

새로운 형상의 복합재 샌드위치 체결부 구조의 파손거동 연구

곽병수* · 김홍일** · 동승진*** · 최진호**** · 권진회****†

An Experimental Study on the Failure of a Novel Composite Sandwich Structure

Byeong-Su Kwak*, Hong-II Kim**, Seung-Jin Dong***, Jin-Ho Choi****, Jin-Hwe Kweon****†

ABSTRACT: The failure of composite sandwich structures with thickness and material variation was studied. The main body of the structure is sandwich plate made of the carbon composite face and Aluminum honeycomb core. It is connected with composite laminated flange without core through transition region of tapered sandwich panel with foam core. Tension and compression tests were conducted for the total of 6 panels, 3 for each. Test results showed that the panels under compression are vulnerable to the face failure along the material discontinuity line between two different cores. However the failure load of which panel does not show such failure can carry 16% more load and fails in honeycomb core and face debonding. For the tensile load, the extensive delamination failure was observed at the corner radius which connects the panel and the flange. The average failure load for compression is about 7 times the tensile failure load. Accordingly, these sandwich structures should be applied to the components that endure the compressive loadings.

초 록: 본 논문에서는 두께와 재료의 구성이 변하는 복잡한 형상의 복합재 샌드위치 구조의 파손 거동을 연구하였다. 구조물은 두께가 일정한 알루미늄 하니콤 코어 샌드위치 판넬이, 두께가 줄어드는 폼코어 샌드위치 천이부를 거쳐, 최종적으로는 면재와 면재가 만나 단순 적층판을 이루면서 다른 구조물에 체결되는 형상을 갖는다. 하중은 인장 및 압축하중의 형태로 가해지며 각 3개씩 총 6개 시편에 대한 시험을 수행하였다. 시험 결과 압축시험의 경우 재료불연속선을 따른 면재의 파손에 취약하며, 재료불연속선을 따른 파손을 피할 수 있는 경우 알루미늄 코어와 기본 면재의 디본딩에 의한 파손이 나타남을 알 수 있었다. 파손하중은 디본딩에 의한 파손까지 견디는 경우 약 16% 높게 나타났다. 인장시험의 경우 파손모드는, 곡률부를 갖는 복합재 구조물에서 가장 취약한 부분인, 플랜지와 웨이 만나는 곡률부의 충간분리 파손이 주를 이루었다. 파손하중은 압축하중이 인장하중에 비하여 약 7배 가량 높은 것으로 나타났다. 따라서 본 구조물은 주로 압축하중을 견디기 위한 목적의 구조물에 적용하여야 할 것으로 보인다.

Key Words: 복합재료(Composite), 샌드위치(Sandwich), 체결부(Joint), 재료불연속(Material discontinuity)

Received 10 April 2016, received in revised form 4 August 2016, accepted 17 August 2016

*Department of Aerospace Engineering, Gyeongsang National University

**Agency for Defense Development

***Hankuk Fiber Co., Ltd. Defence and Aerospace Division

****School of Mechanical, Aerospace and Information Engineering, Gyeongsang National University

****†School of Mechanical, Aerospace and Information Engineering, Gyeongsang National University, Corresponding author (E-mail: jhkweon@gnu.ac.kr)

1. 서 론

섬유강화 복합재료(fiber reinforced composite)는 기존 금속재료에 비해 우수한 비강도, 비강성 특성으로 인해 다양한 산업분야에서 적용되고 있다. 특히 높은 강성을 가지는 복합재 면재(face)와 낮은 중량을 가지는 코어(core)로 구성된 복합재 샌드위치 구조는 무게 증가를 최소화하면서 굽힘강성을 크게 증가시킬 수 있는 효율적인 구조로 항공우주분야뿐만 아니라 자동차, 선박 등 광범위한 산업분야에서 사용되고 있다. 복합재 샌드위치 구조의 활용범위가 확대됨에 따라 국내외에서 관련 연구가 활발히 진행되고 있다[1-9]. Gdoutos 등[1]은 탄소섬유 일방향 프리프레그로 제작된 면재와 알루미늄 하니콤(honeycomb) 코어와 폼(foam) 코어로 이루어진 샌드위치 구조에 대한 3점, 4점 굽힘시험 및 압축시험을 통하여 면재의 파손모드를 연구하였다. Petras 등[3]은 유리섬유강화 복합재료 면재와 노멕스(nomex) 하니콤 코어로 제작된 샌드위치 구조의 파손모드를 스펜(span) 길이 대 면재 두께 비와 하니콤 코어의 밀도를 변수로 하여 3점 굽힘시험을 수행하였다. Jeon 등[9]은 유리섬유 면재와 알루미늄 하니콤 코어로 이루어진 샌드위치 구조의 저속 충격특성을 충격위치와 코어의 적층각을 변경하여 연구하였다.

샌드위치 구조의 체결부(joint)에 대한 연구도 활발하게 진행되고 있다[10-20]. Erkan 등[10]은 샌드위치 판넬의 코어 종결부의 형상에 따른 파손모드를 시험과 유한요소해석을 통하여 연구하였다. Choi 등[15]은 샌드위치 판넬과 복합재 적층판의 단일겹침 접착 체결부의 강도에 대한 온습도 환경효과를 시험 수행하였다. Park 등[16]은 인서트(insert) 형식 체결부와 포팅(potting) 형식 체결부에 대해 인장시험을 수행하여 체결부의 형상이 샌드위치 구조에 미치는 영향을 연구하였다. Cho 등[17]은 샌드위치 구조의 T-형상 체결부에 대해 접합부의 형상이 구조의 강도에 미치는 영향을 연구하였다. Kim 등[19]은 새롭게 개발한 강도 향상 인서트에 대한 체결부를 제작하여 강도 향상 효과를 연구하였다.

이상의 연구들에서 살펴본 바와 같이 복합재 샌드위치 구조에 대한 다양한 연구들이 지속적으로 이루어져 왔다. 그러나 공개된 대부분의 연구들은 크기가 작고 단순 시편 수준의 구조물에 집중되어 있다. 반면 복합재 샌드위치 구조의 활용범위가 확대됨에 따라 실 구조물은 대형화되고 그 형상도 복잡하며 하나의 샌드위치 속에 성질이 다른 코어들이 동시에 사용되는 경우도 있다. 이 경우 파손의 양상을 해석적으로 연구하는 데에는 많은 어려움이 있다. 따라서 본 연구에서는 해석을 위한 시험 데이터를 수집하기 위한 기초 연구로서 알루미늄 플렉스(aluminum flex) 하니콤과 PMI 폼 두 재료를 코어로 하고 탄소 복합재를 면재로 하는 복합재 샌드위치 구조에 대한 파손거동을 연구하였다. 샌드위치 구조와 타 구조물을 조립하는 상황을 모사하기

위해 샌드위치의 두께를 변화시키면서 끝단에서는 코어가 없는 단순한 적층판 구조가 되게 하고, 인접한 구조물과는 적층판 플랜지에서 볼트로 체결되는 상황을 가정하였다. 하중은 인장과 압축을 각각 고려하였다.

2. 시 험

2.1 시편

본 연구에서 사용된 샌드위치 구조는 Fig. 1에 보인 바와 같이 탄소섬유 면재와 알루미늄 플렉스 코어 및 폼 코어로 구성되고, 구조의 두께가 변하면서, 샌드위치가 체결부에서는 단순 적층판으로 변하는 복잡한 형상을 갖는다. Fig. 1에 치수와 재료를 자세히 설명하였다. 샌드위치 구조의 면재는 탄소섬유 일방향 프리프레그로 제작되었고 그림과 같이 상하 면재가 만나 단순 적층판이 되는 일체형 구조이다. 압축 및 인장 총 2종류의 시험을 위해 각 3개씩 총 6개의 시편을 제작하였다. 면재와 심재의 접착에는 필름형 접착제를 사용하였고 시편과 치구의 체결을 위하여 Fig. 1과 같이 2개의 인서트를 설치하였다. 구조물은 모두 관련기관인 국방과학연구소에서 설계하였으며 그에 따라 한국화이바에서 오토클레이브 공정을 통하여 제작하였다.

압축 시편의 경우 시험 진행 시 관심 영역이 아닌 시편의 하단부 파손이 예상되어 Fig. 2(a)에서와 같이 시편 하단부를 접착제 EA9396을 사용하여 보강하였다. EA9396의 경화 조건은 상온(25°C)에서 3~5일 또는 66°C에서 1시간 경화이다. 경화 시간을 줄이기 위하여 66°C에서 바로 경화를 하려고 하였으나 예비 작업을 통해 확인한 결과 66°C에서 경화를 시작할 경우 접착제 내부 기공의 팽창으로 인하여 접착제가 흘러나오는 현상이 발생하였다. 따라서 본 연구에서는 먼저 상온에서 하루동안 경화시킨 후 66°C에서 1시간 동안 추가로 경화하는 공정을 사용하였다.

인장 시편의 경우는 하중을 가할 때 볼트 훌에서 파손이 발생하는 것을 방지하기 위하여 Fig. 2(b)에서와 같이 시편

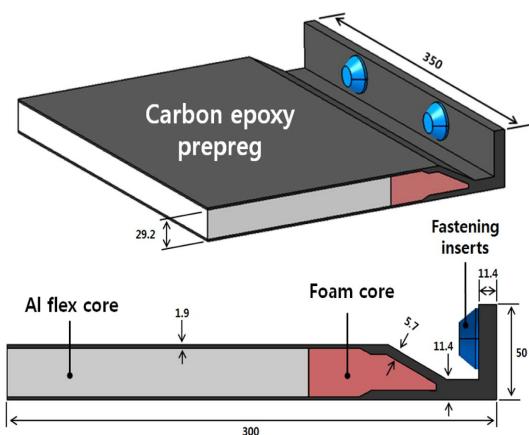
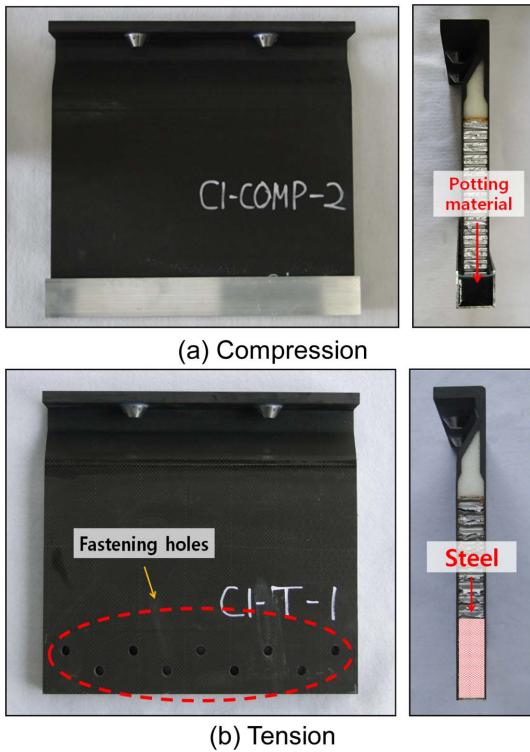
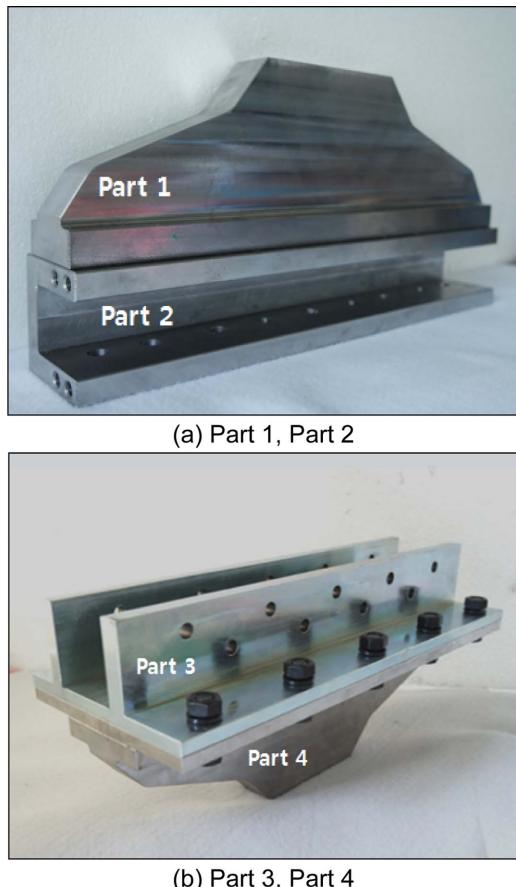


Fig. 1. Specimen configuration (unit: mm)

**Fig. 2.** Specimens for test**Fig. 3.** Test fixtures for tension

하단 50 mm 구간에서 하니콤 코어를 제거하고 스틸을 삽입하였다.

2.2 시험 치구

인장과 압축을 위한 시험 치구는 상하부로 구분하여 제작하였다. Fig. 3은 인장시험을 위한 치구이다. 그림에 보인 바와 같이 상부 치구는 그립과 연결되어 시험기의 하중을 치구로 전달하는 부분(부품 1)과, 시편의 플랜지를 잡아주는 부분(부품 2)으로 구성된다. 하부 치구의 경우에도 기본 개념은 동일하지만 시편의 상하부 형상이 다르기 때문에 시편을 고정하는 부분의 형상을 다르게 제작하였다. 압축인 경우 시편을 고정하고 보호하기 위한 별도의 포팅 장치가 필요하다. 시험기의 그립이 최대 폭이 110 mm 임을 고려하여, 그립과 맞닿는 부분에서는 치구의 폭을 작게 하고, 점차 크게 하여 시험기의 하중이 시편에 고루 전달될 수 있도록 하였다.

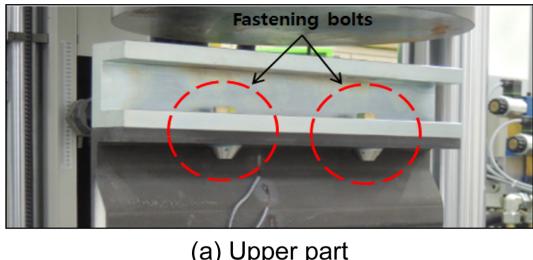
압축시험에서는 부품 1과 4을 사용하지 않고 시험기에 부착된 평판을 통해 부품 2와 3에 직접 하중을 가하게 된다. 치구의 재료는 항복점 834 MPa 이상, 인장강도 980 MPa 이상인 SCM 440 스틸이다.

2.3 압축시험

본 연구에서 진행된 압축시험은 구조물에 대한 시험이므로 시험을 위한 표준규격이 제시되어 있지 않다. 따라서 치구의 설계와 시험방법에 대한 자세한 사항은 샌드위치에 대한 압축시험 규격인 ASTM C364[20]를 참고하였다. 하중의 속도는 분당 0.5 mm이다. 시험에 사용된 장비는 한국 산업기술시험원 소유의 Zwick SP1200이고 최대하중은 120 톤이다. 시험 결과 분석을 위해 플랜지의 곡률 부분에 백투백(back to Back) 형식으로 총 4개의 스트레인케이지를 부착하였다. 스트레인케이지는 TML사의 1축 상온용 FLA 시리즈이다. 시편과 상부 치구는 시편에 장착된 인서트와 2개의 볼트를 이용하여 Fig. 4(a)와 같이 체결하였다. 시편의 하부는 Fig. 4(b)와 같이 포팅 재료를 사용하여 시편을 채널 속에 고정한 뒤 다시 볼트를 사용하여 채널을 치구에 고정하는 형태가 된다. 시편의 기하학적 형상에 따라 시편 두께방향의 중심축을 설정할 수가 없어 시험 진행 시 시험기의 중앙에 치구를 위치시켰다. 또한 하중이 가해질 때 시편과 시험장비의 횡방향 접촉이 완벽하게 이루어지지 않았을 가능성이 있다고 판단되나 그 차이가 미비하므로 결과에 큰 영향을 미치지 않을 것이라 판단되어 시험을 진행하였다.

2.4 인장시험

인장시험 또한 표준규격이 존재하지 않으므로 관련기관 간의 협의를 통하여 분당 1 mm 속도로 하중을 가하였다. 스트레인케이지의 부착 위치, 상부 치구와 시편의 체결방법 등은 압축의 경우와 같다. 그러나 인장의 경우 Fig. 4(c)



(a) Upper part



(b) Compression

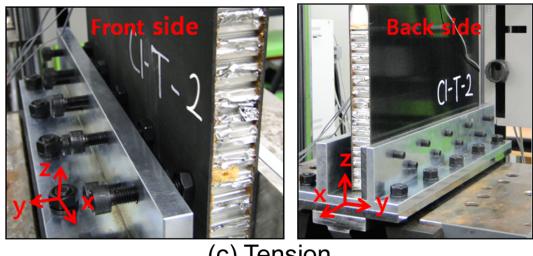


Fig. 4. Test set-ups

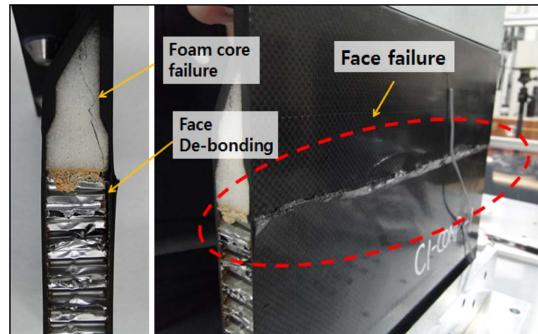
에서와 같이 시편을 관통하는 볼트를 설치하여 인장하중이 가해질 때 치구로부터 시편이 빠져나가는 것을 방지하였다. 또한 압축하중인 경우 하중이 플랜지 면에 접촉분포하중의 형태로 가해지지만, 인장의 경우 두 개의 볼트를 통해 접중하중의 형태로 가해지게 된다. 시험 하중은 볼트의 중심을 지나가도록 설정하였다.

3. 시험 결과 및 검토

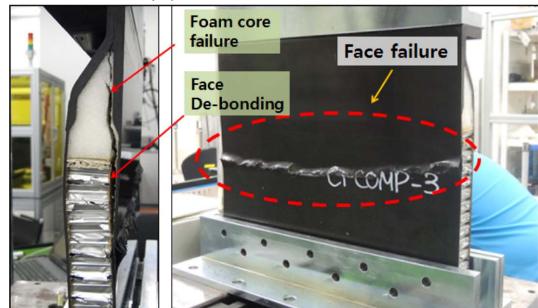
3.1 파손모드

3.1.1 압축

압축시험 결과 3개의 시편 중 두 개(1, 2번) 시편에서는 복합재 면재의 압축파손 후 폼 코어의 파손이 발생하면서 최종파손에 도달하였다. 의미 있게 살펴보아야 할 것은 Fig. 5(a)에 보인 바와 같이 면재의 파손이, 서로 다른 두 종류의 코어가 만나는 재료불연속선을 따라 발생한 점이다. 또한 경사가 없이 수직으로 서 있는 면재에서만 파손이 발생하



(a) Failure mode - case 1

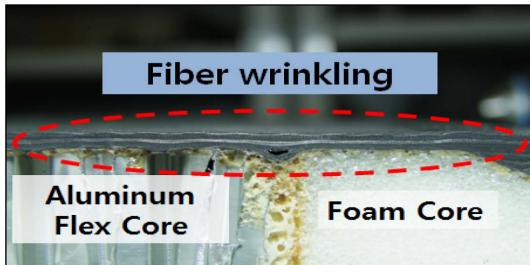
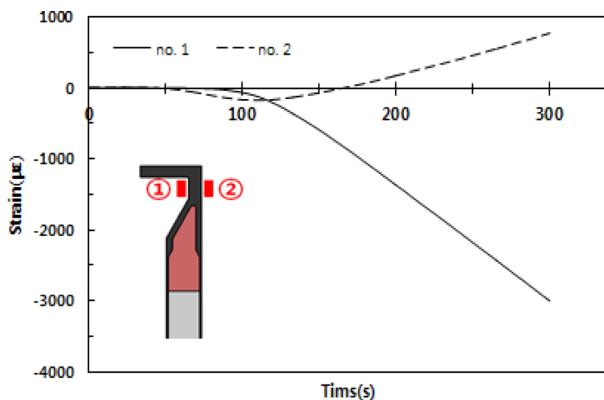


(b) Failure mode - case 2

Fig. 5. Compressive failure modes

였다. 하중이 면내 압축이라는 점과 시편의 형상을 고려할 때 압축하중의 대부분이 수직으로 서 있는 면재를 통해 전달될 것이라는 것은 쉽게 추측할 수 있다. 큰 압축하중을 지지하는 면재는 코어에 의해 측면에서 지지되고 있는데 폼 코어와 하니콤 코어가 만나는 부분에서는 기하학적으로나 재료적으로나 불연속이 발생한다. 두 재료의 형상이나 강성이 전혀 다르고 이에 따라 연결부에서 완전한 연속성이 보장되기 어렵다. 실제로 자세히 들여다보면 Fig. 6에서 보인 바와 같이 두 코어의 연결부에서 면재의 섬유들이 다른 부분에 비해 심하게 휘어져 있는 것을 관찰할 수 있다. 따라서 휘어진 섬유들에 큰 압축이 가해지고, 측면 지지부의 역할도 부족한 위치에서 면재 전체가 압축파손을 일으키고 있는 것이다. 면재가 구조적 기능을 상실하면서 연이어 코어의 파손과 면재와 코어의 국부적 디본딩(debonding)도 발생한다. 본 구조의 압축 파손하중을 더 높게 하기 위해서는 성질이 다른 두 코어가 점진적으로 만나게 하여 재료적, 기하학적 불연속 현상을 완화시킬 필요가 있다.

Fig. 5(b)는 다른 형태의 파손모드를 보여준다. 이 경우는 이종재질 코어가 만나는 부분에서 파손이 먼저 발생하지 않고, 하니콤 코어와 면재의 디본딩이 발생할 때까지 하중을 지지한 경우이다. 따라서 파손하중은 당연히 더 높게 나타난다. 그러나 일단 디본딩이 된 면재는 두께가 얇은 단순 적층판에 불과하므로 압축하중을 지지하기 어렵고, 쉽게 좌굴을 일으키면서 파손에 도달하게 된다. 시험 사진에서도 재료 불연속선의 아래쪽에서 면재가 휨에 의해 파손된

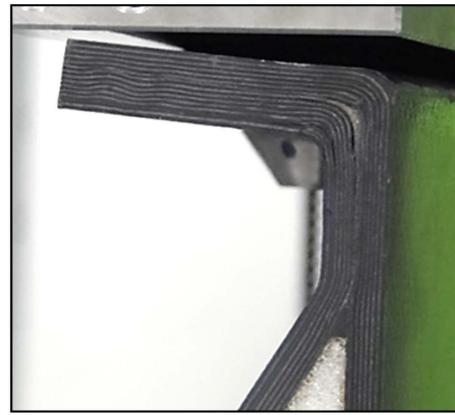
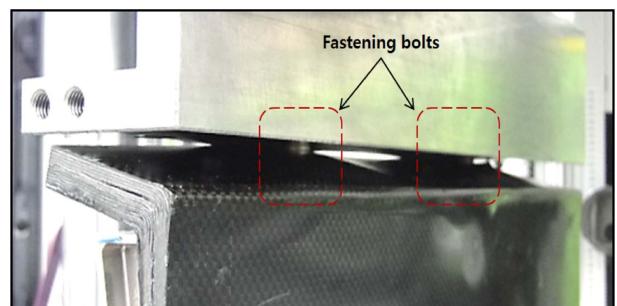
**Fig. 6.** Fiber wrinkling in face**Fig. 7.** Strain history

상황을 볼 수 있다. 시편 내부의 이종 코어 경계면 부근의 섬유의 휘어짐을 확인할 수 없었으나 1번, 2번 시편에 비해 면재의 결함이 작을 것으로 판단된다.

시편에 부착된 스트레인게이지를 통해 획득한 변형률 정보는 Fig. 7과 같다. 시험장치의 특성상 하중과 변형률의 동기화가 어려워 시간에 따른 변형률 정보를 제시하였다. 하중이 가해지는 초기에는 판넬의 흡보다는 면내 압축하중이 지배적이므로 양면에 부착된 게이지 모두에서 음의 값이 나타난다. 그러나 하중이 증가함에 따라 판넬의 기하학적 특성상 흡이 나타나게 되고, 흡에 의한 변형률과 면내 압축하중에 의한 변형률이 중첩되어 나타나게 된다. 따라서 Fig. 7에서 시편의 안쪽에 부착된 게이지 1번의 경우 면내 압축과 흡에 의한 압축이 중첩되어 큰 압축변형률이 나타나고, 바깥쪽 게이지 2번에서는 상대적으로 작은 인장변형률이 나타남을 알 수 있다. Fig. 7의 변형률은 하중을 가하는 속도에 따라 달라지게 되므로 x축에 나타낸 시간의 공학적 의미는 없다.

3.1.2 인장

총 3개의 시편에 대한 시험을 수행한 인장 시험의 결과 모든 시편에서 동일한 파손모드가 나타났다. 시편의 주된 파손모드는 적층판 플랜지와 웹이 만나는 곡률부(corner radius)에서의 충간분리이다. 판넬의 기하학적 특성상 볼트를 통해 인장하중이 가해지면 플랜지가 위쪽으로 휘어지면서 플랜지와 웹이 만나는 곡률부에는 굽힘모멘트가 걸

**Fig. 8.** Failure development at the corner of laminate**Fig. 9.** Deformation under tensile load

리게 된다. 이러한 굽힘모멘트는 곡률부에서의 충간분리를 유발하게 되는데 이는 곡률부 파손의 전형적인 형태이다 [21]. 충간분리 파손은 Fig. 8에 보인 바와 같이 곡률부의 중립면에 가까운 여러 충간에서 시작되어 점차 적층판의 전체 영역으로 확장되어 간다. 곡률부의 파손은 중립면 근처에서 두께방향 응력이 크기 때문에이며, 이는 참고문헌[21]의 해석결과로도 확인된 바 있다. 충간분리의 확장은 육안으로도 확인 가능하며 별도의 장치 없이도 균열이 전파되는 소리를 들을 수 있었다. 또한 두 개의 볼트에서 풀아웃(pull-out) 집중하중을 가하였기 때문에 Fig. 9에 보인 바와

같이 볼트 주변에서 시편의 변형이 상대적으로 더 크게 발생하는 것을 확인할 수 있었다.

3.2 파손하중

3.2.1 압축

압축하중에 대한 하중-변위 곡선은 Fig. 10(a)에 제시하였다. 파손하중은 하중-변위 곡선에서의 최대하중으로 정의하였다. 각 판넬의 압축 거동은 대체로 유사하다. 하중이 가해지는 초기에는 약간의 비선형성이 나타난 후 최종 파손에 도달할 때까지 선형적 거동을 보인다. 초기 비선형성은 상부 치구와 시편 플랜지가 완전히 밀착될 때까지의 과정에서 나타나는 현상으로 판단된다. 압축시험 결과는 Table 1에 요약하였다. 시험결과 평균 파손하중은 295 kN이며 시

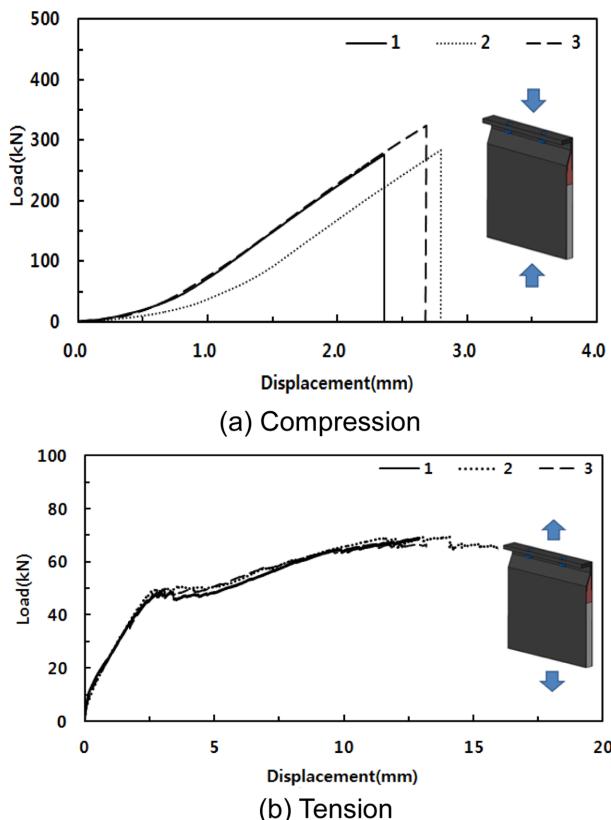


Fig. 10. Load-displacement curves

Table 1. Compressive failure loads and failure modes

Specimen no.	Failure load (kN)	Failure mode
1	277	Face failure at material discontinuity line
2	284	Face failure at material discontinuity line
3	324	Face/core de-bonding
Average	295	-
CV	0.08	-

Table 2. Tensile failure loads and loads of crack initiation

Specimen no	Failure load (kN)	Crack onset load (kN)
1	71.1	45.8
2	69.5	48.8
3	66.7	47.2
Average	69.1	47.3
CV	0.03	0.03

험 결과의 변동계수는 0.08로 신뢰할 수 있는 값으로 볼 수 있다. 복합재 면재의 파손이 재료불연속 경계면에서 발생하지 않은 3번 시편의 파손하중은, 재료불연속 경계를 따라 파손이 발생한 시편 즉 1, 2번 시편의 파손하중보다 약 16% 높게 나타났다. 1, 2번 시편은 이종 재료 경계면에서의 파손으로 인해 낮은 파손하중을 보였다. 따라서 본 연구에서 같은 형상을 가지는 구조가 효과적으로 압축하중을 지지하기 위해서는 이종 재료가 결합되는 재료불연속 영역의 제작이 정교하게 이루어져야 할 것으로 판단된다.

3.2.2 인장

인장시험 하중-변위 곡선은 Fig. 10(b)에 제시하였다. 약 50 kN 정도의 하중이 가해질 때 플랜지와 웨이 만나는 곡률부에서 육안으로 관찰될 수 있는 큰 충간분리 파손이 나타나고 이 때부터 지지하중의 증가는 아주 약하게만 나타난다. 하중-변위 곡선에서의 최대 하중을 파손하중으로 정의하였지만, 큰 충간분리가 발생한 시점에서 실제 구조적 기능은 상실한 것으로 보는 것이 더 적절한 것으로 판단된다. 평균 파손하중은 69.1 kN이며 균열 시작점의 평균 하중은 47.3 kN이다. 시험 결과의 각 변동계수는 0.03이다. 인장 파손하중은 Table 2에 나타내었다.

4. 결 론

본 연구에서는 이종재료 코어와 카본 면재로 구성된 두께가 변하는 샌드위치 구조물의 인장 및 압축 파손거동을 시험으로 연구하였다. 샌드위치 구조물은 타구조물과의 체결을 위해 두께가 얇아지는 천이부를 거쳐 최종적으로 복합재 적층판 플랜지와 연결된다. 압축하중은 면접촉에 의한 분포하중 형태로 가해지고, 인장하중은 플랜지에 설치된 두 개의 볼트를 통해 가해진다. 압축하중의 경우 품 코어와 하니콤 코어가 만나는 재료불연속 부분에서 결합에 의한 면재의 압축파손이 주된 파손모드였다. 그러나 면재의 결합에 의한 파손이 발생하지 않을 경우 약 16%의 추가적인 하중을 지지하고 파손도 하니콤 코어와 카본 면재의 디본딩 형태로 발생하는 것을 확인하였다. 압축시험의 결과로부터 본 연구에 사용된 것과 같은 형태의 샌드위치 구조물의 경우 압축강도는 제작과정에서 재료 불연속에 의한 면재 결함을 최소화하는 것이 중요함을 알 수 있었다. 인

장하중의 경우 주된 파손모드는 플랜지와 웨이 만나는 곡률부의 충간분리이며 파손하중도 압축하중 대비 약 1/7 정도에 불과하였다. 본 연구에서 사용한 구조물의 인장하중 지지력을 높이기 위해서는 곡률부에서의 충간분리 방지를 위한 별도의 보강을 하거나 하중전달 기구를 다르게 설계할 필요가 있을 것으로 판단된다.

REFERENCES

1. Gdoutos, E.E., Daniel, I.M., and Wang, K.-A., "Compression Facing Wrinkling of Composite Sandwich Structures," *Mechanics of Materials*, Vol. 35, No. 3-6, 2003, pp. 511-522.
2. Daniel, I.M., and Abot, J.L., "Fabrication, Testing and Analysis of Composite Sandwich Beams," *Composites Science and Technology*, Vol. 60, No. 12-13, 2000, pp. 2455-2463.
3. Petras, A., and Sutcliffe, M.P.F., "Failure Mode Maps for Honeycomb Sandwich Panels," *Composite Structures*, Vol. 44, No. 4, 1999, pp. 237-252.
4. Othman, A.R., and Barton, D.C., "Failure Initiation and Propagation Characteristics of Honeycomb Sandwich Composites," *Composite Structures*, Vol. 85, No. 2, 2008, pp. 126-138.
5. Davies, G.A.O., Hitchings, D., Besant, T., Clarke, A., and Morgan, C., "Compression after Impact Strength of Composite Sandwich Panels," *Composite Structures*, Vol. 63, No. 1, 2004, pp. 1-9.
6. Mamalis, A.G., Manolakos, D.E., Loannidis, M.B., and Papastolou, D.P., "On the Crushing Response of Composite Sandwich Panels subjected to Edgewise Compression: Experimental," *Composite Structures*, Vol. 71, No. 2, 2005, pp. 246-257.
7. Mouritz, A.P., Gellert, E., Burchill, P., and Challis, K., "Review of Advanced Composite Structure for Naval Ships and Submarines," *Composite Structures*, Vol. 53, No. 1, 2001, pp. 21-42.
8. Kim, K.S., and Jang, Y.S., "Structural Analysis of Composite Sandwich Panel under Compression Loading," *Korea Aerospace Research Institute*, Vol. 9, No. 1, 2010, pp. 9-16.
9. Jeon, K.W., Shin, K.B., Ko, H.Y., and Kim, D.H., "A Study on Low-Velocity Impact Characterization of Honeycomb Sandwich Panels According to the Changes of Impact Location and Core Fabrication Angles," *The Korean Society of Mechanical Engineers*, Vol. 33, No. 1, 2009, pp. 64-71.
10. Oterkus, E., Guven, I., and Madenci, E., "Effect of Core Termination Features on Failure Modes in Sandwich Panels by Using Peridynamic Theory," Proceeding of the 51st AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics and Materials Conference, Florida, United States, April, 2010.
11. Evertz, R.L., *Investigation of Core Closeouts in Fiber-Reinforced Sandwich Laminates*, Master Thesis, Montana State University, United States, 2000.
12. Cao, J., and Grenestedt, J.L., "Design and Testing of Joints for Composite Sandwich/Steel Hybrid Ship Hulls," *Composite Part A*, Vol. 35, No. 9, 2004, pp. 1091-1105.
13. Demelio, G., Genovese, K., and Pappalettere, C., "An Experimental Investigation of Static and Fatigue Behaviour of Sandwich Composite Panels Joined by Fasteners," *Composite Part B*, Vol. 32, No. 4, 2001, pp. 299-308.
14. Ramakrishna, S., Hamada, H., and Nishiwaki, M., "Bolted Joints of Pultruded Sandwich Composite Laminates," *Composite Structures*, Vol. 32, No. 1-4, 1995, pp. 227-235.
15. Choi, B.H., Shin, S.J., Song, M.H., Choi, J.H., and Kweon, J.H., "Strength of Sandwich-to-Laminate Single-lap Bonded Joints in Elevated Temperature and Wet Condition," *Journal of the Korean Society for Aeronautical and Space Science*, Vol. 38, No. 11, 2010, pp. 1115-1122.
16. Park, Y.B., Cho, H.I., Choi, J.H., and Kweon, J.H., "Effect of Joining Methods on the Failure of Aluminum Honeycomb Sandwich Joints under Shear Loading," *Journal of the Korean Society for Aeronautical and Space Science*, Vol. 39, No. 7, 2011, pp. 643-651.
17. Cho, K.D., Ha, S.R., Kang, K.H., Kim, J.E., and Yang, S.C., "An Experimental Study on the Mechanical Properties of T-Joints Structure using CFRP/Al Honeycomb Sandwich Composite," *Journal of the Korean Society for Precision Engineering*, Vol. 29, No. 3, 2012, pp. 313-318.
18. Jang, H.J., Kang, S.G., Shin, K.B., and Han, S.H., "A Study on the Joint Technique of Dissimilar Materials for Hybrid Lightweight Modular Carbody Structures Made of Aluminum Extrusion and Sandwich Composites," *Proceeding of the 2012 Korean Society for Railway Spring Conference*, Mokpo, Korea, May 2012, pp. 785-787.
19. Kim, K.S., An, J.M., Jang, Y.S., and Yi, Y.M., "Strength Improvement of Insert Joint for Composite Sandwich Structure," *Journal of the Korean Society for Aeronautical and Space Science*, Vol. 38, No. 1, 2010, pp. 29-34.
20. Standard Test Method for Edgewise Compressive Strength of Sandwich Constructions, ASTM Standard C364.
21. Kim, J.H., Han, J.S., Bae, B.H., Choi, J.H., and Kweon, J.H., "Manufacturing and Structural Analysis of Thick Composite Spar using AFP Machine," *Composite Research*, Vol. 28, No. 4, 2015, pp. 212-218.