

論文

국부 압축력을 받는 스트링거 보강 복합적층 만곡 판넬의 좌굴후 거동해석

김 조 권*

Postbuckling Analysis of laminated composite-stringer stiffened-Curved panels Loaded in Local compression.

Zoh-Gweon, Kim*

ABSTRACT

In this paper, postbuckling behavior of laminated composite-stringer stiffened-curved panels loaded in local compression is analyzed using the finite element program developed. Postbuckling Analysis is performed in dividing the panel behavior into three basic parts. The eight node degenerated shell element is used in modelling both panel and stiffeners, and the updated Lagrangian description method based on the 2nd Piola-Kirchhoff stress tensor and the Green strain tensor is used for the nonlinear finite element formulation. The progressive failure analysis is adopted in order to grasp the failure characteristics. The postbuckling experiment of the laminated composite-stiffened-curved panel had been done to verify the finite element analysis. The buckling load and the postbuckling ultimate load are compared in parametric study.

초 록

국부압축력을 받는 스트링거 보강 복합적층 만곡 판넬의 좌굴 및 후좌굴 거동을 개발한 유한요소프로그램을 이용하여 해석하였다. 후좌굴 해석은 판넬거동을 세가지로 나누어 해석하였다. 판넬과 보강재를 모델링 하기위하여 8 절점응축 쉘요소를 도입하고 비선형유한 요소 수식화를 위해 2nd Piola-Kirchhoff 응력텐서와 Lagrangian 변형률 텐서를 채택하였다. 파손 특성을 고려하기 위해 점진적 파손해석을 도입하였다. 국부축하중을 받는 복합적층 만곡 판넬의 좌굴하중 및 좌굴후 극한하중, 국부좌굴과 전체좌굴, 그리고 보강재 영향이 인자별로 해석 비교 된다.

1. 서 론

보강된 복합적층 만곡 판넬은 항공 우주분야와 같은 경량구조물의 안전성을 요구하는 분야에서 그 사용이 중요시 되고 있다. 쉘 구조요소의 단점은 구조요소의 기하학적 형상의 영향으로 불안정 좌굴을 보인다는 점이

다. 따라서 등방성 만곡판넬에서는 좌굴하중이나 좌굴 후 하중 전달능력을 증가시키기 위해 경계조건, 곡률반경 또는 재료 등을 바꾸는 방법등을 채택하고 있으나 복합재료 만곡판넬구조는 보강섬유의 방향이나 적층순서의 변화에 의해 유효강성과 강도를 변화시킬 수 있어 등방성 쉘보다 유연한 설계능력을 제공하게 된다. 항공

*창원기능대학

우주구조물에 사용되는 형상 중에는 길이방향 보강 만곡 판넬이 있으며, 이들의 좌굴과 후좌굴 거동은 구조물의 안정성에 치명적으로 이들 거동을 예측하는 정치한 해석법은 신뢰성 있는 경량구조물 설계에 필수적이다. 일반적으로 좌굴하의 구조물은 분기점이나 극점에 의해 특화성 할수 있는데 어떤 경우이든 전체 비선형 거동을 파악하는 것이 중요하다. 직선보강 판넬은 첫 번째 분류에 해당되고 만곡판넬의 좌굴거동은 일반적으로 분기점보다는 극점에 의해 특성화되며 전하중 전달능력이 판넬의 좌굴하중을 초과하고 후좌굴 거동이 판넬과 보강재 사이의 상호작용을 고려해야 할 때 비선형 좌굴곡선을 알아야 한다. 보강적층 만곡판넬의 좌굴후 거동해석에 관한 기존의 연구는 미진하여 보강되지 않은 만곡판넬에 대한 것이 대부분으로 Leissa [3]에 의한 광범위한 문헌조사가 이를 증명하고 있다. Starnes Jr.et.al. [5]은 등간격배열 I형 스트링거를 갖고 16층 또는 24층 준등방성 평판시편 6개로 좌굴 실험하였고 동일한 시편모델에 대해 좌굴후 해석을 수행하였다. 해석 좌굴모드는 보강내 웨브와 플랜지에서 많은 변형이 발생하므로 좌굴후 실험결과와 만족스러운 상관관계를 갖기 위해서 적당한 강성을 갖는 판요소를 사용하여 보강재요소를 모델링 할 것을 제안하였다. Agwal [4]는 압축력을 받는 보강 복합적층 만곡판넬의 좌굴후 강도 해석을 위해 압축실험과 피로실험을 수행하였으며 이 논문에서 제안된 방법으로 제작된 시편은 초기 좌굴하중보다 약 5배정도의 하중에서 파손되어 복합재료가 압축하중을 받을 때 상당한 좌굴후 강도를 가지고 있음을 보여주었다. I. Sheinman. et al [6]은 면내, 외 하중을 받고 임의의 경계조건을 갖는 보강적층 만곡판넬의 좌굴거동을 비선형해석법을 사용하여 해석하였다. 그는 보강재와 판넬을 모델링하기위해 굽어진 스트립(Strip) 요소를 사용하여 국부좌굴과 전체좌굴 거동사이의 상호작용을 해석하고 보강재 높이의 중요성을 역설하였다. 이와 같이 보강재를 갖는 적층만곡판넬에 대해서는 소수의 연구만이 수행되어 왔으며 이는 대부분은 좌굴하중을 구하거나 좌굴후 거동을 단편적으로 살펴는데 그치고 있다. 그러나 보강된 복합적층 만곡판넬의 좌굴후 거동해석에서는 판넬의 기하학적 형상의 영향에 기인한 좌굴전 변형과, 판넬과 보강재 사이에서 발생하는 국부좌굴, 그리고 이러한 국부좌굴과 전체 좌굴거동의 상호작용을 고려해야 한다. 비선형 유한요소 프로그램인 STAGS를 이용해 이러한 사항을 고려한 결과들이 있기는 하나, 이들결과는 실제적 설계에서 중요한 좌굴후

극한 하중을 예측할 수 있는 파손해석을 수행하지 않고 있다. 그러나 이러한 형상을 갖는 보강된 복합 적층 만곡판넬에 대해 위의 문헌에서의 미진한 부분을 포함한 좌굴후 비선형해석을 본인이 수행한 바 있으며 실험결과와 개발한 유한요소 프로그램을 이용하여 그 해석결과를 [2] 비교함으로써 개발한 프로그램의 유용성을 증명한바 있다. 본 연구에서는 기개발된 비선형 유한요소 프로그램을 확장하여 국부압축력을 받는 스트링거 보강 복합적층 만곡판넬의 좌굴 및 좌굴후 거동해석을 3가지 부분으로 나누어 수행하였다. 첫째, 스트링거가 면외굽힘에 대해 직선을 유지하고 좌굴이 스트링거 사이의 판넬 변형에 국한되는 좌굴모드를 국부좌굴로 정의하고, 둘째, 스트링거가 심하게 면외변형을 일으켜 이로인한 변형이 Euler.기둥의 기본모드와 유사한 한 개 이상의 길이방향 반파장 좌굴모드를 전체 좌굴로 정의하였으며, 셋째, 국부압축력을 받는 보강적층 만곡판넬의 파괴특성을 좌굴후거동과 더불어 규명하였다.

2. 비선형 유한요소 방정식

비선형 유한요소 해석을 위해 변형전 좌굴을 고려할 수 있는 updated Lagrangian 수식을 사용하고, 위의 수식과 적합하도록 가상 일의 원리에서 증분수식화를 잘 나타낼수 있는 Second piola-Kirchhoff 응력과 Green-Lagrangim 변형률을 도입하였다.

2.1. 유한요소 방정식의 수식화

본연구에서 사용한 요소는 8절점 응축 쉘요소로서 8개의 절점을 가지며 절점당 5개의 자유도를 가지게 된다. 유한요소 수식화에 이요소를 도입하면 쉘중간면의 초기법선은 변형후에도 직선을 유지하고 횡방향 법선 응력은 0인 2가지 가정 이외는 어떤 구속조건이 없이 일반적인 쉘거동을 묘사할 수 있다. 가상일의 정리에 의한 updated Lagrangian 수식화는 다음과 같다.

$$\int_{V^*} \delta(\Delta e_{ij}) D_{ijkl} \Delta e_{kl} dV + \int_{V^*} \sigma_{ij} \delta(\Delta u_{k,i}) \Delta u_{k,i} dV \\ = W - \int_{V^*} \sigma_{ij} \delta(\Delta e_{ij}) dV \quad (1)$$

구조물을 유한요소법을 이용하여 해석하는 경우, 위의 구성방정식에 다음과 같이 정의되는 절점 자유도와 절점하중으로 나타내야 한다.

$$\begin{aligned}
 \{\Delta e\} &= [\Delta e_x \Delta e_y \Delta e_z 2\Delta e_{yz} 2\Delta e_{xz} 2\Delta e_{xy}]^T \\
 \{\Delta U_n\} &= [\Delta u_n^i \Delta u_n^k \Delta v_n^k \Delta w_n^k \Delta \beta_{n\eta}^k \Delta \beta_{n\epsilon}^k \dots \\
 &\quad \Delta \beta_{n\epsilon}^8]^T \\
 \{\Delta u_{,k}\} &= [\Delta u_{,x} \Delta u_{,y} \Delta u_{,z} \Delta v_{,x} \Delta v_{,y} \Delta v_{,z} \Delta w_{,x} \\
 &\quad \Delta w_{,y} \Delta w_{,z}]^T
 \end{aligned} \quad (2)$$

여기서 $\{\Delta e\}$ 는 변형을 벡터, $\{\Delta U_n\}$ 은 절점자유도 벡터, $\{\Delta u_{,k}\}$ 는 미분변위 벡터이다. 위의식을 구성방정식에 대입하면 다음과 같이 표현할 수 있다.

$$\begin{aligned}
 &\int_{V^N} \delta \{\Delta e\}^T [D] \{\Delta e\} dV + \int_{V^N} \delta \{\Delta u_{,k}\}^T [\bar{\sigma}] \{\Delta u_{,k}\} dV \\
 &= W - \int_{V^N} \delta (\Delta e)^T dV
 \end{aligned} \quad (3)$$

유한요소의 각 절점에서 절점자유도-변형률과 절점자유도-미분변위의 관계는 요소의 형상함수와 절점에서의 단위벡터를 이용하여 다음과 같이 표현할 수 있다.

$$\begin{aligned}
 \{\Delta e\} &= [B_L] \{\Delta U_n\} \\
 \{\Delta u_{,k}\} &= [B_{NL}] \{\Delta U_n\}
 \end{aligned} \quad (4)$$

여기서 $[B_L]$ 과 $[B_{NL}]$ 은 문헌[8]에 나타나 있다. 식(4)를 대입하여 정리하면 다음과 같이 된다.

$$\begin{aligned}
 &\int_{V^N} \delta \{\Delta e\}^T [D] \{\Delta e\} dV \\
 &= \delta \{\Delta U_n\}^T \left(\int_{V^N} [B_L]^T [D] [B_L] dV \right) \{\Delta U_n\}
 \end{aligned} \quad (5)$$

$$\begin{aligned}
 &\int_{V^N} \delta \{\Delta u_{,k}\}^T [\bar{\sigma}] \{\Delta u_{,k}\} dV \\
 &= \delta \{\Delta U_n\}^T \left(\int_{V^N} [B_{NL}]^T [\bar{\sigma}] [B_{NL}] dV \right) \{\Delta U_n\}
 \end{aligned} \quad (6)$$

$$\begin{aligned}
 &\int_{V^N} \delta \{\Delta e\}^T \{\sigma\} dV \\
 &= \delta \{\Delta U_n\}^T \left(\int_{V^N} [B_L]^T \{\sigma\} dV \right) \{\Delta U_n\} \\
 W &= \delta \{\Delta U_n\}^T \{F_n\}
 \end{aligned} \quad (7)$$

여기서 F_n 은 절점하중을 나타내며, $\{\sigma\}$ 및 $\{\bar{\sigma}\}$ 는 다음과 같이 정의된다.

$$\begin{aligned}
 \{\sigma\} &= [\sigma_x \sigma_y \sigma_z \sigma_{yz} \sigma_{xz} \sigma_{xy}]^T \\
 [\sigma] &= \begin{Bmatrix} \sigma_x & \tau_{xy} & \tau_{xz} \\ \tau_{xy} & \sigma_y & \tau_{yz} \\ \tau_{xz} & \tau_{yz} & \sigma_z \end{Bmatrix} \\
 [\bar{\sigma}] &= \begin{Bmatrix} [\sigma] & 0 & 0 \\ 0 & [\sigma] & 0 \\ 0 & 0 & [\sigma] \end{Bmatrix}
 \end{aligned} \quad (8)$$

식(7)의 결과를 이용하여 (3)식을 정리하면 다음과 같이 최종적인 유한 요소방정식을 얻게 된다.

$$([K_L] + [K_{NL}]) \Delta \{U_n\} = -\Delta P$$

$$\text{여기서 } [K_L] = \int_{V^N} [B_L]^T [D] [B_L] dV$$

$$[K_{NL}] = \int_{V^N} [B_{NL}]^T [\bar{\sigma}] [B_{NL}] dV$$

$$\Delta P = \int_{V^N} [B_L]^T \{\sigma\} dV - \{F_n\}$$

2.2. 복합적층구조의 구성방정식

복합적층 구조는 여러 단층들로 구성되어 있으며 각 단층들은 직교이방성(orthotropic)을 가지며 각 단층에 대한 재료 주축방향의 응력-변형을 관계식은 다음과 같다.

$$\begin{aligned}
 \{\Delta S\} &= [C] \{\Delta e\} \\
 \{\Delta S\} &= [\Delta S_1 \Delta S_2 \Delta S_{23} \Delta S_{13} \Delta S_{12}]^T \\
 \{\Delta e\} &= [\Delta e_1 \Delta e_2 \Delta e_3 2\Delta e_{23} 2\Delta e_{13} 2\Delta e_{12}]^T
 \end{aligned} \quad (9)$$

여기서 C 는 재료 강성행렬이며 문헌 [7]에 나타나 있다. 하첨자 1,2,3는 한 단층에 있어서 섬유방향, 횡방향 그리고 두께 방향을 나타낸다. 두께방향 수직응력 ΔS_3 가 미소한 것으로 가정하고 두께방향의 수직변형을 Δe_3 를 소거하면 다음과 같이 된다.

$$\begin{aligned}
 \{\Delta S\} &= [Q] \{\Delta e\}^T \\
 \{\Delta S\} &= [\Delta S_1 \Delta S_2 \Delta S_{23} \Delta S_{13} \Delta S_{12}]^T \\
 \{\Delta e\} &= [\Delta e_1 \Delta e_2 2\Delta e_{23} 2\Delta e_{13} 2\Delta e_{12}]^T
 \end{aligned} \quad (10)$$

여기서

$$Q_{ij} = \begin{cases} C_{ij} - C_{i3}C_{j3}/C_{33} & i, j = 1, 2 \\ C_{ij} & i, j = 4, 5, 6 \end{cases} \quad (11)$$

임의의 섬유방향에 갖는 단층에 대한 재료 강성행렬은 다음과 같이 변환된다.

$$\begin{aligned} \{S\} &= [\overline{Q}] \{\Delta e\} \\ \{\Delta S\} &= [\Delta S_x \ \Delta S_y \ \Delta S_z \ \Delta S_{xz} \ \Delta S_{xy}]^T \\ \{\Delta e\} &= [\Delta e_x \ \Delta e_y \ 2\Delta e_{xz} \ 2\Delta e_{xy}]^T \end{aligned} \quad (12)$$

여기서 $[\overline{Q}] = [T_1][Q][T_1]^T$

식 (12)은 요소의 국부좌표계에서의 응력-변형을 관계식이므로 이를 전체좌표계에서의 응력-변형을 관계식으로 다음과 같이 변환하여야 한다.

$$\begin{aligned} \{\Delta S\} &= [D] \{\Delta e\}^T \\ \{\Delta S\} &= [\Delta S_x \ \Delta S_y \ \Delta S_z \ \Delta S_{xz} \ \Delta S_{xy}]^T \\ \{\Delta e\} &= [\Delta e_x \ \Delta e_y \ \Delta e_z \ 2\Delta e_{xz} \ 2\Delta e_{xy}]^T \end{aligned} \quad (13)$$

여기서 $[D] = [T_2][\overline{Q}][T_2]^T$

변환 행렬 $[T_1]$ 과 $[T_2]$ 는 문헌[8]에 나타나 있다.

2.3. 파손 모델링

본 연구에서는 최대 응력파손판정법(maximum stress criterion)을 도입하여 각 단층의 각 방향 평균 응력을 최대응력판정식에 대입하여 요소의 각 단층에 대한 파손여부를 판정하였다. 파손이 발생하는 응력의 영역을 수식으로 표현하면 다음과 같다.

$$\begin{aligned} \sigma_1^m &> X_T & \text{or} & \sigma_1^m > X_c \\ \sigma_2^m &> Y_T & \text{or} & \sigma_2^m > Y_c \\ \tau_{12}^m &> S & \text{or} & \tau_{12}^m > -S \end{aligned}$$

파손이 발생하여 진전되면 구조물은 강성과 지지하중의 감소를 초래한다. 이러한 현상을 고려하기 위한 해석이 점진적 파손방법이다. 이와 같은 점진적 파손현상을 고려하기 위해 완전제하모델을 사용하였다. 이 방법은 파손이 발생한 층의 파손발생 방향의 강성과 응력을 완전히 제거하는 모델로써 가장 보수적인 파손 모델이다. 이것을 식으로 표현하면 다음과 같다. 섬유방향 응력이 섬유방향 인장강도보다 크거나 압축강도보다 작을 경우,

$$\sigma_1 = 0, E_1 = 0, \nu_{12} = 0, \nu_{13} = 0$$

횡방향 응력이 횡방향 인장강도보다 크거나 압축강도보다 작은 경우,

$$\sigma_2 = 0, E_2 = 0, \nu_{21} = 0, \nu_{23} = 0$$

전단응력이 전단강도보다 크거나 전단강도의 음의

값보다 작을 경우,

$$\tau_{12} = 0, \tau_{21} = 0, G_{12} = 0$$

여기서 E_1, E_2 는 섬유방향 및 횡방향 강성인 G_{12} 는 면전단강성, $\nu_{12}, \nu_{13}, \nu_{21}, \nu_{23}$ 는 Poisson비를 나타낸다.

3. 국부압축력을 받는 보강적층만곡판넬의 좌굴후 거동해석

3.1. 문제설명

좌굴 후 거동 및 파손해석을 위해 고려한 보강재를 갖는 적층원통판넬의 모델은 Table 1과 같으며 보강재의 높이와 두께변화 및 적층순서 변화에 따른 인자별 연구를 수행하였다. 분리파손을 배제하기 위해 보강재는 각 판넬과 일체성형 제작한 것으로 하여 해석하였다. 사용된 경계조건은 직선경계에서는 원주방향 변위만을 구속하는 단순지지이고 곡선경계는 고정지지이다. 하중은 고선경계의 일부에서 균일변위로 가해진다. 판넬의 형상은 Fig. 1에 나타나 있으며 제원은 다음과 같다.

$$\frac{R}{t} = 300, \frac{d}{L} = 1.0667, t = 1.0\text{mm}, L = 300\text{mm}$$

$$W_1 = 45\text{배}, W_2 = 90\text{mm}, W_3 = 50\text{mm}$$

여기서 R, t, d 및 L 은 각각 곡률반경, 판넬두께, 폭, 그리고 길이이다. 원통판넬과 보강재의 적층은 서로 동

Table 1. Models Analyzed

model	radius of panel(mm)	stringer height(mm)	stringer thickness(mm)	panel & tringer lay up
A-1	300	20	1	$[0_2 / 90_2]_s$
A-2	300	20	2	"
A-3	300	20	3	"
A-4	300	10	1	"
A-5	300	15	1	"
A-6	-300	10	1	"
A-7	-300	15	1	"
A-8	-300	20	1	"
A-9	300	15	1	$[90_2 / 0_2]_s$
A-10	300	15	1	$[0 / 90]_{2s}$
A-11	300	15	1	$[90_8]_T$

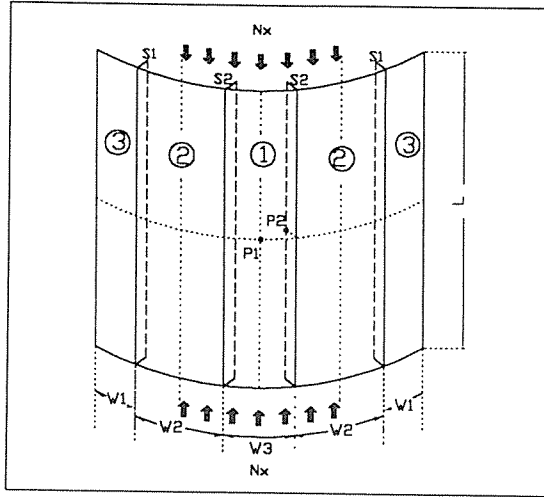


Fig. 1. Geometry of specimen(R=300mm)

일하다.

스트링거 보강적층 원통판넬을 해석하는데 있어 적절한 요소수를 결정하기 위해 $[0_2 / 90_2]_s$ 의 직교적층 원통판넬의 1/4를 $(n_a \times n_c) + (n_a \times n_h) \times 2$ 로 분할하였다. 여기서 n_a 와 n_c 는 1/4판넬의 축방향과 원주방향의 요소수를 나타내며 n_h 는 스트링거 높이 방향의 요소수를 의미한다. $(12 \times 12) + (12 \times 2) \times 2$ 의 유한요소 모델이 더 세밀한 요소를 갖는 다른 모델과 비교했을 때 좌굴하중에서 거의 편차를 보이지 않았다. 계산시간면에서 $(12 \times 12) + (12 \times 2) \times 2$ 의 모델은 $(15 \times 15) + (15 \times 2) \times 2$ 의 요소수를 갖는 모델보다 한 하중단계에서 강성행렬을 형성하는 시간이 약 40% 절감되었다. 따라서 계산의 정확성과 경제성을 동시에 만족시키는 요소수로 $(12 \times 12) + (12 \times 2) \times 2$ 의 요소수를 갖는 1/4 판넬을 해석모델로 채택하였다. 해석에 사용한 그레 파이트/에폭시(HFG)의 재료상수는 다음과 같다.

$$\begin{aligned} E_1 &= 130.0 \text{ GPa}, E_2 = E_3 = 10.0 \text{ GPa}, \\ G_{12} &= G_{13} = 4.85 \text{ GPa}, G_{23} = 3.62 \text{ GPa} \\ \nu_{12} &= \nu_{13} = 0.31, \nu_{23} = 0.52 \text{ GPa}, X_T = 1933 \text{ MPa}, \\ Y_C &= 1051 \text{ MPa} \\ Y_T &= 51 \text{ MPa}, Y_C = 141 \text{ MPa}, S = 61 \text{ MPa} \end{aligned}$$

3-2. 좌굴거동 해석

Table 2은 보강재의 두께와 높이변화에 따른 좌굴하중을 나타내고 있다. 보강재의 두께와 높이를 증가시킴에 따라 좌굴하중이 증가함을 알 수 있다. 보강재 높

Table 2. 보강재 두께와 높이에 따른 좌굴하중과 좌굴후 극한하중

Model	Pcr(N)	Pul(N)	Pul/Pcr
A-1	7323	15445	2.11
A-2	10279	23318	2.27
A-3	13745	33177	2.41

두께

Model	Pcr(N)	Pul(N)	Pul/Pcr
A-4	6801	10619	1.56
A-5	6844	10656	1.56
A-1	7323	15445	2.11

높이

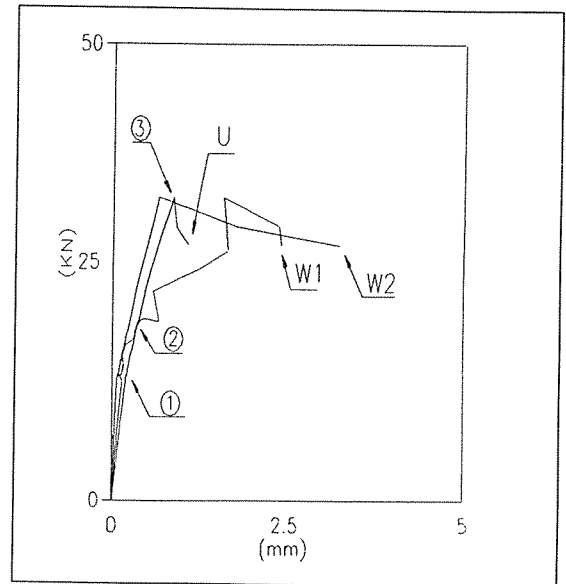


Fig. 2. Load-shortening(U) and lateral deflection (W1, W2) Curves for stiffened composite curved panel in local compression

이를 증가시키는 것 보다는 두께를 증가시키는 것이 훨씬 효율적임을 나타내고 있다. Fig. 2는 보강재높이 20mm, 두께 3mm인 판넬에 대한 하중 변위곡선과 Fig. 1에서 표시한 위치에서의 하중-횡변위 곡선을 나타내고 있다. 그림의 W1, W2곡선은 판넬이 좌굴을 일으킬 때 동시에 좌굴을 일으키고 있지만 그 변위량은 상대적으로 작음을 보여주고 있다. 특히 판넬중앙부의 좌굴모드는 상당히 심하게 변화하고 있으나 가운데 보강재의 변화는 좌굴 될 때까지 비교적 안정적인 좌굴모드를 나타내고 있다(Fig 3③). 이러한 양상은 해석한 11가지 모델에 대하여 보강재 두께, 높이, 보강재의 내,

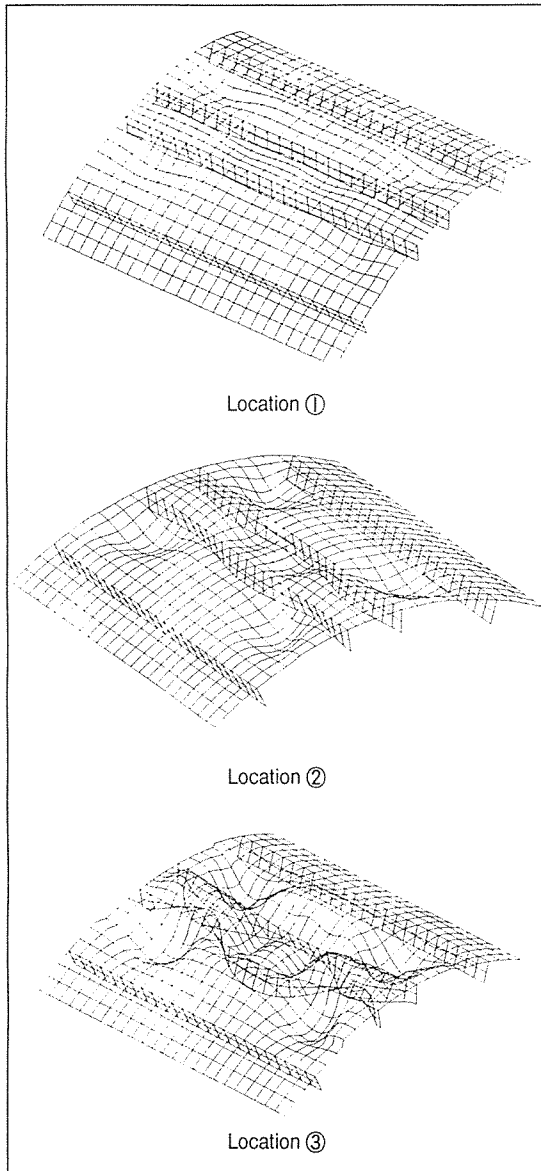


Fig. 3. Deformed mode shape at location ①, ②, ③ of P-U curve in Fig. 2.

외 부착 그리고 적층의 변화에 무관하게 동일한 경향을 보였다. 적층의 변화에 대한 좌굴하중은 Table 3에서 보는 바와같이 $[0/90]_{2s}$ 적층이 가장 높고 $[90]_8$ 적층이 가장 낮았다. $[0_2/90_2]_s$ 적층은 $[0/90]_{2s}$ 적층과 동일한 90° 적층과 0° 적층을 가지고 있으나 더 낮은 좌굴하중을 보이고 있는데, 이러한 현상은 판넬좌굴이 단

Table 3. 적층에 따른 좌굴하중과 좌굴후 극한하중

Model	Pcr(N)	Pul(N)	Pul/Pcr	D_{11}	D_{22}
A-5	6844	10656	1.56	660.38	31.78
A-9	7018	12674	1.81	31.78	160.38
A-11	3689	7214	1.96	10.35	181.81
A-10	7603	13826	1.82	128.23	63.93

Table 4. 보강재 내, 외 부착에 따른 좌굴하중과 좌굴후 극한하중

Model	Pcr(N)	Pue(N)	Pcr/-Pcr	Pul/-Pul	Pul/Pcr
A-4	6801	10656	1.05	1.05	1.57
A-6	6502	10130	1.56		
A-5	6844	10619	0.93	0.91	1.55
A-7	7397	11740	1.59		
A-1	7323	15445	1.04	1.22	2.11
A-8	7016	12643	1.80		

순히 축방향 굽힘강성 D_{11} 에만 좌굴하는 것이 아니라, 원주방향 굽힘강성 D_{22} 와 보강재의 강성에도 연계되어 있음을 알 수 있다. 판넬과 보강재의 공유영역은 보강재의 변화나 적층순서에 무관하게 일직선을 유지하므로써 전체좌굴은 발생되지 않았으며 특히, 하중이 작용하지 않는 판넬과 보강재의 공유영역 부근은 거의 변형이 없고, 보강재와 경계사이의 판넬변형은 무시할 수 있을 정도였다. 하중이 작용하는 보강재와 작용하지 않는 보강재 사이의 판넬(②영역)은 원주방향으로 3개의 반파장과 축방향으로 3개의 반파장으로 된 좌굴모드를 보이고, 하중이 작용하는 중앙 보강재 사이의 판넬(①영역)은 상, 하단 쪽에서 원주방향으로 1개의 반파장과 축방향으로 5개의 반파장으로 좌굴되어 전체적으로 함몰과 돌출이 일어난 좌굴 모드를 보였다. 하중이 작용하는 중앙보강재는 5개의 반파장으로 된 좌굴모드를 보이는데 반파장의 형상이 판넬중앙 내부와 중앙외부의 함몰 돌출변형과 일치되도록 뒤틀리는 변형을 보이고 있다.

이와같은 변형은 (A-1) 모델에서 (A-5), (A-8) ~ (A-11) 모델까지 보강재의 변화와 적층에 무관하게 동일한 경향을 보이고 있다. 보강재가 외부에 부착된 (A-6) ~ (A-8) 모델에서는 중앙외부에서 원주방향과 축방향으로 각각 5개씩의 반파장으로 된 좌굴모드를 보이거나 중앙내부에서는 원주방향으로 1개, 축방향으로 3개의 반파장으로 된 좌굴모드를 보여주고 있다. (Fig. 7) 보강재 내, 외 부착에 따른 좌굴하중이 Table 4와 Fig. 4에 나타나 있다. (A-7) 모델만이 좌

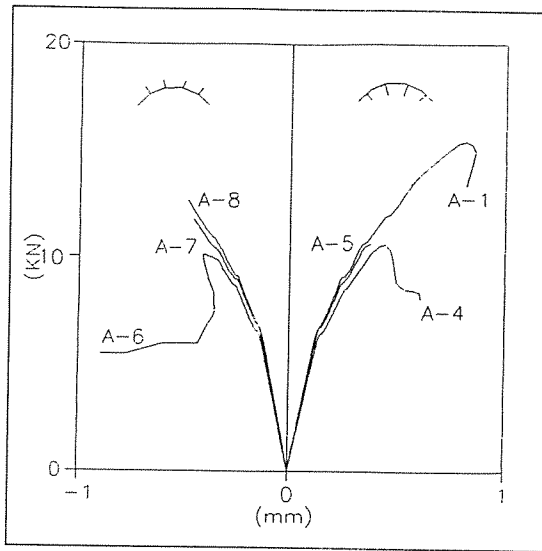


Fig. 4. Load-shortening Curves for Model A-1,4,5,6,7,8

굴하중이 더 높고 나머지는 모두 내 부착 보강재 판넬의 좌굴하중이 더 높았다.

3.3. 좌굴후 거동해석

보강재의 두께와 높이변화에 따른 좌굴후 극한하중과 좌굴하중에 대한 좌굴후 극한하중비가 Table 2,3,4에 나타나 있다. 보강재를 갖지않는 적층만곡판넬에서는 좌굴후 극한하중을 증가시키기위해 적층순서 나 경계조건에 변화를 주는 방법을 쓰고 있다. Table 2,3,4에서 보는 바와 같이 보강재를 갖는 적층만곡판넬의 좌굴후 강도는 적층순서나 보강재 높이, 두께 그리고 보강재의 내,외에 부착에 무관하게 증가시킬수 있음을 알수 있으며, 특히 보강재의 두께증가가 효율적임을 알수 있다. 적층순서의 영향은 $[0/90]_{2s}$ 가 가장높고 $[90_8]_7$ 가 가장 낮은 좌굴후 강도를 보였다. 유효강성 측면에서 볼 때 $[0_2/90_2]_s$ 적층이 축강성 가장 크고 $[90_2/0_2]_s$ 적층이 축강성 D_{11} 이 가장 낮음에도 불구하고 더 높은 좌굴후 강도를 보이고 있는데, 이러한 현상은 만곡판넬의 좌굴후 거동이 축강성 D_{11} 에만 의존하지 않고 원주방향강성 D_{22} 와 보강재의 강성에 크게 의존함을 알 수 있다. 일반적으로 만곡판넬의 초기좌굴변형모드는 반경방향으로 볼록한 형상을 가지며, 적층각에 따라 좌굴하중 근방에서부터 각각 고유한 좌굴변형모드를 갖는다. 그러나 보강재를 갖는 적층만곡판넬의 좌굴모드는 앞에서 언급한 바와같이 보강재 사이 판넬에

서 원주방향과 축방향으로 모델에 따라 고유한 개수의 반파장으로 된 초기좌굴 모드가 좌굴이후에도 모드변화없이 그대로 유지 되었다. Fig. 3에서 이와같은 좌굴모드의 변화를 확인할 수 있다. 보강재와 판넬의 공유영역에서는 보강재의 크기나 적층변화에 무관하게 일직선을 보이고 있으나 보강재 높이방향 가장자리에서는 2차좌굴이후 길이방향으로 6개의 반파장 좌굴모드를 보이며, 좌굴후 극한 하중 부근에서는 반경방향으로 반파장 1개로 좌굴모드를 보이므로써 전체좌굴이 이 극한 하중에서 발생하였음을 알 수 있다. 이와같은 현상은 전 모델에 걸쳐 거의 유사한 경향을 보이고 있다. 좌굴모드 변화에서 보강재의 내, 외 부착에 따라 변형모드에 차이가 있음을 전술했는데 이와같은 현상은 좌굴후에도 그대로 유지되었다. Table 4에서 보는 바와 같이 보강재 내, 외 부착에 따라 좌굴하중과 좌굴후 극한하중이 큰차이가 없으나 내부착 보강재 모델이 약간 높으나 A-7 모델은 그 반대이었다. 이러한 현상은 하중이 일부분에서 작용하므로써 보강재 내부착 모델보다 보강재 외부착 모델에서 하중의 편심정도가 더 크기 때문인 것으로 보인다.

3.4. 파손해석

본 연구에서 고려한 복합적층만곡판넬의 파손형태는 기지파손, 전단파손, 그리고 섬유파손 3가지이다. (A-3)모델의 경우 그림(1)의 ①영역에서 보강재 인근에는 전단 파손과 기지파손 그리고 드물게 섬유파손이 발생하였으며 S_2 보강재에는 거의 전단파손이 발생하였다. 파손의 변화는 ①영역 중앙부에서 판넬에 전단파손과 섬유파손 그리고 기지 파손이 발생하기 시작하여 좌굴하중에 이르면서 S_2 보강재로 파손이 전파하기 시작하였으며, 좌굴후 극한하중에 이르면서 S_2 보강재는 거의 전영역에 걸쳐 파손이 일어나 붕괴 되므로써 구조물은 더 이상 추가하중을 지지할 수 없게 되었다. (A-6)모델의 경우에는 일부파손이 ③영역에서 기지파손이 발생하였다. (A-7), (A-8)모델은 (A-6)모델과 유사한 파손 거동을 보이고 있으며, (A-1)~(A-5)모델은 ①영역에서 주로 파손이 발생한 반면 (A-6)~(A-8)모델은 ②영역에서 주로 판넬의 파손이 발생하였는데, 이와 같은 현상은 좌굴 모드나 좌굴후 모드에서도 동일한 양상을 보였다. (A-9)~(A-11)모델의 경우는 (A-1)~(A-6)모델과 유사한 파손 경향을 보이거나 적층순서의 변화에 따라 파손 부위가 상,하로 약간씩 변화가 있었다. 이와 같이 일부 영역에 파손

이 집중된 것은 작용하중의 결과이나 보강재의 강성이 상대적으로 낮은 경우에는 판넬의 비틀림이 ③영역으로 전파되면서 ③영역 경계 근방에서 전단기지 파손이 발생하게 되었다. 그러나 대부분의 경우에는 보강재의 강성으로 인해 구조물이 붕괴 되기까지 S_2 보강재를 넘어 ③영역으로는 파손이 진전되지 못하였다.

4. 결 론

Updated Lagrangian 수식화에 기초한 8절점 응축 요소를 이용하여 부분 압축력을 받는 판넬의 좌굴후 거동을 해석하였다. 보강재의 크기 변화와 위치 변화, 그리고 적층순서 변화에 따라 11개의 모델을 해석하여 보강재의 영향을 살펴 보았다. 보강재의 형상은 보강재 높이 증가 보다는 두께를 증가시키는 효과적이다. 적층 순서가 틀린 경우에는 단지 유효 축강성에만 의지하여 설계할 수 없음을 보여 주고 있으며, 하중작용위치에 따른 구조물의 변형 및 파손에 보강재의 사용이 효율적임을 보여준다. 보강재 부착 위치 영향은 내, 외에 큰 차이가 없어 해석 대상 모델의 경우 만곡판넬의 불안전 민감성 영향은 거의 없는 것으로 볼 수 있으나, (A-7)모델인 외부착 보강재가 약간 높은 좌굴하중 및 좌굴후 극한 하중을 보인 것을 제외하고는 대부분 내부착 보강재를 갖는 만곡판넬이 더 높은 좌굴하중 및 좌굴후 극한하중을 보였다. 보강재의 형상에는 관계없이 후좌굴영역에 들어와서는 하중이 작용하는 ①영역과 보강재, 그리고 ②영역일부가 전체좌굴 거동을 보였다. 보강재 자유단의 비틀림 변형은 국부하중과 전체 좌굴변형에 의한 전단력의 발생에 기인한 것이며, 이로 인해 보강재와 판넬의 대부분이 전단 파손을 일으키게 되었다.

참고문헌

1. Jensen, D. W. and P. A. Lagace. 1988. "Influence of Mechanical Couplings on the Buckling and Postbuckling of Anisotropic Plates", AIAA Journal, 26 :1267-1277
2. Zoh Gweon Kim, Chang Sun Hong and Chun Gon Kim., "Postbuckling Analysis of Stringer-Stiffened Composite Laminated Cylindrical Panels." Reinforced and Composites, Vol. 14-August 1995. PP.828-846
3. A. W. Leissa, "Buckling of Laminated Composite Plates and Shell Panels", AFWAL-TR-853069, AF Wright Aeronautical Lab., 1985.
4. B. L. Agarwal, "Postbuckling Behavior of Composite-Stiffened-Curved Panels in Compression", Experimental Mechanics, June 1982, PP. 231-236
5. J. H. Starnes Jr., and N. F. Knight Jr., "Postbuckling Behavior of Selected Flat Stiffened Graphite-Epoxy Panels Loaded in Compression", AIAA Journal, Vol.23, No.8, 1985, PP.1236-1246
6. I. Sheinman and Y. Frostig, "Post buckling Analysis of Stiffened Laminated Panel", Transaction of the ASME, Journal of Applied Mechanics, Vol.55, 1988, PP.635-640
7. J. H. Kweon and C. S. Hong, "Postbuckling Compressive Strength of Graphite/Epoxy Laminated Cylindrical Panels Loaded in Compression", AIAA-94-1341-CP.
8. K. J. Bathe, Finite Element Procedures in Engineering Analysis, Prentice-Hall, London, 1982.