

## 論文

## 곡선섬유를 이용한 복합재료 평판의 구조적 성능 향상

이호형\*

**Structural Performance Improvement of Composite Plates  
By Using Curvilinear Fiber Format**

H.H. Lee\*

**ABSTRACT**

In aerospace industry, the improvement of structural performance of flight structure without increasing weight has great advantage. In this study, an innovative design method to increase the buckling load and tension failure load at the same time without increasing the weight of composite plates was investigated. By using the curvilinear fiber format a method to increase the buckling load and tension failure load simultaneously was investigated for composite plates with central hole with finite element method. It was investigated how much gain can be obtained with curvilinear fiber format for the plates with different hole size and different stacking sequence. And, for the cases studied, the failure mechanism was also investigated. For the manufacturing of the curvilinear fiber format, smoothly and continuously changing fiber path is necessary. In this study, a simple method to find the smoothly changing fiber path by using the fiber angles obtained with finite element method was presented.

## 초 록

항공우주산업에서 무게를 증가시키지 않고 비행구조물의 구조적 성능을 증가시키는 것은 굉장한 잇점을 갖는다. 본 연구에서는 복합재료 평판의 무게를 증가시키지 않고 좌굴하중과 인장 파단하중을 동시에 증가시키는 혁신적인 설계 방법에 대해서 연구하였다. 원공이 있는 복합재료 적층판에서 곡선 섬유층과 직선 섬유층을 조합하여 적층판을 구성할 때 좌굴하중과 인장파단 하중이 동시에 증가되는 현상에 대하여 유한요소 해석을 사용하여 알아보았다. 원공의 크기와 적층 순서를 달리하면서 곡선섬유를 이용한 효과가 얼마나 되는지 알아보았다. 또한, 각각의 경우에 대해서 파단이 어떻게 일어나는지도 관찰하였다. 곡선섬유 평판을 제작하기 위해서는 연속적이고 부드럽게 변하는 fiber path가 필요하다. 여기서는 유한요소로 구한 섬유 방향을 사용하여 제작이 가능한 부드럽게 이어지는 fiber path를 구하는 간단한 방안을 제시하였다.

\* 한국항공우주연구소 위성사업부

## 1. 서 론

복합재료는 중량에 비하여 강도(strength) 및 강성도(stiffness)가 높아 중량이 중요한 설계변수가 되는 비행구조물에 많이 사용되고 있다. 항공기의 주요 부품 및 우주 발사체의 모터케이스나 페어링등의 주구조물 및 기타 부구조물에도 그 이용이 많으며, 인공위성의 구조물에도 그 사용이 갈수록 증가되고 있다. 인공위성에서는 1970년 NATO III 위성의 horn antenna에 처음으로 복합재료가 사용된 이후 안테나, reflector 등과 같은 부구조물에도 이용은 매우 많으며, Forte, Orbcomm, Mightysat, Intelsat 등의 위성에서는 주구조물로 복합재료를 많이 사용하고 있다. Intelsat VII에서는 연료를 적재하지 않은 상태에서 전체 위성체 무게의 50% 이상에 해당하는 구조물이 복합재료로 만들어졌고, Forte는 전체 주구조물이 복합재료로 만들어진 인공위성이다. Forte는 미국 Los Alamos 연구소와 Sandia 연구소에 의하여 개발되어 1997년 8월에 발사된 위성으로서 다른 과학실험을 위한 목적도 있지만 전 세계의 핵실험을 탐지하기 위하여 실험적으로 개발된 위성이다. 이 위성의 주 구조물은 3개의 주요 골격 트러스, 3개의 전자 장비 탑재 데크, 24개의 위성체 벽에 부착된 태양전지판 substrate 등으로 구성되는데, 이들은 설계요구조건인 중량, 강성도, 강도 등을 만족시키기 위하여 모두 복합재료로 만들어졌다.

복합재료는 설계자가 설계 목적에 맞도록 재료를 구성하여 타 재료를 사용했을 때 보다 적은 중량으로 요구하는 기계적 성능을 낼 수 있도록 설계할 수 있다는 것이 큰 장점이다. 종래의 복합재료 구조물은 매트릭스 내의 섬유 방향이 일정한 프리프레그를 층별로 섬유의 방향을 다르게 하여 적층하여 필요로 하는 방향의 기계적 성질을 강화시키는 것이었다. 각각의 층 내에서는 섬유의 방향이 일정하였다. 여기에다, 층 내에서의 섬유의 방향을 일정한 방향으로 하지 않고, 섬유의 방향에 변화를 주어 기계적 성질의 득과 실을 알아 보기 위한 연구[1, 2]가 1970년대에 일부 이루어졌었으나 그 당시에는 제작 기술이 따라주지 못하여 활발한 연구가 이루어지지 못하였다. 그러나, 이제는 Fiber Placement Machine의 출현으로 인하여 설계자의 의도대로 섬유의 방향을 변화시켜서 복합재료 구조물을 제작하는 것이 현실적으로 가능하게 되어 이에 대한 연구도 점차 활기를 띄고 있다. 미국의 Cincinnati Milacron사는 fiber placement head를 갖는 CNC

machine을 개발하였다. 이 기계는 tape laying 방법과 filament winding 방법의 잇점을 조합하여 만든 것으로서, 동체부분이나, duct, 노즐콘, 경사진 상자모양, fan blade, spar, C section channel 등과 같이 형상이 복잡한 구조를 제작하는데 유용하다. 한 번에 폭이 0.125인치인 토우(tow)를 24개까지 다룰 수 있으므로, 한 번에 3인치씩 섬유를 원하는 방향으로 배치하는 것이 가능하다.

Hyer와 Charette[3]는 원공이 있는 평판에서 층 내의 주응력(principal stress) 방향으로 섬유를 배치하면 평판의 인장 하중에 대한 저항력이 크게 증가함을 보여주었다. 예를 들면, 섬유의 방향에 변화를 준 곡선 섬유층을 'C' 라고 나타낼 때,  $[\pm 45/C]_6$  평판은  $[\pm 45/0]_6$  평판에 비하여 26%,  $[\pm 45/0/90]_2$  평판에 비하여 60%의 인장하중을 견디는 것을 발견하였다. 그러나, 이렇게 인장하중에 대한 저항력이 증가하는 반면, 이 곡선섬유 평판은 상대되는 직선섬유 평판에 비하여 좌굴에 대한 저항력이 감소하는 양상을 보였다.

곡선 섬유층을 이용하여 원공이 있는 평판의 좌굴하중을 증가시키는 연구는 참고문헌[4]에서 발견할 수 있다. 이 연구에서도 [3]과 같이 유한요소 해석을 이용하였으며, D를 원공의 직경, W를 평판의 폭이라고 할 때,  $W/D=3.0$ 인 정사각형 평판에 대하여 각각의 유한요소 내에서의 섬유의 방향 또는 몇 개의 유한요소를 묶은 각각의 그룹의 섬유방향을 다르게 하여 좌굴하중을 가장 크게 해주는 섬유 방향의 조합을 찾은 것이다.  $[\pm 45/0]_6$  평판과  $[\pm 45/0/90]_2$  평판은 거의 좌굴하중이 거의 비슷한데, 제1사분면에서 반경 방향으로 6개의 그룹으로 지역을 나누어 각 지역 내에서는 섬유의 방향이 일정하도록 한 층을 'RG' - Radially Grouped - 층이라고 나타낼 때,  $[\pm 45/RG]_6$  평판의 좌굴하중이  $[\pm 45/0/90]_2$  평판에 비하여 85% 증가하는 것을 보였다. 이 연구에서 흥미있는 결과중의 하나는 준등방성의 적층과 곡선 섬유층을 조합하였을 경우 좌굴하중이 증가하는 것은 물론, 인장하중에 대한 저항력도 증가하는 것이다.

적층 내에서 섬유의 방향이 변화하는 평판에 대한 연구는 참고문헌 [5-7]에서도 볼 수 있다. 이들 연구에서는 섬유의 방향의 각도가 한 쪽 축 방향으로 선형으로 변화한다고 가정하였을 때의 섬유의 배치 모양에 따라 강성도나 강도와 같은 평판의 기계적 특성, 응력 분포, 좌굴 하중등의 평판의 응답이 변화하는 것을 관찰하였다. 참고문헌[8, 9]는 이 개념을 원통형 구조물

에 적용하였다.

유한요소법을 이용하여 섬유의 방향을 구할 때에 발생하는 섬유의 연속성 문제를 해결하기 위하여 Nagendra, et al.[10]은 Basis Shape Optimization 방법을 사용하였다. 이 연구에서는 섬유의 궤적을 나타내는 fiber path의 함수를 Basis Shape Function들의 선형 조합으로 하여, 기계적 특성을 최대화 시켜주는 Basis Shape Function들의 선형 조합의 계수들을 구하는 방법을 사용하였다.

이상과 같은 해석적인 연구와 아울러 제작에 관한 연구도 활발히 이루어지고 있다. 참고문헌[11-13]은 Cincinnati Milacron의 Viper Fiber Placement System과 관련된 발표자료들이다.

참고문헌[4]에서 언급되었던, 준 등방성 적층판과 곡선섬유 적층판을 조합하였을 때 좌굴하중과 인장하중에 대한 저항력이 동시에 증가하는 현상은 실제 구조물을 설계할 때에 중요한 잇점이라고 아니할 수 없다. 본 연구에서는 원공의 크기와 적층을 변화시켜가며 위의 두가지 기계적 성능이 동시에 향상되는 현상에 대하여 살펴보고, 유한요소 해석을 사용하여 구한 섬유의 방향을 제작이 가능한 연속적이고 부드러운 선으로 이어주는 방안을 제시하고자 한다. 본 연구에서는 원공의 크기를  $D/W=0.1$ 과  $D/W=0.5$ 로 변화시켜가며 준등방성 적층과 곡선섬유 층을 여러 방법으로 조합할 때에 위와 같이 좌굴하중과 인장 과단하중이 동시에 증가하는 현상이 변함없이 일어나는가를 알아보고, 원공의 크기가 작을 경우와 클 경우 어느 쪽이 더 곡선 섬유를 이용한 기계적 성질의 증가가 크가를 관찰하고자 한다. 유한요소 해석에서는 요소 내에서의 섬유의 방향이 일정하다고 가정 하기 때문에 경계면에서 섬유의 방향이 갑작스럽게 변한다. 곡선섬유 평판을 제작하기 위해서는 연속적이고 부드럽게 변하는 fiber path가 필요하다. 여기서는 유한요소로 구한 섬유 방향을 사용하여 제작이 가능한 부드럽게 이어지는 fiber path를 구하는 간단한 방안을 제시하였다. 참고문헌[10]에서는 Basis Shape Function을 이용하여 좌굴하중이 증가하는 연속적인 섬유의 방향을 구한 후 유한요소 해석을 적용하였다면, 본 연구에서는 유한요소해석으로 구한 불연속적인 섬유의 방향을 연속적으로 이어주는 방안을 제시하고자 한다.

## 2. 좌굴하중해석

본 연구에서는 참고문헌[14]의 Mixed Model I의 formulation 방법을 따라서 FEM model을 formulation하였다. 여기에서 간략하게 formulation 과정을 기술하고자 한다. 상세한 과정은 참고문헌[14]를 참고하기 바란다. 참고문헌에서는  $D_{16}$  항과,  $D_{26}$  항을 포함시키지 않았는데, 여기에서는 orthotropic symmetric laminate 뿐 아니라 일반적인 symmetric laminate를 고려하기 위해서  $D_{16}$  항과  $D_{26}$  항을 포함시켰다. 이 mixed formulation의 기본 식들은 다음의 stability equation 과 moment-curvature relation이다.

$$\begin{aligned} & \frac{\partial^2 M_x}{\partial x^2} + 2 \frac{\partial^2 M_{xy}}{\partial x \partial y} + \frac{\partial^2 M_y}{\partial y^2} \\ & - \lambda (N_x \frac{\partial^2 w}{\partial x^2} + N_y \frac{\partial^2 w}{\partial y^2} + 2N_{xy} \frac{\partial^2 w}{\partial x \partial y}) = 0 \\ M_x &= -(D_{11} \frac{\partial^2 w}{\partial x^2} + D_{12} \frac{\partial^2 w}{\partial y^2} + 2D_{16} \frac{\partial^2 w}{\partial x \partial y}) \\ M_y &= -(D_{12} \frac{\partial^2 w}{\partial x^2} + D_{22} \frac{\partial^2 w}{\partial y^2} + 2D_{26} \frac{\partial^2 w}{\partial x \partial y}) \\ M_{xy} &= -(D_{16} \frac{\partial^2 w}{\partial x^2} + D_{26} \frac{\partial^2 w}{\partial y^2} + 2D_{66} \frac{\partial^2 w}{\partial x \partial y}) \end{aligned} \quad (1)$$

위의 식에서  $M_x, M_y, M_{xy}$ 는 모멘트,  $w$ 는 평판에 직각방향인 변위,  $N_x, N_y, N_{xy}$ 는 단위 하중이 가해졌을 때의 stress resultant 분포이고,  $D_{11}, D_{12}, \dots$ 는 bending coefficient,  $\lambda$ 는 좌굴하중이다. 위의 식으로부터 weak form을 유도하기 위하여 3개의 moment-curvature 관계식을 다음과 같은 형태로 변환시킨다.

$$\begin{aligned} \frac{\partial^2 w}{\partial x^2} &= -(\overline{D}_{11} M_x + \overline{D}_{12} M_y + \overline{D}_{16} M_{xy}) \\ \frac{\partial^2 w}{\partial y^2} &= -(\overline{D}_{12} M_x + \overline{D}_{22} M_y + \overline{D}_{26} M_{xy}) \\ 2 \frac{\partial^2 w}{\partial x \partial y} &= -(\overline{D}_{16} M_x + \overline{D}_{26} M_y + \overline{D}_{66} M_{xy}) \end{aligned} \quad (2)$$

여기서,

$$\begin{bmatrix} \overline{D}_{11} & \overline{D}_{12} & \overline{D}_{16} \\ \overline{D}_{21} & \overline{D}_{22} & \overline{D}_{26} \\ \overline{D}_{61} & \overline{D}_{62} & \overline{D}_{66} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} D_{11} & D_{12} & D_{16} \\ D_{21} & D_{22} & D_{26} \\ D_{61} & D_{62} & D_{66} \end{bmatrix}^{-1} \quad (3)$$

이다.

위의 식으로부터 다음의 variational form을 구할 수 있다.

$$\begin{aligned} J(w, M_x, M_y, M_{xy}) = & \int_{R_c} \left\{ \frac{1}{2} \overline{D}_{11} M_x^2 + \overline{D}_{22} M_y^2 \right. \\ & + 2 \overline{D}_{12} M_x M_y + 2 \overline{D}_{16} M_x M_{xy} + 2 \overline{D}_{26} M_y M_{xy} \left. \right\} \\ & + \frac{\partial w}{\partial x} \left( \frac{\partial M_x}{\partial x} + \frac{\partial M_{xy}}{\partial y} \right) + \frac{\partial w}{\partial y} \left( \frac{\partial M_y}{\partial x} + \frac{\partial M_{xy}}{\partial y} \right) dx dy \\ & + \frac{\lambda}{2} \int_{R_c} \left[ N_x \frac{\partial^2 w}{\partial x^2} + N_y \frac{\partial^2 w}{\partial y^2} + 2 N_{xy} \frac{\partial w}{\partial x} \frac{\partial w}{\partial y} \right] dx dy \quad (4) \\ & - \oint_{S_c} \left[ M_x \frac{\partial w}{\partial x} \eta_x + M_y \frac{\partial w}{\partial y} \eta_y \right. \\ & \left. + M_{xy} \left( \frac{\partial w}{\partial x} \eta_y + \frac{\partial w}{\partial y} \eta_x \right) + Q_n w \right] dS \end{aligned}$$

여기서,  $\eta_x, \eta_y$ 는 direction cosine 이고,  $Q_n$ 은 다음 식으로 주어지는 전단력이다.

$$Q_n = \left( \frac{\partial M_x}{\partial x} + \frac{\partial M_{xy}}{\partial y} \right) \eta_x + \left( \frac{\partial M_y}{\partial x} + \frac{\partial M_{xy}}{\partial y} \right) \eta_y \quad (5)$$

$\phi_i$  를 interpolation function,  $w_i, M_x, M_y, M_{xy}$ 를 유한요소의 각각의 node에서의 구하고자 하는 자유도 라고 할 때,

$$\begin{aligned} w &= \sum_{i=1}^n \phi_i w_i, \quad M_x = \sum_{i=1}^n \phi_i M_x, \\ M_y &= \sum_{i=1}^n \phi_i M_y, \quad M_{xy} = \sum_{i=1}^n \phi_i M_{xy}, \end{aligned} \quad (6)$$

를 위의 variational form에 대입하여  $\frac{\delta J}{\delta(\Delta)} = 0$  로부터 유한요소 formulation을 구할 수 있다. 여기서  $\Delta$ 는 위의 식(6)에서 node point에서의 변위나 모멘트를 대표하여 사용한 임의의 변수이다. 이 formulation에서 essential boundary condition은  $w, M_x, M_y, M_{xy}$ 인데, 원공의 주위에서 경계조건을 적용할 때 원공의 면

에 직각 방향의 모멘트  $M_n$ 과 비틀림 모멘트  $M_s$ 에 대하여

$$M_n = M_x \eta_x^2 + M_y \eta_y^2 + 2 M_{xy} \eta_x \eta_y = 0 \quad (7)$$

$$M_s = (M_y - M_x) \eta_x \eta_y + M_{xy} (\eta_x^2 - \eta_y^2) = 0$$

관계식이 만족되도록 경계조건을 적용한다.

좌굴해석 및 앞으로의 파단해석에 사용된 재료의 물성치는 AS/3501의 값을 사용하였는데, 이들은 다음과 같다.

$$E_1 = 138 \text{ Gpa (20.0 Msi)}$$

$$E_2 = 8.96 \text{ Gpa (1.30 Msi)}$$

$$G_{12} = 7.10 \text{ Gpa (1.03 Msi)}$$

$$\nu_{12} = 0.3$$

$$\text{lamina thickness} = 0.125 \text{ mm (0.005 in)}$$

또한 파단 하중을 계산하기 위하여 사용된 일방향 적층판의 파단 강도는 다음과 같다.

$$\text{섬유방향 인장파단 변형도} = 10.5 \times 10^{-3}$$

$$\text{섬유방향 압축파단 변형도} = 10.5 \times 10^{-3}$$

$$\text{횡방향 인장파단 변형도} = 5.8 \times 10^{-3}$$

$$\text{횡방향 압축파단 변형도} = 23.0 \times 10^{-3}$$

$$\text{면내 전단파단 변형도} = 13.1 \times 10^{-3}$$

$$\text{섬유방향 인장파단 응력} = 1.45 \text{ Gpa (0.21} \times 10^6 \text{ psi)}$$

$$\text{섬유방향 압축파단 응력} = 1.45 \text{ Gpa (0.21} \times 10^6 \text{ psi)}$$

$$\text{횡방향 인장파단 응력} = 0.0517 \text{ Gpa (0.75} \times 10^4 \text{ psi)}$$

$$\text{횡방향 압축파단 응력} = 0.206 \text{ Gpa (0.298} \times 10^5 \text{ psi)}$$

$$\text{면내 전단파단 응력} = 0.093 \text{ Gpa (0.135} \times 10^5 \text{ psi)}$$

본 연구에서는 대칭성을 고려하여 1사분면만 해석하였으며, 좌굴해석에는 Fig. 1과 같이 1사분면 내에 18개의 유한요소를 사용하였다. 그림에서  $\theta$ 는 섬유의 방향을 표시한다.  $[\pm 45/0/90]_{2s}$ 의 경우 Fig. 1의 각각의 유한요소를 4개로 더욱 세분하여 72개의 유한요소를 사용하여 convergence를 점검하여 보았는데, 18개의 유한요소와 72개의 유한요소를 사용하여 구한 좌굴하중 값을 비교하였을 때, 1%도 안되는 오차밖에 발생하지 않았다. 좌굴하중 해석에는 일방향으로 균일 변위를 가하였으며, 4변은 단순지지 되었다고 가정하였다.

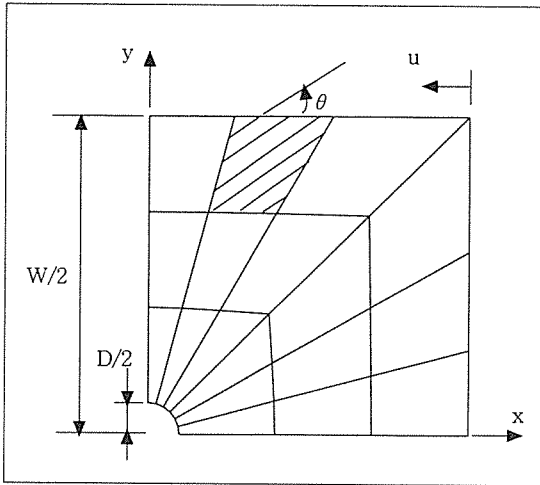


Fig. 1. Finite element mesh used for buckling analysis

좌굴해석 및 앞으로 설명될 인장 파단해석에서 8노드 quadrilateral element를 사용하였다.

### 3. 좌굴하중의 최대화

참고문헌 [4]에서 민감도 해석(sensitivity analysis) 방법과 최적화 해석이 거의 동일한 결과를 주는 것을 보여 주었으므로, 본 해석에서는 곧바로 최적화 해석을 적용하였다. 좌굴하중을 최대화시키는 섬유 방향을 구하기 위하여 NEWSUMT 최적화 computer code[15]를 사용하였다. NEWSUMT program은 Sequence of Unconstrained Minimization Technique을 기본으로 하여, 탐색 방향을 결정하는데는 Newton's Method를 사용한다.

참고문헌[4]에서의 결과를 고려하여, 섬유의 연속성을 염두에 두고, Fig. 2와 같이 반경방향으로 동일한 방향에 있는 유한 요소들은 섬유의 방향이 동일하다고 가정하였다. 이렇게 하면 제 1사분면 내에서 원공의 원주 방향으로 요소를 나눈 만큼의 수가 설계변수 (design variable)가 된다. Fig. 2와 같이 6개의 지역으로 나누었을 경우 설계변수가 6이다. 그림에서 원 안의 숫자는 지역의 번호를 나타낸다.

NEWSUMT program은 최소목적함수를 찾기 위한 program이므로 최대 좌굴하중을 구하기 위하여 목적함수를 좌굴하중의 음의 값으로 하였다. 각각의 지역의 초기 섬유 방향각을 입력하여 iteration을 통하여

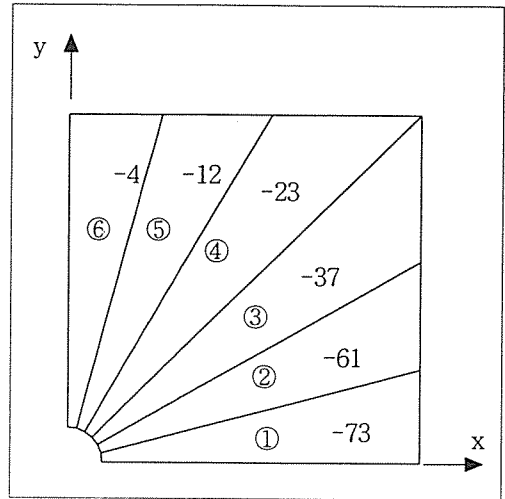


Fig. 2.  $D/W=0.1$  quarter plate divided into 6 regions and fiber angles in each region in  $[\pm 45/0/90/RG_4]_s$  plate

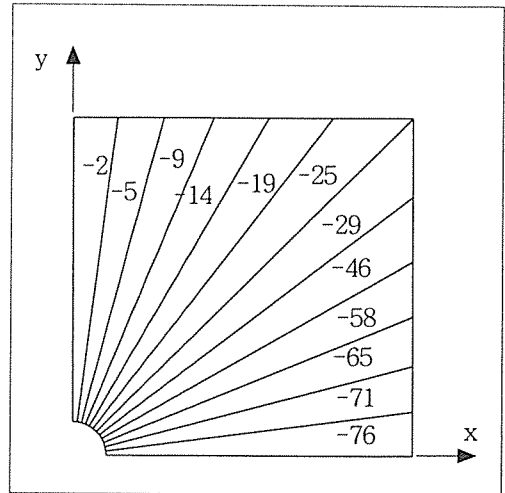


Fig. 3.  $D/W=0.1$  quarter plate divided into 12 regions and fiber angles in each region in  $[\pm 45/0/90/RG_4]_s$  plate

좌굴하중을 최대화 시키는 각 지역에서의 섬유방향 값의 조합을 구하도록 하였다.

이 경우에도 Fig. 3과 같이 지역을 세분할 경우 섬유방향의 세분화에 따라 좌굴하중에 얼마 만큼의 영향이 있는가를 알아보았다.  $[\pm 45/0/90/RG_4]_s$  평판에 대하여 6개의 지역으로 나누어 18개의 유한 요소를 사용하였을 경우와 12개의 지역으로 나누어 72개의 유한 요소를 사용하였을 경우를 비교하였는데, 6개의 지역으로 나누었을 경우는 각 지역에서의 섬유방향 값이

Fig. 2와 같이 분포되었고, 12개의 지역으로 나누었을 경우에는 Fig. 3과 같이 분포 되었다. 12개의 지역으로 나누었을 경우와 6개의 지역으로 나누었을 경우 좌굴하중의 변화는 1% 보다 작았다. 따라서 본 해석에서는 6개의 지역으로 나누어 해석을 수행하였다.

#### 4. 파단 해석

복합재료는 파단 형태가 복잡하기 때문에 정확한 파단 모드와 파단하중을 구하기는 매우 어려운 일이다. 본 연구에서는 가장 보편적으로 많이 사용되는 최대응력 파단기준과 Tsai-Wu 파단기준을 함께 사용하였다. 최대응력 파단기준에 의하여 최초파단이 일어나는 각각의 파단모드-섬유파단, 기지파단, 전단파단-및 하중을 계산하고, Tsai-Wu 파단기준에 의한 최초 파단 하중도 함께 계산하였다. Tsai-Wu 파단기준에 의한 파단 하중은 대체로 최대응력 파단기준에서의 기지파단하중에 가까웠다. 물론 기지재료의 파단이 일어난다고 해서 그 평판이 하중을 감당할 수 있는 능력을 잃어버리는 것은 아니고, 이보다 훨씬 큰 하중을 견딜 수 있는 경우가 많지만, 실제 구조물의 설계시 보수적인 설계기준으로 사용할 수 있다.

제 1사분면에 총 144개의 유한요소가 사용되었으며 오른 쪽 변에 균일 변위 하중을 가하였다. 파단하중 계산에 사용된  $D/W=0.1$  평판의 유한요소 mesh 모양의

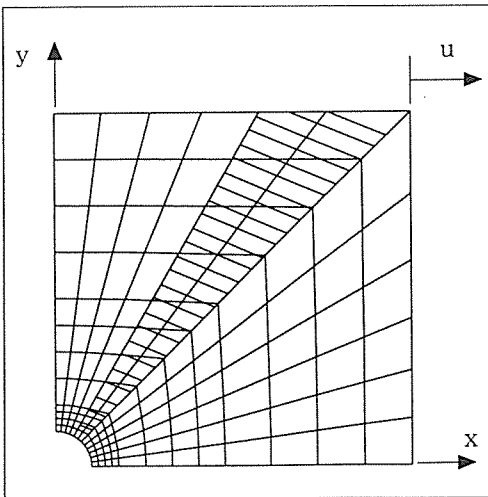


Fig. 4. Finite element mesh used for tension failure and an example of fiber angle in a region

에는 Fig. 4와 같다. 곡선 섬유층에서는 최대 좌굴하중 계산 시 Fig. 2와 같이 6개의 그룹으로 나누었으므로 반경 방향으로 2개의 지역이 묶여서 동일한 섬유방향을 갖는다. 각 유한요소내 각 층의 Gauss Point에서 응력 및 변위를 계산하여 파단기준을 적용하여 파단하중을 계산하였다. 섬유방향의 변형도, 섬유방향에 직각인 방향의 변형도, 면내 전단 변형도 각각 상위 20위 정도가 어느 위치의 어느 층에서 발생하는 가를 알아 보아 파단이 일어나는 경향을 알아보았다.

원공 주위에서는 free edge 현상에 의한 중간 전단응력이 발생하지만, 본 연구에서는 국부적인 현상 보다는 전체 구조적 차원에서의 파단 해석에 주력하였다. 본 연구에서 고려하는 원공의 크기에 해당하는 경우는 대체로 다른 부품에의 접근성을 위한 경우 또는 다른 부품의 장착을 위한 경우들이 대부분 이므로 원공 주위에 덮개가 씌워지거나 다른 부품이 체결되어 원공 주위에서의 free edge 현상이 큰 문제가 안되는 경우가 많다.

#### 5. 결 과

본 해석에는 앞서서도 언급된 바와 같이 좌굴하중과 인장파단하중이 동시에 증가하는 현상에 대하여 관찰하기 위하여 준 등방성 적층과 곡선 섬유층의 조합으로서  $[\pm 45/0/90]_{2s}$ ,  $[\pm 45/0/90/RG_4]_s$ ,  $[45/RG/-45/RG/0/RG/90/RG]_s$ ,  $[\pm 45/RG_2/0/90/RG_2]_s$  의 4 가지 평판이 고려 되었다. RG는 서론부분에서 설명된 바와 같이 Radially Grouped layer 이다.  $D/W=0.1$  평판에 대하여 각각의 적층의 경우 좌굴하중을 최대화 시켜주는 섬유방향은 표 1과 같고,  $D/W=0.5$ 인 평판의 경우는 표 2와 같다.

원공의 크기가 같은 평판에서 적층의 순서를 바꿈에 따른 곡선섬유의 방향의 차이는 그리 크지 않은 것으

Table 1. Fiber angles in curvilinear fiber layer in  $D/W=0.1$  plate

	$[\pm 45/0/90/RG_4]_s$	$[45/RG/-45/RG/0/RG/90/RG]_s$	$[\pm 45/RG_2/0/90/RG_2]_s$
지역 ①	-73°	-65°	-68°
지역 ②	-61°	-55°	-57°
지역 ③	-37°	-42°	-41°
지역 ④	-23°	-35°	-32°
지역 ⑤	-12°	-21°	-17°
지역 ⑥	-4°	-6°	-5°

Table 2. Fiber angles in curvilinear layer in D/W=0.5 plate

	$[\pm 45/0/90/RG_4]_s$	$[45/RG/-45/RG/0/RG/90/RG]_s$	$[\pm 45/RG_2/0/90/RG_2]_s$
지역 ①	-86°	-83°	-84°
지역 ②	-69°	-64°	-65°
지역 ③	-40°	-48°	-46°
지역 ④	-23°	-42°	-38°
지역 ⑤	-11°	-35°	-31°
지역 ⑥	-3°	-16°	-12°

로 나타났는데, D/W=0.5에서 지역 ④ ⑤ ⑥에서는  $[\pm 45/0/90/RG_4]_s$  평판은 다른 두 평판과 비교하여 섬유 방향의 차이가 크게 나타났다.

표 3과 표 4에는 곡선 섬유에 의한 좌굴하중의 증가 및 인장 파단하중의 증가가 요약되어 있다. D/W=0.1 평판에서는 적층 순서를 바꿈에 따른 변화는 크지 않으나 준등방성 직선섬유 적층판에 비하여 좌굴하중은 40%~54%, 인장 파단하중은 Tsai-Wu 파단기준으로부터 얻은 값을 기준으로 할 때 73%~78%까지 증

Table 3. Buckling load and tension failure load in D/W=0.1 plate

적층판	좌굴하중 <sup>(1)</sup>	인장 파단하중 <sup>(2)</sup>
$[\pm 45/0/90]_s$	1.00	Max. Strain Criterion -Fiber Failure : 1.81 -Matrix Failure : 1.00 -Shear Failure : 1.79
		Tsai-Wu Criterion : 1.00
$[\pm 45/0/90/RG_4]_s$	1.40	Max. Strain Criterion -Fiber Failure : 3.20 -Matrix Failure : 1.77 -Shear Failure : 2.95
		Tsai-Wu Criterion : 1.73
$[45/RG/-45/RG/0/RG/90/RG]_s$	1.53	Max. Strain Criterion -Fiber Failure : 2.91 -Matrix Failure : 1.80 -Shear Failure : 2.50
		Tsai-Wu Criterion : 1.78
$[\pm 45/RG_2/0/90/RG_2]_s$	1.54	Max. Strain Criterion -Fiber failure : 3.15 -Matrix Failure : 1.79 -Shear Failure : 2.67
		Tsai-Wu Criterion : 1.76

(1)  $[\pm 45/0/90]_s$ 의 좌굴 하중인 25.1 KN/m(144 lb/in)로 표준화  
(2)  $[\pm 45/0/90]_s$ 의 Tsai-Wu 파단하중인 224 KN/m(1288 lb/in)로 표준화

가 시킬 수 있음을 알 수 있다. 반면에 D/W=0.5인 평판의 경우 좌굴하중은 15%~36%, 인장 파단하중은 12%~49%까지 증가 시킬 수 있음을 알 수 있다. D/W=0.1인 평판의 경우는 적층 순서의 조합에 따른 곡선섬유의 방향에도 큰 차이를 보이지 않았던 것과 같이, 좌굴하중과 인장 파단하중에도 큰 차이를 보이지 않았으나, D/W=0.5인 평판의 경우는 좌굴하중의 증가가 큰 적층 순서의 조합은 인장파단 하중의 증가가 적고, 좌굴하중의 증가가 적은 적층 순서의 조합은 인장 파단하중의 증가가 컸다.

표 3과 표 4에서 알 수 있듯이 원공의 크기 작은 경우가 곡선 섬유를 이용한 좌굴하중의 증가 및 인장 파단하중의 증가가 컸다. 원공의 크기가 작을 경우 평판 내의 하중 분포를 응력 집중부위에서 다른 부위로 분산시켜 주는 역할을 곡선 섬유가 더욱 효과적으로 수행함을 알 수 있다. 원공의 크기가 큰 D/W=0.5의 경우 응력집중이 net section의 원공 끝에 크게 발생하여 곡선 섬유가 이를 충분히 분산시키지 못하는 것으

Table 4. Buckling load and tension failure load in D/W=0.5 plate

적층판	좌굴하중 <sup>(1)</sup>	인장 파단하중 <sup>(2)</sup>
$[\pm 45/0/90]_s$	1.00	Max. Strain Criterion -Fiber Failure : 1.81 -Matrix Failure : 1.00 -Shear Failure : 1.76
		Tsai-Wu Criterion : 1.00
$[\pm 45/0/90/RG_4]_s$	1.15	Max. Strain Criterion -Fiber Failure : 2.78 -Matrix Failure : 1.54 -Shear Failure : 2.40
		Tsai-Wu Criterion : 1.49
$[45/RG/-45/RG/0/RG/90/RG]_s$	1.36	Max. Strain Criterion -Fiber Failure : 2.03 -Matrix Failure : 1.12 -Shear Failure : 1.85
		Tsai-Wu Criterion : 1.12
$[\pm 45/RG_2/0/90/RG_2]_s$	1.33	Max. Strain Criterion -Fiber failure : 2.31 -Matrix Failure : 1.28 -Shear Failure : 2.13
		Tsai-Wu Criterion : 1.28

(1)  $[\pm 45/0/90]_s$ 의 좌굴 하중인 27.1 KN/m(156 lb/in)로 표준화  
(2)  $[\pm 45/0/90]_s$ 의 Tsai-Wu 파단하중인 161 KN/m(928 lb/in)로 표준화

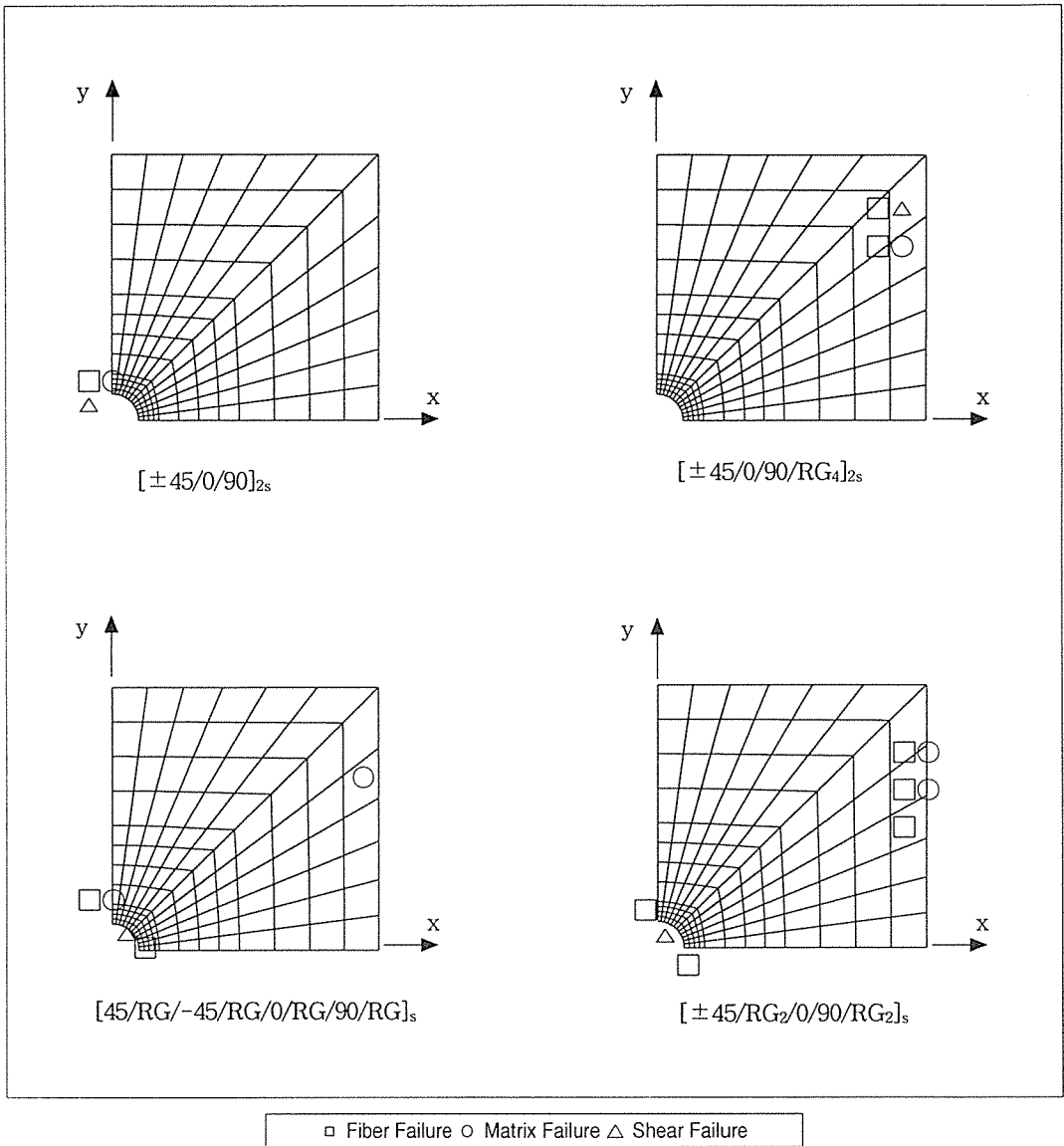


Fig. 5. Failure locations and failure modes in  $D/W=0.1$  plates

로 보인다. 곡선 섬유를 이용하여 구조물의 무게를 증가시키지 않고 직선 섬유 적층판에 비해서 좌굴 하중과 인장파단 하중을 동시에 증가시키면서 좌굴 하중을 최대 54%, 인장하중을 최대 78%까지 증가시킬 수 있다는 것은 혁신적인 구조 성능의 증가라고 할 수 있다.

Fig. 5와 Fig. 6은 각 평판의 파단 위치 및 파단 모드를 보여준다. 각 유한요소의 Gauss Point에서 섬유

방향의 응력, 섬유에 직각인 방향의 응력, 면내 전단응력을 구하여 각각 상위 20개 정도가 어느 위치에서 발생하는가를 관찰하여 보았다. 준 등방성 적층판은 예상한 바 대로 net section hole edge에서 응력집중이 강하게 발생하여 모든 파단 모드가 이곳에 집중되는 것을 볼 수 있다.

$D/W=0.1$ 인 경우  $[\pm 45/0/90/RG_4]_{2s}$  적층판은 파



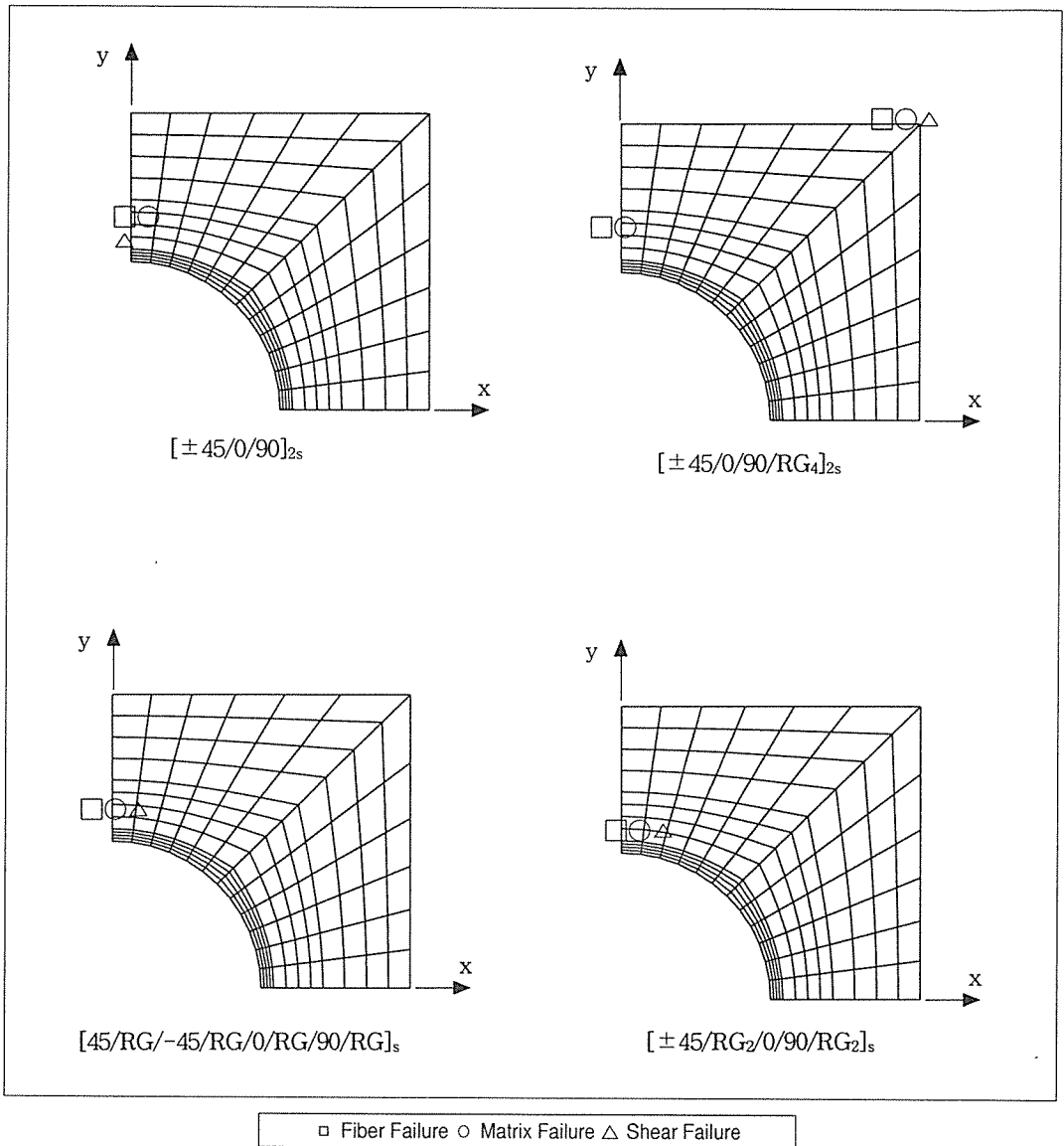


Fig. 6. Failure locations and failure modes in  $D/W=0.5$  plates

단이 하중이 가해지는 변의 위쪽에 비교적 넓은 부위에 걸쳐  $0^\circ$  층에서 fiber failure가 발생하고, matrix failure는 위쪽 끝 보다는 약간 아래쪽의  $90^\circ$  층에서 발생하며, shear failure는 위쪽 끝의 곡선 섬유층에서 발생하였다. 파단 모드가 원공 주위에서 발견되지 않았다는 것은 예상 밖이었다. 곡선 섬유층이 합쳐서 원공 주위의 응력집중을 다른 곳으로 분산시켰음을 알 수

있었다.  $[45/RG/-45/RG/0/RG/90/RG]_s$  적층판과  $[\pm 45/RG_2/0/90/RG_2]_s$  적층판은 net section hole edge와 원공의 중앙에서 동시에 fiber failure가 관찰되었고, shear failure는 원공 주위의 대각선 위치에서 관찰되었다. 이들 두 적층판에서는 원공 주위와 하중이 가해지는 변의 위쪽 끝에서 동시에 파단이 관찰되었다.

$D/W=0.5$ 인 경우  $[\pm 45/0/90/RG_4]_{2s}$  적층판에서는

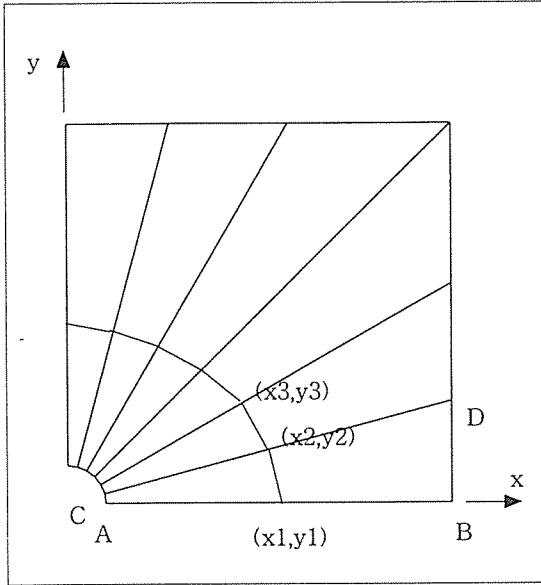


Fig. 7. Control points to find smooth fiber path

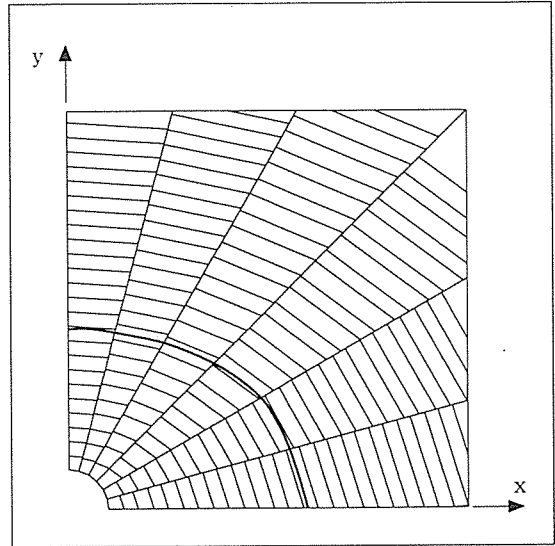


Fig. 8. Fiber path of  $[\pm 45/0/90/RG_4]_{2s}$  plate(D/W=0.1)

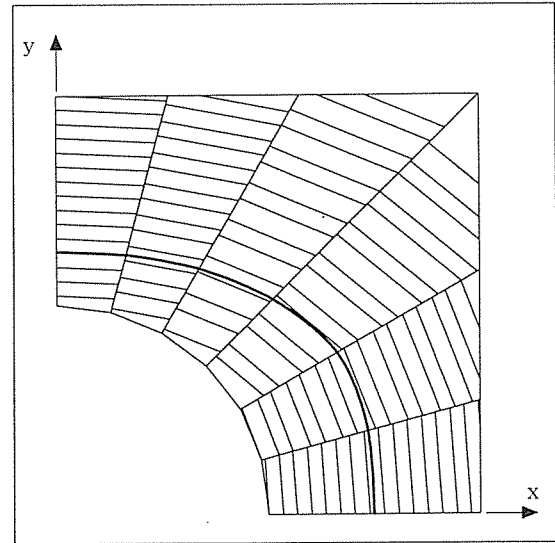


Fig. 9. Fiber path of  $[\pm 45/0/90/RG_4]_{2s}$  plate(D/W=0.5)

일부 파단이 net section hole edge와 하중이 가해지는 변에서 동시에 관찰되었는데, 다른 모든 적층판에서는 net section hole edge에서 파단이 일어나는 것으로 예측되었다.

### 6. 연속적인 fiber path

유한요소 해석에서는 각 지역에서의 섬유방향이 일정하다고 가정하였으므로, 각 지역이 접하는 부위에서는 섬유의 방향이 갑작스럽게 꺾인다. 여기에서는 이러한 문제점을 해소하여 실용성있는 적층판을 제작하는 간단한 방안을 언급하고자 한다. Fig. 7은 (x1,y1) 점에서 출발하여 각 지역에서 유한요소해석으로 구한 직선 섬유 방향을 연속적으로 이은 선을 보여 준다. 이들 섬유방향을 이은 선과 각 지역의 경계선과 만나는 점을 구하는 일은 아주 간단한 일이다. 이들 교점들—(x1,y1), (x2,y2), (x3,y3)……—을 control point로 사용하여 스플라인 함수를 구하면 제작에 필요한 섬유의 방향이 연속적으로 변하는 fiber path를 쉽게 구할 수 있다. Fig. 8과 Fig. 9의 굵은 실선은 이런 방법으로 구한 원공의 크기가 각각 D/W=0.1과 D/W=0.5인  $[\pm 45/0/90/RG_4]_{2s}$  적층판의 fiber path를 보여준다. 각각의 그림에서 굵은 선이 초기 fiber path이다. 이렇

게 기준이 되는 fiber path를 구하면, 그 다음 부터는 초기 fiber path를 따라 정해진 폭 만큼 그 옆으로 섬유를 배치하면 된다.

## 7. 결 론

## 참고문헌

원공이 있는 복합재료 적층판에서 좌굴하중을 최대 화시키도록 곡선 섬유층과 직선 섬유층을 조합하였을 때, 이 평판의 인장파단 하중도 동시에 증가되는 현상에 대하여 유한요소 해석을 사용하여 알아보았다.  $D/W=0.1$ 인 평판에서는 좌굴하중은 최대 54%, 인장파단하중은 최대 78%까지 혁신적으로 증가시킬 수 있다는 것을 알 수 있었다. 이러한 혁신적인 구조적 성능의 증가는 무게가 중요 설계변수인 항공우주 산업에서 상당한 잇점이 있다. 이러한 복합재료 구조물은 Fiber Placement Machine을 이용하여 현실적으로도 제작이 가능하다.

곡선섬유층과  $0^\circ, 90^\circ, +/-45^\circ$  방향의 직선 섬유층을 조합하였을 때, 원공의 크기에 상관없이 좌굴하중과 인장파단 하중이 동시에 증가하였으며, 원공의 크기가 작은 경우가 곡선 섬유를 이용한 복합재료 평판의 기계적 성능의 증가가 뚜렷하였다. 원공의 크기가 작을 경우 평판내의 원공 주위에 집중되는 응력 분포를 다른 부위로 분산시켜 주는 역할을 곡선 섬유가 더욱 효과적으로 수행함을 알 수 있다. 원공의 크기가 큰 경우 응력집중이 net section hole edge에 크게 발생하여 곡선 섬유가 이를 충분히 분산시키지 못하는 것으로 보인다. 곡선 섬유를 이용하여 구조물의 무게를 증가시키지 않고 구조적 성능을 현격하게 증가시킬 수 있음을 발견하였다.

곡선 섬유를 이용한 평판의 파단위치 및 파단 모드를 관찰하였는데, 원공이 작은 평판의 경우 곡선섬유가 net section hole edge에서의 응력집중을 잘 분산시켜 주어 파단이 net section hole edge에서만 일어나지 않고, 적층의 조합에 따라 하중이 가해지는 변 또는 원공주위의 다른 부위에서도 발생하였다. 원공이 클 수록 net section hole edge에서의 응력집중이 크기 때문에 적층 순서에 상관없이 net section hole edge 또는 이에 가까운 원공 주위에서 파단이 일어나는 경우가 많았다.

유한요소해석 방법을 이용하여 구한 곡선섬유 평판을 제작하기 위해서는 연속적이고 부드럽게 변하는 fiber path가 필요하다. 여기서는 유한요소로 구한 섬유 방향을 사용하여 제작이 가능한 부드럽게 이어지는 fiber path를 구하는 간단한 방안을 제시하였다.

1. Heller, R.A., and Chiba, T., "Alleviation of Stress Concentration with Analog Reinforcement", *Experimental Mechanics*. Vol. 13. No. 12, 1973, pp. 519-525.

2. Cooper, A. A. G., "Trajectory Fiber Reinforcement of Composite Structures", Ph.D. Dissertation, Washington University, St. Louis, MO, 1972.

3. Hyer, M. W., and Charette, R. F., "Use of Curvilinear Fiber Format in Composite Structure Design", *AIAA Journal*, Vol. 29, No. 6, June 1991, pp. 1011-1015.

4. Hyer, M. W. and Lee, H. H., "The Use of Curvilinear Fiber Format to Improve Buckling Resistance of Composite Plates with Central Holes", *Composite Structures*, Vol. 18, 1991, pp. 239-261.

5. Gurdal, Z. and Olmedo, R., "In-Plane Response of Laminates with Spatially Varying Orientations : Variable Stiffness Concept", *AIAA Journal*, Vol. 31, No. 4, April 1993, pp. 751-758.

6. Olmedo, R. and Gurdal, Z., "Buckling Response of Laminates with Spatially Varying Fiber Orientations", *Proceedings of the 34-th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics and Materials(SDM) Conference*, La Jolla, CA, USA, April 19-21, 1993, pp. 2261-2269.

7. Olmedo, R., "Compression and Buckling of Composite Panels with Curvilinear Fibers", M.S. Thesis, Virginia Polytechnic Institute and State University, 1992.

8. Tatting, B. F. and Gurdal, Z., "Analysis of Variable Stiffness Composite Cylinders", *Proceedings of the 3-rd Pan American Conference of Applied Mechanics(PACAM III)*, Sao Paulo, Brazil, January 4-8, 1993, pp. 608-611.

9. Tatting B. F., "Analysis and Design of Variable Stiffness Composite Cylinders", Ph.D Thesis, Virginia Polytechnic Institute and State University, 1998.

10. Nagendra, S., Kodiyalam, A., Davis, J. E., Parthasarathy, V. N., "Optimization of Tow Fiber Paths for Composite Design", Proceedings of the 36-th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics and Materials(SDM) Conference, New Orleans, L.A., USA, April 10-13, 1995, pp. 1031-1041.

11. Evans, D. O., Vangilia, M. M., Hopkins, P. C., "Fiber Placement Process Study", 34-th International SAMPE Symposium, May 8-11, 1989, pp. 1822-1833.

12. Enders, M. L., Hopkins, P. C., "Developments in the Fiber Placement Process", 36-th

International SAMPE Symposium, April 15-18, 1991, pp. 1778-790.

13. Evans, D. O., "Design Considerations for Fiber Placement", 38-th International SAMPE Symposium, May 10-13, 1993, pp. 170-181.

14. Reddy, J. N., "Energy and Variational Methods in Applied Mechanics", John Wiley & Sons, Inc., 1984.

15. Miura, H. and Schmitt, L. A., "NEWSUMT-A Fortran Program for Inequality Constrained Function Minimization User's Guide", NASA-CR-159070, June 1979.