

항공기에 장착된 POD 연결부의 구조 신뢰성 평가

윤혁중 · 신규인 · 박상운 · 박재학 · 김도형* · 주진원* · 주영식** · 전승문**

충북대학교 안전공학과 · *충북대학교 기계공학과 · **국방과학연구소

1. 서 론

항공기 외부 장착물인 POD는 전자전 방해장치(ECM, electronic counter measures)로서 전자방해 장비 및 부분 부품인 전·후방 러그(lug)와 외부 케이스로 이루어져 있다. POD는 항공기 외부 동체 하단부 및 파일런(pylon)에 장착되어 작동하므로 항공기의 운용중 이륙부터 착륙간의 기동에 의한 피로하중을 주로 받게 되므로 POD 부품들에 대한 구조 건전성 확보하기 위해서는 MIL-STD-1530의 요구에 따라 내구성(durability) 및 손상허용설계(damage tolerance design)의 평가가 요구되고 있다²⁾.

본 연구에서는 POD 구조의 주요 부재인 장착 러그 및 체결부의 내구성 및 손상허용설계를 시험하였다. 내구성 시험은 정적시험과 동적 시험으로 구분하여 수행되었으며, 정적시험에서는 시험편의 각 부분에서 변형률을 측정하여 시험치구의 적합성과 시험하중의 신뢰성을 확인하였다. 동적 시험에서는 장착 항공기의 설계운용하중 스펙트럼/loading spectrum)으로부터 산출된 시험하중 스펙트럼을 부가하면서 4배 설계수명동안 시험을 수행하여 측정된 자료로부터 내구성을 평가하였다. 또한 손상허용설계 시험에서는 피로균열성장 시험을 실시하였다. POD 러그부분의 건전성 및 안전성의 확인을 위해 내구성 시험과 같은 조건에서 응력 해석프로그램(ABAQUS)을 이용하여 응력값을 얻어 비교·분석하였고 손상허용 설계평가에서는 응력강도계수값을 얻기 위하여 유한요소 교호법을 이용하였다.

POD 구조의 설계수명은 약 2,500 비행시간이며, 시험하중 스펙트럼은 비행대 비행 스펙트럼으로 1블록 스펙트럼은 1,000 비행시간에 해당된다. 미 군사규격서(MIL-A-83444)³⁾에 기술된 내구성에 대한 요구조건을 보면 실물 크기(full scale)의 시험에 대해 설계운용 하중 스펙트럼 하에서 최소 4배 설계수명이상 동안 내구성시험을 수행하도록 되어 있으며, 시험완료 후에도 경제수명 확인을 위하여 추가적인 시험을 수행하도록 기술하고 있다. 또한 피로균열시험은 2배 설계수명이상 동안의 시험을 수행하도록 기술하고 있다.

2. 실험방법 및 실험재료

2.1 시편

본 연구에서 시험에 사용된 시편은 두 개의 POD 러그 중 후방러그이며, 시편의 형

상은 Fig. 1 과 같다. 17-4PH(casting steel)로 제작된 러그부분과 Al6061-T651로 제작된 체결부 상판이다. Table 1 은 두 재료의 기계적인 물성치를 나타낸다.

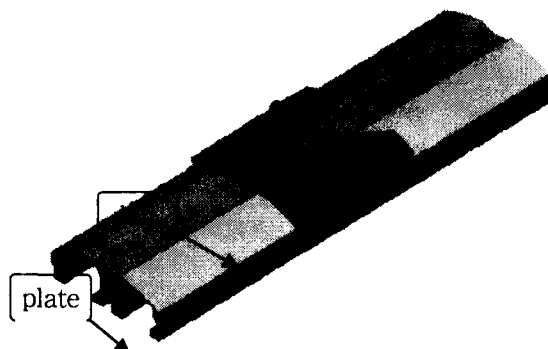


Fig. 1 Configuration of POD specimen.

Table. 1 Material properties of POD.

Material	Yield strength (ksi)	Tensile strength (ksi)	Young's modulus (ksi)	Elongation (%)	Poisson's ratio
Al6061-T651	43.19	46.11	10,719.46	17.95	0.33
17-4PH(cast)	175	201	28,981.72	8.00	0.29

2.2 내구성 시험

정적시험에서는 피로하중조건에서 발생하는 최대하중인 5,700 lb까지 단계별로 하중을 가하였다. 본 하중을 가하기에 앞서 치구의 접촉 및 맞물림 등을 점검하고, 시험방법의 재현성을 판단하기 위하여 3회의 pre-loading을 가하였다. 그 후에 최대하중까지의 하중을 동일한 5단계로 나누어 한 단계에 1,140 lb의 하중을 부가한 후 변형률을 기록하고 같은 방법으로 하중을 감소시켰다. Fig. 2는 시간에 대한 하중 단계를 나타내고 있다. 하중 증가 속도는 pre-loading, step-loading, unloading에서 모두 2,280 lb/min로 하였다. 변형률은 스트레인 게이지를 시편에 15개를 붙여 확인하였다. Fig. 3은 스트레인 게이지가 부착된 모습과 실험장치를 보여주고 있다.

동적시험은 실 운용이력을 고려한 비행대 비행하중 스펙트럼을 이용하여 실시하였다. 시험하중 스펙트럼 1블록은 1,000비행시간이며 항공기 설계수명이 2,500비행시간이므로 4배 설계수명 동안의 내구성시험을 위하여 1 블록의 하중 스펙트럼을 10회 가하였다.

Fig. 4는 1블록인 1,000비행시간에 대한 자료이며 시험하중의 부가는 만능인장 시험기와 연결된 컴퓨터로 제어된다.

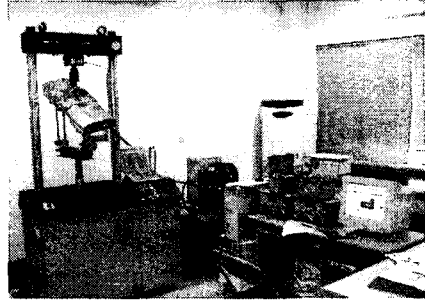
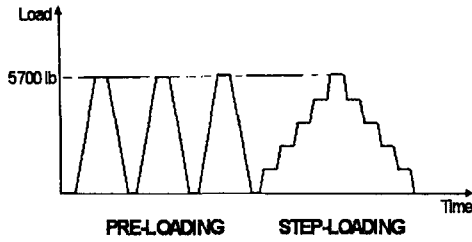


Fig. 2 Time loading phase of static test. Fig. 3 Strain measurement in static test.

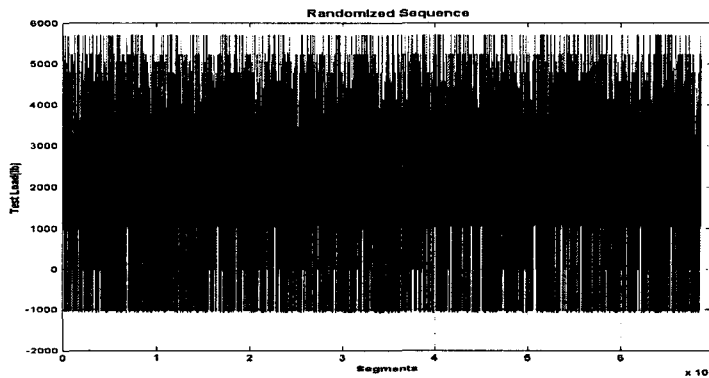


Fig. 4 Random loading spectrum of 1000 flight hours.

2.3 손상허용 시험

손상허용 시험은 피로균열 성장시험과 균열부위의 K_I 해석을 행하여 피로균열 성장 예측을 실시하였다. 피로균열 성장시험은 예비피로 균열을 먼저 형성하였다¹⁾. 예비피로 균열의 형성을 위한 노치의 위치는 변형률이 큰 리그 둘레 하단부로 결정하였다. 일반적으로 초기균열은 미 군사규격(MIL-A-83444)³⁾에 의거 반경이 0.125inch(3.175mm)인 1/4원형의 모서리균열로 간주한다. 이에 시편에 방전가공(EDM, electrical discharge machining)을 하여 노치를 약0.1inch(2.5mm)까지 가공하였다. 방전가공 주위는 샌드페이퍼 #1200 까지 연마하여 균열길이 측정을 용이하도록 하였다.

피로균열 성장예측을 위한 응력강도계수의 계산은 유한요소 교호법을 이용하여 구하였다. 유한요소 교호법은 물체 내에 존재하는 임의 형태의 삼차원 균열해석에 아주 적합한 방법이다⁴⁾.

3. 결과 및 고찰

3.1 실험결과 및 고찰

정적시험에서는 시편에 부착한 15개의 스트레인 게이지에서 얻어진 변형률 측정결과를 동일한 조건하에 응력해석 결과와 비교하였다. 15곳에서의 변형률은 하중이 증가함에 따라 직선적으로 증가하였다. 특히 러그 주위와 러그 바닥부분의 힘이 가해진 반대방향 부분의 횡 방향에서의 변형률은 상당히 크게 발생하였다. 그 곳에 부착된 3곳의 스트레인 게이지에서 얻어진 변형률과 유한요소에서 구해진 변형률의 비교를 Table. 2에 나타내었다. Fig. 5는 시편을 유한요소 해석한 von Mises 등가응력분포 그림과 최대응력이 발생한 지점을 나타낸 것이다.

동적시험에서는 정적시험에서 최대 응력이 발생한 3지점에 실시간으로 변형률을 측정할 수 있는 장비를 설치하여 항공기의 설계수명의 4배에 해당되는 10회의 하중 스펙트럼을 가해 변형률을 구하였다. Fig. 6은 가장 큰 변형률을 보인 러그둘레 부분의 하단부의 위치에서의 1블록 하중스펙트럼 동안의 변형률 변화이다.

Table. 2 Comparison of strain values.

(Unit : $\mu m/m$)

S.G	Measurement value of static test	Analysis value of FEM
LG5	921	824
LG9	791	648
LG14	735	607

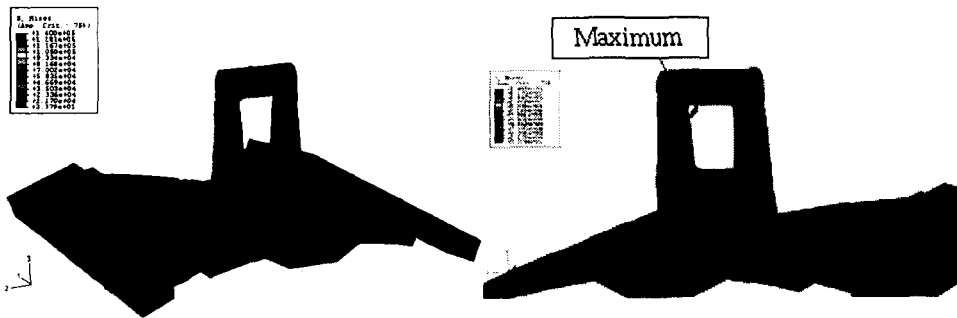


Fig. 5 Von Mises equivalent stress distributions in finite element analysis.

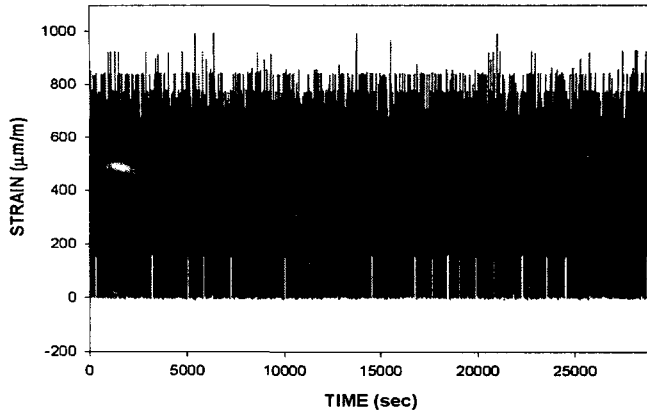


Fig. 6 Strain ratio of 1 block spectrum.

손상허용 시험을 실시하기 위하여 피로균열 성장시험을 실시하였다. 미 군사규격서의 요구사항에서 피로균열 성장시험시 예비 피로균열의 길이는 0.125inch(3.16mm)이다.

이 0.125inch 길이의 예비균열을 성장시키기 위하여 노치를 0.1inch (2.54mm)로 가공하였다. 그리고 만능시험기에 약 4,108,000cycles의 횡수만큼 즉, 비행 spectrum보다 약 122배의 비행시간만큼을 가하였고 최대 하중보다 4000lbs(약 17KN) 더 큰 변동하중을 가하였으나 균열이 성장하지 않았다.

실험적으로 균열부위에 대한 K_I 값을 얻을 수 없으므로 유한요소 교호법을 이용하여 값을 구하였다. 모델링은 POD에서 러그부분만을 분리하여 균열의 1/4만을 결합시킨 모양으로 하였다. Fig. 7은 그에 대한 형상이며 그 결과를 Fig. 8에 나타내었다. Fig. 8에서 1/4 균열부 안의 K_I 값은 균열의 반지름이 길어질수록 커지며 균열의 중심부가 아닌 75°가 최대임을 알 수 있다. 또한 균열 성장 방향도 K_I 값의 최대부인 75°방향임을 보여 주고 있다. 이는 하중방향이 단순인장 방향이 아닌 3축방향이기 때문이다.

4. 결 론

항공기 외부 장착물인 POD에 대하여 내구성 및 손상허용성 평가에 대해 다음과 같은 결론을 얻을 수 있었다.

1) 정적시험 결과 하중이 부과된 상태에서 최대 변형률은 러그 구멍 아랫부분이며 유한요소 해석결과는 러그 상부 모서리 부분이다. 동적시험 결과 2,500 비행 시간의 설계수명동안 충분히 견딜 수 있는 내구성이 있음을 확인하였다.

2) 피로균열 성장시험시 POD 러그에 가공된 초기 균열이 성장하지 않았다. 따라서 손상허용성 평가를 만족하며 미군사규격서의 요구조건에 적합함을 알 수 있었다.

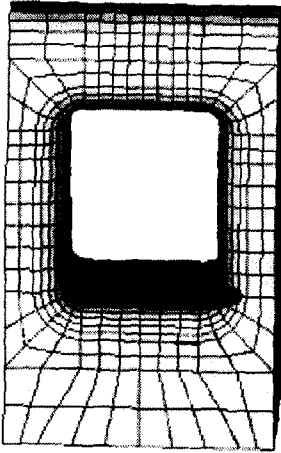


Fig. 7 Finite element model with a quarter-crack in a lug.

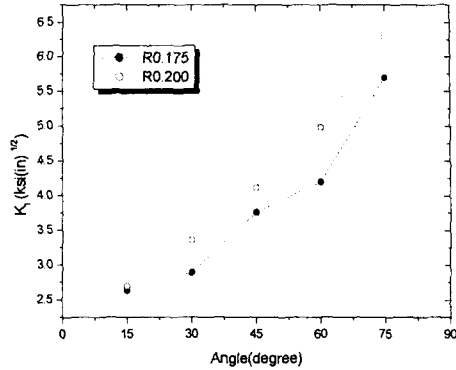


Fig. 8 SIF distributions along crack front.

감사의 글

본 연구는 국방과학연구소의 연구개발사업의 연구비로 이루어 졌으며, 이에 감사드립니다.

참고문헌

- 1) ASTM Standard, E647-78, "Standard Test Method for Measurement of Fatigue Crack Growth Rate", 1993.
- 2) "Military Standard, Aircraft Structural Integrity Program and Airplane Requirements", MiL-STD-1530, 1975.
- 3) Airplane Damage Tolerance Requirements, MiL-A-83444 (USAF), 1974.
- 4) G. P. Nikishkov, J. H. Park and S. N. Atluri, "SGBEM_FEM Alternating Method for Analyzing 3D Non-planar Cracks and Their Growth in Structural Components," Computer Modeling in Engng & Sci., Vol. 2, No. 3, pp.401~423, 2001.