



다양한 적층을 갖는 CFRP 적층판의 인장강도 예측

박찬익¹, 이명건², 김상용³, 장세용²

Estimating Tensile Strengths of CFRP Laminates Having Various Stacking Sequences

Chan Yik Park¹, Myung-Keon Lee², Sang-Yong Kim³ and Se-Yong Jang²

Aerospace Technology Research Institute, Agency for Defense Development, Daejeon, Republic of Korea

ABSTRACT

This paper presents nonlinear numerical analysis results which were compared with the tested tensile strengths of CFRP(Carbon Fiber Reinforced Plastic) laminates with 14 different stacking sequences. The composite laminate coupons were cured under an autoclave pressure using resin-impregnated unidirectional tapes. The nonlinearity of the matrix was considered for the analysis, which was obtained from lamina tests. The Hashin failure criteria and progressive failure analysis were used for the nonlinear finite element analysis. The comparison results show that the current approach is acceptable to predict the tensile strengths of the CFRP laminate coupons with various stacking sequences and no damage. However, it is not acceptable to predict the tensile strengths of the laminate specimens with a center hole.

초 록

본 논문에서는 14개의 다른 적층을 갖는 CFRP 적층판의 강도를 비선형 수치해석으로 계산하고 시험 결과와 비교하였다. 복합재 적층판 쿠폰은 일방향 테이프로 만들어진 프리프레그를 오토클레이브에서 경화하여 제작하였다. 라미나 시험으로 획득한 매트릭스의 비선형 특성을 해석에 고려하였다. Hashin 파손조건과 점진적 손상모델을 사용하여 비선형 유한요소 해석을 수행하였다. 비교 결과 본 논문의 접근 방법이 다양한 적층을 갖고, 손상이 없는 CFRP 적층판의 인장강도를 예측할 수 있음을 보여주었다. 그러나 구멍이 있는 적층판 시험의 강도 예측에는 부적합하였다.

Key Words : Laminate Strength(적층판 강도), Homogenization(균질화), Carbon Fiber Reinforced Plastic(탄소 섬유 강화 플라스틱), Nonlinear Analysis(비선형 해석)

1. 서 론

복합재료는 항공기 구조용으로 사용되는 전통적인 알루미늄 금속재와 비교하여 우수한 비강성 및 비강도를 보유하고 있다. 이러한 재료 물성으로 인하여 특히 CFRP(Carbon Fiber Reinforced Plastic) 복합재는 최근 항공기의 주구조로 널리 사용되고 있다. 그러나 복합재 기체 구조의 파손 및 손상 특성을 예측하는 데

많은 시간과 예산이 소요된다. 여기에는 온도 및 체결 영향성 하에서 라미나(Lamina), 적층판(Laminate), 요소(Element), 부분 조립체(Sub-component) 및 조립체(Component)에 대한 일련의 강도 평가와 관련된 시험이 요구된다. 이에 따라 시험 기반의 접근 방법에 수반되는 시간과 예산을 절약하기 위하여 강도와 관련된 물성을 예측하기 위한 많은 시뮬레이션 연구가 수행되고 있다.

† Received : January 27, 2022 Revised : March 17, 2022 Accepted : March 29, 2022

^{1,2} Principal Researcher, ³ Senior Researcher

¹ Corresponding author, E-mail : pcy1216@gmail.com, ORCID 0000-0002-7922-807X

© 2022 The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences

항공기 주 구조에 사용되는 탄소섬유 복합재는 일 방향 프리프레그(Prepreg)를 0° , $\pm 45^\circ$ 와 90° 각도로 적층하여 사용하며, 설계 요구도에 따라 $0^\circ/\pm 45^\circ/90^\circ$ 의 구성 비율을 다양하게 조정한다. 따라서 복합재 항공기 구조 설계에서는 다양한 적층 조건에서의 적층판 강도 값이 필요하다. Fig. 1은 MIL-HBDK-17-3F[1]의 5.4.3절에 예제로 수록된 고강도 탄소/에폭시 적층판의 인장강도에 대한 카펫 플롯(Carpet Plot)이다. x축의 $\pm 45^\circ$ 비율에 대한 각 0° 비율을 결정하면 나머지 90° 비율과 이에 해당하는 적층판의 강도가 결정된다.

적층판의 기계적 물성, 특히 Fig. 1과 같은 강도는 ASTM(American Society for Testing and Materials) 표준서[2]에 의하여 시험으로 획득하는 것이 일반적이다. Fig. 1과 같은 카펫 플롯을 구하기 위한 시편 시험은 다양한 적층조건에서 통계학적으로 의미 있는 적층판 강도 값을 획득하여야 한다. 따라서 적층 조건별로 다수 시편에 대한 시험수행 및 통계처리가 수반되며, 이는 복합재 항공기체 구조 개발에 예산과 기간 측면에서 큰 부담이 된다. 본 논문에서는 항공기 구조설계용으로 손상이 없는 적층판에 대하여 Fig. 1과 유사한 인장강도 카펫 플롯을 완성하였는데 14개 적층조건에 대한 총 150여 개의 시편 시험을 수행하였다. 여기에는 일방향 복합재 기본 물성인 라미나의 기계적 물성 획득 시험은 제외한 것이다.

적층판 강도는 해석적으로 예측이 가능하다. 적층판 강도 예측에는 파손조건식이 사용되며, 파손조건은 복합재의 직교이방성 특성으로 인하여 재료 좌표계로 표현된 라미나의 응력이나 변형률 성분을 이용하여 표현한다. 전통적으로는 최대변형률조건[3], 최대응력조건[4], Tsai-Wu 파손조건[5], Hashin 파손조건[6], Puck 파손조건[7] 등이 사용되고 있으며, 최근에는 LaRC 파손조건[8] 및 Daniel 파손조건[9]이 제안되어 사용되고 있다. 그러나 수십년 간 연구되어 온 상기 파손조건식을 사용하여 해석적으로 예측된 적층판 강도는 일반적으로 항공기 구조 설계에 직접

적용되지 않고 있다. 이는 적층판의 예측강도가 시험의 측정값과 오차가 발생하여 적용에 한계가 있는 것으로 판단된다. 최근 Furtado 등[10]은 기존의 파손조건식이 라미나에 바탕을 두고 있어 적층판 강도 예측에 오차가 발생한다고 언급하였다.

본 연구에서는 14개의 다른 적층조건을 갖는 손상 없는 CFRP 적층판의 인장(UNT: Un-Notched Tension) 강도와 중앙구멍 있는 적층판 인장(OHT: Open-Hole Tension) 강도를 예측하였다. 이를 위하여 본 논문을 다음과 같이 구성하였다. 우선, 재료 물성과 선택된 복합재의 적층 정보 그리고 비선형해석[11] 모델링을 위한 섬유와 매트릭스의 물성에 대하여 기술하였다. 또한 사용된 파손조건, 손상 모델 및 유한요소 모델을 기술하였다. 마지막으로 예측된 인장강도를 시험결과와 비교/검토하였으며, 결론으로 논문을 마무리하였다.

II. 본 론

2.1 적층판 시편 및 물성

본 연구에서는 Cycom 5276-1 에폭시와 G40-800 24k 일방향 섬유로 구성된 프리프레그 테이프를 항공기 주구조에 적용하기 위하여 선택하였다. Cycom 5276-1은 고인성 에폭시이며, G40-800 24k는 Polyacrylonitrile (PAN) 기반의 중간 강성 일 방향(UD: Uni-Directional) 탄소섬유이다. 항공기 구조용 적층판의 설계 값을 구하기 위하여 손상이 없는 시편과 중앙 구멍이 있는 시편의 인장시험을 수행하였다. Table 1은 본 연구에 사용된 라미나 물성이다. 표의 대부분의 물성 값들은 원제작사에서 제공한 물성을 사용하였으며, 원제작사에서 획득하기 어려운 2방향(Transverse Direction) 물성은 본 연구에서 수행한 라미나 시험결과를 사용하였다.

본 연구에서는 적층판의 강도를 정확히 모사하기 위해서는 에폭시의 비선형성을 고려하였다. 이를 위하여 라미나 전단시험 결과를 활용하여 에폭시의 물성을 추정하였다. Fig. 2는 라미나 전단시험의 응력-

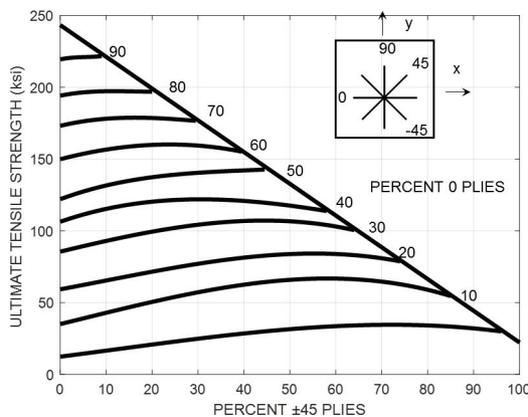


Fig. 1. Tensile strength of $[0^\circ/\pm 45^\circ/90^\circ]$ family of high strength carbon/epoxy [1]

Table 1. Mechanical properties of Cycom® 5276-1 epoxy with G40-800 24k UD prepreg tape

Elastic properties	
E_{1T} (GPa): longitudinal tensile modulus	164.83
E_{1C} (GPa): longitudinal compressive modulus	140.00
E_{2T} (MPa): transverse tensile modulus	8.68
E_{2C} (MPa): transverse compressive modulus	9.50
ν_{12} : Poisson's ratio	0.33
Strength properties	
F_{1T} (MPa): longitudinal tensile strength	3,220.70
F_{1C} (MPa): longitudinal compressive strength	1,551.70
F_{2T} (MPa): transverse tensile strength	67.52
F_{2C} (MPa): transverse compressive strength	230.76

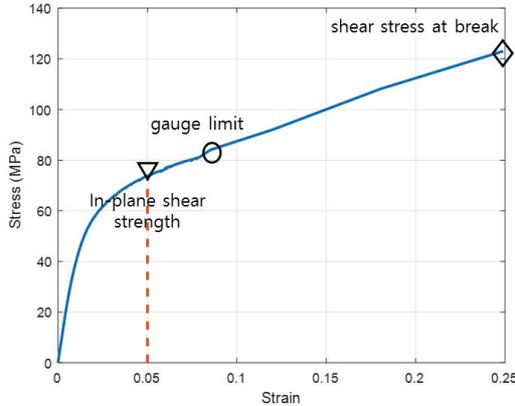


Fig. 2. Stress-strain curve of the lamina shear

변형을 선도이다. 항공 구조분야에서 라미나 전단강도는 0.05(5%) strain 응력 값을 내평면 전단강도(In-Plane Shear Strength in Table 2)로 사용한다. 이는 전단시험의 응력-변형률 선도가 Fig. 2에 나타난 바와 같이 비선형적이며, 보수적인 구조설계 때문이다. 그러나 적층판 강도를 정확히 예측하기 위해서는 이러한 라미나의 비선형 특성을 고려해야 한다. 그림에서 스트레인지지 신호가 Gauge Limit 이상에서 측정되지 않았다. 그러나 하중 변환기를 통하여 파손 하중을 측정하였으므로 그림의 Shear Stress at Break를 외삽으로 추정하여 응력-변형률 선도를 완성할 수 있었다. Table 2는 전단시험결과(Fig. 2)를 사용하여 추정한 일방향 라미나의 전단 물성 값이며, 이를 비선형 해석에 고려하였다.

또한, Table 1과 Table 2의 물성을 이용하여 탄소 섬유와 에폭시의 물성을 역으로 Table 3과 같이 구할 수 있다. 이때 멀티스케일 모델[12] 상용 도구인 Digimat-VA[13]를 사용하였다. 멀티스케일 모델은 복합재를 섬유와 기지(Matrix) 단계의 미시역학적 대표 체적 요소(RVE: Representative Volume Element)를 설정하고, 섬유 배열과 주기성을 바탕으로 하는 단위셀 기반의 해석 기법이다[12]. 멀티스케일 모델의 평균장 균질화(Mean Field Homogenization)는 현재 널리 사용되는 Mori-Tanaka 방법[14]을 사용하였다. 이 방법은 무한 매트릭스 내에 한 개의 Inclusion이 존재한다는 가정하에 섬유와 에폭시 사이의 응력 및 변형률 관계식을 구한 것으로 섬유 체적률이 낮

Table 2. Shear properties of the UD preprag

G_{12} (GPa): shear modulus	4.86
F_{12}^0 (0.2% offset) (MPa): in-plane shear strength at 0.2% offset	43.49
F_{12} (MPa): in-plane shear strength	73.77
S_{12} : shear strain for the in-plane shear strength	0.05
S_{12}^B : in-plane shear strain at break	0.25
F_{12}^B (MPa): in-plane shear stress at break	123.00

Table 3. Matrix and fiber properties estimated using Digimat-VA[13]

Matrix properties	
Young's modulus (GPa)	46.88
Poisson's ratio	0.35
Yield stress (MPa)	76.75
Tensile strength (MPa)	60.15
Compressive strength (MPa)	201.32
Shear Strength (MPa)	74.48
Fiber properties	
Axial Young's modulus (GPa)	272.61
In-plane Young's modulus (GPa)	12.90
Transverse shear modulus (GPa)	15.00
In-plane Poisson's ratio	0.25
Transverse Poisson's ratio	0.32
Tensile strength (MPa)	5,326.30
Compressive strength (MPa)	2,560.90

은 조건뿐 아니라 일반적인 복합재에도 좋은 결과를 나타내는 것으로 알려져 있다. 본 논문에서 사용된 복합소재의 섬유 체적률은 0.598이다. 섬유는 횡등방성(Transversely Isotropic) 재료로 가정하였으며, 에폭시는 등방성재료로 가정하였다.

항공기 구조 설계 강도를 구하기 위하여 수행한 적층판 강도시험의 적층정보는 Table 4와 같다. 총 14개 적층조건에 대하여 시험을 수행하였으며, 대부분 적층조건이 라미나 20층으로 구성되어 있고, 준등방성 조건 25/50/25 적층판은 16층의 라미나로 구성되었다. UNT와 OHT 시험을 위한 적층판 시편의 형상은 Fig. 3과 같다. 시편은 ASTM D3039[2] 및 ASTM D5766[15]에 수록된 형상으로 설계와 제작이 되었다. UNT와 OHT 적층판 시편의 길이는 304.8mm, 폭은 38.1mm이다. OHT 시편은 중앙에 지름 6.35mm 구멍이 가공되어 있다. 두께는 가공 후 일부 차이는 있으나 16층 적층판은 약 3.0mm이고, 20층 적층판은 약 3.77mm이다. 라미나 두께는 평균적으로 0.188mm로 추정되었다.

Table 4. Stacking sequences of the laminate coupons

0/±45/90%	Lay-ups	No. of Plies
10/30/60	[45/90/-45/90 ₂ /0/90 ₃ /45] _s	20
10/50/40	[45/90/-45/90/45/0/-45/90 ₂ /45] _s	20
10/60/30	[45/90/-45/0/-45/45/90 ₂ /45/-45] _s	20
10/80/10	[45/90/-45/0/-45/45/-45/45/-45/45] _s	20
20/60/20	[45/90/-45/0/-45/45/90/0/45/-45] _s	20
25/50/25	[45/90/-45/0/90/0/-45/45] _s	16
30/40/30	[45/90/-45/0/90/0/-45/90/45/0] _s	20
30/50/20	[45/90/-45/0/-45/45/0/90/-45/0] _s	20
30/60/10	[45/90/-45/0/-45/45/0/45/-45/0] _s	20
40/20/40	[45/90/-45/0/90/0/90/0/90] _s	20
40/50/10	[45/90/-45/0/45/0 ₂ /-45/0/45] _s	20
60/20/20	[45/90/0/-45/0 ₃ /90/0 ₂] _s	20
60/30/10	[45/90/0/-45/0 ₃ /45/0 ₂] _s	20

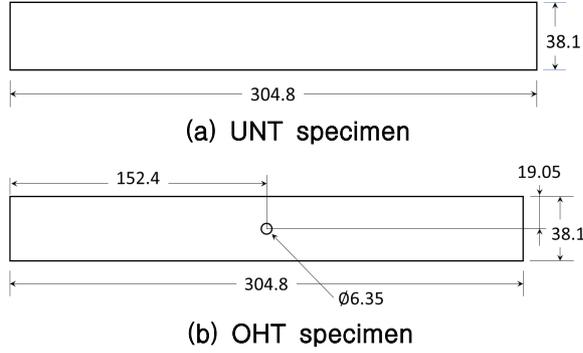


Fig. 3. Test specimen geometry

2.2 수치모델

본 논문의 수치 모델에는 Hashin 파손조건식[6]을 사용하였다. 사용한 Hashin 파손조건식은 식 (1)~(4)와 같다.

- 1방향 인장/전단 연성(Coupled) 파손 지수

$$F_A(\sigma) = \sqrt{\frac{\sigma_{11}^2}{F_{1T}^2} + \frac{\sigma_{12}^2}{F_{12}^2}} \quad \text{if } \sigma_{11} \geq 0 \quad (1)$$

- 1방향 압축 파손 지수

$$F_B(\sigma) = -\frac{\sigma_{11}}{F_{1C}} \quad \text{if } \sigma_{11} \leq 0 \quad (2)$$

- 2방향 인장/전단 연성 파손 지수

$$F_C(\sigma) = \sqrt{\frac{\sigma_{22}^2}{F_{2T}^2} + \frac{\sigma_{12}^2}{F_{12}^2}} \quad \text{if } \sigma_{22} \geq 0 \quad (3)$$

- 2방향 압축/전단 연성 파손 지수

$$F_D(\sigma) = \frac{\sigma_{22}^2}{4F_{23}^2} + \frac{\sigma_{12}^2}{F_{12}^2} + \left[\left(\frac{F_{2C}^2}{2F_{23}^2} \right)^2 - 1 \right] \frac{\sigma_{22}}{F_{2C}} \quad (4)$$

가정 $F_{23} = F_{12}$, if $\sigma_{22} \leq 0$

위 수식에서 파손 지수(F_A , F_B , F_C 또는 F_D)가 1에 이르면 파손이 발생한다. 본 논문에서는 인장강도만을 추정하였으므로 식 (1)과 식 (3)이 주로 사용되었으며, 식 (2)와 식 (4)는 사용되지 않았다. 손상 없는 시편의 압축조건(UNC: Un-Notched Compression) 및 중앙 구멍이 있는 시편의 압축조건(OHC: Open Hole Compression)의 적층판 시편의 경우도 Hashin 파손 조건식을 적용하여 해석과 시험 결과를 비교하였는데 전반적으로 20%~30% 정도의 큰 오차가 발생하여 본 논문에서는 제외하였다. 이는 기존의 파손조건식이 적층판의 압축강도를 제대로 모사하지 못한다는 Camanho 등[8,10]의 지적이 타당한 것으로 판단되며, 향후 적층판의 압축강도의 예측은 LaRC[8] 파손 조건을 적용하여 비교할 예정이다.

본 연구에서는 점진적 파손해석(Progressive Failure

Analysis)을 연속체 손상역학(Continuum Damage Mechanics)을 기반으로 하여 강성의 감소를 유발하는 Matzenmiller-Lubliner-Taylor(MLT)방법[16]을 사용하였다. MLT방법에 의한 컴플라이언스(Compliance)는 식 (5)와 같이 표현되며, 손상이 증가할수록 강성이 감소함을 알 수 있다.

$$\begin{bmatrix} \epsilon_{11} \\ \epsilon_{22} \\ \epsilon_{12} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{1}{E_{11}(1-d_f)} & -\frac{\nu_{12}}{E_{11}} & 0 \\ -\frac{\nu_{12}}{E_{11}} & \frac{1}{E_{22}(1-d_m)} & 0 \\ 0 & 0 & \frac{1}{G_{12}(1-d_s)} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \sigma_{11} \\ \sigma_{22} \\ \tau_{12} \end{bmatrix} \quad (5)$$

d_f : fiber-related longitudinal damage index

d_m : matrix-related transverse damage index

d_s : in-plane shear damage index (combinative)

$$d_s = 1 - (1 - d_f)(1 - d_m)$$

여기서 d_f 는 1방향(섬유방향) 인장의 경우 식 (1)의 F_A , 1방향 압축의 경우 식 (2)의 F_B 의 함수가 되며, d_m 은 2방향 인장의 경우 식 (3)의 F_C , 2방향 압축의 경우 식 (4)의 F_D 의 함수가 된다.

본 연구에서 비선형 유한요소해석 소프트웨어는 MSC/Marc[17]을 멀티스케일 모델 소프트웨어인 Digimat-VA[13]와 연동하여 사용하였다. 2.1절의 라미나 물성을 Digimat-VA에 입력하면 섬유 및 매트릭스 물성과 라미나의 강도 값을 비선형 해석용 데이터 파일로 출력한다. 이후 MSC/Marc 해석을 수행할 때 Digimat-VA로 산출된 물성 데이터 파일을 사용자 서브루틴(User Subroutine)의 형태로 사용하였다.

유한요소 모델은 기본적으로 8절점 육면체 요소로 구성하였으며, 층간분리를 고려하여 적층각이 변경된 라미나 중간 층에는 Cohesive 요소를 생성하였다. 본 연구에 사용된 소재의 층간분리 물성은 Table 5와 같다. 표에서 Cohesive 층의 강도는 Furtado 등의 논문[10]에 수록된 유사 소재의 값을 사용하였으며, 파괴 인성은 원제작사에서 제공한 자료를 사용하였다. 층간분리 손상 개시 조건식은 Turon 등[18]이 제안한 다음 식을 사용하였다.

$$\begin{aligned} (\delta^0)^2 &= \langle \delta_n \rangle^2 + \delta_s^2 + \delta_t^2 \\ &= (\delta_n^0)^2 + \left\{ (\delta_s^0)^2 + (\delta_t^0)^2 - (\delta_n^0)^2 \right\} \left(\frac{\delta_s^2 + \delta_t^2}{\langle \delta_n \rangle^2 + \delta_s^2 + \delta_t^2} \right)^\eta \quad (6) \end{aligned}$$

Table 5. Interlaminar material properties

Interface strength in normal mode only (MPa)	75.00
Interface strength in shear mode only (MPa)	95.00
Fracture energy in normal mode only (MJ/mm ²)	0.88
Fracture energy in shear mode only (MJ/mm ²)	1.30
η : the Benzeggagh-Kenane exponent	1.60

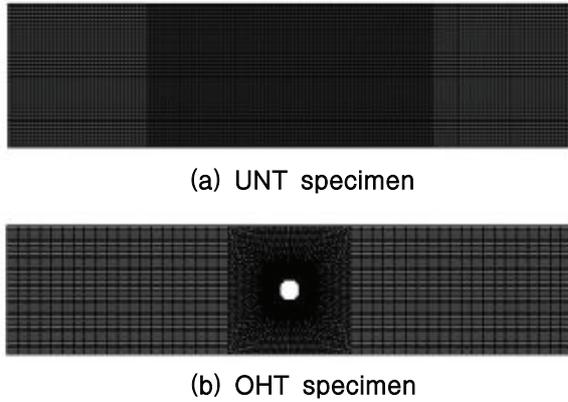


Fig. 4. Finite element models of the UNT and OHT specimens

여기서 w 및 t 는 손상개시를 의미하며, n , s 와 t 는 층간분리의 I, II, III 모드를 의미한다. 또한 η 는 B-K 지수(The Benzeggagh-Kenane exponent)[19]이다. 또한 대칭 적층이므로 대칭 경계조건을 반영하고 Z-방향(두께 방향)으로 한쪽 적층만 모델링 하였다. Fig. 4는 UNT시편과 OHT시편의 유한요소 모델이다. 하중은 시험과 동일하게 강제변위를 오른쪽 끝단에 균일하게 부가하였으며, 왼쪽 끝단을 고정하였다. 일반적으로 내연적(Implicit) 비선형해석은 손상이 발생하고 강성이 저하됨에 따라 수렴성이 저하되어 손상 개시 초기에 해석이 중단된다. 이에 따라 최대 강도를 추정하는 비선형 해석에서는 외연적(Explicit) 방법을 주로 사용한다. 본 연구에 사용한 MSC/Marc는 내연적(Implicit) 비선형해석 방법을 사용하지만, 손상의 개시 이후 최대 인장하중 지점까지 안정적으로 모사할 수 있었다. 부가한 최대 변형률은 0.02 strain이며, 이를 3,000등분하여 부가하였다. UNT 시편은 Fig. 1의 304.8mm 전체를 모델링하지 않고 중앙의 150.0mm를 모델링 하였으며, OHT 시편 또한 중앙의 178.0mm만을 모델링하고 또한 구멍이 있는 중앙 부위 38.1mm를 상세히 모델링 하였다. 해석 모델링에 고려된 시편의 길이 차이는 영향이 크지 않았으며, 폭방향 요소수와 변형률 증분이 해석 결과의 수렴도에 영향을 주었다. UNT 시편의 요소는 폭 방향으로 114개 요소를 생성하였으며, 각 층을 한 개의 육면체 솔리드(Solid) 요소로 생성하였다. OHT 시편은 구멍이 있는 중앙 부위를 40x40개 요소로 구성하고, 마찬가지로 각 층은 한 개 솔리드 요소로 구성하였다. 이때 해석 강도 값이 1% 이내로 수렴됨을 확인하였다.

2.3 해석결과 비교 및 고찰

우선 UNT 시편의 변형률-응력 곡선을 비교해 보았다. UNT의 경우 시편의 중앙에 강성 측정용 변형률게이지를 장착했다. 또한 측정된 하중을 이용하여 부가 응력을 계산하여 변형률-응력 곡선을 Fig. 5, Fig. 6, Fig. 7과 같이 나타내었다. 한 가지 적층조건

에 대하여 시험은 일반적으로 5~7개를 수행하였으며, 그래프에서 실선의 시험 데이터는 해당 적층판 여러 시험 중 한 조건의 응력-변형률 곡선이다. 일점 쇄선은 시험의 평균값을 나타내며, 점선은 MSC/Marc 비선형 해석으로 구한 응력-변형률 곡선이다. Fig. 5, Fig. 6, Fig. 7을 통하여 시험과 해석의 강성과 강도가 전반적으로 잘 일치하고 있음을 알 수 있다. 다른 조건도 유사한 결과를 나타내었다. 10/50/40 적층판

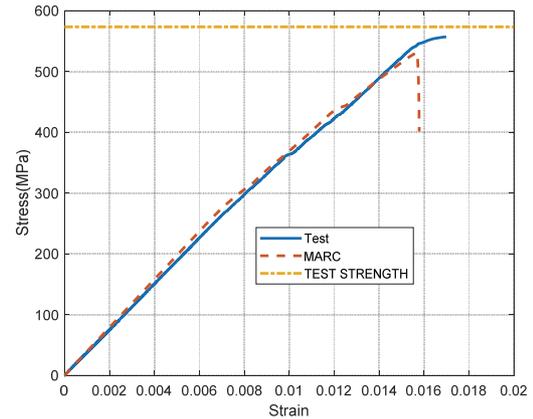


Fig. 5. Strain-stress curves of UNT 10/50/40

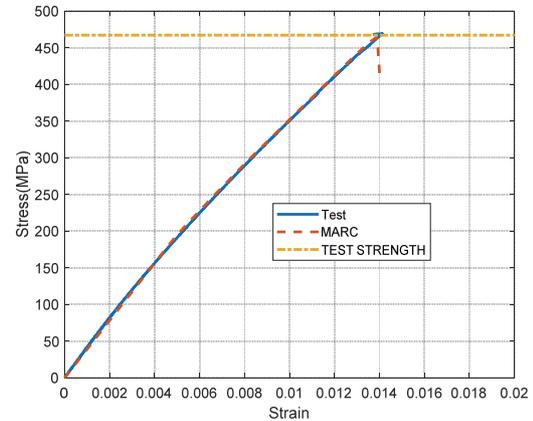


Fig. 6. Strain-stress curves of UNT 10/80/10

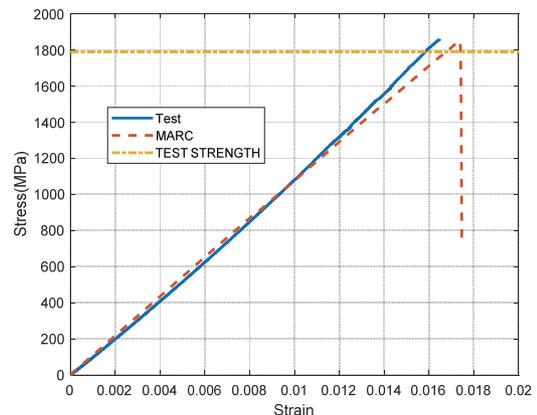


Fig. 7. Strain-stress curves of UNT 60/20/20

은 0°층의 구성비율이 적고, 90°층의 구성비율이 높다. 이 경우 해석곡선 0.008 strain 부근에서 손상개시를 의미하는 기울기 변화가 있었다. 이때 90°층과 ±45°층의 손상이 개시되었으며, 하중이 증가하면서 0.012 strain 부근까지 내측 90°층에서부터 외측 90°층으로 전반적인 손상이 전파되었다. 반면에 ±45°층의 0.008 strain 부근에서 손상이 시작되지만 하중이 증가할수록 상대적으로 서서히 손상영역이 확대되었고, 0.016 strain 부근에서 0°층의 손상 개시와 동시에 불안정한 손상전파를 확인할 수 있었다. 하지만 같은 조건의 시험 곡선에서는 파손개시를 의미하는 기울기의 변화가 다소 늦게 0.01 strain에서 확인되었다.

Figure 6의 10/80/10 적층판은 ±45°층의 구성비율이 가장 높은 적층조건으로 응력-변형률 곡선의 기울기 변화가 0.05 strain 이하에서부터 나타났으며, 비선형 거동을 보였지만, 해석과 시험이 잘 일치하고 있다. 이는 본 논문에서 채택한 라미나의 비선형 모델링 방법이 적층판의 강성을 모사하는 데 효과적인 것으로 판단된다. Fig. 7의 60/20/20 적층판은 응력-변형률 곡선이 전반적으로 일치하였으나, 0.01 strain 이후 시험곡선의 기울기는 커지고, 해석곡선의 기울기는 작아지는 현상이 나타났다. 시험곡선의 비선형 거동은 손상이 확대됨에 따라 시편 표면 45°층에 부착된 스트레인이게이지가 센싱 영역 안에 있는 손상의 영향을 받아 발생한 국부적인 영향으로 판단된다. 이를 고려할 때 10/80/10 적층판의 경우도 본 논문의 방법이 강성을 잘 모사하고 있는 것으로 판단된다.

Figure 8과 Fig. 9는 OHT시편의 변형률-응력 곡선이다. 예측한 해석강도의 시험강도에 대한 오차각은 30/50/20 적층판과 30/60/10 적층판에 대하여 수축하였다. OHT 적층판은 시편 중앙에 구멍이 있어 스트레인이게이지를 장착하지 못했다. Fig. 8과 Fig. 9 모두 0.006~0.007 strain 근처에서 기울기 변화가 시작되었으며, 이후 서서히 기울기가 감소하다가 최대응력 값 부근에 기울기가 편평해지고, 이후에 불안정한 손상을 의미하는 응력 저하 현상을 확인할 수 있었다. 그러나 UNT 시편들과 같은 날카로운 강성저하는 상대적으로 없었다. 해석 결과의 검토를 통해서 OHT시편은 UNT와 마찬가지로 90°층의 파손이 구멍 주위에서 국부적으로 개시되며, 하중이 증가하면서 손상이 바깥쪽으로 전파되는데 순차적으로 ±45°층의 손상이 전파되었다. 0°층 파손이 구멍 주위에서 국부적으로 발생하지만 파손개시가 최대 응력값 부근에서 시작되며, 동시에 손상이 날카롭게 바깥쪽으로 전파되는 양상으로 나타났다. Fig. 10은 OHT 25/50/25 적층판의 구멍 주변을 확대한 그림으로 0°층의 불안정한 파손시점에 1방향(섬유방향) 손상지수 d_f 를 나타낸 것이다. 손상의 폭이 좁고 단면전체에 발생하였고, 완전 손상($d_f=1$)이 구멍 주위부터 날카롭게 확대되어 가는 것을 알 수 있다.

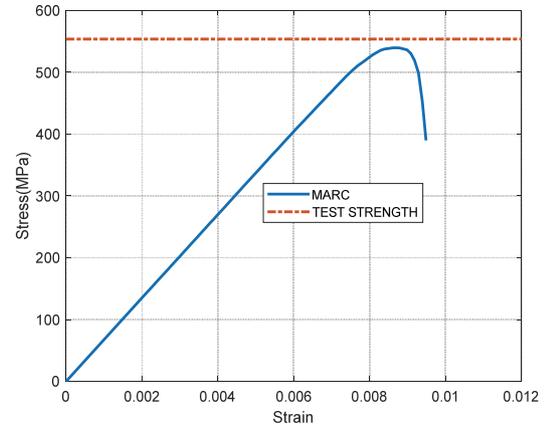


Fig. 8. Strain-stress curves of OHT 30/50/20

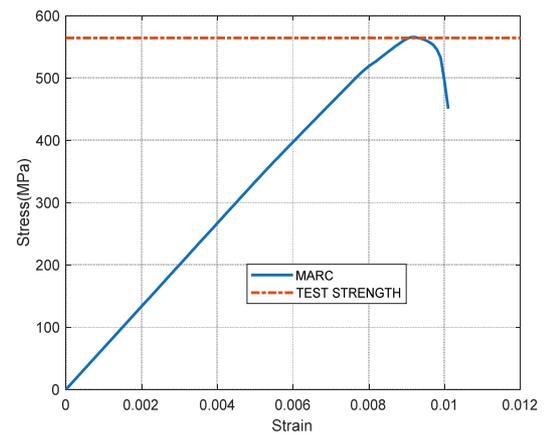


Fig. 9. Strain-stress curves of OHT 30/60/10

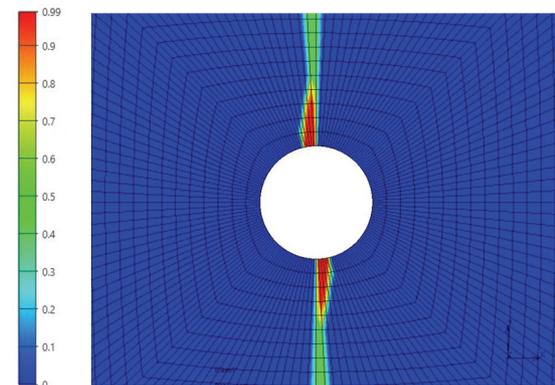


Fig. 10. Fiber-mode damage of OHT 25/50/25

Table 6은 시험의 평균 강도와 본 연구의 비선형 해석을 통하여 구한 강도 값을 비교한 것이다. 시험 평균값의 하단에 표시된 값은 각 적층 조건에서 변동계수(Coefficient of Variation)로 측정된 강도 값의 분포도 즉 상대 표준편차를 의미한다. 대부분의 변동계수가 5% 이내의 안정적인 값을 나타내었으나, UNT의 50/40/10 적층판은 11.1%의 값을 나타내었고, 이는 일부 시험 강도 값의 분포가 평균값과 비교하여

상대적으로 큰 차이가 있어서 발생하였다. 표에서 오차(Diff.)는 시험 값을 기준으로 계산한 것이다. UNT 강도는 60/30/10 적층판에서 가장 큰 16%의 오차를 나타내었는데, 이는 0°층의 비율이 60%인 시험조건에서 사용한 인장시험기의 용량이 시편의 최대하중 비하여 큰 차이가 있어 발생한 장비의 측정 오차를 의심하고 있다. 나머지 적층판의 적층조건에서는 10% 이내의 오차를 나타내어 본 논문의 방법으로 임의의 UNT 적층판 인장강도를 예측할 수 있음을 확인하였다. 이러한 강도 예측의 정확성은 UNT 시편의 경우 각 층의 응력분포가 비교적 균일하고, 0°층의 인장 파손 모드가 단순하며, 0°층의 구성비가 강도에 직접적으로 영향을 주고 적층조건 변화에 큰 영향을 받지 않는 것에 기인한다고 판단된다.

Figure 11과 Fig. 12에 시험 및 해석으로 구한 적층판 강도에 대한 카펫 플롯을 나타내었다. Fig. 11은 150여 개의 시험 데이터를 회귀(Regression)기법으로 처리하여 구한 것이다. 두 그림은 ±45°층의 비율이 20%, 30%, 40%, 50%, 60% 및 70%인 곡선에 대하여 0°층의 비율이 증가됨에 따라 강도곡선의 변화를 보여주고 있다. 해석의 강도곡선은 0°층의 비율이 증가함에 따라 거의 선형적이었으며, 시험의 강도곡선은 기울기가 해석과 비교하여 조금 더 감소하는 경향을 보였다. 그러나 시험 강도곡선과 해석 강도곡선

Table 6. Strength comparison between tests and analyses

0/±45/90 (%)	UNT			OHT		
	Test (MPa)	Analysis (MPa)	Diff. (%)	Test (MPa)	Analysis (MPa)	Diff. (%)
10/30/60	420.6	454.4	8.05	300.1	240.4	-19.90
	4.55%			3.54%		
10/50/40	573.4	531.0	-7.40	364.7	355.0	-2.65
	2.85%			1.38%		
10/60/30	530.8	565.5	6.54	360.7	426.9	18.35
	4.62%			2.56%		
10/80/10	467.3	463.4	-0.83	298.7	359.7	20.42
	1.00%			1.24%		
20/60/20	863.1	881.9	2.17	447.3	499.3	11.62
	3.19%			1.74%		
25/50/25	964.8	960.0	-0.49	514.7	449.2	-12.72
	5.32%			3.15%		
30/40/30	1048.8	974.5	-7.08	565.8	523.4	-7.49
	2.21%			2.99%		
30/50/20	1138.6	1061.7	-6.76	553.7	539.7	-2.51
	2.21%			4.04%		
30/60/10	1042.0	984.7	-5.50	564.3	565.7	0.26
	1.99%			2.56%		
40/20/40	1213.0	1206.8	-0.51	675.3	558.2	-17.34
	1.82%			4.46%		
40/50/10	1258.5	1310.4	4.13	693.6	639.6	-7.79
	3.60%			3.16%		
50/40/10	1559.7	1645.1	5.48	853.2	738.4	-13.45
	11.10%			2.27%		
60/20/20	1789.4	1850.2	3.40	1137.2	768.3	-32.45
	4.95%			2.64%		
60/30/10	1655.3	1924.8	16.28	1114.3	816.7	-26.70
	2.91%			2.03%		

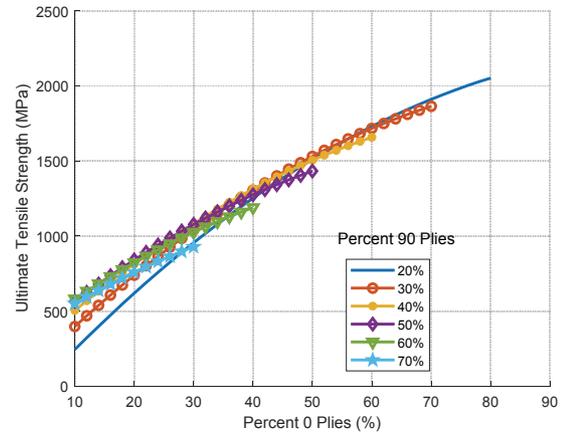


Fig. 11. Tensile strength of [0°/±45°/90°] family from the coupon tests

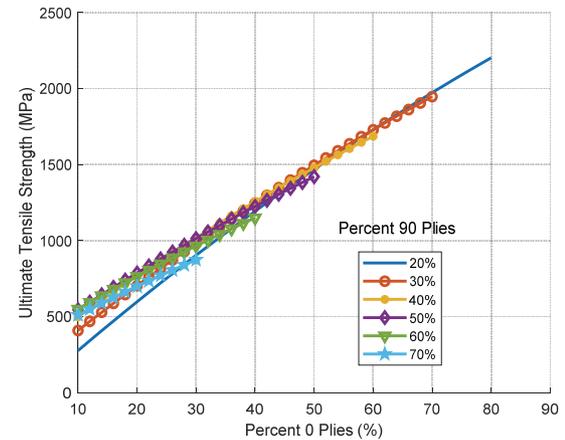


Fig. 12. Tensile strength of [0°/±45°/90°] family from the nonlinear analysis

오차는 대부분 5% 이내이며, 0°층의 비율이 80%인 조건에서 가장 큰 약 7% 오차가 나타났다. 따라서 본 논문의 기법을 적용하면 본 연구의 탄소섬유 적층판 UNT 강도곡선을 10% 이내로 예측이 가능하다고 판단된다.

반면에 OHT시편의 강도는 0°층의 비율이 30%인 조건과 일부 조건을 제외하고는 강도 오차가 최대 32% 정도 발생하였다. 이는 중앙 구멍이 있는 OHT시편에서 본 논문의 접근방법을 사용하여 모든 적층조건에서 유사하게 강도 평가를 할 수 없음을 의미한다. 이는 구멍 주위의 복잡한 응력상태 및 급격한 응력구배가 있어서 OHT시편의 경우 인장강도 예측이 본 논문의 접근방법으로는 제한적임을 의미한다. 이러한 오차를 개선하는 방법으로 Camanho 등[8,10]이 제안한 LaRC 파손조건, 축방향 인장 파괴인성 (Fracture Toughness in Axial Tension), 축방향 압축 파괴인성(Fracture Toughness in Axial Compression) 등을 사용하여 해석하고 있으며, 개선된 결과를 추가 논문으로 제출할 예정이다.

III. 결 론

본 논문에서는 라미나의 비선형 특성을 모델링하여 CFRP 14개의 다른 적층을 갖는 UNT와 OHT 적층판의 강도를 계산하고, 이를 시험 결과와 비교하였다. 이때 연속체 손상역학 기반의 Hashin 파손조건, MLT방법과 층간분리 모델을 고려하였다. 본 연구를 통하여 다음의 결론을 얻을 수 있었다.

본 연구의 해석 접근방법으로 UNT 적층판 시편 강도를 유사하게 모사하였다. 14개 조건에서 UNT 적층판 강도는 대부분 10% 이내의 오차로 예측이 가능하였으며, 0°라미나 구성비가 높은 60/30/10 조건에서 최대 16%의 오차를 나타내었다.

또한 본 논문의 방법으로 UNT 적층판 시편에 장착된 변형률게이지의 신호를 이용하여 14개 모든 조건에서 응력-변형률 곡선을 비교하였으며, 시편의 강성을 유사하게 모사할 수 있음을 확인하였다. 이는 본 논문에서 사용한 라미나의 비선형 특성 모델링 기법이 적층판 UNT 강성모사에 유효한 것으로 판단된다.

한편, UNT 강도 시험 데이터를 사용하여 생성한 0°/±45°/90°의 다양한 구성비를 갖는 적층판 강도에 대한 카펫 플롯을 해석 결과를 활용하여 유사하게 생성할 수 있었다. 이를 활용하면, UNT 강도 시험을 수행하는 동안 본 논문의 해석적 방법으로 다양한 적층 비율의 적층판 UNT 강도를 10% 정도로 예측할 수 있음을 의미한다.

반면에 OHT 강도는 0°라미나 구성비가 30%인 조건과 일부 조건을 제외하고는 대부분 10% 이상 최대 30% 예측오차를 보였다. 이는 본 논문의 방법으로 0°/±45°/90°의 구성 비율이 다양한 조건에서는 OHT 강도 예측에 적용이 불가할 것으로 판단된다.

References

- 1) MIL-HDBK-17-3F, *Composite Materials Handbook, Volume 3. Polymer Matrix Composite Materials Usage, Design, and Analysis*, Department of Defense, 2002.
- 2) ASTM D3039/D3039M-17, *Standard Test Method for Tensile Properties of Polymer Matrix Composite Materials*, ASTM.
- 3) Waddoups, M. E., *Advanced Composite Material Mechanics for the Design and Stress Analyst*, General Dynamics, Fort Worth Division Report FM-4763, 1967.
- 4) Jenkins, C. F., *Report on Materials of Construction Used in Aircraft and Aircraft Engines*, Great Britain Aeronautical Research Committee, 1920.
- 5) Tsai, S. W. and Wu, E. M., "A General Theory of Strength for Anisotropic Materials," *Journal of Composite Materials*, Vol. 5, 1971, pp. 58~80.
- 6) Hashin, Z., "Failure Criteria for Unidirectional Fiber Composites," *Journal of Applied Mechanics*, Vol. 47, 1980, pp. 329~334.
- 7) Puck, A. and Schurmann, H., "Failure Analysis of FRP Laminates by Means of Physically Based Phenomenological Models," *Composites Science and Technology*, Vol. 62, 2002, pp. 1633~1662.
- 8) Davila, C. G. and Camanho, P. P., *Failure Criteria for FRP Laminates in Plane Stress*, NASA/TM-2003-212663, 2003.
- 9) Daniel, I. M., Daniel, S. M. and Fenner, J. S., "A new yield and failure theory for composite materials under static and dynamic loading," *International Journal of Solids and Structures*, Vol. 148-149, 2018, pp. 79~93.
- 10) Furtado, C., Catalanotti, G., Arteiro, A., Gray, P. J., Wardle, B. L. and Camanho, P. P., "Simulation of Failure in Laminated Polymer Composites; Building-Block Validation," *Composite Structures*, Vol. 226, 2019.
- 11) Park, K.-J., Kang, H.-J., Shin, S. J., Choi, I.-H., Kim, M. K. and Kim, S.-J., "Strength Prediction on Composite Laminates Including Material Nonlinearity and Continuum Damage Mechanics," *Journal of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences*, Vol. 42, No. 11, 2014, pp. 927~936.
- 12) Park, K.-J., Nam, K.-M., Jung, C.-H., Choi, I.-H., Shin, S. J. and Kim, S.-J., "Continuum Damage Mechanics based Multi-Scale Model Development for CFRP Composite Laminates," *Proceeding of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences Spring Conference*, November 2015, pp. 322~325.
- 13) Digimat 2021.3, *VA User's Guide*, MSC Software, 2021.
- 14) Aboudi, J., Arnold, S. M. and Bednarczyk, B. A., *Micromechanics of Composite Materials*, Elsevier, 2013, pp. 118~121.
- 15) ASTM D5766/D5766M-11, *Standard Test Method for Open-Hole Tensile Strength of Polymer Matrix Composite Laminates*, ASTM.
- 16) Matzenmiller, A., Lubliner, J. and Taylor, R. L., "A constitutive model for anisotropic damage in fiber composites," *Mechanics of Materials*, Vol 20, 1995, pp. 125~152.
- 17) Marc 2020, *Theory and User Information*, MSC Software, 2020.
- 18) Turon, A., Camanho, P. P., Costa, J. and Davila, C. G., "A Damage Model for the Simulation of Delamination in Advanced Composites under Variable-Mode Loading," *Mechanics of Materials*, Vol. 38, 2006, pp. 1072~1089.
- 19) Benzeggagh, M. L. and Kenane, M., "Measurement of Mixed Mode Delamination Fracture Toughness of Unidirectional Glass/Epoxy Composites with Mixed-Mode Bending Apparatus," *Composite Science Technology*, Vol. 49, 1996, pp. 439~449.