

## 층간파괴인성치에 미치는 성형압력의 영향에 관한 연구

김형진\* · 김재동\* · 고성위\*\*

### A Study on the Effect of Molding Pressure on the Interlaminar Fracture Toughness

H-J Kim\*, J-D Kim\* and S-W Koh\*\*

**Key words :** Molding pressure(성형압력), Interlaminar fracture toughness(층간파괴인성치), SEM(주사형 전자현미경), Interfacial bonding(계면접착), Composites(복합재료)

#### Abstract

This paper describes the effect of various molding pressure for Mode I, Mode II interlaminar fracture toughness of carbon fiber reinforced plastic composites by using double cantilever beam(DCB), end notched flexure(ENF) and end loaded split(ELS) Specimen. The value of  $G_{IC}$ ,  $G_{IIC}$  as a function of various molding pressure is almost same at 307, 431, 585kPa, however it shows highest value under 307kPa molding pressure. The SEM photographs show good fiber distribution and interfacial bonding of composites when the molding pressure is the 307kPa.

#### 1. 서론

근래 항공우주 구조물에는 그 경량화 때문에 금속을 대신하여 비강도, 비강성이 우수한 CFRP 복합재료가 많이 사용되고 있다. 이러한 구조물은 적층형 구조가 많고, 적층형 성형법에 이용되는 가장 일반적인 방법이 열 프레스(hot press) 성형법이다. 열 프레스 성형법은 프레스 성형기에 프리프레그를 적층하고 가열, 가압하여 최종형태로 성형

작하는 방법이다.

열 프레스 성형에서 가열은 수지를 점성액상에서 점탄성 고체로 변화시켜 결정화하는 화학작용을 일으키고, 가압은 프리프레그를 압착함으로써 각층을 조밀하게 하여 공극함유율을 최소화한다. 그러므로 이들의 조건이 적층재의 기계적 성질에 상당한 영향을 미치리라 예상된다. 따라서 가압조건, 성형온도 및 열처리(post curing) 등에 있어서 최적조건의 검토가 요구되고 있다<sup>[1]</sup>

\* 경상대학교 수송기계공학부/해양산업연구소

\*\* 부경대학교 기계공학부

이러한 적층재의 최적 성형 조건을 검토하는 가장 일반적인 수명한계 손상 모드는 층간분리이며, 이것은 층과 층 사이의 기지 층에서 성장한다. 이러한 층간결합에 의한 파괴현상은 모드 I 이 지배적이거나 실제 구조물에선 모드 I 과 모드 II 가 결합된 혼합모드에 의해 발생된다. 그러나 혼합모드는 계산과 시험편 제작이 용이하지 않아 최근에는 DCB(double cantilevers beam)와 ENF(end notched flexures) 및 ELS(end loaded split) 시험편을 이용한 임계에너지 방출률  $G_{IC}$ 와  $G_{IIC}$ 에 대한 연구가 활발히 진행되고 있다<sup>3)</sup>.

모드 I 및 모드 II에 대한 층간파괴인성치에 영향을 주는 인자 중에서 시험편 두께, 시험편 폭과 길이, 초기크랙길이, 하중률, 섬유방향 등에 관한 연구가 다양하게 진행되었다. 그러나 핫프레스 적층재에서 고려되어야 할 성형압력에 관한 연구는 매우 적은 편이다. 따라서 본 연구에서는 국산 CFRP 복합재료의 층간파괴인성치에 대한 종합적인 연구의 일환<sup>4,5)</sup>으로 최적 성형압력을 조사하기 위하여 성형압력을 307, 369, 431, 462, 585kPa 등 여러 단계로 변화시켜 시험편을 제작하였다. 각 압력에 따라 DCB, ENF, ELS 시험편으로 각 모드에서 나타나는 층간파괴인성치를 구한 후 서로 연관성을 비교 고찰하였다. 그리고 파괴실험시 파단면을 주사현미경 사진을 통하여 적층성형압력의 영향을 정성적으로 고찰하였다.

## 2. 재료 및 실험방법

### 2. 1 재료

실험에 사용한 재료는 일방향 Carbon fiber/epoxy 프리프레그(한국화이버(주) HCU 100NS)를 실험실에서 24플라이(ply)로 적층 성형하여 제작하였으며, 일정한 섬유함유율과 제품치수의 변동을 억제하며 필요 이상의 수지가 낭비되지 않도록 제작한 금형(250mm×250mm)을 사용하여 복합재료판을 성형하였다. 경화온도는 130℃, 경화시간은 90분으로 하였고, 성형압력은 307, 369, 431, 462, 585kPa로 변화시켰으며, 적층시 알루미늄 포일 (Al foil : 두께 30μm)을 12플라이와 13 플

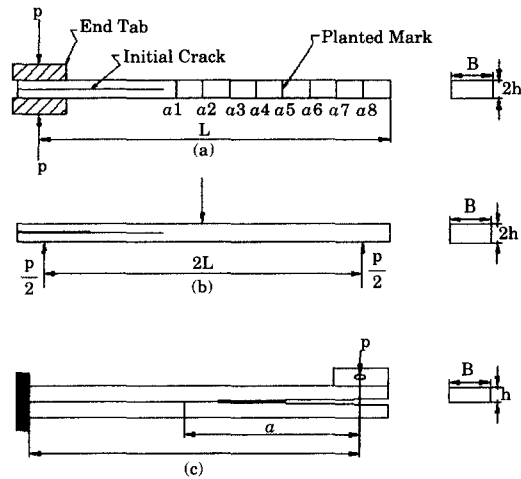


Fig. 1 Specimen Geometry  
(a)DCB (b)ENF (c)ELS

라이 중간에 삽입하여 초기크랙을 형성하였다.

열처리의 영향을 살펴보기 위하여 경화온도, 시간은 동일 조건으로 하고 가압력을 462, 585kPa로 변경하여 성형하고, 열프레스에서 온도를 170℃로 상승시킨 후 각 압력에 대하여 120분 동안 열처리를 실시하였다. 성형이 끝난 적층판은 다이아몬드 커터를 사용하여 Fig.1과 같이 소요의 DCB, ENF, ELS 시험편으로 가공하였다.

가공이 끝난 각 시험편은 만능시험기(Instron, 용량 5ton)를 사용하여 실험을 행하였다. DCB 시험편과 ELS 시험편의 크랙길이는 시험편 양면에 수정액을 칠한 후 4mm 마다 눈금을 표시하고 각 표시점에 도달할 때마다 부하와 제하를 되풀이하였고 이때 이동 측정현미경을 사용하여 초기크랙에서 균열선단까지 직선거리를 양면에서 측정하여 평균길이를 크랙길이라고 하였다. 모드 I에서는 시험편 길이 100mm, 시험편 폭 20mm, 초기크랙길이 25mm, 하중률 1mm/min의 동일조건에서 실험을 실시하였고, 모드 II에서는 시험편길이 100mm, 시험편 폭 20mm, 초기크랙길이 25mm의 동일조건에서 시험하였다. 또한 하중률의 영향을 알기 위하여 하중률을 0.2, 0.5, 1, 2mm/min으로 변환시켰으며, 시험편폭의 영향은 10, 15, 20, 25mm로 변화시켰다.

2. 2 층간파괴인성치 계산 방법

가. 모드 I

단순 보 이론에 의한 모드 I 임계에너지 해방을 는 다음과 같다.

$$G_{Ic} = \frac{3P\delta}{2Ba} \tag{1}$$

여기서 P는 하중, δ는 변위, B는 시험편 폭, 그리고 a는 크랙길이이다. 그러나 식(1)에서 DCB 시험편은 보의 끝단이 완전히 고정되어 있지 않으므로 보의 완전 고정을 전제로 한 상기 식은 컴플라이언스를 과소 평가하는 경향이 있다. 따라서 이 영향에 대한 보정방법은 컴플라이언스 C<sup>1/3</sup>과 크랙길이 a의 관계를 최소자승법에 의하여 기울기를 구하고 절편 Δ를 구하여 이 값을 크랙길이에 더하여 수정한다<sup>6)</sup>.

$$G_{Ic} = \frac{3P\delta}{2B(a+\Delta)} \tag{2}$$

Fig. 2는 폭 B=20mm, 두께 2h=2.6mm, 초기크랙 a<sub>0</sub>=50mm, 시험편길이 L=150mm인 시험편의 경우 크랙길이와 컴플라이언스의 관계를 나타낸 것이다. 최소자승법에 의한 이론 값과 실험 자료와의 일치율을 볼 수 있다. 이 경우 계산된 Δ값은 8.79mm이며, 이 절편 값을 식(2)에서 사용하였다. 이러한 보정값은 실험에 사용된 각각의 시험편마다 실시하여 그 값을 가산하였다.

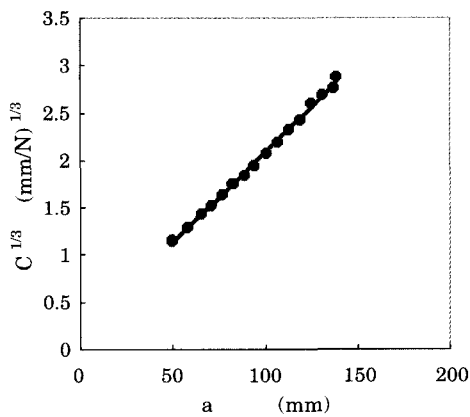


Fig. 2 Experimental and analytical relationship between crack length and compliance

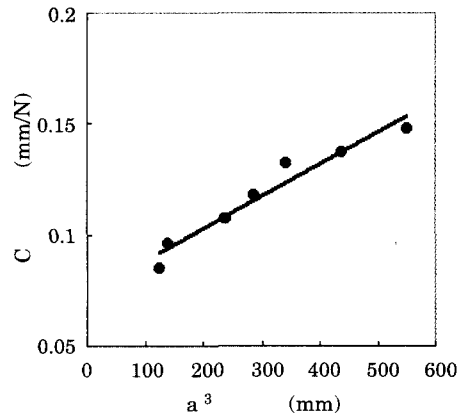


Fig. 3 C versus a<sup>3</sup> for the ELS specimen

나. 모드 II

보 이론에 의한 모드 II 임계에너지해방을 G<sub>IIc</sub>는 다음과 같다.

$$G_{IIc} = \frac{9a^2P\delta}{2B(2L^2+3a^3)} \tag{3}$$

여기서 L은 시험편 스판(span)길이의 1/2이다.

컴플라이언스법(compliance method)은 층간파괴인성치를 구하는 실험적인 방법으로써 여러 가지 크랙길이에 대응하는 컴플라이언스를 구하고 이들의 관계를 구하기 위하여 다항식으로 나타내는 방법이다. 실험결과로 나타난 C와 a를 다항식으로 이용하여 고전적인 보이론에서 3차항으로 한다<sup>7)</sup>. 실험에서 크랙길이를 측정하고 그에 상응하는 컴플라이언스를 구하여 관계식을 정리하면 다음과 같다.

$$C = C_0+ma^3 \tag{4}$$

여기서 C<sub>0</sub>는 정수이고 m은 C와 a<sup>3</sup>의 기울기이다. 따라서 에너지 해방률 G<sub>IIc</sub>는 다음과 같다.

$$G_{IIc} = \frac{3P^2ma^2}{2B} \tag{5}$$

Fig. 3은 폭 20mm, 시험편길이 L=100mm, 하중률 2mm/min의 ELS 시험편에서 나타난 컴플라이언스 C와 크랙길이 a<sup>3</sup>의 관계를 나타낸 것이다. ELS 시험편은 ENF 시험편과 달리 안정적인 파괴

형태를 나타내기 때문에 일정한 크랙길이에 따라 제하와 부하를 반복하므로써 하나의 시험편에서 연속적인  $P-\delta$ 를 구할 수 있다. 그림에서 이들의 관계는 비교적 선형화가 잘 되고 있음을 알 수 있다. 따라서 여기에서 구한 기울기  $m$ 을 식 (5)의 값에 적용할 수 있다.

### 3. 결과 및 고찰

#### 3.1 모드 I 층간파괴인성치

Fig. 4는 성형압력 307, 431, 585kPa의 시험편에서 크랙증분에 대한 모드 I 에너지 해방률을 나타낸 것이다. 여기서 성형압력 307kPa의 시험편은 일반적인  $R$ -곡선을 나타내고 있는데 비하여, 성형압력이 고압인 431, 585kPa의 시험편은 초기값과 전파값이 거의 동일하여  $R$ -곡선이 존재하지 않는다.  $R$ -곡선이 존재하지 않는다는 것은 섬유브리징이 없다는 의미이다.

이것은 CF/EP 복합재료의 모드 I 층간파괴인성치에서는 섬유브리징의 영향이 크다고 알려진 결과와는 다르게 나타났다. 즉 같은 종류의 재료라도 성형조건에 따라 섬유 브리징의 영향이 달라질 수 있다. 또 하나의 특징은 크랙이 점차 증가할수록 전파값은 세 가지 시험편에서 모두 동일한 값으로 나타나는 것이다.

Fig. 5는 성형압력이 Fig. 4와 동일한 조건에서 초기값과 전파값만을 나타낸 것으로, 여기에서도 307kPa의 시험편에서 초기값과 전파값의 차이가 있음을 알 수 있으나 다른 성형압력의 시험편에서는 그 영향을 찾을 수 없었다. 이러한 이유는 본 실험에서 사용한 시험편은 프리크랙(pre-crack)을 주지 않는 방법으로 실시하였으므로 초기크랙 선단에 기지풍부지역이 존재하고, 이것이  $R$ -곡선에 영향을 미치는데 비하여, 성형압력이 고압인 시험편에서는 성형 중 높은 압력으로 초기크랙 선단의 기지풍부지역의 상태가 전자와는 다르기 때문이라고 판단된다. 따라서 모드 I 층간파괴인성치에 미치는 성형압력의 영향은 초기값에 영향이 나타나지만 전파값에는 영향이 없었다.

Fig. 6은 성형압력 462, 585kPa의 조건인 경우

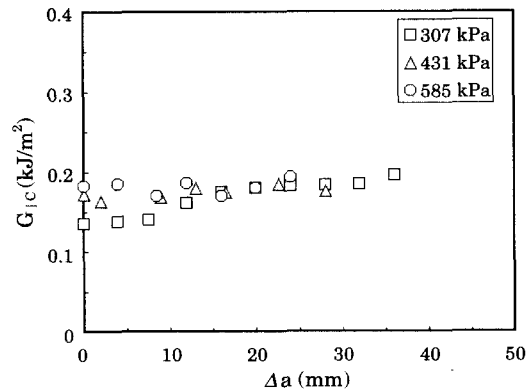


Fig. 4  $G_{Ic}$  as a function of initiation crack length increment,  $\Delta a$ , at molding pressure of 307, 431, 585

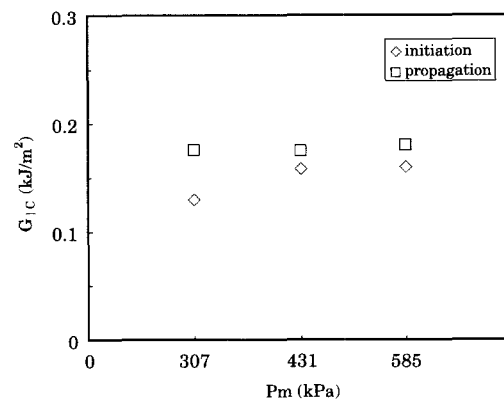


Fig. 5 Variation of  $G_{Ic}$  values at initiation and propagation with molding pressure

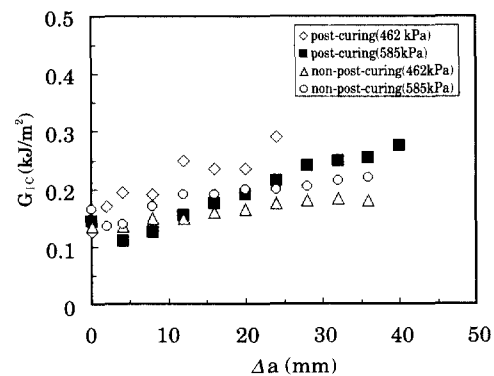


Fig. 6 The comparison of  $G_{Ic}$  values at molding pressure of 462kPa and 585kPa for non-post curing and post curing

의 열처리재와 비열처리재의 크랙증분에 따른 모드 I 층간파괴인성치를 나타낸 것이다. 그림에서 비열처리재의 경우, 압력변화에 따른  $G_{Ic}$ 의 차이는 거의 없으나 열처리하는 경우의 값이 높게 나타남을 알 수 있었다. 이러한 현상은 열처리재와 비열처리재의 하중-변위선도를 비교해 볼 때, 비열처리재가 안정크랙성장 거동을 보이는 반면 열처리재는 불안정크랙거동을 보임으로서 열처리재가 더 높은 파괴인성치를 갖게 된다고 판단된다. 그리고 성형압력이 462kPa일 때 열처리 효과가 585kPa의 시험편에서 보다 더 크다고 볼 수 있다.

3.2 모드 II 층간파괴인성치

가 시험편 형상의 영향

Fig. 7은 ENF 시험편을 사용하여 에너지 해방률  $G_{Ic}$ 에 미치는 성형압력의 영향을 나타낸 실험 결과이다. ENF 시험편은 크랙진전거동이 대부분 불안정하여 크랙길이 측정의 곤란 때문에 그림과 같이 초기값만 나타내었다. 그림에서 알 수 있는 바와 같이 성형압력이 307, 369, 431, 585kPa로 증가함에 따라  $G_{Ic}$ 값은 미세하게 낮아지며 성형압력이 585kPa에서는 더욱 큰 폭으로 낮아짐을 알 수 있다.

Fig. 8은 ELS 시험편에서 세 가지 성형압력에 따라 크랙증분에 따른 에너지 해방률을 나타낸 것이다. ELS 시험편에서 일반적으로 크랙초기값에서 크랙전과값에 다다를 때까지 급격한 파괴에너지 상승을 나타낸다. 이러한 현상은 성형압력의 변화에 관계없이 전반적으로 동일하게 나타나지만, 성형압력이 낮은 307kPa의 시험편의 전과값이 다른 시험편(431, 585kPa)에 비하여 상대적으로 높은 값을 나타내고, 이것은 같은 모드 II 시험인 ENF 시험에서 나타나는 결과인 Fig. 7과 동일한 경향임을 알 수 있다. 따라서 모드 II 시험에서 성형압력의 영향은 모드 I 과는 달리 전과값에 상당한 영향을 미친다고 판단된다.

모드 II 에서 나타나는 이러한 현상에 주목하여 모드 II 하중에 가장 우수한 성형압력을 나타내는 시험편을 제작하기 위하여 우선 Fig. 7의 모드 II 시험에서 양호한 값을 나타내고 있는 성형압력

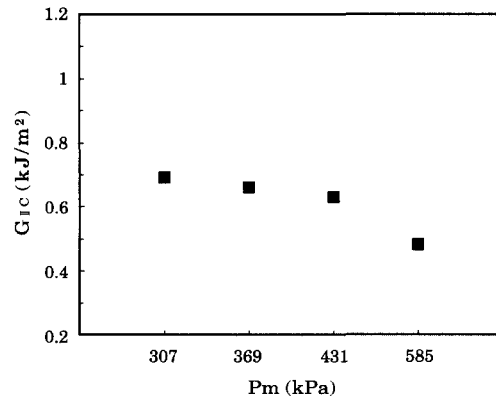


Fig. 7 Variation of  $G_{Ic}$  values with molding pressure

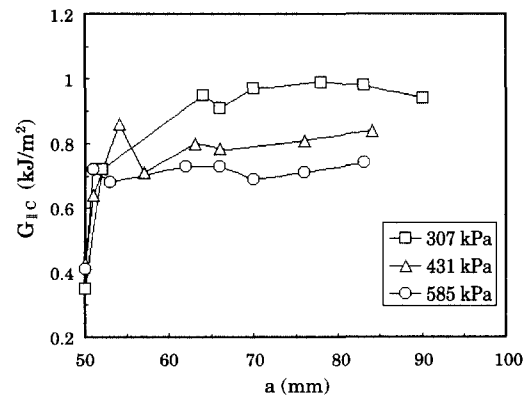


Fig. 8  $G_{Ic}$  as a function of crack length,  $a$ , at molding pressure of 307, 431, 585kPa by using ELS specimen

307, 369, 431kPa의 ENF 시험편을 이용한 하중률, 시험편 폭, 초기크랙길이 등에 미치는 성형압력의 영향을 검토하였다.

Fig. 9는 하중률을 0.2, 0.5, 1, 2mm/min으로 변화시켰을 때 대응하는  $G_{Ic}$ 값을 나타낸 것으로 431kPa의 시험편이 전반적으로 낮은 값을 나타내고 있으나, 전체적으로 볼 때 하중률에 따른 성형압력의 영향은 없다고 할 수 있다.

Fig. 10은 시험편의 폭을 5, 10, 15, 20, 25mm로 변화시켰을 때의  $G_{Ic}$ 값을 나타낸 것으로 성형압력 307, 369kPa인 시험편은 거의 동일한 경향을 나타내고 있으나, 성형압력 431kPa의 시험편은 다른 성형압력의 시험편에 비하여 시험편 폭의 영향이 가장 적었다.

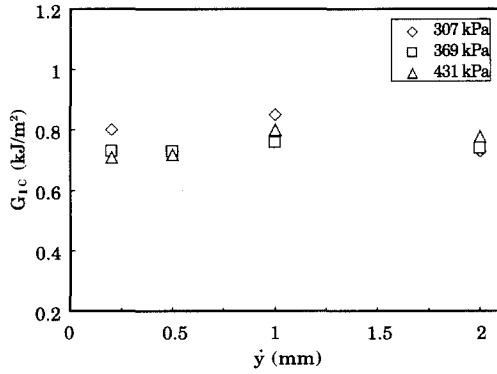


Fig. 9  $G_{1c}$  as a function of loading rate,  $\dot{y}$

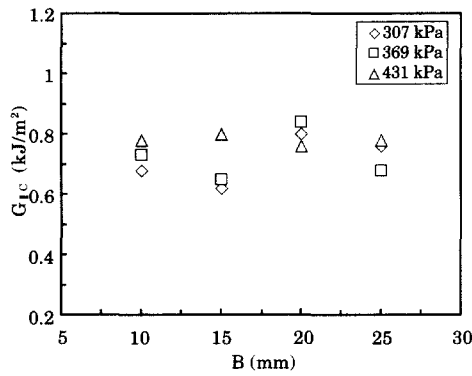


Fig. 10 Variation of  $G_{1c}$  value with specimen width

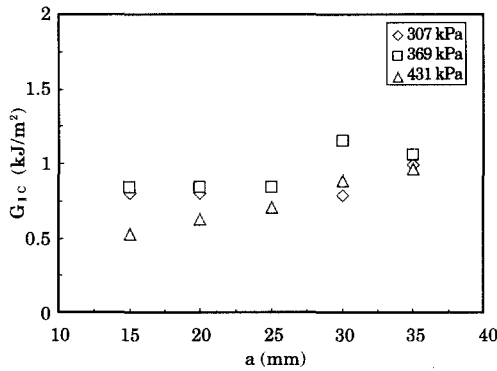


Fig. 11  $G_{1c}$  as a function of initial crack length at molding pressure by using ENF specimen

Fig. 11은 성형압력 307, 369, 431kPa의 ENF 시험편에서 초기크랙길이에 대한 에너지 해방률을 나타낸 것이다. ENF 시험편은 크랙의 전파속도가 빨라 연속적인 크랙증분에 따른 충간파괴인

성치를 구하기가 용이하지 않아 각 시험편을 초기 크랙길이 15, 20, 25, 30, 35mm로 미리 설정하고, 해당초기크랙길이에서 실험값을 얻는 방법을 채택하였다. 여기서 307, 369kPa의 시험편은 비슷한 양상을 나타내고 있으나 성형압력이 431kPa인 시험편은 뚜렷한 R-곡선을 나타내고 있으며, 다른 성형압력의 시험편에 비하여 크랙초기에 낮은 값을 나타내고 있다. 이것은 성형압력이 높은 시험편(431, 585kPa)이 초기값과 전파값의 차이가 없다는 Fig. 4의 모드 I의 결과와는 정반대의 경향임을 알 수 있다. 따라서 모드 II 시험에서 성형압력 307, 369kPa의 시험편이 성형압력 431, 585kPa의 시험편 보다 양호한 결과를 얻을 수 있었다.

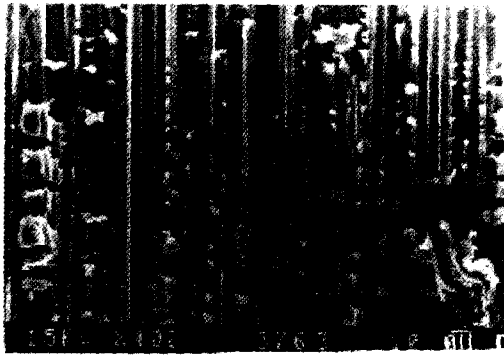
나. 파면해석

Photo 1 (a), (b), (c)는 성형압력 307, 369, 431kPa의 시험편에서 모드 II 파단면의 SEM 사진이며 시험조건은 시험편 폭 20mm.  $a/L=25/50$ , 하중률1mm/min이다. 섬유 브릿징(fiber bridging)이 거의 없고 섬유파단도 보이지 않으며 기지 층이 해클(hackle)모양으로 질서 정연하게 분리되어 있는 모습을 나타내고 있으며, 이것은 ENF 시험편에서 공통으로 나타나는 파단면의 모습이다.

(a)는 성형압력 307kPa의 시험편으로 섬유와 기지의 접촉상태가 양호하고 기지의 분포가 전반적으로 균일하며 섬유배열이 일정하게 되어있다. 또한 섬유에 부착된 매트릭스의 조각이 가장 많이 남아있다. 사진(b)는 성형압력 369kPa의 시험편으로 성형압력 307kPa의 시험편과 비슷한 양상을 보이고 있으나, 기지 층이 얇고 섬유배열도 규칙적이지 못하고 부착된 매트릭스 조각도 적은 것을 알 수 있다.

사진(c)는 성형압력 431kPa의 시험편으로 섬유와 기지의 접촉상태가 불량하여 충간분리 시 파괴면 한쪽으로 기지층이 편중되어 있고 반대편에는 섬유만으로 분포되어 있는 모습을 볼 수 있다.

이것은 전단응력을 받을 때 성형압력이 높은 경우, 기지층이 얇고 분포상태가 불량하여 일부에서는 섬유축과 직각 방향의 미세크랙이 형성되어 주 크랙으로 이어지는 파괴형태를 거치지 않고 바로 섬유와 분리되는 현상이라고 생각된다.



(a) 307 kPa(×400)



(b) 369 kPa(×400)



(c) 431 kPa(×400)

**Photo 1 SEM fractographs for various molding pressure by using ENF specimen**

이러한 파괴기구는 성형압력이 높은 시험편의 모드 II 층간파괴인성치를 저하시키는 주요한 요인이라고 생각된다. 또한 성형압력 431kPa의 시험편에서는 일반적으로 모드 II 파면형태에서 드물게 나타나는 섬유절단의 모습을 볼 수 있다. 이러한 파단면의 특징이 다른 성형압력의 시험편보

다 하중률, 초기크랙길이에 따르는 에너지 해방률을 저하시키는 원인이라고 생각된다. 따라서 이러한 파괴기구를 비교하여 볼 때 열 프레스 성형법에 의한 적층형 구조물은 성형압력 307kPa 부근이 가장 양호한 성형압력이라 생각된다.

#### 4. 결 론

성형압력의 영향에 대하여 DCB, ENF, ELS 시험편을 이용하여 실험한 결과는 다음과 같다.

- (1) 성형압력의 변화는 모드 I에서는 전파값에 영향이 없었으나 성형압력이 고압일수록 초기값과 전파값이 비슷하며 섬유 브릿징 현상은 없었다.
- (2) 성형압력의 변화가 모드 II에 미치는 영향은 ENF, ELS시험에서 두 가지 모두 성형압력이 높은 시험편이 층간파괴인성치가 낮아지는 경향을 알 수 있었다.
- (3) 성형압력에 따라 파면형태가 달랐으며 성형압력이 307kPa인 경우 3종류의 성형압력 중 가장 양호한 섬유분포와 접착상태를 나타내었다.
- (4) 열처리재는 비열처리재에 비하여 층간파괴인성치에 양호한 결과를 나타내었으며, 특히 성형압력이 낮은 시험편의 경우가 열처리의 영향이 증대되었다. 또한 열처리재가 불안정 파괴거동을 나타내는 경향이 많았다.

#### 참고문헌

- [1] P. K. Mallick, "Fiber Reinforced Composites", Marcel Dekker, INC., pp.319~345, 1988.
- [2] J. M. Whitney, C. E. Browning and W. Hoogsteden, "A Double Cantilever Beam Test for Characterizing Mode I Delamination of Composite Materials" *J. Reinf. Plastic & Comp.* 1. p. 297, 1982.
- [3] P. Davies, "Polymers and Composite Task Group Round Robin Protocol for Mode I, Mode II and Mixed Mode Testing", European Structural Integrity Society, 1991.
- [4] 김형진, 엄윤성, 고성위, "CFRP 복합재료의 Mode

- I 층간파괴인성치에 관한 연구” 한국 복합재료학회지, 7권 4호, pp. 65~73, 1994.
- [5] 김형진, 엄윤성, 김엄기, 고성위, “CFRP 복합 재료의 Mode II 층간파괴인성치에 관한 연구”, 한국복합재료학회지, 8권 4호, pp.78~82, 1995.
- [6] S. Hashemi, A. J. Kinloch and J. G. Williams, “Corrections Needed in Double-Contilever Beam Tests for Assessing the Interlaminar Failure of Fiber-Composites”, J. Mat. Sci. Letters 8, pp.125~129, 1989.
- [7] J. W. Gillespie Jr, L. A. Carlsson, R. B. Pipes, “Finite Element Analysis of the End Notched Flexure Specimen for Measuring Mode II Fracture Toughness” Comp. Sci. and Tech. 27, pp. 177~197, 1986.

저 자 소 개



**김형진(金炯鎭)**

1951년 5월생. 1974년 부산수산대학졸업(학사). 1987년 동 대학원 기관공학과 졸업(석사). 1997년 부경대학교 기관공학과 졸업(박사). 1976년~현 경상대학교 수송기계공학부 교수



**김재동(金在東)**

1955년 8월생. 1977년 부산수산대학졸업(학사). 1990년 동 대학원 기관공학과 졸업(석사). 2000년 부경대학교 제어기계공학과 졸업(박사). 1995년~현 경상대학교 해양과학대학 조교수



**고성위(高性洵)**

1953년 4월생. 1980년 고려대학교 기계공학과 졸업(학사). 1982년 동 대학원 기계공학과 졸업(석사). 1987년 동 대학원 기계공학과 졸업(박사). 1984년~현재 부경대학교 기계공학부 교수