

체적비구배를 이용한 섬유강화 적층 복합재의 열하중에 의한 층간력 감소에 대한 연구

최 덕 기* · 신 종 한**
(1999년 2월 22일 접수)

A Study on Reduction of Thermal Interlaminar Forces of Fiber-Reinforced Laminate Composites Using Volume Fraction Gradient

Deok-Kee Choi and Jong-Han Sin

Key Words: Fiber Volume Fraction Gradient(섬유체적비 구배), Thermal Loadings(열하중), Interlaminar Force Parameter(층간력 인자), Stacking Sequences(적층순서)

Abstract

This paper addresses an application of a fiber volume fraction gradients to reduce the interlaminar forces of fiber reinforced composites subjected to thermal loadings. The degree of the reduction in the interlaminar forces may be expressed by introducing a new parameter, so called, the interlaminar force parameter. Several cases of stacking sequences and models for fiber volume fraction gradients prove the availability of the new parameter which is defined in this study.

1. 서 론

복합재료는 둘 또는 그 이상의 서로 다른 성질을 가지는 물질로 이루어진 재료를 말한다. 그러나 혼합된 상태에서도 각각의 성분이 고유한 성질을 가지고 있으므로 미시적으로 보았을 때 균질하지 않은 상태로 존재한다. 복합재료는 그 특성상 환경오염 문제 등 많은 실제적 문제를 가지고 있으나 그 기능의 우수성과 다른 재료로서는 구현 할 수 없는 특성 때문에 많은 분야에서 널리 사용되고 있다. 원자로, 우주선, 항공기, 제트 엔진, 각종터빈 등에 사용되는 복합재료는 과도한 열 하중을 견뎌야 하기 때문에 저온, 고온에 대한 내구성, 저밀도, 내수성 등의 성질이 요구되어진다.⁽¹⁾

일반적으로 구조물이 고온 상태에 반복적으로 노출되게 되면 열 하중으로 인하여 구조물내에 균열이 생기게되고 그 균열이 진전하여 결국 파괴에 까지 이르게 된다. 따라서 이러한 고온에서 내구성을 가지는 재료를 제작하기 위해서는 일반적인 재료나 합금등을 이용하게 되는데 다양한 특성과 강도, 내열성등을 만족시키기 위해서는 서로 다른 재료가 혼합된 복합재료의 사용이 불가피하다. 그러나 서로 다른 재료로 접합되어 있는 복합재료는 반복되는 열 하중으로 인하여 접합부에서 응력이 집중하게 되어 재료의 피로를 일으키며 이러한 피로현상이 접합부의 미세 균열을 발생시키고, 결국 층간분리(Delamination)를 일으키게 된다.⁽²⁾

즉 각각의 층마다 서로 다른 열적 특성(열팽창계수(Coefficients of Thermal expansion)이 열전달계수(Thermal conductivity)) 및 기계적 특성들을 가지고 접합되어 있기 때문에 열하중하에서는 층간에 큰 열응력의 집중이 발생하게 되어 파괴로 이어지게 된다. 이러한 층간 파괴를 감소시키기 위하여 위치에 따라 연속적으로 변하는 섬유체적

* 회원, 단국대학교 기계공학과
E-mail : dkchoi@ns.dankook.ac.kr
TEL : (02)709-2830 FAX : (02)709-2830
** 단국대학교 기계공학과 대학원

비와 적층각을 사용하여 제작한다면 서로 다른 특성을 가지는 층들 사이에서 발생할 수 있는 급격한 응력의 변화를 완화시키는 것이 가능하다고 알려져 있다.^(3~7) 따라서 본 연구에서는 섬유 강화 적층복합재의 서로 다른 섬유 체적비(Fiber Volume Fraction)와 적층각을 갖는 층들을 적절한 순서에 따라 배치하고 조절하여 서로 다른 열적 성질 및 물성치를 갖는 층들 사이에서 생겨날 수 있는 층간파괴 현상을 완화시키고자 하였다. 여기서 섬유의 체적비는 섬유강화 적층복합재의 특성을 결정하는 중요한 인자가 되는데, 이 체적비는 복합 적층판의 열전도 계수, 열전달 계수 및 탄성 계수 등에 영향을 주게된다. 즉 섬유의 체적비가 적게되면 층의 열전달률이 떨어지고 섬유 방향의 강도가 낮아지게 된다. 반대로 섬유의 체적비가 크게되면 층의 열전달률도 커지고 섬유방향 강도도 커지게 된다. 외부에 열원이 있을 때 적층 복합재료의 양 끝에 있는 두 개 층의 섬유 체적비가 작으면 열전도 계수가 적어지고 내부로 유입되는 열이 줄어들게 된다. 따라서 재료내부로 열이 적게 들어가게 되면 내부에 생기는 열응력도 줄어들 수 있다. 그러나 강도가 떨어짐으로 내부에 있는 층들은 섬유체적비를 크게 하여 전체 복합재료의 강도가 크게 떨어지지 않게 해야 한다.^(8~10)

본 연구는 위에서 논의한 개념을 기초로하여 다음의 두 가지 과정을 거쳐 수행되었다. 첫째, 복합적층판에 대한 수학적 모델링 과정이다. 본 연구에서 제시한 층간력 인자는 고전 적층판 이론(Classical Lamination Theory)을 이용하여 체적비와 적층각이 서로 다른 층사이의 열하중에 의한 힘의 차이를 감소시킬 목적으로 유도 되었으며, 또한 어떤 방식과 순서로 Ply를 배치해야 하는가를 알아보기 위하여 섬유체적비와 적층각을 설계인자로 사용하였다. 둘째, 열하중에 의한 층간 작용력의 크기를 나타내기 위해 사용하였다. 제시된 층간력 인자에 실제 재료의 물성치를 적용하여 설계 인자로의 타당성을 검토해 보았다.

2. 층간력 인자의 유도

본 연구에서 제시한 층간력 인자는 기본적으로 고전 적층판 이론을 바탕으로 적층복합재의 열에 의한 층간 힘의 차이를 줄이는 방향으로 제시되

었으며 체적비와 적층각에 따른 구배를 주기위하여 섬유 체적비와 적층각만의 함수로 유도하였다. 층간력 인자 χ 의 기본개념은 열에 의해서 각층마다 생기는 층간 힘의 차이를 줄이게 되면 층간에서 발생할 수 있는 층간파손을 줄일 수 있으며 열에 의해 발생하는 층간 힘은 각층의 섬유 체적비와 적층각을 적절히 조절함으로써 줄일 수 있다는 것이다. 또 층간력 인자 χ 는 고전 적층판 이론을 이용하여 쉽게 구해질 수 있는 각 Ply의 힘을 가지고 층간파손을 예측할 수 있으며 또 섬유 체적비와 적층각을 적절하게 조절함으로써 층간 힘의 차이를 감소시킨 정도를 나타내는 인자라 할 수 있다.

본 연구에서 제시한 층간력 인자를 섬유체적비만의 함수로 유도해보면, 먼저 고전 적층판 이론에서 단위 길이 당 힘(Force per unit length) $\{N\}$ 은 다음 식 (1)과 같이 나타낼 수 있다.

$$\begin{aligned} \{N\} &= \int \{\sigma\}_i dz \\ &= \int [\bar{Q}]_i (\{\epsilon^0\} + z\{k\} - \{\alpha\} \Delta T) dz \quad (1) \end{aligned}$$

여기서, \bar{Q} : 강성도 Matrix

z, h : height, Thickness

식 (1)에서 아래첨자 i 는 i 번째 Ply를 의미하며 ϵ^0 는 재료의 중간면에서의 변형률이고 k 는 곡률, α 는 열팽창계수, 여기서 온도변화에 의해 생기는 힘(Thermal Forces)은 식 (2)과 같이 쓸 수 있다.

$$\begin{aligned} \{N\}^T &= \int [\bar{Q}]_i \{\alpha\}_i \Delta T dz \\ &= (\Delta T) \sum_{i=1}^n [\bar{Q}]_i \{\alpha\}_i (z_{(i)} - z_{(i-1)}) \quad (2) \end{aligned}$$

식 (2)에서 n 은 적층판의 갯수를 의미한다. 여기서 섬유 강화 적층복합재의 각 적층판 마다의 x, y 방향의 온도변화로 인한 힘(Thermal Force)의 차이는 $\Delta N_x^T, \Delta N_y^T$ 로 쓸 수 있으며 이것은 각각 식 (3) 과 식 (4)와 같이 표현할 수 있다.

$$\Delta N_{x(i)}^T = (N_{x(i+1)}^T - N_{x(i)}^T) \quad (3)$$

$$\Delta N_{y(i)}^T = (N_{y(i+1)}^T - N_{y(i)}^T) \quad (4)$$

여기서 i 는 Ply 번호를 의미한다. 따라서 식 (3)과 식 (4)의 각 적층판의 힘(N_x^T, N_y^T)은 각각 식 (2)에 의해서 식 (5)와 식 (6)과 같이 나타낼 수 있게된다.

$$N_x^T = \Delta T \{ \bar{Q}_{11}\alpha_x + \bar{Q}_{12}\alpha_y + \bar{Q}_{16}\alpha_{xy} \}_i \cdot (z_{(i)} - z_{(i-1)}) \quad (5)$$

$$N_y^T = \Delta T \{ \bar{Q}_{21}\alpha_x + \bar{Q}_{22}\alpha_y + \bar{Q}_{26}\alpha_{xy} \}_i \cdot (z_{(i)} - z_{(i-1)}) \quad (6)$$

여기서 $\alpha_x, \alpha_y, \alpha_{xy}$ 는 각 방향에 따른 열팽창계수, ΔT 는 온도변화, 그리고 z_k 는 중간(Midplane)을 중심으로 한 k 번째 Ply까지의 높이이다.

식 (5)와 (6)의 $[Q]$ 와 적층각에 의해, 열팽창계수($\alpha_x, \alpha_y, \alpha_{xy}$)는 섬유방향과 섬유수직 방향의 열팽창계수(α_T, α_L)와 적층각에 의해 각각 구해질 수 있다. 또 열팽창계수(α_T, α_L)와 강성도 Matrix($[Q]$)는 다섯개의 공학상수(Engineering constants)인 $E_L, E_T, G_{LT}, \nu_{LT}, \nu_{TL}$ 와 섬유(Fiber), 모재(Matrix)의 물성치로 나타낼 수 있으며, 다섯개의 공학상수 $E_L, E_T, G_{LT}, \nu_{LT}, \nu_{TL}$ 는 섬유체적비와 적층각만의 함수로 식 (7)~(11)와 같이 나타낼 수 있다.⁽¹⁾

$$E_L = E_f V_f + E_m V_m = E_m + (E_f - E_m) V_f \quad (7)$$

$$E_T = \frac{1 + \xi \eta V_f}{1 - \eta V_f} E_m = \frac{(E_f + 2E_m)E_m + (2E_f - E_m)E_m V_f}{(E_f + 2E_m) - (E_f - E_m) V_f} \quad (8)$$

$$\text{여기서, } \xi = 1, \quad \eta = \frac{(E_f/E_m) - 1}{(E_f/E_m) + \xi}$$

$$\nu_{LT} = \nu_f V_f + \nu_m V_m = \nu_m + (\nu_f - \nu_m) V_f \quad (9)$$

$$\nu_{LT} = \frac{(2E_f + E_m)\nu_m E_m + \{(\nu_m + \nu_f)E_f + (2\nu_f - \nu_m)E_m\}E_m V_f + (2E_f - E_m)(\nu_f - \nu_m)E_m V_f^2}{(2E_m + E_f)E_m + (E_f^2 - E_m^2)V_f - (E_f - E_m)V_f^2} \quad (10)$$

$$G = \frac{1 + \xi \eta V_f}{1 - \eta V_f} G_m = \frac{(G_f + G_m)G_m + (G_f - G_m)G_m V_f}{(G_f + G_m) - (G_f - G_m) V_f} \quad (11)$$

$$\text{여기서, } \xi = 1, \quad \eta = \frac{(G_f/G_m) - 1}{(G_f/G_m) + \xi}$$

위의 식들에 있는 E_f, E_m, V_f, G_f, G_m 은 각각 섬유의 체적비, 섬유와 모재의 탄성 계수 및 전단 계수를 나타내며, E_T, G 를 구하기 위해서는 Halpin-Tsai⁽¹¹⁾식을 사용하였다. 식 (7)~(11)에 의해서 섬유 방향과 섬유 수직 방향의 열팽창계수(α_L, α_T)는 식 (13)과 식 (14)와 같이 나타낼 수 있고, x, y 방향의 열 팽창계수($\alpha_x, \alpha_y, \alpha_{xy}$)는 식 (12)와 식 (13)을 방향전환 Matrix를 사용하여 식(14)~(16)과 같이 나타낼 수 있다.

$$\alpha_L = \frac{1}{E_L} (\alpha_f E_f V_f + \alpha_m E_m V_m) = \frac{\alpha_m E_m + (\alpha_f E_f - \alpha_m E_m) V_f}{E_m + (E_f - E_m) V_f} \quad (12)$$

$$\alpha_T = \alpha_f V_f + (1 + \nu_m) \alpha_m V_m = (1 + \nu_m) \alpha_m + (\alpha_f - \alpha_m - \nu_m \alpha_m) V_f \quad (13)$$

$$\alpha_x = \frac{\alpha_m E_m + (\alpha_f E_f - \alpha_m E_m) V_f}{E_m + (E_f - E_m) V_f} \cos^2 \theta + (1 + \nu_m) \alpha_m + (\alpha_f - \alpha_m - \nu_m \alpha_m) V_f \sin^2 \theta \quad (14)$$

$$\alpha_y = (1 + \nu_m) \alpha_m + (\alpha_f - \alpha_m - \nu_m \alpha_m) V_f \cos^2 \theta + \frac{\alpha_m E_m + (\alpha_f E_f - \alpha_m E_m) V_f}{E_m + (E_f - E_m) V_f} \sin^2 \theta \quad (15)$$

$$\alpha_{xy} = \frac{\alpha_m E_m + (\alpha_f E_f - \alpha_m E_m) V_f}{E_m + (E_f - E_m) V_f} \cos \theta \sin \theta$$

$$-(1 + \nu_m)a_m + (\alpha_f - \alpha_m - \nu_m a_m) V_f \cos^2 \theta \sin \theta \cos \theta \quad (16)$$

강성도 Matrix($[Q]$)는 식 (17)~(20)과 같이 나타낼 수 있다. 본 식들을 섬유체적비의 함수로 유도한 식은 APPENDIX에 기술하였다. 또한 \bar{Q} Matrix는 식 (21)~(26)과 같이 나타낼 수 있다. 이 식들에 섬유 체적비의 함수로 유도된 강성도 Matrix를 대입하게 되면 섬유체적비의 함수인 \bar{Q} Matrix를 얻을 수 있다.

$$Q_{11} = \frac{E_L}{1 - \nu_{LT}\nu_{TL}} \quad (17)$$

$$Q_{22} = \frac{E_T}{1 - \nu_{LT}\nu_{TL}} \quad (18)$$

$$Q_{12} = Q_{21} = \frac{E_L \nu_{TL}}{1 - \nu_{LT}\nu_{TL}} \quad (19)$$

$$Q_{66} = G_{LT} = \frac{1 + \xi \eta V_f}{1 - \eta V_f} \quad (20)$$

$$\bar{Q}_{11} = Q_{11} \cos^4 \theta + Q_{22} \sin^4 \theta + 2(Q_{12} + 2Q_{66}) \sin^2 \theta \cos^2 \theta \quad (21)$$

$$\bar{Q}_{22} = Q_{22} \cos^4 \theta + Q_{11} \sin^4 \theta + 2(Q_{12} + 2Q_{66}) \sin^2 \theta \sin^2 \theta \quad (22)$$

$$\bar{Q}_{12} = (Q_{11} + Q_{22} - 4Q_{66}) \cos^2 \theta \sin^2 \theta + Q_{12} (\sin^4 \theta + \cos^4 \theta) \quad (23)$$

$$\bar{Q}_{66} = (Q_{11} + Q_{22} - 2Q_{12} - 2Q_{66}) \cos^2 \theta \sin^2 \theta + Q_{66} (\sin^4 \theta + \cos^4 \theta) \quad (24)$$

$$\bar{Q}_{16} = (Q_{11} - Q_{12} - 2Q_{66}) \cos^3 \theta \sin \theta - (Q_{22} - Q_{12} - 2Q_{66}) \cos \theta \sin^3 \theta \quad (25)$$

$$\bar{Q}_{26} = (Q_{11} - Q_{12} - 2Q_{66}) \cos \theta \sin^3 \theta$$

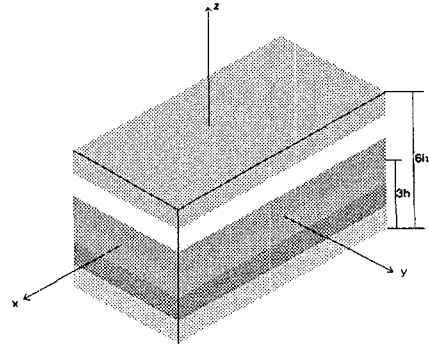


Fig. 1 A six-ply laminate with variations of volume fraction gradients

Table 1 The Properties of the fiber and the matrix

Properties	Fiber	Matrix
Poisson ratio	0.2	0.35
Young modulus(GPa)	85.5	5.17
C.T.E(10 ⁻⁶ /° C)	5.04	72
Shear modulus(GPa)	35.65	1.92

$$(Q_{22} - Q_{12} - 2Q_{66}) \cos^3 \theta \sin \theta \quad (26)$$

이렇게 유도되어진 섬유체적비의 함수인 \bar{Q} Matrix와 식 (14)~(16)까지의 x, y 방향의 열 팽창 계수를 식 (27)에 대입하여 정리하게 되면 섬유체적비와 적층각의 층간력 인자 χ 를 얻게 된다.

$$\begin{aligned} \chi &= \sum_{i=1}^n (\Delta T_x^T)^2 + \sum_{i=1}^n (\Delta T_y^T)^2 \\ &= \sum_{i=1}^n \{ (\bar{Q}_{11} a_x + \bar{Q}_{12} a_y + \bar{Q}_{16} a_{xy})_{(i+1)} \\ &\quad - (\bar{Q}_{11} a_x + \bar{Q}_{12} a_y + \bar{Q}_{16} a_{xy})_{(i)} \} \Delta T \cdot \Delta h \\ &\quad + \sum_{i=1}^n \{ (\bar{Q}_{21} a_x + \bar{Q}_{22} a_y + \bar{Q}_{26} a_{xy})_{(i+1)} \\ &\quad - (\bar{Q}_{21} a_x + \bar{Q}_{22} a_y + \bar{Q}_{26} a_{xy})_{(i)} \} \Delta T \cdot \Delta h \end{aligned} \quad (27)$$

3. 층간력 인자의 검증

Table 2 The volume fraction gradients of three different models

Model No	Volume Fraction Gradients
Model 1	0.3, 0.6, 0.8, 0.8, 0.6, 0.3
Model 2	0.3, 0.4, 0.8, 0.8, 0.4, 0.3
Model 3	0.4, 0.6, 0.8, 0.8, 0.6, 0.4

Table 3 The layer sequences of four different models

Case No	Layer sequence
1	[0/45/45/45/45/0]
2	[45/45/0/0/45/45]
3	[90/90/45/45/90/90]
4	[45/90/45/45/90/45]

본 연구에서 제시한 층간력 인자(χ)에 실제 재료의 물성치를 적용해 보았다. 여기서 섬유(Fiber)는 S-Glass, 모재(Matrix)는 HM(High-modulus) 그리고 Fig. 1에서 보는 바와 같이 각층의 높이가 0.135mm인 6개의 층으로 이루어진 섬유강화 적층복합재를 가정하였다. 여기서 섬유 체적비의 적층 순서는 Table 2와 같이 세 가지 경우를 고려했으며 적층각은 0° , 45° , 90° 가진 [45/45/45/45/0],[45/45/0/0/45/45],[90/90/45/45/90/90],[45/90/45/45/90/45]의 네 가지 경우를 적용하였다. 적층각을 위와 같이 선택한 이유는 복합재료에서 일반적으로 사용되는 0° 45° 90° 의 세 가지 적층각만을 사용하였는데 이는 본 연구에서 제안한 인자(χ)의 유용성을 검증하기 위해서이다.

온도차(ΔT)는 $-100^\circ C$ 이며 섬유와 모재의 물성치는 Table 1과 같으며, Fig. 2부터 Fig. 6까지는 서로 다른 섬유체적비를 가지는 6개 층의 탄성계수(E_L, E_T)와 열팽창계수(α_L, α_T)의 변화를 보여주는 그림들이다. 이 그림들에 쓰인 적층 순서로는 Table 2의 세 가지 Model을 사용하였는데 Model 1의 경우 최 외곽의 두 개층에 적은 열

전달 계수를 갖게 하기 위하여 섬유체적비를 적게 하였고 내부의 네 개층에는 섬유체적비를 크게 하여 강도를 크게 하였다. Model 2의 경우는 외곽의 네 개층에 섬유체적비를 적게 하였고 내부의 두 개층은 섬유체적비를 크게 하였다.

Model 3의 경우는 다른 두 개의 Model에 비해 전체적인 강도를 크게 하기 위해 섬유체적비를 크게 하였다. 그 결과 탄성계수의 변화는 Fig. 2부터 Fig. 4 와 같다. 위와 같은 Model들을 사용하였을 때 열팽창계수의 변화는 Fig. 5부터 Fig. 7에서 나타내었다.

다음의 Table 4부터 Table 7까지 그 각각은 Layer sequence Case 1부터 Case 4 각각의 경우에 대한 세 종류의 섬유체적비 적층순서들의 층간력 인자의 값을 나타내고, Fig. 9부터 Fig. 11는 각각의 적층순서에 대한 열에 의한 층간 힘의 차이를 보여준다.

본 연구에서는 위에서 보여준 몇 가지 경우를 가지고 앞에서 제시한 층간력 인자 χ 의 타당성을 검증하였으며 재료의 모든 적층은 휨이 없는 대칭으로 하여 임의의 적층순서를 주었다. 그 임의의 적층순서 중 섬유체적비에 대한 적층순서는 Table 2 에 그리고 섬유각도에 대한 적층순서는 Table 3 에서 보여주는 것과 같다. Table 4 에서부터 Table 7 까지 에서 보여주는 것과 같이 섬유체적비 Model 2 의 적층순서가 가장 작은 χ 값을 가진다는 것을 알 수 있으며 이는 세 가지의 서로 다른 적층순서 중 Model 2 의 적층순서가 가장 작은 층간힘의 차이를 가진다는 것을 의미한다. Fig. 8부터 Fig. 11까지에서 보는 것과 같이 섬유 체적비 Model 2 의 적층순서에 대한 그림이 다른 두 개의 모델보다 점 사이의 거리가 짧은 것을 볼 수 있다.

이는 층간힘의 차이가 다른 것들에 비해 적다는 것을 의미하며 Table 4부터 Table 7에서 보는 것과 같은 결과라고 할 수 있다. 물론 Fig. 8에서 보여주는 것과 같이 섬유체적비 Model 1 과 Model 3 의 두 번째 층에서 열에 의한 힘의 차이가 Model 2 보다 적게 나타났지만 전체적으로 봤을 때 Model 2 가 다른 두 가지 경우보다 안정적이라는 것을 알 수 있다. 이와 같은 결과로 인하여 본 연구에서 제시한 층간력 인자(χ)는 복합재료의 설계 인자로서 층간 열응력의 판단과 실제 복합재료의 설계에 응용될 수 있을 것으로 생각

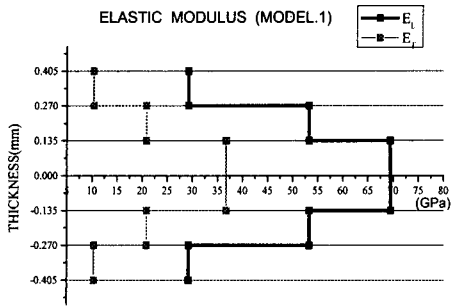


Fig. 2 Variations of each layer's longitudinal and transverse elastic modulus for model 1

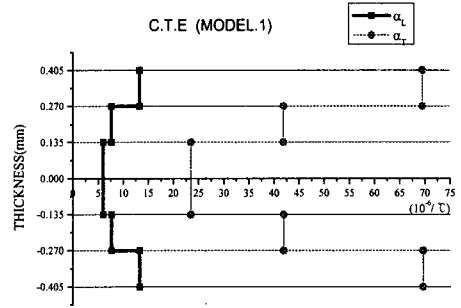


Fig. 5 Variations of each layer's longitudinal and transverse C.T.E for model 1

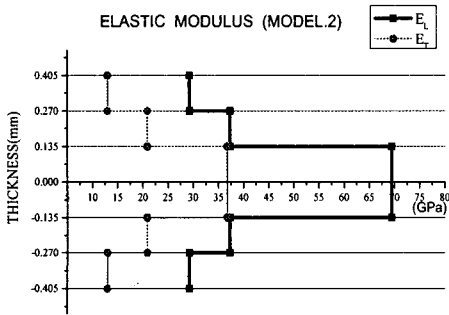


Fig. 3 Variations of each layer's longitudinal and transverse elastic modulus for model 2

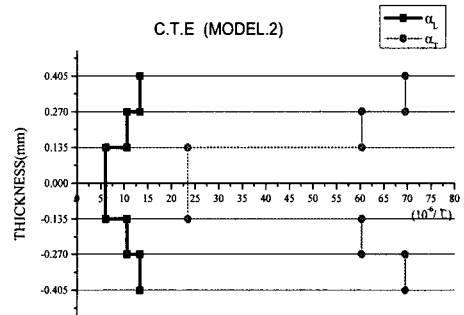


Fig. 6 Variations of each layer's longitudinal and transverse C.T.E for model 2

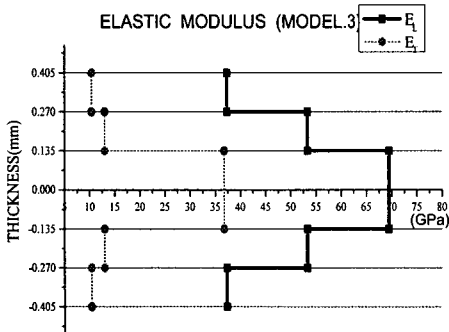


Fig. 4 Variations of each layer's longitudinal and transverse elastic modulus for model 3

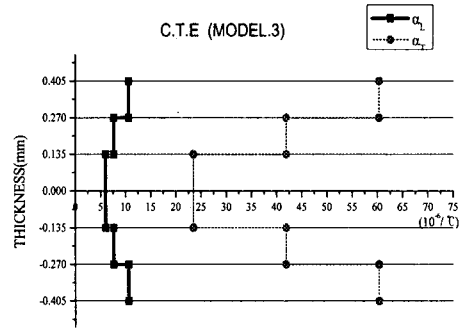


Fig. 7 Variations of each layer's longitudinal and transverse C.T.E for model 3

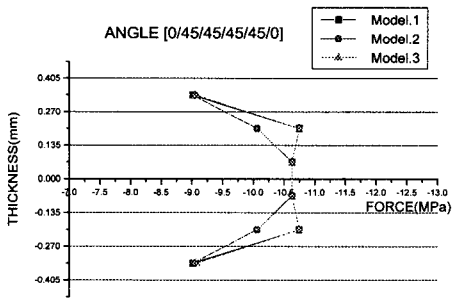


Fig. 8 Thermal forces of the layer sequence Case 1 for three different models

Table 4 The interlaminar force parameter(χ) values of Model 1,2 and 3 for the layer sequence Case 1

Volume Fraction Models	χ (N/m) ²
Model 1	10.033
Model 2	6.803
Model 3	9.745

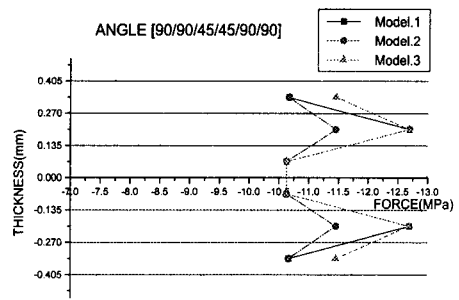


Fig. 10 Thermal force of the layer sequence Case 3 for three different models

Table 6 The interlaminar force parameter(χ) values of Model 1,2 and 3 for the layer sequence Case 3

Volume Fraction Models	χ (N/m) ²
Model 1	23.610
Model 2	10.390
Model 3	18.321

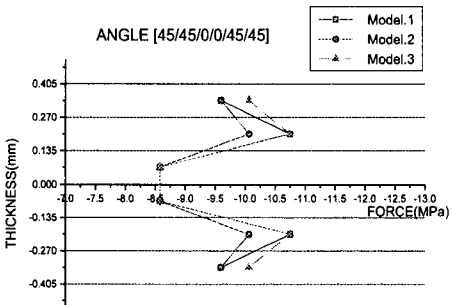


Fig. 9 Thermal forces of the layer sequence Case 2 for three different models

Table 5 The interlaminar force parameter(χ) values of Model 1,2 and 3 for the layer sequence Case 2

Volume Fraction Models	χ (N/m) ²
Model 1	22.281
Model 2	19.051
Model 3	20.198

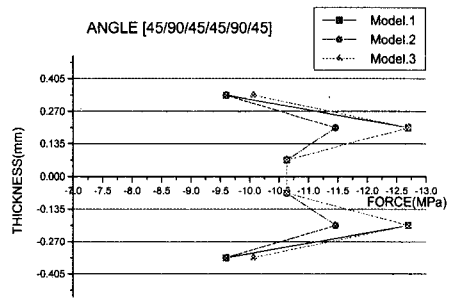


Fig. 11 Thermal forces of the layer sequence Case 4 for three different models

Table 7 The interlaminar force parameter(χ) values of Model 1,2 and 3 for the layer sequence Case 4

Volume Fraction Models	χ (N/m) ²
Model 1	35.736
Model 2	17.760
Model 3	32.374

한다.

4. 결 론

본 연구에서 얻어진 결과로는

(1) 섬유강화 적층 복합재에서 CLT 이론을 이용하여 층간파손의 상태를 판단할 수 있는 섬유 체적비와 적층각의 함수인 층간력 인자 χ 를 제시하였다.

(2) χ 값에 의한 층간 힘의 차이를 층간력 인자의 검증을 통하여 보임으로서 χ 의 타당성을 보였다. 즉 다양한 경우의 섬유체적비 적층순서와 섬유각도의 적층순서를 가지고 제시된 층간력 인자로 부터 열하중에 의한 섬유 강화 적층 복합재에서 섬유 각도의 변화와 각층의 섬유 체적비의 변화에 따라 층간 힘의 차이가 크게 달라졌다. 이러한 층간 힘의 차이는 섬유의 체적비와 적층각을 적절히 조절함으로써 줄일 수 있고 이것은 섬유 체적비와 적층각의 구배를 줌으로 온도차에 의해 발생하는 복합재의 층간파손을 판단할 수 있을 것으로 생각된다.

참고문헌

- (1) Agarwal, Bhagwan D. and Broutman, Lawrence J., 1990, *Analysis and Performance of Fiber Composites*, John Wiley & Son, Inc.
- (2) Ronald, F. Gibson, 1994, *Principles of Composite Material Mechanics*, McGraw-Hill, Inc.
- (3) Tanigawa, Y. and Akai, T. and Kawamura, R. and Oka, N 1996, "Transient Heat Conduction and Thermal stress Problems of a Nonhomogeneous Plate with Temperature Dependent Material Properties," *J. of Thermal Stress*, Vol. 19, pp. 77~102.
- (4) Noda, N. and Tsuji, T., 1991, "Steady Thermal Stresses in a Plate of Functionally Gradient Material," *J. of Japan society of Mechanical Engineering*, Vol. 57, No. 533, pp. 89~103.
- (5) 김창수, 최덕기, 1998, "열차단 시스템에 있어서의 열 응력 완화에 대한 연구," 대한기계학회 논문집, 제22권, 1호, pp. 16~22.
- (6) 김창수, 최덕기, 1998 "경사기능재료의 설계에 관한 연구," 한국 자동차공학회 논문집, 제6권, 제2호, pp. 144~154.
- (7) Choi, D. K., 1997, "Analytical Study on Design Procedure for Functionally Graded Material," *Proc. of International Conference on Materials and Mechanics '97*, Tokyo, Japan, pp.
- (8) Noda, N. and Tsuji T., 1991, "Steady Thermal Stresses in a Plate of Functionally Gradient Material with Temperature-dependent Properties," *J. of Japan society of Mechanical Engineering*, Vol. 57, No. 535, pp.153~159.
- (9) Tada, Y. and Fujino, N., 1995, "Optimal Design of Two Phase Functionally Gradient Materials," *Proc. of the First International Symposium on Thermal Stresses and Related Topics*, pp. 359~362.
- (10) Obata, Y. and Noda, N., 1995 "Transient Thermal Stresses in a Hollow Sphere of Functionally Gradient Material," *Proc. of the First International Symposium on Thermal Stresses and Related Topics*, pp. 335~338. Japan.
- (11) Mallick, P. K. 1993, "Fiber Reinforced Composites", *Materials, Manufacturing, and Design Revised and Expanded*, Marcel Dekker, Inc. pp. 548~549.

부 록

$$Q_{11} = \frac{E_L}{1 - \nu_{LT}\nu_{TL}}$$

$$E_m^2(E_f + 2E_m) + (2E_f - 5E_m)(E_f - E_m)E_m V_f + (4E_m - E_f)(E_f - E_m)^2 V_f^2 - (E_f - E_m)^2 V_f^3$$

$$(1 - \nu_m^2)(E_f + 2E_m)E_m - (4E_f E_m - 3E_m^2 - E_f^2 + 2\nu_f \nu_m E_f E_m + 4\nu_f \nu_m E_m^2 - 5\nu_m^2 E_m^2) V_f - \{(E_f - E_m)^2 + (3E_f \nu_m + E_f \nu_f + 2E_m \nu_f - 2E_m \nu_m)(\nu_f - \nu_m)E_m\} V_f^2 - (2E_f - E_m)(\nu_f - \nu_m)^2 E_m V_f^3$$

$$Q_{22} = \frac{E_T}{1 - \nu_{LT}\nu_{TL}}$$

$$E_m^2(E_f + 2E_m)^2 + E_m(E_f + 2E_m)(E_f^2 - 2E_f E_m + 2E_m^2) V_f - E_m(E_f - E_m)(8E_f E_m - E_f^2 - 5E_m^2) V_f^2 - (E_f - E_m)(2E_f - E_m)E_m V_f^3$$

$$(1 - \nu_m^2)(E_f + 2E_m)^2 E_m - (E_f + 2E_m)\{(3E_m - E_f)(E_f - E_m) + (2\nu_f E_f + 4\nu_f E_m - 5E_m \nu_m)\nu_m E_m + (1 - \nu_m^2)(E_f - E_m)\} V_f - \{(2E_f - 5E_m)(E_f - E_m)^2 + (3E_f \nu_m + E_f \nu_f + 2E_m \nu_f - 2E_m \nu_m)(\nu_f - \nu_m)(E_f - 2E_m)E_m - (2\nu_f E_f + 4\nu_f E_m - 5E_m \nu_f)(E_f - E_m)\nu_m E_m\} V_f^2 + \{(E_f - E_m)^3 - (2E_f - E_m)(\nu_f - \nu_m)^2(E_f - 2E_m) + (3E_f \nu_m + E_f \nu_f + 2E_m \nu_m - 2E_m \nu_m)(\nu_f - \nu_m)(E_f - E_m)E_m\} V_f^3 + (2E_f - E_m)(\nu_f - \nu_m)^2(E_f - E_m)E_m V_f^4$$

$$Q_{12} = \frac{E_L \nu_{TL}}{1 - \nu_{LT}\nu_{TL}}$$

$$E_m^2(E_f + 2E_m)^2 \nu_m + E_m(E_f + 2E_m)\{(E_f^2 - 2E_m E_f + 2E_m^2)\nu_m + (E_f + 2E_m)(\nu_f - \nu_m)\} V_f - E_m\{(E_f - E_m)(8E_f E_m - E_f^2 - 5E_m^2)\nu_m - (E_f - 2E_m)(E_f^2 - 2E_m E_f + 2E_m^2)(\nu_f - \nu_m)\} V_f^2 + E_m(E_f - E_m)\{(2E_f - E_m)(2E_f - E_m)\nu_m + (8E_f E_m - E_f^2 - 5E_m^2)(\nu_f - \nu_m)\} V_f^3 - (E_f - E_m)^2(2E_f - E_m)(\nu_f - \nu_m)E_m V_f^4$$

$$(1 - \nu_m^2)(E_f + 2E_m)^2 E_m - (E_f + 2E_m)\{(3E_m - E_f)(E_f - E_m) + (2\nu_f E_f + 4\nu_f E_m - 5E_m \nu_m)\nu_m E_m + (1 - \nu_m^2)(E_f - E_m)\} V_f - \{(2E_f - 5E_m)(E_f - E_m)^2 + (3E_f \nu_m + E_f \nu_f + 2E_m \nu_f - 2E_m \nu_m)(\nu_f - \nu_m)(E_f - 2E_m)E_m - (2\nu_f E_f + 4\nu_f E_m - 5E_m \nu_f)(E_f - E_m)\nu_m E_m\} V_f^2 + \{(E_f - E_m)^3 - (2E_f - E_m)(\nu_f - \nu_m)^2(E_f - 2E_m) + (3E_f \nu_m + E_f \nu_f + 2E_m \nu_f - 2E_m \nu_m)(\nu_f - \nu_m)(E_f - E_m)E_m\} V_f^3 + (2E_f - E_m)(\nu_f - \nu_m)^2(E_f - E_m)E_m V_f^4$$

$$Q_{66} = G_{LT} = \frac{1 + \xi \eta V_f}{1 - \eta V_f} G_m = \frac{(G_f + G_m)G_m + (G_f - G_m)G_m V_f}{(G_f + G_m) - (G_f + G_m) V_f}$$