

T300/924C 탄소섬유/에폭시 복합재 적층판의 이차원 압축 강도의 크기효과 및 좌굴방지장치의 영향

공창덕*·방조혁*·이정환**·C. Soutis**

Two Dimensional Size Effect on the Compressive Strength of T300/924C Carbon/Epoxy Composite Plates Considering Influence of an Anti-buckling Device

C. Kong*, J. Bang*, J. Lee** and C. Soutis**

Key Words: Compressive test(압축시험), Size Effect(크기효과), Anti-buckling Device(좌굴방지장치), Carbon/Epoxy Composite Plates(탄소섬유/에폭시 복합재료 적층판)

Abstract

The two dimensional size effect of specimen gauge section (length x width) was investigated on the compressive behavior of a T300/924 [45/-45/0/90]_{3s}, 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 30×30, 50×50, 70×70, and 90mm×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.

1. 서 론

본 연구의 목적은 T300/924C [45/-45/0/90]_{3s} 탄소섬유/에폭시 적층판의 압축강도에 대한 이차원 크기(길이×폭) 효과를 조사하는 것이다. 4종류의

* 조선대학교 항공조선공학부 항공우주전공

** Imperial College, Dept. of Aeronautics, UK.

다른 크기의 노치 없는 시편들이 단축압축상태의 정적시험이 수행되었고, 홀 크기효과는 이론해석 및 실험결과와 비교를 통해 검토되었다. 이때 노치 없는 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. 또한, Cohesive zone[1] 모델을 이용하여 홀이 있는 시편의 강도를 예측하였고, 그 결과를 실험결과와 비교하였다.

2. 압축 시험

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 구성되었다. 시편은 준-등방성 [45/-45/0/90]3s으로 적층되었으며, 제작된 시편의 품질은 초음파 C-Scan에 의해 검사되었다. 또한, 이러한 검사를 통해 손상이 발견된 부분은 시편제작에서 제외시켰다.

본 연구에 기본 시편형상은 에어버스(Airbus) 시험방법(AITM -1.008)[2]를 적용하였다. 치수효과 검토를 위한 시편은 2차원적으로 치수를 증가시켰는데, 이때 폭(W)과 길이(L)에 대한 일정한 비율(W/Lg=1)을 유지시켰다. 따라서 두께 3mm의 30mm×30mm, 50mm×50mm, 70mm×70mm, 90mm×90mm 크기의 시편들이 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, 홀을 가공할 때 홀 가장자리에서 섬유손상과 층간분리를 최소화하기 위해 텅스텐 카바이드 비트(Tungsten Carbide bit)를 사용하였다.

정적압축시험은 200kN의 하중용량을 가진 나사식 만능시험장치(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[3]를 사용하였으며, 좌굴방지장치는 Soutis[4]등이 사용했던 방법과 유사한 방법을 사용하였으며, 각 시편(50mm×50mm, 70mm×70mm, 90mm×90mm)의 크기에 따라서 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.

3. 실험치와 예측치의 비교

노치가 없는 모든 시편은 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 관측되었다. 이웃하는 층간에 길이방향의 쪼개짐(split), 섬유/매트릭스 접착 분리(de-bonding), 층간분리현상 등이 점진적이지 아니라 갑자기 동시에 발생하였다. 시편 양면의 스트레인 게이지에서 측정된 파괴 변형률은 0°의 일방향적층 시편에서와 유사하게 1%정도였다.

일반적으로 모든 크기의 시편들의 시험결과에서 양호하고 반복 가능한 결과를 얻었다. 모든 시편들의 하중 축방향 강성도 및 강도는 Table 1과 같이 5%이하의 이산(scatter)을 보였다. Table 1의 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 안되어 굽힘이나 측정 압축강도의 부정확성을 유발할 수 있다. 그리고 좌굴방지장치를 부착한 50mm×50mm, 70mm×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.

Table 1. Average Compressive Failure Strength of Unnotched Specimens

Compressive Strength of Unnotched Specimen					
Specimen Size(mm)	Modified ICSTM				
	30x30	30x30	50x50	70x70	90x90
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

3.1 압축강도의 예측 및 좌굴방지장치 영향분석

본 연구대상인 T300/924C로 구성된 준-등방성 [45/-45/0/90]3s 적층판 시편의 현미경 측정을 통해 확인한 결과 0° 플라이의 섬유굴곡각(waviness angle)은 평균 2.5° 이었고, 파괴 후 섬유굴곡각은 25° 이었다. 사용된 매트릭스의 면내 전단 항복강도 k가 63MPa 일 때 예측된 [45/-45/0/90]3s 적

층판의 압축강도는 690.3MPa 이었다. 이는 30mm × 30mm 시편에 좌굴방지장치의 볼트에 조임 토크를 가하지 않고 사용하여 측정된 압축강도 690MPa 과 거의 일치한다. 그러나, Table 1에서 보는 바와 같이 압축강도에 있어 좌굴방지장치를 장착하고 실험한 50mm × 50mm, 70mm × 70mm, 90mm × 90mm의 시편들의 측정치의 경우는 예측치나 30mm × 30mm 경우보다 6-7%도 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 가함으로써, 시편과 좌굴방지장치의 접촉면에 마찰과 변형구속 경계조건에 의한 좌굴방지장치로의 작용하중의 분산효과의 영향으로 고려 될 수 있다.

유한요소법을 이용하여 1/2 모델을 해석하였고, 2-D Composite Element가 사용되었다.[5] Fig. 1은 마찰계수 변화에 따른 시편 중앙에서 폭 방향으로 분포되는 하중방향의 등가응력 / 평균응력 ($S_{xx_{eq}}/S_0$)을 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 마찰효과의 영향에 의해 측정 압축강도가 7% 증가하는 것처럼 보인다는 것을 의미한다. 따라서 50mm × 50mm, 70mm × 70mm, 90mm × 90mm의 시편들의 실제 압축강도는 측정된 것 보다 약 7%정도 작게 각각, 684.5MPa, 697.5MPa, 663.2 MPa로 보정되어야 할 것으로 판단된다.

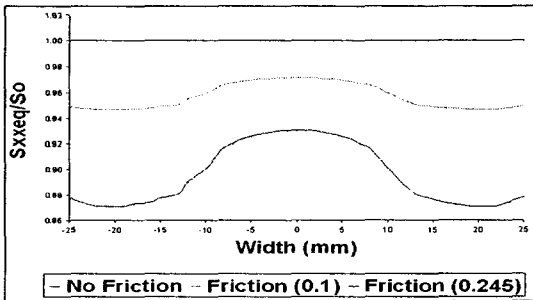


Fig. 1 Equivalent Stress Distribution in Width Direction due to Friction of Anti-buckling Device

3.2 홀을 가진 시편의 시험결과

실험결과 거의 모든 시편들에서 시편중앙 홀의 가장자리에서 하중 축에 수직인 방향으로 파괴가 발생하였다. 파괴하중은 홀 직경이 증가될 때 감

소하였다. 강도시험결과는 Fig. 2 나타냈는데 홀을 가진 적층판 시편의 원격파괴응력(remote failure stress) σ_n 을 노치없는 시편의 압축강도 σ_{un} 으로 나눈 무차원화 강도 σ_n/σ_{un} 을 홀 직경/시편 폭 비인 a/W 에 대하여 표시하였다. 여기서, 측정된 노치있는 시편의 압축강도는 노치 민감도를 기초로 한 기준들의 사이에 존재함을 알 수 있다 [6]. 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; $\sigma_n/\sigma_{un}=1/k_f$) 적층판의 홀 가장자리의 국부응력이 노치없는 시편의 파괴응력 σ_{un} 에 도달할 때 파괴가 일어날 것이다. Fig. 2에서 보여준 노치 민감도 곡선은 준등방성 무한판에 관한 것으로서, 홀을 가진 무한판의 응력집중계수 k_f 는 해석적 또는 2차원 유한요소 해석을 통하여 구할 수 있다.

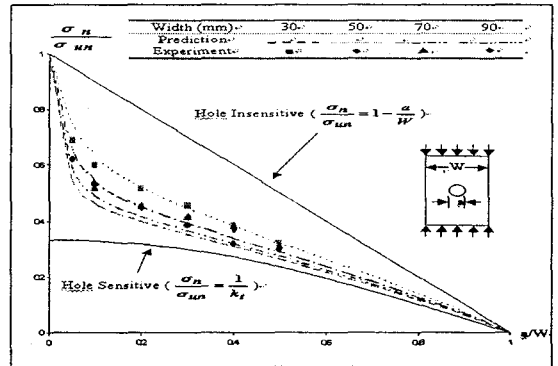


Fig. 2 Comparison of Experimental Data and Predicted Results for the Notched Compressive Strength

모든 시편 실험결과들이 이상적 취성 민감도 곡선 위에 있기 때문에 T300/924C재료는 이상적인 취성재료가 아니라고 볼 수 있으며, 파괴전 홀 주위에서 응력 재분포가 발생하는 것으로 추정할 수 있다. 손상된 시편에 대한 현미경 검사에서 0°층들에서 섬유미소좌굴이 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 크랙(line-crack)이 진전하였다. 즉 임계크랙 길이는 기하학적 모양에 의존하고 홀 크기가 증가할 때 감소하였으며, 취성 민감도 곡선에 가까운 특성을 가짐을 확인하였다. 홀 가장자리 가까이의 국부응력과 응력집중계수는 홀 크기가 증가할 때 증가하므로 국부응력이완 및 응력의 재분포가 될 일어나는 것으로 보인다[7]. a/W 가 0.4이상인 큰

홀의 시편 실험에서 홀이 있는 적층판 시편의 폭이 증가할 때 압축강도가 감소함을 알 수 있다. 그리고, 50mm×50mm 홀이 있는 시편의 강도는 동일한 a/W비에서 30mm×30mm 경우 보다 감소하였으나 폭이 50mm 이상에서는 아무런 변화가 발견되지 않았다.

Soutis 등[1,4]은 적층판 홀 주위에 압축손상의 발생 및 성장에 관한 소위 크랙브릿징모델(crack bridging model)을 개발해 왔다. 이를 다른 용어로 Cohesive Zone 모델[1]이라 하며, 노치없는 적층판의 압축강도 σ_{un} 와 적층판 면내 파괴인성계수(fracture toughness) K_c 를 이용하여 노치있는 적층판의 압축강도 σ_n 를 예측하는 방법을 말한다.

본 연구에서는 Slaughter, Fleck, Budiansky 등[8]의 압축강도 예측 모델에 의하여 노치없는 적층판의 압축강도 σ_{un} 과 측정된 파괴인성계수 $K_c=40 \text{ MPa} \sqrt{\text{m}}$ 로부터 홀을 가진 T300/924C 적층판의 압축강도 σ_n 가 예측되었으며, 예측치는 실험치와 오차율 10% 이내로 잘 일치하였다..

4. 결 론

섬유강화 복합재료에서 크기효과의 존재를 파악하는 것은 매우 중요하다. 만일 복합재 구조물의 기하학적 크기에 따른 기계적 강도에 크기효과가 존재한다면 표준시편의 시험결과를 대형 구조물의 설계 허용 물성치로 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]3s의 준등방성 적층판 시편에서 두께는 일정하게 유지한 상태에서 이차원 면적크기(길이×폭)를 변화하여 크기효과를 조사하였다. 노치 없는 시편의 압축강도실험에서 좌굴방지를 위해 좌굴방지장치가 사용되었는데, 좌굴방지장치의 마찰 및 변위 구속에 의해 실제의 압축강도보다 7% 정도 크게 나타남을 확인하여 실험결과를 보정 하였고, 섬유 미소 좌굴에 기초한 예측 압축강도와 비교 시 잘 일치하였다. 노치 없는 시편의 압축강도는 시편의 이차원 면적변화에 무관하였다. 파괴는 매트릭스 지배적 파괴였으며, 0° 섬유층 들의 미소 좌굴에 기인하여 발생하였다. 파괴모드의 초기에는 초기 섬유의 굴곡각(fiber waviness)에 크게 의존함을 확인하였다. 섬유의 굴곡은 두께 증가시 좀더 클 것으로 예상되며[9,10], 추후 연구를 통해 발표할 예정이다.

홀이 있는 시편의 시험에서 압축강도가 상당히 감소하였는데, 사용된 복합재료는 파괴전 홀 주위에 응력 이완이나 재분포로 인해 이상적 취성 재료와는 다소 상이한 특성이 있음을 확인하였다. X선 검사에서 섬유 미소좌굴, 적층 분리 및

매트릭스 크랙킹(cracking) 형태의 손상이 발견되었는데, 최종파괴에 앞서 홀 주변에서 발생하였다. 이와 같은 손상은 홀 가장자리의 응력 집중계수를 감소시키고, 좀더 높은 응력에서 파괴가 일어나도록 최종파괴를 지연시키는 역할을 하였다. 또한 실험결과는 홀 직경 증가시 압축강도가 감소함을 보여주었다. 그러나 시편 폭 W가 50mm 보다 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.

참 고 문 헌

- (1) 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", 25, 1991, 147 6-1498
- (2) Airbus Industrie Test Method, AITM 1.0008. Issue 2, June 1994.
- (3) Haberer J. G., "Strength and failure mechanics of unidirectional carbon fiber-reinforced plastics under axial compression", PhD Thesis, University of London, December 1991.
- (4) Soutis, C., Compressive failure of notched carbon fibre-epoxy panels, PhD Thesis, University of Cambridge, October 1989.
- (5) EMRC, NISAI-Users Manual, version 5.2, 1992.
- (6) Mikulas, M. M., "Failure prediction techniques for compression loaded composite laminates with holes", NASA CP-2142, 1980.
- (7) 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, 22(9), 1984, 1283-1292.
- (8) Slaughter, S., Fleck, N. A., Budiansky, B., "Microbuckling of fiber composite: the role of multi-axial loading and creep", J. of Engineering Materials Tech., 115(5), 1992, 308-313.
- (9) Componechi, E. T., Gillespie, J. W. and Wilkins, D. J., "Kink-band failure analysis of thick composites in compression", J. Composite Materials, 27, 1993, 471-490.
- (10) Daniel, I. M. and Hsiao, H. M., "Is there thickness effect on compressive strength of unnotched composites", Int. J. Fracture, 95, 1999, 143-158.