

(論 文)

복합재료의 층간파괴인성

이강용* · 권순만**

(1991년 3월 15일 접수)

Interlaminar Fracture Toughness for Composite Materials

Kang Yong Lee and Soon Man Kwon

Key Words : Interlaminar Fracture Toughness(층간파괴인성), Composite Material(복합재료), Energy Release Rate(에너지해방률), Acoustic Emission(음향방출)

Abstract

The new equation of energy release rate for a double cantilever beam specimen is proposed within the framework of the higher order shear deformable plate theory. The interlaminar fracture toughnesses by present theory, ASTM round robin test method and acoustic emission method are compared for thermoset Graphite/Epoxy and thermoplastic AS4/PEEK composites. As a result, the interlaminar fracture toughness values by present theory show good agreement within 5% when compared with ones by ASTM method and it is shown that ones by acoustic emission method yield the lower values than ones by ASTM method. It is observed that the interlaminar fracture toughness of thermoplastic AS4/PEEK composite is about ten times larger than one of thermoset Graphite/Epoxy composite.

1. 서 론

섬유 강화 복합 적층구조물 상에서 층간균열진전에 대한 저항정도를 나타내는 층간파괴인성은 층간파괴가 발생하였을 때의 응력세기계수(stress intensity factor)나 에너지해방률(energy release rate)에 의해 정의된다. 일반적으로 층간파괴를 유발하는 파손형태는 열림형 변형에 의한 경우가 지배적이며 열림형 층간파괴인성은 섬유강화 복합재료에서 발생하는 층간균열진전의 하한값을 제시해 준다는 점에서 중요하며 주로 DCB(double cantilever beam) 시편을 사용한다.

지금까지의 DCB시편에 의한 층간파괴인성치에

관한 연구를 살펴보면 다음과 같다. Hunston 등⁽¹⁾은 중간면(mid-plane)에 0° 플라이(ply)가 없었던 균열은 균열면상하의 플라이와 플라이 사이로 진전하면서 섬유얽힘(fiber bridging) 현상이 일어나므로 균열면 사이로만 균열이 진전할 때 보다 층간파괴인성치가 훨씬 커지고, 균열이 자가(self-similar)진전하기 위해서 층간분리면에는 적어도 하나의 0° 플라이를 가져야 한다고 제안하였다. Devitt 등⁽²⁾은 glass epoxy DCB시편에 대하여 기존탄성 해석과 다른점 탄성해석 결과를 발표하였고 Wang 등⁽³⁾은 SMC(sheet moulding compounds) 복합재료에서 큰 처짐이 일어날때 층간파괴특성을 고찰하고 에너지해방율을 구하는 방법으로 비선형법(nonlinear analysis)을 제시하였다. Garg 등⁽⁴⁾은 온도와 습도의 영향을 고기한 Graphite/Epoxy 복합재료의 층간파괴특성을 고찰하였다. Chow 등⁽⁵⁾은 보이론에 의해 DCB시편의 큰 처짐이 에너지해

* 정회원, 연세대학교 공과대학 기계공학과

** 정회원, 한국화약주식회사 중앙연구소 재료실

방울에 영향을 주지 못한다고 하였고, Davidson 등⁽⁶⁾은 종횡비(aspect ratio)를 고려한 Rayleigh-Ritz 방법에 의해 기존 보이론에 의한 DCB시편의 에너지해방률식에 대하여 수정계수를 구하였다. Ishai 등⁽⁷⁾은 Graphite/Epoxy 복합 재료에서 접착제가 층간파괴인성치에 미치는 영향을 연구하였고, Sela 등⁽⁸⁾은 AS4/3502 복합재료에 대하여 FM73, FM300, tuff ply 접착제의 두께를 변화시키면서 DCB시편을 하였을 때, 층간파괴인성치가 약 9배까지증가된다고 보고하고 있다. Nicholls 등⁽⁹⁾은 예각적층 복합재(angled ply composite)의 층간파괴인성치를 면적법으로 구하고 섬유방향에 따른 파단면의 형상을 연구하였다. Kageyama 등⁽¹⁰⁾은 층간파괴인성치를 구하기 위해 균열길이를 측정하지 않고 컴플라이언스와 하중의 데이터만으로 층간파괴인성치와 균열길이를 추하는 방법을 제시하였다. Ishikawa 등⁽¹¹⁾은 AS4/PEEK(이하 APC-2) 복합재료의 성형법을 연구하고 DCB 시험에서 APC-2의 층간파괴 인성치가 CF/Epoxy보다 20배 정도 높음을 보였다.

이상의 연구결과^(2~5,7~11)들은 보이론에 의한 DCB시편의 에너지해방률식을 사용하였는데 시편의 형상이 실제로 얇은 판(thin plate)이기 때문에 판이론에 의해 에너지해방률식을 구할 필요가 있다. 그러나 조사된 바에 의하면 보이론에 의한 DCB시편의 에너지해방률식외에 다른 이론에 의한 결과는 없는 것 같다. 따라서 본 연구에서는 고차 판이론(higher order shear deformable plate theory)을 사용하여 DCB시편을 보형상이 아닌 실제의 얇은 판으로 해석하여 새로운 에너지해방률식을 제시하고자 한다. 한편, 이의 타당성을 입증하기 위하여 Gr/Ep 및 APC-2 복합재료로 ASTM D30.02 round robin⁽¹²⁾의 제안 방법에 의해 층간파괴인성치를 구하고, 또 이강용 등⁽¹³⁾이 제안한 AE법에 의한 금속의 파괴인성치 결정법을 참고로 하여 미세파괴 초창기의 층간파괴인성치를 결정하여 이론결과와 비교 검토한다.

2. 이 론

모델은 대칭적층된 두께 2h이고 uncracked ligament (L-a)≫h인 DCB시편으로 Fig. 1과 같다. x, y, z방향 변위 u, v, w를 다음과 같이 가정한 다⁽¹⁴⁾.

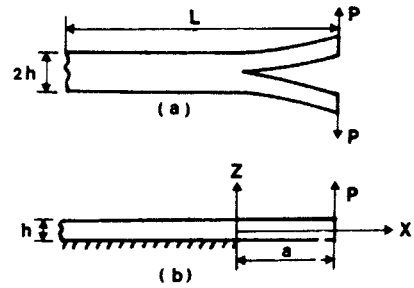


Fig. 1 Model for DCB analysis

$$U = U^*(x) + Z\Psi(x) \tag{1}$$

$$V = V^*(x) + Z\Omega(x) \tag{2}$$

$$W = W^*(x) + Z\phi(x) \tag{3}$$

여기서 u^*, v^*, w^* 는 각각 x, y, z축상의 중립면 변위이다.

$v=0$, 즉 $v^*=\Omega=0$ 인 경우 열변형을 무시한 1차원 구성 방정식은 다음과 같다.

$$N_x = A_{11}u_{,x}^0 \tag{4}$$

$$N_z = A_{13}u_{,x}^0 + A_{33}\phi \tag{5}$$

$$M_x = D_{11}\psi_{,x} \tag{6}$$

$$Q_x = A_{55}(\psi + w_{,x}^0) \tag{7}$$

$$R_x = D_{55}\phi_{,x} \tag{8}$$

$$N_{xy} = M_{xy} = Q_y = R_y = 0 \tag{9}$$

여기서

$$\begin{aligned} (A_{ij}, D_{ij}) &= \int_{-h}^h Q_{ij}(1, z^2) dz \\ (N_x, N_z, N_{xy}, Q_x) &= \int_{-h}^h (\sigma_x, \sigma_z, \tau_{xy}, \tau_{xz}) dz \\ (M_x, M_{xy}, R_x, R_y) &= \int_{-h}^h (\sigma_x, \tau_{xy}, \tau_{xz}, \tau_{yz}) z dz \end{aligned} \tag{10}$$

Q_{ij} 는 reduced stiffness이다.

평형방정식은 다음과 같다.

$$N_{x,x} = 0 \tag{11}$$

$$Q_{x,x} - q = 0 \tag{12}$$

$$M_{x,x} - Q_x = 0 \tag{13}$$

$$R_{x,x} - N_z + hq/2 = 0 \tag{14}$$

여기서

$$q = \sigma_z(x, -h/2)$$

식(11)과 경계조건에 의해 $N_x=0$ 이고 식(4)으로부터

$$u'' = 0 \tag{15}$$

$-\infty < x \leq 0$ 인 구간에서 $w(x, -h/2)=0$ 이므로 식(3)은 다음과 같다.

$$w_0^0(x) = h\phi_1(x)/2 \tag{16}$$

여기에서 하첨자 1은 $-\infty < x \leq 0$ 인 구간을 뜻한다.

q 를 다음처럼 가정한다.

$$q_1 = A \exp(\lambda \xi) \tag{17}$$

여기서 $\xi = x/h$ 이고 A 와 λ 는 각각 결정되어야 할 상수이다.

식(12), (13), (17)로부터 전단력과 모멘트는 다음과 같다.

$$Q_{x1} = (Ah/\lambda) \exp(\lambda \xi) + c_1 \tag{18}$$

$$M_{x1} = D_{11} \Psi_{1,x} = (Ah^2/\lambda^2) \exp(\lambda \xi) + c_1 x + c_2 \tag{19}$$

여기에서 c_1, c_2 는 적분상수이다.

식(6)과 식(19)로부터

$$\Psi_1 = \{Ah^3/(D_{11}\lambda^3)\} \exp(\lambda \xi) + \{c_1/(2D_{11})\}x^2 + \{c_2/D_{11}\}x + c_3 \tag{20}$$

여기서 c_3 는 적분상수이다.

식(7), (16), (18), (20)으로부터

$$\phi_1 = \{2Ah/(A_{55}D_{11}\lambda^4)\}(D_{11}\lambda^2 - h^2A_{55})e^{\lambda \xi} + \{2x/(hA_{55}) - x^3/(3D_{11}h)\}c_1 - \{x^2/(D_{11}h)\}c_2 - (2x/h)c_3 + c_4 \tag{21}$$

여기서 c_4 는 적분상수이다.

적분상수 c_1, c_2, c_3, c_4 는 $x = -\infty$ 에서 $Q_{x1} = M_{x1} = u_1 = x_1 = 0$ 인 경계조건에 의해 영이 되므로 식

(14)로부터 다음의 특정방정식을 얻는다.

$$D_{11}(4D_{55} + h^2A_{55})\lambda^4 - 4h^2(A_{55}D_{55} + A_{33}D_{11})\lambda^2 + 4h^4A_{33}A_{55} = 0 \tag{22}$$

q_1 이 유한한 값이기 위해서는 식(22)의 특성에 λ 는 양의 실수값이어야 하고 식(17), (18), (19), (20), (21)은 다음과 같다.

$$q = A_1 e^{\lambda_1 \xi} + A_2 e^{\lambda_2 \xi} \tag{23}$$

$$Q_{x1} = (A_1 h/\lambda_1) e^{\lambda_1 \xi} + (A_2 h/\lambda_2) e^{\lambda_2 \xi} \tag{24}$$

$$M_{x1} = (A_1 h^2/\lambda_1^2) e^{\lambda_1 \xi} + (A_2 h^2/\lambda_2^2) e^{\lambda_2 \xi} \tag{25}$$

$$\Psi_1 = \{(A_1 h^3)/(D_{11}\lambda_1^3)\} e^{\lambda_1 \xi} + \{(A_2 h^3)/(D_{11}\lambda_2^3)\} e^{\lambda_2 \xi} \tag{26}$$

$$\phi_1 = \{(2A_1 h)/(A_{55}D_{11}\lambda_1^4)\}(D_{11}\lambda_1^2 - h^2A_{55})e^{\lambda_1 \xi} + \{(2A_2 h)/(A_{55}D_{11}\lambda_2^4)\}(D_{11}\lambda_2^2 - h^2A_{55})e^{\lambda_2 \xi} \tag{27}$$

식(27)을 식(16)에 대입하면 다음과 같다.

$$w_0^0 = \{(A_1 h^2)/(A_{55}D_{11}\lambda_1^4)\}(D_{11}\lambda_1^2 - h^2A_{55})e^{\lambda_1 \xi} + \{(A_2 h^2)/(A_{55}D_{11}\lambda_2^4)\}(D_{11}\lambda_2^2 - h^2A_{55})e^{\lambda_2 \xi} \tag{28}$$

$0 \leq x \leq a$ 구간에서 전단력과 모멘트는 다음과 같다.

$$Q_{x2} = P/b \tag{29}$$

$$M_{x2} = P(x-a)/b \tag{30}$$

여기서 b 는 시편폭이며 하첨자 2는 $0 \leq x \leq a$ 구간을 뜻한다.

식(30)을 식(6)에 식(29)를 식(7)에 대입하면 다음과 같다.

$$\Psi_2 = \{P/(bD_{11})\}(x^2/2 - ax) + c_5 \tag{31}$$

$$W_2^0 = Px/(bA_{55}) - \{P/(bD_{11})\}(x^3/6 - ax^2/2) - c_5 x + c_6 \tag{32}$$

여기서 b 는 시편폭이며 c_5, c_6 는 적분상수이다/ \sim 를 결정하기 위하여 $x=0$ 에서의 다음의 연속조건 (continuity condition)을 고려한다.

$$Q_{x1}(0) = Q_{x2}(0) = P/b \tag{33}$$

$$M_{x1}(0) = M_{x2}(0) = -Pa/b \tag{34}$$

$$\Psi_1(0) = \Psi_2(0) \tag{35}$$

$$W_1^0(0) = W_2^0(0) \tag{36}$$

식 (33), (34)로부터 A_1, A_2 는 다음과 같다.

$$A_1 = \{P\lambda_1^2(1 + \lambda_2 a/h)\} / \{bh(\lambda_1 - \lambda_2)\} \quad (37)$$

$$A_2 = -\{P\lambda_2^2(1 + \lambda_1 a/h)\} / \{bh(\lambda_1 - \lambda_2)\} \quad (38)$$

식 (35), (36)으로부터 c_5, c_6 는 다음과 같다.

$$c_5 = (h^3/D_{11})(\lambda_1/\lambda_1^3 + A_2/\lambda_2^3) \quad (39)$$

$$c_6 = \{A_1 h^2 / (A_{55} D_{11} \lambda_1^3)\} (D_{11} \lambda_1^2 - h^2 A_{55}) + \{A_2 h^2 / (A_{55} D_{11} \lambda_2^3)\} (D_{11} \lambda_2^2 - h^2 A_{55}) \quad (40)$$

따라서 식 (32)로부터

$$w_2^0(A) = (Pa/b) \{1/A_{55} + a^2/(3D_{11})\} - c_5 a + c_6 \quad (41)$$

모드 I 하중의 층간과파 해석에서 에너지해방률 G_I 을 구하기 위한 식은 다음과 같다⁽¹⁵⁾.

$$G_I = \frac{P^2}{2b} \left(\frac{dC}{da} \right) \quad (42)$$

여기서 P 는 하중이며 C 는 컴플라이언스로써 다음과 같이 정의된다.

$$C = \frac{2w_2^0(a)}{P} \quad (43)$$

식 (41)과 식 (43)을 식 (42)에 대입하여 정리하면 다음의 에너지해방률식을 얻을 수 있다.

$$G_I = \frac{1}{D_{11}} \left[\frac{P(\lambda_1 + \lambda_2 + a\lambda_1\lambda_2)}{\beta\lambda_1\lambda_2} \right]^2 \quad (44)$$

여기서 $\alpha = a/h, \beta = b/h$ 이다.

3. 실험

3.1 시험편 제작

(1) 열경화성 복합재료 시험편

열경화성 Gr/Ep prepreg는 한국카본사 제품으로 prepreg의 두께는 0.125mm이다. 적층판은 $[0]_{2n}, [0_n/90_{12-2n}/0_n]_s (n=2, 4)$ 의 세 종류로 하였고 초기균열을 만들어 주기 위해서 중간면 한쪽 가장자리 끝에 중간면 섬유방향 0°와 직각되게 길이 100mm인 테프론(teflon) 필름을 삽입한 후 적층된 적

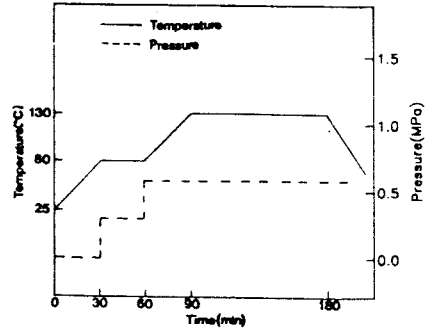


Fig. 2 Cure cycle for Gr/Ep composite

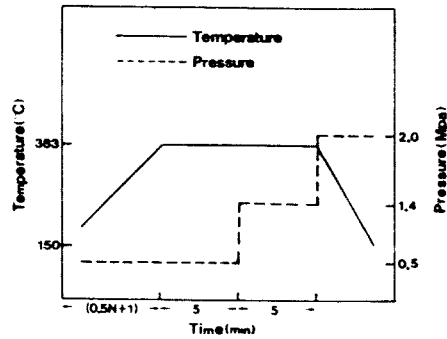


Fig. 3 Cure cycle for APC-2(N=number of ply)

층판을 열간성형기(blanket press)에 넣어서 성형시킨다⁽¹⁶⁾. Fig. 2는 성형사이클(curing cycle)을 나타낸 것이다.

성형된 적층판은 일정폭 25.4mm로 다이아몬드 휠 커터로 절단한 다음 균열연전 길이를 정확히 측정하기 위해서 사포로 절단표면을 처리한다. 균열 길이 측정을 용이하기 위해 시편측면에 1mm 간격으로 참고표시를 한다. 모드 I 하중을 가하기 위해서 베를륨-동(Be-Cu)로 된 탭을 하중점에 부착한다.

(2) 열가소성 복합재료 시험편

영국 ICI사의 APC-2 prepreg를 사용하였으며 그 두께는 0.125mm이다. DCB 시편의 초기균열을 만들어주기 위해서 중간면 한쪽 가장자리 끝에 알루미늄 포일(aluminium foil)을 삽입하였으며 성형 사이클은 Fig. 3과 같다. 모드 I 하중을 가하기 위해서 경첩을 이용하여 볼트로 체결시킨 탭을 하중점에 부착하였다. 그의 언급하지 않은 제작과정 및 시편크기는 Gr/Ep 복합재 시편에서 밝힌 것과 동일하다.

3.2 실험장치

실험에 사용한 장비는 Instron사의 만능재료시험기와 파형면적계산법(pulse area count method)⁽¹⁷⁾을 채택하고 있는 B & K 사의 AE장비이다.

AE트랜스듀서는 공진주파수가 800kHz인 압전형 트랜스듀서이고, 트랜스듀서에서 감지된 AE는 566 kHz-1.13MHz의 주파수를 받아들이는 대역제한필터(band pass filter)가 들어있는 선증폭기를 거쳐 400kHz-2MHz의 주파수만을 받아들이는 광대역 필터가 장치되어 있는 주증폭기로 들어가도록 연결되었다. 주증폭기의 AC단자로부터 나오는 AE신호는 펄스 어널라이저(pulse analyzer)로 들어가 파형면적법에 의해 AE누계수로 나타난다. AE문턱값(threshold level)은 0.5V, 펄스 카운팅 주파수는 1MHz로 하였다. 주증폭기의 게인은 ASTM E-813의 부분하중제거방법(unloading compliance method)에 의한 파괴인성 시험시 해중(unloading)할 때 펄스 어널라이저의 표시창에 나타나는 AE누계수가 변하지 않는 최대 게인인 46dB로 고정시켰으며 펄스 어널라이저의 표시창에 디지털 숫자로 AE누계수가 나타나게 하였다.

3.3 실험 방법

만능재료시험기에 200kgf 로드셀(load cell)을 부착하여 5mm/min으로 정하중을 가한다. 그리고 균열이 진전되기 전, 하중이 선형인 동안에 재료시험기를 여러번 정지(hold)시켜서 그때마다의 AE누계수를 읽고 하중이 감소하기 시작되는 점에서 AE누계수를 읽음과 동시에 균열진전 길이를 이동식 현미경(x20)을 사용하여 측정하였고 그 후 해중하였다. 이와 같은 과정을 반복함으로써 자연균열(natural crack)을 형성하고 균열길이에 따른 임계 에너지해방률을 구한다.

3.4 결과 및 고찰

Gr/Ep복합재 및 APC-2복합재 시편의 재료상수를 Table 1에서 보여주고 있다. 본 실험에서 모든 하중-변위선도는 균열진전 직전까지 선형성을 유지하고 있었다. Fig. 4는 ASTM법과 본 이론식(44)에 의한 모드 I 임계 에너지해방률(Mode I critical energy release rate) G_{Ic} , 즉 층간파괴인성치를 비교하고 있다. 이 결과는 Hwang 등⁽¹⁸⁾의 결과와 유사한 경향을 보인다. Fig. 5 및 Fig. 6([0₂/90₈/0₂]_s 및 [0₄/90₄/0₄]_s 시편도 같은 경향이므로 생략

Table 1 Mechanical characteristics of unidirectional laminates for DCB specimen

Material	Fiber volume content V _f (%)	Elastic properties			
		E ₁ (Gpa)	E ₂ (Gpa)	G ₁₂ (Gpa)	ν ₁₂
Gr/Ep	60	135.38	11.00	4.8?	0.34
APC-2	62	134.00	8.90	5.10	0.31

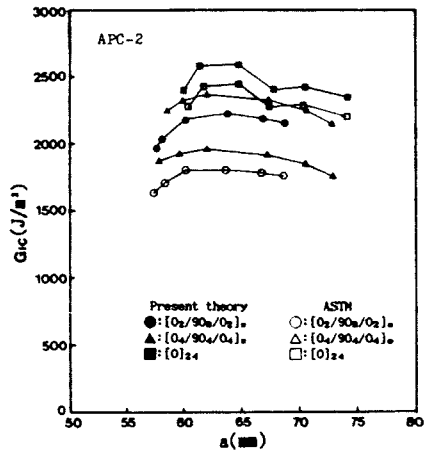
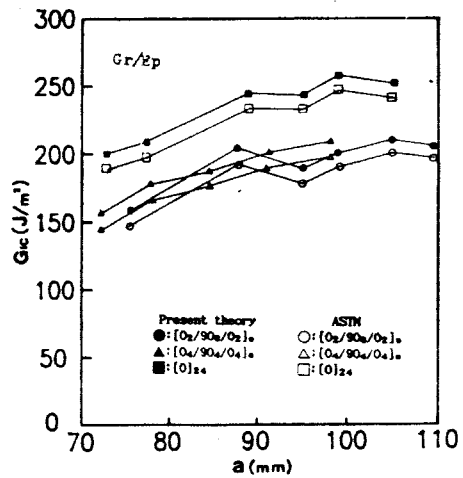


Fig. 4 Interlaminar fracture toughness G_{Ic} vs. crack length a (a) Gr/Ep (b) APC-2

하였음)을 살펴보면 일정 균열길이에서 AE누계수와 N과 G_I 사이에 기울기가 각기 다른 두개의 직선을 나타냄을 알 수 있는데, 기울기가 꺾이는 점의 G_{Ic} 값의 평균값을 G_{Ic} , 그에 해당하는 AE누계수

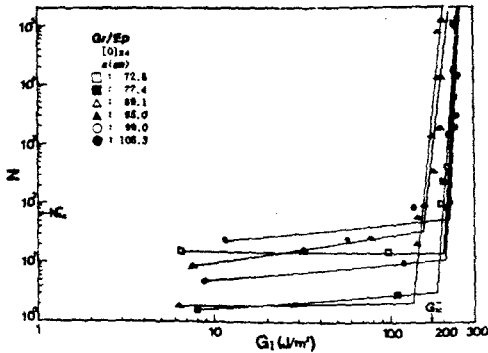


Fig. 5 Total AE count N vs. energy release rate G_1 for Gr/Ep composite

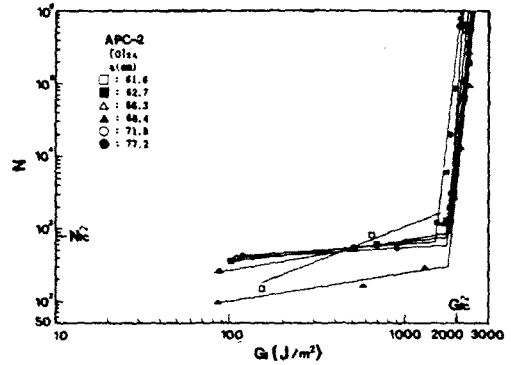


Fig. 6 Total AE count N vs. energy release rate G_1 for APC-2 composite

Table 2 Comparison of average G_{1c} with respect to crack length for Present theory, ASTM test method and AE test method

Material	Method Lay-up	Present theory	ASTM	AE
		Eq. (44) $G_{1c}(J/m^2)$	$G_{1c}(J/m^2)$	$G_{1c}(J/m^2)$
Gr/Ep	$[0_2/90_8/0_2]_s$	190.2	184.5	148.8
	$[0_4/90_4/0_4]_s$	201.5	193.6	173.8
	$[0]_{24}$	235.2	224.2	185.0
APC-2	$[0_2/90_8/0_2]_s$	1932.2	1711.4	1548.3
	$[0_4/90_4/0_4]_s$	2024.5	1885.6	1673.8
	$[0]_{24}$	2237.8	2170.4	1950.3

의 평균값을 N_{ic} 로 표시하였고 두개의 직선은 최소 자승법으로 구한 curve-fitting 직선이다. N_{ic} 이후 AE발생수가 급격하게 증가하는 사실로 미루어 볼 때, N_{ic} 이전까지는 균열진전이 아닌 다른 원인에 의해 AE가 발생하다가 N_{ic} 에서 균열진전이 시작되었다고 볼 수 있다.

Table 2는 본 이론에 의한 G_{1c} 와 ASTM법 및 AE법에 의한 균열길이에 대한 평균 G_{1c} 값을 각 측정방법에 따라 보여주고 있다. 식(44)에 의해 구한 층간파괴인성치는 ASTM법에 의한 실험값 보다 약 5% 이내의 높은 값을 주고 있다. APC-2 복합재가 Gr/Ep 복합재의 층간파괴인성치보다 약 열배 정도 높게 측정되었고 $[0]_{24}$ 적층의 복합재는 $[0_n/90_{12-2n}/0_n]_s$ ($n=2, 4$) 복합재보다 층간파괴인성치가 약 15%이상 높게 측정되었다. 또 단일방향 복합재 이외의 시편은 n 이 증가할수록 층간 파괴인성치도 증가하였음을 알 수 있었다. 이는 재료 자체의 강성영향에 기인하는 것으로 볼 수 있다. 또 AE법에 의한 균열길이에 대한 평균 G_{1c} 가 ASTM법의 균열길이에 대한 평균 G_{1c} 보다 약 20% 작은

값을 보이고 있다. 이러한 이유는 ASTM법이 거시적 변형에 의한 균열진전에 따른 G_{1c} 를 주는 반면에 AE법은 미시적인 변형에 의한 균열진전에 따른 G_{1c} 를 주기 때문이다.

5. 결 론

고차판이론에 의해 에너지해방률식을 유도하고 실험적인 타당성을 보이기 위해 Gr/Ep와 APC-2 복합재를 사용한 결과는 다음과 같다.

- (1) 개발된 이론식에 의한 층간파괴인성치는 ASTM법과 비교하여 약 50%이내 높은 값을 준다.
- (2) AE법이 ASTM법 보다 약 20% 작은 층간파괴인성치를 준다.
- (3) $[0]_{24}$ 시편의 층간파괴인성치가 $[0_n/90_{12-2n}/0_n]_s$ 시편의 층간파괴인성치 보다 큰 값을 갖는다. 또 n 이 증가할수록 층간파괴인성치도 증가하였다.
- (4) 열가소성 APC-2 복합재의 층간파괴인성치는 열경화성 Gr/Ep복합재의 층간파괴인성치보다

열배 정도 높은 값을 갖는다.

후 기

본 연구는 1989년도 한국과학재단 무적기초 연구비 지원을 받아 수행된 것이며 이에 관계자 여러분께 깊은 감사를 드립니다.

참 고 문 헌

- (1) Hunston, 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.
- (2) 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.
- (3) Wang, S.S., Suemasu, H. and Zahlan, W.M., 1984, "Interlaminar Fracture of Random Short-Fiber SMC Composite," *J. Composite Mat., Vol.*18, pp. 574~594.
- (4) Garg, A. and Ishai, O., 1985, "Hygrothermal Influence on Delamination Behavior of Graphite/Epoxy Laminates," *Engng Fract., Mech., Vol.*22, No.3, pp. 413~427.
- (5) Chow, C.L. and Ngan, K.M., 1978, "Effect of Large Rotation of DCB Specimen on Fracture Toughness Evaluation," *Int. J. Fract., Vol.*14, R277-R279.
- (6) Davidson, B.D. and Schapery, R.A., 1988, "Effect of Finite Width on Deflection and Energy Release Rate of an Orthotropic Double Cantilever Specimen," *J. Composite Mat., Vol.*22, pp. 640~656.
- (7) Ishai, O., Rosenthal, H., Sela, N. and Drukker, E., 1988, "Effect of Selective Adhesive Interleaving on Interlaminar Fracture Toughness of Graphite/Epoxy Composite Laminates," *Composites, Vol.*19, No.1, pp. 49~54.
- (8) Sela, N., Ishai, O. and Banks-Sills, L., 1989, "The Effect of Adhesive Thickness on Interlaminar Fracture Toughness of Interleaved CFRP Specimens," *Composites, Vol.*20, No.30, pp. 257~264.
- (9) Nicholls, D.J. and Gallagher, J.P., 1983, "Determination of G_{Ic} in Angle Ply Composites Using a Cantilever Beam Test Method," *J. Reinforced Plastics and Composites, Vol.*2, pp. 2~17.
- (10) Kigeyama, K., Kobayashi, T. and Nonaka, K., 1987, "Mode I Interlaminar Fracture Mechanics of Unidirectionally Reinforced Carbon/Epoxy Laminates," *Trans. Japan Society for Mechanical Engineers, Vol.*53, No.494, pp. 1898~1904.
- (11) Ishikawa, T., Noguchi, Y. and Matsushima, M., 1987, "Processing Technique and High Fracture Toughness of Carbon/Thermoplastic Composites," *Japan Society of Composite Materials, Vol.*13, No.2, pp. 63~71.
- (12) ASTM D30.02 Round Robin, 1985, "Test Procedure for the Double Cantilever Beam(DCB) Test."
- (13) 이강용, 백충현, 1989, "음향방출법에 의한 파괴인성치 측정 및 파괴안정성 평가를 위한 연구", *대한기계학회논문집, Vol.*13, No.1, pp. 96~104.
- (14) Whitney, J.M., 1987, "Structural Analysis of Laminated Anisotropic Plates," Technomic Pub. Co.
- (15) Parker, A.P., 1981, "The Mechanics of Fracture and Fatigue," E. & F.N. Spon Ltd.
- (16) Carlson, L.A. and Pipes, R.B., 1987, "Experimental Characterization of Advanced Composite Materials," Prentice-Hall, Inc.
- (17) Torben, L., 1979, "Acoustic Emission," B & K, Technical Review, No.2.
- (18) 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 Mat., Vol.*23, pp. 396~430.