

< 논문 >

손상역학을 이용한 섬유강화 복합재료의 피로해석

김정규[†] · 임동민* · 윤인수** · 강기원***
(2005년 4월 18일 접수, 2006년 1월 10일 심사완료)

Fatigue Analysis of Fiber-Reinforced Composites Using Damage Mechanics

Jung-Kyu Kim, Dong-Min Lim, Ihn-Soo Yoon and Ki-Weon Kang

Key Words : Fatigue Damage(피로손상), Continuum Damage Mechanics(연속체 손상역학), Fiber-Reinforced Composites(섬유강화 복합재료)

Abstract

Due to their intrinsic anisotropy, composite materials show quite complicated damage mechanism with their fiber orientation and stacking sequence and especially, their fatigue damage process is sequential occurrence of matrix cracking, delamination and fiber breakage. In the study, to propose new model capable of describing damage mechanism under fatigue loading, fatigue analysis of composite laminates based on damage mechanics, are performed. The average stress is disassembled with stress components of matrix, fiber and interlaminar interface through stress analysis. Each stress components are used to assess static damage analysis based on continuum damage mechanics (C.D.M.). Fatigue damage curves are obtained from hysteresis loop and assessed by the fatigue damage analysis. Then, static and fatigue damage analysis are combined. Expected results such as stress-cycle relation are verified by the experimental results of fatigue tests.

1. 서론

섬유강화 복합재료는 우수한 기계적 성질로 인하여 경량화가 요구되는 항공우주분야를 중심으로 사용이 급격하게 증가되고 있다.⁽¹⁾ 그러나 대부분의 기계구조물은 반복하중으로 인한 피로파손에 직면하고 있으므로 섬유강화 복합재료 구조물의 내구성 및 신뢰성을 확보하기 위해서는 이에 대한 피로해석이 절실히 요구되고 있다. 그러나 섬유강화 복합재료는 특유의 이방성으로 인하여 적층순서 및 섬유방향에 따라 매우 상이한 역학적 특성을 나타내고 있다. 또한 이의 피로파괴 역시 금속재료와는 상이하게 모재균열, 층간분리, 섬유파손

을 거쳐 최종 파단에 이르는 매우 복잡한 피로손상 누적과정에 의하여 발생한다.⁽²⁾ 따라서 이의 해결을 위해서는 섬유, 모재 및 각 층에 대한 응력 해석을 통하여 이방성의 성질을 규명해야 한다.⁽³⁾ 또한 매우 복잡한 피로손상 누적과정을 설명할 수 있는 손상역학 개념의 도입 필요성이 있다.⁽⁴⁾

손상역학의 기본 개념⁽⁵⁻¹²⁾은 재료에 어떤 하중이나 외란(disturbance)이 가해지게 되면 재료 내부에 미소공공이나 균열의 발생 등으로 인해 손상이 발생한다는 것이다. 따라서 이러한 손상역학의 개념을 섬유강화 복합재료에 적용한다면 모재균열이나 층간분리, 섬유파손에 대한 물리적인 거동의 설명이 가능하다.⁽⁴⁾

손상역학을 이용한 섬유강화 복합재료의 정적 및 피로해석에 관한 기존의 연구^(2-5, 13-17)를 살펴보면, 정적 손상해석의 경우, Barbero 등⁽¹³⁾은 섬유강화 복합재료의 탄성손상의 구성모델에 관한 연구를 수행하였고, Allen 등⁽¹⁴⁾은 분포된 손상을 갖는 탄성 복합재료에서의 열역학적 구성이론에 대한 연구를 수행하였다. 그리고 피로 손상해석의 경우

† 책임저자, 회원, 한양대학교 기계공학부

* 현대자동차 플랫폼개발팀

** 회원, 한국가스공사 연구개발원

*** 회원, 국민체육진흥공단 체육과학연구원

E-mail : kwkang68@daum.net

TEL : (02)970-9550 FAX : (02)970-9502

Abdelal 등⁽⁴⁾은 미시역학적 손상접근방법을 통하여 피로수명을 평가하였고, Kobayashi 등⁽¹⁵⁾은 열피로 (thermal fatigue) 하중 하의 탄소 섬유강화 복합재료의 모재 균열에 관한 손상역학해석을 수행하였다. 그러나 기존의 연구에서는 실제 물리적인 거동, 즉 모재균열, 층간분리 및 섬유파손등과 같은 피로손상의 누적과정에 대한 설명은 불가능하다.

본 연구에서는 연속체 손상역학(continuum damage mechanics)의 이론에 근거한 정적 손상해석과 피로손상 누적과정에 입각한 피로 손상해석을 통하여 섬유강화 복합재료의 피로해석 모델을 제안하였고 실제 피로시험을 통하여 제안된 모델이 적합함을 검증하였다.

2. 실험 방법

2.1 재료 및 시험편

본 연구에 사용한 재료는 T800/#2500 Carbon/Epoxy 복합재료로서 일방향 프리프레그시트 (prepreg sheet)를 적층하여 오토클레이브 공법으로 제작하였다. 이에 사용된 T800/#2500 복합재료의 기계적 특성은 Table 1 과 같다.

한편 이상의 프리프레그 시트를 사용하여 제작된 시험편의 적층순서는 $[0_8]$, $[90_8]$ 및 $[0_2/90_2]_s$ 로서 이들의 기계적 특성은 ASTM D3039⁽¹⁶⁾의 규정에 의거한 단축인장시험으로부터 구하였으며 그 값은 Table 2 와 같다. 여기서 층간 전단강도(interlaminar strength)와 전단탄성계수는 참고문헌⁽¹⁷⁾의 값을 취하였다. 사용된 시험편의 형상은 Fig. 1 과 같다.

Table 1 Mechanical properties of T800/#2500

$[0^\circ]$ Tensile strength (MPa)	2646
$[0^\circ]$ Elastic modulus (GPa)	127
Poisson's ratio	0.34
$[90^\circ]$ Tensile strength (MPa)	63.7
$[90^\circ]$ Elastic modulus (GPa)	7.84

Table 2 Mechanical properties of laminates

	$[0_8]$	$[90_8]$	$[0_2/90_2]_s$
Tensile strength (MPa)	2016	34.4	1031.5
Elastic modulus (GPa)	95.14	8.37	64.77
Interlaminar shear strength (MPa)	-	-	96.5
Interlaminar shear modulus (GPa)	-	-	5.7

2.2 피로시험

$[0_8]$ 및 $[0_2/90_2]_s$ 의 적층순서를 갖는 복합재료에 대하여 두 종류의 피로시험을 실시하였다. 먼저 피로하중하의 히스테리시스 루프 (hysteresis loop)를 구하기 위하여 측정길이 50mm 의 익스텐쇼미터를 이용하여 응력비 $R=0.1$ 에서의 일정진폭 피로시험을 실시하여 매 사이클 당 50 개의 데이터를 획득하였다. 또한 예측된 피로수명의 검증을 위해 동일 응력 레벨에서 5 회의 일정진폭 피로시험을 각각 수행하였다. 이때, 주파수는 10Hz, 응력비 R 은 0.1 로 고정하였다. 사용된 시험 장비는 MTS810 유압식 피로시험기이다.

3. 응력 해석

섬유강화 복합재료는 이방성으로 인하여 하중 방향에 따라 역학적 성질이 매우 상이하므로 피로 손상 누적과정의 설명을 위해서는 이를 기초로하여 이방성을 설명할 수 있는 응력해석이 필요하다

복합재료의 내부 응력은 미시역학적 접근방법으로 계산할 수 있다.^(3,18) 그러나 본 연구에서는 대상 복합재료를 $[0_8]$ 와 $[0_2/90_2]_s$ 적층 복합재료로 선정함으로써 미시역학적 접근방법을 취하지 않고서도 모재와 섬유에 대한 수직응력(normal stress) 및 층간의 전단응력(interlaminar shear stress) 등과 같은 각 성분에 대한 응력을 계산해 낼 수 있었다

우선 $[0_8]$ 적층 복합재료의 경우 평균좌용응력과 적층 복합재료의 응력은 같다고 할 수 있으며 또한 실제 하중은 대부분 섬유가 지지하고 있으므로 적층 복합재료의 응력은 섬유의 응력으로 가정할 수 있다.⁽¹⁹⁾

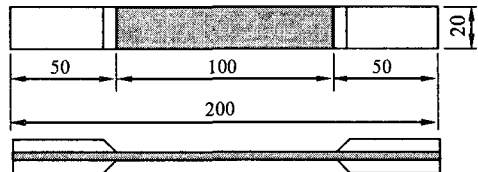


Fig. 1 The configuration of test specimen (unit:mm)

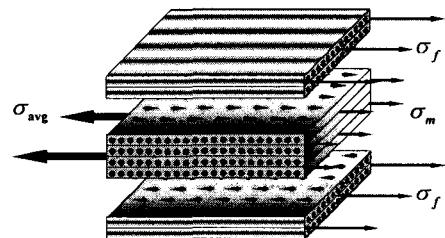


Fig. 2 Schematic diagram of stress analysis

Fig. 2 는 $[0_2/90_2]_s$ 적층 복합재료에 대한 응력 해석의 모식도를 나타내고 있다. 이 경우 평균 응력 σ_{avg} 과 0° 방향 플라이 및 90° 방향 플라이의 응력 사이에는 하중평형조건을 만족시키기 위한 다음의 관계가 성립한다.

$$\sigma_{avg}(A_0 + A_{90}) = \sigma_0 A_0 + \sigma_{90} A_{90} \quad (1)$$

여기서, A_0 와 A_{90} 는 각각 0° 및 90° 방향 플라이의 단면적이고, σ_0 와 σ_{90} 은 각 작용응력이다.

또한, 0° 및 90° 방향 플라이 사이의 접합면에는 전단응력이 존재해야 하며 전단응력과 각각의 플라이 응력 사이의 관계는 식 (2)와 같다.

$$\tau \cdot A_s = \sigma_0 A_0 - \sigma_{90} A_{90} \quad (2)$$

여기서, A_s 는 0° 및 90° 플라이 접합면적이다.

이를 통하여 응력해석을 수행하면 평균응력을 각각의 작용응력으로 분해할 수 있다. 또한 0° 방향 플라이의 경우 섬유가 대부분의 하중을 지지하므로 섬유에 대한 응력 σ_f 로 가정을 할 수 있고 90° 방향 플라이의 응력은 모재의 응력 σ_m 으로 가정을 할 수 있다.⁽¹⁷⁾ 따라서 식 (1)과 식 (2)는 각각 식 (3)과 (4)와 같이 일반화할 수 있다.

$$\sigma_{avg}(A_f + A_m) = \sigma_f A_f + \sigma_m A_m \quad (3)$$

$$\tau \cdot A_s = \sigma_f A_f - \sigma_m A_m \quad (4)$$

여기서 A_f 와 A_m 는 0° 방향 플라이와 90° 방향 플라이의 단면적의 일반화된 표현이다.

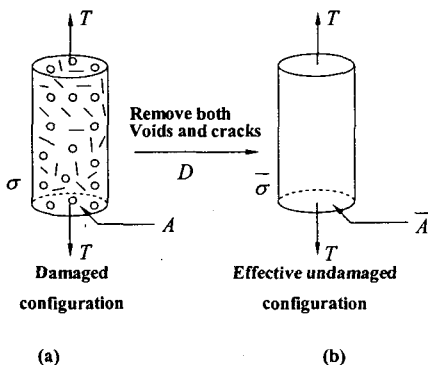


Fig. 3 The basic concept of C.D.M.

4. 손상 해석

4.1 정적 손상해석

Fig. 3 은 연속체 손상역학에서 사용되는 손상의 기본개념에 대해서 설명하고 있다. 우선 Fig. 3(a)와 같이 부재에 하중 T 가 작용할 때 부재내부의 미소균열이나 공공 등이 생성되는데, 이 때 Fig. 3(b)와 같이 부재 내부 결함들의 면적을 제외한 유효단면적 \bar{A} 를 이용하여 식 (5)와 같이 재료역학적인 응력과 유효응력(effective stress) 사이의 관계식을 구성할 수 있고, 식 (6)과 같이 손상량(damage)을 정의할 수 있다. 그리고 식 (7)과 같이 손상량을 이용하여 재료역학적인 응력과 유효응력 사이의 관계식을 구성할 수 있다.⁽⁵⁻⁸⁾

$$\bar{\sigma} = \frac{A}{\bar{A}} \sigma \quad (5)$$

$$D = \frac{A - \bar{A}}{A} \quad (6)$$

$$\bar{\sigma} = \frac{\sigma}{1 - D} \quad (7)$$

이와 같은 1 차원적인 문제를 일반적인 3 차원 응력상태로 확장을 하게 되면 식 (7)은 식 (8)과 같이 나타낼 수 있다.⁽²⁰⁾

$$\bar{\sigma}_{ij} = M_{ijkl} \sigma_{kl} \quad (8)$$

여기서, M_{ijkl} 은 손상유효텐서(damage effective tensor)이다.

한편 연속체 손상역학에서는 손상표면(damage surface)이라는 개념이 사용된다. 여기서 손상표면은 식 (9)와 같이 열역학적 하중(thermodynamic force) Y 의 공간에서 표현되는데, 재료에 어떤 외란이 가해졌을 때 재료내의 손상의 유무를 판단하는 기준이 된다. 즉, 재료의 상태가 손상표면 안쪽에 위치하게 되면 손상은 존재하지 않고 손상표면 바깥에 위치하게 되면 손상은 증가하게 되는 것이다.⁽¹⁸⁾

$$g(Y, \gamma) = \sqrt{Y : J : Y} - \sqrt{|H : Y|} - (\gamma + \gamma_0) \quad (9)$$

여기서, J 와 H 는 재료의 특성과 관계되는 손상 특성텐서(damage characteristic tensor)이며, γ 는 Y -

공간(Y -space)에서의 손상파라미터(damage parameter in Y -space), γ_0 는 Y -공간에서의 초기 손상량(damage threshold)이다. 그리고 열역학적 힘 Y 는 식 (10)과 같다.

$$Y = \frac{\partial \psi}{\partial D} = \frac{1}{2} \frac{\partial}{\partial D} [C : \varepsilon : \varepsilon] \quad (10)$$

여기서, ψ 는 식 (11)과 같이 표현되는 자유에너지(free energy)이다.

$$\psi = \pi(\varepsilon, D) + \Gamma(\delta) \quad (11)$$

여기서, π 는 변형률에너지(strain energy)이고, Γ 는 손상손실에너지(damage dissipation potential)이다. 실험적 관찰에 근거하여 손상의 주방향(damage principal direction)은 재료의 주방향(material principal direction)과 부합하게 된다.⁽⁴⁾ 즉, 손상텐서는 대각화된 행렬로 표현이 가능하다. 그리고 열역학적 하중은 응력의 성분으로 표현된 방정식으로 유도할 수 있다. 예를 들어 2 차원 평면응력 상태인 경우 식 (12)와 같이 표현될 수 있다.

$$\begin{aligned} Y_1 &= \frac{1}{\Omega_1^2} \left[\frac{\bar{C}_{11}}{\Omega_1^4} \sigma_1^2 + \frac{\bar{C}_{12}}{\Omega_1^2 \Omega_2^2} \sigma_1 \sigma_2 + \frac{\bar{C}_{66}}{\Omega_1^2 \Omega_2^2} \sigma_6^2 \right] \\ Y_2 &= \frac{1}{\Omega_2^2} \left[\frac{\bar{C}_{22}}{\Omega_2^4} \sigma_2^2 + \frac{\bar{C}_{12}}{\Omega_1^2 \Omega_2^2} \sigma_1 \sigma_2 + \frac{\bar{C}_{66}}{\Omega_1^2 \Omega_2^2} \sigma_6^2 \right] \\ Y_3 &= 0 \end{aligned} \quad (12)$$

여기서 Ω 는 공액손상텐서(complementary damage tensor)이다.

식 (9)의 손상표면은 식 (12)의 방정식을 이용하여 식 (13)와 같이 응력의 성분으로 표현될 수 있다.

$$g = f_{ij} \sigma_i \sigma_j + f_i \sigma_i - (\gamma + \gamma_0) \quad (i=1,2,\dots,6) \quad (13)$$

이 때, $\gamma + \gamma_0 = 1$ 이 되면 식 (13)은 Tsai-Wu 의 2 차 파손기준(Tsai-Wu quadratic failure criterion)의 형태가 된다. Tsai-Wu 파손기준은 강도 데이터로부터 적층 복합재료의 파손을 예측하기 때문에 식 (9)의 J 와 H 의 손상특성텐서(damage characteristic tensor)를 계산할 수 있다. 각각의 상에 대해 계산된 손상특성텐서의 값들을 Table 3 에 나타내었다.

Y -공간에서 손상표면의 크기는 식 (14)와 같이 표현되는 γ 의 크기에 따라서 달라진다.

$$\gamma = \frac{\partial \psi}{\partial \delta} = c_1 [1 + \exp(-\delta / c_2)] \quad (14)$$

여기서, 경험계수 c_1 과 c_2 는 인장시험 결과로부터 계산할 수 있고, 각각의 상에 대해 계산된 경험계수의 값들을 Table 4 에 정리하였다. 또한 δ 는 손상계수(damage parameter)로서 식 (15)와 같이 변화한다.

$$d\delta = \mu \frac{\partial g}{\partial \gamma} = -\mu \quad (15)$$

여기서, μ 는 손상승수(damage multiplier)로서 구속조건 $g=0$ 과 $dg=0$ 이 만나는 지점에서 결정할 수 있다. 즉, 손상으로 인해 변형률(strain)이 증가한 후, Y 의 상태는 반드시 $g=0$ 인 표면에 있어야 하고 표면의 변화는 $dg=0$ 이어야 한다. 손상표면에 도달하게 되면 손상량은 식 (16)과 같이 정의되는 손상표면에 수직한 손상흐름(damage-flow)을 따라 증가하게 된다.

$$f(Y, \gamma) = \sqrt{Y : J : Y} - (\gamma + \gamma_0) \quad (16)$$

손상증분의 크기는 식 (17)과 같이 손상승수에 의해 조절된다.

$$dD_{ij} = \mu \frac{\partial f}{\partial Y_{ij}}, \quad D_{ij} = \int dD_{ij} \quad (17)$$

위와 같은 손상량의 계산과정을 종합하면 손상량의 최종수식은 식 (18)과 같이 표현된다.

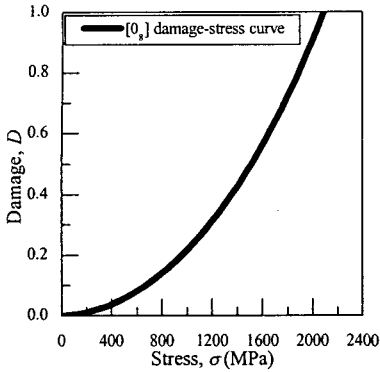
$$D_{ij} = \int \mu \frac{\partial f}{\partial Y_{ij}} = \int \frac{(\partial g / \partial Y_{mn})}{(\partial g / \partial \gamma)^2 (\partial \gamma / \partial \delta)} \frac{\partial f}{\partial Y_{ij}} dY_{mn} \quad (18)$$

Table 3 Damage characteristic tensor

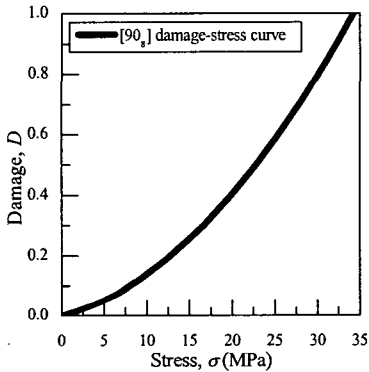
	J_{11}	J_{22}	J_{33}	H_1	H_2	H_3
Matrix	0.0006	0	0	0.0944	0	0
Fiber	0.0092	0	0	0.2137	0	0
lamina	0.0006	0.0092	0	0.0944	0.2137	0

Table 4 Coefficients of damage parameter (γ)

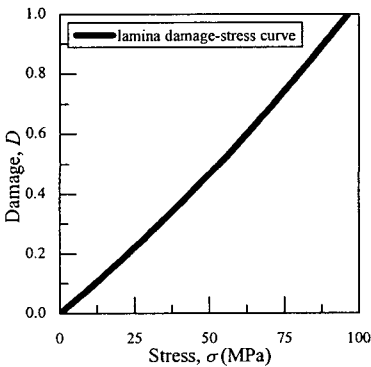
	fiber	matrix	laminar
c_1	1.0645	1.8677	1.0316
c_2	-1.43×10^6	-14285.3	-3.3×10^6



(a) $[0_8]$ or fiber static damage



(b) $[90_8]$ or matrix static damage



(c) Lamina static damage

Fig. 4 The result of static damage analysis

식 (18)을 이용하여 응력에 따른 정적 손상량의 크기를 결정할 수 있고 Fig. 4 에 각 상의 응력과 손상량의 관계에 대한 계산결과를 도시하였다.

4.2 피로 손상해석 및 피로수명 예측

섬유강화 복합재료의 피로파손은 일반 균질재료와는 상이하게 피로하중의 작용에 따라 모재균열, 층간분리 및 섬유파손 등의 다양한 손상 양상이 누적되어 발생한다.^(1,2) 또한 복합재료의 피로손상 누적과정은 피로수명의 초기 및 말기 영역에서 발생하는 손상은 매우 빠른 속도로 진행되고 중기부분의 손상은 비교적 안정된 속도로 진행되는 비선형적 손상량 누적 거동을 보이며 이는 손상 양상과 밀접한 관련이 있다고 보고되고 있다.⁽²⁾

따라서 섬유강화 복합재료의 피로수명 예측을 위해서는 이러한 물리적인 거동 즉, 비선형적인 피로손상 누적과정을 고려하는 것이 보다 합리적이라 할 수 있다. 이를 위하여 본 연구에서는 먼저 수명분율(피로수명에 대한 하중반복수의 비율)에 따른 피로손상 누적거동의 비선형성을 묘사할 수 있는, Mao 등⁽²⁾이 제안한 다음의 피로손상 누적곡선 관계식을 도입하였다.

$$D = q \left(\frac{n}{N} \right)^{m_1} + (1 - q) \left(\frac{n}{N} \right)^{m_2} \quad (19)$$

여기서 피로손상량 D 는 식 (20)과 같이 정의되며 (n/N) 은 피로수명(M)에 대한 하중반복수(n)의 비이다. 또한 q , m_1 및 m_2 는 실험데이터로부터 구할 수 있는 상수이다.

$$D = \frac{E_0 - E_i}{E_0 - E_f} \quad (20)$$

여기서 E_0 와 E_f 는 각각 피로하중이 가해지기 전 및 피로파손시의 탄성계수이다. 또한 E_i 는 임의의 하중반복수에서의 탄성계수를 나타낸다.

한편 하중반복수에 따른 피로손상 누적과정의 비선형적 거동은 모재균열, 층간분리 및 섬유파손 등의 각 피로손상이 하중반복수에 따라 순차적으로 발생함에 따라 야기된다고 보고되고 있다. 따라서 피로손상의 물리적 거동을 고려한 피로수명 예측을 위해서는 피로손상 누적곡선 식 (19)와 실제 발생하는 피로손상의 상관관계를 고려할 필요가 있다. 이를 위하여 본 논문에서는 섬유강화 복합재료의 초기 손상과정은 모재균열과, 중기 손상 과정은 층간분리와, 그리고 말기 손상 과정은 섬유파손과 상관관계가 있다는 보고⁽¹⁾를 바탕으로 피로손상 누적과정의 물리적 거동을 고려하여 피로손상해석을 수행하고자 한다.

피로손상 누적과정의 물리적 거동을 고려하기 위해서는 먼저 피로손상 누적곡선에 대한 평가가 필요하다. Fig. 5 는 이에 필요한 $[0_s]$ 와 $[0_2/90_2]_s$ 복합재료의 히스테리시스 루프를 나타낸 것이다. 이에 식 (20)을 적용하여 매 하중 주기의 탄성계수를 구하고 또한 이러한 손상량 데이터에 최소자승법을 적용하여 식 (19)의 계수들을 평가하였다. Fig. 6 은 이러한 과정을 통하여 구한 식 (19)의 피로손상 누적곡선을 나타낸 것이다.

Fig. 6 의 점선은 식 (19)의 피로손상 누적곡선을 나타내며, 실선은 식 (19)의 피로손상 누적곡선과 실제 물리적인 손상량의 상관관계를 평가하기 위하여, 피로손상 누적곡선의 각 영역을 직선으로 근사시킨 것으로써 누적곡선의 양 끝점의 순간 기울기와 중앙의 순간 기울기 및 각각의 점에서 접선을 이용하여 세 영역에 대해 근사된 직선을 구한 것이다. 단, $[0_s]$ 적층 복합재료의 경우 피로손상 누적곡선에서는 모재균열이나 층간분리에 해당되는 1 영역 및 2 영역이 거의 나타나지 않기 때문에 직선으로 근사하였다. 이 때 접선의 교점은 각 손상양상의 임계 손상값을 의미한다. Table 5 는 $[0_2/90_2]_s$ 적층 복합재료에 대한 재료상수이다.

이러한 과정을 통하여 Fig. 6 의 실선은 다음과 같은 직선의 방정식으로 표현될 수 있다.

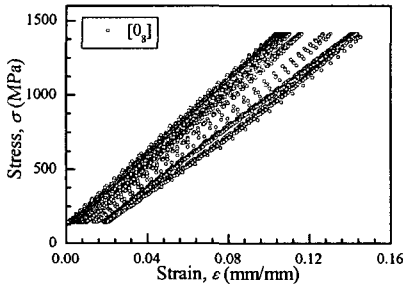
$$D_r = A_r \left(\frac{n}{N} \right), \quad r = m, l, f \quad (21)$$

여기서, m, l, f 는 각각 모재균열, 층간분리, 섬유 파손을 나타낸다.

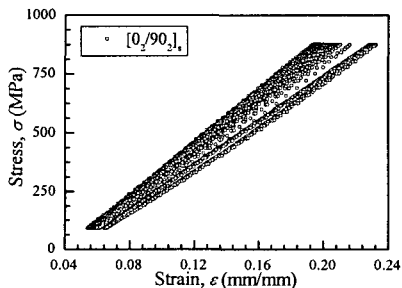
식 (21)에서 N 은 작용하중에서의 피로수명으로 서 이는 상수로 간주할 수 있고 식 (21)은 직선의 방정식이므로 기울기 A_r 은 일정하다고 할 수 있다. 또한 식 (21)로부터 1 회의 하중주기 동안 발생한 손상의 크기를 정의할 수 있다. 즉, 식 (21)을 n 에 대하여 미분하면 식 (22)와 같이 표현된다

$$\frac{dD_r}{dn} = A_r \left(\frac{1}{N} \right) \quad (22)$$

식 (22)는 1 회의 하중이 작용하였을 경우 발생한 손상의 크기이며 하중반복수 n 과 피로수명 N 에 대한 손상량 간에는 반비례 관계가 있다. 따라서 식 (22)는 식 (23)과 같이 표현될 수 있다.

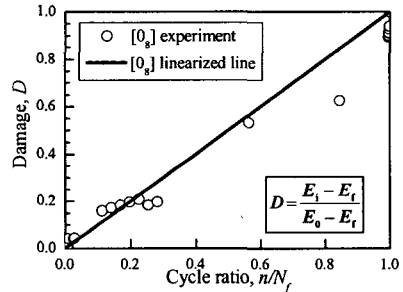


(a) Hysteresis loop of $[0_s]$ laminates

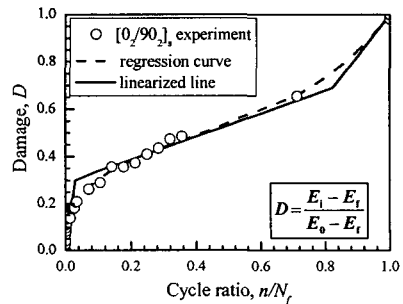


(b) Hysteresis loop of $[0_2/90_2]_s$ laminates

Fig. 5 Hysteresis loops under fatigue loading



(a) Fatigue damage for $[0_s]$ laminates



(b) Fatigue damage for $[0_2/90_2]_s$ laminates

Fig. 6 Fatigue damage cumulative behavior

$$A_r \left(\frac{1}{N} \right) = \frac{dD_r}{dn} = -\frac{dD_r}{dN} \quad (23)$$

식 (23)을 적분하면 식 (24)와 같다.

$$D_r(N) = -\int \frac{A_r}{N} dN = -A_r \ln N_r + b_r, \quad r = m, l, f \quad (24)$$

여기서, A_r 과 b_r 은 Fig. 6 의 손상곡선으로부터 구할 수 있으며 Table 6 은 이의 결과이다.

이와 같은 과정을 통해서 모재균열, 층간분리 및 섬유파손 각각의 손상을 발생시키는 하중반복수에서의 누적손상량을 구할 수 있다.

4.3 피로 수명의 계산

섬유강화 복합재료의 피로수명 예측을 위해서는 4.1 절의 정적손상해석을 통하여 구한 정적손상-작용응력의 관계와 4.2 절의 피로손상해석을 통하여 구한 피로손상-피로수명의 관계의 상관관계를 고려하여야 한다. 또한 이를 위해서는 정적손상 및 피로손상의 물리적 의미가 동일하여야 한다. 그러나 Fig. 6 의 피로손상은 하중반복수의 변화에 따른 탄성계수의 저하 비율로 정의되는 물리량임에 비하여 Fig. 4 의 정적손상량은 작용응력의 증가에 따라 손상량이 증가하는 물리적 의미를 갖는다. 따라서 정적손상 및 피로손상의 관계를 통하여 피로수명을 예측하기 위해서는 이들의 물리적 의미를 동일하게 수정하여야 한다.

이를 위하여 본 연구에서는 작용하중의 증가에 따라 정적손상량은 증가하지만(Fig. 4 참조) 이와 반대로 응력-변형을 선도에서의 순간 탄성계수는 감소된다는 결과를 이용하여 다음과 같은 정적손상과 탄성계수 변화에 대한 관계식을 도입하였다.

$$E_D = E_0(1 - D_s) \quad (25)$$

여기서 D_s 는 식 (18)을 통하여 평가된 정적손상량이다. E_0 는 초기 탄성계수이며 E_D 는 초기탄성계수와 정적손상량으로부터 구한 정적하중시의 탄성계수 변화량을 나타낸다.

따라서, 이상에서 설명한 과정을 통하면 정적손상해석에서의 해석결과와 피로 손상해석에서의 결과로부터 모재균열, 층간분리, 섬유 파손에 대한 응력과 수명의 관계를 얻을 수 있다. 즉, 응력해석을 통하여 모재와 섬유의 수직응력 및 층간 전단응력을 계산하였다. 그리고 이들에 대한 정적 손상해석을 수행하면 응력-손상의 관계를 얻을 수 있으며 이를 피로 손상해석의 결과인 손상-수명의 관계와 결부시켜 각각에 대한 응력-수명의 관계를 구하였다. 또한 이들 각각의 수명을 합산함으로써 적층 복합재료에 대한 작용응력과 피로수명간의 관계를 예측할 수 있다.

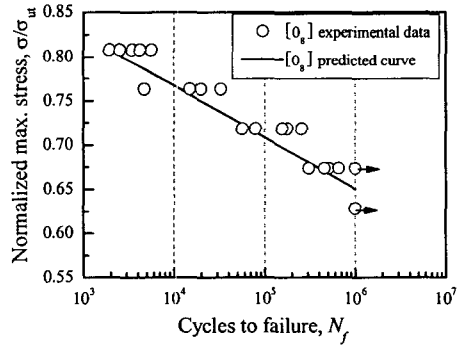


Fig. 8 Predicted results for [0₈] laminates

Table 5 The coefficients of Mao's equation, Eq. (19)

	q	m_1	m_2
[0 ₈]	1.00	1.00	1.00
[0 ₂ /90 ₂] _s	0.64740	0.32821	4.39875

Table 6 Coefficients of damage-cycles equation

		A	b
[0 ₈]	Damage	-0.04271	1
[0 ₂ /90 ₂] _s	Matrix damage	-0.01548	0.36108
	Interlamina damage	-0.00552	0.37637
	Fiber damage	-0.01268	0.35108

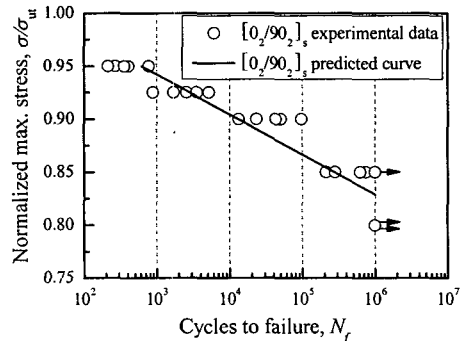


Fig. 9 Predicted results of [0₂/90₂]_s laminates

Fig. 8 과 Fig. 9 는 $[0_8]$ 와 $[0_2/90_2]$ 적층 복합재료에 대해 예측한 응력-수명 곡선과 실험결과를 비교한 것이다. 그림에서 알 수 있듯이 예측 결과는 실제 실험결과를 비교적 잘 묘사하고 있다.

5. 결론

본 연구에서는 연속체 손상역학의 이론에 근거한 정적 손상해석과 피로손상 누적과정에 입각한 피로 손상해석을 통하여 섬유강화 복합재료의 피로해석 모델을 제안하였으며 얻어진 결과는 다음과 같다.

- (1) 섬유강화 복합재료의 이방성을 고려하기 위하여 복합재료의 구성요소에 대한 응력해석을 실시하였다.
- (2) 연속체 손상역학을 기본으로 정적손상해석을 수행하여 복합재료의 모재균열, 층간분리 및 섬유파손에 해당하는 정적손상량을 평가하였다.
- (3) 하중반복수에 따른 탄성계수의 감소율을 기본으로 한 피로손상해석을 수행하고 이와 정적손상량의 상관관계를 이용하여 섬유강화 복합재료의 피로수명을 예측하였다.

참고문헌

- (1) Kang, K.W., 2000, "A Study on the Static Strength and Fatigue Characteristics of Composite Materials with Impact Damage," Ph.D. Thesis, Hanyang University, Seoul
- (2) Mao, H. and Mahadevan, S., 2002, "Fatigue Damage Modeling of Composite Materials," *Composite Structures*, Vol. 58, pp. 405~410
- (3) Hunga Z., 2002, "Micromechanical Modeling of Fatigue Strength of Unidirectional Fibrous Composites," *International Journal of Fatigue*, Vol. 24, pp. 659~670.
- (4) Abdelal, G.F., Caceres, A. and Barbero, E. J., 2002, "A Micro-Mechanics Damage Approach for Fatigue of Composite Materials," *Composite Structures*, Vol. 56, pp. 413~422.
- (5) Kattan, P. I. And Voyiadjis, G Z., 2002, "Damage Mechanics with Finite Elements," Springer, Berlin, pp. 1~22.
- (6) Kachanov, L. M., 1986, "Introduction to Continuum Damage Mechanics," Martinus Nijhoff, Dordrecht, pp. 1~10.

- (7) Mishnaevsky Jr, L., 1998, "Damage and Fracture of Heterogeneous Materials," A. A. Balkema, pp. 53~66.
- (8) Cauvin, A. and Testa, R.B, 1999, "Damage Mechanics: Basic Variables in Continuum Theories," *International Journal of Solids and Structures*, Vol. 36, pp. 747~761.
- (9) Cheng, G and Plumtree, A., 1998, "A Fatigue Damage Accumulation Model Based on Continuum Damage Mechanics and Ductility Exhaustion," *International Journal of Fatigue*, Vol.20, No. 7, pp.495~501.
- (10) Lee, U. and Fang, L., 1997, "A Theory of Continuum Damage Mechanics for Local Damage Modeling and Identification," *KSME Proceeding*, Vol. A, pp.197~202.
- (11) Chow, C. L. and Lu, T. J., 1989, "On Evolution Laws of Anisotropic Damage," *Engineering Fracture Mechanics*, Vol. 34, No. 3, pp. 679~701.
- (12) Lemaitre, J., Desmorat, R. and Sauzay, D., 2000, "Anisotropic Damage Law of Evolution," *Eur. J. Mech. A/Solids*, Vol.19, pp.187~208.
- (13) Barbero, E.J., Abdelal, G. F. and Caceres, A., 2005, "A Micromechanics Approach for Damage Modeling of Polymer Matrix Composites," *Composite Structures*, Vol. 67, pp. 427~436.
- (14) Allen, D. H. and Harris, C. E., 1987, "A Thermo-Mechanical Constitutive Theory for Elastic Composites with Distributed Damage-I. Theoretical Development," *International Journal of Solids Structures*, Vol. 23, pp. 1301~1318.
- (15) Kobayashi, S., Terada, K., Ogihara, S. and Takeda, N., 2001, "Damage-Mechanics Analysis of Matrix Cracking in Cross-Ply CFRP Laminates Under Thermal Fatigue," *Composites Science and Technology*, Vol. 61, pp. 1735~1742
- (16) ASTM D 3039-00, "Standard Test Method for Tensile Properties of Polymer Matrix Composite Materials."
- (17) Mallik, P.K., 1993, *Fiber-Reinforced Composites*, Marcel Dekker, New York, pp. 550~553.
- (18) Hyer, M.W., 1998, *Stress Analysis of Fiber-reinforced Composite Materials*, McGraw-Hill, Boston, pp. 148~153.
- (19) Kim, J.K., 1995, *Mechanical Materials Science*, Moowoondang, Seoul, pp. 400~420.
- (20) Payan, J. and Hochard, C., 2002, "Damage Modeling of Laminated Carbon/Epoxy Composites Under Static and Fatigue Loadings," *International Journal of Fatigue*, Vol. 24, pp. 299~306.