

## 論文

탄소섬유 강화 복합재료의 반복하중에 의한  
손상과 파괴에서의 AE 특성

이유태\* · 김상태\* · 권재도\* · 이택순\* · 岸 輝雄\*\* · 志波 光晴\*\*

AE Characteristics on Damage and Fracture of Carbon Fiber Reinforced  
Plastic Composites during Loading-Unloading

Y.T. Lee\*, S.T. Kim\*, J.D. Kwon\*, T.S. Lee\*, T. Kishi\*\* and M. Shiwa\*\*

## ABSTRACT

The purpose of present paper is to estimate the damage for CFRP which has complicate fracture mechanism such as matrix cracking, fiber breaking, debonding and delamination by using a new factor of acoustic emission and secant modulus. The specimens which had different notch length were prepared for loading-unloading test. AE signal and fracture process were monitored by AE measurement system and video micro-scope in real time during the test.

The source location of AE event agrees with the position of fracture surface in the specimen exactly. In the investigation of AE amplitude distribution and fracture process, high amplitude signal, middle amplitude signal and low amplitude signal correspond to fiber breaking, debonding and matrix cracking respectively. Kaiser effect ratio, damage factor, secant modulus were studied during the sequential loading-unloading test. It is concluded that these factors are to be good indicator to predict the condition of damage and time of final fracture.

## 초 록

본 연구는 모재파괴, 섬유파괴, 섬유-모재분리, 층간분리와 같은 복잡한 파괴기구를 갖고 있는 탄소섬유복합재료의 손상을 음향방출법의 새로운 인자와 씨컨트 계수등에 의해 평가하는데 목적이 있다. 하중-제하실험을 위하여 2a/W가 0.2, 0.3, 0.4, 0.5로 노치길이가 서로 다른 시험편을 준비하였고 AE신호와 파괴과정을 실험중에 AE계측장비와 비디오 마이크로현미경을 통하여 실시간으로 모니터링하였다.

AE이벤트의 位置標定の 결과는 시험편 위의 파단면위치와 정확하게 일치하였다. 또 AE진폭 분포와 파괴과정에 관한 관찰을 통하여 고진폭 신호, 중진폭 신호, 저진폭 신호는 각각 섬유파단, 섬유-모재분리, 모재파괴에 해당되는 것으로 나타났다. 카이저효과 성립비, Damage factor, 씨컨트계수를 연속 하중-제하실험을 가하여 고려하여 본 결과 손상의 상태와 파괴의 시점을 예측할 수 있는 좋은 指標임을 알았다.

\* 영남대학교 기계공학과

\*\* 日本 東京大學 先端科學技術研究센터

## 1. 서 론

탄소섬유강화 플라스틱 복합재료(CFRP)는 비강도, 비강성, 내부식, 중량감소의 측면에서 우수한 특성을 나타내며 보강재의 방향을 임의로 조정하여 재료의 이방성을 변화시킬 수 있는 것등 여러가지 장점들 때문에 실제 구조물에 사용되는 빈도는 점차 증대되고 있다.

그러나 이러한 복합재료의 적용에 있어 가장 큰 문제점은 재료가 하중을 받을 때 강도, 강성 및 수명의 감소를 일으키는 손상의 복잡한 기구와 불규칙한 파괴양상에 의한 신뢰도의 부족이다[1,2].

섬유강화 복합재료에 있어서 손상의 전개는 재래식 금속재료와는 근본적으로 큰 차이를 나타내며 모재균열, 모재와 섬유의 분리, 층간분리, 섬유파단등의 복잡한 형태로 구성되어 있으므로 손상된 재료의 파괴거동을 파악하고 신뢰성을 확보하기 위해서는 손상에 대한 정량적인 해석뿐만 아니라 정확한 파괴기구의 이해가 중요한 과제로 되고 있다.

한편 섬유강화 복합재료의 평가법으로서 비파괴 평가법은 확립되어져 있다고 할 수는 없다[3,4]. 그것은 종래의 비파괴검사법이 금속재료등의 균일 등방성체를 대상으로 발전되어진 방법으로써 섬유 강화 복합재료와 같은 불균일 재료에 그대로 적용시키기에는 많은 문제점을 안고 있다.

그중에 AE(Acoustic Emission)에 의한 비파괴 검사법은 대상물에 붙인 AE변환자에서 미시적인 파괴에 따른 탄성파방출을 수신하여 광범위하게 손상의 위치, 크기, 종류를 추정할 수 있는 검사법으로써 금속뿐만 아니라 복합재료, 세라믹등에 적용하기 위한 노력이 진행되고 있다[5~8].

본 연구에서는 평직 탄소섬유강화 플라스틱복합 재료를 이용하여 노치의 길이가 다른 시험편을 만들고 각 시험편에 대해 하중-제하실험을 행하였다. 실험시에 AE변환자를 붙여 실험시에 발생한 탄성파를 수록 해석하고 파괴의 과정을 비디오 마이크 로스코프로 녹화하여 AE해석의 결과와 비교, 검토함으로써 AE검사법의 유효성과 파괴기구에 관한 정확한 이해를 하고 secant modulus[9~10]와 Kai-

ser effect ratio[11], damage factor[12]등을 이용하여 손상의 정도와 파괴특성을 정량적으로 해석하였다.

## 2. 실험 방법

### 2-1. 시험편

사용된 재료는 (주)한국화이바에서 제작된 평직 탄소섬유강화 복합재료(plane woven carbon fiber reinforced composite material), HC3319/RS1222 으으로써 성분 및 기계적인 물성은 Table 1, Table 2에 나타난 바와 같다. 적층된 프리프랙은 탄소섬유가 0° 및 90°로 배열된 평직의 형태로 보강되어 있으며 세로 방향의 섬유 즉, 經絲방향으로 인장력을 가한 상태에서 성형되어 經絲는 팽팽하며 가로방향의 섬유 즉 緯絲는 이완된 상태에서 성형되어 섬유의 배열이 구부러진다. 본 연구에서 사용된 시험편의 채취는 평직의 형태에서 經絲방향으로 절단하였으며 經絲방향으로 하중이 가해지도록 하였다.

또 시험편을 절삭가공할 때 원하지 않는 손상이 발생되는 것을 최대한 억제하기 위해 다이아몬드

Table 1. Chemical composition of plain woven carbon fiber reinforced composite material (HC3319/RS1222)

Wet resin content	39 ± 2% (Wt.)
Volatile content	1.0%(Wt.)
Fiber weight/area	193± 8 g/m <sup>2</sup>
Resin flow	15± 5%

Table 2. Mechanical property of plain woven carbon fiber reinforced composite material (HC3319/RS1222)

Ultimate tensile strength	1027 Mpa
Notch strength	506.2 MPa
Young's modulus	63.1 Gpa
Ult. compressive strength	730 Mpa
Short beam strength	73.3 Mpa
Poisson's ratio	0.04
Elongation	1.0 ± 0.2 %

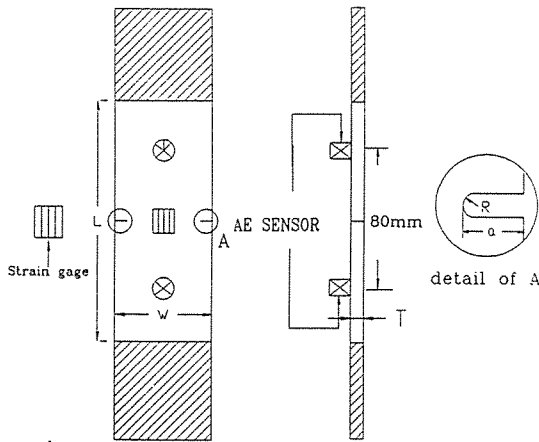


Fig. 1. Geometry of specimens

휠커터로 Fig.1와 같이 L은  $210 \pm 3$  mm, W는  $31 \pm 0.5$  mm로 가공하였으며 그림에 물려질 양쪽부분에 두께 1.4 mm, 크기  $31 \times 48$  mm의 탭을 오토 크레브에서 가압접착 시켰다. 또 양편측 노치(double edge notch)는 두께 0.4 mm의 저속 다이아몬드 휠커터로 가공하여 손상을 최소화 하였으며 시험편쪽에 대한 노치의 비( $2a/W$ )는 0.2, 0.3, 0.4, 0.5이고 노치첨단의 반경은 0.2 mm으로 가공되었다.

## 2-2. 실험방법

본 실험에 앞서 사용될 AE변환자의 교정은 2단계를 거쳐 이루어졌다. 1단계로써 공진주파수 180 kHz인 압전변환자의 단독 교정에는 접촉법을 이용하여 펄스 위에 진공 그리스를 바른후 펄스와 변환자를 압착시킨 후 180 kHz의 정현파를 입력시켜 여러개의 변환자중 검출감도의 차가 1dB이하인 2개의 변환자를 선택하여 Fig.1에서 보여주는 바와 같이 노치를 중심으로 각각 40 mm 떨어진 시험편의 표면에 변환자를 부착한다. 이렇게 변환자를 시험편에 부착한 상태에서 2단계 교정으로써 펜슬심을 시험편의 노치선단에 압착, 파단시켜 하나의 擬似 AE원을 만들고 이것을 시험편 양단에 부착한 2개의 변환자에서 검출하여 최대진폭치와 도달시간의 2개의 파라미터로써 조사하였다. 그 결과 부착상태와 탄성과 감쇠특성에 의한 최대진폭치의 오차는 3dB

이하로 나타났다. 또 도달시간의 차이는 시험편에 부착된 AE 변환자간 거리 80 mm에 대하여 1μs 이하로 나타났다.

변환자의 교정이 끝난 시험편은 실온 대기중에서 크로스헤드속도 0.1 mm/min으로 하중-제하의 형태로 5회~7회의 반복하중을 가하였다. 이렇게 하중이 가해져 재료가 손상됨에 따라 발생하는 탄성파는 변환자로 검출되어 10 kHz~1.2 MHz의 밴드 패스필터(bandpass filter)를 이용하고 있는 예비증폭기(gain : 40dB)를 통하여 추가증폭기(gain : 20dB)의 지원을 받는 PAC社製 Locan-320으로 수록, 해석을 행하였다. 이 시스템의 threshold값은 예비증폭기 입력환산 100μV(40dB)이다.

또 실험은 AE계측과 동시에 비디오 마이크로스코프를 통하여 시험편의 파괴과정을 수록하므로써 응력, 변형율, AE신호의 파라미터, 파괴기구, 손상과정을 실시간으로 비교, 분석할 수 있도록 하였다.

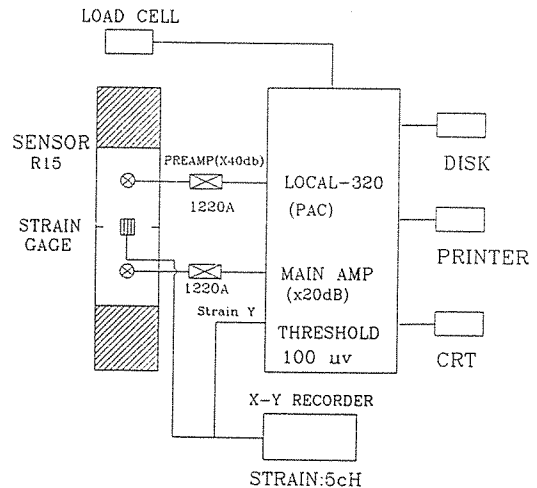


Fig. 2. Block diagram of AE measurement system

## 3. 실험결과 및 고찰

### 3-1. 위치표정(AE source location)과 파단면위치

Fig.3은 각 시험편이 완전히 파단된 후의 시험편에 대한 사진이다. 여기에서 보여주는 바와 같이

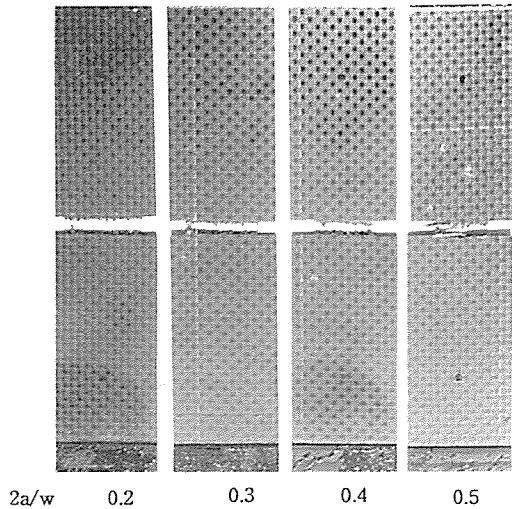
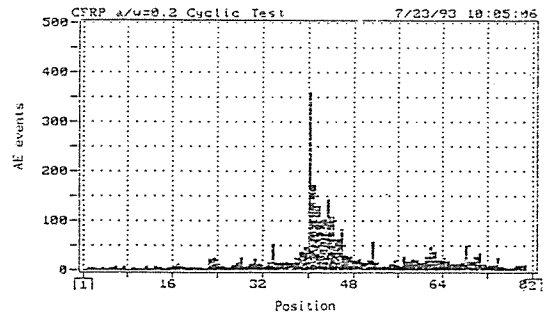


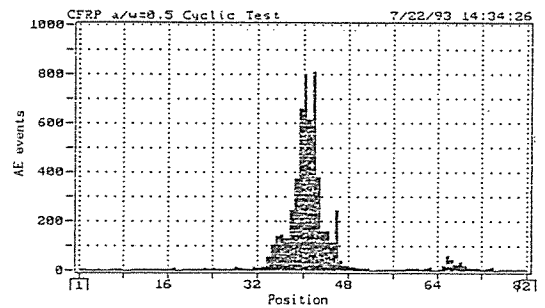
Fig. 3. Location of fracture surface of each specimen after final fracture

모든 종류의 시험편에 대하여 시험편은 노치가 있는 부분, 즉 채널 1을 기준으로 생각하였을 때 채널 1으로부터 40 mm 떨어진 부분에서 완전히 파단이 일어났음을 알 수 있다.

Fig. 4는 폭에 대한 노치의 비가 0.2인 경우와 0.5인 시험편에 대하여 하중이 작용하여 미소균열이 발생함에 따라 발생하는 AE파가 양 센서에 도달할 때 생기는 도달시간차에 의하여 AE源의 위치를 표정한 결과를 대표적으로 나타낸 그림이다. 이와 같은 도달시간차법은 지진의 진원을 구하는 방법과 동일한 방법으로써 검출점에서 검출되어지는 AE 파의 도달시간차와 센서교정시에 구하여진 탄성파의 전파속도에 의해서 구해진다[12], X축은 시험편의 하중방향에 대한 채널1으로 부터의 거리를 나타내고 Y축은 각 위치에서 일어난 이벤트 수를 나타내고 있다. 이 결과에서도 양시험편 모두 채널1으로 부터 40mm떨어진 위치, 즉 노치부에서 가장 많은 미소균열의 형성을 나타내었음을 확인할 수 있다. 물론 2a/W가 0.2인 시험편의 경우는 노치 부분 이외의 부분에서도 소량의 미소균열이 형성되었고 0.5인 시험편의 경우는 노치부에서 집중적으로 이루어졌다는 차이는 있으나 AE 이벤트가 가장 많이 일어난 부분 즉 가장 많이 미소 균열이 형성된 부분에서 파단면이 형성되었음을 볼 때 AE에



(a)  $2a/w = 0.2$



(b)  $2a/w = 0.5$

Fig. 4. Result of AE source location analysis ( $2a/w = 0.2, 0.5$ )

의한 파단면 위치의 결정과 시험상의 시험편상의 실제 파단면의 위치가 잘 일치하고 있음을 알 수 있다. 이러한 AE 신호에 의한 위치표정의 결과는 약 2mm 정도의 오차를 가질 수 있는데 이는 AE 변환자의 직경이 4mm인 것을 고려해 볼 경우 오차는 아주 작다고 할 수 있다.

### 3-2. AE 진폭분포와 파괴기구

Fig. 5는 2a/W가 0.3인 시험편에 대하여 하중-제하의 형태로 하중을 가하였을 때 대표적인 시간-응력곡선과 시간-AE진폭분포를 나타낸 그림이다. 1번째 하중-제하 cycle에서 초기의 짧은 선형 영역까지 AE신호가 발생하지 않다가 점차적으로 70dB 이하의 저진폭 AE신호가 발생하기 시작하였다. 2번째 하중-제하 사이클에서도 발생빈도가 높아졌을 뿐 여전히 저진폭의 AE신호만이 발생하는 경향을 보였다. 2번째 하중-제하 사이클에서의 최대 응력점은 192MPa이었고 3번째 하중-제하 사

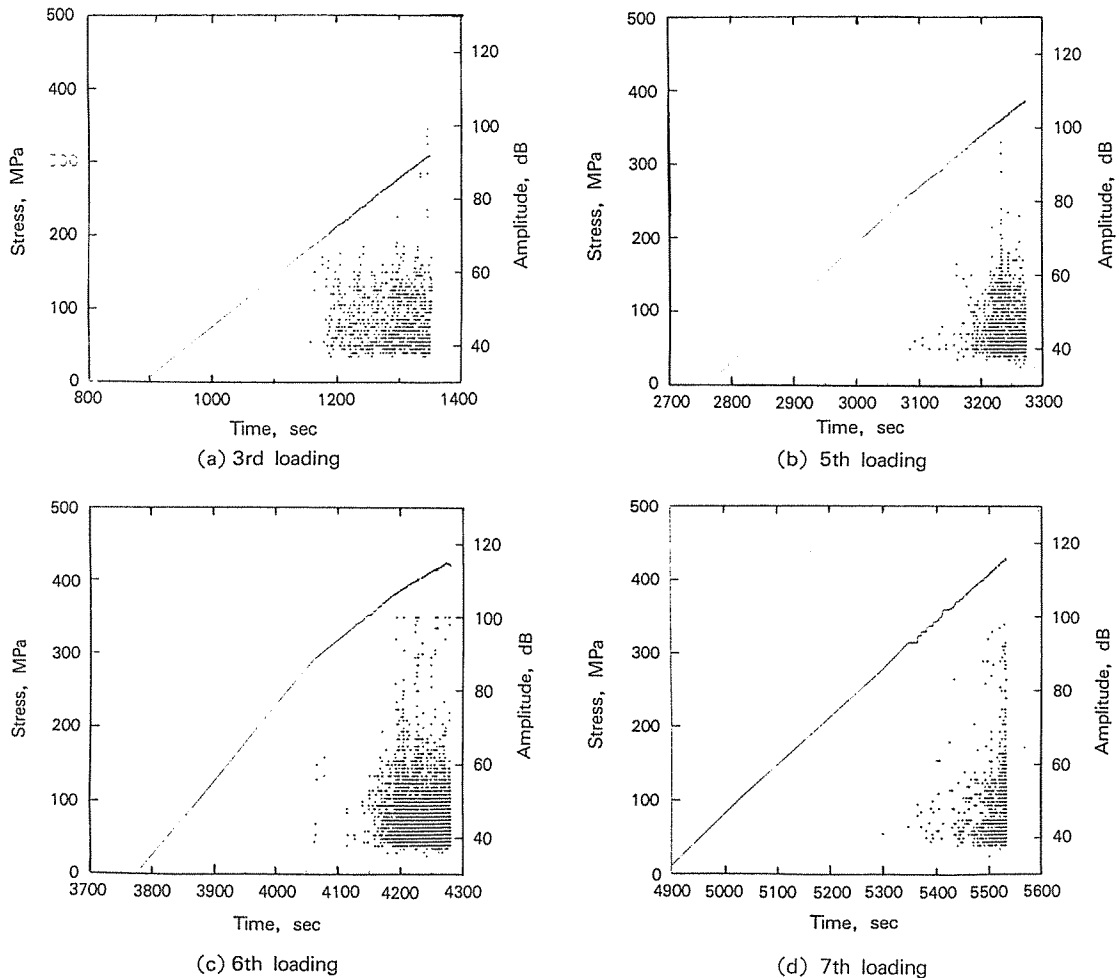


Fig. 5. Load history and amplitude distribution of AE signal at (a) 3rd, (b) 5th, (c) 6th, (d) 7th loading-unloading cycle

이클에서는 Fig. 5의 (a)에서 보여주는 바와 같이 응력이 170 MPa이 되는 1140초까지 AE신호가 나타나지 않다가 1140초(19:00) 부근에서부터 1320초(22:00)까지 저진폭의 AE신호가 대부분을 차지하고 70~90dB의 중진폭 AE신호가 소량 검출되었다. 또 이 부분에서는 시간-응력곡선도 비선형을 보이기 시작하였고 1330초(22:10) 부근에서 작은 양의 고진폭신호들과 중진폭신호들이 검출되어지고 있다. (b)에서는 5번째 하중-제하 사이클에서는 3240초(54:00)에서 고밀도의 중진폭 AE신호와 더불어 고진폭 AE신호가 검출되어졌다. 시간-응

력곡선도 좀더 심한 비선형을 보였다. (c)의 6번째 하중-제하사이클에서는 4190초(1:09:56)~4210초(1:10:07) 사이에서 고밀도의 고진폭 AE신호와 고밀도 중진폭 AE신호가 집중적으로 검출되어졌다. 그 이후에서도 고진폭과 중진폭의 AE신호는 연속적으로 검출되어지고 있으나 낮은 밀도이다. 시간-응력곡선은 심한 비선형을 보였다. (d)의 7번째 하중-제하 사이클에서는 5540초(1:32:20)에서 중진폭의 AE신호만이 집중적으로 검출되고 5560초(1:32:40)에서 다시 고진폭과 중진폭의 AE신호가 집중되면서 최종파괴에 도달하였다. CFRP의 경

우 탄소섬유의 강도와 탄성율이 모재에 비하여 아주 높다는 사실을 기초로 하여 한번에 발생할 수 있는 미소균열의 크기가 탄소섬유의 단면적으로 가정하였을 때 모재에서의 미소균열의 발생에 의해 방출되는 에너지보다 섬유의 파단에 의하여 방출되는 에너지는 훨씬 클 것으로 추정될 수 있다. 따라서 섬유의 파단시에 검출되는 AE에너지는 모재의 파단시에 검출되는 AE에너지 보다 크고 AE에너지는 (1)식에 의하여 AE진폭의 2승에 비례함으로 섬유의 파단시에 발생하는 AE신호의 진폭이 모재의 파괴시에 발생하는 AE신호의 진폭보다 훨씬 크게 나타나는 것이다.

$$E_{AE} = \frac{1}{R} \int_{t_s}^{t_e} V_p^2 dt \quad \dots\dots\dots (1)$$

위식에서  $t_s$ 는 AE신호의 시작시간,  $t_e$ 는 AE신호의 종료시간,  $V_p$ 는 진폭전압,  $R$ 은 회로의 임피던스이다.

따라서 고진폭의 AE신호가 검출되어지는 3240, 4190-4210, 5560초에서 섬유의 파단현상이 일어난 것으로 추정된다. 또 일반적으로 섬유강화복합재료의 섬유파단 전후에 하중방향과 평행한 종방향 균열(debonding or delamination)이 발생되게 됨으로 고진폭 AE신호와 동시에 검출되어지는 중진폭의 AE신호는 모재-섬유 분리 혹은 층간박리현상으로 추정되어 진다. 따라서 저진폭의 AE신호는 모재의 미세균열 발생이 되는 것이다.

이러한 추정을 명확히 하기 위하여 비디오 마이크로 현미경에서 잡은 균열선단의 거동을 관찰하여 보았다. Fig.6의 (a)는 하중을 가하기 이전의 시험편 노치의 상태이다. (b)는 3번째 하중-제하 사이클의 1331초에서 갑자기 발생한 하중방향에 평행한 종방향 균열을 보여주고 있다. 또 하중방향에 수직한 횡방향 균열은 1번째, 2번째 하중-제하 사이클과 1331초 이전까지 서서히 성장하여 왔다. 아직은 횡방향 균열의 입구가 열리지 않은 것으로 보아 모재의 균열첨단부 뒤에 남아있는 섬유가 파단되지 않고 가교의 역할을 충분히 하고 있는 것이다. (c)와 (d)는 각각 6번째 하중-제하 사이클의 4196초와 4207초에서 찍은 사진으로써 4196초 이전까지는 3240초에서 발생한 횡방향 주균열의 開

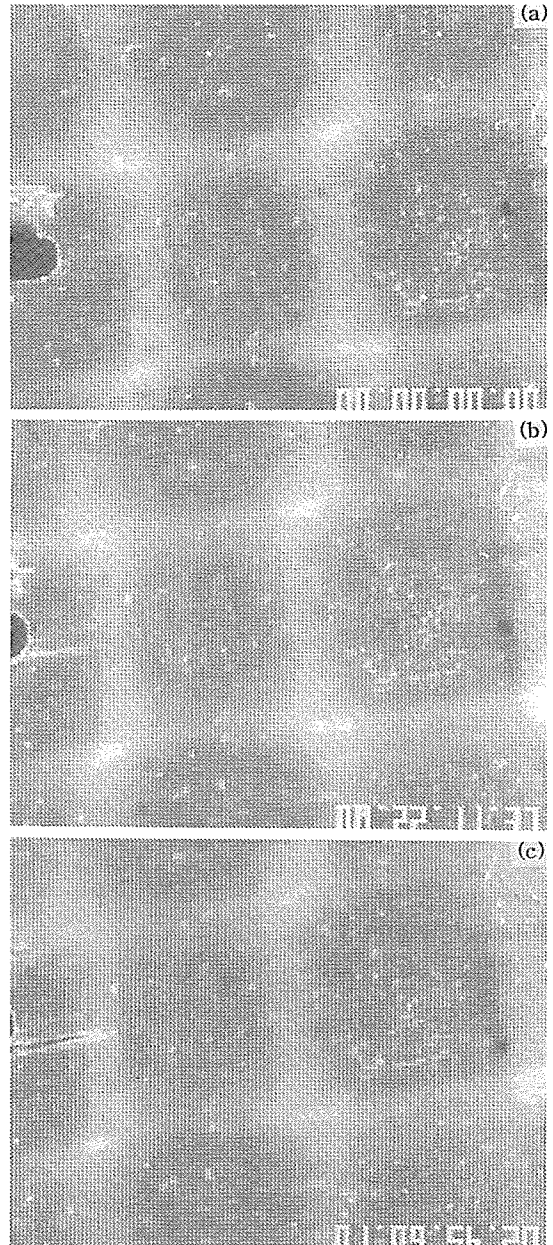


Fig.6. Photograph of fracture process behavior which was taken by using of video microscope in real time (a)0sec, (b)1331sec, (c)4196sec, (d)4207sec, (e)5527sec, (f)5537sec

口상태를 유지하고 있다가 4197초와 4206초에서 두번에 걸쳐 이미 발생되어 있는 모재균열을 따라

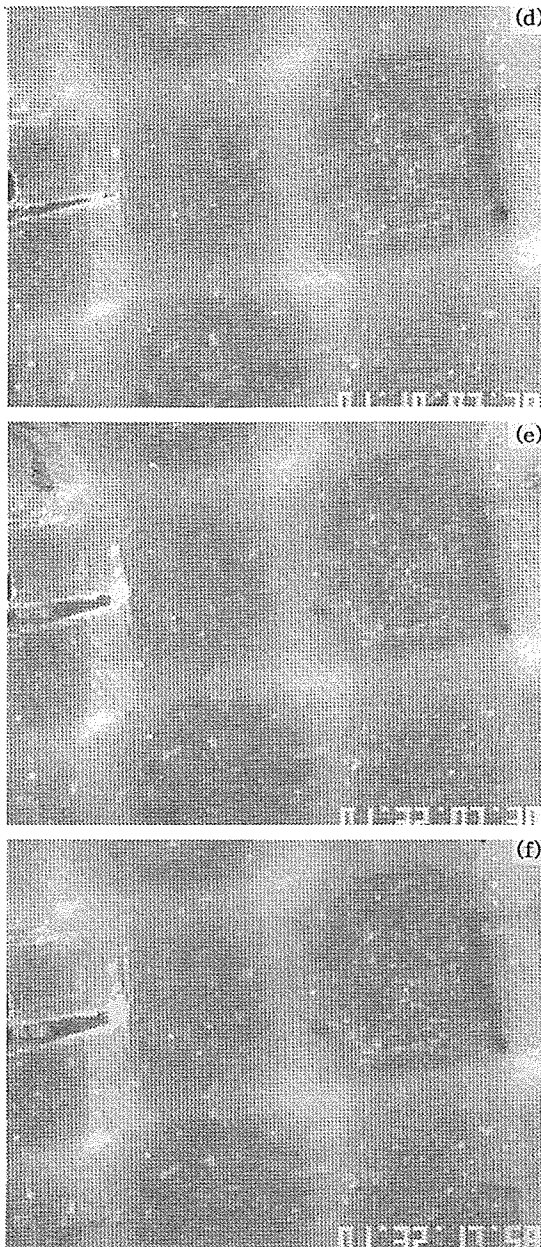


Fig. 6. (Continued)

극히 짧은 시간에 주균열이 급속성장하였다. 즉, 이러한 현상은 이미 발생되어 있는 모재의 균열첨단부 뒤에서 섬유가 파단되지 않고 가교역할을 충분히 하고 있다가 4197초와 4206초에서 섬유의 가교가 끊어지면서 균열의 개수가 크게 일어나는 것

이다.

또 (e)와 (f)는 최종파단 사이클의 5527초와 5537초에서 균열 거동을 관찰한 사진이다. 緯絲를 따라 성장하던 주균열이 經絲를 만남으로써 더 이상 성장하지 못하고 10초동안 섬유방향을 따라 성장하는 debonding 현상을 나타내고 있다. 이렇게 성장하던 종방향 균열이 다시 횡사를 만남으로써 더 이상 종방향으로 균열이 성장을 못해 주균열선단에 있는 섬유에 응력이 집중되어 23초후인 2560초에 순간적으로 완전 파단에 이르게 된다.

위의 결과를 볼 때 1331초 이전에 발생한 저진폭 AE신호는 모재의 파괴에, 1331초와 5540초까지의 중진폭의 AE신호는 모재-섬유분리현상에, 그리고 3240초, 4196초, 4207초, 5560초에서의 고진폭 AE신호는 섬유의 파단에 대응되어 AE신호 해석의 결과와 비디오 마이크로 현미경에 의한 손상 및 파괴기구의 해석 결과는 완전히 일치되었다.

### 3-3. AE신호와 재료손상

카이저 효과(Kaiser effect)의 성립비라고 알려져 있는 felicity ratio는 FRP 구조물의 건전성평가의 지표로써 오늘날 중요한 위치를 차지하고 있다. 카이저 효과의 성립비가 흐트러지게 되는 원인으로서는 미세 균열과 층간박리, 섬유의 파단의 발생에 의해 생성된 파면이 하중변동에 의해 파면끼리 서로 마찰을 일으키면서 AE가 발생하는 경우와 저응력에서도 파괴가 진행되는 경우로 고려되고 있다. 이러한 카이저 효과의 성립비에 의해서 최대허용하중 내에서 중대손상의 발생과정과 발생상태를 평가할 수 있는 것이다. ASTM 규격의 기초가 되었던 SPI 추천 규격에 있어서는 felicity ratio는 0.98을 하회하면 이미 건전성을 잃은 재료로 규정하고 있다. Felicity ratio에 통상적으로 사용되어지고 있는 AE파라미터로써는 링다운 카운터(ring down count)이지만 본 연구에서는 AE이벤트를 이용한 카이저 효과 성립비, K를 시험편에 적용시켰다. 카이저 효과 성립비는 (2)식에 의해 구하였다.

$$K = \frac{P_o}{P_m} \dots\dots\dots (2)$$

여기에서  $P_m$ 은 하중 사이클에서의 최대응력을 나타내고  $P_0$ 는 재부하시에 첫 AE이벤트가 발생한 응력을 나타낸다.

Fig. 7는  $2a/W$ 가 0.2, 0.3, 0.4, 0.5인 각 시험편에 있어서 하중에 따른 K값의 변화를 나타낸다. 그 결과 모든 시험편은 하중-제하 사이클이 진행됨에 따라 K값이 점차적으로 감소하여 손상이 점점 커지는 경향을 나타낸다. 또  $2a/W$ 가 증가함에 따라 K값이 작게 나타날 뿐만 아니라 K값의 감소하는 속도도 빨라진 것으로 나타나  $2a/W$ 가 증가함에 따라 손상의 정도가 크고 손상이 빨라지게 되는 것을 나타낸다.

Fig. 8은 각각의 시험편에 대한 시간-응력곡선과 AE신호 진폭분포를 나타낸다. 이 결과를 Fig. 7의 결과와 연관지어 검토해 보면  $2a/W$ 가 0.2인 경우 저응력 수준의 하중-제하 사이클에서는 모재의 파괴를 의미하는 저진폭 AE신호만이 검출되었으나 응력이 360 MPa인 4번째 사이클에서부터 섬유와 파피를 의미하는 고진폭의 AE신호가 검출되었다. K곡선의 변화에서도 360 MPa 이전의 모재의 파괴 시에도 K값은 점차적인 감소의 경향을 보이나 그 이후 섬유의 파피가 일어나기 시작한 직후에서 K값이 급속하게 감소하여 섬유가 대량으로 파피되는 450 MPa에서는 아주 작은 값을 나타내어 손상의 정도와 아주 잘 일치하고 있다.  $2a/W$ 가 0.3인 경

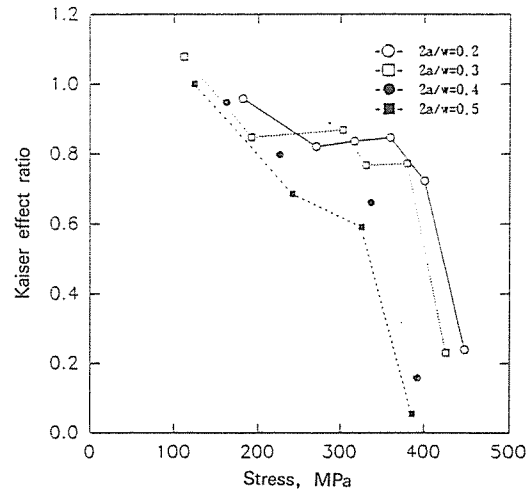
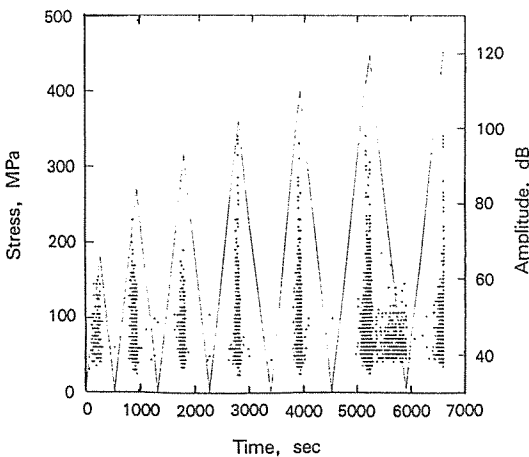
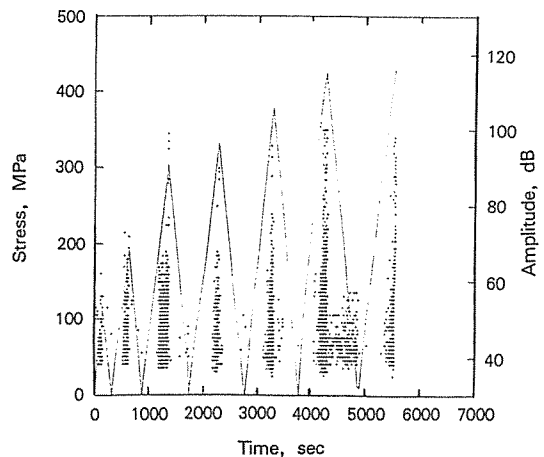


Fig. 7. Plot of Kaiser effect ratio vs stress as fraction of different  $2a/w$ . (a) 0.2, (b) 0.3, (c) 0.4, (d) 0.5

우는 AE의 진폭분포가 비슷한  $2a/W$ 가 0.2의 경우와 비슷한 경향을 보이거나  $2a/W$ 가 0.4, 0.5의 경우와 같이 초기의 두번째 사이클에서부터 고진폭의 AE신호가 발생하여 섬유의 파피가 일어난 경우에는 초기에서부터 K값은 급속히 감소함을 나타내었다. 따라서 이러한 결과는 섬유강화 복합재료의 손상 기구중 모재의 파피보다 섬유의 파피 혹은 모재-섬유분리의 경우가 중대한 손상기구로 나타났고 이러한 카이저효과와 성립비가 건전성 평가에 중



(a)  $2a/w = 0.2$



(b)  $2a/w = 0.3$

Fig. 8. Loading history and amplitude distribution of AE signal during loading-unloading test



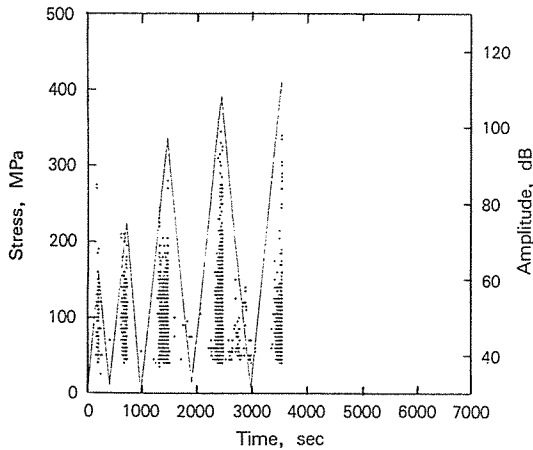
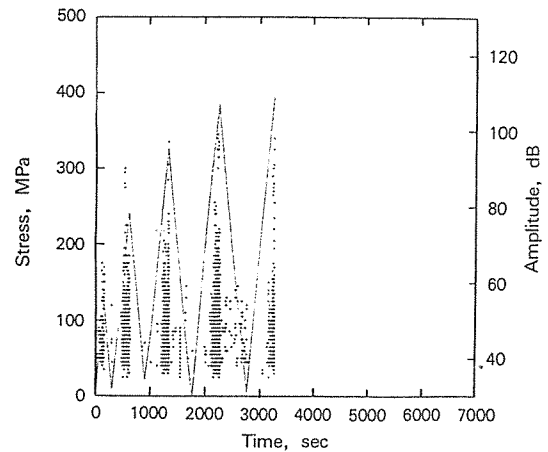
(c)  $2a/w = 0.4$ (d)  $2a/w = 0.5$ 

Fig. 8. (Continued)

요한 지표가 될 수 있다.

다른 손상정도의 기준이 될 수 있는 미소 결함 평가법으로서 부하시에 아닌 제하시에 발생하는 AE신호에 주목할 필요가 있다. 제하시에 발생하는 AE는 금속재료의 피로시험에서 검출되어지고 있고 파면의 마찰에 따른 AE로 알려지고 있다. 특히 본 시험제에서는  $2a/W$ 가 0.3인 경우 Fig. 8의 (b)에서 보여주는 바와 같이 6번째 하중-제하 사이클에서 모재균열의 가교역할을 하던 섬유가 파단되면서 풀아뒀던 섬유로 파면위에 남게 되어 제하시에는 상대 파단면과 마찰을 일으키게 되고 파단된 섬유가 많을수록 제하시의 저진폭의 AE가 많이 검출된다.

하중-제하실험에 있어서 부하시와 제하시에 검출되어지는 AE이벤트와 손상기구를 (3)식으로 정리한다.

$$\begin{aligned} Y_I &= Y_c + Y_{mc} \\ Y_U &= Y_c \\ Y_c &= Y_O + \alpha Y_{mc} \\ Y_{mc} &\gg Y_c \end{aligned} \quad \dots\dots\dots (3)$$

여기에서  $Y_I$ 는 부하시에 발생하는 AE이벤트수,  $Y_U$ 는 제하시에 발생하는 AE이벤트수,  $Y_O$ 는 이미 존재하고 있는 결함 개구시의 AE이벤트수,  $Y_c$ 는 결함 閉口시의 AE이벤트수,  $Y_{mc}$ 는 새로운 결함 발생시 AE이벤트수,  $\alpha$ 는 발생한 균열중에서  $Y_O$ 로써 검출 가능한 파면의 손상파면 해방율이다. 이것에서

부하시에 발생하는 사상수와 제하시에 발생하는 사상수의 비를 구하면 다음과 같이 쓸 수 있다.

$$\frac{Y_U}{Y_I} = \frac{Y_O + \alpha Y_{mc}}{Y_O + Y_{mc}} = \frac{Y_O / Y_{mc} + \alpha}{Y_O / Y_{mc} + 1} \quad \dots\dots\dots (4)$$

실제의 계측결과에 의해  $Y_{mc} \gg Y_c$ 로 된다면  $Y_{mc} \gg Y_O$ 가 되므로  $Y_O / Y_{mc}$ 를 0으로 치환한다면 다음 식(5)는 다음과 같이 되어

$$Y_O / Y_{mc} = \alpha \quad \dots\dots\dots (5)$$

위식에서  $\alpha$ 를 평가하는 파라미터로써 damage factor를 제안한다. 이때의 DF값은 식(6)에 의해 구한다.

$$DF = Y_O / Y_{mc} \quad \dots\dots\dots (6)$$

Fig. 9는 이렇게 하여 얻어진 DF값의 변화를 보여주고 있다. 여기에서도 각 시험편에 대하여 DF값의 변화는 섬유의 파단에 민감하게 대응하고 있다.  $2a/W$ 가 0.2의 경우에서는 모재의 균열만이 발생하는 3번째 하중-제하 사이클까지는 DF값이 거의 일정하게 유지되다가 섬유 파괴가 일어나기 시작하면 점차적으로 증가하기 시작하고 집중적인 대규모 섬유의 파단이 일어나는 6번째 사이클에서는 DF값이 급상승함을 보여주고 있다. 또  $2a/W$ 가 0.3인 경우는 거의 비슷한 양상을 보인 반면  $2a/W$

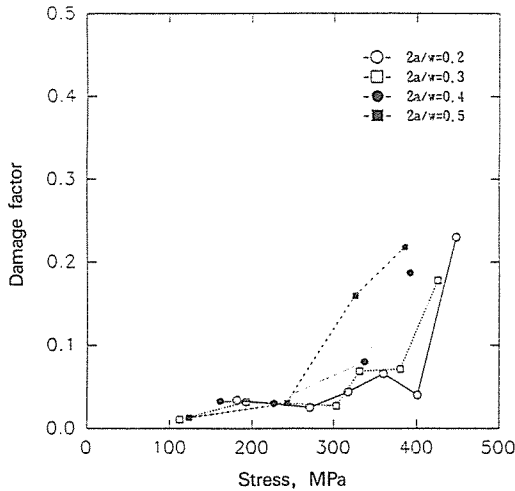
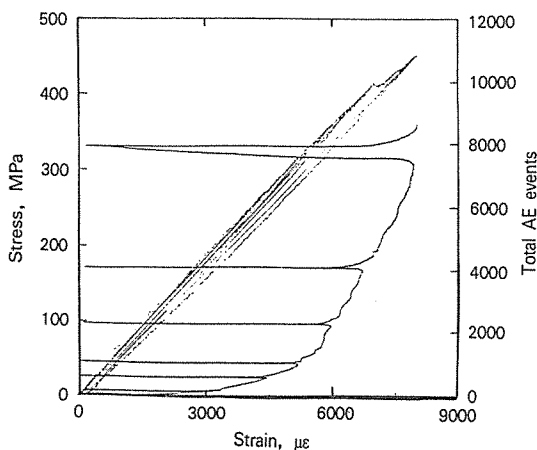


Fig. 9. A plot of damage factor vs normalized stress for each specimen.

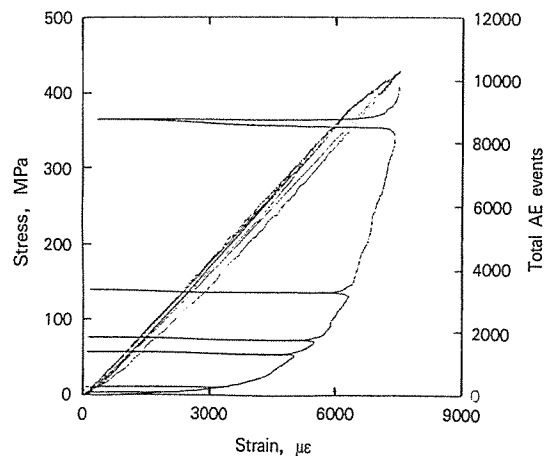
가 0.4인 경우는 섬유의 파괴가 시작되는 3번째 사이클에서 부터 DF값이 상승하고 2a/W가 0.5인 경우는 두번째 사이클에서 부터 상승을 시작하여 대규모 섬유의 파괴가 일어나는 점에서 DF값은 급상승하는 경향을 나타내고 있다. 따라서 2a/W가 증가함에 따라서 시험편은 하중의 초기에서 부터 섬유가 파단되어 저응력레벨에서도 이미 중대한 손상을 입게 된다.

### 3-4. 파괴시점과 Secant modulus

최근 여러 연구자에 의하여 복합재료에 대하여 신뢰성을 부여하기 위하여 여러 형태의 파괴 기준을 마련하기 위한 노력이 기울여 지고 있다. 특히 O'Brien과 Hann[9, 10]등에 의해 손쉽게 사용할 수 있는 씨컨트계수(Secant modulus)를 이용하여 손상의 정도를 측정할 수 있는 것으로 알려져 있다. Fig. 10은 각 시험편에 대한 응력-변형을 곡선과 변형률-AE이벤트 곡선을 나타내고 있다. 모든 시험편에서 극히 짧은 구간을 제외하고 AE신호의 발생율이 서서히 증가함에 따라 응력-변형을 선도는 아주 미세한 비선형거동을 보이기 시작하고 AE신호의 발생율이 급상승하는 구간으로 부터 심한 비선형 거동이 나타나게 되어 처녀 강성(Virgine Stiffness)과는 상당한 차이를 보이게 된다. 이러한 원인을 해명하기 위하여 본 논문에서는 Fig. 11과 같이 각 사이클에서의 응력-변형을 선도에 대하여 시작점과 최대점을 직선으로 연결하여 이루어 지는 직선의 기울기인 씨컨트 계수의 변화를 검토해 보았다. 이러한 씨컨트 계수는 각 시험편에 대하여 공히 초기의 저진폭 AE신호의 발생율이 낮은 1번째 하중-제하 사이클에서는 거의 재료 자체가 갖고 있는 처녀강성을 그대로 지니고 있으나 저진폭의



(a) 2a/w = 0.2



(b) 2a/w = 0.3

Fig. 10. Loading history and total activity curve of AE events for (a) 2a/w=0.2, (b) 2a/w=0.3, (c) 2a/w=0.4, (d) 2a/w=0.5 specimen during loading-unloading test

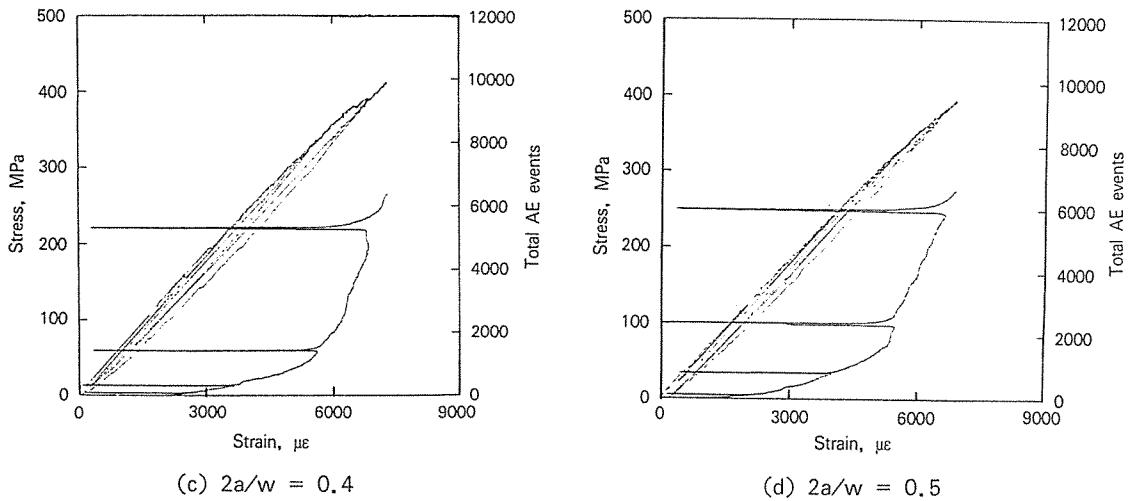


Fig. 10. (Continued)

발생율이 높아지기 시작하고 소량의 중진폭 AE 신호와 고진폭 AE 신호가 발생시작함에 따라 씨컨트 계수는 점진적으로 감소하는 양상을 보이고 있다.

그러나 AE 신호의 발생율이 높아지기 시작하는 하중-제하 사이클에 도달하면 씨컨트 계수는 급하게 감소하여 씨컨트 계수가 57GPa 정도가 되면  $2a/W$ 의 크기에 관계없이 최종파괴를 일으키는 것이다. 이렇게 AE 신호의 발생율이 급하게 증가하는 지점을 Fig. 8의 진폭분포에 대하여 고려해 보면

항상 대규모의 고진폭 AE 신호가 집중적으로 발생되고 있음을 알 수 있다. 즉 모재의 균열이 발생되어 섬유의 파괴없이 성장하고 있을 동안에서는 씨컨트 계수는 아주 작은 변화만을 유발시킨다. 그 후 섬유의 파괴와 모재-섬유분리가 일어나는 지점까지 점진적으로 감소하다가 AE 신호의 발생율이 급격히 증가하는 지점에서 대량의 섬유파괴가 일어나 중대한 손상을 입히게 되어 씨컨트 계수가 57GPa 부근까지 감소한 후 최종파단을 일으키게 된다. 따라서 이 씨컨트 계수는 미시적인 균열의 손상 정도에는 민감하지 못하지만 거시적인 관점에서의 손상정도, 파괴시점에 대한 중요한 지표가 될 수 있다.

#### 4. 결 론

폭에 대한 노치길이의 비를 달리한 직물탄소섬유강화 플라스틱 복합재료의 하중-제하실험을 행하여 그때 발생한 AE 신호의 결과와 비디오 마이크로 현미경을 통한 실시간 파괴거동을 해석한 결과로부터 다음의 결과를 얻을 수 있다.

1) AE에 의한 Source location analysis 결과와 파단후 실제 시험편의 파단면 위치관찰의 결과, AE 이벤트의 발생이 가장 많았던 곳에서 파단면이 형성되어 아주 좋은 일치율을 보여 음향방출법은

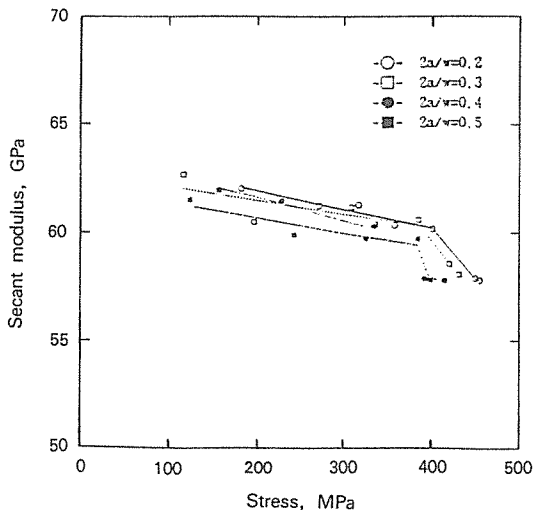


Fig. 11. Change of secant modulus for each specimen during loading-unloading test

균열의 발생위치를 알아내는데 있어 아주 유용한 방법임을 확인했다.

- 2) AE신호의 진폭분포 해석을 통한 파괴기구와 실시간으로 비디오 마이크로 현미경을 통한 균열 진전 과정의 해석을 비교, 검토한 결과 저진폭의 AE신호는 모재 균열의 발생에, 고진폭의 AE신호는 섬유의 파괴에 각각 대응되는 것으로 판단된다.
- 3) 카이저효과 성립비와 damage factor를 통한 손상정도의 규명을 통하여 모재의 파괴나 모재-섬유 분리의 경우보다 섬유파단의 경우가 중대한 손상으로 나타났고 이 두가지 파라미터는 손상의 정도를 규명하는 기준으로 아주 유용하다.
- 4) 직물탄소섬유강화 플라스틱 복합재료에 대한 하중-제하실험의 결과에 씨컨트 계수를 적용해본 결과 섬유의 파단이 있는 후 씨컨트 계수 값은 현저히 감소하고  $2a/W$ 에 관계없이 모든 시험편에 있어서 파단직전의 씨컨트 계수값은 57GPa 정도로 나타나 파괴시점과 손상의 정도를 규명하는 중요한 지표가 될 수 있다.

### 감사의 글

본 연구는 1994년도 동일문화장학재단의 학술연구비 지원을 받아 수행된 것이며 이에 관계자 여러분께 깊은 감사를 드립니다.

### 참 고 문 헌

1. Cooper, G.A., "Micromechanics Aspects of Fracture and Toughness Composite Materials", Wiley, New York, 1976, pp.415-448.
2. Smith, T.R. and Owen, M.J., "Progressive Nature of Fatigue Damage in FRP", Modern Plastics, 1969, pp.128-133
3. 金原 勳, 岸 輝雄, H.C. Kim, "複合材料の

超音波による材質評價", 日本機械學會誌 제82권 제32호, 1979, pp.77-82

4. 金原 勳, "複合材料の非破壊検査の現像と問題点" 新素材及びその製品の非破壊検査シンポジウム日本非破壊検査協會, 東京, 1985, pp.37-42

5. Fowler, T.J., "Acoustic Emission Testing of Chemical Process Industry Vessels", Progress in Acoustic Emission II JSNDI, Sendai, 1984, pp.421-449

6. Holroyd, T.J., "AE from and Industrial Application View Point", Progress in Acoustic Emission IV JSNDI, Kobe, 1988, pp.39-48

7. A.V. Drozdov, Velodya O. Galenko, George A. Gogotsi, and Michael V. Swain, "Acoustic Emission during Micro and Macrocrack Growth in Mg-PSZ", J. Am. Ceram. Soc. 74[8], 1991, pp.1922-27.

8. Rouby, D., "Acoustic Emission : a Micro-investigation Technique for Interface Mechanisms in Fibre Composites" AECM3 Proceeding Ed. by ASNT, 1989, pp.313-322.

9. Yang, J.N., Jones, D.L., Yang, S.H. and Meskin, A. : "A Stiffness Degradation Model for Graphite/Epoxy Laminates", J. Comp. Mater. Vol.24, 1990, pp.753-769

10. T. Kevin O'Brien, and Kenneth L. Reifsnider, "Fatigue Damage Evaluation through Stiffness Measurements in Boron-Epoxy Laminates", J. Comp. Mater. Vol.15, 1981, pp.55-70

11. 大張 裕光, "複合材料の非破壊検査-2. アコースティックエミッション", 日本複合材料學會誌, 10, 3, 1984, pp.102-106

12. 志波光晴, 岸輝雄, "先端材料のAE評價技術-セラ, 複合材料内部の破壊メカニズム 解明へ" Nikkei New Materials, 1991, pp.57-66