

## 論文

## 직교 복합적층판의 인장 기지파손에 대한 유한요소해석

최익현\* · 홍창선\*\*

A Finite Element Analysis on Tensile Matrix Failure  
in Cross-Ply Laminated Composites

I. H. Choi\* and C. S. Hong\*\*

## ABSTRACT

In order to analytically estimate in-situ strengths on matrix failure of each inner ply in composite laminates, the transverse matrix crack onset strain of cross-ply laminates subjected to tensile loading is analyzed using the finite element method. As a transverse matrix failure criterion, a concept based on fracture mechanics in brittle materials is applied, which is that the failure is occurred when the energy release rate due to crack opening is equal to the critical energy release rate. In the finite element analysis, four-node plane strain element is used to compute the strain energy and the work of the system. Also, the interlaminar shear layer between the transverse cracking layer and adjacent layer is assumed, and the thermal residual strain effects by curing process considered. Analyzed transverse crack onset strains are compared with the experimental results in reference, and those show good agreements. Finally, the critical stress on the matrix failure in transverse cracking layer analyzed in this study may be applied as the in-situ strengths on tensile matrix failure in cross-ply composite laminates.

## 초 록

복합적층판 내부의 각 층에서 발생하는 기지파손에 대한 in-situ 강도를 해석적인 방법으로 평가하기 위하여 인장하중을 받는 직교적층판의 섬유방향 기지균열발생변형률을 유한요소법으로 해석하였다. 섬유방향 기지파손기준식으로는 취성재료의 파괴역학에 기초하여 균열의 열림으로 인한 에너지방출율이 임계에너지방출율과 동일하게 될 때 파손이 발생한다는 개념을 적용하였다. 유한요소해석에서는 4-절점 평면변형률요소를 사용하여 계의 변형에너지와 일을 계산하였다. 또한 섬유방향 파손층과 인접층 사이에 층간 전단층을 가정하였으며, 성형과정으로 인한 열잔류변형률효과를 고려하였다. 해석된 섬유방향 균열발생변형률은 참고문헌의 실험결과와 비교하여 잘 일치하는 결과를 얻었다. 따라서 섬유방향 기지파손이 발생하는 파손층의 임계응력은 직교 복합적층판의 인장 기지파손에 대한 in-situ 강도로서 적용될 수 있을 것이다.

\* 한국항공우주연구소 우주비행시험연구그룹

\*\* 한국과학기술원 항공우주공학과

## 1. 서 론

항공기 구조물 등에 널리 사용되고 있는 복합재 적층구조물은 제작과정이나 운용중에 저속의 외부 물체에 의하여 충격을 받을 수 있으며, 이 때 외부에서는 식별이 곤란한 손상이 적층판의 내부나 후면에 발생하게 된다. 이러한 저속충격손상문제를 해결하기 위하여 많은 연구가 진행되고 있으나 복합재의 복잡한 파괴특성으로 인하여 아직 정립된 해석방법을 찾아보기 어렵다[1].

저속충격손상을 해석하기 위하여 먼저 적층판의 충격거동에 대한 유한요소해석을 수행하고, 이로부터 계산된 응력해석 결과에 파손기준식을 적용하여 손상영역을 평가한 연구가 있다[2,3]. 이 연구결과를 살펴보면 동일한 두께와 면내 강성을 갖는 적층판일지라도 동일한 적층각을 갖는 한 층의 두께가 다른 경우에는 각각 다른 손상영역을 보이고 있다[3]. 이는 적층판 내부의 층의 두께에 따라 파손강도가 변하기 때문으로 생각되며, 따라서 적층판의 손상여부를 판단하기 위한 파손기준식에도 층의 두께에 따라 각각 다른 강도, 즉 in-situ 강도를 적용할 필요가 있다. 특히 저속충격에 의한 초기의 손상은 인장응력 및 횡전단응력에 의하여 기지균열 형태로 발생하며, 이로부터 층간분리가 발생한다고 알려져 있다[4]. 따라서 인장응력 및 횡전단응력에 의하여 발생하는 기지균열에 대한 in-situ 강도를 해석적 및 실험적으로 평가할 필요가 있다. 본 연구에서는 먼저 인장하중에 의하여 발생하는 기지균열에 대한 in-situ 강도를 해석적인 방법으로 평가하고자 한다.

인장하중을 받는 직교 복합적층판에 대한 섬유방향 기지파손발생에 대한 연구는 1980년대 이후 활발히 진행되어 왔다[5~13]. 이 연구는 두 가지 연구목적용 가지고 수행되어 왔는데 첫째는 초기의 파손이 발생하는 임계변형률 등을 평가하기 위함이고, 둘째는 파손으로 인한 균열의 밀도가 증가하면서 발생하는 적층판의 강성의 저하를 평가하기 위함이다. 이러한 두 가지 연구목적용 만족시키기 위하여 대부분의 연구는 적절한 파손모델, 즉 파손층 주위의 변형장을 가정함으로써 해석적인 방

법으로 균열 주위의 응력분포를 유도하는 방법으로 연구를 수행하여 왔다. 이러한 파손모델에는 전단-지연(shear-lag) 모델[5~7]과 섬유방향 파손층과 인접층 사이에 층간전단층(interlaminar shear layer)을 가정한 수정된 전단-지연 모델[8~10]이 있고, 더욱 정확한 응력분포를 구하기 위하여 일반적 응력해석법이나 근사탄성해 방법에 의한 모델[11,12] 등이 알려져 있다.

위의 파손모델을 사용하여 해석된 균열 주위의 응력분포를 이용하여 파손의 발생여부를 평가하는 기준식으로는 파괴역학적 에너지기준식과 강도조건식이 있다. 파괴역학적 에너지기준식은 취성재료의 파괴역학에 기초하여 계의 전 에너지가 보존된다는 개념하에서 균열의 열림으로 인한 에너지 방출율(energy release rate)이 임계에너지방출율과 같아질 때 파손(균열)이 발생한다고 평가하는 방법이다[5~10]. 강도조건식은 응력해석결과에서 최대응력이 횡방향 강도와 같아질 때 파손이 발생한다고 평가하는 방법이며, 이는 균열의 증가 및 강성저하를 해석하기 위한 연구에서 사용되고 있다[13].

본 연구에서는 복합적층판의 섬유방향 기지파손 발생에 있어서 초기의 파손이 발생하는 파손층의 임계응력을 평가하여 이를 적층판 내부의 층에 대한 in-situ 강도로서 적용하고자 한다. 따라서 파손층 주위의 가정된 변형장을 사용하는 앞의 파손모델을 사용하지 않고 유한요소법을 사용함으로써 균열 주위의 변형장 및 응력분포를 정확히 해석하였다. 또한 파손층의 전단변형효과를 정확히 해석하고자 수정된 전단-지연 모델에서와 같이 섬유방향 파손층과 인접층 사이에 층간전단층을 가정하였고, 성형과정으로 인한 열잔류변형률효과를 고려하였다. 파손의 발생여부를 평가하기 위하여 파괴역학적 에너지기준식을 이용하였으며, 해석된 섬유방향 기지파손발생변형률을 참고문헌[10]에 있는 실험 결과와 비교 검토하였다.

## 2. 섬유방향 기지파손 해석

### 2-1. 섬유방향 기지파손기준식

[O<sub>n</sub>/90<sub>m</sub>]<sub>s</sub>의 적층순서를 갖는 직교 복합적층판에서 파손층(90°층) 두께방향으로 관통된 섬유방향 기지균열이 적층구조의 폭방향으로 성장함에 있어서 에너지방출율은 균열길이에 무관하며 섬유방향 균열성장은 안정한 균열성장 형태를 보인다고 알려졌다[10, 14]. 따라서 적층판 폭 방향으로의 단위길이 균열진전에 대하여 파괴역학적 개념에 입각한 다음과 같은 파손기준식을 적용하면 균열발생변형률을 해석할 수 있다.

$$G = 2(\Delta W - \Delta U) / d \geq G_{IC} \quad \dots\dots\dots (1)$$

여기서 G<sub>IC</sub>는 적층구조 시편의 폭방향에 대하여 모우드 I의 안정균열 진전으로 기지균열이 발생한다는 가정하에 적용되는 모우드 I의 임계에너지방출율이다. ΔW는 기지균열의 발생으로 인하여 시편에 가해지는 외부하중이 시편에 한 일의 변화량이며, ΔU는 시편의 변형에너지의 변화량이다.

2-2. 유한요소수식화 과정

본 연구에서는 유한요소법을 사용하여 식(1)의 ΔW와 ΔU를 계산하였다. 유한요소법을 사용하여 기지균열발생변형률을 해석하기 위한 모델은 Fig. 1과 같다. Fig. 1에서와 같이 적층판 시편의 길이 방향을 x축, 시편의 폭 방향을 y축, x-y면에 수직인

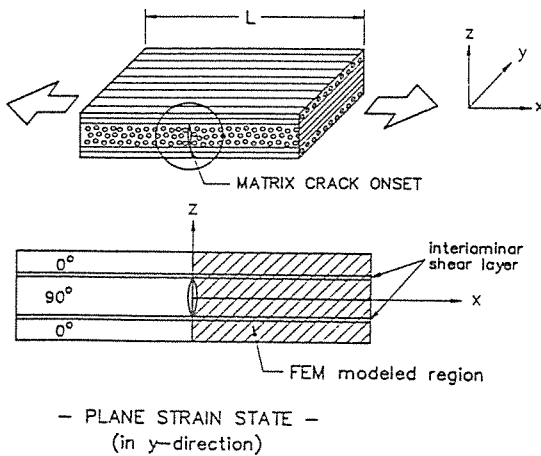


Fig. 1. Finite element model in present matrix crack onset analysis of cross-ply composite laminates subjected to tensile loading.

시편의 두께 방향을 z축으로 하여 좌표축을 설정한다. y축 방향에 대하여 평면변형률 상태로 가정하면 적층판의 변위장은 다음과 같이 표현된다.

$$\begin{aligned} u_x(x, z) &= u(x, z) \\ u_y(x, z) &= 0 \\ u_z(x, z) &= w(x, z) \quad \dots\dots\dots (2) \end{aligned}$$

또한 변형률-변위 관계식은 다음과 같이 된다.

$$\begin{aligned} \epsilon_x &= \frac{\partial u_x}{\partial x} = \frac{\partial u}{\partial x} \\ \epsilon_z &= \frac{\partial u_z}{\partial z} = \frac{\partial w}{\partial z} \\ \gamma_{zx} &= \frac{\partial u_x}{\partial z} + \frac{\partial u_z}{\partial x} = \frac{\partial u}{\partial z} + \frac{\partial w}{\partial x} \\ \epsilon_y &= \gamma_{yz} = \gamma_{xy} = 0 \quad \dots\dots\dots (3) \end{aligned}$$

섬유방향각이 θ = 0, 즉 섬유방향과 x축이 일치하는 한 층의 구성방정식은 다음과 같다.

$$\begin{Bmatrix} \sigma_1 \\ \sigma_3 \\ \tau_{31} \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} C_{11} & C_{13} & 0 \\ C_{13} & C_{33} & 0 \\ 0 & 0 & C_{55} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \epsilon_1 \\ \epsilon_3 \\ \gamma_{31} \end{Bmatrix} \quad \dots\dots (4)$$

여기서 식(4)의 자세한 강성계수는 다음과 같다 [15].

$$\begin{aligned} C_{11} &= E_1(1 - \nu_{23}\nu_{32}) / \Delta \\ C_{13} &= E_1(\nu_{31} + \nu_{21}\nu_{32}) / \Delta = E_3(\nu_{31} + \nu_{12}\nu_{23}) / \Delta \\ C_{33} &= E_3(1 - \nu_{12}\nu_{21}) / \Delta \\ C_{55} &= G_{31} \\ \Delta &= 1 - \nu_{12}\nu_{21} - \nu_{23}\nu_{32} - \nu_{31}\nu_{13} - 2\nu_{21}\nu_{32}\nu_{13} \end{aligned}$$

섬유방향이 θ인 k번째 층의 구성방정식은 다음과 같다.

$$\begin{Bmatrix} \sigma_x \\ \sigma_z \\ \tau_{zx} \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} \bar{C}_{11} & \bar{C}_{13} & 0 \\ \bar{C}_{13} & \bar{C}_{33} & 0 \\ 0 & 0 & \bar{C}_{55} \end{bmatrix}_k \begin{Bmatrix} \epsilon_x \\ \epsilon_z \\ \gamma_{zx} \end{Bmatrix}_k \quad \dots\dots (5)$$

여기서 변환된 강성행렬의 각 항들은 다음과 같다 [15].

$$\begin{aligned} \bar{C}_{11} &= C_{11}m^4 + 2(C_{12} + 2C_{66})m^2n^2 + C_{22}n^4 \\ \bar{C}_{13} &= C_{13}n^2 + C_{23}n^2 \\ \bar{C}_{33} &= C_{33} \\ \bar{C}_{55} &= C_{44}n^2 + C_{55}m^2 \end{aligned}$$

여기서,  $m = \cos\theta$ ,  $n = \sin\theta$  이다.

위의 식들을 가상일의 원리(principles of virtual work)에 적용하여 평면변형률 상태에 대한 유한 요소방정식을 구성할 수 있다. 사용된 요소는 4절점 등계수 요소로서 보간함수는 다음과 같다.

$$\begin{aligned} \Phi_1 &= (1-\xi)(1-\eta) / 4 \\ \Phi_2 &= (1+\xi)(1-\eta) / 4 \quad \dots\dots\dots (6) \\ \Phi_3 &= (1+\xi)(1+\eta) / 4 \\ \Phi_4 &= (1-\xi)(1+\eta) / 4 \end{aligned}$$

2-3. 기지균열발생 평가기준식을 적용한 해석과정

본 연구에서는 기지균열의 발생을 평가하기 위하여 선형해석을 수행하였다. 따라서 모든 변위와 변형률은 하중에 비례하게 된다. 본 해석에서는 이러한 선형해석의 특성을 이용하여 다음과 같은 해석과정을 수행함으로써 앞에서의 평가기준식을 만족하는 균열발생변형률을 구하였다.

가. 단위하중에 의한 변형에너지 및 일

균열이 발생하지 않은 경우에 대하여 단위하중과 변위를 다음과 같이 쓴다.

$$\begin{aligned} F_x &= \bar{F} \quad (\bar{F} \text{는 단위하중}) \\ u_x &= \bar{u}_c \quad (\bar{u}_c \text{는 단위하중을 받는 지점의 변위}) \end{aligned}$$

이 때의 변형에너지 및 일은 다음과 같다.

$$\begin{aligned} U_{1c} &= \frac{1}{2} (\{\epsilon\}_c^{me} + \{\epsilon\}_c^{lh})^T [D] (\{\epsilon\}_c^{me} + \{\epsilon\}_c^{lh}) \\ W_{1c} &= F_x \cdot u_x = \bar{F} \cdot \bar{u}_c \quad \dots\dots (7) \end{aligned}$$

균열이 발생한 경우에 대하여 단위하중과 변위를 다음과 같이 쓴다.

$$\begin{aligned} F_x &= \bar{F} \quad (\bar{F} \text{는 단위하중}) \\ u_x &= \bar{u}_o \quad (\bar{u}_o \text{는 단위하중을 받는 지점의 변위}) \end{aligned}$$

이 때의 변형에너지 및 일은 다음과 같다.

$$\begin{aligned} U_{1o} &= \frac{1}{2} (\{\epsilon\}_o^{me} + \{\epsilon\}_o^{lh})^T [D] (\{\epsilon\}_o^{me} + \{\epsilon\}_o^{lh}) \\ W_{1o} &= F_x \cdot u_x = \bar{F} \cdot \bar{u}_o \quad \dots\dots\dots (8) \end{aligned}$$

위의 식들에서 하첨자  $c$ 와  $o$ 는 각각 균열이 발생하지 않은 경우와 균열이 발생한 경우를 의미한다. 또한 상첨자  $me$ 와  $lh$ 는 각각 외부하중에 의한 역학적 변형률과 성형시 열팽창율의 차이에 의하여 발생하는 열잔류변형률을 의미한다.

나.  $n$ 배의 하중에 의한 변형에너지 및 일

앞의 가. 절에서 보듯이 균열이 발생하기 전후 상태에 대한 변형에너지와 일을 계산하기 위해서는 각각의 상태에 대하여 단위하중에 의한 역학적 변형률과 열잔류변형률을 계산하여야 하므로 유한요소해석과정에서 4번의 풀이과정이 필요하다. 이러한 과정을 통하여 단위하중을 받는 경우에 대하여 변형에너지와 일을 계산한 후에는 기지균열이 발생하는 하중을 계산하여야 한다. 이 과정은 본 해석의 선형특성을 이용하여 다음과 같이 수행될 수 있다.

먼저 기지균열이 발생하는 하중을 단위하중의  $n$  배라고 가정한다. 균열이 발생하지 않은 경우에 대하여  $n$ 배의 단위하중이 작용할 때의 변위는 다음과 같이 쓸 수 있다.

$$F_x = n\bar{F} \quad u_x = n\bar{u}_c$$

이 때의 변형에너지 및 일은 다음과 같다.

$$\begin{aligned} U_{nc} &= \frac{1}{2} (n\{\epsilon\}_c^{me} + \{\epsilon\}_c^{lh})^T [D] (n\{\epsilon\}_c^{me} + \{\epsilon\}_c^{lh}) \\ W_{nc} &= F_x \cdot u_x = n^2 \bar{F} \cdot \bar{u}_c \quad \dots\dots\dots (9) \end{aligned}$$

또한 균열이 발생한 경우에 대하여  $n$ 배의 단위하중이 작용할 때의 변위는 다음과 같이 쓸 수 있다.

$$F_x = n\bar{F} \quad u_x = n\bar{u}_o$$

또한 이 때의 변형에너지 및 일은 다음과 같다.

$$\begin{aligned} U_{no} &= \frac{1}{2} (n\{\epsilon\}_o^{me} + \{\epsilon\}_o^{lh})^T [D] (n\{\epsilon\}_o^{me} + \{\epsilon\}_o^{lh}) \\ W_{no} &= F_x \cdot u_x = n^2 \bar{F} \cdot \bar{u}_o \quad \dots\dots\dots (10) \end{aligned}$$

다. 균열발생변형률과 응력의 계산

이상에서 구한 변형에너지와 일로부터 각각의 변화량을 다음과 같이 구할 수 있다.

$$\begin{aligned} \Delta U &= U_{no} - U_{nc} \\ &= \frac{1}{2} \left( n^2 \{\varepsilon\}_o^{me} [D] \{\varepsilon\}_o^{me} + 2n \{\varepsilon\}_o^{me} [D] \{\varepsilon\}_o^{th} \right. \\ &\quad \left. + \{\varepsilon\}_o^{th} [D] \{\varepsilon\}_o^{me} \right) \\ &\quad - \frac{1}{2} \left( n^2 \{\varepsilon\}_c^{me} [D] \{\varepsilon\}_c^{me} + 2n \{\varepsilon\}_c^{me} [D] \{\varepsilon\}_c^{th} \right. \\ &\quad \left. + \{\varepsilon\}_c^{th} [D] \{\varepsilon\}_c^{me} \right) \dots\dots\dots (11) \end{aligned}$$

$$\Delta W = W_{no} - W_{nc} = n^2 \bar{F} (\bar{u}_o - \bar{u}_c) \dots\dots\dots (12)$$

앞에서 살펴본 균열발생 평가기준식 (1)을 변형하면 다음의 식(13)과 같이 쓸 수 있다.

$$\Delta W - \Delta U = \frac{G_{IC} \cdot d}{2} \dots\dots\dots (13)$$

이 식에 위에서 구한 변형에너지 및 일의 변화량을 대입하면 다음과 같이  $n$ 에 대한 2차 방정식의 형태로 표현된다.

$$\begin{aligned} n^2 \left( \bar{F} (\bar{u}_o - \bar{u}_c) - \frac{1}{2} \{\varepsilon\}_o^{me} [D] \{\varepsilon\}_o^{me} \right. \\ \left. + \frac{1}{2} \{\varepsilon\}_c^{me} [D] \{\varepsilon\}_c^{me} \right) + n \left( - \{\varepsilon\}_o^{me} [D] \{\varepsilon\}_o^{th} \right. \\ \left. + \{\varepsilon\}_o^{me} [D] \{\varepsilon\}_o^{th} \right) + \left( - \frac{1}{2} \{\varepsilon\}_c^{th} [D] \{\varepsilon\}_c^{th} \right. \\ \left. + \frac{1}{2} \{\varepsilon\}_c^{th} [D] \{\varepsilon\}_c^{th} \right) - \frac{G_{IC} \cdot d}{2} = 0 \dots\dots\dots (14) \end{aligned}$$

위의 2차방정식을 풀면 기지균열이 발생하는 하중을 계산할 수 있으며 최종적으로 기지균열이 발생하는 변형률과 응력은 다음과 같은 식으로 표현된다.

$$\begin{aligned} \{\varepsilon\}_{onset} &= n \{\varepsilon\}^{me} + \{\varepsilon\}^{th} \\ \{\sigma\}_{onset} &= n \{\sigma\}^{me} + \{\sigma\}^{th} \dots\dots\dots (15) \end{aligned}$$

### 2-4. 층간전단층의 가정과 물성치

섬유방향 기지파손에 관한 기존의 많은 실험적 연구에서 섬유방향 기지파손층과 인접층사이에 수지과다(resin-rich) 영역이 있음을 확인하였으며, 이를 고려하여 수정된 전단-지연 모델을 적용하여 해석하였다[8~10]. 본 해석에서도 섬유방향이 바뀌는 층과 층사이에 기지모만 구성되는 층간전단층을 가정하여 해석하였으며, 층간전단층의 두께는 기존의 연구에서와 같이 적층판의 한 층(lamina)의 두께의 1/10로 하였다. 본 연구에서 해석된 복합적층판은 (주)한국카본 모델 CU-125 graphite/epoxy 프리프레그를 [O<sub>n</sub>/90<sub>m</sub>]<sub>s</sub>의 적층순서로 적층하여 성형한 직교적층판이다. 이에 대한 물성치는 Table 1에서 보여준다.

Table 1. Material properties of graphite/epoxy lamina and the interlaminar shear layer.

-lamina stiffness  Poisson's ratio thickness temperature difference thermal expansion coeff. temperature difference fracture toughness	graphite/epoxy  $E_1 = 135.4 \text{ GPa}, E_2 = E_3 = 9.6 \text{ GPa}$ $G_{12} = G_{13} = 4.8 \text{ GPa}, G_{23} = 3.2 \text{ GPa}$ $\nu_{12} = 0.31 \quad \nu_{23} = 0.52$ $h = 0.1125 \text{ mm}$ $\Delta T = -125 \text{ }^\circ\text{C}$ $\alpha_1 = -0.9 \mu\text{e} / ^\circ\text{C} \quad \alpha_2 = 22.28 \mu\text{e} / ^\circ\text{C}$ $Y_T = 51.0 \text{ MPa}$ $G_{IC} = 130.0 \text{ J/m}^2$
- interlaminar shear layer stiffness Poisson's ratio thickness (assumed) thermal expansion coeff.	epoxy  $E = 3.1 \text{ GPa}$ $\nu = 0.35$ $d = 0.01125 \text{ mm}$ $\alpha = 57.6 \mu\text{e} / ^\circ\text{C}$

### 3. 결과 및 고찰

Fig.2와 Fig.3은 각각 역학적 인장하중과 열잔류하중에 의한 균열이 발생하기 전후의 전형적인 유한요소모델 및 변형된 상태를 보여준다. 여기서 열잔류하중에 의한 변형의 크기는 역학적 하중에 의한 변형의 크기에 비하여 매우 작게 나타나고 있음을 알 수 있다.

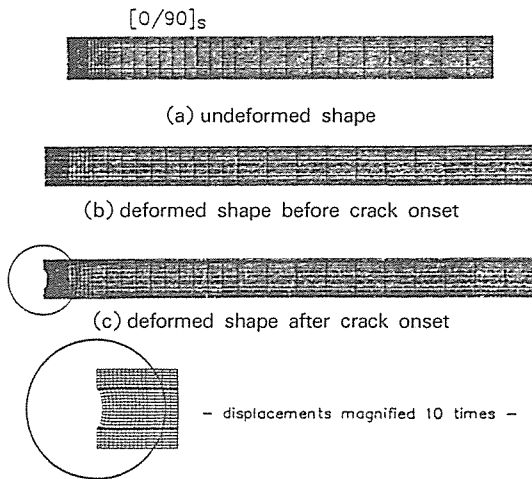


Fig.1. Undeformed shape and deformed shapes w/o and w/ matrix crack opening subjected to mechanical loading.

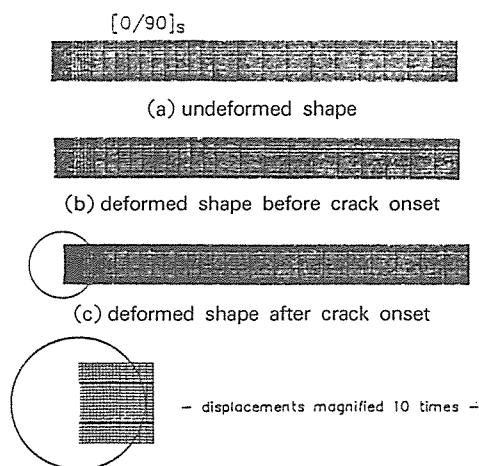


Fig.2. Undeformed shape and deformed shapes w/o and w/ matrix crack opening due to thermal residual loading.

Table 2. Comparison of analyzed transverse crack onset strains and the experiment ones in Ref[10].

laminate family	Experimental[10] (%)	Present analysis (%)
$[0/90_2]_s$	0.878	0.827
$[0_2/90_2]_s$	0.852	0.851
$[0_4/90_2]_s$	0.861	0.863
$[0_6/90_2]_s$	0.847	0.869
$[0_8/90_2]_s$	0.860	0.873
$[0_2/90_4]_s$	0.732	0.628
$[0_4/90_4]_s$	0.633	0.644
$[0_2/90_8]_s$	0.637	0.443
$[0_8/90_8]_s$	0.601	0.460

본 해석과정을 통하여 구한 기지균열발생변형률을 기존의 실험결과[10]와 비교한 결과를 Table 2. 에서 보여준다. Table 2. 의 결과를 살펴보면  $[O_n/90_2]_s$  ( $n=1, 2, 4, 6, 8$ ) 적층판들의 경우에는 실험결과와 해석결과가 서로 잘 일치하고 있으며,  $[O_n/90_4]_s$  ( $n=2, 4$ ) 적층판들의 경우에도 두 결과가 비교적 일치한다고 볼 수 있다. 그러나 위 적층판들에 비하여 섬유방향 파손층( $90^\circ$ 층)의 두께가 매우 두꺼운  $[O_n/90_8]_s$  ( $n=2, 8$ ) 적층판들의 경우에는 해석결과가 실험결과보다 매우 작게 나타나고 있다. 따라서 이상의 적층판들의 경우에서 기지균열발생변형률은 파손층의 두께에 주로 좌우되며, 인접층의 두께에는 거의 영향을 받지 않음을 알 수 있다.

이상의 결과로부터 본 연구의 방법을 사용하여 기지균열발생변형률을 해석하는 경우에 섬유방향 파손층의 두께가 두꺼워지면 인접층의 파손억제효과가 파소평가되며, 따라서 본 연구의 방법은 파손층의 두께가 비교적 얇은 경우(약 8층의 프리프레그 두께 이내)에 적용이 가능하다고 생각된다. 또한 섬유방향 기지균열의 발생은 인접층의 두께에는 거의 영향을 받지 않으므로, 파손층의 두께가 비교적 얇은 경우에는 균열이 발생하는 파손층의 임계응력을 계산하여 적층판 내부의 층에 대하여 섬유방향 인장에 대한 in-situ 강도로서 적용이 가능하다고 생각된다.

#### 4. 결 론

본 연구에서는  $[O_n/90_m]_s$ 의 적층순서를 갖는 graphite/epoxy 직교 복합적층판에 대하여 섬유방향 기지파손이 발생하는 임계변형률을 유한요소법과 파괴역학적 에너지기준식을 이용하여 해석하였다. 본 연구과정을 통하여 다음의 사실을 알 수 있었다.

1) 섬유방향 기지파손이 발생하는 임계변형률은 파손층의 두께에 주로 영향을 받으며 인접층의 두께에는 거의 영향을 받지 않는다.

2) 본 연구의 방법을 사용하여 섬유방향 기지파손이 발생하는 임계변형률을 해석하는 경우에 파손층의 두께가 비교적 얇은 경우에는 실험결과와 잘 일치하는 결과를 얻을 수 있다.

3) 따라서 파손층의 두께가 비교적 얇은 경우에는 본 연구의 방법을 사용하여 섬유방향기지파손이 발생하는 파손층의 임계응력을 계산하고, 이를 적층판 내부의 층에서의 섬유방향 인장에 대한 in-situ 강도로서 적용이 가능하다.

#### 후 기

본 연구는 1993년도 국방과학연구소의 기초연구비의 지원으로 수행되었으며 이에 감사드립니다 (과제번호 ADD-90-5-002).

#### 참 고 문 헌

1. Abrate, S., "Impact on Laminated Composite Materials", *Appl. Mech. Rev.*, Vol.44, 1991, pp.155-190.
2. Wu, H.T. and Springer, G.S., "Impact Damage of Composite," *Proceedings of ASC*, Dayton, October 1986, pp.346-351.
3. 고종인, 홍창선, 이 인, "저속충격에 의한 복합적층판의 손상해석," 한국항공우주학회지, 제 19권, 제 1호, 1991, pp.33-42.
4. Choi, H.Y., Downs, R.J., and Chang, F. K., "A New Approach toward Understanding Damage Mechanisms and Mechanics of Laminated Composites Due to Low-Velocity Impact : Part I

-Experiments," *Journal of Composite Materials*, Vol.25, 1991, pp.992-1011.

5. Parvizi, A., Garrett, K.W. and Bailey, J. E., "Constrained Cracking in Glass Fibre-Reinforced Epoxy Cross-Ply Laminates," *Journal of Materials Science*, Vol.13, 1978, pp.195-201.

6. Flaggs, D.L., "Prediction of Tensile Matrix Failure in Composite laminates," *Journal of Composite Materials*, Vol.19, 1985, pp.29-50.

7. Han, Y.M., Hahn, H.T. and Croman, R. B., "A Simplified Analysis of Transverse Ply Cracking in Cross-Ply Laminates," *Compoiste Science and Technology*, Vol.31, 1988, pp.165-177.

8. Highsmith, A.L. and Reifsnider, K.L., "Stiffness-Reduction Mechanisms in Composite Laminates," *Damage in Composite Materials, ASTM STP 775*, 1982, pp.103-117.

9. Lim, S.G. and Hong, C.S., "Prediction of Transverse Cracking and Stiffness Reduction in Cross-Ply Laminates Composites," *Journal of Composite Materials*, Vol.23, 1989, pp.695-713.

10. 임승규, "Cross-Ply 복합적층구조의 섬유방향 파손특성에 관한 연구," 박사학위논문, 한국과학기술원, 1988.

11. Nuismer, R.J. and Tan, S.C., "Constitutive Relations of a Cracked Composite Lamina," *Journal of Composite Materials*, Vol.22, 1988, pp.306-321.

12. Lee, J.H. and Hong, C.S., "Refined Two-Dimensional Analysis of Cross-Ply Laminates with Transverse Cracks Based on the Assumed Crack Opening Deformation," *Compoiste Science and Technology*, Vol.46, 1993, pp.157-166.

13. Lee, J.W. and Daniel, I.M., "Progressive Transverse Cracking of Cross-Ply Composite Laminates," *Journal of Composite Materials*, Vol. 24, 1990, pp.1225-1243.

14. Hahn, H.T. and Johannesson, T., "Fracture of Unidirectional Composites : Theory and Application," *Mechanics of Composite Materials, AMD Vol. 58, ASME*, 1983, pp.135-142.

15. Jones, R.M., *Mechanics of Composite Materials*, McGraw-Hill, New York, 1975.