

횡방향 하중을 받는 CFRP 적층복합재의 내부손상에 관한 연구

김 문 생,* 박 승 범,** 오 득 장**

A Study on the Damage of CFRP Laminated Composites Under Out-of-Plane Load

Moon-Saeng Kim, * Seung-Bum Park, ** Deug-Chang Oh**

ABSTRACT

An investigation was performed to study the inner damage of laminated composite plates subjected to out-of-plane load. During the investigation, impact velocity and equivalent static load relationship was derived. Reddy's higher-order shear deformation theory(HSDT) and Hashin's failure criteria were used to determine inner stresses and damaged area. And impact testing was carried out on laminated composite plates by air gun type impact testing machine. The CFRP specimens were composed of $[\pm 45^\circ]_4$ and $[\pm 45^\circ/0^\circ/90^\circ]_2$ stacking sequences with $0.75' \times 26'' \times 100'$ (mm) dimension. After impact testing, the damaged zones were observed through acoustic microscopy.

As a result, a relationship holds between damaged area and impact energy, and a matrix cracking was caused by the interlaminar shear stress in the middle ply and was caused by the inplane transverse stress in the bottom ply.

Key Words : Laminated Composite Plate (적층복합판), Out-of-Plane Load (횡방향 하중), Higher-order Shear Deformation Theory (고차전단변형이론), Failure Criteria (파손조건), Matrix Cracking(모재균열), Delamination(층간분리)

1. 서 론

첨단 과학기술의 발전과 더불어 기계 구조물에 사용되는 재료들은 점점 고품질의 것이 필요하게 되었다. 따라서 60년대 이후 두 가지 이상의 재료를 사용하여

기존의 재료보다 기능을 월등히 향상시킬 수 있는 복합 재료가 각광을 받기 시작하였다. 일반적으로 적층복합 재료란 고분자 기지재에 장섬유를 일방향으로 배향한 층(ply)을 사용자가 원하는 구조요소로 적층한 재료를 말한다. 금속재료에 비해 비강성, 비강도 등이

* 정회원, 부산대학교 기계설계공학과, 기계기술연구소

** 부산대학교 대학원 기계설계공학과

우수하여 여러 분야에서 각광을 받고 있는 적층복합재는 두께방향으로의 상대적인 강화의 결핍으로 인하여 횡방향 하중에는 매우 약하기 때문에 연구의 주요관심이 되어 왔다.

적층복합재료는 기지재에 장섬유 강화재를 넣어 만든 프리프레그(prepreg)를 적층시켜 사용하므로 내부의 이방성으로 인해 복잡한 거동을 한다. 그로 인해 내부의 손상도 다양한 원인으로 인해 여러 가지 파손형태가 나타난다. 이러한 적층복합재에 나타나는 주요한 손상을 세 가지로 분류하면 면내 하중을 받을 경우 각 층의 강화섬유가 파단을 일으키는 섬유파단(fiber breakage), 강화재를 붙들고 있는 기지재가 섬유방향을 따라서 균열이 일어나는 모재균열(matrix cracking), 그리고 서로 다른 적층각도의 인접한 단층이 떨어지게 되는 층간분리(delamination)가 있다.⁽¹⁾

적층복합재의 내부 거동으로 인한 손상에 관한 연구는 활발히 진행되고 있으나 아직 정확한 규명은 불가능한 상태이다. Baker⁽²⁾는 적층복합재의 손상에 대하여 개괄적인 조사를 하였다. 손상을 관찰하고 손상이 발생하는 파손조건을 적용하여 손상의 영역, 내부응력의 효과에 대하여 조사하였다. 또한 손상에 의한 잔류강도와 비파괴 검사기법에 대하여 논하였다. Garg⁽³⁾는 층간분리 손상에 대해서 개괄적으로 기술하였다. 층간분리의 중요성과 성장원인에 대해서 서술하였으며, 층간분리가 구조물로서의 수행에 미치는 영향과 방지에 대하여 기술하였다. Liu⁽⁴⁾는 인접한 단층의 재료물성치 차이가 층간분리에 미치는 영향을 연구하였다.

적층복합재의 모재균열 및 층간분리의 파손조건을 제안한 연구로서 Tsai⁽⁵⁾는 일방향 섬유강화복합재의 파손조건이 Hill에 의해 주어진 직교이방성의 이상적인 소성재료의 항복조건과 같이 동일한 수학적 형태를 갖는다는 가정 하에서 파손조건을 제시하였다. 그리고 Hoffman⁽⁶⁾은 단일 이차항의 표현으로 인장과 압축에서의 다른 파손응력을 고려하기 위하여 선형응력항을 추가함으로써 수정하였다.

Tsai와 Wu⁽⁷⁾는 파손조건을 일반적인 응력의 2차항으로 표현하였다. 재료의 파손에 대하여 전단응력의 부호변화, 즉 인장 또는 압축은 민감하지 않으므로 전단응력을 포함하는 항들을 소거함으로써 수정하였다. 그러나 다른 계수들은 2축 시험에 의하여 결정된다고 제안하였으나 매우 복잡하다. 따라서 Hashin⁽⁸⁾은 일방향 섬유강화복합재의 3차원 파손조건을 응력의 불변량의

항으로 표현되는 2차 응력다항식으로 제안하였다. 섬유 및 기지재의 인장 및 압축 파괴모드에 대하여 개별적인 모델링을 하였다. 그리고 Chang⁽⁹⁾은 Hashin의 모델을 수정하여 여러 연구에서 적용하였다.

본 논문은 횡방향 하중을 받는 적층복합판의 내부손상을 충격실험으로 적층형태에 따른 손상영역의 분포를 고찰하고, 충격에너지와 손상영역의 관계를 연구하였다. Hertz의 접촉법칙을 적층복합재료에 대해 수정한 Sun의 접촉법칙⁽¹⁰⁾으로부터 충격에너지를 등가하중과의 관계식을 유도하여 Reddy의 고차전단변형이론⁽¹¹⁾을 이용한 유한요소해석을 통해 내부의 응력상태와 손상형상을 고찰하였다. 적층복합재의 내부 손상에 적층각이 미치는 영향을 고찰하고, 충격손상과 등가하중에서의 내부손상분포의 차이점을 비교하였다.

2. 이론해석

2.1 고차전단변형이론

적층복합판의 굽힘에서 횡방향의 전단변형효과에 정확한 예측을 위해 Reddy의 고차전단변형이론(Higher-order Shear Deformation Theory: HSDT)⁽¹¹⁾에 기초한 적층복합판이론을 사용한다. 즉, Fig.1과 같이 x축 및 y축 방향의 변위 u_1 및 u_2 가 판의 두께에 대해서 3차곡선으로 변한다고 가정하면, 변위성분들은 다음과 같이 주어진다.

$$\begin{aligned} u_1(x, y, z) &= u(x, y) + z\varphi_x(x, y) + z^2\xi_x(x, y) \\ &\quad + z^3\zeta_x(x, y) \\ u_2(x, y, z) &= v(x, y) + z\varphi_y(x, y) + z^2\xi_y(x, y) \\ &\quad + z^3\zeta_y(x, y) \\ u_3(x, y, z) &= w(x, y) \end{aligned} \quad (1)$$

여기서, u, v, w 는 판의 중립면에서의 변위성분들이고, φ_x 와 φ_y 는 각각 y 와 x 축에 대한 중립면에 대해 수직인 단면의 회전성분이다. 그리고 ξ_x, ξ_y, ζ_x 와 ζ_y 는 판의 상하표면에서 횡방향 전단응력성분이 영이 된다는 조건으로 부터 구해지는 계수들이다. 즉,

$$\sigma_x(x, y, \pm h/2) = 0, \quad \sigma_y(x, y, \pm h/2) = 0 \quad (2)$$

이 조건들로 부터 $\xi_x, \xi_y, \zeta_x, \zeta_y$ 를 구하여 식(1)의 변위성분들을 표현하면 식(3)과 같다.

$$\begin{aligned}
 u_1 &= u + z[\varphi_x - \frac{4}{3}(\frac{z}{h})^2(\varphi_x + \frac{\partial w}{\partial x})] \\
 u_2 &= v + z[\varphi_y - \frac{4}{3}(\frac{z}{h})^2(\varphi_y + \frac{\partial w}{\partial y})] \\
 u_3 &= w
 \end{aligned}
 \tag{3}$$

이 변위성분으로 변형률성분을 나타내면 식(4)와 같다⁽¹¹⁾.

$$\begin{aligned}
 \varepsilon_x &= \varepsilon_1^0 + z(\chi_1^0 + z^2\chi_2^0) \\
 \varepsilon_y &= \varepsilon_2^0 + z(\chi_2^0 + z^2\chi_3^0) \\
 \varepsilon_z &= 0 \\
 \varepsilon_{yx} &= \varepsilon_4^0 + z^2\chi_4^0 \\
 \varepsilon_{xz} &= \varepsilon_5^0 + z^2\chi_5^0 \\
 \varepsilon_{xy} &= \varepsilon_6^0 + z(\chi_6^0 + z^2\chi_6^0)
 \end{aligned}
 \tag{4}$$

여기서

$$\begin{aligned}
 \varepsilon_1^0 &= \frac{\partial u}{\partial x}, \quad \chi_1^0 = \frac{\partial \varphi_x}{\partial x}, \quad \chi_2^0 = -\frac{4}{3h^2}(\frac{\partial \varphi_x}{\partial x} + \frac{\partial^2 w}{\partial x^2}) \\
 \varepsilon_2^0 &= \frac{\partial v}{\partial y}, \quad \chi_2^0 = \frac{\partial \varphi_y}{\partial y}, \quad \chi_3^0 = -\frac{4}{3h^2}(\frac{\partial \varphi_y}{\partial y} + \frac{\partial^2 w}{\partial y^2}) \\
 \varepsilon_4^0 &= \varphi_y + \frac{\partial w}{\partial y}, \quad \chi_4^0 = -\frac{4}{h^2}(\varphi_y + \frac{\partial w}{\partial y}) \\
 \varepsilon_5^0 &= \varphi_x + \frac{\partial w}{\partial x}, \quad \chi_5^0 = -\frac{4}{h^2}(\varphi_x + \frac{\partial w}{\partial x}) \\
 \varepsilon_6^0 &= \frac{\partial u}{\partial y} + \frac{\partial v}{\partial x}, \quad \chi_6^0 = \frac{\partial \varphi_x}{\partial y} + \frac{\partial \varphi_y}{\partial x} \\
 \chi_6^0 &= -\frac{4}{3h^2}(\frac{\partial \varphi_x}{\partial y} + \frac{\partial \varphi_y}{\partial x} + 2\frac{\partial^2 w}{\partial x \partial y})
 \end{aligned}
 \tag{5}$$

적층 복합판의 임의의 k번째 단층의 응력성분은 식(6)과 같다.

$$\begin{Bmatrix} \sigma_x \\ \sigma_y \\ \sigma_{xy} \\ \sigma_{yz} \\ \sigma_{xz} \end{Bmatrix}^k = \begin{bmatrix} \overline{Q}_{11} & \overline{Q}_{12} & \overline{Q}_{16} & 0 & 0 & 0 \\ & \overline{Q}_{22} & \overline{Q}_{26} & 0 & 0 & 0 \\ & & \overline{Q}_{66} & 0 & 0 & 0 \\ & & & \overline{Q}_{44} & \overline{Q}_{45} & 0 \\ & & & & & \overline{Q}_{55} \end{bmatrix}^k$$

symm

$$\begin{Bmatrix} \varepsilon_1^0 \\ \varepsilon_2^0 \\ \varepsilon_6^0 \\ \varepsilon_4^0 \\ \varepsilon_5^0 \end{Bmatrix} + z \begin{Bmatrix} \chi_1^0 \\ \chi_2^0 \\ 0 \\ 0 \\ 0 \end{Bmatrix} + z^2 \begin{Bmatrix} \chi_2^0 \\ \chi_3^0 \\ \chi_4^0 \\ \chi_5^0 \end{Bmatrix}
 \tag{6}$$

적층복합판에 작용하는 응력의 합력성분들은 각 단층의 응력성분을 각 단층의 두께에 대해서 적분하여 더하면 다음과 같다.

$$\begin{aligned}
 (N_i, M_i, P_i) &= \sum_{k=1}^N \int_{z_{i-1}}^{z_i} \sigma_i^{(k)}(1, z, z^2) dz \quad (i = 1, 2, 6) \\
 (Q_2, R_2) &= \sum_{k=1}^N \int_{z_{i-1}}^{z_i} \sigma_4^{(k)}(1, z^2) dz \\
 (Q_1, R_1) &= \sum_{k=1}^N \int_{z_{i-1}}^{z_i} \sigma_5^{(k)}(1, z^2) dz
 \end{aligned}
 \tag{7}$$

식(6)의 응력성분들을 식(7)에 대입하여 정리하면 다음과 같이 된다.

$$\begin{Bmatrix} N \\ M \\ P \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} A & B & E \\ B & D & F \\ E & F & H \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \varepsilon^0 \\ \chi^0 \\ \chi^2 \end{Bmatrix}
 \tag{8a}$$

$$\begin{Bmatrix} Q \\ R \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} A' & D' \\ D' & F' \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \varepsilon^{*0} \\ \chi^{*2} \end{Bmatrix}
 \tag{8b}$$

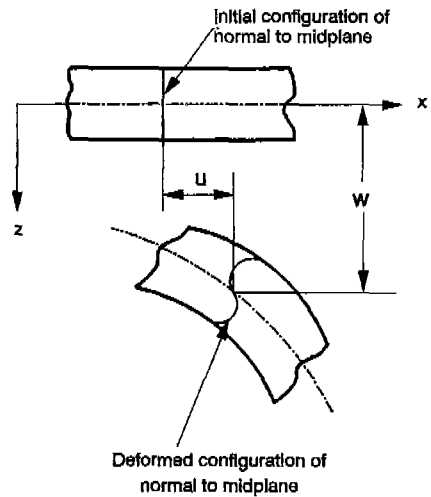


Fig. 1 Geometry of deformation in the x-z plane

여기서 A_{ij} , B_{ij} , D_{ij} 등은 판의 강성계수(stiffness)로서 다음과 같다.

$$\begin{aligned} & (A_{ij}, B_{ij}, D_{ij}, E_{ij}, F_{ij}, H_{ij}) \\ &= \sum_{k=1}^N \int_{z_{k-1}}^{z_k} \overline{Q}_{ij}(1, z, z^2, z^3, z^4, z^6) dz \quad (i, j = 1, 2, 6) \\ & (A_{ij}, D_{ij}, F_{ij}) = \sum_{k=1}^N \int_{z_{k-1}}^{z_k} \overline{Q}_{ij}(1, z^2, z^4) dz \quad (9) \\ & \quad (i, j = 4, 5) \end{aligned}$$

전포텐셜에너지원리($\delta\Pi=0$)로부터 평형방정식을 구하면 다음과 같다.

$$\begin{aligned} \delta u : \frac{\partial N_1}{\partial x} + \frac{\partial N_6}{\partial y} &= 0 \\ \delta v : \frac{\partial N_6}{\partial x} + \frac{\partial N_2}{\partial y} &= 0 \\ \delta w : \frac{\partial Q_1}{\partial x} + \frac{\partial Q_2}{\partial y} + q - \frac{4}{h^2} \left[\frac{\partial R_1}{\partial x} + \frac{\partial R_2}{\partial y} \right] \\ &+ \frac{4}{3h^2} \left[\frac{\partial^2 P_1}{\partial x^2} + 2 \frac{\partial^2 P_6}{\partial x \partial y} + \frac{\partial^2 P_2}{\partial y^2} \right] = 0 \quad (10) \\ \delta \varphi_x : \frac{\partial M_1}{\partial x} + \frac{\partial M_6}{\partial y} - Q_1 + \frac{4}{h^2} R_1 \\ &- \frac{4}{3h^2} \left[\frac{\partial P_1}{\partial x} + \frac{\partial P_1}{\partial y} \right] = 0 \\ \delta \varphi_y : \frac{\partial M_6}{\partial x} + \frac{\partial M_2}{\partial y} - Q_2 + \frac{4}{h^2} R_2 \\ &- \frac{4}{3h^2} \left[\frac{\partial P_6}{\partial x} + \frac{\partial P_2}{\partial y} \right] = 0 \end{aligned}$$

2.2 충격으로 인한 등가하중

반무한판에 충격자가 v_1 의 속도로 날아와서 v_2 의 속도로 튀어 나아갈 경우 충격자의 운동에너지가 표적의 내부변형에 사용된다고 하면, 아래와 같은 식이 성립한다.

$$\frac{1}{2} m (v_1^2 - v_2^2) = \int P da \quad (11)$$

여기서 v_1 , v_2 는 충격전후의 속도, P 는 접촉력, a 는 압입량, m 는 충격자의 질량이다. 국부변형으로 인한 Hertz의 접촉법칙을 적층복합재의 경우에 적용한 Sun⁽¹⁰⁾의 수정된 접촉법칙으로부터 접촉력은 다음과 같다.

$$P = k \alpha^{\frac{3}{2}} \quad (12)$$

여기서 k 는 접촉계수(contact coefficient)이다⁽¹⁰⁾. 식(12)을 식(11)에 대입하면

$$\frac{1}{2} m (v_1^2 - v_2^2) = \int k \alpha^{\frac{3}{2}} da \quad (13)$$

이 되고 압입량 a 는 다시

$$\alpha = \left[\frac{5}{4} \frac{(v_1^2 - v_2^2)}{kM} \right]^{\frac{2}{5}} \quad (14)$$

가 된다. 여기서 $M = \frac{1}{m}$ 이다.

식(14)를 식(12)에 대입하면

$$P = k^{\frac{2}{5}} \left[\frac{5}{4} \frac{(v_1^2 - v_2^2)}{M} \right]^{\frac{3}{5}} \quad (15)$$

로 유도된다.

2.3 파손조건

강구에 의하여 횡방향 충격을 받는 적층복합판의 거시적 충격손상(macro impact damage)중 각 단층에서 발생하는 모재균열(matrix cracking) 및 인접한 단층과 분리를 일으키는 층간분리(delamination)의 위치를 예측하기 위하여 적층복합재의 파손조건(failure criteria)을 적용하여 해석한다.

Hashin⁽⁶⁾에 의하여 제안된 3차원 모재파손조건(matrix failure criteria)은 다음과 같다.

$$\begin{aligned} & \frac{1}{Y^2} (\sigma_2 + \sigma_3)^2 + \frac{1}{S_I^2} (\sigma_{23}^2 - \sigma_2 \sigma_3) \\ & + \frac{1}{S_A^2} (\sigma_{12}^2 + \sigma_{13}^2) = 1 \quad (16) \end{aligned}$$

여기서 Y 는 단층의 횡방향 강도(ply transverse strength), S_I 는 횡방향 전단강도(ply interlaminar transverse shear strength)이며, S_A 는 섬유방향 전단강도(ply inplane axial shear strength)이다. 각 응력을 대입하여 계산한 값이 1보다 크면 파손이 일어난다고 가정한다.

실제 모재손상에 기여하는 응력성분은 Fig.2에서 보

듯이 층간전단응력 σ_{23} , 면내응력 σ_2 , 그리고 면외수직 응력 σ_3 이다. 여기서 판의 두께에 비해 폭이 아주 큰 경우, 즉 얇은 판의 경우 σ_3 는 다른 응력에 비해 아주 작은 값이므로 무시할 수 있다. 그러므로 모재의 파손조건은 다음과 같이 간단히 된다.

$$\left(\frac{\sigma_2}{Y}\right)^2 + \left(\frac{\sigma_{23}}{S_i}\right)^2 = e_M^2 \begin{cases} e_M \geq 1 & \text{failure} \\ e_M < 1 & \text{no failure} \end{cases} \quad (17)$$

여기서 e_M 은 그 값이 1보다 크면 파손이 일어난다는 파손임계값이며, 면내응력 σ_2 가 인장인 경우 횡방향 인장강도 Y_t , 압축인 경우 횡방향 압축강도 Y_c 를 사용한다. 이와 같이 모재의 파손이 발생하면, 균열은 인접한 단층의 경계면까지 완전히 확장된다고 가정한다. 즉 균열의 수직길이는 그 단층의 두께와 동일하다.

그리고 모재의 균열에 의하여 모재의 균열 선단에서 발생하는 층간분리를 일으키는데 지배하는 응력은 경계면에 인접한 단층의 층간전단응력 σ_{13} , σ_{23} 와 면내응력 σ_2 이다. 즉 층간분리의 파손조건은 다음과 같다.

$$\left(\frac{\sigma_{23}^k}{S_i^k}\right)^2 + \left(\frac{\sigma_{13}^{k+1}}{S_i^{k+1}}\right)^2 + \left(\frac{\sigma_2^{k+1}}{Y^{k+1}}\right)^2 = e_D^2 \begin{cases} e_D \geq 1 & \text{failure} \\ e_D < 1 & \text{no failure} \end{cases} \quad (18)$$

여기서 e_D 은 그 값이 1보다 크면 파손이 일어난다는 파손임계값이며, k 와 $k+1$ 은 각각 경계면의 윗 단층과 아래단층을 나타낸다.

3. 수치해석

3.1 유한요소모델

적층복합판의 횡방향 전단변형, 신장과 굽힘효과를 고려하기 위하여, 각 절점당 5자유도를 가지는 4절점 요소(4-node quadrilateral isoparametric element)의 유한 요소모델을 사용한다.

무차원 좌표를 이용하는 국부 좌표 요소의 하나이므로 전체 시스템을 나타내는 기준 직교 좌표계 (x, y) 와 국부 시스템을 나타내는 국부 좌표계 (ξ, η) 사이의 변환관계는 식 (19)와 같다.

$$\begin{Bmatrix} x \\ y \end{Bmatrix} = \sum_{i=1}^4 \phi_i \begin{Bmatrix} x_i \\ y_i \end{Bmatrix} \quad (19)$$

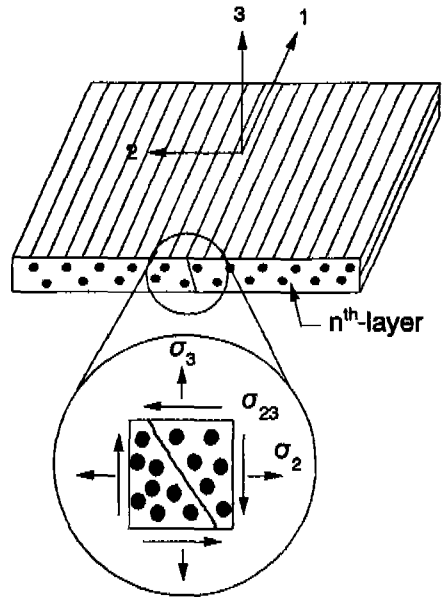


Fig. 2 Stress components attributing to matrix cracking

각 절점당 5 자유도인 변위성분 $(u, v, w, \phi_x, \phi_y)$ 들은

$$u_i = \sum_{j=1}^4 \phi_j u_j^e \quad (20)$$

의 형태로 식(19)의 형상 함수와 동일한 보간 함수를

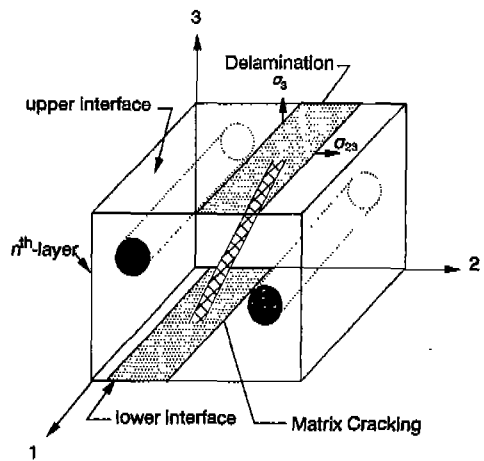


Fig. 3 Stress components attributing to delamination

사용한다.

판의 요소에 대한 유한 요소 방정식을 구하기 위하여 식(6)을 식(8)에 대입한 후 그 결과를 식(10)에 대입하면 총 Lagrangian은 변위성분 ($u, v, w, \varphi_x, \varphi_y$)들에 의해 표현될 수 있다.

각 요소에 대한 유한요소방정식을 전체 영역에 대하여 조립하여 다음과 같은 유한요소방정식을 구한다.

$$[K]\{\Delta\} = \{F\} \quad (21)$$

여기서, $\{\Delta\}$ 는 절점자유도이며, $[K]$ 와 $\{F\}$ 는 각각 강성행렬과 하중벡터이다.

3.2 수치계산

횡방향 전단변형을 고려한 고차전단변형이론에 의한 횡방향 하중시 적층복합판의 내부손상을 규명하기 위하여 다음과 같은 수치 계산을 행하였다.

CFRP 적층복합체에 대하여 $[\pm 45^\circ/0^\circ/90^\circ]_2$ 와 $[\pm 45^\circ]_4$ 의 적층형태를 가진 시험편을 양단고정-양단자유의 경계조건을 가지는 적층판 중앙에 직경 7.14mm의 강구가 충격을 가하는 경우 등가 정하중을 구하여 해석하였다. 이 때 강구의 반발속도는 강구가 판에 충돌한 후 되돌아 오는 거리를 측정하여 구하였으며, 충격속도와 등가하중에 대한 관계는 Fig.4와 같다.

해석에 사용한 유한요소모델은 전체판을 209개의 절점과 180개의 요소를 가지는 4-절점 사변형요소를 사용하였으며, Fig.5에 그 모델을 나타내었다. 강성행렬을 계산시 감소적분법을 사용하여 평면과 굽힘변형에 대한 강성행렬의 적분에서는 2×2 Gauss적분을 행하였고, 전단변형에 대한 강성행렬의 적분에서는 1×1 Gauss적분을 행하였다.

4. 충격실험

4.1 시험편

실험에 사용된 적층복합체는 탄소섬유강화복합체(CFRP)로 프리프레그(prepreg)를 적당한 각도로 적층한 다음 오토클레이브몰딩법(autoclave molding)으로 성형하였으며, 경화시의 curing cycle은 Fig.6에 나타내었다. 성형 후 판넬을 26mm의 일정한 폭으로 절단하여, 시험편의 길이를 100mm로 하였으며, 양단을 고정시키기 위하여 50mm의 탭을 부착하였다. 적층형태는 $[\pm 45^\circ/0^\circ/90^\circ]_2$ 와 $[\pm 45^\circ]_4$ 이며 시험편의 물

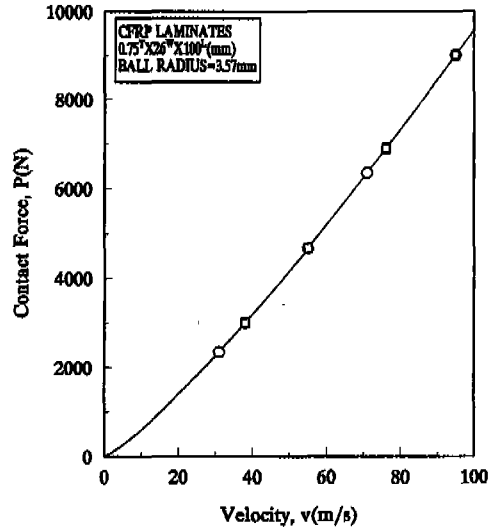


Fig. 4 Relation between impact velocity and contact force of CFRP

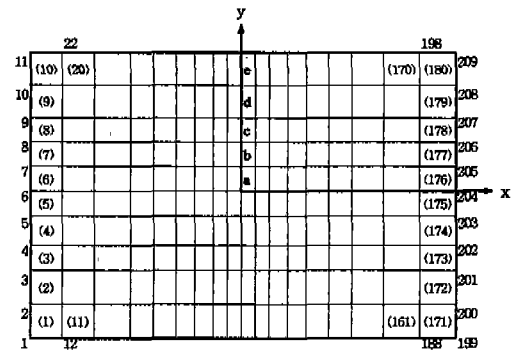


Fig. 5 Finite element discretization (nodes=209, elements=180)

성치는 Table 1에 나타내었으며, 그 형상은 Fig.7에 나타내었다.

4.2 충격실험

시험편에 횡방향 충격을 가하기 위한 충격실험장치는 Fig.8과 같다. 강구를 시험편에 충돌시키기 위하여 최대기압 7.5kg/cm^2 의 공기압축기(air compressor)를 사용하였으며, 공기압축기의 출구에는 내경 8mm의 유리관을 연결하였다. 유리관 안에 강구를 삽입하여 공기압축기의 출구를 순간적으로 개폐함으로써 강구가 유리관을 따라 발사되도록 장치하였다.

Table 1 Mechanical properties of CFRP in calculation

Modulus	Symbol(Unit)	
Inplane longitudinal modulus	E_1 (GPa)	122.7
Inplane transverse modulus	E_2 (GPa)	8.1
Inplane shear modulus	G_{12} (GPa)	3.6
Out-of-plane shear modulus	G_{23} (GPa)	3.6
Poisson's ratio	ν_{12}	0.331
Density	ρ (kg/m ³)	1563
Strength	Symbol(Unit)	
Longitudinal tension strength	X_t (MPa)	1883.0
Longitudinal compression strength	X_c (MPa)	1023.0
Transverse tension strength	Y_t (MPa)	64.6
Transverse compression strength	Y_c (MPa)	184.0
Ply longitudinal shear strength	S_l (MPa)	34.0

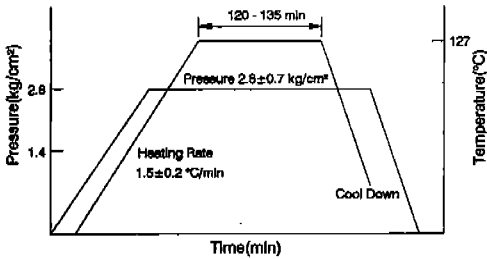


Fig. 6 Cure Cycle for the CFRP specimen

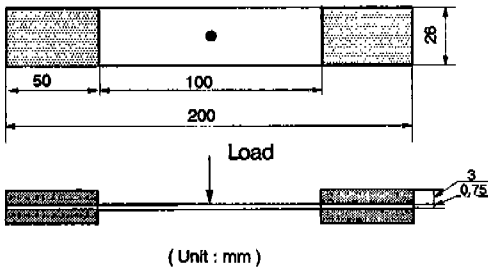


Fig.7 Geometry of specimen for impact testing

그리고 유리관의 끝 지점에 10cm의 간격으로 수광센서를 부착하여, 그 수광센서에 수직광을 비추어 강구가 통과하는 시간을 디지털 카운터(digital counter)로 측정함으로써 강구의 충격속도를 계산하였다.

4.3 내부 손상 관찰

충격후 강구에 의해 발생한 적층복합재의 내부손상을 관찰하기 위하여 초음파탐조영상장치(Ultrasonic image system; HITACHI AT 5000)를 사용하였다. 두 가지 적층형태에 대하여 임의의 속도로 충격을 가한 시험편을 촬영하였다. Pulse의 주파수는 10MHz이며, 내부손상을 데시벨(dB)별 색지정으로 섬유와 파단, 모재균열 및 층간분리와 같은 손상영역을 영상화 하였다.

5. 결과 및 고찰

지름 7.14mm 강구로 충격을 받은 적층복합재의 내부손상을 초음파탐조영상장치로 촬영한 사진은 Fig.9, Fig.10과 같다. 적층재의 손상영역은 충격점을 주위로 분포하고, 충격속도가 커짐에 따라 넓은 손상영역이 존재함과 아울러 분포영역이 다름을 볼 수 있다. 동일한 충격속도에서 손상영역의 크기는 $(\pm 45^\circ/0^\circ/90^\circ)_2$ 로 적층된 시험편이 $(\pm 45^\circ)_4$ 보다 더 큰 손상영역을 나타낸다. 이것은 적층각이 충격손상에 중요한 영향을 미친다는 것을 알 수 있다. 충격에너지가 클 경우 $[45^\circ/0^\circ/90^\circ]_2$ 의 시험편에서 0° 방향으로 분포된 손상영역을 볼 수 있고 $(\pm 45^\circ)_4$ 에서는 $\pm 45^\circ$ 방향의 손상만이 관찰된다. 이것은 앞 Fig.2, Fig.3에서 보여준 것처럼 섬유 방향을 따라 발생한 모재균열이 계면에서 층간분리로 발전한다는 파손이론이 적절함을 나타낸다. 따라서 관찰된 손상 형상은 각 단층의 적층각을 따라 존재한다. 아래와 위 두 단층이 만나는 계면에서는 아래 단층의 윗면이 더 큰 응력값을 가짐으로 아래층의 적층각에 따라 층간분리가 발생한다. Fig.9과 Fig.10의 각 충격속도에 대하여 손상영역의 크기를 구하여, 충격에너지와

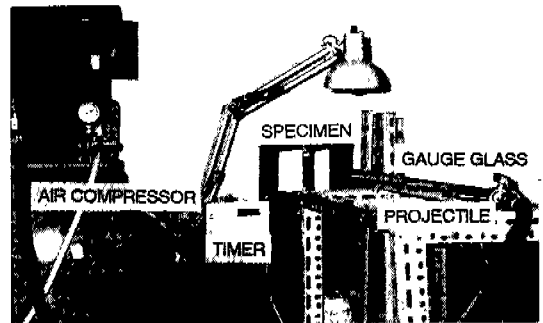


Fig.8 Impact testing apparatus

내부손상영역의 크기 관계를 Fig.11에 나타내었다. 그림에서 일정한 충격에너지 이하에서는 손상이 발생하지 않고 손상이 발생한 후에 손상영역은 충격에너지와 선형적으로 비례한다.

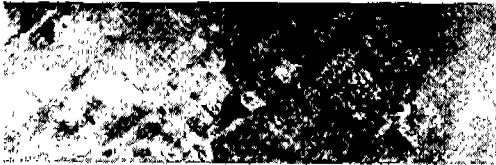
양단이 고정된 CFRP 적층판에 속도 55m/s로 충격을 받는 경우 식(15)를 이용하여 등가 정하중을 구하면 9120N이 된다. 이 크기의 하중이 적층판에 횡방향으로 작용하는 경우, 두께 방향의 응력 분포를 Fig.12~Fig.14에 나타내었다. 그림에서 $(\pm 45^\circ)_4$ 적층형태는 윗 부분에, $(\pm 45^\circ/0^\circ/90^\circ)_2$ 적층형태는 아래 부분에 나타내었다. 각 지점은 Fig.5의 유한요소모델에 표시한 위치를 나타낸다. 전체적으로 $(\pm 45^\circ/0^\circ/90^\circ)_2$ 로 적층된 판이 $(\pm 45^\circ)_4$ 로 적층된 판보다 상대적으로 굽힘 강성이 작으므로 큰 응력값이 발생하고, 각 단층마다 적

층각에 따른 강성의 차이로 큰 응력이 발생하고 적층판의 자유단으로 갈수록 작은 값을 가지며, 응력의 부호가 변화하는 굴곡이 발생한다. 또한 면내응력 σ_2 는 판의 중립면에서 서서히 증가하여 윗 면과 아래 면에서 최대 값을 가지며, 층간전단응력 σ_{13} 와 σ_{23} 는 판의 상하면에서 0의 값을 가지고 중립면에서 최대값이 되는 포물선 분포를 가진다.

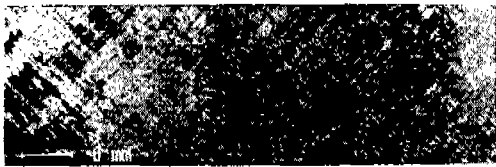
적층복합재의 파손을 일으키는 면내응력 σ_2 와 층간전단응력 σ_{13} 와 σ_{23} 가 가장 크게 발생하는 단층에서의 판 전체에 대한 응력 분포를 Fig.15~Fig.16에 나타내었다. 그림에서 진하게 표시된 부분은 각 응력성분에 대한 횡방향 강도 Y_t , Y_c 와 횡방향 전단강도 S 값을 초과한 부분을 표시한 것이다. 면내응력 σ_2 가 가장 크게 발생하는 중간면(middle plane)에 인접한 단층의 응력



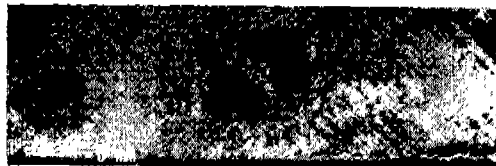
(a) 31 m/s



(b) 55 m/s



(c) 71 m/s

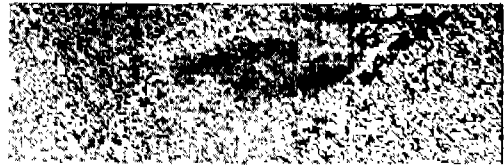


(d) 95 m/s

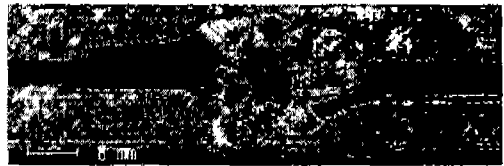
Fig. 9 Scanning of impacted $(\pm 45^\circ)_4$ specimens



(a) 38 m/s



(b) 55 m/s



(c) 76 m/s



(d) 95 m/s

Fig. 10 Scanning of impacted $(\pm 45^\circ/0^\circ/90^\circ)_2$ specimens

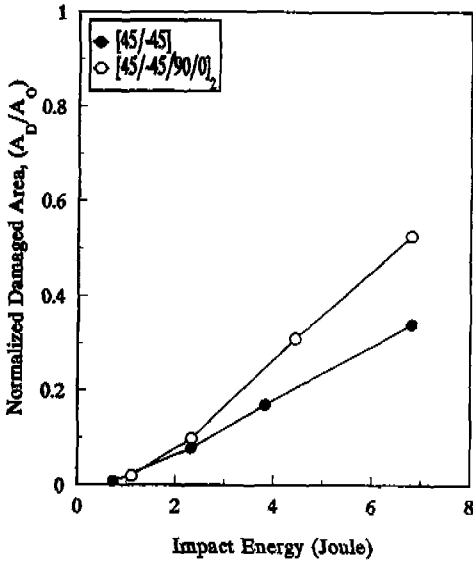


Fig. 11 Relation between impact energy and damaged area of CFRP

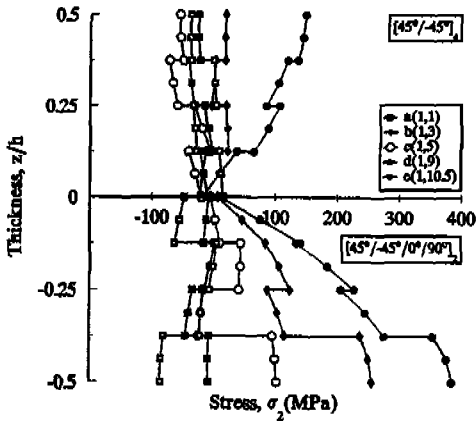


Fig. 12 Distribution of σ_2 for CFRP laminates at thickness direction

분포를 살펴보면, 판의 중앙 지점에서 가장 큰 인장응력이 발생하고 약간 떨어진 지점에서는 압축응력이 발생하며, $[\pm 45^\circ]_4$ 의 경우 중앙에서 15mm 가량 위치한 부분과 $[\pm 45^\circ/0^\circ/90^\circ]_2$ 의 경우 고정단 부분에서 큰 인장응력이 발생한다. 그림에서 진하게 표시된 부분이 큰 면내응력이 발생하는 부분으로서 횡방향 면내응력에 의해서 모재균열 손상의 발생을 예측할 수 있다.

그리고 층간전단응력 σ_{23} 가 가장 크게 발생하는 적층

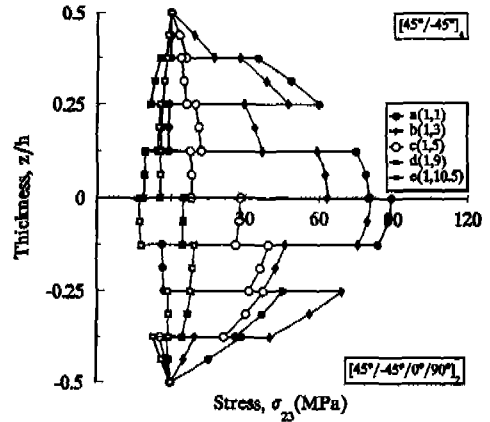


Fig. 13 Distribution of σ_{23} for CFRP laminates at thickness direction

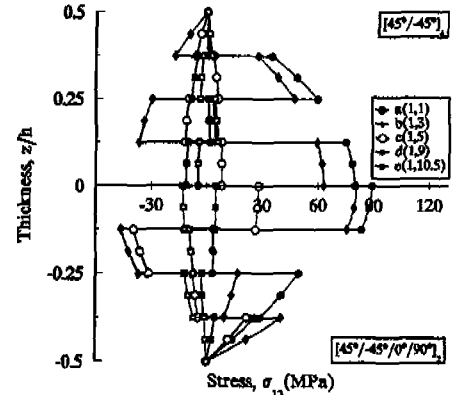


Fig. 14 Distribution of σ_{13} for CFRP laminates at thickness direction

판의 가장 아래에 위치한 단층의 응력 분포를 살펴보면, 판의 중앙을 중심으로 섬유방향으로 떨어진 두지점에서 가장 큰 응력이 발생하며, 고정단 부분에서도 큰 응력이 발생한다. 따라서 그림에서 진하게 표시된 지점에서 주로 층간전단응력에 의해서 모재균열 및 층간분리손상의 발생을 예측할 수 있다.

이상과 같은 응력성분을 이용하여 적층복합재의 파손 조건으로 부터 각 손상에 대한 파손강도비 e_m 과 e_D 를 구하여, 그 값이 크게 나타나는 단층에 대하여 그 분포를 Fig.17~Fig.19에 나타내었다. 그림에서 진하게 표시된 부분은 파손임계값을 초과한 부분, 즉 손상이 발생한 부분을 나타낸다. 전체적으로 모재균열 손상은 적

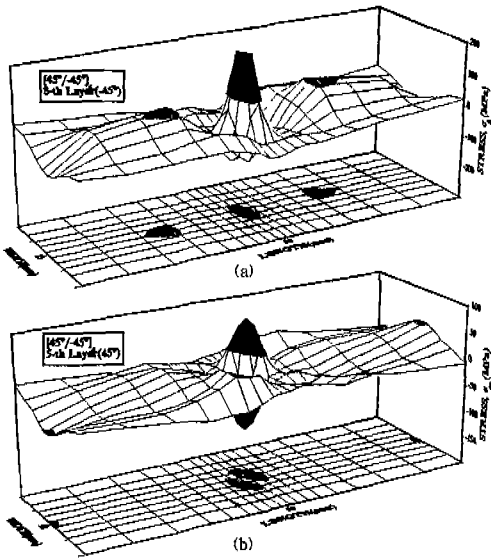


Fig. 15 Surface of stresses for $[\pm 45^\circ]_4$ CFRP
(a) inplane stress (b) interlaminar shear stress

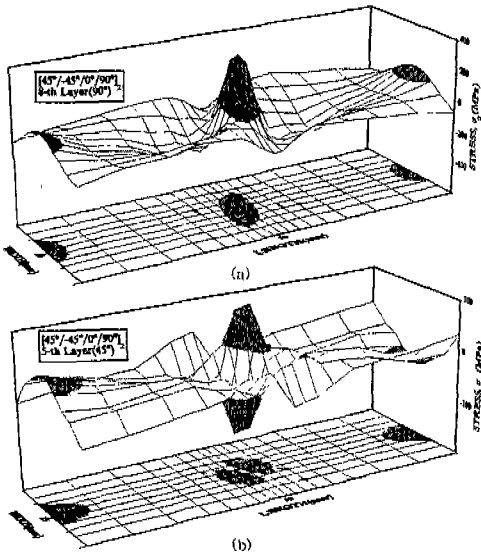


Fig. 16 Surface of stresses for $[\pm 45^\circ/0^\circ/90^\circ]_2$ CFRP
(a) inplane stress (b) interlaminar shear stress

층판의 모든 단층에서 발생하고 층간분리 손상은 주로 적층판의 중간면에 인접한 지점에서 발생함을 알 수 있고, $[\pm 45^\circ/0^\circ/90^\circ]_2$ 적층형태가 상대적으로 작은 굽힘

강성으로 인하여 $[\pm 45^\circ]_4$ 보다 큰 손상 영역이 발생함을 알 수 있다.

모재균열 손상의 경우 적층판의 중간면에 인접한 단층에서는 층간전단응력에 의해서 발생하고, 판의 중앙부분에서는 섬유 방향으로 분포된 손상영역이 나타나고, 고정단에서도 손상영역이 발생한다. 손상이 상대적으로 크게 나타나는 $[\pm 45^\circ/0^\circ/90^\circ]_2$ 적층판의 경우 중앙부분에서 고정단 부분으로 손상영역이 확장되는 것을 알 수 있는데, 이는 Fig.10의 충격손상 형상과 유사한 현상을 보인다. 적층판의 가장 아래 단층에서의 모재균열 손상은 주로 판의 중앙 부분에서 발생하는데, 이는 판의 굽힘에 의하여 하중이 작용하는 지점에서 횡방향 면내응력 σ_2 가 크게 발생하기 때문에 모재균열이 발생한다.

그리고 층간분리 손상은 층간전단응력이 가장 크게 나타나는 중간면에 가까운 경계면에서 큰 손상이 발생하며, 대체로 모재균열 손상이 발생하는 중앙 부분과 고정단 부분에서 그 손상 영역이 분포하는데, 이는 모재균열이 층간분리 손상을 일으키는 원인이 된다는 것을 나타낸다. 또한 손상영역의 형상은 그 경계면에 인접한 아래 단층의 섬유방향으로 분포하는 것을 볼 수 있는데, 층간분리는 아래단층의 섬유방향을 따라 진전된다는 것을 나타낸다.

6. 결 론

횡방향 하중을 받는 적층복합재료의 내부손상을 규명하기 위하여 CFRP재료에 충격실험을 행하고 초음파탐조영상장치로 충격속도에 대한 손상영역을 관찰하였다. 그리고 충격량을 등가 정하중으로 바꾸어 유한요소해석을 행하여 내부의 응력상태를 관찰하고 파손조건을 적용하여 적층형태에 따른 손상형태를 비교하였다. 이와 같은 연구 결과로 다음과 같은 결론을 얻었다.

- 1) 적층복합체의 충격에 의한 손상영역은 충격에너지의 크기에 영향을 받으며, 충격에너지와 선형적으로 비례하며 증가한다.
- 2) 굽힘강성의 차이로 인해 $[\pm 45^\circ/0^\circ/90^\circ]_2$ 적층판이 $[\pm 45^\circ]_4$ 적층판보다 횡방향 하중에 약하며, 상대적으로 큰 손상 영역이 발생한다.
- 3) 모재균열 손상의 경우 적층판의 중간면에 인접한 단층에서는 주로 층간전단응력에 의해서 손상이 발생하고, 가장 아래 단층에서는 굽힘에 의한 횡방향 면내응력에 의해서 손상이 발생한다.

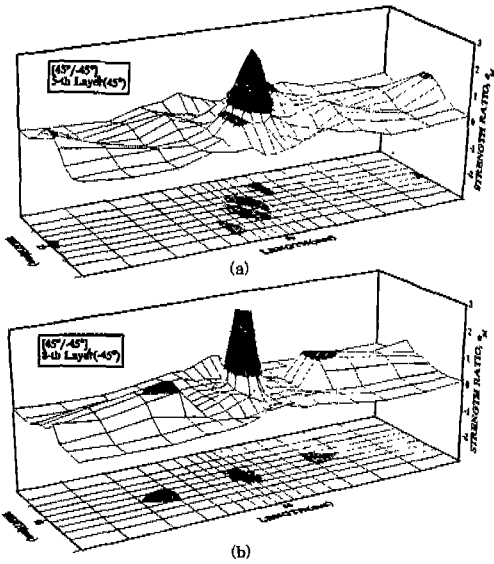


Fig. 17 Surface of strength ratio e_M for $(\pm 45^\circ)_4$ CFRP
(a) 5-th layer (45°) (b) 8-th layer (-45°)

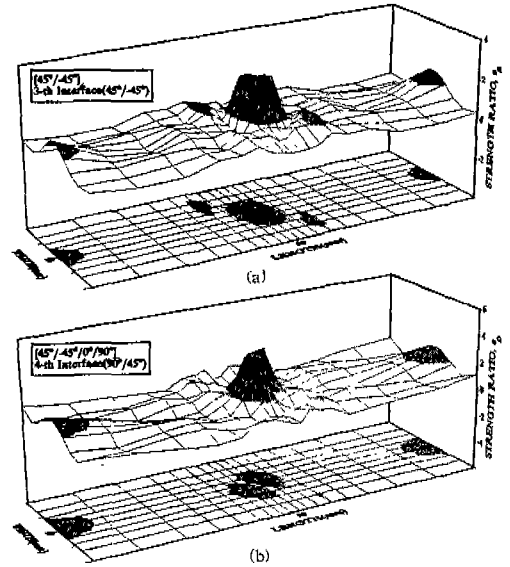


Fig. 19 Surface of strength ratio e_D at the interface (a) $(\pm 45^\circ)_4$ (b) $(\pm 45^\circ/0^\circ/90^\circ)_2$

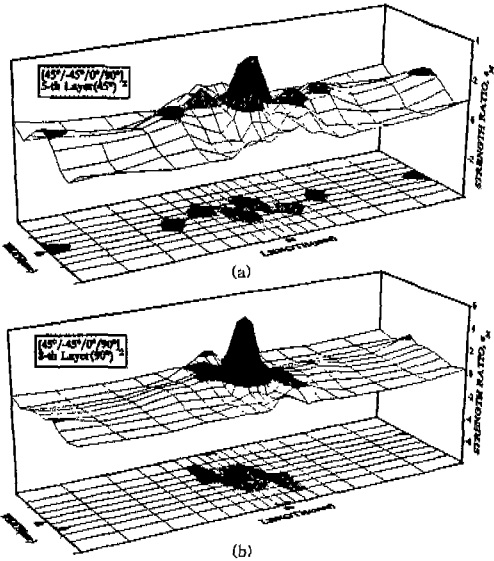


Fig. 18 Surface of strength ratio e_M for $(\pm 45^\circ/0^\circ/90^\circ)_2$ CFRP
(a) 5-th layer (45°) (b) 8-th layer (-45°)

4) 층간분리 손상은 모재균열이 존재하는 부분에서 발생하고, 경계면의 아래 단층의 섬유방향을 따라 진전된다.

참고문헌

1. Reddy, J. N., Ochoa, O. O., "Finite Element Analysis of Composite Laminates", Kluwer Academic Publishers. Chap. 4, pp.113, 1992.
2. Baker, A. A., Jones, R. and Callinan, R. J., "Damage Tolerance of Graphite/Epoxy Composite", Composite Structures, Vol.4, pp.15~44, 1985.
3. Garg, A. C., "Delamination-A Damage Mode in Composite Structures", Engineering Fracture Mechanics, Vol.29, No.5, pp.557~584, 1988.
4. Liu, D., "Impact induced Delamination - A view of Material Property Mismatching", Journal of Composite Materials, Vol.22, pp.674~692, 1988.
5. Tsai, S. W., "Strength Characteristics of Composite Materials", NASA CR-224, 1965.
6. Hoffman, O., "The Brittle Strength of

- Orthotropic Materials", Journal of Composite Materials, Vol.1, p.200, 1967.
7. Tsai, S. W. and Wu, E. M., "A General Theory of Strength for Anisotropic Materials", Journal of Composite Materials, Vol.15, pp.58~80, 1971.
 8. Hashin, Z., "Failure Criteria for Unidirectional Fiber Composites", Journal of Applied Mechanics, Vol.47, pp.329~334, June, 1980.
 9. Chang, F. K. and Lessard, L. B., "Damage Tolerance of Laminated Composites Containing an Open Hole", Journal of Composite Materials, Vol.25, January, pp.2~43, 1991.
 10. Sun, C. T., "An Analytical Method for Evaluation of Impact Damage Energy of Laminated Composites", ASTM STP 617, pp.427~440, 1977.
 11. Reddy, J. N., "A Simple Higher-Order Theory for Laminated Composite Plates", Journal of Applied Mechanics, Trans. ASME, pp. 745~752, 1984.
 12. Reddy, J. N., "Energy and Variational Methods in Applied Mechanics", John Wiley and Sons, Chap.4, pp.355, 1992.
 13. Reddy, J. N., "A Penalty Plate-Bending Element for the Analysis of Laminated Anisotropic Composite Plates", Int. J. Num. Meth. Engr., Vol.15, pp. 1187~1206, 1980.