

# 직교이방성 적층판의 Hole단부의 3D 비선형 층간응력 해석

송관형\*

\*충남대학교 선박해양공학과

## 3D Non-linear Analysis of Interlaminar Stress around the Hole Edge of Orthotropic Laminates

KWAN-HYUNG SONG\*

\*Department of Naval Architecture and Ocean Engineering, Chungnam National University, Daejeon, Korea

**KEY WORDS:** Orthotropic 직교이방성, Laminate 적층판, Pin Joint 핀접합, Delamination 층간분리, Interlaminar Stress 층간응력

**ABSTRACT:** Orthotropic laminates, such as [0°/90°]s and [90°/0°]s, were performed, using a commercial nonlinear finite element method. Interlaminar stress distributions, around the hole curve free-edge, were calculated. The delamination bearing strengths of pin joints were predicted, using the modified delamination failure criterion. These stress distributions were presented along the radial lines and around the free-edge of the hole. Further, three-dimensional non-linear contact analysis of orthotropic laminates was conducted to investigate the effect of friction. In this paper, laminates with a circular hole were taken to study interlaminar stresses the curved edge. This study may assist in the design of a thick composite laminate with mechanically pin joints.

### 1. 서 론

복합재료는 공업용 철강재료에 비하여 월등히 가볍고 비(比)강성(stiffness/density)이 크며, 내충격, 내 피로특성, 내 부식성, 내 마모성, 열 신축성, 내진 성능이 우수하여 전산업에 걸쳐 사용분야가 점점 확대 되어 가고 있다.

복합재료 적층 구조물의 제작 시, 접합 부위가 없는 일체형으로 만드는 것이 이상적이기는 하지만, 실제로는 구조물의 크기, 가공상의 어려움, 구조물 내의 장비의 검사, 설치, 제거의 편리성 때문에 여러 개의 독립된 구조물을 조립하여 전체 구조물로 완성하게 된다. 이러한 복합재료의 구조물 등을 조립시 용접이 불가능함에 따라, 접착제에 의한 접합방법과 기계적인 체결방법이 사용되어 왔다. 전자의 접합방법은 피 접착물의 표면처리, 성형시 발생하는 잔류 열응력, 온도와 습도 등에 영향을 받는 등 단점이 있다. 대부분 후자의 체결방법이 구조물의 안전성과 신뢰도가 높다는 중요한 장점을 가지고 있지만, 이 방법은 적층 구조물에 원공을 뚫어서 체결구(볼트, 리벳, 스크루)를 사용해야만 한다.

복합 적층판을 이루고 있는 각각의 층의 재료상수가 다르므로, 층간응력으로 인하여 적층판 원공단부에서 층간분리가 발생하므로, 강도와 강성도의 저하는 물론, 좌굴하중과 피로수명이 저하되어 구조물의 안정성에 악영향을 준다.

대부분 후판의 복합재 체결부 해석은 CLT(고전 적층판 이

론)에 의거하여 이차원 평면응력상태로 가정하여 해결하였다(Song and Lee, 1989; Ericson et al, 1984). 그러나 적층판이 두꺼워지면(Hong et al., 1991) 평면 응력상태에 대한 가정이 그 적합성을 잃게 되며, 특히 기계적 체결부에서는 구멍에서의 곡선자유단 효과 및 체결구와의 접촉으로 인하여 발생한 층간분리를 고려한 3차원 파손거동의 파악이 필요하다.

현재 국내외적으로 층간분리에 대한 연구가 다소 진행되어 왔지만, 대부분 원공이 없는 직사각형 적층판의 자유단에서의 층간응력 해석(Kim, 1990)이 대부분이고, 핀 하중을 받는 원공 주위의 곡선자유단(curved free edge)에서의 층간분리를 일으키는 층간응력에 대하여 아직 완전한 이론이 정립되지 못하여, 주로 유한 요소법을 이용하여 수행하였다.

그러나 최근 Lagrangian multiplier 기법(Park, 2001)으로 복합적층판의 기계적 체결부에 대한 3차원 접촉해석 전용코드를 개발하여 5개의 적층판에 대한 유한요소해석을 수행하였다. 그는 핀하중, 손조임, 그리고 볼트 체결력을 갖는 복합적층판에 대하여 실험값과 해석결과와 비교하였으나, 마찰의 영향을 고려하지 않았다.

핀 하중을 받는 준등방성(MP) 적층판의 층간수직응력과 층간전단응력(송관형과 안용택, 2003)분포를 선형해석에 한정하였다. 이는 수렴성 문제와 컴퓨터의 장시간 사용으로 인하여 마찰과 접촉 비선형 해석을 고려하지 않았다.

전체 구조용 GFRP의 로빙(roving)의 평직(cross ply)으로 적층됨에 따라, 이와 유사한 0°와 90°로 구성된 [0°/90°]s와 [90°/0°]s 적층판을 우선적으로 연구 대상으로 삼았다.

항공우주, 해저로봇, LNG 탱크, 해양구조물, 자동차, 스포츠

제1저자 송관형 연락처: 대전광역시 유성구 궁동 220

042-821-6625 khsong@cnu.ac.kr

레이산업 등의 구조분야에 있어 경량화, 부식방지, 신형연장, 진동감소, 열로 인한 신축방지, 비자성이 요구되는 분야(소해정)등 실용적 사용분야가 확대되고 있으나 이에 대한 체결부에 대한 설계 자료가 미흡하다. 본 연구는 체결부의 층간분리 현상을 줄이고 안전한 설계를 위해서 꼭 필요한 연구과제이다.

따라서 본 연구에서는 편하중을 받는 적층순서가 다른 직교이방성 적층판에 대하여 3차원 선형과 마찰을 고려한 접촉 비선형 유한요소 해석결과를 수정 보완한 파손기준식으로 층간분리 강도를 예측했다.

## 2. 층간 응력 및 층간 분리

### 2.1 적층판 자유단부의 층간응력

복합 적층판은 각 층마다 각기 다른 프와송비(poisson's ratio)와 상호 영향계수(shear coupling ratio)를 갖게 되는데 바로 이들 재료상수의 불일치로 인해 복합 적층판의 자유단에서 층간응력이 발생하게 된다.

$$\nu_{xy} = -\frac{\epsilon_y}{\epsilon_x} = -\frac{S_{12}}{S_{11}} \tag{1}$$

$$= -\frac{(n^4 + m^4)S_{12} + n^2 m^2 (S_{11} + S_{22} - S_{16})}{m^4 S_{11} + m^2 n^2 (2S_{12} + S_{66}) + n^4 S_{22}}$$

여기서,  $\bar{s}$  는 적층판 축으로 변환된 컴플라이언스 이다. 섬유방향각이  $\theta$ 인 층에 대해서  $m$ 은  $\cos\theta$ ,  $n$ 은  $\sin\theta$ 를 의미한다.

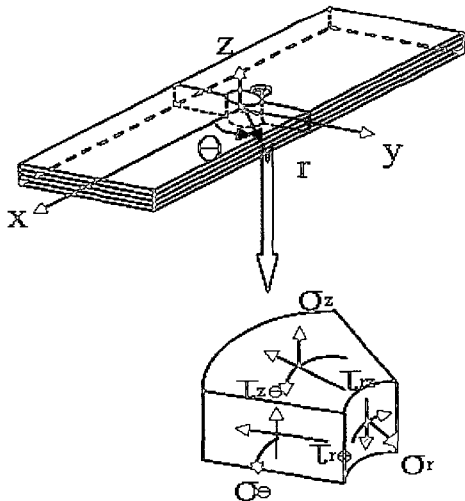


Fig. 1 Definition of the normal and normal shear stress

자유단에서 각 층(ply)의 횡방향(transverse)응력은 0(영)이므로 전체 거동에 대한 평형조건을 만족하기 위하여 자유단에서 층간응력이 발생하게 된다.

Fig. 1의 하첨자로 표기된 x축은 하중방향, y축은 횡방향, z축은 두께방향을 나타내며,  $S_{ij}$ 는 단층의 컴플라이언스 행렬의 성분으로 재료 주축에 대한  $S_{ij}$ 를 변환하여 얻어진다.

### 2.2 층간분리 파손기준식

복합적층판의 자유 경계단에서 층과 층 사이에 존재하는 재료상수의 차이로 인하여, 적층판의 Hole(원공) edge에 층간분리가 발생하게 되면 강성, 강도, 피로수명 등의 구조적 성능이 저하되게 된다.

또한, 층간분리는 삼차원 응력성분에 의하여 발생되며 원공 자유경계단 근처에서의 응력집중도 고려하면 실제 현상이 복잡하여 해석이 쉽지 않다.

복합적층판 체결부에 거시적 파손형태는 ① Net tension mode, ② Shear out mode, ③ Bearing mode로 대별할 수 있는데, 본 연구에서는 점진적 파손이 일어나는 Bearing mode가 바람직하므로 이러한 파손형태만 일어나도록 기하학적 전제조건으로 했다.

층간분리 강도를 예측하기 위한 파손 기준식은 여러 가지 식들이 있으나, 종래의 층간분리 예측에는 식(2)의 Ye-층간분리 파손기준식(Kim and Soni, 1984)이 주로 이용되어왔다. 복합 적층판의 경우, 원공이나 판의 자유단에서는 실제 현상과 다른 해석적인 특이점(singularity)을 갖게 되는데, 이러한 특이성을 보완하기 위하여, 평균응력( $\bar{\sigma}$ ) 개념을 적용하여, 한 층(ply)의 두께만큼의 거리를 특성길이로 정한다.

$$\sigma_{zz} > 0 \text{ 일 때, } \left(\frac{\bar{\sigma}_{zz}}{S_{zz}}\right)^2 + \left(\frac{\bar{\sigma}_{rz}}{S_{rz}}\right)^2 + \left(\frac{\bar{\sigma}_{z\theta}}{S_{z\theta}}\right)^2 \geq 1$$

$$\sigma_{zz} < 0 \text{ 일 때, } \left(\frac{\bar{\sigma}_{rz}}{S_{rz}}\right)^2 + \left(\frac{\bar{\sigma}_{z\theta}}{S_{z\theta}}\right)^2 \geq 1 \tag{2}$$

$S_{ij}$  : 각각의 층간강도 값(  $S_{rz}$   $S_{z\theta}$   $S_{zz}$  )

$\sigma_{ij}$  : 각각의 층간응력 값(  $\tau_{rz}$   $\tau_{z\theta}$   $\sigma_{zz}$  )

$\bar{\sigma}_{ij}$  : 각각의 평균 층간응력 값(  $\bar{\tau}_{rz}$   $\bar{\tau}_{z\theta}$   $\bar{\sigma}_{zz}$  )

식(2)의 의미는, 층간분리는 층간응력들에 의해서만 발생하고, 각각의 응력과 강도의 비의 2차 항으로 이루어진 다항식을 만족할 때 층간분리가 발생한다는 것이다

### 2.3 비선형 해석

본 논문에서는 핀과 적층판 사이의 접촉문제가 지배적이므로 경계조건 변화에 의해 나타나는 비선형 효과를 다루는 상태변화 비선형을 적용하였다.

일반적인 비선형 해법은 해당 하중에 대한 물체의 평형상태를 찾는 것으로, 근사해를 구하기 위한 수치해법이 이용되고 있다. 하중에 따라 강성이 변하는 비선형 구조물의 응답을 얻기 위해서는 반복적인 계산 및 증분처리가 요구된다. 이때 일반적인 증분법을 사용하면 매 구간마다 오차가 누적되어, 그 결과가 평형조건을 벗어나게 되므로 오차를 줄이기 위한 방법으로 여러 가지 방법들이 사용되어 왔고, 접촉문제에 대한 수렴된 해를 얻기 위해 비선형 해석 방법으로, 반복계산을 할 때 마다 접선 강성행렬을 갱신하는 뉴턴-랩슨법(Newton-Raphson Method)이 많이 사용되어져 왔다.

### 3. 유한요소해석

고전 적층판이론(CLT)으로는 복합적층판을 3D 층간응력을 해석할 수 없어, 원공과 같은 곡선 자유경계단을 갖는 경우에는 3D 유한요소법이 주로 사용된다.

해석용 프로그램은 3D ANSYS로, 적용한 요소는 64 요소로서 판과 적층판과의 접촉부분은 면-대-면 접촉요소 (target 175 와 conta 174 요소)를 사용하여 모델링하였다. 사용한 64 요소는 3D 이방성 요소로 8개의 절점을 가지고 있으며, 각 절점마다 3개의 자유도를 가지고 있다. 이 요소는 방향성을 가지며 해석결과 값을 각 층(ply) 방향으로 값들로 변환할 수 있는 특성이 있다.

#### 3.1 적층판의 모델과 경계조건

본 논문에서는 핀과 적층판 사이의 마찰의 영향을 고려한 비선형을 연구 대상으로 삼았다.

해석시 사용한 복합재료는 (주)한국화이버 제품으로, 기계적 성질은 적층판의 섬유방향에 대한 회전 등방성으로  $E_{22}=E_{33}$ ,  $G_{12}=G_{13}$ ,  $\nu_{12}=\nu_{13}$ ,  $S_{22t}=S_{33t}$ ,  $S_{22c}=S_{33c}$ ,  $S_{12}=S_{13}$ , 로 가정하였으며, 각종 계수는  $E_{11}=122.5(\text{GPa})$ ,  $E_{22}=E_{33}=7.9(\text{GPa})$ ,  $G_{12}=G_{13}=3.9(\text{GPa})$ ,  $G_{23}=3.6(\text{GPa})$ ,  $\nu_{12}=\nu_{13}=0.28$ ,  $\nu_{23}=0.304$ , 한 층의 두께는  $0.14(\text{mm})$ 이다. 등방성인 핀의 기계적 성질은  $E_{ij}=200(\text{GPa})$ ,  $G_{ij}=75.8(\text{GPa})$ ,  $\nu_{ij}=0.32$ 이다.

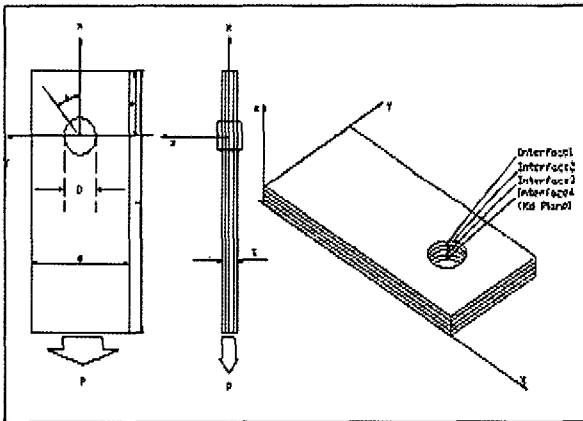


Fig. 2 Laminate geometry

사용한 용어는 ASTM(D 935-87)에 준했고 해석모델의 기하학적 형상은 Fig. 2와 같으며, 시편의 너비(W)와 끝단으로 부터의 거리(e)이다. 즉,  $D_{hole}=D_{pin}=6.35\text{mm}$ (원공과 핀의 직경은 동일),  $L=131.44\text{mm}$ (시편의 전체 길이),  $W=31.75\text{mm}$ ,  $e=31.75\text{mm}$ ,  $t=3.36\text{mm}$ 이다. R은 원공의 반지름이고, r은 원공의 중심( $x=0$ ,  $y=0$ )에서 고려하고자 하는 지점까지 거리이다.

본 해석에서는 벌칙법과 라그랑지 승수(Lagrangian multiplier)법을 조합한 수정 라그랑지 승수법 즉, 반복 과정에서 벌칙강성에 대한 접촉의 적합성을 판별하고 평형이 만족되면 침투량을 점검하며 이 때, 필요에 따라 접촉압력이 추가되고 반복과정을 계속해서 수행하는 방법을 사용하여 해석하였다.

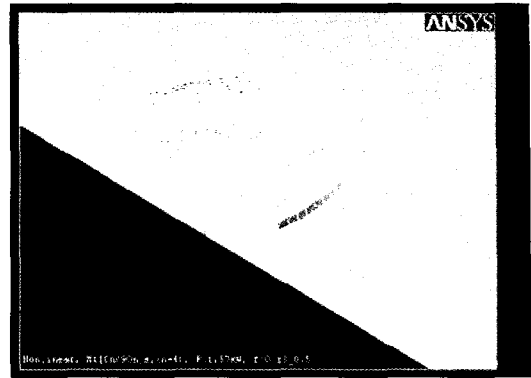


Fig. 3 Mesh modeling of pin and laminates

Fig. 3은 비선형의 경우, 핀(pin)과 적층판을 각각 따로 모델링한 뒤 접촉면에 접촉요소를 만들어 연결시켰다. 또 핀의 직경과 원공의 직경을 동일한 크기로 하여 유격(clearance)의 효과를 없게 했다. 또한 핀이 적층판에 접촉하여 베어링 면에 압축이 가해지면 적층판은 핀에 눌리게 되어 두께방향으로 팽창하게 된다. 따라서 이러한 접촉면의 3차원적인 특성을 고려하여 핀의 높이를 한 층 두께만큼 더 두껍게 모델링하였다.

비선형 경계조건은 핀을 모델링하는 부분만 다르고, 선형의 경우와 대부분 동일하다. 즉 비선형 모델에서는 강체 핀을 직접 모델링하여 핀의 중앙( $x=0$ ,  $y=0$ )에 있는 선을 선택하여 모든 자유도를 완전 구속하였다.

경계조건은 x-y평면과 z-x평면에 대하여 기하학적 뿐만 아니라 기계적 특성값에 대해서도 대칭이므로 1/4만 모델링 하였다.

Fig. 4는 원공부분을 확대한 것으로 핀을 강체로 가정한 경계조건이고, 대칭조건에 의해 1/4로 모델링한 경계조건을 나타내었다.

핀 하중을 받는 접촉부분에서의 경계조건은 선형의 경우와 비선형의 경우가 다르게 적용하였다. 선형적 해석시, 전체 경계조건은 Fig. 4와 같이 x-z평면( $y=0$ )과 x-y평면( $z=0$ )에 대칭 경계조건을 주었고, 강체 핀을 가정하여 원공의 자유 경계단 중  $0^\circ \sim 90^\circ$ 사이에 위치한 절점(node)들을 원통 좌표계로 회전시켜 반경방향의 변위들만 구속하고  $\theta$ 방향의 변위들은 구속하지 않았다. 하중은 시편의 한쪽 끝단 면에 인장력으로 작용시켰다.

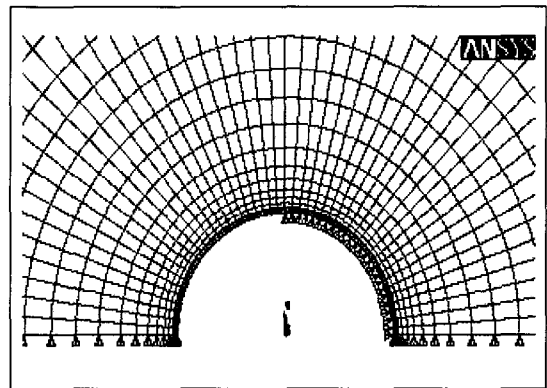


Fig. 4 Boundary condition of the pin

3.2 해석의 검증

두께방향 응력성분들( $\sigma_{zz}$ ,  $\sigma_{rz}$ ,  $\sigma_{z\theta}$ )은 두께방향 mesh 수에 큰 영향을 받게 된다. 이에 따라 적당한 요소분할을 선택하기 위하여 기 발표된 논문(Park, 2001)을 참고로 하여 여러 가지 조건들에 대하여 예비 테스트를 하여 적절한 요소분할 크기를 결정하였다. 일반적으로 두께방향 요소분할 개수가 많아지면 요소수가 급격히 증가하여 계산 시간이 많이 소요됨으로 결과에 대한 정확도를 유지하면서 요소의 개수를 증감시켜서 한계 값을 정하여 분할하였다.

4. 해석결과 및 고찰

유한요소 해석방법으로 접촉응력을 예측하여, 적층판의 층간분리 예측에 많이 사용되는 기존의 Ye-층간분리 파손 방정식을 수정한 신 파손기준식을 사용하여 층간분리 파손강도를 예측하였다.

4.1 층간응력 분포

층간인장응력으로 인하여 층간분리 현상이 발생할 경우에는 초기 분리 이후에도 어느 정도 지속적인 하중지지가 가능하나, 층간전단응력에 의한 층간분리현상은 신속하게 일어날 수 있다.

Fig. 5~9는 세 가지 층간응력( $\sigma_{zz}$ ,  $\sigma_{rz}$ ,  $\sigma_{z\theta}$ )의 분포를 그렸다. 횡축은 원공 자유단으로부터 반경방향의 길이( $r-R$ )와 적층판 두께( $t$ )와의 비(比)를, 그림의 종축은 예측한 층간응력을 베어링 응력(bearing stress,  $\sigma_b = P/D t$ )으로 나누어 무차원화하여 나타내었다. 그림에 나타난 층간응력들의 분포를 보면, 세 가지 모두 원공 자유단으로부터 반경방향으로 적층판의 두께( $t$ )만큼의 거리 내에서 응력의 변화가 큰 것을 볼 수 있다.

복합 적층판의 자유단에 나타나는 층간 응력성분들의 작용 방향에 따라 3가지 파손모드로 분류할 수 있다. 파손모드 I인 층간인장응력( $\sigma_{zz}$ )은 적층판을 두께방향으로 개폐(開閉)되는 변형되는 것을 말하며, 모드II  $\sigma_{rz}$ (면내)와 모드III  $\sigma_{z\theta}$ (면외)로 나타나는 층간전단응력 성분들은 인접한 층들을 서로 미끄러져 변형되는 것을 뜻한다.

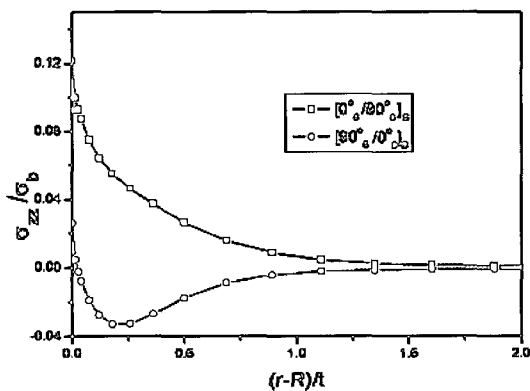


Fig. 5 Interlaminar normal stress distribution along the radius direction (linear)

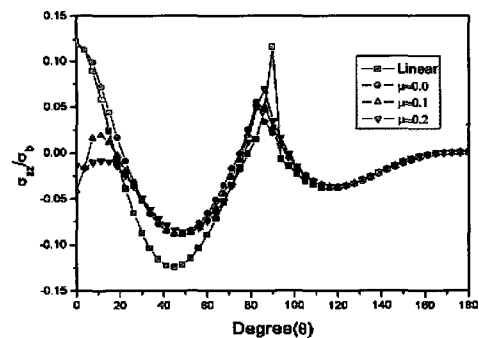
4.1.1 반경방향  $\sigma_{zz}$ 의 분포(층간수직 응력작용, 모드)

핀 하중을 받는 두 적층판에 압축하중이 가장 크게 걸리는 x 축상(베어링 면)을 따라 층간수직응력( $\sigma_{zz}$ )의 분포를 Fig. 5에 나타내었다. 그림에서 적층판의 베어링 면을 따라 적층판을 개구형 변위가 생기며, 0°가 최외측(最外側)인 적층판은 양(+)의  $\sigma_{zz}$  값을 가지며, 90°가 최외측인 적층판은, 음(-)의 두께방향으로 작용되어 적층판의 층간분리를 억제한다.  $\sigma_{zz}$ 의 분포는 두 가지 적층판 공히 원공 자유단 근처에서 응력의 급격한 변화를 보인다. 예상한 것처럼 적층판 중앙 내부에서는 0°이었던 층간수직응력은, 원공이 있는 자유단으로 접근하면서 증가하고, 자유단 근처에서는 매우 급격한 증가를 보이며 큰 값을 가지게 된다.

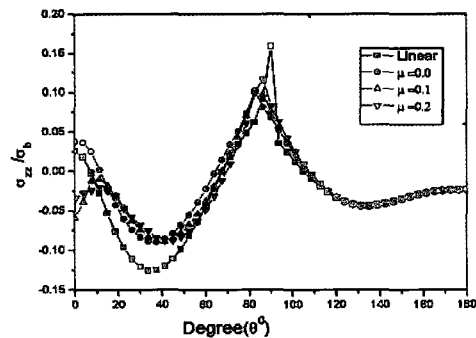
4.1.2 원주방향  $\sigma_{zz}$ 의 분포(층간수직 응력작용, 모드 I)

Fig. 6에서 보듯이 선형의 경우가 가장 큰 응력(절대)값을 가지며, 마찰계수가 커질수록 층간수직응력은 감소하는 경향을 보인다. 그러나 비선형의 경우, 두 적층판이 서로 비슷한 분포를 보이게 되며, 자유단에서 음(-)의 층간압축응력을 가지게 된다.

45° 근처에서의 응력 분포를 살펴보면, Fig. 6에서 보듯이 45° 근방에 층간수직응력( $\sigma_{zz}$ )의 절대 값의 최고치가 위치한다. 이때, 마찰의 영향에 따라 그 위치가 변하게 되는데, 선형의 경우와 마찰이 없을 때는 최고치의 위치가 45° 앞부분에 있지만, 마찰계수가 커짐에 따라 45° 뒷부분으로 이동함을 볼 수 있다. 90° 이후의 위치에서는 선형과 비선형의 경우가 동일한 응력값을 가진다.



(a) [0°/90°]s



(b) [90°/0°]s

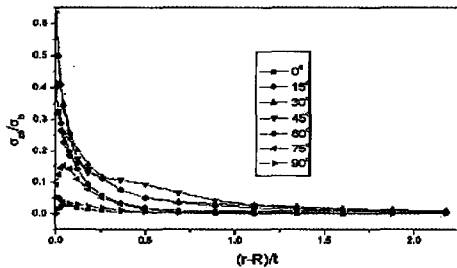
Fig. 6 Interlaminar normal stress around the hole

4.1.3  $\sigma_{rz}$ 의 분포(모드II)

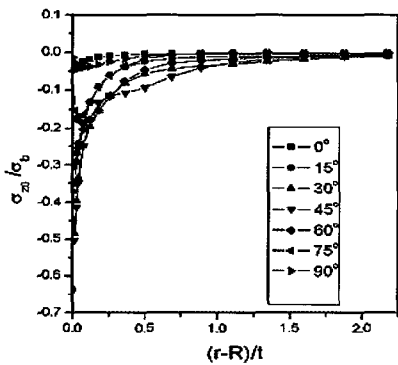
작용하는 층간전단응력  $\sigma_{rz}$ 는 각각의 적층판의 경우, 약간의 차이는 있지만 부호가 서로 반대이며, 절대값의 크기는 비슷한 응력분포를 보임을 알 수 있다.  $\sigma_{rz}$ 는 자유단을 향하여 꾸준히 증가하다가 자유단 근처에서 급격히 감소하여 0(영)으로 된다. 원공 자유단으로부터 조금 떨어진 곳에서 최대( $\sigma_{zz} / \sigma_b = 0.05$ 정도)값 이지만, 이 값은 세 가지 층간응력 성분 중에서 가장 작은 값을 갖고 그 영향이 적어, 다른 두 성분 ( $\sigma_{zz}$ ,  $\sigma_{z\theta}$ )에 비해 작아서 무시했다.

4.1.4 반경 방향  $\sigma_{z\theta}$ 의 분포(모드III 모양)

층간전단응력  $\sigma_{z\theta}$ 는 세 가지 층간응력 성분들 중에서 가장 큰 값을 가지며, 또한 층간분리 파손 기준식에 적용하였을 때, 가장 큰 영향력을 가진다. 즉, 원공에 아주 가까운 곳에서 층간응력이 특이성을 보이며, 층간 전단응력이 수직응력보다 상당히 크다. Fig. 7에서 보듯이 같이  $\sigma_{z\theta}$ 는 원공자유단으로 가까이 가면서 서서히 증가하다가 경계단 근처에서 급격히 증가하는 분포를 보인다. 각각의 적층판에 대해 부호는 반대이며 절대값의 크기는 동일한 층간 전단응력을 가지며, 자유단으로부터 먼 곳에서는 영(zero)의 값을 가진다. 그림에서  $\theta = 0^\circ$ 와  $90^\circ$ 방향의 경우,  $\sigma_{zz}$ ,  $\sigma_{rz}$ 와는 달리  $\sigma_{z\theta}$ 의 값이 영임을 알 수 있다. 원공의 주위를 따라 그 적층각이 cross-ply에서 angle-ply로 변하는 것과 동일한 효과가 있다.



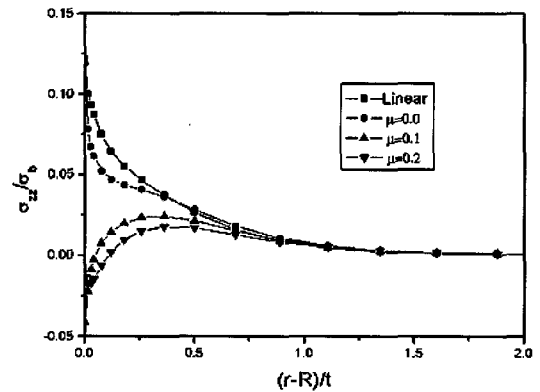
(a) [0°/90°]s



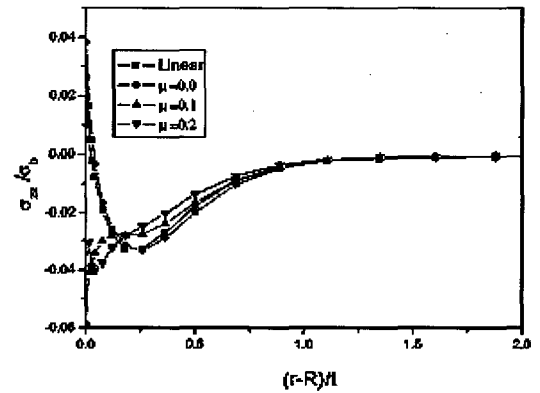
(b) [90°/0°]s

Fig. 7 Interlaminar shear stress ( $\sigma_{z\theta}$ ) distribution along the radius direction

Fig. 8은 베어링 면( $\theta=0^\circ$ , x축과 일치)을 따라 존재하는 층간수직 응력분포를 나타내었다. 비록 마찰의 영향에 따라 약간의 차이는 있지만, 여전히 [0°/90°]s 적층판 경우는 양(+)의 층간인장 응력분포를 가지며, [90°/0°]s 적층판의 경우는 음(-)의 층간압축응력 분포를 보인다. 베어링 면을 따른 응력의 분포가 선형의 경우와 마찰을 무시( $\mu=0$ )한 비선형의 경우가 거의 동일한 값을 가진다. 이는 경계조건에 영향이 아닌 마찰의 영향으로 생각되어진다.



(a) [0°/90°]s



(b) [90°/0°]s

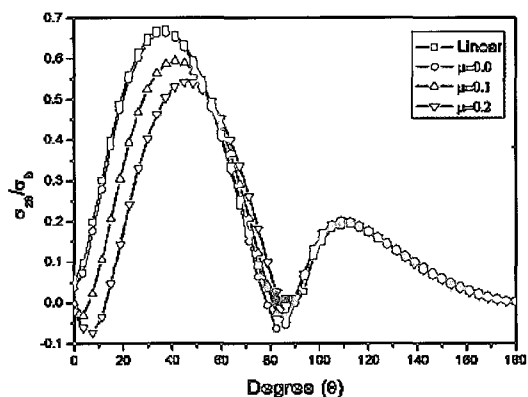
Fig. 8 Interlaminar normal stress distribution around the bearing plane(non-linear)

경계조건에 차이로  $90^\circ$  부근에서는 선형의 경우가 비선형의 경우에 비해 큰 응력값을 나타낸다. 실제의 모델에서는 접촉각이  $90^\circ$ 에 훨씬 못 미치나 편을 이상화 시킨 선형의 경우에,  $0^\circ$ 에서  $90^\circ$ 사이의 모든 노드를 강제로 반경방향으로 구속하였기 때문에  $90^\circ$  근방에서의 응력집중 현상이 나타나는 것으로 생각된다. 이 부근에서의 피크(peak)의 위치도 선형에 비해 비선형의 경우,  $90^\circ$ 의 앞쪽에 있음을 알 수 있다.

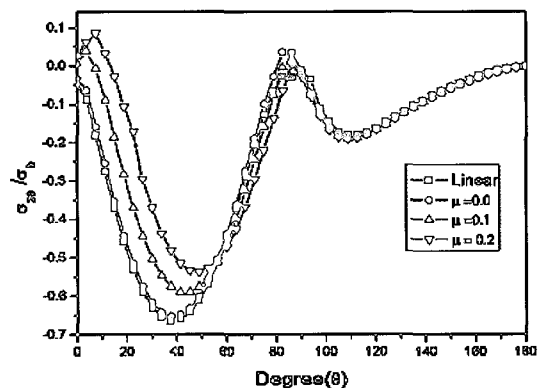
4.1.5 원주방향  $\sigma_{z\theta}$ 의 분포(모드III 모양)

Fig. 9에서 보듯이,  $\sigma_{zz}$ 의 경우와 마찬가지로  $\tau_{z\theta}$  역시 선형의 경우가 가장 큰 값을 가지며, 마찰계수가 커질수록 층

간응력의 크기가 감소함을 알 수 있다. 또한, 90°를 지나면서 선형과 비선형의 경우, 모두 동일한 응력값을 가지게 된다. 그러나  $\tau_{z\theta}$ 의 경우,  $\sigma_{zz}$ 와 달리 마찰을 무시한 비선형( $\mu=0$ )의 경우와 선형의 경우가 거의 동일한 분포를 보인다. 다만 90° 근방에서의 값만 약간의 차이가 있으나, 이것은 경계조건의 차이 때문으로 사료되며, 실제적으로 0°와 90° 근방에서는 상호영향 계수의 차이가 없기 때문에, 이곳에서의 값은 0(영)이다.  $\tau_{z\theta}$ 의 경우, 45° 근방에서 최고 값을 가지며, 선형의 경우 45°의 앞쪽에 응력의 최고 값이 존재하나, 마찰이 증가할수록 45° 뒤 쪽으로 그 위치가 변하게 된다.



(a) [0°6/90°6]s



(b) [90°6/0°6]s

Fig. 9 Interlaminar shear stress distribution around the hole

#### 4.2 층간분리 파손강도 예측

해석한 값에 대해, 평균응력 개념의 응력을 기존의 Ye-층간 분리 파손 기준식과 위 식을 수정한 신 파손기준식을 이용하여 층간분리 강도를 예측하였다.

층간분리 강도를 참고문헌(박홍준, 2001)의 실험값과 비교하였다. 층간분리 시작강도는 식(3)과 같이 정의하였다.

$$\sigma_d = \frac{P_d}{D \times t} \quad (3)$$

(  $P_d$  =층간분리 시작하중,  $D$ =원공의 지름,  $t$ =적층판의 두께)

Table 1과 Fig. 10은 층간분리 강도에 대하여, 선형 및 비선형으로 해석값과 실험값과 비교 하였는데, 해석에 의한 층간분리강도가 실험값보다 다소 큰 이유는 해석응력이 과도하게 평가되고 있다고 보기보다는 시편의 가공 제작이 완벽하지 못하고 결함의 존재로 추정된다.

Table 1 Comparison of delamination strength between FEM and experimental results

Stacking Sequence	Non-linear (MPa)		
	$\mu=0$	$\mu=0.1$	$\mu=0.2$
[0°6/90°6]s	187	214	247
[90°6/0°6]s	228	250	275
Stacking Sequence	Linear (MPa)		Ref.(14) (MPa)
	Method I	Method II	
[0°6/90°6]s	222	175	160
[90°6/0°6]s	225	225	245

층간분리강도는 다음과 같은 두 가지 방법으로 평가하였다. 방법 I(M1)은 원공 자유단에서의 평균응력 값을 기존의 Ye-층간 분리 파손 기준식(2)에 적용하여 구한 값이다. 이는 실험결과와 다소 다른 경향을 나타낸다. 그러나 방법 II(M2)는 앞서 언급한 양(+)의 층간수직응력( $\sigma_{zz}$ )의 영향을 고려하는 방법으로 베어링 면(+15°에서 -15°범위)을 따라 존재하는 양(+)의 층간수직응력을 포함시킨 새로운 식(4)을 제안했다. 이 식은 층간분리에 영향을 미치는 층간수직응력을 충분히 고려한 신 파손 기준식이다. 이 식은 기존의 파손기준식에 베어링 범위내의, 각 층간 면마다 양(+)의 방향으로 존재하는 층간수직응력 성분을 추가 시켰다. 즉, 당위성은 원공단부의 임의의 점에 처음 층간분리가 발생했다면, 그곳에서의 층간분리는 베어링 면에서 발생하는 최대의 층간응력( $\sigma_{zz}$ )의 연계현상(coupling)으로 인하여 층간균열의 발생 및 진전이 생기기 때문이다. 식(4)으로 예측한 값을 Fig. 11에 도시하였다.

$$\begin{aligned} &\sigma_{zz} > 0 \text{ 일 때,} \\ &\left(\frac{\overline{(\sigma_{zz})_i}}{S_{zz}}\right)^2 + \left(\frac{\overline{\sigma_{zz}}}{S_{zz}}\right)^2 + \left(\frac{\overline{\sigma_{rz}}}{S_{rz}}\right)^2 + \left(\alpha \frac{\overline{\sigma_{z\theta}}}{S_{z\theta}}\right)^2 \geq 1 \\ &\sigma_{zz} < 0 \text{ 일 때,} \\ &\left(\frac{\overline{\sigma_{rz}}}{S_{rz}}\right)^2 + \left(\frac{\overline{\sigma_{z\theta}}}{S_{z\theta}}\right)^2 \geq 1 \end{aligned} \quad (4)$$

여기서,  $(\overline{\sigma_{zz})_i}$ 는 각 층간면에 대하여 bearing 범위 내에서 존재하는 양(+)의 평균 층간 수직응력이다. 과도하게 평가되는 유한요소 해석 응력값을 보정하기 위하여 보정계수를 도입하였고 이 계수는 가장 지배적인 항( $\tau_{z\theta}$ )에만 적용시켰다.  $\alpha$ 는 보정계수로서 0.88로 취할 때 실험값과 일치시킬 수 있었다.

그림에서 보듯이 비록 유한요소해석 응력값이 실험값에 비해 응력을 과대평가 하지만 그 경향은 실험값과 일치한다.

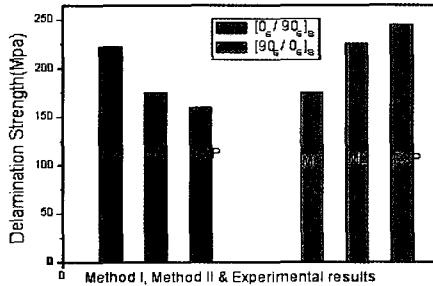


Fig. 10 Comparison of delamination strength between FEM and experimental values(Ref. Park)

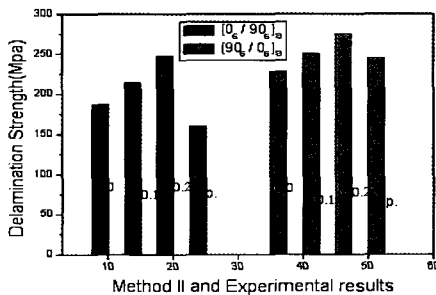


Fig. 11 Variations of the predicted delamination strength according to friction coefficient(Ref.Park)

Fig. 10에서 보듯이 [0°/90°]s와 [90°/0°]s 적층판 공히, 신 수정 파손기준식을 적용한 방법 II이 기존의 방법 I보다 실험값에 접근하고 있음을 확인할 수 있었다. 해석 값이 실험값보다 작은 경우에 생각해 보면, 논리적으로 적합하지 않다. 이유는 시험편의 제작과정이 완벽하지 못하고 체결구멍 가공을 위한 드릴링 작업등으로 인하여 구멍주위에 초기균열이 존재할 가능성이 있기 때문이다.

Fig. 11에서 마찰계수가 커질수록, 두 적층판 공히 층간분리 강도가 증가했다. [90°/0°]s 적층판이 [0°/90°]s 적층판 보다 해석 값이 큰 강도를 나타내는 실험결과와 일치된 경향임을 확인할 수 있었다. 이런 이유는 90°층을 최외측(最外側) 되도록 적층하면, 음(-)의 응력이 작용하여 층간분리를 억제시키므로 체결강도를 높이는데 효과적이다.

### 5. 결 론

기계적 체결부의 층간응력분포와 층간 파손강도를 예측하기 위한 연구로서, 핀(pin)하중을 받는 직교 이방성 적층판에 대한 3차원 유한요소 해석 및 마찰을 고려한 접촉 비선형 해석을 하여 다음과 같은 결론을 얻었다.

- (1) 원공자유단 근처에서의 층간수직응력( $\sigma_z$ )과 층간 전단응력( $\sigma_{rz}$ ,  $\sigma_{z\theta}$ )을 예측하여 도시하였다.
- (2) 원공의 자유경계단 근처에서 양(+) $\sigma_{zz}$ 의 분포를 갖는

[90°/0°]s 적층판의 선형해석 결과에서는 참고문헌의 실험값 보다 8.1% 크고, 마찰을 고려한 접촉 비선형 해석값은 평균 2.4% 크게 시험값에 근접하였다.

- (3) [90°/0°]s 적층판이 [0°/90°]s 적층판보다 큰 강도를 나타내는 실험결과와 일치된 경향임을 확인할 수 있었다.
- (4) 원공주위 자유단에서의 층간분리 파손을 예측하기 위하여 수정한 신 파손기준식을 제시했다.
- (5) 마찰계수가 커질수록, 두 적층판 공히 층간 분리강도가 증가했다.
- (6) 본 연구결과의 적용은 해양개발용 심해 잠수정의 내압각(耐壓殼) 및 비자성이 요구되는 소해정(掃海艇)등의 복합적 층판의 선각구조 접합연결부(기계적 체결부)의 최적설계의 기초자료로서 실용적 활용이 가능하다.

### 후 기

본 연구는 2004년도 충남대학교 연구년제로 연구 되었음.

### 참 고 문 헌

송관형, 안용택 (2003). "복합적층판 기계적 체결부에 대한 층간 응력해석", 대한조선학회 논문집, 제40권, 제6호, pp 49-57.

ASTM, D 935-87, Standard Test Method for Bearing Strength of Plastics. pp 349-353.

Ericson, K., Carlsson, P. L., and Gustavsson, A. (1984). " On the Prediction of the Initiation of Delamination in a [0/90]s Laminate with a Circular Hole," Journal of Composite Materials, Vol 18, pp 495-506.

Hong, C. S. and Kim, J. Y. (1991). "Three-Dimensional Finite Element Analysis of Interlaminar Stresses in Thick Composite Laminates," Computers and Structures, Vol 40, pp 1395-1404.

Kim, D. M. (1990). Free-Edge Delamination in Advanced Composite Laminates, Ph. D. Thesis, Department of Aerospace Engineering, KAIST.

Kim, R. Y. and Soni, S. R. (1984). "Experimental and Analytical Studies on the Onset of Delamination in Laminated Composites," Journal of Composite Materials, Vol 18, pp 70-80.

Lucking, W. M., Hoa, S. V. and Sankar, T. S. (1984). "The Effect of Geometry on Interlaminar Stresses of [0/90]s Composite Laminates with Circular Holes," Journal of Composite Materials, Vol 18, pp 188-198.

Park, H. J. (2001). "Bearing Failure Analysis of Mechanically Fastened Joints in Composite Laminates", Composite Structures, Vol 53, pp 199-211.

Song, K. H. and Lee, J. W. (1989). "Study on Failure Characteristics of Laminate with a Hole," Journal of the Society of Naval Architects of Korea, Vol 26, pp 67-80.

2004년 8월 30일 원고 접수

2004년 9월 30일 최종 수정본 채택