

## 論文

## 복합재료/금속 계면의 혼합모드 피로 특성

백상호\*, 김원석\*\*, 장창재\*\*\*, 이정주\*\*\*\*

## Mixed-Mode Fatigue Characteristics of Composite/Metal Interfaces

Sang-Ho Baek\*, Won-Seock Kim\*\*, Chang-Jae Jang\*\*\*, Jung-Ju Lee\*\*\*\*

## ABSTRACT

In most engineering structures, fracture often takes place due to fatigue. Therefore, many studies about the effect of the various mode-mixities on fatigue characteristics have been performed. However, most of the former studies only address metal/metal interfaces or delamination of composite. In this study, the fatigue characteristics of composite/metal interfaces are investigated. The fatigue tests were performed using single leg bending(SLB)specimens that comprise composite and steel bonded to each other using co-cure bonding method. This paper focuses on fatigue characteristics depending on different mode ratios( $G_{II}/G_I$ ). The overall results obtained in this study show that the crack propagation rate increases with the mode II loading component.

## 초 록

대부분의 구조물 파괴는 피로에 의해서 발생한다. 따라서 지금까지 모드 혼합비가 피로 특성에 어떤 영향을 미치는지에 대한 수많은 연구가 수행되어 오고 있다. 하지만 대부분의 연구가 금속/금속 계면이나 복합재료 층간 분리에 관한 연구이다. 따라서 본 연구에서는 이종재료인 복합재료/금속 계면의 피로 특성에 대한 기초 자료를 얻고자 하였다. 이를 위하여 복합재료와 탄소강을 동시 경화법을 이용하여 접합한 SLB(single leg bending) 시편을 이용하여 피로 실험을 수행하였다. 특히, 피로 특성에 모드 혼합비( $G_{II}/G_I$ )가 어떠한 영향을 미치는지에 대해 알아보고자 하였다. 전체적으로 모드 II 하중 성분이 많을수록 균열진전속도가 빨라진다는 결과를 얻었다.

**Key Words** : 피로(fatigue), 혼합모드(mixed-mode), 균열진전속도(crack propagation rate), 이종재료(bi-material), 동시경화법(co-cure bonding)

## 1. 서론

복합재료는 일반적으로 우수한 비강도, 비강성과 높은 감쇠, 피로 특성 등으로 인해 우주항공 재료나 로봇에 많이 적용되고 있지만, 복잡한 구조나 전체 구조를 단일 복합재료로 만든다는 것은 비경제적이고 불가능한 경우가 많다. 다른 복합재료 또는 금속과 접합하는 경우가 많다. 이때 접합하는 방법으로 접착식 접합방법이 있는데, 이는 볼트나 리벳 결합

시 필요한 추가적인 구멍을 뚫을 필요가 없어 기계적 접합방법에 비하여 넓은 면적에 하중을 분포시켜 비교적 균일한 응력분포를 갖게 하고, 기계적 체결 요소가 필요치 않아 무게를 가볍게 하는 장점이 있다[1].

파괴의 종류에는 취성파괴(brittle fracture), 연성파괴(ductile fracture), 지연파괴(delayed fracture) 등 여러 종류가 있지만 그 중에서 실제 기계나 구조물의 파괴의 대부분은 피로(fatigue) 현상에 의해 일어나는 피로파괴 (fatigue fracture)이기 때문에

\* 현대자동차 플랫폼개발2팀

\*\* 한국항공우주연구원 위성구조팀

\*\*\* 한국과학기술원 기계공학과 대학원

\*\*\*\* 한국과학기술원 기계공학과, 교신저자(E-mail:leejungju@kaist.ac.kr)

복합재료의 피로 강도 및 균열 진전 거동에 관하여 많은 연구가 진행되어 오고 있다[2,3]. 하중 형식도 모드 I(균열 열림) 하중과 모드 II(미끄러짐) 하중이 동시에 작용하는 혼합 모드 하중이 대부분이며, 복합재료 구조물에서는 층간 분리(delamination)가 가장 취약한 파괴 형식 가운데 하나이기에 피로 하중을 받을 때 층간 파괴에 대한 복합재료 피로 특성에 관한 자료가 있다면 제품 개발과 재료 선택에 있어 상당히 유용할 것이다. 따라서 모드 I 하중과 모드 II 하중의 비율을 다르게 하여 이것이 피로 특성에 어떤 영향을 미치는지에 대한 많은 연구가 수행되어 오고 있는데, 주로 금속/금속 접착 계면에 대한 연구[4-6]이거나 복합재료 층간 분리에 대한 연구[7]이다. 따라서 본 연구에서는 다양한 혼합모드에서 이중재료인 복합재료/금속 계면의 피로 특성에 대한 고찰을 수행하였다.

**2. SLB(single leg bending) 시편의 에너지 해방률**

**2.1 모드 혼합비**

모드 I과 모드 II의 다양한 비율의 하중 하에서 계면 파괴 인성치를 측정하기 위해 수많은 시험 방법이 제안되어 오고 있다[8-10]. 그 중에서 복합재료에서 혼합 모드 하의 층간 파괴(delamination) 인성치를 구하기 위해 Yoon과 Hong[11]에 의해 처음으로 제안된 SLB(single leg bending) 시편은 많은 이점을 가진다. 이 SLB 시험법을 통하여 계면 파괴 인성치를 구하는 것에 대한 엄밀한 적합성 조사가 Davidson과 Sundararaman[12]에 의해 수행되었다.

Fig. 1에서 보는 것과 같이 균열선단 부근에서의 하중 조건이 그림과 같을 때 에너지 해방률은 식 (1)과 같이 구할 수 있다.

$$G = -\frac{d\Pi}{dA} = \frac{dW}{dA} - \frac{dU}{dA} = \frac{1}{2B} \left( \frac{M_1^2}{D_1} + \frac{M_2^2}{D_2} - \frac{M^2}{D} \right) \quad (1)$$

여기서  $B$ 는 시편의 폭,  $D_i = E_i I_i$ 로 재료의 굽힘 강성(flexural rigidity),  $D = (EI)_{eff}$ 로 이중재료의 굽힘 강성을 나타내며,  $M = M_1 + M_2$ 이다. 이를 이용하면

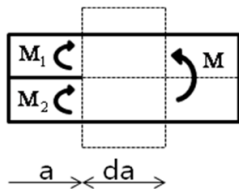


Fig. 1 Loading conditions of crack tip.

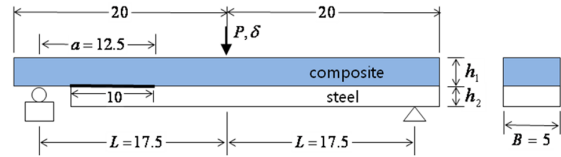


Fig. 2 Shape of SLB(single leg bending) specimen.

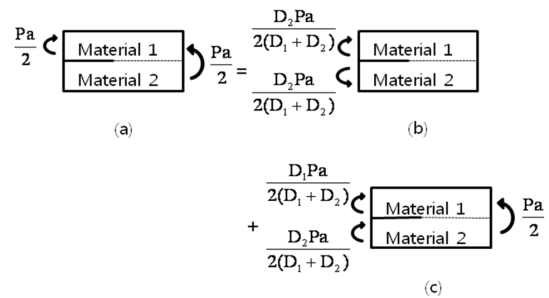


Fig. 3 Loading conditions of crack tip in SLB specimen crack tip: (b) mode I, (c) mode II.

SLB시편에 작용하는  $G_I$ 과  $G_{II}$ 을 각각 구할 수 있다. Fig. 2에서 SLB시편의 간단한 형상을 확인할 수 있는데, 균열 선단 하중 조건을 모드 I 하중 조건과 모드 II 하중 조건으로 각각 분리하면 Fig. 3과 같이 된다. 이를 이용하여 모드 I 에너지 해방률( $G_I$ )과 모드 II 에너지 해방률( $G_{II}$ )을 구하면 식 (2)와 식 (3)과 같이 된다.

$$G_I = \frac{p^2 a^2}{8B} \left( \frac{D_2^2}{(D_1 + D_2)^2} \left( \frac{1}{D_1} + \frac{1}{D_2} \right) \right) \quad (2)$$

$$G_{II} = \frac{p^2 a^2}{8B} \left( \frac{1}{(D_1 + D_2)} - \frac{1}{D} \right) \quad (3)$$

그리고 식 (2)와 식 (3)을 합하여 전체 에너지 해방률( $G_T$ )을 구하면 식 (4)와 같이 된다.

$$G_T = G_I + G_{II} = \frac{P^2 a^2}{8B} \left[ \frac{1}{D_1} - \frac{1}{D} \right] \quad (4)$$

지금까지 구한 에너지 해방률을 이용하여 두께 변화에 따른  $G_I/G_T$ 와  $G_{II}/G_T$ 의 크기변화가 Fig. 4에 잘 나타나 있다. 두께 1mm인 탄소강을 재료2로 사용하면서, 재료1인 복합재료의 두께를 변화시킨 결과로 복합재료의 두께가 변화에 따라 다양한 모드 혼합비( $G_{II}/G_T$ )가 만들어짐을 알 수 있다.

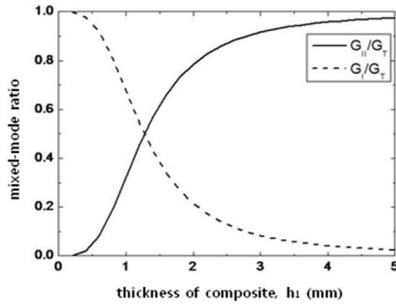


Fig. 4 Mode I and II contribution in total energy release rate for various thickness values of composite. The thickness of steel is maintained as a unit.

2.2 최대 에너지 해방률

재료가 선형 탄성 거동을 한다면, 에너지 해방률은 식 (5)와 같이 표현된다.

$$G = \frac{P^2}{2B} \frac{dC}{da} \tag{5}$$

여기서 P는 하중, B는 시편의 폭, C는 컴플라이언스 (compliance) 그리고 a는 균열길이를 뜻한다. 이 식에서 식 (6)처럼 하중 대신에 최대 하중을 이용한다면, 최대 에너지 해방률을 구할 수 있다

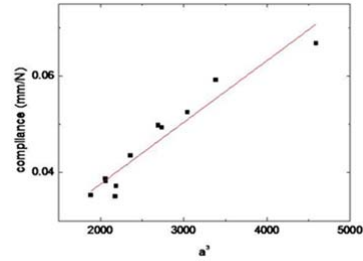
$$G_{MAX} = \frac{P_{MAX}^2}{2B} \frac{dC}{da} \tag{6}$$

dC/da를 구하기 위해서는 먼저 컴플라이언스와 균열 길이의 관계를 알아야 하는데, 보 이론 (beam theory)을 이용하여 SLB 시편에서의 컴플라이언스와 균열길이의 관계를 구하여 보면, 식 (7)과 같이 구하여 진다.

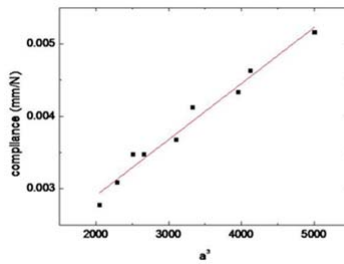
$$C = \frac{\delta}{P} = \frac{a^3}{12E_1I_1} + \frac{(2L^3 - a^3)}{12(EI)_{eff}} \tag{7}$$

$$C = \frac{\delta}{P} = \alpha + \beta a^3 \tag{8}$$

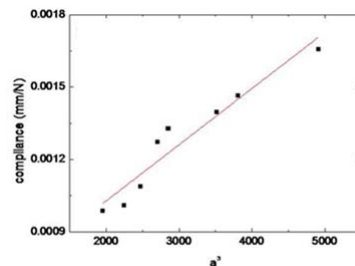
여기서 δ는 하중이 가해지는 위치에서 보의 처짐량이다. 보 이론을 이용하여 구한 식 (7)은 균열 선단의 응력 특이성 (stress singularity)으로 인해 나타나는 균열선단에서의 소성 변형과 보 형태 시편에 수직인 방향으로 발생하는 전단 변형을 고려하지 않는다. 특히 본 연구에서 사용한 복합재료/금속 접착 시편의 계면 균열에서는 균열 선단 부근의 폴리머의 변형이 커서 이를 무시한 이론식 (7)에 의해 구해진 시편의



(a)  $G_{II} / G_I = 0.05$



(b)  $G_{II} / G_I = 0.48$



(c)  $G_{II} / G_I = 0.78$

Fig. 5 Compliance-crack length curve with three different mixed-mode ratios.

강성은 실험적으로 측정된 강성과 큰 차이가 난다. 따라서 본 연구에서는 이론적인 값이 아닌 실험을 통하여 강성과 균열 길이를 측정하고 실험식 (8)의 계수 α와 β를 찾은 후, 이 관계식을 식 (6)에 적용하여 최대 에너지 해방률과 균열진전 속도를 구하였다. 이 때 균열 길이의 측정은 균열선단까지의 면적을 시편의 폭으로 나누는 방법으로 계산 되었으며 α와 β는 최소자승법을 이용하여 결정되었다.

Fig. 5(a)는 복합재료의 두께가 0.5mm로 모드 혼합비가 0.05인 SLB시편의 결과로 이때의 컴플라이언스와 균열길이의 관계식은 식 (9)와 같이 구할 수 있었다. 같은 방법으로 복합재료의 두께가 1.25mm로 모드 혼합비가 0.48인 SLB시편과 복합재료의 두께가 2mm로 모드 혼합비가 0.78인 SLB시편의 결과는 Fig. 5(b)와 Fig. 5(c)처럼 나타났으며, 그 때의 컴플라이언스와 균열길이의 관계식은 식 (10)과 식 (11)과 같이 구하였다.

$$C = 0.01203 + 0.0000127995 \times a^3 \quad (9)$$

$$C = 0.00136 + 0.000000773487 \times a^3 \quad (10)$$

$$C = 0.000561935 + 0.000000233 \times a^3 \quad (11)$$

### 3. 시편 및 실험 장치

#### 3.1 시편 재료 및 제작

본 실험에서 사용한 이종재료 SLB(single leg bending) 시편은 프리프레그(prepreg USN 150B, SK chemicals,  $t_{ply}=0.146mm$ )를 원하는 두께만큼 일방향 적층한 후 ( $I_0$ ), 탄소강(SM45C,  $t=1mm$ )에 붙여 복합재료의 성형과 동시에 접착이 이루어지는 동시경화법을 이용하여 접합하였다. 이때 접착이 이루어지기 전, 접착 되는 탄소강의 표면은 접착 물성 향상을 위해 사포(#60)로 연마되어 표면 거칠기를 형성한 후 아세톤 세척되었으며, 이후 에폭시 이형제(epoxy release agent ER-650, NABAKEM)를 이용하여 초기균열을 형성하였다. 사용한 오토클레이브의 온도 압력 사이클은 Fig. 6과 같으며 진공압력 0.1 MPa이 추가로 가해진다.

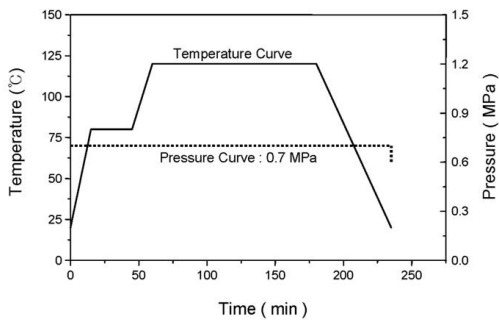


Fig. 6 Autoclave temperature and pressure cycles.

#### 3.2 실험장치

SLB 시편을 이용한 3점 굽힘 실험을 하기 위하여 미소굽힘 시험기를 만들었다(Fig. 7). 스텝 모터(step motor)를 이용하여 한 펄스 당 10 $\mu m$ 씩 z축 방향으로 정밀한 운동을 구현하였으며, 변위 측정은 분해능이 0.01 $\mu m$ 인 레이저 변위 센서(LK-G30, KEYENCE)를 이용하였고, 하중은 로드셀(load cell LCM300, Futex)을 이용하여 측정하였는데, 최대 측정 하중은 223N(50lb)이다. 실험을 하면서 이 두 장치에서 얻어지는 변위와 하중 데이터는 랩뷰 프로그램(LabView program)을 이용하여 컴퓨터에 저장하였다. 실험은 변위 제어 방식으로 주기 4초의 삼각파형 되풀이 하중을 이용하였다. 또한 정적 실험을 통해서 균열 진전을 시작하지 않는 변위 범위를 찾고

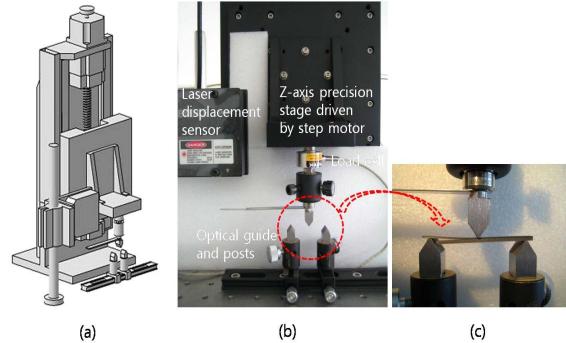


Fig. 7 Experimental device for 3-point bending test: (a) Schematic diagram, (b) Actual experimental device, (c) Specimen in position under loading.

그 범위 안에서 변위비( $\delta_{MIN} / \delta_{MAX}$ )를 0.1로 고정하여 피로 실험을 행하였다. 되풀이 주기4초와 변위비 0.1은 실험기 특성을 고려하여 결정된 값이며 모든 실험에서 이 값이 동일하게 적용되어 최대에너지 해방률을 제외한 다른 인자가 피로 파괴 거동에 미치는 영향을 배제하였다.

### 4. 실험 방법 및 결과

#### 4.1 최대 에너지 해방률과 균열진전 되풀이 수의 관계

$G_{MAX}$ -N(균열진전) 곡선은 어떤 크기의 에너지 해방률을 얼마나 되풀이하면 균열이 진전하기 시작하는지를 보여주는 곡선으로 모드 혼합비가 다른 두 그룹의 SLB시편을 이용하여 최대 에너지 해방률( $G_{MAX}$ )과 균열이 진전하기 시작하는 되풀이 수(N)는 어떠한 관계를 보이는데에 대해 연구하였다.

여기서 중요한 점은 되풀이 하중이 계속 부하되고 있을 때 균열이 진전하는 순간을 어떻게 찾는냐는 점이다. 이에 대하여 ASTM D 6115[13]에서 3가지 방법을 소개하고 있는데,

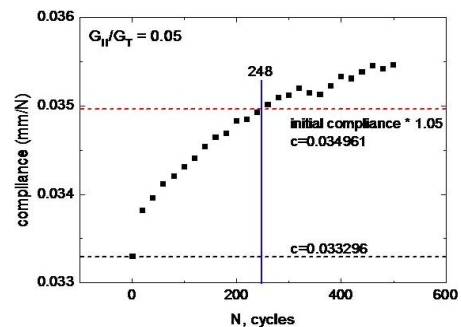


Fig. 8 Results of fatigue test with mode mixed ratio 0.05 (maximum displacement 0.355mm, minimum displacement 0.035mm).

본 실험에서는 초기 컴플라이언스와 비교하여 컴플라이언스가 5% 상승 할 때의 피로이 수를 균열이 진전하는 순간으로 결정하였다.

Fig. 8은 모드 혼합비가 0.05인 SLB 시편을 이용하여 최대변위 0.355mm, 최소변위 0.035mm로 피로 하중을 가한 결과로, 내삽법을 이용하여 균열이 진전하기 시작하는 피로이 수를 계산하여 보면 248번이 됨을 알 수 있다. 그리고 최대 에너지 해방률은 식 (6)을 이용하여 구하였다. 그 결과를 양대수 선도상(log-log)에 나타내어 보면, 그 관계는 Fig. 9와 같이 직선으로 나타낼 수 있는데, 그 직선의 관계식은 모드 혼합비가 0.05인 SLB 시편의 경우는 식 (12) 그리고 모드 혼합비가 0.48인 SLB 시편의 경우는 식 (13)과 같이 얻어졌다. 쉽게 예상할 수 있듯이 최대 에너지 해방률이 작아지면 균열이 진전하기 위해 필요한 피로이 수는 점점 커짐을 알 수 있었다. 그리고 직선의 기울기를 비교해 보면, 모드 혼합비가 0.05인 SLB 시편의 경우는 약 -0.241 그리고 모드 혼합비가 0.48인 SLB 시편의 경우는 약 -0.168로 모드 II 하중 성분이 많은 모드 혼합비가 0.48인 SLB 시편의 경우가 최대 에너지 해방률이 변할 때 균열이 진전하기 위해 필요한 피로이 수의 변화가 더 크다는 것을 알 수 있었다.

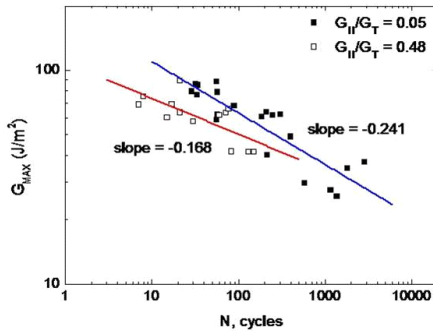


Fig. 9  $G_{MAX}$ - $N$ (onset of crack growth) curves.

$$G_{MAX} = 191.364 \times N^{-0.241} \quad (12)$$

$$G_{MAX} = 108.775 \times N^{-0.168} \quad (13)$$

#### 4.2 균열진전속도와 최대 에너지 해방률의 관계

모드 혼합비가 다른 세 그룹의 SLB 시편을 이용하여 균열진전속도( $da/dN$ )와 최대 에너지 해방률( $G_{MAX}$ )은 어떠한 관계가 있는지 연구하였다. 이때 균열진전속도와 최대 에너지 해방률의 관계는 식 (14)와 같이 나타낼 수 있다.

$$\frac{da}{dN} = C(G_{MAX})^m \quad (14)$$

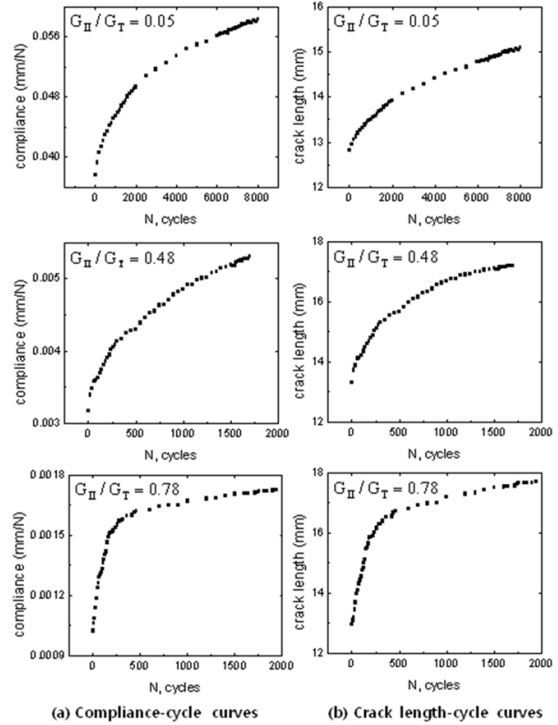


Fig. 10 SLB specimen of three different mode mixed ratios: (a) compliance-cycle curve, (b) crack length-cycle curve.

여기서  $C$ 와  $m$ 은 재료, 부하되는 하중 형식 그리고 환경 등에 따라 달라지는데, 이를 알면 피로균열진전 수명을 쉽게 계산할 수 있다.

균열진전속도를 구하기 위해서는 먼저 균열길기와 피로이 수의 관계를 알아야 한다. 각 모드 혼합비에서 SLB 시편을 이용하여 피로 실험을 수행하여, Fig. 10(a)와 같은 결과를 얻을 수 있었다. 이때 앞에서 구한 컴플라이언스와 균열길이의 관계식을 이용하여, Fig. 10(b)와 같이 균열길기와 피로이 수의 관계를 얻었다. 이 관계를 이용하여 균열진전속도를 구하였는데, 이를 구하는 방법도 많이 있지만, 본 연구에서는 ASTM E 647[14]에서 소개하고 있는 증분 다항식법(Incremental Polynomial Method)을 이용하였다. 이렇게 하여 얻은 균열진전속도와 최대 에너지 해방률의 관계는 Fig. 11을 통하여 확인할 수 있다. 양대수 선도 상에서 직선으로 나타낼 수 있는 멱승관계 영역(power-law region)을 식 (14)와 같이 나타내어 보면, 모드 혼합비가 0.05인 SLB시편의 경우는 식 (15), 모드 혼합비가 0.48인 SLB시편의 경우는 식 (16) 그리고 모드 혼합비가 0.78인 SLB시편의 경우는 식 (17)과 같이 얻어졌다.

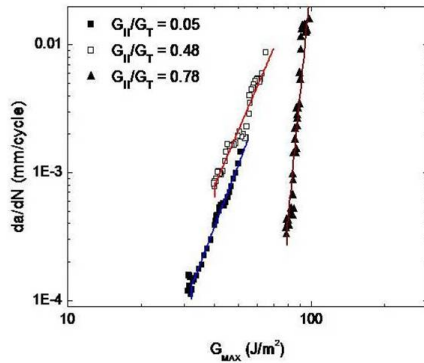


Fig. 11 Crack propagation rate- $G_{MAX}$  curves.

$$da/dN = (4.38 \times 10^{-12}) \times (G_{MAX})^{4.95} \quad (15)$$

$$da/dN = (5.98 \times 10^{-11}) \times (G_{MAX})^{4.44} \quad (16)$$

$$da/dN = (1.69 \times 10^{-41}) \times (G_{MAX})^{19.65} \quad (17)$$

먼저 직선 기울기를 살펴보면 모드 혼합비가 0.05인 SLB시편의 경우에는 약 4.95, 모드 혼합비가 0.48인 SLB시편의 경우에는 약 4.44 그리고 모드 혼합비가 0.78인 SLB시편의 경우에는 약 19.65로 나타났다. 비록 모드 혼합비가 0.48인 경우 최소 모드 혼합비를 가진 시편 실험에 비해 기울기가 증가하지 않고 오히려 조금 감소하는 결과를 보이지만 모드 혼합비가 더 증가하여 모드 II에 근접함에 따라 기울기가 급속히 증가하는 것을 볼 수 있다. 이것은 모드 II 하중을 받는 상황에서 최대 에너지 해방률 변화에 대해 균열 진전 속도가 매우 민감하게 변한다는 것을 의미하며 가진 하중 또는 변위 증가에 의해서 균열진전속도가 매우 빠르게 가속됨을 말한다.

다음으로  $G_{MAX}$ 의 감소와 함께 균열진전속도가 급격히 감소하여, 결국에는 균열이 진전하지 않게 되는 공학적으로 매우 중요한 값인 하한계 에너지 해방률 ( $G_{th}$ , threshold)을 비교하여 보면, 모드 혼합비가 0.05인 SLB시편의 경우는 약  $31J/m^2$ , 모드 혼합비가 0.48인 SLB시편의 경우는 약  $40J/m^2$  그리고 모드 혼합비가 0.78인 SLB시편의 경우는 약  $78J/m^2$ 으로 얻어졌다. 즉, 모드 I 하중 성분이 많을수록 하한계 에너지 해방률은 더 작아져 상대적으로 작은 최대 에너지 해방률에서 균열이 진전하기 시작한다는 것을 알 수 있었다.

일반적으로 모드 I 하중이 모드 II 하중보다 재료를 파괴시키고 균열을 진전시키는데 더 큰 역할을 한다고 알려져 있다. 즉 재료는 모드 I 하중에 더 취약하다는 뜻이다. 따라서 모드 I 하중 비율이 작은 모드 혼합비가 0.48와 0.78인 경우보다 모드 I 하중 비율이 큰 모드 혼합비가 0.05인 경우의  $G_{th}$  값이 더 작게 얻어졌다.

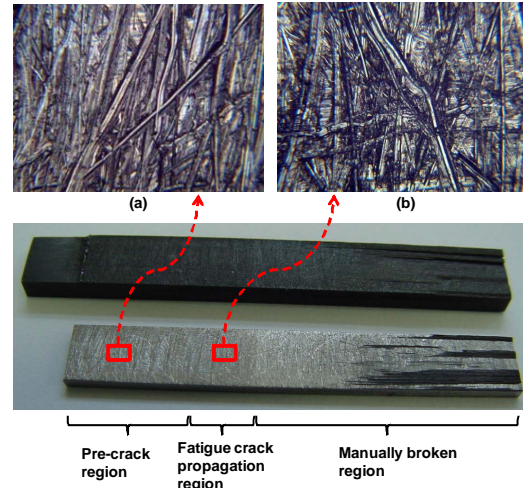


Fig. 12 Failure surface of the SLB specimen.

피로 실험이 끝난 시편의 파단면 관찰을 위해 나머지 접착계면을 완전히 파괴 시킨 후 광학 현미경을 통해 탄소강 표면을 살펴보았다. Fig. 12(a)는 에폭시 이형제가 도포되었던 초기균열 표면으로 실제 에폭시와 접착이 형성되지 않았기 때문에 초기 표면 처리 당시와 같이 실리콘카바이드 (SiC)가 탄소강 표면을 연마한 흔적이 뚜렷하고 깨끗한 표면을 관찰 할 수 있었다. 반면에 Fig. 12(b)에서와 같이 피로 균열이 진전해 파괴된 표면에서는 에폭시의 접착 흔적을 미소하게 발견할 수 있었다. 그러나 모드 혼합비에 따른 파단면의 차이를 관찰 했을 때, 모드 I 하중을 받는 경우와 모드 II 하중을 받는 경우의 큰 파괴 양상 차이를 발견할 수 없었으며 모두 대체적으로 계면파괴 (interfacial fracture)한 것을 확인하였다.

본 실험 결과는 복합재료/금속 접착조인트에 반복적인 동적 하중이 가해질 때 구조물의 피로파괴 거동과 그 구조물에 하중이 가해지는 모드 혼합비 사이의 상호관계를 잘 보여준다. 다시 말해, 접착조인트는 모드 II 하중을 받을 때 더 강한 피로 파괴인성을 지니지만 일단 균열진전이 시작되면 모드 I 하중을 받을 때 보다 급작스런 파괴양상을 보이게 된다는 것이며 이러한 접착조인트의 피로 특성은 구조물 설계 시 유용한 판단 기준으로 사용될 수 있을 것으로 기대한다.

그러나 본 논문에서는 이종재료 시편이 가지는 상이한 열팽창계수로 인해서 고온의 경화 과정 이후 상온에서 발생하는 시편의 잔류응력 효과를 포함하지 않았다. 추후 이종재료 시편에서 발생한 잔류응력이 에너지 해방률에 기여하는 효과의 정량적인 평가가 필요할 것으로 생각한다.

### 5. 결론

본 논문에서는 이종재료인 복합재료/금속 계면의 혼합모드 피로 특성에 대해 고찰하였다. 시편의 두께를 이용하여 쉽게 모드 혼합비를 조절할 수 있는 SLB시편을 이용하여 피로 실험을 수행하여, 대부분이 모드 I 하중 성분인 SLB시편의 균열진전속도보다 모드 II 하중 성분이 많은 SLB 시편의 균열진전속도가 더 빠르다는 결과를 얻었다. 이렇게 얻은 결과들은 피로균열진전수명 예측뿐만 아니라 제품 개발과 재료 선택에 있어 유용한 자료가 되리라 생각된다.

### 후 기

이 논문은 2010년도 정부(교육과학기술부)의 재원으로 한국연구재단의 지원을 받아 수행된 기초연구사업 이며, 지원에 대해 감사드립니다. (No. 2009-0083647 )

### 참고문헌

- 1) Dai Gil Lee, Nam Pyo Suh, "Axiomatic Design and Fabrication of Composite Structures, Applications in Robots, Machine Tools and Automobiles," Oxford.
- 2) 김형원, "PSF/AS4 복합재료의 가속노화가 피로강도에 미치는 영향," 한국복합재료학회지, 제19권 제4호, 2006, pp. 1-6.
- 3) 이상협, 최영근, 김상태, "SiC 강화 알루미늄기 복합재료의 표면미소 피로균열 발생 및 진전 거동," 한국복합재료학회지, 제22권 제3호, 2009, pp. 74-81.
- 4) M. Dessureault and J.K. Spelt, "Observations of fatigue crack initiation and propagation in an epoxy adhesive," *Int. J. Adhesion and Adhesive*, Vol. 17, 1997, pp. 183-195.
- 5) X.X. Xu, A.D. Crocomb and P.A. Smith, "Mixed-mode fatigue and fracture behavior of joints bonded with either filled or filled and toughened adhesive," *Int. J. Fatigue*, Vol. 17, No. 4, 1995, pp. 279-286.
- 6) ZHEHUA ZHANG and J.K. SHANG, "Subcritical Crack Growth at Bimaterial Interfaces: Part III. Shear-Enhanced Fatigue Crack Growth Resistance at Polymer/Metal Interface," *METALLURGICAL AND MATERIALS TRANSACTIONS A*, vol. 27A, 1996, pp. 221-228.
- 7) M. Kenane and M.L. Benzeggagh, "Mixed-mode delamination fracture toughness of unidirectional glass/epoxy composites under fatigue loading," *Composites Science and Technology*, Vol. 57, 1997, pp. 597-605.
- 8) Charalambides P.G, Lund J, Evans A.G, and McMeeking R.M, "A test specimen for determining the fracture resistance of biomaterial interfaces," *J Appl Mech.* Vol. 56, No. 1, 1989, pp. 77-82.
- 9) J.S. Wang and Z. Suo, "Experimental determination of interfacial toughness curves using Brazil-nut-sandwiches," *Acta metall mater.* Vol. 38, No. 7, 1990, pp. 1279-1290.
- 10) G. Fernlund and J. K. Spelt, "Mixed-mode fracture characterization of adhesive joints," *Composites Sci Technol.*, Vol. 50, 1994, pp. 441-449.
- 11) S.H. Yoon and C.S. Hong, "Modified end notched flexure specimen for mixed mode interlaminar fracture in laminated composites," *Int J Fract.* Vol. 43, 1990, pp. R3-R9.
- 12) B.D. Davidson and V. Sundararaman, "A single leg bending test for interfacial fracture toughness determination," *Int J Fract.* Vol. 78, 1996, pp. 193-210.
- 13) "Standard Test Method for Mode I Fatigue Delamination Growth Onset of Unidirectional Fiber-Reinforced Polymer Matrix Composites," ASTM STP D 6115.
- 14) "Standard Test Method for Measurement of Fatigue Crack Growth Rates," ASTM STP E 647.