

비파괴검사법을 이용한 복합재료의 파괴인성 평가법 개발

이유태*, 김광수**

* 경북도립 예천전문대학 자동차과

** 대구미래대학 기계설계과

초 록 연속섬유강화 복합재료의 경우 보강섬유의 파괴, 모재의 파괴, 섬유와 모재의 분리, 층간파괴 등의 복합적인 파괴현상이 동반되고 특히 균열성장과 균열성장 정지가 균열가교 현상 때문에 반복되므로 안정성장과 불안정성장이 불규칙하게 반복된다. 따라서 주균열 성장의 개시점과 불안정 파괴점에서의 파괴인성치를 정확하게 결정한다는 것은 매우 어려운 것이다. 본 연구에서는 CFRP에 대하여 파괴인성 실험과 병행하여 실시간으로 결함을 검출하는 새로운 방법인 AE분석법 및 비디오 마이크로 스크로프를 이용하여 파괴과정을 기록하여 검토, 분석함으로써 손상의 정도와 파괴기구를 규명하였을 뿐만 아니라 주균열 성장의 개시점, 균열가교 역할을 하는 섬유다발의 파단점, 균열의 불안정 파괴 개시점을 찾아 이를 기초로 균열진전 저항곡선에 의한 파괴인성치를 평가하여 신뢰성 있는 파괴인성 측정법을 제시하였다.

1. 서론

첨단 기술의 발전은 재료의 발전과 더불어 진행되며 신소재의 개발 및 활용은 한 나라의 기술 수준을 좌우할 정도로 그 파급효과가 대단히 크다. 최근 국내에서도 첨단 복합재료의 개발과 활용을 목적으로 신소재에 대한 다방면의 연구가 진행되고 있다.

복잡하고도 다양한 기계적 거동특성을 나타내는 복합재료를 실제 구조물에 적용함에 있어 발생하는 문제점 중에는 외부하중에 의한 강도, 강성 및 수명의 감소를 일으키는 손상(damage)의 복잡한 기구와 불규칙한 거동에 대한 신뢰성의 부족이 큰 부분을 차지한다^{1~4)}.

복합재료 혹은 단순재료의 강도나 파괴거동은 미리 존재하고 있는 결함의 크기나 그러한 결함의 성장에 대한 재료의 저항에 의해 좌우되며 복합재료와

같이 취성이 큰 재료는 노치(notch)에 아주 민감하므로 기계구조물을 설계함에 있어서 재료의 파괴거동 및 파괴인성의 평가는 대단히 중요하다.

연속섬유강화 복합재료의 파괴인성의 경우 Morris⁵⁾ 등이 제시한 바와 같이 모재와 보강섬유가 각각 선형파괴 특성을 나타내는 재료라도 실제로 복합체의 경우 심한 비선형의 파괴양상을 나타내며 실제 파괴거동은 보강섬유의 파괴(fiber fracture), 모재의 균열(matrix cracking), 섬유/모재의 분리(fiber/matrix debonding), 층간박리(delamination) 등의 복합적인 파괴현상이 동반되고 특히 균열성장시 균열가교 현상이 발생된다면 모재의 균열은 성장과 정지가 반복된다. 또한 주된 균열이 성장하다가도 또 다른 강화 섬유다발을 만나면 모재의 균열과 섬유/모재분리 혹은 층간박리에 의한 손상만 증가하고 섬유다발은 다시 균열가교현상을 일으켜 유효 균열의 안정성장이

일어나는 거동이 반복된다. 따라서 복합재료에서의 균열성장은 아주 불규칙하게 안정성장과 불안정성장을 반복하기 때문에 주 균열의 성장개시점이나 임계 균열길이는 결정하기가 어려우며 이 시점에서의 응력확대계수인 파괴인성치를 정확하게 결정하기는 매우 힘들다.

복합재료의 파괴인성에 대한 이제까지의 연구들은 적층판의 층간응력을 통한 파괴강도 예측법¹⁾, 특성길이를 사용한 해석법²⁾, R곡선법³⁾, J적분법⁴⁾ 등을 이용하여 해석하였으며 이러한 연구의 대부분은 기존의 선형탄성파괴역학의 개념과 관련지어 설명하고 있다.

Gaggar 등^{7,8)}은 균열성장 저항곡선(R-curve)을 이용하여 복합재료에 대한 파괴강도를 예측하면서 R곡선이 초기균열의 길이에 관계없이 일정함을 보였으며 복합재료에 대해 R곡선법의 적용 가능성을 제시하였고, Morris 등⁹⁾도 손상영역의 확장을 평면형태 균열의 성장으로 이상화한 유효균열의 개념을 이용하여 복합재료의 파괴강도 예측에 사용될 수 있음을 보였다.

본 연구에서는 평직 탄소섬유강화 복합재료의 DEN(double edge notch) 시험편에 대하여 하중-제하(loading-unloading)하여 AE 및 비디오 마이크로스코프를 사용한 파괴과정을 실시간으로 수록하여 검토, 분석함으로써 AE와 손상 및 파괴기구의 관계를 규명하였다. 시험편 폭에 대한 초기노치의 길이를 달리한 시험편에 대해 AE법을 이용한 파괴인성 실험을 실시하여 균열전진 저항곡선에 의한 파괴인성치를 평가해 봄으로써 파괴평가 기준에 대한 AE의 검사기준 확립을 시도하고 신뢰성 있는 파괴인성 측정법의 제시하고자 한다.

2. 실험

2.1. 시험편

본 연구에 사용된 재료는 국내산 평직 탄소섬유강화 복합재료(plain woven carbon fiber reinforced composite material), HC3319/RS1222이다. 적층된 프리프렉은 탄소섬유가 0° 및 90°로 배열된 평직의 형태로 보강되어 있으며 세로 방향의 섬유 즉, 경사(fill)방향으로 인장력을 가한 상태에서 성형되어 경사는 팽팽하며 가로방향의 섬유 즉, 워사(warp)는 이

완된 상태에서 성형되어 섬유의 배열이 구부러진다.

이렇게 성형된 0.3mm의 프리프렉을 경사 및 워사가 같은 방향이 되도록 6장을 적층 성형시켜 두께 1.1mm의 평판을 얻었다. 실험에 사용된 시험편의 채취는 평직의 형태에서 경사방향으로 절단하였으며 경사방향으로 하중이 가해지도록 하였다. 시험편의 형상은 및 Fig. 1과 같으며 L은 120±2mm이고, W는 31±0.5mm로서 그림에 물려질 양쪽부분에 두께 1.4mm, 크기 31mm×48mm의 탭(tap)을 오토클레브에서 가압 접착하였다. 하중-제하 실험에서는 시험편 폭에 대한 노치의 비(2a/W)가 0.3인 시험편을 사용하였고 파괴인성 실험에서는 (2a/W)가 0.2, 0.3, 0.4, 0.5인 시험편을 사용하였다.

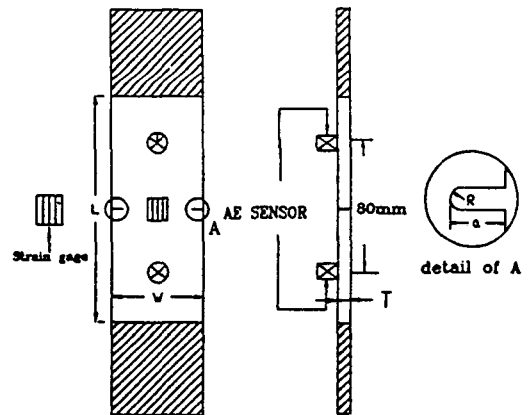


Fig. 1 Geometry of DEN specimen

2.2. 실험방법

본 연구에 사용된 재료의 손상 및 파괴기구에 대한 AE특성을 분석하기 위해 센서의 교정이 끝난 시험편에 실은 대기중에서 크로스헤드 속도 0.1mm/min으로 하중-제하의 형태로 7회의 반복하중을 가하였다. 재료가 손상됨에 따라 발생하는 탄성파는 센서로 검출되어 100kHz~1.2MHz의 대역통과 필터(bandpass filter)를 이용하고 있는 예비증폭기(gain: 40dB)를 통하여 추가증폭기(gain: 20dB)의 지원을 받는 PAC사제 Locan-320으로 기록하였다. 이 시스템의 문턱값(threshold)은 예비증폭기 입력환산 100 μV(40dB)이다.

파괴인성 실험에서는 동일한 계측 시스템과 과정

을 통하여 크로스헤드속도 0.1mm/min으로 단축 인장하중을 가하였다. 이때 시험편에서 발생하는 스트레인값을 얻기 위하여 시험편 중심에 게이지길이 (gauge length) 5mm인 스트레인게이지(strain gauge)를 부착하여 하중-변위 곡선을 얻도록 하였다. 또한 전체실험은 AE계측과 동시에 비디오 마이크로스코프를 사용하여 파괴과정을 녹화함으로써 결과치 상호간에 실시간 비교 분석을 할 수 있도록 하였다.

3. 실험 결과 및 고찰

3.1. AE 파라미터와 손상

먼저 (2a/W)가 0.3인 시험편에 대한 하중-제하 실험에서의 시간-응력 곡선과 AE신호 진폭분포는 Fig. 2에 나타난 바와 같다. 1번째와 2번째 하중-제하 사이클과 같이 저응력 수준에서는 검출된 대부분의 AE신호가 60dB이하의 저진폭 신호였다. 300~400MPa의 응력이 가해진 3~5번째 하중사이클에서는 진폭이 60~90dB인 다량의 중진폭 AE신호와 90dB이상의 극소량의 고진폭 AE신호가 검출되었다. 또한 400MPa 이상의 응력이 작용된 5번째 하중사이클 이후에서는 중진폭 신호뿐만 아니라 고진폭 신호도 다량 검출되었다.

Fig. 3은 (2a/W)가 0.3인 시험편의 하중-제하 실험에서 나타난 응력 변화에 따른 Kaiser 효과의 변화와 손상계수(damage factor)의 변화를 나타낸다. 카이저 효과(Kaiser effect)로부터 이탈의 정도를 나타내는 펠리시티비(felicity ratio)는 FRP구조물의 건전성을 평가하는 지표로서 오늘날 중요한 위치를 차지하고 있다⁹⁾. 펠리시티비가 흐트러지게 되는 원인 으로서는 미세균열과 층간박리, 섬유 의 파단의 발생에 의해 생성된 파면이 하중변동에 의해 파면끼리 서로 마찰을 일으키면서 AE가 발생하는 경우와 저응력에서도 파괴가 진행되는 경우로 고려될 수 있다. 따라서 이러한 펠리시티비에 의해서 최대허용하중 내에서 중대손상의 발생과정과 발생상태를 평가할 수 있는 것이다. ASTM 규격의 기초가 되었던 SPI 추천규격에서 펠리시티비가 0.95를 하회하면 이미 건전성을 잃은 재료로 규정하고 있다. 펠리시티비에 통상 사용되고 있는 AE 파라미터로서는 링다운 카운트(ringdown count)이지만 본 연구에서는 AE이벤트를 이용한 펠리시티비, FR을 시험편에 적

용 시켰다. 펠리시티비는 (1)식에 의해 구하였다.

$$FR = \frac{P_o}{P_m} \dots\dots\dots (1)$$

여기에서 P_m은 제하하기 전의 최대응력을 나타내고 P_o는 재 부하시에 첫 AE이벤트가 발생한 응력을 나타낸다.

한편, 다른 손상정도의 기준이 될 수 있는 미소결함 평가법으로서 부하시가 아닌 제하시에 발생하는 AE신호로서도 분석이 가능할 것이다. 금속재료의 피로시험에서 제하시에 발생하는 AE는 검출되고 있고 파면의 마찰에 따른 AE로 알려져 있다. 하중-제하 실험에 있어서 부하시와 제하시에 검출되는 AE이벤트와 손상기구의 관계를 나타내는 파라미터로서는 손상지수(damage factor; DF)가 제안되었다¹²⁾. 이때의 DF값은 식(2)에 의해 구한다.

$$DF = Y_o / Y_{mc} \dots\dots\dots (2)$$

본 실험에서는 시편에 하중-제하의 형태로 하중이 6~7회 작용되었다. 임의의 값까지 하중이 작용되어 미세균열이 발생하였다면 제하되었다가 다시 하중이 작용될 때 원칙적으로는 이전 하중 사이클의 최대값까지는 새로운 미세균열이 발생되지 않는다. 따라서 재하중 과정의 경우 이전 하중 사이클의 최대값 보다 작은 하중에서 발생하는 AE신호는 이미 존재하고 있는 균열로부터 개구시에 발생하는 신호로 간주된다. 또 이전 하중 사이클의 최대값보다 큰 하중에서 발생하는 AE신호는 새로 생성되는 미세균열로부터 발생하는 신호라고 판단된다. 여기서 이전 하중 사이클의 최대값보다 작은 하중에서 발생하는 AE이벤트수를 카운트한 값을 Y_o, 이전 하중사이클의 최대값보다 큰 하중에서 발생하는 AE이벤트수를 카운트한 값이 Y_m이다.

Fig. 3의 펠리시티비의 변화에서도 저진폭 AE신호만이 검출된 1번째 하중-제하 사이클에서는 1.0이상의 FR값을 보여 재료의 건전성을 유지하고 있으나 소량의 중진폭 신호가 검출된 2번째 하중-제하 사이클에서부터는 0.95이하의 값을 나타내어 건전성이 상실된 정도의 손상이 축적되고 있음을 보여주고 있다. 또 2번째에서 5번째 하중-제하 사이클 사이에서는 FR값은 서서히 감소하는 경향을 보여 손상의 정도가 점점 커져가고 있음을 보여준

다. 그러나 다량의 중진폭 신호와 고진폭 신호가 검출된 6번째 하중-제하 사이클에서 FR값은 급격한 감소를 나타내어 재료의 내부에 심각한 손상이 발생했음을 보여준다. 섬유강화 복합재료에서 FR값의 감소변화는 모재의 파괴, 섬유의 파단 그리고 모재/섬유의 분리 등과 같은 손상기구의 출현에 기인한다.

또한 식(2)에 의해 구한 하중-제하 사이클 진행에 따른 DF값의 변화는 1번째 하중-제하 사이클에서 아주 작은 값을 나타내어 거의 손상이 작은 것으로 나타났으나 그 이후 5번째 하중-제하 사이클까지에서 DF값의 변화는 점진적으로 증가하는 경향을 나타내어 손상이 축적되고 있음을 보여준다. 또 6번째 하중-제하 사이클에서 DF값은 급격한 증가를 보여 재료의 내부에 심각한 손상이 발생했음을 보여준다. 이러한 DF값의 변화는 제하시 나타나는 마찰음에 의한 AE와 깊은 관계를 갖는데 재료의 내부에 미소 균열의 발생이 많아질수록 손상은 커지게 되고 따라서 제하시에 많은 마찰이 발생하게 되는 것이다. 또한 하중방향에 수직하게 발생한 모재균열에서 발생하는 마찰음보다 섬유와 모재 사이에서 발생한 계면균열이 제하에 의하여 제자리를 찾아갈 때 훨씬 많은 마찰음을 발생하게 된다. 더욱이 모재균열의 가교역할을 하던 섬유가 파단된다면 풀아웃(pull-out)된 섬유가 파면위에 돌출되어 제하시에는 상대 파단면과 더욱 많은 마찰을 일으키게 되고 파단된 섬유가 많을수록 제하시의 저진폭의 AE가 많이 검출된다. 따라서 본 시험재에서 보여주는 바와 같이 저진폭 신호만이 검출되고 FR값과 DF값이 건전성을 유지하는 1번째 하중-제하 사이클에서는 소량의 모재균열에 의한 손상이 발생되고, 중진폭 신호가 검출되어 K값과 DF값이 점진적으로 변화하는 2~5번째 하중-제하 사이클에서는 계면분리 혹은 층간박리에 의한 손상이 축적되는 것으로 추정된다. 특히 고진폭 신호가 집중적으로 검출되고 FR과 DF값의 급격한 변화가 일어나 심각한 손상을 표시하는 6번째 하중-제하 사이클에서 모재균열의 가교역할을 하던 섬유가 파단된 것으로 추정할 수 있다. 이와 같은 결과를 확실하게 규명하기 위하여 AE신호 진폭분석의 결과와 비디오 마이크로 스코프에 의해 녹화된 파괴과정을 비교, 분석할 필요가 있다.

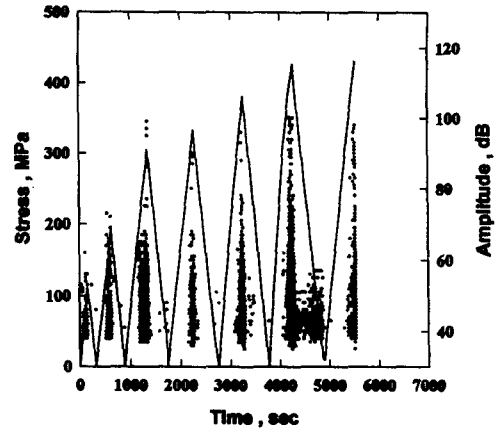


Fig. 2 Loading history and amplitude distribution of AE signal during loading-unloading test on $(2a/W) = 0.3$

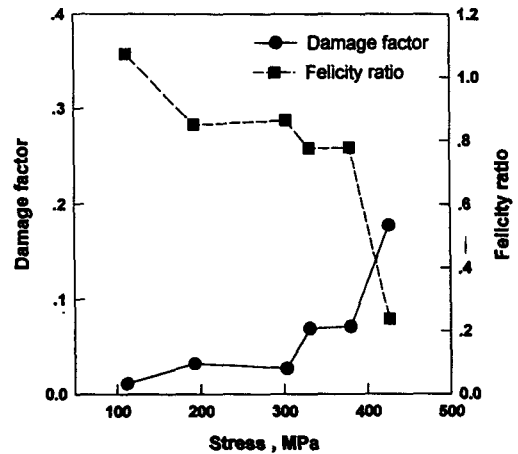


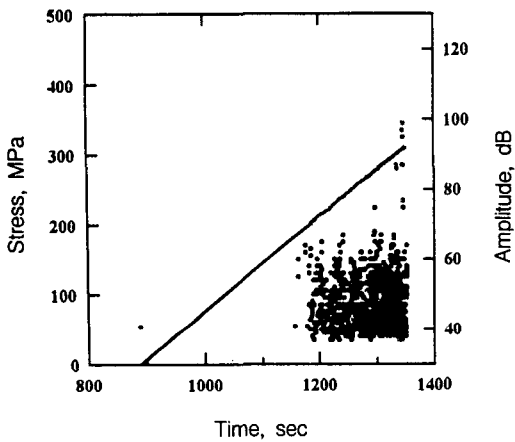
Fig. 3 The change of felicity ratio and damage factor for $(2a/W) = 0.3$

3.2. AE신호 진폭분포와 파괴기구

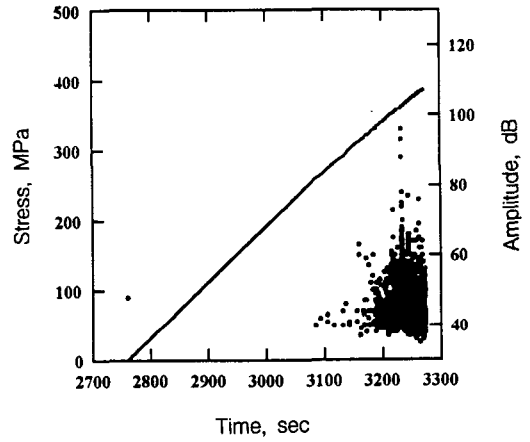
Fig. 4는 $(2a/W)$ 가 0.3인 시험편에 대하여 하중-제하의 형태로 하중을 가하였을 때 대표적인 시간-응력곡선과 시간-AE신호의 진폭분포를 나타낸 그림이다. 1번째 하중-제하 사이클에서 초기의 짧은 선형영역까지 AE신호가 발생하지 않다가 점차적으로 60dB이하의 저진폭 AE신호가 발생하기 시작하였다.

2번째 하중-제하 사이클에서도 발생빈도가 높아졌을 뿐 여전히 저진폭의 AE신호만이 발생하는 경향을 보였다. 2번째 하중-제하 사이클에서의 최대응력 점은 192MPa이었고 3번째 하중-제하 사이클에서는 Fig. 4(a)에서 보여주는 바와 같이 응력이 170MPa이 되는 1140초까지 AE신호가 나타나지 않다가 1140초(19:00)부근에서부터 1320초(22:00)까지 저진폭의 AE신호가 대부분을 차지하고 60~90dB의 중진폭 AE신호가 소량 검출되었다. 또 이 부분에서는 시간-응력 곡선도 비선형을 보이기 시작하였고

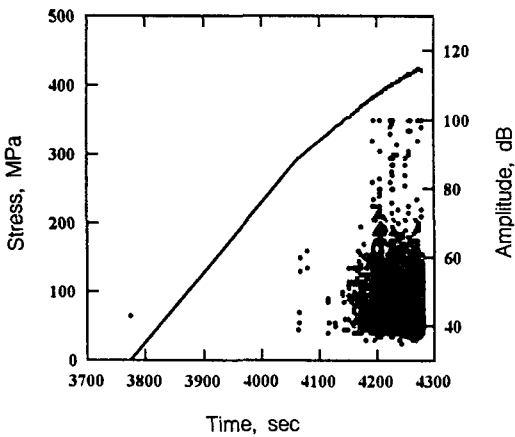
1330초(22:10) 부근에서 작은 양의 고진폭 신호들과 중진폭 신호들이 검출되고 있다. Fig. 4 (b)의 5번째 하중-제하 사이클에서는 3240초(54:00)에서 고밀도의 중진폭 AE신호와 더불어 고진폭 AE신호가 검출되었다. 시간-응력 곡선도 좀 더 심한 비선형을 보였다. Fig. 4 (c)의 6번째 하중-제하 사이클에서는 4190초(1:09:56)~4210초(1:10:07)사이에서 고밀도의 고진폭 AE신호와 고밀도 중진폭 AE신호가 집중적으로 검출되었다. 그 이후에서도 고진폭과 중진폭의 AE신호는 연속적으로 검출되고 있으나 낮은 밀도이다.



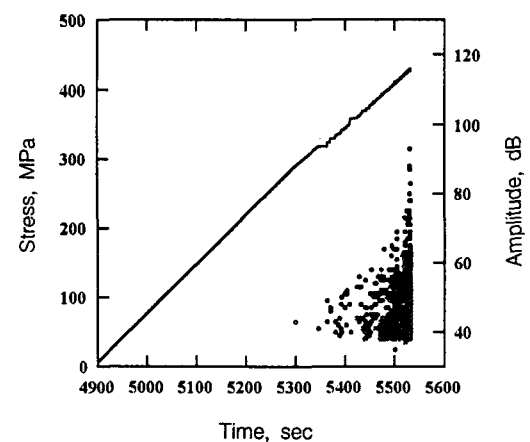
(a) third loading



(b) fifth loading

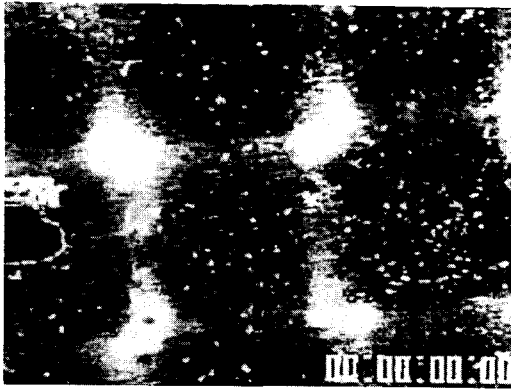


(c) sixth loading

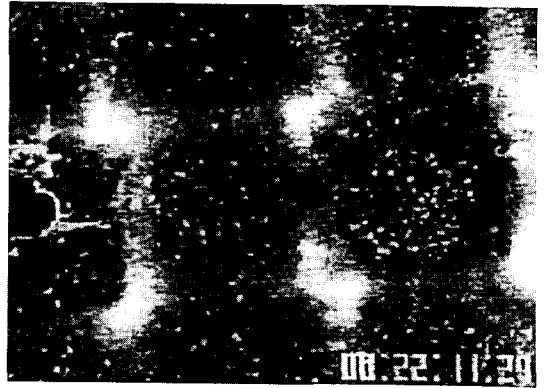


(a) seventh loading

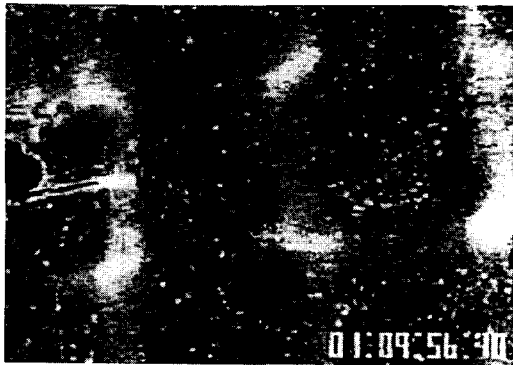
Fig. 4 Load-history and amplitude distribution of AE signal at the (a) third, (b) fifth, (c) sixth, (d) seventh loading-unloading cycle



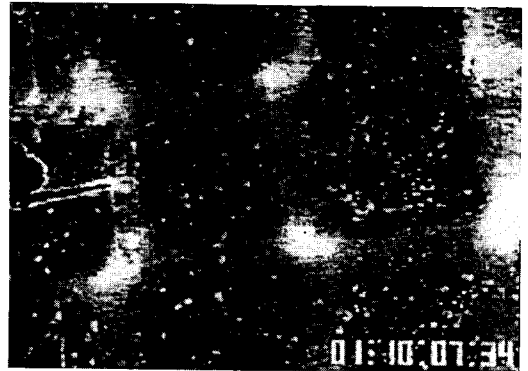
(a)



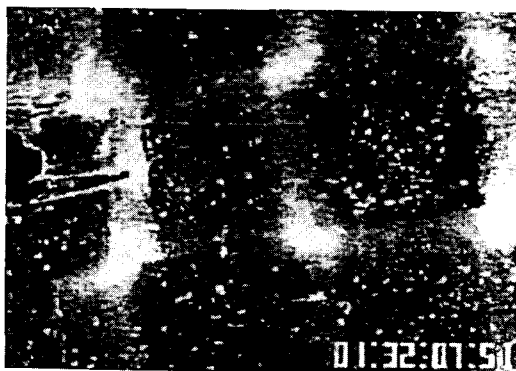
(b)



(c)



(d)



(e)



(f)

Fig. 5 Photographs of fracture process taken by using video microscope in real time
(a) 0sec, (b) 1331sec, (c) 4196sec, (d) 4207sec, (e) 5527sec, (f) 5537 sec

시간-응력 곡선은 심한 비선형을 보였다. Fig. 4(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 경우 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 섬유에 의해 방출되는 에너지는 훨씬 클 것으로 추정할 수 있다.

따라서 섬유가 파단될 때 검출되는 AE신호 에너지는 모재의 파단시에 검출되는 AE신호 에너지보다 크며 AE신호 에너지는 식(3)과 같이 AE신호 진폭의 제곱에 비례하므로 섬유의 파단시에 발생하는 AE신호의 진폭이 모재의 파괴시에 발생하는 AE신호의 진폭보다 훨씬 크게 나타나는 것이다.

$$E_{AE} = \frac{1}{R} \int_{t_s}^{t_e} V_p^2 dt \dots\dots\dots (3)$$

위 식에서 t_s 는 AE신호의 시작시간, t_e 는 AE신호의 종료시간, V_p 는 진폭전압, R은 회로의 임피던스이다. 따라서 고진폭의 AE신호가 검출되는 3240, 4190~4210, 5560초에서 섬유의 파단현상이 일어난 것으로 추정된다. 또 일반적으로 섬유강화 복합재료의 섬유파단 전후에 하중방향과 평행한 종방향 균열 (debonding or delamination)이 발생되므로 고진폭 AE신호와 동시에 검출되는 중진폭의 AE신호는 모재-섬유 분리 혹은 층간박리 현상으로 추정된다.

따라서 저진폭의 AE신호는 모재의 미세균열 발생이 그 원인이라고 생각할 수 있다.

이러한 추정을 명확히 하기 위하여 비디오 마이크로스코프에서 녹화한 균열전단의 거동을 관찰하여 보았다. Fig. 5의 (a)는 하중을 가하기 이전의 시험편 노치전단의 상태이다. Fig. 5(b)는 3번째 하중-제하 사이클의 1331초에서 갑자기 발생한 하중방향에 평행한 종방향 균열을 보여주고 있다. 또 하중방향에 수직인 횡방향의 균열은 1번째, 2번째 하중-제하 사이클과 1331초 이전까지 서서히 성장하여 왔다. 아직은 횡방향 균열의 입구가 열리지 않는 것으로 보아 모재의 균열첨단부 뒤에 남아 있는 섬유가 파단되지 않고 가교의 역할을 충분히 하고 있는 것이다. Fig. 5(c)와 (d)는 각각 6번째 하중-제하 사이클

의 4196초와 4207초에서 찍은 사진으로 4196초 이전까지는 3240초에서 발생한 횡방향 주균열의 개구상태를 유지하고 있다가 4197초와 4206초에서 두번에 걸쳐 이미 발생되어 있는 모재균열을 따라 극히 짧은 시간에 주균열이 급속히 성장하였다. 이러한 현상은 이미 발생되어 있는 모재의 균열첨단부 뒤에서 섬유가 파단되지 않고 가교역할을 충분히 하고 있다가 4197초와 4206초에서 섬유의 가교가 끊어지면서 균열의 개구가 크게 일어나는 것이다. Fig. 5(e)와 (f)는 최종파단 사이클의 5527초와 5537초에서 균열 거동을 관찰한 사진이다. 위사를 따라 성장하던 주균열이 경사를 만남으로서 더 이상 성장하지 못하고 10초 동안 섬유방향을 따라 성장하는 계면분리 현상을 나타내고 있다. 이렇게 성장하던 종방향 균열이 다시 횡사를 만남으로서 더 이상 균열이 종방향으로 성장하지 못해 주균열 선단에 있는 섬유에 응력이 집중되어 23초 후인 2560초에 순간적으로 완전 파단에 이르게 된다.

위의 결과로 볼 때 1331초 이전에 발생한 저진폭 AE신호는 모재의 파괴에, 1331초와 5540초까지의 중진폭의 AE신호는 모재-섬유분리 현상에, 그리고 3240초, 4196초, 4207초 5560초에서의 고진폭 AE신호는 섬유의 파단에 대응되어 AE신호 분석의 결과와 비디오 마이크로스코프에 의한 손상 및 파괴기구의 분석결과와는 완전히 일치될 뿐만 아니라 DF값과 FR값의 경향과도 좋은 일치를 보였다. 또한 이러한 결과는 Tsuda¹¹⁾, Takajima와 P. Bowen¹²⁾의 연구 결과와도 좋은 일치를 보이고 있다.

3.3. 파괴인성 실험에서 하중-변위 곡선 및 AE신호 진폭분포 분석결과

Fig. 6의 (a), (b), (c), (d)는 (2a/W)가 0.2, 0.3, 0.4, 0.5인 시험편에 대하여 0.1mm/min의 크로스헤드 속도로 인장하중을 가하였을 때 하중-변위 곡선과 AE신호의 진폭분포에 대한 그림이다. 선형 탄성 구간에서 하중-변위 곡선의 기울기는 (2a/W)가 증가함에 따라 점차 감소되고 각각의 곡선에서 팝-인(pop-in)현상으로 보이는 불연속점들을 지나서 최대 하중점에 도달하게 된다. 또한 재료는 팝-인현상으로 보이는 불연속점을 지나기 이전에 이미 미세한 비선형 거동을 보인다.

한편, AE신호를 고려하여 보면 (2a/W)에 관계없

이 하중의 초기부분에서는 AE신호가 나타나지 않는 것으로 보아 시험기로부터 들어오는 잡음은 완전히 제거된 것으로 보인다. 하중이 증가함에 따라 점차적으로 60dB이하의 저진폭 AE신호가 발생하기 시작하였다. 저진폭 신호의 발생빈도가 많아지고 중진폭 신호가 검출되기 시작함에 따라 하중-변위 곡선은 서서히 비선형성을 보이기 시작하고 계속해서 중진폭 신호와 고진폭 신호가 검출되기 시작한다. 특히 연속적인 고진폭 신호가 검출되는 영역과 하중-변위 곡선의 팽-인이 일어나는 부분은 아주 정확히 일치하고 있다. 연속 고진폭 신호는 $(2a/W)=0.2, 0.3, 0.4, 0.5$ 의 시험편에 대하여 각각 12500N, 10000N~10500N, 8100N~8300N, 7100N~7400N의 범위에서 연속적으로 검출되었고 하중-변위 곡선의 팽-인점

은 각각의 시험편에서 12533N, 10000N, 8081N, 7126N으로 나타났다.

따라서 하중-제하 실험의 결과에서 검출된 AE신호가 저진폭, 중진폭, 고진폭의 순서로 일어나고 이것이 모재의 파괴, 계면분리, 섬유다발의 파단과 대응되는 것으로 분석할 수 있다.

이렇게 대응되는 결과를 기초로 하여 결과를 관찰하여 보면 아무런 결함도 발견되지 않는 구간을 거쳐 저진폭 신호의 발생빈도가 낮은 범위에서는 노치선단의 시험편 내부에서 모재의 미세균열 발생에 의해 손상은 누적되지만 스트레인 게이지의 감도로는 측정이 불가능하고, 모재균열에 의한 손상이 누적되고 모재의 미세균열이 서로 연결되어 모재의 미세균열이 하나의 주된 균열로 성장함에 따라 저진폭

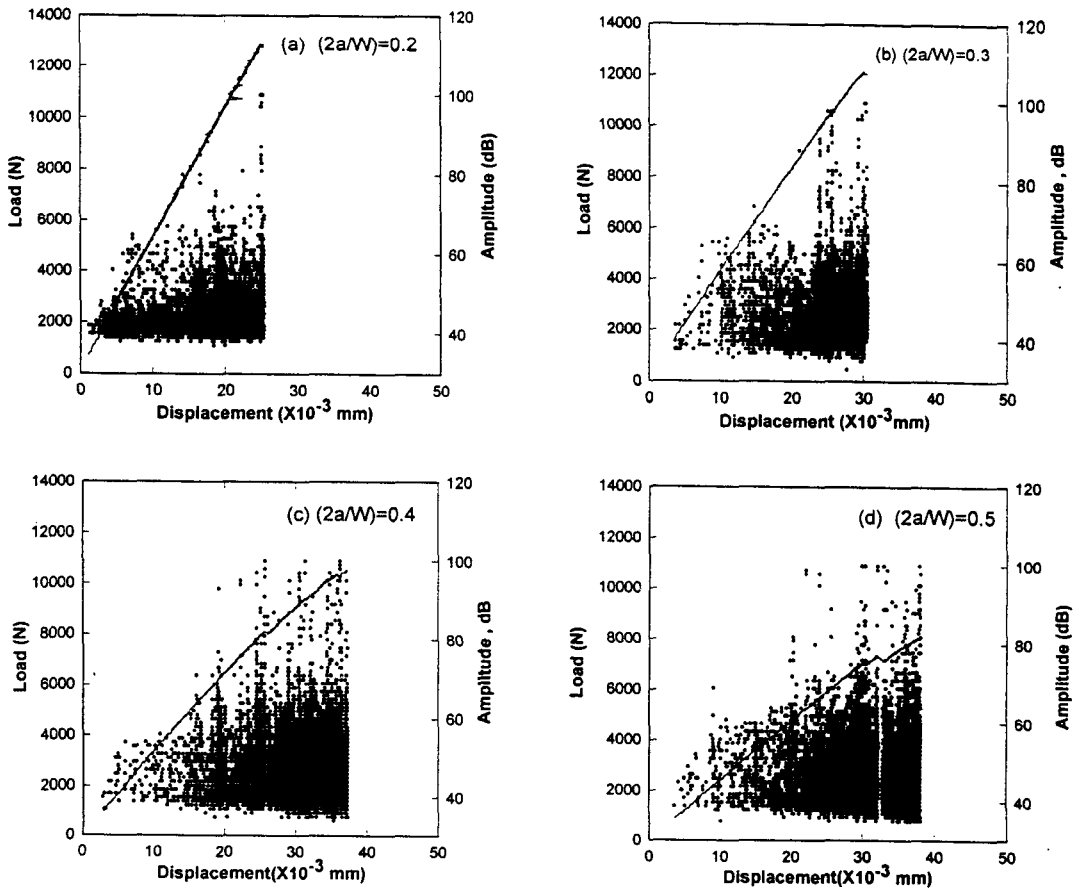


Fig. 6 Load-displacement curve and amplitude distribution of AE signal for (a) $(2a/W) = 0.2$, (b) 0.3 , (c) 0.4 , (d) 0.5 during the test

신호의 발생빈도가 높아짐과 동시에 60dB이상의 증진폭 신호가 검출된다. 이때부터 하중-변위 곡선은 아주 미세하게 비선형 거동을 나타내기 시작하는 것으로 나타났다. 또 여러 연구자에 의해 섬유유의 파단에 대응되는 것으로 알려진 90dB이상의 고진폭 신호가 발생한 지점에서 섬유유의 파단에 의한 것으로 알려진 팝-인 현상이 나타나 좋은 일치를 보여주고 있다.

3.4. 파괴기구와 균열진전 저항곡선

섬유강화 복합재료의 파괴해석에 선형탄성 파괴역학을 적용할 때 당면한 가장 큰 문제는 균열의 성장이 평면형태가 아닌 비평면의 복잡한 형태로 나타난다는 것이다. 본 연구에서도 역시 균열은 여러 가지 파괴기구의 양상을 나타내었으며 이에 모재의 미세균열에 의한 응력의 완화, 균열가교 현상에 의한 주균열 성장의 저항 등에 의해서 주균열 진전에 저항을 증가시키는 역할을 하는 손상영역의 개념을 도입하여 여러 가지 파괴기구에 의한 비평면형태의 균열을 평면형태의 균열성장으로 이상화한 유효균열길이의 개념을 도입하여 균열진전 저항곡선을 구함으로서 주균열 성장 개시점과 파괴인성 평가를 시도하였다. 각 시험편의 하중-변위 곡선으로부터 짧은 선형구간을 취하여 이 부분에서의 컴플라이언스 (compliance)를 식(4)와 같이 구한다.

$$C = \frac{\delta}{P} \dots\dots\dots (4)$$

여기서 C는 컴플라이언스 δ 는 스트레인 게이지로부터 구한 변위량이다.

Fig. 7은 (2a/W)가 0.2, 0.3, 0.4, 0.5의 경우에 해당되는 컴플라이언스를 이용하여 얻은 컴플라이언스 곡선이다. 이 때 구해진 컴플라이언스 곡선의 방정식은 다음과 같다.

$$\frac{\delta}{P} = A \left[\frac{2a}{W} \right]^2 + B \left[\frac{2a}{W} \right]^2 + C \dots\dots\dots (5)$$

여기서 A=1.756, B=-0.4859, C=0.2243으로 구하여진다.

식(5)와 같이 유효균열을 찾는 컴플라이언스 방정식에 각 시험편에서 인장하중을 받아 최종파단에 이

르기까지 나타낸 각 점에서 구한 씨컨트 컴플라이언스를 대입함으로써 양의 값을 갖는 (2a/W)를 찾고, 여기에 시험편의 폭, W를 대입하여 구한 a를 유효균열길이(a_{eff})로 결정하였다. 이렇게 결정된 유효균열길이와 그때의 하중 값으로 식(6),(7)¹³⁾에서 K_r 값을 구하였다.

$$K_r = \frac{P}{Wt} \sqrt{\pi a_{eff}} f\left(\frac{a_{eff}}{W}\right) \dots\dots\dots (6)$$

$$f\left(\frac{a_{eff}}{W}\right) = (1 + 0.122 \cos^4 \left[\frac{a_{eff}}{W} \right]) \sqrt{\frac{W}{\pi a_{eff}} \tan\left(\frac{\pi a_{eff}}{W}\right)} \dots\dots\dots (7)$$

여기서 P는 유효균열길이에 대응되는 하중 값이며 W는 시험편의 폭, t는 시험편의 두께이다.

평면응력 상태에서 균열의 성장에 따라 균열진전의 저항력이 변하며 파괴가 일어나기 전의 안정성장 단계를 지나는 동안은 에너지 방출율(\mathcal{E})이 균열진전 저항력(R)과 같으며 이때의 \mathcal{E} 는 식(8)과 같이 표현된다.

$$\mathcal{E} = \frac{\pi \sigma^2 a}{E} \dots\dots\dots (8)$$

균열이 성장하는 동안 σ 와 a는 동시에 증가하고 $\mathcal{E} = R$ 이므로 균열성장에 대한 저항도 증가하게 될 것

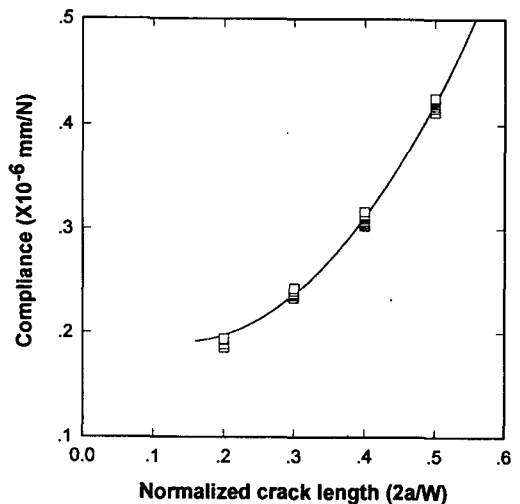
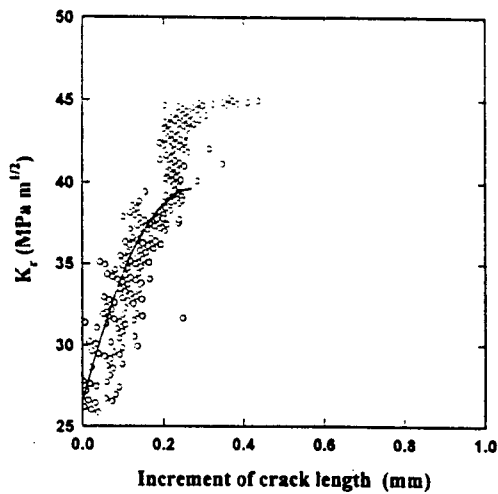


Fig. 7 Initial compliance of each (2a/W) specimen obtained from the displacement measurement

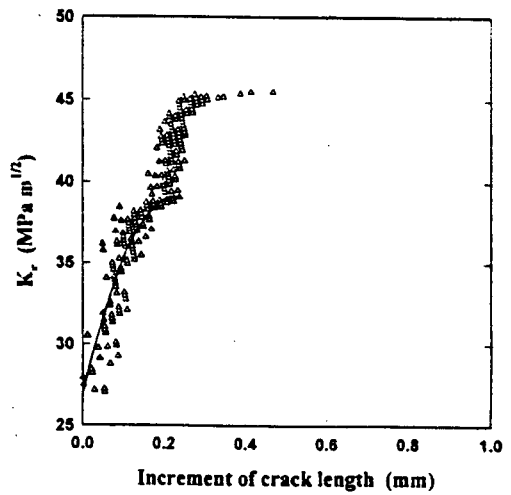
이다. 따라서 이론적으로 균열을 진전시키는 힘이 재료의 고유저항보다 크게 되면 이때 최종파괴가 발생하게 된다.

Fig. 8의 (a), (b), (c), (d)는 각각 $(2a/W)=0.2, 0.3, 0.4, 0.5$ 인 시험편에 대한 균열진전 저항곡선으로서 10개의 데이터 당 1개씩 샘플링하여 나타내었다. 초기노치의 길이에 관계없이 거의 일정한 양상을 나타내며 R곡선을 통한 복합재료의 파괴특성 평가가 가능함을 보여주고 있다. 각 파괴기구에 대한 균열진

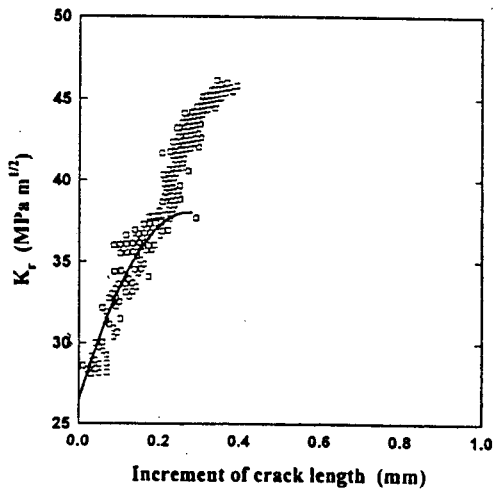
전 저항곡선의 특성을 이해하기 위하여 대표적으로 Fig. 8 (b)의 $(2a/W)=0.3$ 인 경우를 상세히 고찰하여 보면, 고밀도의 저진폭 AE신호와 중진폭 AE신호가 검출되기 시작하고 하중-변위 곡선이 비선형 구간을 보이기 시작한 6200N으로부터 조금 더 지난 7300N에서부터 R곡선은 균열의 증분이 시작되는 것으로 나타났다. 이는 노치 주변의 손상영역에서 발생하는 모재의 미소균열과 계면과 층간에서 미소균열이 발생하고 이러한 미소균열이 합체되기 시작하



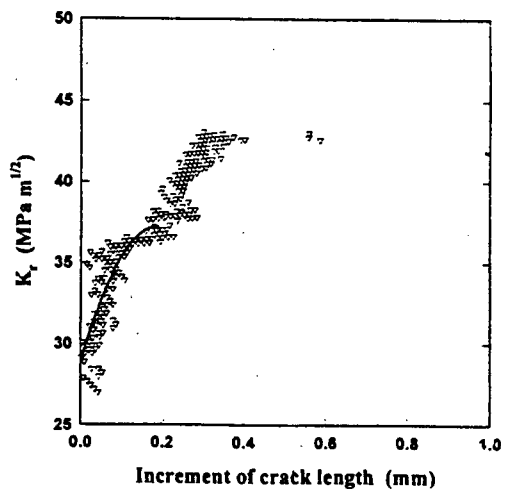
(a) $(2a/W) = 0.2$



(b) $(2a/W) = 0.3$



(c) $(2a/W) = 0.4$



(d) $(2a/W) = 0.5$

Fig. 8 Crack growth resistance curves for each $(2a/W)$ value

여도 보강섬유에 의한 균열가고 현상 때문에 변위의 증분이 크지 않으므로 스트레인이계이지에서는 이러한 미소변위의 증분을 검출하기는 어렵다. 따라서 컴플라이언스에 의해 계산된 유효균열의 진전은 모재균열 합체의 시발점보다 조금 늦게 나타나는 것으로 사료된다. 그 후 균열진전 저항의 증가율이 급속히 감소하였다가 다시 상승하는 형태를 보이며 이 부분에서 또한번의 불안정 균열성장이 이루어지는 것처럼 보인다. 따라서 이 부분에서 K_{Ic} 과 유효균열길이로 계산하여 그때의 하중값을 역추적한 결과, 10200N에서 10500N사이에서 일어난 현상으로 판명되었다. 이 하중범위에서 AE신호 특성은 고진폭과 증진폭이 집중적으로 검출되어 섬유다발의 파괴시점을 나타내었고 하중-변위 곡선은 팝-인현상을 보였으며 비디오 마이크로스코프에 의하여 녹화된 파괴 과정을 살펴본 결과, 진전된 모재균열에 저항으로 작용하고 있던 균열가고 섬유다발이 급속하게 파단되면서 균열의 개구현상이 아주 짧은 시간에 형성되었다. 이 하중범위를 지나면 다른 섬유다발의 저항에 의해 균열진전은 멈추게 된다. R곡선에서는 10500N이후 유효균열이 아주 느리게 안정성장을 진행하면서 균열진전 저항이 다시 증가하는 것으로 나타나고 있는데 AE신호 분석에서도 섬유/모재분리 혹은 층간박리를 의미하는 증진폭 신호와 모재균열을 의미하는 저진폭 신호만이 검출되었고 비디오 마이크로스코프에 의하여 녹화된 파괴과정의 분석에서도 균열길이의 변화는 아주 작았고 개구량만 증가하는 현상을 보였다. 이러한 결과를 종합하여 불균열 선단부의 또다른 섬유다발들의 가교역할로 인하여 균열진전에 대해 저항하며 균열은 횡방향으로 계속 성장하지 못하고 섬유/모재의 계면이나 층간을 따라 종방향으로 성장할 것으로 사료된다. 그 후 하중이 최종파단 하중의 99.5%인 12100N에서 R곡선의 기울기는 감소하면서 K_{Ic} 값은 더 이상 증가하지 않고 비교적 일정한 값을 유지하다가 아주 짧은 시간 후에 불안정파괴에 이르게 된다. 이 구간에서도 AE신호 분석에서는 섬유의 파단을 의미하는 고진폭 신호가 집중적으로 발생한 후 최종파단으로 이어졌고 비디오 마이크로스코프의 관찰에서도 12100N(10:00)에서 균열의 급격한 성장을 시작하여 2초후 불안정 파단으로 이어졌다.

연속섬유강화 복합재료의 경우 모재의 균열성장, 섬유/모재분리, 층간박리, 섬유파단등의 기구들이 연

속 반복적으로 발생함에 따라 균열이 안정성장과 불안정성장을 반복하게 된다. 그러므로 복합재료는 하나의 균열이 발생하여 안정성장을 한 후 이어서 불안정성장으로 이어지는 급속재료와는 근본적으로 다른 파괴과정을 보인다. 이전의 연구자들은 급속재료의 균열성장 개념을 파괴기구의 고찰없이 복합재료에 적용함에 따라 하중-변위 곡선의 불연속점이나 "딱"하는 소리로 판단한 팝-인점을 균열성장 개시점으로 평가하였을 뿐만 아니라 이렇게 발생한 균열이 급속에서와 마찬가지로 안정성장을 거쳐 불안정파괴로 이어진다고 평가하였다. 그러나 섬유강화 복합재료에서는 팝-인점 이전에 모재, 층간 그리고 모재/섬유의 계면에서의 손상누적과 균열의 발생 등에 의하여 섬유가 파단되는 팝-인현상이 일어나기 이전에 하중-변위 곡선은 비선형 거동을 보일 뿐만 아니라 균열은 이미 안정성장을 보이게 되는 것이다. Table 1은 $(2a/W)=0.2, 0.3, 0.4, 0.5$ 의 각 시험편에 대한 AE신호 분석과 하중-변위 곡선에 의해서 평가된 균열성장 개시점, 팝-인점 그리고 최대하중점에서의 하중값을 보여주고 있다. 모재균열의 성장 개시점은 초기노치 길이에 관계없이 최대하중에 대해 $55\pm5\%$ 의 범위에서 일어난다. 그리고 팝-인현상은 $(2a/W)=0.2$ 인 경우 초기노치가 없는 시험편과 같이 거의 최대하중점 부근에서 발생했고 나머지 시험편에서는 최대하중의 $80\pm6\%$ 의 범위에서 발생하였다.

Table 1 Summary of crack initiation load, pop-in load and maximum load determined by AE signal analysis for each initial notch length

P (2a/W)	P_{AE} (N)	P_{AE}/P_{max} (%)	P_{POP} (N)	P_{POP}/P_{max} (%)	P_{max} (N)
0.2	7507	58	12533	97	12903
0.3	6200	51	10000	82	12180
0.4	5270	50	7847	74	10540
0.5	4684	57	7027	86	8104

Table 2에서는 R곡선으로부터 구한 균열성장 개시점에서의 균열성장 저항값(K_{mi}), 1차 불안정성장 개시점에서의 균열성장 저항값(K_{ci}), 그리고 2차 불안정성장 개시점 즉, 임계균열에서의 파괴인성치(K_{Ic})를 나타내고 있으며 또한 이러한 각각의 K 값을 결정하는 하중값을 각각의 경우에 대해 나타내고 있다.

Table 2 K_{mi} (SIF of crack initiation point), K_{ci} (SIF of the first unstable crack growth point), K_c (fracture toughness) and load of each point determined by crack resistance curve

K ($2a/W$)	K_{mi} ($MPa\sqrt{m}$)	P_{mi} (N)	$\frac{P_{mi}}{P_{max}}$ (%)	K_{ci} ($MPa\sqrt{m}$)	P_{ci} (N)	$\frac{P_{ci}}{P_{max}}$ (%)	K_c ($MPa\sqrt{m}$)	P_c (N)	$\frac{P_c}{P_{max}}$ (%)
0.2	26.52	8386	64	39.11	12533	97	45.42	12884	99.8
0.3	26.94	7320	60	39.03	10153	86	45.71	12121	99.5
0.4	26.47	6148	58	38.01	8081	76	45.96	9962	94.5
0.5	28.89	5246	64	37.27	7167	88	43.08	8057	99.4

여기서 구해지는 균열성장력곡선은 식(6),(7)에 의해 구해지며, 식(6),(7)에 하중값을 변화시켜 가면서 이미 구한 유효균열의 성장길이를 적용하여 R곡선과 접하게되는 균열성장력곡선을 찾을 수 있다. K_{mi} , K_{ci} 그리고 파괴인성 (K_c)의 값들은 각각 26.5~29 $MPa\sqrt{m}$, 37~39.1 $MPa\sqrt{m}$, 43~45.9 $MPa\sqrt{m}$, 의 범위로 거의 일정하게 나타났다. 균열성장 개시하중과 팽-인 하중들은 최대하중과의 비율로 나타내었을 때 R곡선으로부터 평가된 경우가 AE신호에 의해 평가된 경우보다 각각 약 8%와 2% 정도 높게 나타나 좋은 일치를 보여주고 있다. 이와 같이 약간의 오차를 보이는 이유는 스트레인게이지의 경우 내부에서 일어나는 균열의 성장거동에 대해 민감하게 반응할 수 없으나 AE는 어떠한 경우든지 신호를 검출할 수 있기 때문이다. 또 파괴인성치로 판단된 임계하중이 최대하중값에 비해 평균 1.7%작게 나타나 최대하중값으로 파괴인성치를 결정할 경우 작은 오차가 발생할 수 있는 것으로 판단된다.

4. 결론

평직탄소섬유강화 복합재료의 정확한 파괴인성평가를 위해 비규칙, 비평면으로 나타나는 균열의 형태를 유효 균열길이로 이상화하여 평가하였으며, 구체적인 파괴기구의 이해를 위하여 비파괴 검사법인 AE법을 근거로 하여 균열성장 저항곡선을 구하였다. 하중-제하실험을 통해 펠러스티비(FR)와 손상계수(DF)로 손상을 나타내었을 때 모재/섬유의 분리보다는 섬유파단이 중대한 손상으로 나타났으며 이 두가지의 파라미터로 손상의 정도를 규명할 수 있는 기준으로 유용히 사용할 수 있음을 확인하였다. 또

한 AE신호의 진폭분포와 비디오 마이크로스코프를 사용한 균열진전기구의 분석을 비교 검토한 결과 AE의 저진폭, 고진폭 신호가 각각 모재균열, 섬유파단에 대응되는 것으로 확인하였다. 이러한 AE분석법의 유용성을 균열성장 저항곡선(R-curve)에 적용하여 정확한 파괴기구에 기초하여 구한 평직 탄소섬유강화 복합재료의 균열성장 개시점의 응력확대계수, 팽-인점에서의 응력확대계수 및 파괴인성치는 각각 27.2 $MPa\sqrt{m}$, 38.4 $MPa\sqrt{m}$, 44.5 $MPa\sqrt{m}$ 로 나타났으며 오차는 5% 이내로 되어 초기 노치의 길이와는 관계없이 거의 일정한 값을 갖는다. 또한 평직탄소섬유강화 복합재료에서 R곡선만 해석하여 팽인점을 균열성장 개시점으로 간주한 기존의 방법은 AE법을 사용한 본 해석보다 균열개시점의 응력확대계수가 과대평가 될 수 있다.

후 기

본 논문은 1996년도 한국학술진흥재단의 공모과제 연구비에 의하여 연구되었으며, 이에 감사드립니다.

참고 문헌

- 1) J. E. Srawley, "Plane Strain Fracture Toughness", Fracture, M. Liebowitz, Ed., Academic Press (1969), pp. 45-69
- 2) M. J. Owen and P. T. Bishop, "Crack-Growth Re-lationships for Glass Reinforced Plastics and Their Application to Design", J. Phys. D : Appl. Physics, Vol. 7(1974), pp. 1214-1224
- 3) C. F. Harris and D. H. Morris, "Effect of

- Laminate Thickness and Specimen Configuration on the Fracture of Laminated Composites", ASTM STP 631(1986), pp. 310-330
- 4) 김광수, 김상태, "직물 탄소섬유강화 복합재료의 파괴특성에 관한 연구". 대한기계학회 논문집, 제16권, 제3호(1992), pp. 497-505
 - 5) D. H. Morris and H. T. Hahn, "Fracture Resistance Characterization of Graphite/Epoxy Composites", ASTM STP 617(1977), pp. 5-17
 - 6) S. Gaggar and L. J. Broutman, "Crack Growth Resistance of Random Fiber Composites", J. Composite Materials, Vol. 9(1975), pp. 216-227
 - 7) S. Gaggar and L. J. Broutman, "Fracture Toughness of Random Glass Fiber Epoxy Composites: An Experimental Investigation", Flaw Growth and Fracture, ASTM STP 631(1977), pp. 310-330
 - 8) S. Gaggar and L. J. Broutman, "Effect of Crack Tip Damage on Fracture of Random Fiber Composite", Mat. Sci. Eng., Vol. 21 (1975), pp. 177-183.
 - 9) 志波 光晴, 夏學, 岸 輝雄, "GFRP의 負荷-保持, 負荷-除荷의 AE特性", 日本複合材料學會誌, Vol. 14, No. 2(1988), pp. 63-72
 - 10) P. Pluvinage and J. A. Quenisset, "Numerical Simulation of the Tensile Behavior of 2D-SiC/SiC Cross-Ply Laminates", Journal of Composite Materials, Vol. 27, No. 2(1993), pp. 152-194
 - 11) 津田 浩, 岸 輝雄, "AEによるNicalon/PYREX 複合材料의 破壞過程의 評價", National Conference on Acoustic Emission, 日本非破壞檢査協會 (1993), pp. 169-174
 - 12) 高島 和希, P. Bowen, "SiC/Ti合金複合材料의 破壞および疲勞に伴うAE解析", National Conference on Acoustic Emission, 日本非破壞檢査協會 (1993), pp. 211-214
 - 13) H. Tada, P. C. Paris and G. R. Irwin, "The Stress Analysis of Cracks", Handbook, Del Research Corp., Hellertown Pa.(1973), pp. 2.6-2.7

Development of Fracture Toughness Evaluation Method for Composite Materials by Non-Destructive Testing Method

Y. T. Lee* and K. S. Kim**

* Department of Automobile, Yechon Junior College, Yechon 757-800

** Department of Mechanical Design, Taegu Future College, Taegu 712-250

Abstract. Fracture process of continuous fiber reinforced composites is very complex because various fracture mechanisms such as matrix cracking, debonding, delamination and fiber breaking occur simultaneously during crack growth. If fibers cause crack bridging during crack growth, the stable crack growth and unstable crack growth appear repeatedly. Therefore, it is very difficult to exactly determine the starting point of crack growth and the fracture toughness at the critical crack length in composites. In this research, fracture toughness test for CFRP was accomplished by using acoustic emission(AE) and recording of the fracture process in real time by video-microscope. The starting point of crack growth, pop-in point and the point of unstable crack growth can be exactly determined. Each fracture mechanism can be classified by analyzing the fracture process through AE and video-microscope. The more reliable method for the fracture toughness measurement of composite materials was proposed by using the combination of R-curve method, AE and video microscope.