

강구에 의한 횡방향 충격을 받는 적층복합판의 충격 응답 거동⁺

김문생* · 김남식** · 박승범*** · 백인환****

(1993년 8월 27일 접수)

Impact Response Behaviors of Laminated Composite Plates Subjected to the Transversely Impact of a Steel Ball

Moon-Saeng Kim · Nam-Shik Kim · Seung-Bum Park · In-Hwan Paik

Key Words : Impact Response Behaviors(충격 응답 거동), Higher-order Shear Deformation Theory(HSDT, 고차전단변형이론), Transversely Impact(횡방향 충격), Strain Response(변형률 응답), Wave Propagation Velocity(파동 전파 속도)

Abstract

The purpose of this paper is to analyze the impact response behaviors of glass/epoxy laminated composite plates subjected to the transversely impact of a steel ball. For this purpose, dynamic finite element analysis based on the higher-order shear deformation plate theory is used to compute the contact forces, rebound velocity of a steel ball, and dynamic strain response histories. And low-velocity and high-velocity impact experiments were conducted to compare the results and compute the wave propagation velocities.

The results obtained from impact experiments are in good agreement with those of dynamic finite element analysis. Also the wave propagation velocities obtained from high-velocity impact experiments and wave propagation theory agree well, and wave velocities were higher in the smaller radius of steel ball.

+ 1993년도 한국해양공학회 춘계학술대회 발표(1993. 6)

* 정회원, 부산대학교 기계설계공학과, 기계기술연구소

** 정회원, 부산공업대학교 기계설계과

*** 부산대학교 일반대학원 기계설계공학과

**** 부산대학교 생산기계공학과, 기계기술연구소

1. 서 론

최근 부품 소재로서 각광을 받고 있는 섬유 강화 복합재료는 2차 대전 이후 항공 우주 산업의 급속한 발전으로 재료의 경량화 문제가 대두되면서 신소재의 개발과 함께 빠른 발전을 거듭해 왔다. 그러나 보강섬유의 높은 가격으로 인하여 항공 우주용 부품 및 고급 스포츠 용품등에 국한되어 사용되어 왔으나, 새로운 섬유 제조법의 개발로 인하여 자동차 산업등 여러 분야로의 응용이 본격화 될 전망이다.

이러한 복합재료는 기존의 금속재료에 비해 여러가지 장점을 지니고 있으나, 충격에 대해서는 상당히 약하다는 단점 때문에 복합재의 충격은 주요한 관심을 가져왔다¹⁾. 비록 적은 양의 충격 에너지라 하더라도 복합재 구조물에는 상당한 손상을 입히고, 특히 복합재료는 외부 물체의 충격을 받기 쉬운 터빈 날개, 항공기, 미사일등에 많이 사용되고 있다. 일반적으로 충격에 의한 손상에는 압입에 의한 충격 부위의 국부적인 영구 변형, 하중의 대부분을 지탱하는 섬유의 파단 및 두께 방향 강화의 결핍으로 인한 층간 분리등이 있다.

충격 문제를 해석하기 위해서는 접촉 거동의 정확한 예측이 중요하며, Yang²⁾과 Tan³⁾은 적층복합재의 정적 압입 실험을 행하여 하중과정에서는 Hertz⁴⁾의 법칙이 유효하나, 제하과정에서는 영구 변형을 고려한 Crook⁵⁾의 식이 유효하다는 것을 밝혔다. Ambartsumyan⁶⁾과 Pagano⁷⁾는 고전이론과 정확한 탄성해와의 비교에서 적층복합판에서 횡방향 전단변형을 고려할 필요성을 지적하였으며, 여러 연구에서 Yang, Norris와 Stavsky의 이론⁸⁾(YNS 이론)이 적층복합판의 횡방향 변형과 고유주파수같은 전반적 거동을 예측하는데 타당하다는 것을 보여주었다. 그리고 Whitney와 Pagano⁹⁾는 YNS 이론과 유사한 1차전단변형이론을 개발하여 비대칭 직교 및 사교 적층판의 굽힘과 자유진동에 적용하였다.

최근 Reddy¹⁰⁾는 고차전단변형이론을 제안하였으며, 이¹¹⁾와 김¹²⁾등은 이 이론을 이용하여 저속

충격 문제를 연구하였다. 또한 충격에 수반되는 응력과 연구를 위하여 Daniel¹³⁾과 Takeda¹⁴⁾는 실험에 의하여 응력과 전파 특성에 관해 연구하였으며, 안¹⁵⁾은 강구의 횡방향 저속 충격에 의한 적층복합재의 파동 전파 특성에 대해서 연구하였다. 그러나 이러한 적층복합재의 충격 응답 및 응력과 전파 특성에 관한 연구는 아직도 미비한 실정이며 더 많은 연구가 이루어져야 하겠다.

따라서 본 논문에서는 강구에 의하여 횡방향 충격을 받는 적층복합판의 충격 거동과 충격에 의한 응력과 전파 특성에 대하여 연구하였다. 이를 위하여 Reddy의 고차전단변형이론에 기초한 동적 유한요소해석을 행하여, 충격점에 작용하는 접촉력의 변화와 적층복합판에 작용하는 변형률 변동등을 구하였다. 또한 저속 및 고속 충격 실험을 행하여 변형률 응답을 동적 유한요소해석에 의한 결과와 비교 검토하고, 그 결과로부터 강구의 충격에 의한 파동전파특성을 고찰하였으며, 변형률 응답 결과로부터 파동전파 속도를 계산하여 파동전파이론에 의한 결과와 비교하였다.

2. 이론 해석

2.1 고차전단변형이론

적층복합판의 임의의 단층에 대한 응력-변형률 관계는 평면응력상태라 가정하면 식(1)과 같다.

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

..... (1)

여기서, σ, τ 는 응력이고 ϵ, γ 는 변형율이며, 하첨자는 각 성분들을 나타낸다. \bar{Q}_{ij} 는 변환된 감소강성계수¹⁶⁾이다. 적층복합판의 횡방향 전단변형을 고려한 Reddy의 고차전단변형이론에 의하면 변위성분들은 Fig. 1과 같이 3차 곡선으로 변한다고 가정하여, 식(2)와 같이 주어진다.

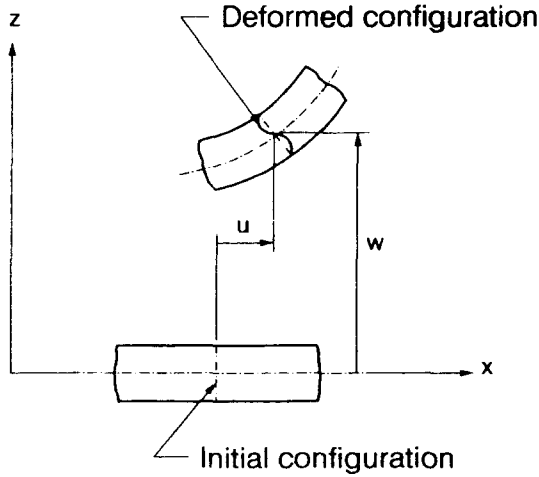


Fig. 1 Geometry of deformation in the x-z plane

$$\begin{aligned}
 u_1(x, y, z, t) &= u(x, y, t) + z\psi_x(x, y, t) + z^2\xi_x(x, y, t) + z^3\zeta_x(x, y, t) \\
 u_2(x, y, z, t) &= v(x, y, t) + z\psi_y(x, y, t) + z^2\xi_y(x, y, t) + z^3\zeta_y(x, y, t) \\
 u_3(x, y, z, t) &= w(x, y, t) \dots\dots\dots (2)
 \end{aligned}$$

여기서, u, v, w는 판의 중립면에서의 변위성분이고, z는 적층판의 두께방향의 좌표이다. 그리고 ψ_x, ψ_y 는 회전성분이고 ξ_x, ξ_y 와 ζ_x, ζ_y 는 곡률성분이다.

판의 상하 표면에서 횡방향 전단응력성분의 차이가 된다. 즉,

$$\begin{aligned}
 \sigma_{xz}(x, y, \pm h/2, t) &= 0 \\
 \sigma_{yz}(x, y, \pm h/2, t) &= 0 \dots\dots\dots (3)
 \end{aligned}$$

이 조건들로부터 $\xi_x, \xi_y, \zeta_x, \zeta_y$ 를 구하여 식(2)의 변위성분들을 표현하면 식(4)와 같이 된다.

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

이 변위 성분들로 부터 변형률 성분을 나타내면 식(5)와 같이 된다.

$$\begin{aligned}
 \epsilon_x &= \epsilon_1^0 + z(\kappa_1^0 + z^2\kappa_1^2) \\
 \epsilon_y &= \epsilon_2^0 + z(\kappa_2^0 + z^2\kappa_2^2)
 \end{aligned}$$

$$\begin{aligned}
 \gamma_{yz} &= \epsilon_4^0 + z^2\kappa_4^2 \dots\dots\dots (5) \\
 \gamma_{xz} &= \epsilon_5^0 + z^2\kappa_5^2 \\
 \gamma_{xy} &= \epsilon_6^0 + z(\kappa_6^0 + z^2\kappa_6^2)
 \end{aligned}$$

적층복합판의 임의의 단층의 응력 성분은 식(5)를 식(1)에 대입하면 식(6)과 같이 표현된다.

$$\begin{Bmatrix} \sigma_x \\ \sigma_y \\ \tau_{xy} \\ \tau_{yz} \\ \tau_{xz} \end{Bmatrix}^k = \begin{bmatrix} \bar{Q}_{11} & \bar{Q}_{12} & \bar{Q}_{16} & 0 & 0 \\ & \bar{Q}_{22} & \bar{Q}_{26} & 0 & 0 \\ & & \bar{Q}_{66} & 0 & 0 \\ & & & \bar{Q}_{44} & \bar{Q}_{45} \\ & & & & \bar{Q}_{55} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \epsilon_1^0 \\ \epsilon_2^0 \\ \epsilon_6^0 + z \\ \epsilon_4^0 \\ \epsilon_5^0 \end{Bmatrix} + z \begin{bmatrix} \kappa_1^0 \\ \kappa_2^0 \\ \kappa_6^0 + z^2 \\ 0 \\ 0 \end{Bmatrix} \begin{Bmatrix} \kappa_1^2 \\ \kappa_2^2 \\ \kappa_6^2 \\ \kappa_4^2 \\ \kappa_5^2 \end{Bmatrix}^k \dots\dots\dots (6)$$

적층복합판의 응력의 합력 성분들은 각 단층의 응력 성분을 각 단층의 두께에 대해서 적분하여 더하면 식(7)과 같다.

$$\begin{Bmatrix} \{N_1\} \\ \{N_2\} \\ \{N_6\} \\ \{M_1\} \\ \{M_2\} \\ \{M_6\} \\ \{P_1\} \\ \{P_2\} \\ \{P_6\} \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} A_{11} & A_{12} & A_{16} \\ & A_{22} & A_{26} \\ \text{symm.} & & A_{66} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} B_{11} & B_{12} & B_{16} \\ & B_{22} & B_{26} \\ \text{symm.} & & B_{66} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} E_{11} & E_{12} & E_{16} \\ & E_{22} & E_{26} \\ \text{symm.} & & E_{66} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \epsilon_1^0 \\ \epsilon_2^0 \\ \epsilon_6^0 \\ \kappa_1^0 \\ \kappa_2^0 \\ \kappa_6^0 \\ \kappa_1^2 \\ \kappa_2^2 \\ \kappa_6^2 \end{Bmatrix} \dots\dots\dots (7)$$

$$\begin{Bmatrix} \{Q_2\} \\ \{Q_1\} \\ \{R_2\} \\ \{R_1\} \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} A_{44} & A_{45} \\ & A_{55} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} D_{44} & D_{45} \\ & D_{55} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \epsilon_4^0 \\ \epsilon_5^0 \\ \kappa_4^2 \\ \kappa_5^2 \end{Bmatrix}$$

여기서 A_{ij}, B_{ij}, D_{ij} 등은 적층복합판의 강성계수로서 식(8)과 같다.

$$(A_{ij}, B_{ij}, D_{ij}, E_{ij}, F_{ij}, H_{ij}) = \sum_{k=1}^N \int_{z_{k-1}}^{z_k} \bar{Q}_{ij}^{(k)}(1, z, z^2, z^3, z^4, z^6) dz \quad (i, j=1, 2, 6) \dots\dots\dots (8)$$

$$(A_{ij}, D_{ij}, F_{ij}) = \sum_{k=1}^N \int_{z_{k-1}}^{z_k} \bar{Q}_{ij}^{(k)}(1, z^2, z^4) dz \quad (i, j=4, 5)$$

식(4)의 변위 성분과 식(6)의 구성방정식에 적합한 운동방정식을 유도하기 위하여 식(9)의 Hamilton의 원리를 이용한다.

$$\int_{t_1}^{t_2} \delta L dt = 0 \dots\dots\dots (9)$$

이로부터 운동방정식은 식(10)과 같이 된다.

$$\begin{aligned} \delta u : \frac{\partial N_1}{\partial x} + \frac{\partial N_6}{\partial y} &= I_1 \ddot{u} + \bar{I}_2 \ddot{\psi}_x - \frac{4}{3h^2} I_4 \frac{\partial \ddot{w}}{\partial x} \\ \delta v : \frac{\partial N_6}{\partial x} + \frac{\partial N_2}{\partial y} &= I_1 \ddot{v} + \bar{I}_2 \ddot{\psi}_y - \frac{4}{3h^2} I_4 \frac{\partial \ddot{w}}{\partial x} \\ \delta w : \frac{\partial Q_1}{\partial x} + \frac{\partial Q_2}{\partial y} + q - \frac{4}{h^2} \left(\frac{\partial R_1}{\partial x} + \frac{\partial R_2}{\partial y} \right) &+ \\ &\frac{4}{3h^2} \left(\frac{\partial^2 P_1}{\partial x^2} + 2 \frac{\partial^2 P_6}{\partial \pi y^2} + \frac{\partial^2 P_2}{\partial y^2} \right) \\ &= I_1 \ddot{w} - \left(\frac{4}{3h^2} \right)^2 I_7 \left(\frac{\partial^2 \ddot{w}}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 \ddot{w}}{\partial y^2} \right) + \frac{4}{3h^2} I_4 \left(\frac{\partial \ddot{u}}{\partial x} + \frac{\partial \ddot{v}}{\partial y} \right) \\ &+ \frac{4}{3h^2} \bar{I}_5 \left(\frac{\partial \ddot{\psi}_x}{\partial x} + \frac{\partial \ddot{\psi}_y}{\partial y} \right) \\ \delta \psi_x : \frac{\partial M_1}{\partial x} + \frac{\partial M_6}{\partial y} - Q_1 + \frac{4}{h^2} R_1 - \frac{4}{3h^2} \left(\frac{\partial P_1}{\partial x} + \frac{\partial P_6}{\partial y} \right) & \\ &= \bar{I}_2 \ddot{u} + \bar{I}_3 \ddot{\psi}_x - \frac{4}{3h^2} \bar{I}_5 \frac{\partial \ddot{w}}{\partial x} \\ \delta \psi_y : \frac{\partial M_6}{\partial x} + \frac{\partial M_2}{\partial y} - Q_2 + \frac{4}{h^2} R_2 - \frac{4}{3h^2} \left(\frac{\partial P_6}{\partial x} + \frac{\partial P_2}{\partial y} \right) & \\ &= \bar{I}_2 \ddot{v} + \bar{I}_3 \ddot{\psi}_y - \frac{4}{3h^2} \bar{I}_5 \frac{\partial \ddot{w}}{\partial y} \end{aligned} \dots\dots\dots (10)$$

여기서, N, M, P, Q, 및 R,은 (7)식의 면내하중, 모우멘트 및 전단력 성분들이고, I, \bar{I} ,는 관성항¹⁷⁾이다.

2.2 파동전파이론

선형 이방성 탄성체에 대한 운동 방정식은 물체력을 무시하는 경우 식(11)과 같다.

$$\sigma_{ij} = \rho \ddot{u}_i \quad (i, j = 1, 2, 3) \dots\dots\dots (11)$$

여기서 σ_{ij} 는 응력 성분, u_i 는 변위 성분 그리고 ρ 는 밀도이며, 하첨자(')는 편미분을 나타내며, $\dot{(\cdot)}$ 는 시간에 대한 미분을 나타낸다. 그리고 응력-변형을 관계는 식(12)와 같다.

$$\sigma_{ij} = C_{ijkl} \epsilon_{kl} \dots\dots\dots (12)$$

여기서 C_{ijkl} 는 탄성계수(elastic stiffness)이다. 변형을 성분은 식(13)과 같이 변위 성분으로 표현된다.

$$\epsilon_{kl} = \frac{1}{2} (u_{k,l} + u_{l,k}) \dots\dots\dots (13)$$

따라서 식(11)은 식(14)와 같이 된다.

$$C_{ijkl} u_{k,kl} = \rho \ddot{u}_i \dots\dots\dots (14)$$

그 해는 식(15)로 주어진다.

$$u_k = U_k e^{\frac{2\pi i}{\lambda} (n x_1 - c_n t)} \dots\dots\dots (15)$$

여기서 λ 는 파장(wave length), n_1 는 파두면(wave front)에 수직선의 방향 여현이고, C_n 은 전파속도이다. 식(15)를 식(14)식에 대입하면 행렬식으로 표현되고, 해를 가지기 위해서는 그 행렬식이 0이 되어야 한다. 즉,

$$\begin{vmatrix} \Gamma_{11} - \rho c^2 & \Gamma_{12} & \Gamma_{13} \\ \Gamma_{12} & \Gamma_{22} - \rho c^2 & \Gamma_{23} \\ \Gamma_{13} & \Gamma_{23} & \Gamma_{33} - \rho c^2 \end{vmatrix} = 0 \dots\dots\dots (16)$$

여기서, Γ_{ij} 는 Christoffel의 강성 계수¹⁸⁾이며, 복합재의 단층과 같은 직교성 재료에 대해서 식(17)과 같이 된다.

$$\begin{aligned} \Gamma_{11} &= l^2 Q_{11} + m^2 Q_{66} + n^2 Q_{55} \\ \Gamma_{22} &= l^2 Q_{66} + m^2 Q_{22} + n^2 Q_{44} \\ \Gamma_{33} &= l^2 Q_{55} + m^2 Q_{44} + n^2 Q_{33} \dots\dots\dots (17) \\ \Gamma_{23} &= mn(Q_{23} + Q_{44}) \\ \Gamma_{13} &= ln(Q_{13} + Q_{55}) \\ \Gamma_{12} &= lm(Q_{12} + Q_{66}) \end{aligned}$$

적층복합판의 두께가 얇은 경우, 즉 파의 파장이 두께에 비해서 큰 경우 섬유 방향 및 횡방향으로 전파하는 종파 및 횡파의 전파속도는 각각 식(18)과 식(19)와 같이 된다.

$$c_{11L} = \sqrt{\frac{E_1}{\rho(1-\nu_{12}\nu_{21})}}, \quad c_{22L} = \sqrt{\frac{E_2}{\rho(1-\nu_{12}\nu_{21})}} \dots\dots (18)$$

$$c_{13T} = \sqrt{\frac{G_{55}}{\rho}} = \sqrt{\frac{G_{13}}{\rho}}, \quad c_{23T} = \sqrt{\frac{G_{44}}{\rho}} = \sqrt{\frac{G_{23}}{\rho}} \dots\dots (19)$$

여기서 숫자 첨자는 파동의 운동방향과 질점의 운동방향을 각각 나타내며, 첨자 L과 T는 종파 및 횡파를 나타낸다.

그리고 섬유 방향에 45° 경사진 방향으로 전파되는 준종파 및 준횡파의 전파 속도는 식(20)과 같이 된다.

$$c_{45/1L} = \frac{(\Gamma_{11} + \Gamma_{22}) \pm \sqrt{(\Gamma_{11} + \Gamma_{22})^2 - 4(\Gamma_{11}\Gamma_{22} - \Gamma_{12}^2)}}{2\rho}$$

$$c_{45/37} = \sqrt{\frac{G_{44} + G_{55}}{2\rho}} = \sqrt{\frac{G_{13} + G_{23}}{2\rho}} = \sqrt{\frac{c_{137}^2 + c_{237}^2}{2\rho}} \dots\dots\dots (20)$$

다수의 단층을 임의의 각도로 적층한 적층복합판에 있어서의 종파 및 횡파의 전파속도는 식(21)과 식(22)와 같다.

$$c_{xxL} = \sqrt{\frac{A_{11}/h}{\rho}}, \quad c_{yyL} = \sqrt{\frac{A_{22}/h}{\rho}} \dots\dots\dots (21)$$

$$c_{xyT} = \sqrt{\frac{A_{44}/h}{\rho}}, \quad c_{xzT} = \sqrt{\frac{A_{55}/h}{\rho}} \dots\dots\dots (22)$$

3. 수치 해석

적층복합판의 횡방향 고차전단변형을 고려하기 위하여 9개의 절점을 가지며, 각 절점은 u, v, w, ψ_x, ψ_y 의 5자유도를 갖는 2차 사변형요소를 유한요소 모델로 사용한다. 2차 사변형요소의 변위 성분을 형상함수를 이용하여 나타내면 식(23)과 같이 된다.

$$u = \sum_{i=1}^9 \Phi_i u_i \dots\dots\dots (23)$$

여기서, Φ_i 는 형상함수이고, u_i 는 절점값이다. Hamilton의 원리를 이용하여 전체요소에 대한 유한요소방정식은 식(24)로 주어진다.

$$[M]\{\dot{\Delta}\} + [K]\{\Delta\} = \{F\} \dots\dots\dots (24)$$

여기서 $\{\Delta\}$ 는 변위성분, $\{\dot{\Delta}\}$ 는 가속도 성분이며, $[M]$ 은 질량행렬, $[K]$ 는 강성행렬, $\{F\}$ 는 하중벡터이다.

식(24)와 같이 시간과 관련된 동적 해석을 위하여 가속도의 변화가 시간간격에 대해 선형적이라고 가정하는 Wilson과 Clough¹⁰⁾의 유한차분법을 이용하여 시간적분을 행하여 해를 구하였다. 가속도가 시간간격 Δt 에 대해 선형적인 경우, 속도성분 $\{\dot{\Delta}\}$ 과 변위성분 $\{\Delta\}$ 은 식(25)와 같은 관계가 성립한다.

$$\{\dot{\Delta}\}_{t+\Delta t} = \{\dot{\Delta}\}_t + \frac{\Delta t}{2} \{\ddot{\Delta}\}_t + \frac{\Delta t}{2} \{\ddot{\Delta}\}_{t+\Delta t} \dots\dots\dots (25)$$

$$\{\Delta\}_{t+\Delta t} = \{\Delta\}_t + \Delta t \{\dot{\Delta}\}_t + \frac{\Delta t^2}{3} \{\ddot{\Delta}\}_t + \frac{\Delta t^2}{3} \{\ddot{\Delta}\}_{t+\Delta t}$$

여기서, t 와 $t + \Delta$ 는 현재 시간 단계와 다음 시간 단계를 나타낸다.

식(25)를 식(24)에 대입하여 운동방정식을 수정하면 식(26)과 같이 된다.

$$[\hat{M}]\{\dot{\Delta}\}_{t+\Delta t} = \{\hat{F}\} \dots\dots\dots (26)$$

여기서, $[\hat{M}]$ 과 $\{\hat{F}\}$ 는 식(27)과 같다.

$$[\hat{M}] = [M] + \frac{\Delta t^2}{6} [K]$$

$$\{\hat{F}\} = \{F\}_{t+\Delta t} - [K] \left(\{\Delta\}_t + \Delta t \{\dot{\Delta}\}_t + \frac{\Delta t^2}{3} \{\ddot{\Delta}\}_t \right) \dots\dots\dots (27)$$

따라서 식(26)의 연립방정식은 Gauss 소거법에 의하여 시간 $t + \Delta t$ 에서의 각 절점의 가속도 성분을 구한 후, 식(25)를 이용하여 각 절점의 속도 성분과 변위 성분을 구한다.

4. 충격 실험

4.1 시험편

충격 실험에 사용된 재료는 유리/에폭시 적층 복합재로서 Autoclave 법으로 성형 제작되었다. 시험편의 자세한 사양은 Table 1에 나타내었으며, 시험편 형상은 Fig. 2에 나타내었다. 그리고 충격 후 발생하는 변형률 응답을 측정하기 위하여 충격 지점의 반대면에 Fig 3와 같은 지점에 스트레인 게이지를 부착하였다.

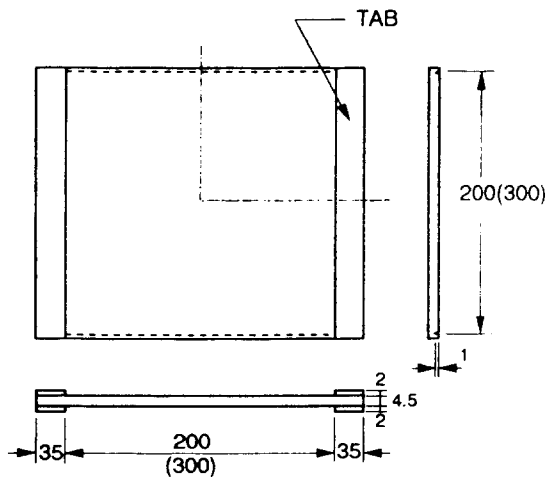


Fig. 2 Specimens for impact experiment

Table 1. Specification of laminated composite plate

Material	Glass/Epoxy
Stacking sequence	$[0^\circ/45^\circ/0^\circ/-45^\circ/0^\circ]_{2S}$
	$[90^\circ/45^\circ/90^\circ/-45^\circ/90^\circ]_{2S}$
Dimension	$4.5' \times 200' \times 200'$ (mm)
	$4.5' \times 300' \times 300'$ (mm)

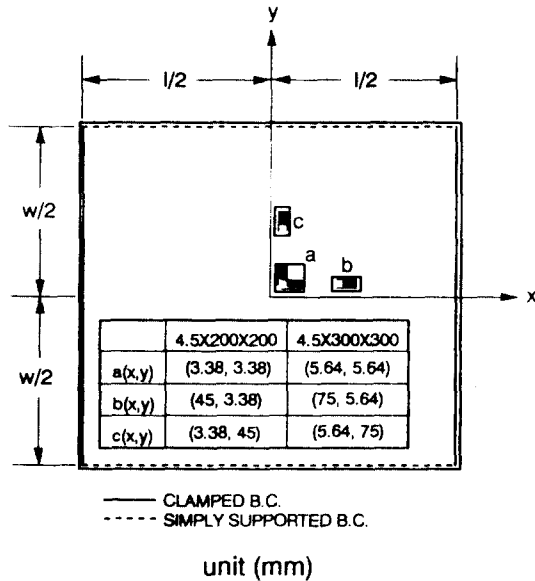


Fig. 3 Measuring points for strain response histories

4.2 충격 실험

저속 및 고속 충격 실험 장치는 Fig. 4와 Fig. 5에 나타내었으며, 시험편의 폭 방향의 양단을 고정시키고, 길이 방향의 양단을 단순지지 하도록 구성하였다.

저속 충격 실험의 경우 강구를 3m/sec, 4m/sec, 5m/sec의 속도로 시험편의 중앙에 충돌시키기 위하여 시험편으로부터 0.459m, 0.816m, 1.275m의 높이에서 강구를 자유 낙하시켰다.

고속 충격 실험의 경우에는 air gun type으로 장치를 구성하였으며, 최대기압 7.5kg/cm²의 공기 압축기를 이용하였다. 공기압축기의 출구에 설치된 내경 8mm의 유리관 안에 강구를 삽입하여 순

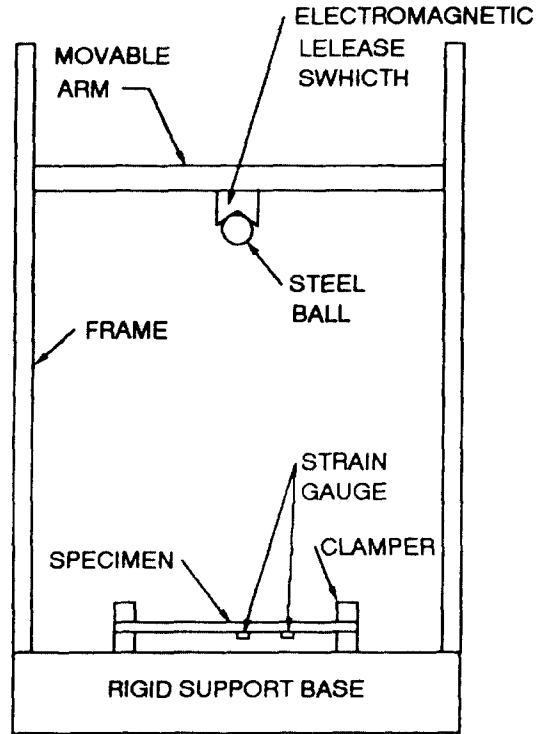


Fig. 4 Experimental setup for low velocity impact test

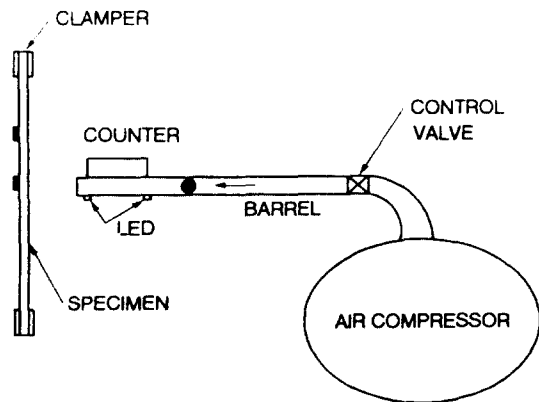


Fig. 5 Experimental setup for high velocity impact test

간적으로 압축 공기가 방출되면서 강구가 가속되어 시험편에 충돌하도록 장치하였다. 강구의 충격속도는 유리관 선단에 부착된 디지털 카운터로

강구가 통과하는 시간을 측정함으로써 계산하였다.

강구의 충격 후 적층복합판에 발생하는 변형률 응답의 처리 과정을 Fig. 6 에 도시하여 나타내었다.

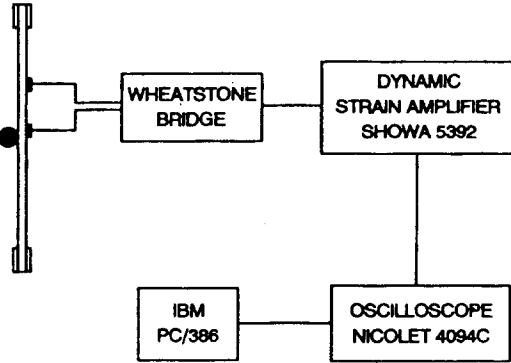


Fig. 6 Schematic diagram of impact experiment and recording process

5. 결과 및 고찰

강구에 의하여 횡방향 충격을 받는 적층복합판의 변형률 응답을 동적 유한요소해석 결과와 충격실험에 의한 결과를 비교하기 위하여 Fig. 7 ~ Fig. 10 에 나타내었다. 그림에서 보는 바와 같이 두 결과는 충격 초기에는 잘 일치하였으며, 충격점 부근의 변형률응답을 나타낸 Fig. 7 과 Fig. 8 에서는 200 μ sec 이후에서는 충격실험에 의한 변형률값이 작게 나타났는데, 이는 강구의 충격에 의하여 충격점 부근에 미소한 손상이 발생한 것으로 여겨진다. 그리고 충격점에서 75mm 위치한 지점에서의 변형률응답을 나타낸 Fig. 9 와 Fig. 10 에서는 각각 210 μ sec와 275 μ sec에서 수치해석의 결과보다 상당히 큰 변형률값을 나타내는데, 이는 충격에 의하여 서로 반대방향으로 전파하는 횡파가 판의 경계에서 반사되어 되돌아와서 그들의 간섭에 의한 영향이라고 생각되며, 그 시간들은 횡파가 전파한 거리를 전파속도로 나눈 시간과 일치한다.

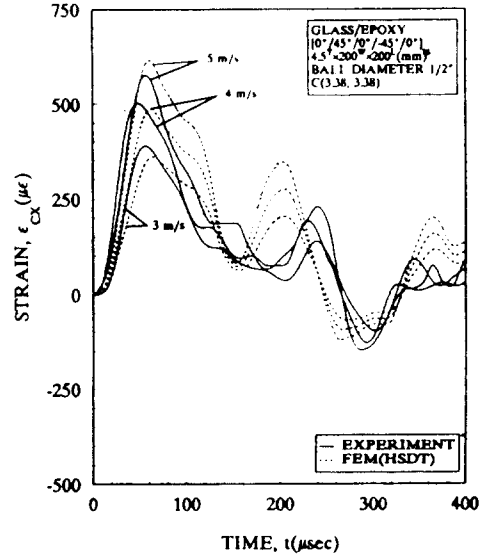


Fig. 7 Comparison with strain responses of impact experiment and numerical analysis for a $[0^\circ/45^\circ/0^\circ/-45^\circ/0^\circ]_{2S}$ plate with $4.5^\circ \times 200^\circ \times 200^\circ$ (mm) at 3.38mm from the impact point

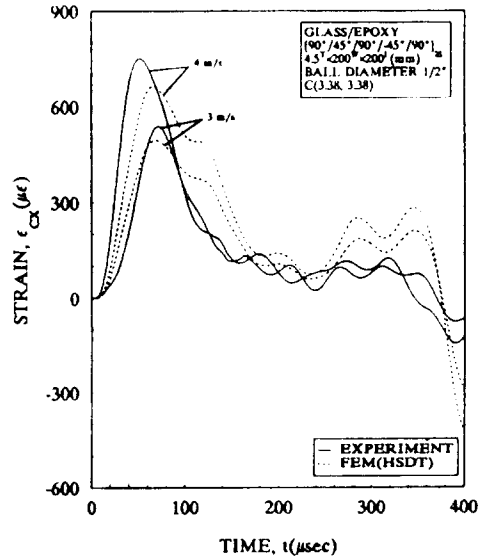


Fig. 8 Comparison with strain responses of impact experiment and numerical analysis for a $[90^\circ/45^\circ/90^\circ/-45^\circ/90^\circ]_{2S}$ plate with $4.5^\circ \times 200^\circ \times 200^\circ$ (mm) at 3.38mm from the impact point

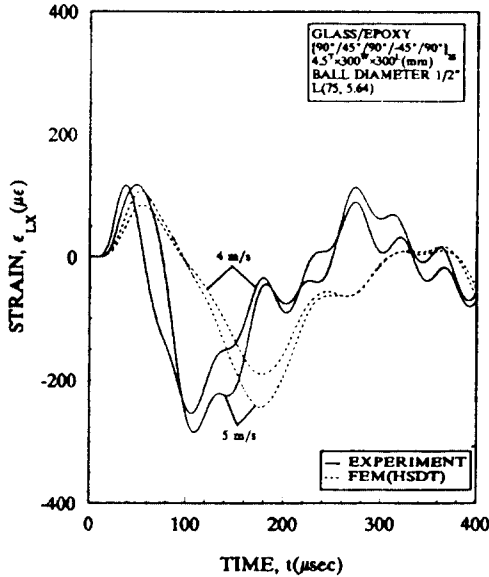


Fig. 9 Comparison with strain responses of impact experiment and numerical analysis for a $[0^\circ/45^\circ/0^\circ/-45^\circ/0^\circ]_{2S}$ plate with $4.5' \times 300'' \times 300'$ (mm) at 75mm from the impact point

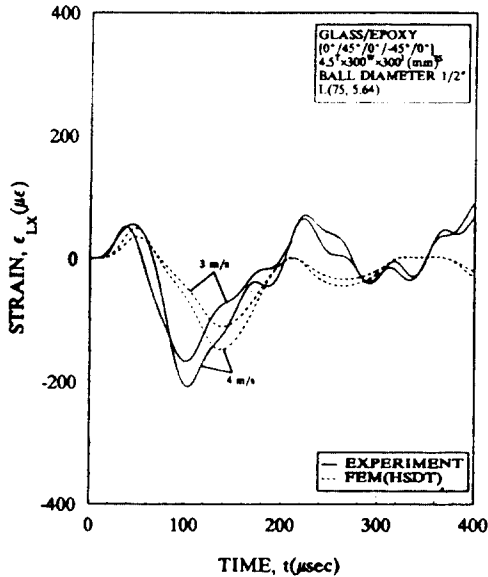


Fig. 10 Comparison with strain responses of impact experiment and numerical analysis for a $[90^\circ/45^\circ/90^\circ/-45^\circ/90^\circ]_{2S}$ plate with $4.5' \times 300'' \times 300'$ (mm) at 75mm from the impact point

그리고 강구의 충격 후, 변형률이 최대가 되는 시간 및 변형률 크기를 보면, 충격 실험에 의한 결과가 약간 빠르게 최대값에 도달하며, 그 크기도 큼을 알 수 있다. 이는 유한요소해석시에는 충격력이 한 점에 작용하는데 비하여 실제의 충격 실험에서는 강구의 직경으로 인하여 접촉시 접촉 영역에 의한 영향으로 더 빠르게 나타난 것으로 생각된다.

강구의 충격 후 충격점에 작용하는 접촉력과 강구의 속도 변화를 동적 유한요소해석으로 부터 구하여 그 결과를 Fig. 11 과 Fig. 12에 나타내었다. 강구의 충격 후 접촉력은 점점 증가하여 최대값에 도달한 후 감소하여 강구와 판의 접촉이 완료된다. 접촉력이 감소하는 제과과정에서는 여러 실험적 연구^{20) - 22)}에서와 같이 꼬리 부분에 상당한 접촉 지연이 발생하는 것을 알 수 있다.

그리고 최대접촉력의 크기와 강구와 판의 접촉이 완료될 때의 강구의 반발 속도를 각 적층복합판에 대하여 Table 2에 나타내었으며, Fig. 13에 같이 나타내었다. 최대접촉력의 크기는 판의 크기가 클수록 약간 높게 나타났으며 충격 속도가 증가함에 따라 최대접촉력의 증가율도 판이 클수록 더 큼을 알 수 있다. 또한 동일한 충격 속도에 대하여 판의 크기가 큰 경우가 작은 경우보다 약 18% 정도 작게 나타났는데, 이는 판의 크기가 클수록 최대접촉력이 크게 나타나며, 이로 인하여 반발 속도가 낮음을 알 수 있다.

Table 2. Comparison of maximum contact forces and rebound velocities

(F_{max} in N and V_r in m/sec.)

Dimension (mm)	Impact Velocity	Maximum Contact Force	Rebound Velocity
$4.5' \times 200'' \times 200'$	3m/s	459.6	0.6756
	4m/s	622.0	0.8557
	5m/s	784.2	1.0310
$4.5' \times 300'' \times 300'$	3m/s	480.4	0.5750
	4m/s	660.3	0.7265
	5m/s	845.8	0.7920

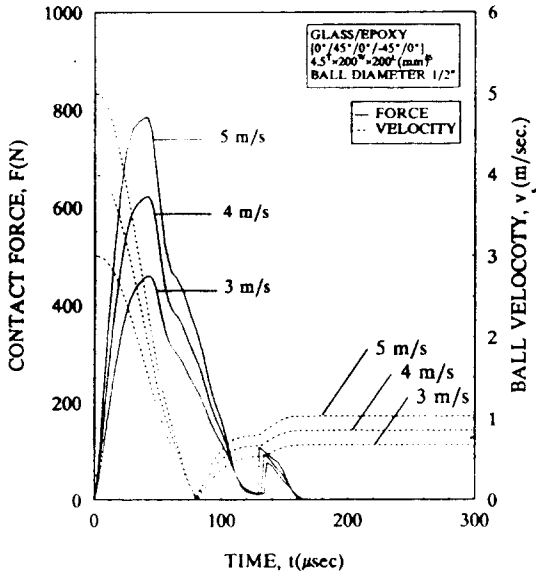


Fig. 11 Contact forces and ball velocity for a 4.5° x 200° x 200°(mm) glass/epoxy plate with $[0^\circ/45^\circ/0^\circ/-45^\circ/0^\circ]_{2S}$ at the impact point

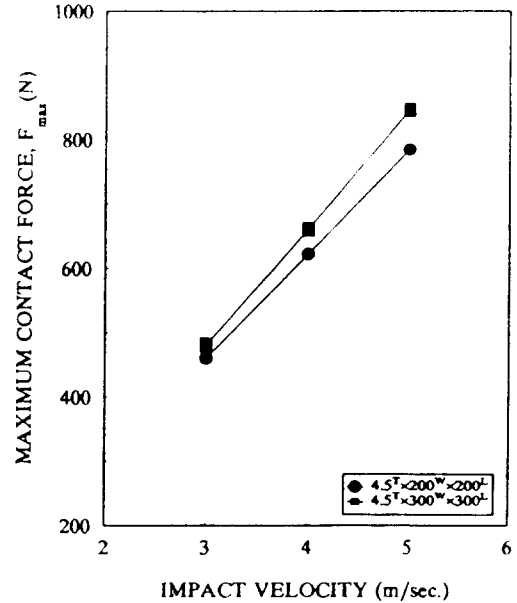


Fig. 13 Maximum contact forces of glass/epoxy plates at the impact point

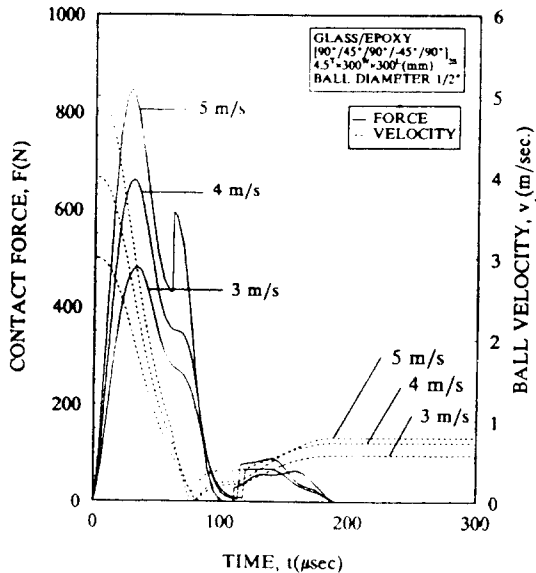


Fig. 12 Contact forces and ball velocity for a 4.5° x 200° x 200°(mm) glass/epoxy plate with $[90^\circ/45^\circ/90^\circ/-45^\circ/90^\circ]_{2S}$ at the impact point

일반적으로 충격에너지는 저속 충격의 경우에 전체영역의 변형을 일으키는 데 주로 소요되는데 비하여 고속 충격의 경우에는 충격지점 부근의 매우 작은 영역에 국부적인 변형을 일으키는 데 소요된다²³⁾. 따라서 충격에 의한 파동 전파 특성을 연구하기 위해서는 높은 충격 속도가 요구된다.

Fig. 14 와 Fig. 15 는 $[0^\circ/45^\circ/0^\circ/-45^\circ/0^\circ]_{2S}$ 와 $[90^\circ/45^\circ/90^\circ/-45^\circ/90^\circ]_{2S}$ 의 적층형태에 대하여 변형률 응답을 각각 나타낸 것이고, Fig. 16. 는 강구의 직경이 5mm 일 때의 변형률 응답을 나타낸 것이다. 강구의 충격 후 진폭은 작으나 속도가 가장 빠른 종파가 최초로 도달한 후, 진폭은 다소 크나 속도는 상대적으로 느린 횡파가 도달한다. 뒤이어 가장 큰 진폭을 가지는 횡파가 가장 늦게 도달함을 알 수 있다.

그리고 적층형태에 따른 변형률 응답을 비교하여 보면, 강성이 상대적으로 큰 방향, 즉 $[0^\circ/45^\circ/0^\circ/-45^\circ/0^\circ]_{2S}$ 의 x축 방향과 $[90^\circ/45^\circ/90^\circ/-45^\circ/90^\circ]_{2S}$ 의 y축 방향으로의 변형률 응답이 빠르게 도달함을 알 수 있다. 그리고 강구의 직경이 작은

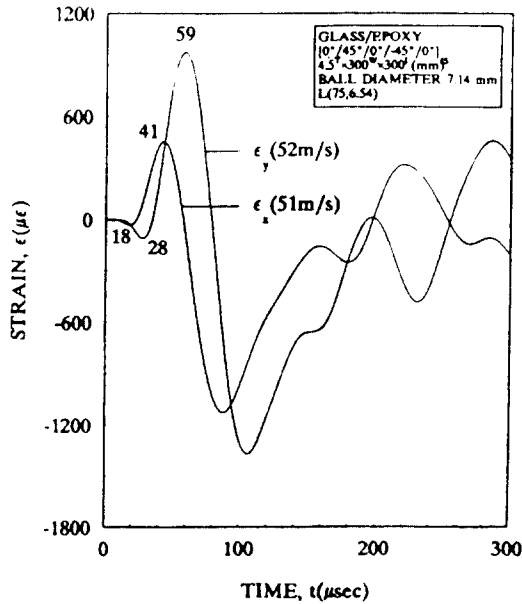


Fig. 14 Strain response histories for a $[0^\circ/45^\circ/0^\circ/-45^\circ/0^\circ]_{2S}$ plate at 75mm from the impact point

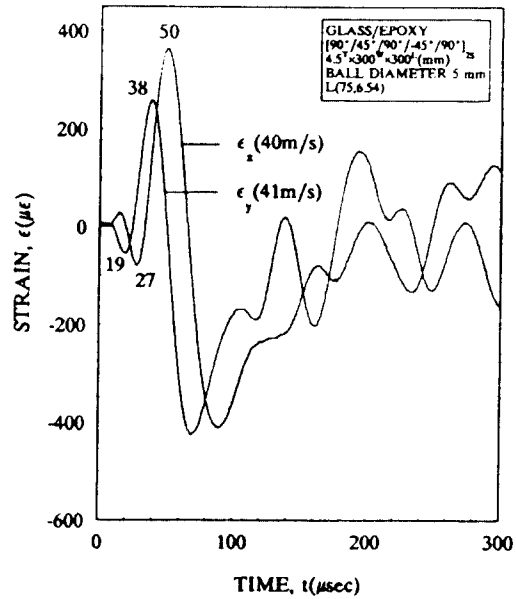


Fig. 16 Strain response histories for a $[90^\circ/45^\circ/90^\circ/-45^\circ/90^\circ]_{2S}$ plate at 75mm from the impact point with 5mm ball diameter

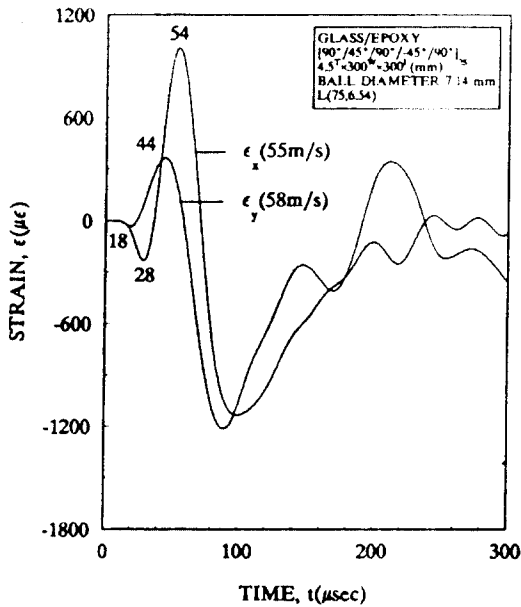


Fig. 15 Strain response histories for a $[90^\circ/45^\circ/90^\circ/-45^\circ/90^\circ]_{2S}$ plate at 75mm from the impact point

경우보다 약간 빠르게 도달하는데, 이는 강구와 판의 접촉시간에 의한 영향으로서 강구의 크기가 작을 수록 접촉시간이 짧기 때문이다.

이상과 같은 고속 충격 실험의 결과로부터 충격점에서 변형률 응답 검출 지점까지의 거리를 파가 도달한 시간으로 나눔으로써 종파 및 횡파의 전파 속도를 계산하여 Fig. 17에 나타내었다. 또한 식(21)과 식(22)를 이용하여 본 연구에 사용된 적층복합판의 파동 전파 속도를 계산하여 실험에서 구한 값의 평균값과 비교하여 Table 3에 나타내었다.

전체적으로 실험에 의하여 구한 전파 속도는 파동 전파 이론에 의한 전파 속도와 잘 일치하였으며 대체로 약간 낮게 나타났다. 실험에서 구한 전파속도는 충격속도에 관계없이 거의 일정하게 나타났는데, 이는 전파속도는 재료의 밀도 및 재료상수에 의해 결정되기 때문이다. 그리고 강성이 작은 방향으로 상당히 낮게 나타났는데, 이는 적층판의 두께 방향의 강성 계수를 섬유 방향의 강성 계수와 같다고 가정하였으나 실제로

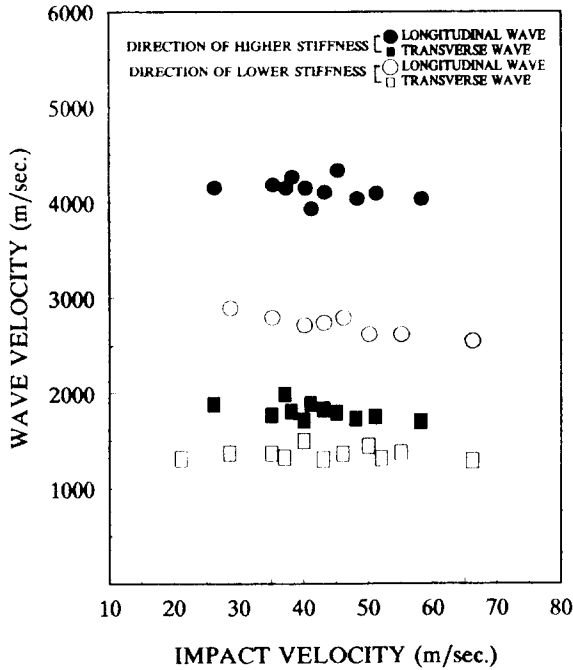


Fig. 17 Wave velocities with respect to impact velocities and ball diameters

Table 3. Comparison of wave velocities between high velocity impact experiment and wave propagation theory

(c in m/sec.)

Wave Type		Wave Velocity	
		Hith-Velocity Impact Experiment	Wave Propagation Theory
Longitudinal Wave	C _{11L}	4142	4692
	C _{22L}	2836	
Transverse Wave	C _{13T}	1830	1771
	C _{23T}	1353	

이보다 낮은 값을 가지기 때문이라고 생각된다.

6. 결 론

강구에 의한 횡방향 충격을 받는 유리/에폭시 적층복합판의 충격 거동을 연구하였다. 이를 위

하여 고차전단변형이론에 기초한 동적 유한요소 해석을 행하여 접촉력의 변화와 강구의 반발 속도 및 변형률 응답을 구하였다. 그리고 저속 및 고속 충격 실험을 행하여 그 결과와 비교 검토하였으며, 강구의 충격에 의한 파동 전파 특성을 고찰하였다. 또한 파동 전파 속도를 계산하여 파동전파이론에 의한 결과와 비교 검토하였다. 그 결과 다음과 같은 결론을 얻었다.

- (1) 고차전단변형이론에 기초한 동적 유한요소 해석에서 구한 변형률 응답은 충격실험에서 구한 결과의 경향과 잘 일치하였다.
- (2) 강구의 충격에 의해 충격점에서 발생하는 최대접촉력은 판의 크기가 클수록 높게 나타났으며, 충격 속도의 증가에 따라 그 증가율도 크게 나타났다.
- (3) 강구의 반발 속도는 적층복합판의 크기가 클수록 낮게 나타났으며, 충격에 의한 저항이 큼을 알 수 있다.
- (4) 고속 충격 실험에서 구한 파동 전파 속도는 파동 전파 이론에 의한 결과와 잘 일치하였으며, 강구의 크기가 작을수록 접촉 시간에 의한 영향으로 빠르게 나타났다.

참 고 문 헌

1. ASTM, Foreign Object Impact Damage to Composite, STP568, 1973.
2. Yang, S.H., and Sun, C.T., "Indentation Law for Composite Laminates", ASTM STP 787, pp. 425~449, 1982.
3. Tan, T.M., and Sun, C.T., "Use of Statical Indentation Laws in the Impact Analysis of Laminated Composite Plates", Journal of Applied Mechanics, Trans. ASME, Vol.52, pp. 6~12, 1985.
4. Hertz, H., "Über die Berührung fester Elastischer Körper", Journal Reine Angle Math, Crelle, Vol.92, p. 155, 1881.
5. Crook, A.W., "A Study of Some Impacts Bet-

- ween Metal Bodies by a Piezoelectric method", Proceeding of Royal Society, London, Series A, Vol. 212, p. 377, 1952.
6. Ambartsumyan, S.A., Theory of Anisotropic Plates, Technomic Publishing Co., 1969.
 7. Pagano, N.J., "Exact Solutions for Composite Laminates in Cylindrical Bending", Journal of Composite Materials, Vol.3, No.3, pp. 398~411, 1969.
 8. Yang, P.C., Norris, C.H. and Stavsky, "Elastic Wave Propagation in Heterogeneous Plates", Int'l. J. Solids & Structures, Vol.2, p. 665, 1966.
 9. Whitney, J.M. and Pagano, N.J., "Shear Deformation in Heterogeneous Anisotropic Plates", Journal of Applied Mechanics, Vol.40, p. 299, 1973.
 10. Reddy, J.N., "A Simple Higher-Order Theory for Laminated Composite Plates", Journal of Applied Mechanics, Trans. ASME, pp. 745~752, 1984.
 11. 이영신, 박웅, "고차전단변형이론에 의한 복합재료 적층판의 저속충격응답", 대한 기계 학회 논문집, 제14권, 제6호, pp. 1365~1381, 1990.
 12. 김문생, 김남식, 이현철, "고차전단변형이론에 의한 적층복합판의 충격 해석", 대한 기계 학회 논문집, 제15권, 제3호, pp. 735~750, 1991.
 13. Daniel, I.M., Liber, T. and LaBedz, R.H., "Wave Propagation in Transversely Impacted Composite Laminates", Experimental Mechanics, pp. 9~16, 1979.
 14. Takeda, N., Sierakowski, R.L. and Malvern, L. E., "Wave propagation Experiments on Ballistically Impacted Composite Laminates", Journal of Composite Materials, Vol.15, pp. 157~174, 1981.
 15. 안국찬, 김문생, 김규남, "저속 충격을 받는 적층 복합재의 응력과 전파에 관한 연구", 대한 기계 학회 논문집, 제13권, 제1호, pp. 9~19, 1989.
 16. Jones, R.M., Mechanics of Composites Materials, New York, 1975.
 17. Reddy, J.N., Energy and Variational Methods in Applied Mechanics, John Wiley & Sons, 1984.
 18. Tauchert, T.R., and Guzelsu, A.N., "An Experimental Study of Dispersion of Stress Waves in a Fiber-Reinforced Composites", Journal of Applied Mechanics, Vol.39, pp. 98~102, 1972.
 19. Wilson, E.L. and Clough, R.W., "Dynamic Response by Step by Step Matrix Analysis", Symp. on Use of Computers in Civil Engineering, Lisbon, 1962.
 20. Doyle, J.F., "An Experimental Method for Determining the Dynamic Contact Law", Experimental Mechanics, pp. 10~16, 1984.
 21. Doyle, J.F., "Further Developments in Determining the Dynamic Contact Law", Experimental Mechanics, pp. 265~270, 1984.
 22. Doyle, J.F., "Determining the Contact Force During the Transverse Impact of Plates", Experimental Mechanics, pp. 68~72, 1987.
 23. Cantwell, W.J. and Morton, J., "Comparison of low and high velocity impact response of CFRP", Composites, Vol.20, No.6, pp. 545~551, 1989.

국 문 요 약

본 연구는 강구에 의한 충격을 받는 유리/에폭시 적층복합판의 충격 응답 및 파동 전파 특성을 연구하는데 그 목적이 있다. 이를 위하여 고차전단변형이론에 기초한 동적 유한요소해석을 행하였으며, 저속 및 고속 충격 실험을 행하였다. 동적 유한요소해석으로부터 접촉력의 변화와 강구의 반발 속도 그리고 충격에 의한 변형률 응답을 구하였다. 변형률 응답은 충격 실험의 결과와 비교하였다. 또한 고속 충격 실험의 결과로부터 파동 전파 속도를 계산하여 파동 전파 이론에 의한 결

과와 비교 검토하였다.

그 결과, 충격 실험에서 구한 변형률 응답은 동적 유한요소해석에 의한 결과의 경향과 잘 일치하였으며, 충격 속도의 증가에 따른 최대접촉

력의 증가율은 판의 크기가 클수록 증가하였다.

그리고 파동 전파 속도는 두 결과가 잘 일치하였으며, 접촉시간에 의한 영향으로 강구의 크기가 클수록 빠르게 나타났다.