

홀을 갖는 복합재 적층판의 압축강도에 대한 크기 효과에 관한 연구

공창덕* · 방조혁* · 이정환** · C. Soutis**

Size Effects on the Compressive Strength of Composite Plates with an Open Hole

C. D. Kong*, J. H. Bang*, J. H. Lee**, C. Soutis**

ABSTRACT

Over two decades, many researchers have performed studies on strength size effects in composite laminates under tensile and flexural loads. It is well known that there is a tendency for the strength of fibre-reinforced composites to decrease with increasing specimen size. Under compressive load, however, little work has been done on the effect of specimen size to failure strength. This is due to the fact that compressive testing of composite is very difficult. In this paper, the effect of the test specimen size on the compressive strength of composites containing open hole was considered using T300/924C, [45/-45/0/90]_{3s}. For sizing test specimens, the in-plane scaling method is used i.e., the change of two-dimensional specimen area in specimen width and gauge length. The results clearly show that there is a hole size effect in the finite width plates. In addition, the specimens which have the same a/W (hole diameter/specimen width) exhibit a tendency of size effect. In contrast, test results of the unnotched specimens did not show a clear strength size effect.

초 록

지난 20년 동안 인장하중과 굽힘 하중 상태에서 복합재료 적층판의 크기효과에 관한 많은 연구가 수행되었으며, 시편의 크기를 증가함에 따라 복합재 적층판의 강도가 저하되는 경향은 잘 알려져 있다. 그러나, 복합재 압축시험의 어려움으로 인해 압축하중 상태에서 시편의 파괴강도에 대한 크기효과에 관한 연구는 거의 수행되지 않았다. 본 연구에서는 홀을 갖는 복합재의 압축 강도에 대한 크기효과를 고찰하기 위해 T300/924C, [45/-45/0/90]_{3s}를 사용하였으며, 시편의 크기 변화를 위해 2차원 면적 변화(시편의 폭 및 길이 변화)를 고려하는 평면 스케일링 방법을 사용하였다. 실험 결과는 유한 폭을 가지는 평판에 대한 명확한 홀 크기 효과를 보였을 뿐만 아니라, 같은 a/W (홀 직경/시편 폭)를 갖는 시편에서도 크기 효과를 확인할 수 있었다. 반면에, 홀이 없는 시편은 명확한 강도 크기 효과를 보이지 않았다.

*조선대학교 항공우주공학과(Chosun University, Dept. of Aerospace Engineering)

** Imperial College, Dept. of Aeronautics

1. 서 론

복합재료의 경우 설계에 대한 평가를 위해 실제 크기의 구조물을 제작하고 시험하는데 많은 비용 및 시간이 소요된다. 스케일 모델 시험은 아마도 이러한 문제를 해결하기 위한 방법 중 하나일 것이다. 그러나, 최근에 소개된 복합재료 기술은 많은 다른 재질에 이미 소개되고 사용된 것들이다. 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 실험이 수행되어야 하며, 시편에서부터 실제 구조물까지의 스케일링 시험을 수행하는 동안 발생하는 치수효과를 이해하는 것은 매우 중요하다.

지난 20년 동안 인장이나 굽힘 하중에 대한 섬유 강화 복합재료의 시편 크기가 적어지거나 커짐에 따른 강도변화의 경향은 잘 알려져 있다. 이것은 대형 복합재 구조물 설계와 밀접한 관계를 가진다.

압축 하중 상태에서의 시편 크기에 따른 압축 강도 효과에 대한 시험을 비교적 적게 수행되었다. 실제로 복합재료에 대한 압축시험은 어렵기로 유명하며, 많은 연구가 수행되었음에도 불구하고, 압축강도에 대한 믿을만한 자료의 획득에 많은 문제를 가지고 있기 때문이다. 그렇기는 하지만, 시편의 크기를 증가시킴에 따라 섬유 방향의 압축강도가 저하되는 경향은 이미 확인되었다.[1,2]

본 연구의 목적은 압축 상태에서 홀(hole)을 갖는 탄소섬유/에폭시 적층판 T300/924C, [45/45/ 0/90]_{3s}에 대한 체계적인 실험을 통하여, 이에 존재하는 치수효과를 조사하기 위한 것이다. 이를 위해 시편의 폭과 길이에 따른 2차원 면적 변화를 고려하는 평면 스케일링 방법이 적용되었고, cohesive zone 모델[3]을 기초한 유한 폭을 가진 평판에 대한 홀 크기 효과와 홀을 가진 시편의 치수효과에 대한 해석이 수행되

었으며, 그 결과는 실험치와 비교되었다.

2. 재질 및 적층

본 연구에 사용된 재질인 T300/924C는 탄소 섬유/에폭시로 구성된 0.125mm 두께를 가지는 프리프레그 테이프(tape)으로서 현재 상업용으로 이용되고 있는 것이다. 이러한 프리프레그 테이프는 일방향 Toray 300 탄소섬유와 Ciba-Geigy 924 C 에폭시 수지로 구성되었으며, 표 1은 T300/92 4C로 구성된 적층판의 물성치를 나타낸 것이다.

시편은 준-등방성([45/-45/0/90]_{3s})으로 적층되었으며, 제작된 시편의 품질은 초음파 C-scan에 의해 검사되었다. 또한, 이러한 검사를 통해 손상이 발견된 부분은 시편 제작에서 제외시켰다.

3. 시편 형상 및 시험 모형

2차원 면적에 대한 치수효과를 위해 에어버스(Airbus) 시험방법(AITM -1.008)[4]을 적용하였으며, 초기의 기본 치수는 30mm(폭)×30mm(길이)으로 하였고, 다른 시편은 2차원적으로 치수를 증가 시켰다. 이때 폭(W)과 길이(Lg)에 대한 일정한 비율(W/Lg=1)을 유지하였다. 즉, 50mm×50mm, 70mm×70mm, 90mm×90mm 크기의 시편들이 제작되었다. 홀을 가진 시편 제작을 위해 각각의 시편 중앙을 기준으로 홀을 제작하였으며, 홀의 크기는 시편의 폭에 대한 홀 직경의 비가 0.05에서부터 0.5까지 다양한 변화를 갖도록 하였다. 그림 1은 CFRP 시편의 형상을 도시한 것이며, 표 2에는 복합재료 적층판의 치수효과를 조사하기 위한 시험절차를 보였다.

4. 압축 시험

다양한 크기의 복합재 시편에 대한 압축 시험

을 수행하기 위해 압축시험용 치구를 설계하였으며, 이는 ICSTM 치구[5]를 개선한 것으로서, 클램핑 블록이 그림 2에 보인바와 같이 다양한 두께의 시편을 치구에 고정하기 위해 이동 가능하도록 설계되었다.

좌굴 방지장치는 Soutis[6]등이 적용한 방법과 유사한 방법을 적용하였으며, 그림 3에 보인 바와 같이 각 시편(50mm×50mm, 70mm×70mm, 90mm×90mm)의 크기에 따라 서로 다른 크기를 갖도록 제작하였다. 또한, 좌굴 방지장치의 중앙에는 창이 있는데, 시편의 양면 모두 표준 휘트스톤 브리지를 구성할 수 있도록 스트레인 게이지를 연결하기 위한 곳이다. 좌굴 방지장치와 시편의 간격은 두께방향으로 약 50 μ m, 폭 방향으로 약 1mm가 유지되도록 하였으며, 시편에 압축하중을 적용하기 위해 좌굴 방지장치의 길이는 시편의 길이보다 약 4mm정도 적게 제작하였다.

압축시험은 200kN의 하중용량을 가진 나사식 만능시험장치(Zwick 1448)에 의해 수행되었으며, 압축하중을 가하기 위한 크로스헤드 속도는 분당 1mm로 하였다.

5. 시험 결과 및 강도에 대한 치수효과

5.1 노치가 없는 시편

노치가 없는 모든 시편은 표점 거리 내에서 파괴되었고, 이러한 파괴는 갑자기 발생하였으며, 파괴 직전에 뚜렷한 균열 음(cracking sound)이 청취되었다. 사각형 창을 가진 좌굴 방지장치가 장비된 시편의 경우는 파괴 이전에 창이 있는 곳에서 균열 음이 청취되었다. 이러한 현상은 열린 공간에 있는 창 내에서의 변형량이 다른 지역의 변형량과 다르고, 맨 바깥쪽에 적용된 $\pm 45^\circ$ 층이 창 내에서 층간 분리되기 쉽기 때문일 것으로 판단된다. 좌굴 방지장치가 장비된 시편 역시 최종 파괴는 다른 시편과 마찬가지로 갑자기 발생하였으며, 표 3은 각 크기의 시편에 대한 평균 파괴 강도를 보인 것이다.

30mm×30mm 시편은 최종 파괴 이전에 좌굴에 의한 많은 층간분리의 흔적이 발견되었으며, 그림 4에 보인 바와 같이 brooming 파괴 모드를 보였다. 시험이 진행되는 동안 30mm×30mm 시편의 파괴 거동을 고찰하기 위해 그림 5에 시편의 양면에서 측정된 응력-변위 선도를 보였으며, 이 경우 시편의 파괴는 전체적인 좌굴(global buckling)에 지배됨을 확인하였다. 이와는 대조적으로, 다른 시편들의 파괴에는 섬유의 미세한 좌굴(microbuckling), 0° 층과 $\pm 45^\circ$ 층 사이의 층간분리, 섬유의 쪼개짐 등이 조합된 형태의 crushing 파괴 모드를 보였으며, 그림 4에 보인 바와 같이 파괴가 발생한 지역에는 전체적인 좌굴이 발생하지 않았음을 확인하였다. 또한, 그림 6에 보인 바와 같이 명확하지 않은 치수효과의 경향이 관찰되었으며, 그림 5에 도시된 30mm×30mm 시편의 파괴 강도를 제외하고는 시편의 크기와 무관한(서로 유사한) 파괴 강도를 보였다.

5.2 홀을 가진 시편

유한 폭을 갖는 판에서 홀 크기에 대한 치수효과와 시편의 폭과 홀 직경의 비가 일정한 시편의 치수효과를 조사하기 위해 많은 홀을 가진 시편이 시험되었다. 모든 시편은 홀 주위에서 하중 축에 수직인 방향으로 파괴가 발생하였으며, 파괴 이전에 균열 음이 청취되었다. 파괴에 대한 검토를 수행한 결과 많은 층간분리와 파괴면을 따라 섬유의 미세 좌굴이 발견되었으나, 홀에서 멀리 떨어진 부분의 손상은 적었다. 홀을 가진 시편의 파괴강도는 표 4에 보인 바와 같이 표 3의 노치가 없는 시편의 파괴강도 보다 상당히 낮은 값을 보였다.

5.2.1 유한 폭을 가진 평판에서의 홀 크기 및 홀을 가진 시편의 크기 효과

파괴에 대한 검토를 수행한 결과 시편 최종 파괴의 전반적인 모드는 서로 다른 크기의 홀을 갖는 시편에서 매우 유사하였으나, 파괴거동은 홀의 크기가 증가됨에 따라 차이를 보였다. 적은 크기의 홀을 가진 시편은 균열 음이 청취되

고 약간의 시간이 경과된 후에 완전한 파괴가 발생하였으나, 홀의 크기가 증가된 시편에서는 균열 음과 동시에 파괴가 발생하였다.

그림 7에 보인 바와 같이 모든 실험 자료가 노치 민감도에 기초한 간단한 기준에 의해 경계가 결정된다는 사실은[7] 재질이 이상적인 취성이 아니고, 홀 주위에 약간의 하중 재분배가 발생함을 나타낸다. 또한, 그림 7은 유한 폭을 가지는 판에 대해 홀 크기가 증가할수록 파괴 강도가 저하되는 명확한 홀 크기 효과가 있음을 보인다.

그림 8에 보인 시험 결과로부터, 시편 폭에 대한 홀 직경의 비는 동일 하지만 서로 크기가 다른 시편들 사이에 크기 효과가 있음을 확인하였으며, 그 경향은 일반적으로 시편 크기가 커질수록 파괴 강도가 저하됨을 확인하였다. 반면에, a/W 비율이 0.5정도로 클 때의 파괴 강도는 시편 크기에 관계없이 유사함을 확인하였으며, 이러한 현상은 다음절에서 설명될 cohesive zone 모델에 의해 설명될 수 있다.

6. 홀을 가진 시편에 대한 치수효과 해석

6.1 유한 폭을 가진 판의 홀 주위 응력 분포

홀 주위의 응력 분포를 조사하고, 유한 폭을 가지는 판에 대한 홀 크기 효과를 증명하기 위해 본 연구실에서 보유하고 있는 FE77 패키지 [8]에 의한 근사해와 Sabin의 해석[9]에 의한 엄밀해를 이용하였다. 그림 9에는 유한 폭 30mm를 갖는 T300/924C 직교 이방성 적층판에 각각 3mm, 6mm, 9mm, 12mm, 15mm의 홀이 존재하는 경우의 응력분포를 도시하였다. 그림 9를 분석한 결과 FE77에 의한 해석 결과와 Savin의 해석결과가 a/W 가 작은 범위에서는 충분히 일치하며, a/W 가 큰 범위에서는 점차로 차이가 발생함을 확인하였다. 그러나, 홀 주위에서의 응력 분포 계수는 모두 일치함을 확인할 수 있었다.

6.2 Cohesive zone 모델

노치가 있는 복합재 적층판의 압축강도 예측을 위해 C. Soutis에 의해 개발된 cohesive zone 모델[3]이 사용되었다. 본 연구에서는 해석에 필요한 입력자료를 위해 각각의 노치가 없는 시편 크기에 대해 측정된 압축강도를 사용하였으며, 파괴 인성치 K_{Ic} 는 $40.0\text{MPa}\sqrt{m}$ 을 사용하였다. 노치를 가진 모델의 압축 파괴 강도에 대한 예측치는 그림 10에 보였으며, a/W 의 비율에 따라 노치가 없는 시편은 파괴 강도에 대한 노치를 가진 시편의 파괴 강도 비를 도시하였다. 그림 10에 보인 예측치를 검토한 결과 유한 폭을 가진 적층판에 대해 명백한 홀 크기 효과를 보였다. 또한, $70\text{mm}\times 70\text{mm}$, $90\text{mm}\times 90\text{mm}$ 시편의 예측치는 충분히 일치하였으며, a/W 비가 증가함에 따라 예측치는 홀 민감도선에 더욱 근접하였다. 즉, 큰 a/W 를 가지는 복합재 적층판에서의 파괴거동은 취성재질의 파괴거동과 유사함을 확인하였다. 실험치와 이론치를 비교한 결과 $30\text{mm}\times 30\text{mm}$, $50\text{mm}\times 50\text{mm}$, $70\text{mm}\times 70\text{mm}$ 시편들의 실험치는 예측치와 잘 일치하였으며, $90\text{mm}\times 90\text{mm}$ 시편의 예측치는 실험치 보다 작게 예측되었음을 확인하였다.

7. 결 론

본 연구의 수행 결과로서 다음과 같은 결론을 얻을 수 있었다.

- 1) 압축하중 상태에서 CFRP 복합재 적층판의 치수효과를 조사하기 위해 평면 스케일링 방법이 적용되었다. 즉, 시편은 폭과 길이 변화에 의한 2차원적 면적 변화를 고려하였으며, 노치가 없는 시편과 중앙에 홀을 가진 2종류의 시편이 T300/924C 재질을 사용하여 $[45/-45/0/90]_{3s}$ 의 적층 패턴으로 제작되었다.
- 2) 홀을 가진 시편의 시험 결과로부터 유한 폭을 가지는 판에 대해 명백한 치수효과가 발견되었으며, 각 크기의 시편에 대해 같은 a/W 를 가지는 시편의 강도가 비교되었고, 시험 결과를 검토한 결과 홀을 가진 시편에 대한 크기 효과

의 경향이 확인되었다.

- 3) a/W비율이 증가함에 따라 시험결과는 시편 크기에 무관하게 서로 유사한 값을 보였으며, 취성 재질의 파괴 거동을 보였다.
- 4) 홀을 가진 시편의 이론적 파괴 강도는 cohesive zone 모델에 의해 예측되었으며, 일반적으로 예측치는 시험치와 잘 일치하였다.
- 5) 노치가 없는 시편의 시험 결과는 명확한 크기 효과의 거동을 보이지 않았다.

Table. 1 Lamina Elastic Properties of T300/924C

Property	E ₁₁ (GPa)	E ₂₂ (GPa)	G ₁₂ (GPa)	ν
Value	162	11	5.7	0.34
Property	σ _{11-c} (MPa)	σ _{22-c} (MPa)	σ ₁₂ (MPa)	
Value	1570	250	109	

σ_{11-c} : Longitudinal Compressive Strength
 σ_{22-c} : Transverse Compressive Strength

Table. 2 Compression Test Matrix for T300/924 C [45/-45/0/90]3s (Thickness:3mm)

Unnotched Specimen		[Unit : mm]										
Test fixture	Modified ICSTM											
Specimen Size*	30 × 30	50 × 50	70 × 70	90 × 90								
Open Hole Specimen		[Unit : mm]										
Test fixture	Modified ICSTM											
Specimen Size*	30 × 30					50 × 50						
Hole Diameter	1.5	3	6	9	12	15	2.5	5	10	15	20	25
Ratio (a/W)**	0.05	0.1	0.2	0.3	0.4	0.5	0.05	0.1	0.2	0.3	0.4	0.5
Specimen Size*	70 × 70					90 × 90						
Hole Diameter	-	7	14	21	28	35	-	9	18	27	36	-
Ratio (a/W)**	-	0.1	0.2	0.3	0.4	0.5	-	0.1	0.2	0.3	0.4	-

Note : Specimen Size* = Specimen Width × Gauge Length, Ratio (a/W)** = Hole Diameter / Specimen Width, Typical Number of Test Number = 5, and See Figure 2 for the Test Fixture Details

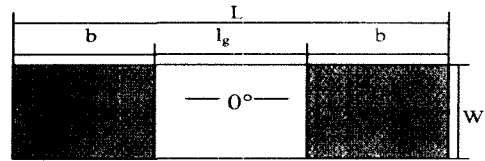
Table. 3 Average Compressive Failure Strength of Unnotched Specimens

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

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	-

- Unnotched Compression Specimen



L = Total Specimen Length (2b + lg), lg = Gauge Length, b = Tab Length: Depending on the Grip Length of the Test Fig. W (Specimen Width) × lg (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

- Open Hole Compression Specimen

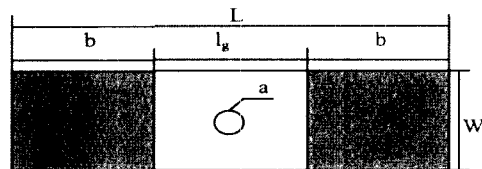


Fig. 1 Unnotched and Open Hole CFRP Specimens Dimensions

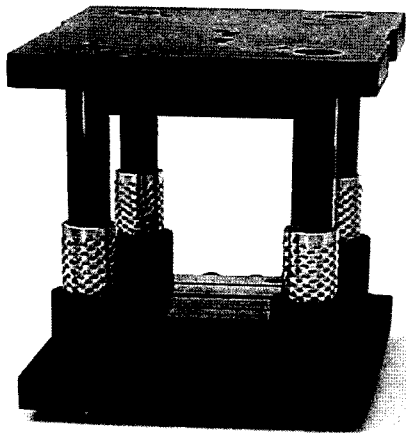


Fig. 2 The Modified ICSTM Compression Test Fixture

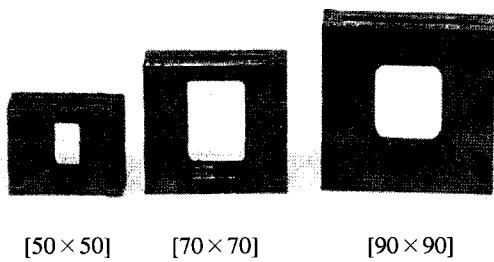


Fig. 3 Anti-buckling Devices Used for Size Effect of Compression test

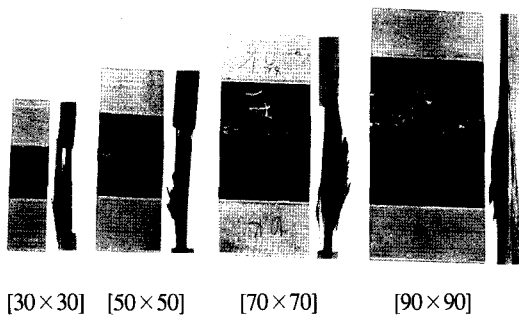


Fig. 4 Comparison of Post Failure Mode through the Specimen Front and Thickness View

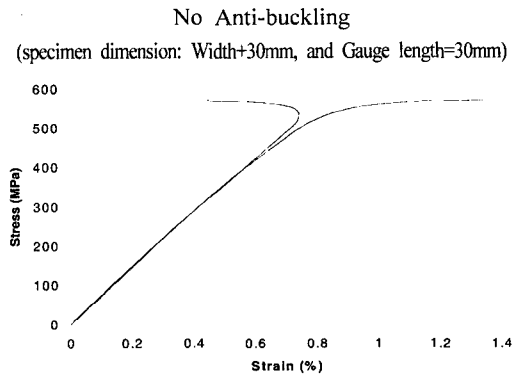


Fig. 5 Compressive Stress-Strain Curve Showing a Global Buckling

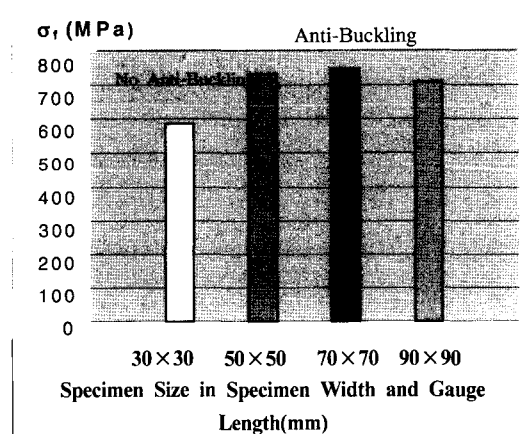


Fig. 6 Comparison of the Failure Strength of the Unnotched Specimens

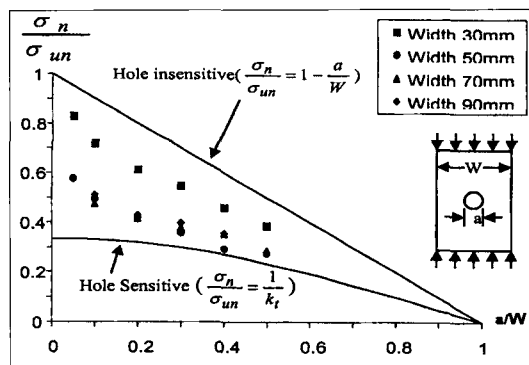


Fig. 7 Hole Size Effect on the Strength of the Composite Laminate

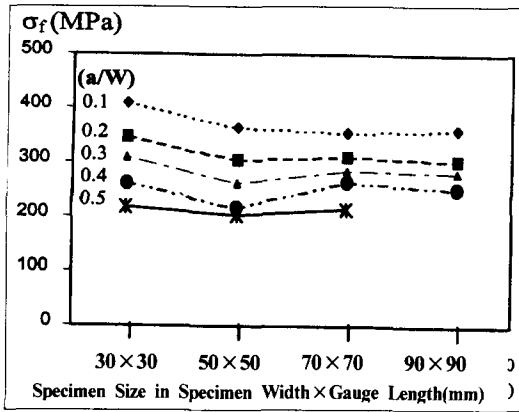


Fig. 8 Open Hole Specimen Size Effect with

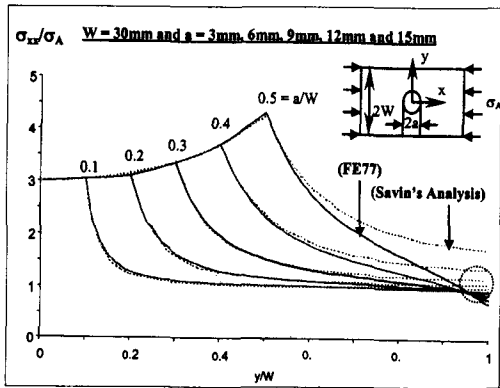


Fig. 9 Stress Distribution in T300/924C Laminate

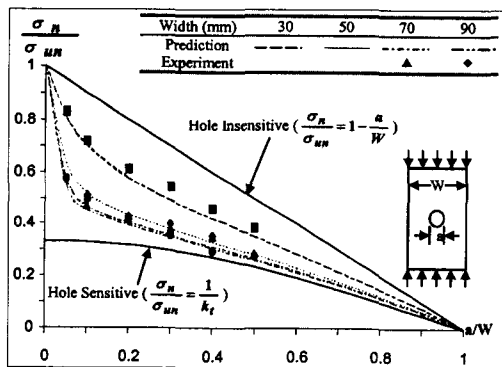


Fig. 10 Comparison of the Experimental Data and Predicted Data on the Compressive Strength

후 기

본 논문은 2001년 두뇌한국21 사업에 의하여 지원되었음.

참 고 문 헌

- James, R. Reeder, *Stitching vs. A Toughened Matrix: Compression Strength Effects*, Journal of Composite Materials, Vol. 29, No. 18, 1995, pp. 2464-2487
- Componechi, E.T., Gillespie, J.W., and Wilkins D.J., *Kink-band Failure analysis of Thick Composites in Compression*, Journal of Composite Materials, 1993, Vol. 27, pp. 471-490
- 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, 1991, Vol.25, pp.1476-1498
- Airbus Industrie Test Method, AITM-1.0008, Issue 2, June 1994
- Haberle, J.G., *Strength and Failure Mechanics of Unidirectional Carbon fibre-Reinforced Plastics under Axial Compression*, PhD Thesis, University of London, December, 1991
- Soutis, C., *Compressive Failure of Notched Carbon Fibre-Epoxy Panels*, PhD Thesis, University of Cambridge, October 1989.
- Mikulas, M.M., *Failure Prediction Techniques for Compression Loaded Composite Laminate with Holes*, 1980, NASA CP 2142
- Hitchings, D. *FE77 Users Manual*, Imperial College, Aeronautics, 1995
- Savin, G.N., *Stress Concentration around Holes*, Pergamon Press, 1961