

論文

CFRP 복합재료의 모드 II 층간 파괴인성치에 관한 연구

김형진* · 엄윤성** · 김엄기*** · 고성위**

A Study on Mode II Interlaminar Fracture Toughness
of Carbon Fiber Reinforced Plastic Composites

Hyung Jin Kim*, Yoon Sung Um**, Um Kee Kim*** and Sung-Wi Koh**

ABSTRACT

This paper describes the effect of loading rate, specimen geometries and moulding pressure for Mode II interlaminar fracture toughness of carbon fiber reinforced plastic composites by using end notched flexure(ENF) specimen. In the range of loading rate 0.2~2mm/min, there is found to be no significant effect of loading rate with the value of critical energy release rate (G_{IIC}), but the value of G_{IIC} can not be obtained when the loading rate is higher than 20mm/min because of the effect of transverse shear. There is no dependence of the interlaminar fracture energy upon the specimen width over the specimen widths examined.

The values of G_{IIC} for the variation of initial crack length are nearly similar values when moulding pressure are 3.14 and 3.77kgf/cm², however, the values of G_{IIC} are higher with the increasing initial crack length at 4.40kgf/cm². The reliable value of G_{IIC} is obtained the supported span length is 100mm. The SEM photographs show good fiber distribution and interfacial bonding of CFRP composites when the moulding pressure is the 3.14kgf/cm².

초 록

본 연구에서는 ENF 시험편을 사용하여 탄소섬유 복합재료의 모드 II 층간 파괴인성치에 영향을 미치는 인자 중 하중률, 시험편 형상, 성형압력의 영향을 고찰하였다. 하중률이 20mm/min 이상인 경우에는 임계에너지 방출률 G_{IIC} 는 횡전단의 영향으로 인해 구할 수 없었으며, 하중률이 0.2~2mm/min인 경우에 그 값은 하중률의 변화에 거의 영향을 받지 않았다. 시험편 폭의 변화에 따른 G_{IIC} 는 거의 변화가 없었다. 초기 크랙길이의 변화에 대한 임계에너지 방출률 G_{IIC} 의 값은 성형압력이 3.14, 3.77kgf/cm²인 시험편에서는 거의 일정 하였으나 성형압력이 4.40kgf/cm²인 시험편에서는 초기 크랙길이가 증가할수록 그 값이 증가함을 알 수 있었다. 또한 ENF 시험편의 양단 지지거리가 100mm인 경우에 가장 안정적인 G_{IIC} 의 값을 얻을 수 있었다. SEM 사진에 의하여 성형압력이 3.14, 3.77, 4.40kgf/cm²인 세가지 시험편 중에서 성형압력이 3.14kgf/cm²인 시험편이 섬유 분포와 계면 접착상태가 가장 양호함을 알 수 있었다.

* 부산수산대학교 대학원, (현) 경상대학교 기관공학과

** 부산수산대학교 기관공학과

*** 공주대학교 기계공학과

1. 서 론

적층형 복합재료의 가장 일반적인 수명한계 손상 모드는 층간 분리이며, 이것은 층과 층 사이의 기지 층에서 성장한다[1]. 일반 구조물에서 층간분리는 제조 중이나 실제 구조물 사용시 정적 혹은 피로부하에 의해서 일어나고, 이곳에 응력집중이 발생한다. 이러한 현상은 재료의 강성, 강도저하의 원인이 되고 구조물의 급격한 파손을 야기한다. 따라서 섬유강화 복합재료의 층간분리 저항의 신뢰성 있는 값을 얻는 것은 복합재료의 구조물 설계가 가장 중요한 부분이며, 층간결합의 파괴현상을 규명하기 위하여 모드 I 과 모드 II 임계에너지 방출률에 대한 연구가 활발히 진행되고 있다.

층간결합의 파괴현상 중 모드 I 임계에너지 방출률은 대부분 DCB(double cantilever beam) 시험편[2~5]을 이용하고 있으며, 모드 II 임계에너지 방출률은 ENF 시험편[6, 7]과 ELS(end loaded split) 시험편[8]이 사용되고 있다. 또한 Prel 등[9]은 ELS 시험편을 사용한 CBEN(cantilever beam enclosed notch) 시험편을 사용하였고, 이러한 모드 II에 대한 다양한 시험법들은 ASTM[10], EGF(Polymer and Composite Task Group of the European Group on Fracture)[11] 등에 의하여 규격화가 진전되고 있다.

한편 Gillespie 등[12]은 ENF 시험법에 유한요소법을, Carlsson 등[13]은 단순보 이론에 대한 수정계수의 필요성과 시험편 규격을 연구하였고, Davies 등[14, 15]은 기지의 영향 및 시험편 형상의 영향에 대하여 연구하였다. 또한 Hashemi 등[16]은 지지거리의 1/2에 대한 크랙길이의 비인 a/L 이 안정 또는 불안정 크랙성장에 미치는 영향을 발표하였다. 그러나 이들 연구는 일부재료와 특정분야에 집중되어 있으며 특히 성형압력에 따른 재료의 파괴거동에 대한 연구는 드문 실정이다.

따라서, 본 연구에서는 국산 CFRP 복합재료의 층간파괴인성치에 관한 종합적인 연구의 일환으로 모드 I 층간 파괴인성치[5]에 이어 모드 II의 하중을 받는 ENF 시험편을 이용하여 시험편 폭, 하중률, 초기크랙길이 등을 변화시켜 층간 파괴인성치

G_{IIC} 에 영향을 주는 인자에 대하여 상호비교 검토하였다. 특히 성형압력의 변화에 따른 G_{IIC} 의 변화를 관찰하여 성형조건이 시험편 형상 및 하중률에 미치는 영향에 대하여 검토하였다.

2. 재료 및 실험방법

2-1. 재 료

실험에 사용한 재료는 일방향 Carbon fiber/epoxy 프리프레그(한국화이버㈜ HCU 100NS)를 실험실에서 24플라이(ply)로 적층성형하였으며, 일정한 섬유함유율과 제품치수의 변동을 억제하며 필요 이상의 수지가 낭비되지 않도록 제작한 금형(250 mm×250mm)을 사용하여 복합재료판을 성형하였다. 경화온도는 130℃, 경화시간은 90분으로 하였으며, 성형압력은 3.14, 3.77, 4.40 kgf/cm²로 변화시켰으며, 적층시 알루미늄 포일(Al foil : 두께 30μm)을 12플라이와 13플라이 중간에 삽입하여 초기크랙을 형성하였다.

성형이 끝난 적층판은 다이아몬드 커터를 사용하여 Fig.1과 같이 소요의 시험편 모양으로 가공하였으며, ENF 시험편의 컴플라이언스는 Fig.1의 시험편을 긴시험편으로 제작하여 2L=100mm로 양단 지지거리를 고정한 후 크랙길이가 0, 5, 10, 15, 20, 25, 30, 35, 40mm가 되도록 시험편을 이동하고 실험하여 구하였다. 가공이 끝난 ENF 시험편은 만능시험기(Instron, 용량 5ton)를 사용하여 실험을 행하였다.

층간 파괴인성치에 영향을 주는 인자를 고찰하기 위하여 하중률, 시험편 폭, 그리고 초기크랙 길이, 양단 지지거리 변화, 그리고 3.14, 3.77, 4.40 kgf/cm²의 성형 압력비에 따른 하중률과 시험편

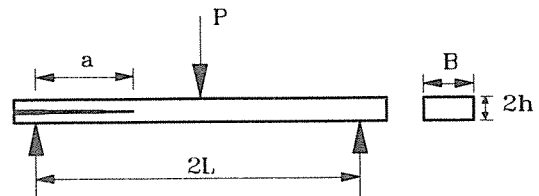


Fig.1. Specimen geometries of ENE specimen.

폭을 비교하였으며, 각 성형압력에 따르는 파단면 형태를 조사하기 위하여 SEM 사진을 촬영하였다.

하중률의 영향을 고찰하기 위하여 폭 20mm, 길이 100mm, 초기 크랙길이 25mm의 시험편을 사용하였으며, 하중률 1mm/min, 시험편 길이 100mm, 그리고 초기 크랙길이를 25mm로 일정하게 한 후 시험편 폭을 5, 10, 15, 20, 25mm로 변화시켜 시험편 폭의 영향에 대하여 실험하였다. 그리고 양단 지지거리 변화에 대한 영향은 시험편 폭 20mm, 하중률 1mm/min, $a/L=0.5$ 로 고정하고 양단 지지거리를 60, 80, 100, 120, 140, 160mm로 변화시켜 실험을 행하였으며 각 경우에 대하여 시험편은 최소 5개 이상으로 실험을 하였다.

실험시 대부분 불안정 파괴가 일어나서 이동 현미경을 이용한 크랙길이 측정이 불가능한 시험편이 대부분이었으므로 크랙이 발생하여 하중이 감소하기 시작하면 곧 바로 제하를 하고 시험편을 절개하여 중앙과 양단 두 곳의 3지점의 크랙거리를 평균하여 크랙 길이로 하였으며 만능 시험기의 부하와 제하시의 출력을 X-Y 기록계를 사용하여 하중 변위선도를 그렸다.

2-2. 층간 파괴인성치 계산 방법

2-2-1. 단순보 이론에 의한 방법

단순보 이론에 의한 임계에너지 방출률 G_{IIC} [17]은 다음과 같다.

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

또한 탄성계수 E 를 이용한 다음 식이 있다.

$$G_{IIC} = \frac{9P^2 a^2}{16B^2 E h^3} \quad \dots\dots\dots (2)$$

여기서 E 는 $a=0$ 일 때 측정된 탄성계수이다.

$$E = \frac{L^3}{4BCh^3} \quad \dots\dots\dots (3)$$

여기서 C 는 초기의 컴플라이언스, h 는 시험편 두께의 1/2이다.

2-2-2. 컴플라이언스법

컴플라이언스법에 의한 방법은 Fig.1은 시험편

길이가 긴 시험편을 이용하여 여러 개의 크랙길이에 대한 컴플라이언스를 측정하고 크랙길이의 함수로서 컴플라이언스를 최소자승법으로 구한다[18].

$$C = C_1 + ma^3 \quad \dots\dots\dots (4)$$

여기서 C_1 은 $a=0$ 일 때의 컴플라이언스이고, m 은 컴플라이언스 C 와 a^3 의 경사도이다. 따라서 층간 파괴인성치는 다음과 같이 나타낼 수 있다.

$$G_{IIC} = \frac{3ma^2 P^2}{2B} \quad \dots\dots\dots (5)$$

또 다른 방법은 크랙이 없는 보에 대한 컴플라이언스 C_0 로 컴플라이언스를 표준화하는 방법이 있다[19].

$$C/C_0 = 1 + m(a/L)^3 \quad \dots\dots\dots (6)$$

여기서 m 은 C/C_0 와 $(a/L)^3$ 의 경사도이다.

$$G_{IIC} = \frac{3mP^2 a^2 C_0}{2BL^3} \quad \dots\dots\dots (7)$$

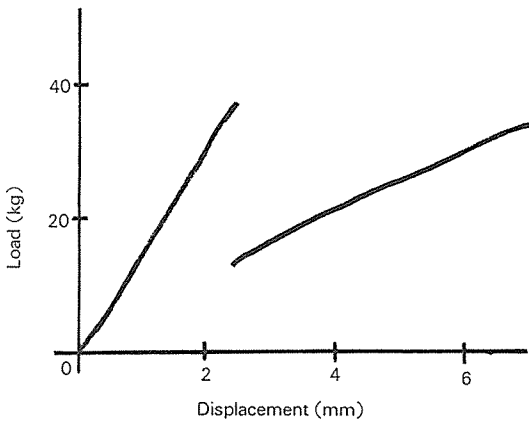
따라서 본 연구에서는 임계에너지 방출률 G_{IIC} 를 식 (1)~(7)으로 상호 비교 검토하였다.

3. 결과 및 고찰

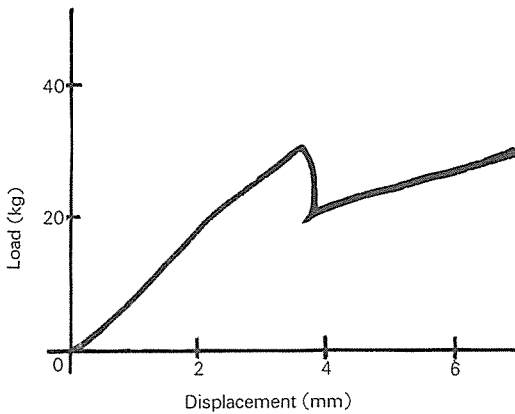
3-1. 하중변위 선도

하중-변위선도 양상은 대부분 불안정 크랙성장으로 나타났다. Fig.2(a)는 $a/L=0.5$ 인 경우의 ENF 시험편의 대표적인 불안정 크랙성장의 하중-변위 선도를 나타낸 것이다. 이와 같은 불안정 크랙 성장은 압축부하에 의한 중앙 하중점에서 크랙이 정지할 때까지 계속 진전한다. 이 지점에서 제하(unloading)한 후 다시 부하를 가하는 방법을 이용하였으나 이후는 중앙 하중점의 영향으로 선도에서 보여지는 것과 같이 크랙은 정지하고 변위만 급속히 증가하는 모습을 볼 수 있다.

Fig.2(b)는 $a/L=0.7$ 인 하중-변위선도로서 정확한 불안정 크랙성장이라고 정의할 수 없는 준안정(quasi-stable) 크랙성장 현상을 나타내고 있다. 이 경우는 a/L 이 비교적 높은 경우에 나타나는 현상으로 그림과 같이 최대부하에 도달하기 전에 크랙의



(a) $a/L = 0.5$, unstable crack growth



(b) $a/L = 0.7$, quasi-stable crack growth

Fig. 2. Typical load displacement curve for supported span length of 100mm.

초기치가 비선형으로 되므로 하중-변위선도의 경사가 감소되는 것이다. 이러한 현상은 중앙 하중점에서 근접한 상태에서 일어나는 파괴현상으로 부하의 위치에 따른 영향으로 판단되어지므로 ENF 시험의 정확한 값을 나타내는 것은 아니라고 생각된다. 특히 크랙진전 저항값과 중앙하중점의 압축응력장의 영향이 크랙을 저지하는 값으로 합산되므로 하중-변위선도에 영향을 주어 준안정크랙현상의 양상을 보이며 파괴인성치를 상승시킨다고 생각된다. 이러한 파괴인성치의 상승은 Fig. 7에서와 같이 a/L 즉 $35/50 = 0.7$ 일때 다른 조건과 비교하여 월등하게 파괴인성치가 높은 값이 됨을 알 수 있다. Carlsson 등[13]은 양단지지거리의 1/2에 대

한 초기크랙 길이의 비 $a/L \geq 0.69$ 일 때 안정파괴를 나타낸다고 하였으나 명확하지는 않았다. 따라서 이러한 파괴기구에 대한 현상규명이 더욱 필요하다고 생각된다.

3-2. 하중률의 영향

Fig. 3은 하중률 0.5mm/min에서 성형압력에 따른 임계에너지 방출률 G_{IIC} 의 변화를 나타낸 것으로서 Fig. 2(a)와 같이 선형파괴 양상을 나타내었고 초기 크랙 개시점과 최대값은 일치하였다. 그림에서 단순보이론의 탄성계수 E 를 이용한 식(2)와 컴플라이언스법에 의한 식(5)와 (7)에 의한 결과 사이에는 큰 차이가 없었으나 단순보 이론에 의한 식(1)에 의한 결과는 다소 낮게 나타났다.

Fig. 4는 하중률의 변화에 따르는 G_{IIC} 값의 변화를 나타낸 것으로 그 영향은 거의 없으며, 이는 모드 I 실험에서 하중률 2mm/min까지는 G_{IIC} 에 대한 하중률의 영향은 없다는 전보[5]와 일치하고 있다.

또한 모드 I의 경우와 동일한 높은 하중률(20, 200mm/min)에서 실험을 행하려고 시도는 하였으나 횡전단이 너무 빠르게 진행되어 층간파괴를 발생시킬 수 없었으며 크랙길이의 측정도 거의 불가능하였다.

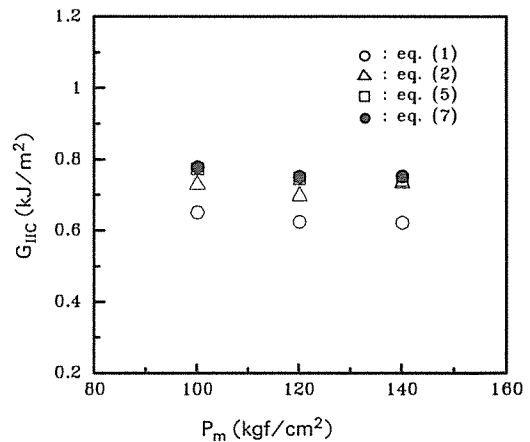


Fig. 3. G_{IIC} as a function of the moulding pressure for each method ($B = 20$, $a/L = 25/50$ and loading rate = 0.5mm/min).

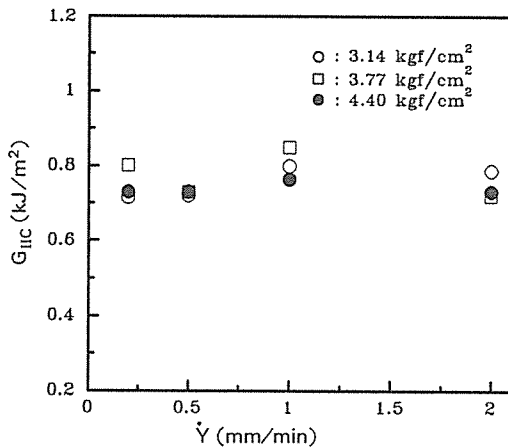


Fig. 4. G_{IIC} as a function of loading rate at moulding pressure of 3.14, 3.77 and 4.40 kgf/cm².

3-3. 시험편 폭의 영향

Fig. 5는 성형압력 3.14, 3.77, 4.40 kgf/cm²의 시험편에 대하여 폭이 10, 15, 20, 25mm로 변화할때의 임계에너지 방출률을 나타낸 것으로 성형압력이 3.14, 3.77 kgf/cm²인 시험편은 거의 동일한 경향을 나타내고 있지만 성형압력이 4.40 kgf/cm²인 시험편은 다른 경향을 보이며 성형압력 3.14, 3.77, kgf/cm²인 시험편은 폭이 15mm인 경우에 낮은 값을 나타내고 있어 전체적으로 시험편 폭의 변화에 대한 일정한 경향을 보이지 않는다고 생각된다.

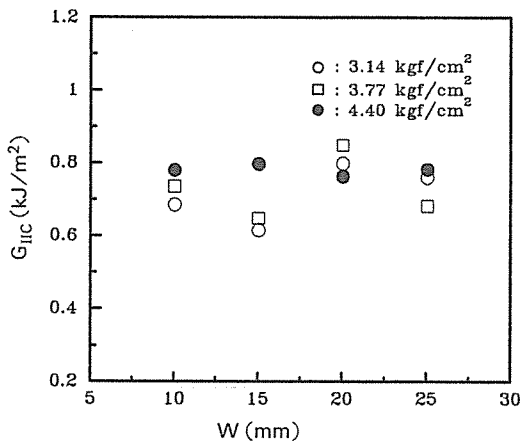


Fig. 5. Comparison of G_{IIC} value by specimen width at moulding pressure of 3.14, 3.77 and 4.40 kgf/cm² ($B=20$, $a/L=25/50$ and loading rate = 1 mm/min).

3-4. 초기 크랙의 영향

Fig. 6은 초기 크랙의 영향을 고찰하기 위하여 시험편 폭 20mm, 두께 2.6mm, 시험편 길이 $2L=100$ mm 하중률 1mm/min로 일정하게 한 후 초기 크랙길이를 15, 20, 25, 30, 35mm ($a/L=0.3, 0.4, 0.5, 0.6, 0.7$)로 변화시켜 에너지 방출률을 비교하였다. 그림에서 초기크랙의 변화에 따르는 G_{IIC} 값의 변화는 초기크랙길이 30mm까지는 초기크랙에 대한 영향이 거의 없었으나 초기크랙길이가 35mm인 경우에는 높은 값이 나타나고 있다. 이것은 $a/L=0.7$ 로서 중앙 압축하중에 따르는 압축응력의 영향을 받기 때문이라고 생각된다.

Fig. 7은 성형압력 3.14, 3.77, 4.40 kgf/cm²의 시험편에서 초기크랙길이에 대한 에너지 방출률을 나타낸 것이다. 여기서 성형압력이 3.14, 3.77 kgf/cm²인 시험편은 비슷한 양상을 나타내고 있으나 성형압력이 4.40 kgf/cm²인 시험편은 뚜렷한 R-곡선을 나타내고 있으며, 다른 시험편에 비하여 낮은 값을 나타내고 있고 초기크랙길이가 증가할수록 에너지 방출률의 값이 높아지는 경향을 알 수 있다.

따라서 성형압력이 3.14, 3.77 kgf/cm²인 시험편은 초기 크랙길이 영향이 없으나 성형압력이 4.40 kgf/cm²인 시험편은 그 영향이 매우 크다고 생각된다. 한편 초기 크랙길이가 35mm인 경우 성형

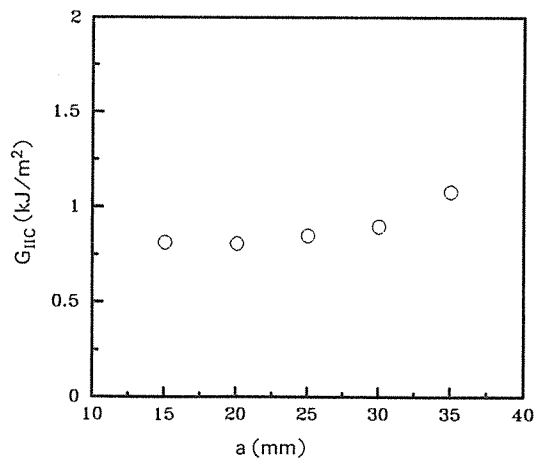


Fig. 6. G_{IIC} as a function of initial crack at moulding pressure of 3.14 kgf/cm² ($B=20$, $2L=100$ loading rate = 1 mm/min).

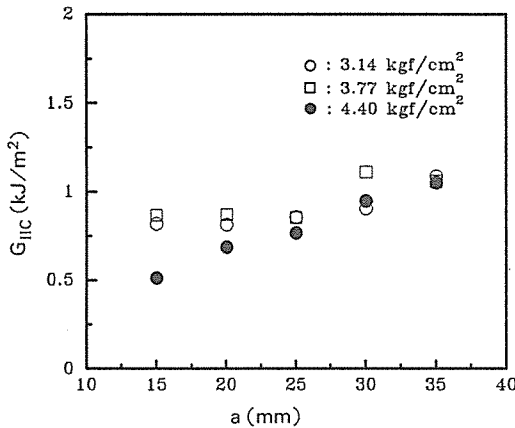


Fig. 7. G_{IIC} as a function of initial crack at moulding pressure of 3.14, 3.77 and 4.40 kgf/cm² ($B=20$, $a/L=25/50$ and loading rate = 1mm/min).

압력의 변화에도 불구하고 파괴인성치가 거의 일정한 것은 성형압력의 영향보다 중앙 압축응력장의 영향이 더 크기 때문이라고 생각된다.

3-5. 양단 지지거리의 영향

Fig. 8은 $a/L=0.5$ 인 15/30, 20/40, 25/50, 30/60, 35/70, 40/80 시험편으로 양단 지지거리를 각각 60, 80, 100, 120, 140, 160mm로 변화시켜 에너지 방출률을 비교하였다. 15/30 시험편과 같은 짧은 시험편은 부하를 가하는 주위의 응력 분포가 안정적이지 못하여 초기치와 최대치 사이에 편차가 아주 심하였고 또한 35/70, 40/80 시험편은 변위가 매우 크므로 수정계수의 필요성이 대두되며[20], 따라서 그 값의 정확성이 의문시된다. 이런 점들을 고려하여 볼 때 $a/L=0.5$ 로서 25/50인 시험편이 합리적인 값을 얻을 수 있다고 생각된다.

양단지지거리의 영향은 80~120mm까지는 거의 영향이 없었으며 특히 양단지지거리가 100mm일 때 흩어짐(scatter)이 적은 안정된 G_{IIC} 값을 보였다. 그리고 양단지지거리가 140~160mm일 때 다소 높은 G_{IIC} 값을 나타내고 있지만 흩어짐이 많은 불안정한 상태를 보이고 있어 양단지지거리는 100mm일 때가 가장 안정된 G_{IIC} 값을 얻을 수 있다고 생각된다.

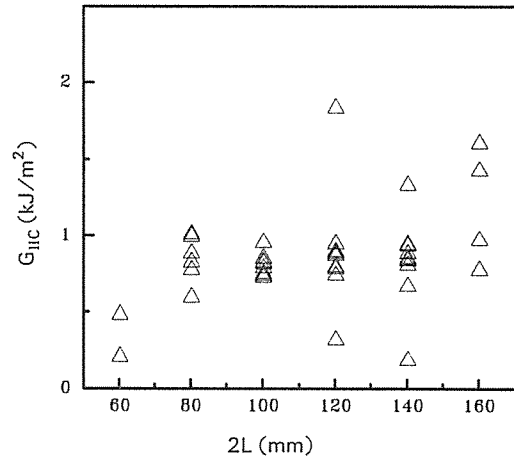
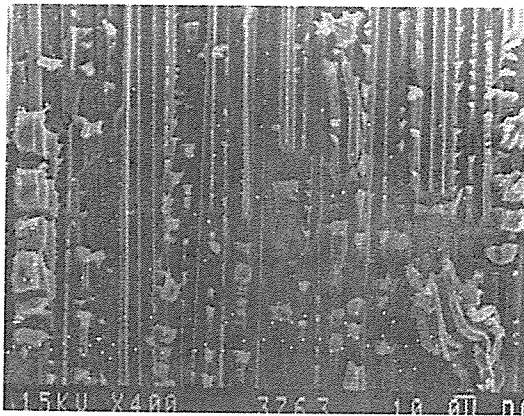


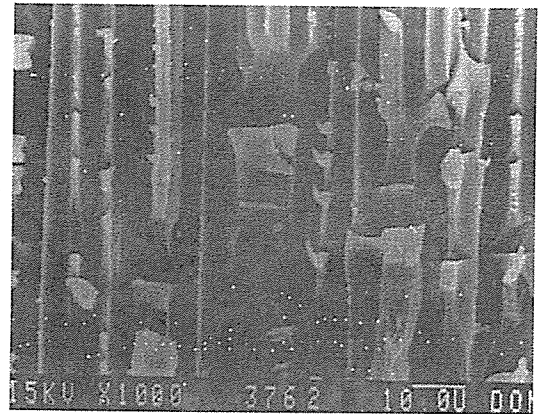
Fig. 8. Influence of distance between supported span length, 2L for moulding pressure 3.14 kgf/cm² ($B=20$, $a/L=0.5$ and loading rate = 1mm/min).

3-6. 파면 해석

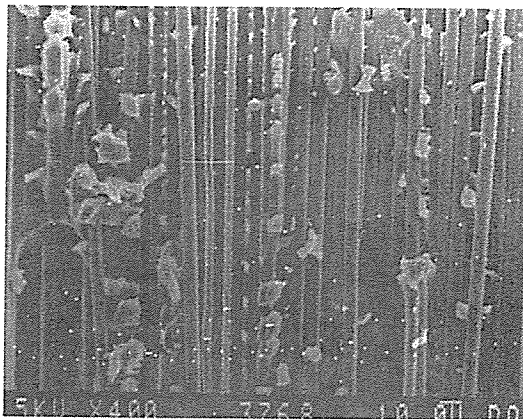
Fig. 9(a), (b), (c)는 성형압력 3.14, 3.77, 4.40 kgf/cm²의 시험편에서 폭 20mm. $a/L=25/50$, 하중률 1mm/min일 때 파단면의 SEM 사진이며, (d), (e), (f)는 이를 높은 배율로 확대한 사진으로서 전형적인 모드 II의 파단면을 보여 주고 있다. 즉 fiber bridging이 거의 없고 섬유 파단도 보이지 않으며 기지층이 헥클(hackle) 모양으로 질서 정연하게 분리되어 있는 모습을 볼 수 있다. 그림(a)는 성형압력 3.14 kgf/cm²의 시험편으로 섬유와 기지의 접촉상태가 양호하고 기지의 분포가 전반적으로 균일하며 섬유배열이 일정하게 되어 있다. 그림(b)는 성형압력 3.77 kgf/cm²의 시험편으로 성형압력 3.14 kgf/cm²의 시험편과 비슷한 양상을 보이고 있으나 기지층이 얇고 섬유배열도 규칙적이지 못하다. 그림(c)는 성형압력 4.40 kgf/cm²의 시험편으로 섬유와 기지의 접촉상태가 불량하여 층간분리시 파괴면 한쪽으로 기지층이 편중되어 있고 반대편에는 섬유만으로 분포되어 있는 모습을 볼 수 있다. 이는 전단응력을 받을 때 기지층이 얇고 분포상태가 불량하여 일부에서는 섬유축과 직각 방향의 미세크랙이 형성되어 주크랙으로 이어지는 파괴형태를 거치지 않고 바로 섬유와 분리되는 현



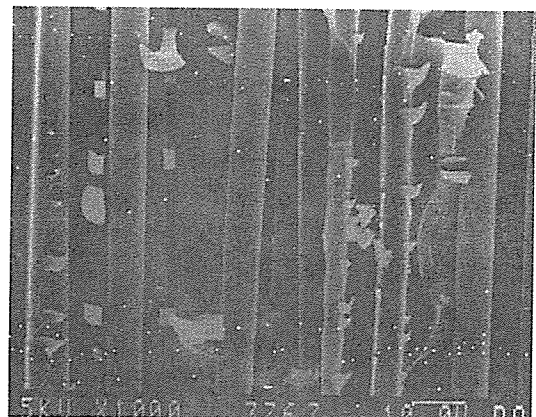
(a)



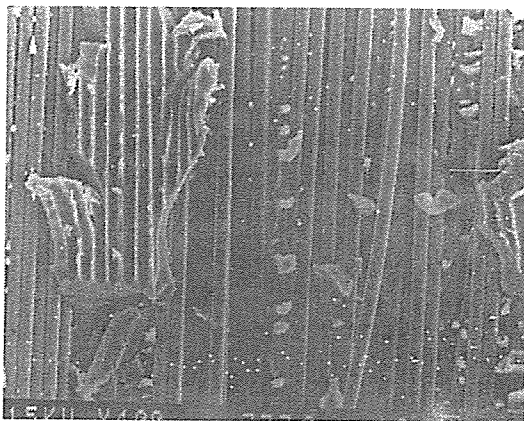
(d)



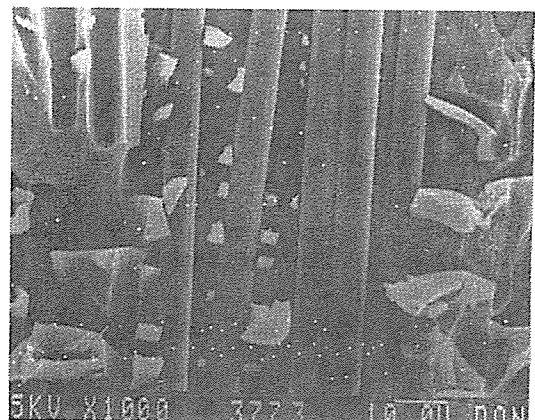
(b)



(e)



(c)



(f)

Fig.9. EM photograph of fracture surface for various moulding pressure ($B=20$, $a/L=25/50$ and loading rate = 1mm/min).
 (a, d) 3.14kgf/cm², (b, e) 3.77kgf/cm² and (c, f) 4.40kgf/cm³

상이라고 생각된다. 또한 섬유배열의 불균일도 심하다. 따라서 이러한 파괴기구를 비교하여 볼 때 핫 프레스(hot press) 성형법에 의한 적층형 구조물은 성형압력 3.14 kgf/cm^2 이 가장 양호한 성형압력이라 생각되고, 성형압력 4.40 kgf/cm^2 의 시험편에서 나타나는 파단면이 다른 성형압력의 시험편보다 하중률, 초기크랙길이에 따르는 에너지 방출률을 저하시키는 주요한 요인이라 생각된다.

4. 결 론

CFRP의 모드 II 층간 파괴인성치에 영향을 주는 인자 중 하중률, 시험편 폭, 초기 크랙길이 등을 성형압력에 따라 비교하였으며, 특히 양단 지지거리를 변화시켰을 때의 실험 결과는 다음과 같다.

(1) 임계에너지 방출률 G_{IIC} 의 값을 여러 가지 방법에 의해 계산하여 비교 검토한 결과 ENF 시험편에서 거의 그 값이 일치하였으나 단순보 이론에 의한 식은 그 값의 차이가 남을 알 수 있었다.

(2) 하중률이 고속일 때, 즉 $20\sim 200 \text{ mm/min}$ 일 때는 횡전단의 속도가 빠르기 때문에 크랙길이의 측정이 불가능하여 모드 II 임계에너지 방출률 G_{IIC} 를 구할 수 없었다. 본 실험의 하중률 범위 $0.2\sim 2 \text{ mm/min}$ 에서 임계에너지 방출률 G_{IIC} 는 하중률의 영향이 거의 없었다.

(3) 임계에너지 방출률 G_{IIC} 는 시험편 폭의 변화에 따라 거의 변화가 없었으며, 또한 초기 크랙길이의 변화에 따른 그것은 성형압력이 4.40 kgf/cm^2 인 경우를 제외하고는 거의 차이가 없었다.

(4) ENF 시험편의 양단 지지거리의 변화에 대한 임계에너지 방출률 G_{IIC} 는 양단 지지거리 100 mm 에서 홀어짐이 적었으며, 양단 지지거리의 영향은 120 mm 까지는 거의 변화가 없었으나 120 mm 이상인 경우 그 값이 높아짐을 알 수 있었다.

(5) 성형압력에 따라 파면형태가 달랐으며, 성형압력 3.14 kgf/cm^2 인 경우 3종류의 성형압력 중 가장 양호한 섬유분포와 접착상태를 나타내었다.

참 고 문 헌

1. Wilkins, D.J., Eisenmann, J.R., Comin,

R.A., Margolis, W.S. and Benson. R.A., "Characterizing Delamination Growth in graphite-Epoxy Damage in Composite Materials", ASTM STP 775, 1982, pp.168-183.

2. Whitney, J.M., Browning, C.E. and Hoogsteden, W., "A Double Cantilever Beam Test for Characterizing Mode I Delamination of Composite Materials", J. of Reinf. Plast. and Comp. 1, 1982, p.297.

3. Wang, S.S., "Fracture Mechanics for Delamination Problems in Composite Materials" J. of Comp. Mat. 17, 1983, p.210.

4. Whitney, J.M., Interlaminar Response of Composite Materials, Elsevier Science Publisher BV, 1989, pp.161-164.

5. 김형진, 엄윤성, 고성위, "CFRP 복합재료의 Mode I 층간 파괴인성치에 관한 연구", 한국복합재료학회지 7권 4호, 1994, pp.65-73.

6. Barrett, J.D. and Foschi, R.O., "Mode II Stress Intensity Factors for Cracked Wood Beams", Eng. Fract. Mech. 9, 1977, p.371.

7. Russell, A.J. and Street, K.N., "Factors Affecting the Interlaminar Fracture Energy of Graphite/Epoxy Laminates", Progress in Science and Engineering of Composites, ICCN-IV Tokyo, 1982, p.279.

8. Bradley, W.L., Presentation at ASTM task Group Meeting, Committee D-30, Charleston, SC, April 30, 1986.

9. Prel, Y.J, Davies., P., Benzeggagh, M.L. and Charentenay, F.X., "Mode I and Mode II Delamination of Thermosetting and Thermoplastic Composites", ASTM Symp. Composite Materials : Fatigue and Fracture, Cincinnati April 1987, pp.27-28.

10. Arcan, L., Arcan, M. and Daniel, I.M., "SEM Fractography of Pure and Mixed Mode Interlaminar Fractures in Graphite/Epoxy Composites", ASTM STP 948, 1987, pp.41-67.

11. Davies, P., Polymers and Composite Task

Group Round Robin Protocol for Mode I, Mode II, and Mixed Mode Testing, European Structural Integrity Society, 1991.

12. Gillespie Jr, J.W., Carlsson, L.A. and Pipes, R.B., "Finite Element Analysis of the End Notched Flexure Specimen for Measuring Mode II Fracture Toughness", *Comp. Sci. and Tech.* 27, 1986, pp.177-197.

13. Carlsson, L.A., Gillespie Jr, J.W. and Pipes, R.B., "On the Analysis and Design of Notched Flexure(ENF) Specimen for Mode II Testing", *J. of Comp. Mat.* 20, 1986, pp.594-604.

14. Davies, P. and Moore, D.R., "Glass/Nylon-6.6 Composites: Delamination Resistance Testing", *Comp. Sci. and Tech.* 38, 1990, pp. 211-227.

15. Davies, P., Moulin, C., Kausch, H.H.

and Fisher, M., "Measurement of G_{IC} and G_{IIC} in Carbon/Epoxy Composites", *Comp. Sci. and Tech.* 39, 1990, pp.193-205.

16. Hashemi, S., Kinloch, A.J. and Williams, J.G., "The Analysis Interlaminar Fracture in Uniaxial Fibre-polymer Composites", *Proc. R. Soc. Lond A427*, 1990, pp.173-199.

17. Lin, Y. and Friedrich, K., "Interlaminar Fracture(Mode II) of Commingled Yarn-Based GF/PP Composites", *J. of Mat. Sci.* 28, 1993, pp.773-780.

18. Carisson. L.A., Gillespie, J.W. and Trethewey, B.R., "Mode II Interlaminar Fracture of Graphite/Epoxy and Graphite/PEEK" *J. of Reinf. Plastic and Comp.*, 1986, p.170.

19. Williams, J.G., "A Note on Finite Displacement Correction Factor the ENE Test" *Comp. Sci. and Tech.* 39, 1990, pp.279-282.
