

論文

적층수에 따른 평직 복합재료의 강성 및 강도의 변화에 관한 수치적 연구

우 경 식

A Study on the Stiffness/Strength Variation due to Thickness Change for Thin Plain Weave Textile Composites

Kyeongsik Woo

ABSTRACT

Stiffness and strength variation for thin plain weave textile composites was studied by detailed three-dimensional finite element analysis. A unit cell analysis strategy based on a superposition method was employed to avoid solution complexities. Symmetrically and anti-symmetrically stacked plain weave configurations were considered with discrete material modeling and fiber tow properties and stresses were transformed for each integration points for improved accuracy.

Results indicated that, due to the low degree of homogeneity in the thickness direction, thin plain weave textile composite structures showed significant stiffness and strength variation when the number of layers changed. As the structures get thicker, however, the variation became less and the both the stiffness and the strength converged.

초 록

본 논문에서는 평직 복합재료에 있어서 두께의 변화가 강성 및 강도에 미치는 영향을 3차원 유한요소 해석을 통하여 연구하였다. 대칭 및 비대칭으로 적층된 평직 복합재료 평판 구조물에 대하여 섬유다발 및 수지 등 각각의 재료를 개별적으로 모델링 하였으며 단위구조해석이 적용되었다. 재료의 물성치와 응력은 요소의 적분점마다 좌표변환되었고 최초파괴이론을 사용하여 강도를 결정하였다. 계산 결과 평직 복합재료는 적층수가 작을 때 큰 강성 및 강도의 변화를 보였는데 이는 상대적으로 낮은 재료의 균일도를 가지고 있기 때문으로 판단되었다. 적층수가 증가함에 따라서 변화량은 점차 작아져 두꺼운 경우의 값에 수렴하는 경향을 보였다.

1. 서 론

최근 항공우주산업을 비롯하여 자동차, 건설 등 여러 산업분야에서 평직 텍스타일 복합재료(Plain Weave Textile Composites)의 사용이 증가하고 있다[1,2]. 평직 텍스타일 복합재료는 일방향 적층 복합재료(Unidirectional Lamina)와 달리 직물구조(Woven Structure)로 되어 있다. 그림 1은 대칭 적층된 평직 복합재료의 기본구조(Unit Cell)를 나

타내고 있는데 이 그림에서 보면 x-방향과 y-방향으로 늘어져 있는 두개의 섬유다발 그룹인 경사(Warp Tow)와 위사(Fill Tow)가 서로 교차하여 꼬여 있으며 또한 섬유다발사이에는 순기지(Pure Resin Rocket)가 채워져 있는 구조로 되어 있음을 알 수 있다. 이 그림에서 보는 바와 같이 평직 복합재료는 직물구조로 되어 있기 때문에 모든 방향으로 균형된 물성치를 가지고 있으며 면의 방향에서 오는 충격에 의한 파괴에 잘 저항한다. 또한 평직

* 충북대학교 공과대학 구조시스템공학과

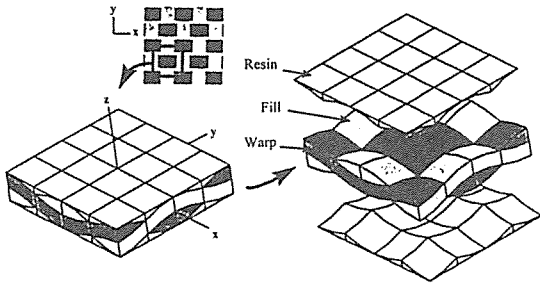


Fig. 1. A typical microstructure of a symmetrically stacked plain weave textile unit cell.

복합재료는 복잡한 모양으로의 성형성이 탁월하고, 섬유다발 재료의 종류나 배열방식, 굽곡도 등에 따라서 자유로이 재료의 특성을 바꿀 수 있는 등 많은 장점이 있기 때문에 설계자에게 구조재료로서의 다양한 선택의 폭을 제공한다.

그러나 평직 복합재료를 항공우주 및 건축 구조물 등의 제1차 구조물의 재료로 사용하기 위해서는 구조 설계자가 평직 복합재료의 기계적 거동을 잘 이해하고 있어야 하는데 여기에는 아직 많은 어려움이 있다. 특히 평직 복합재료가 가지고 있는 미세구조의 기하학적 복잡성은 해석적 이해의 접근을 매우 어렵게 하고 있다. 위에서 이미 언급한 바와 같이 평직 복합재료는 경사, 위사의 섬유다발과 순기지 지역으로 이루어져 있는데 이 미세구조의 기하학적 형상을 모델링하는 것 자체가 매우 어렵기 때문에 심지어 섬유다발의 모델링 자체만에도 많은 연구가 수행되어 있는 상황이다[3-5]. 더우기 비록 이 복잡한 기하적 형상을 모델링하였다 하더라도 상세 유한요소 해석을 수행하는 데는 지나치게 많은 전산기의 기억용량을 요구하게 되므로 비현실적인 경우가 많다.

현재 평직 복합재료의 기계적 거동에 대한 이해는 일방향 복합재료에 비하여 아직 초기적인 단계에 머물러 있는데 평직 복합재료가 가지고 있는 독특한 성질인 기하적 복잡성과 저 균일도 등에 대한 고찰이 부족한 실정이다. 최근 직물 복합재료에 대한 연구가 활발히 진행되고 있는데 이들은 주로 재료의 물성치를 예측하는데 주력하고 있다. 이의 대표적 연구를 간단히 살펴 보면 Ishkawa와 Chou 등에 의한 일방향 복합재료에 사용되는 복합재 적층

이론을 확장한 방법[6-9]과 Byun 등의 강성/연성 평균법[10], 그리고 Foye의 서브셀 모델[11], Whitcomb과 Woo의 매크로요소[12] 등 유한요소법에 기초한 수치적 해석방법 등을 들 수 있다. 이 모델들은 주로 직물 복합재료 단위 구조에 대하여 내부의 복잡한 미세구조(Microstructure)를 거시적 구조해석에 반영하는데 초점을 맞추고 있다. 이와 병행하여 내부의 상세 응력 및 파괴거동도 일부 연구되고 있는데[13-15] 이들은 단위구조에 대하여 섬유다발과 수지 등 각각의 구성 재료를 개별적으로 3차원 유한요소로 모델하여 해석을 수행하였다.

그럼 1에서 보는 바와 같이 평직 복합재료가 가지고 있는 복잡한 미세구조는 섬유다발의 굽곡도, 적층 방식에 따른 인접한 층들 사이의 섬유다발간의 배열, 그리고 구조물의 두께가 상대적으로 얇은 경우의 저 균일도 등의 문제를 야기하게 되는데 섬유다발의 굽곡도나 배열이 물성치에 미치는 영향은 기존의 연구에 의하여 어느 정도 고찰된 바 있다[16,17]. 한편 실험결과에 의하면 일방향 복합재료나 금속재료와 달리 평직 복합재료의 인장탄성계수와 인장강도가 적층판의 두께에 따라서, 즉 적층수에 따라서 크게 변하는 현상을 보이는데[18], Whitcomb 등은 평직복합재료의 물성치나 응력 분포가 자유경계면 효과에 의해 영향을 받을 수 있음을 2차원 유한요소 해석을 통하여 설명하였다[19]. 이 연구는 얇은 평직복합재료에 있어서 저 균일도로 인하여 적층수가 변할 때 기계적 거동이 크게 달라질 수 있음을 암시하고 있다.

본 논문에서는 상대적으로 얇은 평직 복합재료 구조물에 있어서 두께 방향의 저균일도가 재료의 기계적 거동에 미치는 영향을 살펴보고자 적층수에 따른 평직 복합재료의 강성 및 강도의 변화를 3차원 유한요소해석을 통하여 해석적으로 연구하였다. 각 적층수에 따라 대칭 및 비대칭으로 적층된 평직 복합재료 평판의 면내방향의 단위구조에 대하여 해석이 수행되었으며 계산의 편의를 위하여 중첩법을 사용하였다[20]. 강도는 최초파괴시점을 기준으로하여 판정되었고 적층수에 따른 강도의 변화는 주로 평직 복합재료를 구성하는 미세구조와 평판 구조물의 특성길이의 상대적 크기차이의 관점에서, 즉, 적층수가 증가함에 따라서 저 균일도의 재료에서 고 균일도의 재료로 이동한다는 관점에서 고찰되었다.

2. 평직 복합재료의 미세구조

평직 복합재료 구조물의 기계적 거동을 이해하기 위해서 먼저 문제해석의 관점에 따른 평직 복합재료의 미세구조와 매크로 구조의 특성길이 (Characteristic Scale)를 살펴보자.

그림 2는 평직 복합재료 평판 구조물의 미세구조를 나타내고 있다. 이 그림에서 평직 복합재료 구조물은 구성성분과 전체 구조물의 상대적 특성길이의 크기차이에 의한 해석 관점상 세가지 구조로 구분될 수 있음을 보여주고 있는데 큰 미세구조 (Coarse Microstructure)와 잔 미세구조 (Fine Microstructure), 그리고 이 중간의 천이 미세구조 (Transitional Microstructure)가 그것이다. 큰 미세구조 단계에서는 그림에서 보는 바와 같이 각각의 구성성분들이 확연히 관측된다. 이 경우 문제의 특성길이에 비하여 미세구조의 특성길이, 즉 섬유 다발의 두께가 그다지 작지 않고 따라서 정확한 해석을 위해서 각각의 구성성분에 대하여 개별적으로 모델링 (Discrete Material Modeling)하여야 한다. 반면에 아주 많은 수의 평직 복합재료 라미나가 적층된 구조물의 경우에는 각 구성성분의 특성길이가 우리가 풀고자 하는 문제의 특성길이 보다 매우 작아 잔 미세구조라고 부르게 되는데 이때 이 구조물은 균일한 재료 (Homogeneous Material)처럼 보이고 실제로 균일한 재료처럼 거동하게 된다. 따라서 이 경우에는 재료의 균일화 과정 (Material homogenization)을 통하여 등가 물성치를 구하여 해석을 수행하는 것이 보통이다.

이상의 두 미세구조 사이에 천이 미세구조가 존재하게 되는데 여기에서는 모든 구성성분에 대하여 개별적으로 모델링하기에는 모델링하여야 할 미세구조의 내용이 너무 많고, 또 등가 균일화된 물성치를 사용하기에는 미세구조의 특성크기가 문제의 특성 크기에 비하여 그다지 작지 않기 때문에 오차가 수반되게 된다. 즉, 이 경우에 내부구조는 전체 구조의 응력거동에 영향을 미치게 되고 등가 물성치는 재료의 두께에 따라 변하게 되어 재료의 균일화 문제 (Material Homogenization Problem)가 아닌 구조 문제 (Structural Problem)를 풀어서 구하여야 하는 것이다.

흔히 항공우주 분야에 사용되는 평직 복합재료 구조물은 적층수가 그다지 많지 않은 4-8장 정도인데 (예 : 항공기 주익 및 조종면 외피) 이는 위에서 설

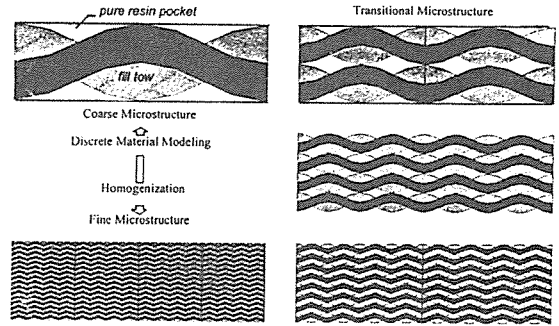


Fig. 2. Microstructural scale of plain weave textile composites.

명한 천이 미세구조 단계에 해당된다. 이 범위에서 재료의 거동은 미세구조의 특성크기인 섬유다발의 두께와 전체 구조물의 두께와의 상대적 크기차이에 따라 좌우될 것으로 생각된다.

3. 단위구조해석

단위구조란 어떤 구조물에 있어서 하나의 특징 기본 구조 단위를 계속 반복하여 얻을 수 있는 경우 그 최소 기본 단위로 정의되며 이 최소 기본 단위구조를 사용하여 해석을 수행하는 것을 단위구조해석이라 한다. 여기서 단위 구조는 단순히 기하적 형상만의 반복성을 의미하는 것이 아니고 경계조건과 하중조건을 포함하고 있다. 이때 복합된 경계-하중조건을 동시에 만족시켜 주기 위하여 중첩법이 사용된다[20].

그림 3은 2장의 비대칭 적층 평직 복합재료 평판

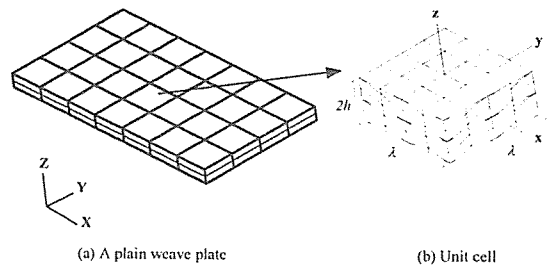


Fig. 3. Typical identification of unit cell for two anti-symmetrically stacked plain weave textile mats.

을 보여주고 있는데 그림 3(a)에서 굵은 선으로 표시된 것이 각각의 단위구조를 표시하고 있으며 그림 3(b)는 대표적인 단위구조를 상세하게 나타내고 있다. 단위구조해석에서 기하적 형상의 반복과 함께 경계조건의 반복이 요구되고 있는데 그림 3(b)에서 표시된 바와 같이 섬유다발의 주기가 λ 이고 높이가 $2h$ 일 경우 반복 변위 경계조건은 다음 식으로 나타낼 수 있다.

$$u_i(-\frac{\lambda}{2}, y, z) + \Delta u_i^1 = u_i(\frac{\lambda}{2}, y, z) \quad \dots\dots\dots (1.a)$$

$$u_i(x, -\frac{\lambda}{2}, z) + \Delta u_i^2 = u_i(x, \frac{\lambda}{2}, z) \quad \dots\dots\dots (1.b)$$

$$u_i(x, y, -h) + \Delta u_i^3 = u_i(x, y, h) \quad \dots\dots\dots (1.c)$$

$$(u_i = u, v, w)$$

즉, 그림 3(a)의 구조물에 하중이 가하여 졌을 때 그림 3(b)의 단위구조의 경계인 x-축, y-축 및 z-축에 수직인 면들에서의 변위는 위식의 형태로 나타나야 한다는 것이다.

그림 3(a)의 구조물에 x-방향의 탄성계수 E_{xx} 를 구하기 위하여 x-방향으로 일축 인장하중(Uniaxial Tension Load) P 가 가하여 졌다고 가정하자. (이는 이 구조물에 x-방향으로 인장시험을 한 것을 묘사하는 경우와 같다.) 이런 경우 그림 3(b)의 단위구조에서 (1.a)식의 x-방향의 상대변위 Δu^1 과, y-와 z-방향의 포아손 수축에 의한 상대변위인 (1.b)식의 Δv^2 와 (1.c)식의 Δw^3 만이 값을 가지게 되며 나머지는 모두 '0'의 값을 가져야 함을 의미한다. 우리는 단위구조의 구성 성분의 물성치만을 알고 있으므로 Δu^1 , Δv^2 와 Δw^3 는 아직 미지이고 따라서 3개의 미지 변수를 구하기 위하여 3개의 방정식이 필요함을 알 수 있다. 이 3개의 방정식은 전체 구조물에 x-방향으로 일축인장하중을 부가하였으므로 단위구조의 x-축, y-축 및 z-축에 수직인 각 경계면에서 다음의 조건을 만족시켜야 한다는 것에서 구할 수 있다.

$$\sum F_x(\frac{\lambda}{2}, y, z) = P_o, \sum F_y(x, \frac{\lambda}{2}, z) = 0,$$

$$\sum F_z(x, y, h) = 0 \quad \dots\dots\dots (2)$$

여기서 P_o 는 전체하중 중에서 단위구조에 해당하는 부분에 걸리는 하중이다. 식(2)의 조건은 단위

구조의 경계를 모두 구속하고 x-방향, y-방향 및 z-방향에 대해 한번에 한 방향으로 단위 변형도를 가하여 해석을 수행하고 각각의 결과인 단위구조의 경계에서의 반력을 중첩하여 만족시키도록 3개의 방정식의 형태로 나타나게 되며 이를 풀어서 Δu^1 , Δv^2 와 Δw^3 를 구하게 된다.

이상의 상대변위를 구하였다면 이 구조물의 x-방향의 탄성계수는 에너지 균형 방정식에 의하여 다음과 같이 구해진다.

$$\frac{1}{2} P_o \Delta u^1 = \frac{1}{2} \sigma_{xx} \epsilon_{xx} V = \frac{1}{2} E_{xx} \epsilon_{xx}^2 (2h \lambda^2) =$$

$$\frac{1}{2} E_{xx} \left(\frac{\Delta u^1}{\lambda} \right)^2 (2h \lambda^2)$$

$$\therefore E_{xx} = \frac{P_o}{2h \lambda} \quad \dots\dots\dots (3)$$

또한 이미 계산된 상대변위로 부터 포아손 비는 다음과 같이 구하게 된다.

$$\nu_{xy} = -\frac{\Delta v^2}{\Delta u^1}, \nu_{xz} = -\frac{\Delta w^3}{\Delta u^1} \cdot \frac{\lambda}{2h} \quad \dots\dots\dots (4)$$

식(3)과 식(4)에서 X-방향의 탄성계수나 포아손 비를 구하였는데 y-방향이나 z-방향의 탄성계수와 포아손 비 등도 각 방향에 대하여 일축하중을 가정하고 위의 과정을 반복하여 계산할 수 있다. 한편 계산기의 용량이나 계산시간을 절감하기 위하여 완전한 단위구조(Complete Unit Cell)대신에 대칭 경계조건 등을 활용한 부분 단위구조를 활용하기도 한다.

4. 해석 모델

본 절에서는 평직 복합재료 평판의 적층수에 따른 강성/강도계산에 사용된 대칭 및 비대칭으로 적층된 3차원 유한요소 해석모델과 미세구조를 이루고 있는 각 구성성분의 물성치에 대하여 기술하였다.

그림 4(a)는 대칭 적층된 4장의 평직 복합재료 적층판에 대한 유한요소 모델을 보여주고 있다. 이 그림에서 면내방향으로는 섬유다발의 한 주기 길이에 해당하는 지역만큼이 모델링되어 있는데 전체의 적층판이 그림에서 보여진 구조를 x-방향 및

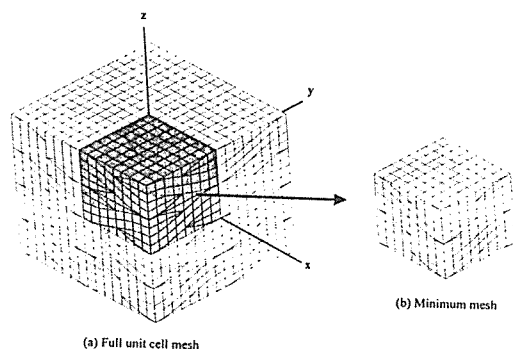


Fig. 4. A full unit cell mesh and a minimum '1/8' unit cell mesh for the analysis of four symmetrical stacked plain weave mats.

y-방향으로 기하적 및 경계조건의 관점에서 반복하여 얻을 수 있으므로 이 그림에서 모델된 메쉬를 단위구조 메쉬(Unit Cell Mesh)라고 부른다. 그림에 나타난 메쉬는 6,144개의 20-절점 고체요소와 26,017개의 절점으로 이루어져 있고 강성행렬에는 Profile Stograge로 할 때 259,394,415워드의 메모리를 요구한다. 이는 실수당 8바이트로 계산할 때 $259,394,415 \times 8 = 2,075,155,320$ 바이트, 즉 2,075메가바이트의 전산기의 기억용량을 요구함을 의미한다. 이 메쉬에 대해서는 '0'이 아닌 강성행렬만을 고려 한다 해도, 즉, Sparse Matrix Storage 형식으로 강성행렬을 조립하여도 102메가바이트의 기억용량을 요구하는 등 실제 계산에 사용하기에는 무리가 있다. 그러나 그림 4(a)를 좀더 자세히 관찰하면 대칭 적층 평직 복합재료 기본구조의 특성상 x-방향, y-방향 및 z-방향으로 대칭면을 발견할 수 있다. 따라서 실제로는 그림 4(b)에 나타난

'1/8' 단위구조 메쉬에 대칭경계조건이 각 대칭면에 적용되어 계산이 수행되게 된다. 그림 4(b)의 메쉬는 768개의 요소와 3,657개의 절점으로 구성되어 있어서 계산상 유리하며 강성행렬 조립에 필요한 메모리는 Sparse Matrix Storage 형식으로 약 1.57 메가워드로 현저히 감소하고 있음을 보인다. 한편 비대칭으로 적층된 경우에는 두께방향의 대칭성은 없으므로 두께방향으로는 전체를 모델링하고 x-방향 및 y-방향에만 대칭 구속조건을 가한 '1/4' 단위구조 메쉬를 사용하여 해석을 수행하였다.

본 연구에서는 대칭 적층된 2, 4, 6, 8 및 10장의, 그리고 비대칭적층된 1, 2, 3, 4, 5 및 6장의 평직복합재료 평판을 고려하였는데 표1은 이들의 요소수, 절점수 및 강성행렬 조립에 요구되는 메모리수를 나타내고 있다.

평직 복합재료는 기술한 바와 같이 경사, 위사 및 순 기지 지역으로 이루어져 있다. 경사 및 위사는 다시 섬유와 수지로 되어 있다. 경사와 위사는 서로 다른 물성치를 가질 수 있으나(Hybrid) 본 연구에서는 동일한 물성치를 가지는 것으로 가정하였다. 또한 경사와 위사의 물성치는 실험을 통하여 구하거나 섬유다발과 수지의 물성치로부터 계산할 수 있으나 여기서는 단순히 일방향 복합재료의 물성치를 사용하여 계산을 수행하였다. 계산에 사용된 물성치는 다음과 같다[16].

Fiber Tow :

$$E_{11} = 206.9 \text{ GPa}, E_{22} = E_{33} = 5.171 \text{ GPa}$$

$$\nu_{12} = \nu_{13} = \nu_{23} = 0.25$$

$$G_{12} = G_{13} = 2.386 \text{ GPa}, G_{23} = 2.068 \text{ GPa}$$

$$X = 1034/-689.5 \text{ MPa}, Y = Z = 41.37/-117.2 \text{ MPa}$$

$$S_{12} = S_{13} = 68.95 \text{ MPa}, S_{23} = 55.14 \text{ MPa}$$

Table 1. Storage requirements of the minimum meshes for the analysis of plain weave textile composite plates

Symmetric (1/8 Unit cell)				Anti-symmetric (1/4 Unit cell)			
No. of Layers	No. of Nodes	No. of Elements	Sparse Storage (Word)	No. of Layers	No. of Nodes	No. of Elements	Sparse Storage (Word)
2	1,941	384	799,641	1	1,941	384	799,641
4	3,657	768	1,571,049	2	3,657	768	1,571,049
6	5,373	1,152	2,342,457	3	5,373	1,152	2,342,457
8	7,089	1,536	3,113,865	4	7,089	1,536	3,113,865
10	8,805	1,920	3,885,273	5	8,805	1,920	3,885,273
				6	10,521	2,304	4,656,681

Resin :

$$E = 3.45 \text{ GPa}, \nu = 0.35$$

$$X = 103.4/-241.3 \text{ MPa}, S = 89.6 \text{ MPa}$$

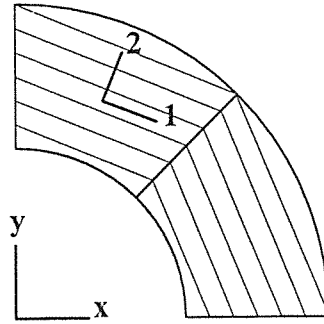
경사와 위사의 물성치 좌표계는 전체좌표계에 대하여 계속적으로 변하므로 물성치의 다음과 같은 변환이 요구된다.

$$\overline{C_{ijkl}} = a_{ip} a_{jq} a_{kr} a_{ls} C_{pqrs} \dots\dots\dots (5)$$

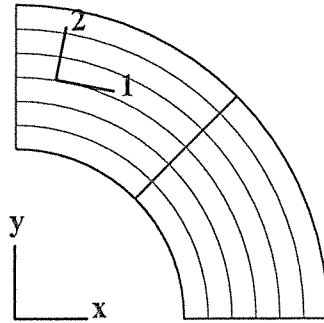
단, 첨자 p, q, r, s 와 i, j, k, l 은 각각 물성치의 좌표축과 전체 좌표축을 나타내는 인덱스이고 a_{ip} 는 방향 코사인이다. 흔히 물성변환은 각 요소당 한번 수행하는 것이 보통이나 (Single Angle 변환) 평직 복합재료의 섬유다발과 같이 물성치 좌표축과 전체 좌표축 사이의 변환각도는 연속적으로 변하고 있을 때 요소당 하나의 변환각에 의하여 물성치를 변환하는 것은 오차를 수반하게 된다. 그림 5년 각 요소에서 섬유다발의 물성 좌표축과 전체 좌표축 간의 두가지 변환 방법을 개략적으로 보여주고 있는데 여기에서 요소의 크기가 아주 작지 않다면 요소 중앙에서의 변환각은 요소내부 전체의 물성치 변환각을 정확하게 나타낼 수 없음을 쉽게 알 수 있다. 따라서 본 연구에서는 계산의 정확도를 높이기 위하여 참고문헌[13]에서 제시한 Multiple Angle 변환 방법을 응용하여 매 적분점마다 변환을 수행하였다. 각 요소들의 매 적분점에서의 변환각은 요소당 절점에서의 각도를 입력한 후 요소의 모양함수를 이용하여 보간하여 계산하였다.

5. 계산결과 및 고찰

본 절에서는 평직 복합재료의 적층수에 따른 강성 및 인장 및 압축강도의 변화를 고찰하였다. 강성/강도계산은 3차원 유한요소법에 의하여 수행되었고 계산의 편의를 위하여 중첩법에 의한 단위구조 해석법을 사용하였다. 한편 평직 복합재료의 섬유다발의 굽은 정도는 그림 6에 나타난 바와 같이 굴곡도(Waviness Ratio)와 굴곡각(Crimp Angle)으로 나타낼 수 있는데 여기서는 굴곡도를 사용하여 섬유다발의 굽은 정도를 표시하였으며 이는 다음과 같이 정의된다.



(a) Single angle transformation



(b) Multiple angle transformation

Fig. 5. Two-dimensional schematic of single angle versus multiple angle transformation.

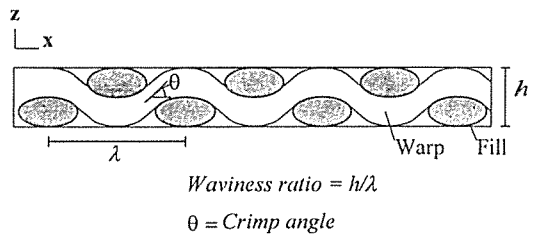


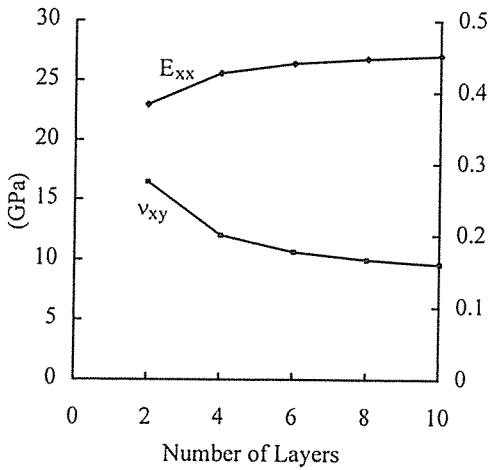
Fig. 6. Definition of waviness ratio.

$$\text{Waviness Ratio} = \frac{h}{\lambda} \dots\dots\dots (6)$$

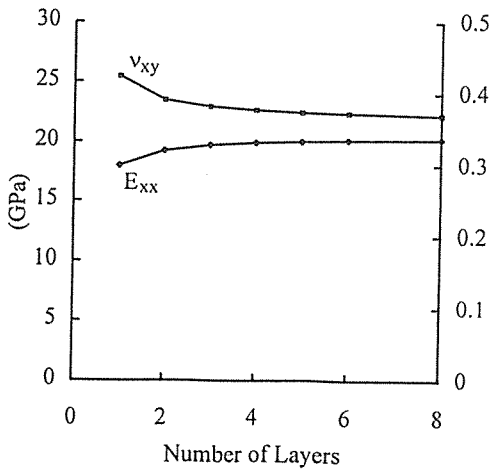
여기서 λ 는 섬유다발의 주기이고 h 는 한 층의 두께이다. 평직 복합재료는 섬유다발의 직조방식

에 따라 다양한 굴곡도를 가질 수 있으나 본 연구에서는 굴곡도를 1/3로 고정하였다.

대칭 및 비대칭으로 적층된 평직 복합재료에 대하여 적층수에 따른 인장탄성계수와 포아손 비를 먼저 계산하였는데 그림 7은 이를 보여주고 있다. 이 그림에서 적층방식에 관계없이 x-방향의 탄성계수 E_{xx} 는 적층수가 작을 때는 작은 값을 가지나 적층수가 증가함에 따라서 증가하고 점차 수렴하는 경향을 보인다. 또한 대칭 적층 구조가 비대칭 적



(a) Symmetric



(b) Anti-symmetric

Fig. 7. Variation of Young's modulus and Poisson's ratio versus the number of layers of plain weave textile composites. (Waviness ratio=1/3)

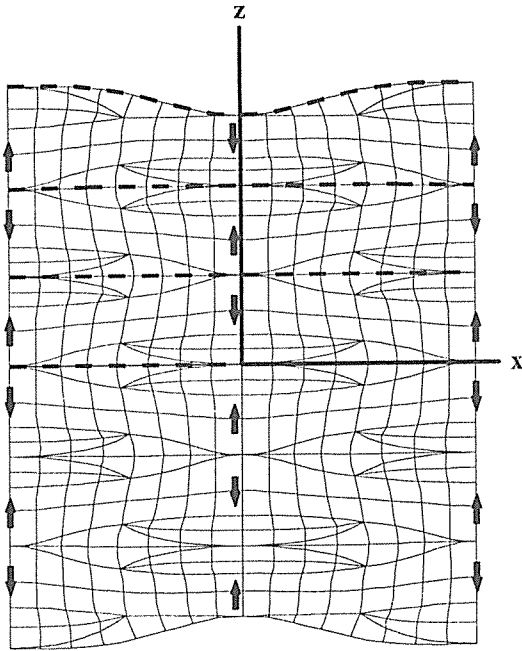
층 구조에 비하여 큰 탄성계수를 가짐을 보이고 있다. 반면 포아손 비의 경우에는 적층 수가 작을 때는 큰 값을 가지나 적층수의 증가에 따라 감소하고 있으며 비대칭 구조가 대칭 구조에 비하여 큰 값을 가지고 있음을 보여주고 있다. 그림 7은 또한 이 물성치들의 두께에 따른 변화의 정도가 두께가 얇은 경우에, 즉 적층수가 작을 때는 재료의 균일도가 낮으므로 탄성계수의 변화가 크게 나타나지만 적층수가 증가하여 재료의 균일도가 높아짐에 따라서 탄성계수가 값은 일정한 값으로 수렴하게 되는 것이다. 따라서 미세구조의 전체구조에 대한 상대적 크기가 작지 않을 때 평직 복합재료 미세구조의 거동은 전체 구조물의 거동에 큰 영향을 미치고 있음을 암시하고 있는데 이는 인장하중을 받고 있는 평직 복합재료의 변형을 살펴보면 쉽게 이해할 수 있다.

그림 8은 대칭 및 비대칭으로 적층된 8장의 평직 복합재료 평판의 x-방향의 인장 하중에 의한 변형된 메쉬를 보여주고 있다. 이 그림은 대표적인 단면에서의 변형을 나타내고 있는데 윗면과 아랫면은 자유경계면이고 좌, 우면에서는 x-방향으로 일축하중 상태에 있도록, 그리고 명목상의 변형도가 0.5%가 되도록 경계조건을 가하고 계산된 결과이다.

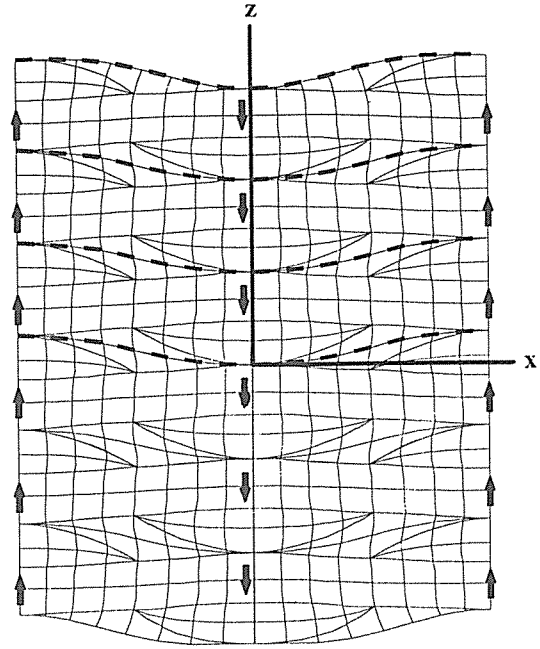
그림 8(a)는 대칭 적층된 평직 복합재료의 변형을 나타내고 있는데 자유경계면이 인접한 층에서의 변형은 내부에 위치한 층의 변형과 많은 차이가 있음을 보인다. 여기서 점선은 각 층 경계에서의 변형을 표시하고 있다. 평직 복합재료에 x-방향으로 인장하중이 가하여 지면 x-방향의 섬유다발(경사)는 펴지려고 하고 y-방향의 섬유다발(위사)를 그림 8에 화살표로 표시되어 있는 것과 같이 z-방향으로 밀어내어 굴곡된 변형을 유발하게 된다. 자유경계면에 인접한 첫번째 층에서의 변형은 두께 방향으로 아무런 구속이 없으므로 섬유다발의 모양에 따라 두께 방향으로 많이 굴곡되게 된다. 그러나 그림 8(a)에 나타난 바와 같이 대칭 적층 구조의 경우에 내부의 층들에서는 이와 같은 두께 방향의 변형이 이웃한 층들의 유사한 크기를 가지고 방향이 서로 반대인 변형에 의하여 서로 구속되게 된다. 즉, 인접한 층에서의 섬유다발의 배열이 180°의 위상차를 가지기 때문에 두께 방향으로의 변형은 서로 이웃한 층에 의해 상쇄되어 굴곡된 변형은 나타나지 않고 있으며 층간 경계면을 따라 거의 대칭

적 변형을 나타내고 있음을 알 수 있다. 또한 그림 8(a)에서 내부 층의 변형과 외부 층의 변형을 자세히 살펴 보면 외부의 첫번째 층에서의 변형만이 내부의 그것과 다르고 두번째 이후 층에서의 변형은 서로 거의 유사하므로 외부에 위치한 층의 변형에 나타난 자유경계면 효과는 내부로 깊이 전파되지는 않으며 자유경계면에 인접한 층에만 국한되고 있음을 알 수 있다. 한편 층당 강성은 외부에 위치한 층에서는 변형이 자유롭게 발생하므로 상대적으로 작은 값을 가지고 내부에 위치한 층은 변형이 인접한 층에 구속되어 있으므로 큰 값을 가지게 된다.

비대칭 구조의 경우에도 외부에 위치한 층에서는 그림 8(b)에 나타난 바와 같이 섬유다발의 굴곡에 따라서 z -방향으로 많이 굴곡된 변형을 보이고



(a) Symmetric



(b) Anti-symmetric

Fig. 8. Continued.

있다. 그러나 내부에 위치한 층에서는 섬유다발의 배열이 같은 위상을 가지고 배열되어 있으므로 동일한 방향으로 z -방향의 변형이 발생하게 되고 따라서 대칭 적층 구조와 달리 내부에서도 섬유다발의 굴곡에 따라서 z -방향으로 굴곡되는 변형을 가지게 된다. 이 경우 외부의 자유경계면에 위치한 층은 내부에 위치한 층에 비해 약간 더 자유롭게 변형하므로 더 작은 강성치를 가지게 되나 그 차이는 대칭 적층 구조에 비하여 상대적으로 작다.

그림 7에서 포아송 비의 분포를 살펴 보면 적층수가 증가함에 따라 감소하고 있어 탄성계수와 정반대의 분포를 보이고 있는데 이는 포아송 비가 탄성계수와 관련되어 있기 때문으로 생각된다. 즉, 적층수가 작을 때 두께 방향으로 자유로이 변형될 수 있으며 작은 탄성계수를 가진다는 것은 곧 x -방향으로 인장이 가하여졌을 때 y -방향으로 압축이 쉽게 된다는 것을 의미하며 따라서 상대적으로 큰 포아송 비를 가지게 되는 것이다. 또한 대칭 구조의

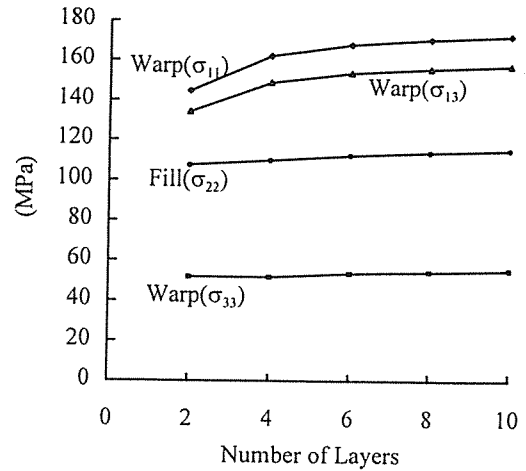
Fig. 8. Deformed shape of a typical cross-section of symmetrically and anti-symmetrically stacked plain weave textile composite plates under tension. Displacements were multiplied by a factor of 30 for viewing purpose. (Waviness ratio=1/3, Applied nominal strain=0.005)

경우 비대칭 구조에 비하여 큰 탄성계수를 가지고 있어서 y-방향으로의 압축이 덜 발생하게 되고 따라서 비대칭 구조에 비하여 작은 포아손 비를 가지게 된다.

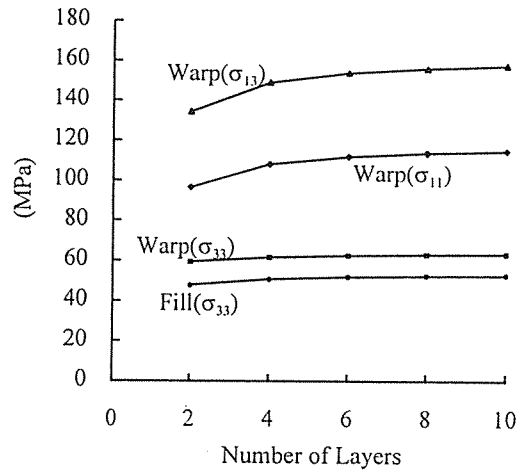
이상의 설명에 의하여 그림 7의 적층수에 따른 평직 복합재료의 탄성계수와 포아손 비의 변화는 적층수가 작을 때 전체 단위구조의 물성치 주에서 자유경계면 효과가 차지하는 비율에 따라 결정된다고 할 수 있다. 대칭 적층된 경우에 적층수가 2이면 자유 경계면 효과는 전체 구조물에 영향을 미치므로 탄성계수의 값은 작고 포아손 비는 크다. 그러나 적층수가 증가함에 따라서 자유경계면 효과를 가진 가장 외부에 위치한 층이 전체 구조물의 탄성계수에 차지하는 부분은 점차 감소하여 탄성계수는 증가하게 된다. 또한 두께 방향으로의 변형의 경우에도 적층수가 작을 때에는 자유롭게 발생하고 따라서 y-방향으로의 압축이 상대적으로 쉽게 발생하여 큰 값의 포아손 비를 주지만 적층수가 증가하면서 위사의 변형은 구속되어 감소되는 포아손 비를 준다. 비대칭 적층 구조의 경우에도 이상과 동일한 이유로 적층수에 따라 탄성계수와 포아손 비가 변화하게 되나 섬유다발의 배열이 같은 위상을 가지고 있기 때문에 자유경계면 효과의 크기가 대칭 적층 구조에 비해 작아서 변화의 정도는 크지 않다.

그림 9와 그림 10은 x-방향의 인장/압축하중을 받고 있는 대칭 및 비대칭으로 적층된 평직 복합재료의 적층수에 따른 최초 파괴 응력(Initial Failure Stress)의 변화를 보여 주고 있다. 이 계산에는 경사와 위사 및 수지에 대하여 최대 응력 파괴 지표가 사용되었다. 그림에는 각 응력 성분 당 주요한 값을 나타내었는데 Warp(σ_{11}), Warp(σ_{33}), Warp(σ_{13})으로 표시된 것은 각각 경사의 재료방향의 σ_{11}/X , σ_{33}/Z , σ_{13}/S_{13} 가 '1'이 될 때의 부가된 명목 응력(Nominal Stress)이고 Fill(σ_{22}), Fill(σ_{33})은 위사의 재료방향의 σ_{22}/Y 와 σ_{33}/Z 가 각각 '1'이 될 때의 값이다. 따라서 이 값들은 최초파괴 발생 시점의 강도라고 할 수 있다.

그림 9(a)는 대칭 적층 구조일 때 인장 하중에 대하여, 그리고 그림 9(b)는 압축 하중에 대한 국부 응력 성분별 최초 파괴 발생 시점의 부가된 명목 응력인 최초파괴응력의 변화를 나타내고 있는데 이들 모두 적층수에 따라 변화를 보이고 있다. 적



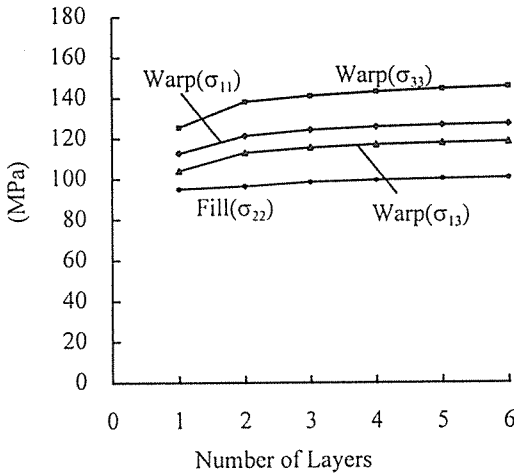
(a) Tension



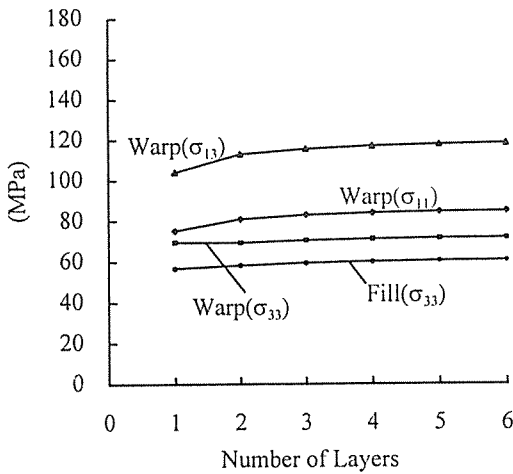
(b) Compression

Fig. 9. Variation of initial failure stress for symmetrically stacked plain weave textile composites under tension and compression loading. (Waviness ratio = 1/3)

층수가 작을 때에는 최초파괴응력값의 분포는 상대적으로 작으나 적층수가 증가함에 따라서 점차 증가하여 일정한 값으로 수렴하는 양상을 보인다. 이는 앞에서 설명한 적층수에 따른 인장 강성치의 변화와 자유경계면 효과와 관계되어 있는 것으로



(a) Tension



(b) Compression

Fig. 10. Variation of initial failure stress for anti-symmetrically stacked plain weave textile composites under tension and compression loading. (Waviness ratio=1/3)

보인다. 즉, 적층 평직 복합재료의 내부로 이동하면 매 층에서의 변형은 거의 같은 양상을 보이고 인접한 층에 의하여 변형이 자유롭게 발생하지 못하므로 응력분포는 상대적으로 크게 나타나지만 응력

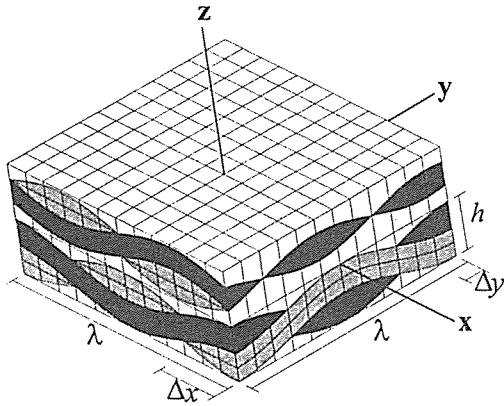
이 없는(Stress Free) 자유경계면 부근에서는 내부의 그것보다 덜 심각하다. 따라서 적층수가 작은 경우에 응력분포 자체는 작게 나타나는 것처럼 보인다. 그러나 이 경우 강성치도 작으므로 감당할 수 있는 층당 하중의 값도 작게 되고 따라서 최초 파괴가 발생하는 시점에서의 부가된 명목 응력값은 작다. 적층수가 증가함에 따라서 자유경계면 효과가 차지하는 비중은 감소하고 따라서 최초파괴 응력은 증가하여 일정한 값으로 수렴하게 된다.

그림 10은 비대칭 적층 구조에 대하여 최초파괴 응력값의 변화를 나타내고 있는데 비대칭 구조의 강도 역시 적층수에 따라 변화하고 있음을 보여 주고 있다. 비대칭 적층 구조의 경우에는 탄성계수의 변화와 마찬가지로 이유로 인하여 적층수에 따른 강도의 변화 정도도 대칭 구조의 경우보다 작음을 알 수 있다.

응력 성분별로 살펴 보면 대칭 적층 구조에서는 하중방향인 x-방향의 섬유다발(Warp)에서는 σ_{33}/Z 가 1이 되는 부가 응력 값이 제일 작으므로 σ_{33} 에 의한 파괴인 층간 분리가 제일 먼저 발생하는 것을 알 수 있다. 반면 비대칭 적층 구조에서는 그림 8(b)에 나타난 바와 같이 x-방향의 섬유다발에서 큰 전단 변형이 발생하게 되고 따라서 σ_{13} 가 최초 파괴를 좌우함을 알 수 있다. 재료의 최종 파괴를 주도하는 σ_{11}/X 에 의한 강도는 대칭 적층 구조가 비대칭 적층 구조에 비하여 큰 분포를 보이고 있는데 이는 대칭 적층 구조의 탄성계수의 값이 비대칭 적층 구조에 비하여 크므로 동일한 명목 응력이 가하여 졌을 때 더 작은 명목 변형도가 발생하고 따라서 더 작은 값의 국부응력을 유발하기 때문으로 생각된다.

그림 9와 그림 10에서 압축하중시의 최초파괴응력값이 인장하중시와 다른 분포를 보이고 있는데 이는 계산에 사용된 경사 및 위사의 인장강도와 압축강도의 차이에 기인한 것이다. 한편 섬유다발이 굴곡되어 있으므로 섬유다발 방향으로 압축하중이 걸리는 경우에 좌굴이 발생할 수도 있으며 이때의 좌굴응력과 그림 9(b) 및 그림 10(b)에 표시된 파괴 응력 중에서 낮은 값에서 파괴가 시작될 것으로 생각된다. 본 연구에서는 섬유다발의 좌굴은 고려되지 않았다.

본 연구에서는 대칭과 비대칭으로 적층된 평직 복합재료를 고려하였는데 일반적으로는 그림 11에 나타난 것과 같이 인접한 층의 섬유다발간에 x-방



$$\varphi_x = \frac{\Delta x}{\lambda} \times 360^\circ, \quad \varphi_y = \frac{\Delta y}{\lambda} \times 360^\circ$$

Fig. 11. Arbitrarily stacked layers of plain weave textile composites. Two plain weave layers were stacked in such a way that the fiber tows of the upper layer would have non-zero phase angles compared to those of the lower layer.

향과 y-방향으로 misalignment에 의한 위상차가 존재하게 된다. 이러한 misalignment는 재료의 기계적 거동에 큰 영향을 주는데 한 예로서 참고문헌 [17]에 의하면 무한 적층수를 가진 평직 복합재료의 x-방향의 등가 탄성계수는 비대칭 적층시에(위상차 = 0) 최소값을 가지고 대칭 적층시에(위상차 = π)최대값을 가지며 이 사이에서는 섬유다발간의 위상차에 따라서 사인 파형의 분포를 가지고 있음을 보이고 있다. 따라서 본 연구에서 유한 적층수의 평직 복합재료에 대하여 계산된 대칭 및 비대칭 적층의 강성 및 강도치는 임의의 위상차를 가지고 적층된 값들의 상-하 경계값(upper and lower bound)으로 이해될 수 있을 것이다.

6. 결 론

본 연구에서는 평직 복합재료의 적층수에 따른 인장/압축하중시의 최초파괴시점의 응력변화를 고찰하였다. 대칭 및 비대칭으로 적층된 평직 복합재료의 각 구성성분인 경사, 위사 및 순 기지지역을

3차원으로 상세하게 모델링하였고 기본단위구조에서 대칭경계조건을 고려하여 최소메쉬만을 사용하여 해석을 수행하였다.

계산결과 적층수가 작은 경우에 평직 복합재료의 각 성분별 미세구조는 전체 구조물의 강성과 강도에 영향을 미치고 있음을 확인하였다. 미세구조들의 변형은 적층 복합재료의 상하의 자유경계면 부근에서 자유롭게 발생하지만 내부로 이동하면 인접한 층들에 의하여 구속되게 된다. 이 자유경계면 효과에 의하여 외부에 위치한 층의 강성치는 내부에 위치한 층의 그것보다 작고 적층수가 작았을 때 자유경계면 효과에 차지하는 비중이 상대적으로 커 강성치의 값은 작았으나 적층수가 증가함에 따라 증가하였다. 또한 인장/압축하중시의 최초파괴응력은 적층수의 변화에 따른 강성치의 증감에 따라 유사하게 증감하는 경향을 보였다. 적층 구조에 따른 거동의 차이에서는 대칭 적층 구조는 비대칭 적층 구조에 비하여 이웃한 층에서의 섬유다발의 배열의 차이에 의하여 자유경계면 효과를 더 많이 보였으며 전반적으로 큰 탄성계수와 강도값을 가지는 것으로 나타났다. 또한 대칭 적층 구조는 탄성계수와 강도의 적층수에 따른 변화 정도가 비대칭 적층 구조에 비하여 크고 최초파괴 모드에 있어서도 다른 양상을 가지고 있음을 알 수 있었다.

참 고 문 헌

- [1] Middleton, D. H., Ed., "Composite Materials in Aircraft Structures", Longman Scientific & Technical, 1990.
- [2] Hamelin, P., Recent Development of Composites in Building - Analysis of Specific and Technical Difficulties, *Textile Composites in Building Construction* 96, 1996.
- [3] Pierce, F. T., Geometric Principles Applicable to the Design of Functional Fabrics, *Textile Research Journal*, Vol. 17, No. 3, 1947.
- [4] Yurgartis, S. W., Measurement of Small Angle Fiber Misalignments in Continuous Fiber Composites, *Computer Science and Technology*, Vol. 30, 1987.
- [5] Pastore, C. M. and Ko, F. K., Modeling of Textile Structural Composites, Part I: Processing - Science Model for Three-Dimensional

Braiding, *Journal of the Textile Institute*, Vol. 81, No. 4, 1990.

[6] Ishikawa, T., Anti-Symmetric Elastic Properties of Composite Plates of Satin Weave Cloth, *Fiber Science and Technology*, Vol. 15, 1981.

[7] Ishikawa, T. and Chou, T.-W., One-Dimensional Micromechanical Analysis of Woven Fabric Composites, *AIAA Journal*, Vol. 21, No. 12, 1983.

[8] Ishikawa, T. and Chou, T.-W., Stiffness and Strength Behavior of Woven Fabric Composites, *Journal of Material Science*, Vol. 17, 1982.

[9] Yang, J.-M., Ma, C.-L., and Chou, T.-W., Fiber Inclination Model of Three Dimensional Textile Structural Composites, *Journal of Composite Materials*, Vol. 20, 1986.

[10] Byun, J.-H. and Chou, T.-W., Elastic Properties of Three-Dimensional Angle Interlock Fabric Preforms, *Journal of Textile Institute*, Vol. 81, No. 4, 1990.

[11] Foye, R. L., Finite Element Analysis of the Stiffness of Fabric Reinforced Composites, *NASA Contractor Report 189597*, Contract NAS1-19000, 1992.

[12] Whitcomb, J. D., Woo, K., and Gundapaneni, S., Macro Finite Element for Analysis of Textile Composites, *Journal of Composite Materials*, Vol. 28, No. 7, 1994.

[13] Avery, W. B. and Herakovich, C. T., A Study of the Mechanical Behavior of a 2-D Carbon-Carbon Composite, *Interim Report 66*, *NASA Grant NAG-1-343*, 1987.

[14] Blacketter, D. M., Walrath, D. E., and Hansen, A. C., Modeling Damage in a Plain Weave Fabric-Reinforced Composite Materials, *Journal of Composite Technology & Research*, Vol. 15, No. 2, 1993.

[15] Anand, K. and Gupta, V., A Numerical Study of the Compression and Shear Failure of Woven Carbon-Carbon Laminates, *Journal of Composite Materials*, Vol. 29, No. 18, 1995.

[16] 우경식, 섬유다발의 굴곡도와 수자직의 매수가 평면 직조 복합재료의 등가 탄성계수에 미치는 영향, 한국복합재료학회지, 제8권, 제3호, 1995.

[17] Woo, K. and Whitcomb, J. D., Effect of Fiber Tow Misalignment on the Mechanical Properties for Plain Weave Textile Composites, Accepted for publication in *Composite Structures*, 1997.

[18] Niu, M. C., "Airframe Stress Analysis and Sizing", *ECKC Seminar Material*, 1996.

[19] Whitcomb, J. D., Kondagunta, G., and Woo, K., Boundary Effects in Woven Composites, *Journal of Composite Materials*, Vol. 29, No. 4, 1995.

[20] Whitcomb, J.D., Three-Dimensional Stress Analysis of Plain Weave Composites, *NASA TM 101672*, 1989.