

3D 프린터로 제작한 샌드위치 코어의 저온 환경 특성 연구

안주훈¹ · 최주환¹ · 홍승래² · 이창열^{1,†}¹조선대학교 항공우주공학과²조선대학교 선박해양공학과

Study on Low Temperature Environmental Characteristics of Sandwich Core Made with 3D Printer

Ju-Hun Ahn¹, Ju-Hwan Choi¹, Seung-Lae Hong² and Chang-Yull Lee^{1,†}¹Department of Aerospace Engineering, Chosun University²Department of Naval Architecture & Ocean Engineering, Chosun University

Abstract

Studies on the fabrication of UAV by using 3D printer have been actively carried out. However, research on structural load characteristics in low temperature environment is insufficient. In this study, a composite sandwich structure with ordinary orbs structure was proposed, and the load characteristics for temperature condition changes were analyzed. The ordinary orbs and honeycomb structures were fabricated by using a FDM type 3D printer. The bending load test was carried out at room temperature and low temperature condition. The low temperature condition was classified into four cases. Bending load tests were performed in a low temperature chamber to maintain the required temperature conditions. As a result of the test, it was confirmed that the proposed ordinary orbs structure had better load characteristics at low temperatures than the existing honeycomb structure.

초 록

3D 프린터를 이용한 무인기 제작에 대한 연구는 활발하게 진행되고 있으나, 저온 환경에서의 구조물 하중특성에 관한 연구는 부족한 상황이다. 본 연구에서는 정상원형그물 구조를 가진 복합재 샌드위치 구조물을 제안하여 온도 조건 변화에 대한 하중특성을 분석하였다. 정상원형그물 구조 및 허니콤 구조는 FDM 방식의 3D 프린터를 이용하여 제작하였다. 굽힘 하중 시험은 상온 및 저온 조건에서 수행하였다. 요구되는 온도 조건을 유지하기 위해서 저온 챔버 안에서 하중시험을 수행하였다. 시험 결과, 제안된 정상원형 그물 구조는 기존의 허니콤 구조에 비하여 저온에서의 하중 특성이 우수함을 확인하였다.

Key Words : Honeycomb Structure(허니콤 구조), Ordinary Orbs Structure(정상원형그물 구조), Sandwich Core(샌드위치 코어), Cold Chamber(저온 챔버)

1. 서 론

최근 무인 항공기 시장이 확대되면서 3D프린터를 이용한 무인기 및 드론을 제작하는 연구가 활발히 진행되고 있다[1-2]. 3D 프린터는 3D 모델링 프로그램으로 모델링한 형상을 출력해주는 기계로 종류로는

FDM (fused deposition model), DLP (digital light processing) 및 SLA (stereo lithography apparatus) 방식이 있다. 이 중에서 FDM 방식의 3D 프린터는 필라멘트를 녹여 적층하는 메커니즘을 가지고 있다. FDM 방식에 사용되는 재료는 옥수수 전분으로 만든 친환경 수지인 PLA (poly lactic acid)와 PLA 보다 비교적 높은 내구성을 가진 ABS (acrylonitrile butadiene styrene)가 있다. 손쉽게 디자인 수정이 가능하고 별도의 금형이 필요하지 않기 때문에 투자비용

Received: Nov. 27, 2018 Revised: Jun. 17, 2019 Accepted: Jun. 25, 2019

† Corresponding Author

Tel: +82-62-230-7955, E-mail: cylee@chosun.ac.kr

© The Society for Aerospace System Engineering

이 감소하는 등의 이점으로 인하여 3D 프린터를 이용한 다양한 제품 및 건축물 제작에 대한 연구가 활발히 진행되고 있다[3-5].

샌드위치 구조물은 양쪽 바깥 면인 스킨 사이 코어를 끼워 넣은 구조의 형상으로 강도에 비해 무게가 가벼워 항공분야에 주로 활용되고 있으며, 자동차, 건축용 패널 등 다양한 분야에서 사용되고 있다. 샌드위치 구조물은 연결 구조가 취약하다는 단점이 있으며, 이를 보강하기 위한 연구가 진행되어 왔다. 또한 손상된 샌드위치 구조물의 수리 방안에 대한 연구 등이 진행되어 왔다[6-7]. 샌드위치 구조물의 코어는 육각형의 셀이 규칙적으로 배열되어 있는 허니콤 구조를 주로 사용하고 있다. 허니콤 구조는 종 방향에서 가해지는 압축 하중에 대해 높은 강성을 가지며, 압축에 의한 소성 변형을 통하여 에너지를 흡수하는 특징을 가지고 있다[8]. 하지만 허니콤 구조의 형상과 에너지 흡수를 고려한 해석에 어려움이 있으며, 이를 해결하기 위한 이론적 연구 및 허니콤 구조의 특성을 더 높이고, 이를 응용하기 위한 연구가 활발히 진행되고 있다[9-13].

샌드위치 코어는 허니콤 구조의 코어가 대표적이거나 이를 대체할 수 있는 거미줄 형상을 응용한 정상원형그물구조 및 삼각그물구조 형상의 코어들도 연구되어 왔다[14]. 거미줄의 구조 형상 및 재료 특성에 관한 연구는 활발히 진행 중이며, 거미줄 구조를 모방해 강도를 높이거나 해당 구조에 하중을 가하는 등의 연구가 진행되어져 왔다[15-17].

무인기는 운항 중 최저 외기 온도는 약 -50°C 로 알려져 있다[18]. 하지만 3D 프린터 재료의 저온 실험에 관한 연구는 매우 미비한 상황이므로 3D 프린터로 제작한 구조물의 저온 환경에서 재료 특성에 관한 연구가 필요하다.

본 논문에서는 FDM 방식의 3D 프린터를 이용하여 샌드위치 코어를 제작하였다. 제안된 샌드위치 코어의 재질은 ABS이고, 형상은 정상원형그물 구조이다. 제안된 형상과 특성을 비교하기 위해서 기존에 사용되는 허니콤 구조를 추가 제작하였다. 굽힘 하중 시험은 상온 환경 및 저온 환경에서 수행하였으며, 저온환경시험은 온도를 네 가지로 구분하여 시험하였다. 두 가지 구조 형태의 코어에 대해 저온 환경에서의 하중과 변

형량을 측정하여 제안된 정상원형그물 구조의 샌드위치 코어의 특성을 분석하였다.

2. 시험 방법

2.1 구조물제작

본 연구는 Stratasys 사의 3D프린터를 이용하였으며, 기존 ABS보다 강도가 25~70% 더 높은 ABS-M30을 사용하였다. Stratasys사에서 제작하고 제공하는 ABS-M30의 물성치는 Table 1과 같다.

Table 1 Material Properties of ABS-M30

Tensile Strength (MPa)	36
Young's Modulus (MPa)	2413
Flexural Strength (MPa)	61
Flexural Modulus (MPa)	2317
Elongation at Break (%)	4

ABS는 “Acrylonitrile”, “Butadiene” 및 “Styrene”의 혼합으로 제조되며, 인장강도와 내충격성이 강하며 가공성이 우수하여 가전제품의 케이스와 자동차의 내장 마감 패널 등에 사용되고 있는 재료이다. 비교적 낮은 80°C 이내의 금형제작에 적합한 온도를 가지고 있어 3D 프린터 재료로 주로 사용되고 있다.

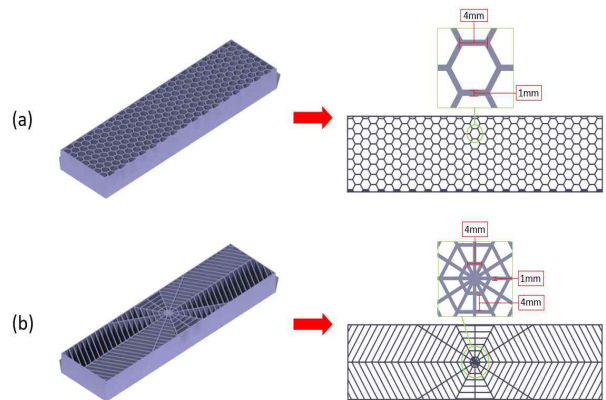


Fig. 1 3D Modeling of Structures with CATIA
[(a) : Honeycomb, (b) : Ordinary Orbs]

Figure 1은 CATIA를 이용하여 모델링한 두 가지 구조 형태의 샌드위치 코어이다. Fig. 1(a)는 기존 샌드위치 코어로 주로 사용되는 허니콤 구조이다. 허니콤 구조의 육각형 셀의 변의 길이는 4 mm로 설계하였으며, 육각형 셀의 두께는 1 mm로 설계하였다. Fig. 1(b)는 본 논문에서 제안한 정상원형그물 구조이다. 중앙에 4 mm의 변의 길이를 가진 육각형을 기준으로 4 mm 간격으로 점점 커지는 육각형을 배열하였으며, 해당 육각형의 꼭짓점과 변의 가운데를 가로질러 이어주는 방식으로 거미줄 형상을 설계하였다. 형상의 두께는 허니콤 구조의 셀 두께와 같도록 1 mm로 설계하였다. 두 구조물의 크기는 가로 225 mm, 세로 60 mm, 높이 20 mm로 같은 크기를 가지도록 제작하였으며, 제작한 시편의 무게는 허니콤 구조는 76.8 g이고 정상원형그물 구조는 77.1 g이었다.

2.2 상온 굽힘 하중 시험

굽힘 하중 시험은 200톤 굽힘 시험기인 AST-HAP 200TON를 사용하였으며, 시험 개략도는 Fig. 2(a)와 같고, 하중 시험기는 Fig. 3과 같다. 굽힘 시험기의 작동속도는 컴퓨터로 제어되며, 시험기 상단의 로드 셀을 이용하여 구조물에 인가되는 하중을 측정한다. 3점 굽힘 시험을 위해 허니콤 구조와 정상원형그물 구조 모두 125 mm의 자간 거리를 설정하였다. 구조물 중앙에 2 mm/min의 작동 속도로 집중하중을 가하였다.

2.3 저온 굽힘 하중 시험

저온 굽힘 하중 시험은 상온 굽힘 하중 시험과 같은 200톤 굽힘 하중 시험기를 이용하였으며, 저온 챔버는 -165 ℃까지 사용가능한 RB307 Serises를 사용하였다. 저온 굽힘 하중시험 개략도는 Fig. 2(b)와 같다. 하중 시험기 및 저온 챔버는 Fig. 4와 같다. 챔버 내부에 굽힘 하중 시험기를 배치하였으며, 저온의 환경을 만들어주기 위해 액체 질소를 챔버 내부에 지속적으로 주입하였다. 챔버 내부에 배치된 온도 센서를 통해 챔버 내부 온도를 측정할 수 있었으며, 온도 제어기를 통해 시험 요구 온도를 유지하였다. 항공기 운항 중 받는 최저 온도인 -50 ℃을 최저 온도로 설정하였다. 상온 시험과의 비교를 위하여 -30 ℃, -10 ℃, 10 ℃ 세 가지 조건을 추가로 설정하여 총 4가지 온도 조건

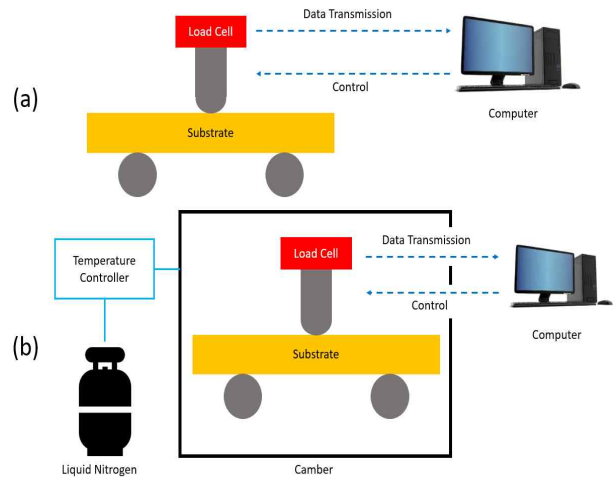


Fig. 2 Schematic Diagrams of Bending Load Test [(a) : Room Temperature Experiment, (b) : Low Temperature Experiment]

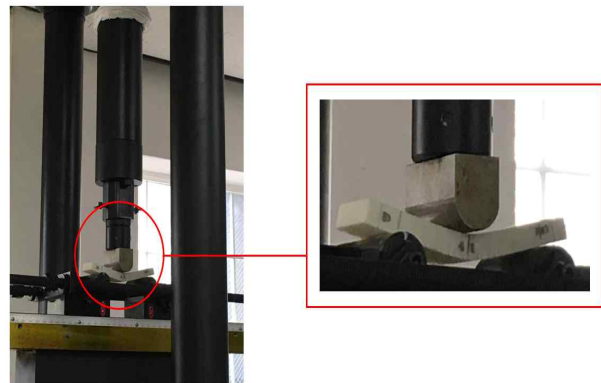


Fig. 3 Test Set-up for Bending Load

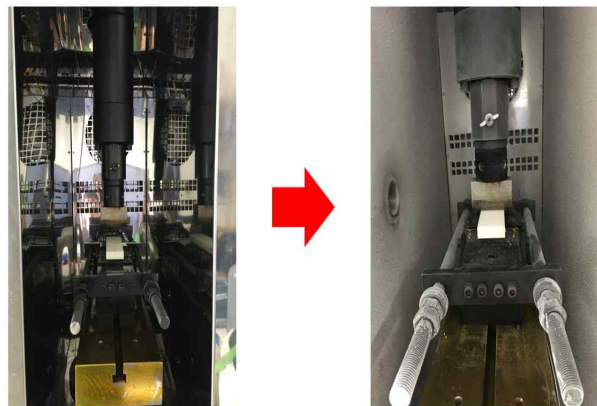


Fig. 4 Bending Load Tester in the Cold Chamber

에서 시험하였다. 구조물의 열전달을 고려하여 챔버 내부 온도를 시험 환경에 맞춘 후 약 20분 동안 구조물을 충분히 냉각 시켜 시험을 진행하였다. 상온 굽힘 하중 시험과의 동일한 자간 거리 125 mm, 굽힘 시험기의 작동 속도 2 mm/min의 조건으로 시험하였다.

3. 시험 결과 및 고찰

3.1 상온 굽힘 하중 시험

상온에서의 굽힘 하중 시험 후 변형된 허니콤 구조는 Fig. 5(a)와 같고, 변형된 정상원형그물 구조는 Fig. 5(b)에 같다. Figure 5에서 파단이 진행된 위치는 빨간 실선으로 표시하였으며, 허니콤 구조는 집중 하중을 받는 중앙에서 파단이 진행되었고 정상원형그물 구조는 하중을 받는 위치에서 조금 벗어난 부분인 중앙에서부터 두 번째 지지대 끝에서 파단이 진행된 것을 확인하였다. 이것은 셀 배열에 따라서 구조물의 위치별로 강성이 다르기 때문에 발생하는 현상이다. 정상원형그물 구조는 재료가 중앙에 집중되어 있고 배열이 일정하지 않아서 중앙에서 멀어질수록 강성이 약해지기 때문이다. 하지만 허니콤 구조의 경우 일정한 크기의 셀들이 규칙적으로 배열되어 있어서 하중을 고르게 분담하므로 가운데 부분에서 파단이 발생하였다.

굽힘 시험기를 이용한 하중 실험 결과는 Fig. 6과 같다. 실선은 허니콤 구조의 시험결과이며, 점선은 정상원형그물 구조의 시험결과이다. 허니콤 구조의 최대 하중은 852.8 N이며, 1차 파단인 최대하중 이후 하중이 떨어지면서 2차, 3차 파단이 지속적으로 발생하는 것을 확인할 수 있다. 이는 일정한 배열의 허니콤 구조로 인해 최대하중에서 한 번에 완전히 파단 되는 것이 아닌 구조물이 지속적으로 하중을 버티고 있기 때문이다. 정상원형그물 구조의 최대하중은 811.6 N이며, 정상원형그물 구조 또한 허니콤 구조와 비슷한 경향으로 1차 파단인 최대하중 이후 하중이 떨어지면서 지속적인 파단이 발생하는 것을 확인할 수 있다. 하지만 정상원형그물 구조의 경우 1차 파단 이후 하중이 급격하게 감소하였다. Figure 5(b)와 같이 집중하중을 받고 있는 중앙보다 비교적 약한 부분인 두 번째 지지대 부분에서 1차 파단이 발생하였고 허니콤 구조와 다르게 하중이 급격하게 감소하였다. Figure 6의 상온

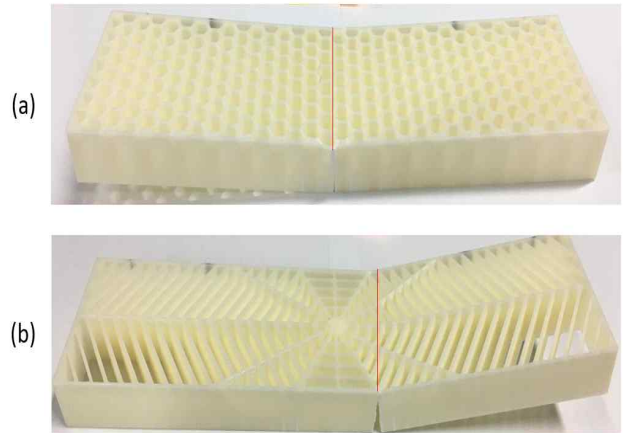


Fig. 5 Structures Deformed by Bending Load
[(a) : Honeycomb, (b) : Ordinary Orbs]

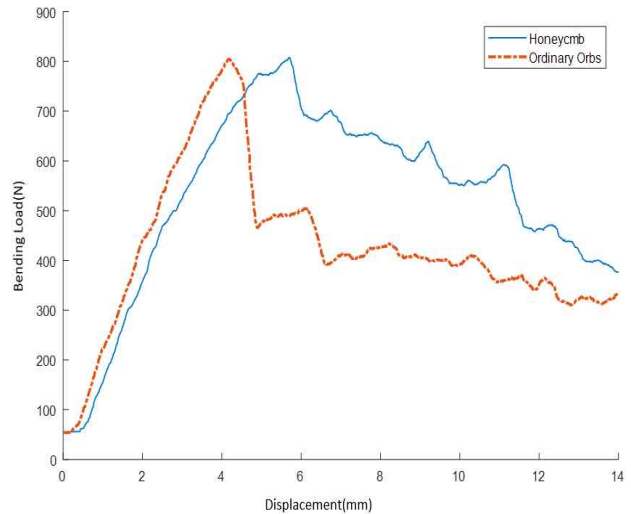


Fig. 6 Bending Load Test of the Structures

굽힘 하중 시험결과를 비교해 보았을 때 허니콤 구조가 정상원형 그물 구조에 비해 최대하중 이후 그래프가 완만하였으며, 이는 정상원형그물 구조에 비해 허니콤 구조의 파괴에너지가 높다는 것을 알 수 있다 [19].

3.2 저온 굽힘 하중 시험

Figure 7은 허니콤 구조의 저온 굽힘 하중 시험 결과이며, 온도가 낮아질수록 최대하중 이후 하중이 급격히 감소하였고 파괴에너지가 작아지고 있다는 것을 알 수 있다. 낮은 온도에서 재료는 취성의 특성을 보이게 되며, 재료의 탄성 변형이 어려워져 내부에 저장

되는 탄성에너지가 작아지는 것을 의미한다. Figure 8은 정상원형그물 구조의 저온 굽힘 하중 시험 결과이며, 정상원형그물 구조 또한 허니콤 구조와 비슷하게 온도가 낮아질수록 최대하중 이후 하중이 급감되면서 정상원형그물구조 또한 파괴에너지가 작아지고 있음을 알 수 있다. Table 2는 굽힘 하중 시험 후 구조물의 변형된 형상이다. 허니콤 구조와 정상원형그물 구조의 10 °C와 -10 °C 환경의 시험 결과를 통해 구조물 모두 해당 온도 조건에서는 상온의 굽힘 하중 시험과 비슷하게 완전히 파단되지 않고 변형만 발생하였다. 변형이 진행된 위치 또한 허니콤은 집중하중을 받는 중앙에 정상원형그물 구조는 두 번째 지지대 부분으로 동일하였다. 정상원형그물 구조의 그래프는 상온과 비슷한 경향을 보이고 있으나 온도가 낮아질수록 1차 파단 이후 하중이 급격히 떨어지는 모습을 보인다. 이는 재료의 특성이 점차 취성의 특성을 띄게 되기 때문이다. 허니콤 구조는 10 °C와 -10 °C 모두 1차 파단 이후 하중이 다시 올라가 2차 파단 지점에서 최대 하중을 보인다. 하중시험 중 구조물의 바깥쪽 테두리 부분의 사각 틀에서 가장 먼저 파단이 발생하였으며, 이로 인해 비교적 낮은 하중에서 1차 파단 그래프가 형성되었다.

-30 °C와 -50 °C 환경의 시험 결과를 통해 허니콤 구조와 정상원형그물 구조 모두 최대하중인 1차 파단 이후 완전히 파단 되었다. 허니콤 구조의 파단 위치는 집중하중을 받는 중앙 부분이었으며, 정상원형그물 구조는 두 번째 지지대 부분으로 파단이 발생한 위치는 상온 굽힘 하중시험 결과와 차이가 없었다. 파단 단면을 확인해 보았을 때 면 부분으로 레이어가 찢겨 나간 현상을 확인할 수 있었으며, 이는 FDM 방식의 3D 프린터로 제작할 때 재료를 쌓아올리게 되면서 발생한 유격이 주요 원인이다.

상온을 포함한 허니콤의 각 온도별 최대 하중은 Fig. 9와 같다. 허니콤 구조의 경우 온도가 낮아질수록 최대하중이 낮아지는 것을 확인할 수 있지만 정상원형그물 구조는 상온에서 -10 °C 까지는 최대하중이 커졌으며 이후 온도에서는 최대하중이 떨어졌다. 10 °C에서 -10 °C의 온도 구간에서 3D프린터의 재료인 ABS가 취성의 특성과 연성의 특성을 모두 가지고 있는 구간이며, 온도가 낮을수록 취성의 특징이 커지게 된다.

이 온도 구간에서는 정상원형그물 구조의 변형이 발생하지 않고 파단이 발생하기 이전의 구조물이 버티고 있는 최대하중이 일시적으로 높아질 수 있었다. 하지만 허니콤 구조의 경우 취성의 특징이 강해지면서 강도가 가장 약한 부분인 바깥쪽 틀 부분에서 1차 파단이 비교적 빠르게 발생하였으며, 1차 파단이후의 약해진 구조물로 인하여 최대하중이 점점 낮아지는 특성을 보이게 된다. 따라서 상온에서 허니콤 구조가 정상원

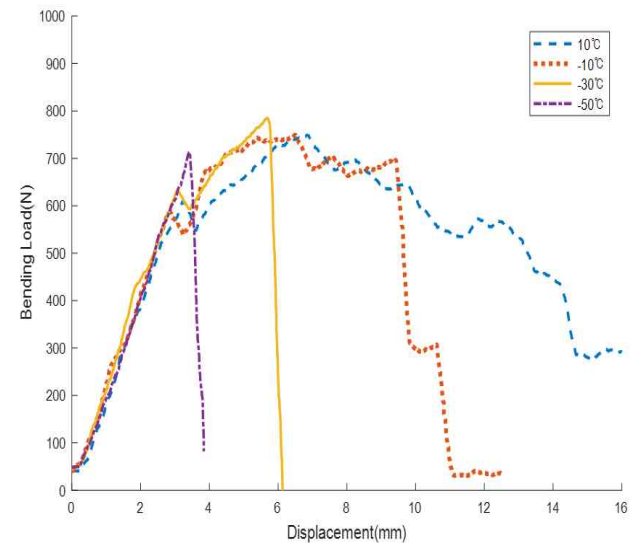


Fig. 7 Bending Load of the Honeycomb Structure at Low Temperature

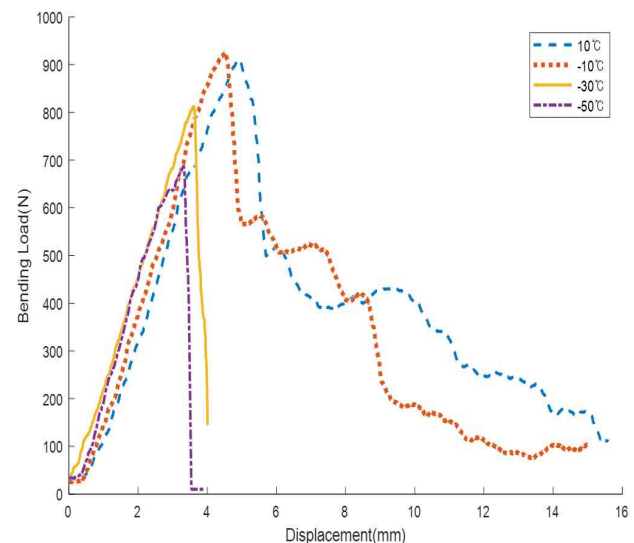




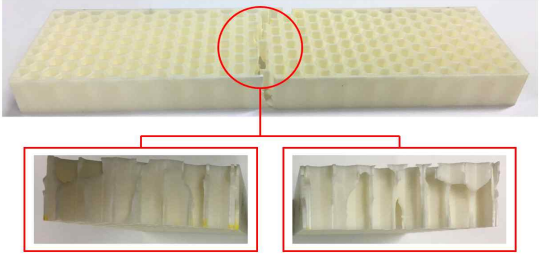
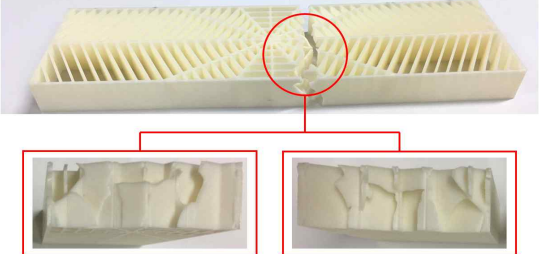
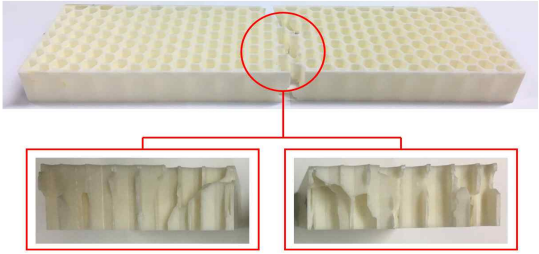
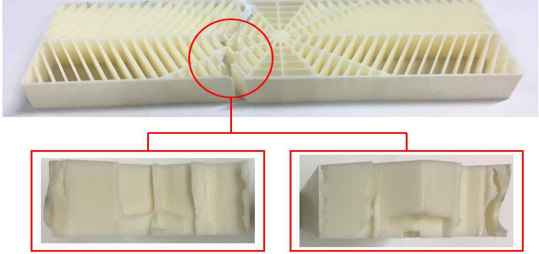


Fig. 8 Bending Load of the Ordinary Orbs Structure at Low Temperature

Table 2 Deformation Shapes of the Structures after Bending Test

Temp.* (℃)	Honeycomb Structure	Ordinary Orbs Structure
10		
-10		
-30		
-50		

*Temp. : Temperature

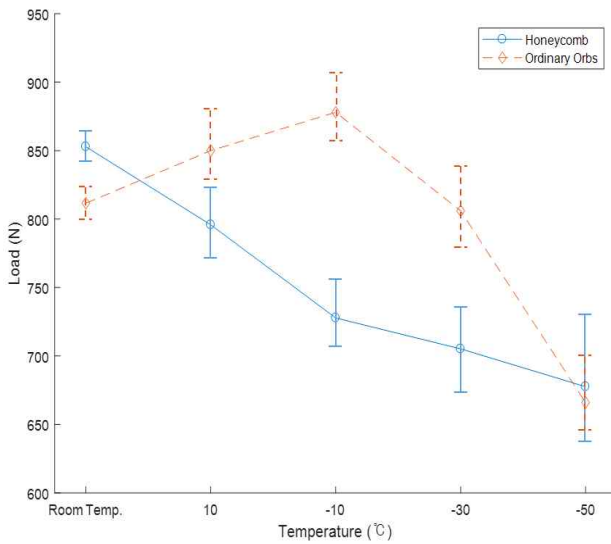


Fig. 9 Maximum Load Tendency according to Temperature Conditions

형그물 구조에 비해 최대하중이 높았으나 낮은 온도가 될수록 정상원형그물 구조의 최대하중이 더 높으며, 정상원형그물 구조가 허니콤 구조에 비해서 최대 약 1.2배 정도 최대하중이 상대적으로 높다. 무인기운용 시 요구되는 최저 온도인 -50°C 에서는 오차 범위 내 비슷한 측정치를 보이며, 극저온의 환경에서는 셀의 형상보다 재료의 특성이 최대하중에 더 큰 영향을 끼치고 있기 때문이다.

4. 결 론

본 연구에서는 무게가 가볍고 강성이 높아 항공기 구조물로 활발한 연구가 진행되고 있는 샌드위치 구조물의 코어를 FDM 방식의 3D프린터를 이용하여 허니콤 구조와 정상원형그물 구조의 두 가지 구조형태를 제작하였다. 본 논문에서 제안한 형태는 거미줄을 형상화한 정상원형그물 구조이다. 허니콤 구조의 무게는 약 76.8 g이며, 정상원형그물 구조의 무게는 약 77.1 g이다. 동일한 크기로 설계한 구조물에서 정상원형그물 구조가 허니콤 구조 보다 약 0.3 g 더 무겁다.

200톤 굽힘 시험기를 이용하여 두 가지 구조물의 굽힘 하중 시험을 진행하였으며, 저온 챔버를 이용하여 항공기 운항 중 최저 외기 온도인 -50°C 이내에서 시험을 진행하였다. 시험 결과, 두 가지 구조물 모두에

서 한 번에 파단이 나타나는 것이 아닌 지속적으로 파단이 발생하였으며, 시험 구간 내에서 구조물이 완전히 파단 되지 않고 변형만 된 것을 확인하였다. 저온 시험 결과 -30°C 이후에서 구조물은 완전히 취성 영역으로 넘어가게 되어 최대하중이후 완전히 파단 되었다. 전체적인 최대하중 비교 결과 허니콤 구조의 경우 온도가 낮아질수록 최대하중이 떨어졌으며, 정상원형그물 구조의 경우 -10°C 이내에서는 최대 하중이 높아지고 -30°C 이후에는 최대하중이 떨어졌다. 상온을 제외한 저온 구간에서는 정상원형그물 구조가 허니콤 구조 보다 특성이 좋았고, 무인기운용 시 요구되는 최저 온도에서는 오차 범위 내의 비슷한 특성을 가지고 있었다. 해당 시험을 통해 저온에서의 재료 특성을 확인하였으며, 저온 하중 실험을 통해 낮은 온도에서 정상원형그물 구조가 허니콤 구조에 비해 하중 특성이 우수함을 확인하였다.

References

- [1] H. S. Lee, K. R. Jo, I. G. Jeong, H. W. Woo and J. H. Lee, "Design and fabrication of drone for small shipments using 3D printers," *Proc. of 2017 KSME Spring Conference*, pp. 185-186, 2017
- [2] J. H. Yoon and J. S. Lee, "Design of a thrust tester to verify the thrust performance of a blade of an unmanned aerial vehicle," *Transactions of the Korean Society of Mechanical Engineers - A*, vol. 42, no. 6, pp. 533-539, Jun. 2018.
- [3] S. C. Lee and G. C. Park, "The ABS material characteristic compensation method for reflection 3D printing modeling compensation method for the design prototype production," *Journal of Integrated Design Research*, vol. 16, no. 2, pp. 9-20, Jun. 2017.
- [4] D. H. Kim and J. H. Lee, "Status and direction of development on the 3D printing technology for BRP(Building Rapid Printing)," *Journal of the Korean Association for and Spatial Structures*, vol. 15, no. 3, pp. 61-68, Sep. 2015.
- [5] G. Cesaretti, E. Dini, X. D. Kestelier, V. Colla and L. Pambaguian, "Building components for an outpost

- on the lunar soil by means of a novel 3D printing technology,” *International Journal of Acta Astronautica*, vol. 93, pp. 430-450, Jan. 2014.
- [6] K. S. Kim, J. M. An, Y. S. Jang and Y. M. Yi, “Strength improvement of insert joint for composite sandwich structure,” *Journal of the Korean Society for Aeronautical and Space Sciences*, vol. 38, no. 1, pp. 29-34, Jan. 2010.
- [7] H. B. Park and C. D. Kong, “A study on repair technique after damage of aircraft sandwich composite structure,” *Journal of the Society for Aerospace System Engineering*, vol. 7, no. 1, Mar. 2013.
- [8] H. D. Kim, H. H. Lee, D. S. Hwang and J. S. Park, “Prediction to shock absorption energy of an aluminum honeycomb,” *Journal of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences*, vol. 39, no. 5, pp. 391-399, Mar. 2011.
- [9] J. H. Choi, “Derivation and analysis of the theory of stiffness of the unit structure for sandwich core,” *Proc. of SASE 2018 Spring Conference*, Jeju, Korea, pp. 243-245, Apr. 2018.
- [10] A. Tounsi, M. S. A. Houari, S. Benyoucef and E. A. Bedia, “A refined trigonometric shear deformation theory for thermoelastic bending of functionally graded sandwich plates,” *International Journal of Aerospace Science and Technology*, vol. 24, no. 1, pp. 209-220, Feb. 2013.
- [11] E. Nilsson and A. C. Nilsson, “Prediction and measurement of some dynamic properties of sandwich structures with honeycomb and foam cores,” *International Journal of Sound and Vibration*, vol. 251, no. 3, pp. 409-430, Mar. 2002.
- [12] H. J. Jo, C. H. Lee, K. H. Kim, K. C. Kim and D. M. Kim, “Natural frequency analysis of a NPT with honeycomb spokes,” *Journal of the Society for Aerospace System Engineering*, vol. 5, no. 2, pp. 33-39, Jun. 2011.
- [13] C. C. Foo, G. B. Chai and L. K. Seah, “Mechanical properties of nomex material and nomex honeycomb structure,” *International Journal of Composite Structures*, vol. 80, no. 4, pp. 588-594, Oct. 2007.
- [14] S. J. Lim, J. H. Kim and J. H. Kim, “Forming analysis of L-type bending of sandwich sheet with pyramid core,” *Journal of Elastomers and Composites*, vol. 44, no. 4, pp. 378-383, Dec. 2009.
- [15] H. Martikka and I. Pollanen, “Design of innovative web structures based on spider web optimality analysis,” *International Journal of Mechanical Engineering Research*, vol. 2, no. 1, pp. 44-63, May. 2012.
- [16] S. Benjamin and S. Zschokke, “Webs of theridiid spiders: construction, structure and evolution,” *International Biological Journal of Linnean Society*, vol. 78, no. 3, pp. 293-305, Mar. 2003.
- [17] F. K. Ko and J. Jovicic, “Modeling of mechanical properties and structural design of spider web,” *International Journal of Biomacromolecules*, vol. 5, no. 3, pp. 780-785, Apr. 2004.
- [18] J. S. Ha, C. Y. Park, and K. B. Lee, “Low temperature structural test of a composite wing with room temperature-curing adhesive bond,” *Journal of the Korean Society for Aeronautical and Space Sciences*, vol. 43, no. 10, pp. 928-935, Oct. 2015.
- [19] D. I. Chang, W. K. Chai, W. W. Cheong and Y. H. Son, “An experimental study on the fracture energy of steel fiber reinforced concrete structures by the effects of fiber contents”, *Journal of Magazine of the Korea Concrete Institute*, vol. 3, no. 4, pp. 79-88, Sep. 1991.