

# 필라멘트 와인딩 공법으로 제작한 탄소섬유/에폭시 복합소재 평판의 저속 낙하 충격시험 시뮬레이션에 관한 연구

변종익<sup>1</sup> · 김종열<sup>2</sup> · 허석봉<sup>2</sup> · 김한상<sup>1,†</sup>

<sup>1</sup>가천대학교 기계공학과, <sup>2</sup>일진컴포지트(주)

## Study on Simulation Characteristics of Low Velocity Impact Test of Carbon/Epoxy Composite Plates Manufactured by Filament Winding Method

JONGIK BYUN<sup>1</sup>, JONGLYUL KIM<sup>2</sup>, SEOKBONG HEO<sup>2</sup>, HANSANG KIM<sup>1,†</sup>

<sup>1</sup>Department of Mechanical Engineering, Gachon University, 1342 Seongnam-daero, Sujeong-gu, Seongnam 13120, Korea

<sup>2</sup>ILJIN Composite Co. Ltd., 97-46 Wanjusandan 5-ro, Bongdong-eup, Wanju 55322, Korea

†Corresponding author :  
hskim70@gachon.ac.kr

Received 3 April, 2018  
Revised 26 April, 2018  
Accepted 30 April, 2018

**Abstract >>** Carbon fiber/epoxy composites are typical brittle materials and have low impact properties. Recently, it is important to investigate impact characteristics of carbon fiber composites because of increasing use as automobile parts and high pressure hydrogen vessels of fuel cell electric vehicles for light weight. In this study, the low velocity impact properties of carbon fiber/epoxy composites fabricated by a filament winding method are studied. The low velocity impact properties were measured by performing tests according to ASTM D7136. The low velocity impact simulations were carried out using commercial structural analysis software, Abaqus. The absorbed energy and the delamination shapes were compared between the experimental and simulation results. The numerical analysis method showed that the absorbed energy decreased with the reduced number of cohesive elements in the composite models.

**Key words :** Low velocity impact(저속 충격), Carbon fiber/epoxy composites(탄소섬유/에폭시 복합재료), Filament winding(필라멘트 와인딩), Impact behavior(충격 거동), Delamination(충간 박리)

## 1. 서 론

항공기, 우주 산업분야에 주로 사용되고 있는 복합재료는 무게대비 강도가 좋고, 내부식성이 좋은

장점을 가지고 있다. 복합재료의 이러한 장점을 바탕으로 최근 무게 대비 효율이 좋은 필라멘트 와인딩 압력용기에 사용되며, 수소자동차에 수소저장을 위하여 사용되는 등 사용 범위가 넓어지고 있다. 하

지만, 탄소섬유/에폭시 복합재료는 대표적인 취성 재료로 충격에 취약한 특성을 가지고 있기 때문에 충격 성능향상에 대한 연구가 필요한 실정이다.

복합재료의 충격은 크게 저속 충격과 고속 충격으로 나뉜다. 고속과 저속충격의 나누는 기준은 시편의 강성에 따라 차이가 있지만 대부분 연구에서 1-100 m/s를 저속충격이라고 하고, 고속 충격은 그 이상의 속도의 충격을 고속 충격으로 정의한다<sup>1)</sup>. 저속에서 고속 충격으로서 갈수록 복합재가 충격에 응답 시간이 부족하여 국부적이 충격손상이 발생한다. 저속 충격의 경우 충격 후 눈에 보이는 손상보다 내부의 층간 박리가 크기 발생하여 복합재에 예측하기 힘든 강도저하가 발생하기 때문에 저속충격의 시뮬레이션 예측은 매우 중요하다.

탄소섬유/에폭시로 제작된 복합재료는 저속 충격을 받을 때 충격체의 운동에너지를 모두 흡수하고, 이후 복합재료의 파손에 사용되는 흡수에너지를 제외한 나머지 에너지는 탄성 복원을 통해 다시 충격체로 전달된다. 따라서, 복합재료의 흡수에너지로부터 파손의 정도를 예측할 수 있다. 또, 복합재는 충격을 받을 때 다양한 파손 형태를 보인다. 복합재 플라이 내에서는 섬유인장, 압축, 기지재의 인장, 압축 파손모드를 확인할 수 있고, 복합재의 층간 기지재 층에서는 층간박리(delamination)가 발생하는 한다<sup>1,2)</sup>. 또한 저속충격 발생 후 복합재료의 잔류응력으로 인한 강도하는 많은 연구자들에게 연구되었다<sup>3,4)</sup>.

복합재료의 저속충격에서 외부 파손을 시뮬레이션을 통해 예측하기 위하여, 섬유의 인장과 압축 파손, 기지재의 인장과 압축 파손을 예측할 수 있는 3D 파손기준을 사용하고, 복합재료의 내부 층간 박리를 cohesive element를 이용해 복합재료 평판에 작용하는 충격에너지와 파손을 예측하는 연구들이 많은 진행돼 왔다<sup>5-8)</sup>. 하지만, 이런 연구의 대부분은 프리프레그를 이용하여 제작한 복합재료의 특성에 맞는 해석 방법이고, 필라멘트 와인딩 공법으로 제작된 복합재료 평판에 대한 충격해석에 대한 연구가 필요한 실정이다. 필라멘트 와인딩 공정을 통하여

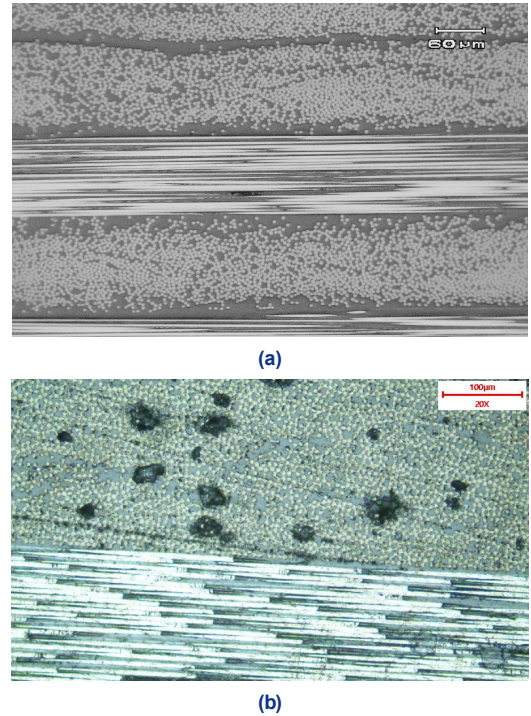


Fig. 1. The cross section of CFRP. (a) Cured in autoclave, (b) manufactured by filament winding

복합재료 제작시 일정한 장력으로 당겨서 섬유를 감기 때문에, Fig. 1과 같이 복합재 층 사이에 명확한 기지재 층이 발생하지 않기 때문이다.

본 연구에서는 필라멘트 와인딩 공법으로 제작한 복합재료 평판에 대해 저속 낙하 충격 시험을 진행하여 탄소섬유/에폭시 복합재료의 낙하충격 성능을 확인하였고, Abaqus를 이용하여 복합재의 층간 cohesive 층의 수를 조절하여 필라멘트 와인딩 공법으로 제작된 복합재료 평판의 층간 조건에 맞는 저속 낙하 충격 시뮬레이션 방법을 제시하였다.

## 2. 실험

복합재료 평판의 저속충격 특성을 확인하기 위하여 Fig. 2와 같이 낙추시험을 진행하였다. 시험기기는 Instron ceast-9350를 이용하였고, 시험은 ASTM D7136 규격을 따라 진행하였다<sup>9)</sup>. 복합재료 평판은 일진복합소재에서 필라멘트 와인딩 공법을 이용해

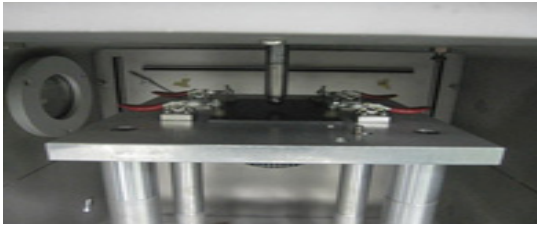


Fig. 2. Drop-weight Impact test

제작하였으며 시편의 크기는 150×100 mm이고, 두께는 한 층에 0.4 mm로 총 12 plies, 4.8 mm로 제작하였다. 적층각도는  $[0/90]_{3s}$ 로 적층한 시편 5개를 제작하여 낙추시험을 진행하였다. 충격체는 직경이 16 mm이고, 무게는 5.5 kg인 반구형을 이용하였고, 초기 속도는 3.37 m/s, 초기 충격에너지는 31.8 J로 진행하였다. 초기 충격에너지는 다음과 같은 식으로 결정하였다<sup>9)</sup>.

$$E = C_E h \tag{1}$$

$E$  = 충격에너지(J)

$C_E$  = 충격에너지와 시편 두께의 비(6.7 J/mm)

$h$  = 시편의 수직 두께(mm)

낙추시험 진행 후 초음파탐상검사를 실시하여 복합재의 층간 박리를 확인하였다.

### 3. 구조해석 모델링

복합재료 평판은 상용 구조해석 소프트웨어 Abaqus를 이용하여 4가지 모델로 진행하였다. Model 1은 대부분의 복합재 평판 구조해석에서 사용하는 모델로, 복합재료 12 ply 사이에 모두 cohesive element를 적용하여 모델링을 진행하였다<sup>5-7)</sup>. Model 2는 실제 복합재 평판에서 같은 각도로 적층된 복합재 ply 사이에는 기지재 층이 존재하지 않기 때문에<sup>2)</sup> 서로 다른 각도로 적층된 층 사이에 cohesive element 6개를 사용해 모델링하였다. Model 3은 시험 결과상 층간 박리가 가장 뚜렷하게 보이는 중간면에 cohesive element 1개를 삽입하여 모델링하였고, model 4는 실제 복합재 층의 기지재 층간에 cohesive element

Table. 1. The properties of composite laminate

E1	130 Gpa
E2	8.05 Gpa
E3	8.05 Gpa
V12	0.34
V13	0.34
V23	0.53
G12	8.288 Gpa
G13	8.288 Gpa
G23	2.571 Gpa
X1t	2,550 MPa
X1c	1,356 MPa
X2t	44 MPa
X2c	250 MPa
S12	62.35 MPa
S13	62.35 MPa
S23	23 MPa

가 0개인 상태로 복합재 기지재층이 없는 상태를 모델링하였다. 모든 모델에서 cohesive element와 복합재 ply 사이에는 Tie 구속 조건을 이용하였고, 복합재 평판은 continuum shell (SC8R) 요소로, 복합재 층간은 두께가 0.001 mm인 cohesive element (COH3D8) 요소를 이용해 모델링하였다. 충격체와 복합재 사이에는 general contact를 사용하였다. 복합재 평판에 충돌하는 충격체의 변형은 작다고 가정하였고, 해석시간 단축을 위하여 rigid body (R3D4)로 모델링하였다<sup>10)</sup>. 복합재 평판의 인장 물성과 전단 물성은 ASTM D3039, ASTM D5379 규격의 시험을 통해 얻었고, 압축, 층간 물성은 참고문헌을 통해 얻었다. 시뮬레이션에 사용한 물성은 Table 1과 같다<sup>9)</sup>.

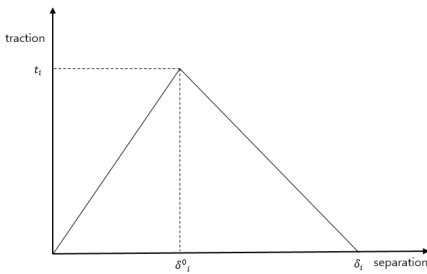
복합재 평판 파손의 시작 기준은 Table 2와 같은 Hashin's failure criterion<sup>11)</sup>을 적용하여 섬유 인장과 압축 파손, 기지재 인장과 압축 파손을 예측하였다<sup>10)</sup>.

복합재 평판의 층간 박리를 확인하기 위하여 적용된 cohesive element의 파손은 Fig. 3과 같은 traction separation law를 따른다<sup>10)</sup>. 여기서, 파손이 시작되는

**Table 2.** Hashin's failure criterion

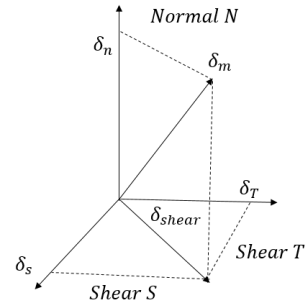
Fiber tension ( $\sigma_{11} \geq 0$ )
$F_f^t = (\frac{\sigma_{11}}{X^T})^2 + \alpha(\frac{\tau_{12}}{S^L})^2$
Fiber compression ( $\sigma_{11} \leq 0$ )
$F_f^c = (\frac{\sigma_{11}}{X^C})^2$
Matrix tension ( $\sigma_{22} \geq 0$ )
$F_m^t = (\frac{\sigma_{22}}{Y^T})^2 + (\frac{\tau_{12}}{S^L})^2$
Matrix compression ( $\sigma_{22} \leq 0$ )
$F_m^c = (\frac{\sigma_{22}}{2S^T})^2 + [(\frac{Y^C}{2S^T})^2 - 1] \frac{\sigma_{22}}{Y^C} + (\frac{\tau_{12}}{S^L})^2$

$X^T$  : longitudinal tensile strength  
 $X^C$  : longitudinal compressive strength  
 $Y^T$  : transverse tensile strength  
 $Y^C$  : transverse compressive strength  
 $S^L$  : longitudinal shear strength  
 $S^T$  : transverse shear strength  
 $\sigma_{11}$  : longitudinal stress  
 $\sigma_{22}$  : transverse stress  
 $\tau_{12}$  : longitudinal shear stress

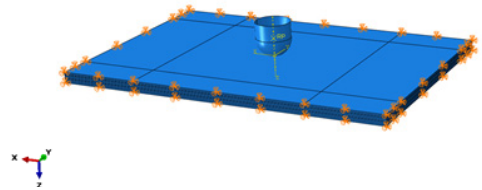


**Fig. 3.** Traction separation law

지점인  $t_i^{max}$ 까지 traction stress ( $t_i$ )가( $i = n, s, t$ ) 선형적으로 증가하고 파손이 시작되고 난 후  $t_{max}$ 까지는 재료의 강성이 선형적으로 감소하여 완전히 파손된다. 즉,  $\delta_{max}$ 에서 두 ply는 cohesive element의 완전한 파손으로 층간 박리가 일어난다고 가정한다. cohesive element의 파손 시작 기준은 quadratic nominal stress criterion<sup>10)</sup>을 따랐으며 각 방향의 traction stress



**Fig. 4.** Coordinate of the axis



**Fig. 5.** The simulation model of low velocity impact test

가 식 (2)이 1을 만족하면 파손이 시작된다.

$$(\frac{t_n}{N})^2 + (\frac{t_s}{S})^2 + (\frac{t_t}{T})^2 \tag{2}$$

여기서 n, s, t는 Fig. 4와 같이 각각 수직, 전단 방향이며, N, S, T는 interlaminar normal, shear strength이다. Cohesive element의 완전한 파손을 예측하기 위하여 Benzeggagh-Kenane (BK) law를 사용하여 점진적 파손을 적용하였다<sup>6,7,10)</sup>.

$$G_{Ic} + (G_{IIc} - G_{Ic}) (\frac{G_{SHEAR}}{G_T})^\eta = G_{TC} \tag{3}$$

$$G_{SHEAR} = G_{Ic} + G_{IIc} \tag{4}$$

$$G_T = G_{Ic} - G_{SHEAR} \tag{5}$$

$G_{Ic}$ 는 에너지 해방률(energy release rate)이다. 여기서 j (I, II, III)는 각각 수직방향과 첫 번째 전단 방향, 두 번째 전단 방향을 나타낸다.  $G_{SHEAR}$ ,  $G_T$ 는 각각 식 (4)와 (5)를 이용하여 구해진다.  $\eta$ 은 실험적으로 얻는 값이며 본 연구에서  $\eta$ 값을 1.45로 Shi와 Swait<sup>6)</sup>의 복합재 저속충격 시뮬레이션 문헌에서 값을 참고하여 이용하였다. 복합재 평판은 pinned 고

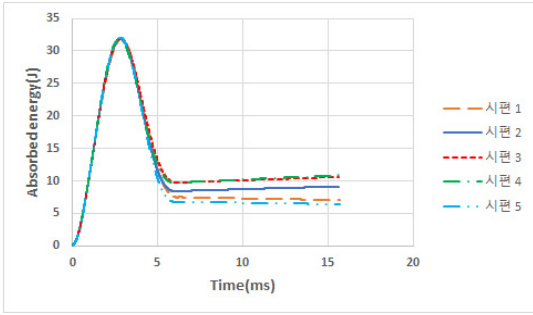


Fig. 6. The absorbed energy-time curves of composite



Fig. 7. Failure mode of the composite (dent/depression)

정조건을 초기조건으로 부여하여 시험과 같은 조건을 부여하였고, 충격체는 충돌하기 전 속도 3.37 m/s로 낙하하도록 Fig. 5와 같이 모델링하였다.

## 4. 결 과

### 4.1. 저속 충격 시험 결과

복합재 평판에 저속 충격시험을 진행하였을 때 흡수에너지-시간 그래프는 Fig. 6 같이 나타난다. 이때 초기에너지 충격에너지는 31.8 J이고, 복합재에 충격이 발생하면, 복합재는 충격에너지를 흡수고, 이 중 일부는 복합재의 층간, 섬유, 기지재의 파손, 충격체와 복합재 사이의 마찰 형태로 소실되고, 나머지는 탄성에너지 형태로 저장시킨다. 충격체의 속도가 0이 될 때 복합재 평판의 충격체의 모든 운동 에너지를 흡수하고, 이후 저장된 탄성에너지는 다시 복합재에서 충격체로 전달되어 충격체를 튕겨낸다. 이 실험에 복합재의 흡수에너지는 평균 8.50 J인 것으로 확인했다. 시험 후 시편의 외부 손상형태는 Fig. 7

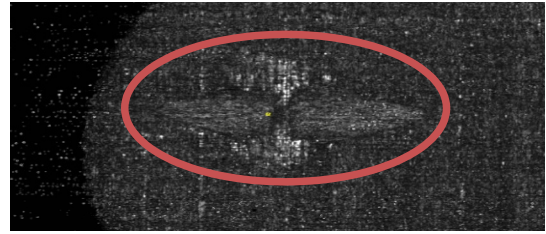


Fig. 8. The delamination of impacted composite

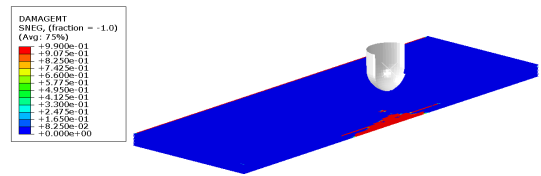


Fig. 9. The tensile matrix failure of the composite

같이 Dent/Depression 형태<sup>9)</sup>이고, 함몰깊이는 평균 0.25 mm로 확인하였다. 복합재의 층간 박리 형태는 Fig. 8과 같이 + 형태를 보이는 것으로 확인하였다. 이는 섬유의 적층을 0°, 90°로 적층하였기 때문에 발생하는 형태이다. 또, 실험 후 복합재 평판 후면을 확인한 결과 불룩하게 튀어 오른 것을 확인할 수 있었고, 이로 인해 복합재 후면에 섬유의 인장 파손과, 기지재의 인장파손이 발생함을 확인할 수 있었다.

### 4.2. 시뮬레이션 해석 결과

모든 시뮬레이션 모델에서 충격체의 초기 운동에너지 값은 시험과 일치하는 결과를 확인하였다. 충격이 끝난 후 복합재의 기지재 파손을 확인해 보면 모든 모델에서 Fig. 9와 같이 접촉면과 후면에서 가장 큰 인장 파손이 발생하는 경향을 확인하였다. 접촉면에서는 충격체와 접촉 때문에 발생하는 파손이고, 후면에서는 충격체가 충격할 때 발생하는 굽힘 때문에 기지재의 인장 파손이 가장 크게 발생하는 것을 확인할 수 있다<sup>1)</sup>. Fig. 10과 같이 기지재의 압축파손은 충격체의 접촉 하중 때문에 복합재와 충격체의 접촉면에서 크게 발생하는 것을 확인할 수 있다.

Fig. 11은 model 3의 중간 면의 cohesive element

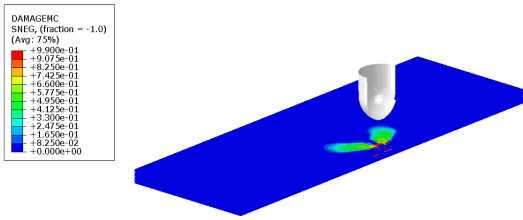


Fig. 10. The compression matrix failure of the composite

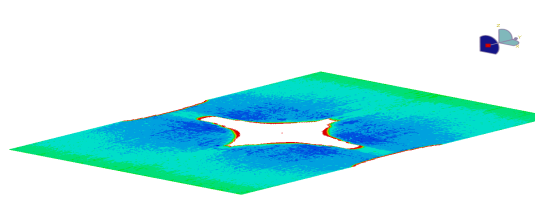


Fig. 11. The Delamination shape of cohesive element

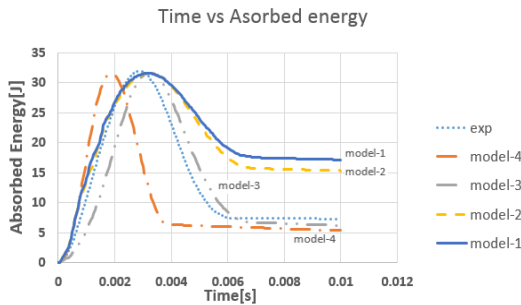


Fig. 12. The time vs absorbed energy curves

파손 형태이다. 복합재는 섬유 방향에 따라 층간 박리가 발생하는데, cohesive element를 1개 넣어도 Fig. 7처럼 시험에서 발생하는 층간 박리 형태와 유사한 형태를 갖는 것을 확인할 수 있었다.

저속 충격 시뮬레이션에서 예측한 흡수에너지 Fig. 12와 같다. Model 1과 model 2는 각각 17.3 J과 15.5 J의 에너지를 흡수하는 것으로 나타났다. Model 1과 model 2는 각각 11개, 6개의 cohesive 층이 있고, 이로 인한 복합재의 층간 파손으로 실제보다 더 큰 흡수에너지를 얻는 것으로 판단된다. Model 4는 cohesive element를 넣지 않은 모델로 충격시 5.5 J의 가장 적은 에너지 흡수한다. 여기서 흡수된 에너지는 cohesive element가 없기 때문에 순

수 복합재의 섬유와 기지재 파손인 것으로 판단된다. Model 3은 시험에서 확인한 흡수에너지와 가장 근접한 흡수에너지 6.4 J을 갖는 것을 확인하였다. 복합재 낙추시험 시뮬레이션 진행 결과 복합재 섬유와 기지재에 파손되는 에너지는 5.5 J이고 ply 사이의 기지재 층의 파손에 따라서 흡수에너지가 증가하는 경향을 확인하였다. Fig. 1과 같이 필라멘트 와인딩으로 제작된 복합재의 층간 기지재 층은 일정한 장력으로 감는 공정의 특성상 다른 복합재 제작공정으로 만들어진 복합재보다 현미경 촬영 상으로 확실히 얇은 기지재 층을 가지고 있다. 하지만, 이러한 얇은 기지재 층을 실제 시뮬레이션 상으로 표현하기에는 어려움이 있고, 흡수에너지가 다소 크게 예측되는 결과를 얻는다. 이 때 cohesive element의 수를 조절하여 실제 두께와 유사한 두께의 층을 넣는다면 충격시 흡수에너지를 보다 정확하게 예측할 수 있는 것을 확인하였다. 또한, cohesive element를 1개만 넣더라도 실제 복합재 충격에서 발생하는 층간 박리 형태를 충분히 예측 가능함으로 복합재의 흡수에너지와 층간 박리형태를 예측하기에 좋은 해석 방법이라고 판단된다.

## 5. 결론

필라멘트 와인딩 공정으로 제작한 복합재 평판에 31.8 J의 충격에너지로 저속 충격 시험을 진행하였고, 상용 구조해석 소프트웨어인 Abaqus 2016을 이용해 저속 충격시험 시뮬레이션을 진행하여 다음과 같은 결과를 확인하였다.

1) 실제 필라멘트 와인딩 공정으로 복합재를 제작한 경우 일정한 장력으로 섬유의 다발을 감아 제작하기 때문에 다른 복합재 제작공정보다 복합재 ply사이의 기지재층 정도가 얇은 것을 Fig. 1을 통해 확인하였다.

2) 낙추시험을 진행한 결과 31.8 J의 충격에너지를 가한 결과 평균 8.507 J의 에너지를 흡수하여 복합재의 파손에 기여한 것을 확인하였고, 초음파탐상 검사를 이용하여 복합재 층간 박리가 0°, 90°로 적

층으로 인해 ‘+’ 형태로 발생하는 것을 확인하였다.

3) 복합재 저속 충격시험 구조해석을 진행한 결과 cohesive element를 1개 이용하여 모델링한 model 3이 가장 실험과 근접한 흡수에너지 값을 얻는 것을 확인했다. 또한 복합재 시뮬레이션에서 cohesive element 수에 따라 흡수에너지 정도가 달라지는 것을 확인하였고, 복합재 층간 파손이 복합재의 전체 흡수에너지에 중요한 역할을 하는 것을 확인하였다.

시뮬레이션 상에서는 복합재의 층간을 표현하는 cohesive element 두께를 얇게 할 수 없고 두께의 최소 값이 정해져 있으므로, 복합재의 모든 ply 사이에 기지재 층을 모사한다면, 실제보다 과도한 흡수에너지를 얻을 수 있다. 이럴 경우 cohesive element를 수를 조절하여 시뮬레이션을 한다면, 보다 정확히 흡수에너지를 예측할 수 있다고 판단된다.

## 후 기

이 연구는 2017년도 산업통상자원부 및 산업기술평가관리원(KEIT) 연구비 지원에 의한 연구이다('10052957'). 본 연구는 산업통상자원부(MOTIE)와 한국에너지기술평가원(KETEP)의 지원을 받아 수행한 연구 과제이다(NO. 20174030201530). 본 연구는 중소벤처기업부와 한국산업기술진흥원의 “지역특화산업육성사업(R0006480)”으로 수행된 연구 결과이다.

## References

1. M. O. W. Richardson and M. Wisheart, “Review of low-velocity impact properties of composite materials”, Composite part A, Vol. 27, No. 12, 1996, pp. 1123-1131.
2. A. Serge, “Impact on composite structures”, Cambridge university press, 1998.
3. G. A. O. Davies and X. Zhang, “Impact damage prediction in carbon composite structures”, Int. J. Impact Engng, Vol. 16. No.1, 1995, pp. 149-170.
4. J. W. Han, “Low-velocity impact characterization of laminated composite materials”, KOSOS, Vol. 23, No. 6, 2008, pp. 34-37.
5. A. Riccio, “Modelling the simulation of impact induced damage onset and evolution in composites”, Composites : Part B, Vol. 66, 2014, pp. 340-347.
6. Y. Shi and T. Swait, “Modelling damage evolution in composite laminates subjected to low velocity impact”, Composite structures, Vol. 94, 2012, pp. 2902-2913.
7. Y. Shi and T. Swait, “Modelling impact damage in composite laminates : A simulation of intra and interlaminar cracking”, Composite structure, Vol. 114, 2014, pp. 10-19.
8. I. H. Choi and C. S. Hong, “Estimation of damaged areas due to low-velocity impact in composite laminates”, KSAS, Vol. 22, No. 4, 1994, pp. 78-88.
9. American society for testing and material, “ASTM D7136 : Stanard test for measuring the damage resistance of a fiber-reinforced polymer matrix composite to a drop-weight impact event”, 2007.
10. Dassault system, “Abaqus Analysis user's guild”, Abaqus documentation 2016, 2016.
11. Z. Hashin, “Failure Criteria for unidirectional fiber composites”, ASME, Vol. 47, 1980, pp. 329-334.