

論文

표면결합이 있는 복합적층 시편의 강도

이세규* · 홍창선**

Strength of Composite Laminate with Surface Notch

Sei-Kyu Lee* and Chang-Sun Hong*

ABSTRACT

The analytical and experimental research on strength prediction of composite laminate with various surface notches were carried out. The strength was predicted analytically by applying classical laminate theory and measured experimentally from the first failure load in load-displacement curve. Three types of notch shapes were taken for experiments: center notch, extensive notch, shifted notch. TBE(tetrabromoethane)-enhanced X-ray radiography, ultrasonic C-scan and photomicrograph were used to observe the matrix cracking and delamination. The damage zone of extensive notch before failure was much larger than that of center notch. In case of the small size damage zone, the strength predicted by analysis showed good agreement with experimental results.

초 록

여러가지 형상의 표면결합이 있는 복합적층 시편의 강도에 대하여 해석적인 연구와 실험적인 연구를 수행하였다. 고전 복합적층 판이론으로 시편의 강도를 예측하였으며, 실험적으로 하중-변위선도에서 첫번째 파괴하중을 임계하중으로 하여 강도를 구하였다. 실험에서 세가지의 시편을(결합이 중앙에 있는 시편, 결합이 폭방향으로 확장된 시편, 결합이 폭방향으로 편향된 시편) 사용하였다. 층간분리와 기지균열을 조사하기 위하여 X-ray 촬영과 C-scan을 하였으며, 또한 광학현미경으로 관찰하였다. 결합이 폭방향으로 확장된 경우 파괴되기 전의 파손된 영역이 결합이 중앙에 위치하는 경우보다 더 크게 관찰되었다. 파손된 영역이 너무 크지 않은 경우, 해석적인 방법으로 예측한 강도가 실험에서 측정한 결과와 잘 일치하였다.

* 정회원, 국방과학 연구소

** 정회원, 한국과학기술원 항공공학과

1. 서 론

복합재료(composite material)는 섬유(reinforcement)와 기지(matrix)를 결합하여 만들기 때문에 등방성 재료와는 달리 섬유의 방향을 조절하여 임의의 방향에 대한 강성(stiffness) 및 강도(strength)를 변화시킬 수 있다. 또한 비강성(specific stiffness)과 비강도(specific strength)가 매우 크기 때문에 복합재료는 경량화가 요구되는 산업분야에서 기존의 금속재료의 대체용으로 사용이 증대되고 있는데, 항공산업에서는 항공기의 표피나 구조물 재료용으로 그 중요도가 높아지고 있다.

외부에 노출되어 있는 구조물이 표면에 손상을 입는 경우로서 굽힘에 의한 표면결함(surface notch)을 생각할 수 있다. 등방성 재료에 표면결함이 발생했을 때와는 달리 복합재료가 표면결함을 포함하고 있을 때에는 기지균열(matrix crack), 층간분리(delamination), 폭방향의 표면좌굴(surface buckling) 등의 다양한 현상을 수반하면서 파괴가 일어난다.

Harris와 Morris[1]는 아주 두꺼운 복합적층 평판으로 C.C.T(center cracked tension) 시편을 만들어 인장실험으로 임계 응력강도 계수를 구하였다.

한편 표면결함이 있는 얇은 복합적층 시편의 경우에 대해서는 Lo와 Wu[2]가 노치 단면을 몇개의 구역으로 나누고, 각각의 구역에 대하여 응력을 가정하고, 힘과 모우멘트의 평형조건을 적용해서 가정한 응력의 미지수를 결정한 후, 구한 응력으로 강도를 예측하였다.

한편 Sendekyj[3]는 원호형의 표면결함이 시편의 중앙에 위치하는 경우에 대하여 강도를 예측하고 실험치와 비교하였다. 그는 노치 단면에서 평판의 두께에 대하여 변형도가 선형적으로 변한다고 가정하고, 표면 노치의 효과를 단순히 단면적의 변화와 중심축의 이동만으로 간주하였으며, 고전 복합적층판 이론(classical laminate theory)을 바탕으로 힘과 모우멘트의 평형조건을 적용하여 강도를 예측하였다. 얇은 복합적층 시편이 표면 노치를 포함하고 있는 경우 파괴될때 기지균열, 층간분리, 폭 방향의 표면좌굴 등의 매우 복잡한 파손 양상을 수반하

며, 유사한 양상으로(self-similar) 진전하지 않기 때문에 이에 대한 연구들이 고전 복합적층 판 이론을 바탕으로한 근사적인 해석방법을 채택하였다.

본 연구에서는 여러가지 형상의 표면결함을 가진 복합적층 시편의 파손 거동을 조사하고, 거시적으로 응력해석을 하여 파손 강도를 예측하고자 한다. 본 연구에서 고려한 복합적층판은 균형 대칭 적층판(balanced symmetric laminate)이며, 적층판의 표면에 여러가지 형상의 노치를 포함하고 있다. 해석에 있어서 미시적인 현상을 배제하고 고전 복합적층 판이론에 바탕을 두어 Fig. 1과 같이 표면결함을 포함하고 있는 복합적층 시편이 인장하중을 받는 경우에 대해 강도를 계산으로 예측하고 실험으로 측정하여 구한 결과와 비교 검토하고자 한다.

노치가 시편의 중앙에 위치한 경우, 노치가 폭 방향으로 확장(extension)된 경우와 편향(shift)된 경우에 대해서도 강도를 예측하고 실험치와 비교 검토하였다.

2. 이론적 배경

노치 단면의 기하학적 모형을 Fig. 2와 같이 하였는데, 이는 각 층이 모형화 하기 전과 같은 단면적을 갖도록 계단화 한 것이며, 시편 단면의 형상은 그림에서와 같이 시편의 중앙에 표면결함(노치)이 위치하는 경우와 폭 방향으로 노치가 확장되거나 편향된

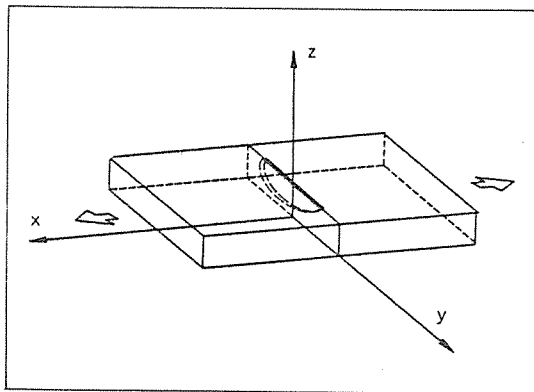


Fig. 1 Laminate with a surface notch under tension.

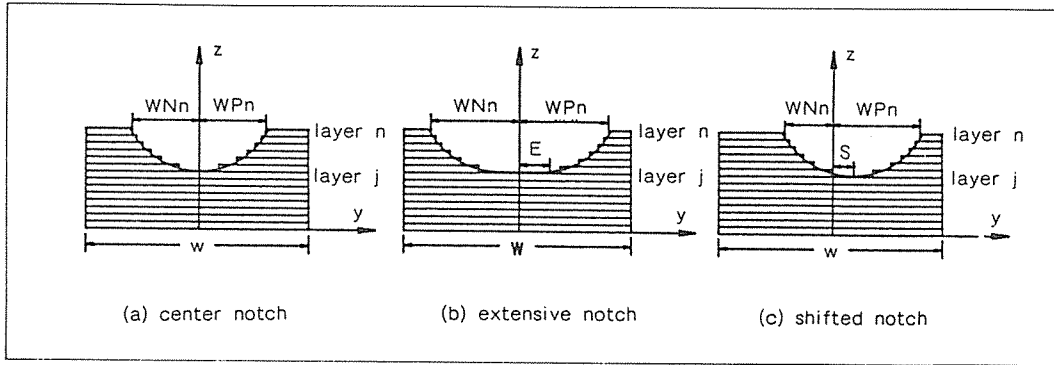


Fig. 2 Types of notched specimens.

경우를 다루고 있다.

2-1. 가 정

해석에 있어서 가정된 사항을 살펴보면 다음과 같다.

1) 노치 단면의 변형도가 두께방향(z)과 폭 방향(y)에 선형적으로 변한다.

2) 노치에서 먼 영역의 변형도가 전단면에서 일정하다.

3) 모든 층은 파괴될 때까지 선형거동(응력-변형도의 관계)을 한다.

4) 층의 파괴는 최대 변형도 결정식(maximum strain criterion)에 따른다.

5) 임의의 층이 섬유 방향에 수직인 방향으로의 변형도가 임계값(critical strain)에 이르면 그 방향의 인장 및 전단 강성은 영이 된다.

6) 임의의 층이 섬유방향 변형도가 임계값 보다 크면 시편이 파손된 것으로 본다.

여기서 1)은 노치의 효과를 단순하게 단면적의 변화와 중심축의 이동만을 고려한 것이며, 거시적인 시각에서 고전 복합적층 판이론을 적용하기 위함이다.

2-2. 수식전개

노치 단면에서의 변형도를 앞에서의 가정에 따르면 상수 a, b, c, u, v, w 를 도입하여 다음과 같이 표

현할 수 있다.

$$\epsilon_{ix} = a + by + cz \quad \dots\dots\dots (1)$$

$$\epsilon_{iy} = u + vy + wz$$

$$z_i \leq z \leq z_{i+1}, \quad i = 1, 2, \dots, N$$

여기서 ϵ_{ix} 와 ϵ_{iy} 는 i 번째 층에서의 x, y 방향으로의 변형도이며, N 은 복합적층 시편의 층수이다. a, b, c, u, v, w 는 앞으로 계산을 통해 구해야 하는 상수이다. z_i 는 영이고, z_{i+1} 는 x, y 평면에서부터 i 번째 층까지의 거리다. 노치에서 먼 영역의 변형도는 다음과 같이 나타낼 수 있다.

$$\epsilon_{ix} = f, \quad \epsilon_{iy} = g \quad \dots\dots\dots (2)$$

$$z_i \leq z \leq z_{i+1}, \quad i = 1, 2, \dots, N$$

f 는 처음에 가정하는 x 방향의 변형도이고, g 는 계산을 통해 구해지는 y 방향의 변형도이다.

가정된 변형도를 이용하여 응력-변형도 관계에서, 노치에서 먼 영역과 노치 단면의 응력을 a, b, c, u, v, w, f 와 g 로 나타낼 수 있다. 응력이 만족해야 하는 힘과 모우멘트 평형조건을 노치 단면과 노치에서 먼 영역에 대하여 적용하면 다음과 같이 표현된다.

$$\int \sigma_y(x_0, y, z) dz = 0 \quad \dots\dots\dots (3)$$

$$\int \sigma_y(0, y_0, z) dz = 0 \quad \dots\dots\dots (4)$$

$$\iint \sigma_x(0, y, z) dz dz = \iint \sigma_x(x_0, y, z) dy dz \quad (5)$$

$$\int \sigma_y(0, y_0, z) z dz = 0 \quad \dots\dots\dots (6)$$

$$\iint \sigma_x(0, y, z) y dy dz = 0 \quad \dots\dots\dots (7)$$

$$\int \int \sigma_x(0, y, z)z \, dy \, dz = \int \int \sigma_x(x_0, y, z)z \, dy \, dz \quad \dots\dots\dots (8)$$

여기서 x_0 은 영이 아닌 x 값이고, y_0 은 노치의 경계와 교차하지 않는 y 값이다. 또한 식 (5), (7), (8)의 노치 단면에 대한 이중적분은 노치에 의하여 제거되고, 남은 나머지의 실제 면적에 대하여 계산한다.

2-3. 계산과정

계산과 실험에 사용한 재료는 한국화이버(주)에서 제작한 Graphite/Epoxy 프리프레그로 재료상수는 Table 1과 같다. 먼저 f 를 점차 증가시키면서 식 (3)부터 (8)까지 6개의 평형식을 풀어서 가정한 변형도를 구하고, 각 층의 변형도를 임계 변형도와 비교하여 강성의 감소를 계산에서 포함하도록 하였다.

평형식의 계수의 행렬의 값이 변화하지 않으며, 모든 층의 섬유방향의 변형도가 임계값을 넘지 않는 조건하에서 가장 큰 f 를 구한다. 이때의 f 와 g 를 이용하여 응력-변형도 관계에서 강도를 예측한다. 수식 전개와 계산과정에 대한 자세한 표현은 참고문헌 11에 잘 나타나 있다.

Table 1. Material properties

	Unit	Constants
E_1	GPa	133.38
E_2	GPa	11.00
G_{12}	GPa	4.82
ν_{12}	-	0.34
X	MPa	1933.0
Y	MPa	51.20

1 : Direction parallel to fiber

2 : Direction transverse to fiber

3. 시편제작 및 실험

실험에 사용한 프리프레그는 두께가 0.125mm 이고, 적층순서를 $[(0/\pm 45/0)_3]_3$ 로 하여 성형하였는데, 성형한 후 적층판의 두께는 약 2.78mm 였다. 반경이 11.125mm 이며, 두께가 0.35mm 인 다이아몬드 날을 사용하여 물을 공급하면서 표면결합을 가공하였는데, Fig. 2에서와 같이 노치 단면이 여러 가지 형상의 표면결합을 갖도록 시편을 제작하였으며, 가공한 시편의 외형적 모양은 Fig. 3에 잘 나타나 있다.

제작된 시편을 Instron(model 1350) 시험기를 이용하여 변위제어(1.5mm/min)로 인장실험을 하

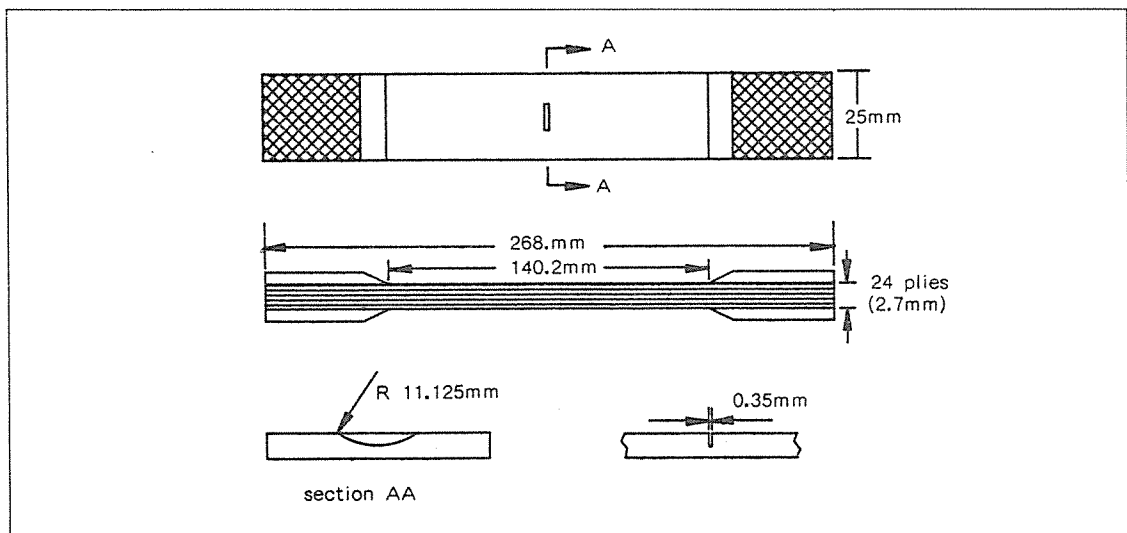


Fig. 3 Specimen configuration.

면서 하중-변위선도를 X-Y 기록계로 기록하고, 강도($\sigma_{cr} = P_{cr}/TW$)를 측정하였다. 또한 강성(stiffness)의 변화를 보기 위하여 노치의 뒷면에 변형도 게이지(strain gage)를 부착하여 하중-변형도 선도를 X-Y 기록계를 이용하여 기록하였다. 여기서는 하중-변위선도에서 첫번째 파손(first failure)이 발생하는 하중을 측정하여 강도를 구하였다.

또한 층간분리 현상과 기지균열을 조사하기 위하여 비파괴 검사로서 TBE를 침투시켜 X-ray 촬영을 하였고, 노치 단면을 다이아몬드 날을 이용하여 절단한후 광학현미경으로 관찰하였다. 또한 X-ray 촬영을 한 시편을 C-scan을 하여 X-ray 촬영사진과 비교하였으며, 하중의 증가와 표면결합의 확장이 층간분리와 기지균열로 손상된 영역의 증가에 미치는 영향을 C-scan으로 조사하였다.

4. 결과 및 분석

층간분리 현상과 기지균열을 조사하기 위하여 하중을 어느정도 가한후, 해중(unloading) 하여 노치

단면을 다이아몬드 날을 이용하여 절단하고 사포와 알루미늄 분말로 연마하여 광학현미경으로 조사하였다.

Fig. 4는 노치 단면을 y-z 평면에 평행하게 절단하여 광학현미경으로 촬영한 것인데 하중이 증가함에 따라 노치의 뿌리(notch root)에서 기지균열이 발생하여 성장하는 모습을 보여주고 있으며, 노치의 끝(notch tip)에서 층간분리 현상이 심하게 성장해 있음을 알수 있다.

Fig. 5는 노치 단면을 하중방향으로 절단하여 광학현미경으로 촬영한 것인데, 흰 부분은 섬유방향인 층을 보여주고 있으며, 섬유가 절단되어 겹쳐 보이는 부분은 45도층과 -45도층을 보여주고 있다. 그림에서 볼수 있듯이 층간분리 현상이 ± 45 도층의 경계에서 지배적으로 발생하여 하중방향으로 진전함을 알수 있으며, 층간분리 현상이 0도층과 45도층의 경계에서 발생되었지만 ± 45 도층의 경계로 방향을 바꾸어 진전함도 볼수 있다.

Fig. 6과 7은 층간분리 영역의 크기와 하중의 관계를 보여주고 있는데, Fig. 6은 하중을 어느정도

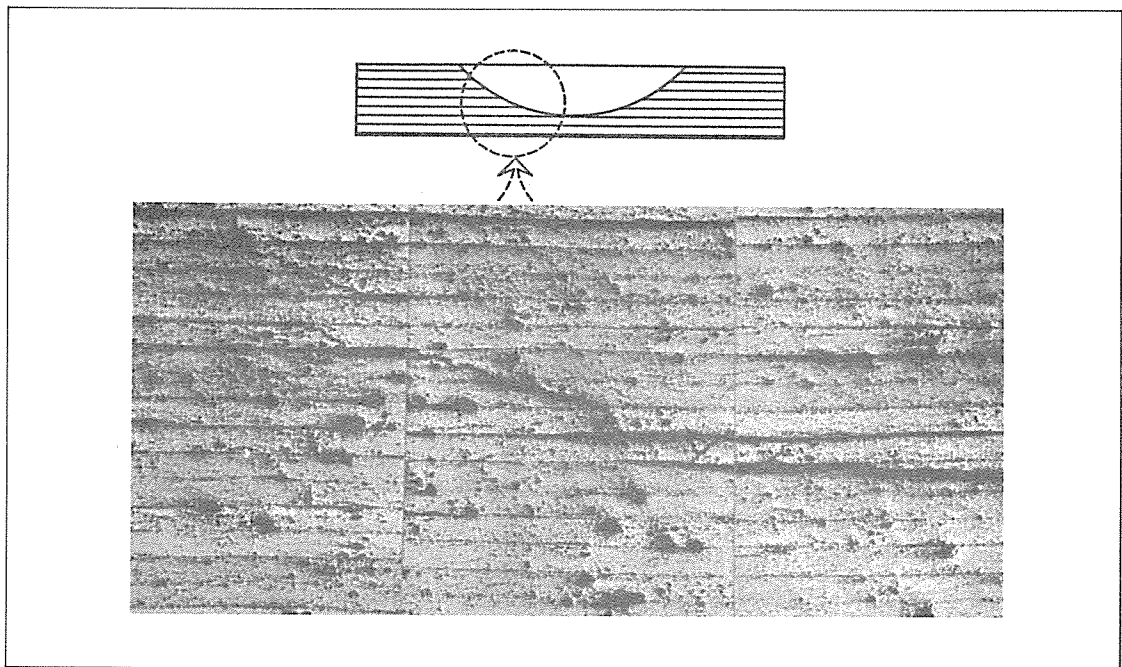


Fig. 4 Microphotograph showing typical matrix crack and delamination. ($D=1.2\text{mm}$, $\sigma_{cr}=0.75\sigma_{cr}$)

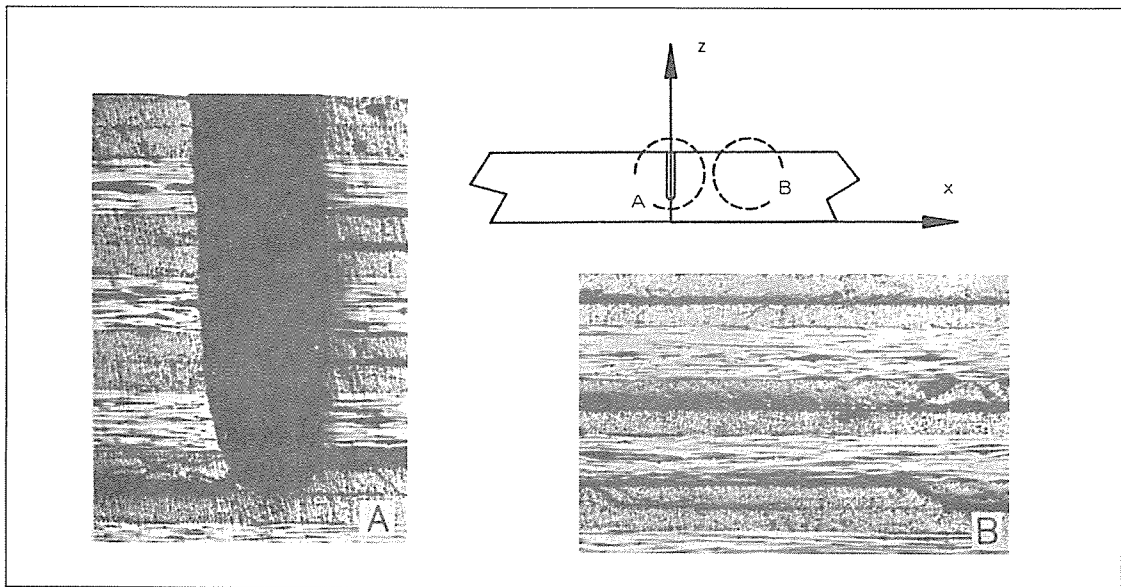


Fig. 5 Microphotograph showing typical delamination. ($D=1.2\text{mm}$, $\sigma=1.00\sigma_{cr}$)

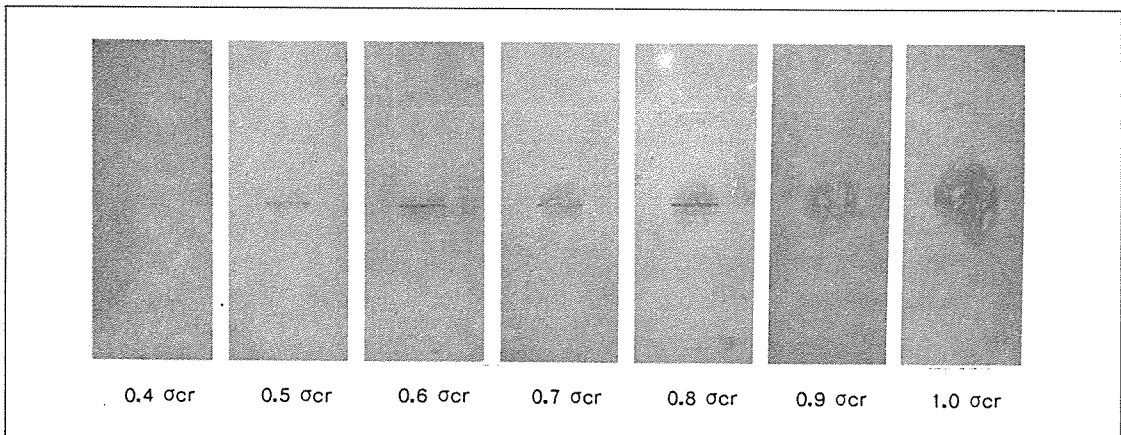


Fig. 6 TBE-enhanced X-ray radiographs of specimens with surface notches after unloading at various loads. ($D=1.3\text{mm}$)

가한후 해중하여 TEB를 침투시켜 X-ray 촬영을 한 것이고, Fig. 7은 Fig. 6의 X-ray 촬영에 사용된 시편을 C-scan 한 것이다. 층간분리 현상이 강도의 40%와 50% 사이의 하중에서 발생하고, 하중의 증가에 따라 층간분리 영역이 점차 커지며, 강도의 90%와 100% 사이에서 급성장함을 알 수 있다.

Fig. 8은 어느 정도의 하중을 가한후 해중하여 C-scan을 한 것으로 하중이 강도의 80%와 90%이

고, 폭 방향으로의 노치 확장길이가 0mm, 2mm, 4mm인 경우의 층간분리 영역을 보여주고 있는데 노치가 폭 방향으로 확장된 경우 층간분리 영역이 매우 크다는 것을 알 수 있다.

Fig. 9는 하중-변위선도와 하중-변형도 선도를 동시에 나타낸 것인데, 여기서의 변형도는 시편의 노치 뒷면에 변형도 게이지(strain gage)를 부착하여 변형도를 측정된 것이다. 여기서 층간분리 현상

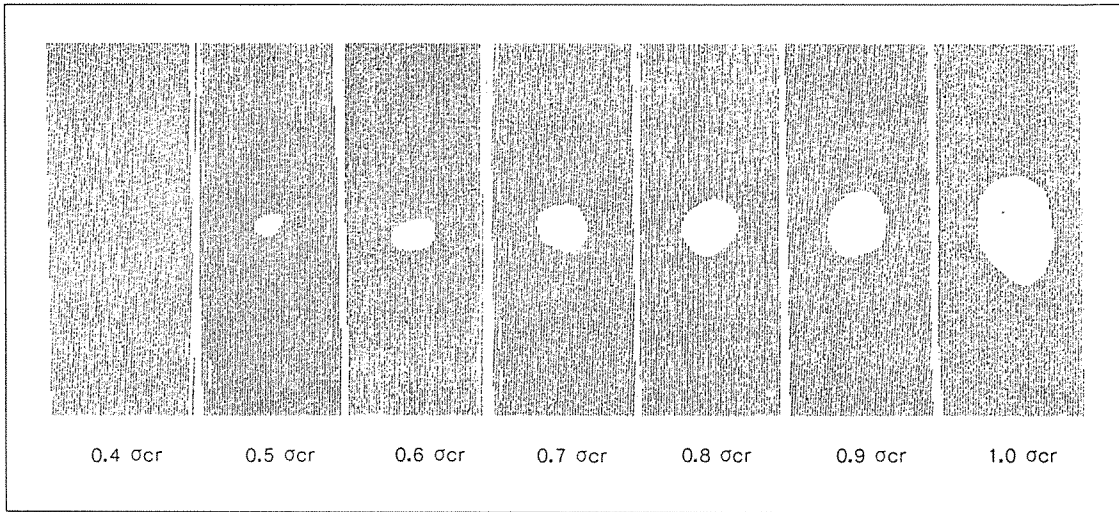


Fig. 7 C-scan records of specimens with surface notches after unloading at various loads. ($D=1.3\text{mm}$)

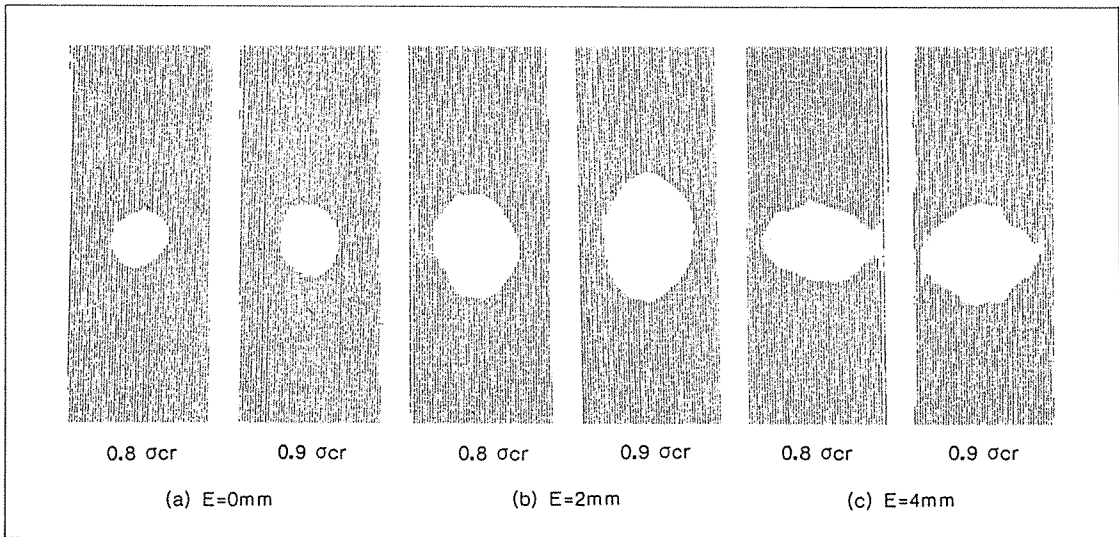


Fig. 8 C-scan records of specimens with extensive surface notches after unloading at various loads. ($D=1.3\text{mm}$)

은 노치 근처에서 강성의 감소를 가져오기는 하나 하중-변위선도에는 큰 영향을 미치지 못하는 것과, 하중-변위관계가 선형적임을 알 수 있다. 층간분리 현상은 특히 노치의 끝(notch tip) 부분에서 심하게 발생함을 Fig. 4에서 볼 수 있다. 하중이 증가함에 따라 이 근처에서 표면좌굴 현상이 관찰되었는데, Fig. 10이 표면좌굴 현상의 발전하는 모습을 보여준

다.

시편의 왼쪽에서 빛을 비추면서 촬영한 것으로 사진에서 밝게 보이는 부분이 표면좌굴된 부분중 왼쪽 부분을 나타내며, 표면좌굴된 부분중 오른쪽 부분은 그림자에 가리워져 있다. 이런 현상은 포아송비(Poisson's ratio)의 효과에 의한 폭 방향의 수축현상 때문이다. 노치에서는 하중이 작용하지 못하는

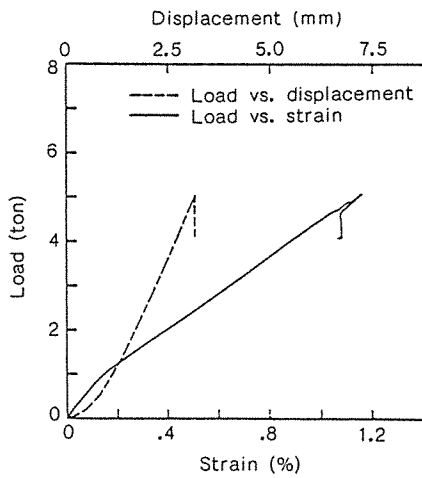


Fig. 9 A typical curve of axial load and displacement (Depth=1.3mm)

하중방향의 자유단이 존재하여 폭 방향으로 수축하려는 부분과의 상대적인 변형도의 차이로 폭 방향의 인장 및 압축하중이 노치 단면에서 존재하여 층간분리 현상이 가장 심한 노치의 끝에서 표면좌굴 현상이 발생된다.

시편이 파손된 후의 모습을 Fig. 11에서 볼 수 있는데, (a)는 첫번째 파손된 후의 모습이고, (b)는 최종 파괴된 후의 모습이다. (c)는 첫번째 파괴가 일어날때 노치가 있는 쪽의 면이 파손되면서 수개의 층이 심하게 층간분리됨을 보여주고 있다.

결합이 시편의 중앙에 위치한 경우에 대하여 실험에서 측정한 강도와 계산에서 예측한 강도의 노치 깊이에 따른 변화를 Fig. 12에 보였다. 노치 깊이의 변화에 대하여 모두 같은 파괴양상을 보이는 것은

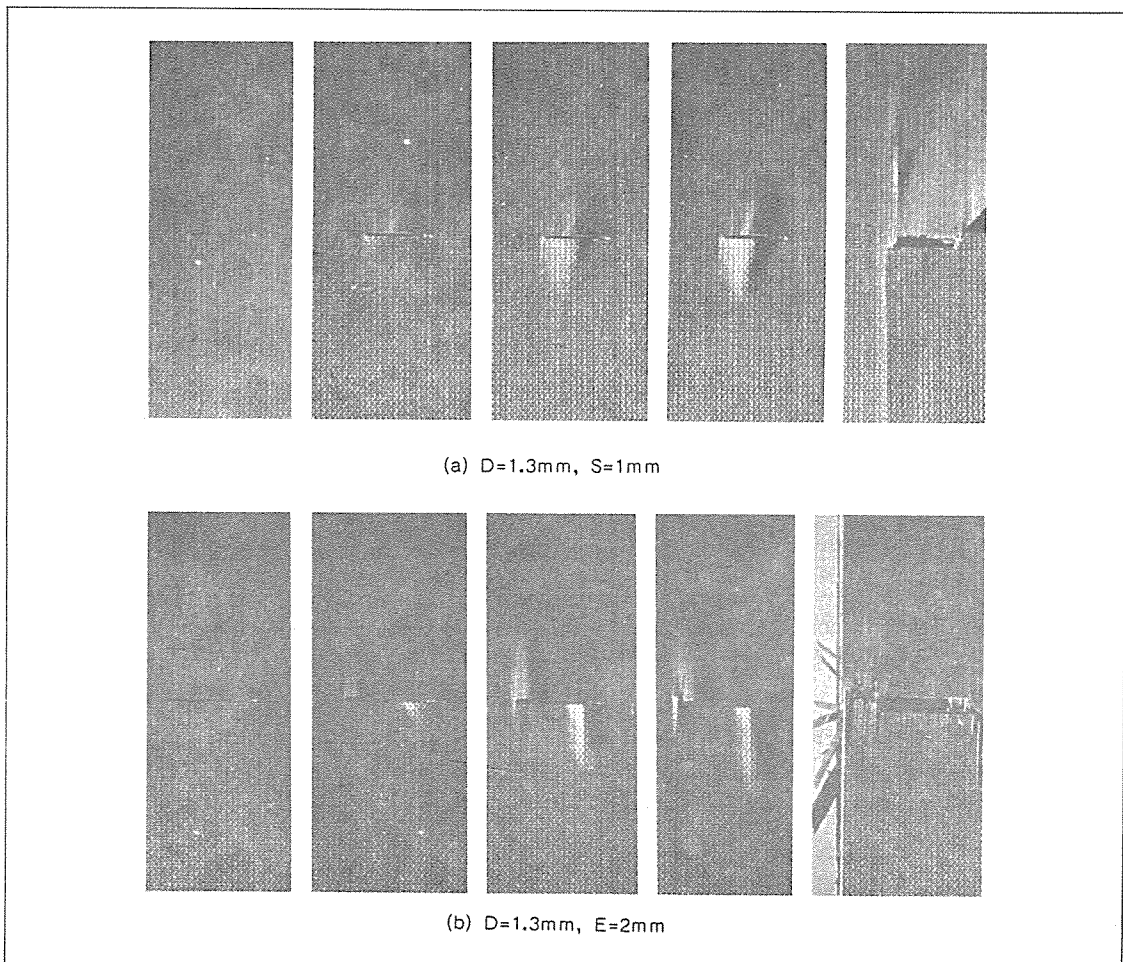


Fig. 10 Development of surface buckling.

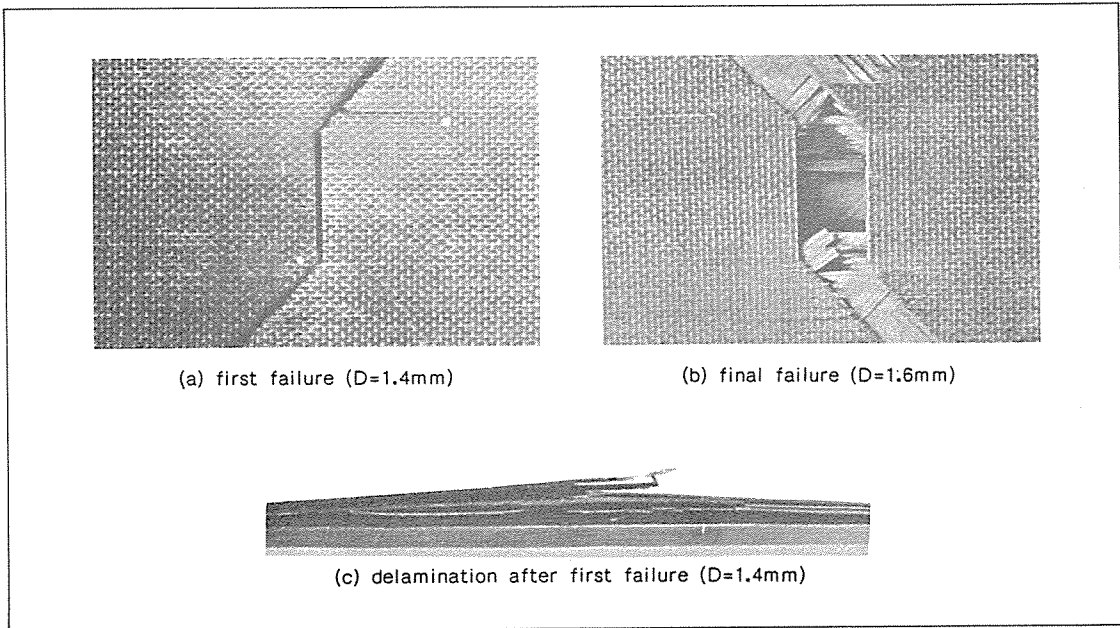


Fig. 11 Appearance of specimen after first and final failure.

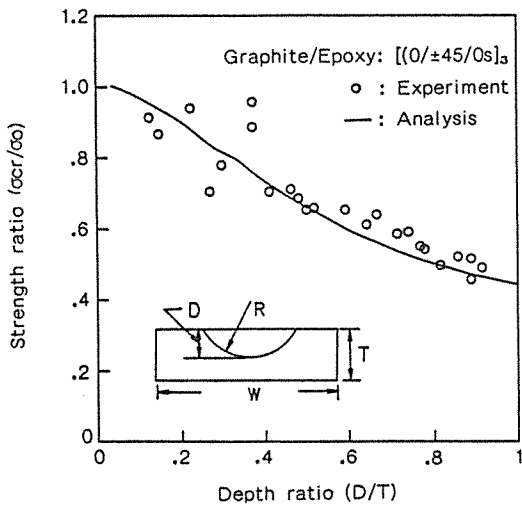


Fig. 12 Results for center notched specimens.

아니지만 실험으로 측정한 강도와 계산으로 예측한 강도가 서로 잘 맞음을 알 수 있다. 최종적으로 파괴된 후의 시편의 모양을 Fig. 13에서 보여주고 있는데, (a)가 보편적인 파손형태로서 실험으로 측정한 강도와 계산으로 예측한 강도가 서로 잘 일치함을

알 수 있었고, (b)는 실험으로 측정한 강도가 계산으로 예측한 강도보다 매우 크게 측정되었으며, 이때 노치의 끝(notch tip)에서 균열이 발생하여 $\pm 45^\circ$ 층의 섬유를 끊으면서 하중방향으로 진전하는 파손양상을 보이며 파괴된다.

결합이 시편의 폭 방향으로 확장되었을 때의 실험에서 측정한 강도와 계산에서 예측한 강도의 노치 확장길이에 따른 변화를 Fig. 14에 보였다. 실험으로 측정한 강도가 계산으로 예측한 강도보다 약간 크게 나타났으며, 그 차이는 시편의 크기에 비하여 노치의 확장에 의해 층간분리 영역이 너무 크게 되어 앞에서 가정한 사항에 위배되기 때문이다. Fig. 8에서 노치가 폭 방향으로 확장된 경우 층간분리 영역이 매우 크게 성장되어 있음을 알 수 있다.

결합이 시편의 폭 방향으로 편향된 경우에 대한 실험은 Fig. 12에서 측정한 강도와 예측한 강도가 서로 잘 일치하는 노치 깊이 1.2mm에 대하여 실시하였다. 그 이유는 불안정한 실험결과를 주는 영역의 노치 깊이를 택하면 노치의 편위에 대한 강도변화의 경향성을 제대로 파악하기 어렵고, 경향성을 파악하기 위해서는 많은 실험결과가 필요하기 때문

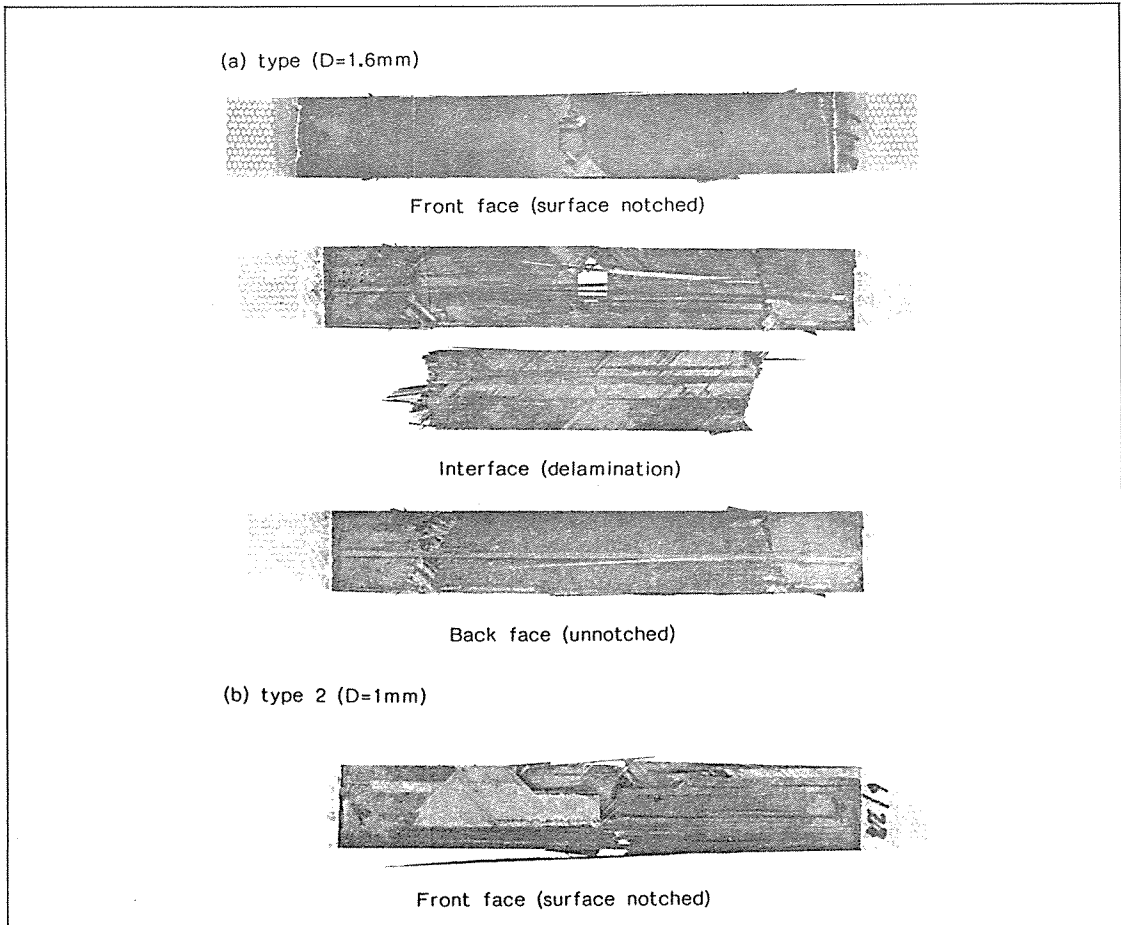


Fig. 13 Typical failure surface after final failure.

이다. 노치가 편향된 경우 비대칭으로 노치가 있는 면에서 파손이 발생함을 Fig. 10에서 볼 수 있다.

실험에서 측정한 강도와 계산으로 예측한 강도의 노치 편향에 따른 변화를 Fig. 15에 보였다. 측정한 강도와 예측한 강도가 서로 잘 일치함을 알 수 있으며, 편향된 길이가 5mm인 경우 약 10%의 강도 저하가 있음을 알 수 있다.

5. 결 론

복합적층 시편이 여러가지 형상의 표면결합을 포함하고 있는 경우에 대하여 고전 복합적층 판이론을 배경으로 간단하게 강도를 예측하고, 실험으로 측정

한 강도를 비교하여 다음과 같은 결론을 얻었다.

1) 미시적 현상은 고려하지 않았지만 복합적층 시편이 여러가지 형상의 표면결합을 포함하고 있는 경우, 고전 복합적층 판이론을 바탕으로 하여 간단한 계산으로 예측한 인장강도가 실험에서 측정한 강도와 잘 일치한다.

2) 노치를 확대시켰을 때 층간분리 영역이 매우 크게 나타났으며, 실험에서 측정한 강도가 계산으로 예측한 강도보다 크게 측정되었는데 이는 층간분리 영역이 너무 크게 확장되어 가정한 사항에 위배되기 때문이다.

3) 광학현미경으로 노치 단면을 관찰한 결과, 기지균열이 노치의 밑(notch root)에서 발생하여 하

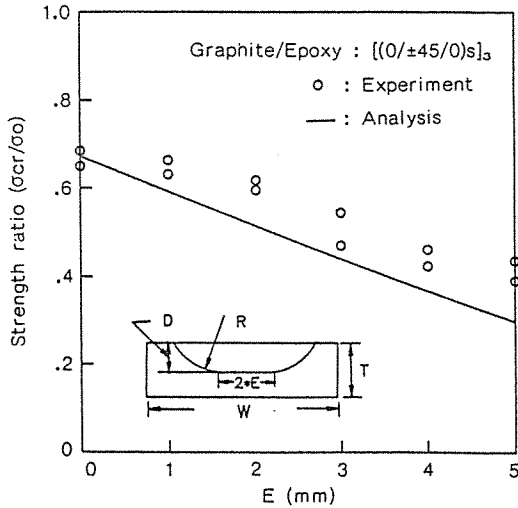


Fig. 14 Results for extensive nitched specimens. (D=1.3mm)

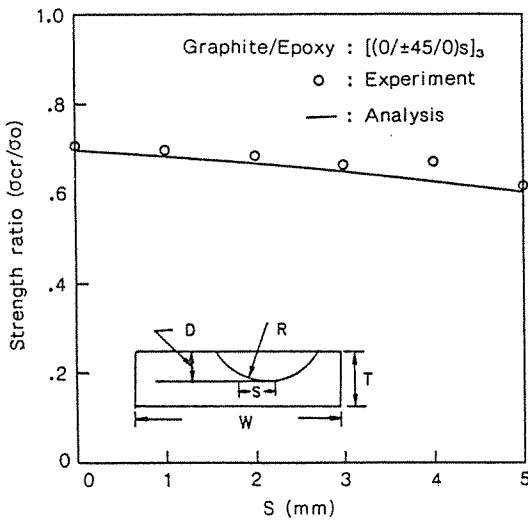


Fig. 15 Results for shift notched specimens. (D=1.2mm)

층이 작용하는 방향으로 진전함을 알수 있었고, 45도층과 -45도층의 경계에서 층간분리 현상이 지배적으로 발생됨이 관찰되었으며, 또한 층간분리 현상이 노치의 끝(notch tip)에서 크게 성장함을 알수 있었다.

4) 비파괴 검사로 X-ray 촬영과 C-scan을 한

결과, 기지균열과 층간분리 현상이 강도의 40%와 50% 사이의 하중에서 발생하여 강도의 90%와 100% 사이의 하중에서 급성장함을 알수 있었다.

5) 하중이 증가함에 따라 포아송비의 효과에 의한 폭 방향의 수축현상으로 노치 끝의 근처에서 폭 방향의 표면좌굴이 관찰되었다.

6) 하중-변위선도에서 선형적인 거동을 함을 알수 있었고, 하중-변형도 선도에서 하중이 증가함에 따라 노치 근처에서 강성의 저하가 있음을 알수 있었다.

참고문헌

1. C.E. Harris and D.H. Morris, "Fracture of Thick Laminated Composites", *Experimental Mechanics*, 34-41, March 1986.
2. K. H. Lo and E. M. Wu, "Serviceability of Composites Surface Damage", *Fibrous Composites in Structural Design*, E. M. Lenoe, D. W. Oplinger and J. J. Burke, eds., Plenum Press, New York, 1978.
3. G. P. Sendeckyj, "Surface Notches in Composites", *Fracture of Composite Materials*, G. C. Sih and V. P. Tamuzs, eds., Martinus Nijhoff Publishers, Boston, 115-127, 1981.
4. G. P. Sendeckyj, H. D. Stalnaker and J. R. A. Kleismit, "Effect of Temperature on Fatigue Response of Surface-Notched $[(0/\pm 45/0)_s]_3$ Graphite-epoxy Laminate", *Fatigue of Filamentary Composite Materials*, K. L. Reifsnider and K. N. Lauritis, eds., ASTM STP 636, 123-140, 1977.
5. M. D. Thouless, H. C. Cao and P. A. Mataga, "Delamination from Surface Cracks in Composite Materials", *J. of Materials Science*, 24, 1406-1412, 1989.
6. T. T. Shih and W. A. Logsdon, "Fracture Behavior of a Thick-Section Graphite/Epoxy Composite", *Fracture Mechanics: Thirteenth Conference*, Richard Roberts, ed., ASTM STP 743, Amer. Soc. Test. and Mat., 316-337, 1981.
7. T. L. Anderson, "Ductile and Brittle Frac-

ture Analysis of Surface Flaws Using CTOD", *Experimental Mechanics*, 188-193, June 1988.

8. C.W. Smith, "Analytical and Experimental Studies of the Surface Flaw", *Experimental Mechanics*, 194-200, June 1988.

9. C.E. Harris and D.H. Morris, "On the Use of Crack-Tip-Opening Displacement to Predict the Fracture Strength of Notched Graphite/

Epoxy Laminate", *Experimental Mechanics*, 193-199, June 1985.

10. R.M. Jones, *Mechanics of Composite Materials*, McGraw-Hill, New York, 1975.

11. S.K. Lee and C.S. Hong, "Strength of Composite Laminate with Surface Notch", M. S. Thesis, KAIST(1990)
