

論文

압축력을 받는 T형 스트링거로 보강된 복합적층 원통판넬의 좌굴후 거동 및 파손해석

김조권* · 김천곤** · 홍창선**

Postbuckling and Failure Analysis of Laminated Composite Cylindrical Panel with T-type Stringer in Compression

Zoh-Gweon Kim*, Chun-Gon Kim** and Chang-Sun Hong**

ABSTRACT

The postbuckling behavior of laminated composite cylindrical panel with T-type stringer was analyzed using the finite element program developed. In order to examine the interaction of panel and stringer and the interaction of web and flange forming stringer, the eight node degenerated shell element same as the panel element was utilized as the stringer element. In the nonlinear finite element formulation, the updated Lagrangian scheme based on the second Piola-Kirchhoff stress and the Green-Lagrangian strain was used. In analyzing the failure characteristics, the progressive failure analysis was adopted. The postbuckling experiment of the laminated composite cylindrical panel with blade-type stringer was done to verify the finite element analysis. As the web and flange sizes were increased, both the buckling load and the postbuckling ultimate load grew. Most of the failure occurred near the intersection of panel and stringer. The failure of stringer disabled the panel from carrying additional loads, and the structure collapsed immediately.

초 록

T형 보강재를 갖는 복합적층 원통판넬의 좌굴후 거동과 파손을 유한요소법으로 해석하고 이의 타당성 검증을 위해 블레이드(blade)형 보강재를 갖는 복합적층 원통판넬을 좌굴후 거동을 실험하였다. 판넬과 보강재의 상호작용, 그리고 보강재를 구성하는 웹과 플랜지의 상호작용을 규명하기 위하여 보강재 요소를 판넬요소와 동일한 8절점 degenerated 셸요소를 사용하였다. 비선형 수식화를 위하여 변형전 형상을 기준으로 삼는 updated Lagrangian법과 이 해석에 적합한 second Piola-Kirchhoff 응력 및 Green-Lagrangian 변형률을 사용하였다. 파손특성을 해석하기 위하여 점진적 파손해석법을 채택하였다. 웹 및 플랜지 크기를 증가시킴에 따라 좌굴하중과 좌굴후 극한하중을 모두 증가시킬 수 있었다. 파손특성은 판넬과 보강재 공유영역 부근에서 집중적으로 발생하였으며 보강재가 파손되므로서 판넬은 부가하중을 지지하지 못하게 되어 구조물은 즉시 파손으로 연결되었다.

* 정회원, 창원기능대학

** 정회원, 한국과학기술원 항공우주공학과

1. 서 론

항공우주 구조물이나 해양 구조물에서는 일차하중 전달부재로 원통셀과 원통판넬이 광범위하게 사용되고 있으나, 이들 셀구조 요소의 단점은 이들 구조요소의 기하학적 형상의 영향으로 불안정한 좌굴을 보인다는 점이다. 따라서 등방성 원통판넬에서는 좌굴하중이나 좌굴후 하중지도를 증가시키기 위해서 경계조건과 곡률반경을 변화시키거나 재료를 바꾸는 방법을 채택하고 있다. 그러나 기지(matrix)에 섬유(fiber)를 함침(impregnation)시킨 섬유강화 복합재료로 만든 원통셀 구조에서는 보강섬유의 방향이나 적층순서의 변화에 의해 유효강성과 강도를 변화시킬 수 있으므로 등방성 원통셀 구조에서 보다 훨씬 유연한 설계능력을 가질 수 있게 된다. 실제로 사용되는 등방성 원통 판넬 구조물에서 경계조건이나 곡률반경 또는 재료를 바꾸어 유효강성과 강도를 변화시킬 수는 있으나 이는 그렇게 용이하지 않은 일임을 고려할 때 복합재료의 사용은 등방성 재료에 비해 대단히 효율적이기는 하나, 좀더 높은 좌굴하중과 좌굴후 극한하중을 얻기 위해서는 스트링거(stringer)나 링(ring)과 같은 보강재를 사용하는 것이 적극적인 방법이 된다.

보강적층 원통판넬의 좌굴후 거동해석에 관한 기존의 연구는 보강되지 않는 원통판넬에 대한 것이 대부분이며 보강재를 갖는 경우는 적층평면에 국한되어 있을 뿐이다[1,2]. 또한, Leissa[3]에 의해 수행된 광범위한 문헌조사에서도 이러한 연구의 대부분은 비보강 판넬에 한정되어 있고, 보강 판넬에 대한 소수의 연구는 등방성 판넬이나 특별한 형태의 대칭순서를 갖는 적층판넬의 임계하중을 구하는 데 초점을 맞추어 선형고전좌굴해석에 국한되어 있음을 보여주고 있다. 그러나 그는 보강재를 갖는 평판판넬의 좌굴은 분기해석에 의해 좌굴특성을 결정할 수 있는 대표적인 구조요소이지만, 전체하중전달이 셀의 좌굴하중을 초과하고 또 셀과 보강재 사이의 상호작용을 결정하기 위해서는 좌굴후거동을 고려해야 한다고 지적하였다. Agawal[4]은 압축력을 받는 보강된 복합적층 원통판넬의 좌굴후강도 해석을 위해 압축실험과 피로실험을

수행하였다. 이 논문에서 제안된 방법으로 설계된 시편은 초기 좌굴하중보다 약 5배가 높은 하중에서 파손되었다. 따라서 이 연구결과는 복합재료가 압축하중을 받을 때 상당한 좌굴후 강도를 가지고 있음을 보여준다. Starnes Jr. et al.[5]은 등간격으로 배열된 4개의 I형 스트링거를 갖고 16층 또는 24층 준등방성 판넬로 된 평판판넬 시편 6개를 좌굴후 실험하였고, 동일한 시편모델에 대해 좌굴후 해석을 수행하였다. 해석 좌굴모-드는 보강재 웨브와 플랜지에서 많은 변형을 보이기 때문에 좌굴후 실험결과와 만족스러운 상관관계를 갖기 위해서 적당한 강성을 갖는 판요소를 사용하여 보강재 요소를 모델링 할 것을 주장하였다.

Sheinman, et al.[7~10]은 면내, 외 하중을 받고 임의의 경계조건을 갖는 보강적층 원통판넬의 좌굴거동을 비선형 해석법을 사용하여 해석하였다. 그는 보강재와 판넬을 모델링하기 위해 굽어진 스트립(strip)요소를 사용해서 국부좌굴과 전체좌굴 거동사이의 상호작용을 해석하였으며 보강재 높이의 중요성을 역설하였다. 이와 같이 보강재를 갖는 원통적층판넬에 대해서는 소수의 연구만이 수행되어 왔으며 이는 대부분은 좌굴하중을 구하거나 좌굴후 거동을 단편적으로 살펴보는데 그치고 있음을 알 수 있다. 그러나 보강된 적층원통 판넬의 좌굴후 거동해석에서는 판넬의 기하학적 형상의 영향으로 야기된 좌굴전 변형과 판넬과 보강재에서 발생하는 국부좌굴, 그리고 이러한 국부좌굴과 전체좌굴 거동의 상호작용을 고려해야 한다. 비선형 유한요소 프로그램인 STAGS를 이용해 이러한 사항을 고려한 결과들[5,6]이 있기는 하나, 이들 결과도 실제적 설계에서 중요한 좌굴후 극한하중을 예측하기 위한 파손해석을 수행하지 않고 있다.

본 연구에서는 복합적층 셀 구조물의 해석을 위한 비선형 유한요소 프로그램을 개발하여, T형 스트링거를 갖는 복합적층 원통판넬의 좌굴 및 좌굴후 거동해석을 다음과 같이 3가지 유형에 따라 수행하였다. 첫째, 스트링서가 면외굽힘에 대해 직선을 유지하고 좌굴이 스트링거 사이의 판넬변형에만 국한되는 좌굴모-드를 국부좌굴로 정의하고, 둘째, 스트링서가 심하게 면외변형을 일으켜 이로 인한

변형이 Euler기둥의 기본모-드와 유사한 한개 이상의 길이방향 반과장을 가지는 좌굴모-드를 전체좌굴로 정의하고 해석하고, 이들 모-드사이의 상호작용을 규명하였다. 셋째, 압축을 받는 스트링거보강 복합적층 원통판넬의 파괴특성을 좌굴후 거동과 더불어 규명하였다. 비선형 유한요소 해석을 위해 updated Lagrangian 수식화 기법과 8절점 degenerated 쉘 요소를 사용하였으며, 특히 판넬과 보강재 사이의 상호작용을 정확히 예측하기 위하여 보강재 역시 8절점 degenerated 쉘 요소로 모델링하였다.

비선형 평형경로에서의 하중증분 및 반복계산을 위한 수치해석기법으로는 호 길이법(arc-length method)를 채택하였으며 점진적 파손해석을 위해 파손모-드의 구분이 가능한 최대 응력판정법을 각 요소의 각층에 적용하였다. 파손이 발생한 층에서 파손발생방향의 강성과 응력이 파손발생과 동시에 모두 제거된다고 가정하는 완전제하(complete unloading) 파손모델링[11, 12]을 사용하였다. 해석 방법의 타당성 검증을 위해 블레이드(blade)형 보강재를 갖는 복합적층 원통판넬의 좌굴후 거동을 실험하였다.

2. 비선형 유한요소해석

기하학적 비선형 유한요소 좌굴후 해석을 위해 update Lagrangian 수식화를 사용하였고, 여기에는 second Piola-Kirchhoff 응력 및 Green-Lagrangian 변형률을 더불어 사용하였다.

2-1. 유한요소 방정식의 수식화

셀요소를 모델링하기 위해 독립적인 회전자유도와 병진자유도를 갖는 3차원 degenerated isoparametric 요소[13]를 채택하였다. 유한요소 수식화에 이 요소를 사용하면, 셀중간면의 초기법선은 변형 후에도 직선을 그대로 유지하며 횡방향 법선응력은 0이라는 2가지 가정 이외에는 추가적인 제한조건이 없어 일반적 셀거동을 묘사할 수 있다. Degenerated 셀요소에 의한 유한요소 수식화의 자세한 설명은

참고문헌[13, 14]에서 찾아볼 수 있다. 임의의 요소에 대한 최종 증분 평형방정식은 다음식으로 주어진다.

$$([K_L] + [K_{NL}]) \Delta \{U_n\} = -\Delta P \quad \dots\dots\dots (1)$$

여기서 $\{\Delta U\}$ 는 절점자유도 벡터이며, $[K_L]$ 과 $[K_{NL}]$ 그리고 $\{\Delta P\}$ 는 각각 선형요소강성행렬, 비선형 요소 강성행렬, 그리고 증분하중을 나타내며 다음 식으로 표현된다.

$$[K_L] = \int_{V^N} [B_L]^T [D] [B_L] dV \quad \dots\dots\dots (2)$$

$$[K_{NL}] = \int_{V^N} [B_{NL}]^T [\bar{\sigma}] [B_{NL}] dV \quad \dots\dots\dots (3)$$

$$\{\Delta P\} = \int_{V^N} [B_L]^T \{\delta\} dV - \{F\} \quad \dots\dots\dots (4)$$

행렬 $[B_L]$, $[B_{NL}]$, $[\bar{\sigma}]$ 및 $\{\delta\}$ 의 성분들은 참고문헌[14, 15]에서 찾아볼 수 있다. 한요소의 증분변위장은 다음 식으로 표현된다.

$$\begin{Bmatrix} \Delta u \\ \Delta v \\ \Delta w \end{Bmatrix} = \sum_{N=1}^8 H_n[\xi, \eta] \begin{Bmatrix} \Delta u_n \\ \Delta v_n \\ \Delta w_n \end{Bmatrix} + \frac{1}{2} \sum_{N=1}^8 H_n[\xi, \eta] t_n \zeta \{\Delta V_{n\zeta}\} \quad \dots\dots\dots (5)$$

여기서 ξ, η, ζ 는 요소의 국부좌표를 나타내며 $H_n[\xi, \eta], t_n$ 그리고 $\{\Delta V_{n\zeta}\}$ 는 각각 형상함수, 두께, 그리고 n번째 절점에서 ζ 방향으로의 벡터의 증분을 나타낸다.

요소강성 행렬과 힘벡터를 조합한 후에 각 증분 하중단계에서 증분유한요소 방정식을 풀고, 절점 변위와 회전 변위를 구하여 이들로부터 대응하는 상태변수들을 구하게 된다.

증분 second Piola-Kirchhoff 응력은 강체운동을 하더라도 변하지 않는 강점이 있지만 변형전 형상을 기준으로 하기 때문에 현재의 형상에서 볼 때 물리적인 의미가 약하다. 또한 매 계산단계의 마지막에 다음 증분단계의 초기응력을 제공하는 증분 Cauchy 응력으로 변환할 필요가 있다.

$$\sigma_{ij} = \frac{1}{\det[F]} F_{jk} F_{il} (\delta_{kl} + \Delta S_{kl}) \quad \dots\dots\dots (6)$$

여기서 δ_{kl} 은 Cauchy응력이며, ΔS_{kl} 은 증분 second Piola-Kirchhoff 응력이다. 그리고 $[F]$ 는 참고문헌[14]에 나와 있는 변형구배이다.

2-2. 복합재료 적층셀의 모델링

복합적층 셀구조의 각 층은 직교이방성재료인 것으로 가정한다. 여기서, 횡방향 법선응력을 무시할 수 있다고 가정하면 대응하는 변형률은 제거되며, 따라서 응력-변형률 관계식은 국부좌표계에서 다음과 같은 수정된 구성행렬로 표현된다.

$$[\Delta S^*] = [Q][\Delta \epsilon] \quad \dots\dots\dots (7)$$

$$\text{여기서 } Q_{ij} = C_{ij} - C_{i3}C_{j3}/C_{33} \quad i, j = 1, 2 \\ = C_{ij} \quad i, j = 4, 5, 6$$

$C, [Q]$ 는 각각 재료의 강성행렬과 두께방향(3방향)의 성분이 소거된 강성행렬을 나타낸다[13].

국부좌표계에서의 응력-변형률 관계식은 전체 좌표계로 변환되며 다음과 같은 적층셀 구조물의 유한요소 모델에 대한 구성관계식으로 바뀌어진다.

$$[\Delta S] = [D][\Delta \epsilon] \quad \dots\dots\dots (8)$$

여기서 $[D] = [T][C][T]^T$ 로서 전체좌표계로 변환된 강성행렬이며 $[T]$ 는 변환행렬이다.

적층셀 구조물이기 때문에 재료특성을 파악하기 위해 각층에 대한 강성행렬의 수치적분을 수행한다. j 번째 층에 대하여 두께방향으로 -1 에서 $+1$ 까지 변화하는 변수 ζ 를 정의하면, 강성행렬은 다음 식으로 계산할 수 있다.

$$[K_L] = \sum_{j=1}^P \int_V [B_L]^T [C] [B_L] \frac{h_j}{h} dV \quad \dots\dots\dots (9)$$

$$[K_{NL}] = \sum_{j=1}^P \int_V [B_{NL}]^T [\bar{\sigma}] [B_{NL}] \frac{h_j}{h} dV \quad \dots\dots (10)$$

$$\text{여기서 } h_j = \sum_{k=1}^m H_k[\xi, \eta] h_{kj}$$

$$h = \sum_{k=1}^m H_k[\xi, \eta] h_k$$

$$\zeta = -1 + \frac{1}{h} \left[-h_j(1-\zeta_j) + 2 \sum_{i=1}^j h_j \right]$$

2-3. 셀과 스트링거 공유절점에 대한 1차 구속조건

Degenerated 셀요소를 사용하여 셀과 스트링거(stringer)를 모델링하는 경우에 절점을 공유하는

인접한 두 요소사이에서 국부좌표계의 차이로부터 자유도의 불일치가 발생하게 된다. 이 문제를 해결하기 위하여 셀과 스트링거를 별도로 모델링하고 공유절점에서 다음과 같은 구속조건을 만족시키도록 적합조건을 주었다.

$$U^n = U^{n+1}, \quad V^n = V^{n+1} \\ W^n = W^{n+1}, \quad \beta_\xi^n = \beta_\xi^{n+1} \quad \dots\dots\dots (11)$$

여기서 U, V, W 는 각각 $X-, Y-, Z$ -축 방향의 변위이며 β 는 셀 중립면에 대해 결정되는 국부좌표계의 평면방향 두벡터에 관한 회전자유도를 나타내고, 상첨자 n 은 n 번째 절점을 의미한다.

2-4. 파손모델

본 연구에서는 각 층의 각 방향에 따른 평균응력을 다음과 같은 최대응력판정식에 대입하여 각 요소의 각층이 파손되었는지 여부를 결정하게 된다. 파손해석에서 사용된 최대응력판정법은 다음과 같다.

$$\sigma_1''' > X_T, \quad \sigma_1''' < X_C, \quad \sigma_2''' > Y_T, \\ \sigma_2''' < Y_C, \quad \tau_{12}''' > S, \quad \tau_{12}''' < -S \quad \dots (12)$$

여기서 X, Y, S 는 각각 1방향의 강도, 2방향의 강도, 그리고 1-2평면에서의 전단강도를 의미한다. 첨자 1, 2는 섬유방향과 횡방향을 나타내며 하첨자 T, C 및 상첨자 m 은 인장, 압축 그리고 평균을 의미한다. 만약 파손이 발생하여 진전되면, 구조물의 강성과 하중은 모두 제거된다. 이와 같은 방법을 채택하기 위해서 완전제하모델을 사용하였다. 이 모델은 파손된 강성과 응력을 완전하게 제거하는 가장 보수적인 파손모델이다.

3. T형 보강재를 갖는 복합적층 원통판넬의 좌굴후 거동해석 및 실험

3-1. 문제설명

본 연구에서는 연계강성(coupling stiffness)이 없는 직교적층 원통판넬을 해석하였다. 섬유방향이

$\theta=0^\circ$ 일때 축방향을 나타내며 해석에 사용한 그레파이트/에폭시(HFG)의 재료상수는 다음과 같다.

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

스트링거 보강적층 원통판넬의 모양은 Fig. 1과 같으며 제원은 다음과 같다.

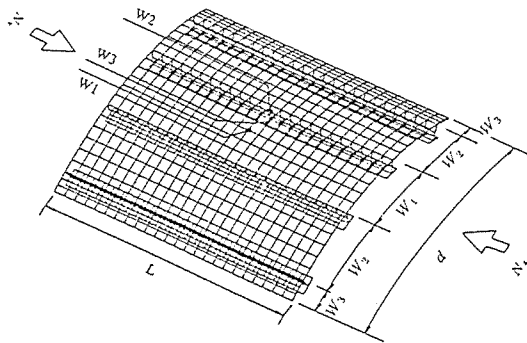


Fig. 1. Geometry of specimen(R=30mm)

$$\frac{R}{t} = 300 \quad \frac{L}{R} = 1.0 \quad t = 1.0 \text{ mm} (0.125 \text{ mm} \times 8 \text{ plies})$$

$$\frac{d}{L} = 1.0667 \quad W_1 = 45 \text{ mm} \quad W_2 = 90 \text{ mm} \quad W_3 = 25 \text{ mm}$$

곡선경계에서의 경계조건은 고정이며 다음과 같이 표현된다.

$$\text{상부곡선 경계에서, } U \neq 0, V=W=\beta_1=\beta_2=0$$

$$\text{하부곡선 경계에서, } U=0, V=W=\beta_1=\beta_2=0$$

직선경계는 $V=W=0$ 로 나타내는 단순지지로 접선변위만을 구속한다.

여기서 U, V, W 는 각각 $X-, Y-, Z$ -축 방향의 변위이며 β_1, β_2 는 곡부좌표계의 평면방향 두 벡터에 관한 회전자유도이다. 원통판넬과 스트링거의 적층은 서로 동일하다. 블레이드형 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 나

타내며 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. 계산시간 면에서 $(12 \times 12) + (12 \times 2) \times 2$ 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 blade형 실험모델에 채택하였으며 T형 스트링거 보강 원통적층모델에서의 이의 결과를 원용하여 1/4판넬을 $(12 \times 12) + (12 \times 2 + 2) \times 2$ 로 분할하였다. 여기서 둘째항 괄호내의 상수 2는 web의 폭방향 요소수이다.

3-2. 실험

앞에서 기술한 유한요소해석의 타당성 검증을 위해 블레이드형 스트링거로 보강된 복합적층 원통판넬의 좌굴후거동에 대한 실험을 수행하였다. 판넬의 제원은 Fig. 1과 같은데, 실험에서 판넬의 상부경계와 하부경계는 일정한 곡률(반경 300 mm)을 갖는 2개의 템플릿 사이에 고정시켰고, 적선경계는 나이프 엣지(knife edge)로 단순치지 하였다. 판넬은 상부 곡선경계에서 일정변위로 하중이 가해진다. 그리고 실험모델을 제작할 때, 판넬의 셸과 스트링거의 파손해석에서 분리파손을 제거하기 위하여 셸과 스트링거는 셸의 적층이 스트링거로 연결되도록 하여 일체성형 하였다. 판넬 시편은 좌굴후거동을 결정하기 위해 정적압축에서 파손되도록 실험하였다. 실험은 10 Ton Instron을 사용하여 수행하였으며(model 1350), 축방향 변위를 측정하기 위해서 LVDT를 사용하였다. Fig. 2에서 보는 바와 같이, 유한요소 해석결과는 좌굴하중에서 18%, 좌굴후 극한하중에서 12%의 근소한 차이만을 보이며 실험과 잘 일치하였다. 전형적인 좌굴후 모-드형상은 축방향으로 3개의 반파장과 스트링거 사이판넬에서 원주방향으로 한개의 반파장으로 구성된다. 좌굴이 판넬에 발생하여 변형이 진전됨에 따라 실험과 해석사이의 차이가 없어져 가고 있다.

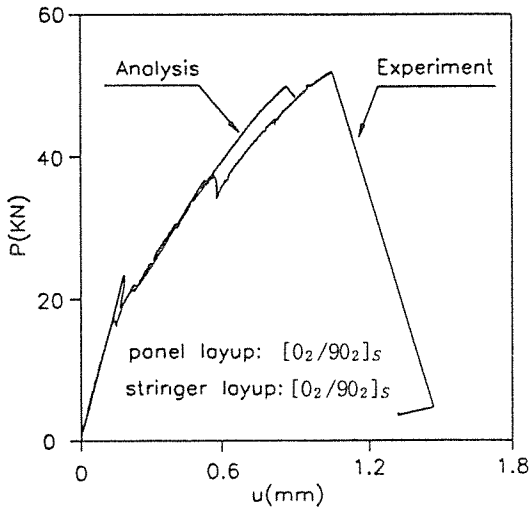


Fig. 2. Load-shortening curves for blade-stringer-stiffened composite cylindrical panel in compression

이러한 현상은 변형이 진전됨에 따라 초기결함의 영향이 상대적으로 감소되기 때문이다.

3-3. 좌굴거동해석

Table 1은 웨브(web) 및 플랜지(flange) 크기의 변화가 좌굴하중에 미치는 영향을 나타낸다. 웨브 크기를 증가시키든지, 플랜지 크기를 증가시킴에 따라 좌굴하중이 증가함을 알 수 있다. Fig. 3은 웨브크기 20mm, 플랜지 크기 20mm인 대표적인 모델에 대한 하중-변위곡선과 Fig. 1에서 표시한 위치에서의 하중-횡변위 곡선을 나타내고 있다. 그림의 W_1, W_2, W_3 곡선은 판넬이 좌굴을 일으킬 때까지 횡변형이 거의 없음을 나타내고 있다. 이러한 양상은 해석한 4가지 적층(Table 2)에 대하여 플랜지 및 웨브의 크기 변화와 적층에 무관하게 동일한 경향을 보였다. 적층의 변화에 대한 좌굴하중은 Table 2에서 보이는 바와 같이 $[0/90_3]_s$ 적층이 가장 높고 $[0_8]_T$ 적층이 가장 낮았다. 모든 적층이 $[0/90_3]_s$ 적층보다 0° 층을 더 많이 가지고 있음에도 불구하고 더 낮은 좌굴하중을 보였다. 이러한 현상은 판넬좌굴이 단순히 축방향 굽힘강성 D_{11} 에만 의존하는 것이 아니라, 원주방향 굽힘

Table 1. Buckling load and postbuckling load for various web and flange size.

web size = 20mm

flange size(mm)	$P_{cr}(N)$	$P_{ul}(N)$	P_{ul} / P_{cr}
10	32250.30	89448.16	2.77
15	33964.06	91190.48	2.69
20	35524.86	99585.06	2.80

flange size size = 20mm

web size(mm)	$P_{cr}(N)$	$P_{ul}(N)$	P_{ul} / P_{cr}
10	33711.18	70417.04	2.09
15	34585.02	91590.48	2.65
20	35524.86	99585.06	2.80

1) panel, web & flange layup : $[0_2/90_2]_s$

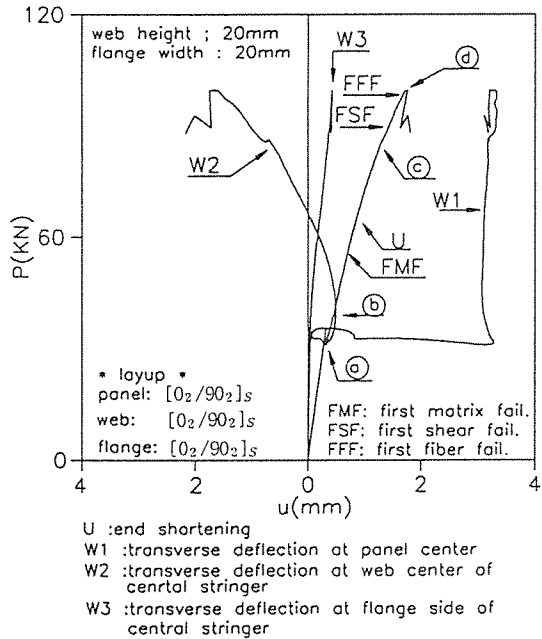


Fig. 3. Load-shortening(U) and transverse deflection W1, W2, W3 Curves for T-type stringer-stiffened composite cylindrical panel in compression

강성 D_{22} 와 보강재의 강성에도 많은 영향을 받음을 알 수 있다. 판넬과 보강재의 공유영역은 웨브 및 플랜지의 크기 변화와 적층순서에 무관하게 일직선에 유지하므로써 전체좌굴은 발생되지 않았다.

보강재 사이 판넬에서 원주방향으로 반파장과 축방향으로 3개의 반파장으로된 좌굴모-드를 보

Table 2. Buckling load and postbuckling ultimate load for various stacking sequences.

Stacking sequences	normalized bending stiffness (GPa)				
	$P_{cr}(N)$	$P_{ul}(N)$	P_{ul}/P_{cr}	D_{11}^*	D_{22}^*
$[0_2 / 90_2]_S$	35524.86	99585.06	2.80	115.86	25.19
$[0_3 / 90]_S$	31071.60	84364.64	2.72	128.08	11.96
$[0_8]_T$	26378.12	73844.62	2.80	130.97	10.07
$[0 / 90_3]_S$	38118.50	75708.82	1.99	79.97	61.08

1) panel, layup & stringer layup are same

2) $D_{ij}^* = 12D_{ij} / t^3$

3) flange = web = 20mm

였다. 중앙 보강재 웹과 직선경계부근 보강재 웹은 웹높이 방향으로 반파장과 웹길이가 방향으로 3개의 반파장으로 좌굴되어 전체적으로 길이 방향으로 함몰과 돌출과 좌굴모-드를 보였다. 중앙보강재 플랜지와 직선경계 부근 보강재 플랜지는 플랜지 폭 방향으로 반파장과 길이 방향으로 6개의 반파장으로 된 좌굴모-드를 보였다.

이러한 웹과 플랜지의 좌굴모-드 차이는 웹과 플랜지가 심하게 뒤떨어지는 변형을 일으키게 되었다. 이와 같은 좌굴모-드는 해석한 4가지 적층에 대하여 웹 및 플랜지 크기와 적층순서에 무관하게 동일하였다. 플랜지와 웹의 공유영역은 웹 높이가 20mm이고, 플랜지 폭이 10mm일 때 일직선을 유지하지 못하여 플랜지와 웹사이와 전체좌굴을 일으켰으며 웹 높이가 20mm이고, 플랜지 폭이 10mm일때는 플랜지가 충분한 강성을 유지하여 전체좌굴을 일으키지 않았다.

3-4. 좌굴후 거동해석

Table 1에서 웹 및 플랜지 크기에 따른 좌굴후 극한하중과 좌굴하중에 대한 좌굴후 극한하중비가 나타나 있다. 보강재를 갖지 않는 적층원통판넬에서는 좌굴후 극한하중값을 증가시키기 위해 적층순서를 변화시키든지 또는 경계조건을 바꾸는 방법을 사용하게 된다. 그러나 Table에서 알 수 있는 바와 같이 보강재를 갖는 적층원통판넬은 웹 및 플랜지 크기와 적층순서에 거의 무관하게 좌굴하중보다 2배 이상의 큰 값을 가진다. 웹 및 플랜지의 크기가 증가할 수록 좌굴후 극한하중이 증가하였으며, 적층순서의 영향으로는 $[0_2/90_2]_S$ 적층

이 가장 높은 좌굴후 극한하중을 보였고, $[0_8]_T$ 적층이 가장 낮은 좌굴후 극한하중을 보였다. 특히, $[0/90_3]_S$ 적층이 가장 높은 좌굴하중을 보였지만 P_{ul}/P_{cr} 비는 가장 낮은 값을 보여 좌굴이후에는 원주방향 굽힘 강성 D_{22} 의 영향이 상대적으로 감소됨을 알 수 있다. 모든 원통셀의 초기 좌굴변형모-드는 반경방향으로 볼록한 형상을 갖는데, 적층각에 따라 좌굴하중 근방에서부터 각각 고유한 좌굴변형 모-드를 가지게 된다. 그러나 보강재를 갖는 적층원통판넬의 좌굴모-드는 전술한 바와 같이 보강재 사이 판넬에서 원주방향으로 반파장과 축방향으로 3개의 반파장으로 된 초기 좌굴모-드가 좌굴 이후에도 모드-변화없이 그대로 유지되었다. Fig.4에서 이와 같은 좌굴모-드의 변화를 확인할 수 있다. 웹 및 플랜지 크기와 적층순서에 무관하게 판넬과 보강재의 공유영역은 일직선을 유지하여 전체좌굴이 발생하지 않았다.

그러나 웹의 좌굴모-드는 좌굴하중이후에는 반대방향으로 변형되는 모-드변화를 보였다. 이와 같은 사실은 Fig.3의 W_2 곡선에서 잘 나타나 있다. 그림에서 좌굴이후에 변형이 반대로 진전되고 있음을 보여준다.

이와 같은 현상은 웹 및 플랜지 크기와 적층순서에 무관하게 거의 동일한 경향을 보였다. Fig.3에서 W_1 곡선은 좌굴이후 거의 변형없이 하중의 증가만을 나타내고 있는데 이러한 사실은 좌굴이후에 하중의 대부분을 판넬이 지탱하고 있음을 나타낸다. 이러한 현상 역시 웹 및 플랜지 크기와 적층순서에 무관하게 거의 동일한 양상을 보였다.

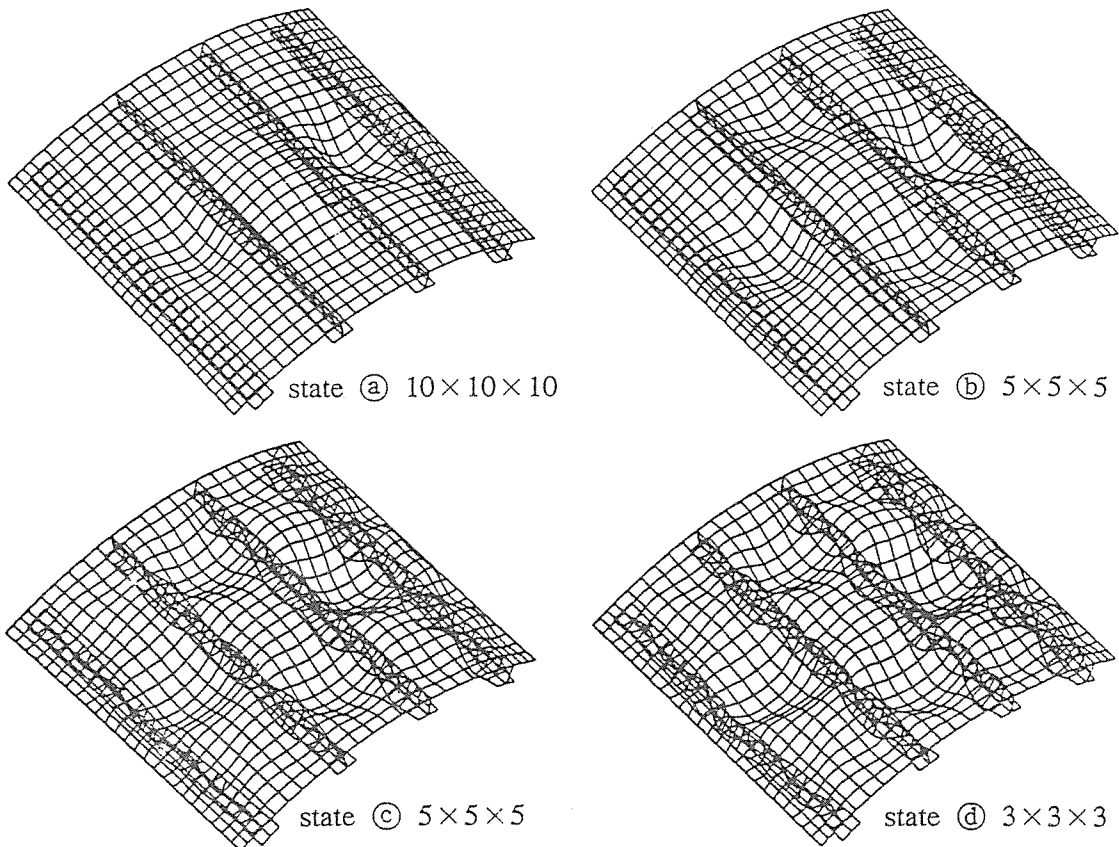


Fig. 4. Deformed shapes of T-type stringer-stiffened cylindrical panel with web height of 20mm and flange width of 20mm. (The numbers in parenthesis are magnification factors in the X-, Y-, Z- direction.)

3-5. 파손해석

본 논문에서 고려한 복합적층 원통판넬의 파손 형태는 기지파손(matrix failure), 전단파손(shear failure), 그리고 섬유파손(fiber failure) 3가지이다. Fig. 3에서 이러한 파손모-드의 첫 발생위치가 나타나 있다. 플랜지 크기 변화에 따른 파손 모-드는 큰 차이가 없었다. Fig. 5에 보이는 바와 같이 판넬과 보강재의 공유영역 근방에서 보강재의 심한 비틀림에 의한 전단파손이 많이 발생하였으며, 이와 같은 양상은 중앙 보강재에서 보다 많이 나타났고, 직선경계부 근방 보강재에서는 직선경계부의 원주방향 구속으로 인하여 판넬에서는 변형양상에 따라 압축에 의한 기지파손이 발생하였다. 그러나, 직선경계부 근방 보강재의 웹과 플랜지에서는 아

무런 구속을 받지 않기 때문에 웹과 플랜지의 비틀림에 의한 전단파손이 대부분이었다. 이와 같은 양상은 웹 크기를 변화시켰을 때도 동일한 양상을 보였다. 그러나 적층순서에 따라서는 상이한 파손 모-드를 보이는데, $[0_8]_T$ 적층의 경우에 초기에는 판넬과 보강재 공유영역근방의 판넬과 웹에서 인장에 의한 기지파손이 먼저 발생하였고, 이와 같은 파손이 진전됨에 따라 플랜지에서는 비틀림에 의한 전단 파손이 발생되었다.

$[0/90_3]_S$ 적층의 경우에 판넬과 보강재 공유영역근방에서 대부분 압축에 의한 기지파손과 섬유파손이 발생하였다. 그러나 $[0/90_3]_S$ 적층의 경우에는 판넬과 보강재 공유영역 근방에서 인장에 의한 기지파손이 대부분이었으며 플랜지에서는 전단파손이 발생하였다.

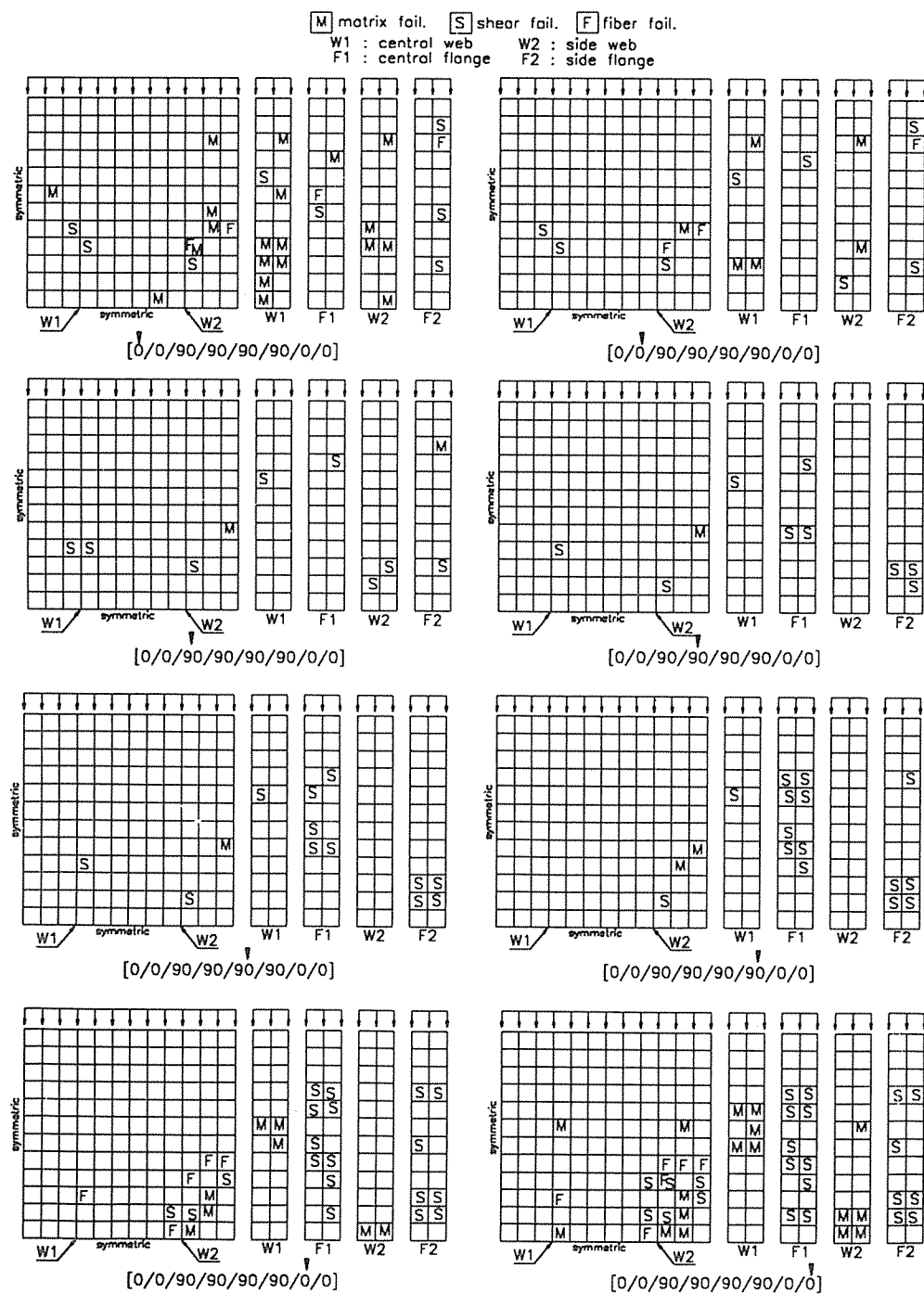


Fig. 5. Postbuckling failure of $[0_2/90_2]_S$ T-type stringer-stiffened cylindrical panel with web height of 20mm and flange width of 20mm at state ④ for each ply.

4. 결 론

본 논문에서는 updated Lagrangian 수식화에 기초한 유한요소법을 사용하여 좌굴거동과 좌굴후거동, 그리고 파손특성을 규명하였고, 이의 타당성 검증에 위해 블레이드형 보강재를 갖는 복합적층 원통판넬의 좌굴후 거동을 실험하였다. 파손특성을 해석하기 위해 점진적 파손해석법을 채택하였다. 판넬과 보강재의 상호작용을 규명하기 위하여 보강재요소를 셀요소와 동일한 8절점 degenerated 셀요소를 도입하므로써 좌굴후거동을 명백히 규명할 수 있었다. Fig.2에서 볼 수 있는 바와 같이 실험과 해석사이의 차이는 매우 근소하여 수치해석법의 타당성이 입증되었다. 일반적으로 웹와 플랜지의 크기 증가는 좌굴하중 및 좌굴후 극한하중을 증가시켰다. 해석한 모든 경우에 전체좌굴은 보이지 않았으나 웹가 20 mm이고, 플랜지가 10 mm인 경우에는 웹와 플랜지 사이에 전체좌굴을 일으켰다. 그러나 웹가 10 mm이고, 플랜지가 20 mm인 경우에는 플랜지와 웹사이에서 전체좌굴이 발생하지 않았다. 보강재의 비틀림은 판넬에 전단력으로 작용하여 판넬과 보강재 공유영역 근방에서 대부분 전단파손을 유발하였다. 또한 보강재가 파손되므로써 판넬은 부가하중을 지지하지 못하게 되어 구조물은 즉시 파괴로 연결되었다.

참 고 문 헌

1. D.W. Jensen, and P.A. Lagace, "Influence of Mechanical Couplings on the Buckling and Postbuckling of Anisotropic Plates," *AIAA Journal*, Vol.26, No.10, 1988, pp.1269-1277.
2. S.M. Jun and C.S. Hong, "Buckling Behavior of Laminated Composite Cylindrical Panels under Axial Compression," *Computers and Structures*, Vol.29, 1988, pp.479-490.
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. N.F. Knight Jr., and J.H. Starnes Jr., "Postbuckling Behavior of Selected Curved Stiffened Graphite-Epoxy Panels Loaded in Compression," *AIAA Journal*, Vol.26, No.3, March 1988, pp.344-352.
7. 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.
8. I. Sheinman and Y. Frostig, "Post Buckling Analysis of Stiffened Laminated Curved Panels," *ASCE Engng. Mech.* Vol.116, Oct. 1990, pp.2223-2236.
9. I. Sheinman and Y. Frostig, "Nonlinear Analysis of Stiffened Laminated Panels with Various Boundary Conditions," *Journal of Composite Materials*, Vol.25, June 1991, pp.634-649.
10. I. Sheinman, Y. Frostig and A. Segal, "PBCOMP Program for Buckling and Postbuckling of Stiffened Laminated Curved Panels," *Computers and Structures*, Vol.42, No.1, 1992, pp.87-95.
11. M.N. Nahas, "Survey of Failure and Post-Failure Theories of Laminated Fiber-Reinforced Composites," *Journal of Composites Technology & Research*, Vol.8, No.4, Winter, 1986, pp.138-153.
12. S.C. Chou, O. Orringer, and J.H. Rainey, "Post-Failure Behavior of Laminates. I - No Stress Concentration," *Journal of Composite Materials*, Vol.10, 1976, pp.371-381.
13. J.H. Kweon and C.S. Hong, "Postbuckling Compressive Strength of Graphite/Epoxy Laminated Cylindrical Panels Loaded in Compression," *AIAA-94-1341-CP*.
14. K.J. Bathe, *Finite Element Procedures in Engineering Analysis*, Prentice-Hall, London, 1982.
15. K. Washizu, *Variational Methods in Elasticity and Plasticity*, 3rd Ed., Pergamon Press, New York, 1982.