

〈논 문〉

굽힘 및 비틀림 하중작용시 횡방향 모재균열을 갖는 복합재료 판넬 해석

박정선* · 허해규** · 이수용***

(1996년 11월 22일 접수)

Analysis of a Composite Panel with Transverse Matrix Cracks under Bending and Twisting Moments

Jungsun Park, Hae-Kyu Hur and Soo-Yong Lee

Key Words : Composite Panel(복합재료 판넬), Transverse Matrix Crack(횡방향 모재균열), Crack Density(균열 밀도), Crack Opening(균열 열림), Finite Element Method (FEM : 유한요소법)

Abstract

This study is to investigate the stiffness degradation of a composite laminated panel including transverse matrix cracks subjected to bending and twisting moments. Micromechanics theory on the composite material is derived by introducing crack density. Iterative numerical scheme is developed to calculate the degraded composite stiffness which has nonlinear relation due to the crack density. The finite element method is used for structural analysis of the composite panel. Structural responses of the composite panel are examined for various laminated angles and crack density under the bending and twisting moments. Also, the effect of crack opening and closing is considered in the examination. It is realized that the matrix cracks may cause severe stiffness reduction and should be considered in the composite laminated panel.

1. 서 론

복합재료 구조물인 판넬(panel)이 굽힘 및 비틀림 하중을 받을 때(Fig. 1과 Fig. 2 참조) 발생하는 횡방향 모재균열에 대한 연구는 여러 공학도들에 의해서 상당히 많이 수행되어져 왔다. 그러나 이 분야의 연구에서 복합재료 자체의 균열에 대한 연구는 상당히 진척이 이루어졌으나 이 균열이 구조물에 어떠한 영향을 미치는가에 대해서는 전혀

연구가 이루어져 있지 않은 상태이다. 복합재료의 균열이 일으키는 여러 가지 현상들 중에 중요한 것은 복합재료 구조물의 강성저하(stiffness degradation)이다. 이는 더 나아가서는 구조물 전반에 걸친 균열현상과 연관되어진다. 그래서 균열로 인한 구조물의 강성저하는 구조물의 수명을 단축하는 중요한 요인이 된다.

기존에 수행된 연구를 살펴보면, Highsmith와 Reifsnider⁽¹⁾는 shear-lag 해석방법을 이용하여 모재균열로 인한 cross-ply 적층의 강성저하를 예측하였고, Flaggs⁽²⁾는 이러한 개념을 이용하여 이차원 shear-lag 해석을 수행하였다. Lim과 Hong⁽³⁾은 이러한 해석을 통해 강성저하 및 점진적인 모재

*회원, 한국항공대학교 항공우주공학과

**한국항공대학교 대학원 항공공학과

***회원, 한국항공대학교 항공기계공학과

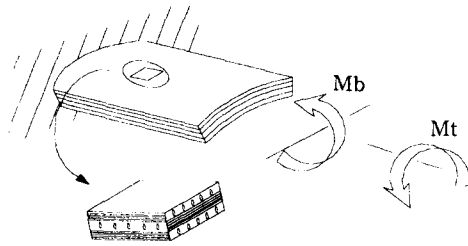


Fig. 1 Curved composite panel under bending and twisting moments

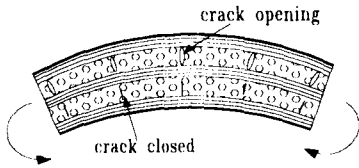


Fig. 2 Crack opening and closed under bending moments

균열 (progressive matrix cracking)을 해석하였고, Lee와 Daniel⁽⁴⁾는 일축 및 이축 평면 하중작용시 cross-ply 적층의 모재균열을 연구하기 위한 Flaggs모형을 확대시켰다. 또 다른 연구들은 Wang, Chou와 Lei,⁽⁵⁾ Laws와 Dvorak,⁽⁶⁾ Fukunaga와 Chou⁽⁷⁾ 등이 shear-lag 해석 및 통계해석을 이용하여 모재균열을 해석하였다. Nuismer와 Tan⁽⁸⁾은 이차원 탄성론에 입각하여 모재균열에 대한 해석방법을 제시하였다. 또한, Talreja⁽⁹⁾는 연속체 파손역학(continuum damage mechanics)에 입각하여 균열현상해석을 수행하였다. Laws와 Dvorak^(10,11)은 self-consistent method를 이용하여 모재균열이 존재할 때 응력과 변형률 관계식을 균열밀도(crack density)로 나타내어 강성저하를 예측하였다. 최근에는 Shahid와 Chang⁽¹²⁾이 평면인장 및 평면전단 하중시 균열밀도를 고려하여 복합재료 적층판의 파손모형을 제시하였다. 대부분 횡방향 모재균열이 존재하는 적층판을 이차원 혹은 평면 하중상태에서 복합재료 적층판의 강성저하 및 강도저하에 대해 연구하였다. 그러나, 본 연구에서는 모재균열이 존재하는 적층판에 대해 횡방향 하중작용에 의한 굽힘(bending) 하중과 비틀림(twisting) 하중 작용시 균열밀도 변화에 따른 적층판의 강성저하를 계산하고, 이 모재균열이 구조물의 하중상태에 따라 균열이 열리고 닫히는 현상에 따른 구조물의 거동을 섬유각도(fiber orientation) 및

적층순서(stack sequence) 등을 고려하여 파악하고자 한다.

2. 복합재료 이론 및 강성계산을 위한 수치해석방법

2.1 이론적 가정

섬유강화 복합재료 파손의 종류는 모재균열(matrix cracking), 섬유절단(fiber breakage), 층간분리(delamination) 등이 있다. 본 연구에서는 횡방향 모재균열이 복합재료 적층판내에 이미 존재하고 있다고 가정하고 구조물의 변형은 선형이며, 하중작용에 따른 균열열림(crack opening)과 균열닫힘(crack closed)의 결정조건으로는 각 적층판의 섬유방향에 수직한 횡방향 응력 σ_{22} 의 부호에 좌우된다고 가정하였다.

2.2 모재균열이 있는 복합재료의 강성계산

균열이 존재하는 위치에 따라 섬유에 균열이 있을 경우는 1상(one phase system) 모재에 균열이 있고, 섬유의 직경이 균열의 크기보다 상당히 작은 경우는 2상(two phase system)이라 하는데, 본 연구에서는 2상에 대한 이론에 기초한 복합재료 강도를 계산하기로 한다.

Hill^(13,14)은 비등방성 탄성계내의 타원 원통형 함유물(inclusion)에 대한 구성 방정식(constitutive equation)을 다음과 같이 표현하고 있다.

$$\sigma = C\varepsilon, \quad \varepsilon = S\sigma, \quad CS = SC = I \quad (1)$$

$$Q = C - CPC \quad (2)$$

여기서, C 와 S 는 각각 4차 강성도 및 유연도 텐서이고, P 와 Q 는 각각 강성도 결정텐서와 유연도 결정텐서를 의미한다.

또한 Kinoshita와 Mura⁽¹⁵⁾는 Doubly embedded 한 섬유 및 모재(Fig. 3)의 강성도 결정텐서를 아래 식 (3), (4)과 같이 정의하였다.

$$x_2^2/b^2 + x_3^2/a^2 = 1 \quad |x_1| < \infty \quad (3)$$

$$P_{ijkl} = \frac{ab}{8\pi} \int_0^{2\pi} \frac{(\omega_j f_{jk} \omega_l + \omega_j f_{ik} \omega_l + \omega_j e_{jl} \omega_k + \omega_j f_{il} \omega_k)}{(a^2 \omega_1^2 + b^2 \omega_2^2)} d\psi \quad (4)$$

여기서, $\omega_1 = \cos\psi$, $\omega_2 = \sin\psi$ 이고, f_{ik} 는 $C_{ijk}\omega_j\omega_l$ 의 역행렬이다. 본 연구에서는 C 와 S 의 값은 self-consistent method로 알려진 미소역학식을 사용하여 계산하였다.⁽¹⁶⁾ 강성행렬, C 의 각 독립된 9개성분을 계산하는데 self-consistent method를 사용하였다. 횡등방성(transversely isotropic) 복합재료

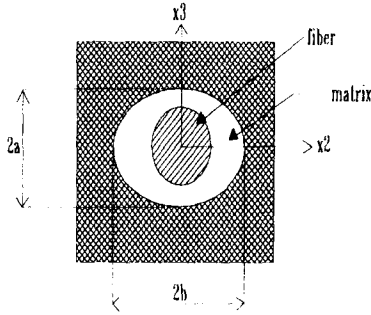


Fig. 3 Doubly embedded fiber and matrix

의 섬유와 모재에 대한 평면변형도 체적탄성계수, K_{Tf} 와 K_{Tm} 은 각기 식 (5)와 (6)으로 표현된다.⁽¹⁶⁾

$$K_{Tf} = \frac{E_{f11}E_{f22}}{2(1-\nu_{f23})E_{f11} - 4\nu_{f12}^2E_{f22}} \quad (5)$$

$$K_{Tm} = \frac{E_m^2}{2(1-\nu_m)E_m - 4\nu_m^2E_m} \quad (6)$$

위 식에서 첨자 f 와 m 은 각각 섬유와 모재의 물성치를 나타내며, 식 (5)와 (6)을 이용하여 복합재료 체적계수 K_T 를 구하면 다음과 같다.

$$K_T = \frac{(K_{Tf} + G_m)K_{Tm} + G_m \nu_f (K_{Tf} - K_{Tm})}{(K_{Tf} + G_m) - (K_{Tf} - K_{Tm}) \nu_f} \quad (7)$$

위 식 (7)에서 G_m 은 모재의 전단계수, ν_f 는 섬유의 체적계수를 의미한다. 탄성계수, 전단계수 그리고 푸아송비 관련 수식은 아래 식 (8)~(13)과 같다.⁽¹⁶⁾

$$E_{11} = E_{f11}\nu_f + E_m(1-\nu_f) + \frac{4(\nu_m - \nu_{f12})^2 K_{Tf} K_{Tm} G_m (1-\nu_f) \nu_f}{(K_{Tf} + G_m) K_{Tm} + (K_{Tf} - K_{Tm}) G_m \nu_f} \quad (8)$$

$$E_{22} = E_{33} = \frac{1}{\frac{1}{4K_T} + \frac{1}{4G_{23}} + \frac{\nu_{12}^2}{E_{11}}} \quad (9)$$

$$G_{12} = G_{13} = G_m \left[\frac{(G_{f12} + G_m) + (G_{f12} - G_m) \nu_f}{(G_{f12} + G_m) - (G_{f12} - G_m) \nu_f} \right] \quad (10)$$

$$G_{23} = \frac{G_m [K_{Tm} (G_m + G_{f23}) + 2G_{f23} G_m + K_{Tm} (G_{f23} - G_m) \nu_f]}{K_{Tm} (G_m + G_{f23}) + 2G_{f23} G_m - (K_{Tm} + 2G_m) (G_{f23} - G_m) \nu_f} \quad (11)$$

$$\nu_{12} = \nu_{13} = \nu_{f12} \nu_f + \nu_m (1 - \nu_f) + \frac{(\nu_m - \nu_{f12}) (K_{Tm} - K_{Tf}) G_m (1 - \nu_f) \nu_f}{(K_{Tf} + G_m) K_{Tm} + (K_{Tf} - K_{Tm}) G_m \nu_f} \quad (12)$$

$$\nu_{23} = \frac{2E_{11} K_T - E_{11} E_{22} - 4\nu_{12}^2 K_T E_{22}}{2E_{11} K_T} \quad (13)$$

타원 원통형 함유물(inclusion)의 강성도 및 유연

도는 각각 C_r , S_r 이고, 이를 포함하고 있는 전체적인 강성도 및 유연도를 각각 C , S 라 한다면, 미소 모재가 평균응력 $\bar{\sigma}$ 및 평균변형률 $\bar{\epsilon}$ 을 갖게 되며, 타원 원통형 함유물의 응력 σ_r 및 변형률 ϵ_r 은 식 (14)과 (15)으로 표현된다.

$$\sigma_r = C_r \epsilon_r, \quad \epsilon_r = S_r \bar{\sigma} \quad (14)$$

$$\epsilon_r = [I + P(C_r - C)]^{-1} \bar{\epsilon}$$

$$\sigma_r = [I + Q(S_r - S)]^{-1} \bar{\sigma} \quad (15)$$

평균응력 및 평균변형률과 상(phase) 평균응력 및 상(phase) 평균변형률 관계식은 식 (16)과 같다.

$$\bar{\epsilon}_r = A_r \bar{\epsilon}, \quad \bar{\sigma}_r = B_r \bar{\sigma} \quad (16)$$

2상에서 섬유의 직경은 균열의 길이 및 적층두께 (2a)에 비해 상당히 작고, x_2 방향은 균열면에 수직하다(Fig. 4). 균열은 모재에 포함된 가로 세로비가 영(zero)인 타원 원통형(elliptic cylinder) 형태의 기포를 $\lim \delta \rightarrow 0$ 으로 취하여 구할 수 있다. 전체적인 강성도 및 유연도를 가로 세로비 $\delta = b/a$, 단위면적당 기포수 η , 기포의 체적계수 $\nu_1 = \pi ab\eta$, 균열밀도 $\beta = 4a^2 \eta$ 식을 사용하여 구하면 아래와 같다.

$$C = C_u - \frac{1}{4} \pi \beta C_u A C \quad (17)$$

$$S = S_u + \frac{1}{4} \pi \beta A \quad (18)$$

여기서, 첨자 u 는 균열이 없는 상태를 나타내고, 2상(two-phase)에서 매개변수 A 에 대한 정의는 Law와 Dvorak^(10,11) 논문을 참조할 수 있다. 응력을 $\{\sigma_{11}, \sigma_{22}, \sigma_{33}, \sigma_{12}, \sigma_{23}, \sigma_{13}\}^T$ 의 벡터로 표현할 때, 영이 아닌 A 의 3개 성분은 아래와 같이 주어지며, 식 (19)에서 α_1 , α_2 는 2차 방정식 (20)으로부터 구한 근이다.

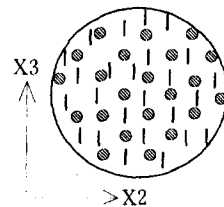


Fig. 4 Cross section of composite laminate in the two-phase

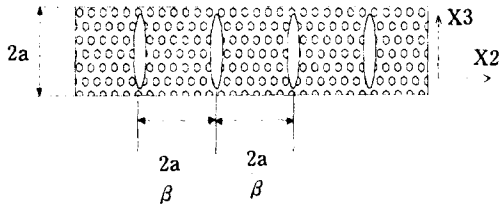


Fig. 5 A laminate with small diameter fibers and slit cracks

$$A_{22} = \frac{C_{33}(a_1^{1/2} + a_2^{1/2})}{(C_{22}C_{33} - C_{23}^2)}$$

$$A_{44} = \frac{1}{4(C_{44}C_{66})^{1/2}}$$

$$A_{55} = \frac{(C_{22}C_{33})^{1/2}(a_1^{1/2} + a_2^{1/2})}{4(C_{22}C_{33} - C_{23}^2)} \quad (19)$$

$$C_{33}C_{55}\alpha^2 - (C_{22}C_{33} - C_{23}^2 - 2C_{23}C_{55})\alpha + C_{22}C_{55} = 0 \quad (20)$$

단일적층(layer)에 2상(phase)의 균열인 경우(Fig. 5)는 섬유 직경이 균열의 직경에 비해 매우 작으므로, 물리적으로 섬유와 모재가 하나의 상(phase)으로 균열이 형성됨을 의미한다.

2.3 강성행렬의 수치계산

식 (17)에서 보는 바와 같이 강성행렬, C가 양변에 포함되어 있어 강성행렬을 단순행렬계산으로 구할 수 없는 비선형 관계식이다. 그래서 수치계산을 위해 식 (17)를 다시 표현하면 아래와 같이 된다.

$$C = [I + \frac{1}{4}\pi\beta C_u A(C)]^{-1} C_u \quad (21)$$

식 (21)에서 A가 강성행렬, C에 내재하므로 C의 계산은 반복계산을 요구한다. 초기의 강성행렬은 균열이 없는 복합재료의 강성행렬, C_u을 도입하여 수렴조건 식 (22)이 만족될 때까지 반복적으로 강성행렬을 구한다.

$$\|C^{(k+1)} - C^{(k)}\| / \|C^{(k)}\| \leq \epsilon \quad (22)$$

본 연구에는 사용된 수렴허용오차 ε의 값은 0.001이다.

2.4 복합재료 적층판의 유한요소해석

복합재료 적층판의 유한요소해석에 사용되는 요소는 일차 전단변형 이론을 이용한 8절점 3차원 응축 셸요소(3-D degenerated shell element)를 사용하여 유한요소 프로그램을 작성하여 해석을 수행하

였다.⁽¹⁷⁻¹⁹⁾ 유한요소해석 전에 복합재료의 강성행렬을 구하기 위하여 탄성계수와 푸아송비와 같은 복합재료의 물성치를 구하여 균열이 존재하는 복합재료 적층판의 구조해석을 수행하게 된다. 균열이 있는 복합재료의 강성행렬을 구하기 위해 복합재료의 균열밀도 개념을 도입하고, 여기에 섬유의 체적계수(fiber volume fraction, v_f)를 포함시킴으로써 위 식 (22)의 수렴조건 범위를 만족시키는 강성행렬을 구한다.

강성행렬로부터 탄성계수와 푸아송비를 균열밀도의 함수로 구한 다음 하중작용시 복합재료 적층판의 균열이 열려져 있는지 혹은 닫혀져 있는지를 판정해야 한다. 유한요소해석의 제1단계에서는 각 적층판의 횡방향 응력 σ₂₂을 구해서 σ₂₂>0이면 균열 열림, σ₂₂<0이면 균열닫힘으로 판정한다. 제2단계 유한요소해석에서 균열존재 여부의 영향을 고려하게 되는데 균열이 열려있을 때의 파손효과는 구성방정식(constitutive relation)에서 횡방향(x₂)과 연관된 항을 모두 영(zero)로 만들어 균열의 열림에 의한 파손의 영향을 고려하였다. 균열이 닫혀있을 때는 파손효과는 없는 것으로 간주하여 해석한다. 2단계의 유한요소해석시 한번 더 유한요소해석을 수행하여 횡방향응력의 부호의 변화가 없는지 등을 점검한 후 변화가 없으면 균열에 의한 파손이 있는 복합재료 구조물의 해석을 완료하게 된다.

3. 수치 예제

3.1 균열밀도에 의한 강성도 저하

Fig. 6~Fig. 9은 섬유의 체적계수(v_f)의 값이 각각 0.2, 0.4, 0.6인 경우에 대해 대표적인 강성계수 C₁₁, C₂₂, C₃₃을 균열밀도, β 변화에 따라 (21)

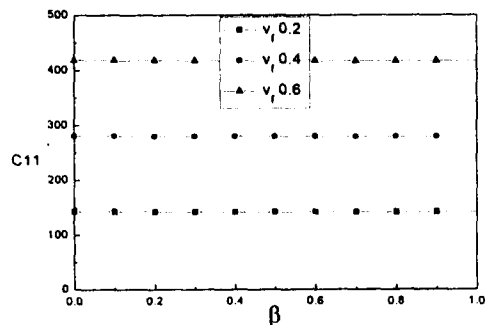


Fig. 6 Stiffness C₁₁ in variation of β

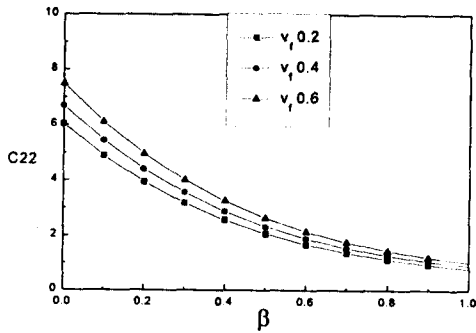


Fig. 7 Stiffness C_{22} in variation of β

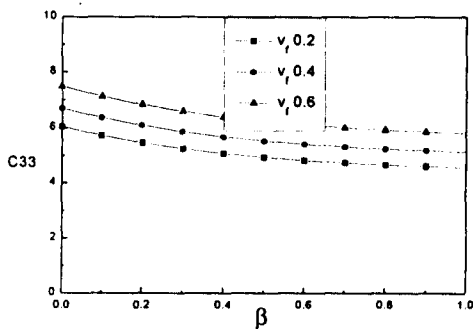


Fig. 8 Stiffness C_{33} in variation of β

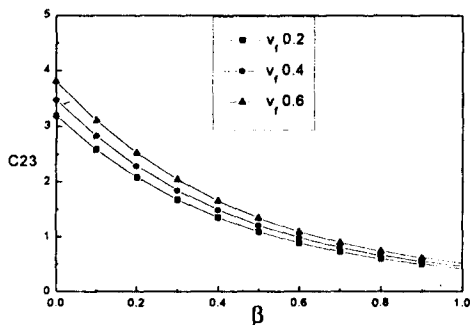


Fig. 9 Stiffness C_{23} in variation of β

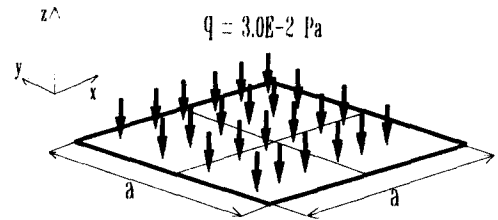
식으로부터 수렴조건 식 (22)을 만족하는 값으로 구한 도표이다. 본 계산에서 사용한 물성치는 아래 Table 1과 같다. Fig. 6~Fig. 9에 제시되었듯이 균열밀도가 증가함에 따라 섬유방향의 강성계수 C_{11} 의 값은 거의 변화가 없고, 다른 강성계수 C_{22} , C_{33} 의 값은 급격히 감소함을 알 수 가 있다.

3.2 적층각도 및 균열밀도변화 따른 4변 단순지지 판의 강성해석

4변이 단순지지된 판에 균일한 수직분포하중 q

Table 1 Material properties of VS 0054 Gr/Ep (GPa)

	E_{11}	E_{22}	G_{12}	G_{23}	ν_{12}
Fiber	689.5	7.6	15.2	2.6	0.41
Matrix	3.4	3.4	1.3	1.3	0.35



$a = 2000 \text{ mm}$ $t = 31.75 \text{ mm}$

Fig. 10 Simply supported plate

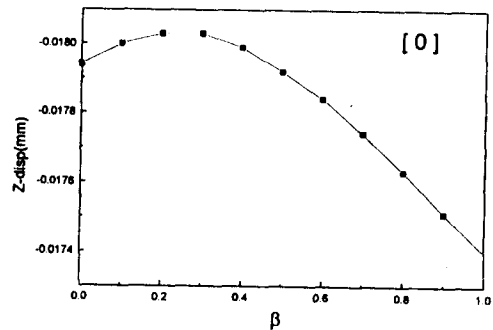


Fig. 11 Deflections at the center of the simply supported plate ($\nu_f=0.2$, 1 layer)

$=3.0E-2 \text{ Pa}$ 를 가하였다(Fig. 10). 각 변의 길이 a 는 2000 mm 인 정사각형이고, 두께 t 는 31.75 mm 이며, 적층판은 8절점을 갖는 16개의 요소로 분할하였다. 본 해석에서 여러 가지 적층각도와 적층수에 대해 균열밀도를 변화시키었을 때 판의 중심점의 변위가 어떻게 변화하는 가를 살펴 보았다. 적층각도가 0° 인 단층인 복합재료판에서 균열밀도 증가에 따른 복합재료판의 중심점의 변위가 Fig. 11에 나타나 있다. Fig. 11에서 특이한 현상은 균열밀도가 증가함에도 불구하고 판의 중심점에서의 변위는 상대적으로 감소함을 알 수 있다. Fig. 6~Fig. 9에서 횡방향의 강성도는 균열밀도의 변화에 따라 크게 감소하나 섬유방향 강성도는 별로 변하지 않음을 알 수 있었다. 이 사실에서 추론할 수 있듯이

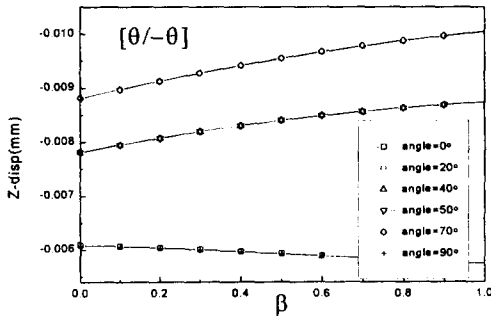


Fig. 12 Deflections at the center of the simply supported plate ($v_f=0.2$, 2 layer)

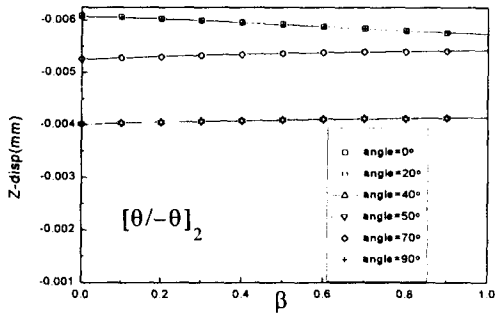


Fig. 13 Deflections at the center of the simply supported plate ($v_f=0.6$, 4 layer)

복합재료의 종방향 유연도는 균열밀도에 상당히 비선형적으로 거동하여 종방향 강성도보다 다른 방향의 강성의 변화에 더 민감하게 반응하게 된다. (일반적으로 등방성재질에서는 정사각형 단순지지판의 중심점의 변위는 균열밀도 증가에 따라 일정하게 증가 하였다.) 또한, 섬유 체적계수가 $v_f=0.6$ 이고, 각 적층수가 2개 및 4개인 경우에 적층판의 중심점에서의 변위를 균열밀도에 따라 Fig. 12과 Fig. 13에 나타내었다. 이 때도 판의 전체의 두께는 단층 일때와 마찬가지로 31.75 mm를 사용하였고, 또한 하중조건과 경계조건도 단층일 경우와 같다. Fig. 12와 Fig. 13에서 보는 바와 같이 적층수가 2와 4인 경우에도 적층각이 0°와 90°에서만 적층수가 1개인 변위값과 비슷한 경향을 갖고 그 외의 적층각에 대해서는 균열밀도의 증가에 따라 판의 중심점의 변위가 증가함을 알 수 있다.

3.3 균열열림과 단힘을 고려한 적층판의 강성해석
복합재료 적층판의 모재균열은 하중상태에 따라 열리거나 닫힌다. 모재에 존재하는 균열이 열릴 때

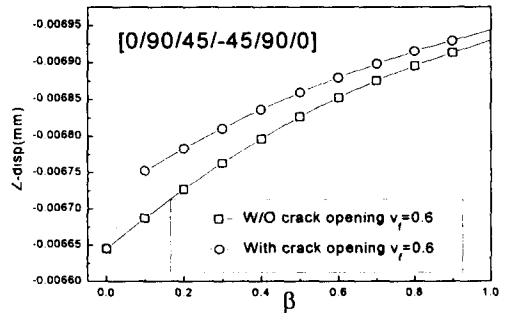


Fig. 14 Deflections at the center with crack opening effect ($v_f=0.6$, 6 layer)

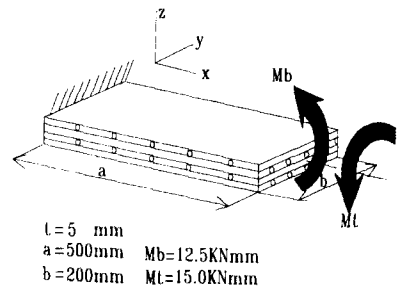


Fig. 15 Cantilever plate under bending and twisting moments

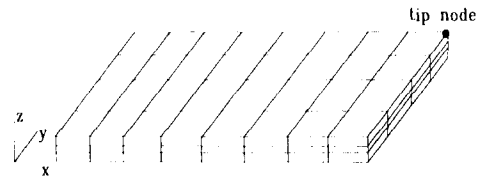


Fig. 16 Finite element model for the cantilever plate

는 구성방정식(constitutive equation)에서 균열면에 수직한 방향(x_2)의 성분을 영으로 만들어 균열열림현상을 고려하였다. 유한요소해석 제1단계에서 복합재료 판의 각 층에서 균열이 존재하는 가를 횡방향응력의 부호로 판정한 후, 이를 바탕으로 모재 균열의 열림현상으로 인한 강성저하 해석을 수행하였다.

본 해석에 사용된 적층판은 적층수가 6개인 4변이 단순지지되고, 각 변의 길이 a 는 2000 mm이며, 전체의 두께 t 는 31.75 mm인 판에 균일한 수직분포하중 $q=3.0E-2$ Pa이 작용하고 있다. 하중작용시 균열열림을 고려한 경우와 균열열림을 고려하지 않은 경우에 대해 균열밀도 변화에 따른 적층판 중앙에서의 처짐을 계산한 결과가 Fig. 14에 제

Table 2 Material properties of T 300/976 Gr/Ep (GPa)

	E_{11}	E_{22}	G_{12}	G_{23}	ν_{12}
Fiber	230.0	16.0	9.0	6.1	0.3
Matrix	3.7	3.7	1.4	1.4	0.35

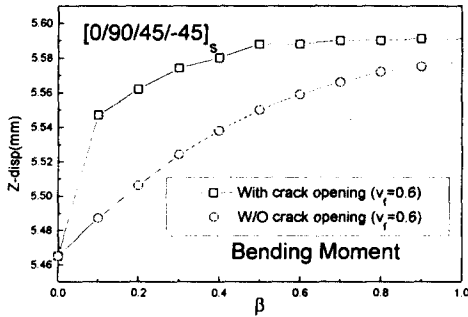


Fig. 17 Deflection at the tip node under bending moment

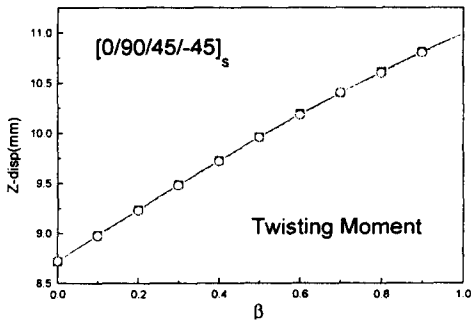


Fig. 18 Deflections at the tip node under twisting moment

시되었다. Fig. 14에서 보이듯이 균열열림을 고려한 경우가 그렇지 않은 경우에 비해 처짐이 상대적으로 커짐을 알 수가 있었고 또한 균열밀도 증가에 따라 처짐 역시 증가한다는 것을 알 수가 있었다.

3.4 외팔고정 적층판의 굽힘 및 비틀림하중에 의한 강성해석

외팔고정된 판이(Fig. 15) 굽힘 및 비틀림모멘트 각각 12.5 kN-mm, 15 kN-mm를 받을 경우에 대해 구조물의 강성저하 해석을 하고자 32개 동일한 형태의 유한요소로 나누었고(Fig. 16), 판의 각 적층에 대한 균열열림 및 단면의 영향을 비교하기 위해 tip 절점의 수직변위를 살펴 보았다. 또한 복합

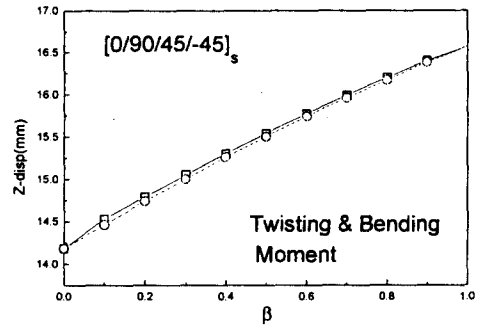


Fig. 19 Deflections at the tip node under both twisting and bending moments

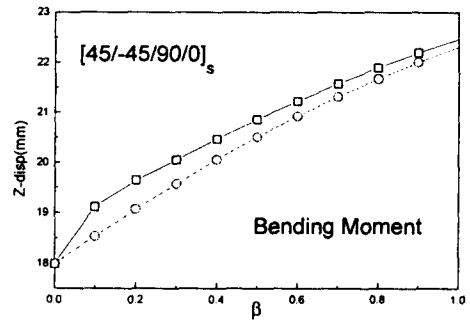


Fig. 20 Deflections at the tip node under bending moment

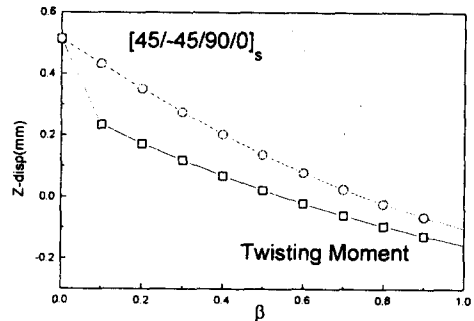


Fig. 21 Deflections at the tip node under twisting moment

적층판의 강성저하를 고찰하기 위해 우측끝단에 세 가지 하중을 가했다. 첫째는 굽힘모멘트(12.5 kN-mm)만 가한 경우, 둘째는 비틀림모멘트(15 kN-mm)만을 작용시킨 경우, 마지막으로 세번째는 굽힘 및 비틀림모멘트(12.5 kN-mm, 15 kN-mm)를 동시에 가한 경우를 살펴보고자 한다. 계산에 사용된 T300/976 Gr/Ep 복합적층판의 물성치는 아래 Table 2와 같다.

우선 Fig. 17~Fig. 19와 같이 체적계수가 0.6이고 8개의 적층판을 가지며, 적층각도가 준등방성(quasi-isotropic) $[0/90/45/-45]_s$ 인 경우에 대해, 균열열림의 영향을 고려한 경우가 고려하지 않은 경우보다 전반적으로 비틀림 또는 굽힘하중에 대해서 tip 절점의 수직변위가 더 크다. 또한 $[0/90/45/-45]_s$ 의 준등방성 적층구조물은 비틀림 및 굽힘하중에 대해 상당히 견고한 강성도를 가지고 있음을 알 수 있다. 다음은 Fig. 20~Fig. 22에서는 적층각

도가 준등방성 $[45/-45/90/0]_s$ 적층배열인 경우로 비틀림하중에 대해서는 견고한 강성을 보여주고 있으나, 굽힘모멘트의 하중에 대해서는 $[0/90/45/-45]_s$ 만큼 강하지 않음을 알 수 있다. 다음으로는 직교성 적층각인 $[90/90/90/0]_s$ 을 보면, 결과는 Fig. 23~Fig. 25와 같고, 이 경우는 굽힘 및 비틀림모멘트의 하중조건에 대해서 균열밀도 증가에 따라 상당히 큰 변위증가를 보여줄을 알 수 있다. 또한 위 세가지 적층배열 중에서 균열열림 및 균열단힘 영향의 고려여부에 따라 변위가 크게 변함을 보이고 있다. Fig. 26~Fig. 28는 균열밀도가 1일 때 $[45/-45/90/0]_s$ 의 적층판에 대한 변형형상을 나타내는 것으로 특히 비틀림하중을 받을 때(Fig. 27)

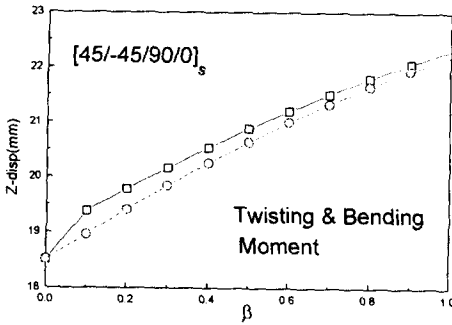


Fig. 22 Deflections at the tip node under both bending and twisting moments

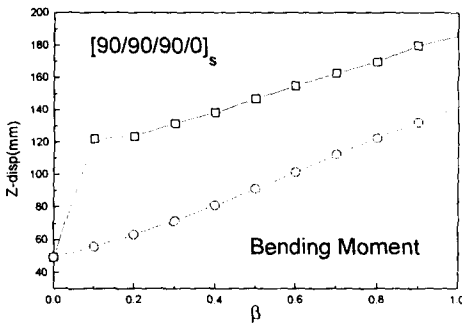


Fig. 23 Deflections at the tip node under bending moment

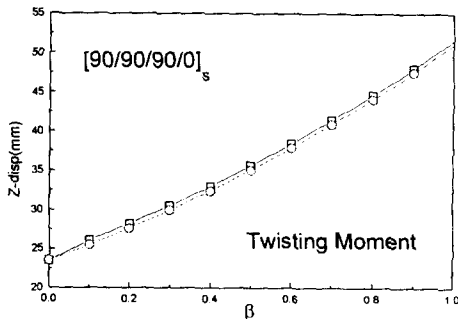


Fig. 24 Deflections at the tip node under twisting moment

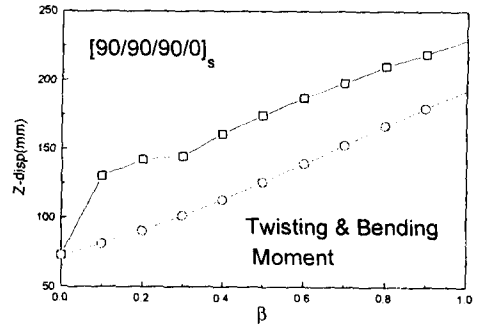


Fig. 25 Deflections at the tip node under both bending and twisting moments

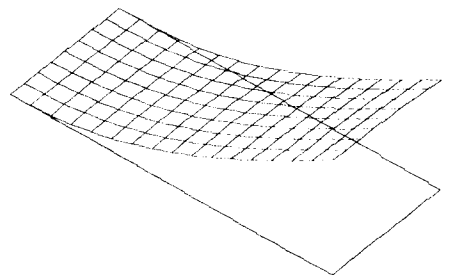


Fig. 26 Deflections for $[45/-45/90/0]_s$ under bending load

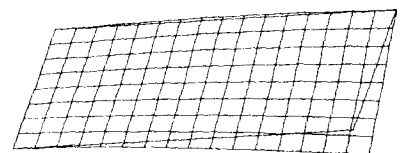


Fig. 27 Deflections for $[45/-45/90/0]_s$ under twisting load

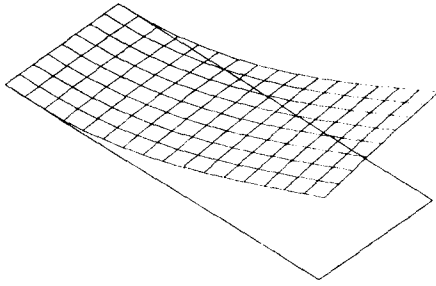


Fig. 28 Deflections for [45/-45/90/0]_s under bending and twisting loads

적층판이 아래로 쳐지면서 비틀림의 변형이 발생함을 알 수가 있다.

4. 결 론

본 연구에서는 균열밀도와 체적계수의 변화에 따라 반복적인 방법을 통해 복합재료 적층판의 강성저하를 계산하였고, 유한요소법을 사용하여 복합재료 적층판 내부에 존재하는 횡방향 모재균열에 의한 균열열림의 존재여부를 판정하여 구조물의 거동 특성을 파악하였다. 예제로 사용된 단순지지된 적층판, 그리고, 굽힘 및 비틀림모멘트를 받는 외팔고정단 판에서 균열열림의 영향을 고려한 경우가 균열열림을 고려하지 않은 경우에 비해 구조물의 강성저하가 상대적으로 커서 이로 인한 구조물의 처짐이 증가됨을 알 수 있었다. 또한 수치해석을 통해 균열밀도 변화에 따라 강성계수는 일반적으로 비선형형태로 감소하고 균열열림조건을 고려했을 경우 구조물의 변형은 적층순서뿐만 아니라 하중방향에 따라 크게 좌우됨을 알 수 있었다. 따라서 본 연구를 통해 여러 복합재료 구조물에서 존재하는 모재균열에 의한 강성저하와 균열에 따른 균열열림 현상의 고려가 복합적층판의 거동에 상당히 영향을 미치므로 향후 복합재료 구조물 해석시 이에 대한 좀더 세부적인 연구 및 실험이 수행되어야 한다고 사료된다.

후 기

본 연구는 한국과학재단의 핵심전문연구(961-1003-025-1)의 일부로 이에 관계자 여러분께 감사드립니다.

참고문헌

- (1) Highsmith, A. L. and Reifsnider, K. L., 1982, "Stiffness Reduction Mechanisms in Composite Laminates," *Damage in Composite Materials, ASTM STP 775*, pp. 103~117.
- (2) Flaggs, D. L., 1985, "Prediction of Tensile Matrix Failure in Composite Laminates," *Journal of Composite Materials*, Vol. 19, pp. 29~50.
- (3) Lim, S. G. and Hong, C. S., 1989, "Prediction of Transverse Cracking and Stiffness Reduction in Cross-ply Laminated Composites," *Journal of Composite Materials*, Vol. 23, pp. 695~713.
- (4) Lee, J. W. and Daniel, I. M., 1990, "Progressive Transverse Cracking of Crossply Composite Laminates," *Journal of Composite Materials*, Vol. 24, pp. 1225~1243.
- (5) Wang, A. S. D, Chou, P. C. and Lei, S. C., 1984, "A Stochastic Model for the Growth of Matrix Cracks in Composite Laminates," *Journal of Composite Materials*, Vol. 18, pp. 239~254.
- (6) Laws, N. and Dvorak, G. J., 1988, "Progressive Transverse Cracking in Composite Laminates," *Journal of Composite Materials*, Vol. 22, pp. 901~916.
- (7) Fukunaga, H., Chou, T., Peters, P. W. and Schulte, K., 1984, "Probabilistic Failure Strength Analysis of Graphite/Epoxy Cross-ply Laminates," *Journal of Composite Materials*, Vol. 18, pp. 339~356.
- (8) Nuismer, R. J. and Tan, S. C., 1988, "A Theory for Progressive Matrix Cracking in Composite Laminates," *Journal of Composite Materials*, Vol. 22, pp. 307~321.
- (9) Talreja, R., 1965, "Transverse Cracking and Stiffness Reduction in Composite Laminates," *Journal of Composite Materials*, Vol. 19, pp. 355~375.
- (10) Laws, N., Dvorak, G. J. and Hejazi, M., 1983, "Stiffness Changes in Unidirectional Composites Caused by Crack Systems," *Mechanics of Materials*, Vol. 2, pp. 123~137.
- (11) Dvorak, G. J. and Laws, N., 1985, "Analysis of

- Progressive Matrix Cracking in Composite Laminates I. Thermoelastic Properties of a Ply with Cracks," *Journal of Composite Materials*, Vol. 19, pp. 216~234.
- (12) Shahid, I. and Chang, F. K., 1995, "An Accumulative Damage Model for Tensile and Shear Failures of Laminated Composite Plates," *Journal of Composite Materials*, Vol. 29, pp. 926~981.
- (13) Hill, R., 1965, "Theory of Mechanical Properties of Fibere-strengthened Materials-III Self-consistent Model," *Journal of Physics and Solids*, Vol. 13, pp. 189~198.
- (14) Hill, R., 1965, "A Self-consistent Mechanics of Composite Materials," *Journal of Physics and Solids*, Vol. 13.
- (15) Kinoshita, N. and Mura, T., 1971, "Elastic Field of Inclusions in Anisotropic Media," *Physica Status Solidi*, Vol. 5, pp. 759.
- (16) Whitney, J. M. and Roy. L. McCullough, 1990, *Micromechanical Materials Modelling*, Vol. 2, Technomic Publishing Co..
- (17) Bathe, K. J., 1982, *Finite Element Procedures in Engineering Analysis*, Prentice-Hall.
- (18) Panda, S. C. and Natarajan, R., 1981, "Analysis of Laminated Composite Shell Structures by Finite Element Method," *Computers & Structures*, Vol. 14, pp. 225~230.
- (19) Chao, W. C. and Reddy, J. N., 1984, "Analysis of Laminated Composite Shells Using a Degenerated 3-D Element," *International Journal for Numerical Methods in Engineering*, Vol. 20, pp. 1991~2007.