

論文

복합재료 직교적층판의 손상과정에서의 AE특성에 관한 연구

전홍제* · I.M.Daniel**

AE Characteristics on Damage and Failure Mechanisms of Crossply Composite Laminates

H.J. Jun* and I.M.Daniel**

ABSTRACT

The AE characteristics related to the progressive damage of $[0/90_2]_s$ and $[0/90_4]_s$ crossply laminates were studied. AE gave consistent results and proved to be sensitive to matrix cracking, fiber fracture and other failure mechanisms. AE signals were analyzed by investigating the amplitude and NCE(Number of Counts per Event) for corresponding applied strain. Loading and unloading tests were conducted separately. They showed that no additional damage occurs on unloading and on reloading up to the previous peak load.

초 록

본 연구에서는 두 종류의 $[0/90_2]_s$ 와 $[0/90_4]_s$ 복합재료 직교적층판의 파손 및 파괴 메커니즘에 따른 AE 특성을 고찰하여 보았다. AE는 모재에서 발생한 균열과 보강섬유의 파단 뿐만 아니라 다른 파괴 메커니즘에 민감한 반응을 한다는 것을 여러 번의 반복 실험을 통해서 알 수 있었다. 특히 AE 신호 특성 중에 Amplitude와 NCE(Number of Counts per Event)를 변형률의 변화에 대해 살펴봄으로서 여러 가지 파손 및 파괴 메커니즘에 대한 AE 특성을 연관지을 수 있었다. 또한 별도로 하중-제하중 실험을 실시하여 복합재료 직교적층판에 제하중을 하거나 가해진 하중이 전 단계의 최대하중을 초과하지 않았을 경우는 추가적 파손이 생기지 않음을 알 수 있었다.

1. 서 론

두 가지 이상의 서로 다른 재료를 혼합하여 각 재료가 가지는 장점을 극대화한 복합재료는 기존의 재료와 비교해 높은 비강성, 비강도, 내부식성 등의 우수한 재료특성을 가지고 있으며 보강 섬유의 방향을 임의로 변환시킴으로써 얻을 수 있는 가변적 이방성 특징으로

인해 그 사용 범위가 확대되고있다.

복합재료는 일방향성(Unidirectional) 단일층(Lamina)을 필요에 따라 여러 방향으로 적층한 형태로 쓰이는데 그 중에 직교적층판은 대표적인 예라 할 수 있다. 하지만 복합재료 직교적층판의 신뢰적 사용을 위해서는 재료에 하중이 가해졌을 경우 강도, 강성 및 수명 감소를 일으키는 손상 및 파괴 메커니즘(Mechanism)

* 연세대학교 공과대학 기계전자공학부 기계전공

** Departments of Mechanical and Civil Engineering, Northwestern University

에 대한 이해가 선행되어야 한다. 일반적으로 복합재료의 손상은 모재의 균열, 층간분리, 모재와 보강섬유의 분리, 보강섬유의 파단 등이 순차적 또는 동시 다발적으로 발생하는 복잡한 현상을 보여주게 된다. 따라서 복합재료 직교적충판의 손상 및 파괴 메커니즘에 대한 정량적 해석과 연구가 필요하다.

복합재료의 점증적 파손현상에 관한 연구는 과거에 몇 연구가들에 의해 활발히 이루어졌다[1-4]. Charewicz와 Daniel[1]은 복합재료 직교적충판에 정적 또는 동적 하중이 가해지면 우선 횡방향(Transverse)층 모재에 균열이 발생한다는 사실을 알아냈다. 하중이 연속적으로 증가하게 되면 횡방향층 모재에는 일정한 간격을 두고 균열이 점증적으로 발생하게 되고 그 균열밀도가 특정한 한계값에 도달하면 정지하게 되며 이후로는 하중방향과 평행한 종방향(Longitudinal)층에 균열 및 횡방향층과 종방향층 간의 접합부분의 박리현상 등의 다른 파괴기구를 수반하게되며 궁극적으로는 보강섬유의 파단으로 인한 복합재료의 파괴로 이어진다.

복합재료 내에 파손이 진행되면 강도의 감소를 가져오는데 특히 횡방향층 모재에 발생한 균열은 복합재료 직교적충판의 강성에 큰 영향을 미친다는 사실이 밝혀졌다[5-7]. 복합재료의 파손은 복합재료의 잔류강도나 잔류수명의 단축을 가져온다. Daniel 등[3]은 복합재료의 강도의 감소와 파손정도를 연결 짓는 모델을 제시하기도 했다.

AE(Acoustic Emission)은 대상물에 붙인 AE 센서(Sensor)로부터 다양한 미시적 파괴에 따른 탄성과 방출을 감지하여 손상의 위치, 크기, 종류를 추정할 수 있는 실험적 검사법이다. 복합재료에 대한 AE 연구는 국내외적으로 많이 이루어지고 있다. Chow 등[8]은 노치를 가진 유리섬유복합재료에 인장하중을 가해주고 그때 발생하는 AE신호와 초음파 Tomography를 분석한 결과 노치에서 발생한 균열의 진전 정도가 복합재료 내에 존재하는 연속 보강섬유에 의해 조절되며, 이 기술이 응력이 가해진 상태에서 재료의 음향특성을 연구하는데 도움이 된다는 결론을 얻었다. Bhat 등[9]은 GFRP 복합재료에 반복하중을 가해주고 그때 발생하는 AE 신호를 Pattern Recognition Technique를 이용하여 분석한 결과 반복하중이 계속 진행됨에 각 단계별로 재료의 손상을 지배하는 독립적인 파괴 기구가 세 개 존재한다는 사실을 알아냈다. Bakukas 등[10]은 SCS-6TiMetal-21C TMC(Titanium Matrix

Composite)에 대한 파괴기구와 연관된 AE 결과를 서로 연관 지었고 Luo 등[11]은 CMC(Ceramic-Matrix Composite)에 인장하중을 가해주고 그때 발생한 AE 결과를 복합재료의 파괴 기구와 연관지었다. Barre와 Benzeggagh[12]는 보강섬유의 길이와 보강섬유와 모재간의 접합강도를 달리하는 불연속 복합재료에 단순 인장하중과 반복하중을 가해주고 그때 발생하는 AE신호와 SEM(Scanning Electron Microscopy)결과로부터 여러 개의 파괴기구가 존재함을 밝혔고 보강섬유의 길이와 보강섬유와 모재간의 접합강도가 복합재료의 피로수명에 큰 영향을 미친다는 사실을 알아냈다. 윤동진 등[13]은 CFRP에 대한 단계별 반복하중 인장시험시 음향방출을 이용하여 파괴거동을 고찰하였다. 이유태 등[14]은 다양한 노치 길이를 가진 복합재료 시편에 하중-제하중 시험을 실시하면서 AE 신호를 분석하여 손상 상태와 파괴 시점을 예측하였다. 김상태 등[15]은 노치를 가진 복합재료 시편에 대하여 파괴 인성 실험과 새로운 AE 해석법 및 마이크로 비디오 스코프를 이용하여 손상 정도와 파괴기구를 규명하였고 균열진전 저항곡선에 의한 파괴인성 측정법을 제시하였다. 하지만, 아직까지 복합재료 직교적충판의 점진적 손상 과정과 직교적충판에서 횡방향층의 체적비 변화에 따른 AE 연구는 미비한 상태이므로 이에 대한 연구가 요구된다.

본 연구에서는 복합재료 직교적충판에 인장하중을 가하고 이때에 발생하는 횡방향층의 손상과정을 Replication Method를 사용하여 관측하고 동시에 AE 센서를 시편에 부착시켜 손상에 의해 발생하는 탄성파를 분석함으로써 파괴과정과 AE신호의 특성을 비교하고 하중-제하중 시험을 독립적으로 수행하여 복합재료 직교적충판의 손상 및 파괴 메커니즘에 대한 이해를 증진시켰다.

2. 시편제작 및 실험방법

본 연구에 사용된 복합재료는 Hercules사의 IM7/8551-A Graphite/Epoxy이다. 복합재료는 Prepreg 형태로 구입한 후에 Hot Press를 이용한 미니 크레이브를 통해 크기가 30 cm×30 cm인 직교적충판을 제작하였다. 길이 3.8 cm와 폭 30 cm의 크기를 갖는 Glass/Epoxy 탭(Tab)을 제작하여 American Cynamid사의 FM73 접착제를 사용하여 Hot Press에

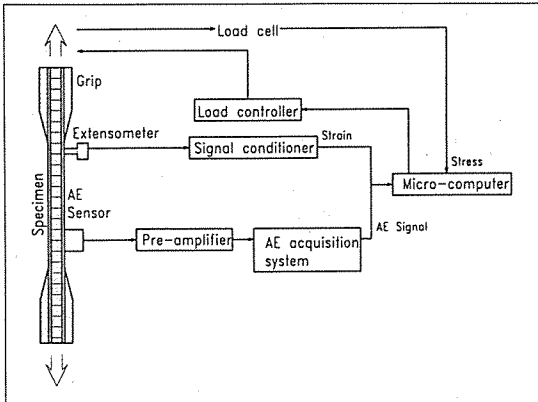


Fig. 1. Schematic diagram of system used for AE monitoring of damage in composite materials

서 탭을 직교적층판의 양 끝단에 접착시켰다. 탭이 접착된 직교적층판은 다이아몬드 휠 커터를 이용하여 길이 30 cm 폭 2.5 cm 인 시편으로 가공하였다. 본 실험을 위해 제작된 시편은 $[0/90_2]_s$ 와 $[0/90_4]_s$ 의 두 종류의 직교적층판이며 각각에 대해 기계적 실험과 AE 실험을 수행하였다.

제작된 시편은 컴퓨터에 의해 작동되는 유압 만능인장 시험기에 장착한 후에 인장하중을 가해주면서 Load Cell와 Extensometer를 통해 응력과 변형을 곡선을 얻었고 AE 센서로부터 재료의 파괴로부터 생기는 탄성파의 방출을 동시에 실시간으로 얻은 후에 개인용 컴퓨터에 저장시키도록 하였다. Fig. 1은 본 실험에 사용된 실험장치를 도식적으로 보여주고 있다.

본 실험에서는 직경이 9.53 mm이고 공진 주파수가 150 kHz인 AE 센서가 사용되었다. AE 센서와 시편 사이에는 진공 유지를 발랐으며 균일 하중 스프링을 이용하여 AE 센서를 시편에 부착시켰다. AE 센서로부터 탐지된 탄성파 신호는 10 kHz - 1.2 MHz의 Band Path Filter를 거쳐 Gain이 40 dB인 Pre-Amp에서 일차적으로 증폭된 후에 PAC사의 Locan-AT를 통해 20 dB로 이차 증폭되어 AE 신호의 특성 변수들을 추출한 후에 Hard Disk에 저장되었다. 이 AE 결과들은 Post Processing을 거쳐 분석되었다. 복합재료의 손상의 가장 큰 요인인 횡방향층 모재의 균열발생은 Replication Method를 이용하여 감지할 수 있었다.

Replication Method는 기존의 X선 방법과는 달리 인장시험 도중에 균열 밀도를 측정하기 위해 시편을 인장 시험기로부터 제거하여 파손된 부위에 침투액을 침투시킨 후에 X선 촬영을 하는 번거러움이 없다. 이

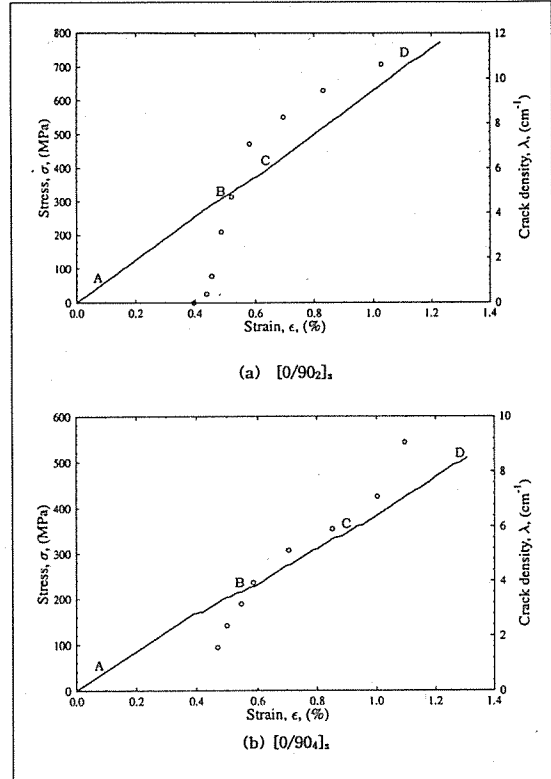


Fig. 2. Stress-strain curves and transverse crack densities as a function of applied strain for IM7/8551-7A carbon/epoxy laminates

방법은 균열이 생긴 횡방향층에 아세톤(Aceton)을 바르고 Ernest Fullman사의 Replication 필름을 접착시켰다가 분리하면 필름에 균열이 복제되는 원리를 이용한 것이다. 하지만 이 방법은 숙련된 기술을 요구한다.

AE 신호 중에 다양한 변수들의 특성이 고려되었는데 그 이유는 여러 가지 상이한 종류의 손상 특성은 상이한 특성의 탄성파를 방출하기 때문이다. 역으로 신호의 특성으로부터 손상 및 파괴 메커니즘을 간접적으로 이해할 수 있다.

3. 결과 및 고찰

Fig. 2는 $[0/90_2]_s$ 와 $[0/90_4]_s$ 직교적층판의 응력-변형률 곡선(Stress-Strain Curve)과 횡방향층의 모재에 발생한 균열밀도(Crack Density)를 보여주고 있다. Fig. 2에서 보여주는 응력-변형률 곡선의 AB구간은

직교적층판의 선형탄성 거동을 보여주는 구간으로 복합재료에 아무런 손상이 생기지 않은 상태이다. B점은 횡방향층의 모재에 균열이 처음 발생한 시점으로 B점 이후부터는 횡방향층의 모재에 균열이 증가하기 시작하고 균열의 발생으로 인한 일시적 강성의 감소를 보이며 응력-변형률 관계는 더 이상 선형관계 성립하지 않는다. 횡방향층 모재의 균열밀도는 C점까지는 지속적으로 높은 비율로 증가하지만 C점 이후로는 균열의 생성이 어느 정도 안정을 찾으면서 균열밀도 증가률도 현저하게 감소된다. CD구간에서는 횡방향층의 모재의 균열보다는 종방향층과 횡방향층의 미세박리현상, 종방향층 모재의 균열 생성 그리고 보강섬유의 파단등이 복합적으로 일어나면서 직교적층판의 파괴로 이어진다.

복합재료 직교적층판의 AE특성을 연구하기 위해서

AE 센서를 시편에 부착시킨 후에 하중증가에 따른 감지된 탄성파의 Amplitude에 대한 고찰을 해봤다. Fig. 3은 직교적층판에 인장하중을 가해주어 파괴가 될 때까지의 Amplitude의 크기에 따른 Histogram을 보여주고 있다. $[0/90_2]_s$ 직교적층판인 경우 낮은 Amplitude의 탄성파 신호가 많이 발생한 반면 $[0/90_4]_s$ 직교적층판에서는 낮거나 높은 Amplitude를 가진 탄성파 신호가 많이 발생하는 양극화 현상을 보여줬다. 반면에 두 가지 시편 모두가 60 dB에서 80 dB 사이의 중간 크기의 Amplitude 신호는 상대적으로 적게 발생하였다.

Fig. 4와 Fig. 5는 $[0/90_2]_s$ 와 $[0/90_4]_s$ 직교적층판의 탄성파 신호의 Amplitude를 여러 범위로 제한한 후에 변형을 변화에 따른 각각의 Amplitude의 His-

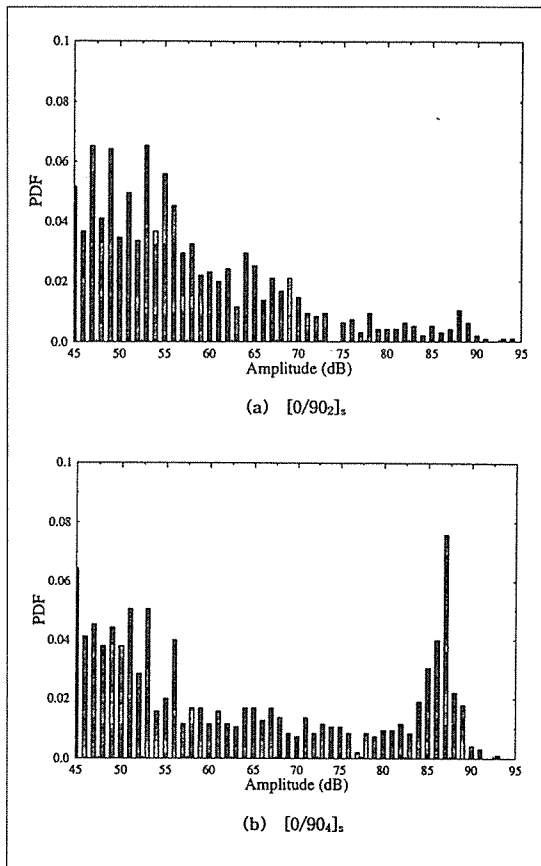


Fig. 3. Histograms of AE events as a function of amplitude for IM7/8551-7A carbon/epoxy laminates (PDF: Probability Density Function)

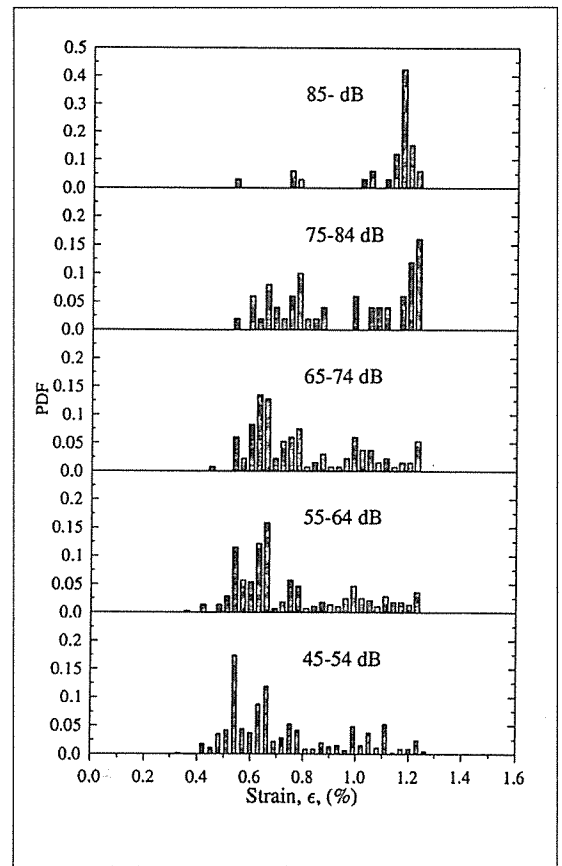


Fig. 4. Histogram of AE events for various amplitudes as a function of applied strain for IM7/8551-7A $[0/90_2]_s$ carbon/epoxy laminate (PDF: Probability Density Function)

togram을 보여주고 있다. 이 경우에는 복합재료의 파괴메커니즘과 탄성파의 Amplitude의 관계를 명확하게 연관지어 볼 수 있다. Fig. 4에서 알 수 있듯이 $[0/90_2]$, 직교적층판인 경우는 횡방향층에 발생한 균열은 85 dB 이하인 상대적으로 낮은 Amplitude의 탄성파 신호를 발생시키는 반면 Fig. 5에서 나타난 $[0/90_4]$, 직교적층판인 경우에는 85 dB 이상의 높은 Amplitude의 탄성파 신호를 방출한다는 것을 알 수 있다. 그 이유는 $[0/90_4]$, 직교적층판이 $[0/90_2]$, 직교적층판보다 횡방향층의 체적이 2 배정도 크기 때문에 균열에 의해 발생하는 탄성 에너지의 방출도 커지기 때문으로 추정할 수 있다. 이 결과로부터 직교적층판의 횡방향층의 균열에서 발생한 탄성파의 Amplitude는 횡방향층의 체적비가 증가할수록 커진다는 것을 알 수

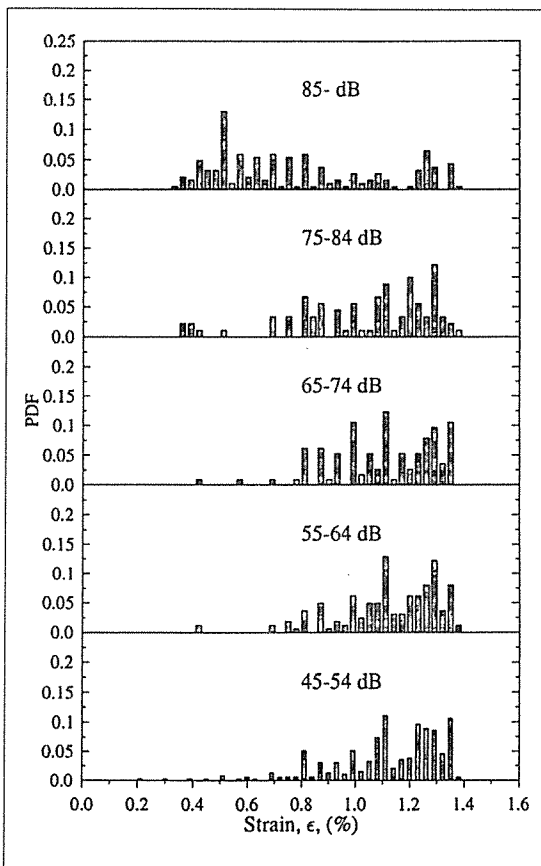


Fig. 5. Histogram of AE events for various amplitudes as a function of applied strain for IM7/8551-7A $[0/90_4]$, carbon/epoxy laminate (PDF: Probability Density Function)

있다. 또한 두 개의 $[0/90_2]$, 와 $[0/90_4]$, 직교적층판의 경우는 모두 재료가 파단에 이르는 높은 변형을 구간에서는 높은 Amplitude의 탄성파가 감지되었는데 이 변형을 구간에서는 보강섬유의 파단이 일어나는 상태를 감안 할 때에 이 신호들은 보강섬유의 파단으로부터 나왔음을 알 수 있다. 균열에 의한 마찰이나 종방향층 모재의 균열, 층간 분리 등의 파손이 일어나는 CD구간에서는 주로 85 dB 이하의 중간 크기의 Amplitude를 가지는 탄성파가 주로 감지되었음을 알 수 있다.

Fig. 6와 Fig. 7은 $[0/90_2]$, 와 $[0/90_4]$, 직교적층판 탄성파 신호의 Amplitude와 변형을 변화에 따른 3차원적 Histogram을 각각에 대하여 보여주고 있다. Fig. 8와 Fig. 9은 $[0/90_2]$, 와 $[0/90_4]$, 직교적층판의 NCE(Number of Counts per Event)와 변형을 변화의 3차원적 Histogram을 보여주고 있다. 여기서 NCE는 각 Event당 발생한 Count의 빈도수이고 복합재료 직교적층판의 손상기구를 변별하는데 용이한 값이라는 것을 알 수 있다.

횡방향층의 균열이 발생하는 변형을 구간에서는 $[0/90_2]$,의 경우는 낮은 NCE를 가진 탄성파 신호가 주를 이루는 반면 $[0/90_4]$,의 경우는 높은 NCE를 가진 탄성파 신호가 많이 발생함을 알 수 있다. 하지만 $[0/90_2]$,와 $[0/90_4]$,의 두 가지 경우에 대해 복합재료가 파괴되기 직전의 높은 변형을 구간에서는 보강섬유의 파단이 일어나고 이때 발생하는 탄성파는 160 이상의 높은 NCE를 갖는 AE신호가 감지되었다. 직교적층판의 균열에 의한 마찰, 종방향층의 모재균열, 층간분리에서 발생하는 탄성파 신호들은 20에서 70 정도의 크기의 낮은 NCE를 갖는 AE 신호를 방출한다는 것을 알 수 있었다.

직교적층판의 Kaiser 효과를 알아보기 위해 $[0/90_2]$, 와 $[0/90_4]$, 시편에 대해 하중-제하중 실험을 실시하여 그때에 발생한 AE Count를 고찰하여 보았다. Fig. 10은 직교적층판에 하중-제하중을 실시한 결과 변형을 변화에 따른 Cumulative Count의 변화를 보여주고 있다. Fig. 10에서 Cumulative Count가 구성하는 Envelope의 기울기는 탄성파의 방출 증가율을 보여준다. 횡방향층의 모재에 균열이 일어나는 변형을 구간에서는 높은 AE Count의 증가율을 보여줄음을 알 수 있다. Fig. 10에서 볼 수 있듯이 대부분의 하중-제하중에서는 전 단계에 가해진 최대응력보다 높은 응력이 가해진 경우에만 추가적으로 재료 파손에 의한 AE활동

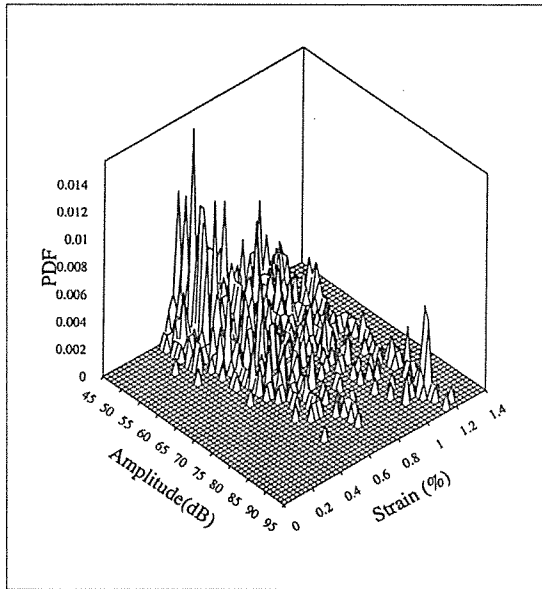


Fig. 6. Distribution of AE events as a function of amplitude and applied strain for IM7/8551-7A [0/90₂]_s carbon/epoxy laminate (PDF: Probability Density Function)

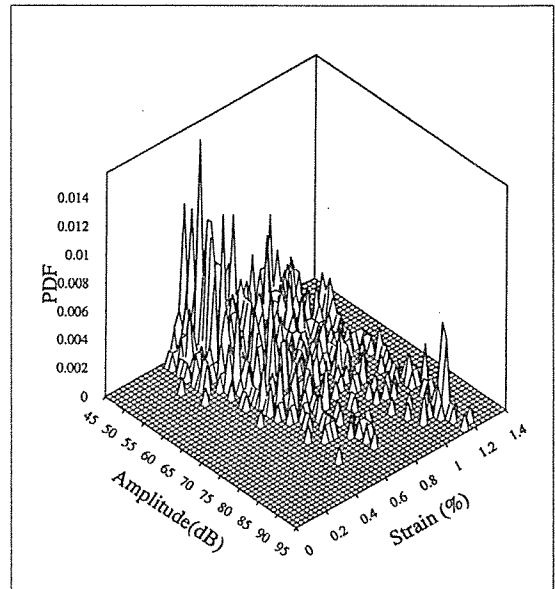


Fig. 7. Distribution of AE events as a function of amplitude and applied strain for IM7/8551-7A [0/90₄]_s carbon/epoxy laminate (PDF: Probability Density Function)

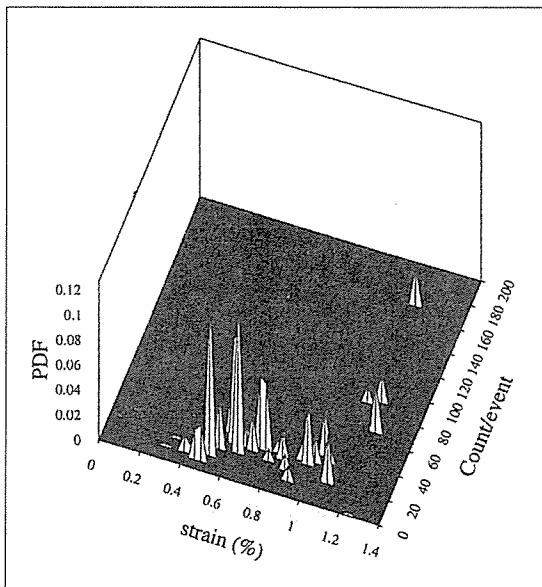


Fig. 8. Distribution of AE events as a function of NCE(Number of Counts per Event) and applied strain for IM7/8551-7A [0/90₂]_s carbon/epoxy laminate (PDF: Probability Density Function)

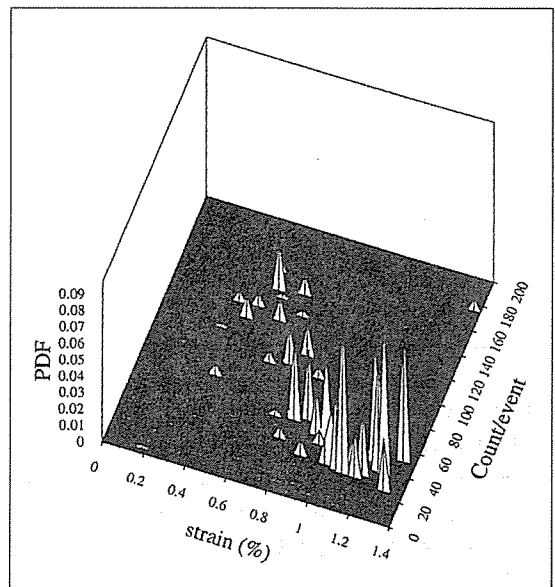


Fig. 9. Distribution of AE events as a function of NCE(Number of Counts per Event) and applied strain for IM7/8551-7A [0/90₄]_s carbon/epoxy laminate (PDF: Probability Density Function)

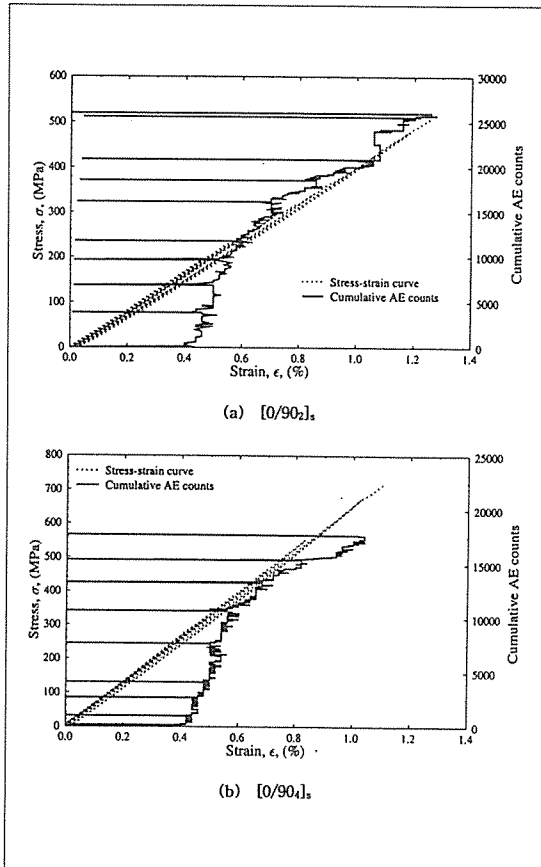


Fig. 10. Stress and cumulative AE events versus strain for loading and unloading IM7/8551-7A carbon/epoxy laminates

이 감지되었다. 이것은 Felicity Ratio가 거의 1임을 뜻한다. 하지만 일부 재하중 과정에서 최대응력에 근접한 곳에서 약간의 AE 신호가 감지되었는데 이때 발생한 AE 신호는 주로 균열 부위의 마찰에 의한 것으로 추정된다. 따라서 노치를 가진 평직 탄소섬유강화 복합재료에 대한 결과[14]와는 달리 본 재료의 직교적층판에는 Kaiser 효과가 존재함을 확인할 수 있었다. 전 단계에 가해진 최대응력보다 높은 응력이 작용하지 않은 하중-제하중 조건에서는 추가적인 재료의 파손은 일어나지 않음을 알 수 있었고 이와 같은 사실은 하중-제하중에 의한 응력-변형을 곡선이 단순 하중에 의한 응력-변형을 곡선을 따라간다는 사실로부터 재확인 할 수 있었다.

4. 결 론

본 연구에서는 두 종류의 $[0/90_2]_s$ 와 $[0/90_4]_s$ 복합재료 직교적층판의 점증적 파손 및 파괴 메커니즘에 대한 AE 특성을 고찰하였다. 두 종류의 직교적층판 모두가 재료의 손상이 횡방향층 모재의 균열의 발생으로부터 시작되었고 발생한 균열밀도는 초기에는 급격한 증가율을 보였지만 변형률이 증가하면서 서서히 감소하는 경향을 보여줬다. $[0/90_2]_s$ 직교적층판의 횡방향층 모재에 균열이 발생하는 경우는 85 dB 이하의 Amplitude를 갖고 20-40 정도의 NCE를 가지는 AE신호가 감지되었고 반면에 $[0/90_4]_s$ 직교적층판의 경우에는 85 dB 이상의 Amplitude와 120-160 정도의 NCE를 가지는 AE신호가 감지되었다. 이와 같은 차이를 보이는 이유는 후자인 경우는 전자에 비해 횡방향층의 체적이 2 배 정도 되기 때문에 균열에 의한 탄성에너지의 방출도 상대적으로 크기 때문으로 추정된다. 이 결과로부터 직교적층판의 횡방향층의 균열에서 발생한 탄성파의 Amplitude와 NCE는 횡방향층의 체적비에 영향을 받는다는 것을 알 수 있다. 횡방향층 모재에 생긴 균열의 발생률이 안정되면서 응력-변형을 곡선은 약간의 경화 현상을 보이면서 선형관계를 유지하는데 이 변형을 구간에서는 균열에 의한 마찰, 종방향층 모재의 균열, 횡방향층과 종방향층의 분리가 일어난다. 이 변형을 구간에는 $[0/90_2]_s$ 와 $[0/90_4]_s$ 의 두 직교적층판의 경우에 85 dB 이하의 Amplitude와 20-70 정도의 NCE를 가지는 AE 신호가 감지되었다. 재료가 파단에 이르는 변형을 구간에서는 85 dB 이상의 높은 Amplitude와 160이상의 높은 NCE를 가지는 AE신호가 두 종류의 직교적층판에서 모두 감지되었다.

두 종류의 직교적층판에 하중-제하중 실험을 실시한 결과 Kaiser 효과가 있음이 확인되었고 하중을 제하거나 전 단계 최대 하중 이상 하중이 가해지지 않을 경우에는 아무런 추가적 손상이 생기지 않음을 알았다.

참 고 문 헌

1. Charewicz, A. and Daniel, I. M., "Damage mechanisms and accumulation in graphite/epoxy laminates", Composite Materials: Fatigue and Fracture, ASTM STP 907, ed. H. T. Hahn,

ASTM, Philadelphia, 1986, pp. 274-297.

2. Laws, N. and Dvorack, G. J., "Progressive transverse cracking in composite laminates", *Journal of Composite Materials*, Vol. 22, 1988, pp. 900-916.

3. Daniel, I. M. and Lee, J. W., "Damage development in composite laminates under monotonic loading", *Journal of Composite Technology and Research*, Vol. 12, 1990, pp. 98-102.

4. Yang, J. N. Jones, D. L., Yang, S. H., and Meskin, A., "A stiffness degradation model for graphite/epoxy laminates", *Journal of Composite Materials*, Vol. 24, 1990, pp. 753-769.

5. Talreja, R., "Transverse cracking and stiffness reduction in composite laminates", *Journal of Composite Materials*, Vol. 19, 1985, pp. 335-375.

6. Ogin, S. L., Smith, P. A. and Beaumont, P. W. R., "Matrix cracking and stiffness reduction during the fatigue of $[0/90_2]$, GFRP laminate", *Composite Science and Technology*, Vol. 22, 1985, pp. 22-31.

7. Tsai, C.-L. and Daniel, I. M., "The behavior of cracked cross-ply composite laminates under general in-plane loading," *Damage in Composite Materials*, ed. G. Z. Voyiadjis, Elsevier, 1993, pp. 51-66.

8. Chow, T. M. Hutchins, D. A. and Mottram, J. T., "Simultaneous acoustic-emission and ultrasonic tomography imaging in anisotropic polymer composite-material", *Journal of Acoustical Society of America*, Vol. 94, 1993, pp. 944-953.

9. Bhat, M. R., Majeed, M. A. and Murthy, C. R. L., "Characterization of fatigue damage in uni-directional GFRP composites through GFRP acoustic-emission signal analysis", *NDT & E International*, Vol. 27, 1994, pp. 27-32.

10. Bakuckas, J. G., Prosser, W. H. and Johnson, W. S., "Monitoring damage growth in titanium matrix composites using acoustic-emission", *Journal of Composite Materials*, Vol. 28, 1994, pp. 305-328.

11. Luo, J. J., Wooh, S. C. and Daniel, I. M., "Acoustic-emission study of failure mechanism in ceramic-matrix composite under longitudinal tensile loading", *Journal of Composite Materials*, 1995, Vol. 29, pp. 1946-1961.

12. Barre, S. and Benzeggagh, M. L., "On the use of acoustic-emission to investigate damage mechanisms in glass-fiber-reinforced polypropylene", *Composites Science and Technology*, Vol. 52, pp. 369-376.

13. 윤동진 권오양, 이재락, "음향 방출을 이용한 Loading-Unloading 인장시험시 CFRP의 파괴거동해석", *한국복합재료학회지* 제 3권 제 2호, 1990, pp. 22-30.

14. 이유태, 김상태, 권재도, 이택순, 岸 輝雄, 志波光晴, "탄소섬유 강화 복합재료의 반복하중에 의한 손상과 파괴에서의 AE특성", *한국복합재료학회지* 제 8권 제 2호, 1995, pp. 40-51.

15. 김상태, 이유태, 김광수, "음향방출법을 이용한 탄소섬유강화 복합재료 (CFRP)의 파괴인성평가", *한국복합재료학회지* 제 10권 제 1호, 1997, pp. 23-33.