

## MSD가 존재하는 시편에 대한 잔류강도 평가

신규인\*, 김태순, 박재학  
충북대학교 공과대학 안전공학과

### Abstract

The residual strength of a specimen with MSD was investigated experimentally and numerically. The used materials for specimens are 2024-T3 and S50C. In each specimen, one main crack and 4 small cracks are machined by using electrical discharge wire cutting and saw cutting. The residual strengths are measured for 3 cases of crack configurations, and the measured values are compared with the values obtained numerically by using elasto-plastic average uncracked ligament stress link-up criteria.

### 1. 서론

항공기 동체의 표피는 Al 합금의 얇은 판으로 되어 있고, 판들은 접착 이음과 겹치기 리벳이음으로 서로 연결되어 있다. 항공기가 제작된 초기에는 겹침이음부(lap joint)에서의 접착제의 성능이 온전하여 동체나 날개 내부에 가해진 압력에 의해 발생된 응력이 이음부분에 고르게 분포하여 작용한다. 그러나 장시간 사용함에 따라 초기 설계 수명을 초과할 경우 접착 성능은 상당히 저하되고, 최종적으로 리벳만으로 겹침이음부를 지탱하게 된다. 리벳으로의 하중의 편중은 리벳 구멍으로부터 다수의 피로 균열을 발생시키는데, 한 리벳 구멍에서 균열이 발생, 성장하는 것이 아니라 서로 이웃하는 리벳 구멍에서 다수의 균열이 발생, 성장하게 된다[1,2].

이와 같이 서로 이웃하는 리벳 구멍에서 다수의 균열이 발생, 성장하게 되는 현상을 MSD(multiple site damage)라 한다. 이러한 MSD가 임계치 이상의 하중을 받게 되면 짧은 기간 내에 서로 결합하여 단일한 큰 균열을 형성, 동체나 날개의 치명적인 손상을 가져오게 된다. 특히 비행 중에 이러한 현상이 발생하게 되면 귀중한 생명과 막대한 재산의 손실을 초래하게 된다. 그러므로 항공기의 안전한 운행을 보장하기 위해서는 피로 손상된 동체 내에 존재하는 MSD에 대한 잔류강도 영향 평가는 중요한 요소이다[3,4].

이에 본 연구에서는 실제 비행기 동체에 이용되는 2024-T3 Al 합금과 일반 냉간압연강판(S50C) 재료로부터 잔류강도를 측정하였다. 실험에 사용된 시편은 두께 1 mm, 177.8×500 mm의 크기이고, 직경 4 mm의 구멍 6개를 25.4 mm(1

in) 간격으로 가공하였다. 균열은 먼저 시편의 중심에서 좌·우에 위치한 두 개의 구멍 사이를 주 균열이라 하여 관통시킨 후, 주변 구멍에 다중 균열을 형성시켜 주균열 주위에 MSD가 있는 것으로 하였다.

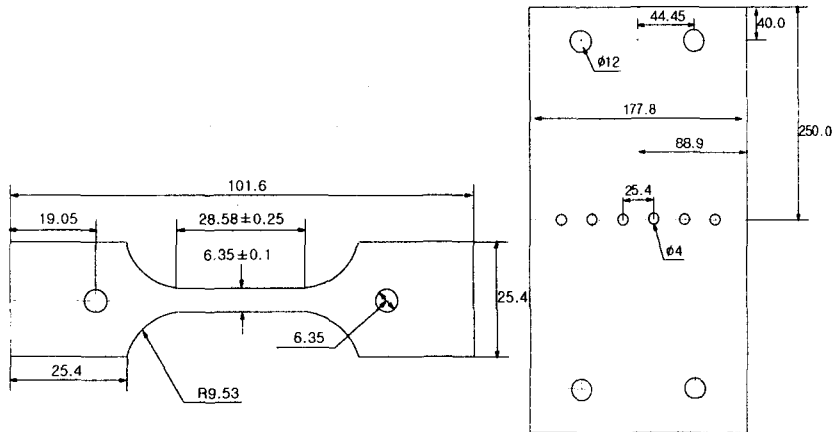
실험시 주 균열이 있는 구멍과 이웃한 구멍 사이의 비균열부(uncracked ligament)를 세 가지 경우로 변화시켜 잔류강도를 측정하였다. 또한 실험에서 측정된 잔류강도 값과 ANSYS 상용 프로그램을 이용, 탄소성 해석으로 계산한 잔류강도 값과 비교해 보았다.

## 2. 실험 방법

### (1) 실험 재료 및 인장 시험

본 실험에 사용된 재료는 2024-T3 Al합금과 냉간압연강판(S50C)재료, 두 재료 모두 두께는 1 mm이다. 냉간압연강판(S50C)의 화학성분은 0.5 wt.% C, 0.13 wt.% Si, 0.66 wt.% Mn, 0.16 wt.% P, 0.06 wt.% S 그리고 98.49 wt.%의 Fe으로 구성된 일반 탄소강이다.

인장 시편은 101.6×25.4 mm의 크기로 표점 길이(gage length)는 25.4 mm이다. 인장 시편 형상은 Fig. 1 (a)에 나타내었다. 시험기는 서보 유압식 만능 시험기(INSTRON 8516)로 인장 시험은 ASTM E8 규격에 의해 시험을 하였다. 이때 시험 속도는 1 mm/min으로 하였다. 각 재료의 인장 시험 결과는 Table 1에 나타내었다.



(a) Tensile specimen (b) Residual strength specimen

Fig. 1 Specimen configurations of tensile and residual strength test

### (2) 잔류강도 실험

잔류 강도를 측정하기 위해 시편은 두께 1 mm, 177.8×500 mm의 크기로 하였고, 직경 4 mm의 구멍 6개를 25.4 mm(1 in) 간격으로 가공하였다. 시편의 형

Table 1 Tensile properties of test materials (2024-T3 Al alloy and S50C)

Specimen No.	Yield Strength ( $\sigma_{ys}$ ) ( kg/mm <sup>2</sup> )	Ultimate Strength ( $\sigma_{ut}$ ) ( kg/mm <sup>2</sup> )	Elongation (%)	Reduction of area (%)
2024T3-#1	32.94	44.19	23.62	26.38
#2	34.55	45.80	16.54	26.38
#3	34.55	45.80	21.46	25.04
S50C-#1	41.78	53.83	31.50	44.57
#2	44.19	56.24	32.68	43.31
#4	42.58	55.44	32.48	43.31

상은 Fig. 1 (b)에 나타내었다. 이는 항공기 동체의 경우 보통 직경 4 mm의 리벳피치 25.4 mm(1 in)로 연결되어 있어 실제와 같은 조건이 되도록 한 것이다. 균열은 먼저 시편의 중심에서 좌·우에 위치한 두 개의 구멍 사이를 주균열이라 하여 관통시킨 후, 주변 구멍에 다중 균열을 형성시켜 주균열 주위에 MSD가 있는 것으로 하였다. 초기 균열은 우선 0.25 mm 두께의 방전 가공(electrical discharge wire cutting)에 의해 주균열과 다중 균열을 형성시킨 후, 다시 0.25 mm 두께의 톱으로 1 mm 정도 균열을 내었다. M. C. Cherry 등은 피로 균열을 내었을 때와 톱으로 균열을 내었을 때의 잔류강도는 3% 이내 오차로 거의 비슷한 값을 갖는다고 하였다[3]. 이에 본 실험은 피로균열에 의한 균열은 내지 않고 톱에 의해 균열을 내었다.

실험은 주 균열이 있는 구멍과 이웃한 다중 균열이 있는 구멍 사이의 비균열부(uncracked ligament)를 Fig. 2에서 보는바와 같이 세 가지 경우로 변화시켜 잔류강도를 측정하였다. 그림에서 보면 비균열부 L2는 9 mm로 일정하게 하였고, L1은 2.5 mm(case A), 4 mm(case B) 그리고 6 mm(case C)의 세 가지 경우로 하였다.

실험시 시험기와 로드의 연결부는 회전이 가능하도록 하여 시편을 볼트로 체결하여 고정시킬 때 무리한 힘에 의한 변형을 막도록 하였다. 또한 시편에는 핀 하중과 볼트의 체결력에 의한 마찰력으로 하중이 작용하도록 하였다.

### 3 결과 및 고찰

일반적으로 균열이 있는 평판구조물에서의 파괴 응력은 균열이 없는 판의 극한 인장강도보다 낮다. 균열이 있는 평판을 파괴시킬 때 필요한 응력을 잔류강도라 한다. 외부 하중을 가할 때 가해진 하중으로 균열이 성장되는가를 평가하기 위해서는 외부하중과 잔류 강도를 비교한다. 가해진 하중 값이 잔류강도에 도달하면 균열이 불안정한 성장을 한다고 판단 할 수 있다[4,5].

Fig. 3은 비균열부(uncracked ligament) L1이 4 mm일 때, 2024-T3 Al 합금 B2 시편과 냉간압연강판(S50C) B1 시편으로부터 하중-변위 곡선에서 얻은 잔류

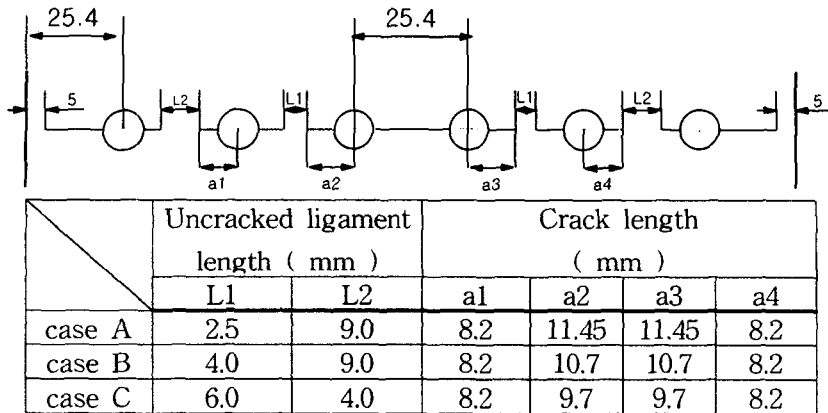
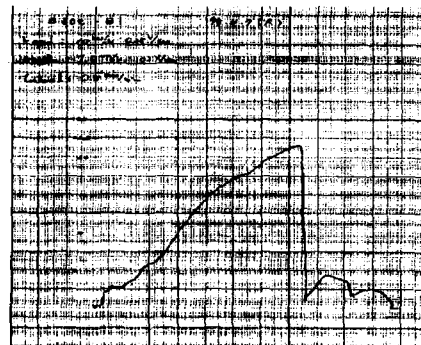


Fig. 2 The Schematic of holes with MSD

강도(residual strength) 실험 결과이다. 두 재료의 잔류강도(residual strength)는  $6.24 \text{ kg/mm}^2$ ,  $12.40 \text{ kg/mm}^2$ 이다. 그림에서 보면 최고 응력에서 갑자기 응력이 떨어지는 것을 볼 수 있는데 이는 비균열부 L1이 link-up 되면서 새로운 주균열로 급격히 성장하고 다시 비균열부 L2로 주균열이 성장하는 것을 보여준다. Table 2는 각 조건마다 구해진 잔류응력 결과를 나타낸 것이다.



(a) 2024-T3 Al alloy



(b) S50C

Fig. 3 Test results of residual strength of 2024-T3 Al alloy and S50C

유한요소 상용 프로그램인 ANSYS를 이용, 탄소성 해석에 의한 잔류강도와 실험에 의한 잔류강도를 비교해 보았다. 문제는 2차원의 평면응력 문제로 가정하였고, 인장시험에서 구한 응력-변형률 곡선을 직접 대입하여 탄소성 변형 해석을 하였다. 시편의 형상은 실제 시편과 같도록 하였고 하중은 재료의 상부에 분포하중이 가해지는 것으로 가정하였다. 요소분할은 사각형 요소를 사용하였으며 주균열과 이웃한 다중 균열 사이의 비균열부 L1은 정확한 응력값을 얻기 위하여 세밀히 나누었고 균열면과 멀어질수록 거칠게 나누었다. 좌표의 방향은 균열의 방향을 x방향, 균열에 수직한 방향을 y방향으로 취하였다. x축과 y축에 대하여 대칭이므로 판의 1/4만을 고려하여 해석하였다.

비균열부에 작용되는 평균수직응력은 다음과 같이 구하였다. 우선 비균열부 내의 절점들(균열선단 절점은 제외)에서 얻어진  $\sigma_{yy}$  값들을 이용하여 x에 대한 2차 함수로 회기분석을 행하였다. 이 회기분석 함수를 이용하여 비균열부에서의 면적을 구하고 이를 비균열부 길이로 나누어 평균응력값으로 하였다. 구해진 응력으로부터의 잔류강도는 다음 식의 재료의 균열연결응력(link-up stress)에 도달하는 외부하중이다.

$$\sigma_{lu} = \frac{\sigma_{ys} + \sigma_{ut}}{2}$$

균열연결응력은 2024-T3 Al 합금은  $39.6 \text{ kg/mm}^2$ 이고, S50C는  $49.0 \text{ kg/mm}^2$ 이다. 구해진 잔류강도는 Table 2에 함께 나타내었다. Fig. 4는 실험에서 구한 잔류강도와 계산된 잔류 강도를 함께 나타낸 것이다. 그림에서 보면 실험에서 측정된 잔류강도와 수치적으로 계산된 잔류강도 사이에 차이를 보이고 있긴 하지만 비교적 유사한 잔류강도를 주고 있음을 알 수 있다.

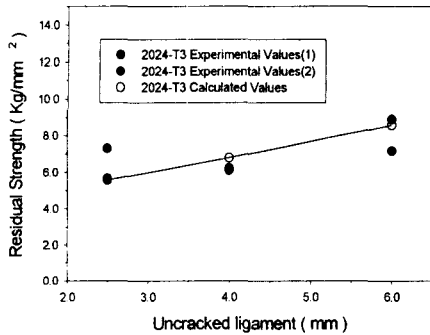
Table 2 Comparison of test results and calculated stress using ANSYS program

Materials	Case	Min. of uncracked ligament L1 ( mm )	Experimental residual strength ( $\text{kg/mm}^2$ )		Calculated residual strength ( $\text{kg/mm}^2$ )
2024-T3 Al alloy	A	2.5	5.67	7.32	5.58
	B	4	6.11	6.24	6.81
	C	6	7.17	8.90	8.57
S50C	A	2.5	10.04	9.90	8.91
	B	4	12.40	11.74	9.90
	C	6	13.34	12.91	11.97

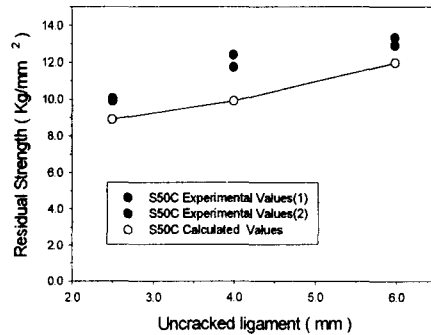
\* Calculated residual strength is obtained from elasto plastic link-up stress.

#### 4. 결론

본 연구에서는 2024-T3 Al 합금 과 냉간압연강판(S50C) 재료로부터 MSD에 대한 잔류강도를 연구, 비교하였다. 실험에 사용된 시편은 두께 1 mm,  $177.8 \times 500 \text{ mm}$ 의 크기로, 직경 4 mm의 홀 6개를 25.4 mm(1 in) 간격으로 하였다. 다중 균열은 먼저 시편의 두 개의 중심 홀 사이는 주 균열로 관통시킨 후, 주 균열을 중심으로 좌우 대칭으로 하여 비균열부 길이를 L1과 L2로 나누어 L2는 9 mm로 일정하게 하였고 L1은 2.5 mm(case A), 4 mm(case B) 그리고 6 mm(case C)의 세 조건으로 하여 잔류강도를 측정하였다. 또한 실험에 구한 결과를 유한요소 상용프로그램인 ANSYS를 이용, 탄소성 해석에 의한 잔류강도와 실험에 의한 잔류강도를 비교해 보았다.



(a) 2024-T3 Al alloy



(b) S50C

Fig. 4 Comparison of experimental and calculated residual strength of 2024-T3 Al alloy and S50C materials

탄소성 해석에서 계산된 비균열부(uncracked ligament)의 평균응력값이 균열연결응력(link-up stress)값과 같아지는 경우 균열이 서로 연결된다는 가정에서 구해진 잔류강도와 실험에서 구해진 잔류강도를 서로 비교해본 결과 비교적 유사한 값을 주고 있음을 알 수 있었다.

#### 후기

본 논문은 한국과학재단 산하 성균관대학교 산업설비 안전성평가 연구센터의 연구비 지원으로 이루어진 것으로서, 이에 관계자 여러분들께 감사드립니다.

#### 참고문헌

1. J. Mar, "Structural Integrity of Aging Airplanes: A Perspective", Proceedings of the Int. Workshop on Structural Integrity of Aging-Airplanes, pp.241-261, 1992
2. M. C. Cherry and S. Mall, "Residual Strength of Unstiffened Aluminum panels with Multiple Site Damage", Eng. Frac. Mech., Vol. 57, No. 6, pp. 701-713, 1997
3. J. H. Park, R. Singh, C. R. Pyo, and S. N. Alturi, "Integrity of Aircraft Structural Elements with Multi-Site Fatigue Damage", Eng. Frac. Mech., Vol. 51, pp. 361-380, 1995
4. J. H. Park and S. N. Alturi, "Fatigue Growth of Multiple-Cracks near a Row of Fastener-Holes in a Fuselage Lap-Joint", Computational Mech., Vol. 13, pp. 189-203, 1993
5. 박재학, "항공기 동체의 잔류강도 평가 및 균열보수에 관한 연구", 한국과학재단보고서, 1996.