

# 충격손상을 가진 CFRP 적층복합재료의 피로수명에측모델

강기원\* · 김정규\*\*  
(2000년 4월 24일 접수)

## A Model for Fatigue Life in CFRP Laminates with Impact Damage

Ki-Weon Kang and Jung-Kyu Kim

**Key Words:** CFRP Laminates(CFRP 적층복합재료), Impact Damage Parameter(충격손상 파라미터), Fatigue Life Prediction Model(피로수명 예측모델), Stochastic Analysis(확률론적 해석)

### Abstract

This paper presents the fatigue behavior of composite materials with impact-induced damage. The impact damage parameter is proposed to evaluate the effect of impact damage on fatigue life. Subsequently, a new model is developed to predict the fatigue life of impacted composite materials. Also, a stochastic model is proposed to describe the variation of fatigue life due to the material nonhomogeneity. For these models, the fatigue tests were performed on the unimpacted and impacted composite materials. The effect of impact damage on fatigue life can be characterized by the impact damage parameter. Additionally, the results by the present fatigue life prediction model agree well with experimental results regardless of applied impact energy. Also, the variation of fatigue life can be described by the present stochastic model and is reduced with applied impact energy.

### 기호설명

- $[D_{imp}]_{THE}$  : 충격손상 파라미터
- $E_i, E_{th}$  : 입사 및 하한계충격에너지
- $n_i$  :  $\sigma_i$ 가 작용할 경우의 하중반복수
- $N_f$  : 충격손상이 없는 복합재료의 피로수명
- $N_i$  :  $\sigma_i$ 가 작용할 경우의 피로수명
- $N_{imp}$  : 충격손상 복합재료의 피로수명
- $p, q, \alpha, \beta$  : 재료상수
- $R$  : 신뢰도
- $Z, \Omega$  : 랜덤변수
- $\Phi$  : 표준정규분포의 누적함수
- $\sigma_{max}$  : 일정진폭 피로하중
- $\sigma_i$  : 2단블록하중의  $i$ 번째 작용응력
- $\sigma_0, \sigma_R$  : 정적인장 및 잔류인장강도
- $\mu, \psi$  : 평균과 표준편차

### 1. 서론

섬유강화 복합재료는 두께방향 강화의 부족으로 인하여 외부물체충돌로 인한 충격손상의 발생 가능성이 높으며<sup>(1)</sup> 또한 이러한 충격손상의 상태에서 피로하중을 받게되는 경우가 많다. 따라서 복합재료의 충격 및 피로하중간의 상호작용에 대한 정확한 이해는 기계구조물의 안전성에 있어서 매우 중요하다고 사료된다.

충격 및 피로하중의 상호작용에 대한 평가는 피로수명에 미치는 충격손상의 영향에 관한 연구를 통하여 수행되고 있다.<sup>(2~5)</sup> 일례로서 Gray<sup>(2)</sup>는 충격손상 복합재료의 굽힘 S-N선도를 구하였고 Tai 등<sup>(3)</sup>은 이의 피로수명과 파손확률을 평가하였다. 그러나 피로수명에 대한 충격손상의 영향 및 이를 고려한 피로수명 예측모델은 그 중요성에도 불구하고 제시되지 못하고 있다.

한편 복합재료는 특유한 불균질성으로 인하여 피로수명 및 강도 등에 많은 변동성을 보이고 있

\* 한양대학교 대학원

\*\* 회원, 한양대학교 기계공학부

E-mail : kimj@email.hanyang.ac.kr

TEL : (02)2290-0442 FAX : (02)2291-6707

다. 이를 고려하기 위하여 대수정규 또는 와이블(Weibull) 분포와 잔류강성 및 잔류강도모델을 이용한 다수의 확률론적인 해석이 수행되고 있다.<sup>(6,7)</sup> 그러나 충격손상 복합재료의 피로강도 및 수명은 복합재료 자체의 변동성과 충격손상에 의한 불규칙성<sup>(3)</sup>이 복합되어 이를 고려한 설계방안은 쉽지 않다.

본 연구에서는 Carbon/Epoxy 적층복합재료의 피로수명에 미치는 충격손상의 영향을 정량적으로 평가하고 이의 피로수명 예측모델을 제시하였다. 또한 이를 바탕으로 피로수명의 변동성을 고려할 수 있는 확률론적인 해석을 수행하였다.

## 2. 이론해석

### 2.1 충격손상 파라미터

충격하중을 받은 복합재료는 그 내부에 발생한 손상으로 인하여 하중지지능력이 급격히 저하된다.<sup>(1)</sup> 또한 이에 가해지는 피로하중의 반복수에 따라 이의 잔류강도 및 잔류강성 등의 기계적 특성도 저하된다.<sup>(6,7)</sup> 따라서 충격손상을 갖는 복합재료의 피로수명 평가를 위해서는 충격 및 피로하중하에서 이들의 거동을 동시에 고려해야 하며, 이를 위해서는 충격 및 피로하중하에서 기계적 특성 저하 거동을 공통적으로 설명할 수 있는 잔류강도저하개념의 도입이 유용하다.

Broutman 등<sup>(6)</sup>은 하중반복수에 따라 잔류강도가 연속적으로 저하된다는 실험적 관찰에 근거하여 잔류강도의 함수로써 2단 블록하중하의 피로수명 예측식을 제안하였다.

$$\left( \frac{\sigma_0 - \sigma_1}{\sigma_0 - \sigma_2} \right) \frac{n_1}{N_1} + \frac{n_2}{N_2} = 1 \quad (1)$$

여기서 좌변의 첫 번째 항은 첫 번째 블록하중에 의한 잔류강도 저하량을 하중반복수비와 피로하중과 관계지어 나타낸 것이다.

한편 충격손상이 있는 복합재료에 일정진폭 피로하중이 작용하는 경우, 충격손상으로 인한 강도저하는 2단 블록하중의 첫 번째 블록하중에 의한 강도저하량에 등가 된다고 가정할 수 있으므로 이는 식 (2)와 같이 표현된다.

$$\sigma_0 - \sigma_R = (\sigma_0 - \sigma_1) \frac{n_1}{N_1} \quad (2)$$

여기서  $\sigma_R$ 은 충격손상 복합재료의 정적잔류강도로서 이는 정적잔류강도 예측모델 중에서 정확성과 적용성이 우수하다고 보고<sup>(8)</sup>되고 있는 식 (3)의 Caprion 모델<sup>(9)</sup>에 의해서 평가될 수 있다.

$$\frac{\sigma_R}{\sigma_0} = \left( \frac{E_{th}}{E_i} \right)^\alpha \quad (3)$$

여기서  $E_{th}$ 는 충격에너지  $E_i$ 의 하한계 값이며  $\alpha$ 는 재료상수이다.

또한 충격손상을 가진 복합재료에 일정진폭 피로하중이 작용할 경우의 하중 및 파손조건은 다음과 같이 표현될 수 있다.

$$\sigma_2 = \sigma_{max}, \quad n_2 = N_{imp} \quad (4)$$

식 (2)와 (4)를 식 (1)에 대입하고  $N_2$ 를  $N_f$ 로 일반화하면 식 (5)를 얻을 수 있다.

$$\left( \frac{\sigma_0 - \sigma_R}{\sigma_0 - \sigma_{max}} \right) = \frac{N_f - N_{imp}}{N_f} \quad (5)$$

여기서  $N_f$ 와  $N_{imp}$ 는 각각 충격손상이 없는 복합재료와 충격손상이 있는 복합재료에 일정진폭 피로하중  $\sigma_{max}$ 가 작용할 경우의 피로수명이다.

식 (5)를 통하여 충격손상 복합재료에 일정진폭 피로하중이 작용하는 경우, 충격손상에 의하여 감소된 피로수명은 정적잔류강도로 구성된 관계식으로 표현됨을 알 수 있다. 따라서 정적잔류강도의 함수로 구성된 좌변의 관계식은 피로수명에 미치는 충격손상의 영향을 의미하며 이는 충격손상 파라미터(impact damage parameter)로 정의될 수 있다.

$$[D_{imp}]_{THE} = \frac{\sigma_0 - \sigma_R}{\sigma_0 - \sigma_{max}} \quad (6)$$

식 (6)에서  $[D_{imp}]_{THE}$ 는 충격손상에 따른 정적잔류강도와 피로하중에 따라 0과 1 사이의 값을 가진다.

### 2.2 피로수명의 확률론적 해석

충격손상 복합재료의 피로수명은 손상의 크기

와 피로하중에 따라 변화하므로<sup>(3)</sup> 이는 충격에너지와 피로하중의 함수로 표현될 수 있다.

$$N_{imp} = f(E_i, \sigma_{max}) \quad (7)$$

그러나 이의 피로수명은 복합재료의 불균질성과 충격손상의 불확실성으로 인하여 많은 변동성을 나타내므로 이를 고려할 수 있는 확률변수  $Z(X)$ 를 도입하면 식 (8)과 같이 표현된다.

$$N_{imp} = Z(X) \cdot f(E_i, \sigma_{max}) \quad (8)$$

여기서  $Z(X)$ 는 피로수명에 무관한 랜덤변수라고 가정하면, 이는 평균이 1이고 양의 값을 갖는 단순한 랜덤변수  $Z$ 로 나타낼 수 있다.

식 (8)의 양변에 대수를 취하고 이를 정리하면 다음과 같다.

$$\Omega = \log Z = \log N_{imp} - \log f(E_i, \sigma_{max}) \quad (9)$$

$Z$ 는 피로수명에 관계없는 랜덤변수로 가정하였으므로 식 (9)의  $\Omega$ 는 평균이 0인 랜덤변수이다. 이는 재료 및 충격손상의 변동성을 나타내므로 이의 확률적 특성은 일반적인 정규분포에 근사한다고 가정할 수 있다.

이와 같은 확률론적 특성을 갖는  $\Omega$ 의 평균  $\mu_\Omega$ 과 표준편차  $\phi_\Omega$ 를 이용하면 이의 신뢰도 (Reliability)  $R(\Omega)$ 은 다음과 같이 쓸 수 있다.

$$R(\Omega) = 1 - \phi \left[ \frac{\Omega - \mu_\Omega}{\phi_\Omega} \right] = 1 - \phi \left[ \frac{\Omega}{\phi_\Omega} \right] \quad (10)$$

여기서  $\phi$ 는 표준정규분포의 누적함수이다.

따라서 임의의 신뢰도  $R(\Omega)$ 에 해당되는 충격손상 복합재료의 피로수명은 식 (11)과 같이 표현된다.

$$N_{imp} = 10^{\phi_\Omega \phi^{-1}[1-R(\Omega)]} \cdot f(E_i, \sigma_{max}) \quad (11)$$

### 3. 실험방법

#### 3.1 재료 및 시험편

본 연구에 사용한 재료는 Carbon/Epoxy 적층복합재료로서 일방향 프리프레그시트(prepreg sheet)를 적층하여 오토클레이브방법으로 제작하였다. 이에 사용된 적층복합재료의 기계적 특성은 ASTM D3039-93<sup>(10)</sup>의 규정에 의거한 단축인장 시험으로부터 구하였으며 그 값은 Table 1과 같다. 푸아송비  $\nu_{xy}$ 는 0°/90°로 직교된 스트레인 게이지를 이용하여 구하였으며,  $G_{xy}$ 는 ± 45° 스트레인 게이지법을 사용하여 구하였다.

시험편의 형상은 판폭  $W=20\text{mm}$ , 길이  $L=250\text{mm}$ , 두께  $B=2\text{mm}$ 이며, 적층순서는 [0<sub>4</sub>/90<sub>8</sub>/0<sub>4</sub>]이다.

#### 3.2 충격 및 피로시험

충격시험은 수평형 충격시험기를 제작하여 사용하였다. 시험편과 직접 접촉하는 충격체 팁(tip) 부분의 지름은 12.7mm, 충격체의 총 질량은 57.2g이다. 이와 같은 충격시험기를 사용하여 충격손상으로 인한 정적잔류강도 저하량 평가를 위해 1J~6J의 범위의 충격에너지를 가하였다. 또한 충격손상 복합재료의 피로시험을 위해서는 2.6J과 3.4J의 충격에너지를 부과하였다. 이 때의 경계 조건은 종방향 고정, 횡방향 자유지지조건이다.

한편 충격손상을 갖는 시험편과 손상이 없는 시험편의 정적잔류강도와 피로수명을 평가하기 위해 INSTRON Model 1332를 사용하였다. 이 때 인장시험은 1mm/mm의 일정변위 속도 조건하에서 행하였으며 피로시험은 정현파 형태의 하중을 가하여 실시하였다. 이때, 주파수는 5~8Hz, 응력비  $R$ 은 0.01로 고정하였다.

### 4. 실험결과 및 고찰

#### 4.1 충격손상평가

Carbon/Epoxy 복합재료의 충격손상거동을 평가하기 위해 2.6J, 3.4J 및 4.2J의 충격에너지에 의한 충격손상을 광학사진기로 촬영한 후 이를 Fig. 1에 나타내었다. 충격에너지가 가장 작은 2.6J에서는 충격면과 그 반대면에 섬유파단이 발생하지만 0° 방향으로의 섬유 갈라짐 현상(fiber splitting)은 거의 관찰되지 않았다. 그러나 3.4J에서는 더

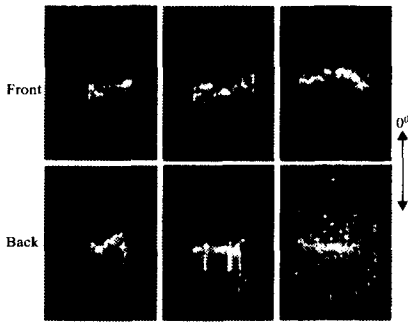
Table 1 Mechanical properties of laminae

$E_{xx}$ (GPa)	$E_{yy}$ (GPa)	$G_{xy}$ (GPa)	$\nu_{xy}$
116.04	7.69	4.92	0.204

욱 많은 섬유파단과 더불어 섬유 갈라짐 현상이 나타나고 있음을 알 수 있다. 또한 충격에너지가 가장 높은 4.2J에서는 충격손상이 크게 나타났으며 이러한 현상은 충격면 반대편에서 더욱 현저함을 알 수 있다.

Fig. 2는 충격에너지에 따른 구조물의 하중지지능력의 저하를 정량적으로 평가하기 위하여 충격 후의 정적잔류강도를 충격에너지에 대하여 나타낸 것이다. 여기서 실선은 식 (3)의 Caprino 모델<sup>(9)</sup>에 의한 예측결과를 나타낸 것이다.

그림에서 0J~2.3J의 충격에너지에서는 정적잔류강도는 거의 저하되지 않으나 2.3J 이상의 범위에서는 에너지의 증가에 따라 정적잔류강도는 저하되며 이는 Caprino 모델에 의하여 잘 표현되고 있다. 이의 거동은 하한계 충격에너지 이하에서는 하중지지능력이 저하되지 않으나 그 이상에서는 충격에너지에 따라 저하된다는 기존의 연구<sup>(8)</sup>와 일치하고 있다. 따라서 충격으로 인한 Carbon/



(a) 2.6J (b) 3.4J (c) 4.2J

Fig. 1 Impact damage behavior

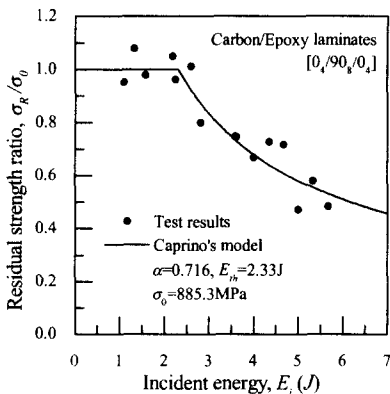


Fig. 2 Strength reduction behavior

Epoxy 복합재료의 하중지지능력은 정적잔류강도에 의해 평가될 수 있음을 알 수 있다.

4.2 충격손상 복합재료의 피로수명 평가

Fig. 3은 복합재료의 피로수명에 미치는 충격손상의 영향을 검토하기 위하여 충격손상이 없는 경우와 2.6J 및 3.4J의 충격에너지에 의한 충격손상을 받은 경우의 피로시험 결과를 나타낸 것이다. 그림에서 복합재료의 피로수명은 충격손상으로 인하여 저하되고 있음을 알 수 있다.

이러한 충격손상의 영향은 식 (6)의 충격손상 파라미터를 통하여 평가될 수 있다. Fig. 4는 식 (6)에 의한 평가결과를 인장강도에 의해 정규화된 피로하중에 대하여 나타낸 것이다. 그림에서 실선과 점선은 각각 2.6J와 3.4J에 대한 식 (6)에 의

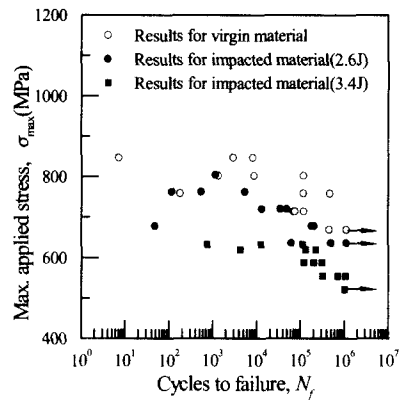


Fig. 3 Fatigue behavior of carbon/epoxy laminates with impact energy

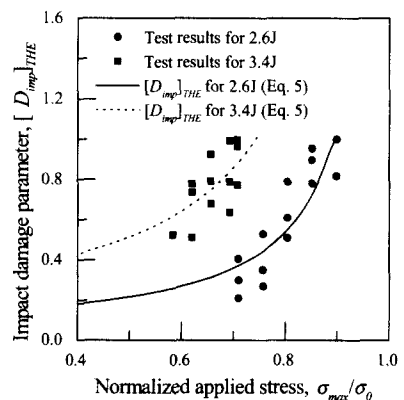


Fig. 4 Impact damage parameter

한 예측 결과를 나타내며 중실점은 각각에 대한 실험결과이다. 여기서 예측에 필요한 각 충격에너지에서의 정적잔류강도는 식 (3)의 Caprino 모델에 의한 값을 사용하였다. 그림에서와 같이 충격손상 파라미터 식 (6)은 충격에너지에 상관없이 실험값과 일치하고 있으며 또한 충격에너지가 클수록 피로수명에 미치는 영향이 증가하는 거동을 잘 묘사하고 있다. 따라서 정적잔류강도 저하의 상사성을 이용한 충격손상 파라미터 식 (6)은 복합재료에 충격에너지가 가해졌을 경우 피로수명에 미치는 충격손상의 영향을 평가할 수 있음을 알 수 있다.

이와 같은 충격손상 파라미터를 이용하면 충격손상을 가진 복합재료의 피로수명을 예측할 수 있다. 즉 식 (6)을 식 (5)에 대입하고 이를 정리하면 충격손상 복합재료의 피로수명은 식 (12)와 같이 나타낼 수 있다.

$$N_{imp} = N_f (1 - [D_{imp}]_{THE}) \quad (12)$$

식 (12)는 충격손상 파라미터  $[D_{imp}]_{THE}$ 와 손상이 없는 부재의 일정진폭 피로수명을 의미하는  $N_f$ 로 구성되어 있다. 여기서  $[D_{imp}]_{THE}$ 는 Fig. 4에서 이미 평가되었으므로  $N_f$ 에 대한 적절한 평가만 가능하다면 이들을 통하여 충격손상 복합재료의 피로수명을 예측할 수 있음을 알 수 있다.

한편  $[D_{imp}]_{THE}$ 는 피로하중  $\sigma_{max}$ 가 복합재료의 정적잔류강도와 같아질 때 최대값에 이르게 되는 경계조건을 갖고 있다. 따라서 손상이 없는 부재의 일정진폭 피로수명  $N_f$ 에 대한 관계식이 식 (12)에 적용되었을 경우에도 이와 동일한 경계조건을 가져야 한다. 따라서 본 연구에서는 일반적인 S-N 관계식이나 Basquin 식 등과는 다른 Hwang 등<sup>(11)</sup>의 예측식을 도입하였다.

$$N_f = p \left( 1 - \frac{\sigma_{max}}{\sigma_0} \right)^q \quad (13)$$

여기서  $p$ 와  $q$ 는 충격손상이 없는 복합재료의 피로수명으로부터 얻어지는 재료상수이다.

식 (6)과 (13)을 식 (12)에 대입하고 정리하면 다음과 같은 충격손상 복합재료의 피로수명 예측식을 얻을 수 있다.

$$N_{imp} = \frac{\sigma_R - \sigma_{max}}{\sigma_0 - \sigma_{max}} \cdot p \left( 1 - \frac{\sigma_{max}}{\sigma_0} \right)^q \quad (14)$$

식 (14)를 이용하여 피로수명을 예측하기 위해서는 재료상수  $p$ 와  $q$ 가 필요하므로 먼저 손상이 없는 복합재료에 대한 피로시험을 실시하여 이들을 구하였다. Fig. 5는 이의 결과로서  $p$ 와  $q$ 는 각각  $4.626 \times 10^7$ 과 3.623으로 평가되었다.

Fig. 6은 피로수명 예측모델 식 (14)가 충격손상을 가진 복합재료의 피로수명을 예측할 수 있는가를 평가하기 위하여 2.6J의 충격에너지를 받은 경우의 실험결과와 식 (14)에 의한 예측결과를 함께 나타낸 것이다. 여기서  $p$ 와  $q$ 는 Fig. 5에서 얻은 값을 사용하였으며 또한 정적잔류강도

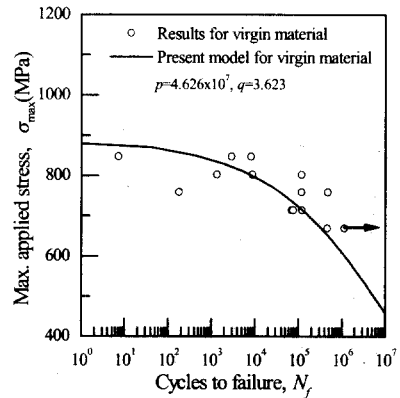


Fig. 5 Fatigue behavior of unimpacted laminates

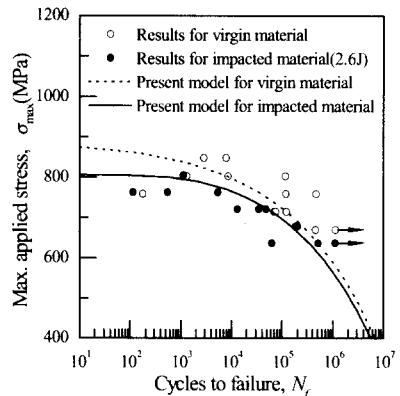
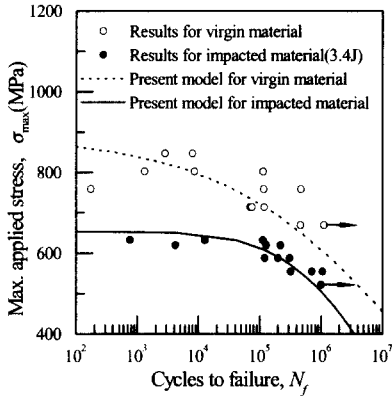


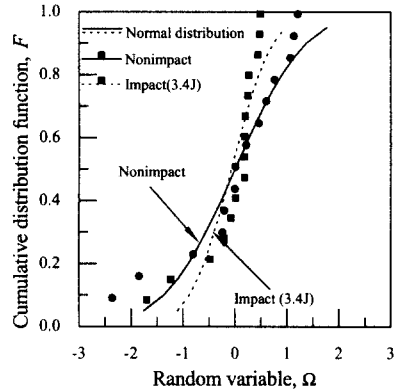
Fig. 6 Fatigue behavior of impacted laminates (2.6J)

**Table 2** Parameters of present fatigue life prediction model, Eq. (14)

Parameters	0J	2.6J	3.4J
$\sigma_{R,i}$	$\sigma_0$ (885.3MPa)	$\sigma_{R,1}$ (816.0MPa)	$\sigma_{R,2}$ (652.6MPa)
$p$	$4.626 \times 10^7$	←	←
$q$	3.623	←	←



**Fig. 7** Predicted fatigue life by Eq. (14) (3.4J)



**Fig. 8** Cumulative distribution function of random variable,  $\Omega$

$\sigma_R$ 은 식 (3)에 의하여 평가되었다. 그림에서 본 모델에 의한 예측결과는 실험결과를 잘 묘사하고 있음을 알 수 있다.

또한 피로수명 예측모델 식 (14)의 유용성을 검토하기 위하여 보다 높은 충격에너지지를 받은 복합재료에 대한 피로시험을 수행하고, 이의 결과를 식 (14)의 예측결과와 비교하였다. Fig. 7은 3.4J의 에너지를 받은 복합재료에 대한 실험 및 예측결과를 나타낸 것으로 이들 결과는 잘 일치하고 있다.

이상의 결과로부터 피로수명 예측모델 식 (14)는 Table 2에 정리된 충격손상으로 인하여 저하된 정적잔류강도와 손상이 없는 복합재료의 피로특성을 사용하면 충격손상 복합재료의 피로수명을 예측할 수 있음을 알 수 있다.

**4.3 피로수명의 확률론적 특성**

복합재료의 피로수명에 대한 정확한 평가는 구조물의 안전성 및 신뢰성 향상을 위해 매우 중요하다. 그러나 Fig. 5~7에서 알 수 있듯이 피로수명은 흠어짐 현상을 보이고 있으며 또한 이는 충격손상의 정도에 따라 변화하고 있다. 따라서 피로수명의 변동성과 이에 대한 충격손상의 영향

을 묘사하기 위해서는 확률론적인 해석이 요구된다.

충격손상 복합재료의 피로수명을 평가하기 위하여 식 (14)에 랜덤변수  $Z$ 를 도입하고 이의 양변에 대수를 취하면 다음과 같다.

$$\Omega_i = \log Z_i = \log N_{imp,i} - \log \left( \frac{\sigma_R - \sigma_{max}}{\sigma_0 - \sigma_{max}} \cdot p \left[ 1 - \frac{\sigma_{max}}{\sigma_0} \right]^q \right) \quad (15)$$

여기서  $i = 1, 2, \dots, n$ 이다.

Fig. 8은 충격손상이 없는 경우와 충격손상이 있는 경우에 대하여 랜덤변수  $\Omega_i$ 의 누적확률분포를 구하고 이의 대표적인 0J 및 3.4J에 해당되는 충격손상을 갖는 경우에 대하여 나타낸 것이다. 그림에서와 같이 랜덤변수  $\Omega_i$ 의 누적분포는 두 경우 모두 0을 중심으로 누적확률분포곡선에 일치하고 있다. 따라서  $\Omega$ 는 평균이 0인 정규분포를 따르는 랜덤변수라 할 수 있다.

이와 같은 랜덤변수  $\Omega$ 의 통계적 특성과 식 (10)을 이용하면 임의의 피로수명에 대한 신뢰도를 구할 수 있다. Fig. 9는 이의 결과를 식 (14)

의 예측수명에 의해 정규화된 피로수명 실험결과에 대하여 나타낸 것이다. 그림에서 피로수명의 신뢰도는 피로하중에 관계없이 동일한 신뢰곡선으로 평가되며 이러한 경향은 충격에너지에 의한 충격손상이 존재하여도 유지됨을 알 수 있다. 이의 결과와 식 (11)을 이용하면 임의의 신뢰도에 해당되는 피로수명을 구할 수 있으며 Fig. 10은 10% 및 90%의 신뢰도에 해당되는 결과를 나타낸 것이다. 그림에서 예측결과는 실험결과를 잘 묘사하고 있으며 또한 충격손상이 있는 경우가 손상이 없는 경우보다 산포가 적게 나타나고 있음을 알 수 있다. 이러한 현상의 원인은 Tai 등<sup>(3)</sup>에 의해서 보고된 바와 같이 충격손상이 일종의 응력집중부의 역할을 하여 이로부터 피로파손이 야기되므로 피로수명의 변동성이 작아졌기 때문이라고 할 수 있다. 이를 명확히 평가하기 위하여 충격손상에 따른 랜덤변수  $\Omega$ 의 분산  $\phi_{\Omega}^2$ 를 구하고 이를 충격손상이 없는 경우의 분산  $\phi_{\Omega_0}^2$ 로 정규화 한 후, 이를 충격에너지  $E_i$ 에 대하여 나타내었다. Fig. 11은 이의 결과로서 충격에너지가 증가함에 따라  $\Omega$ 의 분산은 지수적으로 감소하고 있음을 알 수 있다.

5. 결론

본 연구에서는 Carbon/Epoxy 적층복합재료의 피로수명에 미치는 충격손상의 영향을 정량적으로 평가하고 이의 피로수명 예측모델을 제안하였다. 또한 피로수명의 변동성을 고려할 수 있는

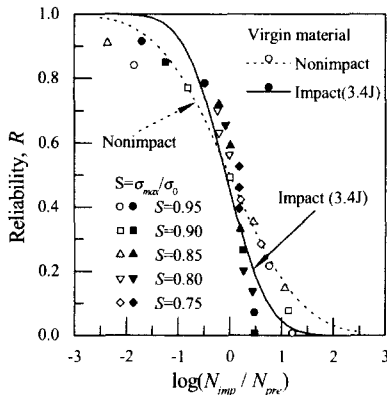
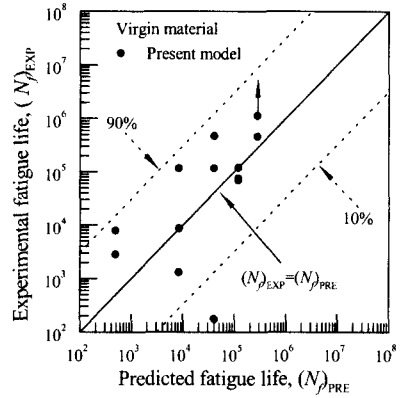
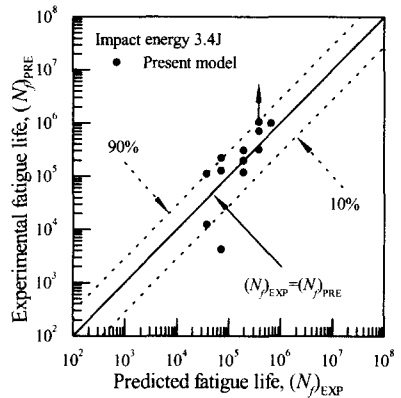


Fig. 9 Reliability of fatigue life



(a) Virgin laminates



(b) Impacted laminates (3.4J)

Fig. 10 Fatigue life with reliability

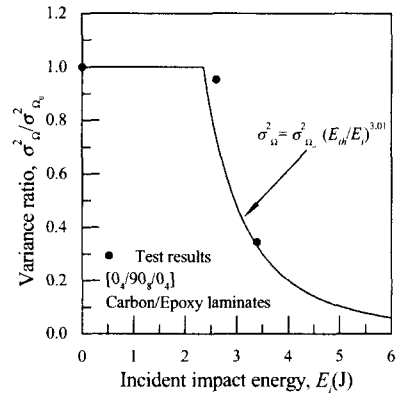


Fig. 11 Variance of random variable with impact energy

확률론적 모델을 제시하였다. 얻어진 결과는 다음과 같다.

(1) 적층복합재료의 피로수명에 미치는 충격손상의 영향을 평가하기 위하여 정적인장강도와 정적잔류강도로 이루어진 충격손상 파라미터를 도입하였으며 이의 예측결과는 충격에너지에 상관없이 실험결과와 일치하였다.

(2) 충격손상 복합재료의 피로수명 예측모델은 충격손상으로 인한 정적잔류강도 및 손상이 없는 복합재료의 피로특성을 나타내는 상수로써 구축되었으며 이는 충격손상 복합재료의 피로수명예측함에 있어서 유용하였다.

(3) 피로수명의 변동성을 묘사하기 위하여 확률론적 모델을 제시하였으며 이는 피로수명의 변동성을 잘 묘사하고 있다. 또한 이로부터 평가된 피로수명의 변동폭은 충격손상이 심해질수록 감소하였다.

## 후 기

본 연구는 한국과학재단의 '98 핵심전문연구지원과제(과제번호 : 981-1004-026-2)로 수행된 연구결과의 일부이며, 이에 관계자 여러분께 감사드립니다.

## 참고문헌

- (1) Abrate, S., 1991, "Impact on Laminated Composite Materials," *Applied Mechanics Rev.* Vol. 44, No 4, pp 155~190.
- (2) Gray, T. D., 1975, "Foreign Object Damage and Fatigue Interaction in Unidirectional Boron/Aluminum-6061," *ASTM STP* 569, pp. 262~279.
- (3) Tai, N.H., Yip, M.C. and Lin, J.L., 1998, "Effects of Low-energy Impact on the Fatigue Behavior of Carbon/Epoxy Composites," *Composites Science and Technology*, Vol. 58, No. 1, pp. 1~8.
- (4) Ramkumar, R. L., "Effect of Low-Velocity Impact Damage on the Fatigue Behavior of Graphite/Epoxy Laminates," *ASTM STP* 813, pp. 116~135.
- (5) Beheshty, M.H and Harris, B, 1998, "A Constant-Life Model of Fatigue Behavior for Carbon-Fibre Composites: The Effect of Impact Damage," *Composites Science and Technology*, Vol. 58, No. 1, pp. 9~18.
- (6) Broutman, L. J. and Sahu, S., 1972, "A New Theory to Predict Cumulative Fatigue Damage in Fiberglass Reinforced Plastics," *ASTM STP* 497, pp. 170~188.
- (7) Yang, J. N., 1977, "Residual Strength Degradation Model and Theory of Periodic Proof Tests for Graphite/Epoxy Laminates," *J. of Composite Materials*, Vol. 11, pp. 176~203.
- (8) 김정규, 강기원, 1999, "평직 Glass/Epoxy 복합재료의 충격손상거동과 잔류강도평가," 대한기계학회논문집 A권, 제23권, 제2호, pp. 294~303.
- (9) Caprino, G., 1984, "Residual Strength Prediction of Impacted CFRP Laminates," *J. of Composite Materials*, Vol. 18, pp. 508~518.
- (10) ASTM D 3039-93, "Standard Test Method for Tensile Properties of Fiber Resin Composite."
- (11) Hwang, W. and Han, K.S., 1989, "Fatigue of Composite Materials-Damage Model and Life Prediction," *ASTM STP* 1012, pp. 87~102.