

좌굴하중하에서 복합적층판의 최적 적층 설계

윤성진* · 김관영* · 황운봉** · 하성규***

Optimal Stacking Sequence Design of Laminated Composites under Buckling Loads

Sung-Jin Youn*, Koan-Young Kim*, Woon-Bong Hwang** and Sung-Kyu Ha***

ABSTRACT

An optimization procedure is proposed to determine the optimal stacking sequence on the buckling of laminated composite plates with midplane symmetry under various loading conditions. Classical lamination theory is used for the determination of the critical buckling load of simply supported angle-ply laminates. Analysis is performed by the Galerkin method and Rayleigh-Ritz method. The approximate solution of buckling is replaced by the algorithms that produce generalized eigenvalue problem. Direct search technique is employed to solve the optimization problem effectively. A series of computations is carried out for plates having different aspect ratios, different load ratios and different number of lay-ups.

Key words : Optimal stacking sequence, Critical buckling load, Generalized eigenvalue problem, Direct search technique

1. 서 론

복합재료는 1950년대 이후 항공, 우주산업의 발달과 더불어 급속히 발달하기 시작하여 70년대 이후에는 항공, 우주산업은 물론 건설자재, 선박, 자동차부품, 스포츠 및 레저산업분야 등의 전 분야에 걸쳐서 본격적으로 사용되고 있다.

섬유강화 복합재료는 치수안정성, 피로특성, 높은 비강도 및 비강성 등에서 우수한 기계적성질을 가지고 있다. 따라서 여러 구조물에 응용되고 있으며, 특히 경량화가 요구되는 항공기에 주로 사용되고 있다. 또한 섬유강화 복합재료는 적층판 각층의 두께와 섬유방향, 그리고 적층순서를 결정할 수 있는 이방성 재료의 특성을 갖고 있으므로 설계자의 요구조건에 적합한 특성을 갖도록 구조요소를 설계, 제작할 수 있다는 장점이 있어 이와같은 재료의 특성을 설계변수로 하여 강도 및 좌굴등에 관한 해석과 최적화 또한 활발히 진행되고 있다^(1,2). 구조물의 최적설계 문제

를 효과적으로 풀기 위한 방법이 Arora⁽³⁾, Arora and Haug⁽⁴⁾ 등에 의해 제시되었으며 이에 따른 설계민감도에 관한 연구도 활발히 진행되었다. 초기에 복합재료 최적설계에 관한 연구는 주로 중량을 목적함수로 하여 연구가 진행되었는데⁽⁵⁾ 점차 최적설계의 결과를 실제적으로 응용하고자 적층각도를 설계변수로 취하려는 시도가 시작되었다⁽⁶⁾.

복합재료를 사용한 대부분의 구조물이 얇은 판과 셸구조물로 되어 있는 것을 고려해볼 때 이에 따른 좌굴의 해석은 필수적이다⁽⁷⁾. 구조물에 작용하는 하중이 임계좌굴 하중보다 커지면 좌굴이 발생하게 되고 좌굴이 발생하면 구조물 전체가 가지는 하중 지지능력이 떨어지게 되므로 구조물의 안정성을 크게 해치는 원인이 된다. 따라서 최근에 강도와 더불어 좌굴에 대한 많은 연구가 이루어 지고 있다. 좌굴에 관한 해석은 Kirchhoff-Love의 가정을 만족하는 고전적층판 이론에 따라 해석하거나⁽⁸⁾ 복합재 적층판은 횡단강성이 면내강성보다 훨씬 작으므로 이를 고려하여 일차 전단변형률 이론이나 고차 전단변형률 이론에 따라 유한요소법으로 해석한 것 등이 있다⁽⁹⁾. 또한 대부분의 구조물이 좌굴 후에도 계속 하중을 지지하

*포항공과대학교 기계공학과

**중신회원, 포항공과대학교 기계공학과

***한양대학교 기계공학과

게 되므로 이를 고려한 좌굴후 거동이나^(10, 11) 층간에서 발생하는 응력이나 변형에너지 방출률을 고려한 층간분리좌굴에 관한 연구도 많이 진행되었다^(12, 13). 복합적층판에서 좌굴의 주요변수는 적층각도와 중형비, 두께 등인데 이의 최적화에 관한 연구는 1960년대 이후 점차 증대되어, 1975년 Chao는 모든 판이 같은 각도를 갖도록 대칭적층된 판에서 최적각도를 구하였다⁽¹⁴⁾. 하지만 좌굴에 관한 최적설계 문제는 수식의 형태상 적층각도에 따른 최적설계의 어려움때문에 대부분의 최적설계에 관한 연구가 직교이방성판에 국한되었고 하중의 형태도 압축하중만을 받을때 한정된 각도내에서 최적의 두께를 구하거나⁽¹⁵⁾ 전단하중만을 고려하여 최적의 중형비와 좌굴모우드를 찾는 등이었다⁽¹⁶⁾. 하지만 적층각도가 좌굴의 주요 변수이고 이의 결과를 손쉽게 응용할 수 있다는 점에서 볼 때 이에 관한 최적화는 필수적이라 하겠다. 1993년 Kam and Chu는 적층각도와 두께비를 설계변수로 하여 단축하중을 받는 대칭으로 적층된 판의 중형비에 따른 최적화를 수행하기에 이르렀다⁽¹⁷⁾. 여기서 Kam and Chu는 함수의 구배를 이용한 multi-start global optimization technique을 도입하였는데 계산의 복잡성과 계산시간이 많이 든다는 단점이 있지만 전체적인 최소값을 구할 수 있다는데 그 장점이 있다.

본 연구에서는 여러가지 조합하중 상태에서의 최적화수행을 목적으로 Whitney가 고전적층판 이론을 이용하여 구한 좌굴에 관한 해를 이용하였다. 좌굴하중을 목적함수로 두고 대칭으로 적층된 모든 적층판의 적층각도를 설계변수로 하여 중형비에 따라 여러 조합하중하에서 최적적층각도와 최대 좌굴하중을 구하였다. 효과적인 최적화 수행을 위해 여기서 사용된 최적화 기법은 본 연구에서 처음 시도된 direct search technique이며 황금분할법을 도입하였다.

2. 좌굴이론

본 연구에서 사용된 복합적층판의 기하학적 형상을 Fig. 1에 나타내었고 힘은 Fig. 2와 같이 정의하였다. 고전적층판 이론에 따른 중립면에서 대칭인 복합적층판의 평형방정식은 다음과 같다.

$$D_{11} w_{,xxxx} + 4D_{16} w_{,xxyy} + 2(D_{12} + 2D_{66}) w_{,xxyy} + 4D_{26} w_{,xyyy} + D_{22} w_{,yyyy} - N_x w_{,xx} - 2N_{xy} w_{,xy} - N_y w_{,yy} = 0 \tag{1}$$

bending matrix (D_{ij})는 다음과 같이 정의된다.

$$D_{ij} = \int_{-\frac{h}{2}}^{\frac{h}{2}} \bar{Q}_{ij}^{(k)} z^2 dz \tag{2}$$

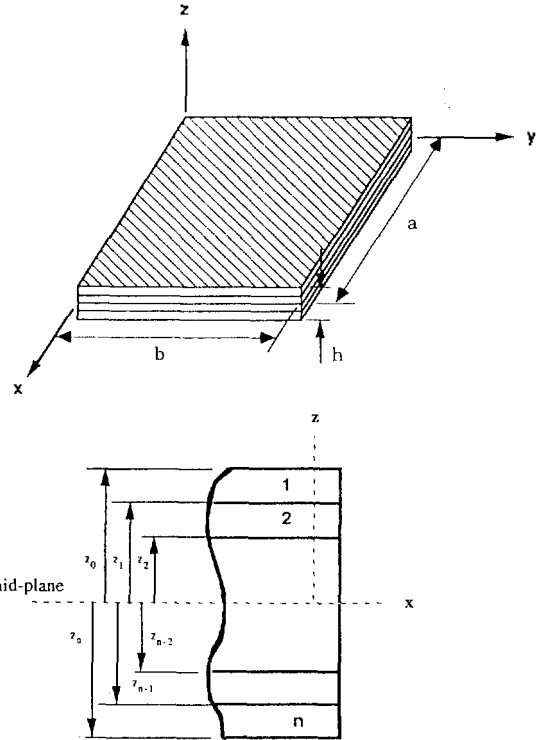


Fig. 1. Schematic feature of composite laminated plate.

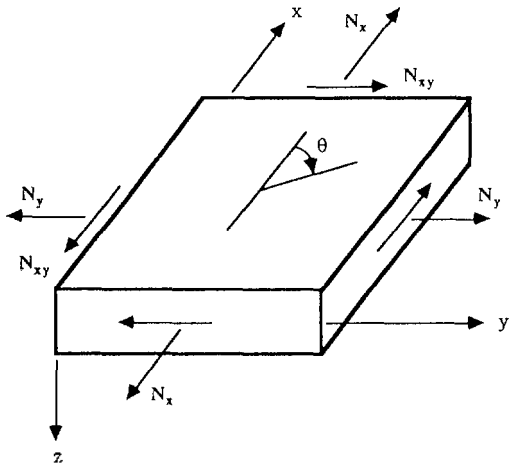


Fig. 2. Positive senses of loads.

식(1)에서 좌굴의 해석상 extensional matrix(A_{ij})의 영향은 작으므로 무시하였다. 경계조건으로 사변에서 단순지지된 판이라고 가정하면 변위와 모멘트에 관해 다음과 같은 조건식을 구할 수 있다.

$$x = 0, a$$

$$\begin{aligned}
 w &= 0 \\
 M_x &= -D_{11} w_{,xx} - 2D_{16} w_{,xy} - D_{12} w_{,yy} = 0 \\
 y = 0, b \\
 w &= 0 \\
 M_y &= -D_{12} w_{,xx} - 2D_{26} w_{,xy} - D_{22} w_{,yy} = 0
 \end{aligned}
 \tag{3}$$

식(1)을 수치적으로 해석하기 위하여 하중상태를 다음과 같이 정의한다.

$$N_x = k_1 N_0, N_y = -k_2 N_0, N_{xy} = k_3 N_0, N_0 > 0
 \tag{4}$$

여기서 k_1, k_2, k_3 그리고 N_0 는 상수이며, 음의 부호는 압축하중일때를 나타낸다. 고전적층판 이론에 따른 평판의 좌굴에 관한 대략적 해를 구하기 위해 Galerkin method를 도입하여 식(1)에 변분을 취해 정리하면 다음과 같이 표현된다.

$$\begin{aligned}
 &\int_0^a \int_0^b [D_{11} w_{,xxxx} + 4D_{16} w_{,xxyy} + 2(D_{12} + 2D_{66}) w_{,xyxy} \\
 &+ 4D_{26} w_{,xyxy} + D_{22} w_{,yyyy} + N_0(k_1 w_{,xx} - 2k_2 w_{,yy} + k_3 w_{,xy})] \phi_{mn} dx dy \\
 &+ \int_0^b [M_x(0,y) \phi_{mn,x}(0,y) - M_x(a,y) \phi_{mn,x}(a,y)] dy \\
 &+ \int_0^a [M_y(x,0) \phi_{mn,y}(x,0) - M_y(x,b) \phi_{mn,y}(x,b)] dx = 0
 \end{aligned}
 \tag{5}$$

여기서 식(5)를 풀기 위해 Galerkin Approximation에 따라 ϕ_{mn} 을 식(2)에서 모멘트경계 조건은 만족하지 않지만 경계조건중 착수가 낮은 변위경계조건식을 만족하는 이중사인배열(double sine series)로 선택한다.

$$w = \sum_{m=1}^{\infty} \sum_{n=1}^{\infty} A_{mn} \sin \frac{m \pi x}{a} \cos \frac{n \pi y}{b}
 \tag{6}$$

식(6)를 식(5)에 대입하여 풀면 좌굴에 관한 식을 다음과 같이 구할 수 있다.

$$\begin{aligned}
 &\left\{ D_{11} \left(\frac{m}{a} \right)^4 + 2(D_{12} + 2D_{66}) \left(\frac{mn}{ab} \right)^2 + D_{22} \left(\frac{n}{b} \right)^4 \right. \\
 &\left. - \frac{N_0}{\pi^2} \left[k_1 \left(\frac{m}{a} \right)^2 + k_2 \left(\frac{n}{b} \right)^2 \right] \right\} A_{mn} \\
 &- \frac{32m}{\pi^2 ab} \sum_{p=1}^M \sum_{q=1}^N \left\{ \frac{(m^2 + p^2)}{a^2} D_{16} + \frac{(n^2 + q^2)}{b^2} D_{26} + \frac{k_3}{\pi^2} N_0 \right\}
 \end{aligned}$$

$$B_{mnpq} A_{pq} = 0
 \tag{7}$$

$$B_{mnpq} = \frac{pq}{(m^2 - p^2)(n^2 - q^2)} \begin{cases} m \pm p \text{ odd} \\ n \pm q \text{ odd} \end{cases} \\
 = 0 \begin{cases} m \pm p \text{ even}, m=p \\ n \pm q \text{ even}, n=q \end{cases}$$

3. 최적설계

3.1 일반적인 최적설계

수치적인 방법으로 최적화를 수행하기 위해서는 대부분의 알고리즘이 설계변수가 연속이며 목적함수와 구속조건이 연속이고 설계변수에 의한 일차미분 역시 연속이라는 가정하에서 경계조건을 포함한 함수의 형태가 볼록볼(convex)인 문제를 주로 다루어 왔다. 이러한 문제에서는 최소값은 하나만 존재하게 되는데 실제적으로는 여러 곳에 상대적인 최소값을 갖는 문제가 많다. 따라서 일반적인 최적화 문제에서는 여러 곳에서 시작점을 두어 그 중에서 상대적으로 최소값을 구하는 것이 일반적이다. 이러한 방법은 복합적층판에서 적층각도가 설계변수로 사용될 때에도 효과적으로 적용된다⁽¹⁸⁾.

일반적인 최적화 수행방법은 다음과 같다.

Minimize $F(X)$

Subject to;

$$g_j(X) < 0 \quad j=1, M$$

$$X_i^L \leq X_i \leq X_i^U \quad i=1, N$$

여기서 $F(X)$ 는 목적함수이다. 부등식구속조건 $g_j(X)$ 는 설계시 주어진 부가적인 조건식으로 이를 위배시에는 설계를 수행할 수 없게 되므로 반드시 만족되어야 한다. 또한 X_i^L 과 X_i^U 는 설계변수값의 범위를 나타내며 부차적구속조건(side constraint)이 된다.

3.2 최적설계 수식화

본 연구에서는 목적함수를 좌굴하중으로 하였고 설계변수를 각 판의 적층각도로 하여 최적화를 수행하였으며 각 적층판의 두께는 일정하다고 가정하였다. 효과적으로 최적화 방향을 찾기 위해 direct search technique를 사용하였고 최적거리를 구하기 위하여 황금분할법을 도입하였다.

3.2.1 좌굴식의 변형

식(7)과 같이 주어진 좌굴에 관한 식을 무차원화하여 다음과 같이 일반적인 고유치 문제로 세분화 할

수 있다.

$$[A]\{X\} = \lambda [B]\{X\} \quad (8)$$

[A] : Positive definite and symmetric matrix

[B] : Symmetric matrix

여기에서 λ 는 무차원화된 좌굴하중이고, $\{X\}$ 는 그 때의 좌굴모우드가 된다. 이때 구해지는 좌굴하중 λ 중에서 최소가 되는 하중을 임계좌굴하중이라 하며 좌굴모우드는 등방성판이나 직교이방성판과는 달리 혼합모우드를 띠게 된다. 이를 수치적으로 계산하기 위해서는 주어진 행렬에 대한 많은 계산과 변형을 필요로 한다.

3.2.2 Direct search technique

최적설계 문제에서는 설계인감도를 계산하기 위해 함수의 구배를 이용하여 최적화 방향을 결정하는 것이 일반적이다. 구배를 통한 최적화 방향의 결정은 수치적으로 복잡한 계산과 많은 계산시간을 필요로 한다. 또한 일반적인 고유치문제에서는 함수의 구배로부터 계산된 결과로 최적화 방향을 결정하기에는 많은 어려움이 따른다. Direct search technique은 이러한 점들을 개선하고 효과적으로 최적화 방향

을 찾기 위해 도입되었는데 방법은 다음과 같다.

우선 Fig. 3과 같이 대칭으로 적층된 판에서 초기 각도에 따른 목적함수의 값으로써 임계좌굴하중을 구한다. 최적화 방향을 결정하기 위해 $k=1$ 번째 판에서 주어진 각도에 약간의 변화를 주어 목적함수의 증감여부를 따진다. 목적함수값의 변화가 최적화 방향으로써 합당하면 변화를 준 방향으로 계속 최적화를 수행하고 위배되었을 시에는 반대방향으로 최적화를 수행해 나간다. 이러한 작업을 $k=2, \dots, n$ 까지 수행하고 수렴반경안에 들지 않았을 때는 다시 처음에 변화를 주었던 판으로 되돌아와서 반복작업을 통해 최적값을 구한다. 여기서 변화량은 수렴속도와 밀접한 관계가 있고 수렴성에도 영향을 미친다. 설계변수가 2개 일때 수렴의 형태는 초기에는 포셜 방법의 최적화 방향과 동일하며, 후에는 최적설계에 있어서 고전적인 방법중에서 하나인 steepest descent method와 동일하다.

일반적인 최적설계에서와 마찬가지로 시작점은 여러곳에서 출발하여 그 중 상대적인 최소값을 구하게 된다. 본 방법은 일반적으로 함수의 구배로부터 구해진 최적화 방향을 직접적으로 판에 미소의 변화를 통해 구해 나감으로써 수렴속도는 빠르지 않지만 좌굴과 같이 특정한 고유치값의 최적화에 있어선 아

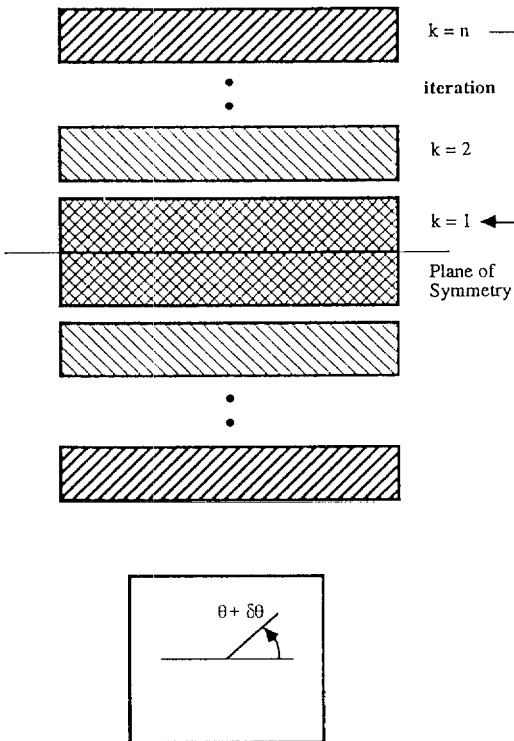


Fig. 3. Schematic feature of direct search technique.

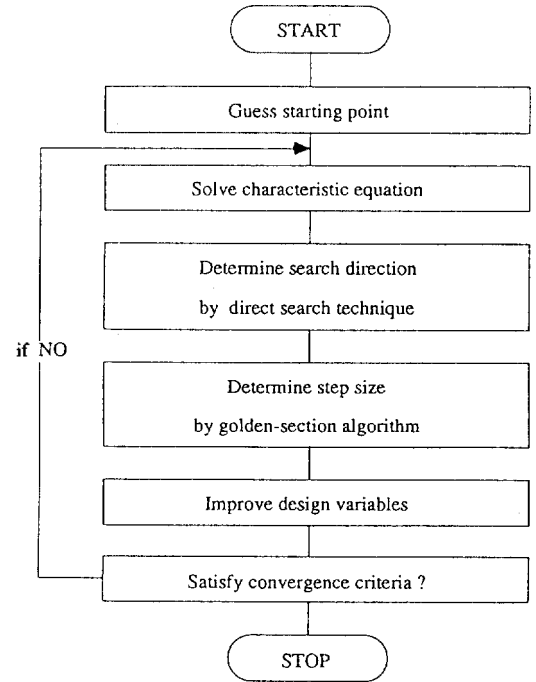


Fig. 4. Flow chart of direct search technique.

주 효과적인 방법이라 하겠다. 이를 수식화 하면 다음과 같다.

Find θ 's
 satisfy, $\text{Max}\{\text{Min}[\text{Det} | [A]-\lambda[B] | = 0]\}$ (9)

본 최적설계 문제는 식(9)에서 무차원화된 좌굴하중의 최소값을 구해 최대화하는 최적적층각도를 구하는 문제로써 순서도는 Fig. 4에 나타내었다.

4. 계산결과 및 고찰

최대의 좌굴하중이 되는 최적적층각도를 구하고자 종횡비와 하중비, 그리고 판의 수를 증가시키면서 여러가지 하중조건을 고려하여 최적화를 수행하였다.

사용된 복합재료는 탄소섬유강화 플라스틱으로 기계적 성질은 다음과 같다.

$E_L = 145 \text{ GPa}$ $E_T = 10.3 \text{ GPa}$
 $G_{LT} = 5.2 \text{ GPa}$ $\nu_{LT} = 0.3 \text{ GPa}$

4.1 단축하중만 작용할 경우

4.1.1 종횡비에 따른 최적화 계산결과

종횡비에 따라 임계좌굴하중이 최대가 되도록 최적적층각도를 구하였다. 적층된 판의 수는 $[\theta_1/\theta_2]_k$ 으로 적층하였을 때이고 각 판의 두께는 일정하다고 가정하였다. 여기에서 최적각도와 최대 좌굴하중은 주어진 물질상수와 같이 무차원화된 결과이다. Table 1에서 보듯이 종횡비가 1.0에서 2.0이 됨에 따라 최대 좌굴하중은 상대적으로 크게 감소하였고, 종횡비가 계속 증가함에 따라 최대 좌굴하중은 대체로 감소하는 경향을 띠다가 종횡비가 5.0이 되면서 약간 증가하는 것을 볼 수 있었다. 여기서 종횡비가 증가함에 따라 최대 좌굴하중이 감소하다가 증가하는, 또는 증가하다가 감소하는 경향은 문헌에서 보이는 직교이방성판에서와 같이 적층각도에 따른 좌굴모우드의 영향으로 보인다¹⁸⁾. 종횡비가 1.0일때의

전체각도에 대한 임계좌굴하중값과 최적적층각도에서의 좌굴모우드를 Fig. 5에 나타내었다. Fig. 5(a)에서 보듯이 최적적층각도는 $[-44.3/44.6]_k$ 와 $[44.3/-44.6]_k$ 에서 동일한 최대 좌굴하중을 갖는다. 이는 축에 대칭적으로 작용하는 하중의 영향때문이며 물리적으로도 쉽게 이해할 수 있다. Fig. 5(b)에는 $[-44.3/44.6]_k$ 일때의 좌굴모우드를 나타내었다. 판의 형상이 정방형임에 따라 첫번째 모우드의 성격이 강하게 나타났으며 모우드선은 불룩하게 판의 오른쪽 아래 방향으로 약간 길게 형성된 모습을 나타낸다. 적층각도가 $[44.3/-44.6]_k$ 에서는 좌굴모우드는 오목하며 앞에서 설명한 반대방향으로 형성된다. Fig. 6에서는 종

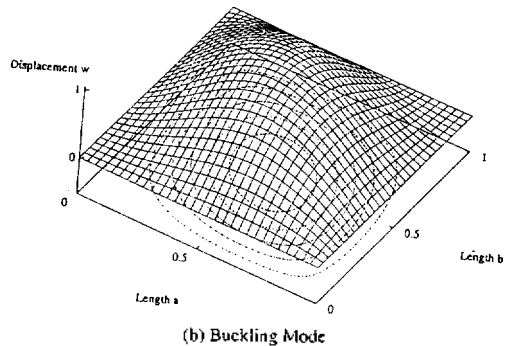
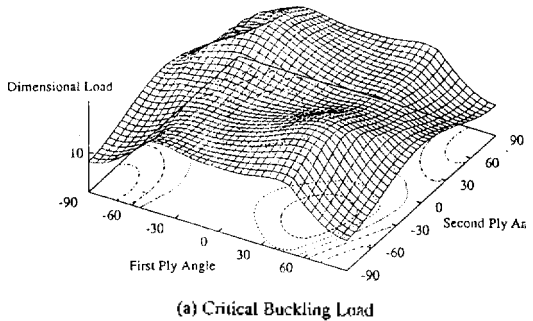


Fig. 5. Critical buckling load and mode shape under uniaxial compression (a/b=1.0).

Table 1. Maximum buckling loads and optimum angles with the change of aspect ratios under uniaxial compression

Aspect Ratio [a/b]	Optimum Angle [degree]	Maximum Buckling Load $[N_0^c b^2 / E_T h^3]$	Worst Angle [degree]	Maximum Buckling Load $[N_0^c b^2 / E_T h^3]$	Worst angle load Optimum angle load
1.0	$[-44.3/44.6]_k$	19.72	$[90/90]_k$	8.35	0.4
2.0	$[-36.8/50.9]_k$	19.13	$[89.8/89.8]_k$	8.35	0.4
3.0	$[-52.3/34.5]_k$	19.10	$[89.9/89.7]_k$	8.35	0.4
4.0	$[-52.9/33.5]_k$	19.06	$[89.8/89.8]_k$	8.35	0.4
5.0	$[-53.4/33.4]_k$	19.07	$[90/90]_k$	8.35	0.4

횡비가 2.0일 때의 전체각도에 대한 임계좌굴하중과 최적적층각도에서의 좌굴모우드를 나타내었다. Fig. 6(a)에서 보듯이 최적값은 두 곳에 존재하며 Fig.

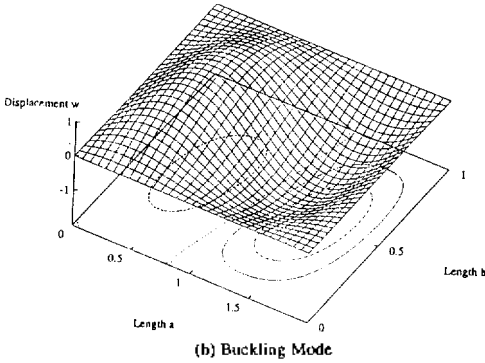
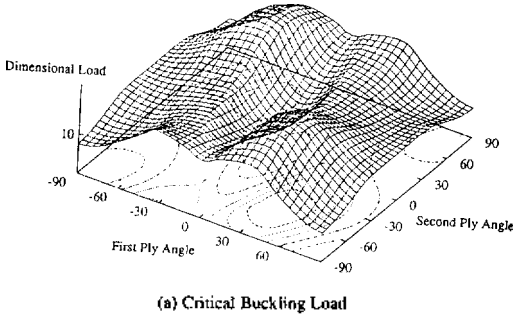


Fig. 6. Critical buckling load and mode shape under uniaxial compression (a/b=2.0).

6(b)에서는 종횡비가 증가하면서 나타나는 혼합된 두번째 모우드의 결과를 보여준다.

4.1.2 적층판 수에 따른 최적화 계산결과

판의 전체 두께는 일정하게 두고 적층판의 수를 증가시켜 가면서 최적적층각도와 최대 좌굴하중을 구하였다. Table 2에서 보듯이 판의 수가 증가함에 따라 전반적으로 최대 좌굴하중이 증가하였고 종횡비가 1.0일때는 적층판에 따른 최적적층각도의 변화는 일정한 면을 보았다. 이는 판의 형상이 정방형이고 하중의 형태도 축에 대칭으로 주어지므로 첫번째 모우드의 성격이 강하기 때문이다. 또한 종횡비가 증가하면서 최대 좌굴하중은 전반적으로 감소한 결과를 보였다.

4.2 전단하중만 작용할 경우

4.2.1 종횡비에 따른 최적화 계산결과

전단하중만이 작용할 때의 결과를 Table 3에 나타내었다. 결과에서 보듯이 최대 좌굴하중은 단축하중일때에 비해 급격히 증가하였고 종횡비에 따라서는 점차 감소하는 경향을 띠었다. 최적적층각도는 하중이 축에 대칭이지 못하고 그 형태상 적층판 모두가 일정한 값을 갖는 결과가 나왔으며 전부 음의 부호를 갖게 되었다. 역시 종횡비가 1.0에서 2.0사이에서 상대적으로 최대 좌굴하중의 값이 가장 많이 감소하였다. Fig. 7(a)에서 종횡비가 1.0일때를 고려하여 전체각도에 대한 임계좌굴하중값을 나타내었다. 그림에서 보듯이 최적값은 한군데에 존재

Table 2. Maximum buckling loads and optimum angles with the change of the number of layers under uniaxial compression

Aspect Ratio [a/b]	Ply Number	Opt. Angle [degree]	Max. Buckling Load [$N_0^{cr} b^2 / E_T h^3$]	Worst Angle [degree]	Max. Buckling Load [$N_0^{cr} b^2 / E_T h^3$]	Worst angle load Optimum angle load
1.0	2 ply	[-44.3/44.6] _s	19.72	[90/90] _s	8.35	0.4
	3 ply	[-45.1/44.8/44.8] _s	23.26	[89.9/89.9/89.9] _s	8.35	0.4
	4 ply	[-45.1/44.9/44.9/44.9] _s	24.38	[89.9/89.9/89.8/89.8] _s	8.35	0.3
2.0	2 ply	[-36.8/50.9] _s	19.13	[89.9/89.8] _s	8.35	0.4
	3 ply	[-41.8/-47.9/-47.9] _s	23.11	[89.9/89.8/89.8] _s	8.35	0.4
	4 ply	[-43.9/-46.1/-46.1/-46.1] _s	24.36	[89.9/89.9/-90.1/-89.9] _s	8.35	0.3

Table 3. Maximum buckling loads and optimum angles with the change of aspect ratios under shear loading

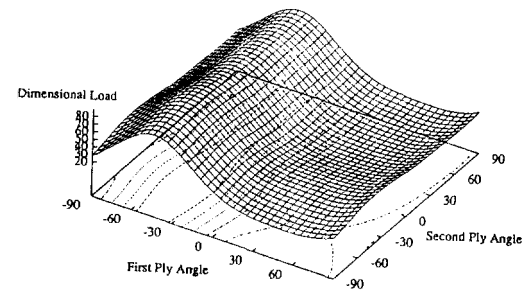
Aspect Ratio [a/b]	Optimum Angle [degree]	Maximum Buckling Load [$N_0^{cr} b^2 / E_T h^3$]	Worst Angle [degree]	Maximum Buckling Load [$N_0^{cr} b^2 / E_T h^3$]	Worst angle load Optimum angle load
1.0	[-44.9/-44.9] _s	88.91	[49.9/49.9] _s	12.79	0.1
2.0	[-57.4/-57.4] _s	61.93	[15.1/15.1] _s	7.98	0.1
3.0	[-58.9/-58.9] _s	57.50	[19.8/19.8] _s	7.25	0.1
4.0	[-59.3/-59.3] _s	56.11	[11.2/11.2] _s	6.70	0.1
5.0	[-59.5/-59.5] _s	55.49	[12.9/12.9] _s	6.59	0.1

하고 음의 값을 띤다. 또한 하중의 형태와 bending matrix의 특성때문에 중립면에서 가장 바깥쪽 판의 각도에 따라 임계좌굴하중값이 거의 일정한 결과를 보인다. Fig. 7(b)에는 종횡비가 1.0인 최적적층각도에서의 좌굴모우드를 나타내었다. 4-1절에서 종횡비가 1.0이고 첫번째 판이 음일 때의 결과와 반대형상이 나타났으며 역시 첫번째 모우드의 성격을 많이 띠었다. 종횡비가 2.0일때의 전체각도에 대한 임계좌굴하중값을 Fig. 8(a)에 나타내었는데 종횡비가 1.0일때의 결과와 거의 유사하며 최적값은 한 곳에

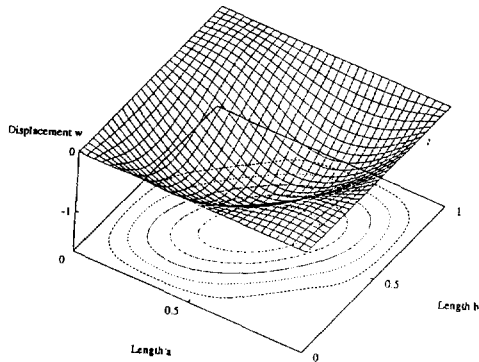
존재하였다. Fig. 8(b)에는 종횡비가 2.0일때 최적적층각도에서의 좌굴모우드를 나타내었다. 모우드 선의 모양은 Fig. 7(b)와 유사하며 첫번째 모우드와 두번째 모우드의 성격이 강한 혼합된 모우드가 나타났다.

4.2.2 적층판 수에 따른 최적화 계산결과

적층판의 수를 증가시키 가면서 최적적층각도와 최대 좌굴하중을 구한 결과를 Table 4에 나타내었다. 적층판의 수를 증가시키도 종횡비에 관계없이 일정한 최적적층각도와 최대 좌굴하중이 나왔는데 이는 하중의 형태에 따른 결과이다.

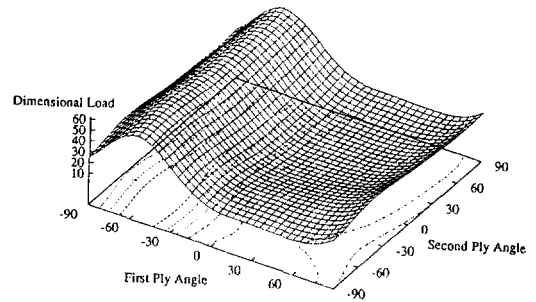


(a) Critical Buckling Load

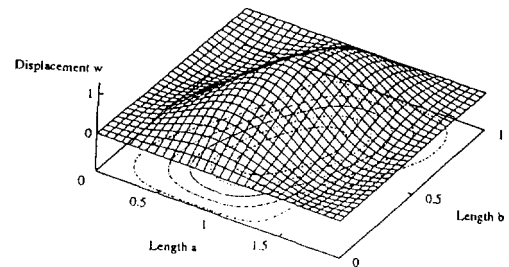


(b) Buckling Mode

Fig. 7. Critical buckling load and mode shape under shear loading (a/b=1.0).



(a) Critical Buckling Load



(b) Buckling Mode

Fig. 8. Critical buckling load and mode shape under shear loading (a/b=2.0).

Table 4. Maximum buckling loads and optimum angles with the change of the number of layers under shear loading

Aspect Ratio [a/b]	Ply Number	Opt. Angle [degree]	Max. Buckling Load [$N_0^{crit} b^2 / E_T h^3$]	Worst Angle [degree]	Maxi. Buckling Load [$N_0^{crit} b^2 / E_T h^3$]	Worst angle load Optimum angle load
1.0	2 ply	[-44.9/-44.9]	88.91	[49.9/49.9]	12.79	0.7
	3 ply	[-44.9/-44.9/-44.9]	88.91	[49.9/49.9/49.9]	12.79	0.2
	4 ply	[-44.9/-44.9/-44.9/-44.9]	88.91	[49.9/49.9/49.9/49.9]	12.79	0.1
2.0	2 ply	[-57.4/-57.4]	61.93	[15.1/15.1]	7.98	0.1
	3 ply	[-57.4/-57.4/-57.4]	61.93	[15.1/15.1/15.1]	7.98	0.1
	4 ply	[-57.4/-57.4/-57.4/-57.4]	61.93	[15.1/15.1/15.1/15.1]	7.98	0.1

4.3 이축하중이 작용할 경우

4.3.1 종횡비에 따른 최적화 계산결과

하중비를 1:1로 하여 이축하중일때의 결과를 Table 5에 나타내었다. 전반적으로 최대 좌굴하중의 값은 단축하중에 비해 급격히 감소하였으며 종횡비의 증가에 따라 4:1절에서 언급한 바와 같이 모우드에 따른 양상을 보였다. 역시 종횡비가 1.0에서 2.0사이에서 최대 좌굴하중이 상대적으로 가장 크게 감소하였다. Fig. 9(a)에는 종횡비가 1.0일때를 고려하여 전체각도에 대한 임계좌굴하중값을 나타내었는데 형상은 단축하중일때와 유사한 결과가 나왔다. 역시 하중이 축에 대칭으로 작용하므로 두곳에서 최

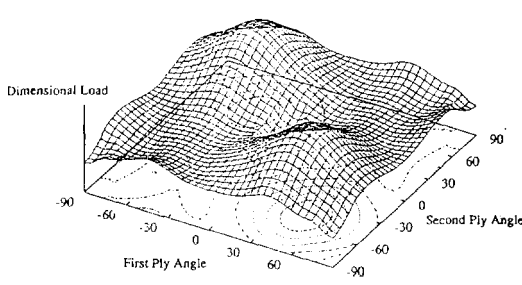
적값을 가진다. Fig. 9(b)에는 최적적층각도가 [-44.9/44.9]_s에서의 좌굴모우드를 나타내었는데 형상은 단축하중일때와 비슷한 결과를 얻었다. 종횡비가 2.0일때의 결과를 Fig. 10에 나타내었다. Fig. 10(a)에서 보듯이 전체 임계좌굴하중값은 종횡비가 1.0일때와 비교해 봤을때 많은 변화를 보였으며 최적값은 역시 두 곳에 존재하였다. Fig. 10(b)에서는 최적적층각도에서의 좌굴모우드를 나타내었는데 종횡비가 증가함에 따라 두번째 모우드의 성격이 강한 혼합모우드가 발생했다.

4.3.2 적층판 수에 따른 최적화 계산결과

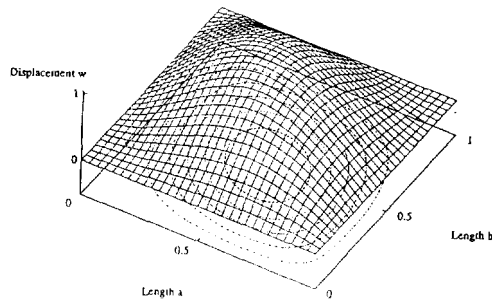
적층판 수에 따른 결과를 Table 6에 나타내었다.

Table 5. Maximum buckling loads and optimum angles with the change of aspect ratios under biaxial compression ($N_x : N_y = 1 : 1$)

Aspect Ratio [a/b]	Optimum Angle [degree]	Maximum Buckling Load [$N_0^{cr} b^2 / E_T h^3$]	Worst Angle [degree]	Maximum Buckling Load [$N_0^{cr} b^2 / E_T h^3$]	Worst angle load Optimum angle load
1.0	[-44.9/44.9] _s	9.88	[90/90] _s , [0/0] _s	6.68	0.7
2.0	[-67.2/63.1] _s	8.14	{0/0} _s	1.67	0.2
3.0	[-72.3/49.4] _s	8.18	{0/0} _s	1.09	0.1
4.0	[-74.7/48.9] _s	8.13	{0/0} _s	0.95	0.1
5.0	[-75.7/48.6] _s	8.11	{0/0} _s	0.90	0.1

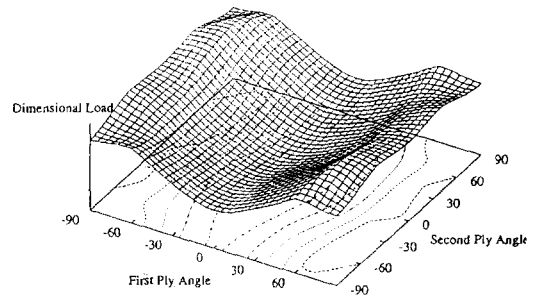


(a) Critical Buckling Load

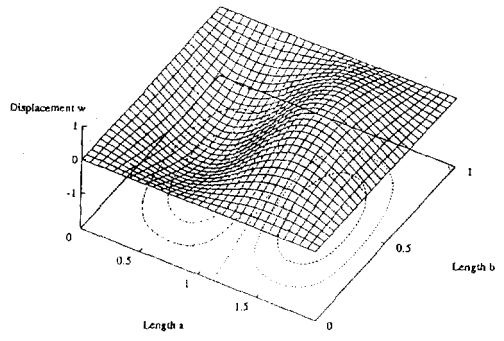


(b) Buckling Mode

Fig. 9. Critical buckling load and mode shape under biaxial compression ($N_x : N_y = 1 : 1$, a/b=1.0).



(a) Critical Buckling Load



(b) Buckling Mode

Fig. 10. Critical buckling load and mode shape under biaxial compression ($N_x : N_y = 1 : 1$, a/b=2.0).

Table 6. Maximum buckling loads and optimum angles with the change of the number of layers under biaxial compression ($N_x : N_y = 1 : 1$)

Aspect Ratio [a/b]	Ply Number	Opt. Angle [degree]	Max. Buckling Load [$N_0^{crit} b^2 / E_T h^3$]	Worst Angle [degree]	Maxi. Buckling Load [$N_0^{crit} b^2 / E_T h^3$]	Worst angle load	
						Optimum angle load	
1.0	2 ply	[-44.9/44.9] _s	9.88	[89.9/89.9] _s	6.68	0.7	
	3 ply	[-45.0/45.0/45.0] _s	11.63	[89.9/89.9/89.9] _s	6.68	0.6	
	4 ply	[-45.0/45.0/45.0/45.0] _s	12.19	[89.9/89.9/89.9/89.9] _s	6.68	0.5	
2.0	2 ply	[-67.2/63.1] _s	8.14	[0/0] _s	1.67	0.2	
	3 ply	[-68.6/72.3/66.6] _s	8.90	[0/0/0] _s	1.67	0.2	
	4 ply	[-67.1/76.5/71.9/69.0] _s	9.07	[0/0/0/0] _s	1.67	0.2	

Table 7. Maximum buckling loads and optimum angles with the change of loading ratios-(1)

Aspect Ratio [a/b]	Load Ratio [$N_x : N_y$]	Opt. Angle [degree]	Max. Buckling Load [$N_0^{crit} b^2 / E_T h^3$]	Worst Angle [degree]	Maxi. Buckling Load [$N_0^{crit} b^2 / E_T h^3$]	Worst angle load	
						Optimum angle load	
1.0	2 : 1	[-44.8/44.8] _s	6.58	[89.9/89.9] _s	3.71	0.6	
2.0	1 : 2	[-79.4/67.9] _s	5.19	[0/0] _s	0.93	0.2	
	2 : 1	[-56.7/60.7] _s	5.70	[0/0] _s	1.39	0.2	

Aspect Ratio [a/b]	Load Ratio [$N_x : N_y$]	Opt. Angle [degree]	Max. Buckling Load [$N_0^{crit} b^2 / E_T h^3$]	Worst Angle [degree]	Maxi. Buckling Load [$N_0^{crit} b^2 / E_T h^3$]	Worst angle load	
						Optimum angle load	
1.0	2 : 1	[-45.1/44.6] _s	11.51	[81.5/81.5] _s	3.95	0.3	
2.0	2 : 1	[-43.4/47.0] _s	11.80	[61.2/61.2] _s	3.52	0.3	

Table 8. Maximum buckling loads and optimum angles with the change of aspect ratios under shear and uniaxial compression ($N_x : N_y = 1 : 1$)

Aspect Ratio [a/b]	Optimum Angle [degree]	Maximum Buckling Load [$N_0^{crit} b^2 / E_T h^3$]	Worst Angle [degree]	Maximum Buckling Load [$N_0^{crit} b^2 / E_T h^3$]	Worst angle load	
					Optimum angle load	
1.0	[-45.1/44.4] _s	23.79	[58/58] _s	6.83	0.3	
2.0	[-46.1/-46.1] _s	23.15	[55/55] _s	5.22	0.2	
3.0	[-46.4/-46.4] _s	23.21	[47.1/47.2] _s	4.82	0.2	
4.0	[-46.5/-46.5] _s	23.20	[45.3/45.4] _s	4.68	0.2	
5.0	[-46.6/-46.6] _s	23.19	[41.0/41.4] _s	4.62	0.2	

이때의 하중비는 1:1이다. 단축하중에서와 같이 적층판 수가 증가함에 따라 최대 좌굴하중은 전반적으로 증가하였고 종횡비가 증가하면서 감소하였다. 또한 첫번째 모우드의 영향으로 종횡비가 1.0일때는 최적적층각도가 $\pm 45^\circ$ 를 갖을때가 많았다.

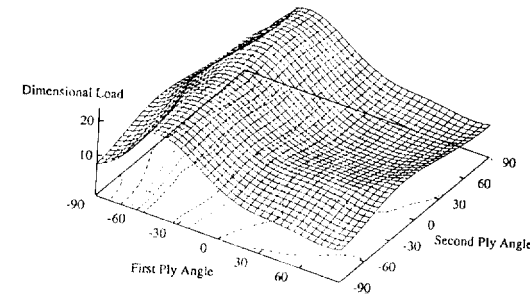
4.3.3 하중비에 따른 최적화 계산결과

하중비를 달리하여 종횡비에 따른 최적적층각도와 최대 좌굴하중을 구한 결과를 Table 7에 나타내었다. 종횡비가 1.0일때는 하중비의 변화에 따라 최적적층각도는 일정하였지만 최대 좌굴하중은 크게 감소하였다. 또한 판의 장축방향으로 하중비가 높을때가 최대 좌굴하중이 더욱 감소하였다.

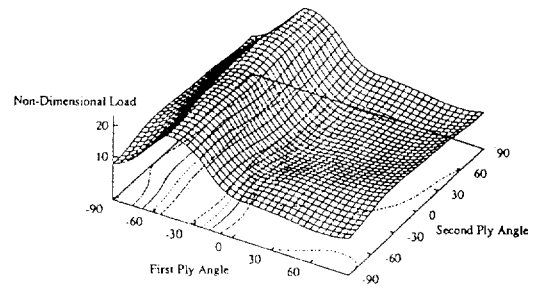
4.4 단축 및 전단하중이 작용할 경우

4.4.1 종횡비에 따른 최적화 계산결과

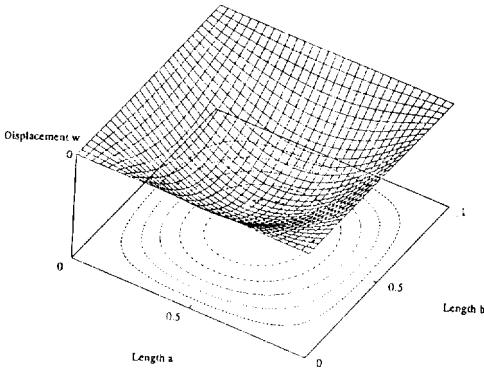
하중비가 1:1일때 종횡비에 따른 최적화 계산결과를 Table 8에 나타내었다. 최적적층각도는 전단하중의 영향으로 종횡비가 1.0일때를 제외하고는 음의 부호를 갖게 되었고 최대 좌굴하중은 4-1절에서 언급한 바와 같이 모우드에 따른 결과를 보였다. 최대 좌굴하중은 단축하중에 비해 증가된 값을 보이는데 이는 전단하중이 어느정도 인장력과 같은 역할을 하기 때문이다. 종횡비가 1.0일때 전체각도에 대한 임계좌굴하중과 좌굴모우드를 Fig. 11에 나타내었다. Fig. 11(a)에서 보듯이 임계좌굴하중의 값은 전단하중의 영향으로 4-2절의 결과와 비슷한 양상을 나타내었다. Fig. 11(b)에는 최적적층각도에서의 좌굴모우드를 나타내었다. 그림에서 보듯이 단축하중만이 있을때 보이던 모우드선의 모양이 좀더 원형으로 변한 모습을 볼 수 있다. 즉, 단축하중에서 오른쪽 아



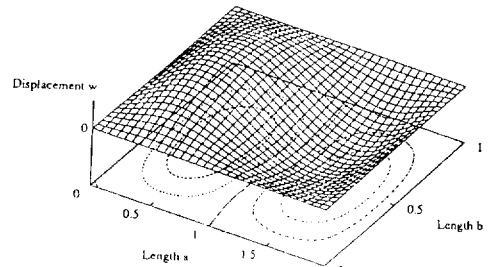
(a) Critical Buckling Load



(a) Critical Buckling Load



(b) Buckling Mode



(b) Buckling Mode

Fig. 11. Critical buckling load and mode shape under shear and uniaxial compression ($N_x:N_y=1:1$, $a/b=1.0$)

래방향으로 좌굴이 일어나는 것을 전단하중의 방향으로 이를 잡아주는 역할을 하기 때문이다. 종횡비가 2.0일때의 결과를 Fig. 12에 나타내었다. Fig. 12(a)는 Fig. 11(a)에서와 같이 전단하중의 성격을 많이 띤 임계좌굴하중값의 결과가 나왔다. Fig. 12(b)에서는 좌굴모우드를 나타내었는데 역시 전단하중의 역할로 모우드가 원형의 형태로 생기는 것을 볼 수 있다.

4.4.2 적층판 수에 따른 최적화 계산결과

적층판 수에 따른 결과를 Table 9에 나타내었다. 최적적층각도는 전단하중의 영향으로 음의 부호를 띠는 경우가 많았다. 종횡비가 1.0에서는 판의 수가 증가하였는데도 최대 좌굴하중이 오히려 감소하는 결과가 나왔는데 이 최적적층각도와 두께에 따른 bending matrix의 영향때문이다. 종횡비가 2.0일때는 최적적층각도의 결과로 인해 일정한 최대 좌굴하중이 나왔다.

4.4.3 하중비에 따른 최적화 계산결과

종횡비에 따라 압축하중을 증가시켜 최적적층각

Fig. 12. Critical buckling load and mode shape under shear and uniaxial compression ($N_x:N_y=1:1$, $a/b=2.0$).

도와 최대 좌굴하중을 구한 결과를 역시 Table 7에 나타내었다. 최적적층각도는 단축하중일때의 결과에서 보듯이 압축하중의 영향을 많이 받았고 최대 좌굴하중은 단축하중일때에 비해 크게 감소하였다.

4.5 이축 및 전단하중이 작용할 경우

4.5.1 종횡비에 따른 최적화 계산결과

하중비를 1:1로 두고 구한 결과를 Table 10에 나타내었다. 종횡비가 증가함에 따라 최대 좌굴하중은 4-1절에서 언급한 바와 같이 모우드에 따른 결과를 보였다. 최적적층각도는 이축하중일때와 비교해 봤을때 압축하중의 영향을 많이 받았고 최대좌굴하중은 4-4절에서와 같이 이축하중일때 보다는 약간 증가된 결과를 얻었다. 종횡비가 1.0에서 2.0사이에서 역시 상대적으로 최대 좌굴하중의 감소가 가장 컸다. 종횡비가 1.0일때와 2.0일때를 고려하여 최대 좌굴하중과 좌굴모우드를 Fig. 13과 Fig. 14에 나타내었다. 그림에서 보듯이 전반적인 형태는 전단하중의 영향으로 4-4절의 결과와 유사한 결과를 보였다.

4.5.2 적층판 수에 따른 최적화 계산결과

하중비가 1:1일때 적층판 수를 증가시키면서 구

Table 9. Maximum buckling loads and optimum angles with the change of the number of layers under shear and uniaxial compression ($N_x:N_y=1:1$)

Aspect Ratio [a/b]	Ply Number	Opt. Angle [degree]	Max. Buckling Load [$N_0^{crit} b^2 / E_T h^3$]	Worst Angle [degree]	Maxi. Buckling Load [$N_0^{crit} b^2 / E_T h^3$]	Worst angle load	
						Optimum angle load	
1.0	2 ply	[-45.1/44.4] _s	23.79	[58/58] _s	6.83	0.3	
	3 ply	[-45.0/44.9/-45.0] _s	23.61	[58/58/58] _s	6.83	0.3	
	4 ply	[-45.1/45.1/44.4/44.4] _s	23.79	[58/58/58/58] _s	6.83	0.3	
2.0	2 ply	[-46.1/46.1] _s	23.15	[55/55] _s	5.22	0.2	
	3 ply	[-46.1/-46.1/-46.1] _s	23.15	[55/55/55] _s	5.22	0.2	
	4 ply	[-46.1/-46.1/46.1/46.1] _s	23.15	[55/55/55/55] _s	5.22	0.2	

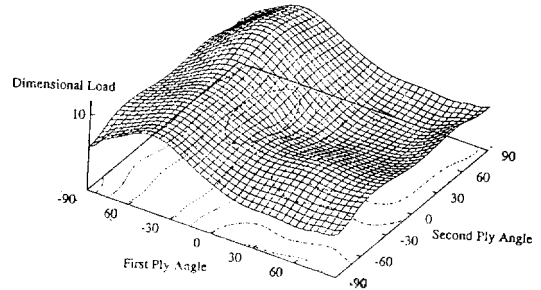
Table 10. Maximum buckling loads and optimum angles with the change of aspect ratios under shear and biaxial compression ($N_x:N_y:N_{xy}=1:1:1$)

Aspect Ratio [a/b]	Optimum Angle [degree]	Maximum Buckling Load [$N_0^{crit} b^2 / E_T h^3$]	Worst Angle [degree]	Maximum Buckling Load [$N_0^{crit} b^2 / E_T h^3$]	Worst angle load	
					Optimum angle load	
1.0	[-45.0/44.9] _s	11.51	[55.9/56] _s	4.84	0.4	
2.0	[-69.7/72.9] _s	9.06	[3.4/3.4] _s	1.60	0.2	
3.0	[-71.2/61.6] _s	9.05	[1.4/1.4] _s	1.07	0.1	
4.0	[-68.1/76.8] _s	8.95	[0.9/0.8] _s	0.94	0.1	
5.0	[-70.2/67.6] _s	9.04	[0.6/0.6] _s	0.89	0.1	

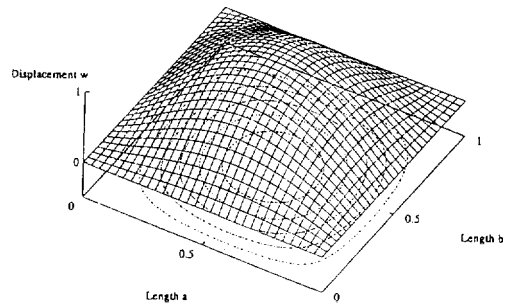
한 결과를 Table 11에 나타내었다. 종횡비가 2.0에서는 4-3절에서 언급한 바와 같이 bending matrix의 영향으로 적층판 수가 증가하여도 최대 좌굴하중이 감소하기도 하는 결과가 나왔으며 종횡비가 증가함에 따라 최대 좌굴하중은 전체적으로 감소하는 경향을 나타냈다.

4.5.3 하중비에 따른 최적화 계산결과

종횡비를 고려하여 여러 하중비에 따른 결과를 Table 12에 나타내었다. 종횡비가 1.0일때는 4-4절에서 언급한 전단하중의 역할을 보기 위해 전단하중을 계속 증가시켜 보았다. 하중비가 1:1:4가 되기까지는 이축하중에 비해 어느정도 인장의 역할을 계속 하였지만 하중비가 1:1:5가 되면서 전단하중의 효과가 압축하중보다 커지게 되어 이축하중일때보다 작은 좌굴하중에서 좌굴이 발생함을 볼 수 있었다. 종횡비가 2.0일때는 압축하중일때가 전단하중일때보다 좌굴에 더 큰 영향을 미침을 단적으로 보여준다. Fig. 15(a)는 종횡비가 1.0이고 하중비가 1:1:2로 작용할 때의 전체 임계좌굴하중값을 보여준다. 전단하중에 따른 함수의 모양을 많이 띠었고 좌굴모우드도 Fig. 15(b)에서 보듯이 전단하중의 영향으로 원형형상을 띠게 되었다. Fig. 16(a)는 하중비 1:1:2에서 종횡비를 2.0으로 증가시켜 전체 임계좌굴하중값을 구한 결과이다. 역시 전단하중의 영향에 따른 결과를

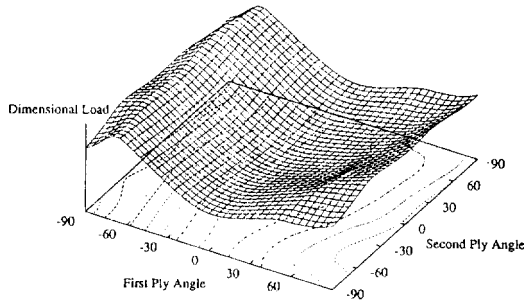


(a) Critical Buckling Load

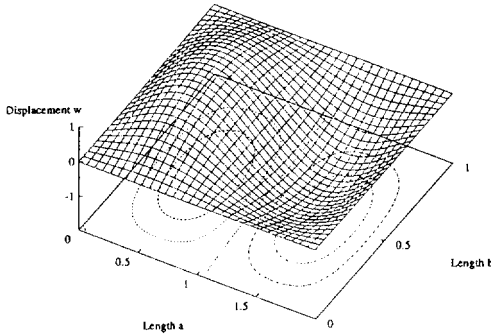


(b) Buckling Mode

Fig. 13. Critical buckling load and mode shape under shear and biaxial compression ($N_x:N_y:N_{xy}=1:1:1$, a/b=1.0).

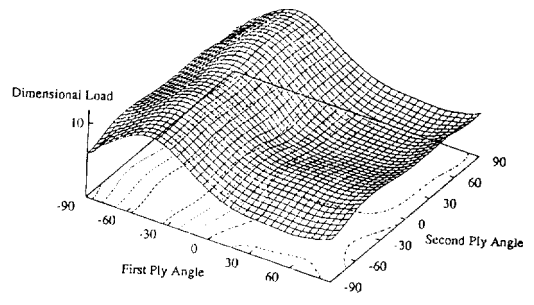


(a) Critical Buckling Load

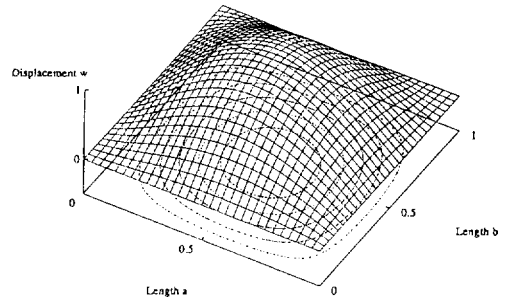


(b) Buckling Mode

Fig. 14. Critical buckling load and mode shape under shear and biaxial compression ($N_x : N_y : N_{xy} = 1 : 1 : 1$, $a/b=2.0$).



(a) Critical Buckling Load



(b) Buckling Mode

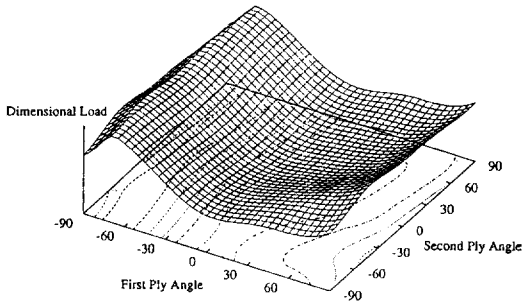
Fig. 15. Critical buckling load and mode shape under shear and biaxial compression ($N_x : N_y : N_{xy} = 1 : 1 : 1$, $a/b=1.0$).

Table 11. Maximum buckling loads and optimum angles with the change of the number of layers under shear and biaxial compression ($N_x : N_y : N_{xy} = 1 : 1 : 1$)

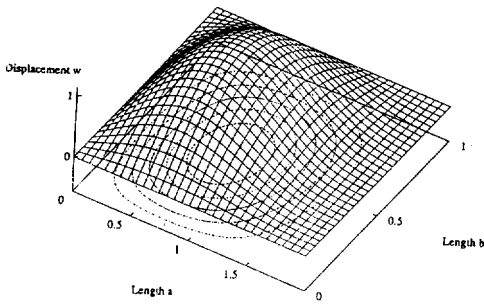
Aspect Ratio [a/b]	Ply Number	Opt. Angle [degree]	Max. Buckling Load [$N_0^{crit} b^2 / E_T h^3$]	Opt. Angle [degree]	Maxi. Buckling Load [$N_0^{crit} b^2 / E_T h^3$]	Worst angle load Optimum angle load
1.0	2 ply	[-45.0/44.9],	11.513	[55.9/56],	4.84	0.4
	3 ply	[-45.0/45.0/45.0],	12.182	[56/56/56],	4.84	0.4
	4 ply	[-45.0/45.0/-45.0/-45.0],	12.183	[56/56/56/56],	4.84	0.4
2.0	2 ply	[-69.7/72.5],	9.063	[3.4/3.4],	1.07	0.1
	3 ply	[-67.2/80.2/83.5],	9.013	[3.4/3.4/3.4],	1.07	0.1
	4 ply	[-65.2/87.4/72.5/68.4],	9.126	[3.4/3.4/3.4/3.4],	1.07	0.1

Table 12. Maximum buckling loads and optimum angles with the change of loading ratios-(2)

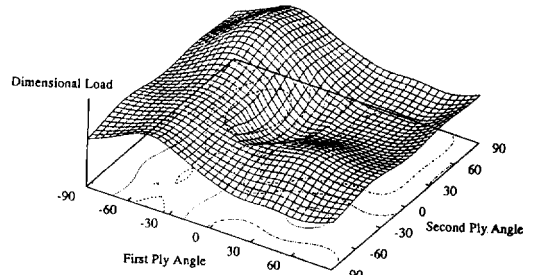
Aspect Ratio [a/b]	Load Ratio [$N_x : N_y : N_{xy}$]	Opt. Angle [degree]	Max. Buckling Load [$N_0^{crit} b^2 / E_T h^3$]	Worst Angle [degree]	Maxi. Buckling Load [$N_0^{crit} b^2 / E_T h^3$]	Worst angle load Optimum angle load
1.0	1 : 1 : 2	[-45.02/44.86],	11.90	[53.5/53.5],	3.57	0.3
	1 : 1 : 3	[-45.01/44.87],	11.36	[52.2/52.2],	2.81	0.2
	1 : 1 : 4	[-45.00/44.88],	10.48	[51.5/51.5],	2.31	0.2
	1 : 1 : 5	[-44.99/44.89],	9.55	[51.0/51.0],	1.96	0.2
	1 : 2 : 1	[-45.01/44.97],	7.39	[6.5/6.5],	3.54	0.5
2.0	1 : 1 : 2	[-68.87/81.69],	9.02	[6.0/6.0],	1.44	0.2
	1 : 2 : 1	[-80.64/70.08],	5.31	[1.9/1.9],	0.92	0.2
	2 : 1 : 1	[-57.83/70.79],	6.55	[2.77/2.77],	1.35	0.2



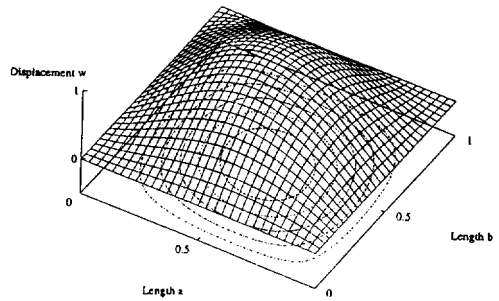
(a) Critical Buckling Load



(b) Buckling Mode



(a) Critical Buckling Load



(b) Buckling Mode

Fig. 16. Critical buckling load and mode shape under shear and biaxial compression ($N_x : N_y : N_{xy} = 1 : 1 : 2$, $a/b = 2.0$).

Fig. 17. Critical buckling load and mode shape under shear and biaxial compression ($N_x : N_y : N_{xy} = 1 : 2 : 1$, $a/b = 1.0$).

보였다. 좌굴모우드는 Fig. 16(b)에서와 같이 첫번째 모우드의 성격을 많이 띠었으며 장축의 끝단으로 이동한 모습을 볼 수 있다. Fig. 17(a)는 종횡비를 1.0으로 하고 하중비가 1:2:1로 작용할 때의 전체 임계좌굴하중값이다. 이때는 압축하중의 영향으로 모양이 Fig. 5(a)와 비슷하다. 좌굴모우드는 Fig. 17(b)에 나타내었는데 압축하중의 영향으로 모우드선이 오른쪽 아래방향으로 형성되는 것을 볼 수 있다. 하중비를 1:2:1로 유지하고 종횡비를 2.0으로 증가시켜 구한 결과를 Fig. 18에 나타내었다. Fig. 18(a)는 압축하중과 종횡비의 영향으로 Fig. 10(a)와 비슷한 결과가 나왔다. 좌굴모우드는 Fig. 18(b)에 나타내었는데 종횡비와 하중비의 영향으로 첫번째 모우드가 장축의 끝단쪽으로 많이 이동된 모습을 볼 수 있다. Fig. 19에는 하중비를 2:1:1로 하고 종횡비는 2.0으로 하여 전체 임계좌굴하중값과 좌굴모우드를 구해 보았다. Fig. 19(a)는 압축하중의 영향으로 Fig. 10(a)와 거의 동일한 결과가 나왔으며 좌굴모우드는 Fig. 10(b)에서와 같이 종횡비와 하중비에 따라 첫번째 모

우드가 약간 이동된 모습을 볼 수 있다.

이상으로 각 하중에 따른 종횡비, 적층판 수, 그리고 하중비에 따른 결과를 그림과 테이블을 통해 설명하였다. 단축하중이나 이축하중만이 작용할 경우에는 하중이 축방향으로 작용하므로 최적적층각도는 $[\theta_1 / \theta_2]$ 이나 $[-\theta_1 / -\theta_2]$ 이 동일한 최적값을 가지지만 전단하중이 작용할 경우에는 bending matrix의 영향으로 첫번째 판이 음의 값을 갖게 된다. 종횡비에 따른 각 하중별 최대 좌굴하중을 Fig. 20에 나타내었다. 그림에서 보듯이 전단하중만이 가해졌을때가 가장 좌굴이 일어나지 않는 경우이며 이축하중일때가 쉽게 좌굴이 일어남을 확인할 수 있었고 종횡비가 1.0에서 2.0사이에서 최대 좌굴하중의 변화가 가장 컸다.

5. 결 론

사변이 단순지지되고 대칭으로 적층된 복합적층판의 좌굴에 관한 최적설계로 다음과 같은 결론을 얻었다.

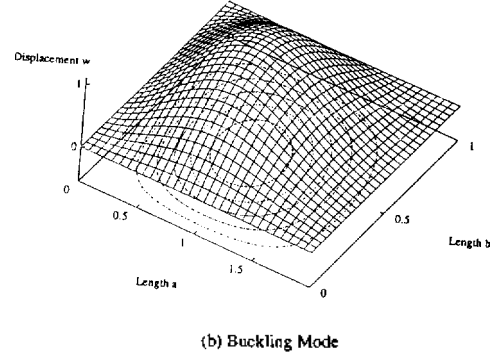
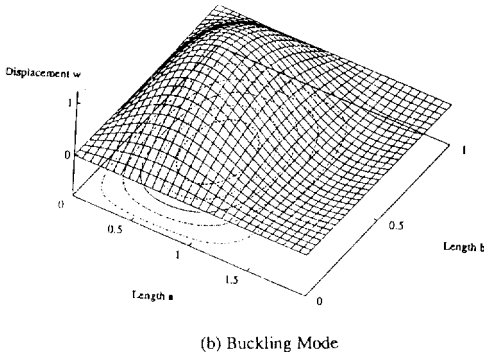
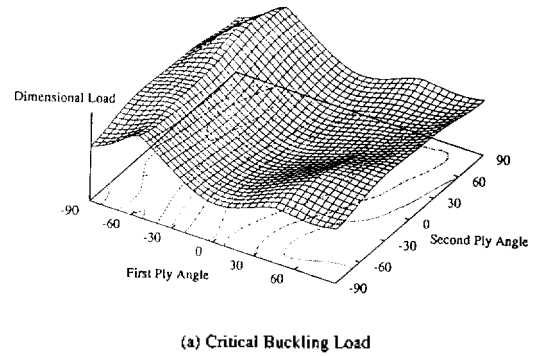
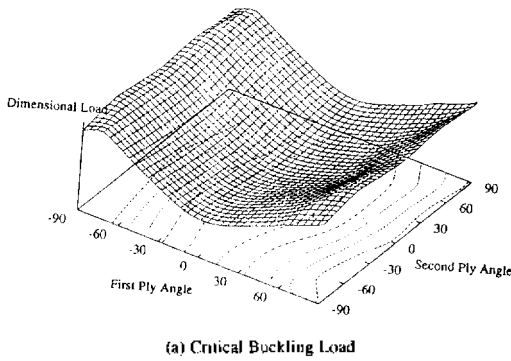


Fig. 18. Critical buckling load and mode shape under shear and biaxial compression ($N_x:N_y:N_{xy}=1:2:1$, $a/b=2.0$).

Fig. 19. Critical buckling load and mode shape under shear and biaxial compression ($N_x:N_y:N_{xy}=2:1:1$, $a/b=2.0$).

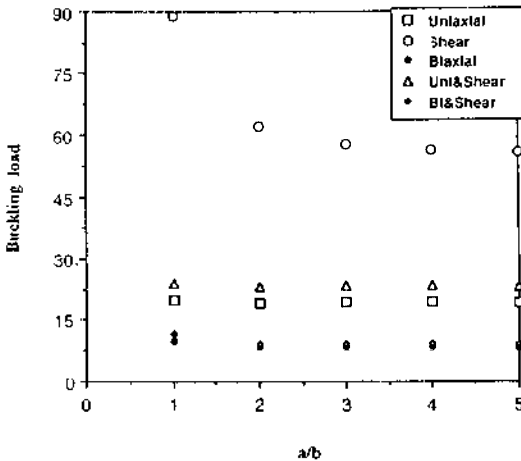


Fig. 20. Critical buckling loads with the change of aspect ratios.

1. Direct search technique를 사용하여 좌굴하중하에 있는 복합적층판에서 적층판 전체각도를 설계변수로 하여 종횡비와 하중비, 그리고 적층판의 수에 따라 효과적으로 최적화를 수행하였다.

2. 조합하중하에서 전단하중은 압축하중만 있을 때 보다는 하중비에 따라 어느정도 좌굴하중을증가시키는 역할을 한다.

3. 종횡비의 증가에 따라 혼합된 고차모우드가 발생하며, 적층판 수 보다는 하중비나 종횡비가 좌굴에 더 큰 영향을 미침을 알 수 있었다.

후 기

본 연구는 1995년도 교육부 학술연구조성비(기계공학:ME95-C-21)에 의하여 연구 되었음.

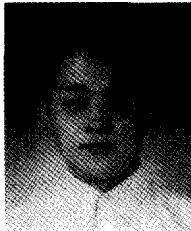
참고문헌

- Whitney, J.M., *Structural Analysis of Laminated Anisotropic Plates*, Technomic Publishing Company, Inc., 1987
- Bleich, F. and Bleich, H.H., *Buckling Strength of Metal Structures*, McGRAW-HILL, 1952
- Arora, J.S., *Introduction to Optimum Design*, McGRAW-HILL, 1989

4. Haug, E.J. and Arora, J.S., *Applied Optimal Design*, John Wiley & Sons, 1979
5. Schmit, L.A., Jr. and Farshi, B., "Optimum Laminated Design for Strength and Stiffness", *Int. J. for Numerical Methods in Engineering*, Vol. 7, pp.519-536, 1977
6. Tauchert, T.R. and Adibhatla, S., "Design of Laminated Plates for Maximum Stiffness", *J. of Composite Materials*, Vol. 18, pp.58-69, 1984
7. Nemeth, M.P., "Importance of Anisotropy on Buckling of Compression-Loaded Symmetric Composite Plates", *AIAA Journal*, Vol. 24, No. 11, pp.1831-1835, 1986
8. Reddy, J.N. and Khdeir, A.A., "Buckling and Vibration of Laminated Composite Plates Using Various Plates Theories", *AIAA Journal*, Vol. 27, No. 12, pp.1808-1817, 1989
9. Bruno, D. and Lato, S., "Buckling of Moderately Thick Composite Plates", *Composite Structures*, Vol. 18, pp.65-75, 1991
10. Kosteletos, S. "Postbuckling response of laminated plates under shear load", *Composite Structures*, Vol. 20, pp.137-145, 1992
11. Zhang, Y. and Matthews, F.L., "Postbuckling Behavior of Anisotropic Laminated Plates Under Pure Shear and Shear Combined with Compressive Loading", *AIAA Journal*, Vol. 22, No. 2, pp.281-286, 1984
12. Kardomateas, G.A. and Schmueser, D.W., "Buckling and Postbuckling of Delaminated Composites Under Compressive Loads Including Transverse Shear Effect", *AIAA Journal*, Vol. 26, No. 3, pp.337-343, 1988
13. 경우민, "진단변형이론에 따른 복합재 적층구조물의 층간분리좌굴과 성장해석," 과학원 석사학위논문, 1993
14. Chao, C.C., Koh, S.L. and Sun, C.T., "Optimization of Buckling and Yield Strengths of Laminated Composites", *AIAA Journal*, Vol. 13, No. 9, pp.1131-1132
15. Miki, M., "Optimum Design of Fibrous Laminated Composite Plates Subject to Axial Compression", *Recent Advances in Japan and the United States*, pp.673-680, 1986
16. Haftka, R.T. and Walsh, J.L., "Stacking-Sequence Optimization for Buckling of Laminated Plates by Integer Programming", *AIAA Journal*, Vol. 30, No. 3, pp.814-819, 1992
17. Kam, T.Y. and Chu, K.H., "Optimal Stacking Sequence of Composite Laminates For Maximum Axial Buckling Load", *ICCM/9*, Vol. IV, pp.674-681, 1993

18. Vanderplaats, G.N. and Weisshaar, T.A., "Optimum Design of Composite Structures", *Int. J. for Numerical Methods in Engineering*, Vol. 27, pp.437-448, 1989

윤성진



1992년 포항공과대학교 기계공학과 학사
 1994년 포항공과대학교 기계공학과 석사
 1994년~현재 기아자동차 연구원
 관심분야: 복합재료 구조물의 최적설계

김관영



1995년 한양대학교 기계공학과 학사
 1995년~현재 포항공과대학교 기계공학과 재학
 관심분야: 복합재료 구조물의 Damping에 관한 최적화

황운봉



1982년 한양대학교 정밀기계공학과 학사
 1985년 뉴욕주립대 기계공학과 석사
 1988년 뉴욕주립대 기계공학과 박사
 1988년~현재 포항공과대학교 기계공학과 부교수
 관심분야: 복합재료의 피로, 복합재료 구조물의 최적설계, 복합재료 구조물의 진동

하성규



1983년 한양대학교 기계공학과 학사
 1985년 미국 Stanford 기계공학과 공학석사
 1988년 미국 Stanford 기계공학과 공학박사
 1988년~1991년 미국 Stanford 항공공학과 연구원
 1991년~현재 한양대학교 기계공학과 부교수
 관심분야: 복합재료 구조물의 설계 및 해석/ 구조물의 안정성 및 경제성을 위한 설계/엔지니어링 플랫폼 재료들을 이용한 차체 구조 및 해석/기계설계용 Software 개발/스포츠용품의 경량화 및 안정성을 위한 설계