

복합적층판 기계적 체결부에 대한 층간응력해석

안용택^{†*}, 송관형^{**}

한국선급 선체기술부^{*}, 충남대학교 선박해양공학과^{**}

Interlaminar Stress Analysis of the Mechanical Joint of the Composite Materials

Y. T. An^{†*} and K. H. Song^{**}

Hull Department, Korean Register of shipping^{†*}
Dept. of Naval Architecture and Ocean Engineering, Chungnam National University^{**}

Abstract

This method surely needs a hole that causes local strength and stiffness deterioration of the structure because of stress intensity. In this work, three dimensional stress analysis of pin-loaded joint for quasi-isotropic composite laminates was performed using commercial finite element software. Stress distribution was calculated near the edge of the pin-loaded hole and effects of the stacking sequence on the delamination were investigated. Also, the delamination strength of the composite laminates was predicted using the Ye-delamination failure criterion and compared with the experimental results. Finally, newly modified failure criterion has been suggested owing to the consideration of effects of interlaminar normal stress on the delamination strength.

※Keywords : Delamination (층간분리), Delamination strength (층간분리강도), Composite material(복합재료), Mechanical joint (기계적 체결부)

1. 서론

최근 산업이 급속도로 발전함에 따라 가벼우면서 충분한 강도를 가지며, 우수한 기계적 성질

을 갖는 재료를 요구하게 되었다. 복합재료는 일반 금속재료에 비해 높은 비강도(specific strength) 및 비강성(specific stiffness)의 특성이 있을 뿐 아니라 내식성, 열 신축성, 내진성 등이 우수하여 항공 우주 산업, 로봇, 선박, 자동차, 스포츠 레저 산업 등에 그 사용분야가 확대 되어 가고 있다.

대부분의 복합재료는 여러 개의 부분들을 결합하여 하나의 구조물을 만들지만 일반 금속재료처럼 용

접수일: 2003년 6월 30일, 승인일: 2003년 10월 22일

†주저자, E-mail : ytan@krs.co.kr

Tel : 042-869-9407

점으로 접합할 수 없기 때문에, 복합재료의 경우 기계적 체결 방법이 주로 사용되고 있다. 이 방법은 분해 및 조립이 용이하며, 체결부의 검사가 쉽고, 신뢰도가 높으며 표면처리가 필요없다는 장점을 가지고 있으나 원공(圓空)으로 인한 응력 집중현상을 필연적으로 초래하게 되어 구조물의 국부적 강도 및 강성저하를 일으키게 된다. 따라서, 전체 구조물의 강도 측면에서 볼 때, 구조물의 강도는 가장 취약한 부분을 기준으로 상아야 하므로, 전체 구조물의 강도평가시, 기계적 체결부에 대한 강도해석은 반드시 선행되어야만 한다.

복합재료의 기계적 체결부에서의 파손은 일반적으로 처음부터 붕괴가 일어나는 것이 아니라, 처음에 층간분리가 먼저 점진적으로 일어나게 되고 이로 인해 강성 및 강도가 저하되어, 최종파단을 초래하므로 이에 대한 연구가 요구된다. 최근들어 후판 복합재 적층판의 수요가 증가함에 따라 일반적인 2 차원 응력상태의 가정이 어려워지고, 원공 주위에서의 자유단 효과 및 층간분리에 대한 좀더 명확한 규명을 위한 연구가 요구된다.

Song(1990)은 기계적 체결부에서의 파괴에 대해 대략 W/D 와 e/D 를 4 이상으로 하였을 때 베어링 파손을 일으킨다고 발표하였고, 평면응력 상태의 가정이 가능한 박판 복합적층판에 한정하여 손 조임(finger-tight)으로 조인 상태만을 해석하였기 때문에 원공 주위 단부의 층간분리 현상을 무시하고 체결부를 2 차원 접촉응력으로 해석하여 파손강도와 파손모드에 대하여 실험값과 비교하였다.

Kim(1990)은 원공이 없는 두꺼운 복합적층판에 대하여 실험과 해석적인 방법으로 층간분리 현상을 규명하였다. 그는 고전적층판 이론과 준 3 차원 해석 방법을 이용하여 적층판의 직선부의 단부효과를 연구하였다.

Lucking(1984)은 인장을 받는 원공이 있는 $[0/90]_s$ 적층판에 대하여 유한요소해석을 수행한 후 원공주위의 층간응력분포와 반경과 두께의 비(R/t)가 층간응력에 미치는 영향에 대해서 알아보았고, 그 비율이 커질수록 층간응력의 크기가 커짐을 발표하였으나 층간분리 강도평가는 하지 않았다. 이와 같이 연구의 대부분은 원공이 없는 직사각형 적층판, 또는

인장을 받으며, 원공이 있는 직교이방성 적층판의 자유단에서의 층간응력 해석이전부이며, Pin 하중을 받는 원공 주위의 곡선 자유단에서의 층간분리를 일으키는 3 차원 층간응력에 대한 연구는 찾기 어렵다.

최근 Park(2000)은 Lagrangian multiplier 기법을 이용하여 복합적층판의 기계적 체결부에 대한 3 차원 접촉해석 전용코드를 개발하여 5 개의 적층판에 대한 실험과 유한요소해석을 수행하였다. 그는 핀하중과 볼트 체결력을 갖는 복합적층판에 대하여 파손특성 실험을 한 후 실험결과를 해석결과와 비교하고 베어링강도와 층간분리강도를 평가하였다. 그러나 그는 층간응력 분포를 고찰하지 않았다.

본 연구에서는 핀 하중을 받는 3D FEM 으로 원공자유단에 발생하는 층간응력 분포를 예측하여 도시(圖示)하였고, 적층순서가 층간분리에 미치는 영향을 살펴보았으며, 층간분리강도를 예측하여 참고문헌의 실험값과 비교하였다. 또한 층간수직응력을 고려한 층간분리 파손기준식을 제안하였다.

2. 유한요소 해석

본 연구에서는 핀하중을 받는 적층순서가 다른 적층판 $[90_3/+45_3/-45_3/0_3]_s$, $[90_3/0_3/+45_3/-45_3]_s$, $[0_3/+45_3/-45_3/90_3]_s$ 에 대해 3 차원 유한요소해석을 수행하였다. 모든 적층판은 전체 24 층으로 이루어져 있으며 중립축에 대하여 대칭이고 적층판에 대한 각 층의 방향과 하중작용 방향의 정의는 Fig. 1-(a)과 같다. 여기서, 문자 D 는 적층판 원공의 직경, L 은 시편의 전체 길이, W 는 적층판의 폭, e 는 원공의 중심에서 하중방향(x 축)으로 자유단까지의 거리, t 는 적층판의 전체 두께, P 는 적용하중, θ 는 적층각(하중 작용 방향과 일치하는 방향이 0°)을 각각 나타내며 그 값은 다음과 같다.

$D=6.35$ mm, $W=31.75$ mm, $e=31.75$ mm,
 $L=131.445$ mm, $t=3.36$ mm, $t_{py}=0.14$ mm

본 연구의 해석에 사용된 물성치는 한방향 플라이(Ply)의 값으로 참고문헌의 실험에 사용한 소재(HT145/RS1222)와 동일한 값으로 다음과 같다.

$E_{11}=122.5$ GPa, $E_{22}=E_{33}=7.9$ GPa, $G_{12}=G_{13}=3.9$ GPa, $G_{23}=3.6$ GPa, $\nu_{12}=\nu_{13}=0.28$, ν_{23}

$\nu_{23}=0.304$, $S_{11}=1940$ MPa, $S_{22}=S_{33}=58$ MPa, $S_{12}=S_{13}=108$ MPa, $S_{23}=88$ MPa

Fig. 1-(b)에서 보듯이 하첨자 1 은 섬유방향, 2 는 섬유방향과 직각방향, 3 은 두께방향을 의미한다.

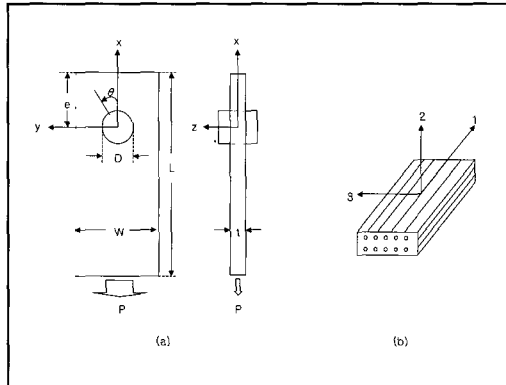


Fig. 1 Laminate geometry.

해석에 사용한 프로그램은 범용 ANSYS 로 Solid 64 를 사용하였다. 이 요소는 3 차원 이방성 요소 (3D anisotropic solid element)로서, 전체 8 개의 절점(node)를 가지고 있으며 각 절점마다 3 개의 자유도를 가지고 있다. 이 요소는 방향성을 가지며, 해석 결과값을 각 플라이 방향의 값들로 변환하여 볼 수 있다.

적층판의 경계조건은, x-y 평면과 z-x 평면에 대해 기하학적으로는 대칭이나, z-x 평면에 대해 물성이 비대칭이므로 1/2 만을 모델링 하였다.

핀 하중을 받는 체결부는, 핀을 강체로 가정하여 핀이 접촉하는 면 즉, 원공의 $-90^{\circ} \sim 90^{\circ}$ 사이의 노드를 반경방향만 구속하고 나머지는 자유롭게 두는 방법을 사용하였다.

하중은 Fig.1-(a)에서 보듯이 시편의 한쪽 끝단면에 음의 압력(pressure)으로 작용시켰다. 실제 해석에 앞서 3 가지 다른 선형해석 방법과 강제 핀과 접촉면(복합 적층판)마찰을 무시한 접촉 비선형 해석방법으로 적층판을 모델링하여 각각 해석한 결과, 핀을 강체로 가정하여 모델링한 적층판의 응력분포가 마찰이 없는 비선형 접촉모델의 경우와 거의 동일한 분포를 보였으며, 또한 모델링도 용이하므로 이 방법을 이용하였다. 적당한 요소분할의 한계를 찾기 위하여

기 발표된 논문을 참고로 제반 조건들에 대해 예비테스트를 하여 적절한 요소분할 크기를 결정하였다. 같은 방향각을 가지는 층들을 새로운 하나의 그룹으로 보았을 때, 두께방향 요소의 개수를 4 개 이상으로 하되 두께방향으로 비율을 두어 요소분할 하였으며, 이때 가장 작은 요소의 두께는 한 층(one ply)의 1/2 이하의 두께로 하였고, 반경방향에 대한 요소분할 역시 비율을 두어 요소분할을 하였다. 위의 방법으로 해석한 결과값이 매우 조밀한 요소분할을 통한 결과 값과 상당히 근사함이 확인되었다.

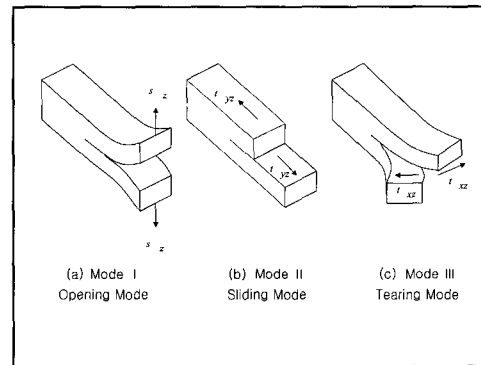


Fig. 2 Three modes of free-edge delamination

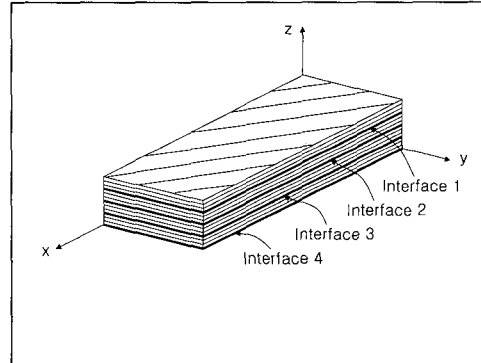


Fig. 3 The schema of the interface

원공 자유단 근처에서 발생하는 3 가지 층간응력들 (σ_{zz} , τ_{rz} , $\tau_{z\theta}$)은 Fig. 2 와 같다.

모드 I 은 층간수직응력 σ_{zz} 이 적층판을 두께방향으로 벌어지게 하거나 압축하는 방향으로 힘이 작용하며, 모드II와 모드III는 층간 전단응력(τ_{rz} , $\tau_{z\theta}$)

성분들은 인접한 층들이 서로 미끌어 지게(slide) 하는 힘으로 작용한다. 또한 그룹 층간면은 Fig.3 과 같이 위에서부터 첫 번째 그룹 층간 면을 interface 1, 두 번째 그룹 층간 면을 interface 2 순으로 정하였고, 중립면은 Interface 4 가 된다.

3. 해석결과 및 고찰

3.1 원주방향 층간응력 분포

원공 주위의 자유경계단을 따라 존재하는 층간응력 분포는 σ_{zz} 와 $\tau_{z\theta}$ 만을 고려하였고, τ_{rz} 의 경우 그 값이 매우 작으며 특히 자유 단에서의 값은 영이 되므로 고려하지 않았다. Fig.4~5 의 x(가로)축은 원공자유단을 따라 하중이 작용하는 방향을 기준으로 각도(θ)를 나타내었고, y(세로)축은 해석을 통해 얻은 층간응력을 베어링 응력(σ_b)으로 무차원화 하여 나타내었다. 여기서 σ_b 는 적용하중 P를 원공의 지름 D와 적층판의 두께 t로 나눈 값으로 정의하였다.

Fig. 4~5 는 3 종류의 적층판(A : $[90_3/45_3/-45_3/0_3]_s$, B : $[90_3/0_3/45_3/-45_3]_s$, C : $[0_3/45_3/-45_3/90_3]_s$)에 대한 원공 주위에서의 층간응력 분포를 나타낸 것이다. 이들은 모두 동일한 면강성(面剛性)을 가지지만 단지 적층순서가 변함에 따라 층간수직응력의 분포가 변하였다.

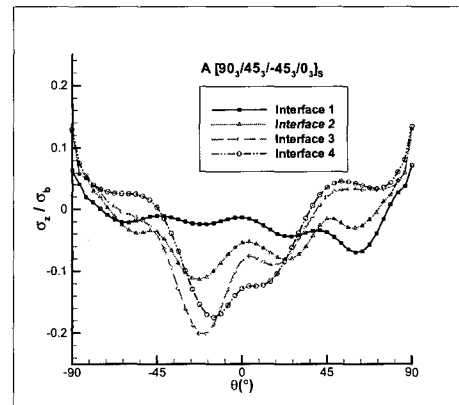
◎ σ_{zz} 의 분포

Song(1990)등에 따르면, 체결부의 제반 파손 형태중에서 베어링 파손이 가장 흔하며, 이런 파손은 $15^\circ \sim -15^\circ$ 범위 내에서 파손이 발생한다고 했다. 따라서 이 부분에 주목하여, 층간 수직응력의 분포를 Fig.4 에서 보면, 적층판 A $[90_3/45_3/-45_3/0_3]_s$ 는 가장 큰 음(-)의 수직응력 분포를 가진다. 적층판 B $[90_3/0_3/45_3/-45_3]_s$ 역시 음(-)의 수직응력 분포를 가지지만 그 절대값의 크기가 적층판 A에 비해 작다. 그러나 적층판 C $[0_3/45_3/-45_3/90_3]_s$ 의 경우, 양(+)의 층간수직응력 분포를 보이고 있다.

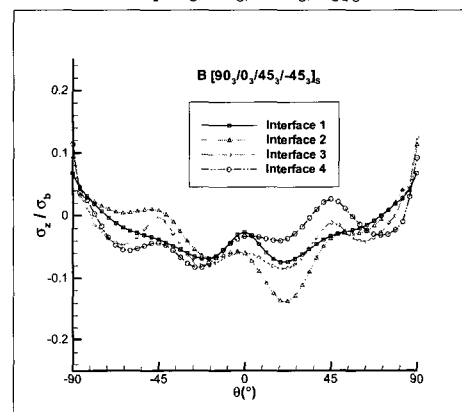
◎ $\tau_{z\theta}$ 의 분포

Fig.5 는 층간전단응력 분포를 나타내었다. 여기서, τ_{rz} 는 자유단에서 0 이 되고 평균응력 값을 취할지

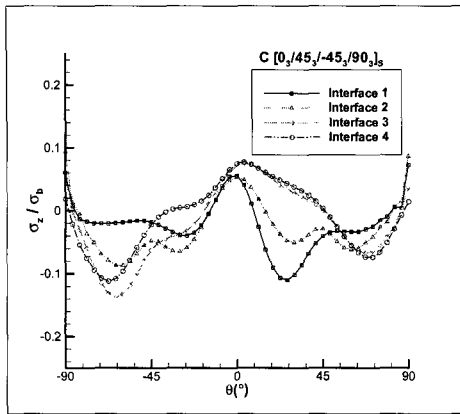
라도 나머지 두 층간응력들에 비해 매우 작으므로 그래프로 나타내지 않았다. 그림에서 보듯이 적층판 A와 C는 비슷한 크기의 $\tau_{z\theta}$ 을 가지고 적층판 B에 비해 큰 응력의 절대값을 가진다. 또한 적층판 A와 C는 그 절대값의 크기는 거의 동일하지만, 응력의 분포는 0° 를 기준으로 대칭이다. 최대값은 적층판 A에서는 층간면 3에서, 적층판 B는 층간면 2에서, 적층판 C에서는 층간면 1에서 가진다. 이들은 모두 0° 층과 $\pm 45^\circ$ 층으로 이루어진 층간면이다. 따라서 이런 적층순서는 층간분리강도에 악영향을 줄 수 있음을 예상할 수 있다. 그림에서 보듯이 3 가지 적층판 모두 중립면에서의 층간응력 값들은 영이 됨을 알 수 있다. 이는 중립면에 대하여 대칭 이므로 재료의 상호 영향계수가 동일한 값이어서 $\tau_{z\theta}$ 가 유발되지 않기 때문이다.



A $[90_3/45_3/-45_3/0_3]_s$

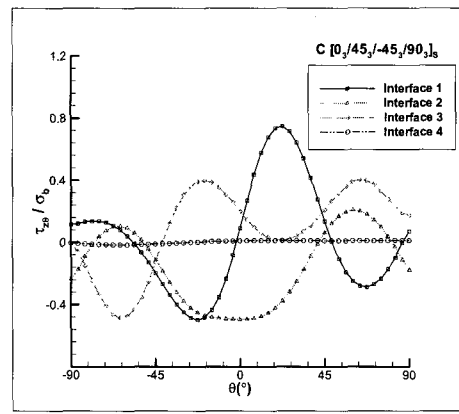


B $[90_3/0_3/45_3/-45_3]_s$



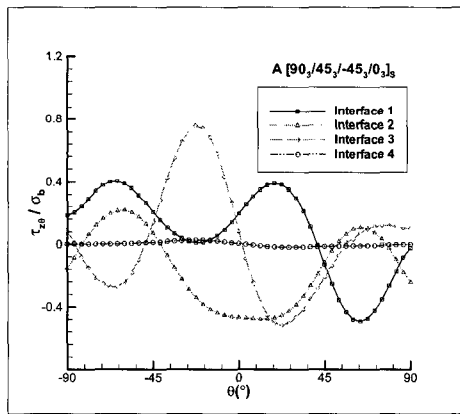
C [0₃/45₃/-45₃/90₃]_s

Fig. 4 Interlaminar normal stress distribution around the hole in quasi-isotropic laminate

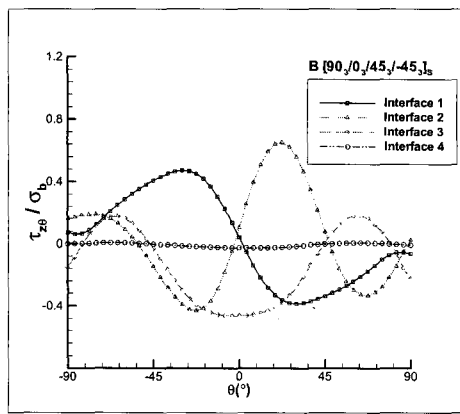


C [0₃/45₃/-45₃/90₃]_s

Fig. 5 Interlaminar shear stress distribution around the hole in quasi-isotropic laminate



A [90₃/45₃/-45₃/0₃]_s



B [90₃/0₃/45₃/-45₃]_s

3.2 적층순서가 층간응력에 미치는 영향

적층순서가 층간응력에 미치는 영향을 알아보기 위하여 베어링 면($\theta = 0$)을 따라 존재하는 층간 수직 응력의 분포를 Fig.6 에 나타내었다. 모든 적층판들은 적층순서만 다를 뿐 동일한 면강성을 가지며 좀 더 자세히 알아보기 위해 두 가지 적층판 (D[45₃/90₃/0₃/-45₃]_s, E[0₃/90₃/45₃/-45₃]_s)에 대해 더 해석하였다. 그림의 x(가로)축은 원공자유 단으로부터 반경방향의 거리를 적층판의 두께로 무 차원화 시켰고, y(세로)축은 해석을 통해 얻은 층간응력을 베어링 응력(bearing stress)으로 무차원화 하여 나타내었다. 그림에서 보듯이 90° 층이 0° 층의 바깥쪽에 있는 적층판 A 와 B 는 베어링 면을 따라 층간수직 응력 분포는 음(-)의 값들을 가지지만, 90° 층이 0° 층의 안쪽에 위치한 적층판 C 에는 양(+)의 층간수직 응력 분포를 갖는다. 층간 수직응력은 적층판의 두께 방향에 대하여 압축으로 작용함으로써 층간분리를 억제시키는 효과를 가져오지만 인장(+)으로 작용하는 층간 수직응력은 적층판을 벌어지게 하는 방향으로 힘이 작용하여, 층간분리를 촉진시키는 역할을 하게 되므로 파손강도 및 강성을 저하시키게 된다. 따라서 90° 층을 0° 층의 바깥쪽에 적층시키는 것이 체결강도 측면에서 좀 더 효과적임을 알 수 있으며, 이는 Quinn(1977)등이 실험을 통하여 90° 층이 적층판의 바깥쪽에 있는 것이 체결강도를 증

가시킨다고 보고한 내용과 일치한다.

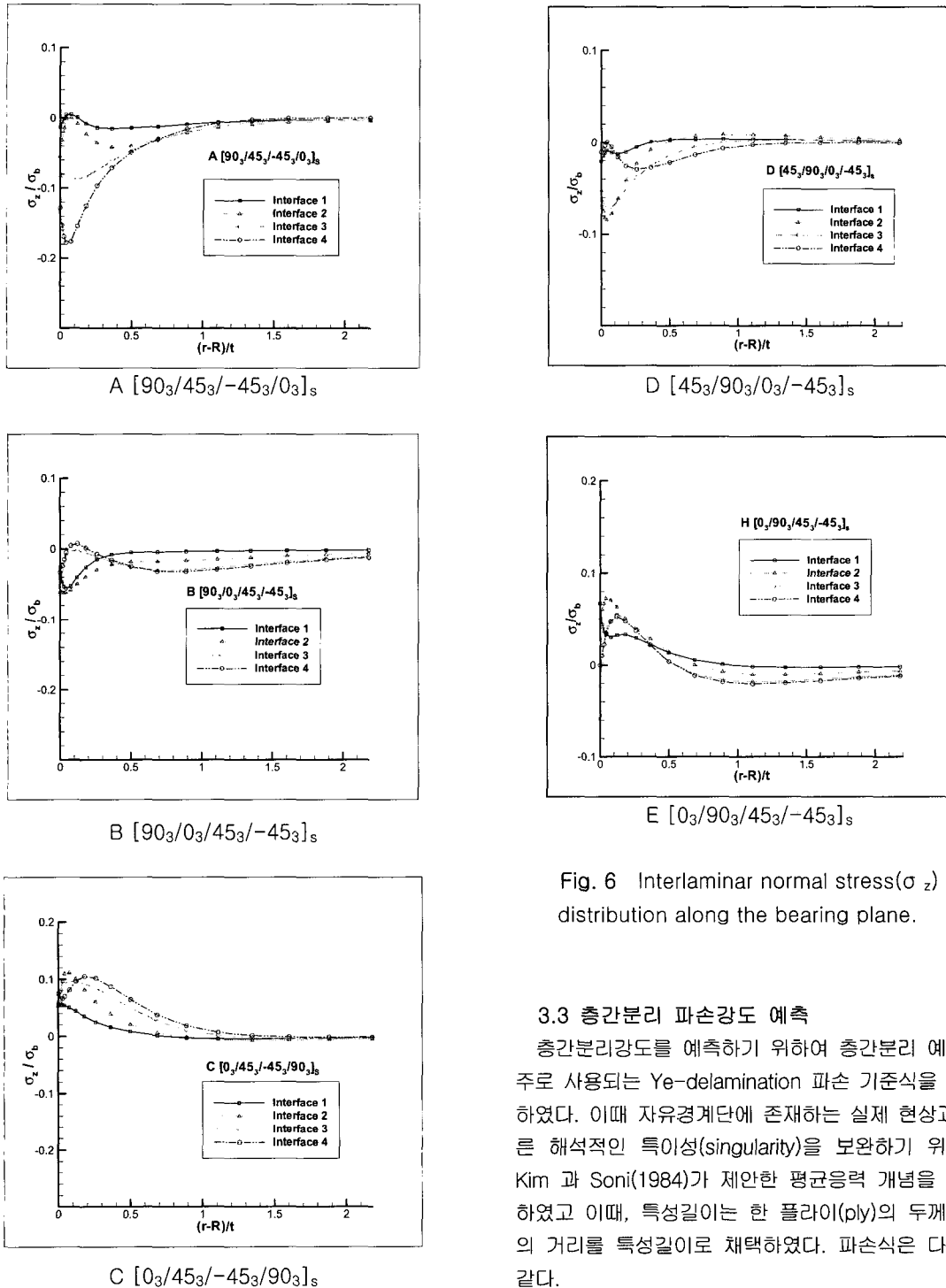


Fig. 6 Interlaminar normal stress(σ_z) distribution along the bearing plane.

3.3 층간분리 파손강도 예측

층간분리강도를 예측하기 위하여 층간분리 예측에 주로 사용되는 Ye-delamination 파손 기준식을 도입하였다. 이때 자유경계단에 존재하는 실제 현상과 다른 해석적인 특이성(singularity)을 보완하기 위하여 Kim 과 Soni(1984)가 제안한 평균응력 개념을 적용하였고 이때, 특성길이는 한 플라이(ply)의 두께만큼의 거리를 특성길이라고 채택하였다. 파손식은 다음과 같다.

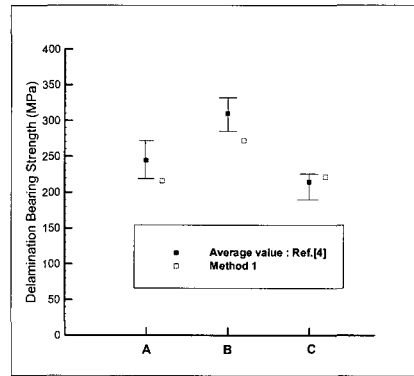
◎ 평균응력 Ye-delamination 파손 기준식 :

$$\left(\frac{\overline{\sigma_{zz}}}{s_{zz}}\right)^2 + \left(\frac{\overline{\tau_{rz}}}{s_{rz}}\right)^2 + \left(\frac{\overline{\tau_{z\theta}}}{s_{z\theta}}\right)^2 \geq 1, \sigma_{zz} > 0 \text{ 일 때}$$

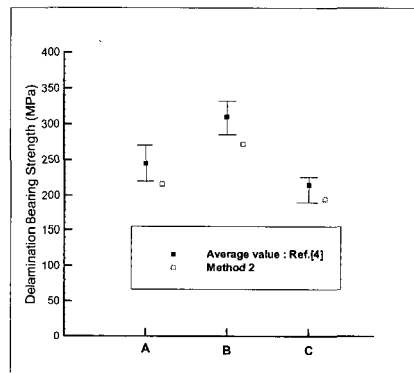
$$\text{또는 } \left(\frac{\overline{\tau_{rz}}}{s_{rz}}\right)^2 + \left(\frac{\overline{\tau_{z\theta}}}{s_{z\theta}}\right)^2 \geq 1, \sigma_{zz} < 0 \text{ 일 때}$$

여기서, s_{zz} 는 층간인장강도, s_{rz} , $s_{z\theta}$ 는 층간전단강도를 의미한 값들이며 σ_{zz} , τ_{rz} , $\tau_{z\theta}$ 들은 각각의 평균층간응력 값들을 나타낸다. 이때, 층간분리 강도(면압)는 층간분리 시작하중 P_d 를 원공의 지름 D 와 적층판의 두께 t 로 나눈 값으로 정의 하였다.

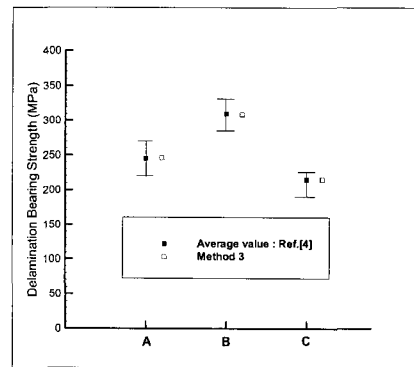
본 연구에서는 세가지 방법으로 층간분리 강도를 예측하였다. 먼저 기존의 Ye-delamination 파손 기준식을 이용하여 층간분리강도를 예측한 방법을 방법 I 이라 하였고 실험값과 비교한 결과를 Fig.7-(a) 에 나타내었다. 이때, Error bar 로 표시된 값은 실험값을 나타내며 오픈(open)된 심볼은 방법 I 로 예측된 층간분리강도이다. 그림에서 보듯이 적층판 A 와 C 가 서로 비슷한 강도를 예측하고 있다. 이는 세가지 층간응력들의 이차항으로 이루어져있는 Ye-delamination 파손기준식을 만족하고자 할 때 지배적인 역할을 하는 $\tau_{z\theta}$ 응력성분이 그림 5 에서처럼, 부호는 반대이고 절대 값의 크기는 비슷한 값을 가지며, 적층순서에 따라 변하는 σ_{zz} 의 영향을 충분히 고려해 주지 않았기 때문에 두 적층판들이 서로 비슷한 층간분리 강도를 예측하게 되는 것이다. 이는 실험 결과와 다소 다른 경향을 나타낸다. 따라서 층간분리에 영향을 미치는 층간수직응력을 충분히 고려한 새로운 파손기준식을 제안하였다. 이 식은 기존의 파손기준식에, 베어링 범위내의 각 층간 면마다 양 (+)의 방향으로 존재하는 층간수직응력 성분을 추가시켰다. 이 방법을 방법II라 하였고, 이 식에 의해 예측된 층간분리강도를 Fig.7-(b)에 나타내었다. Fig.7-(b)에서 보듯이 비록 유한요소 해석값이 실험값에 비해 응력을 과대평가 하지만 그 경향은 실험값과 일치함을 알 수 있었다. 따라서 과대하게 평가되는 유한요소해석 응력값을 보정하기 위하여 보정계수를 도입하였고, 보정계수는 가장 지배적인 항인 $\tau_{z\theta}$ 항에만 적용시켰다. 이는 상대적으로 $\tau_{z\theta}$ 항의



(a) Method I



(b) Method II



(c) Method III

Fig. 7 Variations of the predicted delamination bearing strength according to friction coefficient in cross-ply laminate.

영향을 감소시키는 반면 σ_{zz} 향의 영향은 증가시키는 효과를 가진다. 이 방법을 방법 III라 하였고 그 결과식은 다음과 같다.

$\sigma_{zz} > 0$ 일 때,

$$\left(\frac{\overline{\sigma_{zz}}}{s_{zz}}\right)^2 + \left(\frac{\overline{\tau_{rz}}}{s_{rz}}\right)^2 + \left(\frac{\alpha \overline{\tau_{z\theta}}}{s_{z\theta}}\right)^2 + \left(\frac{(\overline{\sigma_{zz}})_i}{s_{zz}}\right)^2 \geq 1$$

$\sigma_{zz} < 0$ 일 때,

$$\left(\frac{\overline{\tau_{rz}}}{s_{rz}}\right)^2 + \left(\frac{\alpha \overline{\tau_{z\theta}}}{s_{z\theta}}\right)^2 + \left(\frac{(\overline{\sigma_{zz}})_i}{s_{zz}}\right)^2 \geq 1$$

여기서, $(\overline{\sigma_{zz}})_i$ 는 각 층간면에 대하여 베어링 범위내에서 존재하는 양(+)의 평균 층간수직응력이다. 방법 III은 실험결과와 잘 일치시키기 위하여, α (보정계수)로 0.88로 사용하여 예측된 결과를 Fig.7-(c)에 나타내었다.

$[90_3/0_3/+45_3/-45_3]_s$, $[90_3/+45_3/-45_3/0_3]_s$, $[0_3/+45_3/-45_3/90_3]_s$ 순으로 층간분리강도로 예측되었다.

4. 결론

핀하중을 받는 3종류의 적층순서를 가지는 준-등방성 적층판에 대해 유한요소해석을 수행하여 층간 분리 강도를 예측하였고 원공주위에서의 응력분포를 고찰하여 다음과 같은 결론을 얻었다.

1. 적층순서가 층간분리 강도 결정에 중요한 인자(factor)이며, 층간분리 파손강도를 예측하고자 할 때 적층순서에 따라 변하는 층간수직응력의 영향을 충분히 고려해 주어야 한다.
2. 90° 층이 0° 층의 바깥쪽에 위치한 적층판의 경우 베어링 범위 내에서 음(-)의 층간수직응력이 발생하므로 90° 층을 0° 층의 바깥쪽에 위치하도록 적층하는 것이 층간분리 강도 측면에서 유리하다.
3. 0° 층과 45° 층이 서로 인접한 층간면에서 최대의 층간전단응력 $\tau_{z\theta}$ 가 발생한다.

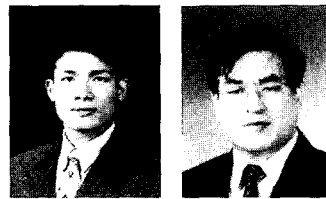
4. 층간수직응력의 영향을 충분히 고려한 새로운 파손식을 제안하였다.

참 고 문 헌

- Chen, W. H., Lee, S. S. and Yeh, J. T., 1995, "Three-Dimensional Contact Stress Analysis of a composite Laminate with Bolted Joint," Computers and Structures, Vol. 30, pp. 287-297.
- 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.
- Gibson, R. F., 1994, Principles of Composite Material Mechanics, McGraw-Hill Book Company, New York.
- Hamada, H. and Maekawa, Z. I., 1996, "Strength Prediction of Mechanically Fastened Quasi-Isotropic Carbon/Epoxy Joints," Journal of Composite Materials, Vol. 30, pp. 1596-1612.
- Kim, D. M., 1990, Free-Edge Delamination in Advanced Composite Laminates, Ph. D. Thesis, Department of Aerospace Engineering, KAIST.
- Kim, J. Y. and Hong, C. S., 1991, "Three-Dimensional Finite Element Analysis of Interlaminar Stresses in Thick Composite Laminates," Computers and Structures, Vol. 40, pp. 1395-1404.
- 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.
- Marshall, I. H., Arnold, W. S. and Wood, J., 1989, "Observations on Bolted Connections in Composite Structures," Composite Structures,

Vol. 13, pp. 133-151.

- Oh, J. H., Kim, Y. G. and Lee, D. G., 1997, "Optimum Bolted Joints for Hybrid Composite Materials," Composite Structures, Vol. 38, pp. 329-341.
- Park, H. J., 2000, Failure Analysis for Mechanically Fastened Joints in Composite Laminates, Ph. D. Thesis, Dept. of Mech. Eng., KAIST.
- Quinn, W. J., 1977, "The Effect of Stacking Sequences on the Pin-Bearing in Glass Fiber Reinforced Plastic," Journal of Composite Materials, Vol. 11, pp. 139-150.
- Smith, P. A. and Pascoe, K. J., 1986, "The Effect of Stacking Sequence on the Bearing Strengths of Quasi-Isotropic Composite Laminates," Composite Structures, Vol. 6, pp. 1-20.
- Song, K. H., 1990, "Damage Study on the Mechanical Fastening in Laminated Composites," Journal of the Society of Naval Architects of Korea, Vol. 27, pp. 58-66.
- ANSYS, ANSYS User's Manual for Revision 5.6, Volume IV



< 안 용 택 > < 송 관 형 >