

IUC 기반 평직 CFRP 복합재의 멀티스케일 피로 손상 및 수명 예측 모델

김태리* · 윤군진**†

IUC-Based Multiscale Fatigue Damage and Life Prediction Model for Plain Woven CFRP Composites

Taeri Kim*, Gun Jin Yun**†

ABSTRACT: This study proposes a multiscale fatigue damage and life prediction model for plain woven CFRP composites. The model incorporates an idealized unit cell (IUC) of the woven architecture and a localization-homogenization method into finite element analysis through a user-defined UMAT subroutine. The macroscopic strain field is transferred to yarn and matrix subcells, where fatigue failure criteria and cycle-dependent material degradation laws are applied. The degraded constituent properties are then homogenized and returned to the macroscale analysis to predict fatigue life. The proposed model was applied to 0° and 45° woven CFRP specimens under tension-tension fatigue loading. The predicted S-N curves showed good agreement with experimental results. In addition, the model captured orientation-dependent fatigue mechanisms, including fiber-dominant failure in 0° specimens and matrix-dominant shear failure in 45° specimens. These results demonstrate the reliability of the proposed multiscale model for predicting progressive fatigue damage in woven CFRP composites.

초 록: 본 연구에서는 평직 CFRP 복합재의 피로 손상 및 수명 예측을 위한 멀티스케일 모델을 제안한다. 제안된 모델은 직조 구조를 대표하는 단위 셀인 IUC(Idealized Unit Cell)와 국소화-균질화 기법을 사용자 정의 UMAT 서브루틴을 통해 유한요소 해석에 통합하였다. 거시적 변형률은 섬유 다발 및 기지 subcell로 전달되며, 각 셀에서 피로 파손 기준과 사이클 기반 물성 저하 법칙이 적용된다. 이후 저하된 구성 성분의 물성은 균질화되어 거시적 해석으로 반환되며, 이를 통해 피로 수명을 예측한다. 본 모델은 인장-인장 피로 하중을 받는 0° 및 45° 평직 CFRP 시편에 적용되었다. 예측된 S-N 곡선은 실험 결과와 잘 일치하였으며, 0° 시편의 섬유 지배 파손과 45° 시편의 기지 지배 전단 파손을 포함한 방향에 따른 피로 손상 메커니즘을 잘 모사하였다. 이러한 결과는 제안된 멀티스케일 모델이 직조 CFRP 복합재의 점진적 피로 손상을 신뢰성 있게 예측할 수 있음을 보여준다.

Key Words: 피로(Fatigue), 직조복합재(Woven composites), 멀티스케일(Multiscale), 균질화(Homogenization)

1. 서 론

직조 CFRP 복합재는 섬유가 경사(warp) 및 위사(fill) 방향으로 교차된 구조를 가지므로 일방향 복합재에 비해 피

로 내구성 및 충격 저항성이 우수하며, 복잡한 형상의 구조 부재에도 적용하기 용이하다. 그러나 직조 복합재는 반복 하중을 받을 경우 섬유 파단, 기지 균열, 섬유-기지 계면 손상, 섬유 다발 내부의 횡방향 손상 등 다양한 손상 모드가

Received 26 May 2026, received in revised form 19 June 2026, accepted 11 July 2026

*Department of Aerospace Engineering, Seoul National University, Seoul, Republic of Korea

**†Department of Aerospace Engineering, Seoul National University, Seoul, Republic of Korea

Institute of Advanced Aerospace Technology, Seoul National University, Seoul, Republic of Korea

Institute of Engineering Research, Seoul National University, Seoul, Republic of Korea, Corresponding author (E-mail: gunjin.yun@snu.ac.kr)

복합적으로 발생한다[1-4]. 이러한 손상은 하중 반복에 따라 점진적으로 누적되며, 최종 파손 이전에도 구조물의 강성 및 잔류 강도를 저하시킨다. 따라서 직조 CFRP 구조물의 안전성 및 내구성을 평가하기 위해서는 피로 손상 진전과 피로 수명을 신뢰성 있게 예측할 수 있는 해석 모델이 필요하다.

복합재의 피로 수명 예측을 위한 다양한 모델이 제안되어 왔다. 대표적으로 S-N 선도 기반의 수명 예측 모델[5-7]은 비교적 간단하게 피로 수명을 추정할 수 있다는 장점이 있으나, 많은 실험 데이터가 필요하며 손상 발생 및 진전 과정을 직접적으로 설명하기 어렵다. 에너지 기반 모델[8,9]이나 현상학적(phenomenological) 모델[10-12]은 반복 하중에 따른 강성 또는 강도 저하를 표현할 수 있지만, 대부분 거시적 손상 변수와 경험적 보정 계수에 의존한다. 반면 점진적 손상 모델은 피로 파손 기준과 물성 저하 법칙을 결합하여 손상의 누적 과정을 묘사할 수 있으므로, 복합재의 피로 거동을 보다 물리적으로 설명할 수 있다[13-15]. 그러나 기존의 점진적 피로 손상 모델은 주로 일방향 적층판 또는 특정 메소스케일(mesoscale) 단위 구조에 집중되어 있으며, 직조 구조에서 발생하는 구성 성분 수준의 손상과 구조 전체의 거시적 피로 응답을 동시에 반영하는 데에는 한계가 있다.

직조 복합재는 섬유 다발이 직교하여 짜인 내부 구조를 가지므로, 단일 균질 재료로 가정할 경우 실제 손상 메커니즘을 충분히 반영하기 어렵다. 이를 해결하기 위해 멀티스케일 해석 기법을 활용한다. 멀티스케일 모델은 마이크로 및 메소스케일에서의 재료 응답을 매크로스케일(macroscale) 구조 해석과 연계함으로써, 구성 성분 수준의 손상 정보를 구조 수준의 강성 저하 및 수명 예측에 반영할 수 있다. 직조 복합재를 대상으로 단위 셀을 이용한 멀티스케일 모델이 제안되어 왔으며, 기존 연구들은 직조 구조의 구성 성분 응답을 거시적 거동과 연계하여 점진적 파손을 예측하였다[16,17]. 그러나 이러한 모델은 주로 정적 및 충격 파손 예측에 초점을 두고 있으며, 응력 계산 과정에서 등변형률(iso-strain) 상태를 가정한다. 또한 반복 하중에 따른 구성 성분별 물성 저하와 피로 수명 예측을 고려한 연구는 제한적이다.

이에 본 연구에서는 평직 CFRP 복합재의 점진적 피로 손상 및 수명 예측을 위한 IUC 기반 멀티스케일 피로 해석 모델을 제안한다. 제안된 모델은 국소화-균질화(localization-homogenization) 기법을 사용자 정의 UMAT 서브루틴을 통해 유한요소 해석에 통합하였다. 매크로스케일 해석에서 계산된 변형률은 IUC 내부의 섬유 다발 및 기지 subcell로 전달되며, 각 subcell에서 피로 파손 기준과 사이클에 따른 물성 저하 법칙이 적용된다. 이후 저하된 구성 성분의 물성은 다시 균질화되어 매크로스케일 해석으로 반환되며, 이를 통해 반복 하중에 따른 강성 저하와 피로 수명을 예측한다. 제안된 모델의 예측 성능을 검증하기 위해 0° 및 45° 평

직 CFRP 시편에 대한 인장-인장 피로 해석을 수행하고, 예측된 S-N 곡선을 실험 결과와 비교하였다. 또한 시편 방향에 따른 손상 진전 양상을 분석하여 0° 시편에서의 섬유 지배 파손과 45° 시편에서의 기지 지배 전단 파손 메커니즘을 확인하였다.

2. 멀티스케일 모델링

2.1 단위 셀 정의

Fig. 1과 같이 직조 구조를 모델에 효율적으로 반영하기 위해 평직 복합재의 주기성을 고려하여 RVE(representative volume element)의 1/4 영역을 UC(unit cell)로 정의한다. UC는 경사, 위사, 기지로 구성되며, 이를 두께 및 평면 방향으로 분할하여 블록 형태의 이상화된 단위 셀인 IUC로 구성한다. 직물 제조 사양에 따라 UC의 높이와 폭을 각각 0.3 mm와 2 mm로 설정하였으며, 이는 IUC에도 동일한 치수로 적용하였다. 섬유 다발의 폭은 1.672 mm이며, 굴곡 형상은 사인 함수 기반의 path curve로 파라미터화하였다. 이때 중심선의 두께 방향 좌표는 다음과 같다.

$$z(x) = \frac{h}{2} + \frac{h}{4} \sin \frac{\pi}{l} x \quad (1)$$

여기서 h 는 섬유 다발 굴곡(undulation)의 진폭, l 은 주기 길이를 의미한다. Path curve의 기울기로부터 굴곡각은 다음과 같이 정의된다.

$$\theta(x) = \text{atan} \frac{dz}{dx} = \text{atan} \left(\frac{\pi h}{4l} \cos \frac{\pi}{l} x \right) \quad (2)$$

수치적 구현에서는 IUC 내 섬유 다발을 n 개의 구간으로 이산화하고, 각 구간을 중심점에서 접선 방향을 갖는 일방향(unidirectional) 복합재로 가정한다. 본 연구에서는 섬유 다발을 10개 구간으로 이산화하였으며, i 번째 구간의 굴곡각은 다음과 같이 나타낼 수 있다.

$$\theta_i = \text{atan} \left(\frac{\pi h}{4l} \cos \frac{\pi(2i-1)}{2n} \right) \quad (3)$$

각 구간의 강성 행렬은 굴곡각 θ_i 와 변환 행렬(transformation matrix) R 을 이용하여 좌표가 변환되며, 섬유 다발의 등가 강성 행렬은 UC 영역에 대한 평균으로 계산된다[18].

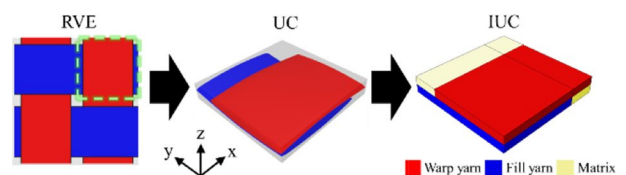


Fig. 1. Woven composites IUC generation

$$[C] = \frac{\int_0^L [R_i][C']^T [R_i]^T dx}{l} \quad (4)$$

여기서 C' 는 섬유 다발을 일방향 복합재로 가정했을 때의 강성 행렬이다. 이를 통해 실제 직조 구조에서 발생하는 굴곡 효과를 IUC 내부의 등가 섬유 다발 강성에 반영할 수 있다. IUC는 경사 2개, 위사 2개, 기지 3개로 이루어진 총 7개의 subcell로 구성된다. IUC는 거시(macroscopic) 변형률을 각 subcell로 국소화하고, 손상에 의해 저하된 subcell 물성을 균질화하여 거시 응답으로 반환하는 기본 해석 단위로 사용된다.

2.2 국소화-균질화 방법

본 연구에서는 XYZ 국소화-균질화 모델[19]을 이용하여 매크로 스케일 해석에서 계산된 변형률 증분을 IUC 내부의 경사, 위사 및 기지 subcell로 국소화한다. 각 subcell에서는 구성 성분별 응력, 피로 파손 지수 및 손상 변수가 계산된다. 이후 손상에 따라 저하된 subcell 강성은 XYZ 모델을 통해 순차적으로 균질화되어 IUC의 등가 강성 행렬과 거시 응력으로 변환된다. 국소화-균질화 과정의 상세 수식은 [19]에 제시되어 있다.

3. 점진적 피로 손상 해석

3.1 구성 방정식

섬유 다발은 횡등방성(transversely isotropic) 재료로, 기지는 등방성(isotropic) 재료로 가정한다. 경사 및 위사는 일방향 복합재와 유사한 거동을 갖도록 모델링하며, 각 subcell의 응력-변형률 관계는 다음과 같이 표현된다.

$$\sigma = C \varepsilon \quad (5)$$

이때 피로 하중 하에서 손상 변수(damage variable)를 구성 방정식에 적용하며, 섬유 다발의 경우 섬유 방향, 횡방향 및 전단 방향의 손상 모드를 구분하기 위해 각 응력 성분에 대응하는 손상 변수를 정의한다. 이에 따라 섬유 다발의 손상 행렬 M_y 은 $diag(1-D_{y11}, 1-D_{y22}, 1-D_{y33}, 1-D_{y44}, 1-D_{y55}, 1-D_{y66})$ 로 구성된다. 기지의 경우 모든 응력 성분에 동일한 손상 변수 D_m 을 적용한다. 손상이 발생하면 손상 행렬을 이용하여 subcell의 강성 행렬을 저하시키며, 저하된 강성 행렬 C^d 을 이용한 응력-변형률 관계는 다음과 같다.

$$\begin{aligned} C^d &= CM \\ \sigma &= C^d \varepsilon \end{aligned} \quad (6)$$

3.2 피로 파손 기준

구성 성분별 손상을 판단하기 위해 각 subcell 내부 응력을 적용하여 피로 파손 기준을 적용한다. 섬유 다발의 피로

파손은 3차원 Hashin 파손 기준[20]을 이용하여 평가한다. 해당 기준은 섬유 방향 인장 및 압축 파손, 횡방향 인장 및 압축 파손, 횡방향 전단 파손 모드로 구성된다. 각 파손 모드에 대해 파손 지수를 계산하며, 지수가 1을 넘으면 해당 손상 모드의 피로 파손이 발생한 것으로 판단한다. 섬유 다발 subcell의 응력에 따른 피로 파손 기준은 다음과 같다.

$$\begin{aligned} f_{1T} &= \left(\frac{\langle \sigma_{11} \rangle}{X_T} \right)^2 + \frac{\tau_{12}^2}{S_{12}^2} + \frac{\tau_{13}^2}{S_{13}^2} \\ f_{1C} &= \left(\frac{-\sigma_{11} - \langle -\frac{\sigma_{22} + \sigma_{33}}{2} \rangle}{X_C} \right)^2 \\ f_{2T} &= \left(\frac{\langle \sigma_{22} \rangle}{Y_T} \right)^2 + \frac{\tau_{12}^2}{S_{12}^2} + \frac{\tau_{23}^2}{S_{23}^2} \\ f_{2C} &= \left(\frac{\langle -\sigma_{22} \rangle}{2S_{23}} \right)^2 + \left[\left(\frac{Y_C}{2S_{23}} \right)^2 - 1 \right] \frac{\sigma_{22}}{Y_C} + \frac{\tau_{12}^2}{S_{12}^2} \\ f_{3T} &= \left(\frac{\langle \sigma_{33} \rangle}{Z_T} \right)^2 + \frac{\tau_{23}^2}{S_{23}^2} + \frac{\tau_{13}^2}{S_{13}^2} \\ f_{3C} &= \left(\frac{\langle -\sigma_{33} \rangle}{2S_{23}} \right)^2 + \left[\left(\frac{Z_C}{2S_{23}} \right)^2 - 1 \right] \frac{\sigma_{33}}{Z_C} + \frac{\tau_{13}^2}{S_{13}^2} \end{aligned} \quad (7)$$

여기서 f_{1T} 와 f_{1C} 는 각각 섬유 인장 및 압축 파손 지수이며, f_{2T} 와 f_{2C} 는 2방향 기지 인장 및 압축 파손 지수, f_{3T} 와 f_{3C} 는 3방향 기지 인장 및 압축 파손 지수를 의미한다. $X_T, X_C, Y_T, Y_C, Z_T, Z_C$ 는 각 섬유 다발의 방향별 인장 및 압축 강도이며, S_{12}, S_{13}, S_{23} 는 각 면에서의 전단 강도를 의미한다. $\langle \cdot \rangle$ 는 Macaulay bracket이다. 기지의 파손은 인장 및 압축 강도 차이를 고려할 수 있는 von Mises 기준[21]을 적용하며, 이는 다음과 같다.

$$f_m = \frac{\sqrt{4T_m C_m \sigma_{VM}^2 + (C_m - T_m)^2 I_1^2} + (C_m - T_m) I_1}{2T_m C_m} \quad (8)$$

$$\sigma_{VM} = \sqrt{\frac{1}{2} [(\sigma_{m11} - \sigma_{m22})^2 + (\sigma_{m22} - \sigma_{m33})^2 + (\sigma_{m33} - \sigma_{m11})^2 + 6(\sigma_{m12}^2 + \sigma_{m13}^2 + \sigma_{m23}^2)]} \quad (9)$$

$$I_1 = \sigma_{m11} + \sigma_{m22} + \sigma_{m33}$$

여기서 T_m 과 C_m 은 각각 기지의 인장 및 압축 강도이며, σ_{VM} 은 von Mises 등가 응력이다. 피로 해석에서는 반복 하중에 따른 물성 저하를 고려하기 위해 위 식에 사용되는 강도 값을 초기 강도가 아닌 사이클에 따라 저하된 잔류 강도로 갱신한다.

3.3 물성 저하

반복 하중에 따른 구성 성분의 물성 변화를 점진적 물성 저하와 급격한 물성 저하로 구분하여 고려한다. 피로 파손 기준에 도달하기 전에는 사이클 수가 증가함에 따라 잔류 강성 및 잔류 강도가 다음과 같이 점진적으로 감소하도록 한다[22].

$$E = \left[1 - \left(\frac{\log(n) - \log(0.25)}{\log(N) - \log(0.25)} \right)^\alpha \right]^{\frac{1}{\beta}} \left(E_0 - \frac{\sigma_{max}}{\varepsilon_f} \right) + \frac{\sigma_{max}}{\varepsilon_f} \quad (10)$$

$$R = \left[1 - \left(\frac{\log(n) - \log(0.25)}{\log(N) - \log(0.25)} \right)^\lambda \right]^{\frac{1}{\eta}} (R_0 - \sigma_{max}) + \sigma_{max} \quad (11)$$

위 식은 n 번째 사이클에서의 잔류 강성 및 강도이며, 이 때 E_0 와 R_0 는 초기 강성 및 초기 강도이다. $\alpha, \beta, \lambda, \eta$ 는 피로 물성 파라미터이며, ε_f 파손 변형률이다. N 은 피로수명, σ_{max} 는 최대 반복 응력을 의미한다. 피로 파손 기준이 만족되면 해당 손상 모드의 손상 변수를 0.99로 갱신하여 강성을 급격히 저하시킨다. 피로 파라미터는 Shokreich[22]가 제안한 UD 복합재 피로 모델의 값을 적용하였으며, N 은 해당 연구의 피로 시험 결과를 기반으로 산정된 구성 성분의 피로 수명이다.

4. 피로 시뮬레이션

4.1 해석 조건 및 물성

제안된 점진적 피로 손상 모델은 Abaqus/Standard의 사용자 정의 재료 서브루틴 UMAT을 이용하여 구현하였다. Fig. 2에서 보듯이 매크로 스케일 유한요소 해석에서는 각 적분점에서 계산된 변형률 증분이 UMAT으로 전달되며, UMAT 내부에서는 XYZ 국소화-균질화 방법을 이용하여 subcell 수준의 응력, 피로 파손 지수 및 손상 변수를 계산한다. 이후 손상에 따라 저하된 구성 성분의 물성을 균질화하여 등가 강성 행렬과 거시 응력을 계산하고, 이를 다시 유한요소 해석으로 반환한다.

피로 시뮬레이션은 실제 인장-인장 피로 시험 조건을 모사하도록 구성하였다. 해석 모델은 0° 및 45° 평직 CFRP 시편을 대상으로 하였으며, 시편 형상은 ASTM D3479에 따라 실험 시편과 동일하게 설정하였다. Fig. 3과 같이 한쪽 끝단의 게이지 영역에는 완전 고정 조건을 부여하였고, 반대쪽 끝단에는 기준점(reference point, RP)을 생성한 뒤 해당 단면과 kinematic coupling 조건을 부여하였다. 반복 하중은 이 기준점에 인장 방향으로 부여하였으며, 이를 통해 단면 전체에 비교적 균일한 하중이 전달되도록 하였다. 유한요소 모델에는 C3D8R을 사용하였다.

피로 하중은 응력비 $R = 0.1$ 의 인장-인장 반복 하중으로 적용하였다. 0° 시편의 경우 정적 인장 강도를 기준으로 90%, 85% 및 80%의 최대 응력 수준을 적용하였고, 45° 시편의 경우 80%, 70%, 60% 및 50%의 최대 응력 수준을 적용하였다.

피로 해석의 계산 효율성을 확보하기 위해 cyclic jumping 기법을 적용하였다. 일반적인 피로 해석에서는 모든 반복 하중 사이클을 직접 계산해야 하므로 계산 비용이 매우 크다. 본 연구에서는 Degriek[23]이 제안한 cyclic jumping 기법이 적용되었으며, 초기 정적 하중 단계에서 최대 응력 수

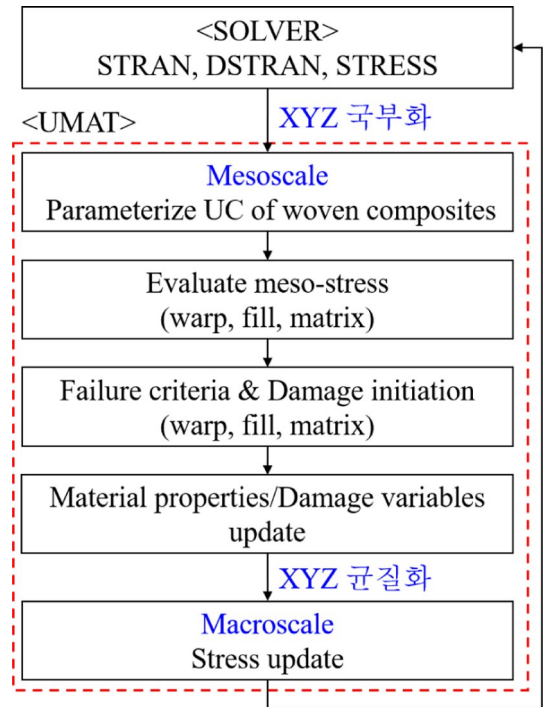


Fig. 2. Overall flowchart of the proposed framework

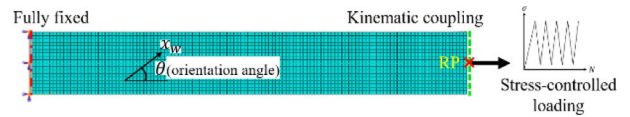


Fig. 3. Loading and boundary conditions of FE model

Table 1. Material properties of yarn and matrix

Material properties	Yarn	Matrix
E_{11} (MPa)	114194.7	3066.6
$E_{22}=E_{33}$ (MPa)	7138	
$G_{12}=G_{13}$ (MPa)	3834.3	
G_{23} (MPa)	2755.4	
$\nu_{12}=\nu_{13}$	0.22	0.26
ν_{23}	0.3	
X_T (MPa)	2004	120
X_C (MPa)	1403	
$Y_I=Z_T$ (MPa)	152	240
$Y_C=Z_C$ (MPa)	249	
$S_{12}=S_{13}$ (MPa)	186	
S_{23} (MPa)	55	

준까지 하중을 증가시킨 후, 하중 제거 및 재하중 단계를 통해 응력 재분포와 초기 손상 상태를 반영한다. 이후 cycle jumping 단계에서는 일정한 사이클 간격으로 물성 저하와 손상 변수를 갱신하여 장주기 피로 거동을 효율적으로 모

사하였다. Cyclic jumping 과정에서 증가되는 사이클 수는 다음과 같이 정의하였다.

$$N_{jump,k} = 10^{\frac{k}{m}} - 10^{\frac{k-1}{m}} \quad (12)$$

여기서 k 는 cycle jumping 단계 번호, m 은 jumping 파라미터이다. 해석에 사용된 재료 물성은 Table 1에 정리하였다. 본 연구에서는 jumping 파라미터 m 을 20로 사용하였으며, 이는 선행 피로 해석 연구[15]를 통해 신뢰도가 검증되었다.

4.2 피로 수명 검증

제한된 멀티스케일 피로 손상 모델의 예측 성능을 검증하기 위해 0° 및 45° 평직 CFRP 시편에 대한 피로 수명 해석을 수행하고, 그 결과를 Fig. 4와 Fig. 5와 같이 실험에서 얻은 S-N 선도와 비교하였다. 피로 시험은 ASTM D3479 기준에 따라 수행하였으며, 응력비 $R=0.1$ 과 하중 주파수 5 Hz의 조건에서 수행하였다.

0° 시편은 45° 시편에 비해 동일한 정규화 응력 수준에서 더 긴 피로 수명을 나타냈다. 이는 0° 시편의 경우 하중 방향과 경사 방향이 일치하여 섬유 방향 하중 지지가 우세하기 때문이다. 반면 45° 시편은 기지 및 섬유 다발 내부의 전

단 변형이 크게 발생하며, 이로 인해 기지 지배적 전단 손상이 피로 수명을 지배하였다. 예측된 S-N 선도는 전반적으로 실험 결과의 분포 범위 내에 위치하였으며, logN 기준 평균 상대오차는 0° 시편에서 9.3%, 45° 시편에서 2.9%로 나타났다. 또한, 0° 시편의 완만한 S-N 기울기와 45° 시편의 상대적으로 급격한 수명 감소 경향을 모두 모사하였다.

4.3 물성 저하 예측

Fig. 6과 Fig. 7과 같이 반복 하중에 따른 평직 CFRP 시편의 물성 저하 거동을 예측하였다. 본 연구에서는 피로 손상에 의한 거시적 강성 변화를 평가하기 위해 반복 사이클 동안의 끝단 변위 응답을 이용하였다. 각 사이클에서 최대 및 최소 하중 상태의 변위 차이를 계산하고, 초기 변위 범위에 대한 현재 변위 범위의 비를 이용하여 강성 저하율을 산정하였다.

0° 시편의 경우 초기 사이클 구간에서는 강성 저하가 비교적 작게 나타났다. 반복 사이클이 증가함에 따라 기지 균열 및 위사의 횡방향 손상이 먼저 발생하고, 이후 응력 재분포에 의해 경사의 섬유 방향 손상이 증가하면서 강성이 점진적으로 저하되었다. 최종적으로 경사의 섬유 방향 손

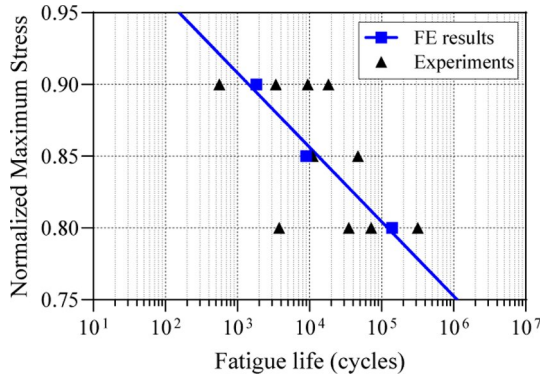


Fig. 4. Comparison of S-N curves of 0° specimens

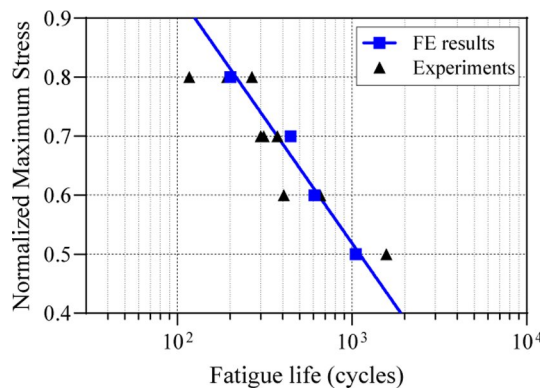


Fig. 5. Comparison of S-N curves of 45° specimens

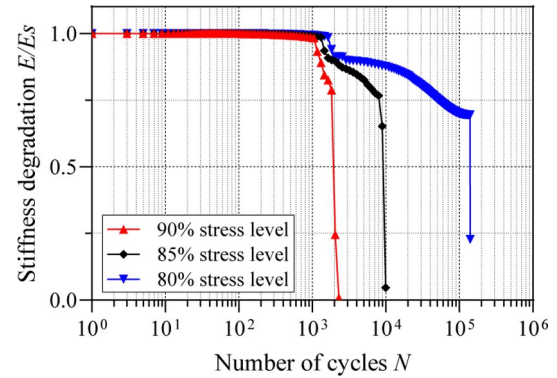


Fig. 6. Stiffness degradation under fatigue loading of 0° specimens

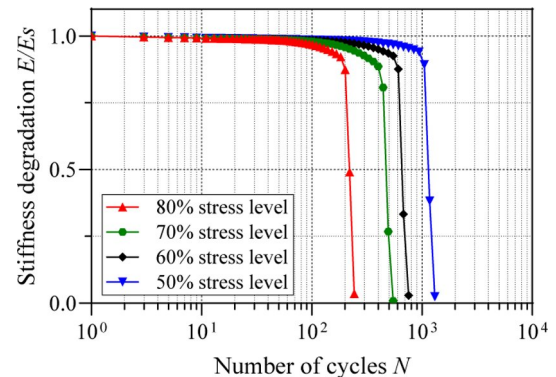


Fig. 7. Stiffness degradation under fatigue loading of 45° specimens

상이 급격히 증가하면서 전체 시편의 강성이 크게 감소하고 피로 파손에 도달하였다. 반면 45° 시편에서는 전단 변형이 지배적으로 발생하여 0° 시편보다 초기부터 강성 저하가 더 연속적으로 나타났으며, 반복 하중에 따른 기지 손상과 전단 손상이 전체 물성 저하를 주도하였다. 특히 45° 시편에서는 국부적인 전단 손상과 기지 균열이 누적되면서 하중 지지 능력이 빠르게 감소하였고, 최종 파손 직전에 급격한 강성 저하가 발생하였다.

5. 결 론

본 연구에서는 평직 CFRP 복합재의 점진적 피로 손상 및 수명 예측을 위한 멀티스케일 피로 손상 모델을 제안하였다. 제안된 모델은 XYZ 국소화-균질화 방법을 통해 거시 유한요소 해석과 subcell 수준의 손상 해석을 연계하였다. 이를 통해 거시 변형률을 경사, 위사 및 기지 subcell로 전달하고, 각 구성 성분에서 발생하는 피로 손상과 물성 저하를 다시 거시 응답에 반영할 수 있도록 하였다. 이는 Abaqus/Standard의 사용자 정의 UMAT 서브루틴으로 구현되었다. 섬유 다발의 피로 파손에는 3차원 Hashin 파손 기준, 기지 파손에는 von Mises 기준을 적용하였다. 또한 반복 하중에 따른 잔류 강성 및 잔류 강도 저하를 고려하여 피로 손상 누적에 따른 구성 성분의 물성 변화를 모사하였다. 모델 검증에 위해 0° 및 45° 평직 CFRP 시편에 대해 인장-인장 피로 하중에서의 S-N 선도를 실험 결과와 비교하고, 강성 저하를 예측하였다. 이를 통해 제안된 멀티스케일 피로 손상 모델이 직조 CFRP 복합재의 구성 성분 수준 손상과 거시적 피로 응답 사이의 연계를 효과적으로 모사할 수 있음을 확인하였다. 다만 본 연구에서는 섬유-기지 계면 박리를 명시적으로 고려하지 않았으며, 해당 손상 모드를 포함한 모델 확장은 추후 연구에서 진행할 예정이다.

후 기

이 논문은 2026년 정부(방위사업청)의 재원으로 국방기술평형연구소의 지원을 받아 수행된 연구임(CT230015).

REFERENCES

- Xu, Y., Ma, W., Wang, X., Ma, Z., Huang, Z., and Man, R., "A comprehensive review on mechanical properties and damage mechanisms of 3DWCs under various influencing factors," *Composite Structures*, Vol. 351, 2025, pp. 118523.
- Chowdhury, I.R., and Summerscales, J., "Woven fabrics for composite reinforcement: a review," *Journal of Composites Science*, Vol. 8, No. 7, 2024, pp. 280.
- Huang, T., Wang, Y., and Wang, G., "Review of the mechanical properties of a 3D woven composite and its applications," *Polymer-Plastics Technology and Engineering*, Vol. 57, No. 8, 2018, pp. 740-756.
- Ma, Z., Zhang, P., and Zhu, J., "Review on the fatigue properties of 3D woven fiber/epoxy composites: testing and modelling strategies," *Journal of Industrial Textiles*, Vol. 51, No. 5_suppl, 2022, pp. 7755S-7795S.
- Hashin, Z., and Rotem, A., "A fatigue failure criterion for fiber reinforced materials," *Journal of composite materials*, Vol. 7, No. 4, 1973, pp. 448-464.
- Li, C., Xian, G., and Li, H., "Tension-tension fatigue performance of a large-diameter pultruded carbon/glass hybrid rod," *International Journal of Fatigue*, Vol. 120, 2019, pp. 141-149.
- Wu, Z., Wang, X., Iwashita, K., Sasaki, T., and Hamaguchi, Y., "Tensile fatigue behaviour of FRP and hybrid FRP sheets," *Composites Part B: Engineering*, Vol. 41, No. 5, 2010, pp. 396-402.
- Ellyin, F., and El-Kadi, H., "A fatigue failure criterion for fiber reinforced composite laminae," *Composite Structures*, Vol. 15, No. 1, 1990, pp. 61-74.
- Natarajan, V., Gangarao, H.V., and Shekar, V., "Fatigue response of fabric-reinforced polymeric composites," *Journal of composite materials*, Vol. 39, No. 17, 2005, pp. 1541-1559.
- Whitworth, H., "Evaluation of the residual strength degradation in composite laminates under fatigue loading," *Composite Structures*, Vol. 48, No. 4, 2000, pp. 261-264.
- Philippidis, T., and Passipoularidis, V., "Residual strength after fatigue in composites: Theory vs. experiment," *International Journal of Fatigue*, Vol. 29, No. 12, 2007, pp. 2104-2116.
- Whitworth, H., "A stiffness degradation model for composite laminates under fatigue loading," *Composite Structures*, Vol. 40, No. 2, 1997, pp. 95-101.
- Ha, D., Kim, T., Kim, J.H., Joo, Y.S., and Yun, G., "Fatigue life prediction of CFRP laminates with stress concentration lamina level failure criteria," *Advanced Composite Materials*, Vol. 32, No. 6, 2023, pp. 792-812.
- Ha, D., Kim, J.H., Kim, T., Joo, Y.S., and Yun, G.J., "Multi-scale Progressive Fatigue Damage Model for Unidirectional Laminates with the Effect of Interfacial Debonding," *Composites Research*, Vol. 36, No. 1, 2023, pp. 16-24.
- Kim, T., Ha, D., and Yun, G.J., "Progressive Fatigue Damage Modeling and Life Prediction of Laminated Composites," *Composites Research*, Vol. 37, No. 5, 2024, pp. 409-415.
- Shah, S., Megat-Yusoff, P., Karuppanan, S., Choudhry, R., and Sajid, Z., "Multiscale damage modelling of 3D woven composites under static and impact loads," *Composites Part A: Applied Science and Manufacturing*, Vol. 151, 2021, pp. 106659.
- Sun, J., Wang, A., Cai, H., Han, X., Wei, Z., and Huang, Y., "Multiscale progressive damage model for plain woven composites," *International Journal of Mechanical Sciences*, Vol. 259, 2023, pp. 108604.
- Zhang, C., Wu, B., Dang, H., Zhang, Y., Xing, J., Zhao, Z., and Li, Y., "Theoretical-numerical integrated multi-scale model for fast prediction of progressive failure in textile composites," *Composites Science and Technology*, Vol. 271, 2025, pp. 111341.
- Li, J., Zhao, M., Gao, X., Wan, X., and Zhou, J., "Modeling the

- stiffness, strength, and progressive failure behavior of woven fabric-reinforced composites,” *Journal of composite materials*, Vol. 48, No. 6, 2014, pp. 735-747.
20. Hashin, Z., “Fatigue Failure Criteria for Unidirectional Fiber Composites,” Vol. 47, No. 2, 1980, pp. 329-334.
21. Raghava, R., Caddell, R.M., and Yeh, G.S., “The macroscopic yield behaviour of polymers,” *Journal of Materials Science*, Vol. 8, No. 2, 1973, pp. 225-232.
22. Shokrieh, M.M., and Lessard, L.B., “Progressive fatigue damage modeling of composite materials, Part I: Modeling,” *Journal of composite materials*, Vol. 34, No. 13, 2000, pp. 1056-1080.
23. Degrieck, J., and Van Paepegem, W., “Fatigue damage modeling of fibre-reinforced composite materials,” *Applied Mechanics Reviews*, Vol. 54, No. 4, 2001, pp. 279-300.