

원공이 있는 Braided 및 Triaxial Braided 복합재료 곡면판의 좌굴 및 좌굴 후 거동에 관한 연구

A Study on Buckling and Postbuckling behaviors of Braided, Triaxial Braided Composite Curved Panels with Circular Cutouts

이영훈*, 안병선, 김용철 (서울대학교)

1. 서론

복합재료는 중량비 강성 및 중량비 강도 등의 우수한 기계적 성질을 얻을 수 있을 뿐 아니라 섬유 방향성을 이용한 최적 구조 설계가 가능하므로 특히 무게의 감소가 필수적인 항공기에 유용한 재료이다. 복합재료의 한 종류인 직물 복합재료는 여러 가닥의 섬유를 합친 섬유다발(yarn)을 이용하여 직물과 같은 형태로 직조한 후 기지를 첨가해 성형하게 되는데 섬유다발이 서로 꼬여 있으므로 기존의 적층복합재료에서 흔히 나타나는 층간분리와 같은 구조적 파손에 우수한 성능을 나타낸다.

기하학적 형상이 복잡한 직물복합재료의 재료적 특성을 이해하기 위한 접근방법으로 단위구조를 기준으로 한 미시적 해석기법[1,2]이 제시되었고 실험을 통해 검증되었다[3]. 그러나 직물복합재료로 제작된 구조물에 대한 구조적 해석은 소수의 논문에서만 찾아볼 수 있다[4,5].

직물복합재료는 섬유 다발의 직조형태에 따라 여러 종류로 분류될 수 있는데, 본 논문에서는 두 방향의 섬유다발로 직조된 braided 및 세방향의 섬유다발로 직조된 triaxial braided 직물복합재료로 제작된 곡면판의 좌굴하중과 좌굴 후 거동을 유한 요소법을 이용하여 계산·비교하고자 한다.

2. 유한요소 정식

본 연구에서 사용하는 유한요소는 3차원 혼합유한요소[6]로써 Hellinger-Reissner principle을 기초로 정식화되었으며 미지수는 변위와 독립변형도 두 가지이다. 독립변형도는 요소차원에서 계산, 소거되므로 변위만을 미지수로 고려하는 일반적인 유한요소에 비해 계산시간의 증가는 크지 않지만 spurious kinematic

mode를 제거하는 동시에 locking effect를 억제하므로 안정성, 정확성 및 수렴성이 대단히 우수하다. 한 개의 요소에는 두계방향으로 두 개의 절점이 있고 요소의 윗면과 아랫면에 각각 9개씩, 18개의 절점이 있다.

3차원 공간에서 변형은 3개의 변위성분과 3개의 회전성분으로 표시되는데, 본 유한요소의 각 절점에는 3개의 변위성분(u, v, w)만을 자유도로 정의하며, 회전성분은 위, 아래 절점의 변위 차이로 표시된다. 따라서 일반적인 셀 요소에서 채택하는 미소 회전각 가정을 포함하지 않으므로, 본 유한 요소는 좌굴 후 거동과 같은 비선형 해석에서 하중 증분을 크게 할 수 있어 효율적인 계산이 가능하다. 두계 방향으로 2개의 절점만을 사용하기 때문에 발생하는 변형도 사이의 제한조건을 제거하기 위하여 탄성계수 행렬에서 횡방향 수직변형도(ϵ_{zz})와 면내응력(σ_{xx} , σ_{yy}) 및 횡방향 수직 응력(σ_{zz})과 면내 변형도(ϵ_{xx} , ϵ_{yy}) 사이의 간섭항을 무시한다.

판의 거동을 해석하기 위한 유한요소지배방정식은 다음의 간단한 수식으로 표현할 수 있다.

$$[K]\{Z\} + \{G(Z)\} - q\{Q\} = 0 \quad (1)$$

여기서 [K]는 전체구조행렬, {Z}는 변위와 독립변형도의 매개변수를 포함하는 미지수벡터, {G(Z)}는 비선형벡터이다. q는 기계하중인자, {Q}는 단위기계하중벡터이다.

좌굴하중은 선형고유치문제를 풀어 계산할 수 있으며 선형고유치 방정식은 아래와 같다.

$$[[K] + \hat{q}[K_G]]\{\hat{Z}\} = 0 \quad (2)$$

여기서 \hat{q} 는 각각 기계하중인자의 임계값, $\{\hat{Z}\}$ 는 좌굴모드와 해당 변형도 매개변수를 포함하는 미지수

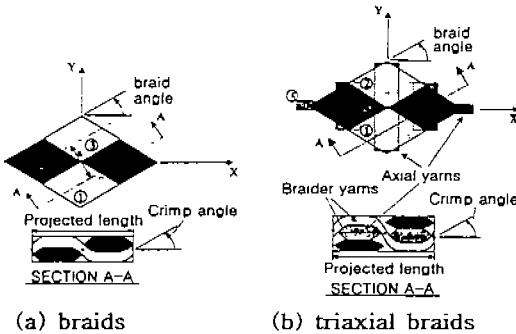
벡터, $[K_C]$ 는 단위기계하중에 따른 초기응력을 고려한 기하학적 강성행렬이다.

판의 좌굴 후 거동은 식(1)의 유한요소 지배방정식을 Newton-Raphson Method와 같은 반복계산기법을 이용한 비선형 해석을 수행하여 계산할 수 있다.

3. 직물복합재료

직물복합재료는 yarn을 서로 꼬아서 만든 복합재료로 기하학적 형상이 복잡하여, 미시적으로 관찰할 때 반복되는 최소영역인 단위구조를 기준으로 해석한다.

Fig. 1(a),(b)는 직물복합재료의 한 종류인 braided와 triaxial braided 복합재료의 단위구조를 각각 나타낸다. 밝은 사각형이 warp yarn, 어두운 사각형이 fill yarn인데, 각각 좌표축과 특정각(braid angle)을 이루며 배열된다. triaxial braided 복합재료는 fill yarn과 warp yarn 외에 axial yarn이 추가된다.



(a) braids

(b) triaxial braids

Fig. 1 직물복합재료

직물복합재료의 물성치는 Rajiv 등이 제시한 미시적 기법[1,2]을 이용하여 계산하였다. Rajiv는 직물복합재료의 물성치를 미시적인 관점에서 해석적으로 계산하기 위하여, fill yarn과 warp yarn이 얽히는 부분의 crimp angle(Fig. 1 참조)과 단위구조 특성값(yarn spacing, yarn 속의 섬유 체적비, yarn 속의 섬유 수, 섬유 지름, 전체 섬유 체적비)을 고려하여 실험치와 근접한 결과를 유도해냈다.

본 논문에서 수치해석을 위해 선택한 복합재료는 AS4 graphite/3501-6 epoxy로 검증을 위한 실험결과와의 비교를 제외한 모든 예제에 적용되었다.

braided와 triaxial braided 복합재료의 상대비교를 위해 braid angle에 따라 변하는 projected length를 일치시켰고 동일한 전체 섬유 체적비를 갖도록 yarn

속의 섬유수를 채택하였다.

4. 수치해석 및 결과

본 연구에서 사용되는 혼합유한요소의 정확성 및 타당성을 검증하기 위하여 복합재료 평판의 좌굴하중 및 좌굴 후 거동을 실험결과[7]와 비교하였다. 사용된 모델은 $[0/\pm 45/90]_s$ 의 원공이 있는 적층복합재료 평판으로 판의 폭과 길이의 비(W/L)는 1.047이며 원공의 지름(d)과 판의 폭(W)의 비는 0.2이다. 평판의 폭(W)은 157.05mm이고 두께(t)는 0.89mm이며, 균일한 압축변위하중이 가해진다. 사용된 복합재료는 HFG Graphite/Epoxy 프리프레그(prepreg) 모델 CU-125NS 이며 물성치는 다음과 같다.

$$E_L = 130 \text{ GPa}, E_T = 10.0 \text{ GPa}, G_{LT} = 4.85 \text{ GPa}, G_{TT} = 3.62, \nu_{LT} = 0.31, \nu_{TT} = 0.52$$

본 유한요소를 이용하여 예측한 좌굴하중은 실험결과와 약 4.7%의 오차를 보였고, Fig. 2는 좌굴 후 거동의 유한요소 해석결과와 실험결과를 비교한 것인데, 두 결과가 거의 일치함을 알 수 있다. 그림에서 가로축은 무차원화된 축방향 변위, 세로축은 압축응력(buckling stress)이다.

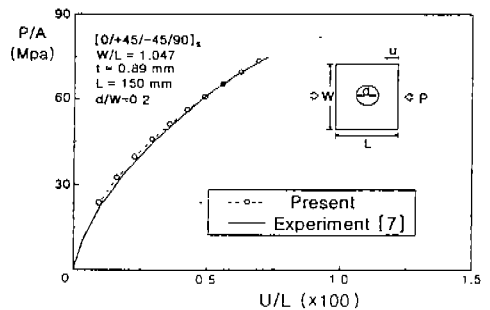
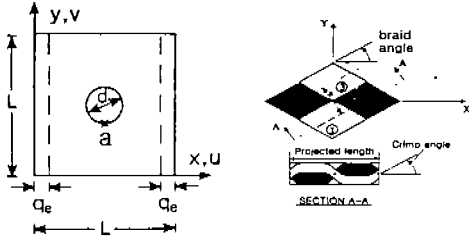


Fig. 2 Postbuckling of laminate composite plates

본 연구에서는 braided와 triaxial braided 복합재료에 대한 좌굴하중 및 좌굴 후 거동을 계산하였다. 해석 모델은 d/L 이 0.1, 0.3, 0.5인 원공이 있는 곡면판으로써 경계조건·하중조건은 Fig. 3에 나타나 있고, 유한요소로 모델링 하였다. 수치해석 계산결과에서 기계

적 압축하중은 압축변위(q_e)에 해당하는 증가의 압축하중으로 환산하여 나타냈다. 모든 계산결과 그래프에서 사용되는 기호는 원공의 지름과 판길이의 비(d/L) 및 복합재료의 종류를 나타내며 Table 1,2 에 제시되었다.



$L=254$ mm, $h=1.122$ mm
 at $x = \pm L/2$ $u = \text{constant}$, $v = w = 0$
 at $y = \pm L/2$ $w = 0$

Fig. 3 Boundary and Loading conditions

Table 1. Symbols used in Fig. 4,5

■	$d/L=0.1$	braided composite
●	$d/L=0.3$	braided composite
▲	$d/L=0.5$	braided composite
□	$d/L=0.1$	triaxial braided composite
○	$d/L=0.3$	triaxial braided composite
△	$d/L=0.5$	triaxial braided composite

Table 2. Symbols used in Fig. 6

■	$d/L=0.1$	braid angle 5°
●	$d/L=0.3$	braid angle 5°
▲	$d/L=0.5$	braid angle 5°
□	$d/L=0.1$	braid angle 30°
○	$d/L=0.3$	braid angle 30°
△	$d/L=0.5$	braid angle 30°

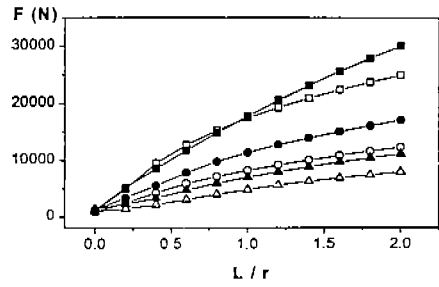
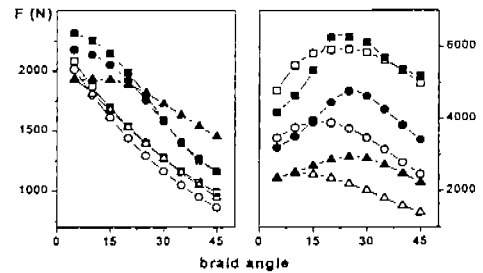
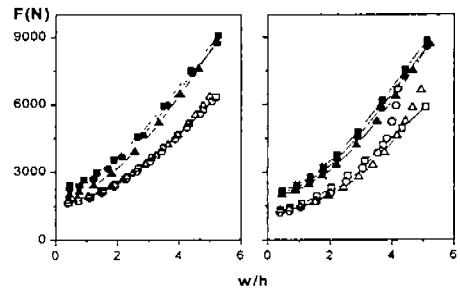


Fig. 4 Effect of curvature and hole diameter



(a) $L/r=0$ (b) $L/r=0.2$

Fig. 5 Effect of braid angle and hole diameter



(a) braids (b) triaxial braids

Fig. 6 Postbuckling responses under end shortening load

1) 곡률 변화에 따른 좌굴하중

Fig. 4는 braid angle이 45°인 braided 및 triaxial braided 복합재료에 압축변위하중을 가했을 때 곡률(L/r)에 따른 좌굴하중을 나타낸다.

두 복합재료 모두 곡률이 증가할수록 좌굴하중이 커지고, 곡률이 같은 경우를 비교해보면 원공의 크기(d/L)가 작을수록 좌굴하중이 커진다.

대부분의 곡률에 걸쳐 braided 복합재료가 triaxial braided 복합재료보다 높은 좌굴하중을 보여준다.

이는 동일한 전체 섬유 체적비를 가지고 있을 때 triaxial braided 복합재료보다 braided 복합재료가 x 축 방향 하중을 주로 감당하게 되는 braider yarn 속에 많은 섬유수를 가지기 때문에 x 축 방향 강성이 증가하는 것으로 판단된다.

2) braid angle 변화에 따른 좌굴하중

Fig. 5(a)는 braided 및 triaxial braided 복합재료 평판(L/r=0)에 압축변위하중을 가했을 때 좌굴하중을 나타내고 Fig. 5(b)는 곡면판(L/r=0.2)의 경우이다.

곡률(L/r)이 일정한 경우 대부분의 braid angle에서 braided 복합재료가 triaxial braided 복합재료에 비해 좌굴하중이 크다. 평판의 경우에는 braid angle이 증가함에 따라 좌굴하중이 감소하지만 곡면판에서는 좌굴하중이 최대가 되는 braid angle을 그래프에서 결정할 수 있다.

원공의 크기가 커질수록 braid angle에 따른 좌굴하중의 기울기가 완만하게 바뀌는데, braided 복합재료가 triaxial braided 복합재료보다 원공의 크기 변화에 영향을 많이 받는다.

3) braid angle 변화에 따른 좌굴 후 거동

Fig. 6(a)는 braid angle이 5°와 30°인 braided 평판(L/r=0)에 압축변위하중을 가했을 때 Fig. 3에 표시된 a점에서 원공의 크기(d/L)에 따른 좌굴 후 거동을 나타낸다. x축은 평판의 두께(h)로 무차원화된 면외방향 변위를 나타내고 y축은 양단압축하중이다. Fig. 6(b)는 triaxial braided 평판의 경우이다.

같은 크기의 압축변위하중을 받고 있는 경우 braid angle이 클수록 면외방향 변위가 더 크다.

두 복합재료의 그래프가 비슷한 결과를 나타내는 것에서 알 수 있듯이 압축변위하중을 가했을 때 좌굴 후 거동은 원공의 크기와 복합재료에 따라 특별한 차이를 보이지 않는다.

5. 결론

본 연구에서는 braided 및 triaxial braided 복합재료 평판 및 곡면판의 좌굴하중과 좌굴 후 거동을 계산하고 비교하였다. braid angle, 곡률, 원공의 크기 변화에 따른 효과값 조사하였고 이렇게 얻어진 결과는 실제 구조설계시에 유용하게 사용될 수 있을 것이다.

6. 참고문헌

- [1] Rajiv, A.N , Peter, G.I. , and John, E.M. "Effect of Fiber Architecture Parameters on Deformation Fields and Elastic Moduli of 2-D Braided Composites," *Journal of Composite Materials*, Vol. 28, 1994, pp656-681.
- [2] Rajiv, A.N, "Analysis of Woven and Braided Fabric Reinforced Composites," *NASA Contract Report 194930*, June, 1994.
- [3] Pierre, J.M , Christian, K.G. "A Comparison of Graphite/Epoxy Tape Laminates and 2-D Braided Composites Mechanical Properties," *NASA Contractor Report 4610*, July, 1994.
- [4] L. Karaoglan, A. K. Noor and Y. H. Kim, "Frictional Contact/Impact Response of Textile Composite Structures," *Composite Structures*, Volume 37, Issue 2, 1997, pp. 269-280
- [5] 안병선, 김용협, "원공이 있는 2-D Braided 복합재료 평판의 좌굴, 좌굴 후 거동 및 민감도에 관한 연구", 한국항공우주학회지, 제 26권, 제 4호, 1998, pp. 65-72
- [6] Kim, Y. H. and Lee, S. W., "A Solid Element Formulation for Large Deflection Analysis of Composite Shell Structures," *Computers and Structures*, Vol. 30, No. 1/2, 1988, pp.269-274.
- [7] 공철원, 이인철, 김천근, 홍창선. "원공이 있는 복합적층 평판의 좌굴 및 좌굴후 거동에 관한 연구", 한국항공우주학회지, 제 24권, 제 3호, 1996, pp. 53-63