

# 섬유 강화 복합재료 물성 시험 표준화 현황 및 시험 평가기술 동향



**박상운**

- 2001. 한국항공대 기계공학 학사
- 2003. 한국항공대 항공재료공학 석사
- 2010. 한국항공대 항공재료공학 박사
- 2010-2014. 대한항공 항공기술연구원
- 2014-현재. 현대자동차 책임연구원



**서경배**

- 2015. 성균관대학교 화학과 학사
- 2017. 서울대학교 화학과 석사
- 2017-2022. 현대자동차 연구원
- 2023-현재. 현대자동차 책임연구원



**박상선**

- 1996. 한양대학교 기계설계학 학사
- 1998. 한양대학교 기계설계학 석사
- 1999-2006. 현대자동차 연구원
- 2007-현재. 현대자동차 책임연구원

## 1. 서론

경량화 니즈가 증대됨에 따라 중량 절감 효과가 큰 차체 구조(루프, 후드 및 언더 바디 등) 및 사시 부품 중심으로 경량 신소재인 복합재료(fiber reinforced composites) 적용을 위한 연구 개발이 진행되고 있다. 또한 최근 PBV(purpose built vehicle), UAM(urban air mobility), 그리고 robotics 등 다양한 미래 모빌리티 사업 분야가 출현함에 따라 소량 생산·다품종 사양에서 요구되는 복합재료 설계/재료/해석/생산기술에 대한 기술 니즈가 증가하고 있다. 경량 소재로서 복합재료는 고강성, 고강도, 내식성, 그리고 진동 흡수 등의 많은 장점이 있음에도 불구하고 차량 개발 프로세스에서 요구되는 개발 요구 사항 및 대외·내 법규·인증 기준들과 합치성(conformity) 입증 등이 요구될 수 있다. 이때 요구되는 세부 기술 항목들로는 (1) 재료 강도(material strength) 및 해석 물성(material properties for analysis, or allowable data), (2) 제조 공정에 따른 물성 데이터 변동성(variations in material properties), 그리고 (3) 환경 내구 및 기계적 피로 물성 등을 들 수 있다.

자동차 및 항공기 산업분야에서 재료 적합성 입증 절차는 재료 물성 시험 평가 프로세스를 포함 다양한 하위 요소 기술들이 요구될 수 있다. 대표적인 요구 사항으로는 (1) 재료 물성 특성화·정량화, (2) 이방성(anisotropic) 복합재료 설계 물성 확보, 그리고 (3) 부품 설계 가이드(seamless design tool package) 및 품질 관리를 위한 제조 결함 관리(manufacturing-induced defects) 등 차량 개발을 위한 전주기 단계에서 필요한 기술 지침/권장 사항들이 포함될 수 있다. 다음 단계로서 구조적 성능 검증은 재료 적합성 및 구조적 안전성 입증을 위해 해석 결과 및 다양한 시험평가가 요구되며, 이를 통해 재료 해석 물성을 기반으로 부품 설계에 대한 성능 검증이 요구된다. 이때 특정 재료에 대한 해석 물성은 복합재료 적층판(laminar/laminate)에 대한 실험 값 산포(scatter)를 기반으로 통계적 특성을 정의하는 과정이다. 이는 특히 높은 이방성 특성을 가지면서 제조 공정 측면에서 결함 발생에 의

한 구조적 성능 영향성이 상대적으로 큰 복합재료의 경우 엄격한 물성 관리가 요구될 수 있다. 따라서 경량화 효과 및 구조적 효율성 개선을 위해 체계화된 재료 물성 평가 프로세스를 기반으로 신뢰성이 높은 해석 물성 구축이 요구되고 있다.

복합재료 시험법에 대한 유효성·적합성, 구조화된 시험평가 프로세스, 그리고 재료 입증 계획에 따른 물성 실험 결과 관리·검증 절차는 경량 신소재 적용을 위해 선결되어야 하는 주요 기술 항목이라고 할 수 있다. 일반적으로 복합재료 물성 시험 단계에서는 (1) 재료 물성 입증 프로세스에 대한 이해, (2) 표준화된 시험 규격 및 절차, 그리고 (3) 측정 물성 획득 절차 등에 대한 다양한 기술적 문제들이 선결되어야 한다. 이를 위해 본 고에서는 복합재료에 대한 재료 물성평가 및 해석 물성 구축을 위한 시험 요구조건들과 세부 절차들을 소개하고 있다. 그리고 이를 통해 복합재료 성형 공정 규격화·표준화 및 해석 물성 획득을 위한 지속적인 데이터 관리 체계를 구축하여 표준화된 복합재료 물성 시험·평가 체계를 확립을 위한 기초 자료로 활용되고자 한다.

## 2. 재료 물성 합치성 입증

### 2.1. 시험 규격

본 절에서는 재료 적합성 입증에 대해 적용 가능한 물성 시험법을 CMH(composite material handbook)-17 Rev G(formally mil-HDBK-17-1F)에서 제안한 기술 핸드북을 기반으로 설명하고 있다[1]. 대표적인 시험 규격으로는 ASTM, ISO, CEN<sup>1</sup> 등이 있으며, 특정 국가 또는 산업용 부품 대상으로 SACMA, CRAG, 그리고 AECMA<sup>2</sup> 규격들도 적용되고 있다. 마지막으로 항공

OEM사들의 경우, 사내 시험 규격인 AITM 및 BSS<sup>3</sup>를 통해 재료 물성 관리를 실시하고 있다. 복합재료 물성 관련 대표적인 시험 규격들을 다음의 Table 1, 2에 요약 정리하였다. 이때 시험 규격들 간 세부 시험법 및 세부 절차들은 대부분 유사성이 있으나, 시편 형상, 시험 지그, 시험조건 그리고 물성 측정을 위한 세부 요구 사항(데이터 측정 방법 및 통계적 요구 사항 등)에서는 일부 차이점이 존재할 수 있다. 대표적인 복합재료 시험 장비 및 시험 지그 형상들은 Figure 1과 같다.

### 2.2. 해석 물성

복합재료 해석 물성을 획득하기 위해서는 Figure 2에서 제시한 바와 같이 단계적이고 체계적인 시험평가 절차를 통해 측정값들에 대한 신뢰성을 확보해야 한다. 특히 재료 물성 시험은 전체 개발 프로세스 과정 중, 초기 개발 단계에서 설계 적합성을 선제적으로, 그리고 효과적으로 검증하면서, 공정 품질 관리를 위한 기초 자료로 활용될 수 있다. 또한 공정 변수(key process parameters)에 따른 시편 내 결함 유무 및 재료 물성 차이를 정량적으로 설명할 수 있어야 한다. 연속섬유 강화 복합재료 laminar/laminate의 대표적인 기계적 물성 시험 항목들과 함께 시험 조건들을 Table 3에 정리하였다. 복합재료 해석 물성 구축은 일반적으로 CMH-17에서 권장하고 있는 시험 항목 및 그

<sup>1</sup>ASTM: American Society for Testing and Materials, ISO: International Organization for Standardization, CEN: European Committee for Standardization

<sup>2</sup>SACMA: Suppliers of Advanced Composite Materials Association, CRAG: Composites Research Advisory Group, AECMA: Association Européenne des Constructeurs de Matériel Aérospatial

<sup>3</sup>AITM: Airbus Industrie Test Method, BSS: Boeing Specification Support

**Table 1.** Test standards for material qualification of cured laminar physical properties: Material properties and their sampling requirements are listed in accordance with MIL-HDBK-17-1F [1]

Material properties	Test standards				Sampling
	ASTM	ISO	CEN	SACMA	
Cured ply thickness (mm)	-	-	-	SRM10	10 points <sup>3)</sup>
Cured density (g/m <sup>3</sup> )	ASTM D792	ISO 1183-1 - A	-	-	5×3
Fiber content (vol.%)	ASTM D3171	ISO 1172	EN 2564 - A	SRM10	5×3
Void content (vol.%)	ASTM D2734	-	-	-	5×3
Tg dry (°C) <sup>1)</sup>	ASTM D4065	ISO 6721-1	EN 6032	SRM 18	5×3
Tg wet (°C) <sup>2)</sup>					5×3

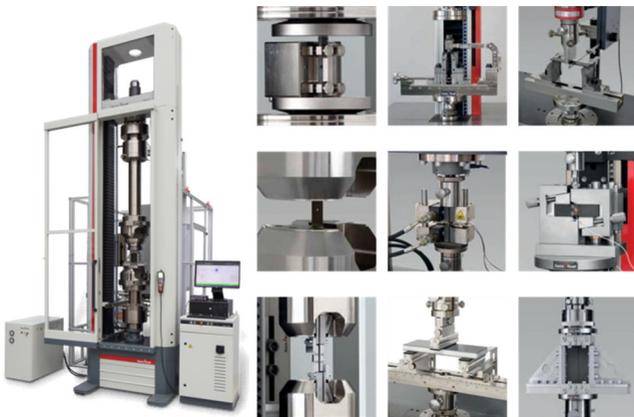
<sup>1)</sup>Dry specimens are “as fabricated” specimens which have been maintained at ambient conditions in an environmentally controlled test laboratory.

<sup>2)</sup>Wet specimens are environmentally conditioned by exposing them in an elevated temperature humidity chamber until they attain an equilibrium moisture content.

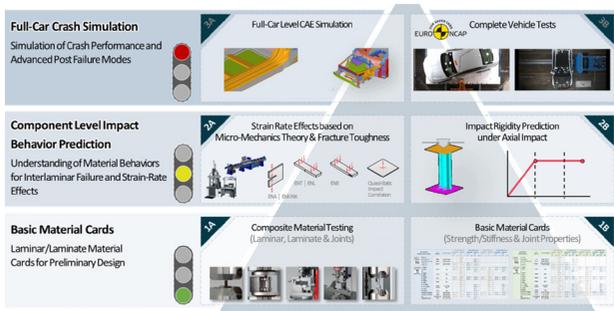
<sup>3)</sup>10 points measurements on each of 5 batches.

**Table 2.** Test standards for material qualification of cured laminar mechanical properties

Material properties	Test standards			
	ASTM	ISO	CEN	SACMA
Tension	ASTM D3039	ISO 527-5	EN 2561/EN 2597	SRM 4R-94
Compression	ASTM D695	ISO 14126 Meth.2	EN 2850 TY B	SRMIR-94
	ASTM D3410	ISO 14126 Meth.1	EN 2850 TY A	-
	ASTM D6641	ISO 14126 Meth.2	-	-
In-plane shear	ASTM D3518	ISO 14129	EN 6031	SRM 7-94
	ASTM D5379	-	-	-
	ASTM D7078	-	-	-
ILSS	ASTM D2344	ISO 14130	EN 2563	SRM 8-88
Flexural	ASTM D790			
CAI	ASTM D7136	ISO 18352	EN 6038	-
	ASTM D7137			



**Figure 1.** Material testing machine and representative material test fixtures for composite materials (source: ZwickRoell [2]).



**Figure 2.** Optimal allocation of building blocks between material qualification and structural performance validation.

에 따른 절차를 따르며, 구체적인 시험 항목, 시편 치수, 그리고 대표적인 측정 물성 값들 역시 기술하였다. 마지막으로 재료 물성을 통계 확률 분포를 활용하여 분석한 결과로서, 95% 신뢰도 기반으로 90% 확률을 가지는 물성 값인 B-basis에 대한 샘플링 요구사항들 역시 Table 3에 정리하였다[3]. 일반적으로 복합재료 B-basis 산출을 위해 적용되는 대표적인 통계 확률 모델로서 Weibull, Normal, 그리고 Lognormal 분포 등이 적용되고 있으며, 이들 통계 식들에 대한 주요 파라미터들을 Figure 3에 나타내었다. 마지막으로 확률 모델에 따른 전형적인 해석 물성 산출 절차는 다음 Figure 4에서 나타낸 바와 같다.

Figure 5에서는 3종류 통계 확률 모델들에 따른 ASTM D3518 전단 강도의 결과 값들에 대한 비교-분석 사례를 보여주고 있다. 여기서 RTD(room temperature dry)는 상온 상습 조건에서 물성 시험을 수행하며, ETW(Elevated Temperature Wet)는 시편을 고온 다습(82 °C, 85% RH) 환경에서 평형 수분상태(equilibrium moisture saturated state)까지 노출 후, 오븐 챔버 내 시험 온도 82 °C에서 물성을 평가한 결과이다.

### 3. 이방성 재료 물성 시험법

#### 3.1. 압축 시험

압축 시험은 복합재료 적층판의 압축 강도(compression strength)와 탄성계수(compression modulus) 측정을 위해 수행한다. 압축 시편 gage-length는 시험 하중에 의한 Euler buckling 현상을 방지하면서 시편 내 응력 변화를 효과적으로 유도할 수

**Table 3.** Summary of test standards, specimen dimensions, material properties and test set-up configurations for cured laminar mechanical property: sampling requirements for B-basis allowable[3]

Material properties	Test standards	Specimen dimensions (mm) <sup>1)</sup>	Properties (Nomenclature <sup>2,3,4)</sup> )	Test set-up configurations	Sampling per test condition <sup>5,6)</sup>		
					CTD	RTD	ETD
Tension	ASTM D3039	250×15 for [0] <sub>n</sub> 250×25 for [90] <sub>n</sub>	Ultimate tensile strength ( $F_1^m$ ) Tensile modulus ( $E_1^c$ ) Major Poisson's ratio ( $\nu_{12}$ )		3×2×3	3×2×3	3×2×3
			Ultimate tensile strength ( $F_2^m$ ) Tensile modulus ( $E_2^c$ )				
Compression	ASTM D6641 (ASTM D695) (ASTM D3410)	140×13 (80×10) (150×10 for [0] <sub>n</sub> ) (150×25 for [90] <sub>n</sub> )	Ultimate compressive strength ( $F_1^{cu}$ ) Compressive modulus ( $E_1^c$ ) Major Poisson's ratio, compression ( $\nu_{12}^c$ )		3×2×3	3×2×3	3×2×3
			Ultimate compressive strength ( $F_2^{cu}$ ) Compressive modulus ( $E_2^c$ ) Minor Poisson's ratio, compression ( $\nu_{21}^c$ )				
In-plane shear	ASTM D7078 (ASTM D3518) (ASTM D5379)	76×56 (200 to 300×25) (76×19)	Shear strength at 5% strain ( $F_{12}^{s5\%/min}$ ) Shear modulus ( $G_{12}^s$ )		3×2×3	3×2×3	3×2×3
			Interlaminar shear strength				
ILSS	ASTM D2344	30.0×10.0	Interlaminar shear strength		-	3×2×3	-

1) Sample dimensions are length (longitudinal direction) × width.

2) Symbols:  $F_1^m$ : ultimate tensile strength, warp/longitudinal direction;  $F_2^m$ : tensile modulus in warp/longitudinal direction;  $\nu_{12}^c$ : major Poisson's ratio, tension;  $F_1^{cu}$ : ultimate tensile strength, fill/transverse direction;  $E_1^c$ : tensile modulus, fill/transverse direction;  $F_2^{cu}$ : ultimate compressive strength, warp/longitudinal direction;  $E_1^c$ : compressive modulus, warp/longitudinal direction;  $\nu_{12}^c$ : major Poisson's ratio, compression;  $F_2^{cu}$ : ultimate compressive strength, fill/transverse direction;  $E_2^c$ : compressive modulus, fill/transverse direction;  $\nu_{21}^c$ : minor Poisson's ratio, compression;  $F_{12}^{s5\%/min}$ : shear strength at 5% strain;  $G_{12}^s$ : shear modulus; ILSS: inter laminar shear strength

3) Superscripts:  $t$ : tension;  $cu$ : tension ultimate;  $c$ : compression;  $cu$ : compression ultimate;  $s$ : shear

4) Subscripts: 1: warp/longitudinal direction; 2: fill/transverse direction; 1/2: in-plane (1-2 plane)

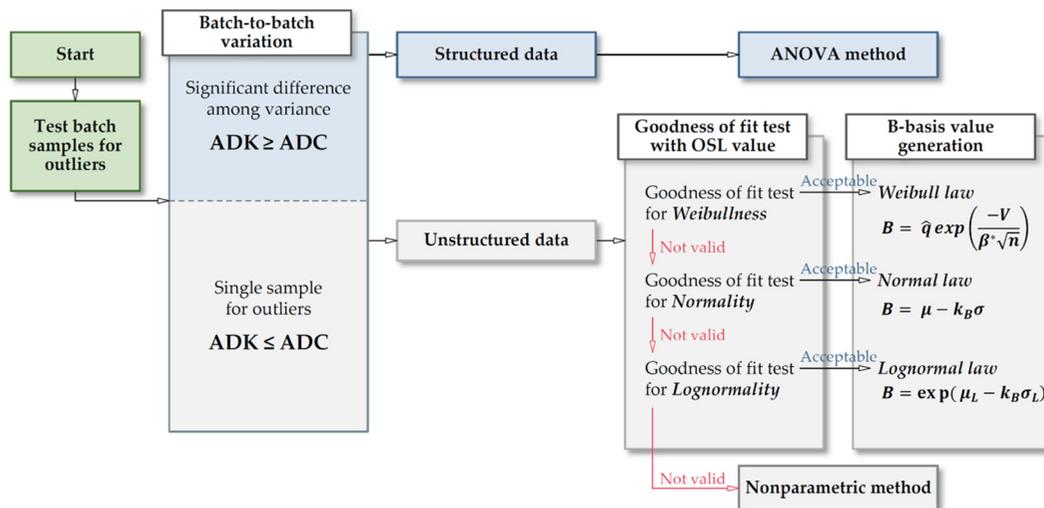
5) 3×2×3 refers to 3 batches of prepreg materials, 2 cured panels (2 independent cure cycles) and 3 sampling test per batch, respectively.

6) CTD: -54°C with an as-fabricated moisture content; RTD: ambient laboratory conditions with an as-fabricated moisture content; ETD: 82°C with an as-fabricated moisture content; ETW: 82°C with an equilibrium moisture weight gain in 85% relative humidity environment.

Statistical terms	Weibull law	Normal law	Lognormal law
Parameters	Scale ( $\theta$ ); Shape ( $\beta$ )	Mean ( $\mu$ ); Std. deviation ( $\sigma$ )	Mean ( $\mu$ ); Std. deviation ( $\sigma$ )
$z_{(i)}$ <sup>a), b), c)</sup>	$z_{(i)} = [x(i)/\theta]^\beta$ , for $i = 1, \dots, n$	$z_{(i)} = \frac{(x(i)-\mu)}{\sigma}$ , for $i = 1, \dots, n$	$z_{(i)} = \frac{\ln(x(i))-\mu_L}{\sigma_L}$ , for $i = 1, \dots, n$
PDF	$f(x; \theta; \beta) = \frac{\beta}{\theta} \left(\frac{x-x_0}{\theta}\right)^{\beta-1} \exp\left(-\left(\frac{x-x_0}{\theta}\right)^\beta\right)$ where $x > x_0$	$f(x; \mu; \sigma) = \frac{1}{\sigma\sqrt{2\pi}} \exp\left(-\frac{1}{2}\left(\frac{x-\mu}{\sigma}\right)^2\right)$ where $-\infty < x < \infty$	$f(x; \mu; \sigma) = \frac{1}{\sigma(x-x_0)\sqrt{2\pi}} \exp\left(-\frac{1}{2}\left(\frac{\ln(x-x_0)-\mu_L}{\sigma_L}\right)^2\right)$ where $x > x_0$
AD <sup>d)</sup>	$AD = \sum_{i=1}^n \frac{1-2i}{n} [\ln[1 - \exp(-z_{(i)})] - z_{(n+1-i)}] - n$		$AD = \sum_{i=1}^n \frac{1-2i}{n} \{ \ln[F(z_{(i)})] + \ln[1 - F(z_{(n+1-i)})] \} - n$
OSL <sup>e), f)</sup>	$OSL = 1/[1 + \exp[-0.10 + 1.24 \ln(AD^*) + 4.48AD^*]]$		$OSL = 1/[1 + \exp[-0.48 + 0.78 \ln(AD^*) + 4.58AD^*]]$
B-basis value <sup>g)</sup>	$B = \hat{q} \exp\left\{-\frac{V}{\beta\sqrt{n}}\right\}$ , where, $\hat{q} = \theta(0.10536)^{1/\beta}$	$B = \mu - k_B\sigma$	$B = \exp(\mu_L - k_B\sigma_L)$

- a)  $z(i)$ : ranked independent value
- b)  $\mu_L$ : mean value of the  $\ln(x)$
- c)  $\sigma_L$ : standard deviation value of the  $\ln(x)$
- d) AD<sup>k</sup>: notation used for the  $k$ -sample Anderson-Darling statistic, which is used to test the hypothesis that  $k$  batches have the same distribution.
- e) OSL: the probability of observing a more extreme value of the test statistic when the null hypotheses is true.
- f) AD<sup>\*</sup> can be defined by the following equation.
- g) B-basis value: it is a statistically based material property with a 95% lower confidence bound on the tenth percentile of a specified population of measurements. Also a 95% lower tolerance bound for the upper 90% of a specified population.

Figure 3. Descriptions for probability distribution and B-basis allowable in accordance with three types of statistical models: Weibull, Normal (Gaussian) and Lognormal laws [4].



a) The  $k$ -sample Anderson-Darling (ADK) test can be defined by the following equation:

$$ADK = \frac{n-1}{n^2(k-1)} \sum_{i=1}^k \left[ \frac{1}{n_i} \sum_{j=1}^L h_j \frac{(nF_{ij} - n_i H_j)^2}{H_j(n - H_j) - n h_j / 4} \right] \quad (a)$$

- $h_j$ : the number of values in the combined samples equal to  $z_{(j)}$
- $H_j$ : the number of values in the combined samples less than  $z_{(j)}$  plus one half the number of values in the combined samples equal to  $z_{(j)}$ , and
- $F_{ij}$ : the number of values in the  $i$ th group which are less than  $z_{(j)}$  plus one half the number of values in this group which are equal to  $z_{(j)}$

b) The critical value of ADK (ADC) can be defined by the following equation:

$$ADC = 1 + \sigma_n \left[ 1.645 + \frac{0.678}{\sqrt{k-1}} \cdot \frac{0.362}{k-1} \right] \quad (b)$$

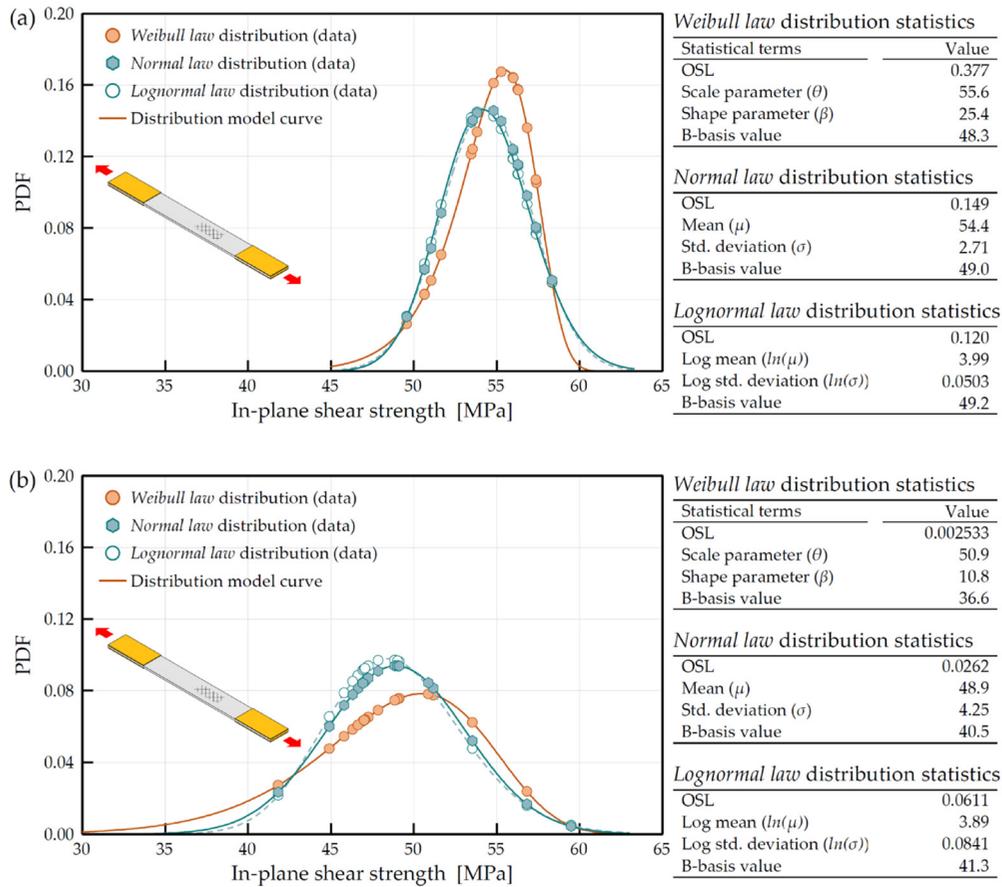
- If the critical value is less than the test statistic in Equation (a), then one can conclude (with a 5% risk of being in error) that the groups were drawn from different populations.
- Otherwise, the hypothesis that the groups were selected from identical populations is not rejected, and the data may be considered unstructured with respect to the random or fixed effect in question.

Figure 4. Flow chart for establishment of material allowable database [1,4].

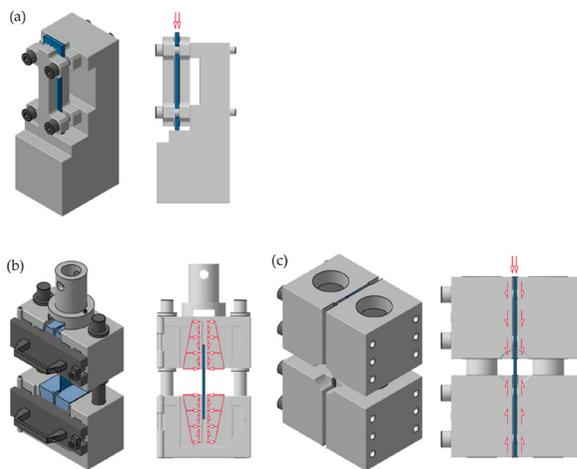
있도록 선정한다. 또한 poisson restraint effects를 최소화할 수 있는 시험 지그를 선정해야 한다. 대표적인 압축 시험법으로 ASTM D695 end loading, ASTM D3410 shear loading, 그리고 ASTM D6641 combined loading 등이 알려져 있으며, 이들 시험 규격들에 대한 지그 형상 및 하중 조건은 다음의 Figure 6과 같

다. 그리고 시험 규격 별 세부 시험 조건들을 Table 4에 요약 정리하였다.

ASTM D3410 shear loading은 Figure 6(b)에서 나타난 바와 같이 wedge 형상을 가진 grip을 사용하여 전단 하중을 시편에 부가하는 방식으로, 시험 하중에 의한 비탄성 좌굴 거동(inelastic



**Figure 5.** PDF (Probability Density Function) curves for describing the statistical distributions of unidirectional carbon fiber epoxy composite when subjected to ASTM D3518 in-plane shear test: (a) RTD and (b) ETW.



**Figure 6.** Typical fixture configurations and schematic diagram of loading scheme with different ASTM standards for compression tests: (a) ASTM D695 end loading, (b) ASTM D3410 shear loading and (c) ASTM D6641 combined loading (end and shear).

column buckling behavior)을 방지하기 위해 12.5 mm-25.0 mm 범위 내 gage-length를 가진 시편을 사용한다. 압축 물성 결과 값은 시편 tap 평탄도 및 평행도에 민감할 수 있으므로 시편 제작 시 치수 오차에 주의해서 제작되어야 한다.

ASTM D6641 CLC 시험 지그는 Figure 6(c)에서 나타낸 바와 같이 복합 하중(shear+compression)을 시편에 추가하는 방식으로 현재 광범위하게 적용되고 있다. 과거 연구를 통해 보고된 바에 따르면 압축 하중에 의해 시편 끝단부에서 국부적으로 edge-crushing 현상을 방지할 수 있도록 정밀한 시편 가공 및 시험 지그 내 시편 정렬이 요구된다. 또한 ASTM D6641 시험 규격을 기반으로 (1) 시편 폭에 따른 압축 강도 영향성, 그리고 (2) 시편-시험 지그 간 결합 시 clamping pressure(bolt installation torque)에 따른 압축 강도 변화량 등 측정 물성 신뢰성 개선을 위한 다양한 기초 연구들이 수행된 바가 있다.

Table 4. Summary of compression test methods with different ASTM standards

Test standards		ASTM D695 (End loading) <sup>1)</sup>	ASTM D3410 (Shear loading) <sup>2)</sup>	ASTM D6641 (Combined loading)
Specimen geometry	Length×width (mm)	80×10 for unidirectional and woven fabric	150×10 for [0] <sub>in</sub> unidirectional 150×25 for [90] <sub>in</sub> and specially orthotropic	140×13 for unidirectional and woven fabric
	Specimen thickness	In nominal, 2 mm is recommended.	Define specimen thickness as per the following equation to prevent Euler (column) buckling in test section. $t \geq l_g \times (0.9069 \sqrt{1 - (1.2F^{tu} / G_{xy})(E^c / F^{tu})})$	Define specimen thickness as per the following equation to prevent Euler (column) buckling in test section. $t \geq l_g \times (0.9069 \sqrt{1 - (1.2F^{tu} / G_{xy})(E^c / F^{tu})})$
	Fiber orientation	[0] <sub>in</sub> for warp & longitudinal properties [90] <sub>in</sub> for fill & transverse properties [0/90] <sub>in</sub> , or [+θ/-θ] <sub>in</sub> for specially orthotropic	[0] <sub>in</sub> for warp & longitudinal properties [90] <sub>in</sub> for fill & transverse properties [0/90] <sub>in</sub> , or [+θ/-θ] <sub>in</sub> for specially orthotropic	[0] <sub>in</sub> for warp & longitudinal properties [90] <sub>in</sub> for fill & transverse properties [0/90] <sub>in</sub> , or [+θ/-θ] <sub>in</sub> for specially orthotropic
Test procedures	Test speed (Strain-mode)	1.3 mm/min (not addressed)	1.5 mm/min (0.01 min <sup>-1</sup> )	1.3 mm/min (not addressed)
	Strain measurements	Not addressed	Place two strain gages (i.e. back-to-back strain measurements) for checking bending % in specimen. Active gage length of 3 mm or less (1.5 mm) is recommended.	Place two strain gages (i.e. back-to-back strain measurements) for checking bending % in specimen. Not addressed
Data reporting	Compressive strength	Define ultimate compressive strength ( $F^{cu}$ ) based on maximum load ( $P^m$ ) before failure.	Define ultimate compressive strength ( $F^{cu}$ ) based on maximum load ( $P^m$ ) before failure.	Define ultimate compressive strength ( $F^{cu}$ ) based on maximum load ( $P^m$ ) before failure.
	Compressive modulus	Define compressive modulus ( $E^c = \Delta P / \Delta \delta$ ) by drawing a tangent to the initial linear portion of load-deformation curve.	Define compressive chord modulus ( $E^{chord} = \Delta \sigma / \Delta \epsilon$ ) between 1000 and 3000 $\mu\epsilon$ (longitudinal strain check point for bending % in specimen at 2000 $\mu\epsilon$ ).	Define compressive chord modulus ( $E^{chord} = \Delta \sigma / \Delta \epsilon$ ) between 1000 and 3000 $\mu\epsilon$ (longitudinal strain check point for bending % in specimen at 2000 $\mu\epsilon$ ).
	Poisson's ratio	Not addressed	Define Poisson's ratio ( $\nu^l$ ) by dividing transverse strain ( $\epsilon^t$ ) and longitudinal strain ( $\epsilon^l$ ).	Define Poisson's ratio ( $\nu^l$ ) by dividing transverse strain ( $\epsilon^t$ ) and longitudinal strain ( $\epsilon^l$ ).
	Failure modes	Not addressed	Report mode and location of failure using three part failure identifications (given in standard).	Report mode and location of failure using three part failure identifications (given in standard).

<sup>1)</sup>Modified ASTM D695 fixture (Boeing BSS 7260) for composites includes a support and lateral end-stops to place fixture exactly upright and to improve handling.

<sup>2)</sup>ASTM D3410 anti-buckling guide is equipped with conical wedges, and it is therefore sensitive to specimen thickness and torsional forces. To overcome this limitation, ASTM D3410 procedure A (Celanese) introduces flat wedges to reduce the thickness effect of specimen. On the other hands, ASTM procedure B (IITRI, Illinois Institute of Technology Research Institute) developed a similar tool with two guides to overcome torsion problem.

시험 규격 별 압축 강도 결과 값들에 대한 비교 결과를 다음 Figure 7에 나타내었다. 여기서 ASTM D695 결과 값은 타 시험 규격 대비 4%-23% 범위 내로 열세하였으며, 이는 시편 끝단 부에서 발생하는 edge crushing에 의한 시편 조기 파손이 주요 원인으로 알려져 있다.

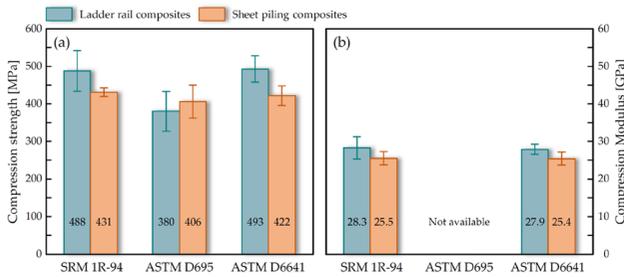


Figure 7. Comparison of compression test data of commercial pultruded structural composites according to ASTM D695, SACMA SRM 1R and ASTM D6641F [5].

ASTM D6641 시험 과정 중 발생할 수 있는 점진적인 시편 파손 모드를 이해하기 위해 많은 연구가 수행된 바 있으며, 대표적인 파손 모드로는 global Euler buckling, macro-buckling, end-crushing, axial splitting, elastic micro-buckling induced by fiber kink mode, 그리고 shear failure in through-the-thickness direction 등이 알려져 있다. 압축 하중에 의한 시편 초기 파손에 대한 주요 원인으로는 (1) 2차원 직물 구조(2D fiber architecture)에 따른 fiber crimp effects, (2) 시편 내 국부적인 resin rich area, 그리고 (3) 섬유-수지 간 계면 분리(fiber-matrix interfacial debonding) 등으로 알려져 있다. 이러한 초기 단계에서 발생할 수 있는 파손들은 시험 하중이 점진적으로 증가함에 따라 시편 전체로 전파될 수 있으며, 이는 목표 물성 값 대비 열세한 조기 파손(premature failure) 현상을 초래할 수 있다. 위에서 기술된 압축 파손 모드 중 fiber kink에 의한 elastic micro-buckling을 설명하기 위해 Gutkin[6]는 fiber splitting 및 fiber kinking 파손 모드를 설명할 수 있는 예측 모델을 개발하였다 (Figure 8). 이때 압축 하중에 의한 초기 손상인 축 방향 fiber splitting은 섬유-수지 간 계면 접착력에 의해 큰 영향을 받는 것으로 알려져 있다. Fiber kink의 경우 일반적으로 압축-전단 하중의 조합으로 인해 발생한다. Budiansky material model을 기반으로 하는 unidirectional lamina에 대한 압축 강도( $\sigma_c$ )는 다음의 식을 활용하여 정의될 수 있다[7].

$$\sigma_c = \frac{\tau_y \sqrt{1 + \left(\frac{\sigma_{Ty}}{\tau_y}\right)^2 \tan^2 \beta}}{\phi_0 + \gamma_y} \quad (1)$$

여기서,  $\tau_y$ 는 in-plane shear yield strength,  $\sigma_{Ty}$ 는 transverse yield strength,  $\gamma_y$ 는 shear yield strain,  $\phi_0$ 는 initial fiber misalignment angle, 그리고  $\beta$ 는 복합재료 적층판의 kink band inclination angle이다.

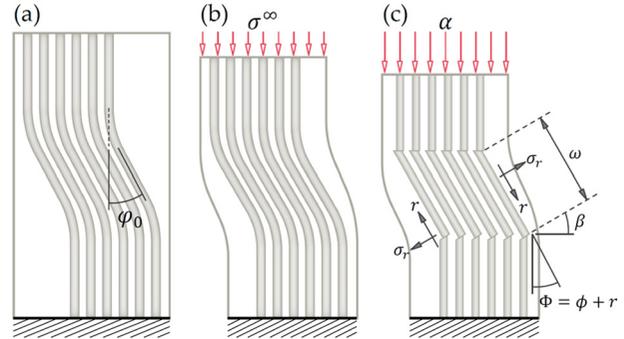


Figure 8. Schematic diagrams showing fiber kink failure and its corresponding failure model: (a) in-plane buckling in 0° fibers with an initial fiber misalignment ( $\phi_0$ ), (b) progressive deformation in 0° fibers via fiber micro-buckling mechanism when it is loaded in compression loading ( $\sigma^\infty$ ), (c) catastrophic fracture due to fiber kink and (d) Budiansky's fiber kink model. Here, the geometrical terms of kink band are  $w$  (kink band width),  $\beta$  (boundary orientation), and  $\phi = \phi_0 + \gamma$  (inclination angle) [7].

Opelt[8]는 Figure 9에서 나타낸 바와 같이 압축 시편의 파손 구조를 분석하였으며, 이를 통해 (1) mixed mode failure, (2) through-the-thickness shear failure, 그리고 (3) end crushing 등 대표적인 세 가지 형태의 파손모드들을 관찰할 수 있었다. ASTM D6641 시험 규격에서 정의하고 있는 바람직하지 못한 (또는 허용 불가능한) 파손모드로는 Euler buckling, edge crush 등이 있으며, Euler buckling의 경우 strain gage sensor를 활용하여 시험 초기 단계(at 2,000 micro-strain level)에서 시편 내 bending-effect 발생 여부를 예측할 수 있다.

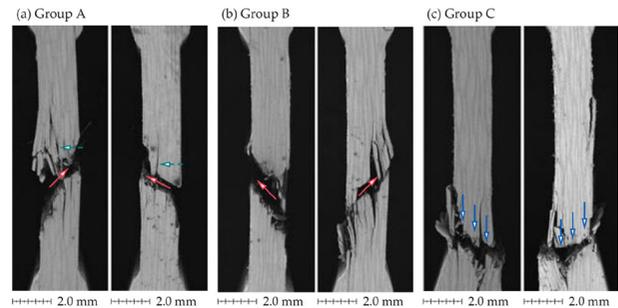
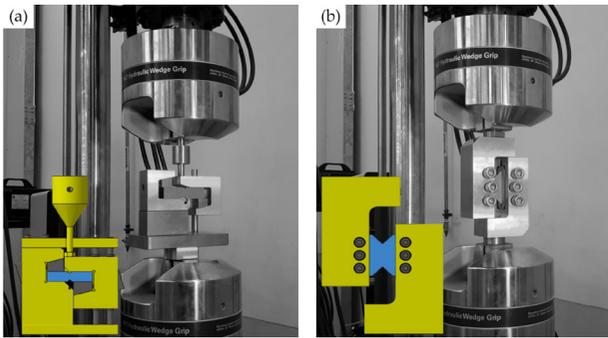


Figure 9. Typical compression failure modes for plain weave fabric carbon fiber epoxy composite: (a) mixed mode of failure between through-the-thickness shear (→) and delamination buckling (↔), (b) through-the-thickness shear (→) and (c) large delamination followed by specimen end-crushing (→) [8].

### 3.2. 전단 시험

전단 시험은 복합재료 적층판에 대한 전단 거동을 예측하기 위해 수행하는 시험으로, 면내 전단 강도(in-plane shear strength)와 전단계수(in-plane shear modulus) 측정이 목적이다. 복합재료 전단 시험은 순수 전단 하중을 시편 내 부가하기 위해 많은 어려움이 있는 것으로 보고되고 있으며, 이에 대한 주요 원인으로는 (1) gage-section에서 전체 응력 구성 성분들에 대한 해석적 분석이 필요하며, 그리고 (2) 단일 평면 내 전단 특성을 이해하기 위한 방해가 될 수 있는 다양한 기술적인 한계들이 존재하기 때문이다.

대표적인 전단 시험법으로는 ASTM D3518 off-set angle tensile, ASTM D4255 2-rail & 3-rail shear, ASTM D5379 Iosipescu, 그리고 ASTM D7078 V-notch rail shear 등이 있다. 면내 전단 시험 형상들을 Figure 10에 나타냈으며, 시험 규격 별 세부 시험 조건들은 Table 5에 요약 정리하였다. 전단 변형률은 일반적으로 접촉식(strain-gage, extensometer), 또는 비접촉식(DIC, digital image correlation) 센서를 활용하여 측정한다. 특히 DIC 방식은 전체 gage-section 내에서 변형률 변화를 실시간으로 측정하는 방법으로써, 시편 내 점진적인 변형 과정과 항복 후 거동을 추적할 때도 적용될 수 있는 효과적인 측정법으로 알려져 있다.

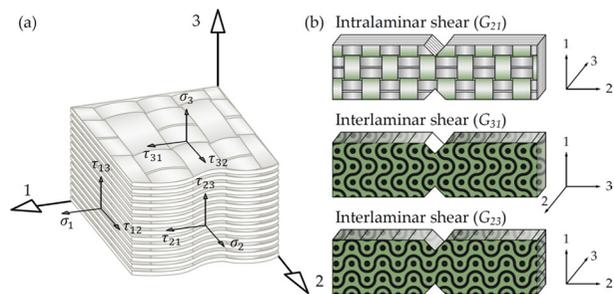


**Figure 10.** Typical fixture configurations with different ASTM standards for in-plane shear tests: (a) ASTM D5379 Iosipescu and (b) ASTM D7078 V-notched rail shear tests.

ASTM D3518 시험은 off-set fiber angle을 가지는 복합재료 적층판에 인장 하중을 인가하여 획득한 응력 변환을 기반으로 면내 전단 물성을 측정하기 위한 시험법이나, +45/-45 inter-ply에서 extension-shear coupling으로 인해 불필요한 응력 성분들이 시편 내 발생할 수 있다. 이로 인해 1-2 평면(1-2 plane) 내에서 유도되는 normal stress( $\sigma_1, \sigma_2$ )들은 전단 시험 과정 중 intralaminar ply cracking, fiber rotation, 또는 internal delamination 등 바람직하지 않은 mixed-failure 현상 등을 초래할 수 있다. 또한 전단 시험 진행 중 축 방향(longitudinal)/횡 방

향(transverse) 하중, 그리고 시편 폭 방향 기준 양쪽 자유단 끝단에서 발생하는 불필요한 하중 등으로 인해 측정 물성에 대한 산포에도 해로운 영향을 미칠 수 있다. Liang[9]은 2종류 복합재료 적층판(unidirectional lamina, woven fabric laminate)들을 활용하여 ASTM D3518 시험 과정 중 발생하는 비선형 거동을 비교 분석하였다. 이를 통해 woven fabric laminate은 비선형 응력-변형 거동 현상을 보였으며, 항복 후 단계에서도 상대적으로 큰 전단 변형(7% 이상)을 초래하였다. 반면 unidirectional lamina의 경우 층간 접합강도(inter-ply adhesion)가 woven fabric laminate 대비 상대적으로 열세하기 때문에 초기 균열은 시편 폭 기준 양 끝단에서 시작되었으며, 이때 관찰된 파손 모드로는 fiber-matrix pull-out, fiber fractures, 그리고 inter-ply delamination 등이 있다.

ASTM D3518 시험규격 대비 이론적으로 정확한 전단 물성을 획득할 수 있는 시험법으로 알려져 있는 ASTM D5379 Iosipescu 및 ASTM D7078 V-notched rail shear의 경우, 대칭 형상을 가진 두개 notch들을 기준으로 반대 moment 하중을 시편에 부가하면서 gage-section에서 균일하고, 순수한 전단 응력을 발생시킬 수 있는 시험법으로 알려져 있으며, 이는 재료 모델링(virtual material modeling)을 통해서 그 효과를 증명한 바가 있다. 또한 notch 형상을 가진 시편들의 경우 Figure 11에서 나타낸 바와 같이 섬유 방향에 따라 6개 전단 구성 요소들( $G_{12}, G_{21}, G_{13}, G_{23}, G_{31}, G_{32}$ )에 대한 물성들을 개별적으로 측정할 수 있다.



**Figure 11.** Definition of (a) stress components in accordance with the material-specific planes and (b) specimen geometries of V-notched rail shear testing for in-plane shear strength and interlaminar shear strengths [14].

V-notch beam shear 시험법은 1960년대 N. Iosipescu가 처음 제안하였으며, Adams와 Walrath가 복합재료 전단 물성 평가를 위해 최초로 적용하였다. Stojcevski[10] 포함 정확한 전단 물성 획득을 위한 많은 연구가 실시되었으며, 기하학적인 notch 형상에 따른 측정 값 신뢰성 개선, 시험 과정 중 발생할 수 있는 시편의 비틀림 현상 최소화 방안, 그리고 gage-section 내 stress/

Table 5. Summary of in-plane shear test methods with different ASTM standards

Test standards	ASTM D3518 <sup>1)</sup> (±45° tension)	ASTM D4255 (Two- and three-rail shear)	ASTM D5379 (V-notch beam shear, Iosipescu)	ASTM D7078 <sup>2)</sup> (V-notch rail shear)
Specimen geometry	Length×width (mm) 200 to 300×25 Fiber orientation <sup>3)</sup> [+45/-45] <sub>ins</sub> , 4 ≤ n ≤ 6 for unidirectional (16, 20, or 24 plies) [+45/-45] <sub>ins</sub> , 2 ≤ n ≤ 4 for woven fabric (8, 12, or 16 plies)	150×75 for two-rail shear 160×140 for three-rail shear 0° (or warp) oriented either parallel, or perpendicular to fixture rails	76×19 (specimen width across notch is 11.4 mm with 90° notch angle) [0] <sub>in</sub> for 1-2 plane [90] <sub>in</sub> for 2-1 plane [0/90] <sub>ins</sub> specially orthotropic	76×56 (specimen width across notch is 31 mm with 90° notch angle) [0] <sub>in</sub> and [90] <sub>in</sub> unidirectional laminates are not recommended. Tape and woven fabric with [0/90] <sub>ins</sub> and at least 25% ±45° are preferred.
Test procedures	Test speed (Strain-mode) Not addressed Strain measurements Not addressed	2 mm/min (0.01 min <sup>-1</sup> ) Place two strain gage elements, oriented at ±45° to loading axis. Active gage length of 3 mm is recommended.	2 mm/min (0.01 min <sup>-1</sup> ) Place two strain gage elements, oriented at ±45° to loading axis. Active gage length of 3 mm is recommended.	2 mm/min (0.01 min <sup>-1</sup> ) Place two strain gage elements, oriented at ±45° to loading axis. Active gage length of 3 mm is recommended.
Data reporting	Shear strength <sup>4)</sup> Define maximum in-plane shear stress ( $\tau_{12}^m$ ) based on maximum load ( $P^m$ ) at or below 5% shear strain.	Define ultimate shear strength ( $F^u$ ) based on maximum load ( $P^m$ ) at or below 5% shear strain.	Define ultimate shear strength ( $F^u$ ) based on maximum load ( $P^m$ ) at or below 5% shear strain.	Define ultimate shear strength ( $F^u$ ) based on maximum load ( $P^m$ ) at or below 5% shear strain.
	Shear modulus Define chord shear modulus ( $G_{12}^{chord} = \Delta\tau_{12}/\Delta\gamma_{12}$ ) over a 4000 ± 200 $\mu\epsilon$ shear strain.	Define chord shear modulus ( $G^{chord} = \Delta\tau/\Delta\gamma$ ) over a 4000 ± 200 $\mu\epsilon$ shear strain.	Define chord shear modulus ( $G^{chord} = \Delta\tau/\Delta\gamma$ ) over a 4000 ± 200 $\mu\epsilon$ shear strain.	Define chord shear modulus ( $G^{chord} = \Delta\tau/\Delta\gamma$ ) over a 4000 ± 200 $\mu\epsilon$ shear strain.
	Max. engineering strain Use shear strain ( $\gamma_{12}^m$ ) at maximum shear stress before failure, or 5 % shear strain, whichever is less.	Use shear strain ( $\gamma^m$ ) at maximum shear stress before failure, or 5% shear strain, whichever is less.	Use shear strain ( $\gamma^m$ ) at maximum shear stress before failure, or 5 % shear strain, whichever is less.	Use shear strain ( $\gamma^m$ ) at maximum shear stress before failure, or 5% shear strain, whichever is less.
Failure modes	Not addressed	Report mode and location of failure, for example buckling and ply delamination.	Report mode and location of failure using three part failure identifications (given in standard).	Report mode and location of failure using three part failure identifications (given in standard).

<sup>1)</sup>ASTM D3518 is not valid for large deformations greater than 5% strain.

<sup>2)</sup>ASTM D7078 provides larger shear deformation when compared to ASTM D5379.

<sup>3)</sup>Referring to fiber orientations as described in ASTM D5379 and ASTM D7078, the [0/90]<sub>ins</sub> specimen has been found to provide a more accurate elastic modulus determination, shows less variation in the strength results, and it is generally preferred over either the [0]<sub>in</sub> (not recommended) or the [90]<sub>in</sub> specimens. Further, stress analysis has shown that specimens with between 25% and 100% ±45° plies produce relatively accurate elastic laminate modulus measurements

<sup>4)</sup>0.2% offset shear strength is optional.

strain field 분석 결과 등이 보고된 바 있다[4, 11]. 이를 통해 iosipescu V-notch 시편에 대한 전단 응력 분석 및 강도 예측을 실시하였으며, 시편-시험 지그 간 결합에 대한 구속 조건, 시편 형상에 따른 전단 하중 신뢰성, 그리고 비선형 효과 분석 결과 등이 제시된 바가 있다. 특히, Odegard [12]는 notch root 영역에서 응력 집중 현상에 의한 시편 조기 파손 여부에 대해 실험적으로 접근하였으며, 그 결과 notch root에서 과도한 응력 집중 현상은 시편의 조기 파손을 포함하여 시편의 면의 변형(out of plane deformation)을 발생시킬 수 있는 비틀림 하중이 인가되어 부정확한 측정값을 초래할 수 있다. 또한 비선형 해석 결과를 바탕으로 다양한 시험조건(하중 각도, 시험 지그 형상, 시편-지그 미끄러짐 효과 등)에 따른 비선형 효과를 비교·검증하였다 [13]. V-notch 시편에 대한 점진적인 파손 분석을 포함 notch 영역에서 strain field 측정법들은 다양한 연구 결과를 통해 수행된 바가 있다.

V-notch rail shear는 비교적 최근에 소개된 전단 시험법으로 ASTM D7078 시험규격으로 등재되었으며, 기존 ASTM D5379 대비 상대적으로 넓은 gage-section을 가진 이중 V-notch 시편 형상을 기반으로 제안되었다. 이때 notch 기준 시편 폭은 31 mm이며, ASTM D5379 시편 폭(11.4 mm) 대비 2.7배 더 넓은 notch 형상을 가지고 있다. 재료 모델링 해석 결과를 활용하여 전단 시편에 대한 변형 거동을 예측한 결과[15], 응력 집중 계수 및 notch의 기하학적 불연속성에 의한 영향성 역시 기존 Iosipescu 시편 대비 유리한 것으로 보고되고 있다. Chang[16]은 cross-ply 탄소섬유/에폭시 적층판에 대한 전단 특성을 iosipescu, rail shear, 그리고 short-beam shear 시험을 통해서 비교·분석하였다. iosipescu 및 rail shear는 gage-section에서 균일한 전단 응력이 발생되었으며, 측정된 전단 강도 값 역시 타 시험법 대비 높은 측정값을 획득할 수 있었다. 본 결과들에 대한 차이는 시편 폭 끝단 영역에서 발생하는 시편 두께 방향으로 interlaminar shear stress effect 영향성이 큰 것으로 알려져 있다. 마지막으로 정확한 전단 물성 산출을 위해 비선형 해석을 기반으로 불균일한 변형 구배(ununiform strain gradient) 현상을 보상할 수 있는 별도의 계수 적용이 필요하다. 이런 접근법들은 Behrooz에 의해 제안된 전단 탄성 계수( $G_{12}$ )를 산출할 수 있다 [17].

$$G_{12} = CF \times \frac{\Delta\tau}{\Delta\gamma} = \left( \frac{\Delta\gamma_m}{\Delta\gamma_a} \times \frac{\Delta\gamma_g}{\Delta\gamma_m} \right) \times \frac{\Delta\tau}{\Delta\gamma} \quad (2)$$

$\gamma_a$ 는 average shear strain,  $\gamma_m$ 은 local shear strain at specimen middle point,  $\gamma_g$ 는 global shear strain with consideration to difference in strain readings이다. Figure 12는 전단 시험 규격 및 적층 패턴 별 carbon fiber unidirectional lamina 전단 변형 측

정 결과를 비교한 자료로, ASTM D5379 iosipescu 대비 ASTM D7078 시편은 기하학적으로 넓은 gage-section에서 균일한 shear strain-field를 보였다. Stojcevski[10]는 탄소섬유/에폭시 복합재료를 활용하여 Iosipescu 시편에 대한 파손 메커니즘에 대해 연구하였다. 이때 파손 모드에 영향을 미칠 수 있는 주요 인자로는 fiber tow size, 시편 적층 패턴( $[0]_n$ ,  $[90]_n$  또는  $[0/90]_{ns}$ ), 그리고 시편 두께 등이 있다. Iosipescu 시편에서 발생할 수 있는 전형적인 파손 모드들은 Figure 13에 나타냈으며, 개별 파손 모드 별 설명은 다음과 같다. (a) pseudo-diamond fracture pattern은 섬유-수지 계면에서 접합력이 상대적으로 높은 복합재료 적층판에 대한 대표적인 파손 모드이며, (b)는 전형적으로 층간, 그리고 섬유-수지 간 계면 접합력이 약한 복합재료 적층판에서 관찰될 수 있는 파손 모드이다. (c)의 경우는 복합재료 적층판 내 층간 박리에 의해 파손 모드이며, 마지막으로 (d)는  $[0/90]_{ns}$ 와 같이 Cross-Ply 적층 패턴을 가지는 복합재료 적층판에서 나타낼 수 있는 대표적인 파손 모드이다.

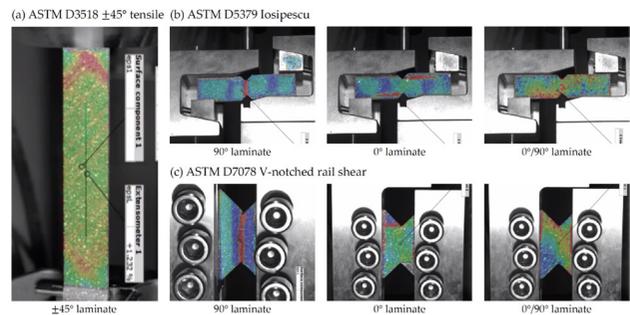


Figure 12. Example of strain contours measured by DIC method; (a) ASTM D3518 ±45° tensile, (b) ASTM D5379 iosipescu, and (c) ASTM D7078 V-notched rail shear tests.

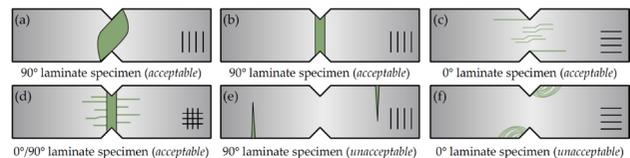


Figure 13. Typical failure modes of V-notch specimens: (a) to (d) refer to acceptable failure in shear mode; (e) and (f) refer to unacceptable failure in non-shear mode [18].

### 3.3. 층간전단강도 시험

층간 박리(delamination)는 층간 구조를 가지는 복합재료 구조물에서 볼 수 있는 대표적인 파손 모드 중 하나이며, 금속재료와 같이 등방성 재료 거동과 구별되는 소재 고유 특성으로 알려져 있다. 이와 같이 층간 접합력을 평가하기 위한 대표적인

시험법으로는 ASTM D5379 Iosipescu, ASTM D7078 rail shear, 그리고 ASTM D2344 short beam shear 등이 있으며, 이들은 복합재료 적층판의 계면 특성과 함께 계면 전단강도를 평가하기 위해 수행한다. 시험 값은 섬유 함유율(fiber content) 및 내부 결합인 기공 함량(porosity level)에 의존하는 것으로 알려져 있다. 또한 환경 노화(environmentally-aged property degradation)에 의한 결합 강도 변화에도 매우 민감한 것으로 보고되고 있다.

ASTM D2344 시험 규격에 따르면, 효과적인 층간전단 파손을 유도하기 위해 시편 폭/두께 비율 ( $L/h$ )은 4-5 범위 내를 추천한다. 층간전단강도 시험 결과에 대한 신뢰성을 높이기 위해 기존 3 point short-beam 시험법을 대체할 수 있는 (1) ISD(interlaminar shear device), (2) DLS(double-lap shear) 방법 등이 제안된 바 있다. Rosselli[19]가 제안한 ISD 실험 결과의 경우 기존 ASTM D2344 결과 대비 신뢰성이 높은 전단 강도 데이터를 획득할 수 있다고 주장하였으나, Pahr[20]의 연구 결과에서 DLS 시험은 이론 강도 값 대비 낮은 결과가 측정되었으며, 이를 통해 DLS 시험법에 대한 유효성을 검증할 수 없었다고 보고한 바가 있다.

마지막으로 mshort-beam shear(modified short-beam shear) 시험의 경우 Abali 등이 제안했으며 [21], 기존 ASTM D2344 short-beam 시험을 기반으로 변형된 시험법이다. mshort-beam shear 시험 조건은 Figure 14와 같이 loading nose와 시편 사이에 별도의 flexible pad를 적용하여 loading nose 접촉으로 인해 발생하는 국부적인 응력 집중을 완화시킬 수 있다. 관련 실험 결과들에 따르면 mshort-beam shear 시험은 상대적으로 낮은 측정값 산포(2% 미만)를 보여 복합재료 적층판에 대한 신뢰할 수 있는 층간전단강도 결과를 얻을 수 있었으며, 기 측정된 결과 값(46.2 MPa)은 ASTM D2344(32.3 MPa) 대비 약 43% 높은 결과 값이 측정되었다. 또한 시편에 대한 비선형 해석 결과, 실험 값에 대한 신뢰성 확보를 위해 beam theory에 기반한 보정 계수 ( $\kappa$ )가 필요하다고 보고된 바가 있다. 예를 들어, 등방성 및 비교적 높은  $G_{xy}/E_x$  물성을 가지는 재료의 경우 보정 계수  $\kappa = 1$ 인 반

면, 탄소섬유/에폭시 적층판( $G_{xy}/E_x > 10$ )의 경우  $\kappa = 0.95$ 로 추정되었다. 과거 실험 결과[22]에 따르면 층간 수직 응력 성분은 복합재료의 박리 파손(interlaminar delamination fracture)에 부정적인 영향을 미치는 반면, 압축 층간 수직 응력(compressive interlaminar normal stress)은 층간전단강도 개선에 긍정적인 영향을 미칠 수 있다.

### 3.4. CAI (Compression After Impact) 시험

자동차 및 항공기 구조물의 경우 다양한 충격(또는 충돌) 하중 조건들에 노출될 수 있으며, 이는 복합재료 적층판 충격 손상에 의한 잔류 강도(residual strength) 검증이 요구될 수 있다. 복합재료의 대표적인 단점으로는 내부 손상 발생 시 구조적 성능을 저하시킬 수 있는, 특히 횡방향 비선형 동적 하중 하에서 고유한 취성 특성을 보이는 것이다. 이러한 손상들은 복합재료 산업계에서 "BVID(barely visible impact damage)"으로 알려져 있다. 따라서 지속적인 구조 건전성이 요구되는 복합재료 구조물에 대한 손상 허용 특성(damage tolerance characteristics)을 평가하는 가장 일반적인 방법으로 CAI 시험법이 소개되었다. 과거 많은 연구들을 통해서 복합재료 적층판에 대한 잔류 강도를 면내 압축 하중 시험법을 통해 예측하였다[23]. 일반적으로 CAI 시험은 다음과 같이 세 단계로 실시한다: (1) 복합재료 적층판에 수직 방향 기준 충격 하중 인가, (2) 손상 영역 평가(필요시, 비파괴 검사), 그리고 (3) 면내 압축 시험을 통한 잔류 강도 측정. 세부 시험 절차들은 ASTM D7136 및 ASTM D7137에서 기술되어 있다.

CAI 시험 지그 형상을 포함 시험 하중에 의한 boundary condition은 Figure 15와 같다. ASTM D7136에 따르면 충격 하중 인가를 위해 일반적으로 16 mm 크기의 반구형 팁 임팩터(hemi-spherical tip impactor)를 추천하고 있으나, 특정 하중 조건을 모사하기 위해, 다른 형태 또는 크기를 가진 임팩터 역시 적용 가능하다. ASTM D7136 낙하 충격 시험 및 시험 규격 별 시험 지그 형상을 Figure 16에 나타내었다.

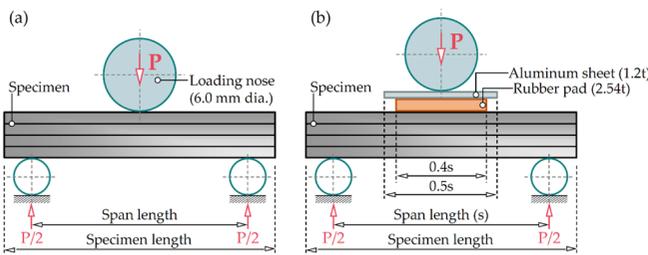


Figure 14. Test set-up configurations for ILSS tests: (a) ASTM D2344 Short-Beam Shear and (b) MShort-Beam Shear tests.

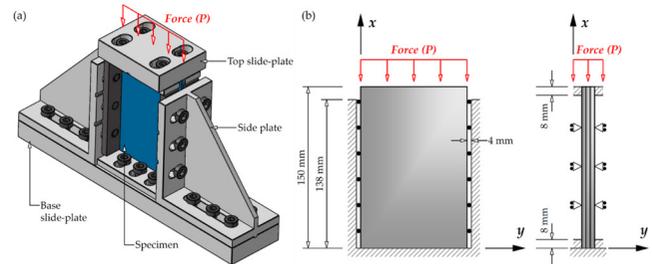


Figure 15. (a) Standard CAI support fixture and (b) its corresponding constraint in accordance with ASTM D7137.



Figure 16. Test fixture for CAI test (Source : ZwickRoell).

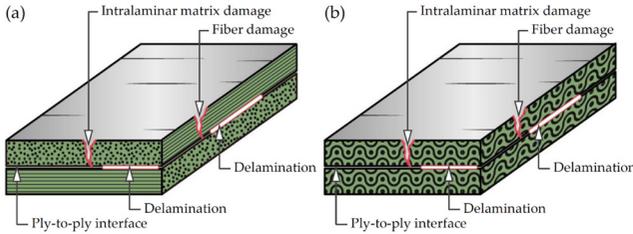


Figure 17. Typical failure modes of (a) unidirectional and (b) woven fabric composites when subjected to impact loading.

ASTM 규격 외에도 ISO 18352, 138 및 prEN 6038, 139 시험법 역시 유효한 시험규격으로 적용되고 있다. 탄소섬유 강화 복합재료의 파손 모드로는 Figure 17에서 나타난 바와 같이 interlaminar(delamination) failure, 또는 intralaminar(matrix cracks and fiber pull-out/breakage) failure 등으로 분류할 수 있다. 여기서 interlaminar(delamination) failure 예측을 위해 Olsson[24]은 실험 결과를 기반으로 analytical model을 제안하였다. 이는 linear elastic fracture mechanics 기반으로 모델식을 개발하였으며, 단순 지지된 적층판에서 박리 성장( $n$ )은 mode II 파괴( $G_{II}$ )에 따라 변화될 수 있다고 가정하고 있다. 균열 전파가 불안정한 임계 박리 하중( $F_{dl}$ )은 정적 조건에서 즉각적인 큰 박리 영역을 초래할 경우, 다음 식으로 표현될 수 있다.

$$F_{dl} = C\pi \sqrt{\frac{32G_{IIc}D^*}{(n+2)}}, C = 1/\sqrt{1-7\pi^2/216} \approx 1.213 \quad (3)$$

여기서,  $G_{IIc}$ 는 mode II의 critical strain energy release rate이다. 층간 박리( $n$ )가 있는 직교성 적층판(orthotropic plate)의 유효 굽힘 강성( $D^*$ , effective bending stiffness)은 다음과 같이 정의될 수 있다[24]. 상대적으로 small mass impactor에 대한 박리 하중(delamination load) 추정은 large mass impactor 조건에서 산출된 하중 값에 별도의 특정 계수( $C$ )를 곱해서 산출할 수 있다. 이를 통해 small mass impactor에 대한 관성 효과를 효과적으로 설명할 수 있다. 이때 복합재료 층간 박리에 의한 균열 진전은 기본적으로 모든 층에서 발생될 수 있으나, 변형 에너지 방출 속도는 시편 두께 별로 불균일하게 분포될 수 있다. 이에 박리 성

장은 먼저 단일 계면( $n = 1$ )을 통해 나타나 소량 충격 시 층간 박리를 발생시킬 수 있는 임계 하중( $F_{dl}$ )은 다음 식을 통해 표현될 수 있다.

$$D^* \approx \sqrt{\frac{D_{11}D_{22}(\eta+1)}{2}}, \eta = (D_{12}+2D_{66})/\sqrt{D_{11}D_{22}} \quad (4)$$

$$F_{dl} = F_{d1} = C\pi \sqrt{\frac{32G_{IIc}D^*}{3}} \quad (5)$$

본 예측 식은 준정적(quasi-static) 충격( $C = 1$ )과 small mass impactor 충격( $C \approx 1.213$ ) 조건들에 대해서도 그 유효성이 입증된 바가 있다[25]. 이를 통해 충격 하중에 의한 거동과 함께 층간 박리를 유발하는 임계 값을 설명하기 위한 단순화된 분석 이론은 각 변수가 반응에 미치는 영향을 사전에 이해하고 실험 결과를 해석하는 데 필요하다.

#### 4. 결 론

글로벌 자동차 산업에서는 미래 사회 경량화 니즈와 소재 다원화 시대가 도래함에 따라 기존 내연기관 대량 생산 기술에서 M.E.C.A.(mobility, electrification, connectivity, autonomous) 기술로 급격하게 변화하고 있다. 이를 위해서 (1) 수요 다원화 대응, 차량 개발 Life-Cycle 단축, 그리고 투자비 절감 목적 모듈형 차량 플랫폼 개발이 진행되고 있으며, (2) 효율적인 경량화 기술 구현을 위한 신소재 확대 적용이 필요하다. 이를 위해 국내·외 자동차 OEM과 tier-1 기업들을 중심으로 친환경차 전용 플랫폼 및 스마트 팩토리 생산 차체에 적합한 열경화성 열가소성 플라스틱 복합재료 개발을 진행하고 있으나, 복합재료에 대한 구조적 성능 입증은 위해서는 신뢰성이 있는 엔지니어링 접근법이 필요하다. 이를 위해 초기 재료 선정 단계에서부터 재료 모델링 기반 실험-해석 결과 간 정합성 확보 여부를 심층적으로 고려해야 하며, 표준화된 시험 절차들을 포함 이방성 재료의 비선형 거동과 시편의 기하학적 효과들에 대한 연구가 반드시 필요하다.

#### 참고문헌

1. Department of Defense, "Composite Materials Handbook, Volume 1. Polymer matrix composites materials usage, design and analysis", Handbook no. MIL-HDBK-17/1F, 17 June 2002.
2. <https://www.zwickroell.com>
3. J. S. Tomblin, Y. C. Ng and K. S. Raju, "Material qualification and

- equivalency for polymer matrix composite material systems: updated procedure” Technical report, U.S. Department of Transportation. Report no. DOT/FAA/AR-03/19, September 2003.
4. S. Y. Park, W. J. Choi, “Review of material test standardization status for the material qualification of laminated thermosetting composite structures”, *J Reinf Plast Compos*, 2020, **40**(5-6).
  5. E. Lackey, “Identification, selection, and development of composite test standards – A case study from the development of a design standard for composites”, In: 9th-annual SPE® automotive composites conference & exhibition, Troy, MI, USA, 15–16 September 2009.
  6. R. Gutkin, S. T. Pinho, P. Robinson, et al., “Micro-mechanical modeling of shear-driven fibre compressive failure and of fibre kinking for failure envelope generation in CFRP laminates”, *Compos Sci Technol* 2010, **70**, 1214–1222.
  7. A. Jumahat, C. Soutis, F. R. Jones, et al., “Fracture mechanisms and failure analysis of carbon fibre/toughened epoxy composites subjected to compressive loading”, *Compos Struct*, 2010, **92**, 295–305.
  8. C. V. Opelt, J. M. F. Paiva, G. M. Cândido, et al., “A fractographic study on the effects of hygrothermal conditioning on carbon fiber/epoxy laminates submitted to axial compression”, *Eng Fail Anal*, 2017, **79**, 342–350.
  9. Y. Liang, H. Wang and X. Gu, “In-plane shear response of unidirectional fiber reinforced and fabric reinforced carbon/epoxy composites”, *Polym Test*, 2013, **32**, 594–601.
  10. F. Stojcevski, T. Hilditch and L. C. Henderson, “A modern account of Iosipescu testing”, *Compos Part A: Appl Sci Manuf*, 2018, **107**, 545–554.
  11. L. N. Melin, J. M. Neumeister, “Measuring constitutive shear behavior of orthotropic composites and evaluation of the modified Iosipescu test”, *Compos Struct*, 2006, **76**, 106–115.
  12. G. Odegard, K. Searles and M. Kumosa, “Critical examination of the Iosipescu shear test as applied to 0 degrees unidirectional composite materials”, *Mech Compos Mater Struct*, 1999, **6**, 229–256.
  13. G. Odegard, M. Kumosa, “Elasto-plastic analysis of the Iosipescu shear test”, *J Compos Mater*, 1999, **33**, 1981–2001.
  14. D. F. Adams, D. E. Walrath, “Current status of the Iosipescu shear test method”, *J Compos Mater*, 1987, **21**, 494–507.
  15. E. Totry, J. M. Molina-Aldareguía and C. González, “Effect of fiber, matrix and interface properties on the in-plane shear deformation of carbon-fiber reinforced composites”, *Compos Sci Technol*, 2010, **70**, 970–980.
  16. F. K. Chang, J. M. Tang and D. G. Peterson, “The effect of testing methods on the shear strength distribution in laminated composites”, *J Reinf Plast Compos*, 1987, **6**, 304–318.
  17. F. Taheri-Behrooz, H. S. Moghaddam, “Nonlinear numerical analysis of the V-notched rail shear test specimen”, *Polym Test*, 2018, **65**, 44–53.
  18. L. N. Melin, J. M. Neumeister, “Measuring constitutive shear behavior of orthotropic composites and evaluation of the modified Iosipescu test”, *Compos Struct*, 2006, **76**, 106–115.
  19. F. Rosselli, M. H. Santare, “Comparison of the short beam shear(SBS) and interlaminar shear device(ISD) tests”, *Compos Part A: Appl Sci Manuf*, 1997, **28**, 587–594.
  20. D. H. Pahr, F. G. Rammerstorfer, P. Rosenkranz, et al., “A study of short-beam-shear and double-lap-shear specimens of glass fabric/epoxy composites”, *Compos Part B: Eng*, 2002, **33**, 125–132.
  21. F. Abali, A. Pora and K. Shivakumar, “Modified short beam shear test for measurement of interlaminar shear strength of composites”, *J Compos Mater*, 2003, **37**, 453–464.
  22. K. W. Gan, S. R. Hallett and M. R. Wisnom, “Measurement and modelling of interlaminar shear strength enhancement under moderate through-thickness compression”, *Compos Part A: Appl Sci Manuf*, 2013, **49**, 18–25.
  23. D. J. Bull, S. M. Spearing and I. Sinclair, “Observations of damage development from compression-after-impact experiments using ex situ micro-focus computed tomography”, *Compos Sci Technol*, 2014, **97**, 106–114.
  24. R. Olsson, “Analytical model for delamination growth during small mass impact on plates”, *Int J Solids Struct*, 2010, **47**, 2884–2892.
  25. E. V. González, P. Maimí, P. P. Camanho, et al., “Effects of ply clustering in laminated composite plates under low-velocity impact loading”, *Compos Sci Technol*, 2011, **71**, 805–817.