

항공기용 유압 펌프의 맥동 압력에 의한 감쇠기 용접부위 균열 개선 연구

신재혁*, 김태환¹, 강구헌¹, 하도준²
¹국방기술품질원, ²한국항공우주산업(주)

The Vibration Effect by Induced Pulsation Pressure to the Fatigue Crack of the Dampener Fitting Welding Zone

Jae Hyuk Shin^{*}, Tae Hwan Kim¹, Gu Heon Kang¹, Do Jun Ha²

¹Defense Agency for Technology and Quality

²Korea Aerospace Industry

요약 항공기는 운용 중에 엔진, 유압펌프, 공력 등에 의한 진동 환경에 노출이 되어 기계구조와 각종 구성품이 고주기 피로로 인해 균열이나 파괴가 될 수 있다. 통상적으로 항공기용 유압 펌프는 액셀 피스톤 타입이 주로 적용되고 있으며, 펌프의 특성상 연속적인 회전에 의한 유량 맥동 발생은 필연적으로 수반된다. 이러한 유압펌프 맥동에 의한 진동을 감소시키기 위해 설치된 Dampener Fitting의 용접 부위에서 균열이 발생하였다. 용접 부위 균열의 원인 파악을 위해 파단면 분석 및 성분 분석을 수행하였고, 균열 방지를 위한 설계 개선사항으로 일체형 Fitting 가공 방식을 적용하였다. 일체형 Fitting의 적용 타당성에 대한 설계검증을 위해 구조건전성 응력 해석, 피로수명 해석, 인증시험 및 항공기 체계 장착 시험을 수행하였다. 개선방안에 대한 해석 결과 재료의 요구수명 및 각종 시험의 요구조건에 만족하는 결과를 얻었으며, 개선방안을 운영 항공기에 적용 할 수 있는 것을 객관적으로 검증하였다.

Abstract Aircraft can often be exposed to a variety of environments and vibrations such as engine, hydraulic pump, aerodynamic force. These may cause cracking and destruction of the mechanical structure and sub-components by high-cycle fatigue. The axial piston type pump which is usually applied to the aircraft hydraulic pump can be necessarily accompanied by the fluid pulsation by continuous rotation of the axial piston. The fatigue crack was identified at the dampener fitting welding zone to prevent vibration damping during the running of aircraft equipped with this type of pulsation hydraulic pump. In order to understand the root cause of this matter, fracture and component analyses were carried out and also integral type dampener fitting was applied to prevent recurrence of the crack as a subject of design improvements. Structural integrity stress analysis, fatigue analysis, qualification test and aircraft system equipped test was conducted to verify the design validity in application to integral type dampener fitting. The test results were sufficiently satisfactory with the demand lifetime of the material from the various types of test as conducted and the subject of design improvement in this study could be objectively evaluated that shall be applied to the operational aircraft.

Keywords : Dampener, Fatigue Crack, Hydraulic Pump, Helmholtz, Pulsation Pressure, Ripple

1. 서론

항공기 제어 기술이 발달하기 전의 항공기는 기계적 인 연결로 항공기를 제어하였으나, 최근 개발되고 있는

항공기는 유압시스템을 활용하는 전기신호제어 (Fly-By-Wire) 방식과 한 단계 더 진보한 방식으로 구동기로 전동모터를 사용하고 각 작동기마다 독립적인 소형 유압 펌프 시스템을 보유하여 중량을 크게 감소시킨 직

*Corresponding Author : Jae Hyuk Shin(DTaQ)

Tel: +82-55-751-5835 email: jhshin@dtaq.re.kr

Received May 24, 2017

Revised (1st July 3, 2017, 2nd July 6, 2017)

Accepted July 7, 2017

Published July 31, 2017



Fig. 1. The helmholtz type resonator

동력 고응답(Power-By-Wire) 방식으로 제작된다. 유압 시스템의 장점은 량에 비해 큰 힘과 동력을 얻을 수 있으며 작동 시 운동 방향의 조절이 용이하고 반응성이 빠르다는 점이다. 반면에, 단점으로는 작동유체인 유압유의 누유 위험성을 내포하고 있으며, 누유로 인해 시스템의 기능이 발휘되지 못할 경우 비행 안전성에 영향을 미칠 수 있다.[1] 한편, 항공기용 유압펌프에는 일반적으로 액셀 피스톤 타입(Axial piston type) 유압 펌프가 많이 적용되고 있는데, 펌프의 연속적인 회전에 의한 유량 맥동이 필연적으로 발생되고 이러한 맥동에 의한 진동과 고주기 피로는 기계구조 및 유압 구성품에 악영향을 끼칠 수 있다. 통상적으로 압력 맥동 감소를 위해서 유압 구성품인 축압기(Accumulator)를 적용하여 맥동을 감소시키기도 하고, 항공기 장착상의 예로 및 구조, 중량 등의 문제로 압력 맥동 감쇄기(Pressure Ripple Dampener)를 사용하기도 한다.[2-6].

본 논문에 활용된 국내 운용 군용항공기의 체계개발 당시 맥동압력의 감쇄를 위해 유압이 토출되는 유압펌프 입구 부위에 감쇄기(이하 Dampener)를 설치하였는데 축압기는 항공기 장착 상 구조적인 제한과 중량 문제로 적용에 애로가 있어 Dampener를 적용하게 되었다. 한편, Dampener는 볼 형태의 Chamber가 달려 있는 헬름홀츠 방식(Helmholtz type)이 적용되었고, (Fig. 1) Dampener의 장착을 위해 구성된 연결부위(이하 Fitting)의 Lip seal과 Body간 용접부위에서 균열이 발생하였다.[7-10]

군용항공기의 입부 수행 중 Dampener Fitting 균열로 인해 유압유 누유 현상이 발생하게 된다면, 즉시 가까운 가능한 착륙 장소로 해야 하거나 조종 불가로 조종사가 비상 탈출을 해야 하는 매우 위급한 상황이 발생할 수

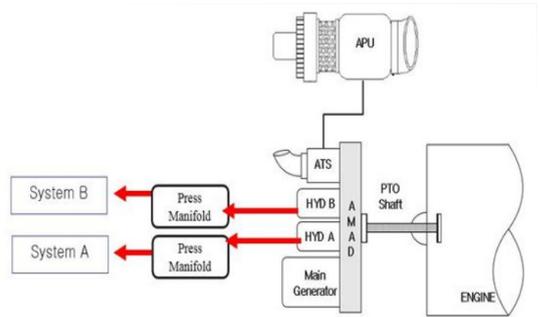


Fig. 2. Configuration of the hydraulic system

있으며, 이는 큰 사고로 이어질 수 있다. 이와 같이 비행 안전성에 큰 위험을 초래하는 위험성을 내포하고 있으므로 긴급한 설계 개선이 필요하였다.

본 논문에서는 Dampener Fitting에서 발생한 균열현상을 고찰하고 이에 대한 원인을 분석하여 구조 개선방안 도출 및 제시하고, 설계 개선사항에 대한 객관적 검증 을 통한 구조개선 적용방안에 관한 연구를 수행한 내용을 서술하였다.

2. 본론

2.1 유압 시스템의 구성

유압계통은 항공기의 비행 조종면 작동기, 착륙장치 계통, 연료/오일 열교환기 등을 구동한다. 유압계통 작동은 보조동력장치(APU, Auxiliary Power Unit)에서 발생한 동력으로 공기터빈시동기(ATS, Air Turbine Starter)를 구동시키고, ATS가 항공기탑재장비구동장치(AMAD, Aircraft Mounted Accessory Drive)를 구동함으로써 AMAD에 연결된 유압 펌프가 구동되면서 유압에 압력이 인가되기 시작한다.(Fig. 2)

본 논문에서 활용된 군용항공기의 유압 계통은 유압 A 계통, 유압 B 계통으로 구분되며, 각 계통에 의해 작동되는 구동장치가 독립적인 장치와 공통적으로 작동되는 장치가 탑재되어 있다. 유압 A, B 계통이 공통적으로 작동되는 장치를 설정해놓은 이유는 예비안전(Redundancy) 기능을 발휘하기 위해서이며, 이는 항공기 안전 측면에서 필수적으로 필요하다. Redundancy 기능을 보유하고 있지만 만일 유압이 누설되면 조종석에서 해당 유압계통에 대한 경고등이 식별되고, 자체진단점검(BIT, Built-In-Test) 점검을 통해 결함을 인지하게 된다. 결함이 발생하면 해

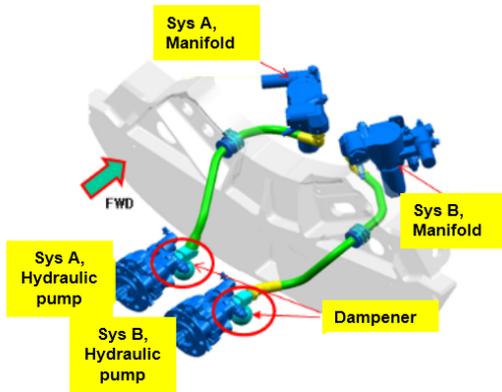


Fig. 3. Location of the dampener with input stage of hydraulic pump

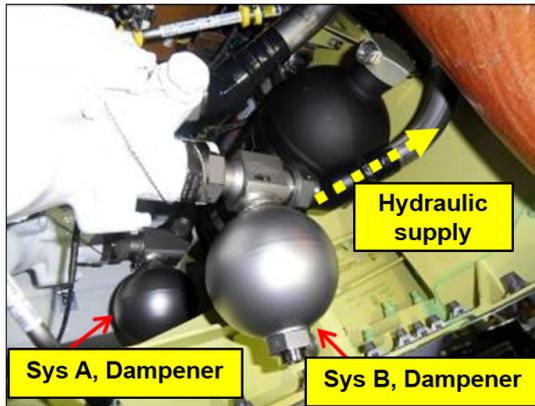


Fig. 4. The shape of the installed dampener

당 유압계통은 사용이 불가해지고, 다른 유압계통에 의존하여 긴급히 복귀해야한다. 또한, 2개의 유압계통에서 모두 결함이 발생하면 비상동력장치를 이용해 유압유를 일시적으로 공급할 수 있지만 이는 비행안전에 큰 위험이 따른다.

2.2 Dampener 장착 위치 및 형상

Fig. 3에 나타난 바와 같이 유압 펌프의 압력 맥동을 감소시키기 위해 펌프 토출부에 Dampener를 설치하였다. Dampener는 펌프 회전에 의해 발생하는 정현파 (Sine Wave) 형태의 압력 맥동을 감소시키는 역할을 하는데, 여기서 압력 맥동의 발생은 액셀 피스톤 타입의 펌프 토출 압력 고유 특성이다.[7-8] 펌프에서 발생된 압력 맥동이 Dampener를 지나게 되면 들어오면 볼 형태의 챔버에 의해 압력맥동의 진폭이 감소하는 헬름홀츠 원리

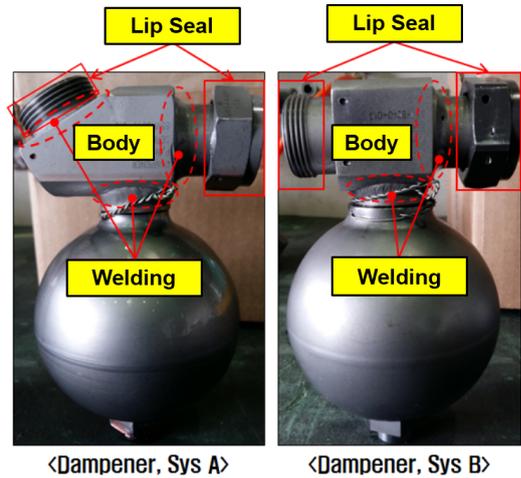


Fig. 5. Lip seal and body with dampener

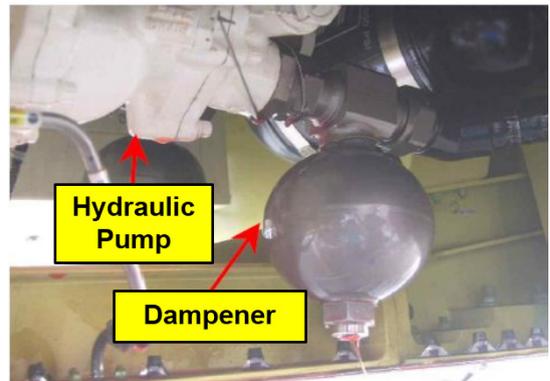


Fig. 6. The hydraulic leaking status during pre-flight inspection

를 적용한 것이다. 실제 장착된 Dampener의 형상을 Fig. 4에 나타내었다.

2.3 Dampener Fitting 결함 현상

군용항공기 비행 전 점검 시 Dampener fitting의 균열로 인해 유압유 누유 현상이 발생하여 비행임무를 포기하는 상황이 발생하였다. 균열은 Fitting을 구성하는 구성품인 Lip seal과 Body 간 용접부위에서 발생하였고, Lip seal과 Body의 형상과 용접부위를 식별할 수 있도록 Fig. 5에 나타내었다. 또한, 항공기 점검 중 유압유가 누유되고 있는 상태를 Fig. 6에 나타내었다.

만일 항공기 임무 수행을 위한 비행 중에 Dampener fitting 균열이 발생하여 유압유가 누유 된다면, 비행 조종면 작동기로 2중 유압 공급이 불가해지고 1개의 유압

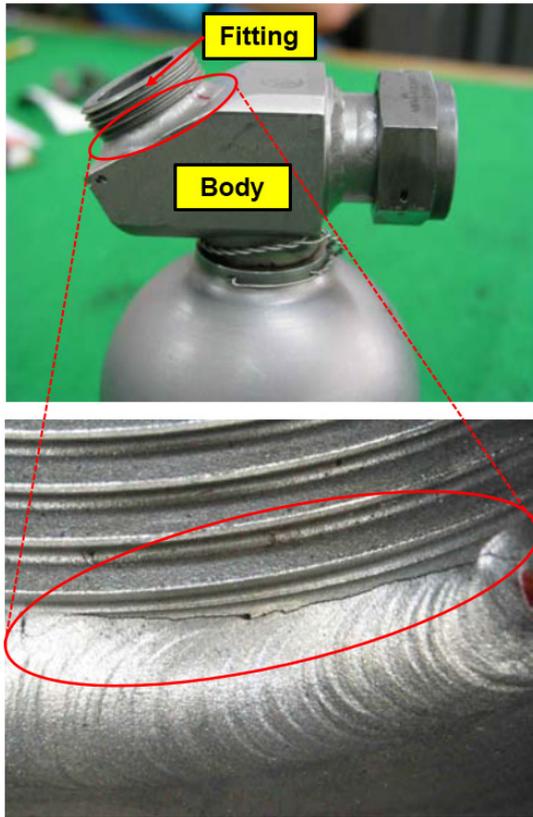


Fig. 7. Occurred crack position on dampener

계통만 조종면 작동기로 유압이 공급되기 때문에 즉시 기지로 귀환해야하는 위험한 상황이 발생할 수 있다. 또한, 유압유 외부 누설로 인한 유압 펌프의 Dry Run으로 2차 손상까지 발생할 수 있어 비행 안전성에 치명적인 영향을 미칠 수 있다.

2.4 균열 원인 파악을 위한 고장탐구

2.4.1 균열 부위 파단면 상세 분석

결함이 발생한 Dampener의 균열 위치를 확인한 결과 균열은 Lip seal과 Body 간의 용접부위에서 발생하였으며(Fig. 7), 균열은 유압 A, B 계통 및 용접부위의 위치와 무관하게 발생하였다.

용접부위의 파단면 관찰을 위해 강제파단 하여 상세한 분석을 수행한 결과 Fig. 8에 나타낸 바와 같이 파단면 전반에 걸쳐 피로균열 진전 형태를 확인할 수 있었고, 고주기 피로 줄무늬가 관찰되었다. 균열은 내부에서 외부로 시작된 피로균열로 확인되었고 균열진전 형태는 전형적인 피로균열 형태였다.(Fig. 9), 시작점에서는 용접

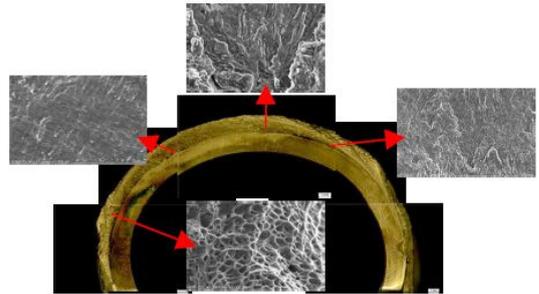


Fig. 8. Identification of crack zone

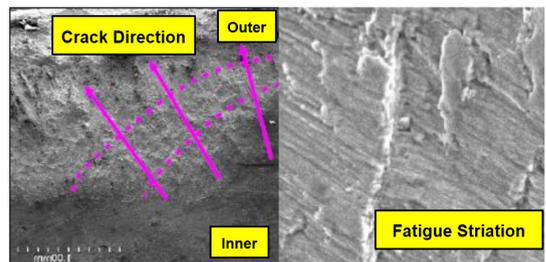


Fig. 9. The fatigue striation and crack developing direction

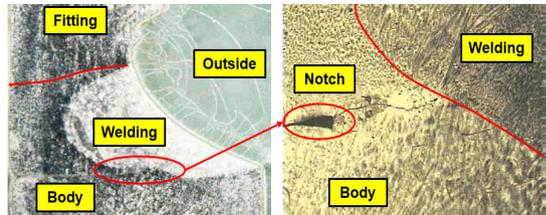


Fig. 10. Abnormal notch in the welding zone

시 발생할 수 있는 산화물 등의 결함 유발 물질은 관찰되지 않았다. 또한, Fig. 10에 나타낸 바와 같이 균열 부위 관찰 결과 Body에 용접 금속이 충분히 용융되지 않았고, 균열은 비정상적으로 발생한 노치(Notch)에서 시작된 것으로 판단되었다. 따라서 용접부위 균열의 여러 요인 중 하나는 용접 시 발생한 노치에 응력이 집중되면서 내부에서 외부로 진전 되었으며 맥동에 의한 고주기 피로로 발생한 것으로 판단하였다.[11-12]

2.4.2 용접 적절성 검토

Fig. 11에 나타낸 바와 같이 내부 구성품 부위별 미세조직 성분분석 결과 Fitting과 Body 간의 재질이 용접성이 다른 이종 내식강을 사용하여 용접에 적합하지 않은 용접설계에 미흡한 점이 발견 되었다. Fitting의 미세조

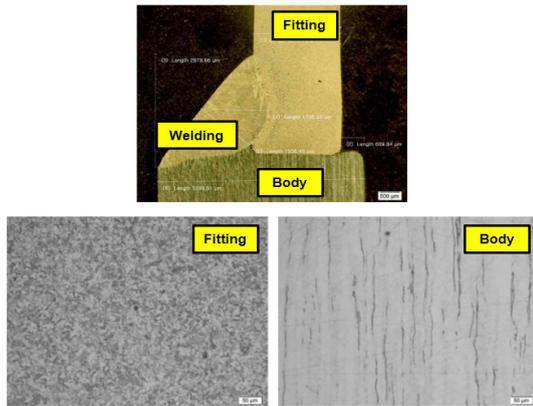


Fig. 11. Different component on fitting and body

Table 1. Reference values for comparing welding joint type

Classification	Values	Theory neck thickness (h_w)	Applied load ($\sigma_N = \frac{P}{h_w l}$)
Cut-joint	$t=2.47$ mm $r=12.18$ mm	$t=2.47$ mm	10.6 Mpa
T-joint (defect)	$f=2.47$ mm $P=2000$ N (supposition)	$0.7*f=1.73$ mm	15.1 Mpa
Result		43% increase	

직 성분은 석출 경화형(17-4PH)이었고, Body는 오스테나이트계 내식강(3xx) 이었다. 또한, Dampener Fitting의 용접이 T 이음 용접 이음인 것을 고려할 때, 결합원인 분석을 위해 참고자료로서 계산한 결과 용접 형상별 작용응력이 T 이음 용접이 절단 이음 용접에 비해 작용응력이 약 43% 증가하는 것을 확인 하였다.[13](Fig. 12 및 Table 1)

2.4.3 하중 영향성 검토

용접형 Fitting의 경우 Fitting과 Body 접합 시, 외부 Fillet에만 용접이 적용되기 때문에 내부의 접합부는 미접합 상태로, 약 3,000 psi에 달하는 내부 유압의 압력으로 인해 용접부위에 하중이 작용될 수 있다.(Fig. 13) 용접의 경우 상대적으로 균등한 품질 적용이 어렵기 때문에 용접 품질에 따라 일부 항공기에서 피로균열 및 유압 유 누유가 발생할 수 있는 가능성이 있으며, 균열 발생의 여러 요인 중 하나로 이에 기인하여 발생한 것으로 판단하였다. Dampener Fitting과 Body간 접합을 용접 접합이 아닌 기계 가공을 통해 일체형 접합 방식 형태의 Fitting으로 제품 생산을 하게 될 경우 용접부 및 미 접

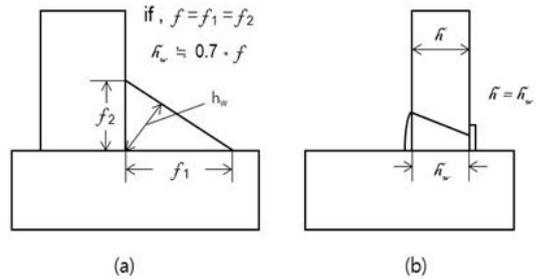


Fig. 12. Examples of (a) T-joint welding (b) Cut-joint welding

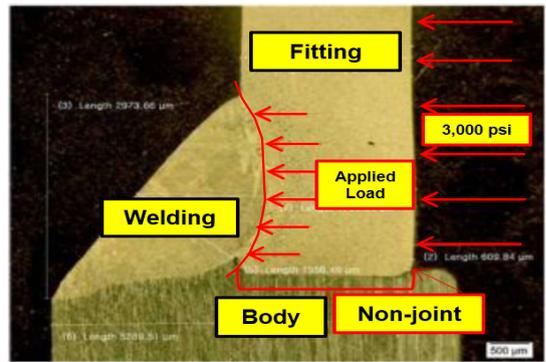


Fig. 13. Applied load to the non-joint part from inside

합 부분이 없으므로 용접형 Fitting 대비 피로균열에 대한 내구성 및 강도가 개선될 것으로 판단하였다.

2.4.4 고장탐구 결과

Dampener Fitting의 균열현상에 대한 원인 파악을 위해 일련의 고장탐구를 수행한 결과, 용접부 균열 현상은 균용항공기 운용 중 펌프 압력 맥동에 의한 피로 및 일부 Dampener Fitting의 용접 품질 문제로 인해 균열이 발생한 것으로 판단된다. 용접 품질 문제 발생 요인에는 비정상 Notch의 생성, 재질 차이 등과 더불어 Fitting과 Body간 접합 시 간격 존재와 같은 부수적인 문제가 있다.

2.5 설계 개선 방안

본 논문에서 제시하고자하는 Dampener Fitting의 개선 방안은 압력 맥동에 의한 Fitting의 피로 영향과 용접 품질의 영향을 최소화하기 위해 Fitting 제작 시 용접부위를 제거하고 기계가공을 통한 Lip Seal과 Body의 일체형 Fitting 형상이다. 기계가공 적용부위는 Fig. 14와 같다.

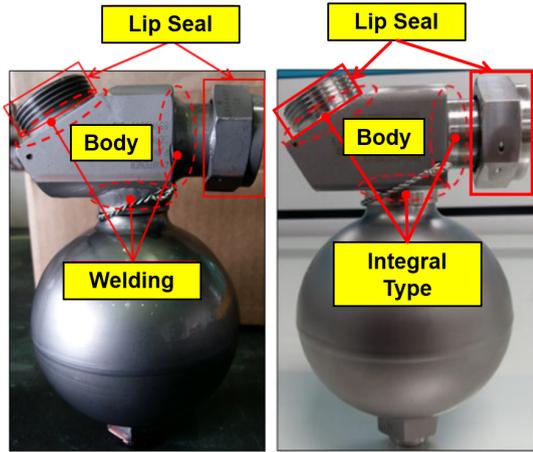


Fig. 14. Applying location of integral type mechanical manufacturing process

Table 2. Specification of dampener fitting material

Classification	Property
Material	17-4 PH Stainless Steel
Yield Stress	125,000 psi
Ultimate Stress	145,000 psi

2.5.1 개선 방안의 구조 건전성 검증

일체형 기계가공 Fitting의 구조 건전성 검증을 위해 3D Modeling & Analysis 프로그램인 Nastran 및 Shigley’s Mechanical Engineering Design[14]을 통해 구조건전성 해석을 수행하였다. Shigley’s Mechanical Engineering Design은 기계설계에 활용되는 공신력 있는 참고도서로서 많이 이용되고 있다. 해석에 필요한 Dampener Fitting 재질의 특성은 Table 2.에 나타내었다.

Nastran 프로그램으로 일체형 Fitting 내부에 발생할 수 있는 최대 응력해석을 통해 항복 또는 균열 여부를 확인하였고, 과열압력 7,500 psi 적용 시 Fitting 내부에서 최대압력이 가해지는 위치와 응력분포 Contour를 Fig. 15에 나타내었다. 또한 Shigley’s Mechanical Engineering Design 해석 기법에 따라 실린더 형태 부품의 응력 계산식 Eq. 1을 활용하여 항공기 운용압력인 3,000 psi 및 압력 변동 최대값인 3,000 ± 300 psi, 최대 3,300 psi에 의해 Fitting에 가해지는 최대응력을 확인하였다.

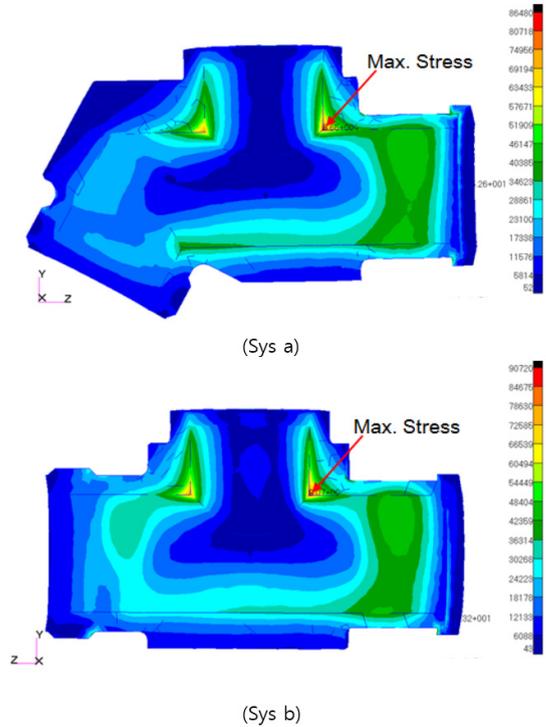


Fig. 15. The location of the maximum stress(system A, B)

$$\sigma_t = \frac{r_i^2 p_i}{r_o^2 - r_i^2} * (1 + \frac{r_o^2}{r_i^2}), \quad \text{Eq. 1}$$

해석결과는 Table 3. 과 같이 운용압력 3,000 psi에서 최대 응력은 17,042 psi 이고, 압력변동 조건에서 최대 3,300 psi 조건에서 최대 응력은 18,746 psi 이었다. 항공기 운용압력 및 압력변동 최대 조건에서 Dampener Fitting에 가해지는 최대응력이 17-4 PH Stainless steel 재질의 항복응력인 125,000 psi 보다 상당히 낮은 값을 확인하였다.

한편, 항공기 진동과 더불어 Dampener 볼의 하중 및 Fitting 자체 자중까지 고려한 조건에서 Dampener Fitting에 발생하는 응력해석을 수행하였다. 항공기 진동 요구도는 항공기 규격서 “85PS0009 Design Vibration and Acoustic Environment for KTX-2”를 참조하였고[15], 항공기 진동에 대한 요구도를 부여하기 위해 정하중 값을 보수적인 접근을 위해 최대 40G를 적용하였다. Fig. 16에는 해석모델에서 최대 응력값이 발생한 부분을 나타내었다.

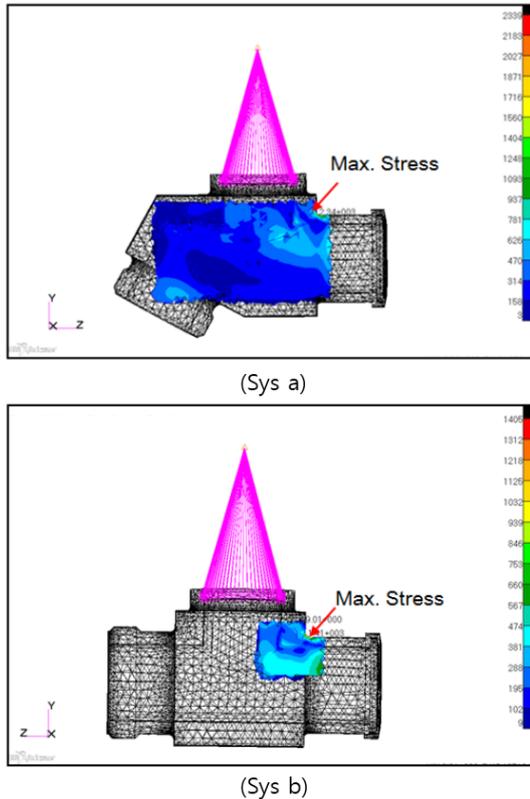


Fig. 16. Maximum stress occurred position of System A, B Damper considering the condition of variation pressure, vibration and damper ball weight

Table 3. Damper fitting values for modeling

Symbol	Means	Value
r_i	Inner Radius	0.452 in
r_o	Outer Radius	0.540 in
p_i	Inner Pressure	3,000 psi & max. 3,300 psi
σ_t	Transverse Stress	17,042 psi & 18,746 psi

피로해석 수행을 위해 적용주기를 “MIL-HDBK-5”에서 수행하는 항목을 적용하여 10^8 Cycle로 고려하였을 때[16], Shigley’s Mechanical Engineering Design 기법을 통한 해석결과는 Table 4와 같다. 피로해석이 수행된 항목 중 가장 보수적인 조건인 3,300 psi의 압력변동과 더불어 항공기 진동 조건(40G)에서 최대응력을 적용주

Table 4. Results of fatigue analysis

Condition	Symbol	Results
Operating Pressure (3,000 psi)	σ_{max}	17,042 psi
	η_f	2.16
	M.S.	1.16
Variation Pressure (max 3,300 psi)	σ_{max}	18,746 psi
	η_f	1.97
	M.S.	0.97
Variation Pressure + Vibration(40 G)	σ_{max}	21,085 psi
	η_f	1.75
	M.S.	0.75

기를 10^8 cycle로 적용하였을 때 Fatigue Factor of Safety가 1.75으로 1 이상의 값을 가지고, Margin of Safety도 0.75이었다. 따라서 Damper Fitting은 항공기 운용조건에서 무한수명인 것을 확인하였다.

Table 4.에서 n_f 가 Fatigue Factor of Safety로 참고 문헌[14]에 기재된 Gerber and Langer Failure Criteria에서 정의된 것으로 Eq. 2와 같다.

$$n_f = \frac{1}{2} \left(\frac{S_{ult}}{\sigma_m} \right)^2 \frac{\sigma_a}{S_e} \left[-1 + \left(1 + \sqrt{\frac{2\sigma_m S_e}{S_{ult} \sigma_a}} \right)^2 \right], \text{ Eq. 2}$$

Eq. 2에 사용된 인자들을 Table 4에 정리하였다. σ_m 은 반복적인 진동 하중의 경우 Mean Stress로 내부에서 발생하는 최대 응력의 절반의 값이고, Alternate stress σ_a 는 Mean stress와 값이 동일하다. 따라서 운용압력이 3,000 psi인 경우 8,521 psi, 3,300 psi인 경우 9,373 psi, 진동조건까지 고려한 최대응력의 Mean stress 및 Alternate stress는 10,542.5 psi 이다. 또한, 17-4PH Stainless steel은 “MIL-HDBK-5”의 S/N Curve에 따르면 Stress ratio가 0.100인 경우 10^8 Cycle에서 Endurance limit가 약 35,000 psi 이다. 이것은 최적의 실험 조건에서 수행된 최적의 수치이며 현실적으로 제품에 적용하기 위한 인자는 Usable endurance stress로 참고문헌[14]에서 제시하는 경험적, 실험적인 상관식 Eq. 3을 이용하여 구할 수 있다.

$$S_e = K_a * K_b * K_c * K_d * K_e * K_f * S'_e, \text{ Eq. 3}$$

여기서 S'_e 는 Endurance limit 이다. Eq. 3의 각 인자들

을 설명하면 K_a Surface factor, K_b 는 Size factor, K_c 는 Loading factor, K_d 는 Temperature factor, K_e 는 Reliability factor, K_f 는 Miscellaneous factor 이다. 참고 문헌[14]를 참고하면 K_a 는 Eq. 4로 구할 수 있고 0.722 가 되며, S_{ult} 는 145,000 psi, a는 2.7, b는 -0.265로 실험적인 결과로 획득한 인자이다.

$$K_a = a * S_{ult}^b, \quad \text{Eq. 4}$$

K_b 는 회전하지 않고 속이 빈 둥근 원 형태의 부품의 Size Factor이며, 공식은 Eq. 5와 같다.

$$K_b = 0.879 * d^{-0.107}, \quad \text{Eq. 5}$$

여기서, d는 부품의 외경이며 본 논문의 Fitting 외경은 1.08 in 이다. K_c 는 0.85로 Axial loading 부품의 경우 적용할 수 있는 수치로 참고문헌 [14]의 Table에서 확인할 수 있다. K_d 참고문헌[14]의 Table에 따르면 보수적인 접근방식으로 1.0을 적용할 수 있고, 마찬가지로 K_e 와 K_f 는 1.0을 적용할 수 있다.

이상의 조건들로 인해 획득된 인자들은 Eq. 3에 적용하여 S_e 를 구할 수 있고, Eq. 2에 적용하여 Fatigue Factor of Safety를 결정할 수 있다. 대표적인 경우 운용 압력 3,000 psi에서 구한 Fatigue Factor of Safety의 인자를 Table 5.에 나타내었다.

2.5.2 일체형 설계 개선 제품 인증시험 수행

일체형 Fitting의 인증시험 및 항공기 장착시험을 위해 유압 A/B 계통 Dampener 각 2개와 항공기 장착 시험을 위한 유압 A/B 계통 Dampener 각 1개를 제작하였다. 인증시험의 항목은 요구도에 근거한 진동레벨에서 구조적 손상여부 확인을 위한 진동 시험(Vibration Test), 순간적인 충격을 가하였을 때 구조적 손상여부 확인을 위한

Table 5. Results of fatigue factor of safety(in case of 3,000psi)

Symbol	Meaning	Value
S_{ult}	Ultimate Stress	145,000 psi
σ_m	Mean Stress	8,521 psi
σ_a	Alternate Stress	8,521 psi
S_e	Usable Endurance Stress	18,732 psi
η_f	Fatigue Factor of Safety	2.16

기계 충격시험(Mechanical Shock Test), 가속도를 가하였을 때 구조적 손상여부 확인을 위한 가속 시험(Acceleration Test), 연속적으로 순간적인 압력을 가하였을 때 구조적 손상여부 확인을 위한 충격 시험(Impulse Test), 운용압력의 2.5배의 압력(7,500 psig)을 가하여 파손 발생 여부를 확인하는 파열압력 시험(Burst Test)으로 총 5가지 시험으로 구성되어 있다. 해당 인증 시험은 “MIL-STD-810G” 및 “SAE ARP 1383” 을 기준으로 수행하였다.[17-18]

진동시험은 “MIL-STD-810G, Method 514.6(Vibration), Category12 - Fixed Wing Aircraft - Jet Aircraft” 항목에 의거하여 3,000 psig의 압력조건하에서 3시간동안 Random Vibration Profile에 따라 15~2,000 Hz 범위의 Frequency로 각 축(x,y,z) 방향으로 진동 시험을 수행하여 누설이나 기타 결함을 육안으로 검사한다. 그리고 기계충격시험은 “MIL-STD-810G, Method 516.6(Shock), Procedure V(Crash Hazard Shock Test)” 에 의거하여 3,000 psig의 압력조건하에서 11 msec 동안 각 축(x,y,z) 방향으로 15 G_{pk}를 Halfsine shock를 가하여 요구 범위에 속하는지 확인한다. 가속시험은 “MIL-STD-810G, Method 513.6(Acceleration) Procedure III(Crash Hazard Acceleration Test)” 항목에 의거하여 각 축(x,y,z) 방향에 대해 3,000 psig의 압력조건하에 10 G_{pk} 크기로 1분 동안 수행하고 이상 유무를 확인한다. 그리고 동일한 압력조건하에서 15 G_{pk} 크기로 1분동안 Ultimate load test를 수행한다. 충격 시험은 “ARP1838B(Aerospace - Impulse Testing of Hydraulic Components), Category I(Fixed Wing Aircraft)” 항목에 의거하여 135±2℃ 조건하에 0~4,500 psig의 충격 압력 200,000 cycles 동안 가하면서 허용 가능한 범위 안에서 압력과 온도가 유지되는지 확인한다. 파열 압력 시험은 “SAE AS5440”의 요구사항에 따라 7,500 psig(±200 psig)의 압력이 가해진 상태에서 2분 동안 압력을 유지하면서 Dampener의 상태가 정상적인지, 외부에 누설은 없는지 확인한다.

일체형 Dampener의 인증시험 결과 각각의 항목에서의 요구조건을 모두 만족하였고, 이를 통해 개선 제품의 신뢰성을 확보할 수 있었다.

2.5.3 항공기 체계 장착 시험

일체형 Fitting의 항공기 장착 후 작동 성능 검증 검증을 위해 항공기 체계 장착 시험을 수행하였다. 체계 장착 시험은 용접형 Fitting과 일체형 Fitting을 각각 장착한

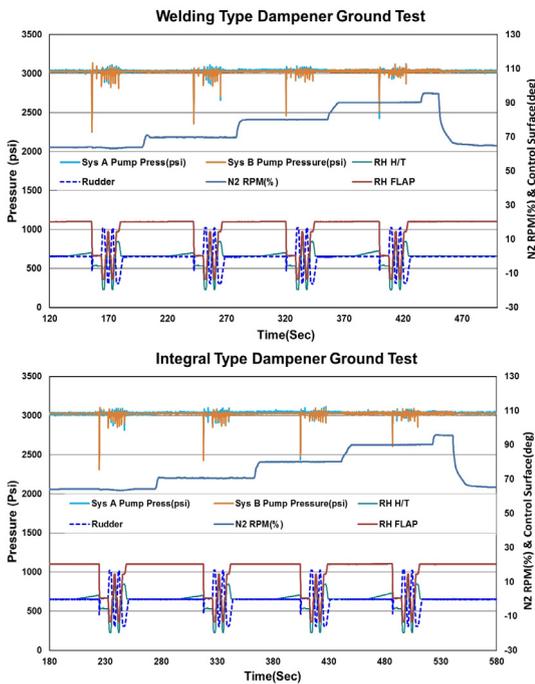


Fig. 17. Engine run test comparison with welding and integral type dampener fitting

후 지상에서 엔진 가동(이하 Engine Run)과 회전수(이하 RPM)의 변화에 따른 누유 및 특성을 점검하였다.

Fig. 17에 도시한 그래프는 용접형 Dampener와 일체형 Dampener의 시간에 따른(x축) 유압의 상태(좌측 y축), 엔진 RPM 및 조종면의 변화(우측 y축)를 나타낸 것이다. 그래프에 N2 RPM(%)라고 나타낸 것이 엔진 RPM의 변화이며 Idle, 70%, 80%, 90% 그리고 MIL power로 변화 시켰다. 또한, 조종면의 조종면 자체진단 점검(FLCS BIT, Flight Control System Built-In-Test)를 통해 항공기 시스템 상에서 자체적으로 조종면 작동에 따른 이상여부를 확인한다. 2,850 ~ 3,250 psi 범위 안에서 유압이 유지되는 상태에 조종면이 작동되면 일시적으로 유압의 감소가 발생하기 때문에 그래프 상에 Sys A, B 유압펌프 압력의 변화가 발생한 것이다.

장착성 및 누유 확인 결과 일체형 Fitting의 항공기 장착하는 방식에 있어서 문제가 없음을 확인하였고, 항공기 Engine Run 이후 누유가 없는 것을 확인하였다. Engine Run 수행 결과 Engine RPM에 따라 FLCS BIT 점검에 의한 조종입력 없는 구간에서 용접형 및 일체형 Fitting Dampener 장착 비교 시험결과 유압이 2,850 ~ 3,250 psi 범위 내에서 유지되는 것으로 미루어볼 때, 유

사한 경향성으로 등한 성능을 가진 것으로 확인되어 항공기 적용이 가능할 것으로 판단하였다.

3. 결론

본 논문에서는 항공기용 유압펌프에 장착된 Dampener Fitting의 균열 원인을 파악하기 위해 균열 부위의 상세 분석 및 성분 분석을 실시하였고, 원인 분석의 결과에 따른 개선 사항을 도출하고 이를 객관적인 방법을 통해 검증하는 연구를 통해 다음과 같은 결론을 얻었다. 단, 이하의 결론들은 본 연구에서 다른 항공기와 관련 부품 및 작동 조건의 범위에 한한다는 것을 명시한다.

- (1) Dampener Fitting의 균열 부위에 대해 상세하게 분석한 결과 용접 중 비정상 Notch가 발생할 수 있으며, Notch가 발생한 부위부터 Fitting 내부에서 외부로 피로 균열이 진전된 것을 확인할 수 있었다. 또한, Fitting과 Body의 성분이 상이한 재질임을 확인하였고 이는 용접 품질에 영향을 미칠 수 있는 요인이다.
 - (2) 따라서, Dampener Fitting의 용접 부위 균열 현상은 펌프 압력 맥동 진동이 일부 용접 품질에 문제가 있는 제품에 영향을 미쳐 고주기 피로로 균열이 발생한 것으로 판단된다.
 - (3) Dampener Fitting의 균열 현상의 설계 개선을 위해서 용접형 Fitting 제작 방식에서 일체형 Fitting의 제작으로 결함 발생 요인을 사전에 차단하는 방식을 고안하였다. 이에 따라 일체형 Fitting으로 제작된 개선 품목에 대해 시제품을 활용하여 Dampener의 구조 건전성 확인 및 검증을 위해 응력 및 피로수명 해석, 인증시험 그리고 항공기 체계 장착 시험을 수행하였다.
 - (4) 응력해석 결과 운용압력 3,000 psi 조건에서 최대 응력은 17,042 psi, 압력변동 조건이 고려된 최대 3,300 psi 조건에서 최대 응력은 18,746 psi 이었다. 이 결과는 항공기 운용압력 및 압력변동 최대 조건에서 Dampener Fitting에 가해지는 최대응력이 재질의 항복응력인 125,000 psi 보다 상당히 낮은 값을 확인하였다.
- 피로해석 결과는 해석이 수행된 항목 중 가장 보수적인 조건인 운용압력 3,300 psi과 항공기 진동조건 40G

를 적용주기 10^8 cycle로 하였을 때 Fatigue Factor of Safety가 1.75으로 1 이상의 값을 가지고, Margin of Safety가 0.75로 0 이상의 값이었다. 따라서, Dampener Fitting 수명은 항공기 운용조건에서 무한수명인 것을 확인하였다. 결론적으로 일체형으로 개선된 Dampener Fitting은 재료의 특성 및 항공기 운용환경 조건 내에서 충분히 활용 가능함을 해석적으로 분석하였다. 또한, 4개의 일체형 Dampener Fitting을 가지고 인증시험을 수행한 결과 “MIL-STD-810G 및 ARP 13838”에 의거한 시험항목인 진동 및 기계충격 시험, 가속시험, 충격시험, 과열압력 시험에서 요구조건에 대해 만족함으로써 설계 개선제품에 대한 신뢰성을 확보하였다.

마지막으로 항공기 체계 장착시험을 수행결과 용접형 및 일체형 Dampener 장착 후 엔진 RPM의 변화에 따른 유압이 2,850 ~ 3,250 psi 범위 내에서 유지되는 것으로 미루어볼 때 두 종류의 Dampener는 동등한 성능을 가지는 것을 지상 Engine Run 시험을 통해 확인하였다.

본 연구에 활용된 고장탐구 방법과 설계 개선 내용 그리고 개선 사항에 대한 검증 방법은 용접형 접합으로 이루어진 Dampener Fitting 균열 결함과 유사한 결함의 개선방안 및 해결방안 제시, 운용 단계에서 가동률 저하 방지를 위한 용접형 부품에 대한 면밀한 주기검사 수행, 그리고 향후 후속 군용항공기 개발사업의 설계 시 설계단계 품질 확보 차원의 참고자료로 활용될 수 있을 것으로 사료된다. 여기부터 논문을 작성한다.

References

- [1] B. I. Lee, "Aircraft Subsystems", pp. 2-12, Kyungmoon, Mar. 2015.
- [2] S. W. Youn, "Pulsation Dampener for Diaphragm Metering Pump", *Proc. of Korean Society of Precision Engineering Conference*, pp. 36-40, Oct. 2004.
- [3] J. H. Jeong, J. K. Kim, Y. K. Suh, "Numerical Study on Hydraulic Fluid Flows within Axial Piston Pumps", *Transactions of the Korean Society of Mechanical Engineers -B*, vol. 32, no. 2, pp. 129-136, Feb. 2010.
- [4] J. S. Pawan, K. C. William, "Experimental Evaluation of Bladder Type Pulsation Dampeners for Reciprocating Pumps", *Proc. of the 7th International Pump Users Symposium*, pp. 39-48, 1999.
- [5] Y. I. Shin, C. S. Yi, U. G. Jeong, J. S. Suh, C. K. Song, "Vibration Analysis for Oil Gear Motor considering Pulsation Pressure", *Journal of the Korean Society for Precision Engineering*, vol. 29, no. 7, pp. 793-798, Jul. 2012.
- DOI: <https://doi.org/10.7736/KSPE.2012.29.7.793>
- [6] S. W. Lee, S. C. Hong, J. M. Joo, C. H. Park, "Valve Motions and Gas Pulsations of a Reciprocating Compressor", *Journal of Korean Society for Noise and Vibration Engineering*, vol. 9, no. 4, pp. 754-760, Aug. 1999.
- [7] S. H. Kim, D. S. Sim, N. S. Jung, J. S. Kim, "T-50 Hydraulic System Improvement by Pump Pressure Pulsation Reduction", *Proc. of the Korean Society for Aeronautical and Space Sciences*, pp. 509-512, Nov. 2007.
- [8] S. H. Kim, J. C. Park, Y. S. Nam, T. H. Kim, "The Fatigue Load Prevention Design in Aircraft Hydraulic System", *Proc. of the Korean Society for Aeronautical and Space Sciences*, pp. 1331-1334, Nov., 2010.
- [9] J. E. Kim, "Helmholtz Resonator", *Journal of Korean Society for Noise and Vibration Engineering*, vol. 25, no. 6, pp. 24-28, Dec. 2015.
- [10] S. H. Park, S. H. Seo, "Low-frequency Noise Reduction in an Enclosure by using a Helmholtz Resonator Array", *Transaction of the Korean Society for Noise and Vibration Engineering*, vol. 22, no. 8, pp. 756-762, Aug. 2012.
DOI: <https://doi.org/10.5050/KSNVE.2012.22.8.756>
- [11] B. H. Choi, B. G. Lee, J. H. Shim, C. S. Park, J. P. Kim, N. G. Park, "Effect of Weld Elastic Modulus on Simulation of Stress Concentration and Fatigue Life for Boiler Vessel", *Journal of Welding and Joining*, vol. 34, no. 5, pp. 47-53, Oct. 2016.
DOI: <https://doi.org/10.5781/JWJ.2016.34.5.47>
- [12] M. H. Kim, S. W. Kang, H. R. Kim, "A Study on the Fatigue Life Assessment for Load-carrying Fillet Welded Joints using Stress Intensity Factor", *Journal of Welding and Joining*, vol. 26, no. 6, pp. 97-102, Dec. 2008.
DOI: <https://doi.org/10.5781/KWJS.2008.26.6.097>
- [13] J. Y. Choi, "Welding Structure and Fatigue Strength", Gold, Jun. 2005.
- [14] R. G. Budynas, J. K. Nisbett, "Shigley's Mechanical Engineering Desing", pp. 127-129, 294-315, Mc Graw Hill Education, 10th Edition, Jul. 2014.
- [15] 85PS0009, "Design Vibration and Acoustic Environment for KTX-2", Sep. 2000.
- [16] MIL-HDBK-5, "Metallic Materials and Elements for Aerospace Vehicle Structures", Jan. 2003.
- [17] MIL-STD-810G, "Environmental Engineering Considerations and Laboratory Tests", Oct. 2008.
- [18] SAE ARP 1383, "Impulse Testing of Hydraulic Components", Apr. 2013.

신 재 혁(Jae Hyuk Shin)

[정회원]



- 2012년 2월 : 한국항공대학교 항공 우주공학과 (공학사)
- 2014년 8월 : 한국항공대학교 항공 우주 기계공학과 (공학석사)
- 2014년 8월 ~ 현재 : 국방기술품질원 연구원

<관심분야>

항공무기체계, 열전달, 히트파이프, 수치해석

하 도 준(Do Jun Ha)

[정회원]



- 2010년 2월 : 경상대학교 항공우주 공학부 (공학사)
- 2012년 2월 : 경상대학교 항공우주 공학 (공학석사)
- 2012년 1월 ~ 현재 : 한국항공우주산업(주) 선임연구원

<관심분야>

유압계통 설계/해석/시험

김 태 환(Tae Hwan Kim)

[정회원]



- 2005년 2월 : 경상대학교 항공공학과 (공학사)
- 2007년 8월 : 경상대학교 항공공학과 (공학석사)
- 2007년 8월 ~ 2008년 9월 : 한화종합연구소
- 2008년 10월 ~ 현재 : 국방기술품질원 선임연구원

<관심분야>

구조해석, 복합재, 유한요소해석, 유도무기, 빅데이터

강 구 헌(Gu Heon Kang)

[정회원]



- 2012년 2월 : 부산대학교 항공우주 공학과 (공학사)
- 2014년 2월 : 경상대학교 항공공학과 (석사수료)
- 2003년 3월 ~ 현재 : 국방기술품질원 연구원

<관심분야>

항공무기체계, 항공역학