

## 일방향 탄소섬유강화 플라스틱 복합재 적층구조의 충격 후 압축강도 시험 및 유한요소해석

하재석<sup>†</sup>

### Test and Finite Element Analysis on Compression after Impact Strength for Laminated Composite Structures of Unidirectional CFRP

Jae-Seok Ha<sup>†</sup>

**ABSTRACT:** In this study, tests and finite element analyses were performed regarding compression after impact strength for laminated composite structures of unidirectional carbon fiber reinforced plastic widely used in structural materials. Two lay-up sequences of composite laminates were selected as test specimens and four impact energy conditions were applied respectively. Impact and compressive strength tests were conducted in accordance with ASTM standards. Impact damages in test specimens were analyzed by using non-destructive inspection method of C-Scan, and compression after impact strengths were calculated with compressive test results. Progressive failure analysis method that can progressively simulate damages and fractures of fiber/matrix/lamina/laminate level was used for impact and compressive strength analyses. All analysis results including contact force, deflection, impact damages, compressive strengths, etc. were compared to test results, and the validity of analysis method was verified.

**초 록:** 본 연구에서는 구조재로 널리 사용되는 일방향 탄소섬유강화 플라스틱 복합재 적층구조의 충격 후 압축 강도에 대한 시험 및 유한요소해석을 수행하였다. 연구에서 사용된 복합재 적층판은 적층방법에 따라 2종류로 구분되며, 각 적층판에는 4가지의 충격에너지를 적용하였다. 충격 및 압축강도 시험은 미국재료시험협회 규격을 준수하여 수행하였으며 비파괴검사 방법인 C-Scan을 통해 충격손상을 분석하고 압축시험을 통해 충격 후 압축강도를 산출하였다. 충격 및 압축강도 해석은 복합재 섬유/기지/단층/적층판 수준의 손상과 파손을 점진적으로 예측할 수 있는 점진적 파손해석을 사용하였다. 접촉하중, 처짐, 충격손상, 압축강도 등에 대한 시험 및 해석결과의 비교로부터 해석결과의 타당성을 확인하였다.

**Key Words:** 탄소섬유강화 플라스틱(Carbon fiber reinforced plastic), 복합재 적층구조(Laminated composite structure), 충격 후 압축(Compression after impact), 점진적 파손해석(Progressive failure analysis)

## 1. 서 론

탄소섬유강화 플라스틱(Carbon fiber reinforced plastic, 이하 CFRP) 복합재는 높은 비강성과 비강도를 갖는 소재로써 경량화를 필요로 하는 항공우주분야, 선박해양 분야, 자

동차 분야, 스포츠 분야 등 다양한 산업분야에서 수요가 증가하고 있다. 또한 기계적 물성이 방향성을 갖기 때문에 복합재 적층방법에 따라 구조물 설계에 필요한 강도와 강성을 구현할 수 있는 이점을 가지고 있다. 이처럼 CFRP 복합재는 구조물의 경량화와 강도 및 강성설계에 큰 이점을 가

지고 있는 반면에, 탄소섬유 및 에폭시 기지(Matrix)의 취성과 거시적으로 경계면을 갖는 특성으로 인하여 충격에 취약한 성질을 갖는 단점이 있다. 충격손상은 구조물의 운용 환경에 따라 다양한 요인에 의하여 발생할 수 있으며 운용 하중의 반복적인 작용으로 손상이 진전하고 성장하여 구조물의 강도와 건전성을 저하시키는 원인이 된다. 또한 충격손상의 정도에 따라 육안으로는 식별이 어려운 손상은 구조물의 운용 및 정비 시 발견될 가능성이 낮기 때문에 일반적으로 CFRP 복합재 구조물은 충격손상을 고려한 손상 허용설계를 적용하는 것이 요구되고 있다. CMH-17[1]에서는 복합재 구조의 손상허용설계를 위한 충격손상의 종류를 설계하중을 고려하여 5가지 범주(Category)로 정의하고 있다. 손상의 대표적인 종류로는 눈으로 식별이 어려운 충격손상(Barely visible impact damage, 이하 BVID) 및 눈으로 식별 가능한 충격손상(Visible impact damage, 이하 VID)이 있다. BVID는 구조물의 설계극한하중까지 강도를 유지할 수 있는 손상허용설계를 필요로 하며, VID는 구조물의 설계제한하중까지 강도를 유지할 수 있는 손상허용설계를 필요로 함과 동시에 발견 시 즉시 수리를 하도록 제안하고 있다.

이처럼 복합재 구조물의 강도와 건전성을 저하시키는 충격손상을 연구하기 위하여 현재까지 시험적, 해석적 연구가 다양하게 진행되어 왔다. 국내에서는 몬테카를로 시뮬레이션을 적용한 충격거동에 대한 확률분포 특성에 관한 연구[2], 면내응력이 존재하는 복합재 적층판의 충격거동 및 손상을 해석하기 위한 연구[3], 샌드위치 복합재 구조의 충격손상 거동을 예측하기 위한 수치해석 및 시험결과 비교를 수행한 연구[4], 충격손상의 수리 및 유지보수를 위한 시험 및 해석적 연구[5], 복합재 구조물의 충격 후 압축강도 해석에 관한 연구[6,7] 등이 수행되어왔다. 또한 해외에서도 복합재 구조물의 충격손상에 대한 시험적, 해석적인 연구가 다양한 방법으로 수행되어왔다[8-10].

본 연구에서는 일방향 CFRP 복합재 적층구조의 충격손상 및 충격 후 압축(Compression after impact, 이하 CAI) 강도를 좀 더 정확하게 예측하기 위한 시험적, 해석적 연구를 수행하였다. 먼저 충격시험 및 압축강도시험을 수행하여 충격손상거동, CAI 강도 등을 획득하였다. 그리고 복합재의 섬유/기지/단층/적층판 수준의 손상과 파손을 점진적으로 예측할 수 있는 유한요소해석 기법인 점진적 파손해석(Progressive failure analysis, 이하 PFA)을 적용하여 충격 후 압축강도해석을 수행하고 시험결과와 비교하여 신뢰성 및 타당성을 확인하였다.

## 2. 복합재료 및 적층구조

### 2.1 일방향 CFRP 복합재

본 연구에서 사용된 복합재료는 350°F (177°C)에서 경화되는 일방향 CFRP 복합재이다. 탄소섬유는 Toho사에서 생

**Table 1.** Two stacking sequences for tests and analyses

Type	Stacking Sequences	No. of Plies
A	[45/-45/0/90/0/45/-45/90/0] <sub>s</sub>	18
B	[45/90/-45/0] <sub>3s</sub>	24

산되는 Tenax G40-800 24K이며, 기지는 Cytec사에서 생산되는 Cycom 5276-1 열경화성 강화(Toughened) 에폭시이다. 기지의 운용온도 범위는 -75~250°C (-59~121°C)이다.

### 2.2 적층구조

CAI 강도 시험 및 유한요소해석에 사용된 CFRP 복합재 적층구조의 적층 형태는 Table 1과 같이 A 및 B의 2가지 Type으로 구성된다. Type A 및 B는 각각 18개 및 24개의 플라이(Ply)로 적층되며, 대칭(Symmetric) 적층구조 형태이다.

## 3. CAI 강도 시험 방법

### 3.1 충격시험 방법

충격시험은 ASTM D 7136[11] 규격에 따라 100 × 150 mm<sup>2</sup>의 적층판 시편을 제작하고 Fig. 1과 같이 낙하식(Drop-weight) 충격시험기를 이용하여 시험을 수행하였다. 충격시험기의 모델 및 제원은 Table 2와 같으며, 충격체(Impactor)에 장착된 로드셀(Load cell)을 이용하여 접촉하중을 측정하고 광학 인코더(Encoder)를 이용하여 충격체의 속도를 측정하였다. 또한 측정된 충격체의 속도를 이용하여 충격에너지와 시편의 두께방향 처짐량을 계산하였다.

시험 조건은 Table 3과 같이 모두 동일한 낙하중량 및 충격체 지름을 사용하였으며, Type A 및 B 시편에 각각 4가지의 충격에너지를 적용하였다. 또한 시험조건 별로 6개의 시



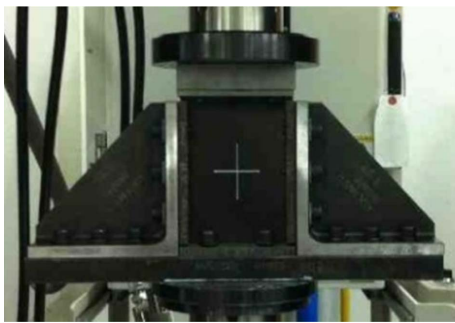
**Fig. 1.** Test configuration of drop-weight impact test

**Table 2.** Specifications of drop-weight impact testing machine

Model	Instron 9350
Energy Range	0.59~1800 J
Impact Speed	0.77~24 m/s
Drop Weight	2~70 kg
Position Sensor	Optical Encoder

**Table 3.** Impact test conditions for two types of specimens

Type	Drop Weight (kg)	Impactor Diameter (mm)	Impact Energy (J)	Initial Velocity of Impactor (m/s)	No. of Specimens
A	5.5 ± 0.25	16 ± 0.1	9	1.78	6
			15	2.31	6
			21	2.72	6
			23	2.85	6
B	5.5 ± 0.25	16 ± 0.1	9	1.78	6
			19	2.6	6
			24	2.92	6
			26	3.03	6

**Fig. 2.** Test configuration and fixture of CAI strength test

편을 제작하여 시험을 수행하였다. 충격시험 후에는 충격 손상의 크기 및 형태를 확인하기 위하여 C-Scan을 이용한 비파괴검사를 수행하였다.

### 3.2 CAI 강도시험 방법

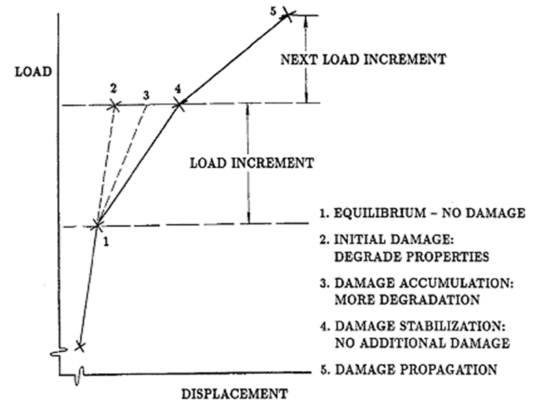
CAI 강도시험은 ASTM D 7137 규격[12]에 따라 Fig. 2와 같이 시험치구를 제작하여 수행하였다. 시험결과로부터 최대 압축하중과 시편의 단면적을 이용하여 CAI 강도를 산출하였으며, 파손형태를 분석하여 파손모드를 정의하였다.

## 4. CAI 강도 유한요소해석 방법

### 4.1 점진적 파손해석(PFA)

CFRP 복합재 적층구조의 충격해석 및 CAI 강도 해석에는 PFA 기법을 사용하는 상용 유한요소해석 소프트웨어 Genoa가 적용되었으며, Solver로는 LS-Dyna와 Nastran이 각각 충격해석과 CAI 강도 해석에 적용되었다.

PFA 기법은 Fig. 3과 같이 1회의 하중 스텝에서 하중 증분 (Load increment)을 부가하여 적층판 및 단층의 거시적 (Macroscale) 수준에서 응력해석을 수행하고, 그 결과를 이용하여 섬유와 기지로 구성된 미시적 (Microscale) 수준의 단위 셀 (Unit cell) 및 서브 단위 셀 (Sub-divided unit cell)에서

**Fig. 3.** Load step sequence of PFA

응력해석을 수행하게 된다. 응력해석 결과 및 파손기준 (Failure criteria)으로부터 섬유, 기지, 단층, 적층판의 손상 발생유무를 판단하여 손상이 발생하지 않는 경우, 즉 평형 (Equilibrium) 상태에서는 동일한 하중 증분을 추가로 부가한다. 손상이 발생한 경우에는 해당 스텝에서 손상이 추가적으로 발생하지 않을 때까지 (평형상태) 재료의 강성을 저하시키는 과정을 거치게 된다. 이러한 과정은 Genoa에서 정의한 손상한계 및 파손한계에 이를 때까지 점진적으로 반복하여 진행된다.

### 4.2 파손기준

본 유한요소해석에서는 섬유, 기지와 같은 미시적 수준의 최대응력 기반 파손기준, 최대변형률 기반 파손기준, 조합응력으로 정의되는 비틀림 에너지 이론을 기반으로 한 Modified distortion energy (이하 MDE) 파손기준을 적용하였다. 응력해석과 파손기준으로부터 섬유, 기지, 단층의 손상 발생유무를 판단하여 유한요소모델에 적용되며, 셸 요소 (Shell element)와 같은 2차원 요소 내에 포함된 모든 복합재 단층에 손상이 발생하고 파손한계에 이르면 해당 요소는 모델에서 제거된다.

파손기준 식은 다음과 같다[13].

#### 1) Delamination Failure Criteria

##### 1-1) Longitudinal Normal Shear Strength

$$S_{13s} = \left\{ 1 - \left( \sqrt{V_f} - V_f \right) / \left( 1 - \frac{G_m}{G_{f12}} \right) \right\} S_{ms} \left\{ 1 - \sqrt{\frac{4V_v}{\pi(1-V_f)}} \right\} \quad (1)$$

##### 1-2) Transverse Normal Shear Strength

$$S_{23s} = \left[ \left\{ 1 - \sqrt{V_f} \left( 1 - \frac{G_m}{G_{f23}} \right) \right\} \left\{ 1 - V_f \left( 1 - \frac{G_m}{G_{f23}} \right) \right\} \right] S_{ms} \quad (2)$$

복합재 적층판의 층간분리 (Delamination) 파손기준은 식 (1) 및 (2)와 같이 단층의 길이방향/횡방향 수직전단강도로부터 결정된다. 여기서  $S$ 는 강도,  $V$ 는 체적율 (Volume

fraction),  $G$ 는 전단탄성계수를 의미하며, 하첨자에서  $s$ 는 전단성분,  $f$ 는 섬유,  $m$ 은 기지,  $v$ 는 기공을 의미한다. 또한 하첨자의 숫자 1, 2, 3은 각각 단층의 섬유 길이방향, 횡방향, 수직방향을 의미한다. 식 (1) 및 (2)에서 볼 수 있듯이 층간분리 파손기준은 전단성분이 지배적이다.

## 2) Longitudinal Tensile Strength

$$S_{11t} = S_{f11t} \left( V_f + \frac{v_m E_m}{E_{f11}} \right) \text{ or } S_{11t} = V_f S_{f11t} \quad (3)$$

## 3) Longitudinal Compressive Strength

### 3-1) Fiber Micro-Buckling

$$F_{11c} = S_{f11c} \left( V_f + \frac{v_m E_m}{E_{f11}} \right) \quad (4)$$

### 3-2) Fiber Crush

$$R_{11c} = \left[ \left\{ 1 - \sqrt{V_f} \left( 1 - \frac{G_m}{G_{f23}} \right) \right\} / \left\{ 1 - V_f \left( 1 - \frac{G_m}{G_{f23}} \right) \right\} \right] S_{ms} \quad (5)$$

복합재 단층의 길이방향 인장 및 압축강도는 식 (3)~(5)에 의해 결정된다. 여기서 하첨자  $t$ 는 인장성분,  $c$ 는 압축성분을 의미한다. 인장강도는 섬유체적율과 섬유강도가 지배적인 영향을 가지며, 압축강도는 섬유 미세좌굴(Fiber micro-buckling) 및 섬유붕괴(Fiber crush) 파손기준으로부터 결정된다.

## 4) Transverse Tensile Strength

$$S_{22t} = \left\{ 1 - (\sqrt{V_f} - V_f) \left( 1 - \frac{E_m}{E_{f22}} \right) \right\} S_{mt} \left\{ 1 - \sqrt{\frac{4V_v}{\pi(1-V_f)}} \right\} \quad (6)$$

## 5) Transverse Compressive Strength

$$S_{22c} = \left\{ 1 - (\sqrt{V_f} - V_f) \left( 1 - \frac{E_m}{E_{f22}} \right) \right\} S_{mc} \left\{ 1 - \sqrt{\frac{4V_v}{\pi(1-V_f)}} \right\} \quad (7)$$

## 6) In-Plane Shear Strength

$$S_{12s} = \left\{ 1 - (\sqrt{V_f} - V_f) \left( 1 - \frac{G_m}{G_{f12}} \right) \right\} S_{ms} \left\{ 1 - \sqrt{\frac{4V_v}{\pi(1-V_f)}} \right\} \quad (8)$$

복합재 단층의 횡방향 인장 및 압축강도는 각각 식 (6) 및 (7)에 의해 결정되며, 면내방향 전단강도는 식 (8)에 의해 결정된다. 식 (8)은 단층의 길이방향 수직전단강도인 식 (1)과 동일하다. 즉 복합재 단층은 횡방향 등방성(Transversely isotropic)으로 가정되어 파손기준이 결정된다.

## 7) Modified Distortion Energy

$$F = 1 - \left[ \left( \frac{\sigma_{11\alpha}}{S_{11\alpha}} \right)^2 + \left( \frac{\sigma_{22\beta}}{S_{22\beta}} \right)^2 - K_{12} \left( \frac{\sigma_{11\alpha}}{S_{11\alpha}} \right) \left( \frac{\sigma_{22\beta}}{S_{22\beta}} \right) + \left( \frac{\sigma_{12s}}{S_{12s}} \right)^2 \right] \quad (9)$$

MDE 파손기준은 조합응력 및 비틀림 에너지를 기반으로 수정된 파손기준이다[14]. 여기서  $\sigma$ 는 복합재 단층에서 발생하는 응력을 의미하며,  $K_{12}$ 는 복합재 단층의 포아송 비와 탄성계수로 구성되는 Directional interaction factor이다. 하첨자  $\alpha$  및  $\beta$ 는 발생하는 응력의 성분에 따라 인장( $t$ ) 및 압축( $c$ )성분으로 결정된다. MDE 파손기준은  $F = 0$ 일 때 파손이 발생하는 것을 의미한다.

## 4.3 유한요소모델 및 경계조건

복합재 적층구조의 충격 및 압축해석을 위하여 적층판 및 충격체는 Fig. 4와 같이 쉘 요소인 Quad4 요소를 적용하여 유한요소모델을 생성하였다. 적층판 모델은 실제 시편과 동일한 형상으로 모델을 생성하였으며, 충격체는 시험기에 장착된 충격체 Tip의 반경을 고려하여 반구 형상의 모델을 생성하였다. 충격해석의 경계조건은 시험치구의 형상과 강체운동의 제한을 고려하여 Fig. 4(a)와 같이 적용하였으며, 압축해석도 마찬가지로 시험치구와 압축변형을 고려하여 Fig. 4(b)와 같이 적용하였다.

복합재의 재료물성은 단층, 섬유 및 기지 수준의 물성을 입력하였으며, 충격체의 물성은 강체로 정의하였다. 4.2절 파손기준에 기술된 단층의 기계적 물성과 섬유 및 기지의 체적율 등은 대부분 해당 물성시험을 통해 획득하였다. 물성시험을 통해 획득하지 못한 섬유의 탄성계수는 제작사로부터 제공된 값을 사용하였으며, 섬유 및 기지의 기계적 물성 및 면외방향 물성 등은 미시역학적 모델로부터 유도되는 방정식과[15] Genoa 소프트웨어에서 제공하는 역설

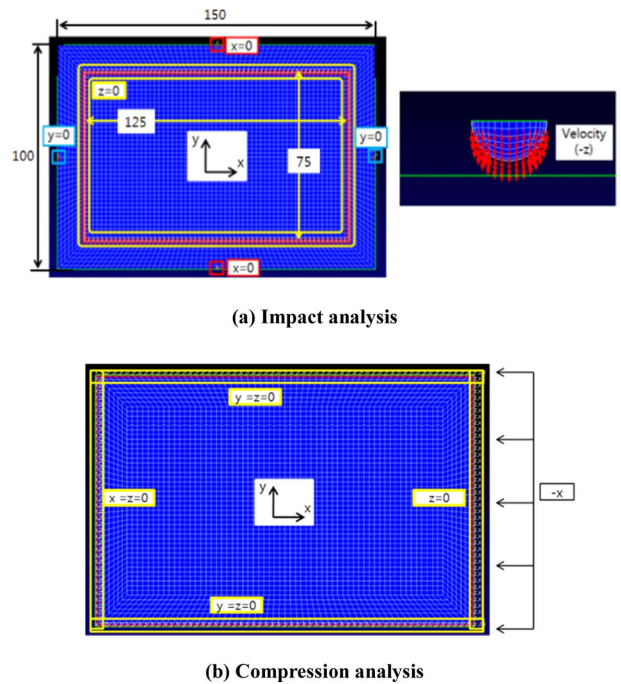


Fig. 4. Finite element models and boundary conditions for CAI strength analyses



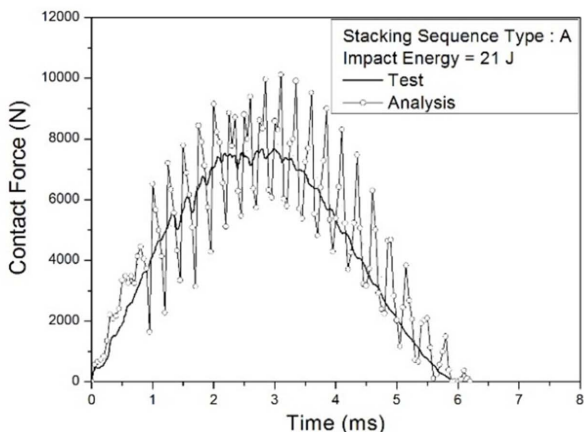
제(Reverse engineering) 기능을 이용하여 추산된 값(Estimates)을 사용하였다.

## 5. CAI 강도 시험 및 유한요소해석 비교

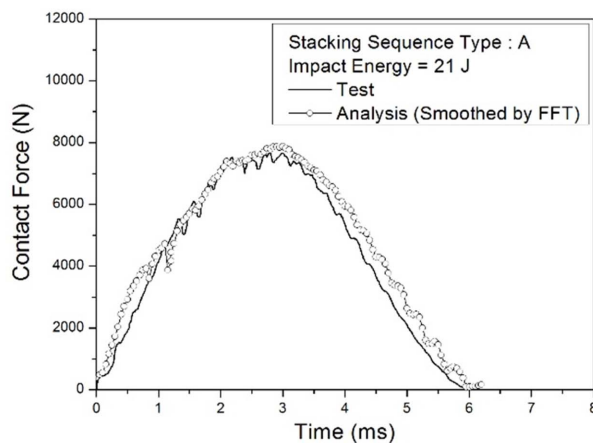
### 5.1 충격시험 및 해석 결과 비교

앞에서 기술한 방법을 적용하여 CFRP 복합재 적층구조의 충격시험 및 해석을 수행하였다.

Fig. 5는 Type A 적층구조에서 21 J의 충격에너지에 대한 접촉하중 이력이며, 충격체의 접촉시간은 시험 및 해석결과에서 약 6 ms 내외로 나타났다. Fig. 5(a)의 해석결과에서 하중이력에는 고주파의 변동이 많이 발생하였지만 시간에 따른 접촉하중 양상은 시험과 유사하게 나타났다. 이러한 고주파 성분이 발생한 이유는 충격해석 시 발생하는 동적 효과(Dynamic effect)에 영향을 미치는 감쇠(Damping) 성분을 충분히 고려하지 않았기 때문인 것으로 판단된다. 그리고 Fig. 5(b)와 같이 해석결과를 후처리하기 위하여 FFT를 이용한 Smoothing 처리를 하였으며 시험결과와 매우 유사한 이력을 나타냈다.



(a) Original analysis data

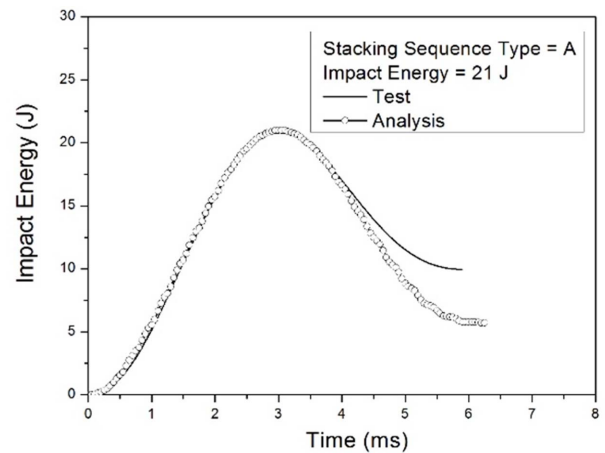


(b) Analysis data smoothed by FFT

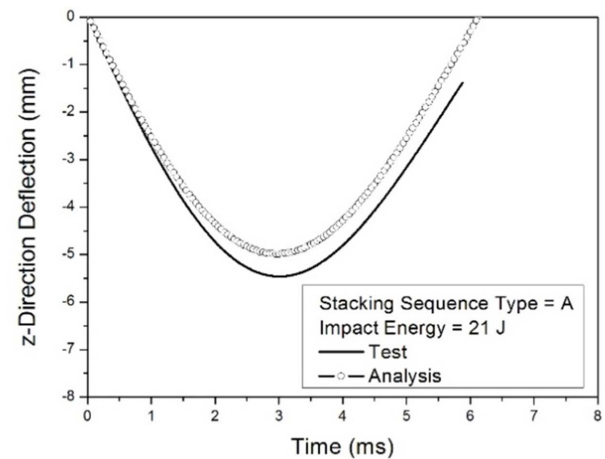
**Fig. 5.** Contact force versus time histories of impact test and analysis for Type A/21 J

Fig. 6은 동일한 적층구조 및 충격에너지에 대한 충격에너지 이력으로써 전반적인 양상과 최대 충격에너지는 잘 일치하는 것으로 나타났다. Fig. 7은 동일한 적층구조 및 충격에너지에 대하여 충격체가 접촉되는 영역의 z 방향 처짐량을 나타낸 것이며, 시험 및 해석결과에서 유사한 양상을 보이지만 최대 처짐량의 오차는 0.5 mm 내외로 나타났다.

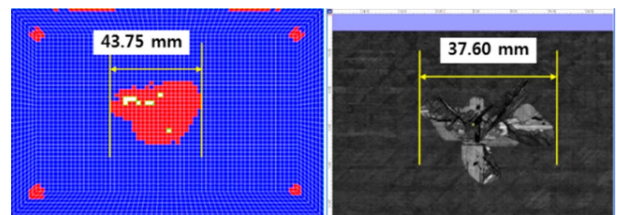
Fig. 8은 위와 동일한 적층구조 및 충격에너지에 대한 적층구조의 충격손상 형상을 해석결과 및 비파괴검사(C-Scan)



**Fig. 6.** Impact energy versus time histories of impact test and analysis for Type A/21 J



**Fig. 7.** z-direction deflection versus time histories of impact test and analysis for Type A/21 J



**Fig. 8.** Impact damage shapes of impact test and analysis for Type A/21 J

결과를 비교하여 나타낸 것이다. 해석결과에서는 충격부위의 파손한계로 인하여 요소가 제거된 영역도 나타났으며 경계조건에서도 손상이 나타났다.

Fig. 9는 모든 조건에 대한 최대 손상길이와 충격에너지와의 관계를 나타낸 것이다. Type A의 경우 23 J의 충격에너지에서 해석결과가 다소 과대평가되는 경향이 나타났지만 Type B의 경우에는 시험과 해석결과가 매우 유사한 것으로 나타났다.

Fig. 10은 Type A 적층구조에서 21 J의 충격에너지에 대하여 단층 수준의 파손기준별 충격손상 및 파손영역을 해석결과로부터 나타낸 것이며, 손상 및 파손이 발생한 단층의 번호도 같이 표기하였다. 층간분리 손상은 중앙에 위치한 층에서 가장 큰 영역을 나타내며 바깥의 상하부 층으로 갈수록 손상영역이 작아지는 경향을 나타냈다. 길이방향 및 횡방향 인장 파손기준에 의한 손상은 주로 하부 단층영역에 분포하며, 길이방향 압축파손 및 MDE 파손기준에 의한

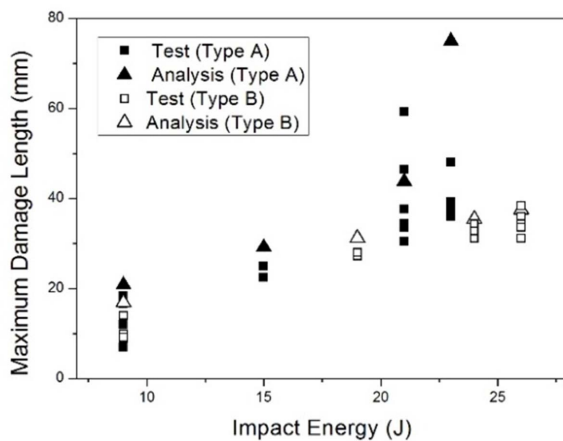


Fig. 9. Correlation between maximum damage lengths and impact energy obtained from impact tests and analyses

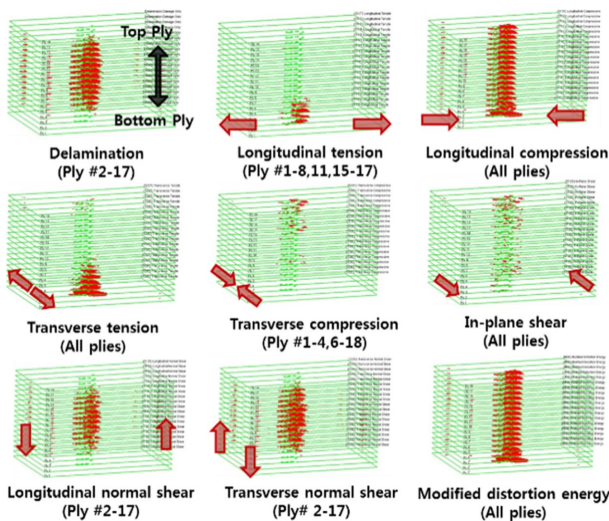


Fig. 10. Impact damage distribution in ply-level for Type A/21 J

손상이 층간분리 손상과 함께 모든 단층에 걸쳐 지배적인 손상으로 확인되었다.

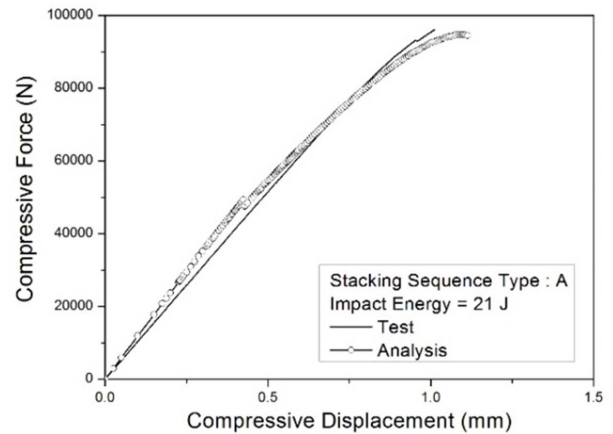
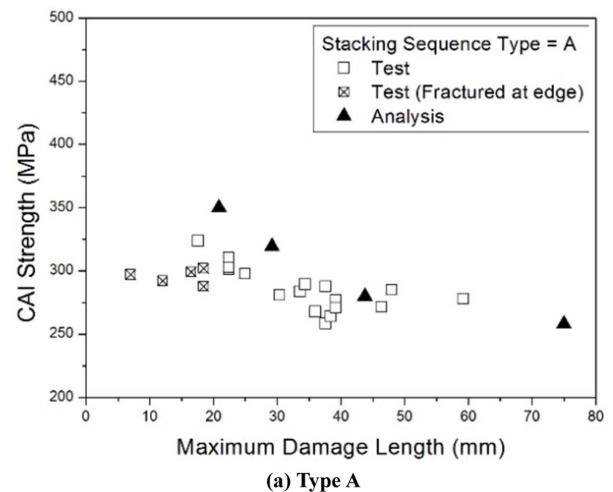
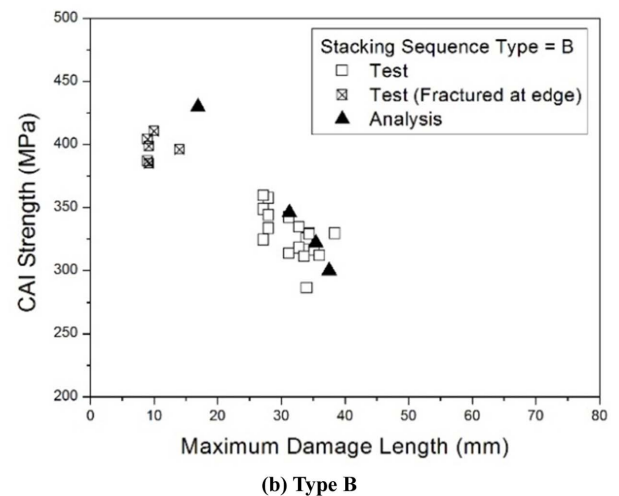


Fig. 11. Compressive force versus displacement histories of CAI strength test and analysis for Type A/21 J



(a) Type A



(b) Type B

Fig. 12. Correlations between CAI strengths and maximum damage lengths obtained from CAI tests and analyses

## 5.2 CAI 강도시험 및 해석 결과 비교

Fig. 11은 21 J의 충격손상을 갖고 있는 Type A 적층구조의 CAI 강도시험 및 해석으로부터 얻은 하중-변위 이력이다. 전반적으로 시험과 해석결과에서 매우 유사한 이력으로 나타났다. 하지만 대부분의 해석결과에서는 요소의 파손, 즉 요소의 제거와 동시에 하중이 순간적으로 감소하는 Pop-in 현상이 나타난 반면에 시험결과에서는 이러한 현상이 나타나지 않거나 매우 작은 양으로 나타났다.

Fig. 12는 모든 조건에 대한 CAI 강도와 최대 손상길이와의 관계를 나타낸 것이다. 시험결과에서 'x'로 표기된 결과는 모서리 파손(Edge fracture)을 의미하며 주로 낮은 충격에너지 조건에서 발생하였다. 그 외에는 모두 충격손상 영역에서 파손이 발생하였다. 대체로 시험과 해석결과에서 유사한 양상을 나타내지만 해석결과에서 CAI 강도가 다소 높게 평가되는 것으로 나타났다.

## 6. 결 론

본 연구에서는 일방향 탄소섬유강화 플라스틱 복합재 적층구조의 충격손상 및 충격 후 압축강도를 예측하기 위한 시험 및 유한요소해석을 수행하였다. 시험은 ASTM 규격에 따라 2가지 Type의 적층구조 시편을 제작하여 수행하였으며, 동일한 시험조건을 고려하여 PFA 기법을 적용한 유한요소해석을 수행하였다. 본 연구에서 얻은 결론을 요약하면 다음과 같다.

1) 충격해석의 접촉하중 이력에서 고주파의 변동이 발생하였지만 시험결과와 유사한 양상을 나타냈으며, FFT를 이용하여 Smoothing 처리를 한 결과 시험결과와 매우 유사한 양상을 나타냈다.

2) 충격에너지 및 충격체 접촉영역의 처짐량에 대한 해석결과로부터 시험결과를 유사하게 모사하고 예측할 수 있음을 확인하였다.

3) 충격손상 형상에 대한 해석결과와 시편에 대한 비파괴검사 결과의 비교로부터 최대 손상길이는 전반적으로 유사하게 나타났지만 비교적 두께가 얇은 Type A의 경우 23 J의 충격에너지에서 해석결과가 다소 과대평가 되었다. 비교적 두께가 얇고 높은 에너지에 대한 정확한 손상을 예측하기 위해서는 적층구조, 재료물성, 파손기준에 대한 추가적인 연구가 필요한 것으로 확인되었다.

4) 충격해석 결과로부터 단층 수준의 손상/파손영역을 확인하였으며 층간분리, 길이방향 압축파손 및 MDE 파손기준에 의한 손상이 지배적인 손상으로 확인되었다.

5) CAI 강도시험의 경우 비교적 낮은 에너지에서 시편의 모서리 파손이 발생하였으나 해석결과에서는 모서리 파손 없이 전반적으로 시험결과와 유사한 양상이 나타남을 확인하였다. 또한 대체로 해석결과에서 CAI 강도가 다소 높게 평가되는 것으로 나타났다.

## REFERENCES

1. CMH-17, *Composite Materials Handbook Volume 3: Polymer Matrix Composites Materials Usage, Design, and Analysis*, SAE International, US, 2012.
2. Ha, S.C., Kim, I.G., Lee, S.J., Cho, S.G., Jang, M.H., and Choi, I.H., "Probability Analysis for Impact Behavior of Composite Laminates Subjected to Low-Velocity Impact," *Journal of the Korean Society for Composite Materials*, Vol. 22, No. 6, 2009, pp. 18-22.
3. Choi, I.H., "Low-Velocity Impact Response and Damage Analysis of Composite Laminates Under Initial In-Plane Loading," *Journal of the Korean Society for Composite Materials*, Vol. 22, No. 1, 2009, pp. 1-8.
4. Park, H.B., and Kong, C.D., "Study on Impact Damage Behavior of Sandwich Composite Structure for Aircraft," *Composites Research*, Vol. 26, No. 1, 2013, pp. 36-41.
5. Kong, C.D., Park, H.B., Lim, S.J., and Shin, C.J., "A Study on Compressive Strength of Carbon/epoxy Composite Structure Repaired with Bonded Patches after Impact Damage," *Journal of the Korean Society for Composite Materials*, Vol. 23, No. 5, 2010, pp. 15-21.
6. Suh, Y.W., Woo, K.S., Choi, I.H., Kim, K.T., and Ahn, S.M., "Analysis of Low Velocity Impact Damage and Compressive Strength After Impact for Laminated Composites," *Aerospace Technology*, Vol. 10, No. 1, 2011, pp. 183-192.
7. Ha, J.S., Kim, M.S., Joo, Y.S., and Cho C.M., "Analysis of Impact Damage and Compression after Impact Strength for Unidirectional Carbon Fiber Composite Specimens," *Proceeding of the Korean Society for Aeronautical and Space Sciences*, Gangwon, Korea, Apr. 2014, pp. 312-315.
8. Hongkarnjanakul, N., Bouvet, C., and Rivallant, S., "Validation of Low Velocity Impact Modelling on Different Stacking Sequences of CFRP Laminates and Influence of Fibre Failure," *Composite Structures*, Vol. 106, 2013, pp. 549-559.
9. Suemasu, H., Sasaki, W., Aoiki, Y., and Ishikawa, T., "Compressive Behavior of Impact Damaged Composite Laminates," *Proceeding of the 16<sup>th</sup> International Conference on Composite Materials*, Kyoto, Japan, July. 2007, pp. 1-8.
10. Gonzalez, E.V., Maimi, P., Camanho, P.P., Turon, A., and Mayugo, J.A., "Simulation of Drop-Weight Impact and Compression After Impact Tests on Composite Laminates," *Composite Structures*, Vol. 94, No. 11, 2012, pp. 3364-3378.
11. ASTM D 7136, *Standard Test Method for Measuring the Damage Resistance of a Fiber-Reinforced Polymer Matrix Composite to a Drop-Weight Impact Event*, ASTM International, Pennsylvania, US, 2007.
12. ASTM D 7137, *Standard Test Method for Compressive Residual Strength Properties of Damaged Polymer Matrix Composite Plates*, ASTM International, Pennsylvania, US, 2007.
13. Genoa Theoretical Manual.
14. Hinton, M.J., Kaddour, A.S., and Soden, P.D., *Failure Criteria in Fibre Reinforced Polymer Composites: The World-wide Failure Exercise*, Elsevier Science, UK, 2004.
15. NASA-TM-83320, *Simplified Composite Micromechanics Equations for Hygral, Thermal and Mechanical Properties*, NASA, US, 1983.