論文 한국정밀공학회지 제14권 제7호 (1997년 7월)
Journal of the Korean Society of Precision Engineering Vol. 14. No. 7. July. 1997.

충격하중을 받는 CFRP 적층복합재의 충격손상에 관한 연구

김 문 생*, 박 승 범**

Impact Damage of CFRP Laminated Composites Subjected to Impact Loading

Moon-Saeng Kim*, Seung-Bum Park**

ABSTRACT

An investigation was performed to study the impact damage in CFRP laminated composites subjected to impact loading. A finite element model has been developed for predicting the impact damage in laminated composite plates resulting from the ballistic impact. The finite element model was based on the higher-order shear deformation theory and was used to predict the initial intraply matrix cracking and the shape and size of interface delamination in laminated composites.

Numerical simulation was performed and then the initiation of the matrix cracking and the shape and size of impacted induced delamination were predicted, and the results were compared with those of impact experiments with the same dimension and stacking sequences. A linear relationship holds between impact velocity and length and width of delamination. As impact velocity is increased, the increase of delamination length is higher than the increase of delamination width.

Key Words: Impact Damage(충격손상), Shear Matrix Cracking(전단모재균열), Bending Matrix Cracking(굽힘모재균열), Delamination(층간분리), Failure Criteria(파손조건)

1. 서 론

항공 우주 산업의 발달과 더불어 재료의 경량화 문제가 대두되면서 신소재의 개발과 함께 급속한 발전을 가져온 섬유강화 복합재료는 스포츠용품, 자동차산업등 여러 분야에 사용되고 있다. 그러나 이러한 섬유강화 복합재료는 두께 방향의 상대적인 강화의 결핍으로 인하여 충격에 매우 취약하다는 점이 주요한 관심이 되어 왔다[1]. 비록 적은 양의 충격에너지라 하더라도 복합재 구조물은 상당한 손상이 발생하며, 현저한 강도 저하에 의하여 복합재 구조물의 갑작스런 파괴를 일으키게 된다. 특히 이러한 복합재료는 충격을 받기 쉬운 제트 엔진 팬, 터빈 날개, 항공기, 미사일 등의 구조물에 많이 사용되고 있다.

충격에 의하여 적층복합재에 나타나는 주요한 손상에는 단층(layer)의 모재균열(matrix cracking) 손상과 경계면(interface)에서의 층간분리(delamination) 손상이 있다. 이러한 충격손상들은 복합재의 내부에서 발생하는 손상으로 외부에 나타나지 않지만, 복합재 구조물의 강도

* 부산대학교 기계설계공학과, 기계기술연구소
** 부산대학교 기계기술연구소

를 저하시키어 파괴를 일으키는 주요한 원인이 되기 때문에 안전성 측면에서 더욱 중요하게 된다.

충격하중이 작용하는 경우에는 정하중에 비해서 횡방향의 전단응력이 매우 크게 나타나며, 이로 인하여 모재균열이 야기된다. 이 모재균열 손상은 적층복합재의 횡방향 강도를 저하시킬뿐만 아니라, 균열 선단에서의 국부적인 응력집중으로 인하여 단층과 단층의 경계면에서 층간분리를 유발하게 된다. 이러한 층간분리는 복합재의 강도저하를 가져와서 구조물의 최종적인 파괴에 큰 영향을 미친다.

이와 같이 복합재 구조물의 파괴에 직접적인 원인이 되는 충격 손상에 대한 연구는 안전성과 수명 예측에 있어서 중요하기 때문에 많은 연구가 이루어지고 있다[2-7]. 그러나 적층복합재는 다수의 직교 이방성 재료가 임의의 방향으로 적층되어 있고 각 단층에서 불연속인 응력상태가 되어 해석상의 어려움으로 인하여, 충격에 의하여 발생하는 모재균열과 층간분리 손상을 정확히 모델링하기 어렵기 때문에 충격손상에 대한 연구는 아직도 미비한 실정이며 더 많은 연구가 이루어져야 한다.

따라서 본 논문에서는 섬유강화 적층복합재가 외부 물체의 충격을 받는 경우 적층복합재 내부에 발생하는 모재균열과 층간분리 손상에 대하여 연구하였다. 이를 위하여 횡방향 충격을 받는 적층복합판에 대하여 고차전단변형이론에 기초하여 모재균열 및 층간분리 손상에 대한 파손조건을 연계한 충격 손상 유한요소 프로그램을 개발하였다. 이로부터 적층복합재의 단층내에서 발생하는 모재균열의 위치를 예측하고 단층과 단층사이의 경계면에서 발생하는 층간분리의 형상 및 크기를 예측하였으며, 충격실험을 행하여 손상을 받은 CFRP 시험편의 내부손상을 초음파탐조영상장치로 관찰하여 유한요소해석에 의한 결과와 비교 검토하였다. 그리고 충격손상을 일으키는 충격자의 충격속도와 경계면에 발생하는 층간분리 손상의 크기의 관계에 대하여 연구하였다.

2. 이 론 해 석

2.1 적층복합판이론

이질, 이방성 재료로 구성되어 있는 적층복합판의 횡방향 전단변형을 정확히 고려하기 위하여 Reddy의 고차전단변형이론에 기초하여, x축과 y축 방향의 변위 u_1과 u_2를 Fig.1과 같이 판의 두께에 따라 3차식으로 변화한다고 가정하면, 다음과 같다[8].

$$
\begin{aligned}
u_1 &= u + z[\varphi_x - \frac{4}{3}(\frac{z}{h})^2(\varphi_x + \frac{\partial w}{\partial x})] \\
u_2 &= v + z[\varphi_y - \frac{4}{3}(\frac{z}{h})^2(\varphi_y + \frac{\partial w}{\partial y})] \\
u_3 &= w
\end{aligned}
\tag{1}
$$

여기서 u,v,w는 판의 중립면에서의 각 변위성분이고, φ_x 와 φ_y 는 각각 x면과 y면의 회전성분이다.

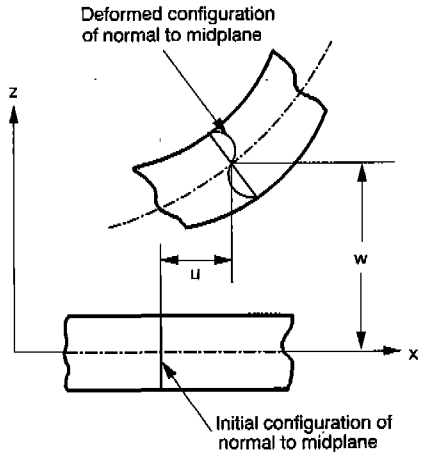


Fig.1 Geometry of deformation in x-z plane

그리고 균질, 직교이방성 재료인 얇은 일방향 섬유 강화 단층들이 임의의 방향으로 적층되어 있는 적층복합판의 임의의 k번째 단층에서의 응력과 변형률 관계는 다음과 같다[9].

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

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

식(1)의 변위성분과 식(2)의 구성방정식에 적합한 운동방정식을 유도하기 위하여 다음의 Hamilton의 원리를

이용한다.

$$\int_0^t \delta L dt = \int_0^t \delta[K-(V+U)]dt = 0 \qquad (3)$$

여기서, K, V, U는 각각 운동에너지, 위치에너지, 변형에너지이다.

이로부터 운동방정식은 다음과 같다.

$$\frac{\partial N_1}{\partial x}+\frac{\partial N_6}{\partial y} = I_1\ddot{u}+\bar{I}_2\ddot{\varphi}_x-\frac{4}{3h^2}I_4\frac{\partial \ddot{w}}{\partial x}$$

$$\frac{\partial N_6}{\partial x}+\frac{\partial N_2}{\partial y} = I_1\ddot{v}+\bar{I}_2\ddot{\varphi}_y-\frac{4}{3h^2}I_4\frac{\partial \ddot{w}}{\partial y}$$

$$\frac{\partial Q_1}{\partial x}+\frac{\partial Q_2}{\partial y}+q-\frac{4}{h^2}\left(\frac{\partial R_1}{\partial x}+\frac{\partial R_2}{\partial y}\right)+\frac{4}{3h^2}\left(\frac{\partial^2 P_1}{\partial x^2}+2\frac{\partial^2 P_6}{\partial x\partial y}+\frac{\partial^2 P_2}{\partial y^2}\right) \qquad (4)$$

$$=I_1\ddot{w}-\left(\frac{4}{3h^2}\right)^2 I_7\left(\frac{\partial^2\ddot{w}}{\partial x^2}+\frac{\partial^2\ddot{w}}{\partial y^2}\right)+\frac{4}{3h^2}I_4\left(\frac{\partial\ddot{u}}{\partial x}+\frac{\partial\ddot{v}}{\partial y}\right)+\frac{4}{3h^2}\bar{I}_5\left(\frac{\partial\ddot{\varphi}_x}{\partial x}+\frac{\partial\ddot{\varphi}_y}{\partial y}\right)$$

$$\frac{\partial M_1}{\partial x}+\frac{\partial M_6}{\partial y}-Q_1+\frac{4}{h^2}R_1-\frac{4}{3h^2}\left(\frac{\partial P_1}{\partial x}+\frac{\partial P_6}{\partial y}\right)=\bar{I}_2\ddot{u}+\bar{I}_3\ddot{\varphi}_x-\frac{4}{3h^2}\bar{I}_5\frac{\partial\ddot{w}}{\partial x}$$

$$\frac{\partial M_6}{\partial x}+\frac{\partial M_2}{\partial y}-Q_2+\frac{4}{h^2}R_2-\frac{4}{3h^2}\left(\frac{\partial P_6}{\partial x}+\frac{\partial P_2}{\partial y}\right)=\bar{I}_2\ddot{v}+\bar{I}_3\ddot{\varphi}_y-\frac{4}{3h^2}\bar{I}_5\frac{\partial\ddot{w}}{\partial y}$$

여기서 N_i, M_i, P_i, Q_i 및 R_i는 응력의 합력성분(stress resultants)으로

$$(N_i,\ M_i,\ P_i)=\int_{-h/2}^{h/2}\sigma_j(1,\ z,\ z^3)dz$$
$$(i=1,\ 2,\ 6;\ j=x,y,xy)$$
$$(Q_2,\ R_2)=\int_{-h/2}^{h/2}\sigma_{yz}(1,z^2)dz \qquad (5)$$
$$(Q_1,\ R_1)=\int_{-h/2}^{h/2}\sigma_{xz}(1,z^2)dz$$

이며, I_i와 $\bar{I}_i$는 관성항(inertia)으로서 다음과 같다[10].

$$(I_1,I_2,I_3,I_4,I_5,I_7)=\sum_{k=1}^{N}\int_{Z_k}^{Z_{k+1}}\rho^{(k)}(1,\ z,\ z^2,z^3,\ z^4,\ z^6)dz \qquad (6a)$$

$$\bar{I}_2=I_2-\frac{4}{3h^2}I_4,\ \bar{I}_5=I_5-\frac{4}{3h^2}I_7,$$
$$\bar{I}_3=I_3-\frac{8}{3h^2}I_5+\frac{16}{9h^4}I_7 \qquad (6b)$$

그리고 q(x,y,t)는 적층복합판에 작용하는 횡방향 하중으로, 충격시 강구와 적층복합판사이에 발생하는 접촉력(contact force)이 충격하중으로 작용한다.

2.2 파손이론

외부 물체의 충격에 의하여 적층복합재에 발생하는 충격손상가운데 주요한 손상의 형태로서 모재균열(matrix cracking)과 층간분리(delamination) 손상이 있으며, 이러한 손상은 복합재 구조물의 강도를 저하시키어 최종적인 파괴를 일으키는 직접적인 원인이 된다. 적층복합재는 직교 이방성 재료인 단층이 서로 다른 각도로 적층되어 있기 때문에, 모재균열과 층간분리 손상의 발생과 진전 메카니즘을 정확히 모델링하기는 어렵다. 지금까지의 여러 연구 결과에 의하면[4~7], 충격에 의하여 적층복합재 내부의 임의의 단층에서 한 쌍의 전단모재균열(shear matrix cracking) 또는 굽힘모재균열(bending matrix cracking)이 최초로 발생하고, 이러한 모재균열 선단에서 응력집중으로 인하여 층간분리가 유발되어 인접한 단층의 경계면을 따라 진전한다.

이와 같이 충격손상의 초기 파손 모드인 모재균열 손상은 단층내에서 섬유 방향을 따라 발생하며, Fig.2에서의 면내 수직응력(inplane normal stress) σ_2,횡방향 층간전단응력(interlaminar transverse shear stress) σ_{23},그리고 면외 수직응력(out-of plane normal stress) σ_3에 의해서 발생한다. 적층복합판의 임의의 k번째 단층의 모재균열 손상에 대한 파손조건은 다음과 같이 된다[11].

$$\left(\frac{\bar{\sigma}_2^k}{Y_t^k}\right)^2+\left(\frac{\bar{\sigma}_{23}^k}{S_i^k}\right)^2=e_M^2 \quad :Tensile\ \text{mode} \qquad (7a)$$

$$\frac{1}{Y_c^k}\left[\left(\frac{Y_c^k}{2S_i^k}\right)^2-1\right]\bar{\sigma}_2^k+\left(\frac{\bar{\sigma}_2^k}{2S_i^k}\right)^2+\left(\frac{\bar{\sigma}_{23}^k}{S_i^k}\right)^2=e_M^2 \quad :Compressive\ \text{mode} \qquad (7b)$$

여기서, e_M은 모재균열 손상에 대한 강도비(strength ratio)로서, e_M의 값이 파손임계값 1이 되면 모재균열이 발생한다. 그리고 S_i는 단층의 횡방향 층간전단강도(ply interlaminar transverse shear strength)이고, Y_t 및 Y_c는 횡방향 인장 및 압축 강도(ply transverse tensile and compressive strength) 이며, $\bar{\sigma}_2$와 $\bar{\sigma}_{23}$는 각각 단층에서의 평균 응력값이다.

단층의 모재균열 손상이 예측되면, 균열은 인접한 단층

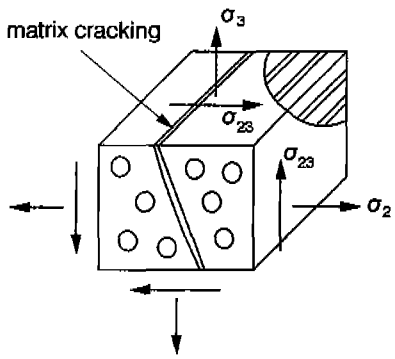


Fig.2 Stress components attributing to matrix cracking

과의 경계면(interface)까지 완전히 확장되며 균열의 수직 길이는 그 단층의 두께와 동일하다. 모재균열 손상의 형태에는 Fig.3과 같이 굽힘모재균열과 전단모재균열이 있다. 굽힘모재균열은 주로 적층복합판의 굽힘에 의한 면내응력 σ_2에 의해 가장 아래 단층에서 수직으로 발생하고, 전단모재균열은 횡방향 층간전단응력 σ_{23}에 의하여 적층복합판의 내부 단층에서 경사지게 발생한다.

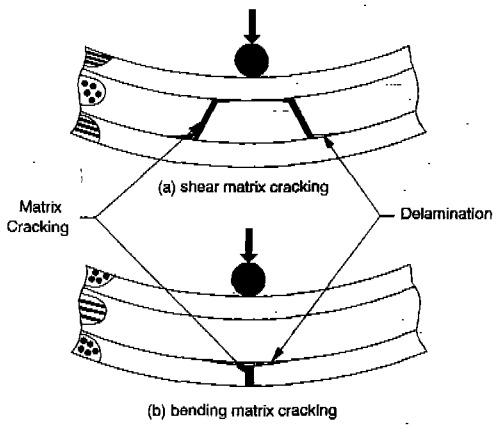


Fig.3 Basic impact damage mechanisms of laminated composites

적층복합판의 단층에서 모재균열이 발생하면 모재균열 선단에서의 응력집중에 의하여 균열선단에 인접한 단층들의 경계면이 분리되는 층간분리 손상이 발생한다. 전단모재균열에 의하여 발생하는 층간분리는 Fig.4와 같이 경계면에 인접한 윗단층의 횡방향 층간전단응력 σ_{23}와 아래 단층의 종방향 층간전단응력 σ_{13}에 의하여 지배된다. 그리고 굽힘모재균열에 의하여 발생하는 층간분리는 Fig.5와 같이 경계면에 인접한 아래단층의 종방향 층간전단응력 σ_{13}가 층간분리의 성장을 주로 지배하고 면내 굽힘응력 σ_2가 층간분리의 성장을 2차적으로 지배한다[12~14]. 경계면의 아래 단층에서의 σ_{13}와 σ_2가 충격에 의한 층간분리의 성장에 중요한 역할을 한다. 따라서 임의의 형태의 모재균열이 존재하는 경계면에 대한 층간분리의 파손조건을 나타내면 다음과 같다[6].

$$(\frac{\overline{\sigma}_{23}^{k+1}}{S_i^{k+1}})^2+(\frac{\overline{\sigma}_{13}^{k}}{S_i^{k}})^2+(\frac{\overline{\sigma}_{2}^{k}}{Y^{k}})^2=e_D^2 \qquad (8)$$

여기서 e_D는 층간분리손상에 대한 강도비(strength ratio)로서, e_D의 값이 파손 임계값 1이 되면 층간분리가 발생한다. 그리고 상첨자 k와 $k+1$은 경계면에 인접한 아래 단층과 위 단층을 각각 나타낸다.

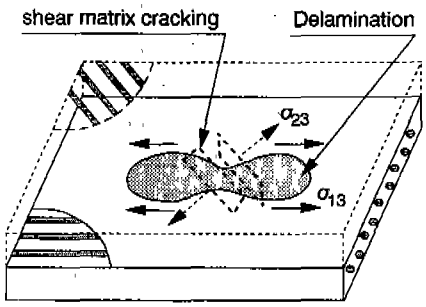


Fig.4 A schematic description of the delamination growth mechanism induced by a shear cracking in laminated composites

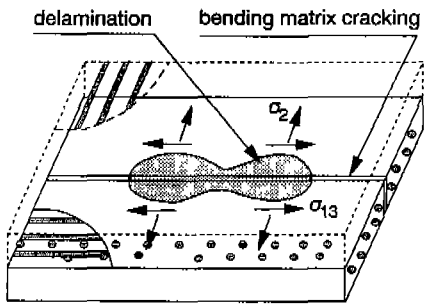


Fig.5 A schematic description of the delamination growth mechanism induced by a bending cracking in laminated composites

2.3 유한요소모델

이상과 같은 Reddy의 고차전단변형이론에 기초한 적

층복합판이론과 모재균열 및 층간분리 파손이론을 연계하여 횡방향 충격을 받는 적층복합판의 충격손상을 해석하기 위한 유한요소 프로그램을 개발하였다. 적층복합판의 변위성분에서 신장(extension), 굽힘(bending)항 외에 전단변형항을 포함하는 절점당 $u,v,w,\varphi_x,\varphi_y$ 의 5자유도를 갖는 2차 사변형요소를 유한요소모델로 사용하였다. 유한요소방정식의 강성행렬 구성시 shear locking 현상을 완화하기 위하여 감소적분법[15]을 사용하여, 평면과 굽힘변형에 대하여 완전적분을 하였으며, 횡방향 전단변형에 대해서는 감소적분을 하였다. 그리고 충격이 진행되는 동안의 시간과 관련된 문제의 해석을 위하여 시간간격에 대하여 가속도의 변화가 선형적이라 가정하여 시간적분을 행하였다.

충격 후 적층복합판의 각 단층에서 발생하는 응력성분을 구하여 모재균열 손상에 대한 파손조건을 적용하여 모재균열이 발생하는 단층과 그 위치를 구하였다. 모재균열이 발생한 단층과 인접한 단층의 경계면에 대하여 층간분리 손상에 대한 파손조건을 적용하여 층간분리가 발생하는 경계면과 그 형상을 구하였다. 이와 같은 과정을 충격이 완료될 때까지 계속 반복함으로써, 충격이 진행되는 동안 추가적으로 모재균열 손상이 발생하는 단층과 경계면에 발생하는 층간분리의 최종적인 형상과 크기를 구하였다. 이상과 같은 충격손상 유한요소 해석과정을 Fig.6의 흐름도(flow diagram)에 나타내었다.

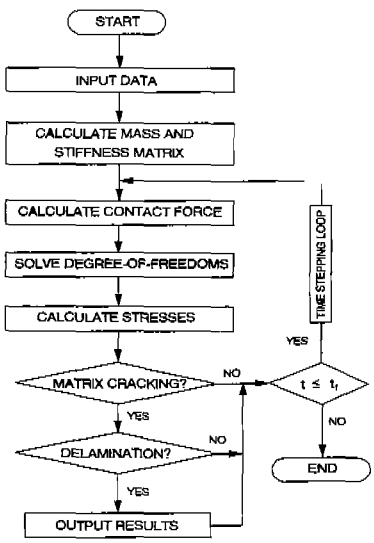


Fig.6 Flow diagram for impact damage analysis of laminated composite plates

3. 결 과 및 고 찰

3.1 모재균열 및 층간분리

26"×100'(mm) 크기의 양단 고정된 CFRP 적층복합판의 중앙에 반경 3.57mm의 강구가 충격을 가하는 경우에 대하여 해석하였다. $[\mp 45]_4$ 적층판에 55 m/s의 속도로 충격을 가하는 경우에 각 단층에 발생하는 모재균열의 위치와 시간을 Fig.7에 나타내었다.

강구의 충격에 의하여 최초의 모재균열은 시간 t=5μsec에서 판의 중립면 아래에 위치한 -45° 단층에서 발생하며, 판의 중앙을 기준으로 약간 떨어진 두 지점에서 동시

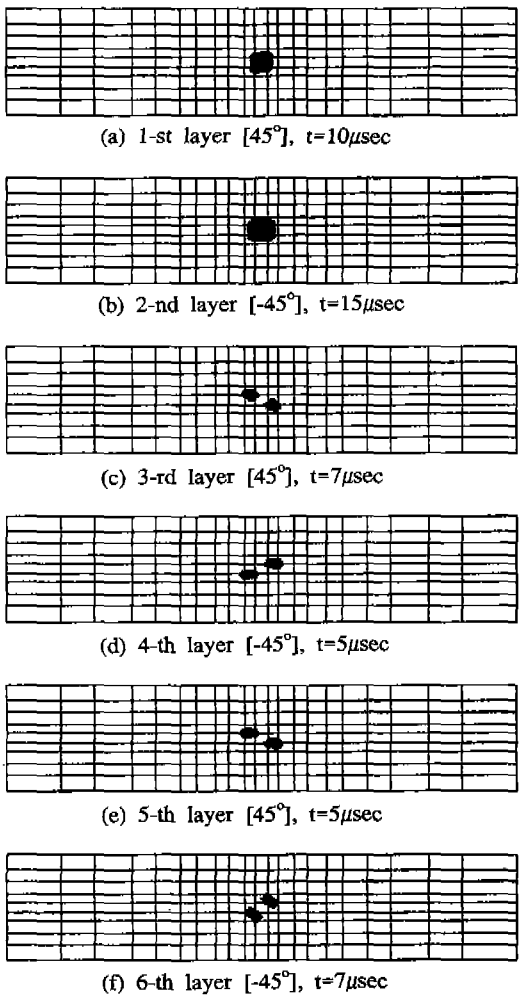
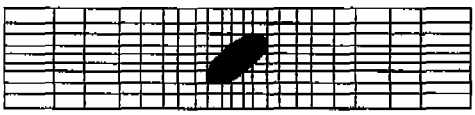


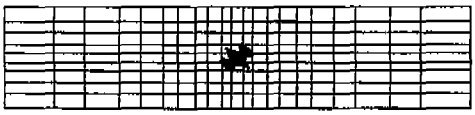
Fig.7 The predicted matrix cracking in each layers of $[\mp 45]_4$ CFRP

에 발생하였다. 이 모재균열이 발생하는 시간과 거의 동시에 바로 위의 45° 단층에서도 두 지점에서 동시에 모재균열이 발생하였다. 뒤이어 시간 t=7μsec에서 3 번째 45° 단층과 6 번째 -45° 단층에서 거의 동시에 각각 두 개의 모재균열이 발생하였다. 이러한 단층들에서 발생한 모재균열은 충격 지점인 판의 중앙에서 약간 떨어진 두 지점에서 동시에 발생하며, 상대적으로 횡방향 층간 전단 응력에 크게 지배되는 전단 모재균열의 형태가 되어 균열면이 단층의 두께에 약간 경사지게 발생한다.

그리고 약간의 시간이 경과한 후, 시간 t=10μsec에서 판의 가장 아래에 위치한 45° 단층에서 추가적인 모재균열이 판의 중앙 지점에서 발생하였고, 이어서 t=15μsec에서 2 번째 단층인 -45° 단층에서도 판의 중앙 지점에 하나의 모재균열이 발생하였다. 이 두 단층에서 발생한 모재균열은 상대적으로 횡방향 면내 응력에 의하여 크게 지배되는 굽힘 모재균열의 형태가 되며, 판의 두께방향으로 수직하게 균열면이 존재하게 된다. 이 후 충격이 계속됨에 따라 추가적인 모재균열은 발생하지 않으며, 모재균열이 존재하는 단층에 인접한 경계면에서는 층간분리가 유발된다.

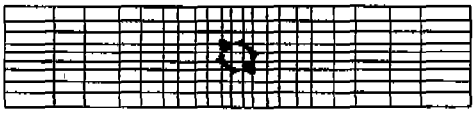


(a) 1-st interface -45°/45°



(b) 2-nd interface 45°/-45°

(c) 3-rd interface -45°/45°

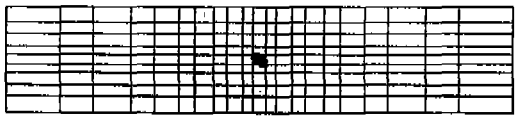


(d) 4-th interface 45°/-45°

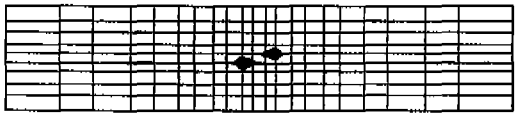
Fig.8 The predicted delamination size and shape of $[\mp 45]_4$ CFRP

강구의 충격에 의하여 경계면에 발생한 층간분리의 최종적인 형상을 Fig.8에 나타내었다. 판의 가장 아래 단층에 인접한 첫 번째 -45°/45° 경계면에서는 다른 경계면에 비해서 상당히 큰 층간분리가 발생하였으며, 층간분리의 길이방향은 45° 방향을 향하고 있으며, 이 방향은 경계면의 아래 단층의 섬유방향인 45° 방향과 일치함을 볼 수 있다. 2 번째 45°/-45° 경계면과 3 번째 -45°/45° 경계면 그리고 4 번째 45°/-45° 경계면에서는 층간분리가 약간 성장한 후, 성장이 중단된 상태로 머물고 있는 단계에 있음을 볼 수 있으며, 판의 중립면의 윗 부분에 위치한 경계면들에서는 층간 분리가 발생하지 않았다.

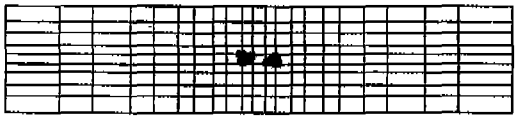
그리고 $[45/90/-45/0]_2$ 적층복합판에 55 m/s의 속도로 충격을 받는 경우에 각 단층에 발생하는 모재균열의 위치를 Fig.9에 나타내었다. 강구의 충격 후 최초의 모재균열은 t=4μsec에서 판의 중립면 아래에 위치한 4 번째 45° 단층에서 발생하였으며, 판의 중앙을 기준으로 약간



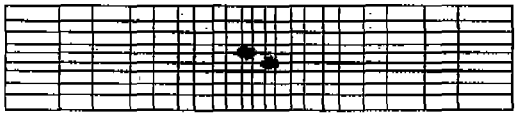
(a) 1-st layer [0°], t=7μsec



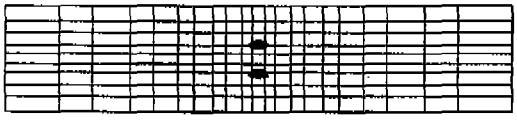
(b) 2-nd layer [-45°], t=6μsec



(c) 3-rd layer [90°], t=5μsec



(d) 4-th layer [45°], t=4μsec



(e) 5-th layer [0°], t=5μsec

Fig.9 The predicted matrix cracking in each layers of $[45/90/-45/0]_2$ CFRP

떨어진 두 지점에서 발생하였다. 뒤이어 5 번째 0° 단층과 3 번째 90° 단층 그리고 2 번째 -45° 단층에서 연속적으로 각각 두 지점에서 모재균열이 발생하였다. 이러한 모재균열은 상대적으로 횡방향 층간전단응력에 크게 지배된 한 쌍의 전단 모재균열의 형태가 된다. 그리고 이어서 판의 가장 아래 단층인 0° 단층에서 횡방향 면내응력에 의해서 크게 지배되는 하나의 굽힘 모재균열이 판의 중앙에서 발생하였다. 이 후 다른 추가적인 모재균열은 발생하지 않았다.

충격 후 각 경계면에 발생한 층간분리의 최종적인 형상을 Fig.10에 나타내었다. 첫 번째 경계면인 -45°/0° 경계면에서 가장 큰 층간분리가 발생하였으며, 층간분리의 길이방향이 경계면의 아래 단층의 섬유 방향인 0° 방향을 향함을 볼 수 있다. 2 번째 90°/-45° 경계면에서도 경계면의 아래 단층의 섬유방향인 -45° 방향으로 다소 큰 층간분리가 발생하였다. 그리고 판의 중립면과 일치하는 4 번째 0°/45° 경계면에서는 층간분리가 성장하려는 단계에 있음을 보여주며, 다른 경계면에 대해서는 층간분리가 발생하지 않았다.

이상과 같은 결과를 충격실험[16]에 의한 결과와 비교하여 보면, 충격을 받은 CFRP 적층복합판의 내부 손상을 관찰하기 위하여 초음파 탐조 영상 장치로 촬영한 사진을 적층형태에 대하여 Fig.11과 Fig.12에 각각 나타내었다. 강구의 충격 속도가 증가함에 따라 적층복합재는 충격 손상은 증가하여 손상 영역이 판 전체로 확대되어 감을 알 수 있다.

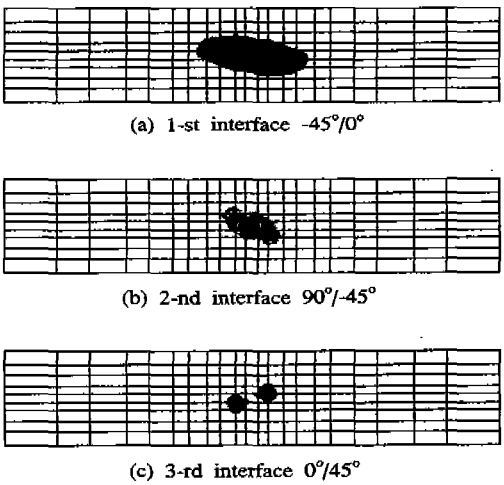


Fig.10 The predicted delamination size and shape of $[45/90/-45/0]_2$ CFRP

속도 55 m/s의 충격을 받는 $[\mp 45]_4$ 적층복합판의 손상을 나타낸 Fig.11(b)를 살펴보면, 45° 방향으로 길게 위치한 손상영역은 Fig.8(a)의 첫 번째 경계면에서 발생한 층간분리 손상을 나타내고, 비교적 짧게 위치한 손상영역은 Fig.8(c)의 3 번째 경계면에서 발생한 층간분리 손상을 나타내며, 가운데 부분의 손상영역은 Fig.8(d)의 4 번째 경계면에서 발생한 층간분리 손상을 나타낸다. 그리고 Fig.11(c)의 45° 방향과 -45° 방향의 가는 선은 단층에서 발생한 모재균열 손상을 나타낸다.

$[45/90/-45/0]_2$ 적층복합판의 손상을 나타낸 Fig.12(b)의 0° 방향의 큰 손상영역은 Fig.10(a)의 첫 번째 경계면에 발생한 층간분리 손상을 나타내며, Fig.10(c)의 중앙 부분에 분포하는 손상영역은 Fig.10(b)의 2 번째 경계면과 Fig.10(c)의 4 번째 경계면에서의 층간분리 손상을 나타낸다. 충격 속도가 증가함에 따라 상대적으로 크게 발생하는 첫 번째 경계면에서의 층간분리가 판의 고정단으로 그 손상 영역이 확대되어 간다.

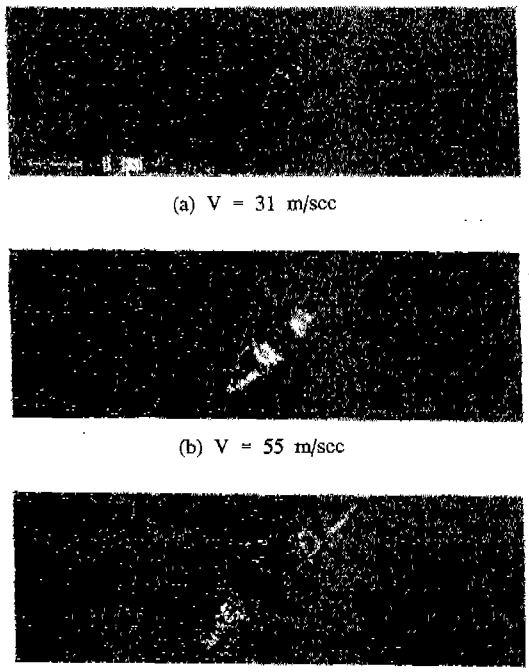
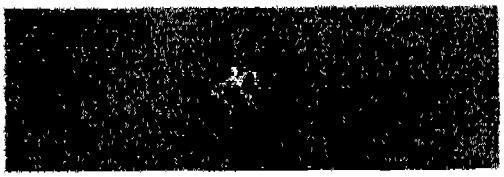
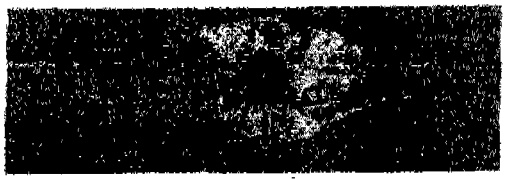


Fig.11 The scanning of impacted $[\mp 45]_4$ CFRP



(a) V = 38 m/sec

(b) V = 55 m/sec



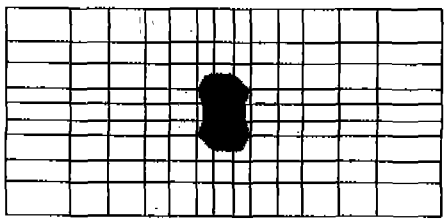
(c) V = 77 m/sec

Fig.12 The scanning of impacted $[45/90/-45/0]_2$ CFRP

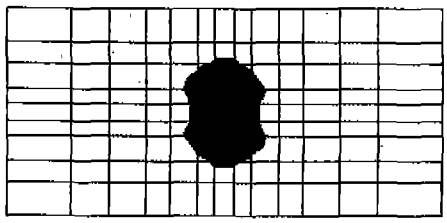
3.2 층간분리의 크기

강구의 횡방향 충격에 의하여 적층복합판의 경계면에 발생하는 층간분리의 크기와 충격속도사이의 관계를 살펴보기 위하여, 동일한 조건을 가지는 적층복합판에 강구의 충격속도를 변화시키면서 각 속도에 대한 층간분리의 크기를 구하였다. 반경 6.35 mm와 3.175mm의 강구가 $[90_2/0_2]_S$ 와 $[0_2/90_2]_S$ 적층복합판에 충격을 가하는 경우에 대하여 해석하였다. 강구의 충격에 의하여 판의 가장 아래 단층의 충격지점에서 하나의 굽힘 모재 균열이 발생하였으며, 이 단층과 인접한 단층과의 경계면인 첫 번째 경계면에서 층간분리가 유발되고 충격이 계속됨에 따라 성장하게 된다. 충격이 완료된 후의 최종적인 층간분리의 형상을 Fig.13과 Fig.14에 나타내었다. 층간분리의 형상은 적층형태에 따라 서로 다른 방향을 향하고 있음을 알 수 있고, 그 방향은 경계면에 인접한 아래 단층의 섬유방향과 일치함을 알 수 있다. 충격속도가 증가함에 따라 층간분리의 크기는 증가함을 알 수 있다.

그리고 층간분리의 크기는 종방향의 길이와 횡방향의 폭으로 표현하여, 각 충격속도에 대하여 계산하여

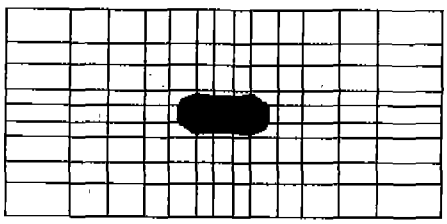


(a) V=20 m/sec, 0°/90° interface

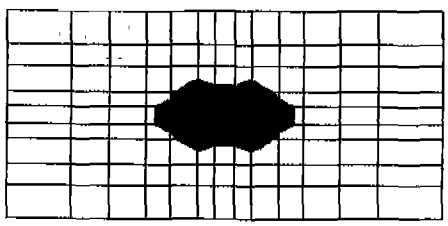


(b) V=30 m/sec, 0°/90° interface

Fig.13 The predicted delamination shape of $[90_2/0_2]_S$ CFRP subjected to R=6.35 mm steel ball



(a) V=20 m/sec, 90°/0° interface



(b) V=30 m/sec, 90°/0° interface

Fig.14 The predicted delamination shape of $[0_2/90_2]_S$ CFRP subjected to R=6.35 mm steel ball

Fig.15와 Fig.16에 나타내었다. 층간분리 손상이 발생하는 충격속도 범위에서 층간분리의 크기인 길이와 폭은 충격속도의 증가에 따라 거의 선형적으로 증가함을 알 수 있다. 충격속도의 증가에 따라 횡방향의 폭의 증가보다 종방향의 길이의 증가가 더 크게 나타나는데, 이는 층간

분리의 성장, 즉 진전은 종방향으로 이루어지는 것을 나타낸다.

그리고 강구의 크기와 판의 적층형태등 여러 가지 조건에 따라 충격 손상을 일으키는데 필요한 최소의 충격속도가 각각 존재하게 된다. 따라서 복합재 구조물의 설계시 이러한 충격속도를 고려함으로써 안전성을 부여할 수 있다.

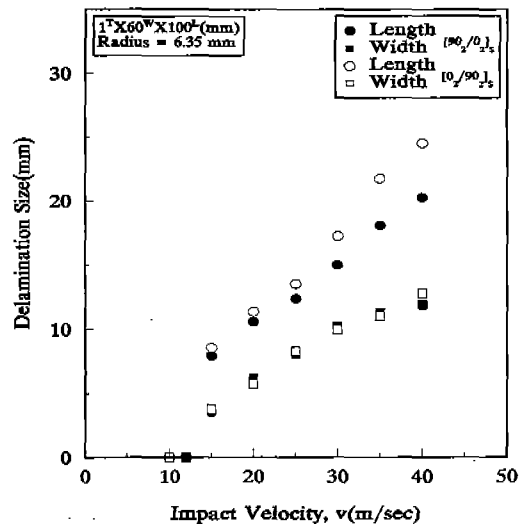


Fig.15 The predicted delamination length and width of CFRP subjected to R=6.35 mm steel ball

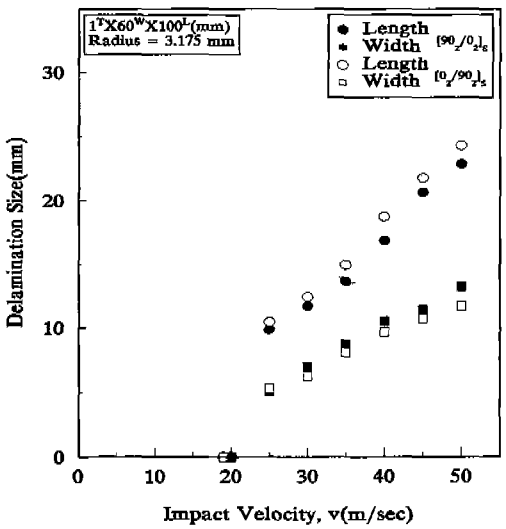


Fig.16 The predicted delamination length and width of CFRP subjected to R=3.175 mm steel ball

4. 결 론

본 연구에서는 횡방향 충격하중을 받는 적층복합재의 충격손상을 연구하기 위하여, 고차전단변형이론에 기초한 적층복합판이론에 모재균열 및 층간분리의 파손조건을 연계한 충격손상 유한요소 프로그램을 개발하였다. 유한요소해석을 행하여 충격에 의한 모재균열 손상이 발생하는 단층과 위치를 예측하였으며, 층간분리 손상이 발생하는 경계면과 크기 및 형상을 예측하였다. 또한 유한요소해석에 의한 결과를 충격실험에 의한 결과와 비교 검토함으로써 개발한 유한요소프로그램이 충격을 받는 적층복합재의 충격손상을 해석하는데 유용하게 사용될 수 있음을 확인하였다.

그리고 모재균열로부터 유발되는 층간분리는 충격이 계속 진행됨에 따라 경계면을 따라 진전되며, 길이방향은 경계면의 아래 단층의 섬유방향을 향한다. 충격을 가하는 외부 물체의 충격속도가 증가함에 따라 층간분리의 길이와 폭은 거의 선형적으로 증가하여, 층간분리의 크기, 즉 면적은 충격에너지에 선형적으로 증가함을 알 수 있다. 그리고 횡방향의 폭의 증가율 보다 종방향의 길이의 증가율이 더 크게 나타났으며, 이로부터 층간분리의 진전은 주로 종방향인 길이방향으로 진행됨을 알 수 있다.

참 고 문 헌

1. ASTM, Foreign Object Impact Damage to Composites, STP568, 1973.
2. Wu., H.T., and Springer, G.S., "Measurement of Matrix Cracking and Delamination Caused by Impact on Composite Plates", Journal, of Composite Materials, Vol.22., June, pp.518~532, 1988.
3. Wu., H.T., and Springer, G.S., "Impact Induced Stresses, Strains, and Delaminations in Composite Plates", Journal of Composite Materials, Vol.22., June, pp.533~560, 1988.
4. Choi, H.Y., Downs, R.J., and Chang, F.K., "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.992~1011, 1991.

5. Choi, H.Y., Downs, Wu, H.T., and Chang, F.K., "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, 1991.
6. Choi, H.Y., and Chang, F.K., "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, 1992.
7. Liu, S., Kutlu, Z., and Chang, F.K., "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, 1993.
8. Reddy, J.N., "A Simple Higher-Order Theory for Laminated Composite Plates", Journal of Applied Mechanics, Trans. ASME, Vol.51, pp.745~752, 1984.
9. Jones, R.M., Mechanics of Composite Materials, McGRAW-HILL, 1975.
10. Reddy, J.N., Energy and Variational Methods in Applied Mechanics, John Wiley and Sons, 1984.
11. Hashin, Z., "Failure Criteria for Unidirectional Fiber Composites", Journal of Applied Mechanics, Trans. ASME, Vol.47, pp.329~334, June 1980.
12. Aggour, H. and Sun, C.T., "Finite Element Analysis of a Laminated Composite Plate Subjected to Circularly Distributed Central Impact Loading", J. Computers and Structures, Vol.28, pp.729~736, 1988.
13. Williams, J.G., "On the Calculation of Energy Release Rates for Cracked Laminates", Int'l Journal of Fracture, Vol.36, pp.101~119, 1988.
14. Sun, C.T. and Manoharan, M.G., "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, 1989.
15. Zienkiewicz, O.C., Tayler, R.L., and Too, J.M., "Reduced Integration Technique in General Analysis of Plates and Shells", Int'l J. Num. Meth. Engng., Vol.3, pp275~290, 1971.
16. 김문생, 김남식, 박승범, "고속 충격실험에 의한 적층 복합재의 파동전파에 관한 연구", 대한기계학회 논문집, 제17권, 제8호, pp1931~1939, 1993.