대한기계학회논문집(A) 제 20 권 제 8 호, pp. 2491~2500, 1996

〈논 문〉

내재된 층간분리가 존재한 복합재 적층판의 좌굴거동에 대한 실험 연구

김 효 진*

(1995년 11월 27일 접수)

Experimental Study of Buckling Behavior of Composite Laminates with an Embedded Delamination

Hyo-Jin Kim

Key Words: Delamination Zone(층간분리 영역), Buckling Load(좌굴하중), Bifurcation Buckling(분기좌굴), Local Buckling Mode(국부 좌굴모드), Postbuckling Behavior(좌굴후 거동), Splitting(스프리팅), Delamination Growth(층간분리 진전)

Abstract

An experimental and analytical investigation is performed to study the buckling behavior of composite laminates with an embedded delamination. It is of particular interest to verify whether delamination growth occurs with continuming deformation after buckling of composite laminates with an embedded delamination. Experiments are conducted for $[0_4//90_8/0_4]_T$ laminates with delamination size in which local buckling mode governs buckling. Results show that delamination growth occurs in higher load after buckling and is accompanied by other damage mechanisms such as splitting. Also, it is found that transverse deformation before bifurcation buckling is due to initial imperfection and structure such as plate with small bending stiffness is sensitive to that.

1. 서 론

층간분리는 복합재 적층판에서 흔하게 직면하는 파손형태이며, 이것은 제작과정의 결함이나, 공구를 떨어뜨리거나 물체가 부딪혀서 나타나는 저속충격 등에 의하여 야기된다. 복합재 적층판에 층간분리가 존재하면, 전체적인 강성이 저하되고, 대칭적층판은 국부적인 비대칭이 되므로 연계강성이 존재한다. 따라서 적층판의 좌굴하중이 감소되고 설계이하 하중에서 전체적인 파손이 야기된다. 또한, 실험이나 실제의 구조물에서 관찰된 결과로부터 좌굴이 항상 구조물의 최종파손으로 연결되는 것이 아니라는 사실이 밝혀지면서 구조물을 경량화하는 효율적인 설계를 위해, 부분적인 좌굴을 허용하거나 좌굴에 대한 안전계수(safety factor)를 낮추는 설계개념의 도입이 주장되고 있다. 특히 좌굴후의 하중지지도, 파손형태, 형상의 변화 등에 관한 연구가 필요하다. 좌굴후거동은 기하학적 비선형성, 층간분리로 인한 비대칭성, 층간분리 진전의 유무 및 여러가지의 파손 등을 포함하므로 복잡한 거동을 보인다. 따라서 좌굴후거동에 대한 연구는, 층간분리의 기하학적 조건과 하중에 따른 에너지방출률로써 층간분리 진전의 가능성을 설명하는 방법 그리고 하중과 횡변위의 관계로써 좌굴후거동을 기술하는 방법으로 분류된다.

*회원, 한국중공업(주) 기술연구원

손상허용 설계개념에서, 층간분리가 존재하는 복합재 적층판의 좌굴과 좌굴후거동을 예측하고 이해하는 것은 구조물의 안전성과 신뢰성을 확보하기 위해 중요하다. 복합재 적층판에 층간분리가 존재하면, 좌굴과 좌굴후거동 해석은 방대한 3차원 문제가 된다. 그러므로 지금까지의 좌굴과 좌굴후거동 해석은 일차원 모델(one-dimensional model)[1~7] 또는 얇은막 모델(thin-film approximation)[8~12]로 단순화하여 주로 수행되었다. Kim 등은 내재된 층간분리가 존재하는 복합재 적층판의 거동을 해석하기 위한 유한요소 모델링[13]을 제시하여, 내재된 층간분리로 인한 연계강성이 좌굴후거동에 미치는 영향[14]을 해석하였다. 따라서 본 연구에서는 건전한 적층판과 일차원 모델 또는 얇은막 모델로 적용할 수 없는 내재된 층간분리가 존재하는 적층판의 좌굴실험과 해석을 통하여, 좌굴실험의 특성 및 좌굴후에 층간분리 진전여부를 확인하고자 한다. 층간분리 진전여부를 확인하기 위하여, 좌굴후에 층간분리 진전의 가능성이 큰 국부 좌굴모드(local buckling mode)가 발생하는 층간분리에 대한 실험을 수행하였다.

2. 실 험

2.1 문제 설명

건전한 적층판과 층간분리가 존재하는 적층판의 좌굴 실험을 통하여 좌굴실험의 특성을 살펴보았다. 압축하중에 따른 적층판의 좌굴거동을 스트레인 게이지로 측정하였다.

적층은 층간분리 윗부분의 두께가 너무 얇지 않도록 층간분리를 $h/H=1/4$에 위치시킬 수 있고, 층간분리로 인한 인장-굽힘 연계강성(extension-bending couplings)의 영향이 큰 $[0_4//90_8/0_4]_T$ 적층판을 고려하였다. 층간분리 크기는 좌굴후에 횡변형이 큰 국부 좌굴모드가 발생하도록, 층간분리 직경을 $D=74$ mm로 하였다. 경계조건은 실험에서 비교적 쉽게 부여하기 위해, 하중을 가하는 경계에서는 고정지지로 하고 옆의 경계는 단순지지를 부여하였다.

2.2 시편 제작 및 가공

본 실험에서 사용한 시편은 Graphite/Epoxy를 재료로 선택하였는데 재료상수는 Table 1에 보인 바와 같이 (주)한국카본에서 생산한 Graphite/Epoxy CU-125 프리프레그(prepreg)를 사용하였으며, 한 단층의 두께는 0.125 mm이다. 시편은 다음과 같은 제작과정을 거친다. 먼저 프리프레그를 원하는 크기와 각도로 자른다. 이때 프리프레그의 가공 여유와 층간분리를 만들어주기 위해 삽입한 테프론 필름(teflon film)의 분리를 고려하여 시편의 크기보다 크게 한다. 또한 시편의 성형(curing)후에 분리가 잘 되도록 하는 테프론 필름과 성형중 프리프레그의 위와 아래로 흘러나오는 수지(resin)의 흡수를 위해 사용되는 필-플라이(peel-ply)를 원하는 프리프레그의 크기와 같게 자른다. 이물질의 제거를 위해 아세톤으로 밑판(caul plate)을 깨끗이 닦아내고, 성형중 적층된 프리프레그가 고압하에서 옆으로 밀려나는 것을 방지하여 섬유의 방향을 균일하게 유지시켜주는 코르크 댐(cork dam)을 밑판(caul plate)에 고정시킨다. 밑판 위에 잘라둔 테프론 필름을 놓고 그 위에 필-플라이 세 장을 놓은 다음 그 위에 프리프레그를 한장씩 적층한다. 적층판에 층간분리를 만들어주기 위해, $h/H=1/4$ 위치에 직경이 $D=74$ mm이고 두께가 0.025 mm인 테프론 필름을 삽입한다. 적층한 다음 위에는 세 장의 필-플라이를 덮는다. 시편의 기하학적 초기결함을 줄이고 매끈한 표면을 만들어주기 위해, 수지 흡수용 재료로는 필-플라이만 사용하였다. 필-플라이 위에는 테프론 필름과 윗판(caul plate)을 덮는다. 코르크 댐 밖으로 흘러나오는 수지의 흡수와 실리콘 러버(silcon rubber) 아래의 진공을 돕기 위해서 전체적으로 브레더(breather)를 덮어준 후 실리콘 러버를 덮는다. 위의 준비가 모두 끝나면 판넬 오토클레이브(panel autoclave)에 넣고 Fig. 1에 보인 바와 같은 과정으로 압력과 온도를 가하여 적층판을 얻는다.

Table 1 Material properties of HFG CU-125 Graphite/Epoxy composite material

Property	Value
E_1	135.4 GPa
E_2, E_3	9.6 GPa
G_{12}, G_{13}	4.8 GPa
G_{23}	3.2 GPa
ν_{12}, ν_{13}	0.31
ν_{23}	0.52

성형된 적층판의 건전성 여부를 검토하기 위해서 적층판의 일부분을 채취하여 조직사진을 얻은 결과는 Fig. 2에 보인 바와 같으며, 섬유비율(fiber volume fraction)은 영상분석기(image analyzer)를 통하여 측정한 결과 60%이다. 따라서 적층판은 잘 성형되었음을 알 수 있다. 성형된 적층판을 Fig. 3과 Table 2에 나타낸 크기의 시편으로 만들기 위해 사포(sand paper)로 가공하였다. 특히 적층판의 위와 아래 경계부분의 가공은 실험결과에 중요한 영향을 미치므로 고정장치(fixture)의 하중면과 정확히 일치하도록 정밀한 가공을 필요로 한다.

2.3 실험장치

실험에 사용되는 경계조건들은 Fig. 4에 보인 바와 같이, 하중을 받는 경계에서는 고정지지이고 옆의 경계에서는 단순지지이다. 이러한 경계조건을 만족시키기 위한 단순지지용 옆지지대(side support)와 고정지지용 상하 고정장치를 INSTRON(model 1350)에 장착하였다. 옆 경계의 단순지지를 만족시키기 위한 옆지지대는 Fig. 5에 보인 바와 같다. 여기서 실험중 좌굴이 발생하면 나이프 에지(knife-edge)도 약간 이동하므로 이를 방지하기 위하여 시편 뒤쪽에는 클램프(clamp)로

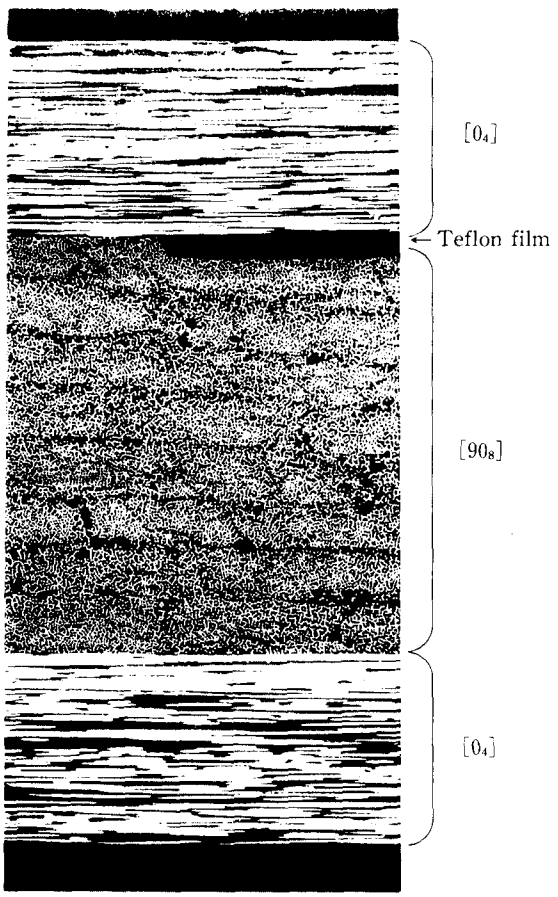

Fig. 2 Microstructure of $[0_4//90_8/0_4]_T$ laminate with a teflon film

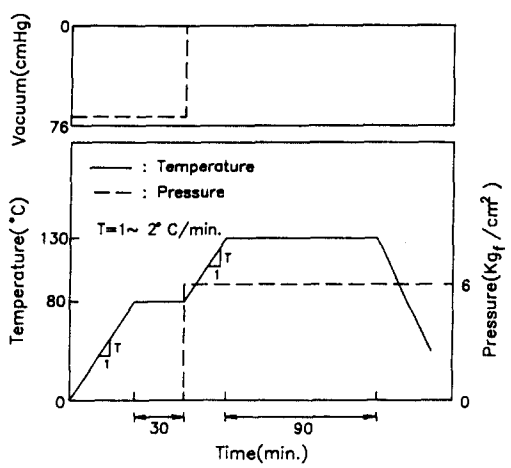

Fig. 1 Typical curing cycle for Graphite/Epoxy

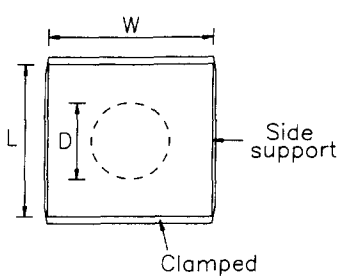

Fig. 3 Configuration of the specimen

Table 2 Type and dimension of the specimen Unit : mm

Specimen	Length(L)	Width(W)	Thickness(H)	Delamination(D)
$[0_4/90_4]_S$	148	157	1.8	0
$[0_4//90_8/0_4]_T$	147	157	1.81	74

고정시켜 주고 앞면과 옆에 있는 고정나사 Ⅰ과 Ⅱ로 고정하였다.

하중에 따른 적층판의 거동을 측정하기 위해 스트레인 게이지를 적층판의 앞면과 뒷면의 중간점에 부착하였다. 하중-변형률 선도를 얻기 위해 스트레인게이지에서 나오는 스트레인 신호를 증폭기(amplifier)로 증폭하였으며, INSTRON에서 나오는 하중과 함께 X-Y기록계에서 기록하고, 변위까지 모두 A/D변환기(converter)를 통해서 PC(Personal computer)로 받아 데이터(data)를 처리하였다.

2.4 실험방법

INSTRON의 모든 계기들을 실험에 맞게 조정한 후 A/D변환기, PC, X-Y기록계 등과 연결시킨다. 하중은 변위제어로 하였으며, 층간분리가 존재하는 경우는 0.2 mm/min의 속도, 존재하지 않는 경우는 0.1 mm/min의 속도로 가하였다. INSTRON의 준비를 완료하고 상하 고정장치를 일직선에 위치하도록 주의하여 INSTRON에 장착한다. 이 상태에서 시편의 위와 아래 경계 부분이 상하 고정장치의 하중면에 빈틈없이 일치하도록 시편을 상하 고정장치에 물리고 나사를 죄어서 고정지지조건으로 만들었다. 옆지지대의 이동을 막기 위해 옆지지대를 아래 고정장치에 나사로 고정시킨 후 Fig. 5의 클램프를 죄었다. 또한 나이프 에지 고정나사 Ⅱ를 앞과 나이프 에지 끝이 일직선이 유지되도록 죄었다. 옆의 경계에서는 Fig. 5의 구속조건대로 구속해 주기 위해 6개의 고정나사를 손으로 균일하게 죄어 단순지지조건을 만족시키게 하였다. 장착된 시편은 Fig. 6에 보인 바와 같다. 모든 준비가 완료된 후 PC와 X-Y기록계의 연결 상태와 시편의 가공상태를 확인하기 위해서 실험에 앞서 약간의 하중을 가하여 확인한 후 하중을 제거하고 처음부터 다시 하중을 가하였다.

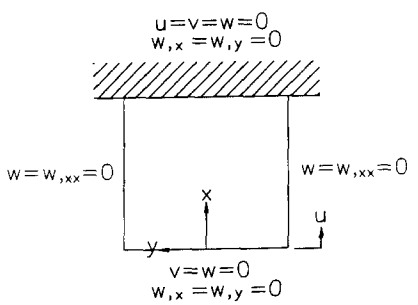

Fig. 4 Boundary condition of the specimen

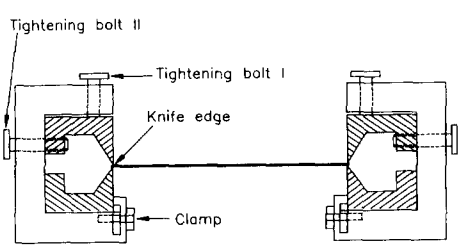

Fig. 5 Top view of side support

3. 비선형 유한요소해석

3.1 층간분리 유한요소 모델링

층간분리가 존재하는 복합재 적층판의 기하학적 형상은 Fig. 7에 보인 바와 같다. 층간분리가 존재하면, 적층판은 층간분리 아랫부분(lower sublaminate), 층간분리 윗부분(upper sublaminate)과 층간분리 이외부분(base laminate)으로 나누어 생

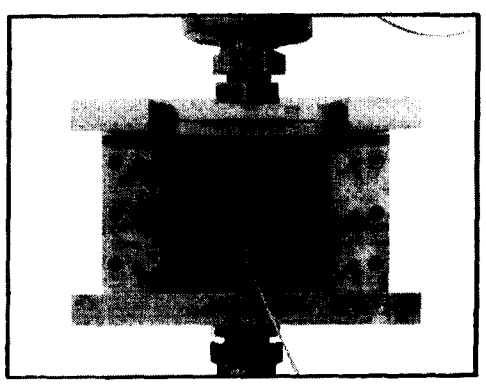

Fig. 6 Overview of clamped fixture, side support and mounted specimen for buckling test under uniaxial compression

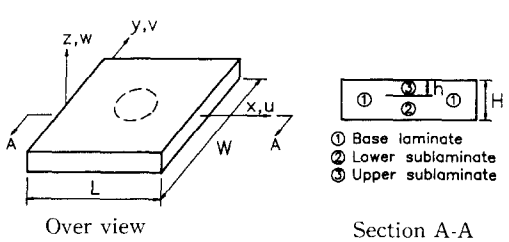

Fig. 7 Configuration of composite laminates with a delamination

각할 수 있다. 따라서 적층판은 3차원 형상을 갖는다. 층간분리 유한요소 모델링은 층간분리로 나누어진 부분의 각각의 중립면을 따라서 응축쉘 요소(degenerated shell element)로 모델링함으로써, 적층판의 3차원 형상에 대한 좌굴과 좌굴후거동을 해석할 수 있다. 변형전에 중립면에 수직인 직선은 변형후에 직선을 유지하고 두께방향의 수직응력을 무시한다는 가정을 함으로써, 응축쉘 요소는 3차원 요소(three-dimensional solid element)로부터 얻어진다. 위의 두 가지 가정은 3차원 이론을 2차원 이론으로 단순화시킨다.

층간분리 경계에서도 중립면에 수직인 직선은 변형후에도 직선을 유지하고 두께방향 변위와 회전은 같아야 하므로 층간분리 경계에서 다음과 같은 적합관계식(compatibility relations)을 만족해야 한다.

$$w=w_1=w_2=w_3 \tag{1}$$

$$\theta_x=\theta_{x1}=\theta_{x2}=\theta_{x3} \tag{2}$$

$$\theta_y=\theta_{y1}=\theta_{y2}=\theta_{y3} \tag{3}$$

$$u_2=u_1-h_l\theta_l,\quad u_3=u_1+h_u\theta_y \tag{4}$$

$$v_2=v_1+h_l\theta_x,\quad v_3=v_1-h_u\theta_x \tag{5}$$

여기서, u, v, w는 x-, y-, z-축 방향의 변위를 나타내고, θ_x와 θ_y는 각각 x-축과 y-축에 대한 회전을 나타낸다. 하첨자 1, 2, 3은 각각 층간분리 이외부분, 층간분리 아랫부분 및 층간분리 윗부분을 나타낸다. h_l은 층간분리 아랫부분의 중립면에서 층간분리 이외부분의 중립면까지의 길이이고, h_u는 층간분리 윗부분의 중립면에서 층간분리 이외부분의 중립면까지의 길이이다. 층간분리 경계에서 적합관계식을 만족시키기 위한 방법으로 강체보요소(rigid beam element)를 도입한다. Fig. 8은 층간분리 경계부분에서 층간분리 유한요소 모델링을 도식적으로 나타내었다.

3.2 비선형 유한요소의 수식화

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

$$\iiint_{V^{n+1}}\sigma_{ij}^{n+1}\delta e_{ij}^{n+1}dV = \iiint_{V_f{}^{n+1}}f_i^{n+1}\delta u_i^{n+1}dV+\iint_{S_T{}^{n+1}}T_i^{n+1}\delta u_i^{n+1}dS \tag{6}$$

여기서, σ_{ij}, e_{ij}, f_i, T_i, u_i는 Cauchy 응력, 미소변형률(infinitesimal strain), 체적력(body force), 표면력(surface traction) 및 변위이고, δ는 변분기호(variation operator)를 의미한다. 체적력이 없을 경우 식 (6)은 2nd Piola-Kirchhoff 응력, S_{ij}과 Green 변형률, ε_{ij}을 사용하면 식 (7)과 같은 updated Lagrangian 수식화기법에 의한 가상일 정리에 도달한다.

$$\iiint_{V^n}(\sigma_{ij}^n+\Delta S_{ij})\,\delta(\Delta\varepsilon_{ij})\,dV - \iint_{S_T{}^n}(T_i^n+\Delta T_i)\,\delta(\Delta u_i)\,dS=0 \tag{7}$$

유한요소는 요소중립면에 위치한 8개의 절점을 가지며, 각 절점에서 전체좌표계 방향의 3개의 변위와 중립면에 대하여 결정되는 국부좌표계의 평면방향 두 벡터에 관한 회전자유도들로 모두 5개의 절점자유도를 가지는 응축쉘 요소이다. 변형전에 요소의 중립면에 대해 수직인 직선들은 변형후에도 직선을 유지하고 두께방향의 수직응력을 무시한다는 가정을 바탕으로 한다. 또한 각 절점에서 회전을 허용함으로써 두께방향의 전단변형을 고려하였다. 8-절점 응축쉘 요소 내부의 좌표들은 1차 전단변형이론에 의거하여 다음과 같이 쓸 수 있다.

$$\begin{Bmatrix}\Delta u\\ \Delta v\\ \Delta w\end{Bmatrix}=\sum_{n=1}^{8}H_n(\xi,\ \eta)\begin{Bmatrix}\Delta u_n\\ \Delta v_n\\ \Delta w_n\end{Bmatrix} +\frac{1}{2}\sum_{n=1}^{8}H_n(\xi,\ \eta)\,t_n\zeta\{\Delta V_{3n}\} \tag{8}$$

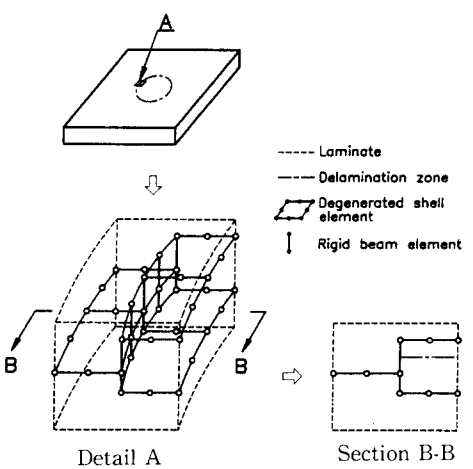

Fig. 8 Schematic diagram of finite element modeling of composite laminates with a delamination

여기서, ξ, η, ζ는 요소 내부의 국부좌표이고, $H_n(\xi, \eta)$, t_n, $\{\Delta V_{3n}\}$는 n번째 절점에서의 형상함수, 두께 및 두께방향 단위벡터의 증분이다.

식 (7)로부터 다음과 같은 유한요소 방정식[15]이 얻어진다.

$$([K_L]+[K_{NL}])\{\Delta U_n\}=-\{\Delta P\} \tag{9}$$

여기서, $[K_L]$, $[K_{NL}]$, $\{\Delta P\}$는 각각 선형 강성행렬, 비선형 강성행렬 및 불평형힘을 의미한다. 해를 구하는 방법으로는 Newton-Raphson, Modified Newton-Raphson 그리고 이를 조합하여 몇번의 되풀이 계산후에 강성행렬을 새로 평가하는 방법을 사용했다. 수렴판정은 변위와 불평형힘에 대하여 놈(norm)을 취하여 수렴허용오차 안에 들어오면 수렴한 것으로 하였다.

3.3 층간분리 유한요소 모델링의 타당성 검증

해석적인 방법(analytic solution)에 의한 해석결과와 층간분리 유한요소 모델링에 의한 해석결과를 비교하기 위하여, 복합재 적층판을 일차원 형상으로 가정할 수 있는 폭방향-관통 층간분리(through-the-width delamination)가 존재하는 직교이방성(orthotropic) 평판을 고려하였다. 해석적인 방법은 보이론(one-dimensional beam theory)을 적용하여 전단변형을 고려한 변분 에너지이론(variational energy principle)에 의한 해석[6]이다.

해석결과는 Fig. 9와 Fig. 10에 제시되었으며, 좌굴하중은 오일러 좌굴하중 P_o로 무차원화하였다.

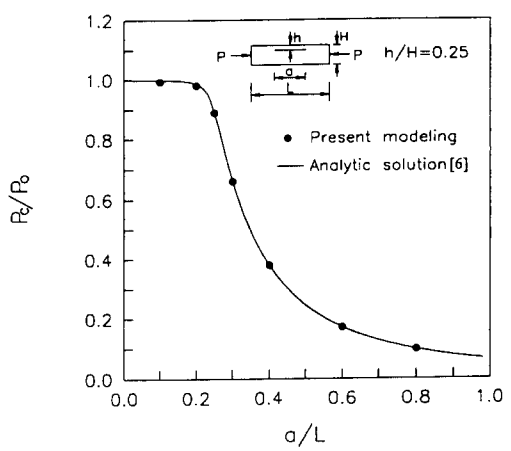

Fig. 9 Buckling loads of orthotropic plates with a through-the width delamination

Fig. 9에 보인 바와 같이 좌굴하중은 층간분리 길이가 커짐에 따라서 감소하고 있으며, 본 연구의 유한요소 모델링은 좌굴하중을 잘 예측하고 있음을 알 수 있다. 좌굴후거동의 해석결과는 Fig. 10에 보인 바와 같다. 유한요소 모델링은 변위가 작은 구간에서는 Chen[6]의 선형 해석결과와 일치하고 있으며, 변위가 큰 구간에서는 유한요소 비선형해석과 해석적인 방법에 의한 선형해석의 차이를 보여주고 있다. 좌굴형태(buckling mode)는 층간분리 윗부분이 좌굴을 일으키는 국부 좌굴모드이다. 따라서 본 연구의 층간분리 유한요소 모델링은 좌굴후거동을 잘 예측하고 있음을 알 수 있다.

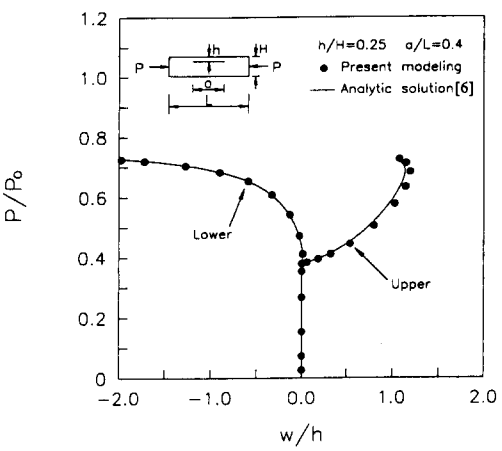

Fig. 10 Midpoint deflections of upper and lower sublaminates of orthotropic plates with a through-the-width delamination

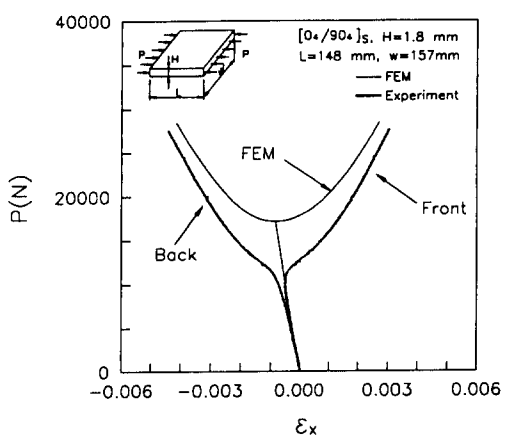

Fig. 11 Comparison between the predicted and the measured strain histories for $[0_4/90_4]_S$ laminates

4. 실험결과 및 고찰

4.1 건전한 복합재 적층판의 거동

건전한 적층판의 실험결과는 Fig. 11에 보인 바와 같다. 실험에서 좌굴전의 횡변형은 실험에서 야기될 수 밖에 없는 하중축과 시편의 x-축과의 불일치 및 초기결함의 요인에 기인한다. 평판과 같은 구조물은 굽힘강성이 작으므로 이런 요인들에 민감함을 알 수 있다. 따라서 실험에서 좌굴하중은 하중-변형률 선도에서 기울기가 가장 작은 부분에서부터 데이터를 위하여 내삽법(interpolation)으로 구하였다. 좌굴하중은 계산치의 70%에 해당된다. 실험에서 좌굴하중 저하는 여러가지 요인을 들 수 있으며, 실험에서 피할 수 없는 하중-축과 시편의 x-축과의 불일치, 경계조건 및 초기결함 등에 기인한다. 건전한 적층판은 좌굴전의 하중상태에서는 압축하중에 의한 면내 변형의 거동을 보인다. 좌굴후에는 굽힘문제가 되므로 좌굴방향의 앞부분은 인장에 의한 변형 그리고 뒷부분은 압축에 의한 변형을 보인다.

4.2 층간분리가 존재하는 복합재 적층판의 거동

층간분리가 존재하는 적층판의 실험 결과는 Fig. 12에 보인 바와 같다. 실험에서는 국부 좌굴모드(local buckling mode)을 보이지 않고, 일정 하중에서 하중감소가 일어난 후에 다시 하중을 지지하고 있다. 하중감소는 시편에 부분적인 손상이 발생하고 있음이 추정된다. 손상발생여부를 확인하기 위하여, Fig. 13에 보인 바와 같이 네 점에서 광학현미경을 통해서 손상여부를 관찰하여 보면 다음과 같다. Figs. 14~17에서 살펴본 바와 같이 층간분리는 진전하지 않았으며, 하중 직각방향 부분의 층간분리 윗부분에서 부분적인 모재균열(matrix cracking)이 발생하고 있다. 또한 층간분리 진전의

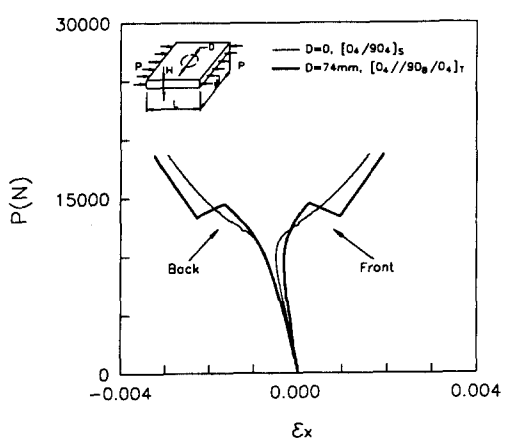

Fig. 12 Comparison between the measured strain histories for $[0_4/90_4]_S$ and $[0_4//90_8/0_4]_T$ laminates for first loading

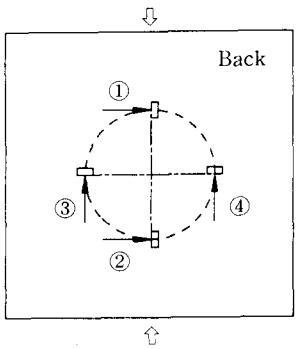

Fig. 13 View points for damage observations in teflon film boundary

Fig. 14 Optical photograph of teflon film boundary at location 1(×100)

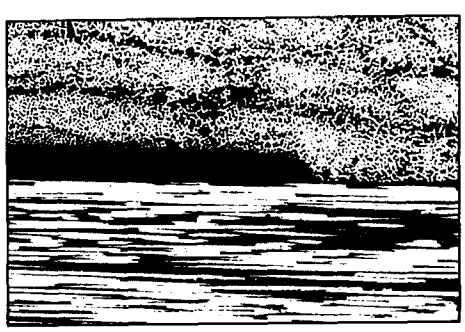

Fig. 15 Optical photograph of teflon film boundary at location 2(×100)

여부와 테프론 필름의 분리를 C-scan을 통하여 확인하였다. Fig. 18은 실험하기 전에 C-scan 사진이며, 원형의 검은색은 테프론 필름에 의한 층간분리 부분을 나타내고 흰색바탕은 결함이 존재하지 않는 층간분리 이외부분을 나타내고 있다. 테프론 필름이 중심부에 제대로 삽입되었음을 확인할 수 있다. 불규칙한 층간분리 경계부분은 성형중에 야기되는 레진리치(resin rich) 지역임을 알 수 있다. Fig. 19는 하중감소가 일어난 후에 C-scan사진이다. Fig. 19에 보인 바와 같이 하중감소때 층간분리 진전이 일어나지 않음을 알 수 있다. Fig. 18에 비해 매끈한 층간분리 경계는 압착된 테프론 필름의 분리를 추정할 수 있다. Fig. 12에 보인 바와 같이 하중감소 전에 층간분리가 존재하는 경우는 존재하지 않는 경우와 같은 거동을 하고 있음을 알 수 있다. 이는 층간분리 윗부분과 아래부분의 접면이 압착상태(low bonding)이기 때문이다. 하중감소는 삽입한 테프론 필름으로 인하여 시편의 부분적인 손상과 성형중에 압착된 테프론 필름의 분리에 기인한다. 하중감소 후의 거동은 시편의 강성저하를 보여주고

Fig. 16 Optical photograph of teflon film boundary at location 3(×100)

Fig. 17 Optical photograph of teflon film boundary at location 4(×100)

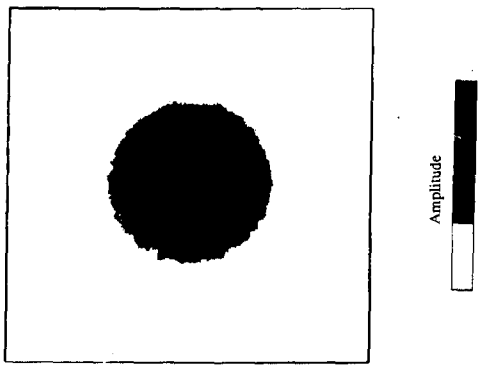

Fig. 18 Delamination zone detected by C-scan before first loading in $[0_4//90_8/0_4]_T$ specimen with a delamination

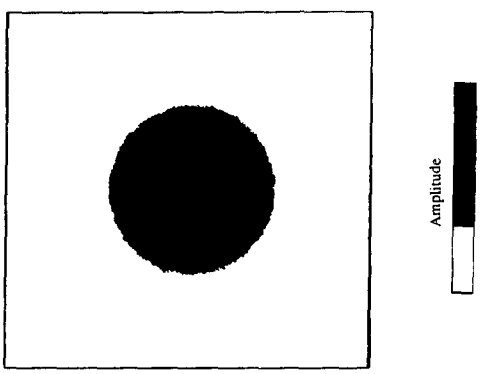

Fig. 19 Delamination zone detected by C-scan after first loading in $[0_4//90_8/0_4]_T$ specimen with a delamination

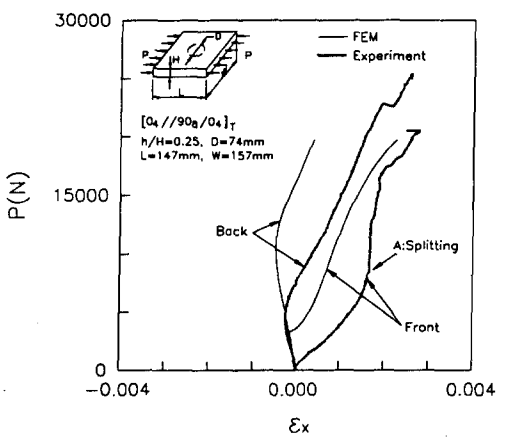

Fig. 20 Comparison between the predicted and the measured strain histories from second loading to final loading for $[0_4//90_8/0_4]_T$ laminates

있다. 따라서 테프론 필름이 층간분리의 역할을 제대로 하지 못하고 있음을 추정할 수 있다.

초기하중을 가한 후(하중감소가 일어난 후)는 테프론 필름의 분리가 일어나서 테프론 필름이 층간분리의 역할을 하고 있다. 따라서 하중 제거(unloading) 후에 다시 하중을 가한 실험결과는 Fig. 20에 보인 바와 같다. 거동은 계산에서 예측한 국부 좌굴모드가 일어난 후의 좌굴후거동과 같은 경향을 보이고 있다. 층간분리 아랫부분(back)이 좌굴전의 하중상태에서는 압축하중에 의한 면내 변형의 거동을 보인다. 따라서 적층판은 층간분리로 인해서 연계강성이 존재하는 부분적인 비대칭이 되어도, 층간분리 윗부분과 아랫부분이 층간분리 이외부분에 탄성지지 되어서 분기좌굴을 보이고 있음[14]을 실험적으로 확인할 수 있다. 초기하중에서 층간분리 윗부분에 부분적인 모재균열(matrix cracking)이 발생되어 손상된 시편이 압축하중하에서 굽힘변형을 하므로, 실험에서 층간분리 윗부분(front)이 좌굴을 보이지 않는다. 하중이 증가함에 따라서 층간분리 아랫부분은 압축변형률 상태에서 인장변형률 상태로 바뀌면서 변형률이 증가하므로 뒤로 변형된다. 따라서 층간분리 윗부분과 아랫부분의 상대적인 변위가 커지고 있다.

A점 이후부터는 층간분리 윗부분(front sublaminate)이 부분적인 스프리팅(splitting) 현상을 보이고 있으므로 변형률의 증가가 둔화되고 있다. 실험후에 시편의 손상정도를 C-scan을 통해서 살펴보면 Fig. 21에 나타낸 바와 같다. 하중방향에서는 층간분리 진전은 일어나지 않고 있으며, 하중직각방향의 부분에서는 층간분리 윗부분(front sublaminate)의 부분적인 스프리팅과 동반되어 층간분리 진전이 추정된다. 층간분리 진전은 좌굴하중보다 훨씬 높은 하중에서 일어남을 알 수 있다. 따라서 층간분리가 존재하는 적층판의 전체적인 거동을 해석하기 위해서, 층간분리 진전의 배제[13,14]는 타당성을 갖는다.

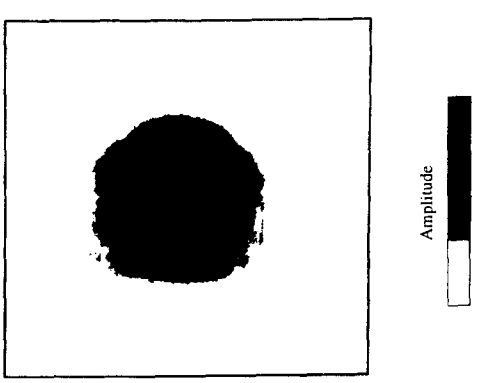

Fig. 21 Delamination zone detected by C-scan after final loading in $[0_4//90_8/0_4]_T$ specimen with a delamination

5. 결 론

건전한 적층판과 층간분리가 존재하는 적층판의 좌굴실험을 통하여 좌굴실험의 특성을 분석하여 계산결과와 비교하였다. 본 연구에서 얻어진 결과들을 정리하면 다음과 같다.

(1) 실험에서 좌굴전의 횡변형은 실험에서 야기될 수 밖에 없는 하중축과 시편의 x-축과의 불일치 및 초기결함의 요인에 기인한다. 평판과 같은 구조물은 굽힘강성이 작으므로 이런 요인들에 민감함을 알 수 있다.

(2) 적층판은 층간분리로 인해서 연계강성이 존재하는 부분적인 비대칭이 되어도, 층간분리 윗부분과 아랫부분이 층간분리 이외부분에 탄성지지 되어서 분기좌굴을 보이고 있음을 확인하였다.

(3) 하중방향에서는 층간분리 진전은 일어나지 않고 있으며, 하중직각방향의 부분에서는 층간분리 윗부분(front sublaminate)의 부분적인 스프리팅과 동반되어 층간분리 진전이 추정된다.

(4) 층간분리 진전은 좌굴하중보다 훨씬 높은 압축하중에서 일어나므로, 층간분리가 존재하는 적층판의 전체적인 거동을 해석하기 위해서, 층간분리 진전의 배제는 타당성을 갖는다.

참고문헌

(1) Wang, S. S., Zahlan, N. M. and Suemasu, H., 1985, "Compressive Stability of Delaminated Random Short-Fiber Composites, Part I-Modeling and Methods of Analysis," *Journal of Composite Materials*, Vol. 19, pp. 296~316.

(2) Wang, S. S., Zahlan, N. M. and Suemasu, H., 1985, "Compressive Stability of Delaminated Random Short-Fiber Composites, Part II-Experimental and Analytical Results," *Journal of Composite Materials*, Vol. 19, pp. 317~333.

(3) Yin, W. L., Sallam, S. N. and Simitses, G. J., 1986, "Ultimate Axial Loaded Capacity of a Delaminated Beam-Plate," *AIAA Journal*, Vol. 24, No. 1, pp. 123~128.

(4) Kardomateas, G. A., 1989, "Large Deformation Effects in the Postbuckling Behavior of Composites with Thin Delaminations," *AIAA Journal*, Vol. 27, No. 5, pp. 624~631.

(5) Kardomateas, G. A., 1990, "Postbuckling Characteristics in Delaminated Kevlar/Epoxy Laminates: An Experimental Study," *Journal of Composites Technology & Research*, Vol. 12, No. 2, pp. 85~90.

(6) Chen, H. P., 1991, "Shear Deformation Theory for Compressive Delamination Buckling and Growth," *AIAA Journal*, Vol. 29, No. 5, pp. 813~819.

(7) Sheinman, I. and Soffer, M., 1991, "Post-Buckling Analysis of Composite Delaminated Beams," *Int. J. Solids Structures*, Vol. 27, No. 5, pp. 639~646.

(8) Chai, H., 1990, "Buckling and Post-Buckling Behavior of Elliptical Plates: Part I-Analysis," *Journal of Applied Mechanics*, Vol. 57, pp. 981~988.

(9) Chai, H., 1990, "Buckling and Post-Buckling Behavior of Elliptical Plates: Part II-Results," *Journal of Applied Mechanics*, Vol. 57, pp. 989~994.

(10) Whitcomb, J. D., 1989, "Predicted and Observed Effects of Stacking Sequence and Delamination Size on Instability Related Delamination Growth," *Journal of Composites Technology & Research*, Vol. 11, No. 3, pp. 94~98.

(11) Whitcomb, J. D., 1992, "Analysis of a Laminate with a Postbuckled Embedded Delamination, Including Contact Effects," *Journal of Composites Materials*, Vol. 26, No. 10, pp. 1523~1535.

(12) Yin, W. L. and Jane, K. C., 1992, "Refined Buckling and Postbuckling Analysis of Two-Dimensional Delaminations-I. Analysis and Validation," *Int. J. Solids Structures*, Vol. 29, No. 5, pp. 591~610.

(13) 김효진, 홍창선, 1993, "층간분리가 존재하는 복합재 적층판의 좌굴해석을 위한 유한요소 모델," 한국항공우주학회지, 제21권, 제3호, pp. 62~73.

(14) 김효진, 홍창선, 1995, "층간분리로 인한 연계강성이 복합재 적층판의 좌굴거동에 미치는 영향," 대한기계학회논문집, 제19권, 제2호, pp. 354~362.

(15) Jun, S. M. and Hong, C. S., 1989, "Buckling Behavior of Laminated Composite Cylindrical Panels under Axial Compression," *Computers & Structures*, Vol. 29, No. 3.