

論文

소형 항공기 엔진 마운트 구조물의 피로 건전성 평가

이무형*, 박일경**, 김성준**, 안석민***

Estimation of Fatigue Integrity for Small Aircraft
Engine Mount Strut

Mu-hyoung Lee*, Ill-kyoung Park*, Sung-joon Kim* and Seok-min Ahn**

ABSTRACT

The estimation of fatigue integrity is very important for aerospace structures such as engine mount strut. The reason is that the fatigue integrity is essential analysis process to establish the structural stability in aerospace field. Therefore, in this paper, the process of fatigue analysis and test was performed for engine mount strut to prove the structural fatigue integrity. First of all, the fatigue load spectrum is constructed by considering the small aircraft operating condition. Fatigue analysis is done for the cluster near the welding zone which may have F.C.L.(fracture critical location). The fatigue life of engine mount strut was estimated by the Miner's rule which is the damage summation method. Finally, Fatigue test is performed to verify the fatigue integrity. The estimation process of fatigue integrity for engine mount strut of small aircraft may help the design.

Key Words : Small Aircraft(소형 항공기), Engine Mount Strut(엔진 마운트 스트럿), Fatigue Integrity(피로 건전성), F.C.L.(피로 취약 지점)

1. 서 론

국내에서는 북미시장 진출 및 미국과의 BASA (Bilateral Aviation Safety Agreement) 협정개정을 위해 국토해양부 주관하에 FAR23 Normal급 4인승 복합재 소형항공기를 개발하고 있다. 일반적으로 FAR23 Normal급 소형항공기는 피스톤 엔진에 연결된 프로펠러의 회전으로 추력을 발생시키는 방식을 채택한다[1]. 엔진 추력을 항공기 동체에 전달하고, 지상운용 중 전륜 착륙장치(nose landing gear, NLG)에서 전달되는 하중을

지지하는 엔진 마운트 구조물(engine mount strut, EMS)은 소형 항공기의 주요 구성품이다. 엔진 마운트 구조물은 소형 항공기 운용에 따라 다양한 하중하에서 엔진을 지지한다. 그러므로 다양한 하중으로 인한 피로 파괴를 미연에 방지하고자 엔진 마운트 구조물의 피로 건전성을 입증하는 연구는 매우 중요하다[2].

소형 항공기는 오래전부터 세계 각국에서 개발되고 있으며 국내에서도 몇 차례 소형항공기를 개발한 사례가 있다. 하지만 엔진 마운트 구조물의 경우 민간항공기 국제인증을 위한 개발과정에서 미연방항공청(Federal Aviation Administration, FAA)수검을 받기 위한 피로 시험이 수행된 사례가 거의 없는 실정이다. 이러한 상황으로 국내에서도 소형 항공기 개발 시 민간항공기 협정을 위한 엔진 마운트 구조물의 피로 시험을 통해 피로 건전성을 입증하는 개발 과정이 수행된 경험이 전무하다. 본 연구에서는 민간항공기

2011년 11월 14일 접수 ~ 2011년 12월 12일 심사완료

* 한국항공우주연구원 항공구조팀
연락처, E-mail : emuaero@kari.re.kr
대전광역시 유성구 과학로 169-84

** 한국항공우주연구원 항공구조팀

*** 한국항공우주연구원 항공기술실

국제인증과 동시에 미연방항공청 수검을 위해 엔진 마운트 구조물 피로 건전성을 입증하는 일련의 과정이 국내에서 최초로 시도되었다.

구조물의 피로 수명을 산출하기 위한 방법으로 여러 가지 방법들이 사용되고 있으며, 본 연구에서는 응력-수명 방법을 이용하여 피로 수명을 산출하였다. 응력-수명 방법은 오래전부터 사용되어온 표준 피로 설계 방법으로 현재에 이르러서도 고주기 피로 특성의 구조 피로 수명 평가에 널리 사용되고 있다[3]. 우선 신뢰도있는 피로 수명을 산출하기 위해 피로 수명 및 피로 시험에 관련된 민간항공기 규정인 AC(advisory circular) 23-13A에 명시된 산란 인자(scatter factor)를 적용하였다[4]. 산출된 피로 수명을 평가하기 위해 엔진 마운트 구조물의 피로 시험을 계획, 수행하였다. 소형 항공기 실제 하중 조건과 피로시험 하중 조건의 정확도를 평가하고자 피로취약지점에 대한 응력 결과를 비교하였다. 또한 효율적인 피로 시험을 위해 축약된 피로 시험 하중 스펙트럼을 구성하여 피로 시험을 수행하였다.

2. 엔진 마운트 구조물

항공기 구조물은 설계 요구 조건을 만족시키는 강성 및 강도를 확보하면서 동시에 최대한 경량화되도록 설계, 제작해야 한다. 이를 위해 엔진 마운트 구조물에서는 저합금강으로 제작된 철제 튜브(steel tube)를 용접체결하는 방식을 채택하였다. 해당 소재로는 구조 강도 및 피로 특성이 우수하며 용접이 용이하다는 장점을 가지고 있는 저합금강 AISI 4130, AISI 4340을 사용하였다. 이러한 용접 체결 방식은 항공기 엔진과의 장착부 제공, 엔진 및 관련 계통과의 간섭 조건, 그리고 전방착륙장치의 장착점을 제공하는데 용이한 방식으로 구조적 안전성을 확보하면서 동시에 구조 중량을 최소화할 수 있다.

엔진 마운트 구조물은 엔진과 전륜착륙장치에서 전달되는 추력, 하중 등을 동체로 전달시키기 위해 동체의 벌크헤드(bulkhead)와 연결되어 전달되는 하중을 동체 측면 및 동체 하부 론저론(longeron), 그리고 용골(keel)에 전달하게 된다. 또한 엔진 장착을 위한 엔진 마운팅 브라킷(bracket), 전륜착륙장치 장착을 위한 전륜착륙장치 장착부(NLG attachment), 그리고 동체와의 장착을 위한 연결부들을 연결하며 하중을 지지, 전달하는 철제 튜브들로 구성되어 있다. 소형 항공기에 장착하기 위해 설계된 엔진 마운트 구조

물 3D 형상 모델을 Fig.1에 나타내었으며, 엔진 마운트 구조물 소재로 사용된 AISI 4130, 4340 물성치를 표 1에 나타내었다.

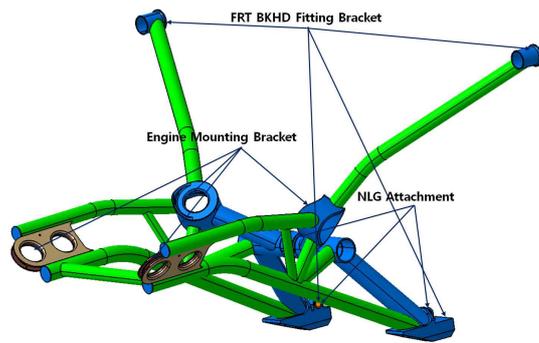


Fig. 1 KC-100 EMS CATIA 3D Model

표 1 Material properties of AISI 4130, 4340[5]

Value of AISI 4130				
F_{tu}	655	[MPa]	95	[ksi]
F_{ty}	517		75	
F_{cy}	517		75	
F_{su}	393		57	
E	200		29	
E_c	200		29	
G	76		11	
μ	0.32			
Near Fusion Welds in AISI 4130, 4340				
F_{tu}	552	[MPa]	80	[ksi]
Value of AISI 4340				
F_{tu}	1,241	[MPa]	180	[ksi]
F_{ty}	1,124		163	
F_{cy}	1,193		173	
F_{su}	745		108	
E	200		29	
E_c	200		29	
G	76		11	
μ	0.32			

3. 엔진 마운트 구조물 피로 해석

3.1 구조 해석

엔진 마운트 구조물의 경우 다양한 하중 조건에 대해 유한요소해석을 수행하여 하중 전달메커니즘을 파악하고 각 부재에 대해 안전여유(Margin of safety, M.S.)를 계산하였다. 또한 각각의 하중 조건을 고려하여 응력 수준이 가장 높은 지점을 피로취약지점으로 선정하였고, 피로 수명을 산출하였다. 이를 위해 유한요소 상용프로그램인 MSC.Patran으로 유한요소모델을 생성한 후 MSC.Nastran을 이용하여 적용되는 하중 조건에 대한 정적 구조 해석을 수행하였다. 정적 구조 해석을 위해 생성한 유한요소모델은 Fig. 2에 나타내었다.

정적 구조 해석 결과를 바탕으로 금속재료에서 주로 사용되는 본-미세스(von-mises) 파손이론(식(1)~(2))을 적용하여 각 부재에 대한 안전여유를 계산하였다. 계산 결과 최소 안전율 0.05이상의 값이 도출되어 모든 하중 조건에 대한 정적 구조 건전성 결과 이상 없음을 확인하였다. 소형 항공기 엔진 마운트 구조물에 적용되는 하중 조건은 비행 하중과 지상 하중들로 구성되어 있다. 각각의 하중 조건에 대한 정적 해석 결과를 분석하여 비행 하중 조건에서는 오른쪽 브라켓(Bracket) 용접 체결부근에서 가장 높은 응력 결과가 나타났으며, 지상 하중 조건에서는 오른쪽 클러스터(Cluster) 용접 체결부근에서 가장 높은 응력 결과가 나타남을 확인하였다. 엔진 마운트 구조물 하중 조건을 적용하여 유한요소해석을 수행한 결과 응력 수준이 가장 높은 두 지점을 Fig. 3 ~ 4에 나타내었다. 또한 두 위치를 피로 파괴가 발생할 확률이 가장 높은 피로 취약 지점으로 선정하였다. 본 논문에서는 피로 취약 지점으로 선정된 오른쪽 브라켓 용접부 부근과 클러스터 용접부 부근에 대하여 피로 해석을 수행하였다.

$$\sigma_{eq} = \frac{1}{\sqrt{2}} \sqrt{(\sigma_x - \sigma_y)^2 + (\sigma_y - \sigma_z)^2 + (\sigma_z - \sigma_x)^2} \quad (1)$$

$$M.S. = \frac{F_{tu}}{Stress_{von-mises}} - 1 \quad (2)$$

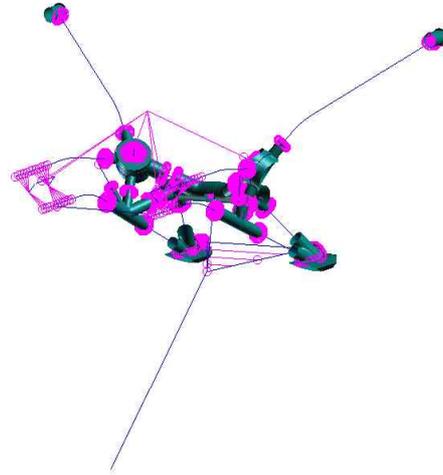


Fig. 2 Finite element model of EMS

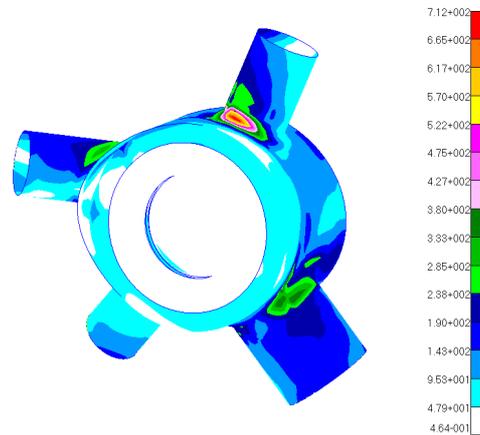


Fig. 3 Stress Analysis results of EMS BRK[MPa]

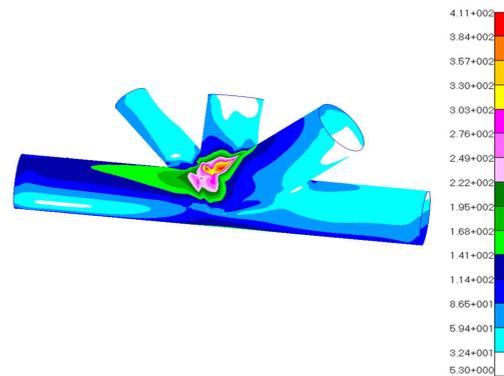


Fig. 4 Stress Analysis results of EMS Cluster[MPa]

3.2 피로 해석

3.2.1 하중 스펙트럼

일반적으로 피로 해석을 수행하기 위해서는 해당 구조물이 구동하는 조건에 대한 하중 스펙트럼이 필요하다. 본 논문에서는 표 2에 나타난 소형 항공기 운용 조건을 바탕으로 구성된 하중 스펙트럼을 이용하여 피로 해석을 수행하였다. 피로 해석에 사용된 하중 스펙트럼은 한 블록당 1000시간으로 구성되어 있으며 엔진질량중심지점과 전륜착륙장치에서 하중이 전달되는 접합위치에서 하중들이 적용되어 있다. 하중 스펙트럼에는 총 9가지의 하중 조건이 조합되어 있으며 이를 피로 취약 지점에 적용해야 한다. 이를 위해 9가지 하중 성분들과 응력 결과와의 관계를 나타내는 응력 방정식(stress equation)을 구성하였다. 응력 방정식은 피로 취약 지점의 응력과 각각의 하중성분들의 연관성을 선형 다중 회귀 분석법으로 분석하여 나타낸 관계식으로 결과의 정확도를 결정계수법을 통해 검증하였다. 응력 방정식은 피로 하중 스펙트럼을 피로 해석에 사용되는 피로취약지점의 응력 스펙트럼으로 변환할 수 있다. 그러므로 응력 방정식으로 생성된 응력 스펙트럼을 이용하여 선정된 피로취약지점에 대한 피로 수명을 산출할 수 있다.

결정계수법은 추정된 회귀식에 대한 신뢰도를 측정하는 방법으로 사용되어 질 수 있다. 따라서 먼저 총 변동에 대한 값, SST (sum of square for total)는 식(3)을 통해 구할 수 있다. 여기서 y_i 는 실제값, \bar{y} 는 그에 대한 평균이다. 한편, 회귀에 의하여 설명되는 회귀변동, SSR (sum of square for regression value)값은 식(4)로부터 구할 수 있다.

$$SST = \sum (y_i - \bar{y})^2 \tag{3}$$

$$SSR = \sum (\hat{y}_i - \bar{y})^2 \tag{4}$$

여기서 \hat{y}_i 는 추정에 의한 값이다. 한편, 결정계수는 R^2 으로 나타낼 수 있고 식(5)와 같다.

$$R^2 = \frac{SSR}{SST} \tag{5}$$

여기서 $0 \leq R^2 \leq 1$ 의 범위에 있게 되고 이 값이 1에 가까울수록 회귀식의 신뢰정도가 높다는 것을 의미한다[6]. 선정된 피로 취약 지점에 대한 응력 방정식결과 모두 0.995이상의 결정계수값이 나타나 회귀분석결과가 높은 정확성을 지니고 있음을 확인하였다. 계산된 응력방정식 계수를 표 3에 나타내었고, 응력 방정식을 이용하여 구성된 응력 스펙트럼을 Fig.5~6에 나타내었다.

표 2 Mission Profile of KC-100

Mission : Executive						
	Alt (ft)	Airspeed(KTAS)	Duration(Hr)	Distance Flown (NM)	Fuel Weight (kg)	Gross Weight(kg)
Taxi Out	0	-	-	-	74.86	1608.00
Takeoff & Climb	0->14000	VF_TO	0	0	74.86	1608.00
Cruise(Seg 1)	14000	200.0	0.325	65.00	49.91	1583.05
Cruise(Seg 2)	14000	200.0	0.325	65.00	24.985	1558.09
Descent	14000->0	VF_LD	0	0	0	1533.14
Landing	0	-	-	-	0	1533.14
Taxi In	0	-	-	-	0	1533.14
Mission : Personal						
Taxi Out	0	-	-	-	74.86	1608.00
Takeoff & Climb	0->8000	VF_TO	0.025	3.00	74.86	1608.00
Cruise(Seg 1)	8000	180.0	0.325	58.50	49.91	1583.05
Cruise(Seg 2)	8000	180.0	0.325	58.50	24.95	1558.09
Descent	8000->0	VF_LD	0.025	2.68	0	1533.14
Landing	0	-	-	-	0	1533.14
Taxi In	0	-	-	-	0	1533.14
Mission : Instructional						
Taxi Out	0	-	-	-	170.07	1608.00
Takeoff & Climb	0->8000	VF_TO	0	0	170.07	1608.00
Cruise(Seg 1)	8000	180.0	0.125	22.50	120.18	1558.11
Cruise(Seg 2)	8000	180.0	0.125	0.00	20.39	1458.32
Descent	8000->0	VF_LD	0	0	20.39	1458.32
Landing	0	-	-	-	20.39	1458.32
Taxi In	0	-	-	-	20.39	1458.32

표 3 Coefficient of Stress Equation

$$\begin{aligned} \text{Stress equation} &= C_1 \times NLG_{FX} + C_2 \times NLG_{FY} \\ &+ C_3 \times NLG_{FZ} + C_4 \times ENGCG_{FX} \\ &+ C_5 \times ENGCG_{FY} + C_6 \times ENGCG_{FZ} \\ &+ C_7 \times ENGCG_{MX} + C_8 \times ENGCG_{MY} \\ &+ C_9 \times ENGCG_{MZ} \end{aligned}$$

	C_1	C_2	C_3	C_4	C_5	C_6	C_7	C_8	C_9
Cluster	-2.9 E-2	-3.2 E-4	4.3 E-2	-1.3 E-2	-1.4 E-2	-2.9 E-3	3.1 E-5	-3.2 E-5	-1.3 E-5
Rear BRK	-2.4 E-2	-1.5 E-3	-8.9 E-3	-4.4 E-2	-3.4 E-3	-3.6 E-2	-1.3 E-4	-1.3 E-4	6.7 E-5

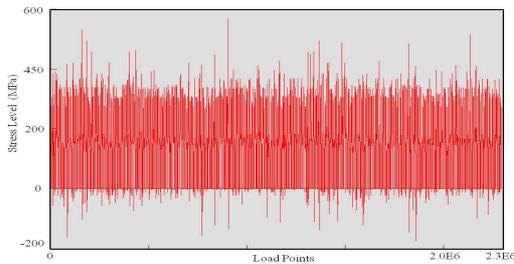


Fig. 5. Stress Spectrum of F.C.L. No.1(Cluster)

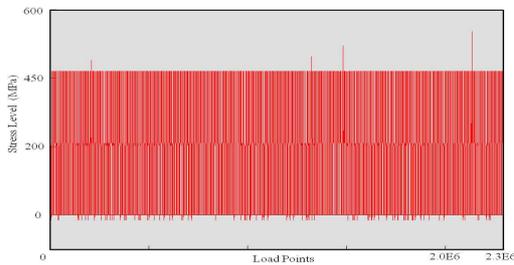


Fig. 6. Stress Spectrum of F.C.L. No.2(Rear BRK)

3.2.2 피로 해석

본 연구에서는 엔진 마운트 구조물 비행 하중 조건과 지상 하중 조건을 적용하여 오른쪽 브라킷과 클러스터 용접부 부근을 피로 취약 지점을 선정하였다. 하중 스펙트럼 하중 성분들과 응력 결과간 선형 다중 회귀분석을 통해 획득한 응력 방정식을 바탕으로 응력 스펙트럼을 생성하였다. 또한 효율적인 피로 해석을 수행하기 위해 사이클 집계방법 중 가장 널리 사용되고 있는 레인플로우(Rainflow-counting) 집계방법을 이용하여 응력 스펙트럼에 대해 사이클 집계를 수행하였다. 피로 해석에는 응력-수명법을 위해 엔진 마운트

구조물 소재의 응력-수명 선도가 사용되었다[7]. 엔진 마운트 구조물은 저합금강인 AISI 4130과 4340으로 제작되었으나 피로 취약 지점의 위치는 AISI 4130로 제작된 위치로 피로 해석에는 Fig. 7에 나타난 AISI 4130 응력-수명 선도를 이용하였고, 응력-수명 선도의 관계식을 식(6) ~ 식(7)에 나타내었다. 일반적으로 항공기 구조물의 피로 해석 과정에서 신뢰도있는 피로 수명을 산출하기 위해 산란 인자를 적용한다. 산란 인자는 피로 해석에 발생할 수 있는 모든 불확실성이 고려된 것으로 피로 시험에 적용되는 산란 인자를 바탕으로 피로 해석에는 두 배가 적용된다. 민간항공기 규정인 AC23-13A에 명시된 산란 인자를 계산하는 방법을 식(8)에 나타내고 있다. 식(8)에 나타난 Z_p 는 응력 수명의 정규분포 변량이며, σ 는 피로 수명의 표준 편차이며, n_s 는 피로 시험체 수이다. 산란 인자에는 미연방항공청 규정에 의거한 99.97%의 신뢰도를 고려한 3.511의 Z_p , 17%의 표준편차, 마지막으로 단일 시험에 대한 시험으로 1의 n_s 를 적용하여 7.0의 피로 시험 산란 인자를 산출하였다. 본 연구에서는 피로 해석에는 피로 시험으로 산출된 산란 인자의 두 배인 14.0를 적용하여 피로 수명을 산출하였다.

$$\text{Log}N_f = 9.65 - 2.85 \text{Log}(S_{eq} - 61.3) \quad (6)$$

$$S_{eq} = S_{\max}(1 - R)^{0.41} \quad (7)$$

$$\text{Scatter Factor}_{FST} = 10^{Z_p \sigma \sqrt{\frac{n_s + 1}{n_s}}} \quad (8)$$

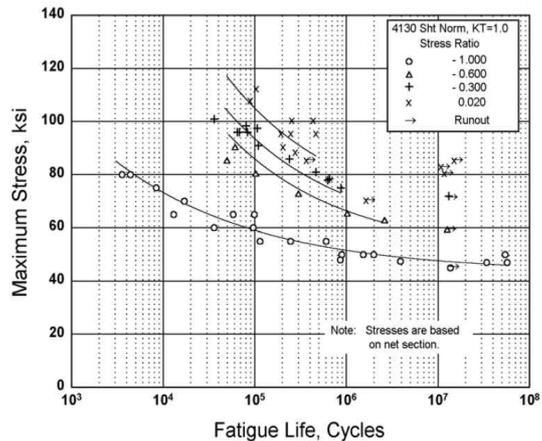


Fig. 7 S-N Curve of AISI 4130

본 연구에서는 Fig. 8에 나타난 피로 해석 과정을 적용하여 피로 해석을 수행하였다. 응력 방정식을 통해 생성된 응력 스펙트럼에 대해 집계된 싸이클의 하중 순서를 고려하여 응력비와 응력 진폭을 산출하였다. 계산된 응력비와 응력 진폭, 그리고 산란 인자를 적용하여 하중 스펙트럼에 대한 손상률은 선형손상합산법칙인 마이너 법칙(Miner's rule)을 적용하여 계산하였다. 피로 수명 산출 결과 피로 하중 스펙트럼에 대한 총 손상률이 1.0미만으로 피로 건전성에 문제가 없음을 확인하였다.

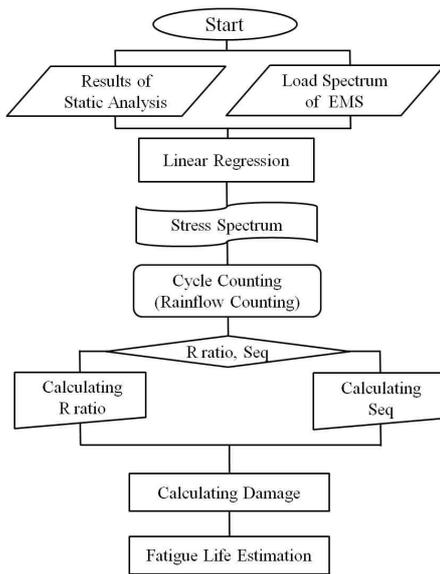


Fig. 8 Fatigue Analysis Flow Chart

4. 엔진 마운트 구조물 피로 시험

앞서 소형 항공기 엔진 마운트 구조물의 피로 건전성 평가 결과를 입증하기 위해 본 연구에서는 엔진 마운트 구조물에 대한 피로 시험을 수행하였다. 피로 시험은 FAR에 명시된 피로 시험 기준에 기술된 사항(표 4)에 의거하여 피로 시험을 수행하였다. 표준 피로 시험 기준에 따라 피로 시험중 검사 방법과 검사 주기를 선정하였으며, 선정된 검사 주기에 피로 진행 이상없음을 확인한 후 시험을 진행하였다. 본 연구에서는 앞서 기술한 산란 인자를 적용한 7 Life 피로 시험을 준비하였다. 피로 시험의 각 Life는 12블록으로 구성되어 있으며, 블록당 200만개 이상의 하중 포인트들로 구성되어 있다. 실제 비행 하중 스펙트럼에 대한 피로 시험을 진행하게 되면 너무 많은 시간과 비용이 소요된다. 그러므로 효율적인 피로 시험을 위해 실제 비행 하중 스펙트럼과 동일한 손상률을 가지면서 스펙트럼 하중 개수가 축약된 피로 시험 하중 스펙트럼을 구성하여 시험을 진행하였다. 축약된 피로 시험 하중 스펙트럼은 해당 소재인 AISI 4130의 응력-수명 선도에 나타난 피로 한도(fatigue endurance limit)를 적용하여 구성하였다. 응력 스펙트럼에서 피로 한도 이하의 하중들은 대부분 제거되며 실제 하중 스펙트럼과 동일한 손상률을 가지도록 구성되었다. 엔진 마운트 구조물 피로 시험을 수행하기 위한 축약된 하중 스펙트럼은 298개 하중들의 조합으로 대략 2만개정도 하중 포인트로 구성되었다.

표 4 Overall certification items of engine mount strut component fatigue test

§23.572 Metallic wing, empennage, and associated structures	
23.572 a)(1)	A fatigue strength investigation in which the structure is shown by tests or by analysis supported by test evidence, to be able to withstand the repeated loads of variable magnitude expected in service.
§23.575 Inspections and other procedures	
23.575	Each inspection or other procedure, based on an evaluation required by §23.571, 23.572, 23.573 or 23.574, must be established to prevent catastrophic failure and must be included in the Limitations Section of the Instructions for Continued Airworthiness required by §23.1529.
§23.613 Material Strength Properties and Values	
23. 613 d)	The design of the structure must minimize the probability of catastrophic fatigue failure, particularly at points of stress concentration.
§23.627 Fatigue Strength	
23.627	The structure must be designed, as far as practicable, to avoid points of stress concentration where variable stresses above the fatigue limit are likely to occur in normal service.

엔진 마운트 구조물에서 하중이 작용하는 지점은 엔진 질량중심지점과 전륜착륙장치에서 하중이 전달되는 접합위치이다. 이들 하중들은 축하중과 모멘트 하중들로 구성되어있다. 일반적으로 구조 시험에서는 하중 구동기(actuator)에서 축방향으로 하중이 부가된다. 이러한 하중 구동 방식으로 모든 하중 조건을 구현하기 위해서 Fig. 11에 나타난 형태로 축하중과 모멘트 하중을 구현하였다. 피로 시험을 수행하기 이전 실제 비행 하중 조건과 피로 시험 하중 조건에 대한 정확도를 검증하고자 유한요소해석을 수행하였다. 이를 위해 유한요소모델로 하중 부가 방식을 구현하고 하중을 적용하여 정적 해석을 수행한 후 피로 취약지점에 대한 응력결과를 비교하였다. 실제 비행 하중 조건과 피로 시험 하중 조건을 비교한 결과 결정계수값이 0.998이상으로 높은 정확도가 나타남을 확인하였다. Fig. 9~ 10에서는 실제 비행하중조건과 피로 시험 하중조건을 구현한 유한요소 모델을, Fig. 11~12는 피로 취약 지점에 대한 응력 결과를 나타내고 있다.

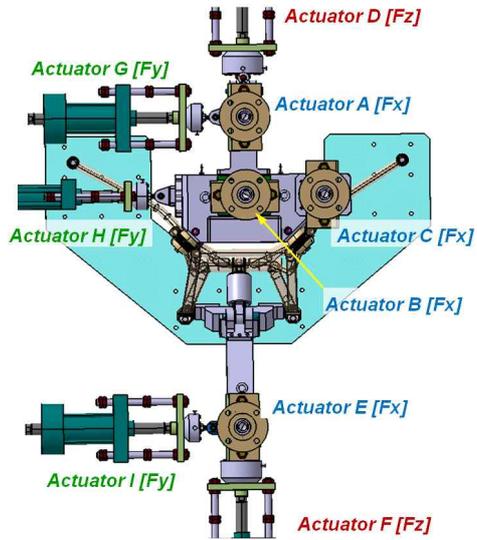


Fig. 11 Location of actuator

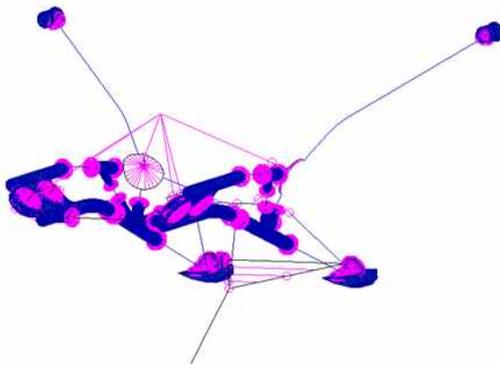


Fig. 9 Finite element model of air load

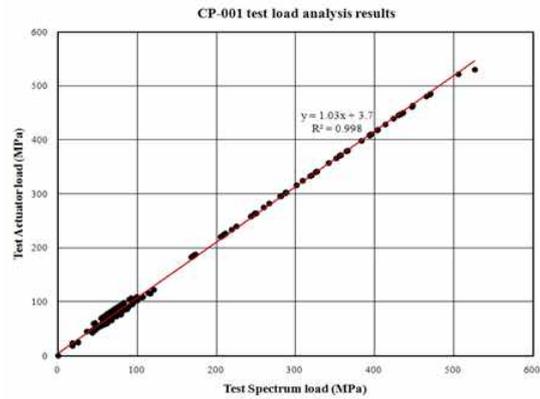


Fig. 12 FE Analysis results of F.C.L. (Elm 1854687)

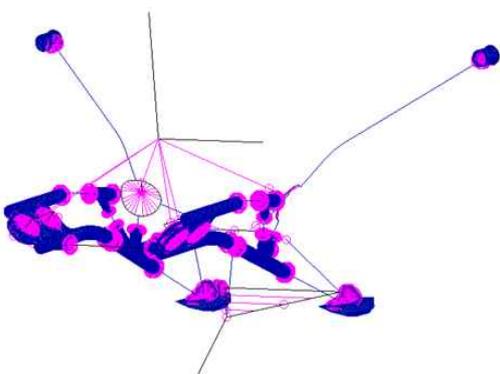


Fig. 10 Finite element model of fatigue test load

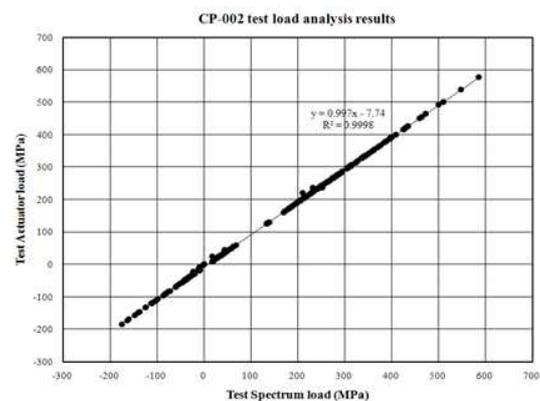


Fig. 13 FE Analysis results of F.C.L. (Elm 3707349)

하중 스펙트럼에 대한 정확도에 대한 검증 후 엔진 마운트 구조물에 대한 피로 시험을 수행하였다. 피로 시험을 진행하면서 선정된 검사 주기에 검사를 수행하면서 피로 시험 진행중 이상이 없음을 확인하였다. 또한 7 Life 시험 종료 후 비파괴 검사를 통해 시험체에 균열 생성이나 파괴가 발생한 부분이 없음을 확인하였다. 피로 시험 종료 후 정적 시험 하중 조건에 대한 설계 제한 하중(design limit load, DLL)의 60%의 하중에 대한 정적 시험을 수행하였다. 피로 시험 후 정적 시험의 정확도를 확인하기 위해 기수행된 정적 구조 시험 하중 조건을 적용하였다. 정적 시험 결과와 유한요소 해석 결과를 비교하여 피로 시험 이후 보이지 않은 결함으로 인한 기능적 문제에 이상없음을 확인하였다. 피로 시험 후 엔진 마운트 구조물에 대해 이상없음을 확인하였으며, Fig. 14~ 15에 정적 시험 결과를 나타내고 있다.

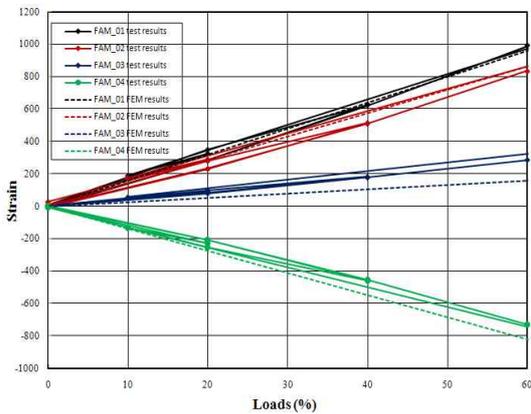


Fig. 14 The results of static test (Right side)

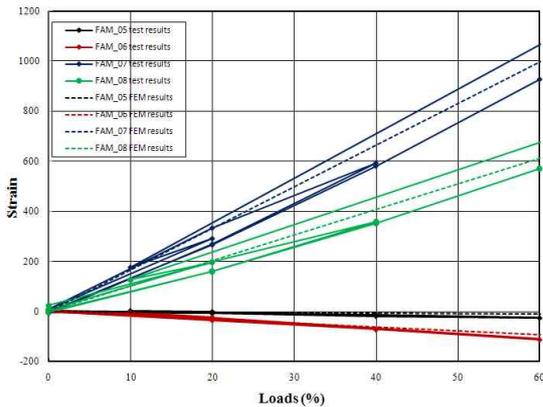


Fig. 15 The results of static test (Left side)

5. 피로 건전성 결과 분석

본 연구에서는 소형 항공기 엔진 마운트 구조물에 대한 피로 건전성을 평가하고 입증하는 과정을 진행하였다. 국제 민간항공기 규정인 AC23-13A에 의거한 산란 인자를 적용하여 응력-수명 방법으로 피로 해석을 수행하였다. 유한요소해석을 통해 비행 하중 조건과 지상 하중 조건에서 가장 높은 응력 결과가 나타난 지점을 피로 취약 지점으로 선정하였다. 운용 조건을 고려하여 구성된 하중 스펙트럼에 대한 피로 수명을 산출하였으며, 그 결과인 손상률과 피로 수명을 표 5에 나타내었다. 피로 하중 스펙트럼은 블록당 1,000 시간의 운용시간으로 각 Life당 12,000 시간으로 구성되어 있다. 오른쪽 클러스터 피로취약지점에서 브라킷부분보다 높은 피로 손상률이 나타났으며, 이는 항공기 운용 중 지상 하중 조건이 비행 하중 조건에 비해 피로에 많은 영향을 끼치는 것을 알 수 있다.

표 5 Results of Fatigue Analysis

F.C.L.	Damage	Life (hr)
F.C.L. No.1 (Cluster)	0.9273	90,590
F.C.L. No.2 (Rear BRK)	0.061	1,377,050

피로 건전성 평가 후 이를 검증하기 위해 피로 시험을 수행하였다. 효율적인 피로 시험을 위해 실제 비행 하중을 축약한 피로 시험 하중 스펙트럼을 구성하여 피로 시험을 진행하였다. 축약된 하중 스펙트럼은 실제 비행 하중 스펙트럼과 오차 범위 5%이하 피로 손상률 결과를 보여야 한다. 이를 위해 피로 해석을 수행하였으며, 표 6에 결과를 나타내고 있다. 각각의 스펙트럼에 대한 피로 손상률 계산 결과 5%이하의 손상률 차이로 피로 시험을 진행하는데 문제가 없음을 확인하였다. 피로 시험 후 비파괴 검사와 정적 시험을 통해 피로 시험체에 어떠한 결함이 나타나지 않아 피로 건전성에는 문제가 없음을 확인하였다.

표 6 The damage of load spectrum(per block)

F.C.L.	Damage without Truncation	Damage with Truncation	Damage Difference
1	0.009659	0.009755	1.0 %
2	0.000631	0.000651	3.1 %

6. 결 론

본 연구에서는 민간항공기 국제인증과 미연방 항공청 수검을 위해 엔진 마운트 구조물 피로 건전성을 입증하는 일련의 과정을 국내에서 최초로 시도하였다. 소형 항공기 엔진 마운트 구조물 운용 조건에 대한 정적 해석을 통해 안전여유를 계산하여 정적 구조 건전성을 평가하였다. 또한 운용 조건에 대한 하중 스펙트럼을 적용하여 피로 건전성을 평가하였다. AC23-13A에 명시된 산란 인자를 적용하여 피로 수명을 산출하였으며 피로 건전성에 이상이 없음을 평가하였다. 피로 건전성 평가를 입증하기 위해 엔진 마운트 구조물에 대한 피로 시험을 수행하였다. 피로 시험을 위해 실제 비행하중과 동일한 하중을 구현하기 위해 구동기 위치 및 크기를 선정하였으며, 정확도를 유한요소해석을 통해 검증하였다. 또한 효율적인 피로 시험을 위해 축약된 피로 시험 하중 스펙트럼을 구성하였다. 피로 손상률을 계산하여 실제 비행 하중스펙트럼과 축약된 하중 스펙트럼간 5%이하의 손상률 차이가 나타나 피로 시험을 진행하는데 이상을 없음을 확인하였다.

앞서 설명한 과정을 바탕으로 피로 건전성 평가하고 입증한 결과 소형 항공기 엔진 마운트 구조물에서는 운용중 피로 파괴가 발생하지 않음을 평가하고 입증하였다.

본 연구는 향후 민간항공기 엔진 마운트 구조물의 국제인증을 위한 개발과정에 큰 밑거름이 될 것으로 기대된다.

후기

본 연구는 국토해양부 항공안전기술개발사업의 연구비 지원(07항공-안전02)에 의해 수행되었습니다.

참고문헌

- [1] '14 CFR Part23', Federal Aviation Administration, 2008.1.
- [2] Viswanathan, R., Damage Mechanism and Life Assessment of High-Temperature Components, ASM international, 1989, pp. 121~135.
- [3] Stephens, R. I., Fuchs, H. O., Fatemi, A., Stephens, R. R., 200a, Metal Fatigue in Engineering, Willy & Sons, pp. 55~93.
- [4] 'AC 23-13A', Federal Aviation Administration, 2005.9.29.
- [5] MMPDS-04, Metallic Materials design data acceptable to Government procuring or certification agencies, 2008.4.
- [6] Haldar, A., and Mahadevan, S., 2000, Probability, Reliability, and Statistical Methods in Engineering Design, John Wiley & Sons Inc, pp. 156~172.
- [7] Bannantine, J. A., Comer, J. J., and Handrock, J. L., 1990, Fundamentals of Metal Fatigue Analysis, Prentice Hall, pp. 25~130.