인은 금속 사이의 Fretting Corrosion에 의한 피로수명 특성 저하가 원인으로 판단된다[3,4].

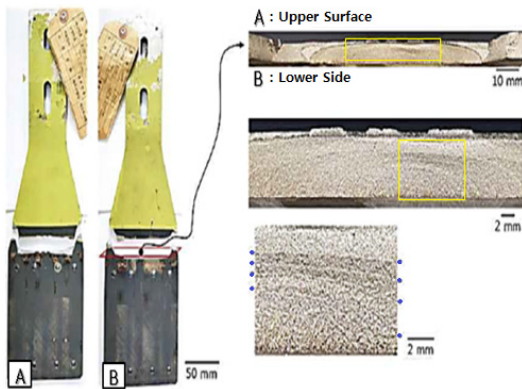


Fig. 4. close-up of the fracture surface

3. 개선방안 도출 및 검증

3.1 개선방안 도출

개발 당시 Fretting 방지를 위해 판스프링과 더블러 사이에 고체윤활제(Solid Film Lubricants)가 적용되었으나, 윤활제의 조기 마모현상으로 수명을 만족하지 못하고 기능을 상실하게 되어 결함이 발생하게 되었다. 기존의 고체윤활제를 대신하여 적용할 수 있는 두 가지 재료를 선정하였고, 기 적용사례 및 타당성을 분석하여 최종 대체 재질을 결정하였다.

① Anti-Fretting Film

→ 회전의 항공기 로터계통에 기 적용되어, 원심력/플래핑에 의한 Fretting을 방지하는 역할

② GFRP(Glass Fiber Reinforced Plastics)

→ 회전의 항공기 테일부 수평안정판 조립체에 적용되어, 연결부위의 부식을 방지하는 역할. 복합재료의 특성상 높은 강도/강성을 가짐[5]

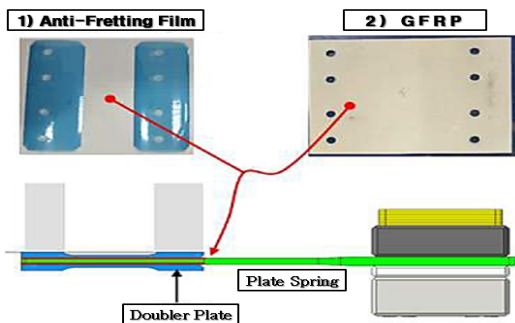


Fig. 5. Alternative Material

Anti-Fretting Film과 GFRP의 개선효과를 확인하기 위해 비교 S-N 피로시험을 수행하였다. 각 재료에 대하여 주기적으로 정해진 응력을 가하여, 피로파괴가 일어나는 횟수를 표시하는 방식으로 시험을 진행하였다. 제작과정에서 GFRP가 Anti-Fretting Film보다 취급이 용이하다는 장점이 있었다. 하중 부가 완료 후 Anti-Fretting Film은 마찰 부위에 손상이 발생하였으며, GFRP는 기존 형상을 유지하며 모재 간 접촉/마찰을 방지하는 효과를 확인할 수 있었다. Fig. 6과 같이 세 가지 형상에 대한 평균 피로 선도(Mean Fatigue Curves)를 확인할 수 있다.

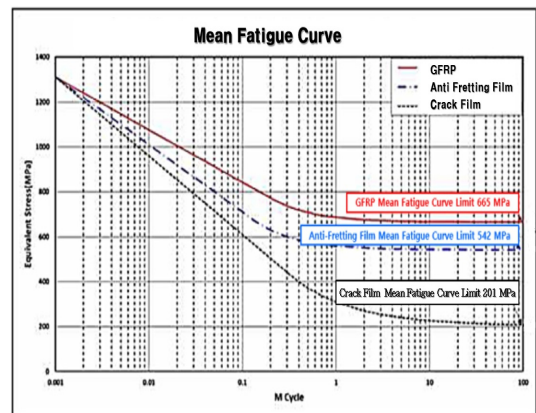


Fig. 6. Mean Fatigue Curve

시험 결과 두 가지 대체 재질이 고체윤활제(Solid Film Lubricants)를 사용한 기존 판스프링의 평균 피로 선도보다 증가된 양상을 나타내었다. 두 재질 중에서 GFRP의 평균 피로 선도가 Anti-Fretting Film 대비 상대적으로 높게 형성되었고 최종 개선방안으로 GFRP를 대체 재질로 선정하였다.

3.2 개선방안 검증

3.2.1 시험 준비

시험에 사용된 장비는 Fig. 7과 같다. GFRP가 적용된 판스프링의 피로수명 개선효과를 확인하는 시험을 수행하기 위해, 판스프링 구조물에 작용하는 공진을 모사할 수 있는 가진 장치를 이용하여 피로시험을 수행하였다. 가진 시험기의 가진 주파수는 최대 20 Hz, 가진 가속도는 최대 ± 2.0 G, 응답 가속도는 최대 ± 40.0 G 이다. 응답 범위는 최대 ± 30.0 mm이다.



Fig. 7. Excitation Tester

시험치구 및 시편형상은 Fig. 8과 같으며, 치구는 다음의 요구조건에 맞도록 설계하였다.

- 시편의 고유진동수에 영향이 없는 충분한 강성
- 안전율 3.0으로 설계/제작하며 기계가공, 용접 또는 Bolting 결합을 사용하여 제작
- 모든 시험하중은 시험 고정구 내에서 흡수 됨
- 시편에 원하는 방향의 하중을 가할 수 있음

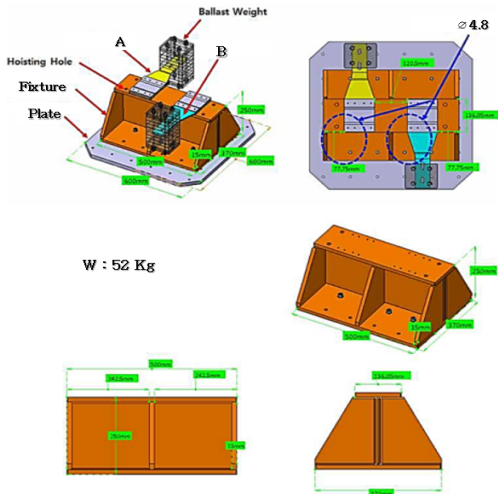


Fig. 8. Test Fixture

고정치구에 시편이 장착된 상태에서 시편의 고유진동수에 영향을 미치지 않도록, 치구의 고유진동수는 최소 100 Hz 이상이어야 한다. 이를 확인하기 위하여, 시편의 장착유무에 따른 치구의 고유진동수 해석을 실시하였다. (Fig. 9) 또한, 치구의 정적강도 및 변위 요구조건 만족여부 확인을 위해서 최대 관성하중 30 G를 부가하여 정적강도 해석을 수행하였다. (Fig. 10)

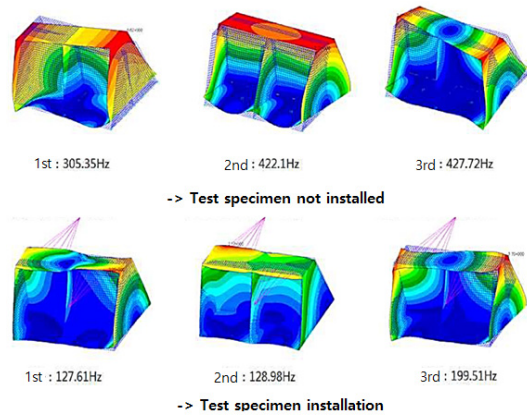


Fig. 9. Natural Frequency Analysis Result

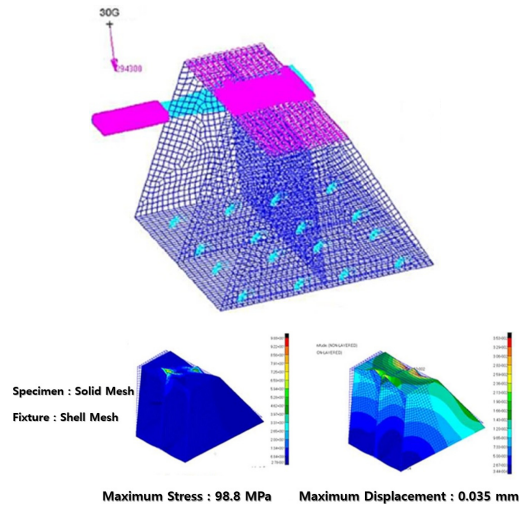


Fig. 10. Static Strength Analysis Result

3.2.2 시험 방법

피로시험 전 판스프링 조립체를 가진기에 세팅하는 절차는 다음과 같다.

- 가진기 위에 치구를 정 위치
- 판스프링 조립체를 치구 위에 정 위치
- 볼트를 사용하여 주어진 Torque 값으로 조립체 고정
- 가진/응답 가속도계를 정해진 위치에 장착
- 가속도계 연결선을 측정장비에 연결
- 주어진 조건대로 가진 가속도 적용 후, 원하는 응답 가속도 도출 확인

시험 주파수는 4/Rev의 하중을 모사하기 위하여 00 Hz로 선정하였으며, 시편 및 치구에 결합된 형상은 Fig. 11과 같다.

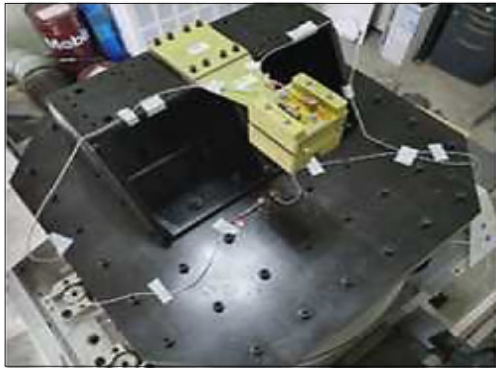


Fig. 11. Mounting Shape

시험은 ASTM STP 1159(Standardization of fretting fatigue test methods and equipment)를 참고하여 S-N 피로시험으로 수행되었다[6]. 목표 응답 가속도 $\pm 6, 9, 12, 15, 18, 21, 24$ G로 선정하였으며, 치구와 시편에 각각 가속도계를 장착하여 응답 데이터를 분석하였다. 데이터 처리를 위해 각 Sine 파의 평균 가속도 값을 산출하여 시험에 적용하였다. 각 하중별 총 300,000 cycle 의 피로시험을 수행하였다. 피로수명을 분석하기 위해 고유진동수는 각 50,000 cycle, 파손 유무는 각 100,000 cycle 별로 확인하였다. 응답 가속도 이상 발생 시, 형광 침투 및 X-ray 검사를 수행한다. 균열 발생 시, 시험을 끝마친다.

3.2.3 시험 결과

시편 #1은 21 g 조건, 165,000 Cycles 시험에서 응답 가속도가 감소하는 경향을 나타내었다. 육안검사 후, 시편을 재장착하여 재시험을 수행하였고, 177,426 Cycles에서 응답 가속도 이상현상이 발생하였다. 시편 탈거 후, 형광침투 검사 및 C-Scan을 수행하였다. 형광 침투 검사에서는 특이사항이 없었으나, C-Scan에서 단면 감소부 균열이 확인되어 시험을 중단하였다.



Fig. 12. #1-21 g Liquid Penetrant Inspection/C-Scan

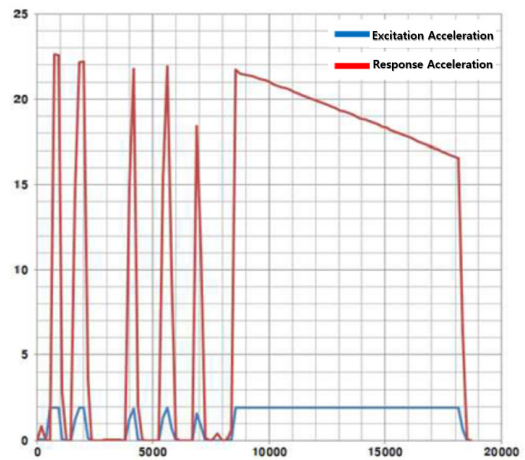


Fig. 13. #1-21 g / 165,000~177,426 Cycles

시편 #2는 24 g 조건, 90,000Cycles 시험에서 응답 가속도가 감소하는 경향을 나타내었다. 육안검사 결과, 마찰흔적은 발견되었으나 균열이나 굽힘은 확인되지 않았다. 추가적으로 형광침투 검사를 수행하여 균열이 확인되어, 시험을 중단하였다.



Fig. 14. #2-24 g Liquid Penetrant Inspection

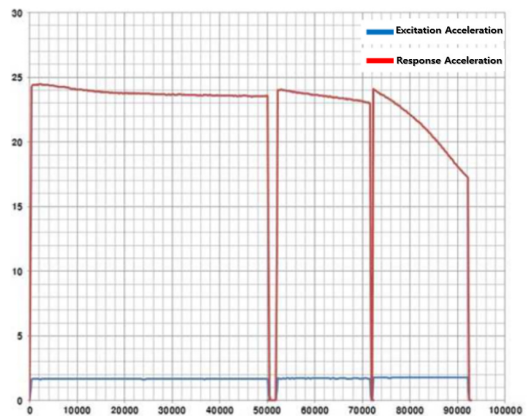


Fig. 15. #2-24 g / 90,000 Cycles

세부 시험결과는 Table 1,2와 같다. 시편 #1에서는 1,650,000 Cycles에서 균열이 관찰되었고, 시편 #2에서는 1,850,000 Cycles에서 균열이 관찰되었다.

Table. 1. #1 Summary of Test Result

Response Acceleration	Target Cycles	Natural Frequency Check [Cycles]	Crack Check [Cycles]	Result
6 g	300,000	50,000	100,000	Pass
9 g	300,000	50,000	100,000	Pass
12 g	300,000	50,000	100,000	Pass
15 g	300,000	50,000	100,000	Pass
18 g	300,000	50,000	100,000 or Anomalies Occur	Pass
21 g	165,000	50,000	100,000 or Anomalies Occur	177,426 Cycles Cracking

Table. 2. #2 Summary of Test Result

Response Acceleration	Target Cycles	Natural Frequency Check [Cycles]	Crack Check [Cycles]	Result
6 g	300,000	50,000	100,000	Pass
9 g	300,000	50,000	100,000	Pass
12 g	300,000	50,000	100,000	Pass
15 g	300,000	50,000	100,000	Pass
18 g	300,000	50,000	100,000 or Anomalies Occur	Pass
21 g	300,000	50,000	100,000 or Anomalies Occur	Pass
24 g	90,000	50,000	100,000 or Anomalies Occur	90,017 Cycles Cracking

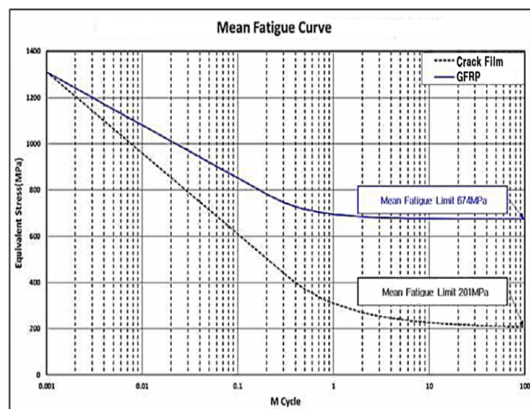


Fig. 16. Mean Fatigue Curve

판스프링의 평균 피로선도를 분석한 결과, Fig. 16와 같이 GFRP를 적용한 판스프링의 피로강도 및 수명이 고체윤활제 대비 증가함을 알 수 있다. 응력의 수평부인 피로한도값과 수명이 기존 고체윤활제 대비 1.5배 이상 증가하였다.

4. 결론

본 연구의 목적은 판스프링의 재질 개선을 통한 피로 수명을 개선하는 것이다. 회전익 항공기에 장착되는 진동흡수용 판스프링의 결함원인을 분석하고, 개선방안을 제시하였다.

결함의 원인으로는 판스프링과 상/하 장착부 더블러의 반복적인 접촉 및 마찰에 따른 Fretting 발생이었다. 구조해석 결과 결함 부위가 최대 응력 부위로 확인되었고, 파단면 분석 결과 판스프링 상부에서 균열이 시작되어 피로파괴가 된 것으로 판단된다.

두 가지의 대체재질을 선정하여, 개선효과 등을 분석하였으며 GFRP(Glass Fiber Reinforced Plastics, 유리섬유 복합재)를 최종 선정하였다. 개선안 검증을 위하여 피로시험을 실시하였다. 항공기 진동 중 4/Rev를 모사하여 시험을 진행하고, 시편은 2개를 사용하였다. 시험을 통해 시편이 파손되는 Cycles 값을 얻을 수 있었고, 평균 피로선도를 분석하여 피로강도 및 수명이 기존 대비 증가함을 확인할 수 있었다.

기존 윤활제 대비 개선된 재질인 GFRP를 사용하여 제작된 판스프링이 항공기에 적용된다면, 피로수명 증가를 통한 정비소요를 단축시킬 수 있을 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 : <http://dx.doi.org/10.5139/JKSAS.2013.41.12.987>
- [2] J. H. Kwon, K. J. Hwang, "Prediction of Fretting Fatigue Life on 2024-T351 Al-alloy", *Journal of the Korean society for aeronautical & space sciences*, Vol.35, No.7, pp.601-611, July. 2007.
DOI : <http://dx.doi.org/10.5139/JKSAS.2007.35.7.601>
- [3] J. S. Kim, M. J. Yoon, S. J. Choi, H. D. Cho, "Evaluation of Fretting Fatigue Behavior of Aluminum

Alloy(Al7050-T7451) Under Cyclic Bending Load", *Journal of the Korean Society of Manufacturing Process Engineers*, Vol.9, No.1, pp.25-34, February. 2010.

- [4] H. S. Kim, H. W. Jung, T. G. Kim, "A Study on Fretting Fatigue Characteristic of Connecting Rod for Automobile", *Journal of the Korean Society of Mechanical Engineers*, Vol.2006, No.6, pp.29-35, June. 2006.
- [5] Y. H. Lee, B. S. Cho, Y. K. Hwang, H. Y. Kim, "An Experimental Study on Material Properties of GFRP for Structural Members", *Journal of the Korea Institute for Structural Maintenance and Inspection*, Vol.7, No.1, pp.229-234, 2003.
- [6] ASTM STP 1159, Standardization of Fretting Fatigue Test Methods and Equipment, 1992.

구 정 모(Jeong-Mo Koo)

[정회원]



- 2018년 2월 : 경상대학교 항공우주공학 (공학사)
- 2018년 12월 ~ 현재 : 국방기술품질원 연구원

<관심분야>

기계공학, 항공공학, 품질경영, 항공기구조

이 광 은(Gwang-Eun Lee)

[정회원]



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

<관심분야>

기계공학, 항공공학, 품질경영, 복합재료

서 정 미(Jeong-Mi Seo)

[정회원]



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

<관심분야>

기계공학, 항공공학, 복합재료

원 태 훈(Tae-Hoon Won)

[정회원]



- 2007년 2월 : 경상대학교 항공우주공학 (공학석사)
- 2007년 1월 ~ 현재 : 한국항공우주산업 책임연구원

<관심분야>

기계공학, 항공공학