

# 네변이 고정된 사각 샌드위치 평판에서의 수직 및 전단 감쇠 효과

°이병찬\*, 김광준\*\*

## Shear and Normal Damping Effects of Square Sandwich Plates with Four Edges Clamped

Byung-Chan Lee, Kwang-Joon Kim

### ABSTRACT

A structure's vibration characteristic is determined by modal property of the system. Through proper vibration analyses or experiments, the structure can be modified to reduce of vibration and noise. This paper is concerned with the natural frequency and modal loss factor of sandwich plates with viscoelastic core. The effects of shear and normal strain in the viscoelastic layer are investigated on modal properties, natural frequency and modal loss factor, by changing geometry parameter and viscoelastic material property of sandwich plates. The errors of modal parameters resulting from neglecting the extension or compression in the core material for simply supported(S-S-S-S) case are compared with those for clamped(C-C-C-C) boundary condition. Finite difference method(FDM) is utilized as numerical analysis technique of square sandwich plates for fixed boundary conditions. In order to reduce computation time and increase accuracy, improved finite difference expression with fourth order truncation error was used.

#### 1. 서론

탄성평판 사이에 내재된 점탄성 물질의 뛰어난 감쇠 특성으로 인하여 샌드위치 평판은 진동 및 소음감소의 목적으로 여러분야에 사용되고 있다. 샌드위치 보(Beam)의 진동특성 해석시 점탄성층의 수직방향 변형을 무시하면 많은 오차가 있듯이 [1,2], 네변이 단순지지된 사각 샌드위치 평판의 진동특성 해석시 점탄성층의 수직 변형율(normal strain)을 무시하고 전단 변형율(shear strain)만 고려할 경우, 모우드 변수, 특히 모우드 손실율(modal loss factor) 예측에 커다란 오차가 발생함을 알 수 있다[3].

그러나 경계조건이 변하면 점탄성층의 수직 변형율 효과가 어떤형태로 나타날지 미지수이며, 단순지지 조건과는 달리 운동방정식의 이론해도 구하기가 쉽지 않다. 모우드변수의 경계조건에 대한 영향을 살펴보기 위하여 본 연구에서는 네변이 고정된 경계조건을 갖는 사각 샌드위치 평판에 대해서 살펴보기로 한다. 즉 네변이 고정된 경우와 단

순지지인 경계조건에서 점탄성층의 수직 변형율이 모우드 변수에 미치는 영향을 여러가지 변수에 대해 비교 검토하기로 한다. 여기서 여러 가지 변수는 샌드위치 평판의 각층의 두께를 나타내는 기하학적 변수와 점탄성층의 포와송비 및 전단계수를 의미한다. 경계조건이 단순지지인 경우 이론해가 존재하나 완전고정인 경우에는 이론해가 존재하지 않으므로 수치해를 사용하기로 한다.

#### 2. 샌드위치 평판의 운동 방정식

탄성평판 사이에 점탄성층이 삽입된 샌드위치 평판이 Fig.1에 나타나있다. 이러한 샌드위치 평판의 무차원 운동방정식은 점탄성층의 수직방향 변형율을 고려함에 따라 달리 표현되며, 이에 대한 유도과정은 참고문헌[3]에 자세히 소개되어 있다. 점탄성층의 수직방향 변형율이 존재할때의 무차원 운동방정식은 아래와 같이 두개의 6차 편미분 방정식으로 유도된다.

$$\begin{aligned} D_1 \nabla^6 \bar{w}_1 + \bar{A}_1 \nabla^4 \bar{w}_1 + \bar{A}_2 \nabla^4 \bar{w}_3 + \bar{A}_3 \nabla^2 \bar{w}_1 + \bar{A}_4 \nabla^2 \bar{w}_3 + \\ \bar{A}_5 \bar{w}_1 + \bar{A}_6 \bar{w}_3 = -\bar{\nabla}^2 \bar{q} + g\bar{q} \end{aligned} \quad (1)$$

\* LG전자 리빙시스템연구소  
\*\* 한국과학기술원 기계공학과

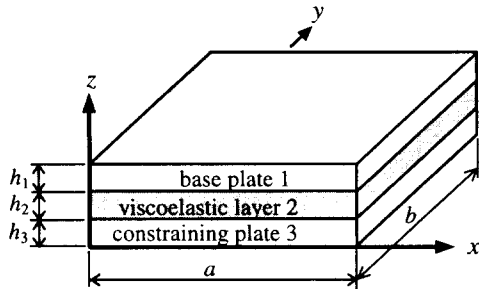


Fig. 1. Coordinate system of a three layer sandwich plate

$$\bar{D}_3 \bar{\nabla}^6 \bar{w}_3 + \bar{A}_2 \bar{\nabla}^4 \bar{w}_1 + \bar{B}_1 \bar{\nabla}^4 \bar{w}_3 + \bar{A}_4 \bar{\nabla}^2 \bar{w}_1 + \bar{B}_2 \bar{\nabla}^2 \bar{w}_3 + \bar{A}_6 \bar{w}_1 + \bar{B}_3 \bar{w}_3 = 0 \quad (2)$$

여기서 무차원 계수는 다음과 같다.

$$\begin{aligned} \bar{\nabla}^2 &= \frac{\partial^2}{\partial \xi^2} + \frac{\partial^2}{\partial \eta^2}, & \bar{\nabla}^4 &= \bar{\nabla}^2 \cdot \bar{\nabla}^2, \\ \bar{\nabla}^6 &= \bar{\nabla}^2 \cdot \bar{\nabla}^4, & \bar{A}_1 &= -g(\bar{D}_1 + Y_1), \\ \bar{A}_2 &= gY_2, & \bar{A}_3 &= Y(g^2 H_2 + e/\bar{c}^2) - \Omega^2 M_1, \\ \bar{A}_4 &= -Y(g^2 H_2 + e/\bar{c}^2) - \Omega^2 M_2, & \bar{A}_5 &= g(\Omega^2 M_1 - Ye/\bar{c}^2), \\ \bar{A}_6 &= g(\Omega^2 M_2 + Ye/\bar{c}^2), & \bar{B}_1 &= -g(\bar{D}_3 + Y_3), \\ \bar{B}_2 &= Y(g^2 H_2 + e/\bar{c}^2) - \Omega^2 M_3, & \bar{B}_3 &= g(\Omega^2 M_3 - Ye/\bar{c}^2) \\ \xi &= x/a, & \eta &= y/a, \\ \bar{w}_1 &= w_1/a, & \bar{w}_3 &= w_3/a, \\ \bar{c} &= c/a, & g &= \alpha_2(\alpha_1 + \alpha_3)a^2/(\alpha_1\alpha_3h_2^2), \\ e &= 2g(1-\nu_2)/(1-2\nu_2), & \bar{D}_1 &= D_1/(D_1 + D_3), \\ \bar{D}_3 &= D_3/(D_1 + D_3), & \bar{q} &= qa^3/(D_1 + D_3), \\ H_2 &= h_2^2/(12c^2), & Y &= \alpha_1\alpha_3c^2/[(\alpha_1 + \alpha_3)(D_1 + D_3)], \\ Y_1 &= (c_1/c)^2 + H_2, & Y_2 &= (-c_1c_3/c^2) + H_2, \\ Y_3 &= (c_3/c)^2 + H_2, & M_1 &= (\rho_1h_1 + \rho_2h_2/3)/M, \\ M_2 &= \rho_2h_2/6M, & M_3 &= (\rho_3h_3 + \rho_2h_2/3)/M, \\ \Omega &= \omega a^2 \sqrt{M/(D_1 + D_3)}, & c &= h_2 + (h_1 + h_3)/2, \\ c_i &= \frac{h_2 + h_i}{2}, & D_i &= \frac{E_i h_i^3}{12(1-\nu^2)}, & \alpha_i &= \frac{E_i h_i}{1-\nu^2}, \quad i=1, 3 \end{aligned} \quad (3)$$

앞의 식에서  $q$ 는 탄성평판 1에 작용하는 분포하중,  $\rho_i$ 는  $i$ -번째 층의 밀도,  $M(= \rho_1h_1 + \rho_2h_2 + \rho_3h_3)$ 은 샌드위치 판의 단위면적당 질량,  $D_1, D_3$ 는 탄성평판 1, 3의 굽힘 강성(flexural rigidity),  $a$ 는 평판의 길이,  $\xi$ 와  $\eta$ 는  $x, y$ 축 방향의 무차원 좌표계,  $\bar{w}_i$ 는  $i$ 번째 평판의 횡방향 무차원 변위,  $\bar{c}$ 는 기본층과 구속층 중심 평면 사이의 거리를 무차원 변수로 표시한 것이며 샌드위치 판의 두께와 관련된 변수이다.  $g$ 는 전단 변수(shear parameter)로서 점탄성층의 전단계수(shear modulus)의 영향을 나타내는 무차원 변수이며,  $e$ 는 점탄성층의 포아송 비

와 관련된 무차원 변수이다.  $Y$ 는 기하 변수(geometry parameter)로서 샌드위치 판의 치수와 관련된 변수이다. 즉  $Y_1$ 은 기본층 두께,  $Y_2$ 는 점탄성층 두께,  $Y_3$ 는 구속층 두께와 관련된 무차원 변수이다.  $M_i$ 는  $i$ 번째 평판의 질량과 관련된 무차원 변수이다.  $\Omega$ 는 무차원 주파수(nondimensional frequency)로서 탄성층의 굽힘 강성 계수와 샌드위치 판의 질량으로 무차원화 한 것이다.

$\bar{w}_1$ 과  $\bar{w}_3$ 가 같다( $\bar{w}_1 = \bar{w}_3 = \bar{w}_0$ )고 가정하면, 즉 점탄성층의 수직방향 변형율을 무시하면, 식(1)과 (2)는 다음과 같이 간단히 표현 될 수 있다.

$$\bar{\nabla}^6 \bar{w}_0 - g(1+Y)\bar{\nabla}^4 \bar{w}_0 - \Omega_0^2 \bar{\nabla}^2 \bar{w}_0 + g\Omega_0^2 \bar{w}_0 = -\bar{\nabla}^2 \bar{q} + g\bar{q} \quad (4)$$

$$\text{여기서 } \Omega_0 = \omega_0 a^2 \sqrt{M/(D_1 + D_3)}$$

### 3. 운동 방정식의 유한 차분화

앞에서 유도된 지배방정식으로 부터 얻을 수 있는 엄밀해(exact solution)는 단순지지 경계조건과 같은 특수한 경우에만 존재한다. 대부분의 경계조건에서는 편미분 방정식의 이론해를 얻기가 어려워 수치해법에 의존하고 있다. 샌드위치 평판의 점탄성 코어는 주파수 함수인 복소 저장계수를 가지므로 수치적 해법으로도 복잡한 방법이 요구된다. 다행스럽게도 미분 방정식의 수치적 처리방법은 대부분의 실용적 목적에 부합하는 근사적 결과를 제시한다. 일반적으로 구조물에 대한 동적 해석의 경우 수치적 해법으로 유한요소법이 널리 이용되고 있다. 특히 형상이 복잡한 경우 유용하게 쓰이고 있다. 하지만 본 논문에서 다루고 있는 사각평판은 형상이 간단하고 편미분방정식 형태로 지배방정식이 유도되어 있으므로 쉽게 이산화시킬 수 있는 유한차분법을 사용하기로 한다.

샌드위치 평판의 가로 세로가 각각  $N_\xi, N_\eta$  등분의 부분 요소로 나누어진다면  $\Delta\xi, \Delta\eta$ 는 다음과 같이 정의된다.

$$\Delta\xi = 1/N_\xi, \quad \Delta\eta = (b/a)/N_\eta \quad (5)$$

통상적으로 사용되는 유한차분법은 트렁케이션 오차(truncation error)가 2차( $O(\Delta\xi^2, \Delta\eta^2)$ )인 중심차분법(central difference method)을 사용하는데, 4차 이상의 미분이 포함된 경우나 해의 높은 정확도가 요구되는 경우에는 많은 격자들이 필요하다[4]. 본 논문에서의 운동방정식은 6차 미분이 포함되므로 트렁케이션 오차가 2차인 유한차분법을 이용한 고차 모드에 대한 해석결과는 격자수를 늘이지 않으면 큰 오차가 발생할 수 있다. 격자수를 늘이면 많은 양의 자유도가 필요하게 되어 계산시간의 증

가로 인하여 변수 연구(parametric study)가 어렵게 된다. 그러므로 유한차분법으로 변수 연구를 할 때는 자유도의 감소, 즉 격자점 줄이기가 필요하다. 그러기 위해서 고차의 트렁케이션 오차를 갖는 유한 차분식이 필요하며 여기서는 2차와 4차의 트렁케이션 오차를 갖는 유한 차분식으로 식(4)를 모형화 한다음, 격자 크기에 대한 고유진동수의 오차를 조사하여 해석에 필요한 격자 크기를 결정하도록 한다. 무차원 고유 진동수 오차  $\epsilon_{\Omega}$ 를 다음과 같이 정의한다.

$$\epsilon_{\Omega} = \left| \frac{\Omega_0 - \Omega_{FDM}}{\Omega_0} \right| \times 100 [\%] \quad (6)$$

여기서  $\Omega_{FDM}$ 은 유한차분식으로 구하여진 무차원 고유 진동수이며, 이론해  $\Omega_0$ 는 경계조건이 고정인 경우에는 존재하지 않으므로 Blevins[5]가 제시한 값을 사용한다. 그리고 유한 차분 해석시에는 샌드위치 평판을 탄성 평판으로 가정하기 위하여 구속재와 점탄성층 두께를 영(zero)에 가까운 값을 주었으며 물성치도 공기(air) 물성치를 대입하여 계산하였다. 4변이 고정일때, 경계조건식은 다음과 같다.

$$\text{Along } \xi = 0 \text{ and } \xi = 1 \\ \bar{w}_0 = 0, \quad \partial \bar{w}_0 / \partial \xi = 0$$

$$\text{Along } \eta = 0 \text{ and } \eta = b/a \\ \bar{w}_0 = 0, \quad \partial \bar{w}_0 / \partial \eta = 0 \quad (7)$$

무차원 변수  $Y=2.276$  과  $g=1.365$ 인 경우에 2차 및 4차의 트렁케이션 오차를 갖는 유한차분 해석의 고유진동수 오차를 Fig. 2에 표시하였다. Fig. 2에 의하면 4차의 트렁케이션 오차를 갖는 유한차분 해석이 2차의 트렁케이션 오차를 갖는 유한차분 해석 보다 매우 작은 격자수에서도 정밀한 해를 구할 수 있음을 알 수 있다. 즉 고유진동수에 대한 2% 이하의 오차를 얻기 위해서, 2차의 트렁케이션 오차를 갖는 유한차분 해석은 원하는 모우드의 반파장안에 부요소 갯수가 15개 이상 필요하지만 4차의 트렁케이션 오차를 갖는 유한차분 해석은 부요소 갯수가 5개 정도면 충분하다.

#### 4. 모우드 변수변화

여기서는 4변이 고정된 샌드위치 평판의 모우드변수에 대한 코아 수직변형 효과를 알아보기로 한다. 참고문헌[3]에서와 동일한 방법, 즉 코아의 수직 변형율만 고려한 경우와 수직 및 전단 변형율을 고려한 경우를 비교함으로써 그 효과를 살펴본다. 단순지지 경계조건에서는 특성 방정식의 해

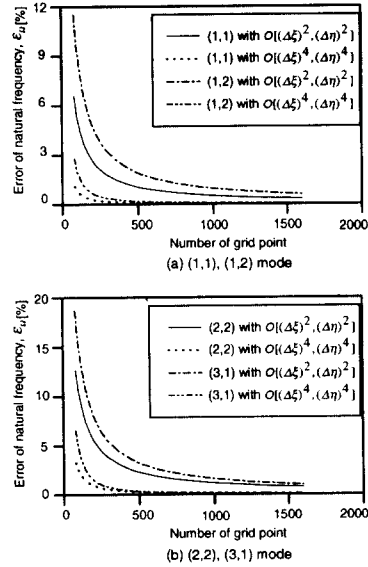


Fig. 2 Error ( $\epsilon_{\Omega}$ ) of nondimensional natural frequency between exact and FDM (B.C.: C-C-C-C)

를 구하여 모우드변수를 구했으나 여기서는 유한 차분해석을 통하여 모우드변수를 얻었다.

샌드위치 평판의 기하학적 변수와 점탄성층의 물성치가 모우드 변수에 어떤 영향을 미치는가를 조사하기로 한다. 변수 평가를 쉽게 하기 위하여 정사각 평판을 고려하고, 각 층에 대한 두께 비율의 영향을보기 위한 무차원 변수를 다음과 같이 정의한다.

$$\bar{h}_1 = \frac{h_1}{a}, \quad \bar{h}_2 = \frac{h_2}{h_1}, \quad \bar{h}_3 = \frac{h_3}{h_1}, \quad \bar{\rho}_2 = \frac{\rho_2}{\rho_1}, \quad \bar{G}_2 = \frac{G_2}{E_1} \quad (8)$$

해석된 고유 모우드는 4변이 고정된 경계조건에서 처음 4개 모우드(1,1), (1,2), (2,2), (3,1)이다. 이들 4개 모우드는 탄성평판의 회전관성 효과와 전단 변형 효과를 무시함으로 발생하는 위상속도 오차가 1%미만[6]이 되는 모우드이다. 정사각 평판이므로 (1,2)모우드는 (2,1)모우드는 같다. 참고문헌[3]에서와 같이 탄성층에 대한 점탄성층의 밀도비  $\bar{\rho}_2=0.1$ 을 사용하며, 점탄성 물질의 전단변형 손실을  $\beta=1$ 을 사용한다. 앞에서 조사한대로 처음 네 개 모우드에서 2% 이내의 오차를 가진 고유진동수를 얻기위해 격자 갯수는  $17 \times 17$ 을 사용하였다.

#### 4.1 기하학적 변수 영향

##### 4.1.1 고유진동수 변화

Fig. 3은 네변이 고정된 샌드위치 평판에서 코

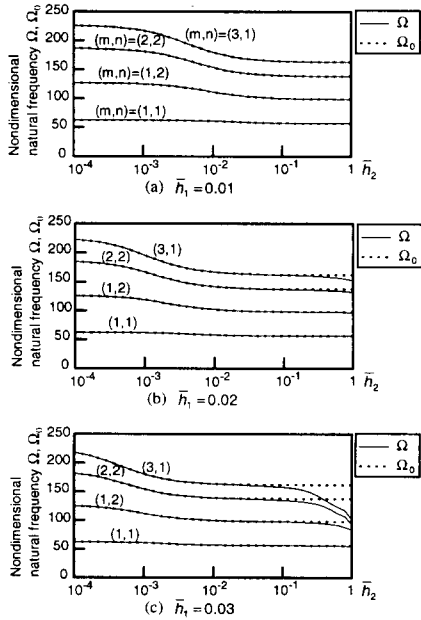


Fig. 3 Variation with the core thickness of the effects on the nondimensional natural frequencies (solid : extensional and shear, dotted : shear only,  $\bar{h}_3 = 0.5, \nu_2 = 0.45, \bar{G}_2 = 10^{-5}$ )

아 전단계수비  $\bar{G}_2 = 10^{-5}$ , 포와송비  $\nu_2 = 0.45$ , 구속층 두께비  $\bar{h}_3 = 0.5$  일때 기본층 두께비  $\bar{h}_1$ , 코아 두께비  $\bar{h}_2$  의 변화에 따른 무차원 고유진동수 변화를 보여준다.  $\Omega$  는 점탄성층의 수직방향 변형율과 전단변형율을 고려한 무차원 고유진동수이고,  $\Omega_0$  는

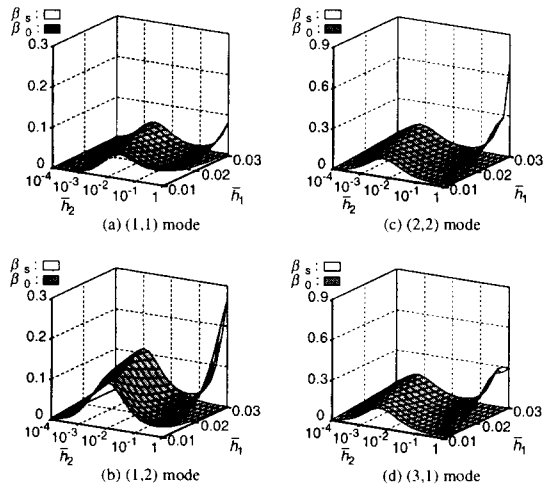


Fig. 4 Modal loss factor versus thickness ratio of base layer and core (wire frame : extensional and shear, gray surface : shear only,  $\bar{h}_3 = 0.5, \nu_2 = 0.45, \bar{G}_2 = 10^{-5}$ )

전단변형율만 고려한 무차원 고유진동수이다.

고유 진동수 변화의 경향은 경계조건이 단순지지일 때 [3]와 비슷함을 알 수 있다. 즉 고차 모드에서 코아 두께비  $\bar{h}_2$  가 0.01이하로 작아짐에 따라 고유 진동수는 증가함을 보인다. 기본층 두께가 클 때 고차 모드에서 코아 두께가 두꺼워지면 고유 진동수의 현격한 감소를 보인다. 이는 고주파수에서 코아의 스프링 상수가 고유 진동수에 지배적 역할을 하는 것을 의미한다. 점탄성층 두께비  $\bar{h}_2$  가 0.1보다 작을 때 코아 수직 변형율은 단순지지 조건에서와 같이 고유 진동수에 영향을 미치지 않음을 볼 수 있다.

경계조건이 단순지지일 때 [3]와 비교하여 보면 고유 진동수가 전체적으로 상승한 것과 그것에 따른 고주파수에서의 현상이 나타남을 알 수 있다. 즉 같은 기본층 두께에서 경계조건이 고정되어 있을 때 공진 주파수는 단순지지되었을 때보다 모드 별로 다르지만 약 1.5배 정도 높다. 이 의미는 주파수 관점에서 본다면 단순지지 조건에서 기본층 두께  $\bar{h}_1 = 0.03$ 는 고정 경계조건에서  $\bar{h}_1 = 0.02$ 와 유사한 것이다.

#### 4.1.2 모드 손실을 변화

Fig. 4는 고정 경계조건에서 코아 두께와 기본층 두께에 따른 모드 손실을 변화를 도시한 것이다.  $\beta_s$  는 점탄성층의 수직방향 변형율과 전단변형율을 고려한 모드 손실율이고,  $\beta_0$  는 전단변형율만 고려한 모드 손실율이다.

단순지지 경계조건과 비교하여 모드 손실율 오차의 경향은 전체적으로 유사함을 보인다. 차이점은 단순지지 경계조건에서는 (1,1)모드에서 모드 손실율 오차 발생이 거의 없었으나 고정된 경계조건에서는 오차가 일어남을 알 수 있다. 이는 같은 (1,1)모드 일지라도 고정된 경계조건이 단순지지보다 고주파수이기 때문에 이런 현상이 발생한 것으로 판단된다.

구속층 두께와 기본층 두께에 따른 모드 손실을 변화를 Fig. 5에 나타냈다. 단순지지 경계조건과 다른 점은 (1,1)과 (1,2) 모드에서 구속층 두께비가 작아질 때 ( $\bar{h}_3 < 0.3$ ), 모드 손실율이 증가함을 보여주고 있다.

구속층 두께비가 0.5 근처에서 기본층 두께가 커질수록 손실율 오차가 단순지지 경계조건보다 더욱 크게 발생함을 알 수 있다.

#### 4.2 점탄성 재료의 물성치 영향

##### 4.2.1 고유진동수 변화

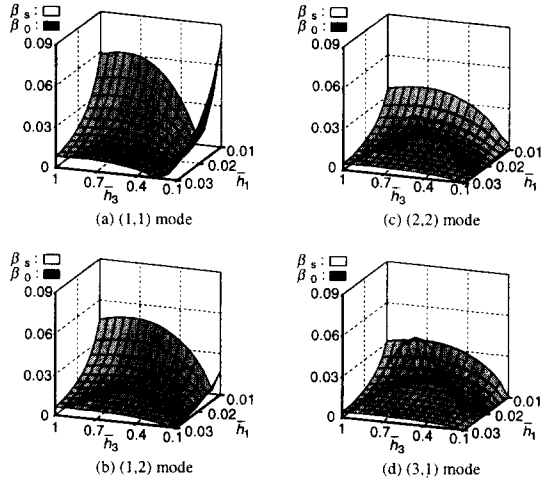


Fig. 5 Modal loss factor versus thickness ratio of base plate and constraining layer (wire frame : extensional and shear, gray surface : shear only,  $\bar{h}_2 = 0.1$ ,  $\nu_2 = 0.45$ ,  $\bar{G}_2 = 10^{-5}$ )

Fig. 6과 Fig. 7에 코어 저장 계수 변화에 따른 고유 진동수 변화를 표시하였다. 단순지지 조건과 경향은 비슷하게 나옴을 알 수 있다. 즉 코어의 전단계수가 커짐에 따라 고유 진동수는 증가하고 포와송비는 고유 진동수에 영향을 주지 않음을 보여 준다. 고차 모드에서 기본층의 두께가 두꺼울 때 ( $\bar{h}_1 = 0.03$ ), 코어의 전단계수비가 작을 경우 ( $\bar{G}_2 < 10^{-6}$ ) 코어의 수직 변형율이 고유 진동수에 큰 영향을 주고 있다.

#### 4.2.2 모드 손실을 변화

코어 전단계수 변화에 따른 모드 손실을 변화 경향은 단순지지 경계조건과 너무나 흡사한 경향을 보여주고 있다.

$\bar{h}_3 = 0.5$ 이고  $\nu_2 = 0.45$ 일 때 코어 전단계수의 모드 손실율에 대한 효과를 Fig. 8, Fig. 9가 보여 준다. 점탄성층의 수직 방향 변형으로 인하여 손실율의 최대점이 나오는 현상도 4번이 단순지지 경계조건에서와 같음을 알 수 있다. 코어 수직 방향 변형의 모드 손실율에 대한 효과는 코어 두께가 클수록, 전단계수비( $\bar{G}_2$ )가 작을수록 증가함을 보여준다.

점탄성층의 포와송비가 모드 손실율에 미치는 영향을 Fig. 10과 Fig. 11에 도시하였다. 경계조건이 단순지지일 때와 유사한 경향을 보이며 포와송비가 작을수록 코어의 수직 변형율이 모드 손실율에 영향을 미치는 것을 알 수 있다.

## 5. 결론

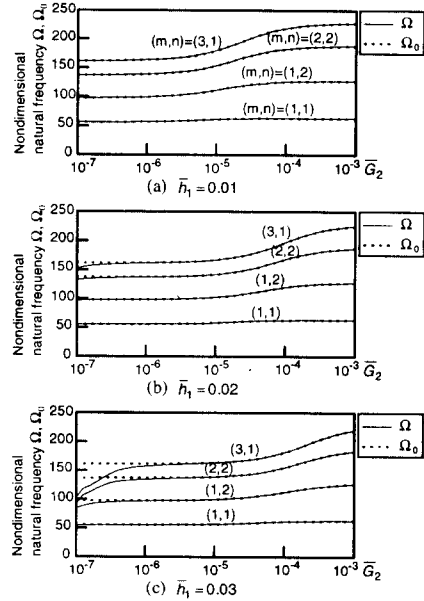


Fig. 6 Variation with shear modulus of core for the effects on the nondimensional natural frequencies (solid:extensional and shear, dotted:shear only,  $\bar{h}_2 = 0.01$ ,  $\bar{h}_3 = 0.5$ ,  $\nu_2 = 0.45$ )

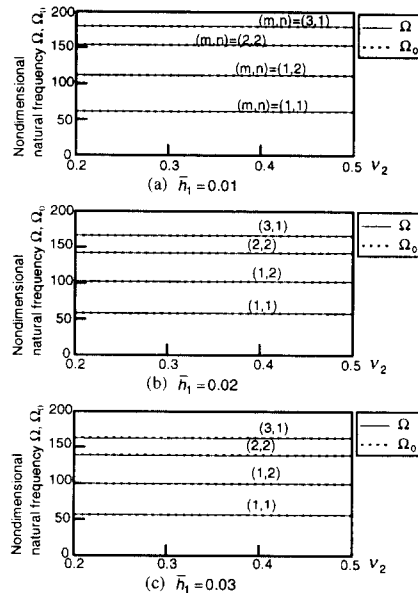


Fig. 7 Variation with poisson's ratio for the effects on the nondimensional natural frequencies (solid :extensional and shear, dotted : shear only,  $\bar{h}_2 = 0.01$ ,  $\bar{h}_3 = 0.5$ ,  $\bar{G}_2 = 10^{-5}$ )

본 연구에서는 샌드위치 평판에서 점탄성층의 수직 및 전단 변형율이 모드 변수에 미치는 영향을 고찰하였다. 4번이 고정된 경우 고차 유한차

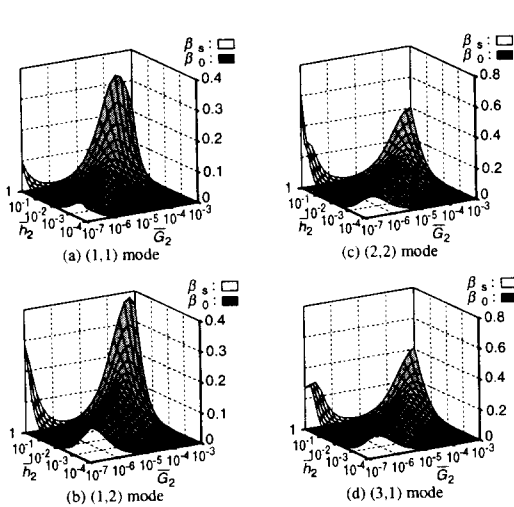


Fig. 8 Modal loss factor versus shear modulus of core to Young's modulus of base plate and thickness ratio of core (wire frame : extensional and shear, gray surface : shear only,  $\bar{h}_1 = 0.01$ ,  $\bar{h}_3 = 0.5$ ,  $\nu_2 = 0.45$ )

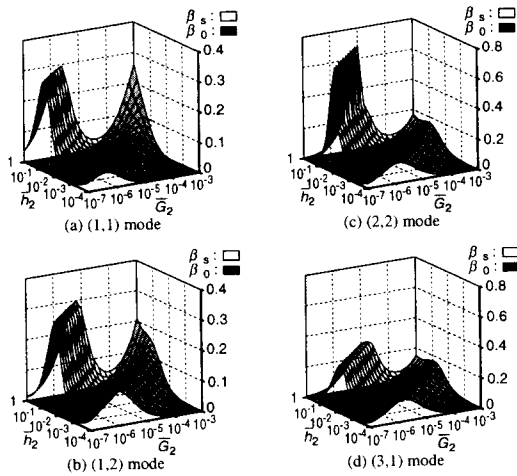


Fig. 9 Modal loss factor versus shear modulus of core to Young's modulus of base plate and thickness ratio of core (wire frame : extensional and shear, gray surface : shear only,  $\bar{h}_1 = 0.03$ ,  $\bar{h}_3 = 0.5$ ,  $\nu_2 = 0.45$ )

분 해석으로 모우드 변수에 대한 기하학적 변수와 점탄성 재료의 물성치 영향을 조사하였다.

유한차분 해석으로 평판의 고유진동수를 구할 때, 2차의 트링케이션 오차를 가진 유한차분화는 2%미만의 오차를 가진 해를 얻으려면 관심있는 모우드의 반파장 안에 15개 이상의 부요소를 구성해 주어야 하고, 4차의 트링케이션 오차를 갖는 유한차분화는 5개 이상만 구성해 주면 된다.

4변이 고정된 경계조건에서 샌드위치 평판의

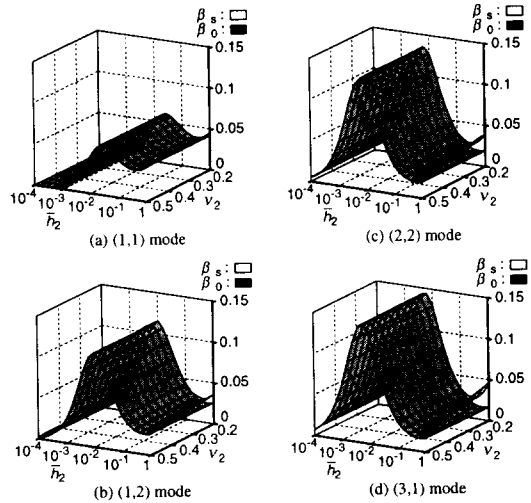


Fig. 10 Modal loss factor versus poisson's ratio of core and thickness ratio of core (wire frame : extensional and shear, gray surface : shear only,  $\bar{h}_1 = 0.01$ ,  $\bar{h}_3 = 0.5$ ,  $\bar{G}_2 = 10^{-5}$ )

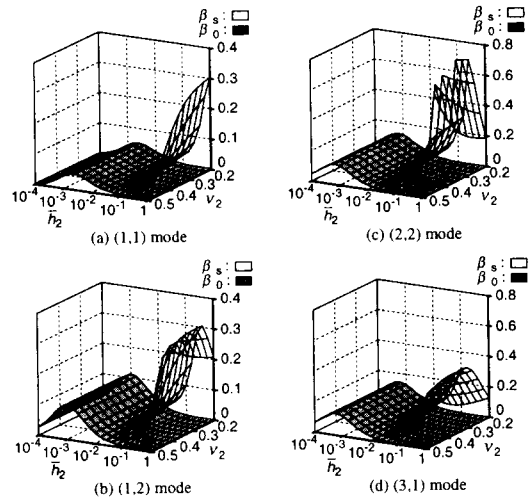


Fig. 11 Modal loss factor versus poisson's ratio of core and thickness ratio of core (wire frame : extensional and shear, gray surface : shear only,  $\bar{h}_1 = 0.03$ ,  $\bar{h}_3 = 0.5$ ,  $\bar{G}_2 = 10^{-5}$ )

고유 진동수는 동일한 (1,1)모우드이더라도, 단순 지지 경계조건에서는 코아 수직 변형율이 모우드 변수에 영향을 미치지 않지만, 고정 경계조건에서는 코아 수직 변형율이 모우드 변수에 영향을 준다. 구속층 두께비가 0.5 근처에서 기본층두께가 크고( $\bar{h}_1 \geq 0.02$ ) 코아 두께가 증가할수록( $\bar{h}_2 \geq 0.1$ ) 코아 수직 변형율 때문에 발생하는 모우드 손실을 오차가 단순지지 경계조건보다 더욱 크게 발생한다.

고정경계조건에서 점탄성층 물성치에 대한 모우드 변수 변화는 단순지지 경계조건과 매우 흡사한 경향을 보인다.  $\bar{h}_2=0.01$ ,  $\bar{h}_3=0.5$ ,  $\nu_2=0.45$ 인 경우 코아의 전단계수가 커짐( $\bar{G}_2 > 10^{-5}$ )에 따라 고유 진동수는 증가하며, (2,2)이상의 고차 모우드에서 모재 두께가 크고( $\bar{h}_1=0.03$ ) 코아 전단계수가 작을( $\bar{G}_2 < 10^{-6}$ ) 때 코아의 수직 변형율이 고유 진동수에 영향을 준다.  $\bar{h}_3=0.5$ 이고  $\nu_2=0.45$ 인 경우 모재 두께비  $\bar{h}_1=0.01$  일때는  $\bar{h}_2 \geq 0.1$ ,  $\bar{G}_2 \leq 10^{-6}$ 인 범위의 (1,2)이상의 모우드에서 코아의 수직변형율이 모우드 손실율에 영향을 미치지만, 모재 두께비  $\bar{h}_1=0.03$  일때는  $\bar{h}_2 \geq 0.01$ ,  $\bar{G}_2 \leq 10^{-5}$ 인 범위의 모든 모우드에서 코아의 수직변형율이 모우드 손실율에 영향을 끼친다.  $\bar{h}_3=0.5$ ,  $\bar{G}_2=10^{-5}$ 인 경우 모재 두께비  $\bar{h}_1=0.01$  일때는  $\bar{h}_2 \geq 0.1$ ,  $\nu_2 < 0.4$ 인 범위의 (2,2), (3,1) 모우드에서 코아의 수직변형율이 모우드 손실율에 영향을 미치지만, 모재 두께비  $\bar{h}_1=0.03$  일때는  $\bar{h}_2 \geq 0.1$ ,  $\nu_2 < 0.5$ 인 범위의 모든 모우드에서 코아의 수직변형율이 모우드 손실율에 영향을 미친다. 즉 코아 수직 변형율이 모우드 손실율에 미치는 효과는 코아 두께가 두껍고 전단계수가 작을 때 커지며 포와송비가 클수록 작아진다.

#### 참고문헌

- [1] Douglas, B.E., and Yang, J.C.S., 1978, "Transverse compressional damping in the vibratory response of elastic-viscoelastic-elastic beams," AIAA Journal, Vol.16, No.9, pp.925-930.
- [2] Sylwan, O., 1987, " Shear and compressional damping effects of constrained layered beams, " Journal of Sound and Vibration, Vol. 118, No. 1, pp.35-45.
- [3].Lee, B.C., and Kim, K.J., 1995, "Consideration of both extensional and shear strain of core material in modal property estimation of sandwich plates," ASME, Design Engineering Technical Conferences, Vol.3, pp.701-708.
- [4] Szilard, R., 1974, *Theory and analysis of plates*, Prentice-Hall, Inc. pp.158-212.
- [5] Blevins, R.D., 1979, *Formulas for Natural Frequency and Mode Shape*, Van Nostrand Reinhold Co., pp. 252-266.
- [6] Cremer, L., Heckl, M., and Ungar, E. E., 1988, *Structure-Borne Sound*, Springer-Verlag, New York and Berlin, pp. 95-115.