

# 항공기 연료흐름분배기 장착 구조물 결함개선 연구

최형준, 이진원, 최재호, 박성제\*  
국방기술품질원

## Study on the Defect Improvement of Fuel Flow Proportioner Install Structure on Aircraft

Hyoung Jun Choi, Jin Won Lee, Jae Ho Choi, Sung Jae Park\*  
Defense Agency for Technology and Quality

**요약** 본 연구는 항공기 운용 중 발생하는 구조 결함의 원인을 분석하기 위해 연료흐름분배기 장착 구조물의 결함특성을 확인하고자 한다. 일반적으로 항공기 운용 중 발생하는 체계 진동과 구성품 단일 진동에 의해 구조 결함이 야기된다. 결함을 정의하고 설계 및 운용 분석으로 이어지는 과정을 통해 원인 규명 방법을 제시하고자 한다. 연료흐름분배기는 급격한 유량의 증가로 인한 압력의 변화로 발생하는 진동에 의해 지지구조의 결함이 발생되었다. 지지구조에 발생하는 하중 특성 및 파단면 분석을 통해 초기 균열이 반복하중으로 인해 피로균열이 발생하였다. 연료흐름분배기 지지구조 결함은 항공기 운용분석 결과 기종별 기동 및 비행시간은 균열과 직접적인 상관관계가 적고, 후기연소(A/B) 사용과 관련이 있다. 결함에 대한 개선을 위해 연료흐름분배기 하부 장착 Bracket의 균열 부위에 정적 및 수명해석을 통해 구조 보강 형상을 확정하였다. 보강에 대한 분석 결과 구조 강도 최소 마진이 +0.15로 구조 건전성을 확인하였고, 구조 수명 분석 결과 해당 부위에 응력이 15Ksi 이하로 작용하였으며 피로 수명이 7,700 Cycle 이상임을 확인하였다.

**Abstract** This study examined the defect characteristics of fuel flow proportioner-mounted structures to analyze the causes of structural defects during aircraft operation. System vibrations and single component vibrations that occur during aircraft operations are usually the cause of structural defects. The fuel flow proportioner causes a defect in the support structure due to the vibration caused by the pressure change caused by the sudden increase in the flow rate. Defects in the support structure of the fuel flow proportioner are not correlated directly with the cracking of the maneuver, and flight time according to aircraft operation analysis is related to the use of A/B. The structural reinforcement configuration was confirmed through static and life analysis of the cracks of the bracket mounted under the fuel flow proportioner for improvement of the defect. An analysis of the reinforcement revealed a minimum structural strength of +0.15. Structural life analysis confirmed that the stress acted on the site under 15Ksi. The fatigue life was confirmed to be more than 7,700 Cycles.

**Keywords** : Structure Defects, Fuel Flow Proportioner, After Burner, Structural Life Analysis, Fatigue

### 1. 서론

초음속 항공기의 증앙동체 Bulkhead에 장착되는 연료흐름분배기(FPP: Fuel Flow Proportioner)는 연료탱

크 내 연료를 엔진에 공급하는 구성품이다.[1] 연료 소모에 대한 항공기 무게중심 변화를 최소화할 통해 안정성을 유지하고 FQMS(Fuel Quantity Measuring System)에 의한 연료량 불균형 조절 및 연료흐름분배기(FPP)에 의

\*Corresponding Author : Sung Jae Park(Defense Agency for Technology and Quality)

email: sjpark.jay@gmail.com

Received January 9, 2020

Accepted April 3, 2020

Revised February 4, 2020

Published April 30, 2020

해 연료량을 조절하는 방법이 적용되어 있다. 연료흐름분배기(FFP)는 전방과 후방 연료탱크로부터 공급되는 연료를 균등하게 소모하기 위해 항공기 유압계통에서 공급되는 고압의 3000psi 유압으로 모터를 구동시킨다. 모터는 공통의 축 상에 있는 베인을 같은 회전수로 작동시키고 출력 압력을 증가시키는 유압 구동식 베인펌프가 적용되어 있다.[2] 또한 엔진 IDLE 상태에서 연료흐름분배기(FFP)는 입구 압력 대비 출구 압력을 약 20psi 상승시켜서 엔진으로 연료를 공급하는 역할을 한다.

일반적으로 항공기 운용 중 발생하는 체계 진동과 구성품 단일 특징인 연료를 이송하는 분배기와 같이 급격한 유량의 증가로 인한 압력의 변화로 발생하는 진동에 의해 다양한 구조물 결함이 야기된다. 고정익 항공기의 피로수명 입증 방법 및 절차에 관한 연구[3], 항공기 엔진 지지구조물을 대상으로 선형누적손상 이론을 적용한 피로수명 예측과 요구수명 충족여부 검토[4], 회전익 항공기 구조건전성 향상을 위한 주륜착륙장치 결함 개선 연구[5] 등 항공기 전체 수명에 관한 연구와 결함개선 연구가 수행되었다. 하지만 발생하는 항공기 구조물의 결함에 대한 원인 분석이 우선적으로 수행되어야 한다.

본 연구에서는 비행 중 발생하는 체계 진동 환경과 구성품 자체 진동 환경 등 구조물 결함에 대한 원인을 규명하고 개선 형상을 검증하고자 한다. 연료흐름분배기 체결 구조물 결함에 대한 원인 분석 및 구조물 개선을 위한 방법을 제시하고자 한다.

## 2. 본론

### 2.1 결함 원인분석 절차

항공기 운용 중 발생하는 구조 결함의 원인을 파악하기 위한 검토를 수행하였다. 시행착오를 줄이고 정확한 규명을 위해 Fig. 1과 같은 원인 분석 절차를 수립하였다. 항공기 구조의 수명에 대한 기존 연구 대비 구성품 장착 구조 결함의 원인을 규명하기 위한 절차를 확립하였다. 연료흐름분배기 체결 구조물 결함 분석 및 개선을 수행하고 실증적 결과를 제시하는 본 연구의 특징적 과정에서 선제적으로 수행하였다.

연료흐름분배기 체결 구조물 결함 분석 흐름은 본문에서 단계별로 기술하였다. 효율적이고 명확한 결함 원인에 대한 분석을 위해 본 연구에서 제시하는 절차의 순서와 내용을 고려하였다. 본문에서 상세한 분석에 앞서 Table 1에서는 내용을 요약하고 의미를 정의하고자 한다.

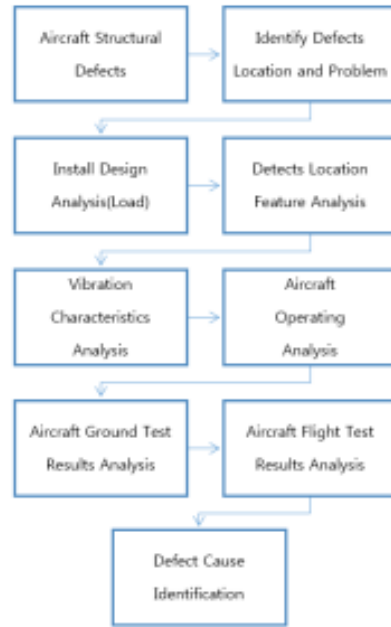


Fig. 1. Process of Cause Analysis

Table 1. Summary and Definition of Process

Process	Summary and Definition
Structure Defects	Aircraft Structure Fault Occurred
Location and Problem	Identify Defect location and Defect Phenomena
Install Analysis	Analyze Install Design to Review Load Flow
Feature Analysis	Analysis of Fracture Faces on Crack
Vibration Analysis	Vibration Causes and Characteristics of Installed Items
Operating Analysis	Correlation Analysis of Defects according to Aircraft Operating Conditions
Ground Test Analysis	Aircraft Ground Operation Test Pre-Load Analysis
Flight Test Analysis	Vibration and Stress Analysis on Installed Structures Subjected to Aircraft Flight Conditions
Defect Cause Identification	Identify the Cause of the Install Structure Defects

### 2.2 결함 대상 품목 및 현상

초음속 항공기 중앙동체에 위치한 F3 연료탱크 내부에 장착되는 연료흐름분배기 장착 브라켓(Bracket) 체결 구조물의 균열 위치는 Fig. 2와 같다. 정확한 균열 위치는 항공기 기준으로 FS(Fuselage Station) 300.60 Bulkhead 이다.

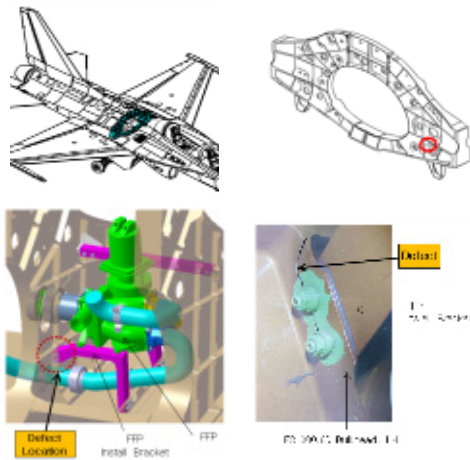


Fig. 2. Location and Feature of Defect

### 2.3 장착설계 분석

A계열 항공기 연료흐름분배기 장착 브라켓은 3개이며 하부 2개, 상부 1개로 구성되어 있다. 브라켓 3개에 볼트 4개로 체결되어 장착된다. 연료흐름분배기 상부에 장착되는 브라켓은 전/후 Bulkhead에 체결되고, 연료흐름분배기 하부 장착 브라켓은 하부 구조물 2개소, 후방 Bulkhead 1개소에 체결되고 있으며, Fig. 3과 같이 이 체결부위로 하중이 전달되도록 설계되어 있다.

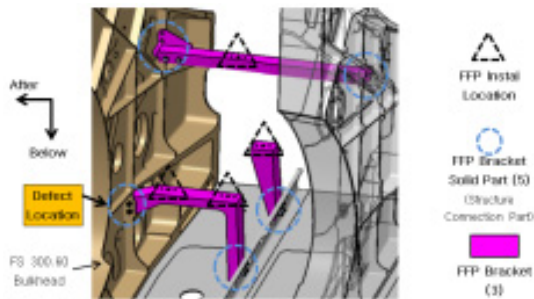


Fig. 3. Install Configuration of FFP

### 2.4 균열부위 파단면 분석

Bulkhead 파단면 분석 결과 브라켓 접촉면에서 균열 초기에 균열 발생 후 반복하중에 의해 균열이 진전되어 Fig. 4와 같이 최종 파단되는 피로균열이다.

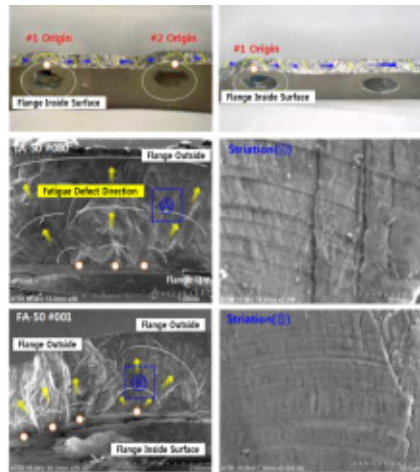


Fig. 4. Result of Crack Analysis

### 2.5 장착 품목 진동 원인 및 발생 단계

연료흐름분배기 진동 원인 및 발생 과정은 유량 방향의 변화 및 Cavitation, Blade Contact Loss 등에 의해 급격한 압력 변화가 발생한다. Fig. 5의 압력 변화량과 같이 유량 30,000PPH 공급 시 Inlet Port에서 가장 큰 압력 변동을 보인다. 이는 A계열 항공기가 A/B 사용 시 공급 유량인 30,000~35,000PPH와 유사하다. 연료흐름분배기 압력 변동주기는 40Hz이다. 이는 비행시험 시 측정된 Bracket/Tube Stain 변동 주기 45Hz와 유사하다.



Fig. 5. Pressure Change and Cycle

진동 발생 단계는 Fig. 6와 같이 A/B 사용, 연료유량 증가, FFP Outlet Port 압력변화, FFP Inlet Port 압력 변화(F3/F4 Boost Pump), FFP/Boost Pump에 연결된 Bracket/Tube 진동 발생 순서로 발생된다.

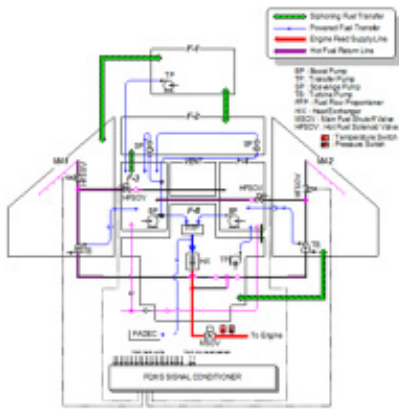


Fig. 6. Fuel System Schematic

## 2.6 항공기 운용분석

A계열 항공기 운용 분석 결과 기종별 기동 및 비행시간은 균열과 상관관계가 적고, 후기연소 사용과 관련 있다.

### 2.6.1 항공기 기동 분석

Table 2에서 기종별 기동 분석결과 기동 수준이 가장 큰 항공기인 A-2인 경우 균열이 미 발생하였고, 기동 수준이 유사한 항공기 중 균열 발생 항공기의 61%가 A-3이므로 기종별 기동과 균열 발생은 상관관계가 적다.

Table 2. Crack Caused Aircraft

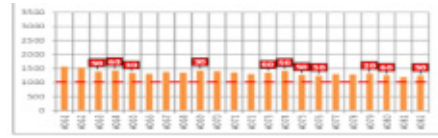
Type	Counts	Defect Occur Aircraft		
		Aircraft Number	Counts	Total
A-1	48	#001, #002, #010, #016, #048	5	18
A-2	10	-	0	
A-3	22	#063, #064, #069, #073, #074, #075, #076, #079, #080, #082	11	
A-4	60	#001, #002	2	

### 2.6.2 항공기 운용시간 분석

Fig. 7과 같이 운용시간 분석결과 A-3은 1,500시간 이하에서 50%가 균열이 발생하였으나, A-1은 1,500시간 이상 항공기 중 약 10% 항공기에서 균열이 발생함에 따라 기종별 운용시간과 균열 발생은 상관관계가 적다.



(a)



(b)

Fig. 7. Operating Time Analysis

(a) A-1 (B) A-3

### 2.6.3 항공기 후기연소기(A/B) 사용 분석

A/B(After Burner) 사용 영향성 검토 결과 Fig. 8와 같이 A/B 사용 시간이 많은 A-3 항공기에서 균열이 다수 발생하였고, Table 3와 같이 A-3 운용 분석 결과 비행시간 대비 A/B 사용시간이 많은 항공기에서 균열이 발생하였다.

No	Time of Flight (Hour)	A/B Using Time (Hour)	A/B Using Time per Flight (Hour)	Flight (Hour)	A/B Using Time of Flight 11 Aircraft	A/B Using Time of Flight 11 Aircraft per Flight (Hour)	Occur Defect 11 Aircraft
#1	825	23.43	183.5	3,572	0		
#2	780	22.87	186.0	3,536	0	○	
#3	792	22.28	134.2	3,387	0	○	○
#4	734	22.47	130.2	3,432	0	○	○
#5	652	39.84	188.5	3,339	0	○	○
#6	699	20.34	184.8	3,319			
#7	718	39.37	97.0	3,379			
#8	786	22.86	186.2	3,336	0	○	
#9	755	21.86	183.3	3,422	0		○
#10	777	21.72	180.8	3,402	0		
#11	761	20.51	97.0	3,361			
#12	823	23.83	182.8	3,302			
#13	761	22.82	188.5	3,352	0	○	○
#14	780	22.3	182.9	3,436	0	○	○
#15	730	22.29	130.8	3,285			○
#16	671	20.54	130.2	3,244			○
#17	742	21.33	183.4	3,307			
#18	723	39.89	99.4	3,390			
#19	744	22.24	187.6	3,320	0	○	○
#20	724	22.46	111.8	3,257			○
#21	727	21.36	185.7	3,197			○
#22	760	21.54	182.8	3,247			○

Fig. 8. A/B Using Time Analysis on A-3

Table 3. A/B Using Time each Aircraft Type

Type	Average Flight Time (Hr)	Average A/B Using Time (Hr)
A-1	810.82	2.77
A-2	742.61	21.68
A-3	511.63	17.05
A-4	641.92	7.19

## 2.7 항공기 지상시험 결과 분석

A-3 항공기를 통해 지상에서 연료 배관 장착 방법에 따라 Pre-load 영향성에 대한 검토를 수행한 결과 Fig. 9와 같이 FS300 Bulkhead 균열발생 부위의 Pre-load(SF101/SF102)는 최대  $12 \mu\epsilon$ 로 영향이 미미하였으며, 연료 배관 Clamp 부위의 Pre-load(SF107)는 최대  $354 \mu\epsilon$ 로 일부 영향이 있으나 파손 수준은 아닌 것으로 판단된다.

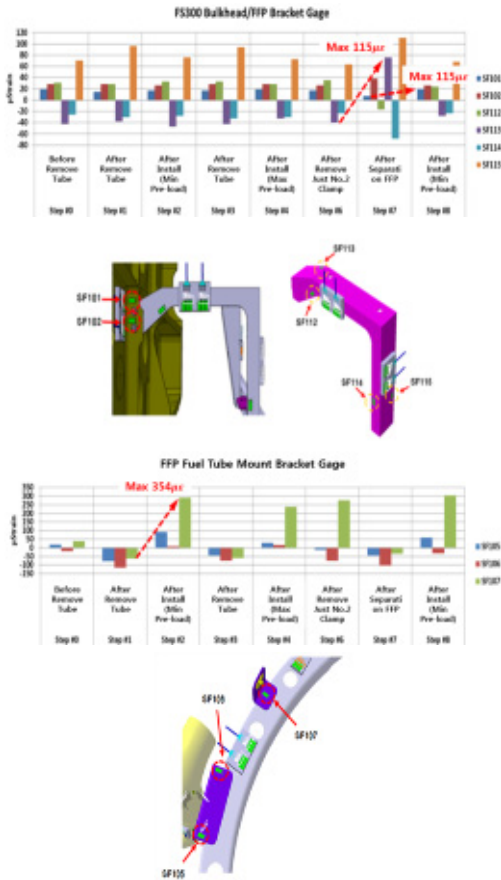


Fig. 9. Configuration Definition and Ground Pre-Load Test

## 2.8 항공기 비행시험 결과 분석

### 2.8.1 항공기 비행시험 형상

A-3 항공기에 Fig. 10과 같이 Strain Gage 25개를 장착하여 비행 기동별 Strain Level을 측정하였다.

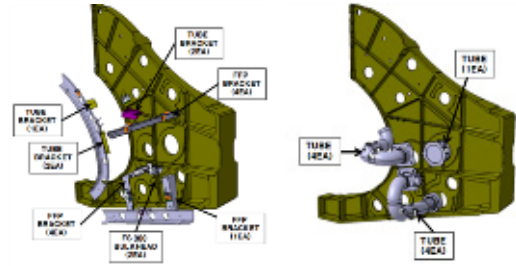


Fig. 10. Strain Gage Install Location

### 2.8.2 Pump 압력공급에 따른 Strain Level 분석

비행시험 결과 Pump 압력 공급에 따른 Strain Level 변화를 확인하였다. A-3 항공기의 Strain Gage 장착형상 위치 Fig. 9의 SF101의 비행시험 결과( $\mu\text{Strain}$ )는  $-81 \mu\epsilon$ 와 같이 낮은 수준의 응력이 FFP가 작동하는 비행 중에 지속적으로 작용한다.

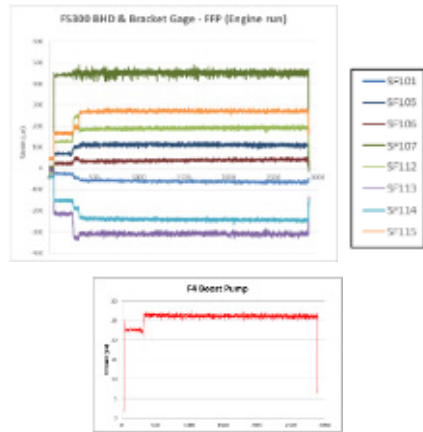


Fig. 11. Gage Change on Engine Run

### 2.8.3 A/B 사용에 따른 Strain Level 분석

4차 비행시험 반복수행에서 A/B 사용에 따른 유량 및 연료압 영향으로 Strain level 변화를 확인하였다. SF106에  $140 \mu\epsilon$ , SF107에  $854 \mu\epsilon$ , SF113에  $-445 \mu\epsilon$ , SF114에  $-393 \mu\epsilon$ 로 최대값이 측정되어 구조에 치명적인 환경 및 부위에 대해 확인하였다.



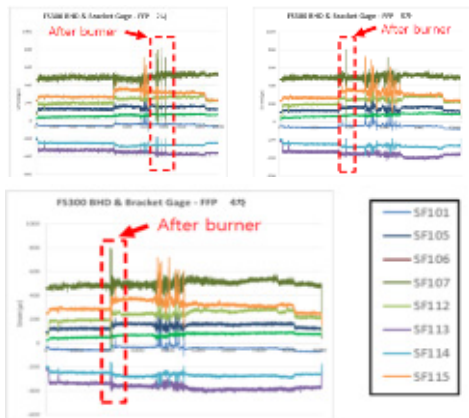


Fig. 12. Gage Change on Flight Test using A/B

A/B 사용 시 FFP에 연결된 Bracket과 Tube에서 45HZ 수준의 진동이 발생되는 것을 확인하였다. 0.2초의 측정 범위에서 9회 진동 발생으로 A/B 사용이 장착 구조에 미치는 영향을 확인하였다.

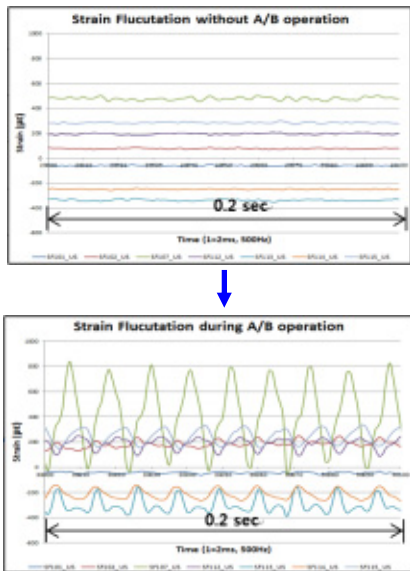


Fig. 13. Vibration Gage Change on A/B

2.8.4 비행기동에 따른 Strain Level 분석

기동에 의한 WBM(Wing Bending Moment) 변화에 따라 Strain Level 변화를 확인하였다. SF101에 161 $\mu\epsilon$ , SF105에 366 $\mu\epsilon$ , SF115에 750 $\mu\epsilon$ 으로 최대값이 측정되었다. Aluminum의 경우 1000 $\mu\epsilon$ 은 10Ksi 정도이

며, 기동 시 발생하는 정적 하중으로 정적 응력허용치 대비 낮은 수준으로 구조에 대한 영향을 확인하였다.

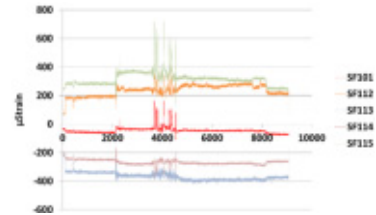


Fig. 14. Gage Change on Flight Operation

2.9 체결 구조 결함 원인 종합 분석

연료흐름분배기 장착 구조물 결함 특성을 Table 4과 같이 파악하였다. 파단면 분석을 통해 반복하중에 의해 파단되는 피로균열 특성을 확인하였다. 항공기 운용분석 결과 기중별 기동 및 비행시간은 균열과 직접적인 상관관계가 적고, 후기연소(A/B) 사용과 관련 있다.

Table 4. Total Analysis of the Causes of Defects

Process	Results of Analysis
Feature Analysis	Fatigue Defects by Repeated Loads
Vibration Analysis	FFP Vibration Caused by Flow Rate Change
Operating Analysis	Aircraft Operating Analysis Shows Defects in Aircraft with More A/B Compared to Flight Time
Ground Test Analysis	Pre-Load in Aircraft Ground Operation is Not Affected by Defects
Flight Test Analysis	Flight Tests Confirm Structural Defect Effects through Stress Changes Resulting from the Use of A/B
Defect Cause Identificaion	Identify the Cause of the Install Structure Defects

2.10 결함 개선

항공기 운용 중 후기연소(A/B) 사용에 따라 유량의 급격한 증가로 진동 및 응력이 발생하고 구성품 체결 구조의 결함이 야기된다. 해당 부위의 구조 보강을 통해 구조 건전성을 확보하고 항공기 장착 및 구조설계에 활용하고자 한다. 연료흐름분배기(FFP) 하부 장착 Bracket과 체결된 Bulkhead 균열부위에 정적 및 수명해석을 통해 구조보강 형상을 확정하였다. Fig. 15는 Bulkhead의 균열 부위를 제거한 후 추가부품으로 구조물을 보강하였다.

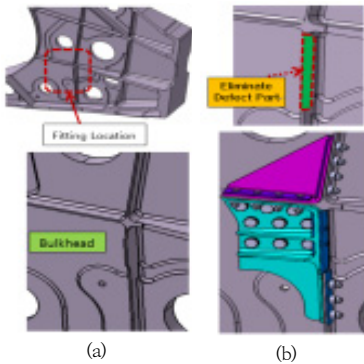


Fig. 15. Configuration of Structure Fitting  
(a) Before Change (b) After Change

연료흐름분배기(FFP) 체결 구조물의 보강 형상에 대하여 Fig. 16와 같이 분석하여 구조 건전성을 검증하고자 한다.

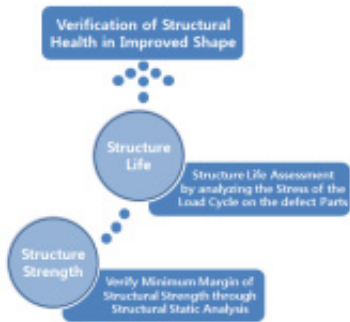


Fig. 16. Verification Process of Structure Health

### 2.10.1 개선 형상 구조 건전성 분석

개선형상에 대하여 Table 6와 같이 정적해석 결과 구조강도 최소 마진이 +0.15로 구조 건전성에 이상이 없음을 확인하였다. 정적해석은 항공기 주요기동하중에 연료 흐름분배기(FFP) 장착 하중(Inertia + Proof Pressure) 조건으로 수행하였다. 아래의 Table 5과 같이 보강 전 형상에 대한 정적해석 결과와 Table 6와 같이 균열 발생 항공기 보강 형상에 대한 정적해석 결과에 대한 최소 마진을 비교하면 개선형상에 대한 충분한 마진을 확인할 수 있다.

Table 5. Results of Static Analysis Before Fitting

Name	Load Case	Failure Mode	Margin of Safety
Bulk head	Inertia(UP 15G)	von-Mises	+0.10
	Inertia(FWD 15G)	Fastener Strength	+3.43
	Inertia(FWD 15G)	Bearing	+1.01
FFP Bracket	Inertia(UP 15G)	von-Mises	+0.44
	Inertia(FWD 15G)	Fastener Strength	+3.43
	Inertia(FWD 15G)	Bearing	+1.17

Table 6. Results of Static Analysis After Fitting

Name	Load Case	Failure Mode	Margin of Safety
Bulk head	Inertia(FWD 15G)	von-Mises	+0.15
	Inertia (FWD 4.5G UP 6.75G)	Fastener Strength	+8.65
	Inertia(UP 15G)	Bearing	+5.15
FFP Bracket	Inertia(UP 15G)	von-Mises	+0.47
	Inertia(UP 15G)	Fastener Strength	+9.91
	Inertia(FWD 15G)	Bearing	+6.69

### 2.10.2 개선 형상 구조 수명 분석

개선 형상의 균열 발생 부위에 대한 수명검토를 위해 A-1과 A-3 항공기에 대한 해석을 수행하였다. A-3 항공기 결함과 상관관계가 있는 A/B 작동 시 하중 Cycle과 A-1 항공기 결함과 상관관계가 있는 운용시간을 이용하여 파손 발생 Cycle을 계산하였다. Table. 7와 같이 파손 항공기 중 기종 별 A/B Cycle이 가장 작은 호기인 A-1의 #10과 A-3의 #82를 선정 하였다. A/B 작동에 의한 하중 Cycle은 A/B 사용 시간에 하중 주기인 45Hz를 곱하여 적용하였다.

Table 7. Defect Aircraft Operating Situations

Type	Relations	Flight Time(Hr)	Load Cycle of A/B Operating
A-1, #10	Flight Time	1,247	5,727,568
A-3, #82	A/B Operating	2,262	1,024,974

비행시간에 따른 하중 Cycle은 항공기 운용특성, 기동조건 및 연료흐름분배기(FFP) 연료 압력 상태에 따라 다르므로 정량화를 위해 파손된 두 기종(A-1, A-3)의 운용시간, A/B 작동 Cycle 데이터를 이용하여 A/B 작동에 의한 하중에 상응하는 Cycle로 가정한다. 수식 (1)에서

T는 운용시간 N\_T는 운용시간 당 하중 Cycle, N\_A/B는 A/B 작동에서 하중 Cycle을 나타낸다. Table 8의 값을 이용하여 N\_T를 계산하면 약 4,633 Cycle이다. 비행 시간과 A/B 사용을 고려하면 약 1,200만 Cycle에서 파손이 발생한다.

$$T_{(A-3)} \times N_T + N_{A/B(A-3)} = T_{(A-1)} \times N_T + N_{A/B(A-1)} \quad (1)$$

항공기 수명 시간 약 8,000(hr)이 A-3 항공기 결합 발생 시간 약 1,247(hr) 대비 6.5배 이상임을 고려하면 A/B 작동 시 하중 기준으로 약 7,700만 Cycle 이상에서 균열이 발생하지 않아야한다. 즉, Fig. 17와 같이 해당 부위의 응력은 무한 수명을 의미하는 Fatigue limit인 15(Ksi) 이하로 설계되어야한다. Fig. 18과 같이 구조 해석을 수행하였으며 Table 8은 보강 전 형상에 대한 수명 검토 결과이다.

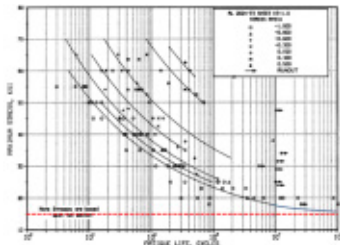


Fig. 17. Best-Fit S/N Curves for Unnotched, 2024-T3 aluminum Alloy Sheet

Table 8. Results of Life Analysis Before Fitting

Name	After Burner	Applied Stress (psi)	Fatigue Life (Cycle)
Bulkhead	On	18,579	6.5E+06
FFP Bracket	On	15,887	6.0E+07

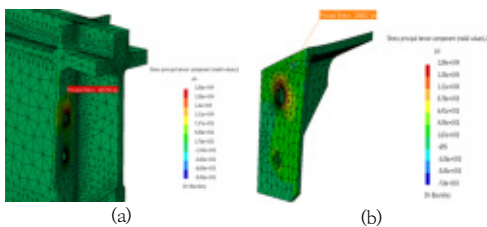


Fig. 18. Analysis Fatigue Life Before Fitting (a) Bulkhead (b) FFP Bracket

균열 발생 항공기 보강형상에 대해 Fig. 19과 같이 구조 해석을 수행하였으며 Table 9과 같이 해당 부위의 응력이 15Ksi 이하를 확인하였다. 보강형상에 대한 피로 수명 또한 7,700만 Cycle 이상을 확보하였다. 개선 형상의 균열 발생 부위에 대한 수명 검토 결과 응력 값을 피로한계 값으로 설계하여 무한 수명을 확보하였다.

Table 9. Results of Life Analysis After Fitting

Name	After Burner	Applied Stress (psi)	Fatigue Life (Cycle)
Bulkhead	On	4,249	>1.00E+08
FFP Bracket	On	14,883	>1.00E+08

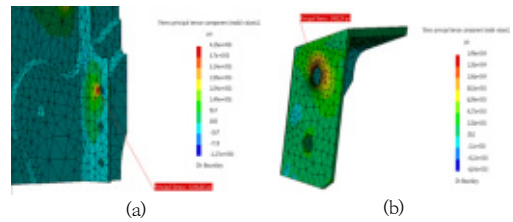


Fig. 19. Analysis Fatigue Life After Fitting (a) Bulkhead (b) FFP Bracket

### 3. 결론

본 논문은 항공기 운용 중 발생하는 구조 결합의 원인을 파악하기 위해 연료흐름분배기 장착 구조물 결합 특성을 파악하였다. 항공기 구조 결합이 발생함에 따라 대상 위치 및 현상을 파악하였다. 연료흐름분배기를 지지하는 구조에 발생하는 하중 특성 등 장착설계를 검토하고 파단면 분석을 통해 브라켓 접촉면에서 균열 초기에 균열 발생 후 반복하중에 의해 파단되는 피로균열 특성을 확인하였다.

연료흐름분배기에 발생하는 진동은 A/B사용, 연료유량 증가, FFP Outlet Port 압력변화, FFP Inlet Port 압력변화, FFP/Boost Pump의 Bracket/Tube 진동발생 순서로 발생한다. 또한 항공기 운용분석 결과 기종별 기동 및 비행시간은 균열과 직접적인 상관관계가 적고, 후기연소(A/B) 사용과 관련 있다. 항공기 지상시험을 통한 분석에서 연료배관 장착 방법에 따라 Pre-Load 영향성을 검토한 결과 영향이 파단 수준은 아닌 것으로 판단되었다. 항공기에 Strain Gage 25개소를 장착하여 비행시



험 결과 후기연소(A/B) 사용 유무에 따른 진동특성을 확인하였다.

연료흐름분배기 장착 Bracket과 체결된 Bulkhead 균열 부위에 정적 및 수명해석을 통해 구조 보강 형상을 확정하였다. 개선 형상에 대하여 정적 해석 결과 구조강도 최소 마진 +0.15를 확보하였다. 수명분석을 통해 하중기준을 설정하였으며, 피로응력 15Ksi 및 피로수명이 7,700만Cycle 이상임을 확인하여 개선 형상에 대한 신뢰성을 확보하였다.

향후 항공기 구조 원인분석 절차 및 결합개선 결과를 토대로 결합 발생 원인을 발견하고 품질 개선 연구에 활용하고자 한다.

## References

- [1] "Fuel System General Design Specification for," AFGS-87154, 1992.
- [2] Y.S. Nam, T.H. Kim, Y.H. Kim, S.B. Song, N.S. Jung, T.W. Chun, Y.J. Choi, "A Study on Life Cycle Extension of FFP Motor Through T-50 Aircraft Flight Test," *The Korea Society for Aeronautical & Space Sciences Bulletin*, pp. 597-600, 2009.
- [3] S.J. Kim, T.W. Kim, "Study on Fixed Wing Aircraft Fatigue Life Substantiation Method," *Journal of the Korean Society for Aviation and Aeronautics*, pp. 41-46, 2016.  
DOI: <https://doi.org/10.12985/ksaa.2016.24.1.041>
- [4] J.W. Hur, "Study on Fatigue Life Estimation for Aircraft Engine Support Structure," *Transactions of the Korean Society of Mechanical Engineers-A* 34(11), pp. 1667-1674, 2010.  
DOI: <https://doi.org/10.3795/KSME-A.2010.34.11.1667>
- [5] M.U. Jang, Y.W. Lee, Y. J. Seo, S. Y. Jin, "The Study on Improvement about Structural Integrity of Main Landing Gear for Rotorcraft," *TKorea Academy Industrial Cooperation Society*, pp. 459-467, 2019.  
DOI: <https://doi.org/10.5762/KAIS.2019.20.10.459>
- [6] "Fuel System Components General Specification for," MIL-F-8615D, 1976.
- [7] "Air vehicles Subsystems(Appendix E, Air vehicle Fuel Subsystem Requirements and Guidance)," JSSG-2009.
- [8] Schijve, J., "Fatigue Damage in Aircraft Structures, not Wanted, but Tolerated," *International Journal of Fatigue*, Vol. 31, pp. 998-1011, 2009.  
DOI: <https://doi.org/10.1016/j.ijfatigue.2008.05.016>
- [9] "Damage Tolerance and Fatigue Evaluation of Structure," AC 25.571.

최 형 준(Hyung-Jun Choi)

[정회원]



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

<관심분야>

항공우주, 체계, 유체

이 진 원(Jin-Won Lee)

[정회원]



- 2019년 2월 : 경상대학교 항공우주 및 소프트웨어공학과 (공학석사)
- 2018년 12월 ~ 현재 : 국방기술품질원 연구원

<관심분야>

항공공학

최 재 호(Jae-Ho Choi)

[정회원]



- 2015년 8월 : 연세대학교 산업공학과 (공학석사)
- 2015년 9월 ~ 현재 : 국방기술품질원 선임연구원

<관심분야>

품질경영, 서비스품질, 항공우주

박 성 제(Sung-Jae Park)

[종신회원]



- 2012년 2월 : 한국항공대학교 항공기시스템공학과 (공학학사)
- 2014년 8월 : 일리노이주립대학교 MBA (경영학석사)
- 2011년 8월 ~ 2013년 8월 : 캐세이퍼시픽항공 항공정비사
- 2014년 12월 ~ 현재 : 국방기술품질원 선임연구원

<관심분야>

항공공학, 체계공학, 경영전략