

# 저속충격을 받는 복합적층판의 두께 변화에 따른 충격거동 조사

## Investigation of Impact Behavior by Thickness variation of Laminated Composite Subjected to Low-Velocity Impact

권 숙 준\*  
Kwon, Suk-Jun

전 진 형\*\*  
Jeon, Jin-Hyung

김 승 덕\*\*\*  
Kim, Seung-Deog

### 요 약

본 논문에서는 유한요소법을 이용하여 저속충격을 받는 복합적층판(Graphite/Epoxy)의 충격과도응답을 조사한다. 판의 대처짐을 고려한 von-Karman 이론에 Mindlin의 전단변형 효과와 회전관성 효과를 포함한 비선형 이론을 도입한다. 과도응답의 수렴은 정적만입실험을 통해 얻은 접촉법칙을 사용하며, 다양한 복합적층판의 두께 변화에 따른 접촉력, 변위응답, 변형률 등을 조사하여 비교·분석한다.

### Abstract

In this study, impact transient responses of (Graphite/Epoxy) laminated composite subjected to low-velocity impact are investigated using a finite element method. Dynamic von-Karman plate equations considering large deflection of plate are modified to include the effect of transverse shear deformations as in Mindlin plate theory and also the rotary inertia effect is considered. The convergence of transient responses is used contact law established through the static indentation test. We investigate displacements, contact forces and strains by thickness variation of various laminated composite. We compare and analyze each results.

키워드 : 비선형해석, 유한요소법, 복합적층판, 충격과도응답, 접촉법칙

Keywords : nonlinear analysis, finite element method, laminated composite, impact transient response, contact law

## 1. 서 론

### 1.1 연구배경

복합재료는 일반 금속 재료에 비해 높은 비강도, 비강성을 지닌다. 또한 무게비 강도 및 강성도가 우수하며, 섬유 방향 및 적층 순서의 변화에 따른 유동적인 이방성의 기계적 성질을 지닌다. 그래서 최

근 건축·토목 분야뿐 만 아니라 자동차 산업 및 조선산업, 항공우주산업, 수송기계산업, 방위산업과 각종 스포츠 및 레저용품 관련 산업 등 폭 넓은 산업 분야에서 사용되고 있다. 그러나 이러한 복합재료는 두께 방향에 대한 상대적인 강화의 결핍으로 인한 충격하중에 상당히 취약하여 충격에 의한 손상을 받기 쉽다는 점이 주요 관심을 가져왔다.

충격 손상은 접촉면을 포함하는 작은 영역에 한정되며 손상정도는 외부 물체와 구조물 사이의 접촉력에 의존하므로 이에 대한 이론적인 연구는 오래 전부터 행해졌다. 이론적인 어려움을 해소하고자 Hertz는 마찰이 없는 타원접촉의 정적 해를 구하여 접촉문제의 공학적 접근을 시도하였다. 이 때 한 쪽

\* 학생회원, 세명대학교 건축공학과 석사과정

E-mail : escoleo2002@yahoo.co.kr

\*\* 정회원, 세명대학교 건축공학과 공학석사

E-mail : offly@naver.com

\*\*\* 정회원, 세명대학교 건축공학과 부교수, 공학박사

Tel: 043-649-1326 Fax:043-649-1326

E-mail : sabinus@semyung.ac.kr

구의 반지름을 무한대로 하면 구와 반무한체와의 접촉법칙을 얻게 된다. 이방성재료인 복합적층판의 충격문제 해석에도 충격하중인 접촉력해석을 위해 등방성 물체의 정적 접촉문제에 적용할 수 있는 Hertz의 법칙을 그대로 또는 수정하여 사용한 연구들이 있었다.<sup>[2]</sup> 그 외 충격하중을 실험결과에 기초하여 적절히 가정하여 복합적층판의 충격문제를 해석하거나, 스프링 끝에 질량을 매단 탄성적 모델을 사용하여 충격문제를 해석한 연구가 있다<sup>[1,3]</sup>.

본 논문에서는 Akay의 반복수행방법을 적용하고, Tan과 Sun의 정적만입실험을 통해 구한 접촉법칙을 도입하여 저속충격하중을 받는 Gr/Ep 복합적층판의 두께 변화에 따른 충격거동을 조사한다.

## 2. 이론 전개 및 수식화

### 2.1 접촉력에 대한 관계식

정적 상태에서 균질한 등방성 물체에 적용되는 Hertz의 접촉법칙은 다음과 같다<sup>[2]</sup>.

$$F = k\alpha^{1.5} \quad (1)$$

여기서 F는 접촉력,  $\alpha$ 는 만입, k는 두 물체의 물성치와 형태 등에 관계되는 계수이다.

그러나 이방성 물체인 섬유강화 복합적층판에 위 Hertz의 법칙을 그대로 쓸 수 없다는 것이 Yang과 Sun의 정적만입실험에 의해 증명되었고<sup>[4]</sup>, 그 실험 방법에 의하여 Tan과 Sun은  $[0/45/0/-45/0]_{2s}$  Gr/Ep 복합적층판에 대하여 다음과 같은 접촉력 관계식을 구했다<sup>[5]</sup>.

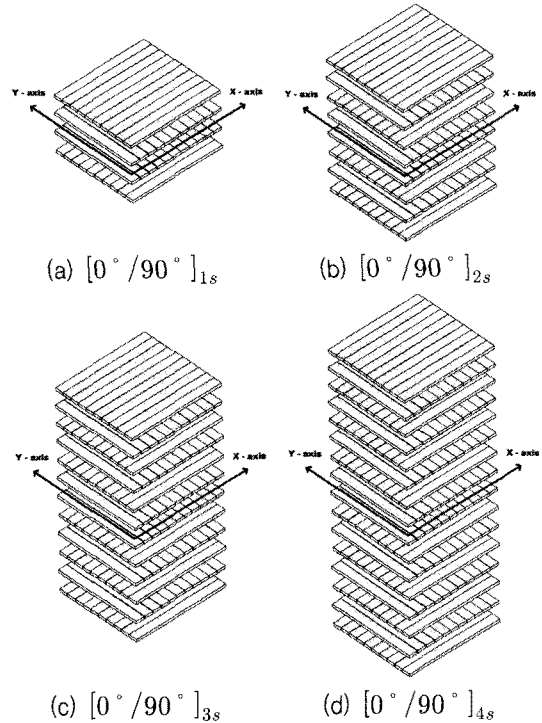
$$\begin{aligned} \text{Loading} : F &= k\alpha^{1.5} \quad 0 < \alpha \leq \alpha_m \\ \text{Unloading} : F &= F_m \left( \frac{\alpha - \alpha_0}{\alpha_m - \alpha_0} \right)^q \\ \text{Reloading} : F &= F_m \left( \frac{\alpha - \alpha_0}{\alpha_m - \alpha_0} \right)^{1.5} \end{aligned} \quad (2)$$

여기서  $F_m$ 과  $\alpha_m$ 은 각각 해중을 시작할 때의 하중, 만입량을 뜻한다.  $\alpha_0$ 는 영구만입량인데 최대만입량  $\alpha_m$ 이 임계만입량  $\alpha_p$ 보다 작은 경우에는 영구만입이 생기지 않는다. 최대만입량이 임계만입량보다 클 경우에는 최대만입량과 임계만입량의 차  $\alpha_m - \alpha_p$ 과 영구만입량  $\alpha_0$ 는 선형관계를 갖으며 이것은 다음과 같은 식으로 표현된다.

$$\begin{aligned} \alpha_0 &= \beta(\alpha_m - \alpha_p) \quad \text{if } \alpha_m > \alpha_p \\ &= 0 \quad \text{if } \alpha_m < \alpha_p \end{aligned} \quad (3)$$

위 식들에서  $k, q, \beta, \alpha_p$ 는 복합적층판의 적층순서와, 실험에 사용된 만입체의 기하학적 형상에 의해 결정되는 계수이다.

본 논문에서 사용된 적층판의 구성은 <그림 1>과 같다.



<그림 1> 해석모델의 구성

### 2.2 복합적층판의 대처짐 이론

복합적층판의 평판이론을 전개하는데 다음과 같은 가정이 필요하다<sup>[6]</sup>.

- [1-1] 복합적층판은 전체적으로 균질하다.
- [1-2] 각각의 층 두께는 위치에 변함 없이 균일하다.
- [1-3] 인접한 층은 서로 완전히 접착되고 접착부위는 얇으며 접착부위에서의 전단변형은 없다. 또한 von-Karman의 대처짐 평판이론을 전개하는데 다음과 같은 가정을 한다<sup>[7]</sup>.
  - [2-1] 판의 두께는 길이에 비해 상당히 작다.
  - [2-2] 판의 처짐은 두께와 비슷한 크기이나 길이에 비해서는 상당히 작다.

[2-3] 판의 기울기는 모든 곳에서 상당히 작다.

[2-4] 접선변위  $u, v$ 는 아주 작아서 변형도-변위 관

계식에서  $\frac{\partial w}{\partial x}, \frac{\partial w}{\partial y}$  만 고려되고 다른 변수의

미분의 곱(power)항들은 무시된다.

[2-5] 모든 변형도는 충분히 작아서 Hooke의 법칙이 성립된다.

[2-6] 중립면에 수직인 면은 변형후에도 직선을 유지하나 수직일 필요는 없다.

결과적으로 von-Karman의 대처집이론은 변형도-변위 관계식에서  $\frac{\partial w}{\partial x}, \frac{\partial w}{\partial y}$ 의 항들이 추가되는 것만이 선형이론과 다른 점이 된다.

### 2.2.1 적층판 한 층의 구성방정식

좌표계를 <그림 1>과 같이 설정하면 섬유방향과 x축이 일치할 때 구성방정식은 다음과 같다<sup>[6]</sup>.

$$\begin{Bmatrix} \sigma_{11} \\ \sigma_{22} \\ \sigma_{12} \end{Bmatrix}_k = \begin{bmatrix} Q_{11} & Q_{12} & 0 \\ Q_{12} & Q_{22} & 0 \\ 0 & 0 & Q_{66} \end{bmatrix}_k \begin{Bmatrix} \epsilon_{11} \\ \epsilon_{22} \\ \gamma_{12} \end{Bmatrix}_k \quad (4)$$

$$\begin{Bmatrix} \tau_{23} \\ \tau_{31} \end{Bmatrix}_k = \begin{bmatrix} Q_{44} & 0 \\ 0 & Q_{55} \end{bmatrix}_k \begin{Bmatrix} \gamma_{23} \\ \gamma_{31} \end{Bmatrix}_k$$

여기서  $Q_{ij}(i, j = 1, 2, 6 \text{ or } 4, 5)$ 는 다음과 같다.

$$\begin{aligned} Q_{11} &= \frac{E_1}{1-\nu_{12}\nu_{21}} & Q_{66} &= G_{12} \\ Q_{22} &= \frac{E_2}{1-\nu_{12}\nu_{21}} & Q_{44} &= G_{23} \\ Q_{12} &= \frac{\nu_{12}E_2}{1-\nu_{12}\nu_{21}} = \frac{\nu_{21}E_1}{1-\nu_{12}\nu_{21}} & Q_{55} &= G_{13} \end{aligned} \quad (5)$$

k번째 층의 섬유방향에 대해  $\theta$ 만큼 회전되었을 때 구성방정식은 다음과 같다.

$$\begin{Bmatrix} \sigma_1 \\ \sigma_2 \\ \sigma_6 \end{Bmatrix}_k = \begin{bmatrix} \overline{Q}_{11} & \overline{Q}_{12} & \overline{Q}_{16} \\ \overline{Q}_{12} & \overline{Q}_{22} & \overline{Q}_{26} \\ \overline{Q}_{16} & \overline{Q}_{26} & \overline{Q}_{66} \end{bmatrix}_k \begin{Bmatrix} \epsilon_1 \\ \epsilon_2 \\ \epsilon_6 \end{Bmatrix}_k \quad (6)$$

$$\begin{Bmatrix} \sigma_4 \\ \sigma_5 \end{Bmatrix}_k = \begin{bmatrix} \overline{Q}_{44} & \overline{Q}_{45} \\ \overline{Q}_{45} & \overline{Q}_{55} \end{bmatrix}_k \begin{Bmatrix} \epsilon_4 \\ \epsilon_5 \end{Bmatrix}_k$$

여기서,

$$\begin{Bmatrix} \sigma_1 \\ \sigma_2 \\ \sigma_6 \end{Bmatrix} \equiv \begin{Bmatrix} \sigma_x \\ \sigma_y \\ \tau_{xy} \end{Bmatrix}_k \quad \begin{Bmatrix} \epsilon_1 \\ \epsilon_2 \\ \epsilon_6 \end{Bmatrix} \equiv \begin{Bmatrix} \epsilon_x \\ \epsilon_y \\ \gamma_{xy} \end{Bmatrix}_k \quad (7)$$

$$\begin{Bmatrix} \sigma_4 \\ \sigma_5 \end{Bmatrix}_k \equiv \begin{Bmatrix} \tau_{yz} \\ \tau_{zx} \end{Bmatrix}_k \quad \begin{Bmatrix} \epsilon_4 \\ \epsilon_5 \end{Bmatrix}_k \equiv \begin{Bmatrix} \gamma_{yz} \\ \gamma_{zx} \end{Bmatrix}_k$$

이고,  $\overline{Q}_{ij}(i, j = 1, 2, 6 \text{ or } 4, 5)$ 는 다음과 같다.

$$\begin{aligned} \overline{Q}_{11} &= Q_{11}m^4 + 2(Q_{12} + 2Q_{66})m^2n^2 + Q_{22}n^4 \\ \overline{Q}_{22} &= Q_{11}n^4 + 2(Q_{12} + 2Q_{66})m^2n^2 + Q_{22}m^4 \\ \overline{Q}_{12} &= (Q_{11} + Q_{22} - 4Q_{66})m^2n^2 \\ &\quad + Q_{12}(m^4 + n^4) \\ \overline{Q}_{16} &= (Q_{11} - Q_{12} - 2Q_{66})m^3n \\ &\quad + (Q_{12} - Q_{22} + 2Q_{66})mn^3 \\ \overline{Q}_{26} &= (Q_{11} - Q_{12} - 2Q_{66})mn^3 \\ &\quad + (Q_{12} - Q_{22} + 2Q_{66})m^3n \\ \overline{Q}_{66} &= (Q_{11} + Q_{22} - 2Q_{12} - 2Q_{66})m^2n^2 \\ &\quad + Q_{66}(m^4 + n^4) \\ \overline{Q}_{44} &= Q_{44}m^2 + Q_{55}n^2 \\ \overline{Q}_{45} &= (Q_{55} - Q_{44})mn \\ \overline{Q}_{55} &= Q_{44}n^2 + Q_{55}m^2 \end{aligned} \quad (8)$$

여기서  $m, n$ 은  $\cos\theta, \sin\theta$ 를 의미한다.

### 2.2.2 적층판의 구성방정식

변형 후의 변위성분을 Mindlin의 평판이론에서처럼 횡전단변형을 고려한 형태로 다음과 같이 가정한다.

$$\begin{aligned} u_1(x, y, z, t) &= u(x, y, t) + z\psi_x(x, y, t) \\ u_2(x, y, z, t) &= v(x, y, t) + z\psi_y(x, y, t) \\ u_3(x, y, z, t) &= w(x, y, t) \end{aligned} \quad (9)$$

여기서  $t$ 는 시간이고  $u_1, u_2, u_3$ 는 각각  $x, y, z$  축 방향의 변위이며, 상대적으로  $u, v, w$ 는 중립면의 변위이다.  $\psi_x, \psi_y$ 는 각각  $x, y$ 축에 수직인 단면의 회전을 의미한다. von-Karman의 대처집 이론을 사용하여 변형도-변위 관계식을 쓰면 다음과 같다.

$$\begin{aligned} \epsilon_1 &= \frac{\partial u}{\partial x} + \frac{1}{2} \left( \frac{\partial w}{\partial x} \right)^2 + z \frac{\partial \psi_x}{\partial x} \equiv \epsilon_1^0 + zk_1 \\ \epsilon_2 &= \frac{\partial v}{\partial y} + \frac{1}{2} \left( \frac{\partial w}{\partial y} \right)^2 + z \frac{\partial \psi_y}{\partial y} \equiv \epsilon_2^0 + zk_2 \\ \epsilon_6 &= \frac{\partial u}{\partial y} + \frac{\partial v}{\partial x} + \frac{\partial w}{\partial x} \frac{\partial w}{\partial y} + z \left( \frac{\partial \psi_x}{\partial y} + \frac{\partial \psi_y}{\partial x} \right) \\ &\equiv \epsilon_6^0 + zk_6 \\ \epsilon_4 &= \psi_y + \frac{\partial w}{\partial y} \equiv \epsilon_4^0 \\ \epsilon_5 &= \psi_x + \frac{\partial w}{\partial x} \equiv \epsilon_5^0 \end{aligned} \quad (10)$$

이것을 k번째 층에 대해 다시 표현하면 다음과 같다.

$$\begin{Bmatrix} \epsilon_1 \\ \epsilon_2 \\ \epsilon_6 \end{Bmatrix}_k = \begin{Bmatrix} \epsilon_1^0 \\ \epsilon_2^0 \\ \epsilon_6^0 \end{Bmatrix} + z \begin{Bmatrix} k_1 \\ k_2 \\ k_6 \end{Bmatrix}, \quad \begin{Bmatrix} \epsilon_4 \\ \epsilon_5 \end{Bmatrix}_k = \begin{Bmatrix} \epsilon_4^0 \\ \epsilon_5^0 \end{Bmatrix} \quad (11)$$

위의 변형도-변위 관계식에서는 앞의 가정[2-4]에서 언급한 대로  $u, v, \psi_x, \psi_y$ 의 일차미분의 곱항들은 무시된다.

식(3)에 있는 각 층에 작용되는 응력들을 적층판 두께로 적분하여 적층판에 작용하는 힘, 모멘트 그리고 전단력을 구하면 다음과 같다.

$$(N_i, M_i) = \int_{-\frac{h}{2}}^{\frac{h}{2}} (1, z) \sigma_i^k dz, \quad (i=1, 2, 6) \quad (12)$$

$$(Q_2, Q_1) = \int_{-\frac{h}{2}}^{\frac{h}{2}} (\sigma_4^k, \sigma_5^k) dz$$

여기서  $N_i, M_i, Q_i$ 는 각각의 축방향과 연관된 resultant force, resultant moment, resultant shear force이다. 식(12)에 식(6)과 (10)을 대입하면

$$\begin{Bmatrix} N_i \\ M_i \end{Bmatrix} = \begin{Bmatrix} A_{ij} B_{ij} \\ B_{ij} D_{ij} \end{Bmatrix} \begin{Bmatrix} \epsilon_j^0 \\ k_j \end{Bmatrix}, \quad (i, j = 1, 2, 6) \quad (13)$$

$$\begin{Bmatrix} Q_2 \\ Q_1 \end{Bmatrix} = \begin{Bmatrix} \overline{A}_{44} \overline{A}_{45} \\ \overline{A}_{45} \overline{A}_{55} \end{Bmatrix} \begin{Bmatrix} \epsilon_4^0 \\ \epsilon_5^0 \end{Bmatrix}$$

여기서  $A_{ij}, B_{ij}, D_{ij}, \overline{A}_{ij}$ 는 각각 extensional stiffness, coupling stiffness, bending stiffness, thickness-shear stiffness 이며 다음과 같다.

$$(A_{ij}, B_{ij}, D_{ij}) = \int_{-\frac{h}{2}}^{\frac{h}{2}} (\overline{Q}_{ij})_k (1, z, z^2) dz, \quad (i, j = 1, 2, 6) \quad (14)$$

$$\overline{A}_{ij} = \int_{-\frac{h}{2}}^{\frac{h}{2}} k_i k_j (\overline{Q}_{ij})_k dz, \quad (i, j = 4, 5)$$

여기서  $k_i$ 는 전단보정계수이며 Whitney<sup>[8]</sup>의 해석 방법으로 구한다.

### 2.3 유한요소 방정식

본 유한요소법에서 사용된 일반화된 변위 (generalized displacement)  $U$ 는 다음 식과 같이 보간(interpolation) 된다.

$$\{\hat{U}\} = \sum_{i=1}^9 \Phi_i [I] \{\Delta_i\} \quad (15)$$

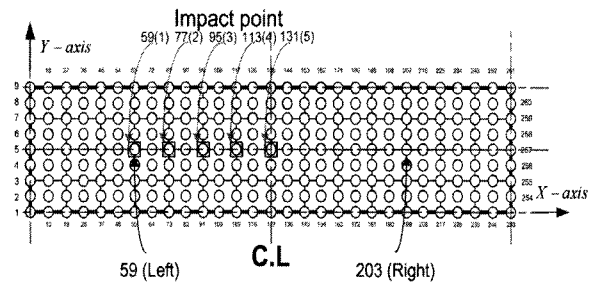
여기서  $\{\Delta_i\} = [u, v, w, \psi_x, \psi_y]^T$ 는  $i$ 절점 변위이다.  $[I]$ 는  $5 \times 5$ 의 단위행렬이며  $\Phi_i$ 는 시간  $t$ 에서 절점  $i$ 의 유한요소 보간함수이다. 사용된 보간함수는 다음과 같다.

$$\begin{aligned} \Phi_1 &= (1-\xi)(1-\eta)\xi\eta/4 \\ \Phi_2 &= -(1-\xi^2)(1-\eta)/2 \\ \Phi_3 &= -(1+\xi)(1-\eta)\xi\eta/4 \\ \Phi_4 &= (1+\xi)(1-\eta^2)\xi/2 \\ \Phi_5 &= (1+\xi)(1+\eta)\xi\eta/4 \\ \Phi_6 &= (1-\xi^2)(1+\eta)\eta/2 \\ \Phi_7 &= -(1-\xi)(1+\eta)\xi\eta/4 \\ \Phi_8 &= -(1-\xi)(1-\eta^2)\xi/2 \\ \Phi_9 &= (1-\xi^2)(1-\eta^2) \end{aligned} \quad (16)$$

변위 ( $u, v, w, \psi_x, \psi_y$ )는 모두 같은 보간함수를 사용했다. 사용된 요소는 9-절점 아이소파라메트릭 요소이며 각 절점에서 좌표축 방향의 3변위( $u, v, w$ )와 단면의 회전( $\psi_x, \psi_y$ )의 5개 자유도를 갖는다.

### 3. 수치 예제

본 연구에 사용된 적층판은 각각  $[0^\circ/90^\circ]_{1s}$ ,  $[0^\circ/90^\circ]_{2s}$ ,  $[0^\circ/90^\circ]_{3s}$ ,  $[0^\circ/90^\circ]_{4s}$  이고, 그 기하학적 형상은  $354\text{mm} \times 76\text{mm} \times 1.88\text{mm}$ 로 동일하다. 해석모델의 형상 및 정보는 <그림 2>와 같고, 물성치는 <표 1>과 같다. 충격체는 두 종류이며, 강체로 가정한다. 물성치는 <표 2>와 같고, 충격체의 속도도 두 종류로 두었다. 해석예제의 유형은 <표 3>과 같다.



[그림 2] Shape of numerical example and information of analysis

〈표 1〉 적층판의 물성치

$E_x$ (GPa)	$E_y$ (GPa)	$E_z$ (GPa)	$G_{xy}$ (GPa)
75.8	75.8	9.64	5.51
$G_{xz}$ (GPa)	$\nu_{xy}$	$\rho_0$ (kg/m <sup>3</sup> )	-
4.07	0.05	1570	-

충격체는 평판에 수직인 방향으로 충격을 가하며, 복합적층판의 경계조건은 단변방향 2면은 clamped 이고, 장변방향 2면은 단순지지로 하여 해석하였다. 전체 모델을 유한요소 해석하였으며, 시간 증분은 3.0 $\mu$ sec로 하였고 전체 3000 $\mu$ sec 까지 계산하였다. 해석에 사용한 만입계수와 접촉계수는 표 4와 같다.

〈표 2〉 충격체의 물성치

	Mass(gr)	Dia(mm)	$E_x = E_y$ (GPa)	$\nu$
impactor1	5.59	11.1	215.6	0.3
impactor2	94.5	215.6	0.3	

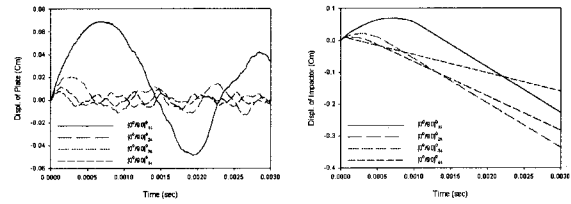
〈표 3〉 Analysis cases of numerical example

Analysis cases	Impactor	Impacted Location	Height of impactor(inch)
1312	1	3	12
1512	1	5	12
1324	1	3	24
2312	2	3	12
2512	2	5	12
2324	2	3	24

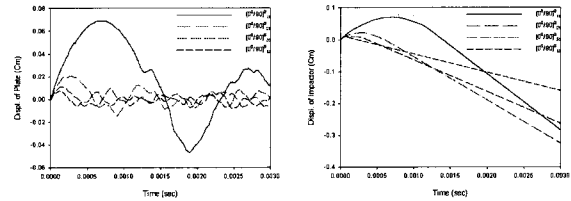
〈표 4〉 Coefficient of contact and indentation

Analysis cases	Indentation law	Contact coefficient(k)	Power index of unloading
1312	Sun & Tan's Experimental Law	$1.2608 \times 10^6$ (N/cm <sup>1.5</sup> )	2.5
1512			
1324			
2312	Law	$2.9254 \times 10^6$ (N/cm <sup>1.5</sup> )	2.0
2512			
2324			

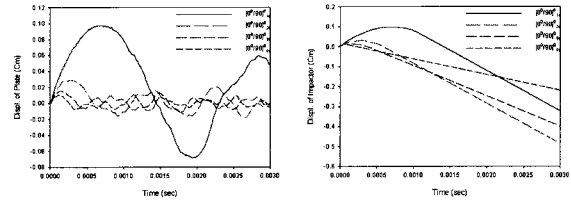
본 논문에서 조사한 복합적층판의 두께에 따른 충격거동은 다음과 같다. 〈그림 3〉는 적층판과 충격체의 변위 그래프이며, 〈그림 4〉은 접촉력의 그래프이다.



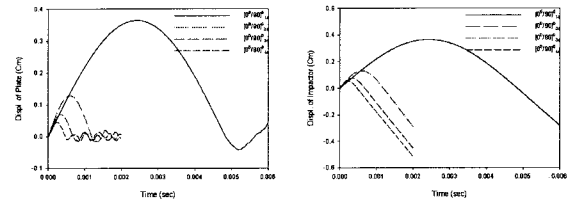
(a) Plate (b) Impactor  
〈그림 3.1〉 Case 1312 (변위)



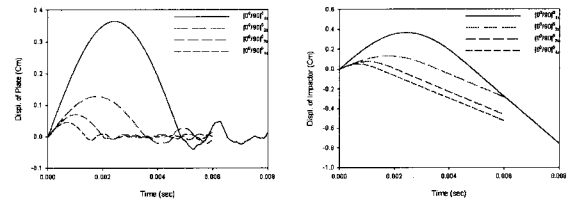
(a) Plate (b) Impactor  
〈그림 3.2〉 Case 1512 (변위)



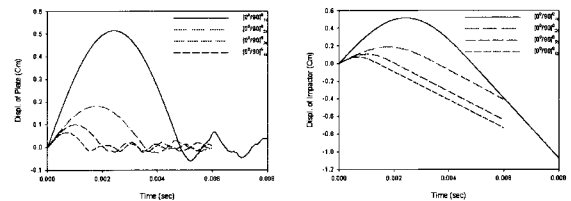
(a) Plate (b) Impactor  
〈그림 3.3〉 Case 1324 (변위)



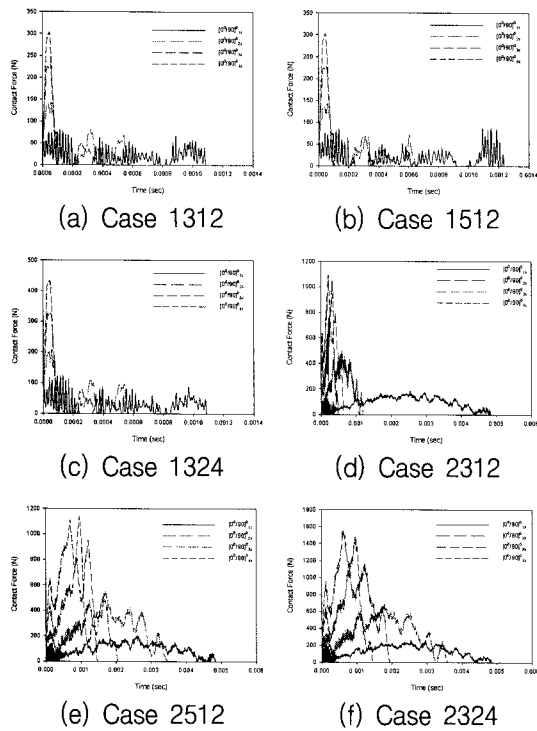
(a) Plate (b) Impactor  
〈그림 3.4〉 Case 2312 (변위)



(a) Plate (b) Impactor  
〈그림 3.5〉 Case 2512 (변위)



(a) Plate (b) Impactor  
〈그림 3.6〉 Case 2324 (변위)



<그림 4> Contact force

<그림 3>과 <그림 4>에서, 적층판의 두께가 얇을수록 변위는 증가하는 반면, 접촉력은 감소하며 접촉시간도 길어진다. 적층판의 두께 변화에 따른 적층판의 최대변위는 <표 5>와 같다.

<표 5> 적층판의 최대변위(cm)

(a) Case 1312 & 1512

두께	1312	증가율	1512	증가율
4s	0.007508	-	0.008329	-
3s	0.0113	0.5051	0.01111	0.3339
2s	0.02035	0.8009	0.02065	0.8587
1s	0.06897	2.3892	0.06926	2.3540

(a) Case 1324 & 2312

두께	1324	증가율	2312	증가율
4s	0.01063	-	0.04578	-
3s	0.01596	0.5014	0.07006	0.5304
2s	0.02913	0.8252	0.1284	0.8327
1s	0.09742	2.3443	0.3641	1.8357

(a) Case 2512 & 2324

두께	2512	증가율	2324	증가율
4s	0.04559	-	0.06491	-
3s	0.07037	0.5435	0.09914	0.5273
2s	0.1283	0.8232	0.1816	0.8318
1s	0.3645	1.8410	0.5148	1.8348

#### 4. 결 론

본 논문에서는 동일한 두께를 갖는 적층판에 충격체의 질량, 속도 및 충격 위치를 변화시켰을 때의 거동을 조사하였다. 또한 동일한 충격체의 질량, 속도 및 충격 위치일 때 충격을 받는 적층판의 두께 변화에 따른 거동을 조사하였다. 그 결과는 다음과 같다.

1. 충격 위치가 중앙에서 왼쪽으로 이동함에 따라 접촉시간은 짧아지나 초기 접촉력은 같다.
2. 충격속도에 따라 접촉력은 비례적으로 증가한다.
3. 충격체의 질량이 무거울수록 접촉력도 증가할 뿐만 아니라 접촉시간도 길어진다.
4. 적층판의 두께가 얇을수록 변위는 증가하는 반면, 접촉력은 감소하며 접촉시간도 길어진다.

#### 감사의 글

본 연구는 건설교통부 첨단도시개발사업의 연구비 지원(과제번호#06 R&D B03)에 의해 수행되었으며, 이에 감사드립니다.

#### 참고문헌

1. 최익현, "복합적층판의 저속 충격거동에 대한 비선형 해석," 한국과학기술원 석사논문, 1989.
2. Werner, Goldsmith., Impact, DOVER, Mineila, New York, 1960.
3. 정대직, "유한요소 시뮬레이션에 의한 복합재의 충격 거동," 진주산업대학교 산업대학원 석사논문, 2007.
4. Yang, S. H. & Sun, C. T., "Indentation Lae for Composite Laminates," Composite Materials : Testing and Design, ASTM STP 787, American Society for Testing and Materials, 1982, pp.425-449.
5. Tan, T. M. & Sun, C. T., "Use of Statical Indentation Law in the Impact Analysis of Laminated Composite Plate," J. Appl.Mech., Vol.52, 1985, pp.6-12.
6. Jones, R. M., Mechanics of Composite Materials, Mc Graw-Hill, 1975.
7. Fung, Y. C., Foundations of Solid Mechanics, Prentice-Hall, 1965.
8. Whitney, J. M., "Shear Correction Factors for Orthotropic Laminates Under Static Load," J. Appl.Mech., Vol.40, 1973, pp.302-304.