

## 論文

## 여러가지 단방향 탄소섬유/에폭시 적층판의 삼점굴곡시 발생하는 손상 및 파단현상에 대한 Geometric factor 의 영향

이재락\* · 김준형\* · 이주진\*\* · 김기철\*\* · 윤동진\*\*\*

### Effect of the Geometric Factor on the Damage and Failure of the Various Uni-Directional Carbon/Epoxy Laminates

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

#### ABSTRACT

Mono-directional carbon/epoxy laminates  $(0^\circ)_s$ ,  $(15^\circ)_s$ ,  $(30^\circ)_s$ ,  $(45^\circ)_s$ ,  $(60^\circ)_s$ ,  $(75^\circ)_s$ , and  $(90^\circ)_s$ , were prepared by autoclave curing method with the commercial prepreg P3052 from Toray Co. The maximum flexural stress and the damage mechanism in the three points flexural test of the above laminates were studied for the ratios between the loading span and the thickness of the specimens, 16:1 and 40:1. The geometric factor, ratio between the loading span and the thickness of the specimen, has a strong influence on the damage mechanisms. This influence can be adequately determined by the observation of the flexural behavior, fractography, acoustic emissions and the ultrasonic c-scan results.

#### 요 약

Toray 사의 상업용 프리프레그 P3052를 사용하여  $(0^\circ)_s$ ,  $(15^\circ)_s$ ,  $(30^\circ)_s$ ,  $(45^\circ)_s$ ,  $(60^\circ)_s$ ,  $(75^\circ)_s$  및  $(90^\circ)_s$  구조를 가지는 탄소섬유/에폭시 적층판을 autoclave 에서 제조하여 삼점굴곡하에서 지지간 거리와 시편 두께의 비가 16 : 1 및 40 : 1인 경우의 손상 및 파단특성의 변화 및 최대 굴곡응력의 변화에 대하여 연구하였다. 지지간 거리와 시편두께의 비 즉, geometric factor 가 손상 및 파단특성에 많은 영향을 미치며, 이를 규명하기 위해서는 굴곡형태, 파단면의 현미경 관찰, 음향방출 시험 및 초음파 c-scan 에 의한 손상영역 측정 등이 종합적으로 이루어져야 한다.

\* 정회원, 한국화학연구소 고분자제 4연구실

\*\* 정회원, 한국표준연구소 재료시험실

\*\*\* 정회원, 한국표준연구소 비파괴시험실

## 1. 서 론

경량, 고강도, 고탄성율 및 높은 내피로성을 가지는 탄소섬유/에폭시 복합재료는 지난 20여년 동안 군용 항공기를 위시한 각종 항공기에 구조재료로써 꾸준히 적용되어 온 결과 설계재료의 축적과 신뢰성이 어느 정도 확보되어 각종 항공기의 중요한 구조재료로써의 사용 비율을 급격히 높여가고 있다[1]. 그동안 탄소섬유/에폭시 복합재료의 특성에 대한 많은 연구가 행해졌으나, 주로 인장, 압축시험에 관계된 것과 기계적 행태의 컴퓨터에 의한 분석이 주류를 이루고 손상 및 파괴현상에 대한 연구는 비교적 적은 편이고, 특히 굴곡특성 및 그에 수반된 손상 및 파괴현상에 대한 연구결과는 미미하였으며, 최근에 들어서야 상기 분야에 대한 관심이 고조되기 시작하고 있다[2-9].

전반적으로 섬유강화 복합재료의 손상 및 파괴현상은 매우 복잡한 형태를 띠고 있으며, 특히 굴곡 하중시에는 인장, 압축 및 전단응력이 동시에 작용하게 되어 더욱 복잡한 손상 및 파괴현상을 나타내게 된다. 그러나, 삼점굴곡 시험하에서의 기본적인 손상 및 파괴행태는 보강섬유 및 매트릭스 사이의 계면(이하 계면)의 손상, 매트릭스의 균열, 보강섬유의 절단 및 층간박리 현상이라 할수 있는데, 일반적으로 흔히 사용되는 삼점굴곡 시험하에서의 손상 및 파괴행태에 대한 연구결과는 극히 미미하다[2, 3]. 삼점굴곡 시험에 있어서 기계적 행태와 손상 메카니즘에 영향을 미치는 가장 중요한 인자는 지지간 거리와 시편두께의 비(이하  $L/d$ )인데,  $L/d$ 가 아주 적으면 전단에 의한 파단현상이 발생하며,  $L/d$ 가 더 커지면 tension-compression에 의한 파단현상이 일어난다[10]. 그러나, 이러한 현상은 보강섬유와 매트릭스의 종류, 계면특성 및 시편의 두께에 따라 파단현상이 전이되는  $L/d$ 가 달라짐을 볼수 있다[3, 9, 10].

본 연구에서는 geometric non-linearity effect를 제거할 수 있으며[5-10], 일반적으로 삼점굴곡 시험시 많이 사용되는 조건인  $L/d=16$ 과  $L/d=40$ 인 경우에 있어서 geometric effect가 손상 및 파단현상에 미치는 영향을 고찰하였다[11]. 이 때 사

용된 시편은 이방성이 매우 큰 두께 1mm의 탄소섬유/에폭시 복합재료 적층판으로서  $(0^\circ)_8$ ,  $(15^\circ)_8$ ,  $(30^\circ)_8$ ,  $(45^\circ)_8$ ,  $(60^\circ)_8$ ,  $(75^\circ)_8$  및  $(90^\circ)_8$ 의 구조를 가진다.

삼점굴곡 하중시 발생하는 손상 메카니즘과 파단행태는 매우 복잡한 현상을 수반하기 때문에 이론적인 예측이 어렵고, 음향방출에 의한 간접적인 손상 메카니즘의 규명, 파단면의 현미경적 관찰을 통한 fractography에 대한 고찰, 초음파 c-scan에 의한 손상영역의 측정 및 굴곡강도의 변화 등을 종합적으로 고찰하여 상기한 구조의 손상 메카니즘과 파단특성을 규명할 수 있다[11-18].

## 2. 실험

### 2-1. 실험재료

실험에 있어서의 재현성을 극대화 하기 위하여 Toray사의 상업용 프리프레그 P3052를 다량으로 일시에 도입하여 동일한 조건하에서 저장하여 사용하였다. 적층구조에 따라 재단된 프리프레그는 autoclave 내에서 성형하였는데,  $160^\circ\text{C}$ 까지  $2^\circ\text{C}/\text{min}$ 로 가열하여 지속적으로  $740\text{mmHg}$ 로 감압하면서  $160^\circ\text{C}$ 에서 4기압으로 1시간 유지시킨 뒤, 서서히 냉각하여 적층판을 얻었다. 성형된 적층판의 탄소섬유의 부피분율은 0.6이었고, 두께는 1mm 정도였다. 적층판을 다이아몬드 회전톱으로 절단하여 시편을 제작하였다. 시편의 구조는  $(0^\circ)_8$ ,  $(15^\circ)_8$ ,  $(30^\circ)_8$ ,  $(45^\circ)_8$ ,  $(60^\circ)_8$ ,  $(75^\circ)_8$  및  $(90^\circ)_8$ 이고, 시편의 크기는  $80 \times 20 \times 1\text{mm}^3$ 로 통일하였다.

### 2-2. 실험방법

3점 굴곡시험은 Instron 1122를 이용하여 시행하였고, 이 때의 cross-head 속도는  $2\text{mm}/\text{min}$ 였다. 시편의 두께와 지지간 거리는 각 구조에 대하여 40:1, 16:1로 변화시켰으며, 각 조건에 대해 5개의 시편을 사용하였다. 음향방출에 있어서 total gain은 60dB이고, 기준전압은 5mA였으며, threshold 전압은 0.5V였다. 얇은 테프론 필름을 각 접점에 대어서 마찰에 의한 noise를 방지하였고,

센서는 silicon grease를 사용하여 시편에 접촉시켰다. 삼점굴곡 시험시 하중곡선상에 나타난 최대치를 최대 굴곡하중으로 잡았으며, 이 때 계산된 응력을 최대응력으로 하였다. 최대응력을 보인 시편은 초음파 c-scan으로 손상영역을 측정하였다.

3점 굴곡시험에 나타난 최대응력은 다음 식에 의하여 계산하였다.

$$S_{max} = 3PL/2bd^2 \dots\dots\dots (1)$$

$S_{max}$  = 최대응력 (MPa)

P = 최대하중 (N)

L = 지지간 거리 (mm)

b = 시편의 폭 (mm)

d = 시편의 두께 (mm)

Fig. 1에 삼점굴곡 시험하에서의 응력 및 시편의 좌표축을 도시하였다. 완전히 파단된 시편은 옆면 즉, y축 방향으로 현미경으로 관찰하였고, 완전히 파단되지 않은 시편은 위쪽면 즉, z축 방향으로 현미경으로 관찰하였다. 이 때 광학현미경의 배율은 75배로 고정하여 파단면 및 압축면의 균열형상 사진을 찍었다.

### 3. 결과 및 고찰

삼점 굴곡하중시 L/d의 변화가 복합재료 적층판의 손상 및 파단형태에 큰 영향을 미치게 된다. Fig. 2에 L/d가 16인 경우와 40인 경우의 최대굴곡 응력 변화를 도시하였다. L/d가 16에서 40으로 증가할 때 (0°)<sub>s</sub>, (15°)<sub>s</sub>, (45°)<sub>s</sub>에서는 최대굴곡 응력이 증가하고 (30°)<sub>s</sub>, (60°)<sub>s</sub>, (75°)<sub>s</sub> 및 (90°)<sub>s</sub>에서는 최대굴곡 응력이 감소하였는데, 이는 손상 및 파단형태의 변화에 의한 것이다. 이러한 손상 메카니즘과 파단형태를 규명하기 위하여 음향방출 결과중 total event vs time을 real time으로 측정한 것과 distribution of events by peak amplitude와 초음파 c-scan[3, 12-16] 및 fractography에 대한 관찰이 종합적으로 요구된다.

먼저 계면 및 매트릭스의 균열이 주된 손상 메카니즘을 이루는 (90°)<sub>s</sub>의 파단상태를 현명으로 관찰하고, 그 결과를 Fig. 3에 도시하였다. L/D=40인 경우의 파단상태는 Fig. 3(a)에 보는 바와 같이 인

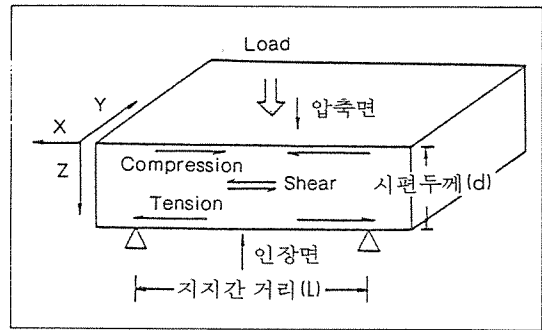


그림 1. 삼점굴곡 시험하에서의 응력분포 및 방향축

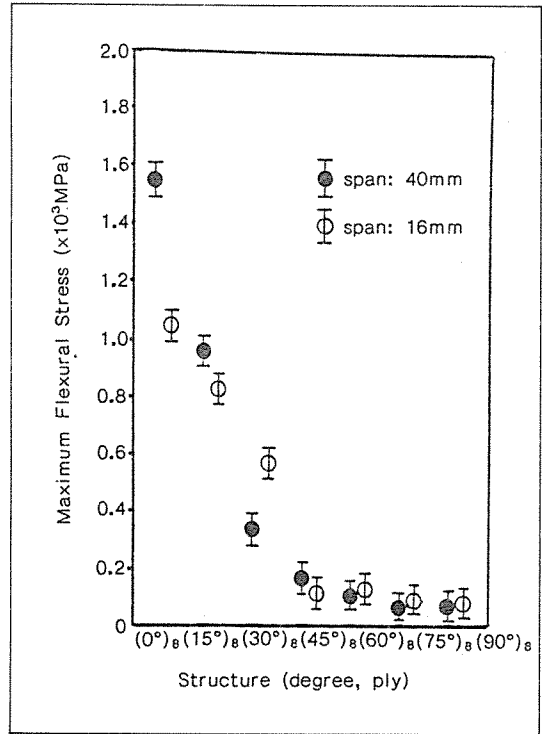


그림 2. 적층구조와 지지간 거리의 변화에 따른 최대 굴곡응력의 변화

장면 쪽의 파단면이 상대적으로 매끄러운 반면 압축면 쪽의 파단면은 상대적으로 약간 거칠다. 이는 상대적으로 변형이 큰 인장면에 위치한 바깥층에서 균열이 발생하여 압축면 쪽으로 빠르게 전파되어 최종 파단을 발생시킨 결과이다. L/d=16인 경우에는 Fig. 3(b)에서 보는 바와 같이 인장면에서 시작된

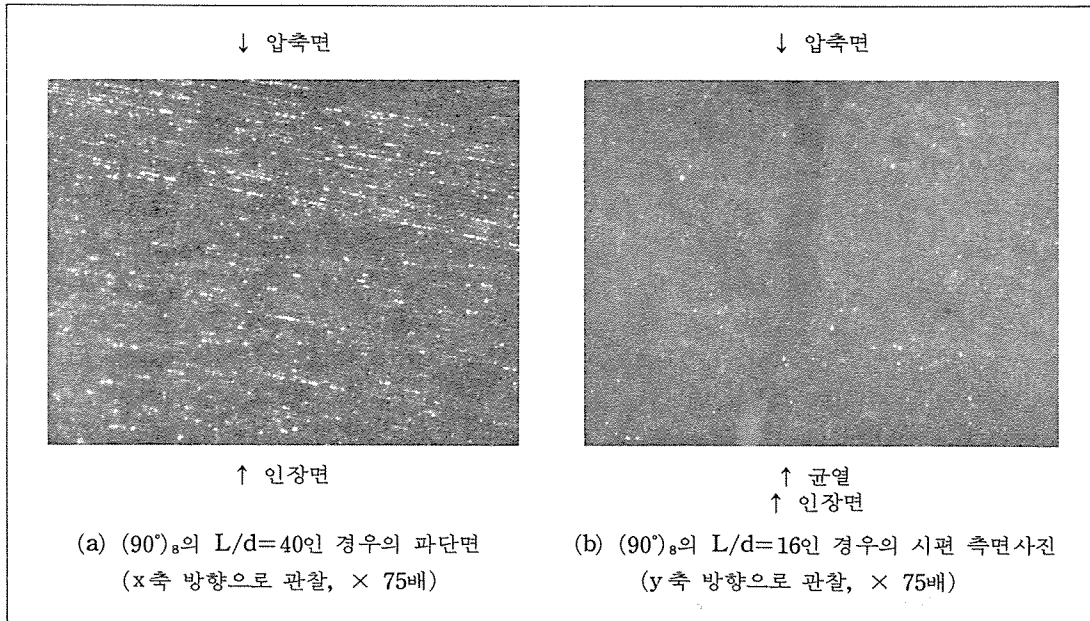


그림 3.  $(90^\circ)_s$ 의 구조를 가지는 적층판의 최대 굽곡 응력을 보인 시편의 파단상태에 대한 현미경 사진

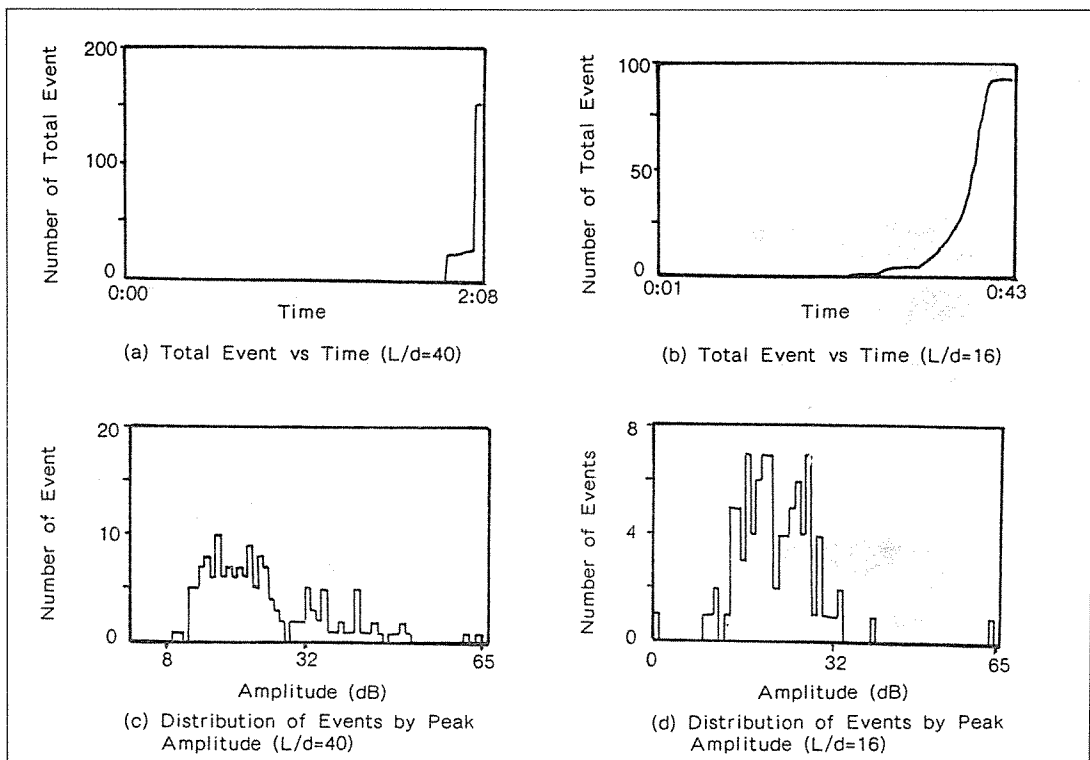


그림 4.  $(90^\circ)_s$ 의 음향방출 결과

균열이 압축면 쪽으로 전달되어 가는 과정에서 약화되어 완전 파단에 이르지 않고 있다.

(90°)<sub>s</sub>에서의 손상 메커니즘을 규명하기 위하여 시행한 음향방출 시험결과를 Fig. 4에 도시하였다. L/d=40인 경우에는 number of total event 가 두개의 빠른 증가단계를 보이는데, 첫번째 것은 인장면에서의 균열발생에 해당하고, 두번째 것은 압축면 쪽으로의 빠른 균열 전파에 의한 완전파단에 해당하고, 그 사이의 완만한 증가 단계는 균열의 시편 mid-plane의 통과를 의미한다. L/d=16인 경우에는 인장면에서의 균열발생 및 손상의 축적이 서서히 일어나고, 곧 이어 매트릭스의 손상이 발생함을 알 수 있다. 따라서, 균열이 빠르게 발생, 전파되어 완전 파단에 이르는 L/d=40인 경우보다 균열이 서서히 발생되고, 전파는 L/d=16인 경우에서 응력분산이 용이하므로 상대적으로 큰 최대 굴곡응력치를 보인다. Peak amplitude의 분포와 손상형태를 비교해 보면 peak amplitude가 10dB에서 35dB 사이의 event는 계면과 매트릭스의 손상에 의한 것임을 알 수 있다. 계면 및 매트릭스의 손상이 주된 손상요인인 (90°)<sub>s</sub>에 비하여 보강섬유의 손상이 중요하게 작용되는 (0°)<sub>s</sub>의 파단상태를 현미경으로 관찰하고,

그 결과를 Fig. 5에 도시하였다.

(0°)<sub>s</sub>, L/d=40인 경우에는 시편 전체에 걸쳐 절단이 되었다. 탄소섬유의 특성상 섬유방향축에 직각으로 작용하는 힘에 의해 쉽게 절단되나, Fig. 5의 (a)에서 보는바와 같이 매우 복잡한 파단면을 보인다. 이는 손상을 받아 절단되는 탄소섬유와 그 주위의 매트릭스 사이에 응력전달이 일어남을 보여주는 것이다. L/d=16인 경우에는 인장면에서 균열이 발생하였으나, 시편 전체를 관통하지 못하여 시편의 완전파단은 일어나지 않았다. L/d=40 및 16인 경우 모두 인장면과 압축면의 시편표면에 여러개의 splitting이 발생하는데 이는 탄소섬유에 가해진 응력이 매트릭스에 전달되는 것과 깊은 관련이 있다.

Fig. 6에 (0°)<sub>s</sub>의 음향방출 결과를 도시하였다. L/d=40인 경우에는 계면에서 손상이 발생한 뒤 곧이어 매트릭스의 손상이 유발되고, 그와 동시에 많은 보강섬유의 절단과 매트릭스의 손상이 상승작용을 일으키면서 최종파단에 이르게 된다. 이는 peak amplitude가 65dB인 event가 L/d=40인 경우가 L/d=16인 경우보다 25배 이상을 나타내는 것으로도 알 수 있다. 그 반면 L/d=16인 경우에는 계면에 계속 손상이 축적되다가 좁은 영역의 매트릭

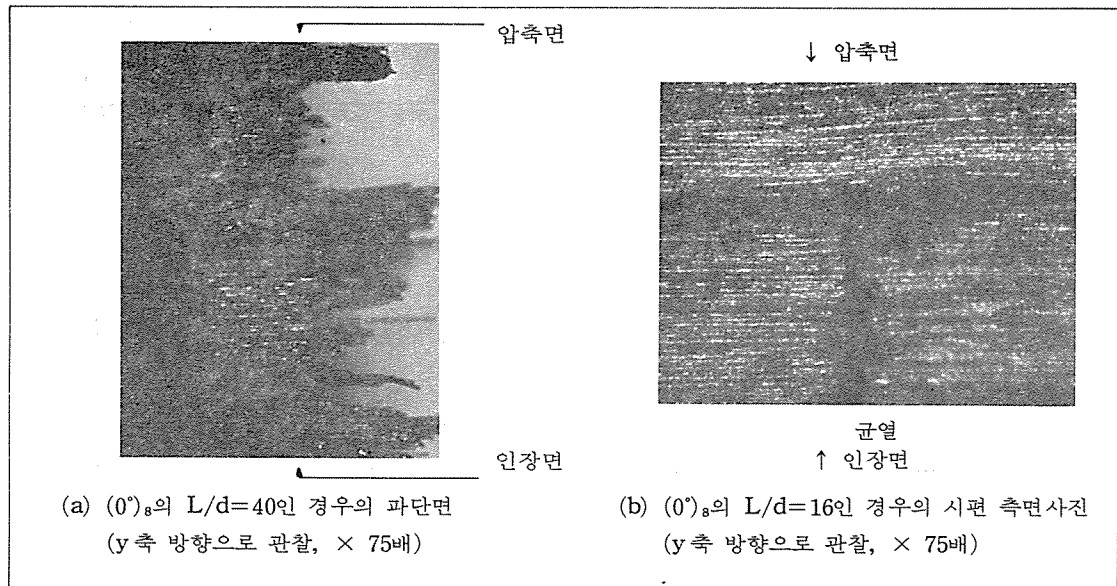


그림 5. (0°)<sub>s</sub>의 구조를 가지는 적층판의 최대 굴곡 응력을 보인 시편의 파단상태에 대한 현미경 사진

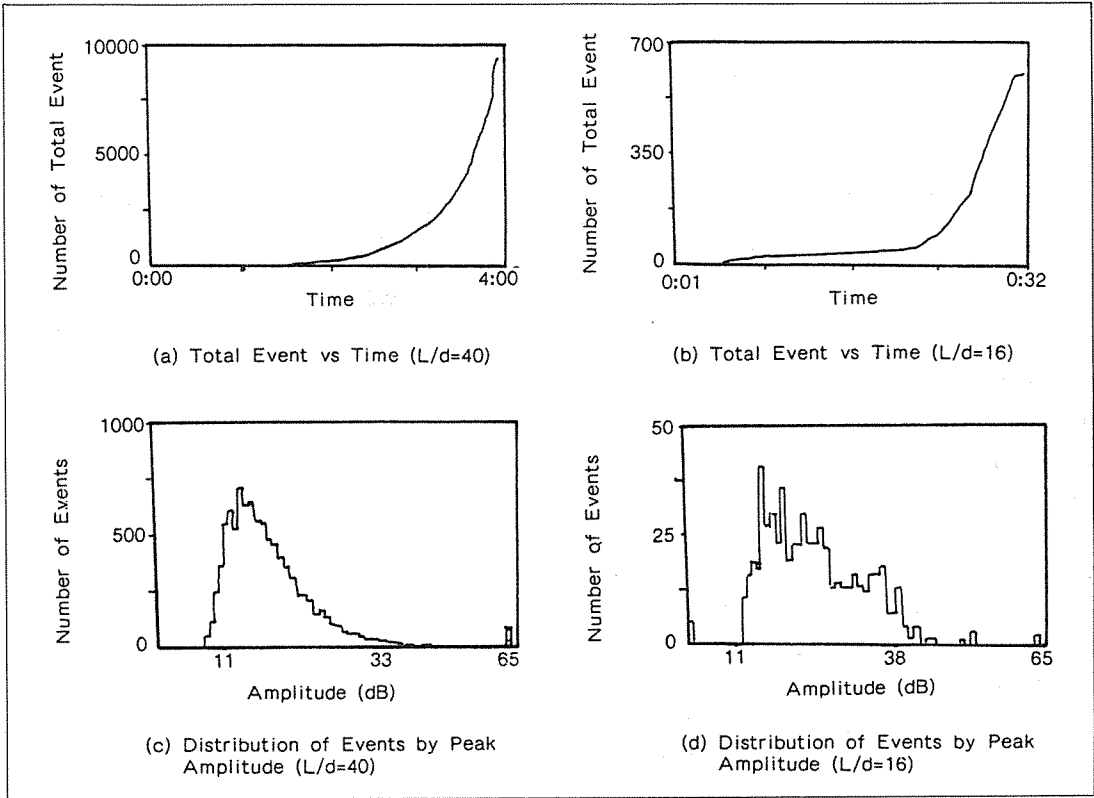


그림 6. (0°)의 음향방출 결과

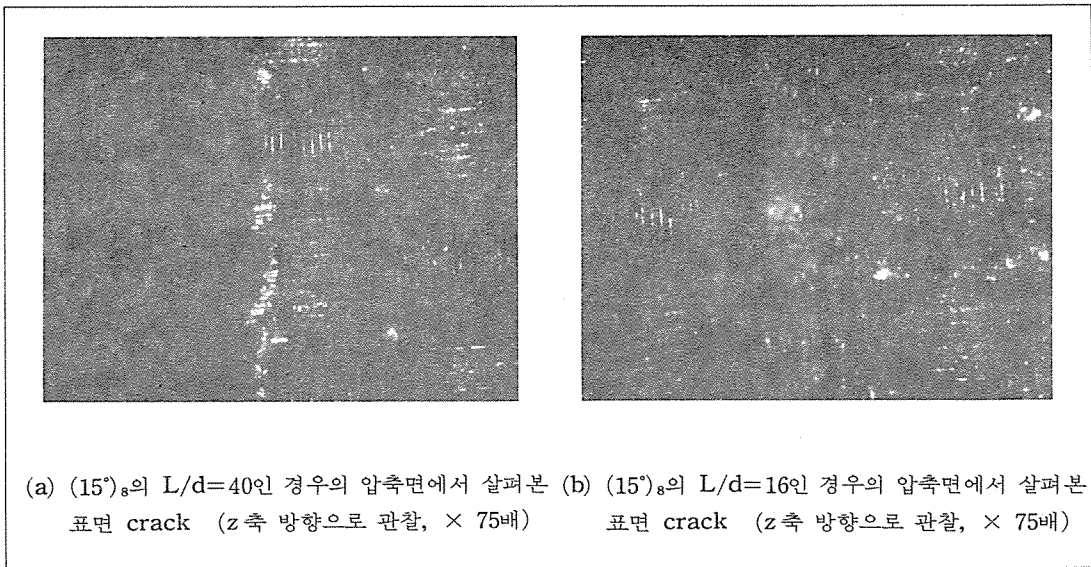


그림 7. (15°)의 구조를 가지는 적층판의 최대 굽곡 응력을 보인 시편의 파단상태에 대한 현미경 사진

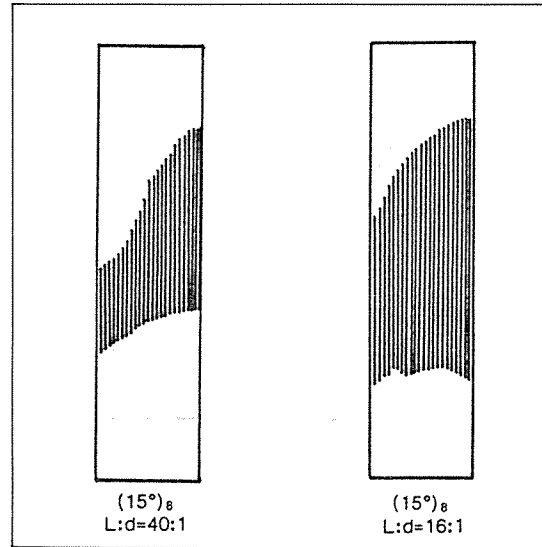
스에 손상이 발생함으로써 보강섬유의 절단이 상대적으로 미약하여 최종적인 완전 파단에 이르지 못하고 있다. 따라서, 넓은 범위에 걸쳐서 응력분산이 이루어지는  $L/d=40$ 인 경우가 그렇지 못한  $L/d=16$ 인 경우보다 높은 최대 굴곡응력치를 나타낸다.

일반적으로 off-axis angle-ply 적층판의 삼점굴곡 시험시 비틀림 현상이 나타나는 것으로 알려져 있으나[8, 17], 이러한 비틀림 현상이 손상 메커니즘과 최종파단에 어떤 영향을 미치는가에 대해서는 별로 알려진 바가 없다.  $(15^\circ)_8$ 의 파단상태를 현미경으로 관찰한 결과를 Fig. 7에 도시하였다.  $L/d=40$ , 16인 두가지 모두 시편의 완전 파단은 일어나지 않았고, 압축면에서 균열의 흔적만 발견되었는데,  $L/d=16$ 인 경우가 균열상태가 더욱 뚜렷이 관찰되었다. 이 때 인장면에서의 균열은 발견되지 아니하였다. 결과적으로 현미경 관찰만으로는 파단상태에 대한 고찰이 불충분하여 초음파 c-scan으로 손상영역을 측정하여 그 결과를 Fig. 8에 도시하였다.

$L/d=40$ 인 경우보다  $L/d=16$ 인 경우의 손상영역이 더욱 큼을 알 수 있다. 이의 손상 메커니즘을 규명하기 위해 행한 음향방출 시험결과를 Fig. 9에 도시하였다.  $L/d=40$ 인 경우에는 계면에서 손상이 발생하여 축적되다가 계면과 매트릭스에 동시에 손상이 축적된다.  $L/d=16$ 인 경우에는 계면에 손상이 축적되지 않은 상태에서 계면과 매트릭스에 동시에 손상이 축적된다. Peak amplitude의 분포에서 보는 결과와 Fig. 8의 결과를 비교해 보면, 보강섬유와 엇갈리는 방향으로 매트릭스의 손상이 발생하고, 이 때 발생한 event 들은 35dB에서 65dB 사이의 peak amplitude를 가진다.

Fig. 8과 Fig. 9의 결과를 전반적으로 검토해 보면  $L/d=40$ 인 경우에는 손상영역이 좁은 관계로 보강섬유의 절단이 억제되어 시편 표면에 균열의 흔적이 보였고,  $L/d=16$ 인 경우에는 손상영역이 넓은 관계로 굴곡점 주위의 보강섬유의 shear에 의한 절단이 촉진되어 peak amplitude가 65dB인 event가 상대적으로 많이 발생하고, 시편표면의 압축면에 균열이 뚜렷하게 나타난다. 따라서, 보강섬유의 손상이 덜 심한  $L/d=40$ 인 경우가  $L/d=16$ 인 경우보다 높은 최대 굴곡응력치를 보이게 된다.

$(30^\circ)_8$ 의 파단상태를 현미경으로 관찰한 결과를



(c)  $(15^\circ)_8$ 의 최대 굴곡응력을 보인 시편의 초음파 C-scan에 의한 손상영역

그림 8.  $(15^\circ)_8$ 의 구조를 가지는 적층판의 최대 굴곡응력을 보인 시편의 손상상태

Fig. 10에 도시하였다.  $L/d=40$ 인 경우에는 시편이 완전히 절단되었는데 인장 파단면이 압축 파단면에 비해 약간 매끈하다. 이는 인장면에서 균열이 발생하여 압축면 쪽으로 파단됨을 나타낸다.  $L/d=16$ 인 경우에는 시편이 완전히 파단되지는 않았다. Fig. 10의 (b)에서 보는 바와 같이 인장면에서 발생한 균열이 압축면 쪽으로 전파되다가 방향을 바꾼 뒤 약화, 정지되었다. 이에 관한 손상 메커니즘을 알아보기 위한 음향방출 시험결과를 Fig. 11에 도시하였다.  $L/d=40$ 인 경우에는 계면에 매우 근소한 손상이 축적된 후 보강섬유 방향으로 극히 한정된 영역에서 균열이 전파되어 시편의 완전 파단으로 이어짐을 알 수 있다. 이는 비틀림 현상에 의한 것인데  $(30^\circ)_8$ 의  $L/d=40$ 인 경우 매우 두드러짐을 나타낸다[8]. 그러나,  $L/d=16$ 인 경우에는 상기한 비틀림 현상이 제약되어 계면과 매트릭스에 지속적으로 손상이 축적됨을 보여준다. 그리고, number of total event는  $L/d=16$ 인 경우가  $L/d=40$ 인 경우보다 높게 나타난다.

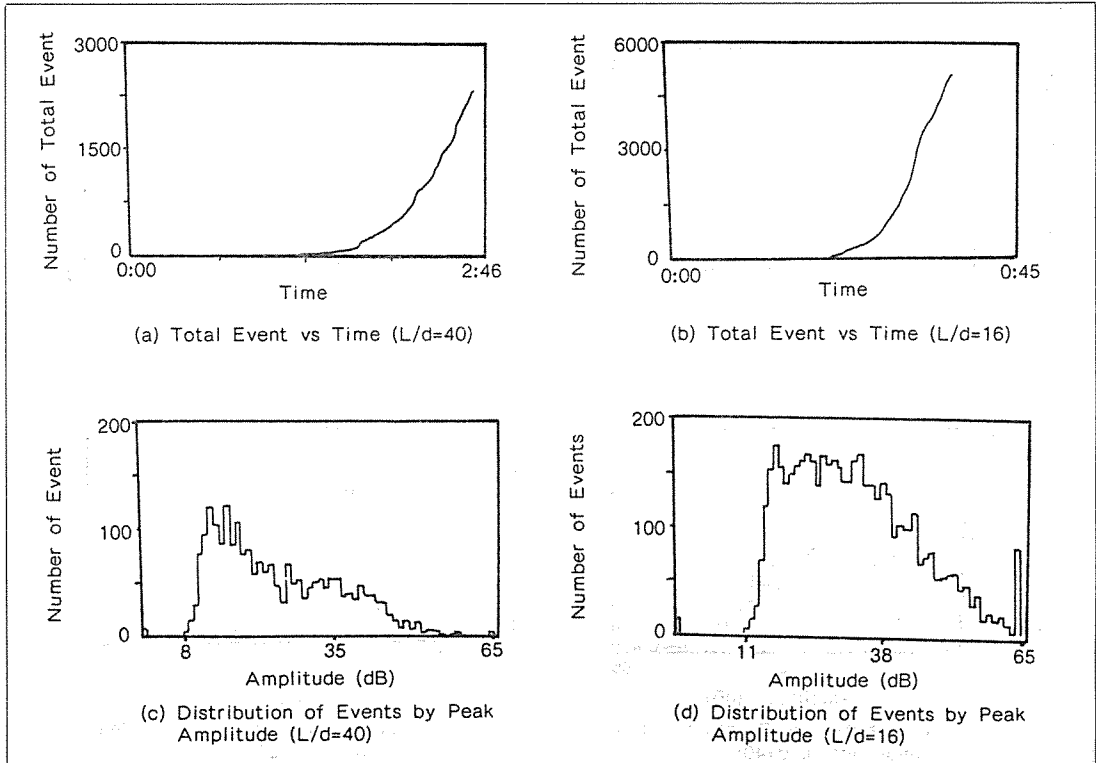


그림 9. (15°)의 음향방출 결과

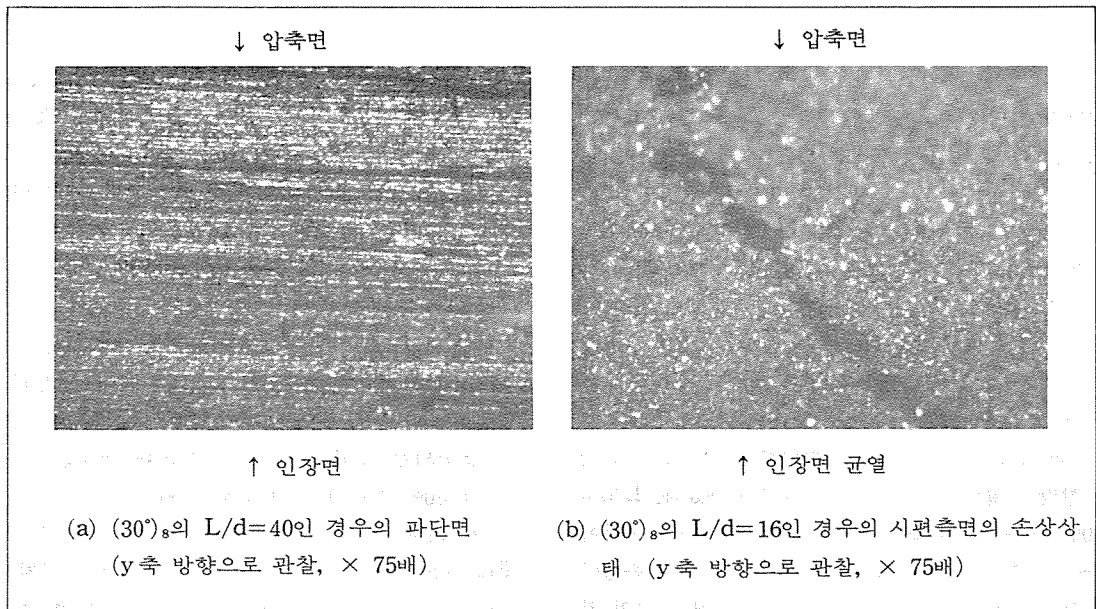


그림 10. (30°)의 구조를 가지는 적층판의 최대 굴곡응력을 보인 시편의 파단상태에 대한 현미경 사진



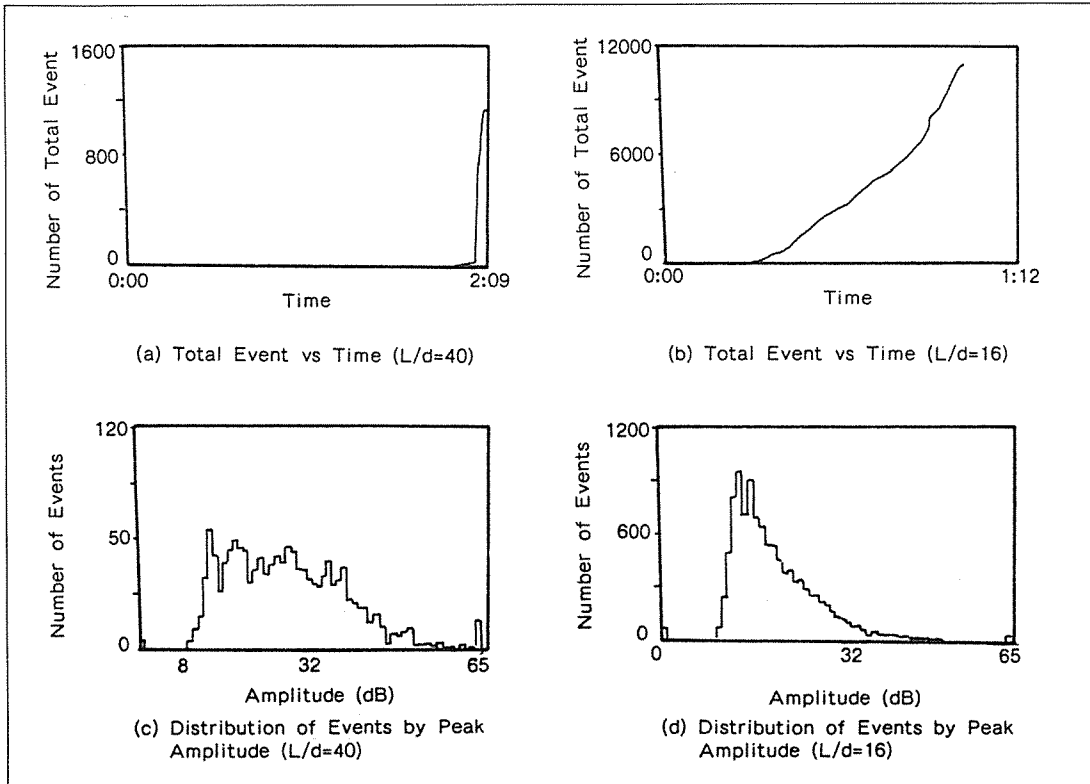


그림 11. (30°)의 음향방출 결과

역시 비틀림 현상이 일부 일어나는 (45°)의 파단 상태를 현미경으로 관찰한 결과를 Fig. 12에 도시하였다. L/d=40인 경우에는 시편의 완전 파단이 일어났다. Fig. 12(a)에서 보는 바와 같이 현미경 사진에서의 검은 부분은 파단면에서 안으로 움푹 패어 들어간 것을 나타내는데, (45°)의 경우가 상기한 조건에서 (30°)보다 파단면의 요철이 심한 것을 알 수 있다. L/d=16인 경우에는 시편의 완전 절단이 발생하지 않고, 압축면의 표면에 Fig. 12(b)와 같은 균열이 발생하였다.

(45°)의 손상 및 파단 메커니즘을 알아보기 위한 음향방출 실험결과를 Fig. 13에 도시하였다. L/d=40인 경우에는 비틀림 현상과 더불어 계면에 손상이 꾸준히 축적된 후에 그에 수반된 매트릭스의 손상이 일부 축적된 후 급격히 균열이 전파되어 시편의 완전 파단을 발생시킨다. 이 때 계면의 손상과 매트릭

스의 손상이 (30°)의 경우보다는 상대적으로 큰 것은 파단면의 요철상태가 심한 것이 원인인 것으로 사료된다. L/d=16인 경우에는 계면의 손상과 매트릭스의 손상이 동시에 꾸준히 축적되다가, 이러한 손상이 상당량 축적된 결과 보강섬유에 가해지는 응력이 주위의 계면 및 매트릭스로 분산되지 못하여 압축면의 일부 보강섬유가 절단되어 표면에 균열이 나타나게 된다. 이 때 L/d가 낮은 관계로 비틀림 현상이 억제되어 시편의 완전 파단이 쉽게 발생하지 못한다. 따라서, 상대적으로 넓은 시편부위에 응력이 분산되는 L/d=16인 경우의 최대 굴곡응력치가 L/d=40인 경우보다 크게 나타난다.

(60°)의 파단상태를 현미경으로 관찰한 결과를 Fig. 14에 도시하였다. L/d=14 및 16인 두가지 경우 모두 시편의 완전파단이 발생하였다. L/d=40인 경우에는 검은 부분이 별로 없고, 전박적으로 인장

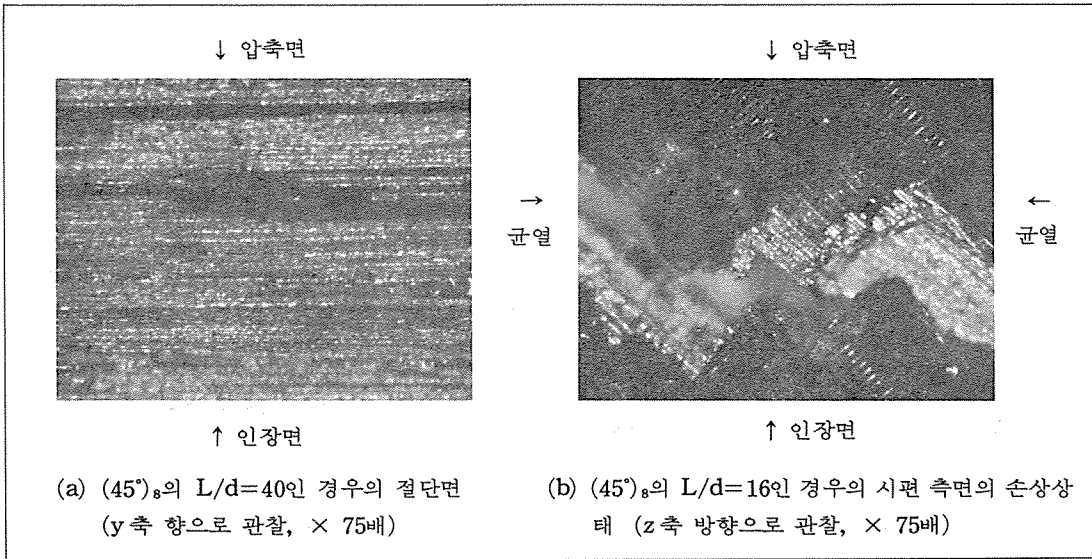


그림 12.  $(45^\circ)_s$ 의 구조를 가지는 적층판의 최대 굴곡응력을 보인 시편의 현미경 사진

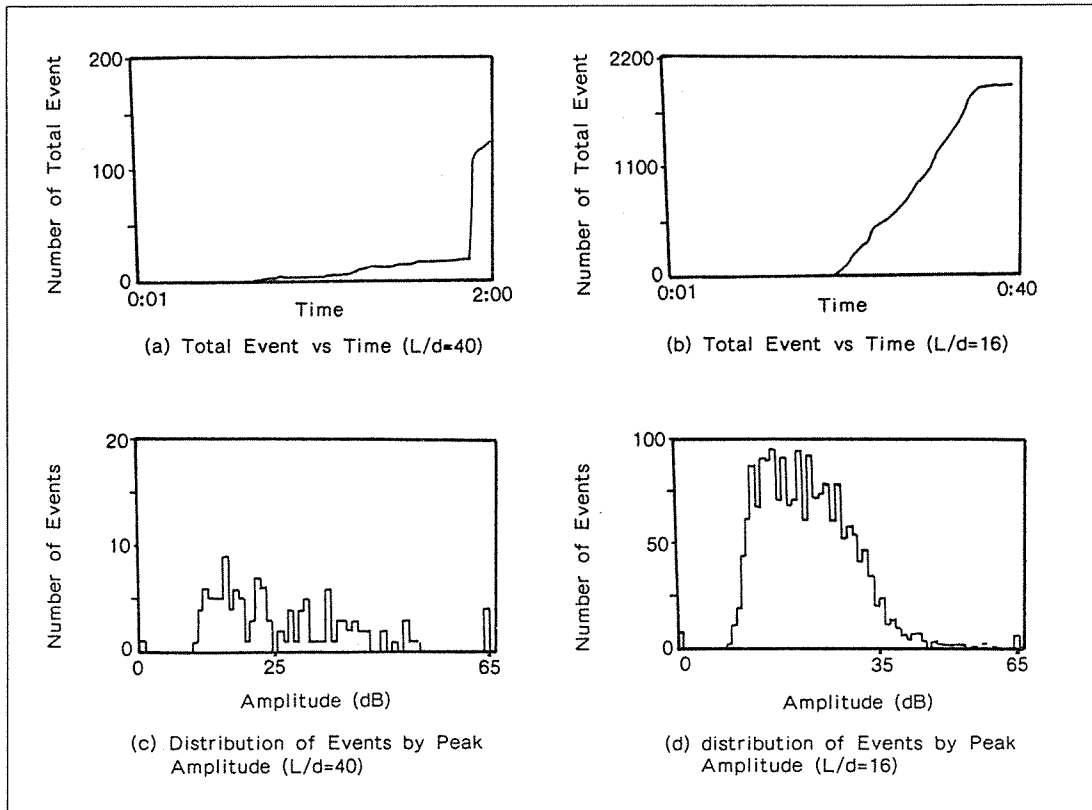


그림 13.  $(45^\circ)_s$ 의 음향방출 결과

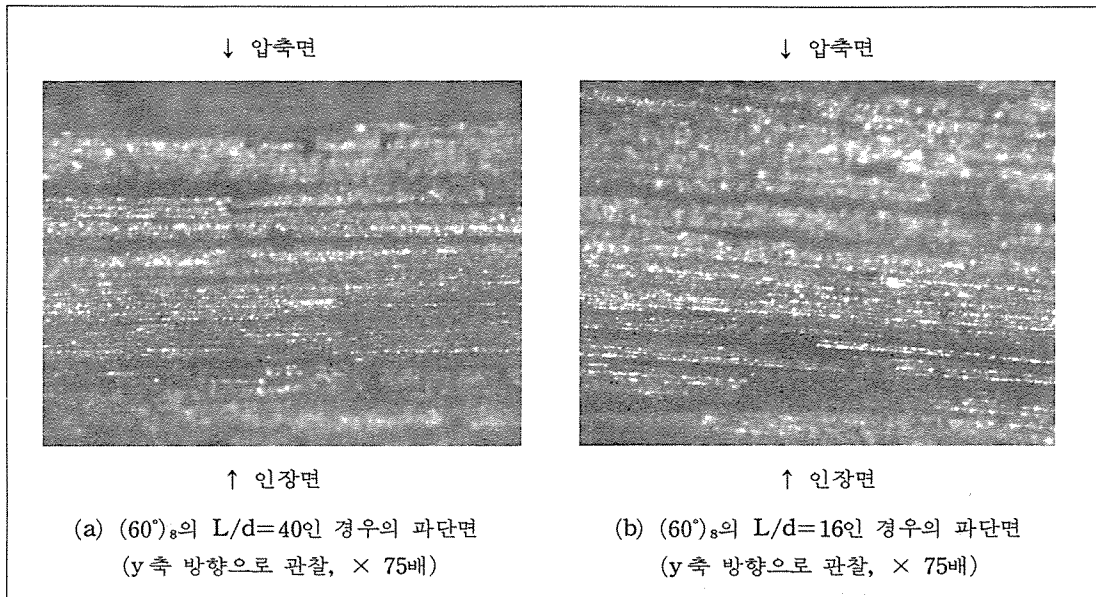


그림 14.  $(60^\circ)_s$ 의 구조를 가지는 적층판의 최대 굴곡응력하에서의 파단면의 현미경 사진

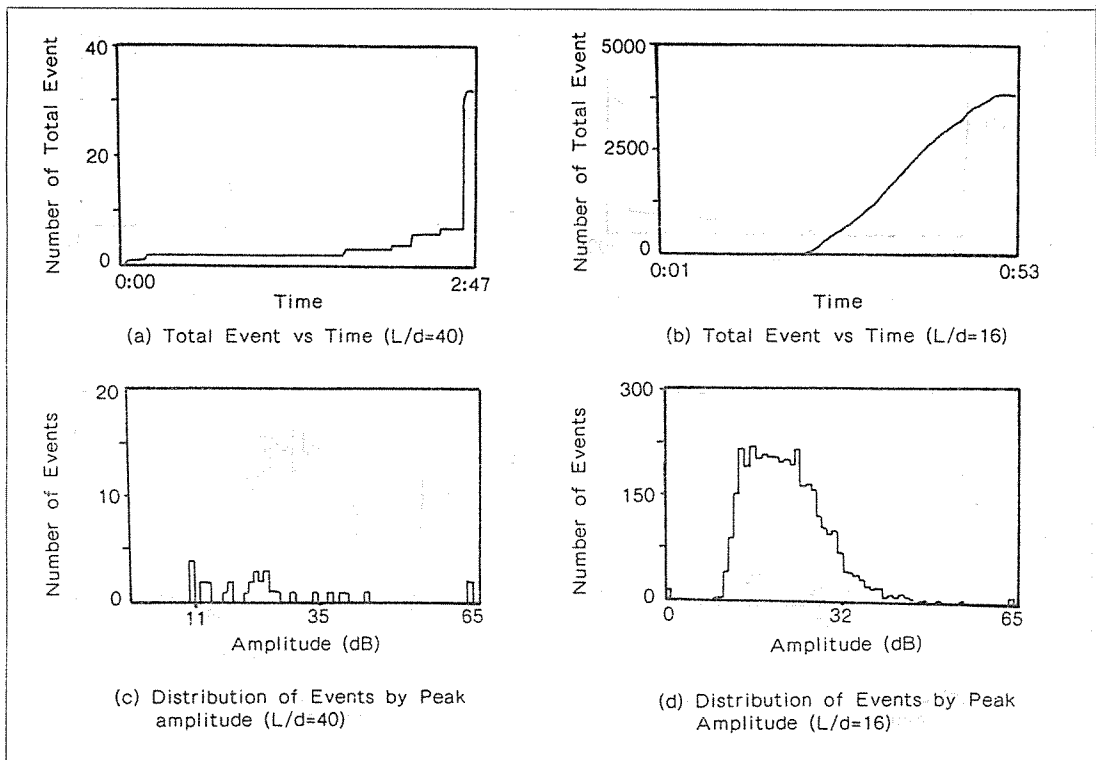


그림 15.  $(60^\circ)_s$ 의 음향방출 결과

면 측에 움푹 파인 자국이 보이고, 압측면은 인장면에 비해 튀어 나온 결과 축점이 흐려져 있으므로 보아, 파단면의 요철이  $L/d=16$ 인 경우보다 상대적으로 심한 것을 알 수 있다. 이와같은 최종 파단형태를 나타내는 손상 메카니즘을 알아보기 위한 음향방출 시험결과를 Fig. 15에 도시하였다.  $L/d=40$ 인 경우에는 하중을 가한 직후부터 계면에 손상이 발생하여 극히 일부 축적된 뒤에 보강섬유 방향을 따라 빠르게 균열이 전파되어 최종 파단이 일어남을 알 수 있다.  $L/d=16$ 인 경우에는 계면과 매트릭스에 거의 동시에 손상이 축적되어 상당한 손상이 축적된 연후에 보강섬유의 방향을 따라 파단이 발생하게 됨으로  $L/d=40$ 인 경우보다 파단면의 요철이 심하고, 상대적으로 더 높은 최대 굴곡응력치를 보이게 된다.

(75°)<sub>s</sub>의 파단면을 현미경으로 관찰한 결과를 Fig. 16에 도시하였다.  $L/d=40$  및 16인 경우에 공히 시편의 완전파단이 발생하였다. 이 때 회색 나타난 부분은 앞으로 튀어나온 부분이고, 검은 부분은 앞으로 패여 들어간 부분이다.  $L/d=16$ 인 경우가  $L/d=40$ 인 경우에 비해 골짜기처럼 움푹 파인 형태가 더욱 심하였으나, 그 차가 (60°)<sub>s</sub>의 경우보다는

적었다. 이러한 손상 및 파단 메카니즘을 살펴보기 위한 음향방출 실험결과를 Fig. 17에 도시하였다.  $L/d=40$ 인 경우에는 초기에 계면에 극히 적은 손상이 발생한 뒤, 매트릭스 수지의 점탄성에 의해 균열 전파가 억제되다가 굴곡하중이 어느 한계점까지 증가하게 되면 보강섬유 방향을 따라 시편의 완전파단을 초래하게 된다.  $L/d=16$ 인 경우는  $L/d=40$ 인 경우에 비해 계면에서 손상이 **geometric factor**에 의해 일부 억제를 볼 수 있으며, 이는 상대적으로 높은 최대 굴곡응력치를 나타낸다.

#### 4. 결 론

$L/d$ 가 40인 경우와  $L/d=16$ 인 경우의 손상 메카니즘과 파단특성은 차이가 크다. 삼점 굴곡시험하에서 (0°)<sub>s</sub>, (30°)<sub>s</sub>, (45°)<sub>s</sub> 및 (90°)<sub>s</sub>에서는  $L/d=40$ 인 경우는 시편의 완전 파단이 일어난 반면,  $L/d=16$ 인 경우에는 인장면에서 발생한 균열이 압측면 쪽으로 전파되다가 시험상의 **geometric factor**에 의해 억제되어 시편의 완전파단이 일어나지 않는다.  $L/d=16$ 인 경우 (15°)<sub>s</sub>, (45°)<sub>s</sub>은 압측면에 있는 표면에 균열이 나타나고 인장면에는 균열이 발견되지 않

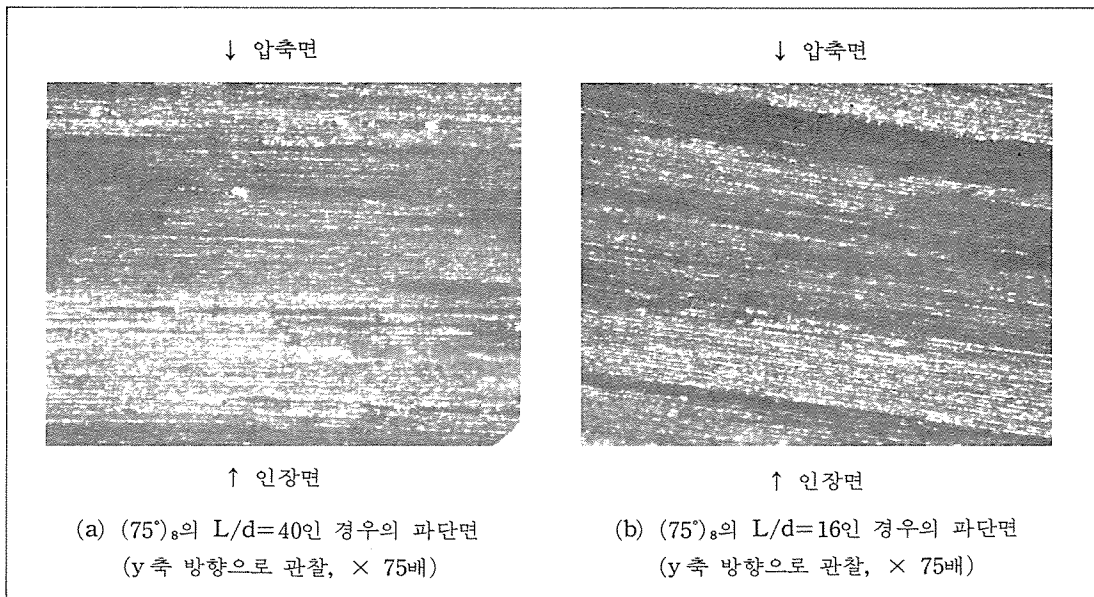
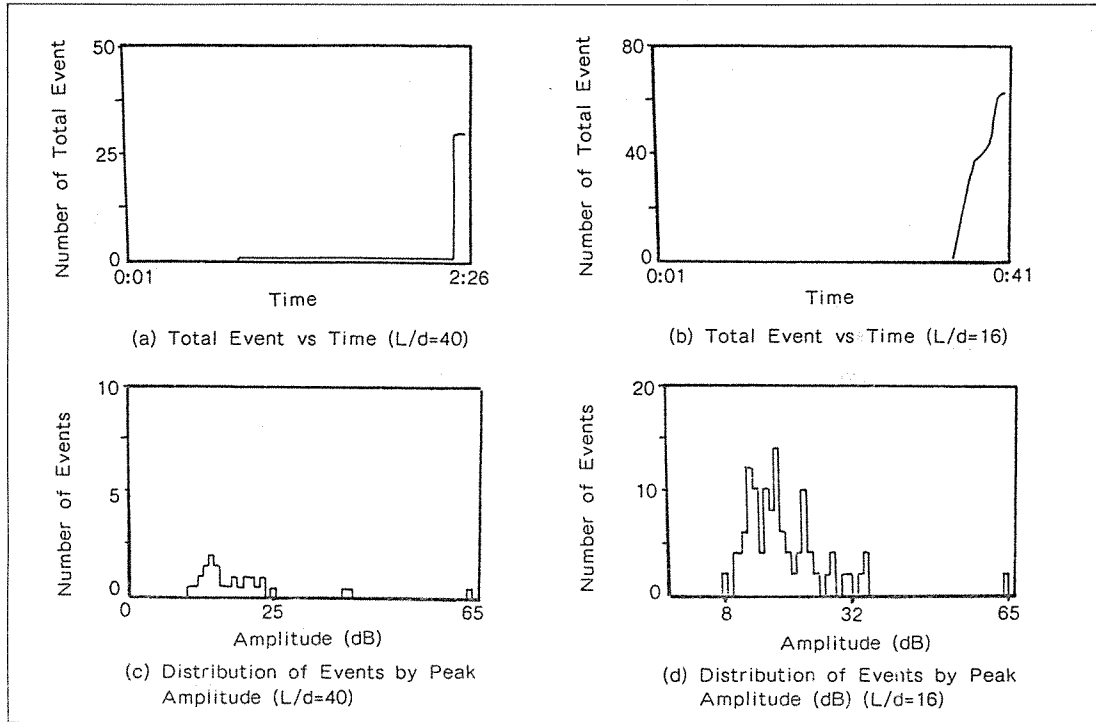


그림 16. (75°)<sub>s</sub>의 구조를 가지는 적층판의 최대굴곡응력하에서의 파단면의 현미경 사진

그림 17. (75)<sub>S</sub>의 음향방출 결과

았다. (30°)<sub>S</sub>, (45°)<sub>S</sub>, (60°)<sub>S</sub> 및 (75°)<sub>S</sub>에서는 L/d=40인 경우는 보강섬유 방향을 따라 균열이 쉽게 전파되어 완전파단을 보이는데, L/d=16으로 변화시키면 시험상의 geometric factor에 의해 매트릭스의 손상을 증대시키면서 보강섬유 방향을 따른 균열의 전파를 지연시킨다.

삼점 굽곡시험하에서의 같은 단방향 탄소섬유/에폭시 적층판의 최대 굽곡응력치는 시편내에 응력이 분산되는 영역이 큰 경우에 증가함을 나타낸다.

## 후 기

본 연구는 1988년도 한국화학연구소의 KRICT BS SR-0088-24에 의한 연구비 지원으로 한국표준연구소와 공동으로 작업한 것이며, 과학기술훈당국에 깊이 감사드리는 바입니다.

## 참고문헌

1. V. Wigotsky, *Plastics Engineering*, 25(Oct. 1988).
2. D.L. Caldwell, D.L. Steele and L.T. Guth, *J. of Rein. Plast. and Comp.*, **6**, 193(1987)
3. A. Falch and J. Gracia, "Effects of Three-Point Bending Test Controlled by Acoustic Emission on Carbon/Epoxy Laminates," 6th Int. Conf. on Comp. Mat., 20-24, July 1987, London U.K.
4. Y. Miyano and M. Kanemitsu, *Fiber Sci. and Tech.*, **18**, 65(1983)
5. N.J. Salamon, "Stress Distribution in Sandwich Beams in Uniform Bending," *ASTM STP 734*, 166(1981)
6. C. Zweben, W.S. Smith and M.W. Wardle, "Test Methods for Fiber Tensile Strength,

Composite Flexural Modulus, and Properties of Fabric-Reinforced Laminates," ASTM STP 674, 228(1978)

7. K.T. Kedward, Fiber Sci. and Tech., 5, 85(1972)

8. J.M. Whitney, C.E. Browning and A. Mair, "Analysis of the Flexure Test for Laminated Composite Materials," ASTM STP 546, 30(1974)

9. G. Shi and G. Bezzine, J. of Comp. Mat., 22, 694(1988)

10. G.C. Shi and A.M. Skudra, "Failure Mechanics of Composites," Vol. 2, of Hand book of Composites," North Holland(1985)

11. ASTM D790, "Standard Test Methods for Flexural Properties of Unreinforced and Reinforced Plastics and Electrical Insulating Materials,"

12. J.C. Duke, Jr., "Nondestructive Evaluation of Composite Materials: A Philosophy, An

Approach, and An Example," ASTM STP 797, 75(1983)

13. M. Ohtsu and K. Ono, J. of Acoustic Emission, 6, 61(1987)

14. R.M. Belchamber, D. Betteridge, Y.T. Chow, T. Lilley, M.E.A. Cud-by and d.G.M. Wodd, J. of Acoustic Emission, 4, 71(1985)

15. A. Rotem, Composites Tech. Rev., 6, 145(1984)

16. R.B. Selden and C.G. Gustafson, J. of Rein. Plast. and Comp., 4, 365(1985)

17. N.C. Shippen and D.F. Adams, J. of Rein. Plast. and Comp., 4, 242(1985)

18. S.W. Tsai and H.T. Hahn, "Introduction to Composite Materials," Technomic Publishing Co.(1980)

19. J.M. Whitney, "Structural Analysis of Laminated Anisotropic Plates," Technomic Publishing Co.(1987)