

論文

미시역학적 파손이론을 이용한 복합재 적층판의 피로수명 예측

진교국^{*+}, 하성규^{*}, 김재혁^{**}, 한훈희^{**}

Prediction of Fatigue Life of Composite Laminates using Micromechanics of Failure

Kyo-Kook Jin^{*+}, Sung-Kyu Ha^{*}, Jae-Hyuk Kim^{**}, and Hoon-Hee Han^{**}

ABSTRACT

Many tests are required to predict the fatigue life of composite laminates made of various materials and having different layup sequences. Aiming at reducing the number of tests, a methodology was presented in this paper to predict fatigue life of composite laminates based on fatigue life prediction of constituents, i.e. the fiber, matrix and interface, using micromechanics of failure. For matrix, the equivalent stress model which is generally used for isotropic materials was employed to take care of multi-axial fatigue loading. For fiber, a maximum stress model considering only stress along fiber direction was used. The critical plane model was introduced for the interface of the fiber and matrix, but fatigue life prediction was ignored for the interface since the interface fatigue strength was presumed high enough. The modified Goodman equation was utilized to take into account the mean stress effect. To check the validity of the theory, the fatigue life of three different GFRP laminates, UDT[90°2], BX[±45°]S and TX[0°2/±45°]S was examined experimentally. The comparison between predictions and test measurements showed good agreement.

초 록

복합재 적층판의 피로수명을 평가하는 것은 여러 가지 재료와 섬유적층각에 따라 수많은 인증시험이 요구된다. 본 논문에서는 미시역학적 파손이론을 이용하여 복합재의 구성재료인 섬유, 기지 및 섬유/기지 경계면의 피로수명 예측을 통해 복합재 적층판의 피로수명 평가를 할 수 있는 방법을 제시하였다. 기지는 다축응력상태를 고려할 수 있는 일반적인 등방성 재료의 등가응력파손식을 이용하였고, 섬유는 이방성 재료이지만 섬유방향의 응력이 주요하므로 섬유방향의 응력만 고려한 최대응력 파손식을 사용하였다. 섬유/기지 경계면에서는 임계단면파손식을 사용하였고, 경계면의 피로강도가 크다고 가정하여 경계면에 서의 피로파손은 무시하였다. 인장과 압축강도가 다른 재료의 평균응력효과를 고려할 수 있도록 수정된 Goodman 식을 이용 하였다. 순수 기지의 피로실험 데이터를 기반으로 미시역학적 파손이론을 이용하여 단일 플라이와 복합재 적층판인 UDT [90°2], BX[±45°]S와 TX[0°2/±45°]S의 피로수명을 예측해 보았고, 실험 데이터와 잘 일치함을 확인하였다.

Key Words : 복합재 적층판(composite laminates), 미시역학적 파손이론(micromechanics of failure), 피로수명예측(fatigue life prediction), 다축응력(multi-axial stress), 평균응력효과(mean stress effect)

1. 서 론

복합재료의 쓰임이 날로 증가하고 있는 항공기나 풍력발 전기의 날개 등의 구조물 파손은 피로하중에 의하여 유발되

접수: 2010년 7월 28일, 수정: 2011년 2월 7일, 게재승인: 2011년 2월 8일

*+ 한양대학교 기계공학과 복합재료전공, 교신저자(E-mail: gogugi2@hanyang.ac.kr)

* 한양대학교 기계공학과 복합재료전공

** 한양대학교 기계공학과 복합재료전공 대학원

는 경우가 많아 구조물의 안전성과 신뢰도 확보를 위해서는 초기 설계 단계에서 피로하중에 대한 고려가 필수적이며, 각 구조물의 피로수명 평가가 요구된다. 복합재료의 경우 등방성 재료와는 달리 복잡한 파손형태로 인하여 파괴역학적인 방법을 이용한 피로수명 평가가 어렵다. 그러므로 일반적으로 복합재료 구조물은 현상학적인 방법으로 피로수명을 평가한다. 하지만 복합재 구조 부재인 경우 비슷한 재료라 하더라도 섬유체적비, 적층순서, 적층각도 및 피로하중상태 등에 따라 구조물의 기계적 특성이 달라지므로 현상론적인 방법을 이용한 피로수명 평가에는 수많은 인증시험이 요구된다.

복합재 구조물의 피로수명평가 방법은 크게 에너지기반 모델(energy-based model), 강성기반 모델(stiffness-based model) 그리고 강도기반 모델(strength-based model)로 나뉜다. 에너지기반 모델은 섬유각도와 피로하중조건에 따른 변형을 에너지에 기초한 피로 파손식을 이용한다. 하지만, 피로하중을 받는 적층판의 변형을 에너지 계산이 어렵기 때문에 오직 플라이의 피로수명평가에만 유효하다[1-4]. 강성기반 모델은 피로손상을 탄성계수의 함수로 정의하고, 피로손상의 변화율을 피로주기와 손상함수로 가정하여 피로 수명식을 유도한다. 그러나 손상함수로 가정된 매개변수가 피로하중 하의 응력수위와 진동수의 함수이므로 매개변수를 결정하기가 어렵고, 가정된 매개변수를 이용하여 잔류강도를 예측하기가 곤란하다[5-6]. 반면에 강도저하 모델은 특정한 피로하중 하에서의 잔여강도와 작용 응력에 대한 값을 이용하여 작용응력이 잔여강도보다 크거나 같을 때 파손이 일어난다는 일반적인 파손조건을 이용하므로 실제 설계에 적용하기가 용이하다. 그러나 피로하중의 수위, 진동수 그리고 복합재 적층각 등에 따라 달라지는 강도 저하 파라미터들을 구하기 위해서는 많은 실험이 요구된다[7-13]. 또한, 이 세가지 피로수명평가 방법들 대부분은 실험 결과를 추정하기 위하여 경험적으로 근사시킨 현상학적인 이론으로 이의 절대적인 타당성을 증명할 수는 없다. 따라서, 복합재의 구성재료인 섬유나 기지의 피로 특성에 근거한 피로수명평가 방법이 요구된다.

Akshantala[14] 등은 CFRP 적층판의 피로수명평가를 위해 미시역학적 접근법을 이용하여 균열밀도(crack density)와 층간 분리(delamination)를 정의하는 점진적 손상모델(progressive damage model)을 제시하였지만, 다양한 복합재료와 적층각도에 따른 모든 균열밀도 실험 데이터가 요구되는 것이 단점이다. Petermann[13] 등은 미시역학적 접근법을 이용하여 에너지 개념이 추가된 임계단면모델(critical plane model)을 제시하였지만 모든 하중비(stress ratio)를 고려하지 못하는 단점이 있다. Huang[16] 은 미시역학적 모델링을 이용한 일방향 복합재의 피로수명을 평가하였지만, 단순히 정적 강도를 이용하였기 때문에 다양한 피로하중에서의 정확도가 떨어진다.

본 연구에서는 미시역학적 파손이론을 이용하여 복합재를 구성하는 기지의 최소의 피로실험 데이터를 통해 기지 손상이 복합재 적층판의 피로 수명에 결정적 역할을 하는 피로수명

예측 모델을 제시하고자 한다. 또한 다양한 적층각도를 가진 복합재 적층판의 피로실험을 수행하여 미시역학적 파손이론을 이용한 복합재 적층판의 피로수명 모델을 검증하고자 한다.

2. 이론 전개

2.1 미시역학적 접근법의 기본 개념

Fig. 1에서 보듯이 미시역학적 접근법(micromechanics approach)을 이용한 복합재 구조물의 피로수명 평가는 크게 거시적 응력 해석과 미시적 피로수명 평가로 나뉜다. 우선, 거시적 응력해석 단계에서는 복합재 구조물이 피로하중과 온도하중을 받을 때 복합재 적층판에 존재하는 응력을 유한요소법을 이용하여 계산하며 시간의 함수로 표현된다. 또한 각 플라이(ply)의 응력은 고전적층판이론(classical laminate theory)이나 유한요소법을 통해 계산된다.

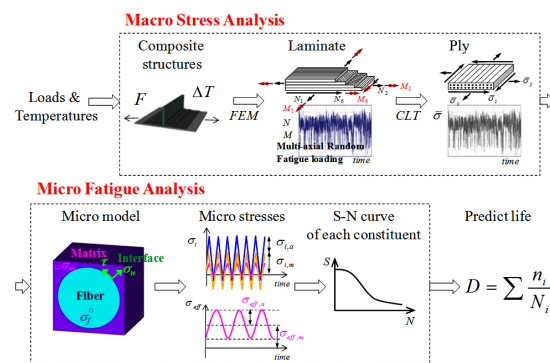


Fig. 1 MMF based fatigue life prediction procedure for composite structures.

플라이는 미시역학적 관점으로 볼 때 섬유, 기지 및 섬유/기지 경계면의 구성재료들로 이루어져 있기 때문에, 각 구성재료에서의 미시응력(micro stress)은 미시모델(micro model)과 플라이 응력을 통해 계산된다. 섬유, 기지 및 경계면에서 미시응력이 계산되면, 각 구성재료의 피로파단식에 의해 등가응력이 계산되고, 수정된 Goodman 식에 의해 평균응력(mean stress)이 고려된 유효응력(effective stress)이 계산된다. 이 유효응력과 S-N 선도를 통해 파손 사이클수(number of cycles to failure)가 결정된다.

일정한 응력진폭(stress amplitude)과 평균응력(mean stress)을 가진 피로하중의 손상계수(damage factor)는 피로하중 사이클수와 파손 사이클수의 비로 표현되고, 잘 알려진 Miner's rule[17]에 의해 선형 누적된 손상계수가 1보다 같거나 크면 피로파손에 도달했다고 판단하게 된다.

2.2 거시적 응력과 미시적 응력의 관계

Fig. 2는 피로하중이 가해지는 복합재 적층판의 각 플라이에

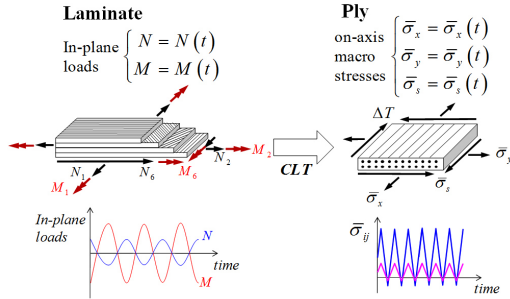


Fig. 2 Laminate subjected to the fatigue loading.

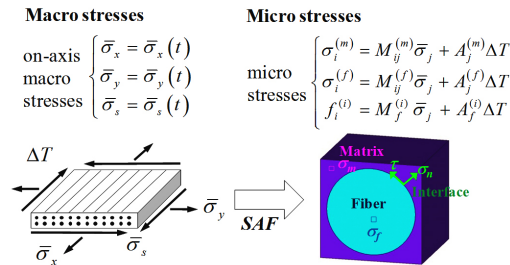


Fig. 3 Computation of Micro stresses in the constituents.

발생되는 응력을 계산하는 도식이다. 복합재 적층판에 시간의 함수로 표현되는 평판내력(in-plane load)과 굽힘모멘트(bending moment)의 피로하중이 작용할 때, 역시 시간의 함수로 표현되는 각 플라이의 주축응력(on-axis stress)은 고전적층판이론이나 유한요소법에 의해 계산되어지며 이를 플라이응력(ply stress) 또는 거시응력(macro stress)라 정의한다.

섬유, 기지 및 섬유/기지 경계면에서의 미시응력은 이 플라이의 거시응력과 미시모델을 통해 계산된다. 일방향 복합재 플라이의 미시모델은 섬유 배열에 따라 크게 사각배열(square array, SQR)과 육각배열 (hexagonal array, HEX) 같은 규칙배열모델[18-19]이나, 섬유와 기지에 발생하는 응력과 변형률을 단순히 체적 평균으로 정의한 다연속체이론(multi-continuum theory, MCT)[20]모델로 나눌 수 있다. 이러한 미시모델들을 통해 섬유와 기지의 물성치와 섬유체적비(fiber volume fraction)가 결정되면 유한요소법을 이용하여 섬유, 기지 및 경계면에서의 거시응력과 미시응력간의 관계를 나타내는 응력확대계수(stress amplification factor, SAF), $M_j^{(f,m,i)}$ 과 온도하중과 미시응력간의 관계를 나타내는 응력확대계수, $A_j^{(f,m,i)}$ 가 얻어진다. 각 구성재료의 응력확대계수가 결정되면 임의의 거시응력과 온도하중에서의 미시응력을 손쉽게 구할 수 있다.

2.3 피로 파손식

Fig. 4는 플라이의 구성재료인 섬유, 기지 및 섬유/기지 경계

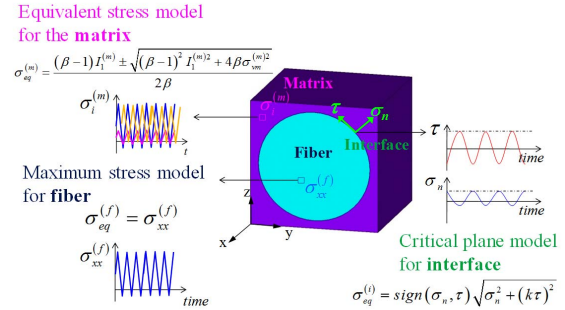


Fig. 4 MMF based fatigue models.

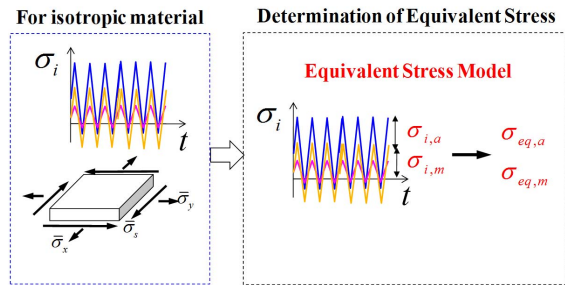


Fig. 5 Equivalent stress model for the multi-axial fatigue loading.

면에서의 피로 파손식을 나타내고 있다. 등방성 재료인 기지는 등가응력모델을, 이방성 재료인 섬유는 최대응력모델을, 그리고 섬유/기지 경계면은 임계단면모델을 사용하였다.

다축응력상태를 고려한 등방성 재료의 피로 파손식은 현재 대부분 정립되어 있다. 하지만, 기지의 강성은 등방성 특징을 가지고 있지만 인장과 압축강도가 전혀 다른 특징을 지니고 있다. 최근 기지와 같은 특성을 지닌 재료들의 피로수명 평가를 위한 연구가 진행 중에 있으며, 그 중 등가응력모델(equivalent stress model)이 가장 잘 알려져 있다[21]. Fig. 5는 등가응력모델을 도식화한 것으로, 기지에서 발생하는 6개 응력성분의 일정한 진폭과 평균은 식 (1)과 같이 등가응력의 진폭 $\sigma_{eq,a}$ 과 평균 $\sigma_{eq,m}$ 으로 나타낼 수 있다. 여기서, β 는 압축과 인장강도의 비($\beta = C/T$)이다.

$$\begin{aligned} \sigma_{eq,a}^{(m)} &= \frac{(\beta-1)I_{1,a} + \sqrt{(\beta-1)^2 I_{1,a}^2 + 4\beta\sigma_{VM,a}^2}}{2\beta} \\ \sigma_{eq,m}^{(m)} &= \frac{(\beta-1)I_{1,m} + \sqrt{(\beta-1)^2 I_{1,m}^2 + 4\beta\sigma_{VM,m}^2}}{2\beta} \end{aligned} \quad (1)$$

섬유는 비록 이방성 재료이지만, 섬유방향의 응력이 섬유의 피로파손에 가장 큰 영향을 미치기 때문에 섬유방향의 응력만

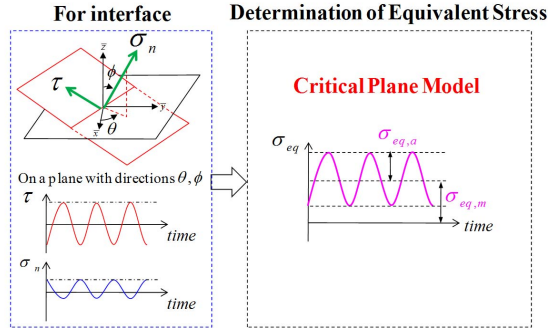


Fig. 6 Critical plane model for the interfacial fatigue.

고려한 최대응력파손식을 적용하였고, 섬유/기지의 등가응력은 다음과 같다.

$$\sigma_{eq}^{(f)} = \sigma_{xx}^{(f)} \quad (2)$$

섬유/기지의 경계면을 위한 피로 파손식은 등방성 재료의 피로 파손식 중 또 하나의 잘 알려진 모델인 임계단면모델 (critical plane model)을 적용하였다. 이 모델은 파로균열이 임계단면을 따라 진행된다는 관측에 근거한 것으로 피로실험결과가 잘 일치하는 것으로 알려져 있지만, 모든 방향의 단면을 고려해야 하기 때문에 수치계산량이 많아 진다는 단점이 있다. 하지만 미시모델에서 섬유/기지의 경계면은 이미 단면 방향이 결정되어 있어 빠른 계산이 가능하다. Fig. 6은 임계단면 모델을 통한 섬유/기지 경계면에서의 등가응력을 나타낸 것이다. 섬유/기지 경계면에서는 수직응력 (normal stress)과 전단응력 (shear stress)이 시간에 따라 존재하고 식 (3)과 같이 등가응력을 시간의 함수로 표현할 수 있어, 등가응력의 진폭과 평균으로 표현할 수 있다. 여기서, k 는 재료상수이다. 본 연구에서는 섬유/기지 경계면의 피로강도가 높다고 가정하여 피로파손을 무시하였다.

$$\begin{aligned} \sigma_{eq}^{(i)} &= \text{sign}(\sigma_n, \tau) \sqrt{\sigma_n^2 + (k\tau)^2} \\ \sigma_{eq,a}^{(i)} &= (\sigma_{eq,max}^{(i)} - \sigma_{eq,min}^{(i)}) / 2 \\ \sigma_{eq,m}^{(i)} &= (\sigma_{eq,max}^{(i)} + \sigma_{eq,min}^{(i)}) / 2 \end{aligned} \quad (3)$$

Fig. 7에서 보듯이, 등가응력의 진폭이 일정하지만 평균응력이 다르면 피로수명이 달라지는 것은 잘 알려진 사실이다 [22-23]. 피로하중에서의 하중비는 식 (4)와같이 표현할 수 있다.

$$R = \frac{\sigma_{eq,min}}{\sigma_{eq,max}} \quad (4)$$

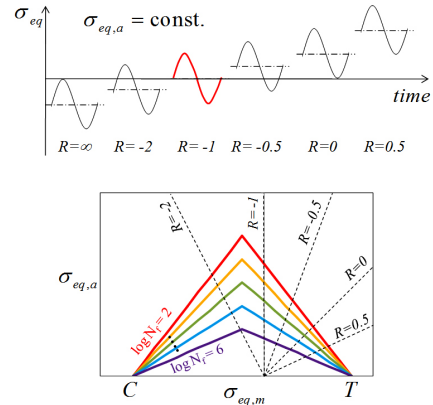


Fig. 7 Effects of mean stresses on the fatigue life.

본 연구에서는 이러한 평균응력의 효과와 인장과 압축강도가 다른 재료 특성을 고려한 수정된 Goodman 식을 적용하였다. 평균응력의 효과를 고려한 유효응력은 식 (5)와 같다.

$$\sigma_{eff} = \frac{\sigma_{eq,a} T}{\frac{T+C}{2} - \sqrt{\frac{\sigma_{eq,m} - T - C}{2}}} \quad (5)$$

여기서, T 와 C 는 인장과 압축강도이다. Fig. 7은 수정된 Goodman diagram을 나타내고 있다. 등가응력 진폭이 0일 때, 평균등가응력은 인장과 압축강도와 같고, 동일한 선상에 존재하는 응력상태는 동일한 피로수명임을 나타낸다.

평균응력효과를 고려한 유효응력과 피로파손사이클수의 상관관계를 나타내는 S-N 선도는 단축 인장 및 비틀림 피로실험을 통해 얻을 수 있고, 다음과 같이 표현할 수 있다. 여기서, a 와 b 는 재료상수들이다.

$$\log \sigma_{eff} = a \log N_f + b \quad (6)$$

이 S-N 선도에 의해 유효응력에 대한 피로파손사이클수가 결정되면 Miner's rule에 의한 누적손상계수를 식 (7)과 같이 표현할 수 있다. 여기서, n 은 피로하중사이클수이고, N_f 은 피로파손사이클수이다.

$$D = \sum \frac{n}{N_f} \quad (7)$$

누적손상계수가 1보다 크거나 같으면 피로파손으로 판단한다. 플라이의 각 구성재료인 섬유, 기지 및 섬유/기지 경계면에서의 누적손상계수 중 가장 먼저 1에 도달하거나 가장 큰 값을

Table 1 Material properties of epoxy and laminates; mean value (standard deviation)

	Young's modulus (GPa)	Tensile strength (MPa)	Compressive strength (MPa)
Epoxy	3.35(0.41)	67.7(1.1)	73.8(1.2)
UDT	13.07(0.26)	35.1(2.8)	-
BX	22.3(5.12)	111.6(5.2)	-
TX	26.55(0.82)	464.2(39.6)	-

Table 2 Parameters of S-N curve of epoxy and fiber

	a	b
Epoxy	-0.130	8.037
Fiber	-0.227	9.746

Table 3 Summary of fatigue test parameters and results

	Maximum stress (MPa)	Number of cycles to failure
Epoxy	54.6	1008, 1476
	47.8	8713, 3981, 5012
	41.0	39811, 50119, 25119
UDT	28.1	32232, 45516, 39406
	24.6	98597, 63433, 46923
	21.1	225647, 229270, 225957
BX	78.1	3138, 3227, 2364
	67.0	17702, 20398, 24428
	55.8	262711, 292423, 315449
TX	325.0	2475, 1389, 1487
	278.5	5595, 5152, 6027
	232.1	13361, 18918, 14619

가지는 구성재료에 의해 플라이 및 적층판 더 나아가 복합재 구조물의 피로 파손이 판단되며, 더불어 파손모드까지 결정된다. 이처럼, 미시역학적 접근법을 이용한 복합재 구조물의 파손 예측은 적층판의 어느 플라이가 파손되었는지 뿐만 아니라, 구성재료인 섬유, 기지 및 섬유/기지 경계면 파손모드를 구분할 수 있다.

3. 실험 방법

본 연구에서 사용한 기지는 Hexion MGS RIM 135(L135i) 에폭시(epoxy)와 Hexion MGS RIMH 134 경화제(harder)를 10:3 비율로 섞고 60°C에서 18시간 동안 경화시켜 제작하였다. 기지의 인장과 압축강도 및 피로수명 측정을 위한 시편제작과 실험방법은 ASTM D 638와 ASTM D 695에 의거하였다. 세가지 서로 다른 복합재 적층판은 E-glass/Epoxy로 평직 UDT[90°2], BX[±45°] 그리고 TX[0°2/±45°]로 적층하였고 위

에서 언급한 동일한 에폭시를 사용하였다. 복합재 적층판의 인장 및 피로수명 측정을 위한 시편제작과 실험방법은 ASTM 3039와 ASTM D 3039을 의거하였다.

순수 기지나 복합재 적층판을 위한 단순인장 및 압축실험에서는 단위분당 1mm씩 변위가 일어나는 일축 실험을 하였다. 그 결과는 Table 1과 같다. 또한, 피로실험에서 하중비는 0.1, 피로 진동수는 1Hz, 응력 수위는 인장강도의 50~80%가 되도록 하중 모드에서 제어하였다. 각각의 피로하중 조건에서 최소 3개 정도의 시편으로 실험하였다. 이러한 실험에 의한 결과는 Table 2-3과 같다.

4. 결과 및 고찰

4.1 단일 플라이의 피로수명 예측

기존 연구[21]에서 발표된 순수 기지의 피로실험 데이터를 기초로 본 연구에서 제시한 미시역학적 피로파손모델을 이용하여 다양한 섬유강도를 가진 단일 플라이의 피로수명을 평가하였다. Fig. 8에 GFRP의 섬유강도가 15°, 30° 및 60°인 단일 플라이의 피로수명 예측값과 피로실험 결과[9]를 나타내었는데, 미시역학적 피로파손모델의 피로수명 예측값과 실험값이 매우 유사함을 알 수 있다. 섬유강도가 클수록 외부의 피로하중방향이 섬유방향에 멀어지기 때문에 피로강도가 작아짐을 알 수 있다. 단, GFRP의 섬유강도가 60°인 단일 플라이의 피로수명은 다소 높게 예측되었는데 이는 섬유/기지 경계면의 전단응력에 의한 피로파손 모드로써 본 연구에서는 고려하지 않은 섬유/기지 경계면의 피로파손 모델이 필요한 것으로 사료된다.

섬유강도가 다른 모든 단일 플라이에서 보면 다연속체이론보다 사각배열이나 육각배열의 규칙배열 미시모델의 피로수명 예측값이 실험값과 잘 일치함을 보여준다. 이는 미시역학적 파손이론을 이용한 복합재의 피로수명 예측은 미시 모델에 따라 그 결과가 달라질 수 있으며 기지 내부에 존재하는 응력과 변형률을 단순히 체적 평균으로 묘사한 다연속체이론은 섬유와 기지의 재료 불균일에 의한 응력집중현상을 간과하고 있음을 보여준다. 또한, 동일한 피로하중에서 규칙배열 미시모델인 사각배열이 육각배열보다 피로수명이 작음을 알 수 있는데, 이는 사각배열의 응력집중이 육각배열보다 큰 것을 의미하며 사각배열의 섬유간 거리가 육각배열보다 작아 응력집중이 더 크게 발생하기 때문이다.

4.2 복합재 적층판의 피로수명 예측

Fig. 9는 본 연구의 피로실험에 사용한 평직 GFRP인 UDT, BX 및 TX의 섬유체적비를 기지침식법(resin digestion method)과 면적중량법(areal weight method)을 이용하여 측정한 결과를 나타낸 것이다. 기지침식법과 면적중량법에 의해 측정된 UDT, BX 및 TX의 동일한 섬유와 기지임에도 섬유체적비는 서로 달

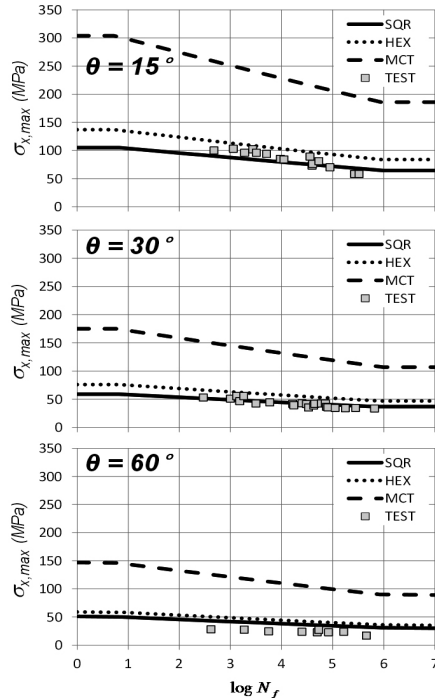


Fig. 8 Fatigue life prediction of the off-axis unidirectional laminae.

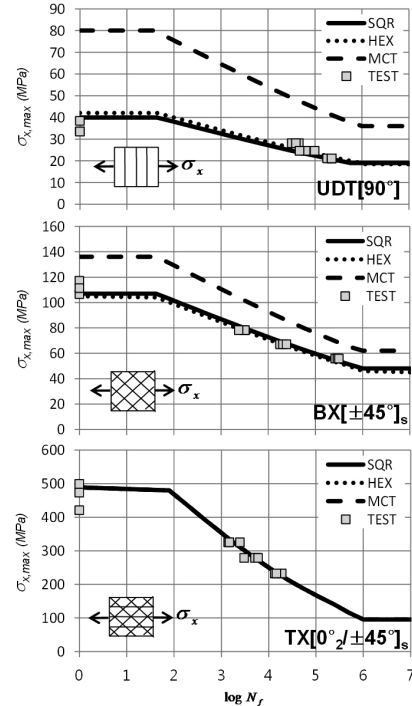


Fig. 10 Fatigue life prediction of the UDT, BX and TX.

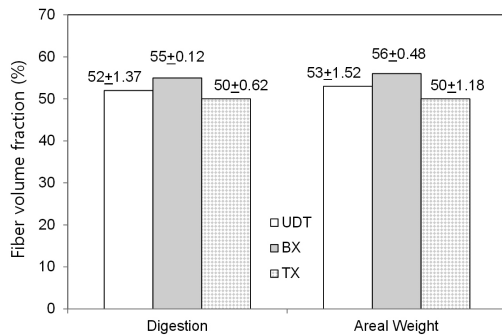


Fig. 9 Fiber volume fraction of the UDT, BX and TX.

랐다. 이는 상이한 섬유적층각에 따라 섬유체적비가 달라짐을 보이는 것으로 섬유적층각의 교차가 가장 심한 TX의 섬유체적비가 가장 적음을 알 수 있었다. 섬유적층각이 다른 복합재 적층판을 위한 미시역학적 피로수명 평가시 섬유적층각 뿐만이 아니라 섬유체적비도 함께 고려해야 함을 의미하고 본 연구에서는 미시응력 계산시 이를 고려하였다.

Fig. 10은 평직 GFRP 적층판인 UDT, BX 및 TX의 피로수명 예측값과 피로실험 결과값이 규칙배열 미시모델에서 잘 일치함을 보여준다. UDT는 $[90^\circ]$ 플라이에서 기지의 피로파손모드가 예측되었고, BX는 $[\pm 45^\circ]$ 플라이에서 기지의 피로파손

모드가 예측되었다. 이는 피로실험 결과에서도 동일한 피로파손모드가 관찰되었다. TX는 초기 피로파손은 $[\pm 45^\circ]$ 에서 기지의 파손모드가 예측되었고, 최종 피로파손은 $[0^\circ]$ 에서 섬유의 파손모드가 예측되었다. 이 또한, 피로실험에서도 동일한 피로파손모드가 관찰되었다.

UDT와 BX에서는 다연속체이론의 미시모델보다 규칙배열의 미시모델이 피로실험값에 더 근사하며 그 이유는 이미 설명하였다. 하지만 TX에서는 모든 미시모델들이 피로실험값과 유사한 결과를 보여준다. 이는 모든 미시모델들의 섬유방향 응력분포가 섬유배열이 아닌 섬유체적비에만 연관이 있기 때문이다.

5. 결 론

본 연구에서는 복합재의 기본적인 구성재료인 기지에 대한 피로실험을 기반으로 미시역학적 파손이론을 사용하여 다양한 복합재 적층판의 피로수명을 예측하였다. 이를 다양한 섬유각도를 가진 단일 플라이에 대한 피로실험과 비교하여, 예측결과가 실험결과와 잘 일치하고 있음을 알 수 있었다. 기지의 피로파손모드가 분명한 다양한 섬유각도를 가진 단일 플라이나 섬유방향의 플라이가 존재하지 않는 복합재 적층판에 대해서는 기지의 피로실험만으로도 미시역학적 접근법을 통해 피로수명 평가가 가능함을 보였다. 이로써, 복합재 구조물의 피

로 안전성과 신뢰성 보장을 위한 실험의 횟수와 비용이 크게 절감될 것으로 사료된다.

향후 섬유나 섬유/기지 경계면의 피로파손모드의 복합재 적층판에 대한 미시역학적 연구가 필요하며, 다양한 피로하중의 주파수나 평균응력에 대한 검증과 고찰이 이루어져야 할 것이다. 또한 복합재 적층판의 파손에 큰 영향을 미치는 온도나 습도 등의 환경적인 변수들도 고려할 수 있는 미시역학적 파손이론 정립에 대한 연구도 병행되어야 할 것이다.

참고문헌

- 1) Ellyin F., and El-Kadi H., "A Fatigue Failure Criterion for Fiber Reinforced Composite Laminates," *Composite Structures*, Vol. 15, No. 1, 1990, pp. 61-74.
- 2) Plumtree A., and Cheng G.X., "A Fatigue Damage Parameter for Off-axial Unidirectional Fibre-Reinforced Composites," *International Journal of Fatigue*, Vol. 21, No. 8, 1999, pp. 849-856.
- 3) Varvani-Farahani A., Haftchenari H., and Panbechi M., "An Energy-based Fatigue Damage Parameter for Off-axis Unidirectional FRP Composites," *Composite Structures*, Vol. 79, No. 3, 2006, pp. 381-389.
- 4) Shokrieh M.M., and Taheri-Behrooz F., "A Unified Fatigue Life Model based on Energy Method," *Composite Structures*, Vol. 75, No. 1-4, 2006, pp. 444-450.
- 5) 최재원, 황운봉, 박현철, 한경섭, "복합재료의 수리후 피로 거동 고찰," 한국복합재료학회지, 제12권, 제3호, 1996, pp. 26-35.
- 6) Philippidis T.P., and Vassilopoulos A.P., "Fatigue Design Allowables for GRP Laminates based on Stiffness Degradation Measurements," *Composites Science and Technology*, Vol. 60, No. 15, 2000, pp. 2819-2828.
- 7) 이장수, 황운봉, "등가강도 개념에 의한 탄소섬유 복합재료의 이축강도 및 피로수명 예측," 한국복합재료학회지, 제12권, 제2호, 1999, pp. 53-61.
- 8) 김성준, 황인희, "비선형 피로손상 모델을 이용한 복합재 피로수명 평가," 한국복합재료학회지, 제16권, 제1호, 2003, pp. 13-18.
- 9) 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.
- 10) Philippidis T.P., and Vassilopoulos A.P., "Fatigue Strength Prediction under Multiaxial Stress," *Journal of Composite Materials*, Vol. 33, No. 17, 1999, pp. 1578-1599.
- 11) Kawai M., Yajima S., Hachinohe A., and Takano Y., "Off-axis Fatigue Behavior of Unidirectional Carbon Fiber-reinforced Composites at Room and High Temperatures," *Journal of Composite Materials*, Vol. 35, No. 7, 2001, pp. 545-576.
- 12) Liu Y., and Mahadevan S., "A Unified Multiaxial Fatigue Damage Model for Isotropic and Anisotropic Materials," *International Journal of Fatigue*, Vol. 29, No. 2, 2007, pp. 347-359.
- 13) Lian W., and Yao W., "Fatigue Life Prediction of Composite Laminates by FEA Simulation Method," *International Journal of Fatigue*, Vol. 32, No. 1, 2010, pp. 123-133.
- 14) Akshantala N.V., and Talreja R., "A Micromechanics based Model for Predicting Fatigue Life of Composite Laminates," *Materials Science and Engineering A*, Vol. 285, No. 1-2, 2000, pp. 303-313.
- 15) Petermann J., and Plumtree A., "A Unified Fatigue Failure Criterion for Unidirectional Laminates," *Composites Part A*, Vol. 32, No. 1, 2001, pp. 107-118.
- 16) Huang Z.M., "Micromechanical Modeling of Fatigue Strength of Unidirectional Fibrous Composites," *International Journal of Fatigue*, Vol. 24, No. 4, 2002, pp. 659-670.
- 17) Miner, M.A., "Cumulative Damage in Fatigue," *Journal of Applied Mechanics*, Vol. 12, No. 3, 1945, pp. 159-164.
- 18) Jin K.K., Huang Y., Lee Y.H., and Ha S.K., "Distribution of Micro Stresses and Interfacial Tensions in Unidirectional Composites," *Journal of Composite Materials*, Vol. 42, No. 18, 2008, pp. 1825-1849.
- 19) Huang Y., Jin K.K. and Ha S.K., "Effects of Fiber Arrangement on Mechanical Behavior of Unidirectional Composites," *Journal of Composite Materials*, Vol. 42, No. 18, 2008, pp. 1851-1871.
- 20) Garnich M.R. and Hansen A.C., "A Multicontinuum Theory for Thermal-Elastic Finite element Analysis of Composite Materials," *Journal of Composite Materials*, Vol. 31, No. 1, 1997, pp. 71-86.
- 21) Tao G., and Xia Z., "Biaxial Fatigue Behavior of an Epoxy Polymer with Mean Stress Effect," *International Journal of Fatigue*, Vol. 31, No. 4, 2009, pp. 678-685.
- 22) Kawai M., Koizumi M., "Nonlinear Constant Fatigue Life Diagrams for Carbon/Epoxy Laminates at Room Temperature," *Composites Part A*, Vol. 38, No. 11, 2007, pp. 2342-2353.
- 23) Vassilopoulos A.P., Manshadi B.D., and Keller T., "Influence of the Constant Life Diagram Formulation on the Fatigue Life Prediction of Composite Materials," *International Journal of Fatigue*, Vol. 32, No. 4, 2010, pp. 659-669.