

論文

열응력에 의한 얇은 복합적층판의 자유경계단 부위 파손

이성혁* · 최낙삼**

Thermal Stress-induced Edge Failure of Thin Composite Laminates

Sung-Hyuk Lee* and Nak-Sam Choi**

ABSTRACT

Thermal stress-induced failure in the free edge region of various thin carbon/epoxy composite laminates(1mm thick) has been investigated using the three-dimensional finite-element stress analysis, ultrasonic C-scan and microscopic observations. High thermal in-plane and interlaminar stresses were predicted in the interior layer near the free edge boundaries of the laminates. In the interior lamina, not in the skin lamina, of the thin laminates with lay-up of $[0_2/90_2]_s$, $[45_2/-45_0]_s$ and $[0_2/60_2]_s$ treated by liquid N_2 immersion, many transverse matrix cracks took place due to thermal stress concentration, which agreed qualitatively with the above predictions.

초 록

본 연구에서는 얇은 탄소섬유/에폭시 복합적층판(두께 1mm)의 냉각열응력으로 인한 자유경계단 근처의 파손을 유한요소 수치해석과 초음파 C-scan, 광학 및 전자현미경 관찰을 통하여 검토하였다. 수치해석 결과, 복합적층판의 자유단 근처의 내부층에서 층내 및 층간응력이 크게 나타났다. 액체질소에 의한 저온담금질 실험결과, 적층각도가 $0_2/90_2]_s$, $[45_2/-45_0]_s$, $[0_2/60_2]_s$ 인 적층판의 층간근처의 내부층 쪽에서만 모재 및 계면부에서 진전하는 층내균열이 발생하였다. 이들 결과는 위의 수치해석 결과와 일치했다.

1. 서 론

섬유강화 복합재료는 우수한 무게비 강성과 강도, 치수안정성, 진동감쇠특성의 장점으로, 최근 자동차, 항공 우주분야 및 스포츠용품 등 여러 분야에서 구조물의 경량화설계를 위해 활용되고 있다. 또한 섬유방향 및 적층순서를 바꾸어 이들 특성을 적절하게 조절함으로써 많은 종류의 복합재료가 개발되고 있으며 기계요소로서의 응용범위가 넓어지고 있다. 서로 다른 특성을

가진 층들이 적층되어 이루어진 복합적층판은 위와 같은 이점이 있는 반면, 층간변형, 층간파괴, 면의 변위, 휨 및 잔류응력 등으로 인하여 거동해석이 복잡하고 어렵다. 이러한 문제점들은 복합재료를 이용한 구조물 설계에 있어서 신뢰성 및 안전성에 많은 영향을 주므로 많은 연구가 이루어져 왔다.[1~3] 특히, 항공우주분야 또는 원자로 및 전자부품 패키징에 적용되는 구조물은 외적온도의 변화를 받을 수 있기 때문에 열응력 발생으로 인한 구조안전성 문제가 매우 중요하다.

* 한양대학교 대학원 기계설계학과

** 한양대학교 기계공학과

경화 후의 온도강하에 따라 복합적층판은 각 층의 섬유방향에 따라 경우 자유단 근처에서 응력특이(stress singularity)현상이 존재하는 것으로 알려져 있으며, 섬유방향과 수직한 잔류인장응력이 그 방향 인장강도와 비교해 볼 때 상당히 큰 값을 가질 수 있다고 보고된 바 있다.[4] 또한 자유경계단을 따른 층간응력은 복합적층판의 주요한 파괴기구인 층간분리현상을 야기한다.

이러한 층간응력에 대한 해석은 이론적 방법[5], 유한차분법[6], 유한요소법[7-8] 등에 의해 많이 수행되어져왔다. Griffin과 Robert[9]는 3차원 유한요소법과 저온 열응력 실험을 통해 두꺼운 유한적층판의 열응력을 구하여 자유모서리 효과(free edge effect)를 연구하였다. 홍과 임⁽¹⁰⁾은 크로스 플라이 유한적층판에 대한 열응력을 적층두께에 따라 해석하였으며 두께가 두꺼울수록 열응력이 크게 발생한다고 보고했다. 그러나 대부분의 연구가 비교적 열응력의 영향이 크게 발생하는 두꺼운 적층판에 한정되었다.

본 연구에서는 탄소섬유/에폭시(carbon/epoxy) 프리프레그를 이용하여 적층판을 제작하고 종래의 연구와는 달리 비교적 얇은 적층판(두께 1mm)에 대하여 저온 열응력 효과를 검토하였다. 적층각도를 변화시키면서 유한적층판의 자유모서리(혹은 자유경계단) 및 인접한 내부영역에서의 열응력 분포에 대해 유한요소 응력 해석을 하였으며, 시험편의 손상형태에 대해서는 초음파 C-스캔, 광학 및 전자현미경을 통해 검토하였다.

2. 유한요소 열응력 해석

2.1 열응력 발생의 원인

복합적층판에서는 각 층의 열팽창계수 및 경화온도와 사용온도간의 온도차 때문에 열변형을 불일치가 일어난다. 직교좌표(x, y, z)계의 x, y 방향이 각각 적층판의 길이, 폭방향에 대응하고, z방향이 두께방향이라고 하자. x축에 대해 임의의 섬유방향 θ 를 가진 단일방향 층이 균일한 온도차(ΔT)의 조건에 있을 때 그 층의 자유열변형률은 다음 식으로 표현된다.

$$\begin{pmatrix} \epsilon_x^T \\ \epsilon_y^T \\ \epsilon_{xy}^T \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \alpha_1 \cos^2 \theta + \alpha_2 \sin^2 \theta \\ \alpha_1 \sin^2 \theta + \alpha_2 \cos^2 \theta \\ 2(\alpha_1 - \alpha_2) \cos \theta \sin \theta \end{pmatrix} \Delta T \quad (1)$$

여기서 α_1 과 α_2 는 각각 섬유방향과 섬유수직방향의 열팽창계수이며, $\cos \theta$ 와 $\sin \theta$ 는 직교좌표계에 대한 각 층

섬유방향의 방향여현과 정현이다. 따라서, 서로 다른 섬유 방향을 가진 층들 (1), (2)사이의 단위온도차에 따른 열변형을 불일치량을 식으로 표시하면

$$\begin{aligned} \Delta \epsilon_x^T &= \epsilon_x^T(2) - \epsilon_x^T(1) \\ &= (\alpha_1 - \alpha_2)(\cos^2 \theta_2 - \cos^2 \theta_1) \\ \Delta \epsilon_y^T &= \epsilon_y^T(2) - \epsilon_y^T(1) \\ &= (\alpha_2 - \alpha_1)(\cos^2 \theta_2 - \cos^2 \theta_1) \\ \Delta \gamma_{xy}^T &= \gamma_{xy}^T(2) - \gamma_{xy}^T(1) \\ &= (\alpha_2 - \alpha_1)(\sin^2 \theta_1 - \sin^2 \theta_2) \end{aligned} \quad (2)$$

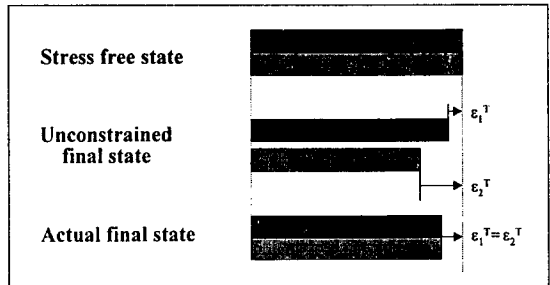


Fig. 1. Development of residual thermal stress in a laminate after curing

가 된다(Fig. 1 참조). 식 (2)에서 섬유방향 θ_1 과 θ_2 가 불일치량을 결정하며, θ_1 과 θ_2 의 차이가 90° 일 경우 식 (2)의 세 번째 변에 의해 종방향 열변형률의 불일치가 최대로 된다.

고전적층판이론(classical laminate theory)⁽¹¹⁾에서는 적층판 내부의 응력상태에 대해서 각 층의 두께방향응력을 무시한 평면응력상태로 가정하여 해석하므로 층간응력이 무시된다. 그러나 위와 같은 열변형을 불일치가 층에 따라 다르게 발생하면 층간응력($\sigma_z, \tau_{xz}, \tau_{yz}$)이 적층판의 자유단 근처에서 일어난다.[10,12,13] 이 층간응력은 적층판의 층간파괴와 휨에 영향을 주는 중요한 인자이다.[14]

2.2 유한요소 모델링

본 연구에서는 유한요소 상용프로그램인 ANSYS를 이용하여 복합적층판의 열응력을 여러 가지 적층각에 대해 해석하였다. Fig. 2는 본 연구에서 사용한 $[0_2/90_2]$ 복합적층판의 1/8모델이다. $[0_2/90_2]$ 적층판의 경우 3개의 대칭면(① $x=0$, ② $y=0$, ③ $z=0$)이 존재하므로 대칭성에서 유도되는 변위경계조건을 적용하

Table 1. Mechanical properties of unidirectional carbon/epoxy composite(9)

Elastic constant(GPa)		Poisson's ratio		Thermal expansion coef. ($1/^\circ C$)	
E_{11}	135	ν_{12}	0.34	α_{11}	0.9×10^{-6}
$E_{22}=E_{33}$	11.0	ν_{13}	0.34	α_{22}	22.28×10^{-6}
$G_{12}=G_{31}$	5.41	ν_{23}	0.42	α_{33}	22.28×10^{-6}
G_{23}	3.62	ν_{32}	0.42		

여 1/8부위만 해석하였다. 해석에 사용한 유한요소는 8개의 절점과 각 절점마다 3개의 자유도를 가진 3차원 isoparametric 요소였다. 이 1/8모델은 총 6992개의 유한요소와 8640개의 절점으로 구성되어 있다. 또한 8절점 3차원 isoparametric 요소의 정확도를 추론하기 위해 20절점 3차원 isoparametric 요소를 1/8모델에 사용하여 비교 검토하였다. 각 단층의 재료는 일방향 탄소섬유/에폭시 복합재료로 가정하였으며 이의 탄성계수 및 열팽창계수를 Table 1에 나타냈다.[15~16] 유한복합적층판의 열응력해석을 위하여 온도분포는 균일하고 모든 물성치는 온도의 변화에 관계없이 일정하다고 가정하였다. 또한 열응력 발생을 위한 온도차는 $-100^\circ C$ 로 하였는데, 이는 실험을 통해 구한 복합적층판의 자유응력온도($120^\circ C$)와 상온($20^\circ C$)간의 온도차를 근거로 하였다. 적층판 자유경계단(모서리)에서는 자유응력 경계조건을 적용하였으며, 시험편의 기하학적 대칭성을 고려한 변위경계조건을 대칭면에 적용하였다. Fig. 2에서 $\theta=0^\circ$ 의 섬유방향은 x축 방향에 해당한다. 자유응력 경계조건을 식으로 표현하면

$$y = \pm \frac{W}{2} \text{에서 } \sigma_y = 0, \tau_{xy} = 0, \tau_{yz} = 0 \quad (3)$$

$$x = \pm \frac{L}{2} \text{에서 } \sigma_x = 0, \tau_{xy} = 0, \tau_{yz} = 0,$$

이며, σ 는 수직응력, τ 는 전단응력이다. 또한 대칭면에서의 변위경계조건은

$$u_z(0, y, 0) = v_z(0, y, 0) = w_y(0, 0, z) = 0$$

$$u_x(x, 0, 0) = v_x(x, 0, 0) = w_x(0, 0, z) = 0 \quad (4)$$

$$u(0, y, z) = v(x, 0, z) = w(x, y, 0) = 0$$

이며 u_x 는 미분 $\frac{\partial u}{\partial x}$ 를 가리킨다.

적층각도에 따른 열응력 분포를 고찰하기 위하여 적

층각을 변화시켜가며 유한요소 응력해석을 수행하였으며 1/8모델로 단순화하기 어려운 비대칭 적층판의 경우($[45_2/-45_2]_s, [0_2/60_2]_s$)에는 전체 모델의 1/2로써(대칭면 $z=0$) 해석하였다.

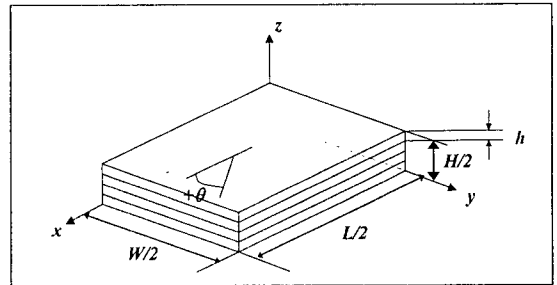


Fig. 2. Finite element modeling

2. 3 해석결과

Fig. 3은 Fig. 2에서 $L=W=80mm, H=1mm$ 인 $[0_2/90_2]_s$ 적층판의 $0^\circ/90^\circ$ 층간 부근에서 90° 층내 ($z=0.88H/4$)의 y축을 따르는 응력 성분중 섬유/수지 간 계면부의 균열발생에 큰 영향을 줄 수 있는 $\sigma_x, \sigma_z, \tau_{yz}$ 의 분포를 나타낸다.

그림에서 실선은 8절점 3차원 isoparametric 요소에 의한 결과이며 일점 쇄선은 20절점 3차원 isoparametric 요소에 의한 결과이다. 두 결과 모두 y좌표의 변화에 따라 매우 유사한 변동거동을 보이고 있으며, 각 응력의 최대값의 상대적 차이가 4% 이내로 작았다. 따라서 8절점 3차원 isoparametric 요소는 계산시간이 짧음에도 층간응력과 층내응력의 계산시에 상당히 유효함을 알 수 있으며 여타 적층판에 대해서 이 8절점 요소를 사용하였다. 한편, 그림에서 가로축 왼쪽끝단은 자유경계단을 가리키는데 이 근처에서의 응력분포는 고전적층판이론에 의한 일정값(점선)과는 달리, 상당히 크게 변동하고 있다.

층내응력 σ_x 의 분포를 보면 자유단 효과가 거의 없는 적층판 내부영역에서는 고전적층판이론과 같으나

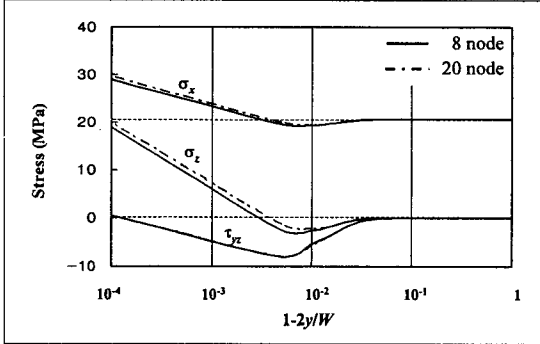


Fig. 3. In-plane and interlaminar stresses in 90° layer near the ply-interface of $[0_2/90_2]_s$ laminate ($z=0.88H/4, x=0$)

자유단 부근에 가까워질수록 크게 증가했다.

층간수직응력 σ_z 와 층간전단응력 τ_{yz} 의 분포를 보면 고전적층판이론에서는 값이 0이었으나, 자유경계단에 가까워질수록 자유단에 의한 효과로 그 값이 변동하며 특히 층간파괴현상에 큰 영향을 주는 σ_z 의 값이 19MPa로서 크게 나타났다.

Fig. 4는 $[0_2/90_2]_s$ 적층판의 자유단 쪽의 중앙($x=0, y=40$)에서 두께방향을 따른 응력분포특성을 보여주고 있다. (이 그림 역시 Fig. 3과 같이 8절점과 20절점 3차원 isoparametric 요소에 의한 응력계산 결과를 비교하여 보여주는데, z좌표의 변화에 따른 응력거동이 유사하고 각 응력의 최대값의 차이가 작음을 알 수 있다.) 그림에서 $2z/H=0$ 은 적층판 내부층의 대칭 중앙면에 대응하고 $2z/H=1$ 은 표면층의 표면에 대응하는데, $0^\circ/90^\circ$ 층간($2z/H=0.5$)에서 재료상수 불일치로 인한 응력 불연속성이 존재하고 있다. 또한 표면층인 0° 층에서는 표면에 가까워질수록 σ_z 와 τ_{yz} 가 0에 수렴되었

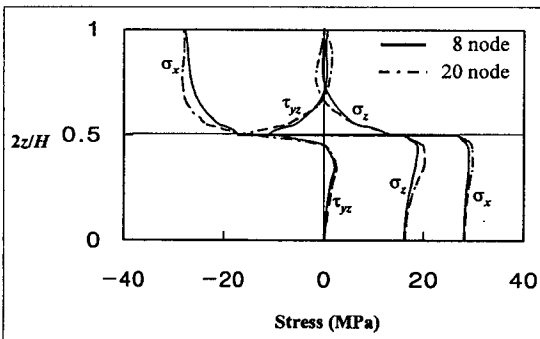
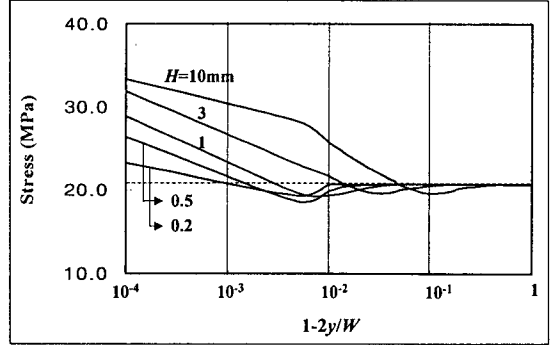
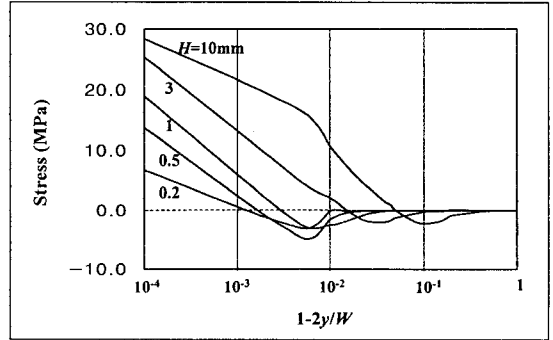


Fig. 4. Through-thickness distribution of edge stresses at the free edge of $[0_2/90_2]_s$ laminate ($x=0, y=40$)



(a) In-plane normal stress σ_x



(b) Interlaminar normal stress σ_z

Fig. 5. Stresses in 90° layer near the ply-interface of $[0_2/90_2]_s$ laminates with various thicknesses ($z=0.88H/4, x=0$)

으나, 내부층인 90° 층에서는 σ_x 와 σ_z 의 값이 인장응력으로서 크게 나타났다.

$[0_2/60_2]_s$ 적층판의 응력해석결과, 60° 층에서 σ_x 와

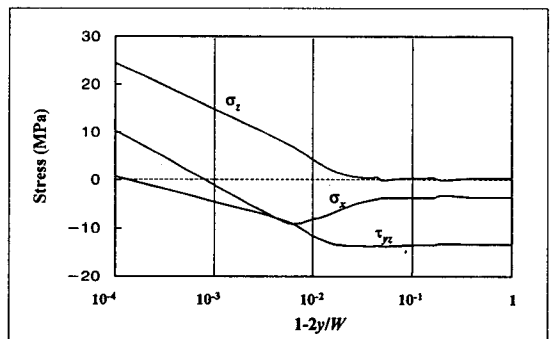


Fig. 6. In-plane and interlaminar stresses in -45° layer near the ply-interface of $[45_2/-45_2]_s$ laminate ($z=0.88H/4, x=-40$)

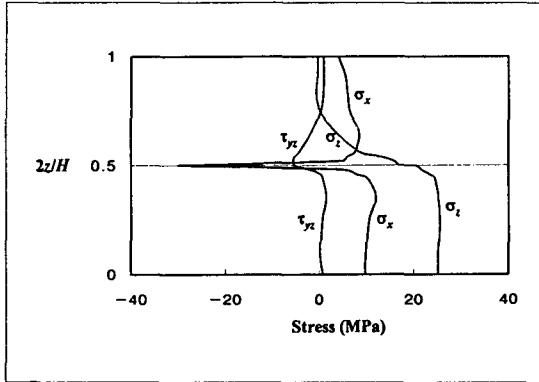


Fig. 7. Through-thickness distribution of edge stresses at the free edge of $[45_2/-45_2]_s$ laminate ($x=-40, y=40$)

σ_z 의 응력변동거동은 Fig. 3과 Fig. 4에 유사하나 그 최대값의 크기는 $[0_2/90_2]_s$ 적층판 값의 약 65%였다.

Fig. 5 (a)와 (b)는 각각 $[0_2/90_2]_s$ 적층판의 $0^\circ/90^\circ$ 층간 부근에서 90° 층 내($z=0.88H/4, x=0$)의 응력을 적층판 두께(H)의 크기를 바꾸어 나타낸 것이다. H 가 증가할수록 자유경계단에서의 σ_x 값이 커지며 응력의 변동영역은 자유단으로부터 적층판 내부 쪽으로 더 깊게 분포됨을 알 수 있다. 한편 σ_z 는 σ_x 에 비해 H 의 증가에 따라 더욱 큰 비율로 증가하여 $H=10\text{mm}$ 에서 28 MPa로 되었다.

Fig. 3과 동일영역에서 $[45_2/-45_2]_s$ 적층판의 응력해석결과, σ_x 값은 자유단에서 약간의 증가가 있었으나 층간응력 σ_z 와 τ_{yz} 의 값은 별로 변동이 없었다. 그렇지만, $[45_2/-45_2]_s$ 적층판의 모서리부분($z=0.88H/4, x=-40$)에서는 Fig. 6과 같이 구석부(그림의 왼쪽 끝단: $x=-40, y=40$)에 갈수록 σ_x 와 σ_z 의 인장응력집중이 커져 $\sigma_z=24\text{MPa}$, $\sigma_x=10\text{MPa}$ 의 값을 보였다.

Fig. 7은 $[45_2/-45_2]_s$ 적층판의 구석부($x=-40, y=40$)에서 두께방향을 따른 응력분포이다. 내부층에서 σ_z 의 값이 24MPa 정도로 높게 생성되었으며 층간부위 ($2z/H=0.5$) 근처에서 급히 낮아져 표면층에서 0으로 수렴되었다. σ_x 는 내부층과 표면층에서 그다지 큰 값이 아니었으나 인장형으로, 층간에서는 큰 압축응력으로 나타났다.

3. 실험

3.1 복합 적층판

본 연구에서는 한국화이바(주)의 일방향 탄소섬유/에

폭시 프리프레그(두께: 0.125mm)를 사용하여 Fig. 8과 같은 경화사이클과 압력을 통해 오토클레이브(auto-clave)로 제작한 적층판을 실험재료로 했다. 적층각도를 다양하게 하여 $[0_2/90_2]_s$, $[0_2/60_2]_s$, $[0_2/45_2]_s$, $[45_2/-45_2]_s$ 의 복합적층판을 만들었다. 적층판은 길이 330mm, 폭 215mm였으며 두께는 적층각에 따라 다소 다르나 약 1mm였다.

3.2 자유응력온도 측정 및 저온냉각실험

적층판 내의 인접한 층사이에 열변형을 불일치가 없어 내부응력이 존재하지 않는 상태의 온도를 자유응력온도(stress-free temperature)라고 한다. 제조시의 경화온도를 자유응력온도로 가정하기도 하나 본 연구에서는 온도제어가 가능한 기름로(oil bath)에서 $[0_2/90_2]_s$ 비대칭 적층판(unsymmetric laminate)이 완전히 평평해질 때의 온도를 측정하여 자유응력온도로 하였다.

저온냉각실험은 길이와 폭이 80mm, 두께 1mm인 정사각형의 복합적층판 시험편을 사용하여 저온 챔버에 담긴 액체질소(LN₂)속에서 하였다. 냉각시간은 약 30분이었으며, 냉각온도는 측정결과 -191°C 이었다.

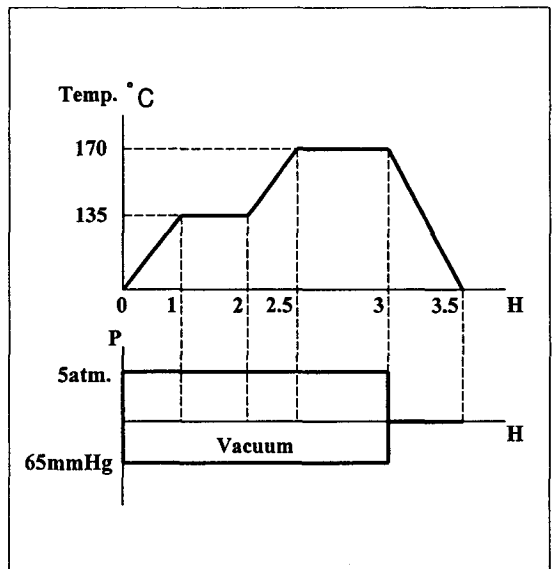


Fig. 8. Curing cycle for composites manufacturing

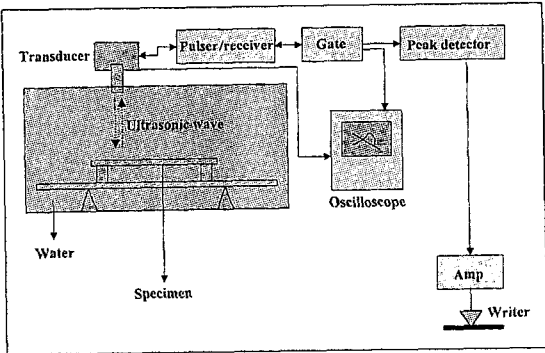


Fig. 9. Schematic of ultrasonic C-scan

3. 3 손상영역 관찰

복합적층판의 열응력으로 인해 손상된 영역과 손상 형태의 관찰은 초음파 탐상법, 광학 및 전자현미경을 이용하였다. 현미경 관찰을 위한 시편은 적층판의 모서리 부분에서 다이아몬드 휠 절단기로 절단하여 만들었으며 절단으로 야기된 손상부위를 연마지로 약 2mm만큼 고르게 제거한 다음 크기 1 μ m의 다이아몬드입자 혼합액을 사용하여 시편 자유경계단부(가장자리부)의 단면을 폴리싱했다.

Fig. 9는 초음파 탐상에 의한 내부결함 측정의 개략도이다. 초음파 A-scan법은 시편의 상하표면과 재료의 내부결함에서 나오는 반사파를 분석하여 결함을 감지하며 결함이 없으면 내부로부터의 반사파가 생기지 않는다. 내부의 반사파가 있으면 밀표면에서의 반사파의 진폭이 작아지므로, 초음파 초점(focusing point)을 윗표면 아래의 일정한 깊이에 위치하도록 하고 밀표면의 반사파에 신호측정 게이트를 설정하여 그 진폭을 시편 전체에 걸쳐서 C-scan하였다. 탐촉자는 집속형(focusing type)이고 주파수 15MHz의 종파(longitudinal wave)를 발진하며, 주사(scan) 간격은 0.085mm, 초점면의 크기는 약 0.1mm이었다.

4. 실험 결과 및 고찰

4. 1 손상영역의 초음파 관찰

Fig. 10은 저온냉각실험을 한 $[0_2/90_2]_s$ 적층판 시편의 1/4면의 초음파 C-scan 화상이다. 이 화상은 저온냉각에 의한 시편의 자유경계단 부위 파손의 거시적 모양을 잘 보여주고 있다. 좌표점(x=0, y=40mm) 근처의 A지점은 Fig. 3의 가로축의 왼쪽 끝단 근방에 대응하는데, y=37~40mm 영역은 초음파의 반사파 진폭

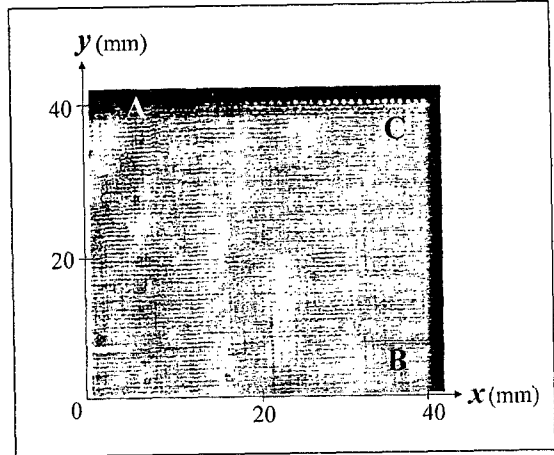


Fig. 10. Ultrasonic C-scan result of a $[0_2/90_2]_s$ laminate affected by LN2 immersion(191 °C)

이 여타 영역에 비해 확실히 낮아져 어두운 이미지였으며 내부에 파손이 생성되었음을 보여준다. 이 결과는 Fig. 3에서 설명한 바와 같이 가장자리부의 자유단에서 열응력 σ_x 와 σ_z 가 크게 증대된 효과라고 할 수 있다. 그런데 B지점(x=40mm, y=0)은 시편의 가장자리부에 해당하지만 A지점과 달리 파손 이미지가 전혀 보이지 않았으며 이는 열응력해석 결과 가장자리부 B의 열응력에 인장형 변동이 별로 없었음과 일치한다.

C지점(x=40mm, y=40mm)은 시편의 구석부위로 B지점과 유사한 이미지를 나타냈으며, 따라서 내부파손은 A지점에서 크게 발달하고 C지점에 접근할수록 약

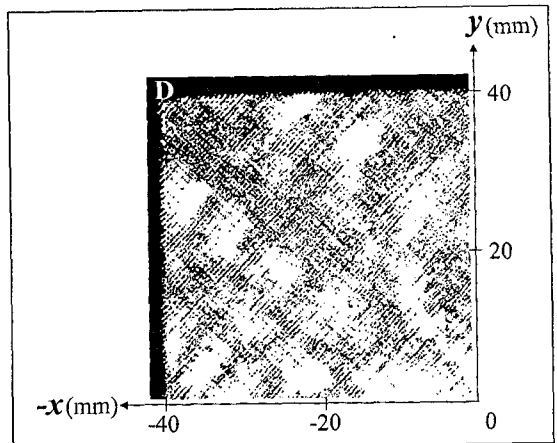


Fig. 11. Ultrasonic C-scan result of a $[45_2/-45_2]_s$ laminate affected by LN₂ immersion(191 °C)

해졌다.

Fig. 11은 $[45_2/-45_2]_s$ 시험편의 초음파 C-scan 화상의 1/4면을 나타내는데, 역시 저온냉각에 의한 열응력파손 모양을 잘 나타내고 있다. 좌표축의 방향에 유념하여 낮은 진폭의 어두운 이미지를 살펴보면, 손상은 시험편의 모서리부인 D지점 근방에서 크게 생성하여 내부쪽($x=-27\sim-40\text{mm}$, $y=27\sim40\text{mm}$)으로 전개되었음을 알 수 있다. 이는 Fig. 6과 Fig. 7의 응력해석결과에 의해 열응력 σ_z 와 σ_x 가 D지점에서 인장형으로 크게 생성되었기 때문이다.

4. 2 손상영역의 현미경관찰

Fig. 12는 저온냉각한 $[0_2/90_2]_s$ 시험편의 $x=0$, $y=40$ 의 자유단부위의 단면에서 찍은 반사식 광학현미경 사진이다. 이 사진은 $0^\circ/90^\circ$ 층간부위를 보여주고 있는데, 층간에 가까운 내부 90° 층에서 균열이 발생하여 모재 및 섬유/수지간 계면부로 진전했음을 알 수 있다. 평균진전길이는 인장열응력의 세기를 나타내며 약 $540\ \mu\text{m}$ 로 측정되었다. 균열 진전각은 층내응력 σ_x 와 층간응력 σ_z 의 비율에 의해 1차적으로 결정된다고 생각하는데 이 각도는 x 축(0° 섬유방향)을 기준으로 $0^\circ\sim20^\circ$ 범위에 있었다. 이 결과는 $\sigma_z/\sigma_x > 1$ 임을 의미하며, Fig. 4의 내부 90° 층에서의 $\sigma_z/\sigma_x < 1$ 과 다르다. 이는, 유한요소해석시 각층의 두께를 8개의 등간격으로 나누어 해석하였는데 층간근방에서 계산값의 평균화가 심화되어 σ_z 값이 실제보다 작게 구해진 것으로 생각된다.

Fig. 13은 저온냉각한 $[45_2/-45_2]_s$ 시험편의 구석부($x=-40$, $y=40$)의 내부 -45° 층 근처에서 찍은 주사형

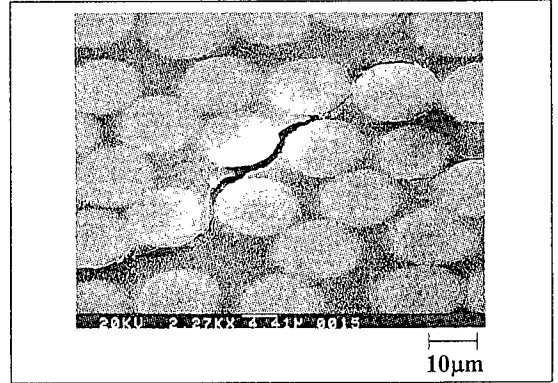


Fig. 13. SEM photograph of the cross-section near the free edge of $[45_2/-45_2]_s$ laminate (-191°C)

전자현미경(SEM) 사진이다. 이 균열 또한 층간근처의 내부층에서 관찰되었으며 균열길이는 $[0_2/90_2]_s$ 의 경우보다 다소 작았으며 진전각은 $15^\circ\sim45^\circ$ 이었다. 균열진전각으로 추정되는 σ_z/σ_x 의 비는 Fig. 7의 내부층에서의 응력비(약 2.2)에 대략 유사했다.

Fig. 14는 $[0_2/60_2]_s$ 시험편의 저온냉각에 의한 모서리부 파손을 보여주는 사진이다. Fig. 12의 촬영부위에 대응하는 위치에서 찍은 결과인데, 미세한 손상(화살표 표시)이 약 $200\ \mu\text{m}$ 의 길이 만큼 진전되었으며 진전각은 $10^\circ\sim30^\circ$ 였다. 이는 열변형량 불일치에 따른 열응력이 $[0_2/90_2]_s$ 시험편보다 작게 작용했음을 의미한다. 또한 균열진전각이 보다 커진 이유는 σ_z/σ_x 의 값이 비교적 작아졌기 때문으로 생각된다.

Fig. 15는 $[0_2/45_2]_s$ 시험편의 경우인데, 저온냉각에 의한 균열발생이 시험편 내부에서 관찰되지 않았다. 이

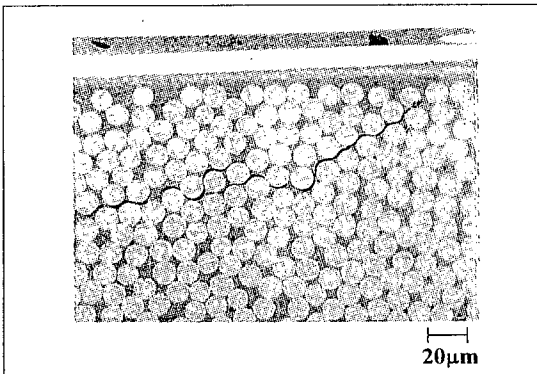


Fig. 12. Optical micrograph of the cross-section near the free edge of $[0_2/90_2]_s$ laminate (-191°C)

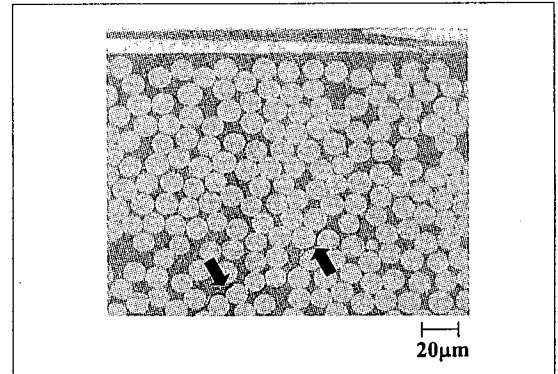


Fig. 14. Optical micrograph of the cross-section near the free edge of $[0_2/60_2]_s$ laminate (-191°C)

Table 2. Edge-failure formation in various laminates at 191 °C and 23 °C

Specimen	-190 °C(Liquid N ₂)		23 °C	
	Crack		Crack	
	Length(μm)	Density(×10 ⁻⁴ μm ⁻¹)	Length(μm)	Density(×10 ⁻⁴ μm ⁻¹)
[0 ₂ /90 ₂] _s	540	21.16	160	6.27
[45 ₂ /-45 ₂] _s	420	16.46	190	7.45
[0 ₂ /60 ₂] _s	200	7.84	0	0
[0 ₂ /45 ₂] _s	0	0	0	0
[0 ₂ /30 ₂] _s	0	0	0	0
[30 ₂ /-30 ₂] _s	0	0	0	0

는 파손이 모서리부에서 외견상 드러나지 않았지만 항복응력 이하의 열응력이 내부층에 잠재했을 것으로 추정된다. 한편, 저온냉각실험을 하지 않은 시편중에 적층각도의 차이가 큰 [0₂/90₂]_s, [45₂/-45₂]_s 적층판에서 미세한 층내균열이 다소 관찰되었으며, 여타 적층판에서는 어떤 균열도 보이지 않았다. 이는 복합적층판의 자유응력온도와 상온과의 온도차로 인한 열변형을 불일치가 [0₂/90₂]_s, [45₂/-45₂]_s에서 상당히 크게 작용했기 때문이다.

이상의 현미경 관찰결과를 종합하여 각 적층판에 대한 평균 균열길이와 균열밀도를 Table 2에 나타냈으며, 균열 밀도(crack density)는 다음 식과 같이 정의한다.

$$\text{균열 밀도} = \frac{1}{A_{\text{core}}} \sum l_i \quad (5)$$

여기서 A_{core} 는 내부층의 단면적, l_i 는 각 균열의 길이이다. 균열은 적층각도의 차이가 큰 적층판의 내부층에서만 발생하였다. 특히 [0₂/90₂]_s, [45₂/-45₂]_s 적층판에서는 균열길이와 균열밀도가 확연히 크게 나타났으며 이는 저온냉각을 하지 않은 상온상태에서도 적지 않게 나타났다.

4. 3 열응력과 손상의 발생기구

유한요소 응력해석결과 복합적층판의 자유단(모서리) 근방에 층간 열응력 σ_z 와 층내 열응력 σ_x 의 3차원적인 분포가 나타났다. 적층각도의 차이가 클수록 자유단의 층간근처의 내부층에서 σ_z 와 σ_x 가 인장형으로 크게 변동하였다. 이는, 각층의 현미경 관찰결과, 저온냉각실험에 의해 적층각도의 차이가 큰 [0₂/90₂]_s,

[45₂/-45₂]_s, [0₂/60₂]_s 시편의 자유경계단 부위의 모서리부 층간근처의 내부층에서 모재 및 섬유/수지간 계면부의 층내균열이 많이 발생한 것과 일치하는 것이다. 또한 σ_z/σ_x 의 비는 균열발생과 진전의 방향을 나타낼 수 있으며 균열진전각도의 측정값으로 판단할 때, [0₂/90₂]_s 시험편의 0°/90° 층간근방의 내부 90° 층에서 높은 σ_z 값이 형성되었다고 생각된다. 시험편의 두께가 클수록 층간 가까이에서 σ_z 가 더욱 커지며 두께가 작을수록 내부층의 최대 σ_z 는 표면층의 영향을 받아 작아진다. 저온냉각에 의한 자유경계단 부위의 파손은, 열응력 변동에 따라 위와 같이 균열이 발생하고 적층판 가장자리부에서 내부쪽으로 진행한 결과인 것이다.

5. 결론

본 연구에서는 얇은 복합적층판(두께 1mm)의 냉각열응력으로 인한 자유경계단 근처의 파손을 검토하였다. 이를 위하여 유한요소 응력해석을 하였으며 다양한 적

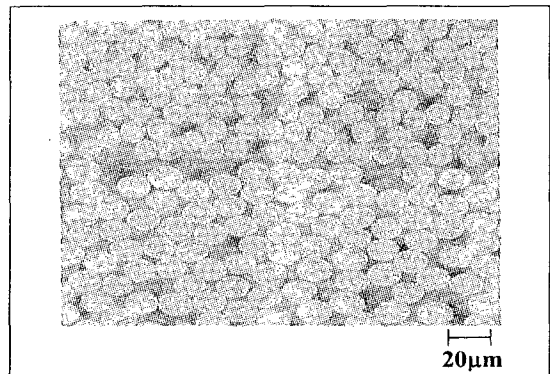


Fig. 15. Optical micrograph of the cross-section near the free edge of [0₂/45₂]_s laminate(-191 °C)

층각도의 복합적층판을 제작하여 저온냉각실험을 하고 이 적층판의 초음파 C-scan 및 가장자리부의 현미경 관찰을 수행하였다.

1) 저온냉각시의 열응력 발생정도를 유한요소 수치 해석한 결과, 열응력은 복합적층판의 자유단 근처에서 층간(두께방향)응력으로 나타났다. 적층판 두께가 커질수록 자유경계단에서의 열응력 크기가 증가하며 응력 변동영역은 자유단으로부터 적층판 내부 쪽으로 더 깊게 분포되었다. 또한 적층각도가 직 교 적층판 ($[0_2/90_2]_s$, $[45_2/-45_2]_s$)에 가까울수록 층간근처의 내부층 쪽에서 층간수직응력이 크게 발생하였다.

2) 적층판 내부의 손상영역은 초음파 C-scan 및 광학 현미경, 주사형 전자현미경을 통해 관찰할 수 있었으며 모재 및 계면부에서 진전하는 층내균열이 층간근처의 내부층 쪽에서만 발생하였다. 이 층내균열은 $[0_2/90_2]_s$, $[45_2/-45_2]_s$, $[0_2/60_2]_s$ 시편에서 많이 관찰되었으며 적층각도의 차이가 이들 시편보다 작은 경우엔 어떤 균열의 발생도 관찰되지 않았다. 이들 결과는 위의 유한요소 수치해석 결과와 일치했다.

참 고 문 헌

- Reddy, J.N., Christensen, R.M. and Wu, E.M., "A High-Order Theory of Plate Deformation," *J. Composite Materials*, Vol. 44, 1977, pp.669~676.
- Reissner, E., "On a Mixed Variational Theorem and on Shear Reformable Plate Theory," *International Journal for Numerical Methods in Engineering*, Vol. 23, 1986, pp.193~198.
- Toledano, A. and Murakami, H., "A Composite Plate Theory for Arbitrary Laminate Configurations," *J. Applied Mechanics*, Vol. 54, 1987, pp.181~189.
- Kim, R.Y., "On the Off-Axis and Angle-Ply Strength of Composites," *ASTM STP 734*, 1981, pp.91~108.
- Wang, S.S. and Choi, I., "Boundary-Layer Effects in Composite Laminates: Part 2-Free-Edge Stress Solutions and Basic Characteristics," *J. Applied Mechanics*, Vol. 49, 1982, pp.549~560.
- Pipes, R.B., and Pagano, N.J., "Interlaminar Stress in Composite Laminates Under Uniform Axial Extension," *J. Composite Materials*, Vol. 4, 1970, pp.538~548.
- Wang, A.S.D., and Crossman, F.W., "Some New Results on Edge Effect in Symmetric Composite Laminates," *J. Composite Materials*, Vol. 11, 1977, pp.92~106.
- Robert, L.S., "Edge Effects in Symmetric Composite Laminates: Importance of Satisfying the Traction-Free-Edge Condition," *J. Composite Materials*, Vol. 14, 1980, pp.2~20.
- Griffin Jr., D.H., and Robert, J.C., "Numerical/ Experimental Correlation of Three Dimensional Thermal Stress Distribution in Graphite/Epoxy Laminates," *J. Composite Materials*, Vol. 17, 1983, pp.539~548.
- 임승규, 홍창선, "열응력으로 인한 크로스 플라이 유한적층판의 파손", *대한기계학회논문집*, 제 11권 제 4호, 1987, pp.586~596.
- Gibson, R.F., *Principles of Composite Material Mechanics*, McGraw-Hill, New York, 1994, pp.201~207.
- Heralovich, C.T., "On the Thermal Edge Effects in Composite Laminates," *Int. J. Mech. Sci.*, Vol. 18, 1976, pp.129~134.
- Wang, A.S.D., and Crossman, F.W., "Edge Effects on Thermally Induced Stresses in Composite Laminates," *J. Composite Materials*, Vol. 11, 1977, pp.300~312.
- Peeters, L.J.B., Powell, P.C. and Warnet, L., "Thermally-Induced Shapes of Unsymmetric Laminates," *J. Composite Materials*, Vol. 30, 1996, pp.603~626.
- Standard Recommended Practice for Inplane Shear Stress-Strain Response of Unidirectional Reinforced Plastics, *ASTM Designation: D3518-76*.
- Standard Test Method for Tensile Properties of Fiber-Resin Composites, *ASTM Designation: D3039-76*.