

비드와 원공을 갖는 복합재 평판의 전단 좌굴 실험에 관한 연구

An Experimental Study on the Shear Buckling of a Composite Plate with Bead and Hole

임 호 식* 김 주 언** 황 정 선***
Lim Hyosik, Kim Jueon, Hwang Jungsun

ABSTRACT

Buckling behavior was studied for the square plate with bead and hole under shear load. Plates were made to examine the effect of bead and hole to the material, aluminum and composite, the effect of flange angle, bead height and bead radius of curvature. There was little difference between buckling loads obtained by the experiment and Rayleigh-Ritz method to the plate. Buckling load could be increased highly when stress concentration to the hole was dispersed effectively using flange. A well-designed plate using bead and flange showed 3 times as much as stiffness to the plate without bead and flange.

주요기술용어 : stress concentration(응력 집중), shear buckling(전단좌굴), radius of curvature(곡률반경), stiffness(강성도)

1. 서 론

섬유강화 복합재료는 높은 비강성(specific stiffness)과 비강도(specific strength) 등 우수한 기계적 성질을 얻을 수 있고 이방성 재료의 특성을 이용해 설계자의 요구조건에 적합한 구조요소를 설계·제작 할 수 있다는 장점 때문에 최근 항공우주, 자동차 분야 등에 널리 사용되고 있는 첨단 신소재이다. 구조용 재료로서 요구되는 특성중 가장 중요한 것은 좌굴 강도이다. 이상적인 분기좌굴 및 여타의 좌굴에 관한

특성을 살펴볼 때 좌굴 하중(buckling load) 이상의 하중이 가해질 때 구조물은 더 이상의 하중 증가 없이도 급격한 변형으로 인해 치명적인 영향을 받을 수 있다. 항공기뿐 아니라 조선이나 자동차 분야에서도 원공이 있는 평판은 무게 감소나 연료선, 전기선을 통과시키기 위해 많이 사용되는 부재이다. 그러나 평판중의 원공은 기하학적 불연속으로 인해 강성(stiffness)과 강도(strength) 저하를 가져오고 이로 인한 응력 집중과 좌굴 하중의 감소를 가져온다. 이러한 유공 평판에 무게 증가 없이 좌굴 하중을 증가시키기 위해 사용되는 방법이 비드(bead)를 이용하는 것이다. 등방성 재료에 비드를 주는 것은 이미 설계 자료로 발간되어 설계시 이용되고 있다.⁽¹⁾ 그러나 복

* 군사과학대학원 항공우주공학과 석사과정

** 공군사관학교 항공공학과 조교수

*** 공군사관학교 기계공학과 부교수

합재에 대해선 아직 이러한 분야의 연구가 이루어지지 않고 있다. 현재까지 복합재 평판의 좌굴에 관한 연구는 다음과 같다.

Hirano⁽²⁾는 수학적 최적화 기법을 적용하여 n층 복합재 평판의 최고 전단 좌굴 응력을 위한 섬유각을 결정하였다. 그의 연구에서 $E_1/E_2=10$, $\nu=0.3$ 인 Boron/Epoxy 평판을 사용할 경우 형상비 $a/b=1$ 일때 45도, $a/b=1.5$ 일때 55도가 전단 좌굴에 가장 강한 것으로 나타났다. Jones⁽³⁾는 비대칭 직교 적층 평판에 대한 좌굴, 진동 연구를 하였다. 그의 연구에 의하면 비대칭 평판은 적층수를 늘리면 이방성이 현저히 줄지만 비대칭 적층에서는 그 효과가 약하고 100층까지 적층 결과를 보았을 때 B_x 항을 무시한 계산결과와 차이가 큰 것을 보였다. 이방성이 좌굴에 주는 영향을 해석한 논문으로 Jensen⁽⁴⁾은 각 경계조건에서 일방향 압축 하중시 인장-굽힘 연성이 좌굴에 심각한 영향을 주며 비대칭 복합재는 하중 초기 단계부터 면외 변위가 있기 때문에 선형 해석보다는 비선형 해석이 효과적임을 밝혔다. 또한 1988년에 발표한 논문⁽⁵⁾을 통해 연성이 있는 비대칭과 비대칭 평판에 Rayleigh-Ritz 선형 이론을 통해 좌굴 하중을 구하고 비선형 영역으로 확장하여 좌굴후 거동을 해석하였으며 실험을 통해 축방향 굽힘 강성이 적을 때 국부적인 불안정성으로 인해 좌굴후 영역에서 순간적인 좌굴 모드(mode)변화가 있음을 확인하였다.

최근에는 항공기 설계시 경량화를 위해 부분적인 좌굴을 허용한다. 항공기 설계시 좌굴을 허용하기 위해서는 좌굴후 영역에 대한 연구가 필요하다. 이러한 연구로, 공철원⁽⁶⁾은 원공이 있는 평판에 압축 하중을 가할 때의 좌굴 및 좌굴후 거동(postbuckling behavior)을 해석하였고 좌굴 하중에 비해 좌굴 강도, 좌굴후 거동이 큰 범위를 차지함을 실험과 해석을 통해 보였으며 Jensen⁽⁵⁾의 연구에서 나타난 급격한 모드 변화를 확인하였다.

본 연구는 $[(\pm 45)_2]_s$ 적층각을 갖는 복합재 평판을 플랜지 각도, 비드 높이, 비드 곡률 반경을 변화시켜 제작했고, 전단 하중이 작용될 때 좌굴 하중 변화를 관찰했다.

2. 실험개요

본 실험에 사용된 소재는 한국 화이버에서 만든 Glass/Epoxy fabric, HFG-1581이다. 적층각은 모든 시편이 $[(\pm 45)_2]_s$ 이다. 시편의 물성치는 실험에 의해 구했으며 표 1과 같다. 실험에 사용된 기본 형상은 AL-2024 T3로 비드를 이용해서 좌굴 하중 증가에 관해 연구한 이 철주⁽⁷⁾의 논문에서 강성도가 가장 크게 증가한 비드 높이 12, R106.3을 기준 하였고, 플랜지(flange) 각도는 알루미늄의 설계 기준인 65도를 기본으로 하였다. 실험시 시편 치수는 전체 크기에서 치구 폭 만큼을 제한 444.5×444.5 이고, 비드와 플랜지 각도는 Boeing design manual을 기초하여 구한 값이다. 이 때 비드는 강성도 증가를 위해 시편 중앙에 만들어 주고, 플랜지는 원공에 집중되는 응력을 완화시키기 위해 원공 끝에 각도를 주어 접어준 것이다. 실험에 사용된 시편은 표 2와 같이 4개의 범주로 나뉘어 지고, 재질/형상에 따른 비드와 원공의 효과,

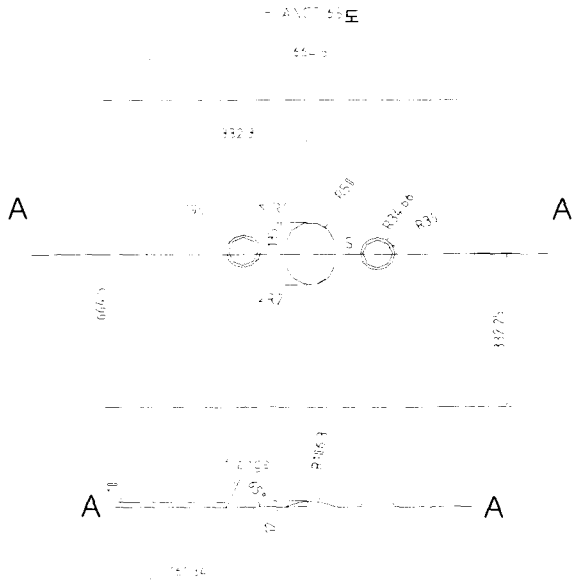
[표 1] 시편 물성치

E_L (GPa)	E_T (GPa)	G_{LT} (GPa)	ν_{LT}	ν_{TL}	t(mm)
20.7	20	3	0.12	0.116	0.28

[표 2] 실험 범주별 시편 구분

구분	시편
재질/형상	AL-P, AL-B, Plate, Bead, Bead & Hole
플랜지	Bead & Hole, 45, 55, 65, 75
비드	Plate, Bead, H12, H15, H20
곡률반경	R100, R106.3, R110

플랜지 각도 변화에 의한 효과, 비드 높이 및 곡률 반경 변화에 의한 효과를 알아보기 위해 표 3과 같이



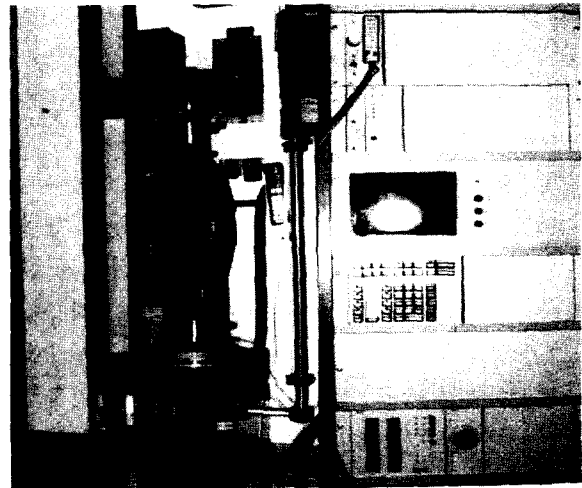
(그림 1) 기본 형상

(표 3) 시편 구분/치수

구분	형상비 (a×b)	비드 높이(mm)	플랜지 각도(deg)	곡률반경 (mm)
AL-P	444.5 × 444.5	·	·	·
AL-B		9	·	106.3
Plate		·	·	·
Bead		12	·	106.3
Bead & Hole		12	·	106.3
45		12	45	106.3
55		12	55	106.3
65		12	65	106.3
75		12	75	106.3
H15		15	65	106.3
H20		20	65	106.3
R100		12	65	100
R110		12	65	110

형상별로 치수를 변화시켜 제작하였다. 시편 명칭은 재질과 변경된 치수를 이용했다. AL-P 시편은 알루미늄 평판, AL-B 시편은 비드가 있는 알루미늄 평판이다. plate 이하의 시편은 복합재로 만든 시편으로 plate는 복합재 평판 시편, Bead는 비드가 있는 복합재 평판 시편, Bead & hole은 비드와 플랜지가 없는 원공을 갖는 시편, 45도에서 75도 시편은 플랜지 각도를 변화시킨 시편이고, H15, 20은 비드 높이 15, 20mm인 시편, R100, R110은 비드 곡률 반경이 100, 110mm인 시편이다.

변형률을 획득하고 좌굴 하중을 판단하기 위해 각 시편마다 CAS에서 제작한 3축과 단축 변형률 게이지를 사용했다. 게이지에서 나오는 신호는 m.m.s에서 만든 System 4000을 이용해 획득/증폭하였고, 1초 간격으로 데이터를 얻었다. System 4000은 컴퓨터와 연동하여 실시간으로 얻어지는 데이터를 그래프화해 볼 수 있고, 실험후 보관된 데이터를 다시 이용할 수 있으며, Excel 파일로 변환시킬 수도 있다. Zwick사에서 제작한 재료시험기를 사용하였고 하중은 200kN 까지 부과할 수 있다. 실험 조건은 재료시험기 내의



(그림 2) 시편이 장착된 재료 시험기

메모리에 저장할 수 있어 매 실험시 동일한 조건에서 수행하였다. 하중은 1.5mm/min 일정 변위 방식으로 가했다. 실험시 하중 부과 속도는 ASTM D3039의 복합재 정적 시험 조건에 따랐다. 경계 조건은 네 변을 각각 12개의 나사를 이용하여 치구로 고정하였고, 변위와 회전을 모두 제한하였기 때문에 고정지지이다. 그림 2는 시편이 결합된 재료 시험기이다.

3. 선형 좌굴 해석

3.1 복합재료 거시역학

복합재 평판은 고전 적층판 이론의 가정에 의해 변형률 성분 중 $\epsilon_x, \epsilon_y, \gamma_{xy}$ 만을 갖고 변형률-변위 관계식을 중립면 변형률과 곡률로 나타내면 다음과 같다.⁽⁸⁾

$$\begin{Bmatrix} \epsilon_x \\ \epsilon_y \\ \gamma_{xy} \end{Bmatrix} = \begin{Bmatrix} \epsilon_x^0 \\ \epsilon_y^0 \\ \gamma_{xy}^0 \end{Bmatrix} + z \begin{Bmatrix} \kappa_x \\ \kappa_y \\ \kappa_{xy} \end{Bmatrix} \quad (1)$$

이 때 중립면의 변형률

$$\begin{Bmatrix} \epsilon_x^0 \\ \epsilon_y^0 \\ \gamma_{xy}^0 \end{Bmatrix} = \begin{Bmatrix} \frac{\partial u_0}{\partial x} \\ \frac{\partial v_0}{\partial y} \\ \frac{\partial u_0}{\partial y} + \frac{\partial v_0}{\partial x} \end{Bmatrix} \quad (2)$$

평판의 곡률은 다음과 같다.

$$\begin{Bmatrix} \kappa_x \\ \kappa_y \\ \kappa_{xy} \end{Bmatrix} = - \begin{Bmatrix} \frac{\partial^2 w_0}{\partial x^2} \\ \frac{\partial^2 w_0}{\partial y^2} \\ 2 \frac{\partial^2 w_0}{\partial x \partial y} \end{Bmatrix} \quad (3)$$

또한 응력-변형률 관계식은 아래와 같다.

$$\begin{Bmatrix} \sigma_x \\ \sigma_y \\ \tau_{xy} \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} \overline{Q_{11}} & \overline{Q_{12}} & \overline{Q_{16}} \\ \overline{Q_{21}} & \overline{Q_{22}} & \overline{Q_{26}} \\ \overline{Q_{61}} & \overline{Q_{62}} & \overline{Q_{66}} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \epsilon_x \\ \epsilon_y \\ \gamma_{xy} \end{Bmatrix} \quad (4)$$

임의의 단층판(k 번째)의 응력은 식 (1)을 윗식에 대입해 얻어진다.

$$\begin{Bmatrix} \sigma_x \\ \sigma_y \\ \tau_{xy} \end{Bmatrix}_k = \begin{bmatrix} \overline{Q_{11}} & \overline{Q_{12}} & \overline{Q_{16}} \\ \overline{Q_{21}} & \overline{Q_{22}} & \overline{Q_{26}} \\ \overline{Q_{61}} & \overline{Q_{62}} & \overline{Q_{66}} \end{bmatrix}_k \begin{Bmatrix} \epsilon_x^0 \\ \epsilon_y^0 \\ \gamma_{xy}^0 \end{Bmatrix} + z \begin{bmatrix} \overline{Q_{11}} & \overline{Q_{12}} & \overline{Q_{16}} \\ \overline{Q_{21}} & \overline{Q_{22}} & \overline{Q_{26}} \\ \overline{Q_{61}} & \overline{Q_{62}} & \overline{Q_{66}} \end{bmatrix}_k \begin{Bmatrix} \kappa_x \\ \kappa_y \\ \kappa_{xy} \end{Bmatrix} \quad (5)$$

응력은 단층판의 각 층마다 틀리므로 두께에 대하여 적분한 결과력(N, M)을 사용한다. 식 (5)를 두께방향으로 적분한후 간략화하면

$$\begin{Bmatrix} N_x \\ N_y \\ N_{xy} \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} A_{11} & A_{12} & A_{16} \\ A_{21} & A_{22} & A_{26} \\ A_{61} & A_{62} & A_{66} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \epsilon_x^0 \\ \epsilon_y^0 \\ \gamma_{xy}^0 \end{Bmatrix} + \begin{bmatrix} B_{11} & B_{12} & B_{16} \\ B_{21} & B_{22} & B_{26} \\ B_{61} & B_{62} & B_{66} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \kappa_x \\ \kappa_y \\ \kappa_{xy} \end{Bmatrix} \quad (6)$$

$$\begin{Bmatrix} M_x \\ M_y \\ M_{xy} \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} B_{11} & B_{12} & B_{16} \\ B_{21} & B_{22} & B_{26} \\ B_{61} & B_{62} & B_{66} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \epsilon_x^0 \\ \epsilon_y^0 \\ \gamma_{xy}^0 \end{Bmatrix} + \begin{bmatrix} D_{11} & D_{12} & D_{16} \\ D_{21} & D_{22} & D_{26} \\ D_{61} & D_{62} & D_{66} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \kappa_x \\ \kappa_y \\ \kappa_{xy} \end{Bmatrix} \quad (7)$$

여기서 A_{ij}, B_{ij}, D_{ij} 는 각각 인장, 연계, 굽힘 강성이다.

$$\begin{aligned}
 A_{ij} &= \sum_{k=1}^n (\overline{Q_{ij}})_k (h_k - h_{k-1}) \\
 B_{ij} &= \frac{1}{2} \sum_{k=1}^n (\overline{Q_{ij}})_k (h_k^2 - h_{k-1}^2) \\
 D_{ij} &= \frac{1}{3} \sum_{k=1}^n (\overline{Q_{ij}})_k (h_k^3 - h_{k-1}^3)
 \end{aligned} \tag{8}$$

3.2 에너지 법에 의한 정식화

면내 전단력을 받는 평판의 총 포텐셜 에너지(total potential energy)는 다음과 같다.

$$\Pi = U - W \tag{9}$$

굽힘만을 고려한 변형률 에너지는

$$\begin{aligned}
 U &= \frac{1}{2} \int \int \left[D_{11} \left(\frac{\partial^2 w}{\partial x^2} \right)^2 + D_{22} \left(\frac{\partial^2 w}{\partial y^2} \right)^2 \right. \\
 &\quad + 2D_{12} \frac{\partial^2 w}{\partial x^2} \frac{\partial^2 w}{\partial y^2} + 4 \frac{\partial^2 w}{\partial x \partial y} \left\{ D_{16} \frac{\partial^2 w}{\partial x^2} \right. \\
 &\quad \left. \left. + D_{26} \frac{\partial^2 w}{\partial y^2} + D_{66} \frac{\partial^2 w}{\partial x \partial y} \right\} \right] dx dy
 \end{aligned} \tag{10}$$

외력에 의한 포텐셜 에너지 W는

$$\begin{aligned}
 W &= \frac{1}{2} \int \int \left[N_x \left(\frac{\partial w}{\partial x} \right)^2 + N_y \left(\frac{\partial w}{\partial y} \right)^2 \right. \\
 &\quad \left. + 2N_{xy} \frac{\partial w}{\partial x} \frac{\partial w}{\partial y} \right] dx dy
 \end{aligned} \tag{11}$$

이고, 전단력만 작용하므로

$$W = \int \int \left[N_{xy} \frac{\partial w}{\partial x} \frac{\partial w}{\partial y} \right] dx dy \tag{12}$$

이다. 따라서 전 포텐셜 에너지는 다음과 같다.

$$\begin{aligned}
 \Pi(w) &= \frac{1}{2} \int \int \left[D_{11} \left(\frac{\partial^2 w}{\partial x^2} \right)^2 + D_{22} \left(\frac{\partial^2 w}{\partial y^2} \right)^2 \right. \\
 &\quad + 2D_{12} \frac{\partial^2 w}{\partial x^2} \frac{\partial^2 w}{\partial y^2} + 4 \frac{\partial^2 w}{\partial x \partial y} \left\{ D_{16} \frac{\partial^2 w}{\partial x^2} + \right. \\
 &\quad \left. \left. D_{26} \frac{\partial^2 w}{\partial y^2} + D_{66} \frac{\partial^2 w}{\partial x \partial y} \right\} - 2N_{xy} \frac{\partial w}{\partial x} \frac{\partial w}{\partial y} \right] dx dy
 \end{aligned} \tag{13}$$

4. 결과 및 토의

4.1 이론해 계산

본 연구에 사용된 경계조건은 네 변 모두고정지지이며 다음과 같다.

$$\begin{aligned}
 \text{at } x=0, a : w=0, \quad \frac{\partial w}{\partial x} &= 0 \\
 y=0, b : w=0, \quad \frac{\partial w}{\partial y} &= 0
 \end{aligned}$$

Rayleigh-Ritz법을 이용하여 식 (13)을 계산하기 위해 서는 위 경계조건을 만족시키는 해(w)를 가정해야한다. Reddy에 의해 제안된 해는 다음과 같다.⁽⁹⁾

$$w = \sum_{i=1}^m \sum_{j=1}^n C_{ij} \left(\frac{x}{a} \right)^{i+1} \left(1 - \frac{x}{a} \right)^2 \left(\frac{y}{b} \right)^{j+1} \left(1 - \frac{y}{b} \right)^2 \tag{14}$$

위에 가정된 해를 식 (13)에 대입하고 미계수 C_{ij}에 대해 변분을 취하면 m×n의 선형 연립방정식을 얻게 되고, 이 연립 방정식의 행렬식을 0으로 만들어 줄 때 임계 전단 좌굴하중을 구할 수 있다. 표 1의 시편 물성치를 이용해 계산한 강성 행렬은 다음과 같다.

$$D_{ij} = \begin{bmatrix} 1700 & 1000 & 8 \\ 1000 & 1700 & 8 \\ 8 & 8 & 1070 \end{bmatrix} N \cdot mm$$

[표 4] 임계 좌굴하중 (N/mm)

$m \times n$	2×2	3×3	4×4	5×5	6×6
좌굴하중	2.36	2.22	1.96	1.95	1.95

mathematica를 이용해 계산한 임계 전단 좌굴하중은 표 4와 같다. 실험에 의해 얻은 좌굴 하중은 2.2N/mm로써 근사해와 14%의 오차를 갖는다. 이런 결과는 선형 해석이 갖는 한계에 의한 오차라 할 수 있다.

4.2 실험 결과 고찰

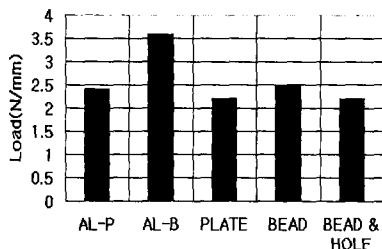
실험은 표 2의 4개 범주로 구분된 시편에 대하여 수행하였다. 이 때 좌굴하중은 초기 변형률이 갖는 선형성을 이용하여 급격한 변형이 시작되는 곳에서 좌굴하중을 판단하였다.

4.2.1 재질/형상별 비드와 원공의 영향

AL-2024는 연성이 크고 복합재는 연성이 거의 없는 재료이다. 이러한 재료에 비드와 원공이 있을 때 좌굴 강도의 변화를 확인하기 위해 각 재질별로 비드가 있는 평판과 없는 평판을 제작했고, 복합재 평판은 여기에 원공을 갖는 평판을 더 제작했다. 실험

[표 5] 재질/형상별 비교

구분	AL-P	AL-B	Plate	Bead	Bead & Hole
좌굴	2.4	3.6	2.2	2.5	2.2
파괴	.	.	.	B	H



결과는 표 5에 있고 파괴란의 B는 비드에서, H는 원공에서 파괴가 일어났음을 나타낸다.

실험 결과를 보면 알루미늄은 비드가 있을 때 좌굴하중이 평판에 비해 50% 증가하지만 복합재 평판은 14% 밖에 증가되지 않는다. 반면에 알루미늄은 극한 하중에서도 두 시편 모두 파괴가 일어나지 않는데 반해 비드가 있는 복합재 시편은 평판 시편 강도의 45%에서 파괴가 일어난다. 이는 복합재로 만든 시편이 형상 변화에 민감하다는 것을 나타내고 형상 변화를 줄 때는 파괴에 주의해서 설계해야함을 나타낸다. 평판에 원공이 있을 경우 좌굴 하중은 원공 크기 증가와 비례하여 감소한다. 이전의 연구와 같이 비드와 원공을 갖는 평판역시 좌굴 하중이 감소하여 평판의 좌굴 하중과 같아졌다. 이는 비드의 강성도 증가와 원공의 강성도 감소 효과가 서로 상쇄되기 때문이다.

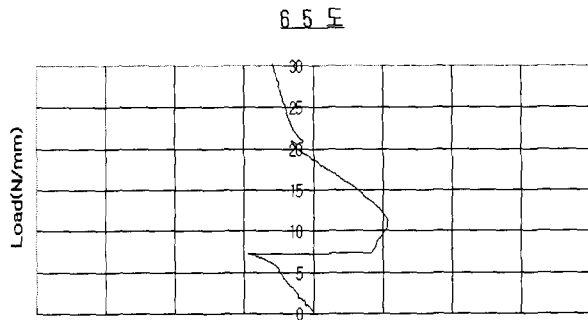
4.2.2 플랜지에 의한 영향

원공에 집중되는 응력을 완화시키기 위해 원공에 플랜지를 만든다. 플랜지가 있는 시편의 강성도 변화는 표 6과 같다.

플랜지가 있을 경우 좌굴 하중은 모든 시편에서 플랜지가 없는 bead & hole시편 보다 크다. 실험에 의해 얻은 좌굴 하중 및 파괴 위치를 이용해 플랜지가 좌굴에 미치는 영향을 알 수 있다. 먼저 파괴가 일어나는 위치를 비교할 때 강성도가 가장 큰 65도 시편은 원공에서 파괴가 일어났고 45도 시편을 제외한 나머지 시편은 비드에서 파괴가 일어났다. 파괴 위치가 다르다는 것은 시편마다 응력 집중 위치가 다르다는 것이고, 비드와 원공에 응력 분산이 생긴 것을 의미한다. 이런 응력 집중 위치 차이는 Nemeth⁽¹⁰⁾의 논문에서도 확인할 수 있다. 그는 원공이 있는 복합 적층판에 일방향 압축력이 작용할 때 일정 하중 방식



(a)

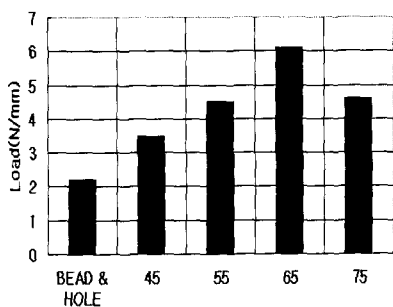


(b)

〈그림 3〉 65도 시편 (a)파괴 형상 (b)하중-변형률 선도

〈표 6〉 플랜지 효과

구분	Bead & Hole	45	55	65	75
좌굴	2.2	3.5	4.5	6.1	4.6
파괴	H	H	B	H	B



에선 하중 경로(load path)가 원공에 집중되지만, 일정 변위 방식에선 하중 경로가 하중이 작용하지 않는 면에 집중됨을 유한 요소 해석을 통해 보였다. 이런 응력 분산으로 인해 일정 변위 방식에선 원공의 영향을 덜 받기 때문에 좌굴 하중이 일정 하중 방식보다 높았다. 이러한 응력 집중 위치를 고려할 때 비드에 의한 강성도 증가를 기대하기 위해서는 적절한 플랜지 각도로 응력이 비드에 집중되는 것을 막아 주어야 한다.

또한 65도 시편의 하중-변형률 선도를 보면 급격한 좌굴 모드 변화가 있는 것을 볼 수 있다. 이는 Jensen⁽⁵⁾과 공철원⁽⁶⁾의 논문에서 확인된 것으로 이런 급격한 좌굴 모드 변화를 Snap-through 좌굴이라 하며, 좌굴후 영역에서 국부적인 불안정성이 있을 때 급격한 좌굴 모드 변화가 일어날 수도 있고 일어나지 않을 수도 있는 두 개의 평형 경로를 갖기 때문인 것으로 설명하였다. 이러한 현상은 예측할 수가 없기 때문에 이론 해석과 실험 결과를 일치시키기 어려운 요인이 된다.

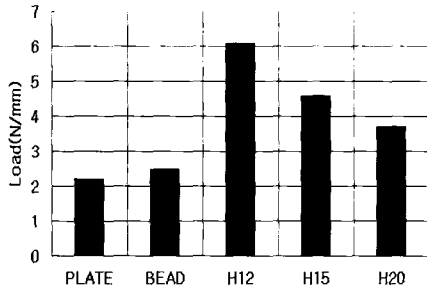
4.2.3 비드 높이에 의한 영향

알루미늄에 비드를 주었을 때 20mm까지 좌굴하중이 증가하는 것으로 나타났다.⁽⁷⁾ 복합재에서 비드 높이에 따른 강성도 변화를 알아보기 위해 H15와 H20 시편에 대한 실험을 수행하였다. 실험 결과는 표 7과 같다.

실험 결과를 보면 비드 높이가 증가할 때 좌굴 하중은 감소되는 것을 볼 수 있다. 파괴 위치를 이용하여 좌굴 하중 감소 원인을 분석해보면, 비드의 높이가 증가할 때 플랜지를 갖는 원공보다는 비드에

[표 7] 비드 효과

구분	Plate	Bead	H12	H15	H20
좌굴	2.2	2.5	6.1	4.6	3.7
파괴	.	B	H	B	B



응력이 집중되어 비드에서 파괴가 생기고 이로 인해 비드의 강성도 증가 효과가 약화됨으로써 좌굴 하중이 감소된다는 것을 알 수 있다. 따라서 현재의 형상에서는 더 이상 비드가 높아져도 강성도 증가는 기대할 수 없음을 알 수 있다.

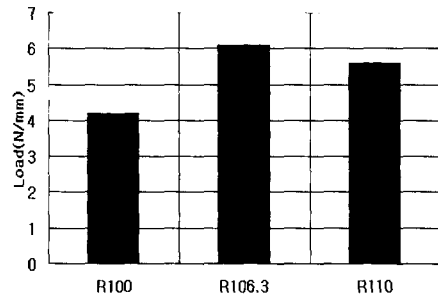
4.2.4 곡률 반경에 의한 영향

기본 시편의 곡률 반경은 106.3이다. 일반적으로 원통형shell 구조물에서는 곡률 반경이 증가할수록 좌굴 하중이 감소되는 경향이 있다.⁽¹¹⁾ 따라서 비드 곡률 반경 변화가 좌굴 하중에 어떤 영향을 주는지 알아보기 위해 R100과 R110을 갖는 시편에 대한 실험을 수행하였다. 실험 결과는 표 8에 있다.

결과를 보면 R106.3을 정점으로 R100과 R110의 좌굴하중이 감소된다. 이런 결과로 볼 때 비드의 곡률 반경은 곡률 반경의 변화에 대해 일정한 경향을 갖는 shell 구조물과는 달리 일정한 경향을 갖지 않고, 다른 부분과의 상호 작용에 의해 강성도에 영향을 준다는 것을 알 수 있다. 또한 앞의 비드 높이 증가와 같이 형상 변화가 오히려 좌굴 하중이 감소되도록 영향을 준다는 것을 알 수 있다.

[표 8] 곡률 반경 효과

구분	R100	R106.3	R110
좌굴	4.2	7.2	5.8
파괴	B	H	B



4. 결 론

본 연구는 비드와 원공이 있는 정사각형 복합재 평판에 전단 하중이 가해질 때 플랜지 각도, 비드 높이, 비드 곡률 반경을 변화시킨 시편의 좌굴 하중과 좌굴후 파괴 경향을 통하여 강성도 변화에 대해 알아보았다. 이론해는 Rayleigh-Ritz법을 이용해 구했다. 실험과 이론 해석을 통해 얻은 결과는 다음과 같다.

첫째, 에너지 법을 이용해 구한 평판의 전단 좌굴 하중은 선형 해석에 의한 오차가 있으나, 수렴성은 양호하였다.

둘째, 비드와 플랜지를 이용하여 강성도를 증가시키면 평판에 비해 좌굴 하중이 크게 증가될 수 있음을 알 수 있다.

셋째, 플랜지는 원공에 대한 응력 집중을 완화시키는 역할을 하며 적절한 각도를 가질 때 비드에 대한 응력 집중을 분산시켜줌으로써 강성도 증가에 크게 기여했다.

넷째, 알루미늄은 비드 높이 20mm까지 강성도가 증가했으나 65도 플랜지를 이용한 복합재 시편은 12mm에서 가장 높은 강성도를 보였고 곡률 반경의

변화에 대해서도 RI06.3에서 가장 높은 강성도를 보였다. 따라서 변화된 형상중 어느 한 가지만의 보강으로는 좌굴 하중을 증가시킬 수 없다.

REFERENCES

1. BDM 6370, 1988, Shear strength of corrugated and beaded panels, *Boeing Design Manual*.
2. Hirano, Y., 1979, Optimum Design of Laminated Plates under Shear, *J. of Composite Materials*, Vol. 13, pp. 329~334.
3. Jones, R. M., 1973, Buckling & Vibration of Unsymmetrically Laminated Cross-Ply Rectangular Plates, *AIAA*, Vol. 11, pp. 1626~1632.
4. Jensen, D.W., Lagace, P.A., Finch, D.C., 1986, Buckling of Unsymmetric Composite Laminates, *Composite Structures*, Vol. 15, pp. 101~123.
5. Jensen, D. W., Lagace, P. A., 1988, Influence of Mechanical Couplings on the Buckling & Post-buckling of Anisotropic Plates, *AIAA*, Vol. 26, pp. 1269~1277.
6. 공철원, 이인철, 김천곤, 홍창선, 1996, 원공이 있는 복합 적층 평판의 좌굴 및 좌굴후 거동에 관한 연구, *한국항공우주학회지*, 제24권 제3호, pp. 53~63.
7. 이철주, 1999, 굴곡을 갖는 얇은 평판에 대한 고강성 연구, *군사과학대학원 석사 학위 논문*.
8. Agawall, B. D., Broutman, L. J., 1990, Analysis and Performance of Fiber Composites 2/E, *Wiley international*, pp. 187~194.
9. Reddy, J. N., 1997, Mechanics of Laminated Composite Plates, *CRC Press*.
10. Nemeth, M. P., 1988, Buckling Behavior of Compression-Loaded Symmetrically Laminated Angle-Ply Plates with Holes, *AIAA*, Vol. 26, pp. 330~336.
11. 김태훈, 공철원, 김조권, 홍창선, 1996, 구멍이 있는 복합 적층 원통형 판넬의 좌굴 및 좌굴후 거동 해석, *한국항공우주학회지*, 제24권 제6호, pp. 109~121.