

論文

피로 손상을 입은 직교 복합재료 적층보의 진동 특성

문태철*, 김형운*, 황운봉**, 전시문***, 김동원***, 김현진***

Vibration Characterization of Cross-ply Laminates Beam with Fatigue Damage

T. C. Moon*, H. Y. Kim*, W. Hwang**, S. M. Jeon***, D. W. Kim***, and H. J. Kim***

ABSTRACT

A new non-destructive fatigue prediction model of the composite laminates is developed. The natural frequencies of fatigue-damaged laminates under extensional loading are related to the fatigue life of the laminates by establishing the equivalent flexural stiffness reduction as a function of the elastic properties of sublaminates. The flexural stiffness is derived by relating the 90-ply elastic modulus reduction, and using the laminate plate theory to the degraded elastic modulus and the intact elastic modulus of other laminates. The natural frequency reduction model, in which the dominant fatigue mode can be identified from the sensitivity scale factors of sublaminate elastic properties, provides natural frequency vs. fatigue cycle curves for the composite laminates. Vibration tests were also conducted on $[90_2/0_2]_s$ carbon/epoxy laminates to verify the natural frequency reduction model. Correlations between the predictions of the model and experimental results are good.

초 록

피로 손상을 입은 복합재료 적층보의 모재 균열로 인한 유효 휨 강성 저하 모델을 제시하고 이 모형에 대한 고유 진동수 변화를 예측하는 새로운 비파괴 예측 모델을 개발하였다. 인장 하중하에서 피로 손상을 입은 직교 복합재료 적층보의 고유진동수는 유효 휨 강성 저하를 0° 층과 90° 층의 탄성 계수와 함수 관계로 묶어서 복합재료 적층보의 피로 수명을 예측하였다. 피로 하중하에서 복합재료 적층보의 90° 층 탄성 계수 저하와 다른 층(0° 층)에 본래 갖고 있는 탄성 계수를 적층판 이론에 적용하여 유효 휨 강성을 유도하였다. 직교 복합재료 적층보에 대해 피로 실험시 초기의 파단 양상은 대개 90° 층에서의 모재 균열이 지배적으로 나타나는데, 이를 이용하여 고유진동수 감소 모델은 직교 복합재료 적층보에서의 고유진동수 대 피로 사이클 곡선을 나타낼 수 있었다. 이와 같은 고유진동수 감소 모델의 타당성을 입증하기 위하여 $[90_2/0_2]_s$ 탄소섬유/에폭시 복합재료 적층보에 대한 진동 실험을 수행하였다. 본 모델의 예측 결과와 실험 결과가 잘 일치하는 바 본 논문에서 제시한 강성 저하 모델의 타당성을 입증하였다.

* 포항공과대학교 기계공학부 대학원

** 포항공과대학교 기계공학과, 교신전자(E-mail:whwang@postech.ac.kr)

*** LG 전자

1. 서론

섬유강화 복합재료는 첨단 신소재의 하나로서 특히 비강도, 비강성 등의 기계적 성질이 우수하고, 역학적 기능, 전자기적 기능, 열적 기능 등을 동시에 만족할 수 있으며, 요구되는 특성이 조절되는 이른바 테일러링(tailoring)이 용이하므로 그 응용에 있어서 날로 확대되어 가는 추세이다. 복합재료를 단순히 기존의 금속과 같은 등방성 재료에 대한 대체재료로서가 아니라, 이방성 재료의 특이한 물리적 성질을 응용한 구조물의 주재료로서 사용하기 위해서는 더 많은 이론적 연구 및 실험적 자료를 축적함으로써 복합재료의 신뢰성을 높여야 한다. 특히, 피로(fatigue)는 구조물의 주된 손상 원인이 되므로 구조물의 설계에 있어서 충분히 고려되어야 하는 성질이다. 특히 일방향 섬유 층이 0°와 90°로 교차되어 구성되는 직교 복합재료 적층판(cross-ply laminates)이 반복적인 피로 하중을 받을 때 90°층에서의 횡방향 모재 균열, 0°와 90°층 사이의 층간분리, 0°층의 섬유 방향으로 진전하는 종방향 모재 균열 그리고 0°층에서의 섬유 파단과 같은 대개 네 가지의 서로 다른 파단 기구가 단독 혹은 서로 결합되어 나타난다. 90°층에서의 횡방향 모재 균열은 피로 하중을 받고 있는 직교 복합재료 적층판에서 생기는 초기의 손상 형태이다. 인장실험인 경우에 대부분의 모재 균열은 90°층에서 개시하여 순식간에 양쪽 쪽의 모서리 전체로 전파해 나간다. 그러나 피로실험인 경우에 90°층에서 모재 균열은 시편의 한쪽 자유단에서 개시하여 피로 횡수의 함수로서 피로 횡수가 증가함에 따라 시편의 폭 방향으로 점차 성장해 나간다[1-2]. 이와 같은 구조물에서 모재 균열의 존재는 강성의 감소의 원인이 된다.

복합재료는 재료 자체의 복잡한 구조로 인하여 다양한 비파괴검사 방법에 대한 요구를 필요로 하고 있으며 현재까지 여러 가지 방법을 이용하고 있다. 그러므로 이런 결합 각각을 구별할 수 있는 것은 중요한 것이다. 현재까지의 많은 비파괴검사 방법들은 앞서의 결합들이 서로 얽혀 있는 경우에 대해 그다지 민감하게 구분하지 못한다. 구조물의 고유진동수와 감쇠 등의 진동특성의 정보로 재료의 거시적 물성의 변화를 측정하는 진동 비파괴검사 방법은 다른 비파괴검사 방법의 제한적 사용을 극복하는 데 사용되어져 왔다.

일반적으로 피로 실험에서 잔류강도 저하모형(residual strength degradation model)은 강성저하 모형(stiffness degradation model)에 비해 다음과 같은 두가지 큰 결점을 안고 있다. 첫째 잔류강도 저하 모형은 비파괴검사 방법에

의해 잔류수명을 예측할 수 없다. 게다가, 이 모형은 손상의 상태와 직접 연관이 없으며 손상누적을 측정하는 데 그다지 민감하게 반응하지 못한다. 즉 피로 파단에 임박할 때까지 손상누적이 천천히 변하게 된다. 두 번째 결점은 잔류강도 저하 모형은 강성저하 모형에 비해 각 적층판과 그 재료에 대해 상당히 많은 실험을 요구하게 된다. 더구나 본 논문에서 재료의 강성저하가 손상된 상태의 모드별 고유진동수와 직접적인 관련이 있으므로 피로 손상 모형을 결정함에 있어 강성저하 모형을 선정하게 되었다[7-9].

이에 본 논문에서는 직교 복합재료 적층보의 인장-인장 피로 하중시 초기의 주 손상 모드인 90°층의 모재 균열에 따른 손상모형을 세우고 피로 사이클에 대한 하중 방향 인장 강성의 변화 추이를 알아보고 이를 토대로 피로 사이클에 따른 직교 복합재료 적층보의 강성과 유효 힘 강성을 이용하여 피로 손상을 입은 $[90_2/0_2]_s$ 직교 복합재료 적층보의 모드별 고유진동수의 변화에 대해 알아보려고 한다.

2. 실험 방법

여기에 새로운 비파괴 피로 예측 모델을 세우기 위해 수행한 실험은 크게 두 단계로 나누어 수행하였다. 우선 인장-인장 피로 하중을 받는 복합재료 적층보의 강성 저하를 알아보기 위해 피로 실험을 수행하였다. 그리고 피로 실험을 통해 얻어진 외팔보 형태의 시편의 고유진동수를 알아보기 위해 진동 실험을 실시하였다.

본 논문에서 사용한 재료는 (주) SK 케미칼 제품으로서 USN125 A TYPE 37% RC(레진 함유량) 탄소섬유/에폭시 복합재료이다. 본 재료의 물성은 Table 1에 나타나 있다. 시편의 크기는 ASTM 표준규격인 D-3039(인장실험)와 D-34670(피로실험)을 참조하여 제작하였다[13].

Table 1 Material Properties of USN 125 Type A

PROPERTY	VALUE
In-plane longitudinal modulus (E_1)	120.3 GPa
In-plane transverse modulus (E_2)	7.63 GPa
In-plane shear modulus (G_{12})	3.36 GPa
In-plane Poissons ratio (ν_{12})	0.319
Density (ρ)	1.50 g/cm ³
Longitudinal tensile strength (X_T)	2.2 GPa
Longitudinal compressive strength (X_C)	1.4 GPa
Transverse tensile strength (Y_T)	0.0021 GPa
Transverse compressive strength (Y_C)	1308.46 MPa
Ply longitudinal shear strength (S)	0.226 GPa

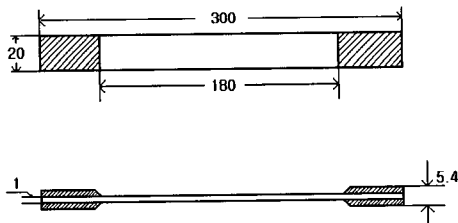
* :experimental results

응력집중과 미끄러짐을 방지하기 위하여 시편에 유리섬유 복합재료로 만든 엔드탭을 에폭시를 사용하여 붙였다. 시편은 다이아몬드 휠커파터로 절단하였다. 이때 절단속도가 빠를수록 재료의 물성저하 및 손상영역이 변화할 가능성이 있으므로 본 시편에는 약 12m/s의 속도로 가공하였다. 그리고 절삭기의 회전속도로 인해 시편에 온도의 상승이 있으나, 에폭시의 연화 온도에는 미치지 않았다. 절삭중 온도 상승을 방지하고 양호한 절단면을 얻기 위하여 절삭유를 사용하였다. 이상과 같은 방법으로 제작된 시편의 치수는 Fig. 1에 나타내었다.

그리고 본 탄소섬유/에폭시 복합재료의 경화사이클은 Fig. 2에 나타내었다. 인장실험은 Shimadzu 사의 UTM Autograph 를 사용하여 2.0mm/min의 속도로 변위제어방식 하에서 수행하였다.

본 연구에서 탄소섬유/에폭시 복합재료의 기본적인 물성들과 $[90_2/0_2]_S$ 의 시편으로 적층된 직교 복합재료 적층 시편의 인장강도와 탄성계수는 Table 2에 나타내었다. 피로 실험은 하중제어모드에서 사인파 형태의 하중을 가하여 Shimadzu사의 Servopulser장비를 사용하여 수행하였다. 이때 가진 주파수는 시편의 온도상승을 거의 무시할 수 있는 3Hz로, 하중수위(시편의 인장강도에 대한 가한 최대하중의 비)는 각각 0.7, 0.6, 0.5로 가하였다.

또한 실험도중 시편에 압축응력이 가해지지 않도록 전 실험을 통하여 최소하중을 하중수위의 0.05로 일정하게 유지하였다.



All dimensions are in mm

Fig. 1 Configuration of specimen for fatigue test.

진동 실험은 변위신호와 충격망치에 의한 가진력 신호가 FFT 분석기로 입력되어 모드별 고유진동수를 얻을 수 있었다. 본 진동 실험은 피로 하중을 가한 후 손상을 입은 외팔보 형태의 시편을 사용하여 수행하였다.

Table 2 Material Properties of $[90_2/0_2]_S$ laminates

PROPERTY	VALUE
Extensional modulus (E_{x0})	61.49 GPa*
Ultimate strength (σ)	845.65 MPa*

*:experimental results

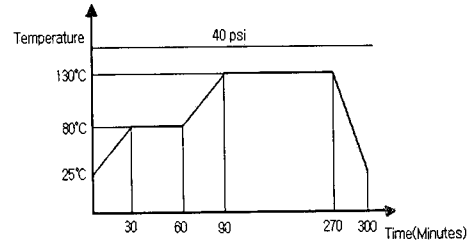


Fig. 2 Curing cycle for USN 125 A Type Prepreg.

Fig. 3에 진동실험 장치의 개략도를 나타내었다.

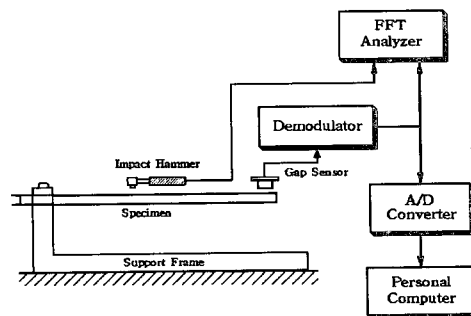


Fig. 3 Schematic diagram of the vibration test set-up.

3. 모델링

일반적으로 피로하중을 받고 있는 직교 복합재료 적층판에서 축방향 탄성계수 감소(E_x/E_{x0})와 평균 균열 밀도($D=1/2s$, s 는 평균 균열 거리)와의 관계는 다음과 같은 선형적인 관계가 성립한다[5].

$$E_x(n) = E_{x0}(1 - cD) \tag{1}$$

여기서, $E_x(N)$ 는 손상된 상태의 탄성 계수이고 E_{x0} 는

손상이 없을 때의 탄성계수이다. c 는 실험을 통해서 얻어지는 상수 값이며, 균열 밀도 D 는 주기적인 하중을 받는 구조물의 손상을 정의하는데 유용한 변수이다. 특히 여기서 균열 밀도는 피로 하중을 받는 직교 복합재료 적층판에서 모재 균열의 손상 상태를 정의한다[5].

반복적인 하중을 받는 동안 손상 성장률은 최대 응력과 위에서 정의한 균열 밀도에 따른다고 가정하기로 한다. 또한 이와 같은 가정은 타당하다는 것이 여러 논문에 의해 검증된 바 있다[10]. 이를 식으로 표현하면 다음과 같다.

$$\frac{dD}{dN} = f(\sigma_{\max}, D) \quad (2)$$

여기서 σ_{\max} 는 피로실험 시 최대 응력을, N 은 가한 피로 사이클 수를 나타낸다. 식 (1)을 사이클 수 N 에 대해 미분을 하고 식 (2)에 대입하면 다음과 같다.

$$-\frac{1}{cE_0} \frac{dE_x(N)}{dN} = f\left(\sigma_{\max}, \frac{1}{c} \left(1 - \frac{E_x(N)}{E_{x0}}\right)\right) \quad (3)$$

식 (3)의 완전한 형태의 손상모형을 정의하기 위해 식 (3)의 우변의 적당한 형태를 찾아야 한다.

우선 직교 복합재료 적층판의 90° 층에서의 균열 길이 s 를 고려해 보자. 만약 균열길이가 $s + \delta s$ 로 증가한다면 필요한 외부의 일은 변형에너지의 변화량과 균열 끝단에서 소산되는 에너지의 합보다 크거나 같아야 한다.

$$\delta W \geq \delta U_d + 2G_c t_{90} \delta s \quad (4)$$

여기서 G_c 는 단위 균열 면적당 파단 에너지 혹은 임계 변형 에너지 해방률(critical strain energy release rate)이며, U_d 는 변형에너지, t_{90} 은 90° 층의 두께이다. 정해진 변위 상태에서 균열이 진전하는 경우에 외부 일의 값은 영이며, 이때 (4)식은 다음과 같다.

$$-\delta U_d = 2G_c t_{90} \delta s \quad (5)$$

균열이 없는 경우에 90° 층에서의 단위 체적당 평균 변형에너지는 다음과 같다.

$$u_d = \frac{1}{2} K \sigma_{\max} \epsilon_{90} = \frac{1}{2E_{90}} (K \sigma_{\max})^2 \quad (6)$$

여기서 $K \sigma_{\max}$ 는 균열이 없는 횡방향 층, 즉 90° 층에 작용하는 응력에 해당하고 상수 K 는 적층판 이론식에서 나오는 상수이다. ϵ_{90} , E_{90} 는 각각 90° 층의 변형률, 탄성계수이다. 만약 균열 길이 s 가 발생한다면, 이 변형에너지의 일부가 방출되고 90° 층에서 변형에너지의 변화량이 다음과 같은 형태의 식으로 나타난다.

$$U_d = -\frac{(K \sigma_{\max})^2}{2E_{90}} \pi s^2 (2t_{90}) \quad (7)$$

균열길이가 s 에서 $s + \delta s$ 로 증가한다면, 변형에너지의 변화량은 다음과 같다.

$$\delta U_d = \frac{dU_d}{ds} \delta s = -\frac{(K \sigma_{\max})^2}{2E_{90}} 2\pi s (2t_{90}) \delta s \quad (8)$$

따라서, 전과 조건인 식 (5)와 식 (8)에 의해서 임계 변형 에너지 해방률 G_c 은 다음과 같이 표현 된다.

$$\frac{(K \sigma_{\max})^2}{E_{90}} \pi s = G_c \quad (9)$$

피로실험의 경우, 각각의 90° 층의 균열길이에 대한 성장률은 Paris law에 의해 다음과 같이 표현할 수 있다[1].

$$\frac{ds}{dN} = A (E_{90} G_c)^{m/2} \quad (10)$$

여기서 A 와 m 은 재료 상수이고 G_c 는 피로 하중을 받는 경우의 변형에너지 해방률로서 90° 층에서의 응력 진폭 S_{90} 과 연관되어지므로 식 (9)의 형태로 다시 표현하면 다음과 같다.

$$\frac{S_{90}^2}{E_{90}} \pi s = G_c \quad (11)$$

여기서 응력 진폭은 다음과 같다.

$$S_{90} = \frac{1}{2} K [\sigma_{\max} - \sigma_{\min}] \quad (12)$$

여기서, σ_{\max} 와 σ_{\min} 는 각각 피로실험 시 가하는 최대와 최소 응력값이다. 본 논문에서는 응력비 $R(= \sigma_{\min} / \sigma_{\max})$ 값을 0.05로 피로 실험을 수행하였다. 따라서 피로 실험에서 S_{90}^2 은 식 (12)을 이용하면 다음과 같이 표현된다.

$$S_{90}^2 \cong \frac{1}{2} (K \sigma_{\max})^2 \quad (13)$$

따라서 식 (13)를 식 (11)에 대입하면 결국 G_f 는 다음과 같이 나타낼 수 있다.

$$G_f = \frac{1}{2} \frac{(K \sigma_{\max})^2}{E_{90}} \pi s \quad (14)$$

다시 식 (14)를 식 (10)에 대입하면 횡방향 균열길이에 대한 성장률은 다음과 같은 식으로 표현할 수 있다.

$$\frac{ds}{dN} = A \left(\frac{1}{2} (K \sigma_{\max})^2 \pi s \right)^{m/2} \quad (15)$$

여기서 식 (15)로부터 추론할 수 있는 사실은 피로 하중을 받고 있는 직교 복합재료 적층보의 전체 균열길이 a 는 다음과 같은 형태로 표현할 수 있다[5].

$$\frac{da}{dN} \propto (\sigma_{\max}^2 2s)^p \quad (16)$$

그러므로 식 (16)에서 균열 성장률은 균열길이의 몇 승에 비례한다는 것인데 이는 등방성 재료에서 단일 균열의 피로 균열 성장에 대한 파괴 역학적인 표현과 유사하다. 또한 전체 균열 길이는 균열 밀도에 비례하므로 식 (16)은 다음과 같이 나타낼 수 있다.

$$\frac{dD}{dN} \propto \left(\frac{\sigma_{\max}^2}{D} \right)^b \quad (17)$$

식 (17)은 식 (2)와 식 (3)을 사용하여 강성 저하와 피로 사이클 사이의 관계는 다음과 같이 탄성 계수의 항으로 나타낼 수 있다[5].

$$-\frac{1}{E_{x0}} \frac{dE_x(N)}{dN} = C \left(\frac{\sigma_{\max}^2}{E_{x0}^2 (1 - E_x(N) / E_{x0})} \right)^b \quad (18)$$

여기서, C 와 b 는 피로 실험을 통해서 구해야 하는 재료 상수들이다. 피로 실험을 통해서 구한 C 와 b 값을 대입하여 적분하면 식 (18)은 다음과 같은 식으로 표현된다.

$$\frac{E_x(N)}{E_{x0}} = 1 - \left\{ 27.31 \times \left(\frac{\sigma_{\max}}{E_{x0}} \right)^{1.58} \times N^{0.21} \right\} \quad (19)$$

일반적으로 손상으로 인한 복합재료 내부의 하중의 분포를 결정하려면 복합재료를 구성하는 각 층에서의 강성저하에 대한 정보를 알아야 한다. 그러나 실제 손상이 존재하는 복합재료 적층판에서 각 층의 강성을 직접 측정할 수는 없다. 그래서 초창기 연구는 주로 균열 밀도가 재료의 손상을 나타내는 변수로서 선택되었다. 여러 연구들 중 Ryder 와 Crossman이 제안한 손상모형은 직교 복합재료 적층판에서 90°층의 횡방향 탄성계수의 감소는 균열 밀도 D 의 선형 함수로서 표현하였는데 그 식은 다음과 같다[4].

$$E_{90}(N) = E_{90}(0)[1 + \beta D] \quad (20)$$

여기서 $E_{90}(N)$ 는 N 번의 피로 사이클을 가한 후 90°층의 횡방향 탄성계수이며, $E_{90}(0)$ 는 손상이 없는 90°층의 횡방향 탄성계수 그리고 β 는 실험으로 결정되는 상수이다. 또한 $E_{90}(N)$ 는 횡방향에서의 S-N테이터로부터 구할 수 있다[11].

앞서 언급했던 바와 같이 직교 복합재료 적층판에 대해 피로실험 시 초기의 파단 양상은 대개 90°층에서의 모재 균열이 지배적으로 나타난다. 다시 말해서 직교 복합재료 적층판을 이루는 각 층이 완전 결합이라고 가정하면 0°층의 강성저하는 무시할 수 있다고 가정할 수 있으며 이는

초기의 피로실험에서 타당한 가정이라 할 수 있다. 앞서 식 (19)와 혼합법칙을 사용하여 90°층에서의 강성저하 모형을 다음과 같이 구할 수 있다.

$$E_{90}(N) = 2E_{x0} \left[1 - \left\{ 27.3 \times \left(\frac{\sigma_{\max}}{E_{x0}} \right)^{1.58} \times N^{0.21} \right\} \right] - E_0 \quad (21)$$

직교 복합재료 적층보의 진동특성 특히 고유 진동수를 해석적으로 계산하기 위해서는 복합재료 적층보의 유효 휨 강성(effective flexural modulus)에 대한 정보를 알아야 한다. 이는 등방성 재료와는 달리 복합재료 적층보는 적층 순서(stacking sequence)와 각 층의 강성에 따라 유효 휨 강성이 다르기 때문이다.

본 연구에서 실험한 직교 복합재료 적층보의 적층 순서 및 방향이나 형상은 전단이나 회전관성을 무시할 수 있으며 선형 탄성 가정을 만족시키고 있으므로

Bernoulli-Euler 보 가정과 완전 접합(perfect bonding)이라고 가정할 때 복합재료 적층보의 유효 휨 강성은 손상이 없는 경우 다음과 같이 나타낼 수 있다[12].

$$E_{f0} = \frac{8}{h^3} \sum_{j=1}^{n/2} (E_{x0})_j (z_j^3 - z_{j-1}^3) \quad (22)$$

여기서 h 는 적층보의 두께이고 $(E_{x0})_j$ 는 손상이 없는 j 번째 단층의 x 방향 탄성계수이고, n 은 층의 총 개수이며 z_j 는 중립면에서 j 번째 단층까지의 거리이다. 본 논문에서의 적층보는 층이 대칭으로 적층되어 층의 수가 짝수이고 층의 두께가 모두 동일하므로 유효 휨 강성은 다시 다음과 같은 식으로 표현된다.

$$E_f(N) = \frac{\{7E_{90}(N) + E_0(N)\}}{8} \quad (23)$$

고전 복합재료 적층판 이론으로부터 모재 균열이 존재하는 유효 휨 강성을 이용하여 직교 복합재료 적층보의 각 모드별 고유 진동수를 다음과 같이 나타낼 수 있다.

$$f_n(N) = \frac{\gamma_i}{2\pi} \sqrt{\frac{E_f(N)I}{mL^4}} \quad (24)$$

여기서 γ_i 는 복합재료 적층보의 고유치 문제의 해이며, $E_f(N)I, m, L$ 는 각각 휨 강성, 복합재료 적층보의 단위 길이당 질량 및 길이이다.

본 논문에서 피로 손상 모형을 세우는 데 필요한 가정으로 초기의 손상은 90층의 모재 균열로 인한 강성 저하로 두었고 층간 분리나 섬유 파단과 같은 손상기구를 무시하였다. (즉, 0층의 강성은 일정하다고 두었다.) 이 경우 고유 진동수 감소 모델은 다음과 같다.

$$\frac{d\overline{f_r^2}(N)}{dN} = A \left(\frac{E_{90}(0)I_{90}}{E_f(0)I} \right)^{m+1} \left(\frac{\sigma_{\max}^2}{1 - f_r^2(N)} \right)^m \quad (25)$$

위 식은 잔류 고유진동수와 강성 사이에 다음과 같은 근사 관계가 성립함을 의미한다.

$$\overline{f_r^2}(N) \sim \frac{E_x(N)}{E_{x0}} \quad (26)$$

이와 같이 초기에 발생하는 횡방향 모재 균열이 피로 손상의 주된 요인이므로 복합재료 적층판의 피로 수명은 고유진동수 감소 모델을 이용하여 예측할 수 있었다.

4. 결과 및 고찰

통상 피로 하중을 받는 직교 복합재료 적층보에 대한 정규화된 강성 - 피로 사이클(normalized stiffness fatigue cycle)의 곡선은 초기의 급격한 강성저하 영역, 다소 완만하게 저하되는 강성 영역 그리고 마지막으로 파단 직전의 급격한 강성저하와 같이 세 영역으로 나눌 수 있다.

본 연구에서는 피로 손상의 초기에 주된 손상인 모재 균열에 대한 강성저하 모형을 세우고 강성저하에 따른 모드별 진동수의 변화에 대해 알아보려고 한다.

일반적으로 알려진 사실로는 T300/5208 흑연/에폭시 복합재료에 대해 피로하중 0.3, 응력비 0.1 그리고 가진 주파수 10Hz으로 가한 피로실험에서 피로 사이클 500을 받은 [0/90]₂ 직교 복합재료 적층 시편의 90층의 강성의 저하가 약 68%에 이르고 있다[11].

따라서 본 논문에서는 이 같은 모재 균열로 인한 손상이 강성에 어떤 영향을 미치며 또한 이런 강성 저하가 비파괴 검사 방법 중의 하나의 모드별 고유진동수의 변화에 어떤

양상을 초래하는 지를 알고자 하는데 있다.

이론에서 구한 식 (19)에서 C상수 b와를 구하기 위하여 피로실험을 수행하였다. Fig. 4은 피로실험시 가한 최대 응력 σ_{max} 즉 $[90_2/0_2]$, 직교 복합재료 시편의 인장강도의 0.7(591.96MPa), 0.6(507.39MPa), 0.5(422.83MPa) 에 대해 식 (19)의 양변에 자연로그를 취한 피로실험 결과 데이터를 나타낸 것이다. Fig. 4에서 각 응력수위에 따른 피로실험 데이터에 대해 최소자승법(least squares method)을 이용하여 상수 C와 b를 구하였다. 그 상수값은 각각 1.4618106, 3.7544이다.

초기의 손상은 90°층의 모재 균열에 의한 강성저하라는 가정으로부터 90°층 강성의 두 가지 경우에서 유효 휨 강성, $E_f(N)$ 는 다음과 같다.

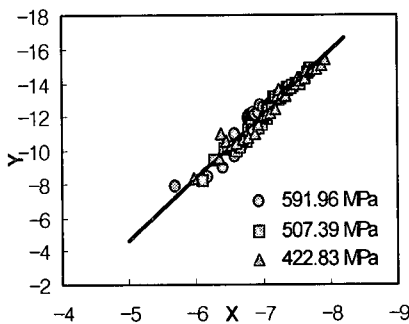


Fig. 4 Regression analysis for the fatigue damage model of equation (18).

$$E_f(N) = c_1 \left[1 - 27.31 \left(\frac{\sigma_{max}}{E_{x0}} \right)^{1.58} N^{0.21} \right] - c_2 E^0 \quad (27)$$

여기서, $E^{\infty} > 0$ 인 경우에 $c_1 = 7/4$, $c_2 = 3/4$ 이고, $E^{\infty} = 0$ 인 경우에 $c_1 = 1/4$, $c_2 = 0$ 이다. Fig. 5은 여러 응력 수위에서 인장 강성과 식 (27)을 정규화시킨 유효 휨 강성을 비교한 결과이다.

Fig. 6에서 Fig. 8까지로부터 피로 손상을 입은 복합재료 적층보의 고유진동수 예측 결과와 실험 결과가 상당히 잘 일치하고 있다는 사실을 알 수 있다.

Fig 6과 Fig. 8의 공통적인 특징은 고유 진동수 감소 예측 결과에서 공통적으로 불연속 지점이 존재하는 데, 이것은 90°층의 강성이 완전히 소진될 때의 지점을 나타내고 있다.

또한 실험 결과와 이론적으로 예측된 결과의 차이는 초기의 손상은 90°층의 모재 균열만으로 가정했으나 90°층의 모재 균열이 완전히 소진되는 점 이전에서는 0°층에서 대부분의 피로하중을 견디므로 예측했던 값보다 실험값이 작았으며, 90°층의 모재 균열이 완전히 소진되는 점 이후에서는 앞서 손상 기구에 대해 설명한 바와 같이 피로 사이클이 증가할수록 90°층의 모재 균열이외에도 층간분리, 0°층의 모재 균열과 섬유와의 파단 등의 다양한 손상 기구가 복합적으로 작용하기 때문에 예측값이 실험값보다 크게 나타났다고 할 수 있다.

그러나 각 모드별 고유진동수의 변화 추이는 본 연구에서 가정한 조건으로도 설명이 충분하다고 판단된다.

더욱이 실제 구조물이 피로의 경우는 응력수위가 0.5이하에서 나타남으로 본 연구에서 얻은 결과로도 구조물의 초기 손상의 정도를 충분히 예측하리라 판단된다.

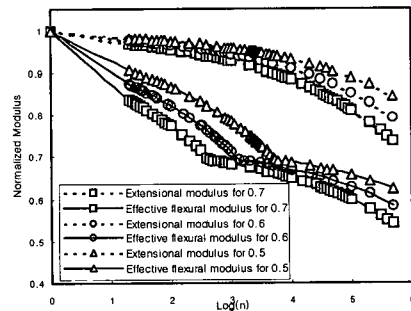


Fig. 5 Normalized flexural stiffness of equation (27) compared with the extensional stiffness for three different stress levels.

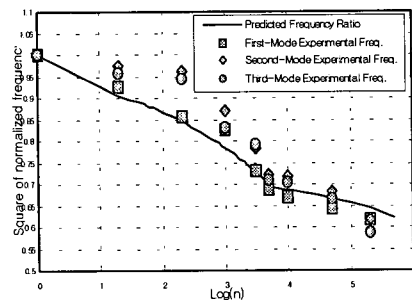


Fig. 6 Predicted natural frequency reduction for 0.5 stress levels compared with the experimental results for three vibration modes.

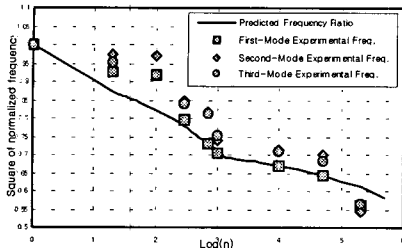


Fig. 7 Predicted natural frequency reduction for 0.6 stress levels compared with the experimental results for three vibration modes.

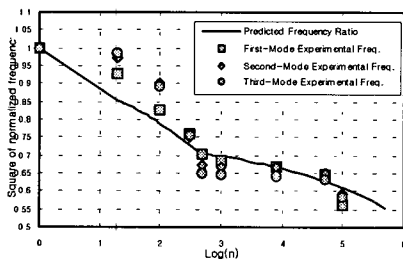


Fig. 8 Predicted natural frequency reduction for 0.7 stress levels compared with the experimental results for three vibration modes.

5. 결 론

여기에 본 모델은 일축 및 예를 들어 인장과 비틀림이 동시에 작용하는 다축 피로 하중하에서 복합재료 적층보의 피로 수명을 비파괴적인 방법으로 예측하는 데 사용될 수 있다. 실험 결과와 예측 결과의 비교를 통해서 다음과 같은 결론을 얻을 수 있었다.

1. 피로하중을 받는 $[90_2/0_2]$ 직교 복합재료 적층 보에 대해 피로 초기의 주된 손상 기구인 90° 층의 모재 균열만을 고려한 강성저하 모형은 실제 피로실험을 수행하여 나온 강성저하의 양상과 잘 일치하고 있다.
2. 본 연구에서의 강성저하 모형은 응력수위가 낮아질수록 강성의 저하가 실험값과 더 잘 일치하고 있으며, 피로 사이클이 90° 층의 강성이 완전히 소진된 이후에도 강성의 저하가 비교적 잘 일치하고 있다.
3. 피로 하중을 받는 직교 복합재료 적층보의 진동 특성을 해석적으로 알아보기 위해서 유효 휨 강성에 대한 수식을 강성저하 모형을 이용하여 유도하였고, 이 과정에서 각 층에서 강성저하에 대한 정보를 알아야 하는데 이를 위해 0° 층에서의 강성저하는 무시하고 90° 층에서 강성

저하 모형을 이용하여 유효 휨 강성저하 모형을 유도하였고, 피로 사이클에 따른 인장 강성과 유효 휨 강성 저하를 비교하였다.

4. 피로 손상을 입은 직교 복합재료 적층보에서 진동수의 변화 추이를 알아보기 위해 해석적으로 구한 피로 사이클의 증가에 따른 각 모드별 진동수의 감소 추이와 실제 피로실험을 수행 후 각 응력수위에 대한 각 모드별 진동수의 감소가 비교적 잘 일치하고 있다.
5. 피로 손상 모형을 이용하여 90° 층의 강성 저하 및 유효 휨 강성 저하 모형을 유도하였다. 이 강성 저하 모형을 이용하여 최종적으로 피로하중 받는 직교 복합재료 적층보의 모드별 진동수의 변화 추이를 살펴 보았다. 본 강성 저하 모형을 이용하여 다른 적층 순서를 갖는 직교 복합재료 적층보는 물론이고 이와 같은 방법을 통하여 다른 종류의 복합재료에 대한 초기의 피로 상태를 모드별 진동수의 변화를 통하여 예측할 수 있리라 판단된다.

참고문헌

- 1) Berthelot, J. -M., and Le Corre, J. -F., "Modelling the transverse cracking in cross-ply laminates : application to fatigue," *Composites : Part B*. Vol. 30, 1999, pp. 569-577.
- 2) Song Dong-Yeul, Otani Nobuo., "Fatigue life prediction of cross-ply composite laminates," *Materials Science and Engineering*, Vol. A238, 1997, pp. 329-335.
- 3) Highsmith, A. L. and K. L. Reifsnider., "Stiffness-Reduction Mechanisms in Composite Laminates," *Damage in Composite Materials*, ASTM STP 775, K. L. Reifsnider, ed., American Society for Testing and Materials, 1982, pp. 103-117.
- 4) Ryder, J. T. and Crossman, F. W., "A Study of Stiffness, Residual Strength and Fatigue life Relationships for Composite Materials," NASA CR-172211, 1983.
- 5) Ogin, S. L., Smith, P. A. and Beaumont, P. W. R., "Matrix Cracking and Stiffness Reduction during the Fatigue of a $(0/90)_s$ GFRP Laminate," *Composites Science and Technology*, Vol. 22, 1985, pp. 23-31.
- 6) Rene, B. Abarcar, Patrick F. Cunniff, "The Vibration of Cantilever Beams of Fiber Reinforced Material," *J.*

- Composite Materials*, Vol. 6, 1972, pp. 504-517.
- 7) Shen, M. H. H., Grady, J. E., "Free Vibrations of Delaminated Beams," *AIAA Journal*, Vol. 30, No. 5, 1992, pp. 1361-1370.
 - 8) Bedewi, N. E., Kung, D. N., "Effect of fatigue loading on the modal properties of composites structures and its utilization for prediction of residual life," *Composite Structures*, Vol. 37, No. 3, 1997, pp. 357-371.
 - 9) A. Abd El-Hamid Hamada, "An investigation into the eigen-nature of cracked composite beams," *Composite Structures*, Vol. 38, No. 1, 1997, pp. 45-55.
 - 10) Poursartip, A., Ashby, M. F. and Beaumont, P. W. R., "Damage Accumulation During Fatigue of Composites," *Proc. 3rd Riso Int. Symp. Metall. and Mater. Sci.*, Vol 16, 1982, pp. 193-217.
 - 11) Zhanjun Gao, "A Cumulative Damage Model for Fatigue Life of Composite Laminates," *J. of Reinforced Plastics and Composites*, Vol. 13, 1994, pp. 128-141.
 - 12) Ronald F. Gibson, *Principles of Composite Material Mechanics*, McGraw-Hill, 1994.
 - 13) Robert, L. M., *ASTM Standards and Literature Reference for Composite Materials*, American Society for Testing and Materials, 1987.