

## CFRP 복합재로 보수된 알루미늄 재료의 피로특성에 대한 연구

김만태<sup>†</sup>·이경엽<sup>\*</sup>

## Fatigue Characteristics of Aluminum Material Repaired by CFRP Composite

Man Tae Kim<sup>†</sup>, Kyong Yop Rhee<sup>\*</sup>**Key Words:** CFRP composite (카본섬유강화 복합재), Fatigue test (피로시험)

## Abstract

This work investigated fatigue characteristics of aluminum repaired by CFRP composites. Three specimens, cracked aluminum, cracked aluminum patched by CFRP, and plasma-treated aluminum patched by CFRP were used for the fatigue tests. The results showed that the fatigue crack growth behavior of cracked aluminum was improved by repairing the cracked area with composite patch. Specifically, the specimen repaired by composite patch showed about three times more fatigue life than the cracked aluminum. The plasma-treated aluminum repaired by composite patch showed about five times more fatigue life than the cracked aluminum.

## 1. 서 론

최근 항공기 산업이 활발히 이루어지면서 기존의 금속소재가 가지지 못하는 뛰어난 기계적 특성과 무게의 절감 등의 이유를 들어 복합재와 금속재를 이용한 이종재에 대한 연구가 많이 이루어지고 있다. 특히 탄소섬유강화 복합재료는 기존의 금속재료와 비교하여 뛰어난 비강도와 내부식성을 가지며, 탁월한 피로강도를 가지고 있다. 이 같은 우수한 특성 때문에 2차 구조재에 대한 응용범위를 넘어 1차 구조재에도 응용하는

추세이다.<sup>(1-4)</sup> 그러나 이종재를 이용하기 위해선 무엇보다도 복합재와 금속재의 접합에 관한 문제가 가장 중요한 문제라 할 수 있다. 복합재와 금속재의 접합에는 크게 기계적인 접합과 접착에 의한 접합으로 나눈다. 때로는 이 두 가지의 방법을 함께 사용하는 경우도 있으며, 그 방법은 구조물의 사용조건과 제조 공정상의 문제점에 따라 적당한 방법을 선택하여야 한다.<sup>(5)</sup> 이 두 가지 접합 방법 중 접착접합방법은 넓은 영역에 하중을 분포시키며, 접합부위의 무게와 부품수가 줄어들고 부식문제와 가격이 저렴한 이점으로 항공기 구조물 등의 제작에 많이 사용되고 있다. 그러나 접착접합은 분해하기가 어려우며 접합되는 물질의 기하학적인 형상, 표면처리 상태, 환경조건에 의해 많은 영향을 받는다.<sup>(6)</sup> 최근 알루미늄과 아라미드/에폭시를 이용하여 피로균열 지연메카니즘에 대한 연구가 발표 되었다.<sup>(7-8)</sup> 그러나 연구 결과가 방대하지 않고 있다하더라도 기업적인 비

<sup>†</sup> 책임저자의 소속: 경희대학교 테크노공학대학  
E-mail : rheeky@khu.ac.kr  
TEL : (031)201-2565

<sup>\*</sup> 경희대학교 대학원 기계공학과  
E-mail : ginggiscan@naver.com

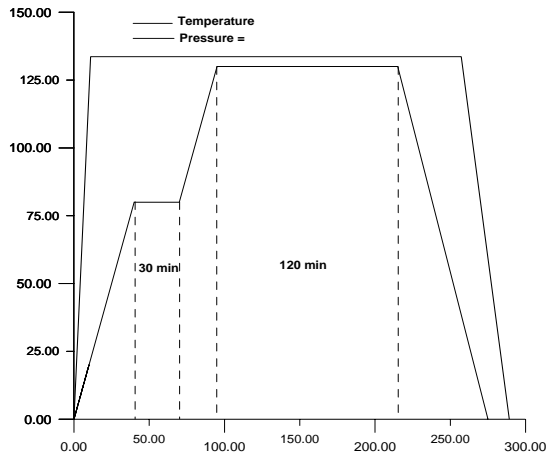


Fig. 1 Illustration of consolidation cycle of CFRP composite

밑에 의해 이종재의 피로균열전파 거동에 대한 연구는 아직 미진하다 할 수 있다. 따라서 본 연구에서는 표면처리 여부와 복합재 패치의 보수 여부에 따른 알루미늄/CFRP 이종재의 피로균열전파 거동과 피로특성에 대해 연구하였다.

## 2. 실험방법

### 2.1 CFRP 복합재 성형

본 연구에 사용된 복합재 패치는 (주)SK 케미칼에서 생산되는 탄소섬유/에폭시 프리프레그 (USN 150)를 사용하였으며, 성형은 프리프레그를 250 mm × 250 mm 크기로 절단후 0° 방향으로 4장 적층하여 오토클레이브(Autoclave) 내에서 성형하였다. 성형한 후 두께는 약 0.75 mm 였다. 복합재 패치의 성형 조건은 Fig. 1에 나타내었다.

### 2.2 알루미늄 표면처리 및 알루미늄/CFRP 성형

알루미늄은 크기가 220 mm × 50 mm × 4 mm 인 7075-T6를 사용하였고, 한 쪽에 16 mm의 V-형태의 노치를 가공하여 SEN (Single Edge Notched) 시편을 제작하였다. 알루미늄에 대한 플라즈마 표면처리는 다음과 같이 수행하였다. 알루미늄 시편에 알루미나 가루 (입자크기:75 $\mu$ m)를 사용하여 표면을 브러싱(brushing) 한 후 5분간 초음파 세척으로 알루미늄 표면에 잔류하는 찌꺼기

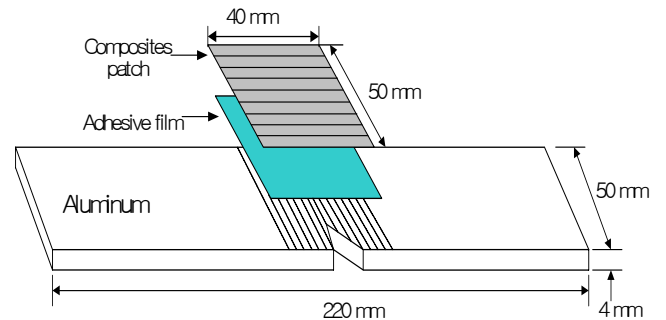


Fig. 2 Schematic diagram of SEN (single-edge notched) Al/CFRP composites specimen

를 세척하였다. 플라즈마 처리는 불순물의 혼입을 막기 위해 진공조에서 수행하였고, 플라즈마 형성 기체로는 아세틸렌( $C_2H_2$ )와 질소( $N_2$ )를 사용하였다. 플라즈마 형성은 DC 플라즈마로 압력과 전압은 300 mtorr와 800 V를 적용하여 플라즈마 처리를 수행하였다. CFRP의 전처리는 아세톤을 이용한 단순한 표면세척을 하였다. 알루미늄/CFRP 성형은 복합재 패치와 알루미늄 사이에 항공기용 접착 필름을 삽입하여 오토클레이브 내에서 성형하였다. Fig. 2는 본 연구에서 사용된 알루미늄/CFRP 시험편의 형상을 나타낸다.

### 2.3 피로균열전파 실험

피로균열전파 시험은 상온에서 하중조건을 완전편진(응력비:0.1)을 정현파로 10 Hz의 하중 주파수를 조건으로 시험편에 부과하여 수행하였다. 피로균열전파 시험에 사용된 시험기는 Instron 8516을 사용하였고, 균열전파거동은 광학 배율 100X의 이동현미경을 이용하여 전파거동을 관찰하였다. 균열전파거동의 관찰이 용이하게 알루미늄 시험편의 표면을 경면 연마하였다.

## 3. 결과 및 고찰

균열전파거동을 해석하기 위해 균열길이( $a$ )에 대한 반복하중 수( $N$ )와 균열진전거동에 대해 Paris 식을 적용하였고, SEN 시편의 응력 확대 계수 (stress intensity factor)를 구하여 비교하였다. Fig. 3은 알루미늄, 표면처리 하지 않은 알루미늄

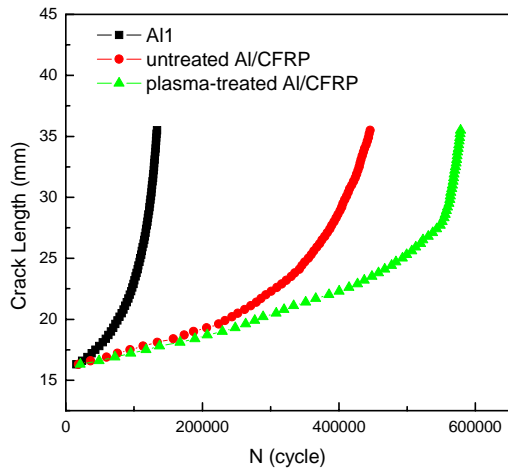


Fig. 3 Comparison of experimental data for the fatigue life of aluminum, untreated Al/CFRP, and plasma-treated Al/CFRP

을 적용한 알루미늄/CFRP, 표면처리 한 알루미늄을 적용한 알루미늄/CFRP의 균열길이에 따른 반복하중 수를 나타낸다. Fig. 3에서 나타나 있듯이 알루미늄과 복합재 패치로 보수한 알루미늄을 비교하면 초기균열진전부터 상당한 균열누진이 발생함을 알 수 있다. 하지만 표면처리 한 알루미늄을 적용한 알루미늄/CFRP와 표면하지 않은 알루미늄을 적용한 알루미늄/CFRP의 경우 균열진전이 약 3 mm까지는 거의 비슷한 균열진전을 보이다가 이후 표면처리 한 알루미늄을 적용한 알루미늄/CFRP가 더 큰 균열누진을 나타냄을 알 수 있다. 특히 균열이 10 mm 정도 진전했을 때 보수되지 않은 알루미늄보다 복합재 패치로 보수된 알루미늄의 경우 3배 이상의 균열누진이 발생하였고, 표면처리된 알루미늄을 적용한 경우 5배 정도의 균열누진이 발생하였다. 균열누진이 발생하는 이유는 복합재 패치로 보수한 알루미늄의 경우는 알루미늄에 작용하는 하중이 복합재 패치로 분산되어 작용하기 때문이고 표면처리 된 알루미늄을 적용한 경우에는 하중의 분산과 표면처리로 인한 접촉계면상의 변화로 더 큰 균열누진을 가져오는 것으로 판단된다. 이러한 구조물의 피로수명과 균열전과거동을 예측함에 있어 Paris 식은 아주 중요하다. 식(1)은 Paris 식을 나타낸다.

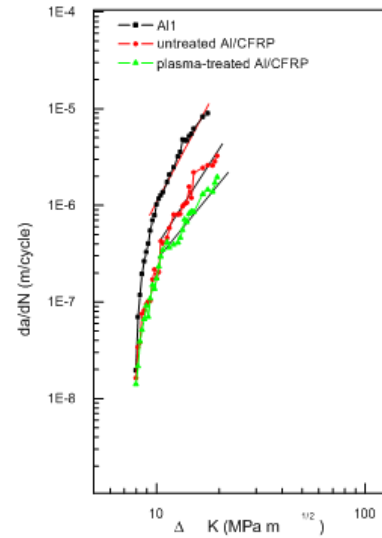


Fig. 4 Comparison of crack propagation for aluminum, untreated Al/CFRP, and plasma-treated Al/CFRP

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

" $da/dN$ "은 균열진전속도, " $\Delta K$ "는 응력 확대 계수 범위, " $C$ ,  $n$ "은 재료상수를 나타낸다. 식(2)는 SEN 시편의 응력 확대 계수를 구하는 식이다.

$$K = \sigma \sqrt{\pi a} [1.12 - 0.231 \frac{a}{W} + 10.55 (\frac{a}{W})^2 - 21.72 (\frac{a}{W})^3 + 30.39 (\frac{a}{W})^4] \quad (2)$$

" $a$ "는 균열길이, " $W$ "는 시험편의 폭을 나타낸다.

Fig. 4는 응력확대계수에 따른 균열진전속도를 로그-로그 스케일로 나타낸 것이다. Fig. 4에서 나타나 있듯이 균열진전속도 역시 복합재 패치로 보수한 알루미늄의 경우와 표면처리 한 알루미늄을 적용한 경우 누진이 발생함을 알 수 있다. 특히 표면처리 한 알루미늄을 적용한 경우는 응력확대 계수 범위( $\Delta K$ )가 커질수록 균열진전속도의 누진이 더 커짐을 알 수 있다. Fig. 4에서 결정되는 재료상수값을 비교하여 보면 더 자세한 결과를 도출 할 수 있다. 다음의 식(3), (4), (5)는 Fig. 4에서 선형구간을 fitting하여 결정되어진 재료상수( $C$ ,  $n$ )를 나타낸다.

$$\frac{da}{dN} = 1 \times 10^{-9.49} (\Delta K)^{3.62} \quad (3)$$

$$\frac{da}{dN} = 1 \times 10^{-9.88} (\Delta K)^{3.44} \quad (4)$$

$$\frac{da}{dN} = 1 \times 10^{-9.69} (\Delta K)^{3.09} \quad (5)$$

식 (3)은 알루미늄, 식 (4)는 복합재 패치로 보수한 알루미늄/CFRP이고, 식 (5)는 표면처리 한 알루미늄을 적용한 알루미늄/CFRP의 경우이다. 위 식 (4)와 (5)에서 나타나듯이 표면처리 한 알루미늄/CFRP의 경우 균열진전속도의 누진과 피로특성이 향상되었다. 이는 앞서서도 기술한 바와 같이 접착계면상의 변화로 인한 것으로 판단된다. 즉 플라즈마 표면처리 할 경우 표면의 거칠기가 증가하며 이는 결과적으로 접착제와 표면적을 확대시키는 결과를 야기한다. 이러한 계면상의 변화가 피로특성의 향상에 영향을 주는 것으로 판단된다.

#### 4. 결 론

본 연구는 CFRP로 보수된 알루미늄의 피로수명과 피로특성에 대해 연구하였다. 본 연구를 통해 얻은 결론을 요약하면 다음과 같다. 첫째, 복합재 패치로 보수한 알루미늄 시편은 보수하지 않은 알루미늄 시편보다 초기균열진전 시 피로수명의 향상을 가져오고, 균열진전이 약 10mm 진전 시 피로수명은 보수되지 않은 알루미늄보다 세 배 이상의 피로수명 증가를 보였다. 둘째, 플라즈마 표면처리에 따른 표면 거칠기의 증가가 피로특성 향상에 주 원인으로 판단된다.

#### 후 기

본 연구의 일부는 학술진흥재단의 2003년도 선도연구지원 사업에 의해 수행되었습니다.

#### 참고문헌

- (1) H.K. Yoon, H.Y. Cheng, W.J. Park and C.W. Hue, 1995, "The behavior of Crack Growth Rate for APAL and CPAL Patched with FRP Laminate in Aluminum Alloy Plate", Journal of KSME, Vol. 19, No. 4, pp. 1013.
- (2) Middleton D.H, 1990, *Composites materials in Aircraft Structures*, "The Involvement of the United States Aircraft Industry in the development of advanced composite materials", Longman Scientific & Technical, pp. 273~288.
- (3) "Advanced Composite Materials(ACM)", 1985, Aviation Managerment Research Institute, pp. 1~16.
- (4) C.H. Hong, 1994, "Advanced Technology of Composite Materials", Journal of KSME, Vol. 34, No. 5, pp. 334~341.
- (5) U.J. Cheon, 1995, "Advanced Composite Materials", pp. 156~163.
- (6) D.G. Lee, K.S. Kim and E.J. Jun, 1990, "Experimental Investigation of the Torsional Fatigue Strength of the Adhesive bonded tubular single lap joints", Journal of KSCM, Vol. 3, No. 1, pp. 1~9
- (7) H.K. Yoon, 1993, "Fatigue Crack propagation of Al2024-KFRP laminates", Journal of KSME, pp. 17~21.
- (8) S.W. Oh, W.J. Park, H.K. Yoon and K.G. Lee, J.M. Cho, K.B. Lee, 1994, "Effect of Stress Ratio and Fiber Orientation on Fatigue crack growth behavior in APAL", *Proc. of the Special offshore Symposium Chaina(SOSC-94/Pacoms-94)*, Beijing, China, pp. 269~286.