

구조 감쇠 처리된 원통형 복합적층 패널의 플러터 해석

신 원 호*, 오 일 권**, 이 인**

Supersonic Flutter Analysis of Cylindrical Composite Panels with Structural Damping Treatments

Won-Ho Shin*, Il-Kwon Oh**, In Lee**

Key Words: supersonic panel flutter, cylindrical shell, layerwise theory, damping treatments

Abstract

Supersonic flutter analysis of cylindrical composite panels with structural damping treatments has been performed using the finite element method based on the layerwise shell theory. The natural frequencies and loss factors of cylindrical viscoelastic composites are computed considering the effects of transversely shear deformation. The panel flutter of cylindrical composite panels is analyzed considering structural damping effect. Various damping characteristics for unconstrained layer damping, constrained layer damping, and symmetrically co-cured sandwich laminates are compared with those of an original base panel in view of aeroelastic stabilities.

1. 서 론

초음속 발사체의 경우, 고속으로 공기 중을 운행하면서 극심한 공기력 및 고온 등의 극한 환경에 놓이게 된다. 이러한 요소들은 곡울을 가지는 발사체의 기하학적인 형상의 특성과 결부되어, 정적 및 동안정성, 공력 탄성학적인 불안정성을 초래하게 된다. 본 연구에서는 공력탄성학적인 안정성 측면에서 수동 감쇠 처리된 원통형 패널의 자려 진동 특성을 고찰하였다.

원통형 패널의 비선형 거동해석에 대한 연구는 과거부터 지금까지 꾸준히 수행되어 왔으며 고속 비행체의 개발 설계 단계에 있어 매우 중요한 설계요소로 인식되어왔다. 이러한 동적 불안정성을 줄이기 위한 노력의 한 방법으로 감쇠 처리에 대한 연구들이 수행되어졌다.[1]

본 연구에서는 감쇠 처리한 원통형 패널의 초

음속 플러터에 관한 해석을 수행하였다. 이를 위해 층별변위장 이론에 바탕을 둔 원통형 패널의 유한요소해석 프로그램을 개발하였으며 기존의 연구 사례들[2-4]과 비교하여 코드의 검증을 수행하였고, 공기력과 연관하여 감쇠 처리가 플러터의 경계에 미치는 영향을 고찰하였다.

2. 유한요소 운동방정식의 정식화

2.1 층별변위장 이론

층별 적천 이론(layerwise laminate theory)을 이용한 x - ϕ - z 곡면상의 유한 요소 영역에 대한 변위장은 다음과 같이 표현할 수 있다.

$$\begin{aligned} u_1 &= u(x, \phi, z, t) = \sum_{j=1}^{N_j} U^j(x, \phi, t) \Phi^j(z) \\ u_2 &= v(x, \phi, z, t) = \sum_{j=1}^{N_j} V^j(x, \phi, t) \Phi^j(z) \\ u_3 &= w(x, \phi, z, t) = W(x, \phi, t) \end{aligned} \quad (1)$$

여기서 U^j 와 V^j 는 j -번째 면에서의 면내 변위이다. N_j 는 요소 i 에 대한 면내 변위에 대한 두께

* 한국과학기술원 기계공학과 항공우주공학전공 대학원
** 한국과학기술원 기계공학과 항공우주공학전공
*** LG전자 DA연구소

방향 자유도수이며 Φ' 는 보간 함수로 두께 방향에 대해 선형으로 가정하였다.

2.2 지배방정식의 유도

감쇠를 고려한 복합 적층 패널의 응력과 변형률 사이의 구성방정식은 다음과 같다.

$$\begin{aligned}\{\sigma\}_k^{**} &= [\bar{Q}(\omega, T)]\{\epsilon\}_k^{**} \\ &= [Q_R(\omega, T) + iQ_D(\omega, T)]\{\epsilon\}_k^{**}\end{aligned}\quad (2)$$

감쇠를 고려한 원통형 복합적층 패널의 운동방정식을 구하기 위하여 해밀턴의 정리를 적용하고 조합과정을 통해 전체 운동 방정식을 얻을 수 있다.

$$\int_V \rho \ddot{u}_i \delta u_i dV + \int_V \sigma_{ij} \delta \epsilon_{ij} dV = \int_V f_i \delta u_i dV + \int_S \tau_i \delta u_i dS \quad (3)$$

δT (Kinetic Energy) δU (Strain Energy) δW (External Work)

$$M_r \ddot{u}_r + (K_{er}(\omega, T) + iK_{dr}(\omega, T))u_r = F_r(\omega) \quad (4)$$

공기력으로는 곡률의 영향이 고려된 Hans Krumhaar의 피스톤 이론을 적용하였다.

$$\Delta P = -\frac{\kappa P_\infty M^2}{\sqrt{M^2 - 1}} \left\{ \frac{\partial w}{\partial x} + \frac{1}{Ma_\infty} \left(\frac{M^2 - 2}{M^2 - 1} \right) \frac{\partial w}{\partial t} - \frac{1}{2R\sqrt{M^2 - 1}} w \right\}$$

2.3 감쇠를 고려한 패널 플러터 해석

공기력항을 고려한 운동방정식에 모드 접근법을 이용하여 다음과 같은 축약된 플러터 방정식을 얻을 수 있다.

$$M^* \ddot{U} + K(\beta, u_r)^* U = 0 \quad (5)$$

여기서

$$\begin{aligned}M^* &= \Psi^T M \Psi \\ K(\beta, u_r)^* &= \Psi^T (K_R + iK_D + \beta A_\beta - \gamma A_\gamma) \Psi\end{aligned}\quad (6)$$

3. 결과 및 토의

3.1 해석 프로그램의 검증

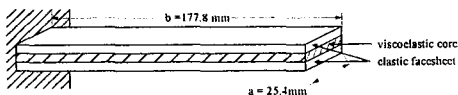


Fig. 1. Geometry of sandwich beam with viscoelastic layer.

Fig. 1과 같이 점탄층 재료가 삽입된 샌드위치 보에 대한 자유진동해석을 수행하고, 고유 주파

수와 손실계수를 기존의 연구사례들[2-4]과 비교를 통한 검증을 수행하였다. 해석을 수행한 결과들을 Table 1에 정리하였다. 본 프로그램의 해석 결과들이 기존의 연구 결과들의 고유 주파수와 손실계수 모두 잘 일치하고 있음을 알 수 있다.

Table 1. Natural frequencies and modal loss factor of viscoelastic sandwich beam.

	Rao[2]		Soni[3]		Cho[4]		Present	
	f_i (Hz)	η_i	f_i (Hz)	η_i	f_i (Hz)	η_i	f_i (Hz)	η_i
1 st	64.1	0.0282	64.2	0.0282	64.2	0.0280	64.2	0.0279
2 nd	296.4	0.0242	297.0	0.0243	297.4	0.0243	297.2	0.0242
3 rd	743.7	0.0155	747.2	0.0153	747.9	0.0155	747.9	0.0154
4 th	1394	0.0089	1413	0.0089	1413	0.0089	1415	0.0088
5 th	2261	0.0057	2236	0.0056	2336	0.0056	2339	0.0056

3.2 감쇠 처리에 따른 공력탄성 해석

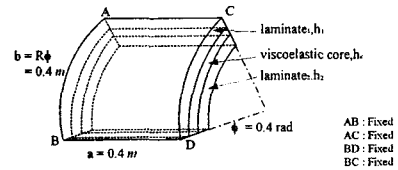


Fig. 2. Configuration of cylindrical composite panel with viscoelastic layer.

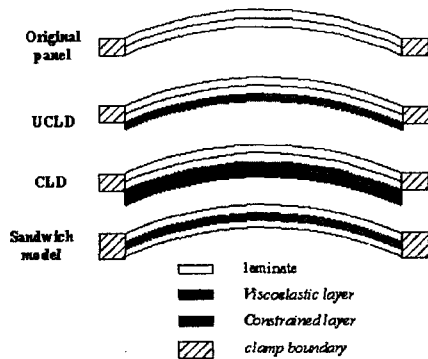
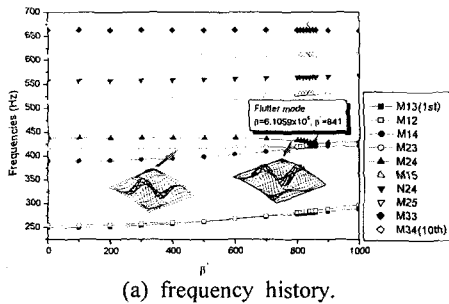
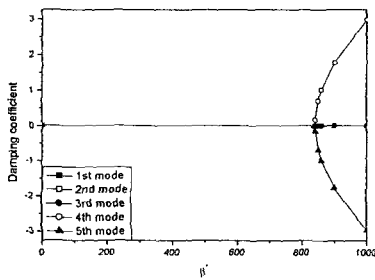


Fig. 3. Boundary conditions of hybrid panels for various damping treatments.

본 절에서는 감쇠 처리에 따른 공력 탄성학적인 안정성의 변화를 살펴보고자 한다. 해석 모델은 네 면이 고정지지된 $[0_4/90_3]_s$ (Gr/Epoxy)로 기하학적인 형상은 Fig. 2와 같다. 해석 모델에 대하여 자유 감쇠 처리(UCLD), 구속 감쇠 처리(CLD), 그리고 샌드위치 모델로 감쇠 처리한 모델에 대하여 플러터 해석을 수행하였고, 감쇠 처리에 따른 경계조건은 Fig. 3과 같다.

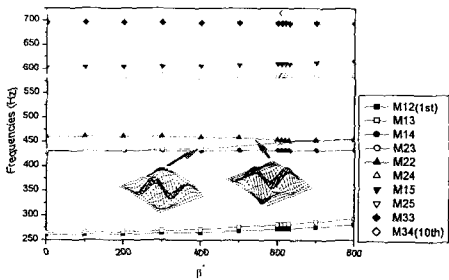


(a) frequency history.

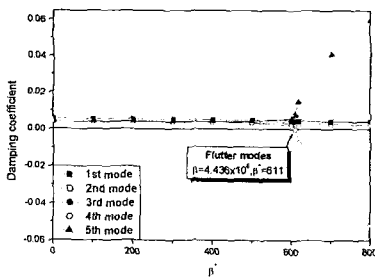


(b) damping history.

Fig. 4. Flutter history of cylindrical composite panel neglecting structural damping.



(a) frequency history.

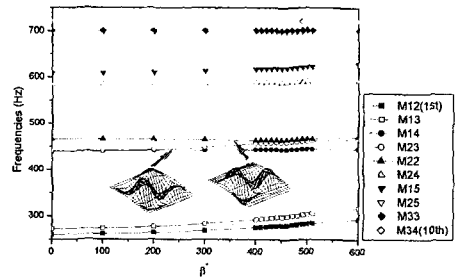


(b) damping history.

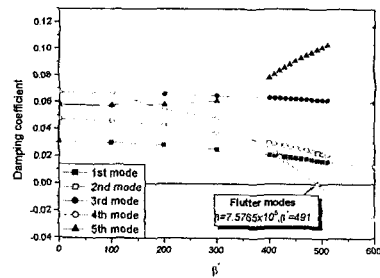
Fig. 5. Flutter history of cylindrical composite panel considering structural damping.

감쇠를 고려하지 않은 패널 플러터 해석의 경우, Fig. 4에 보여지는 결과처럼 플러터 경계에서

두 개의 모드가 서로 병합되는 현상(mode coalescence)을 관찰할 수 있다. 그러나 Fig.5의 경우처럼 구조 감쇠를 고려하여 플러터 해석을 수행하면 모드가 서로 접근만 하고 모드가 서로 병합되는 현상이 발생하지 않기 때문에 구조 감쇠 값을 계산하여 감쇠 값이 음(-)이 되는 순간을 플러터의 경계로 판정하였다. Fig. 4와 Fig. 5를 보면, 플러터의 경계 조건은 구조 감쇠를 고려하면, 고려하지 않은 경우보다 플러터 경계가 떨어지는 것으로 나타났다. 이는 기존의 연구 결과[1]에서도 보고되어진 바가 있다. 이는 실제 구조 설계 시, 구조 감쇠를 무시한 경우에는 계산된 동압보다 훨씬 낮은 범위에서 플러터가 발생할 수도 있기 때문에 구조 설계 시에 구조 감쇠는 반드시 고려되어야만 한다는 것을 보여준다. 감쇠처리를 하지 않은 원통형 패널의 경우, 4번째 모드(M23)와 5번째 모드(M22)가 서로 가까워지면서 플러터가 발생하였다. 자유 감쇠 처리한 경우(UCLD)에는 감쇠처리를 하지 않은 경우와 거의 유사한 결과를 나타내었다.



(a) frequency history.



(b) damping history.

Fig. 6. Flutter history of CLD_0]2 with ISD 110 viscoelastic layer.

Fig. 6과 Fig. 7의 구속 감쇠 처리(CLD)를 한 경우에는 구속층의 적층 방법에 따라 플러터 경계에서 차이가 나타났다. [0]2와 [90]2을 구속층으

로 사용하여 해석을 수행하였다.

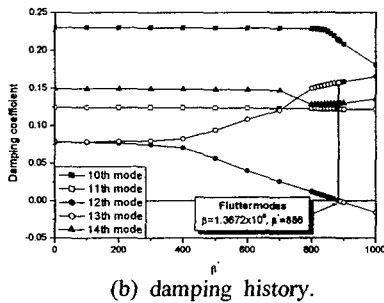
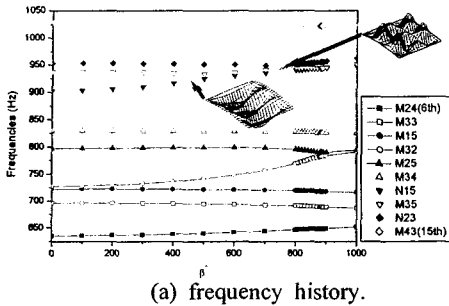


Fig. 7. Flutter history of CLD_[90]₂ with ISD 110 viscoelastic layer.

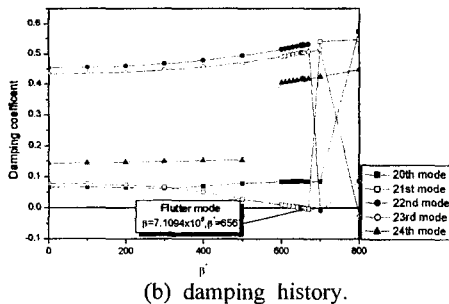
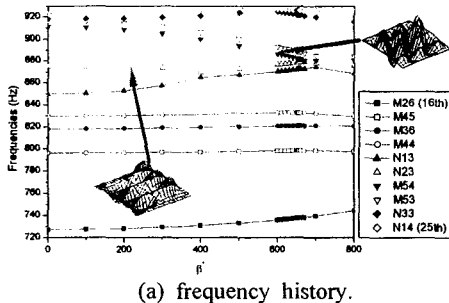


Fig. 8. Flutter history of sandwich model with ISD 110 viscoelastic layer.

구속층으로 [0]₂를 사용한 경우(CLD_[0]₂), 4번

재(M23)와 5번째 모드(M22) 사이에서 플러터가 발생하였고, 플러터 발생 동압 β 는 UCLD와 비교하여 크게 증가하였다. 무차원 동압 β^* 는 감쇠층과 구속층의 두께 증가에 따른 영향으로 인하여 다소 떨어졌으나, UCLD보다는 감소하는 폭이 적었다. [90]₂를 구속층으로 사용한 경우(CLD_[90]₂), 플러터 발생 동압 β 와 무차원 동압 β^* 모두 크게 증가하였다. 그러나 UCLD와 CLD_[90]₂의 경우에 저차에서 플러터 모드가 발생한 것에 비해 CLD_[90]₂의 경우, 12번째(N15)와 13번째 모드(M35)인 비교적 고차 모드에서 플러터가 발생하는 것으로 나타났다. Fig. 8를 보면, 샌드위치 모델의 경우에는 플러터 발생 동압 β 는 크게 증가하였고, 무차원 동압 β^* 도 약간 높아졌다. 그러나 샌드위치 모델의 경우에도 21번째(N23)와 22번째(M54) 모드인 고차 모드에서 플러터가 발생하는 것으로 나타났다.

4. 결 론

본 연구에서는 원통형 패널에 감쇠 처리를 고려한 초음속 플러터 해석을 수행하였다. 층별변위장 이론에 입각하여 유한요소정식화를 수행하였으며 기존의 연구결과들과의 비교로 해석 프로그램의 검증을 수행하였다. 다양한 감쇠 처리에 따른 플러터 경계의 변화를 관찰하였으며, 감쇠처리 방법에 따라 플러터 경계를 최고 30-40%까지 증가시킬 수 있음을 보였다.

참고문헌

- (1) C. H. Ellen, "Influence of Structural Damping on Panel Flutter," *AIAA Journal*, Vol. 6, No. 11, pp. 2169-2174, 1968.
- (2) Rao, M.D., and He, S., "Dynamic Analysis and Design of Laminated Composite Beams with Multiple Damping Layers," *AIAA journal*, Vol. 31, 1993, pp. 2736-2745.
- (3) Soni, M. L. and Bogner, F. K., "Finite element vibration analysis of damped structures," *AIAA Journal*, Vol. 20, 1982, pp. 700-707.
- (4) Cho, K. D., Han, J. H. and Lee, I., "Vibration and damping analysis of laminated plates with fully and partially covered damping layers," *Journal of Reinforced Plastics and Composites*, Vol. 19, 2000, pp.1176-1200.