

<論 文>

탄소섬유/에폭시 복합재료의 Mode I 층간파괴거동에 미치는 섬유배향각의 영향에 관한 연구

이택순* · 최영근**

(1994년 6월 25일 접수)

A Study on the Influence of Fiber Orientation on the Mode I Interlaminar Fracture Behavior of Carbon/Epoxy Composite materials

Taik-Soon Lee and Young-Geun Choi

Key Words: Plain Woven Carbon Composites(평직탄소복합재료), Fracture Behavior(파괴거동), Fracture Toughness(파괴인성), Interlaminar Fracture(층간파괴), Fracture Mechanism(파괴기구), Compliance Method(컴플라이언스법), Area Method(면적법), Generalized Locus Method(일반계적법)

Abstract

Several tests of the Double Cantilever Beam(DCB) were carried out for influence of the fiber orientation on the Mode I of the interlaminar fracture behavior in the Carbon/Epoxy composites. The interlaminar fracture toughness of Mode I was estimated based on the energy release rate of Mode I, G_I . The fracture toughness at crack initiation, G_{IC} , increases from type A to type E. The fracture toughness, G_{IR} , is almost constant macroscopically for type A and type E when crack propagates. G_{IR} for types B, C, D increases rapidly at the beginning of the crack growth then it decreases gradually. The fracture surface observation by SEM was also obtained the same results. Consequently the influence of the fiber orientation on the Mode I Interlaminar fracture behavior was made clear.

1. 서 론

최근 항공기 구조물, 자동차 및 선박 등의 경량화가 요구되는 부분에 사용되고 있는 탄소 섬유강화 복합재료(carbon fiber reinforced composite material)는 높은 비강도, 비강성, 내식성 등의 우수한 기계적 성질때문에 그 사용이 증가되고 있다.^(1~2) 반면에 섬유강화 복합재료는 층간파괴에 있어 짧은 시간내에 최종 파괴까지 도달하므로 기계, 구조물

부재로서의 안정성 및 신뢰성 향상을 위해서는 이의 층간 파괴거동 평가가 중요하다. 탄소섬유강화 복합재료(이하 CFRP이라함)의 층간파괴인성평가에 관한 연구는 미국, 일본, 유럽을 중심으로해서 활발하게 행해져 오고 있고, 그 실험법에 관해서도 현재 규격화가 진행되고 있다.^(3~7) 이것은 일방향제 혹은 직물재료를 단순히 적층한 기본적인 경우에 관한 것이다. 이것을 토대로 다른 섬유배향각을 가진 층간파괴에 관해서도 부가해 가면, 실제의 구조물에 대한 설계자료로 유용하게 사용될 수 있다. 또한 단지 층간파괴강도를 구하는것 뿐만 아니라 층간파괴거동을 관찰하여 그 파괴기구(fracture

*정회원, 영남대학교 기계공학과

**영남대학교 대학원 기계공학과

mechanism)의 고찰을 통하여 CFRP 복합재료의 복잡한 파괴거동에 관한 새로운 지식을 얻는 것도 중요하다. 본 연구에서는 이점에 착안하여 탄소섬유/에폭시(carbon/epoxy) 복합재료의 일방향제와 직물제를 단순히 적층한 경우는 물론 층간에서 다른 섬유배향각을 가진 경우에 관해서도 DCB(double cantilever beam)시험편을 이용한 인장시험에서 Mode I 층간박리 균열의 하중, 변위 데이터를 얻어 층간박리 균열발생시 Mode I 층간 파괴인성치, G_{IC} 을 구했다. 또한 균열전파 과정에 있어서 Mode I 층간파괴인성치, G_{IIR} 의 변화를 조사하여 이것을 하나의 곡선으로 표시하였다. 층간파괴인성치는 컴플라이언스법과 면적법 그리고 일반계적법을 이용하여 구하였고, 주사전자현미경(SEM)으로 균열발생 및 균열전전거동에 관한 층간 파괴기구를 규명하고, 이를 균열전파과정에 있어서 파괴인성 G_{IIR} 과 비교, 검토했다.^(8~21)

2. 이 론

2.1 컴플라이언스법

쌍외팔보(DCB) 시험에서 하중을 P , 시험편 폭을 B , 균열길이를 a , 하중점 컴플라이언스(compliance)를 C 로 나타내면 일반적으로 Mode I 에너지를 방출률 G_I 은 다음 식으로 구할 수 있다.

$$G_I = \frac{P^2}{2B} \cdot \frac{dC}{da} \quad (1)$$

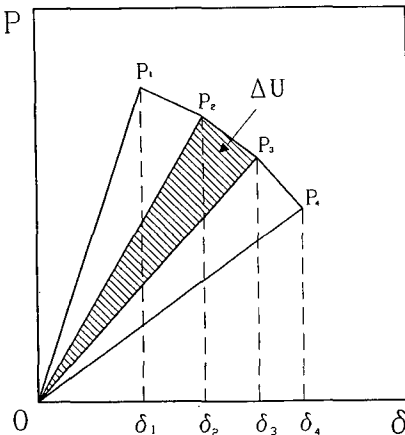


Fig. 1 Load-displacement curves for different crack sizes

그리고 시험편의 하중점 컴플라이언스 C 는 단순보 이론에 의해 다음과 같이 표시할 수 있다.

$$C = \frac{\delta}{P} = \frac{2a^3}{3EI} \quad (2)$$

$$= \frac{8a^3}{EBH^3} \quad (3)$$

여기서, δ 는 하중점 변위, E 는 굽힘 탄성계수, H 는 시험편 두께의 1/2이다. 그리고 식(3)을 기초로 하중점 컴플라이언스(compliance), C 와 균열길이, a 와의 관계를 식(4)와 같이 표현하고, 각 시험편에 대한 상수 A_0 및 A_1 을 구한다. Mode I 에너지를 방출률 G_I 은 식(1)과 식(4)를 사용해서 식(5)와 같이 균열길이 a 를 포함하지 않는 식으로 표시할 수 있다.⁽²²⁾

$$\frac{a}{H} = A_0 + A_1 C^{\frac{1}{3}} \quad (4)$$

$$G_I = \frac{3P^2 C^{\frac{2}{3}}}{2BA_1 H} \quad (5)$$

2.2 면적법

면적법(area method)은 G_I 을 하중(P)-변위(δ) 그래프로부터 파괴인성을 직접 구할 수 있는 방법으로 다음과 같이 표현된다.

$$G_I = -\frac{\Delta U}{\Delta A} \quad (6)$$

ΔU : 방출된 에너지(Fig. 1의 빗금친 부분)

ΔA : 단면의 변화량

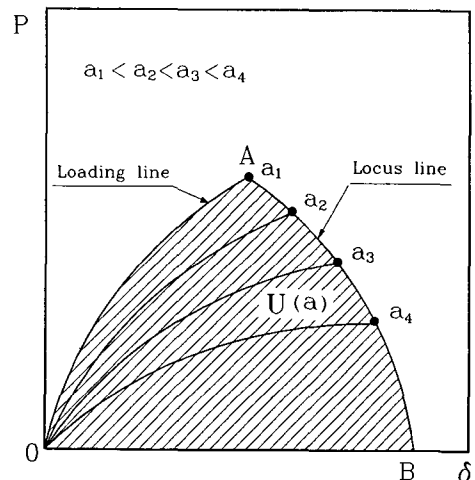


Fig. 2 Load-displacement record showing $U(a)$ as a function of crack sizes

재료의 파괴거동이 선형이라면 식(6)은 다음과 같다.

$$G_I = -\frac{P_2\delta_3 - P_3\delta_2}{2B(a_3 - a_2)} \quad (7)$$

B : 시험편 폭

2.3 일반궤적법

일반궤적법(generalized locus method)은 파괴인성을 식(8)로부터 구한다.

$$G_I = -\frac{1}{B} \frac{dU}{da} \quad (8)$$

U 는 Fig. 2에서 나타낸 바와 같이 하중선과 궤적선(A와 B사이의 실선) 그리고 변위축으로 둘러싸인 빗금친 부분의 면적이다. 궤적선은 일정한 특성점들을 연결하는 선으로서 균열시발점들의 궤적, 최고하중점들의 궤적 또는 크랙이 일정한 길이만큼 진전한 점들의 궤적등으로 삼을 수 있다. 그러므로 균열시발점에서의 파괴인성을 구할 때는 균열시발점들의 궤적을 사용하여 U 를 구하면 되고 다른 특성점에서의 값을 구할 때는 이에 상응하는 궤적을 사용하면 된다.

3. 실험

3.1 시험편 제작

본 연구에서 사용된 시험편은 한국화이버(주)에서 제작된 일방향 탄소섬유강화 복합재료(unidirectional carbon fiber reinforced composite material), HT145/RS1222와 평직 탄소섬유강화 복합재료(plain woven carbon fiber reinforced composite material), HPW193/RS1222이다. Table 1은 시험편의 적층구성 및 섬유체적 함유율을 나타내며 Table 1의 //은 100 μ m 두께의 테프론 테이프를

삽입하여 인공적인 균열을 만들었으며 성형사이클은 Fig. 3과 같다.

경화(curing)된 재료는 층간파괴인성 실험에 적합하게 하기 위하여 알루미늄 탭을 1.5 mm 나사로 고정시켜 적층판 이론에서 순수 Mode I 변형을 하는 쌍외팔보(DCB) 시험편을 만들었다. 실제 성형 후에는 휘어짐도 없었고 시험중에는 시편의 비틀림도 생기지 않았다. 절단면은 실험시 균열길이를 정확하게 읽기 위해 시편의 옆면을 사포로 연마하여 백색도료를 칠하고 광학현미경과 높이게이지(height gage)를 이용하여 5 mm 간격으로 시편 옆면에 표시를 했다. 완성된 시험편의 형상은 Fig. 4와 같고 쌍외팔보(DCB) 시험편의 변형양상은 Fig. 5와 같다.

3.2 실험방법

사용된 시험기는 시마주사(Shimadzu, Model No AG-5000E) 유압식 만능시험기이다. Fig. 4에 나타낸 쌍외팔보(DCB) 시험편을 사용하여 1 mm/min의 속도로 정적인 인장하중을 가하여 박리 균열을 진전시켰으며, 실험중에 얻어지는 하중-변위 데이터는 A/D 변환기를 통해 개인용 컴퓨터에 10 Hz의 속도로 받아들여 하중-변위곡선을 그렸다. 균열길이는 시험편 측면에서 0.01 mm까지 읽을 수 있는 광학현미경을 사용해서 측정하였다. 균열길이는 시험편 변형중의 균열 선단까지의 직선거리로 측정하였다. 균열이 안정적으로 진전한 Type A ~ Type C에 관해서는 균열이 10 mm 진전할 때마다 하중을 제거하고 또 재부하 하는 조작을 반복하여 균열길이 및 하중-변위곡선을 그렸다. 그리고 균열 진전속도에 큰 변동이 보여진 Type D 및 Type E의 경우에는 하중제거 및 재부하 하는 행하지 않고 크로스 헤드 변위가 2 mm 증가할때 마다 그

Table 1 Stacking sequences and fiber volume contents of DCB specimens

Specimen type	Stacking sequence	Fiber volume contents(%)
Type A	[0 ₁₂ /0 ₁₂]	57.3
Type B	[30/-30/0 _s /-30/30// -30/30/0 _s /30/-30]	58.2
Type C	[60/-60/0 _s /-60/60// -60/60/0 _s /60/-60]	57.6
Type D	[90/0/90/0 _s /90/0/90//90/0/90/0 _s /90/0/90]	57.0
Type E	[(0/90) _s //(0/90) _s](Plain weave)	52.5

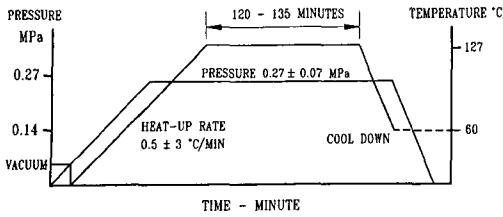


Fig. 3 Curing cycle (autoclave process)

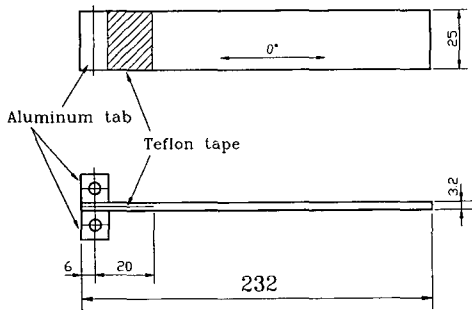


Fig. 4 Geometry of DCB specimen

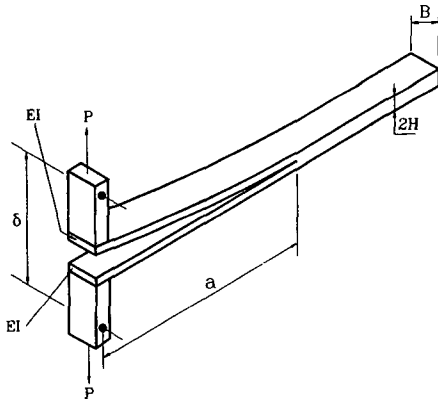


Fig. 5 Deformation mode of DCB specimen

때의 균열 길이를 측정하였다. 초기 균열길이에 관해서는 시험종료후 시험편을 쪼개어 그 파면에서 직접 측정하였고 컴플라이언스는 하중-변위곡선으로부터 시험편의 초기 거동에 해당되는 부분의 데이터를 취하여 각 균열길이에 대응하는 하중값과 변위값으로부터 직접 구하였다.

4. 실험결과 및 검토

4.1 균열성장거동 및 층간파괴인성평가

Table 1의 Type A~Type E에 관해서 얻어진 대표적인 하중-변위 선도는 각각 Fig. 6~Fig. 10에

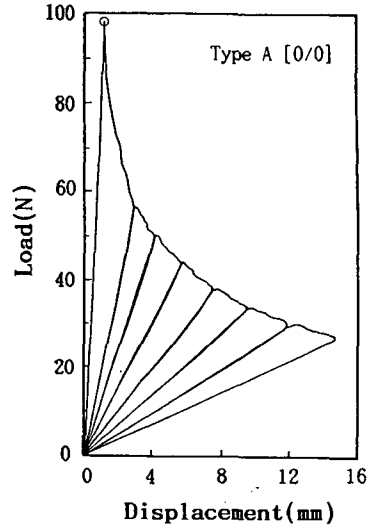


Fig. 6 Load-displacement curve of type A specimen

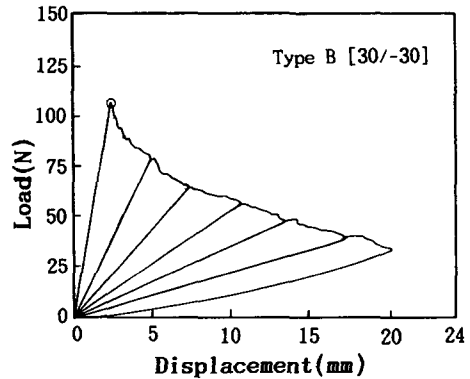


Fig. 7 Load-displacement curve of type B specimen

나타냈다. 하중-변위 곡선에서 균열시발점은 최대 하중점으로 하였다. 그리고 Type A 및 Type B는 안정적인 층간파괴를 일으켰다. 반면에 Type C는 불규칙적으로 큰 불안정파괴를 일으켰고, Type D 및 Type E는 안정파괴와 불안정파괴가 번갈아 가면서 일어났다. 이것은 하중-변위 선도가 톱니상으로 되어 있는 것에서 알 수 있다. 또한 실험중에 광학현미경을 통해서도 관찰이 가능했다. Type D의 경우에는 [90/90]에서 박리균열을 일으키지 않고 [0/90]의 층간에서 박리균열을 일으켰다. 그리고 한부분의 [0/90]의 층간이 아닌 상하의 [0/90]의 층간을 중앙의 90°층의 횡방향으로 교대로 균열이 전파해 갔다. 이에 대한 도식적인 그림은 Fig. 11에 나타냈다. 층간파괴인성치를 알아보기 위해

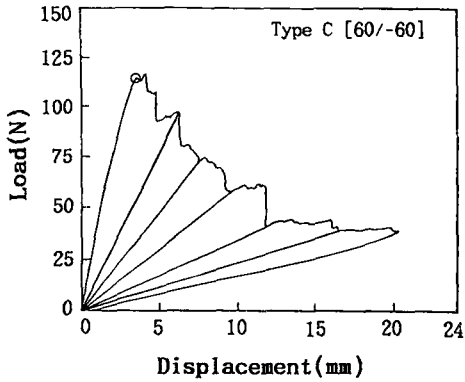


Fig. 8 Load-displacement curve of type C specimen

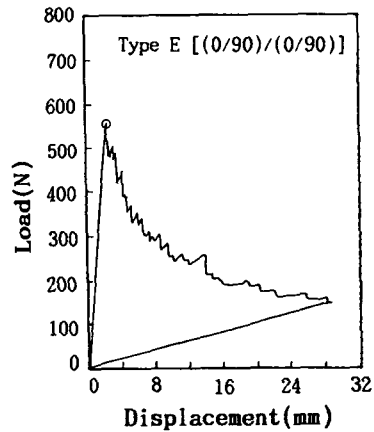


Fig. 10 Load-displacement curve of type E specimen

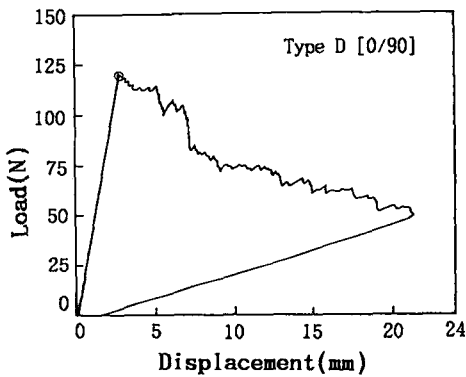


Fig. 9 Load-displacement curve of type D specimen

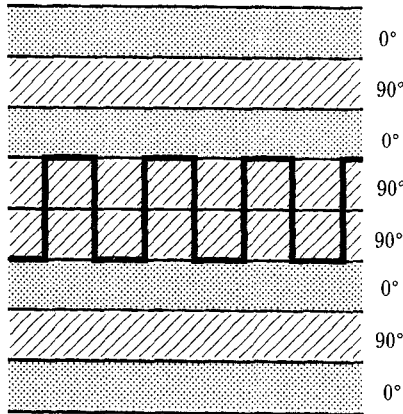


Fig. 11 Schematic cross-sectional view of the fracture behavior of type D specimen. The thick line represents the crack path

Type A~Type F의 각각에 관해서 균열길이를 실험한 하중에 대응시켜 식(5)을 이용하여 균열시발점에서의 파괴인성(G_{Ic})을 구한 결과는 Table 2와 같고, 식(7), (8)을 이용하여 하중-변위 곡선에서 직접 층간 파괴인성치를 구한 것들을 평균한 결과는 Table 3, Table 4와 같다. 일반배적법에서 사용된 균열시발점을 이은 꺾적선에 대한 다항식은

Table 5와 같다. 표에서 보는 바와 같이 Type A~Type E의 순으로 G_{Ic} 가 높아져 가고 있는 것을 알 수 있다. 이것은 균열이 전파하는 층간의 섬유

Table 2 Summary of G_{Ic} , mode I interlaminar fracture toughness at crack initiation(compliance method)

Specimen type	Interlaminar angles (degree)	$G_{Ic}(J/m^2)$ Mean
Type A	[0/0]	192.2
Type B	[30/-30]	202.5
Type C	[60/-60]	216.7
Type D	[0/90]	283.1
Type E	[(0/90)/(0/90)](Plain weave)	515.8

Table 3 Summary of G_{IC} , mode I interlaminar fracture toughness at crack initiation(area method)

Specimen type	Interlaminar angles (degree)	$G_{IC}(J/m^2)$ Mean
Type A	[0/0]	201.49
Type B	[30/-30]	215.09
Type C	[60/-60]	227.82

Table 4 Summary of G_{IC} , mode I interlaminar fracture toughness at crack initiation(locus method)

Specimen type	Interlaminar angles (degree)	$G_{IC}(J/m^2)$ Mean
Type A	[0/0]	196.73
Type B	[30/-30]	208.66
Type C	[60/-60]	221.98

Table 5 Summary of a polynomial expression for locus line

Specimen type	Polynomial
Type A	$P = -8.89 \times 10^{-2} \delta^3 + 26.62 \times 10^{-1} \delta^2 - 2.63 \times 10 \delta + 11.96 \times 10$
Type B	$P = -2.15 \times 10^{-2} \delta^3 + 9.27 \times 10^{-1} \delta^2 - 1.486 \times 10 \delta + 13.194 \times 10$
Type C	$P = -4.73 \times 10 \ln(\delta) + 17.219 \times 10$

배향각이 균열전파 방향과 직교 할때 G_{IC} 가 높아지는 것을 나타내고 있다.

또한 Fig. 12~Fig. 15는 박리균열진전과정에서의 Mode I 층간과괴인성(G_{IR})의 변화를 나타낸 그림이다. Type A의 경우 박리균열이 진전하여도 G_{IR} 은 거의 일정하였다. Type E의 경우에도 G_{IR} 의

값이 Type A보다는 높지만 역시 박리균열이 진전하여도 G_{IR} 은 일정하게 유지되었다. 이것에 비해 Type B, Type C, Type D의 경우에는 박리균열이 진전함에 따라 G_{IR} 이 급격히 증가하다가 점차적으로 감소하는 경향을 보였다. Type B보다는 Type C에서 Type C보다는 Type D의 경우가 G_{IR} 이 급격히 높아져 갔다.

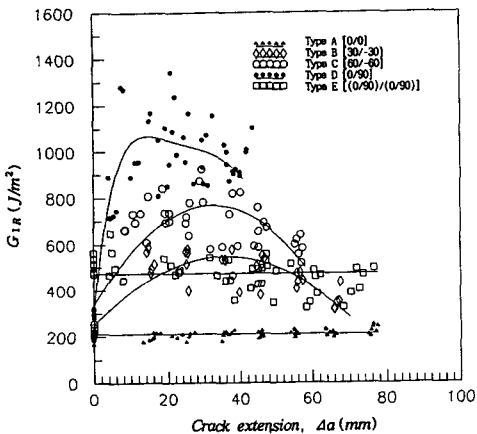


Fig. 12 Mode I interlaminar fracture toughness, G_{IR} vs. crack extension, Δa

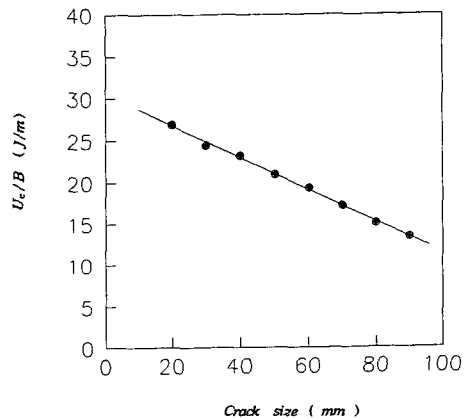


Fig. 13 U_c/B vs. crack size curve(Type A)

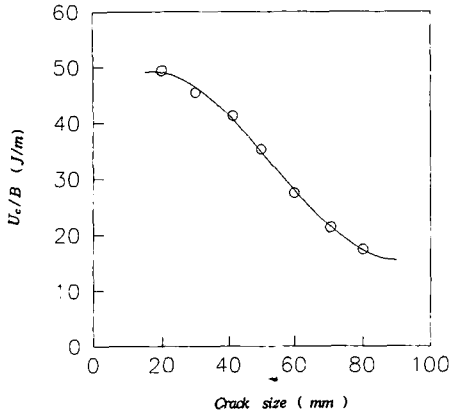


Fig. 14 U_c/B vs. crack size curve (Type B)

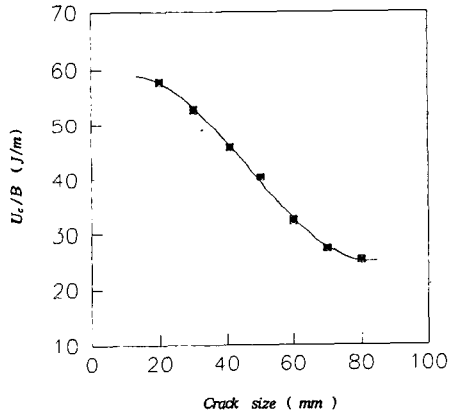


Fig. 15 U_c/B vs. crack size curve (Type C)

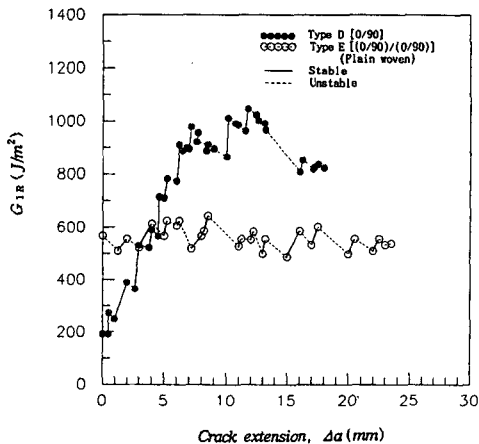


Fig. 16 Mode I interlaminar fracture toughness, G_{1R} vs. crack extension Δa . Typical curve of Type D specimen in comparison with that of Type E specimen

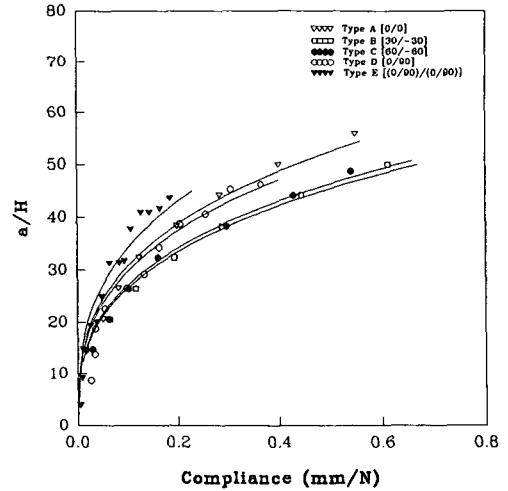


Fig. 17 a/H vs. compliance curves with various types for Carbon/Epoxy

앞에서 언급한 바와 같이 Type D, Type E는 균열 전파과정에서 안정파괴와 불안정파괴를 교대로 반복하는 파괴거동을 나타낸다. 그러나 Type D의 경우 G_{1c} 는 낮고 균열이 진전함에 따라서 G_{1R} 이 급격하게 높아지는 경향을 나타내는 것에 비하여 Type E의 경우는 G_{1c} 는 높지만 균열이 진전하여도 G_{1R} 은 거의 일정한 그대로인 점이 다르다. 이러한 차이점을 알아보기 위해 하중-변위 선도에 있어서 안정파괴 개시점 및 불안정파괴 개시점을 번갈아 가면서 진전하는 균열전파 과정에서의 G_{1R} 과 균열진전길이 Δa 와의 관계를 조사했다. Type D와 Type E의 대표적인 것에 대해 구한 결과를 Fig. 16에 나타냈다. 식(4)의 상수 A_0 및 A_1 은 7개의 시험편에서 얻은 균열길기와 컴플라이언스값을 사용해서 구한 결과는 Fig. 17과 Table 6에 나타냈다. Fig. 16에서 Type E의 경우 불안정파괴의 주기가 2 mm 정도임을 알았다. 이것은 평직복합재료의 울과 울사이의 간격과 일치했다. 그리고 Type E와 같은 직물구조에 있어서 수직이 많은 직물 부분에서 균열진전은 억제되기 쉽고 그 부분에서 균열은 안정성장을 한다. 그리고 이것을 기점으로 하여 다음 직물까지 불안정 파괴를 일으키고 이것들이 반복되어 안정 불안정 혼재형의 파괴양상을 나타낸다.

4.2 주사전자현미경(SEM)에 의한 파단면 관찰
주사전자현미경에 의해서 Type A~Type E의

Table 6 Constants A_0, A_1 for five different type

Type	A_0	A_1
Type A[0/0]	3.778×10^{-8}	5.609×10
Type B[30/-30]	2.234×10^{-8}	5.714×10
Type C[60/-60]	6.012×10^{-8}	5.832×10
Type D[0/90]	2.573×10^{-7}	6.390×10
Type E[(0/90)/(0/90)]	1.269×10^{-7}	7.342×10

층간파괴기구를 규명하기 위해 파단면관찰을 행한 결과는 Fig. 18에 나타났다. 그림에서 박리균열은 아래에서 위쪽으로 진전하고 있다.

4.2.1 Type A 시험편의 층간파괴기구 규명

Fig. 18(a), (b)에서 [0/0]의 층간에서는 기본적으로 섬유와 기지와 의 계면에서 박리균열이 진전하는 것을 알았다. 파이버 브리징(fiber bridging)의 영향으로 섬유의 파단이 보여지지만 그다지 많지 않고 또 수지의 변형도 크지 않았다. 이 때문에 Fig. 12, Fig. 13에 나타낸것 같이 박리균열이 진전하여도 G_{IR} 은 거의 일정하다.

4.2.2 Type B 시험편의 층간파괴기구 규명

Fig. 18 (c), (d)에서 [30/-30]의 층간에 관해서도 기본적으로는 섬유와의 계면에서 박리균열이 진전하는 것을 알았다. 이 경우에도 파이버 브리징의 영향으로 섬유의 파단이 보여진다. 또 수지의 변형이 그다지 크지 않은 것도 알았다. 단 [0/0]의 층간에 비해서 파단면의 요철이 크게 되어 있는 것에서 파이버 브리징이 [0/0]에서 보다 많이 일어났다고 사료된다. Fig. 12 및 Fig. 14에서 보여준 것처럼 박리균열이 진전함에 따라서 G_{IR} 이 균열시발점에서 급격히 높아져가는 현상은 이 때문인 것으로 생각된다. 박리균열이 30 mm정도 진전한 곳에서 G_{IR} 이 서서히 낮아져 가는 것은 균열길이가 길어져서 파이버 브리징에 의한 층간파괴 저항이 작아지기 때문인 것으로 생각된다.

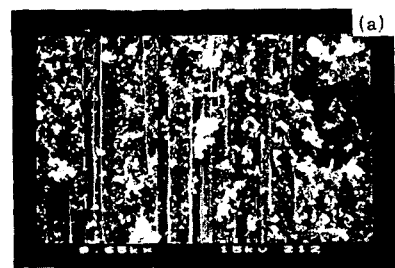
4.2.3 Type C 시험편의 층간파괴기구 규명

Fig. 18 (e) 및 (f)에서 [60/-60]의 층간의 경우에는 [0/0] 및 [30/-30]의 층간에 비해서 수지의 변형이 큰 것을 알았다. 이 경우도 파이버 브리징의 영향으로 섬유의 파단이 보여진다. 동시에 섬유

의 횡방향 파단(transfibrous fracture)도 보여진다. Fig. 8에 나타내어진 불규칙적인 불안정 파괴거동은 이러한 섬유의 횡방향 파단(transfibrous fracture) 때문인 것으로 사료된다. 결국 층간에서 박리균열이 전파하고 있을 때에는 안정파괴를 섬유의 횡방향 파단이 발생할 때에는 불안정파괴를 일으키는 것으로 생각된다. Fig. 12, Fig. 15에서 보여준 것처럼 박리균열이 진전함에 따라 G_{IR} 이 균열시발점에서 급격히 높아져 가는 것은 파이버 브리징에 의한 층간파괴 저항의 증대와 섬유의 횡방향 파단에 의한 파괴면적의 증가때문이라고 생각된다.

4.2.4 Type D 시험편의 층간파괴기구 규명

Fig. 18(g) 및 (h)는 [0/90] 층간에서의 파단면 사

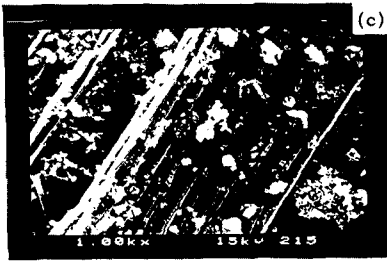


← Crack propagation

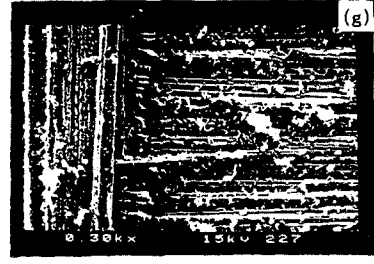


(a), (b): Type A[0/0]

Fig. 18 Continued



⇐ Crack propagation



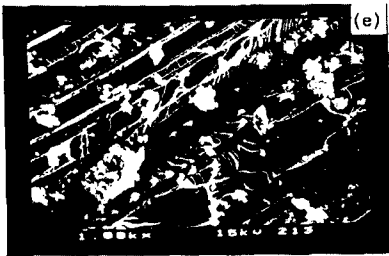
⇐ Crack propagation



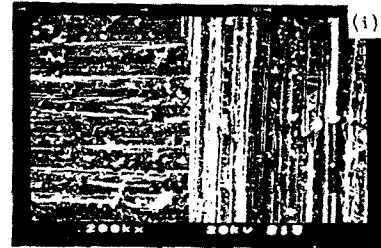
(c), (d): Type B[30/ -30]



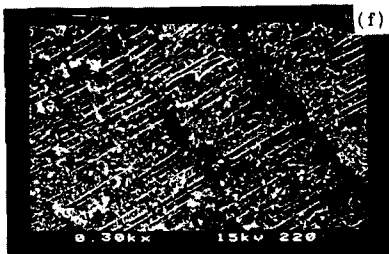
(g), (h): Type D[0/90]



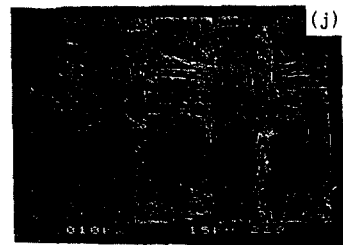
⇐ Crack propagation



⇐ Crack propagation



(e), (f): Type C[60/ -60]



(i), (j): Type E[(0/90)/(0/90)]

Fig. 18 SEM photographs of fracture surfaces

진이다. 이 경우도 섬유의 파단이 보여진다. 단 90°층이다. 이것은 아마도 파이버 브리징이 [0/90]의 층간에서도 일어나고 있기 때문이라고 생각된다. 또 90°층에서는 섬유의 횡방향 파단이 생기고 있다. 이 섬유의 횡방향 파단은 [60/-60]의 층간

의 경우와 같이 Fig. 9에 보여진 규칙적인 불안정 파괴거동에 대응하고 있는 것이라고 생각된다. 결국 [0/90]의 층간에서 박리균열이 전파하고 있을 때에는 안정파괴를 90°층의 섬유의 횡방향 파단이 발생할 때에는 불안정파괴를 일으키는 것이라고 생

각된다. 게다가 안정파괴와 불안정파괴가 교대로 되풀이 되는 층간파괴 거동을 나타낸다. Fig. 12에서처럼 박리균열이 진전함에 따라서 G_{IR} 이 균열시 발점에서 급격히 높아져 가는 것은 파이버 브리징에 의한 층간파괴 저항의 증대와 섬유유 방향 파단에 의한 파괴면적의 증가 때문이라고 생각된다. 이 경우 [60/-60]의 층간의 경우보다 G_{IR} 이 높아진 것은 섬유유 방향 파단이 보다 많이 생기고 있기 때문으로 판단된다.

4.2.5 Type E 시험편의 층간파괴기구 규명

Fig. 18 (i) 및 (j)는 평직복합재료의 층간의 전자현미경 사진이다. 이 경우 앞에서 일방향재를 이용한 [0/90]의 층간의 경우와는 다르게 90° 직물부의 섬유파단 뿐만 아니라 0° 직물부의 섬유파단도 관찰되고 있다. 그러나 섬유유 방향 파단은 생기지 않았다. 이것은 평직복합재료의 경우 한층한층이 직물구조로 되어 있기 때문에 일방향재인 [0/90]의 층간의 경우와 같이 섬유유 방향 파단을 끼워서 박리균열이 다른 층간으로 옮겨가지 않고 하나의 층간에서 박리균열이 전파하는 것을 나타내고 있다. 그리고 [0/0] 층간의 경우와는 다르게 4.1절에서 기술한 것같이 울과 울사이의 간격을 주기로 불안정파괴를 일으켰다. 불안정파괴를 동반하지만 하나의 층간에서 박리균열이 전파하기 때문에 Fig. 12, Fig. 16에서 G_{IR} 은 박리균열이 진전하여도 일정하게 유지된다.

5. 결 론

본 연구에서 사용한 일방향 및 평직으로 강화된 탄소섬유강화 복합재료의 Mode I 층간파괴거동 실험을 통해 얻은 결론은 다음과 같다.

- (1) Type A에서 Type E로 갈수록 층간파괴 인성치(G_{IC})는 높아졌다.
- (2) Type A, Type E의 경우 균열진전과정에서의 층간파괴인성치 G_{IR} 은 거의 일정하였으며, Type B, Type C, Type D는 G_{IR} 이 균열발생에서 급격히 증가하다가 점차적으로 감소하였다.
- (3) Type D의 경우 (90/90)층에서 섬유유 방향 파단이 발생했고, (0/90)층에서는 박리균열이 일어났다.
- (4) Type E에서 불안정파괴의 주기는 평직복합재료의 울과 울사이의 간격과 일치하였다.

(5) 층간에서의 섬유 배향각이 균열진전 방향과 직교하는 동안 불안정 파괴를 일으켰다.

(6) 섬유배향각이 클수록 G_{IR} 이 높게 나타나는 원인은 파이버 브리징에 의한 층간파괴 저항의 증가와 섬유유 방향 파단에 의한 파괴면적의 증가 때문이다.

후 기

이 논문은 1993년도 교육부 학술연구조성비 기계공학 연구지원(과제번호: ME93-C-12)에 의하여 연구되었으며 관계자 여러분께 감사드립니다.

참고문헌

- (1) Hayashi, T., 1982, "Composite in Japan," *Progress in Science and Engineering of Composites*, Vol. 1, pp. 1~8.
- (2) Peterson, P., 1980, "Advanced Composites: Past Perspective and Fracture Strategy," *Advance in Composite Materials*, Vol. 1, pp. 3~10.
- (3) 北條正樹, 影山和郎, 1991, 材料システム, 9, pp. 113~121.
- (4) Ilcewicz, L. B., Keary, P. E. and Trostle, J., 1988, "Interlaminar Fracture Toughness Testing of Composite Mode I and Mode II DCB Specimens," *Polym. Eng. and Sci.*, Vol. 28, pp. 592~604.
- (5) Hine, P. J., Brew, B., Duckett, R. A. and Ward, I. M., 1989, "Failure Mechanisms in Continuous Carbon-Fibre Reinforced Peek Composites," *Compos. Sci. and Tech.*, Vol. 35, pp. 31~51.
- (6) Davies, P., Cantwell, W. and Kausch, H. H., 1989, "Measurement of Initiation Values of G_{IC} in IM6/PEEK Composites," *Compos. Sci. and Tech.*, Vol. 35, pp. 301~313.
- (7) Davies, P., Cantwell, W., Moulin, C. and Kausch, H. H., 1989, "A Study of the Delamination Resistance of IM6/PEEK Composites," *Compos. Sci. and Tech.*, Vol. 36, pp. 153~166.
- (8) Smiley, A. J. and Pipes, R. B., 1987, "Rate effects on mode I Interlaminar Fracture toughness in composite materials," *J. Composite Mat.*

- Vol. 21, pp. 670~687.
- (9) KIM, B. H. and JOE, C. R., 1987, "A Method to Evaluate Critical J-Integral Value : Locus Method," *Polymer Testing*, Vol 7, pp. 355~363.
- (10) Liebowitz, H. and Eftis, J., 1971, *Engineering Fracture Mechanics*, Vol. 3, pp. 267~281.
- (11) Kim, B. H. and Joe, C. R., 1988, "Comparison of the Locus and the Extrapolation Methods that Determine the Critical J-Integral in the Presence of Remote Energy Dissipation," *Engineering Fracture Mechanics*, Vol. 30, No. 4, pp. 493~503.
- (12) Begley, J. A. and Landes, J. D., 1972, *ASTM STP 514*, pp. 1~20.
- (13) Landes, J. D. and Begley, J. A., 1972, *ASTM STP 514*, pp. 24~39.
- (14) Carlsson, L. A., Gillespie, J. W. and Trethewey, B. R., 1986, "Mode II Interlaminar Fracture of Graphite/Epoxy and Graphite/PEEK," *J. Reinf. Plast. and Compos.*, Vol. 5, pp. 170~187.
- (15) Donaldson, S. L., 1988, "Mode III Interlaminar Fracture Characterization of Composite Materials," *Compos. Sci. and Tech.*, Vol. 32, pp. 225~249.
- (16) Becht, G. and Gillespie, J. W., 1988, "Design and Analysis of the Crack Rail Shear Specimen for Mode III Interlaminar Fracture," *Jr. Compos. Sci. and Tech.*, Vol. 31, pp. 143~157.
- (17) Paul, E. Keary and Larry, B. Ilcewicz, 1985, "Mode I Interlaminar Fracture Toughness of Composites Using Slender Double Cantilevered Beam Specimens," *Journal of Composite Materials*, Vol. 19, pp. 154~177.
- (18) Kageyama, K., Kobayashi, T. and Nonaka, K., 1988, "Mode I Interlaminar Fracture Mechanics of Unidirectionally Reinforced Carbon/Epoxy Laminates," *JSME*, Vol. 53, No. 494, pp. 1898~1904.
- (19) Devit, D. F., Schapery, R. A. and Bradley, W. L., 1980, "A Method for Determining the Mode I Delamination Fracture Toughness of Elastic and Viscoelastic Composite Materials," *J. Composite Materials*, Vol. 14, pp. 270~285.
- (20) Hwang, W. and Han, K. S., 1989, "Interlaminar Fracture Behavior and Fiber Bridging of Glass-Epoxy Composite Under Mode I Static and Cyclic Loadings," *J. Composite Materials*, Vol. 23, pp. 396~430.
- (21) Wang, S. S., Suemasu, H. and Zahlan, N. M., 1984, "Interlaminar Fracture of Random Short-Fiber SMC Composite," *J of Composite Materials*, Vol. 18, pp. 574~594.
- (22) Chang, W. T., Kimpara, I., Kageyama, K. and Ohsawa, I., 1990, *J. Eng Fracture Mech.*, Vol. 3, pp. 267~281.