

論文

축방향 균일압축을 받는 원통형 복합적층 판넬의 좌굴 및 좌굴후 거동

권진희* · 홍창선*

Buckling and Postbuckling Behavior of Composite Laminated Cylindrical Panels under Uniform Axial Compression

Jin-Hwe Kweon* and Chang-Sun Hong*

ABSTRACT

An experimental and analytical study is conducted to investigate the buckling and postbuckling behaviors of $[0/\pm\theta/90]_s$ composite laminated cylindrical panels with various fiber angles and panel widths. In the experiments, buckling and postbuckling loads are obtained from the load versus end-shortening curves and the rate of load recovery is determined. For the analyses, the nonlinear finite element program, JSHELL, and the ANSYS are utilized. The experimental results are discussed and compared with the analytical results. The buckling loads obtained by the experiments are in good agreement with the buckling loads expected by JSHELL in which the initial imperfections of the composite panels are implemented.

요 약

$[0/\pm\theta/90]_s$ 적층을 가진 원통형 복합적층 판넬의 좌굴 및 좌굴후 거동에 관한 실험 및 이론해석을 여러 적층각과 판넬폭에 대해 실시하였다. 실험에 의한 좌굴 및 좌굴후 하중은 하중-변위 선도로부터 구하였고 각 시편의 좌굴하중 회복도 및 파손특성을 실험적으로 조사하였다. 유한요소 해석을 위해서는 복합적층 셀 구조물의 좌굴해석을 위해 개발된 비선형 유한요소 프로그램, JSHELL 과 범용의 유한요소 프로그램, ANSYS 를 이용하였다. 실험에 의한 좌굴하중과 판넬의 초기결함을 고려한, 비선형 유한요소 해석의 결과는 잘 일치하였다.

1. 서 론

항공기의 날개나 동체의 표피 또는 각종 압력용기

등과 같이, 우리가 접하는 많은 구조물들은 얇은 셀 요소들을 포함하고 있으며 이들은 대체로 보강재로 보강된 상태로 사용된다. 따라서 보강재에 의한 효

* 정회원, 한국과학기술원 항공공학과

과를 적절한 구속조건으로 고려해 주면 이러한 구조물들은 적당한 경계조건을 갖는 원통형 판넬로 모형화될 수 있다. 그런데 이와 같은 얇은 구조물들은 일반적으로 재료 자체의 항복응력 보다 훨씬 낮은 좌굴응력을 갖게 되며, 따라서 구조설계시에 좌굴이 대단히 중요한 문제가 된다.

원통형 판넬은 좌굴거동에 있어서 평판과는 다른 양상을 보이게 되는데, 평판은 좌굴하중점에서 하중은 일정하고 변위만 늘어나는 안정 좌굴현상을 나타내는데 반해 축하중하의 원통형 판넬은 좌굴하중점에서 스냅-쓰루(snap-through) 현상과 함께 지지하중이 급격히 감소하는 불안정 좌굴을 보이게 된다. 이로 인해 원통형 판넬은 일단 좌굴이 발생하면 치명적인 사고를 초래할 수도 있으므로 좌굴거동 해석의 필요성이 강하게 제기되는 것이다. 원통형 판넬의 또 하나의 특징은 좌굴전 변형이다. 원통형 판넬에 관한 고전적 선형해석에서 좌굴하중은, 미소 변위의 박막응력 상태에서 판넬의 변형 에너지의 증가량과 압축력에 의한 일의 양이 같아지는 중립안정(neutral stability) 조건으로부터 구한다[1]. 여기서 좌굴전 변형은 무시되거나 아주 단순한 형태로 가정하게 된다. 그러나 원통형 판넬의 경우에는 평판과 달리, 기하학적 형상의 영향으로 인하여, 면내 축하중 하에서도 굽힘 모멘트(bending moment)가 유기되어 초기 하중단계에서부터 면외 변위(out-of-plane displacement)가 발생하게 된다. 따라서 원통형 판넬의 해석에서는 좌굴전 변형을 충실히 고려한 비선형 해석이 수행되어야만 한다[2].

특히 70년대 이후로 많은 항공기들이 기체의 경량화를 위해 복합재료의 사용을 늘여가고 있고 점차로 타 산업분야로 확대되는 추세에 있으므로 복합적층 판넬의 좌굴거동 해석이 중대한 관심사가 되고 있다. 복합적층 판넬의 경우 등방성 판넬 보다는 기계적 거동이 더 복잡해지게 되는데 좌굴거동도 마찬가지이다. 등방성 판넬에서는 좌굴거동에 영향을 미치는 주요 인자가 직선경계에서의 경계조건, 곡률반경 등에 한정되어 있었다. 그러나 복합적층 판넬의 경우에는 기존의 인자들 외에 적층각(fiber angle)과 적층순서(stack sequence)가 중요한 인자가 된다. 실제로 구조물의 설계시에 경계조건이나 곡률반

경 등의 변화는 극히 제한적일 수 밖에 없으므로 복합적층 구조물에서의 보다 중요한 변수는 적층각과 적층순서라고 볼 수 있다. 그런데 지금까지의 주요 연구결과들[3-6]을 살펴보면 경계조건이나 곡률반경 등의 영향에 대한 연구는 비교적 많이 이루어졌으나, 그 적층각이 0, 45, 90도 등에 제한되어 있고 규칙성이 없으며 판넬폭의 변화에 따른 좌굴거동 연구가 미진한 상태이다.

전승문, 홍창선[2, 7]은 비선형 유한요소 프로그램, JSHELL을 개발하여 원통형 판넬의 좌굴거동에 대한 적층각, 판넬 폭, 초기결합 등의 영향을 조사하였다. 이 연구에서는 기존의 연구들과는 달리, 좌굴거동에 영향을 미치는 주요 인자들에 대한 인자별 연구(parametric study)가 이루어졌다는 점에서 중요한 의미를 지닌다고 볼 수 있다. 그러나 좌굴 후 거동 및 파손특성에 대한 연구와 이론해석 결과에 대한 실험적 검증이 결여되어 있다.

또한 80년대 후반으로 오면서 판넬의 좌굴에 대한 연구는 단순 초기 좌굴연구에서 벗어나 좌굴후 거동(postbuckling behavior)으로 관심이 모아지고 있다. 일반적으로 고등 복합적층 구조물에서는 적층각과 적층순서에 따라 유효강성(effective modulus), 강도 등이 달라질 뿐 아니라 좌굴 및 좌굴후 거동도 많이 달라지게 된다. 심지어 0도층이 많이 존재할 경우, 좌굴후 최고 지지하중이 초기 좌굴하중 보다 훨씬 더 크게 나타나는 경우도 있다[8]. 따라서 복합적층 판넬의 경우, 보다 효율적인 설계를 위해서는 반드시 좌굴후 거동연구가 있어야 함을 알 수 있다. 그러나 축하중을 받는 셀의 경우 작은 곡률하에서도 평형경로상에 날카롭게 변하는 극한점이 존재하게 되어 이론적 해석이 어려워지게 되므로 지금까지의 셀의 좌굴후 거동연구는 거의 실험에 의존할 수 밖에 없었고 그나마도 미미한 형편이다.

따라서 본 연구에서는 대칭 적층 $[0/\pm\theta/90]_s$ 을 가진 원통형 판넬에 대해 적층각과 판넬폭의 변화에 따른 좌굴 및 좌굴후 거동, 좌굴하중 회복특성의 변화를 실험적으로 연구하고, 선형 및 비선형 유한요소 해석을 실시하여 실험에 의한 결과와 비교 분석해 보고자 한다.

2. 실험

2.1. 시편 제작 및 가공

실험에 사용된 모든 시편은 (주)한국 카아본에서 생산한 탄소소섬유/에폭시수지(Graphite/Epoxy) 프리프레그(prepreg)를 이용해 제작되었다. 시편의 제작과 가공을 위한 대략적 과정은 다음과 같다.

판넬-오토클레이브(Panel autoclave)에서 곡률이 있는 판넬을 제작하기 위해서, 먼저 그림 1과 같은 강 몰드(steel mold)와 알루미늄 덮개(aluminum cover)를 제작한다. 몰드가 준비되면 프리프레그를 원하는 크기와 각도로 자른다. 이물질의 제거를 위해 아세톤으로 몰드를 깨끗이 닦아내고 성형(curing) 후에 분리를 쉽게 하기 위해 무공 테프론 필름(nonporous teflon film)을 몰드 위에 놓는다. 시편이 얇을 경우, 레진(resin) 흡수용 재료인 블리더(bleeder)를 사용하면 두께에 비해 초기결합이 너무 큰 비중을 차지하게 되므로 블리더 대신 필 플라이(peel ply)를 여러장 사용하여 블리더의 역할을 감당하게 한다. 필 플라이 위에 다시 무공 테프론 필름을 덮고 그 위를 0.25mm 두께의 알루미늄 덮개로 덮어준다. 알루미늄 덮개는 성형중 압력을 판넬에 고루 전달시켜 시편의 초기결합을 줄여주게 된다.

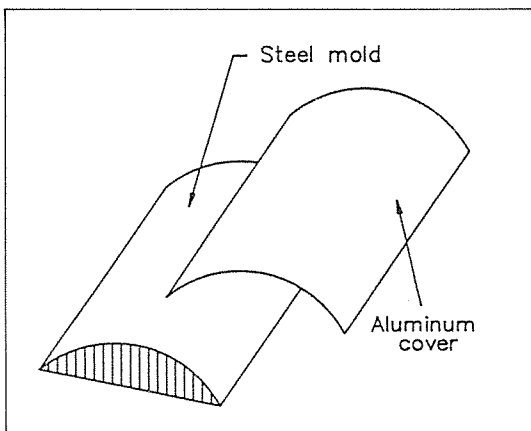


Fig. 1 Steel mold and aluminum cover.

성형중 판넬형상의 유지를 위해서는 코르크 댐(dam)을 사용한다. 성형중 실리콘 러버(silicon rubber)의 아래쪽 공간의 완전한 진공상태 유지를 위해 브리더(breather)를 전체적으로 덮어준다. 이와 같은 준비가 완료된 상태가 그림 2에 나타나 있다. 이상의 준비가 끝나면 그림 3에 제시된 성형 싸이클(curing cycle)에 따라 온도와 압력을 가하여 완성된 형태의 원통형 판넬을 얻는다. 제작된 시편의 단면을 살펴보기 위해 시편의 일부를 잘라내어 알루미늄 분말로 연마한 후 확대경으로 촬영한 결과 양호한 단면 상태를 확인할 수 있었다.

원하는 크기의 시편을 얻기 위해서는 다이아몬드 휠 커터로 자른 후 사포(sand paper)와 줄로 가공하였고 완성된 시편의 실제 치수(dimension)는 표 1에 주어져 있다.

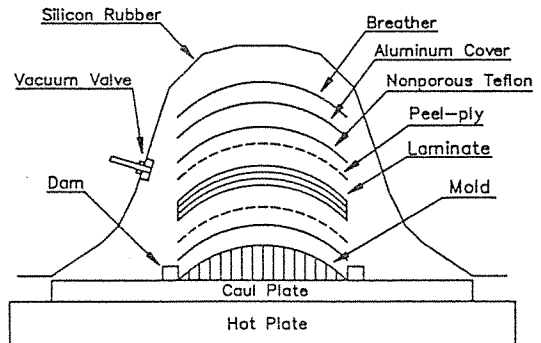


Fig. 2 Panel autoclave curing set-up for cylindrical panel.

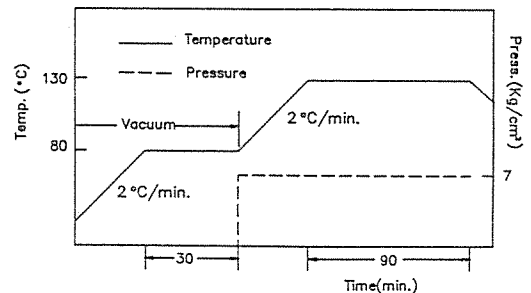


Fig. 3 Panel autoclave cure cycle for HFG graphite/epoxy composite.

Table 1. Specimen type and dimension

Type	Sequence	d/L	\bar{t} (mm)	\bar{L} (mm)
OA	[0 _s /90]s	1.047	0.89	150.3
OB	"	"	0.89	149.0
OC	"	"	0.89	149.0
30A	[0/±30/90]s	"	0.90	150.1
45A	[0/±45/90]s	"	0.88	150.0
45B	"	"	0.88	149.7
45C	"	"	0.89	149.2
45D	"	"	0.92	150.1
0.262A	[0/±60/90]s	0.262	0.89	150.0
0.262B	"	"	0.90	150.1
0.262C	"	"	0.88	150.2
0.524A	"	0.524	0.91	149.8
0.524B	"	"	0.92	149.6
0.524C	"	"	0.91	149.6
60A(1.047A)	"	1.047	0.90	150.4
60B(1.047B)	"	"	0.93	149.4
60C(1.047C)	"	"	0.90	149.0
90A	[0/90 _s]s	"	0.92	149.2
90B	"	"	0.90	149.4
90C	"	"	0.89	149.7

2. 2. 실험 장치

실험과 해석에 사용되는 경계조건들은 그림 4에 주어져 있는 것과 같이, 하중을 받는 곡선경계에서는 고정지지이고, 직선경계에서는 원주방향 변위를 구속하는 단순지지(SS3)이다. 이러한 경계조건하에서의 원통형 판넬의 좌굴실험을 위하여 그림 5와 같은 단순지지용 옆 지지대(side support)와 그림 6과 같은 고정지지를 위한 고정지지대인 위판과 아래판(top plate, base plate)을 제작하여 그림 7에서와 같이 인스트론(INSTRON, 모델 1350)에 장착한다.

본 실험에 사용된 고정지지대는, 하나의 지지대로 판넬폭이 다른 여러개의 시편에 대한 좌굴실험을 행할 수 있도록 제작되었다. 또 시편의 두께가 변하더라도 석고를 녹여붙는 등의 불편함 없이 곡선경계부분의 고정지지 조건을 만족시켜 줄수 있다. 직선경계에서는 옆 지지대의 끝단(knife-edge)에 의해

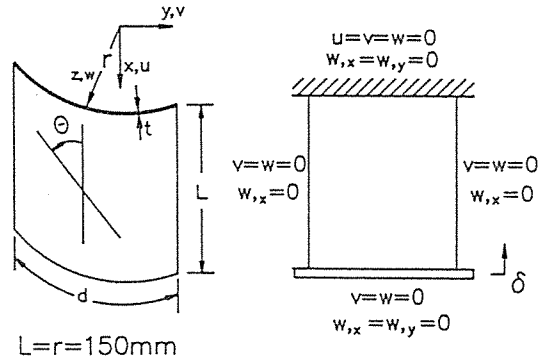


Fig. 4 Specimen geometry and boundary conditions.

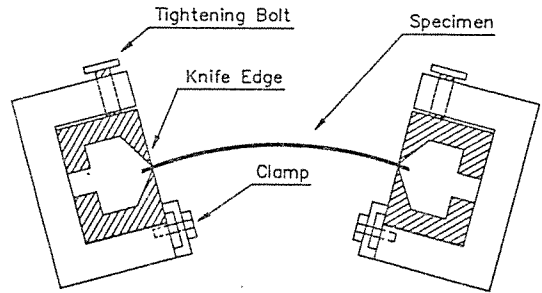


Fig. 5 Top view of side-supports with specimen installed.

단순지지 조건을 만족시키게 된다. 그림 5에서 보이는 바와 같이 클램프(clamp)는 옆 지지대의 끝단이 요동하는 것을 방지하게 되고, 조임나사(tightening bolt)의 조정에 의해 원주방향 변위의 구속 여부를 결정한다. 실험중 인스트론에서 나오는 하중과 변위 데이터의 처리를 위해서는 아날로그-디지털 변환기(A/D converter), PC(personal computer), X-Y 기록계 등을 사용한다.

2. 3. 실험방법

먼저 인스트론의 모든 계기들을 실험에 맞게 조정 한 후에 아날로그-디지털 변환기, PC, X-Y 기록계 등을 연결한다. 준비가 완료되면 위판과 아래판을 인스트론에 장착한다. 위판과 아래판을 장착한 상태

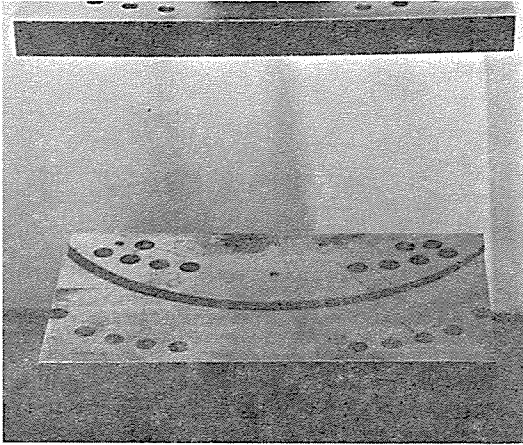


Fig. 6 Fixture for fixed boundary condition at curved edge.

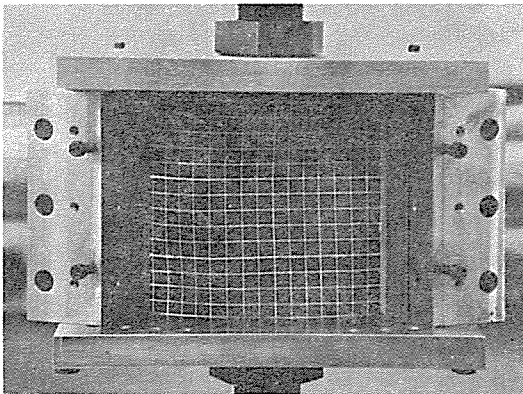


Fig. 7 Set-up of fixtures for buckling test of cylindrical panel.

에서 시편의 곡선경계 부분의 가공상태를 점검하고 시편과 고정지지대 사이에 틈이 없도록 가공한다. 시편의 가공이 완료되면 시편을 위판과 아래판에 물리고 나사를 죄어서 고정지지 조건을 만족시킨다. 시편 장착시, 가장 주의해야 할 사항은 시편의 종축과 하중방향을 정확히 일치시키는 것이다. 시편의 종축과 하중방향의 불일치는 곡선경계 주위로의 굽힘 모멘트를 유발하여 결과적으로 좌굴하중을 감소시키는 중요한 원인이 된다. 시편의 장착이 끝나면 옆 지지대를 아래판에 고정시킨 후에 클램프로 옆 지지대 끝단의 요동을 막고, 토오크 렌치를 사용해

네개의 조임나사를 같은 힘으로 죄어서 단순지지 조건을 만족시킨다.

하중은 곡선경계에서 균일변위(uniform displacement)로, 분당 1mm의 속도로 가한다. 인스트론에서 나오는 하중과 변위의 데이터는 아날로그-디지털 변환기를 통해 PC에 저장하고 동시에 X-Y 기록계로 하중-변위곡선을 그린다. 스톱-쓰루 직후에 하중을 정지시킨 상태에서 좌굴 모우드를 관찰할 수 있으며, 만약 좌굴후 거동을 살펴보고자 할 때는 하중을 복원하여 파손이 발생할 때까지 계속 가하고, 하중 회복도를 측정하기 위해서는 하중을 완전히 제거한 후에 처음부터 다시 가한다.

3. 유한요소 해석

실험에 의한 좌굴거동을 이론적 해석에 의한 결과와 비교해 보기 위하여 비선형 유한요소 프로그램, JSHELL 과 범용의 유한요소 프로그램인 ANSYS 를 이용하여 유한요소 해석을 수행하였다. 두 경우 모두, 사용된 요소는 5개의 절점 자유도를 갖는 8절점 degenerated 셀 요소이다. 이 요소에서는 변형

Table 2. Engineering constants of HFG graphite/epoxy composite

E_{11}	130 (GPa)
$E_{22}=E_{33}$	10.0 (GPa)
$G_{12}=G_{13}$	4.85 (GPa)
G_{23}	3.62 (GPa)
$\nu_{12}=\nu_{13}$	0.31
ν_{23}	0.52

Table 3. Finite element mesh divisions for each panel width

d/L	0.262	0.524	1.047
Mesh Division*	3x10	5x10	10x10

* : Number of lateral elements x longitudinal elements

전에 셀 중심면에 수직인 직선은 변형 중에도 직선을 유지한다고 가정되고 두께방향의 수직응력은 무시된다. 좌굴해석을 위해 사용된 재료상수들은 실험에 의해 구하였고, 그 결과가 표 2에 주어져 있다. 각 판넬에 대한 유한요소 분할방법은 표 3과 그림 8에 주어진 것과 같다.

좌굴하중에 대한 초기결합의 영향을 살펴보기 위해, 본 연구에서는 좌굴하중에 가장 치명적인 영향을 미치는 형태, 즉 완전한 판넬의 좌굴 모우드를 초기결합의 형태로 가정하여 해석을 수행하였다. 유한요소 프로그램에서 초기결합을 고려하는 방법은 다음과 같다.

먼저 횡방향 변위변수(transverse displacement parameter)를 다음과 같이 정의한다.

$$\mu = \left[\frac{1}{A_T} \int_A \left(\frac{U_R}{t} \right)^2 dA \right]^{\frac{1}{2}} \dots\dots\dots (1)$$

여기서 A_T 는 셀의 전 표면적이고 U_R 은 반경방향 변위성분, t 는 셀의 두께이다. 횡방향 변위변수의 물리적 의미는 고려하는 셀의 표면과 결합이 없는 완전한 셀의 표면과의 차이의 root mean square (RMS) 값이다.

(1)식에서, U_R 대신 좌굴 모우드를 이루는 반경방향 증분변위 ΔU_R^* 를 대입하면 (1)식은 다음과 같이 표현된다.

$$\mu^* = \left[\frac{1}{A_T} \int_A \left(\frac{\Delta U_R^*}{t} \right)^2 dA \right]^{\frac{1}{2}} \dots\dots\dots (2)$$

따라서 임의의 횡방향 변위변수 μ_0 는 μ^* 에 임의의 상수 C 를 곱한 값이 된다.

$$\mu_0 = C\mu^* \dots\dots\dots (3)$$

그러므로 μ_0 의 크기를 갖는 좌굴 모우드 형태의 초기결합을 유한요소 모형에 부여하기 위하여 유한요소 모형의 절점 좌표를 발생시킬 때, 각 절점의 반경을 다음과 같이 $C(\Delta U_R^*)_i$ 만큼 변경시킨다.

$$R_i = R_i^0 + C(\Delta U_R^*)_i, \quad i=1, 2, \dots, \text{total number of nodes} \dots\dots\dots (4)$$

여기서 R_i , R_i^0 는 각각 각 절점에서 초기결합을 갖는

판넬의 반경과 완전한 판넬의 반경이다. 본 연구에서 3%의 초기결합이라고 할 때는 $\mu_0=0.03$ 일 때를 말한다.

4. 결과 및 분석

4.1. 좌굴전 거동

실험이나 비선형 해석의 경우에, 초기 하중단계에서는 판넬은 전체적으로 반경방향으로 불룩하게 팽창한다. 그러나 하중이 임계하중에 가까워지면 판넬들은 적층각이나 판넬 폭에 따라서 형상과 크기가 제각기 다른 변형을 나타내게 된다. 이러한 좌굴전 변형의 차이는 판넬의 좌굴하중이 적층각이나 판넬 폭에 따라 달라지는 중요한 이유가 된다. 그러나 선형해석에서는 좌굴전 변형을 무시할 만큼 작다고 가정해 버리기 때문에 각 판넬들의 좌굴전 변형의 차이를 고려하지 못하게 되고, 결과적으로 적층각이나 판넬 폭의 변화가 좌굴하중에 미치는 영향을 제대로 반영해 줄 수 없게 된다.

몇몇 시편의 경우 초기 하중단계에서 하중-변위곡선이 비선형으로 나타나는 것을 볼 수 있었는데, 이것은 곡선경계에서의 시편가공이 완벽하지 못하여 하중이 시편의 균일하게 가해지지 못하였기 때문이다. 이것은 실험에서 부분 좌굴을 일으키는 원인이 되며 결과적으로는 좌굴하중을 감소시키는 한 요인이 된다.

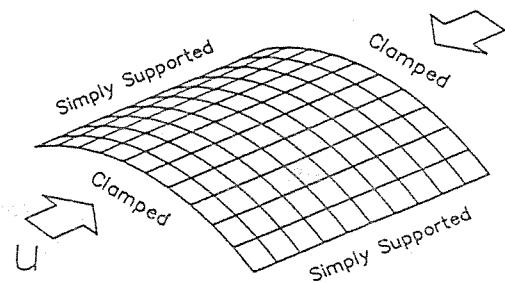


Fig. 8 Finite element model of a panel, $d/L = 1.047$.

4. 2. 적층각과 판넬폭이 좌굴응력에 미치는 영향

그림 9에서 볼수 있는 바와 같이 최고 좌굴응력은 $\theta=45$ 도 근처에서 나타나고 60, 30, 90, 0도의 순서로 낮아지는 것을 알수 있다. 선형해석의 결과에서는 최고 좌굴응력이 $\theta=60$ 도에서 나타나지만 전체적 경향은 실험 및 비선형 해석에 의한 결과와 잘 일치한다. 정량적으로는 실험에 의한 좌굴응력은, 3%의 초기결함이 있는 판넬의 비선형 좌굴응력과 거의 같게 나타난다. 만약 판넬폭, d/L 이 1이하가 되면 비선형 해석에서도 $\theta=60$ 도에서 좌굴응력이 가장

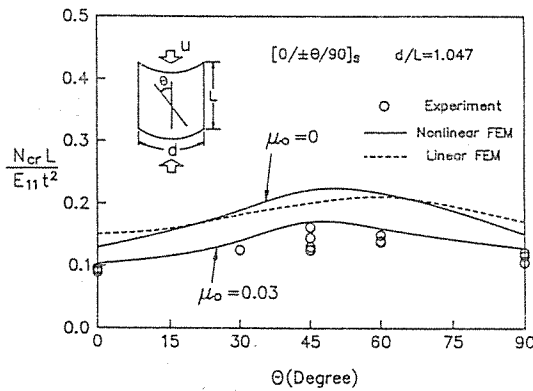


Fig. 9 Buckling stresses for various fiber angles.

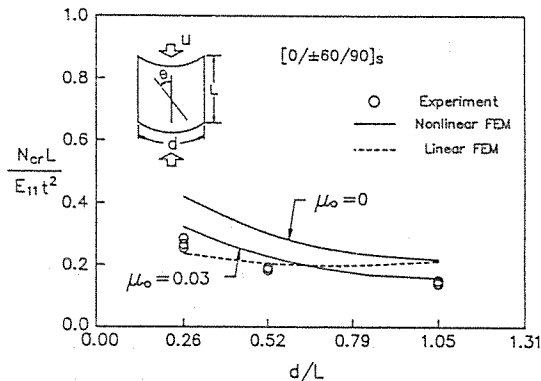


Fig. 10 Buckling stresses for various panel widths.

크게 나타나는 것으로 알려져 있는데[2], 지금까지의 좌굴해석에서는 $\theta=60$ 도인 경우에 대한 연구가 많이 이루어지지 않았음을 생각해 볼때, 보다 다양한 적층각에 대한 좌굴거동의 해석이 필요함을 알수 있다.

그림 10은 $\theta=60$ 도일 때 판넬폭의 변화가 좌굴응력에 미치는 영향을 나타낸 것이다. 비선형 유한요소 해석결과를 보면 판넬폭에 커짐에 따라 좌굴응력이 급격히 감소하다가 점점 일정하게 된다. 이것은 판넬폭이 작을수록 직선경계에서의 구속의 영향을 더 많이 받다가 판넬폭이 커져감에 따라 구속조건이 줄어들기 때문이다. 판넬폭이 작아질수록, 실험에 의한 좌굴응력과 유한요소해석 결과와의 차이가 커지는 것은 판넬폭이 작은 시편일수록 시편의 종축과 하중선의 불일치, 직선경계 조건의 불완전 등과 같은 실험상의 결함에 대해 더 민감하기 때문이다. 또한 d/L 이 0.262인 판넬에서는 좌굴이 발생하기 전에 먼저 부분적인 파손(local failure) 현상이 나타나는 경우도 있었는데 이것 역시 판넬의 좌굴응력 및 강도를 저하시키는 요인이 된다. 그러나 선형해석의 경우에는 좌굴응력이 판넬폭에 거의 무관하게 나타남을 볼수 있다.

그림 9와 10에 제시된 결과를 종합해 보면, 비선형 해석결과는 적층각이나 판넬폭의 변화에 민감한 반면, 선형해석의 결과는 상대적으로 덜 민감하게 나타난다. 이것은, 실제 시편은 적층각이나 판넬폭의 변화에 따라 좌굴전 변형의 모양이나 크기가 다르고, 이에 따라 좌굴응력도 달라지게 되는데 반해, 선형해석에서는 좌굴전 변형을, 모든 경우에 대해 매우 작다고 가정해 버리기 때문에 각 판넬들간의 좌굴전 변형의 차이를 고려하지 못하여 나타나는 현상으로 생각된다. 이로 미루어 볼때 원통형 판넬의 좌굴거동 해석을 위해서는 반드시 좌굴전 변형을 충실히 고려한 비선형 해석이 수행되어야 함을 알수 있다.

4. 3. 하중 회복도

일단 좌굴이 발생한 판넬에 대해 좌굴 직후에 하중을 완전히 제거한 다음 처음부터 다시 하중을 가하였을 때, 좌굴하중이 회복되는 정도를 하중회복도

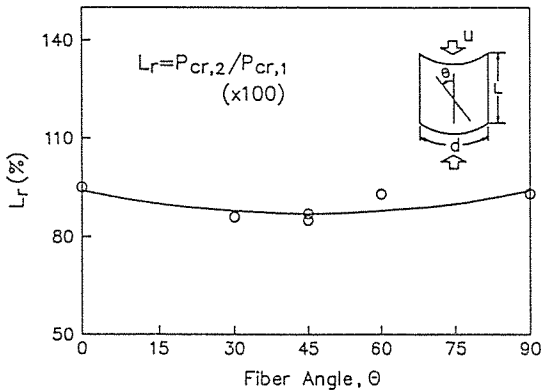


Fig. 11 Rates of load recovery for various fiber angles.

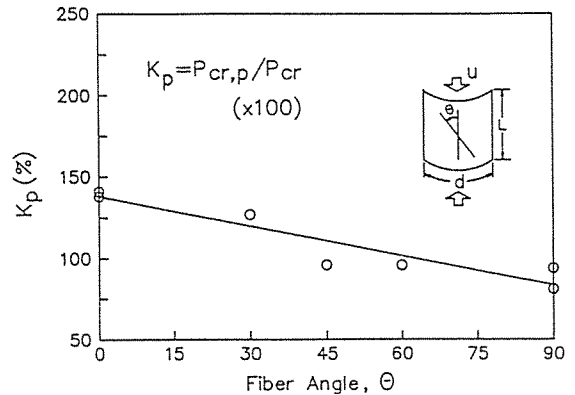


Fig. 13 Postbuckling constants for various fiber angles.

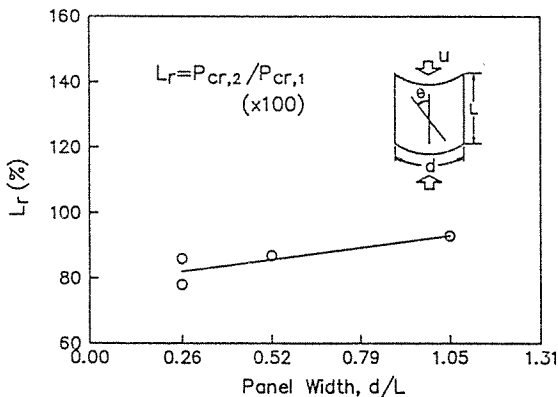


Fig. 12 Rates of load recovery for various panel widths.

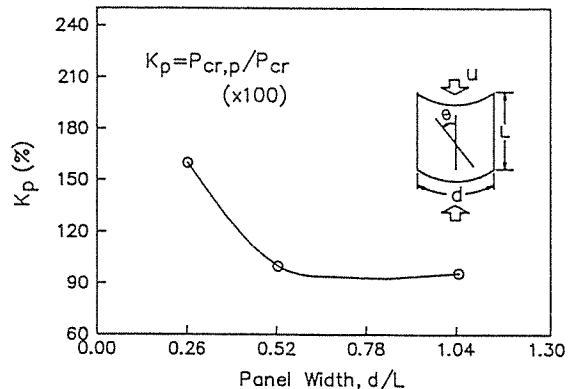


Fig. 14 Postbuckling constants for various panel widths.

(the rate of load recovery)라고 하며, 첫번째 하중(loading)에서의 좌굴하중에 대한 두번째 하중에서 좌굴하중의 비로서 정의된다. 하중 회복도는 층간분리나 균열과 같은 시편 내부의 손상의 정도에 의해 결정되게 된다. 그림 11과 그림 12에서 볼수 있듯이 복합적층 판넬의 하중 회복도는 83-95%로써 매우 뛰어나다. 적층각에 따라서는 $\theta=0$ 도일 때, 판넬폭에 따라서는 $d/L=1.047$ 일때 가장 높다. 이 결과는 그림 9와 그림 10의 경향과는 반대의 양상을 보이는 것이다. 일반적으로는 좌굴하중이 클수록 하중 회복도는 떨어지는 경향을 보여준다.

4. 4. 좌굴후 거동

그림 13과 그림 14에 적층각과 판넬 폭에 따른, 각 시편들의 좌굴후 하중상수, K_p 의 분포가 주어져 있다. 그림에서 좌굴후 하중상수, K_p 는 초기 좌굴하중에 대한 좌굴후 최고 지지하중의 비로서 정의된다. 좌굴후 하중상수는, 적층각에 따라서는 $\theta=0$ 도일 때, 판넬 폭에 따라서는 $d/L=0.262$ 일 때 가장 높게 나타난다. 전체적으로는 원통형 판넬의 좌굴후 거동 특성은 0도층이 많거나 판넬폭이 작을수록 뛰어난 것을 알수 있다. 적층 판넬에서 0도층이 많아지면

굽힘 강성, D_{11} 이 커지게 된다. D_{11} 의 물리적 의미는 단위 곡률, κ_{11} 을 발생시키기 위한 굽힘 모멘트, M_{11} 의 값이다. 이 사실로 미루어 볼때, 좌굴후에 판넬에 가해지는 주된 하중형태는 곡선경계 주위로의 굽힘 모멘트, M_{11} 임을 알수 있다.

또한 판넬 폭이 작아질수록 좌굴후 하중상수가 커지는 것은 주로 직선경계에서의 구속조건의 영향 때문으로 생각된다. 또한 직선경계에서의 구속조건은 실제로는 보강재에 의해 실현되는 것이므로, 판넬에서 보강재를 추가했을 경우, 초기 좌굴하중이 높아지는 효과 뿐만 아니라 좌굴후 지지하중도 크게 향상되는 것을 알수 있다.

4.5. 시편의 파손

육안에 의한 관찰이 가능한 대부분의 파손은 좌굴후에 발생하였지만, 판넬폭이 작은 시편의 경우에는 좌굴전에도 부분적으로 파손이 발생하는 수가 있었다. 일반적으로 파손의 대부분은 최외층인 0도층의 층간분리의 형태로 나타나 다시 부분좌굴, 섬유간의 찢어짐으로 진전하였다. 그림 15에 나타난 것과 같이 파손은 주로 직선경계 혹은 곡선경계, 즉 외로부터의 구속이 가해지는 곳의 근처에서 발생하였다.

파손의 주된 형태를 살펴볼 때, 축하중 하의 셀 구조물의 가장 치명적인 손상의 형태는 층간분리라고 볼수 있으며, 따라서 좌굴후 손상해석을 위해서는 층간분리에 대한 연구가 병행되어야 함을 알수 있다.

또한 본 실험에서와 같이 직선경계에서의 조건이 접선방향 변위를 구속하는 단순지지일 경우에는 시편을 죄는 옆 지지대의 끝단에 의해 시편의 파손이 발생하는 경우가 많으므로 끝단을 죄는 강도를 적절히 조절하는 작업이 중요하다. 만약 너무 강하게 쥘 경우에는 시편이 상하게 되고 너무 약하게 조이게 되면 하중을 가하는 중에 직선경계에서 시편이 접선방향으로 미끌어지게 된다.

4.6. 좌굴 모드

실험에서의 좌굴 모우드는 직선경계에서의 경계조건이나 시편의 초기결합, 하중의 분포상태 등에 매우 민감하기 때문에, 일반적으로 이론적 해석결과와 정확히 일치하는 좌굴 모우드를 실험에서 얻는 것은 대단히 어려운 것으로 알려져 있다. 그림 16에 몇가지 경우에 대한 비선형 해석에 의한 좌굴 모우드가 제시되어 있다. 실험의 결과에 의하면, 좌굴 모우드가 단순한 $[0_s/90]_s$ 판넬의 경우에는 실험과 해

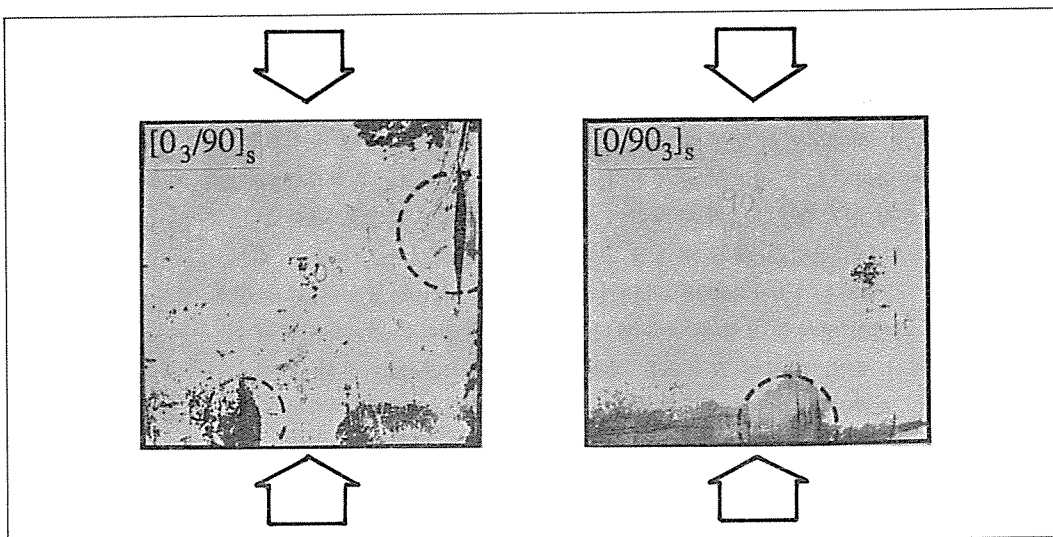


Fig. 15 Typical failure patterns of cylindrical panels-fiber splitting induced by delamination in the dashed circle.

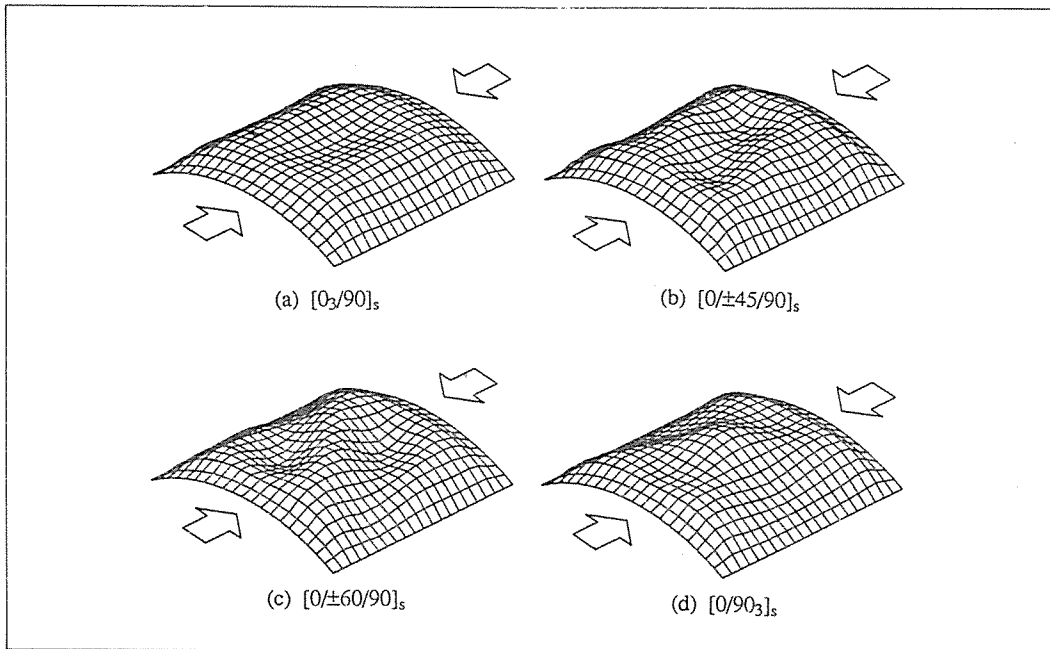


Fig. 16 Three-dimensional plots of the buckling mode shapes, $d/L=1.047$.

석에 의한 결과가 비교적 잘 일치하였으나 $[0/90_3]_s$ 적층과 같이 모우드가 복잡한 판넬에서는 두 결과의 차이가 심해지면서, 실험에 의한 모우드가 해석에 의한 결과에 비해 훨씬 단순해지는 것을 볼 수 있었다. 이것은, 해석에서는 좌굴 직후 즉 스넵-쓰루 후의 판넬의 형상을 취한 것이기 때문에 스넵-쓰루를 통하여 판넬의 안쪽으로 오목하게 들어간 부분이 이웃한 다른 부분까지 확대되면서 판넬의 형상은 단순화시키기 때문에 나타나는 현상으로 생각된다.

또한 굽힘-비틀림 연계강성 D_{16} 가 존재하지 않는 $[0_3/90]_s$ 이나 $[0/90_3]_s$ 판넬은 대칭 변형을 보이지만, 연계강성이 존재하는 $[0/±45/90]_s$ 이나 $[0/±60/90]_s$ 판넬은 비대칭 변형을 보임을 알 수 있다. 좌굴하중의 관점에서 보면, 대칭인 모우드를 갖는 판넬 보다는 비대칭 모우드를 갖는 판넬, 즉 어느 정도의 굽힘-비틀림 연계강성을 갖는 판넬이 보다 높은 좌굴하중을 가짐을 알 수 있다. 그러나 최적의 연계강성의 크기는 판넬 폭과 경계조건에 따라 달라지게 된다.

5. 결 론

대칭 적층 $[0/±\theta/90]_s$ 을 가진 원통형 복합적층 판넬에 대해 다양한 적층각, 판넬폭, 초기결함 등을 사용하여 실험과 유한요소 해석을 실시하였다. 또한 좌굴후 거동, 하중 회복도, 파손특성 등을 실험에 의해 연구하였다. 적층각과 판넬폭에 따른 좌굴하중의 분포는 비선형 유한요소 해석에 의한 결과와 잘 일치하였고, 복합적층 판넬의 하중회복 특성은 매우 뛰어난 것으로 나타났다. 본 연구를 통하여 내릴 수 있는 결론은 다음과 같다.

1. $[0/±\theta/90]_s$ 의 적층을 갖는 판넬에서 최고 좌굴응력은 $\theta=45$ 도에서 나타나며 60, 30, 90, 0도의 순으로 낮아진다.

2. 판넬폭이 작을수록 좌굴응력은 높아진다.

3. 실험적 좌굴하중이 이론치 보다 낮게 나타나는 원인은, 판넬폭이 클 경우에는, 곡선경계에서의 하중의 불균일과 시편의 초기결함 등으로 볼 수 있고, 판넬폭이 작을 경우에는 시편의 종축과 하중선의 불일치, 직선경계에서의 구속조건의 불완전함,

시편의 좌굴전 파손 등을 들 수 있다.

4. 선형과 비선형 좌굴해석 결과를 비교해 볼 때, 축하중하의 원통형 판넬에서는 좌굴전 변형을 충실히 고려하는 비선형 해석이 수행되어야 함을 알 수 있다.

5. 좌굴응력이 높을수록 좌굴하중 회복도는 떨어진다.

6. 0도층이 많거나 판넬 폭이 작을수록 좌굴후 거동특성이 뛰어나다.

7. 시편의 주된 파손형태는 주 하중지지층(0도층)의 층간분리와 이로 인한 부분좌굴이며, 따라서 원통형 판넬의 좌굴후 거동의 연구를 위해서는 층간분리에 대한 연구가 병행되어야 함을 알 수 있다.

참고문헌

1. S.P. Timoshenko and J.M. Gere, *Theory of Elastic Stability*, 2nd ed., McGraw-Hill, New York, 1961.
2. S.M. Jun and C.S. Hong, "Buckling Behavior of Laminated Composite Cylindrical Panels under Axial Compression," *Computers and Structures*, Vol. 29, No. 3, 1988, pp.479-490.
3. D. Bushnell, "Buckling of Shells-Pitfall for Designers," *AIAA J.*, Vol. 19, No. 9, 1981, pp. 1183-1226.
4. M.L. Becker, A.N. Palazotto and N.S. Khot, "Instability of Composite Panels," *J. Aircraft*, Vol. 18, No. 9, 1981, pp.739-743.
5. M.L. Becker, A.N. Palazotto and N.S. Khot, "Experimental Investigation of The Instability of Composite Cylindrical Panels," *Experimental Mech.*, Vol. 22, No. 10, 1982, pp. 372-376.
6. J. Arbocz and C.D. Babcock, Jr., "The Effect of General Imperfections on The Buckling of Cylindrical Shells," *J. Appl. Mech.*, Vol. 36, No. 1, 1969, pp.28-38.
7. C.S. Hong and S.M. Jun, "Buckling Behavior of Laminated Composite Cylindrical Panel with Initial Imperfections," *Recent Develop-*

ments in Buckling of Structures ed. by D. Hui et al., ASME, 1989.

8. J.H. Kweon, "Experimental and Analytical Buckling Behavior of Composite Laminated Cylindrical Panel," M.S. Thesis KAIST, 1989.

9. L.H. Rehfield and W.L. Hallauer Jr., "Edge Restraint Effect on Buckling of Compressed Curved Panels," *AIAA J.*, Vol. 6, No. 1, 1968, pp. 187-189.

10. B.O. Almorh, "Influence of Edge Conditions on The Stability of Axially Compressed Cylindrical Shells," *AIAA J.*, Vol. 4, No. 1, 1966, pp.134-140.

11. W.T. Koiter, "Buckling and Postbuckling Behavior of A Cylindrical Panel under Axial Compression," Report S. 476, May, 1956, National Aeronautical Research Institute, Amsterdam.

12. B.P.C. Ho and S. Cheng, "Some Problems in Stability of Heterogeneous Aeolotropic Cylindrical Shells under Combined Loading," *AIAA J.*, Vol. 1, No. 7, 1963, pp.1603-1607.

13. D.J. Wilkins, "Compression Buckling Tests of Laminated Graphite-Epoxy Curved Panels," *AIAA J.*, Vol. 13, No. 4, 1975, pp.465-470.

14. N.R. Bauld, Jr. and N.S. Khot, "Numerical and Experimental Investigations of The Buckling Behavior of Composite Panels," *Computers and Structures*, Vol. 15, No. 4, 1982, pp.393-403.

15. N.S. Khot and N.R. Bauld, Jr., "Further Comparison of The Numerical and Experimental Buckling Behaviors of Composite Panels," *Computers and Structures*, Vol. 17, No. 1, 1983, pp.61-68.

16. M.B. Snell and N.T. Morley, "The Compression Buckling Behavior of Highly Curved Panels of Carbon Fibre Reinforced Plastic," *ICCM-V*, 1985, pp.1327-1354.

17. N.F. Knight, Jr., J.H. Starnes, Jr. and W. A. Waters, Jr., "Postbuckling Behavior of Selected Graphite-Epoxy Cylindrical Panels

Loaded in Axial Compression," AIAA paper 86-0881 presented at the AIAA/ASME/AHS 27th Structures, Structural Dynamics and Material

Conference, San Antonio, Texas, May 19-21, 1986.
