

하이브리드 복합재료의 층간파괴인성치에 관한 연구*

김형진[†] · 곽대원 · 이현식 · 김재동 · 고성위**

경상대학교 · **부경대학교

A Study on the Interlaminar Fracture Toughness of Hybrid Composites

Hyung-Jin KIM[†], Dae-Won GWARK, Hern-Sik LEE,

Jae-Dong KIM and Sung-Wi KOH**

Gyeongsang National University, **Pukyong National University

Abstract

This paper describes the effect of loading rate, specimen geometries and material properties for Mode I and Mode II interlaminar fracture toughness of hybrid composite by using double cantilever beam(DCB) and end notched flexure (ENF) specimen. In the range of loading rate 0.2~20mm/min, there is found to be no significant effect of loading rate with the value of critical energy release rate(G_c). The value of G_c for variation of initial crack length are nearly similar values when material properties are CF/CF and GF/GF, however, the value of G_c are highest with the increasing initial crack length at CF/GF. The SEM photographs show good fiber distribution and interfacial bonding of hybrid composites when the moulding is the CF/GF

Key words : loading rate(하중점변위율), hybrid composite(하이브리드 복합재료), interlaminar fracture toughness(층간파괴인성치), initial crack length(초기크랙길이), fracture surface analysis(파면해석)

서 론

하이브리드 복합재료는 두 가지 이상의 강화섬유나 기지로 구성된 복합재료이다. 따라서 서로 다른 강화섬유의 혼합에 의하여 타 섬유의 장점을 조합함으로써 부족한 기능을 해결할 수 있다. 일반적으로 하이브리드 중, 하나의 섬유는 graphite/ carbon과 같이 고강성, 고강도, 고가의 섬유이지만, 다른 한가지의 섬유는 Kevlar, E-glass 혹은 S-glass와 같이 낮은 강성의 재료를 사용한다. 이러한 하이브리드 복합재료는 수요요구에 따라 제작이 가능하기

때문에 구조재로써 널리 사용되며, 또한 우수한 특성으로 서로 다른 재료의 조합에 의하여 사용 목적에 맞는 제품을 생산할 수 있으므로 가격 면에서 유리하고, 중량을 가볍게 할 수 있으며, 노치감성을 줄일 수 있어 파괴인성을 향상시키고, 피로수명과 충격저항을 향상시킬 수 있다. 따라서 하이브리드 복합재료는 이러한 장점으로 항공기, 우주선, 자동차, 선박 및 각종 스포츠 용품에 이르기까지 광범위하게 사용된다.

하이브리드 복합재료는 일반적으로 적층형 구조재로 제작되는 경우가 일반적이며, 적층형 복합재료

* 이 논문은 2004년도 두뇌한국21 사업에 의하여 지원되었음.

[†] Corresponding author : gjkim@gaechuk.gsnu.ac.kr

는 흔히 프리프레그(prepreg)를 적층하여 제작하는데, 프리프레그는 직경이 약 7~8 μ m의 섬유가 기지에 함침된 얇은 테이프 형태를 말하며, 이를 원하는 섬유방향을 가지도록 절단하여 적층한 후 일정한 온도와 압력으로 성형(curing)하여 구조물을 제작한다. 따라서 복합재료의 적층구조는 많은 층으로 구성된 다층구조(multi-layered structure)이면서 이방성(anisotropic)인 특성이 있다. 이러한 적층면에 대한 기계적 특성에 관한 연구가 많이 시도되었다.^{1,2)}

Jang³⁾ 등은 polyethylene(PE), polyester(PET) 그리고 nylon 섬유의 평면 직조의 3가지 타입과 epoxy기지로 된 하이브리드 복합재료에서 그라파이트 흡수에너지 용량과 충격특성에 관하여 연구하였다. 그들은 재료의 조합이나 적층순서가 하이브리드 구조의 흡수에너지의 용량을 결정하는 중요한 요소라는 것을 알았다.

Wang⁴⁾ 등은 일 방향 하이브리드복합재료의 파괴거동을 연구하였다. 그들은 시험편을 single-matrix/double-fiber, double-matrix/single-fiber, 그리고 double-matrix/double-fiber의 하이브리드를 single-fiber/single-matrix와 같은 방법으로 제작하였는데, 사용재료는 graphite/PP, glass/PP, graphite/epoxy 등이다. 그들은 허용최대값과 충격 흡수에너지의 향상은 유리섬유의 증가 비율에 의하여 결정된다는 것을 밝혔다. 즉 허용최대하중은 복합재료에서 층간크랙이나 내부의 섬유파손의 총량에 의존한다는 결론에 도출하였다. 또한 유리섬유의 그라파이트 섬유 층의 내부 하이브리드 혼합은 급격한 파손모드를 상쇄시킨다고 주장하였다.

Novak and DeCrescente⁵⁾은 carbon/epoxy 복합재에서 유리섬유를 첨가함으로써 한가지로 섬유만 복합한 재료의 충격특성의 예측치 보다 약 3-5배 더 높은 충격강도를 얻을 수 있다는 것을 알았다.

Chamis⁶⁾ 등은 glass/carbon 하이브리드에서 파손은 fiber breakage, fiber pullout 그리고 interply delamination과 같은 혼합파괴모드하에서 파손된다는 것을 조사하였다. 그들은 이러한 복잡한 파손과정의 결과는 하이브리드 복합재료에서 분리파괴거동에 시너지효과를 준다고 판단하였다.

이상과 같이 하이브리드 복합재료의 특성을 연구하기 위하여 기계적 성질과 횡방향 파괴인 충격파괴에너지에 관하여 연구한 사례는 많으나, 가장 취약한 층과 층 사이의 면에서 발생하는 층간파괴 양

상에 대하여서 연구한 예는 드문 편이다.

본 연구에서는 하이브리드복합재료의 층간파괴인성치 G_c 에 대한 종합적인 연구의 일환으로 모드 I, II의 하중을 받는 DCB(double cantilever beam) 시험편과 ENF(end notched flexure) 시험편을 이용한 층간파괴인성치에 관하여 검토하였다. CF/GF로 복합화된 프리프레그를 이용하여 16플라이와 17플라이 사이의 계면을 CF/CF, CF/GF, GF/GF로 적층순서를 변화시키는 방법, 각각의 적층조건에서 하중점변위를, 초기크랙길이 등이 층간파괴인성치에 미치는 영향을 상호비교 검토하였다. 또한 주사현미경 사진을 통하여 적층순서의 변화에 따른 적층면의 파단현상을 정성적으로 고찰하였다.

재료 및 실험 방법

1. 재료

본 실험에 사용된 실험재료는 하이브리드 복합재료(Hybrid Composite) carbon/glass prepreg ((주)한국화이버 CG5010))로서 탄소섬유는 일방향, 유리섬유는 직조형태이다. 이러한 복합프리프레그를 실험실에서 32플라이(ply)로 적층하여 성형하였으며, 일정한 섬유함유율과 제품치수의 변동을 억제하며 필요이상의 수지가 낭비되지 않도록 제작한 금형(250×250mm)을 사용하여 재료를 성형하였다. 경화 온도는 130°C, 경화시간은 90분으로 하였으며, 적층시 알루미늄 포일(Al foil: 두께 30 μ m)을 16플라이와 17플라이 사이에 삽입하여 초기크랙을 형성하였다. 성형이 끝난 적층판은 다이아몬드 커터를 사용하여 Fig. 1(a), (b)와 같이 소요의 시험편 모양으로 가공하였으며, 모드 I의 크랙길이는 그림과 같이 양면에 수정액을 칠한 후 4mm마다 눈금을 표시하고 실험시 이동 측정현미경을 사용하여 초기크랙에서 균열선단까지의 직선거리가 4mm가 되는 점에서 부하와 제하를 반복하는 방법으로 만능시험기의 출력을 얻어 하중-변위선도를 그렸다.

적층순서의 영향을 고찰하기 위하여 CF/CF, CF/GF, GF/GF의 순서로 적층된 각 시험편을 사용하였고, 하중점변위율은 0.2, 2, 20mm/min과 모드 II인 경우 고속 변위 적용이 불가능하여 저속변위의 범위에서 0.5, 1, 1.5, 2mm로 4단계 변화시켰으며, 초기크랙의 영향을 고찰하기 위해서 적층순서(CF/GF, CF/CF, GF/GF)의 변화에 따라 시험편

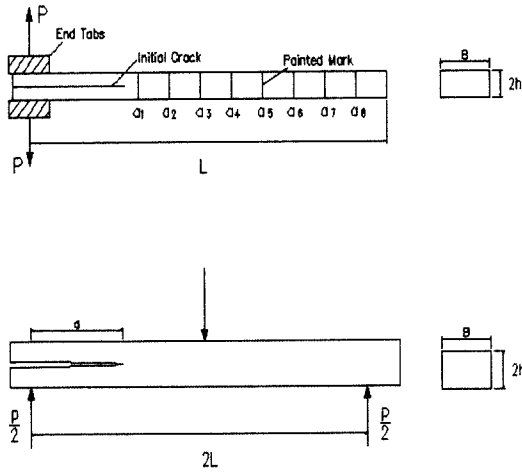


Fig. 1. Specimen geometries.

폭(B) 20mm, 하중점변위를, 2mm/min로 일정하게 하고 초기크랙을 25, 30, 35, 40, 50mm로 변화시켰다.

각 조건에서 실험된 시험편의 파단면은 SEM을 이용하여 파면을 촬영하여 고찰하였다.

2. 층간파괴인성치의 계산방법

단순 보 이론에 의한 모드 I 임계에너지 방출률 G_{IC} 는 다음과 같다.

$$G_{IC} = \frac{3P\delta}{2Ba} \quad (1)$$

여기서 P 는 하중, δ 는 변위, B 는 시험편 폭, 그리고 a 는 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 $C^{1/3}$ 과 크랙길이 a 의 관계를 최소자승법에 의하여 기울기를 구하고 절편 Δ 를 구하여 이 값을 크랙길이에 더하여 수정한다.⁷⁾

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

한편, 컴플라이언스 증분으로 G_{IC} 를 표현하면 다음과 같다.

$$G_{IC} = \frac{P^2}{2B} \frac{dC}{da} \quad (3)$$

식(3)을 C 와 a 를 양대수인 좌표에서 기울기 n 을 이용하여 실험적으로 컴플라이언스를 수정하는 방법으로는 식(4)와 같다.⁸⁾

$$G_{IC} = \frac{nP\delta}{2Ba} \quad (4)$$

Kageyama⁹⁾ 등은 a/H 와 $C^{1/3}$ 과의 기울기 A_1 을 이용하는 다음과 같은 수정식을 제안하였다.

$$G_{IC} = \frac{3P^2C^{2/3}}{2BA_1H} \quad (5)$$

여기서

$$a/H = A_0 + A_1C^{1/3} \quad (6)$$

보 이론에 의한 모드 II 임계에너지 방출률 G_{IIc} 는 다음과 같다.

$$G_{IIc} = \frac{9a^2P\delta}{2B(2L^3 + 3a^3)} \quad (7)$$

여기서 L 은 시험편 스팬(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 C 와 a 를 다항식으로 이용하여 고전적인 보 이론에서 3차항으로 한다. 실험에서 크랙길이를 측정하고 그에 상응하는 컴플라이언스를 구하여 관계식을 정리하면 다음과 같다.

$$C = C_0 + ma^3 \quad (8)$$

여기서 C_0 는 정수이고 m 은 C 와 a^3 의 기울기이다.

따라서 임계에너지 방출률 G_{IIc} 는 다음과 같다.

$$G_{IIc} = \frac{3P^2ma^2}{2B} \quad (9)$$

또 다른 방법은 크랙이 없는 보에 대한 컴플라이언스 C 를 표준화하는 방법이 있다.

$$C/C_0 = 1 + m(a/L)^3 \quad (10)$$

여기서 m 은 C/C_0 와 $(a/L)^3$ 의 기울기이고 C_0 는 초기 컴플라이언스의 값이다.

식(4)를 a 에 대하여 미분하여 식(1)에 대입하면 모드 II 입계에너지방출률 G_{IIc} 는 다음과 같다.

$$G_{IIc} = -\frac{3mP^2a^2C_0}{2BL^3} \quad (11)$$

결과 및 고찰

1. 하중변위선도

모드 I 시험편인 DCB시험편의 하중-변위선도 양상은 크게 분류하면 두가지 형태, 즉 전형적인 안정크랙성장상과 불안정크랙성장상이 혼합되어 나타나는 것을 관찰할 수 있었다. Fig. 2는 본 연구에서 얻어진 대표적인 모드 I 하중변위선도로써 그림 (a)는 안정크랙성장, 그림 (b)는 불안정크랙성장을 나타낸 것으로, 각 선도는 크랙길이 4mm마다 하중을 가하고, 제하(unloading)를 반복하여 측정하였으며 최종 파단까지 계속 반복하였다.

불안정 크랙성장현상은 초기크랙 /리가먼트가

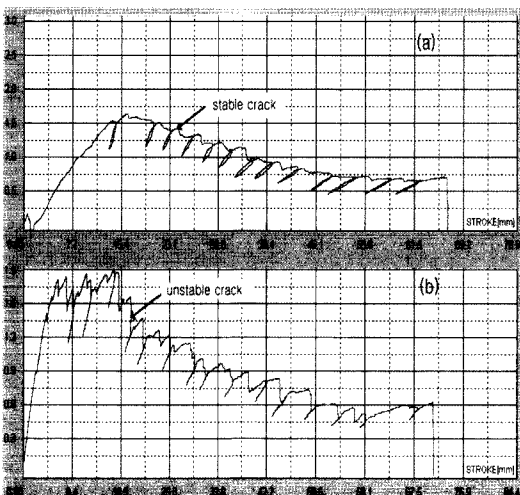


Fig. 2. Typical load displacement curves by using DCB specimen.

25/75, 30/70 등의 시험편에서 나타났으며, 50/50 시험편에서는 대부분 안정크랙성장이 일어났다.

따라서 크랙의 안정 불안정은 여러 가지 요인 중 초기크랙길이/리가먼트의 변화에 영향을 받으며, 하중점변위율과 시험편 폭의 영향은 없었다.

본 연구에서 사용한 하이브리드 재료에서는 대부분 안정 파괴 현상을 나타냈으나 동일 조건에서 초기크랙이 짧은 경우에 일어나는 경향이 많았고, 부분적으로 불안정파괴현상을 나타내는 경우도 있었다.

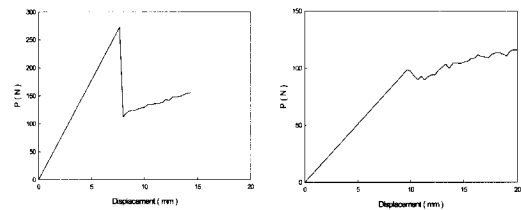


Fig. 3. Typical load displacement curves.

모드 II 시험편인 ENF시험편의 하중-변위선도 양상은 대부분이 불안정한 크랙성장상으로 나타난다. Fig. 3(a)의 $a/L=0.6$ 인 경우 대표적으로 나타날 수 있는 ENF시험편의 하중-변위선도를 나타낸 것이다. 모드 II시험에서 대부분이 이러한 형태로 파손되는 것을 보여 주고 있다. Fig. 3(b)는 $a/L=0.8$ 인 하중-변위선도로써 정확한 불안정 크랙성장이라고 정의 할 수 없는 비교적 안정 크랙(stable crack)이라고 정의 할 수 있다. 이 경우는 a/L 이 비교적 높은 경우에 나타날 수 있는 현상이다.

본 연구에서 사용한 하이브리드 재료에서는 안정 파괴 현상을 찾기는 힘들었고 다만 Fig. 2(b)와 같은 현상을 일부 볼 수 있었다.

2. R-곡선

Fig. 4는 하중점변위율 2mm/min, 폭 20mm, 초기크랙길이 40mm, 시험편길이 100mm인 경우에 대하여 크랙길이의 증가에 대한 G_{IIc} 의 변화, 즉 R-곡선을 나타낸 것으로 2절에서 층간파괴인성치의 계산방법에서 기술한 여러 가지 방법으로 계산한 것이다. 단순보 이론이나 컴플라이언스의 수정식 (2), (4), (5)에 의하여 얻은 값은 안정크랙성장시

에는 거의 일치함을 알 수 있다. 다만 컴플라이언스 증분으로 표현되는 식(3)은 흠어짐이 심하였으므로 반드시 보정계수를 구하여 사용하여야 한다. 따라서 G_{IC} 는 수정식인 (2), (4), (5)에 의하여 계산되어야 한다고 생각된다. 또한 크랙길이가 증가함에 따라 G_{IC} 가 증가하는 R-곡선의 모습을 관찰할 수 있는 것은 타 연구와 일치하는 현상이다.⁹⁰⁾ 다만, 이러한 R-곡선은 안정크랙성장시 보다 불안정 크랙성장시에 더 명확하게 되는 것을 알 수 있었다.

Fig. 5는 시험편 스팬길이(2L) 100mm, 시험편 폭(B) 20mm, 초기크랙길이(a) 25mm, 하중점 변위를 1mm/min로 고정하고 적층순서(CF/CF, CF/GF, GF/GF)의 변화에 따른 임계에너지 방출률 G_{IC} 의 변화를 나타낸 것이다. 그림에서 보는 바와 같이 컴플라이언스법에 의한 식(9)와 식(11)은 단순보이

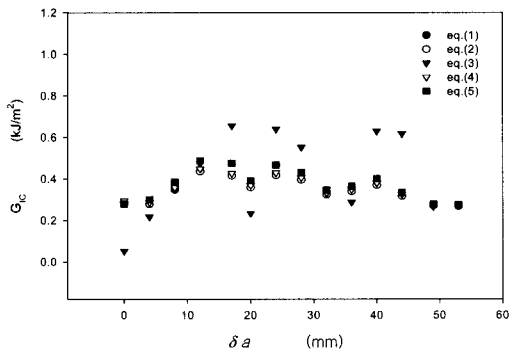


Fig. 4. G_{IC} as a function of incremental crack length, δa , for each method (B=20, $a_0=40$, and loading rate=2mm/min).

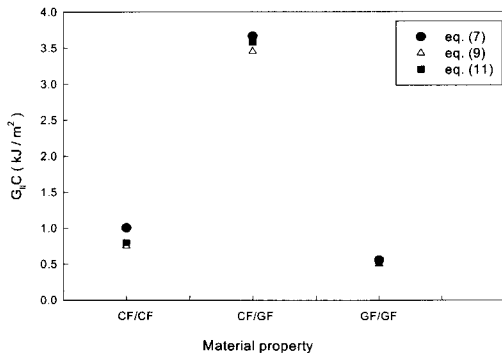


Fig. 5. G_{IC} as a function of material properties for each method (B=20, $a/L=25/50$, and loading rate=1mm/min).

론에 의한 식(7)의 결과와 어느 정도 비슷한 양상의 결과가 나타나는 것을 알 수 있다.

3. 적층순서의 영향

Fig. 6은 성형 압력을 431kPa로 일정하게 하고 층간파괴면, 즉 16플라이와 17플라이 사이에 적층순서(CF/CF, CF/GF, GF/GF)를 다르게 성형하여, 시험편 폭(B) 20mm, 시험편 길이 100mm, 하중점 변위를 2mm/min, 초기크랙길이 40mm으로 하였을 때 각 적층순서의 변화에 대한 모드 I 층간파괴인성치의 영향을 고찰하였다.

그림에서 보는 바와 같이 적층순서가 CF/CF, GF/GF와 같이 서로 같은 계면이 접착하여 성형된 것은 비교적 안정크랙(stable crack)과 같은 평활한 형태의 곡선을 볼 수 있다.

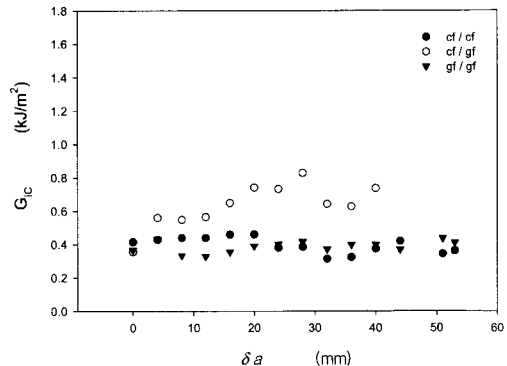


Fig. 6. G_{IC} as a function of incremental crack length increment, δa , at material property of CF/CF, CF/GF, GF/GF (B=20, $a_0=40$, and loading rate=2mm/min).

반면에 계면이 서로 다른 CF/GF의 경우에는 명확한 R-곡선을 나타내며 층간파괴인성치도 다른 것과 비교하여 높다는 것을 알 수 있으며, 이것은 서로 다른 계면을 적층하여 성형하는 과정에서 섬유와 기지(matrix)간의 계면 접착력이 증가되었기 때문이라 생각된다. 따라서 접착순서를 서로 다른 계면끼리 접착하면 강도면에서 유리한 조건이라는 것을 알 수 있다.

Fig. 7은 성형 압력을 431kPa로 일정하게 하고 적층순서(CF/CF, CF/GF, GF/GF)를 다르게 성형하여, 시험편 폭(B) 20mm, 스팬길이(2L)100mm, 하중점 변위를 1mm/min, 초기크랙길이(a) 30mm

으로 하였을 때 각 적층순서의 변화에 대한 모드 II 층간파괴인성치 하중-변위선도이다. 그림에서 보는 바와 같이 적층순서가 CF/CF, GF/GF와 같이 서로 같은 계면이 서로 접촉하여 성형된 것은 비교적 안정 크랙(stable crack)과 같은 유사한 형태의 곡선을 볼 수 있다. 반면에 계면이 서로 다른 CF/GF의 경우에는 월등하게 층간파괴인성치가 크다는 것을 알 수 있다. 이것은 서로 다른 계면을 적층하여 성형하는 과정에서 섬유와 기지(matrix)간의 계면 접착력이 증가되었기 때문이라 생각된다.

4. 하중점변위율의 영향

Fig. 8은 CF/GF 적층재 시험편으로 폭 20mm, 시험편 길이 100mm, 초기크랙길이 40mm로 일정하게 유지한 후 하중점변위율의 변화에 따른 층간파괴인성치 G_{IC} 값의 변화를 나타낸 것으로, 하중점 변위율을 0.2, 2, 20mm/min로 변화함에 불구하고 거의 영향을 받지 않는 것을 알 수 있다.

Fig. 9는 시험편 폭(B)=20mm, 시험편 길이(2L)=100mm, 초기크랙길이 25mm로 일정하게 유지한 후 하중점변위율의 변화에 따른 층간파괴인성치 G_{IIC} 값의 변화를 나타낸 것으로, 하중점변위율을 0.5, 1, 1.5, 2mm/min로 변화함에 불구하고 거의 영향을 받지 않는 것을 알 수 있다. 이는 CFRP 모드 I 실험과 모드 II 실험에서 2mm/min까지는 층간파괴인성치에 영향이 없다는 연구와 일치하고 있다(김 등, 1994, 1995). 또한 모드 I의 경우와 같은 20 mm/min과 같은 고속에서 실험을 행하려고 시도하였으나 횡전단이 너무 빠르게 진행되어 층간파괴를

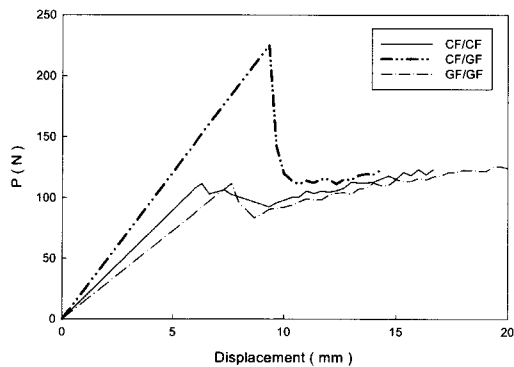


Fig. 7. The typical load-displacement curves for various methods (B=20, a/L=30/50, loading rate=1mm/min).

발생시킬 수 없었다.

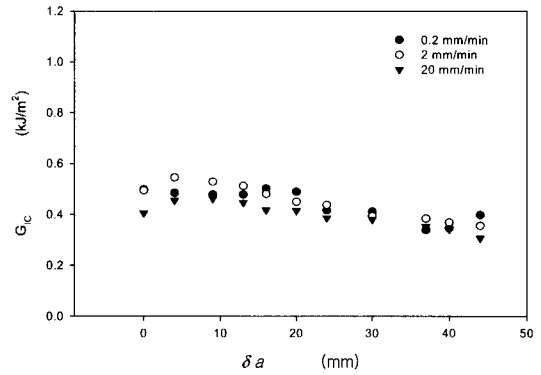


Fig. 8. G_{IC} as a function of incremental crack length at material property of CF/GF hybrid.

한편 적층순서가 CF/GF인 경우가 CF/CF, GF/GF인 경우보다 전반적으로 값이 높음을 알 수 있다. 이는 접착 순서를 서로 다른 계면끼리 접촉하면 강도 면에서도 유리한 조건이라는 것을 알 수 있다. 성형조건에서 계면이 서로 다른 시험편이 G_{IIC} 값이 큰 것은 성형 중에 각 계면에서 기지와 섬유간의 접착력이 향상되기 때문이라 생각된다.

5. 초기크랙의 영향

Fig. 10은 시험편 폭20mm, 시험편길이 100mm, 하중점변위율을 2mm/min로 일정하게 한 후 초기 크랙길이를 25, 30, 35, 40, 50mm로 변화시켰을

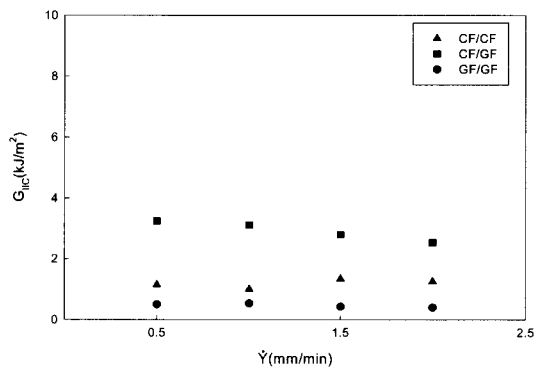


Fig. 9. G_{IIC} as a function of loading rate at material property of CF/CF, CF/GF, GF/GF.

때 층간파괴인성치 G_{IC} 값의 변화를 나타낸 것이다.

그림은 CF/GF 인 경우로써 CFRP에서 보여지는 초기크랙의 길이가 짧은 25, 30mm인 경우가 50 mm인 경우보다 높게 나타나는 것과 달리 초기크랙이 40, 50mm로 높은 경우가 층간파괴인성치의 값이 커짐을 알 수 있다. 이것은 섬유 브릿지, 섬유 풀아웃(full out)과 같은 현상이 직조형태인 유리섬유에서 많이 일어나기 때문이라 생각된다.

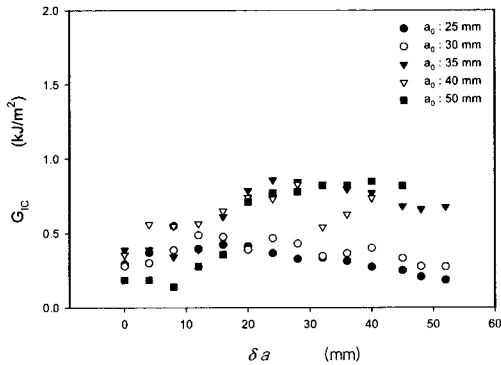


Fig. 10. G_{IC} as a function of corresponding increment of crack propagation δa , at material property of CF/GF hybrid.

Fig. 11은 시험편 폭20mm, 두께 1.8mm, 성형압력을 431kPa, 스펀길이 2L=100mm 하중전변위률을 1mm/min로 일정하게 한 후 초기크랙길이를 25, 30, 35, 40mm(a/L=0.5, 0.6, 0.7, 0.8)로 변화시켰을 때 층간파괴인성치(G_{IIC})값의 변화를 나타

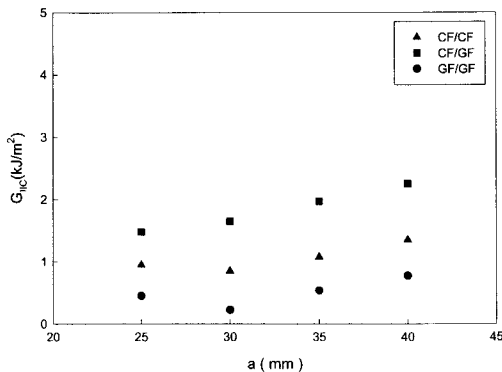


Fig. 11. G_{IIC} as a function of initial crack length at material property of CF/CF, GF/GF and CF/GF.

낸 것이다. 그림에서 보는 바와 같이 층간파괴인성치(G_{IIC})값은 초기크랙길이에 큰 영향을 미치지 않는다는 것을 알 수 있다.

초기크랙길이가 30mm 인 경우 CF/CF, GF/GF의 경우는 도리어 낮은 값을 나타내고 있으며 초기크랙길이가 35, 40mm인 경우 높은 값이 나타나고 있다. 이는 CFRP 모드 II 층간파괴인성치에서 나타난 경향과 거의 일치하는데 초기크랙길이가 35 mm이상인 경우 $a/L = 0.7$ 이상으로 중앙 압축하중에 따르는 압축응력의 영향을 받기 때문이라고 생각된다.

6. 파면해석

Photo. 1은 성형압력을 431kPa로 일정하게 하고 16플라이와 17플라이의 층간면을 CF/CF, CF/GF, GF/GF로 적층하여 성형한 시험편으로써 폭 20mm, 시험편길이 100mm, 하중전변위율 2mm/min일 때의 모드 I 파단 양면의 SEM사진이다.

그림 (a)와 (b)는 적층순서가 CF/CF 일 때 파단면 사진을 나타낸 것으로 CFRP 모드 I 시험편에서 일반적으로 일어나는 현상인 섬유절단(fiber breakage), 섬유부스러기(fiber fragment), 섬유의 늘어짐(loose), 섬유풀아웃(fiber full out) 등이 나타나고 있다. 특히 파단면 반대편과 이어지는 섬유브릿징(fiber bridging)현상도 보인다.

그림 (c)와 (d)는 적층순서가 CF/GF의 서로 다른 층에서의 파단면을 나타낸 것으로 CF/CF와 비교하여 섬유절단이 심하고, 섬유부스러기 규모도 크게 나타나고 있다. 또한 일방향 탄소섬유가 반대편의 유리섬유에 일부 묻어 있는 모습으로 보아 접착면의 파손형태가 불안정한 형태로 크랙이 진전된 것으로 보이며 이러한 파면형태가 높은 층간파괴인성치를 나타내는 원인이라고 생각된다.

그림 (e)와 (f)는 적층순서가 동일한 GF/GF의 경우의 파단면의 형상을 나타낸 것으로 섬유 절단 등은 앞의 경우와 같으나 섬유부스러기가 비교적 규모가 큰 것은 CF/GF의 경우와 유사하다. 그러나 CF/GF와 달리 양쪽 파단면이 비교적 매끄럽고 섬유의 풀아웃이나 브릿징과 같은 현상이 보이지 않는다.

Photo. 2는 성형압력을 431kPa로 일정하게 하고 층간면을 CF/CF, GF/GF, CF/GF로 적층하여 성형한 시험편으로써 폭 20mm, $a/L=0.6$, 하중전변위율 1mm/min일 때의 모드 II 파단면의 SEM사진이다.

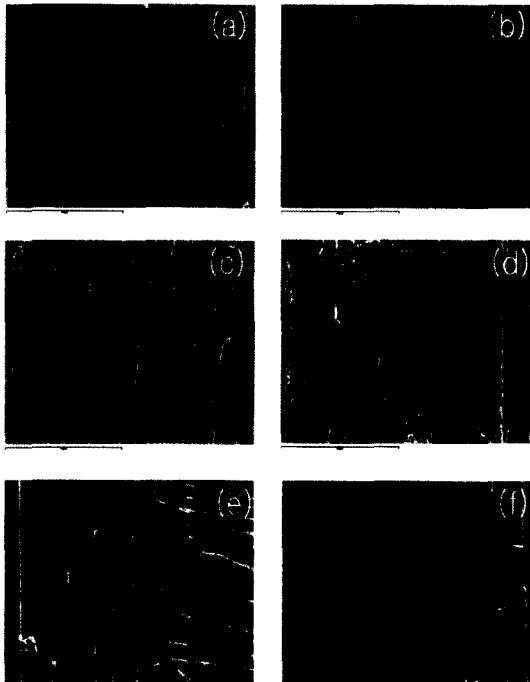


Photo. 1. SEM photographs of mode I fracture surface for material properties moulding pressure of 431kPa [(a, b) CF/CF, (c, d) CF/GF, (e, f) GF/GF].

그림 (a)와 (b)는 적층순서가 CF/CF 일 때 파단면 사진을 나타낸 것으로 (a)는 ENF시험편에서 전형적으로 나타날 수 있는 해클 형태를 나타내며, 해클의 형상은 섬유방향에 45°각도의 미세 크랙 형태를 나타내고 있다. 기지의 분포가 적으며, 소량의 섬유파단이 발생하는 것을 볼 수 있다.

그림 (c)와 (d)는 적층순서가 GF/GF의 동일한 층에서의 파단면을 나타낸 것으로 기지가 집중되어 있으며, 섬유 브릿징과 섬유파단을 볼 수 없으며, 섬유가 질서정연하게 나열된 것을 볼 수 있다.

그림 (e)와 (f)는 적층순서가 서로 다른 CF/GF의 경우의 파단면의 형상을 나타낸 것으로 섬유층이 비교적 얇으며, 기지의 분포가 적고 불규칙적인 해클 형태를 보여 주고 있으며, 섬유층의 끝이 깊고 넓은 것을 볼 수 있다.

요 약

하이브리드 복합재료(Hybrid composite)의 층

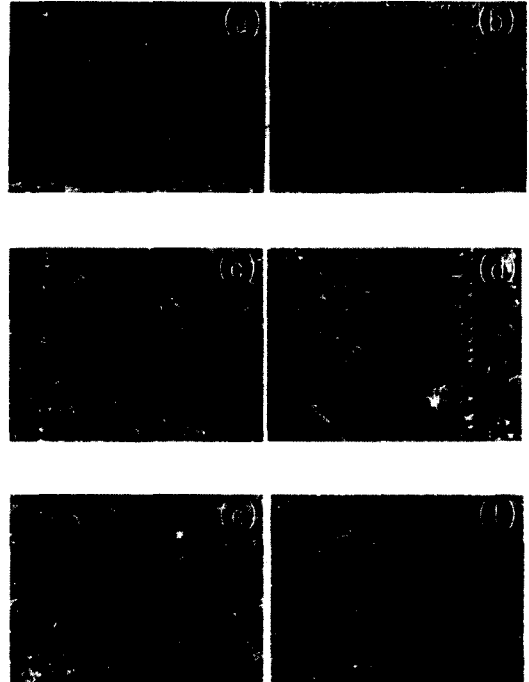


Photo. 2. SEM photographs of mode II fracture surface for material properties moulding pressure of 431kPa [(a, b) GF/GF, (c, d) CF/CF, (e, f) CF/GF].

간 파괴 인성치에 영향을 주는 인자 중 적층순서, 하중점변위율, 초기크랙길이를 변화시켰을 때의 실험 결과는 다음과 같다.

- (1) CF/CF, CF/GF, GF/GF로 적층하였을 경우 층간파괴인성치값은 서로 같은 계면을 성형한 것보다 서로 다른 계면을 적층한 CF/GF의 경우가 강도면에서 가장 높게 나타나는 것을 알 수 있다.
- (2) 하중점변위율은 미세한 변동은 있었으나, 하중점변위율의 영향은 거의 받지 않는 것을 알 수 있었다.
- (3) 초기크랙을 변화시켰을 때, 초기크랙길이의 영향은 일정하지 않았다. CF/CF인 경우는 초기크랙이 짧은 경우, CF/GF, GF/GF인 경우는 초기크랙이 긴 경우에 높은 값을 나타냈다. 이것은 GF 섬유가 직조형태의 프리프레그로 되어 있어 크랙의 진전에 따라 섬유부스러기 등의 생성에 따른 영향이라고 생각

된다.

- (4) 적층순서에 따라 파면의 섬유 분포 형태가 달랐으며, CF/GF인 경우가 섬유의 파손형태가 가장 복잡하게 나타났으며, 이것이 높은 층간파괴인성치를 나타내는 원인이라고 판단된다.

참고문헌

- 1) Bunsell, A. R. and Harris, B.(1974) : "Hybrid carbon and glass fibre composites", pp. 157~164.
- 2) Summerscales, J. and Short, D.(1978) : "Carbon fibre and glass fibre hybrid reinforced plastics. Composites", pp. 157~166.
- 3) Jang, B. Z., Chen, L. C., Wang, C. Z., Lin, H.T., and Zee, R.H.(1989) : "Impact resistance and energy absorption mechanisms in hybrid composites." Composites Science and Technology, pp. 305~335.
- 4) Wang, C. J., Jang, B. Z., Panus, J. and Valaire, B.T.(1991) : "Impact behavior of hybrid-fibre and hybrid-matrix composites. Journal of Reinforced Plastics and Composites", pp. 356~378.
- 5) Novak, R. C. and DeCrescente, M. A.(1972) : "Impact behavior of unidirectional resin matrix composites tested in the fiber direction." Composite materials: testing and design(Second Conference), ASTM STP 497, pp. 311~323.
- 6) Chamis, C. C., Hanson, M. P. and Serafini, T. T.(1972) : "Impact resistance of unidirectional fiber composites." Composite materials: testing and design (Second Conference), ASTM STP 497, pp. 324~349.
- 7) Hashemi, S., Kinloch, A.J. and Williams, J. G. (1989) : Corrections Needed in Double-Contilever Beam Tests for Assessing the Interlaminar Failure of Fiber-Composites", J. Mat. Sci. Letters 8, pp. 125~129.
- 8) Berry, J. P. (1983) : Determination of Fracture Surface Energies by Cleavage Technique, J. Appl. Phys., 34, pp. 62~66.
- 9) Kageyama, K., Kobayashi, T. and Chou, T. W.(1987) : Analytical Compliance Method for Mode I Interlaminar Fracture Toughness Testing of Composites", Comp. 18, pp. 393~399.
- 10) 김형진 · 엄윤성 · 고성위 (1994) : CFRP 복합재료의 Mode I 층간파괴인성치에 관한 연구, 한국복합재료학회지 7(4), 65-73.

2004년 7월 15일 접수

2004년 9월 4일 수리