

〈논 문〉

적층복합판의 충격에 의한 모재균열 및 층간분리에 관한 연구

김문생* · 박승범**

(1996년 8월 14일 접수)

Matrix Cracking and Delamination in Laminated Composite Plates Due to Impact

Moon-Saeng Kim and Seung-Bum Park

Key Words : Laminated Composite Plates(적층복합판), Shear Matrix Cracking(전 단 모재 균열), Bending Matrix Cracking(굽힘 모재 균열), Delamination(층간분리), Failure Criteria(파손조건)

Abstract

An investigation was performed to study the matrix cracking and delamination in laminated composite plates due to transverse impact. A model was developed for predicting the initiation of the matrix cracking and the shape and size of impact-induced delamination in laminated composite plates resulting from the ballistic impact. The model consists of a stress analysis and a failure analysis. A transient finite element analysis which was based on the higher-order shear deformation theory was adopted for calculating the stresses inside the laminated composite plates during impact. A failure analysis was used to predict the initial intraply matrix cracking and the shape and size of the interface delamination in the laminates. As a results, a shear matrix cracking which was governed by the transverse interlaminar shear stress occurred at the middle layer near the midplane of laminates and a bending matrix cracking which was governed by the transverse inplane stress occurred at the bottom layer near the surface of laminates. In a thick laminates, a shear matrix cracking generated first at the middle layer of laminates, but in a thin laminates, a bending matrix cracking generated first at the bottom layer of laminates.

1. 서 론

재료의 경량화 요구에 의하여 무게비에 대한 높은 비강도 및 비강성으로 인하여 우주, 항공, 방위 산업 등의 전략산업에 응용되던 복합재료는 레저 산업, 자동차산업, 일반 구조물에까지 응용되고 있

다. 그러나 이러한 섬유강화 복합재료는 두께방향의 상대적인 강화의 결핍으로 인하여 충격에 매우 취약하다는 점이 주요한 관심이 되어 왔다. 특히 이러한 복합재료는 충격을 받기쉬운 제트 엔진 팬, 터빈날개, 항공기, 미사일 등의 구조물에 많이 사용되고 있다.

비록 적은 양의 충격에너지라 하더라도 표면에는 보이지 않지만, 복합재 내부에는 모재균열(matrix cracking)과 층간분리(delamination)와 같은 내부

*회원, 부산대학교 기계설계공학과, 기계기술연구소

**회원, 부산대학교 기계기술연구소

손상이 발생하게 된다. 이와같은 충격손상(impact damage)은 복합재 구조물의 강도를 저하시키며 파괴를 일으키는 주요한 원인이 된다. 모재균열 및 층간분리는 적층복합재의 손상을 평가하는데 중요한 역할을 하며, 특히 층간분리는 구조물의 최종적인 파괴에 큰 영향을 미친다. 따라서 적층복합재에 나타나는 손상의 발생과 진전을 정확히 예측하는 것은 충격에 의한 손상을 입은 복합재 구조물의 안정성과 수명을 예측하는데 있어서 매우 중요하다.

복합재 구조물의 파괴에 직접적인 원인이 되는 적층복합재의 충격손상에 대한 연구는 최근에 많은 연구가 이루어지고 있다.^(1~7) 외부 물체의 충격에 의한 모재균열 및 층간분리 손상의 발생과 진전 메카니즘은 다수의 직교이방성 재료로 적층되어 있는 적층복합재에 있어서 매우 복잡하기 때문에 정확한 모델링은 어렵다. 특히 각 단층에서 응력 분포가 불연속인 3차원 응력상태가 되며, 시간에 따라 응력이 변하기 때문에 해석상의 어려움으로 인하여 충격손상에 대한 연구는 아직 부족한 실정이다.

따라서 본 논문에서는 충격을 받는 적층복합재의 충격손상가운데 주요한 손상형태인 모재균열 손상과 층간분리 손상의 발생과 진전을 예측하고 충격 손상 특성에 대하여 연구하였다. 이를 위하여 횡방향 충격을 받는 적층복합판에 대하여 고차전단변형이론에 기초한 응력해석과 모재균열 및 층간분리 손상에 대한 파손조건을 적용한 손상해석을 연계한 충격손상 유한요소해석을 행하였다. 이로부터 모재균열 손상의 발생을 예측하고 그 특성에 대하여 연구하였으며, 층간분리 손상의 발생과 크기 및 형상, 그리고 그 특성에 대하여 연구하였다.

2. 응력해석

이질, 이방성 재료로 구성되어 있는 적층복합판의 굽힘에서 횡방향 전단변형을 고려한 Reddy의 고차 전단변형이론에 기초한 변위성분은 Fig. 1과 같이 x 축 및 y 축 방향의 변위 u_1 및 u_2 가 판의 두께에 대하여 3차식으로 변화한다고 가정하면, 다음과 같이 주어진다.⁽⁸⁾

$$u_1 = u + z \left[\psi_x - \frac{4}{3} \left(\frac{z}{h} \right)^2 \left(\psi_x + \frac{\partial w}{\partial x} \right) \right]$$

$$u_2 = v + z \left[\psi_y - \frac{4}{3} \left(\frac{z}{h} \right)^2 \left(\psi_y + \frac{\partial w}{\partial y} \right) \right]$$

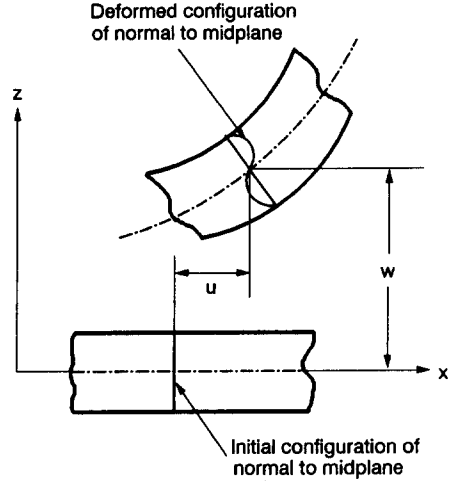


Fig. 1 Geometry of deformation in x-z plane

$$u_3 = w \tag{1}$$

여기서, u , v 와 w 는 판의 중립면에서의 변위 성분이고, ψ_x 와 ψ_y 는 각각 x 면과 y 면의 회전성분이다.

그리고 다수의 얇은 일방향 섬유강화 단층(lamina)들이 임의의 섬유방향으로 적층되어 있는 적층복합판의 임의의 k 번째 단층에서의 구성방정식은 좌표변환행렬을 이용하여 나타내면 다음과 같다.⁽⁹⁾

$$\begin{Bmatrix} \sigma_x \\ \sigma_y \\ \tau_{xy} \\ \tau_{yz} \\ \tau_{xz} \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} \bar{Q}_{11} & \bar{Q}_{12} & \bar{Q}_{16} & 0 & 0 \\ & \bar{Q}_{22} & \bar{Q}_{26} & 0 & 0 \\ & & \bar{Q}_{66} & 0 & 0 \\ & & & \bar{Q}_{44} & \bar{Q}_{45} \\ & & & & \bar{Q}_{55} \end{bmatrix}^k \begin{Bmatrix} \epsilon_x \\ \epsilon_y \\ \gamma_{xy} \\ \gamma_{yz} \\ \gamma_{xz} \end{Bmatrix} \tag{2}$$

[symm.]

여기서, \bar{Q}_{ij} 는 변환된 감소강성계수(transformed reduced stiffness coefficients)이다.

적층복합판에 작용하는 응력의 합력성분들은 각 단층의 응력성분을 각 단층의 두께에 대하여 적분하여 더하면 다음과 같이 된다.⁽¹⁰⁾

$$\begin{Bmatrix} N \\ M \\ P \end{Bmatrix} = \begin{Bmatrix} A & B & E \\ B & D & F \\ E & F & H \end{Bmatrix} \begin{Bmatrix} \epsilon^0 \\ \chi^0 \\ \kappa^2 \end{Bmatrix} \tag{3a}$$

$$\begin{Bmatrix} Q \\ R \end{Bmatrix} = \begin{Bmatrix} A^* & D^* \\ D^* & F^* \end{Bmatrix} \begin{Bmatrix} \epsilon_*^0 \\ \chi_*^0 \end{Bmatrix} \tag{3b}$$

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

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

Hamilton의 원리를 이용하여 식 (1)의 변위성분과 식 (2)의 구성방정식에 적합한 운동방정식을 구하면 다음과 같다.

$$\begin{aligned}
 & \frac{\partial N_1}{\partial x} + \frac{\partial N_6}{\partial y} = I_1 \ddot{u} + \bar{T}_2 \ddot{\psi}_x - \frac{4}{3h^2} I_4 \frac{\partial \ddot{u}}{\partial x} \\
 & \frac{\partial N_6}{\partial x} + \frac{\partial N_2}{\partial y} = I_1 \ddot{v} + \bar{T}_2 \ddot{\psi}_y - \frac{4}{3h^2} I_4 \frac{\partial \ddot{v}}{\partial y} \\
 & \frac{\partial Q_1}{\partial x} + \frac{\partial Q_2}{\partial y} + q - \frac{4}{h^2} \left(\frac{\partial R_1}{\partial x} + \frac{\partial R_2}{\partial y} \right) \\
 & + \frac{4}{3h^2} \left(\frac{\partial^2 P_1}{\partial x^2} + 2 \frac{\partial^2 P_6}{\partial x \partial y} + \frac{\partial^2 P_2}{\partial y^2} \right) \\
 & = I_1 \ddot{w} - \left(\frac{4}{3h^2} \right)^2 I_7 \left(\frac{\partial^2 \ddot{w}}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 \ddot{w}}{\partial y^2} \right) \\
 & + \frac{4}{3h^2} I_4 \left(\frac{\partial \ddot{u}}{\partial x} + \frac{\partial \ddot{v}}{\partial y} \right) + \frac{4}{3h^2} \bar{T}_5 \left(\frac{\partial \ddot{\psi}_x}{\partial x} + \frac{\partial \ddot{\psi}_y}{\partial y} \right) \\
 & \frac{\partial M_1}{\partial x} + \frac{\partial M_6}{\partial y} - Q_1 + \frac{4}{h^2} R_1 - \frac{4}{3h^2} \left(\frac{\partial P_1}{\partial x} + \frac{\partial P_6}{\partial y} \right) \\
 & = \bar{T}_2 \ddot{u} + \bar{T}_3 \ddot{\psi}_x - \frac{4}{3h^2} \bar{T}_5 \frac{\partial \ddot{u}}{\partial x} \\
 & \frac{\partial M_6}{\partial x} + \frac{\partial M_2}{\partial y} - Q_2 + \frac{4}{h^2} R_2 - \frac{4}{3h^2} \left(\frac{\partial P_6}{\partial x} + \frac{\partial P_2}{\partial y} \right) \\
 & = \bar{T}_2 \ddot{v} + \bar{T}_3 \ddot{\psi}_y - \frac{4}{3h^2} \bar{T}_5 \frac{\partial \ddot{v}}{\partial y} \quad (5)
 \end{aligned}$$

여기서, I_i 와 \bar{T}_i 는 관성항(inertia)으로서 다음과 같다.

$$\begin{aligned}
 & (I_1, I_2, I_3, I_4, I_5, I_7) \\
 & = \sum_{k=1}^N \int_{z_{k-1}}^{z_k} \rho^{(k)}(1, z, z^2, z^3, z^4, z^6) dz \quad (6a)
 \end{aligned}$$

$$\begin{aligned}
 & \bar{T}_2 = I_2 - \frac{4}{3h^2} I_4 \\
 & \bar{T}_5 = I_5 - \frac{4}{3h^2} I_7 \\
 & \bar{T}_3 = I_3 - \frac{8}{3h^2} I_5 + \frac{16}{9h^4} I_7 \quad (6b)
 \end{aligned}$$

그리고 강구가 적층복합판에 충격을 가하는 경우, 적층복합판은 충격하중을 받게 되고, 강구와 판사이에 접촉력(contact force)이 작용하게 된다. 이 접촉력의 크기는 접촉부분의 국부변형에 의존하며, 국부변형은 적층복합판의 변위에 의한 영향을 받는다.

적층복합재와 강구의 접촉력은 Sun의 수정된 접촉법칙(contact law)⁽¹¹⁾으로부터 다음과 같다.

$$F = k\alpha^{1.5} \quad : \text{loading process} \quad (7a)$$

$$F = F_m \left(\frac{\alpha - \alpha_0}{\alpha_m - \alpha_0} \right)^{2.5} \quad : \text{unloading process} \quad (7b)$$

여기서, k 는 접촉계수(contact coefficient)이며, F_m 과 α_m 은 제하과정이 시작할 때의 최대접촉력과 최대압입량이다. 그리고 α_0 는 접촉완료후의 영구압입량이다.

3. 손상해석

3.1 모재균열조건

외부 물체의 충격에 의하여 적층복합재에 발생하는 충격손상 가운데 모재균열(matrix cracking)과 층간분리(delamination) 손상은 적층복합재의 강도저하에 큰 영향을 미치는 손상으로서 파괴를 일으키는 직접적인 원인이 된다. 각 단층의 섬유방향 이 서로 다른 각도로 적층되어 있는 적층복합재의 모재균열과 층간분리의 충격손상은 매우 복잡하기 때문에 충격손상 메카니즘을 정확히 규명하기는 매우 어렵다. 지금까지의 여러 연구결과에 의하여,⁽⁴⁻⁷⁾ 적층복합재의 횡방향 충격에 의한 손상을 다음과 같은 가정하에서 예측하였다.

(1) 충격에 의한 적층복합재 내부의 임의의 단층에서 한쌍의 전단모재균열(shear matrix cracking) 또는 굽힘모재균열(bending matrix cracking)이 최초로 발생한다.

(2) 발생한 모재균열선단으로부터 층간분리가 유발되어 인접한 단층의 경계면을 따라 진전한다.

(3) 한 쌍의 전단모재균열로부터 시작되는 층간분리는 간격이 좁은 경계면에서는 안쪽으로 진전하고, 간격이 넓은 경계면에서는 바깥으로 진전한다.

(4) 굽힘모재균열로부터 시작되는 층간분리는 경계면의 좌우로 동시에 진전한다.

이와 같은 충격손상의 정확한 예측을 위해서는 모재균열의 발생을 예측하고 이로부터 유발된 층간분리의 크기를 계산할 수 있는 모델이 필요하다. 충격손상의 초기 파손모드인 모재균열 손상은 Fig. 2와 같이 섬유방향을 따라 발생하며, 파손을 일으키는데 기여하는 응력성분은 면내 수직응력(in-plane normal stress) σ_2 , 횡방향 층간전단응력(interlaminar transverse shear stress) σ_{23} , 그리

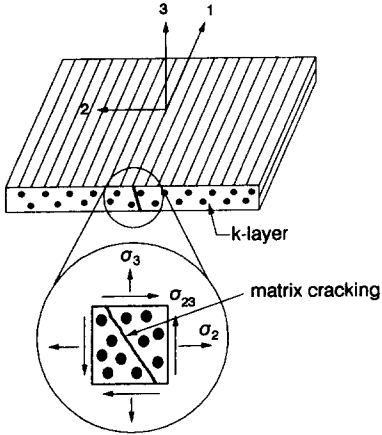


Fig. 2 Stress components attributing to matrix cracking

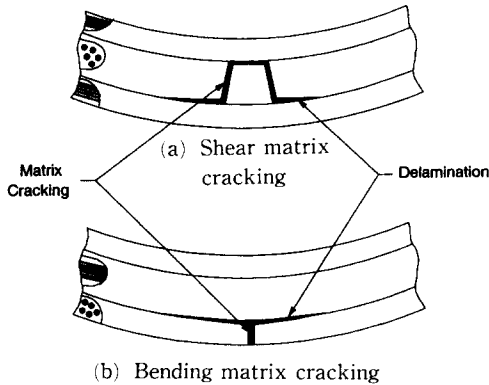


Fig. 3 Basic impact damage mechanisms of laminated composites

고, 면의 수직응력(out-of plane normal stress) σ_3 이다. 적층복합판의 임의의 k 번째 단층의 모재균열손상에 대한 파손조건은 다음과 같이 된다.⁽¹²⁾

$$\left(\frac{\bar{\sigma}_2^k}{Y_t^k}\right)^2 + \left(\frac{\bar{\sigma}_{23}^k}{S_t^k}\right)^2 = e_M^2 : \text{Tensile mode} \quad (8a)$$

$$\frac{1}{Y_c^k} \left[\left(\frac{Y_c^k}{2S_t^k}\right)^2 - 1 \right] \bar{\sigma}_2^k + \left(\frac{\bar{\sigma}_2^k}{2S_t^k}\right)^2 + \left(\frac{\bar{\sigma}_{23}^k}{S_t^k}\right)^2 = e_M^2$$

: Compressive mode(8b)

여기서, e_M 은 모재균열 손상에 대한 강도비(strength ratio)로서, e_M 의 값이 파손임계값 1이 되면 모재균열이 발생한다. 그리고 S_t 는 단층의 횡방향 층간전단강도(ply interlaminar transverse shear strength)이고, Y_t 및 Y_c 는 횡방향 인장 및 압축강도(ply transverse tensile and compressive strength)이며, $\bar{\sigma}_2$ 와 $\bar{\sigma}_{23}$ 는 각각 단층에서의 평균

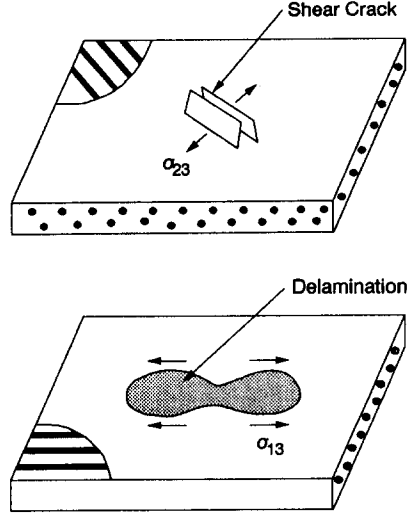


Fig. 4 A schematic description of the delamination growth mechanism induced by a shear cracking in laminated composites

응력값이다.

단층의 모재균열 손상이 예측되면, 균열은 인접한 단층과의 경계면(interface)까지 완전히 확장되며 균열의 수직길이는 그 단층의 두께와 동일하다. 모재균열 손상의 형태에는 Fig. 3과 같이 굽힘모재균열과 전단모재균열이 있다. 굽힘모재균열은 주로 적층복합판의 굽힘에 의한 면내응력 σ_2 에 의해 가장 아래 단층에서 수직으로 발생하고, 전단모재균열은 횡방향 층간전단응력 σ_{23} 에 의하여 적층복합판의 내부 단층에서 경사지게 발생한다.

3.2 층간분리조건

적층복합판의 단층에서 모재균열이 발생하면 모재균열선단에서의 응력집중에 의하여 균열선단에 인접한 단층들의 경계면이 분리되는 층간분리손상이 발생한다. 전단모재균열에 의하여 발생하는 층간분리의 성장은 초기에 모드 I에 의하여 시작한 후 과도한 층간전단응력에 의한 모드 II에 의하여 주로 지배되기 때문에,^(13, 14) Fig. 4와 같이 경계면에 인접한 윗단층의 횡방향 층간전단응력 σ_{23} 와 아래 단층의 종방향 층간전단응력 σ_{13} 에 의하여 지배된다. 그리고 굽힘모재균열에 의하여 발생하는 층간분리의 성장은 주로 면내굽힘응력에 의한 모드 II의 인장파괴에 의하여 지배되기 때문에,^(13, 15) Fig. 5와 같이 경계면에 인접한 아래단층의 횡방향 층간

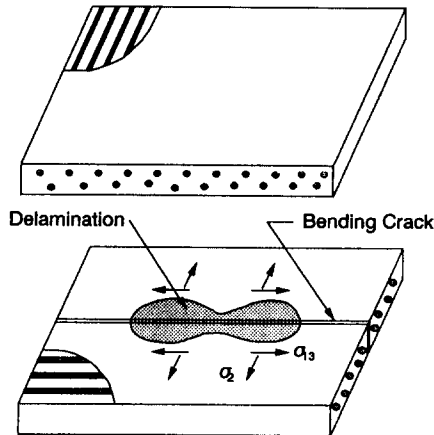


Fig. 5 A schematic description of the delamination growth mechanism induced by a bending cracking in laminated composites

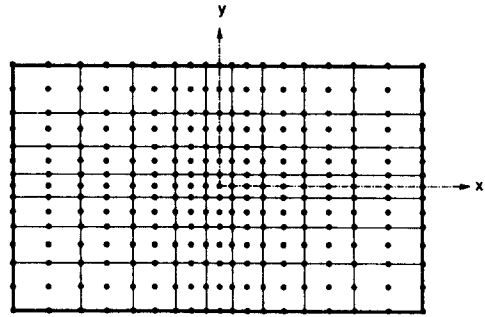
전단응력 σ_{13} 가 층간분리의 성장을 주로 지배하고 면내 굽힘응력 σ_2 가 층간분리의 성장을 2차적으로 지배한다. 따라서 경계면의 아래 단층에서의 σ_{13} 와 σ_2 가 충격에 의한 층간분리의 성장에 중요한 역할을 한다. 따라서 임의의 형태의 모재균열이 존재하는 경계면에 대한 층간분리의 파손조건을 나타내면 다음과 같다.⁽⁶⁾

$$\left(\frac{\bar{\sigma}_{23}^{k+1}}{S_t^{k+1}}\right)^2 + \left(\frac{\bar{\sigma}_{13}^k}{S_t^k}\right)^2 + \left(\frac{\bar{\sigma}_2^k}{Y^k}\right)^2 = e_D^2 \quad (9)$$

여기서, e_D 는 층간분리 손상에 대한 강도비(strength ratio)로서, e_D 의 값이 파손 임계값 1이 되면 층간분리가 발생한다. 그리고 첨자 k 와 $k+1$ 은 경계면에 인접한 아래 단층과 위 단층을 각각 나타낸다. 이상과 같은 모재균열 및 층간분리손상에 의하여 복합재의 물성치 저하(material property degradation)가 발생하여, 손상발생후 판의 강성이 감소하나 본 연구에서 그 영향은 고려되지 않았다.

4. 결과 및 고찰

본 연구에서는 앞 장에서 기술한 이론을 사용하여 적층복합재의 충격손상을 해석하기 위한 유한요소 프로그램을 개발하였다. Shear locking 현상을 완화하기 위한 감소적분법을 사용하여, 평면과 굽힘변형에 대하여 완전적분(full integration), 횡방향 전단변형에 대해서는 감소적분(reduced inte-



(9X7 elements, 19X15 nodes)

Fig. 6 Typical finite element model of laminated plates

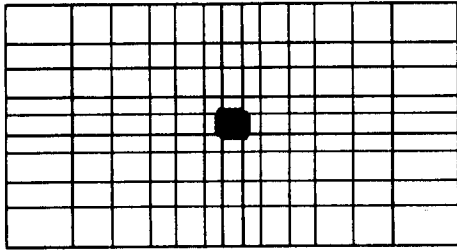
gration)을 행하여 강성행렬을 계산하였다. 시간과 관련된 본 연구의 동적문제의 해석을 위하여, 가속도의 변화가 시간간격에 대해 선형적이라 가정하여 시간적분을 행하였다.

그리고 해석에 사용된 전형적인 유한요소 모델은 Fig. 6에 나타내었으며, 응력의 변화가 크게 나타나는 충격지점은 크기가 작은 많은 요소로 분할하였다. 해석에 사용된 재료는 CFRP 적층복합재이며, 폭 60 mm, 길이 100 mm의 직사각형 형상이며, 길이방향의 양단이 고정된 양단고정-양단자유의 경계조건을 가진다.

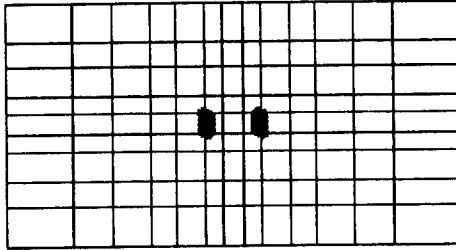
4.1 모재균열 손상

강구의 충격에 의하여 적층복합판내의 단층에 발생하는 모재균열을 예측하기 위하여, 각 단층에서 발생하는 응력성분을 구하여 모재균열에 대한 파손조건에 적용하여 파손강도비 e_M 를 계산하여 임계값 1에 도달하면 그 단층에서 모재균열이 발생한다고 가정하였다. $[0_2/90_2]_s$ 의 CFRP 적층복합판에 대하여 모재균열이 발생한 위치를 Fig. 7에 나타내었다.

최초의 모재균열은 Fig. 7(b)와 같이 시간 $t=5 \mu\text{sec}$ 에서 판의 중립면 바로 아래에 인접한 90° 단층에서 발생하였으며, 충격지점에서 좌우로 약간 떨어진 두 지점에서 한 쌍의 모재균열이 발생하였다. 이 한 쌍의 모재균열은 단층의 두께에 대해 경사지게 균열이 존재하는 전단모재균열의 형태가 된다. 이는 Fig. 8에서 보는 바와 같이, 적층복합판의 중립면에 가깝게 위치한 단층에서는 굽힘에 의한 횡방향 면내응력 σ_2 는 아주 작게 나타나고, 전



(a) 1-st layer [0°], t : 8 μsec



(b) 4-th layer [90°], t : 5 μsec

Fig. 7 The predicted matrix cracking in each layers of [0₂/90₂] CFRP

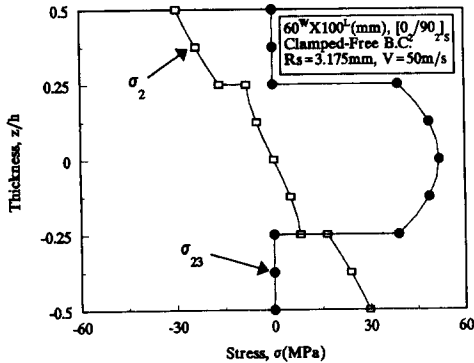


Fig. 8 The distributions of transverse inplane stress and transverse interlaminar shear stress

단에 의한 횡방향 층간전단응력 σ_{23} 는 상당히 크게 나타나기 때문에, 이 단층에서의 모재균열은 횡방향 층간전단응력에 의하여 크게 지배되기 때문이다.

이 모재균열은 동일한 적층각을 가지는 인접한 단층으로 균열이 확장되어, 중립면의 바로 위에 인접한 90° 단층에서도 동일한 지점에 한 쌍의 전단 모재균열이 발생한다. 이러한 모재 균열은 적층각이 서로 다른 판의 아래에 위치한 0° 단층과의 90°/0° 경계면과 판의 위에 위치한 0° 단층과의 0°/90° 경계면에서 균열이 정지하게 된다. 이들 경계

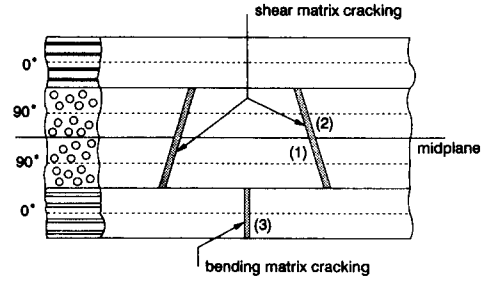


Fig. 9 The locations of the matrix crackings

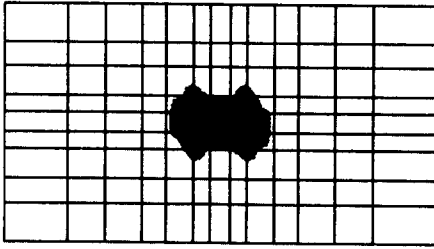
면에 존재하는 균열의 선단에서는 응력의 집중에 의하여 층간분리가 유발된다.

충격이 계속됨에 따라 추가적인 모재균열은 Fig. 7(a)와 같이 시간 $t=8 \mu\text{sec}$ 에서 판의 가장 아래 단층인 0° 단층에서 판의 중앙지점에서 발생하였다. 이 단층에서 발생하는 모재균열은 판의 두께 방향으로 수직하게 발생하는 굽힘모재균열의 형태가 된다. 이는 Fig. 8과 같이 가장 아래 단층에서는 굽힘에 의한 횡방향 면내응력 σ_2 가 층간전단응력 σ_{23} 에 비해서 상당히 크게 나타나기 때문에, 주로 횡방향 면내응력에 의하여 지배되는 굽힘모재균열이 된다.

그리고 이 굽힘모재균열이 발생한 0° 단층은 위의 90° 단층과 섬유와의 적층각이 다른 경계면을 이루고 있으며, 이 경계면까지 균열이 확장되어 정지하게 된다. 경계면에 존재하는 균열선단에서는 응력집중으로 인하여 층간분리가 유발된다. 충격이 계속됨에 따라 추가적인 모재균열은 더 이상 예측되지 않으며, 적층복합판의 가장 위에 위치한 0° 단층에서는 어떠한 모재균열도 발생하지 않았다. 각 단층에서 발생하는 모재균열의 위치와 발생 순서를 종합하여 Fig. 9에 나타내었다.

4.2 층간분리 손상

강구의 충격에 의하여 적층복합판내의 단층에서 발생한 모재균열선단으로부터 적층각이 서로 다른 단층들 사이의 경계면에서는 층간분리가 발생한다. 이러한 층간분리의 발생을 예측하기 위하여, 모재균열이 발생한 단층과 인접한 경계면에 대하여 층간분리 손상에 대한 파손조건을 적용하여, 그 파손강도비 e_D 가 임계값에 도달하면 그 위치에서 층간분리가 발생한다고 가정하였다. 충격이 계속 진행되는 동안 시간단계별로 그 과정을 반복하여 층간분리가 성장하여 진전되는 형상과 충격이 완료된



90°/0° interface

Fig. 10 The predicted delamination size and shape of $[0_2/90_2]$ CFRP

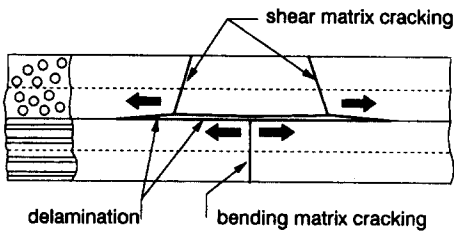
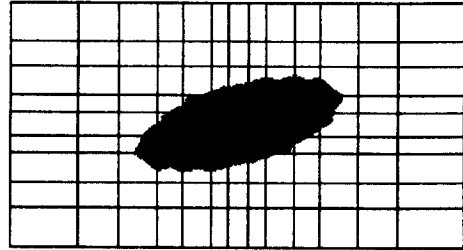


Fig. 11 The direction of delamination propagation in interfaces

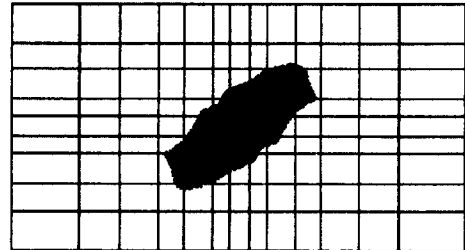
후의 최종적인 층간분리의 형상과 크기를 구하여 Fig. 10에 나타내었다.

강구의 충격에 의하여 적층각이 다른 두 경계면 가운데, 판의 아래 부분에 위치한 90°/0° 경계면에서 층간분리가 발생하였다. 층간분리의 형상에서 길이가 상대적으로 긴 종방향의 크기를 층간분리의 길이(length), 짧은 횡방향의 크기를 폭(width)이라 하였을 때, 길이방향은 x 축인 0° 방향을 향하고 있다. 즉, 층간분리의 길이방향은 경계면에 인접한 아래 0° 단층의 섬유방향과 일치함을 알 수 있다. 이러한 층간분리는 충격이 계속됨에 따라 응력성분의 증가로 인하여 계속 성장하게 되며, 어느 정도의 시간이 경과한 후에는 더 이상의 성장은 이루어지지 않고 그 형상과 크기를 유지하게 된다.

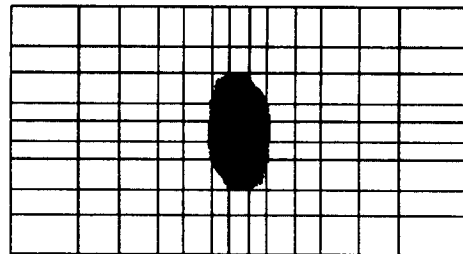
경계면에서 층간분리가 발생하는 방향을 살펴보면, Fig. 11과 같이 경계면의 아래에 위치한 0° 단층에서는 중앙에 단층의 두께방향과 평행한 하나의 굽힘모재균열이 존재하기 때문에 균열선단의 좌우로 층간분리가 진행된다. 그리고 경계면의 위에 위치한 90° 단층에서는 단층의 두께에 대해 약간 경사진 전단모재균열이 존재하기 때문에 경계면과 모재균열면이 이루는 각이 큰 방향으로 층간 분리가 진행된다.



(a) $[15_2/0_2]_s$



(b) $[45_2/0_2]_s$



(c) $[90_2/0_2]_s$

Fig. 12 The predicted delamination shape of $[\theta_2/0_2]$ CFRP

4.3 충격손상 특성

적층복합판의 충격손상에 대한 적층효과를 살펴 보기 위하여, 적층복합판의 표면에 위치한 단층의 적층각도를 변화시키어 그 영향을 고찰하였다. $[\theta_2/0_2]_s$ 와 $[\theta_2/90_2]_s$ 의 두 적층형태에 대하여 표면 단층의 적층각 θ 를 변화시켰다. 충격에 의하여 두 적층복합판에서는 판의 가장 아래 단층인 θ° 단층의 중앙지점에서 각각 하나의 굽힘모재균열이 발생하였으며, 다른 단층에서의 추가적인 모재균열은 발생하지 않았다.

단층에서 발생한 모재균열에 의하여 인접한 단층과의 경계면에서는 층간분리가 유발되어, $[\theta_2/0_2]_s$ 적층형태에서는 0°/ θ° 경계면에서, $[\theta_2/90_2]_s$ 적층형태에서는 90°/ θ° 경계면에서 층간분리가 발생하여 Fig. 12와 Fig. 13과 같은 최종적인 형상으로 성

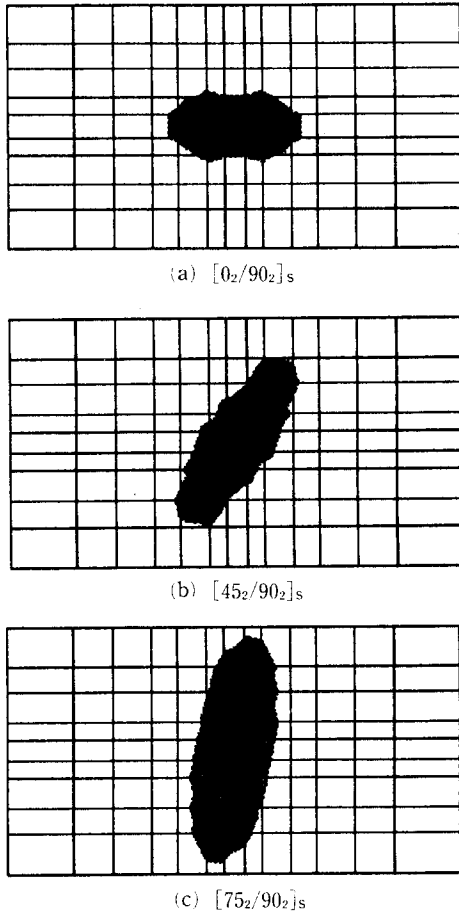


Fig. 13 The predicted delamination shape of $[\theta_2/90_2]$ CFRP

장하였다. 각 층간분리의 길이방향인 층방향은 적층형태에 따라 서로 다른 방향을 향하고 있으며, 그 방향은 경계면에 인접한 아래 단층의 적층각과 일치함을 알 수 있다. 따라서 층간분리는 경계면의 아래 단층의 섬유방향으로 진전됨을 알 수 있다.

적층복합판의 두께변화에 대한 충격손상의 영향을 알아보기 위하여, 적층형태는 동일하게 유지하면서 적층단층의 수를 다르게 하여 판의 두께를 변화시키어 충격손상을 고찰하였다. $[90_4/0_4]_s$ 의 적층복합판에서는 최초의 모재균열이 Fig. 14(a)와 같이 중립면에 인접한 8번째 단층인 0° 단층에서 충격지점에서 상하로 약간 떨어진 두 지점에서 발생하였다. 이 모재균열은 주로 횡방향 층간전단응력에 의해서 지배되는 전단모재균열의 형태가 된다. 충격이 계속 진행됨에 따라 Fig. 14(b)와 같이, 판

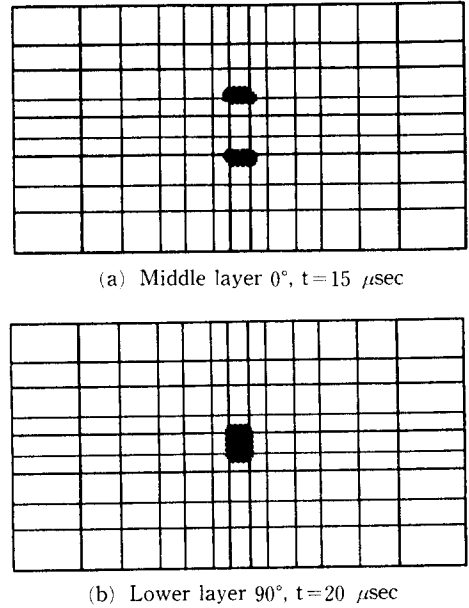
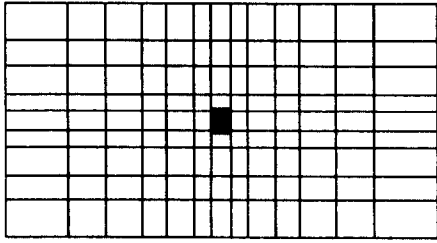


Fig. 14 The location of the matrix cracking of $[90_4/0_4]$ CFRP

의 하부 표면에 위치한 첫번째 90° 단층에서도 중앙지점에 또 다른 모재균열이 발생하였다. 이 모재균열은 횡방향 면내 인장응력에 의해서 주로 지배되는 굽힘모재균열의 형태가 된다.

동일한 조건에서 적층단층의 수를 1/2로 감소시킨 $[90_2/0_2]_s$ 적층복합판에서는 Fig. 15와 같이 판의 하부 표면에 위치한 첫번째 90° 단층에서 모재균열이 발생하였다. 이 모재균열은 판의 중앙지점에서 발생하며, 횡방향 면내 인장응력에 의해서 주로 지배되는 굽힘모재균열의 형태가 된다. 충격이 계속되는 동안 다른 단층에서의 추가적인 모재균열은 예측되지 않는다.

이상의 결과로부터, 상대적으로 두께가 두꺼운 적층복합판은 충격에 의하여, 최초의 모재균열은 판의 중립면에 인접한 단층에서 발생하고, 두께가 얇은 적층복합판은 판의 표면에 위치한 가장 아래 단층에서 발생하였다. 이는 판의 두께가 얇은 경우 충격에 의한 판의 굽힘변형이 상대적으로 크게 나타나서 굽힘에 의한 횡방향 면내응력이 크게 발생하기 때문에, 상대적으로 횡방향 면내응력에 크게 지배되는 판의 가장 아래 단층에서 모재균열이 발생한다. 그리고 두께가 두꺼운 경우 판의 강성이 상대적으로 크기 때문에 굽힘에 의한 횡방향 면내응력은 비교적 작게 나타나기 때문에 횡방향 층간



Lower layer 90°, t = 20 μsec

Fig. 15 The location of the matrix cracking of [90₂/0₂] CFRP

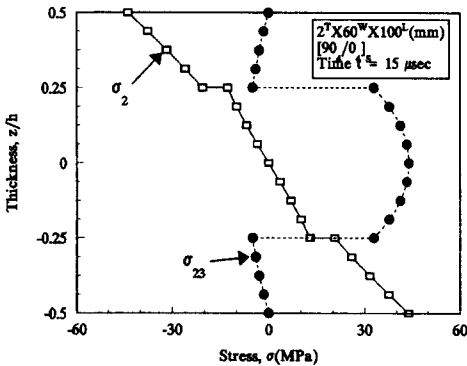


Fig. 16 The stress distributions of [90₄/0₄] CFRP

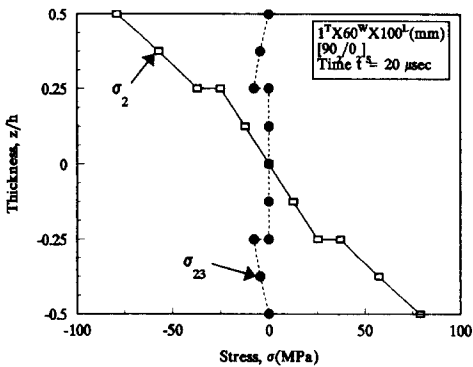


Fig. 17 The stress distributions of [90₂/0₂] CFRP

전단응력이 크게 나타나는 중립면에 인접한 단층에서 모재균열이 먼저 발생할 수 있다. 이와 같은 응력의 두께에 따른 분포를 Fig. 16과 Fig. 17에 나타내었다.

5. 결 론

적층복합판의 횡방향 전단변형을 고려한 고차전

단변형이론에 기초한 응력해석과 적층복합재의 모재균열 및 층간분리에 대한 파손조건을 적용한 손상해석을 연계한 충격손상 유한요소해석을 행함으로써, 횡방향 충격을 받는 적층복합판의 모재균열 및 층간분리 손상의 특성을 연구한 결과, 다음과 같은 결론을 얻었다.

(1) 충격에 의하여 적층복합판에 발생하는 모재균열은 중립면에 인접한 단층에서는 횡방향 층간전단응력에 의해 크게 지배되는 한 쌍의 전단모재균열이 발생하고, 판의 표면에 위치한 단층에서는 굽힘에 의한 횡방향 면내응력에 의해 크게 지배되는 하나의 굽힘모재균열이 발생한다.

(2) 두께가 상대적으로 두꺼운 적층복합판에서는 중립면에 인접한 단층에서 최초의 전단모재균열이 발생하고, 상대적으로 얇은 적층복합판에서는 판의 표면에 위치한 단층에서 최초의 굽힘모재균열이 발생한다.

(3) 충격에 의한 적층복합판의 경계면에 발생하는 층간분리는 폭방향보다는 길이방향으로 더 크게 성장하며, 층간분리의 진전방향인 종방향은 항상 경계면에 인접한 아래 단층의 섬유방향을 향한다.

후 기

본 연구는 1994년도 한국학술진흥재단의 자유공모과제 연구비지원으로 이루어졌으며, 이에 관계자 여러분께 감사드립니다.

참고문헌

- (1) Shivakumar, K. N., Elber, W. and Illg, W., 1985, "Prediction of Low-Velocity Impact Damage in Thin Circular Laminates," *AIAA Journal*, Vol. 23, No. 3, pp. 442~449.
- (2) Wu., H. T. and Springer, G. S., 1989, "Measurement of Matrix Cracking and Delamination Caused by Impact on Composite Plates," *Journal of Composite Materials*, Vol. 22., June pp. 518~532.
- (3) Wu., H. T. and Springer, G. S., 1988, "Impact-Induced Stresses, Strains, and Delaminations in Composite Plates," *Journal of Composite Materials*, Vol. 22., June pp. 533~560.
- (4) Choi, H. Y., Downs, R. J. and Chang, F. K.,

- 1991, "A New Approach Toward Understanding Damage Mechanisms and Mechanics of Laminated Composites Due to Low-Velocity Impact: Part I - Experiments," *Journal of Composite Materials*, Vol. 25-August, pp. 992~11011.
- (5) Choi, H. Y., Downs, R. J. and Chang, F. K., 1991, "A New Approach toward Understanding Damage Mechanisms and Mechanics of Laminated Composites Due to Low-Velocity Impact: Part II-Analysis," *Journal of Composite Materials*, Vol. 25-August, pp. 1012~1038.
- (6) Choi, H. Y. and Chang, F. K., 1992, "A Model for Predicting Damage in Graphite/Epoxy Laminated Composites Resulting from Low-Velocity Point Impact," *Journal of Composite Materials*, Vol. 26, No. 14, pp. 2134~2169.
- (7) Liu, S., Kutlu, Z. and Chang, F. K., 1993, "Matrix Cracking and Delamination in Laminated Composite Beams Subjected to a Transverse Concentrated Line Load," *Journal of Composite Materials*, Vol. 27, No. 5, pp. 436~470.
- (8) Reddy, J. N., 1984, "A Simple Higher-Order Theory for Laminated Composite Plates," *Journal of Applied Mechanics, Trans. ASME*, pp. 745~752.
- (9) Jones, R. H., 1975, *Mechanics of Composite Materials*, McGRAW-HILL.
- (10) Reddy, J. N., 1984, *Energy and Variational Methods in Applied Mechanics*, John Wiley and Sons.
- (11) Yang, S. H. and Sun, C. T., 1977, "Indentation Law for Composite Laminates," *ASTM STP617*, pp. 427~440.
- (12) Hashin, Z., 1980, "Failure Criteria for Unidirectional Fiber Composites," *Journal of Applied Mechanics*, Vol. 47, June, pp. 329~334.
- (13) Aggour, H. and Sun, C. T., 1988, "Finite Element Analysis of a Laminated Composite Plate Subjected to Circularly Distributed Central Impact Loading," *J. Computers and Structures*, Vol. 28, pp. 729~736.
- (14) Williams, J. G., 1988, "On the Calculations of Energy Release Rates for Cracked Laminates," *Int'l Journal of Fracture*, Vol. 36, pp. 101~119.
- (15) Sun, C. T. and Manoharan, M. G., 1989, "Growth of Delamination Cracks Due to Bending in a $[90_5/0_5/90_5]$ Laminate," *Composite Science and Technology*, Vol. 34, pp. 365~377.