

적층형 복합재의 점진적 피로 손상 모델링과 피로 수명 예측

김태리* · 하동원* · 윤군진*[†]

Progressive Fatigue Damage Modeling and Life Prediction of Laminated Composites

Taeri Kim*, Dongwon Ha*, Gun Jin Yun*[†]

ABSTRACT: In this study, we present a progressive fatigue damage model for accurately predicting the fatigue life of laminated composites. The proposed model simulates intralaminar damage progression within composites based on the continuum mechanics and employs the LaRC05 failure criteria to predict the initiation of damage in both the fibers and matrix. A damage variable is introduced to capture the degradation of material properties under cyclic loading, which accumulates progressively with each fatigue cycle, enabling reliable fatigue life prediction. The model comprehensively accounts for key failure mechanisms, including fiber fracture, matrix cracking, fiber kinking, and fiber splitting and provides a detailed analysis of the damage evolution within the composite. The algorithm is implemented into the UMAT subroutine of ABAQUS. To validate the model, simulations were conducted using T700/2510 composite laminates, evaluating fatigue life with various stacking sequences and stress ratios. The simulation results were compared with experimental S-N curves, and showed a strong correlation, thereby confirming the accuracy and reliability of the proposed model.

초 록: 본 논문에서는 적층형 복합재료의 피로 수명 예측을 위한 점진적 피로 손상 모델을 제안한다. 이 모델은 연속체 역학을 기반으로 복합재의 층내 손상 진전을 모사하며, LaRC05 파손 기준을 적용하여 섬유와 기지 각각에 대한 손상 개시를 예측한다. 재료의 손상 변수를 도입하여 반복 하중에 따른 물성 저하를 모델링하였으며, 이는 피로 하중 사이클에 따라 점진적으로 축적되어 피로 수명을 예측할 수 있게 한다. 섬유 파손, 기지 균열, 섬유 비틀림 및 갈라짐 등 주요 파손 메커니즘을 고려하여 복합재 내부에 발생하는 손상 과정을 분석하였다. 제안된 알고리즘은 유한요소 프로그램 ABAQUS의 UMAT subroutine으로 구현되었다. 모델 검증 위해 T700/2510 복합재를 사용한 시뮬레이션을 수행하였으며, 다양한 적층 순서와 응력비를 가진 적층형 복합재 시편에 대해 피로 수명을 예측하였다. 시뮬레이션 결과를 복합재 시편의 S-N 곡선과 비교하여 실험 결과와의 높은 일치도를 확인하였으며, 제안된 모델을 성공적으로 검증하였다.

Key Words: 복합재료(Composite materials), 피로해석(Fatigue analysis), 피로수명(Fatigue life)

1. 서 론

일반적인 금속재료 대비 높은 무게 대비 강성 및 강도를 가지는 복합재료는 항공 및 방산 산업 분야를 비롯한 여러

분야에서 활용되고 있다. 복합재료는 금속재료와 달리 여러 가지 구성재료가 존재하기 때문에 비등방성 특징을 가지며 제작 방식, 적층 순서, 하중 조건 등에 따라 서로 다른 파손 메커니즘을 가진다. 예를 들어 일반적으로 많이 사용

Received 21 August 2024, received in revised form 3 September 2024, accepted 8 October 2024

*Depart. of Aerospace Engineering, Seoul National University, Seoul, Korea

[†]Corresponding author (E-mail: gunjin.yun@snu.ac.kr)

되는 복합재료 중 하나인 탄소 섬유 강화 플라스틱(CFRP, Carbon Fiber Reinforced Plastic)의 경우 섬유 파손, 기지 균열, 섬유-기지 간의 박리현상 등의 파손 메커니즘이 동시에 발생한다. 복합재료를 구조재료로서 항공기 등의 제품에 적용하기 위해서는 재료의 기계적 거동에 대한 특성을 이해하고 있어야 한다. 특히, 파손과 관련된 재료의 특성을 구조물의 안전성에 큰 영향을 미치므로 다양한 파손 메커니즘을 반영한 파손 기준을 정립할 필요가 있다. CFRP 복합재료에 대한 파손 기준에 대한 연구는 오랫동안 이루어져왔는데 초기에 제시된 파손기준으로는 Hashin 파손 기준[1]이 있다. Hashin 파손 기준에서는 섬유와 기지 각각에 대하여 파손 기준을 적용하였다. 섬유 방향의 응력과 섬유 방향 인장 및 압축 강도를 사용하여 섬유 방향 파손 여부를 계산하였고 나머지 응력 값들과 기지 방향의 인장 압축 강도, 그리고 전단 강도를 사용하여 기지 방향 파손 여부를 계산하였다. 새롭게 제시된 Tsai-Wu[2] 파손 기준에서는 전단 응력과 수직응력들 간의 상관관계를 고려한 항을 추가하여 파손 기준을 적용하였다. 그 이후로는 기지 방향 파손 기준을 발전시킨 Puck 파손 기준이 제안되었다. Puck[3] 파손 기준은 섬유 방향의 파손 기준은 Hashin 파손 기준과 유사하지만 기지 방향의 파손 기준의 경우 기지의 균열이 일어나는 파단면(fracture plane)을 찾는 과정이 수반된다. 기지 방향으로 작용하는 다섯가지 응력값과 강도값들을 사용하여 파손이 발생할 확률이 가장 높은 평면을 찾은 뒤 해당 평면에서 파손이 발생하는지를 판단한다. 최근에는 좀 더 다양한 파손 메커니즘을 파손 기준으로 반영하여 LaRC05[4] 파손기준이 제시되었다. LaRC05 파손기준에서는 기지 방향에 대해서는 Puck 파손 기준과 동일한 기준을 적용하였으나 섬유방향에 대해서는 인장 하중 하에서의 섬유 파단, 압축 하중 하에서의 섬유 갈라짐 및 비틀림의 파손 메커니즘을 고려하였다.

항공기와 같이 장시간의 반복되는 피로 하중에 노출이 되는 구조물은 정적 하중에 대한 재료 특성만이 아니라 피로 하중에 대한 재료의 특성 연구가 필요하다[5]. 복합재료의 피로 특성에 대한 연구는 오래전부터 이루어져왔는데 초기에는 주로 실험적인 방법들에 의존해왔다. 하지만 실험을 수행하기에는 많은 실험에 대한 데이터가 누적되고 유한요소해석 기법이 등장함에 따라 해석적, 수치적 방법들이 등장하였다. 일반적으로 현재까지의 피로 수명 예측 모델은 'fatigue life model', 'phenomenological model', 'progressive damage model'으로 분류된다. Fatigue life model은 금속재료와 유사하게 S-N 커브 및 Goodman diagram을 활용하여 피로 수명을 예측한다[5]. 복합재료의 미소구조를 피로 수명 예측에 활용하기 위해 Reifsnider and Gao, Mori-tanaka[6,7]에 의해 균질화 방법을 사용한 미소구조에서의 파손기준이 제시되었다. Fatigue life model은 복합재의 피로 파손을 판단하기 위해 처음으로 제안된 방법이지

만 파손 기준 정립을 위하여 많은 수의 실험을 필요로 하며 피로 하중에 대하여 피로 손상이 어떻게 진전되는지에 대해 설명이 어렵다는 단점이 있다.

피로 하중에 반복됨에 따라 재료의 피로 손상이 누적되는 것을 반영하기 위하여 phenomenological model이 제시되었다. 이 모델에서는 피로 하중 사이클이 증가됨에 따라 재료의 강성과 강도가 감소하는 것을 모델링하였다. 먼저, 강성 저하 모델에는 손상 변수 D 를 도입한다음 피로 사이클에 대한 기울기 dD/dN 을 정의하여 강성 및 강도 저하를 설명한다. Whitworth[8]는 재료의 잔류 강도가 피로 하중의 최대 하중과 같아질 때 발생한다고 정의한 강성 저하 모델을 제시하여 탄소섬유 복합재료에 이를 적용하였다. Yao와 Himmel[9]은 실제 재료가 피로 하중의 초반과 마지막 단계에서는 급격한 강도 저하를 보이지만 중반 단계에서는 완만한 강도 저하를 보이는 현상을 모델링에 반영하였다. Khan[10]은 강성 저하 모델을 직조 탄소섬유 복합재료에 대하여 적용하였다. 이 때 피로 파손은 최대 변형률이 정적 극한 변형률에 도달하는 시점을 정의하였다. 하지만 이 모델의 손상 변수 D 는 실제 복합재료의 피로 손상 메커니즘을 반영하지 못한다는 단점이 있어 특정 재료에 대해서만 사용이 가능하고 경험식 기반이라는 한계가 있다.

유한요소해석 기법의 등장과 함께 유한요소 해석 기반의 progressive damage model이 등장하였다. Shokrieh and Lessard[11,12]는 CFRP 복합재료에 대하여 progressive damage model을 적용하여 피로하중 사이클 수와 응력에 대한 함수로 잔류 강성을 모델링하여 유한요소해석에 적용하였다. Progressive damage model에서는 먼저 유한요소해석을 통해 구조물에 작용하는 응력을 계산하고, 파손기준을 적용하여 파손여부를 판단한 이후 이에 따라 재료에 대한 강도 및 강성 저하 모델을 적용한다. 해당 모델은 AS4/3501-6의 피로 수명을 예측하는 데에 사용되었다. Papanikos[13]의 강성 및 강도 저하 모델은 각각 선형과 2차식으로 모델링하였다. 파손 기준으로는 Ye delamination criterion[14]과 Hashin criterion을 적용하여 시편의 피로 해석을 수행하였다. Kennedy[15]은 피로 해석의 파손 기준으로 Puck 파손 기준을 사용하여 유리섬유강화 복합재료(GFRP, Glass Fiber Reinforced Plastic)의 피로 수명을 예측하였다.

본 연구에서는 적층형 복합재료의 피로 수명을 정확하게 예측하기 위한 점진적 피로 손상 모델을 제안한다. 특히, LaRC05 파손 기준을 적용하여 섬유 파손, 기지 균열, 섬유 비틀림 및 갈라짐과 같은 복합재료의 다양한 파손 메커니즘을 포괄적으로 고려하였다. 또한, T700/2510과 같은 항공용 복합재료를 대상으로 시뮬레이션을 수행하여 실제 재료의 복잡한 파손 메커니즘을 고려한 피로 수명 예측을 수행하였다. 본 논문의 2장에서는 피로 손상 모델의 방법론에 대해 정리하였다. 이후 3장에서는 제안된 모델로 ABAQUS UMAT으로 구현하여 유한요소해석을 수행하고, 이를 여러

응력 조건에 대해서 검증한 것을 서술하였다.

2. 피로 수명 예측 모델

2.1 피로 모델 알고리즘

본 연구에서 제안된 피로 손상 모델은 연속체 역학을 기반으로 하여 복합재 층내 손상 진전을 모사한다. 본 모델은 복합재의 주요 파손 메커니즘인 섬유 파손과 기지 균열을 고려하여 설계된 점진적 피로 손상 모델이다. 구성재료의 파손을 분석하기 위해 LaRC05 파손 기준이 적용되었으며, 이 기준은 섬유 방향 및 기지 방향의 응력 성분들을 분리하여 분석함으로써 손상 개시를 판단할 수 있다. 파손 발생 이후, 섬유와 기지 각각에 대한 손상은 손상 변수(damage index)를 도입하여 정의할 수 있다. LaRC05 파손 기준을 적용하여 재료의 파손이 예측되면, 손상 변수는 점진적으로 축적되며, 그 크기에 따라 재료의 강도와 강성이 점차적으로 감소한다. 또한, 피로 하중에 따른 손상 진전을 반영하기 위해 피로 하중 사이클에 따른 손상 변수의 변화율, 즉 dD/dN 을 정의하였다. 이 정의를 통해 피로 하중 사이클이 증가함에 따라 재료의 강도와 강성이 감소하며, 최종적으로 구조물의 파손에 이르게 된다. 피로 모델의 알고리즘은 Fig. 1에 도식화했다.

2.2 구성 방정식

적층형 복합재는 선형 탄성(linear elastic) 및 횡등방성(transversely isotropic) 재료이다. 구성 방정식은 식 다음과 같이 주어진다.

$$\begin{aligned} C_{11} &= E_{11}(1 - \nu_{23}^2)\Delta \\ C_{12} &= E_{11}(\nu_{21} - \nu_{21}\nu_{23})\Delta \\ C_{13} &= C_{12} \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} C_{22} &= E_{22}(1 - \nu_{12}\nu_{21})\Delta \\ C_{23} &= E_{22}(\nu_{23} + \nu_{12}\nu_{21})\Delta \\ C_{33} &= C_{22} \\ C_{44} &= 2G_{12} \\ C_{55} &= C_{44} \\ C_{66} &= \frac{E_{22}}{1 + \nu_{23}} \\ \nu_{12} &= \frac{E_{22}}{E_{11}}\nu_{12} \\ \Delta &= \frac{1}{1 - 2\nu_{12}\nu_{21} - \nu_{23}^2 - 2\nu_{12}\nu_{21}\nu_{23}} \end{aligned} \tag{1}$$

$$\begin{Bmatrix} \sigma_{11} \\ \sigma_{22} \\ \sigma_{33} \\ \sigma_{12} \\ \sigma_{13} \\ \sigma_{23} \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} C_{11} & C_{12} & C_{13} & 0 & 0 & 0 \\ & C_{22} & C_{23} & 0 & 0 & 0 \\ & & C_{33} & 0 & 0 & 0 \\ & & & C_{44} & 0 & 0 \\ & & & & C_{55} & 0 \\ \text{sym.} & & & & & C_{66} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \epsilon_{11} \\ \epsilon_{22} \\ \epsilon_{33} \\ \epsilon_{12} \\ \epsilon_{13} \\ \epsilon_{23} \end{Bmatrix} \tag{2}$$

여기서 E_{11} , E_{22} 는 종방향 및 횡방향의 영률이며, G_{12} 는 전단 계수이다. ν_{12} , ν_{23} 은 각각 1-2 평면과 2-3 평면의 푸아송 비다. 피로 수명 시뮬레이션 동안 피로 사이클 수에 따라 영률과 전단 계수는 감소하게 된다.

2.3 파손 기준

적층형 복합재는 주로 섬유 파손과 기지 균열의 피로 파손 메커니즘을 가지고 있으며, 응력 성분에 따라 해당 구성재료의 파손 개시를 예측할 수 있다. 본 연구에서는 LaRC05 파손 기준[4]이 채택되었다. WWFE-II(Second World-Wide Failure Exercise)[16]에서 권장된 LaRC05 파손 이론은 미세 구조 수준에서의 물리적 현상을 고려하여 높은 신뢰도로 복합재의 파손을 평가할 수 있다. 이 기준은 섬유 인장, 섬유 비틀림 및 갈라짐, 기지 균열의 네 가지 파손 메커니즘으로 구성된다.

섬유 인장 파손에 대한 파손 지수(failure index)는 식 (3)에 따라 정의되며, 파손 지수가 1 이상일 때 파손이 발생한다고 본다. 즉, 종방향 응력(σ_{11})이 종방향 인장 강도(X_T)를 초과할 때 섬유 인장 파손이 발생한다.

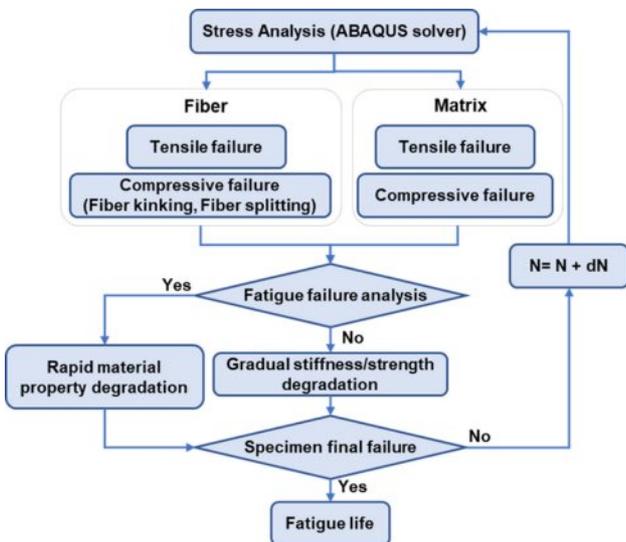


Fig. 1. Overall flowchart of progressive fatigue damage model

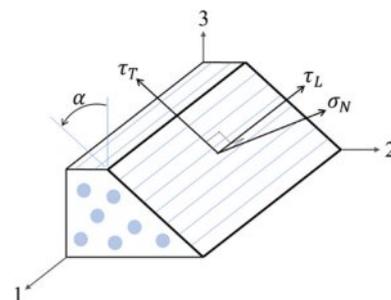


Fig. 2. Components of the traction force on the matrix fracture plane

$$\text{Fiber tension } (\sigma_{11} \geq 0): \quad (3)$$

$$FI_T = \frac{\sigma_{11}}{X_T} \text{ for } \sigma_{11} \geq 0$$

섬유 방향으로 압축력이 가해질 경우, 섬유의 비틀림(kinking) 및 갈라짐(splitting)이 발생할 수 있으며, 이에 대한 파손 지수는 식 (4), (5)에 제시되어 있다.

$$\text{Fiber kinking } (\sigma_{11} \leq -\frac{X_C}{2}): \quad (4)$$

$$FI_{KINK} = \left(\frac{\tau_{23}^m}{S_T - \eta_T \sigma_2^m}\right)^2 + \left(\frac{\tau_{12}^m}{S_L - \eta_L \sigma_2^m}\right)^2 + \left(\frac{(\sigma_2^m)_+}{Y_T}\right)^2$$

$$\text{Fiber splitting } \left(-\frac{X_C}{2} \leq \sigma_{11} \leq 0\right): \quad (5)$$

$$FI_{SPLIT} = \left(\frac{\tau_{23}^m}{S_T - \eta_T \sigma_2^m}\right)^2 + \left(\frac{\tau_{12}^m}{S_L - \eta_L \sigma_2^m}\right)^2 + \left(\frac{(\sigma_2^m)_+}{Y_T}\right)^2$$

여기서 X_C 는 종방향 압축 강도, τ_{ij}^m 은 편심 각도(misalignment angle)인 ϕ 만큼 회전된 ij 평면에서의 전단 응력이다. S_T 는 횡방향 전단 강도(transverse shear strength)이며, η_T 는 횡방향 전단 강도에 대한 기울기 계수이다. S_L 과 η_L 는 종방향에서의 물성 값이다. Y_T 는 횡방향 인장 강도(in-plane transverse tensile strength)이며, σ_2^m 는 ϕ 만큼 회전된 좌표계에서의 2 방향 응력이다. 끝으로, McCauley 괄호< >₊는 식 (6)과 같이 정의된다.

$$\langle x \rangle_+ = \max\{0, x\} \quad (6)$$

기지 균열에 대한 파손 지수는 식 (7)로 표현된다.

$$FI_M = \left(\frac{\tau_T}{S_T - \eta_T \sigma_N}\right)^2 + \left(\frac{\tau_L}{S_L - \eta_L \sigma_N}\right)^2 + \left(\frac{(\sigma_N)_+}{Y_T}\right)^2 \quad (7)$$

τ_T , τ_L , σ_N 은 파단면의 트렉션(traction) 성분이며, Fig. 2에 나타내었다. 파단면의 각도를 나타내는 α 는 FI_M 를 최대화하는 각도로, $0^\circ \leq \alpha \leq 180^\circ$ 의 범위 내에서 수치적으로 구해진다.

위 파손식에 사용된 S_T , η_T , η_L 의 물성 값은 실험적으로 구하기 어려우므로 아래의 식이 적용되었다[17]. 여기서 단축 압축 하에서의 파단 각도 α_0 는 53° 로 설정하였다.

$$\begin{aligned} S_T &= Y_C \cos \alpha_0 \left(\sin \alpha_0 + \frac{\cos \alpha_0}{\tan 2\alpha_0} \right) \\ \eta_T &= -\frac{1}{\tan 2\alpha_0} \\ \eta_L &= -\frac{S_L \cos 2\alpha_0}{Y_C \cos^2 \alpha_0} \end{aligned} \quad (8)$$

2.4 물성 저하 모델

반복 하중에 따른 강도 저하를 모사하기 위해 선형, 다항식, 지수 모델 등이 제안되었다. 본 연구에서는 계산의 편리성을 위해 선형 저하 모델(linear strength degradation model)을 채택하였다. 이는 식 (9)와 같이 나타낼 수 있다.

$$X_{T,R} = X_T - \sum_{i=1}^m (X_T - \sigma_{11,max}^i) \frac{\Delta n_i}{N_f(\sigma_{11,max}^i)} \quad (9)$$

여기서, $X_{T,R}$ 은 잔류 종방향 인장 강도(residual longitudinal tensile strength), X_T 는 정적 종방향 인장 강도(static longitudinal tensile strength)를 나타낸다. $\sigma_{11,max}^i$ 은 종방향에서 적용된 최대 응력이며, Δn_i 는 사이클 수, N_f 는 i 번째 하중 조건에서 파손까지의 사이클 수를 의미한다. 해당 식은 종방향 압축 강도(X_C), 횡방향 인장 강도(Y_T), 횡방향 압축 강도(Y_C), 및 전단 강도(S_L)와 같은 다른 강도 성분에도 동일하게 적용된다.

파손 기준에 따라 손상 개시가 예측되지 않을 경우, 사이클 수에 따라 재료의 강성이 점진적으로 저하되도록 설정하였다. 재료의 강성 저하는 반복 하중 하에서 축적되는 피로 손상 변수 D 로 표현된다. S자형 손상 진전을 적용하기 위해 Mao and Mahadevan[18]의 식이 채택되었으며, 이는 식 (10)와 같다.

$$D = q \left(\frac{n}{N_f}\right)^{m_1} + (1-q) \left(\frac{n}{N_f}\right)^{m_2} \quad (10)$$

n 은 현재 사이클 수, q , m_1 , m_2 는 손상 파라미터다. 피로 손상 변수는 0에서 시작하여 파손 발생 시 1에 도달한다. 피로 사이클에 따른 손상 변수는 잔류 강도를 계산하는 데 사용되는데 잔류 강도는 식 (11)과 같이 적용된다.

$$E_{11,R} = (1-D)E_{11} \quad (11)$$

파손 기준에 따라 파손 개시가 예측될 경우, 섬유와 기지 방향에 관련된 강도와 강성이 기존 물성의 1%로 감소하도록 설정하였다. 섬유의 인장 파손 및 비틀림이 발생하였을 경우, 아래와 같이 저하된다.

$$\begin{aligned} E_{11,R} &= 0.01 \times E_{11} & E_{22,R} &= 0.01 \times E_{22} \\ G_{12,R} &= 0.01 \times G_{12} & S_{L,R} &= 0.01 \times S_L \\ X_{T,R} &= 0.01 \times X_T & X_{C,R} &= 0.01 \times X_C \\ Y_{T,R} &= 0.01 \times Y_T & Y_{C,R} &= 0.01 \times Y_C \end{aligned} \quad (12)$$

여기서, 아래 첨자 R 은 잔류 물성을 나타내며, T 와 C 는 각각 인장 및 압축 강도를 의미한다. 섬유의 갈라짐이 예측되면 물성은 아래와 같이 저하된다.

$$\begin{aligned} G_{12,R} &= 0.01 \times G_{12} \\ S_{L,R} &= 0.01 \times S_L & S_{T,R} &= 0.01 \times S_T \end{aligned} \quad (13)$$

기지의 인장 및 압축 손상이 발생하면 기지 방향의 물성은 다음과 같이 저하된다.

$$\begin{aligned} E_{22,R} &= 0.01 \times E_{22} \\ Y_{T,R} &= 0.01 \times Y_T & Y_{C,R} &= 0.01 \times Y_C \end{aligned} \quad (14)$$

3. 피로 수명 예측 시뮬레이션

3.1 해석 조건 및 재료 물성

피로 해석 알고리즘은 ABAQUS의 사용자 재료 서브루틴인 UMAT으로 구현되었으며, $[0]_8$, $[90]_{24}$, $[0/90]_{6s}$ 시편에 대해 해석을 수행하였다. 복합재 시편의 유한요소모델은 C3D8 요소로 구성되었으며, 각 플라이의 두께 방향으로는 단일 요소가 사용되었다. 0도 시편은 7128개, 90도 시편은 74784개, cross-ply 시편은 188976개의 요소가 사용되었다. 시편 형상과 경계 조건은 Fig. 3에 정리하였다. 시편의 한 쪽 면은 탭으로 고정시키고 한 쪽 면은 하중 점에 운동 결합(kinematic coupling) 조건을 설정한 후 이 점을 통해 반복 하중을 가한다.

해석 시, 시편 끝단에서의 변위는 Fig. 4과 같이 저장된다. 첫 사이클에서 정적 해석이 수행된 후 반복 하중이 가해지면서 변위는 일정한 폭으로 증가 및 감소하게 된다. 피로 사이클이 증가할수록 정의한 물성 저하 모델에 의하여 물성이 저하되며, 최종적으로 시편의 파단이 발생하면서 변위가 급격히 증가하는 것을 확인할 수 있다. 변위의 급격한 변화가 발생하는 시점을 피로 파손 시점으로 정의하여 이를 통해 재료의 피로 수명을 계산할 수 있다.

모델 검증을 위한 재료로는 항공용 복합재료인 T700/2510

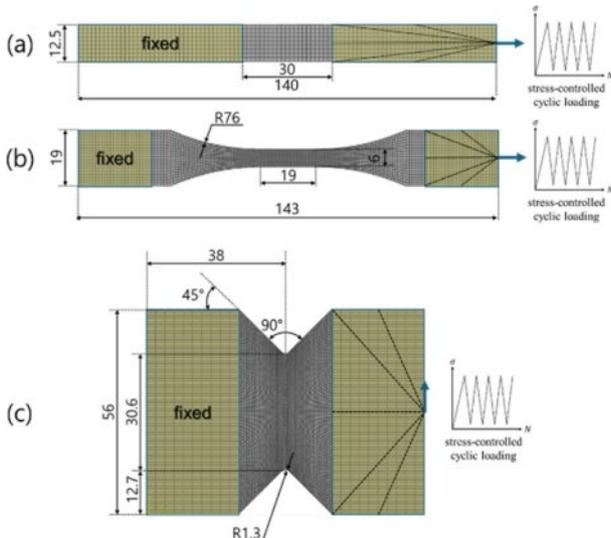


Fig. 3. FE models of specimens: (a) $[0]_8$, (b) $[90]_{24}$, (c) $[0/90]_{6s}$

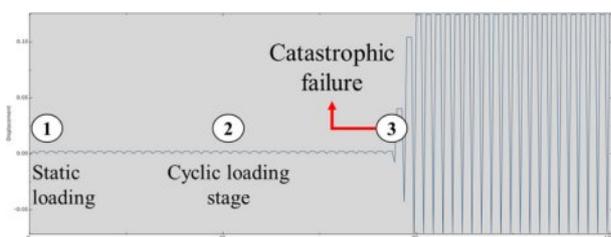


Fig. 4. Displacement at the loading point during fatigue cycles

Table 1. Mechanical properties of T700/2510

E_{11} (GPa)	E_{22} (GPa)	G_{12} (GPa)	ν_{12}	ν_{23}
127.7	8.87	4.4	0.357	0.357
X_T (MPa)	X_C (MPa)	Y_T (MPa)	Y_C (MPa)	S_L (MPa)
2204	1558	69.2	189.8	162

을 선정하였으며, 재료 물성은 선행 연구를 통해 확보하였다. 물성 정보는 Table 1에 정리되어 있다.

3.2 적층형 복합재에 대한 검증

유한요소해석 기반의 점진적 피로 손상 모델은 다양한 적층 순서를 가진 적층형 복합재료에 적용할 수 있다. 단방향 시편의 경우 0.1, -1, 10의 응력비를, cross-ply 시편에는 0.1, -1의 응력비를 가지는 하중에 대해 시뮬레이션을 진행하였다. Fig. 5는 $[0]_8$ 시편이 피로 수명에 도달했을 때의 손상 변수 분포를 보여준다. 섬유 손상이 주요 파단 요인으로, 손상 변수가 0.99인 빨간 색 영역이 파손이 발생한 영역으로 볼 수 있다. Fig. 6는 $[90]_{24}$ 시편의 응력 분포와 기지 손상 변수를 보여준다. 해당 시편에서는 기지 균열이 주요 파단 요인으로 나타나며, 손상 변수 분포를 통해 기지 균열 영역을

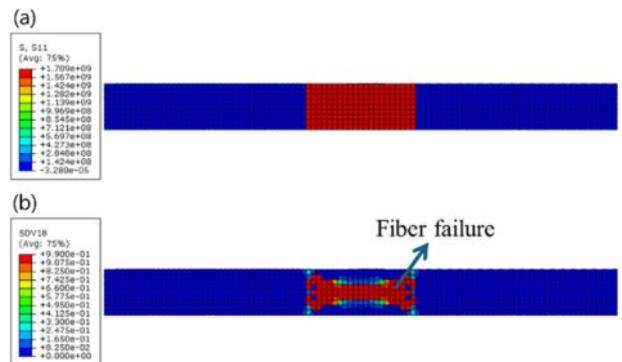


Fig. 5. FE results of the $[0]_8$ specimen: (a) stress distribution, (b) fatigue damage of the fiber

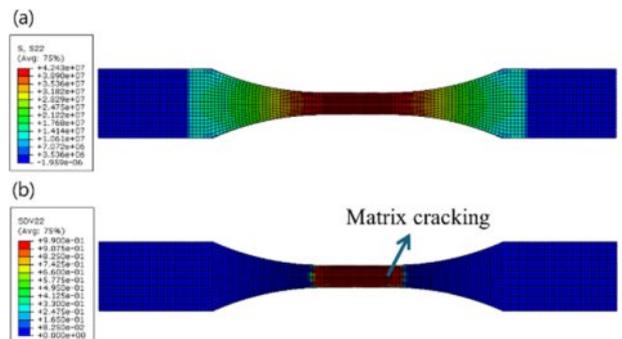


Fig. 6. FE results of the $[90]_{24}$ specimen: (a) stress distribution, (b) fatigue damage of the matrix

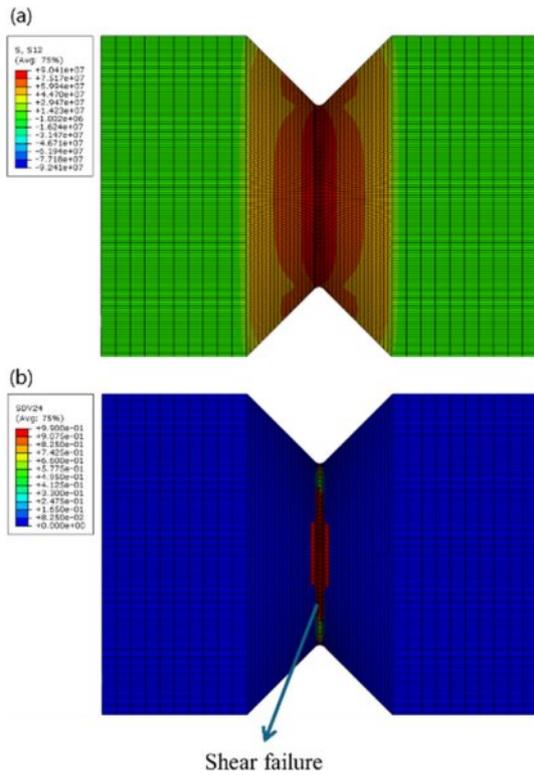


Fig. 7. FE results of the [0/90]_{6s} specimen: (a) stress distribution, (b) shear fatigue damage

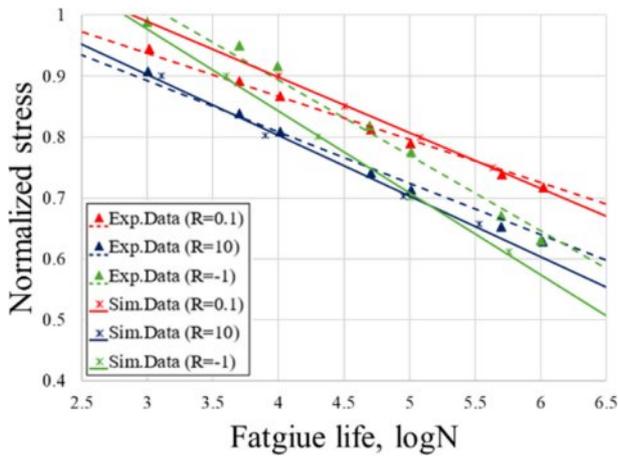


Fig. 8. S-N curve comparison for [0]₈ specimen

확인할 수 있다. Fig. 7은 [0/90]_{6s} 시편의 전단 시뮬레이션을 통해 확인한 응력 분포 및 전단 손상을 보여준다. 시편 중앙부에 응력 집중이 발생하여 전단 강도가 저하되면서 수직 방향으로 손상이 발생한 것을 볼 수 있다.

시뮬레이션을 통해 예측된 세 종류의 적층형 복합재에 대한 해석 결과와 선행 연구를 통해 획득한 피로 시험 결과를 Fig. 8-10과 같이 S-N 선도를 통해 비교하였다. 먼저 0도 시편의 경우 세가지의 응력비에 대한 S-N 커브가 모두 실험과 유사하게 나타나는 것을 확인할 수 있다. 90도 시편의

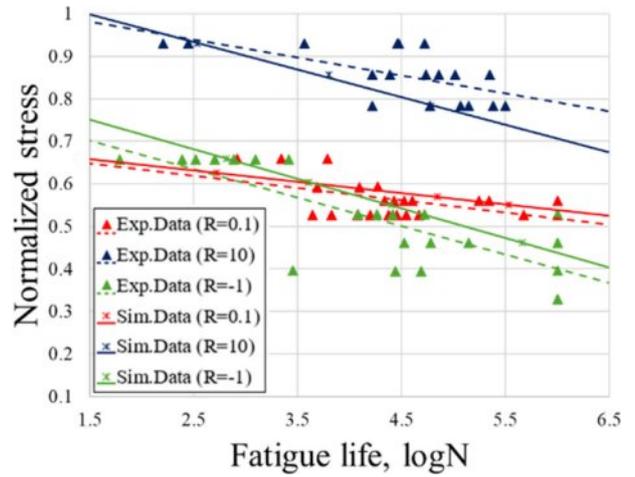


Fig. 9. S-N curve comparison for [90]₂₄ specimen

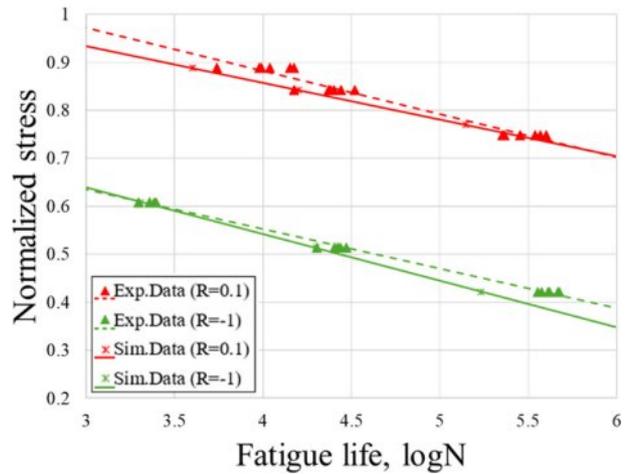


Fig. 10. S-N curve comparison for [0/90]_{6s} specimen

경우에는 실험 결과의 추세선과의 약간의 차이가 발생하지만 모든 응력비에 대하여 실험 결과의 최대 최소 범위 안의 예측결과를 가진다. 마지막으로 cross-ply 시편에 대하여 실험과 매우 유사한 예측 결과를 가지는데 이를 통해 개발된 모델이 각 섬유, 기지 방향 그리고 전단방향의 하중이 피로수명에 미치는 영향을 반영하여 복합재 시편의 피로수명을 예측할 수 있음을 확인할 수 있다.

4. 결 론

본 연구에서는 적층형 복합재료의 피로 수명 예측을 위한 점진적 피로 손상 모델을 제안하였다. 이 모델은 연속체 역학 기반의 복합재 층내 손상 진전을 모사하며, LaRC05 파손 기준을 적용하여 섬유와 기지 각각에 대한 손상 개시를 정밀하게 예측하였다. 재료의 손상 변수를 도입하여 반복 하중에 따른 물성 저하를 모델링하였으며, 이를 통해 피로 하중 사이클에 따라 점진적으로 축적되는 손상을 고려한

피로 수명을 예측하였다. 제안된 모델의 타당성을 검증하기 위해 T700/2510 복합재 시편에 대해 시뮬레이션을 수행하였다. 이를 실험적으로 얻은 S-N 곡선과 비교한 결과, 높은 일치도를 보였으며, 제안된 모델이 복합재의 피로 수명을 정확하게 예측할 수 있음을 확인하였다. 이러한 결과는 복합재료 구조물의 피로 해석과 관련된 연구에 기여할 수 있으며, 향후 고성능 구조물의 설계 및 안전성 평가에 중요한 역할을 할 수 있을 것으로 기대된다.

후 기

이 연구는 2022년도 대한민국 정부(과학기술정보통신부)의 재원으로 한국연구재단의 지원을 받아 수행된 국제협력사업의 연구 결과입니다(No.2022K1A4A7A04096329).

REFERENCES

1. Hashin, Z., "Failure Criteria for Unidirectional Fiber Composites," *Journal of Applied Mechanics*, Vol. 47, No. 2, 1980, pp. 329-334.
2. Tsai, S. W., and Wu, E. M., "A General Theory of Strength for Anisotropic Materials," *Journal of Composite Materials*, Vol. 5, No. 1, 1971, pp. 58-80.
3. Puck, A., and Schürmann, H., "Failure Analysis of FRP Laminates by Means of Physically Based Phenomenological Models," *Failure Criteria in Fibre-Reinforced-Polymer Composites*, 2004, pp. 832-876.
4. Pinho, S. T., Darvizeh, R., Robinson, P., Schuecker, C., and Camanho, P. P., "Material and Structural Response of Polymer-Matrix Fibre-Reinforced Composites," *Journal of Composite Materials*, Vol. 46, No. 19-20, 2012, pp. 2313-2341.
5. 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.
6. 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.
7. Reifsnider, K., and Gao, Z., "A Micromechanics Model for Composites Under Fatigue Loading," *International Journal of Fatigue*, Vol. 13, No. 2, 1991, pp. 149-156.
8. Mori, T., and Tanaka, K., "Average Stress in Matrix and Average Elastic Energy of Materials with Misfitting Inclusions," *Acta Metallurgica*, Vol. 21, No. 5, 1973, pp. 571-574.
9. Jen, M.-H., and Lee, C.-H., "Strength and Life in Thermoplastic Composite Laminates Under Static and Fatigue Loads. Part I: Experimental," *International Journal of Fatigue*, Vol. 20, No. 9, 1998, pp. 605-615.
10. Whitworth, H., "A Stiffness Degradation Model for Composite Laminates Under Fatigue Loading," *Composite Structures*, Vol. 40, No. 2, 1997, pp. 95-101.
11. Yao, W., and Himmel, N., "A New Cumulative Fatigue Damage Model for Fibre-Reinforced Plastics," *Composites Science and Technology*, Vol. 60, No. 1, 2000, pp. 59-64.
12. Khan, Z., Yousaf, S., and Soutis, C., "Fatigue Life Predictions in Woven Carbon Fabric/Polyester Composites Based on Modulus Degradation," *Journal of Reinforced Plastics and Composites*, Vol. 20, No. 5, 2001, pp. 377-398.
13. 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.
14. Shokrieh, M.M., and Lessard, L.B., "Progressive Fatigue Damage Modeling of Composite Materials, Part II: Material Characterization and Model Verification," *Journal of Composite Materials*, Vol. 34, No. 13, 2000, pp. 1081-1116.
15. Papanikos, P., Tserpes, K., and Pantelakis, S., "Modelling of Fatigue Damage Progression and Life of CFRP Laminates," *Fatigue & Fracture of Engineering Materials & Structures*, Vol. 26, No. 1, 2003, pp. 37-47.
16. Ye, L., "Role of Matrix Resin in Delamination Onset and Growth in Composite Laminates," *Composites Science and Technology*, Vol. 33, No. 4, 1988, pp. 257-277.
17. Kaddour, A.-S., and Hinton, M. J., "Maturity of 3D Failure Criteria for Fibre-Reinforced Composites: Comparison Between Theories and Experiments: Part B of WWFE-II," *Journal of Composite Materials*, Vol. 47, No. 6-7, 2013, pp. 925-966.
18. Davila, C., Jaunky, N., and Goswami, S., "Failure Criteria for FRP Laminates in Plane Stress," *44th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference*, 2003.
19. Mao, H., and Mahadevan, S., "Fatigue Damage Modelling of Composite Materials," *Composite Structures*, Vol. 58, No. 4, 2002, pp. 405-410.