

〈論 文〉

복합적층 원통판넬의 좌굴후 압축강도

권진희* · 홍창선**

(1993년 8월 28일 접수)

Postbuckling Compressive Strengths of Composite Laminated Cylindrical Panels

J. H. Kweon and C. S. Hong

Key Words : Buckling Stress(좌굴응력), Postbuckling Compressive Strength(좌굴후 압축 강도), Composite Laminated Cylindrical Panel(복합적층 원통판넬), Stiffness Degradation(강성저하), Arc-Length Method(호길이법), Prebuckling Compressive Failure(좌굴전 압축파손), Collapse(붕괴)

Abstract

The postbuckling compressive strengths of $[0/90/\pm\theta]_s$ composite laminated cylindrical panels with various fiber angles and width-to-length ratios are characterized by the nonlinear finite element method. For the iteration and load-increment along the postbuckling equilibrium path, a modified arc-length method in which the effect of failure can be considered is introduced. In the progressive failure analysis, the maximum stress criterion and complete unloading model are used. Present finite element results show good agreement with experiments for $[0_3/90]_s$ cylindrical panel and $[0/\pm 45/90/]_s$ plate. The postbuckling compressive strength of $[0/90/\pm\theta]_s$ composite laminated cylindrical panel is independent of the initial buckling stress but high in the panel with large value of the bending stiffness in axial direction. In the several cylindrical panels, it is observed that the prebuckling compressive failures occur and result into the collapse before the buckling.

기 호 설 명

A : 원통판넬의 단면적
 D_{11} : 적층판넬의 축방향 굽힘강성
 $[D]$: 전체좌표계에서의 강성행렬
 $\{F_0\}$: 하중분포벡터
 $[K_T]$: 접선강성행렬
 P_{cr}, P_{col}, P_{com} : 좌굴응력, 좌굴후 붕괴하중, 좌굴전 붕괴하중
 R, L, d, t : 판넬의 반경, 길이, 폭 및 두께
 δ : 변분
 Δ : 증분

ϵ_{ij} : 그린 변형률
 λ : 하중인자
 삼첨자
 n : 반복 계산회수

1. 서 론

일반적으로 셀 형태의 구조물이 축방향 압축력을 받게 되면 정적압축강도에 비해 상대적으로 매우 낮은 응력에서 좌굴이 발생하는 것으로 알려져 있다. 일단 좌굴이 발생하면 구조물은 대회전을 일으

*삼성항공(주) 항공우주연구소

**정회원, 한국과학기술원 항공우주공학과

키게 되고 작용하는 하중도 면내압축력뿐만 아니라 굽힘모멘트가 추가된다. 좌굴 후에 작용하는 굽힘모멘트는 구조물의 응력분포상태를 보다 복잡하게 만들고 국부적인 파손을 촉진하게 된다. 따라서 좌굴된 구조물의 최종 파손응력 즉, 좌굴후 압축강도(postbuckling compressive strength)는 좌굴이 없는 구조물의 강도와는 전혀 달라진다. 따라서 오래전부터 쉘 구조물의 좌굴은 구조해석의 중요한 한 분야로 자리잡아 왔고 좌굴 및 좌굴후 거동에 관한 많은 이론적, 실험적 연구들이 진행되어 왔다. 그러나 기존의 연구들은 초기 좌굴하중이나 좌굴모드의 예측에 한정되어 있는 경우가 많고, 좌굴후 거동에 관한 소수의 연구들도 주로 실험에 의한 것이거나 좌굴 후에 발생하는 파손의 효과를 고려하지 못한 해석들이 대부분이다.⁽¹⁻⁷⁾ 최근까지도 입수가능한 국내의 모든 문헌들 중 축하중을 받는 원통판넬의 좌굴후 압축강도를 이론적인 방법에 의해 예측한 논문은 찾아볼 수 없었다. 그러나 만약 원통판넬이 좌굴 후에 얼마만큼의 하중을 지지할 수 있으며, 어떤 과정을 통해서 붕괴되는지를 분명하게 알 수 있다면 보다 경제적이고 효율적인 쉘 구조물의 설계가 가능할 것이라는 것은 분명한 사실이다. 따라서 참고문헌(8)에서는 비선형 유한요소법에 의해 축하향 압축을 받는 복합적층 원통판넬의 좌굴후 파손상태 및 압축강도를 예측하기 위한 수치기법 및 파손 모델링방법을 제시한 바 있다.

본 연구에서는 임의의 적층순서를 갖는 복합적층 원통판넬의 좌굴후 파손과 대회전을 고려한 유한요소 해석을 위해 앞의 연구⁽⁸⁾에서 제시한 호길이법(arc-length method)을 수정하여 파손의 효과를 호길이법에 직접적으로 고려하는 수정 호길이법을 제시하였다. 비선형 유한요소 수식화를 위해서는 업데이트드 라그랑지안(updated Lagrangian) 기법을 사용하였다. 유한요소 모델링에 사용된 요소는 8절점 응축(degenerated) 쉘요소이고 일차 전단 변형 이론에 근거하여 원통판넬의 횡전단변형을 고려하였다. 파손판정을 위해서는 최대 응력 판정법(maximum stress criterion)을 사용하였고 강성저하 모델은 완전제하모델(complete unloading model)을 사용하였다. 유한요소해석의 타당성은 참고문헌(6)에 제시된 복합적층 원통판넬 및 평판에 대한 실험결과와의 비교를 통해 검증하였다. 수치예제로는 다양한 적층순서와 형상을 갖는 복합적층 원통판넬의 좌굴후 하중지지도를 연구하기 위해

$[0/90/\pm\theta]_s$ 복합적층 원통판넬의 섬유각 θ 와 폭대 길이의 비를 변화시키면서 좌굴응력과 좌굴후 압축강도를 계산하였다.

2. 비선형 유한요소해석

2.1 유한요소 수식화

체적력이 없을 경우, 업데이트드 라그랑지안 수식화기법에 의해 n 번째 평형상태에서의 형상을 기준으로 하고, n 번째와 $n+1$ 번째 평형상태 사이의 증분량을 사용하여, $n+1$ 번째 평형상태에서의 가상일의 정리를 적어보면 다음과 같다.

$$\iiint_{V_n} (\sigma_{ij}^n + \Delta S_{ij}) \delta(\Delta \epsilon_{ij}) dV - \iint_{S_r, n} (T_i^n + \Delta T_i) \delta(\Delta u_i) dS = 0 \quad (1)$$

여기서, σ_{ij} , S_{ij} , ϵ_{ij} , T_i , u_i , δ 는 각각 코시(Cauchy) 응력, 제2 피올라-키르호프(Piola-Kirchhoff) 응력, 그린(Green)변형률, 표면력(surface traction), 변위 및 변분기호이다. Δ 는 n 번째와 $n+1$ 번째 평형상태 사이의 증분을 의미한다.

식(1)에 복합적층 쉘 구조물에 대한 카테산 직교 좌표계에서의 응력-변형률 관계식과 변위-변형률 관계식을 대입하고 미소량의 이차항을 제거하면 다음과 같은 유한요소 방정식을 얻을 수 있다.⁽⁴⁾

$$[K_T]\{\Delta u^{n+1}\} = -\{\Delta P(\lambda^{n+1})\} \quad (2)$$

여기서,

$$[K_T] = \iiint_{V_n} [B_L^T]^T [D^n] [B_L] dv + \iiint_{V_n} [B_{NL}^T]^T [\bar{\sigma}^n] [B_{NL}] dV \quad (3)$$

$$\{\Delta P(\lambda^{n+1})\} = \{R^{n+1}\} - \lambda^{n+1} \{F_0\} \quad (4)$$

$$\{R^{n+1}\} = \iiint_{V_n} [B_L^T]^T \{\sigma^n\} dV \quad (5)$$

위 식에서 $[B_L]$, $[B_{NL}]$, $\{\sigma\}$, $[\bar{\sigma}]$ 는 참고문헌(9)에 주어진 바와 같다. 또한 $[D]$, λ 및 $\{F_0\}$ 는 각각 전체좌표계에서의 강성행렬, 하중인자(load-parementer) 및 하중분포벡터(force-distribution vector)이다.

2.2 강성저하 모델

복합재료 구조물의 파손판정방법에는 최대 응력 판정법, 최대 변형률 판정법, Tsai-Hill 판정법, Tsai-Wu 판정법 등과 Tsai-Wu 판정법을 용도에

따라 적당히 수정한 방법 등 매우 다양하다.⁽¹⁰⁾ 그러나 파손으로 인한 강성저하와 지지하중의 감소를 고려한 점진적 파손해석을 위해서는 파손모드의 구분이 가능한 최대응력판정법 혹은 최대변형률 판정법이 가장 많이 사용된다. 따라서 본 연구에서는 최대응력판정법에 의거하여, 모든 유한요소의 각 단층의 각 방향 평균응력을 최대응력 판정식에 대입하여 요소의 각 단층에 대한 파손여부를 판정하였다.

파손이 발생한 층의 강성저하에도 여러가지 방법이 있으나 Hahn과 Tsai⁽¹¹⁾의 방법이나 Chou 등⁽¹²⁾의 방법이 가장 많이 사용되고 있다. Fig. 1에 도시된 바와 같이 Hahn과 Tsai⁽¹¹⁾의 방법은 파손이 발생한 층의 파손발생 방향의 강성은 완전히 사라지지만 파손이 발생할 때의 응력 즉, 강도만큼의 응력은 파손 후에도 계속해서 유지된다고 가정한다. 이 모델은 구조물의 파손후 하중지지도를 과대평가하므로, Tsai⁽¹³⁾는 실험적으로 결정되는 강성저하계수(stiffness degradation factor)를 도입하기도 하였다. 그러나 강성저하계수를 실험적으로 결정해야 할 뿐만 아니라 적층순서나 하중상태에 따라라도 그 값이 달라지기 때문에 많이 사용되고 있는 않다.

Chou 등⁽¹²⁾의 방법에서는 파손이 발생한 층의 파손모드에 해당하는 강성뿐만 아니라 응력까지도 완전히 제거된다고 가정한다. 완전 제하모델로도 불리는 이 방법은 구조물의 파손후 하중지지도를 가장 보수적으로 평가하는 모델로서 탄소/에폭시 복합재료와 같이 취성(brittle) 재료들에 알맞는 모델이다. 최대응력 파손판정법을 사용한 완전 제하모

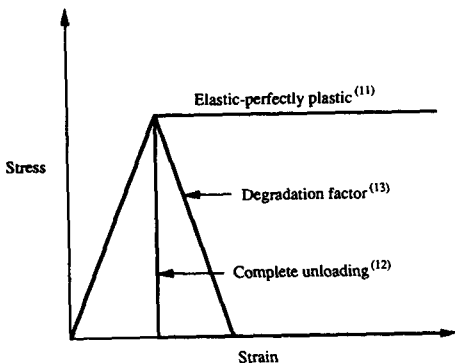


Fig. 1 Schematic diagram for various stiffness degradation models

델을 식으로 나타내면 다음과 같다.

$$\text{if } \sigma_1^m > X_T \text{ or } \sigma_1^m < X_C, \quad \sigma_1 = 0, E_1 = 0, \nu_{12} = 0, \nu_{13} = 0 \quad (6)$$

$$\text{if } \sigma_2^m > Y_T \text{ or } \sigma_2^m < Y_C, \quad \sigma_2 = 0, E_2 = 0, \nu_{21} = 0, \nu_{23} = 0 \quad (7)$$

$$\text{if } \tau_{12}^m > S \text{ or } \tau_{12}^m < -S, \quad \tau_{12} = 0, \tau_{21} = 0, G_{12} = 0 \quad (8)$$

여기서, X, Y, S 는 각각 1-축방향, 2-축방향의 강도와 1-2 평면의 전단강도를, E_1, E_2 는 섬유방향 및 횡방향 강성을, G_{12} 는 면내 전단강성을, $\nu_{12}, \nu_{13}, \nu_{21}, \nu_{23}$ 는 푸아송비를 의미한다. 또한 하첨자 1과 2는 각각 섬유방향과 횡방향, T 와 C 는 인장과 압축을 나타내고, 상첨자 m 은 유한요소를 구상하는 각 단층에서의 평균을 의미한다.

본 연구에서는 복합적층 원통판넬의 파손 후 하중지지도를 평가하기 위한 모델로서 가장 보수적인 방법인 완전제하모델을 사용하였다. 완전제하모델에서는 각 하중단계에서의 반복계산이 수렴한 후에 파손을 판정하여 파손된 층의 강성과 응력을 순간적으로 제거해 버린다. 따라서 직전 하중단계에서 파손이 발생하였을 경우 현 하중단계의 첫번째 반복계산은 파손된 층의 응력제거로 인해 발생한 불평형력으로 인하여 힘평형이 성립되지 못한 상태에서 시작되게 된다. 이때 직전 하중단계에서의 파손으로 인해 유기된 불평형력으로 말미암아 발생하는 변위가 클 경우 호길이법에 반복계산이 실패하게 된다. 반복계산이 수렴에 실패할 경우 통상적인 호길이법에서는 무조건 호길이를 줄인 후 다시 계산을 수행하게 된다. 그러나 파손으로 인한 불평형력의 효과때문에 반복계산이 발산하는 경우, 호길이를 아무리 줄여도 반복계산은 성공하지 못한다. 따라서 파손으로 인한 불평형력을 인해 반복계산이 발산하는 것을 방지하기 위해서는 기존의 호길이법을 수정하여야 한다.

2.3 수정 호길이법

앞 절에서도 밝힌 바와 같이, 통상적인 호길이법에서는 반복계산이 수렴에 실패할 경우 식(9)에서와 같이 호길이를 $\Delta l'$ 으로 줄여서 다시 계산을 수행하게 된다.

$$\Delta l' = k \Delta l \quad 0 < k < 1 \quad (9)$$

그러나 구조물에 파손이 발생하여 파손에 의한

불평형력이 존재할 경우, 호길이는 최소한 파손에 의해 유기된 불평형력에 의한 변형을 허용할 만한 정도의 크기는 되어야 한다. 호길이가 너무 클 경우에도 반복계산이 실패하지만 파손에 의한 불평형력을 수용할 수 없을 만큼 호길이가 작을 경우에도 반복계산은 실패하기 때문이다. 따라서 참고문헌(8)에서는 호길이를 매우 작게 줄여도 반복계산이 실패할 경우 식(9)의 k 를 1보다 크게하여 호길이를 키워나가는 방법을 취하였다. 그러나 이러한 방법은 사용할 경우, 반복계산이 수렴할 때까지 호길이를 막연하게 키워나가게 되므로 계산시간의 낭비가 심하였다.

따라서 본 논문에서는 반복계산이 실패할 경우 수렴에 성공할 때까지 반복해서 호길이를 일정비율로 키우는 것이 아니라, 먼저 파손으로 인한 불평형력 $\{\Delta P_F\}$ 를 구하고 그로 인한 변위 $\{\Delta u_F\}$ 를 다음과 같이 계산한다.

$$\{\Delta u_F\} = [K_T]^{-1} \{\Delta P_F\} \quad (10)$$

식(10)의 변위 $\{\Delta u_F\}$ 가 발생할 수 있기 위해 필요한 최소한의 호길이 Δl_F 는 다음과 같이 계산된다.

$$\Delta l_F = [\{\Delta u_F\}^T \{\Delta u_F\}]^{1/2} \quad (11)$$

이 때 호길이 Δl 이 식(11)에 의해 계산된 호길이 Δl_F 보다 작을 경우, 반복계산물은 실패하게 된다. 따라서 이러한 경우에는 식(12)에서와 같이 호길이 Δl 을 $\Delta l'$ 으로 증가시켜야 한다.

$$\Delta l' = k \Delta l \quad k > (\Delta l_F) / (\Delta l) \quad (12)$$

이상의 방법을 사용하면 반복계산이 수렴하기 위한 최소한의 호길이를 한번의 계산에 의해 바로 구할 수 있기 때문에 계산시간은 현저하게 줄일 수 있다.

2.4 타당성 검증

축하중을 받는 복합적층 원통판넬의 좌굴 및 좌굴후 거동해석의 타당성 검증을 위해, $[0_3/90]_S$ 복합적층 원통판넬 및 $[0/\pm 45/90]_S$ 복합적층 평판을 해석하여 참고문헌(6)의 실험결과와 비교하였다. 원통판넬 및 평판의 두께는 각각 0.90 mm와 0.89 mm이고 재료상수는 다음과 같다.

$$E_1 = 130 \text{ GPa}, E_2 = 10.0 \text{ GPa}, \\ G_{12} = 4.85 \text{ GPa}, \nu_{12} = 0.31, \nu_{23} = 0.52$$

$$X_T = 1933 \text{ MPa}, X_C = 1051 \text{ MPa}, \\ Y_T = 51 \text{ MPa}, Y_C = 185 \text{ MPa}, S = 84 \text{ MPa}$$

경계조건은 곡선경계에서는 고정지지이고, 직선경계에서는 원주방향 변위를 구속하는 단순지지이다. 하중은 곡선경계에서 균일변위로 가해진다. 대칭경계조건을 이용하여 원통판넬의 1/4을 8×8 로 요소분할하여 해석하였다.

Fig. 2는 $[0_3/90]_S$ 복합적층 원통판넬의 하중-변위 선도이다. 그림에서, FEM1은 파손으로 인한 강성저하와 하중감소를 고려하지 않은 유한요소해석의 결과를 나타낸다. 파손된 층의 강성저하와 하중감소를 고려하지 않았기 때문에 하중-변위 선도의 기울기 감소와 없이 지지하중이 계속하여 증가한다. 이러한 모델은 원통판넬의 좌굴후 거동에 대한 기본적인 이해를 돕는 역할을 하지만 좌굴후 압축강도는 예측할 수 없다. FEM2는 파손된 층의 파손발생 방향 강성만 제거하고 파손시의 응력 즉, 강도만큼의 응력은 그대로 유지된다고 가정한 모델이다. 파손으로 인한 강성저하를 고려하였기 때문에 하중-변위 선도의 기울기가 FEM1보다는 줄어들지만 여전히 실험과는 많은 차이를 보이면서 좌굴후 하중지지도를 과대평가하고 있다.

본 연구에서 사용한 파손모델은 파손이 발생한 방향의 강성 및 하중이 완전히 제거된다고 가정하는 가장 보수적인 모델이다. 그림에서도 볼 수 있듯이 좌굴응력과 좌굴후 압축강도를 포함하여 본 해석의 결과는 전체적으로 실험과 매우 잘 일치하

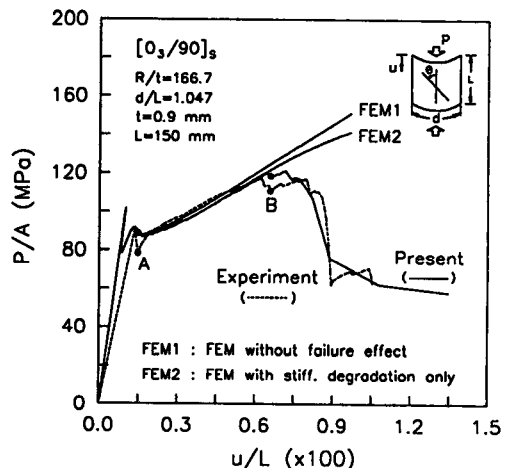


Fig. 2 Load-shortening curves of $[0_3/90]_S$ laminated cylindrical panel under axial compression

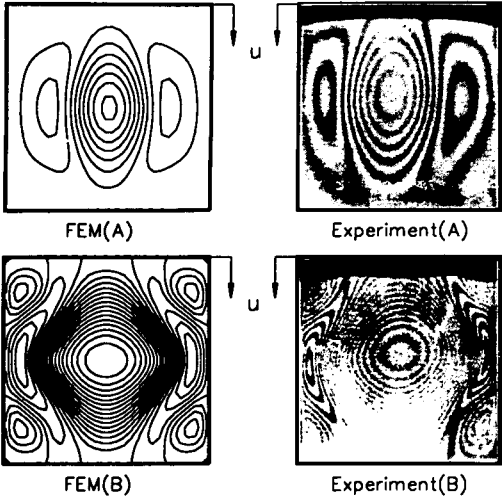


Fig. 3 Contour plots of deflection, w by the finite element analysis and moire fringe patterns⁽⁶⁾ for $[0_s/90]_s$ laminated cylindrical panel at A and B

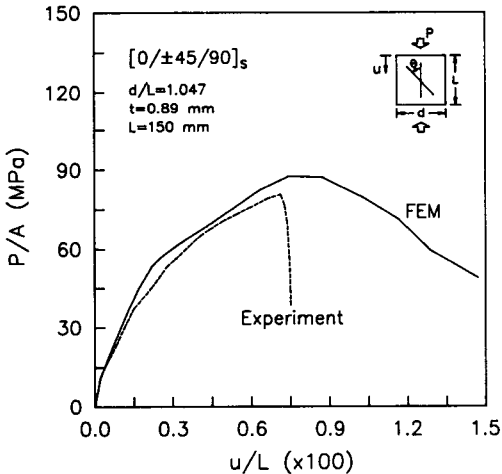


Fig. 4 Load-shortening curves of $[0/\pm 45/90]_s$ laminated plate under axial compression

고 있다.

Fig. 3은 Fig. 2의 A와 B 평형상태에서의 판넬의 처짐을 등고선으로 나타낸 것이다. 실험에 의한 등고선은 무아레무늬(moire fringe)이다. $[0_s/90]_s$ 판넬에서는 보강섬유의 75%가 축방향으로 위치해 있고, 동시에 중립면에서 거리가 먼 바깥 쪽에 있으므로 축방향 굽힘강성 D_{11} 이 원주방향 굽힘강성 D_{22} 에 비해 월등하게 크다. 따라서 A에서는 축방향 굽힘강성 D_{11} 의 영향으로 인해 축방향을 따라

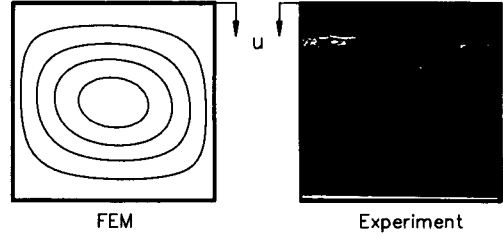


Fig. 5 Contour plots of deflection, w by the finite element analysis and moire fringe patterns⁽⁶⁾ for postbuckled $[0/\pm 45/90]_s$ laminated cylindrical panel

변형의 골이 형성되는 것을 볼 수 있다. 그러나 변형이 진전됨에 따라 곡선경계 주위로의 굽힘모멘트가 커지면서 B에서는 변형의 형태가 등글게 되고 직선경계 근처에서 등고선의 경사가 심해진다. 그림에서도 알 수 있듯이 유한요소해석에 의한 원통판넬의 변형결과는 실험에 의한 결과와 매우 잘 일치하고 있다.

Fig. 4와 5는 각각 $[0/\pm 45/90]_s$ 복합적층 평판의 하중-변위 선도와 좌굴후 변형상태를 나타낸다. 원통판넬에 대한 결과에서와 마찬가지로 붕괴점(collapse point)까지의 유한요소해석의 결과는 실험과 매우 잘 일치하고 변형 또한 잘 일치하고 있다. 붕괴점 이후의 평형경로의 기울기에는 약간의 차이가 있지만 두 경우 모두 붕괴점 이후에는 결국 구조재로서의 성능을 상실하기 때문에 붕괴점 이후의 차이는 기계적으로 아무런 의미가 없는 것으로 볼 수 있다.

3. 결과 및 검토

3.1 문제설명

본 연구에서 고려한 판넬의 적층은 $[0/90/\pm\theta]_s$ 이고 섬유각 θ 를 0도에서 90도까지 15도 간격으로 변화시키면서 좌굴후 해석을 수행하였다. 판넬의 폭과 길이의 비는 1.047, 0.524, 0.262의 세가지이고 반경 및 길이는 150 mm이다. 한 단층의 두께는 0.125 mm이고 P3051 탄소/에폭시 복합재료의 재료상수를 사용하였다.

$$\begin{aligned}
 E_1 &= 127.8 \text{ GPa}, E_2 = 9.4 \text{ GPa}, \\
 G_{12} &= 4.2 \text{ GPa}, \nu_{12} = 0.28, \nu_{23} = 0.52 \\
 X_T &= 1726 \text{ MPa}, X_C = 1051 \text{ MPa}, \\
 Y_T &= 61 \text{ MPa}, Y_C = 141 \text{ MPa}, S = 61 \text{ MPa}
 \end{aligned}$$

경계조건은 곡선경계에서 고정지지이고 직선경계에서는 원주방향 변형을 구속하는 단순지지이다. 하중은 곡선경계에서 균일변위로 가해진다. 해석을 위해 사용된 요소의 수는 요소 수렴성 조사⁽⁸⁾의 결과를 바탕으로, 폭과 길이의 비가 1.047, 0.524, 0.262인 경우에 대해 각각 16×16, 16×8, 16×4로 분할하였다.

3.2 좌굴후 압축강도

Fig. 6은 폭 대 길이의 비, $d/L=1.047$ 즉, 세장비가 약 1인 경우, $[0/90/\pm\theta]_s$ 의 적층을 갖는 원통판넬의 좌굴응력과 좌굴후 압축강도 및 좌굴응력에 대한 좌굴후 압축강도의 비를 나타낸다. 초기 좌굴응력은 $\theta=45$ 도일 때 즉, 면내 등반성거동을 보이는 $[0/90/\pm 45]_s$ 준등방성 판넬에서 가장 높고 60도, 30도, 75도, 15도, 90도, 0도의 순서로 낮아진다. 이것은 좌굴응력이 $\theta=45$ 도일 때 가장 높고 45도에서 멀어질수록 낮아지는 것을 의미한다. 그러나 좌굴후 압축강도의 분포는 좌굴응력의 분포와는 전혀 다른 양상을 보여준다. 좌굴후 압축강도는 좌굴응력이 가장 낮은 $\theta=0$ 도에서 가장 높고 0도에서 멀어질수록 낮아지고 있다. 이것을 Fig. 7에 보인 굽힘강성의 관점에서 정리하면, 축방향 굽힘강성이 가장 큰 판넬에서 좌굴후 압축강도가 가장 높고 축방향 굽힘강성의 크기가 작아질수록 좌굴후 압축강도도 낮아짐을 의미한다. 이러한 결과는 좌굴후 압축강도의 크기는 좌굴응력의 크기와는 무관하며 축방향 굽힘강성의 크기와 밀접한 관련이 있음을 의미한다. 또한 그림에 제시된 바와 같이 초기좌굴응력에 대한 좌굴후 압축강도의 비는 $\theta=0$ 도일 때와 15도일 때에만 1보다 크고 나머지 판넬들은 1보다 작다. 따라서 $[0/90/0_2]_s$ 과 $[0/90/\pm 15]_s$ 원통판넬만이 좌굴하중 이상의 추가적인 하중을 지지할 수 있고 나머지 판넬들은 일단 좌굴이 발생하면 추가적인 하중을 감당할 수 없는 것으로 볼 수 있다. 따라서 좌굴응력에 대한 좌굴후 압축강도의 비에 따라 좌굴에 대한 안전도가 달라진다고 볼 수 있고, 설계시에 좌굴에 대한 안전계수(safety factor)도 달라질 필요가 있음을 알 수 있다. Fig. 8과 9는 각각 $\theta=0$ 도와 45도인 원통판넬에 대한 하중-변위 선도를 나타낸다. $\theta=0$ 도인 경우 좌굴응력은 낮지만 좌굴 후에 좌굴응력보다 훨씬 더 큰 응력을 지탱하는 반면 $\theta=0$ 도인 경우 좌굴응력은 높지만 좌굴 직후에 곧바로 파손이 시작

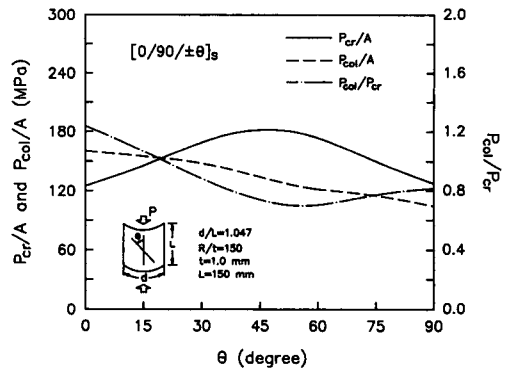


Fig. 6 Buckling stresses, postbuckling compression strengths and the ratios of postbuckling compression strength to buckling stress for $[0/90/\pm\theta]_s$ laminated cylindrical panels($d/L=1.047$)

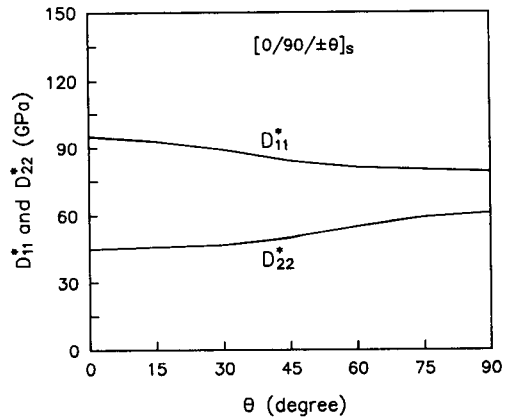


Fig. 7 Bending stiffnesses for $[0/90/\pm\theta]_s$ composite laminates

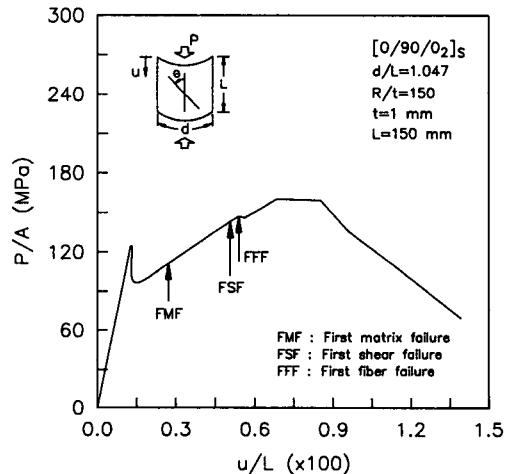


Fig. 8 Load-shortening curve of $[0/90/0_2]_s$ laminated cylindrical panel($d/L=1.047$)

되며 좌굴응력보다 훨씬 낮은 응력에서 붕괴된다.

Fig. 10은 판넬 폭 대 길이의 비, $d/L=0.524$ 즉 세장비가 약 2인 $[0/90/\pm\theta]_s$ 원통판넬에 대한 결과이다. $d/L=1.047$ 일 때와는 달리 초기 좌굴 응력은 $\theta=60$ 도일 때 가장 높고, 45도, 30도, 75도, 90도, 0도, 15도의 순서로 낮아진다. 좌굴응력의 전체적인 분포양상은 $d/L=1.047$ 일 때와 비슷하지만, $d/L=1.047$ 인 판넬들에 비해 적층각 θ 의 차이에 의한 좌굴응력의 차이가 작고 원주방향 굽힘강성 D_{22} 가 큰 판넬들의 좌굴응력이 상대적으로 약간 더 커진 것을 알 수 있다. $d/L=1.047$ 인 판넬들에 비해 좌굴응력의 절대 크기가 커진 것은 판넬폭이 작아질 수록 판넬의 거동에 대한 직선경계

에서의 구속조건의 영향이 커지기 때문이다. 좌굴 후 압축강도는 $d/L=1.047$ 일 때와 동일하게 축방향 굽힘강성이 가장 큰 $\theta=0$ 도에서 가장 높고 15도, 30도, 45도, 60도, 75도, 90도로 갈수록 낮아지며, $\theta=75$ 도일 때까지는 좌굴후 압축강도 감소의 기울기가 거의 일정하다. 초기 좌굴응력에 대한 좌굴후 압축강도의 비 역시 $d/L=1.047$ 일 때와 동일하게 $\theta=0$ 도와 $\theta=15$ 도인 판넬에서는 1보다 크고 θ 가 30도 이상인 판넬에서는 모두 1보다 작다. 특히 $\theta=90$ 도인 원통판넬의 좌굴후 압축강도는 좌굴응력의 8%에 불과하다. Fig. 11의 하중-변위 선도를 보면, $\theta=90$ 도인 원통판넬은 좌굴 직후부터 섬유파손이 발생하기 시작하여 곧바로 붕괴되

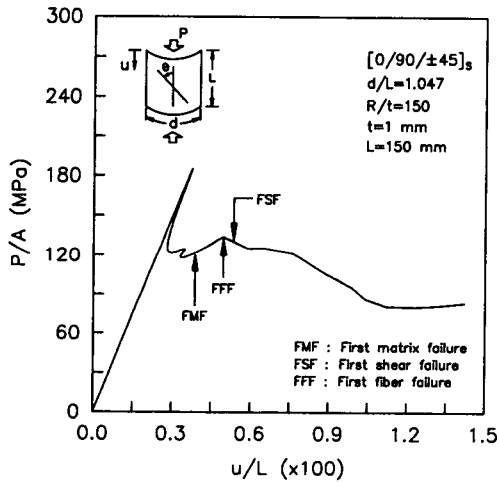


Fig. 9 Load-shortening curve of $[0/90/\pm 45]_s$ laminated cylindrical panel($d/L=1.047$)

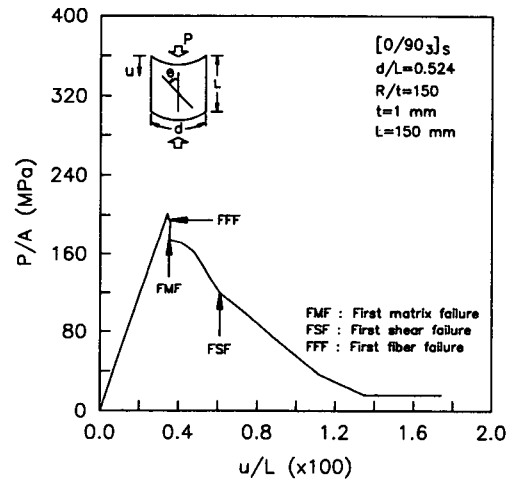


Fig. 11 Load-Shortening curve of $[0/90]_3s$ laminated cylindrical panel($d/L=0.524$)

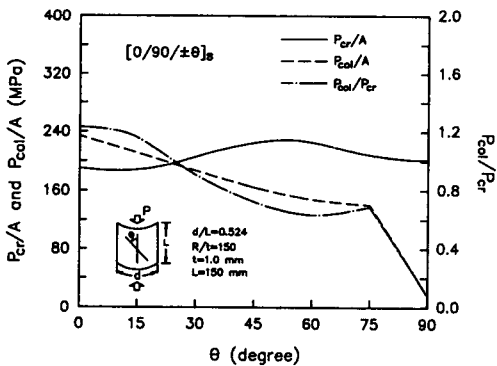


Fig. 10 Buckling stresses, postbuckling compression strengths and the ratios of postbuckling compression strength to buckling stress for $[0/90/\pm \theta]_s$ laminated cylindrical panels($d/L=0.524$)

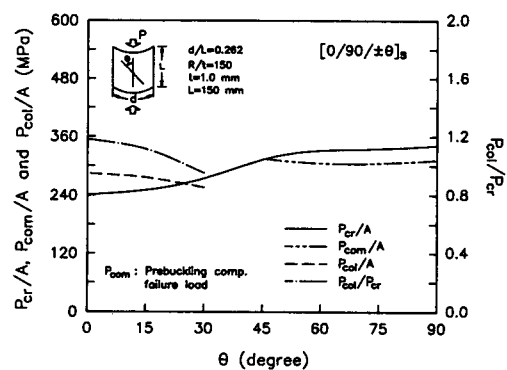


Fig. 12 Buckling stresses, postbuckling compression strengths and the ratios of postbuckling compression strength to buckling stress for $[0/90/\pm \theta]_s$ laminated cylindrical panels($d/L=0.262$)

고 만다. 따라서 이러한 판넬에서는 좌굴점과 붕괴점이 동일한 것으로 볼 수 있다.

Fig. 12는 폭 대 길이의 비, $d/L=0.262$ 즉 세장비가 약 4인 $[0/90/\pm\theta]_s$ 원통판넬에 대한 결과를 나타낸다. 그림에서 실선은 좌굴전 압축파손의 효과를 고려하지 않은 좌굴응력을 나타내며, 이러한 좌굴응력의 분포는 $d/L=1.047, 0.524$ 일 때와는 많은 차이를 보인다. 앞의 두 경우에서는 $\theta=45$ 도와 60 도일 때 좌굴응력이 최대가 되었지만 $d/L=0.262$ 일 때는 $\theta=90$ 도일 때 좌굴응력이 최대가

되고 $\theta=60$ 도, 75 도, 45 도, 30 도, 15 도, 0 도의 순서로 낮아진다. 이러한 결과는 판넬 폭 대 길이의 비가 작아질수록 즉, 세장비가 커질수록 원주방향 굽힘강성이 좌굴에 미치는 영향이 커짐을 의미한다. $d/L=0.262$ 인 원통판넬의 좌굴해석 결과에서 특이한 것은 θ 가 45 도보다 클 경우, 좌굴이 발생하기 전에 정적인 압축파손이 먼저 발생하여 구조물이 완전히 파손되고 만다는 사실이다. Fig. 13에 보인 바와 같이 $\theta=45$ 도인 판넬에서는 좌굴 직전에, $\theta=60$ 도, 75 도, 90 도인 판넬에서는 좌굴응력의 85%정도에서 정적압축파손이 발생한다. 이것은, "셀 구조물의 좌굴응력은 정적압축강도보다는 항상 낮다"는 일반적인 인식과는 다른 결과이다. 따라서 이러한 원통판넬들을 좌굴응력의 관점에서 설계할 경우 치명적인 사고를 초래할 위험이 있으므로 설계자들의 각별한 주의가 요구된다. 그림에서 "×"는 파손으로 인한 불평형력의 크기가 너무 커서 더 이상 계산을 수행할 수 없는 점을 의미한다. 따라서 표시된 점을 원통판넬의 붕괴점으로 볼 수 있다. 좌굴후 압축강도는 좌굴전 압축파손이 없는 $\theta=0$ 도, 15 도, 30 도인 판넬에서만 존재하고, 다른 경우에서와 마찬가지로 축방향 굽힘강성, D_{11} 이 클수록 높다. 초기 좌굴응력에 대한 좌굴후 압축강도의 비 역시 앞에서와 동일하게 $\theta=0$ 도, 15 도에서는 1보다 크고 30 도에서는 1보다 작다.

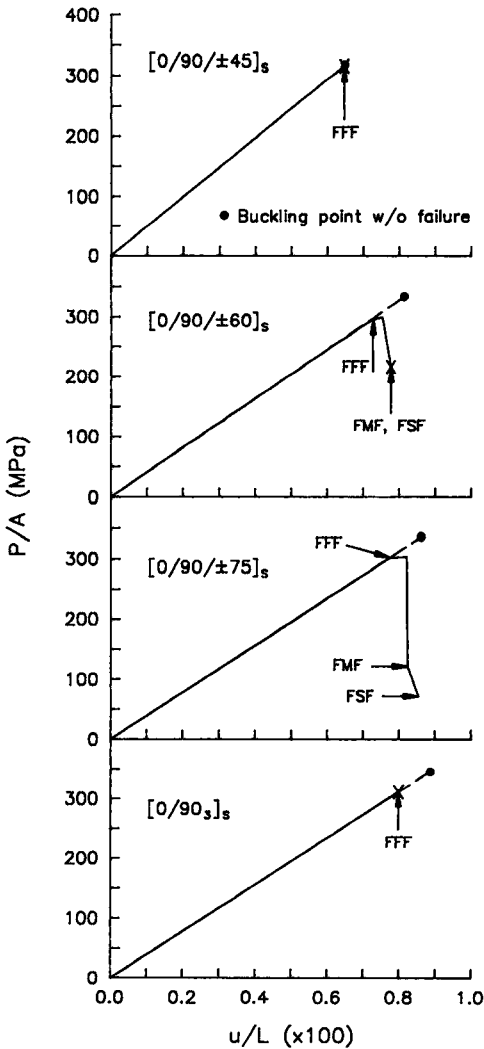


Fig. 13 Load-shortening curves of $[0/90/\pm\theta]_s$ laminated cylindrical panels showing the prebuckling failure($d/L=0.262$)

4. 결 론

본 연구에서는 파손으로 인한 강성저하와 지지하중 감소를 고려한 점진적 파손모델과 수정된 호길 이법을 비선형 유한요소법에 도입하여, 축하중을 받는 복합적층 원통판넬의 좌굴응력과 좌굴 후 압축강도를 예측하였다. 유한요소해석의 타당성 검증을 위해 $[0_s/90]_s$ 원통판넬 및 $[0/\pm 45/90]_s$ 평판에 대한 실험과 비교한 결과, 좌굴응력, 좌굴후 압축강도, 변형 등이 매우 잘 일치하였다. $[0/90/\pm\theta]_s$ 복합적층 원통판넬의 좌굴응력은 폭 대 길이의 비에 따라 크게 달라지지만 좌굴후 압축강도는 초기 좌굴응력과는 달리 폭 대 길이의 비에는 무관하고 주로 축방향 굽힘강성의 크기에 좌우되는 것으로 나타났다. 또한 폭 대 길이의 비가 0.262이고 $\theta=45$ 도, 60 도, 75 도, 90 도인 판넬에서는 좌굴이 발생하기 전에 0도층의 섬유파손이 발생하여 곧 바로 최종파손에 도달하는 것을 알 수 있었다.

참고문헌

- (1) Bushnell, D., 1981, "Buckling of Shells-Pitfall for Designers," *AIAA Journal*, Vol, 19, No. 9, pp. 1182~1226.
- (2) Knight, N. F., Jr., Starnes, J. H., Jr. and Waters, W. A., Jr., 1986, "Postbuckling Behavior of Selected Graphite-Epoxy Cylindrical Panels Loaded in Axial Compression," AIAA/ASME/ASCE/AHS 27th Structures, Structural Dynamics and Material Conference, *AIAA Paper* 86-0881, San Antonio, TX.
- (3) Snell, M. B. and Morley, N. T., 1985, "The Compression Buckling Behavior of Highly Curved Panels of Carbon Fibre Reinforced Plastic," *Proc. of the ICCM-V*, San Diego, CA, pp. 1327~1354.
- (4) Jun, S. M. and Hong, C. S., 1988, "Buckling Behavior of Laminated Composite Cylindrical Panels under Axial Compression," *Computers and Structures*, Vol. 29, No. 3, pp. 479~490.
- (5) Hong, C. S. and Jun, S. M., 1989, "Buckling Behavior of Laminated Compositd Cylindrical Panel with Initial Imperfection." *Recent Developments in Buckling of Structures*, ed. by D. Hui et al.. PVP-Vol. 183. AD-Vol. 18. ASME. New York, pp. 9~15.
- (6) 이인철, 홍창선, 1991, "원통형 복합적층 판넬의 좌굴거동에 관한 실험해석," 대한기계학회논문집, 제15권, 제4호, pp. 1245~1252.
- (7) Kweon, J. H. and Hong, C. S., 1993, "Postbuckling Analysis of Composite Laminated Cylindrical Panels under Axial Compression," *AIAA Journal*, to be Published.
- (8) 권진희, 홍창선, 1993, "축방향 압축을 받는 복합적층 원통판넬의 좌굴후 파손해석." 한국항공우주학회논문집, 제21권 제2호, pp. 97~108.
- (9) Bathe, K. J., 1982, *Finite Element Procedures in Engineering Analysis*, Prentice Hall, London, pp. 301~406.
- (10) Jones, R. M., 1975, *Mechanics of Composite Materials*, McGraw-Hill, New-York.
- (11) Hahn, H. T. and Tsai, S. W., 1974, "On the Behavior of Composite Laminates after Initial Failures," *Journal of Composite Materials*, Vol. 8, pp. 288~305
- (12) Chou, S. C., Orringer, O. and Rainey, J. H., 1976, "Post-Failure Buhavior of Laminates. I-No Stress Concentration," *Journal of Composite Materials*, Vol. 10, pp. 371~381.
- (13) S. W. Tsai, 1988, *Composite Design*, 4th ed., Think Composite, Dayton.