

피로 손상을 입은 직교 복합재료 적층보의 진동 특성

문태철* • 김형윤* • 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

Key Words : fatigue-damaged laminate, natural frequency reduction model, flexural stiffness

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 laminate. 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.

기호설명

$E_{r,0}$: 손상이 없는 적층보의 탄성계수
 E_r : 손상이 존재하는 적층보의 탄성계수
 N : 피로 사이클 횟수
 σ_{max} : 피로 실험시 가한 최대 응력
 $E_f(N)I$: 피로시 적층보의 휨강성
 m : 복합재료 적층보의 단위길이당 질량
 L : 복합재료 적층보의 길이
 E^0, E^90 : 적층보의 0° 와 90°층 탄성계수

1. 서론

복합재료는 재료 자체의 복잡한 구조로 인하여 다양한 비파괴검사 방법에 대한 요구를 필요로 하고 있으며 현재까지 여러 가지 방법을 이용하고 있다. 일반적으로 복합재료의 손상은 층간 분리, 모재 균열, 섬유 파단 그리고 섬유와 모재간 분리 현상 등의 4 가지 주요 결함을 나타낸다. 복합재료에서 대부분의 파단은 이들 결함들의 조합에 기인한다. 그러므로 이런 결함 각각을 구별할 수 있는 것은 중요한 것이다. 현재까지의 많은 비파괴검사

* 포항공과대학교 기계공학과 대학원

** 포항공과대학교 기계공학과

*** LG 전자

방법들은 앞서의 결함들이 서로 얽혀 있는 경우에 대해 그다지 민감하게 구분하지 못한다.

일반적으로 피로 실험에서 잔류강도 저하모형 (residual strength degradation model)은 강성저하 모형 (stiffness degradation model)에 비해 다음과 같은 두 가지 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.

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 [90₂/0₂]_s 직교 복합재료 적층보의 모드별 고유진동수의 변화에 대해 알아보고자 한다.

2. 실험 방법

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 레진(Resin)이 37% 함유된 탄소섬유/에폭시 복합재료로 [90₂/0₂]_s의 시편으로 적층하여 판 형태로 제조하였다. 본 실험에 사용된 시편은 ASTM D-3039/D-3470 에 따라 다이아몬드 휠커파로 가로, 세로, 두께가 각각 20mm, 300mm 그리고 1mm 가 되도록 절단하였다. 피로 실험은 하중제어모드에서 사인파 형태의 하중을 가하여 Shimadzu 사의 Servopulser 장비를 사용하여 수행하였다. 이때 가진 주파수는 3Hz 로, 하중수위-시편의 인장강도에 대한 가한 최대하중의 비는 각각 0.7, 0.6, 0.5 로 가하였다. 진동 실험은 변

위신호와 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.

3. 모델링

횡방향 모재 균열은 피로 하중을 받고 있는 직교 복합재료 적층판에서 생기는 초기의 주된 손상 모드이다. 인장 실험인 경우에 대부분의 모재 균열은 90°층에서 개시하여 순식간에 양쪽 폭의 모서리 전체로 전파해 나간다. 그러나 피로 실험인 경우에 90°층에서 모재 균열은 시편의 한쪽 자유단에서 개시하여 피로 사이클의 함수로서 피로 사이클이 증가함에 따라 시편의 폭 방향으로 점차 성장해 나간다.

강성 저하와 피로 사이클의 횡수사이의 관계는 다음과 같이 탄성 계수의 항으로 나타낼 수 있다.

$$-\frac{1}{E_{s0}} \frac{dE_s(N)}{dN} = C \left(\frac{\sigma_{\max}^2}{E_{s0}^2 (1 - E_s(N)/E_{s0})} \right)^b \quad (3-1)$$

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

$$f_n(N) = \frac{\gamma_i}{2\pi} \sqrt{\frac{E_f(N)I}{mL^4}} \quad (3-2)$$

여기서 γ_i 는 복합재료 적층보의 고유치 문제의 해이다.

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

$$\frac{d\overline{f_n^2}(N)}{dN} = A \left(\frac{E_{s0}(0)I_{s0}}{E_s(0)I} \right)^{m+1} \left(\frac{\sigma_{\max}^2}{1 - f_n^2(N)} \right)^m \quad (3-3)$$

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

$$\overline{f_r^2}(N) \sim \frac{E_x(N)}{E_{x0}} \quad (3-4)$$

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

[90₂/0₂]_s 탄소섬유/에폭시 복합재료 적층판의 탄성 계수와 강도는 일축 인장 실험을 통해서 측정하였다. 탄성 계수는 61.49GPa, 인장 강도는 845MPa 이다. 실제 모든 응력 수위에서 얻은 81개의 강성 값들을 식 (3-1)와 회귀 분석을 통해서 재료 상수 C 와 b 를 구했다. 그 결과는 각각 1.4618×10^6 , 3.7544이다. 그림 1은 식 (3-1)의 피로 손상 모형에 대한 회귀 분석 결과이다.

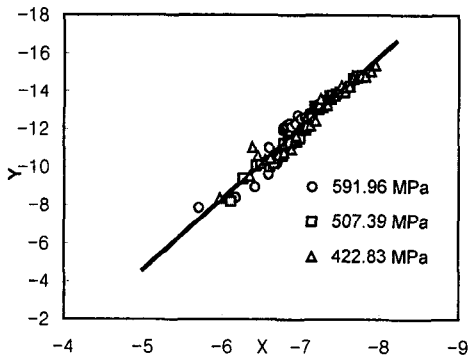


Fig. 1. Regression analysis for the fatigue damage model of equation (3-1)

90°층 강성의 두 가지 경우에서 유효 힘 강성, $E_f(N)$ 는 다음과 같다.

$$E_f(N) = c_1 \left[1 - 27.31 \left(\frac{\sigma_{\max}}{E_{x0}} \right)^{1.58} \right] N^{0.21} - c_2 E^0 \quad (4-1)$$

여기서, $E^{*0} > 0$ 인 경우에 $c_1 = 7/4$, $c_2 = 3/4$ 이고, $E^{*0} = 0$ 인 경우에 $c_1 = 1/4$, $c_2 = 0$ 이다. 그림 2는 여러 응력 수위에서 인장 강성과 식 (4-1)을 정규화시킨 유효 힘 강성을 비교한 결과이다.

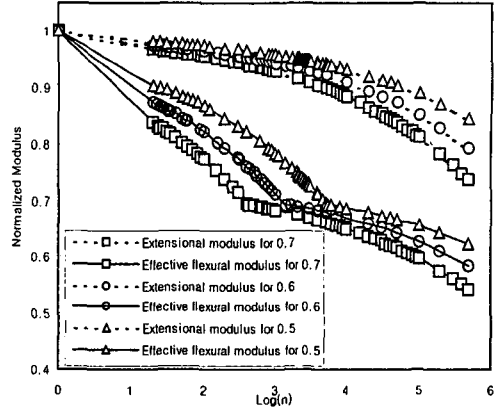


Fig. 2. Normalized flexural stiffness of equation (4-1) compared with the extensional stiffness for three different stress levels

그림 3에서 그림 5로부터 피로 손상을 입은 복합재료 적층보의 고유진동수의 예측 결과와 실험 결과가 상당히 타당하다는 것을 알 수 있다. 그림 3과 그림 5의 공통적인 특징은 고유 진동수 감소 예측 결과에서 공통적으로 불연속 지점이 존재하는데 이것은 90°층의 강성이 완전히 소진될 때의 지점을 나타내고 있다. 또한 실험 결과와 이론적으로 예측된 결과의 차이는 실제의 피로 손상기구는 여러 손상 모드가 복합적으로 작용하기 때문이다.

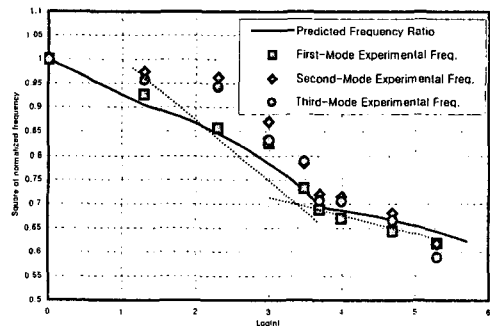


Fig. 3. Predicted natural frequency reduction for 0.5 stress levels compared with the experimental results for three vibration modes

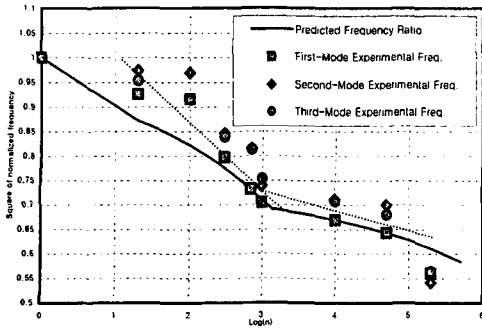


Fig. 4. Predicted natural frequency reduction for 0.6 stress levels compared with the experimental results for three vibration modes

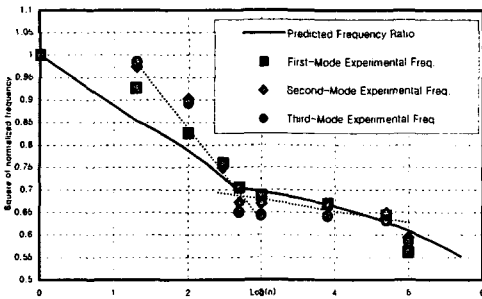


Fig. 5. Predicted natural frequency reduction for 0.7 stress levels compared with the experimental results for three vibration modes

5. 결론

본 모델은 일축 및 다축 피로 하중하에서 복합 재료 적층보의 피로 수명을 비파괴적인 방법으로 예측하는 데 사용될 수 있다. 실험 결과와 예측 결과의 비교를 통해서 다음과 같은 결론을 얻을 수 있었다.

1. 복합재료 강성 저하모형에서 고유진동수 저하 모델의 예측결과는 일반적으로 상당히 정확했고 인장 강성의 저하로부터 복합 재료 적층보의 피로 수명을 예측 할 수 있었다.
2. 힘 강성 저하 모델은 피로로 인해 손상된 복합재료의 피로 수명을 성공적으로 예측했다.
3. 여러 응력 수위에서 고유진동수 저하 모델을 기반으로 한 피로 손상 모형은 피로 실험과 진동 실험을 수행하여 얻은 실험 결과와 유사한 결과를 예측하였다.

1. Whitworth HA, "Modeling stiffness reduction of graphite/epoxy composite laminates", *Journal of Composite Materials*, Vol.21, 1987, pp.362.
2. Hwang W, Han KS, "Fatigue of composites-Fatigue modulus concept and life prediction", *Journal of Composite Materials*, Vol.20, 1986, pp.154.
3. O'Brien TK, "Characterization of delamination onset and growth in a composite laminate", *In Damage in Composite Materials*, ASTM STP, Vol.775, 1982, pp.140.
4. Ogin SL, Smith PA, Beaumont PWR, "Matrix cracking and stiffness reduction during the fatigue of a [0/90]₂ GFRP laminate", *Composite science and technology*, Vol.22, 1985, pp.23.
5. Robert LM, *ASTM Standards and literature reference for composite materials*, ASTM 1987.
6. J.-M. Berthelot, J.-F. Le Corre, "Modeling the transverse cracking in cross-ply laminates : application to fatigue", *Composites : Part B*, Vol.30, 1999, pp.569.
7. Dong-Yeul Song, Nobuo Otani., "Fatigue life prediction of cross-ply composite laminates", *Materials Science and Engineering*, Vol.A238, 1997, pp.329.
8. Ryder, J. T. and F. W. Crossman, "A Study of Stiffness, Residual Strength and Fatigue life Relationships for Composite Materials", NASA CR-172211, 1983
9. Rene B. Abarcar, Patrick F. Cunniff, "The Vibration of Cantilever Beams of Fiber Reinforced Material", *Journal of Composite Materials*, Vol.6, 1972, pp.504.
10. M. -H. H. Shen, J. E. Grady, "Free Vibrations of Delaminated Beams", *AIAA Journal*, Vol.30, No.5,1992, pp.1361
11. Zhanjun Gao, "A Cumulative Damage Model for Fatigue Life of Composite Laminates", *Journal of Reinforced Plastics and Composites*, Vol.13, 1994, pp.128.
12. Ronald F. Gibson, *Principles of Composite Material Mechanics*, McGraw-Hill, 1994