

## 군용 항공기 외부연료탱크 미익 지지대 결함 개선 연구

이경찬<sup>1</sup>, 최형준<sup>1</sup>, 정수현<sup>2\*</sup>  
<sup>1</sup>국방기술품질원, <sup>2</sup>국방기술진흥연구소

### A Study on the Improvement of the Defects in the Tail Support of External Fuel Tank for Military Aircraft

Gyeong-Chan Lee<sup>1</sup>, Hyoung-Jun Choi<sup>1</sup>, Su-Heon Jeong<sup>2\*</sup>

<sup>1</sup>Defense Agency for Technology and Quality

<sup>2</sup>Korea Research Institute for Defense Technology planning and advancement

**요약** 군용 항공기용 외부연료탱크는 긴 항속거리 또는 넓은 작전 반경이 요구될 때 안정적인 연료 공급 및 배출을 위해 장착되며, 유사시 항공기와의 충돌을 피해 안정적으로 투하될 수 있도록 테일콘에 수평 및 수직 핀을 부착하도록 설계된다. 본 논문에서는 외부연료탱크 수평 및 수직 지지대에 발생한 구조 결함에 대한 원인을 분석하고, 설계 개선안을 검토하여 탱크의 운용 안전성을 보장하도록 지지대의 형상을 재설계하는 품질개선을 수행하였다. 발생한 구조 결함은 지지대의 피로 및 응력 부식에 의한 균열 결함으로 분석되었으며, 실제 항공기 비행 운용데이터와 기동하중조건을 기반으로 결함 부위의 구조해석을 수행하였다. 항공기 AOA와 속도 변화에 대한 상세 응력해석 결과 설계 개선 전 대비 50% 수준으로 감소하는 경향이 나타났으며, 진동하중과 Pre-load를 고려한 수명해석 결과 항공기 비행시간 기준으로 설계변경 전 대비 약 6,000 Fhrs 수명이 증가한 것으로 결과가 도출되어 개선된 형상에 대한 신뢰성을 확인하였다.

**Abstract** External fuel tanks for military aircraft are installed for stable fuel supply and discharge when a long range or a wide operating radius is required. They are designed with horizontal and vertical fins attached to the tail cone so the tanks can be released stably to avoid a collision with the aircraft in case of emergency. In this paper, we analyze the causes of structural defects in the horizontal and vertical supports of external fuel tanks, reviewing design improvements and performing quality improvement by redesigning the shape of the supports to ensure operational safety with the tanks. Structural defects that occur are analyzed as cracks caused by fatigue and stress corrosion in the supports. Structural analysis of the defects is based on actual aircraft flight operational data and maneuvering load conditions. Detailed stress analysis of aircraft angles of attack and speed changes show an approximate 50% decrease after the design improvements. Analysis considering the vibration load and the initial load, show that the life span of the aircraft increases by about 6000 flight hours compared to before the design change (based on flight time), confirming the reliability of the improved shape.

**Keywords** : External Fuel Tank, Fatigue Failure, Stress Corrosion, Life Analysis, Quality Improvement

본 논문은 국방기술품질원 연구과제로 수행되었음.

\*Corresponding Author : Su-Heon Jeong(Korea Research Institute for defense Technology planning and advancement)  
email: efcjung@krit.re.kr

Received September 14, 2022

Revised October 13, 2022

Accepted December 7, 2022

Published December 31, 2022

## 1. 서론

군용 항공기의 외부연료탱크는 작전 범위 확대 및 항속 거리 증가를 위해 장착하는 보조 장비로서, 일반적으로 항공기의 중앙 및 좌/우 날개에 각각 1개씩 총 3개가 장착된다. 군용항공기의 경우 민항기와 달리 작전수행을 위해 급격한 공격/회피 기동을 수행함에 따라 연료탱크 내 연료의 순간적인 쏠림이나 주익에서 발생하는 와류에 의해 파일런 등 여러 구조물의 체결부에서 결함이 발생할 가능성이 높다[1,2]. 현재까지 운용중인 항공기의 경우에도 이러한 문제로 인해 각종 결함이 끊임없이 발생하고 있으며, 특히 F-5 항공기의 경우 외부연료탱크 수평 핀에서 응력 집중에 의한 균열이 나타나 고장 탐구가 진행되었다[3,4]. 또한 회전익 항공기에 장착되는 외부연료탱크의 경우에도 슬로싱 운동에 의해 발생하는 하중에 의해 체결부위에서 파손이 발생하였으며, 수치해석을 통해 체결부 설계 시 고려해야 하는 하중 수준을 검토하고 안전여유 분석을 수행하였다[5]. 이러한 결함들은 외부연료탱크가 국내 기술로 국산화되어 군용 항공기에 적용되면서 다양한 형태의 결함으로 확장되어 다수 발생되었으며, 운용 항공기의 가동률 향상 및 국내 기술력 확보를 위해 설계 개선을 통한 최적의 형상이 필요한 실정이다.

따라서 본 논문에서는 고정의 군용 항공기 00대에 최초 국산화 개발되어 적용된 외부연료탱크가 운용간에 지속적으로 발생된 다양한 균열 결함에 대해 원인을 분석하고 해석을 통해 설계 개선안을 도출하였으며, 또한 운용 환경을 고려한 피로수명 해석을 통해 개선안에 대한 검증을 수행하였다.

## 2. 본론

### 2.1 결함 대상 품목

#### 2.1.1 외부연료탱크 장착 위치

항공기의 외부연료탱크는 Fig. 1과 같이 중앙동체 1개 및 주익 하부 좌우 측에 각각 1개씩 총 3개를 장착할 수 있으며, 항공기 임무에 따라 외장형상이 일부 상이하여 외부연료탱크는 동체, 주익에 랜덤하게 장착하여 운용되고 있다. 군 전력화 이후 운용 초기단계에서부터 외부연료탱크 수직 안정판 핀 브라켓 전/후방 체결부에서 균열이 확인되었으며, 또한 후방 보스덮개의 부식에 의한 균열이 추가적으로 발견되었다.

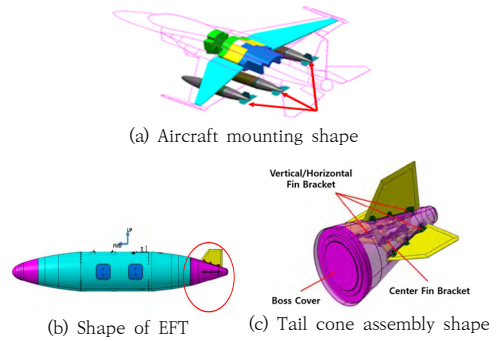


Fig. 1. External fuel tank(EFT) mounting shape

#### 2.1.2 결함 현상 분석

외부연료탱크 결함은 Fig. 2와 같이 1차 분해검사에서 테일콘 조립체에 장착된 수직핀과 테일콘을 연결하는 브라켓 후방 플랜지 코너부위 및 보스 플랜지에서 발견되었으며, 2차 분해검사 시 테일콘 내부 중앙부 브라켓에서 균열이 발견되었다. 결함이 발생된 브라켓의 재질은 알루미늄 계열의 Al7075-T651이며, 물성치는 항복강도 69 Ksi, 탄성계수 10,500,000 psi, 포아송 비 0.33이다.

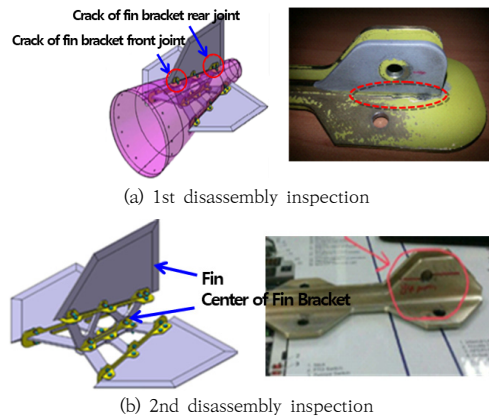


Fig. 2. Location of defects

1차 분해검사 시 발생된 핀 브라켓의 결함에 대해 Fig. 3과 같이 주사전자현미경(Scanning Electron Microscope) 촬영을 하였으며, 파단면 분석결과 전반적으로 코너 끝 단에서 크랙이 시작되어 내부로 피로 균열이 진전되는 과정의 파손 모양인 줄 자국(Striation)이 관찰되었다.

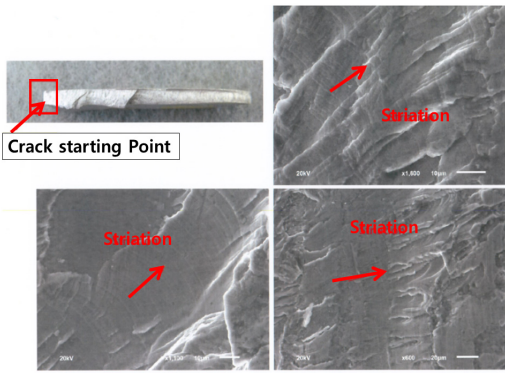


Fig. 3. SEM result of 1st disassembly inspection

2차 분해검사 시 발견된 테일콘 내부 중앙부 안정판 핀 브라켓의 결함에 대해 Fig. 4와 같이 파면분석을 수행하였으며, 핀과 브라켓 체결 볼트 양쪽으로 총 5개소의 균열이 발생하였다. 균열을 따라 부식흔적이 관찰되었으며, 파단면상에서는 산화물인 진흙형상 균열(Mud Crack)과 염소(Cl)가 Fig. 5와 같이 검출되었다. 미세조직 관찰결과 균열의 진전방향은 S-T방향으로 균열에 대한 저항성이 가장 낮은 방향이며, 균열면의 부식이나 진전방향을 고려해 볼 때 지지대의 결함은 응력부식균열(SCC)로 판단된다. 응력부식균열은 부식환경과 Pre-load에 의해 발생하는 현상으로 핀과 브라켓 체결 볼트의 토크와 우수 유입에 따른 부식환경 조성에 기인한 것으로 추정된다. 실제로 테일콘 내부로 빗물이 스며들어 콘에 물이 고

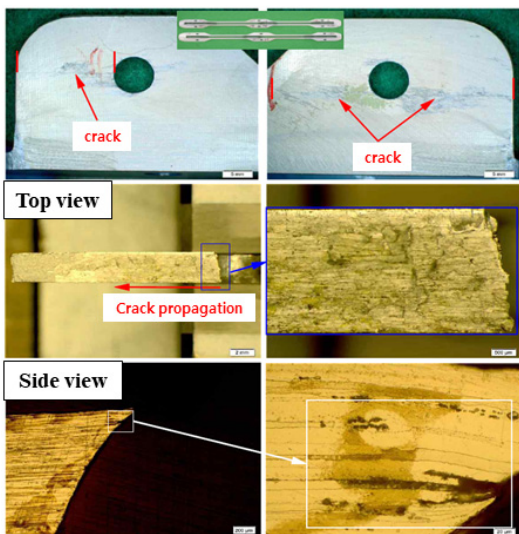


Fig. 4. Fracture analysis result of 2nd disassembly inspection

여있는 현상이 관찰되었으며 수분에 장시간 노출된 너트 플레이트와 보스 플랜지는 부식이 진행되고 있었다. 또한 부식이 발생된 요인은 양극산화처리(Anodizing)보다 부식에 약한 화성피막(Anodine)이 핀 브라켓에 적용되었고, Hole 가공 후 가공면에 피막처리가 되지 않아 테일콘 내부로 스며든 빗물에 장시간 노출되어 부식이 진행된 것으로 보인다.

재질 측면에서도 핀 브라켓의 주재료인 Al7075-T651 합금의 경우 동종 계열의 Al 합금보다 응력부식균열에 취약한 것으로 분석되어 부식 저항과 피로 수명이 우수한 재질로 소재 변경이 필요하다.

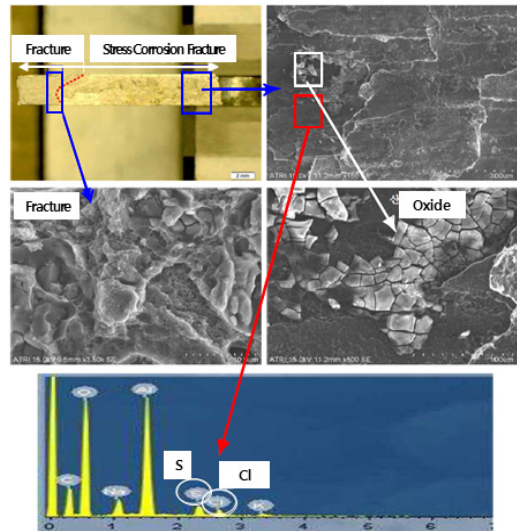


Fig. 5. Microstructure analysis result of 2nd disassembly inspection

## 2.2 결함 원인분석 및 설계 개선

위와 같이 발생된 결함의 원인은 외부연료탱크 핀 브라켓 후방 L 부위 형상에 따른 모서리 응력 집중 현상과 핀 진동과 공력변화에 따른 반복 피로하중에 의해 균열이 발생된 것으로 보인다. 또한 핀과 브라켓 장착 시 공차에 의한 Pre-load와 응력부식균열에 취약한 재질이 사용되어 균열이 발생하였다. 따라서 응력부식에 대한 저항성과 피로 특성을 강화할 수 있는 대체 소재를 검토하고 설계 개선안을 도출하였으며 개선 전후 형상은 Fig. 6과 Table 1에 나타내었다.

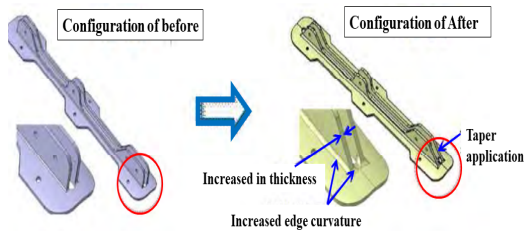


Fig. 6. Configuration of before and after design change

Table 1. Comparison of specifications before and after design change

Division	Before	After
Material	7075-T651	7475-T7351
Configuration	Vertical Type	Taper type
Corner radius	1 mm	4 mm
Thickness	3 mm	4 mm

또한 핀 브라켓 체결부 사이에 생긴 틈을 제거하기 위해 Fig. 7과 같이 shim(삽)을 적용하여 장착시 발생하는 Pre-load를 최소화하였다.

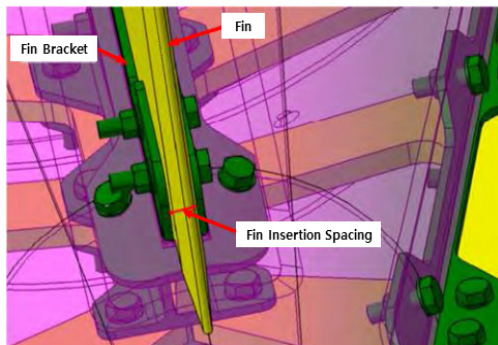


Fig. 7. Pin bracket fastening part shape

## 2.3 구조 해석

### 2.3.1 응력 해석

항공기에 작용하는 하중은 공력에 의한 외부하중, 착륙하중, 관성하중, 버펫하중 등 여러 가지가 존재하나 외부연료탱크 핀 브라켓은 공력에 의해 3 psi 외부하중이 작용하는 것으로 해석되었다. 결함 부위의 구조적인 강도와 수명 평가, 설계 개선을 위해서는 항공기 기체의 해석 모델과 내부하중 데이터가 필수적이며, 이를 위해 항공기 운용상태를 고려하여 기동하중조건을 Table 2와 같이 선정하여 응력 해석을 수행하였다.

Table 2. Maneuvering speed condition

No	Load Case			
	AOA(deg)	Mach	AOS(deg)	Mach
1	5.0	0.3	3.0	0.3
2	5.0	0.5	3.0	0.5
3	5.0	0.6	3.0	0.6
4	5.0	0.8	3.0	0.8
5	5.0	0.9	3.0	0.9
6	-5.0	0.3	1.5	0.3
7	-5.0	0.5	1.5	0.5
8	-5.0	0.6	1.5	0.6
9	-5.0	0.8	1.5	0.8
10	-5.0	0.9	1.5	0.9

균열은 Fig. 8과 같이 절점번호 17947에서 시작하여 반대편과 절점 5320으로 진전되었으며, 취약부위인 절점 17947 부위에서 응력 해석을 수행하였다. 설계 개선 전후 상세해석 결과를 Table 3과 Fig. 9에 나타내었으며, AOA(Angle of Attack)와 속도 변화에 대한 응력 크기는 개선 후 전반적으로 절반 정도 감소되었다. 그러나 AOS(Angle of Sideslip)와 속도 변화에 대한 응력값은 약간 증가한 부위도 존재하나 개선 후 형상변경으로 위치가 다른 절점에서 피크 발생되기 때문이며 결함부위에서 피크값 기준으로 개선 전후 데이터를 비교하면 개선 후 응력값은 전반적으로 절반 이하로 감소하였음을 알 수 있었다.

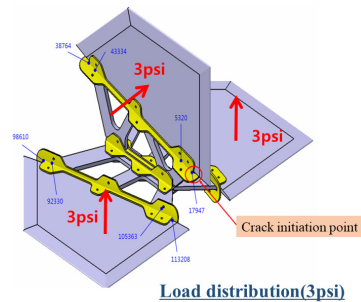


Fig. 8. Finite element analysis model & node

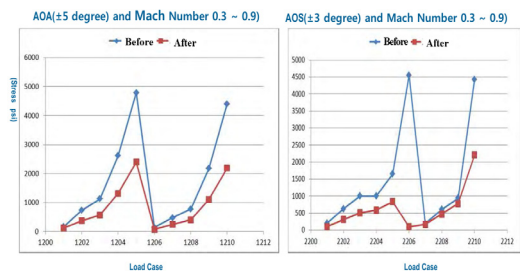


Fig. 9. Results for stress analysis by load case.



Table 3. Stress analysis for each maneuvering speed condition

Load case	AOA	Mach	Node 17947(psi)		Load code	AOS	Mac h	Node 17947(psi)	
			Before	After				Before	After
1201	5	0.3	165	123.3	2201	1.5	0.3	204.6	103
1202	5	0.5	733	369.9	2202	1.5	0.5	623.9	315.6
1203	5	0.6	1127.9	569.5	2203	1.5	0.6	999.4	505.5
1204	5	0.8	2614.8	1318.7	2204	1.5	0.8	999.4	591.2
1205	5	0.9	4789.7	2396.3	2205	1.5	0.9	1647.6	835.6
1206	-5	0.3	143.2	75.3	2206	3.0	0.3	4557.7	97.3
1207	-5	0.5	475.4	247.9	2207	3.0	0.5	192.6	166.1
1208	-5	0.6	780	404.9	2208	3.0	0.6	606.9	474
1209	-5	0.8	2184.5	1111.5	2209	3.0	0.8	937.6	780.2
1210	-5	0.9	4403.9	2188.6	2210	3.0	0.9	4425.9	2208.9

2.3.2 비행자료 분석

외부연료탱크 핀 진동은 동압(Dynamic Pressure: Qbar)에 의해서 발생되기 때문에 고도와 마하수 변화에 따른 구간별 발생시간이 필요하다. 따라서 항공기 실제 비행 운용데이터를 활용하여 수명관리 프로그램으로 분석하였다. 핀 진동은 주익에 장착할 경우 발생하기 때문에 항공기 외장형상을 고려하였으며, 2개의 외부연료탱크를 장착하고 임무를 수행한 비행시간 현황은 총 986 Fhrs이고, 전체 비행시간은 8,016 Fhrs로 분석되었다. 항공기에 장착된 비행기록장비에는 시간에 따른 동압(Qbar) 이력 데이터가 저장되어 있으며, Table 4는 외부연료탱크 핀 브라켓 수명해석을 위해 동압 크기별 비행시간에 대한 L/ESS 데이터(Type3)를 임무형상 별 수명관리프로그램(IDPS)으로 처리하여 정리한 결과이다.

Table 4. Dynamic Pressure(lb/ft<sup>2</sup>) analysis result

QBAR Min	QBAR Max	Value(sec)	Value(min)	Value(hour)
5	50	51,307.4	855	14
50	100	144,946.3	2,416	40
100	150	71,041.6	1,184	20
200	200	145,262.3	2,421	40
250	250	92,860.7	1,548	26
300	300	305,704.5	5,095	85
350	350	472,205.7	7,870	131
400	400	658,588.4	10,976	183
450	450	552,847.1	9,214	154
500	500	227,750.6	3,793	63
550	550	272,389.9	4,540	76
600	600	171,711.5	2,862	48

650	650	127,515.8	2,125	35
700	700	150,227.4	2,504	42
750	750	69,355.3	1,156	19
800	800	31,095.2	518	9
850	850	5,578.6	93	2
900	900	1,046.7	17	0
950	950	32.1	1	0
1,000	1,000	2.3	0	0
1,050	1,050	0	0	0
1,100	1,100	0	0	0
total		3,551,289.24	59,188.15	986.47

2.3.3 진동 해석

진동 해석에서 제공된 응력은 속도 Mach 0.95, 고도 5,000 feet 기준(동압 : 1116 lb/ft<sup>2</sup>) 에서 해석한 결과이며, 진동하중과 기동하중조건을 고려하여 동압 크기별 응력스펙트럼을 생성하였다. 진동 해석 결과에는 다양한 시그널을 이용하여 제시한 일종의 경험 기반 해법인 Dirlik Method를 사용하였으며 Eq. (1)에 표시하였다 [6].

$$N(S) = E[P] \cdot p(S) \tag{1}$$

여기서 N(S)는 S N/mm<sup>2</sup> 범위에 있는 응력의 초당 횟수, E[P]는 피크의 개수이며, p(S)는 S와 스펙트럼 모멘트로 구성된 함수가 된다. 진동해석 결과는 Range로 R=-1(max/min)로 가정하였기 때문에 Peak, Valley로 나누기 위해 Range Stress을 2로 나누어 사용하였으며, 응력 발생빈도수는 Fig. 10과 같다.

Before Improvement		After Improvement	
Range(psi)	occurrence/sec	Range(psi)	occurrence/sec
9330.1	5.9	3565.5	6.7
18660.1	10.8	7131.0	12.2
27990.2	13.8	10696.5	15.6
37320.2	14.8	14262.0	16.7
46650.3	13.9	17827.4	15.8
55980.4	11.8	21392.9	13.4
65310.4	9.2	24958.4	10.4
74640.5	6.6	28523.9	7.4
83970.6	4.3	32089.4	4.9
93300.6	2.7	35654.9	3.0
102630.7	1.5	39220.4	1.7
111960.7	1.5	42785.9	1.7

Fig. 10. Frequency of occurrence of stress change by major part

2.3.4 수명 해석

외부연료탱크 핀 브라켓 결합부위 수명해석을 위해 필

요한 하중스펙트럼은 진동과 기동에 의한 하중으로 구분하여 생성 후 통합하였다. 진동 성분 응력발생 빈도수는 설계변경 전 96.8회/초, 설계변경 후 109.5회/초로 설계변경으로 구조물의 강도 변화가 발생되어 일부 증가하였다. 수명해석은 응력스펙트럼을 구성하는 시간에 따라 차이가 발생하며, 초기 수명해석에서 사용된 응력스펙트럼은 1000시간 기준으로 생성되었다. 발생빈도수는 3억 사이클 이상이였다. 1000시간 기준의 스펙트럼을 사용해서 해석한 결과 수명은 100시간 이하로 계산되었다. 따라서 1000시간 기준으로 생성한 스펙트럼의 타당성을 분석하여 수명을 재평가할 필요가 있으며, 그 결과는 Table 5와 같다.

Table 5. Life analysis result

Material	EFT usage time(Fhrs)		Aircraft flight time(Fhrs)	
	Before	After	Before	After
7075-T651	30	177	216	1270
7475-T7351	63	848	569	6,100

### 3. 결론

본 논문은 군용 항공기에 최초 국산화 개발되어 적용된 외부연료탱크 수직/수평 미익 지지대가 운용 중 지속해서 발생한 구조 결함에 대해 원인과 결함특성을 분석하였다. 1, 2차에 걸쳐 결함이 발생한 위치의 파단면을 분석한 결과 외부연료탱크 핀 브라켓 후방에 응력 집중 현상과 핀 진동과 공력변화에 따른 반복 피로하중에 의해 균열이 발생하였음을 확인하였다. 또한, 핀 브라켓 체결 부위에서 응력부식에 의한 균열 즉 응력이 집중되지 않는 부위에서도 균열이 발생하는 것을 확인하였다. 이는 응력부식에 의한 균열로써 수분과 같은 부식환경, 지속적인 응력, 재료 적인 성질이 결합하였을 때에 발생하게 된다. 이와 같은 결함들을 해소하기 위해서 핀 브라켓의 재질, 형상에 대한 설계 개선안을 도출하였으며, 실제 항공기 비행 운용데이터와 기동하중조건을 토대로 구조 건전성을 검증하였다.

결함이 발생된 부위에서 수행된 AOA와 속도 변화에 대한 상세 응력해석 결과는 설계 개선 후 전반적으로 50% 수준으로 감소하는 경향을 보였다. 또한 진동하중과 Pre-load를 고려한 수명해석 결과 외부연료탱크 사용시간 기준 설계변경 전 대비 818 Fhrs, 항공기 비행시

간 기준 5,884 Fhrs 수명이 증가한 것을 확인하여 개선 형상에 대한 신뢰성을 확보하였다. 이러한 결과는 향후 유사 결함 발생 사례에 기초 자료로 활용이 가능하고, 추가적으로 국산화된 외부연료탱크의 신뢰성 향상을 위한 품질 개선 연구에 활용하고자 한다.

### References

- [1] H. G. Kim, S. C. Kim, H. K. Choi, S. H. Hong, S. H. Kim, "Structural Static Test for Validation of Structural Integrity of Fuel Pylon under Flight Load Conditions", *Journal of Aerospace System Engineering*, Vol.16, No.1, pp.97-103, 2022. DOI: <http://dx.doi.org/10.20910/JASE.2022.16.1.97>
- [2] H. G. Kim, "Fatigue Analysis of External Fuel Tank and Pylon for Fixed Wing Aircraft", *Journal of the Korea Academia-Industrial cooperation Society*, Vol.21, No.7, pp.162-167, 2020. DOI: <https://doi.org/10.5762/KAIS.2020.21.7.162>
- [3] C. H. Kang, Y. I. Yoon, D. H. Jung, "The Crack Analysis and Redesign of Horizontal Fin of F-5E/F's External Fuel Tank", *Journal of the Korean Society for Aeronautical & Space Sciences*, Vol.38, No.4, pp.382-388, Apr. 2010. DOI: <https://doi.org/10.5139/JKSAS.2010.38.4.382>
- [4] G. W. Kim, K. S. Shin, "The effect on fatigue life for dynamic behavior of external fuel tank horizontal fin", *Journal of the Korean Society for Aeronautical & Space Sciences*, Vol.40, No.3, pp.209-214, Mar. 2012. DOI: <https://doi.org/10.5139/JKSAS.2012.40.3.209>
- [5] H. G. Kim, S. c. Kim, "Assessment of Structural Soundness and Joint Load of the Rotorcraft External Fuel Tank By Sloshing Movement", *Journal of the Korea Academia-Industrial cooperation Society*, Vol.20, No.5 pp.605-611, 2019. DOI: <https://doi.org/10.5762/KAIS.2019.20.5.605>
- [6] J. Jang, J. M. Cho, K. H. Lee, W. W. Lee, W. C. Choi, "Comparison of PSD Analysis Methods in Frequency Domain Fatigue Analysis", *J. Korean Soc. Precis. Eng.*, Vol.36, No.8, pp.737-743, Aug. 2019. DOI: <https://doi.org/10.7736/KSPE.2019.36.8.737>

---

이 경 찬(Gyeong-Chan Lee)

[정회원]



- 2013년 2월 : 경상대학교 항공우주시스템공학과 (공학석사)
- 2013년 3월 ~ 현재 : 국방기술품질원 선임연구원 재직

<관심분야>

국방, 항공, 재료

---

최 형 준(Hyoung-Jun Choi)

[정회원]



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

<관심분야>

항공우주, 체계공학, 유체

---

정 수 현(Su-Heon Jeong)

[정회원]



- 2007년 2월 : 광주과학기술원 정보기전공학부 (공학석사)
- 2012년 8월 : 광주과학기술원 정보기전공학부 (공학박사)
- 2013년 3월 ~ 2020년 12월 : 국방기술품질원 선임연구원
- 2021년 1월 ~ 현재 : 국방기술진흥연구소 선임연구원

<관심분야>

열전달 및 열관리, 항공기 기체 구조