

< 논 문 >

보강된 복합적층 판넬의 좌굴 및 좌굴후 거동 연구

이인철* · 경우민** · 공철원** · 홍창선** · 김천곤**

(1996년 3월 25일 접수)

Buckling and Postbuckling Behavior of Stiffened Laminated Composite Panels

I. C. Lee, W. M. Kyoung, C. W. Kong, C. S. Hong and C. G. Kim

Key Words : Stiffened Laminated Composite Panel(보강된 복합적층 판넬), Buckling(좌굴), Postbuckling Behavior(좌굴후 거동), Failure Analysis(파손해석), Shadow Moire(쉐도우 무아레), Cocuring(일체성형)

Abstract

The buckling and postbuckling behaviors were studied analytically and experimentally for stiffened laminated composite panels under compression loading. The panels with I-, blade-, and hat-shaped stiffeners were investigated. In the analysis, the stiffened panels were analyzed using the nonlinear finite element method combined with an improved arc-length method. The progressive failure analysis was done by adopting the maximum stress criterion and complete unloading failure model. The effects of the fiber angles were investigated on the buckling and postbuckling behaviors. In the experiment, the web and the lower cap of each stiffener were formed by the continuous lay-up of the skin for cocuring the stiffened panels. Therefore, the separation between stiffener and skin was not found in the junction part even after postbuckling ultimate load and the stiffened panels had excellent postbuckling load carrying capacity. A shadow moire technique was used to monitor the out-of-plane deformations of the panels. The piezoelectric films were attached to the panels to get the failure characteristics of the panel. The analytical results on the buckling load, postbuckling ultimate load, and failure pattern showed good agreement with the experimental results.

기 호 설 명

$[B_L], [B_{NL}]$: 변위-변형률 및 변위-미분변위관계 행렬
 $[D]$: 전체좌표계에서의 강성행렬
 E_1, E_2, E_3 : 섬유방향 및 횡방향 강성
 G_{ij} : 전단강성
 $\{F_n\}$: 절점하중벡터
 P_{cot}, P_{cr} : 최종 파손하중 및 좌굴하중
 S_{ij}, σ_{ij} : 2nd Piola-Kirchhoff 응력 및 Cauchy 응력

T_i : 표면력(surface traction)
 $\{U_n\}$: 변위벡터
 Δ : 한번의 반복계산에 의한 증분
 $\{\Delta P\}$: 불평형력벡터
 ν_{ij} : 푸아송(Poisson) 비
 $\{\sigma\}, [\sigma]$: 응력벡터 및 응력행렬
 ξ, η, ζ : 국부좌표계에서의 좌표

1. 서 론

*회원, 삼성자동차

**회원, 한국과학기술원 항공우주공학과

항공우주구조물이나 해양구조물에서 스킨(skin)

은 셸(shell)이나 평판의 형태를 가지며 좌굴후 압축강도를 기준으로 좌굴을 허용하여 설계하게 된다. 그런데 좌굴응력과 좌굴후 압축강도를 높이기 위하여 대부분 보강재로 스킨을 보강하게 된다. 따라서 보강된 복합적층 판넬의 좌굴뿐만 아니라 좌굴후 거동에 대한 정확하고 폭넓은 이해가 요구되며, 특히 좌굴후의 하중지지도(load-carrying capacity), 파손상태, 변형 등에 관한 연구가 필요하다. 복합적층 판넬의 좌굴 및 좌굴후 거동에 관한 기존의 연구는 보강되지 않은 판넬(unstiffened panel)에 관한 것⁽¹⁻⁵⁾이 대부분이다. Kweon^(4,5) 등은 복합적층 원통판넬의 좌굴후 거동해석에 있어 기존의 호길이법에서는 고려되지 않았던 새로운 호길이법을 제시하고 점진적 파손해석을 도입하므로써 극점 통과시 기존의 방법에서 자주 발생하던 수치적 문제를 해결하고 실험결과와 비교하여 점진적 파손해석의 타당성을 입증하였다. 보강된 복합적층 판넬에 대해서는 보강되지 않은 판넬에 비교하여 상대적으로 제한된 연구만이 수행되었다. Romeo⁽⁶⁾는 축방향하중을 받는 블레이드-형과 hat-형 보강재로 보강된 판넬에 대해 실험을 수행하였고, 직교이방성 판이론 등을 이용해 국부좌굴하중과 전체 좌굴하중을 각각 독립적으로 구하여 실험과 비교하였는데 국부좌굴하중은 실험치와 잘 일치하나 전체 좌굴하중은 잘 일치하지 않는 것으로 나타났다. Wu와 Zhang⁽⁷⁾은 비선형 계산을 통해 보강된 원통판넬의 좌굴하중을 예측하였다. 이를 위해 다양한 좌굴모드를 묘사할 수 있는 가정된 변위를 가상일의 원리에 적용하는 방법을 사용하였다. Sheinman과 Frostig⁽⁸⁾은 고유함수급수(eigenfunction series)를 이용해 변위를 가정하고, Gallerkin방법과 유한차분(finite difference)기법을 사용해 보강된 원통판넬과 평판에 대해 좌굴후 거동해석을 수행하였다. Fan 등⁽⁹⁾은 빔(beam) 보강재와 블레이드 보강재로 보강된 판넬에 대해 비선형계산과 함께 국부좌굴 및 전체좌굴 등의 좌굴모드를 찾기 위한 고유치계산(eigen value calculation)을 함께 수행하여 좌굴후 거동의 특성을 살펴보았다. Yoda 등⁽¹⁰⁾은 고차 전단변형이론(higher-order shear deformation theory)을 고려한 finite strip method를 사용해 좌굴후 거동해석과 응력해석을 수행하여 좌굴후 거동과 보강재와 스킨사이의 수직응력과 전단응력을 구하였다. Agarwal⁽¹¹⁾은 보강된 복합적층 판넬에 대해 실험적으로 좌굴후 거동을 해석하

였고, 보강된 복합적층 판넬의 좌굴후 강도가 좌굴하중의 약 5배나 됨을 조사하였다. 그리고 피로하중이 좌굴하중 및 좌굴후 강도에 별로 영향을 미치지 않음을 조사하였다. Starnes 등^(12,13)은 I-형 보강재로 보강된 복합적층 평판과 원통형 판넬에 대해 좌굴 및 좌굴후 거동, 파손 특성에 관한 실험적 연구를 수행해서 보강재의 간격이 클수록 파손에 이르는 총 변형률 량이 작아짐을 조사하였다. 선형 유한요소 프로그램인 STAGS를 이용해 실험과 비교하였는데 실험에서는 보강재가 분리되는 파손이 발생하였다. 이때 보강재 분리에 의한 파손을 고려하지 않은 해석결과와 비교하였다. 그리고 보강재의 웹(web)과 플랜지(flange)의 심한 변형을 고려하기 위해 이 부분을 평판요소를 사용하여 모델링할 필요성을 지적하였다. Dickson 등⁽¹⁴⁾은 변위들을 가정하여 Rayleigh-Ritz 에너지법을 이용하여 근사해를 구하였으며, 비교적 좁은 간격의 중방향 보강재를 갖는 등체판넬의 기본설계(preliminary design)에 맞는 절차를 개발하였다. 일반적으로 보강재의 형태는 여러 가지가 사용되고 있으나, 본 연구에서는 I-형, 블레이드-형, hat-형 보강재를 갖고 있는 판넬에 대하여 연구를 수행하였다. 비선형 유한요소해석은 updated Lagrangian 수식화기법과 8절점 응축셸요소(degenerated shell element)를 사용하였고, 비선형 평형경로에서의 하중증분(load increment) 및 반복계산을 위한 수치기법으로 호길이법(arc length method)을 사용하여 계산을 수행하였다. 또한 점진적인 파손해석을 수행하기 위하여 최대 응력판정법(maximum stress criterion)을 각 요소의 각층에 적용하여서 파손모드의 구분이 가능하게 하였으며 파손이 발생한 층의 파손발생 방향의 강성 및 응력이 파손발생과 동시에 모두 제거된다고 가정하는 완전제하(completely unloading) 파손모델을 사용하였다. 보강된 판넬의 실제적인 좌굴 및 좌굴후 거동을 고찰하기 위하여 실험을 수행하였다. 실험을 위한 보강된 판넬은 오토클레이브를 사용하여 보강재가 스킨과 분리되는 파손을 제거하기 위해 보강재와 스킨을 하나의 적층으로 일체성형하였다. 좌굴 및 좌굴후 면외변형 형상을 얻기 위하여 shadow moire technique을 사용하였다. 압전필름을 판넬에 부착하여 좌굴실험시 발생하는 파손발생을 감지하고 C-scan을 통하여 파손양상을 고찰하였다. 실험에서 구해진 결과와 이론적인 비선형 유한요소해석 결과를 비교함으로

써 보강된 판넬의 좌굴 및 좌굴후 거동에 대한 실험적, 해석적 연구를 수행하였다.

2. 비선형 유한요소해석

2.1 유한요소 수식화

임의의 하중단계내에서 $n+1$ 번째 계산단계에서 가상일의 정리(principle of virtual work)는 다음과 같이 쓸 수 있다.

$$\begin{aligned} \iiint_{V^{n+1}} \sigma_{ij}^{n+1} \delta \epsilon_{ij}^{n+1} dV &= \iiint_{V^{n+1}} f_i^{n+1} \delta u_i^{n+1} dV \\ &+ \iint_{S_T^{n+1}} T_i^{n+1} \delta u_i^{n+1} dS \end{aligned} \quad (1)$$

여기서, σ_{ij} , ϵ_{ij} , f_i , T_i , u_i 는 각각 Cauchy 응력, 미소변형률, 체적력(body force), 표면력(surface traction) 및 변위이다. 식 (1)에서 체적력이 없을 경우 n 번째 평형상태에서 형상을 기준으로 하고, n 번째와 $n+1$ 번째 평형상태의 증분량을 사용하면 식 (1)은 다음과 같다.

$$\begin{aligned} \iiint_{V^n} (\sigma_{ij}^n + \Delta S_{ij}) \delta (\Delta \epsilon_{ij}) dV \\ - \iint_{S_T} (T_i^n + \Delta T_i) \delta (\Delta u_i) dS = 0 \end{aligned} \quad (2)$$

여기서, S_{ij} 와 ϵ_{ij} 는 제 2 Piola-Kirchoff 응력과 Green 변형률텐서의 성분들이다. 식 (2)에 복합재료의 응력-변형률관계식 및 변위-변형률관계식을 대입하고 미소량의 이차항을 제거하면 다음과 같은 유한요소 방정식을 얻을 수 있다.

$$([K_L] + [K_{NL}]) \{\Delta U_n\} = -\{\Delta P\} \quad (3)$$

여기서,

$$[K_L] = \iiint_{V^n} [B_L^T]^T [D^n] [B_L^T] dV \quad (4)$$

$$[K_{NL}] = \iiint_{V^n} [B_{NL}^T]^T [\bar{\sigma}^n] [B_{NL}^T] dV \quad (5)$$

$$\{\Delta P\} = \iiint_{V^n} [B_L^T]^T \{\sigma^n\} dV - \{F_n\} \quad (6)$$

위 식에서 $[D]$, $\{\Delta P\}$, $\{\sigma^n\}$ 및 $\{F_n\}$ 는 각각 재료강성행렬, 불평형력, 응력벡터, 절점하중(nodal force) 벡터를 나타낸다. $[B_L^T]$, $[B_{NL}^T]$, $[\bar{\sigma}^n]$ 은 참고 문헌 (15)에 주어진 바와 같다. 식 (3)의 반복계산을 위해서 본 해석에서는 좌굴 이후의 평형경로를 안정적으로 추적하며 파손으로 인한 구조물의 강성

저하와 지지하중의 감소를 고려하여 한 하중단계에서 전체변위에 대한 구속조건을 추가하는 개량된 호길이법(modified arc-length method)을 사용하였다.⁽⁴⁾ 그리고 본 논문에서는 표피와 보강재를 모두 쉘요소로 모델링하여 표피뿐만 아니라 보강재에서의 국부적 좌굴도 묘사할 수 있도록 하였다. 사용한 쉘요소는 8-절점 응축쉘요소이며, 절점당 5개의 자유도(degree of freedom)를 가지며, 이것은 Fig. 1에 나타낸 바와 같은 3부좌표 ξ , η 축에 대한 회전 자유도 β_ξ , β_η 로 구성된다. 따라서 이 요소를 사용해 표피와 보강재를 모델링할 경우, 표피와 보강재가 인접한 절점을 공유하는 두 요소에서 국부 좌표계의 차이가 생기며 이로 인해 그 점에서 자유도의 불일치문제가 생긴다. 이를 해결하기 위해 표피와 보강재가 만나는 절점들의 변위와 회전을 Fig. 1에서와 같게 하여 기하학적 적합조건(compatibility condition)을 만족하도록 하였다.

2.2 파손해석

점진적 파손해석을 위해 각 단층의 각 방향 평균 응력을 최대 응력판정식에 대입하여 파손이 발생하면 파손발생 방향의 강성 및 응력이 완전히 제거된다고 가정하는 완전제하 파손모델을 사용하였다. 파손판정식은 다음과 같다.

$$\begin{aligned} \sigma_1^m > X_T \text{ or } \sigma_1^m < X_c \\ \sigma_2^m > Y_T \text{ or } \sigma_2^m < Y_c \\ \tau_{12}^m > S \text{ or } \tau_{12}^m < -S \end{aligned} \quad (7)$$

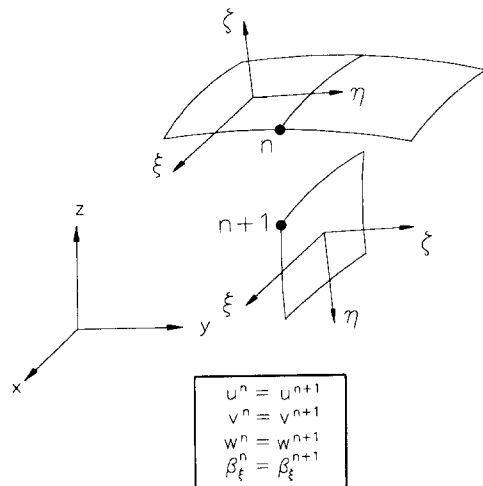


Fig. 1 Constraints for skin and stiffener node connection

여기서, X, Y, S는 각각 1-축방향, 2-축방향의 강도와 1-2평면의 전단강도를 의미한다. 하첨자 1과 2는 각각 섬유방향과 횡방향을 의미하고, T와 C는 인장과 압축을 의미한다. 또한 상첨자 m은 각 단층의 평균을 의미한다.

3. 실험

3.1 시편제작

본 실험에서 사용한 재료는 HFG Graphite/Epoxy 프리프레그(prepreg)모델 CU-125NS이며, 물성치는 다음과 같다.

$$E_1=130 \text{ GPa}, E_2=E_3=10.0 \text{ GPa}$$

$$G_{12}=G_{13}=4.85 \text{ GPa}, G_{23}=3.62 \text{ GPa}$$

$$\nu_{12}=\nu_{13}=0.31, \nu_{23}=0.52$$

$$X_T=1933 \text{ MPa}, X_C=1051 \text{ MPa}$$

$$Y_T=51 \text{ MPa}, Y_C=141 \text{ MPa}$$

$$S=61 \text{ MPa}$$

좌굴 및 좌굴후 거동특성을 연구하기 위하여 제작한 시편은 I-형과 블레이드-형 보강재로 보강된 판넬이다. 보강된 판넬을 성형하는데는 두 가지 방법이 있는데, 첫째는 보강재와 표피를 일체로 성형(cocure)하는 방법이고, 둘째는 보강재와 표피를 각각 성형한 후 접착제로 각 부분을 접합시키는 방

법이다. 그런데 기존의 보강된 판넬의 일체성형은 보강재와 스킨을 서로 다른 적층으로 구성한 후 보강재를 스킨에 붙여서 동시에 성형하였다. 그러나 이러한 방법으로 성형을 하면, 보강된 판넬의 좌굴이 발생한 후 계속하중을 가하면 보강재와 스킨의 분리가 발생하여 좌굴후 극한하중이 작아진다. 이러한 단점을 보완하기 위하여, 본 연구에서는 보강재와 표피를 하나의 적층으로 만들어 일체성형하였다. I-형 시편의 경우 캡과 웹을 비롯한 보강재 부분은 10 플라이로 제작하였다. 적층각은 표피와 보강재 각각 $[0/90/\pm 45]_s$, $[0/90/45/0/-45]_s$ 의 준등방성 적층의 경우에 대하여 제작하였다. 판넬의 치수는 Fig. 2에 나타내었다. 하중이 가해지는 가공된 판넬의 양쪽 끝을 차례대로 Fig. 3에서와 같이 용기(pot)에 넣고 판넬의 하중단면과 수직을 유지하도록 판넬의 앞뒤 면에 고정장치로 고정시키고 수평계로 용기의 수평을 맞춘 후 IPCO National사의 캐스팅(casting)용 에폭시인 IPCO 9401A와 경화제인 IPCO 9401B를 섞은 후 용기에 부어넣고 포팅(potting)시켰다. 포팅을 하는 이유는 보강된 판넬같이 복잡한 형상의 고정지지 조건을 만족시키고, 포팅재료가 하중면을 만들어 주어 압축하중이 증가하여도 지그(jig)와 접촉되는 시편의 끝이 부러지지 않도록 하기 위한 것이다.

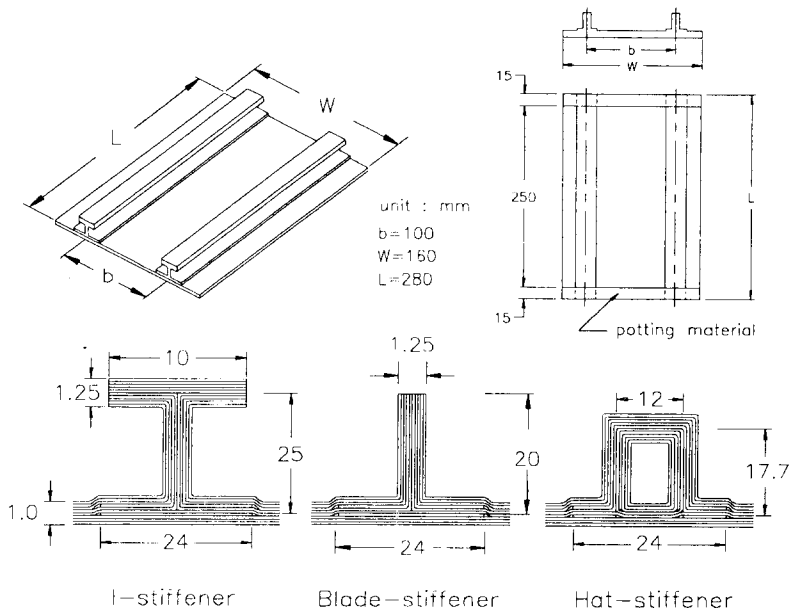


Fig. 2 Configuration of stiffeners

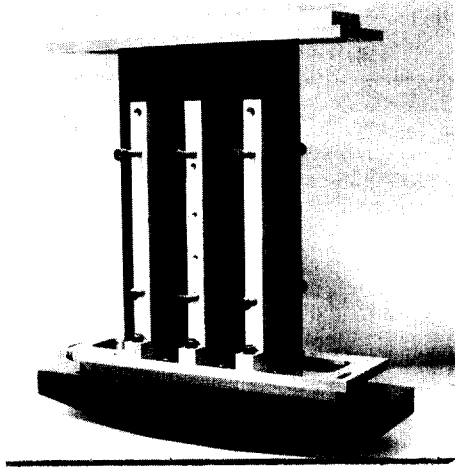


Fig. 3 Potting of stiffened panel

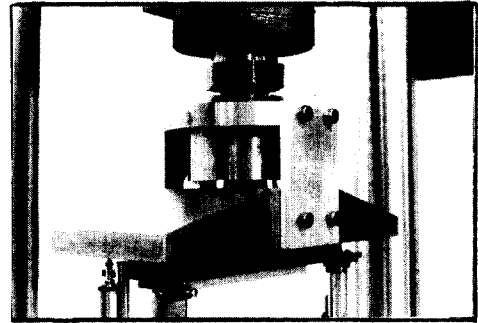
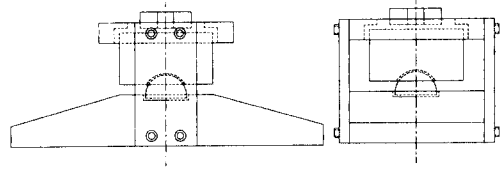


Fig. 5 Designed jig for buckling test of stiffened panel

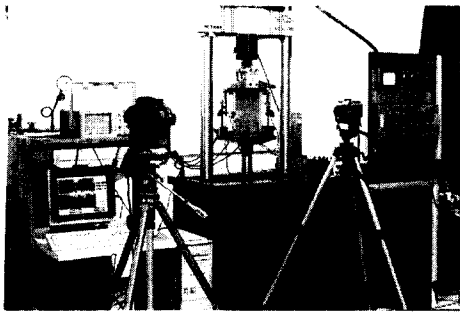


Fig. 4 Experimental setup

3.2 실험장비 및 방법

보강된 패널의 좌굴 및 좌굴후 거동을 살펴보기 위하여 Fig. 4과 같은 실험장비들을 사용하였으며 압축하중을 가하기 위하여 INSTRON(모델 1350)사의 시험기를 사용하였다. 하중은 변위제어로 하고 0.5 mm/min의 속도로 가하였다. 시편의 경계 조건은 하중이 가해지는 면은 두 가지 경우 모두 고정지지이고, 하중이 가해지지 않는 부분인 시편의 측면은 자유경계조건이다. 좌굴실험에서 가장 중요하게 고려하여야 할 요소는 시편의 하중축에 대한 일치(alignment)와 상하 하중면의 좌우 평행도 등이다. 이러한 조건을 만족시키지 못하면 패널에 균일한 압축하중이 가해지지 않고 하중이 편심되어 가해지므로 정확한 실험결과를 얻을 수 없게 된다. 따라서 시편을 하중축과 일치시키기 위하여 포팅한 하중면이 보강된 패널의 표피에 직각이 되도록 하였으며, 양쪽 하중면의 좌우 평행도를 위하

여 보강재에 직각이 되도록 하중면을 밀링(milling)한 후 연마하였다. 가공된 시편의 기계가공 오차를 허용하고 시편의 하중면에 하중을 균일하게 전달하기 위하여 Fig. 5와 같이 시험기의 하중축과 지그(jig)사이 에 반구(hemisphere)를 위치시켰다. 보강된 패널의 초기좌굴의 발생과 변형률의 변화를 관찰하기 위하여 스트레인게이지(strain gage)를 각각 붙였다. 또한 축방향의 변위와 면의변위를 측정하기 위하여 변위 트랜스듀서인 LSCDT(linear strain conversion displacement transducer)를 장착하였다. 실험중에 나오는 변위와 변형률데이터들을 measurement group의 스트레인게이지 콘디셔너(conditioner)를 사용하여 시그널 콘디셔닝(signal conditioning)하고, 그때의 하중데이터와 함께 Advantech사의 PCL-818 A/D 변환기를 통하여 컴퓨터에 기록하였다. 또한 시편의 좌굴후 파손의 발생을 관찰하기 위하여 압전필름(piezoelectric film)을 보강재와 표피에 부착하였다. 압전필름으로 감지된 신호를 받기 위하여 Tektronix사의 오실로스코프(oscilloscope)인 TDS 420을 사용하였고, 이 데이터를 IEEE-488 인터페이스(interface board)를 이용하여 PC로 전송하였다. 실험중에 발생하는 면외변형의 정성적인 관찰을 위하여 shadow moire technique을 사용하였다. 본 실험에서는 1 line/mm의 밀도를 갖는 그리드를 사용하였다. 또한 시편에 생기는 그림자가 선명하게 나타나도록 보강재

가 없는 면에 흰색의 무광택 도료를 분사시켰다. 조명장치(light source)로는 퀴츠-할로겐 램프(Quartz-Halogen lamp)가 장착된 Strainoptic Technology사의 조명장치 SML-500을 사용하였다. 위와 같은 방법으로 실험을 하고 실험 도중에 나타나는 시편의 변형상태를 카메라로 촬영하였다. 실험이 끝난 후 시편 내부의 파손형태를 관찰하기 위하여 Krautkramer사의 초음파 탐상기인 USD-10을 이용하여 C-scan하였다.

4. I-형으로 보강된 복합재 평판

4.1 문제 설명

I-형 보강재로 보강된 판넬의 좌굴 및 좌굴후 거동 해석을 위하여 Fig. 2에서와 같이 보강재의 너비가 10 mm인 경우의 판넬을 선택하여 제작하고 실험하였으며 해석결과와 비교하였다. 하중은 축방향으로 균일 변위로 가해지며 경계조건은 하중이 가해지는 쪽은 고정지지이고, 양옆은 자유경계조건으로 하였다. 판넬의 한 단층의 두께는 0.125 mm이다. 스킨은 $[0/90/\pm 45]_s$ 의 준등방성 적층이고, 보강재인 캡(cap), 웹(web)과 플랜지(flange) 부분은 $[0/90/45/0/-45]_s$ 인 적층을 사용하였다.

4.2 요소분할

축방향 압축하중을 받는 보강된 판넬의 경우, 점진적 파손해석과 좌굴후에 발생하는 대변형, 대회전으로 인하여 비선형 해석에서 여러 단계의 하중 증분이 필요함에 따라 요소분할시 정확성과 소요시간에 대한 고찰이 필요하다. 본 논문에서 요소분할은 I-형 보강재로 보강된 판넬의 경우에 대하여 Table 1과 같이 수렴테스트(convergent test)를 수행하였다. 유한요소 모델은 전체 모델을 사용하였는데 이는 굽힘-비틀림 연계강성인 D_{16} , D_{26} 을 고려한 변형형상이나 파손형태 등을 실험결과와 엄밀하게 비교하기 위해서다. 전체 모델의 해석을 위하여 길이방향으로 16개, 너비방향으로 10개, 보강재인 웹과 캡의 너비방향으로 2개로 요소분할하였다.

4.3 좌굴 및 좌굴후 거동

I-형 보강재로 보강된 판넬의 좌굴 및 좌굴후 거동에 대한 해석과 실험결과를 Table 2에 나타내었다. 일반적으로 보강된 판넬의 경우에는, 보강재가 스킨의 두께보다 두꺼우므로 보강된 판넬의 좌굴은

Table 1 Finite element mesh refinement test for I-stiffened panel

Mesh type [$L \times (a+b+h+c)$]	Total active D.O.F	P_{cr} (kN)	P_{ui} (kN)
$6 \times (3+2+2+2)=54$	831	10.56	75.00
$8 \times (3+2+2+2)=72$	1121	10.25	72.33
$10 \times (3+2+2+2)=90$	1411	10.05	68.38
$10 \times (4+3+2+2)=110$	1703	10.03	67.88
$10 \times (4+3+4+4)=150$	2283	10.02	66.29

Skin $[0/90/\pm 45]_s$

Stiffener $[0/90/45/0/-45]_s$

Table 2 Analytical and experimental results

Panel	Cap width (mm)	Area (mm ²)	EA (MN)	P_{cr} (kN)	P_{ui} (kN)	P_{ui}/P_{cr}
AB	0	222.0	12.99	5.29	27.42	5.18
AI	10	259.5	15.47	9.55	51.53	5.40
EB	0	216.0	13.19	4.89	26.80	5.48
EI	10	254.5	16.45	9.08	39.93	4.40

P_{cr} : Buckling load

P_{ui} : Postbuckling ultimate load

EA: Axial extensional stiffness

I-stiffened panel: Analysis; AI

Experiment; EI

Blade-stiffened panel: Analysis; AB

Experiment; EB

스킨에서 먼저 발생한다. 따라서 보강된 판넬의 좌굴에는 주로 스킨의 두께나 크기 등의 영향이 크다. 보강된 판넬은 평판과 달리 기하학적 형상의 영향으로 인하여 면내하중만 가해져도 양 끝단에서 굽힘모멘트가 유기된다. 이로 인해 하중의 초기 단계에서부터 보강재가 있는 면의 반대방향으로 횡변위가 발생하여, 보강재 사이에서 그 방향으로 불룩한 모양의 변형이 발생한다. 이 변형은 극히 작고, 하중이 증가하여 좌굴하중에 가까워지면서 스킨의 횡변위가 급격히 증가하여 좌굴이 발생한다. 보강된 판넬의 경우는 좌굴이 스킨의 변형에 기인하며 좌굴이 발생할 때에 보강재의 변형은 매우 작다. Fig. 6은 하중과 축방향 변위와의 관계를 나타내며 Fig. 7은 판넬의 중앙점에서의 면외방향 변위와 하

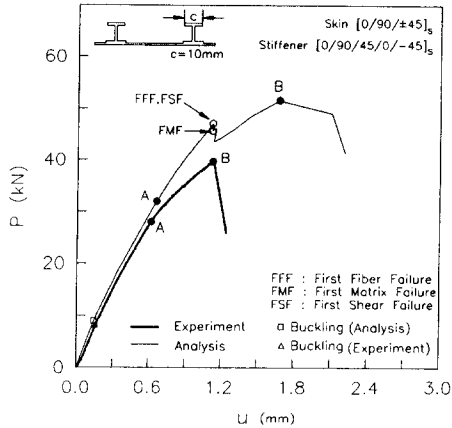


Fig. 6 Comparison of experimental and analytical results for load-shortening curve of I-stiffened panel with 10 mm cap width

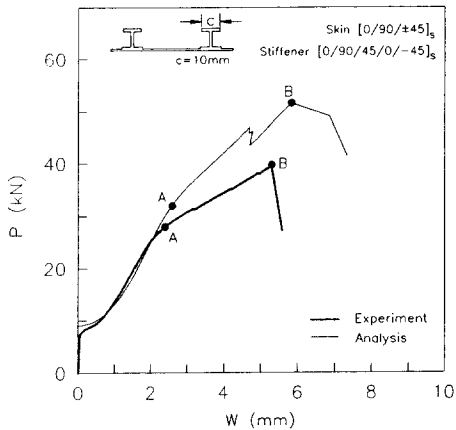


Fig. 7 Analytical result for load-deflection curve of I-stiffened panel with 10 mm cap width

중과의 관계를 나타낸 것이다. 두 그림에서 볼 수 있듯이 좌굴하중에 대한 실험과 해석의 결과가 잘 일치하고 있으며 좌굴이후에도 A점 상태까지 두 결과가 매우 잘 일치하고 있음을 알 수 있다. A점 이후에는 실험과 해석의 결과가 경향은 일치하지만 좌굴후 극한하중은 $\pm 24\%$ 차이를 보이고 있다. 그 이유는 성형시에 생기는 재료의 불균질성 등을 포함한 시편의 초기결함과 하중선의 불일치 및 경계 조건의 불완전함 등 실험상의 오차와 증간분리형태의 파손을 고려하지 않은 해석과 실험과의 차이로 생각된다. Fig. 8은 판넬의 변형형태를 웨도우 무아레기법으로 얻은 무아레 무늬와 해석으로부터 얻은 면외방향의 등변형선을 비교한 그림이다. A점

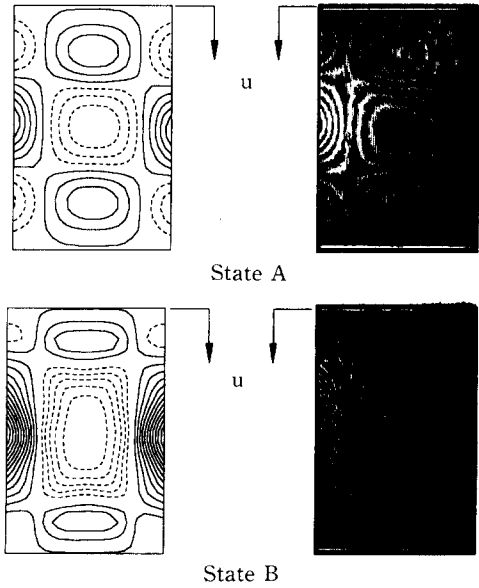


Fig. 8 Comparison of experimental and analytical results for the contour plots of out-of-plane deflection for I-stiffened panel with 10 mm cap width

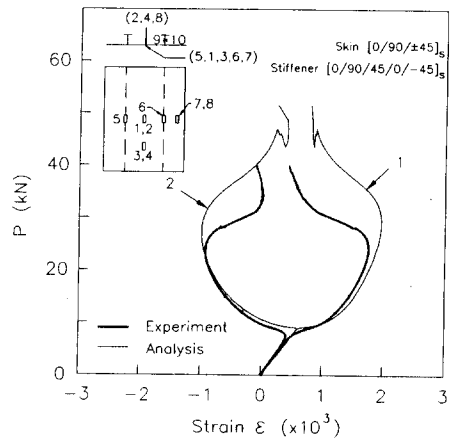


Fig. 9 Comparison of experimental and analytical results for the axial strain at the location 1 and 2

에서는 바깥쪽의 45°층 때문에 그 방향으로 약간 기울어져서 나타났다. 그러나 하중이 더 증가되면 Fig. 8의 B에서 볼 수 있듯이 거의 대칭적인 변형 형태를 나타내며 판넬의 중앙부분의 변형이 점점 상하로 확대되었다. Fig. 9는 시편의 앞 뒷면에 부착한 스트레인 게이지로부터 얻은 하중과 변형률의 관계를 해석결과와 비교한 것이다. Fig. 9는 판넬

의 스킨 중앙점의 앞뒷면의 하중 축방향 변형률을 나타내는데 좌굴이 발생하면서 앞뒷면의 변형률이 분기되어 급격히 증가한다. 좌굴후 하중이 증가함에 따라 변형률이 증가하다가 Fig. 8의 A점 상태부터는 판넬 중앙부분의 변형이 상하로 확대되면서 중앙점에서의 굽힘모멘트가 감소되고 이로 인해 면외방향 변위의 하중축에 대한 기울기의 변화가 감소되어 변형률이 감소된다.

4.4 파손특성

유한요소해석에서 고려한 파손형태는 기지파손(matrix failure), 전단파손(shear failure), 섬유파손(fiber failure)의 세 가지이다. Fig. 6의 하중-변위 곡선에서 이들 파손형태의 최초지점을 표시하였다. 보강재와 접해있는 스킨 부분에서 최외층인 0°층의 섬유파손이 제일 먼저 발생하며 이로 인하여 지지하중의 감소가 발생하면서 전단파손과 기지파손이 연속해서 발생한다. 이러한 파손들은 주로 보강재의 중간부분과 보강재와 접해 있는 스킨부분에서 집중적으로 파손이 발생한다. 해석에서는 이러한 파손들로 인하여 잠시 지지하중의 급격한 감소가 발생하지만 곧 하중지지능력을 회복하여 처음의 파손이 발생한 하중보다 높은 하중을 지지하다가 최종파손되었다. 그러나 실험에서는 해석과 다르게 최초의 국부적인 파손이 발생함과 동시에 전체 판넬의 최종파손이 발생하였다. 이 현상은 최초의 파손이 하중지지능력을 현저히 감소시키는 섬유파손이며 거의 동시에 전단파손이 보강재 부근에서 발생한다는 해석의 결과로 유추해 볼 때, 실험에서는 파손이 처음 발생하는 하중에서 보강재의 좌굴이 발생하여 상당한 변형이 진행된 상태이다. 이로 인하여 중간지점에서 보강재의 길이방향으로 축하중과 보강재의 굽힘에 의한 압축력이 합쳐져서 최외층의 섬유파손이 발생하였고 이와 동시에 전단파손이 발생하여 해석에서 고려못하는 층간분리(delamination)가 발생하였기 때문에 해석에서와는 다르게 더이상 하중을 지지하지 못하고 최종파손된 것으로 생각된다. 이는 최종파손된 판넬의 후면을 보여주는 Fig. 10에서 보강재가 없는 면의 왼쪽 보강재와 모서리부분에 발생한 층간분리와 다른 파손형태인 섬유파손, 기지파손, 전단파손 등이 같이 존재함을 알 수 있다. Fig. 11은 판넬의 전체 적층에 발생하는 파손형태와 위치를 나타낸 그림이며 보강된 판넬의 길이방향으로 중간부분에 여러 형태

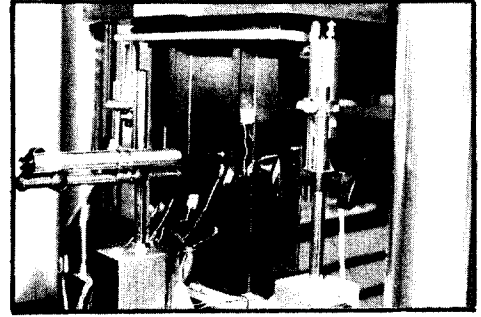


Fig. 10 Failure pattern of I-stiffened panel with 10 mm cap width

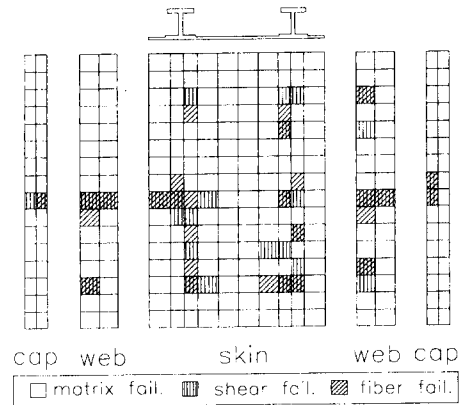


Fig. 11 Postbuckling failure at the whole layer of I-stiffened panel with 10 mm cap width

의 파손이 집중적으로 발생한다는 것을 알 수 있다.

4.5 적층각의 영향

본 절에서는 두 개의 I-형 보강재로 보강된 판넬의 좌굴 및 좌굴후 거동에 미치는 적층각의 영향을 살펴보기 위하여 스킨과 보강재가 각각 $[0/90/\pm\theta]_s$ 와 $[0/90/0/0/-\theta]_s$ 이며, $\theta=0^\circ, 30^\circ, 45^\circ, 60^\circ, 90^\circ$ 인 적층에 대하여 해석을 수행하였다. 여기서 적층각 θ 는 하중축에 대하여 반시계 방향의 회전을 (+)로 정의하였다. 적층각이 변함에 따른 좌굴 하중과 좌굴후 극한하중의 변화를 Fig. 12에 나타내었다. 좌굴하중은 $\theta=0^\circ$ 일 경우가 가장 작고 90° 로 갈수록 거의 선형적으로 증가함을 알 수 있다. 이는 보강된 판넬의 경우 길이방향보다 보강재의 사이가 작으므로 축방향의 굽힘강성 D_{11} 보다 횡방향의 굽힘강성 D_{22} 가 좌굴하중에 큰 영향을 미치기

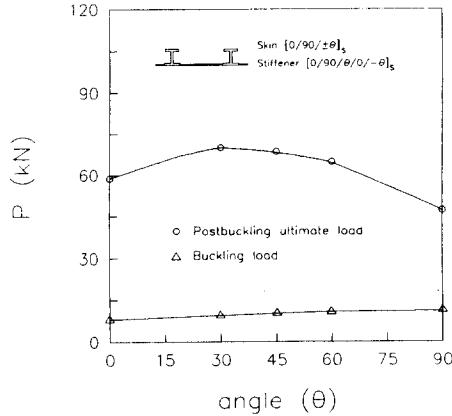


Fig. 12 Buckling load, postbuckling ultimate load for I-stiffened panels with various stacking angles

때문이다. 그러나 하중이 증가하면서 스킨의 횡방향 변위가 증가하게 되고, 이에 따라 고정지지된 하중면으로 인하여 D_{11} 의 영향이 점점 커져서 좌굴 후 극한하중은 D_{11} 과 D_{22} 가 균형있게 존재하는 경우에 큰 값을 가지고, 그 중에서도 D_{11} 의 값이 D_{22} 보다 약간 큰 경우인 $\theta=30^\circ$ 일 때가 가장 크며, $\theta=45^\circ, 60^\circ, 0^\circ, 90^\circ$ 의 순서로 감소됨을 알 수 있다.

5. 블레이드형으로 보강된 복합재 평판

블레이드-형 보강재로 보강된 패널의 좌굴 및 좌굴 후 거동을 규명하기 위하여 Fig. 2에 나타난 것과 같은 패널을 제작하고 실험한 후 해석결과와 비교했다. 패널의 적층은 스킨과 보강재가 각각 $[0/90/\pm 45]_s$ 과 $[0/90/45/0/-45]_s$ 인 것을 사용하였다. 패널의 좌굴 및 좌굴후 거동에 대한 이해를 위하여 패널에 스트레인게이지를 부착하였고 파손시 발생하는 신호를 취득하기 위하여 압전필름을 보강재와 스킨에 부착하였다. Fig. 13은 축방향하중과 변위의 관계를 나타낸 그림이다. 그림에서도 볼 수 있듯이 좌굴하중과 B점으로 표시된 좌굴후 극한하중에 대한 해석과 실험의 결과는 $\pm 2\%$ 차이가 남을 알 수 있다. 그러나 하중-변위곡선은 서로 약간의 차이를 보이는데, 이는 실험에서 나타나는 불가결한 요소인 하중선의 불일치, 시편의 결함 등의 이유때문이다. 면외방향변위를 등변형선으로 그린 것과 쉐도우 무아레기법으로 실험중에 얻은 무아레무늬를 비교한 Fig. 14는 Fig. 13에 표시된 상태 A와

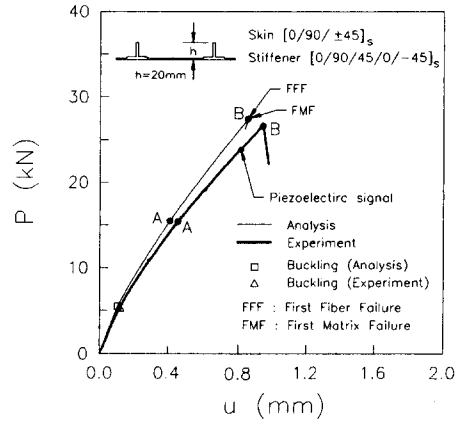


Fig. 13 Comparison of experimental and analytical results for load-shortening curves of blade-stiffened panel

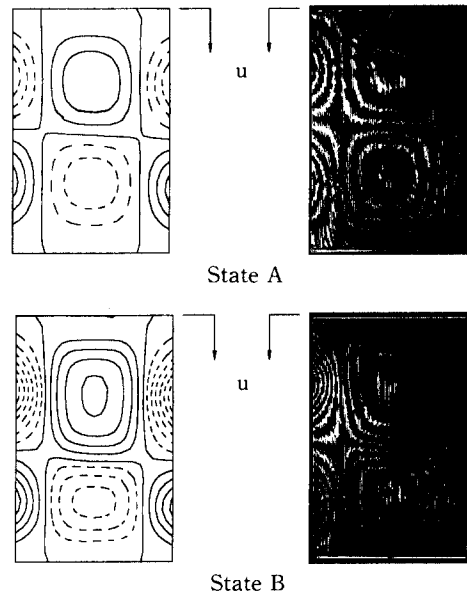


Fig. 14 Comparison of experimental and analytical results for the contour plots of out-of-deflection for blade-stiffened panel

상태 B의 하중단계에서 구한 그림이다. Fig. 14에서 볼 수 있듯이 해석과 실험의 결과는 매우 잘 일치하고 있음을 알 수 있다. 여기서 점선은 면외변위의 음의 값, 즉 보강재가 있는 쪽으로 들어간 형태를 의미한다. 블레이드-형 보강재로 보강된 패널의 좌굴형상은 I-형 보강재로 보강된 패널의 좌굴형상이 길이방향으로 세 개의 반파장을 형성하는데 반하여, Fig. 14에서 볼 수 있듯이 두 개의 반파장

으로 나타난다. 블레이드-형으로 보강된 판넬의 경우는 보강재의 비틀림강성이 I-형 보강재의 경우보다 작으므로 보강재와 스킨의 접합부위의 회전에 대한 구속력이 약하다. 따라서 실제로 좌굴형상을 결정하는 역할을 하는 보강재사이의 유효거리는, 블레이드-형 보강재가 I-형 보강재로 보강된 판넬보다 커지므로, 보강재 간격에 대한 판넬의 길이의 비가 작아지는 효과를 유발하여, 좌굴형상이 두 개

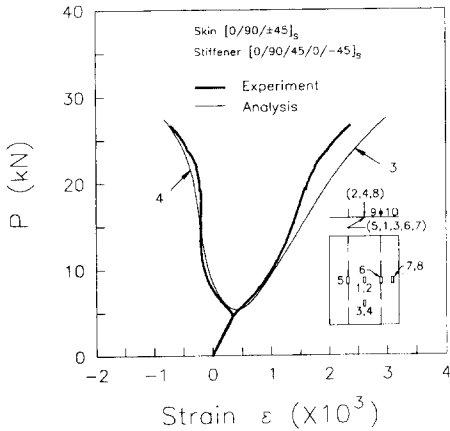


Fig. 15 Comparison of experimental and analytical results for the axial strain at the location 3 and 4

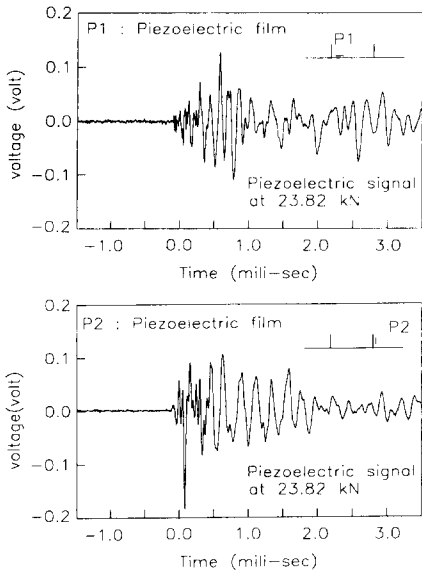


Fig. 16 First piezoelectric signal due to internal damage

의 반파장으로 나타나게 된다. 따라서 해석과 실험에서 좌굴하중을 구하기 위해서는, Fig. 15와 같이 판넬의 너비방향으로 중간부분이고 길이방향으로 밑에서부터 길이의 1/4만큼 위치한, 3, 4부분에서 얻은 하중-변형률곡선으로부터 구하여야 한다. 그림에서 실험결과와 변형률이 분기된 모양을 볼 때, 블레이드-형 보강재로 보강된 판넬이 해석결과와도 매우 잘 일치하고 있음을 볼 수 있다. Fig. 16은 거시적 관점에서 판넬에 발생하는 파손의 초기 발생하중을 얻기 위하여 좌우 보강재와 스킨에 압전 필름을 각각 2개씩 부착하여 얻은 신호이며 최초 발생지점을 Fig. 13에 표시하였다. 해석결과와 비교해 볼 때 실험에서의 파손이 먼저 발생함을 알 수 있다. Fig. 17은 최종파손된 판넬의 뒷면 사진이며 그 판넬의 파손형상을 알아보기 위하여 C-scan하였다. C-scan은 보강재가 없는 면에서 하였기 때문에 위의 사진과 좌우가 다르게 나타난다. C-scan 결과를 볼 때 사진에서 파손된 부위를 중심으로 층간 분리가 있음을 알 수 있다. 여기서 층간분리영역 안에 있는 검은 선은 보강재를 나타낸다.

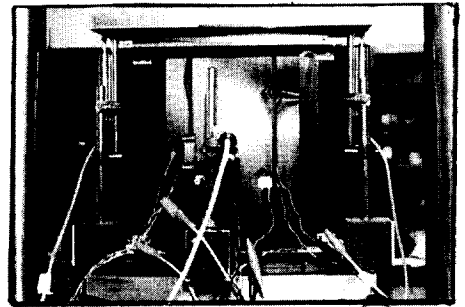


Fig. 17 Failure pattern and failure area of blade-stiffened panel from C-scan

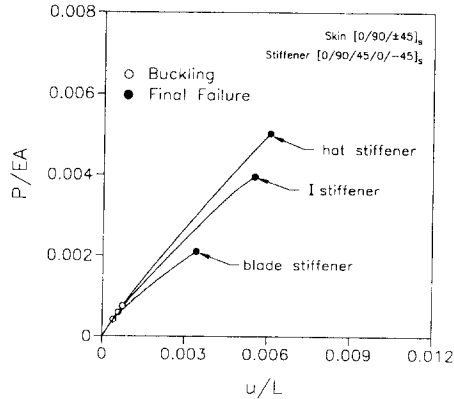


Fig. 18 Load-shortening curves of stiffened panels with different type stiffeners

6. 보강재 형상의 영향

보강재의 형상이 보강된 판넬의 좌굴 및 좌굴후 거동에 미치는 영향을 조사하기 위하여 먼저 Fig. 2와 같이 단면적이 I-형 보강재의 경우와 같게 하여 hat-형 보강재로 보강된 판넬에 대한 해석을 하였다. Fig. 18은 I-형, hat-형, 그리고 블레이드-형의 세 가지 보강재로 보강된 판넬에 대하여 하중을 축방향 인장강성 EA로 나누고 변위를 판넬의 길이로 나누어 무차원화한 해석결과를 나타낸 것이다. 축방향 인장강성 EA에 대한 좌굴하중의 비, 즉 무차원화된 좌굴하중은 블레이드-형, I-형, hat-형 보강재의 순서로 크기가 증가하였다. 이는 open된 형상보다 closed된 형상의 단면에서 비틀림강성이 더 크기 때문이다. 같은 단면적과 적층각을 갖는 보강재의 경우 축방향 굽힘강성의 크기가 hat-형이 I-형 보강재보다 작음을 고려하여 볼 때, 보강된 적층 판넬에서는 비틀림강성이 축방향굽힘강성보다 큰 역할을 한다는 것을 알 수 있다. 따라서 비틀림강성이 가장 큰 hat-형 보강재의 좌굴하중과 좌굴후 극한하중이 가장 크고, I-형, 블레이드-형 보강재의 순서로 크기가 작아진다.

7. 결 론

본 연구에서는 보강된 복합적층 판넬에 대한 좌굴 및 좌굴후 거동, 파손특성을 알아보기 위하여 점진적 파손해석을 고려한 비선형 유한요소해석과 실험을 수행하였다. 파손을 고려한 비선형 유한요

소해석을 위하여 수정된 호길이법과 최대 응력판정법을 사용하였고, 보강된 판넬의 좌굴실험을 위하여 보강재와 스킨의 적층이 연속되게 일체 성형하였다. 본 연구의 결과를 정리하면 다음과 같다.

- (1) I-형과 블레이드-형으로 보강된 판넬을 보강재와 스킨을 연속적인 적층으로 일체성형하여 보강재와 스킨의 분리에 의한 파손을 제거하였다.
- (2) I-형과 블레이드-형으로 보강된 판넬의 좌굴하중, 좌굴후 극한하중, 변형형상, 축방향 변형률에 대한 실험결과를 유한요소해석 결과와 비교하였으며 두 결과가 서로 잘 일치하였다.
- (3) 점진적 파손해석으로부터 얻은 파손시점을 비교하기 위하여 보강판넬에 압전필름을 부착하였고 이를 통하여 실험에서 파손발생을 감지할 수 있었다.
- (4) 좌굴실험후 파손된 판넬을 파손해석으로부터 얻은 판넬의 파손형태와 비교하였으며 두 결과가 비교적 잘 일치하였다.
- (5) 스킨과 보강재의 적층이 각각 $[0/90/\pm\theta]_s$, $[0/90/\theta/0/-\theta]_s$ 인 I-형 보강판넬의 좌굴하중은 $\theta = 90^\circ$ 인 경우가 가장 크며 $\theta = 60^\circ, 45^\circ, 30^\circ, 0^\circ$ 순서로 낮아진다. 그러나 좌굴후 극한하중은 $\theta = 30^\circ$ 인 경우가 가장 크며 $\theta = 45^\circ, 60^\circ, 0^\circ, 90^\circ$ 순서로 낮아진다.
- (6) 세 가지 보강재 형상의 경우 좌굴응력과 좌굴후 극한강도는 블레이드-형, I-형, hat-형 보강재의 순서로 증가하였다.

참고문헌

- (1) Jun, S. M. and Hong, C. S., 1988, "Buckling Behavior of Laminated Composite Cylindrical Panels under Axial Compression," *Computers and Structures*, Vol. 29, pp. 479~490.
- (2) 권진회, 홍창선, 1993, "축방향 압축을 받는 복합적층 원통판넬의 좌굴후 파손해석," 한국항공우주학회지, 제21권, 제2호, pp. 97~108.
- (3) 이인철, 홍창선, 1991, "원통형 복합적층 판넬의 좌굴거동에 관한 실험해석," 대한기계학회논문집, 제15권, 제4호, pp. 1245~1252.
- (4) Kwon, J. H. and Hong, C. S., 1993, "Postbuckling Analysis of Composite Laminated Cylindrical Panels under Axial Compression," *AIAA J.*, Vol. 31, No. 8, Aug., pp. 1535~1537.

- (5) Kweon, J. H., Hong, C. S. and Lee, I. C., 1995, "Postbuckling Compressive Strength of Graphite/Epoxy Laminated Cylindrical Panels Loaded in Compression," *AIAA J.*, Vol. 33, No. 2, pp. 217~222.
- (6) Romeo, G., 1986, "Experimental Investigation on Advanced Composite-Stiffened Structures Under Uniaxial Compression and Bending," *AIAA J.*, Vol. 24, No. 11, Nov. pp. 1823~1830.
- (7) Wu, D. L. and Zhang, Z., 1989, "Nonlinear Buckling Analysis of Stiffened Composite Cylindrical Shells," Proceedings of Seventh International Conference on Composite Materials (ICCM-VII), China, pp. 271~280.
- (8) Sheinman, I., Frostig, Y. and Segal, A., 1992, "PBCOMP Program for Buckling and PostBuckling of Stiffened Laminated Curved Panels," *Computers and Structures*, Vol. 42, No. 1, pp. 87~95.
- (9) Fan, S., Kroplin, B. and Geier, B., 1992, "Buckling, Postbuckling and Failure Behavior of Composite-Stiffened Panels under Axial Compression," *AIAA Paper AIAA-92-2285-CP*, pp. 264~273.
- (10) Yoda, T. and Atluri, S. N., 1992, "Postbuckling Analysis of Stiffened Laminated Composite Panels, Using a Higher-Order Shear Deformation Theory," *Computational Mechanics*, Vol. 9, pp. 390~404.
- (11) Agarwal, B. L., 1982, "Postbuckling Behavior of Composite Stiffened-Curved Panels Loaded in Compression," *Experimental Mechanics*, Vol. 22, pp. 231~236.
- (12) Starnes, J. H., Knight, N. F. and Rouse, M., 1985, "Postbuckling Behavior of Selected Flat Stiffened Graphite-Epoxy Panels Loaded in Compression," *AIAA J.*, Vol. 23, No. 8, Aug. pp. 1236~1246.
- (13) Knight, N. F. and Starnes, J. H., 1988, "Postbuckling Behavior of Selected Curved Stiffened Graphite-Epoxy Panels Loaded in Compression," *AIAA J.*, Vol. 26, No. 3, March, pp. 344~352.
- (14) Dickson, J. N., Cole, R. T. and Wang, J. T. S., 1980, "Design of stiffened composite panels in the Post-Buckling Range," *Fibrous Composites in Structural Design*, Plenum Press, New York, pp. 313~327.
- (15) Bathe, K. J., 1982, *Finite Element Procedure in Engineering Analysis*, Prentice Hall, London, pp. 301~406.