

복합재 격자 구조의 강성 평가를 위한 Subelement의 압축, 굽힘 시험

전민혁* · 강민송* · 김인걸*[†] · 김문국* · 고은수* · 이상우**

Compression and Bending Test for the Stiffness of Composite Lattice Subelement

Min-Hyeok Jeon*, Min-Song Kang*, In-Gul Kim*[†], Mun-Guk Kim*, Eun-Su Go*, Sang-Woo Lee**

ABSTRACT: The composite lattice structures have advantages of high specific stiffness and strength and are mainly applied to the structures of launch vehicles that carry the compressive load. However, since these structures are manufactured by filament winding technology, there are some defects and voids found in the knots. For these reasons, the stiffness and strength of the lattice structures have to be compared with finite element model for predicting design load. But, the full scale test is difficult because time and space are limited and the shape of structure is complex, and hence the simple and reliable test methods for examination of stiffness are needed. In this paper, subelements of composite lattice structures were prepared and compressive and bending test were conducted for examination of stiffness of helical and hoop rib. Test methods for subelements of composite lattice structures that has curved and twisted shape were supposed and compared with finite element analysis results.

초 록: 복합재 격자 구조물은 무게가 가볍고 비강성, 비강도가 높다는 장점이 있으며 주로 압축 하중이 작용하는 발사체구조에 적용된다. 그러나 필라멘트 와인딩 기법으로 제작되므로 섬유가 겹쳐지는 부분에서 기공과 결함이 발생하게 된다. 설계 하중 도출을 위한 해석 모델 검증에 위해 구조물의 강성, 강도 확인이 필요하지만 Full scale 시험의 경우 시간, 공간상의 제약이 따르며 구조물의 형상이 복잡하므로 시험에 어려움이 많다. 따라서 강성 확인을 위한 Subelement 단위의 시험법이 필요하다. 본 논문에서는 복합재 격자 구조물을 단위격자구조로 가공하였으며 각각 압축, 굽힘 시험을 수행하여 나선 리브, 원주 리브의 강성을 확인하였다. 휘임, 비틀림 형상을 가진 원통형 복합재 격자 구조물의 강성 평가를 위한 압축, 굽힘 시험법을 제안하였으며 유한요소해석을 수행하여 시험 결과와 비교하였다.

Key Words: 복합재 격자 구조(Composite lattice structure), 압축 시험(Compression test), 굽힘 시험(Bending test), 강성(Stiffness), 교차점(Knot)

1. 서 론

복합재 격자 구조물은 주로 압축 하중을 받는 원통형 항공우주용 구조물에 많이 사용되며 비강도, 비강성이 높다는 장점이 있다. 이러한 구조물이 사용되는 곳은 항공기의

동체, 날개, 위성 발사체의 구조연결체, 페어링 등이 있다. 가장 많이 사용되는 경우는 발사체 구조물이며 발사체가 발사될 때는 주로 압축 하중이 작용하므로 이를 지지하기 위해 사용된다. 구조체의 형태, 재료는 Fig. 1과 같으며 격자 형태이므로 무게가 가벼우며 비용 절감의 효과가 있

Received 24 July 2017, received in revised form 12 December 2017, accepted 20 December 2017

*Department of Aerospace Engineering, Chungnam National University

*[†]Department of Aerospace Engineering, Chungnam National University, Corresponding author (E-mail: igkim@cnu.ac.kr)

**Defense and Aerospace Division, Hankuk Fiber Group

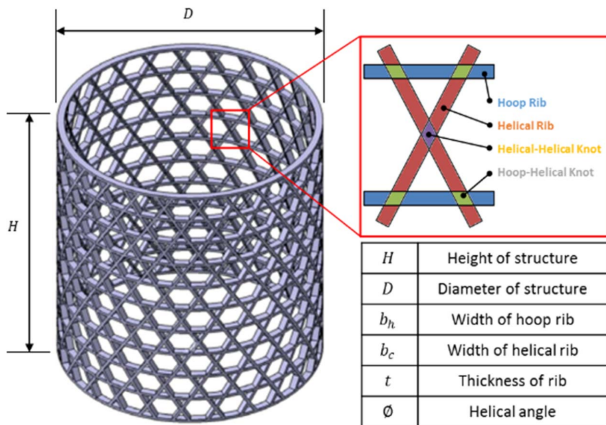


Fig. 1. Specification of composite lattice structure

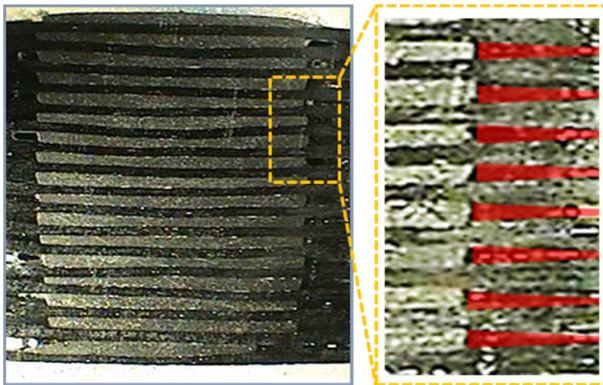


Fig. 2. Cross section of knot

다. 이와 같은 구조물은 필라멘트 와인딩 기법으로 제작되며 단일 적층 패턴으로 구성된다. 또한 두께가 동일하게 제작되어야 하므로 리브와 리브가 교차하는 교차점 부분에서 섬유체적율의 차이가 있으며 각각의 섬유층과 수지층의 두께 또한 다를 수 있다. 섬유체적율은 교차점의 경우 75%까지 증가하며 리브의 경우 40%로 감소될 수 있다. 이러한 이유로 리브에서의 강성은 단일 적층 시편의 약 60%로 나타나며 인장 강도 64%, 압축 강도는 43%로 나타난다[1]. 또한 Fig. 2와 같이 각 섬유가 겹쳐지는 교차점 부분에서는 기공과 결함이 발생할 수 있다. 이와 같은 문제로 인하여 구조물의 강성 및 강도가 저하될 수 있으며 구조 신뢰성 등이 문제가 될 수 있다. 해석 모델을 이용하여 도출한 설계 하중과 실제 구조물의 강도가 차이가 있게 되면 운용 중 문제가 발생할 수 있기 때문에 해석 모델 검증에 위한 시험이 필요하다. 하지만 Full-scale 시험은 구조물의 크기가 상당히 크기 때문에 공간, 시간, 비용의 제약이 따르며 고비용 시험기를 필요로 하므로 시험에 어려움이 따른다. 또한 리브 구조물의 기하학적 특성(곡률, 비틀림) 때문에 강도, 강성 확인을 위한 각 리브 자체의 인장, 압축 시험도 어려움이 많다. 따라서 Subelement 단위의 시험을 수행할 수 있는 기법이 마련되어야 하며 이를 통해 해석 모델을 검증할 필요가 있다.

Vasiliev 등[1]은 격자 형상, 설계 변수에 따른 복합재 격자 구조물의 파손, 좌굴 계산을 위한 식을 정립하였다. Terashima 등[2]은 설계, 제작 변수에 적용하기 위해 단위시편의 압축, 굽힘 시험을 수행하였다. Aoki 등[3]은 다양한 두께를 가진 격자 구조 단위시편의 압축 시험을 수행하여 파손 강도를 비교하였다. Buragohain 등[4]은 복합재 격자 구조의 축소형시편을 제작하여 압축 시험을 수행하였으며 좌굴 형상을 확인 및 유한요소해석과 비교하였다. Totaro 등[5]은 Micro 단위의 설계 변수를 확인하였다.

본 논문에서는 복합재 격자 구조물을 Subelement 단위로 가공하여 이에 대한 압축, 굽힘 시험을 수행하였으며 시험 모델 비교를 위해 유한요소해석을 수행하였다. 압축 시험의 경우 나선 리브의 길이방향 변형률을 측정하였다. 또한 원주 리브를 Subelement로 가공하여 굽힘 시험을 수행하였으며 위, 아랫면의 변형률을 측정하여 강성을 비교하였다. 시험 결과인 강성 비교를 위해 MSC.NASTRAN을 이용하여 유한요소해석을 수행하였으며 교차점 부분의 모사를 위해 섬유층과 수지층을 분리한 해석을 수행하였다.

2. Subelement의 압축, 굽힘 시험

2.1 압축, 굽힘 시험 방법

압축, 굽힘 시험을 위해 Fig. 3과 같이 단위격자구조인 Subelement 시편으로 가공하였다.

압축 시험의 경우 실제 구조물에서는 원주 리브의 변형이 발생하지 않으므로 이에 대한 구속과 하중이 균일하게 작용하도록 Fig. 4와 같이 시편의 상단, 하단에 Glass tab을 부착하여 시험을 진행하였다. 강성 확인을 위해 나선 리브 옆면의 변형률을 측정하여 압축 강성을 확인하였다. 시편에 순수 압축력을 가하기 위하여 면의 방향 좌굴 방지와 시편 고정을 고려하여 시험 치구를 제작하였다. 시험은 100 kN 용량의 만능시험기(Instron 5882)를 이용하였으며 본 연구에서 수행된 압축 시험의 경우 규정된 규격이 없기 때문에 복합재 압축 시험 규격인 ASTM D6641[6]을 참고하여 1.3 mm/min의 변위제어 방식으로 시험을 수행하였다.

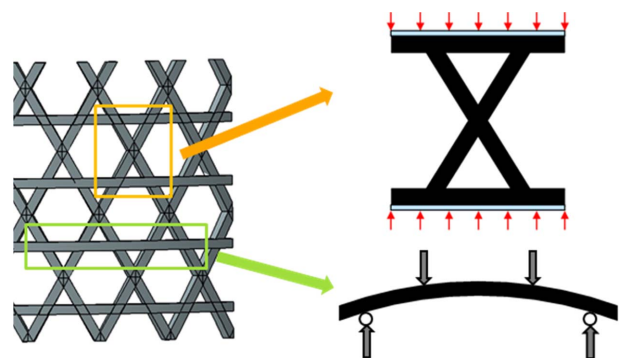


Fig. 3. Subelement specimens for compression and bending test

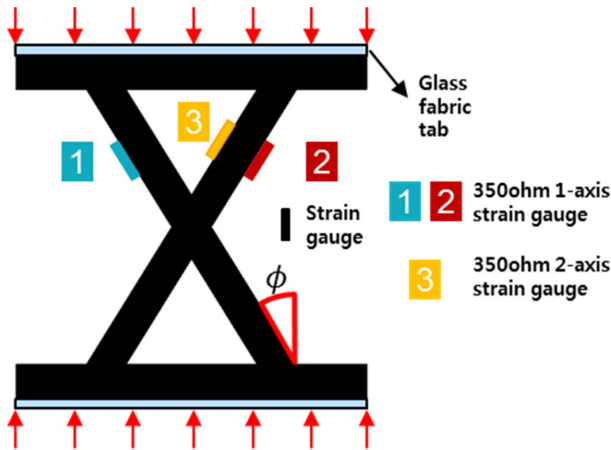


Fig. 4. Single unit cell for compression test

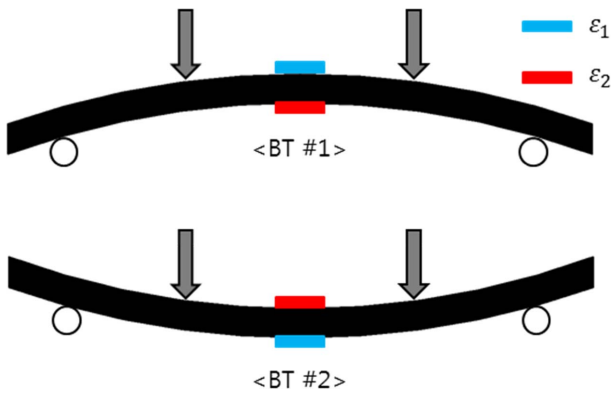


Fig. 5. Hoop rib for bending test

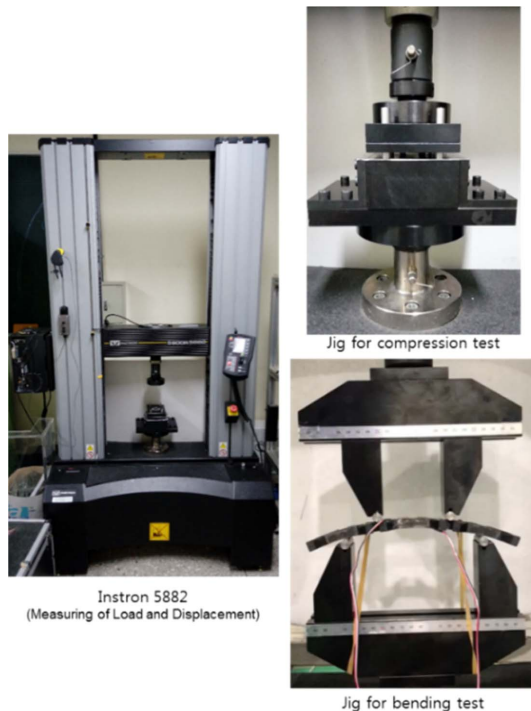


Fig. 6. Test set-up

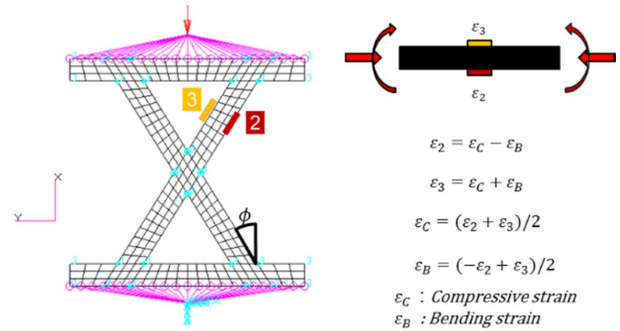


Fig. 7. Calculation of compressive and bending strain

굽힘 시험은 원주 리브의 외경, 내경에서의 변형률을 측정하였으며 복합재 굽힘 시험 규격인 ASTM D7264[7]을 참고하여 1.0 mm/min의 변위제어 방식으로 4점 굽힘 시험을 수행하였다. Fig. 5와 같이 원주 리브의 상하 방향을 바꾸어 외경, 내경 방향으로 4점 굽힘 시험을 수행하여 변형률 분포를 비교하였다. 시험 모식도는 Fig. 6과 같으며 하중, 변위는 만능시험기로 측정하였고 변형률은 다채널 스트레인 앰프(MGCPlus)를 이용하여 측정하였다.

2.2 강성 계산

Fig. 7에는 나선 리브에 부착된 스트레인 게이지 2, 3 표시되어 있다. 단위시편에 압축력이 가해질 경우 나선 리브에 압축, 굽힘 변형이 동시에 발생한다. 따라서 나선 리브의 길이방향 강성 계산을 위해 순수 압축에 의한 변형률을 식 (1)과 같이 계산하였다. 측정, 계산된 압축 변형률과 나선 리브 방향으로 작용하는 응력을 식 (2)에 대입하여 압축 강성을 계산하였다[5].

$$\varepsilon_C = \frac{\varepsilon_2 + \varepsilon_3}{2} \quad (1)$$

$$E = \frac{\Delta\sigma}{\Delta\varepsilon} = \frac{1}{A\varepsilon_C} \frac{\Delta P}{2\cos\phi} \quad (2)$$

3. 유한요소해석 모델

MSC.NASTRAN을 이용하여 유한요소해석을 수행하였으며 적층 모델을 적용하기 위해 2D Shell laminate 요소를 사용하였다. 강도 해석의 경우 시편 형상에 따라 3D 요소의 사용이 정확한 해석에 유리하지만 본 연구에서는 강성만을 비교하였고 해석의 용이성을 위해 2D 요소를 사용하였다. 재료 물성은 물성 시험 결과를 이용하였다. Fig. 8과 같이 교차점의 적층수는 리브의 두 배지만 두께는 같게 제작되므로 각 섬유층의 두께는 리브가 교차점의 2배이다. 또한 나선 리브의 경우 섬유가 밀집된 층과 수직층이 구분됨을 확인하였다. 부분별 두께가 다르며 연결 부위 모사에 어려움이 있어 Fig. 9와 같이 섬유, 수직층을 분리하여 모델링

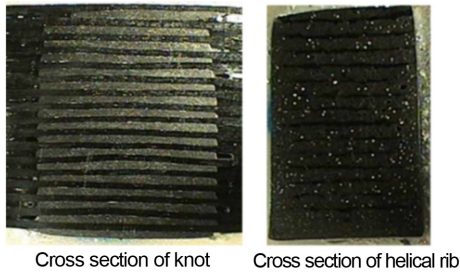


Fig. 8. Cross section of knot and helical rib

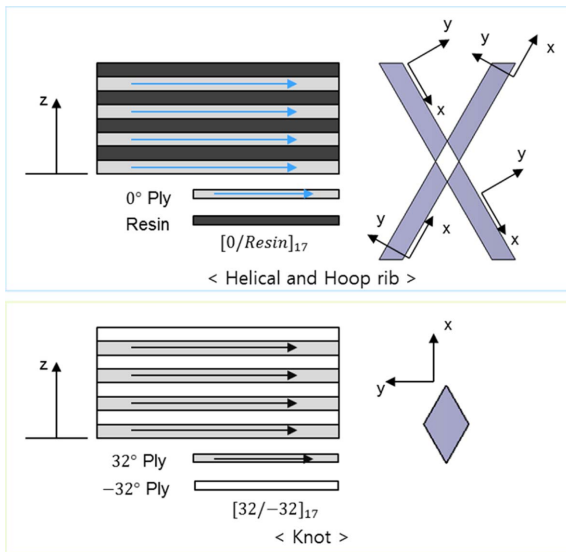


Fig. 9. Stacking sequence of rib and knot

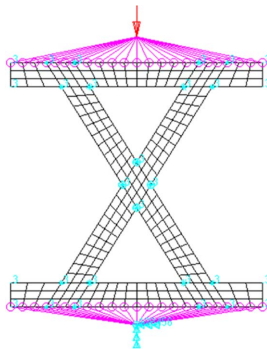


Fig. 10. Finite element model of single unit cell

하였다. 따라서 교차점의 섬유체적율은 리브의 두 배로 적용하였다. 리브, 교차점의 적층패턴은 각각 $[0/Resin]_{17}$, $[32/-32]_{17}$ 으로 적용하였다. 압축 시험 모델의 상단, 하단은 시험 시편과 동일하게 경계조건을 적용하기 위해 Fig. 10과 같이 강체 요소를 사용하였다. 압축 시험의 경계조건은 실제 구조물과는 다르지만 여기서는 시험 결과인 강성을 비교하고자 하였으므로 해석시 시험과 동일한 경계조건을 적용하였다.

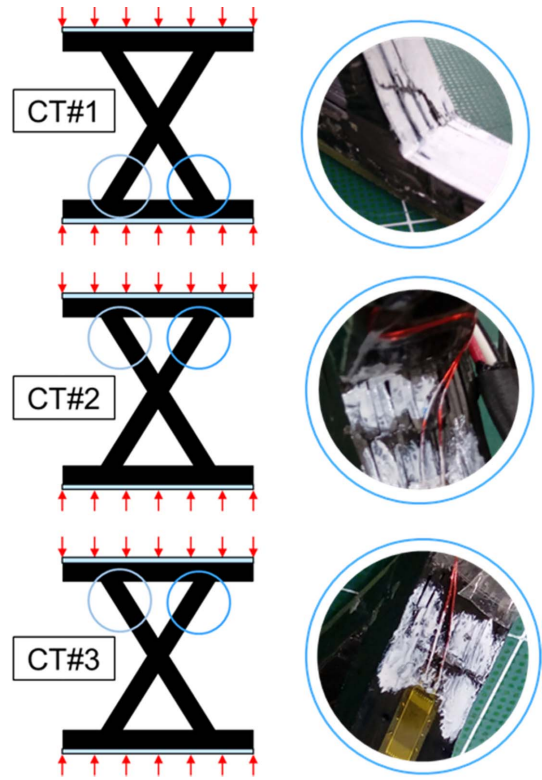


Fig. 11. Failure mode of single unit cell

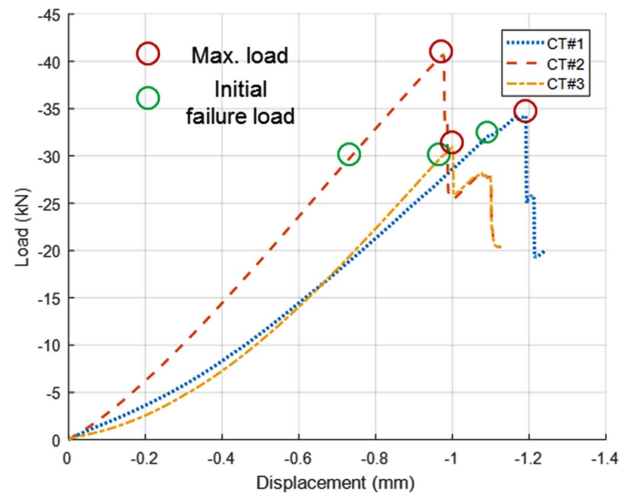


Fig. 12. Load-displacement curve of single unit cell

4. 결과 및 고찰

4.1 압축 시험 결과

단위 시편의 압축 시험 결과, Fig. 11과 같이 나선 리브에서 파손이 발생하였다. Fig. 12는 단위 시편의 하중-변위 선도이며 최대 하중 이전에 1차적으로 파손이 발생함을 확인하였다. 1차 파손 하중 평균은 -30.4 kN, 최대 하중 평균은 -35.3 kN이다. 압축 시험에서 시편의 하중 면을 Glass tab으

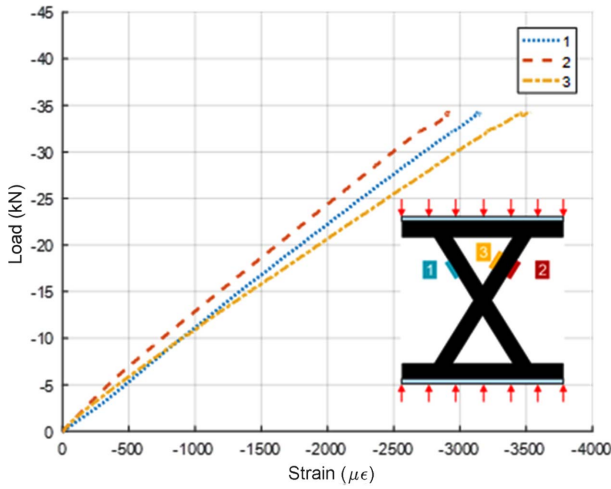


Fig. 13. Load-strain curve of CT#1

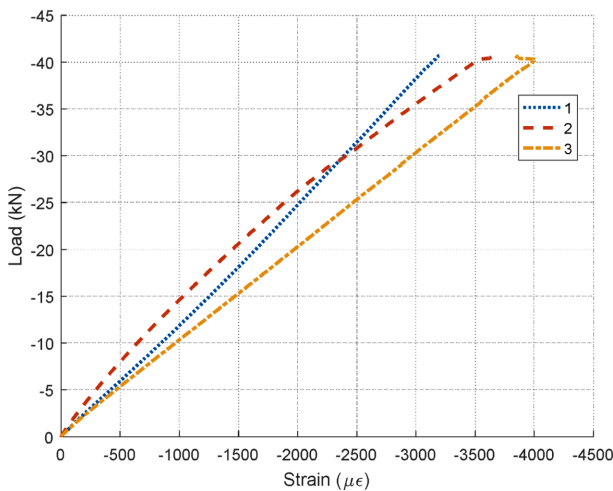


Fig. 14. Load-strain curve of CT#2

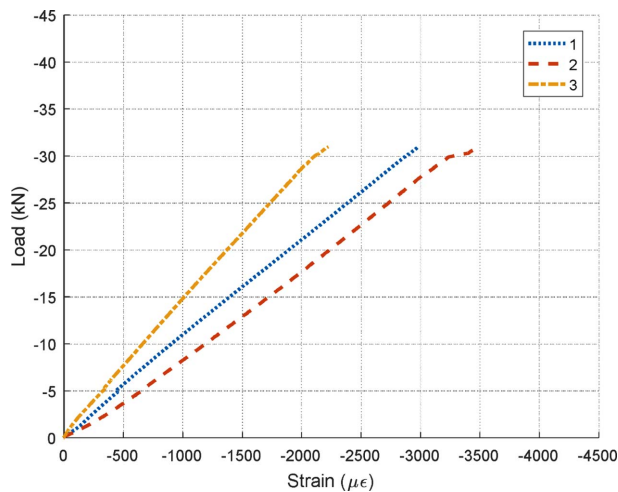


Fig. 15. Load-strain curve of CT#3

Table 1. Test results of compression test

	CT#1	CT#2	CT#3	Avg.
Primary failure load (kN)	-32.2	-29.1	-29.9	-30.4
Max. load (kN)	-34.3	-40.7	-30.9	-35.3

Table 2. Stiffness of helical rib

		$\varepsilon_2 (\mu\epsilon)$	$\varepsilon_3 (\mu\epsilon)$	$\varepsilon_c (\mu\epsilon)$	E (GPa)
Test	CT#1	-1620	-1932	-1776	99.1
	CT#2	-1452	-1976	-1714	102.7
	CT#3	-2238	-1374	-1806	97.4

로 고정하였으며 시편이 충분히 두꺼우므로 면의 방향의 좌굴은 고려하지 않았다. 하중-변위 선도 확인 결과 면내 좌굴은 발생하지 않았으며 압축 하중에 의해 파손되었음을 확인하였다.

Fig. 13~15는 각 시편의 하중-변형률 선도이다. 단위시편을 구성하는 두 개의 나선 리브의 변형률인 1번과 2번 게이지의 값을 비교해 보면 초기에는 하중이 불균형하게 작용하였음을 확인할 수 있다. 나선 리브의 변형률을 이용하여 길이방향 압축 탄성계수를 계산하였으며 각 시편의 비교를 위해 20 kN의 하중에서 측정된 변형률을 이용하여 계산하였다. 나선 리브의 양 옆면의 2, 3번 변형률을 비교하였을 때 두 지점의 변형률에 차이가 있음을 확인하였다. 이것은 나선 리브에서 압축과 굽힘 하중이 동시에 작용하여 발생한 결과이므로 순수 압축에 의한 변형률을 계산하였다. 계산된 변형률을 이용하여 계산한 강성 계산 결과는 Table 2와 같다.

Fig. 10의 모델로 유한요소해석을 수행하였으며 나선 리브의 강성 계산 결과를 시험 결과와 비교하였다. 복합재 격자 구조의 경우 리브와 교차점에서의 섬유체적율 분포가 다르며 섬유층의 두께 또한 차이가 나타난다. 따라서 교차점 부근에서는 변화하는 섬유층의 두께에 따라 섬유 분포가 일정하지 않으므로 해석 모델 적용에 어려움이 많다. 따라서 섬유체적율에 따른 강성을 계산하여 유한요소 모델에 적용하였으며 시험 결과와 동일한 방법으로 계산된 강성을 Fig. 16과 같이 비교하였다. 시험 결과와 비교하여 비

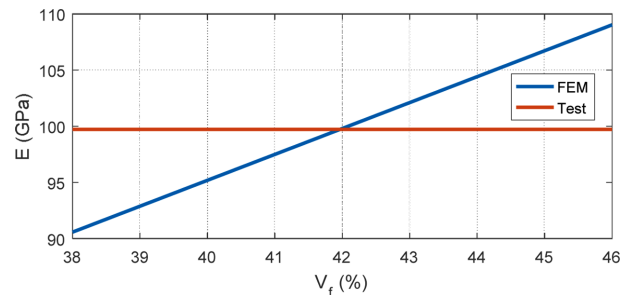


Fig. 16. Stiffness vs. fiber volume fraction

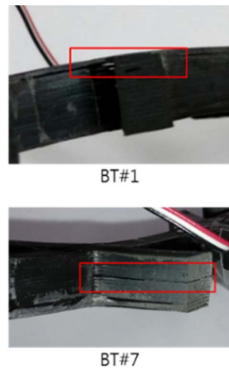


Fig. 17. Failure mode of hoop rib

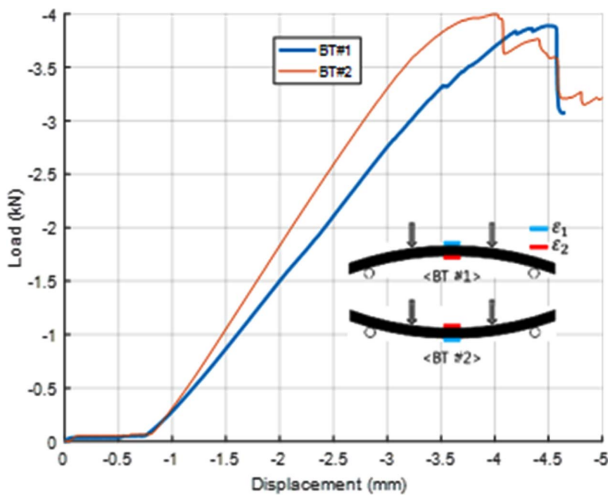


Fig. 18. Load-displacement curve of hoop rib

Table 3. Test results of bending test

	BT#1	BT#7
Max. load (kN)	3.89	3.99

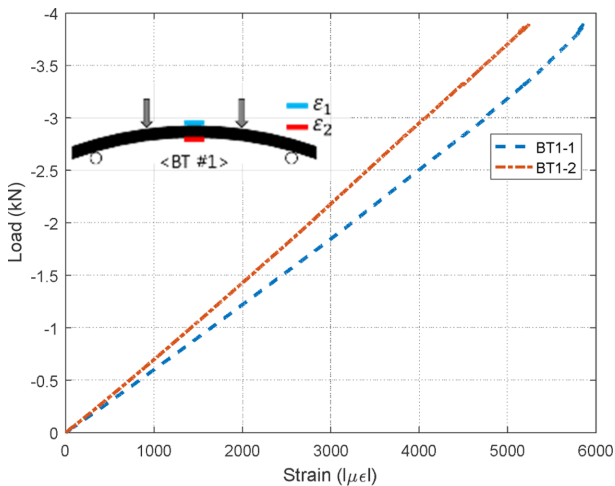


Fig. 19. Strain-Load curve of BT#1

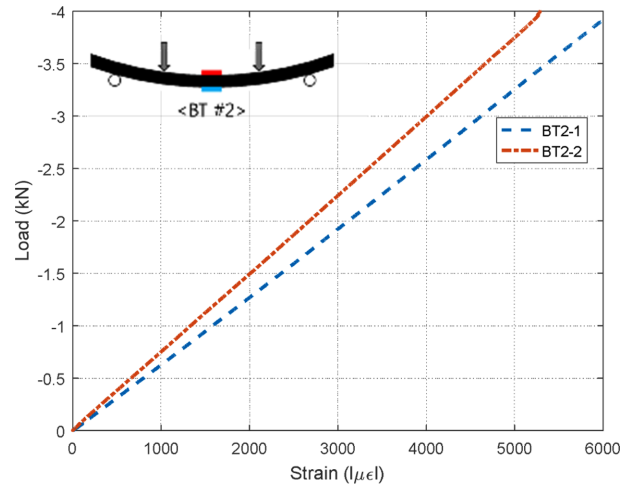


Fig. 20. Strain-Load curve of BT#1

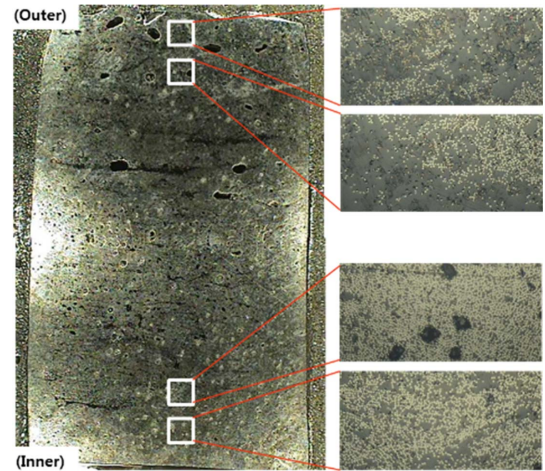


Fig. 21. Cross-section of hoop rib and distribution of fiber

슷한 강성이 계산된 섬유체적율은 약 42%이었고 단면검사를 통하여 구한 섬유체적율과 유사하였다[8].

4.2 굽힘 시험 결과

4점 굽힘 시험 결과 Fig. 17과 같이 두께방향으로 층간분리가 발생하여 파손되었다. Fig. 18은 원주 리브의 굽힘 시험 결과인 하중-변위 선도이며 Table 3과 같이 최대 하중은 각각 3.89, 3.99 kN이다.

Fig. 19, 20은 하중-변형률 선도이며 원주 리브의 외경, 내경에서 측정된 변형률을 비교하였을 때 내경의 변형률이 더욱 작게 측정되었다. Fig. 21과 같이 원주 리브 단면의 섬유 분포 확인 결과 외경보다 내경에 섬유가 밀집되어 강성도가 같은 곡률이 있는 등방성 보의 경우에 비하여 변형률이 작게 관찰되었다. 이는 각 층의 강성도가 섬유체적율에 따라 변화될 수 있으며 이에 따른 중립축의 이동 및 이에 따른 두께 방향으로의 변형률 분포가 달라질 수 있다고 판단

되어 이에 대한 추가적 연구는 향후 수치적 모델을 통하여 고찰할 필요가 있다.

5. 결 론

원통형 복합재 격자 구조의 경우 강성 확인을 위한 물성 시험에 어려움이 많으므로 Subelement의 압축, 굽힘 시험을 수행하였다. 나선 리브의 강성 확인을 위해 구조물을 단위 시편으로 가공하여 압축 시험을 수행하였으며 원주 리브의 강성 확인을 위해 4점 휘임 시험을 수행하였다. 나선 리브의 경우 면내 좌굴이 발생하지 않고 압축 하중에 의한 파손이 발생하였다. 압축 시험을 통해 나선 리브의 길이방향 탄성계수를 측정하였으며 이는 섬유, 수지 층을 분리하여 모델링한 유한요소해석 모델과 비교하였다. 나선 리브의 단면검사서 얻은 섬유체적율을 해석 모델에 적용할 경우 시험 결과와 잘 일치하였다. 원주 리브의 단면검사를 수행하여 외경보다 내경에 섬유가 밀집되어 있음을 확인하였고 굽힘 시험을 수행하였으며 섬유 분포 차이에 의해 외경보다 내경의 변형률이 더욱 작게 발생함에 따라 강성에 차이가 있을 것으로 판단된다. 이에 따라 본 연구에서는 수행된 시험을 통해 원통형 복합재 격자 구조물의 강성 평가를 위한 시험법을 제안하였으며 단위격자구조의 시험을 통해 확인된 강성을 이용하여 실제 복합재 격자 구조물의 좌굴 임계 하중과 변형 계산의 정확성 향상을 통해 최적화, 설계 단계에 도움이 될 것으로 기대된다.

후 기

본 연구는 민군협력진흥원(ICMTC)의 지원을 받아 수행한 연구입니다(15-CM-MA-12).

REFERENCES

1. Vasiliev, V.V., Barynin, V.A., and Razin, A.F., "Anisogrid Composite Lattice Structures-Development and Aerospace Applications," *Composite Structures*, Vol. 94, No. 3, 2012, pp. 1117-1127.
2. Terashima, K., Kmita, T., Kimura, G., Uzawa, T., Aoki, T., and Yokozeki, T., "Experimental and Analytical Study of Composite Lattice Structure for Future Japanese Launchers," *Proceeding of the 19th International Conference on Composite Materials*, Montreal, Canada, Aug. 2013, pp. 5373-5382.
3. Aoki, T., Yamazaki, H., Yokozeki, T., Terashima, K., and Kmita, T., "Design Constraints of Composite Lattice Cylinders for Aerospace Applications," *Proceeding of the 19th International Conference on Composite Materials*, Montreal, Canada, Aug. 2013.
4. Buragohain, R., and Velmurugan, R., "Study of Filament Wound Grid-Stiffened Composite Cylindrical Structures," *Journal of Composite Materials*, Vol. 92, No. 2, 2011, pp. 1031-1038.
5. Totaro, G., De Nicola, F., Grilli, A., Ferrigfo, A., and Caramuta, P., "Micromechanics of Composite Anisogrid Structures," *Proceeding of the 16th European Conference on Composite Materials*, Seville, Spain, Jun. 2014.
6. ASTM D6641, *Standard Test Method for Determining the Compressive Properties of Polymer Matrix Composite Laminates Using a Combined Loading Compression (CLC) Test Fixture*.
7. ASTM D7264, *Standard Test Method for Flexural Properties of Polymer Matrix Composite Materials*.
8. Kang, M.S., Jeon, M.H., Kim, I.G., Go, E.S., Kim, M.G., and Lee, S.W., "The Buckling Behavior for the Helical Rib of Composite Lattice Structure due to the Resin Rich Layer," *Proceeding of the Korean Society for Aeronautical & Space Sciences 2017 Fall Conference*, Jeju, Korea, Nov. 2017, pp. 81-82.