

## 論文

좌굴방지장치 영향을 고려한 복합재 적층판의 압축강도에 대한  
이차원 크기 효과공창덕<sup>+</sup>, 이정환<sup>\*\*</sup>, C. Soutis<sup>\*\*</sup>Two Dimensional Size Effect on the Compressive Strength of  
Composite Plates Considering Influence of an Anti-buckling DeviceC. Kong<sup>+</sup>, J. Lee<sup>\*\*</sup> and C. Soutis<sup>\*\*</sup>

## ABSTRACT

The two dimensional size effect of specimen gauge section (length  $\times$  width) was investigated on the compressive behavior of a T300/924 [45/-45/0/90]<sub>3s</sub>, carbon fiber-epoxy laminate. A modified ICSTM compression test fixture was used together with an anti-buckling device to test 3mm thick specimens with a 30  $\times$  30, 50  $\times$  50, 70  $\times$  70 and 90mm  $\times$  90mm gauge length by width section. In all cases failure was sudden and occurred mainly within the gauge length. Post failure examination suggests that 0° fiber microbuckling is the critical damage mechanism that causes final failure. This is the matrix dominated failure mode and its triggering depends very much on initial fiber waviness. It is suggested that manufacturing process and quality may play a significant role in determining the compressive strength. When the anti-buckling device was used on specimens, it was showed that the compressive strength with the device was slightly greater than that without the device due to surface friction between the specimen and the device by pre-torque in bolts of the device. In the analysis result on influence of the anti-buckling device using the finite element method, it was found that the compressive strength with the anti-buckling device by loaded bolts was about 7% higher than actual compressive strength. Additionally, compressive tests on specimen with an open hole were performed. The local stress concentration arising from the hole dominates the strength of the laminate rather than the stresses in the bulk of the material. It is observed that the remote failure stress decreases with increasing hole size and specimen width but is generally well above the value one might predict from the elastic stress concentration factor. This suggests that the material is not ideally brittle and some stress relief occurs around the hole. X-ray radiography reveals that damage in the form of fiber microbuckling and delamination initiates at the edge of the hole at approximately 80% of the failure load and extends stably under increasing load before becoming unstable at a critical length of 2-3mm (depends on specimen geometry). This damage growth and failure are analysed by a linear cohesive zone model. Using the independently measured laminate parameters of unnotched compressive strength and in-plane fracture toughness the model predicts successfully the notched strength as a function of hole size and width.

## 초 록

시편 게이지 면적(길이  $\times$  폭)의 이차원 크기효과가 T300/924 [45/-45/0/90]<sub>3s</sub> 탄소섬유/에폭시 적층판의 압축거동에 대<sup>+</sup> 조선대학교 항공조선공학부 항공우주전공, 교신저자(e-mail: cdgong@mail.chosun.ac.kr)<sup>\*\*</sup> Imperial College, Dept. of Aeronautics, UK.

해 조사하였다. 개조된 압축시험치구(ICSTM)와 좌굴방지장치가 30mm × 30mm, 50mm × 50mm, 70mm × 70mm, 90mm × 90mm의 게이지 길이와 폭을 가진 시편들의 압축시험에 사용하였다. 모든 경우의 파괴들은 시편 게이지 길이 내에서 주로 갑자기 발생하였다. 파괴 후 분석결과는 0°층의 섬유 미소좌굴에 의해 파괴를 시작하여 최종파괴를 일으키는 임계파괴기구일 것으로 생각되었다. 이것은 매트릭스 지배적인 파괴를 의미하며, 초기섬유굴곡에 따라 파괴가 지배적으로 시작된다는 것을 말한다. 이것은 또한 제작공정과 품질이 압축강도를 결정하는 중요한 역할을 한다고 볼 수 있다. 좌굴방지장치를 장착하고 시험할 때 장치의 볼트 조임 토크에 따라 시편과의 접촉마찰 등에 의해 실제 압축강도 보다 크게 나타나는 결과를 보였다. 좌굴방지장치의 영향을 유한요소법을 이용하여 해석한 결과 실제 압축강도 보다 7% 정도 크게 나타남을 확인하였다. 부가적으로 홀을 갖는 시편들의 압축시험도 수행되었다. 홀에 의한 국부응력집중이 적층판 강도에 지배적 요인이었다. 파괴강도는 홀 크기와 시편 폭이 증가할수록 감소하였으나 탄성응력집중계수로 예측된 값보다는 일반적으로 크게 나타났다. 이것은 사용된 복합재가 이상적인 취성재질이 아니라는 것을 의미하며 홀 주위에서 다소간의 응력이완이 발생한다고 볼 수 있다. X선 검사 사진분석에서 섬유좌굴과 층간분리형태의 손상이 파괴하중의 약 80%에서 홀 가장자리로부터 시작되었고 임계파괴크랙길이인 2-3mm의 불안정한 상태에 도달하기 전까지는 하중증가와 더불어 안정되게 파괴가 진전되었다(시편의 기하학적 크기에 의존함). 이 손상과 파괴는 선형 cohesive zone 모델로 해석되었다. 노치없는 시편의 압축강도와 평면 파괴인성의 측정된 적층판 변수들을 사용하여 홀의 크기와 시편 폭의 함수로서 홀을 갖는 적층판의 압축강도를 성공적으로 예측하였다.

## 1. 서론

세라믹과 같은 취성재료의 강도는 응력을 받는 재질의 체적이나 응력분포의 특성에 의존한다고 잘 알려져 있다. 이들 효과는 취성재료의 손상민감도나 분포가 일반적으로 통계학적 특성을 갖는다는 데서 기인된다. 결함을 발견할 수 있는 확률이 재료의 체적증가에 따라 커질 수 있다면, 큰 체적의 취성체 구조는 단축인장하중과 같은 균일 분포 응력상태에서 작은 체적의 취성체구조 보다 작은 응력상태에서 파괴되는 경향을 갖는다. 또한 휨강도는 같은 크기 시편의 단축인장강도 보다 좀더 높은 것으로 알려져 있으며 이는 휨인장시편의 고인장응력 영역이 단축인장시편의 경우 보다 좁기 때문이다. 이것이 소위 “크기효과”로 알려져 있다. 금속재 구조는 크기에 따른 영향은 거의 없는데, 이는 금속재료의 소성항복특성이 결함에 의한 응력집중을 감소시키는 경향을 가지며, 이들 금속재질은 세라믹보다 아주 작은 강도변화나 크기효과를 보여주기 때문이다.

섬유보강복합재구조는 취성재료와 유사한 특성들을 갖는다. 복합재구조도 세라믹처럼 결함으로부터 야기되는 응력집중을 감소시키는 소성특성이 거의 없으며, 섬유방향을 따라 인장이나 압축하중을 받을 때 좀더 크거나 작은 응력-변형률 곡선들을 가지며, 금속재질보다는 강도에 있어 좀더 큰 이산(scattering)을 보여준다[1]. 이러한 사실에 비추어 볼 때 복합재료의 강도가 재료체적에 의존할 것이라는 의문을 제기할 수 있을 것이다. 이러한 의문은 1960년대부터 제기되어 왔고 많은 연구가 있었으며, 아직은 결론을 확실히 못 내리고 있기는 하지만, 복합재구조에서도 크기효과가 있다고 하는 여러 연구 결과들이 보고되고 있다. 예를 들어 유리, 탄소, 아라미드 섬유의 인장강도는 길이가 증가

할 수록 감소한다든지[2,3], 일방향적층시편의 휨강도는 인장강도보다 44%가 크고 압축강도보다는 56%가 크다든지 [4,5], 100플라이 일방향적층시편의 휨강도는 25플라이 시편의 경우보다 15%낮으며 인장과 압축의 경우에도 분명히 크기효과를 나타냈으며[6], 홀을 갖는 적층판의 강도가 홀 크기의 증가와 더불어 감소하는 원인은 홀 직경의 증가와 더불어 응력집중을 받는 재료의 체적이 감소한다는 연구사례 등을 들 수 있다[7].

Lavoie[8] 등에 의한 최근 연구결과는 0° 섬유층에 의해 지배되는 적층판의 강도의 크기효과는 시험 절차와 파괴모드양상에 따라 다른 결과가 보여질 수도 있다는 것을 보여주었다. 0° 층을 포함하는 복합재 적층판의 인장시험에서 시편의 측정부위에서만 지속적으로 파괴가 일어날 때, 이때의 파괴응력과 변형률은 3점-굽힘시험경우의 일방향 적층보의 파괴시 응력과 변형률과 같았다. 이것은 0°층의 정적강도는 이웃하는 층들의 손상에 민감하지 않다는 것을 의미한다. 이 연구에서 탄소섬유/에폭시 복합재의 인장강도는 실험 데이터의 이산때문에 충분히 구별될 수 있을 만한 정도의 강도 대 체적의 관계를 발견할 수 없었다. 복합재료의 경우 설계에 대한 평가를 위해 실제크기의 구조물을 제작하고 시험하는데 많은 비용 및 시간이 소요된다. 스케일 모델 시험은 아마도 이러한 문제를 해결하기 위한 방법 중 하나일 것이다.

최근에 소개된 복합재료 기술은 다른 등방성 재질에 이미 소개된 것을 응용한 것이 대부분이다. 따라서, 이러한 기술이 많은 금속재료에 대해서는 유용한 자료를 제공하지만 복합재료에 대해서는 아직 자료가 부족한 실정이다. 그러므로, 실제크기의 시작품이거나 치수 해석 이론을 사용한 축소 모델이거나 복합재 구성요소에 대한 많은 실험

Table 1 Lamina Elastic Properties of T300/924C

Property	$E_{11}$ (GPa)	$E_{22}$ (GPa)	$G_{12}$ (GPa)	$\nu_{12}$
Value	162	11	5.7	0.34
Property	$\sigma_{11-c}$ (MPa)	$\sigma_{22-c}$ (MPa)	$\sigma_{12}$ (MPa)	
Value	1570	250	109	

$\sigma_{11-c}$  : Longitudinal Compressive Strength  
 $\sigma_{22-c}$  : Transverse Compressive Strength

이 수행되어야 하며, 시편에서부터 실제 구조물까지의 스케일링 시험을 수행하는 동안 발생하는 치수효과를 이해하는 것은 매우 중요하다.

본 연구의 목적은 T300/924 [45/-45/0/90]<sub>3s</sub> 탄소섬유/에폭시 적층판의 압축강도의 이차원 크기(길이 × 폭) 효과를 조사하는데 그 목적이 있다. 4종류의 다른 크기의 노치 없는 시편들이 단축압축상태의 정적시험이 수행되었고, 홀 크기효과는 이론해석 및 실험결과와 비교를 통해 검토되었다. 이때 노치없는 사이즈가 큰 시편들의 경우 좌굴방지를 위해 좌굴방지장치를 사용하였는데 장치의 볼트 조임 토크에 기인한 마찰 영향에 의해 실제보다 다소 높은 압축강도를 보여 이에 대한 영향을 유한요소법을 이용하여 분석하였다. Cohesive zone[9] 모델이 홀이 있는 시편의 강도를 예측하는데 사용되었고 그 결과가 실험결과와 비교하였다.

### 2. 재질 및 적층

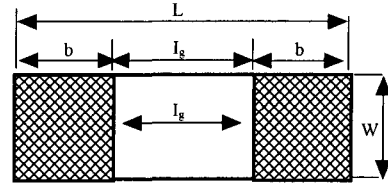
본 연구에 사용된 재질인 T300/924C는 탄소섬유/에폭시로 구성된 0.125mm 두께를 가지는 프리프레그 테이프로서 현재 상업용으로 이용되고 있는 것이다. 이러한 프리프레그 테이프는 일방향 Toray 300 탄소섬유와 Ciba-Geigy 924C 에폭시 수지로 구성되었으며, Table 1은 T300/924C로 구성된 적층판의 물성치를 나타낸 것이다.

시편은 준-등방성 [45/-45/0/90]<sub>3s</sub> 으로 적층되었으며, 제작된 시편의 품질은 초음파와 C-scan에 의해 검사되었다. 또한, 이러한 검사를 통해 손상이 발견된 부분은 시편제작에서 제외시켰다.

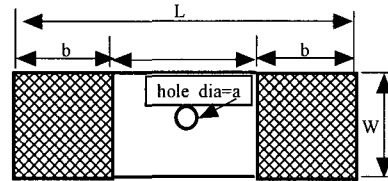
### 3. 시편 형상

기본 시편형상은 에어버스(Airbus) 시험방법(AITM-1.008) [10]을 적용하였다.

치수효과 검토를 위한 시편은 2차원적으로 치수를 증가시켰는데, 이때 폭(W)과 길이(Lg)에 대한 일정한 비율(W/Lg=1)을 유지시켰다. 따라서 두께 3mm의 30mm×30mm, 50mm×50mm, 70mm×70mm, 90mm×90mm크기의 시편들이



- Unnotched Compression Specimen



- Open Hole Compression Specimen

$L$ =Total Specimen Length ( $2b + I_g$ ).  $I_g$  = Gauge Length,  $b$ =Tab Length: Depending on the Grip Length of the Test Rig.  $W$ (Specimen Width)× $I_g$ (Gauge Length) for Unnotched Specimens : 30×30, 50×50, 70×70, 90×90,  $a$  = Hole Diameter, Specimen Thickness is constant (3mm).  $D$  (Hole Diameter)/ $W$  (Specimen Width)=0.05, 0.1, 0.2, 0.3, 0.4, 0.5

Fig. 1 Unnotched and Open Hole Specimen Dimensions.

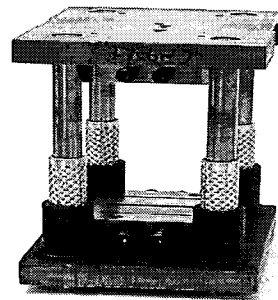


Fig. 2 The Modified ICSTM Compression Test Fixture.

제작되었다. 홀을 가진 시편제작을 위해 각각의 시편 중앙을 기준으로 홀을 가공하였으며, 홀의 크기는 시편의 폭에 대한 홀 직경의 비가 0.05에서부터 0.5까지 다양한 변화를 갖도록 하였으며, 홀 가공할 때 홀 가장자리에서 섬유손상과 층간분리(delamination)를 최소화하기 위해 텅스텐 카바이드 비트(tungsten carbide bit)를 사용하였다. Fig. 1은 사용된 시편들의 형상을 나타낸 것이다.

### 4. 압축시험

정적압축시험은 200kN의 하중용량을 가진 나사식 만능

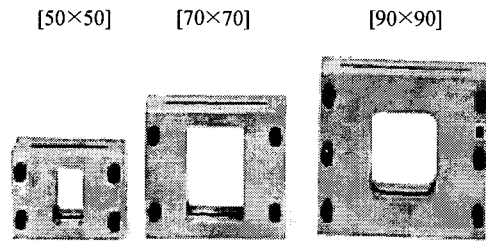


Fig. 3 Anti-buckling Devices.

시험장치(Zwick 1448)에 의해 수행되었으며, 압축하중을 가하기 위한 크로스헤드 속도는 분당 1mm로 하였다. 다양한 크기의 복합재 시편에 대한 압축시험을 수행하기 위해 개조한 ICSTM 압축시험용 치구[11]를 사용하였으며, 클램핑 블록이 Fig. 2에 보인 바와 같이 다양한 두께의 시편을 치구에 고정하기 위해 조절이 가능하도록 제작되어있다. 좌굴방지장치는 Soutis[12]등이 사용했던 방법과 유사한 방법을 사용하였으며, Fig. 3에 보인 바와 같이 각 시편(50mm×50mm, 70mm×70mm, 90mm×90mm)의 크기에 따라 서로 다른 크기를 갖도록 제작하였다. 또한, 좌굴방지장치의 양면 중앙에는 창이 있는데, 이는 시편의 중앙에서 파괴가 발생하도록 함은 물론이고 시편 양면에 스트레인게이지를 설치할 수 있도록 하기 위함이다. 시험 초기에는 마찰을 최소화하기 위해 좌굴방지장치와 시편 사이의 간격을 약 100 μm로 유지하였는데, 30mm×30mm 시편의 시험은 성공적이었으나, 이보다 큰 시편에서는 좌굴이 발생하여 시편의 중앙부에서 파괴가 발생되지 않았다. 따라서, 이와 같은 시편들에 대해서는 좌굴 없이 중앙 창 내에서 파괴되도록 하기 위해 볼트에 적절한 조임 토크를 가하였다. 폭방향으로는 약 1mm가 유지되도록 하였으며, 시편에 압축할 때 변형을 허용하기 위해 좌굴방지장치의 길이는 시편의 길이보다 약 4mm 정도 작게 제작하였다. 시편 양면에 스트레인게이지들을 붙여 시편 굽힘 여부를 감시하였으며, 파괴변형률을 측정하였다. 시험 중 몇 개의 시편에서는 최종파괴에 이르기 전에 손상의 성장도 조사하였다. 조사는 dye-enhanced X-ray radiography 방법이 사용되었는데, 복합재 적층판의 손상부위를 잘 나타내기 위해 효과적인 침투제인 Zinc Iodide 용액이 사용되었다. 각 적층의 손상위치와 특성을 알아내기 위해 de-ply기법과 SEM(scanning electronic microscopic)이 이용되었다.

## 5. 강도시험결과 및 분석

시험결과에 파괴할 때 응력-변형률 곡선과 파괴패턴에

대한 파괴 후 검사결과를 포함한다. 응력-변형률, 축방향 강성도, 강도, 최종 파괴패턴 등이 시편의 크기의 함수로서 분석하였다.

### 5.1 노치없는 시편의 시험결과

노치가 없는 모든 시편은 Fig. 4와 같이 게이지 길이 내에서 파괴되었고, 이러한 파괴는 갑자기 발생하였으며, 파괴 직전에 뚜렷한 균열음(cracking sound)이 청취되었다. 파괴 후 검사를 통하여 0°층의 면내 미소좌굴(in-plane microbuckling)이 결정적 파괴를 일으키는 파괴기구로 판측되었다. 이웃하는 층간에 길이방향의 쪼개짐(split), 섬유/매트릭스 접착분리(dc-bonding), 층간분리현상이 점진적이 아닌 갑자기 동시에 발생하였다. 시편 양면의 스트레인 게이지에서 측정된 파괴 변형률은 0°의 일방향적층 시편에서와 유사하게 1%(0.01)정도였다.

일반적으로 모든 크기의 시편들의 시험결과에서 양호하고 반복 가능한 결과를 얻었다. 모든 시편들의 하중 축방향 강성도 및 강도는 Table 2와 같이 5%이하의 이산(scatter)을 보였다. Table 2의 실험데이터는 각기 다른 크기의 시편에 대해 평균 5개씩의 시편을 기초로 한 것이다. 강도의 이산은 적층판 제작시 제작 결함이나 불균일한 두께 등에서 기인한 불완전에 의한 것이라 예상된다. 시편의 기하학적 불완전은 시험 치구에 시편의 정확한 배열이 어려워 굽힘이나 측정 압축강도의 부정확성을 유발할 수 있다. 모든 시편의 평균 탄성계수는 (0.25% 변형률에서 측정함) 66 GPa 이다. 이것은 적층이론으로 예측한 62 GPa과 잘 일치하고 있다. 그러나 좌굴방지장치 없이 시험한 30mm × 30mm 시편은 좌굴방지장치를 사용한 시편(이때 좌굴방지장치의 체결 볼트에 토크를 조절하여 마찰을 피하도록 하여 시편과의 접촉면에 적절한 간격을 유지함)보다 약 18%정도 작은 값을 보였다. 좌굴방지장치를 사용하지 않은 응력-변형률의 시험한 결과는 Fig. 5와 같은데 양면에 부착한 스트레인게이지에서 0.6%까지는 같은 결과를 얻었으나 좀더 높은 하중에서는 좌굴현상으로 적층판의 실제 압축강도보다 낮은 강도를 보였다. 그리고 좌굴방지장치를 부착한 50mm × 50mm, 50mm × 70mm, 90mm × 90mm 시편의 압축강도는 같은 경우의 30mm × 30mm 시편의 경우 보다 6-7% 높은 강도를 보이는데 이는 좌굴방지장치 사용 시 좌굴방지와 시편중앙부위에서 파괴를 유도하기 위해 좌굴방지장치 체결용 볼트에 조임 토크(10 Nm)를 가하므로써 시편과의 접촉마찰을 유발하여 나타난 결과라 생각된다.

#### 5.1.1 좌굴방지장치 영향분석 및 예측강도와의 비교

미세좌굴이론에 기초한 Slaughter, Fleck, Budiansky [13]의 압축강도 예측 모델에 의하면 복합재 라미나(lamina)가

Table 2 Average Compressive Failure Strength of Unnotched Specimens

Compressive Strength of Unnotched Specimen					
Test Fixture	Modified ICSTM				
Specimen Size(mm)	30×30	30×30	50×50	70×70	90×90
Anti-buckling Device	No	Yes	Yes	Yes	Yes
Average Failure Strength	575	690	736	750	711
Coefficient Variation(%)	3.34	4.92	4.28	4.86	2.77



Fig. 4 Overall Failure of Unnotched Specimens.

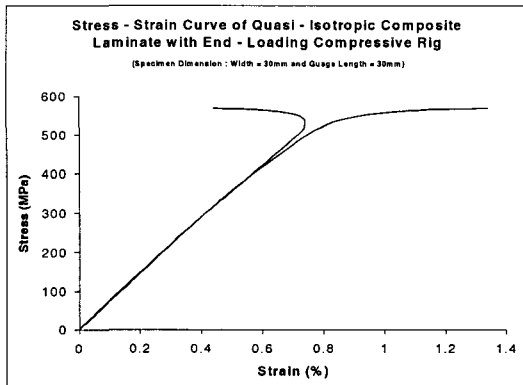


Fig. 5 Compressive Stress-Strain Curve Showing a Global Buckling(No Anti-buckling Device).

길이 방향의 하중에 의한 축방향 응력  $\sigma_L$ , 하중방향 전단 응력  $\tau$ , 횡방향 응력  $\sigma_t$  상태에서 라미나의 압축강도  $|\sigma_L|$  을 다음과 같이 나타 내었다.

$$|\sigma_L| = (\alpha k - \tau - \sigma_t \tan\beta) / \phi \quad (1)$$

여기서  $k$ 는 복합재 매트릭스의 면내 전단항복강도로서 폴

리머 매트릭스의 경우 30-100MPa 정도이고,  $\alpha = (1 + R^2 \tan^2\beta)$  이며,  $R$  은 매트릭스의 횡항복강도와 전단항복강도와 의 비로서 여기서는 1.5로 고정하였다. 또한  $\phi$  는 제작 시 발생하는 섬유 배열 결함으로 섬유굴곡각(fiber waviness angle)이라 하며 1-3° 범위를 가지며,  $\beta$ 는 파괴 후 섬유의 굴절경사각(kink band inclination angle)으로 0-40° 정도 범위를 갖는다[14].

노치없는 적층판의 압축강도  $\sigma_{un}$ 은 0° 층의 압축강도가 일단 계산되면, 적층이론과 최대응력파괴이론을 이용하여 다음과 같이 계산할 수 있다[14].

$$\sigma_{un} = (\sigma_c / NE_{11}) \sum n^{(k)} E_{x0}^{(k)} \quad (2)$$

여기서  $\sigma_c$  는 0° 라미나의 압축강도이고,  $N$ 은 전체 적층수,  $E_{11}$  은 0° 플라이의 강성,  $n$ 은 각 플라이 번호,  $E_{x0}$  는 각 플라이 하중방향의 강성도를 의미한다. 본 연구대상인 T300/924C로 구성된 준-등방성 [45/-45/0/90]<sub>3s</sub> 적층판 시편의 현미경 측정을 통해 확인한 결과 0° 플라이의 섬유굴곡각(waviness angle)은 평균 2.5° 이었고, 파괴후 섬유굴곡각은 25° 이었다. 사용된 매트릭스의 면내 전단 항복 강도  $k$  가 63MPa 일 때 식 (2)에 의해 예측된 [45/-45/0/90]<sub>3s</sub> 적층판의 압축강도는 690.3MPa 이었다. 이는 30mm x 30mm 시편에 좌굴방지장치의 볼트에 조임 토크를 가하지 않고 사용하여 측정된 압축강도 690MPa 과 거의 일치한다. 그러나 표 2에서 보는 바와 같이 압축강도에 있어 좌굴방지장치를 장착하고 실험한 50mm × 50mm, 70mm × 70mm, 90mm × 90mm의 시편들의 측정치의 경우는 예측치나 30mm × 30mm 경우보다 5-6%정도 높게 나타남을 알 수 있다. 이는 50mm × 50mm, 70mm × 70mm, 90mm × 90mm의 시편들의 경우, 파괴가 항상 좌굴방지장치의 창(window)안의 중앙에서 발생하도록 유도하기 위해 좌굴방지장치의 4개의 체결 볼트들에 각각 적절한 사전 조임 토크(pre-torque)를 가하므로써, 시편과 좌굴방지장치의 접촉면에 마찰과 변형구속 경계조건에 의한 좌굴방지장치로의 작용하중의 분산효과의 영향으로 고려 될 수 있다. Fig. 5는 50mm × 50mm 시편의 좌굴방지장치 마찰효과의 영향을 분석하기 위한 개략도를 나타낸다.

Fig. 5에서 좌굴방지장치는 폭 20mm 와 길이 20mm의 창을 가지고 있으며 1/4 인치 볼트 4개로 조임 토크를 가해 좌굴방지장치의 두꺼운 철판이 시편에 밀착하도록 한다. 이때 토크  $T$ 는 볼트의 정격 토크에 가까운 10.16N-m를 작용시키며, 접촉면의 마찰 압력하중  $P_x$ 는 다음과 같은 식으로 나타낼 수 있다.

$$P_x = \mu T m / (0.2 d_0 A) \quad (3)$$

여기서  $T$ 는 볼트에 가하는 토크로서 Faupel 등 [15]에 의해

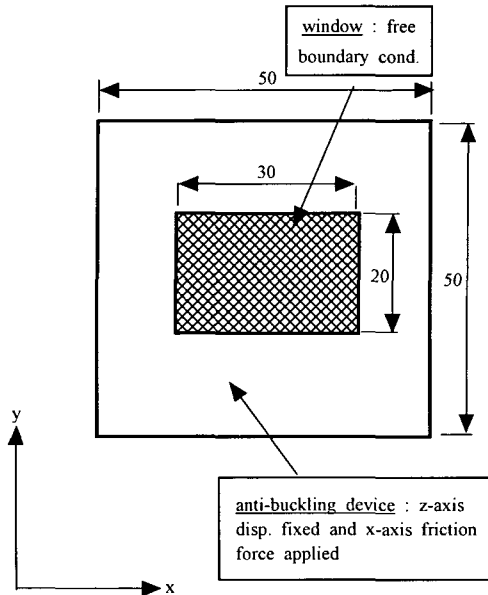


Fig. 5 Schematic Diagram for Analyzing Influence of a Anti-buckling Device Effect.

$T = 0.2 F_t d_0$ 로 가정한다. 또한  $F_t$ 는 토크에 의해 발생하는 볼트 축력,  $d_0$ 는 볼트 공칭직경,  $m$ 은 볼트 갯수,  $A$ 는 좌굴방지장치와 시편의 접촉면적,  $\mu$ 는 마찰계수이다. 본 연구에 사용된 좌굴방지장치의  $d_0 = 1/4$  inch,  $m = 4$ ,  $\mu$ 는 마찰실험을 통해 측정된 0.245를 적용하였다. 접촉면의 경계조건은 좌굴방지장치의 두꺼운 철판으로 구속되므로 두께방향인  $z$  방향의 변위를 구속하였다. 유한요소법을 이용하여 1/2 모델을 해석하였고 사용된 유한요소는 2-D composite element 이었다[16]. Fig. 6은 마찰계수 변화에 따른 시편 중앙의 시편 폭에 따른 하중방향 등가응력/평균응력  $S_{xxeq} / S_0$  분포를 나타내는데 마찰계수가 증가할수록 등가응력이 감소함을 알 수 있다. 마찰계수가 0.245인 경우 시편의 중앙에서 등가응력이 좌굴방지장치를 적용하지 않은 경우보다 적용한 경우가 7% 감소함을 알 수 있다. 즉 좌굴방지장치를 사용하고 볼트로써 토크를 가할 때 마찰효과에 의해 측정 압축강도가 7% 증가하는 것처럼 보인다는 것을 의미한다. 따라서  $50\text{mm} \times 50\text{mm}$ ,  $70\text{mm} \times 70\text{mm}$ ,  $90\text{mm} \times 90\text{mm}$ 의 시편들의 실제 압축강도는 측정된 것 보다 약 7%정도 작게 각각, 684.5MPa, 697.5MPa, 663.2 MPa로 보정되어야 할 것으로 판단된다.

또한 노치없는 시편들의 경우 실험결과에서 보듯이 2차원 면적 변화에 의한 크기효과는 없는 것으로 보여진다. 오히려 섬유들의 굴곡(waviness)이 두께 방향으로 더 민감하므로 이에 대한 연구가 추후 수행되어야 할 것으로 보인다.

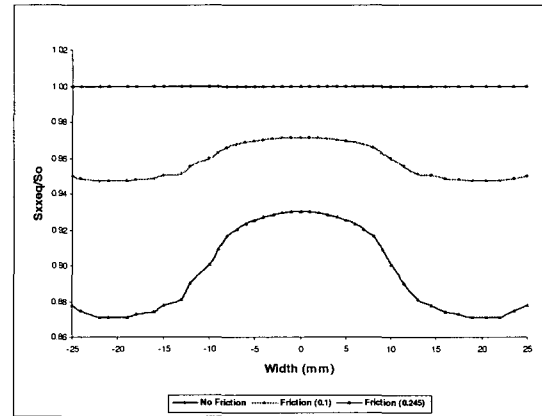


Fig. 6 Equivalent Stress Distribution in Width Direction due to Friction of Anti-buckling Device.

Table 4 Average Compressive Failure Strength of Open Hole Specimens

Compressive Strength of Open Hole Specimen						
Specimen Size(mm)	30 × 30					
Hole Diameter(a/W)	1.5(0.05)	3(0.1)	6(0.2)	9(0.3)	12(0.4)	15(0.5)
Average Failure Strength(MPa)	472	409	348	310	261	219
Coefficient Variation(%)	1.69	1.34	3.12	2.78	3.30	2.67
Specimen Size(mm)	50 × 50					
Hole Diameter(a/W)	2.5(0.05)	5(0.1)	10(0.2)	15(0.3)	20(0.4)	25(0.5)
Average Failure Strength(MPa)	424	365	307	263	217	203
Coefficient Variation(%)	1.84	1.48	2.02	3.31	1.05	2.45
Specimen Size(mm)	70 × 70					
Hole Diameter(a/W)	-	7(0.1)	14(0.2)	21(0.3)	28(0.4)	35(0.5)
Average Failure Strength(MPa)		355	311	285	264	214
Coefficient Variation(%)		3.44	5.23	2.22	2.13	1.33
Specimen Size(mm)	90 × 90					
Hole Diameter(a/W)	-	9(0.1)	18(0.2)	27(0.3)	28(0.4)	-
Average Failure Strength(MPa)		362	305	283	252	
Coefficient Variation(%)		2.68	2.61	1.93	2.55	

5.2 홀을 가진 시편의 시험결과

실험결과 거의 모든 시편들에서 시편중앙 홀의 가장자리에서 하중 축에 수직인 방향으로 파괴가 발생하였다. 파괴하중은 홀 직경이 증가될 때 감소하였다. 상온의 정적실험에서 측정된 모든 시편들의 압축강도는 Table 3과 같다.

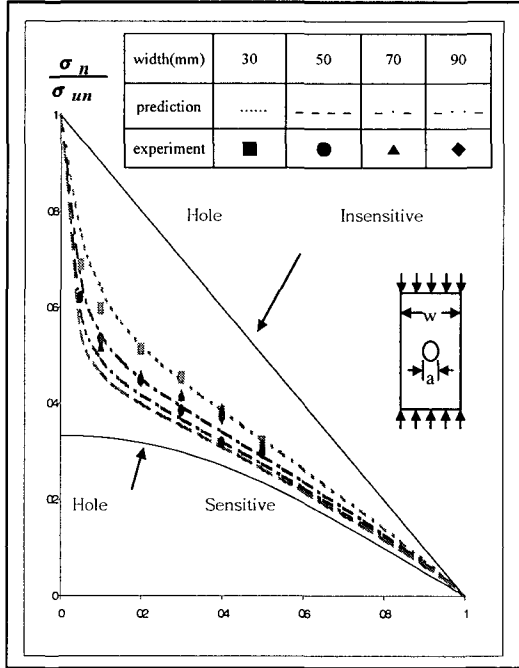


Fig. 7 Comparison of Experimental Data and Predicted Results for the Notched Compressive Strength.

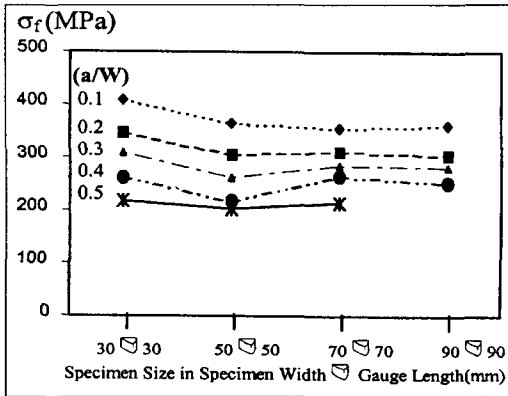


Fig. 8 Open Hole Specimen Size Effect with Constant a/W Ratio.

강도시험결과는 또한 Fig. 7로 나타냈는데 홀을 가진 적층판 시편의 원격파괴응력(remote failure stress)  $\sigma_n$ 을 노치 없는 시편의 압축강도  $\sigma_{un}$ 으로 나눈 무차원화 강도  $\sigma_n / \sigma_{un}$ 을 홀 직경/시편 폭 비인  $a/W$ 에 대하여 표시하였다. 여기서 홀을 가진 시편의 파괴응력은 파괴하중을 시편의 단면

적으로 나눈 것이다. 실험결과에서 홀을 가진 시편의 압축강도는 노치 없는 시편의 압축강도에 비해 30-70%까지 감소하는 것을 알 수 있다. 측정된 노치있는 시편의 압축강도는 노치 민감도를 기초로 한 기준들의 사이에 존재함을 알 수 있다[17]. 만일 재료가 이상적 연성 금속재료와 유사한 노치 민감도를 가진다면 파괴응력은 시편의 실제 단면적에 비례할 것이고(Hole insensitivity;  $\sigma_n / \sigma_{un} = 1 - a/W$ ), 반면에 재료가 이상적 취성 노치 민감도를 가진다면(Hole sensitivity;  $\sigma_n / \sigma_{un} = 1 / k_r$ ) 적층판의 홀 가장자리의 국부응력이 노치 없는 시편의 파괴응력  $\sigma_{un}$ 에 도달할 때 파괴가 일어날 것이다. Fig. 7에서 보여준 노치 민감도 곡선은 준등방성 무한판에 관한 것으로서, 홀을 가진 무한판의 응력집중계수  $k_r$ 는 해석적 또는 2차원 유한요소해석을 통하여 구할 수 있다. 모든 시편 실험결과들이 이상적 취성 민감도 곡선 위에 있기 때문에 T300/924C재료는 이상적인 취성재료가 아니라고 볼 수 있으며, 파괴전 홀 주위에서 재응력 분포가 되고 있는 것으로 추정할 수 있다. 손상된 시편에 대한 현미경 검사에서  $0^\circ$  층들에서 섬유 미소좌굴이 일어났으며, 이웃하는 층과의 사이에서 층간분리(delamination)가 일어났고, 최종파괴에 앞서 홀 주위에서 먼저 파괴가 시작되었다. 미소좌굴영역은 최종파괴에 이르기 전에 시편 폭을 따라 2-3mm까지 선형 그랙(line-crack)이 진전하였다. 즉 임계크랙 길이는 기하학적 모양에 의존하고 홀크기가 증가할 때 감소하였으며, 취성 민감도 곡선에 가까운 특성을 가짐을 확인하였다. 홀 가장자리 가까이 국부응력과 응력집중계수는 홀 크기가 증가할 때 증가하므로 국부응력이완(relief), 응력의 재분포가 덜 일어나는 것으로 보인다[18].  $a/W$ 가 0.4이상인 큰 홀의 시편 실험에서 초기 파괴음(cracking sound)이 발생함과 동시에 파괴가 일어났다. 또한 Fig. 7에서 홀이 있는 적층판 시편의 폭이 증가할 때 압축강도가 감소함을 알 수 있다. 그리고 Fig. 8에서 처럼 50mm x 50mm 홀이 있는 시편의 강도는 동일한  $a/W$ 비에서 30mm x 30mm 경우 보다 감소하였으나 폭이 50mm 이상에서는 아무런 변화가 발견되지 않았다.

## 6. 홀을 가진 시편에 대한 강도해석

### 6.1 유한 폭을 가진 판의 홀 주위 응력분포

홀 주위의 응력분포를 조사하고, 유한 폭을 가지는 판에 대한 홀 크기 효과를 증명하기 위해 이차원 유한요소[16]를 이용한 해석과 Sabin[19]에 의한 근사해석법을 이용한 해석을 하였다. Fig. 9에는 폭 30mm를 갖는 T300/924C 적층판에서 각각 3mm, 6mm, 9mm, 12mm, 15mm의 홀이 존재하는 경우, 2가지 방법에 의해 구해진 횡축  $y$ 를 따른 응력분포를 도시하였다. 비교결과  $y/W > 0.7$ 과  $a/W > 0.4$ 인

경우를 제외하고는(Sabin의 방법에서는 유한 폭의 효과를 고려할 수 없음에 따른 해의 부정확성 때문인 것으로 사료됨) 두 방법에 의한 결과가 잘 일치하였다. 또한 해석결과는  $a/W$ 가 증가할수록 응력이 증가하고, 좀더 큰 홀에 대하여 홀 주위의 가까이에서 좀더 낮은 작용응력상태에서 파괴가 일어 나게 하는 좀더 높은 극부응력이 발생함을 알 수 있었다. 응력집중계수는 파괴의 시작을 예측하기 위한 최대응력파괴기준에 사용될 수 있다.

응력분포는 적층판의 파괴하중을 예측하기 위한 평균응력파괴기준에 적용될 수 있다. 그러나 이들 파괴기준들은 실험데이터를 기초로 해서 결정될 수 있는 특성길이(characteristic length)변수에 대한 지식이 요구된다.

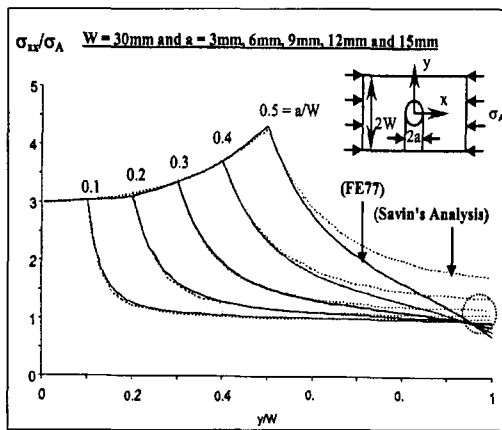


Fig. 9 Stress Distribution in T300/924C Laminate.

6.2 Cohesive zone 모델

Soutis 등[9,12]은 적층판 홀 주위에 압축손상의 발생 및 성장에 관한 소위 크랙브리징모델(crack bridging model)을 개발해 왔다. 이를 다른 용어로 cohesive zone 모델[9]이라 하며, 노치없는 적층판의 압축강도  $\sigma_{un}$  와 적층판 면내 파괴인성계수(fracture toughness)  $K_c$  를 이용하여 노치있는 적층판의 압축강도  $\sigma_n$ 를 예측하는 방법을 말한다. 이 이론에 따르면 미소좌굴 영역(각도를 갖는 적층들의 변형부분과 적층간 층간분리부분 포함)은 cohesive zone을 갖는 압축모드 I 크랙으로 취급될 수 있다. 손상은 cohesive zone 내에서는 선형 연화 스프링(linear softening spring law)으로 모델화될 수 있고, 크랙브리징 수직 인장력(crack bridging normal traction)은 크랙폐쇄변위(crack closing displacement)  $2v$ 가 증가시 선형적으로 감소하는데, 즉  $\sigma_{un}$ 에서는 최대값을 가지며, 임계크랙변위  $2v_c$ 에서는 영이 되는 것이다. 임계크랙폐쇄변위  $2v_c$ 는 섬유 미소좌굴 이론해석[14]이나 별도의 파괴인성계수 시험에 의해 실험적으로

결정될 수 있다[9,12]. 홀을 가진 적층판의 원격축방향응력(remote axial stress)  $\sigma^\infty$ 은 임의 미소좌굴길이(또는 등가 크랙길이)  $l$ , 노치없는 적층판 강도  $\sigma_{un}$ , 임계크랙폐쇄변위  $v_c$ , 적층판 탄성계수  $E$ , 판의 폭  $W$ 와 홀 직경  $R$ 의 함수로서 다음과 같이 표현된다[14].

$$\sigma^\infty = f(l, \sigma_{un}, v_c, E, R, W) \tag{4}$$

여기서 임계크랙폐쇄변위  $v_c$ 는 실험 또는 계산에 의해 정해지는 파괴인성계수(fracture toughness)  $K_c$ 로부터 구해지는 파괴에너지(fracture energy)  $G_c$ 의 관계식  $G_c = \sigma_{un} v_c = f(K_c, E_{xx}, E_{yy}, G_{xy}, v_{xy})$ 으로부터 구해질 수 있다. 여기서  $G_{xy}$ 는 적층판 면내 전단계수,  $v_{xy}$ 는 포와슨비이다. 임계등가 크랙길이  $l_c$ 에서 원격축방향응력(remote axial stress)  $\sigma^\infty$ 가 최대응력  $\sigma_{cr}$ 에 도달할 때 최종파괴가 발생한다. 이때 최대응력  $\sigma_{cr}$ 를 홀이 있는 적층판의 압축강도  $\sigma_n$ 가 된다. 본 연구에서는 Slaughter, Fleck, Budiansky 등[13]의 압축강도 예측 모델에 의하여 노치없는 적층판의 압축강도  $\sigma_{un}$ 와 측정된 파괴인성계수  $K_c = 40 \text{ MPa}\sqrt{\text{m}}$ 로부터 홀을 가진 T300/924C 적층판의 압축강도  $\sigma_n$ 가 예측되었다. Fig. 8에서와 같이 예측치가 실험치에 10%이내에서 잘 일치하였다.

7. 결 론

섬유강화 복합재료에서 크기효과의 존재는 매우 중요하다. 만일 복합재 구조물의 기하학적 크기에 따른 기계적 강도에 크기효과가 존재한다면 표준시편의 시험결과를 대형 구조물의 설계허용물성치로 정확히 이용할 수 있으므로 설계 시의 불확실성은 물론 경량화 구조를 확신있게 설계할 수 있을 것이다. 본 연구에서는 T300/924C 재질을 가진 [45/-45/0/90]<sub>3s</sub>의 준등방성 적층판 시편에서 두께는 일정하게 유지한 상태에서 이차원 면적크기(길이 × 폭)를 변화하여 크기효과를 조사하였다. 이를 위해 두께 3mm의 30mm×30mm, 50mm×50mm, 70mm×70mm, 90mm×90mm 크기의 시편들이 노치가 없는 시편과 중앙에 홀을 가진 2가지 그룹으로 나뉘어 제작 및 실험되었다.

노치없는 시편의 압축강도실험에서 좌굴방지를 위해 좌굴방지장치(가)가 사용되었는데, 좌굴방지장치의 마찰 및 변위 구속에 의해 실제의 압축강도보다 7% 정도 크게 나타남을 확인하여 실험결과를 보정 하였고, 섬유미소좌굴에 기초한 예측 압축강도와 비교 시 잘 일치하였다. 노치없는 시편의 압축강도는 시편의 이차원 면적변화에 무관하였다. 파괴는 매트릭스 지배적 파괴였으며, 0° 섬유층 들의 미소좌굴에 기인하여 발생하였다. 파괴모드의 초기에는 초기 섬유의 굴곡각(fiber waviness)에 크게 의존함을 확인하였다. 섬유의 굴곡은 두께증가시 좀더 클 것으로 예상되며[20,21], 추후



연구를 통해 발표할 예정이다.

홀이 있는 시편의 시험에서 압축강도가 상당히 감소하였는데, 사용된 복합재료는 파괴전 홀 주위에 응력이완이나 재분포로 인해 이상적 취성재료와는 다소 상이한 특성이 있음을 확인하였다. X선 검사에서 섬유미소좌굴, 적층분리 및 매트릭스 크랙킹(cracking) 형태의 손상이 발견되었는데, 최종파괴에 앞서 홀 주변에서 발생하였다. 이와 같은 손상은 홀 가장자리의 응력집중계수를 감소시키고, 좀더 높은 응력에서 파괴가 일어나도록 최종파괴를 지연시키는 역할을 하였다. 또한 실험결과는 홀 직경 증가시 압축강도가 감소함을 보여주었다. 그러나 시편 폭 W가 50mm보다 클 때에는 폭의 크기 효과가 나타나지 않았다. 압축강도에 대한 홀과 시편 폭의 효과에 있어 실험치와 Soutis 등의 cohesive zone 모델을 이용한 예측치와 비교하였는데 잘 일치함을 확인하였다. 홀에 의해 발생하는 응력집중이 구조의 체적 크기에 의한 응력보다는 적층판 압축강도 거동에 지배적이었으며, 또한 노치있는 적층판의 크기효과에 따른 압축강도 예측에는 통계학적 적용방법은 효과적이지 못할 것으로 보인다.

### 후 기

이 논문은 2001년도 조선대학교 교수해외파견 연구비의 지원을 받아 연구되었음.

### 참고문헌

- 1) Zwen, C., "Is there are size effect in composites," *Composites*, Vol. 25, No. 6, 1994, pp. 451-454.
- 2) Zwen, C., Smith, W. S. and Wardle, M. W., "Test method for fiber tensile strength, composite flexural modulus and properties of fabric reinforced laminates," *Composite Materials: Testing & Design, 5th Conf. ASTM STP674 (American Society for Testing and Materials, Philadelphia, 1979)*, pp. 228-262.
- 3) Herring, H. W., "Selected mechanical physical properties of boron filaments," NASA TN D-3202, 1966.
- 4) Bullock, R. E. "Strength of composite materials in flexure and in tension," *J. Composite Mater.*, Vol. 8, 1974, pp. 200-206.
- 5) Berg, K. R. and Ramsey, J., "Metal aircraft structural elements reinforced with graphite filamentary composites," NASA CR-112162, August 1972.
- 6) Wisnom, M. R., "The effect of specimen size on the bending strength of unidirectional carbon fiber-epoxy," *Composite Structures*, Vol. 18, 1991, pp. 47-63.

- 7) Waddoups, M. E., Eisenmann, J. R. and Kaminski, B. E., "Macroscopic fracture mechanics of composite materials," *J. Composite Mater.*, Vol. 5, 1971, pp. 446-454.
- 8) Lavoie, J. A., Soutis, C. and Morton, J., "Apparent strength scaling in continuous fiber composite laminates," *Composite Science & Technology*, Vol. 60, 2000, pp. 283-299.
- 9) Soutis, C., Fleck N.A. and Smith, P.A., "Failure prediction technique for compression loaded in carbon fibre-epoxy laminate with open hole," *Journal of Composite Materials*, Vol. 25, 1991, pp. 1476-1498.
- 10) Airbus Industrie Test Method, AITM 1.0008. Issue 2, June 1994.
- 11) Haberle J. G., "Strength and failure mechanics of unidirectional carbon fiber-reinforced plastics under axial compression," PhD Thesis, University of London, December 1991.
- 12) Soutis, C., *Compressive failure of notched carbon fibre-epoxy panels*, PhD Thesis, University of Cambridge, October 1989.
- 13) Slaughter, S., Fleck, N. A., Budiansky, B., "Microbuckling of fiber composite: the role of multi-axial loading and creep," *J. of Engineering Mater. Tech.*, Vol. 115, No. 5, 1992, pp. 308-313.
- 14) Soutis, C. and Curtis, P. T., "A method for predicting the fracture toughness of CFRP laminates failing by fiber microbuckling," *Composites, Part A*, Vol. 31, 2000, pp. 733-740.
- 15) Faupel, J. H., and Fisher, A. E., *Engineering Design: A Synthesis of Stress Analysis and Materials Engineering*, 2nd Edition, John Wiley & Son, 1980.
- 16) EMRC, NISAIL-Users Manual, version 5.2, 1992.
- 17) Mikulas, M. M., "Failure prediction techniques for compression loaded composite laminates with holes," NASA CP-2142, 1980.
- 18) Rhodes, M. D., Mikulas, M. M. and McGowan, P. E., "Effect of orthotropy and width on the compression strength of graphite-epoxy panels with holes," *AIAA Journal*, Vol. 22, No. 9, 1984, pp. 1283-1292.
- 19) Savin, G.N., *Stress Concentration around Holes*, Pergamon Press, 1961.
- 20) Componechi, E. T., Gillespie, J. W. and Wilkins, D. J., "Kink-band failure analysis of thick composites in compression," *J. Composite Mater.*, Vol. 27, 1993, pp. 471-490.
- 21) Daniel, I. M. and Hsiao, H. M., "Is there thickness effect on compressive strength of unnotched composites," *Int. J. Fracture*, Vol. 95, 1999, pp. 143-158.