

## 論文

## 스마트 스킨 구조물 시편의 유한요소 해석

전지훈\*, 황운봉\*\*

## FEM Analysis of Smart Skin Structure Specimen

Ji Hoon Jeon\*, Woonbong Hwang\*\*

## ABSTRACT

FEM analysis of the smart skin structure, and application of the sandwich structures investigated. The honeycomb manufactures only provide stiffness of thickness direction and transverse shear modulus. Although these are dominant mechanical properties, the other mechanical properties are needed in FEM analysis. Hence, this work shows procedures of obtaining those mechanical properties. Honeycomb material was assumed to be an isotropic material and properties are estimated by its dominant honeycomb properties. The other honeycomb properties are then obtained by mechanical properties of Nomex. Buckling test and three point bending test were simulated by ABAQUS. Both the shell and solid element models were used. The results were compared with experimental results and analytical approaches. They showed good agreements. This study shows a guideline of FEM analysis of smart skin structure using commercial a FEM package.

## 초 록

샌드위치 구조물의 응용된 형태인 스마트 스킨 구조물을 ABAQUS로 유한요소 해석하였다. 심재로 쓰이는 하니컴은 일반적으로 두께 방향 강성 및 전단 강성만 제작회사에 의하여 제공된다. 이를 바탕으로 하니컴 재료의 물성을 추정하여 다른 방향의 제공되지 않는 물성을 계산하였고, 이를 유한요소 해석시 물성 자료로 적용하였다. 또한, 스마트 스킨 구조물의 좌굴 및 3점 굽힘 거동을 유한요소 해석하였으며, 기존의 실험결과 및 이론값과 비교 분석하였다. 비교적 결과가 잘 일치하였다. 본 연구를 통하여서 하니컴의 물성을 상용 패키지에 적용하는 방법 및 타당한 근거를 제시하였고, 이 결과를 바탕으로 스마트 스킨 구조물을 상용패키지로 유한요소 해석시 지침을 제시할 수 있다.

**Key Words:** 스마트 스킨 구조물(smart skin structure), 하니컴 물성(mechanical properties of honeycomb), 유한요소해석(FEM), 노멕스(Nomex)

## 1. 서론

무선 통신 기술의 발달과 더불어 다양한 통신 서비스에 대한 요구가 날로 증대됨에 따라 각 통신 시스템에 적합한 안테나에 대한 연구가 활발히 진행되고 있다. 지금까지 연구되어온 안테나는 구조체 표면에 부착되는 형태로써 구조적으로 안정하지 못한 단점이 있다. 운송수단에 사용되는

구조물은 구조적으로 안정해야 하며 경량화가 필수적이기 때문에 단위 중량 당 강도가 월등히 우수한 복합재료가 각광을 받고 있는 추세이다. 이에 하니컴을 이용한 샌드위치 구조물을 스마트 스킨에 적용하여 통신을 필요로 하는 운송체 및 노트북을 비롯한 여러 이동통신기에 사용되는 안테나로 사용하여, 돌출부와 결합을 근본적으로 제거함으로써 항력 저항 및 구조적인 기능뿐만 아니라 안테나의 기능도

\* 포항공대 기계공학과 대학원

\*\* 포항공대 기계공학과, 교신저자(E-mail:whwang@postech.ac.kr)

동시에 만족시키는 기능성 적용구조가 개발 중이다[1-2].

스마트 스킨 구조물은 기존의 샌드위치 구조물을 응용한 형태이다. 이는 탄소섬유/에폭시 또는 금속 등의 재료를 외피로 하고, 노멕스나 알루미늄 하니컴을 심재로 하는 구조물로서 항공우주 산업과 같은 무게 감소가 중요한 비용 절감 요소가 되는 운송 산업에서 수요가 크게 늘고 있다. 이 구조물의 장점은 지나친 무게 증가 없이 얻을 수 있는 샌드위치 패널 구조물의 높은 굽힘 강성이다. 샌드위치 구조물은 굽힘 하중을 지탱할 수 있어야 하며 심재는 전단하중을 지탱하고 하중을 외피에 전달하며 좌굴과 크러싱에 대한 저항을 가지고 있어야 한다. 이를 응용한 스마트 스킨 구조물에 대한 기계적 거동에 관한 연구가 진행 중이다[3-4].

스마트 스킨 구조물은 5개의 층으로 이루어진 형태이기 때문에, 거동을 이론적으로 예측하는데 어려움이 따르나, 유한요소법을 이용하면 효과적으로 거동을 예측할 수 있다. 구조물의 심재로 쓰이는 하니컴은 제조업체에서 충분한 물성을 제공하지 않는다. 일반적으로 두께 방향의 강도 및 강성과 전단 물성만 제시된다. 직교이방성(orthotropic) 재료를 해석 하려는 경우 제공된 물성 외에 다른 물성도 알아야 하지만, 다른 물성은 제공된 물성보다 매우 작고, 실험으로 측정하기도 어렵기 때문에 제공되지 않는다. 제공된 물성과 다른 제공되지 않는 부분에 관한 판계식이 제시되어 있는 경우도 있고, 다른 부분의 물성을 구하는 식이 제시된 것도 있다[5-6]. 이에 본 연구에서는 제공되지 않는 부분의 물성을 유한요소해석으로 구하고자 한다. 우선 하니컴의 재료로 쓰이는 노멕스(Nomex)를 등방성의 재료로 가정하고, 주어진 물성을 바탕으로 하니컴 재료의 물성을 추정한다. 그 후 직교이방성으로 가정한 하니컴이 사용된 스마트 스킨 구조물의 좌굴실험과 3점 굽힘 실험을 유한요소해석으로 묘사하여 기존 실험결과나 이론식과 비교 분석한다.

## 2. 스마트 스킨의 구조

스마트 스킨 구조물 안테나는 Fig. 1과 같은 형태이다. 윗부분의 얇은 유전층은 보호층인 레이돔의 역할을 하며, 그 아래 부분에 방사 소자인 패치가 위치한다. 패치와 개구면을 포함한 접지면 사이에는 하니컴이 위치하는데, 이는 적은 방사 손실과 낮은 유전율을 갖고 있어 표면파를 방지할 뿐만 아니라, quality factor가 작아 대역폭을 증가시키는 역할을 하게 된다. 패치의 필드는 접지면 밑의 높은 유전층에 위치한 마이크로스트립 피드라인으로부터 개구면으로의 결합으로 이루어지게 된다. 이 부분의 높은 유전율은 급전선의 크기를 작게 할 뿐만 아니라 급전 손실을 작게 하여 효율을 좋게 하지만 접지면 위의 유전율과의 차이가 크면 정합이 어려워지는 단점을 갖는다. 또한 이 구조물의 기계적 특징으로는 샌드위치 구조물의 응용된 형태로서 높은 굽힘 강성을 지니고 있다. 이와 같이 스마트 스킨은 이러한 전기적 특징과 기계적 구조물을 하나로 통합한 형태이다.

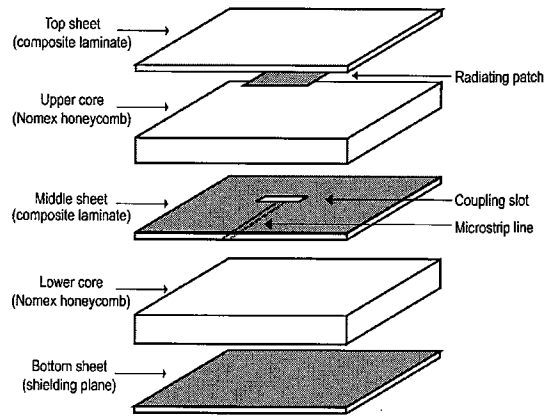


Fig. 1 Smart skin antenna structure.

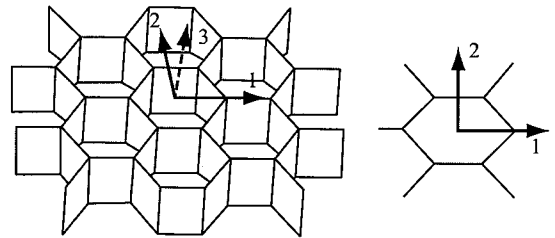


Fig. 2 Direction of honeycomb.

Table 1 Mechanical properties of honeycomb

Property	Modulus	Strength
Compression(3 direction)	414 MPa	7.76 MPa
Shear(1,3 direction)	89.6 MPa	2.65 MPa
Shear(2,3 direction)	44.8 MPa	1.38 MPa

## 3. 하니컴의 기계적 물성 계산

### 3.1 하니컴 재료(Nomex)의 물성 추정

본 연구에 사용한 하니컴은 Hexel사 제품이며 모델명은 HRH-10-1/8-6 이다. 하니컴의 방향을 Fig. 2와 같이 정하였으며, 하니컴 제조업체에서 제공한 물성은 Table 1에 정리하였다.

하니컴을 이루고 있는 노멕스는 종이 재질에 코팅이 되어 있기 때문에 엄밀하게는 등방성 재료가 아니다. 하지만 계산을 간단히 하기 위해서 등방성 물질로 가정하였다. 이 재료의 영률과 포아송비를 추정하기 위해서는 2개의 실험결과만 있으면 충분하나, Table 1에서 주어진 값들은 실험치로써 오차가 존재하기 때문에, 3개의 실험결과들의 오차의 합을 최소화하는 물성을 선택하기로 하였다. 하니컴 셀의 치

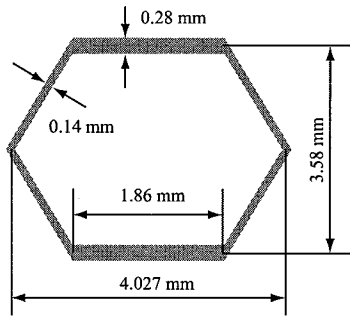


Fig. 3 Dimension of honeycomb cell.

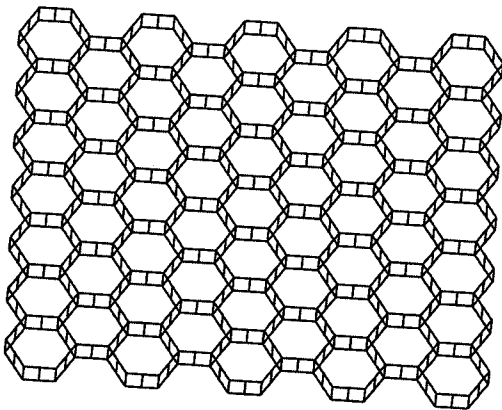


Fig. 4 FEM model of honeycomb structure.

수는 Fig. 3에 나와 있으며, 이는 하니컴 셀을 사진으로 확대하여 찍은 후, 각 치수의 평균값을 구한 결과이다.

하니컴 셀은 ABAQUS의 S4R 요소(element)로 Fig. 4와 같이 모델링 하였다. 셀의 개수는 59개, 하니컴의 높이는 2.54 mm이다. 이 그림에서 셀의 벽두께는 각각 0.28 mm, 0.14 mm이며, 이는 내부에 위치한 셀에 해당한다. 또한, Fig. 4의 외부에 있는 셀의 벽두께는 내부에 위치한 셀 두께 값들의 절반인 각각 0.14 mm, 0.07 mm로 모델링 하였다.

하니컴의 두께 방향(3방향) 영률을 이용하여 노맥스의 영률과 포아송비를 추정하기 위해서, 하니컴의 두께 방향을 기준으로 아랫부분의 변위는 모두 고정시켰고, 윗부분에 연결된 강체에 1방향의 전단력을 가하였고, 강체의 1방향의 변위를 제외한 모든 변위 및 회전은 고정시켰다. 1,3방향의 전단강도의 하중이 작용하도록 하여, 1,3방향의 전단강성이 나오는 노맥스의 영률과 포아송비를 조사하였다. 1,2방향의 전단 강성을 이용하여서 위와 비슷한 방법으로 노맥스의 물성을 조사하였다.

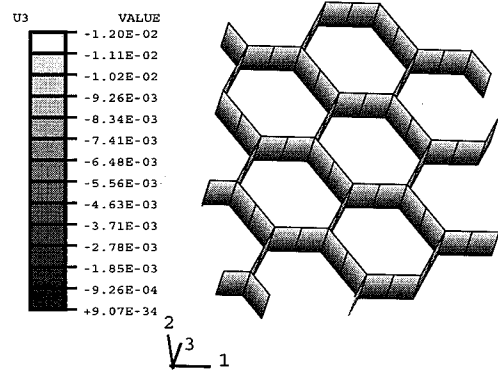


Fig. 5 Displacement of 3 direction under compression test.

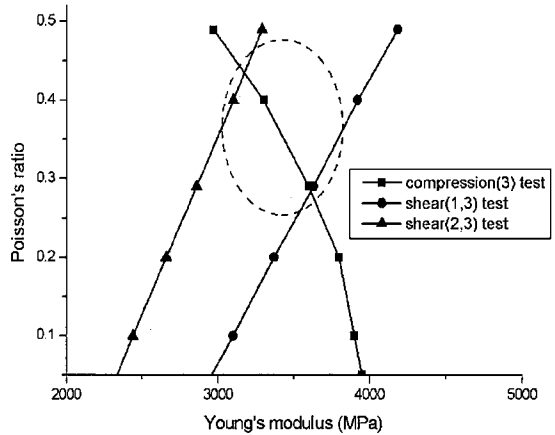


Fig. 6 Estimated mechanical properties of Nomex.

하니컴의 1,3방향의 전단강성을 이용하여 노맥스의 영률과 포아송비를 추정하는 과정은 앞의 과정과 비슷하다. 하니컴의 두께방향을 기준으로 아랫부분의 변위는 모두 고정시켰고, 윗부분에 연결된 강체에 1방향의 전단력을 가하였고, 강체의 1방향의 변위를 제외한 모든 변위 및 회전은 고정시켰다. 1,3방향의 전단강도의 하중이 작용하도록 하여, 1,3방향의 전단강성이 나오는 노맥스의 영률과 포아송비를 조사하였다. 1,2방향의 전단 강성을 이용하여서 위와 비슷한 방법으로 노맥스의 물성을 조사하였다.

3개의 주어진 물성으로 노맥스의 물성을 추정된 결과가 Fig. 6에 나와 있다. 이 그림에서 두께방향 압축시 하니컴의 두께방향 강성을 만족시키는 노맥스의 영률과 포아송비를 나타내었고, 1,3방향의 전단 변형, 2,3방향의 전단변형에 대한 결과도 표시하였다. 각 결과를 실선으로 연결하였으며, 정확하게는 3개의 선의 교점에서 노맥스의 영률과 포아송비를 결정할 수 있다. 하지만, 실제 압축 및 전단실험시 오차가 발생하기 때문에, 3개의 선이 교차하지 않게 된

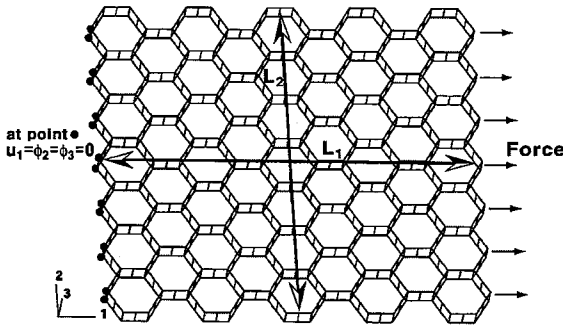


Fig. 7 FEM Model of tension test at 1 direction

다. 노맥스의 물성은 Fig. 6에서처럼 타원으로 표시한 영역에서 추정하면 가능한 한 오차를 줄일 수 있다. 따라서, 이 그림에서 타원으로 표시한 영역의 가운데를 노맥스의 영률로 추정하였으며, 이 때 영률은 3420 MPa, 포아송비는 0.35가 된다.

3.2 하니컴의 직교이방성 물성 추정

앞에서 구한 노맥스의 물성을 이용하여 하니컴의 다른 부품의 물성을 추정할 수 있다. 하니컴의 1방향 물성을 추정하기 위해서 Fig. 7과 같이 모델의 오른쪽 노드에는 압축강도의 1/200 정도의 하중을 가하고, 왼쪽에 굵은 점으로 표시된 노드에는 1방향의 변위를 고정시키고, 2,3방향에 대한 회전을 고정시킨다. 유한요소 해석결과를 이용해서 Fig. 7에서 L1으로 표시된 부분의 길이 변화를 측정하여 1방향의 영률 E1을 구하고, L2로 표시된 부분의 길이변화를 이용하여 포아송비  $\nu_{12}$ 를 구한다. 하니컴 중앙부분에서의 두께 변화를 이용하면 포아송비  $\nu_{13}$ 을 구할 수가 있다.

Fig. 8에는 1방향으로 하중을 가하였을 때 하니컴의 변형을 보여주고 있다. 흐린 실선이 변형전이고, 진한 실선이 변형 후의 모습이다. 그림에서 오른쪽의 위, 아래 부분이 다른 쪽보다 변형이 다름을 확인할 수 있다. 같은 방법으로 2방향의 영률 E2 및 포아송비  $\nu_{23}$ 도 구할 수가 있다.

두께 방향(3방향)의 영률 E3, 1,3방향 전단강성 G13과 2,3방향 전단강성 G23도 노맥스의 물성을 이용하여 역으로 계산할 수 있다. Fig. 9에는 전단강성 G12를 구하는 방법을 나타내었다. 그림에서 아랫부분의 굵은 점으로 표시된 부분을 완전 고정시킨 후 윗부분에 1방향으로 하중을 가하여서 물성을 구하였다. 이때 가한 하중은 두께 방향의 압축강도의 1/400이다.

Table 2에는 하니컴의 각 방향의 물성을 계산한 결과를 정리하였다. 1, 2방향의 영률 E1, E2는 3방향의 영률 E3의 1/200에 해당하고, 전단강성 G12도 다른 방향의 전단강성의

Table 2 Orthotropic mechanical properties of honeycomb

Property	Experimental value (given)	Estimatedvalue by FEM	Error
E1	-	2.22 MPa	-
E2	-	2.69 MPa	-
E3	414 MPa	410 MPa	0.97%
G12	-	0.25 MPa	-
G23	44.8 MPa	51.2 MPa	14%
G13	89.6 MPa	60.1 MPa	33%
$\nu_{12}$	-	0.75	-
$\nu_{13}$	-	$4.6 \times 10^{-5}$	-
$\nu_{23}$	-	$6.07 \times 10^{-5}$	-

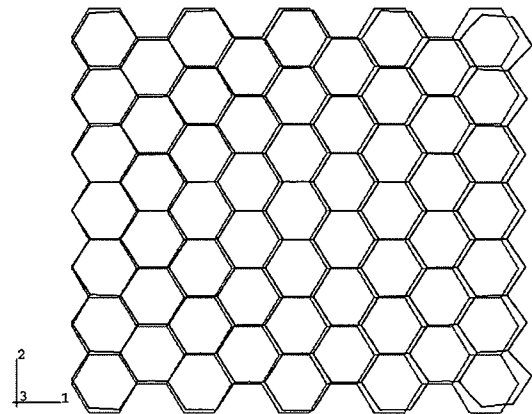


Fig. 8 Displacement of honeycomb under tension test at direction 1.

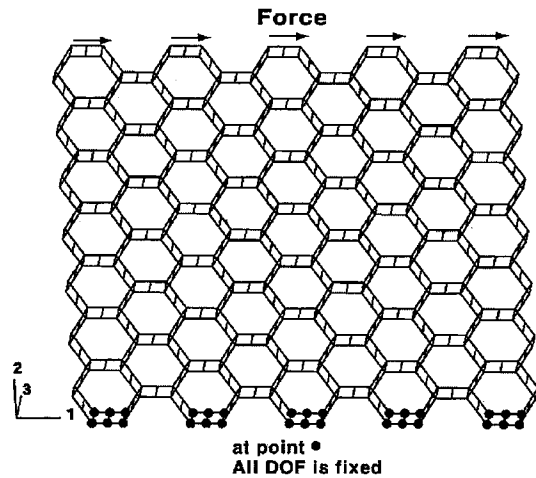


Fig. 9 FEM Model of shear test at 1,2 direction.

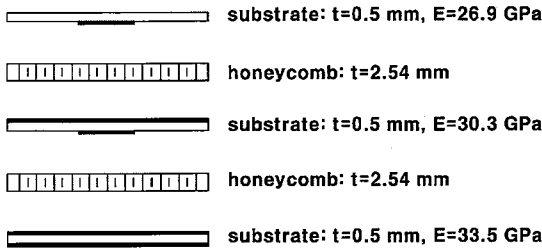


Fig. 10 Each layer of smart skin structure for buckling test. E denotes Young's modulus and t thickness.

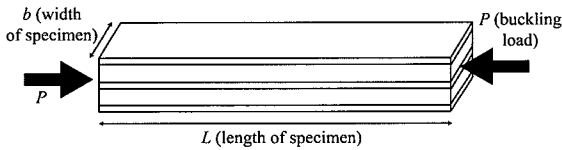


Fig. 11 Length, width and buckling load of smart skin structure for buckling test.

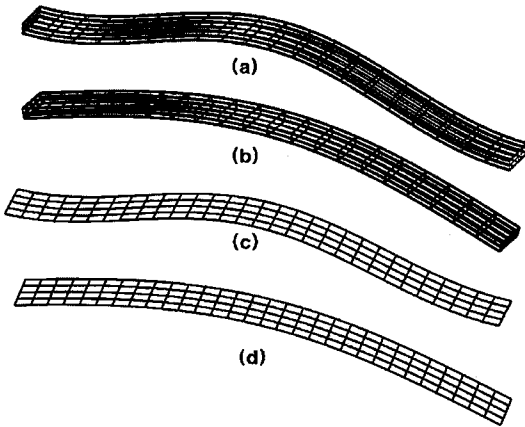


Fig. 12 Deformed model of buckling specimen at length of specimen is 350 mm. (a) solid model under clamped B. C. (b) solid model under simply supported B. C. (c) shell model under clamped B. C. (d) shell model under simply supported B. C.

1/200정도가 된다. 포아송비  $\nu_{12}$ 는 비교적 높은 값을 가지고, 다른 포아송비는 거의 0에 가까운 값을 갖는다. 실험에 의하여 값이 주어진 물성의 경우는 유한요소해석 결과와 다소 오차가 있는 부분도 있다. 위의 자료를 이용하여 스마트 스킨 구조물을 해석하려면, 실험값이 존재하는 물성은 그 값을 이용하고, 실험값이 없는 물성만 유한요소 해석에 의한 물성을 넣는 것이 바람직하다.

#### 4. 스마트 스킨 구조물의 유한요소 해석

##### 4.1 좌굴 해석

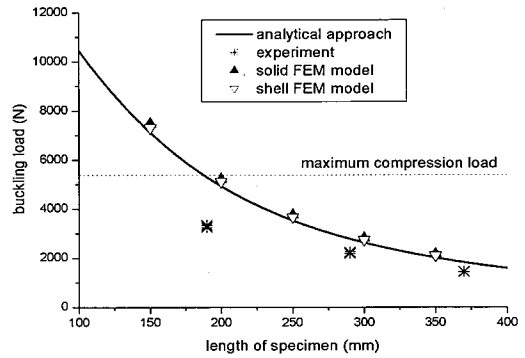


Fig. 13 Comparison of buckling load at clamped boundary condition.

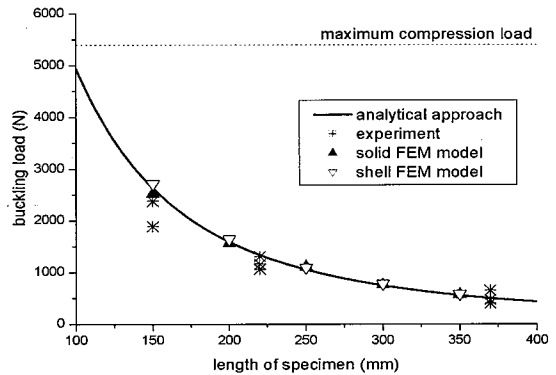


Fig. 14 Comparison of buckling load at simply supported boundary condition.

좌굴실험에 사용한 스마트 스킨 구조물은 노트북 안테나로 사용하기 위한 구조와 같으며[2-4], 두께가 얇기 때문에 좌굴이 발생할 가능성이 높다. 각 층의 물성 및 재료는 Fig. 10에 나와 있다. Fig. 11에는 좌굴하중의 방향, 구조물의 두께, 폭, 길이 등을 나타내었다. 여기서 폭은 모두 25 mm로 설정하였다. 양끝의 경계조건은 완전고정 조건 및 단순지지 조건의 경우로 분리하였고, 셸 요소를 이용한 해석과 솔리드 요소를 이용한 해석과 서로 비교하였다. 이때 셸 요소로는 ABAQUS의 S4R 요소를 사용하였고 솔리드 요소로는 C3D20 요소를 사용하였다.

Fig. 12에는 길이가 350 mm인 시편의 좌굴되는 형상을 예로 나타내었다. 양끝이 완전고정의 경계조건 일 때는 끝단의 변위 및 기울기가 0이 되는 것을 확인하였고, 양끝이 단순지지일 때는 변위만 0이 되는 것을 확인하였다. 여러 시편의 길이에서 좌굴하중을 유한요소 해석하여 결과를 비교한 것을 Fig. 13, Fig. 14에 나타내었다. Fig. 13은 양끝의 경계조건이 완전고정일 때고, Fig. 14는 단순지지인 경우이다. 이 그림에서 이론값 및 실험값은 참고문헌[3,4]에 나온

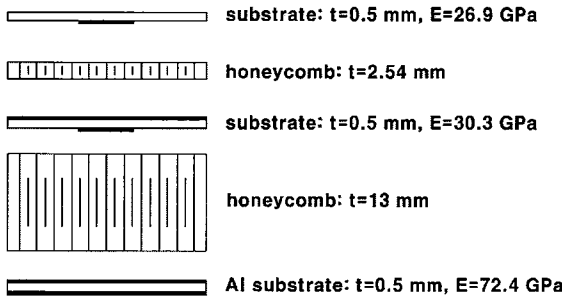


Fig. 15 Each layer of smart skin structure for three point bending test. E denotes Young's modulus and t thickness.

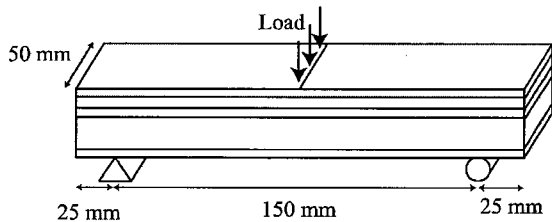


Fig. 16 Dimension of smart skin structure for three point bending test.

결과이다. 또한, 최대 압축하중(maximum compression load)은 시편이 파괴되는 하중으로써 좌굴하중이 이 하중보다 크게 계산이 된 경우에는 좌굴에 의한 파괴가 발생하지 않음을 의미한다. Fig. 13의 경우 시편 길이가 약 190 mm인 경우 실험값이 이론값과 잘 맞지 않는데, 이 영역에서는 시편이 좌굴에 의한 파괴가 일어나는 영역과 강도에 의한 파괴가 일어날 수 있는 부분이 만나는 부분이다. 따라서, 좌굴이 명확히 발생할 수 있다고 할 수 없는 부분이며, 실험시에도 좌굴이 명확히 발생하지 않았기에, 실험과 이론값의 차이가 많이 발생하였다. 대체적으로 솔리드 모델로 해석한 결과나 쉘 모델로 해석한 결과는 이론값과 별 차이가 없었으며, 좌굴하중을 비교적 정확히 예측함을 알 수 있었다.

4.2 3점 굽힘 해석

3점 굽힘 실험을 유한요소해석으로 묘사하였다. 참고문헌[3]에 나온 굽힘 실험결과와 해석결과를 비교하였다. 스마트 스킨 각층의 두께는 Fig. 15와 같으며, 맨 아래층은 안테나 기판이 아닌 알루미늄 판이 사용되어 강도가 보강된 형태이다. 또한, 아래에 위치한 하니컴의 두께도 다소 두껍다. 3점 굽힘 시험 시편 치수는 Fig. 16과 같으며, 유한요소 해석시는 폭 50 mm, 길이 200 mm인 모델에 관하여 해석을 수행하였으며, 왼쪽 지지부(왼쪽으로부터 25 mm떨어진 아랫부분)는 완전고정, 오른쪽 지지부(오른쪽으로부터 25 mm

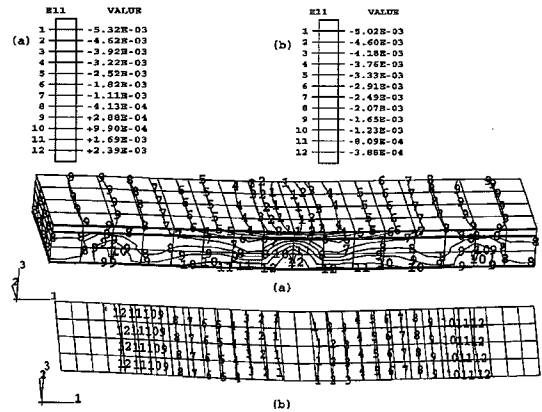


Fig. 17 Normal strain at direction 1 (a) for solid model (b) for shell model at top layer.

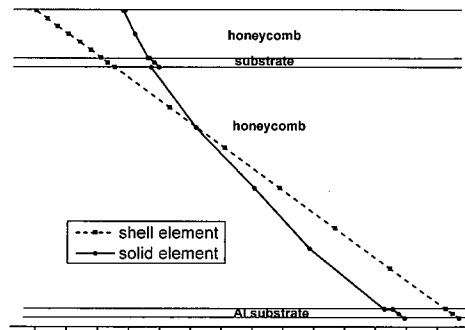


Fig. 18 Comparison of normal strain for direction 1 at 50 mm from left side.

떨어진 아랫부분)는 단순지지의 경계조건을 가하였다. C3D20의 솔리드 요소를 이용한 모델과 S4R 쉘 요소를 이용한 모델의 결과를 비교하였다. 일반적으로 쉘 요소는 전단변형을 고려하지 않기 때문에, 두께가 매우 얇은 모델에서만 적용가능하나 S4R 요소는 전단변형이 고려되는 요소로 알려져 있기 때문에 이를 사용하였다. Fig. 17에는 맨 윗부분의 가운데에 2 kN의 하중을 가하였을 때 1방향의 수직 변형률(normal strain)을 나타내었다. 이 그림에서 (a)는 솔리드 모델이며, (b)는 쉘 모델 중 맨 위층의 변형률 분포이다. 윗부분의 변형률 분포를 살펴보면 경향은 비슷하나 두 모델의 결과가 정확히 일치하지 않음을 알 수 있다.

Fig. 18에는 각층에서의 변형률을 비교하였다. 왼쪽에서 50 mm 떨어진 지점에서의 결과이며, 솔리드 모델을 사용한 경우 각층의 변형률은 불연속이 되나, 쉘 모델은 선형으로 계산된다. 일반적으로 물성이 다른 복합재료가 적층된 경우 각 층에서 수직 변형률(normal strain)은 불연속이기 때문에, 여기서 사용된 쉘 요소는 이 굽힘 거동을 제대로 해석하였다고 볼 수 없다.

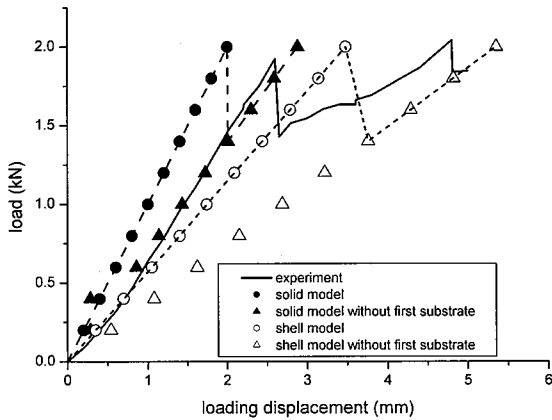


Fig. 19 Comparison of load-displacement curve.

Fig. 19에는 3점 굽힘 실험 시 변위 및 하중변화를 서로 비교하였다. 실험값은 참고문헌[3]에서 인용한 결과이다. 실선은 실험결과로서 초기에는 변위가 증가함에 따라 하중이 증가하고, 1.9 kN 에서 맨 위 층이 파괴된다. 이에 따라 하중이 급격히 감소한 후 다시 증가 한다. 이후에 다음 층이 파괴되는 경향을 보인다. 이 그림에서 솔리드 요소로 해석 결과와 맨 위층을 제거하고 해석한 결과를 보였다. 이 해석을 이용하여 맨 위층이 파괴된 경우 거동을 알 수 있으며, 파괴되는 하중을 아는 경우 솔리드 요소로 3점 굽힘 실험의 거동은 간격이 큰 점선과 같이 된다. 마찬가지로 셸 요소의 거동 및 맨 위층이 제거된 셸 요소의 거동도 나타내었으며, 이때 3점 굽힘 실험시 거동은 간격이 작은 점선과 같이 예측할 수 있다. 스마트 스킨 구조물의 3점 굽힘 거동의 경우 엄밀해(exact solution)가 아직 알려지지 않았고, 실험 결과를 보더라도 비선형인 구간이 존재하기 때문에, 실험 오차가 존재함을 알 수 있기 때문에, 위의 실험결과는 정확한 비교기준이라고 할 수 없다. 또한 단일 재료의 경우에도 압축거동과 인장거동의 차이로 인하여 3 점 굽힘 거동의 이론값과 실험값이 다른 경우가 흔히 존재한다. 따라서 실험과 솔리드 요소 해석의 차이는 위에 열거한 요소들에 의하여 충분히 발생할 수 있다고 생각된다.

결론

본 연구에서는 하니컴을 ABAQUS와 같은 상용 해석 패키지를 사용할 때 지침 및 근거를 제시하였으며, 이를 이용하여 스마트 스킨 구조물의 좌굴 거동 및 3점 굽힘 실험시 거동을 해석하였다.

하니컴의 두께 방향을 3방향이라고 하면, 하니컴의 1방향 및 2방향의 영률은 다른 강한 방향(3방향)의 1/400 가량

되며, 1,2방향 전단 강성(shear modulus)은 다른 물성이 주어진 부분의 전단강성의 1/200 가량 된다. 또한 포아송비  $\nu_{12}$ 는 비교적 높은 값을 가지며 다른 포아송비는 0에 가까운 값을 보였다. 이러한 경향을 이용하여 일반적인 육각형의 하니컴의 유한요소 해석시 지침을 제시할 수 있다.

좌굴거동을 유한요소 해석한 경우, 솔리드 요소나 셸 요소로 해석한 결과 모두 이론식과 매우 유사한 결과를 보였다. 또한, 2개의 유한요소 해석 결과간의 차이가 없는 이유는 모델의 두께가 비교적 얇기 때문이다. 3점 굽힘 거동의 경우에는 모델이 두껍기 때문에 층간의 전단응력을 무시할 수 없다. 이러한 경우 적합하다고 알려진 S4R 요소를 사용하였지만, 거동에서 솔리드 요소와의 차이가 존재하였으며, 각 층에서 변형이 연속적이었다. 따라서 이 경우에는 셸 요소의 사용은 부적절하다. 하니컴은 솔리드 요소로 해석하고 비교적 두께가 얇은 기판 등은 셸 요소로 해석하는 것이 효율적인 해석이 될 것이다.

참고문헌

- 1) A. J. Lockyer, K. H. Alt, D. P. Coughlin, M. D. Durham, and J. N. Kudva, "Design and Development of a Conformal Load-Bearing Smart-Skin Antenna: Overview of the AFRL Smart Skin Structures Technology Demonstration (S3TD)," *Part of the SPIE Conference on Industrial and Commercial Applications of Smart Structures Technologies*, Vol. 3674, 1999, pp. 410-424.
- 2) R. M. Lee, "A Study on Dual-polarized Load-bearing Microstrip Antennas," *M. S. Thesis*, Pohang University of Science and Technology, 2001.
- 3) J. H. Jeon, C. S. You, C. K. Kim, W. Hwang, H. C. Park, and W. S. Park, "Design of Microstrip antennas with composite laminates considering their structural rigidity," *Mechanics of Composite Materials*, Vol. 38, No. 5, 2002, pp. 447-460.
- 4) 전지훈, 유치상, 황운봉, 박현철, 박위상, "무선랜 시스템용 스마트 스킨의 좌굴 특성 연구," 한국복합재료학회지, 제14권, 제2호, 2001, pp. 43-49.
- 5) SDRC, "I-DEAS™ Workshop Book, Advanced Analysis IMSW321-8," SDRC, 2000.
- 6) 최홍섭, 하재선, 손원기, "인공위성의 경량 복합소재 본체 구조 설계 및 시제품 제작," 한국항공 우주연구소 연구보고서, 2002.