

## 論文

## 비선형 변형 거동을 갖는 섬유강화 복합재료의 피로수명 예측

이창수\* · 황운봉\*

**Fatigue Life Prediction of Fiber-Reinforced Composite Materials having Nonlinear Stress/Strain Behavior**

C. S. Lee\* and W. Hwang\*

**ABSTRACT**

Fatigue life prediction of matrix dominated composite laminates, which have a nonlinear stress/strain response, was studied analytically and experimentally. A stress function describing the relation of initial fatigue modulus and elastic modulus was used in order to consider the material nonlinearity. New modified fatigue life prediction equation was suggested based on the fatigue modulus and reference modulus concept as a function of applied stress. The prediction was verified by torsional fatigue test using cross-ply carbon/epoxy laminate tubes. It was shown that the proposed equation has wide applicability and good agreement with experimental data.

**초 록**

비선형 하중/변위 거동을 나타내는 모재 지배 복합재료의 피로수명 예측을 이론과 실험에 의해 연구하였다. 재료의 비선형성을 고려하기 위해 초기 피로계수와 탄성계수의 관계를 나타내는 응력함수를 도입하였다. 피로계수와 참고계수 개념을 기반으로 하여 새로운 피로수명 예측식이 가한 하중 수위의 함수로 유도되었다. 예측 결과는 직교이방성 탄소섬유/에폭시 적층판을 사용한 원통형 시험편의 비틀림 피로 실험과 비교되었으며, 제안된 식은 실험치와 잘 일치하였다.

**1. 서 론**

복합재료의 피로파괴 형태는 금속의 경우처럼 결정적이지 않고, 많은 균열의 형성에 의해 전개되므로 '통계적' 또는 '확률적' 이라고 말할 수 있다. 따라서 복합재료 피로파괴의 초기 연구에서는 Weibull 분포 또는 무차원 대수분포 등의 통계학적인 방법을 이용하거나, 금속재료에 잘 알려진 피로수명 예측식인 Basquin의 지수법칙, S-N 곡선, 그리고 Coffin과 Manson의

실험식 등으로 피로수명을 나타내었다[1]. 이들 식들은 복합재료의 경우에도 비교적 잘 적용되지만, 복합재료의 피로거동을 정확히 이해하고 예측하기 위해서는 이론적인 근거가 요구된다.

지금까지 복합재료의 피로수명을 예측하기 위한 대표적인 방법으로 잔류강도 저하 모형(residual strength degradation model)[2-8]과 잔류강성 저하 모형(residual stiffness degradation model)[9-15]에 관한 다양한 연구 결과가 발표되었다. Broutman과

Sahu[2]는 잔류강도가 피로주기에 따라 연속적으로 감소함을 관찰하고, 선형 강도 저하식을 이용하여 피로 손상을 예측할 수 있는 누적 손상이론을 제안하였다. Hahn 등[3,4]과 Yang 등[5]과 Chou와 Croman [6,7]은 정적강도와 피로수명이 Weibull 분포에 잘 따른다는 가정을 세우고, 통계학적인 피로수명과 잔류강도에 관한 연구를 하였다. 먼저, Hahn 등은 정적강도가 클수록 피로수명이 길다는 강도-수명 동등 순위 가정 (strength-life equal rank assumption)을 세우고, 실험으로 증명하였다. 또한, 변화율 형태의 비선형 잔류강도 저하식을 소개하고, 정적강도분포와 '잔류강도가 가한 응력값에 도달하였을 때 파괴가 일어난다'는 기본 가정을 이용하여 피로수명 분포를 유도하였다. Yang 등은 비선형 잔류강도 저하모형을 세우고 다양한 실험 조건에서의 타당성을 보였으며, Chou와 Croman은 sudden-death 모형을 제안하였다. 이 두 모형의 중요한 차이는, 잔류강도 저하모형에서는 잔류강도가 피로수명의 함수가 되어 일정하게 감소한다는 가정을 사용한 반면, sudden-death 모형에서는 강도가 현저하게 감소하는 마지막 몇 주기까지는 반복 하중에 의한 강도의 변화가 없다는 가정을 사용한 점이다. 이상의 강도저하 모형은 다중응력 수위의 피로예측은 가능하지만, 해석적 방법으로는 구하기 어려운 강도의존 모수로 표시되는 식이기 때문에 일정응력 수위의 피로수명 예측은 불가능하다. Charewicz와 Daniel[8]은 잔류강도만으로 누적 손상을 표시하였으며, 동일 손상곡선 (equal damage curve)의 개념으로 잔류수명을 예측하는 방법을 제시하였다. 그러나 실험결과에 과도한 편차가 있거나, 피로주기의 중간부분에 나타나는 잔류강도 곡선의 평행부에서 강도의 유일한 값을 가정할 수 없게 되어 손상을 제대로 나타낼 수 없다. 따라서 잔류강도 하나만으로 손상을 정의하는 데는 무리가 있다.

피로주기 중의 잔류강도 저하에 대한 연구와 거의 시대를 같이 하여 강성 저하에 관한 연구가 시작되었다. Hahn과 Kim[3]과 O'Brien과 Reifsnider[9]는 피로하중에 의해 쉐커편계수(secant modulus)의 저하가 발생함을 고찰하였다. Wang과 Chim [10]은 탄성계수 저하에 관한 연구를 하였으며, 피로 손상을 탄성계수의 함수로 정의하였다. 그리고 피로손상의 변화율은 피로주기와 손상함수인 매개변수의 지수함수로 표시될 수 있다는 가정으로부터 이론적인 피로수명식을 유도하였다. 그러나 손상함수로 가정된 매개변수를 결정하기가 어렵기 때문에 피로수명을 계산하는 목적으

로 이 식을 직접 사용하기는 곤란하다. Reifsnider와 Stinchcomb[11]는 임계요소(critical element)를 고려한 잔류강도 모형으로부터 잔류강도와 피로수명을 예측하기 위한 연구를 하였다. 가한 하중의 상태에 따라 변하는 재료 내부의 응력상태의 변화 과정을 누적 손상으로 정의하고, 그 변화량을 계측하는 매개변수로서 강성저하를 택하였다. Lin[12]은 강성저하를 이용하여 손상과정을 세 단계로 구분하여 설명하고, 금속재료에서의 피로균열 진전과 복합재료에서의 손상 누적 법칙을 상사시킴으로써 복합재료의 강성저하를 피로주기의 변화율 형태로 나타내었다. Yang 등[13]은 피로하중 하에 있는 복합재료의 잔류강도의 통계적인 분포를 예측할 수 있는 강성저하 모형을 세운 뒤, 선형 회귀 분석과 Bayesian 접근에 의해 풀어서 실험결과와 잘 일치함을 보였다. Hwang과 Han[14,15]은 피로계수의 개념을 소개하고, 피로계수 저하율로부터 단일응력의 피로수명을 예측식을 구하였다. 그리고 피로계수 (fatigue modulus)와 합변형률(resultant strain)을 이용한 피로누적 손상모형으로부터 다중응력 수위의 피로수명 예측을 하였다. 앞에서 살펴본 연구에서 강성저하 모델은 잔류강도를 예측하기 위한 가장 적절한 방법임을 알 수 있으며, 실험에 맞는 강성저하 모형이 세워진다면 파단조건을 적용함으로써 피로수명을 예측할 수 있게 된다.

이들과 다른 방향의 피로수명 예측법을 몇몇 연구자들이 발표하였다. 먼저, O'Brien 등[16]은 강성저하로 인한 재료 전체의 변위증가 정도와 층간분리로 인한 적층판의 파단변위의 저하량을 비교함으로써 피로수명을 예측하였다. Lee 등[17]은 cross-ply 적층판의 횡방향 균열이 특정 손상 상태(characteristic damage state; CDS) 수위에 이를 때까지의 수명과 CDS 후의 잔류수명을 각각 구하여 피로수명을 예측하는 모형을 제안하였다. Rotem[1]은 피로강도와 파단양상에 대한 평균응력의 영향을 나타내는 fatigue envelope 개념을 소개하였고, 인장-인장, 압축-압축 피로거동에 기초를 두고 임의의 응력비에서의 S-N 곡선을 예측하는 연구를 하였다.

본 논문에서는 피로계수를 이용한 강성저하 모델로부터 피로수명을 예측하는 방법을 소개하고자 한다. 피로계수 개념을 제안한 Hwang과 Han은 그들의 선행 연구[13,14,18]에서 재료의 응력/변형률 거동의 선형성을 가정하여 식을 전개했으나, 모재지배 적층판이나 복합재료의 특정 방향의 실험에 있어서 응력/변형률이

비선형을 보이게 된다[19]. 이 경우 일반적으로 적용했던 초기 피로계수와 탄성계수가 같다는 가정이 성립할 수 없으므로 본 연구에서는 문헌[18]에 발표된 수식을 비선형 거동을 보이는 재료에도 사용할 수 있도록 확장하였다. 본 연구에서 새롭게 제안하는 피로수명 예측식의 타당성을 직교이방성 carbon/epoxy 적층판의 비틀림 피로실험을 통해 검증하였다.

### 2. 이론해석

주기 하중 하에서 복합재료의 응력/변형률 곡선은 Fig. 1에 나타낸 바와 같이 물성 저하로 인해 변화한다. 그림에서 피로계수  $F$ 는 응력/변형률 선상의 기울기로 정의되며, 다음 식으로 표현할 수 있다[14].

$$F(n, q) = \frac{\sigma_a}{\epsilon(n)} = \sigma_u \frac{q}{\epsilon(n)} \quad (1)$$

여기서  $F(n, q)$ 는 인가된 응력 수위  $q$ 하의  $n$ 번째 하중 주기에서의 피로계수이고,  $\epsilon(n)$ 은  $n$ 번째 하중 주기에서 합변형률이며,  $q$ 는 인가 응력  $\sigma_a$ 와 인장강도  $\sigma_u$ 로 정의된다( $\sigma_a/\sigma_u$ ). 일반적으로 재료의 피로계수는 하중 주기와 인가 응력 수위의 함수이다. Fig. 2와 같이 섬유지배 적층판에 대해서 응력/변형률 관계는 파괴에

이를 때까지 거의 선형적이다. 따라서 단일 응력 시험에 대해 피로계수는 인가 응력의 함수가 아니라 하중 주기만의 함수로 가정될 수 있었으므로 지금까지의 연구는 이 가정을 바탕으로 이루어졌다. 그러나 모재 지배적인 적층판에 대해서는 이 모델을 적용하기가 곤란하다. 따라서 새로운 접근법이 요구되고 있다.

피로 주기 하에서 피로계수 저하율은 다음과 같은 피로 주기의 지수 함수로서 가정될 수 있다.

$$\frac{dF(n, q)}{dn} = -F_o a c n^{c-1} \quad (2)$$

여기서  $a$ 와  $c$ 는 재료 상수이고,  $F_o$ 는 초기 피로계수이다. 비선형 응력/변형률 관계를 가지는 재료에 대해 초기 피로계수는 Fig. 3에서 보여지는 것처럼 인가된 응력 수준에 따라 다르다.

초기 피로계수와 탄성 계수는 다음과 같은 관계식이 성립한다 [13].

$$F_o = G(\sigma_a) E_o \quad (3.a)$$

$$G(\sigma_a) = \frac{\sigma_a}{\xi \ln\left(\frac{\xi}{\xi - \sigma_a}\right)} \quad (3.b)$$

여기서  $E_o$ 는 탄성계수이고,  $\xi$ 는 정하중 응력/변형률

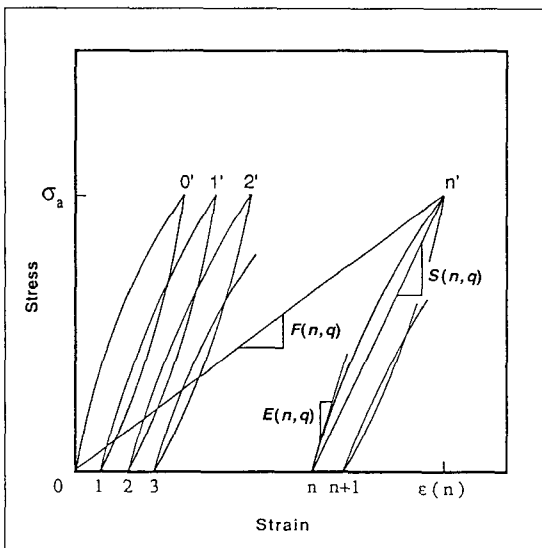


Fig. 1. Fatigue modulus concept

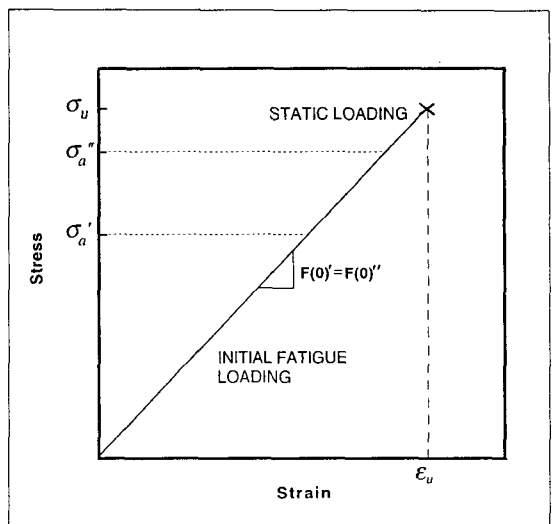


Fig. 2. Initial fatigue modulus for fiber dominated composite laminates

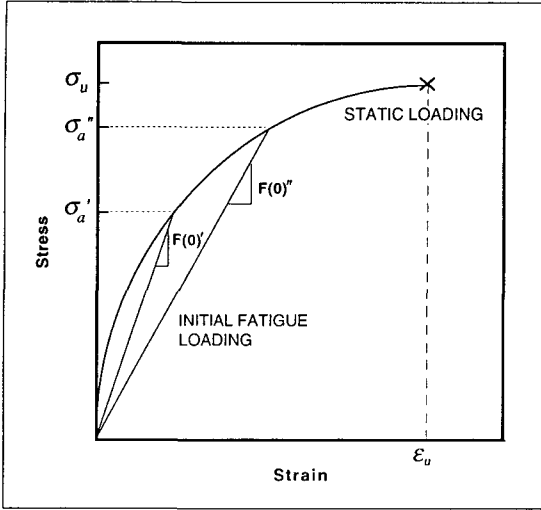


Fig. 3. Initial fatigue modulus for matrix dominated composite laminates

관계로부터 얻어질 수 있는 재료상수로 다음과 같은 식으로부터 주어진다.

$$\sigma = \xi[1 - \exp(-r\epsilon)] \quad (4)$$

단일 응력수준의 피로 수명을 예측하기 위해서  $n_1$ 에서  $n_2$ 까지의 주기로 식 (2)를 적분하면 다음과 같은 식이 나온다.

$$F(n_2) - F(n_1) = -F_0 a(n_2^c - n_1^c) \quad (5)$$

$n_2 = n, n_1 = 0$  을 식 (5)에 대입하면

$$F(n) - F(0) = -F_0 a n^c \quad (6)$$

이 되고,  $n = N$ 에서 파단시 위의 식은 다음과 같이 된다.

$$F_f = G(\sigma_a) E_0 (1 - aN^c) \quad (7)$$

여기서  $F_f$ 는 파단시의 피로계수이다.

피로수명을 예측하기 위해 파단 기준이 필요하다. 복합 적층판의 파단은 섬유 방향, 적층 순서 등과 같은 조건에 따라 다른 양상을 보이게 되므로 초기 연구 [14,15]에서와 같이 단지 하나의 파단 기준만이 사용될 때는 응용성이 약하게 된다. 이러한 문제점을 피하

기 위해서 다음과 같은 관계를 갖는 참고계수  $F_R$ 이 존재한다고 가정한다.

$$\frac{E_0}{F_R} = p \quad (8.a)$$

$$\frac{F_f}{F_R} = f(q) = q \quad (8.b)$$

여기서  $p$ 와  $q$ 는 각각 재료 상수와 인가 응력 수위이다. 식 (8)을 식 (7)에 대입하면 다음과 같다.

$$q = pG(\sigma_a)(1 - aN^c) \quad (9)$$

따라서 파단에 이르는 피로주기의 수, 즉, 피로수명은 다음과 같이 표현된다.

$$N = M \left( p - \frac{q}{G(\sigma_a)} \right)^B \quad (10)$$

여기서  $p, M (= (pa)^{-1/c})$ 와  $B (= 1/c)$ 는 재료 특성들이다.  $\sigma_a = \sigma_u$   $q$ 의 관계를 사용하고 식 (3.b)를 대입하면 식 (10)은 다음과 같이 다시 쓸 수 있다.

$$N = M \left[ p - \frac{\xi}{\sigma_a} \ln \left( \frac{\xi}{\xi - \sigma_a q} \right) \right]^B \quad (11)$$

위 식에 포함된 재료 상수들 중에서  $\xi$ 와  $\sigma_u$ 는 정적 시험으로부터,  $p, M, B$ 는 파단 데이터로부터 결정되어질 수 있다. 식 (11)은 새로운 변수  $p$ 를 얻게 되고, 이는 이전의 연구[14,15]에서 제안된 식보다 더 유연한 형태이며, 선형 재료에 대해서는 함수  $G$ 가 1이 되어 기존의 식과 일치한다.

### 3. 실험방법

본 연구에서 복합재료 튜브는 겹침법(lapped moulding technique)을 이용하여 제조하였다[19]. 섬유는 T300 grade 탄소섬유이며, 에폭시 레진을 모재로 사용하였다. 섬유의 체적율(volume fraction)은 약 58%였다. 제조된 튜브를 100 mm 간격으로 자른 후 외경이 30 mm이고, 길이가 35 mm인 glass cloth

end-tab을 튜브의 바깥부분에 접착시켜 시편을 제조하였다.

MTS 시스템을 이용하여 비틀림 피로 실험을 수행하였다. 로드셀(load cell)로 실험 데이터를 측정하고, PC-LAB DAS 소프트웨어를 이용하여 이를 컴퓨터 메모리에 기록하였다. 응력수위는 강도의 60, 65, 70, 75, 80 %가 되도록 비틀림 하중제어 모드에서 정현파(sinusoidal wave)를 가하였다. 비틀림 변형이 다소 크게 발생하였으므로 장비의 용량을 고려하여 하중 주기는 0.25 Hz로 비교적 작은 값을 가하였다.

#### 4. 결과 및 고찰

정적 비틀림 하중 하에서 직교 CFRP 튜브의 전형적인 전단 응력/변형을 관계를 Fig. 4에 나타내었다. 전단 응력/변형을 관계는 매우 큰 비선형성을 보이므로 앞에서 언급한 바와 같이 초기 피로계수는 탄성계수와 큰 차이를 보인다. 그림에서 실선은 식 (4)에 따라 SAS 프로그램[20]을 이용한 회기분석 결과이며, 여기서 구해진 상수는 Table 1에 나타내었다. 본 연구에 사용된 재료의 비틀림 강도는 87.5 MPa이다[19].

비틀림 피로 실험 결과를 Table 2에 나타내었으며, 많은 실험 오차를 관찰할 수 있다. 하중 수위 0.65에서의 최소 피로수명이 하중 수위 0.7인 경우보다 작게 관찰되었다. 그러나 이러한 실험 편차는 복합재료의 피로 실험에서 자주 관찰되는 현상이다[15].

Fig. 5에서 피로수명 예측 결과와 실험 결과를 비교

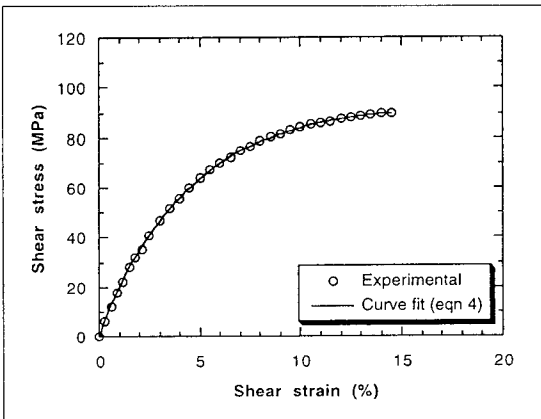


Fig. 4. Shear stress/strain relation of cross-ply CFRP tube under static loading

Table 1. Torsional strength and material constants

Torsional strength( $\sigma_u$ )	87.5(MPa)
$\xi$	93.3480(MPa)
$r$	23.1509

Table 2. Experimental data of torsional fatigue test

Stress level(q)	Arith. Mean	MIN	MAX	S.D.	No. of Specimen
0.80	33	5	92	32	6
0.75	116	6	259	98	6
0.70	776	39	1,743	573	7
0.65	856	20	2,109	701	8
0.60	1,949	81	5,783	1,715	7

하였다. 다른 비교를 위하여 기존의 S-N 곡선을 이용하였으며, 다음과 같은 식으로 표현할 수 있다.

$$q = k \log N + d \tag{12}$$

여기서  $k$ 와  $d$ 는 실험으로부터 구할 수 있는 재료상수이다. 예측식의 정확도를 평가하기 위하여 RMS(root mean square) 오차를 아래와 같이 정의한다.

$$E_{rms} = \frac{1}{m} \sqrt{\sum (\log N_{exp} - \log N_{cal})^2} \tag{13}$$

여기서  $N_{exp}$ 는 실험값이며,  $N_{cal}$ 는 수명식에 의해 예측되는 값이며,  $m$ 은 실험 데이터의 수이다. 식 (11)과 식 (12)의 상수들은 최소자승법에 근거한 SAS 프로그램[20]을 이용하여 구하였으며, 그 결과를 Table 3에 나타내었다. 표에서  $E_{rms}$  값을 비교한 결과로부터 본 연구에서 제안된 수명예측식이 기존의 S-N 곡선보다 좋은 결과를 보임을 알 수 있다.

변수  $p$ 의 물리적인 의미는 아래와 같이 설명되어질 수 있다. 먼저, 식 (8)로부터 다음과 같은 관계식을 얻을 수 있다.

$$F_f = \frac{E_o}{p} q = \frac{E_o}{p} \frac{\sigma_u}{\sigma_u} \tag{14}$$

그리고 피로계수의 정의로부터 다음의 관계가 얻어진다.

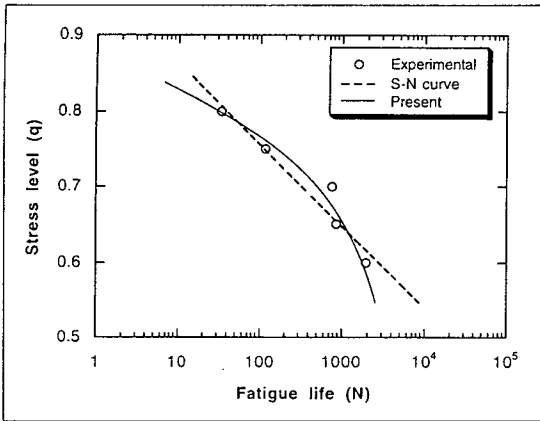


Fig. 5. Comparison of predictions with experimental data

$$\sigma_u = F_f \varepsilon_f \tag{15.a}$$

$$\sigma_u = F_o |_{q=1} \varepsilon_u = G |_{q=1} E_o \varepsilon_u \tag{15.b}$$

식 (15)를 식 (14)에 대입하고  $\sigma_u = \sigma_u q$ 의 관계를 이용하면 다음과 같은 최종 결과식을 얻는다.

$$\varepsilon_f = \phi \varepsilon_u \tag{16}$$

여기서  $\phi = p G |_{q=1}$ 이다. 위 식은 피로 합병형률( $\varepsilon_f$ )

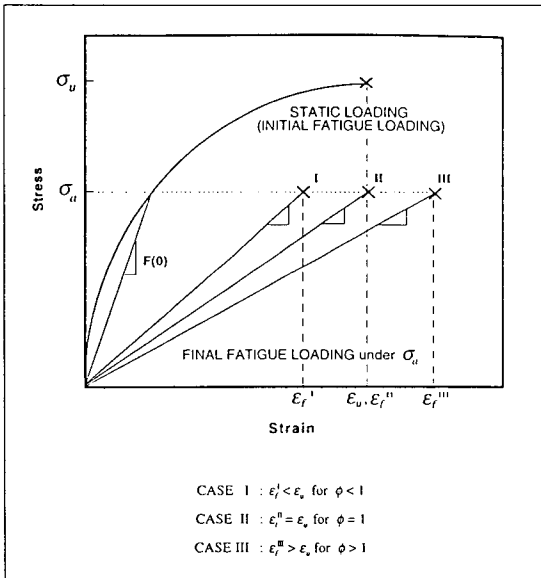


Fig. 6. Possible different failure conditions as a function of  $\phi$

Table 3. Estimation of material constants

Equations	Constants	Values
Proposed	$P$	1.9869
Eqn.(11)	$M$	1152.3952
	$B$	5.3468
	$E_{rms}$	0.0543
S-N curve	$k$	-0.1046
Eqn.(12)	$d$	0.9656
	$E_{rms}$	0.0841

이 정적 극한 변형률( $\varepsilon_u$ )의  $\phi$ 배에 도달했을 때 복합재료의 파단이 일어난다는 것을 나타낸다.  $\phi$ 의 값에 따라서 가능한 다른 파괴 조건들을 도출할 수 있으며, 이를 Fig. 6에 나타내었다. Hwang과 Han[15]이 제시한 피로 합병형률 파단 기준은  $p = 1$ 인 경우이며, 본 연구에서는 Table 2에 나타낸 바와 같이 2에 가까운 값을 가져 실험 결과와 비슷한 양상을 보였다.

### 5. 결 론

초기 피로계수와 탄성계수의 관계를 나타내는 새로운 응력함수를 도입함으로써 기존의 수명예측식을 효과적으로 수정하였다. 식의 수정 결과로부터 생긴 새로운 물질상수  $p$ 는 물리적 의미를 갖는 재료의 파단식과 관계하며 실험으로부터 직접 구할 수 있다. 제한된 피로수명 예측식은 인가 응력 수위의 함수로 유도되었으며, 섬유 지배 복합재료와 같은 선형 거동뿐만 아니라 모재 지배 복합재료의 경우에 나타나는 비선형 복합재료의 피로수명도 잘 예측할 수 있다.

### 후 기

본 연구는 1999년도 POSCO의 기술개발과제(과제번호 : IUD990501)의 연구비 지원에 의하여 수행되었습니다.

### 참고문헌

1. Rotem, A., "The Fatigue Behavior of Composite Laminates under Various Mean Stresses,"

Composite Structures, Vol. 17, 1991, pp. 113-126.

2. Broutman, L.J. and Sahu, S., "A New Theory to Predict Cumulative Fatigue Damage in Fiber-glass Reinforced Plastics," Composite Materials: Testing and Design (Second Conference), ASTM STP 497, 1972, pp. 170-188.

3. Hahn, H.T. and Kim, R.Y., "Fatigue Behavior of Composite Laminate," J. of Composite Materials, Vol. 10, 1976, pp. 156-180.

4. Hahn, H.T. and Hwang, D.G., "Failure Characterization of a Graphite/Epoxy Laminated Through Proof Testing," Composite Materials: Testing and Design (Sixth Conference), ASTM STP 787, I. M. Daniel, ed., 1982, pp. 247-273.

5. Yang, J.N. and Liu, M.D., "Residual Strength Degradation Model and Theory of Periodic Proof Tests for Graphite/Epoxy Laminates," J. of Composite Materials, Vol. 11, 1977, pp. 176-203.

6. Chou, P.C. and Croman, R., "Residual Strength in Fatigue Based on the Strength-Life Equal Rank Assumption," J. of Composite Materials, Vol. 12, 1978, pp. 177-194.

7. Chou, P.C. and Croman, R., "Degradation and Sudden-Death Models of Fatigue of Graphite/Epoxy Composites," Composite Materials: Testing and Design (Fifth Conference), ASTM STP 674, S. W. Tsai, Ed., 1979, pp. 431-454.

8. Charewicz, A. and Daniel, I.M., "Damage Mechanisms and Accumulation in Graphite/Epoxy Laminates," Composite Materials: Fatigue and Fracture, ASTM STP 907, H.T. Hahn, Ed., 1986, pp. 274-297.

9. O'Brien, T.K. and Reifsnider, K.L., "Fatigue Damage Evaluation through Stiffness Measurements in Boron-Epoxy Laminates," J. of Composite Materials, Vol. 15, 1981, pp. 55-70.

10. Wang, S.S. and Chim, E.S.M., "Fatigue Damage and Degradation in Random Short-Fiber SMC Composites," J. of Composite Materials, Vol. 17, 1983, pp. 114-134.

11. Reifsnider, K.L. and Stinchcomb, W.W., "A Critical-Element Model of the Residual Strength

and Life of Fatigue-Loaded Composite Coupons," Composite Materials: Fatigue and Fracture, ASTM STP 907, H.T. Hahn, Ed., 1986, pp. 298-313.

12. Ye, L., "On Fatigue Damage Accumulation and Material Degradation in Composite Materials," Composites Science and Technology, Vol. 36, 1989, pp. 339-350.

13. Yang, J.N., Jones, D.L., Yang, S.H., and Meskini, A., "A Stiffness Degradation Model for Graphite/Epoxy Laminates," J. of Composite Materials, Vol. 24, 1990, pp. 753-769.

14. Hwang, W. and Han, K.S., "Fatigue of Composites - Fatigue Modulus Concept and Life Prediction," J. of Composite Materials, Vol. 20, 1986, pp. 154-165.

15. Hwang, W. and Han, K.S., "Fatigue of Composite Materials - Damage Model and Life Prediction," Composite Materials: Fatigue and Fracture (Second Volume), ASTM STP 1012, Paul A. Lagace, Ed., 1989, pp. 87-102.

16. O'Brien, T.K., Rigamonti, M., and Zanotti, C., "Tension Fatigue Analysis and Life Prediction for Composite Laminates," Int. J. Fatigue, Vol. 11, No. 6, 1989, pp. 379-393.

17. Lee, J.W., Daniel, I.M., and Yaniv, G., "Fatigue Life Prediction of Cross-Ply Composite Laminates," Composite Materials: Fatigue and Fracture (Second Volume), ASTM STP 1012, Paul A. Lagace, Ed., 1989, pp. 19-28.

18. Hwang, W., Lee, C. S., Park, H. C. and Han, K. S., "Single- and Multi-Stress Level Fatigue Life Prediction of Glass/Epoxy Composites," J. of Advanced Materials, Vol. 26, 1995, pp. 3-9.

19. Lee, C. S., Hwang, W., Park, H. C. and Han, K. S., "Static Strength and Failure Mechanism of CFRP under Biaxial Loadings," Mechanics of Composite Materials, Vol. 34, 1998, pp. 38-56.

20. Cary, N. C., SAS user's guide: statics, Version 6 ed., SAS Institute, 1987.