

〈論 文〉

탄소섬유 복합재료의 AE 특성에 관한 연구

오장우* · 이영신* · 심봉식** · 지용관** · 주영삼***

(1988년 9월 9일 접수)

A Study on the AE Characteristics of the Carbon Fiber Composite Material

J.W. Ong, Y.S. Lee, B.S. Shim, Y.K. Ji and Y.S.Zoo

Key Words : Carbon Fiber Composite Material (탄소섬유 복합재료), Acoustic Emission (AE), Ringdown Count (計數), Total Ringdown Counts (總計數), Kaiser Effect (카이저 효과), Felicity Ratio (필리서티 比), Peak Amplitude Distribution (최대 진폭 분포)

Abstract

This study was carried out to measure the mechanical properties and the acoustic emission (AE) characteristics of the carbon fiber reinforced composites of several types of the stacking sequence. AE signals were detected during the tensile tests. The number of ringdown counts, total ringdown counts were plotted together with the load-displacement curves. The tensile load-displacement behavior of specimen is compared and discussed based on the measured AE properties in relation to the failure mechanism. With the increase of load, AE signals increased. This showed that failure had being propagated by matrix deformation and cracking, delamination, fiber debonding and breakage. Felicity ratio has been obtained by observation of the Kaiser effect according to the variation of load ratio. The reloading tests showed that the felicity ratio decreased obviously when the load ratio or damage increased. These AE characteristics are hopeful to be employed as the criteria to evaluate the failure processes of composites.

1. 서 론

탄소섬유 복합재료는 비강도와 비강성이 높고 내마멸성, 내부식성, 절연성 등의 좋은 특성을 가지고 있을 뿐 아니라 적층각 및 적층순서에 따라 적절한 강도와 강성을 갖는 재료를 설계·제작할 수 있는 장점을 지니고 있기 때문에 항공우주산업 및 자동차, 선박, 스포츠레저용품 등에 그 사용이 확

대되어 가고 있다. 이와같이 복합재료가 산업에 널리 사용됨에 따라 성능향상 및 재료 평가를 위한 연구가 활발하게 진행되고 있으나 비균질 이방성 재료이기 때문에 이론적 해석이 어렵고 매우 복잡한 파괴 특성을 갖고 있어 파괴과정에 대한 규명이 곤란한 실정이다^(1~3).

이러한 재료의 성능평가 및 손상기구의 해석을 위해서는 X선, 초음파 및 AE(Acoustic Emission)에 의한 비파괴 검사와 *deply technique*, SEM 등에 의한 파괴 검사가 이용되고 있다. 이들중 X선, 초음파에 의한 시험법은 재료내의 균열, 손상형태나 위치등을 파악하기 위한 방법으로 연구가 진행되고 있으나 재료의 변형이나 초기에 일어나는 미

* 정회원, 충남대학교 공과대학 기계설계학과

** 정회원, 충남대학교 대학원

*** 정회원, 한국에너지 연구소

시결함의 검출, 파괴기구의 식별은 매우 어렵다⁽⁴⁾. AE에 의한 검사는 재료 평가시험과 건전성 평가시험으로 나누어 질 수 있으며 재료 평가시험은 손상의 위치나 형태를 파악하기 보다는 손상의 발생과 거동을 추적하여 파손과정(failure process)를 평가하는 방법으로 초기 결함의 검출, 파괴 메카니즘의 규명, 최종 파괴응력의 추정, 건전성 평가의 참고자료(back data) 등으로 이용되고 있다⁽⁴⁻⁷⁾. 또한 AE 파라미터로는 계수(count), 사상수(event), 진폭분포(amplitude distribution), 주파수 스펙트럼, RMS 등이 많이 쓰이며 복합재료에 있어서 AE 발생원으로는 1차적으로 기지의 소성변형, 기지크랙, 기지와 섬유와의 박리, 섬유의 인발(引拔) 층간박리, 섬유의 파단과 2차적으로 섬유의 마찰, 크랙의 개폐(開閉)등이 있는 것으로 알려지고 있다^(3,5,8-10). 이상과 같이 복합재료의 파손특성 및 손상영역을 종합적으로 평가, 규명하기 위해서는 AE 파라미터와 AE 발생원의 관계 뿐 아니라 여러 가지 비파괴 검사법의 폭넓은 연구가 필요하나 실험장비와 재료 등의 제약을 받고 있다.

따라서 본 연구에서는 카본/에폭시 프리프렉으로부터 제작된 적층판을 사용하여 인장시험시 발생하는 AE특성과 파괴거동을 비교 검토하고 이들을 통하여 탄소섬유 복합재료의 파손특성과 AE법의 유용성을 규명하고자 한다.

2. 실험방법

실험에 사용된 재료는 탄소섬유에 에폭시 수지를 함침시킨 중간가공품 카본/에폭시 프리프렉(두께

0.125mm)을 소정의 적층순서 및 적층각에 따라 8 ply 적층한 후 이를 드라이 오븐에서 섬유의 체적비가 60%가 되도록 Fig. 1과 같은 온도와 압력으로 성형하였다.

성형된 적층판은 다이아몬드 휠톱을 사용하여 ASTM D 3039-76에⁽¹¹⁾의거 Fig. 2와 같은 형상과 치수로 총 14종류의 시험편을 제작하였으며 절단가공시 발생할 수 있는 자유단의 손상 영역을 제거하기 위하여 #1200에머리 페이퍼로 자유단을 연마하였다. 또한 인장용 그립(grip)으로부터 시험편을 보

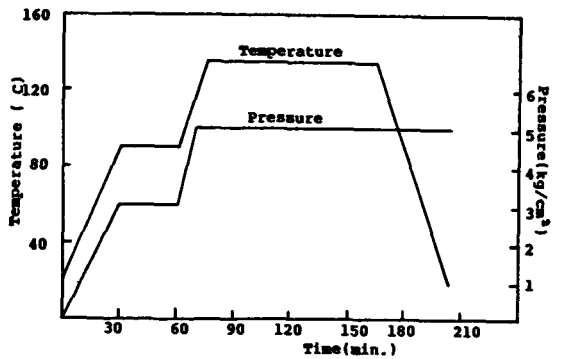


Fig. 1 Cure cycle for carbon/epoxy

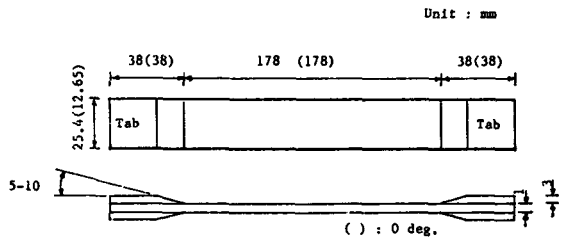


Fig. 2 Configuration of test specimen

Table 1 Stacking sequence and mechanical properties of test specimen

Stacking Seq.	(0) _{8T}	(90) _{8T}	(45) _{8T}	(10) _{8T}	(±75) _{2S}	(±60) _{2S}	(±45) _{2S}
X _t (MPa)	1977.5	29.4	27.4	209.6	44.0	57.1	123.9
E(GPa)	115.83	8.86	12.17	19.32	7.99	8.75	13.95
ν _{xy}	0.329	0.023	0.320	0.284	0.103	0.316	0.723
Stacking Seq.	(±30) _{2S}	(±15) _{2S}	(90/0/±45)	(90/±45/0)	(±45/0/90)	(±45/90/0)	(0/90/±45)
X _t (MPa)	338.6	630.4	524.6	516.9	517.0	508.9	516.1
E(GPa)	37.98	95.94	43.98	45.70	45.80	42.67	41.79
ν _{xy}	1.268	0.897	0.329	0.331	0.331	0.298	0.320

X_t: Longitudinal tensile strength ν_{xy}: Longitudinal poisson's ratio

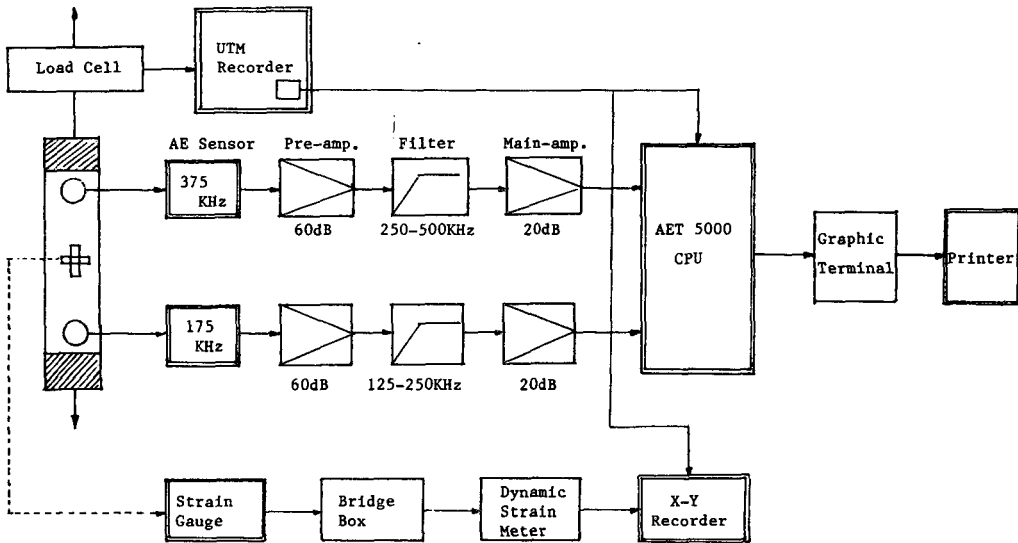


Fig. 3 Block diagram of AE measuring system

호하기 위하여 시험편 양단에 두께 3mm의 에폭시 탭을 접착하였다.

실험에 사용된 장비로는 5톤 로드셀이 부착된 만능시험기(Tensilon/UTM1-10000C)와 시험편 내부의 파손과정을 탐지하기 위한 AET 5000 AE 장비를 사용하였다. 또한 스토리지 오실로스코프, 다이내믹 스트레인 미터, X-Y레코더, PC/XT, 플로터 등이 사용되었으며 Fig. 3은 실험장치의 구성도이다. 여기서 UTM의 크로스 헤드 속도는 0.5~1.0/min가 되도록 하였고 하중과 변위의 측정에는 스트레인 게이지에서 감지되는 미소저항의 변화를 다이내믹 스트레인 앰플리파이어로 증폭시켜 X-Y 레코더에서 하중-변위곡선이 그려지도록 하였다. Table 1은 적층순서 및 적층각에 따른 각 시험편의 기계적 성질을 나타낸 것이다. 실험에 사용된 AE 센서(탐촉자)는 일반 AE 파라미터 측정용의 175kHz, 375kHz 공진형과 주파수 해석을 위한 광대역형이다. 탐촉자의 접착은 발생하는 신호를 민감하게 수집할 수 있도록 시험편과 탐촉자 사이에 실리콘 그리스를 얇게 바르고 링 스프링으로 압착하였다. 탐촉자로부터 탐지된 신호는 프리앰프(preamp)에서 60dB, 메인 앰프(main amp)에서 20dB 증폭시켜 AET 5000 AE 장비에 내장된 CPU에서 필요한 자료가 처리되도록 하였다. 주변의 잡음 레벨은 375kHz 탐촉자에서 탐촉자 출력 $50\mu\text{V}$, 175kHz 탐촉자에서 $80\mu\text{V}$ 이었으므로 Th-

reshold 전압은 이것을 기준으로 하여 375kHz 탐촉자에서 1.0V(fixed), 175kHz 탐촉자에서 1.5V(fixed)되도록 설정하였다. Felicity비의 변화를 측정하기 위해 수행한 실험은 하중비를 변화시키면서 부하-제하-재부하(loading-unloading-reloading)의 사이클을 파단시까지 반복하였을때 AE 신호가 발생하는 하중을 관찰하여 Felicity 비를 산출하였다.

3. 실험결과 및 고찰

3.1 계수, 총계수 발생거동

Fig. 4는 돌발형(burst type) AE 신호로서

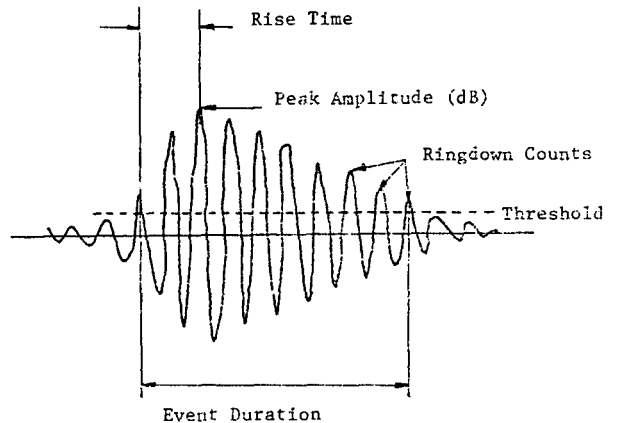


Fig. 4 Typical waveform features of burst type acoustic emission

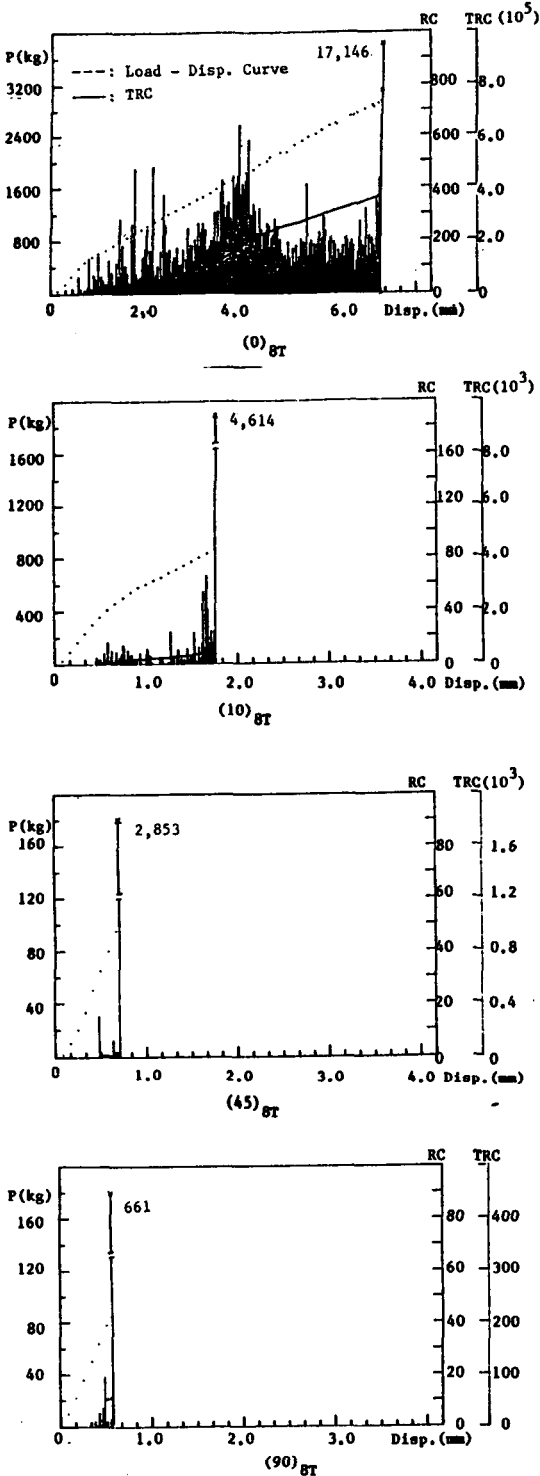


Fig. 5 AE count, total counts and load-displacement curves of unidirectional specimen

threshold, 계수 (ringdown count), 총계수 (total ringdown counts), 최대진폭 (peak amplitude), 사상수 (event) 등을 나타낸 것이다^(4,12).

Fig. 5는 일방향 섬유강화 적층판의 대표적인 계수 (RC) 및 총계수 (TRC)와 하중-변위 곡선간의 관계를 나타낸 것이다. (0)_{8T} 시험편의 경우 AE 신호는 최대하중점의 약 10% 근방에서 발생하기 시작하며 계수는 AE 발생으로부터 지속적으로 증가하여 최대하중의 약 60%에서 최대가 되고 그 이후는 다소 감소하고 있다. 총계수는 하중이 증가함에 따라 거의 직선적인 증가를 보이고 있으나 최대하중의 약 60% 근방에서 작은 천이영역을 나타내고 있다. 이는 최대하중의 약 10%에서 기지의 소성변형과 기지크랙이, 또한 천이 영역의 시작점인 최대하중의 약 50% 근방에서 층간박리가 시작되는 것이라 생각된다. Suzuki, Yuyama, Hamstad, Rotem 등^(3,5,8,7) 많은 연구자들은 섬유강화 적층판의 파손은 하중의 증가에 따라 기지크랙, 층간박리, 섬유의 파단등의 파손과정을 갖으며 그중 층간박리는 RC, TRC가 급증하는 곳에서 발생하는 것으로 보고한 바 있다. 이와같이 매우 적은 하중영역에서도 기지크랙이 발생하는데 이들은 다른 영역에서 섬유가 파괴될 때까지는 진전되지 않고 고립되어 안정을 유지하므로 최종파괴에 영향을 미치는 것은 아니며, 또한 섬유강도의 통계적 특성으로 일부 섬유는 낮은 하중에서 파손될 것이나 이러한 미소 파괴는 인장강도를 크게 감소시키지 않고 최종파단에 이르기까지 누적되는 것으로 알려지고 있다⁽¹⁷⁾. 그러므로 하중의 계속적인 증가에 따라 기지크랙은 증가하게 되고 크랙에 수직한 섬유 방향을 따라 크랙이 진전하여 기지와 섬유의 분리, 층간박리, 섬유의 인발 등이 점증하여 최종파단에 이르게 될 것으로 사료된다. (90)_{8T} 시험편은 최대하중의 약 75%에서 AE신호가 발생한 후 곧 파단되었는데 이는 보통 20~30%에서 AE가 발생하는 것에 비해 매우 취약적인 파괴양상이었으며 기지 자체가 취약하고 결함등에 의한 영향으로 여겨진다. 이때의 인장강도는 약 29MPa로 일반적인 기지의 인장강도 60MPa보다 훨씬 적었다. (45)_{8T} 시험편의 파괴양상은 (90)_{8T}와 유사하고 최종파괴 순간에만 계수가 증가하였다. 이상에서 최대하중, 계수, 총계수는 (0)_{8T}, (10)_{8T}, (45)_{8T}, (90)_{8T}의 순으로 감소하고 있었다.

Fig. 6은 (±θ)_{2S}에 대한 대표적인 하중-변위 곡

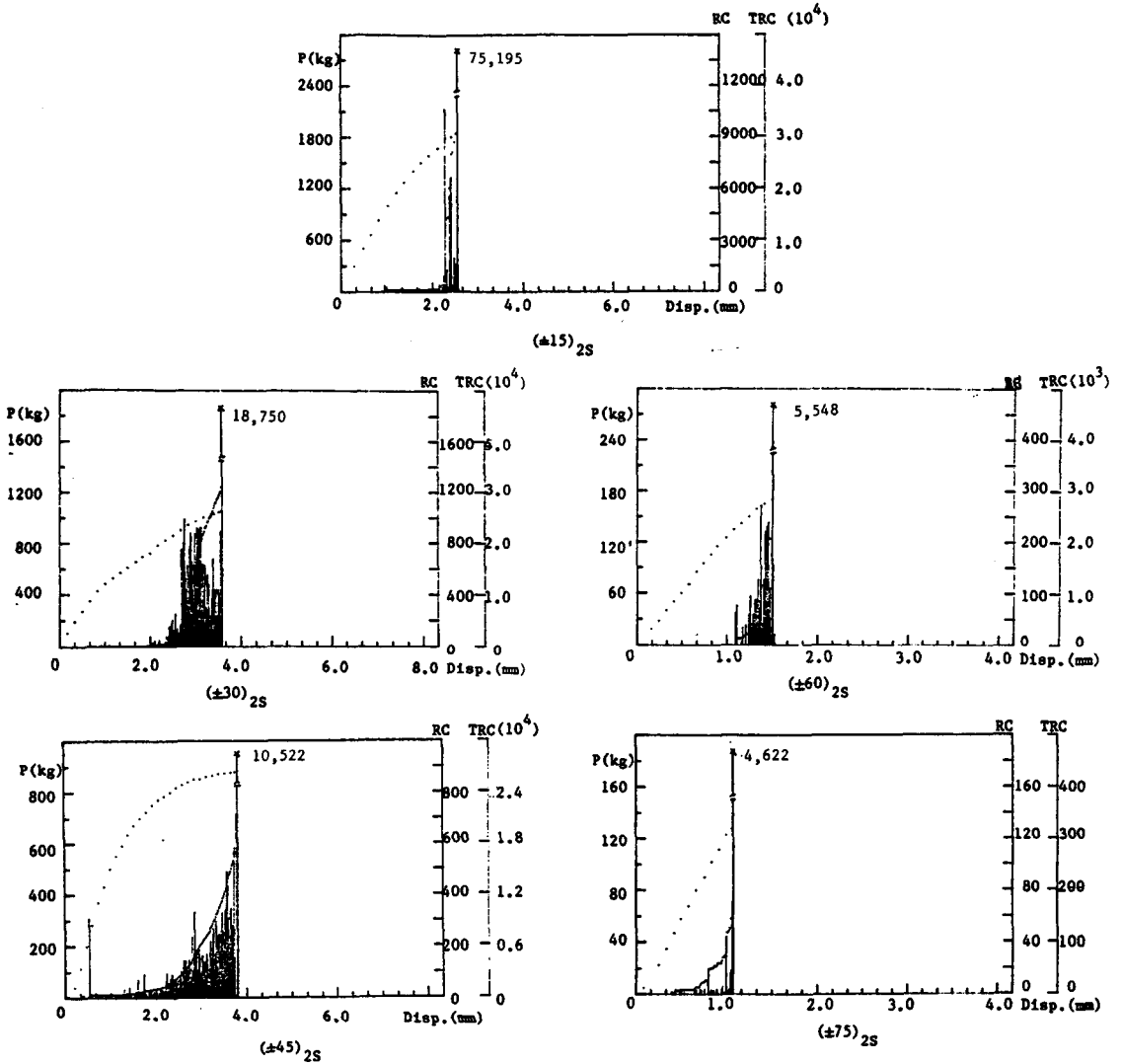


Fig. 6 AE count, total counts and load-displacement curves of angle-ply specimen

선과 계수와의 관계를 나타낸 것인데 여기서는 $(\pm\theta)$ 의 적층각이 증가할수록 최대하중, 계수, 총계수등이 모두 감소하고 있다. Fig. 10의 파단면 사진에서 보는 바와 같이 (± 15) , (± 30) , (± 45) 는 섬유의 파단이 일어나지 않고 Transverse 크랙과 층간박리에 의해 파괴 되었으며 그 이상의 적층각에서는 섬유의 파단이 발생하였다. (± 15) 의 경우 최대하중의 약 30%에서 AE가 발생하기 시작하여 비교적 큰 하중의 증가에도 불구하고 신호는 다소 증가한 후 약 90%에서 많은 신호와 함께 곧 파단에 이르고 있다. 이는 Fig. 6과 Fig. 10에서 보듯이 기지의 크랙과 섬유방향을 따른 Transverse 크

랙이 발생한 후 최대하중의 90% 근방에서 층간박리에 의해 RC가 급증하고 섬유의 손상없이 급격히 파단되었음을 의미하는 것이라 생각된다.

(± 45) 는 최대하중의 약 14%에서 신호가 발생하여 40%까지는 미소한 증가를 보이나 그 이후부터는 지수함수적으로 증가하였다. 여기서는 최대하중의 약 14%에서 기지의 크랙이 시작되어 Transverse 방향으로 진전되면서 층간박리가 $(\pm\theta)$ 의 다른 시편에 비해 긴 시간동안 발생·증착된 것으로 추정된다.

(± 60) , (± 75) 는 100kg이하의 매우 작은 하중에서 기지 크랙이 발생하여 층간박리보다는 섬유의

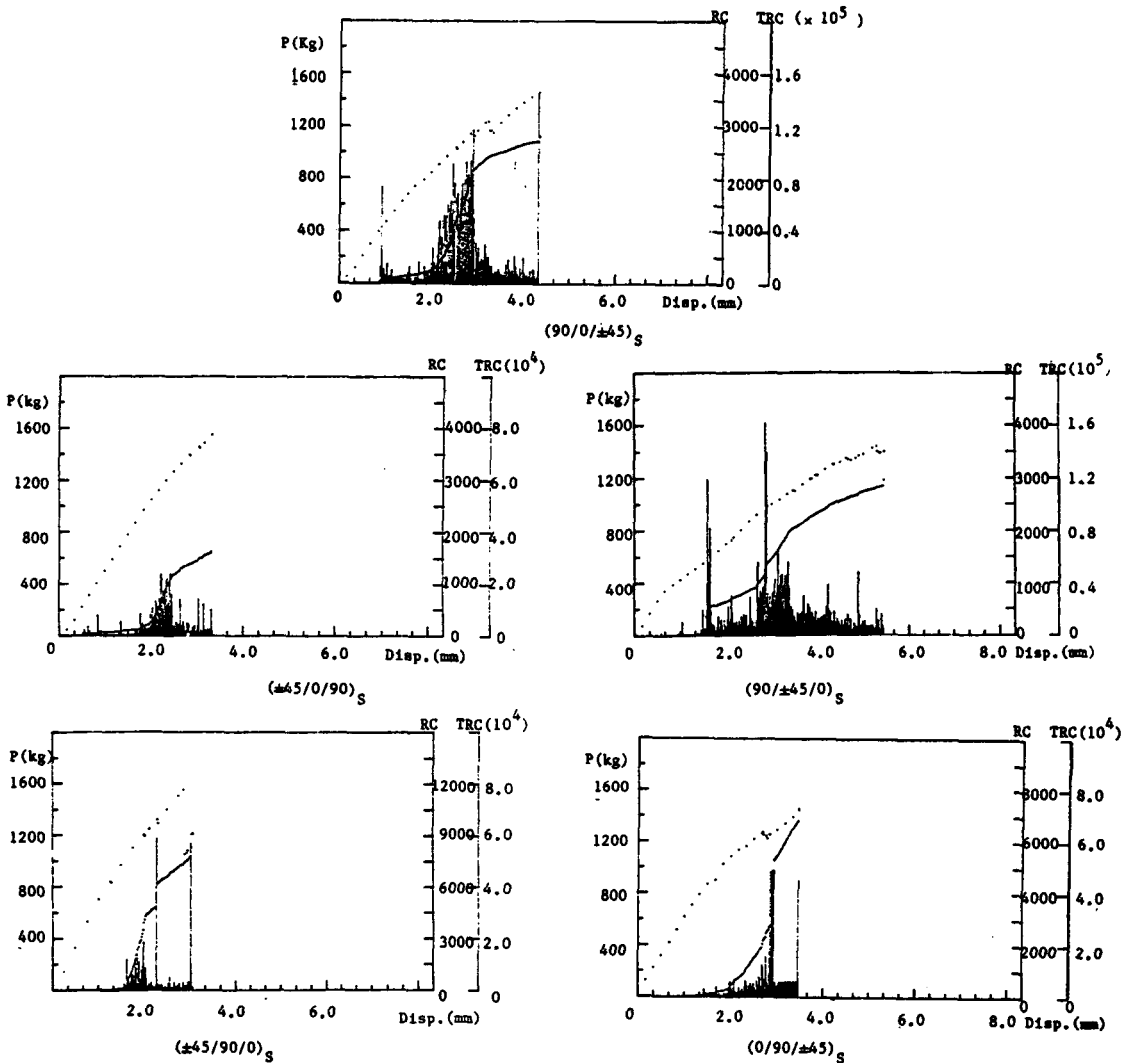


Fig. 7 AE count, total counts and load-displacement curves of quasi isotropic specimen

방향을 따라 Transverse 크랙이 진전후 섬유 인발(引拔)에 의해 파단되었음을 파단면 관찰을 통해 알 수 있었다.

Fig. 7과 같은 3방향 섬유강화 적층판에서는 층간응력이 큰 것으로 알려진 $(\pm 45/0/90)_s$ 보다 대체로 탐촉자를 90층에 접착한 $(90/0/\pm 45)_s$, $(90/\pm 45/0)_s$ 의 경우가 전체적으로 많은 신호가 검출되어 층간응력이 음일때 AE에 더욱 민감한 것으로 나타났다. 또한 총계수를 그 경사도에 의해 3단계로 구분하면 제1단계는 기지크랙의 발생과 진전과정이라 볼 수 있으며 제2단계는 가침음을 수반하고 층간박리가 시작되어 손상이 증가하며 제3단계는 섬유의

인발과 최종파단에 이르는 구간이라 여겨진다.

3.2 Felicity 효과

Felicity 효과는 Kaiser 효과와는 상반된 개념으로 정의되고 있다. Felicity 효과는 부하-제하-재부하 (loading-unloading-reloading)의 사이클을 파단 시까지 반복할 때 재부하시의 AE신호가 이미 부하한 하중이하에서도 발생할 수 있다는 것이고 부하된 하중이하에서는 AE신호가 방출되지 않는다는 것이 Kaiser 효과이다. 특히 복합재료에서는 하중의 증가에 따라 강화섬유 및 이방성의 영향으로 Felicity 효과가 현저한 것으로 알려지고 있으며

Felicity 효과의 정도를 나타내기 위하여 Felicity 비의 개념을 도입하였다^(13,16).

Felicity 비(R) =

$$\frac{\text{재부하시 AE 신호가 방출하기 시작한 하중}(P_i)}{\text{부하시의 최대하중}(P_0)}$$

여기서 R 값은 하중비(사용하중/파단하중)가 증가함에 따라 감소하는 것으로 알려져 있다. Fig. 8은 하중비에 따른 대표적인 R 값의 변화를 나타낸 것이다. (0)_{ST}의 경우 하중비 0.15까지는 변형이나 미스크랙이 발생하지 않거나 발생했더라도 매우 미소하여 Kaiser 효과가 완전히 유효한 구간이다. 하중비가 0.15~0.60까지는 비교적 일정한 R 값의 감소를 나타낸 반면 0.75 이상에서는 급격히 감소하고 있었다. 또한 이들을 총계수(TRC)와 비교·고찰하여 보면 하중비 0.15~0.85 범위는 R 값이 1.0~0.85 정도로 기지크랙이 시작되는 구간으로 생각되며 하중비 0.45~0.85 영역에서는 층간박리의 발생과 진전이 0.90이상에서는 섬유 인발과 파단이 발생하여 Kaiser 효과가 유효치 않고 R 값이 격감하는 구간이다. (90)_{ST}의 경우 하중비 0.60부터 AE 신호가 발생하기 시작하였는데 0.90까지는 R 값이 1.0을 유지하였고 그 이상의 하중에서 급격히 파손되었다. 이는 계수 및 총계수 실험에서 최대하중의 75%에서 시작된 기지의 미스크랙이 Kaiser 효과에 영향을 미치지 못하며, 미스크랙의 발생후 작은 하중의 증가에 의해 급격히 파단되었음을 알 수 있다. (± 15)시편에 있어서는 하중비가 0.30까지는 R 값이 1.0이었으며 0.6까지는 미소한 감소를 보인 반면 0.75 이상에서는 크게 감소하였다. (± 45)에서는 하중비 0.60까지 R 값이 1.0이었고 그 이상에서는 다소 감소한 후 파단 되었다. Fig. 8에서는 생략 하였으나 (± 30)는 하중비 0.3까지는 R 값이 1.0이었으며, 그 이상의 하중비에서는 (± 15)와 (± 45)의 중간값을 유지하였다. (± 60), (± 75)의 경우도 하중비 0.6까지는 R 값이 1.0이었고 그 이상의 하중비에서는 다소 감소하여 (90)의 경향과 유사하게 나타났다. 이상에서 본 바와 같이 ($\pm \theta$)_{2s}의 경우 하중비의 변화에 따른 R 값의 변화는 θ 값이 증가할수록 동일한 하중비에서 R 값이 증가하여 (90)_{ST}의 결과와 유사한 경향을 나타내고 있었다. 또한 ($\pm \theta$)_{2s}가 증가할수록 하중비가 증가함에도 R 값은 1.0에 접근되고 있었다. 3방향 섬유 강화 적층판의 경우 R 값의 변화는 하중비 0.30까지는 R 값이 모두 1.0이었으며 그 이상의 하

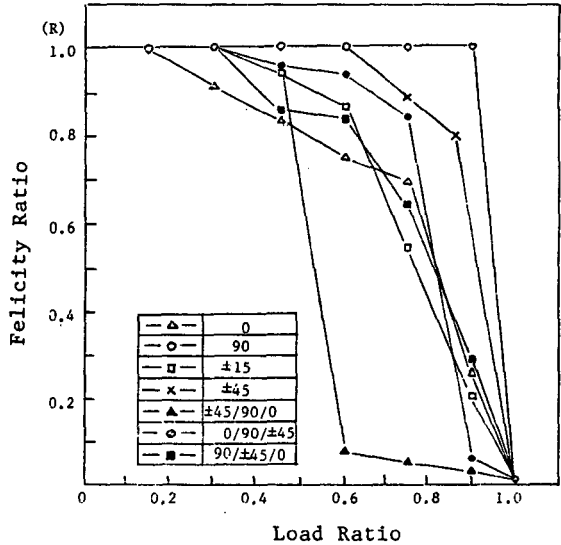


Fig. 8 Relation between felicity ratio and load ratio

중비에서는 적층순서에 따라 다소 차이가 발생하였다. 계수가 증가하여 총계수의 천이가 나타나는 하중비 0.45~0.60의 영역에서는 외층구성이 90°인 시편이 가장 작은 R 값을 보였고 그 이상의 하중비에서는 외층구성이 (± 45), (0) 시편의 감소가 현저하였다.

이상에서 R 값이 1.0~0.85는 기지의 크랙, 0.85~0.40은 층간박리의 발생과 진전, 0.40이하는 섬유의 파손이라 여겨지나 이들을 명확히 구분하는 것은 어려우며 서로 중복된 파손과정을 갖는 것으로 사료된다.

3.3 최대진폭분포

AE의 진폭은 대체로 고강도, 이방성, 비균질 재료와 결합을 내포하는 취성재료일수록 높게 나타나는 것으로 알려져 있으며 진폭분포는 파손기구와 서로 상관관계를 갖는 것으로 보고되고 있다⁽¹⁰⁾.

Fig. 9는 최대진폭분포와 사상수의 관계를 조사하여 얻어진 대표적인 실험결과이다. (0)_{ST}는 최저진폭이 26dB이었고 30~39dB의 진폭분포를 갖는 신호가 많이 검출되었으며 34dB를 최대로 51dB까지 지수함수적으로 감소하였다. (90)_{ST}는 25dB이상의 넓은 영역에서 몇개의 신호가 발생한 후 곧 파단되었는데 Fig. 9에서는 (± 60), (± 75)의 실험결과와 함께 생략하였다. ($\pm \theta$)_{2s}의 경우 (± 15)_{2s}가 비교적 높은 진폭분포를 나타내며 (± 30)_{2s},

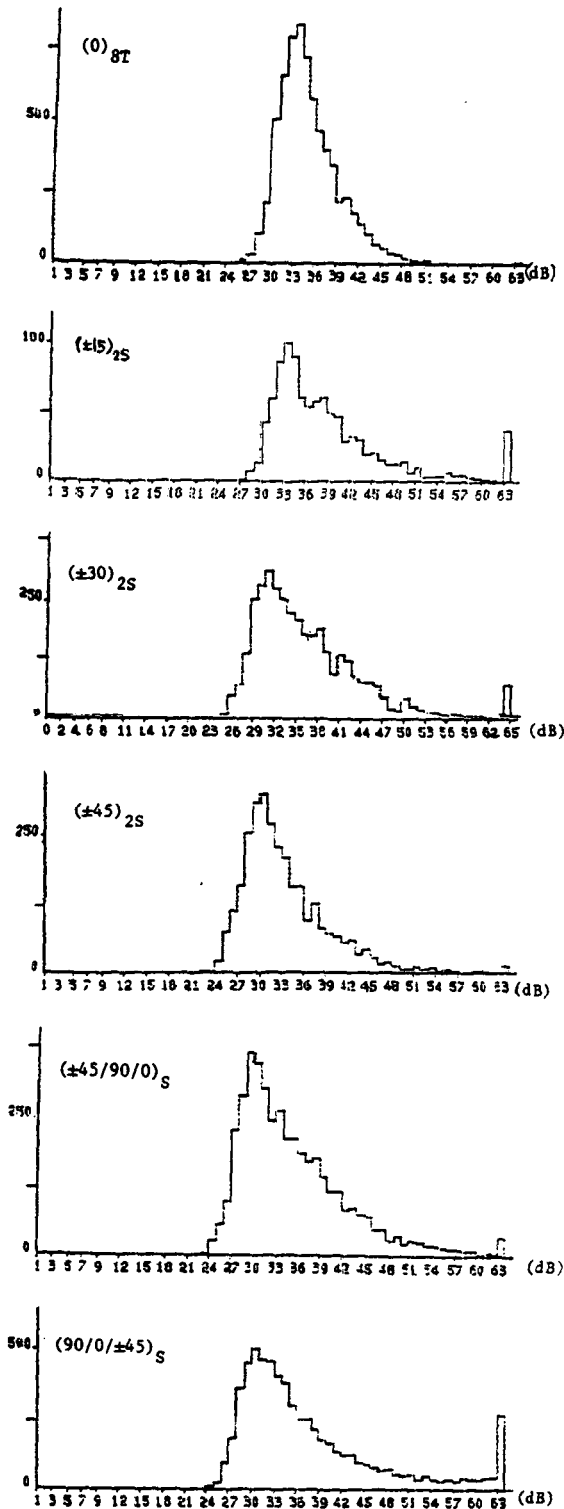


Fig. 9 AE peak amplitude distribution and events during failure load

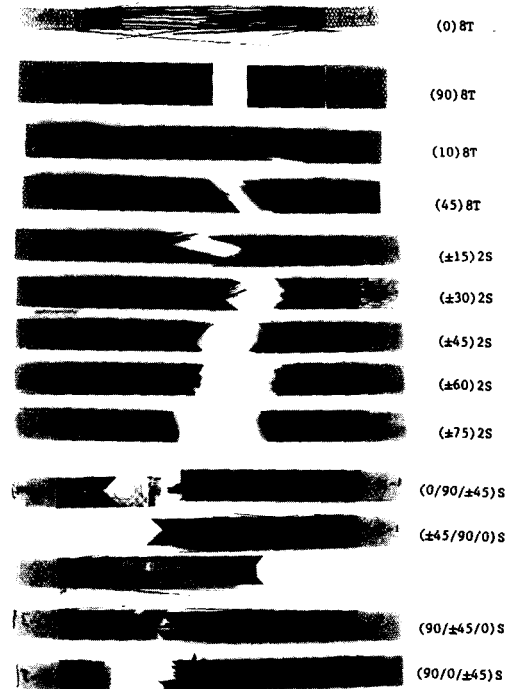


Fig. 10 Fracture tensile specimen

(±45)_{2S}는 최대사상수가 30dB근처로 서로 유사한 경향이였다. 최대진폭의 총사상수는 (±30) (±45), (±15), (±60), (±75)의 순이였는데 (±15)의 파단 부분에서 큰 주기의 사상(event)이 나타나 총 사상수를 감소시킨 것으로 생각된다. 3 방향 섬유강화 적층판에서는 적층순서에 관계없이 30dB에서 최대 사상수를 나타내고 있으며 진폭분포는 24dB에서 사상수가 급격히 증가하여 30dB에서 최대가 되고 60dB까지 지수함수적으로 감소하는 유사한 경향이였다. 또한 T. Kishi 등은 압축시험과 모재와 섬유만의 인장시험을 통하여 박리에서 생긴 최대 진폭은 30dB 이하의 AE 사상을 갖으며 기지파괴에 의한 AE의 최대진폭은 30~40dB, 섬유재의 파괴에 의한 AE의 최대진폭은 80dB까지 관찰된다고 보고⁽⁶⁾하였으나 본 실험결과와는 일치하지 않았다. 하중의 증가에 따라 최대진폭을 갖는 사상수는 넓은 진폭분포 영역에서 누증되었는데 이것은 모든 손상이 기지크랙, 층간박리와 계속적인 관련을 갖고 있음을 의미하는 것이라 생각된다.

4. 결 론

적층각 및 적층순서의 변화에 따른 탄소섬유 복합재료의 인장시험시 발생하는 AE신호와 파손과정을 비교·고찰하여 얻어진 결론은 다음과 같다.

(1) $(0)_{8T}$ 시험편은 최대하중의 약 10%에서 기지의 소성변형과 기지크랙이 발생하기 시작하며 최대하중의 50% 근방에서 층간박리가 시작될 것으로 생각된다.

(2) $(\pm\theta)_{2s}$ 시험편은 θ 가 증가할수록 총계수가 감소하며 $(\pm 45)_{2s}$ 이하에서는 섬유의 파단이 일어나지 않았다.

(3) 3방향 섬유강화 적층판에서는 하중의 증가에 따라 기지크랙의 발생과 진전이 계속되며 최대하중의 약 60%에서 층간박리, 80% 근방에서 섬유파단이 시작될 것으로 사료된다.

(4) R 값이 1.0~0.85는 기지의 크랙, 0.80~0.40은 층간박리의 발생과 진전, 0.40이하에서는 섬유의 파손이 시작될 것으로 판단된다.

후 기

본 연구는 한국과학재단의 1987년도 목적기초연구 과제의 일부이며 관계자 여러분께 깊은 감사를 드립니다. 또한 시편제작에 협조해 주신 한국화이버 조용준회장님을 비롯한 관계자 여러분에게도 깊은 감사를 드립니다.

참 고 문 헌

- (1) Robert M. Jones, 1975, "Mechanics of Composite Materials", McGraw-Hill Book Company.
- (2) Stephen W. Tasi, 1987, "Composite Design", 3rd Ed., Think Composites, Dayton, Ohio.
- (3) 鈴木 恵 外4인, 1987, "AE法によるCFRPの破壊機構に関する研究", 日本機械學會論文集, 第53卷, pp. 1459~1466.
- (4) Joachim Block, 1983, "Monitoring of Defect Progression by Acoustic Emission", Conference-Proceedings: Meeting of the Structures and materials Panel (56th) Held in London pp. 3, 1~11.
- (5) 湯山茂徳·岸輝雄, 1986, "AEの新素材への適用", 非破壊検査, Vol. 35, No. 10, pp. 720~728.
- (6) Jonathan Awerbuch, Harry E Perkinson and Ihab

- L. Kamel, 1980, "Deformation Characteristics and Failure Modes of Notched Graphite Polyimide Composites at Room and Elevated Temperatures", NASA Contractor Report 159375.
- (7) T.F. Drouillard, R.G. Liptai and C.A. Tatro, 1975, "Industrial use of Acoustic Emission for Non-destructive Testing", Monitoring Structural Integrity by Acoustic Emission, ASTM STP 571, pp. 122~149.
- (8) Marvin A. Hamstad, 1986, "Acoustic Emission, a Tool for Composite Materials Studies", Experimental Mechanics, Vol. 7, pp. 7~13.
- (9) A. Garg and O. Ishai, 1985, "Characterization of Damage Initiation and Propagation in Graphite/Epoxy Laminates by Acoustic Emission", Engineering Fracture Mechanics, Vol. 22, No. 4, pp. 595~608.
- (10) Jack C. Spanner, 1974, "Acoustic Emission Techniques and Applications", Intex Publishing Company, Evanston Illinois 60202.
- (11) ASTM D 3039-76, 1982, "Standard Test Method for Tensile Properties of Fiber-Resin Composites", Annual Book of ASTM Standards.
- (12) John Rodgers, 1985, "Acoustic Emission Monitoring of a Graphite Epoxy Wing Segment during Limit Load Testing", The First International Conference on Acoustic Emission, pp. 480~487.
- (13) I. Crivelli Visconti, R. Teti, V. Langone, 1980, "Application of Acoustic Emission Techniques for the Investigation of the Mechanical Behavior of GRP Composite Materials", Advances in Composite Materials, Vol. 2, pp. 944~958.
- (14) M. Shiwa and T. Kishi, 1986, "Acoustic Emission during Load-Holding and Unload-Reload in Fiberglass-Epoxy Composites", The Second International Conference on Acoustic Emission, pp. S195~198.
- (15) F.J. Guild, D. Walton, R.D Adoms and D. Short, 1976, "The Application of Acoustic Emission to Fiber-reinforced Composite Materials", Composite, pp. 173~179
- (16) Yuan Zhenming, 1985, "Acoustic Emission Characterization of Internal Damage for GFRP", The First International Conference on Acoustic Emission, pp. 458~463.
- (17) A. Rotem, 1977, "The Discrimination of Micro-Fracture Mode of Fibrous Composite Material by Acoustic Emission Technique", Fiber Science and Technology, Vol. 10, pp. 101~121.

- (18) R.Y.Kim and S.R.Soni, 1984, "Experimental and Analytical studies on the Onset of Delamination in Laminated Composites", *Journal of Composite Materials*, pp. 77~80.
- (19) 이해경, 1986, "복합재료의 손상영역추정", 국내외 한국과학기술자 학술회의 춘계 Workshop, pp. 130~144.