

일방향 탄소섬유/에폭시 복합재 패치로 보수된 알루미늄의 피로특성에 대한 연구

김만태*, 신명근*, 한운용, 이지훈(경희대학교 대학원 기계공학과),
이경엽(경희대, 테크노 공학대학)

A Study on the Fatigue Characteristics of Aluminum Repaired by Unidirectional Graphite/Epoxy Composites

M. T. Kim, M. G. Shin*, W. Y. Han, G. H. Lee(Mech. Eng. Dept., HKU)
K. Y. Rheec(college of Advanced Technology, HKU)

ABSTRACT

In this study, the fatigue behavior of cracked aluminum repaired by unidirectional graphite/epoxy composites was experimentally investigated. The aluminum used was 7075-T6 and the patch used was four plied unidirectional ([0]₄) composites. The composite patch was adhesively bonded to the cracked aluminum using secondary bonding procedure. Two different specimens of cracked aluminum and cracked aluminum repaired with patch were used in the fatigue tests. Load ratio and the frequency applied in the fatigue tests were 0 and 10 Hz, respectively. The results showed that the fatigue behavior of cracked aluminum was improved by repairing the cracked area with composite patch. Specifically, the specimen repaired by composite patch showed 30% more improved fatigue behavior than regular specimen.

Key Words : Stress intensity factor (응력확대계수), Carbon fiber/Epoxy (탄소섬유/에폭시)

1. 서론

알루미늄 합금은 구조의 경량화를 위하여 오래 전부터 항공기에 사용되어 왔고, 최근에는 연비와 성능을 더욱 향상시키기 위한 사회적 관심이 증가되면서 재료에 대한 관심이 높아져 왔다. 최근에는 금속에 발생한 균열을 복합재 패치를 이용하여 수명을 연장시키거나 항공기, 차량, 철도 등 다양한 경우에 대해 손상된 기체 부위 또는 응용분야에 적용하기 위한 기술들이 개발되고 있다.

1970년초 Australia에서 처음으로 복합재를 사용하여 금속구조물에 대한 보수가 연구됐고⁽¹⁾, 80년대 이후 손상된 항공기의 보수 및 수명 연장을 하기 위해 AMRL (Aeronautical and Maritime Research Laboratory)에 의해 BCRT (Bonded Composite Repair Technology)라 불리는 기술이 개발되면서 복합재 패치를 이용한 구조물 보수에 대한 연구가 활발히 진행되고 있다.⁽²⁾ 복합재를 이용한 보수는 B-767 (keel

beam), B-747 (lower fuselage), B-727 (lap seams), C-130, C-141 (wing plank), F-111 (wing pivot pitting), Macchi (main landing wheels), MD-80 (trailing edge flap), MD-82 (leading edge slat) 그리고 Mirage III (wing skin and Orion fuselage skin) 등 Aircraft 구조물 등에 응용이 되고 있다.⁽³⁻⁹⁾ 이러한 복합재 패치를 이용한 보수는 여러 가지 변수에 의해 영향을 받지만 특히 보수 구조물과 복합재 패치 간의 계면 결합력, 접착제의 특성, 패치 등이 보수된 구조물의 성능 및 수명을 결정짓는 중요한 변수이다. 계면 결합력은 계면의 표면상태와 접착처리방법에 의해 영향을 받는다. 항공기 보수는 높은 강성과 강도 그리고 경량화의 이점으로 복합재 패치를 많이 사용하고 있으며 Boron/epoxy, Carbon/epoxy 복합재가 주로 사용되고 있다. 복합재 패치를 이용한 보수에 있어서 접착제에 대한 연구는 중요한 부분이라고 할 수 있다.

본 논문에서는 균열이 발생한 알루미늄(7075-T6)을 탄소섬유/에폭시 복합재 패치로 보수함으로써 복합

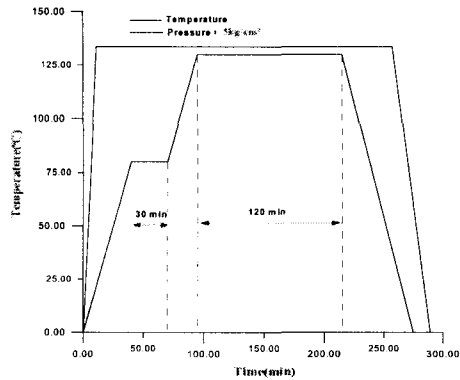


Fig. 1 Illustration of consolidation cycles of aluminum/CFRP composites

재 패치가 얼마나 알루미늄의 피로특성을 향상시키는가에 대해 연구하였다.

2. 실험방법

본 실험에 사용된 탄소섬유/에폭시 복합재는 (주)SK 케미칼에서 생산되는 프리프레그 (USN150)를 사용하였다. 복합재 제작은 오토클레이브 (Autoclave) 내에서 프리프레그를 200 mm×200 mm 크기로 0° 단일방향으로 4장 적층하여 성형하였다. 성형된 복합재의 두께는 약 0.7 mm였다. 성형온도, 성형압력, 및 성형시간 등의 처리조건은 Fig. 1에 나타내었다. 알루미늄 시편은 두께 4 mm의 7075-T6를 사용하여 SEN (single edge notched) 시편을 제작하였다. 사용된 크기는 220 mm×50 mm이고, 시편 한쪽에 크기 20 mm의 V-형태의 노치를 가공하였다. 알루미늄 시편과 복합재 패치의 접합은 항공용 접착제를 사용하여 접착하였으며, 알루미늄과 복합재 패치 간의 접착력을 높이기 위해 알루미늄 시편 표면을 알루미늄 가루를 이용하여 전처리 하였다. Fig. 2는 시편제작에 사용된 오토클레이브를 나타내고 있으며 Fig. 3은 알루미늄/CFRP 복합재 접착시 시편의 적층순서를 나타낸다.

피로균열진과 실험은 상온에서 완전원진 하중 (응력비: 0)을 Sine파 형태로 10Hz의 하중 주파수로 시험편에 부과하여 수행하였다. 피로균열진과 실험에 사용된 시험기는 서보유압식 피로시험기인 Instron 8516을 사용하였고 균열진과 거동의 관찰은 광학배율 100X의 이동현미경을 시험기에 부착하여 CCD 카메라를 통해 진과거동을 관찰하였다. 균열길이 측정은 1/100 mm 까지 측정하였다. 피로시험진과거동거과거동의 관찰이 용이하게 시험편의 표면을

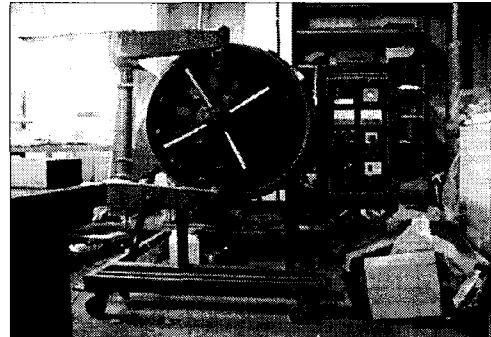


Fig. 2 Photograph of autoclave

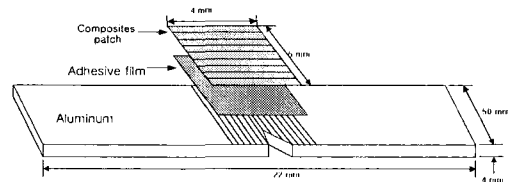


Fig. 3 Configuration of single-edge notched aluminum/CFRP composites specimen

경면 연마하였다.

3. 결과

반복하중 수 (N)에 따른 균열길이 (a) 증가를 나타내는 그림은 균열진과 거동을 해석하기 위해 필수적인 정보이다. 그림 Fig. 4는 알루미늄 시편과 탄소섬유/에폭시 복합재 패치로 보수된 알루미늄 시편의 반복하중 수에 따른 균열길이 증가에 대한 실험결과 데이터를 비교한 것이다. Fig. 4에 나타나 있듯이 복합재 패치로 균열을 보수할 경우 상당히 균열진전누진이 일어남을 알 수 있다. 알루미늄 시편의 경우 64,000 cycle 정도에서 파괴가 발생한 반면 복합재 패치로 보수한 경우에는 95,000 cycle 이상에도 파괴가 발생하지 않았다. 특히 초기균열이 진전하는 경우에 있어서도 알루미늄 시편의 경우에는 2,500 cycle 정도에서 균열이 진전한 반면 패치로 보수한 경우에는 4,500 cycle 정도에서 초기균열이 진전하였다.

피로균열 성장을 나타내는 모델로서 식 (1)과 같은 Paris 법칙이 일반적으로 이용되고 있다.

$$\frac{da}{dN} = C(\Delta K)^n \quad (1)$$

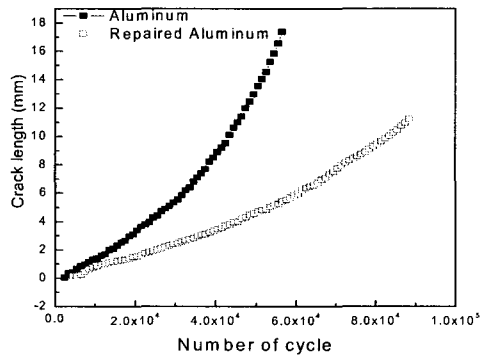


Fig. 4 Comparison of experimental data for the fatigue life of patched and unpatched aluminums.

식 (1)에서 “ a ”는 크랙길이, “ N ”은 사이클수를 나타내고, “ C ”와 “ n ”은 실험으로부터 구해지는 재료상수를 나타낸다. 또한 “ ΔK ”는 응력확대계수 차이를 나타내며 식 (2)와 같이 결정된다.

$$\Delta K = K_{max} - K_{min} \quad (2)$$

식 (2)에서 K_{max} 는 최대 응력확대계수를 K_{min} 는 최소 응력확대계수를 나타낸다.

본 연구에서는 복합재 패치로 보수한 경우 Paris 법칙을 적용 균열진전을 응력확대계수로 나타낼 수 없어 균열진전 속도를 균열길이의 함수로 적용해 두 경우를 비교하였다. Fig. 5는 알루미늄 시편과 복합재 패치로 보수된 알루미늄 시편에 대해 균열길이에 대한 균열진전 속도를 비교한 그림이다. Fig. 5에 명확히 나타나 있듯이 각 균열길이에 있어 알루미늄 시편보다 복합재 패치로 보수한 경우가 균열진전 속도가 작음을 알 수 있다. 이는 복합재 패치가 알루미늄에 전달되는 응력을 일정부분 지탱하는데 기인하는 것으로 판단된다.

4. 결론

본 논문에서는 복합재 패치를 적용하였을 경우 알루미늄의 피로수명 향상에 대해 연구하였다. 복합재 패치는 단일방향 탄소섬유에폭시 복합재 (0/0)를 적용하였으며 알루미늄은 7075-T6를 적용하였다. 피로시험은 하중비가 0인 완전진전 경우를 적용하였다. 본 연구를 통해 단일방향의 탄소섬유에폭시 복합재 패치로 알루미늄의 균열부위를 보수할 경우 보

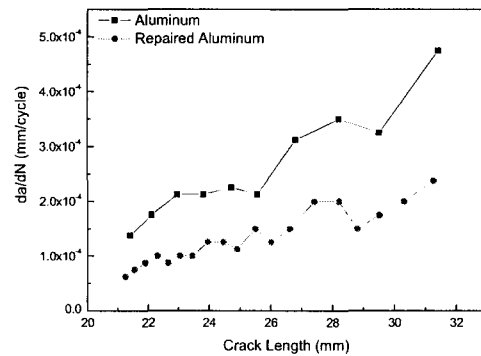


Fig. 5 Comparison of fatigue crack propagation with crack length

수하지 않은 경우보다 30% 이상의 피로특성 증가를 가져옴을 알 수 있었다.

후기

본 연구는 한국과학재단 목석기초 연구과제 (과제번호: 2000-1-30400-004-3)에 의해 연구되었습니다.

참고문헌

1. Christian, Jr. IF, Hammond Do, Cochran JB, "Composite Materials repairs to metallic airframe components," J Aircraft, Vol. 29, pp. 470-476, 1992.
2. Umamaheswar. TVRS, Singh R. "Modeling of a patch repair to a thin cracked sheet," Eng Fract Mech. Vol. 62, pp. 267-289, 1999.
3. Baker, A. A., "Fiber Composite Repair of Cracked Metallic Aircraft Components," Composite, Vol. 18, pp. 293-308, 1987.
4. Baker, A. A., and Jones A. A., Editors, "Bonded Repair of Aircraft Structures," Martinus Nijhoff Publishers, 1988.
5. Ong, C. L., and Shen, S. B., "Repair of F-104 Aircraft Nosedome by Composite Patching," Theoretical and Applied Fracture Mechanics, Vol. 15, pp. 75-83, 1991.
6. Denny, J. J., and Mall, S., "Charaterization of Disbond Effects on Fatigue Crack Growth Behavior in Aluminum Plate with Bonded Composite Patch," Engineering Fracture Mechanics, Vol. 57, pp. 507-525, 1997.

7. Chester, R. J., Walker, K. F., and Chalkey, P. D., "Adhesively Bonded Repairs to Primary Aircraft Structure," *International J. of Adhesion and Adhesives*, Vol. 19, pp. 1-8, 1999.
8. Umamaheswar TVRS, Singh. R. "Modeling of a patch repair to a thin cracked sheet," *Eng Fract Mech*, Vol. 62, pp. 267-289, 1999.
9. Roach, D, "Performance analysis of bond composite doublers on aircraft structures," *international conference on Composite repair of aircraft. vancouver, Canada. 1995.*
10. F.A. McClintock and A. S. Argon, *Mechanical behavior of Materials.* Addison-Wesley, P.539, 1966.
11. "Plane Strain Fracture Toughness of Metallic Materials," *Spec. E399. Annual Book of ASTM Standards. part10, P. 561. 1975.*
12. W. K. Wilson, *Discussion, STP 410, P. 75, 1969.*