

단일시편방법의 CLS 시편 적용시 적층성이 미치는 영향

이 경 엽* · 양 준 호**
(1998년 11월 28일 접수)

Effects of Stacking Sequence on the Application of the Single Specimen Technique to CLS Specimen

Rhee, Kyong Yop and Yang, Jun Ho

Key Words: Fiber-reinforced Composites(섬유강화 복합재), CLS Specimen(CLS 시편), Energy Release Rate (에너지 방출률), Mixed-Mode Fracture Toughness(혼합모드 파괴인성), Compliance(컴플라이언스), Elastic Work Factor(탄성일인자), Fiber Bridging(섬유연결)

Abstract

The work factor approach, so-called single specimen technique could be used to determine energy release rate from a single test record for unidirectional CLS specimen. In the present study, the work factor approach was extended to determine the mixed-mode fracture toughness of multi-directional graphite/epoxy laminated composites. Multi-directional CLS specimens were used for fracture tests. The stacking sequences used for the lap and the strap were $[90_2/0_2]_s/[0_4/90_4]_s$ and $[0/\pm 45/0]_s/[0_2/\pm 45_2/0_2]_s$, respectively. For both cases, the fracture toughness determined from the work factor approach was compared with that determined from the compliance method. It was found that both methods produced fracture toughness within a maximum 15% difference for each stacking sequence. The fractography analysis also showed that the fiber bridging occurred for $[0/\pm 45/0]_s/[0_2/\pm 45_2/0_2]_s$ case while it did not occur for $[90_2/0_2]_s/[0_4/90_4]_s$ case.

1. 서 론

섬유강화 적층복합재에서 빈번하게 접하는 문제점 중의 하나는 층과 층 사이가 분리되는 층간 분리라 할 수 있다. 층간분리는 제조상의 결함, 불연속적인 층간응력, 충격하중등 다양한 이유로 발생한다. 층간분리에 의한 파괴는 열림모드, 전단모드, 찢어짐모드 등의 파괴형태로 구분되어

지며 최근까지 각 경우의 파괴현상을 이해하기 위한 연구가 상당히 이루어졌다.⁽¹⁻³⁾ 그러나 실제 복합재 구조물의 파괴는 위 세 경우가 조합된 혼합모드 형태로 발생하는 것이 일반적이라 할 수 있다.

CLS(Cracked Lap Shear) 시편은 열림 및 전단하중을 받는 시편으로 혼합모드 형태의 파괴현상을 이해하기 위해 폭넓게 이용되고 있다. CLS 시편과 관련된 논문으로 다음과 같은 것이 발표된 바 있다. Mangaliri 등⁽⁴⁾은 CLS 시편을 적용한 파괴인성 시험시 랩(lap) 또는 스트랩(strap)의 파괴보다 랩과 스트랩 경계면에서 파괴가 발생하기 위

* 회원, 경희대학교 기계산업 시스템공학부

** 원광대학교 대학원 기계공학부

한 랩과 스트랩의 최소 두께를 결정하였으며 Dattaguru 등⁽⁵⁾은 유한요소해석을 이용 랩과 스트랩 두께 비 및 경계면의 접착재 성질에 따른 열림모드 대 전단모드 에너지 방출률 비를 균열길이의 함수로 계산하였다. Johnson⁽⁶⁾은 보이론, 평판이론, 2차원 또는 3차원 유한요소해석을 적용 열림 및 전단모드 에너지 방출률을 계산 각 경우에 대한 비교를 하였다.

Poursartip 등⁽⁷⁾은 CLS 시편을 적용 탄소섬유/에폭시 적층복합체에 대한 혼합모드 파괴특성을 해석하였으며 Hwu 등⁽⁸⁾은 에너지 방출률을 파괴인자로 적용해 혼합모드 하중을 받는 섬유강화 적층복합체에 있어 층간분리에 의한 파괴기준(fracture criterion)을 설정하였다. 최근에는 랩 대 스트랩 두께의 비가 0.5인 CLS 시편 경우 4-5개의 층간분리 길이가 다른 시편을 필요로 하는 컴플라이언스방법 대신 단일시편방법을 적용 한 번의 파괴시험으로부터 파괴인성, G_c 값을 결정할 수 있는 방법이 Rhee 등⁽⁹⁾에 의해 발표된 바 있다.

본 논문에서는 0°의 단일방향으로 적층된 CLS 시편에 적용했던 단일시편방법의 포괄적인 적용성 검토를 목적으로 다방향 적층성을 갖는 CLS 시편에 대해 단일시편방법을 적용 G_c 값을 결정하였다. 즉 랩과 스트랩이 각각 $[90_2/0_2]_s/[0_4/90_4]_s$ 와 $[0/\pm 45/0]_s/[0_2/\pm 45_2/0_2]_s$ 의 두 적층성을 갖는 탄소섬유/에폭시 CLS 시편에 대해 파괴시험을 시행, 이로부터 단일시편방법을 적용 G_c 를 결정하였으며 이를 컴플라이언스방법으로 구한 G_c 와 비교 검토하였다. 또한 적층성에 따른 파괴특성을 파단면 검사로부터 해석하였다.

2. 에너지 방출률 및 단일시편방법

Griffith 이론⁽¹⁰⁾에 의하면 균열길이 "a"를 갖는 탄성재료의 경우 추가적인 균열길이 "da"의 만큼의 진전은 "da" 진전시 발생한 표면에너지가 외부에서 가해질 경우에 일어나며 이때 단위 면적당 표면에너지가 에너지 방출률이다. 선형 파괴거동을 나타내는 재료에 있어 에너지 방출률은 단일시편방법을 적용하여 다음과 같이 결정될 수 있다.⁽⁹⁾

$$G = \frac{\eta_{el}}{Bb} A_{el} \quad (1)$$

위 식에서 "B"는 시편두께를, "b"는 리가먼트를, η_{el} 은 탄성일인자를 나타낸다. 또한 A_{el} 은 하중-변위 곡선하의 면적이다. 복합재의 경우 η_{el} 이 적층방향에 대해 영향을 받지 않으며 주어진 시편에 대하여 단지 균열길이만의 함수라 하면 복합재에 있어서도 에너지 방출률은 위 식을 이용해 하나의 시편으로부터 결정할 수 있다. 탄성일인자, η_{el} 은 컴플라이언스, C를 이용하였을 때 다음과 같이 결정할 수 있다.⁽⁹⁾

$$\eta_{el} = \frac{b}{C} \frac{dC}{da} \quad (2)$$

랩과 스트랩의 섬유방향이 동일하거나 또는 기지재가 같은 경우 위 식에서 알 수 있듯이 분자분모의 컴플라이언스가 서로 소거되어 컴플라이언스의 영향을 주는 섬유방향과 기지재에 대해 η_{el} 은 무관하게 된다. 단일방향으로 적층된 CLS 시편의 경우 η_{el} 이 단순보이론으로부터 다음과 같이 유도된 바 있다.⁽⁹⁾

$$\eta_{el} = \frac{(L_1 - a) \left(\frac{t_1}{t_2} - 1 \right)}{(L_2 \frac{t_1}{t_2} + L_1) + a \left(\frac{t_1}{t_2} - 1 \right)} \quad (3)$$

위 식에서 길이 매개변수들 L_1 , L_2 , t_1 , t_2 , "a"는 Fig. 1에 나타나있다. 식 (3)에서 알 수 있듯이 단일방향으로 적층된 CLS 시편의 경우 η_{el} 은 단지 기하학적 매개변수인 랩 대 스트랩 두께의 비에 대해 영향을 받음을 알 수 있다.

최근에는 랩 대 스트랩 두께의 비가 0.5인 다방향 적층성을 갖는 CLS 시편에 대해 η_{el} 이 유한요소해석으로부터 층간분리 길이의 함수로 유도되었다. Fig. 2는 네 경우의 적층성을 갖는 경우에 있어 유한요소해석으로부터 결정한 η_{el} 의 층간분리 증가에 따른 변화를 나타내고 있다.⁽¹¹⁾

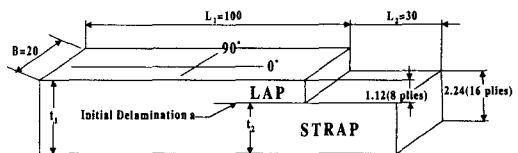


Fig. 1 Configuration of CLS specimen.

Fig. 2에 나타나 있듯이 η_{el} 은 적층성에 영향을 받지 않으며 층간분리 길이가 증가함에 따라 선형적으로 감소해 다음의 식 (4)처럼 나타낼 수 있음이 발표된 바 있다.⁽¹¹⁾

$$\eta_{el} = 0.33 - 0.35 \frac{a}{L_1} \quad (4)$$

3. 시편제작 및 실험

파괴시험은 랩이 8플라이(두께:1.12mm) 스트랩이 16플라이(두께:2.24mm)로, 랩 대 스트랩 두께의 비가 0.5인 CLS 시편을 적용하여 시행하였으며 시편의 재료로서 한국카본에서 생산하는 CU125NS 프리프레그를 이용하였다. 다방향 적층성을 갖는 CLS 시편에 대한 단일시편방법의 적용성 검토를 위해 랩과 스트랩이 각각 두 경우 $[90_2/0_2]_s/[0_4/90_4]_s$ 와 $[0/\pm 45/0]_s/[0_2/\pm 45_2/0_2]_s$ 의 적층성을 갖는 경우에 대해 시편을 성형하였다. 성형을 위해 각개의 프리프레그를 금형내에 섬유방향에 따라 적층한 후 진공 압축기내에서 경화온도를 127°C, 압력을 5kg/cm²로 두 시간 유지하였다. 성형이 끝난 적층판은 다이아몬드 커터를 사용하여 Fig. 1과 같은 소요의 시험편 모양으로 가공하였다. 컴플라이언스방법을 적용한 파괴인성 측정을 위해 4단계의 서로 다른 초기 층간분리 길이 (a=35mm, 45mm, 55mm, 65mm)를 갖는 시편들을

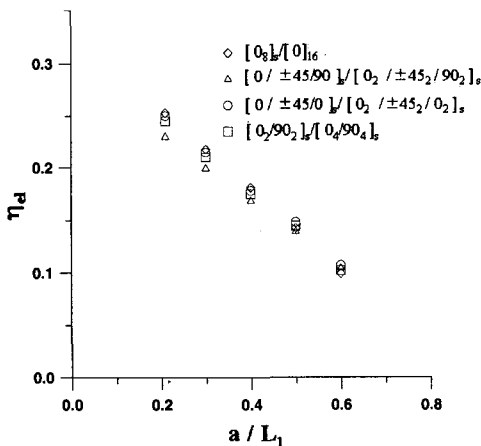


Fig. 2 Variation of η_{el} with delamination length for four stacking sequences.

제작하였으며 초기 층간분리는 랩과 스트랩의 접착부에 캡톤(kapton) 막을 삽입함으로써 만들었다. 파괴실험은 하중을 가하기 위해 시편 끝단에 알루미늄 평판을 에폭시를 이용해 접착한 후 유압으로 작동되는 용량이 10톤인 만능시험기를 사용하여 변위조정을 통한 일정 변형률(1.2mm/min) 하에 시행하였다.

4. 결과 및 검토

컴플라이언스방법을 적용 층간분리 인성, G_c 값을 결정하기 위해서는 층간분리 증가에 따른 컴플라이언스 및 임계하중 변화에 대한 측정이 필요로 한다. 이는 각 층간분리에 대한 하중(P)-변위(δ) 곡선으로부터 결정된다. 초기 층간분리 길이가 35mm, 즉 a/L₁이 0.35인 경우 두 적층성에 대한 하중-변위 곡선은 Fig. 3과 Fig. 4에 나타나 있다.

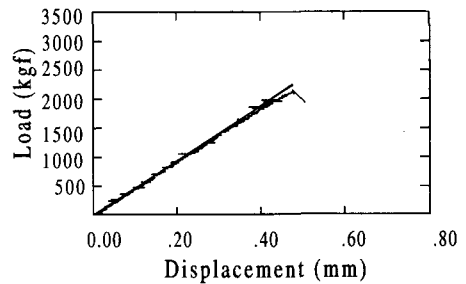


Fig. 3 P- δ curve for $[90_2/0_2]_s/[0_4/90_4]_s$ and $a/L_1=0.35$ case.

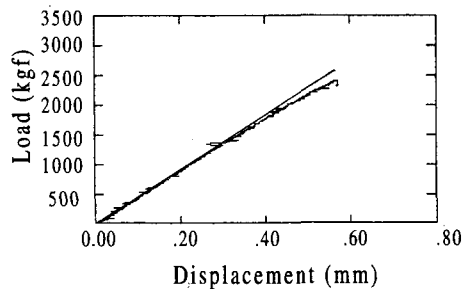


Fig. 4 P- δ curve for $[0/\pm 45/0]_s/[0_2/\pm 45_2/0_2]_s$ and $a/L_1=0.35$ case.

그림에 나타나 있듯이 두 경우 모두 낮은 하중 하에서는 하중이 변위에 대해 선형으로 증가하지만 하중이 그림에 더욱 증가하면 변위는 비선형으로 증가한다. 이와 같은 현상은 CLS 시편의 기하학적 특성을 고려한 유한요소해석 결과와 잘 일치한다.⁽⁶⁾ 즉 하중이 더욱 증가함에 따라 변위가 비선형적으로 증가하는 이유는 CLS 시편이 비대칭성 시편으로서 $P(t_1-t_2)/2$ 의(Fig. 1 참조) 굽힘모멘트가 랩과 스트랩 접합부에서 발생하며 하중이 증가하면 이에 대한 굽힘변형이 무시할 수 없을 정도로 크기 때문이다.

층간분리 증가에 따른 컴플라이언스 변화를 결정하였다. 컴플라이언스는 하중-변위 선도에서 하중이 변위에 대해 선형으로 증가하는 구간의 기울기를 원점으로부터 측정 이에 대한 역수를 취함으로서 결정하였다. Fig. 5와 Fig. 6은 두 경우 적층성에 대한 층간분리 길이 증가에 따른 컴플라이언스의 변화를 나타낸다. 두 그림에서 에러바(error bar)는 실험 데이터의 최소치와 최대치를 나타낸다.

Fig. 5와 Fig. 6에 나타나 있듯이 두 경우 모두 컴플라이언스는 층간분리 길이에 대해 선형적으로 증가함을 알 수 있다. 이와 같이 컴플라이언스가 층간분리 증가에 대해 선형적으로 증가하는 것은 단순보이론의 결과와도 잘 일치한다. 단순보이론을 적용하였을 때 컴플라이언스는 층간분리

리 길이의 함수로 다음과 같이 결정된다⁽⁹⁾.

$$C = \frac{(L_1 - a)}{E_1 A_1} + \frac{(L_2 + a)}{E_2 A_2} \quad (5)$$

위에서 A_1 은 랩과 스트랩을 합친 두께(t_1)에 너비를 곱한 것과 같으며 A_2 는 스트랩 두께(t_2)에 너비를 곱한 것과 같다. 또한 $E_2 A_2$ 는 스트랩의 인장강성을 나타내며 $E_1 A_1$ 은 시편전체의 인장강성을 나타낸다. $[90_2/0_2]_s/[0_4/90_4]_s$ 와 $[0/\pm 45/0]_s/[0_2/\pm 45_2/0_2]_s$ 의 두 경우에 대한 평균 컴플라이언스 변화를 최소 오차 자승법을 이용해 층간분리 길이의 함수로 나타내면 각각 다음과 같다.

$$C_{ave} = (1.82 + 0.66a/L_1) \times 10^{-8} \text{ m/N}, \quad ([90_2/0_2]_s/[0_4/90_4]_s) \quad (6)$$

$$C_{ave} = (1.75 + 0.76a/L_1) \times 10^{-8} \text{ m/N}, \quad ([0/\pm 45/0]_s/[0_2/\pm 45_2/0_2]_s) \quad (7)$$

Fig. 3과 Fig. 4와 같이 파괴가 발생하기 전까지 하중이 변위에 대해 비선형 거동을 나타내는 경우에 있어서 임계하중, P_{cr} 결정은 세 가지 방법으로 할 수 있다.⁽²⁾ 첫 번째 방법은 Fig. 7에서처럼 하중-변형 선도에서 비선형이 시작되는 점의 하중, P_{NL} 을 P_{cr} 값으로 하는 것이고, 두 번째 방

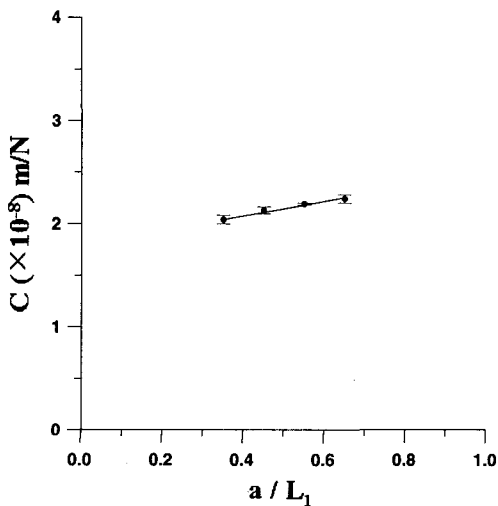


Fig. 5 Compliance change as a function of a/L_1 for a $[90_2/0_2]_s/[0_4/90_4]_s$ case.

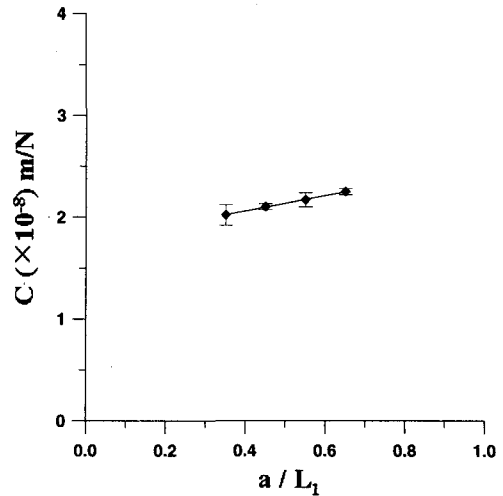


Fig. 6 Compliance change as a function of a/L_1 for a $[0/\pm 45/0]_s/[0_2/\pm 45_2/0_2]_s$ case.

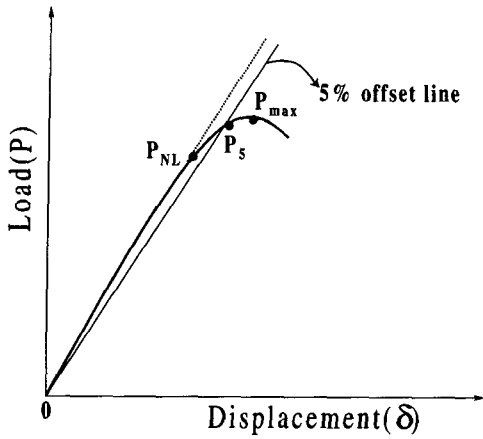


Fig. 7 Schematic illustration of determining P_{cr} in the load-displacement curve.

법은 초기 선형 기울기로부터 5% 감소된 기울기를 가지는 직선을 그려서 선도와 만나는 P_5 값을 P_{cr} 로 결정하는 것이며 세 번째 방법으로는 파괴가 발생하기 전까지의 최대하중인 P_{max} 값을 P_{cr} 로 결정하는 것이다.

본 연구에서는 Fig. 3과 Fig. 4에서처럼 잡음(noise)에 의한 하중에 따른 변위가 분산돼 있으며 또한 정확히 비선형이 시작되는 하중점을 결정하기 어려워 중간의 파괴인성을 가져다주는 P_5 값을 P_{cr} 값으로 결정하였다. Fig. 8과 Fig. 9는 두 경우 적층성에 대한 층간분리 길이 증가에 따른 P_{cr} 값의 변화를 나타낸다. 컴플라이언스 경우처럼 에러바는 실험 데이터의 최소치와 최대치를 나타낸다.

Fig. 8의 경우 $a/L=0.45$ 에서 P_{cr} 값이 다른 층간분리 경우보다 작지만 성형성에 따른 시편의 속성을 고려할 때 두 경우 모두 P_{cr} 값은 층간분리 길이에 영향을 받지 않는 것으로 가정할 수 있다. 이는 컴플라이언스가 층간분리에 대해 선형적으로 증가하기 때문에 층간분리 인성이 일정하기 위해서는 P_{cr} 값이 층간분리 길이에 무관해야 되는 단순보이론의 결과와도 잘 일치한다. 두 경우의 평균 P_{cr} 값은 다음과 같다.

$$(P_{cr})_{ave}=19770(N) \quad ([90_2/0_2]_s/[0_4/90_4]_s) \quad (8)$$

$$(P_{cr})_{ave}=18279(N) \quad ([0/\pm 45/0]_s/[0_2/\pm 45_2/0_2]_s) \quad (9)$$

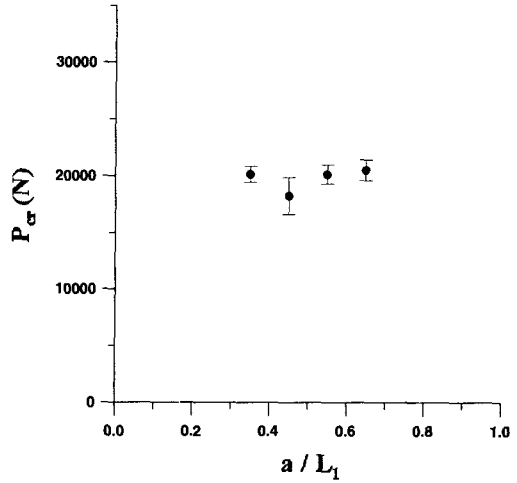


Fig. 8 Variation of P_{cr} as a function of a/L_1 for a $[90_2/0_2]_s/[0_4/90_4]_s$ case.

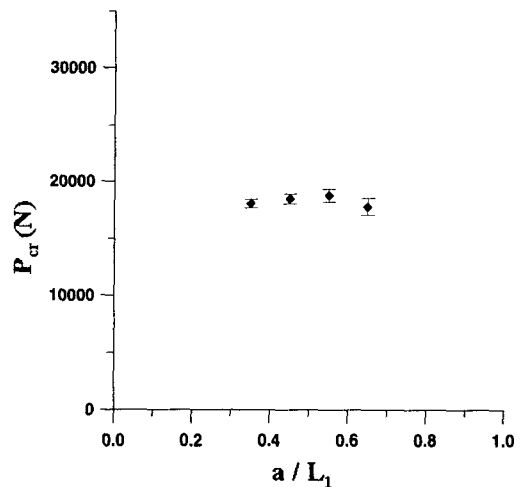


Fig. 9 Variation of P_{cr} as a function of a/L_1 for a $[0/\pm 45/0]_s/[0_2/\pm 45_2/0_2]_s$ case.

4단계의 초기 층간분리 길이를 갖는 CLS 시편에 대한 G_c 값은 컴플라이언스방법과 단일시편방법의 두 경우로 결정하였다. 첫 번째는 컴플라이언스방법을 적용하였으며 G_c 값은 다음의 식으로 결정하였다.

$$G_c = \frac{P_{cr}^2}{2W} \frac{dC}{da} \quad (10)$$

위 식에서 "W"는 시편의 너비, P_{cr} 은 임계하중, "C"는 컴플라이언스를 나타낸다. 두 적층성

에 대한 P_c 값은 Fig. 8과 Fig. 9에서, 컴플라이언스의 층간분리에 따른 도함수 dC/da 값은 식 (6)과 (7)에서 결정하여 식 (10)에 대입하였다. 두 번째는 단일시편방법을 적용하였으며 G_c 값은 식 (1)과 (4)으로부터 다음과 같이 결정하였다.

$$G_c = \frac{(0.33 - 0.35 \frac{a}{L_1})}{Bb} A_c \quad (11)$$

위 식에서 A_c 는 하중(P)-변위(δ) 곡선하의 면적으로 $\frac{P_c v}{2}$ 로 결정하였다. G_c 값을 결정하기 위한 단일시편방법의 적용성 검토를 위해 두 적층성 모두 단일시편방법을 적용하여 결정한 G_c 값을 컴플라이언스방법으로 결정한 G_c 값과 비교하였다. Fig. 10과 Fig. 11은 각각 $[90_2/0_2]_s/[0_4/90_4]_s$ 와 $[0/\pm 45/0]_s/[0_2/\pm 45_2/0_2]_s$ 의 적층성을 갖는 경우 단일시편방법 및 컴플라이언스방법을 적용하였을 때 층간분리 길이에 따른 평균 G_c 값의 비교를 나타낸다.

Fig. 10과 Fig. 11에서 “compliance”는 컴플라이언스방법을 나타내며 “elastic work factor”는 단일시편 방법을 나타낸다. 두 경우 모두 G_c 값은 층

간분리 길이에 따라 약간씩 분산되어 있지만 시험편의 속성을 고려하면 G_c 값은 층간분리 길이와 무관한 것으로 가정할 수 있다. 특히 두 그림에서 나타나 있듯이 두 적층성 모두 단일시편방법을 적용해서 구한 G_c 값은 컴플라이언스방법을 적용해서 구한 G_c 값과 최고 15%이내의 차이를 나타낼 수 있다. 이는 단일시편방법을 적용 G_c 값을 결정할 수 있음을 나타낸다고 하겠다.

적층성에 따른 파괴특성을 파단면 검사로부터 해석하였다. Fig. 12는 $[0/\pm 45/0]_s/[0_2/\pm 45_2/0_2]_s$ 의 경우 주사현미경(Scanning Electron Microscope)을 이용 파단면을 150배 확대하여 찍은 사진이다. 그림에서처럼 모든 섬유가 0° 의 일직선으로 배열되어 있지 않고 일부 섬유는 대각선으로 또한 일부 섬유는 파단되어 위, 아래 층으로 나누어져 붙은 것을 알 수 있다. 이와 같이 일부 섬유의 대각선 배열 및 위, 아래층 분리는 층간분리면을 중심으로 동일방향으로 적층된 경우 파괴과정으로 발생할 수 있는 섬유연결에 의한 것으로 고려된다. 반면 층간분리면에서 섬유방향이 서로 다른 $[90_2/0_2]_s/[0_4/90_4]_s$ 의 파괴특성은 $[0/\pm 45/0]_s/[0_2/\pm 45_2/0_2]_s$ 의 경우와 다르게 나타났다. $[90_2/0_2]_s/[0_4/90_4]_s$ 의 대한 파단면 사진은 Fig. 13에 나타나 있다. 그림에서처럼 랩쪽 파면의 섬유배열(90° 의 수직방향)에 스트랩의 섬유(0° 의 길이방향)가 달

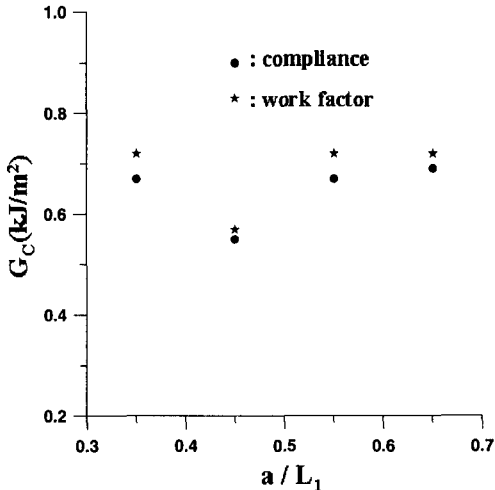


Fig. 10 Comparison of averaged G_c determined from the compliance method and the work factor approach for a $[90_2/0_2]_s/[0_4/90_4]_s$ case.

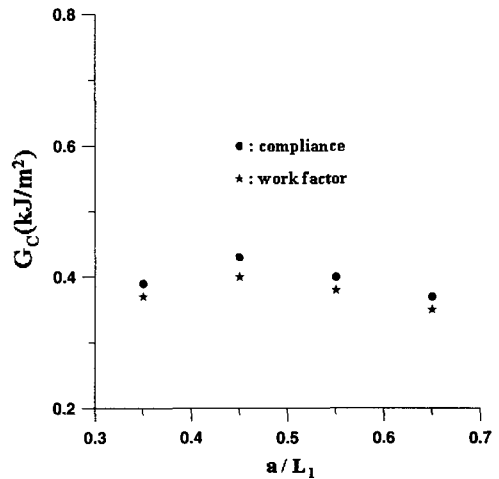


Fig. 11 Comparison of averaged G_c determined from the compliance method and the work factor approach for a $[0/\pm 45/0]_s/[0_2/\pm 45_2/0_2]_s$ case.

라 붙은 것을 알 수 있으며 Fig. 12에서와 같은 섬유유리 대각선 배열은 나타나 있지 않다. 이는 층간분리면에서 섬유방향이 0°와 90°로서 섬유연결이 발생하지 않았음을 보여준다고 하겠다.

두 적층성에 대한 평균 컴플라이언스, 임계하중, 컴플라이언스 및 단일시편방법을 적용하였을 때 G_c 값 및 차이는 Table 1과 2에 요약돼 있다.



Fig. 12 Fracture surface of [0/±45/0]s/[02/±452/02]s case taken by using a scanning electron microscope.

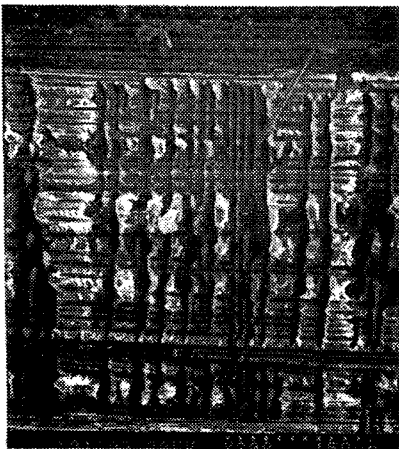


Fig. 13 Fracture surface of [902/02]s/[04/904]s case taken by using a scanning electron microscope.

Table 1 Average data of [902/02]S/[04/904]S case.

a/L ₁ (mm)	C _{ave} (10 ⁻⁸ m/N)	(P _{cr}) _{ave} (N)	G _c (C) (kJ/m ²)	G _c (η) (kJ/m ²)	%difference
0.35	2.04	20142	0.67	0.72	6.9
0.45	2.13	18255	0.55	0.57	3.5
0.55	2.19	20152	0.67	0.72	6.9
0.65	2.24	20531	0.69	0.72	4.2

C_{ave} = average compliance

(P_{cr})_{ave} = average critical load

C_{ave} = (1.82+0.66a/L₁)×10⁻⁸ m/N where L₁= 100mm

P_{cr} = 19770 (N)

$$\%difference = \frac{|G_c(C) - G_c(\eta)|}{G_c(\eta)} \times 100$$

Table 2 Average data of [0/±45/0]S/[02/±452/02]S case.

a/L ₁ (mm)	C _{ave} (10 ⁻⁸ m/N)	(P _{cr}) _{ave} (N)	G _c (C) (kJ/m ²)	G _c (η) (kJ/m ²)	%difference
0.35	2.02	18066	0.62	0.54	14.8
0.45	2.10	18475	0.65	0.59	10.2
0.55	2.17	18766	0.67	0.62	8.1
0.65	2.25	17811	0.60	0.56	7.1

C_{ave} = (1.75+0.76a/L₁)×10⁻⁸ m/N where L₁= 100mm

P_{cr} = 18279 (N)

5. 결 론

본 연구에서는 [90₂/0₂]s/[0₄/90₄]s와 [0/±45/0]s/[0₂/±45₂/0₂]s의 적층성을 갖는 탄소섬유/에폭시 CLS 시편에 대해 단일시편방법을 적용 G_c를 결정하였으며 이를 컴플라이언스방법으로 구한 G_c와 비교함으로써 단일시편방법의 포괄적인 적용성 검토를 하였다. 본 연구를 통하여 얻어진 결론은 다음과 같다.

(1) 램대 스트랩 두께의 비가 0.5인 CLS 시편의 경우 G_c 값 결정은 식 (11)을 적용해 한번의 파괴시험으로부터 단순히 하중-변위 하의 면적을 측정함으로써 결정할 수 있다.

(2) DCB 시편과 같이 층간분리면을 중심으로 동일방향으로 적층된 CLS 시편의 경우 층간분리 후단에서 섬유연결이 발생한다.

후 기

본 연구는 1997년도 교육부 학술연구 조성비

(기계공학:ME 97-C-27)에 의하여 연구되었으며, 이에 사의를 표합니다.

참고문헌

- (1) Chou, I., Kimpara, I., Kageyama, K. and Ohsawa, I., 1995, "Mode I and Mode II Fracture Toughness Measured Between Differently Oriented Plies in Graphite/Epoxy Composites," *ASTM STP* 1230, pp. 132~151.
- (2) Benzeggagh, M.L. and Kenane, M., 1996, "Measurement of Mixed-mode Delamination Fracture Toughness of Unidirectional Glass/Epoxy Composites with Mixed-mode Bending Apparatus," *Composite Science and Technology*, Vol. 56, pp. 439~4493.
- (3) 최낙삼, Kinloch, A.J., 1998, "모드 I 하중 조건하에 있는 다방향 적층 복합재료의 층간파괴 거동," 대한기계학회논문집 A권 제22권 제3호, pp.611~623.
- (4) Mangalgiri, P. D. and Johnson, W.S., 1986, "Preliminary Design of Cracked Lap Shear Specimen Thickness for Delamination of Interlaminar Fracture Toughness," *J. of Composite Technology and Research*, Vol. 8, pp. 58~60.
- (5) Dattaguru, B., Everett, R. A. Jr., Whitcomb, J. D. and Johnson, W. S., "Geometrically Nonlinear Analysis of Adhesively Bonded Joints," *J. of Engineering Materials and Technology*, Vol. 106, pp. 59~65.
- (6) Johnson, W. S., 1987, "Stress Analysis of the Cracked-Lap-Shear Specimen: An ASTM Round-Robin," *J. of Testing and Evaluation*, Vol. 15, pp. 303~324.
- (7) Poursartip, A. and Chinatambi, N., 1990, "Fatigue Growth, Deflection, and Crack Opening Displacement in Cracked Lap Shear Specimens," *ASTM STP* 1059, pp. 301~323.
- (8) Hwu, C., Kao, C. J. and Chang, L.E., 1995, "Delamination Fracture Criteria for Composite Laminates," *J. of Composite Materials*, Vol. 29, pp. 1962~1987.
- (9) Rhee, K. Y. and Ernst, H. A., 1993, "A Study on the Application of Work Factor Approach to Composites Laminates," *J. of Composite Materials*, Vol. 27, pp. 962~972.
- (10) Griffith, A. A., 1920, *The Phenomena of Rupture and Flaw in Solids*, *Transactions, Royal Society of London*, A-221.
- (11) Rhee, K.Y., 1999, "Stacking Sequence Effect on the Elastic Work Factor of CLS Composite Specimen" to be appeared in *J. of Materials Science and Letters*.