

FOAM CORE SANDWICH 구조재의 Mode I 층간분리 파괴인성의 해석에 관한 연구

손세원*, 권동안**, 홍성희***

A Study on Analysis of Mode I Interlaminar Fracture Toughness of Foam Core Sandwich Structures

Se-Won Sohn*, Dong-Ahn Kwon**, and Sung-Hee Hong***

ABSTRACT

This paper was carried out to investigate the characteristics of interlaminar fracture toughness of foam core sandwich structures under opening loading mode by using the double cantilever beam (DCB) specimens in Carbon/Epoxy and foam core composites. Instead of using symmetric geometry of DCB specimen, non-symmetric DCB specimen was used to calculate the interlaminar fracture toughness.

Three approaches for calculating the energy release rate(G_{IC}) were compared. Fracture toughness of foam core sandwich structures by autoclave, vacuum bagging and hotpress were compared and analyzed. Experiment, nonlinear beam bending, FEM method were performed. Suggested bonding surface compensation and equivalent area inertia moment was used to calculate the energy release rate in nonlinear analytical result. The conclusions among experimental, nonlinear analytical and FEM results was observed. The vacuum bagging method was shown to be able to substitute method in stead of autoclave without serious loss of Mode I energy release rate(G_I).

Key Words : Fracture Toughness (파괴인성), Compliance Method (컴플라이언스법), Bonding Surface Compensation (접합면보정)

1. 서론

층간분리(delamination)는 복합재료에서의 손상형태중 가장 빈번히 접하는 현상의 하나이다. 따라서, 층간분리 파괴거동의 이해는 복합재료의 설계와 실험과정중에 가장 중요한 부분이다^[1]. 본 논문에서는 비강성도(比剛性度), 비강도(比強度)가 탁월하고 방열성, 흡음성이 우수하여 항공기, 고속전철, 경량 건축물등의 구조재로 광범위하게 사용되고 있는 폼코어 샌드위치(foam core sandwich)구조재의 층간분리파괴인성치를 구하고자 한다. 여러 연구에서 복합재료의 층간분리 파괴 인성치의 해석

에 관한 논문이 발표되었고, 여러 가지의 해석적 접근이 사용되었다. 복합재료의 층간분리 파괴인성치 해석에 가장 많이 사용되고 있는 방법이 DCB(double cantilever beam)시편이다^[2]. 그러나 DCB시편은 상하 보(beam)의 대칭성이 요구되고있다.

본 연구에서는 폼코어 샌드위치 구조시편을 비선형 보 이론(nonlinear beam theory)과 등가면적 모멘트(equivalent area inertia)의 적용으로 DCB시편의 대칭성을 개구변위(opening displacement)를 사용하여 해석한다. 또한, 3차원 솔리드 모델(solid model)을 사용한 유한요소모델의 처짐(deflection)을

* 건국대 항공우주공학부

** 연일전자통신(주)

*** 건국대 기계설계학과 대학원

이용하여 실험적 방법과 이론적 방법의 수렴치를 명시하고자 한다.

끝으로 상기 기술된 성형기법으로 인한 파괴인성치의 비교를 통하여 가공 및 시간적으로 정비가 많이 요구되는 오토클레이브(autoclave)성형법과 상대적으로 적은 비용이 요구되는 진공성형법(vacuum bagging), 핫프레스(hotpress)성형법의 설계 선택기준을 제공한다.

2. 엘라스티카 (elastica, large deflection)

본 연구에서는 복합재료의 비선형해석을 잘 알려진 Bernoulli, Lagrange, Euler 그리고 Plana가 도입한 Elastica 비선형해석이론^[3,4,5]을 수치해석을 도입하여 해석하였다. 뒷판에 개별적으로 붙어 있는 탄소/에폭시(carbon/epoxy) 적층판과 아래의 폼코어(foam core), 탄소/에폭시 적층판을 Elastica 이론을 적용하여 해석하게 된다.

$$k = \frac{d\theta}{ds} = -\frac{M}{EI} \quad \text{---- (1)}$$

$\frac{d\theta}{ds}$ (curvature of the beam)은 s(곡선을 따라 측정된 거리)에 대한 처짐각(angle of rotation of the deflection curve)의 변형률이다. 따라서, $\frac{d\theta}{ds}$ 는 $\frac{d^2v}{dx^2}$ 과 같게 된다.

처짐곡선 관한 미분방정식은 다음식과 같다.

$$\frac{\frac{d^2v}{dx^2}}{[1+(\frac{dv}{dx})^2]^{(3/2)}} = -\frac{M}{EI} \quad \text{---- (2)}$$

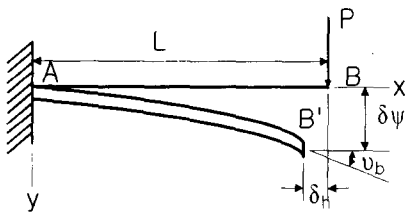


Fig. 1 Large deflection of a cantilever beam

Fig. 1의 외팔보 AB에서 보의 끝단의 처짐각은 θ_b 이고, 수직변위와 수평변위가 δ_v , δ_h 일 때, 처짐각 θ_b 를 구하는 타원함수의 방정식은 다음과 같다.

$$F(k) - F(k, \phi) = \sqrt{\frac{PL^2}{EI}} \quad \text{---- (3)}$$

여기서, $k = \sqrt{\frac{1 + \sin \theta_b}{2}}$

$$\phi = \arcsin \frac{1}{k\sqrt{2}}$$

$$F(k) = \text{complete elliptic integral of the first kind} \\ = \int_0^{\pi/2} \frac{dt}{\sqrt{1 - k^2 \sin^2 t}} \quad \text{---- (4)}$$

$$F(k, \phi) = \text{incomplete elliptic integral of the first kind} \\ = \int_0^{\phi} \frac{dt}{\sqrt{1 - k^2 \sin^2 t}} \quad \text{---- (5)}$$

수직변위 δ_v 는

$$\delta_v = 1 - \sqrt{\frac{4EI}{PL^2} [E(k) - E(k, \phi)]} \quad \text{---- (6)}$$

여기서, $E(k)$ = complete elliptic integral of the second kind

$$= \int_0^{\pi/2} \sqrt{1 - k^2 \sin^2 t} dt \quad \text{---- (7)}$$

$E(k, \phi)$ = incomplete elliptic integral of the second kind

$$= \int_0^{\phi} \sqrt{1 - k^2 \sin^2 t} dt \quad \text{---- (8)}$$

수평변위 δ_h 는

$$\frac{\delta_h}{L} = 1 - \frac{\sqrt{2EI \sin \theta_b}}{PL^2} \quad \text{---- (9)}$$

3. 등가 면적 모멘트

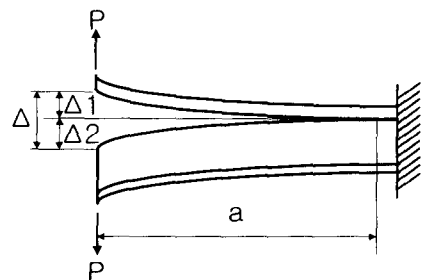


Fig. 2 Deflection of foam core sandwich

Fig. 2에서 Δ_2 의 처짐량을 구하기 위하여 등가 면적모멘트⁽⁶⁾가 적용된다. 탄소/에폭시의 탄성계수 (E_c)와 폼코어의 탄성계수(E_f)의 비 n 을 이용한다. $n = E_c/E_f$ 을 이용하여 아래층 적층판의 등가 면적을 계산한다.

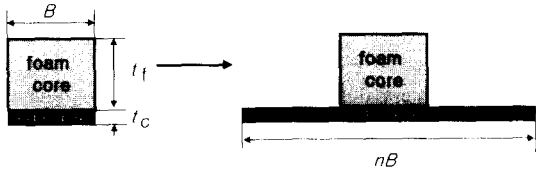


Fig. 3 Equivalent area inertia

Fig. 3에서 등가단면의 도심의 위치를 구하면,

$$y = \frac{\frac{t_c}{2} \cdot nB \cdot t_c + t_f \cdot B \cdot (t_c + \frac{t_f}{2})}{Bt_f + nBt_c} \quad \text{----(10)}$$

여기서, B = width

Tf = thickness of foam core

tc = thickness of carbon/epoxy

n = ratio of E_c/E_f

등가단면의 단면이차모멘트 I_e 는

$$I_e = \frac{1}{12} B t_f^3 + B t_f (t_c + \frac{t_f}{2} - y)^2 + \frac{1}{12} nB t_c^3 + nB t_c (\frac{t_c}{2} - y)^2 \quad \text{---- (11)}$$

윗식으로 구해진 I_e 로 수치해석을 수행하고 다음의 식에 대입하여 에너지 해방률을 구하게 된다.

$$G_I = \frac{P^2}{2B} \cdot \frac{\partial C}{\partial a} \quad \text{---- (12)}$$

4. 접합면 보정 (bonding surface compensation)

상판(carbon/epoxy)적층재와 하판(foam core+ carbon/epoxy)적층재의 강성(stiffness)의 차이로 인하여 접합면은 평형을 유지하지 못하고 강성이약한 쪽으로 회전하게 된다. 이 회전으로 인하여 정확한 처짐의 값을 얻지 못한다.

따라서 접합면의 회전에 대한 보정을 고려해야만 한다. Fig. 4와 같이 상판의 δ_h 와 δ_v 로 인하여 시편은 가상 힌지(virtual hinge)를 중심으로 회전하

게 된다. 접합면의 회전으로 실제의 처짐은 회전각 θ 에 비례적으로 증가된다. 따라서 이론에 의해 구해진 처짐에 회전각에 대응되는 처짐량이 포함되어야 한다.

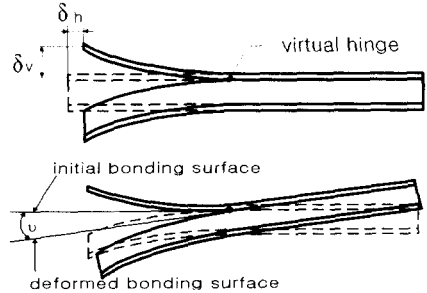


Fig. 4 Bonding surface compensation

5. 시편의 제작

샌드위치 구조재의 면재는 탄소/에폭시(carbon/epoxy) 직조물 (CF3327, 한국화이버(주)) 프리프레그 (preg)를 사용하고 심재는 190℃까지 사용될 수 있는 고온용 Airex R82.80을 사용하여 오토크레이브 성형법과 진공성형법, 핫프레스성형법을 이용하여 시편을 제작한다. 폼코어 샌드위치 구조재의 층간분리 파괴인성치를 구하기 위해서는 인공적인 크랙의 삽입이 중요하다. 본 실험에서는 인공크랙발생의 구현을 위하여 상판의 탄소/에폭시 적층판과 심재인 폼코어 사이에 크랙발생을 위해 10μm의 테프론 필름을 이용하여 Fig. 5와 같은 시편을 제작하였다^(7,8). 시편의 측면에는 수정액을 도포하여, 크랙 진전을 가시화하였고, 2mm간격마다 줄을 그어 크랙 진전 상태를 확인할 수 있게 하였다. 오토크레이브성형은 고온(140℃),고압(9.62MPa)의 일정한 사이클하에서 진공 상태로 면재와 심재를 성형하였다. 성형시 아래, 위의 면재는 모두 4점으로 적층하였다.

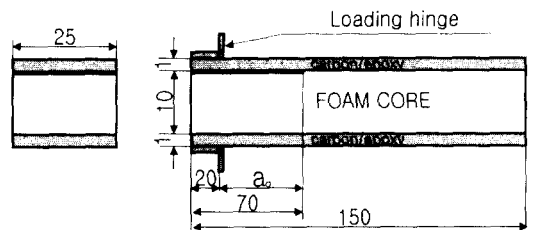


Fig. 5 Foam core sandwich DCB specimen

진공성형법은 오토크레이브 성형법과 동일한 방법이나 압력이 가해지지 않는 차이가 있다. 고압이 가해지지 않으므로 고가의 오토크레이브 장치를 사용하지 않고 일반 고온용 오븐에서도 성형할 수 있기 때문에 훨씬 경제적인 장점이 있다. 핫프레스 성형은 열선이 내장된 상하판으로 압력과 열을 가하는 방법으로 성형비용이 가장 저렴한 장점이 있다.

6. 실험

실험장치의 설치는 Fig. 6과 같다. 오토크레이브에서 제조된 시편 10개와 진공성형으로 제조된 시편 10개를 시편의 측면에 수정액을 도포하여 2mm 간격으로 10개의 눈금을 그었다.

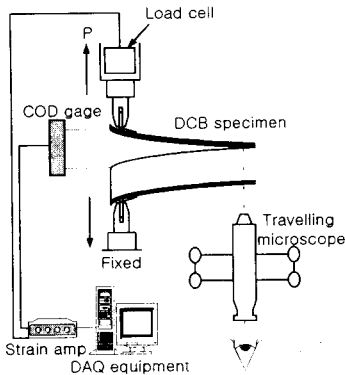


Fig. 6 Schematic diagram for DCB test

세가지 성형법으로 만들어진 탄소/에폭시 직조물에 대하여 본 실험결과에서 얻어진 E값과 G값, ν (포아송비)는 Table 1과 같다.

Table 1 Comparison of mechanical properties

Mechanical property	Autoclave	Vacuum bagging	Hotpress
E_{11} (GPa)	66.42	56.55	40.93
E_{22} (GPa)	66.42	56.55	40.93
G_{12} (GPa)	4.352	3.602	2.962
ν_{12}	0.05367	0.0689	0.0756

Table 2는 Airex사의 Airex R82.80 폼의 기계적 특성이다. 각각의 성형법에 따른 밀도변화를 Table 3에 나타내었다. 여기서 외부의 고압(5기압)이 작용하여 폼코어의 밀도를 크게 변화시키거나 진공성형시

는 고압이 작용하지 않으므로 폼코어의 밀도변화에 큰 영향을 미치지 않는다.

본 실험의 유한요소해석에 사용된 프로그램은 ANSYS 5.3이 사용되었다. 상부 적층재와 하부 적층재 모두를 등방성재료(isotropic material)로 보고 해석하였으며 해석 모델은 솔리드 요소중 ANSYS 5.3에 내재되어있는 SOLID95 요소로 모델링하였다.

Table 2 Mechanical properties of foam core material

Density	0.085 g/cm ³
Shear strength	0.9 MPa
E-modulus	52 MPa
Shear modulus	18 MPa
Maximum temp.	190°C
poisson's ratio	0.444

Table 3 Change of thickness & density in foam core

	Initial thickness	Deformed thickness	Change of density
Autoclave	10 mm	6.68 mm	0.13 g/cm ³
Vacuum bagging	10 mm	9.71 mm	0.0875g/cm ³
Hotpress	10 mm	9.93 mm	0.0856g/cm ³

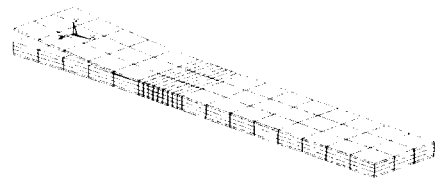


Fig. 7 Solid modeling for DCB specimen of foam core sandwich

7. 실험결과 및 고찰

7.1 에너지 해방률과 접합면보정

배경이론^[4]에서 제안된 접합면보정이론과 실험결과를 비교한 Fig. 8은 회전각이 하중과 크랙의 진전, 개구변위(opening displacement)의 증가에 따라 거의 같은 값을 보여주고 있으며, 접합면보정 이론과 13%이내의 오차를 보여 주고있다.

Fig. 9는 오토크레이브 성형 시편의 크랙길이에 따른 에너지 해방률과의 관계를 나타낸 것으로서

이는 실험과 이론치의 에너지 해방률값이 900J/m² 내외이며, 큰 값의 차를 보이지 않고 있다.

Fig. 10은 진공성형 시편의 크랙길이에 따른 에너지 해방률의 관계를 나타낸 것으로 이는 실험과 이론이 다소 차이를 보여주고 있으며 이는 진공성형시 심재의 밀도변화가 오토크레이브 성형시보다 작기 때문에 즉, 접합면의 접착강도의 증가로 인하여 크랙이 심재로 진전하는 것이 그 원인이라 생각된다.

Fig. 11은 핫프레스 성형시편의 크랙진전에 따른 에너지 해방률을 나타낸 것으로서 크랙이 성장함에 따라 차이가 다소 감소함을 보이고 있다.

각 성형방법에 따른 에너지 해방률을 비교한 것이 Fig. 12이며, 핫프레스 성형시보다 오토크레이브 성형이 보다 우수한 방법임이 입증되었으며, 진공 성형방법은 오토크레이브 성형방법보다 다소 떨어짐을 보이며, 이는 제조방법의 차이에서 오는 것이라고 생각된다.

Fig. 13은 시편의 회전을 측정하는 방법을 나타내고 있다.

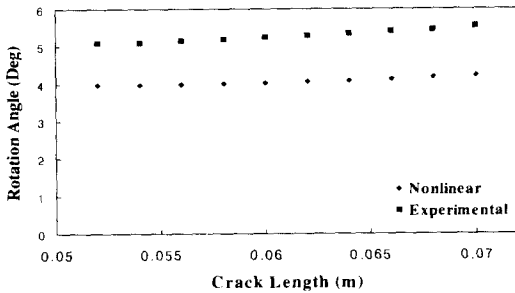


Fig. 8 Crack length vs. rotation angle of specimen

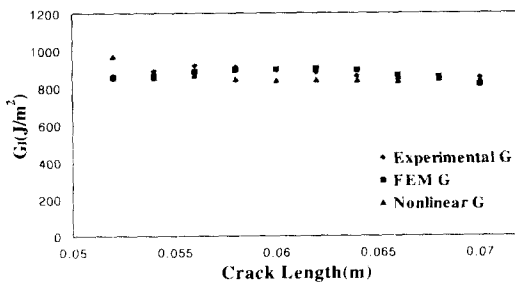


Fig. 9 Crack length vs. energy release rate (Autoclave)

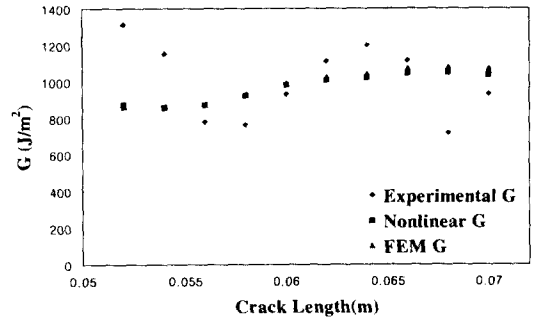


Fig. 10 Crack length vs. energy release rate (Vacuum)

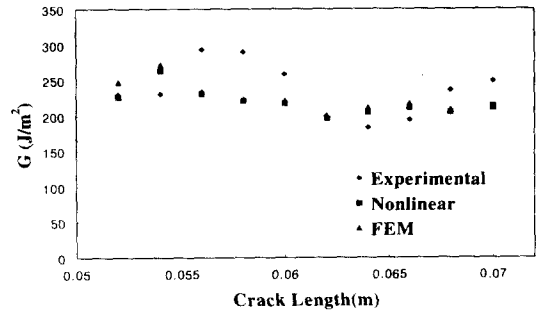


Fig. 11 Crack length vs. energy release rate (Hot press)

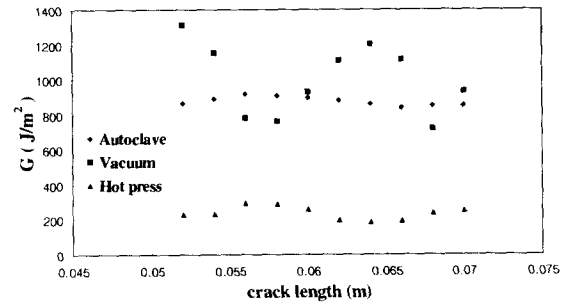


Fig. 12 Comparison of energy release rate (Experimental)

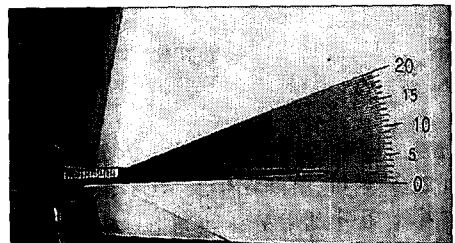
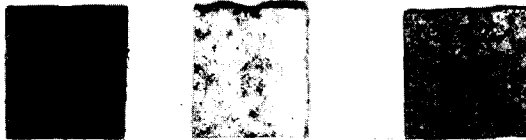


Fig. 13 Measurement of specimen rotation

7.2 성형방법에 따른 파단면의 비교

Fig. 14에서 성형방법에 따라서 층간분리면의 형태가 많은 차이를 보이고 있다. 진공성형시편은 접합부의 강도가 폼의 파괴강도보다 강하여 접합부로 크랙이 진전하지 못하고 폼코어의 심부로 크랙이 파괴 들어가는 심재 파손의 경향을 나타내고 있고, 오토크레이브 성형시편은 폼의 큰 밀도변화로 인하여 심재의 손상은 없고 접합부가 분리되는 전형적인 층간분리의 형태를 나타내고 있으며 에너지 해방률 또한 가장 높게 나타난다. 핫프레스 성형시편은 접착력이 떨어져 접합면분리(debonding)의 형태를 나타낸다.



(a) Hotpress (b) Vacuum bagging (c) Autoclave

Fig. 14 Delamination surface of DCB specimens

8. 결 론

폼코어 샌드위치(foam core sandwich) 구조재의 층간분리파괴인성 해석을 위한 DCB실험과 비선형 보 이론해석의 결과 다음과 같은 결론을 얻었다.

1. 제안된 등가면적모멘트(equivalent area method)와 접합면보정(bonding surface compensation)을 통한 비대칭 DCB시편의 에너지 해방률 해석에서 오토크레이브 성형시편과 진공성형시편의 실험값과 FEM, Elastica 이론값이 잘 일치하고 있다.

2. 폼코어 샌드위치 구조재의 성형방법중 오토크레이브 성형법과 진공성형법이 유사한 에너지 해방률을 나타내고 있으므로, 비용 및 경비가 많이 소요되는 오토크레이브 성형법을 진공성형법으로 대체, 제작할 수 있다.

3. 오토크레이브 성형시 심재의 밀도 변화로 크랙은 계면을 따라 전파되지만, 진공성형시는 밀도 변화가 거의 없어 접합부의 크랙전파보다 심재로의 크랙전파가 일어나며, 이로 인하여 에너지 해방률

이 심재의 파단강도로 나타난다.

후 기

이 논문은 1999년도 건국대학교 학술연구비 지원에 의한 논문임.

참 고 문 헌

1. C.T.Sun and M.G.Manoharan "Growth of Delamination cracks due to bending in [90/0/90] Laminate," Journal of Composite Materials, Vol. 17, pp. 127-136, 1983.
2. Paul E. Keary and Larry B.Ilcwicz,"Mode-I Interlaminar Fracture Toughness of Composites Using Slende Double Cantilevered Beam Specimens," Journal of Composite Materials, Vol. 19, pp. 145-177, 1985.
3. Gere & Timoshenko," Mechanics of Materials," Third edition, PWS-KENT, pp. 514-517, 1990.
4. H. William Press, Saul A. Teukolsy, William T. Vetterling, Brian P. Flannery," Numerical Recipes in C," Second Edition, Cambridge University Press, pp. 261-269, 1992.
5. Demeter G. Fertis "Nonlinear Mechanics," CRC Press, pp. 1-80, 1993.
6. Richard G. Budynas, "Advanced Strength And Applied Stress Analysis," McGraw-Hill, pp. 120-125, 1977.
7. S. Hashemi, A. J. Kinloch, J. G. Williams, "Corrections needed in double-cantilever beam tests for assessing the interlaminar failure of fibre-composites," Journal of Materials Science letters8, pp. 125-129, 1989.
8. ASTM., "Standard Test Method for Mode I interlaminar Fracture Toughness of unidirectional Fiber-Reinforced Polymer Matrix Composites," ASTM, D5528-94a, pp. 280-289, 1995.