

복합재료 패치로 보수된 Al 6061-T6 합금 구조물의 피로거동 연구

박종준*·윤영기*·김국기*·윤희석**

The Study of the Fatigue Behavior of Al 6061-T6 Alloy Structure Repaired by Composite Patch

J.J.Park*, Y.K.Yoon*, G.G.Kim*, H.S.Yoon**

Key Words: Fatigue Life, Crack Growth Rate, Composite Patch, Carbon/Epoxy

Abstract

The development of high-strength fibers such as boron/epoxy and carbon/epoxy and adhesives has made it possible to repair cracked metallic plates by bonding reinforcing patches to the plate over the crack. In this study, aluminum 6061-T6 alloy plates with the high strength are applied to specimens with a cracked bolt hole to study the effect of diverse patch materials on the fatigue behavior of this structure. Additionally, the observation of the effect of different patch sizes on the specimen was performed. The results shows that the patch repair can improve the static strength by about 17% and the fatigue life by 200% compared with non-repaired case. And it was also revealed that the patching method along to crack growth direction is more efficient in cost and weight reduction.

1. 서 론

재료의 내부에 존재하고 있는 결함이나 균열은 낮은 응력 에서도 성장하며, 균열이 성장함에 따라 잔류 강도가 감소되고 임계 균열 길이에 도달하면 불안정 파괴가 일어나게 된다. 그러므로 재료 자체의 결함이나 미소 균열의 존재를 가정할 경우, 재료의 균열 성장거동에 대한 규명은 필수적이다. 특히, 항공기와 같이 부가가치가 높고 고도의 안전도가 요구되는 구조물을 설계하기 위해서는 사용 재료에 대한 정확한 피로 특성의 자료가 필요하다. 즉 구조물의 건전성 평가 및 수명 예측을 위해서는 임계 부위에 대한 내구성 및 손상 해석이 반드시 수행되어야 한다.

알루미늄 합금 구조물의 경우 구조물의 접합시 드릴 홀을 통해 핀, 볼트 또는 리벳을 이용한 기계적 구조물 결함이 이루어지고 있다. 이러한 접합 방법은 조립과 해체가 쉽고 구조물에 작용하는 하중을 전달할 뿐만 아니라 분배하는 역할도 한다. 그러나 이러한 접합 방식의 주된 결점은 구조물에 지속적인 하중이 가해질 때 홀 주변에 응력의 집중이 증가하기 때문에 구조물의 수명이 단축된다. 또한, 항공기와 같이 갑자기 구조물에 홀 형태의 균열이 발생하였을 때 구조물 전체를 바꿔서 수리한다는 것은 시간이나 비용면에서 적절하지 못하다. 이러한 문제점들을 해결하기 위해서 제안된 방법이 접착식 패치법이다. 이러한 방법은 국부적인 수리가 손쉽고 구조물 내에 추가적인 홀을 만들어 예상되는 이차적인 결함을 줄일 수 있다는 장점이 있다.

복합재료 판을 이용한 균열 보수에 대한 많은

* 전남대학교 대학원

** 전남대학교 기계공학과

이론적 또는 실험적인 연구는 Jones와 Baker등에 의해 활발히 진행되었으며, 이들의 해석적인 도구는 유한요소법을 이용한 응력강도계수(SIF)와 접착층 내의 전단응력을 구하였다.[1] 또한 Nauboulsi와 Mall은 유한요소법을 이용해 패치의 접침길이, 폭, 두께 등을 고려해 연구하였다.[2] Denney와 Mall은 다양한 disbonding 위치와 크기가 패치 효율에 미치는 영향에 대한 연구를 하였다.[3] 그리고 김위대는 패치 본딩시 경화 사이클 변화가 구조물의 정적강도 및 피로수명에 미치는 영향에 대해서 연구하였다.[4]

현재까지 패치 형상에 따른 많은 연구가 되고 있으나 패치 크기에 대한 좀더 정확한 연구 결과를 얻기 위해 본 연구에서는 Al 6061-T6 합금 구조물에 볼트 홀 형태의 손상이 있을 때 복합재료 패치의 형상을 변수로 하여 정적 인장실험을 실시하였으며, 피로수명 예측 및 손상평가를 위해 피로 균열 성장률 실험을 시행하였다.

2. 실험

2.1 시험편

본 실험의 모재는 경량 항공기 재료인 Al 6061-T6 합금을 사용하였다. 실험재료인 Al 6061-T6 합금은 열처리(520° C, 1hr + 175° C, 8hr)된 알루미늄 압연 판재로부터 ASTM E 8-99에 의해 시험편을 Fig. 1과 같이 제작하였다.

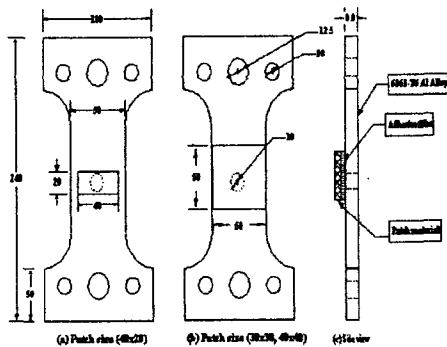


Fig. 1 Shape of specimen

크랙의 진전을 유도하기 위해 노치(notch)를 2mm가공하였으며 시험편의 중앙 홀과 노치는 와이어 커터로 가공하였다. 홀을 갖는 시험편에 복합재

료 패치의 영향을 알아보기 위해 6ply로 두께는 약 0.48mm인 일 방향(하중방향) Carbon/Epoxy 복합재료를 사용하였다. 패치 형상의 영향을 알아보기 위해 시험편의 중앙 홀 직경 10mm에 대해 패치의 크기는 50×50mm와 40×20mm를 각각 사용하였다. 표면처리 영향을 알아보기 위해 50×50mm 시험편의 경우에는 표면처리를 하지 않은 시험편을 피로실험에 추가하였다. 패치 작업에 사용한 접착제는 American Cyanamid사의 FM73 Adhesive film을 사용하였다.

2.2 인장실험

인장실험은 만능 시험기 INSTRON 8800를 이용해 실험을 하였다. 실험은 변위제어 모드로 하였고, Cross head 속도는 0.03mm/sec로 모든 실험에 동일하게 적용하였으며 상온에서 실시하였다.

2.3 피로실험

피로시험은 만능 시험기 INSTRON 8800으로 하였고, 균열길이의 측정은 1/100mm까지 측정할 수 있는 좌우 이동식 현미경을 사용하였다. 하중은 응력비(최소응력/최대응력)가 양의 값을 갖는 0.1로 가했으며 하중 주파수는 8Hz로 모든 시험편에 동일하게 적용하였다. 피로시험에서 사용한 최대하중은 패치를 하지 않은 시험편의 최대 인장강도의 30%이하로 결정하였다. 예비크랙 작업은 최대 인장 하중의 25%로 균열 길이를 약 0.5mm 진전시켰으며, 균열길이 측정은 초기 균열길이 7.5mm에서 최대 인장 하중의 20%로 실험을 하였다. 균열길이의 측정은 피로균열이 부하축에 거의 수직으로 전파한 부분에서 측정하였다.

3. 실험결과 및 고찰

3.1 인장실험

인장실험 결과는 Fig. 2와 Table 1에 나타내었다. 인장실험 결과 패치 크기가 50×50mm인 경우에 가장 큰 인장 하중의 결과가 나타났다. 최대 인장 하중의 정량적인 결과를 아래 Table 1에서 살펴보면 패치 효율은 50×50mm의 패치 크기에 비해 40×20mm의 패치 크기를 가진 시험편은 영향력이 아주 미비함을 알 수 있다. 이는 50×50mm 패치 크기의 경우 40×20mm에 비해 하중을 분산시킬 수 있는 패치 단면적이 크다는 것을 의미한다. Table 1과 Table 2에 나타난 패치 효율은 패치 보강 여부에 따른 강도 및 피로 수명 효

율을 의미한다. 모든 효율은 패치 되지 않은 시편의 값을 기본으로 두고 계산되었다.

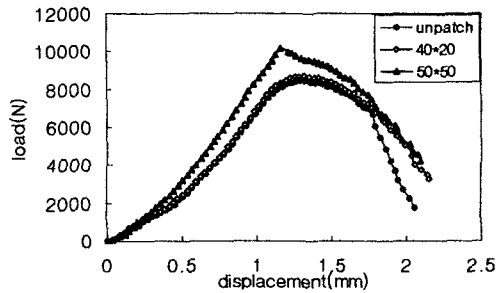


Fig. 2 The comparison of load vs. displacement curve for the different patch sizes

Table 1 Result of maximum tensile load

Patch type	Maximum tensile load(N)	Effect of patch(%)
unpatch	8465	-
40×20 patch	8718	3
50×50 patch	10160	17

3.2 피로실험

피로균열 성장률은(da/dN)은 시험온도, 주파수, 응력비에 따라 변한다. 본 실험에서는 패치 크기에 따른 영향을 알아보기 위해 동일한 주파수와 응력비를 적용해서 실험을 하였다. 피로실험 결과는 Fig. 3와 같다. [50*50]는 표면처리를 하지 않은 경우이다.

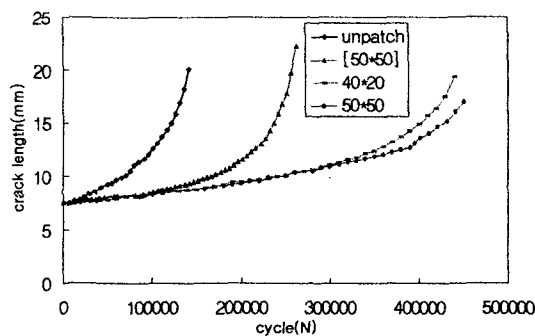


Fig. 3 Result of fatigue life for the different patch type

피로수명 결정은 시편이 최종 파단 되었을 경우를 시점으로 결정하였다. 피로수명 평가를 하기 위해 Fig. 3의 결과를 살펴보면 패치로 보수/보강한 경우는 패치를 하지 않았을 경우에 비해서 피로수명에 큰 영향력이 있음을 알 수 있다. 또한 표면처리를 하지 않은 경우와 비교해보면 표면처리를 하고 패치를 접착한 경우에 피로수명 증가에 큰 영향력이 나타남을 알 수 있다.

패치로 보수/보강한 경우와 표면처리를 했을 때에 그에 따른 효율을 평가한 정량적인 결과를 Table 2에 나타내었다. Table 2의 결과를 보면 패치를 한 경우에 효율이 200%이상 수명 증가에 영향이 있음을 알 수 있으며, 표면처리 효과에서는 70%이상 영향이 있음을 알 수 있다.

Table 2 Result of fatigue life

Patch type	Fatigue life(cycle)	Effect of patch(%)	Effect of surface treatment(%)
unpatch	141328	-	-
[50*50]	261601	85	-
50*50	451435	219	72
40*20	440059	211	-

특히 인장실험에서는 50×50mm패치를 한 경우가 40×20mm패치를 접착한 경우에 비해 최대 인장 하중이 큰 증가를 보였으나 피로실험 결과 피로수명에서는 두 가지 경우에 대해 200% 이상의 큰 효과가 있었다. 이는 지속적인 피로 하중이 작용 할 때 크랙 진전 방향으로 패칭을 해주게 되면 피로수명 증가에 큰 효과가 있는 것으로 기대된다.

크랙 진전율에 대한 결과는 Fig. 4에 나타내었다. [50*50]는 표면처리를 하지 않은 경우이다. 크랙 진전율 결과의 양상을 보면 패치를 하지 않은 경우와 표면 처리를 하지 않은 경우에 비해 패치를 한 경우에는 크랙 진전율이 느리게 진전함을 볼 수 있다. 또한 Fig. 2의 피로수명 양상과 마찬가지로 50×50mm과 40×20mm의 각기 다른 패치 크기에서 크랙 진전율이 거의 비슷한 양상으로 나타남을 알 수 있다. 이는 폭 방향(크랙진전방향)으로 패치 크기를 유지하고 하중 방향으로 패치 크기를 줄일 수 있어서 고가인 복합재료를 고려해볼 때 경제적인 이점을 얻을 수 있다.

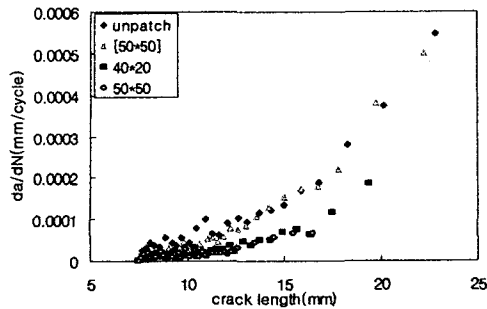


Fig. 4 Result of crack growth rate for the different patch type

4. 결 론

본 연구에서는 Al 6061-T6 구조물에 복합재료 패치를 접착한 시편을 이용하여 인장 및 피로실험을 통해 다음과 같은 결론을 얻었다.

- (1) 복합재료 패치를 접합함으로써 최대 인장 하중은 17%, 피로수명은 200% 이상 증가하였고 크랙 진전율이 감소됨을 알 수 있었다. 또한 피로실험 결과 패치 접착시에 표면처리의 효과가 피로수명에 큰 영향을 미치게됨을 알 수 있었다.
- (2) 패치 보강된 구조물의 크랙 진전율을 줄이기 위한 패치의 크기를 결정함에 있어, 크랙이 진전해가는 폭방향으로 크게한 패치(40×20mm)와 넓은 면적을 갖는 패치(50×50mm)의 피로 수명이 거의 동일함을 볼 때 전자의 경우가 경제성과 무게 감소에 잇점이 있음을 알 수 있었다.

참고문헌

- (1) A. A. Baker, R. Jones, Bonded Repair of Aircraft Structures, Martinus Nijhoff Publishers, 1988.
- (2) S. Naboulsi & S. Mall, Analysis of Cracked Metallic Structure with Imperfectly Bonded Composite Patch, AIAA Journal, No.1363, pp.2799-2808, 1997.

(3) J. J. Denney, S. Mall, Characterization of Disbond Effects on Fatigue Crack Growth Behavior in Aluminum Plate with Bonded Composite Patch, Engineering Fracture Mechanics Vol. 57. No. 5. pp. 507-525, 1997.

(4) 김위대, 복합재 패치를 이용한 노후 항공기의 중앙균열 보수에 관한 연구, 한국항공우주학회지, 27권 8호, pp71-78, 1999.