

論文

하니컴코어 재료의 기계적 물성 예측과 하니컴 샌드위치 복합재료 평판의 층간응력 해석

김형구*, 최낙삼**

Prediction of Mechanical Properties of Honeycomb Core Materials and Analysis of Interlaminar Stress of Honeycomb Sandwich Composite Plate

Hyoung-Gu Kim*, Nak-Sam Choi**

ABSTRACT

Honeycomb sandwich composite(HSC) structures have been widely used in aircraft and military industry owing to their light weight and high stiffness. Mechanical properties of honeycomb core materials are needed for accurate analysis of the sandwich composites. In this study, theoretical formula for effective elastic modulus and Poisson's ratio of honeycomb core materials was established using an energy method considering the bending, axial and shear deformations of honeycomb core walls. Finite-element analysis results obtained by using commercial FEA code, ABAQUS 6.3 were comparable to the theoretical ones. In addition, we performed tensile test of HSC plates and analyzed deformation behaviors and interlaminar stresses through its FEA simulation. An increased shear stress along the interface between surface and honeycomb core layers was shown to be the main reason for interfacial delamination in HSC plate under tensile loading.

초 록

하니컴 샌드위치 복합재료(HSC) 구조물은 높은 강성 및 경량화가 요구되는 항공·우주 및 군수 산업 등에 폭 넓게 이용되고 있으며 하니컴 샌드위치 복합재료의 정확한 강도 해석에 있어서 하니컴 코어의 기계적 물성 예측이 필요하다. 본 연구에서는 하니컴 코어 벽의 굽힘, 축 방향 및 전단 변형을 고려한 에너지 법을 사용하여 하니컴 코어 재료의 각 방향 탄성계수 및 포아송 비와 같은 기계적 물성 값을 구하기 위한 예측식을 유도하고, 이 이론 예측값이 유한요소 해석 프로그램인 ABAQUS 6.3을 이용하여 구한 결과와 거의 일치하고 있음을 알았다. 또한 하니컴 샌드위치 복합재료 평판의 인장 실험 및 유한요소 시뮬레이션을 수행하여 변형 거동 예측 및 층간 응력을 해석하였다. 하니컴 코어층과 표면층 사이의 전단 응력의 증가는 HSC 평판의 층간분리 현상의 주원인임을 알 수 있었다.

Key Words : 하니컴 샌드위치 복합재료(honeycomb sandwich composite), 유효 탄성계수(effective elastic modulus), 층간 분리(interfacial delamination), 층간 응력 해석(interlaminar stress analysis)

기호 설명

U	탄성 변형률 에너지	a, b	셀벽 길이	E	코어재료의 탄성계수
Δ	변위	n	셀벽 두께	ν	코어재료의 포아송 비
Q, P	x, y 방향의 단위 하중	h	셀 높이	$E_{x,eff}$	하니컴코어의 횡방향(x)의 유효 탄성계수
I	셀벽의 관성 모멘트	A	셀벽의 면적	$E_{y,eff}$	하니컴코어의 종방향(y)의 유효 탄성계수
n	단위 셀의 개수	f_s	전단 형상 계수	$E_{z,eff}$	하니컴코어의 두께방향(z)의 유효 탄성계수

* 한양대학교 대학원 기계설계학과

** 한양대학교 기계공학과, 교신저자(E-mail:nschoi@hanyang.ac.kr)

1. 서론

탄소섬유/에폭시(carbon fiber/epoxy) 등의 복합재료를 외피(skin)로 하고 노맥스(Nomax)나 알루미늄 하니콤(honeycomb), 또는 폼(foam)을 심재로 하는 샌드위치 복합재료(sandwich composites)는 무게 감소가 중요한 비용 절감 요소인 항공·우주 산업에서 항공기의 동체 및 날개, 헬리콥터의 로터 블레이드 등에 그 응용이 급격히 확대되고 있다. 이는 구조물의 무게를 감소시키면서 높은 굽힘 강도 및 강성을 얻고 최적화 설계를 달성하면서도 흡진 효과, 단열 및 방음 효과, 내화 효과, 단위 체적 당 보강재의 다양한 조절 특성 등을 효과적으로 활용할 수 있기 때문이다. 그러나 하니콤 재료의 기하학적 형상은 육각형 셀 요소를 가진 3차원 벌집 구조이므로 재료의 기계적 물성이 각 방향에 따라 크게 달라지게 된다. 이러한 기하학적 특성은 두께 방향으로 큰 압축 강도 및 강성을 갖지만 길이방향으로는 상대적으로 매우 작은 전단 강도를 가지게 되며 셀의 크기와 셀벽 두께는 기계적 강도 특성을 좌우하는 요인이 된다[1]. Gibson[2-3]은 빔 이론(beam theory)을 바탕으로 탄성변형의 가정 하에 하니콤 재료의 기하학적 형상에 따른 기계적 물성을 유도하였고, 3점 굽힘 실험으로 구한 물성값과 유한요소 모사 해석 결과를 비교하였다. 그러나 모사 해석 결과는 실제 변형 거동과 상당한 차이를 보였다.

Hassani, Schonberg[4~5] 등은 이러한 하니콤 코어 재료를 이용한 하니콤 샌드위치 복합재료의 정·동적 실험과 각 층간의 응력 해석을 위해 유한요소 해석을 수행하였으나 하니콤 코어 재료를 솔리드 요소(solid element)로 모델링함으로써 실제 하니콤 코어 재료의 변형거동과는 차이를 보였다.

따라서 본 연구에서는 알루미늄 하니콤 코어 재료의 각 방향에 따른 기계적 물성 값을 예측하기 위하여 단위 하중 작용 시 하니콤 코어 셀 벽의 굽힘, 축방향 및 전단변형을 고려한 에너지 법을 이용하여 예측식을 유도하고 이를 상용 유한요소 프로그램인 ABAQUS 6.3을 이용하여 구한 결과와 비교하였다. 또한 하니콤 샌드위치 복합재료 평판(honeycomb sandwich composite plate)의 인장 하중 작용 시 하중·변위 곡선을 구하고 변형 거동을 관찰하기 위하여 인장실험을 수행하였다. 또한 인장실험의 유한요소 시뮬레이션을 통하여 하니콤 샌드위치 복합재료의 변형 거동을 예측하고, 하니콤 코어층과 표면층 사이의 접착층에서의 응력 분포 변화를 알아보려고 하였다.

2. 하니콤코어 재료의 탄성이론식

2.1 에너지 법을 이용한 탄성 예측식

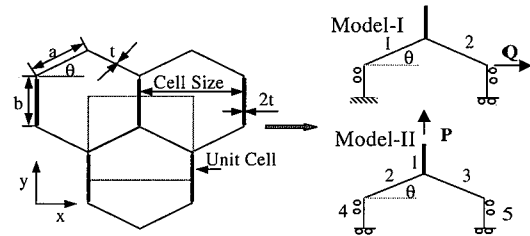


Fig. 1 Unit cell of honeycomb and boundary conditions for elastic analysis.

Fig. 1과 같이 하니콤 코어의 접합부 두께를 고려한 단위 셀(unit cell)을 정의하고 경계조건을 가정하여 n 개의 셀이 있는 경우, 종방향 및 횡방향 변형량을 탄성 변형률 에너지 법을 이용하여 계산하였다. 횡 방향의 경우(model-I)는 1, 2번 셀 벽에 축방향 및 굽힘과 전단에 의한 변형을 하고 횡방향 변형률 에너지의 전체 합($U_{x-total}$)은 식 (1)과 같다. 종방향(model-II)의 경우, 1, 4, 5번 셀 벽은 축방향 변형을 하며 2, 3번 셀 벽은 축방향 변형 및 굽힘에 의한 변형 그리고 전단 변형을 하게 된다. 따라서 종방향 변형률 에너지의 전체 합($U_{y-total}$)은 식 (2)와 같다. 따라서 변형량 $\Delta_{x-total}$ 과 $\Delta_{y-total}$ 은 각각 model-I과 model-II 에서 식 (3)으로 구할 수 있으며 식 (4)와 식 (5)를 통해 종방향 및 횡방향의 하니콤코어 재료의 유효 탄성계수(E_{eff})를 식 (6)과 식 (7)로 구할 수 있다.

$$U_{x-total} = 2n \left(\int_0^a \frac{(Q \cos \theta)^2}{EA} dx + \int_0^{a/2} \frac{(Q \sin \theta x)^2}{EI} dx + \int_0^a f_s \frac{2(1+\nu)(Q \sin \theta)^2}{EA} dx \right) \quad (1)$$

$$U_{y-total} = n \left(\int_0^{b/2} \frac{(P/n)^2}{2E(2A)} dx + 2 \int_0^a \frac{(P/2n \sin \theta)^2}{2EA} dx + 2 \int_0^{a/2} \frac{(P/2n \cos \theta x)^2}{EI} dx + 2 \int_0^a f_s \frac{2(1+\nu)(P/2n \cos \theta)^2}{2EA} dx + 2 \int_0^{b/2} \frac{(P/2n)^2}{2EA} dx \right) \quad (2)$$

여기서, n = 단위 셀의 개수
 Q, P = x, y 방향 단위 하중
 A = 셀벽의 면적($b \times t$)
 I = 관성모멘트($bt^3/12$)
 f_s = 전단형상계수(1.2)
 E = 코어재료의 탄성계수
 ν = 코어재료의 포아송 비

$$\Delta_{x-total} = \frac{\partial U}{\partial Q}, \quad \Delta_{y-total} = \frac{\partial U}{\partial P} \quad (3)$$

$$\Delta_{x-total} = \frac{2anQ}{E} \left(\frac{\cos^2 \theta}{A} + \frac{a^2 \sin^2 \theta}{12I} + f_s \frac{2(1+\nu) \sin^2 \theta}{A} \right) \quad (4)$$

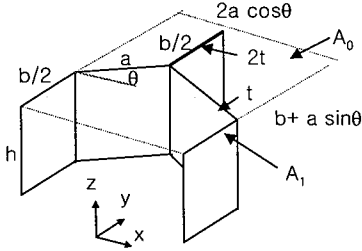


Fig. 2 Unit cell of honeycomb core for elastic analysis in thickness direction.

$$\Delta_{y-total} = \frac{2aP}{nE} \left(\frac{\sin^2 \theta}{4A} + \frac{a^2 \cos^2 \theta}{48I} + f_s \frac{(1+\nu) \cos^2 \theta}{2A} \right) + \frac{bP}{2EA} \quad (5)$$

$$E_{x,eff} = \frac{\sigma_x}{\epsilon_x} = \frac{Q/[(b+a \sin \theta) \cdot h]}{\Delta_{x-total}/(2a \cos \theta)} \quad (6)$$

$$E_{y,eff} = \frac{\sigma_y}{\epsilon_y} = \frac{P/(2a \cos \theta \cdot h)}{\Delta_{y-total}/(b+a \sin \theta)} \quad (7)$$

$$\nu_{xy} = -\frac{\epsilon_y}{\epsilon_x} \quad (8)$$

여기서, h = 셀 높이, $\epsilon_x = \frac{\Delta_x}{2a \cos \theta}$, $\epsilon_y = \frac{\Delta_y}{b+a \sin \theta}$

$$\Delta_x = \frac{2anQ}{E} \left(\frac{\cos^2 \theta}{A} + \frac{a^2 \sin^2 \theta}{12I} + f_s \frac{2(1+\nu) \sin^2 \theta}{A} \right)$$

$$\Delta_y = -\frac{aP}{E} \sin \theta \cdot \cos \theta \left(\frac{1}{A} + \frac{a^2}{12I} + f_s \frac{2(1+\nu)}{A} \right)$$

또한 포아송 비(Poisson's ratio) ν_{xy} 는 model-I의 단위 셀에서 횡방향 변형률(ϵ_x)과 그때의 종방향 변형률(ϵ_y)로서 식 (8)과 같이 구할 수 있다.

두께 방향의 유효 탄성계수($E_{z,eff}$)는 Fig. 2에서 단위 셀의 단면적(A_0)과 하니컴 단위 셀 벽이 차지하는 단면적(A_1)의 비로 식 (9)와 같이 나타낼 수 있다.

$$E_{z,eff} = \frac{A_1}{A_0} E = \frac{2(a+b)t}{2a \cos \theta \cdot (b+a \sin \theta)} E \quad (9)$$

3. 유한요소 해석

3.1 하니컴코어 재료

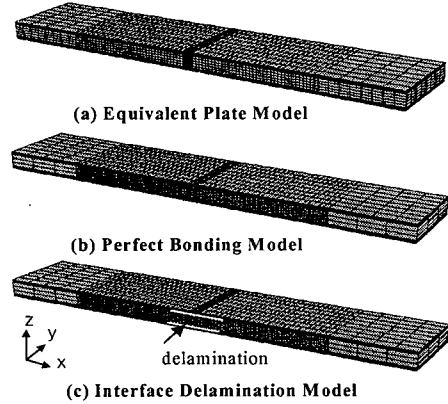


Fig. 3 Analysis model for FEA simulation.

에너지 법을 통해 유도된 하니컴 코어의 기계적 물성값 예측식의 타당성을 검증하기 위하여 상용 유한 요소 해석 프로그램인 ABAQUS 6.3의 2차원 빔(beam) 요소를 사용하여 단위 셀을 정의하고 각 방향의 유효 탄성계수(E_{eff}) 및 포아송 비(ν_{xy})를 구하였다. 해석 시에는 하니컴 재료인 알루미늄의 기본 물성값으로 탄성계수(E)=70GPa, 포아송비(ν)=0.33를 사용하였다.

3.2 하니컴 샌드위치 복합재료(HSC)

인장 하중 작용 시 하니컴 샌드위치 복합재료 시험편의 변형 거동과 복합재료 외피층과 하니컴 코어층에서의 층간응력 해석을 위하여 Fig. 3과 같이 하니컴 샌드위치 복합재료 시험편의 크기와 동일한 세 가지 모델을 만들어 인장 실험의 유한요소 해석을 수행하였다.

등가 플레이트 모델(equivalent plate model)의 경우 (Fig. 3(a)) 앞서 하니컴 코어재료의 물성값 예측식으로부터 구한 직교 이방성 물성 결과를 등가플레이트의 기계적 물성값으로 입력하였다. 완전접착 모델(perfect bonding model)(Fig. 3(b))과 층간분리 모델(interface delamination model)(Fig. 3(c))의 경우, 하니컴 코어는 실제 형상(real geometry)에 따라 모사하였다. 층간분리 모델은 복합재료 외피층(composite skin layer)과 하니컴 코어층(honeycomb core layer) 사이에 초기 층간분리(initial delamination)영역을 30 mm×30 mm의 면적으로 주어 모사하였다.

복합재료 외피층과 하니컴 코어층 사이의 접착층(adhesive layer)은 실제로는 비선형 거동을 하지만, 유한요소 해석 시 선형탄성 및 완전 소성 거동(elastic and perfectly plastic behavior)으로 가정하여도 비선형 거동을 대체로 잘 모사하여 해석 결과에 크게 오차를 주지 않기 때문에[6-7] 접착층은 선형탄성 및 완전소성거동으로 가정하여 0.1 mm의 두께로 모사하였다.

Table 1 Material properties of components

Material	Young's Modulus(Gpa)	Poisson's Ratio(ν)	Yield Stress(MPa)
Composite skin layer	23.5	0.17	424 \pm 12.6
Adhesive layer	3.4	0.34	28.2
Core layer	1.69 $\times 10^{-3}$	0.99	0.3 \pm 0.7
Al material	70	0.33	190

시뮬레이션에 필요한 각 층의 기계적 물성값은 Table 1에 나타난다. 하니컴 코어의 기계적 물성값은 원재료인 알루미늄의 물성값을 사용하였고 복합재료 외피층은 인장실험을 수행하여 구하였으며, 접착층은 참고문헌[8]을 참조하였다. 복합재료 외피층(composite skin layer), 접착층 (adhesive layer)과 등가 플레이트는 8절점 솔리드 요소(eight nodes solid element)를 사용하였고 하니컴 코어(honeycomb core)는 4절점 쉘 요소(four nodes shell element)를 사용하였다.

4. 실험 방법

4.1 재료 및 시험편 제작

Fig. 4(a)와 같이 완전접착 시험편과 Fig. 4(b)와 같이 시험편 중앙부의 외피층과 하니컴 코어층 사이에 테프론 필름(teflon film)을 30 mm \times 30 mm의 면적으로 삽입한 층간 분리 시험편을 본 연구의 대상 시험편으로 선정하였다.

하니컴 샌드위치 복합재료(HSC) 평판을 제작하기 위해 외피층의 재료로는 glass fabric/epoxy prepreg(두께: 0.125 mm)를 8장 적층(두께: 1 mm)하고 하니컴 코어층의 재료로는 Showa Aircraft Industry Co., Ltd.사에서 제작한 하니컴 두께 0.196"(5 mm), 셀 크기 1/8"(3.175 mm)와 1/4"(6.35 mm)와 셀벽 두께(0.0015")(0.038 mm)인 두 종류의 알루미늄 하니컴 AL1/8"-5052-0015"(0.0381 mm), AL1/4"-5052-0015" (0.0381 mm) 재료를 사용하였다. 외피층과 하니컴 코어층을 적층한 뒤 인장 실험을 위해 평판의 양 끝단에 알루미늄 탭을 삽입하고 진공 백(vacuum bag) 성형 방법으로 오토 클레이브를 사용하여 Fig. 5와 같은 경화 사이클을 통해 동시 경화법(co-curing)으로 HSC 평판을 제작하였다.

경화된 HSC 평판을 다이아몬드 휠 커터로 절단하여 Fig. 4와 같은 시험편을 제작하였다.

4.2 인장 실험

하니컴 샌드위치 복합재료 시험편의 변형 거동관찰과 하중-변위 곡선을 구하기 위하여 Fig. 6와 같이 Zwick사의 만능시험기를 이용하여 인장실험을 수행하였다. 하중 속도는 2 mm/min로 하였고 실험과 동시에 비디오 광학 현미경(video microscope system)을 이용하여 시험편의 변형 거동을 관찰하였다.

5. 결과 및 고찰

5.1 하니컴 코어의 물성 예측과 유한요소 해석

Fig. 7은 하니컴 코어의 물성 예측식을 통해 구한 단위

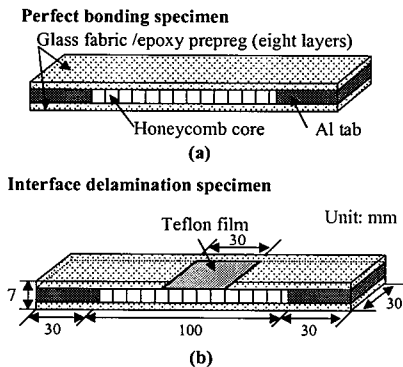


Fig. 4 Schematic of (a) perfect bonding specimen and (b) interface delamination specimen.

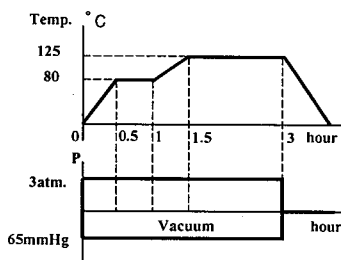


Fig. 5 Co-curing cycle for manufacturing.

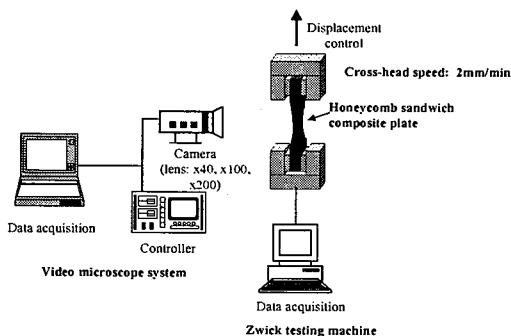


Fig. 6 Schematic diagram of experimental set-up.

Table 2 Results of theoretical predictions and FEA for honeycomb materials

	$E_x(\text{Mpa})$		$E_y(\text{Mpa})$		$E_z(\text{Gpa})$		Poisson's ratio(ν) $\nu_{xy}=\nu_{yx}$	
	FEA	Theory	FEA	Theory	FEA	Theory	FEA	Theory
AL1/8"-5052-.0015"	1.491	1.453	1.488	1.454	1.975	1.960	0.996	0.997
AL1/4"-5052-.0015"	0.186	0.182	0.186	0.180	0.995	0.980	0.996	0.999
AL1/4"-5052-.003"	1.488	1.453	1.491	1.443	1.989	1.960	0.994	0.997
AL3/4"-5052-.003"	0.0537	0.0538	0.0541	0.0537	0.683	0.653	0.988	0.999

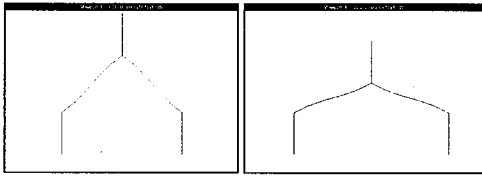


Fig. 7 Longitudinal and transverse deformation of unit cell obtained by FEA.

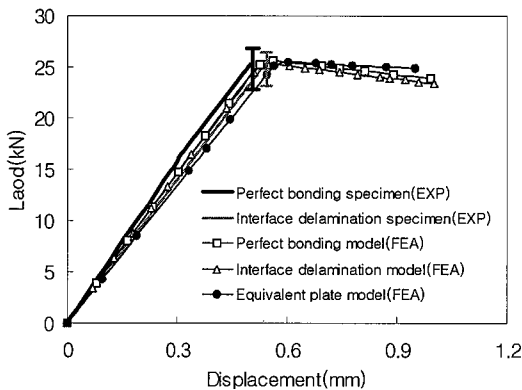


Fig. 8 Load-displacement curves obtained by experiment and FEA(cell size:1/8", cell wall thickness: 0.0015").

셀의 종방향 및 횡방향의 변형 후의 모습을 보여주고 있다. Table 2는 셀 크기 및 셀벽 두께가 각각 다른 네가지 종류의 알루미늄 하니컴 코어 재료에 대한 종방향 및 횡방향 유효 탄성 계수와 포아송 비를 예측식과 단위 셀을 2차원 2절점 빔 요소(2D two nodes beam element)로 구성하고 Fig. 1의 경계 조건을 각각 부여하여 유한요소 해석으로 구한 결과를 나타낸다. 예측식에 의해 구해진 결과가 유한요소 해석 결과와 매우 잘 일치함을 알 수 있다. 셀의 벽 두께가 증가할수록, 셀의 크기가 감소할수록 각 방향 유효 탄성계수의 값은 증가했다. n개의 단위 셀이 있는 경우에도 예측

식의 결과와 매우 잘 일치하였다. 이 결과들을 등가 플레이트 모델의 등가 플레이트의 기계적 물성값으로 사용하여 해석하였다.

5.2 인장 실험 및 이의 유한요소 해석

Fig. 8은 인장 실험 및 유한요소 해석으로 얻은 하중-변위 곡선이다. 등가 플레이트 모델의 경우 최대 하중 및 강성이 실험과 비교하여 완전접착 모델과 층간분리 모델의 경우보다 다소 작게 되었음을 알 수 있다. 이는 하니컴 코어를 등가 플레이트로 모델링한 경우, 강도와 강성의 예측에 오차가 상당히 발생함을 나타낸다. 완전접착 모델과 층간 분리 모델의 경우는 최대하중과 강성이 실험과 잘 일치하였으며, 이는 초기 층간분리가 부분적으로 있는 경우에도 하니컴 샌드위치 복합재료 평판의 인장 강도(tensile strength)와 탄성계수에는 그다지 영향을 주지 않음을 나타낸다.

그러나 굽힘 및 압축 하중 작용 시에는 층간 분리가 있는 경우 외피층의 항복과 국부적인 좌굴을 초래하게 될 것이며[9-10] 이에 관해서는 향후 연구를 수행하여 발표할 예정이다.

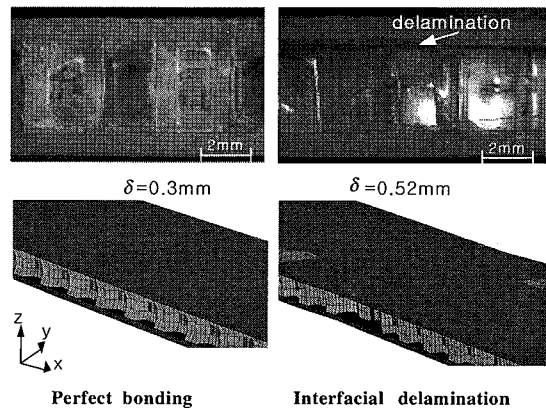


Fig. 9 Deformation results of honeycomb sandwich composite plate.

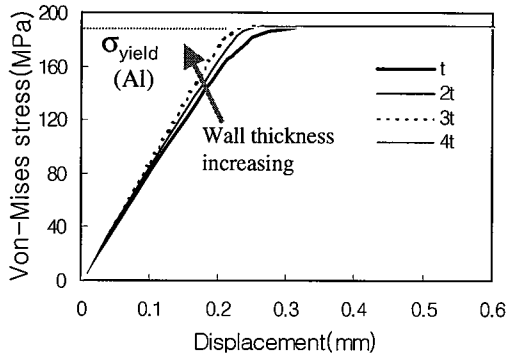


Fig. 10 Von-Mises stress of honeycomb core as a function of cell wall thickness ($t=0.0381\text{mm}$).

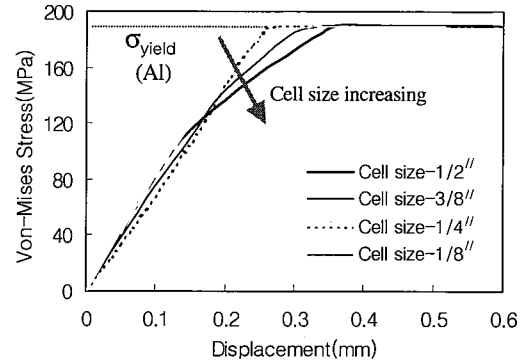
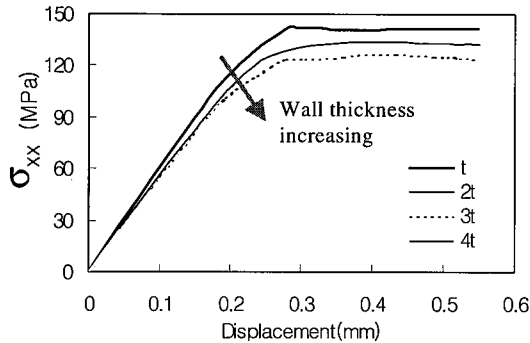
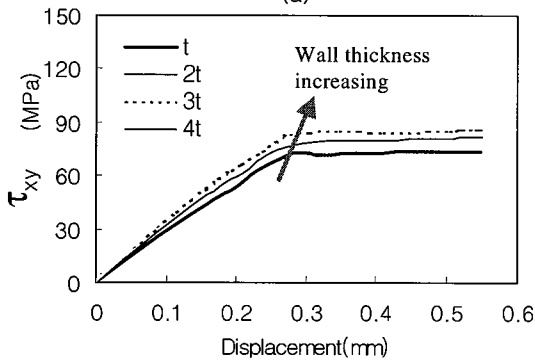


Fig. 12 Von-Mises stress of honeycomb core as a function of cell size.

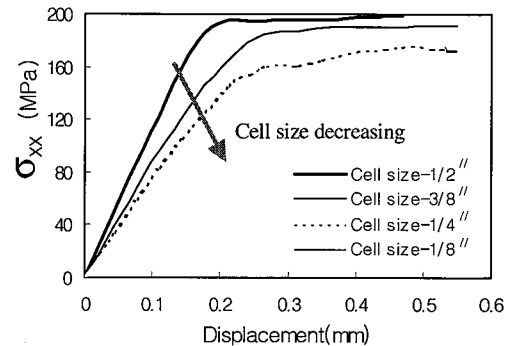


(a)

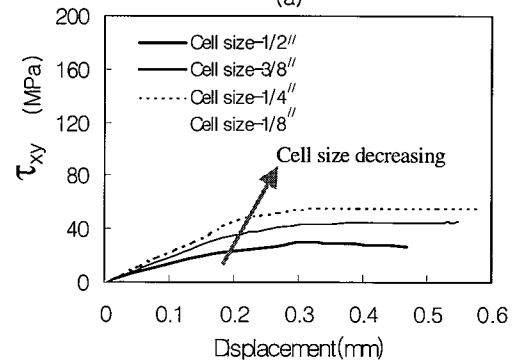


(b)

Fig. 11 σ_{xx} and τ_{xy} of honeycomb core as a function of cell wall thickness.



(a)



(b)

Fig. 13 σ_{xx} and τ_{xy} of honeycomb core as a function of cell size.

Fig. 9는 인장 하중 작용 시의 변형 거동을 보여주고 있다. 변위가 증가함에 따라 코어 뒤틀림(core wrinkling)이 발생하였고 이와 더불어 복합재료 외피층과 하니컴 코어층 사이에 층간분리가 일어나 최종적으로는 복합재료 외피층 파단이 발생했다. 즉, 인장하중 작용 시 복합재료 외피층이

대부분의 하중을 지탱하게 되며 외피층에 비해 매우 큰 포아송 비($\nu_{xy}=0.99$)를 가진 하니컴 코어층은 시편 길이 방향의 하중 지지 능력이 약하고 일정하중 이상에서 시험편 폭 방향 수축에 따른 소성 변형과 함께 코어 뒤틀림과 같은 국부적인 큰 변형이 발생한 것이다.

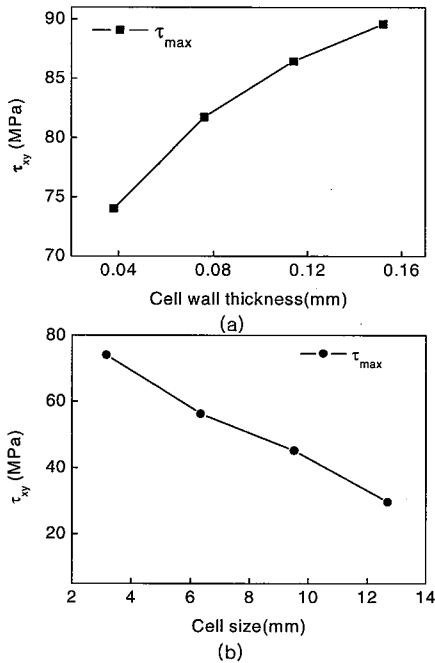


Fig. 14 τ_{\max} of honeycomb core as a function of cell wall thickness and cell size.

등가 플레이트 모델은 하니컴 코어를 등가 플레이트로 가정하였기 때문에 이러한 변형 거동을 나타낼 수 없었다. 따라서 등가 플레이트 모델은 최대 하중 및 인장 강도와 변형거동을 모사하기에는 미흡함을 알 수 있었고, 완전접착 모델과 층간분리 모델이 하니컴 코어 부분의 변형 거동과 층간분리 거동을 각각 모사 가능하다고 생각된다.

5.3 층간응력 해석

하니컴 샌드위치 복합재료 시험편에 인장 하중 작용 시 층간분리에 영향을 미치는 응력과 그 변화 정도를 알아보기 위하여 완전접착 모델에 있어서 하니컴 코어층과 접착층의 응력 분포를 구하였다.

Fig. 10은 완전접착 모델에서 하니컴 코어의 셀벽 두께 변화(셀 크기는 1/8"로 동일)에 따른 하니컴 샌드위치 복합재료 시험편의 게이지부의 중간에서 모서리 부의 접착층에 인접한 코어 부위의 본-미세스 응력(Von-Mises stress)을 보여주고 있다.

본 미세스 응력은 다음 식 (10)과 같이 정의되는데,

$$\sigma_{\text{von-mises}} = \frac{1}{\sqrt{2}} [(\sigma_x - \sigma_y)^2 + (\sigma_y - \sigma_z)^2 + (\sigma_x - \sigma_z)^2 + 6(\tau_{xy}^2 + \tau_{yz}^2 + \tau_{xz}^2)]^{1/2} \quad (10)$$

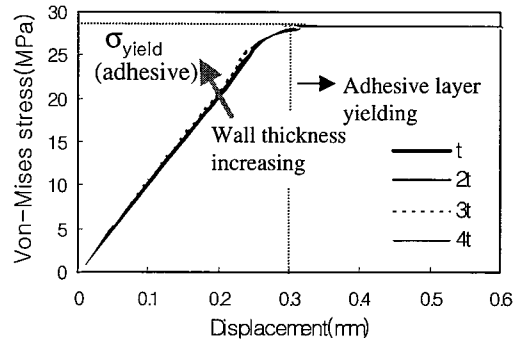


Fig. 15 Von-Mises stress of adhesive layer as a function of cell wall thickness.

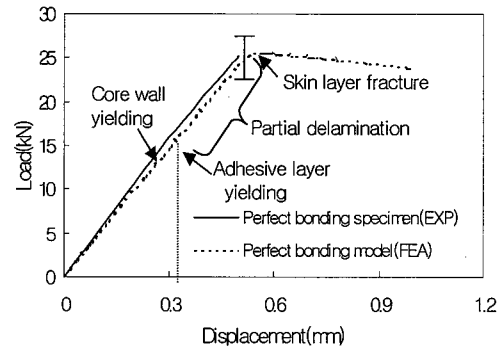


Fig. 16 Instant of fracture occurrence of Load-displacement curves obtained by experiment and FEA (cell size: 1/8", cell wall thickness: 0.0015").

셀벽 두께 변화에 따라 모두 변형량 0.3 mm 이상에서 알루미늄의 항복강도에 도달하여 층간에 인접한 셀 벽에서 소성변형이 발생할 것임을 예측할 수 있다. 셀 벽 두께가 증가함에 따라 하니컴 코어의 강성은 증가하지만, 보다 일찍 하니컴 코어재료의 항복 강도에 도달하고 있다. Fig. 11은 시험편 게이지부의 중앙의 모서리부위의 하니컴 코어층에서 구한 하중 방향 응력(σ_{xx})과 전단응력(τ_{xy})을 나타낸다. 셀벽 두께의 증가에 따라 Fig. 11(a)와 같이 하중방향의 응력(σ_{xx})은 감소하는 반면 전단응력(τ_{xy}) (Fig. 11(b))은 증가함을 알 수 있다. 이는 하니컴 코어층의 본-미세스 응력값의 증가에 큰 영향을 주는 응력은 전단 응력(τ_{xy})의 증가임을 알 수 있게 한다. 즉, 전단응력이 하니컴 코어의 소성변형에 큰 영향을 주고, 최종적으로는 복합재료 외피층과 코어층 사이의 층간분리를 일으키는 원인이 됨을 알 수 있다.

층간분리 모델의 경우, 초기 층간분리 영역에서 하니컴 셀벽의 상하 표면에서의 자유 응력 효과(stress-free effect)로 인해 층간에서는 응력이 발생하지 않았으나, 코어층의 포아송 비가 매우 커서 시험편 폭 방향으로의 수축 변형량이 크게 나타났다.

Fig. 12는 완전접착 모델의 경우, 시험편 중앙의 모서리부의 접착층에 인접한 하니컴 코어부에서 셀 크기 변화(셀 두께는 0.0381 mm로 동일)에 따른 본-미세스 응력의 변화 거동을 보여주고 있다. 셀 크기가 증가할수록 하니컴 코어의 항복시점은 다소 늦어지며 변위 0.35 mm 이상에서는 모든 셀 크기에서 항복 강도에 도달하고 있음을 알 수 있다.

Fig. 13은 완전 접착 모델을 이용하여 구한 하니컴 코어의 셀 크기의 증가(셀 벽 두께는 0.0381 mm로 동일)에 따른 하니컴 코어층의 응력 분포를 보여주고 있다. 셀 크기가 작아질수록 하중 작용 방향의 응력(σ_{xx})(Fig. 13(a))은 감소하는 반면 전단 응력(τ_{xy})(Fig. 13(b))은 증가하고 있으며 이는 하니컴 코어의 셀 크기가 감소할수록 더 큰 전단응력이 발생하였음을 나타낸다. 즉, 인장실험에서 하니컴 코어층의 변형 거동과 관련하여, 하니컴 코어층의 전단응력이 복합재료 외피층과 하니컴 코어층의 층간분리에 주된 영향을 미침을 알 수 있다.

Fig. 14는 완전접착 모델을 이용하여 하니컴 샌드위치 복합재료 시험편의 셀벽 두께 및 셀 크기의 증가에 따른 최대 전단응력(τ_{max})을 구한 결과이다. 여기서 τ_{max} 는 하니컴 코어 벽의 본-미세스 응력이 항복 강도에 도달하는 과정에서 τ_{xy} 의 최대값을 의미한다. 셀벽 두께가 증가 할수록 Fig. 14(a)와 같이 τ_{xy} 의 최대 응력은 증가하게 되며 이는 셀 벽 두께의 증가로 인해 하니컴 코어의 강성이 커져서 코어부의 큰 포아송 비 효과에 따른 층간응력의 값이 커졌기 때문으로 생각된다. 따라서 셀벽 두께가 작을수록 낮은 전단 응력(τ_{xy})에서 코어부의 소성 항복(변형)이 Fig. 10과 같이 발생하고, 셀벽 두께가 클수록 높은 전단응력(τ_{xy})로 인해 코어부의 소성변형이 보다 일찍 발생하여 접착층의 파손에 영향을 줄 수 있음을 시사한다. 또한, 셀 크기가 감소할수록(Fig. 14(b)) τ_{xy} 의 최대 응력(τ_{max})은 증가하여 셀벽 두께 변화 시의 결과와 유사한 효과를 주고 있음을 보였다. 즉, 셀 크기가 작을수록 코어부에 큰 전단응력이 발생하기 때문에 소성 항복(변형)이 보다 일찍 발생하고 층간 파손이 일어날수 있음을 나타낸다.

Fig. 15는 완전접착 모델을 이용하여 구한 하니컴 코어의 셀벽 두께 증가(셀 크기는 1/8"로 동일)에 따른 코어벽과 인접한 접착층 부위의 본-미세스 응력을 보여주고 있다. 셀벽 두께가 증가함에 따라 접착층의 본-미세스 응력이 다소 증가하나, 변위 0.3 mm 이상에서 일정한 항복강도에 도달하고 있음을 알 수 있다. Fig. 10과 비교하여 볼 때, 코어벽 두께가 4t인 경우는 하니컴 코어층이 항복에 이르는 시점(Fig. 10의 변위 0.20 mm)보다 늦게 항복에 도달하고 있다. 이는 하니컴 코어층의 소성변형과 전단응력의 증가는 접착층에서의 항복과괴를 야기하며 층간분리를 일으킴을 나타낸다. 또한 하니컴 코어층에서의 응력분포거동과 마찬가지로, 코어벽 두께가 두꺼울수록 접착층에서의 하중방향 응력(σ_{xx})은 감소하는 반면 전단 응력(τ_{xy})은 증가하는 경향을 보였다.

Fig 16의 하중-변위 곡선은 셀크기 1/8", 셀 벽 두께 0.0015" 인 HSC 시험편의 계산 및 실험 결과를 나타낸다. 변형량이 약 0.3 mm 직전에 위에서 설명한 응력 발생 거동에 따라 하니컴 코어층과 접착층에서 항복이 일어난후 하중 증가에 따라 국부적인 층간분리가 발생하고, 최종적으로 외피층의 파괴가 발생하는 것을 예상할 수 있다.

6. 결 론

본 연구에서는 하니컴 코어의 단위 셀을 정의하고 에너지 법을 이용하여 유효 탄성계수 및 포아송 비를 구하는 예측식을 유도하였고 이를 유한요소 해석과 비교하였다. 예측식을 이용하여 구한 결과가 유한요소 해석 결과와 잘 일치하고 있음을 알 수 있었다. 또한 이 예측식을 FEA 모델인 등가 플레이트 모델에 적용하였다.

인장 하중 작용 시 하니컴 샌드위치 복합재료 평판의 강성 및 최대하중의 대략적인 예측이 가능하였지만 실제 하니컴 코어의 변형 거동을 모사하기에는 어려움이 있음을 알 수 있었다. 또한 인장 실험과 함께 유한요소 모델을 이용한 시뮬레이션의 층간응력 해석 결과를 통해 다음과 같은 결과를 얻을 수 있었다.

실제의 하니컴 코어의 형상을 모델링한 완전접착 모델과 층간분리 모델은 인장 실험 결과와 비교하여 볼 때, 하니컴 샌드위치 복합재료 시험편의 하중-변위 곡선 및 변형 거동을 잘 모사 할 수 있었다.

셀벽 두께 및 셀 크기 증가에 따른 하니컴 코어층의 응력상태를 해석한 결과, 접착부에 인접한 하니컴 코어층 부위의 전단 응력의 증가는 하니컴 샌드위치 복합재료 시험편의 외피층과 하니컴 코어층 사이의 층간 분리에 큰 영향을 줄 수 있었다. 또한 셀 벽 두께가 증가할수록, 셀 크기가 감소할수록 하니컴 코어층의 접착층 인접부에 발생하는 전단응력 값이 증가함을 알 수 있었다.

인장 하중 하에서 하니컴 샌드위치 복합재료 시험편의 변형 및 파괴 거동은 하니컴 코어층과 접착층이 인접한 부위에서 항복이 발생하고 하중 증가에 따라 국부적인 층간 분리가 일어나 최종적으로 복합재료 외피층이 파단하는 것임을 알았다.

참고문헌

- 1) J.K. Park, A.K. Thayamballi, G.S. Kim, "The strength characteristics of aluminum honeycomb sandwich panels," *Thin-walled Structures*, Vol. 35, 1999, pp. 205-231.
- 2) C.M. Ford, L.J. Gibson, "Uniaxial strength asymmetry in cellular materials an analytical model," *International*

- Journal of Mechanical Sciences*, Vol. 40, 1998, pp. 521-531.
- 3) P.R. Onck, E.W. Andrews, L.J. Gibson, "Size effects in ductile cellular solid. Part I : Modeling," *International Journal of Mechanical Sciences*, Vol. 43, 2001, pp. 681-699.
 - 4) H.S. Kim, S.T.S. Al-Hassani, "morphological elastic model of general hexagonal columnar structures," *International Journal of Mechanical Sciences*, Vol. 43, 2001, pp. 1027-1060.
 - 5) Matt H. Triplett, William P. Schonberg, "Static and dynamic finite element analysis of honeycomb sandwich structures," *Structural Engineering and Mechanics*, Vol. 6. No. 1, 1998, pp. 95-113.
 - 6) T. F. Guo, L. Cheng, "Vapor Pressure and Void Size Effects on Failure of a Constrained Ductile Film," *Journal of the Mechanics and Physics of Solids*, Vol. 51, 2003, pp. 993-1014.
 - 7) Gang Li, P. L. Sullivan, "Nonlinear Finite Element Analysis of Stress and Strain Distributions across the Adhesive Thickness in Composite Single-Lap Joints," *Composite Structures*, Vol. 46, 1999, pp. 395-403.
 - 8) H. T. HAHN, *Introduction to Composite Materials*, TECHNOMIC Publishing Co., Inc. 1980, 265 Post Road West, Westport, CT 06880.
 - 9) Isaac, M. Daniel and Jandro L. Abot. "Fabrication, Testing and Analysis of Composite Sandwich Beams," *Composite Sci. and Technology*, Vol. 60, 2000, pp. 2455-2463.
 - 10) A. Petras, M. P. F. Sutcliffe, "Failure Mode Maps for Honeycomb Sandwich Panels," *Composite Structures*, Vol. 44, 1999, pp. 237-252.