

응집영역 모델링 기법을 사용한 노치가 있는 적층복합재료의 파괴해석

우경식^{*†} · 더글라스 케언스^{**}

Fracture Analysis of Notched Laminated Composites using Cohesive Zone Modeling

Kyeongsik Woo^{*†}, Douglas S. Cairns^{**}

ABSTRACT: In this paper, fracture behavior of laminated composites with notch was studied by cohesive zone modeling approach. The numerical modeling proceeded by first generating 3 dimensional solid element meshes for notched laminated composite coupon configurations. Then cohesive elements representing failure modes of fiber fracture, matrix cracking and delamination were inserted between bulk elements in all regions where the corresponding failures were likely to occur. Next, progressive failure analyses were performed simulating uniaxial tensile tests. The numerical results were compared to those by experiment available in the literature for verification of the analysis approach. Finally, notched laminated composite configurations with selected stacking sequences were analyzed and the failure behavior was carefully examined focusing on the failure initiation and progression and the dominating failure modes.

초 록: 본 논문에서는 응집영역 모델링 기법을 사용하여 노치가 있는 적층복합재료의 파괴거동을 연구하였다. 먼저 노치가 있는 적층복합재료 시편형상에 대해 일반 3차원 고체요소로 모델링 한 후 요소들 사이에 섬유파괴, 기지파괴 및 층간분리 파괴를 담당하는 응집요소를 삽입하여 유한요소 메쉬를 제작하였다. 다음으로 일축인장 시험을 모사하는 하중 및 경계조건을 가하여 점진적 파괴해석을 수행하고 해석결과를 참고문헌의 실험결과와 비교하여 해석의 타당성을 검증하였다. 수치해석 결과로부터 노치가 있는 적층복합재료 인장시편의 파괴시작 및 진전 거동을 분석하였으며 파괴모드의 진전을 체계적으로 조사하였다.

Key Words: 적층복합재(Composite laminates), 노치(Notch), 파괴해석(Fracture analysis), 응집영역 모델링(Cohesive zone modeling)

1. 서 론

지난 수십년간에 걸쳐 복합재료에 대한 관심이 지속적으로 증가하여 왔으며 그 적용도 첨단 항공우주구조물에서 점차 일반 산업분야의 구조물로 확대되고 있다[1,2]. 이에 따라 복합재료의 물성 및 파괴거동에 대한 많은 연구가 수행되어 왔는데 다양한 복합재 물성치 예측방법과 파괴

지표 및 파괴모델이 제안되었다(eg, [3-17]). 복합재료는 매우 복잡한 파괴거동을 가지고 있는데 일방향 섬유강화 적층복합재료의 경우 파괴는 섬유파단, 기지파괴 및 층간분리의 파괴모드로 발생한다. 이와 같은 파괴모드들은 단독으로 발생하지 않고 서로 상호작용을 하면서 파손이 진전되므로 정확한 예측을 더욱 어렵게 하고 있으며, 복합재의 파손발생 및 이후 파손의 진전과 최종파괴강도를 예측하

Received 16 December 2016, received in revised form 28 March 2017, accepted 15 April 2017

^{*†}School of Civil Engineering, Chungbuk National University, Chungbuk 28644, Korea, Corresponding author (E-mail: kw3235@chungbuk.ac.kr)

^{**}Department of Mechanical and Industrial Engineering, Montana State University, Bozeman, MT 59717, USA

기 위한 연구가 계속적으로 이루어지고 있다.

노치가 있는 복합재료 적층판의 양단에 인장하중을 가하면 노치 팁에서 응력집중이 발생하고 이에 의해 먼저 기지파손/층간분리가 시작된 후 이들이 진전하면서 최종적으로 섬유파단에 이르러 최종파괴가 발생하게 된다. 이 파괴문제에 대해 그 동안 많은 연구자들에 의해 실험적[18,20] 및 해석연구[19,21,22]가 수행되어 왔다. 일반적으로 날카로운 노치의 경우 노치가 특이점이 되므로 선형해석에 의한 응력값이 무의미하며 따라서 이를 사용한 파괴지표 방법이 타당치 않게 된다. 참고문헌[19,21]에서는 연속체파괴역학(CDM) 방법을 사용하여 파손의 시작과 진전을 예측한 바 있으나 개별 파괴모드를 예측하지는 못하였다. 참고문헌[22]는 응집영역모델링(Cohesive Zone Modeling, CZM) 방법을 사용하여 파손 거동을 연구하였는데 적층셀요소와 층간에 삽입된 응집요소를 통하여 층간분리를 모델하였고 실험에서 관측된 경로에 섬유분리(fiber split) 파손을 모사하는 응집요소를 배치하고 해석을 수행하여 파괴거동을 예측하였다. 그러나 이 연구에서 최종파괴를 좌우하는 섬유파단은 CZM 방법이 아닌 변형률파괴지표를 사용하여 섬유파단 이후의 거동을 예측하지는 못하였고 실험에 의해 관측된 0도 층의 섬유분리 경로와 노치와 노치사이의 기지파손 경로 등 주 파괴 경로에만 응집요소를 배치하여 그 이외의 지역에서 광범위하게 발생하는 기지파손/섬유분리에 의한 파괴거동을 제대로 나타내지는 못하였다.

본 논문에서는 적층복합재료의 파손진전 거동을 응집영역 모델링 기법을 사용하여 연구하였다. 연구에서 고려한 형상은 Hallet 등[20]이 실험적으로 연구한 양단노치가 있는 적층복합재료 인장시편으로, 이를 3차원 유한요소와 응집요소를 사용하며 모델링 한 후 양단에 인장하중을 가하여 점진적 파손해석을 수행하고 파손의 전파거동을 조사하였다. 해석결과는 참고문헌의 실험결과와 비교하여 타당성을 확보하였고, 하중의 증가에 따라 파괴모드별로 파손의 발생과 진전거동을 상세히 조사하였다. 또한 적층순서가 파손거동에 미치는 영향을 분석하였다.

2. 해 석

2.1 해석 형상

Fig. 1은 양단에 V-노치가 있는 적층복합재료 인장시편 형상을 보이고 있다. 시편의 길이(L)와 넓이(W)는 각각 100 mm와 20 mm 이고 노치의 깊이(d_N)는 5 mm이고 노치의 각도(θ_N)는 60° 이다. 복합재료는 E-glass/913 라미나로 한 층의 두께(t_{ply})는 0.125 mm이다. 이 형상은 참고문헌[18,22]에서 고려한 것으로 본 논문에서는 적층수가 4이고 두께(t)가 1 mm인 $[0/90]_s$ 시편형상과 적층수가 6이고 두께가 1.5 mm인 $[45/90/-45]_s$ 시편형상에 대해 3차원 유한요소로 모델링하고 응집영역 모델링 방법에 의한 3차원 유한요소해석을 통하여

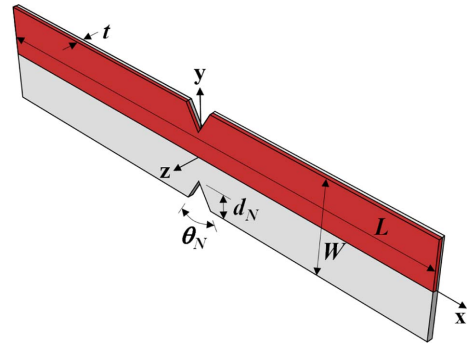


Fig. 1. Notched laminated composite tensile specimen configuration

파괴거동에 대한 연구를 수행하였다.

2.2 유한요소 모델링

본 연구에서 고려한 적층순서를 가지는 시편은 두께방향(z -방향)으로 대칭이고 면내방향으로는 $[0/90]_s$ 적층판은 대칭, 그리고 $[45/90/-45]_s$ 적층판은 z -축에 대해 회전대칭(Cyclic symmetry)이 된다. 따라서 전체 시편에서 짙은 색으로 표시된 $1/4$ 부분($-L/2 \leq x \leq L/2$, $0 \leq y \leq W/2$, $0 \leq z \leq t/2$)에 대해 요소망을 제작하고 각 경계면에 대칭 및 회전대칭 경계조건을, 그리고 양단에 인장하중을 가하여 해석을 수행하였다.

Fig. 1의 적층복합재료 시편형상에 인장하중이 가해지면 파괴는 섬유파단, 기지파손 및 층간분리의 파괴모드로 발생하게 된다. 응집영역 모델링 방법에서 연속체 거동(continuum response)은 일반요소(bulk element)가 담당하고 파괴거동은 응집요소(cohesive zone element, CZE)에 의해 모사되므로 각각의 파괴모드가 적절하게 반영되도록 요소망을 제작하여야 한다. 층간분리는 파손의 위치가 알려져 있으므로 응집요소의 배치에 문제가 없으나 일반적으로 기지파손과 같이 파손의 범위나 경로가 명확하지 않으므로 본 연구에서는 모든 요소 사이에 응집요소를 삽입하여 가능한 파손모드와 파손형태를 나타내도록 하였다.

본 연구에서 해석은 범용유한요소해석 프로그램 Abaqus를 사용하였다. 일반요소의 요소망은 범용 유한요소 전후처리기(Abaqus/CAE, Femap)를 사용하여 생성하였고 응집요소의 삽입과 분류를 위해서는 자체적으로 코드를 제작하여 사용하였다.

Fig. 2는 적층순서에 따라 요소망의 형태와 각각의 파손모드를 가지는 일반요소 사이에 삽입된 응집요소들을 개념적으로 나타내고 있다. 기존의 연구에서 응집요소를 균열전파 경로에만 배치하는 방법과 달리 본 연구에서는 파손이 광범위한 지역에서 발생할 수 있다는 점에서 기본적으로 모든 일반요소들 사이에 응집요소를 삽입하였다. 먼저 $[0/90]_s$ 의 직교 적층판의 경우 모든 파손모드는 서로 직교하는 면에서 발생하게 되므로 각 층들은 8절점 직육면체

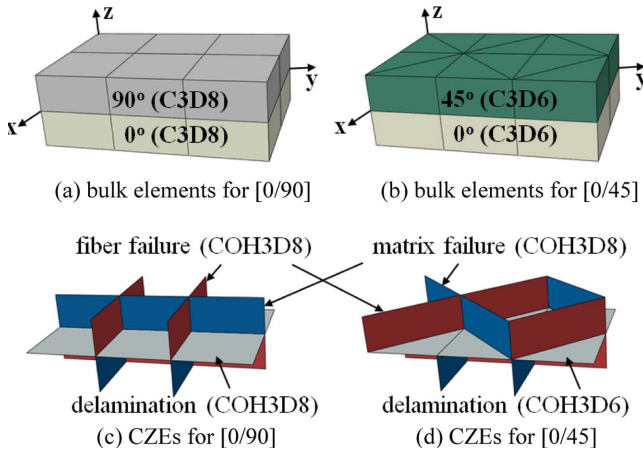


Fig. 2. Insertion of cohesive elements for [0/90] and [0/45] laminates

고체요소(C3D8)로 모델링하고 이 요소들 사이에 응집요소(COH3D8)를 삽입하게 된다. 그러나 [0/45] 적층판의 경우 0° 층은 0°/90° 방향의 파손면을, 그리고 45° 층은 ±45° 방향의 파손면을 가지게 있는데 층간분리 절점연결을 위해 일반메쉬는 6절점 고체요소(C3D6)를 사용하여 모델링 한 후 파손모드에 따라 파손이 발생하는 요소들의 사이에 선택적으로 응집요소(기지파손/섬유파단은 COH3D8, 층간분리는 COH3D6)를 삽입한다.

응집영역모델링 방법에서 요소망의 정밀도는 다음 식으로 나타낼 수 있는 응집영역의 크기(l_{cz})에 따라 결정된다[13].

$$l_{cz} = M \frac{EG_C}{\tau_0^2} \quad (1)$$

여기서 E , G_C 및 τ_0 는 각각 탄성계수, 파괴에너지 및 파괴응력을 나타내고 M 은 0~1사이의 값을 가지는 상수이다. 따라서 먼저 이 식에 의해 응집영역의 크기를 추정하고 이 영역내에 충분한 수의 응집요소가 배치되도록 요소의 크기를 결정한다.

Fig. 3은 이렇게 하여 제작한 요소망의 전체 모습과 일부분을 확대하여 나타낸 것을 보이고 있다. 각 층은 두께방향으로 1개의 요소로, 그리고 노치가 있는 중앙부분(-10 mm ≤ x ≤ 10 mm)에서는 요소의 크기(h^*)를 이는 파괴모드별로 계산한 응집영역내에 4~5개 정도의 요소를 배치하도록 0.25 mm의 균일크기를 가지도록 하고, 중앙부에서 멀어지면서 점차 x -방향의 요소의 크기를 증가시켜 양단에서 0.875 mm의 크기를 가지도록 한 것이다. 노치지역에 일부가 6절점 고체요소로 되어 있는 것을 제외하고 대부분은 8절점 고체요소로 되어 있다. 또한 모든 일반요소들 사이에 섬유파괴, 기지파손 및 층간분리를 모사하는 응집요소를 삽입하였다. 일반요소의 수는 18780이고 층간분리, 기지파손 및 섬유파단 응집요소의 수는 각각 9390, 18480, 18480이다. [45/90/-45]_s 적층시편 형상은 앞에서 설명한 바와 같이 층간 절

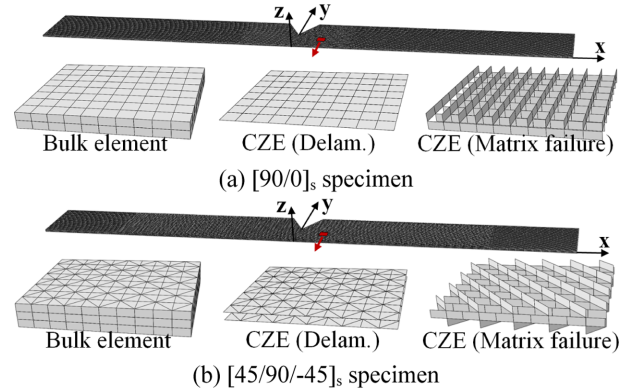


Fig. 3. Composition of finite element mesh

점연결을 위하여 x - 및 y -방향의 길이가 0.25 mm인 6절점 고체요소를 사용하여 모델링 한 후 각층의 파손면에 응집요소를 삽입하였다. 이 경우 ±45° 층의 파손면을 유지하기 위하여 전체적으로 균일한 크기의 요소망을 사용하였으며 파손이 발생하지 않는 그림 주변부에서 8절점 고체요소를 사용하여 모델링 하였다. 사용된 일반요소와 층간분리, 기지파손 및 섬유파단 응집요소의 수는 56220, 37480, 18672, 18672이다.

한편 본 연구에서 고려한 적층순서를 가지는 형상에 대한 사전해석 결과 섬유파단은 90° 및 ±45° 층에서는 발생하지 않았으며 0° 층의 노치와 노치사이의 지역에서만 발생하였다. 따라서 해석시 유한요소 모델에서 섬유파단 응집요소의 경우 0° 층의 노치와 노치사이를 잇는 면에배치된 20개의 섬유파단 응집요소를 제외한 나머지를 모두 제거하였다. 또한 [45/90/-45]_s 시편에서 ±45° 층의 기지파손과 층간분리는 그림부분까지는 전파하지 않으므로 그림부분에 인접한 지역에서는 8절점 고체요소로 모델링하고 층간분리와 90° 층의 기지파손 응집요소만을 삽입하고 해석을 수행하였다.

2.3 물성치

CZM 방법은 파괴의 시작, 진전 및 종료의 전 과정이 트랙션-분리관계식(Traction-Separation Law, TSL)을 따르며 별도의 파괴지표나 물성치 저하모델이 필요없다. TSL에는 지수형[23], 사변형[24], 삼각형[25] 등 다양한 방법이 있으나 본 연구에서는 취성파괴를 가정하고 Fig. 4에 보인 바와 같은 삼각형 TSL을 사용하였다. 여기서 T_{max} , δ_0 는 파괴가 시작되는 시점의 트랙션과 분리변위이며 δ_f 는 파괴종료시의 분리변위, 그리고 선도의 면적(G_c)은 파괴에너지지를 의미한다.

복합재료의 경우 파괴는 특정한 파괴모드로 발생하므로 파괴모드별로 TSL을 정의해 주어야 하며 파괴모드별로 지정된 응집요소를 삽입하여야 한다. 일반적으로 복합재료의 파괴모드는 섬유파괴, 기지파괴 및 층간분리가 있으며 이들은 응력상태에 따라서 조합되어 나타나게 된다. Table 1,

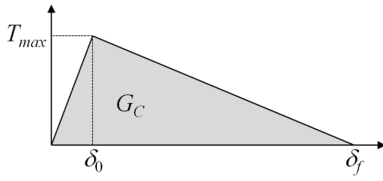


Fig. 4. Triangular traction-separation law

Table 1. Elastic properties of E-glass/918 lamina [22]

E_{11} (GPa)	$E_{22} = E_{33}$ (GPa)	$\nu_{12} = \nu_{13}$	ν_{23}	$G_{12} = G_{13}$ (GPa)	G_{23} (GPa)
43.9	15.4	0.3	0.4	4.34	3.2

Table 2. TSL properties

Failure Mode	G_{Ic} (N/mm)	G_{IIc} (N/mm)	T_1 (MPa)	T_2 (MPa)
Fiber	50	-	1150	-
Matrix	0.25	1.0	40	75
Delamination	0.25	1.0	40	75

2는 본 연구에서 고려한 E-glass/913 복합재료의 탄성 물성치와 2는 파괴모드별 TSL 물성치를 나타내고 있다[22]. 파괴시작 지표로는 기지파손과 층간분리 파괴모드는 트랙션들의 2차 상호작용모델(QUADS)을, 그리고 섬유파단 모드는 상호작용이 없는 모델(MAXS)을 사용하였다. 그리고 파괴진전 모델에서 기지파손과 섬유파단은 파괴에너지가 2차 상호작용 하는 혼합모델(type = energy, mixed mode behavior = power law, power = 2)을 사용하였으며 층간분리의 경우에는 $\eta = 2$ 인 BK 방법[26]에 따르는 것으로 가정하였다.

한편 TSL의 초기강성(K)은 최대 트랙션과 파괴시작 분리변위를 사용하여 다음 식과 같이 나타낼 수 있다.

$$K = T_{max}/\delta_0 \quad (2)$$

CZM 방법에서 TSL은 파괴거동만을 묘사하므로 δ_0 의 값은 0으로, 따라서 초기강성은 무한대로 설정하는 것이 물리적으로 타당하다(외연해석 코드를 사용하는 CZM에서는 초기강성이 무한대의 값을 가지는 TSL을 사용한다.). 그러나 내연해석 코드를 사용하는 경우에는 이것이 불가능하므로 대신 수치적으로 큰 오차를 발생시키지 않으면서 최종 해석결과에 큰 영향을 주지 않도록 ‘적절하게 큰’ 값을 지정해 주어야 한다. 본 연구에서는 각각의 파괴모드별 TSL의 K값을 사전해석을 통하여 파괴가 발생하지 않는 초기탄성거동을 응집요소가 없는 유한요소모델의 해석결과와 비교하여 0.5%이내로 수렴하는 결과를 주는 값으로 결정하여 사용하였다.

2.4 경계조건

본 연구에서 고려한 양단노치 인장시편 복합재는 모두

두께방향으로 대칭이며, y-방향으로는 [90/0]_s 시편은 대칭, 그리고 [45/90/-45]_s 시편은 z-축에 대해 회전대칭이다. 따라서 Fig. 1에 보인 바와 같이 전체 형상의 1/4부분에 대해 유한요소 메쉬를 제작하고 해당 경계면에 대칭/회전대칭 경계조건을, 그리고 양단의 그림부분에 x-방향으로 인장 변위를 가하고 해석을 수행하였다. 하중/경계조건을 시편 별로 나타내면 다음과 같다.

[90/0]_s 시편 모델:

$$u(L/2, y, z) = -u(-L/2, y, z) = \dot{u}/2 \quad (3a)$$

$$v(L/2, y, z) = -v(-L/2, y, z) = 0 \quad (3b)$$

$$w(L/2, y, z) = -w(-L/2, y, z) = 0 \quad (3c)$$

$$v(x, 0, z) = 0 \quad (3d)$$

$$w(x, y, 0) = 0 \quad (3e)$$

[45/90/-45]_s 시편 모델:

$$u(L/2, y, z) = -u(-L/2, y, z) = \dot{u}/2 \quad (4a)$$

$$v(L/2, y, z) = -v(-L/2, y, z) = 0 \quad (4b)$$

$$w(L/2, y, z) = -w(-L/2, y, z) = 0 \quad (4c)$$

$$w(x, y, 0) = 0 \quad (4d)$$

$$u(x, 0, z) = -u(-x, 0, z) \quad (4e)$$

$$v(x, 0, z) = -v(-x, 0, z) \quad (4f)$$

$$w(x, 0, z) = w(-x, 0, z) \quad (4g)$$

여기서 \dot{u} 는 시편 양단의 그림부에 가해진 변위하중이다. 식 (4e~g)는 z-축에 대한 회전대칭 경계조건으로 MPC(Multi-Point Constraint)를 사용하여 적용할 수 있는데 본 연구에서는 이를 Abaqus의 *equation을 통하여 구현하였다.

3. 결과 및 분석

3.1 [90/0]_s 시편의 인장파손

Fig. 5는 양단노치된 [90/0]_s E-glass/918 복합재료 시편의 인장파괴해석 결과 명목응력(σ_{xx})-변형률(ϵ_{xx}) 선도를 보이고 있다. 그림에서 실선으로 표시된 것이 본 연구의 해석결과이며 점으로 표시된 것은 참고문헌[20]의 실험결과이다. 그림에 나타난 바와 같이 본 연구의 결과는 실험결과와 비교하여 최대응력은 1.04%, 최대응력시 변형률은 2.63%의 차이를 보여 매우 잘 일치하였고, 따라서 본 연구에서 사용한 모델링 방법이 타당하였음을 알 수 있다. 한편 점선으로 표시된 것은 참고문헌[22]와 동일하게 90° 층에서는 노치 끝에서 y-방향으로 수직선을 따라 기지파손 응집요소를, 0° 층에서는 노치 끝에서 x-방향 수평선을 따라 섬유분리(fiber splitting) 응집요소를 제한적으로 배치하고, 층간분리 응집요소만을 층간 전역에 배치하고 해석을 수행한 결과인데 실험결과와 비교하여 최대응력뿐만 아니라 최대응력시의 변형률의 값에도 큰 차이를 보였다. 실험결과 및 본 연구의

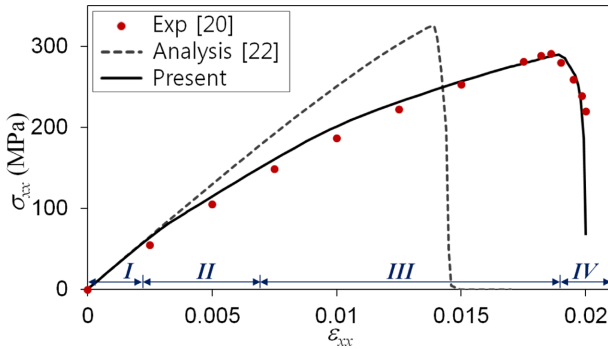


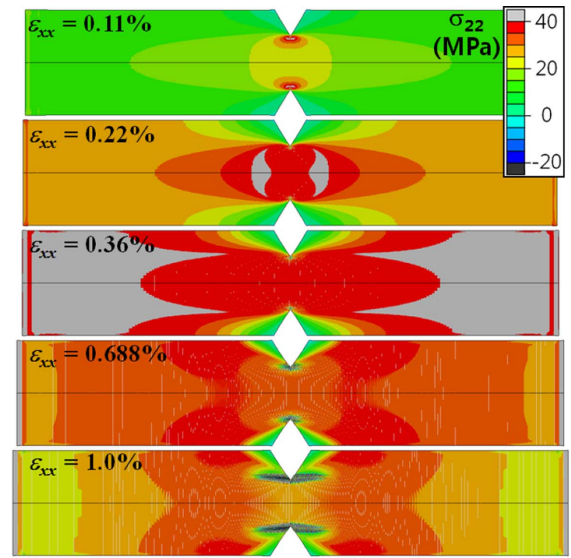
Fig. 5. Nominal stress-strain curve for $[90/0]_s$ notched tensile specimen configuration

해석결과에서 파손의 발생과 진전에 따라 응력-변형률 선도는 전체적으로 명목변형률이 약 0.22% 시점과 1% 시점에서 기울기가 크게 변하고 있는데 반하여 참고문헌[22]의 방법은 섬유분리/기지파손이 발생하였음에도 불구하고 거의 초기의 선형거동을 계속 유지하고 있는데, 이는 제한적 섬유분리/기지파손 응집요소 배치모델이 90° 층에서 광범위하게 발생하는 기지파손을 제대로 묘사하지 못하고 있기 때문으로 판단된다.

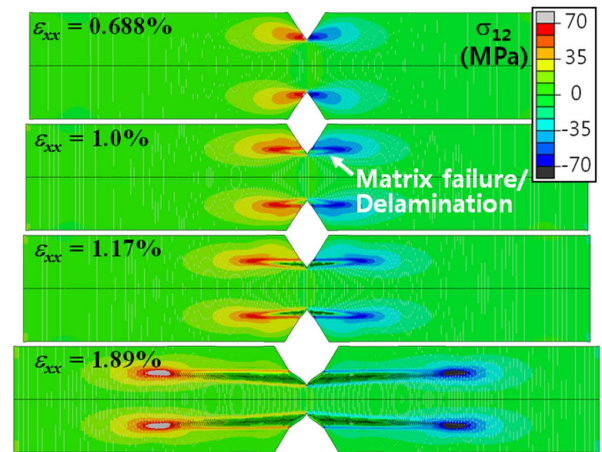
Fig. 5에서 $[90/0]_s$ 양단노치 인장시편의 거동은 4단계로 나눌 수 있다. 명목변형률이 0.22% 이하(Stage I)에서는 노치의 끝부분에 응력집중이 발생하지만 각 층별 또는 모드별로 파괴가 발생하지 않거나 또는 노치 끝부분의 매우 작은 지역으로 국한되어 응력-변형률 선도가 거의 선형으로 거동하였다.

명목변형률이 0.2%~0.69% 사이(Stage II)에서는 90° 층의 노치에서 기지방향의 인장응력(σ_{22})에 의한 기지파손이 시작되었는데 시편 전체로 전파하여 파손지역의 증가에 따라 응력-변형률 선도가 비선형으로 전환하였다. Fig. 6은 변형률의 증가에 따라 $90^\circ/0^\circ$ 층의 응력분포의 변화를 나타내고 있는데 Fig. 6(a)의 기지방향 수직응력(σ_{22})의 분포로부터 $\epsilon_{xx} = 0.36\%$ 시점에서 90° 층의 거의 전 지역에서 최대인장응력에 도달하여 파손이 발생하였음을 볼 수 있다(여기서 해석은 1/4 모델을 사용하여 수행하였으나 가해진 대칭/역대칭 구속조건에 따라 이미지를 미러링/회전시켜 전체부분을 나타낸 것이다.). 그러나 0° 층이 나머지 하중을 담당하므로 90° 층은 이후 즉시 완전파손에 이르지 않고 TSL에 의한 파손진전 모델에 의해 서서히 파손이 진전하였고 이에 따라 σ_{22} 응력이 점차 감소함을 보였다.

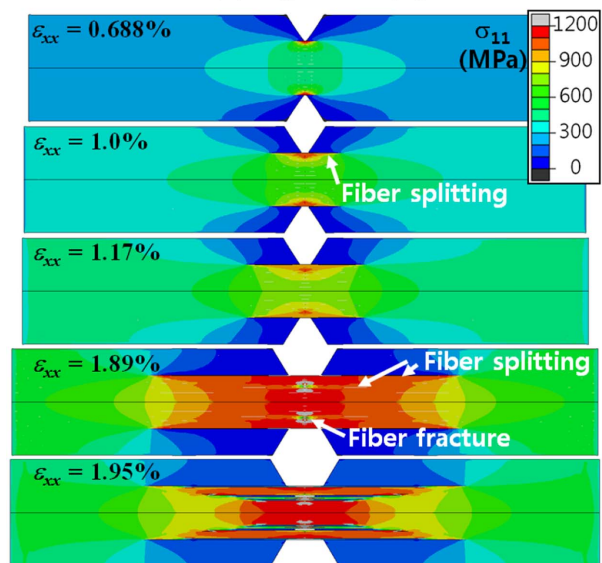
명목변형률이 0.69%~1.89% 사이(Stage III)에서는 90° 층의 인장 기지파손이 계속적으로 진행하였고, 이와 더불어 다양한 파손이 새로이 발생하고 진전하였다. 이 단계에서는 Fig. 6(b)의 전단응력 분포의 변화와 Fig. 7의 기지파손과 층간분리 응집요소 삭제로 나타나는 파손진전 모습에서 볼 수 있듯이 노치의 끝지점으로 부터 0° - 90° 층 사이에서의 층간분리가, 그리고 90° 층에서 전단응력에 의한 기지파손이



(a) σ_{22} at 90° ply



(b) σ_{12} at 90° ply



(c) σ_{11} at 0° ply

Fig. 6. Stress distribution of $[90/0]_s$ notched tensile specimen configuration (Deformation scale factor = 5)

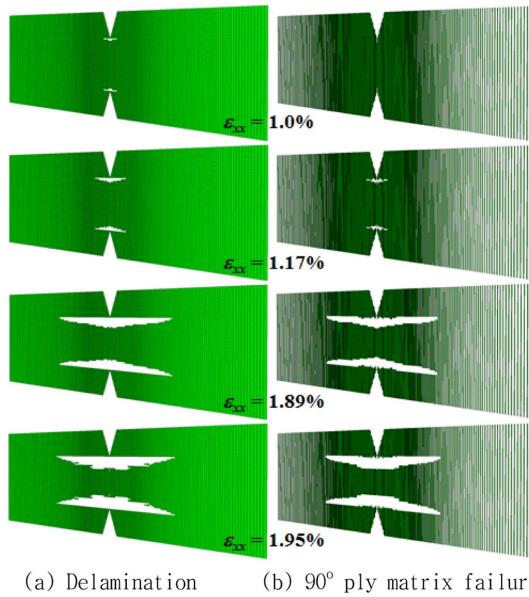


Fig. 7. History of failed delamination and matrix failure cohesive elements for $[90/0]_s$ notched tensile specimen configuration

발생하여 전파하였다. 또한 Fig. 6(c)의 섬유방향 응력분포의 변화에 보인 바와 같이 0° 층에서 수평방향으로 섬유분리 파괴가 진전하였다. 이 세가지 파괴모드는 서로 상호작용하면서 전파하였는데 특히 층간분리와 90° 층의 기지파손은 계속적으로 거의 동일한 파손의 크기를 가지며 진전하였다. 한편 층간분리/기지파손 및 섬유분리 파손은 명목 변형률이 0.69%에서 시작하지만 1% 정도에 이르러야 비로소 파손지역의 크기가 어느 정도 증가하여 Fig. 5의 응력-변형률 선도의 기울기에 변화를 가져왔음을 볼 수 있다.

명목변형률이 1.89%일 때 명목응력값은 최대값을 보였으며 이후 변형률이 증가하면 급격히 감소하였다(Stage IV). 이 시점에서는 Fig. 6(c)에서 보듯이 0° 층에서 섬유파단이 시작되고 여러 위치에서 섬유분리가 발생하여 성장하며, 또한 Fig. 7과 같이 90° 층의 기지파손과 0° - 90° 층 사이에서의 층간분리 파손 영역이 크게 증가하여 최종파손에 도달하였다.

이상에서 설명한 0° 층의 섬유분리, 90° 층의 인장/전단 기지파손 및 층간분리 파손형상은 참고문헌[20]의 실험사진과 유사하게 나타나 잘 일치한 명목응력-변형률선도와 함께 해석 모델링이 적절하게 수행되었음을 보여주고 있다.

3.2 $[45/90/-45]_s$ 시편의 인장파손

Fig. 8은 $[45/90/-45]_s$ 양단노치 인장시편 형상의 파괴해석 결과 명목응력-변형률 선도를 보이고 있다. 그림에서 점선으로 표시된 것은 참고문헌[22]의 실험결과와 최대파괴응력의 최대/최소값(이 적층순서에 대해 참고문헌에서 각 실험당 최대응력값만을 제시하고 있음.)을 나타낸 것인데 본 연구에 의해 예측된 최대응력은 실험평균최대응력과 4.3%

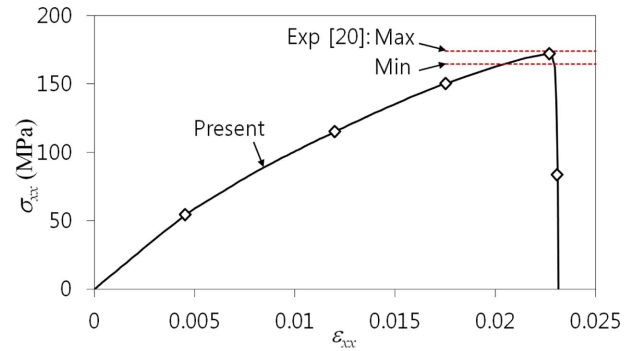


Fig. 8. Nominal stress-strain curve for $[45/90/-45]_s$ notched tensile specimen configuration

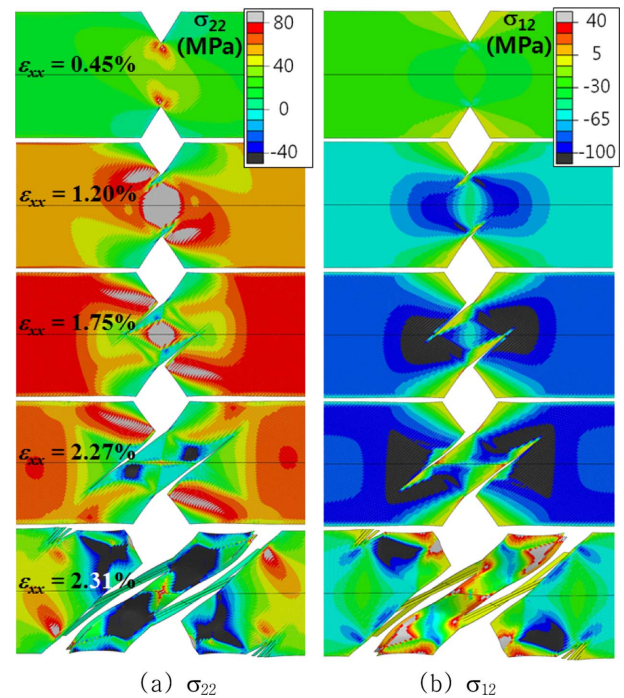


Fig. 9. History of stress distribution of 45° ply on S_1 plane for $[45/90/-45]_s$ configuration (Deformation scale factor = 5)

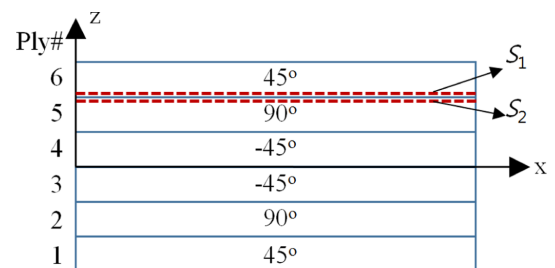


Fig. 10. Stress plotting planes of $[45/90/-45]_s$ configuration

의 차이를 보여 이 형상에 대해서도 응집영역 모델링에 의한 파괴해석이 타당하게 수행되었음을 보여주고 있다. 한편 이 그림에서 마름모로 표시된 것은 파손발생 및 진전의 주요 시점으로 Fig. 9, 11~12에 나타난 응력분포도의 명목

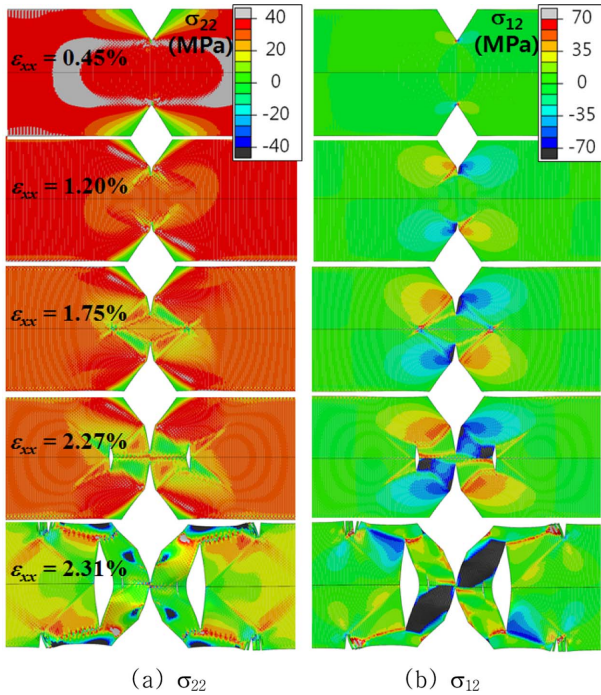


Fig. 11. History of stress distribution of 90° ply on S_2 plane for $[45/90/-45]_s$ configuration (Deformation scale factor = 5)

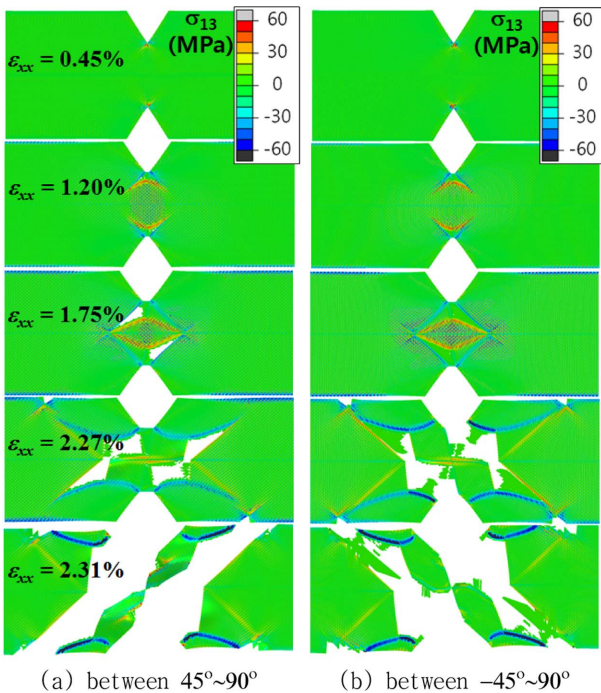


Fig. 12. History of delamination for $[45/90/-45]_s$ configuration (Deformation scale factor = 5)

응력값들에 해당하는 것이다.

이 적층순서를 가지는 양단노치 인장시편의 경우 기지 파손과 층간분리가 주 파괴모드이고 섬유파단이 없이 최종파괴에 이르는 것으로 나타났다. Fig. 9와 Fig. 11은 가해

진 명목변형률의 증가에 따라 각 층의 경계를 따라 인장 및 전단응력의 변화를 보이고 있다. 이 적층순서를 가지는 경우에는 한 층 내에서도 두께방향으로 응력이 변하게 되는데, Fig. 9에서는 Fig. 10에 정의된 바와 같이 45° 층의 아래 경계인 S_1 평면에서, 그리고 Fig. 11에서는 90° 층의 윗 경계인 S_2 평면에서의 응력분포의 변화를 나타낸다. 그림에서 45° 층은 명목변형률이 약 0.45% 일 때 노치 끝에서 응력집중에 의해 섬유분리 파손이 시작되어 섬유방향으로 전파하였다. 이 경우 균열선단에서 인장응력과 전단응력의 값이 모두 파괴강도값을 초과하여 파손의 전파가 혼합모드로 발생하였음을 알 수 있다. 명목변형률이 1.75%에서 섬유분리 균열이 중앙부분에 이르게 되고 2.27%에서 명목응력이 최대치에 도달하며 이후 파손이 급격히 진전하여 완전분리파손에 이르게 된다. 여기서는 별도로 나타내지 않았으나 내부의 -45° 층도 이와 유사한 파괴거동을 보였다.

Fig. 11에서 90° 층은 먼저 하중방향으로 발생한 기지방향의 인장응력에 의해 명목응력이 0.45%~0.5%에서 층 전체가 인장과 파괴강도를 초과하여 전체적인 파손이 시작된다. 이후 하중의 증가에 따라 파손은 TSL에 따라 서서히 진전하고 기지방향의 인장응력은 꾸준히 감소하게 되는데, 이로 인하여 Fig. 8의 응력-변형률선도의 기울기가 이 시점에서 비선형으로 전환됨을 볼 수 있다. 또한 양 노치 끝에서 기지파손 균열이 시작되어 수직방향으로 전파하며 인접한 ±45° 층의 섬유분리 파손이 중앙부분에서 교차할 때 교차 지점에서 다시 새로운 기지파손 균열이 시작하여 수직방향으로 전파한다. 90° 층의 경우 초기에는 기지방향의 인장응력에 의한 파손이 주도적이며 최종파손 발생 전후에 인접 ±45° 층의 영향으로 발생한 새로운 균열과 노치 사이의 균열이 상호작용하여 전단응력이 증가하고 이에 의해 해당 지역에서 전단파손이 발생하였다.

Fig. 11은 45°~90° 사이와 90°~-45° 사이에서의 층간분리 파손의 진전과정을 보이고 있다. 45°~90° 사이의 층간분리는 주로 +45° 층의 섬유분리 균열을 따라 그 안쪽 지역에서 발생하여 전파하였다. 반면에 90°~-45° 사이에서의 층간분리는 이보다는 약간 지연되어 나타났으며 -45° 층의 섬유분리 균열이 중앙부분을 지나가면서 90° 층의 좌우 수직방향의 섬유분리 균열이 유발시키는 시점에서 발생하여 성장하였다. 두개의 층간분리는 이후 각각 ±45° 방향으로 성장하여 최종파손 시점에는 거의 유사한 파괴형상을 보였다. 이러한 층간분리 파손형상은 참고문헌[20]의 실험사진과 비교하여 매우 유사한 형태를 보이고 있으며 또한 위에서 설명한 ±45° 층의 섬유분리 파손형상도 실험과 잘 일치하는 결과를 보였다.

4. 결 론

본 연구에서는 응집영역 모델링 기법을 사용하여 노치

가 있는 적층복합재료의 파괴거동을 연구하였다. 노치가 있는 적층복합재료 시편형상에 대해 3차원 고체요소와 섬유파괴, 기지파괴 및 층간분리를 모사하는 응집요소를 사용하여 모델링 한 후 일축인장하중을 가하여 점진적 파괴 해석을 수행하였다. 본 연구에서는 파손이 특정 선을 따라서 발생하는 것뿐만 아니라 영역에 걸쳐 발생하여 것도 모사하여 실험결과와 매우 잘 일치하는 명목응력-변형률선도를 예측하였으며 특히 선도의 기울기가 변하는 비선형 거동 메커니즘을 규명하였다. 또한 파손형상에 있어서도 참고문헌의 실험사진과 비교하여 잘 일치하였다.

본 연구에서 고려한 [90/0]_s 및 [45/90/-45]_s 적층시편의 모두 초기에는 90° 층의 전역에서 서서히 진전하는 기지방향 인장파손이 발생하였다. 이후 [90/0]_s 시편에서는 0° 층의 섬유분리, 90° 층의 기지방향의 인장 및 전단파손과 층간분리가 서로 상호작용하면서 전파하였고 마지막으로 섬유파단으로 최종파괴에 도달함을 알 수 있었다. [45/90/-45]_s 시편의 경우 $\pm 45^\circ$ 층의 섬유분리와 90° 층의 기지방향의 균열전파 및 층간분리가 발생하였으며 섬유파단이 없이 최종파괴에 이르는 것으로 나타났다.

후 기

이 논문은 2015년도 충북대학교 학술지원사업의 교내연구비 지원에 의하여 연구되었음.

REFERENCES

1. Mangalgiri, P.D., "Composite Materials for Aerospace Applications," *Bulletin of Materials Science*, Vol. 22, Iss. 3, 1999, pp. 657-664.
2. Karbhari, V.M., and Zhao, L., "Use of Composites for 21st Century Civil Infrastructures," *Computer Methods in Applied Mechanics and Engineering*, Vol. 185, Iss. 2-4, 2000, pp. 433-454.
3. Tsai, S.W., and Wu, E.M., "A General Theory of Strength for Anisotropic Materials," *Journal of Composite Materials*, Vol. 5, 1971, pp. 58-80.
4. Hashin Z., "Failure Criteria for Unidirectional Fiber Composites," *Journal of Applied Mechanics*, Vol. 47, 1980, pp. 329-334.
5. Hart-Smith, L.J., "Predictions of the Original and Truncated Maximum-strain Failure Models for Certain Fibrous Composite Laminates," *Composites Science and Technology*, Vol. 58, 1998, pp. 1151-1179.
6. Puck, A., and Schürmann, H., "Failure Analysis of FRP Laminates by Means of Physically Based Phenomenological Models," *Composites Science and Technology*, Vol. 58, 1998, pp. 1045-1067.
7. Krueger, R., "Virtual Crack Closure Technique: History, Approach, and Applications," *Applied Mechanics Reviews*, Vol. 57, No. 2, 2004, pp. 109-143.
8. Quaresimin, M. and Ricotta, M., "Stress Intensity Factors and Strain Energy Release Rates in Single Lap Bonded Joints in Composites Materials," *Composites Science and Technology*, Vol. 66, Iss. 5, 2006, pp. 647-656.
9. Matzenmiller, A., Lubliner, J., and Taylor, R.L., "A Constitutive Model for Anisotropic Damage in Fiber Composites," *Mechanics and Materials*, Vol. 20, 1995, pp. 125-152.
10. Camanho, P.P., Maimi, P., and Davila, C.G., Prediction of Size Effects in Notched Laminates using Continuum Damage Mechanics," *Composites Science and Technology*, Vol. 67, 2007, pp. 2715-2727.
11. Liu, P.F. and Zheng, J.Y., "Progressive Failure Analysis of Carbon Fiber/Epoxy Composite Laminates using Continuum Damage Mechanics," *Materials Science and Engineering: A*, Vol. 485, 2008, pp. 711-717.
12. Li, S., Thouless, M.D., Waas, A.M., Schroeder, J.A., and Zavattieri, P.D., "Use of Cohesive-Zone Model to Analyze the Fracture of a Fiber-Reinforced Polymer-Matrix Composites," *Composites Science and Technology*, Vol. 65, 2005, pp. 537-549.
13. Turon, A., Davila, C.G., Camanho, P.P., and Costa, J., "An Engineering Solution for Mesh Size Effects in the Simulation of Delamination using Cohesive Zone Models," *Engineering Fracture Mechanics*, Vol. 74, Iss. 10, 2007, pp. 1665-1682.
14. Harper, P.W., Sun, L., and Hallet, S.R., "A Study on the Influence of Cohesive Zone Interface Element Strength Parameters on Mixed Mode Behaviour," *Composites A*, Vol. 43, 2012, pp. 722-734.
15. Ercin, G.H., Camanho, P.P., Xavier, J., Catalanotti, G., Mahdi, S., and Linde, P., "Size Effect on the Tensile and Compressive Failure of Notched Composite Laminates," *Composite Structures*, Vol. 96, 2013, pp. 736-744.
16. Hettich, T., Hund, A., and Ramm, E., "Modeling of Failure in Composites by X-FEM and Level Sets within a Multiscale Framework," *Computer Methods in Applied Mechanics and Engineering*, Vol. 197, 2008, pp. 414-424.
17. Vigueras, G., Sket, F., Samaniego, C., Wu, L., Noels, L., Tjahjanto, D., Casoni, E., Houzeaux, G., Makradi, A., Molina-Aldareguia, J.M., Vazques, M., and Jerusalem, A., "An XFEM/CZM Implementation for Massively Parallel Simulations of Composites Fracture," *Composite Structures*, Vol. 125, 2015, pp. 542-557.
18. Kortschot, M.T., and Beaumont, P.W.R., "Damage Mechanics of Composite Materials I: Measurements of Damage Strength," *Composites Science and Technology*, Vol. 39, No. 4, 1990, pp. 289-301.
19. Kortschot, M.T., and Beaumont, P.W.R., "Damage Mechanics of Composite Materials II: A Damage-based Notch Strength Model," *Composites Science and Technology*, Vol. 39, No. 4, 1990, pp. 303-326.
20. Hallet, S.R., and Wisnom, M.R., "Experimental Investigation of Progressive Damage and the Effect of Layup in Notched Tensile Tests," *Journal of Composite Materials*, Vol. 40, No. 2, 2005, pp. 119-141.
21. Coats, T.W., and Harris, C.E., "A Progressive Damage Methodology for Residual Strength Predictions of Notched Composite Panels," *Journal of Composite Materials*, Vol. 33, No. 23, 1999,

- pp. 2193-2224.
22. Hallet, S.R., and Wisnom, M.R., "Numerical Investigation of Progressive Damage and the Effect of Layup in Notched Tensile Tests," *Journal of Composite Materials*, Vol. 40, No. 14, 2006, pp. 1229-1245.
 23. Xu, X.-P., and Needleman, A., "Numerical Simulation of Fast Crack Growth in Brittle Solids," *Journal of Mechanics and Physics of Solids*, Vol. 42, No. 9, 1994, pp. 1397-1434.
 24. Tvergaard, V., and Hutchinson, J.W., "The Relation between Crack Growth Resistance and Fracture Process Parameters in Elastic-plastic Solids," *Journal of Mechanics and Physics of Solids*, Vol. 40, No. 6, 1992, pp. 1377-1397.
 25. Geubelle, P.H., and Baylor, J.S., "Impact-induced Delamination of Composites: A 2D Simulation," *Composites B*, Vol. 29, Iss. 5, 1998, pp. 589-602.
 26. Benzeggagh, M.L., and Kenane, M., "Measurement of Mixed-mode Delamination Fracture Toughness of Unidirectional Glass/Epoxy Composites with Mixed-mode Bending Apparatus," *Composites Science and Technology*, Vol. 49, 1996, pp. 439-449.