

초음속 항공기 기총소염기 및 하부 구조물 간섭 완화 연구

이진원*, 박세웅, 최형준, 김지홍
국방기술품질원

The Study on Supersonic Aircraft Gun Port and Lower Mount Interference Mitigation

Jin Won Lee*, Se Woong Park, Hyoung Jun Chio, Ji Hong Kim
Defense Agency for Technology and Quality

요약 본 연구는 기총소염기와 하부 장착대 간의 간격 부족으로 간섭 현상 및 항공기 기골 파손이 발생하여 항공기 기골 및 기총소염기의 파손을 방지하기 위해 품질개선을 수행하였다. 본래 기총소염기와 하부 장착대 간의 간격은 전방 0.21 inch, 후방 0.05 inch이나 기총소염기 제작 공차 고려 시 하부 장착대와의 최소 간극이 전방 0.18 inch, 후방 0.02 inch로 항공기 기총 사격 시 발생하는 진동으로 인해 기총소염기 및 하부 장착대 간섭 발생 가능성이 있는 것으로 분석되었다. 여러 방안을 검토한 결과, 작업성을 고려하여 기총소염기의 전/후방 구조 부분 절단을 통해 간극을 전방 0.34 inch, 후방 0.15 inch까지 확보하였다. 해당 방안을 검증하기 위하여 구조해석을 수행하였으며 마진 0이상으로 구조 상 문제가 없는 것으로 판단되었다. 진동 및 발포충격에 대한 영향성 분석을 위해 진동 및 내구성, 손상허용시험 분석 결과 기총소염기와 가까이 위치한 스트레인 게이지에서 무의미한 정도의 응력이 측정되었다. 또한 약 1500발의 기총 사격시험을 수행하여 실제 운용환경에서 해당 형상변경으로 인한 영향이 없음을 확인하였다.

Abstract This study performed quality improvement to prevent damage to an aircraft frame and gun port due to interference and damage to the aircraft frame from insufficient clearance between the gun port and the lower mount. Originally, the gap between the gun port and the lower mount was 0.21 inches in the front and 0.05 inches in the rear, but when considering manufacturing tolerances for the gun port, the minimum gap with the lower mount was reduced to 0.18 inches in the front and 0.02 inches in the rear due to vibration generated when firing the aircraft gun. We found that here was a possibility of interference with the gun port and lower mount. As a result of reviewing various methods and considering workability, the gap was secured to 0.34 inches in the front and 0.15 inches in the rear by cutting front and rear structural parts of the gun port. Structural analysis was performed to verify the method, and it was determined that there were no structural problems as the margin was 0 or higher. To analyze the effects of vibration and gunfire shock, vibration and DaDT (Durability and Damage Tolerance) analysis was performed. An insignificant level of stress was measured at a strain gauge close to the gun port. In addition, a gun test with approximately 1,500 rounds was conducted to confirm that there was no effect due to the shape change in an actual operating environment.

Keywords : Gun port, Aircraft Structure, Interference Mitigation, Structure Analysis, DaDT Analysis

*Corresponding Author : Jin-won Lee(DTaQ)

email: leejinwon@dtaq.re.kr

Received November 7, 2023

Accepted December 8, 2023

Revised November 29, 2023

Published December 31, 2023

1. 서론

FA-50 항공기는 노후화된 공군의 A-37, F-5E/F 등의 Low급 전투기를 대체하기 위해 개발된 TA-50 전술입문훈련기를 기본형상으로 레이더 탐지범위 확장, 전술데이터링크, 정밀유도폭탄, 자체보호능력, 야간임무수행능력 등의 전술 능력이 확장된 경공격기이다. FA-50은 경공격기로서 다양한 무장능력을 구비하고 있으며 특히, 기총임무를 수행할 수 있도록 20 mm 기총장비를 구비하여 유사시 사격 임무를 수행 할 수 있다. FA-50에 장착되는 기총은 A-50 기총으로써 기존 M61A2 기총을 FA-50 항공기에 맞게 변형하여 GD-OTS社에서 개조개발하였다[1].

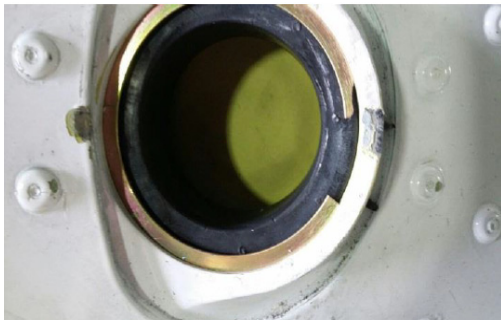


Fig. 1. Damage Part of Lower Mount



Fig. 2. Damage Part of Gun Port

FA-50 무장계통 기능점검 수행 중 기총소염기와 항공기 기골 접촉 부위에 Fig. 1, Fig. 2와 같이 찍힘 현상이 발견되었다. 이는 한 호기에만 해당하는 일회성 현상이 아닌 다른 호기에서도 산발적으로 발생한 것으로 확인되었다. 해당 결함이 진행되어 균열로 발전 될 경우 항공기 기체가 파손되어 심각한 영향을 초래할 수 있으며, 항공기 가동률에 악영향을 미치게 된다. 또한 기총 시스템에 결함이 발생 할 경우 항공기는 비행 안전 영향성 등

으로 인해 기총임무를 수행하지 않는 Cold Gun 상태로 제한적 비행임무를 수행하거나 결함이 기체를 손상시킬 정도로 심각할 경우 항공기 손실 등의 우려로 인해 비행 임무조차 수행하지 않는 G-NORS(Grounded-Not Operationally Ready Supply) 상황을 맞이하게 된다. 결국, 이러한 결함은 천문학적인 경제적 손실 뿐 아니라 공군의 전투력에 치명적 영향을 미치게 된다.

2. 결함 식별 및 개선방안 도출

2.1 연구 대상

본 연구의 목적은 FA-50의 기총소염기 및 항공기 기골 접촉 부위의 찍힘 현상 개선이다. 기총소염기는 총구를 감싸고 있는 캐스팅 부품으로 항공기에 장착된 캐스팅 부품 중 가장 크다. 기총소염기 자체는 기총이 발사할 때 생기는 진동, 소음, 열적 피로 등에 지속적으로 노출되므로 내구성과 내식성이 요구된다. 기총소염기의 항공기 요구조건은 다음과 같다. 첫째, 가스를 배출하는 총열과 항공기 기체 사이에 위치되어야 한다. 둘째, 조종석 투명체와 엔진의 영향을 최소화 하는 방향으로 기총의 연기를 배출시켜야 한다. 셋째, 형상과 장착은 조종사/엔진/소음/섬광/연기/총격/진동/열 등에 의한 영향을 최소화 할 수 있어야 한다. 넷째, 탄두의 궤적에 악영향을 주지 말아야 한다. 다섯째, 정해진 궤적을 벗어난 총알이 항공기에 손상없이 빗겨나가게 해야 한다[2].

2.2 결함 원인 분석

항공기의 기총 시스템 결함은 지상에서 재현이 어렵다는 점과 결함 요인이 다양하다는 점에서 원인 분석이 쉽지 않다. 또한, 기총 시스템은 원제작사에서 기술제공을 매우 꺼려하는 기술제한품목으로서 관련 기술자료를 일체 제공받지 못해 고장탐구에 더 큰 어려움이 있었다. 때문에 구조 간섭 발생 가능성에 대해 우선적으로 검토하였다.

기총소염기의 전방 부분은 2개의 볼트에 의해, 후방 부분은 링 프레임에 의해 고정되어있다. 찍힘 현상의 원인으로서는 기총사격 시 진동과 장기간 운용에 따른 형상 변형에 의하여 기총소염기와 항공기 기골 간의 접촉에 의해 발생한 것으로 예상하였다. 기총소염기 및 하부 장착대 사이에는 0.21 ~ 0.05 inch 정도의 틈이 존재한다. 해당 수치는 기총소염기 제작 공차 고려 시 항공기

기골과의 최소 간극이 0.18 ~ 0.02 inch 가 될 수 있으며, 항공기 기총 사격 시 발생하는 진동을 고려할 때 기총소염기 및 항공기 기골의 하부 장착대와의 간섭 발생 가능성이 있어 개선이 필요하다.

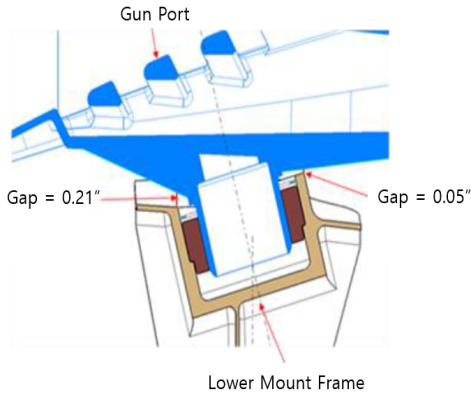


Fig. 3. Gap of before Cut-out

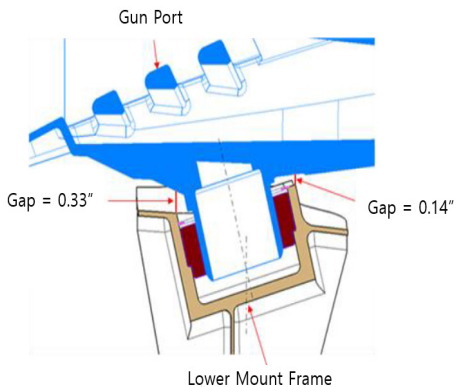


Fig. 4. Gap of after Cut-out

2.3 형상 변경 및 개선

기총소염기 및 하부 장착대의 찍힘 현상을 방지하기 위하여 기총소염기의 파손 부분 및 하부 장착대의 파손 부분에 대한 틈새 확보가 필요하다. 틈새 확보를 위하여 기총소염기의 전체 구조를 변경하는 등의 형상 변경안이 고려되었다. 근본적인 결함원인을 제거하기 위해서는 최초 설계 시 구성품 단품의 제작 공차 뿐 아니라 각 부품이 조립될 때의 조립공차까지 고려하여야 하나, 현재 운용중인 항공기 특성 상 기총소염기의 전체 형상을 변경할 시 해당 형상을 검증하기 위한 해석 및 시험 기간이 오래 소요되며 새로운 형상을 양산하기 위한 기간 및 예산이 보다 많이 필요하다. 때문에 운용중인 항공기의 제한 사항을 고려하여 가장 적은 비용과 시간이 소요될 것

으로 예상되는 부분 절단 방법을 적용하였다.

첫 번째로 항공기 구조 상 기총소염기 및 항공기 기골의 전방부 및 후방부의 일정 부위에 부분 절단이 가능한지 검토하였다. 검토 결과 항공기 기골의 하부 장착대 전방 간섭 부분의 경우 부분 절단 시 리벳의 끝단 거리 요구사항을 만족하지 못하여 부분 절단이 불가능하며, 후방 간섭부는 부분 절단이 가능한 것으로 판단되었다. 기총소염기의 경우 전/후방 간섭부 모두 부분 절단이 가능하였다.

두 번째로 작업성을 고려하였다. 기 분석된 바와 같이 항공기 기골의 하부 장착대는 후방 간섭 부분의 부분 절단이 구조 상 가능하였으나, 항공기 하부 장착대는 항공기에 부착되어있는 구조물로 작업자가 부분 절단을 수행할 공간이 좁아 작업성이 좋지 않았다. 때문에 장탈착이 가능한 기총소염기 하부를 부분 절단하기로 결정하였다. 해당 작업은 소요군 입회 하 OA-50 #OO 호기 시범적용을 통해 수행 가능함을 확인하였다. 작업 절차는 기골 및 기총소염기 부분 절단 부위 표시 및 부분 절단 후 표면 작업 등 후처리 작업을 수행한다.

Fig. 3과 같이 기존에 0.05 inch ~ 0.21 inch 간극을 부분 절단을 통해 Fig. 4의 0.14 inch ~ 0.33 inch로 확보하였다. 0.14 inch ~ 0.33 inch의 확보된 간극은 기총소염기 및 항공기 기골의 파손을 방지하기에 충분할 것으로 판단하였으나 보다 정확한 검증을 위해 구조해석 및 사격시험 수행 및 검증이 필요하다.

3. 연구 검증

3.1 구조해석 수행

기총소염기 및 항공기 기골의 간섭을 해소하기 위하여 부분 절단을 수행하였다. 형상 변경으로 인한 구조 건전성 검증을 위한 구조해석이 필요하다.

3.1.1 하중 조건

정적 구조해석을 위하여 두 가지의 하중 조건을 고려하였다.

첫 번째로 기총 발포시 발생하는 가스에 의한 압력을 고려하였다. 기총 사격 시 총열과 기총 조립체 내부에서 가스가 방출된다. 총열 끝단으로부터 발생하는 가스의 대부분은 기체 외부로 방출되며 이 과정에서 기총소염기에 상당한 압력을 가한다. Fig. 5의 형상과 같이 기총소염기 Shield Area에서 발생하는 압력은 90 psi 이며,

Inner Area에서 발생하는 압력은 150 psi 이다. 모두 극한(Ultimate)하중 조건을 고려하였다.

두 번째로 항공기 기동하중을 고려하였다. 자세한 항공기 기동하중은 Table 1과 같다.

해석은 발포 압력 하중과 기동에 의한 관성 하중을 조합하여 총 15개의 하중 조건을 생성하여 수행하였으며 MSC Software사의 Patran을 이용해 모델링하여 Nastran을 이용한 CFD를 통해 해석을 수행하였다.

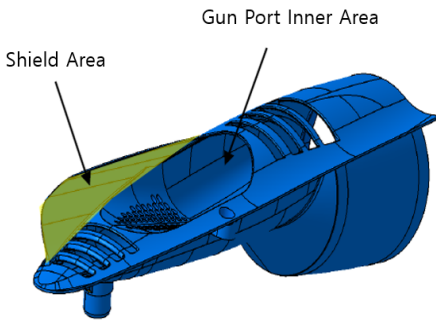


Fig. 5. Feature of Gun Firing Area

Table 1. Maneuver Inertia Load

| Description | Ultimate Load Factor (Inertial Loads) |
|--|---------------------------------------|
| Roll Accel (-OO rad/s ²) | Up 0.00g |
| Roll Accel (+OO rad/s ²) | Down 0.00g |
| Maneuvers | Forward 0.0g, Down 0.0g |
| Maneuvers | After 0g, Down 0.0g |
| Roll Rate = -OOO deg/s, +O.Og Vertical Accel | Down 0.00g, Right 0g |
| Roll Rate = +OOO deg/s, +O.Og Vertical Accel | Down 0.00g, Left 0g |
| Arrested Landing Roll Out | Forward 0g, Down 0g |

3.1.2 구조 해석

구조 해석 결과 극한응력의 경우 변경 전 형상은 Fig. 6와 같이 71775 psi가 도출되었으며 마진은 +0.21이다. 변경 후 형상은 Fig. 7과 같이 86611 psi로 해석되었으며 마진은 +0.004이다. 개선 전 형상 대비 개선 후 형상이 상대적으로 큰 최대 하중이 도출되었으나 마진이 +값으로 구조 안전성에 영향이 없는 것으로 해석되었다.

또한 부분 절단 한 부위를 해석한 결과 Fig. 8과 같이

변경 전 형상의 경우 78494 psi로 +0.10 마진이 도출되었다. 변경 후 형상의 경우 Fig. 9와 같이 84134 psi로 +0.03 마진이 도출되어 해석 상 구조적으로 안전한 것으로 도출되었다.

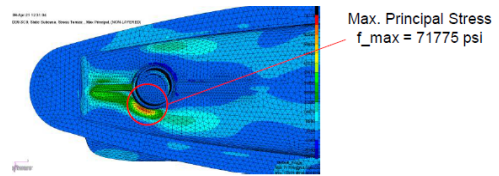


Fig. 6. Limit Strength before Cut-out

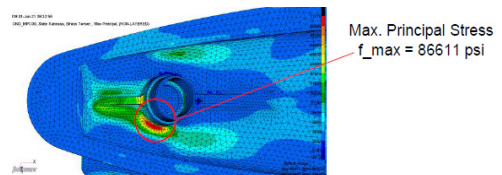


Fig. 7. Limit Strength after Cut-out

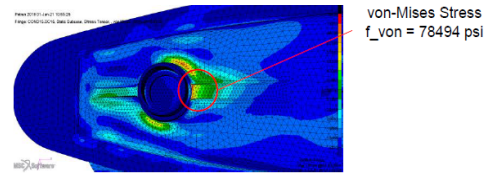


Fig. 8. Strength before Cut-out

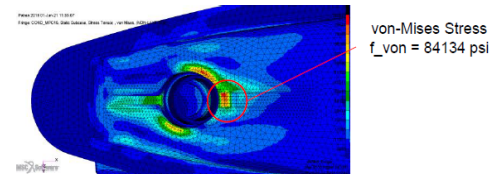


Fig. 9. Strength after Cut-out

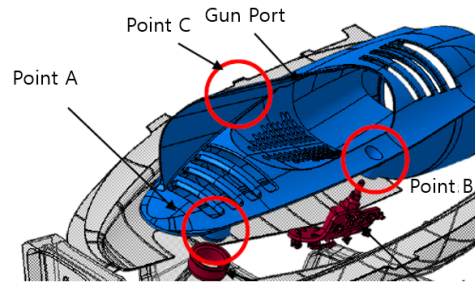


Fig. 10. Joint Area between Gun Port and Lower Mount

3.2 결합 부위 해석

결합부가 있는 구조물에서 결합부는 전체 구조물의 특성에 중요한 영향을 미치게 된다. 그러므로 구조물의 특성을 정확하게 해석하기 위해서는 결합부의 특성을 정확하게 해석하는 것이 필수적이다. 정확도를 요구하지 않는 구조물에 대해서는 결합부를 강결합된 것으로 가정하거나 단순화된 모델을 사용하여 해석하지만 항공기같은 고정밀도를 요구하는 복합구조물은 정확한 결합부 해석이 필요하며, 지금까지 결합부를 가진 구조물에 대한 많은 연구가 수행되어 왔다[3-5].

기총소염기는 Fig. 10과 같이 항공기 기총과 총 3부위에서 결합되어있다. Point A는 기총소염기 피팅 마운트 부위이다. 앞서 수행한 CFD를 통해 피팅 마운트 부위에 가해지는 힘(P_s)을 도출하였으며 Fig. 11의 수치 및 기총소염기 재료의 물성치를 참고하여 허용 인장 최대 응력(F_{tu})과 허용 전단 최대 응력(F_{su}), 관성모멘트(I)를 식별할 수 있다. 따라서 굽힘 응력 비율(R_b)과 전단 응력 비율(R_s), 마진(M.S.)을 구하는 식은 아래와 같다.

$$R_b = \frac{P_s \times h \times D_o \times Casting\ Factor}{2 \times I \times F_{tu}} \quad (1)$$

$$R_s = \frac{P_s \times Casting\ Factor}{F_{su} \times Area} \quad (2)$$

$$M.S. = \frac{1}{\sqrt{R_s^2 + R_b^2}} - 1 \quad (3)$$

Eq. (3) 적용 결과, Point A에서 +1.18 마진이 도출되어 구조 안정성 상 영향이 없는 것으로 판단되었다.

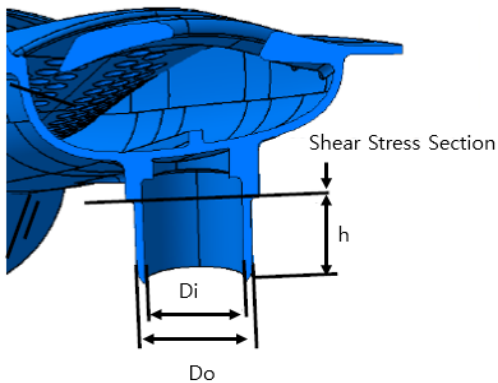


Fig. 11. Feature of Point A

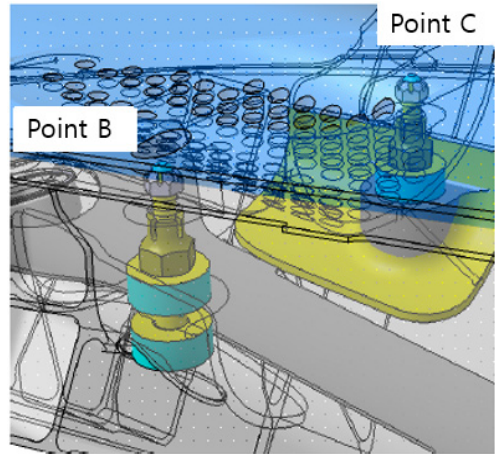


Fig. 12. Feature of Point B, C

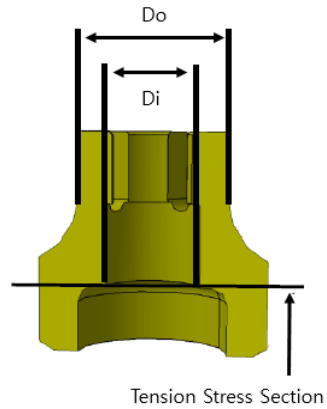


Fig. 13. Feature of Nut

Fig. 12와 같이 Point B, C는 볼트와 너트가 결합된 형상이다. 이 또한 CFD를 통해 볼트, 너트에 가해지는 힘(P_z)을 도출하였으며 Fig. 13의 수치 및 볼트, 너트 재료의 물성치를 참고하여 허용 인장 최대 응력(F_{tu})을 식별할 수 있다. 이를 통해 마진(M.S.)을 구하는 식은 Eq. (4)와 같다.

$$M.S. = \frac{F_{tu} \times Area}{P_z} - 1 \quad (4)$$

해석 결과 Point B, C에서 +2.31 마진이 도출되어 구조 상 영향이 없는 것으로 판단되었다.

3.3 발포 충격 검증

항공기에 장착된 기총의 사격시에는 반복적인 폭발파

에 의한 진동과 기계적 진동 등이 유발되어진다. 특히 반복적인 기총 폭발과 진동현상은 비행체의 심한 동적 환경 중의 하나로 고려되어진다. 이러한 진동현상은 정상 비행시의 진동 수준보다 매우 큰 진폭 및 가속도를 발생 시키게 되므로 항공기의 탑재장비를 포함한 주요 계통 및 구조물들은 이러한 진동 가진원들로부터 안전성이 입증되어야 한다. MIL-STD-810F에 따르면, 발포 중 운용 환경에서 발생하는 비교적 드문 단기 지속기간의 과도 고속 반복 충격에 군수품이 구조적, 기능적으로 견딜 수 있는지에 대한 신뢰수준을 제공하기 위하여 발포 충격과 관련된 검증을 수행하도록 지시하고 있다[6]. 기총 소염기가 장착된 곳은 기총과 인접한 부위에 위치해 있어 발포 충격의 영향성을 고려하였다.

발포 충격에 대한 영향성을 검증하기 위해 수행한 진동, 내구성 및 손상허용시험(Vibration and DaDT) 결과 기총 발포 압력에 의해 발생하는 진동은 Fig. 14와 같이 기총소염기 최소 마진 부위와 인접한 Strain Gage GSS006에서 측정된 힘이 매우 적은 것으로 측정되어 발포 충격에 의한 구조 영향성은 없는 것으로 판단되었다.

3.4 기총 사격 시험 수행

부분 절단 작업 후 변경 형상의 검증을 위해 기총 발사 시험을 약 1,500발 수행하였다. 해당 시험은 OA-50 #00 호기에서 지상시험으로 수행되었으며 군용 항공기 기총 사격시험 절차를 적용하였다. 기총소염기 장탈 및 간섭 유무 점검 결과 찍힘 발생하지 않았으며 정상 작동을 확인하였다. Fig. 15 및 Fig. 16은 기총 사격 시험 후 기총소염기 및 기총 하부 장착대 형상이며 붉은색 점선으로 부분 절단 부위를 표시하였다.

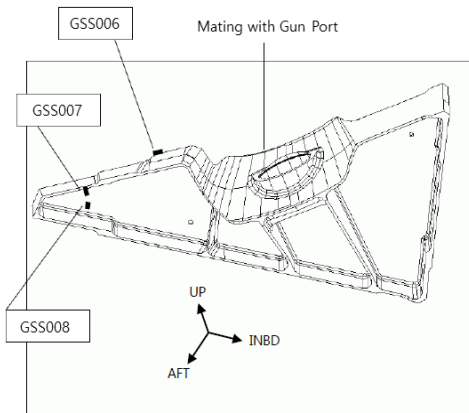


Fig. 14. Test Feature of Vibration and DaDT

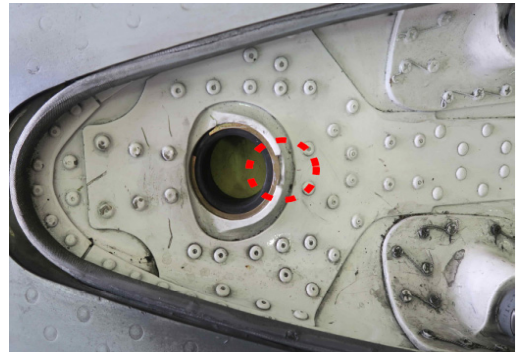


Fig. 15. Lower Mount after Gun Test



Fig. 16. Gun Port after Gun Test

4. 결론

본 연구를 통해 기총소염기 및 하부 장착대의 간섭을 해소하였다. 간섭의 원인은 기총소염기 및 항공기 기골 설계 시 제작 공차를 고려하지 못한 것으로 분석되었다. 운용항공기의 한계를 고려하여 항공기 기골 전체를 변경하는 것이 아닌 부분 절단을 통해 간섭 현상을 제거하였다. 해당 설계 변경을 검증하기 위하여 구조해석 및 진동, 내구성 및 손상허용시험 결과를 분석하여 구조 상 영향이 없는 것을 확인하였다. 또한 기총 사격시험을 수행하여 하부 장착대 및 기총소염기에 추가적인 손상이 없음을 검증하였다.

본 연구는 운용항공기 관점에서 항공기 기골에 간섭이 발생하였을 경우 제거하는 방안 및 검증 방법에 대해 연구하였다. 이를 통해 해당 결함 해소를 위해 적은 기간이 요구될 경우 설계 개선 방안 및 검증 절차에 대한 방법을 제시하였다. 또한 기총 시스템의 특성 상 기술자료의 제한적인 공개로 인하여 고장탐구가 쉽지 않음에도 불구하고 해당 품질결함을 해소하였다. 하지만 양산항공기의

경우 단순 부분 절단이 아닌 형상 자체를 변경하여 보다 설계적으로 완전한 형상으로 변경할 수 있으며 동일한 결합 방식을 위해서는 구성품 단품에 대한 제작 공차 뿐 아니라 조립 공차를 고려하여 해석 등 충분한 검증을 통해 설계하여야 한다. 이와 연계하여 추후 양산항공기 관점에서 해당 간섭을 해소할 수 있는 방안 연구가 필요하다.

References

- [1] B. G. Kim, Y. H. Kim, "T-50 20mm Gun System Design", *Proceedings of 1st The Korean Society for Aeronautical & Space Sciences Conference*, The Korean Society for Aeronautical & Space Sciences, pp.754-757, 2004.
- [2] "AIRCRAFT/STORES COMPATIBILITY SYSTEMS ENGINEERING DATA REQUIREMENTS AND TEST PROCEDURES", MIL-HDBK-1763, 1998.
- [3] Claus-Peter Fritzen, "Identification of Mass, Damping, and stiffness Matrices of Mechanical Systems", *Journal of Vibration, Acoustics, Stress, and Reliability in Design*, Vol.108, No.1, pp.9-16, 1986.
DOI: <https://doi.org/10.1115/1.3269310>
- [4] J. Wang, p. Sas, "A Method for Identifying Parameter of Mechanical Joints", *Journal of Applied Mechanics*, Vol.57, No.6, p.337-342, 1990
DOI: <https://doi.org/10.1115/1.2891994>
- [5] Sathya N. Gangdharan, "Probabilistic System Identification of Two Flexible Joint Models", *AIAA Journal*, Vol.29, No.8, pp.1319-1326, 1991.
DOI: <https://doi.org/10.2514/3.10738>
- [6] "ENVIRONMENTAL ENGINEERING CONSIDERATION AND LABORATORY TESTS", MIL-STD-810F, 2000.

이 진 원(Jin Won Lee) [정회원]



- 2022년 2월 : 경상대학교 기계 항공공학부 (공학석사)
- 2019년 12월 ~ 현재 : 국방기술 품질원 연구원 재직

<관심분야>

항공우주, 체계, 세부계통

박 세 웅(Se Woong Park) [정회원]



- 2021년 2월 : 경상대학교 기계 항공공학부 (공학석사)
- 2021년 7월 ~ 현재 : 국방기술 품질원 연구원 재직

<관심분야>

항공우주, 전산해석, 공력

최 형 준(Hyoung-Jun Choi) [정회원]



- 2012년 2월 : 경상대학교 항공우주공학과 (공학석사)
- 2013년 2월 ~ 2015년 7월 : 국방과학연구소 연구원
- 2018년 11월 ~ 현재 : 국방기술품질원 연구원 재직

<관심분야>

항공우주, 전산해석, 공력

김 지 흥(Ji-Hong Kim) [정회원]



- 2018년 8월 : 경상대학교 전자공학과 (공학석사)
- 2019년 1월 ~ 현재 : 국방기술 품질원 연구원 재직

<관심분야>

항공전자, EMI/EMC