

<論 文>

複合積層板의 Delamination 解析

金 曠 洙* · 洪 昌 善**

(1982年 4月 17日 接受)

Analysis of Delamination in Laminated Composites

K. S. Kim and C. S. Hong

Abstract

The purpose of this study is to investigate the free edge delamination of the laminated composites under uniaxial strain. The laminate is modeled as a set of anisotropic layers with isotropic adhesive layers. Interlaminar stresses are calculated for laminate with various laminate parameters by using two dimensional finite difference method. The redistribution of interlaminar stresses after delamination and the relation between delamination and ply failure are obtained for $[\pm 45^\circ]$, $[0^\circ/\pm 45^\circ/90^\circ]$, and $[0^\circ/45^\circ/90^\circ/-45^\circ]$ laminates.

It was found that delamination can not propagate the entire width of the laminate under the static loading condition.

Nomenclature

- b : Half width of laminate
- D : Partial differential operator
- F, G, H, L, M, N : The failure strength parameters
- G : Shear modulus of matrix layer
- h : Half thickness of laminate
- h_0 : Lamina thickness
- h_m : Matrix layer thickness
- \bar{Q}_{ij} : Transformed reduced stiffness
- u, v : Displacements in x, y direction
- X, Y, S : Failure strength for a lamina
- θ : Fiber direction
- $\bar{\sigma}$: Smeared stress
- σ_{yt} : Yield stress in simple tension test
- σ_{eq} : Equivalent stress

1. 서 론

복합적층판에 발생하는 새로운 형태의 파괴현상인

Delamination은 적층판의 층과 층 사이가 벌어지는 현상으로 강성의 저하 및 재료의 손상등을 초래하여 마침내는 적층판을 파괴로까지 몰고가는 현상으로 이는 자유경계단을 따라 층간응력이 매우 큰값을 갖는 반면 접착층의 강도는 상대적으로 낮는데 그 원인이 있다. 실제로 이러한 현상은 적층압력용기, 복합재료를 사용한 항공기부품, 미사일의 모터케이스 및 엔진의 fan blade 등에서 관찰되며 주로 기하학적 경계면 또는 제작시 결함부위를 따라 발생하는 데 이러한 복합재료를 사용한 구조물의 파손 및 수명등을 예측하기 위해서는 Delamination의 특성에 관한 정확한 해석이 요구된다. 균일한 변위의 하중을 받는 적층판은 shear coupling과 포와슨비(Poisson's ratio)의 차이로 인하여 층간응력이 발생하게 되는데 직선형 자유경계단에서의 층간응력 분포는 Pipes와 Pagano⁽¹⁾가 3차원 유한차분법을 이용하여 발표한 이후 유한요소법⁽²⁾, 실험⁽³⁾ 및 근사적 탄성해⁽⁴⁾ 등의 방법으로 밝혀졌다. Chen과 Sih⁽⁵⁾는 등방성 적층판에 대하여 Fredholm 적분방정식으로 부터 Delamination 균열의 응력확대계수를 수치적으로 구하였으며 Wang⁽⁶⁾은 표면의 균열로부터 발생하는

* 正會員, 韓國科學技術院 機械工學科

** 正會員, 韓國科學技術院 航空工學科

Delamination 을 해석하였다. 또한 Kulkarni⁽⁷⁾와 Rybicki⁽⁸⁾ 등은 에너지방출률을 사용하여 Delamination 균열의 전파를 다루었으며 Reifsnider⁽⁹⁾와 Harris⁽¹⁰⁾ 는 층간수직 응력의 관점에서 Delamination 발생을 예측하였는데 실험의 결과는 층간수직응력뿐 아니라 층간전단응력의 영향도 무시할 수 없는 경우가 있음을 보여 주었다. 그러나 적층판의 자유경계단에서 발생하는 Delamination 에 의한 층간응력 및 각층의 응력상태 변화에 대해서는 언급된 적이 없다. 본 논문에서는 2차원 유한차분법을 사용하여 균일한 변위의 하중을 받는 적층판에서 층간응력 분포의 특성 및 Delamination 발생으로 인한 응력상태의 변화와 각층의 파단문제를 다루었다.

2. Delamination 해석

2.1. 문제설명

본 연구에서 다루고 있는 복합적층판의 일반적인 형상은 Fig. 1 에 나타나 있다. 유한한 적층판이 균일한 변위의 하중을 받을경우 직선형 자유경계단에서 발생하는 Delamination 을 해석하기 위하여 다음과 같은 가정을 하였다. (1) 각층(lamina)은 균질한 직교이방성 재료이다. (2) 접착층은 매우 얇아서 전단변형만을 일으킨다고 가정하여 전단스프링으로 간주하였다. (3) 각층은 면내변형(in-plane deformation)만을 일으킨다. (4) 적층판은 증립평면에 대칭이다. (5) 탄성한계내에 한한다. 가정에서 언급하였듯이 접착층을 전단스프링으로 대체하여 고려한 결과 이제까지의 Delamination

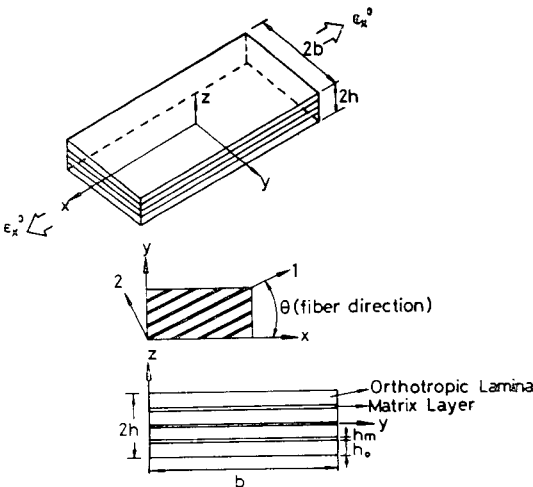


Fig. 1 Laminated composite geometry.

해석이 층간균열 문제가 되었던 반면 본 연구에서는 전단스프링을 제거하므로서 Delamination 효과를 고려할 수 있어 층간균열 선단에서와 같은 응력장 해석의 어려움이 제거되는 이점이 있다. 그리고 복합적층판은 각층의 섬유방향에 따라 재료의 성질이 다르므로 x 축의 양단에서 균일한 응력을 가하는 것은 의미가 없으므로 균일한 변위의 하중을 가하였다.

2.2. 기본방정식

적층판의 각층에 평형방정식을 적용하면 다음과 같다

$$\begin{aligned} \frac{\partial \sigma_x^{(i)}}{\partial x} + \frac{\partial \tau_{xy}^{(i)}}{\partial y} + \frac{\tau_{xz}^{(i-1)} - \tau_{xz}^{(i)}}{h_0} &= 0 \\ \frac{\partial \tau_{xy}^{(i)}}{\partial x} + \frac{\partial \sigma_y^{(i)}}{\partial y} + \frac{\tau_{yz}^{(i-1)} - \tau_{yz}^{(i)}}{h_0} &= 0 \end{aligned} \quad (1)$$

$$(i=1, 2, \dots, N)$$

여기서 첨자 i 는 i 번째층(lamina)을 나타내며 $\sigma_x, \sigma_y, \tau_{xy}$ 는 각층의 평면응력 성분을 τ_{xz}, τ_{yz} 는 접착층에 작용하는 전단응력을 뜻한다. $i=1$ (또는 N)인 경우 한쪽면에만 전단스프링에 의한 body force가 작용하므로,

$$\begin{cases} \tau_{xz}^{(0)} = \tau_{xz}^{(N)} = 0 \\ \tau_{yz}^{(0)} = \tau_{yz}^{(N)} = 0 \end{cases} \quad (2)$$

이 된다.

접착층에 작용하는 전단응력은 연속조건으로부터 다음과 같이 쓸 수 있다.

$$\begin{aligned} \tau_{xz}^{(i)} &= \frac{G}{h_n} (u^{(i)} - u^{(i+1)}) \\ \tau_{yz}^{(i)} &= \frac{G}{h_n} (v^{(i)} - v^{(i+1)}) \end{aligned} \quad (3)$$

$$(i=1, 2, \dots, N-1)$$

여기서 $u^{(i)}$ 및 $v^{(i)}$ 는 i 번째층에서 x, y 방향의 변위를 G 는 접착층의 전단계수를 나타낸다. 평면응력 상태에서 각층의 응력 변형도 관계는 다음과 같다.⁽¹⁵⁾

$$\begin{pmatrix} \sigma_x^{(i)} \\ \sigma_y^{(i)} \\ \tau_{xy}^{(i)} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \bar{Q}_{11}^{(i)} & \bar{Q}_{12}^{(i)} & \bar{Q}_{16}^{(i)} \\ \bar{Q}_{21}^{(i)} & \bar{Q}_{22}^{(i)} & \bar{Q}_{26}^{(i)} \\ \bar{Q}_{61}^{(i)} & \bar{Q}_{62}^{(i)} & \bar{Q}_{66}^{(i)} \end{pmatrix} \begin{pmatrix} \epsilon_x^{(i)} \\ \epsilon_y^{(i)} \\ \gamma_{xy}^{(i)} \end{pmatrix} \quad (4)$$

$$(i=1, 2, \dots, N)$$

또한 변형도 변위 관계식은 다음과 같다.

$$\begin{aligned} \epsilon_x^{(i)} &= \partial u^{(i)} / \partial x \\ \epsilon_y^{(i)} &= \partial v^{(i)} / \partial y \\ \gamma_{xy}^{(i)} &= \partial u^{(i)} / \partial y + \partial v^{(i)} / \partial x \end{aligned} \quad (5)$$

(3), (4) 및 (5)를 평형방정식에 대입하면 다음과 같은 지배방정식이 얻어진다.

$$\begin{aligned} &[\bar{Q}_{11}^{(i)} D_{xx} + 2\bar{Q}_{16}^{(i)} D_{xy} + \bar{Q}_{66}^{(i)} D_{yy}] u^{(i)} + [\bar{Q}_{16}^{(i)} D_{xx} \\ &+ (\bar{Q}_{12}^{(i)} + \bar{Q}_{65}^{(i)}) D_{xy} + \bar{Q}_{26}^{(i)} D_{yy}] v^{(i)} + \frac{G}{h_0 \cdot h_n} [u^{(i-1)} \end{aligned}$$

$$\begin{aligned}
 & -2u^{(i)} + u^{(i+1)} = 0 \quad (6) \quad \text{써보았다.} \\
 & [\bar{Q}_{16}^{(i)} D_{xx} + (\bar{Q}_{12}^{(i)} + \bar{Q}_{66}^{(i)}) D_{xy} + \bar{Q}_{26}^{(i)} D_{yy}] u^{(i)} + \\
 & [\bar{Q}_{66}^{(i)} D_{xx} + 2\bar{Q}_{26}^{(i)} D_{xy} + \bar{Q}_{22}^{(i)} D_{yy}] v^{(i)} + \frac{G}{h_0 \cdot h_n} \\
 & [v^{(i-1)} - 2v^{(i)} + v^{(i+1)}] = 0 \\
 & (i=1, 2, \dots, N)
 \end{aligned}$$

여기서 D 는 첨자에 대한 편미분을 뜻하며,

$$\begin{pmatrix} u^{(0)} = u^{(1)}, & v^{(0)} = v^{(1)} \\ u^{(N+1)} = u^{(N)}, & v^{(N+1)} = v^{(N)} \end{pmatrix} \quad (7)$$

을 나타낸다. 그러나 위에서 구한 $2N$ 개의 지배방정식 만으로는 Delamination 에 큰 영향을 끼치는 층간 수직응력을 고려할 수 없어 Pagano 와 Pipes⁽¹¹⁾의 방법을 적용하여 자유경계단에서 두께 방향으로의 층간수직응력을 구하였는데 이렇게 해서 구한 결과는 3차원 유한요소법의 결과와 근사하게 잘맞음을 볼 수 있다.⁽¹²⁾

그리고 접착층과 적층판에 각각 다음과 같은 파단조건식(failure criterion)을 적용하여 Delamination 이 발생할 조건하에서 각층의 파단여부를 고려하도록 하였다. 접착층에 적용한 "Maximum distortion energy criterion"은 아래와 같은데

$$\sigma_{*q} = \sqrt{\frac{1}{2} \{ (\sigma_x - \sigma_y)^2 + (\sigma_y - \sigma_z)^2 + (\sigma_z - \sigma_x)^2 + 3(\tau_{xy}^2 + \tau_{yz}^2 + \tau_{zx}^2) \}} \quad (8)$$

Delamination 은 접착층의 등가응력(σ_{*q}) 이 항복응력(σ_{*y})을 넘어설 때 발생한다고 간주하였다. 적층판에 적용한 Tsai-Hill criterion⁽¹³⁾은 다음과 같다.

$$\begin{aligned}
 & (G+H)\sigma_1^2 + (F+H)\sigma_2^2 + (F+G)\sigma_3^2 - 2H\sigma_1\sigma_2 \\
 & - 2G\sigma_1\sigma_3 - 2F\sigma_2\sigma_3 + 2L\tau_{23}^2 + 2M\tau_{13}^2 + 2N\tau_{12}^2 = 1 \quad (9)
 \end{aligned}$$

그러나 적층판의 응력상태는 중심부위($y=0$)에서는 평면응력 상태이나 자유경계단에 접근할수록 층간응력이 발생하여 적층판의 파단강도가 두영역에서 서로 다르므로 (9)식을 두 영역에 각각 따로 적용시켜 Delamination 의 발생과 복합적층판의 파단과의 관계를 살

2.3. 유한차분법 적용

Fig. 2 는 본 연구의 수치해석을 위한 모형이다. Fig. 2 와 같은 $y-z$ 평면상의 2차원 모델을 설정한 등기는 적층판에 x 방향의 균일한 변위의 하중이 작용할 경우 모든 응력성분은 x 축을 따라 일정하므로 접착층의 자유경계단에서 응력집중으로 인한 균열이 발생할 경우 길이방향(x -direction)으로 순식간에 전파되어 Delamination 이 발생하기 때문이다. 그리고 Fig. 2 에서 보듯이 절점(grid-point)은 y 축을 따라서 등간격으로 배치시켰으며 각층은 면내변형 만을 일으킨다는 가정에 따라 각층의 두께 방향으로의 절점을 하나씩만 취하였다. 또한 대칭성으로부터 $y-z$ 평면의 반만을 고려하도록 하였다. 식 (6)에는 central difference operator 를 적용하였으며 이때의 경계조건은 아래와 같다.

자유경계단 ($y=b$)을 따라서,

$$\left. \begin{aligned} \sigma_y(b, z) &= 0 \\ \tau_{xy}(b, z) &= 0 \end{aligned} \right\} \quad (10)$$

이 되며 적층판의 중심 ($y=0$)에서는 변위의 anti-symmetry 조건⁽³⁾으로부터

$$\left. \begin{aligned} u(y, z) &= -u(-y, z) \\ v(y, z) &= -v(-y, z) \end{aligned} \right\} \quad (11)$$

가 됨을 알 수 있다. 끝으로 Delamination 은 접착층을 따라서 전단스프링을 제거하므로서 발생 효과를 고려하였으며, 전파범위는 문제해석의 편의상 절점의 간격으로 가정을 하여 전파됨에 따라 매번 평면응력과 층간응력 분포를 구하였다.

2.4. 결과 및 검토

Fig. 3 은 Graphite/Epoxy [$\pm 45^\circ$], 적층판에 균일한 변위의 하중이 가하여질때의 응력분포를 나타내고 있는

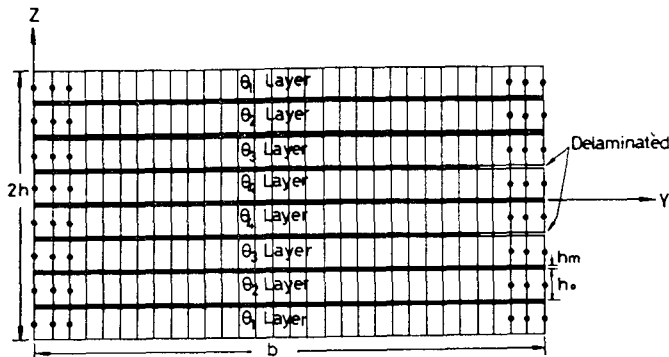


Fig. 2 Finite difference representation.

테 본 연구의 2차원 유한차분법이 Pipes와 Pagano⁽¹¹⁾ (1)의 3차원 유한차분법 결과와 근사함을 알 수 있다

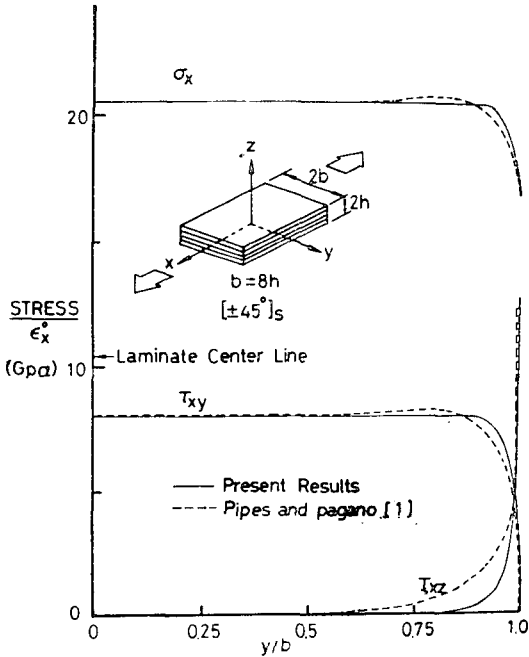


Fig. 3 Stresses along the interface at $Z=h/2$.

다음으로 층간응력과 밀접한 관계에 있는 적층판의 폭과 높이의 비, 적층판의 기계적 성질 및 적층순서 등의 영향을 살펴보면 층간응력(τ_{xz} , τ_{yz})은 폭과 높이의 비 b/h 가 증가함에 따라 감소하는 현상을 볼 수 있는데 이는 무한판으로된 적층판의 경우 층간전단응력이 0이 된다⁽¹³⁾는 것과 일치함을 알 수 있다. 그러나 층간수직응력 σ_z 의 자유경계단에서의 크기는 h 가 일정

한 경우 b/h 에 관계없이 일정한 값을 갖는데 이는 $y=0$ 에서의 σ_z 크기가 b/h 에 무관하기 때문인 것 같다. Fig. 4는 준등방성 적층판의 적층순서에 따른 층간수직응력 분포를 나타내고 있는데 σ_z 는 적층 순서에 따라 크기 및 최대값의 발생위치뿐 아니라 부호(인장 또는 압축)도 변하는 것을 볼 수 있다. Fig. 5는 이제까지 해석의 편의상 고려하지 않았던 적층판의 재료상수에 따라 σ_z 의 크기 및 부호가 변하는 것을 보여주고

Table 1 Unidirectional composite constants.

Materials	Elastic constants (Mpa)			
	E_{11}	E_{22}	G_{12}	ν_{12}
Graphite/Epoxy	137,900	14,480	5,860	0.21
Boron/Epoxy	206,850	14,820	4,690	0.19
AS/3501-6 Graphite/Epoxy	144,100	9,730	4,480	0.21

있는데, 적층순서, b/h 의 값 및 하중의 조건등이 동일 하더라도 재료상수에 따라 이러한 현상이 일어날 수 있다.⁽¹⁴⁾ 본 연구에서 사용된 복합재료의 재료상수는 table 1에 표시하였다. Fig. 6~Fig. 10은 AS/3501-6 Graphite/Epoxy $[\pm 45]_S$, $[0^\circ/\pm 45^\circ/90^\circ]$, 및 $[0^\circ/45^\circ/90^\circ/-45]_S$ 적층판에 Delamination이 발생할 경우의 응력분포 변화를 나타내고 있다. 이들 적층판의 크기 및 강도⁽¹⁰⁾는 다음과 같으며 $b=12.7(\text{mm})$, $h_0=0.137(\text{mm})$, $h_n=0.112 \times 10^{-1}(\text{mm})$, $X_t=X_c=1930(\text{Mpa})$, $Y_t=59(\text{Mpa})$, $Y_c=172(\text{Mpa})$ $S=140(\text{Mpa})$ 여기서 첨자 t, c 는 인장 및 압축을 뜻한다. 또 접착층의 전단계수 및 항복응력을 살펴보면 $G=1,280(\text{Mpa})$, $\sigma_{yz}=69(\text{Mpa})$ 와 같다.

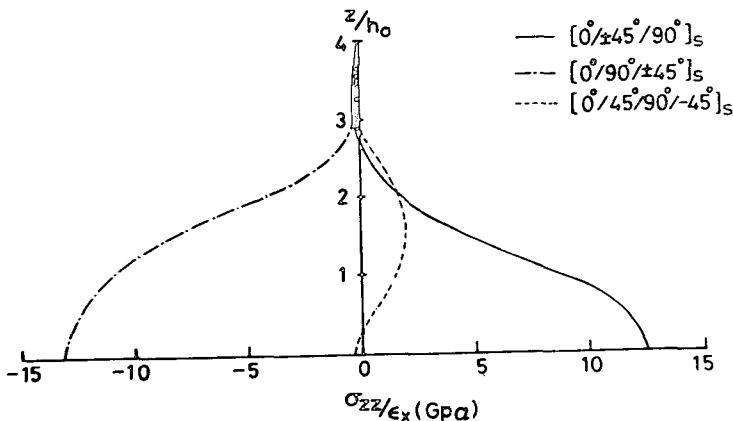


Fig. 4 Distribution of σ_{zz} through the thickness of the free edge.

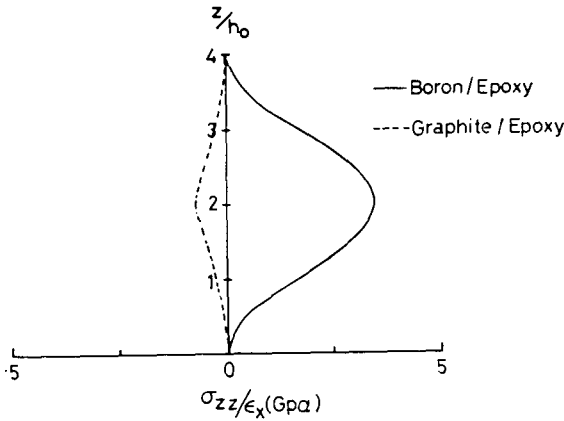


Fig. 5 Distribution of σ_{zz} through the thickness of the free edge for $[15^\circ/\pm 45^\circ/-15^\circ]$, laminate.

$[\pm 45^\circ]$, 적층판은 $y=b$ 에서 $45^\circ/-45^\circ$ 경계면을 따라서 τ_{xz} 의 영향으로 Mode III의 Delamination failure가 발생하나 b/h 의 크기에 따라 적층판의 파괴현상이 먼저 일어나는데 이는 b/h 가 증가함에 따라 자유경계단에서 층간전단응력은 감소하는 반면 각층의 응력 성분 σ_x, τ_{xy} 의 크기는 변화가 없기 때문이다. Fig. 6은 Delamination 발생후 형성되는 새로운 경계면을 따라 층간응력이 감소하는 현상을 나타내고 있는데 τ_{xz} 의 감소는 Delamination 발생후 각층에 있어서 τ_{xy} 의 감소와 관계가 있음을 알 수 있다. 준등방성 적층의 경우 $\sigma_z, \tau_{yz}, \tau_{xz}$ 의 영향으로 $z=\pm h_0$ 에서 Mode I, II

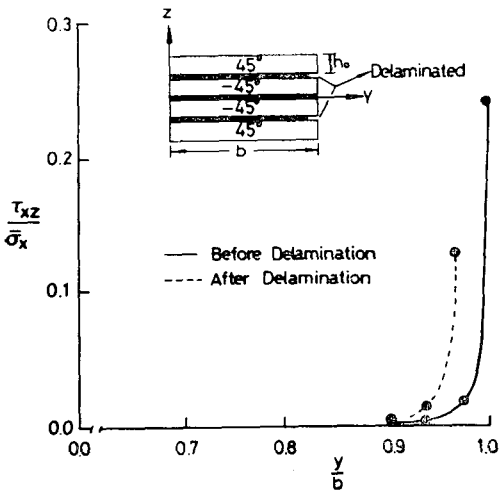


Fig. 6 Interlaminar shear stress distribution along the interface at $z=h_0$

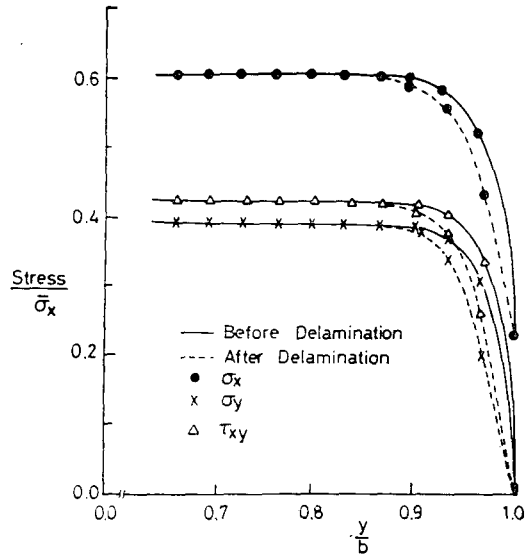


Fig. 7 Stresses distribution for 45° lamina in $[0^\circ/\pm 45^\circ/90^\circ]$, laminate.

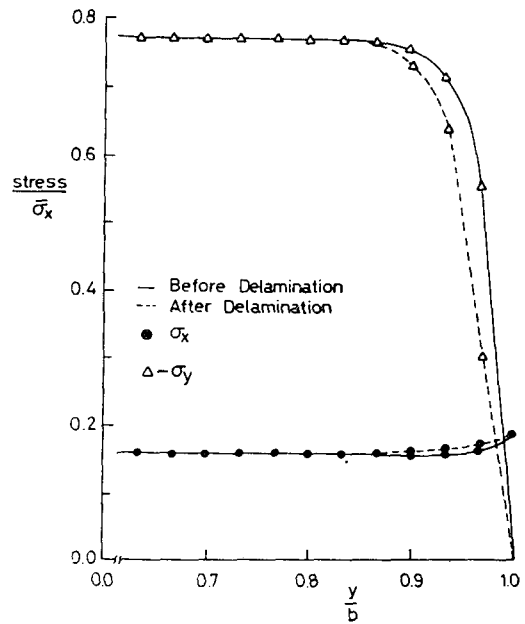


Fig. 8 Stresses distribution for 90° lamina in $[0^\circ/\pm 45^\circ/90^\circ]$, laminate

및 III의 Delamination failure가 발생한다. Fig. 7과 8은 $[0^\circ/\pm 45^\circ/90^\circ]$, 적층의 45° 와 90° 층의 응력분포 변화를 보여주고 있는데 90° 층의 σ_x 만 증가하는 현상을 볼 수 있다. 이는 Delamination 발생후 45° 층에 의한 압축효과가 감소되기 때문인 것 같다. Fig. 9는 τ_{xz} 의 감소현상을 나타내고 있는데 이는 평면응력

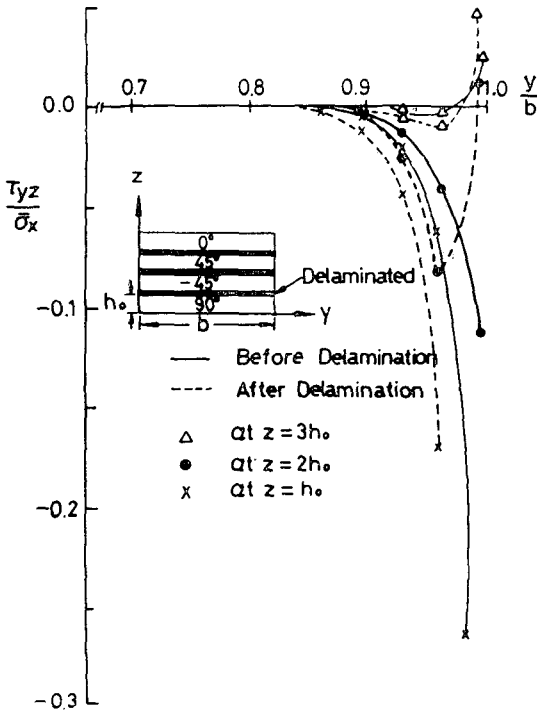


Fig. 9 Interlaminar shear stress distribution along the interface.

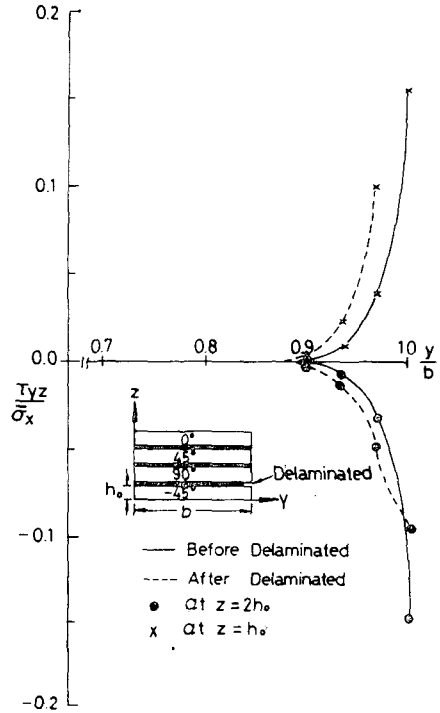


Fig. 10 Interlaminar shear stress distribution along the interface.

σ_x 의 감소와 관계가 있으며 마찬가지로 τ_{xz} 역시 감소하는 현상을 볼 수 있다. $[0^\circ/45^\circ/90^\circ/-45^\circ]$ 경우도 각응력성분이 감소하는 것을 볼 수 있는데 90° 층의 경우 σ_x 가 증가하게 된다. Fig. 10은 τ_{yz} 의 감소현상을 나타내고 있다. 준등방성 적층의 경우 주목할 만한 점은 x방향의 인장강도가 가장 낮은 90° 층에서 delamination 발생후 경계면을 따라 σ_x 가 증가하는데 이는 위와같은 적층판의 경우 delamination 발생을 전후하여 90° 층의 균열을 관찰할 수 있다.⁽⁹⁾는 것과 일치한다.

그러나 층간수직응력 σ_z 는 delamination 발생후에도 변화가 없었는데 이는 Pagano⁽¹¹⁾의 방법을 적용하는데 있어서 적층판의 중심부에서 σ_z 가 일정한 경우 $\sigma_z(b, z)$ 가 변하지 않는다는 것과 일치한다. 또한 적층판의 강성은 90° 층을 제외하고는 모든 층에서 σ_x 가 감소하는 현상으로부터 알 수 있듯이 delamination이 전파됨에 따라 감소한다. 끝으로 층간전단응력이 delamination 발생후 현저히 감소하는 것으로 보아 복합적층판은 정하중을 받는 경우 Delamination이 어느 깊이 이상으로는 전파되지 못함을 알 수 있는데 이는 에너지방출률을 사용하여 Delamination 균열의 전파를 해석한 결

과 stable crack growth region이 존재한다⁽⁸⁾는 것과 일치함을 알 수 있다.

3. 결 론

복합적층판의 자유경계면에서 발생하는 Delamination을 유한차분법을 적용하여 고찰한 결과 다음과 같은 결론을 얻었다. Delamination의 원인이 되는 층간응력은 적층판의 적층순서, 적층판의 폭과 높이의 비등에 영향을 받을뿐 아니라 이러한 모든 조건이 동일하더라도 적층판의 재료상수에 따라 층간수직응력의 크기 및 부호가 변하는 경우가 있음을 볼 수 있다.

$[\pm 45^\circ]$ 적층의 경우 $45^\circ/-45^\circ$ 경계면을 따라 τ_{xz} 에 의한 Mode III의 Delamination failure가 발생하여 적층판의 폭과 높이의 비가 커질경우 적층판의 failure가 먼저 발생한다.

준등방성 적층인 $[0^\circ/\pm 45^\circ/90^\circ]$ 과 $[0^\circ/45^\circ/90^\circ/-45^\circ]$ 의 경우 -45° 와 90° 층의 경계면을 따라 σ_x , τ_{yz} , τ_{xz} 에 의한 Mode I, II 및 III의 Delamination failure가 발생하며 90° 층의 균열이 수반되기도 한다.

복합적층판은 Delamination이 발생하여 전파됨에

따라 적층판의 강성이 저하되며 정하중을 받는 경우는 층간응력의 감소로 인하여 어느깊이 이상으로는 Delamination 이 전파되지 못한다.

Reference

1. R.B. Pipes and N. J. Pagano, "Interlaminar Stresses in Composite Laminates under Uniform Axial Extension," *Journal of Composite Materials*, Vol. 4, pp. 538~548, 1970.
2. G. Isakson and A. Levy, "Finite Element Analysis of Interlaminar Shear in Fibrous Composites," *Journal of Composite Materials*, Vol.5, pp. 273~276, 1971.
3. R.B. Pipes, "Moire Analysis of the Interlaminar Shear Edge Effect in Laminated Composites," *Journal of Composite Materials*, Vol. 5, pp. 255~259, 1971.
4. R.B. Pipes and N.J. Pagano, "Interlaminar Stresses in Composite Laminate-An Approximate Elasticity Solution," *Journal of Applied Mechanics*, Sept., pp. 668~672, 1974.
5. E.P. Chen and G.C. Sih, "Interfacial Delamination of a Layered Composite under Anti-Plane Strain," *Journal of Composite Materials*, Vol. 5, pp. 12~23, 1971.
6. S.S. Wang, "An Analysis of Delamination in Angle-Ply Fiber Reinforced Composites," *Journal of Applied Mechanics*, March, pp. 64~70, 1980.
7. S.V. Kulkarni and D. Frederick, "Propagation of Delamination in a Layered Cylindrical Shell," *Int. Journal of Fracture*, Vol.9, pp. 113~115, 1973.
8. E.F. Rybicki, D.W. Schmneser and J. Fox, "An Energy Release Rate for Stable Crack Growth in the Free Edge Delamination Problem", *Journal of Composite Materials*, Vol. 11, pp. 470~487, 1977.
9. K.L. Reifsneider and E.G. Henneke II, "Delamination in Quasiisotropic Graphite-Epoxy Laminates," *ASTM STP 617*, pp. 93~105, 1977.
10. Alexander Harris and Oscar Orringer, "Investigation of Angleply Delamination Specimen for Interlaminar Strength Test," *Journal of Composite Materials*, Vol. 12, pp. 285~299, 1978.
11. N.J. Pagano and R.B. Pipes, "Some Observation on the Interlaminar Strength of Composite Laminates," *Int. Journal of Mech. Sci.*, Vol. 15, pp. 668~672, 1973.
12. C.W. Park and C.S. Hong, "Interlaminar Thermal Stresses of Laminated Composites by Three-Dimensional Finite Element Method," *Journal of KSAS*, Vol. 9, pp. 26~32, 1981.
13. A.H. Puppo and H.A. Evensen, "Interlaminar Shear in Laminated Composites under Generalized Plane Stress," *Journal of Composite Materials*, Vol. 4, pp. 204~220, 1970.
14. K.S. Kim, "Analysis of Delamination in Laminated Composites," M.S. Thesis, KAIST, 1982.
15. Robert M. Jones, *Mechanics of Composite Materials*, McGraw-Hill, 1975.