

## 여러가지 직교 적층판의 삼점굴곡시험하에서의 손상메카니즘의 규명

이재락 · 김준형 · 이주진\* · 김기철\* · 윤동진\*\*

한국화학연구소 고분자4실 · \*한국표준연구소 재료시험실 · \*\*한국표준연구소 비파괴시험실  
(1989년 7월 19일 접수)

## Monitoring of Damage Mechanism of Various Cross-Ply Laminates in Three Points Flexural Test

Jae-Rock Lee, Joon-Hyung Kim, Joo-Jin Lee,\*  
Ki-Chul Kim,\* and Dong-Jin Yoon\*\*

Polymer Lab. 4, Korea Research Institute of Chemical Technology P.O.Box 9 DaedeogDanji, Korea

\*Material Testing Lab., Korea Standard Research Institute P. O. Box 3 Daedeog Danji, Korea

\*\*Lab. of Non-Destructive Evaluation, Korea Standard Research Institute P. O. Box 3, Daedeog Danji, Korea

(Received July 19, 1989)

요 약 : 상업용 탄소섬유/에폭시 프리프레그인 Toray P3052를 사용하여,  $(0^\circ/90^\circ)_2$ ,  $(90^\circ/0^\circ)_2$ ,  $(\pm 45^\circ)_2$ ,  $(0^\circ/90^\circ/\pm 45^\circ)_s$  및  $(90^\circ/0^\circ/\mp 45^\circ)_s$  구조를 가지는 직교 적층판을 autoclave에서 성형하여, 시편을 제작한 뒤 삼점굴곡시험하에서의 손상메카니즘을 하중-처짐 곡선, 음향방출 시험결과 및 시험을 마친 시편의 손상영역을 초음파 c-scan 방법으로 측정된 결과로부터 종합적으로 규명하였다. 이때의 cross-head 속도는 2mm/min이고, 지지간 거리와 시편두께의 비는 40 : 1과 16 : 1를 채택하였다. 실험결과 상기한 직교 적층판의 삼점굴곡하에서의 주된 손상메카니즘은 매트릭스의 손상, 보강섬유의 손상 및 층간 박리현상인데, 지지간 거리와 시편두께의 비가 적층구조와 더불어 손상형태에 큰 영향을 미친다.

**Abstract :** The laminates with the structures of  $(0^\circ/90^\circ)_2$ ,  $(90^\circ/0^\circ)_2$ ,  $(\pm 45^\circ)_2$ ,  $(0^\circ/90^\circ/\pm 45^\circ)_s$  및  $(90^\circ/0^\circ/\mp 45^\circ)_s$  were cured in autoclave by using commercial prepreg P3052 from Toray Co. The damage mechanism of the above laminates in three points flexural test was determined from the results of the load-deflection curves, the acoustic emission, and the ultrasonic c-scan test for the measurement of the delaminated area. The cross-head speed was 2 mm/min. The ratios between the supporting span and the thickness of the specimen were 40 : 1 and 16 : 1. The results show that the main damage mechanisms in three points flexural test are the damage of the matrix, the damage of the reinforcing fiber and the delamination for the above mentioned laminates. The relation between the supporting span and the thickness of the specimen gives great influence on the damage mechanism as well as the stacking sequences of the laminates.

## 서 론

1980년대 초반에 Boeing 767과 757, Airbus A310 등 대형 민간 항공기에 탄소섬유/에폭시 적층판이 본격적으로 도입되기 시작하였고, 앞으로 점차로 그 응용도가 확대될 전망이다.<sup>1</sup> 이러한 용도로 사용되는 적층판들은 주로 대칭형의 직교 적층판의 형태로 되어 있다. 대형 민간 항공기의 장기적인 안전운항을 보장하려면 각종 하중 조건하에서의 손상형태의 규명이 필수적인 관건이 된다. 이러한 탄소섬유/에폭시 적층판의 손상형태를 측정하는 데에는 여러가지 방법이 있으나,<sup>2~5</sup> 하중을 제거하지 않고 시간의 경과에 따라 발생하는 손상을 그대로 측정하는 데에는 음향방출시험이 매우 유용하다.<sup>6</sup>

지난 수년간 주로 인장 하중하에서의 손상의 발생과 그에 연관된 음향방출에 대한 연구가 수행되어 왔고,<sup>7~13</sup> 이어서 음향방출시험에 초음파와 c-scan을 추가하여 손상상태를 규명하는 연구도 수행되고 있다.<sup>14</sup> 이는 주로 인장특성이 설계치에 많이 반영되기 때문이다. 따라서 설계치로서 반영되기 어려운 굴곡 특성에 대한 연구는 실험의 간편성과 응용성에도 불구하고, 해석상의 난해성으로 인하여,<sup>15</sup> 그동안 주로 일반적인 소개에 머무르다가,<sup>16,17</sup> 최근에 굴곡하중 조건하에서의 응력분포 상태에 대한 관심이 고조되어 심도깊은 연구가 진행되고 있다.<sup>18,19</sup>

삼점굴곡시의 결과에 대한 해석의 어려움은 하중을 가했을 때, 지지간의 거리와 시편두께의 비가 변화함에 따라 응력분포가 크게 변화하기 때문이다.<sup>20~27</sup> 상기한 결과들은 주로  $(0^\circ)_n$ 의 구조를 가지는 적층판에 대해 얻어진 결과이고, 다양한 구조를 가지는 적층판의 삼점굴곡 하중하에서의 음향방출에 의한 손상형태의 규명은 극히 최근에 시작되고 있다.<sup>29</sup> 결과적으로 실제로 응용되고 있는 대칭형 직교 적층판의 구조변화에 따른 삼점굴곡시험하에서의 손상형태에 관한 연구는 극히 미진함을 알 수 있다.

본 연구에서는 탄소섬유/에폭시 적층판의 실제 응용시 매우 중요한 기본구조인  $(0^\circ/90^\circ)_{2s}$ 와  $(\pm 45^\circ)_{2s}$  및 상기한 두가지 구조의 조합형태인  $(0^\circ/90^\circ/$

$\pm 45^\circ)_s$ ,  $(0^\circ/90^\circ)_{2s}$ 와  $(0^\circ/90^\circ/\pm 45^\circ)_s$ 에 대한 대칭구조인  $(90^\circ/0^\circ)_{2s}$  및  $(90^\circ/0^\circ/\mp 45^\circ)_s$  등의 구조를 가지는 적층판의 삼점굴곡시험하에서의 손상형태를 음향방출시험을 통하여 규명하였다. 삼점굴곡시험하에서 cross head speed를 일정하게 유지함으로써, 시간에 따른 처짐거리를 일정하게 유지시키고, 그에 따른 손상을 시간의 함수 및 처짐거리의 함수로써, 음향방출시험을 통하여 규명하고, 최대 굴곡하중을 보인 시편은 초음파와 c-scan 방법으로 관찰하여 손상영역을 측정하여 최종 손상형태를 검증하였다.

삼점굴곡시험에서 가장 중요한 인자인 지지간 거리와 시편두께의 비에 대한 영향을 적층구조의 변화와 더불어 관찰하기 위하여 지지간 시편두께의 비가 40:1과 16:1인 두가지 경우에 대하여 고찰하였다.

## 실 험

### 실험 재료

실험에 있어서의 재현성을 높이기 위하여 똑같은 조건에서 제조된 Toray사의 프리프레그 P3052를 일시에 도입하여, 냉동고에서 저장하면서 필요로 하는 구조의 적층판을 제조하였다. 적층구조에 따라 재단된 프리프레그는 autoclave에서 성형하였는데,  $160^\circ\text{C}$ 까지  $2^\circ\text{C}/\text{min}$ 로 가열하면서 진공을 가하였고,  $160^\circ\text{C}$ 에서 4기압으로 1시간 동안 유지시킨 뒤, 서서히 냉각시켜 성형된 적층판을 얻었다. 이러한 경화 스케줄은 제조업체의 자료에 의하여 선정되었다. 성형된 적층판의 탄소섬유의 파괴분율은 0.6이었고, 두께는 8층으로 된 경우 약 1mm 정도이었다.

성형된 적층판들은 다이아몬드 회전날을 사용하여 서서히 절단한 뒤 측면을 연마하여 측면의 결함을 제거하여 시편을 제조하였다. 시편의 크기는  $80\text{mm} \times 20\text{mm} \times 1\text{mm}$ 이었고, 시편의 구조는  $(0^\circ/90^\circ)_{2s}$ ,  $(90^\circ/0^\circ)_{2s}$ ,  $(\pm 45^\circ)_{2s}$ ,  $(0^\circ/90^\circ/\pm 45^\circ)_s$  및  $(90^\circ/0^\circ/\mp 45^\circ)_s$ 이다. 시편의 구조상 층간 박리현상이 쉽게 일어날 수가 있으므로, 측면의 결함을 철저히 제거하고, 그 폭을 20mm로 하여 free edge effect에 의한 층간 박리현상을 억제토록 하였다.<sup>16,30</sup>

## 실험 방법

삼점굴곡시험은 Instron 1122를 사용하여 시행하였고, 이때의 cross-head 속도는 2mm/min였다. 지지간 거리는 40mm와 16mm의 두가지를 사용하였고, 각 조건에 대하여 5개의 시편을 사용하였다. 음향방출시험은 컴퓨터를 이용한 AET Model 5000 시스템을 사용하여 시행하였다. 이때의 total gain은 60 dB이고, 기준전압은 5mV였으며, threshold 전압은 0.5V였다. 굴곡시험시 마찰에 의한 noise를 제거하기 위하여, 각 접점에 얇은 테프론 필름을 대고 실험을 시행하였으며, piezo-electric 센서는 silicon grease를 사용하여 시편에 접촉시켜서, 마찰에 의한 noise를 방지하였다.<sup>25</sup>

사용된 시편들은 시험전에 초음파 c-scan에 의해 점검한 뒤 시험을 행하였는데, 최대응력치를 보인 시편들은 수중에서 초음파 c-scan에 의해 최대응력하에서의 손상영역을 측정하였다. 이때의 초음파의 강도는 65dB가 가장 적절하였다.

## 결과 및 토론

플라스틱 제품의 삼점굴곡시험에 있어서 일반적으로 통용되는 시험방법은 ASTM D790에 의한 방법인데 주로 많이 사용되는 시편의 크기는 주로 100 mm×12.7mm×3.2mm이다.<sup>31</sup> 따라서, 대부분의 경우에 지지간 거리와 시편두께의 비가 12:1에서 25:1 사이에서 뚜렷한 기준없이 많은 결과가 얻어지게 된다. 고로 본 연구에서는 상기한 영역에 속하는 지지간 거리와 시편두께의 비가 16:1인 경우와 전단응력의 영향이 거의 없으므로, 비교적 정확한 굴곡탄성률을 구할 수 있는 지지간 거리와 시편두께의 비가 40:1인 경우에 대하여 삼점굴곡시험하에서의 손상 형태의 차이점을 음향방출시험으로서 추적하였다. 왜냐하면 삼점굴곡시험에서의 손상발생에 대한 외부적인 관찰은 그 범위가 매우 제한되어 있으므로, 시편내부의 상태변화에 대하여 가장 민감한 음향방출시험을 채택하였다. 그리고, 최종적으로 진행된 시편의 손상영역 및 파손형태의 추정은 초음파

c-scan 방법을 채택하였는데, 그 이유는 직교 적층판의 인장하중하에서의 최종파단이 주로 층간박리현상에 의해서 발생하기 때문이다.<sup>8,9,10,11,32</sup>

음향방출 결과로 부터는 관점에 따라 매우 다양한 형태의 data를 얻을 수 있으나, 음향방출시험의 가장 큰 장점은 시간의 진행에 따라 발생하는 손상을 real-time으로 측정할 수 있는 것이다. 본 연구의 경우와 같이 지지간 거리와 시편두께의 비가 변화하는 경우의 손상의 추적 및 손상메카니즘의 변화를 측정하는데에는, 시간의 경과에 따른 처짐거리의 변화와 시간 경과에 따른 events의 발생과 발생한 전체 events의 발생원인을 추적할 수 있는 amplitude의 분포를 살펴보는 것이 적절한 것으로 사료된다.

따라서 상기한 자료를 하중-처짐곡선에 대비하여 고찰하였다. 혹자는 하중-처짐곡선과 events vs time의 곡선을 겹쳐서 도시하기도 하나, 그림이 매우 복잡하게 되는 단점이 있고, 본 연구와 같이 적층구조의 변화에 따른 영향을 동시에 고찰하고자 하는 경우에 대하여서는 적절하지 못하다고 판별되어, 하중-처짐곡선과 음향방출 결과를 분리하여 도시하였다.

Fig. 1에  $(0^\circ/90^\circ)_{2s}$ ,  $(90^\circ/0^\circ)_{2s}$ ,  $(\pm 45^\circ)_{2s}$ ,  $(0^\circ/90^\circ/\pm 45^\circ)_s$  및  $(90^\circ/0^\circ/\pm 45^\circ)_s$ 의 구조를 가지는 적층판들의 지지간 거리와 시편두께의 비가 40:1인 경우에 있어서의 하중-처짐곡선을 도시하였다. 모든 적층판이 굴곡하중이 적은 경우에는 모두 elastic behavior를 보이다가, Fig. 1에서 보는 바와같이 굴곡하중이 증가함에 따라 non-elastic behavior를 보이고, 최대 굴곡하중치를 보이고 난 뒤,  $(\pm 45^\circ)_{2s}$ 를 제외하고는 급격히 하중저항 능력이 저하되는 즉, 최종 파손형태를 보인다.  $(\pm 45^\circ)_{2s}$ 의 경우 non-elastic behavior가 가장 낮은 하중에서 일어나고,  $(0^\circ/90^\circ/\pm 45^\circ)_s$ 의 경우 non-elastic behavior가 가장 높은 하중에서 나타나고, 최대 굴곡하중도 이와 같다. 따라서, 굴곡하중에 대한 하중저항력이 가장 큰 적층구조는 5가지 형태의 적층판 중  $(0^\circ/90^\circ/\pm 45^\circ)_s$ 이고, 가장 작은 적층구조는  $(\pm 45^\circ)_{2s}$ 이다.

Fig. 2에는 Fig. 1과 같은 5가지 형태의 적층판의

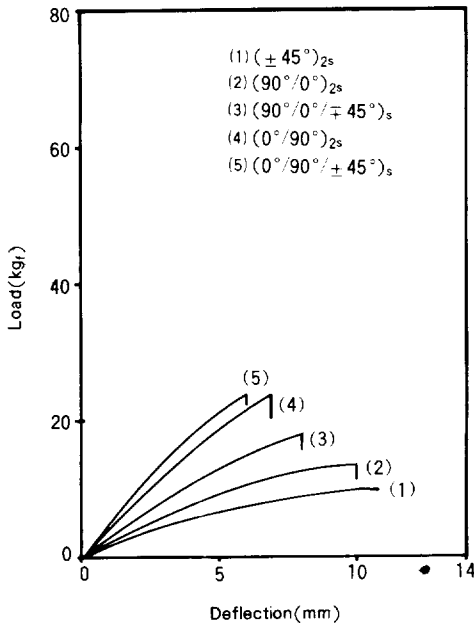


Fig. 1. Load-deflection curves in the three points Flexural Test ( $L:d=40:1$ )

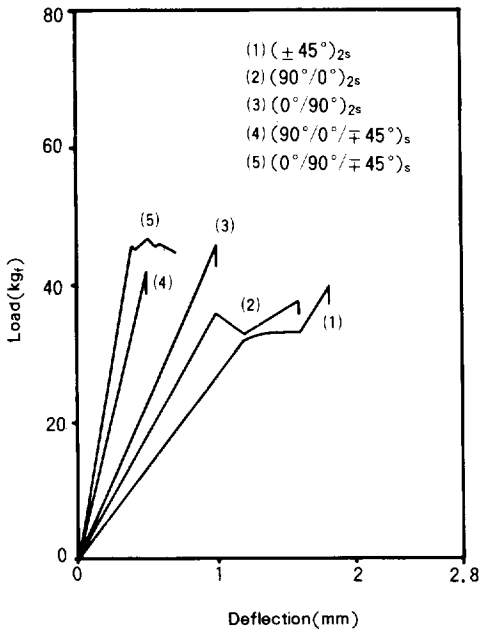


Fig. 2. Load-deflection curves in the three points flexural test ( $L:d=16:1$ )

지지간 거리와 시편 두께의 비가 16:1인 경우에 있어서의 하중-처짐곡선을 도시하였다. Fig. 2에서 보는 바와같이 지지간 거리와 시편 두께의 비가 16:1인 경우에는 하중-처짐곡선이 거의 직선을 보이므로 Fig. 1과는 매우 판이한 기계적 행태를 보인다. 그리고 Fig. 1과 2를 비교하면, 지지간 거리와 시편 두께의 비가 변화되면 기계적 행태뿐 아니라 최대 처짐거리에서의 최대하중 (maximum deflection at the maximum load)이 크게 변화한다.  $(\pm 45^\circ)_{2s}$ 의 경우 일정 하중이 가해진 뒤 하중지지력이 매우 서서히 증가하다가 다시 일부 좀더 빠르게 증가한 뒤 급격히 저하 되는데, 이는 지지간 거리가 짧으므로 시편 지지부에 많은 응력이 가해지기 때문이다.  $(90^\circ/0^\circ)_{2s}$ 에서도  $(\pm 45^\circ)_{2s}$ 에 유사하게 최대 하중이 다시 증가하였는데, 이는 지지간 거리가 짧아서 층간 박리현상이 억제되어 추가적으로 손상이 발생하기 때문이다.

$(0^\circ/90^\circ)_{2s}$ 와  $(90^\circ/0^\circ/\pm 45^\circ)_s$ 는 직선적인 형태를 보인 후 급격한 최종 파손형태를 보인다.  $(0^\circ/90^\circ/\pm 45^\circ)_s$ 는  $(0^\circ/90^\circ)_{2s}$ 의 특성도 가지나, 내부에 존재하는  $(\pm 45^\circ)_s$ 의 구조로 인하여  $(\pm 45^\circ)_{2s}$ 의 형태를 일부 나타나게 되므로, 그림에서 보는바와 같이 최대 굴곡하중을 보인 후 급격한 하중 지지력의 감소를 보이지 않게 된다.

이러한 Fig. 1과 2에서의 최종 파손형태의 원인을 살펴보기 위하여, 초음파와 c-scan으로 최대 굴곡하중을 보인 시편을 검사하여 그 결과를 Fig. 3에 도시하였다.

Fig. 3의 (a)에는 지지간 거리와 시편두께의 비가 40:1인 경우를 Fig. 3의 (b)에는 지지간 거리와 시편두께의 비가 16:1인 경우를 도시하였다. 지지간 거리와 시편 두께의 비가 변화하고, 적층구조가 변화함에도 불구하고 모든 경우에 최종적으로 상당히 넓은 손상영역이 발생하였으며, 지지간 거리와 시편 두께의 비가 40:1인 경우의  $(\pm 45^\circ)_{2s}$ 를 제외하고는 모든 시편의 가로 방향을 가로 질러서 손상영역이 발생하고, Fig. 1과 2에서 볼 수 있듯이 급격한 파단이 발생한 것은 상기한 손상영역이 모두 층간 박

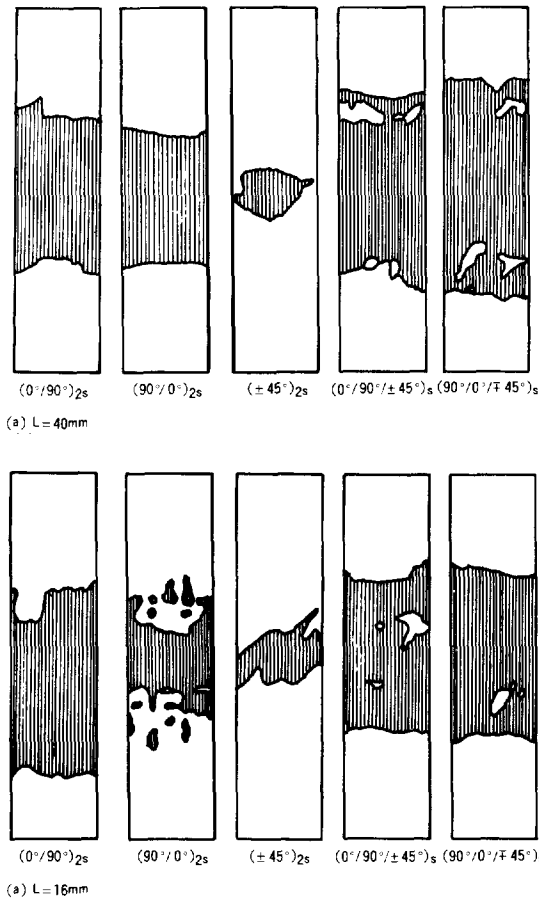
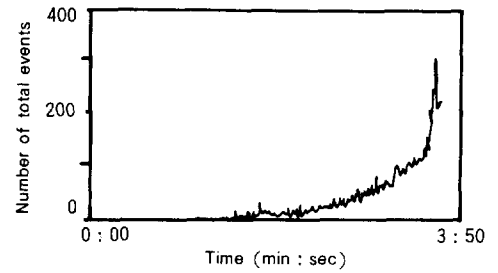


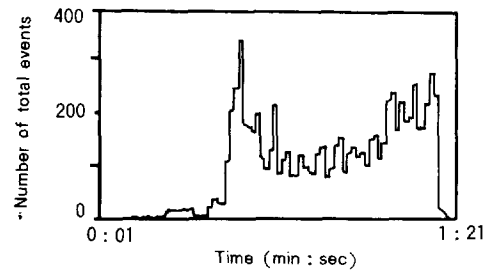
Fig. 3. Delaminated area measured by ultrasonic c-scan at the maximum flexural load.

지간 거리와 시편두께의 비가 40 : 1인 경우에 있어서의  $(\pm 45^\circ)_s$ 에서는 최대 굴곡하중 이전에서 층간 박리현상이 발생하고, 층간박리현상이 시편 중앙부에만 머무르고 좌우로 관통하지 않으므로, 최대 굴곡하중을 지나면서 급격한 파단현상을 유발하지 않는 것임을 알 수 있다.

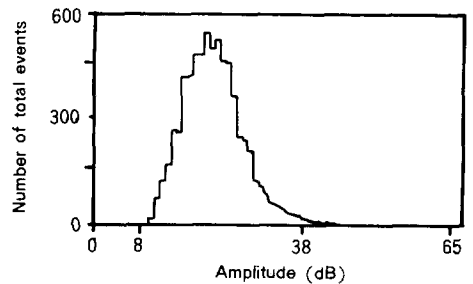
Fig. 4에는  $(0^\circ/90^\circ)_s$ 의 구조를 가지는 적층판의 지간 거리와 시편두께의 비가 40 : 1 및 16 : 1인 경우의 음향방출 결과를 도시하였다. Real time을 제시하기 위하여 시간축을 분 · 초로서 기록하였다. 지간 거리와 시편두께의 비가 40 : 1인 경우에는 Fig. 4-(a)에서 보는바와 같이, 처짐거리가 2.5mm



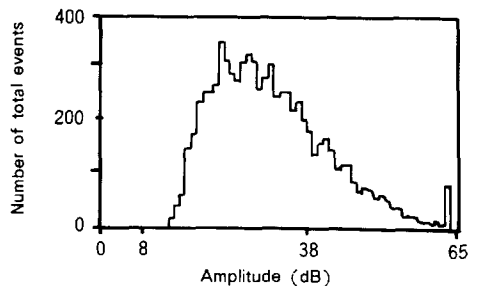
(a) Total events vs time ( $L=40\text{mm}$ )



(b) Total events vs time ( $L=16\text{mm}$ )



(c) Distribution of events by peak amplitude ( $L=40\text{mm}$ )



(d) Distribution of events by peak amplitude ( $L=16\text{mm}$ )

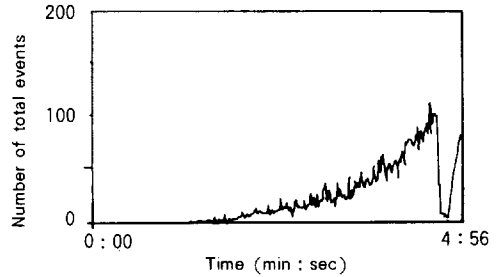
Fig. 4. Acoustic emissions of carbon/epoxy  $(0^\circ/90^\circ)_s$

인 경우에 최초로 손상이 발생한 뒤, 시간이 경과함에 따라 점차적으로 events의 발생빈도가 높아지다가, 최대하중치에 도달하는 처짐거리가 6.8mm에서 급작스런 events의 증가가 발생된다. Fig. 4의 (c)

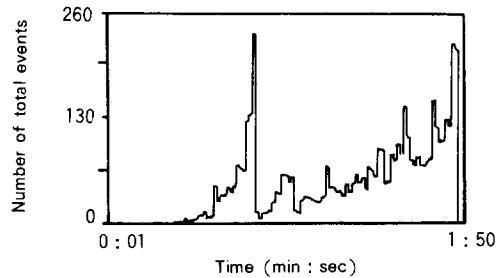
에서 도식된 events의 amplitude에 의한 분포를 살펴보면 amplitude가 낮은 events가 주로 발생되었음을 알 수 있다. 이는  $(0^\circ/90^\circ)_{2s}$ 의 삼점굴곡시험하에서의 손상형태가 주로 매트릭스의 손상 및 층간박리 현상에 의한 것임을 알 수 있다.<sup>9,12,13,29</sup>

지시간 거리와 시편두께의 비가 16 : 1인 경우에는 Fig. 4의 (b)에 나타난 바와 같이 처짐거리가 0.3 mm인 경우에 최초로 손상이 일어난 뒤, 점진적으로 축적되다가, 갑자기 크게 events가 증가함을 볼 수 있다. 지시간 거리와 시편두께의 비가 40 : 1인 경우와 마찬가지로 amplitude가 비교적 작은 events가 주류를 이루고 있으므로, 상기한 경우와 마찬가지로 매트릭스의 손상과 층간 박리현상이 주된 손상형태이다. Fig. 3에서 볼 수 있듯이 손상영역의 넓이가 40 : 1인 경우보다 16 : 1인 경우가 더 넓은 것은 지시간 거리와 시편두께의 비가 16 : 1인 경우에는 전단응력이 작용에 의한 것이라고 볼 수 있다.

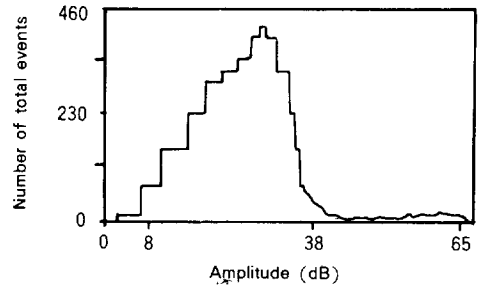
Fig. 5에는  $(0^\circ/90^\circ)_{2s}$ 와 대칭된 형태를 가진  $(90^\circ/0^\circ)_{2s}$ 의 구조를 가진 적층판에 대한 결과를 도식하였다.  $(90^\circ/0^\circ)_{2s}$ 의 구조를 가지는 적층판은 인장하중을 받을 때, 쉽게 외측에 있는  $90^\circ$ 층이 손상을 받아 음향방출을 일으키고,  $(0^\circ/90^\circ)_{2s}$ 와는 전혀 다른 음향방출 형태를 보이는 것으로 알려져 있다.<sup>11</sup> 지시간 거리와 시편두께의 비가 40 : 1인 경우에는 Fig. 5의 (a)에서 보는 바와 같이, 처짐거리가 2.5 mm에서 최초로 손상에 의한 음향방출이 나타나고, 점차로 손상이 증대되는 것을 음향방출 결과로 알 수 있다. Fig. 5의 (c)를 살펴보면 이 경우에 amplitude가 큰 events가 다수 발생함을 볼 수 있다. Fig. 5의 (c)를 살펴보면 이 경우에 amplitude가 큰 events가 다수 발생함을 볼 수 있다. 이는 최외층에 있는  $90^\circ$ 층이 인장 및 압축응력에 의해 쉽게 transversal crack이 여러개 발생되고, 그 숫자가 증가한 연후에 인접한 내부층인  $0^\circ$ 층에 전달되어, 국부적인 비틀림 현상에 의해 보강섬유에 손상을 주기 때문인데, Fig. 3에서 보는바와 같이 최종적인 손상은 주로 층간 박리현상에 의한 것임을 알 수 있다. 따라서, Fig. 1에서 볼 수 있는 바와 같이  $(90^\circ/0^\circ)_{2s}$ 는  $(0^\circ/90^\circ)_{2s}$



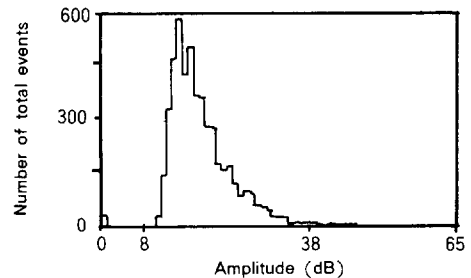
(a) Total events vs time (L=40mm)



(b) Total events vs time (L=16mm)



(c) Distribution of events by peak amplitude (L=40mm)



(d) Distribution of events by peak amplitude (L=16mm)

Fig. 5. Acoustic emissions of carbon/epoxy  $(90^\circ/0^\circ)_{2s}$

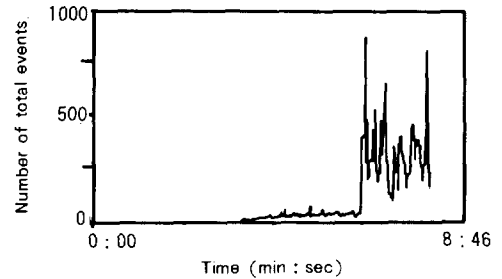
에 비하여 매우 낮은 최대 굴곡하중을 보이고, 더욱 강조된 non-elastic behavior를 보이게 된다.

지시간 거리와 시편두께의 비가 16 : 1인 경우의

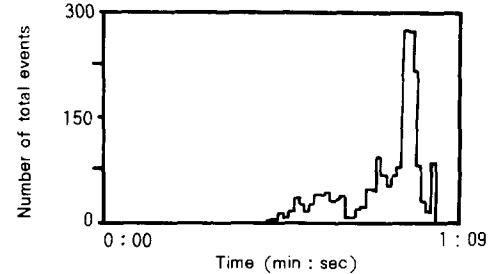
시간의 경과에 따른 손상에 의한 events의 발생 형태는 40 : 1인 경우와 매우 다른 양상을 나타낸다. Fig. 5의 (b)에서 보는바와 같이 처짐거리 0.9mm에서 최초 손상이 일어난 뒤 간헐적으로 많은 events가 발생된다. 이는 최외층에 있는 90°층에서 일어난 손상이 내부에 있는 0°층으로 전파되지 않고 0°층과 경계면에서 국부적으로 층간 박리현상이 일어나는 것으로 추정된다. Fig. 5의 (d)에서 볼 수 있듯이 amplitude가 큰 events가 없고, Fig. 2에서 볼 수 있듯이 하중지지력이 감소했다가 다시 증가한 뒤 최대 굴곡하중을 나타내고, Fig. 3에서 볼 수 있듯이 부분적인 층간 박리현상을 보여주는 것이 위의 추정을 뒷받침할 수 있다. 따라서,  $(90^\circ/0^\circ)_{2s}$ 의 지지간 거리와 시편두께의 비가 16 : 1인 경우에는 40 : 1인 경우처럼 연속적으로 손상이 내부로 전달되는 것이 아니라 간헐적으로 일어남을 알 수 있다.

Fig. 6에는  $(0^\circ/90^\circ)_{2s}$ 를 하중이 가해지는 방향에 대하여 45° 돌려 놓은 형태인  $(\pm 45^\circ)_{2s}$ 의 구조를 가지는 적층판의 음향방출 결과를 도시하였다. 지지간 거리와 시편두께의 비가 40 : 1인 경우에는 Fig. 6의 (a)에서 보는바와 같이, 처짐거리가 3.5mm인 경우에 최초의 손상이 발생한 후, 점차적으로 손상이 축적되다가, 갑자기 많은 양의 events가 간헐적으로 발생하는데, 이는 층간 박리현상이 단계적으로 진행됨을 의미한다. Fig. 6의 (c)에서 보는바와 같이 amplitude가 낮은 events가 주로 발생하므로 손상의 주된 형태는 매트릭스의 손상이고, Fig. 1의 하중-처짐곡선에서 보는바와 같이 non-elastic behavior가 강조되는 것은 매트릭스의 손상이 지속적으로 발생하다가 점진적으로 시편내부에 층간 박리현상을 이르기는데, 그에 따라서 손상된 영역에 더욱 응력이 증가하여 결과적으로 중앙 부위에 집중적인 층간 박리현상을 이르기기 때문이고, 이는 Fig. 3의 (a)의 결과로 입증될 수 있다.

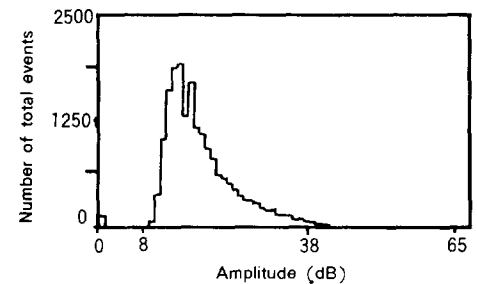
지지간의 거리와 시편두께의 비가 16 : 1인 경우에는 Fig. 6의 (b)에 있는 음향방출 결과에 의하면, 처짐거리가 1mm인 경우에 최초로 손상이 발생한 뒤에 점진적인 손상에 의한 음향방출이 있는 뒤, 갑자



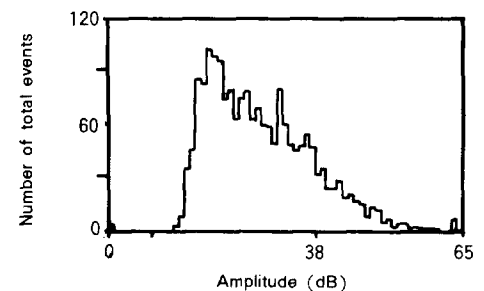
(a) Total events vs time (L=40mm)



(b) Total events vs time (L=16mm)



(c) Distribution of events by peak amplitude (L=40mm)



(d) Distribution of events by peak amplitude (L=16mm)

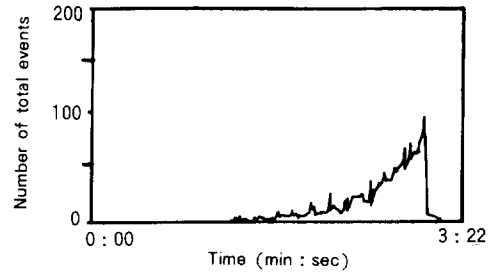
Fig. 6. Acoustic emissions of carbon/epoxy  $(\pm 45^\circ)_{2s}$ .

기 층간 박리현상이 일어나서 최종적인 파괴로 연결되는데, 이는 Fig. 2에 있어서의 최대 굴곡하중치 직후에서의 갑작스런 하중 지지력의 감소와 Fig. 3에 있어서의 층간 박리영역이 시편을 가로질러 존재하

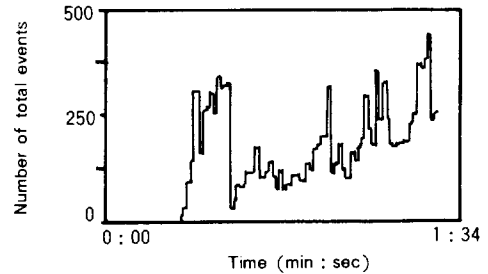
는 것으로 입증된다. Fig. 6의 (d)에 있는 결과는 amplitude가 큰 events가 일부 존재함을 알 수 있는데, 이는 Fig. 2에서 볼 수 있는 바와 같이 처짐거리가  $(0^\circ/90^\circ)_{2s}$ 에 비하여 매우 증가된 상태에서 갑작스런 층간 박리현상이 발생하여, crack propagation이 층간에 존재하는 수지층만을 통과하는 것이 아니라, 굴곡된 보강섬유를 손상시키기 때문이다.

Fig. 7에는  $(0^\circ/90^\circ)_{2s}$ 와  $\pm(45^\circ)_{2s}$ 의 조합형태로 된  $(0^\circ/90^\circ/\pm 45^\circ)_{2s}$ 의 구조를 가지는 적층판의 음향 방출 결과를 도시하였다. 지지간 거리와 시편두께의 비가 40 : 1인 경우 Fig. 7의 (a), 4의 (a)와 6의 (a)를 비교하여 보면  $(0^\circ/90^\circ/\pm 45^\circ)_s$ 의 구조를 가지는 적층판은  $(\pm 45^\circ)_{2s}$ 의 구조를 가지는 적층판 보다는  $(0^\circ/90^\circ)_{2s}$ 의 구조를 가지는 적층판과 유사한 결과를 보인다. 이는 Fig. 7의 (c)에서 볼 수 있는 바와 같이 amplitude가 작은 events가 많이 발생하는 것으로 보아,  $(0^\circ/90^\circ)_{2s}$  및  $(\pm 45^\circ)_{2s}$ 의 경우와 마찬가지로 주로 매트릭스의 손상이 주류를 이룬다. 그러나, Fig. 1에서 보는 바와 같이  $(0^\circ/90^\circ)_{2s}$  보다도 높은 굴곡탄성률과 최대 굴곡하중을 보이는 것은 응력의 집중범위가  $(0^\circ/90^\circ)_{2s}$ 보다 넓은 것을 의미하는데, 이는 Fig. 3에서 볼 수 있듯이 더 넓은 층간 박리영역을 보이는 것으로서 입증된다.

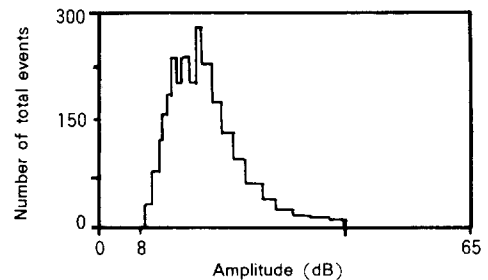
지지간 거리와 시편두께의 비가 16 : 1인 경우의  $(0^\circ/90^\circ/\pm 45^\circ)_s$ 의 구조를 가지는 적층판의 시간경과에 따른 events의 방출결과는  $(0^\circ/90^\circ)_{2s}$ 와  $(\pm 45^\circ)_{2s}$ 의 구조를 가지는 적층판들의 음향방출 결과의 중간 형태를 보인다. 그러나, Fig. 7의 (d)에서  $(0^\circ/90^\circ/\pm 45^\circ)_s$ 의 구조를 가지는 적층판의 amplitude에 따른 events를 살펴보면, 주로 낮은 amplitude를 가지는 events가 관찰되므로,  $(0^\circ/90^\circ)_{2s}$  및  $(\pm 45^\circ)_{2s}$ 의 구조를 가지는 적층판과는 달리 매트릭스의 손상이 주된 음향방출의 근원이다. 이는 인장 시험하에서의 손상메카니즘의 고찰에서 주로 가정되는 두가지 구조의 조합형태로 된 적층구조의 손상메카니즘은 두가지 구조에서 발생하는 손상메카니즘의 혼합형태를 가진다는 것이 굴곡시험하의 손상메카니즘의 해석에 그대로 적용되기는 어렵다는 것을 보여



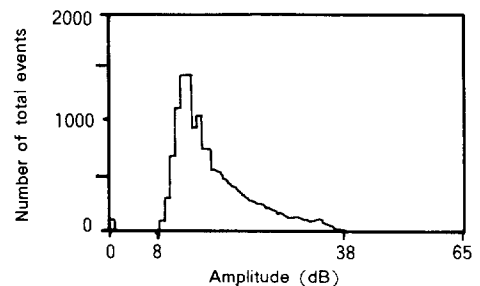
(a) Total events vs time (L=40mm)



(b) Total events vs time (L=16mm)



(c) Distribution of events by peak amplitude (L=40mm)



(d) Distribution of events by peak amplitude (L=16mm)

**Fig. 7.** Acoustic emissions of carbon/epoxy  $(0^\circ/90^\circ/\pm 45^\circ)_s$

준다.

$(90^\circ/0^\circ)_{2s}$ 와  $(\pm 45^\circ)_{2s}$ 의 두가지 구조의 조합형태이면서,  $(0^\circ/90^\circ/\pm 45^\circ)_s$ 의 구조와는 대칭인  $(90^\circ/0^\circ/\pm 45^\circ)_s$ 의 구조를 가지는 적층판의 음향방출 결

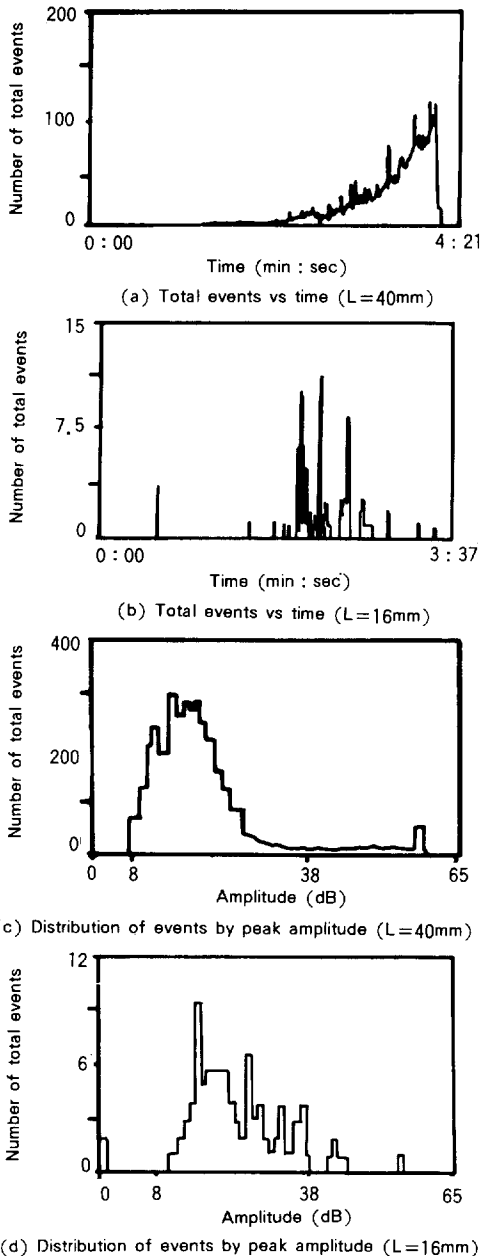


Fig. 8. Acoustic emissions of carbon/epoxy ( $90^{\circ}/0^{\circ}/\pm 45^{\circ}$ ).

과를 Fig. 8에 도시하였다. ( $90^{\circ}/0^{\circ}/\pm 45^{\circ}$ )<sub>s</sub>의 구조를 가지는 적층판의 음향방출 결과는 Fig. 5와 6을 참조하면 ( $90^{\circ}/0^{\circ}$ )<sub>2s</sub>의 구조를 가지는 적층판의 음향방출 결과와 매우 유사하다. Fig. 1에서 보는바와

같이 ( $90^{\circ}/0^{\circ}/\pm 45^{\circ}$ )<sub>s</sub>의 구조를 가지는 적층판의 굴곡탄성률과 최대 굴곡하중은 ( $90^{\circ}/0^{\circ}$ )<sub>2s</sub> 및 ( $\pm 45^{\circ}$ )<sub>2s</sub>의 구조를 가지는 적층판 보다 매우 높는데, 이는 응력집중 범위가 상기한 두가지 구조보다 넓은 것에 기인한 것이며, Fig. 3에 도시된 상기한 두가지 구조보다 더 넓은 층간 박리영역으로 입증된다.

지지간 거리와 시편두께의 비가 16 : 1인 경우에는 ( $90^{\circ}/0^{\circ}/\pm 45^{\circ}$ )<sub>s</sub>의 구조를 가지는 적층판의 음향방출 결과는 Fig. 8, Fig. 5와 6의 결과를 비교해 볼 때 ( $90^{\circ}/0^{\circ}$ )<sub>2s</sub> 및 ( $\pm 45^{\circ}$ )<sub>2s</sub>의 구조를 가지는 적층판의 음향방출 결과와는 달리 주로 매트릭스 손상에 의한 음향방출이 간헐적으로 일어남을 알 수 있다. ( $0^{\circ}/90^{\circ}/\pm 45^{\circ}$ )<sub>s</sub>의 경우와 마찬가지로 ( $90^{\circ}/0^{\circ}$ )<sub>s</sub>의 구조를 가지는 적층판에 있어서의 음향방출 결과는 ( $90^{\circ}/0^{\circ}$ )<sub>2s</sub> 및 ( $\pm 45^{\circ}$ )<sub>2s</sub>의 혼합형태를 보이지 않음을 알 수 있다.

상기한 두가지 구조를 적층판의 지지간 거리와 시편두께의 비가 40 : 1인 경우의 음향방출 결과는 외부측에 존재하는 구조와 유사하나 지지간 거리와 시편두께의 비가 16 : 1인 경우의 음향방출 결과는 외부측에 존재하는 구조나 내부측에 존재하는 구조와는 전혀 다른 형태를 보인다.

## 결론

탄소섬유/에폭시 8ply된 얇은 적층판의 삼점굴곡 시험하에서의 손상형태는 하중-처짐곡선과 음향방출 결과 및 초음파 c-scan 방법에 의한 손상영역의 측정결과를 종합한 결과로 부터 매우 정확하게 규명될 수 있다.

본 연구에서 채택한 ( $0^{\circ}/90^{\circ}$ )<sub>2s</sub>, ( $90^{\circ}/0^{\circ}$ )<sub>2s</sub>, ( $\pm 45^{\circ}$ )<sub>2s</sub>, ( $0^{\circ}/90^{\circ}/\pm 45^{\circ}$ )<sub>s</sub> 및 ( $90^{\circ}/0^{\circ}/\pm 45^{\circ}$ )<sub>s</sub>의 구조를 가지는 적층판의 주된 손상형태는 매트릭스의 손상, 층간 박리현상과 보강섬유의 손상이다. 이 중에서 보강섬유의 손상에는 적층구조와 더불어 지지간 거리와 시편두께의 비가 매우 중요한 인자이다. 다른 두가지 구조의 혼합형태로 된 ( $0^{\circ}/90^{\circ}/\pm 45^{\circ}$ )<sub>s</sub> 및 그에 대칭되는 ( $90^{\circ}/0^{\circ}/\pm 45^{\circ}$ )<sub>s</sub>의 결과에 볼 수

있듯이, 삼점굴곡시험하에서의 혼합구조의 손상형태는 혼합형이 아니라, 최외층에 있는 구조의 손상형태를 따르거나 전혀 다른 형태를 보인다. 이 경우에도 역시 지지간 거리와 시편 두께의 비가 매우 중요한 인자이다. 삼점굴곡시험하에서의 복합재료 적층판의 구조에 대한 손상형태를 규명하는데에는, 지지간 거리와 시편두께의 비에 따른 응력분포변화 및 그에 따른 손상메카니즘의 변화를 필수적으로 고려하여야 한다.

## 참 고 문 헌

1. J. M. Margolis, "Advanced Thermoset Composites", p193, Van Nostrand Reinhold Co., New York 1986.
2. E. G. Henncke and T. S. Jones, ASTM STP 696, 82 (1979).
3. G. E. Maddux and G. P. Sendekyj, ASTM STP 696, 26 (1979).
4. K. J. Baumann, W. H. Kennedy, and D. L. Herbert, *J. Comp. Mat.* 18, 507(1984).
5. N. Sato, T. Kurauchi, and O. Kamigait, *SAMPE J.*, 48(1987).
6. M. A. Hamstad, "Quality Control and Nondestructive Evaluation Techniques for Composites", Avradcom TR 83-F-7, 1983.
7. H. Ohtsuka, 일본복합재료 학회지, 10, 102(1984).
8. D. Short and J. Summerscales, *Composites*, 15, 200(1984).
9. N. C. Shippen and D. F. Adams, *J. Rein. Plast. Comp.*, 4, 242(1985).
10. R. Y. Kim and S. R. Soni, *J. Comp. Mat.* 18, 70 (1984).
11. J. Awerbuch, J. Block, and R. Printz, "Effect of Stacking Sequence in Cross-Ply Graphite/Epoxy Laminates on Acoustic Emission Results," ICCM-IV, Tokyo 25-28 Oct. 1982.
12. B. Testard, F. Ferry, P. Fleischmann, J. C. Rouais, and D. Rouby, "Analysis of Acoustic Emission Signals Produced in Carbon/Epoxy T300/5208 Laminates", Journ e Nationals Sur les Composites, JNC IV, Paris, 11-13 Sept 1984.
13. A. Masloughi, C. Roy, and D. Proulx, "Characterization of Acoustic Emission Signals Generated in Carbon-Epoxy Composites", 2nd Int. Symp. on AE from Rein Comp., Montreal, 21-25 July, 1986.
14. M. N. Nahas, *Composites*, 16, 148(1985).
15. D. W. Clegg and A. A. Collyer, "Mechanical Properties of Reinforced Thermoplastics", p 101, Elsevier Appl. Sci. Publ., London, 1986.
16. S. W. Tsai and H. T. Hahn, "Introduction to composite Materials", p167, 359, Technomic Publ., Westport, 1980.
17. S. W. Tsai, "Composite Design-1986", 8-1, Think Composites, Dayton, 1986.
18. J. M. Whitney, "Structural Analysis of Laminated Anisotropic Plates", p177, Technomic Publ., Dayton, 1987.
19. G. Shi and G. Bezine, *J. Comp. Mat.*, 22, 694 (1988).
20. M. Rosensaft and G. Marom, *J. Comp. Tech. & Res.*, 7, 12(1985).
21. O. Ishai and R. E. Lavengood, ASTM STP 460, 271(1969).
22. J. M. Whitney and R. J. Dauksys, *J. Comp. Mat.*, 4, 135(1970).
23. E. Reissner and Y. Stavsky, *J. Appl. Mech.*, 28, 402 (1961).
24. C. Zweben, W. S. Smith, and M. W. Wardle, ASTM STP 674, 228(1979).
25. C. A. Berg, J. Tirosh, and M. Isradli, ASTM STP 497, 206(1972).
26. R. E. Bullock, *J. Comp. Mat.*, 8, 200(1974).
27. J. V. Mullin and A. C. Kneoll, *Mat. Research and Standards*, 10, 16(1970).
28. D. L. Caldwell, D. L. Steele, and L. T. Guth, *J.*

- Rein. Plast. Comp.*, 6, 193(1987).
29. A. Falchi and J. Gracia, "Effects of Three-Point Bending Test Controlled by Acoustic Emission on Carbon/Epoxy Laminates", 6th Int. Conf. on Comp. Mat. London U. K. 20-24 July, 1987.
30. A. S. D. Wang and F. W. Crossman, *J. Comp. Mat.*, 14, 71(1980).
31. V. Shah, "Handbook of Plastics Testing Technology", p26 John Wiley & Sons, New York, 1984.
32. J. R. Lee, "Study and Modelisation of Damage of the Carbon/Epoxy Laminates ( $\pm 45^\circ$ )<sub>2s</sub> and (0°/90°)<sub>2s</sub>", Thesis of Doc. Ing. Univ. of Tech. of Compiègne, 1985.