大韓機械學會論文集 第13卷 第4號, pp. 643~652, 1989.

〈論 文〉

보와 판이론에 의한 보형상 복합재의 충격 거동에 관한 연구

김 문 생*·안 국 찬**·김 규 남*

(1989년 1월 24일 접수)

A Study on the Impact Behavior of the Beam-Like Laminated Composite by the Beam and Plate Theories

Moon Saeng Kim, Kook Chan Ahn and Giu Nam Kim

Key Words: Beam-Like Laminates(보형상 복합재), Impact Behavior(충격 거동), Stacking Sequence(적층 순서), Aspect Ratio(형상비), Dynamic Finite Element(동적 유한 요소)

Abstract

The purpose of this research is to analyze the impact behavior of beam-like laminates due to the transverse impact of a steel ball according to the changes of stacking sequence and aspect ratio. For this purpose, it is carried out the dynamic finite element analyses using the modified beam theory for laminates and the first order shear deformation plate theory. The results of these analyses are compared with those of experimental impact tests. The composite materials are composed of $[0°/45°/0°/-45°/0°]_{2s}$ and $[90°/45°/90°/-45°/90°]_{2s}$ stacking sequences and have 4.5 $t\times5(10, 20 \& 30)w\times200(300)l$(mm) dimensions. In all analyses, the specimens are clamped at both ends.

기 호 설 명

a_i : 상수 계수($i=1, 6$)
F : 접촉력
Fm : 최대접촉력
k : 접촉 계수
n : 하중 과정의 접촉 법칙 지수
$\bar{Q}_{ij}$: 복합재에 대한 수정 강성 계수
q : 제하 과정의 접촉 법칙 지수
u : 판의 x 방향 변위
u° : 판의 중립면의 x 방향 변위
v : 판의 y 방향 변위
v° : 판의 중립면의 y 방향 변위
$\bar{v}$: 보의 변위
w : 판의 z 방향 변위
w° : 판의 중립면의 z 방향 변위
α : 압입량
α_0 : 영구 압입량
α_m : 최대 압입량
β : 최대 접촉력들에 대한 차의 비율
γ : 전단 변형률
σ : 응력
ε : 수직 변형률
x_i : 곡률
ϕ_i : 기울기

1. 서 론

복합 재료의 충격 문제에 대한 관심이 높아지면서 충격 응답, 응력파 전파 및 충격 손상에 관한

*정회원, 부산대학교 공과대학 기계설계학과
**정회원, 현대중공업(주) 종합연구소

많은 연구가 행해져 왔다. 이러한 충격 문제에 대한 많은 연구는 실험[1~6]에 의한 것이었으며, 이론적 해석은 최근에 Sun[7]을 비롯한 몇몇의 연구[8,9]에서 시도되었으나 아직도 상당히 미비한 실정이다.

최근에 저자들[10,11]은 Sun[12]의 균질, 등방성 보에 대한 고차 보유한 요소 이론(the higher-order beam finite element theory)을 이질, 이방성 적층 복합보의 충격 해석을 위해 수정, 적용하여 보의 적층 형태의 변화에 따른 충격 응답 및 해석 결과의 정도에 관하여 연구하였으며, 또한 Whitney와 Pagano[13]의 전단 변형 이론(the first-order shear deformation theory)에 기초를 둔 적층 복합판에 대한 동적 유한 요소법을 개발하여 충격을 받는 정방형 적층 복합판의 응력파 전파 및 충격 응력에 관한 이론적 연구를 행하였다.

그러나 보와 판의 구별이 애매한 보형상 적층 복합재의 충격 거동 해석을 위해서는 우선 위의 두 이론의 적용에 대한 타당성의 검토가 필요하다.

따라서, 본 연구에서는 저자들에 의해 개발된 보와 판의 동적 유한 요소법으로 보형상을 지닌 적층 복합재의 형상비(길이/폭)와 적층 형태의 변화에 따른 충격 해석시 어느 이론의 결과가 더욱 적합한지에 대한 타당성 여부를 검토하고자 한다.

이들의 정확한 타당성 검토를 위하여 먼저 두 이론 충격 해석의 입력 데이터로 사용하기 위하여 정적 실험을 행하였고, 다음 충격 실험을 행하여 두 이론 해석 결과와 비교 검토하였다. 본 연구에서 사용한 재료는 $[0°/45°/0°/-45°/0°]_{2s}$와 $[90°/45°/90°/-45°/90°]_{2s}$의 적층 형태와 크기 $4.5t \times 5(10, 20 \& 30)w \times 200(300)l$(mm), 즉 형상비 6.7, 10, 15, 20, 30, 40과 60인 유리/에폭시 복합재이며, 양단이 모두 고정된 경계 조건을 가지고 있는 상태이다.

2. 이론 및 수치 해석

2.1 정적 접촉 법칙

복합 재료의 충격 문제를 이론적으로 해석하기 위하여는 먼저 접촉 거동, 즉 접촉력(contact force)과 압입량(indentation) 사이의 관계를 구하는 것이 아주 중요하다.

본 논문에서는 하중 과정(loading process)은 Willis[14] 식을 이용하였고, 제하과정(unloading process)은 영구 압입량(permanent indentation)을 고려하는 Crook[15]과 Yang[16]의 식을 이용하였다.

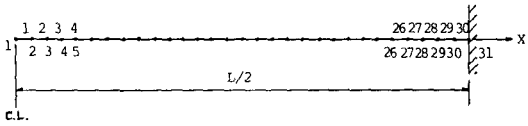

Fig. 1 Beam finite element discretization and boundary conditions (elements=30, nodes=31)

2.2 보의 유한 요소 해석 모델

보에 관한 유한 요소 해석을 위해서 Bernoulli-Euler의 보 이론에 기초를 둔 고차 보유한 요소 이론을 도입하였다. 이 이론에 의한 요소변위함수는

$$\hat{v} = a_1 + a_2 x + a_3 x^2 + a_4 x^3 + a_5 x^4 + a_6 x^5 \quad (1)$$

이며, 각 절점에서의 자유도는 v_i, ϕ_i와 x_i의 3개이다.

식 (1)에서의 계수 a_i는 양 끝 절점에서 6개의 절점 변위들에 의해 표현될 수 있다. 식 (1)을 이용한 운동 방정식, 유한 요소 해석 과정 및 충격 해석에의 적용에 대한 자세한 내용은 저자들[10]의 연구에 잘 나타나 있으며, Fig. 1과 같이 전체 모델의 절반을 30개의 요소로 분할하였으며, 양단이 고정된 경계 조건을 유지하였다.

2.3 판의 유한 요소 해석 모델

판에 관한 유한 요소 해석을 위해서는 Whitney와 Pagano의 전단 변형 이론에 기초를 두었으며, 이 이론에 근거한 적층판의 변위 성분은

$$\begin{aligned} u(x,y,z,t) &= u^\circ(x,y,t) - z\phi_x(x,y,t) \\ v(x,y,z,t) &= v^\circ(x,y,t) - z\phi_y(x,y,t) \\ w(x,y,z,t) &= w^\circ(x,y,t) \end{aligned} \quad (2)$$

로 주어지며, 적층판의 기준 좌표계 (x,y,z)로 좌표 변환한 후의 k번째 층의 응력-변형율 관계는

$$\begin{Bmatrix} \sigma_{xx} \\ \sigma_{yy} \\ \sigma_{xy} \\ \sigma_{yz} \\ \sigma_{zx} \end{Bmatrix}^k = \begin{bmatrix} \bar{Q}_{11} & \bar{Q}_{12} & \bar{Q}_{16} & 0 & 0 \\ \bar{Q}_{12} & \bar{Q}_{22} & \bar{Q}_{26} & 0 & 0 \\ \bar{Q}_{16} & \bar{Q}_{26} & \bar{Q}_{66} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & \bar{Q}_{44} & \bar{Q}_{45} \\ 0 & 0 & 0 & \bar{Q}_{45} & \bar{Q}_{55} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \varepsilon_{xx} \\ \varepsilon_{yy} \\ \gamma_{xy} \\ \gamma_{yz} \\ \gamma_{zx} \end{Bmatrix}^k \quad (3)$$

로 표현된다[17].

식 (2)와 식 (3)을 이용한 운동 방정식, 유한 요소 해석 과정 및 충격 해석에의 적용에 대한 자세한 내용은 저자들[11]의 연구에 잘 나타나 있다. 그리고, Fig. 2와 같이 전체 모델의 1/4만을 택하여 요소 32개, 절점 45개로 분할하였으며, 경계조건은

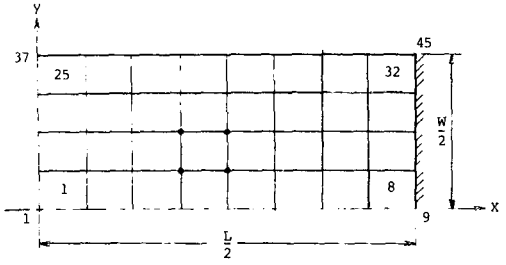

Fig. 2 Plate finite element discretization and boundary conditions (elements=32, nodes=45)

보 모델의 경우와 동일하게 하였다.

3. 실 험

3.1 시험편

본 실험에서 사용한 시험편은 Fig. 3에서 보는 바와 같이 $4.5t \times 30w \times 200l$(mm)와 $4.5t \times 30w \times 300l$(mm)의 크기를 가지고 적층 형태는 $[0°/45°/0°/-45°/0°]_{2s}$와 $[90°/45°/90°/-45°/90°]_{2s}$인 유리/에폭시 적층 복합재를 사용하였다. 이 유리/에폭시 복합재의 성분비는 7 : 3(섬유 : 에폭시)이며, (주) 한국화이바에서 제작되었다.

Table 1은 ASTM 규격에 따른 별도의 시험편으로 만능 시험기(UTM25T)에 의해 측정된 유리/에폭시와 강구의 물성치이다.

3.2 정적 실험 장치 및 방법

접촉력-압입량 곡선을 구하기 위하여 사용된 실험 장치는 압축 하중을 최대 25톤 가할 수 있는 만능 시험기(UTM25T)를 사용하였다. Fig. 4는 정적 실험을 위해 설치된 장치이며, 압축 하중을 가할 때 인덴터(indentor)와 시험편 사이의 상대 변위만을 측정하기 위하여 인덴터에 "ㄷ" 브라켓(bracket)을 설치하고 1/1000mm까지 측정 가능한 다이알 게이지(dial gage)로 압입량을 측정하였다.

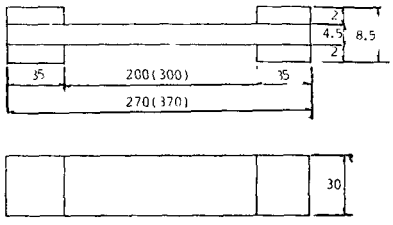

Fig. 3 Glass/epoxy specimen for static indentation test

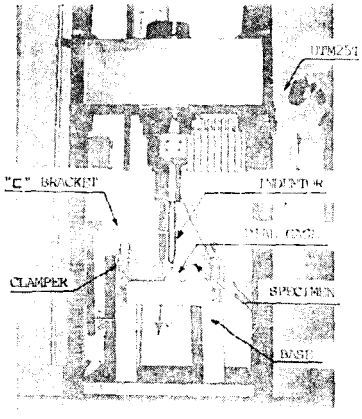

Fig. 4 Equipment for static test

이때 인덴터와 다이알 게이지는 일직선이 되도록 하였으며, 만능 시험기의 크로스 헤드 속도를 0.2mm/min로 하여 하중이 49N(5kgf)씩 증가할 때마다 압입량을 측정하였으며, 최대 접촉력이 각각 392N(40kgf), 686N(70kgf) 및 980N(100kgf)일 때 하중을 제거하여 제하 과정 실험을 행하였다.

3.3 충격 실험 장치 및 방법

충격에 의한 변형율-시간 곡선을 구하기 위하여 고속 Fourier 변환기(F.F.T.)를 사용하였으며, Fig. 5는 충격 실험을 위해 설치된 장치이다. 충격을 가하는 강구는 지름이 12.7mm이고 시험편의 중앙에 속도 4m/sec(0.82m 높이에서 자유낙하)로 충

Table 1 Material properties of the specimen and steel ball

	E_1	E_2	G_{12}	ν_{12}	ρ
Unit	N/MM²	N/MM²	N/MM²	—	N-sec²/MM⁴
Specimen	5.585×10^4	1.475×10^4	0.643×10^4	0.31	0.205×10^{-8}
Steel ball	0.207×16^6	0.207×10^6	0.796×10^5	0.30	0.786×10^{-8}

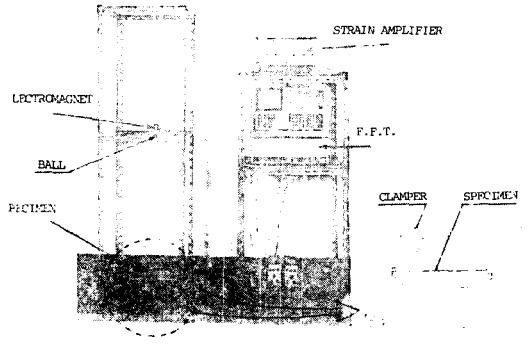

Fig. 5 Equipment for impact test

격을 가하였다. 충격 응답의 측정 방법은 시험편에 스트레인 게이지(게이지 상수=120)를 부착하여 측정하였으며, 측정한 위치는 $4.5t\times30w\times200l$(mm) 크기의 시험편은 이론 해석 결과들과의 비교를 위하여 판 이론 해석에서의 Gauss 적분점들 중 임의의 점인 충격점에서 26.9mm와 63.5mm 떨어진 지점이며, $4.5t\times30w\times300l$(mm) 크기의 시험편은 40.5mm와 95.3mm 지점에서 측정하였다.

4. 결과 및 고찰

4.1 접촉력-압입량 곡선

정적 실험에 의한 하중 과정과 제하 과정의 접촉력과 압입량 사이의 데이터를 하중 과정에서는 Willis의 식에서 $n=1.5$로 하고, 제하 과정에서는 Crook의 식에서 $q=2.5$로 하여 최소 자승법(least square fitting)에 의하여 나타낸 곡선중 적층 형태가 $[0°/45°/0°/-45°/0°]_{2s}$이며 크기가 $4.5t\times30w\times200l$(mm)인 경우에 대한 것을 Fig. 6에 나타내었다.

이 곡선들로부터 하중 과정은 $F=3.34\times10\alpha^{1.5}$, 제하 과정에서는 각 제하 하중에 따라 $F=F_m[(\alpha-\alpha_0)/(\alpha_m-\alpha_0)]^{2.5}$으로 나타나므로, 이는 Willis와 Crook의 식에서의 형태와 잘 일치한다는 것을 보여주는 것이다.

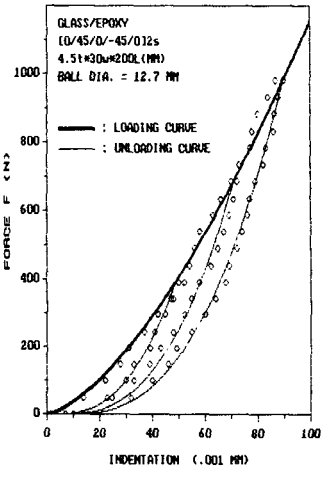

Fig. 6 Loading and unloading curves for $[0°/45°/0°/-45°/0°]_{2s}$ specimen with $n=1.5$, $q=2.5$ and 12.7mm indentor

Table 2는 하중 과정에서 $n=1.5$일 때 접촉 계수 k 값을 정리한 것이다.

Table 2에서 $[0°/45°/0°/-45°/0°]_{2s}$ 시험편의 접촉 계수는 $[90°/45°/90°/-45°/90°]_{2s}$ 시험편의 접촉 계수보다 약 6~8% 정도 작은 값을 가지는 것을 알 수 있는데 이는 실험 과정에서 $[90°/45°/90°/-45°/90°]_{2s}$ 시험편의 길이 방향으로의 낮은 굽힘 강성 때문에 처짐량이 커지므로 접촉 면적이 넓어져서 같은 하중하에서 $[0°/45°/0°/-45°/0°]_{2s}$에 비해 압입량이 작아진다는 것을 의미한다. 여기에서 접촉 계수 k의 평균값을 적층 복합재의 동적 유한요소 해석의 입력 데이터로 사용하였다.

제하 과정에서는 실험 결과인 Fig. 7로부터 영구 압입량 α_0와 최대 압입량 α_m은 다음의 선형 관계를 가지는 것을 알 수 있다.

$$\alpha_0=0.15\times(\alpha_m-0.02) \quad (4)$$

이 식(4)로부터 α_m에 대한 α_0를 구하고 Crook의

Table 2 Contact coefficient k of loading law $F=k\alpha^{1.5}$

Specimen group	$[0°/45°/0°/-45°/0°]_{2s}$		$[90°/45°/90°/-45°/90°]_{2s}$	
Size of specimen	30W×200L	30W×300L	30W×200L	30W×300L
k(N/MM$^{1.5}$)	3.34×10^4	3.39×10^4	3.65×10^4	3.61×10^4
Average k	3.50×10^4			

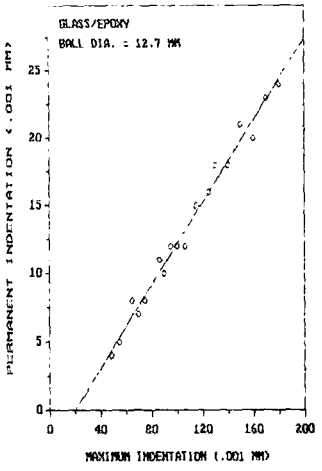

Fig. 7 Relation between permanent indentation and maximum indentation

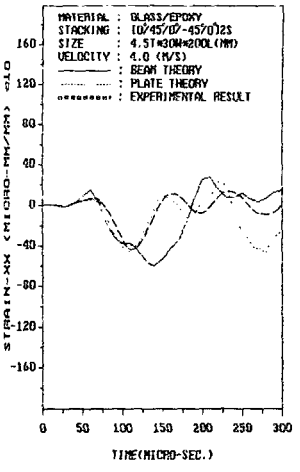

Fig. 9 Strain response histories for a $[0°/45°/0°/-45°/0°]_{2s}$ glass/epoxy laminates with 200mm length at 63.5mm from the impact point

식에서 제하 과정의 접촉력을 구하였다.

4.2 변형률-시간 곡선

횡방향으로 강구의 충격을 받게 되는 보형상 적층 복합재의 충격 거동을 해석하는데 있어서 적층 형태에 따른 보와 판이론의 해석 결과의 타당성을 검토하기 위하여 이론 해석과 충격 실험의 결과를 비교한 것이 Fig. 8에서 Fig. 15이다. 보형상의 길이가 200mm일 때는 충격점에서 26.9mm(x=26.9 mm, y=0mm, z=−2.25mm)와 63.5mm(x=63.5mm, y=0mm, z=−2.25mm) 떨어진 곳에서의 x 방향의 변형률 ε_x를 비교하였고, 길이가 300mm일 때는 충격점에서 40.5mm(x=40.5mm, y=0mm, z=−2.25mm)와 95.3mm(x=95.3mm, y=0mm, z=−2.25mm) 떨어진 곳의 변형률 ε_x를 비교하였다.

Fig. 8로부터 Fig. 11까지는 적층 형태가 $[0°/45°/0°/-45°/0°]_{2s}$인 경우의 시간에 대한 변형률 ε_x를 비교한 결과로서 재료의 길이에 따라 다소 다르나 약 150μsec까지는 보 이론 해석에 의한 결과보다

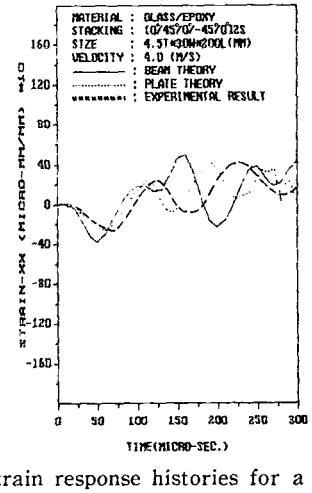

Fig. 8 Strain response histories for a $[0°/45°/0°/-45°/0°]_{2s}$ glass/epoxy laminates with 200mm length at 26.9mm from the impact point

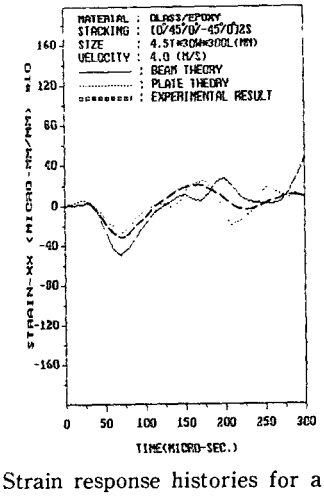

Fig. 10 Strain response histories for a $[0°/45°/0°/-45°/0°]_{2s}$ glass/epoxy laminates with 300mm length at 40.5mm from the impact point

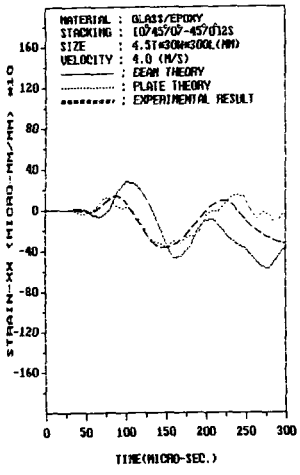

Fig. 11 Strain response histories for a $[0°/45°/0°/-45°/0°]_{2s}$ glass/epoxy laminates with 300mm length at 95.3mm from the impact point

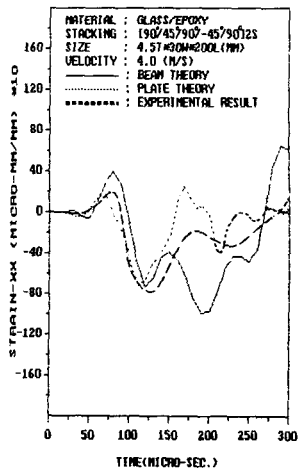

Fig. 13 Strain response histories for a $[90°/45°/90°/-45°/90°]_{2s}$ glass/epoxy laminates with 200mm length at 63.5mm from the impact point

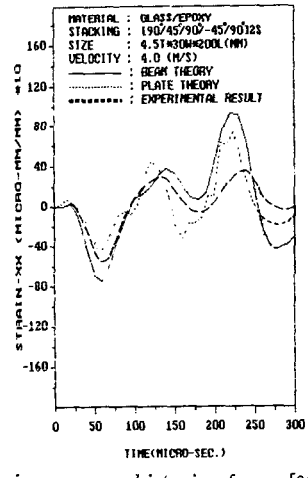

Fig. 12 Strain response histories for a $[90°/45°/90°/-45°/90°]_{2s}$ glass/epoxy laminates with 200mm length at 26.9mm from the impact point

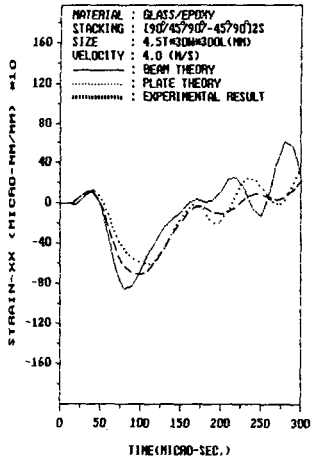

Fig. 14 Strain response histories for a $[90°/45°/90°/-45°/90°]_{2s}$ glass/epoxy laminates with 300mm length at 40.5mm from the impact point

는 판 이론에 의한 해석 결과가 충격 실험 결과에 더욱 더 근접함을 알 수 있으며, 이 시간 이후에 이론 해석 결과와 충격 실험 결과와의 차가 크게 나타나는 것은 충격후 발생한 전단파가 경계의 영향을 받아 응답 파형에 작용하기 때문이라고 생각된다.

Fig. 12부터 Fig. 15까지는 적층 형태가 $[90°/45°/90°/-45°/90°]_{2s}$인 경우의 시간에 대한 변형률 ϵ_x를 비교한 결과로서 판 이론에 의한 해석 결과와 충격 실험 결과는 매우 근접하나, 보 이론에 의한 해석 결과는 $[0°/45°/0°/-45°/0°]_{2s}$ 적층 형태에서의 보 이론의 해석 결과에서의 충격 실험 결과와 비교해 볼 때보다 적은 오차를 지닌 응답을 나타낸다는 것을 알 수 있다.

이와 같이 적층 형태가 $[0°/45°/0°/-45°/0°]_{2s}$인 재료의 경우는 폭 방향의 굽힘 강성이 작기 때문에

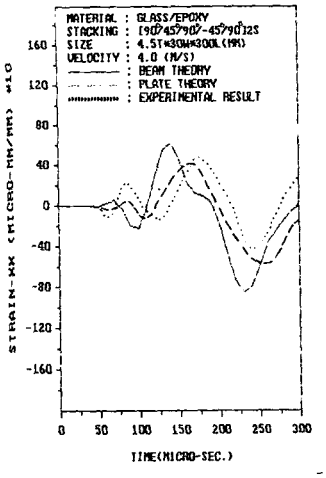

Fig. 15 Strain response histories for a $[90°/45°/90°/-45°/90°]_{2s}$ glass/epoxy laminates with 300mm length at 95.3mm from the impact point

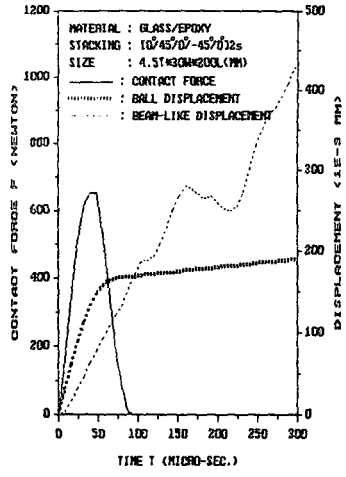

Fig. 17 Contact force and displacements for $[0°/45°/0°/-45°/0°]_{2s}$ specimen subjected to impact (by the plate theory)

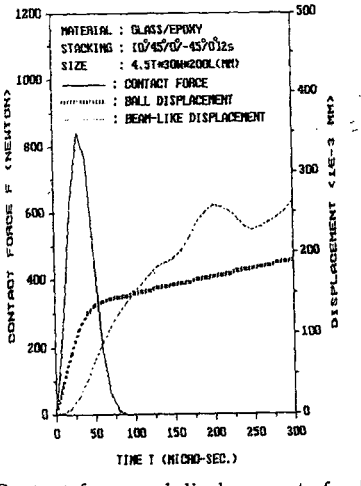

Fig. 16 Contact force and displacements for $[0°/45°/0°/-45°/0°]_{2s}$ specimen subjected to impact (by the beam theory)

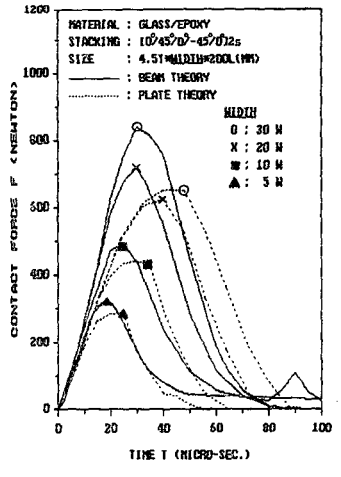

Fig. 18 Contact force histories according to the changes of width in $[0°/45°/0°/-45°/0°]_{2s}$ glass/epoxy with 200mm length

충격파의 전파 속도가 느려서 보 이론 해석으로는 폭 방향 전파의 영향을 고려할 수 없으므로 두 방향 전파의 영향을 고려하는 판 이론 해석이 실험 결과와 잘 일치한다고 생각되며, 적층 형태가 $[90°/45°/90°/-45°/90°]_{2s}$인 재료는 상대적으로 폭 방향의 굽힘 강성이 크기 때문에 판 이론은 물론 보 이론에 의한 해석 결과도 어느 정도 오차를 줄일 수 있다고 생각된다.

이들의 이론 해석과 충격 실험에 의한 결과를 비교 종합하여 보면 형상비가 7~10 부근인 보형상 복합재의 충격 응답을 해석하기 위해서는 폭 방향의 굽힘 강성에 관계없이 판 이론은 실험 결과와 잘 일치하나, 보 이론에 의한 해석시는 폭 방향 굽힘 강성이 작은 경우보다 큰 경우가 실험 결과에 더 근접함을 알 수 있다.

4.3 접촉력-시간 곡선

보형상 복합재의 적층 형태가 $[0°/45°/0°/-45°/$

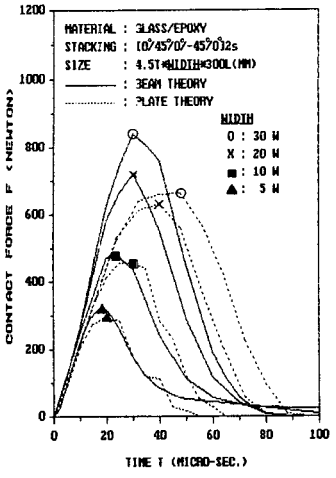

Fig. 19 Contact force histories according to the changes of width in $[0°/45°/0°/-45°/0°]_{2s}$ glass/epoxy with 300mm length

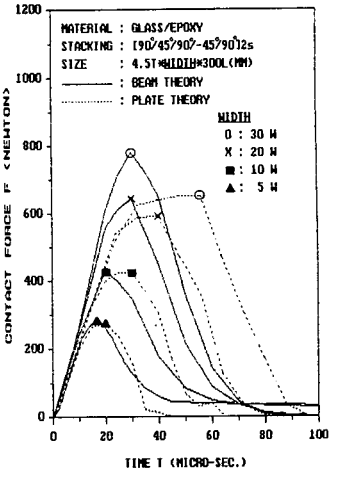

Fig. 21 Contact force histories according to the changes of width in $[90°/45°/90°/-45°/90°]_{2s}$ glass/epoxy with 300mm length

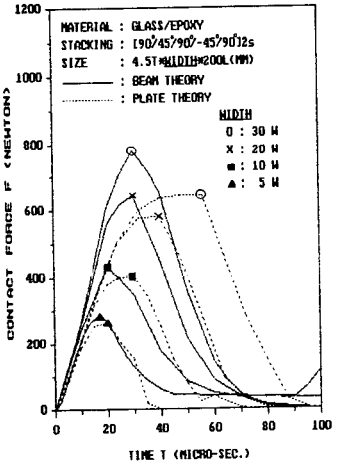

Fig. 20 Contact force histories according to the changes of width in $[90°/45°/90°/-45°/90°]_{2s}$ glass/epoxy with 200mm length

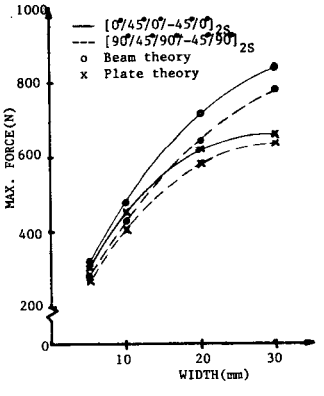

Fig. 22 Relation between maximum force and width

$0°]_{2s}$와 $[90°/45°/90°/-45°/90°]_{2s}$에 대해서 폭과 길이를 각각 변화시켜 가면서 보 이론과 판 이론에 의한 동적 유한 요소 해석을 행한 결과 중에서 적층 형태가 $[0°/45°/0°/-45°/0°]_{2s}$이고, 크기가 $4.5t \times 30w \times 200l$(mm)인 경우에 대하여, 강구가 접촉하는 순간($t=0\mu$sec)부터 시간 경과에 따른 충격점에서의 접촉력과 강구 및 복합재의 변위를 컴퓨터 그래픽한 것이 Fig. 16과 Fig. 17이다. Fig. 18과 Fig. 19는 적층 형태가 $[0°/45°/0°/-45°/0°]_{2s}$이고 길이가 각각 200mm와 300mm인 유리/에폭시의 폭을 30mm, 20mm, 10mm와 5mm로 변화시켜 가면서 보와 판 이론에 의한 접촉력을 그래픽한 것이고, Fig. 20과 Fig. 21은 적층 형태가 $[90°/45°/90°/-45°/90°]_{2s}$인 경우를 $[0°/45°/0°/-45°/0°]_{2s}$와 동일한 과정에 따라 그래픽한 것이다.

Fig. 22는 Fig. 18에서 Fig. 21까지의 보 이론과 판 이론에 의한 두 적층 형태의 보 형상 복합재의 폭의 변화에 따른 최대 접촉력을 나타낸 것으로, 동일한 폭에 대하여 $[0°/45°/0°/-45°/0°]_{2s}$의 적층 형태가 $[90°/45°/90°/-45°/90°]_{2s}$보다 큰 접촉력을 보이고, 폭이 작아질수록 최대 접촉력이 작아진다는 것은 굽힘 강성의 관계에서 당연하다고 생각되며, 적층 형태와 폭이 동일한 경우 본 해석에서 사

용한 고차 보 유한 요소 이론에 의한 굽힘 강성은 판 유한 요소 이론에 의한 것보다 크게 나타난다는 사실을 알 수 있다.

Fig. 23은 Fig. 18에서 Fig. 22까지의 적층 형태와 길이 및 폭의 변화에 따른 보 이론과 판 이론에 의한 최대 접촉력들에 대한 차의 비율 β[(보 이론에 의한 최대 접촉력-판 이론에 의한 최대 접촉력)/(판 이론에 의한 최대 접촉력)×100]로 나타낸 것으로 동일한 폭에 대하여 적층 형태 $[0°/45°/0°/-45°/0°]_{2s}$보다 $[90°/45°/90°/-45°/90°]_{2s}$ 적층 형태의 편이, 그리고 길이가 긴 편이 두 이론에 의한 최대 접촉력들에 대한 차의 비율 β가 항상 적음을 알 수 있다. 이것은 저자들의 연구에서 적층 형태 $[0°/45°/0°/-45°/0°]_{2s}$와 같이 길이 방향의 굽힘 강성이 큰 적층 형태의 보는 전단파가 횡방향 끝에 도달하는 시간이 접촉 시간보다 훨씬 크므로 재료의 형상비가 어느 정도 크다 할지라도 응력파의 영향을 고려할 수 있는 판 이론을 적용하는 것이 타당하다는 제안과 상통한다.

그리고, 형상비의 영향을 좀 더 고찰하기 위하여

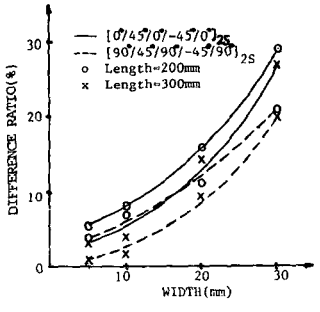

Fig. 23 Relation between difference ratio and width

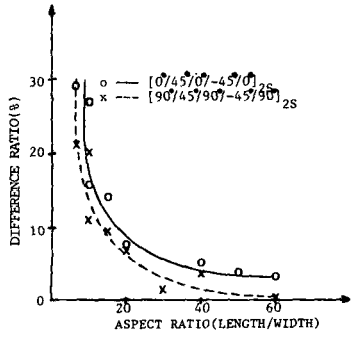

Fig. 24 Relation between difference ratio and aspect ratio

Fig. 18에서 Fig. 23까지의 결과를 적층 형태와 형상비에 따라 도시한 Fig. 24로부터 두 이론에 의한 최대 접촉력들에 대한 차의 비율 β는 형상비가 클수록 급격히 감소함을 알 수 있으며, 보형상 적층 복합재의 이론 충격 해석시 보 이론에 의한 해석보다 판 이론에 의한 해석의 계산 시간(CPU)이 거의 5~6배나 많이 소요된다는 것을 감안하면 형상비가 20 정도 이상이면 적층 형태에 관계없이 두 이론에 의한 최대 접촉력들에 대한 차의 비율 β를 10% 이하로 줄일 수 있을 것으로 생각되며, 특히 $[90°/45°/90°/-45°/90°]_{2s}$의 적층 형태와 같이 폭방향 굽힘 강성이 큰 보형상 복합재에서는 오히려 최대 접촉력들에 대한 차의 비율 β가 더 작아진다는 것을 알 수 있다.

5. 결 론

본 논문에서는 보형상 적층 복합재의 형상비와 적층 형태의 변화에 따른 충격 거동 해석시 보와 판 이론 해석의 적용 범위를 설정하기 위하여, 적층 복합재 해석을 위해 수정한 고차 보 이론과 전단 변형을 고려한 판 이론에 기초를 두고 정적 압입 실험에 의한 접촉 법칙을 고려한 동적 유한 요소 해석을 행한 후, 이들 해석 결과의 타당성을 비교 검토하기 위하여 충격 실험을 행한 결과 다음과 같은 결론을 얻었다.

(1) 보형상 적층 복합재의 형상비와 적층 형태의 변화에 따른 충격 거동 해석을 위하여 도입한 보와 판 이론에 의한 동적 유한 요소법의 유효성을 실험에 의하여 입증하였다.

(2) 복합재의 형상비와 적층 형태에 관계없이 판 이론에 의한 해석은 대체로 실험 결과와 잘 일치하나, 보형상 복합재를 고차 보 이론으로 해석한 경우가 판 이론으로 해석한 경우보다 최대 접촉력이 항상 크게 나타났다.

(3) 보형상 복합재의 형상비가 20 정도 이상일 때는 보 이론과 판 이론에 의한 해석 결과의 최대 접촉력들에 대한 차의 비율이 10% 이하이므로 보 이론으로 해석하여도 상당히 타당한 결과를 얻을 수 있었다.

시험편의 사정으로 보다 다양한 적층 형태와 폭의 변화에 따른 충격 실험을 행하지 못하였으므로, 향후 이 분야의 보다 많은 연구가 필요할 것으로 사료된다.

후 기

본 연구 수행을 위해 시험편과 자료를 제공하여 주신 한국화이바(주) 관계자께 진심으로 감사드린다.

참 고 문 헌

(1) Takeda, N., Sierakowski, R. L. and Malvern, L. E., 1981, "Wave Propagation Experiments on Ballistically Impacted Composite Laminates", Journal of Composite Materials, Vol. 15, pp. 157~174.

(2) Doyle, J. F., 1984, "An Experimental Method for Determining the Dynamic Contat Law", Experimental Mechanics, pp. 10~16.

(3) Doyle, J. F., 1984, "Further Developments in Determining the Dynamic Contact Law", Experimental Mechanics, pp. 265~270.

(4) Doyle, J. F., 1987, "Determining the Contact Force During the Transverse Impact of Plates", Experimental Mechanics, pp. 68~72.

(5) Hayashi, T., Ugo, R. and Morimoto, Y., 1986, "Experimental Observation of Stress Waves Propagating in Laminated Composites", Experimental Mechanics, pp. 169~174.

(6) Sjöblom, P. O., Hartness, J. T. and Cordell, T. M., 1988, "On Low-Velocity Impact Testing of Composite Materials", Journal of Composite Materials, Vol. 22, pp. 30~52.

(7) Sun, C. T. and Chen, J. K., 1985, "On the Impact of Initially Stressed Composite Laminates", Journal of Composite Materials, Vol. 19, pp. 490~504.

(8) Chen, J. K. and Sun, C. T., 1985, "Analysis of Impacted Response of Buckled Composite Laminates", Composite Structures, Vol. 3, pp. 97~118.

(9) Chen, J. K. and Sun, C. T., 1985, "Dynamic Large Deflection Response of Composite Laminates Subjected to Impact", Composite Structures, Vol. 4, pp. 59~73.

(10) 안국찬, 김문생, 김규남, 1988, "유한 요소법에 의한 적층 복합 보의 충격 해석", 대한기계학회논문집, 제12권, 제 4 호, pp. 652~661.

(11) 안국찬, 김문생, 김규남, 1989, "저속 충격을 받는 적층 복합재의 응력파 전파에 관한 연구", 대한기계학회논문집, 제13권, 제 1 호, pp. 9~19.

(12) Sun, C. T. and Huang, S. N., 1975, "Transverse Impact Problems by Higher-Order Beam Finite Element", Computers and Structures, Vol. 5, p. 297.

(13) Whitney, J. M. and Pagano, N. J., 1970, "Shear Deformation in Heterogeneous Anisotropic Plates", ASME, Journal of Applied Mechanics, Vol. 37, pp. 1031~1036.

(14) Willis, J. R., 1966, "Hertzian Contact of Anisotropic Bodies", Journal of Mechanics and Physics of Solids, Vol. 14, pp. 163~176.

(15) Crook, A. W., 1952, "A Study of Some Impacts Between Metal Bodies by a Piezoelectric Method", Proceedings of the Royal Society, London, Series A, Vol. 212, p. 377.

(16) Yang, S. H. and Sun, C. T., 1982, "Indentation Law for Composite Laminates", ASTM STP 787, pp. 425~449.

(17) Reddy, J. N., 1984, Energy and Variational Methods in Applied Mechanics, John Wiley & Sons.