

〈論 文〉

복합재 구조물의 초기파손후의 거동묘사를 위한 모델과 해석방법

김용원* · 홍창선*

(1991년 8월 2일 접수)

Model and Method for Post-Failure Analysis of Composite Structure

Yong-Wan Kim and Chang-Sun Hong

Key Words: Finite Element Analysis(유한요소 해석), Post-Failure Analysis(파손후 해석), Classical Lamination Theory(고전적층이론), Matrix Crack(모재 균열), Shear Lag Analysis(전단지연해석), Stiffness Reduction(강성저하), Composite Laminated Structure(복합재 적층 구조물)

Abstract

Phenomenological failure models are implemented to a finite element method for post-failure analysis of composite laminated structure. In the finite element analysis, stresses and strains were analyzed on the basis of classical lamination theory with the consideration of material nonlinearity. Behavior of matrix cracked lamina was described by using of shear lag analysis and behavior of fiber directional failure was modeled with the conception of fiber bundle failure. Conventional shear lag analysis was extended to take into account in-plane shear deformation. In comparison with conventional post-failure analysis of composite structure, present method can address stress state of failed lamina and matrix crack density. Present analysis showed better agreement with experimental results than previous simple post-failure analysis for stress-strain relation of flat specimen.

1. 서 론

복합재료가 가지는 장점을 충분히 활용하여 하중을 많이 받는 부위에 대한 응용이 증가되고 이로 인하여 하중조건이 까다로워짐에 따라 보다 정확한 파손예측이 요구되고, 한걸음 더 나아가서 손상허용설계개념(damage tolerance design concept)을 고려하면, 파손후의 거동에 대한 해석을 수행해야

한다.

초기파손후의 거동을 해석하기 위한 접근방법은 크게 두가지로 분류할 수 있는데 첫째가 여러곳에서 발생한 손상과 균열로 인한 거동의 변화를 균질성이 유지된다는 가정하에서 강성저하를 모델링하여 해석하는 방법이다. 이 경우에는 구조적인 관점에서 전체적인 거동 및 파손영역 해석에 주된 관점을 두고 거시적인 파손양상은 정확하게 고려하지 않는다. 둘째로는 개개의 균열을 단위 셀(cell)로 모델링하여 해석하는 방법이다. 이 경우에는 특정 파손양상에 대하여 모델링을 한정하고 그때의 파손

*정회원, 한국과학기술원 항공우주공학과

양상에 대해 현상학적 규명에 치중하고 있는 실정이다. 복합재 적층 구조물의 경우에는 여러가지 형태로 손상이 동시에 발생하고 미소한 균열이 많이 발생한다. 파손양상은 크게 섬유파손, 모재파손, 그리고 층간분리의 세가지로 구분한다. 특히 모재파손의 경우에는 1mm당 몇개씩 발생하는 경우도 많다. 따라서 후자의 방법으로는 개개의 균열을 고려하면서 응력집중이 존재하는 복합재 적층 구조물의 거동을 해석하는 것은 방대한 3차원 문제가 된다. 그러므로 복합재 적층 구조물의 파손후 거동에 대한 연구는 거시적인 파손양상을 보다 정확하게 고려하면서 구조적인 해석을 수행하는 방법의 정립이 필요하다.

현재까지 구조적 관점에서 복합재 적층 구조물의 초기파손후의 거동해석을 위한 모델링과 방법은 다음과 같은 연구가 보고되었다. 먼저 Chang^(1,2)은 섬유파손으로 인한 강성저하는 Tsai⁽³⁾의 방법을 수정하여 파손면적을 변수로 평가했으며 모재파손이 발생하면 그와 관련된 모든 강성을 영으로 한다. 또한 전단강성은 섬유방향강성과 같이 저하한다고 가정하여 2차원 해석을 했는데 모재파손에 대한 모델링이 미약했다. Lee⁽⁴⁾는 파손이 발생하면 그 파손양상과 관련된 모든 강성을 영으로 하는 모델링으로 해석하였다. 특히 Lee는 3차원해석을 수행함으로써 층간분리까지 묘사하려고 했으나 모델링이 미흡하여 층간분리는 예측하지 못함으로써 3차원해석의 의미가 없었다. Tsai⁽⁵⁾는 모재파손이 발생하면 횡방향 강성에 강성저하 상수를 곱하여 모델링하였다. 이는 수식적으로 간편하여 쉽게 사용이 가능하지만 강성저하 상수를 단층(lamina)의 성질로 규정하여 적층각에는 상관없이 동일한 값을 사용할 것인가 아니면 매번 실험으로 평가해야 하는가 하는 문제점으로 인하여 일반성을 부여하기가 힘들다. 그리고 Swanson⁽⁶⁾은 이축응력하에서 모재파손이 발생하면 강성저하를 실험적으로 평가하여 실험식을 구하여 모델링 하였다. 이상에서 볼 때 이들 모델링은 강성저하를 과대평가하거나 여러가지 경우에 대해 실험적으로 상수들을 결정해야 하는 문제점이 있다.

전술한 연구들과는 별개로 1980년대 후반을 전후하여 복합재의 대표적인 초기 파손양상인 모재균열에 대한 현상학적 모델과 수학적 모델이 많이 보고되었다 대표적인 것으로 전단지연해석(shear lag analysis)⁽⁷⁻¹⁰⁾과 연속체손상역학(continuum dam-

age mechanics)^(11,12)을 이용한 해석이 있다. 그러나 이들 모델은 응력집중이 없는 평판에 대하여 모재균열주위의 변형 및 응력상태를 간단히 구하는 방법을 제시하고 모재균열자체의 현상학적 규명을 하였다. 이를 유한요소해석에 도입하여 복합재 구조물에 대한 초기파손후의 거동을 보다 정확하게 해석하려고 하는 연구는 보고되지 않았다. 연속체 손상역학의 경우는 손상텐서(damage tensor)와 관련된 상수를 실험적으로 구해야 하며 수식화 과정이 복잡하다. 그리고 전단지연해석을 유한요소법에 도입하기 위해서는 전단변형에 의한 모재균열의 생성도 고려해야 하며 인접층의 파손효과를 적절히 모델링할 수 있어야 한다. 전단지연해석은 주로 인장하중에 의해 발생하는 모재균열의 묘사와 모재균열이 강성저하에 미치는 영향에 대해 연구를 수행하였다. Han⁽¹⁰⁾등은 일반적인 면내 하중상태에서 모재균열의 생성으로 인한 강성저하를 묘사하였는데 적층판의 강성에 주된 관점을 두고 실험치와 비교하였다. 유한요소법에 전단지연해석을 도입하기 위해서는 단층의 강성저하에 대한 평가가 필요하다.

본 연구는 복합재 구조물에 대하여 유한요소해석법에 현상학적 모델인 전단지연해석을 도입하여 강성저하와 모재파손을 예측하고 변형률을 매개변수로 한 Weibull 함수를 섬유파손해석에 도입하여 초기파손후의 거동을 묘사하고자 한다. 그리고 면내전단하중이 작용하는 경우에 대해 전단지연해석을 수행할 수 있도록 모델링을 확장했다. 모재균열의 존재로 인한 단층의 강성변화는 실험으로 측정이 불가능하므로 유한요소해석을 수행하여 비교하였다. 이 모델로부터 전단강성의 저하를 평가하는 방법을 사용하였으며, 모재파손의 밀도 예측도 평균변형률 개념으로 전단효과를 고려할 수 있도록 수정하였다. 그리고 초기파손후의 거동을 점진적으로 해석하기 위해 비선형 유한요소프로그램을 작성하고, 상기의 모델을 도입하여 초기파손후의 거동을 보다 정확히 묘사할 수 있는 방법을 제시하고 예로서 평시편에 대해 해석하고 실험치 및 타방법의 결과와 비교하였다.

2. 유한요소 수식화

섬유파손, 모재파손 등의 손상으로 인한 강성저하를 고려하여 해석을 하기 위하여 2차원으로 재료

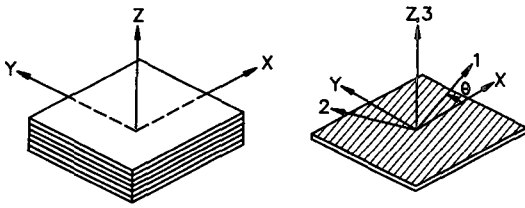


Fig. 1 Geometric and material coordinate system

비선형을 고려하여 수식화 하였으며, 기하학적 비선형은 고려하지 않았다. 적층판의 기하학적 좌표계와 단층에서의 재료축은 Fig. 1과 같은데 여기서 x, y 는 기하학적 좌표축을 의미하며, 1, 2는 재료축을 나타낸다. 유한요소 평형방정식은 하중 증분형태로 수식화 하였는데 n 번째 하중단계에서 평형방정식의 변분형태와 응력증분은 아래와 같이 표현된다.

$$\iiint_V \sigma_n \Delta \epsilon \, dV - \iint_s f \Delta u \, dS = 0 \quad (1)$$

$$\sigma_n = \sigma_{n-1} + \Delta \sigma \quad (2)$$

여기서, σ 와 ϵ 는 각각 응력과 변형률을 표시하고, Δ 는 증분을 의미한다. f 는 외력을 나타내고 u 는 변위를 나타내며 아래첨자 n 은 하중단계들을 의미한다. (1)식에 (2)식을 대입하면 다음과 같이 된다.

$$\iiint_V \Delta \sigma \Delta \epsilon \, dV = \iint_s f \Delta u \, dS - \iiint_V \sigma_{n-1} \Delta \epsilon \, dV \quad (3)$$

각 층에서 증분형태의 구성방정식은 식(4)와 같다. 이때 Fig. 2와 같이 각 층에서 균질성이 유지된다고 가정하면 강성은 변형률의 함수로 나타낼 수 있다.

$$\begin{Bmatrix} \Delta \sigma_{11} \\ \Delta \sigma_{22} \\ \Delta \tau_{12} \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} Q_{11}^T & Q_{12}^T & 0 \\ Q_{12}^T & Q_{22}^T & 0 \\ 0 & 0 & Q_{66}^T \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \Delta \epsilon_{11} \\ \Delta \epsilon_{22} \\ \Delta \gamma_{12} \end{Bmatrix} \quad (4)$$

여기서 Q_{ij} 는 축소 강성행렬값이며 T 는 접선값을 의미한다. 그리고 ν_{12} 는 종방향 강성과 ν_{21} 는 횡방향 강성과 함께 변한다고 가정함으로써 파손이 발생해도 직교이방성은 유지되도록 하였다. 요소는 8절점 등계수요소(isoparametric element)를 사용했다. (3)식의 변위에 유한요소 형상함수를 대입하여 n 번째 하중단계의 m 번째 되풀이 계산 때의 평형방정식을 구하면 다음과 같다.

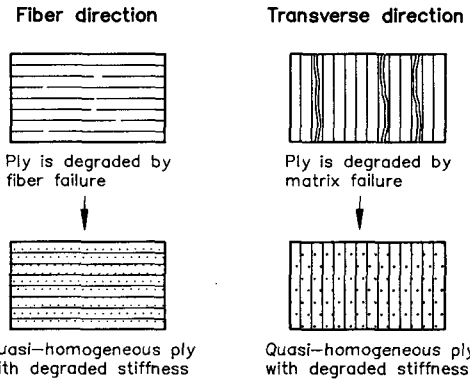
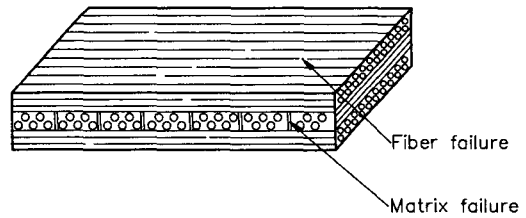


Fig. 2 Modeling of in-situ lamina properties degraded by multi-failure of fiber and matrix

$$[K] \{\Delta U_n^{m-1}\} = \{f_n\} - \{P_n^{m-1}\} \quad (5)$$

여기서 $[K]$ 는 접선강성이며 $\{f_n\}$ 은 외부에서 가해진 힘이고 $\{P_n^{m-1}\}$ 은 내부반력이며 그 차이가 불평형힘이다. 해를 구하는 방법은 Newton Raphson, Modified Newton Raphson, 그리고 이를 조합하여 몇번의 되풀이 계산후에 강성행렬을 새로 평가하는 방법을 사용했다. 수렴판정은 변위와 불평형힘에 대하여 norm 을 취하여 수렴허용오차 안에 들어오면 수렴한 것으로 하였다.

3. 파손 모델

3.1 섬유파손 모델

여러 개의 섬유가 동시에 균일한 ϵ_1 의 하중을 받을 때 파손되지 않은 섬유의 갯수비를 다음과 같이 섬유길기와 변형률을 변수로 하는 Weibull함수로 가정한다.

$$F(\epsilon_1) = \exp \left[- \left(\frac{\epsilon_1}{\epsilon_c} \right)^\lambda \right] \quad (6)$$

여기서 ϵ_c 와 λ 는 Weibull함수의 상수이다. 많은 갯수의 섬유로 구성되어 있는 한 층의 섬유방향 응력 변형률 관계는 다음과 같이 나타낼 수 있다.

$$\begin{aligned} \sigma_1 &= E_1 F(\epsilon_1) \epsilon_1 \\ &= E_1^p \epsilon_1 \end{aligned} \quad (7)$$

여기서 ϵ_c 는 파단 때의 접선강성이 영이 되므로 파단 변형률 값으로 바꾸어 나타낼 수 있고 λ 는 실험의 편차로부터 결정된다. (7)식에서 강성은 다음과 같이 표현되는데 ϵ_{1f} 는 파단 변형률 값이며 윗첨자 D 는 저하된 값을 의미한다.

$$E_1^D = E_1 \exp\left[-\frac{1}{\lambda} \left(\frac{\epsilon_1}{\epsilon_{1f}}\right)^\lambda\right] \quad (8)$$

3.2 모재의 파손 모델

모재의 균열 생성으로 인한 강성저하는 Fig. 3에서와 같이 모델링하여 해석했다. 인장하중이 작용할 때에 평판에 대한 전단지연해석은 그 접근방법에 따라 약간씩 다르다. 여기서는 Lim^(7,8)과 같이 변위장을 가정하여 해석하는 방법을 사용했으므로 자세한 내용은 생략하고 파손층의 횡방향 강성저하는 다음과 같이 구할 수 있다.

$$\begin{aligned} E_2^D &= \frac{\sigma_{x0}^{(2)} Q_{11} \left[1 - \frac{1}{\alpha_1 l} \tanh(\alpha_1 l)\right]}{\left[\sigma_{x0}^{(1)} + \frac{h_2}{h_1 \alpha_1 l} \sigma_{x0}^{(2)} \tanh(\alpha_1 l)\right]} \quad (9) \\ \alpha_1^2 &= \frac{G}{d_0} \left(\frac{1}{h_1 Q_{11}} + \frac{1}{h_2 Q_{22}}\right) \end{aligned}$$

여기서 $\sigma_{x0}^{(1)}$ 과 $\sigma_{x0}^{(2)}$ 는 고전적층판이론의 응력값이고 L 은 균열과 균열사이의 거리의 절반이며 h_1 과 h_2 는 각각 인접층과 파손층의 두께이다. d_0 는 층간전단층의 두께이며 G 는 층간전단층의 전단강

성이다.

전단지연해석법을 유한요소해석에서 요소단위로 적용하기 위해서는 전단하중에 의한 모재균열의 생성과 강성저하를 고려해야 한다. 이런 경우에 대한 해석을 하기 위하여 변위장을 다음과 같이 가정하여 전단지연해석을 확장하였다.

$$v_1 = \gamma_0 x + V_1(x) \quad (10a)$$

$$v_2 = \gamma_0 x + V_2(x) \quad (10b)$$

위의 변형장 식을 평형방정식에 대입하여 해를 구한 다음에 경계조건을 대입하면 변위를 구할 수 있고 변위를 미분하여 변형률을 구한 다음에 응력 성분을 다음과 같이 구할 수 있다.

$$\tau_{xy}^{(1)} = \tau_{xy0}^{(1)} \left[1 + \frac{h_2}{h_1} (c_3 e^{a_2 x} + c_4 e^{-a_2 x})\right] \quad (11a)$$

$$\tau_{xy}^{(2)} = \tau_{xy0}^{(2)} [1 - (c_3 e^{a_2 x} + c_4 e^{-a_2 x})] \quad (11b)$$

$$\begin{aligned} \alpha_2^2 &= \frac{G}{d_0 Q_{66}} \left\{ \frac{1}{h_1} + \frac{1}{h_2} \right\} \\ c_3 &= \frac{1 - e^{-2a_2 l}}{e^{2a_2 l} - e^{-2a_2 l}} \quad c_4 = \frac{e^{2a_2 l} - 1}{e^{2a_2 l} - e^{-2a_2 l}} \end{aligned}$$

이를 이용하여 모재균열의 존재로 인하여 생기는 파손층의 면내 전단강성의 변화를 인장하중이 작용할때와 같은 방법으로 다음과 같이 예측할 수 있다.

$$G_{12}^D = Q_{66} \frac{1 - \frac{1}{\alpha_2} \tanh(\alpha_2 l)}{1 + \frac{h_2}{h_1} \tanh(\alpha_2 l)} \quad (12)$$

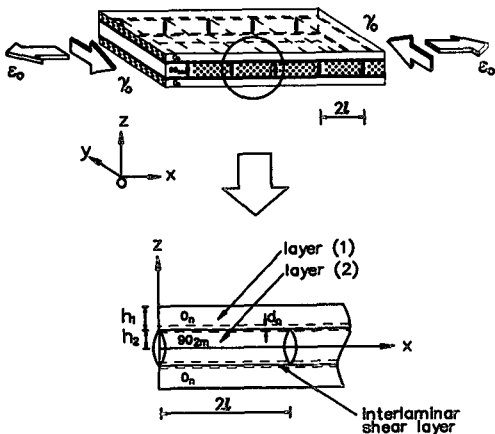


Fig. 3 Modeling of matrix failed lamina for shear lag analysis

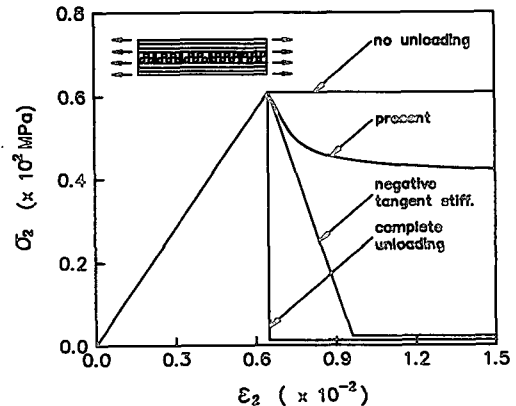


Fig. 4 Transverse stress-strain relations of matrix-failed lamina for various post-failure analysis model

초기파손후의 거동해석에 많이 사용하고 있는 모델들에 대해 파손층의 응력 변형률 관계를 보면 Fig. 4와 같으며 수식적으로는 다음과 같이 표현된다.

$$E_2^I = 0, \quad \sigma_2 = 0 \quad (13a)$$

$$E_2^I = 0, \quad \sigma_2 = Y_t \quad (13b)$$

$$E_2^I = D_2^I E_2 \quad (13c)$$

여기서, Y_t 는 횡방향 강성이며 D_2^I 는 강성저하계수이다. 모재균열이 생성하면 횡방향으로는 더 이상 하중을 지탱하지 못하는 모델이 식(13a)이며, 파손후에 접선강성은 영이 되지만 응력은 파손될 때의 응력값을 그대로 유지한다는 모델이 식(13b)이다. 식(13c)은 파손후에 적절한 강성저하계수를 곱하여 응력과 변형률의 관계를 묘사하는 방법인데, 강성저하계수가 인접층과 파손층의 두께와 강성의 영향을 받으므로 단순히 재료성질로 볼 수 없다. 타 모델은 간편성으로 인해 많이 사용하는데, 구조물 전체에 대한 거동은 묘사가 가능하지만 파손층의 응력상태는 근사적으로도 평가할 수가 없으므로 손상허용설계에 응용하기에는 정보의 제시가 미흡하다.

3.3 파손 예측

섬유파손은 최대 변형률파손식을 적용하여 예측하였다. 그리고 모재균열은 면내 전단변형률 성분을 구하여 전단하중에 의한 효과를 고려하면 파손 밀도의 예측을 다음과 같이 수정해서 할 수 있다.

$$\left(\frac{\bar{\epsilon}_2}{\epsilon_{2f}}\right)^2 + \left(\frac{\bar{\gamma}_{12}}{\gamma_{12f}}\right)^2 = 1 \quad (14)$$

$$\bar{\epsilon}_2 = \frac{1}{l} \int_0^l \epsilon_x^{(2)} dx$$

$$\bar{\gamma}_{12} = \frac{1}{l} \int_0^l \gamma_{12}^{(2)} dx$$

전단지면해석에서 균열과 균열사이의 평균변형률을 구하여 식(13)의 해를 구하면 평균변형률 개념을 이용한 모재균열밀도를 구할 수 있다. 이때 식(13)은 비선형식이 되지만 선형탐색법으로 구할 수 있다.

3.4 유한요소해석에 도입

강성저하는 각 요소의 단층을 단위로 재료주축방향 변형률의 평균값으로 평가하였다. 모재균열로 인한 모재파손에서 강성저하는 모재균열밀도의 함

수로 나타내어지고 이는 다시 횡방향 변형률과 전단 변형률의 합수로 나타내어지므로 접선강성은 다음과 같이 평가된다.

$$E_2^I = \frac{\partial E_2^p}{\partial l} \frac{\partial l}{\partial \epsilon_2} \epsilon_2 + E_2^p \quad (15a)$$

$$G_{12}^I = \frac{\partial G_{12}^p}{\partial l} \frac{\partial l}{\partial \gamma_{12}} \gamma_{12} + G_{12}^p \quad (15b)$$

그리고 인접층이 파손되면 강성이 변화하여 현재 파손평가를 하고 있는 층에 영향을 미치는데, 이는 동시에 계산이 불가능하므로 인접층의 강성은 바로 직전 단계의 강성을 사용함으로써 근사하였다. 이는 식(9)와 (11)에서 α_1 과 α_2 를 평가할 때 사용되는 Q_{ij} 를 그 이전 단계의 값을 이용하는 것이다. 이때 인접층의 강성은 파손을 평가하고 있는 층의 제외한 모든 층에 대해 파손을 평가하고 있는 층의 재료주축 방향으로 유효강성을 구하여 계산했다.

4. 해석 및 결과

4.1 모재 파손모델의 검증을 위한 유한요소해석

전단지면모델을 이용한 강성저하평가를 검증하기 위하여 한개의 균열이 존재하는 단위 셀에 대하여 모델링하여 유한요소해석을 수행했는데 이때는 여러가지 요소를 쉽게 이용할 수 있는 상용코드 ANSYS를 이용했다. 이때 사용한 재료 및 재료상수는 Table 1과 같으며 한층의 두께는 0.12mm이고 1%의 변형률을 내는 변위하중을 가했다. 먼저 인장하중이 존재하는 경우에 대해 평면변형률 요소를 이용하여 해석하였다. 인장하중하에서는 전단지면모델이 실험결과와 유한요소해석 결과와 비교검증을 수행하여 타당성이 보고 되었다⁽⁷⁻¹⁰⁾. 일반적인 전단지면해석의 가정을 보면 적층순서의 영향을 제대로 고려하지 않으므로 [0/90]_s, [90/0]_s, 그리고 [0/90]_{sv} 등의 적층순서를 동일시 한다. 그래서 이들 세가지 극단적인 경우에 대해 유한요소모델링을 Fig. 5와 같이하여 전단지면해석과의 차이를 살펴 보았다. (a)는 적층순서가 [0/90]_s인 경우이며 (b)

Table 1 Material properties of graphite/epoxy (P3051)

E_1 (GPa)	E_2 (GPa)	G_{12} (GPa)	ν_{12}	X_t (MPa)	Y_t (MPa)	S (MPa)
127.8	9.4	4.2	0.28	1726	61	61

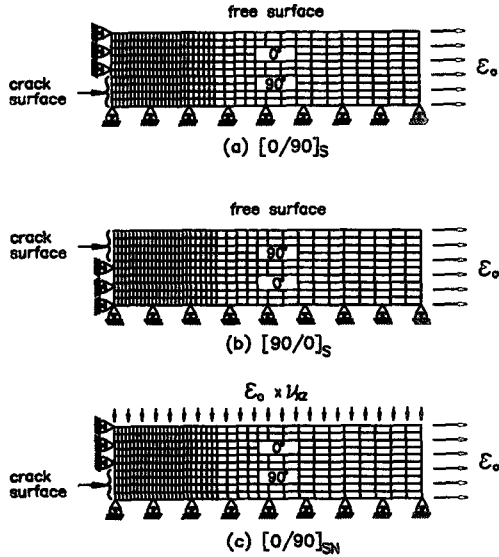


Fig. 5 Finite element modelings and boundary conditions for cross-ply laminate family

는 $[90/0]_s$ 이다. 그리고 $[0/90]_s$ 층이 반복 적층된 경우를 모델링한 것이 (c)인데 90° 층의 아래쪽은 대칭 경계조건이며 0° 층의 윗쪽은 인장하중 ϵ_0 를 가했을 때 포와송 효과에 의해 줄어드는 변형률만큼 균일한 변위하중을 경계조건으로 가한 것이다. 다음으로 유한요소해석 결과에서 강성저하는 균열과 균열사이의 응력에 대해 평균값을 구하여 평가했다. 다음으로 크로스-플라이에 순수 전단하중이 작용하는 경우와 $[(\pm 45)/90]_s$ 적층판에 인장이 작용하는 경우에 대해서 3차원 유한요소모델을 이용하여 해석하였다. 전단지연해석 결과와 응력분포 및 강성저하를 비교하였는데 $[(\pm 45)/90]_s$ 적층판에 대해 전단지연해석을 할 때 $\pm 45^\circ$ 층은 유효강성을 사용했다.

인장하중하에서 세가지의 크로스-플라이에 대하여 전단지연해석 결과와 유한요소해석 결과를 Fig. 6에서 비교하였는데 균열밀도와 강성저하와의 관계에 큰 영향을 미치지 않았다. 그래서 모재균열로 인한 파손층의 횡방향 강성저하는 적층순서 혹은 인접층의 효과를 정확히 고려하지 않아도 전단지연해석으로 비교적 정확히 평가됨을 알 수 있었다. 전단모델을 검증하기 위해 면내전단응력 τ_{xy} 에 대하여 전단지연해석결과와 유한요소해석 결과를 Fig. 7에서 비교하였는데 유사한 결과를 보여준다. 다음으로는 전단지연해석 결과로부터 면내전단강성을

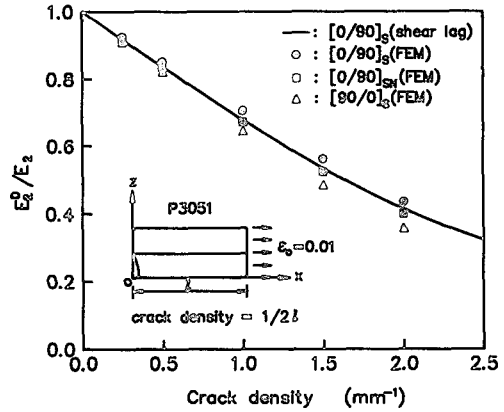


Fig. 6 Transverse stiffness reduction of 90° layer for cross-ply laminate family

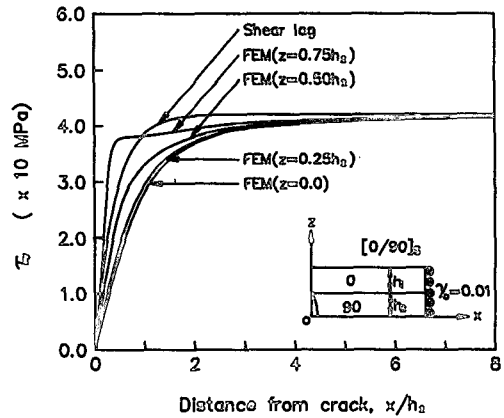


Fig. 7 In-plane shear stress distribution of 90° layer along the x-axis

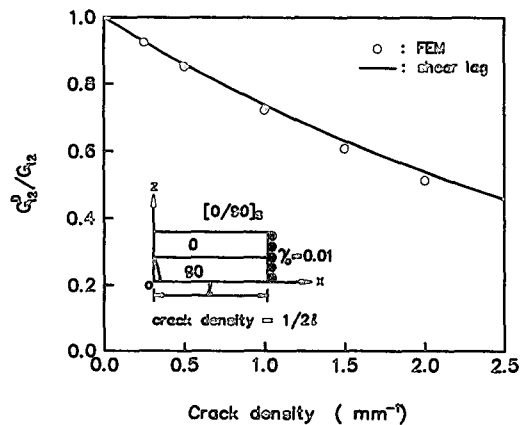


Fig. 8 Shear stiffness reduction of 90° layer

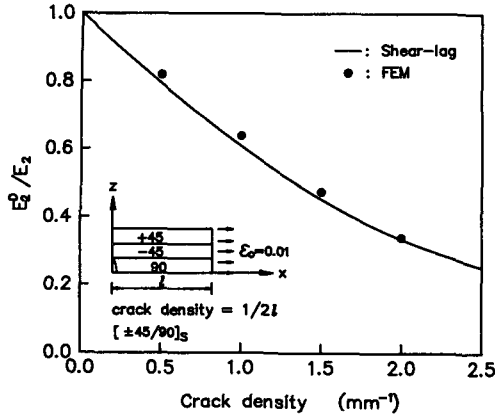


Fig. 9 Transverse stiffness reduction of 90° layer for [(±45)/90]_s laminate

평가한 것과 유한요소해석 결과를 비교하여 Fig. 8에 나타내었는데 잘 일치함을 알 수 있었다. 모재 균열의 생성으로 인한 강성저하는 전단과 인장하중 하에서 비교적 정확히 평가할 수 있었지만 인접층의 효과를 정확히 묘사하고 있지는 않다. 이를 규명하기 위하여 [(±45)/90]_s 적층판에 인장하중이 작용하는 경우에 대해 3차원 유한요소해석을 수행하여 강성저하를 평가한 것과, ±45°층에 유효강성을 대입하여 전단지연해석으로부터 구한 강성저하를 Fig. 9에서 비교하였는데 비교적 잘 일치함을 보여 준다. 그래서 인장과 전단을 달리 고려하여 제시한 모델에서 강성저하를 평가할 때 전단연계강성을 정확히 고려하지 못하고 인접층이 파손될 때의 효과를 정확히 고려하지는 못하지만 전단효과만 더 고

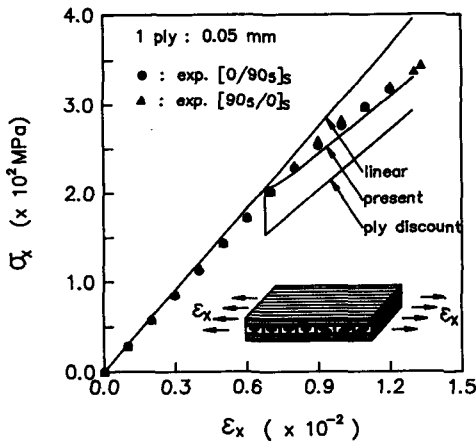


Fig. 10 Comparison of present analysis with other simple analysis methods and experimental results

Table 2 Material properties of glass/epoxy⁽¹³⁾

E_1 (GPa)	E_2 (GPa)	G_{12} (GPa)	ν_{12}	X_t (MPa)	Y_t (MPa)	S (MPa)
39.3	9.6	3.5	0.285	1034	20	62

려함으로서도 보다 정확하게 넓은 범위의 적층판에 대해 적용할 수 있다.

4.2 평판에 대한 해석

이상의 방법과 모델을 비선형 유한요소해석 프로그램에 도입해서 평시편에 대해 파손후의 거동모사를 위한 해석에 적용하고 실험으로 응력 변형을 관계를 구하여 비교하였다. 이때 사용한 재료는 P3051 인데 재료상수는 Table 1과 같으며 한층의 두께는 0.05mm이다. 실험은 [0/90]_s, [90_s/0]_s의 적층구조에 대해 인장하중을 가하면서 변형률센서(extensometer)를 부착하여 변위를 측정하였다. 실험결과와 모델링의 결과를 Fig. 10에 나타내었는데 다소 과소평가를 하고 있지만 타 모델에 비해 잘 일치함을 알 수 있다.

다음으로 glass/epoxy 준등방성 적층판에 대해 Chou⁽¹³⁾가 실험한 결과를 본 방법과 비교하기 위해서 해석을 하였다. 이때 적층순서는 [0/±45/90]_s이며 재료의 물성치는 Table 2와 같다. Fig. 11에 나타난 것을 보면 첫번째 팝인(pop-in)은 90°층이 파손한 것이며, 두번째 팝인은 45°층이 파손한 것인데 전체적인 거동을 본 방법이 타 방법에 비해

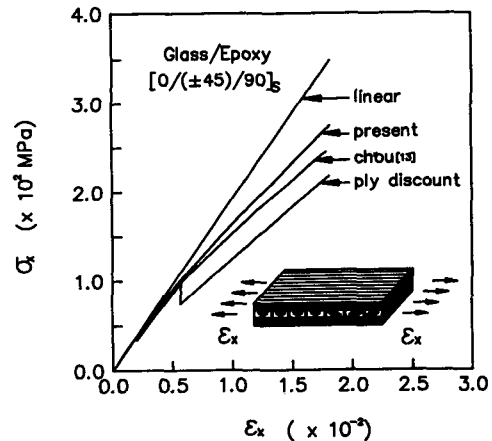


Fig. 11 Comparison of present method with other methods for glass/epoxy quasi-isotropic laminate.

잘 묘사함을 보여준다.

그리고 전체적인 거동은 비슷해도 본 모델은 모재파손층에서 전단지연해석을 도입함으로써 파손층의 응력을 보다 정확히 평가할 수 있고 모재파손으로 인한 균열밀도도 예측할 수 있다. 응력집중등이 있는 경우에는 초기파손이 일찍 발생하고 또 국부적으로 발생하기 때문에 본 모델링을 효과적으로 응용할 수 있다.

5. 결론

모재균열에 대한 현상학적 모델인 전단지연해석과 섬유다발의 파손개념을 비선형 유한요소해석에 도입함으로써 복합재 구조물의 초기파손후의 거동해석을 위한 새로운 시도를 하였다. 본 방법은 복합재 구조물의 초기파손후의 거동해석을 위한 기존의 유한요소해석에 비해 파손층의 응력을 정확히 평가할 수 있고 균열밀도를 예측할 수 있다. 그리고 전단지연해석을 유한요소해석에 도입하는데 문제점인 전단변형을 고려할 수 있도록 전단지연해석을 확장하였으며 이에 대해 유한요소해석을 수행하여 타당성을 보였다.

(1) 평시편의 응력 변형을 관계를 비교한 결과에 의하면 제시된 방법은 기초의 모델에 비해 초기파손후의 거동을 정확히 묘사하였다.

(2) 면내전단하중을 고려할 수 있도록 확장된 전단지연해석은 유한요소해석과 비교할때 응력분포가 비교적 잘 일치하였다.

(3) 전단지연해석으로 횡방향 강성저하와 전단강성저하를 평가한 것은 유한요소해석으로 평가한 것과 잘 일치하였다.

참고문헌

(1) Chang, F. K. and Chang, K. Y., 1987, "A Progressive Damage Model for Laminated Composite Containing Stress Concentrations," *Journal of Composite Materials*, Vol.21, pp. 834~855.
 (2) Lessard, L. B., Chang, K. Y. and Chang, F. K., 1990, "Progressive Failure of Laminated Composites Containing a Hole," *Appl. Mech. Rev.* Vol. 43, No. 5, Part 2, pp. 304~309.
 (3) Tsai, S.W. and Hahn, H.T., 1980, *Introduction to Composite Materials*, Technomic Publishing

Company, Westport, pp. 407~410.

- (4) Lee, J.D., 1982, "Three Dimensional Finite Element Analysis of Damage Accumulation in Composite Laminate," *Computer & Structures* Vol. 15, No. 3, pp. 335~350.
 (5) Tsai, S. W., 1988, *Composite Design*, 4th ed., Think Composite, pp. 18.3~18.5
 (6) Swanson, S.R., 1987, "Progressive Failure in Carbon/Epoxy Laminates Under Biaxial Stress," *Transaction of the ASME, Journal of Engineering Materials and Technology*, Vol. 109, pp. 12~16.
 (7) 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.
 (8) Lim, S.G. and Hong, C.S., 1989, "Effect of Transverse Cracks on the Thermomechanical Properties of Cross-Ply Laminated Composites," *Composite Science and Technology*, Vol. 34, pp. 145~162.
 (9) Lee, J. W. and Daniel, I. M., 1990, "Progressive Transverse Cracking of Cross-ply Composite Laminates," *Journal of Composite Materials*, Vol. 24, pp. 1225~1243.
 (10) Han, Y.M. and Hahn, H.T., 1989, "Ply Cracking and Property Degradations of Symmetric Balanced Laminates Under General In-Plane Loading," *Composite Science and Technology*, Vol. 35, pp. 377~397.
 (11) Talreja, R., 1985, "Transverse Cracking and Stiffness Reduction in Composite Laminates," *Journal of Composite Materials*, Vol. 19, pp. 355~375.
 (12) Harris, C.E., Allen, D.H., Norttorf, E. W., and Groves, S. E., 1988, "Modeling Stiffness Loss in Quasi-Isotropic Laminates Due to Microstructural Damage," *Trans. of the ASME, J. of Engineering Materials and Technology*, Vol. 110, pp. 128~133.
 (13) Chou, S. C., Orringer, O., and Rainey, J.H., 1976, "Post-Failure Behavior of Laminates I : No Stress Concentration," *Journal of Composite Materials*, Vol. 10, pp. 371~381.