

4점굽힘 CNF 시험편을 이용한 CFRP적층 복합재 모드 II 층간파괴

권오현[†] · 강지웅 · 태환준 · 황용연* · 윤유성**

부경대학교 안전공학부 · *부경대학교 제어계측공학과 · **인제대학교 보건안전공학과
(2010. 3. 26. 접수 / 2010. 6. 2. 채택)

A Study of Mode II Interlaminar Fracture for CFRP Laminate Composite using the 4-point Bending CNF Specimen

Oh-Heon Kwon[†] · Ji-Woong Kang · Hwan-Jun Tae · Yeong-Yeun Hwang* · Yu-Seung Yun**

Division of Safety Engineering, Pukyong National University

*Department of Control and Instrumentation Engineering, Pukyong National University

**Department of Occupational Health and Safety Engineering, Inje University

(Received March 26, 2010 / Accepted June 2, 2010)

Abstract : Unidirectional Carbon Fiber Reinforced Plastics (CFRP) are advanced materials which combine the characteristics of the light weight, high stiffness and strength. For those reasons, the use of the unidirectional CFRP has increased in jet fighters, aerospace structures. However, unidirectional CFRP composites have a lot of problems, especially delamination, compared with traditional materials such as steels and aluminums, and so forth. Therefore, the interlaminar fracture toughness for a laminate CFRP composite is very important. In this study, The mode II interlaminar fracture toughness was measured by using center notched flexure(CNF) test specimen. The CNF specimens using unidirectional carbon prepreg were fabricated by a hot-press with the gage pressure and temperature controller. And three kinds of a/L ratio was applied to these specimens. Here, we discuss the relations of the crack growth and the mode II interlaminar fracture under the four point bending CNF test. From the results, we shows that mode II interlaminar was occurred when the more a_0/L ratio, the less load. And G_{IC} also were obtained as 5.33, 2.9 and 0.58kJ/m² according to a_0/L ratio = 0.2, 0.3 and 0.4.

Key Words : carbon fiber reinforced plastics(CFRP), interlaminar fracture, CNF test specimen, 4-point bending

1. 서론

탄소섬유강화재(Carbon fiber reinforced plastics: CFRP) 중에서 압축강도에 우수한 특성을 보이는 일방향 적층구조 CFRP는 항공우주분야에 적극 적용되고 있다. 하지만 일방향 섬유강화 적층구조를 가지는 복합재료는 기지와 섬유사이의 비균등성, 비등방성 때문에 금속에서 볼 수 없는 기지균열, 섬유파단, 섬유와 기지간의 박리, 섬유균열 및 섬유 뽑힘, 적층분리 등과 같은 현상들이 발생하기 쉽다^{1,2)}. 일방향 CFRP의 구조부재는 섬유 방향에 대해서는 높은 강도를 기대할 수 있는 반면 그와 직교하는 방향의 인장강도와 전단강도에서는 현저히 열악하다. 또한 일방향 CFRP는 적층판의 면외 방향의 부하

를 받을 경우 내부층간에 박리가 생기기 쉽다. 2003년 11월 일본의 북한 감시 위성을 탑재한 H2A로켓 6호기가 CFRP로 구성된 노즐 개구부 단열재에 초기결합이 있는 상태에서 고온 가압의 충격이 발생되어 층간박리 현상이 발생되었고 이로 인해 이상을 감지한 우주항공연구개발기구(JAXA) 우주센터로부터 유도 폭파되었다. 이와 같이 복합재료에서 발생하는 손상 중 적층분리현상은 빈번히 발생하지만 그 균열전진은 어떠한 모습으로 진행될지 예상하기 어려운 문제점 중의 하나이다^{3,4)}. 현재 모드 II 층간파괴인성측정에 사용되는 시험편은 노치의 위치에 따라 ENF(End Notched Flexure), CNF(Center Notched Flexure), ONF(Open Notch Flexure)로 나눌 수 있다^{5,6)}. 일방향 CFRP복합재에서 빈번히 발생하는 내부균열에 의한 적층분리 거동을 파악하기 위해서는 중간노치굽힘시험편(CNF Specimen)

[†] To whom correspondence should be addressed.
kwon@pknu.ac.kr

을 이용하는 것이 일반적인 ENF시험편보다 적절하다. 따라서 본 연구에서 주목하고 있는 내부균열의 모드 II 층간파괴거동을 평가하기 위하여 CNF시험편을 사용하였다. 실험을 통해 얻어진 결과를 토대로 초기 내부균열에 의한 CFRP의 파괴거동을 적용하여 신소재 개발 및 복합재료를 이용한 구조물의 안전성 평가에 기여할 것으로 판단된다.

2. 시험편 및 실험방법

2.1. 시험편

CNF시험편 제작에 사용된 재료는 탄소섬유강화 프리프레그를 이용하였다. 프리프레그는 한국가본에서 생산·시판되는 CU 175NS(t : 0.16mm)로 Table 1에 프리프레그의 섬유와 수지의 함유량을 나타내었다. 프리프레그는 탄소섬유에 열경화성 고분자 에폭시 수지가 도포되어 반경화 상태로 가공되기 때문에 가압·성형과 같은 2차 성형이 필요하다. 폭 1m의 원단으로 시판되는 프리프레그의 2차 가공을 위해 가로, 세로 250×250mm로 절단하였다. 절단된 프리프레그는 CNF시험편의 초기균열 $2a_0$ 을 삽입하기 위해 22ply와 23ply사이에서 길이 a_0/L 비가 0.2, 0.3 및 0.4가 되도록 두께 80 μ m의 테프론과 두께 16 μ m의 알루미늄 박판을 정중앙부에 삽입하여 총 30ply를 적층한 후 열성형기(Hot-press; DUE Tester, 50MPa)에서 성형하였다. 22ply와 23ply는 각각 22번째, 23번째 적층판을 나타낸다. Fig. 1은 성형온도 사이클을 나타낸다. 성형판은 변형과

Table 1. Compositions of the fiber and resin in prepreg

Material	Fiber $W_f(g/m^2)$	Resin $W_r(g/m^2)$	Resin Content(%)	Total $W_t(g/m^2)$
CU 175NS	175±2	90±9	34±2	265±11

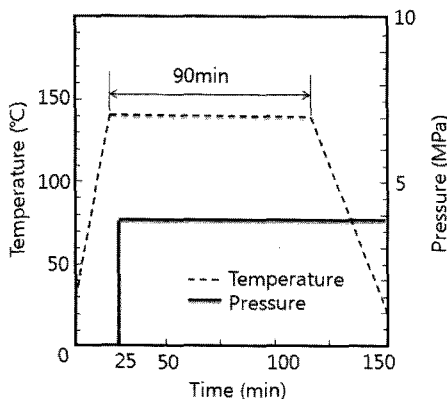


Fig. 1. The curing temperature cycle.

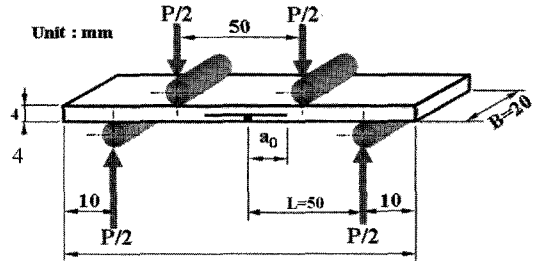


Fig. 2. CNF specimen and test configurations.

뒤틀림 방지를 위해 성형압력을 유지한 상태에서 자연냉각시켰으며, 최종 성형된 적층판 두께가 약 4mm가 되도록 제작하였다.

성형된 일방향 CFRP적층판은 ASTM D 667124를 참조하여 길이와 폭을 다이아몬드 휠 커터를 사용하여 절단·가공하였다. Fig. 2는 시험편 크기와 지지점 간격을 나타내며, 여기서 a_0 , L 은 각각 초기균열 및 하부지지점 간격의 1/2을 나타낸다. 실험은 4점 굽힘시험을 채택하였으며 이 경우 시험편 상부에 최대 압축응력이 발생하고 이로 인해 급작파괴가 발생할 가능성이 높기 때문에 이를 방지하고 초기 균열층의 균열전진을 보장하기 위하여 두께 2mm의 다이아몬드 휠 커터로 하층부에 노치를 삽입하였다.

2.2. 실험방법

CNF 시험편을 이용한 모드 II 층간파괴시험은 만능동적시험기(Hyunyanag, 50kN)를 사용하였고, 4점 굽힘시험을 실행하기 위해 4점 굽힘 지그를 자

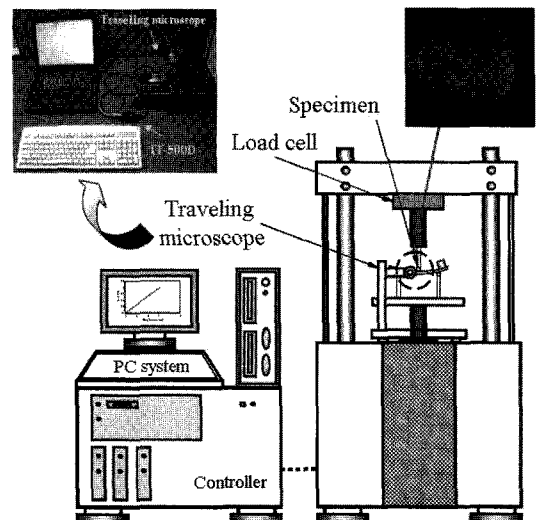


Fig. 3. Schematic diagram of experimental apparatus.

체적으로 제작하였다. Fig. 3은 실험장치 계략도이다. 실험은 상온에서 1.0mm/min의 변위제어로 수행하였으며, 이때 측정되는 하중과 하중점변위는 로드셀과 AD보드를 거쳐 PC로 저장하였다.

파괴시험동안 균열성장 길이는 4단 구조의 접안 렌즈로 최저 5.5배율에서 최고 50배까지 조절이 가능한 이동식 현미경(Japan, NOW co.,Ltd)을 이용하였다. 측정은 일정 균열성장 지점에서 최고 50배의 배율로 눈으로 직접 측정하였다. 측정된 균열길이는 디지털변환기인 IT-005D(Japan, Mitutoyo)를 거쳐 이동식 현미경에서 PC로 직접 저장되었다. 또한 4점 굽힘시험에 의한 CNF시험편의 중앙부의 처짐량을 측정하기 위해 비접촉식 미소 변위계인 M5(독일, MEL사) 레이저 변위계를 이용하였으며 측정된 변위는 하중-변위 선도의 변위에 사용하였다.

3. 결과 및 고찰

3.1. 층간파괴에 따른 하중 및 균열성장거동

a_0/L 를 0.2, 0.3 및 0.4로 변환시킨 일방향 CFRP 복합재 CNF시험편에 대하여 4점 굽힘시험을 수행하였다. Fig. 4의 (a)~(c)에 하중-변위 선도와 균열 성장길이(Δa)의 관계를 나타내었다. 이 때 하중에 대한 변위로서 비접촉식 레이저 변위계를 사용한 시험편의 처짐량을 이용하였으며 균열성장길이는 이동식현미경에 의해 측정된 값이다.

Fig. 4 (a)는 a_0/L 비가 0.2일 때 관계를 나타낸다. 하중이 가해지기 시작하여 2.75kN 지점까지 증가한 후 2.54kN으로 급감하는 변위 1.73mm지점에서 초기균열이 성장을 개시하였으며 길이는 24.58mm로 관찰되었다. 균열성장 이 후 하중 증가는 지속적으로 진행되는 동안 하중이 5.31kN에서 균열은 다시 26.33mm로 성장하였다. 이후 균열은 성장과 정지를 반복하며 최대하중 9.03kN에서 균열은 40.02mm까지 성장하였다. Fig. 4(b)는 $a_0/L = 0.3$ 인 경우로써 하중이 2.55kN에서 2.50kN으로 감소하는 변위 1.78mm에서 초기균열성장 15.1mm발생하였고, 이 후 균열은 성장과 정지를 반복하여 최대하중 8.20kN 지점에서 급작파단하였으며 균열성장길이는 25.8mm로 관찰되었다. Fig. 4(c)는 a_0/L 비가 0.4인 경우로써 하중 3.18kN에서 3.10kN으로 일시 감소하는 지점에서 9.85mm의 최초균열성장이 관찰되었으며 파단하중 8.01kN에서 균열성장길이는 20.71mm까지 측정되었다. a_0/L 비가 낮을수록 균열발생성장길이는 크게 나타났다. 또한 층간분리가 발생되기 위하

여서는 a_0/L 비가 낮을수록 더 큰 하중이 필요하다는 것을 나타낸다.

Fig. 4(a)~(c)에서 하중이 일시 감소하는 현상을 보이는 것은 기지부분에 균열이 발생되어 급속히 층간분리가 시작된 것을 의미한다. 그러나 하중은 약간의 강성감소를 동반하면서 지속적으로 상승하고 기지와 섬유소의 가로방향 부분파손에 의하여 점진적으로 층간분리가 발생되고 있음을 알 수 있다.

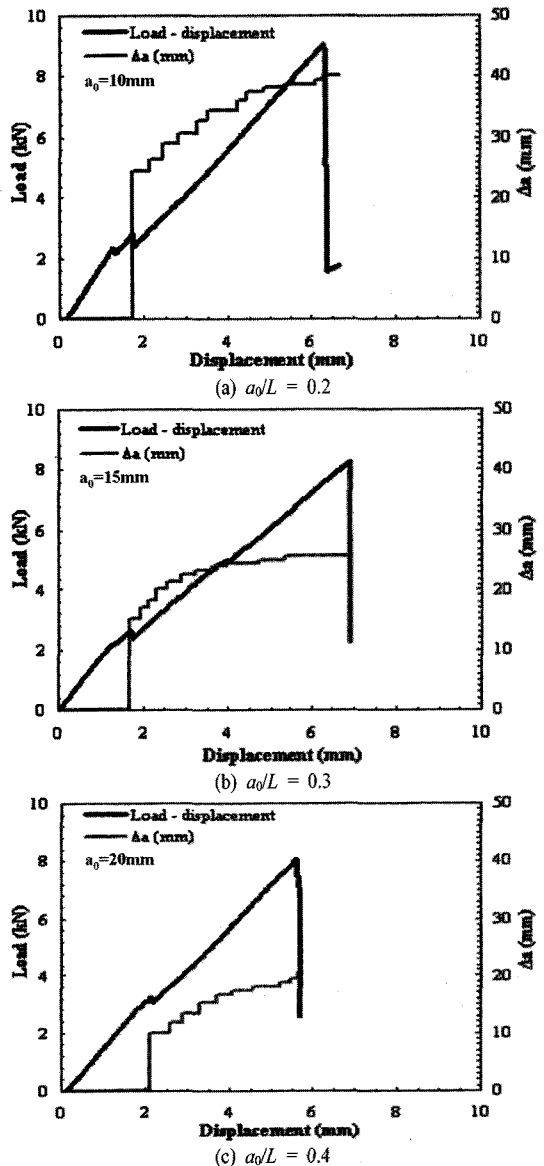


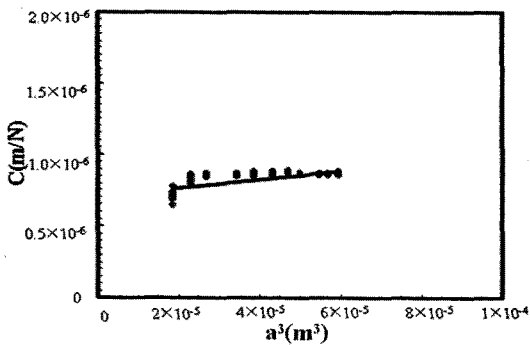
Fig. 4. The relationship between load-displacement and crack extension length.

3.2. 층간 파괴저항평가

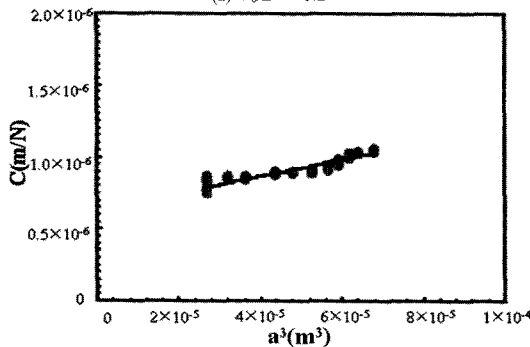
CNF 시험편을 이용한 4점 굽힘시험에서 얻어지는 모드 II에 대한 에너지해방률은 일반적으로 보 이론⁷⁾에 의해 다음 식 (1)에 의해 구해진다.

$$G_{IIc} = \frac{9a^2 P_c \delta}{2B(2L^3 + 3a^3)} \quad (1)$$

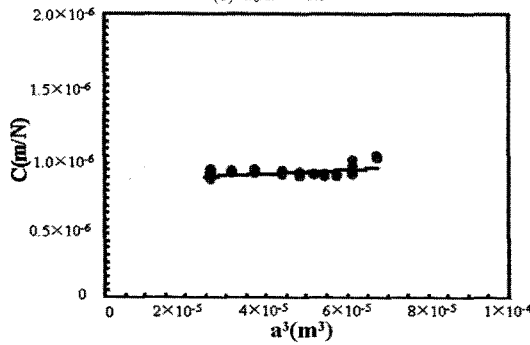
여기서 P_c 는 파단 임계하중, B 는 시험편의 두께, L 은 시험편 하단부 두 지지점 사이의 절반 길이이고 a 는 균열길이, δ 는 4점 굽힘에 의한 시험편 중앙부의 처짐량을 나타낸다. 식 (1)은 시험편 파단시



(a) $a_0/L = 0.2$



(b) $a_0/L = 0.3$



(c) $a_0/L = 0.4$

Fig. 5. C value with a^3 .

Table 2. C_0 and m values with a_0/L

a_0/L	m	C_0
0.2	0.016	3.0×10^{-7}
0.3	0.0059	6.0×10^{-7}
0.4	0.0015	8.0×10^{-7}

의 파괴인성치를 구할 수 있으나 균열진전에 따른 파괴저항곡선을 평가하는데 적용하기에는 다소 무리가 있다. 따라서 본 실험에서는 컴플라이언스법을 적용하였다. 컴플라이언스법은 층간파괴인성치를 구하는 실험적 방법으로서 여러 가지 균열길이에 대응하는 컴플라이언스를 구하고 이들의 관계를 구하여 다항식으로 나타내는 방법이다. 실험중 균열진전에 따른 균열길이 a 와 처짐량 δ 을 이동식 현미경과 레이저 변위 측정기에 의해 구하여 하중에 상응하는 컴플라이언스 C 와 a 로 이루어진 다항식을 보 이론에서 3차항으로 구하면 다음과 같은 식 (2)를 얻을 수 있다⁸⁾.

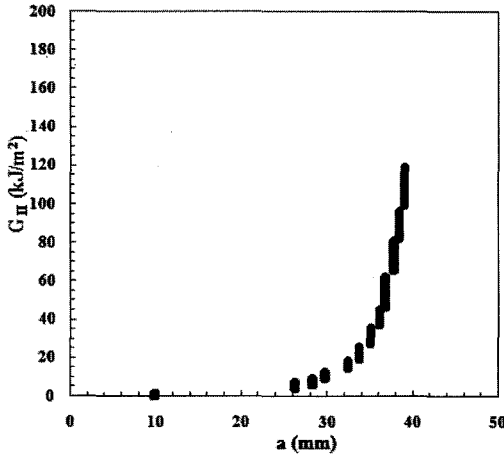
$$C = ma^3 + C_0 \quad (2)$$

여기서 m 은 C 와 a^3 의 기울기이며 C_0 는 정수다. Fig. 5는 균열길이에 대한 a^3 와 C 의 관계를 나타내고 있으며, a_0/L 비에 따른 m 과 C_0 는 Table 2와 같다. 식 (2)에서 구해진 m 값을 이용하여 에너지 해방률 G_{II} 는 다음 식 (3)로 주어진다.

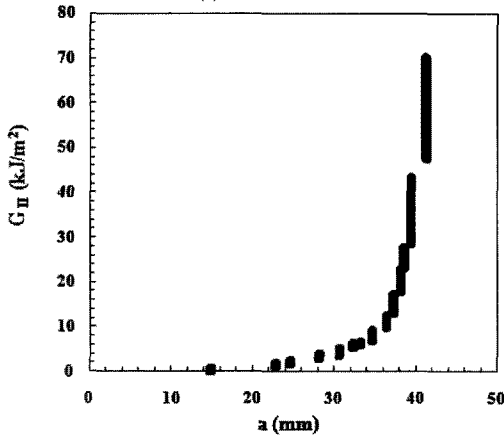
$$G_{II} = \frac{3P^2 ma^2}{2B} \quad (3)$$

Fig. 6의 (a)~(c)는 식 (3)을 이용하여 균열성장길이에 대한 층간에너지해방률 G_{II} 의 변화를 나타낸다. Fig. 6(a)는 a_0/L 비가 0.2에서 G_{IIc} 는 5.33 kJ/m^2 이고, 전체 균열길이가 39.05mm가 되는 지점의 최대 에너지해방률 G_{II} 은 약 118.49 kJ/m^2 로 나타났다.

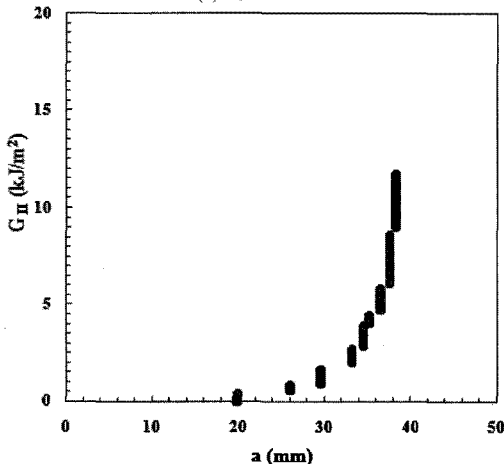
Fig. 6(b)는 a_0/L 비가 0.3에서 G_{IIc} 는 2.90 kJ/m^2 이고, 전체 균열길이가 41.38mm인 지점에서 최대 에너지해방률 G_{II} 는 47.69 kJ/m^2 이다. Fig. 6(c)는 a_0/L 비가 0.4에서 G_{IIc} 는 0.58 kJ/m^2 이고, 전체 균열길이가 38.35mm인 지점에서 최대 에너지해방률 G_{II} 는 9.10 kJ/m^2 이다. Fig. 6에서 최대 에너지해방률은 균열이 안정성장을 하다가 불안정파괴를 시작하는 때의 에너지해방률의 의미를 가진다. 또한 에너지해방률이 균열이 성장하여 층간분리가 진행됨에 따라 균질재 R곡선에서 나타나는 평탄부가 없이 계속 증가하는 경향을 나타내며 후반부에서는 오히려 급격



(a) $a_0/L = 0.2$



(b) $a_0/L = 0.3$



(c) $a_0/L = 0.4$

Fig. 6. G_{II} value according to crack length.

히 상승하는 형태로 얻어졌다. 이것은 균열의 안정 성장 속도의 결과에서도 알 수 있듯이 4점굽힘시험조건에 의한 지지부 구속영향으로 간주된다.

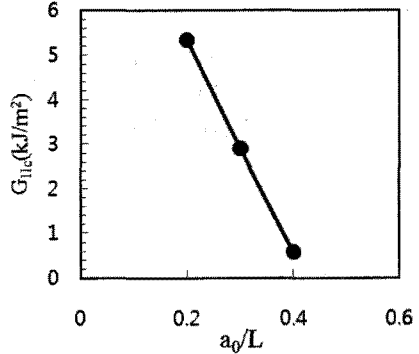


Fig. 7. G_{IIc} value as critical mode II interlaminar fracture toughness with a function of crack length ratio.

Fig. 7은 초기균열길비 a_0/L 의 함수로서 모드II 층간파괴인성치의 값 변화를 나타낸 것이다. 초기 균열비가 커짐에 따라서 G_{IIc} 의 값은 급격히 감소하고 있다. 이것은 초기균열길비 a_0/L 가 커질수록 층간분리가 일어나기 쉬운 것을 나타내며 $a_0/L=0.4$ 에서 0.58kJ/m^2 인 것은 내부균열이 $a_0/L>0.4$ 이상이 되면 층간분리현상은 대단히 순간적으로 발생할 가능성을 나타내고 있을 것으로 여겨진다. 따라서 $a_0/L>0.4$ 를 층간분리 임계균열비로 정할 수 있다.

4. 결론

본 연구에서는 일방향 CFRP복합재에서 빈번히 발생하는 적층분리에 대한 거동을 파악하기 위해 CNF시험편을 이용하여 모드 II 층간파괴거동을 평가하였다. 실험을 통해 도출된 결론은 다음과 같다.

- 1) CNF시험편에서 초기 삽입된 테프론은 초기노치균열의 역할은 잘 수행되어 피로예균열의 삽입없이 안정적 균열성장을 나타내었다.
- 2) a_0/L 비를 0.2, 0.3과 0.4로 변화시킨 CNF 시험편의 파괴시험에서 하중변위 선도와 균열진전거동을 관찰한 결과 하중이 선형적으로 증가하다 변곡점에서 균열이 급격히 불안정성장하여 층간분리가 발생하였다.
- 3) a_0/L 비가 낮을수록 초기균열 발생길이는 크게 나타났으며 더 큰 최대하중에서 층간파괴가 발생하였다.
- 4) G_{IIc} 는 a_0/L 비=0.2, 0.3과 0.4일 경우 각각 5.33kJ/m^2 , 2.9kJ/m^2 , 그리고 0.58kJ/m^2 이었으며, 최대에너지해방률 G_{II} 는 118.49kJ/m^2 , 47.69kJ/m^2 그리고 9.10kJ/m^2 로 측정되었다.
- 5) 초기균열비가 커짐에 따라서 G_{IIc} 의 값은 급

격히 감소하여 내부균열이 $a_0/L > 0.4$ 이상이 되면 층간분리현상은 대단히 순간적으로 발생할 가능성을 나타내고 있을 것으로 여겨진다. 따라서 $a_0/L > 0.4$ 를 층간분리 임계균열비로 정할 수 있다.

감사의 글 : 이 논문은 2006년도 부경대학교 연구년 교수지원에 의하여 연구되었음(ps-2006-020).

참고문헌

- 1) M. Arai, K. Matsuhitaka, K. Sugimoto and M. Endo, "Mode I and Mode II interlaminar fracture toughness of CFRP laminates toughened by carbon nano fiber", JSME Annual Meeting, pp. 667~668, 2007.
- 2) Kim. Y. S., "Study on Evaluation of Fracture Toughness in the Laminated Composites", Journal of the Korean Fiber Society, Vol. 38, No. 6, pp. 238~294, 2001.
- 3) B. Davidson, "A predictive methodology for delamination growth in laminated composites", DOT/FAA/AR-97/87, pp. 1~38, 1994.
- 4) 심재열, "ENF 실험을 이용한 Gr/Ep 복합적층판의 층간전단 파괴인성치 평가", 한국복합재료학회, 춘계학술대회논문집, pp. 7~13, 1989.
- 5) N. Sylvanus and Wosu, "Dynamic mixed -mode I/II delamination fracture and energy release rate of uni-directional graphite epoxy composites", Journal of Engineering Fracture Mechanics, Vol. 72, pp. 1531~1558, 2005.
- 6) A. Pereira, A. de Morais A. Marques and P. de Castro, "Mode II interlaminar fracture of carbon/epoxy multi-directional laminates", Composite Science and Technology, 64, pp. 1653~1659, 2004.
- 7) T. L. Anderson, Fracture Mechanics - Fundamentals and Applications, CRC Press, Florida, 1994.
- 8) C. Davidson, "Effect of friction on the perceived mode II delamination toughness from three and four point bend end notched flexural tests", ASTM STP 1383, pp. 334~344, 2000.