

論文

굽힘 하중을 받는 하니컴 샌드위치 복합재료의 변형 및 파괴 해석

김형구*, 최낙삼*+

Deformation and Fracture Analysis of Honeycomb Sandwich Composites under Bending Loading

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

ABSTRACT

The bending strength characteristics and local deformation behaviors of honeycomb sandwich composites were investigated using three-point bending experiment and finite element simulation with a real model of honeycomb core. Two kinds of cell sizes of honeycomb core, two kinds of skin layer thicknesses, perfect bonding specimen as well as initial delamination specimen were used for analysis of stress and deformation behaviors of honeycomb sandwich beams. Various failure modes such as skin layer yielding, interfacial delamination, core shear deformation and local buckling were considered. Its simulation results were very comparable to the experimental ones. Consequently, cell size of honeycomb core and skin layer thickness had dominant effects on the bending strength and deformation behaviors of honeycomb sandwich composites. Specimens of large core cell size and thin skin layer showed that bending strength decreased by 30~68%.

초 록

본 연구에서는 3점 굽힘 실험과 코어의 실제 형상을 모델링한 유한요소 시뮬레이션을 병행하여 외피층의 항복, 층간 분리, 코어의 전단 및 국부적 좌굴과 같은 다양한 파손모드를 고려한 하니컴 샌드위치 복합재료의 강도 특성과 변형거동을 검토하였다. 외피층과 하니컴 코어층 사이를 완전 접착한 시험편과 부분 층간분리 시험편을 대상으로 하니컴 코어의 셀 크기와 외피층 두께를 변화시켜 시험편의 굽힘 강성, 굽힘 강도, 굽힘 응력, 변형 및 파괴 거동을 해석하였다. 결론적으로 하니컴 코어의 셀 크기와 외피층의 두께가 하니컴 샌드위치 복합재료의 굽힘 강성과 강도, 변형/파괴 거동에 주된 영향을 미쳤으며 코어의 셀 크기가 크고 외피층의 두께가 얇은 경우 굽힘 강도는 30~68% 정도까지 저하됨을 알 수 있었다.

Key Words: 하니컴 샌드위치 복합재료(honeycomb sandwich composites), 층간 분리(interfacial delamination), 국부 좌굴(local buckling), 파괴 거동(fracture behavior)

1. 서 론

섬유 강화 복합재료인 CFRP 혹은 GFRP를 외피층으로 하고 하니컴 코어를 심재로 하는 하니컴 샌드위치 복합재료(Honeycomb Sandwich composites, HSC)적층판은 요구되

는 구조물의 강도와 강성을 유지하면서 효율적인 경량화를 이룰 수 있는 고강도 및 고강성, 특히 하니컴 코어 두께로 인한 단면 2차 모멘트의 증가로 인한 큰 굽힘 강성, 높은 충격 에너지 흡수 효과, 우수한 피로 저항 특성, 높은 단열, 내화 및 방음 효과를 갖는 구조 재료로써 항공·우주산

* 한양대학교 대학원 기계설계학과

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

업, 군수 산업, 자동차, 철도 차량, 건축 및 스포츠용품 등에 다양하고 광범위하게 적용되고 있다.

그러나 하니컴 코어 재료의 기하학적 형상은 수직 접착 재료 접합된 육각형 셀 요소를 가진 3차원 벌집 구조이기 때문에 이 재료의 기계적 물성과 변형거동이 각 방향에 따라 크게 달라지게 된다[1]. 더욱이 하니컴 코어 재료를 심재로 한 하니컴 샌드위치 복합재료 적층판은 기계적 하중 작용 시에 다양한 변형 및 파손 형태를 가지게 된다.

Petras와 Sutcliffe[2]는 굽힘 하중 작용 시에 하니컴 코어의 형상비에 따라 외피층 항복(skin layer yielding), 외피층 파손(skin layer fracture), 국부적인 코어 좌굴(local core buckling)과 같은 변형과 파손을 실험을 통해 관찰하고 손상 모드맵(failure mode map)을 작성하였다.

Paik 등[3]은 3점 굽힘 실험을 수행하고 외피층과 코어층을 함께 고려한 등가 물성 값을 이론적으로 계산하여 샌드위치 복합재료 적층판의 굽힘 강도 특성을 평가하였다. 굽힘 시에 발생하는 다양한 파손 거동은 코어 재료의 종탄성계수 및 전단 탄성계수의 영향과 샌드위치 적층판의 치수에 좌우되며 간단한 이론식을 적용하여 파손 하중을 예측하고자 하는 실험적 연구[4-7]가 활발히 진행되었다.

그렇지만, 이들 강도 특성과 변형/파괴 거동을 코어층의 변형 거동과 관련시켜 모사하지 않고 하니컴 코어를 등가 플레이트로 모사하였기 때문에 이들 특성에 대한 정확한 해석이 어려웠다.

저자들[8]은 하니컴 샌드위치 복합재료의 인장특성에 대해 코어층 변형을 포함한 유한요소 수치해석과 실험을 통해 평가한 바가 있다. 인장 하중 작용 시에는 외피층과 코어층 사이에 초기 층간분리가 존재하는 경우에도 적층판의 강성과 인장강도에는 거의 영향을 주지 않으며 코어의 셀벽 두께가 증가할수록, 셀 크기가 감소할수록 외피층과 코어층 사이의 층간분리를 야기 시키는 전단응력 값이 증가하였다. 또한 변형 및 파괴 거동은 외피층과 하니컴 코어층 사이의 접착층에서 항복이 발생하여 국부적인 층간분리가 일어나 최종적으로 복합재 외피층이 파단하는 것임을 알 수 있었다.

본 연구에서는 하니컴 코어의 실제 형상을 유한요소 모델링하는 방법으로 3점굽힘 거동과 응력분포에 대한 시뮬레이션을 수행하고 변형 거동 특성과 각 층간의 응력 분포를 구하고자 하였고 간단한 해석적인 방법으로 굽힘 응력을 구하여 외피층의 파손을 예측하고자 한다. 또한 셀 크기와 외피층 두께가 다른 하니컴 샌드위치 복합재료 적층판을 제작하고 3점굽힘 실험을 수행하여 하니컴 코어의 셀 크기 및 외피층 두께 변화에 따른 하중-변위 곡선, 굽힘 강성 및 강도를 측정하고 변형 및 파손 과정을 파악하고자 한다.

2. 실험

2.1 하니컴 샌드위치 복합재료 및 시험편 제작

Fig. 1(a)와 같이 외피층과 하니컴 코어층 사이에 접착 필름을 삽입한 완전접착 시험편(perfect bonding specimen)과 Fig. 1(b)와 같이 시험편 중앙부의 외피층과 하니컴 코어층 사이에 테프론 필름(teflon film)을 30mm×30mm의 면적으로 삽입한 층간분리 시험편(interface delamination specimen)을 제작하였다. 하니컴 샌드위치 복합재료(HSC) 적층판의 외피층(skin layer)은 (주)한국 화이바의 glass fabric/epoxy prepreg G118-1 EPC(두께: 0.125mm)를 각각 4장(두께: 0.5mm) 과 8장(두께: 1mm)한 것이며, 하니컴 코어층의 재료로는 Showa Aircraft Industry Co., Ltd. 사에서 제작한 것으로 하니컴 두께는 0.196"(5mm), 셀벽 두께는 0.0015"(0.038mm)이면서 셀 크기가 1/8"(3.175mm)와 1/4"(6.35mm)인 두 종류의 알루미늄 하니컴 AL1/8"-5052-0015", AL1/4"-5052-0015" 코어를 사용하였다.

접착 필름(adhesive film)은 (주)한국 화이바의 Bondex206을 사용하였다. 외피층과 접착필름 및 하니컴 코어층을 적층한 뒤 오토 클레이브를 사용한 진공 백(vacuum bag)성형 방법으로 Fig. 2와 같은 경화 사이클을 통해 동시 경화(co-curing)하여 경화된 HSC 평판을 다이아몬드 휠 커터로 절단하여 Fig. 1과 같은 시험편을 제작하였다.

2.2 3점 굽힘 실험

알루미늄 하니컴 샌드위치 복합재료 시험편의 굽힘 하중-변위 곡선을 구하기 위하여 Fig. 3과 같이 Zwick사의 만능시험기를 이용하여 3점굽힘 실험을 수행하였다. 경강소재의 하중 인텐더와 두 지지부의 단면은 반경 4mm의 반원 형태로 제작하였으며 지지부 사이의 거리(support span length)는 250mm, 하중 속도는 2mm/min로 하였다.

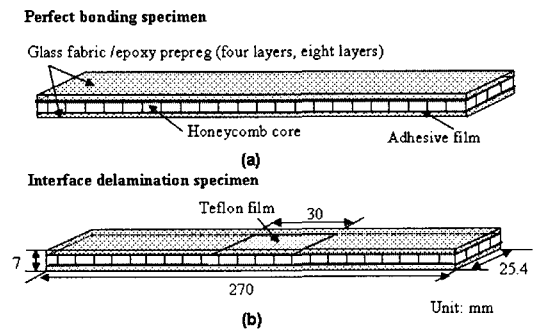


Fig. 1 Schematic of perfect bonding specimen (a) and interface delamination specimen (b).

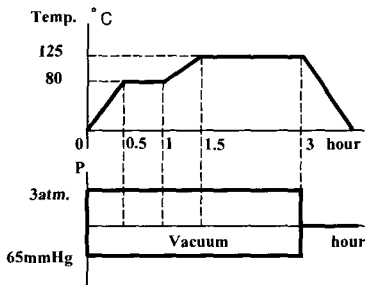


Fig. 2 Co-curing cycle for manufacturing.

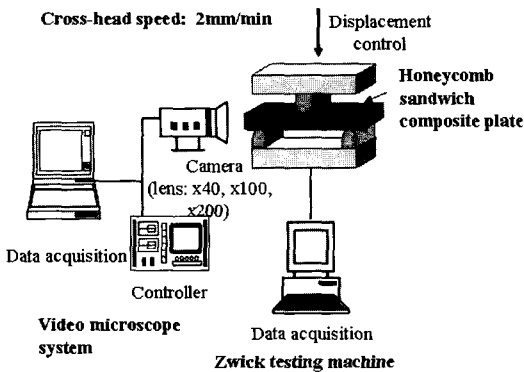


Fig. 3 Schematic diagram of three-point bending test.

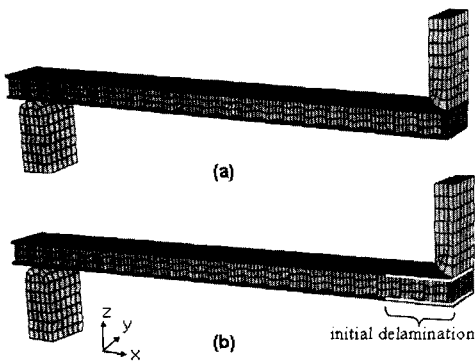


Fig. 4 Analysis model for FEA simulation: (a) perfect bonding model, (b) interface delamination model.

실험 시에 비디오 광학 현미경(video microscope system)을 이용하여 인덴터와 접촉하는 시험편 중앙부에서의 외피층 및 하니컴 코어의 변형 거동을 관찰하였다.

3. 유한요소 해석

굽힘 하중 작용 시 알루미늄 하니컴 샌드위치 복합재료

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±12.6
Adhesive layer	3.4	0.34	28.2
Core layer	1.69×10^{-3}	0.99	0.7±0.3
Al material	70	0.33	190

시험편의 각 층의 응력 분포와 하니컴 코어의 변형 거동을 해석하기 위하여 상용 유한요소 해석 프로그램인 ABAQUS 6.4-1을 이용하였다.

Fig. 4는 3점 굽힘 실험의 4분의 1 대칭 모델로 시험편 크기와 동일한 두 가지 모델을 만들어 유한요소 시뮬레이션을 수행하였다. Fig. 4(a)는 접착 필름이 삽입된 완전접착 모델이며, Fig. 4(b)는 복합재료 외피층(composite skin layer)과 하니컴 코어층(honeycomb core layer) 사이에 30mm×30mm의 초기 층간분리(initial delamination)영역을 가진 층간분리 모델이다. 위의 두 가지 모델에서 하니컴 코어는 실제 형상(real geometry)에 따라 모사하였다.

필요한 각 층의 기계적 물성값은 Table 1에 나타낸다[8]. 하니컴 코어 재료의 기계적 물성값은 원재료인 알루미늄의 물성값을 사용하였다. 복합재료 외피층의 기계적 물성은 인장실험을 수행하여 구하였고, 접착 필름층은 참고문헌[11]을 참조하였다.

복합재료 외피층(composite skin layer)과 접착층(adhesive layer)은 8절점 솔리드 요소(eight node solid element)로, 하니컴 코어(honeycomb core)는 4절점 셸 요소(four nodes shell element)를 사용하였다.

본 연구에서 선정 한 시험편의 경우 복합재료 외피층이 취성적인 특징을 가지기 때문에 항복 강도와 파괴강도값이 같은 값을 갖는다. 따라서 유한요소 해석에서는 항복강도값에 도달하면 파손이 발생하는 것으로 가정하였다.

또한 복합재료 외피층과 하니컴 코어층 사이의 접착층(adhesive layer)은 유한요소 해석 시 완전 소성 거동(perfectly plastic behavior)으로 가정하여도 해석 결과에 큰 오차를 주지 않기 때문에[9,10] 접착층은 완전 소성거동으로 가정하여 0.1mm의 두께로 모사하였다.

4. 결과 및 고찰

4.1 완전접착 시험편의 3점 굽힘 실험 및 유한요소 해석

Fig. 5는 네가지 완전접착 시험편의 3점굽힘 실험 및 완전접착 모델을 이용한 유한요소 해석으로 얻은 하중-변위 곡선이다. 굽힘 강성(굽힘 탄성계수, 그림에서 기울기) 및 최대 하중은 유한요소 해석 결과가 다소 큰 값을 가지며

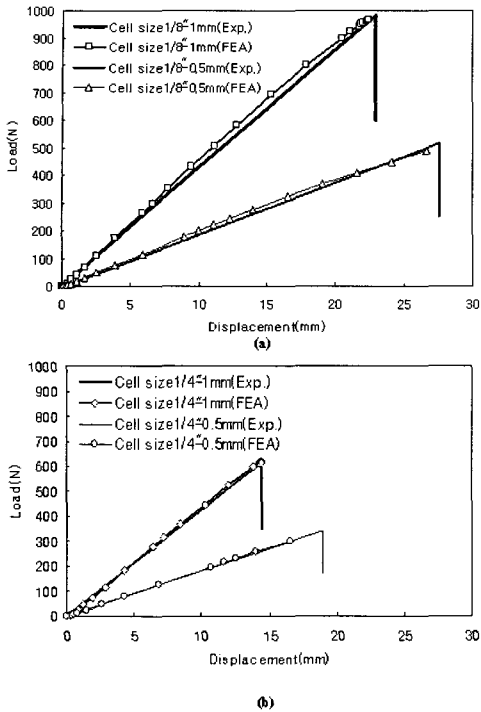


Fig. 5 Load-displacement curves of HSC with cell size of 1/8''(a) and 1/4'' (b) obtained by experiment and FEA under bending load.

실험결과와 거의 일치하였다. Fig. 5(a)와 5(b)를 비교하면, 외피층의 두께가 0.5mm에서 1mm로 증가함에 따라 굽힘 강성은 약 2.3배로 커졌으나, 셀 크기가 1/8''에서 1/4''로 증가 하여도 굽힘 강성의 변화는 거의 없음을 알 수 있다. 이는 하니컴 샌드위치 복합재료 적층판의 유효 굽힘 탄성계수, \bar{E}_f 는 외피층과 하니컴 코어층의 탄성계수와 두께에 의존하며 적층이론에 따라 다음 식(1)과 같이 구할 수 있다.

$$\bar{E}_f = \frac{8}{h^3} \left(E_c \left(\frac{t_c}{2} \right)^3 + E_{int} \left(\left(\frac{t_c}{2} + t_{int} \right)^3 - \left(\frac{t_c}{2} \right)^3 \right) + E_s \left(\left(\frac{t_c}{2} + t_{int} + t_s \right)^3 - \left(\frac{t_c}{2} + t_{int} \right)^3 \right) \right) \quad (1)$$

- 여기서, h = 적층판의 전체 두께
- E_c = 하니컴 코어의 탄성계수
- E_{int} = 접착필름층의 탄성계수
- E_s = 외피층의 탄성계수
- t_c = 하니컴 코어의 두께
- t_{int} = 접착필름층의 두께
- t_s = 외피층의 두께

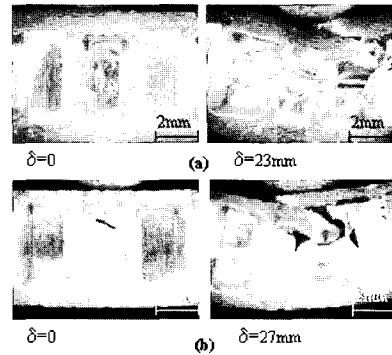


Fig. 6 Local deformation behavior of HSC (cell size 1/8'') with 1mm (a) and 0.5mm (b) in thickness of the skin layer under a concentrated load of indenter.

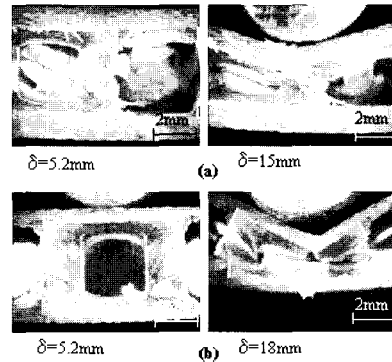


Fig. 7 Local deformation behavior of HSC (cell size 1/4'') with 1mm (a) and 0.5mm (b) in thickness of the skin layer under a concentrated load of indenter.

만일 $t_{int} \approx 0$ 이면 3층 구조식으로 단순화된다. 즉, $E_c \gg E_s$ 인 상태에서 외피층의 두께(t_s)가 클수록 적층판의 유효 굽힘 탄성계수 값이 더욱 커진다. 또한 하니컴 코어층은 증립축을 포함하고 있고 외피층에 비해 코어층의 탄성계수 (E_c)가 매우 작으므로 셀 크기가 달라도 각 층 두께가 동일할 경우 굽힘 강성(굽힘 탄성계수)의 변화가 거의 없음을 알 수 있다.

한편, 외피층의 두께가 동일하고 셀 크기가 1/8'' 에서 1/4''로 증가한 경우에 최대하중이 크게 차이가 났으며 Fig. 5(a)와 (b)에서 외피층의 두께가 1mm로 동일하고 셀 크기가 1/8''에서 1/4''로 2배 증가한 경우 최대하중이 거의 2배 감소하는 경향을 보였다. 이는 셀 크기가 2배 증가하면서 굽힘 하중을 지탱하는 하니컴 코어층의 셀벽 두께의 총단면적이 결과적으로 1/2배 작아져 최대하중은 그만큼 감소한 것이다. 따라서 굽힘하중 작용 시의 알루미늄 하니컴 샌드위치 복합재료 적층판의 파손 거동은 외피층 두께의 영향보다는 하니컴 셀 크기에 큰 영향을 받았으며 이러한 결과는 실험 관찰과 유한요소 해석을 통해 다음과 같이 확인 되었다.

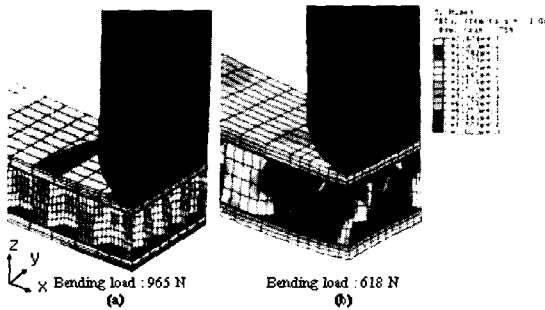


Fig. 8 Von-Mises stress of perfect bonding model with the skin layer of 1mm in thickness for cell sizes 1/8 (a) and 1/4 (b).

Fig. 6은 하중 증가에 따른 변형 및 파괴 거동을 비디오 광학 현미경을 이용하여 관찰한 결과로서, 하니컴 셀 크기가 1/8"로 동일하고 외피층 두께가 1mm인 경우(Fig. 6(a))와 0.5mm(Fig. 6(b))인 경우의 변형 전($\delta=0\text{mm}$)과 최종 파단 시($\delta=23.27\text{mm}$)의 모습이며 외피층 두께와는 무관하게 굽힘 하중 증가에 따라 코어층의 국부적인 좌굴이나 변형이 상대적으로 적게 일어나면서 최대 하중값에 도달하였으며, 최종적으로는 외피층의 파손이 발생함과 동시에 하니컴 코어의 전단변형(shear deformation)과 집힘(core wrinkling)이 발생하는 거동을 보였다.

그러나 Fig. 7(a)와 (b)에서 알 수 있듯이 외피층 두께에 관계없이 셀 크기가 1/4"인 경우에는 하중 증가 도중에 하니컴 코어의 국부적인 좌굴이 크게 발생하여 붕괴 현상을 일으키며 최종적으로 외피층의 붕괴(skin layer crushing)가 급격하게 유도되며 파손이 일어났다.

Fig. 8은 완전접착 시험편의 4분의 1 대칭 모델(1/4 symmetric model)의 최대 하중점 근처에서, 각 시험편의 von-Mises 응력(von-Mises stress)분포를 보여주고 있으며 외피층과 코어층에서 항복 응력에 도달한 부분은 어둡게 보이는 부분이다. Fig. 8(a)의 셀 크기가 1/8"인 경우, 코어층은 항복 응력에 도달하지 않은 반면에 인텐터 바로 아래의 외피층의 상부 및 하부에서 항복응력에 도달하고 있으며 이는 코어층의 소성 변형이 일어날 만큼 큰 변형이 없이 외피층이 파손되는 관찰 결과를 잘 설명하고 있다.

Fig. 8(b)의 셀 크기가 1/4"인 경우에는 코어층 부위에서 폭넓게 항복 응력에 도달하였으나 외피층은 인텐터와의 접촉부위에서만 항복 응력에 도달하고 있다. 이러한 응력 분포로부터 하중 증가 초기에 코어층의 국부적인 좌굴현상(core local buckling)이 발생하여 붕괴가 진행하다 최종적으로는 외피층이 붕괴되는 실험 결과의 예측이 가능하였다.

Fig. 9는 셀 크기가 1/8"과 1/4"인 경우, 하중 증가에 따른 하니컴 코어층의 셀 벽 중앙부에서의 횡방향(y-dirction) 변형량을 유한 요소 해석으로 구한 결과이다. Fig. 9(a)의 셀 크기가 1/8"인 경우에는 코어층의 변형이 큰 변화없이 미소

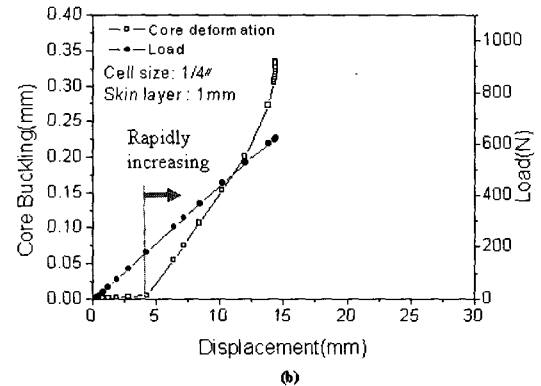
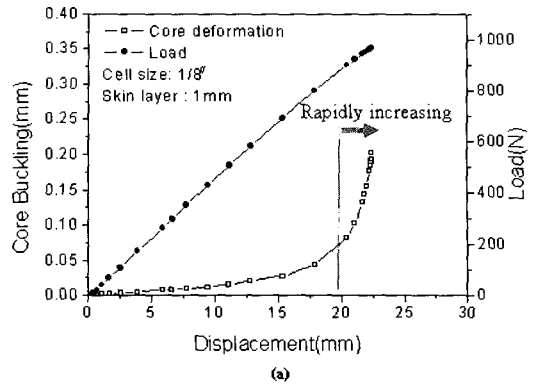


Fig. 9 Core buckling of HSC with skin layer 1 mm in thickness for cell size 1/8 (a) and 1/4 (b).

하게 증가하다 최대하중에 도달하기 직전에 급격하게 증가하는 반면, 셀 크기가 1/4"인 경우(Fig. 9(b))는 하중 증가 초기의 변위 4mm 근처부터 코어층의 변형이 급격하게 증가하고 있으며 이는 코어층의 국부적인 좌굴현상이 발생하여 최종적으로 외피층의 붕괴(skin layer crushing)를 유발하는 실험 결과와 잘 일치하고 있다.

이와 같은 결과로부터 굽힘형 집중 하중이 작용하는 알루미늄 하니컴 샌드위치 복합재료 적층판의 변형 및 파괴 거동은 하니컴 코어의 셀 크기에 따라 크게 다르게 나타남을 알 수 있다. 따라서 변형 및 파손 형태를 고려한 하니컴 샌드위치 복합재료 적층판의 설계에서 하니컴 코어의 셀 크기는 매우 중요한 인자가 된다.

4.2 층간분리 시험편의 3점 굽힘 실험 및 유한요소 해석

Fig. 10은 셀 크기와 외피층의 두께가 각각 다른 네 가지의 층간분리 시험편에 대해 3점굽힘 실험 및 유한요소 해석으로 얻은 하중-변위 곡선이다. 외피층의 두께가 1mm인 Fig. 10(a)와 0.5mm인 Fig. 10(b)에서 셀 크기 증가에 따른 굽힘 강성(혹은 굽힘 탄성계수)의 변화는 거의 없으며 앞 절의 완전접착 시험편의 실험 및 유한요소 해석 결과

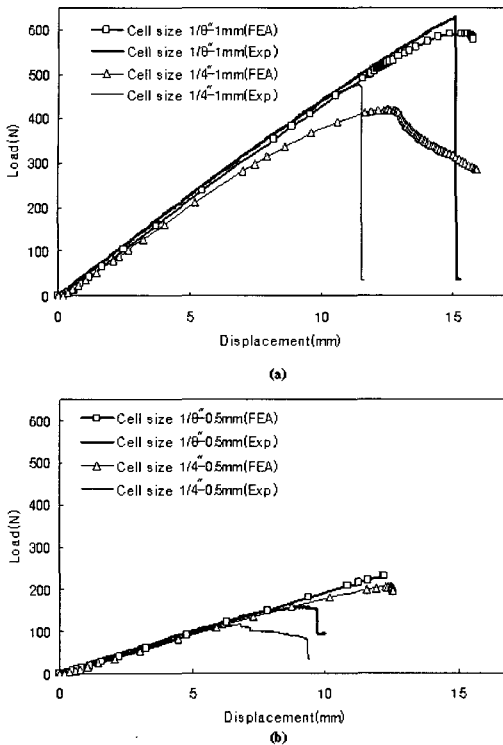


Fig. 10 Load-displacement curves of HSC of 1mm (a) and 0.5mm (b) in thickness of the skin layer with initial delamination obtained by experiment and FEA under bending load.

(Fig. 5참조)와 거의 일치하였다. 이는 초기 층간분리가 존재하는 경우에도 굽힘 강성은 거의 변화가 없음을 의미한다. 그러나 최대 하중은 상당한 차이를 보이고 있는데 Fig. 10(a)의 셀 크기가 1/4"인 경우에는 유한요소 해석으로 구한 최대 하중이 실험결과보다 작게 나타나며 하중 증가에 따라 굽힘 강성 또한 저하되는 결과를 보이고 있다.

이는 유한요소 해석에서 외피층에서의 발생 응력이 항복 응력에 도달하기 전에 코어층의 국부적인 좌굴 현상이 먼저 발생하여 코어층 변형이 크게 모사되어 나타난 것으로 생각된다. 반면에 외피층 두께가 0.5mm인 Fig. 10(b)의 경우에는 실험에 의한 최대하중이 유한요소 해석으로 구한 최대하중보다 훨씬 작게 나타났다.

이러한 결과를 실험에서 관찰된 변형 및 파괴 거동과 관련하여 보면 외피층의 두께가 1mm인 경우(Fig. 11)에는 초기의 층간분리 영역이 확장되지 않고 완전접착 시험편의 최대 하중보다 다소 낮은 하중에서 완전 접착 시험편의 파괴 거동인 외피층의 파손 및 봉괴현상과 유사하게 최종 파괴 되었다. 반면에 Fig. 12의 외피층의 두께가 0.5mm 경우에는 굽힘 하중 증가에 따라 시험편의 초기 층간분리 영역이 갑작스럽게 전체적으로 확장되는 현상이 일어나 코어층

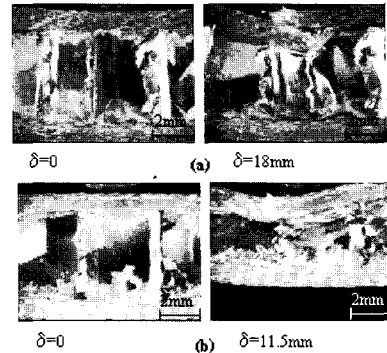


Fig. 11 Deformation and fracture photographs of HSC with initial delamination for cell size 1/8" (a) and 1/4" (b) (skin layer thickness: 1mm).

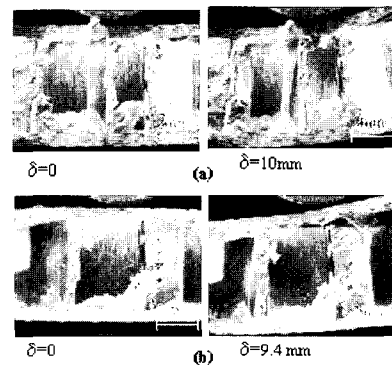


Fig. 12 Deformation and fracture photographs of HSC with initial delamination for cell size 1/8" (a) and 1/4" (b) (skin layer thickness: 0.5mm).

의 국부적 변형이 거의 없는 상태로 외피층과 코어층 전체가 완전 분리되는 층간 분리 파손이 발생하였지만, 유한요소 해석에서는 이러한 현상이 모사되지 못하였으므로 실험으로 구한 최대하중보다 크게 나타난 것으로 생각된다.

따라서 초기 층간분리가 존재하는 하니컴 샌드위치 복합재료 적층판의 굽힘 강성은 층간분리가 없는 완전접착 시험편과 유사하지만 최대하중은 크게 작아짐을 실험과 유한요소 해석을 통해 알 수 있으며, 외피층의 두께가 작아짐에 따라 급격히 층간분리가 확장되었음을 실험관찰을 통하여 알 수 있었다.

Fig. 13은 셀 크기가 1/8"이고 외피층의 두께가 1mm(Fig. 13(a))와 0.5mm(Fig. 13(b))경우인 층간분리 시험편의 4분의 1 대칭 모델의 유한요소 해석 결과로서 외피층과 코어층에서 항복강도에 도달한 부분(검은색으로 표시됨)을 보여주고 있다.

외피층 두께가 1mm인 경우는 굽힘하중 474N에서 초기 층간분리 영역의 끝단(화살표 표시)에 인접하는 코어층과 접착층에서만 항복강도 값에 도달하였으나, 외피층의 두께가 0.5mm(Fig. 13(b))인 경우는 훨씬 작은 굽힘 하중(280N)에서

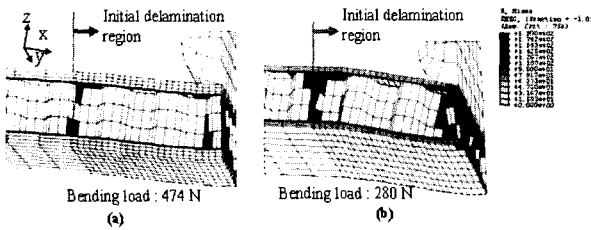


Fig. 13 Von-Mises stress of interface delamination model with cell size 1/8'' for skin layer 1mm (a) and 0.5mm (b) in thickness.

Table 2 Flexural stress σ of the skin layer and fracture sites

	σ_f (MPa)	σ (MPa)	fracture site
1/8"-1mm	424	446	skin layer
1/8"-0.5mm	424	452	skin layer
1/4"-1mm	424	285	core
1/4"-0.5mm	424	302	core

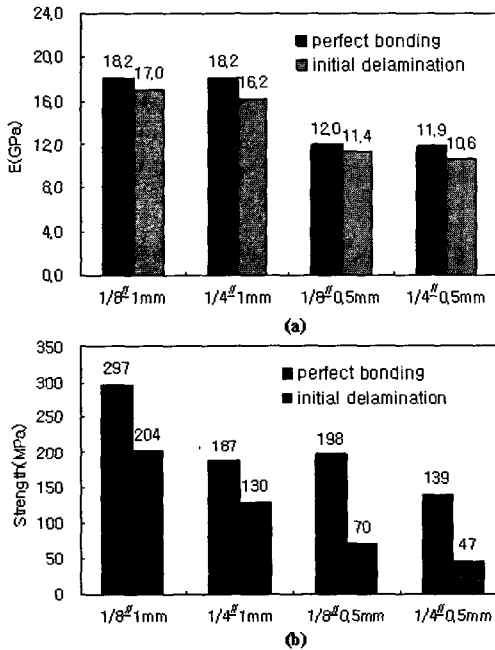


Fig. 14 Bending modulus (a) and bending strength (b) of perfect bonding and interface delamination specimen.

초기 층간분리 영역의 끝단부를 넘어선 완전접착된 코어층과 접착층부분까지도 항복강도에 도달하였으며 외피층의 국부적인 굽힘 변형이 초기 층간분리 영역내에서 크게 발생하였음을 알 수 있다.

외피층 두께가 0.5mm인 초기 층간분리 시험편에서는 외피층이 큰 굽힘 변형을 일으키면서 층간분리 끝단부의 코어층에 큰 인장 변형을 유발시켜 외피층과 코어층 사이의 접착층에 항복강도 이상의 과도한 전단 응력이 걸리게 되므로 최종적으로는 외피층과 코어층 사이에서 급격한 층간분리의 확장 현상이 발생한 것으로 생각된다.

4.3 외피층의 파손 예측

굽힘 하중 작용 시 외피층에서 발생하는 파손을 예측하기 위하여 식(2)와 같은 파손 기준식을 적용하였다.

$$\sigma \geq \sigma_f \tag{2}$$

여기서, σ = 외피층에 작용하는 굽힘 응력

σ_f = 외피층의 파괴 응력

외피층에 작용하는 굽힘 응력(σ)은 식(3)과 같이 간단하게 표현할 수 있다.

$$\sigma = \frac{PLE}{4E_f I} y \tag{3}$$

여기서, P = 작용 하중, L = 시험편 길이

E = 외피층의 탄성계수

\bar{E}_f = 유효 굽힘 탄성계수

I = 2차 관성 모멘트

y = 중립축으로부터 외피층까지 거리

실험을 통해 구한 최대하중을 이용하여 식(3)에 적용한 결과 Table 2와 같이 외피층의 두께와 상관없이 셀 크기가 1/8''인 경우에 외피층에 작용하는 굽힘 응력이 파괴 응력을 초과하였고 이는 실험을 통해 관찰된 최종 파손 형태인 외피층의 파손을 간단한 파손식을 통해 예측할 수 있음을 보여준다. 그러나 셀 크기가 1/4''인 경우는 허용 응력을 초과하진 않았으나, 하니컴 코어의 국부적 좌굴이 발생하여 진행되면서 외피층의 파손과 층간분리를 유도하였음을 알았다. 하니컴 코어에 대한 보다 정확한 파손 기준식의 적용은 하니컴 코어의 연속된 육각형 형상의 단위 셀 벽의 접합부와 그 사이의 접착부분이 있는 기하학적 형상을 고려해야 하며 향후 연구의 대상이 된다.

4.4 굽힘 강성과 굽힘 강도 평가

Fig. 14는 실험을 통해 얻은 완전접착 시험편과 층간 분리 시험편의 굽힘 강성(굽힘 탄성계수, bending modulus)와 굽힘 강도(bending strength)를 나타낸다. 시험편 종류에 따른

굽힘 강성(Fig. 14(a))은 셀 크기에 크게 영향을 받지 않으며 외피층 두께에 의존함을 알 수 있으며 초기 층간 분리가 존재하는 경우에도 굽힘 강성은 크게 저하되지 않음을 알 수 있다. 반면에, Fig. 14(b)의 굽힘 강도는 초기 층간 분리 및 셀 크기와 외피층 두께의 영향을 크게 받음을 알 수 있다. 동일한 외피층 두께와 코어의 셀 크기를 가지면서 초기 층간분리가 있는 경우에 굽힘 강도가 약 30~68%로 크게 저하되었다.

완전접착 시험편의 경우에 외피층의 두께가 1mm로 같고 셀 크기가 1/8"에서 1/4"로 증가하면 굽힘강도가 약 30~37%정도 저하되었다. 따라서 하니컴 샌드위치 복합재료의 외피층과 코어층 사이의 계면에서 존재하는 제작상의 결함인 불순물이나 기공 및 초기 층간분리는 강도 측면에서 크게 영향을 미침을 알 수 있으며 하니컴 샌드위치 복합재료 구조물의 굽힘 강도는 외피층의 두께와 하니컴 코어의 셀 크기에 따라 결정됨을 알 수 있다. 또한 유한요소 해석을 통해 구한 굽힘 강성은 실험결과와 거의 일치하였고 초기 결함이 없는 완전접착 모델의 경우 최대하중 및 굽힘 강도의 정확한 예측이 가능하였다.

5. 결 론

본 연구에서는 하니컴 코어의 셀 크기와 외피층의 두께를 달리하여 알루미늄 하니컴 샌드위치 복합재료 적층판을 제작하고 다양한 파손모드를 고려한 3점굽힘 실험과 하니컴 코어의 실제 형상을 모델링한 유한 요소 시뮬레이션을 수행하여 변형 및 파손 거동을 파악하고 굽힘 강성 및 굽힘 강도를 평가하였다.

굽힘 하중 작용 시 완전접착 시험편과 층간분리 시험편의 굽힘 강성은 외피층의 두께 증가에 직접적인 영향을 크게 받았으며 외피층과 하니컴 코어층 사이에 초기 층간 분리가 존재하는 경우에도 굽힘 강성은 거의 변화가 없음을 알았다.

굽힘 강도 및 파손거동은 외피층 두께의 영향보다는 하니컴 셀 크기에 크게 영향을 받고 있으며 셀 크기가 작은 경우 코어층의 좌굴 거동이 거의 없는 상태에서 외피층의 파손이 급작스럽게 발생하여 시험편의 붕괴를 초래하였지만, 셀 크기가 클 경우 하중 초기 단계부터 코어층의 국부적 좌굴거동이 심화되어 외피층의 파손과 시험편 붕괴를 일으켰다.

외피층의 파손이 주로 발생하는 경우, 간단한 파손 기준식을 적용하여 외피층의 파손 예측이 가능하였다. 굽힘 강도가 가장 우수한 경우는 외피층의 두께 1mm, 코어층의 셀 크기 1/8"의 완전 접착 시험편에서 구해졌는데, 층간 분리의 유무 및 셀 크기와 외피층 두께에 따라 굽힘 강도가 약 30%에서 최대 68%까지 저하됨을 알 수 있었다.

초기 층간분리가 존재하고 외피층의 두께가 0.5mm인 경우에 굽힘 강도의 저하가 가장 컸으며, 이 경우에는 외피

층과 코어층 사이 전 영역에서 층간분리의 급격한 확장 현상이 발생하였다.

3점굽힘 실험과 하니컴 코어의 실제 형상을 모델링한 유한요소 시뮬레이션을 통해 굽힘 강성 및 강도 평가와 각 층의 응력 분포 및 하니컴 코어의 변형 및 파손 거동의 예측이 가능하였다.

참고문헌

- 1) 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.
- 2) A. Petras, M. P. F. Sutcliffe, "Failure mode maps for honeycomb sandwich panels," *Composite Structures*, Vol. 44, 1999, pp. 237-252.
- 3) Jeom Kee Paik, Anil K. Thayamballi, Gyu Sung Kim, "The strength characteristics of aluminum honeycomb sandwich panels," *Thin-Walled Structures*, Vol. 35, 1999, pp. 205-231.
- 4) E. E. Gdoutos, I. M. Daniel, K. A. Wang, "Compression facing wrinkling of Composite structures," *Mechanics of Materials*, Vol. 35, 2003, pp. 511-522.
- 5) X. Frank Xu, P. Qiao, "Homogenized elastic properties of honeycomb sandwich with skin effect," *International Journal of Solids and Structures*, Vol. 39, 2002, pp. 2153-2188.
- 6) S. M. Lee, T. K. Tsotsis, "Indentation failure behavior of honeycomb sandwich panels," *Composites Science and Technology*, Vol. 60, 2000, pp. 1147-1159.
- 7) 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.
- 8) 김형구, 최낙삼, "하니컴코어 재료의 기계적 물성 예측과 하니컴 샌드위치 복합재료 평판의 층간응력 해석" 한국복합재료학회지, 제17권, 1호, 2004, pp. 29-37.
- 9) T. F. Guo, L. Cheng, "Vapor Pessure and Void Size Effects on Failure of a Constrained Ductile Film," *Journal of the Mechanice and Physics of Solid*, Vol. 51, 2003, pp. 993-1014.
- 10) 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.
- 11) H. T. Hahn, "Introduction to Composite Materials," *TECHNOMIC*, Publishing Co., Inc, 1980, 265 Post Road West, Westport, CT 06880.