

응집영역모델을 이용한 섬유금속적층판 접착층의 모드 I, II 파괴 거동 물성평가

이병언* · 박으뜸** · 고대철*** · 강범수** · 송우진***†

Evaluation of Fracture Behavior of Adhesive Layer in Fiber Metal Laminates using Cohesive Zone Models

Byoung-Eon Lee*, Eu-Tteum Park**, Dae-Cheol Ko***, Beom-Soo Kang**, Woo-Jin Song***†

ABSTRACT: An understanding of the failure mechanisms of the adhesive layer is decisive in interpreting the performance of a particular adhesive joint because the delamination is one of the most common failure modes of the laminated composites such as the fiber metal laminates. The interface between different materials, which is the case between the metal and the composite layers in this study, can be loaded through a combination of fracture modes. All loads can be decomposed into peel stresses, perpendicular to the interface, and two in-plane shear stresses, leading to three basic fracture mode I, II and III. To determine the load causing the delamination growth, the energy release rate should be identified in corresponding criterion involving the critical energy release rate (G_c) of the material. The critical energy release rate based on these three modes will be G_{IC} , G_{IIC} and G_{IIIC} . In this study, to evaluate the fracture behaviors in the fracture mode I and II of the adhesive layer in fiber metal laminates, the double cantilever beam and the end-notched flexure tests were performed using the reference adhesive joints. Furthermore, it is confirmed that the experimental results of the adhesive fracture toughness can be applied by the comparison with the finite element analysis using cohesive zone model.

초 록: 섬유금속적층판과 같은 하이브리드 소재는 여러 방향의 하중에 의한 접착층의 파괴로 인해 층간분리가 발생할 수 있다. 모든 하중은 수직 방향의 응력과 면내 두 방향의 전단 응력으로 분해할 수 있으며, 이러한 하중은 접착층의 모드 I, II, III 파괴를 일으킨다. 따라서 하중에 의한 층간분리 현상을 예측하기 위해, 접착층의 모드별 임계 에너지 해방률을 도출하는 것이 중요하다. 본 연구에서는 접착층의 모드 I 임계 에너지 해방률을 측정하기 위해 double cantilever beam 시험을 수행하였으며, 모드 II 임계 에너지 해방률을 측정하기 위해 end-notched flexure 시험을 수행하였다. 또한, 실험으로부터 도출한 임계 에너지 해방률을 ABAQUS의 응집영역모델에 적용하여 유한요소해석을 수행하였으며, 실제 실험 결과와의 비교를 통해 층간분리 현상에 대한 수치해석 기법 적용의 유효성을 입증하였다.

Key Words: 섬유금속적층판(Fiber metal laminates), DCB 시험(Double cantilever beam test), ENF 시험(End-notched flexure test), 에너지 해방률(Energy released rate), 응집영역모델(Cohesive zone model)

Received 24 March 2016, received in revised form 28 April 2016, accepted 28 April 2016

*Aerospace Engineering Team 1, Koreanair R&D Center

**Department of Aerospace Engineering, Pusan National University

***Graduate School of Convergence Science, Pusan National University

***†Graduate School of Convergence Science, Pusan National University, Corresponding author (E-mail: woodysong@pusan.ac.kr)

1. 서 론

섬유금속적층판(fiber metal laminates, FMLs)은 외부에 금속과 내부에 복합재료 그리고 접착필름을 이용하여 만들어진 하이브리드 소재다. 섬유금속적층판은 차체의 경량화 및 내충격성을 증대시키기 위하여 자동차의 임팩트 빔(impact beam)이나 범퍼(bumper) 등의 차체 구조물에 금속을 대신하여 적용함으로써 보다 효과적인 경량화를 이룰 수 있다 [1]. Compston[2]과 Vlot[3] 등은 유리섬유/에폭시를 사용하여 제작된 섬유금속적층판으로 충격실험을 수행하여, 섬유금속적층판이 일반적인 금속에 비하여 손상에 대한 저항이 우수하다고 보고하였다.

기존에 자동차 업계 및 항공 우주 산업에서는 유리섬유강화 플라스틱(glass-fiber-reinforced plastic, GFRP)이나 아라미드 섬유 강화 플라스틱(aramid-fiber-reinforced plastic)과 금속 재료를 교대로 적층한 섬유금속적층판을 연구 및 적용하고 있으며 [4-6], 최근에는 보강재(fiber)와 기지재(matrix)가 동일한 폴리프로필렌으로 만들어진 자기 강화형 폴리프로필렌(self-reinforced polypropylene, SRPP)을 이용한 섬유금속적층판의 적용에 관한 연구가 진행되고 있다 [7,8].

섬유금속적층판의 경우, Fig. 1과 같이 적층되어 있기 때문에 기존의 금속 소재와 달리 복잡한 파괴 거동을 관찰할 수 있다. 그 중, 금속과 복합재료 사이의 계면 파괴가 대표적이다. 섬유금속적층판은 이중 소재를 접합한 복합재료이기 때문에 면의 수직 방향 또는 전단 방향의 하중이 작용하면 내부 계면에서 층간분리(delamination)가 발생하게 되어 섬유금속적층판의 물성치가 급격히 저하되는 단점을 가지고 있다. 따라서 이러한 섬유금속적층판의 층간분리 현상을 실험적으로 명확히 규명해야 한다. 최근에는 이러한 층간분리 현상을 규명하기 위해 접착제의 임계 에너지 해방률(critical energy release rate, G_c)을 도출하여 [9,10], 수치적 방법을 통해 층간 파괴 거동을 예측하기도 한다.

본 연구에서는 섬유금속적층판의 층간분리를 규명하기 위해 DCB(double cantilever beam)과 ENF(end-notched flexure) 실험을 수행하였다. 시험에서 도출한 하중과 변위, 층간분리 길이를 사용하여 모드 I, II 임계 에너지 해방률을 도출하였으며, 도출한 해방률은 상용 유한요소해석 프로그램인 ABAQUS의 응집영역모델(cohesive zone model, CZM)에

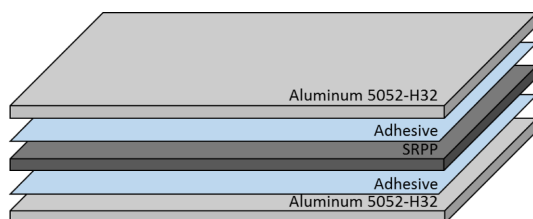


Fig. 1. Configuration of fiber metal laminates

적용하여 실제 실험 결과와의 비교를 통해 섬유금속적층판의 층간분리 현상에 대한 수치해석 기법 적용의 유효성을 입증하였다.

2. 실험

섬유금속적층판의 모드 I, II 임계 에너지 해방률을 도출하기 위해 DCB 그리고 ENF 시험을 수행하였다. 시험을 수행하기 위해 2 mm 두께의 알루미늄 5052-H32와 Fait plast사의 폴리올레핀 접착제인 Faitem 접착제를 사용하여 시편을 제작하였다. 알루미늄 시편을 접착시키기 위해 Fig. 2와 같은 사이클로 열을 가하였으며, 용융된 접착제의 기포를 제거하기 위해 약 0.4 MPa의 압력과 0.096 MPa의 진공압을 가하였다. 제작이 완료된 시편은 상온 조건에서 서서히 냉각시켰다.

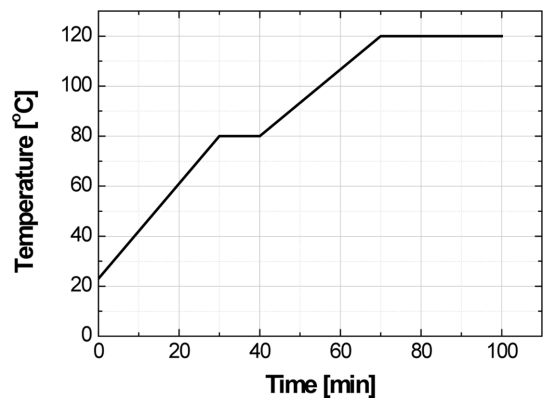
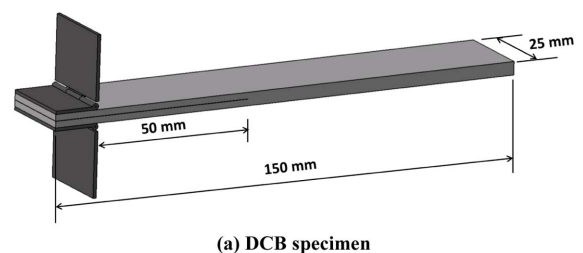
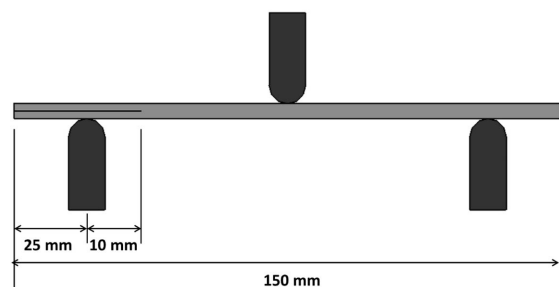


Fig. 2. Thermal cycle for manufacturing the fiber metal laminates



(a) DCB specimen

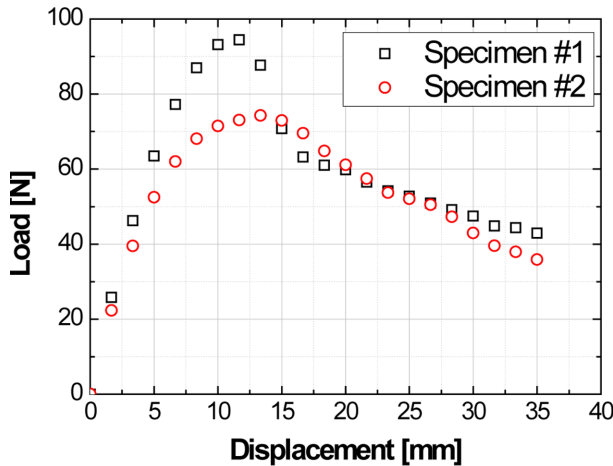


(b) ENF specimen

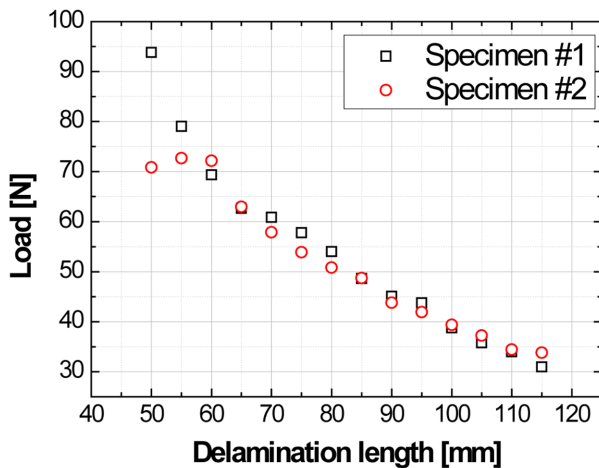
Fig. 3. Configurations of the specimens

2.1 Double cantilever beam 시험

DCB 시험은 복합재료의 내부 계면에 대한 모드 I 에너지 해방률을 도출하기 위한 시험 중 하나다[11-13]. 이 방법은 선형탄성파괴역학(linear elastic fracture mechanics)을 기반 하였으며, 측정하중과 변위 그리고 층간분리 길이 등을 사용하여 에너지 해방률 G_I 를 도출한다. DCB 시험의 시편은 ASTM D5528을 참고하여 Fig. 3(a)와 같이 폭 25 mm이며, 길이 150 mm로 제작되었다[14]. 이때, 시편 제작 시 이형필름을 사용하여 약 50 mm의 초기 층간분리 길이를 얻었다. 또한, 시험을 수행하면서 시편의 층간분리 길이를 측정하기 위해 시편의 전단부에 5 mm 간격의 눈금을 표시하였다. DCB 시험은 Instron 사의 만능재료시험기(Instron 5566)를 사용하여 수행되었으며, 이때 인장속도는 약 10 mm/min이다. Instron 5566의 측정 장비에서 하중과 변위를 도출하였으며, 층간분리 길이는 영상 촬영 방법을 통해 측정하였다. 이때, 층간분리 길이에 따른 하중과 변위는 영상에서의 시간과 시험 데이터에서 측정된 시간과 비교하여 얻을 수 있다.



(a) Load-displacement curves



(b) Load-delamination length curves

Fig. 4. Experimentally obtained curves by the DCB test

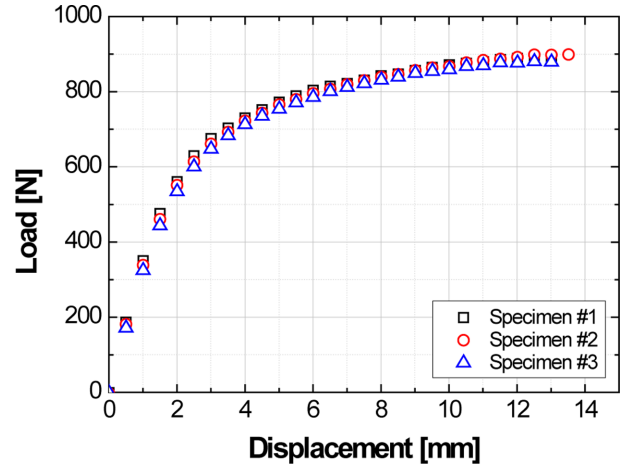


Fig. 5. Load-displacement curves obtained by the ENF test

도출한 하중과 변위는 Fig. 4(a)와 같으며, 층간분리 길이에 따른 하중은 Fig. 4(b)와 같다.

2.2 End-notched flexure 시험

ENF 시험은 DCB 시험과 달리 모드 II 에너지 해방률을 도출하기 위한 시험 중 하나다[15,16]. ENF 시험의 시편은 Fig. 3(b)와 같이 폭 25 mm와 길이 150 mm로 제작되었으며, 기존의 연구 사례를 참고하여 약 10 mm의 초기 층간분리 길이를 얻었다[17]. ENF 시험은 Fig. 3(b)와 같이 3점 굽힘 시험을 수행하게 되며, 시험은 MTS 사의 만능재료시험기(MTS 793)를 사용하여 수행되었다. 이때 인장속도는 약 2 mm/min이다. ENF 시험을 수행하여 측정한 하중과 변위는 Fig. 5와 같다.

3. 임계 에너지 해방률 도출

3.1 모드 I 에너지 해방률

DCB 시험으로부터 도출한 하중과 변위 그리고 층간분리 길이를 사용하여 이론적으로 에너지 해방률을 도출할 수 있다. 본 연구에서는 모드 I 에너지 해방률을 도출하기 위해 MBT(modified beam theory), CCM(compliance calibration method), MCCM(modified compliance calibration method)를 사용하였으며[14], 각 방법에 의해 도출한 임계 에너지 해방률을 비교하였다.

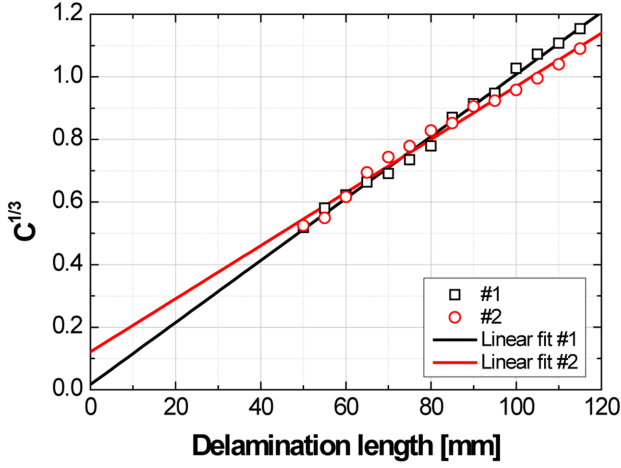
3.1.1 Modified beam theory

MBT 방법은 층간분리가 발생한 부분의 전면부가 완전 구속되어 있다는 가정하에 아래와 같은 식으로 모드 I 임계 에너지 해방률을 정의할 수 있다.

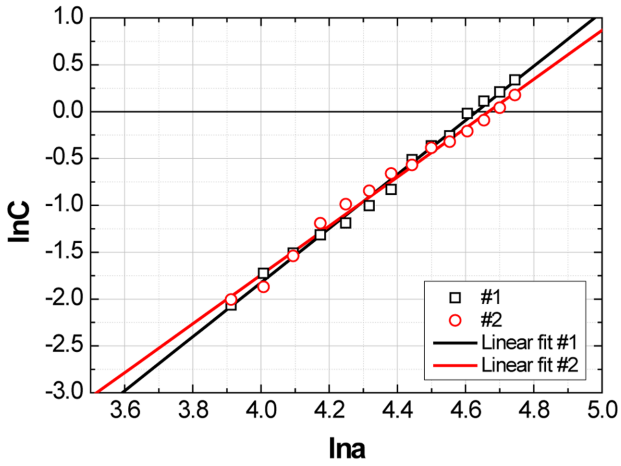
$$G_I = \frac{3P\delta}{2ba} \quad (1)$$

P 는 측정 하중, δ 는 수직 방향의 변위, b 는 시편의 폭, a 는

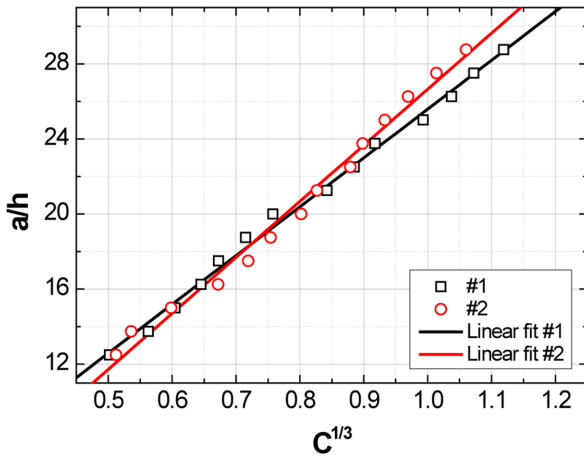
층간분리 길이이다. 식 (1)의 경우 복잡하지 않은 식으로 에너지 해방률을 도출할 수 있는 장점을 가지고 있으나, 실제



(a) MBT



(b) CCM



(c) MCCM

Fig. 6. Calculation of correction factors

시험에서는 층간분리가 발생될 시 시편에 회전운동이 발생하게 되어 층간분리 길이를 보정할 필요가 있다. 따라서 층간분리 길이를 보정하기 위해 아래와 같은 식으로 에너지 해방률을 보정하였다.

$$G_I = \frac{3P\delta}{2b(a+|\Delta|)} \quad (2)$$

Δ 는 층간분리 길이의 보정인자로서, Fig. 6(a)와 같이 층간분리 길이에 대한 절편으로 도출할 수 있다. 이때, C 는 컴플라이언스이며, 변위와 측정 하중에 대한 비율인 δ/P 다.

3.1.2 Compliance calibration method

CCM은 로그화한 컴플라이언스와 층간분리 길이를 Fig. 6(b)와 같이 나타낸 후, 선형 곡선접합을 사용하여 도출한 기울기를 사용한 방법이다. CCM을 사용한 에너지 해방률은 아래와 같이 정의할 수 있다.

$$G_I = \frac{nP\delta}{2ba} \quad (3)$$

n 은 로그화한 컴플라이언스와 층간분리 길이에 대한 기울기를 나타낸다.

3.1.3 Modified compliance calibration method

MCCM은 기존의 CCM을 수정한 방법으로, 시편의 두께에 대한 효과를 고려하였다. MCCM은 아래의 식과 같이 정의할 수 있다.

$$G_I = \frac{3P^2C^{2/3}}{2A_1bh} \quad (4)$$

A_1 는 컴플라이언스의 세제곱근인 $C^{1/3}$ 과 시편의 두께에 대해 정규화한 층간분리 길이인 a/h 의 기울기이며, Fig. 6(c)와 같이 나타내어 선형 곡선접합을 수행하여 도출하였다.

3.2 모드 II 임계 에너지 해방률

본 연구에서는 모드 II 임계 에너지 해방률을 도출하기 위해 ENF 시험을 수행하였다. ENF 시험은 빔 이론(beam theory)으로부터 임계 에너지 해방률을 정의할 수 있으며 [18], 식은 아래와 같다.

$$G_{II} = \frac{9a^2P^2C}{4wL^3[1+1.5(a/L)^3]} \quad (5)$$

이때, w 는 시편의 폭, L 은 시편의 길이이다. 식 (5)의 경우, 모드 II 에너지 해방률을 도출할 수 있지만 전단 변형에 의한 오차로 인해 정확한 에너지 해방률을 도출하지 못한다는 단점을 가지고 있다. 따라서, 전단 변형을 고려한 컴플라이언스를 도출하여 식 (6)과 같이 모드 II 에너지 해방률을 정의할 수 있다.

$$G_{II} = \frac{9a^2 P^2 (C - C_{SH})}{4wL^3 [1 + 1.5(a/L)^3]} \quad (6)$$

C_{SH} 는 전단 변형에 대한 컴플라이언스로 다음 식과 같다.

$$C_{SH} = \frac{6L + 3a - (L^3/a^2)}{20whG_{13}} \quad (7)$$

G_{13} 는 알루미늄 시편의 전단계수이며, 면내 전단계수인 G_{12} 와 동일하다 가정하였다[18].

3.3 실험 결과

본 연구에서는 모드 I 에너지 해방률을 도출하기 위해 DCB 시험을 수행하였으며, 시험으로부터의 데이터를 사용하여 MBT, CCM, MCCM 방법으로 모드 I 에너지 해방률을 도출하였다. 모드 I 에너지 해방률은 층간분리 길이와 함께 Fig. 7과 같이 도출하였다. 두 시편간 초기 층간분리 길이 이후 약 60 mm까지 모드 I 에너지 해방률이 다소 차이가

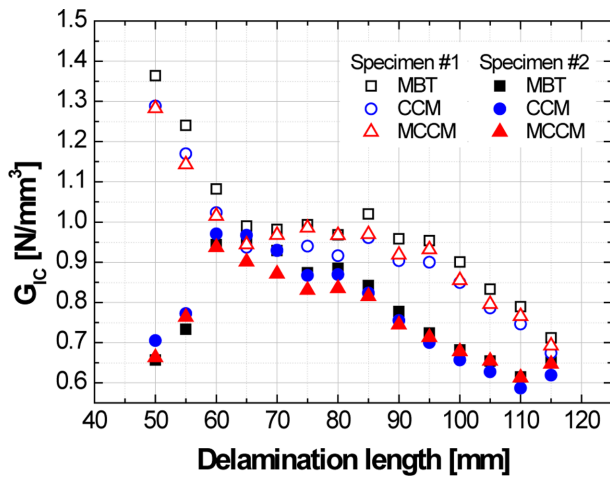


Fig. 7. Mode I energy released rate vs. delamination length curves calculated by the MBT, CCM, and MCCM

Table 1. Mode I critical energy released rates calculated by the MBT, CCM, and MCCM

Specimen	G_{IC} [N/mm³]		
	MBT	CCM	MCCM
1	0.932	0.907	0.920
2	0.794	0.723	0.723

Table 2. Maximum load with its displacement and mode II critical energy released rate

Specimen	P_{max} [N]	δ [mm]	G_{IIC} [N/mm³]
1	892.289	13.181	0.644
2	898.952	13.514	0.660
3	878.955	13.014	0.625

나는 것을 알 수 있다. 이는 초기 층간분리가 진행될 때, 접착층의 접착면이 불안정해진 것이 원인이라 판단된다. 이후, 층간분리 길이가 증가할수록 모드 I 에너지 해방률이 감소하는 것을 알 수 있으며, 모드 I 임계 에너지 해방률은 도출한 에너지 해방률의 평균값으로 Table 1과 같이 도출하였다.

모드 II 임계 에너지 해방률은 식 (6)에서 하중 P 가 최대 값일 때, 최대 하중에서의 변위 δ 를 대입하여 도출할 수 있다. 도출한 모드 II 임계 에너지 해방률은 Table 2와 같다. 모드 II 에너지 해방률은 모드 I보다 약 28% 정도 낮은 것을 알 수 있으며, 이는 섬유금속적층판이 전단에 의한 파괴가 취약하다는 것을 알 수 있다.

4. 유한요소해석

4.1 유한요소모델링

본 연구에서는 섬유금속적층판 내부 접착층의 파괴 거동을 해석하기 위하여 상용 프로그램인 ABAQUS에서 제공하는 응집영역모델을 이용하였다. Fig. 8은 유한요소해석에 사용한 모델을 나타내며, 해석에 사용된 물성치는 Table 3과 같다.

DCB 시험의 경우, 알루미늄은 4 절점 평면 변형 요소(4-node plane strain element)를 사용하였으며, 접착제는 접착

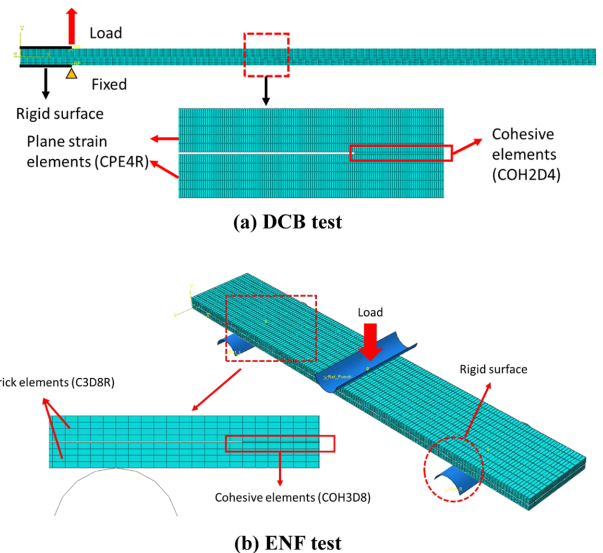


Fig. 8. Finite element mesh and boundary conditions

Table 3. Material properties of finite element models

Material	Density [kg/m³]	Tensile modulus [GPa]	Yield strength [MPa]	Ultimate strength [MPa]
Aluminum	2680	69.83	187.15	242.99
Adhesive	960	0.24	N/A	12.34

요소(cohesive element)를 사용하였다. ENF 시험의 경우, 알루미늄은 8 절점 사면체 요소(8-node brick element)를 사용하였으며, 접착제는 동일한 접착요소를 사용하였다. 또한, ENF 시험에서의 지지대와 펀치는 강체 요소(rigid element)를 사용하였다.

DCB 시험에서 힌지(hinge)가 부착되는 부분은 강체 거동이 일어날 수 있도록 설정하였으며, 실제 시험과 같은 위치에서 하중이 적용될 수 있도록 하였다. ENF 시험의 경우, 지지대와 펀치 및 시편에 각각 접촉조건을 부여하였으며, 이때 접촉 부분의 마찰력은 무시하는 것으로 가정하였다.

4.2 응집영역모델

응집영역모델을 적용하기 위해 접착요소의 응집력-분리



Fig. 9. Butt test for observation of traction stress

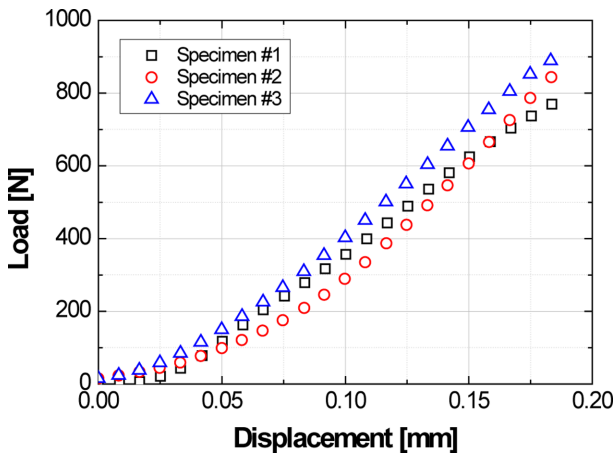


Fig. 10. Load-displacement curves obtained by the butt tests

Table 4. Material properties of finite element models

	Specimen #1	Specimen #2	Specimen #3
Maximum load [N]	769.71	843.92	888.69
Maximum normal stress [MPa]	6.81	7.46	7.86

리(traction-separation) 관계를 결정해야 한다. 응집력-분리 관계는 접착요소의 손상이 발생하기 전과 후로 나뉘어 있으며, 이를 구현하기 위해 임계 에너지 해방률 뿐만 아니라 법선 방향의 응집강도 σ_m 과 접선 방향의 응집강도 σ_t 및 법선과 접선 방향의 강성인 K_{nn} 과 K_{tt} 를 도출하여야 한다.

Blackman[19]는 방향별 응집강도를 접착제의 인장강도로 가정하였다. 하지만 정확한 값을 도출하기 위해서는 단순한 접착제의 인장강도가 아닌 접착제의 법선 방향의 인장강도가 정의되어야 한다. 본 연구에서는 Lee[20]가 제안한 맞대기 이음 시험(butt test)을 통해 접착제의 응집강도를 도출하였다. 맞대기 이음 시험은 ASTM D2094와 ASTM D2095를 참고하였으며[21,22], Fig. 9와 같이 수행되었다. 시편은 원통 형상이며, 지름은 약 12.5 mm, 높이는 약 40 mm이다. 맞대기 이음 시험을 수행하여 도출된 하중-변위 선도는 Fig. 10과 같으며, 시편의 단면적을 이용하여 도출한 응집강도는 Table 4와 같다. 도출한 응집강도는 접착제의 인장강도에 비해 상대적으로 낮은 것을 알 수 있다. 본 유한요소모델에서는 도출한 응집강도의 평균값을 사용하였으며, 법선과 접선 방향의 응집강도는 동일한 것으로 가정하였다.

법선과 접선 방향의 강성은 일반적으로 접착제의 탄성계수를 사용하게 된다[19]. ABAQUS에서 제시한 접착제의 강성은 아래와 같은 식으로 도출할 수 있다[23].

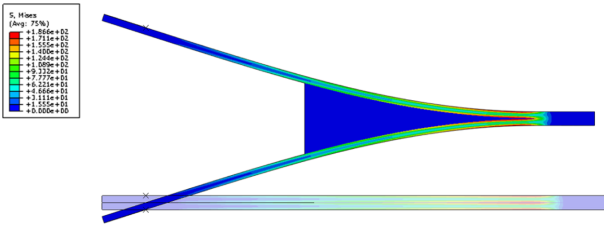
$$K_{nn} = \frac{E}{t}, \quad K_{tt} = \frac{G}{t} \quad (8)$$

E 는 접착제의 탄성계수이며, G 는 접착제의 전단계수, t 는 접착제의 두께다. 접착제의 탄성계수와 전단계수는 제조사에서 제공하는 물성치를 사용하였으며, 접착제의 두께는 시편의 두께를 측정하여 0.05 mm로 가정하였다.

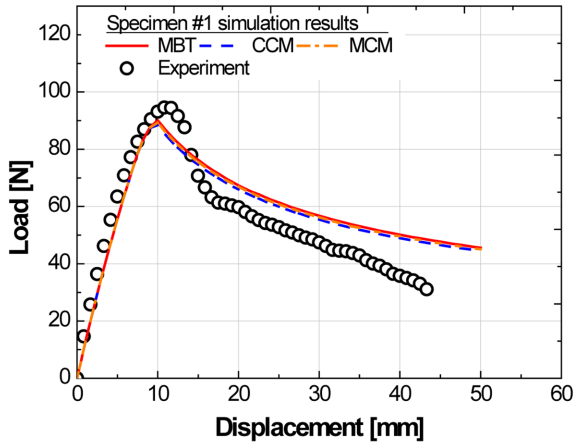
4.3 해석 결과 및 비교

본 연구에서는 DCB와 ENF 시험에서 도출한 하중-변위 선도와 유한요소해석으로부터 도출한 하중-변위 선도를 비교하여 도출한 물성치의 수치해석 적용에 대한 타당성을 검토하였다.

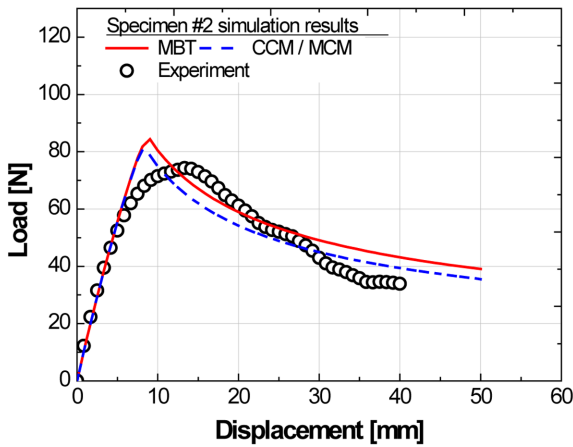
Fig. 11(a)는 DCB 시험의 유한요소해석 결과이며, Fig. 11(b)와 (c)는 유한요소해석으로부터 도출한 하중-변위 선도와 실제 시험 데이터를 각각 나타낸다. 선도에서 나타나듯이 MBT와 CCM, MCCM의 경우, 하중-변위 선도에 큰 영향을 끼치지 않는 것을 알 수 있으며, 접착제의 손상이 진행되기 시작하는 부분에서 시험 데이터의 경우 완만한 곡선 형태를 보이지만 해석의 경우 급격한 변화를 보이는 것을 알 수 있다. 이는 응집력-분리 관계에서 손상이 발생되기 시작될 때, 접착제의 응력이 급격히 감소하기 때문인 것으로 판단된다. 하지만 시험 데이터의 오차를 고려해 보았을 때, 유



(a) Simulation result (DCB test)



(b) Specimen #1

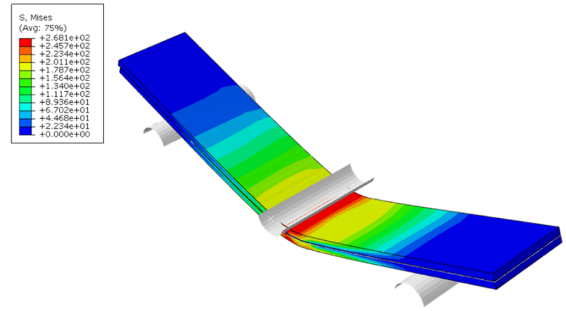


(c) Specimen #2

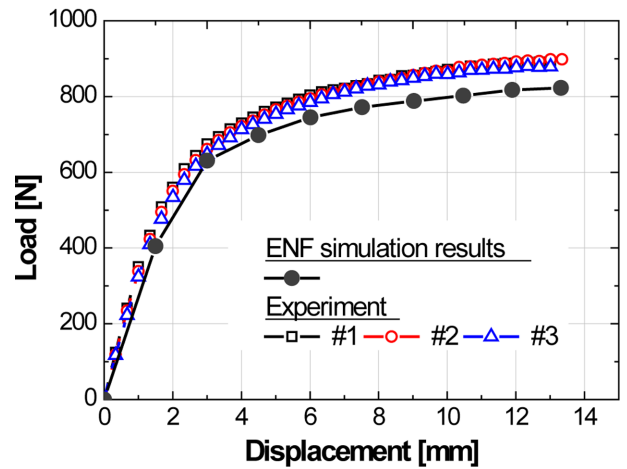
Fig. 11. Simulation result of the DCB test and comparisons of load-displacement curves

한요소모델은 접착제의 법선 방향 파괴 거동을 충분히 예측할 수 있음을 판단할 수 있다.

Fig. 12(a)는 ENF 시험의 유한요소해석 결과이며, Fig. 12(b)는 ENF 시험과 해석으로부터 도출된 하중-변위 선도를 나타낸다. ENF 시험의 경우, 동일 변위에서의 하중을 비교하였을 때, 해석 결과가 시험 데이터보다 상대적으로 낮은 하중이 작용하였음을 알 수 있다. 하지만 지지대 간격 및 마찰력 등 여러 가지의 오차를 고려하였을 때, 접착제의 접선 방향 파괴 거동을 충분히 예측할 수 있음을 판단할 수 있다.



(a) Simulation result (ENF test)



(b) Load-displacement curves

Fig. 12. Simulation result of the ENF test and comparisons of load-displacement curves

5. 결 론

본 연구에서는 섬유금속적층판의 층간분리 현상을 규명하기 위해 DCB와 ENF 시험을 수행하여 접착제의 임계 에너지 해방률을 도출하였으며, 유한요소해석을 통해 접착제의 파괴 거동을 충분히 예측할 수 있음을 보였다. 본 연구의 결론은 다음과 같다.

(1) DCB 시험을 수행하였으며, MBT, CCM, MCM을 사용하여 모드 I 임계 에너지 해방률을 도출하였다. MBT로부터 도출한 모드 I 임계 에너지 해방률이 상대적으로 높은 값을 가지는 것을 알 수 있었다.

(2) ENF 시험을 수행하여 모드 II 임계 에너지 해방률을 도출하였다.

(3) 맞대기 접착 이음 시험을 수행하여 접착제의 응집강도 σ_m 과 σ_t 를 도출하였으며, 접착제의 인장강도보다 상대적으로 낮음을 알 수 있었다.

(4) DCB 시험, ENF 시험 및 맞대기 접착 이음 시험을 수행하였으며, 도출한 물성치를 사용하여 유한요소해석을 수행하였다. 시험과 해석으로부터 도출한 하중-변위 선도를

비교하였으며, 유한요소모델이 접착제의 파괴 거동을 충분히 예측할 수 있음을 확인할 수 있었다.

DCB 시험과 ENF 시험의 경우, 시편 제작 시 접착제의 접합 상태에 따라 시험 오차가 다소 발생한 것을 알 수 있다. 특히, DCB 시험과 같이 법선 방향의 하중이 작용하는 경우 접착제의 접합 상태에 민감한 것을 알 수 있다. 접착제의 접합 상태를 일정하게 유지시킬 수 있다면 이러한 시험에서의 오차는 크게 줄일 수 있으리라 판단된다. 또한, 본 연구에서 수행한 요한요소해석을 활용하여 섬유금속적층판과의 층간분리를 충분히 모사할 수 있으리라 판단되며, 차후 섬유금속적층판을 사용한 구조물 해석 시 유용하게 사용될 수 있을 것으로 판단된다.

후 기

이 논문은 2015년도 정부(미래창조과학부)의 재원으로 한국연구재단의 지원을 받아 수행된 연구임(No. 2012R1A5A1048294). 이에 관계자 여러분께 감사드립니다.

REFERENCES

1. Rana, S. and Figueiro, R., *Fibrous and Textile Materials for Composite Applications*, Springer Science+Business Media, Singapore, 2016.
2. Compston, P., Cantwell, W.J., Jones, C., and Jones, N., "Impact Perforation Resistance and Fracture Mechanisms of a Thermoplastic Based Fiber-Metal Laminate," *Journal of Materials Science Letters*, Vol. 20, No. 7, 1996, pp. 163-168.
3. Vlot, A., "Impact Loading on Fibre Metal Laminates," *International Journal of Impact Engineering*, Vol. 18, No. 3, 1996, pp. 291-307.
4. Vlot, A., Kroon, E., and La Rocca, G., "Impact Response of Fiber Metal Laminates," *Key Engineering Materials*, Vol. 141, 1997, pp. 235-276.
5. Wu, G., Yang, J.M., and Hahn, H.T., "The Impact Properties and Damage Tolerance and of Bi-Directionally Reinforced Fiber Metal Laminates," *Journal of Materials Science*, Vol. 42, No. 3, 2007, pp. 948-957.
6. Vogelesang, L.B. and Vlot, A., "Development of Fibre Metal Laminates of Advanced Aerospace Structures," *Journal of Materials Science*, Vol. 103, No. 1, 2000, pp. 1-5.
7. Mosse, L., Compston, P., Cantwell, W.J., Cardew-Hall, M., and Kalyanasundaram, S., "Stamp Forming of Polypropylene Based Fiber-Metal Laminates: The Effect of Process Variables on Formability," *Journal of materials Processing Technology*, Vol. 172, No. 2, 2005, pp. 163-168.
8. Mosse, L., Compston, P., Cantwell, W.J., Cardew-Hall, M., and Kalyanasundaram, S., "The Development of a Finite Element Model for Simulating the Stamp Forming of Fibre-Metal Laminates," *Composite Structures*, Vol. 75, No. 1, 2006, pp. 298-304.
9. Oh, H.J. and Kim, S.S., "The Effect of the Core-shell Structured Meta-aramid/Epoxy Nanofiber Mats on Interfacial Bonding Strength with an Epoxy Adhesive in Cryogenic Environments," *Composite Research*, Vol. 26, No. 2, 2013, pp. 129-134.
10. Jeong, J.S. and Cheong, S.K., "Mode II Interlaminar Fracture Toughness of Hybrid Composites Inserted with Different Types of Non-woven Tissues," *Composite Research*, Vol. 26, No. 2, 2013, pp. 141-145.
11. Williams, J.G., "Large Displacements and End Block Effects in The DCB Interlaminar Test in Modes I and II," *Journal of Composite Materials*, Vol. 21, No. 4, 1987, pp. 330-347.
12. Williams, J.G., "The Fracture Mechanics of Delamination Tests," *Journal of Strain Analysis*, Vol. 24, No. 4, 1989, pp. 207-214.
13. Hashemi, S., Kinloch, A.J., and Williams, J.G., "Corrections Needed in Double-cantilever Beam Tests for Assessing The Interlaminar Failure of Fibre-composites," *Journal of Materials Science Letters*, Vol. 8, No. 2, 1989, pp. 125-129.
14. ASTM D5528-13, Standard Test Method for Mode I Interlaminar Fracture Toughness of Unidirectional Fiber-Reinforced Polymer Matrix Composites, 2013.
15. Murri, G.B. and O'Brien, T.K., "Interlaminar GIIC Evaluation of Toughened Resin Matrix Composites using The End-Notched Flexure Test," Proceeding of the 26th AIAA/ASM/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference, Orlando, Florida, United States of America, April. 1985.
16. Carlsson, L.A., Gillespie, J.W., and Trethewey, B.R., "Mode II Interlaminar Fracture Toughness of Graphite/Epoxy and Graphite/PEEK Composites," *Journal of Reinforced Plastics and Composites*, Vol. 5, No. 3, 1986, pp. 170-187.
17. Tsai, G.C., "Design of Composite ENF Specimens and Conduct Three-Point Test to Calculate Mode II Fracture Toughness," Proceeding of the 9th International Conference on Engineering Education, San Juan, Puerto Rico, July, 2006.
18. Gillespie, J.W., *Delaware Composites Design Encyclopedia: Test Methods*, CRC Press, 1990.
19. Blackman, B.R.K., Hadavinia, H., Kinloch, A.J., Paraschi, M., and Williams, J.G., "The Calculation of Adhesive Fracture Energies in Mode I: Revisiting The Tapered Double Cantilever Beam (TDCB) Test," *Engineering Fracture Mechanics*, Vol. 70, No. 2, 2003, pp. 233-248.
20. Lee, C.J., Lee, S.K., Ko, D.C., and Kim, B.M., "Evaluation of Adhesive Properties using Cohesive Zone Model: Mode I," *Transactions of the Korean Society of Mechanical Engineers A*, Vol. 33, No. 5, 2009, pp. 474-481.
21. ASTM D2094-00, Standard Practice for Preparation of Bar and Rod Specimens for Adhesion Tests, 2000.
22. ASTM D2095-96, Standard Test Method for Tensile Strength of Adhesives by Means of Bar and Rod, 1996.
23. Simulia, D.S., ABAQUS User's Manual, Dassault Systems, 2013.