

## 일반계적법에 의한 복합적층판의 파괴인성평가

염영진 · 유 회  
기계공학과

### 〈요 약〉

다양한 실험을 통해 섬유강화 복합적층판의 파괴특성을 파악하고 파괴인성 평가방법으로 일반계적법을 적용하였다. 흑연/에폭시 중앙균열시편, 흑연/에폭시 쌍외팔보 시편 및 유리/에폭시 3점굽힘 시편에 대한 실험을 통하여 일반계적법은 선형파괴뿐 아니라 비선형파괴에도 적용할 수 있는 일반적인 방법임을 확인할 수 있었다. 또한 쌍외팔보 실험에서 흑연/에폭시 시편에 단섬유가 첨가되면 층간파괴인성이 약 15% 향상됨을 알 수 있었다.

---

## Characterization of Fracture Toughness in Composite Laminates by Generalized Locus Method

YUM, Young-Jin · YOU, Hee  
Dept. of Mechanical Engineering

### 〈Abstract〉

Various experiments have been performed to characterize fracture behavior of fiber reinforced composite laminates, and the generalized locus method was applied to evaluate fracture toughness.

The generalized locus method was found to be a general method for analyzing both linear and nonlinear fracture problems through the tests of center cracked graphite/epoxy specimen, double cantilever beam graphite/epoxy specimen and glass/epoxy 3-point bending specimen.

Additionally, interlaminar fracture toughness of graphite/epoxy specimen reinforced by random short fibers was found to be greater than that of unreinforced specimen by 15%.

## 1. 서 론

등방성 재료에 대한 파괴해석은 그동안 많은 진전이 있어왔지만 복합재료는 이방성을 갖고 있기 때문에 기존 금속재료와 달리 파괴거동이 복잡하고 해석하기도 훨씬 힘들다. 따라서 많은 연구자들이 여러 가지 실험 방법 및 해석방법을 개발하여 복합재료의 파괴 특성을 파악하려고 노력하고 있다.

파괴역학은 크게 선형과 비선형의 두 분야로 나눌수 있는데, 재료의 선형거동을 가정하는 선형파괴역학에서는 에너지 방출을  $G$  및 응력강도계수  $K$  등이 파괴인성의 척도로 사용되고 있으며[1], 비선형 파괴역학에서는  $J$ 적분[2] 및 전에너지 방출을  $\bar{G}$ [3] 등이 사용되고 있다. 적층 복합재료의 경우에는 내구성 또는 충격에 대한 저항성이 재료의 층간파괴와 밀접한 관계가 있음이 인식되어 층간파괴에 대한 연구[4-8]가 많이 이루어져 왔다. 일반적인 층간파괴에서는 층간에 존재하는 기지재료의 변형이 양층에 의하여 물리적으로 제한을 받는 상태로 그 기지재료를 따라 균열이 진전한다. 따라서 층간파괴의 경우 균열선단 부근의 소성역이 균열길이에 비하여 충분히 작고 따라서, 균열선단 부근을 제외하고는 단성 변형에 가까우므로 선형파괴역학적 해석방법이 비교적 잘 적용되고 있다.

파괴가 섬유를 가로지르는 방향으로 일어난 경우에는 보강섬유의 파괴, 기지재의 파괴 및 섬유와 기지재의 분리 등 여러 가지 파괴현상이 복합적으로 발생한다. 그러므로 기지재와 보강섬유 모두 선형재료일 경우라도 결과적으로 나타나는 재료의 파괴현상은 비선형을 나타내는 경우가 많다.

본 연구는 섬유강화 적층 복합재료가 금속이나 일반적인 플라스틱과는 다른 균열진파 양상을 보이기 때문에 이를 고려한 파괴인성 평가방법을 확립하는 것을 목적으로 한다. 기존의 파괴인성 평가방법들은 시편의 형상이나 실험방법의 변화에 영향을 받

는 것이 사실이나 일반궤적법은 이러한 변화에 영향을 받지 않는 파괴인성 평가방법으로 인식되고 있다. 따라서 본 연구에서는 다양한 실험과 해석을 통하여, 일반궤적법이 시편 및 실험방법에 구애받지 않는 일반적인 파괴인성 평가방법으로 정립할 수 있는지를 확인하고자 한다.

중앙에 균열이 있는 흑연/에폭시 시편의 인장 파괴, 노치가 있는 유리/에폭시 시편의 3점굽힘 파괴, 및 흑연/에폭시 쌍외팔보 층간분리 파괴실험을 통하여 복합층판의 파괴특성을 파악하고, 쌍외팔보 실험에서는 단섬유 보강효과도 조사한다.

## 2. 일반궤적법에 의한 $\bar{G}$ 의 결정

기존에 나와있는 파괴인성 평가방법들은 파괴해석을 하는데 많은 제약점들을 가지고 있고 또한 좋은 결과를 얻을 수 있더라도 제한된 범위 내에서만 적용되는 단점들을 포함하고 있다. 특히 복합재료와 같이 여러 가지 현상이 복합된 상태로 파괴되는 재료에 대해 고전적인 해석방법을 적용한다는 것은 결과값에 관계없이 무의미한 것이다. 이러한 점을 감안하면 일반적인 파괴인성 평가방법으로 확립될 수 있는 것은 에너지 평형에 기초를 둔 것이라야 한다. 에너지 평형에 기초를 둔 파괴인성 평가 방법 중 가장 흔히 사용되고 있는 것으로는 면적법을 들 수 있다. 면적법은  $G_{IC}$ 를 하중-변위 그래프로부터 직접 구하는 방법으로 다음과 같이 표현될 수 있다.

$$G_{IC} = - \frac{\Delta U}{\Delta A} \quad (1)$$

여기서  $\Delta U$ 는 Fig.1에서 빗금친 부분이고  $\Delta A$ 는 시편폭×균열길이 변화량이다.

선형파괴의 경우에는 식(1)은 다음과 같이 표현될 수 있다.

$$G_{IC} = \frac{P_2\delta_3 - P_3\delta_2}{2W(a_3 - a_2)} \quad (2)$$

그러나 이 방법은 균열진전 길이 사이의 파괴인성을 구하는 방법으로는 합당할 수 있으나 시험재료 전체의 파괴인성으로 생각하기에는 적당하지 않다. 이러한 단점을 보완하기 위하여 개발된 파괴인성 평가방법이 일반궤적법이다. 일반궤적법은 하중-변위 그래프로부터 균열을 진전시키는데 필요한 에너지를 직접 구하여 균열길이 진전에 대한 비로 나타내는 것으로 면적법과 같이 균열진전 길이 사이의 에너지 차를 이용하는 것이 아니라 전체에너지 소모에 대하여 파괴인성을 구하는 것이기 때문에 에너지 평형에 더 기초를 둔다고 볼 수 있다. 따라서 일반궤적법은 에너지 평형에 기초한 파괴현상에는 선형 혹은 비선형 파괴에 관계없이 파괴인성 평가 방법으로 합당하다고 할 수 있다.

일반궤적법에 대한 이론적 배경과 해석방법은 아래와 같다.

전에너지 방출율,  $\bar{G}(a, x)$ 은 다음과 같이 정의되어진다[3].

$$\bar{G} = -\frac{1}{B} \left( \frac{\partial U}{\partial a} \right)_x \quad (3)$$

여기서 B는 시편두께, a는 균열길이, x는 변위,  $U = \int P dx$ ,  $P = P(a, x)$ 는 적용된 하중이다.

하중 P가 a와 x의 함수이므로, U도 a와 x의 함수이다.

따라서

$$\left( \frac{\partial U}{\partial a} \right) = \frac{dU}{da} - \left( \frac{\partial U}{\partial x} \right)_a \frac{dx}{da} = \frac{dU}{da} - P \frac{dx}{da} \quad (4)$$

식 (4)를 (3)에 대입하고, 궤적선 L에 따라 양쪽을 적분하면 다음과 같이 된다.

$$-B \int_L \bar{G} da = \int_L dU - \int_L P dx \quad (5)$$

식 (5)의 우변은 Fig.2에 나타나 있는데, 여기서 A와 D사이의 점선이 궤적선 L이다. 우변의 첫항은 OAE의 면적이고, 둘째항은 DAE의 면적을 나타낸다. 따라서 식 (5)의 오른쪽 항들의 합은 하중-변위 곡선과 궤적선 L 그리고 변위축에 의해 닫혀진 빗금쳐진 부분 OAD의 면적이 된다. 빗금쳐진 면적을  $U_L(a)$ 이라고 정의하면, 궤적선 L위의 한점에서의  $\bar{G}(a)$ 는 식(5)로부터 다음과 같이 표현될 수 있다.

$$\bar{G} = -\frac{1}{B} \frac{dU_L}{da} \quad (6)$$

식(6)을 사용하면, 초기 균열길이 a만을 달리하는 시편들의 하중-변위기록으로부터, 임의의 특성점들의 궤적 L을 따라서  $\bar{G}(a)$  값을 얻을 수 있다. Fig.3에  $U_L/B$  대 a의 도식적인 그림이 있는데, 그림의 기울기로부터  $\bar{G}$  값을 a의 함수로 구할 수 있다. 궤적선을 따른  $\bar{G}$  값의 변화 또한 기울기의 변화로부터 쉽게 알아볼 수 있다. 예를 들어 Fig.3의 경우와 같이 곡선의 기울기가 a가 증가함에 따라 감소하는 경우에는,  $\bar{G}$  값이 a가 증가함에 따라 점차 감소함을 알 수 있다.  $U_L/B$  대 a의 그림이 직선이 되는 경우에는  $\bar{G}$ 가 특성점들의 궤적을 따라 변하지 않고 일정함을 뜻한다. 그러므로,  $U_L/B$  대 a의 그림은 관심이 있는 어떤 특성점들의 궤적상에서의  $\bar{G}$  값의 a에 따른 변화를 알아 보는데 사용될 수 있다. 크랙이 진전하기 시작하는 크랙시발점들 또한 일종의 특성점들이므로 이들로 하나의 궤적선 L을 구성할 수 있다. 그러므로 초기 크랙 a만을 달리하는 시편들의 파괴에 있어서 크랙시발점에서  $\bar{G}$  값이 일정한지 알아보는 데에 위와 같은 방법이 사용될 수 있다.  $\bar{G}$ 가 궤적선 L을 따라 일정할 때  $\bar{G}$ 는 다음과 같이 표현될 수 있다.

$$\ddot{G} = -\frac{1}{B} \frac{\Delta U_L}{\Delta a} \quad (7)$$

### 3. 파괴실험

중앙에 균열이 있는 흑연/에폭시 시편을 만들기 위하여 한국 화이버(주)에서 일방향 Graphite/Epoxy Prepreg를 구입하여 Autoclave를 사용하여 16ply 두께로 curing 하였다. 물성치는  $E_x=133.8\text{GPa}$ ,  $E_y=9.58\text{GPa}$ ,  $G_{xy}=4.80\text{GPa}$ ,  $\gamma_{xy}=0.28$ 이고 이 시험판( $50\text{cm} \times 100\text{cm}$ )을 직접 제작한 Diamond cutter로 시편( $30\text{mm} \times 240\text{mm}$ )을 하중방향에 대한 섬유 각도가  $90^\circ$ 가 되도록 절단하고 시편중심에 직경 1mm Drill로 신틸이 들어갈 수 있도록 구멍을 낸 후 신틸으로 섬유 방향으로 균열 길이와 폭의 비(L/W)가 0.3, 0.4, 0.5 보다 조금 작게 균열을 만들었다. 균열을 정밀하게 내기 위하여 면도칼을 특별히 가공하였고 Profile projector를 이용하여 1/1000mm까지 읽으면서 날카로운 균열을 만들었다. 마지막으로 시편의 탭 부분은 Sand paper를 순간 접착제로 부착하였다. 최종 시편의 형상은 Fig.4와 같다.

MTS를 사용하여 crosshead speed가 0.1mm/min로 실험하였다. 시편이 파단될 때까지 인장시험을 하고 여기서 얻은 그래프를 사용하여 최대 파단 하중값을 구하고 이 하중을 각 시편의 면적( $2W \times t$ )으로 나누어 파단 응력을 계산하였다. 각 균열 길이에 대해 3-4개의 시편을 실험하였다.

3점굽힘 실험을 위해 한국화이버(주)의 Glass/Epoxy Prepreg를 적층순서를 (0/45/90/-45)<sub>16s</sub>로 하여 Autoclave로 10mm두께의 판재를 만들었다. 이 판재로부터 길이=120mm, 폭=19mm, 두께=10mm의 3점굽힘 시편을 제작하였다. 정하여진 위치에 드릴로 반경 0.8mm의 구멍을 낸 후 신틸으로 측면에서 이 구멍까지 절단

하여 시편에 균열을 만들었다. 이렇게 가공된 균열의 원형선단에 깊이 0.5mm의 razor notch를 치구를 이용하여 형성시켰다. Razor 균열을 만들 때 균열선단에 생기는 잔류응력의 영향을 최소화하기 위하여 Razor 균열을 발생시킨 뒤 1주일 이상 시편을 방치시켜 놓았다. 시편의 형상은 Fig.5와 같다. 균열길이 a는 4.2mm, 6.2mm, 8.2mm, 10.2mm, 12.2mm, 14.2mm로 만들었다. Instron을 사용하여 3점굽힘 실험을 5mm/min의 crosshead speed로 행하였다. 하중과 변위 그래프는 X-Y recorder에 기록하였으며 균열진전 현상은 확대경을 이용하여 관찰하였다.

쌍외판보 실험을 위해 태광산업의 Graphite/Epoxy Prepreg를 실험에 사용하였다. 단섬유 보강이 안된 시편은 테프론 테이프를 Prepreg 적층시 16ply와 17ply 사이에 원하는 초기 균열 크기 만큼 삽입하여 제작하였다. 단섬유 보강이 된 시편은 Prepreg를  $0^\circ$  방향/으로 16ply 적층한 뒤 윗면에 5-10mm의 Graphite 섬유를 소량 분포시켰다. 그 위에 초기균열을 만들기 위하여 테프론 테이프를 놓고, 미리 준비된 또 다른 16ply를 다시 적층하였다. 시편은 총 32ply로 구성되었으며 중간 한층에만 단섬유가 첨가된 상태이다. 준비된 시편은 Autoclave로 경화시켰다. Curing된 재료를 층간파괴 인성실험에 적합하게 하기 위하여 Tab을 고강도 접착제로 접착하여  $100^\circ\text{C}$ 에서 20분동안 Curing하였다. Tab은 시편에 Mode I현상만 나타나게 하기 위하여 Hinged Tab을 사용하였다. 이렇게 완성된 시편에 균열 진전 관찰이 용이하도록 균열 선단에서부터 1mm간격으로 눈금을 새겨 놓았다. 완성된 시편의 형상은 Fig.6에 나타나 있다.

Instron(load cell은 500kg)으로 crosshead speed가 3mm/min 되도록 하여 실험하였고 Computer를 이용하여 하중-변위 그래프를 구하였다. 실험은 균열이 10mm

확장될 때 기계를 멈추고 하중-변위 그래프를 그린 후 하중과 변위가 0의 위치인 지점으로 Grip을 내리고, 다시 위와 같은 방법으로 균열이 총 70mm로 확장될 때까지 실험을 반복하였다. 균열의 진전은 확대경을 이용하여 관찰하였으며 최고 하중점과 변위 그리고, 정지하중점과 변위는 Instron에 부착된 디지털 수치를 이용하여 기록하였다.

#### 4. 결과 및 토론

중앙에 균열이 있는 시편의 인장실험에서 구한 하중-변위 그래프로부터 파괴현상이 선형임을 알 수 있었다. 이 그래프에서 얻은 최대 하중값으로부터 수정사상선점법(9)을 이용하여 구한 유한 수정계수를 고려한 변형에너지 방출율은 112.4J/m<sup>2</sup>로 나타났다. 또한 일반좌적법을 이용하여 G값을 Fig.7에 나타나 있는 U<sub>c</sub>/B 대 a 그래프의 기울기로부터 구했더니 115J/m<sup>2</sup>으로 수정사상선점법을 이용하여 구한 값과 거의 유사함을 알 수 있다. 이 결과로부터 일반좌적법이 선형파괴 현상의 파괴인성 평가 방

법으로 타당함을 알 수 있었다.

3점굽힘 파괴실험에서는 파괴가 섬유를 가로지르는 방향으로 일어날 때는 균열이 진전하기 전에 비교적 큰 규모의 blunting이 발생하기 때문에 균열시발점들을 판단하기가 쉽지 않았다. 이번 실험의 경우에는 섬유 파단의 시발로 보이는 pop-in현상이 나타났으며 이 시점이 확대경으로 관찰한 균열시발점과 거의 일치하였으므로 대부분이 전을 균열시발점으로 간주하였다. 하중-변위 그래프로부터 균열초기점들의 꺾적 및 하중곡선 그리고 변위 축으로 둘러싸인 면적 U<sub>c</sub>를 구하고 이를 Fig.8에 a의 함수로 나타내었다. 균열전단의 변형영역이 시편의 형태나 크기에 의해 제한받는 경우를 제외하고는 균열시발점에서의 G값이 초기크랙 길이에 관계없이 일반적으로 일정하다(10).

Fig.8로부터 U<sub>c</sub>/B와 a를 선형관계로 보고 최소자승법으로 구한 직선 기울기가 파괴인성치가 되는데, 이 값이 42KJ/m<sup>2</sup>이었다.

본 실험결과의 LFFM해석을 하기 위하여 하중-변위 곡선으로부터 응력강도계수 K를 아래와 같은 식(11)을 사용하여 구하였다.

$$K = \frac{PS}{BW^{3/2}} \frac{3(a/W)^{1/2} \{1.99-(a/W)(1-a/W)[2.15-3.93a/W + 2.7(a/W)^2]\}}{2(1 + 2a/W)(1-a/W)^{3/2}} \quad (8)$$

계산결과 산출된 응력강도계수가 Table.1과 Fig.9에 나와 있는데, 균열시발점에서의 응력강도 계수가 초기균열 길이가 변함에 따라 많은 변화를 나타내고 있다. 따라서 본 실험의 경우에는 균열전단 및 그 주변에서 발생하는 에너지 소모의 형태가 비선형 파괴의 양상을 보이고 있으므로 선형파괴 해석은 무의미하다는 것을 알 수 있다.

쌍외괄보 실험의 하중-변위 그래프에서, 단섬유 보강이 안 된 시편은 균열진전시 안정성을 나타내고 있으나 단섬유 보강이 된 시편은 stick-slip과 같은 현상을 나타내었

다. 그 이유는 층간에 불균일하게 보강이 된 단섬유의 분포양상에 따른 것으로 여겨진다. 단섬유 보강이 된 것이나 안 된 것이나 최초의 하중곡선은 거의 같게 나타나는데 이는 테프론 테이프에 의한 초기균열 형성시 균열전단의 형상이 같고 단섬유 보강이 안 된 상태로 성형되기 때문이다. 그리고 균열전단의 형상이 테프론 테이프의 절단면 형상이므로 날카로운 균열이라고 보기 어려워 최초의 하중곡선을 제외시키고 파괴인성을 구하였다.

층간파괴인성이 향상되었는지를 확인하기

위하여 우선 식(2)를 사용하여 면적법으로 파괴인성을 구하였다. 그 결과 단섬유로 보강이 되지않은 시편은 파괴인성이 약  $229.4 \text{ J/m}^2$ 이었으며 보강이 된시편은  $266 \text{ J/m}^2$ 이었다. 16%의 파괴인성 향상을 나타내었다.

일반계적법에 의한 파괴인성치를 구한 결과 단섬유 보강이 안 된 시편의 파괴인성치는  $227 \text{ KJ/m}^2$ 이고 단섬유 보강이 된 시편의 파괴인성치는  $262 \text{ KJ/m}^2$ 로 약 15%정도가 향상되었음을 알 수 있다(Fig.10, 11). 앞에서 면적법으로 구한 값보다는 작은 값으로 나타났는데 그 이유는 면적법과 일반계적법의 정의상 자명한 사실이다. 무게에 비하여 매우 강한 복합재료에서 무게가 거의 증가하지 않고도 이 정도의 파괴인성치의 증가량을 얻을 수 있다는 것은 무시하지 못할 향상이라 보여진다.

층과 층사이에 단섬유를 첨가함으로써 층간파괴인성이 향상되는 이유는 층과 층이 분리될 때 복합재료의 특성상 완전한 평면상에서 파단이 진전되지 않고 부분적으로 가장 견합이 약한 부분을 따라 평면상에서 상하로 이동하며 진전하기 때문이다. 단섬유가 층간에 첨가되지 않더라도 비소한 섬유 bridging현상이 나타남을 다른 논문에서도 찾아볼 수 있다[12]. 단섬유가 층간에 보강된 경우에는 이같이 취약한 부분을 찾아서 이동하는 파단면을 단섬유가 방해하면서 에너지를 흡수하기 때문에 층간파괴인성이 향상되는 것으로 생각된다.

## 5. 결 론

층안에 균열이 있는 흑연/에폭시 적층판의 인장파괴, 유리/에폭시 3섬겹힘 파괴, 흑연/에폭시 쌍외팔보 층간분리 파괴시험을 통하여 복합 적층판의 파괴특성을 연구한 결과 에너지 평형에 기초한 일반계적법은 선형파괴에서부터 비선형파괴 경우까지 적용할 수 있는 일반적인 파괴인성 평가방법

임을 확인하였다. 또한 적층판 내부에 단섬유를 첨가함으로써 층간파괴인성 값이 15% 증가하는 것을 알 수 있었다.

## 참고문헌

1. D.Brock, Elementary Engineering Fracture Mechanics, 4th rev.ed., Martinus Nijhoff Publishers(1986) 130-136, 202-208.
2. J.R.Rice, J. Appl. Mech. 35, 379-386 (1968).
3. Liebowitz, H. & Eftis, J. Eng. Fracture Mech. 3(1971)267-281.
4. Devitt, D.F., Schapery, R. A. and Bradley, W.L., 1984 "A method for determining the mode I delamination fracture toughness of elastic and viscoelastic composite materials". J. Composite Mat., Vol.14, pp.270-285.
5. Wang, S.S., Suemasu, H. and Zahlan, N.M., 1984, "Interlaminar fracture of random short-fiber SMC composite", J. Composite Mat., Vol.18, pp.574-593.
6. Whitney, J.M., 1987, "Structural analysis of laminated anisotropic plates", Technomic Pub.Co.
7. Parker, A.P., 1981, "The mechanics of fracture and fatigue", E.&F.N. Spon Ltd.
8. Huston, D.L. and Bascom, W.D., 1983, "Effects of lay-up temperature and loading rate in DCB tests of interlaminar crack growth", Composite Tech. Rev.5, pp.118-119.
9. Yum, Y.J and Hong, C.S., "Stress intensity factor in finite orthotropic plates with a crack under mixed mode deformation", Int. J. Fracture 47, 53-67, 1991.

10. B.H.Kim and C.R.Joe. "On the resistance to crack initiation and growth" Engineering Fracture Mechanics(1989).
11. J.F.Srawley, Int. J. Fracture 12, 475-476(1976).
12. W.Hwang & K.S.Han. 1989. "Interlaminar fracture behavior and fiber bridging of Glass/Epoxy composite under mode I static and cyclic loadings", J.Composite Mat., Vol.23, pp.398-430.

Initial Crack Length(mm)	K (kN/m <sup>3/2</sup> )
4.2	19740
6.2	21080
8.2	21059
10.2	16279
12.2	15359
14.2	12222

Table.1 Stress intensity factors for different initial crack length.

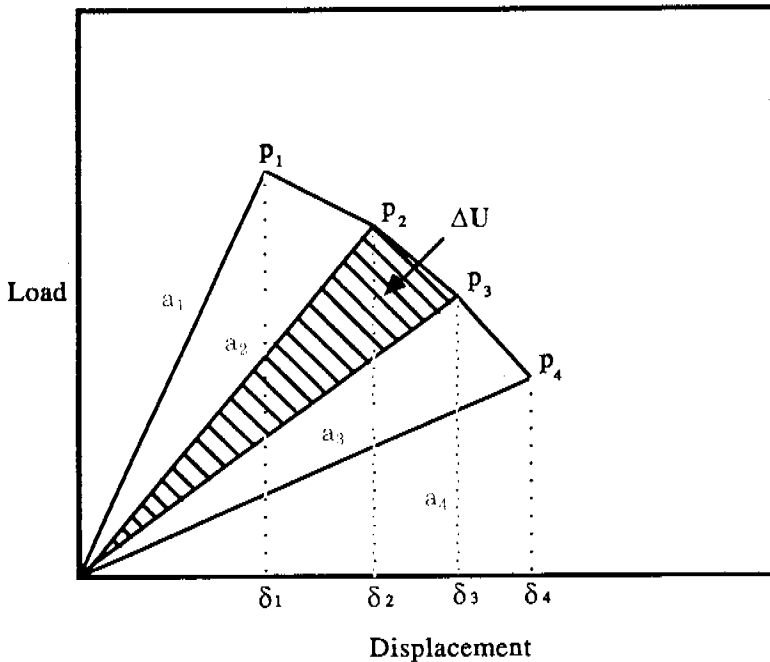


Fig. 1. Load-displacement graph

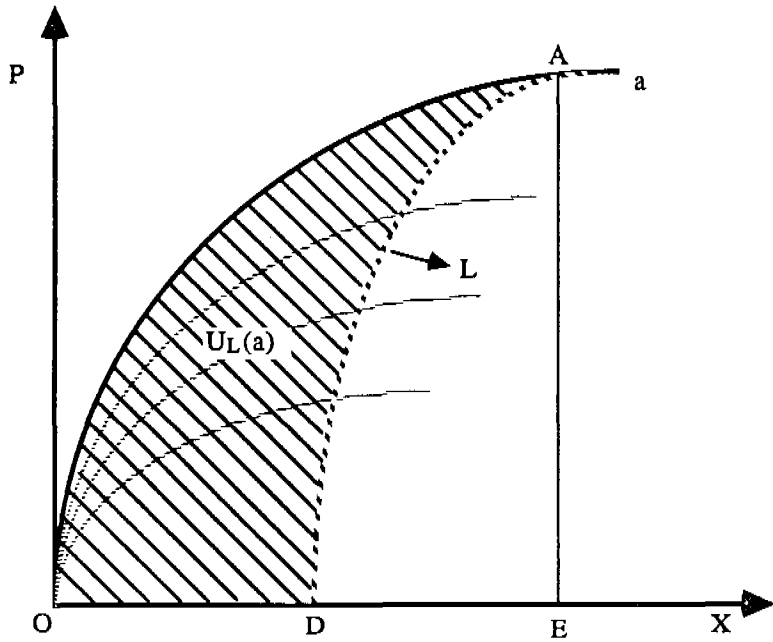


Fig. 2. A schematic load-displacement graph showing  $U_L$  as a function of initial crack length  $a$

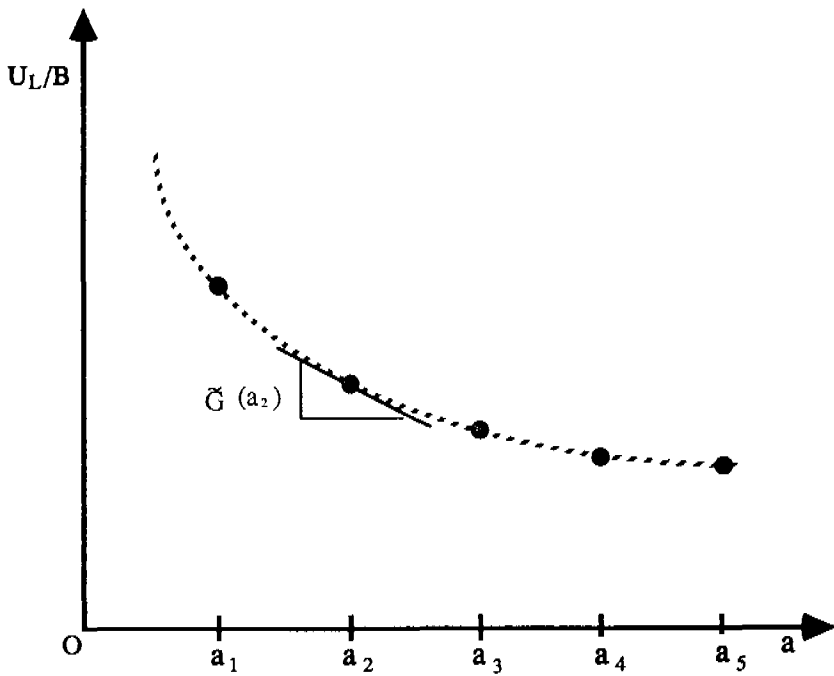


Fig. 3. A schematic plot of  $U_L/B$  vs initial crack length



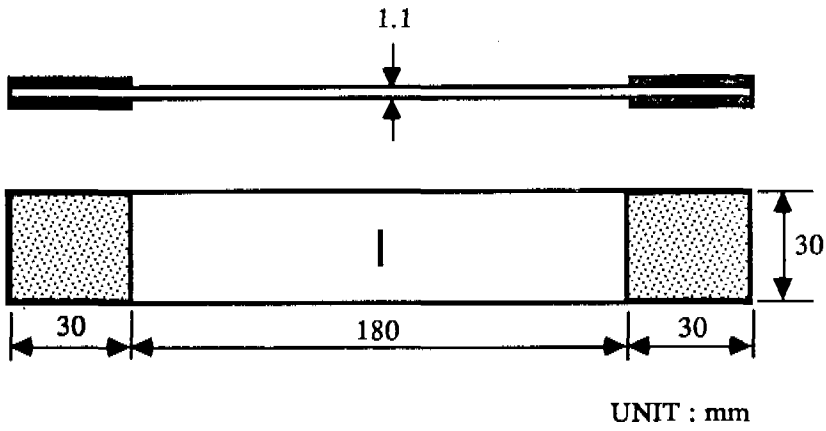


Fig. 4. Center cracked specimen

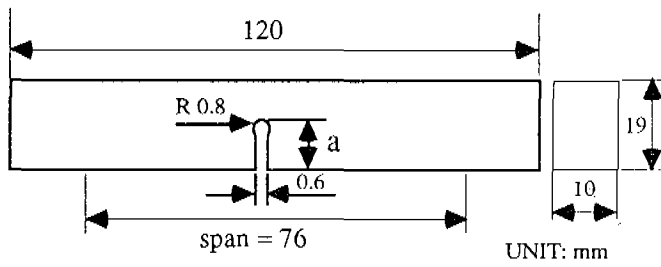


Fig. 5. 3-point bending specimen

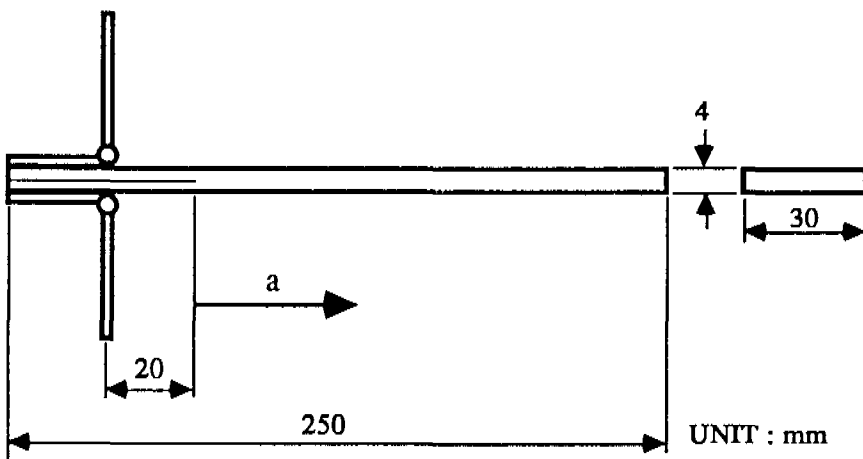
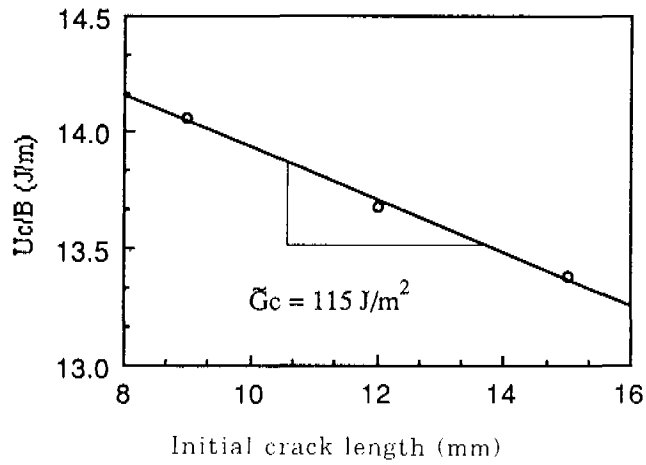
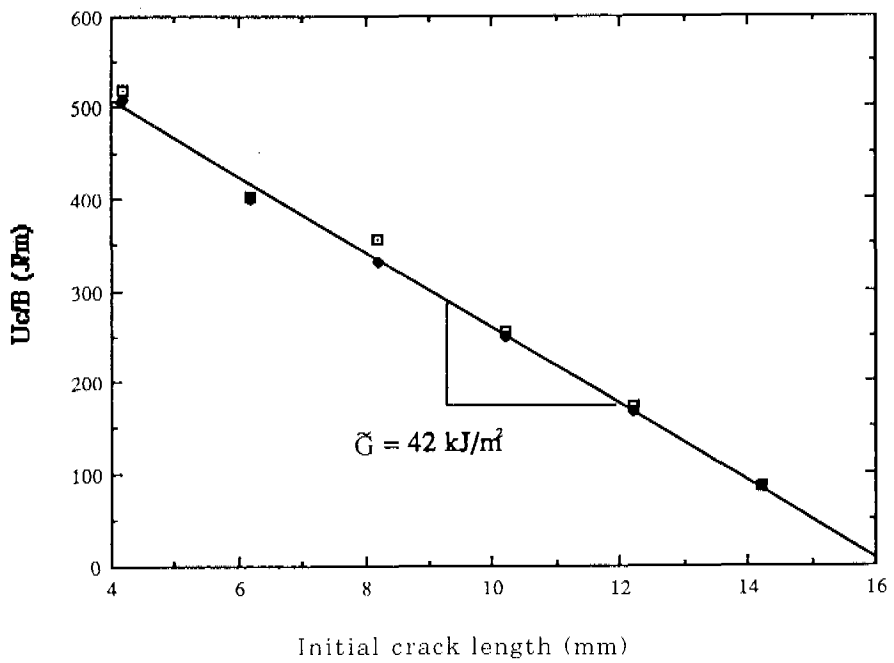


Fig. 6. DCB specimen

Fig. 7.  $U_c/B$  vs initial crack lengthFig. 8.  $U_c/B$  vs initial crack length

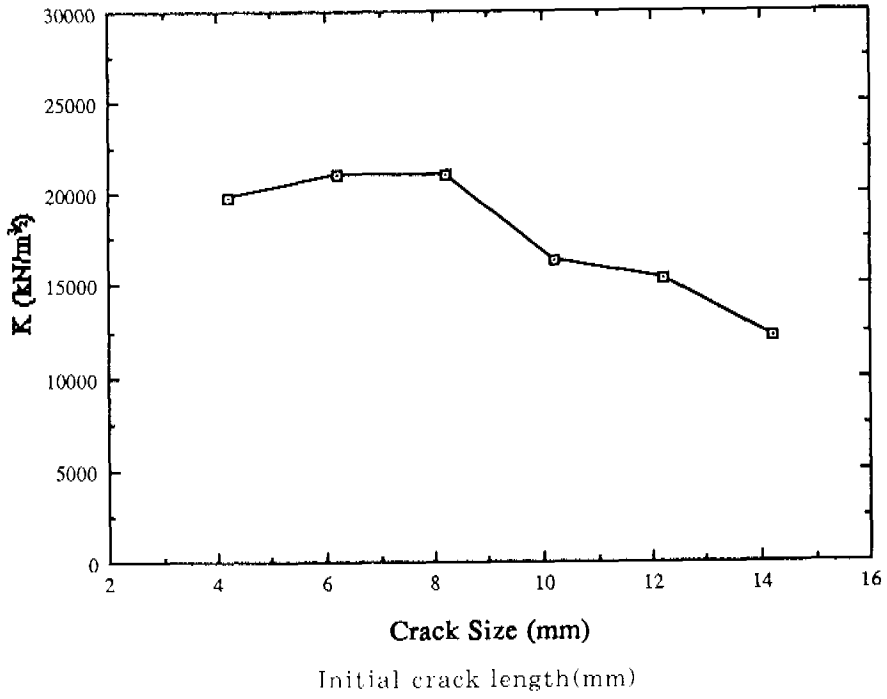


Fig. 9. Stress intensity factors vs initial crack length

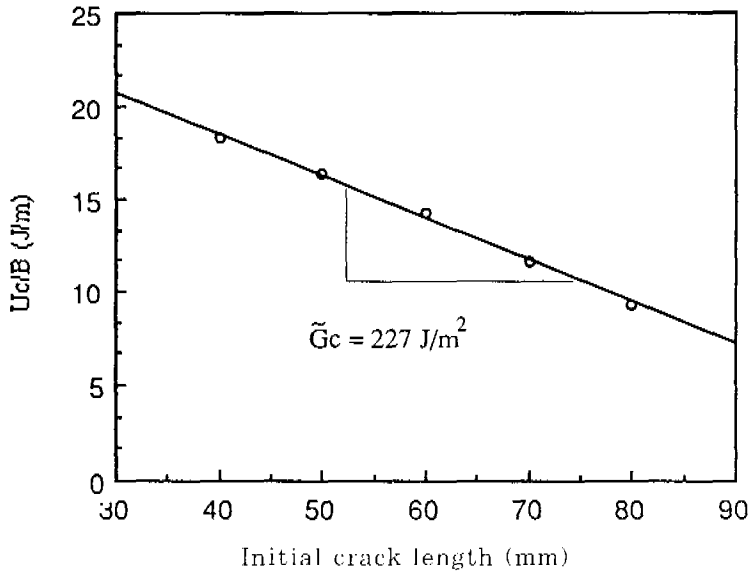


Fig. 10. Uc/B vs initial crack length of short fiber unreinforced specimen

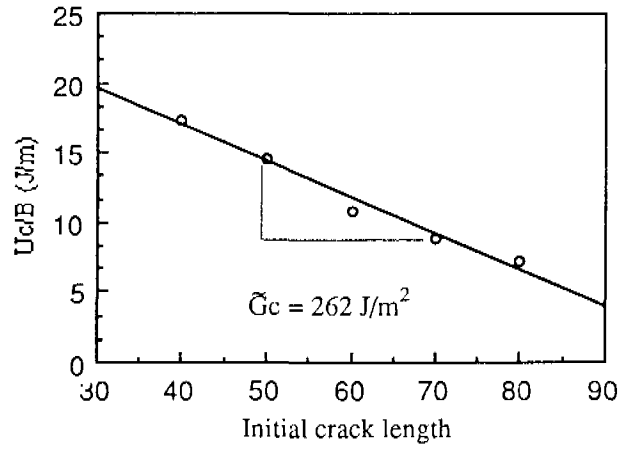


Fig. 11.  $U_c/B$  vs initial crack length of short fiber reinforced specimen