

AIM-9 Rocket Motor 파괴 원인 분석

박민수 · 김태구 · 이홍철* · 최재만* · 황영하*

인제대학교 보건안전공학과 · *공군기술 연구소

1. Introduction

본 논문은 항공기용 공대공 미사일인 AIM-9 Rocket Motor의 Wing이 고정되는 Channel 내부에서 발생한 균열 결함에 대한 원인을 분석한 내용이다. rocket motor 주기 검사 중에 균열 결함이 발견되어 보유하고 있는 모든 rocket motor를 대상으로 확대 점검을 수행한 결과 항공기에 장착하여 운영하고 있는 Rocket Motor 뿐만 아니라 탄약고에 저장하고 있던 부품에서도 균열이 발생되었다. 아래의 표 1과 같이 Rocket Motor 형태에 따라 결함율이 현저히 다르며, 특히 결함율이 높은 형태는 미사용품에서도 결함이 발생되었기 때문에 rocket motor 형태와 사용 유무에 따라 세 개를 선정하여 분석을 수행하였다. rocket motor body의 화학적 성분 분석과 주사전자현미경을 이용한 파단면 관찰을 통하여 균열 Mechanism을 확인하였다. 또한 균열 주위의 금속 조직과 균열 성장 경로를 분석하고 표면에 존재하고 있는 잔류응력을 측정함으로써 균열의 직접적인 원인을 규명하였다.

Table 1. Rocket motor failure rate according to the type

Rocket Motor Type	Failure Rate	Production Year	Import Year
A	0.15%	'80 ~'81	'80 ~'85
B	11.7%	'81 ~'82	'90 ~'92

2. AIM-9 Rocket Motor Assembly

Rocket Motor는 미사일의 추진력을 발생시키는 부품으로서 후방에는 방향 유지를 위해서 4개의 wing이 channel 부위에 끼워진 상태에서 각각 4개의 볼트로 체결되어 있다. 항공기에 미사일을 장착하여 운영하는 경우에는 공중에서 항공기가 급격한 기동을 하면서 rocket motor wing에 압력이 형성되므로 channel 부위에도 bending moment가 작용한다. 균열은 그림 2에서 보는 바와 같이 Rocket Motor 후방의 Wing이 장착되는 Channel 내부에서 길이 방향으로 발생되었다. rocket motor를 저장하는 경우에는 wing을 분리한 상태에서 보관하며, 180일 간격으로 rocket motor body의 육안 검사를 실시하고 있다. 이 과정에서 사용 중인 rocket motor 뿐만이 아니라 미 사용품에서도 균열 결함이 발견되었다

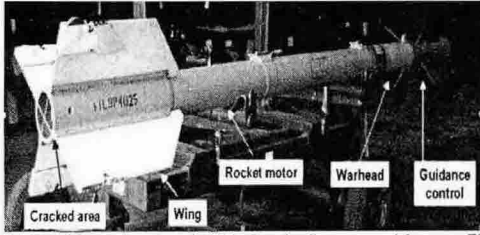


Fig 1. Photograph of AIM-9 missile assembly

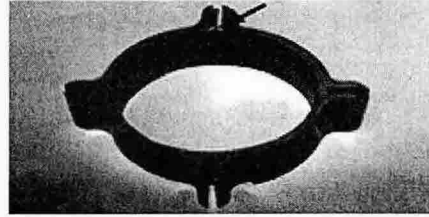


Fig 2. Photograph showing the cracked area of rocket motor body

3. Investigation

3.1 Material Properties of Rocket Motor Body

균열된 Rocket Motor Body는 재질 성분 분석(ICP) 결과(표 1)와 경도 측정(표 2)을 통하여 알루미늄 합금(Al 7075-T6)으로 확인되었다. Al 7075 재질은 7xxx 계열의 Al 합금 중에서도 기계적 성질이 우수하여 항공기용 구조 재료로 많이 사용되고 있으며, T6 열처리의 경우 높은 강도를 얻을 수 있으나 재질에 잔류 응력이 존재할 경우 응력 부식 균열에 취약한 것으로 알려져 있다¹⁾. 특히 Al 합금의 경우 가공(압연, 압출, 단조)으로 인하여 원래의 등축 결정립이 주 가공 방향으로 연신되는 경향(기계적 섬유화 : Mechanical Fibering)이 있으며 이로 인해 방향에 따라 파괴인성의 큰 차이가 있다. 이와 같은 이유로 짧은 가로 방향의 하중이 작용하는 경우에는 연신된 결정립계를 따라 응력부식균열(SCC : Stress Corrosion Cracking)에 대한 파괴인성(Fracture Toughness, KISCC)이 낮기 때문에 응력부식균열 발생이 용이하다²⁾. 이러한 취약한 합금 특성을 보완하기 위해 표면에는 부식을 방지하기 위한 anodizing 표면 처리가 되어 있으며, 가공 후에는 잔류응력을 제거하는 작업이 반드시 필요하다.

Table 2. Chemical analysis of failed rocket motor body

Part	Composition (wt %)								Designation
	Si	Cu	Mn	Mg	Cr	Zn	Fe	Al	
Failed part	0.40	1.5	0.02	2.3	0.21	5.6	0.31	Remain	Al7075

Table 3. Mechanical properties of failed rocket motor body

Material	Tensile strength	Yield strength	Elongation	Hardness (Guideline)	Hardness (Measured)
Al7075-T6	83ksi	73ksi	23%	150(Bhn)	157(Bhn)

3.2 Visual Examination

Rocket Motor 종류와 사용 시간이 다른 3개의 결함품(A Type 사용중 결함품, A Type 미사용 결함품, B Type 사용중 결함품)을 발취하여 분석을 실시하였다. 결함이

발생된 Rocket Motor 끝단을 10cm 정도의 길이로 절단하여 Paint를 제거한 뒤에 표면 상태를 관찰하였다. 표면에서 관찰되는 노란색의 피막은 알루미늄 합금의 내부식성을 향상시키기 위해 주로 사용되는 Anodizing 표면 처리에 의해 형성된 산화 피막으로 판단된다. 균열 부위를 절단하여 파단면을 육안으로 확인한 결과 파단면의 부식 정도가 아래와 같이 서로 상이하게 나타났다.

- (1) A Type 사용중 결합품은 균열 끝단까지 부식이 심하게 진행되었다.[Fig 3]
- (2) A Type 미사용 결합품은 부식의 정도가 미약하여 육안으로는 확인이 불가능하였다.[Fig 4]
- (3) B Type 사용중 결합품은 균열 시작 부위에서만 부식 흔적이 관찰되었다.[Fig 5]



Fig 3. Photograph showing the fracture surface of the used A Type



Fig 4. Photograph showing the fracture surface of the unused A Type



Fig 5. Photograph showing the fracture surface of the used B Type

3.3 Fractographic Analysis

사용 중에 균열이 발생된 A Type rocket motor의 파단면(그림 3)은 전반적으로 부식이 심하게 진행된 상태이지만 균열 끝단에서는 부식의 정도가 미약하여 육안으로 쉽게 구분되므로 각각의 파단면을 강제 파손에 의해 형성된 일시 파단면과 비교하여 관찰하였다. 균열 시작 부위로 고려되는 부식이 심한 파단면은 그림 6에서 보는 바와 같이 부식 산화물과 Mud Crack이 동시에 관찰되어 정확한 파면 양상을 관찰하기가 어렵지만 표면에 존재하는 Mud Crack은 부식이 수반된 균열 성장 기구임을 보여주고 있다 [3]. 상대적으로 부식 산화물이 없는 파단면은 연신된 결정립계를 따라 균열이 성장한 입계 파괴 양상을 보여주고 있다.[그림 7] 반면에 강제로 형성된 파단면에서는 전형적인 일시 파단 형태인 Dimple이 관찰되어 균열면과 명확히 구분되었다.[그림 8] 그림 6의 mud crack 부위를 EDS 장비를 이용하여 표면 성분을 분석한 결과[그림 9] Al 합금의 조성 원소 외에도 부식 산화물에서 주로 관찰되는 나트륨, 염소, 칼슘, 황 등의 물질이 검출되었다. 또한 균열면 주위의 rocket motor 표면[그림 10]에서는 주 원소인 알루미늄 이외에도 다량의 크롬, 나트륨, 산소가 추가로 검출되었다. 그림 4, 5의 파단면을 전자현미경으로 분석한 결과에서도 동일한 입계 파괴 양상을 확인할 수 있었다.



Fig 6. SEM micrograph showing the mud crack considered as corrosion products



Fig 7. SEM micrograph showing intergranular cracks along the grain boundary

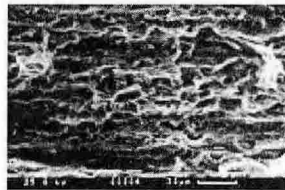


Fig 8. SEM micrograph showing the dimple rupture owing to the overload

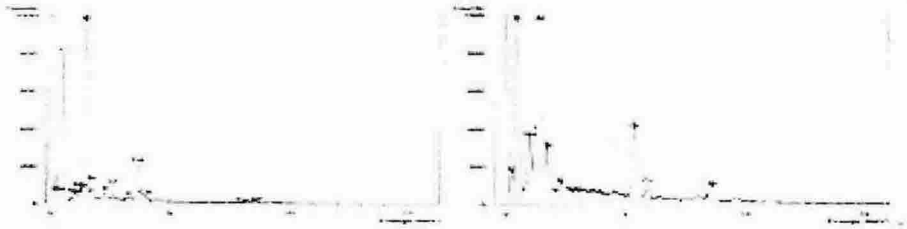


Fig 9. EDS spectra of corroded area Fig 10. EDS spectra of rocket motor surface

3.4 Metallographic Analysis

균열 발생의 직접적인 원인을 규명하기 위하여 균열 시작점으로 고려되는 부위를 절단하여 경면으로 연마한 뒤에 Etching을 실시하여 균열 진행 경로와 부식 진행 상태를 확인하였다. 균열면을 측면에서 관찰한 결과 그림 11과 같이 명확한 입계 파괴 형태와 가지 균열(Branch Crack: 화살표)을 확인할 수 있으며, 특히 합금 가공에 의해 길이 방향으로 연신된 입계를 따라서 균열이 진행되었다.



Fig 11. Composite metallographs showing the intergranular branch cracks

3.5 Stress Analysis

Rocket Motor 후방의 균열 위치와 동일한 형상에 대해 X-Ray 장비(TEC1600)를 이용하여 표면 잔류 응력을 측정된 결과는 Rocket Motor 종류에 따라 서로 다르게 나타났다. 잔류 응력 측정 부위와 결과는 그림 12와 표 4에 제시하였다. 이때 균열은 길이 방향으로 진행하였기 때문에 균열 성장과 관련된 응력은 접선응력(σ_t)이며, 이중에서도 압축 잔류 응력(-)보다는 인장 잔류 응력(+)이 균열 생성 및 성장에 치명적이다.

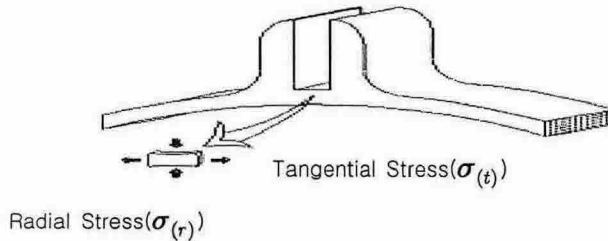


Fig 12. Schematic drawing of rocket motor channel

Table 4 Residual stress of rocket motor body

Type	Tangential Stress	Radial Stress
Used A Type	+ 10.7ksi	-4.1ksi
Unused A Type	+ 11.1ksi	-17.3ksi
Used B Type	-9.6ksi	-18.5ksi

4. Discussion

4.1 Stress corrosion cracking

응력 부식 균열은 인장 응력을 받고 있는 금속이 부식 환경에 노출되었을 때 인장 응력과 부식 환경의 상호 작용에 의해 균열이 성장하여 파괴되는 현상이다. 특정한 금속(Ex, Al 7xxx Alloy)은 대기와 같은 매우 부식성이 약한 분위기에서도 응력 부식 균열이 발생하는 것으로 알려져 있다. 균열은 주로 입계를 따라 발생하며 항공기용 고강도 Al 합금에서는 짧은 가로 방향 응력에 의해서 연신된 결정립계를 따라 발생하는 것이 특징이다. 따라서 응력 부식 균열의 원인을 규명하기 위해서는 균열 부위에 작용하는 하중 상태와 부식 환경 요인에 대한 분석이 요구된다.

4.2 Corrosion

동일한 사용 조건과 저장 환경 아래에서 Rocket Motor 종류에 따라서 결함율이 다르게 나타나므로 제작 후의 실제 운영 상태나 저장 등의 문제점으로 인한 결함 유발

가능성은 희박한 것으로 판단된다. 파단면의 성분 분석 결과에서 확인한 것처럼 부식이 심한 부위에서는 AI 합금의 조성 원소가 아닌 이물질이 검출되는 반면에 강제로 형성된 일시 파단면에서는 발견되지 않았다. 파단면에서 검출되는 이물질(나트륨, 염소, 칼슘, 황 등) 중에서 나트륨, 염소, 황 등은 부식 산화물에서 주로 관찰되며, 특히 염소는 AI 합금의 부식을 유발시키는 원소로 알려져 있다. 표면에서는 주 원소인 알루미늄 이외에도 다량의 크롬과 산소가 검출되는데 이는 AI 합금의 일반적 표면 처리인 Anodizing에 의해 형성된 크롬 산화물로 판단된다. 따라서 위와 같은 이물질은 Anodizing 공정 중에 사용되는 중크롬산 나트륨 등이 완전히 제거되지 않아 부식에 영향을 미친 것으로 판단된다.

4.3 Residual Stress

미사일을 항공기에 장착하여 사용하는 경우에는 항공기의 급격한 기동으로 인한 꼬리날개의 Bending Moment에 의해서 원주 방향의 접선응력이 작용한다. 따라서 3개의 결합품이 동일한 응력 부식 균열일지라도 A Type의 rocket motor는 균열이 발생된 부위에 응력 부식 균열 생성 및 성장에 치명적인 인장 잔류 응력이 존재하고 있으므로 사용품 뿐만 아니라 미사용품에서도 균열이 발견되고 있으며 결함율도 현저히 높게 나타났다. 반면에 B Type은 인장 잔류 응력이 존재하지 않기 때문에 저장 기간이 길고 항공기 장착 운영으로 인해 균열 부위에 주기적인 응력이 작용했음에도 불구하고 결함율은 매우 낮은 것으로 판단된다. 재질 표면에 존재하는 잔류 응력의 형성 원인으로는 열처리와 기계 가공의 두 가지 요소를 고려할 수 있으나 상기와 같이 형태에 따라 다르게 나타나는 이유를 규명하기 위해서는 제작 공정과 품질 관리를 포함한 광범위한 조사가 이루어져야 한다.

5. Conclusions

항공기용 공대공 미사일 rocket motor body 균열 결함에 대한 파단면 분석과 실험적인 연구를 통하여 다음과 같은 결론을 얻을 수 있었다.

- 1) Rocket motor body에 발생된 균열 형태는 항공기용 고강도 알루미늄 합금에서 발생하기 쉬운 응력 부식 균열이며
- 2) 균열은 Anodizing 표면 처리시 사용되는 중크롬산 나트륨 등이 완전히 제거되지 못하여 부식 환경이 조성된 상태에서 재질에 존재하는 인장 잔류 응력에 의해 발생되었다.
- 3) 결론적으로 Rocket Motor 자체에 이미 내재되어 있는 결함 유발 요인(부식 요소, 인장 잔류 응력)이 사용 중 또는 저장 중에 시간이 경과하면서 응력 부식 균열을 유발시킨 결함으로 판단되었다

참고문헌

1. B.W. Lifka, Corrosion of Aluminum and Aluminum Alloys, Corrosion Engineering Handbook, Marcel Dekker, Inc., 1996, pp115
2. B.W. Lifka, Corrosion of Aluminum and Aluminum Alloys, Corrosion Engineering Handbook, Marcel Dekker, Inc., 1996, pp123
3. ASM Handbook Vol. 12, ASM International 1992, Page 361