

論文

복합 적층 보의 섬유 부피율에 따른 댐핑의 영향

임종희*

The Effect of Fiber Volume Fraction on Damping of Laminated Composite Beam

Jong Hee Yim*

ABSTRACT

Fiber volume fraction is an important parameter to determine the physical property of composite materials. Thus, it is necessary to investigate the effect of fiber volume fraction on the damping of symmetric balanced laminated composites. In this study, two different analytical models were compared. First, we evaluated the damping using Ni and Adams' theory. Second, other energy approach was derived under ply strain condition to compare with Ni & Adams' model and to predict the damping of symmetric laminated composite beams. Also, on the basis of experimental data, we modified the basic damping loss factors which were derived from elastic-viscoelastic correspondence principle and rule-of-mixtures law in this paper. Five typical laminated composites with $[\pm\theta]_s$, $[0/\pm\theta]_s$, $[0/\theta]_s$, $[0/\pm\theta/90]_s$ and $[90/\pm\theta/0]_s$ stacking sequences were employed for this study. Both models were in good agreement and showed quantitatively that damping values increase with decreasing fiber volume fraction.

초 록

본 연구는 적층 복합재료의 동적 물성에 해당하는 감쇠계수의 섬유 부피율의 영향을 알아보기 위해서 두 가지 다른 접근 방법을 사용하여 감쇠계수 값을 결정해보았다. 첫 번째 방법은 Ni와 Adams의 방법으로 적층 복합재료의 섬유 부피율에 따른 감쇠계수 값을 예측하기 위해 적용하였다. 두 번째 방법은 Ni & Adams의 이론과 비교하기 위하여 플라이 스트레인(ply strain) 조건하에 유도된 한 에너지 접근방법으로 복합 적층 보의 감쇠계수 값을 구하였다. 또한, 본 연구에서 탄성-점탄성 상응원리와 혼합법칙에 의해 유도된 기본 감쇠계수를 보다 실질적인 형태로 수정 보완하였다. 그리고 본 논문에서 사용된 적층복합재료의 적층순서는 $[\pm\theta]_s$, $[0/\pm\theta]_s$, $[0/\theta]_s$, $[0/\pm\theta/90]_s$ 와 $[90/\pm\theta/0]_s$ 로 구성되었다. 이들 두 방법에 의해 감쇠계수 값의 섬유 부피율에 대한 영향을 정량적으로 구하였으며 그들은 서로 호의적으로 비교되었다. 그리고 적층 복합재료의 감쇠계수는 섬유 부피율에 크게 영향을 받는 것으로 나타났다.

1. 서 론

오늘날 복합재료는 스포츠용품, 자동차타이어, 건축용 보강재, 헬리콥터브레이드, 비행기 및 선박 그리고 우주선과 차량의 구조재 등과 같이 다양하게 응용되고

있다. 복합재료는 기존의 재료에 비해 가볍고 우수한 강도와 강성을 가지고 있으며 기존재료들이 가지지 않는 특성을 지니고 있다. 이러한 우수한 특성에도 불구하고 경량의 성질로 인해 복합재료의 구조물중의 어떤 요소들은 쉽게 외부의 충격으로부터 원하지 않는 진동

* 광주-전남지방 중소기업청

을 받을 수 있다. 따라서 이들 불필요한 진동을 방지할 수 있는 동적 구조물의 한 멤버로써 복합재료를 사용하기 위하여 그들의 진동감쇠 특성들을 이해 하여야한다[1,2]. 이들 감쇠특성은 복합재료의 동적 구조물의 설계에 있어서 중요한 변수로서 그 구조물과 재료의 고유진폭을 조정하고, 피로하중 또는 충격으로부터 보다 긴 수명을 그들 구조물과 재료에 부여하는 역할을 한다[3]. 복합재료의 댄핑은 거시적으로는 섬유와 모재의 종류, 섬유방향, 적층 순서 그리고 섬유 부피율에 의존하고, 미시적으로는 섬유와 모재 사이의 계면에서 전단거동, 섬유와 모재의 접합되지 않는 부위에서의 마찰 등에 의존한다[1]. 이러한 변수 중 본 연구에서는 적층 복합재료 댄핑의 섬유 부피율의 영향에 대해서 체계적으로 조사하였다. 또한, 그들 댄핑의 섬유 부피율의 영향을 체계화하기 위하여 기본감쇠계수(Basic loss factors)를 수정 보완하여 결정하였다. 그리고 적층 복합재의 댄핑 예측을 위한 이론들에 적용하여 정량적으로 섬유 부피율의 변화에 따른 감쇠계수 값을 구하여 예측방법들 사이에 서로 비교하여 보았다. 본 논문 속에 사용된 이론들은 Ni와 Adams가 개발한 이론[4]과 플라이 스트레인(ply strain) 조건하에 유도된 에너지 접근방법을 사용하였다. 일반적으로 구조물의 진동 댄핑은 굽힘 진동의 결과[5,6]로부터 발생된다는 가정 하에 Ni와 Adams는 플라이 응력(ply stress)조건하에 주 모멘트(M_1)만을 고려하여 에너지 접근방법을 유도하였다. 다른 접근방법은 플라이 스트레인조건하에 굽힘 진동 중에 굽힘모드에 상응하는 주 곡률(κ_1) (curvature)로부터 발생하는 복합 적층 보의 시험편위에 모든 가능한 굽힘 모멘트를 고려하여 일어나는 총 소산(감쇠)에너지를 구하였다. 즉, 복합 적층판의 연속방정식에서 진동 모드 I 형태(굽힘모드)에 상응하는 주 곡률(κ_1)만을 고려함으로써 모든 발생 가능한 모멘트들을 보의 총 소산된(dissipated) 에너지를 구하는데 사용하였다. 이들 두 가지 방법을 이용하여 본 논문의 목적은 섬유 부피율의 변화에 따른 댄핑값을 서로 비교하고 정량화 함으로서 동적 구조물 설계자들에게 통찰력을 주기 위한 것이다.

2. 이론적 배경

본 연구에서 두 가지 접근방법이 사용되었다. Ni와 Adams에 의해 개발된 플라이 응력 조건하의 에너지

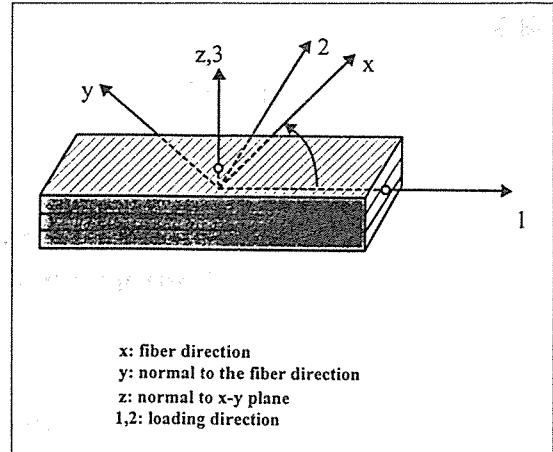


Fig.1. Fiber and loading coordinate systems used in the analytical models

접근방법과 또 다른 접근방법으로 플라이 스트레인조건하에 유도된 에너지 접근방법이다. 이들 두 방법의 기본개념은 스트레인 에너지를 계산함으로써 유도되었으며, 그 감쇠계수(loss factor), η 는 다음과 같이 정의된다:

$$\eta = \frac{\Delta W}{2\pi W} \quad (1)$$

여기서, ΔW 는 한 응력 사이클 중 소산된 에너지이고 W 는 저장된 최대스트레인에너지이다. 그 두 접근방법들은 Fig.(1)에서 보여주는 좌표계위에서 유도되었다.

2.1. 기본 감쇠계수(Basic damping loss factors)

다양한 섬유 방향으로 구성된 복합 적층보의 감쇠계수를 구하기 위해 기본 감쇠계수를 정확히 평가하는 것은 필수적이다. 일반적으로 어떤 재료의 손상된 량, 실험 조건 중에 재료를 평가하기 위해 실험장치에서 미리 실험조건으로 주어진 가진 주파수의 진폭의 증가는 감쇠계수 값을 향상시키는 것으로 나타났다. 지금까지 예측하고 측정된 기존재료나 복합재의 감쇠계수 값들은 설계목적으로 사용하기에는 여전히 정확한 데이터(Data)라고 볼 수 없고 실험장치에 따라 다른 차이 값을 나타내고있다. 또한, 일반적으로 이론개발에서 섬유와 모재 사이의 결합은 완전하고 접착 계면은 유연

하다는 가정 하에 이론들이 확립되었다. 그러나 실지로 그 이론적 모델에 완전히 맞는 시험편 제작은 불가능하다. 또한 댐핑은 섬유와 모재의 전단 거동과 같은 계면기구(Interface mechanism)에 의해 야기될 수 있다. 더욱이 구조물의 크기가 증가함에 따라 재료 속의 결함이 또한 증가한다. 따라서 이론치와 실험치의 차이는 피할 수 없다. 이러한 문제점을 보완하기 위하여 본 연구에서는 탄성-점탄성 상응원리와 혼합법칙에 의해 이론적으로 유도된 기본감쇠계수의 공식에 실험 치에 상응시키기 위해 무차원 강성계수 항에 지수 즉, 커어브피팅 변수를 포함하도록 제안하였다[7,8]. 혼합 법칙으로부터 Adams[1]와 Hashin[2]는 복합재의 축 방향 기본감쇠계수를 다음과 같이 유도하였다:

$$\eta_L = \eta_m (1 - V_f) \frac{E_m}{E_L} \quad (2)$$

여기서, η_L = 복합재의 축 방향 감쇠계수, η_m = 모재의 감쇠계수, V_f = 복합재의 섬유 부피율, E_m = 모재의 탄성계수, E_L = 복합재의 탄성계수.

그러나, 이들 이론값은 실험값과 일치하지 않았다. 재료 댐핑과 관련이 없는 실험장치나 조건에서 발생하는 과도한 감쇠(손실)의 원인을 제거하고자하는 상당한 노력에도 불구하고 위의 이론적 표현은 실험 치에 비해 상당히 작은 값으로 나타났다. 그 차이를 발생하는 요소들은 섬유지름, 잘못된 섬유배열상태, 재료 속의 결함, 계면에서 전단효과 등으로 알려졌다[1]. 따라서 커어브피팅 변수(α)가 혼합법칙에 의해 유도된 공식 위에 다음과 같이 도입되었다[7,8].

$$\eta_L = \frac{\eta_m V_m}{V_m + V_f \left(\frac{E_{Lf}}{E_m} \right)^\alpha} \quad (3)$$

여기서, E_{Lf} = 섬유의 탄성계수 α = 커어브피팅 변수 V_m = 복합재의 모재부피율

또한, Hashin는 탄성-점탄성 원리를 사용하여 순수 전단 하중 하에서 복합재의 기본전단 감쇠계수를 다음과 같이 유도하였다[1,2]:

$$\eta_T = \frac{\eta_m (1 - V_f) [(G+1)^2 + V_f (G-1)^2]}{[G(1+V_f)+1-V_f][G(1-V_f)+1+V_f]} \quad (4)$$

여기서, η_m = 모재의 감쇠계수, V_f = 복합재의 섬유 부피율, $G = G_f/G_m$, G_f = 섬유의 전단계수, G_m = 모재의 전단계수. 같은 방법으로, 순수전단 하중 하에 유도된 기본 전단 감쇠계수의 위의 이론적 공식에서 무차원 강성계수 항 위에 커어브피팅 변수(β)를 도입하여 아래와 같이 수정하였다. 그 변수는 순수 전단 감쇠계수의 실험치를 기준으로 하여 결정되었다.

$$\eta_T = \frac{\eta_m (1 - V_f) [(G^\beta+1)^2 + V_f (G^\beta-1)^2]}{[G^\beta(1+V_f)+1-V_f][G^\beta(1-V_f)+1+V_f]} \quad (5)$$

여기서, β = 전단 하중 하에 커어브피팅 변수.

마지막으로 기본 횡 방향 감쇠계수는 혼합법칙과 탄성-점탄성 상응 원리를 이용하여 다음과 같이 유도되었다:

$$\eta_T = \eta_m - \frac{\eta_m V_f}{V_f + V_m \left(\frac{E_{Tr}}{E_m} \right)} \quad (6)$$

여기서 우리는 위의 유도된 공식에 변수(ζ)를 도입시켜 아래와 같이 수정하였다:

$$\eta_T = \eta_m - \frac{\eta_m V_f}{V_f + V_m \left(\frac{E_{Tr}}{E_m} \right)^\zeta} \quad (7)$$

여기서, η_m = 모재의 감쇠계수, η_T = 일축방향 복합재의 기본 횡방향 감쇠계수, E_{Tr} = 섬유의 횡방향 탄성계수, ζ = 횡방향 하중 하에 커어브 피팅 변수.

결국은 적층 복합재에서 예측된 감쇠계수의 정확도는 기본 감쇠계수의 실험치의 정확한 선택에 달려있다. 따라서 기본 감쇠계수 중 특히 순수 전단에 의한 기본 전단 감쇠계수를 실험적으로 정확히 측정할 필요가 있다. 또한 일관성 있는 재료의 댐핑 값을 구하기 위하여 통합되고 표준화된 실험장치 개발이 필요한 것으로 판단된다.

2.2. Ni와 Adams 의 이론

그들은 Fig.(2) 에서처럼 플라이 응력조건하에 유도된 이론적 해석에서[4] 주 굽힘 모멘트(M1)만이 복합

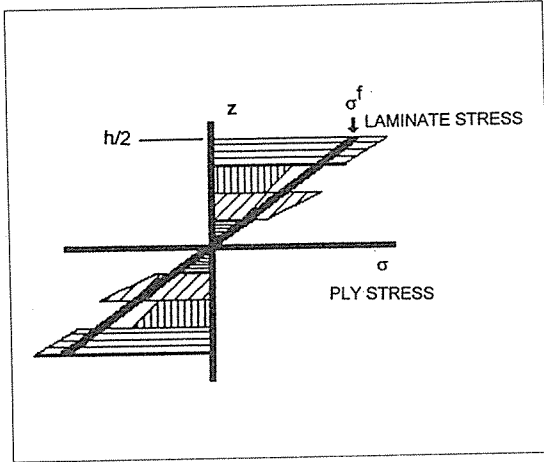


Fig.2. Distribution of ply stress and their equivalent laminate stress

적층 보 시편 위에 고려하였다. 적층 복합재료에 플레이트 이론을 적용함으로써 k 번째 층에서의 스트레인이 결정되었다. k 번째 층에 응력과 스트레인의 관계로 구성된 연속방정식으로부터 하중 좌표 계에서 평면 응력들을 구할 수 있다. 그들은 또한 보의 시험편 해석에서 σ_1^k 가 σ_2^k 와 σ_6^k 보다 훨씬 크므로 σ_2^k 와 σ_6^k 를 무시하였다. ϵ_2^k 는 ϵ_1^k 와 ϵ_6^k 보다 훨씬 작으므로 응력-변형 연속방정식에서 고려하지 않았다. Ni와 Adams[4]는 복합 적층 보에서 굽힘을 받는 총 스트레인에너지 소산량은 섬유 좌표축을 기준으로 하여 평면 응력 즉, σ_x , σ_y 와 σ_{xy} 관련된 3개의 부분으로 나누었다:

$$\Delta W = \Delta W_x + \Delta W_y + \Delta W_{xy} \quad (8)$$

여기서, ΔW = 총 소산 에너지,

ΔW_x = 섬유좌표축에서 x방향의 소산 에너지,

ΔW_y = 섬유좌표축에서 y방향의 소산 에너지,

ΔW_{xy} = 섬유좌표축에서 xy방향의 소산 에너지.

σ_x 에 대한 x방향의 스트레인 에너지 소산량은 다음과 같이 유도되었다:

$$\Delta W_x = \int_0^l 2 \int_0^{h/2} \pi \eta_L \sigma_x \epsilon_x dz dx = 2\pi \eta_L \int_0^l \int_0^{h/2} \sigma_x \epsilon_x dz dx \quad (9)$$

$$\Delta W_x = \frac{2\pi \eta_L}{l^2} \int_0^{h/2} m^2 (Q_{11} d_{11}^* + Q_{12} d_{12}^* + Q_{16} d_{16}^*) (m^2 d_{11}^* + m n d_{16}^*) z^2 dz \int_0^l M_1^2 dx$$

여기서,

l = 보의 길이, h = 보의 두께,

$$\eta_L = \frac{\eta_m V_m}{V_m + V_f \left(\frac{E_{Lf}}{E_m} \right)^\alpha} : 0^\circ \text{ 적층된 복합재료의 감쇠계수,}$$

η_m = 모재의 감쇠계수,

M_1 = 외팔 보의 주 굽힘 모멘트,

α = 커브피팅 지수값,

I^* = 단위화된 관성 모멘트,

d_{ij}^* = 단위화된 굽힘 컴플라이언스 성분.

같은 방법으로, ΔW_y 와 ΔW_{xy} 는 다음과 같이 평가되었다:

$$\Delta W_y = \frac{2\pi \eta_L}{l^2} \int_0^{h/2} n^2 (Q_{11} d_{11}^* + Q_{12} d_{12}^* + Q_{16} d_{16}^*) (n^2 d_{11}^* - m n d_{16}^*) z^2 dz \int_0^l M_2^2 dx \quad (10)$$

$$\Delta W_{xy} = \frac{2\pi \eta_L}{l^2} \int_0^{h/2} m n (Q_{11} d_{11}^* + Q_{12} d_{12}^* + Q_{16} d_{16}^*) (2 m n d_{11}^* - (m^2 - n^2) d_{16}^*) z^2 dz \int_0^l M_1 M_2 dx \quad (11)$$

복합 적층 보의 총 굽힘 스트레인에너지는 다음과 같다.

$$W_b = \int_0^l M_1 \kappa_1 dx = \frac{d_{11}^*}{I^*} \int_0^l M_1^2 dx \quad (12)$$

복합 적층 보의 총 감쇠계수 값(η_{ov})은 다음과 같이 표현되었다:

$$\eta_{ov} = \frac{\Sigma \Delta W}{2\pi \Sigma W} = \frac{\Delta W_x + \Delta W_y + \Delta W_{xy}}{W_b} = \frac{\eta_L W_x + \eta_T W_y + \eta_{LT} W_{xy}}{W_b} \quad (13)$$

여기서,

η_{ov} = 복합 적층 보의 총 감쇠계수.

2.3. 플라이 스트레인 조건하에 스트레인에너지 접근 방법[7]

Fig.(3)에서 보여준 바와 같이 플라이 스트레인 조건하에 아래와 같이 복합재의 감쇠계수를 예측하기 위한 접근방법이 유도되었다.

복합 적층판 이론으로부터 우리는 다음과 같이 곡률 성분을 표현할 수 있다:

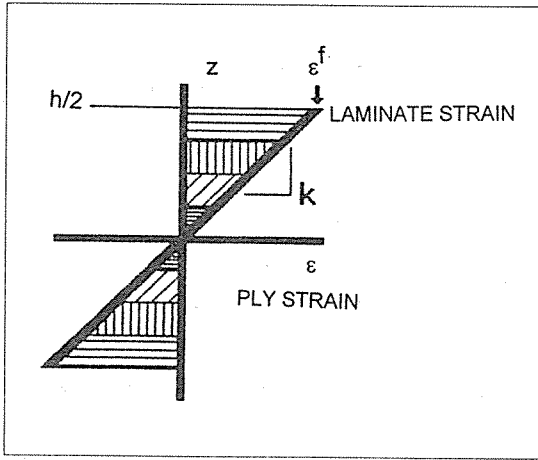


Fig.3. Distribution of ply strain and their equivalent laminate strain

$$\kappa_1 = d_{11}M_1 + d_{12}M_2 + d_{16}M_6 \quad (14)$$

$$\kappa_2 = d_{12}M_1 + d_{22}M_2 + d_{26}M_6 \quad (15)$$

$$\kappa_6 = d_{16}M_1 + d_{26}M_2 + d_{66}M_6 \quad (16)$$

여기서, d_{ij} 는 적층복합재의 굽힘 컴플라이언스 행렬 성분들을 나타낸다. 그리고, 복합 적층 보에서 모멘트와 처짐의 관계로부터 다음과 같이 주어졌다.

$$M_1 = -D_{11} \frac{\partial^2 w}{\partial x^2} \quad (17)$$

$$M_2 = -D_{12} \frac{\partial^2 w}{\partial x^2} \quad (18)$$

$$M_6 = -D_{16} \frac{\partial^2 w}{\partial x^2} \quad (19)$$

여기서, D_{ij} = 적층복합재료의 행렬형태의 굽힘 강성 성분, w = 첫 번째 진동 모드의 변위 곡선.

따라서, 그 곡률 성분들은 다음과 같이 다시 쓰여질 수 있다.

$$\kappa_1 = -d_{11}D_{11} \frac{\partial^2 w}{\partial x^2} - d_{12}D_{12} \frac{\partial^2 w}{\partial x^2} - d_{16}D_{16} \frac{\partial^2 w}{\partial x^2} \quad (20)$$

$$\kappa_2 = -d_{12}D_{11} \frac{\partial^2 w}{\partial x^2} - d_{22}D_{12} \frac{\partial^2 w}{\partial x^2} - d_{26}D_{16} \frac{\partial^2 w}{\partial x^2} \quad (21)$$

$$\kappa_6 = -d_{16}D_{11} \frac{\partial^2 w}{\partial x^2} - d_{26}D_{12} \frac{\partial^2 w}{\partial x^2} - d_{66}D_{16} \frac{\partial^2 w}{\partial x^2} \quad (22)$$

굽힘 하중 하에 각 적층판의 응력은 Fig.(2) 에서처럼 복합재료의 적층판 중량을 중심으로 불연속 분포를 이룬다. 그러나 각 적층판의 스트레인인 Fig.(3)에서처럼 선형(연속)으로 변형이 일어난다. 적층 복합재료 시편의 자유 진동을 일으키는 동안에 그 보의 시험편은 적층판 사이의 불연속 응력으로 다양한 굽힘 모멘트와 층간 응력의 영향을 받을 수 있다. 그러므로 우리는 첫 번째 진동 굽힘 모드 형태에 상응하는 주 곡률 성분, κ_1 를 고려하였다. 그때 k 번째 층에서 순수 굽힘 스트레인은 다음과 같이 유도되었다.

$$\epsilon_1^k = z \kappa_1 = -z(d_{11}D_{11} + d_{12}D_{12} + d_{16}D_{16}) \frac{\partial^2 w}{\partial x^2} \quad (23)$$

여기서, z 는 중앙 면으로부터 k 번째 층까지의 거리이다. k 번째 층에서 응력-변형 연속 방정식은 다음과 같다.

$$\sigma_1^k = -Q_{11}z(d_{11}D_{11} + d_{12}D_{12} + d_{16}D_{16}) \frac{\partial^2 w}{\partial x^2} \quad (24)$$

$$\sigma_2^k = -Q_{12}z(d_{11}D_{11} + d_{12}D_{12} + d_{16}D_{16}) \frac{\partial^2 w}{\partial x^2} \quad (25)$$

$$\sigma_6^k = -Q_{16}z(d_{11}D_{11} + d_{12}D_{12} + d_{16}D_{16}) \frac{\partial^2 w}{\partial x^2} \quad (26)$$

여기서, Q_{ij} 는 k 번째 층의 행렬형태의 강성성분이다.

응력에 대한 좌표변환관계로부터 섬유 좌표 계에서 적층 복합재료의 응력은 다음과 같이 표현되었다:

$$\sigma_1 = (m^2 Q_{11} + n^2 Q_{12} + 2mn Q_{16}) [-z(d_{11}D_{11} + d_{12}D_{12} + d_{16}D_{16}) \frac{\partial^2 w}{\partial x^2}] \quad (27)$$

$$\sigma_1 = (n^2 Q_{11} + m^2 Q_{12} - 2mn Q_{16}) [-z(d_{11}D_{11} + d_{12}D_{12} + d_{16}D_{16}) \frac{\partial^2 w}{\partial x^2}] \quad (28)$$

$$\sigma_{\psi} = [-mn Q_{11} + mn Q_{12} + (m^2 - n^2) Q_{16}] [-z(d_{11}D_{11} + d_{12}D_{12} + d_{16}D_{16}) \frac{\partial^2 w}{\partial x^2}] \quad (29)$$

여기서, $m = \cos \theta_k$, $n = \sin \theta_k$.

같은 방법으로 섬유 좌표 계에서 k 번째 층의 스트레인은 다음과 같다:

$$\epsilon_x = -m^2 z (d_{11} D_{11} + d_{12} D_{12} + d_{16} D_{16}) \frac{\partial^2 w}{\partial x^2} \quad (30)$$

$$\epsilon_y = -n^2 z (d_{11} D_{11} + d_{12} D_{12} + d_{16} D_{16}) \frac{\partial^2 w}{\partial x^2} \quad (31)$$

$$\epsilon_{xy} = 2mnz (d_{11} D_{11} + d_{12} D_{12} + d_{16} D_{16}) \frac{\partial^2 w}{\partial x^2} \quad (32)$$

중앙 면으로부터 거리 z 에 있는 단위 폭의 k 번째 층의 요소를 고려할 때 x 방향에서 총 저장된 스트레인에너지, W_x ,는 단위 체적 당 스트레인에너지를 체적 적분을 취함으로써 평가되었고 그 층에서의 소산된 에너지는 다음과 같이 표현되었다.

$$\Delta W_x = 2\pi \eta_L W_x \quad (33)$$

따라서, 복합 적층 보의 시험편의 x 방향에서 세부적인 에너지 소산량은 다음과 같다:

$$\begin{aligned} \Delta W_x &= 2\pi \int_0^1 \int_0^{h/2} \eta_L \sigma_x \epsilon_x dz dx = 2\pi \eta_L \int_0^1 \int_0^{h/2} \sigma_x \epsilon_x dz dx \\ &= 2\pi \eta_L \int_0^1 m^2 (d_{11} D_{11} + d_{12} D_{12} + d_{16} D_{16})^2 (m^2 Q_{11} + n^2 Q_{12} + 2mn Q_{16}) z^2 dz \\ &\quad \times \int_0^1 \frac{\partial^2 w}{\partial x^2} \frac{\partial^2 w}{\partial x^2} dx \end{aligned} \quad (34)$$

같은 방법으로, ΔW_y 와 ΔW_{xy} 는 다음과 같이 평가되었다:

$$\begin{aligned} \Delta W_y &= 2\pi \eta_L \int_0^1 n^2 (d_{11} D_{11} + d_{12} D_{12} + d_{16} D_{16})^2 (n^2 Q_{11} + m^2 Q_{12} - 2mn Q_{16}) z^2 dz \\ &\quad \times \int_0^1 \frac{\partial^2 w}{\partial x^2} \frac{\partial^2 w}{\partial x^2} dx \end{aligned} \quad (35)$$

$$\begin{aligned} \Delta W_{xy} &= 2\pi \eta_L \int_0^1 [-mn(d_{11} D_{11} + d_{12} D_{12} + d_{16} D_{16})^2 - mn Q_{11} + mn Q_{12} + (m^2 - n^2)] z^2 dz \\ &\quad \times \int_0^1 \frac{\partial^2 w}{\partial x^2} \frac{\partial^2 w}{\partial x^2} dx \end{aligned} \quad (36)$$

또한, 복합 적층 보의 총 굽힘 스트레인 에너지는 다음과 같이 쓸 수 있다.

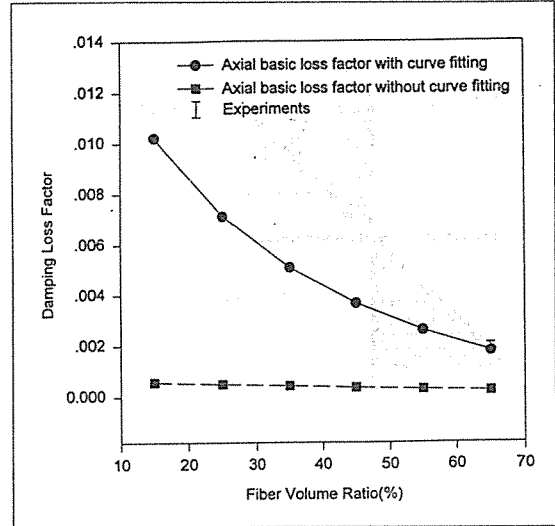


Fig.4. Variation of axial basic loss factor as a function of fiber volume ratio

$$W_0 = \int_0^1 M_1 \kappa_1 dx = (d_{11} D_{11}^2 + d_{12} D_{12}^2 + d_{16} D_{16}^2) \int_0^1 \left(\frac{\partial^2 w}{\partial x^2} \right)^2 dx \quad (37)$$

따라서, 플라이 스트레인조건하에 복합 적층 보에 대하여 총 댐핑(η_{ov})은 총 소산된 스트레인 에너지를 총 저장된 스트레인 에너지로 나눔으로써 식(13)으로부터

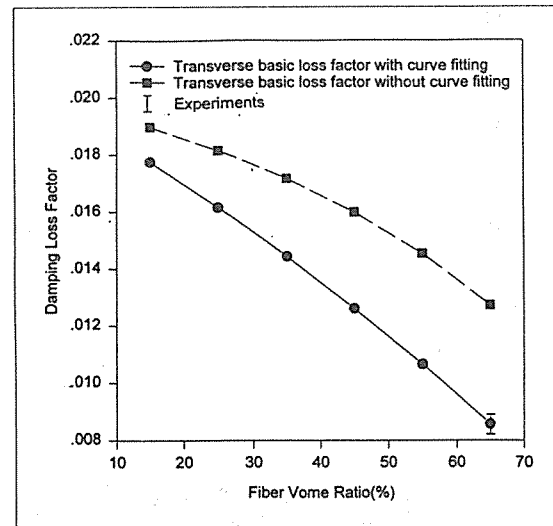


Fig.5. Variation of transverse basic loss factor as a function of fiber volume ratio

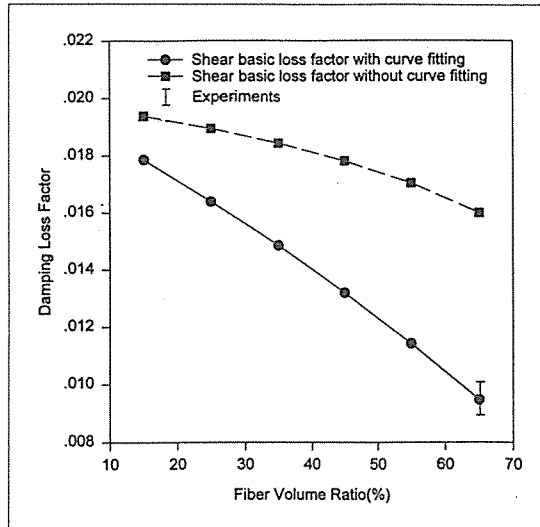


Fig.6. Variation of in-plane shear basic loss factor as a function of fiber volume ratio

구할 수 있다.

3. 결과 및 토의

본 연구에 사용된 복합재료는 AS4/3501-6(Hercules' Product)로서 그 기본물성은 Table 1.로 정리

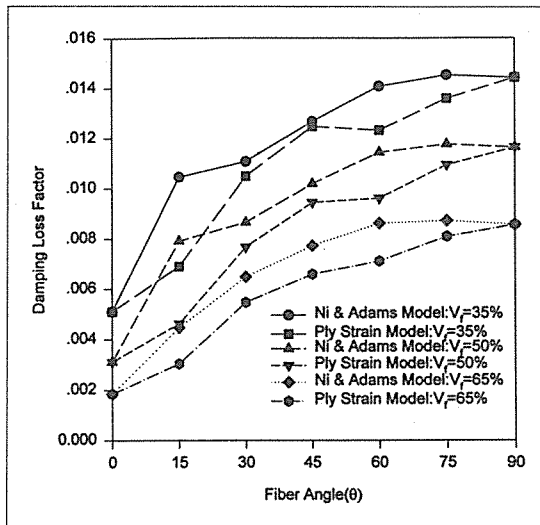


Fig.7. Comparison of damping loss factor for each model in the $[0/\theta]_s$ AS4/3501-6 laminates as functions of fiber angle and fiber volume ratio

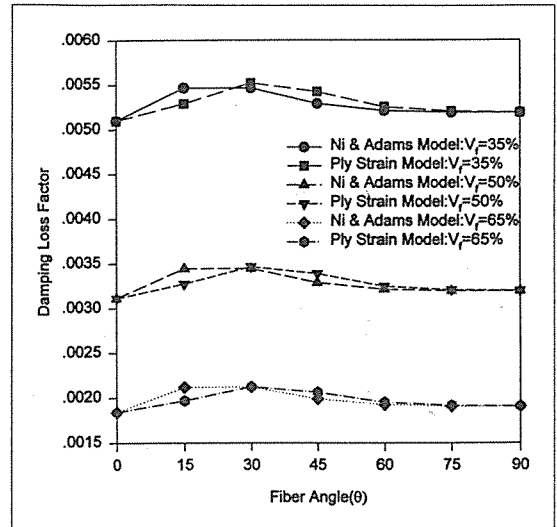


Fig.8. Comparison of damping loss factor for each model in the $[0/\theta]_s$ AS4/3501-6 laminates as functions of fiber angle and fiber volume ratio

하였다. 수치계산으로 Ni & Adams의 모델과 플라이 스트레인 조건하에 유도된 모델에 적용하였다. 먼저 이들 모델을 위하여 복합 적층 보의 기본 감쇠계수 값을 섬유 부피율의 변화에 따라 Fig.(4-6)으로 나타내었다.

그들 그림들이 보여주듯이 커브피팅한 기본 감쇠계수와 원래의 혼합법칙과 탄성-점탄성 상응원리로부

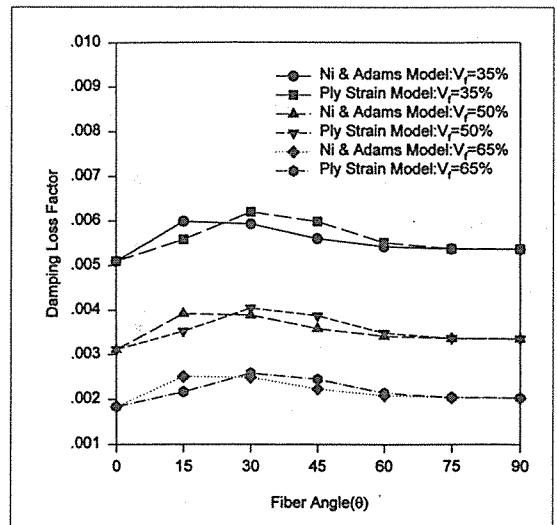


Fig.9. Comparison of damping loss factor for each model in the $[0/\theta]_s$ AS4/3501-6 laminates as functions of fiber angle and fiber volume ratio

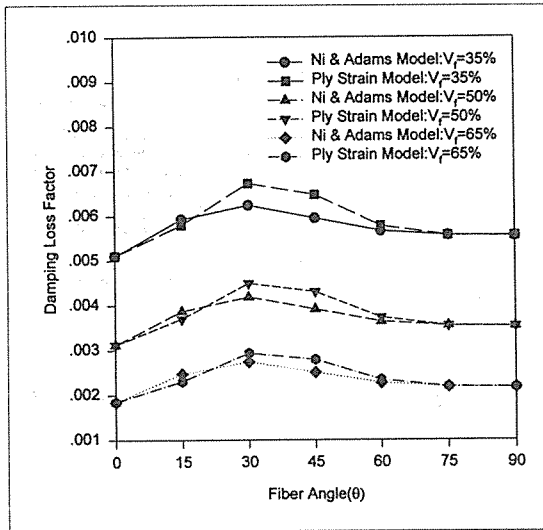


Fig. 10. Comparison of damping loss factor for each model in the $[0/\theta/-\theta/90]$ AS4/3501-6 laminates as functions of fiber angle and fiber volume ratio

터 유도된 기본 감쇠계수 값이 비교되었다. 실험치에 상응하여 커어브피팅한 값과 원래의 이론 값은 Figs.(4-6)에서 보듯이 크게 차이를 나타내고 있음을 알 수 있었다. Fig.(4)에서 보듯이 축방향 기본 감쇠계수는 Adams[1]가 지적했듯이 커어브피팅 하지 않는 공식은 상당히 아주 작은 감쇠계수 값으로 예측되었다. 그리고 Figs.(5)와 (6)에서 나타났듯이 횡 방향과 순수 전단 방향의 기본 감쇠계수는 커어브피팅 하지 않는 감쇠계수 값이 커어브피팅한 감쇠계수 값보다 상당히 크게 예측되었다. 따라서 실험을 기준으로 한 커어브피팅한 값이 신뢰할 수 있는 실질적인 값으로 사료된다. 또한 Ni와 Adams의 이론과 플라이 스트레인 조건하에 유도된 이론에 의해 결정된 복합 적층 보의

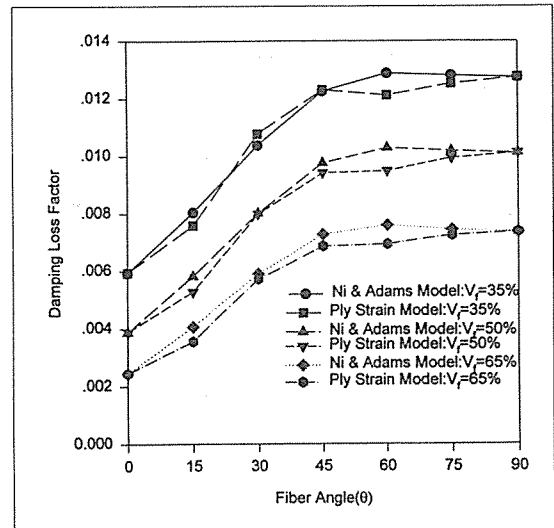


Fig. 11. Comparison of damping loss factor for each model in the $[90/\theta/-\theta/0]$ AS4/3501-6 laminates as functions of fiber angle and fiber volume ratio

섬유방향, θ 와 적층 순서 그리고 섬유 부피율의 함수로 유효감쇠계수들이 Figs.(7-11)속에 5개의 예제로써 각각의 적층 복합재료에 대해서 비교 검토되었다.

Figs.(7-11)에서 보여주듯이 복합재의 감쇠계수는 섬유 부피율에 크게 영향을 받는 것으로 나타났으며 또한 섬유방향, θ 와 적층 순서에도 상당히 영향을 받고 있음을 알 수 있다. Fig.(7)에서 나타났듯이 $[\pm\theta]_s$ Graphite/Epoxy 적층 복합재료의 경우에 각각의 이론 모델로부터 구한 예견된 댐핑은 비슷한 경향을 보이고 있으나 플라이 스트레인 조건하에 유도된 모델이 Ni와 Adams의 감쇠계수 값에 비하여 약간 작은 값으로 예측되었다. 그 밖의 예제에서도 적층 복합재료의 예측된 댐핑은 약간의 차이를 보였다. 그 예로써 Ni와 Adams

Table 1. Material properties used in the calculation

Basic Properties of AS4/3501-6 Composites

E_L (GPa)	E_T (GPa)	ν_{LT}	G_{LT} (GPa)	η_L ($\times 10^{-3}$)	η_T ($\times 10^{-3}$)	η_{LT} ($\times 10^{-3}$)	V_f (%)
128	9.26	0.3	5.9	1.8405	8.5801	9.4770	65

AS4 Graphite fiber properties

E_{if} (GPa)	E_{it} (GPa)	ν_f	G_f (GPa)
235	14	0.2	28

3501-6(Epoxy) matrix properties

E_m (GPa)	G_m (GPa)	ν_m	η_m
4.3	1.6	0.34	0.02

의 이론에서 $[0/\pm\theta]_s$, $[0/\theta]_s$ 와 $[0/\pm\theta/90]_s$ 의 예측은 Figs.(8-10)에서 보여 주듯이 그들이 예측한 비검축(off-axis)복합재료의 경향과 비슷하게 나타났다. 그 댐핑값은 θ 값이 15° 와 30° 의 범위에서 최대 값으로 증가하고 그 각도가 90° 에 접근함에 따라 약간 감소하는 경향을 보이고 있다. 반면에 플라이 스트레인 조건하의 유도된 이론은 댐핑의 최대 값은 30° 에서 45° 사이에서 일어났다. 이러한 차이는 다른 가정과 접근방법의 차이에서 나타날 수 있고 또한 순수 전단 댐핑의 정확한 값의 실험치가 필요한 것으로 사료된다. 그리고 비록 폴리머 모재의 점 탄성 반응이 주요한 댐핑 지배 기구일지라도 복합재 층속에 0° 층의 비율이 많을수록 댐핑 값이 감소하였다. 또한 Figs.(10)와 (11)에서 보여 주듯이 수치해석결과는 댐핑은 복합재료의 적층 순서에 크게 영향을 받는 것으로 나타났다. 그리고 어떤 적층 복합재료에서 가장 높은 감쇠계수를 갖기 위해 가장 높은 감쇠계수를 가지는 섬유방향 각도 층이 복합재료의 표면에 위치되어야 하는 것으로 확인되었다. 마지막으로 Ni & Adams의 모델과 플라이 스트레인 조건하의 모델에 의해 예측된 감쇠계수 값들은 서로 좋은 일치 속에 있음을 보여주었다. 그리고 복합 적층 보의 섬유 부피율이 작아 질수록 복합 적층 보의 감쇠계수 값은 커지는 것을 정량적으로 확인 할 수 있었다.

4. 결론

복합 적층 보(AS4/3501-6)의 감쇠특성에 대한 댐핑 예측모델들의 수치계산 결과로부터 다음과 같이 요약 할 수 있었다.

1. 기본 감쇠계수의 유도된 공식위에 커어브피팅 변수를 포함하여 수정 보완함으로써 섬유 부피율의 변화에 따른 여러 종류의 복합 적층 보의 보다 신뢰성 있는 감쇠계수 값을 얻을 수 있었다.
2. 복합 적층 보의 감쇠계수는 섬유방향, θ 와 적층순서 그리고 섬유 부피율에 크게 영향을 받는 것으로 나타났다.
3. 비록 두 이론적 모델들이 다른 가정과 접근방법의 차이로 예측된 감쇠계수 값의 약간의 차이가 존재할지라도 플라이 응력 조건하의 모델(Ni & Adams)과 플라이 스트레인 조건하의 모델은 서로 좋은 일치 속에 있었다.
4. 적층 복합재는 섬유 부피율을 줄이면 그 복합재의 감쇠계수 값이 증가하는 것으로 나타났다. 또한,

섬유 부피율의 변화에 따른 실질적인 감쇠계수 값을 정량화 함으로써 동 구조물 설계자에게 유용한 통찰력을 제공할 수 있다.

참 고 문 헌

1. Adams, R.D., "Damping Properties Analysis of Composites," Engineering Materials Handbook, Composites, Vol. 1, 1987, pp.206-217, ASM.
2. Hashin, Z., "Complex Moduli of Viscoelastic Composites : II. Fiber Reinforced Materials," Int. J. Solids and Struc., Vol.6, 1970, pp.797-807.
3. Koo, K. N. and Lee, I., "Vibration and Damping Analysis of Composite Laminates Using Shear Deformable Finite Element," AIAA J., Vol.31, No. 4, 1993, April, pp.728-735.
4. Ni, R.G. and Adams, R. D., "The Damping and Dynamic Moduli of Symmetric Laminated Composite Beams-Theoretical and Experimental Results," J. Comp. Matls, Vol.18, 1984, p.104.
5. Yim, J.H., Burmeister, J.S., Kaminski, R.L. and Gillespie, J.W.Jr., "Experimental Characterization of Material Damping in Laminated Polymer Matrix Composites," Center for Composite Materials Report 88-39, University of Delaware, Newark, Delaware.
6. Crane, R.M. and Gillespie, J.W. Jr., "Characterization of the Vibration Damping Loss Factor of Glass and Graphite Fiber Composites," Composites Science and Technology 40, 1991, pp.355-375.
7. Yim, J.H., "Damping in Laminated, Partially Delaminated and Textile Structural Composites", Ph. D. proposal thesis Sep. 1st edition, Auburn Univ., Auburn, Alabama, 1993.
8. Yim, J.H., Jang, B. Z., "Damping in Partially Delaminated Composites", KSME International J., Vol.11, No.5, 1997, pp.537-546.