

〈論 文〉

탄소섬유강화 복합적층판의 피로특성에 관한 연구

이창수* · 황운봉* · 한경섭* · 윤병일**

(1990년 9월 20일 접수)

Study on Fatigue Behavior of Carbon Fiber Reinforced Polyimide Composites

Chang Soo Lee, Woon Bong Hwang, Kyung Seop Han and Byung Il Yoon

Key Words : Fatigue Behavior(피로특성), CFRP(탄소섬유강화 복합 적층판), Fatigue Modulus Concept(피로계수개념), Resultant Strain(합변형률), Fatigue Life Prediction(피로수명 예측), Failure Mechanism(파괴 기구)

Abstract

Fatigue behavior of carbon fiber reinforced polyimide composite materials was studied experimentally and analytically. The physical variables, such as cyclic displacements and hysteresis loop energy were observed during fatigue tests. Fatigue life of the investigated $[0/90]_{2s}$ laminates was predicted by H&H models which was proposed based on the fatigue modulus and resultant strain. The predicted fatigue life by H&H curves was reasonably close to the experimental data. Fractography study shows that fatigue failure mechanism of $[0/90]_{2s}$ laminated composite materials involves failure break, matrix tearing and fiber-matrix debonding as well as delamination of layers.

1. 서 론

기계계에서 자주 발생하는 반복하중에 의하여 구조물의 파괴강도는 반복하중을 받는 동안 강성 저하로 인해 정적강도보다 떨어지게 된다. 이러한 현상은 금속재료는 물론 복합재료에 있어서도 중요한 파괴기구의 하나로 작용되는데, 복합재료의 파괴거동은 금속 및 고분자와 같은 등방성재료와는 상이한 양상을 보인다. 금속의 파괴는 주로 균열의 발생과 성장에 의해 지배되며, 이는 파괴역학적인 해석에 의해 예측이 가능하다. 그러나 복합재료에 있어서는 미세 균열이 비록 가한 하중의 초기단계에서 발생되지만, 파괴에는 큰 영향을 미치지 못하고, 최종적으로, 보강재의 파단과 함께 전체 구조

물이 파괴에 이를 때까지 견디는 특성을 가지고 있으며, 손상모우드도 다양하다. 또한, 섬유와 기지의 종류 및 섬유의 배열 방향에 따라 그 물리적, 기계적 성질이 크게 바뀌게 된다. 이러한 복합재료의 특성으로 인하여 복합재료의 피로파괴 현상을 이론적으로 규명하는데는 많은 어려움이 있다.

지금까지 실험 및 이론식을 사용하여 복합재료의 피로파괴 수명을 예측하는 연구가 수행되었다^(1~21). 대부분의 연구에서는 웨이블분포(Weibull distribution) 또는 무차원 대수분포를 이용하여 복합재료의 산포된 피로수명을 가한 응력수위에 따라 나타내었다. 따라서, 전체의 응력상태를 나타내는데 있어서, 지배방정식은 통계적인 방법으로는 불가능하며, 실제적으로 이용하기 위해서는 가한 응력 수위에서의 피로현상을 특징짓는 단 하나의 피로수명을 정의하는 것이 편리하다. 이렇게 함으로써 통계적인 도움없이 피로수명을 예측할 수 있다.

*정회원, 포항공과대학 기계공학과

**정회원, 국방과학연구소

현재까지 알려진 피로수명 예측식으로는 Basquin's Power Law, S-N곡선, 그리고 Coffin과 Manson의 실험식 등이 있으며, 몇 편의 논문^(1,2,13)에서 Basquin의 실험식과 실제의 실험 데이터가 잘 일치함이 발표되었다. 이와같이 복합재료의 피로수명은 Basquin's Power Law 또는 S-N곡선으로 나타낼 수 있지만, 복합재료의 피로거동을 좀더 정확히 이해하고 예측하기 위해서는 이론적인 연구가 반드시 필요하다.

지식 향상과 실험 기술의 발달과 더불어 피로현상 특히, 강성저하^(3~10,20,21)와 잔류강도저하^(7~10,12~19)에 관한 연구가 수행되어 왔다. Hahn 등^(6~10), Yang 등^(13~16), Chou 등^(17~19)은 정적강도와 피로수명이 웨이블분포에 잘 따른다는 가정을 세우고, 피로수명과 잔류 강도에 관한 연구를 하였다. Hahn과 Kim⁽⁷⁾은 정적강도가 클수록 피로수명이 길다는 가정을 세웠는데, Hahn과 Kim 등^(8~11)에 의한 확인 실험을 통하여 이것이 증명되었다. 이 가정은 Chou와 Croman⁽¹⁹⁾등에 의해서 '강도-수명 동등순위 가정'(strength-life equal rank assumption)이라 명명되었다. 또한, Hahn과 Kim⁽⁷⁾은 잔류 강도의 변화에 대한 변화율 형태의 식을 소개하였다. 이들은 잔류강도 저하식과 정적분포 그리고 잔류강도가 가한 응력값에 도달하였을때 파괴가 일어난다는 가정을 이용하여 피로수명분포를 유도하였다. Yang 등^(13~16)과 Chou 등^(17~19)은 각각 잔류 응력 감소 모델과 sudden-death 모델을 제안하였는데, 이 두 모델의 중요한 차이는 잔류응력 감소모델에서는 잔류응력이 피로수명의 함수가 되어 일정하게 감소한다는 가정을 사용한 반면, sudden-death모델에서는 강도가 현저하게 감소하는 마지막 몇 주기까지는 반복하중에 의한 강도의 변화가 없다는 가정을 사용한 점이다. Wang과 Chim⁽²⁰⁾은 탄성계수 감소에 관한 연구를 하였으며, 피로 손상을 탄성계수의 함수로 정의하였다. 그리고 피로 손상의 변화율은 피로주기 n 의 지수 함수와 손상 함수인 매개변수에 비례한다는 가정으로부터 이론적인 피로수명식을 유도하였다. 그러나 손상함수로 가정된 매개변수를 결정하기가 어렵기 때문에 피로수명을 계산하는 목적으로 이 식을 사용하기는 곤란하다. Wang과 Chim, Wang 등⁽²¹⁾은 같은 방법으로, 전단 변형도의 감소를 이용하여 전단 피로 현상 규명을 시도하였다. 그러나 아직까지 통계학적인 분석을 사용하지 않고, 피로수명을 해석적으로 예측하는 방법

은 알려져 있지 않다.

본 연구에서는 "피로계수" (Fig. 1)라는 새로운 개념을 도입하여 피로수명을 예측하였다. 먼저, 임의의 피로주기에서 피로계수 감소율은 피로주기의 지수함수를 따른다는 가정을 사용하고, 이를 적분하여 피로계수의 함수로 표현되는 피로수명식을 얻었다. 그리고 이 식에 변형률 파괴기준을 적용하여 최종적인 피로수명 예측식을 유도하였다. 이렇게 유도된 식은 재료상수가 결정되었을 때 임의의 응력상태하에서의 피로수명을 예측할 수 있게 된다. 제안된 식을 탄소섬유 복합적층판에 적용하여 단일 응력에서의 피로 수명을 예측한 결과, 본 연구에서 제안한 피로수명 예측식(H & H curve)이 기존의 식보다 실험치와 더 잘 일치함을 알 수 있었다. 아울러 탄소섬유 강화 복합재료의 제반 피로특성을 살펴보았다.

2. 이론해석

2.1 피로계수

반복하중을 받는 동안 복합재료의 강성감소로 인하여, 응력-변형률 곡선은 일반적으로 Fig. 1과 같이 주기에 따라 계속적으로 변한다. 이때, 임의의 주기 n 에서의 탄성강성도는 직선 $n-m$ 으로부터 얻어지는데, 본 연구에서는 특정한 하중 주기 n 에서 가한 응력과 그에 대한 변형률 사이의 직선 $0n'$ 을 피로계수 (fatigue modulus)로 정의하였다.

정의에 따라 Fig. 1로부터 다음과 같은 관계가

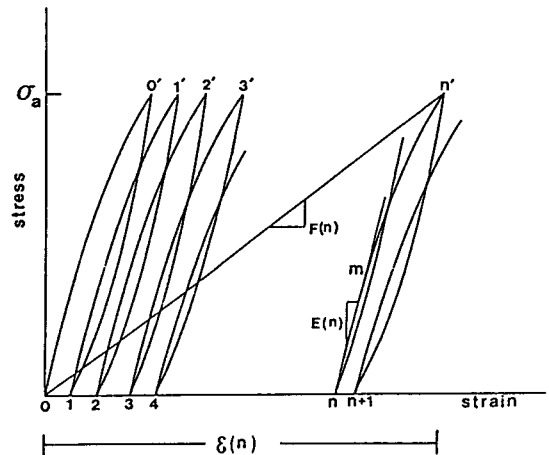


Fig. 1 Fatigue modulus concept

성립한다.

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

여기서,

$$\begin{aligned} F(n, q) &: n\text{번째 하중 주기에서 피로계수} \\ \epsilon(n) &: n\text{번째 하중 주기에서의 변형률} \\ \sigma_1 &: \text{가한 응력} \\ q &: \text{극한 응력에 대한 가한 응력의 비} \end{aligned}$$

이다.

식 (1)로 부터 재료의 피로계수 F 는 하중 주기 n 과 가한 응력 q 의 함수임을 알 수 있다. 초기 및 최종 경계조건은 다음과 같다.

$$F(n, q) = F_0 = E_0 \quad (2)$$

$$F(N, q) = F_f$$

첫번째 주기에서 피로계수 F_0 는 탄성계수 E_0 와 같고, 파괴시 피로계수를 F_f 로 가정하면, F_0 는 가한 응력에 상관없이 일정한 반면, F_f 는 가한 응력에 따라 결정된다.

식의 유도도를 좀더 간단하게 하기 위하여, 시편이 일정하게 최대 하중을 받고 있다면 임의의 하중주기에서 가한 응력과 변형률 사이의 관계는 선형이라 가정해도 무방하다. 이 가정은 다음 식으로 표현된다.

$$\sigma_a = F(n_i)\epsilon(n_i) \quad (3)$$

여기서, $F(n_i)$ 은 n_i 번째 주기에서의 피로계수이고, 일정한 값이라고 가정하였다. 이러한 가정을 사용하면, 피로 계수는 가한 응력의 함수가 아니라 하중주기 만의 함수가 된다.

즉,

$$F = F(n) \quad (4)$$

이다.

그런데, 기존의 씨컨트계수와 본 연구에서 제안한 피로계수는 단섬유 복합재료에서는 다른 값을 가지게 될 것으로 판단되며, 일방향 장섬유 복합재료에서는 그 차이가 매우 작을 것으로 판단된다. 피로계수개념과 몇가지 가정(임의의 하중 주기에서 가한 응력과 변형률의 관계는 선형은 실험에 의해서 검증되어야 한다.

2.2 피로 계수 감소 모델

피로계수 감소율 dF/dn 은 피로주기 n 의 지수함수로 나타낼 수 있다고 가정하면 식 (5)와 같이 표현할 수 있다.

$$\frac{dF}{dn} = -A \frac{CN^{c-1}}{BF^{b-1}} \quad (5)$$

여기서, A, B 그리고 C 는 재료상수이다.

이 모델은 참고문헌 (22)와 (23)에서 제시한 것보다 일반적인 형태이다.

2.3 단일 응력에서의 피로 수명 예측

식 (5)를 n_1 에서 n_2 주기까지 적분하면 식 (6)과 같이 된다.

$$F^b(n_2) - F^b(n_1) = -A(n_2^c - n_1^c) \quad (6)$$

식 (6)에 $n_2 = n$, $n_1 = 0$ 을 대입하면,

$$F^b(n) - F^b(0) = -AN^c \quad (7)$$

이고, 파괴시에 $n = N$ 이므로 식 (7)은 식(8)과 같이 된다.

$$F_f^b - F_0^b = -AN^c \quad (8)$$

따라서, 파괴가 될때 주기 횟수는 식 (9)와 같이 나타내어진다.

$$N = [M\{1 - (F_f/F_0)^b\}]^{1/c} \quad (9)$$

여기서, $M = F_0^b/A$ 이다.

앞에서 언급하였듯이, 식 (9)를 이용하여 피로수명을 예측하기 위해서는 파괴 기준이 필요하게 된다. 본 연구에서는 참고문헌 (22)와 (23)에서 제시한 변형률 파괴기준을 선택하였으며, 이러한 기준은 피로에 의한 변형률이 정적 극한변형도에 이르면 재료의 마지막 파괴가 발생한다는 것을 의미한다. 그리고 정적 하중상태에서 탄성 응력-변형률 관계는 식 (10)과 같다.

$$\sigma_a = E_0 \epsilon_u = F_0 \epsilon_u \quad (10)$$

여기서,

σ_u : 극한 강도

ϵ_u : 극한 변형률

이고, 피로 강성도는 다음과 같은 관계를 갖는다.

$$\sigma_a = F_{fa} \epsilon_{fa} \quad (11)$$

여기서,

σ_a : 가한 응력

F_{fa} : 가한 응력상태에서 파괴시 파괴 강성도

ϵ_{fa} : 가한 응력상태에서 파괴시 변형률

이다.

변형률 파괴기준($\epsilon_u = \epsilon_{fa}$)은 식 (10)과 식 (11)로부터 다음과 같은 피로 강성도와 응력이 된다.

$$\frac{F_{fa}}{F_0} = \frac{\sigma_a}{\sigma_u} = q \quad (12)$$

식 (12)를 (9)식에 대입하면 다음과 같이 된다.

$$N = [M(1 - q^b)]^{1/c} \quad (13)$$

따라서, 가한 응력상태 q 와 재료상수인 M, B, C 를 알고 있을 때, 위 식 (13)을 이용하면 변형률 파괴

기준에서의 피로 수명을 예측 할 수 있다.

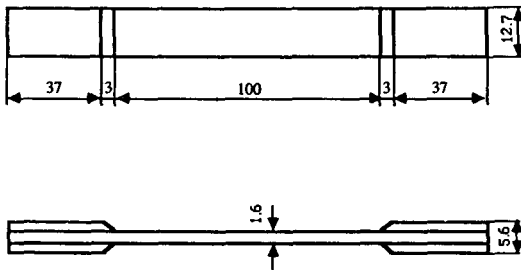
3. 실험 방법

본 연구에 사용한 재료는 $[0/90]_{28}$ 의 배열을 갖는 탄소섬유 복합 적층판이다. 시험편은 ASTM의 D-3039(정하중시험)와 D-3470(피로시험)을 참조하여 유리섬유 복합재료로 만든 탭(tab)을 에폭시(epoxy)로 붙인 후, 다이아몬드 커터로 가공을 하였다. 본 실험에 사용된 시험편의 제원을 Fig. 2에 나타내었다.

정하중 시험은 만능시험기(UTM autograph)를 사용하였다. 인장강도는 일정 변위율(2mm/min)을 주어 측정하였으며, 신장계(extensometer)를 부착하여 X-Y기록계로부터 응력-변형률 선도를 얻었다. 그리고 ν_{xy} 를 계산하기 위해 시험편의 중앙부에 직교 스트레인게이지(strain gauge)를 붙여 하나의 시험편에 대해 탄성한도내의 세 점에서 변형률을 측정하고, 그 평균값을 취하였다.

피로시험은 Instron의 하중제어모드(load control mode)에서 사인파(sinusoidal wave)형태의 하중을 가하여 실시했다. 이때, 주파수는 실험도중 시험편의 온도상승을 거의 무시할 수 있는 1~5Hz를 사용하였다. 최대 하중은 파괴하중의 0.9, 0.85, 0.75, 0.7, 0.67, 0.58로 하고, 시험편에 압축응력이 가해지지 않도록 전 실험을 통하여 최소하중을 파괴하중의 0.05로 유지하였다.

여러개의 적층판으로부터 가공된 시험편들은 정하중 실험결과에서 물성의 편차가 심한 것으로 확인된 바, 피로시험을 위한 시험편의 선택은 무작위 추출에 따랐다. 파단면의 관찰을 위하여 주사전자현미경(scanning electron microscope : SEM)을 사



ALL DIMENSIONS ARE IN mm

Fig. 2 Test specimen configuration

용하였다. 파단면은 피로하중 수위가 0.8인 시험편으로부터 작은 부분(1cm×1cm)을 취하였고, SEM 관찰시 빛의 산란(charging)을 막기 위하여 금으로 시험편의 표면을 도금하였다.

4. 실험 결과 및 분석

4.1 정하중 실험

정하중 실험을 통하여 강도(strength), 영률(Young' modulus), 프와송비(poission's ratio)등 기본 물성치를 측정하여 Table 1에 나타내었다. Fig. 3은 대표적인 응력변형률 선도로서 파단될 때까지 거의 선형적인 응력-변형률 관계를 보여주고 있다. 또한, 보강재와 기지의 특성상 소성 영역이 거의 존재하지 않음을 알 수 있다. 실험 도중 관찰한 바에 따르면, 파단 강도의 약 50%하중에 도달하면서부터 섬유의 파단음을 들을 수 있다. 이것은 정렬이 잘못되거나 취약한 보강재가 작은 응력하에서 파단되는 현상으로 생각되며, 그 수가 많지 않

Table 1 Static test summary

Classification	σ_u (MPa)	E_x (GPa)	ν_{xy}	ϵ_u (%)
1	804.2	47.0	—	1.60
2	816.5	49.8	—	1.20
3	742.9	49.0	—	1.28
4	840.6	50.1	—	1.60
5	778.1	55.6	—	1.44
6	823.4	40.0	—	1.40
7	844.3	51.6	0.0466	1.20
8	860.6	53.6	0.0472	—
9	792.6	56.0	0.0479	—
	mean	53.4	0.0475	—
10	843.2	56.4	0.0380	1.60
11	826.7	57.8	0.0401	—
	—	60.1	0.0413	—
	mean	58.7	0.0406	—
Arith. Mean	815.64	50.4	0.0435	1.42
S.D.	34.15	5.22	—	0.614

을 경우에는 시편의 전체 강도에 미치는 영향은 크지 않으나, 심한 경우에 있어서는 응력-변형률 선도 상에 불연속점을 만드는 원인이 되기도 한다. 본 연구에 있어서, 후자의 경우는 거의 없었으므로 실험에 사용된 시편의 보강재와 그 정렬 상태는 양호한 것으로 생각된다.

Table 1에서 보면 대체적으로 물성치는 편차가 심하지 않으나, 강도는 많은 편차를 나타내고 있다. 이러한 특성을 분석하기 위해 웨이블분포함수(Weibull distribution function)를 사용하여 통계적인 측면을 고려하였다. 통상, 실험 파단확률(experimental probability of failure)은 식 (14)로 표현되는 중앙순위(median rank)를 사용하여 결정한다.

$$P_{mr} = (mr - 0.3) / (m + 0.4) \quad (14)$$

여기서,

P_{mr} : 파손확률

m : 전체시편갯수

mr : 파손순서 (failure order)

이다. 이 식은 파손 순서와 파손 확률의 1차 선형 식으로 표현된다.

본 연구에서는 2모수 및 3모수 웨이블분포함수를 사용하였는데, 다음과 같다.

2모수 웨이블분포 :

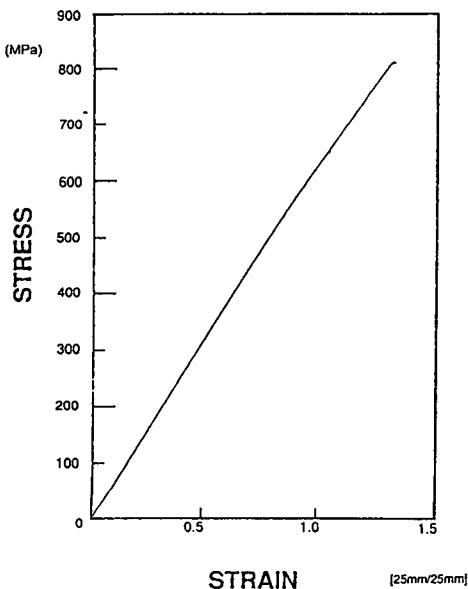


Fig. 3 Static stress-strain behavior

$$F(x) = 1 - \exp[-(x/\beta)^a] \quad (15)$$

3모수 웨이블분포 :

$$F(x) = 1 - \exp[-\{(x-c)/b\}^a] \quad (16)$$

여기서,

a, a : 형상모수(shape parameter)

β, b : 규모모수(scale parameter)

c : 위치모수(location parameter)

이다.

2모수 웨이블분포함수는 선형이 되어 선형회귀(linear regration)로 모수들을 쉽게 구할 수 있으나, 3모수 웨이블분포함수는 비선형 회귀(non-linearregration)로 구하여야 한다. 본 연구에서는 각각의 모수들의 비선형 회귀가 가능한 BMDP (Bio-Medical Computer Program) 전산 프로그램을 사용하여 구하였다.

결정된 모수들을 Table 2에 나타내었고, 2모수 및 3모수 웨이블함수에 의한 파단확률 예측을 Fig. 4에 나타내었다. 분석 결과, Fig. 4에서 보여주듯이 2모수 및 3모수 웨이블 함수 모두 실험치와 유사한 값을 예측하였다. 통상, 일정응력수위 피로에서는 3모수 웨이블함수가 2모수 웨이블함수보다 좋은 예측을 하는 것으로 알려져있는데, Fig. 4에서

Table 2 Estimation of weibull parameters (static test)

α	β	a	b	c
23.73	831.73	4.43	202.18	626.39

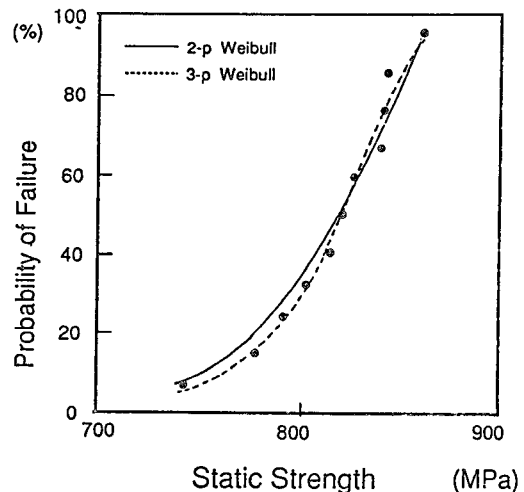


Fig. 4 Static strength distribution

도 이러한 결과를 볼 수 있다. 3모수 웨이블분포함수의 위치모수는 위치모수 이하에서는 파단이 일어나지 않는다는 기준치를 제시하는 중요한 참고자료가 된다. 본 연구 결과에서는 평균응력의 약 80%에 해당하는 값이 나왔다. 이는 최소 정하중 실험치보다도 작은 값이므로 그 결과의 타당성을 확인할 수 있다.

4.2 피로 실험

피로시험중 자기이력에너지의 하중반복수에 따른 고찰을 하였다. q (적용응력/강도)가 0.9와 0.8일 때의 결과를 각각 Figs. 5와 6에 나타내었다. 각 경우 모두 첫번째 주기(cycle) 이후 자기이력에너지가 증가하고, 반복 하중수가 증가함에 따라 에너지가 점점 증가함을 알 수 있다. 복합재료의 피로시험에서는 반복하중에 따라 생기는 시편표면의 손상으로 인하여 신장계(extensometer)나 스트레인게이지(strain gauge)에 불필요한 움직임이 발생하기 때문에 직접적인 변형률의 연속적인 측정은 현재로서는 불가능하다. 이러한 이유로 본 연구에서는 전체 시편의 변위를 측정하였다. Figs. 5와 6에서 알 수 있듯이 $q=0.9$ 및 0.8로부터 재료의 파단 변위는 약 1.5mm정도인 것으로 추측할 수 있다.

합변위와 반복하중수의 관계를 Fig. 7에 도시하였다. 합 변형률은 반복하중수에 따라 연속적으로 증가하다가 파단 직전에 대폭 증가함을 알 수 있다.

피로수명 측정결과를 Table 3에 나타내었다. 실험한 시편수는 총 18개이며, 이중 5개의 시편은 실험도중에 중지하여 잔류강도를 측정하였다. 그 결과 상당한 크기의 잔류강도가 존재하였다. 각 하중수위에서 대체적으로 고른 피로수명을 가지나, 몇몇 실험치는 아주 크거나 작은 값을 나타내고 있다. 이는 시편강도의 편차로 인한 것으로 분석된다.

실험결과로부터 피로수명을 S-N curve와 Basquin's curve와 H & H curve를 사용하여 예측하였다. 각각의 피로수명식은 다음과 같다.

S-N curve :

$$q = k \log N + d \tag{17}$$

Basquin's relation :

$$\sigma_a = \sigma_f (2N)^b \tag{18}$$

H & H curve-1 :

$$N = [M(1 - q^B)]^{1/C} \tag{19}$$

H & H curve-2 :

$$N = [M(1 - q)]^{1/C} \tag{20}$$

여기서,

q : 적용한 응력의 강도와의 비(σ_a/σ_u)

N : 피로수명

$k, d, M, B, C, \sigma_f, b$: 재료상수

이다.

재료상수들을 Table 4에 나타내었고, 위의 네가지 식에 의한 수명 예측 결과를 Table 5와 Fig. 8에 나타내었다. S-N curve와 Basquin's relation은 실험 갯수가 집중적으로 분포된 $q=0.9\sim 0.8$ 에 의해 결정되므로 q 가 0.7인 수위에 대해서 10^6 보다 큰 피로수명을 예측하여 이 두 피로 수명식을 본

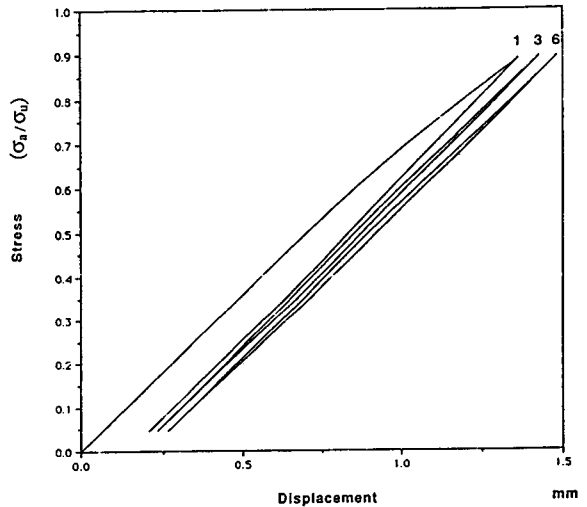


Fig. 5 Cyclic stress-displacement behavior ($q=0.9$)

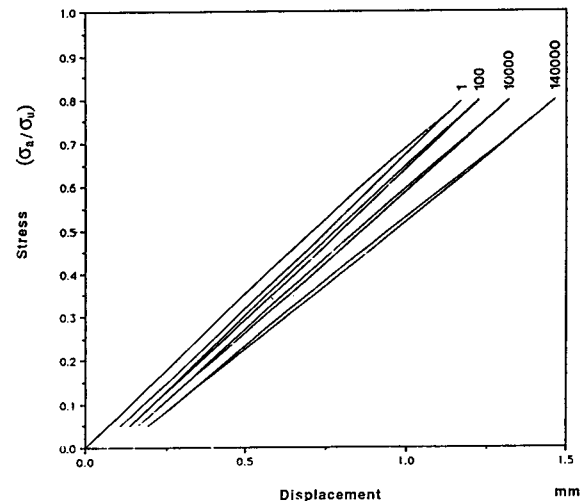


Fig. 6 Cyclic stress-displacement behavior ($q=0.8$)

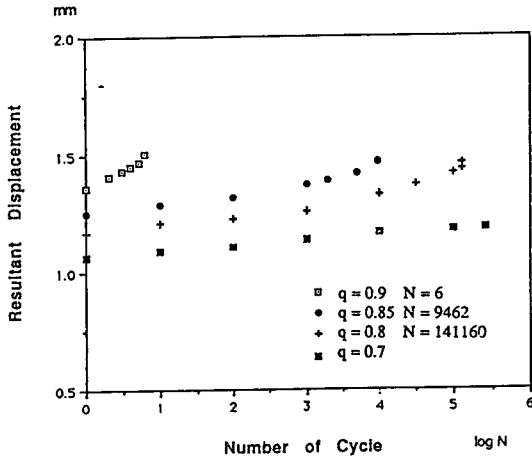


Fig. 7 Resultant displacement versus number of cycles

Table 3 Fatigue test summary

Applied stress level (σ_a/σ_u)	Life (N)
0.90	1
	2
	6
	151
0.85	5,188
	9,462
	13,794
	861
0.80	34,208
	94,037
	141,160
	141,181 ^(a)
0.75	44,613
	48,000 ^(b)
	1,105,000 ^(c)
0.70	250,000 ^(d)
0.67	76,889
0.58	500,000 ^(e)

^(a) Stopped at $N=141,181$; Residual strength=723.2MPa

^(b) Stopped at $N=48,000$; Residual strength=801.0MPa

^(c) Stopped at $N=1,105,000$; Residual strength=762.5MPa

^(d) Stopped at $N=250,000$; Residual strength=816.0MPa

^(e) Stopped at $N=500,000$; Residual strength=796.6MPa

Table 4 Evaluation of constants (fatigue test)

S-N curve	$k = -0.0257$ $d = 0.9099$
Basquin's relation	$\sigma_f = 751.2076$ $b = -0.0136$
H & H curve-1	$M = 1.1458$ $C = 0.0121$ $B = 20.2379$
H & H curve-2	$M = 11.5391$ $C = 0.0804$

Table 5 One-stress level fatigue life comparison with experimental data

q	0.90	0.85	0.80	0.75
DATA	3	7,149	67,567	44,613
S-N curve	2	214	18,891	1,666,440
Basquin's relation	3	177	15,233	1,752,736
H & H curve-1	2	3,319	30,935	60,059
H & H curve-2	6	919	32,918	528,184

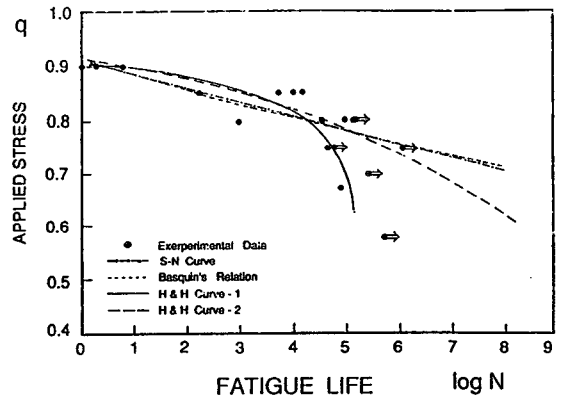


Fig. 8 Single stress level fatigue test data and predictions

재료에 적용하기에는 무리가 있을 것으로 생각된다. H & H curve-1이 통상 H & H curve-2보다 좋은 예측을 하게 되는데, Fig. 8에서도 그러한 결과를 볼 수 있다. 그러나, H & H curve-1은 오차 범위가 큰 하나의 실험치가 존재하여도 민감하게 반응하여 피로수명예측에 문제가 있을 수가 있다. 본 연구에서는 응력수위가 0.9~0.75인 범위에서

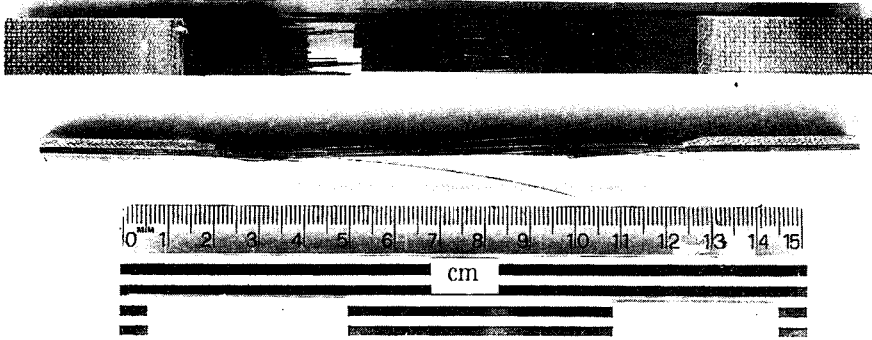


Fig. 9 Failed specimens

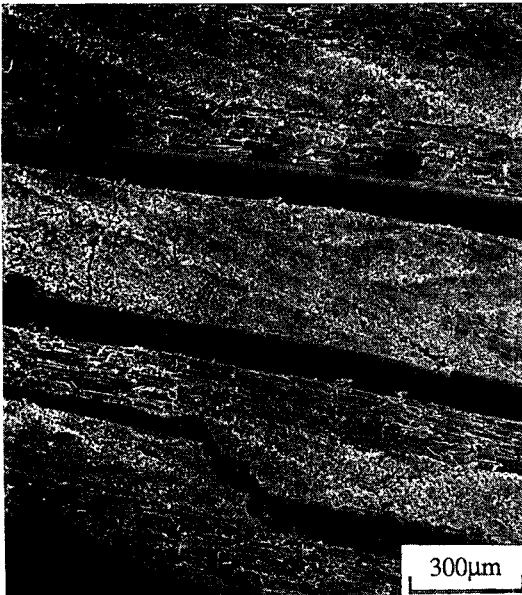
H & H curve-1이 가장 안전하게 피로수명을 예측할 수 있다.

4.3 파단 분석

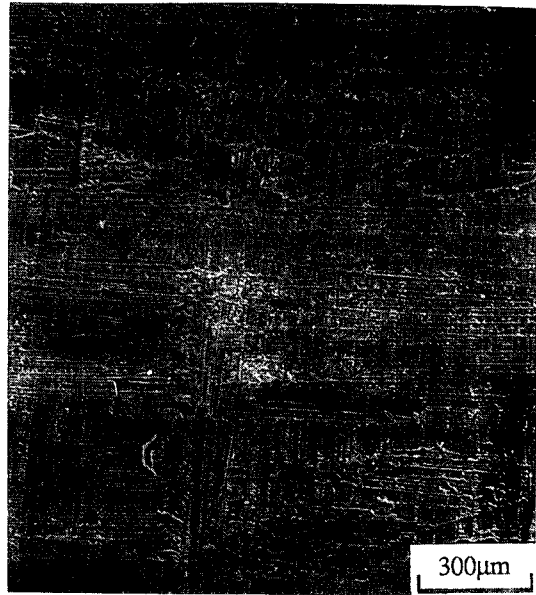
Fig. 9는 피로 파괴된 시편의 실제 모습이다. 시험부 전반에 걸쳐서 거친 파단 양상을 보여 주고 있다. 이는, 계속되는 반복 하중에 의한 물성저하 (degradation)가 전 시험부에 발생하여 마지막 파단시 일시에 항복되기 때문으로 사료된다.

Fig. 10은 파단면을 주사전자현미경 (SEM)을 통

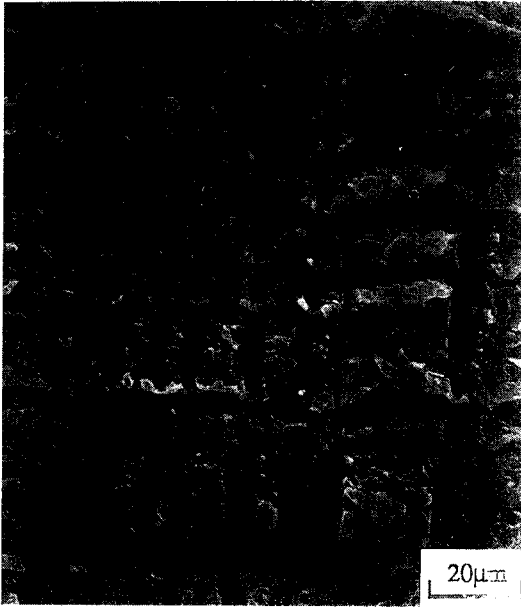
해 관찰한 사진이다. Fig. 10(a)는 보강재의 파단이 일어난 부분에서 2cm정도 떨어진 위치에서의 시편의 측면을 보여주고 있는데, 매우 발달된 층간 분리 (delamination)와 90°층에서의 폭방향 균열 (transverse cracking)현상이 잘 나타나 있다. 또한 Fig. 10(a)로부터 0°로 배열된 보강재의 파단에 앞서 90°층의 파단이 먼저 발생함을 짐작할 수 있다. 이러한 현상은, 보강재보다 기지의 파단변위 (failure strain)가 커지기 때문에, 동일한 변위가 작용하는 정하중상태에서는 일어날 수 없는 피로하



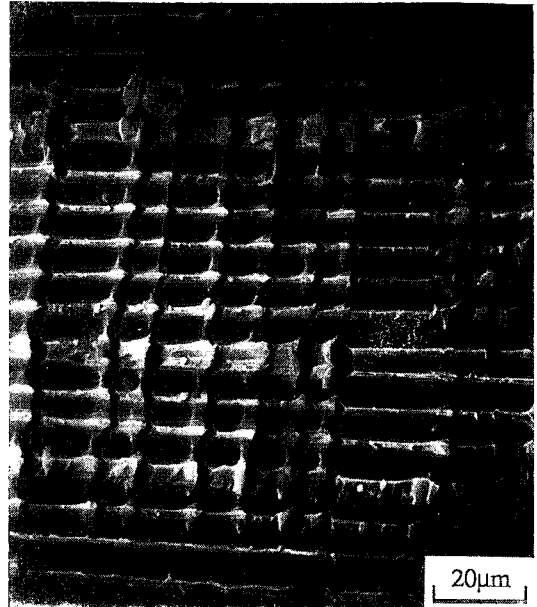
(a) Side view of failed specimen showing delamination of layers



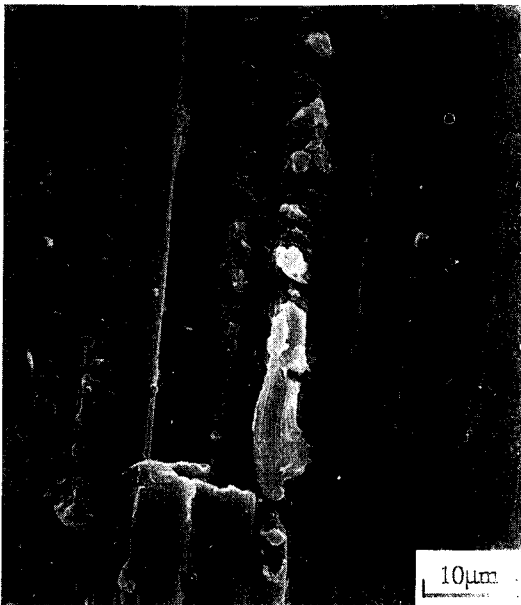
(b) Longitudinal and transverse fiber channels



(c) Peeled fibers at [0/90]interface



(d) Brittle matrix cracking and peeled fibers



(e) Discontinued channels left by fiber pull-out and matrix microcracks



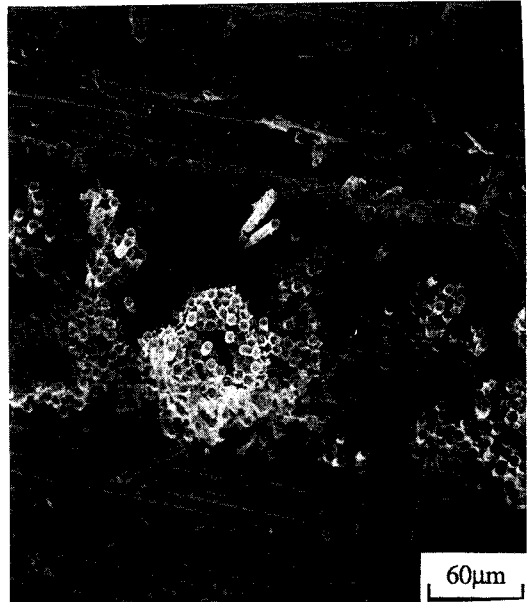
(f) Hackle and fiber pull-out

층 작용시의 특색이다. 즉, 하중주기에 따르는 기지의 피로민감도(fatigue sensitivity)가 보강재의 경우보다 크므로 주기가 계속됨에 따라 기지의 파단이 보강재보다도 낮은 변형률에서 발생하게 된

다. Fig.10의 (b)~(f)는 층간분리된 면을 관찰한 사진이다. Fig. 10의 (b)에서는 경화(curing)시에 발생 되었을 것이라고 추측되는 층(layer)들 간의 불완전한 접합과 프리프레그(prepreg)의 불균일성



(g) Overall view of fracture surface



(h) Fiber pull-out, fiber break and debonding



(i) Single fiber break

Fig. 10 Scanning electron micrograph of fracture surface

으로 인하여 길이방향 보강재의 홈(longitudinal fiber channel)들과 폭방향 보강재의 홈(transverse fiber channel)들이 동시에 관찰되고 있다. 동일 단면 내에서도 다양하고 복잡한 파면을 볼 수 있

다. 이러한 현상은 하나의 파단면내에서 관찰한 Fig. 10의 (c)와 (d)를 보면 더 잘 알 수 있다. Fig. 10의 (c)에서 보강재와 기지간의 불량한 접합으로 인하여, 층간분리된 면에서 길이방향으로 배

열된 보강재뿐만 아니라 폭방향 보강재(transverse fiber)들의 분리(debonding)현상들도 많이 관찰된다. Fig. 10의 (d)는 (c)와 다소 다른 파면을 보여주고 있는데, 폭 방향보강재의 분리는 보이지 않고, 길이방향 보강재(longitudinal fiber)들의 분리와 보강재의 표면을 따라 생기는 기지의 결합을 볼 수 있다. 경우에 따라서는 Fig. 10의 (e)에서 보는 바와 같이 보강재의 뽑힘(fiber pull-out)으로 인한 흠이 관찰된다. 또한, Fig. 10의 (e)에서 피로에 의한 기지의 결합을 관찰할 수 있다. Fig. 10의 (c)~(e)로 부터 보강재와 기지의 접합 문제에 기인하는 복잡한 파괴 양상과 보강재의 분리와 지지 결합에 의해 0°층과 90°층들의 층간분리현상이 촉진됨을 단편적으로나마 관찰할 수 있다. 특히, 보강재는 상대적으로 다른 접합 상태로 인하여 층간 분리시 파단이 발생한다고 생각할 수 있다. Fig. 10의 (f)는 (b)를 확대한 사진이다. 층간분리된 면에 주요 피로파괴 형태의 하나인 깃털모양(hackle)이 많이 관찰되었다. 그리고 보강재와 기지의 접합상태가 양호함을 알 수 있었다. 이상과 같이 피로 하중에 의해 층간분리된 표면의 관찰로부터 매우 불규칙한 보강재와 지지간의 접합상태를 알 수 있었으며, 이는 피로수명 저하에 지대한 영향을 미치는 여러요인들 중의 하나라는 것을 확인할 수 있었다.

Fig. 10의 (g)~(i)는 반복하중에 의해 파괴된 시편의 파단면을 보여주고 있다. Fig. 10의 (g)에서 각 층의 두께가 일정하지 않고, 보강재의 정렬과 접합(bonding)상태도 매우 불규칙함을 볼 수 있다. 이러한 이유로 재료 내부는 복잡한 응력 상태를 갖게되고, 결과적으로 물성 저하를 유발하게 된다. Fig. 10의 (g)와 (h)에서 폭방향 보강재의 분리와 파단, 그리고 길이방향 보강재들의 뽑힘과 파단이 많이 관찰되고 있는 것으로 보아, 본 복합재료에 있어서 피로 파괴의 주된 요인은 이미 널리 알려진 바대로 층간 분리의외에 보강재의 파단(fiber breakage), 분리(debonding) 그리고 뽑힘(fiber pull-out)이라고 할 수 있다. 보강재 파단과 보강재와 지지 사이의 분리 현상이 Fig. 10의 (i)에 잘 나타나 있다. 또한, 보강재의 파단면으로부터 취성 파괴의 형태로 보강재의 파단이 생겼음을 알 수 있다.

반복하중하에서 취성 파괴의 파단면으로부터 파괴형태를 관찰한 결과, 보강재와 지지사이의 접합

상태가 양호한 부분에서는 피로파괴의 일반적인 형태인 지지 균열(matrix cracking), 깃털 모양(hackle)등이 발견되었고, 접합상태가 불량한 부분에서는 극심한 보강재와 기지의 분리(debonding)에 의한 피로파괴가 진행되었음을 알 수 있었다. 따라서, 본 복합재료의 피로수명을 개선하기 위해서는 우선적으로 보강재와 지지간의 접합 상태를 향상시켜야 할 것이다.

5. 결 론

피로계수의 개념을 새로이 도입하여 피로수명 예측을 연구하였다. 정하중 실험 및 각 응력수위에서의 피로실험을 행하고, 파단면을 관찰한 결과로부터 다음과 같은 결론을 얻었다.

(1) 정하중실험 및 피로실험에 많은 편차가 발생하였다. 이러한 경우 재료 제작의 품질관리 향상과 많은 실험을 통하여만, 본 재료에 대한 피로특성 분석이 성공적으로 수행될 것으로 사료된다.

(2) 강도의 파단 확률은 2모수 및 3모수 웨이블분포함수에 잘 따르는 것으로 나타났다.

(3) 자기이력 에너지와 합변형률이 반복하중수에 따라 연속적으로 증가하였다. 특히, 합변형률은 파단직전에 급격히 증가하였으며, 작용하중수위에 관계없이 거의 일정한 파단변위를 가졌다.

(4) 피로수명은 S-N curve나 Basquin's relation 보다 본 연구에서 제안한 H & H curve가 더 안전한 예측을 하였다.

(5) 피로 파단면의 관찰로부터 피로 파괴의 주된 요인은 층간 분리외에 보강재의 파단, 보강재의 뽑힘, 보강재와 기지의 분리로 생각되며, 복합재료의 수명을 향상시키기 위해서는 보강재와 지지간의 결합 상태를 향상시켜야 할 것으로 사료된다.

후 기

본 연구는 국방과학연구소의 지원을 받아 수행하였으며, 이에 관계자 여러분께 깊은 감사를 드립니다.

참 고 문 헌

- (1) Parfeyev, V.M., Oldirev, P.P. and Tamuze, V.P., 1979, "Prediction of Fatigue Lifetime of Fiberglass Plastics Based on Cumulative Damage", in Fracture

- of Composite Materials, pp. 311~318.
- (2) Tanimoto, T. and Amijima, S., 1974, "Fatigue Properties of Laminated Glass Fiber Composite Materials", 29th Annual RP/CI Conference, SPI.
 - (3) O'Brien, T.K. and Reifsnider, K.L., 1981, "Fatigue Damage Evaluation Through Stiffness Measurements in Boron/Epoxy", Journal of Composite Materials, Vol. 15, pp. 55~70.
 - (4) Kim, H. C. and Ebert, J., 1978, "Axial Fatigue Failure Sequence and Mechanisms in Unidirectional Fiberglass Composites", Journal of Composite Materials, Vol. 12, pp. 139~152.
 - (5) Broutman, L.J. and Sahu, S., 1969, "Progressive Damage of a Glass Reinforced Plastic During Fatigue", Presented at the 24th Annual Reinforced Plastics/Composite Industry Conference, Society of Plastics Industry, Sec. 11-D.
 - (6) Hahn, H.T. and Hwang, D.G., 1982, "Fatigue Characterization of A Graphite/Epoxy Laminated Through Proof Testing", Composite Materials: Testing and Design (Sixth Conference), ASTM STP787, I.M. Daniel, ed., pp. 247~273.
 - (7) Hahn, H. T. and Kim, R. Y., 1976, "Fatigue Behavior of Composite Laminates", Journal of Composite Materials, Vol. 10, pp. 156~180.
 - (8) Hahn, H.T. and Kim, R.Y., 1975, "Proof Testing of Composite Materials", Journal of Composite Materials, Vol. 9, pp. 297~311.
 - (9) Awerbuch, J. and Hahn, H.T., 1977, "Fatigue and Proof Testing of Unidirectional Graphite/Epoxy Composite", Fatigue of Filamentary Composite Materials, ASTM STP 636, K.L. Reifsnider and K.N. Lauraitis, Ed., pp. 248~266.
 - (10) Hahn, H.T., 1979, "Fatigue Behavior and Life Prediction of Composite Laminates", Composite Materials: Testing and Design (Fifth Conference), ASTM STP674, Ed., S.W. Tsai, pp. 383~417.
 - (11) Kim, R.Y. and Park, W.J., 1980, "Proof Testing Under Cyclic Tension Tension Fatigue", Journal of Composite Materials, Vol. 14, pp. 69~79.
 - (12) Broutman, L.J. and Sahu, S., 1972, "A New Theory to Predict Cumulative Fatigue Damage in Fiberglass Reinforced Plastics", in Composite Materials: Testing and Design (Second Conference), ASTM STP497, pp. 170~188.
 - (13) Yang, J.N. and Du, S., 1983, "An Exploratory Study Into the Fatigue of Composites Under Spectrum Loading", J. of Composite Materials, Vol. 17, pp. 511~525.
 - (14) Yang, J.N., 1978, "Fatigue and Residual Degradation for Graphite/Epoxy Composites Under Tension-Compression Cyclic Loading", Journal of Composite Materials, Vol. 12, pp. 19~39.
 - (15) Yang, J.N. and Jones, D.L., 1981, "Load of Sequence Effects on the Fatigue Unnotched Composite Materials", Fatigue of Fibrous Composite Materials, ASTM STP 723, pp. 213~232.
 - (16) Yang, J.N. and Liu, M.D., 1977, "Residual Strength Degradation Model and Theory of Periodic Proof Tests for Graphite/Epoxy Laminates", Journal of Composite Materials, vol. 11, pp. 176~203.
 - (17) Chou, P.C., 1979, "Scale Effect in Fatigue of Composite Materials", Journal of Composite Materials, Vol. 13, pp. 178~194.
 - (18) Chou, P.C. and Croman, R., 1979, "Degradation and Sudden-Death Models of Fatigue of Graphite/Epoxy Composites", Composite Materials: Testing and Design (Fifth Conference), ASTM STP 674, S. W. Tsai, pp. 431~454.
 - (19) Chou, P.C. and Croman, R., 1979, "Residual Strength in Fatigue Based on the Strength-Life Equal Rank Assumption", Journal of Composite Materials, Vol. 12, pp. 177~194.
 - (20) Wang, S.S. and Chim, E.S.M., 1983, "Fatigue Damage and Degradation in Random Short-Fiber SMC Composites", Journal of Composite Materials, Vol. 17, pp. 114~134.
 - (21) Wang, S.S., Goetz, D.P. and Corten, H.T., 1984, "Shear Fatigue Degradation and Fracture of Random Short-Fiber SMC Composites", Journal of Composite Materials, Vol. 18, pp. 2~20.
 - (22) Hwang, W., 1984, "Analysis of Fatigue of Composite Materials", M.S. thesis, State University of New York at Buffalo.
 - (23) Hwang, W. and Han, K. S., 1986, "Fatigue of Composites-Fatigue Modulus Concept and Life Prediction", Journal of Composite Materials, Vol. 20, pp. 154~165.