

DCB 시험편을 이용한 평직 CFRP 복합재료의 손상 및 AE평가

윤유성 · 송상민 · 권오현*

부경대학교 대학원 안전공학과 · *부경대학교 안전공학과

1. 서론

신제품은 새로운 특성이나 기능을 갖는 소재가 개발됨으로 탄생된다. 새로운 특성을 갖는 재료가 개발되면 새로운 분야의 기술 개발로 지속적인 기술혁신을 이룰 수 있다. 반면 적절한 재료가 없는 경우 실용화를 이루지 못하는 경우도 있다. 이러한 결과 최근 구조물의 대형화와 고속화 등으로 국내외적으로 에너지의 절약과 성능향상 차원에서 기계 및 구조물의 경량화에 많은 연구가 활발하게 이루어지고 있다. 경량화는 기존의 금속재료를 대체한 새로운 재료인 복합재료를 사용함으로 인해 초대형 항공기의 등장을 눈앞에 두고 있다. 복합재료는 스포츠용품에서 항공기, 자동차 및 고속전철 등 산업에서의 그 사용이 급속히 증가하고 있다. 하지만 복합재료가 실제 구조물에 적용된 경우 기존의 금속재료에서 볼 수 없는 문제점들을 가지고 있다. 특히 복합재료의 적층분리(Delamination) 현상은 빈번히 나타나는 손상 중의 하나이다.¹⁾ 따라서, 안전성의 측면에서, 사용 환경과 목적에 부합되는 명확한 특성과 재료의 성질을 기초로 한 재료손상을 파악할 필요성이 있다. 복합재료의 적층분리에 대한 파괴인성 및 손상평가의 연구에 가장 많이 사용되고 있는 방법이 DCB(Double Cantilever Beam) 시험편이다.²⁾ 또한 결합 등의 파손을 초기에 파악할 수 있는 이러한 파손현상은 음향방출(Acoustic Emission, AE)법이 유용하게 적용될 수 있다.

직물구조 CFRP에 대한 적층분리의 연구로서는 Kinsey 등³⁾이 4×4 Twill 직물구조 CFRP에 압축력을 가해 충격 손상과 성장을 초음파와 방사선투과검사로 측정하였다. 이러한 초음파와 방사선투과검사의 경우 일정이상의 균열이 성장한 후 측정되며 실제 구조물에 적용되어 초기결함 검출과 실시간으로 손상을 평가하기에 다소 어려운 점이 있다. Lee 등⁴⁾이 AS4/PEEK 고인성 열가소성 복합재료에 대한 층간파괴를 정하중과 피로하중에서 Mode I 과 Mode II에서 실시간 결합 및 손상을 검출할 수 있는 AE를 이용하여 AE 특성을 비교·관찰하였다. 하지만 직물구조 섬유강화복합재료에 대한 여러 연구에서 복합재료의 층간분리와 같은 손상기구에 대한 명확한 파악은 아직 이루어지고 있지 않는 실정이다. 따라서 본 연구에서는 직물구조 CFRP 복합재료에 대해 DCB 시험편을 이용하여 층간분리 및 이에 대한 파손기구현상을 평가하기 위해 DCB 시험편 표면에 AE센서를 부착하여 AE신호를 비교·평가하였다. Fig. 1은 본 연구에서 사용된 평직 직물구조 CFRP 복합재료 적층판의 구조를 나타낸다.

2. 재료 및 실험방법

2.1 실험재료

실험재료로 사용한 직물구조 탄소섬유강화 프리프레그(woven carbon prepreg)는 국내 한국카본(주)에서 생산·시판되는 CF 3327 EPC(두께 : 0.27mm)를 이용하였으며 프리프레그의 섬유 및 수지의 함량은 Table 1에 나타낸다.

Table. 1 Composition of the fiber and resin in prepreg

Material	Fiber(Wt. gr/m ²)	Resin(Wt. gr/m ²)	R/C	Total(Wt. gr/m ²)
CF 3327 EPC	205	148	42±2	353

프리프레그는 가로·세로 각각 250×250mm로 절단하였다. 절단된 프리프레그는 DCB 시험편의 초기균열(a_0)을 삽입하기 위해 9플라이와 10플라이 사이에 테프론을 삽입하여 최종 18플라이로 적층하였다. 적층된 적층판은 성형판에 실리콘 오일(KS 707)인 이형재를 바른 후 열성형기(hot press)에서 성형온도와 게이지 압력을 각각 130℃, 5kg/cm²에서 90분간 성형하였고 잔류응력 완화, 뒤틀림 및 변형을 방지하기 위해 대기 중에 2시간이상 보존하여 최종 두께가 4mm로 되게 제작되었다. 복합재료는 시험기에 고정시키기 위해 다이아몬드 휠커터를 사용하여 절단가공 하였으며, Fig. 2와 같이 시험기 그림의 고정을 위해 접착면은 #100의 에머리-페이퍼로 거친 가공을 하고 자체 제작한 알루미늄 블록을 에폭시 수지인 아랄다이트(araldite)로 부착하였다. 또한 알루미늄 블록을 부착한 DCB 시험편은 전기로에서 90℃로 30분간 열처리를 수행하여 탭의 접합 강도를 강화시켜 시험편의 슬립을 방지하였다.

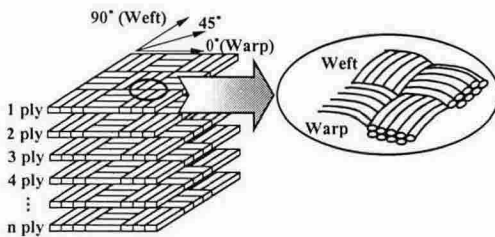


Fig. 1 Texture of plain woven CFRP laminate composite

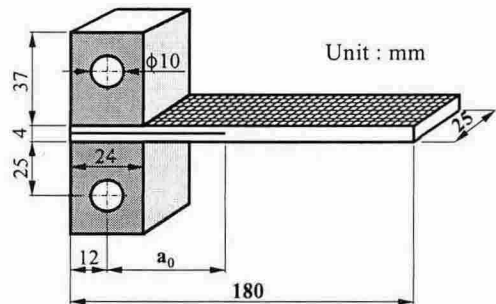


Fig. 2 Specimen configurations (DCB specimen)

2.2 실험방법

본 실험에 사용된 시험기는 만능동적시험기(H사, 50kN)를 사용하였으며 ASTM D

3039⁵⁾에서 추천하고 있는 방법인 변위제어 0.2mm/min로 행하여 졌다. 파괴시험 동안 균열성장길이 측정은 눈으로 직접 측정된 것으로 이동식 현미경(Japan, N사)을 이용하여 일정 균열성장 지점에서 측정하였다. 이때 시험편의 균열길이 측정면은 보다 정확한 관찰을 위해 #1000의 에머리-페이퍼로 연마하였다. 또한 이동식 현미경에서 측정된 균열길이는 디지털변환기를 거쳐 바로 PC로 저장하였다.

AE 측정은 PAC사의 AEDSP 32/16 보드를 장착한 PC 시스템을 사용하였다. 센서는 R15 센서로 100kHz에서 300kHz의 밴드패스필터를 사용하였다. DCB 시험편의 경우 AE 측정시 잡음을 고려하여 알루미늄 블록과 시험기 고정핀 사이에 그리스를 발라 시험기 운전시 고정부와 회전부에서 발생될 수 있는 잡음을 최소화하였다. 또한 실험 중의 모든 자료는 디지털제어기와 상용 DA 프로그램을 이용하여 PC에 입력되었다. Fig. 3은 실험장치의 개략도를 나타낸다.

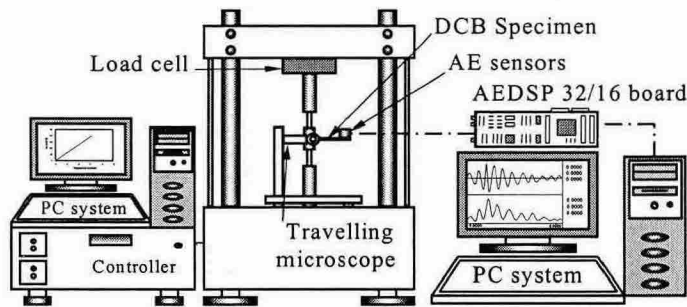


Fig. 3 Schematic diagram of experimental apparatus

3. 결과 및 고찰

3.1 파괴시험에 대한 손상평가

평직 CFRP 복합재료의 인장파괴시험에 의하여 구하여진 하중-하중선 변위의 관계 및 균열성장길이와의 관계를 Fig. 4에 나타내었다. DCB 시험편의 제작과정에서 삽입한 테프론의 초기균열길이(a_0)인 9.76mm까지 하중값이 0.35kN으로 비교적 급격히 상승하고 있다. 이후 하중의 증가가 다소 완화되어 최대인장하중인 0.53kN의 성장균열길이가 16.07mm까지 선형적으로 증가하였으며, 최대인장하중 이후 하중이 증가하다가 감소하는 형태로 비선형적으로 증가하면서 하중이 감소하는 지점에서 균열이 성장하는 것이 관찰되었다.

Fig. 5는 균열발생 및 진전의 결과를 모델화 한 것이다. Fig. 5(a)는 초기 균열의 형성을 나타낸 것으로 노치단을 기준으로 Fig. 1에서 제시한 직물의 weft 섬유면을 따라 균열이 성장하는 것을 알 수 있었다. Fig. 5(b)의 경우는 (a) 이후의 계속인 하중증가로 섬유방향이 0°인 warp 방향과 90°의 weft 섬유방향이 교차하는 부분에서는 일부분이 warp 섬유다발 속으로 균열이 성장하여 섬유소가 파단되고 이후 다시 weft 방향을 따

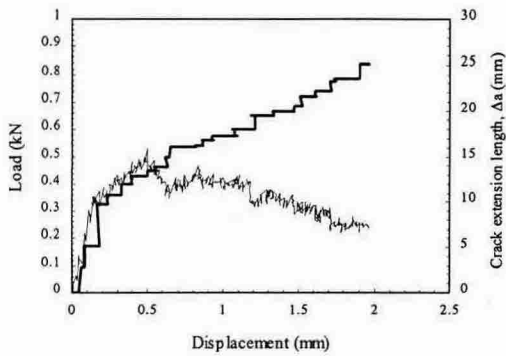
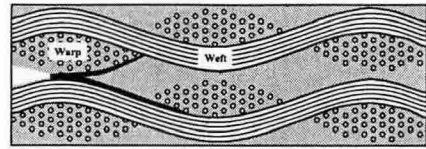
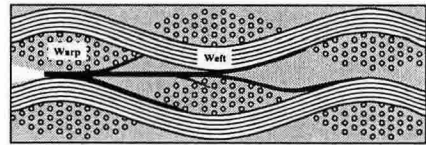


Fig. 4 Load-displacement and crack extension length variation of a fracture test



(a) initial crack



(b) crack propagation

Fig. 5 Schematic model of crack extension acquired from a fracture test

라 균열이 성장함을 나타낸다.

3.2 파괴시험에 대한 AE 특성

Fig. 6은 평직 CFRP 복합재료에 대하여 인장파괴실험시 6sec 동안 발생하여 얻어진 누적 AE count와 균열성장길이와의 관계를 나타낸 것이다. AE 특성 중 AE count는 재료 및 구조물의 손상의 빈도를 나타내는 척도로 이용될 수 있으며, 초기하중상태에서는 AE count의 발생이 없는 것으로부터 잡음은 최소화된 것이라 판단된다. 또한 초기 균열(a_0)인 균열단까지 테프론의 분리에 대한 누적 AE count가 6667로서 최대 누적 AE count에 비해 비교적 적은 발생량으로 시험편 전체에 많은 영향을 미치지 않는 것으로 판단된다. 초기균열 이후 균열이 성장함에 따라 누적 AE count 역시 상승하고 있으며, Fig. 4에서 하중이 감소하는 지점에서 성장되는 균열길이가 19.53mm에서 상대적으로 급속히 성장함으로 인해 누적 AE count 역시 39.3×10^4 으로 급상승하는 것으로 시험편에 가해지는 손상이 빈번하다는 것을 알 수 있다. 평직 CFRP 복합재료에서 최대 성장균열길이가 25.06mm까지 얻어진 최대 누적 AE count는 68.6×10^4 으로 얻어졌다.

Fig. 7은 평직 CFRP 복합재료에 대하여 파괴시험 동안 실시간 획득된 AE 특성 중 균열길이에 대해 측정된 AE 진폭과의 관계를 나타낸다. AE count량은 손상의 빈도를 나타낸다면 AE 진폭은 그 손상에 대한 크기를 나타낸다. 즉 AE 진폭의 크기는 균열 성장에 대한 손상의 크기를 나타내는 것이다.

AE count에서와 같이 초기하중상태에서 AE진폭은 설정한 threshold 이하의 저진폭으로 잡음은 최소화된 것으로 판단된다. 또한 초기균열길이가 삼입된 테프론 균열길이인 9.76mm 이후 약 40sec에서 45.4dB의 진폭이 발생됨을 알 수 있으며 균열이 성장하는 지점인 균열길이가 10.81mm로 성장될 때 57.5dB의 진폭이 발생되어 균열이 성장하

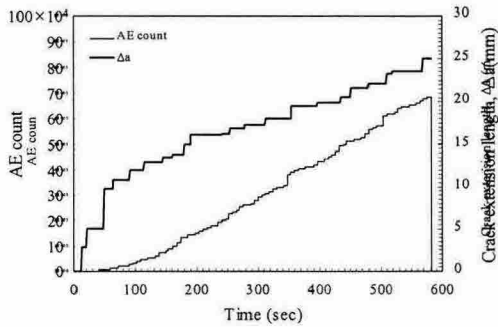


Fig. 6 AE count and crack extension length variation according to the time

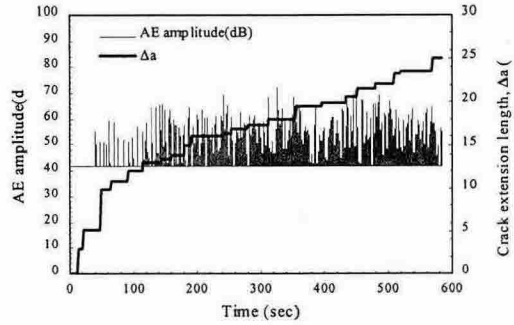


Fig. 7 The relationships AE amplitude and crack extension length of fracture test

는 지점에서 Fig. 5(b)에서와 같이 균열이 성장할 때 균열성장 방향에서 섬유방향이 0° 에 위치한 warp 섬유방향의 섬유다발 속으로 성장한 균열의 일부가 섬유파단에 의해 고진폭이 발생하는 것으로 판단된다. 또한 초기 테프론 균열성장 이후 균열이 성장되는 126sec 이후부터 균열성장의 고진폭 후 균열단에서 측정된 균열길이는 성장의 변화가 없으나 아직 파단되지 않은 섬유와 기지과피 등으로 평균 50dB의 진폭이 빈번하게 발생하는 것으로 판단된다. 또한 AE진폭에서 얻어진 최대 진폭은 72.5dB이다. 이와 같이 AE count와 진폭 등의 AE 특성으로 초기균열감지와 손상 정도를 실시간으로 알 수 있는 유용한 정보를 제공한다.

4. 결론

평직 CFRP 복합재에 대해 DCB 시험편을 이용하여 층간분리 및 이에 대한 손상현상을 평가하기 위해 인장파괴시험을 수행함과 동시에 AE센서를 부착하여 AE 특성을 계측하여 균열발생과의 관계에서 다음과 같은 결론을 얻었다.

- (1) 인장파괴시험에 의한 하중-하중선 선도가 초기균열길이인 9.76mm까지 0.35kN으로 급상승하였으며 최대인장하중인 0.53kN까지 비교적 안정적으로 선형적인 관계를 보이다가 이후 하중이 감소하는 위치에서 균열이 성장하였다.
- (2) 초기균열 이후 하중증가로 섬유방향이 0° 인 warp 방향과 90° 의 weft 섬유방향에 교차하는 부분에서는 일부분이 warp 방향의 섬유다발 속으로 균열이 성장하여 섬유소가 파단되고 이후 다시 weft 섬유방향을 따라 균열이 성장함을 알 수 있었다.
- (3) 최종 실험 종료시 최대 균열길이가 25.06mm까지 누적 AE count 발생량은 초기 균열단까지 누적 AE count가 6667에서 균열성장길이는 9.76mm, 하중이 감소하는 지점에서 성장되는 균열길이가 19.53mm에서 누적 AE count는 39.3×10^4 으로 급상승하여 최대 누적 AE count는 68.6×10^4 으로 얻어졌다.

- (4) 시간과 주파수 분석에서 초기균열길이가 삽입된 테프론 균열길이인 9.76mm 이후 약 40sec에서 45.4dB의 진폭이 발생하여 최대 AE 진폭은 72.5dB로 나타났다.

참고문헌

- [1] C. T. Sun and M. G. Manoharan, "Growth of Delamination Cracks due to in [90/0/90] Laminate", Journal of Composite Materials, Vol.17, pp.127~136, 1983
- [2] Paul E. Keary and Larry B. Ilcewicz, "Mode I Interlaminar Fracture Toughness of Composites Using Slende Double Cantilevered Beam Specimens", Journal of Composite Materials, Vol.19, pp.145~177, 1985
- [3] A. Kinsey, D. E. J. Saunders and C. Soutis, "Post-impact Compressive Behaviour of Low Temperature curing Woven CFRP Lamina", Journal of Composite Materials, Vol.26, pp.661~667, 1995
- [4] Kang Yong Lee and Tae Ik Son, "AE Characteristics on Interlaminar Fracture of Thermoplastic Composites Material", Journal of KSCM, Vol.6, No.1, pp.29~39, 1993
- [5] Standard test method for "tensile properties of polymer matrix composite materials", ASTM D 3039, 2000