

論文

일방향 CFRP 복합재에서 초기 균열길이가 파괴인성에 미치는 영향

이경엽* · 양진승**

Effect of Initial Delamination Length on the Interlaminar Fracture Toughness of Unidirectional CFRP Composites

Kyong-Yop Rhee* and Jinseung Yang**

ABSTRACT

The effect of initial delamination length on the interlaminar fracture toughness of unidirectional CFRP composites was studied in this work. Twenty-four plied unidirectional (0-deg) double cantilever beam (DCB) samples of three different initial delamination lengths were tested. The initial delamination lengths used were 50mm, 90mm, and 115mm. The mode I fracture toughness, G_{Ic} was determined from the compliance calibration method. The results showed that fiber bridging occurred behind delamination tip for each initial delamination length, and G_{Ic} first increased to a maximum value with the extension of delamination. G_{Ic} , however, dropped to a stabilized value with the further delamination growth. The results also showed that although stabilized G_{Ic} was not affected by initial delamination length, it was affected by initial delamination length before it was stabilized.

초 록

본 논문에서는 초기 층간분리 길이가 단일방향 복합재 파괴인성에 미치는 영향에 대해 연구하였다. 3개의 서로 다른 초기 층간분리 길이를 갖는 0° 단일방향 DCB시편을 시험하였다. 적용된 초기 층간분리 길이는 각각 50mm, 90mm, 115mm이다. 열림모드 파괴인성치는 컴플라이언스 보정방법을 적용해 결정하였다. 결과로서 층간분리 후단에서 섬유연결이 발생하였으며 이에 따라 열림모드 파괴인성치는 층간분리가 진전함에 따라 초기에는 증가하지만 어느 정도 층간분리가 진전하면 안정된 값으로 감소하는 것을 알 수 있었다. 또한 안정되기 전의 열림모드 파괴인성치는 초기 층간분리 길이에 의해 영향을 받음을 알 수 있었다.

1. 서 론

열림모드 파괴형태는 복합재 구조물에 있어서 일반적이고 위험한 파괴형태로서 복합재를 적용한 구조물 설계에서는 그 복합재의 열림모드 파괴특성과 파괴인

성 값의 대한 데이터가 필수 불가결하다. DCB (Double Cantilever Beam) 시편은 순수 열림모드로 파괴가 발생함으로 복합재의 열림모드 파괴특성을 해석하기 위한 연구가 대부분 DCB 시편을 이용하여 이루어지고 있다[1-3].

*원광대학교 기계공학부

**명지대학교 기계공학과

한편 단일방향 또는 층간분리면에서 동일방향으로 적층된 섬유강화 적층복합재에서는 파괴과정 구역(fracture process zone)으로 층간분리 후단에서 섬유들이 서로 엉키는 섬유연결(fiber bridging)이 발생할 수 있다. 섬유연결 현상은 층간분리면에서 섬유들간의 일치되지 못한 정렬로 인하여 발생하며 열림모드의 파괴인성 시험시 이는 층간분리 진전에 따라 상당한 G_{Ic} 의 변화를 야기하는 것으로 알려져 있다[4-5].

단일방향으로 적층된 유리섬유/에폭시 복합재 경우 G_{Ic} 값이 층간분리가 진전함에 따라 235J/m^2 에서 600J/m^2 까지 증가한다는 것이 발표된 바 있으며[6] 탄소섬유/에폭시 적층복합재 경우에도 층간분리 증가에 따라 G_{Ic} 값이 100%이상 증가한다는 것이 발표된 바 있다[7]. 따라서 이 경우에 있어서 정확한 파괴 예측을 위해 특정한 G_{Ic} 값대신 층간분리 진전에 따라 G_{Ic} 의 변화를 나타내주는 균열저항곡선(resistance curve)을 적용하려고 하는 연구가 이루어지고 있다[8-9].

본 연구에서는 초기 층간분리 길이가 균열저항곡선에 미치는 영향을 해석하기 위한 기초연구로서 세 경우의 초기 층간분리 길이를 갖는 일방향(0°)으로 적층된 탄소섬유/에폭시 DCB 시편을 이용 파괴시험을 시행하고 이로부터 열림모드에 대한 균열저항곡선을 결정 비교하였다.

2. 시편제작 및 실험방법

파괴시험은 0° 단일방향, 24플라이로 적층된 DCB 시편을 이용하여 수행하였으며 시편의 재료로써 보강재가 탄소섬유이고 기지재가 에폭시인 단일방향 프리프레그(한국카본(주) CU125NS)를 이용하였다. 시편은 각개의 프리프레그를 금형내에 같은 방향으로 적층한 후 오토클레이브 내에서 열과 압력을 가함으로서 성형되었다. 시편제작을 위하여 가해진 성형온도, 성형압력 및 성형시간은 Fig.1에 나타났다.

초기 층간분리는 정해진 층간분리 길이($a_0=50, 90, 115\text{mm}$)에 따라 12플라이와 13플라이 중간에 캡톤(kapton : 두께 13 μm) 막을 삽입함으로써 형성하였다. 성형이 끝난 적층판은 다이아몬드 커터를 이용하여 DCB 시험편(폭 : 25mm, 길이 : 230mm)으로 가공하였다. 시편의 한쪽 면은 층간분리 진전에 따른 길이의 측정을 위해 수정액을 바른 후 얇은 펜을 이용해 4mm 간격으로 선을 그었다. 파괴실험은 하중을 가하

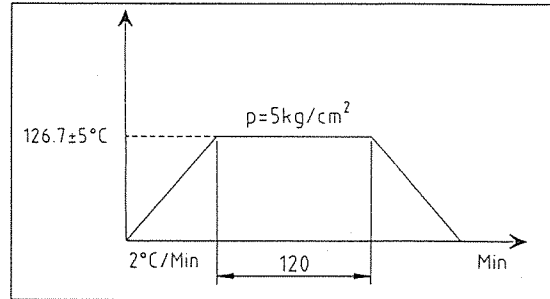


Fig.1. Illustration of consolidation cycles

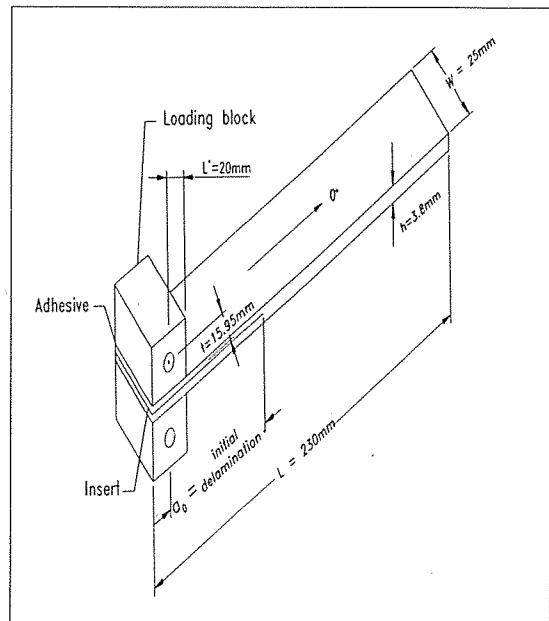


Fig.2. Configuration of DCB specimen

기 위해 시편 선단에 알루미늄 블록을 에폭시를 이용해 접착한 후 Zwick 만능시험기(용량 : 500N)를 사용하여 변위조정을 통한 일정변형률 (3.5mm/min) 하에 시행하였으며, 하중이 가해지는 점의 변형은 Zwick에 부착된 LVDT를 이용 10^{-3}mm 까지 측정하였다. Fig.2는 본 연구에 이용된 DCB 시편을 나타낸다.

3. 열림모드 파괴인성, G_{Ic} 측정

섬유강화 적층복합재의 G_{Ic} 값은 면적법(area method), 하중법(load method), 컴플라이언스 보정법(compliance calibration method) 등 여러 가지 방법

을 이용해 결정할 수 있으며 위 방법 모두 비슷한 결과를 나타낸다는 것이 알려져 있다[10]. 본 연구에서는 컴플라이언스 보정법을 이용해 층간분리 증가에 따른 각각의 G_{Ic} 값을 결정하였다. 컴플라이언스 보정법을 이용하였을 때 G_{Ic} 값은 다음과 같이 결정된다[5].

$$G_{Ic} = \frac{nP_{cr}\delta}{2Wa} \dots\dots\dots (1)$$

윗 식에서 "W"는 시편의 폭을, " δ "는 하중 작용점의 변위를, P_{cr} 은 층간분리가 진전할 때의 하중을 나타낸다. 실험상수 "n" 값은 층간분리 진전에 따른 컴플라이언스(C)의 변화를 대수-대수 좌표에서 직선으로 플로팅 하였을 때 기울기를 나타내며 컴플라이언스를 수정하는 상수이다. 한편 변위, " δ " 상당히 큰 경우 실험상수 "n" 값은 큰 변형을 고려한 수정 컴플라이언스 (C/N)를 층간분리 길이의 함수로 대수-대수 좌표에서 직선으로 플로팅하여 기울기를 측정 결정한다. 수정 컴플라이언스는 "C"를 "N"나눔으로 결정되고 "N" 다음과 같이 결정된다[5].

$$N = 1 - \left(\frac{L'}{a}\right)^2 - \frac{9}{8} \left[1 - \left(\frac{L'}{a}\right)^2 \left(\frac{\delta t}{a}\right) - \frac{9}{35} \left(\frac{\delta}{a}\right) \right] \dots\dots (2)$$

또한 식 (1)의 G_{Ic} 값도 파라미터 "F"를 고려하여 다음과 같이 결정된다.⁽⁵⁾

$$F = 1 - \frac{3}{10} \left(\frac{\delta}{a}\right)^2 - \frac{3}{2} \left(\frac{\delta t}{a^2}\right) \dots\dots\dots (3)$$

$$G_{Ic} = \frac{F}{N} \frac{nP_{cr}\delta}{2Wa} \dots\dots\dots (4)$$

식 (2)와 (3)에서 매개변수 "L"과 "t"는 Fig.2에 나타나있다.

4. 결과 및 검토

탄소섬유/에폭시 DCB 시편은 취성적이며 안정균열 진전을 나타내는 시편으로 층간분리 진전에 따른 임계 하중, P_{cr} 변화는 부하와 제하를 반복하여 각 층간분리 길이에 대한 하중-변위 선도를 결정 이로부터 하중이 최고점에서 감소하기 시작하는 하중으로 결정하였다.

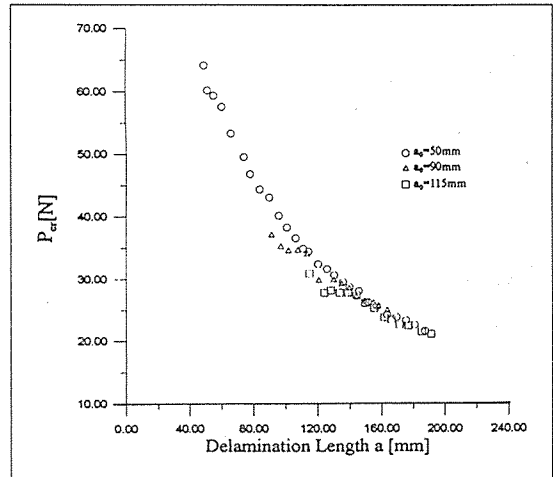


Fig.3. Comparison of critical load, P_{cr} as a function of delamination length for three different initial delamination lengths

Fig.3은 초기 층간분리 길이가 50mm, 90mm, 115mm인 경우 층간분리 진전에 따른 P_{cr} 변화에 대한 비교를 나타내고 있다.

그림에서처럼 층간분리가 증가함에 따라 P_{cr} 값이 감소하는 것을 알 수 있다. 또한 같은 크기의 층간분리 길이에 대해 초기 층간분리 길이가 50mm인 경우가 P_{cr} 이 가장 크고 초기 층간분리 길이가 115mm인 경우가 P_{cr} 이 가장 작은 것을 알 수 있다. 이와 같은 현상은 층간분리 후단에서 발생하는 섬유연결에 기인한다. 섬유연결은 층간분리면에서 동일방향으로 적층된 DCB 시편에서 발생할 수 있는 파괴과정으로 층간분리가 발생한 층과 층 사이가 완전분리 되지 않고 섬유로 서로 연결되어 있는 현상을 의미한다. 층간분리 사이의 섬유연결은 어느 정도 리가먼트(ligament) 역할을 할 수 있어 섬유연결이 발생한 시편은 섬유연결이 발생하지 않은 시편보다 더 큰 하중을 지탱할 수 있게 된다. 초기 층간분리는 캡톤막을 이용해 형성되었기 때문에 초기 층간분리 길이가 작은 시편이 긴 시편에 비해 같은 층간분리 길이에 있어 섬유연결은 더 많이 발생하게 된다. 따라서 초기 층간분리 길이가 50mm인 경우가 P_{cr} 이 가장 크고 초기 층간분리 길이가 115mm인 경우가 P_{cr} 이 가장 작게 된다. Fig.4는 층간분리 길이가 110mm인 경우 층간분리 후단에서 발생한 섬유연결을 나타내고 있다.

층간분리면에서 발생한 섬유연결은 주사전자현미경 (Scanning Electron Microscope)을 이용한 파면사진

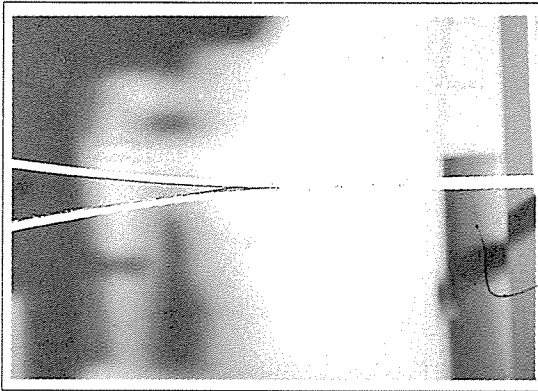
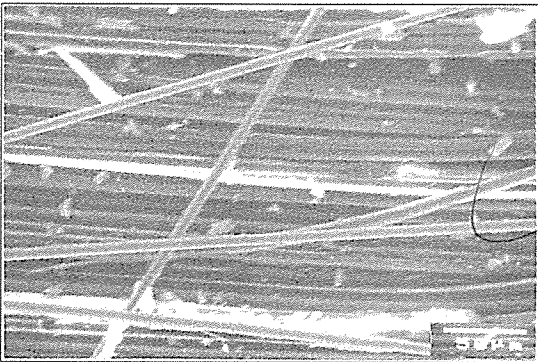
Fig.4. Fiber bridging behind the delamination tip for $a=110\text{mm}$ 

Fig.5. SEM photograph of fractured surface

으로도 알 수 있다. Fig.5는 주사현미경을 이용해서 찍은 파단면 사진이다. 그림에서 나타나있듯이 모든 섬유가 일직선으로 배열해 있지 않고 일부 섬유는 대각선으로 배열해 있음을 알 수 있다.

층간분리 후단에서 발생한 섬유연결이 파괴에 미치는 영향은 컴플라이언스 변화에서도 알 수 있다. 컴플라이언스 측정은 P_{cr} 결정과 같이 부하와 제하를 반복하여 각 층간분리 길이에 대한 하중-변위 선도를 결정하고 이로부터 기울기를 측정함으로써 이루어졌다. Fig.6은 세 경우 초기 층간분리 길이를 갖는 시편에 있어 층간분리 증가에 따른 컴플라이언스의 변화를 대수-대수 좌표에서 플로팅 한 것을 보여주고 있다.

Fig.6은 또한 컴플라이언스의 변화를 직선으로 나타냈을 때 세 경우에 대한 기울기, "n" 값을 보여주고 있다. 세 경우 모두 "n" 값은 단순보이론을 적용하였을 때의 "n" 값인 3보다 작은 것을 알 수 있다. 이는 앞에서도 언급하였듯이 층간분리 후단에서 발생한 섬유연결

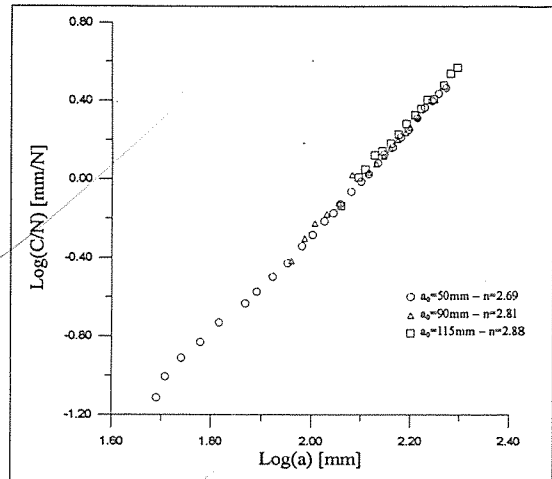
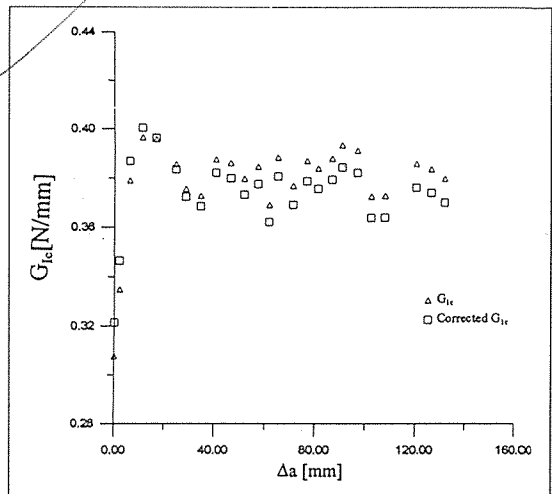


Fig.6. Comparison of compliance as a function of delamination length for three different initial delamination lengths

Fig.7. Comparison of G_{IC} determined from eqn.1 ($G_{IC} = \frac{nP_{cr}\delta}{2Wa}$) with that determined from eqn.4 ($G_{IC} = \frac{F}{N} \frac{nP_{cr}\delta}{2Wa}$) for $a_0=50\text{mm}$

에 기인한다. 따라서 컴플라이언스는 같은 층간분리 길이에 있어 P_{cr} 과는 반대로 a_0 가 50mm인 경우가 가장 작고 a_0 가 115mm인 경우가 가장 크게 된다.

섬유연결 발생시 균열저항곡선 (R-곡선)을 결정하기 위해 층간분리 증가에 따른 열림모드 파괴인성, G_{IC} 의 변화를 결정하였다. 첫째 하중점에서의 큰 변형을 고려하였을 때와 고려하지 않았을 때의 G_{IC} 값의 차이를 결

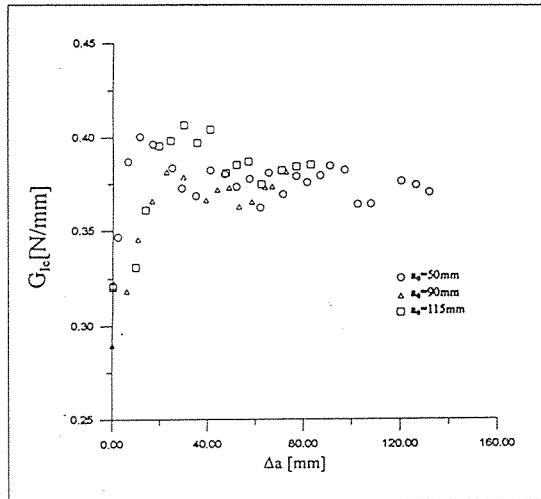


Fig.8 Comparison of G_{Ic} as a function of Δa for three different initial delamination lengths

정하기 위해 (1)식과 (4)식을 적용해서 G_{Ic} 값을 결정 이를 비교하였다. Fig.7은 초기 층간분리 길이가 50mm인 경우 (1)식과 (4)식을 적용해서 구한 G_{Ic} 값 의 비교를 나타내고있다. Fig.7에서 알 수 있듯이 하중 점에서의 큰 변형을 고려하였을 때와 고려하지 않았을 때의 G_{Ic} 값은 최고 2.7%의 차이가 발생함을 알 수 있다.

둘째 세 경우의 초기 층간분리 길이를 갖는 시편에 대해 균열저항곡선을 결정하였다. G_{Ic} 값은 각 층간분 리에 대한 하중-변위 선도로부터 P_{cr} 값과 “ δ ”를 측정 하고 Fig.6의 “n” 값을 적용하여 이를 식 (4)에 대입하 여 결정하였다. 세 경우의 층간분리 진전에 따른 G_{Ic} 의 변화는 Fig.8에 나타나 있다.

Fig.8에서처럼 세 경우 모두 G_{Ic} 값은 층간분리가 증가하면 어느 정도 증가하다 안정된(stabilized) 값으 로 감소하는 것을 알 수 있다. 이와 같은 현상은 단일 방향으로 적층된 DCB 시편의 경우 발생하는 현상으 로 섬유연결에 기인하는 것으로 알려져 있다[4-5,7].

Fig.8에서 흥미 있는 점은 G_{Ic} 값이 안정된 영역에 서는 세 경우에 있어 최고 4%의 차이를 나타내지만 G_{Ic} 값이 증가하는 영역에 있어서는 초기 층간분리 길 이에 따라 최고 19% 이상 차이가 난다는 것이다. 이는 층간분리 후단에서 발생한 섬유연결이 초기 G_{Ic} 값에 는 영향을 미치지 않지만 층간분리가 어느 정도 증가하면 더이상 영향을 미치지 않음을 나타내는 것으로 고려된 다. 그러나 좀더 정확한 해석을 위해서는 다양한 초기

층간분리 길이를 갖는 경우에 대한 균열저항곡선 결정 이 필요로 한다.

5. 결 론

본 논문에서는 섬유연결이 열림모드 파괴인성치에 미치는 영향을 실험적으로 해석하였다.

즉 세 경우의 초기 층간분리 길이를 갖는 0. 단일방 향 DCB 시편에 대해 균열저항곡선을 결정 비교하였 는 바 얻어진 결론은 다음과 같다.

1) 단일방향으로 적층된 DCB 시편에서는 층간분리 후단에서 섬유연결이 발생하며 G_{Ic} 값은 초기에는 증 가하지만 층간분리가 어느 정도 진전하면 안정된 값으 로 된다.

2) 세 경우 G_{Ic} 값이 안정된 영역에서는 초기 층간분 리 길이에 영향을 안 받으나 초기 영역에서는 G_{Ic} 값은 초기 층간분리 길이에 영향을 받는다.

6. 참고문헌

1. Okada, A., Dyson, I.N. and Kinloch, J., "Subcritical Interlaminar Crack Growth in Fiber Composites Exhibiting a Rising R-Curve," J. of Material Science, Vol.30, 1995, pp.2305-2312.
2. Chou, I., Kimpara, I., Kageyama, K. and Ohsawa, I., "Mode I and Mode II Fracture Toughness Measured between Differently Oriented Plies in Graphite/Epoxy Composites," ASTM STP 1230, 1995, pp.132-151.
3. 이경엽, 고승기 "섬유강화 복합재의 G_{Ic} 결정을 위 한 일인자방법" 대한기계학회논문집(A) 제20권 제11 호, 1996, pp.3491-3497.
4. Hu, X.Z and Mai, Y.W., "Mode I Delamination and Fiber Bridging in Carbon-Fiber/Epoxy Composites with and without Pval Coating," Composite Science and Technology, Vol.46, 1993, pp.147-156.
5. ASTM D5528-94a, "Mode I Interlaminar Fracture Toughness of Unidirectional Fiber-Reinforced Polymer Matrix Composites," ASTM Standards, Vol.14.02, pp.280-288.

6. Huang, X.N and Hull, D., "Effects of Fiber Bridging on G_{Ic} of a Unidirectional Glass/Epoxy Composites," Composite Science and Technology, Vol.35, 1989, pp.283-299.

7. O'Brien, T.K. and Martin, R.H., "Round Robin Testing for Mode I Interlaminar Fracture Toughness of Composite Materials," J. of Composites Technology and Research, Vol.15, 1993, pp.269-281.

8. Hu, X.Z. and Mai, Y.W., "General Method for Determination of Cracked-Interface Bridging

Stresses," J. of Material Science, Vol.22, 1992, pp.3502-3510.

9. Srivastava, V.K. and Harris, B., "Effect of Particles on Interlaminar Crack Growth in Cross-Ply Carbon-Fiber/Epoxy Laminates," J. of Material Science, Vol.29, 1994, pp.548-553.

10. Charalambides, M.N. and Williams, J.G., "Fracture Toughness Characterization of Phenolic Resin and Its Composites," Polymer Composites, Vol.16, 1995, pp.17-28.