

## 변형률 에너지 해방률에 기반한 Carbon/Epoxy 직교적층판의 모드 I 층간 및 층내 파괴 특성 분석

강민송\* · 전민혁\* · 김인걸\*<sup>†</sup> · 우경식\*\*

### The Characteristics for Mode I Interlaminar and Intralaminar Fractures of Cross-Ply Carbon/Epoxy Composite Laminates Based on Energy Release Rate

Min-Song Kang\*, Min-Hyeok Jeon\*, In-Gul Kim\*<sup>†</sup>, Kyeong-Sik Woo\*\*

**ABSTRACT:** This paper describes the characteristics for mode I interlaminar and intralaminar fractures of cross-ply carbon/epoxy composite laminates. We obtained mode I interlaminar fracture toughness and mode I intralaminar fracture toughness based on energy release rate and Finite Element Analysis (FEA). For this purpose, the Double-Cantilever Beam (DCB) test and FEA were performed for cross-ply DCB specimens. Also, the behavior of load-displacement curve at the interlaminar and intralaminar crack was analyzed. The results show that mode I intralaminar fracture toughness was lower than mode I interlaminar fracture toughness in the cross-ply DCB specimen.

**초 록:** 본 논문에서는 Cross-ply 탄소섬유/에폭시 복합재 적층판의 모드 I 층간분리 특성을 분석하였다. 이를 위하여 Cross-ply 시편에 대한 Double-Cantilever Beam(DCB) 시험을 수행하였다. Cross-ply DCB 시편의 경우 층간 및 층내 파괴를 포함한 복합적인 균열 성장과 기하학적 대변형에 의한 비선형성을 수반하였다. 따라서 변형률 에너지 해방률과 유한요소해석을 기반으로 비선형성을 수반한 DCB 시험에서도 적용되는 모드 I 층간 파괴인성 평가 방법을 제안하고 기존의 선형이론으로 구한 결과와 비교 분석하였다. 본 연구에서 제안한 방법으로 Cross-ply DCB 시편의 모드 I 층간 파괴인성과 모드 I 층내 파괴인성을 분류하였고 모드 I 층내 파괴인성이 더욱 낮음을 확인하였다.

**Key Words:** 복합재 적층판(Composite Laminates), 모드 I 층간 파괴인성(Mode I Interlaminar Fracture Toughness), 변형률 에너지 해방률(Strain Energy Release Rate), 층내 파괴(Intralaminar Fracture)

## 1. 서 론

층간분리는 적층 복합재에서 발생하는 특수한 파손 모드로 제작 공정상의 결함, 외부 하중 및 환경 요인 등에 의해 층간의 분리가 발생하는 파손 모드이다. 적층 복합재에

층간분리가 발생할 경우 복합재의 강성도 및 강도를 현저히 저하시킨다. 따라서 설계 단계에서 적층 복합재의 층간 분리 거동을 분석하여 층간분리 파손으로부터 강건한 구조물을 설계하여야 한다.

적층 복합재의 층간분리 거동을 설계 단계에서 분석하

Received 28 November 2018, received in revised form 23 January 2019, accepted 26 January 2019

\*Department of Aerospace Engineering, Chungnam National University

\*<sup>†</sup>Department of Aerospace Engineering, Chungnam National University, Corresponding author (E-mail: igkim@cnu.ac.kr)

\*\*School of Civil Engineering, Chungbuk National University

기 위해서는 적층 복합재의 층간분리 저항성, 즉 층간 파괴인성 특성 값을 시험을 통해 구하여야 한다. 층간 파괴인성은 일반적으로 선형탄성파괴역학의 변형률 에너지 해방률 개념으로부터 고안된 시험으로 구한다.

면내 수직 방향 응력으로 인해 균열이 개방되는 하중 조건인 모드 I 하중 조건에서의 복합재 적층판의 층간분리 저항성을 모드 I 층간 파괴인성(Mode I Interlaminar Fracture Toughness,  $G_{Ic}$ )이라 한다.  $G_{Ic}$ 를 구할 수 있는 대표적인 시험법은 Double-Cantilever Beam(DCB) 시험으로 ASTM에서는 DCB 시험 규격인 ASTM D5528[1]을 제공하고 있다.

ASTM에서 제공하는 시험 분석 방법인 Modified Beam Theory(MBT), Compliance Calibration Method(CC), Modified Compliance Calibration Method(MCC)는 선형 보(Beam) 이론을 기반으로 발전된 방법이다. 따라서 기하학적 대변형과 섬유 브릿징 등에 의한 비선형성이 수반된 DCB 시험에서는 정확한  $G_{Ic}$  값을 구하는 것에 어려움이 있으며, 일방향 복합재 적층판에 대한 DCB 시험에 적용을 권장한다.

그러나 여러 산업분야에서 활용되는 복합재 적층판은 일방향 복합재 적층판 보다 여러 방향 복합재 적층판이 많이 활용되기 때문에 여러 방향 복합재 적층판의  $G_{Ic}$  평가를 위한 시험이 수행되어야 한다. 여러 방향 복합재 적층판의 층간분리 거동의 경우 일방향 복합재 적층판과 달리 층간 파괴와 함께 기지재료 파손을 포함한 층내 파괴, 불안정하고 급진적인 균열 성장 등 복합적이고 복잡한 형태로 균열이 성장하며, 기하학적 대변형과 섬유 브릿징 등에 의한 비선형성이 수반된다.

Laksimi 등[2]은 보의 순응도에 기반하여 일방향 및 Cross-ply 탄소섬유/에폭시 복합재 DCB 시편의  $G_{Ic}$ 를 평가하였으며, Bazhenov[3]는 보의 곡률과 순응도를 이용하여 Cross-ply 유리섬유/에폭시 복합재 DCB 시편의  $G_{Ic}$ 를 분석하고 층간 및 층내 균열에 대해 상세히 분석하였다. Morais 등[4]은 Corrected Beam Theory(CBT)를 이용해 Cross-ply 탄소섬유/에폭시 복합재 DCB 시편의  $G_{Ic}$ 를 평가하고 유한요소해석에 적용하는 연구를 수행하였다.

여러 방향 복합재 DCB 시편에 대한 다수의 선행 연구들이 수행되었으나, 선행 연구들의 경우 시험을 통해 구할 수 있는 변수들로  $G_{Ic}$  식을 구성하는 과정에서 순응도 등의 선형 이론을 차용하였다. 이에 따라 비선형성을 수반하는 여러 방향 복합재 적층판의 DCB 시험에서 정확한  $G_{Ic}$ 를 구하는 것에 어려움이 있다.

따라서 복합적인 균열 성장과 기하학적 대변형에 의한 비선형성을 수반하는 DCB 시편에서도 안정적으로  $G_{Ic}$ 를 구할 수 있는 시험 평가 방법이 고안되어야 하며, 이를 통해 여러 방향 복합재 적층판의 모드 I 파손 특성이 분석되어야 한다.

본 논문은 파괴역학의 변형률 에너지 해방률을 기반으로 DCB 시험 및 유한요소해석을 이용한 파괴인성 평가를

통하여 Cross-ply 탄소섬유/에폭시 복합재 적층판의 모드 I 층간 및 층내 파괴인성을 평가하였다.

이를 위하여 ASTM D5528의 DCB 시험 절차에 따라 Cross-ply 복합재 적층판에 대한 모드 I 층간분리 시험을 수행하였으며 시험으로부터 측정된 균열 길이, 하중, 변위 데이터를 활용하여 시편에 가해진 일을 구하였다. 유한요소 기법을 활용하여 시험에서 측정된 균열 길이와 하중을 적용한 유한요소 모델을 구성한 뒤 정적 해석 수행을 통해 DCB 시편의 변위와 변형률 에너지를 구하였다. 구해진 일과 변형률 에너지의 차이를 이용하여 파괴 에너지를 계산하였으며, Cross-ply 복합재 적층판의 층간 파괴와 층내 파괴가 포함된 모드 I 층간분리 인성의 평균값( $\bar{G}_{Ic}$ )을 구하였다. 그리고 DCB 시험 결과와 균열면에서의 균열 전파 형상 분석을 통하여 구한 층간 및 층내 균열 길이비를 이용하여 Cross-ply 복합재 적층판의 모드 I 층간 파괴인성( $G_{Ic_{inter}}$ )과 모드 I 층내 파괴인성( $G_{Ic_{intra}}$ )을 구하였다. 본 연구의 분석 방법을 통해 구해진  $\bar{G}_{Ic}$ ,  $G_{Ic_{inter}}$ ,  $G_{Ic_{intra}}$ 와 ASTM D5528의 분석 방법으로 구해진  $G_{Ic}$ 를 비교 분석하였다.

## 2. 본 론

### 2.1 이론적 배경

모드 I 층간 파괴인성( $G_{Ic}$ )은 선형탄성파괴역학의 변형률 에너지 해방률 개념을 이용하여 구한다. 시편에 외력이 가해지면 시편은 외력을 변형률 에너지로 저장하고 시편이 저장할 수 있는 변형률 에너지의 임계 값을 초과하면 시편은 파괴된다. 이때 파괴에 의해 소산(해방)된 변형률 에너지를 파괴 에너지라 한다. 따라서 외력에 의해 시편에 가해진 일( $W$ )은 시편에 저장된 변형률 에너지( $U$ )와 시편의 파손에 사용된 파괴 에너지( $\Gamma$ )의 합이며 이를 식으로 나타내면 식 (1)과 같다. 각 에너지를 균열 길이( $a$ ) 변화량에 따른 에너지 변화량으로 표현하면, 균열 길이 변화량에 따른 파괴 에너지 변화량은 파괴에 의해 해방된 에너지의 비율인 에너지 해방률( $G$ )로 표현된다. 여기에 파괴시 균열 길이와 시편 폭으로 구성된 면이 생성되므로 시편 폭( $b$ )을 반영하여 정리하면 식 (2)와 같다. 따라서  $G_{Ic}$ 는 식 (3)으로 구할 수 있다.

$$W = U + \Gamma \quad (1)$$

$$\frac{\Delta W}{\Delta a} = \frac{\Delta U}{\Delta a} + \frac{\Delta \Gamma}{\Delta a} = \frac{\Delta U}{\Delta a} + bG \quad (2)$$

$$G_{Ic} = \frac{\Delta \Gamma}{\Delta a} / b \quad (3)$$

본 연구에서는 DCB 시험으로부터 성장 균열 길이에 따른 하중-변위 선도의 면적을 계산하여 시편에 가해진 일을 계산하고, 유한요소해석을 통해 시편에 저장된 변형률 에

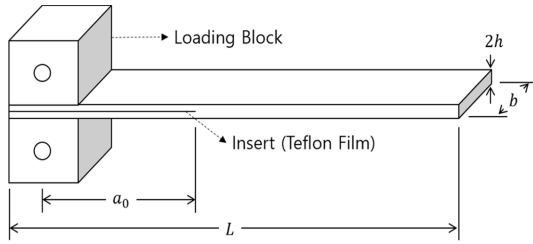


Fig. 1. Diagram of DCB Test Specimen

Table 1. Specification of DCB Specimens

Type	Cross-ply Specimen
Prepreg	UD Carbon (T700 Grade) / Epoxy (CP125NS, T&S Advanced Material Co.)
Stacking Sequence	$[0/90]_6//[90/0]_6$
Thickness (2h) [mm]	3.15
Initial Crack ( $a_0$ ) [mm]	50.0
Length (L) [mm]	160
Width (b) [mm]	20.0

너지를 계산하여 직접 파괴 에너지를 계산하였다. 그리고 파괴 에너지와 균열 길이 선도의 기울기를 통해  $\bar{G}_{ic}$ 와  $G_{Ic,inter}$ 를 구하였다. 직접적으로 파괴 에너지를 계산하기 때문에 복합적인 층간분리 형태와 기하학적 대변형, 섬유 브러징 등에 의한 비선형성이 수반된 DCB 시험에서도 적용이 가능하다.

## 2.2 DCB 시험

ASTM D5528의 절차에 따라 Cross-ply 복합재 적층판에 대한 DCB 시험을 수행하였다. 시편은  $[0/90]_6//[90/0]_6$ 로 일방향 탄소섬유/에폭시 프리프레그를 적층하여 오토클레이브 공정을 통해 제작하였으며, 초기 균열은 13  $\mu\text{m}$  두께의 Teflon Film을 시편의 중간 층에 삽입하여 구현하였다. 평균 두께 3.15 mm의 복합재 판재 형태로 제작하여 워터젯 가공을 통해 길이 160 mm, 폭 20 mm로 시편을 제작하였다. 시편에 하중을 가하기 위한 연결체인 Loading Block은 강철재료로 가로 25 mm, 세로 25 mm, 폭 20 mm 크기로 제작하였으며, 하중 점부터 초기 균열이 끝나는 지점까지의 길이인 초기 균열 길이( $a_0$ )가 50 mm가 되는 지점에 부착하였다. 성장 균열의 길이를 모니터링하기 위하여 시편의 옆면에 3 mm 간격으로 눈금을 표시하였다. 시편 모식도는 Fig. 1과 같으며, 시험에 사용된 DCB 시편의 정보는 Table 1과 같다.

DCB 시험은 100 kN 용량의 만능시험기(Instron 5900R)를 이용해 변위 제어 방식으로 0.5 mm/min의 Crosshead 속도로 수행하였다. 또한 DCB 시험이 50 N 미만의 비교적 작은 하중에서 수행될 것으로 예상하여 2 kN 용량의 로드셀을

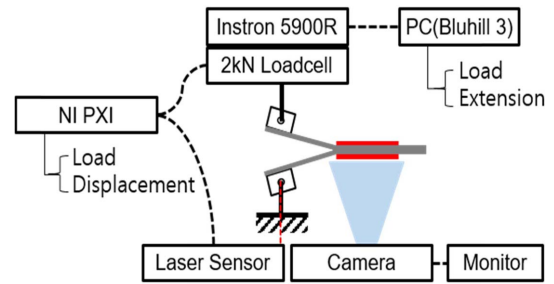


Fig. 2. Schematic of DCB Test Set-up

추가로 장착하여 하중 정보를 취득하였다. 그리고 정확한 변위 정보를 취득하기 위하여 만능시험기와 레이저 변위 센서(M5L/20)를 이용해 측정된 만능시험기의 Crosshead 변위를 상호 모니터링 하였다. 균열의 성장 길이는 고해상도 카메라를 이용하여 취득하였으며, 만능시험기의 실시간 하중, 변위 디스플레이 모니터를 시편 뒤편에 위치시켜 균열 길이와 하중, 변위 데이터를 동시에 촬영하여 측정 결과들을 동기화하였다.

Cross-ply DCB 시편의 경우 불안정하고 불규칙적으로 균열이 성장하기 때문에 본 연구에서는 하중-변위 선도를 분석하여 하중이 급감하는 지점을 임계 하중으로 지정하고 그때의 균열 길이를 이미지 분석을 통해 측정하였다.

## 2.3 유한요소해석

외력에 의해 DCB 시편에 저장된 변형률 에너지를 계산하기 위하여 유한요소해석(Finite Element Analysis, FEA)을 수행하였다. 유한요소 모델링 및 해석은 상용 프로그램인 MSC.Patran/Nastran으로 수행하였다.

유한요소 모델에 입력한 재료의 물성은 ASTM D3039[5], ASTM D3518[6]의 시험 규격에 따라 기초 물성시험을 수행하여 구하였다. 기초 물성시험을 통해 구해진 시편의 물성

Table 2. Material Properties of UD Carbon/Epoxy Lamina

Property	Avg.	STDEV.
Longitudinal Modulus [GPa]	136	4.02
Transverse Modulus [GPa]	7.62	0.15
Major Poisson's Ratio	0.27	0.012
In-plane Shear Modulus [GPa]	3.59	0.06

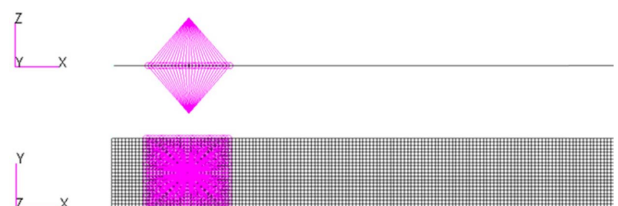


Fig. 3. Finite Element Model for Analysis



은 Table 2와 같다.

Fig. 3과 같이 균열 길이별로 유한요소 모델을 구성한 뒤 균열 길이에 따른 임계 하중을 적용하였다. 유한요소해석으로부터 얻은 변위와 시험에서 얻은 변위를 비교하여 유한요소 모델의 타당성을 확인하였다. 가장 적합한 모델을 구하기 위하여 해석 종류에 따른 결과를 비교 분석하였다. DCB 시편은 2D Shell Laminate 요소(CQUAD4)로 모델링 하였으며, Loading Block은 Rigid Body Elements (RBE)로 구현하였다. 구성된 모델에 대한 선형 정적해석(SOL 101)과 Implicit 비선형 해석(SOL 400)을 수행하여 결과를 비교하였다.

### 3. 결과 및 고찰

#### 3.1 DCB 시험 결과

시험 수행 중 관찰된 Cross-ply DCB 시편의 균열 진전 형상은 Fig. 4와 같다. Cross-ply 시편에 대한 DCB 시험 시작부터 종료시까지 기지재료 파손, 섬유 브릿징 현상과 함께 불규칙하고 불안정한 형태로 균열이 진전되었다. Cross-ply 시편에 대한 DCB 시험에서 균열 길이가 55 mm부터 약 100 mm까지 성장하는 동안 측정된 하중-변위 선도는 Fig. 5와 같다.

시험에서 관찰된 섬유 브릿징, 불규칙하고 불안정한 균열 성장으로 인해 하중-변위 선도의 형태가 불규칙한 양상을 보였다. Cross-ply 시편의 모드 I 하중에 따른 균열 성장은 층과 층 사이에서 발생하는 층간(Interlaminar) 균열과 층 내에서 발생하는 층내(Intralaminar) 균열로 나타났다. 층간 균열은 주로 0°층과 90°층 사이에서 발생하였으며, 층내 균열은 90°층 내에서 발생하였다.



Fig. 4. Crack Propagation Shape during the Cross-ply DCB Test

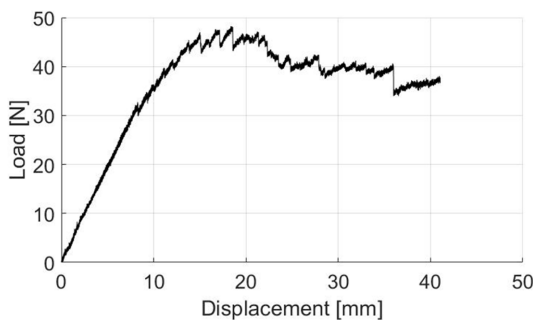
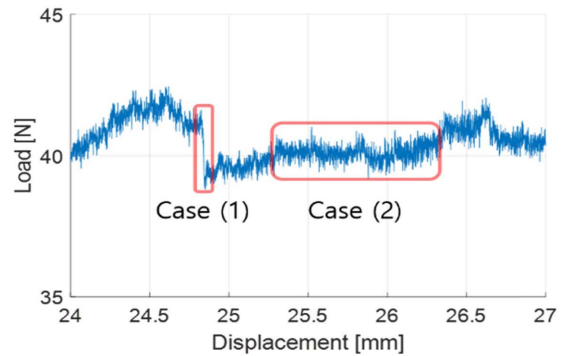
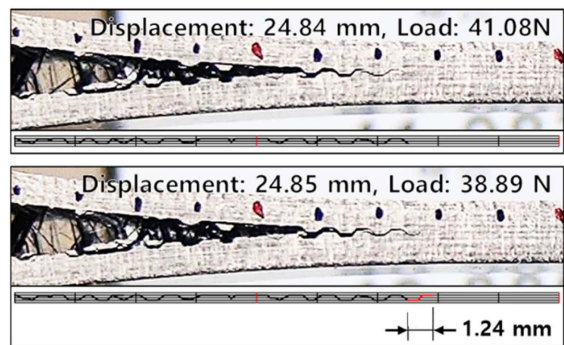


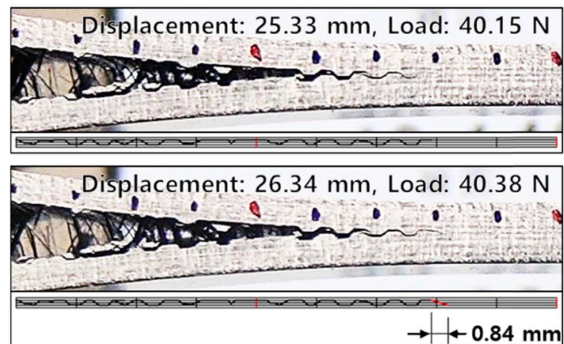
Fig. 5. Load-Displacement Curves of the DCB Test for Cross-ply Specimens



(a) Load-Displacement Behavior



(b) Crack Propagation Shape of Case (1)



(c) Crack Propagation Shape of Case (2)

Fig. 6. Crack Propagation Shape of the Different Load-Displacement Behavior Case

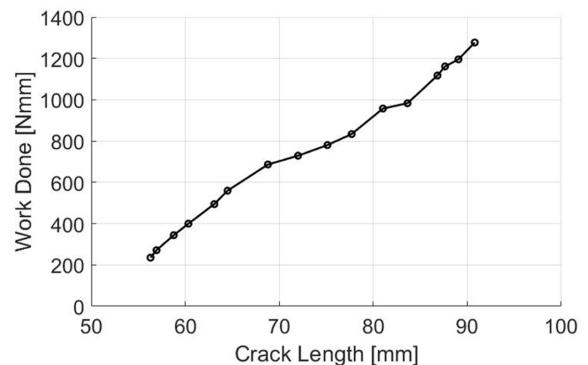


Fig. 7. Work Done-Crack Length Curve Obtained by Load-Displacement Curves from DCB Test

Cross-ply DCB 시편의 균열 진전 특성은 Fig. 6과 같이 층간 균열 또는 층간 균열과 층내 균열이 혼합된 형태로 급진적으로 균열이 성장하는 경우(Case (1))와 점진적인 형태로 층내 균열만 성장하는 경우(Case (2))로 관찰되었다.

Fig. 6(b)에서 볼 수 있듯이 Case (1)의 경우 24.84 mm의 변위에서 층간 균열과 층내 균열이 혼합된 형태로 급진적으로 성장하였으며, 이 때 하중이 급감함을 확인하였다. Fig. 6(c)에서 볼 수 있듯이 Case (2)의 경우 약 1 mm 가량의 변위가 증가하는 동안 점진적으로 층내 균열이 성장하였으며, 이 때 하중의 변화가 거의 없음을 확인하였다.

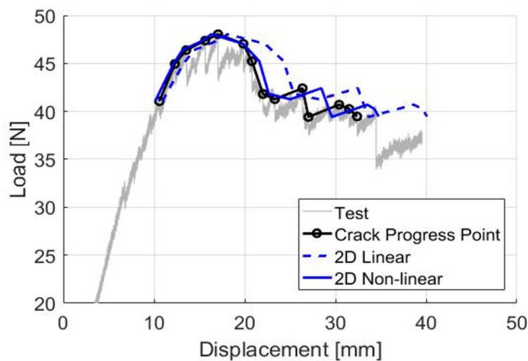
DCB 시험에서 구해진 임계 하중 및 균열 길이 정보를 기반으로 하중-변위 선도의 넓이를 계산하여 외력에 의해 시편에 가해진 일을 구하였다. Cross-ply DCB 시편에 대한 일-균열 길이 선도는 Fig. 7과 같다.

**3.2 유한요소해석 결과**

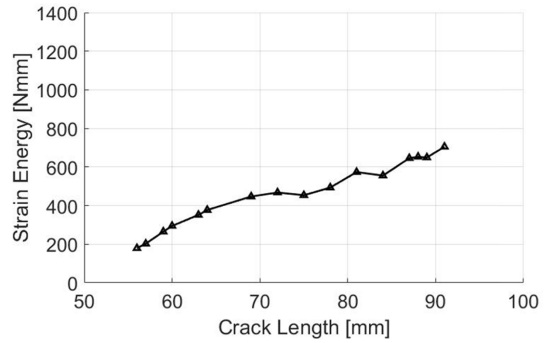
외력에 의해 변형된 시편에 저장된 변형률 에너지를 계산하기 위하여 Cross-ply DCB 시편에 대한 유한요소해석을 수행하였다.

2D Shell Laminate 요소(CQUAD4)로 모델을 구성하여 선형 정적 해석과 Implicit 비선형 해석을 수행하였다. Cross-ply 시편에 대한 DCB 시험의 하중-변위 선도와 유한요소해석을 통해 구한 하중-변위 선도를 비교한 결과는 Fig. 8과 같다.

첫 번째 임계 하중 지점에서의 균열 길이는 56.3 mm이며 변위는 약 10 mm로 나타났다. 일반적으로 보 길이의 10%가 넘는 굽힘 변형이 발생하면 기하학적 대변형에 의한 비선형성을 고려해야 한다. 따라서 첫 번째 임계 하중 지점에서부터 DCB 시편은 비선형성을 띄고 있기 때문에 선형 해석 결과보다 비선형 해석 결과가 시험 결과와 잘 일치함을 볼 수 있다. 변위가 증가할수록 오차가 증가하지만 최대 시험 변위인 32.4 mm에서 발생한 오차는 2 mm 수준으로 약 6%의 오차를 보였기 때문에 비선형 해석 결과가 시험 결과를 잘 모사하는 것으로 판단하였다.



**Fig. 8.** A Comparison of the Load-Displacement Curves for Cross-ply DCB Test and FEA Results

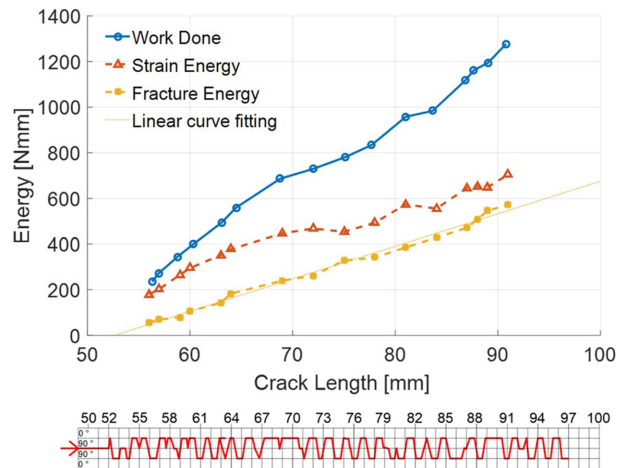


**Fig. 9.** Strain Energy-Crack Length Curve Obtained by Finite Element Analysis

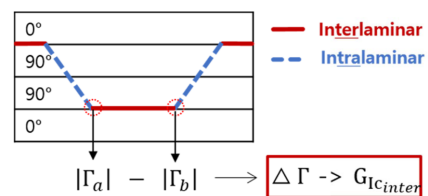
따라서 실제 시편의 거동을 잘 모사한 비선형 해석 결과를 이용하여 변형률 에너지를 계산하였다. 유한요소해석을 통해 구해진 Cross-ply DCB 시편에 대한 변형률 에너지-균열 길이 선도는 Fig. 9와 같다.

**3.3 모드 I 층간 파괴인성 계산 및 비교 분석**

층간 파괴와 층내 파괴가 포함된 Cross-ply DCB 시편의 평균 모드 I 층간분리 인성( $\bar{G}_{Ic}$ )을 구하기 위하여 외력에 의한 일과 변형률 에너지의 차로 파괴 에너지를 구하였으며, 에너지-균열 길이 선도를 작성하여 파괴 에너지-균열 길이 선도의 기울기로부터  $\bar{G}_{Ic}$ 를 계산하였다.



**Fig. 10.** Energy-Crack Length Curves of Cross-ply DCB Specimen



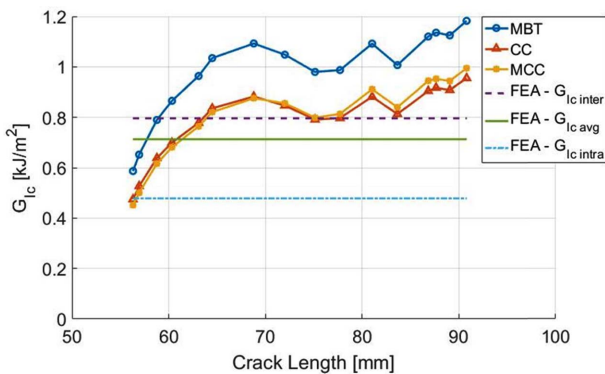
**Fig. 11.** Diagram of Crack Propagation of Cross-ply DCB Specimen

**Table 3.** Characteristics of Interlaminar and Intralaminar Cracks for Cross-ply DCB Specimen

Conditions	Unit	Value
Total Horizontal Crack Length	mm	42.0
Total Interlaminar Crack Length	mm	24.4
Total Intralaminar Horizontal Crack Length	mm	17.6
Avg. Angle of Intralaminar Cracks	Deg.	37.1
Total Intralaminar Crack Length	mm	22.0
Total Crack Length	mm	46.5
Percentage of Interlaminar Cracks	%	52.6
Percentage of Intralaminar Cracks	%	47.4
$\bar{G}_{Ic}$	kJ/m <sup>2</sup>	0.713
$G_{Icinter}$	kJ/m <sup>2</sup>	0.796
$G_{Icitra}$	kJ/m <sup>2</sup>	0.478

**Table 4.** Mode I Interlaminar Fracture Toughness Obtained by ASTM D5528 and FEA

Method	MBT	CC	MCC	FEA
Avg. [kJ/m <sup>2</sup> ]	0.944	0.734	0.746	0.713
STDEV. [kJ/m <sup>2</sup> ]	0.187	0.145	0.168	-



**Fig. 12.** R-Curves of Cross-ply DCB Specimen

Cross-ply DCB 시편의 에너지-균열 길이 선도는 Fig. 10과 같으며,  $\bar{G}_{Ic}$ 는 0.713 kJ/m<sup>2</sup>으로 계산되었다.

동일한 방법으로 모드 I 층간 파괴인성( $G_{Icinter}$ )을 구하였다. Fig. 11과 같이 DCB 시험에서 층간으로만 균열이 성장한 3개 구간의 데이터를 확보하여 유한요소해석을 수행하였으며, 에너지-균열 길이 선도를 이용하여  $G_{Icinter}$ 를 구하였다. 그리고 층간 균열과 층내 균열의 길이비를 이용하여  $G_{Icitra}$ 를 계산하였다. 시험을 통해 획득한 균열 특성과 파괴인성 값은 Table 3과 같다.

ASTM D5528에 제시된 DCB 시험 평가방법인 MBT, CC, MCC를 이용해 구해진  $G_{Ic}$ 와 유한요소해석을 이용해 구해진  $\bar{G}_{Ic}$ 는 Table 4와 Fig. 12와 같다.

ASTM 분석 방법을 통해  $G_{Ic}$ 를 구한 경우 각 평가방법간

의 평균  $G_{Ic}$  값의 차이가 크게 나타났으며, 표준편차역시 평균의 20% 내외로 크게 나타남을 확인하였다. 이러한 경향은 Cross-ply 시편의 DCB 시험에서 관찰되었던 기하학적 대변형, 섬유 브릿징 등에 의한 비선형성과 불안정한 균열 성장에 따른 것으로 판단되었다.

반면에 시험을 통해 구해진 일과 유한요소해석을 통해 구해진 변형률 에너지의 차이로 계산된 파괴 에너지로부터 구한 모드 I 층간분리 인성의 경우, 파괴 에너지-균열 길이 선도의 기울기를 이용하기 때문에 하나의 값으로 도출되었다. 그리고 기존의 ASTM 분석 방법으로는 분류가 어려운  $G_{Icinter}$ 와  $G_{Icitra}$ 를 분류하였다.

### 4. 결론

본 논문에서는 DCB 시험 및 유한요소 해석을 이용하여 직접적인 파괴 에너지 계산을 통해 Cross-ply 복합재 적층판에 대한 모드 I 층간분리 인성을 평가하였으며 다음과 같은 결론을 얻었다.

(1) ASTM D5528에 제시된 MBT, CC, MCC 분석 방법을 이용해 계산된 결과와의 비교 분석을 수행하였다. 이를 통해 유한요소해석을 이용한 방법으로 복합적인 균열 성장 형태 및 비선형이 수반된 시험에서도 안정적인  $G_{Ic}$ 를 구할 수 있음을 확인하였다.

(2) 모드 I 하중 하에서 층간 파괴와 층내 파괴가 발생하는 시편에 대하여, 기존의 ASTM 분석 방법으로는 분류가 어려운 모드 I 층간 파괴인성( $G_{Icinter}$ )과 모드 I 층내 파괴인성( $G_{Icitra}$ )을 유한요소기법을 이용하여 변형률 에너지 해방률 기반으로 평가할 수 있음을 확인하였다.

(3) Cross-ply DCB 시편의 균열 성장 특성 분석결과, 층간 균열 또는 층간 균열과 층내 균열을 포함하는 급진적인 균열 성장시 하중-변위 선도에서 하중이 급감하는 경향을 확인하였으며, 점진적인 층내 균열 성장시 변위는 증가하나 하중은 증가하지 않는 경향을 확인하였다.

(4) Cross-ply DCB 시편에 대한 모드 I 층간분리 인성 평가 결과 90°층내의 모드 I 층내 파괴인성이 0°층과 90°층 사이의 모드 I 층간 파괴인성보다 낮음을 확인하였다.

향후, 유한요소해석 모델을 개선하여 변형률 에너지 해석의 정밀성을 증대시킬 예정이다. 또한 이방성재료로 구성된 구조물의 균열 선단에서의 응력장 분석을 통해 Cross-ply DCB 시편의 균열 성장의 방향성과 층간 파괴와 층내 파괴가 반복적으로 일어나는 메커니즘에 대한 연구를 수행할 예정이다.

### 후 기

본 연구는 한국항공우주산업(주)의 지원을 받아 수행한 연구입니다.

## REFERENCES

1. ASTM D5528, *Standard Test Method for Mode I Interlaminar Fracture Toughness of Unidirectional Fiber-Reinforced Polymer Matrix Composites*.
2. A. Laksimi, M. L. Benzeggagh, G. Jing, M. Hecini, and J. M. Roelandt, "Mode I Interlaminar Fracture of Symmetrical Cross-ply Composites," *Composites Science and Technology*, Vol. 41, No. 2, 1991, pp. 147-164.
3. S. Bazhenov, "Interlaminar and Intralaminar Fracture Modes in 0/90 Cross-ply Glass/epoxy Laminate," *Composites*, Vol. 26, No. 2, 1995, pp. 125-133.
4. A. De Morais, M. De Moura, A. Marques, and P. De Castro, "Mode-I Interlaminar Fracture of Carbon/epoxy Cross-ply Composites," *Composites Science and Technology*, Vol. 62, No. 5, 2002, pp. 679-686.
5. ASTM D3039, *Standard Test Method for Tensile Properties of Polymer Matrix Composite Materials*.
6. ASTM D3518, *Standard Test Method for In-Plane Shear Response of Polymer Matrix Composite Materials by Tensile Test of a  $\pm 45^\circ$  Laminate*.
7. M. W. Czabaj and J. G. Ratcliffe, "Comparison of Intralaminar and Interlaminar Mode I Fracture Toughnesses of a Unidirectional IM7/8552 Carbon/epoxy Composite," *Composites Science and Technology*, Vol. 89, 2013, pp. 15-23.
8. M. De Moura, R. D. Campilho, A. Amaro, and P. Reis, "Interlaminar and Intralaminar Fracture Characterization of Composites under Mode I Loading," *Composite Structures*, Vol. 92, No. 1, 2010, pp. 144-149.
9. G. Frossard, J. Cugnoni, T. Gmür, and J. Botsis, "Ply Thickness Dependence of the Intralaminar Fracture in Thin-ply Carbon-epoxy Laminates," *Composites Part A: Applied Science and Manufacturing*, Vol. 109, 2018, pp. 95-104.
10. M. Iwamoto, Q.-Q. Ni, T. Fujiwara, and K. Kurashiki, "Intralaminar Fracture Mechanism in Unidirectional CFRP Composites: Part I: Intralaminar Toughness and AE Characteristics," *Engineering Fracture Mechanics*, Vol. 64, No. 6, 1999, pp. 721-745.
11. S. Jose, R. R. Kumar, M. Jana, and G. V. Rao, "Intralaminar Fracture Toughness of a Cross-ply Laminate and Its Constituent Sub-laminates," *Composites Science and Technology*, Vol. 61, No. 8, 2001, pp. 1115-1122.
12. G. Pappas and J. Botsis, "Intralaminar Fracture of Unidirectional Carbon/epoxy Composite: Experimental Results and Numerical Analysis," *International Journal of Solids and Structures*, Vol. 85, 2016, pp. 114-124.
13. N. Choi, A. Kinloch, and J. Williams, "Delamination Fracture of Multidirectional Carbon-fiber/epoxy Composites under Mode I, Mode II and Mixed-mode I/II Loading," *Journal of Composite Materials*, Vol. 33, No. 1, 1999, pp. 73-100.
14. A. Pereira and A. De Morais, "Mode I Interlaminar Fracture of Carbon/epoxy Multidirectional Laminates," *Composites Science and Technology*, Vol. 64, No. 13-14, 2004, pp. 2261-2270.
15. M. B. M. Rehan, J. Rousseau, S. Fontaine, and X.-J. Gong, "Experimental Study of the Influence of Ply Orientation on DCB Mode-I Delamination Behavior by Using Multidirectional Fully Isotropic Carbon/epoxy Laminates," *Composite Structures*, Vol. 161, 2017, pp. 1-7.
16. Z. H. Xie, X. Li, J. Zhao, J. Hao, Y. P. Sun, and X. D. Sui, "Study on the Mode I Interlaminar Fracture Toughness of Multi-directional Composite Laminates," *Advanced Materials Research*, Vol. 718, 2013, pp. 186-190.