

볼트 균열 홀을 갖는 알루미늄 6061-T6 합금의 패치 본딩 보수 /보강 부위에 대한 파괴역학적 해석에 관한 연구

윤영기* · 김국기* · 박종준* · 윤희석**

The failure analysis of patch bonded repair on Al 6061-T6 alloy structures with cracked bolt hole

Young Ki Yoon, Guk Gi Kim, Jong Jun Park and Hi Seak Yoon

Key Words : 6061-T6 aluminum alloy, Patch, Composite, Bolt hole

Abstract

The aluminum alloy 6061-T6 has been successfully used in structural applications especially the pressure vessel of the Advanced Neutron Source research reactor. And aluminum alloys, including 6061-T6, have a face-centered-cubic crystals structure. Under normal circumstances face-centered-cubic crystal structures do not exhibit cleavage fractures even at very low temperatures. In aluminum-based structures, plates frequently find use as connecting links. Mechanical fasteners are often utilized in instances where ease of application, familiarity with fabrication processes, and severe dynamic loading are of concern. Plates frequently find use as connecting elements in structures built from aluminum alloys. Many structural elements employ mechanical fasteners. Twenty and twenty aluminum alloy 6061-T6 plates, representing four different bolt patterns, were mechanically deformed. And variable materials such as Al 6061-T6, Al 2024-T3, Carbon/Epoxy, Glass/Epoxy Composite and Woven fiber composite, are used as patch materials. From this experiment, it has been shown that the strength of patch-repaired specimens is different with the patch materials.

1. 서 론

과학 기술과 산업기술의 발달은 다양한 종류의 재료들을 개발하여 사용하고 있다. 특히, 구조물의 무게와 안전성을 확보하기 위해 신소재 개발을 통해 기존의 재료들을 대체하려는 노력들이 많이 시도되고 있다. 하지만 신소재의 경우 개발상의 많은 비용과 시간은 물론 신뢰성 확보의 문제 때문에 그 사용 범위가 제약되어지고 있다. 따라서 이러한 구조물 설계자를 만족시키기 위해 다양한 종류의 알루미늄합금이 개발되어 적용되고 있다. 이들 합금은 강도가 높고 내식성 및 가공성이 양호하여 건축자재, 각종 전기·전자부품류, 자동차 및

산업용기기 등의 많은 분야에 사용되고 있으며 그 사용량이 증가추세에 있다. 최근 제품의 경량화 및 소형화를 목적으로 구조재료에 사용되고 있는 고강도 알루미늄합금(5000 계, 6000 계...)에 대한 관심이 많아지고 있다. 특히, 6061-T6 를 포함한 알루미늄 합금은 면심입방구조를 가지고 있어서 벽계파괴(cleavage fracture)가 상온은 물론 매우 낮은 온도에서도 발생하지 않는다. 즉, 파괴가 온도와는 무관한 가로질러 낱알 모양의 연성 찢김(transgranular, ductile tearing) 형태의 파괴 모드를 갖는다. 특히, 강(steel)과 달리 알루미늄 합금은 극저온에서도 상온에서와 동일한 인성값(toughness values)을 갖는다. 따라서, 항공기의 운항 조건이 고온은 물론 초음속 비행시 극저온까지 다다름을 볼 때 알루미늄 합금은 현재 사용되는 재료 중에서 가볍고, 가공성이 좋으며, 값이 저렴하다는 이

* 전남대학교 대학원

** 전남대학교 기계공학과

유를 제외하고도 매우 적합한 재료라 할 수 있다.

알루미늄 합금 구조물의 경우 구조물의 접합시 드릴 홀을 통해 핀, 볼트 또는 리벳을 이용한 기계적 구조물 결합이 이루어지고 있다. 이러한 결합 방법은 조립과 해체가 쉽고 구조물에 작용하는 하중을 전달할 뿐만 아니라 분배하는 역할도 한다. 그러나, 이러한 결합 방식의 주된 결점은 구조물에 지속적인 하중이 가해질 때 홀 주변에 응력의 집중이 증가하기 때문에 홀의 존재로 인한 구조물의 수명이 감소한다. 또한, 항공기와 같이 갑자기 구조물에 홀 형태의 균열이 발생하였을 때 구조물 전체를 바꿔서 수리한다는 것은 시간이나 비용면에서 적절하지 못하다. 이러한 문제점들을 해결하기 위해서 개발 제안된 방법이 접착식 패칭법이다⁽¹⁾⁽²⁾. 이러한 방법은 국부적인 수리가 손쉽고 구조물 내에 추가적인 홀을 만들어 예상되는 2 차적인 결합을 줄일 수 있다는 장점이 있다⁽³⁾.

따라서, 본 연구에서는 다양한 크기의 홀을 가지고 있는 열처리형 내식성 합금으로 선박, 차량 및 경량항공기에 사용되는 알루미늄 6061-T6 합금에 대한 인장 실험을 통하여 홀의 크기와 동 합금의 관계를 관찰하고 일정한 볼트 균열 홀을 갖는 동 합금에 다양한 종류의 재료를 패칭하므로써⁽⁴⁾ 그 효과와 영향을 고찰하였다.

2. 시편제작 및 실험방법

2.1 재료

본 실험의 모재로는 고강도 재료인 6xxx 계(Al-Si-Mg)의 6061 알루미늄합금을 사용하였으며, Table 1 은 6061 알루미늄합금의 화학조성 및 인장강도를 나타낸 것이다.

Table 1 Chemical composition and physical/mechanical property of Al 6061 alloy

Chemical compositions (wt.%)						Tensile strength (MPa)	Elongation (%)
Mg	Si	Mn	Cr	Fe	Al	316	20
1.00	0.60	0.28	0.20	0.05	Bal.		

패칭 재료는 Al 2024-T3, Al 6061-T6, Carbon/Epoxy, Glass/Epoxy 복합재료 및 직조형 탄소 복합재료 5 종류를 제작하여 사용하였으며 그 물성치는 Table 2 에 나타내어져 있다.

Table 2 Mechanical properties and dimensions of patch materials

	E_1 (GPa)	E_2 (GPa)	V_{12}	V_{23}
6061	66			
2024	72		0.33	
C/E	130	12	0.3	
G/E	38.6	8.27	0.168	0.035
W	65.9		0.05	

* 6061:Al6061-T6, 2024:Al2024-T3, C/E:Carbon/Epoxy, G/E:Glass/Epoxy, W:Woven

2.2 재료

인장실험 6061 알루미늄은 T_6 열처리(520°C, 1hr + 175°C, 8hr)된 알루미늄 압연 판재로부터 ASTM E 8-99 에 의해 시편을 제작하였다. 재료의 물성 및 시편내 홀의 크기에 따른 영향을 측정하기 위해 fig 1 (a)와 같이 지름 1.6, 2.0, 2.5, 3.0, 3.2mm 의 홀을 갖는 시편을 제작하였다. 시편의 형상은 그림 1 과 같다. Fig 1(b)는 Al6061-T6 구조물에 패치 재료로써 Al2024-T3, Al6061-T6, Carbon/Epoxy, Glass/Epoxy 복합재료 및 직조형 탄소 복합재료를 각각 사용하였다.

시편의 형상은 ASTM B 557-94⁽⁵⁾에 의해 제작되었다.

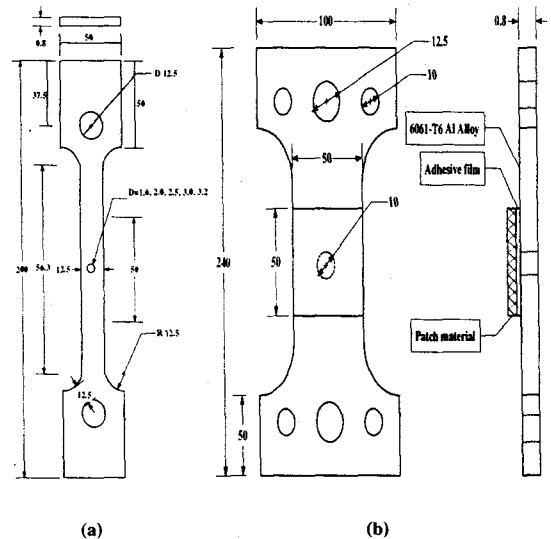


Fig. 1 Shape and dimension of (a) the specimen for material properties and (b) single-sided patch bonded to a cracked hole tensile specimen (all dimensions in mm)

패치 효과를 크게 하기 위해 패치 작업에 사용된 접합재는 상업용 American Cyanamid 사의 FM73 Adhesive film 을 사용하였다. 패치 작업은 제작사의 지시서에 의해 수행되었다. 먼저 구조물과 패치 재료가 잘 붙을 수 있도록 알루미늄 합금 표면 처리 하였으며 그 위에 접착 필름과 패치 재료를 적용후 온도와 압력을 가해 보강하였다. 최고의 강도 효과를 내기 위해 필름 제작 회사의 지시에 따라 120°C 로 1 시간동안 0.28±0.03MPa 의 힘으로 압력을 가하면서 접합하였다.⁽⁶⁾ 제작 사이클은 그림 2 와 같다.

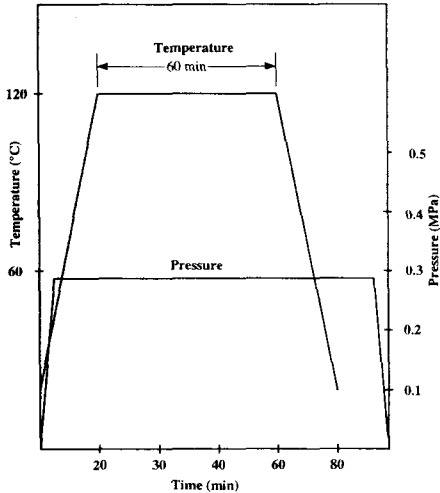


Fig. 2 Diagram of the cure cycle for specimens

2.3 기계적 실험

인장실험 장비(INSTRON)를 이용해 인장 실험을 실행하였다. Cross head 속도는 0.01mm/sec 로 모든 실험에 일정하게 적용하였으며 상온에서 실시하였다. Fig. 3 은 실험장치의 구성을 보여 준다.

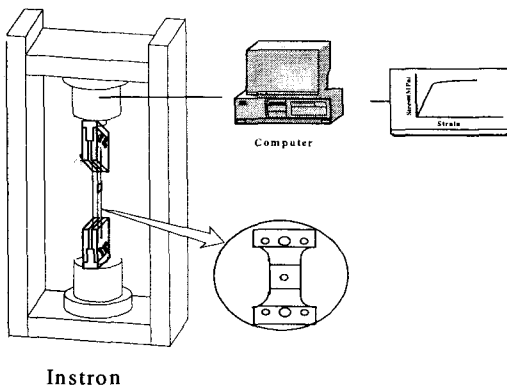


Fig. 3 The setup for tensile test of patched Al 6061-T6

3. 실험결과 및 검토

3.1 노치주변의 응력

Fig. 4 은 Al6061-T6 의 시편에 다양한 사이즈의 원형 홀(지름 1.6, 2.0, 2.5, 3.0, 3.2mm)을 주었을 때 파괴하중(P)의 실험치를 나타내고 있다. X 축은 시편의 평행한 방향에서 홀의 지름 D 와 폭 W 의 비율이고, 반면에 Y 축은 파괴하중 P 를 나타내고 있다. 측정된 값들이 불규칙하게 이루어졌기 때문에 이 값들은 회귀분석(regression analysis)을 따르며 회기 방정식으로 식 (1)을 구할 수 있었다.⁽⁷⁾

$$P_{max} = -5.3944(D/W) + 3.5103 \quad (1)$$

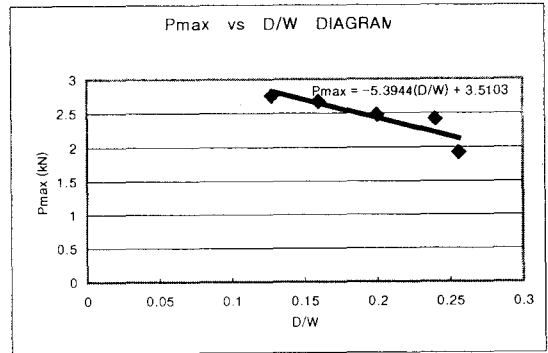


Fig. 4 Tensile load vs. D/W values of the specimens with a hole

3.2 패치 재료에 따른 구조물 영향

Fig. 5 는 Fig.1 (b) 형태의 크랙 홀이 없고 패치가 이루어지지 않은 순수한 Al 6061-T6 알루미늄 합금 시편에 대한 인장 실험 결과이다. 인장하중은 약 300MPa 이며 변형률은 약 0.2 임을 알 수 있었다.

Fig. 6 ~ 10 는 Fig.1 (b)와 같은 형태의 시편을 제작한 후 인장 실험한 결과이다. 이때 이용된 패치 재료는 Al 2024-T3, Al 6061-T6, Carbon/Epoxy composite, Glass/Epoxy composite 와 Woven Carbon/Epoxy composite 이다.

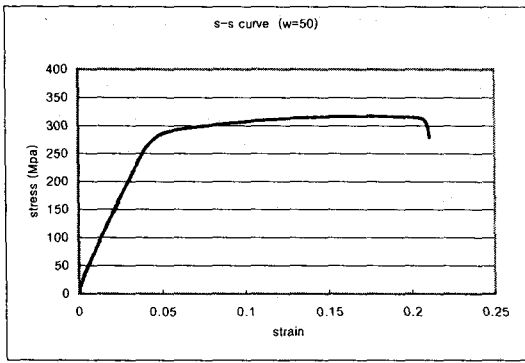


Fig. 5 Stress-strain curve of non-patched specimen without crack hole (W=50mm, t=0.8)

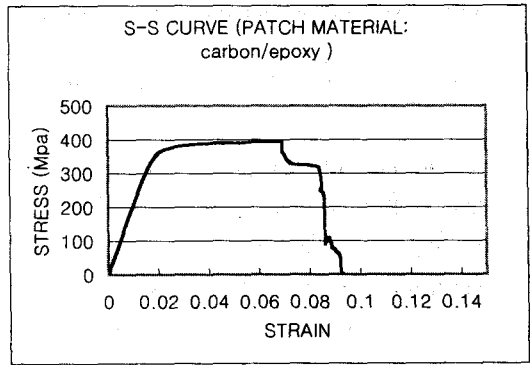


Fig. 8 Stress-strain curve of patched specimen with 10mm crack hole diameter (Patch material: Carbon/Epoxy composite)

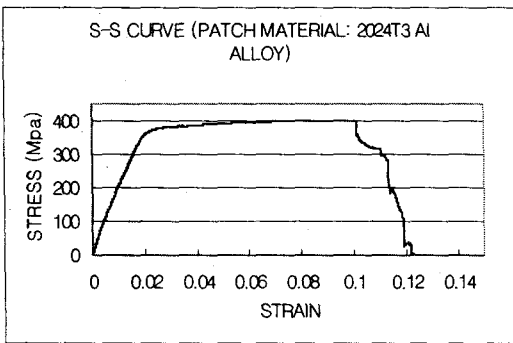


Fig. 6 Stress-strain curve of patched specimen with 10mm crack hole diameter (Patch material: 2024-T3 Al alloy)

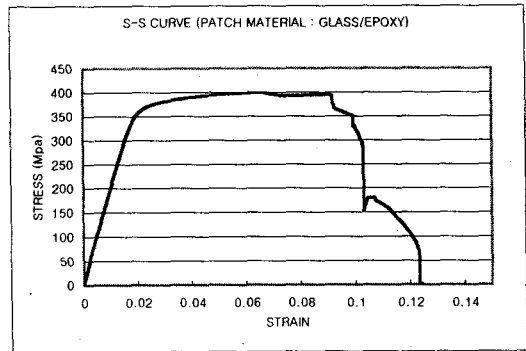


Fig. 9 Stress-strain curve of patched specimen with 10mm crack hole diameter (Patch material: Glass/Epoxy composite)

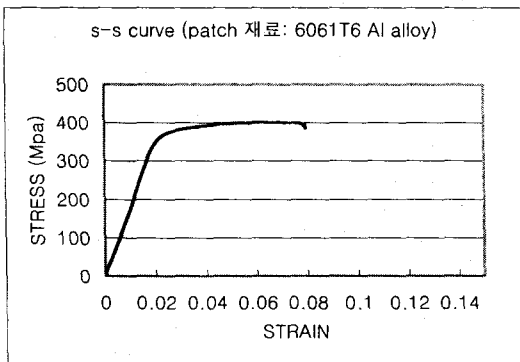


Fig. 7 Stress-strain curve of patched specimen with 10mm crack hole diameter (Patch material: 6061-T6 Al alloy)

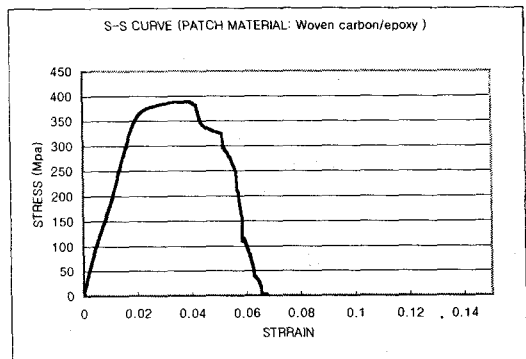


Fig. 10 Stress-strain curve of patched specimen with 10mm crack hole diameter (Patch material: Woven Carbon/Epoxy composite)

Table 3 The comparison of mechanical properties for different patched Al 6061-T6 alloy specimens

Structure materials	Patch materials	σ_{TS} (MPa)	P_{max} (kN)	δ (%)	Patch strength effect (strength after patching / strength with hole)
Al 6061-T6 (without hole)		316.86	12.67	17.68	1.024
Al 6061-T6 (with hole)		309.39	9.90	4.71	1
Al 6061-T6	Al 6061-T6	400.42	12.81	5	1.294
Al 6061-T6	Al 2024-T3	399.31	12.78	9.7	1.290
Al 6061-T6	Carbon/Epoxy	394.66	12.63	6.7	1.276
Al 6061-T6	Glass/Epoxy	398.90	12.76	6.7	1.289
Al 6061-T6	Woven Carbon	389.22	12.46	3.9	1.258

σ_{TS} : Tensile strength (MPa)

P_{max} (kN): Max. Loads

δ : Elongation (%)

Fig. 6 은 구조물인 Al 6061-T6 보다 인장강도가 좋은 Al 2024-T3 를 패치 재료로 시편을 제작하여 실험한 결과이다. 인장강도는 약 400MPa 로 홀 형태의 균열이 없는 순수 구조물과 비교하여 높은 인장 강도를 갖고 있음을 알 수 있었다. 또한, 구조물의 최종 파단이 급작스럽게 일어나지 않고 최종 단계에서 본딩된 부분에서의 접합력으로 인하여 구조물의 파괴가 안정적으로 일어남을 알 수 있었다.

Fig. 7 은 구조물과 동일한 재료로 패치를 하여 인장 실험한 결과이다. 동일 재료의 금속 합금 재료를 패치 재료로 사용하였을 때 패치 효과는 인장강도 약 400MPa 로 동일하나 구조물의 파단이 급격함을 알 수 있었다.

Fig. 8, 9, 10 은 구조물에 복합재료를 패치 재료로 하여 보수/보강 후 인장실험을 한 결과이다. 복합재료를 이용한 보수/보강은 강도면에서 금속 패치 재료에 비해 결코 뒤 처지지 않음을 볼 때 구조물의 무게를 줄인다는가 또는 구조물의 기계적 거동에 의한 설계된 패칭이 가능함의 관점에서 가장 적절한 패치 재료임을 알 수 있었다.

4. 결론

다양한 크기의 크랙 홀을 갖는 Al 6061-T6 에 대한 인장 실험과 다양한 패치 재료로 패칭된 Al 6061 합금에 대한 인장 실험이 수행되었다.

Table 3 은 패칭 작업을 하지 않고 홀 크랙도 가지고 있지 않는 순수 알루미늄 6061-T6 에 대한 인장 실험 값과 홀 크랙을 갖는 동 합금에 대한 패치 재료를 다르게 하였을 때의 기계적 물성치를

보여주고 있다. 이로부터 우리는 홀 크랙을 가지고 있는 구조물에 대해 패치를 하였을 때 크랙이 없는 구조물에 비해서 높은 인장 강도를 가짐을 알 수 있었다. 또한, 패치된 구조물의 경우 패치 재료에 따른 인장 강도의 차이는 없었으나 연신률에는 차이가 있음을 알 수 있었다. 더불어, 구조물에 따른 기계적 거동에 적절하게 대응하고 보수/보강 후 중량을 줄이기 위해 복합재료를 이용한 패치작업이 적절함을 알 수 있었다.

참고문헌

- (1) J. D. Minford, "Hand book Of Aluminum bonding Technology and Data", Marcel Dekker, pp.1-10
- (2) E.W. Thrall, R.W. Shannon, "Adhesive Bonding of Aluminum Alloys", Marcel Dekker, pp1-19
- (3) N. Rastogi, S. R. Soni, J. J. Denney, "Analysis of Bonded Composite Patch Repaired Metallic Structures", AIAA No.1883, pp. 1578-1588
- (4) T.E. Tay, F.S. Chau, C. J. Er, "Bonded boron-epoxy Composite Repair and Reinforcement of Cracked Aluminum Structures" Composite Structure 34, pp.339-347
- (5) ASTM B 557-94, 1998, "Standard Test Methods of Tension Testing Wrought and Cast Aluminum- and Magnesium-Alloy Products", pp.1-14.
- (6) A. A. Baker, and R. Jones, 1988, "Bonded repair of aircraft structures", Martinus Nijhoff Publishers, Dordrecht, pp.12
- (7) T. H. Hyde, and E. Ollerton, 1990, "Applied stress analysis", Elsevier Science Publishers, Londen, pp.234-242