

〈논 문〉

## 계면처리와 스티칭이 복합적층판의 파괴거동에 미치는 영향 연구

홍순영\* · 황운봉\*\* · 박현철\*\* · 한경섭\*\*

(1995년 2월 25일 접수)

### Study on the Effects of Surface Treatment and Stitching on the Fracture Behavior of Composite Laminates

S. Y. Hong, W. Hwang, H. C. Park and K. S. Han

**Key Words** : Surface Treatment(계면처리), Stitching(스티칭), SCB Model(SCB 모델), Interlaminar Fracture Toughness(층간파괴인성), Fatigue Crack Growth Rate(피로균열 진전율)

#### Abstract

The interlaminar fracture behavior of woven laminates under static and cyclic loadings has been studied using DCB(double cantilever beam) specimens. The effects of surface treatment and stitching on the fracture behavior of composite laminates are investigated experimentally. Fracture toughness has been improved by surface treatment because the surface treatment can change the fracture mechanism of laminates. SCB(stitched cantilever beam) model has been proposed to quantify the effect of through-thickness reinforcement(stitching) in improving the delamination crack growth resistance. Distributed loads which are transferred to through-thickness fibers can be calculated by the SCB model. And fracture energy increase due to the distributed load can be predicted by a power function of the distributed load. A new parameter was proposed to predict fatigue crack growth rate. The predictions using this parameter agreed well with the experimental data.

#### 1. 서 론

섬유강화 복합재료는 비강도, 비강성이 높아 항공기, 헬리콥터 등 하중이 성능결정의 중요한 인자가 되는 우주항공 분야에 널리 쓰이고 있을 뿐 아니라 군수장비와 재활의공학에 쓰이는 구조물, 복합재료의 열팽창 성질을 이용한 전자기기 부품인 printed circuit board 등 그 응용영역이 널리 확

대되고 있다. 그러나 기존재료를 적층판 복합재료로 대체하는 데 가장 큰 장애는 층간분리에 민감한 재료의 특성 때문이다. 층간분리는 적층판 복합재료의 대표적인 파괴모드이다. 그러므로 보다 안전하고 효율적인 복합재료 구조물을 설계하기 위해서는 층간파괴 특성의 규명이 필수적이다. 본 연구에서는 DCB 시편을 이용하여 정하중과 반복하중에서의 층간파괴 특성을 해석한다.

층간파괴시 발생하는 섬유연계(fiber bridging)현상에 대한 많은 연구가 수행되었다.<sup>(1~10)</sup> 섬유연계현상에 대한 다양한 모델들이 제안되어 있다. Hu

\*포항공과대학교 기계공학과

\*\*회원, 포항공과대학교 기계공학과

와 Mai는 섬유연계 응력과 균열면과의 사이에 멱함수 관계를 가정하여 균열진전과 측정된 컴플라이언스를 통하여 섬유연계 응력을 구할 수 있다고 제안하였다.<sup>(3)</sup> 본 연구에서는 세 종류의 시편을 사용하여 계면처리와 스티칭(stitching)이 복합적층판의 파괴특성에 미치는 효과를 관찰한다. 계면처리한 시편에 대해서는 파단면을 주사전자현미경(Scanning Electron Microscope ; SEM)으로 관찰하여 파괴특성을 분석한다. 파괴인성을 높이기 위하여 두께방향으로 스티칭을 해 준 시편에 있어서의 파괴특성을 고찰한다. 두께방향 섬유보강의 효과를 정량화하기 위하여 스티칭에 의한 분포하중을 고려한 SCB(stitched cantilever beam) 모델을 제안하였다. 이 모델을 이용하여 보강섬유에 작용하는 분포하중의 변화를 알 수 있다. 보강섬유에 의한 파괴에너지의 증가는 SCB 모델을 통하여 구한 분포하중의 멱함수로 표현된다. 반복하중하에서는 섬유연계 현상의 작용이 더 복잡하여 많은 연구가 필요하다. 기존의 Paris식은 섬유연계 현상을 고려하지 않은 것이므로 실험결과와 일치하지 않는다. Paris식에서의 응력세기계수(stress intensity factor)를 수정하여 섬유연계 효과를 고려한 응력세기계수의 개념이 몇몇 섬유연계 모델로부터 유도되었다.<sup>(11~14)</sup> 이 모델들은 섬유연계 영역에서의 모재균열(matrix crack)은 섬유-모재간의 계면분리에 의하여 발생한다고 가정하고 있다. 그리고 계면에 작용하는 전단응력은 상수로 가정한다. Telesman 등<sup>(15)</sup>은 섬유연계에 의한 균열열림변위(Crack Opening Displacement ; COD) 감소로 피로균열 구동력을 계산할 수 있다고 제안하였다. 본 연구에서는 반복하중하에서 섬유연계가 발생하지 않을 경우의 이론적인 균열열림변위 변화율과 실험에서 측정된 값과의 비를 통하여 새로운 균열진전 예측식을 개발하였다.

## 2. 이론적 해석

### 2.1 컴플라이언스법에 의한 변형률에너지 해방률의 유도

변형률에너지 해방률은 다음과 같이 나타낼 수 있다.

$$G_{IC} = -\frac{dU}{dA} = \frac{1}{2} P_c^2 \frac{dC}{dA} \quad (1)$$

여기서,

$G_{IC}$  : 파괴에너지

$A$  : 파단면적

$U$  : 포텐셜에너지

$C$  : 컴플라이언스

$P_c$  : 균열이 진전할 순간의 파괴 하중

DCB에서 파괴로 생성된 면적은 다음과 같다.

$$dA = b da \quad (2)$$

여기서,

$b$  : 시편의 너비

$a$  : 균열길이

컴플라이언스 방법에서는  $C$ 는 다음과 같이 표현된다.

$$C = m_1 a^3 + m_2 \quad (3)$$

여기서의  $m_1$ 은 실험에서 구한  $C$ 와  $a$ 의 관계로부터 선형 최소자승법(linear least squares method)을 통하여 구할 수 있다. 식 (2)와 (3)을 식 (1)에 대입하면 다음과 같은 식을 얻는다.

$$G_{IC} = \frac{3P_c^2 a^2 m_1}{2b} \quad (4)$$

### 2.2 스티칭효과를 고려한 Cantilever Beam 모델

기존의 cantilever beam 모델로는 두께방향 보강 섬유에 걸리는 하중 등 스티칭효과를 해석할 수 없다. 그러므로 보강섬유를 새로운 하중요소로 추가적으로 고려하여 모델링 하였다. 재료가 균열면을 따라 선형적인 처짐을 가지므로 보강섬유에 걸리는 하중은 직선적으로 분포한다고 가정한다. SCB 모델은 Fig. 1과 같다.

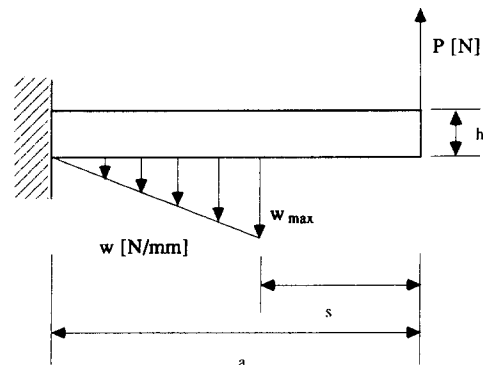


Fig. 1 Stitches cantilever beam(SCB) model

스티칭으로 두께방향 보강을 한 3차원 복합적층판의 파괴에너지는 2차원 적층판에 분포하중  $w$ 의 영향이 추가되어 있다. 균열이 성장하다가 균열길이  $s$ 에 도달하면 그때부터 보강섬유에 분포하중이 작용한다. 3차원 복합적층판의 파괴에너지 계산은 식 (4)를 사용한다. 이 경우에 측정되는 하중은  $P$ 이지만 실제 균열성장 구동력은 보강섬유에 작용하는 분포하중을 뺀 값이다.

$$P_{unb} = P - W_{\max}(a-s)/2 \quad (5)$$

여기서,

$P_{unb}$  : 실제 균열성장 구동력

$P$  : 측정된 하중

$W_{\max}$  : 두께방향 보강섬유에 작용하는 최대 분포하중

$a$  : 균열길이

$s$  : 보강섬유에 하중이 작용하기 시작하는 균열길이

그러므로 만일 분포하중  $w$ 가 없다면

$$G_{SCB} = \frac{3m_1}{2b}(P_{unb}^2 a^2) = G_{2D} \quad (6)$$

여기서,

$G_{SCB}$  :  $w$ 가 작용하지 않을 때의 SCB 모델 파괴에너지

$G_{2D}$  : 실험을 통해 얻은 2차원 적층판의 파괴에너지

식 (6)의 관계에 의하여  $P_{unb}$ 를 구할 수 있다. 구해진  $P_{unb}$ 과 측정된 하중  $P$ 로 식 (7)과 같이 보강섬유에 작용하는 분포하중의 변화를 알 수 있다.

$$W_{\max} = \frac{2(P - P_{unb})}{a - s} \quad (7)$$

분포하중의 영향으로 3차원 복합적층판은 더 큰 파괴에너지를 가지게 되며 그로 인한 파괴에너지의 증가는  $W_{\max}$ 의 함수로 식 (8)과 같이 표현된다.

$$G_{3D} - G_{2D} = m[W_{\max}(a-s)/2]^n \quad (8)$$

### 2.3 피로균열진전식

컴플라이언스와 균열길이는 식 (9)와 같은 관계를 갖는다.

$$\frac{\delta}{P} = C = m_1 a^3 + m_2 \quad (9)$$

하중이 일회 왕복할 동안 컴플라이언스는 변하지

않는다고 가정하면 일회왕복시의 최대 균열열림변위와 최소 균열열림변위 사이에는 다음과 같은 관계가 성립한다.

$$\frac{\delta_{\min}}{P_{\min}} = \frac{\delta_{\max}}{P_{\max}} \quad (10)$$

여기서,

$\delta_{\max}$  : 최대 균열열림변위

$\delta_{\min}$  : 최소 균열열림변위

$P_{\max}$  : 최대 하중

$P_{\min}$  : 최소 하중

하중을 한 사이클 가했을 때 최대 균열열림변위와 최소 균열열림변위의 차를 식 (11)에 나타내었다.

$$\begin{aligned} \Delta\delta &= \delta_{\max} - \delta_{\min} \\ &= \delta_{\max} \left[ 1 - \frac{P_{\min}}{P_{\max}} \right] \end{aligned} \quad (11)$$

균열열림변위의 하중반복에 따른 변화율은 식 (11)을 하중반복수로 나누어 식 (12)와 같이 구할 수 있다.

$$\frac{d}{dN}(\Delta\delta) = \frac{dD}{dN} = \frac{d\delta_{\max}}{dN} \left[ 1 - \frac{P_{\min}}{P_{\max}} \right] \quad (12)$$

여기서,

$\Delta\delta, D$  : 최대 균열열림변위와 최소 균열열림변위의 차, 식 (12)의  $\frac{d\delta_{\max}}{dN}$ 를 구하기 위하여 다음과 같은 관계를 이용한다.

$$\begin{aligned} \frac{1}{P_{\max}} \frac{d\delta_{\max}}{dN} &= \frac{d}{dN} \left[ \frac{\delta_{\max}}{P_{\max}} \right] \\ &= \frac{d}{dN} (m_1 a^3 + m_2) \\ &= 3a^2 m_1 \frac{da}{dN} \end{aligned}$$

식 (13)은 구해진  $\frac{d\delta_{\max}}{dN}$ 의 결과식이다.

$$\frac{d\delta_{\max}}{dN} = 3m_1 P_{\max} a^2 \frac{da}{dN}$$

식 (13)의 결과를 식 (12)에 대입하면 반복하중시 균열열림변위 변화율을 식 (14)와 같이 얻을 수 있다.

$$\begin{aligned} \frac{dD}{dN} &= 3m_1 P_{\max} a^2 \left( 1 - \frac{P_{\min}}{P_{\max}} \right) \frac{da}{dN} \\ &= 3m_1 a^2 (P_{\max} - P_{\min}) \frac{da}{dN} \\ &= C a^2 \frac{da}{dN} \end{aligned} \quad (14)$$

DCB 시편, 일정하중 제어방식에서 섬유연계 현상이 발생하지 않을 때의 균열진전율은 Paris law에 의해 다음과 같은 관계를 갖는다.

$$\begin{aligned} \frac{da}{dN} &= \eta(\Delta G)^k = \eta \left[ \frac{3m_1}{2b} (P_{max}^2 - P_{min}^2) a^2 \right]^k \\ &= \eta [ka^2]^k \end{aligned} \quad (15a)$$

$$\frac{da}{dN} \propto a^{2n} \quad (15b)$$

여기서,

$\eta, k$  : 비선형 회귀분석에 의하여 구한 계수

$\Delta G$  : 변형률에너지 해방률영역

$K$  : 상수

변형률에너지 해방률영역 (strain energy release rate range)은 균열길이의 제곱의 함수이다. 본 연구에서는 반복하중 실험에서의 하중조건을 식 (15a)의  $K$ 로 표현한다. 섬유연계 현상이 발생하지 않을 때의 균열진전율은 식 (15b)와 같이 균열진전에 따라 증가함을 알 수 있다. 그러므로 식 (14)는 다음과 같이 나타낼 수 있다.

$$\frac{dD}{dN} = C_1 a^{2(1+n)} \quad (16)$$

식 (16)은 섬유연계에 의한 비선형 효과가 전혀 고려되지 않은 상태의 식이다. 연계현상이 발생하면 재료의 컴플라이언스 변화가 생기므로 균열진전시의 균열열림변위도 변한다. 그러므로 반복하중하에서 균열열림변위의 변화율을 통하여 섬유연계현상을 정량화 할 수 있다. 연계현상이 발생하였을 때와 발생하지 않았을 때의 균열열림변위의 변화율의 비는 다음과 같다.

$$br = \frac{\left(\frac{dD}{dN}\right)_{bridging}}{\left(\frac{dD}{dN}\right)_{theoretical}} = \frac{\left(\frac{dD}{dN}\right)_{experimental}}{C_1 a^{2(n+1)}} \quad (17)$$

균열진전율은 br의 함수로 다음과 같이 표현할 수 있다.  $\Delta G_{br}$ 은 섬유연계를 고려한 새로운 파라미터이다.

$$\frac{da}{dN} = a(\Delta G \times br)^\beta = a(\Delta G_{br})^\beta \quad (18)$$

### 3. 시편준비 및 실험방법

본 연구에 사용한 적층판은 S2-glass/Polyester woven laminate 이며 적층판 자체의 물성과 계면

**Table 1** Physical properties of untreated and silane treated specimens

Physical property	Untreated	Silane treated
Flexural modulus (GPa)	20.92	26.28
Flexural strength (MPa)	213.25	438.84
Shear strength (MPa)	11.86	28.91

**Table 2** Physical properties of Kevlar 49 fiber

Physical property	Kevlar 49
Tensile modulus (GPa)	124
Tensile strength (MPa)	3620
Elongation (%)	2.5
Density (g/cm <sup>3</sup> )	1.44

처리 후의 물성이 Table 1에 있다. 계면처리는 silane coupling agent 를 사용하였고 이는 불포화 폴리에스터와 유리섬유와의 반응성이 좋아 널리 쓰이는 커플링제이다. 이러한 커플링제는 섬유와 기지사이의 화학적 결합을 유도하여 계면결합력을 증진시킬 수 있다. 두께방향 보강은 Kevlar 49 섬유로 하였으며 그 물성은 Table 2에 나타내었다.

세가지 종류의 복합적층판으로 17.5mm의 초기 균열길이를 가지는 DCB 시편을 제작하였다. 정하중 실험은 0.5mm/min의 균열열림변위 속도로 하중을 가하였으며 하중작용후 매 30초마다 균열길이를 측정하였다. 하중은 load cell에 의하여 관측하였고 하중과 변위는 x-y 기록기로 기록하였다. 반복하중 실험은 하중일정조건으로 수행하였다. 하중주파수는 2차원 복합적층판의 경우 0.5 Hz로, 3차원 복합적층판의 경우 0.2 Hz로 하였다. 주파수를 서로 달리한 이유는 3차원 복합적층판은 2차원 복합적층판보다 더 큰 균열열림변위에서 균열진전이 발생하여 고주파수 (high frequency)에서는 정확한 제어가 불가능하기 때문이다.

## 4. 계면처리와 스티칭이 파괴거동에 미치는 영향

### 4.1 계면처리 효과

Fig. 2에 나타낸 것처럼 계면처리에 의하여 파괴

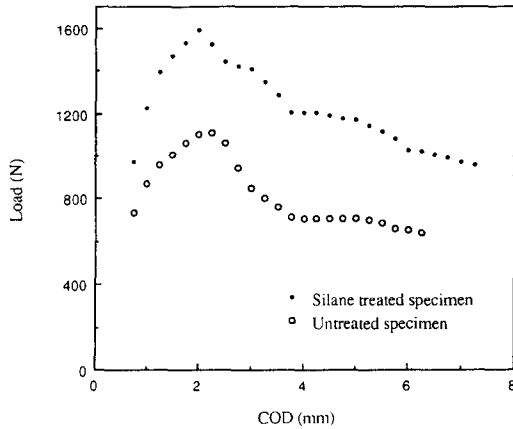


Fig. 2 Load-crack opening displacement curves of untreated and silane treated specimens

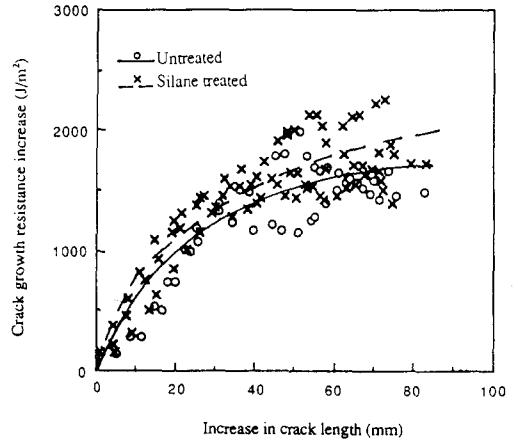


Fig. 4 Comparison of predicted crack growth resistance increase with experimental data

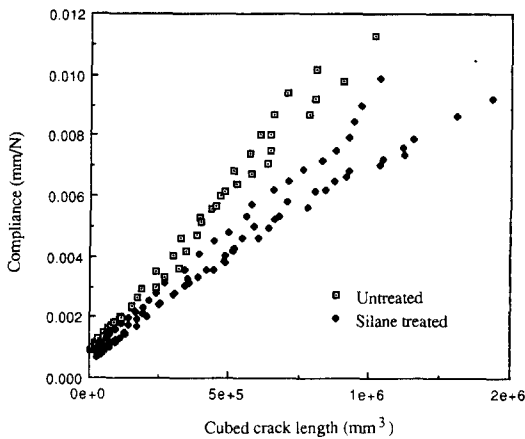


Fig. 3 Relationship between compliance and cubed crack length for untreated and silane treated specimens

하중이 증가한다. 컴플라이언스와 균열길이 세제곱은 계면처리 후에도 선형관계를 유지함을 Fig. 3에서 보인다. 컴플라이언스법으로 계산한 파괴에너지 증가량과 균열진전과의 관계를 Fig. 4에 도시하였다. 계면처리한 시편과 계면처리하지 않은 시편의 실험결과를 비선형 회귀분석하여 각각 점선과 직선으로 나타내었다. 초기 균열진전후 층간 연계현상에 의하여 파괴에너지 증가가 발생하며 이는 계면처리 시편에서 더욱 현저히 발생함을 알 수 있다.

계면처리한 시편의 경우 정상상태(steady state)에서 400 J/m<sup>2</sup>정도의 파괴에너지 증가를 보인다. 계면처리가 파괴에너지 증가에 어떻게 기여하는 지

를 규명하기 위하여 각각의 시편에 대한 파단면 사진을 비교한다.

Fig. 5에서 (a)와 (b)는 계면처리하지 않은 시편의 파단면을 150배와 300배로 관찰한 것이다. (c)와 (d)는 계면처리한 시편의 파단면을 150배와 300배로 관찰한 것이다. 계면처리하지 않은 시편의 경우에 약한 계면결합력으로 인하여 균열이 섬유와 모재사이의 계면(interface)으로 진전되므로 섬유와 모재간의 분리가 주 파괴모드로 작용한다. 그러므로 섬유의 파단이나 뿔힘이 관찰되지 않는 깨끗한 파단면을 볼 수 있다. 계면처리로 섬유와 모재간의 결합력이 향상된 시편은 섬유파단과 뿔힘으로 이어지면서 파단에 이른다. 섬유파단시의 에너지와 섬유뿔힘 발생시의 섬유와 모재경계 사이의 마찰에너지로 인하여 계면처리한 시편의 파괴에너지는 증가한다. 위와 같은 파단면 분석에 의하여 계면처리에 의한 파괴에너지 증가는 파괴모드의 변화에 의한 것임을 알 수 있다.

#### 4.2 스티칭효과

최근 두께방향으로의 보강에 의한 층간분리 역제가 많이 연구되고 있다. Braiding, weaving, 또는 stitching에 의한 두께방향 보강 3차원 복합재료의 경우 충격저항, 손상저항(damage tolerance), 층간 파괴인성의 현저한 향상이 보고 되었다.<sup>(15~23)</sup> Braiding이나 weaving에 의한 3차원 복합재료는 가공성이나 성형성이 떨어지므로 3축 하중상태와 같은 특별한 경우에만 주로 사용된다. 반면에 스티

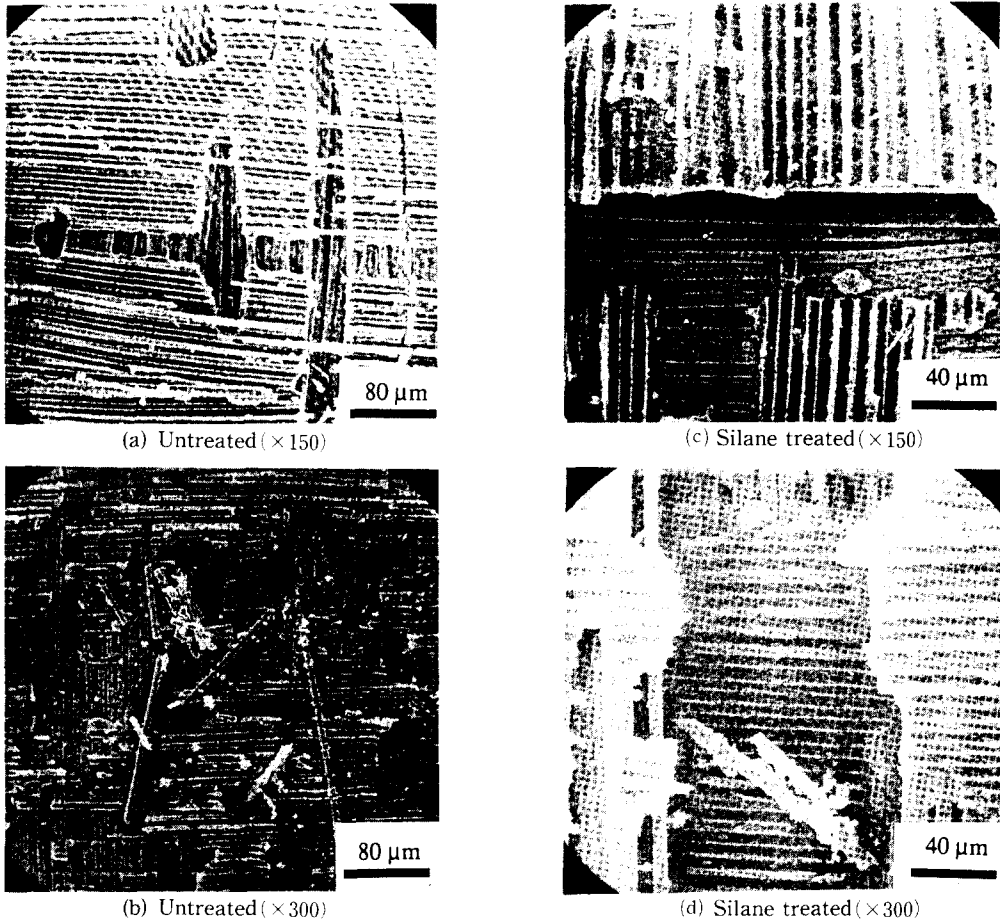


Fig. 5 Scanning electron micrograph of fracture surface

칭은 두께방향으로 판들을 연결시켜 주는 한개의 공정만 추가하면 쉽게 제조할 수 있다. 그러므로 스티칭에 의한 두께방향 보강은 층간분리를 방지하는데 효과적인 방법이다. 본 연구에서는 스티칭이 파괴거동에 미치는 영향을 컴플라이언스와 균열열림변위의 변화를 통하여 분석하고, SCB 모델에 의하여 분포하중과 파괴에너지 증가와의 관계를 정량화한다.

4.2.1 균열진전에 따른 스티칭효과 변화

Fig. 6에서는 두께방향 섬유보강이 파괴하중에 미치는 영향을 보여준다. 일정 균열열림변위에 도달하여 보강섬유에 하중이 전달되기 전까지는 스티칭으로 두께방향 보강을 한 3차원 복합적층판이 2차원 복합적층판에 비해 작은 파괴하중을 갖는다. 왜냐하면 이 구간에서는 모재가 주로 하중을 부담

하는데 3차원 복합적층판의 경우는 두께방향 섬유 보강 공정에 의한 모재손상이 발생하였기 때문이다. 그러나 보강섬유에 하중이 전달되면서 급격히 파괴하중의 증가가 발생하며 최대 균열열림변위가 2차원 복합적층판의 2배에 이를 수 있다. 균열길이 세제곱에 대한 컴플라이언스 기울기의 관계에서도 3차원 복합적층판은 기울기의 급격한 변화를 보인다. 실험결과를 Fig. 7에 나타내었다.

균열길이가 약 60mm에 도달할 때부터 기울기의 감소를 보이다가 일정 균열길이에 도달하면 다시 기울기가 증가함을 볼 수 있다. 기울기의 변화를 기준으로 구간 1, 구간 2, 구간 3으로 나누어서 각 구간에서의 스티칭효과 변화를 고찰하고자 한다. 구간 1은 두께방향 보강섬유에 하중이 전달되지 않는 영역이다. 구간 2에서부터 보강섬유에 하중이 전달되며 컴플라이언스의 기울기가 현저히 감소한

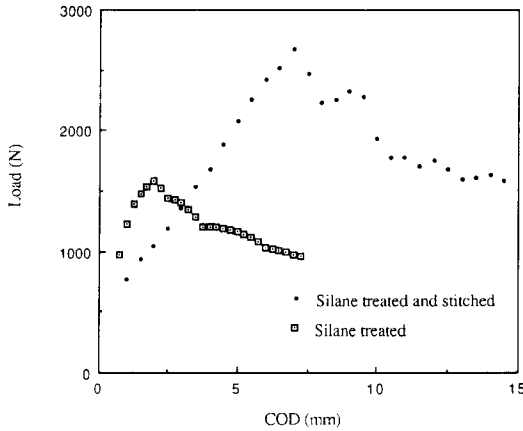


Fig. 6 Stitching effect on load-crack opening displacement behavior

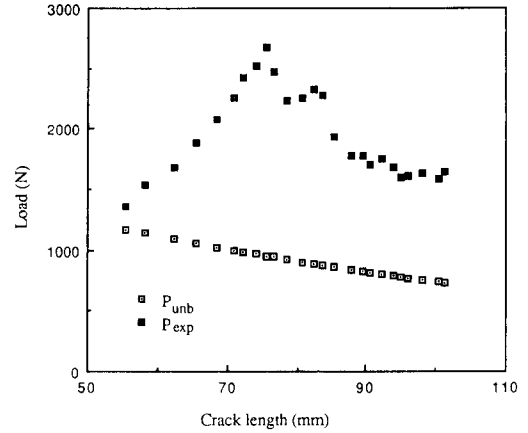


Fig. 8 Comparison of unbridged load with experimental load

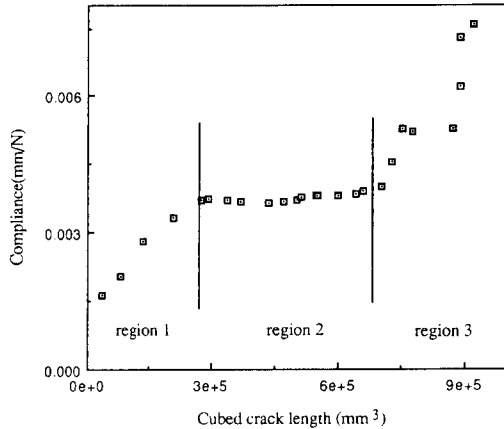


Fig. 7 Relationship between compliance and cubed crack length for 3D laminates

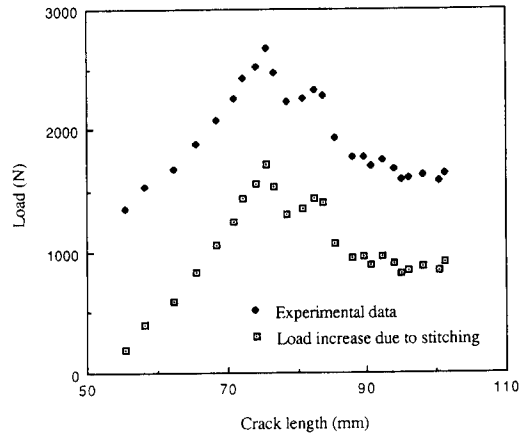


Fig. 9 Experimental data and load increase

다. 그 이유는 보강섬유에 많은 하중이 전달되면서 하중이 급격히 증가하나 보강섬유인 Kevlar 49의 큰 인장강성 때문에 하중증가량에 비해 변위증가량이 작기 때문이다. 구간 3에서는 보강섬유의 파단, 뿔힘이 발생하여 보강섬유가 전달할 수 있는 하중이 감소하며 전체적인 파단에 이른다. 따라서 컴플라이언스의 기울기 또한 다시 증가함을 볼 수 있다.

4.2.2 보강섬유에 전달되는 분포하중

앞서 제안한 SCB 모델에 의하여 스티칭효과가 없을 때의 하중( $P_{unb}$ )은 감소함을 알 수 있다. 이는 2차원 복합적층판에서의 결과와 일치한다. 반면 실제로 측정되는 하중( $P_{exp}$ )은 증가하다가 감소한다.

이 관계를 Fig. 8에 나타내었다. Fig. 8에서  $P_{unb}$ 과  $P_{exp}$ 의 차이는 분포하중에 의한 하중 전달량을 의미한다. Fig. 9는 측정된 하중과 보강하중의 변화를 보여준다. 보강섬유에 전달되는 하중이 구간 2에서 점차로 증가하며 측정하중 또한 증가한다. 균열성장이 진전되어 구간 3에 도달하면 보강섬유에 전달되는 하중이 감소하기 시작하며 이에 따라 측정하중  $P_{exp}$ 도 감소한다.

4.2.3 분포하중과 파괴에너지 증가와의 관계

3차원 복합적층판은 보강섬유에 작용하는 분포하중으로 인하여 2차원 복합적층판보다 더 큰 파괴에너지를 나타낸다. Fig. 10은 3차원 복합적층판과 2차원 복합적층판의 파괴에너지 실험결과이다. 파괴

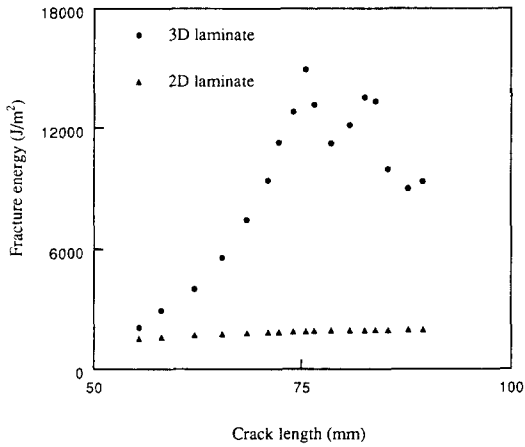


Fig. 10 Fracture energy of 2D laminates and 3D laminates

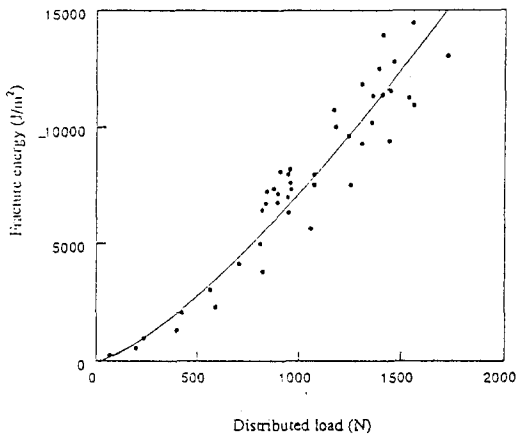


Fig. 11 Fracture energy increase due to stitching

에너지 증가량은 보강섬유에 전달되는 분포하중에 기인하고 그것은 식 (8)과 같이 분포하중의 멱함수로 정량화할 수 있다. 식 (8)의  $m, n$ 은 통계처리 프로그램인 SAS로 비선형 회귀분석하여 구하였다. 본 연구에서 얻은 결과는 다음과 같다.

$$G_{3D} - G_{2D} = 0.5591 [W_{max}(a-s)/2]^{1.3689}$$

즉,  $m=0.5591, n=1.3689$ 라는 결과를 얻었다. 보강섬유에 작용하는 분포하중과 그로 인한 파괴에너지의 증가를 Fig. 11에 나타내었다.

### 5. 반복해중 특성

식 (18)과 같이 균열열림변위 속도로 섬유연계의

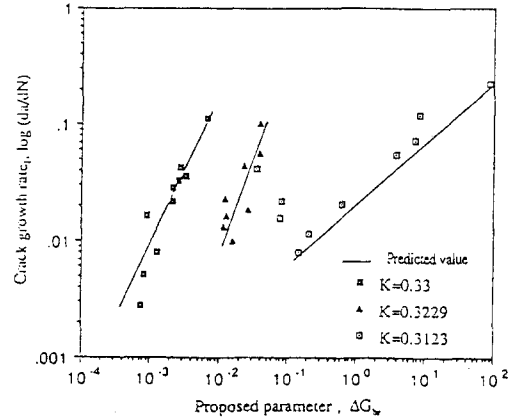


Fig. 12 Relationship between proposed parameter and crack growth rate for silane treated specimens

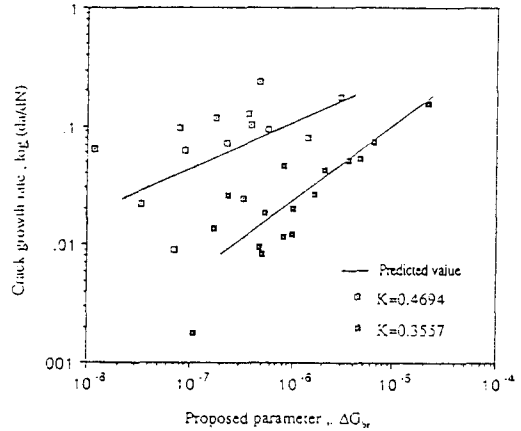


Fig. 13 Relationship between proposed parameter and crack growth rate for silane treated and stitched specimens

영향을 고려한 피로균열진전 속도예측식을 제안하였다. 본 실험의 경우 섬유연계의 영향이 없다면 변형률에너지 변화율은 균열길이의 제곱에 비례한다. 피로 균열진전율은 Paris 식에 의하여 균열길이의 제곱에 대해 멱함수의 관계를 가지며 증가할 것이다. 그러나 섬유연계가 발생하면 작용하중의 일부가 연계된 섬유로 전달되어 균열진전 구동력의 변화가 생긴다. 그러므로 피로균열진전파속도를 예측하기 위해서는 해당 균열길이에서의 연계 정도를 고려해 주어야 하고 식 (17)에서 정의한  $br$ 이 그것을 나타낸다. 본 연구에서는 변형률에너지 해방률 영역에  $br$ 을 곱해주어 섬유연계의 효과를 고려하



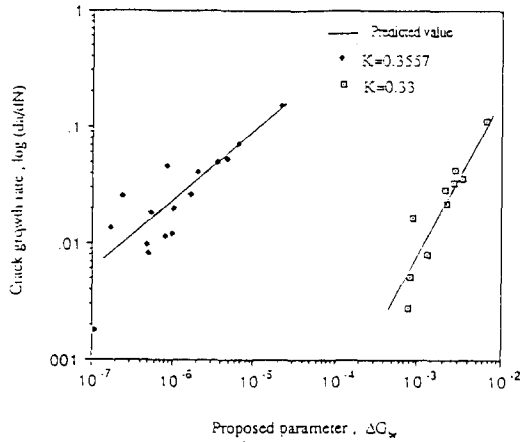


Fig. 14 Comparison of 2D laminates with 3D laminates in crack growth rate

였다. 실제로 실험에 의해 구해지는 피로균열진전 속도 또한 일정한 경향을 가지고 증가하거나 감소하는 것이 아니라 증가와 감소를 반복함을 볼 수 있다. 다양한 하중조건에서의 반복하중 실험결과가 Fig. 12, Fig. 13 및 Fig. 14에 있다.

Fig. 12, Fig. 13의 결과에서 보듯이 섬유연계를 고려하여 제안한 파라미터  $\Delta G_{br}$ 와 피로균열진전율의 관계는 비교적 잘 일치함을 알 수 있다. Paris 식에 의하면 피로 균열진전율은 변형률에너지해방률영역의 멱함수로 표현된다. DCB 시편, 하중일정 조건의 경우 식 (15a)에 나타난 것처럼 변형률에너지 해방률영역은  $\Delta G = Ka^2$ 의 관계를 가진다. 본 연구에서의 반복하중 실험에서 각각의 시편에 가해진 하중조건을 Fig. 12, Fig. 13 및 Fig. 14에서  $K$ 로 표현하였다. Fig. 12와 같이  $K$ 의 차이가 근소할 경우에는 피로균열진전율 또한 비슷한 크기를 보인다. Fig. 13의 3차원 복합적층판은  $K$ 의 차이가 큼에 따라 균열진전율도 차이를 보인다. Fig. 14에는 2차원 복합적층판과 3차원 복합적층판의 피로 균열진전율을 비교하였다. 3차원 복합적층판은 더 큰 하중조건에서도 2차원 복합적층판과 비슷한 피로 균열진전율을 나타내어 두께방향 보강이 피로 균열진전저항에 큰 영향을 미침을 알 수 있다. 본 연구에서는 섬유연계가 지배적인 피로균열진전에서 균열열림변위 속도를 통하여 구한 새로운 파라미터가 실험결과와 비교적 잘 일치함을 보였으며 두께방향 보강이 피로균열진전 저항을 향상시킴을 보였다.

## 6. 결 론

복합적층판의 층간파괴에 계면처리와 두께방향 보강이 미치는 영향을 규명하기 위한 본연구에서 얻은 결론은 다음과 같다.

(1) 계면처리로 섬유와 모재간의 계면 결합력이 향상되면 섬유파단이나 뿔힘이 주 파괴모드가 되어 층간파괴에너지가 증가한다.

(2) 두께방향 보강을 한 3차원 복합적층판의 층간파괴는 세구간으로 나누어 해석할 수 있다. 구간에 따라 변하는 분포하중을 해석하기 위하여 보강 섬유에 작용하는 분포하중을 추가로 고려한 SCB 모델을 제안하였다. 이 모델에 의하여 분포하중의 변화를 구할 수 있다.

(3) 보강섬유에 의한 파괴에너지 증가량은 보강 섬유에 전달되는 분포하중의 멱함수로 정량화된다.

(4) 섬유연계현상이 지배적일 경우 반복하중에서의 피로 균열진전속을 개발하였다.

## 후 기

이 논문은 한국과학재단의 목적기초연구(과제번호 : 91-0200-07-04-3)에 의하여 연구되었다.

## 참고문헌

- (1) Hashemi, S., Kinloch, A. J. and Bradley, W. L., 1990, "Mechanics and Mechanism of Delamination in a Poly(Ether Sulphone)-Fibre Composite," *Comp. Sci. Tech.*, Vol. 37, pp. 429~462
- (2) Huang, X. N. and Hull, D., 1989, "Effects of Fibre Bridging on GIC of a Unidirectional Glass/Epoxy Composites," *Comp. Sci. Tech.*, Vol. 35, pp. 283~299
- (3) Hu, X. Z., and Mai, Y. W., 1992, "A General Method for Determination of Crack-Interface Bridging Stress," *J. Mater. Sci.*, Vol. 27, pp. 3502~3510
- (4) Smith, E., 1991, "Crack Tip Reinforcement by Bridging Elements: Modelling the Fracture of the Matrix Material," *J. Comp. Mat.*, Vol. 25, pp. 1632~1635
- (5) Sakai, M., Miyajima, T. and Inagaki, M., 1991,

- "Fracture Toughness and Fiber Bridging of Carbon Fiber Reinforced Carbon Composites," *Comp. Sci. Tech.*, Vol. 40, pp. 2311~250
- (6) Bakuckas, J. G. and Johnson, W. S., "Application of Fiber Bridging Models to Fatigue Crack Growth in Unidirectional Titanium Matrix Composites," *J. Comp. Tech. Research.*, Vol. 15, pp. 242~255
- (7) Hu, X.-Z. and Mai, Y.-W., 1993, "Mode I Delamination and Fibre Bridging in Carbon Fibre/Epoxy Composites with and Without PVAL Coating," *Comp. Sci. Tech.*, Vol. 46, 1993, pp. 147~156
- (8) Lee, J. C., 1990, "Analysis of a Fiber Bridged Crack Near a Free Surface in Ceramic Matrix Composites," *Eng. Frac. Mech.*, Vol. 37, pp. 209~219
- (9) Sola, M. A. and Belzunce, F. J., "Fracture Toughness and R-Curves of Glass Fibre Reinforced Polyester," *Composites*, Vol. 20, pp. 120~124
- (10) Johnson, W. S. and Mangalgiri, P. D. , 1989, "Investigation of Fiber Bridging in Double Cantilever Beam Specimens," *J. Comp. Tech. Research.*, Vol. 9, pp. 10~13
- (11) Budiansky, B. , Hutchinson, J. W. and Evans, A. G., 1986, "Matrix Fracture in Fiber-Reinforced Ceramics," *J. Mech. Phys. Solids*, Vol. 34, pp. 167~189
- (12) Marshall, D. B., Cox, B. N., and Evans, A. G., 1985, "The Mechanics of Matrix Cracking in Brittle-Matrix Fiber Composites," *Acta Metallurgica*, Vol. 33, pp. 2013~2021
- (13) McCartney, L. N., 1987, "Mechanics of Matrix Cracking in Brittle-matrix Fibre-Reinforced Composites," *Proceedings, Royal Society of London*, pp. 329~350
- (14) McMeeking, R. M. and Evans, A. G. , 1990, "Matrix Fatigue Cracking in Fiber Composites," *Mechanics of Materials*, Vol. 9, pp. 217~227
- (15) Telesman, J., Ghosn, L. J. and Kantzos, P., 1993, "Methodology for Prediction of Fiber Bridging Effects in Composites," *J. Comp. Tech. Research.*, Vol. 15, pp. 234~241
- (16) Kim, J. K., and Mai, Y. W., 1991, "A Review of High Strength-High Toughness Fibre Composites with Control of Interfaces," *Comp. Sci. Tech.*, Vol. 41, pp. 333~378
- (17) Su, K. B., 1989, "Delamination Resistance of Stitched Thermoplastic Matrix Composite Laminates," *ASTM STP 1044*, pp. 279~300
- (18) Shu, D. and Mai, Y. W. , 1993, "Delamination Buckling with Bridging," *Comp. Sci. Tech.*, Vol. 47, pp. 25~33
- (19) Dow, M. B. and Smith, D., 1989, "Damage Tolerant Composite Materials Produced by Stitching Carbon Fibers," *21st Int. SAMPE Tech Conf.*, pp. 595~605
- (20) Liu, D., 1991, "Delamination Resistance in Stitched and Unstitched Composite Plates Subjected to Composite Loading," *J. Reinforced Plastics and Composites*, Vol. 1, pp. 59~69
- (21) Macander, A. B., Crane, R. M. and Camponeschi, E. T., 1986, "Fabrication and Mechanical Properties of Multidimensionally Braided Composite Materials," *ASTM STP 893*, pp. 422~445
- (22) Taske, L. and Majidi, A. P., 1987, "The Performance Characteristics of Multi-Dimensional Woven Carbon/PEEK Composites," *Proceedings of the American Society for Composites, Second Technical Conference*, pp. 23~25
- (23) Dexter, H. B. and Funk, J. G., 1986 "Impact Resistance and Interlaminar Toughness of Throgh-Thickness Reinforced Graphite-Epoxy," *AIAA paper 86~CP*