

## 論文

## 2층 고무/코드 적층판의 층간거동

이윤기<sup>\*+</sup>, 임동진<sup>\*\*</sup>, 윤희석<sup>\*\*\*</sup>, 김민호<sup>\*\*\*\*</sup>, 김춘휴<sup>\*\*\*\*\*</sup>

## Behavior for 2 Ply Rubber/Cord Laminates

Yoon-Ki Lee<sup>\*+</sup>, Dong-Jin Lim<sup>\*\*</sup>, Hi-Seak Yoon<sup>\*\*\*</sup>, Min-Ho Kim<sup>\*\*\*\*</sup>, Chun-Hyu, Kim<sup>\*\*\*\*\*</sup>

## ABSTRACT

2 ply laminated composite is regarded to simulate the interply behavior of the belt layer of the tire. It was done with 3 dimensional FE(Finite Element) analysis to determine interply shear stress and strain. Widthwise, the shear strain was measured by the pin method. These results are compared with those of CLT(classical lamination theory) in center region and those of Kassapoglou's and Kelsey's theory in edge region. In the FE analysis, rubber is assumed as linear elastic material, and rubber/cord laminate as the orthotropic material composed of cord and rubber. In the FE result, interlaminar shear stress causing the interlaminar delamination has the largest value in the edge region of the inner rubber layer. Numerical results obtained coincides with CLT well in the center region, and agrees with other theoretical result little in the edge region.

## 초 록

타이어 벨트층의 층간거동을 모사하기 위하여 2층 복합적층판을 고려하였다. 벨트층내의 층간전단응력 및 변형률을 측정하기 위하여 3차원 유한요소해석을 수행하였다. 폭방향 전단변형률은 핀 이용법을 활용하여 측정되었다. 이들 실험 측정값은 적층판의 중앙부에서는 고전적층판이론과 그리고, 양가장자리부에서는 Kassapoglou 및 Kelsey의 이론과 비교하였다. 고무는 선형탄성체로 가정하였으며, 고무/코드 복합적층판은 직교이방성재질로 단순화 하였다. 해석결과로부터, 층간박리의 원인인 층간전단응력은 고무내부의 양가장자리부에서 가장 큰 값을 보였다. 결과값은 중앙영역에서 고전적층판이론과 매우 잘 일치하였으며, 양가장자리부에서는 이론값들과는 다소 차이를 보였다.

**Key Word:** 고무/코드 적층판(rubber/cord laminate), 고전적층판이론(CLТ), 층간박리(Interlaminar Delamination), 핀 이용법(Pin Method), 유한요소해석(FEA)

## 1. 서 론

타이어의 단면구조는 Fig. 1에 잘 나타나 있으며, 타이어 벨트 부위는 벨트 코드 각이 각각 다른  $[+\theta/-\theta]_2$ 의 4층으로 구성되어 있다. 자동차 주행 중에는 벨트 원주방향에

평행한 양끝 단면에 존재하는 층간전단응력( $\sigma_{xz}$ ) 성분에 의해 층간분리가 제 2, 3 벨트층 사이에서 주로 발생한다고 보고되고 있다. 따라서, 본 연구에서 타이어의 제 2, 3 벨트층을 고려하기 위해 2층 고무/코드 적층판의 층간거동을 해석하였다.(Fig. 2)

\*+ 조선이공대학 자동차과, 교신저자(E-mail:lyk9001@mail.chosun-c.ac.kr)  
 \*\* 전남대학교 기계공학과 대학원  
 \*\*\* 전남대학교 공과대학 기계시스템공학부  
 \*\*\*\* 기아자동차  
 \*\*\*\*\* 쌍용자동차

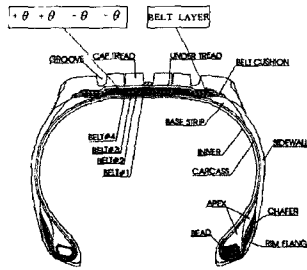


Fig. 1 The cross-sectional view of the tire.

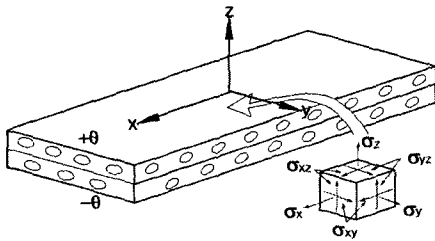


Fig. 2 Stress components for 2 ply laminate.

적층판의 층내 응력은 고전 적층판 이론(CLT)을 사용해도 무방하지만, 층간 응력에 대해서는 많은 연구가 진행되어 왔다[1~10]. 경계층으로 알려진 자유단 근처에서는 고전 적층 이론이 타당하지 않고, 3차원 응력 분포가 존재하게 되는데, 평면하중 하에서 이 층간 응력은 층간 박리 및 복합재료의 파손을 유발시킨다.

Pipes 등[1]은 자유단에서 층간 전단응력이 각 층간의 탄성 특성치의 불일치로 인해 발생함을 보고하였으며, FDM(Finite Difference Method)으로 층간응력을 계산하였다. 그리고, Wang 등[2]은 응력 포텐셜법을 사용하여 층간응력을 계산하였다. 이 방법들은 같은 문제에 대해 서로 다른 결과를 보여 주었으며, 저장 및 계산 시간에서 비효율적이라는 단점을 가진다. 이런 문제의 해결 방법으로 Kassapoglou 등[3]은 전반적인 힘과 모멘트 평형과 최소 에너지원리를 기초하여 3차원 층간 응력의 해석해를 구하였다.

따라서, 본 연구는 타이어 벨트 부위를 2층 적층 복합재료로 놓고, 적층판의 중앙영역에서 평면응력상태로 가정하고 CLT와 3차원 유한요소해석(FEA) 결과를 비교·고찰하였으며, 끝단에서는 층간박리 유발의 주원인인 층간 전단응력의 변화를 삼차원 유한요소해석을 이용하여 해석하였으며, 그 결과 값을 Kassapoglou 등의 이론해와 비교하였다. 또한, 시편의 폭에 따른 층간 전단변형률의 FEA결과 및 시험을 통해 Kelsey[6]의 이론과의 차이점을 제시하였으며, 더불어 시편의 두께, 길이에 따른 전단변형률을 고찰하여 2층 복합체에 대한 전반적인 층간 거동을 연구하였다. 이에 대한 연구내용은 Fig. 3의 플로우 차트에 도시되었다.

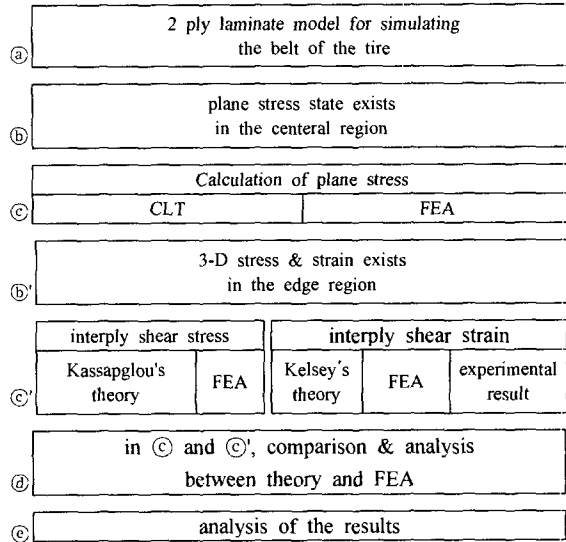


Fig. 3 Flow chart for this study.

## 2. 층간 전단변형 거동

### 2.1 기본 이론

Fig. 4는 사선방향으로 코드 배치를 갖는 고무/코드 스트립의 단층을 나타낸다. 인장하중이 작용하면 단층의 사각형태는 평행사변형태로 변화되어지는데, 이는 수직응력과 전단변형률의 커플링 상태를 나타낸다.

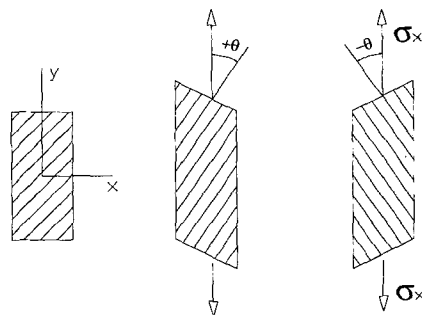


Fig. 4 The extension-shear coupling in orthotropic laminae(x-y plane).

즉, 전단 변형률  $\gamma_{xy}$ 가 축응력  $\sigma_x$ 와 커플되어진 상태이다. 일반적으로 각도( $\pm\theta$ )를 가지는 고무/코드 복합재료의 경우 축 방향의 응력-변형률 특성뿐 만 아니라 층간 전단변형도 재료의 파괴에 영향을 미치는 아주 중요한 인자중의 하나이다. 특히, 박리형태의 파괴를 유발시키는 층간 전단변

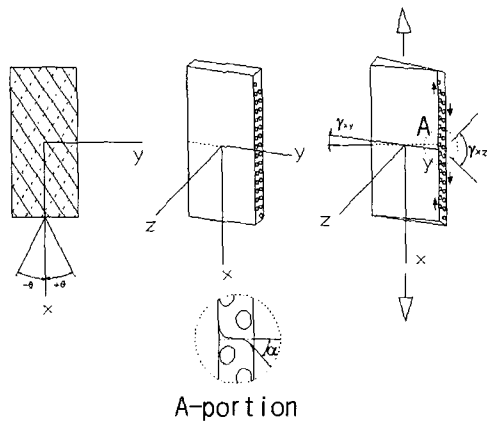


Fig. 5 2-ply(±θ) steel-rubber laminated behavior(γ is shear strain).

함에 대해서는 많은 연구가 행해져 왔다. Fig. 5는 2 플라이의 ±θ 고무/코드 복합체가 인장응력을 받을 때, 각도가 반이인 각각의 플라이는 서로 반대 방향으로 전단변형이 발생하게 된다. 그러나, 이 변형은 플라이간의 접촉력 때문에 상호제한을 받게 되며, γ<sub>xz</sub>의 층간 전단변형을 일으키게 된다. 이때, 층간 전단변형률은 Fig. 5의 A부위에서 보듯이 원래의 직선에 관하여 양 끝단에서의 최대 기울기(각도 α)의 탄젠트 값으로 정의되었다. 즉, γ<sub>xz</sub> = tanα 이며, 작은 각도에서는 tanα ≈ α가 된다. 이때, 전단변형률과 전단각의 값들이 상호 혼용될 수 있으며, 탄젠트 값보다는 그의 회전각으로써 층간전단 변형률을 나타낸다.

2.2 관련 이론

Kassapoglou 등[3]의 연구에서 적층 복합재료의 층간 전단 응력의 계산 방법을 다음과 같이 제시하였다.

$$\sigma_{xz}^{(k)} = \psi e^{\psi z} (\bar{\sigma}_{12}^{(k)} z + B_2^{(k)}) \tag{1}$$

여기서, B<sub>2</sub><sup>(k)</sup>는 적층정보를 포함하는 상수이고,  $\bar{\sigma}_{12}^{(k)}$ 는 고전 적층 이론에 따른 응력 ψ는 적층보완에너지(laminate complementary energy)를 최소가 되게 하는 상수, ψ는 끝단에서 시작하는 폭방향 좌표이다. 또한, Kelsey's Theory[6]는 2층 고무/코드 복합재료의 층간 전단변형률을 다음과 같이 주고 있다.

$$\frac{\gamma_{xz}(y)}{\epsilon_x} = \frac{2nAE(1+\nu)\sin\theta\cos\theta}{E_m t + 2nAE(1-\nu^2)\sin^4\theta} \times (\cos^2\theta - \nu\sin^2\theta) \times \frac{\mu\sinh\mu y}{\cosh\mu b} \tag{2}$$

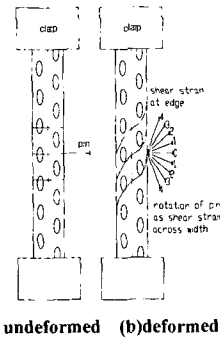


Fig. 6 Measurement of the shear strain.

여기서,

$$\mu = \frac{1}{t} \sqrt{\frac{1}{12} + \frac{nAE(1+\nu)\sin^2\theta\cos^2\theta}{E_m t + 2nAE(1-\nu^2)\sin^4\theta}}$$

이고, E와 E<sub>m</sub>은 코드와 모재(고무)의 탄성계수이며 ν는 모재(고무)의 포아송 비, n은 인치당 코드 수, A는 코드의 단면적, t는 전체 두께, b는 폭의 반이며, μ는 이들 상수와 코드 방향에 의해 결정되는 상수이다.

3. 층간 전단변형률 측정 시험

Stalnaker[10]는 층간 전단변형률을 측정하기 위해 표면 복사 방법(surface replication technique)을 사용하였으며, Turner[11]는 코드-고무 복합재료 및 타이어 벨트부의 층간 전단변형률을 측정하기 위해 핀 이용법(pin method)을 개발하였다.

본 시험에서는 핀 이용법을 이용하여 시편의 폭 방향의 전단 변형률을 측정하였다. 시편의 중심에서 폭 방향으로의 거리에 따른 층간 전단 변형률을 측정하기 위해 시편 표면에 일정 간격으로 라인을 긋는다(Fig. 6). 이때 중앙선이 0이고 일정한 간격으로 핀을 꽂은 후, 양 가장자리의 전단변형률은 그리드 라인(grid line)을 이용하여 측정하였다. 즉, 폭 방향 전단변형률은 인장변형률 증가에 따른 핀의 회전량(tan α)으로 정의되며, 양 가장자리부에 라인의 상대 각도를 측정하였다.

4. 유한요소해석

4.1 고무의 물성

타이어에 이용되는 고무 소재는 매우 큰 비선형 거동을

나타내며 비압축성 재료로 알려져 있다. 따라서 고무 소재의 비선형 거동을 잘 나타내기 위해서는 변형률에너지밀도 함수에 근거한 Polynomial 모델이나 Ogden의 재료모델이 개발되어 왔고, 특히 다항식 모델은 다음과 같이 나타낼 수 있다.

$$U = \sum_{i,j=1}^N C_{ij} (I_1 - 3)^i (I_2 - 3)^j \quad (3)$$

여기서,  $C_{ij}$  는 재료상수이고  $I_1, I_2$ 는 변형률 텐서의 불변량이다. 특히  $i=1$  또는  $j=1$  일 때 Mooney-Rivlin 모델이 된다.

$$W = C_{01}(I_1 - 3) + C_{10}(I_2 - 3) \quad (4)$$

여기서,  $I_1 = \lambda_1^2 + \lambda_2^2 + \lambda_3^2$ ,  $I_2 = \lambda_1 \lambda_2 + \lambda_2 \lambda_3 + \lambda_3 \lambda_1$  이고,  $\lambda_1, \lambda_2, \lambda_3$  는 주변형률들이다. 소변형만 고려하면, 고무는 Mooney-Rivlin 방정식을 만족해야하고 단순인장에서 공칭응력  $f$  와 변형률 사이의 관계는 다음과 같이 나타낼 수 있다[8].

$$f = 2(C_{10} + C_{01}\lambda^{-1})(\lambda - \lambda^{-2}) \quad (5)$$

변형률  $e$  (strain,  $=\lambda - 1$ ) 항으로 확장하고,  $e$ 가 작다고 가정함으로써, 작은 변형률에서  $f/e$ 의 비(즉, 인장 탄성계수,  $E$ )는

$$E = 6(C_{10} + C_{01}) \quad (6)$$

이 된다는 것을 알 수 있으며, 따라서 전단계수  $G$  는 다음과 같이 주어진다.

$$G = 2(C_{10} + C_{01}) \quad (7)$$

이때 고무재료의 포아송 비는 비압축성으로 인해 0.5라고 가정되며, 기타 재료상수값은 다음 Table 1과 같다. 또한, 비압축성 해석의 경우, 즉 체적계수 값이 포아송 비나 전단계수보다 훨씬 크기 때문에 순수한 정수압적인 압력상태가 변위의 변화 없이 발생할 수 있으므로 본 연구에서는 압력 응력을 독립적으로 내삽한다는 개념의 하이브리드 요소를 사용하였다.

Table 1 Geometry and material constant for rubber

$C_{10}$	$C_{01}$	$E$	$G$	$\nu$
0.184	0.046	1.380	0.460	0.490

## 4.2 고무/코드의 물성

고무/코드 요소는 직교 이방성 재료로서 섬유 방향(재료 방향)의 영향에 따라 재료 상수들이 달라진다. Lou 등[9]의 연구에서 코드의 방향이  $\pm 15^\circ$  내외에서 평면 밖(out-of-plane) 전단 변형률( $\gamma_{xz}$ )이 제일 크다는 것을 밝혔다.

본 해석에서의 고무/코드 요소는 타이어 제조회사의 상용차 타이어에 사용되고 있는 코드각  $\pm 21^\circ$  벨트층을 이용하였다. 코드는 강철 코드를 사용하였으며, 고무/코드 요소는 코드의 방향을  $21^\circ$ 로 하여 직교이방성 요소로 계산하였다. Halpin-Tsai 식 및 RVE방법[4]을 이용하여 고무/코드 요소의 재료상수를 Table 2로 결정하였으며, 강철 코드는 여러 필라멘트가 모여있는 것으로 구성되어 있으며, 이들을 선형 탄성, 등방성 재료로 가정하였다. 해석에 사용된 강철 코드의 형상과 재료 상수는 Table 3과 같다.

Table 2 Material constant for cord/rubber element

$E_{11}$	$E_{22}$ ( $=E_{33}$ )	$\nu_{12}$ ( $=\nu_{13}$ )	$\nu_{23}$	$G_{12}$ ( $=G_{13}$ )	$G_{23}$
4569	4.613	0.4066	0.254	1.1783	1.8391

Table 3 Geometry and material constant for cord

geometry	equivalent diameter	$E$ ( $\text{kg/mm}^2$ )	Poisson's ratio
$3 \times 0.2 + 6 \times 0.35$ (mm)	1.13(mm)	10,405	0.3

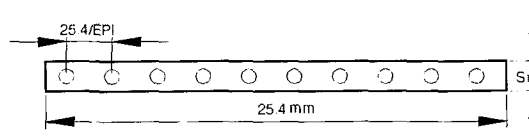


Fig. 7 Cross-section geometry of a cord/rubber laminate.

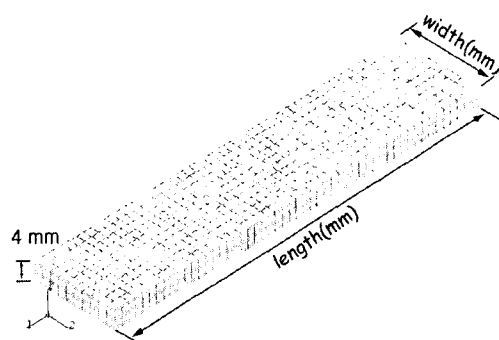


Fig. 8 3-dimensional FEM model.

고무/코드 요소의 체적비는 코드의 배열간격 EPI(end per inch)와 요소의 두께로 구하였다(Fig. 7). EPI에 따른 코드와 고무의 체적비는 다음과 같다

$$v_c = \frac{\text{cord volume}(V_c)}{\text{total volume}(V)} = \frac{\frac{\pi d^2}{4} \times Epi}{25.4 \times S_T} \quad (8)$$

$$v_r = \frac{V - V_c}{V} \quad (9)$$

### 4.3 해석모델

본 연구에서는 2층 고무/코드 복합재료 유한요소해석을 위해 고무 요소와 고무-코드 요소로 나누어 Fig. 8과 같이 삼사원 유한요소(20 node solid element)로 모델링하여 해석하였다. Pidaparti 등[7]은 2층 모델을 사용하였으나, 본 연구에서는 각 층을 3개의 층으로 분할하여 Fig. 9와 같이 총 6층으로 나눠서 모델링하였다. 각 층의 두께는 2 mm이며, 고무/코드 요소의 두께는 1.2 mm이고, 고무 요소의 두께는 0.4 mm로 하였다. 해석은 폭을 20 mm로 고정하고 길이를 91, 126, 175, 200 mm로 변화시키면서, 또한 길이를 91 mm로 고정하고 폭을 20, 24, 28 mm로 변화시키면서 수행하였다. 길이 변화의 기준은 그립 영향부의 길이(Fig. 10)이며, 시편의 길이를 변화시킴으로써 그립의 영향을 고찰하였다. 본 연구에서는 ±21°의 코드 방향의 복합재료를 사용하였기 때문에 그립이 코드에 미치는 거리는 [폭] / tan21°이다. 경계조건은 한쪽 끝단은 x, y, z 방향으로 고정하고, 다른 한쪽 끝단에서 x 방향으로 각각 0.1, 1, 5, 10 %의 신장률을 주었다.

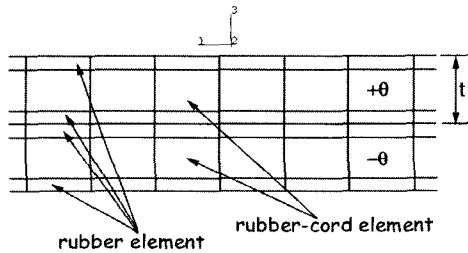


Fig. 9 6-layer modeling of 2 ply cord/rubber composite.

## 5. 결과 및 고찰

### 5.1 중앙부에서의 응력 및 변형을 비교

Fig. 11과 12는 폭은 20 mm로 동일하고 길이는 각각 91 mm와 175 mm인 시편에 1 % 신장률을 가했을 때, 예지 영향이 거의 없는 중앙부의 두께좌표에 따른 변형률들을 CLT와 유한요소 해석결과로서 비교한 것이다.

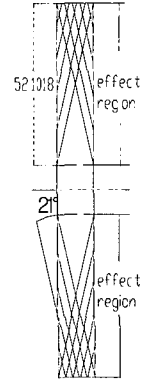


Fig. 10 Grip effect region for a specimen.

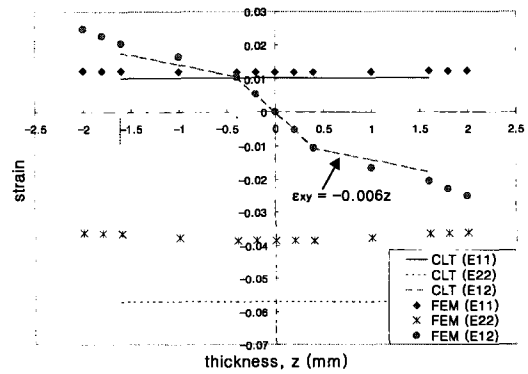


Fig. 11 Comparison of FEA and CLT of strain at the center region with 91 mm length.

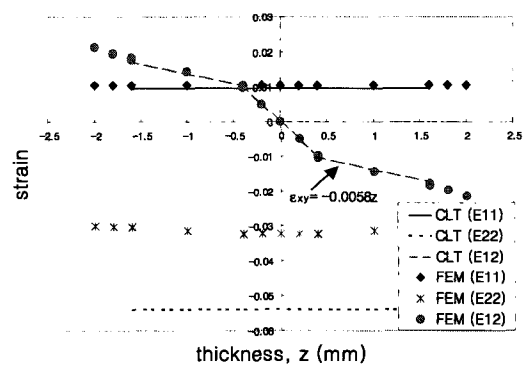


Fig. 12 Comparison FEA and CLT of strain at the center region with 175 mm.

이때, 폭은 20 mm이므로 그립영향부 길이는 104 mm가 된다. 시편길이가 그립영향부 길이보다 작은 91 mm 또는 큰 175 mm에서 길이방향 변형률 및 횡방향 전단변형률은

거의 일치함을 알 수 있으나, 폭방향 변형률은 상당한 차이를 보였다. 횡방향 전단변형률을 결정하는 곡률  $\kappa_{xy}$  값은 직선의 기울기 값으로부터 알 수 있으며, 고무/코드층에서는 각각 -0.006, -0.0058이었으나, 내부 고무층에서는 -0.0265로서 일치하며 훨씬 큰 곡률 값을 가졌다.

Fig. 13과 14는 동일한 1% 신장률에서 중앙부의 응력을 CLT와 비교한 것으로서, 91 mm에서는 두께에 따른 응력이 CLT와 거의 비슷하나 175 mm에서는 일치함을 알 수 있었다. 이는 그림 영향이 없는 175 mm 시편에서 CLT 이론이 FEM결과와 더 잘 일치함을 보여 주고 있다. 또한, 응력은 내부 및 바깥쪽 고무 요소에서는 거의 0이고, 고무/코드의 벨트 층에서는 크게 작용함을 알 수 있다.

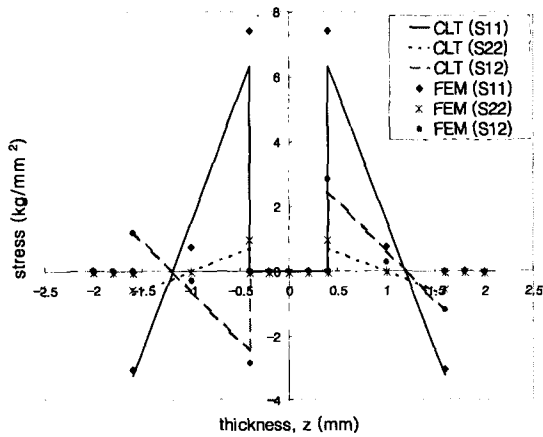


Fig. 13 Comparison of FEA and CLT of stress at the center region with 91 mm length.

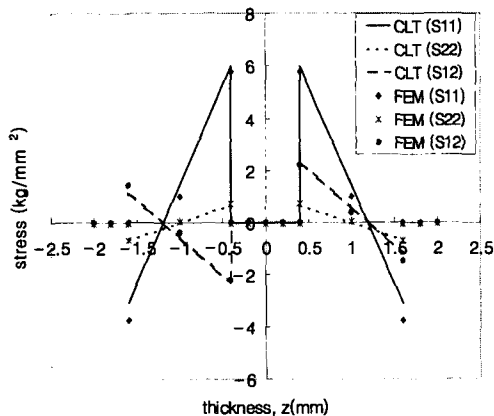


Fig. 14 Comparison of FEA and CLT of stress at the center region with 175 mm length.

위에서 설명한 바와 같이 3차원 해석 결과, 고무-코드 요소에 대해 두께방향에 걸쳐 길이방향 변형률과 횡방향 전단변형률은 그림 영향부위에 상관없이 중앙에서는 고전 적층이론(CLT)과 비교적 잘 일치하며, 특히 그림 영향이 없을수록 더욱 더 잘 일치함을 알 수 있다.

5.2 에지부에서의 응력 및 변형률 비교

Fig. 15, 16, 17은 각각 1% 신장률을 가했을 때 175 mm 길이 시편의 에지에서 계산된 Von-Mises 응력 분포, 길이방향 응력( $\sigma_x$ ) 및 층간 전단응력( $\sigma_{xz}$ )을 나타낸다. Fig. 15에서 보듯이, 그림 영향부 끝단에서 큰 응력이 걸리고 있는데, 이는 2층 비대칭( $\pm\theta$ ) 적층판에 인장이 가해지면 커플링 효과에 의해 평면 밖 비틀림이 발생하기 때문이다. 또한, 내부 고무층에서 길이방향 응력( $\sigma_x$ )은 코드층의 응력보다 훨씬 작게 작용하나, 층간 전단응력( $\sigma_{xz}$ )은 내부 고무층에서 매우 크게 작용함을 확인하였다.

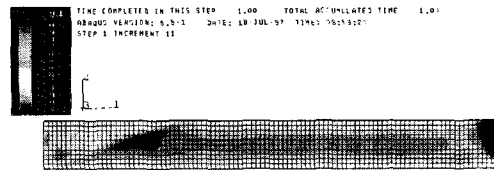


Fig. 15 Von-Mises distribution at the edge with 175 mm length.

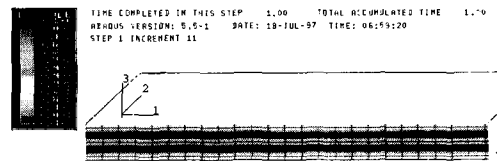


Fig. 16  $\sigma_x$  distribution at the edge with 175 mm length.

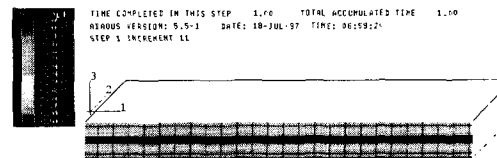


Fig. 17  $\sigma_{xz}$  distribution at the edge with 175 mm length.

따라서 층간 분리가 제일 먼저 발생하게 되는 곳은 그 락 영향부가 끝나는 지점이며, 길이방향 응력에 의해 코트 층에서 최초 층 파손이 발생하게 되며, 층간 전단 응력에 의해 고무층에서 층간 분리가 발생함을 알 수 있다.

Fig. 18는 다양한 시편길이. 1% 신장률에서의 층간 전단 응력을 가장자리에서 거리에 따라 구한 결과로서 시편 길이와 관계없이 거의 같은 값들을 가짐을 알 수 있다. 그리고, 이들 데이터로부터 Kassapoglou 등의 이론식인 식 (1)의 상수를 구하면, 다음의 Table 4와 같다. 이를 이용하여, Kassapoglou 등의 이론식을 예지에서의 거리에 대해 구하고 이를 Fig. 19에 나타내었다. 이 그래프에서 보듯이 시편의 폭이 50 mm 이상이 되면 중앙에서의 층간 전단응력은 0이 됨을 확인할 수 있다.

끝단에서 층간박리 유발의 주원인인 층간 전단변형률의 크기를 조사하기 위해, 각 신장률에 따른 1-2 층 사이의 층간 전단 변형률 비( $\gamma_{xz}/\epsilon_x$ )의 FEM 해석 결과를 Fig. 20과 같이 구하였다. 그림에서 나타나듯이 층간 전단변형률 비는 신장률에 관계없이 일치함을 알았다. 또한, 양쪽 끝단에서 매우 큰 값을 가지며, 층간전단 변형률이 적층 복합재료의 층간 분리의 결정적인 인자임을 알 수 있다. 그러나, Fig. 21에서와 같이 신장률 1%, 91 mm 시편에서의 FEM 해석과 Kelsey 이론식 (2)의 결과와 비교하면, FEM에 의한 값이 약 6배 정도 큰 값을 가짐을 알 수 있다. 이는 시편의 폭이 20 mm보다 50 mm보다 훨씬 작기 때문에 끝단 효과가 커지기 때문이라고 간주된다.

이 끝단의 영향을 더 자세하게 조사하기 위해, Fig. 22과 같이 Kelsey 이론과 FEM 해석 결과를 비교하였다. 아래 부분의 점선은 Kelsey 이론에 따라 끝단에서 폭 길이에 따른 층간 전단 변형률비를 도시하였고, FEM 해석에서는 각 폭이 따라 끝단에서의 최대 전단 변형률비를 표시하였다. Kelsey 이론에서는 폭에 무관하게 끝단에서 전단변형률비는 항상 12.2로 최대가 되고, 끝단에서의 거리가 대략 10 mm가 되면 일정하게 되는데 반해, 본 FEM 해석에서는 폭이 작을수록 전단변형률비가 커지고 폭이 50 mm 이상이 될 때에는 Kelsey 이론과 비슷한 값이 되었다. 이는 시편의 길이가 그림영향길이보다 적을 때, 즉 일반적인 적층판에서 적용되며 만약 시편의 길이가 그림영향길이보다 크게 되면 폭이 미치는 영향은 달라지게 된다.

Table 4 Theoretical constants of Kassapoglou's

$\psi$	0.2126 (1/mm)
$B_2$	0.5196 (kg/mm)

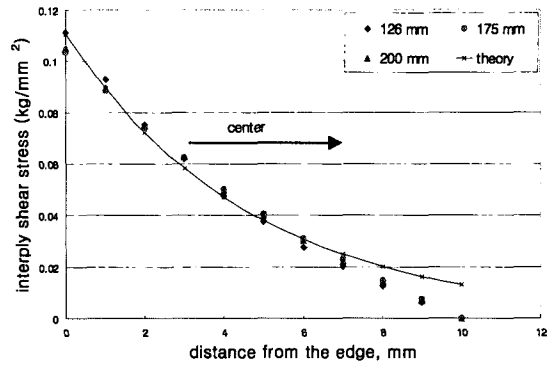


Fig. 18 Interply shear stress vs. the distance from the edge at various length(1% extension ratio,20mm width).

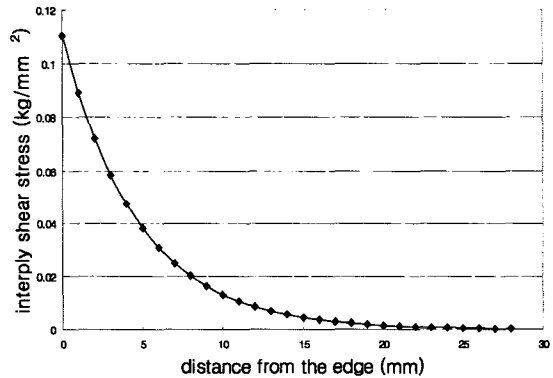


Fig. 19 Interply shear stress given by Kassapoglou's theoretical analysis.

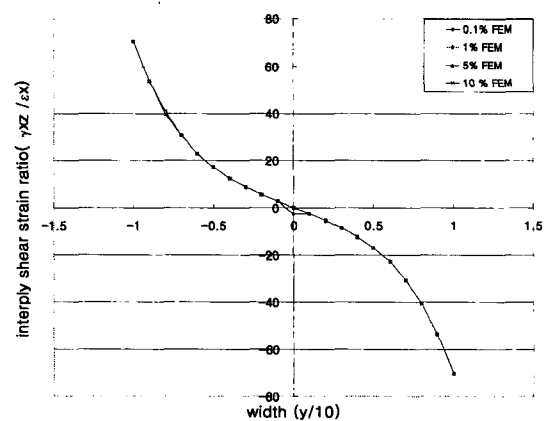


Fig. 20 Interply shear strain ratio( $\gamma_{xz}/\epsilon_x$ ) vs. width the coordinate at various extensional strain.

Fig. 23는 폭 20 mm, 1 % 신장률 일때 각각의 시편길이에서 폭방향 좌표에 따른 층간 전단 변형률 비를 나타낸 그림이다. 그림 영향부 길이보다 짧은 길이에서는 Kelsey 이론보다 6배 큰 값을 가지나, 길이가 긴 경우에는 시편의 길이에 관계없이 4배 큰 값으로 전단 변형률비가 거의 일정함을 확인할 수 있었다.

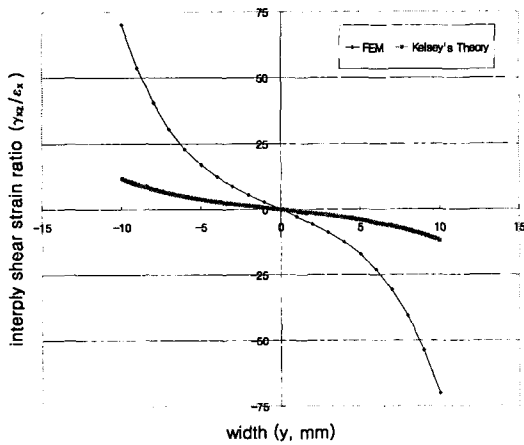


Fig. 21 Comparison of interply shear strain ratio between FEM and Kelsey's theory.

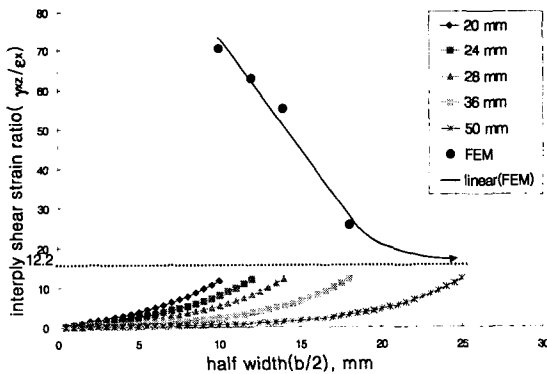


Fig. 22 Comparison FEM and Kelsey's theoretical value for interply shear strain ratio at the edge.

Table 5는 폭이 24, 50 mm이고 길이가 175 mm 인 시편에 대해 가장자리에서 전단변형률을 측정된 결과이다. 폭 24, 50 mm 시편 각각에 대해 층간 전단변형률비는 32.49, 37.04의 값이 나왔다. 이를 Kelsey 이론과 비교하면 오차가 160 %가 넘지만, FEM 해석결과와는 대략 30 %내외가 되었다. 따라서, 층간 전단 응력 및 변형률을 계산하는 이론식(Kelsey's)은 시편의 폭이 크고, 시편의 길이가 그림 영향부 길이보다 짧은 경우, 즉 넓은 적층판에만 유용함을 알 수 있었다.

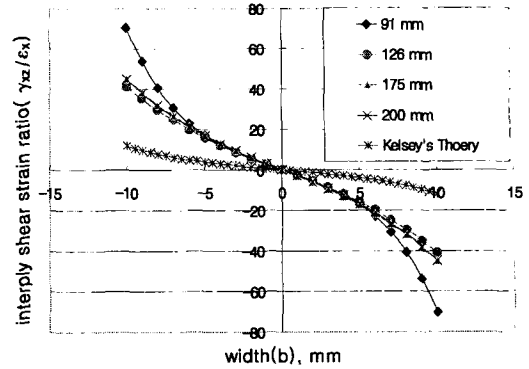


Fig. 23 Strain ratio vs. width coordinate at various specimen length(20mm width, 1% extension ratio).

Table 5 Interply shear strain measured at the edge and the ratio calculated(width : 24, 50mm, length : 175mm)

		$\epsilon_x$	0.023	0.029	0.034	0.04	average
$\gamma_{xz}$	24mm		0.75	0.907	1.122	1.322	
	50mm		0.812	1.070	1.327	1.467	
$\gamma_{xz}/\epsilon_x$	24mm		32.61	31.28	33.0	33.05	32.49
	50mm		35.46	37.07	38.69	36.93	37.04

### 6. 결론

적층판의 파손형태중 층간 박리는 경계층에서의 층간전단응력에 의해 발생하게 되는데, 이 응력 성분에 대한 3차원 해석결과 다음과 같은 결과를 얻었으며, 본 연구는 시편의 길이와 폭이 층간 전단 변형 거동에 미치는 영향을 규명하는데 큰 의의가 있었다.

1. 중앙부에서의 변형률, 응력, 곡률 반경( $\rho_x$ ) 등은 시편의 길이와 상관없이 고전 적층이론과 유한요소해석이 거의 일치하며, 특히 그림 영향이 적을수록 잘 일치함을 알 수 있었다
2. 에지부에서의 응력은 그림 영향부 끝에서 커플링 효과에 의해 가장 큰 응력이 작용하며, 길이방향 응력( $\sigma_x$ )은 코드층에서, 층간 전단응력  $\sigma_{xz}$ 은 내부 고부층에서 매우 크게 작용한다.
3. 에지부에서의 층간 전단변형률비( $\gamma_{xz}/\epsilon_x$ )는 길이 방향 신장률에는 무관하지만, 시편의 폭 및 길이의 영향에 따라 크게 변한다.
4. 시편의 길이가 그림영향부 길이보다 큰 경우에는 층간 전단변형률비는 폭에 무관하게 일정한 값으로 수렴하게 되지만, 짧은 경우에는 폭이 증가할수록 감소하게 된다.



5. 층간 전단 변형률을 계산하는 Kelsey's 이론식은 시편의 폭이 크고, 시편의 길이가 그림 영향부 길이보다 짧은 경우, 즉 넓은 적층판에만 유용함을 알 수 있었다.

### 참고문헌

- 1) Pipes, R. B. and Pagano, N. J., "Interlaminar Stresses in Composite Laminates under Uniform Axial Extension," *Journal of Composite Materials*, Vol. 4, 1970, pp. 538-548.
- 2) C. Kassapoglou and P.A. Lagace, "An Efficient Method for the Calculation of Interlaminar Stress in Composite Materials," *Transation of the ASME*, Vol. 53, 1986, pp. 744-750.
- 3) Ronald F. Gibson, *Principles of Composite Material Mechanics*, McGraw-Hill Inc., 1994.
- 4) Samuel K. Clark, "Theory of the Elastic Net Applied to Cord/Rubber Composite," *American Chemical Society*, 1982.
- 5) Kelsey, S., Private Communication to Firestone Tire & Rubber Co., unpublished, 1975.
- 6) R.M.V. Pidaparti and V.P. Kakarla, "Stress Analysis of Two-Ply Cord-Rubber Composites," *Proceedings of the American Society for Composites*, 1994, Lancaster, Technomic Pub., 1994, pp. 399-408.
- 7) Alan N. Gent, *Engineering with Rubber*, Hanser, 1992, pp. 47-57.
- 8) Lou & Walter, "Interlaminar shear strain Measurements in Cord-Rubber Composite," *SESA Spring Meeting*, 1978.
- 9) D. O. Stalnaker, F. H. Kennedy and J. L. Ford, "Interlaminar Shear Strain in a Two-Ply Balanced Cord-Rubber Composite," *Experimental Mechanics*, 1980, p. 87.
- 10) J. L. Turner and J.L. Ford, "Interply Behavior Exhibited in Compliant Filamentary Composite Laminates," *Rubber Chemistry and Technology*, Vol. 55, 1982, p. 1078.