

구멍을 가지는 원통형 복합적층 패널의 좌굴 및 좌굴후 거동

Buckling and Postbuckling Behaviour of Cylindrical Composite Panels with a Cutout

임진승*, 조명래**, 양원호***
Jinseung Lim, Myoungrae Cho, Wonho Yang

ABSTRACT

Cylindrical panels are widely used as aircraft fuselages and rocket etc, and the cutouts for weight reduction or wiring at such structures tend to cause the stress concentration and the local radial displacement so that seriously effect the stability of structures. In this paper, for the cylindrical composite panel with a cutout at the center, the buckling and postbuckling behaviour regarding the shape and size of cutout is analyzed by finite element method. Also the lamination mechanism, changing bending stiffness and fiber orientation angle variation are researched to be regarded in studying the laminated composite materials.

주요기술용어 : Buckling(좌굴), Cylindrical Panel(원통형 복합적층 패널), Fiber Orientation Angle(섬유배향각), Stacking Sequence(적층순서)

1. 서론

섬유강화 복합재료(fiber reinforced composite)는 기존의 금속재료에 비하여 비강성, 비강도 및 파괴특성 등의 기계적 성질이 양호하고, 이방성(anisotropy)을 이용해 사용자의 요구조건에 적합한 구성요소를 설계, 제작할 수 있다는 등의 장점을 지니고 있다. 이로 인해 항공우주산업, 군수산업을 비롯하여 여러 산업분야에 걸쳐 폭넓게

사용되고 있는 기계재료이다. 복합재료의 가장 큰 특징은 섬유배향각과 적층수, 적층순서 등에 의해 여러 가지 상이한 재료의 성질을 얻을 수 있기 때문에 좀 더 효과적인 설계를 할 수 있다는 점이다. 특히, 항공기의 동체나 날개, 로켓, 압력용기, 해저 탐사장비에 이르기까지 여러 분야에서 원통형 패널(cylindrical panel)이 많이 사용되는데, 그 중에서, 구멍이 있는 원통형 패널은 무게를 줄이거나 연료선, 전기선 등이 통과할 수 있도록 하기 위해서 널리 쓰이는 구조요소로서 기하학적 불연속인 형상이 구조물의 역학적 거동에 많은 영향을 미친다. 즉, 국부적인 변형과 응력집중은 전체 구조물의 안정성에 심각한 영향을 미칠 수 있으므로 이에 대한 연구가 필요하다. 복

* 정회원, 대우중공업

** 정회원, 인덕대학 기계설계과

*** 정회원, 성균관대학교 기계공학부

합재 구조물의 좌굴 및 좌굴후 거동은 구조물 안정성의 중요한 요소가 되므로 이를 이해하는 것은 매우 중요한 일이다.

복합재 구조물의 좌굴 및 좌굴후 거동에 관한 지금까지의 연구들을 살펴보면 다음과 같다. Knight 등¹⁾은 원공이 있는 원통형 패널의 해석과 실험을 통하여 패널의 곡률반경, 원공의 크기 등의 영향을 연구하였는데, 원공이 없는 경우와 비교하여 원공이 있는 경우에는 좌굴전 하중-변위 곡선이 비선형성을 나타낸다고 보고하였다. 그리고, 실험을 통해서 좌굴후 거동에서 순간적인 모드 변화를 관찰하였다. Palazotto 등²⁾은 사각형 구멍이 존재하는 원통형 패널의 해석과 실험을 수행하여 구멍의 크기, 위치, 세장비, 하중 조건 등이 최종 파손하중에 미치는 영향을 연구하였다. Madenci 등³⁾은 원형 및 사각형 구멍이 존재하는 패널에 대한 좌굴 및 좌굴후 거동에 대한 해석을 수행하고, 사각형의 구멍이 있는 경우에는 원공의 경우와는 달리 패널의 곡률반경이 증가하여도 극점이 없는 안정좌굴의 형태를 보임을 보고하였다. 공철원 등⁴⁾은 원공 및 사각형 구멍이 있는 복합적층 평판의 좌굴 및 좌굴후 거동에 대한 해석과 실험을 수행하였는데, 점진적 파손해석을 위해 최대응력판정법(maximum stress criterion)을 각 층에 적용하고, 파손이 발생한 층에서 파손 발생 방향의 강성과 응력을 동시에 모두 제거하는 완전제하(complete unloading) 파손모델을 사용하였다. 한편, 김태훈 등⁵⁾은 원공 및 사각형 구멍이 있는 원통형 패널에 대하여 비선형 해석과 실험을 수행하였다. 원공을 갖는 패널의 경우는 하중-변위 선도에서 극점을 좌굴하중으로 정의하였고, 사각형 구멍의 경우는 하중-변형을 곡선이 급격히 변화하는 지점을 좌굴지점으로 정의하였다.

그러나 앞서의 연구에서는, 적층순서와 적층메커니즘에 따른 구멍을 갖는 원통형 복합적층 패널에 관한 연구와 또한 구멍의 형상변화, 즉 사각형과 원형의 과도기적 형태인 곡선부를 갖는 구멍이 존재하는 원통형 복합적층 패널에 대한 좌

굴 및 좌굴후 거동에 관한 연구는 거의 없는 실정이어서, 이에 대한 연구의 필요성도 제기되고 있다.

본 연구에서는 구멍의 형상변화에 따른 영향 및 굽힘강성의 변화를 가져오는 적층메커니즘 변화에 따른 좌굴하중 및 좌굴후 거동을 해석하였다. 해석방법은 유한요소법을 이용한 수치해석법을 택하였다.

2. 관련이론

2.1 원통형 복합적층 셸

Fig. 1은 균일한 두께를 갖는 N개의 플라이로 구성된 일반적인 복합적층 셸을 나타낸 것으로 폭이 W, 길이가 L, 두께가 t, 곡률반경이 R인 기하학적 형상을 갖는다. 이러한 원통형 복합적층 셸(laminated cylindrical shell)에서의 변위들은 다음과 같이 표현된다.

$$\begin{aligned} u &= u^0 + z(\gamma_x^0 - w^0, x) \\ v &= (1 - z/R)v^0 + z(\gamma_y^0 - w^0, y) \\ w &= w^0 \end{aligned} \quad (1)$$

여기서 u, v와 w는 각각 x, y와 z방향으로의 변위를 나타내며, 위첨자 0가 붙은 것은 중앙면(middle surface, $z=0$)에서의 변위를 나타낸다. 그리고 γ_x 와 γ_y 는 각각 (x,y)와 (y,z)평면에서 기준면에 수직한 축에 대한 전단회전(shear rotation) 성분이다. 원통형 복합적층 셸에서의 변형률은 $(1 - z/R) \approx 1$ 라는 가정하에서 다음과 같이 표현된다.

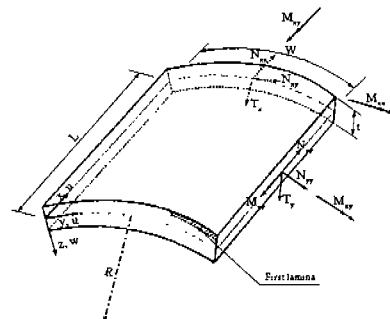


Fig. 1 Shell geometry and notation

$$\begin{aligned} \epsilon_{xx} &= \epsilon_{xx}^0 + z\chi_x; \quad \epsilon_{yy} = \epsilon_{yy}^0 + z\chi_y; \quad \epsilon_{zz} = 0 \\ \epsilon_{xy} &= \epsilon_{xy}^0 + z\chi_{xy}; \quad \epsilon_{xz} = \epsilon_{xz}^0; \quad \epsilon_{yz} = \epsilon_{yz}^0 \end{aligned} \quad (2)$$

중량면에서의 변형을 및 곡률(curvature)은 다음과 같이 표현된다.

$$\begin{aligned} \epsilon_{xx}^0 &= u^0_{,x} + (w^0_{,x})^2/2 \\ \epsilon_{yy}^0 &= v^0 - w^0/R + (w^0_{,y} + v^0/R)^2/2 \\ \epsilon_{xy}^0 &= u^0_{,y} + v^0_{,y} + w^0_{,y}(w^0_{,y} + v^0/R) \\ \epsilon_{xz}^0 &= \gamma^0_x \quad \epsilon_{yz}^0 = \gamma^0_y \\ \chi_x &= (\gamma^0_x - w^0_{,x})_{,x} \\ \chi_y &= (\gamma^0_y - w^0_{,y} - v^0/R)_{,y} \\ \chi_{xy} &= \gamma^0_{x,y} + \gamma^0_{y,x} - 2w^0_{,xy} - v^0_{,x}/R \end{aligned} \quad (3)$$

2.2 유한요소법의 정식화

2.2.1 고유치 해석

기둥이나 패널 등의 좌굴 현상은 유한요소법을 통해 다음과 같은 고유치 문제(eigenvalue problem)로 나타낼 수 있다.

$$([K] - \lambda[K_\sigma])\{\psi\} = \{0\} \quad (4)$$

여기서, $[K_\sigma]$ 는 응력강성행렬(stress stiffness matrix)이며 원통형 패널의 경우, 하나의 요소에 대해 다음과 같이 표현된다.

$$[k_\sigma] = \int \int_{A_e} [G]^T \begin{bmatrix} N_\theta & N_{\theta z} \\ N_{\theta z} & N_z \end{bmatrix} [G] d\theta dz \quad (5)$$

여기서, N_θ , N_z , $N_{\theta z}$ 는 원통형 패널에 작용하는 면내력(in-plane force)을 나타내며, $[G]$ 는 형상 함수(shape function) $[N]$ 을 θ 와 z 에 대해 편미분하여 구할 수 있다.

작용력을 $\{R\}_{app}$ 라 할 때, 식 (4)에서 λ 를 구하여 다음과 같이 좌굴하중을 나타낼 수 있고, $\{\psi\}$ 는 좌굴모드를 나타낸다.

$$\{R\}_{cr} = \lambda\{R\}_{app} \quad (6)$$

식 (4)와 같은 고유치 문제를 일반적인 기호로 나타내면 다음과 같다.

$$([A] - \lambda[B])\{\psi\} = \{0\} \quad (7)$$

여러 가지 수치해석 방법에 의해 식 (7)의 고

유치(eigenvalue)와 고유벡터(eigenvector)를 구할 수 있으며 이 중 Subspace Iteration Method는 큰 유한요소모델에서 몇 개의 고유치와 고유벡터를 구하는데 적합한 방법이다.

2.2.2 비선형 해석

구멍을 가지는 원통형 복합적층 패널의 좌굴 및 좌굴후 거동에 대한 비선형 유한요소 해석에서는 updated Lagrangian 기법을 사용하였고, 하중 증분 및 반복계산을 위한 수치기법으로 개선된 호길이법(modified arc-length method)⁷⁾을 사용하였다.

주어진 하중에 대해 $(n+1)$ 번째 단계의 평형상태에서 원통형 복합적층 패널의 유한요소 방정식은 다음과 같이 표현된다.

$$[K_T]\{\Delta u^{n+1}\} = -\{\Delta P(\lambda^{n+1})\} \quad (8)$$

여기서,

$$\begin{aligned} [K_T] &= \int_{V^n} [B_L^n]^T [D^n] [B_L^n] dV \\ &\quad + \int_{V^n} [B_{NL}^n]^T [\bar{\sigma}^n] [B_{NL}^n] dV \end{aligned} \quad (9)$$

$$\{\Delta P(\lambda^{n+1})\} = \{R^{n+1}\} - \lambda^{n+1}\{F_0\} \quad (10)$$

$$\{R^{n+1}\} = \int_{V^n} [B_L^n]^T \{\sigma^n\} dV \quad (11)$$

식 (9)~(11)에서 $[B_L]$, $[B_{NL}]$ 은 변위-변형을 및 변위-미분변위 관계행렬이고, $[D]$, λ 와 $\{F_0\}$ 는 각각 전체좌표계에 대한 강성행렬, 하중 계수(load parameter), 그리고 절점 하중벡터를 나타낸다.

3. 원통형 복합적층 패널의 좌굴해석

3.1 유한요소해석 모델 및 개요

Fig. 2는 8개의 플라이로 구성된 구멍을 갖는 원통형 복합적층 패널로 길이(L), 폭(W)이 각각 150.0mm, 157.05mm이며 적층두께(t)는 0.89mm이다. 구멍의 크기(2a)와 곡선부의 곡률반경

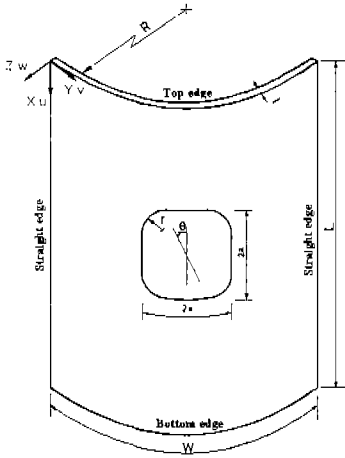


Fig. 2 Cylindrical composite panel with a cutout having rounded edges and boundary conditions

(r)을 변수로 하여 해석을 수행하였다. 여기서 r/a 가 0.0인 경우는 사각형의 구멍의 경우이며, r/a 가 1.0인 경우는 원형의 구멍을 나타낸다. 경계조건으로는 하중을 지지하는 곡선부분은 고정 지지조건(clamped support)이고, 직선부분은 단순지지조건(simple support)이다. 해석에 사용된 재료의 물성치는 Table 1과 같다. 본 해석에서는 9절점 쉘요소(shell element)로 유한요소망을 구성하였으며, 이때 사용된 요소(element)의 수는 344개, 절점(node)의 수는 1488개이다. 본 해석에 사용된 프로그램은 상용 유한요소 프로그램인 ABAQUS Version 5.6이다.

Table 1 Material properties of cylindrical composite panel

Material	Young's Modulus (GPa)		Shear Modulus (GPa)		Poisson's Ratio
	E_L	E_T	G_{LT}	G_{TZ}	
Graphite/Epoxy	130.0	10.0	4.85	3.62	ν_{LT} 0.31

3.2 유한요소해석 방법

유한요소망은 $2a/W$ 가 0.4인 경우에 대하여, 김태훈 등⁵⁾의 하중-변위 선도(load-shortening

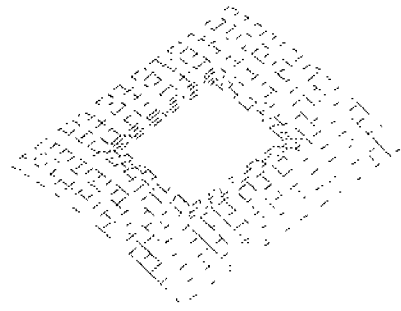


Fig. 3 Finite element mesh for cylindrical composite panel with a square cutout

curve)를 기준으로 구성하였으며, 해석 결과가 선도의 경향과 그 값에 근접한 수치를 가짐으로 본 해석에 적합한 것으로 판단하고 본 해석을 진행하였다. Fig. 3은 본 해석에 사용된 $2a/W=0.4$, $r/a=0.0$ 인 경우의 유한요소망을 나타낸 것이다. 이 모델에 대하여, 일축 압축력을 작용시켜 고유치 해석으로 좌굴하중(P_{cr})을 구하였다. 해석에서 사용한 변수는 적층순서, 섬유배향각, 구멍의 형상, 그리고 패널의 곡률반경이다.

3.3 해석결과 및 고찰

Figs. 4~5는 패널의 곡률반경(R), 폭(W)에 대한 구멍의 크기($2a/W$), 및 구멍 곡선부의 곡률반경(r/a) 변화에 따른 좌굴하중의 변화를 나타낸 것이다. Fig. 4에서 보면 구멍의 크기가 증가함에 따라 좌굴하중이 급격히 감소하는 경향을 보이고 있다. 또한 구멍의 형상이 사각형에서 원형으로 변화됨에 따라 좌굴하중이 증가함을 보인다. 이 사실은, 구멍 등과 같은 불연속부가 있으므로 인해 패널이 좌굴에 견디는 능력이 떨어짐을 의미한다. Fig. 5는 평판에 가까운 원통형 패널로서 역시 Fig. 4에서의 결과와 유사한 경향을 보이고 있지만, 구멍의 형상변화(r/a 의 변화)와 크기변화($2a/W$ 의 변화)에 대하여, 상대적으로 좌굴하중의 변화폭이 작게 나타나고 있다. 종합하여 보면, 패널의 곡률반경이 작을수록 구멍의 형상변화에 따른 좌굴하중의 변화가 더 민감한 것으로 볼 수 있겠다.

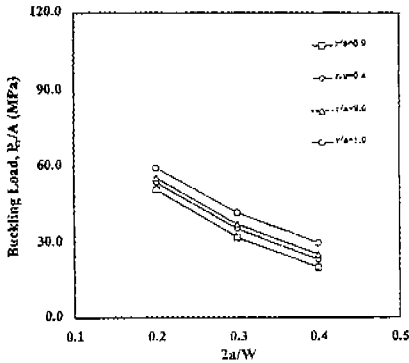


Fig. 4 Variation of buckling load of cylindrical composite panel with a cutout having rounded edges ($R=300$, $[0/90/+45/-45]_s$)

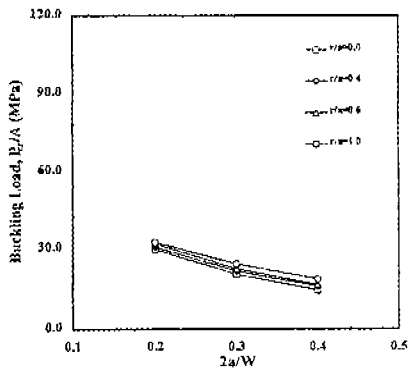


Fig. 5 Variation of buckling load of cylindrical composite panel with a cutout having rounded edges ($R=600$, $[0/90/+45/-45]_s$)

Fig. 6은 $2a/W$ 가 0.4, r/a 가 0.6인 경우, 패널의 곡률반경과 angle-ply의 섬유배향각(θ)에 따른 좌굴하중을 나타낸 것이다. 동일한 곡률반경에서 $[\theta_1/-\theta_1]_2s$ 의 적층이 $[\theta_1\theta_2/-\theta_2]_2s$ 의 적층보다 더 큰 좌굴하중을 나타내는데, 그 이유는 섬유가 서로 교차하여 배열됨으로서 축방향 굽힘강성의 증가를 가져오기 때문인 것으로 볼 수 있겠다. 또한 패널의 곡률반경 증가에 따라 좌굴하중의 감소를 보이고 있다. 패널의 곡률반경에 따른 좌굴하중의 차는 섬유배향각이 90° 로 갈수록 작게 나타남을 알 수 있다. 그리고 R 이 300mm와 600mm인 경우 모두 $[\theta_1/-\theta_1]_2s$ 의 적층과

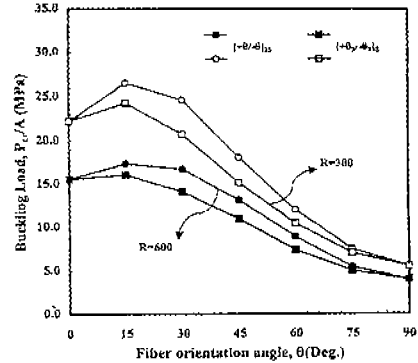


Fig. 6 Variation of buckling load of cylindrical composite panel with a cutout ($2a/W=0.4$, $r/a=0.6$)

$[\theta_1\theta_2/-\theta_2]_2s$ 적층의 좌굴하중의 차는 섬유 배향각이 0° 및 90° 에 가까워짐에 따라 작아진다.

Fig. 7과 Fig. 8은 angle-ply에 0° 및 90° 폴라이가 적층된 경우에 대하여, 패널의 곡률반경이 300mm, 600mm인 경우 섬유배향각(θ)의 변화에 따른 좌굴하중을 각각 나타낸 것이다. 좌굴하중의 크기는 $[0/\theta_1/-\theta_1/90]_s$, $[0/90/\theta_1/-\theta_1]_s$, $[90/0/\theta_1/-\theta_1]_s$, $[90/\theta_1/-\theta_1/0]_s$ 적층의 순으로 나타나며, 앞의 3개 적층의 경우 섬유배향각이 30° 부근에서 최대 좌굴하중을 나타내는데 비하여 $[90/\theta_1/-\theta_1/0]_s$ 적층은 15° 부근에서 최대 좌굴하중을 나타낸다. 이것은 가장 외곽의 섬유가 하중과 수직인 방향으로 놓여 있기

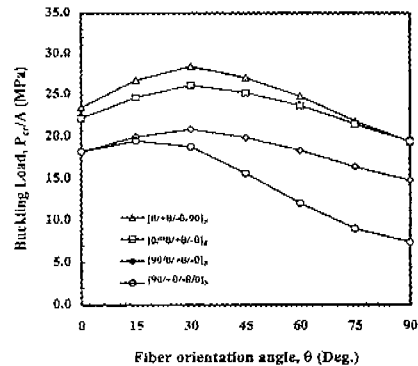


Fig. 7 Variation of buckling load of cylindrical composite panel with a cutout ($R=300$, $2a/W=0.4$, $r/a=0.6$)

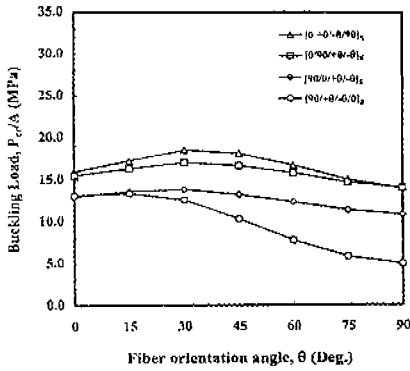


Fig. 8 Variation of buckling load of cylindrical composite panel with a cutout ($R=600$, $2a/W=0.4$, $r/a=0.6$)

때문인 것으로 생각된다. $[0/+ \theta / - \theta / 90]_s$ 와 $[0/90/+ \theta / - \theta]_s$ 적층과 같이 가장 외곽의 섬유가 0° 로 놓여 있을 때 큰 좌굴하중을 나타내는 것으로 보아 외곽에 있는 ply에는 굽힘강성이 가장 큰 것을 놓는 것이 좌굴의 관점에서는 가장 합리적임을 알 수 있다. 그리고, 이와 같은 특성은 $2a/W$ 가 0.2, 0.3인 경우에도 동일하게 나타난다.

4. 원통형 복합적층 패널의 좌굴 후 거동 해석

4.1 유한요소해석 모델 및 개요

좌굴 후 거동 해석은 좌굴 해석과 동일한 해석 모델로써 수행하였으며, 경계조건도 동일하다. 본 해석에서는 구멍의 형상변화와 섬유배향각의 변화에 따른 좌굴 후 거동 해석을 수행하였다.

4.2 유한요소해석 방법

고유치 해석에서 얻은 4개의 고유 벡터에 대하여 각각 적층 두께의 5.0%, 1.0%, 0.1%, 0.1%씩의 함으로 초기결함(initial imperfection)을 부여하여 비선형 해석을 수행하였다.

4.3 해석결과 및 고찰

Figs. 9~11은 $[+ \theta / - \theta]_{2s}$ 적층에 대한 하중

-변위 선도를 섬유배향각 θ 와 구멍의 형상변화를 변수로 하여 나타낸 것이다. 원공을 갖는 경우 준등방성 적층 패널에서는 하중과 변위가 동시에 감소하는 snap-back 현상이 나타나지만^(3,5), Figs. 9-11에 보듯이, $[+ \theta / - \theta]_{2s}$ 적층에서는 snap-back 현상이 나타나지 않았다. 그리고 $\theta = 30^\circ$ 인 경우(Fig. 9) 원공 및 원공에 가까운 구멍 ($r/a=0.8$)을 갖는 패널에서 극점이 나타나고 있으나, θ 가 증가함에 따라 극점이 사라져 가는 것을 볼 수 있다. 즉 θ 가 0° 에 가까워질수록 snap-back 현상이 존재할 수 있는 형태인 극점의 존재가 명확해지며, 90° 에 가까워질수록 그러한 경향은 관찰되지 않는다. 일반적으로 하중선상에서 가장 멀리 놓이는 최외곽 플라이의 축방향 굽힘강성이 패널의 좌굴 및 좌굴 후 거동에 가장 큰 영향을 미치게 되며 이에 따라 최외곽 플라이의 섬유배향각이 하중방향, 즉 0° 일 경우에 snap-back 현상이 잘 나타나게 된다. 따라서 $[+ \theta / - \theta]_{2s}$ 적층의 경우 섬유배향각이 0° 에 가까워감에 따라 극점의 존재는 뚜렷해지지만, snap-back 현상은 나타나지 않는 것으로 생각된다. 이로부터 좌굴 후 거동에 있어 극점의 존재는 구멍의 형상, 패널의 곡률반경 뿐만 아니라 섬유의 방향, 즉 축방향의 굽힘강성에도 큰 영향을 받을 수 있다.

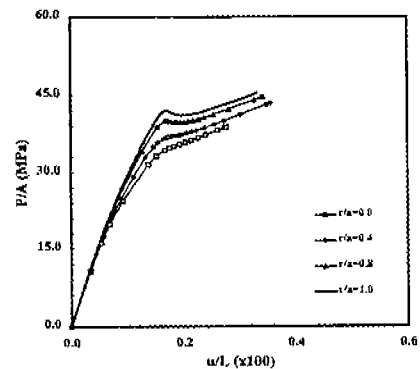


Fig. 9 Load-Shortening curves of cylindrical composite panel with a cutout ($R=300$, $2a/W=0.4$, $[+30/-30]_{2s}$)

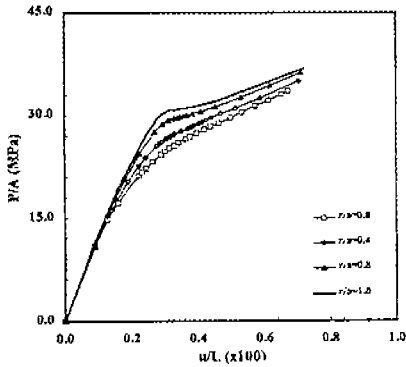


Fig. 10 Load-Shortening curves of cylindrical composite panel with a cutout ($R=300$, $2a/W=0.4$, $[+45/-45]_{2S}$)

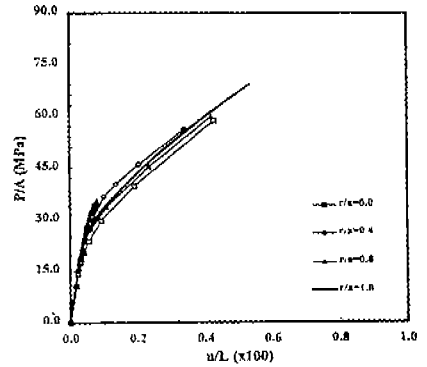


Fig. 12 Load-Shortening curves of cylindrical composite panel with a cutout ($R=300$, $2a/W=0.4$, $[0/90/+0/-0]_S$)

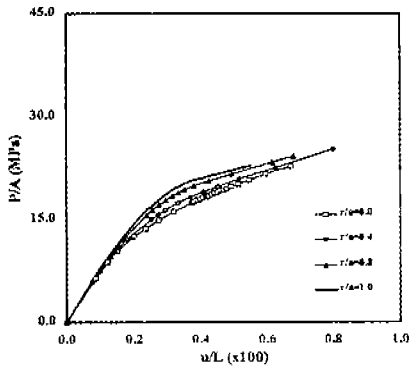


Fig. 11 Load-Shortening curves of cylindrical composite panel with a cutout ($R=300$, $2a/W=0.4$, $[+60/-60]_{2S}$)

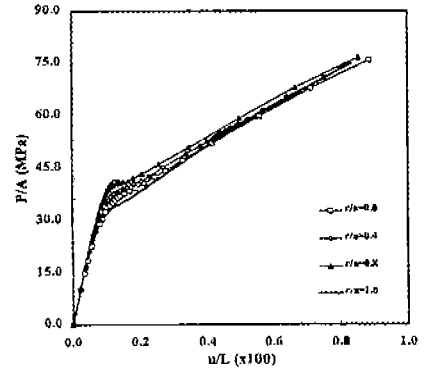


Fig. 13 Load-Shortening curves of cylindrical composite panel with a cutout ($R=300$, $2a/W=0.4$, $[0/90/+30/-30]_S$)

Figs. 12-16은 $[0/90/+ \theta / - \theta]_S$ 적층 패널의 하중-변위 선도이다. 원공을 갖는 패널의 좌굴전 경로는 사각형 구멍을 갖는 패널의 좌굴전 거동과 거의 일치하지만 사각형 구멍을 갖는 패널의 좌굴지점 이후로는 곡선의 기울기 및 경로의 차를 보이고 있다. 원공을 갖는 패널에서는 모두 snap-back 현상이 발생하였는데, angle-ply의 경우와 마찬가지로 구멍의 형상이 원형에 가까워짐에 따라 극점의 존재가 명확히 나타나고 있다. Fig. 12에서 특기할 것은 r/a 가 0.8인 경우 snap-back 현상이 발생하였다는 것이다. 이는 축방향 굽힘강성이 위 적층과 같이 매우 큰 경우에

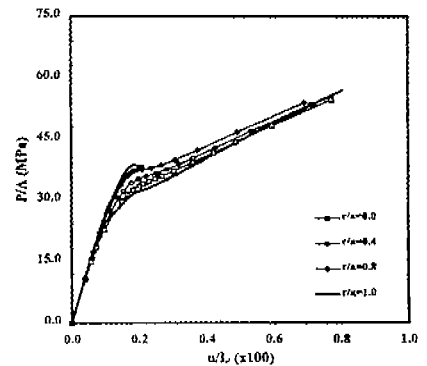


Fig. 14 Load-Shortening curves of cylindrical composite panel with a cutout ($R=300$, $2a/W=0.4$, $[0/90/+60/-60]_S$)

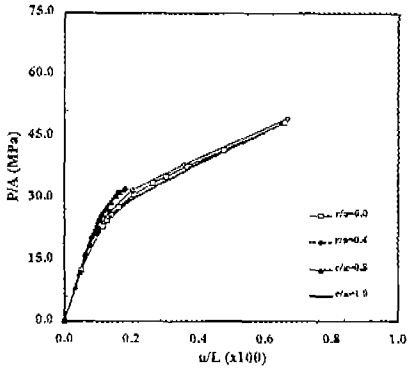


Fig. 15 Load-Shortening curves of cylindrical composite panel with a cutout ($R=300$, $2a/W=0.4$, $[0/90/+90/-90]_s$)

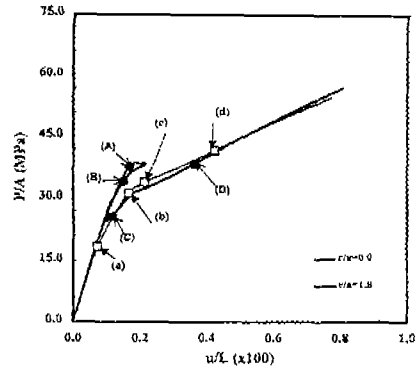


Fig. 17 Comparison of unstable and stable buckling behaviors of cylindrical composite panel with a cutout ($R=300$, $2a/W=0.4$, $[0/90/+60/-60]_s$)

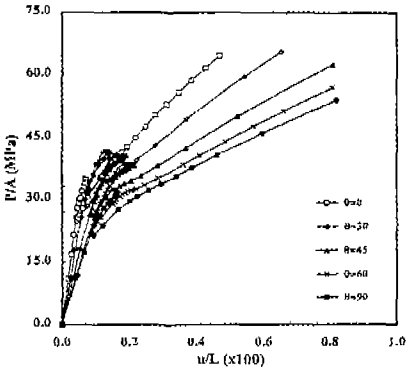


Fig. 16 Comparison of Load-Shortening curves of cylindrical composite panel with a cutout ($R=300$, $2a/W=0.4$, $r/a=1.0$, $[0/90/+theta/-theta]_s$)

는 원공이 아니더라도 snap-back 현상이 관찰될 수 있음을 보여주고 있다. Fig. 16은 $r/a=1.0$ 인 경우 섬유배향각 변화의 영향을 나타낸 선도이다. 역시 섬유가 축방향으로 배열됨에 따라 극점의 위치와 좌굴전 선도의 기울기 그리고 좌굴후 선도의 기울기가 증가된다.

Fig. 17은 $[0/90/-60/-60]_s$ 적층의 경우 불안정 좌굴 거동과 안정 좌굴 거동을 보이는 선도이다. 각 경우에 대하여 하중 단계별로 변형 형상을 Fig. 18과 Fig. 19에 나타내었다. Fig. 18의 (A)는 극점 직전을, (B)는 극점 직후의 변형 형상이다. 그리고 (C)와 (D)는 안정단계에서의 변형 형

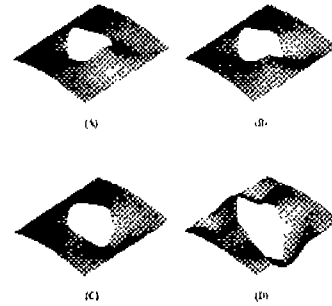


Fig. 18 Scaled deformed patterns of a cylindrical composite panel with a cutout at various load levels having unstable buckling behavior (Deformation scale=10, $R=300$, $2a/W=0.4$, $r/a=1.0$, $[0/90/+60/-60]_s$)

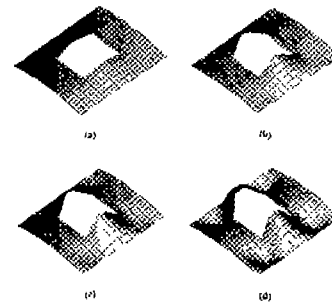


Fig. 19 Scaled deformed patterns of a cylindrical composite panel with a cutout at various load levels having stable buckling behavior (Deformation scale=10, $R=300$, $2a/W=0.4$, $r/a=0.0$, $[0/90/+60/-60]_s$)

상을 나타낸다. 좌굴 직후 구멍 주위가 면에 수직
한 방향으로 솟아 올랐다가 극점을 기점으로 접
대칭의 형태로 변형된 후, 솟아 오른 한 쪽이 그
반대 방향으로 꺼짐을 볼 수 있다. 바로 이러한
거동으로 snap-back 현상이 발생한다. Fig. 19
의 (a)는 좌굴 직전, (b)는 좌굴 직후, 그리고 (c)
와 (d)는 좌굴후의 변형 형상이다. Fig. 18과 다
른 점은 모든 단계에서 구멍 주위가 면에 수직
한 방향으로 솟아 오른다는 것이다.

Figs. 20~21에서 보면 $[90/+ \theta / - \theta / 0]_S$ 적층
은 $[0/90/+ \theta / - \theta]_S$ 적층의 경우와 달리 원공을
갖는 패널의 경우에도 snap-back 현상이 발생되
지 않고 있다. 역시 좌굴하중은 원공을 갖는 경우

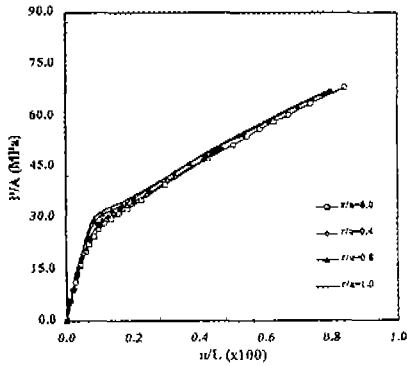


Fig. 20 Load-Shortening curves of cylindrical composite panel with a cutout ($R=300$, $2a/W=0.4$, $[90/+30/-30/0]_S$)

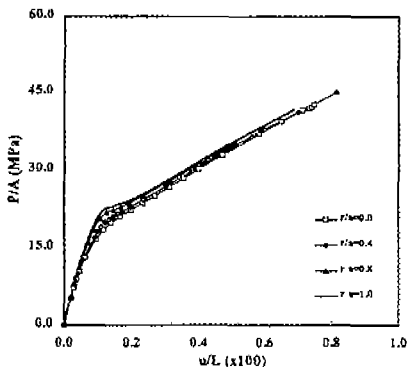


Fig. 21 Load-Shortening curves of cylindrical composite panel with a cutout ($R=300$, $2a/W=0.4$, $[90/+60/-60/0]_S$)

가 크게 나타나며, 좌굴후 거동에서도 사각형 구
멍을 갖는 패널보다 높은 부분에서 거동함을 알
수 있다.

4. 결 론

증상에 원형, 사각형, 또는 곡선부를 갖는 사각
형 구멍이 존재하는 원통형 복합적층 패널의 좌
굴 및 좌굴후 거동을 유한요소법으로 해석하고
다음과 같은 결론을 얻었다.

(1) 패널의 곡률반경이 작을수록 구멍의 형상
변화에 따른 좌굴하중의 변화가 민감하게 나타
난다.

(2) $[0/+ \theta / - \theta / 90]_S$, $[0/90/+ \theta / - \theta]_S$, $[90/0/
+ \theta / - \theta]_S$ 그리고 $[90/+ \theta / - \theta / 0]_S$ 적층의 좌굴
해석 결과에서 보였듯이, 외곽의 ply에 굽힘강성
이 가장 큰 것을 놓는 것이 좌굴의 관점에서 합
리적이다.

(3) Angle-ply의 경우에서 보였듯이 섬유를
서로 교차하도록 적층하는 것이 snap-back현상
을 방지하는 데 적합하다.

(4) 극점의 존재와 snap-back 현상은 구멍의
형상, 패널의 곡률반경 뿐만 아니라 섬유의 방향,
즉 축방향 굽힘강성에 큰 영향을 받는다.

(5) $[0/+ \theta / - \theta / 90]_S$, $[0/90/+ \theta / - \theta]_S$, $[90/0/
+ \theta / - \theta]_S$ 그리고 $[90/+ \theta / - \theta / 0]_S$ 적층의 좌굴
및 좌굴후 거동해석 결과에서 보였듯이 패널의
거동을 지배하는 것은 축방향 굽힘강성이다.

후 기

본 논문은 한국과학재단 산하 성균관대학교 산
업설비 안전성평가 연구센터의 연구비 지원으로
이루어진 것으로서, 이에 관계자 여러분께 감사
드립니다.

참 고 문 헌

1. N. F. Knight, Jr. and J. H. Starnes,
"Postbuckling Behavior of Axially

- Compressed Graphite-Epoxy Cylindrical Panels with Circular Holes", ASME J. Pres. Vess. Technol., Vol. 107, pp. 394-402, 1985.
2. N. Palazotto and T. W. Tisler, "Consideration of Cutouts in Composite Cylindrical Panels", Computers & Structures, Vol. 29, pp. 1101-1110, 1988.
 3. E. Madenci and A. Barut, "Pre- and Postbuckling Response of Curved, Thin, Composite Panels with Cutouts under Compression", Int. J. for Num. Methods in Eng, Vol. 37, pp. 1499-1510, 1994.
 4. 공철원, 이인철, 김천곤, 홍창선, "원공이 있는 복합적층 평판의 좌굴 및 좌굴후 거동에 관한 연구", 한국항공우주학회지, 제 24권, 제 3호, pp. 53-63, 1996.
 5. 김태훈, 공철원, 김조권, 김천곤, 홍창선, "구멍이 있는 복합적층 원통형 판넬의 좌굴 및 좌굴후 거동해석", 한국항공우주학회지, 제 24권, 제 6호, pp. 109-123, 1996.
 6. S. T. Dennis and A. N. Palazotto, "Static Response of a Cylindrical Composite Panel with Cutouts Using a Geometrically Nonlinear Theory", AIAA J., Vol. 28, No. 6, pp. 1082-1088, 1990.
 7. J. H. Kweon and C. S Hong, "An Improved Arc-Length Method for Postbuckling Analysis of Composite Cylindrical Panels", Computers & Structures, Vol. 53, No. 3, pp. 541-549, 1994.
 8. Jean-Pierre Jeusette and Gottfried Laschet, "Pre- and Post Finite Element Analysis of Curved Composite and Sandwich Panels", AIAA J., Vol. 28, No. 7, pp. 1233-1239, 1990.
 9. M. N. Bismarck-Nasr, "[TECHNICAL NOTE] Buckling Analysis of Cylindrical Curved Panels Based on a Two-field Variables Variational Principle", Computers & Structures, Vol. 51, No. 4, pp.453-457, 1994.
 10. B. Budiansky and J. C. Amazigo, "Initial Post-Buckling Behavior of Cylindrical Shells under External Pressure", J. of Mathematics and Physics, Vol. 47, No. 3, pp. 223-235, 1968.
 11. J. N. Reddy and M. Savoia, "Layer-Wise Shell Theory for Postbuckling of laminated Circular Cylindrical Shells", AIAA J. Vol. 30, No. 8, pp. 2148-2154, 1992.