

## 論文

## 유연수지를 기지재료로 하는 복합재료의 비선형거동 예측

서영욱\*, 우경식\*\*

## Prediction of Non-linear Behavior of Flexible Matrix Composites

Youngwook Suh\* and Kyeongsik Woo\*\*

## ABSTRACT

In this paper, mechanical behavior of unidirectional composites with flexible matrix was predicted by geometrical non-linear finite element analysis. Two typical idealized unit cells of square and hexagonal fiber arrays were modeled and these were subjected to different loadings. The stress-strain behavior of composites was predicted from which the effective properties were calculated. The hyperelasticity of polyurethane matrix was considered using Mooney-Rivlin model. In result, the stress-strain behavior of flexible composites shows non-linearity, especially it is remarkable under transverse normal and shear loading conditions. In this cases, there are great difference between square and hexagonal fiber array models.

## 초 록

본 논문에서는 유연수지 복합재료에 대하여 기하학적 비선형해석을 수행하였다. 실제 랜덤한 섬유배열을 사각배열과 육각배열로 가정하고 각각에 대해 단위구조를 정의하였다. 다양한 하중상태를 수치적으로 모사하여 단위구조해석을 통해 전체 구조물의 응력-변형률 선도를 예측하였고 이로부터 등가물성치를 계산하였다. 해석시 유연수지의 초탄성 성질을 정의하기 위해 Mooney-Rivlin 모델을 사용하였다. 계산결과, 유연수지 복합재료 구조물은 변형률 증가에 따라 비선형의 응력-변형률 관계를 보였다. 비선형성은 횡방향 하중 상태에서 더욱 두드러지게 나타났으며, 이 경우 복합재 단면의 섬유배열 형태에 따라 상당한 차이를 보여주었다.

**Key Words** : Flexible Matrix Composites(유연수지 복합재료), Geometrical Non-linearity (기하학적 비선형성), Unit Cell(단위구조), Hyperelasticity(초탄성 성질)

## 1. 서 론

항공우주산업 초기 우주구조물의 개발은 우주 공간에서의 임무 달성에만 치중하였을 뿐 경제적 인 부분은 주요 고려대상이 아니었다. 그러나 1990년대 이후 세계적으로 불어닥친 경제 침체는

항공우주산업에도 영향을 주었고, 더불어 우주기술의 발달과 함께 우주 구조물의 대형화는 비용 절감이라는 경제적인 부분을 중요하게 인식하는 계기가 되었다. 이러한 상황에 발맞춰 최근 선진국을 중심으로 상당수의 우주 구조물들이 초경량의 팽창식 구조물로 제작되고 있으며 이는 계속적인 증가 추세를 보여주고 있다. 팽창식 구조물은 기존의 기계식 팽창 구조물과는 달리 지상에서 패키징한 상태로 발사되어 우주 공간에서 전개하여 최종 형상으로 완성되는 구조물로 기계시스템 구조물에 비해 총중량의 감소뿐만 아니라

† 2006년 5월 23일 접수 ~ 2006년 9월 14일 심사완료

\* 정희원, 충북대학교 구조시스템공학과 대학원

\*\* 정희원, 충북대학교 구조시스템공학과

연락처자, E-mail : kw3235@chungbuk.ac.kr

충북 청주시 흥덕구 개신동 12번지

패키징 비용 및 발사비용 면에서 수십 퍼센트 이상의 절감효과를 가져오게 된다. 이러한 팽창식 구조물에서 가장 요구되는 특성은 구조물의 유연성 (flexibility)이다. 따라서 팽창식 구조물은 대부분 낮은 강성(low modulus)을 갖는 초박막(thinness) 재료로 제작되는데, 많은 우주구조물에서 유연수지를 기지재료로 하는 직물복합재료가 적합한 재료로 채택되고 있다. 대표적인 예로는 일부 선진국을 비롯하여 우리나라에서도 개발 중에 있는 성층권 비행선[1], NASA JSC(NASA Johnson Space Center)에서 개발중인 lunar habitat[2] 그리고 ISIS(Inflatable Sunshield In Space)에서 개발 중인 sun shield[3]의 붐(boom) 구조물 등이 있으며, 이들 구조물에서는 평직 또는 3-축 직조 형태로 유연수지 직물복합재료가 사용되고 있다 (Fig. 1 참조).

팽창식 구조물에 사용되는 막재료는 대부분 한장의 복합재료 라미나에 구조물에 요구되는 특성에 맞게 여러장의 막재료를 접착하여 제작된다. Fig. 2에서는 성층권 비행선의 기낭 막구조물의 단면 구성도를 보여주고 있는데, 하중 지지막 (load bearing layer)으로 평직구조의 복합재료가 사용되었다. 따라서 복합재료 전체 구조물의 거동을 해석하기 위해서는 먼저 한장의 복합재료 라미나의 물성치를 계산하는 과정이 선행되어야 한다. 복합재료 전체 구조물의 거동을 해석하는 단계를 거시역학(macromechanics)이라고 하면 이 단계는 중시역학(mesomechanics)에 해당한다. 한편 한장의 복합재료 라미나는 섬유다발과 수지 포켓으로 구성되어 있음을 볼 수 있는데 이때 섬유다발은 다시 여러 가닥의 섬유와 수지로 구성된다. 따라서 중시역학 수행에 앞서 섬유다발의

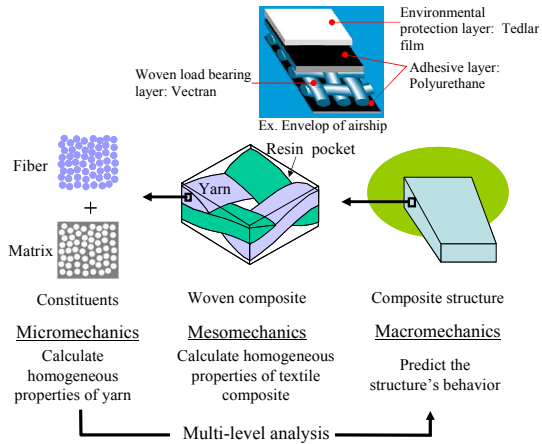


Fig. 2. Multi-level analysis

물성치를 계산하는 미시역학(micromechanics)이 요구된다. 즉, 복합재료구조물의 거동은 미시, 중시, 거시역학의 다단계 해석과정을 거쳐 수행되며 이 과정을 Fig. 2에서 개략적으로 설명하고 있다.

미시역학 단계에서 복합재료 구조물의 거동을 예측하기 위한 많은 방법들이 제시되어 왔다. Hashin[4]은 그의 논문에서 다양한 미시역학 모델들을 재평가하였고, Whitney와 Riley[5]는 self-consistent model을 이용해 일방향 복합재료의 응력-변형률 거동을 예측하였다. Chamis[6,7]는 일방향 복합재료의 등가물성치를 계산할 수 있는 “simplified micromechanics equations (SME)을 제시하였고, Caruso와 Chamis[8]는 3D 유한요소 해석을 통해 일방향 복합재료의 등가물성치를 계산하고 이를 SME 결과와 비교하였다. Aboudi[9]는 cell 모델을 이용하여 복합재료의 면내 및 면외 방향의 물성치를 계산하였다. 이상에서 열거된 논문 외에도 많은 논문에서 미시역학 해석이 수행되었는데 대부분이 선형 탄성이론에 기초하고 있고, 비교적 강성이 강한 수지를 기지재료로 하는 복합재료에 적용되어 타당한 예측결과를 보여주었다. 그러나 유연수지를 갖는 복합재료의 거동은 강성이 강한 수지로 구성된 복합재료와는 상당한 차이를 보이게 된다. 특히 섬유 횡방향으로 하중이 가해진 경우 수지의 강성이 전체 구조물에 미치는 영향은 매우 크므로 정확한 해석을 위해서는 수지 재료의 비선형특성을 반드시 고려해야만 한다. 뿐만 아니라, 유연수지 복합재 구조물은 기존의 복합재 구조물의 허용 변형률이 0.5퍼센트 이내인 것에 비해, 수 퍼센트의 큰 변형률을 허용하므로 대변형시 발생하는 기하학적 비선형성의 영향도 고려해야만 한다.

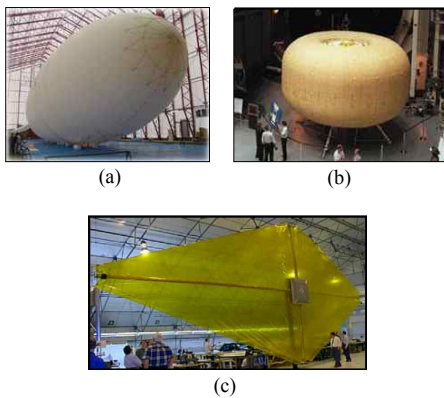


Fig. 1. Examples of inflatable structures using woven composites with flexible matrix: (a)envelop of stratospheric airship (b)lunar habitat (c)sunshield boom

본 연구에서는 유연수지를 기지재료로 하는 일방향 복합재료의 기계적 거동을 예측하였다. 이는 다단계 해석과정 중 미시역학 단계로 중시역학을 수행하기 위해 필요한 섬유다발의 등가물성치를 계산하는 과정에 해당한다. 복합재료 단면상의 섬유배열을 사각배열(square packing array)과 육각배열(hexagonal packing array)로 이상화한 후 단위구조(unit cell)를 정의하고 적절한 경계조건을 가하여 기하학적 비선형해석을 수행하였다. 해석은 상용 해석프로그램인 ABAQUS를 사용하였으며, 초탄성재료인 수지재료의 물성을 정의하기 위해 Mooney-Rivlin 모델[10]을 사용하였다.

## II. 본 론

### 2.1 해석

일방향 복합재료의 단면상에서 섬유가닥은 Fig. 3(a)에 보인 바와 같이 실제로는 랜덤한 분포로 배열되어 있다. 그러나 수치해석 과정에서는 보통 이를 이상적인 배열로 가정하게 되는데 대표적으로 이용되는 배열은 사각배열과 육각배열이다. 이상화된 배열은 Fig. 3에서 붉은 선으로 표시한 바와 같이 일정한 형태의 단위구조에 의해 반복적으로 구성되게 되므로 해석에서는 대칭 및 반복 경계조건을 가하여 단위구조만을 해석함으로써 전체 구조물의 거동을 예측하게 된다. Fig. 3(b)와 (c)는 각각 사각배열과 육각배열 모델의 단면형태와 단위구조에 대한 유한요소 메쉬를 보여주고 있다.

각 방향으로의 응력-변형률 거동을 예측하고 등가물성치를 계산하기 위해 다양한 하중 상태를 모사하였다. Fig. 4는 사각배열 모델에 대하여 섬유 축방향 및 횡방향으로의 수직 및 전단하중을 모사하기 위해 단위구조에 가하여진 하중 조건을

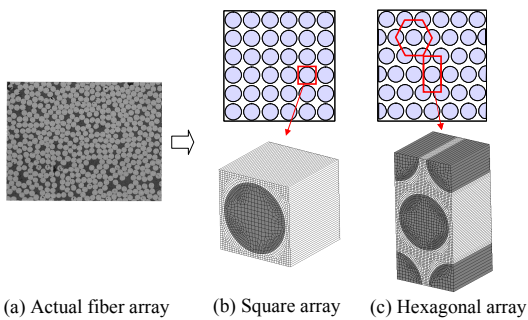


Fig. 3. Unitcell meshes for idealized fiber packing arrays

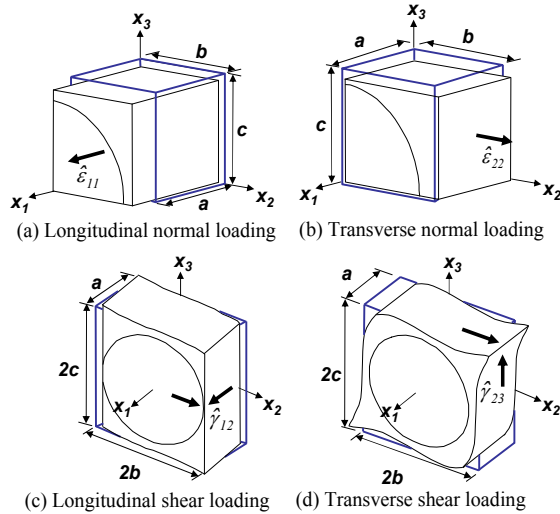


Fig. 4. Loading conditions to predict stress-strain behavior for unit cell of square array model

보여주고 있다. 각 하중 조건은 변형률을 가함으로써 모사되었는데 수직하중의 경우에는 1-축 및 2-축에 대해 기하학적 형상뿐만 아니라 하중조건이 대칭이므로 1/4 단위구조만을 고려하여 경계조건을 정의하였고, 전단하중의 경우에는 단위구조의 원점에 대하여 대칭으로 하중조건이 가해지므로 전체 단위구조를 사용하여 경계조건을 정의하였다.

#### - For longitudinal normal loading

$$\begin{aligned} u(0, x_2, x_3) \pm a\hat{\epsilon}_{11} &= u(a, x_2, x_3) \\ v(x_1, 0, x_3) \mp av_{12}\hat{\epsilon}_{11} &= v(x_1, b, x_3) \\ w(x_1, x_2, 0) \mp av_{13}\hat{\epsilon}_{11} &= w(x_1, x_2, c) \\ (\hat{\epsilon}_{11} &= \Delta\hat{u}/\Delta x_1) \end{aligned}$$

#### - For transverse normal loading

$$\begin{aligned} u(0, x_2, x_3) \mp bv_{21}\hat{\epsilon}_{22} &= u(a, x_2, x_3) \\ v(x_1, 0, x_3) \pm b\hat{\epsilon}_{22} &= v(x_1, b, x_3) \\ w(x_1, x_2, 0) \mp bv_{23}\hat{\epsilon}_{22} &= w(x_1, x_2, c) \\ (\hat{\epsilon}_{22} &= \Delta\hat{v}/\Delta x_2) \end{aligned}$$

#### - For longitudinal shear loading

$$\begin{aligned} u(x_1, -b, x_3) + b\hat{\gamma}_{12} &= u(x_1, b, x_3) \\ v(0, x_2, x_3) + \frac{1}{2}a\hat{\gamma}_{12} &= v(a, x_2, x_3) \\ u(0, x_2, x_3) &= u(a, x_2, x_3), v(x_1, -b, x_3) = v(x_1, b, x_3) \\ w(x_1, x_2, -c) &= w(x_1, x_2, c) \\ (\hat{\gamma}_{12} &= \Delta\hat{u}/\Delta x_2 + \Delta\hat{v}/\Delta x_1) \end{aligned}$$

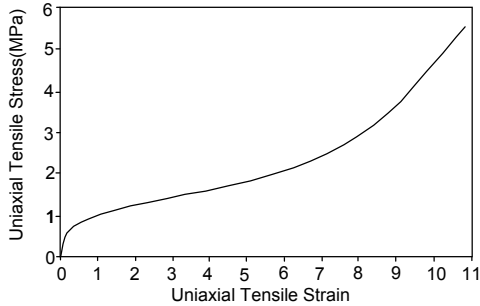


Fig. 5. Typical stress-strain curve of polyurethane(ref. [11])

- For transverse shear loading

$$v(x_1, x_2, -c) + c\hat{\gamma}_{23} = v(x_1, x_2, c)$$

$$w(x_1, -b, x_3) + b\hat{\gamma}_{23} = w(x_1, b, x_3)$$

$$u(0, x_2, x_3) = u(a, x_2, x_3), v(x_1, -b, x_3) = v(x_1, b, x_3)$$

$$w(x_1, x_2, -c) = w(x_1, x_2, c)$$

$$(\hat{\gamma}_{23} = \Delta\hat{v}/\Delta x_3 + \Delta\hat{w}/\Delta x_2)$$

여기서 a, b 및 c는 각각 1/4 단위구조에 대한 길이, 폭 및 높이의 치수를 나타내며 본 연구에서 사각배열은 a=b=c=13.16μm로 정의하였고 육각배열 모델은 a=b=13.16μm, c=26.32μm로 가정하였다. 한편 섬유부피분율은 두 모델 모두 60%로 가정하였는데, 이 경우 섬유의 반지름은 약 0.874b로 정의된다.

본 연구에서 섬유다발은 벡트란 섬유와 폴리우레탄 수지로 구성되어 있다고 가정하였다. 벡트란 섬유는 E=65GPa, ν=0.23의 값을 갖는 등방성 재료로 가정하였고 폴리우레탄 수지는 초탄성재료로 가정하였는데 해석에서는 초탄성을 정의하기 위해 Fig. 5에 보인 폴리우레탄의 응력-변형률 선도[11]로부터 얻은 데이터를 사용, ABAQUS에 정의된 Mooney-Rivlin 모델을 이용하여 물성을 정의하였다. ABAQUS에서 비압축성재료의 푸아송비는 초기 전단 계수(initial shear modulus: μ<sub>0</sub>)와 체적계수(bulk modulus: K<sub>0</sub>)의 비를 사용하여 ν=(3K<sub>0</sub>/μ<sub>0</sub>-2)/(6K<sub>0</sub>/μ<sub>0</sub>+2)로 정의된다. 이 식에 의하면, 현재 가정된 폴리우레탄의 푸아송비는 약 0.49999의 값으로 정의된다.

유한요소 해석시 수직하중상태를 모사하기 위한 1/4단위구조의 경우 사각배열 모델은 4,815개, 육각배열 모델은 9,582개의 8절점 고체요소(C3D8)로 정의하였고 전단하중 상태를 모사하기 위한 전체 단위구조의 경우에는 사각배열은 4,355개, 육각배열은 38,136개의 8절점 고체요소로 정의하였다. 이때 수지지역은 초탄성 및 비압

축성을 고려해 8절점 하이브리드 고체요소(C3D8H)로 정의하였다.

2.2 해석결과 및 고찰

Fig. 6은 하중상태에서의 응력-변형률 선도로 (a)와 (c)는 공칭응력(nominal stress)과 공칭변형률(nominal strain)을 (b)와 (d)는 Cauchy 응력과 log 변형률을 사용하여 나타내었다(이때 응력은 변형률이 가하여진 단면에서의 반력의 합을 단면적으로 나누어 계산하였고, 그림에서 위첨자 c는 Cauchy 응력을 의미한다). 본 연구와 같이 대변형을 고려한 비선형해석의 경우 변형후 단면적은 크게 변하므로 변형후의 단면적에 의해 정의되는 Cauchy 응력과 이에 상응하는 log 변형률로 나타낸 응력선도가 실제 구조물의 응력거동을 반영하는 것이라 할 수 있다. 그러나 본 연구는 중시역학 단계에서 필요한 섬유다발의 물성을 얻기 위한 것으로 이 단계에서 섬유다발의 물성은 미시역학을 통해 얻은 각 하중 상태의 응력-변형률 선도의 데이터를 이용해 정의된다. 이 과정에서 변형전의 형상을 기준으로 계산되는 공칭응력과 공칭변형률을 사용하는 것이 연산과정을 단순화시키게 되므로 본 연구에서는 이들을 사용해 응력-변형률 선도를 정의하였다. 한편, Fig. 6에서 Cauchy 응력은 변형후의 단면적으로 계산되므로 인장의 경우에는 단면적의 감소로 인해 공칭응력보다 큰 값을, 압축의 경우에는 단면적의 증가로 인해 작은 값을 갖게되며 로그변형률(ε<sub>log</sub>)은 공칭변형률(ε)에 로그를 취한 값으로 이들 사이에는 ε<sub>log</sub> = log<sub>e</sub>(1+ε)의 관계가 성립한다.

Fig. 6은 하중상태에 따른 응력-변형률 선도로 변형률이 증가함에 따라 비선형의 관계를 보이는 것을 확인할 수 있다. 섬유 축방향으로 하중이 작용하는 경우에는 인장과 압축 모두에서 사각배열과 육각배열 모델이 동일한 결과를 나타내고 있다. 이는 섬유 축방향으로 하중이 작용하는 경우 대부분의 하중을 섬유가 담당하게 되고 현재 해석에 사용된 두 모델 모두 동일한 섬유부피분율로 정의되었기 때문에 당연한 결과라 할 수 있다. 한편 섬유 횡방향으로 수직하중이 작용하는 경우에는 축방향에 비해 비선형성이 매우 두드러지게 나타나는 것을 확인할 수 있는데, 특히 인장하중이 작용하는 경우에는 사각배열과 육각배열 모델에서 서로 다른 결과를 나타내어 사각배열 모델은 변형률이 작은 초기에는 작은 응력값을 유지하다가 일정 변형률 이후 급격히 증가하는 현상을 그리고 육각배열 모델은 작은 응력값을 계속 유지하는 결과를 보였다.

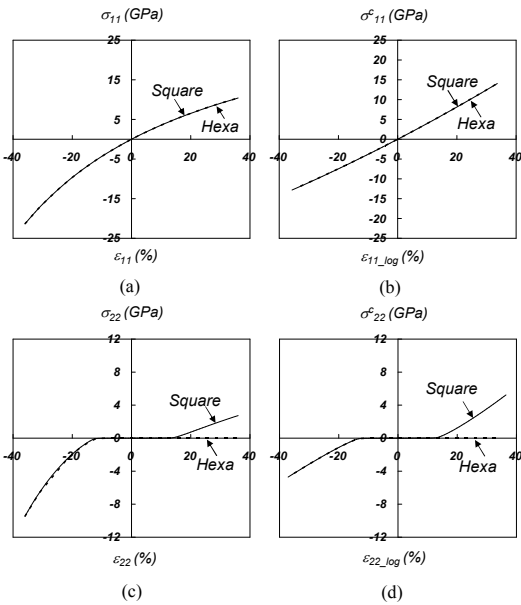


Fig. 6. Nominal stress vs. nominal strain and Cauchy stress vs. log strain curve under normal loading conditions

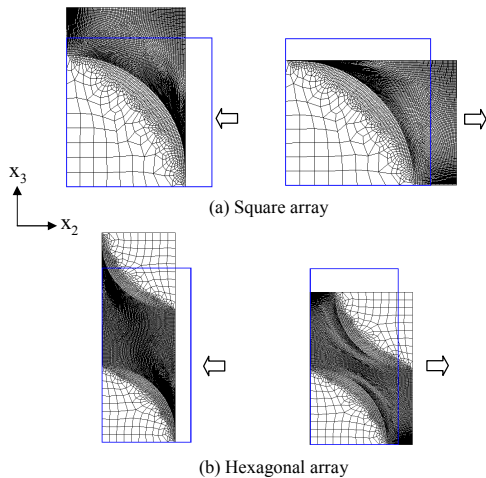


Fig. 7. Deformed shape of unit cells under transverse normal loading conditions at 18% strain

이러한 결과는 두 모델의 변형 형상으로부터 쉽게 이해될 수 있다. Fig. 7은 섬유 횡방향으로의 수직인장/압축 하중 상태에서의 두 모델의 1/4 단위구조에 대한 변형 후의 메쉬형상을 보여주고 있다. 먼저 압축의 경우를 보면, 하중이 가해지는 초기 대부분의 변형은 강성이 작은 수지에서 발생하게 되는데 변형률이 어느 시점에

이르게 되면 2-축 방향으로 인접하고 있는 섬유와 섬유가 접촉하는 상황에 이르게 된다. 이렇게 되면 이후부터는 섬유지역에서 점차 많은 하중을 담당하게 되고 전체 구조물은 섬유 강성의 영향을 받게 되므로 응력값이 급격히 증가하게 된다. 사각배열과 육각배열 모델은 2-축 방향으로 인접하고 있는 섬유와 섬유 사이의 간격이 동일하게 정의되었으므로 같은 시점에서 응력이 급격하게 증가하는 결과를 보이게 되는 것이다.

한편 인장하중을 받는 경우를 보면, 초탄성 수지의 비압축성 특징으로 인해 2-축 방향으로 인장변형이 크게 발생하며 이와 동시에 3-축 방향으로 압축 변형이 발생하게 된다. 변형률 초기에는 수지 지역에서 대부분의 변형이 발생하게 되고 이때까지는 전체 구조물의 강성은 수지의 영향아래 놓이게 된다. 그러나 수지가 3-축 방향으로 압축할 수 있는 양이 한계에 이르러 즉, 3-축 방향으로 인접한 섬유와 섬유가 접촉하게 되면 섬유 지역에서도 압축변형이 발생하게 되면서 점차 섬유의 강성이 전체 구조물의 강성에 영향을 미치게 되고 그 결과 응력값은 증가하게 된다. 사각배열 모델은 3-축 방향으로 인접하고 있는 섬유 사이의 간격이 2-축 방향과 동일하므로 압축의 경우와 거의 유사한 변형률 지점에서 응력이 급격히 증가하게 된다. 그러나 육각배열 모델은 그림에서도 확인할 수 있듯이 3-축 방향으로 인접한 섬유 사이의 간격이 매우 크게 정의되었다. 따라서 육각배열 모델은 수지지역에서 2-축 방향으로의 인장뿐만 아니라 3-축 방향으로의 압축변형도 비교적 자유롭게 발생하게 되므로 전체 구조물의 거동은 여전히 낮은 수지강성의 영향을 받아 작은 응력값을 유지하게 되는 것이다.

Fig. 8은 일방향 복합재료가 섬유 축방향 및 횡방향으로 순수전단하중 상태에 있을 때의 응력-변형률 선도를 나타내고 있다. 순수전단하중 상태의 경우에도 비선형의 응력-변형률 선도를 나타내었는데 축방향에 비해 횡방향의 순수전단 상태에서 더욱 확연하게 비선형성을 확인할 수 있으며, 이때 사각배열과 육각배열 모델은 서로 다른 응력의 변화를 보여주었다. 일방향 복합재료가  $x_2x_3$ -평면의 순수전단하중 상태에 놓이게 되면 초기 변형은 강성이 작은 수지에서 발생하게 된다. 사각배열의 경우에는 섬유를 중심으로 사각형 형태로 수지가 둘러싸여 있으므로 전단하중이 가해지면 Fig. 9에 보인바와 같이 수지 지역에서 전단변형이 자유롭게 발생하게 되는데, 특히 수지의 초탄성 성질 때문에 비교적 큰 변형률까지도 전단 변형의 대부분이 수지지역에서 발생하게 된다. 육각배열 모델은 낮은 강성을 갖는 수지

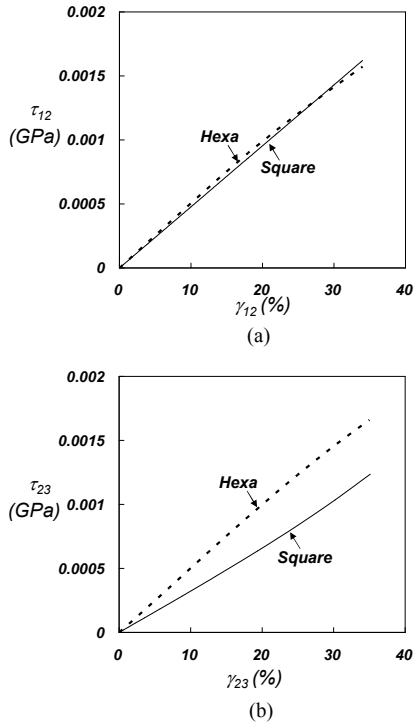


Fig. 8. Nominal stress-nominal strain curve under shear loading conditions

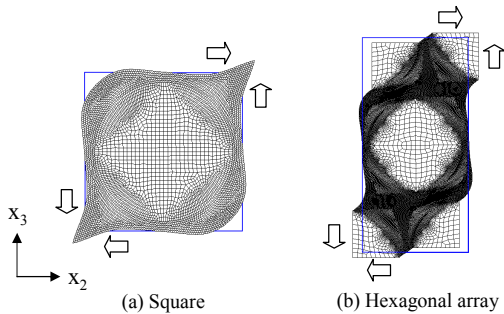


Fig. 9. Deformed shape of unit cells under transverse shear loading conditions at 15% strain

역에서 전단 변형이 자유롭게 발생하게 되지만 이때 단위구조의 모서리에 위치하고 있는 섬유들은 큰 강성으로 인해 전단변형 없이 단순히 수지의 변형을 따라 거의 강제이동하는 것과 같은 변형을 보이게 된다. 이와같이 섬유배열에 따라 전단변형은 매우 상이하게 발생하게 되고 따라서 두 모델이 서로 다른 응력-변형률 곡선을 갖게 되는 것이다.

Fig. 10은 변형률에 따른 등가물성치의 변화를 보여주고 있다. 여기서  $E_{11}$ ,  $E_{22}$ ,  $G_{12}$  및  $G_{23}$ 은 각

하중상태에 대한 Cauchy 응력-log 변형을 선도에서의 접선의 기울기로 계산하였고, 푸아송비는 로그 변형률을 사용하여 계산하였다. 그림에서 점선으로 표시한 것은 Chamis의 SME모델에 의해 계산된 물성치를 나타낸 것이다. Chamis 모델에서 수지는 등방성재료로 정의되므로 Fig. 5에 보인 폴리우레탄 수지의 응력-변형률 선도에서 선형관계를 보이는 초기 변형률 범위에서의 접선의 기울기에 해당하는 4.125MPa를 수지의 탄성계수( $E_m$ )로 가정하여 계산하였다. Fig. 10에 보인바와 같이 유연수지 복합재료의 등가물성치들은 변형률 변화에 따라 크게 변화하는 것으로 나타났다.  $E_{11}$ 은 사각배열과 육각배열 모델이 서로 동일한 결과를 보여주고 있다.  $E_{11}$ 의 경우 섬유 강성의 지배적인 영향을 받게 되는데 현재 두 모델은 동일한 섬유 부피분율로 정의되었으므로 계산 결과에 차이를 보이지 않게 되는 것이다. 한편, 0.5% 변형률에서 SME 결과는 유한요소해석 결과와 약 0.09% 정도의 미소한 차이만을 보여 주었으며 변형률이 증가함에 따라 차이가 커지는 것을 볼 수 있으나 섬유방향으로는 변형이 크게 발생하지 않으므로 심각한 차이를 보이지 않았다.  $E_{22}$ 는  $E_{11}$ 에 비하여 변형률에 따른 변화의 정도가 심각하게 나타나고 있으며 섬유배열에 따라서도 서로 다른 결과를 보여주었는데 이는 응력-변형률 거동과 동일한 개념으로 이해할 수 있다. 즉, 전체구조물의 강성은 2-축 및 3-축 방향으로 인접하고 있는 섬유와 섬유가 접촉하게 되는 시점을 기준으로 그 이전에는 낮은 수지 강성의 영향을 그 이후로는 높은 섬유 강성의 영향을 받아 이와같은 급격한 변화를 보이는 것이다. 한편, SME모델은 0.5% 변형률에서도 육각배열 모델에 대한 유한요소 해석결과와 약 56.24%의 매우 큰 차이를 나타내었다. 비교적 작은 변형률임에도 불구하고 이와같이 큰 차이를 나타낸 원인을 확인하기 위해 다양한 수지의 푸아송비에 대해 유한요소 해석결과와 Chamis의 SME 결과를 비교하여 표 1에 나타내었다. 이때 유한요소 해석은 육각배열 모델에 대한 해석 결과이다. Table 1에서 유한요소해석을 통해 계산된  $E_{22}$ 는 수지의 푸아송비( $\nu_m$ )에 따라 상당한 차이를 나타내어 섬유와 수지 강성의 비( $E_f/E_m$ )가 매우 큰 경우 전체구조물의  $E_{22}$ 는 수지의 푸아송비의 영향을 매우 많이 받는다는 것을 알 수 있었다. 반면 Chamis 모델에서는  $E_{22}$  계산시 수지의 푸아송비의 영향이 전혀 고려되지 않으므로 모든 경우에 대해 동일한 결과를 나타내게 된다. 따라서 초탄성재료인 폴리우레탄은 비압축성재료로 매우 큰 값의 푸아송비를 갖게 되므로 작은 변형률에

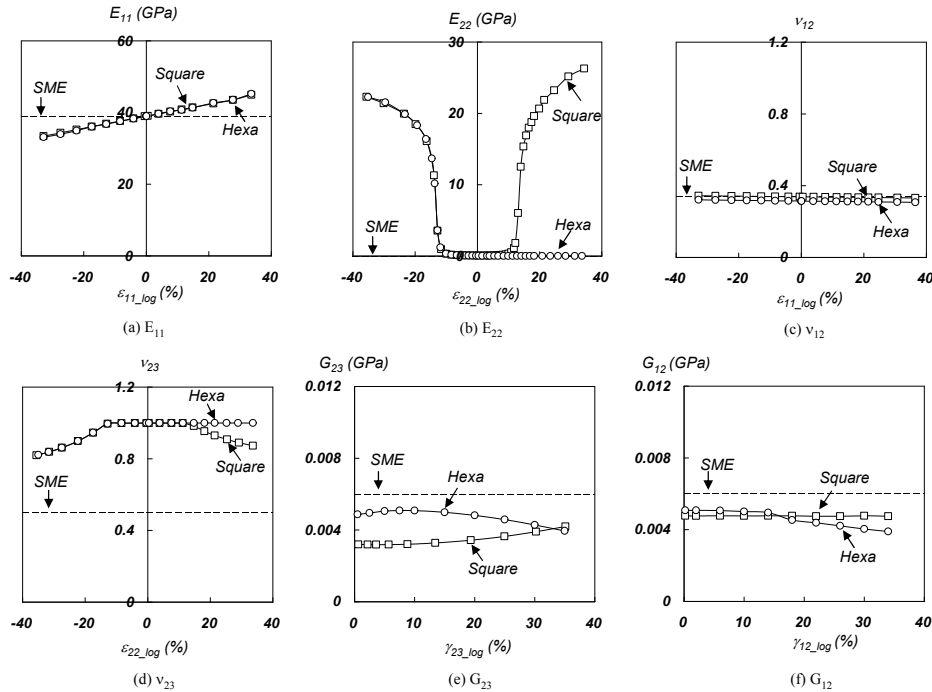


Fig. 10. Effective moduli for various loading conditions

대해서도 SME 결과와 유한요소 해석결과 사이에 큰 차이가 발생하게 되는 것이다.

구조물이 횡방향 수직 하중을 받는 경우 발생하는 비선형성은 푸아송비에도 영향을 미쳐  $\nu_{23}$ 의 경우 변형률에 따라 급격한 변화를 나타내었고, 수지에서 대부분의 변형이 발생하는 초기에  $\nu_{23}$ 은 매우 큰 값을 보였다. 그러나 전체 구조물이 섬유 강성의 지배하에 놓이는 시점부터는 그 값이 급격히 감소하는 것을 볼 수 있다. 반면 육각배열 모델에서 인장인 경우에는 큰 값의 변형률에 대해서도  $\nu_{23}$ 의 변화가 거의 나타나지 않아 수지지역에서 2-축 방향으로의 인장과 함께 3-축 방향으로의 수축 또한 자유롭게 발생한다는 것을

알 수 있었다. SME 모델로부터 계산된  $\nu_{23}$ 은 초기 변형률에 대해서 유한요소 해석 결과와 상당한 차이를 보여주었다. 한편  $\nu_{12}$ 의 경우에는 변형률 변화에 대해 거의 영향을 받지 않는 것으로 나타났고 이 경우에는 SME 모델값과의 차이도 비교적 작게 나타났다. 전단계수의 경우에는  $G_{12}$ 는 두 모델이 거의 동일한 결과를 보였고,  $G_{23}$ 은 사각배열 모델은 증가하는 반면 육각배열 모델은 감소하는 경향을 나타냈다. 한편 각각의 경우에 대해 SME 모델은 유한요소 해석 결과와 0.5% 변형률에서 약 18.16%와 23.16%의 차이를 보였다.

### III. 결론

본 논문에서는 유연수지를 기지재료로 하는 일방향복합재료에 대하여 초탄성 모델을 이용하여 비선형 유한요소 해석을 수행하였다. 섬유다발 단면의 섬유배열을 사각배열과 육각배열로 이상화하였고 다양한 하중상태를 수치적으로 모사하여 단위구조 해석을 통해 전체 구조물의 거동을 예측하였다. 계산 결과, 유연수지 복합재료 구조물은 변형률 증가에 따라 비선형의 응력-변형률 관계를 보였는데 이는 횡방향과 관련된 하중상태에서 두드러지게 나타났다. 특히, 이 경우에는 섬유배열에 따라 상당한 차이를 나타내어 대

Table 1. Chamis's SME versus finite element analysis for  $E_{22}$  at 0.5% strain (where,  $E_f=65\text{GPa}$ ,  $\nu_f=0.23$ ,  $E_m=4.125\text{MPa}$ )

Model \ $\nu_m$	0.23	0.35	0.40	0.45	0.49
Chamis's SME	0.0183	0.0183	0.0183	0.0183	0.0183
FEM (Hexagonal)	0.0182	0.0217	0.0251	0.0321	0.0465

$$\text{Chamis's SME: } E_{22} = \frac{E_m}{1 - \sqrt{\nu_f} (1 - E_m / E_{f22})}$$

변형을 고려한 유연수지 복합재료 해석 시 섬유 배열을 가정하는데 있어 신중함을 기울여야 할 것으로 생각된다. 또한, 유연수지가 사용된 복합재료의 경우 Chamis 모델을 사용해 기계적 물성을 예측하는데는 한계가 있다는 것을 알 수 있었다. 이상에서 예측된 결과는 유연수지복합재료 구조물의 거동 해석시 섬유다발의 물성을 정의하는데 이용될 수 있을 것으로 기대된다.

### 참고문헌

- 1) 김동민, 강왕구, 이진우, 염찬홍, "비행선용 막구조 설계 기법 연구", 한국복합재료학회 2002년도 추계학술발표대회 논문집, 한국복합재료학회, pp. 87~90, 2002.
- 2) Cadogan, D., Stein, J. and Grahne, M. "Inflatable Composite Habitat Structures for Lunar and Mars Exploration", *Acta Astronautica*, Vol. 4, 1999, pp. 399~406.
- 3) Sandy, C. "Next Generation Space Telescope Inflatable Sunshield Development", *2000 IEEE Aerospace Conference* March, 2000.
- 4) Hashin, Z., "Analysis of Composite Materials-A Survey", *Journal of Applied Mechanics*, Vol. 50, 1983, pp. 481~505.
- 5) Whitney, J. M. and Riley, M. B., "Elastic Properties of Fiber Reinforced Composite Materials", *AIAA Journal*, Vol. 4, No. 9, 1996, pp. 1537~1542.
- 6) Chamis, C. C., "Simplified Composite Micromechanics Equations for Hygral, Thermal and Mechanical Properties", *SAMPE Quarterly*, Vol. 15, No. 3, Apr. 1984, pp. 14~23.
- 7) Chamis, C. C., "Mechanics of Composite Materials: Past, Present, and Future", *Journal of Composite Technology & Research, JCTRER*, Vol. 11, No. 1, 1989, pp. 3~14.
- 8) Caruso, J. J. & Chamis, C. C., "Assessment of Simplified Composite Micromechanics Using Three-Dimensional Finite Element Analysis", *Journal of Composite Technology & Research*, Vol. 8, 1986, pp. 77~83.
- 9) Aboudi, J., "Micromechanical Analysis of Composites by the Method of Cells", *Applied Mechanics Reviews*, Vol. 42, No. 7, 1989, pp. 193-221.
- 10) ABAQUS Analysis User's Manual, Version 6.4.
- 11) Huang, X. M., Ramakrishna, S., Dinner, H. P. and Tay, A. A. O., "Characterization of A Knitted Fabric Reinforced Elastomer Composite", *Journal of Reinforced Plastics and Composites*, Vol. 18, No. 2, 1999, pp. 118~137.