

# 고정익 항공기 주익 구조물 하중 해석을 통한 균열 원인 분석 및 결함 개선

권나은\*, 손혜경, 서의화, 이진원  
국방기술품질원

## Crack Cause Analysis and Defect Improvement through Load Analysis of Aircraft Wing Structures

Na Eun Kwon\*, Hye Gyeong Son, EuyHwa Seo, Jinwon Lee  
Defense Agency for Technology and Quality

**요약** 본 연구에서는 군용 항공기 주익 앞전 플랩 비대칭 브레이크를 고정하기 위한 구조물인 브라켓(외측)에서 발생한 균열의 원인을 찾고 동일 문제 재발을 방지하기 위한 개선 설계안을 제시하였다. 결함 원인을 찾기 위하여 결함 원인 분석 Tree 검토 결과 파단면 분석/구조해석 적합성에서 특이사항이 확인되어 해당 항목들을 중점적으로 원인 분석을 분석하였다. 파단면 분석에서는 정적강도 부족으로 발생한 균열이 반복적인 인장 하중이 가해짐으로써 피로 균열이 성장하여 파단된 것으로 확인되었다. 정적강도의 부족은 Fairing 공기압 및 기동하중 등 설계 시 고려된 하중 이외에 추가로 작용한 하중으로 인하여 발생한 것으로 확인되었으며 추가 하중을 고려하여 재 계산 결과 특정 기동 조건에서 내/외측 브라켓 모두 정적강도가 부족함을 확인하였다. 개선 형상은 추가 하중을 고려하여 두께 보강을 하였으며 내측 브라켓 또한 파단이 발생하지는 않았지만 정적 강도 부족으로 인하여 보강 설계하였다. 개선 형상 또한 추가 하중 고려하여 안전 여유 재계산한 결과 구조 건전성이 향상되었으며 정적강도를 만족시킴을 확인하였다.

**Abstract** In this study, an improved design was proposed to address crack formation in a bracket used to secure the asymmetric brake of the flap in front of the main wing of a military aircraft and to prevent recurrence. A defect analysis tree was used to identify the cause, and items of interest were identified by fracture surface /structural analysis and subjected to further analysis. Fracture surface analysis confirmed that the cracks were caused by a lack of static strength and propagated due to fatigue induced by repeated tensile loading. We confirmed that loads beyond design specifications were responsible for the lack of static strength, and calculation showed static strength was insufficient under certain load conditions. The improved shape was reinforced to cope with the additional load, and it was confirmed that the modification improved structural health. In addition, a check of safety margins showed that static strength requirements were met.

**Keywords** : Crack, Stress, Fracture Surface Analysis, Fatigue Failure, Aircraft

### 1. 서론

본 연구는 군용 고정익 항공기 앞전플랩 비대칭 제동 기 장치 브라켓에서 발생한 균열에 대하여 분석하고 개

선 방안을 제시하였다.

고정익 항공기 각 주익 끝단에는 양쪽 플랩의 비대칭 이 감지될 때 플랩을 정지하기 위한 비대칭 제동기 (Asymmetry Brake)가 제공된다. 균열이 발생한 브라켓

\*Corresponding Author : Na Eun Kwon(Defense Agency for Technology and Quality)

email: nnn0278@naver.com

Received November 27, 2023

Accepted January 5, 2024

Revised December 21, 2023

Published January 31, 2024

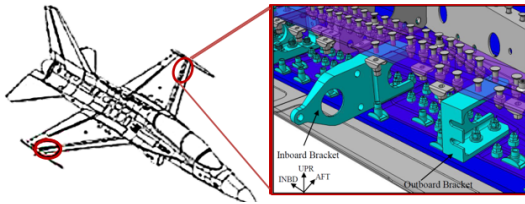


Fig. 1. Configuration/Location of Bracket

은 주익 SPAR와 앞전플랩 사이에 고정되어 비대칭 제동기를 주익 SPAR에 장착시키기 위한 부품으로 동일 계열 항공기 검사 결과 00대에 대하여 균열 발생이 확인되었다.

균열은 브라켓의 상부 곡률 부위에서 항공기 외측 방향으로 피로균열이 성장하여 파단되었으며 하부의 Bolt Hole 주위에서도 관찰되었다.

균열 현상에 대한 항공기 안전성 검토 결과 항공기 안전성에는 영향이 없으나 균열이 발생한 외측 브라켓 검토 과정에서 내측 브라켓의 균열 발생 가능성이 확인되어 내/외측 브라켓 보강 설계를 적용하였다.

## 2. 본론

### 2.1 결함 현상

군용 고정익 항공기 주익 앞전 플랩 외측 비대칭 브레이크 브라켓의 상부 곡률 부위에서 균열이 발견되었다. 동일 계열 항공기 전수 조사 결과 00대에 대하여 동일 부위 균열 발생이 확인되었다.



Fig. 2. Fracture Location

균열이 발생한 항공기의 운용시간 확인 결과 운용시간과 균열 발생률은 연관성이 높지 않은 것으로 확인되었다. 비대칭 브레이크 작동 시 가해지는 Jamming Torque 또한 원인으로 검토되었으나 해당 계열 항공기 1개 호기에 대하여 1회 운용된 케이스를 제외하고는 운용되지 않았으므로 비대칭 브레이크의 과도한 운용으로 인한 균열 또한 아닌 것으로 판단하였다.

### 2.2 원인 분석

#### 2.2.1 개요

균열원인을 찾기 위해 결함원인분석 Tree를 통해 설계, 제작, 운용 등 다양한 측면에서 결함 원인에 대한 검토를 수행하였다. 고려한 결함 원인은 아래 Table 1과 같다.

Table 1. Defect cause analysis tree

Cause of Defect		
Design	Materials /Process	Appropriateness of Material selection
		Appropriateness of NDI
	Design suitability	Suitability of Drawing
		Fracture surface
Process	Component construction process	Suitability of Flight Loads
		Suitability of Structural analysis
	Assemble process	Suitability of design
		Preload due to cumulative tolerance
Operation	Criteria	Conformity of materials
		Component Construction conformity
	Maintenance	Assembling cumulative tolerance
		Fastener Mounting Torlerance
		Over operate design criteria
		Damage during operation

결함 요인 중 기타 항목은 특이사항이 없는 것으로 확인되어 파단면검사 / 비행하중 적합성 / 구조해석 적합성 3개 항목을 중점으로 검토하였다.

#### 2.2.2 파단면 분석

Fig. 3 파단(A)의 균열은 브라켓 내부 곡률부위에서 시작되었으며 피로균열이 단면의 95%까지 진행 후 일시 파단 되었다.

Fig. 4의 균열(B)는 파단되지 않은 균열 발생 부로, 파단면 관찰을 위하여 강제 파단하였다. 파단면 확인 결과 앞전 SPAR 접착부인 하부 Bolt Hole 주변에서 균열이 시작되었으며 피로 균열이 단면의 85%까지 진행된 것을 확인하였다.

동일 계열 항공기/동일 부품에서 00개의 균열 및 파단이 발견되었으며 길이는 3mm~14mm로 차이가 있으나 모두 Fig. 4, 5와 같이 상부 곡률 부위에서 시작된 균열이 항공기 외측 방향으로 성장하거나 Bolt Hole에서 시작되어 외측으로 진행되는 진행 양상을 보였다.

파단 단면을 통해 확인한 결과 균열의 원인은 반복적인 하중의 작용으로 인한 피로 균열의 성장으로 판단된다.



Fig. 3. Detail of Fracture A

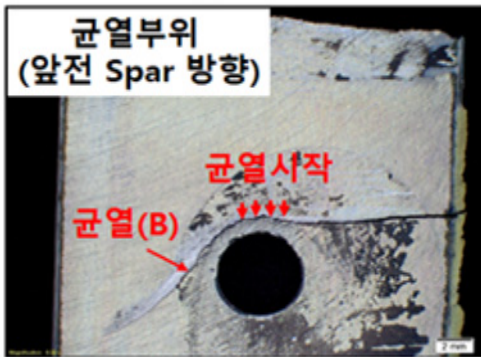


Fig. 4. Detail of Crack B

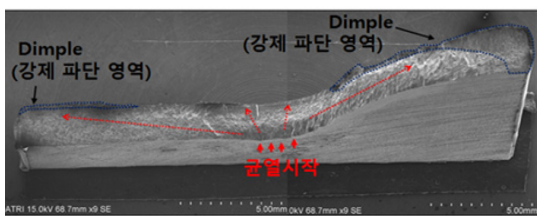


Fig. 5. Detail cross-section of Crack B

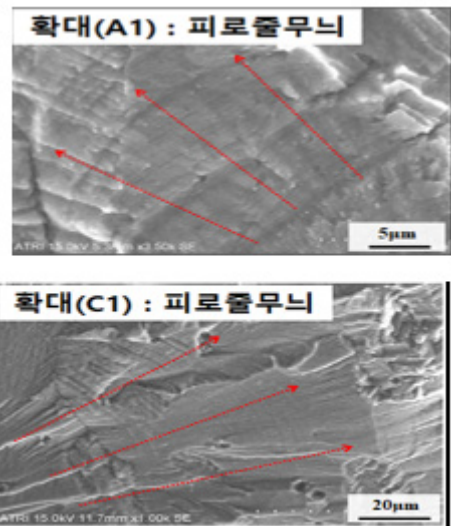


Fig. 6. fatigue striation

### 2.2.3 구조해석

해당 계열 항공기 설계응력 해석 보고서에 따르면 주익 비대칭 브레이크 브라켓 설계하중은 Brake Mass 관성 하중과 Brake Jamming Torque 조합 하중 조건으로 구조 강도 최소 안전여유가 +1.36으로 정적강도를 만족하는 것으로 확인된다. 따라서 설계하중 검토 및 설계하중 외 추가 하중이 작용할 가능성 확인을 통해 구조해석의 적절성을 검토하였다.

#### 2.2.3.1 하중 정보

항공기는 설계 시 항공기의 중량과 무게중심의 변화를 고려하여 여러 중량조건을 설계한다. 이 중량과 고도 조건에 따라 V-n 선도를 작성하였으며 군용항공기 감항인증 기준에 따라 하중조건을 선정하였다. 기동하중/허용인장 항복 응력 등을 산출하기 위하여 사용된 정보는 아래 하위 장절들과 같다.

#### 2.2.3.1.1 허용 굽힘 응력

Table 2. Mechanical Properties

Mechanical Properties	value(unit)
E	10,434 (ksi)
F <sub>TU</sub>	60,720 (psi)
F <sub>TY</sub>	53,010 (psi)
ε <sub>u</sub>	0.050
K	1.5
n	22

- 재료규격 : AMS-QQ-A-250/4,AL2024-T851
- 크기 : 1.001 in - 1.499 in

$$\epsilon_u' = \epsilon_u - \frac{F_{tu}}{E} = 0.044 \quad (1)$$

$$\epsilon_y = \frac{F_{ty}}{E} - \epsilon_u' \left( \frac{F_{ty}}{F_{tu}} \right)^n = 0.0074 \quad (2)$$

$$\epsilon_y' = \epsilon_y - \frac{F_{ty}}{E} = 0.002 \quad (3)$$

$$f_{0u} = \frac{6 \times F_{tu}}{\epsilon_u^2} \left[ \frac{1}{3} \left( \frac{F_{tu}}{E} \right)^2 + \epsilon_u' \frac{n+1}{n+2} \frac{F_{tu}}{E} + \frac{n}{2n+1} \times \epsilon_u'^2 - \frac{\epsilon_u^2}{3} \right]$$

$$= 55,127 \text{ (psi)} \quad (4)$$

$$f_{0y} = \frac{6 \times F_{ty}}{\epsilon_y^2} \left[ \frac{1}{3} \left( \frac{F_{ty}}{E} \right)^2 + \epsilon_y' \frac{n+1}{n+2} \frac{F_{ty}}{E} + \frac{n}{2n+1} \times \epsilon_y'^2 - \frac{\epsilon_y^2}{3} \right]$$

$$= 24,113 \text{ (psi)} \quad (5)$$

$$F_{bu} = F_{tu} + f_{ou} (K-1) = 88,298 \text{ (psi)} \quad (6)$$

$$F_{by} = F_{ty} + f_{oy} (K-1) = 65,067 \text{ (psi)} \quad (7)$$

2.2.3.1.2 Brake Mass 관성 하중

Outboard 주의 관성 하중은 High G Roll 기동조건에서 높은 관성 하중을 받는다. 해당 항공기 설계 시 적용한 브라켓의 관성 하중은 Nz 12g (ultimate)이었으나, 원인 규명을 위하여 최대 Nz 19.4g (ultimate)로 해석에 적용하였다.

$$N_z = 12.3 * (8/7.6) * 1.5 = 19.4g \text{ (Ult.)} \quad (8)$$

\* 12.3 = 유사 계열 항공기 Nz

\* S.F = 1.5

2.2.3.1.3 전기체 하중

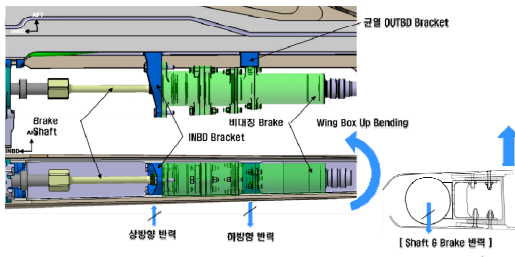


Fig. 7. Detail cross-section of Crack B

전기체 기동하중에 의한 Wing Box Bending 및 Torsion 변형이 균열 Bracket에 강제변위로 작용한다. LEF Brake Shaft 및 Brake Body 강성은 강제변위에 저항하면서 균열 OUTBD Bracket에 하방향 반력을 유발하여 균열 부위에 응력집중 발생하게 된다.

2.2.3.1.4 LEF Lower Seal Fairing 공기압

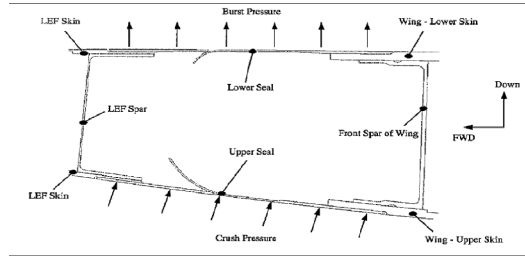


Fig. 8. LEF Fairing Pressure distribution

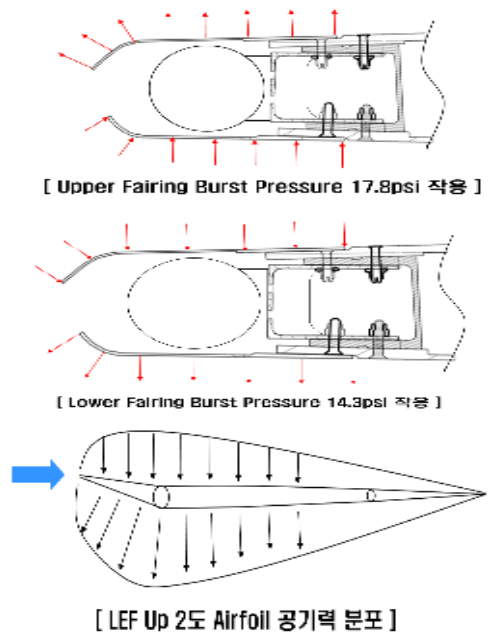


Fig. 9. Fairing Pressure

상세 FEM 해석결과 LEF Lower Seal Fairing에 Burst Pressure가 작용할 때 균열부 응력집중이 확인된다. 따라서, Burst Pressure 작용하는 하중 조건을 찾기 위해 CFD 해석을 수행하였으며 LEF 2도 Up 상태에서 1G Roll 및 Negative G 기동조건 시 작용함을 확인하여 항공기 설계 보고서 내 공기압 분포 표에 따라 공기압 14.3psi(ult.)를 적용하였다.

LEF Upper Seal Fairing에 Burst Pressure가 작용할 때는 브라켓 코너 부위에 응력집중이 확인된다. 따라서 Burst Pressure 작용하는 하중 조건을 찾기 위해 CFD 해석을 수행하여 LEF 5도 Down 상태에서 1G Roll 및 배면비행 등을 제외한 대부분의 기동조건임을 확인하여 공기압 17.8psi(ult.)를 적용하였다.

2.2.3.2 정적 해석

2.2.3.2.1 내측 브라켓 정적 해석

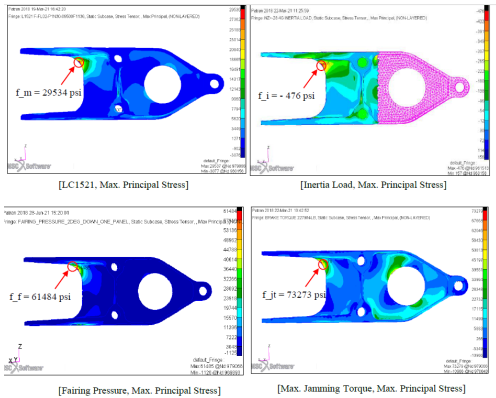


Fig. 10. Strength Analysis(Inboard Bracket)

Table 3. Strength Analysis Factors(Inboard Bracket)

factor	value (unit)	Contents
f <sub>m</sub>	29,534 (psi)	Maneuver Stress
f <sub>i</sub>	-476 (psi)	Inertia Load Stress
f <sub>f</sub>	61,484 (psi)	Fairing Pressure Stress
f <sub>jt</sub>	73,273 (psi)	Jamming Torque Stress
f <sub>total</sub>	163815 (psi)	f <sub>m</sub> +f <sub>i</sub> +f <sub>f</sub> +f <sub>jt</sub>

$$M.S. = \frac{Fty}{f_{total} \div 1.5} - 1 = -0.51 \quad (9)$$

$$M.S. = \frac{F_{bu}}{f_{total}} - 1 = -0.46 \quad (10)$$

Jamming Torque가 가해지지 않는다고 가정할 경우의 M.S는 아래와 같다.

$$f_{total} = f_m + f_i + f_f + f_{jt} = 90542 \text{psi} \quad (11)$$

$$M.S. = \frac{Fty}{f_{total} \div 1.5} - 1 = -0.12 \quad (12)$$

$$\frac{F_{bu}}{f_{total}} - 1 = -0.02 \quad (13)$$

2.2.3.2.2 외측 브라켓 정적 해석

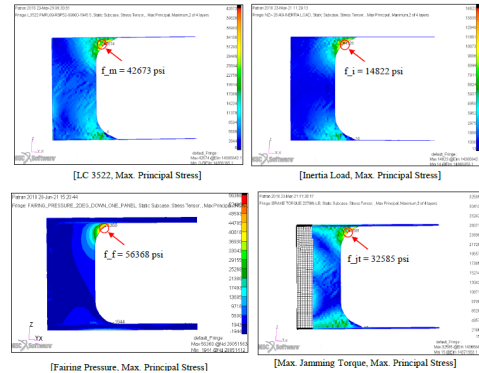


Fig. 11. Strength Analysis(Outboard Bracket)

Table 4. Strength Analysis Factors(Outboard Bracket)

factor	value (unit)	Contents
f <sub>m</sub>	42,673 (psi)	Maneuver Stress
f <sub>i</sub>	14,822 (psi)	Inertia Load Stress
f <sub>f</sub>	56,368 (psi)	Fairing Pressure Stress
f <sub>jt</sub>	32,585 (psi)	Jamming Torque Stress
f <sub>total</sub>	146,448 (psi)	f <sub>m</sub> +f <sub>i</sub> +f <sub>f</sub> +f <sub>jt</sub>

$$M.S. = \frac{Fty}{f_{total} \div 1.5} - 1 = -0.46 \quad (14)$$

$$M.S. = \frac{F_{bu}}{f_{total}} - 1 = -0.40 \quad (15)$$

2.3 개선방안 수립

주의 앞전 플랩 내/외측 비대칭 브레이크 Bracket 두께 변경을 통한 보강 설계 적용 및 외측 Bracket 장착용 볼트 길이를 변경하였다.

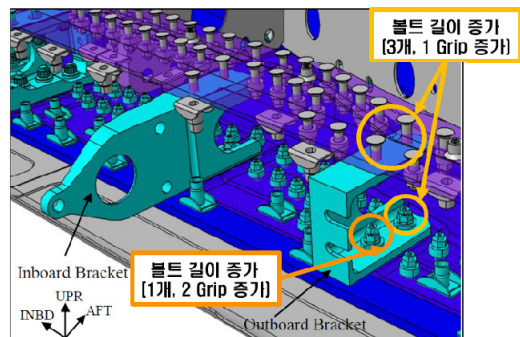


Fig. 12. Location of Reinforced Bracket

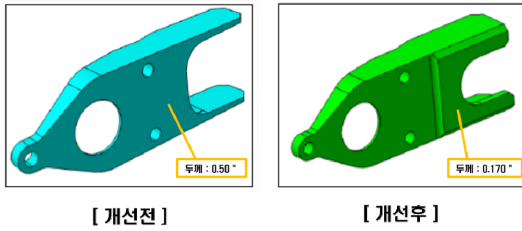


Fig. 13. Configuration of Reinforced Bracket(Inboard)

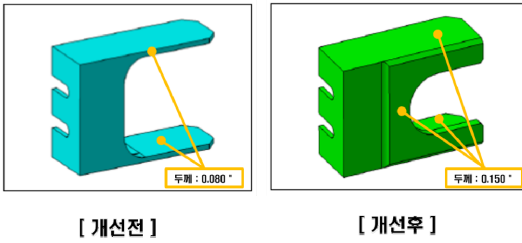


Fig. 14. Configuration of Reinforced Bracket(Outboard)

## 2.4 개선방안 검증

### 2.4.1 응력 해석

개선형상의 정적강도를 구하기 위하여 전기체 기동하중+Brake Mass 관성 하중+Fairing 공기압(+Jamming Torque) 조건으로 안전계수를 계산하였다. 내측 Bracket 정적강도 최소 안전여유는 +0.08이고 외측 Bracket 정적강도 안전여유는 +0.15로 정적강도 이상 없음을 확인하였다. 정적 강도를 산출하는 과정은 다음과 같다.

#### 2.4.1.1 내측 브라켓

내측 브라켓 형상 수정 이후 정적 해석한 결과는 아래와 같다.

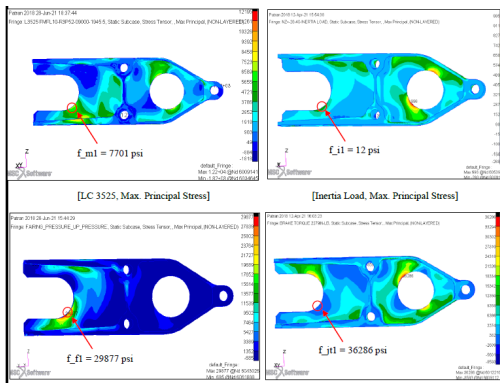


Fig. 15. Strength Analysis(Reinforced Inboard Bracket)

Table 5. Strength Analysis Factors (Reinforced Inboard)

factor	value (unit)	Contents
$f_m$	7,701 (psi)	Maneuver Stress
$f_i$	12 (psi)	Inertia Load Stress
$f_f$	29,877 (psi)	Fairing Pressure Stress
$f_{jt}$	36,286 (psi)	Jamming Torque Stress
$f_{total}$	73,877 (psi)	$f_m+f_i+f_f+f_{jt}$

$$M.S. = \frac{Fty}{f_{total} \div 1.5} - 1 = 0.08 \quad (16)$$

$$M.S. = \frac{F_{bu}}{f_{total}} - 1 = 0.20 \quad (17)$$

정적 해석 결과 M.S를 재계산 시 위와 같이 이상이 없음을 알 수 있었다.

#### 2.4.1.2 외측 브라켓

외측 브라켓 형상 수정 이후 정적 해석한 결과는 아래와 같다.

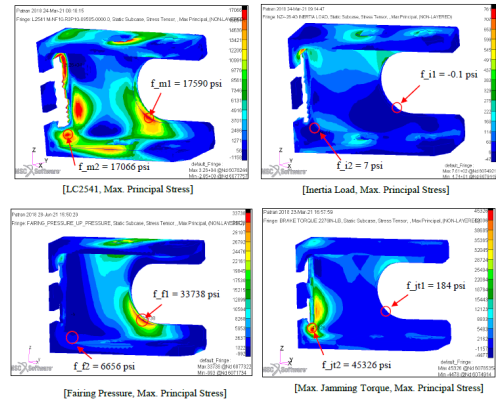


Fig. 16. Strength Analysis(Reinforced Outboard Bracket)

Table 6. Strength Analysis Factors (Reinforced Outboard)

factor	value (unit)	Contents
$f_m$	17,066 (psi)	Maneuver Stress
$f_i$	7 (psi)	Inertia Load Stress
$f_f$	6,656 (psi)	Fairing Pressure Stress
$f_{jt}$	45,326 (psi)	Jamming Torque Stress
$f_{total}$	69,055 (psi)	$f_m+f_i+f_f+f_{jt}$

$$M.S. = \frac{F_{ty}}{f_{total} \div 1.5} - 1 = 0.15 \quad (18)$$

$$M.S. = \frac{F_{bu}}{f_{total}} - 1 = 0.28 \quad (19)$$

마찬가지로 정적 해석 결과 M.S를 재계산 시 위와 같이 결함 부 포함하여 이상이 없음을 알 수 있었다.

### 3. 결론

본 연구에서는 군용 고정익 항공기의 주익 비대칭 브레이크 장착 브라켓에서 반복 발생한 균열의 원인을 분석하기 위하여 결함 분석 Tree를 이용하여 다각도에서 검토하였으며 정적강도 분석 결과에 따라 설계보강 안을 제시하였다.

균열의 원인은 항공기 설계하중 외 전기체 기동하중 조건과 Fairing 공기압으로 인하여 균열 부에 발생한 높은 집중응력으로 판단된 분석 결과 해당 부위에 반복적인 하중에 의한 피로 파괴가 발생한 것으로 확인된다.

균열 원인인 정적 강도 불만족의 해소를 위하여 균열 발생 브라켓의 두께 보강 및 형상 변경을 진행하였다.

보강된 설계는 추가 하중을 포함한 가장 가혹한 하중 조건에서 M.S를 확인함으로써 구조 건전성을 검증하였다.

### References

- [1] Hyo-Gil Bae, Seung-Ho Kim, Young-ik Kim, & G.Y.Lee, "Supersonic Aircraft Static Loads Analysis Program", The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences, 878 - 882 (5page), 2003.11
- [2] S.J. Kim, & J.W. Shin, "INTRODUCTION TO LOAD AND STRUCTURAL ANALYSIS PROCEDURE ON AIRCRAFT", Korean Society for Computational Fluids Engineering, 32 - 33 (2page), 2017.05
- [3] Jongho Choi & C.O.Moon, "Finite Element Modeling for Structural Analysis of Supersonic Aircraft", 357 - 361 (5page), 2002.11

권 나 은(Kwon Na Eun)

[정회원]



- 2013년 3월 ~ 2018년 2월 : 숭실대학교 기계공학과 (공학학사)
- 2019년 8월 ~ 현재 : 국방기술품질원 연구원

<관심분야>

항공우주, 비행제어

손 혜 경(Hye Gyeong Son)

[정회원]



- 2015년 2월 : 경상대학교 금속재료공학과 (학사)
- 2021년 8월 : 경상대학교 기계공학과 (석사)
- 2017년 6월 ~ 현재 : 국방기술품질원 품질인증연구부 연구원

<관심분야>

항공우주, 국방품질

서 의 화(Euyhwa SEO)

[정회원]



- 2015년 3월 ~ 2019년 2월 : 창원대학교 기계공학과 (공학학사)
- 2020년 3월 ~ 2022년 2월 : 경상국립대학교 기계공학과 (공학석사)
- 2022년 7월 ~ 현재 : 국방기술품질원 연구원

<관심분야>

항공우주, 구조, 복합재료

이 진 원(Jin Won Lee)

[정회원]



- 2022년 2월 : 경상대학교 기계항공공학부 (공학석사)
- 2019년 12월 ~ 현재 : 국방기술품질원 연구원 재직

〈관심분야〉

항공우주, 체계, 세부계통