

# 항공기용 착륙장치 파손분석에 관한 연구

김태구 · 이홍철\* · 황영하\*

인제대학교 보건안전공학과 · \*공군항공기술연구소

## 1. 서 론

항공 설비의 기술은 점차 발달하여 정교해지고 있지만 조그만 기기의 결함이라도 대형사고로 이어질 수 있어 이러한 사고를 예방하여 비용의 손실을 막고 동종 사고의 재발을 방지하기 위한 연구 또한 중요한 과제라 할 수 있다. 이 연구는 F-4 항공기의 랜딩기어 파손원인분석에 관한 것으로 착륙장치의 이상으로 인해 비상 착륙 후 항공기 바퀴다리 계통을 점검한 결과 앞바퀴를 고정시켜 주는 Hydraulic Actuator Cylinder의 일부에 Crack이 발생되어 내부의 유압이 유출되고 앞바퀴를 고정시켜 주는 Hydraulic Actuator가 정상적으로 작동되지 않아 발생한 사고의 정확한 원인조사에 관한 연구이다. 본 연구에서는 유사 결함 예방을 위해 동일 기종의 항공기 바퀴다리 계통에 대해서 Hydraulic Actuator Cylinder 재료에 대한 화학적 성분 분석, 실체현미경 및 주사전자현미경(SEM)을 이용하여 일시검사를 실시하여 균열 진행 Mechanism을 규명하고, 또한 실린더 내부의 표면 상태를 분석하여 균열의 직접적인 원인을 규명하였다.

F-4 항공기의 앞바퀴다리는 Fig.1처럼 두 개의 타이어, Cylinder, Piston으로 구성된 앞바퀴다리와 앞바퀴다리를 올리거나 내려주는 Hydraulic Actuator (Drag Brace)로 구분된다. Crack 결함이 발생한 Hydraulic Actuator는 유압을 이용하여 항공기 이착륙 중에 앞바퀴를 올리거나 내리는데 필요한 동력을 생산하는 장치이다. 항공기 착륙시는 Fig.2에서 보는 바와 같이 3000 psi 압력이 Shuttle Valve와 Passage Bolt를 통과하여 Cylinder 내부로 유입되어 Piston을 왼쪽으로 이동시키게 된다. 항공기 이륙 직후에는 내부의 Piston이 반대 방향으로 움직여서 앞바퀴다리를 들어 올린다. Crack은 Fig.3에서 보는 바와 같이 Drag Brace Outer Cylinder의 Passage Bolt가 장착되는 Down Line Hole에서 Body 방향으로 17.3" , Lug 방향으로 2.8" 길이로 발생되었다.



Fig.1 Nose Landing Gear Assembly

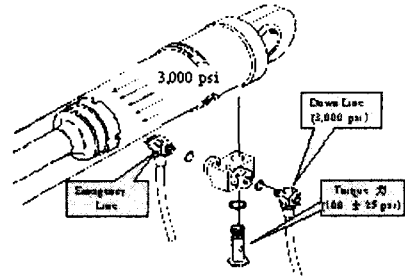


Fig.2 The Operating Mechanism of Drag Brace Actuator

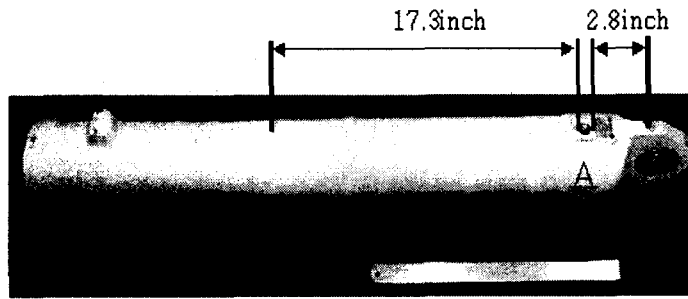


Fig.3 Failed Nose Landing Gear Drag Brace Cylinder

## 2. 실험

### 2.1 Material Properties of Actuator Cylinder

균열된 액츄에이터 실린더는 재질 성분 분석(ICP) 결과(Table 1)와 경도 측정(Table 2)을 통하여 확인한 결과 형 단조한 알루미늄 합금(Al 7049-T73)으로 규격서와 일치하였다. Al 7049-T73은 응력부식균열(SCC : Stress Corrosion Cracking)에 저항하는 높은 파괴인성(Fracture Toughness)으로 항공기 바퀴다리 실린더나 미사일 구조물에 많이 활용되나 부식에는 취약한 것으로 알려져 있다.<sup>1)</sup>이러한 합금 특성을 보완하기 위해 실린더 표면에 Primer Coating과 에나멜 페인팅이 되어 있으며, 실린더 내부는 크롬 plating 처리로 표면 경도 증가와 피스톤과의 마찰을 감소시킬 수 있도록 제작되었다.

Table 1. Chemical analysis of failed drag brace cylinder

Item	Composition (wt %)								Designation
	Si	Cu	Mn	Mg	Cr	Zn	Fe	Al	
Failed cylinder	0.14	1.74	0.15	2.49	0.13	7.52	0.25	Remain	Al 7049

Table 2. Mechanical properties of failed drag brace cylinder

Material	Tensile strength	Yield strength	Elongation	Hardness (HB)	Remarks
Al 7049-T73	72 ksi	62 ksi	7%	135	Die forging

## 2.2 Fractographic Analysis

Crack면을 육안 및 실체현미경으로 관찰한 결과 Passage Bolt가 장착되는 Hole의 양쪽에서는 Fig.4에서 보는 바와 같이 두 개의 파단면 양상을 확인할 수 있다. 이 중에서 A부위는 나사산의 끝 부분에서 파면과 구분되는 손상 Pitting이 초기 Crack 형태로 존재하고 있다.

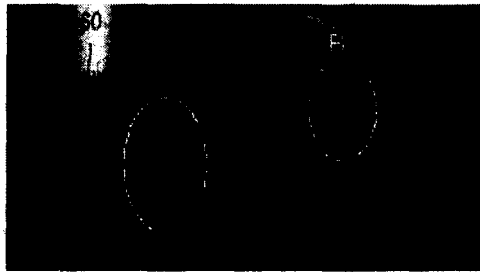


Fig.4 Macroscopic Examination of Cylinder Fracture Surface

B 부위를 좀 더 넓은 영역(0.31 x 0.12 )에 걸쳐서 Crack이 진행된 파단면 형태를 Fig.5에서 볼 수 있다.

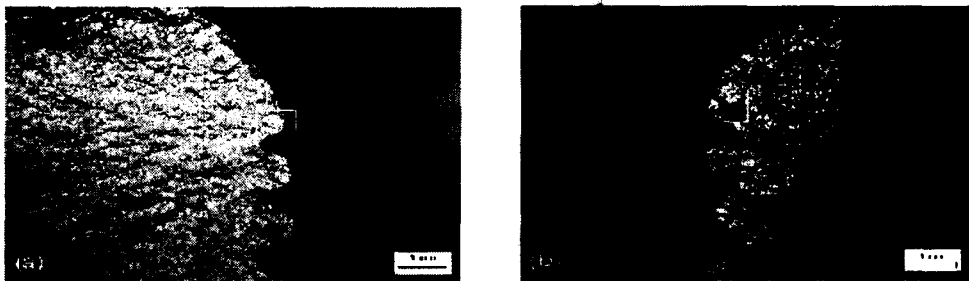


Fig.5 Stereoscopic Micrographs Showing the Fracture Surface ;(a):Fig.4A,(b):Fig.4B

Fig.5(a)를 전자현미경으로 관찰한 결과 사각형 부위를 확대한 Fig.6,7에서는 Fatigue Crack의 전형적인 특징인 Fatigue줄무늬가 관찰되었고 Crack 진행방향은 나사산 끝에서 내부로 진행되었음을 알 수 있다.

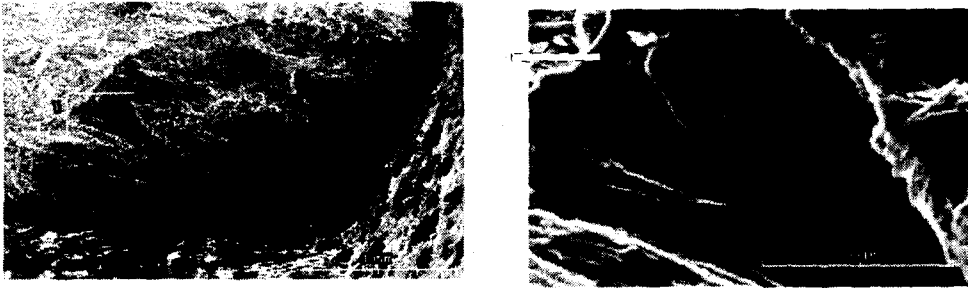


Fig.6,7 SEM Micrographs Showing the Fatigue Surface; Rectangular Area of Fig.5(a)(left:x130,right:x850)

반면에 초기 Crack 부위를 제외한 다른 파단면에서는 Fig.8,9에서 보는 바와 같이 일시적인 과하중에 의해 형성된 Dimple이 관찰되고 있다.<sup>2)</sup>

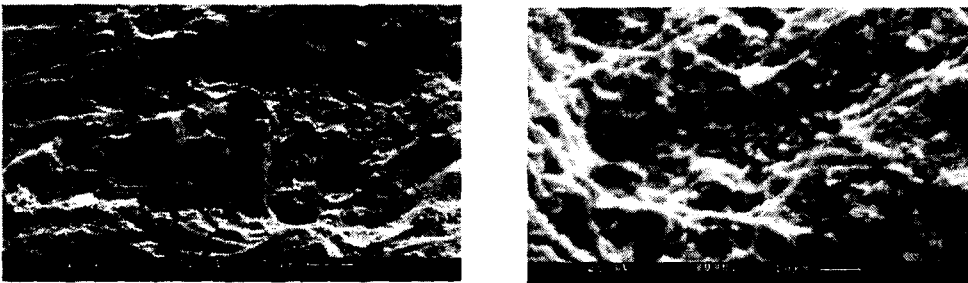


Fig.8,9 SEM Micrographs Showing the Transition of Crack Mechanism (Fatigue⇒Dimple, Left) and Dimple Formed by Overload(Right)

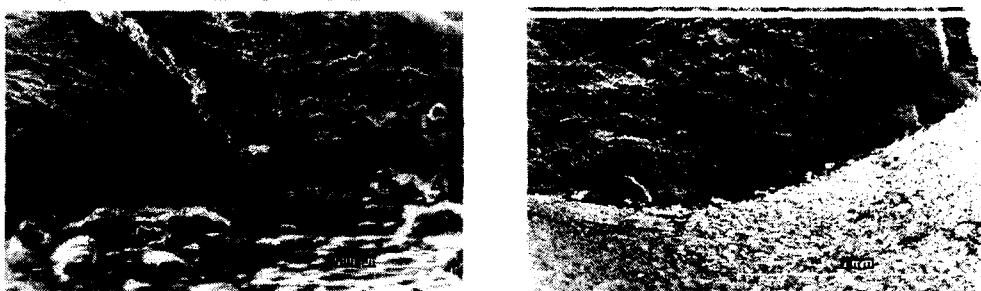


Fig.10,11 SEM Micrographs Showing the Fatigue Crack Originated by Micro Crack(Left) and Secondary Crack which was made by Coalescence Corrosion pits(Right)

Fig.10은 Fig.5(b)의 사각형 부분을 확대한 사진으로서 표면의 Corrosion Pitting이 Micro-Crack 형태로 존재한 상태에서 파면과 연결되어 있고 표면 Pitting이 서로 연결되어 2차적인 Crack으로 진행된 상태를 Fig.11에서 확인할 수 있다. EDS 장비로 표면 성분을 분석한 결과 원래의 재질에는 없던 S, Cl, 그리고 O 등이 발견되었다.

### 2.3 Metallographic Analysis

Fatigue Crack의 직접적인 발생 원인으로 추정되는 Corrosion에 의한 표면 손상 Pitting을 정량적으로 분석하기 위하여 Fig.4의 A 부위를 파면과 평행한 방향으로 절단하여 경면으로 연마한 뒤에 Etching을 실시하여 Corrosion에 의한 표면 손상 정도를 확인하였다. 결함품의 표면에서는 Corrosion의 흔적이 다수 관찰되었고 특히 나사산의 표면에서 발생된 Corrosion이 내부로 진행되면서 40 $\mu$ m x 30 $\mu$ m 크기로 형성된 Pitting이 여러 곳에 존재하고 있음을 Fig. 12,13에서 알 수 있다. 또한 표면의 Pitting으로부터 재질 내부로 Corrosion이 진행되고 있음을 Fig.14,15에서 확인할 수 있다.

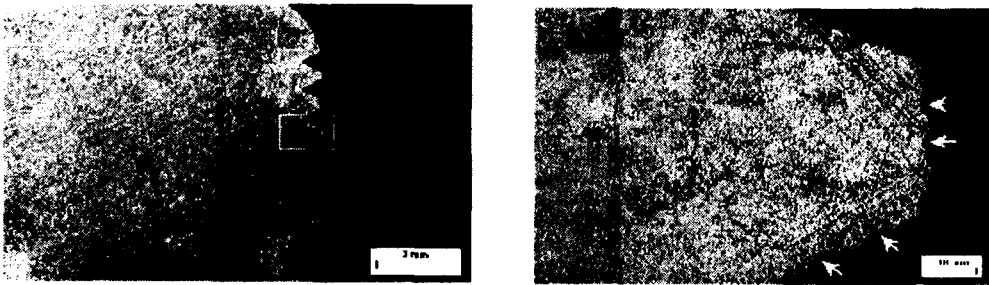


Fig.12,13 Optical Micrographs Showing the Corroded Thread(Left) and Corrosion Pits Reside in the Thread(Right)

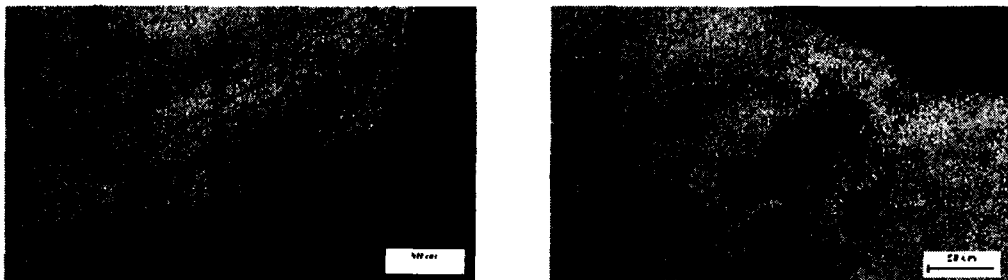


Fig.14,15 Optical Micrographs Showing the Propagation of Corrosion from the pits to the inside along the Grain Boundary(Left) and Corrosion Defect inside the Thread(Right)

### 3.고찰 및 결론

Hydraulic Cylinder는 내부 유체와의 화학적 반응에 의한 Corrosion으로 인해 형성된 Pitting이 Micro-Crack으로 발전되어 반복 Stress에 의해 Fatigue Crack이 임계길이까지 진행된 후에 일시에 파단되었음을<sup>3)</sup> 알 수 있으며 이번 사고에서 발생한 Pitting은 국부 부식의 일종으로, Pitting은 일반적으로 스테인레스강 및 티타늄 등과 같이 표면에 생성하는 부동태막에 의해 내식성이 유지되는 금속 및 합금의 경우, 표면의 일부가 파괴되어 새로운 표면이 노출되면 그 일부가 용해되어 국부적으로 부식이 일어나는 것이다. 특히 내부의 Corrosion 현상은 Cylinder 재질 내부까지 진행되어 재료의 잔류강도를 저하시켜 Fatigue Crack 진행 속도의 증가와 임계Crack 길이의 감소를 유발시켜 최종 파단에 이르는 시간이 감소하였던 것으로 판단된다. 그러나 Crack 결함의 근본 원인을 제공하였던 Cylinder 내부의 Corrosion 발생 원인을 규명하기 위해서는 Cylinder 설계 자료 검토와 표면 처리를 포함한 제작 공정 전반에 걸친 추가적인 분석과 이러한 Corrosion의 발생을 억제하기 위한 재료의 선정과 지속적 관리가 필요하다.

F-4 항공기의 Hydraulic Actuator Cylinder 균열에 관한 사고원인의 조사 및 실험의 결과를 종합하면 다음과 같이 요약할 수 있다.

- 1) 앞바퀴다리 계통의 Hydraulic Actuator Cylinder Crack은 내부의 Corrosion으로 인해 형성된 Pitting이 미세Crack 원인으로 발전되어 발생함을 규명하였다.
- 2) Fatigue Crack은 항공기의 이착륙에 의한 반복 Stress에 의해 임계 길이까지 진행하여 성장한 뒤, 나머지가 일시에 파단되었음을 알 수 있었다.
- 3) Corrosion 발생 원인을 근본적으로 규명하기 위해서는 Cylinder 설계 자료 검토와 표면 처리를 포함한 제작 공정 전반에 걸친 추가적인 분석이 필요하고 이러한 Corrosion을 방지하기 위한 재료의 개발, 선정, 지속적인 유지, 관리가 요구된다.

### 참고문헌

- 1) R. B. C. Cayless, *Metals Handbook*, vol. 2, American Society for Metals, 1990, pp. 20, 111-113
- 2) *SEM/TEM Fractography Handbook*, McDonnell Douglas Astronautics, Huntington Beach, CA. Published by Metals and Ceramics Information Center, Battelle Columbus Laboratories, 505 King Avenue, Columbus, OH, 1975.
- 3) P. S. Pao, S. J. Gill, and C. R. Feng, On Fatigue Crack Initiation from Corrosion Pits in 7075-T7351 Aluminum Alloys, *Scripta Materialia*, Vol. 43, Issue 5, 14 August 2000, Pp. 391-396