

원통형 복합재 격자구조체의 구조안전성 평가 기법 연구

임재문* · 강승구* · 신광복**† · 이상우***

Study on Evaluation Method of Structural Integrity of Cylindrical Composite Lattice Structures

Jae-Moon Im*, Seung-Gu Kang*, Kwang-Bok Shin**†, Sang-Woo Lee***

ABSTRACT: In this paper, evaluation method of structural integrity of cylindrical composite lattice structures was conducted. A finite element analysis was used to evaluate the structural integrity of composite lattice structures. In order to verify the optimal finite element in the evaluation of the structural integrity, finite element models for cylindrical composite lattice structure were generated using beam, shell and solid elements. The results of the finite element analyses with the shell and solid element models showed a good agreement. However, considerable differences were found between the beam element model and the shell and solid models. This occurred because the beam element does not take into account the degradation of the mechanical properties of the non-intersection parts of cylindrical composite lattice structures. It was found that the finite element analysis of evaluation of structural integrity for cylindrical composite lattice structures have to use solid element.

초 록: 본 논문에서는 원통형 복합재 격자구조체의 구조안전성 평가 기법에 대해 연구를 수행하였다. 구조안전성 평가는 유한요소해석을 통해 수행하였다. 구조안전성 평가를 위한 최적의 유한요소를 확인하기 위해 원통형 복합재 격자구조체 유한요소모델은 빔, 셸 그리고 솔리드 요소를 사용해 생성하였다. 셸과 솔리드 모델의 유한요소 해석결과는 서로 유사하게 발생되었다. 그러나 빔 모델의 경우, 셸과 솔리드 모델의 결과와 큰 차이가 발생하였다. 이것은 빔 요소가 원통형 복합재 격자구조체 섬유 비교차부의 기계적 물성저하를 고려하지 못하기 때문이다. 원통형 복합재 격자구조체의 구조안전성 평가를 위한 유한요소해석은 셸 또는 솔리드 요소를 사용해야 하는 것을 확인하였다.

Key Words: 원통형 복합재 격자구조체(Cylindrical composite lattice structure), 평가 기법(Evaluation method), 유한요소해석(Finite element analysis), 구조안전성(Structural integrity)

1. 서 론

복합재 격자구조체는 구조하중을 지지하기 위한 최소한의 재료로 구성된 구조물로 단위 격자 형상이 반복되는 구조를 가지고 있다. 경량 재료인 복합재와 최적의 형상 설계를 적용하여 경량화를 극대화한 구조물이다. 복합재 격자

구조체는 주로 원통형 및 콘(cone)형으로 제작되며 기존의 구조물에 비해 비강성 및 비강도가 매우 우수하여 중량이 구조물의 성능에 매우 큰 영향을 미치는 우주 발사체, 고성능 유도무기 그리고 항공기 동체 등에 적용되고 있다. 러시아, 미국 등 선진국에서는 항공우주 분야와 방위산업 분야에 적용하고 있으며 이는 유도무기 및 우주 발사체의 성능

Received 1 August 2017, received in revised form 26 December 2017, accepted 28 December 2017

*Graduate School of Mechanical Engineering, Hanbat National University

**†Department of Mechanical Engineering, Hanbat National University, Corresponding author (E-mail: shin955@hanbat.ac.kr)

***Defense & Aerospace Division, Hankuk Fiber Group

에 직접적으로 영향을 미치기 때문에 기술 보호를 통해 유출을 방지하고 있어 기술이전 등을 통한 방법으로 기술 획득이 어려운 실정이다.

복합재 격자구조체가 적용된 대표적인 사례로는 필라멘트 와인딩 공법으로 제작된 Ilyushin IL-114 항공기 동체와 Proton-M 로켓의 단 연결부가 있다[1-3]. Belardo 등[4]은 탄소섬유 복합재 격자구조체를 적용한 재진입 운반체를 설계하였고, Krishan 등[5]은 복합재 격자구조체를 적용한 우주발사체 내부 탱크를 설계하였으며 Querin 등[6]은 복합재 격자구조체를 항공기 동체에 적용하기 위한 최적 설계를 수행하였다.

국내에서는 도영대 등[7,8]이 필라멘트 와인딩 공법을 이용한 원통형 및 콘형 복합재 격자구조체를 설계, 제작 그리고 시험 평가한 연구사례가 있다. 그러나 이는 매우 기초 단계의 연구로 선진국과의 기술 격차가 매우 큰 실정이다.

러시아의 Vasiliev가 보 이론을 기반으로 식 (1)과 같은 복합재 격자구조체의 설계이론을 정립하였으며 이는 질량을 최소화 하는 것을 목적으로 하고 있다[9].

$$M = 2\pi RLH \left(2\rho_h \frac{\delta_h}{a_h} + \rho_c \frac{\delta_c}{a_c} \right) \quad (1)$$

여기서, M 은 질량, R 은 격자구조체 반지름, L 은 격자구조체 길이, H 는 격자구조체 두께를 나타내며 Fig. 1과 같이 ρ_h 와 ρ_c 는 헬리컬과 후프 리브의 밀도, δ_h 와 δ_c 는 헬리컬과 후프 리브의 폭, a_h 와 a_c 는 헬리컬과 후프 리브의 간격을 나타낸다.

복합재 격자구조체는 기하학적 형상의 특성상 섬유 교차부가 발생된다. 섬유 교차부와 비교차부는 섬유 체적률이 서로 다르기 때문에 밀도와 기계적 물성 등이 상이하게 나타난다. 따라서 이를 고려하여 구조안전성을 평가할 수 있는 방법을 도출해야 한다.

이에, 본 논문에서는 유한요소해석을 통한 원통형 복합재 격자구조체의 구조안전성 평가 기법에 대해 연구를 수행하였다. 복합재 격자구조체는 주로 필라멘트 와인딩 공법과 AFP(automated fiber placement method) 공법을 통해 제작되는데 필라멘트 와인딩 공법은 생산성과 제작 단가

에 유리한 반면 AFP 공법에 비해 기공 등의 구조 결함이 많이 발생하는 단점이 있다. AFP 공법의 경우, 복합재 격자구조체의 제작 공정의 특성상 발생하는 섬유 교차부와 비교차부의 두께 불균형이 필라멘트 와인딩 공법에 비해 크게 발생하는 경향이 있어 구조물의 두께 편차가 작게 나타나는 필라멘트 와인딩 공법을 이용해 제작된 원통형 복합재 격자구조체를 사용하여 연구를 수행하였다. 빔(beam), 셸(shell) 그리고 솔리드(solid) 요소를 통해 생성한 유한요소 모델의 수치해석 결과를 비교하여 원통형 복합재 격자구조체의 구조안전성 평가에 적합한 유한요소를 도출하였다.

2. 복합재 격자구조체의 형상

필라멘트 와인딩 공법으로 제작되는 복합재 격자구조체는 제작 공정의 특성상 섬유 교차부가 발생된다. 섬유 교차부는 비교차부와 비교하여 두 배수의 섬유가 와인딩 되기 때문에 두께 불균형의 원인이 된다. 이를 극복하기 위해 와인딩 공정에서 Fig. 2와 같이 핸드 롤러를 이용해 섬유 교차부의 압착 공정을 수행한다.

압착을 통해 섬유 교차부의 두께는 감소하고 이때 Fig. 3과 같이 이탈되는 잉여 수지가 비교차부로 이동해 격자구조체의 두께가 균일하게 제작된다. 섬유 교차부와 비교차부는 동일한 기하학적 형상을 갖지만 와인딩된 섬유의 수는 두 배의 차이가 있기 때문에 섬유 체적률에 따른 서로 다른 물성을 적용해야 한다. Fig. 4는 원통형 복합재 격자구조



Fig. 2. Compression process of intersection points

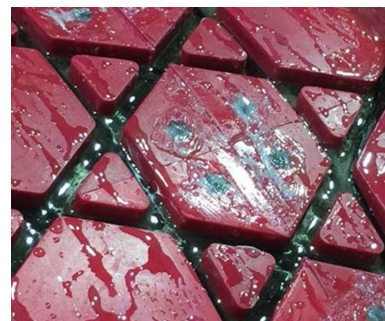


Fig. 3. Transfer of extra resin

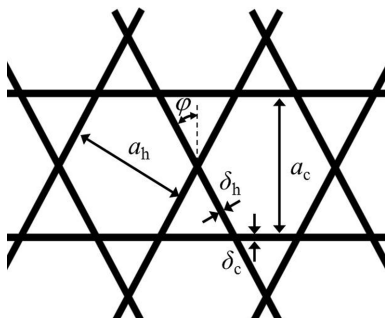


Fig. 1. Structural parameters of composite lattice structure



Fig. 4. Cross section of intersection point

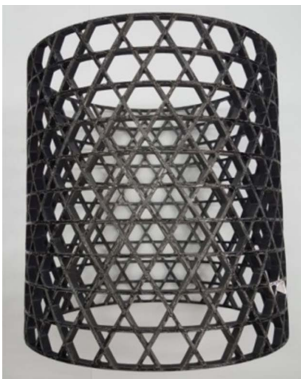


Fig. 5. Cylindrical composite lattice structure

Table 1. Specifications of cylindrical composite lattice structure

Mass (M)	7.89 kg
No. of Helical Rib	24
No. of Hoop Rib	10
Width of Rib (b_h)	6.7 mm
Thickness of Rib (H)	16.5 mm
Angle of Rib (φ)	32°

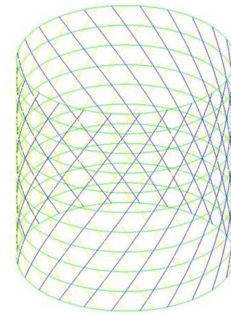
체의 섬유 교차부의 단면 형상을 보여준다.

본 논문에서는 Fig. 5와 같은 선행 연구를 통해 설계된 직경 600 mm, 높이 617.87mm를 갖는 원통형 복합재 격자구조체를 적용하여 연구를 수행하였다[10].

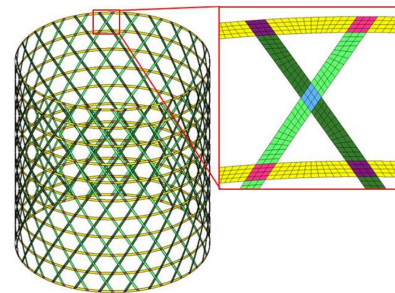
연구에 적용된 원통형 복합재 격자구조체는 Toray T700 탄소섬유와 에폭시 수지를 사용하여 제작하였으며 설계 치수는 Table 1과 같다.

3. 유한요소모델

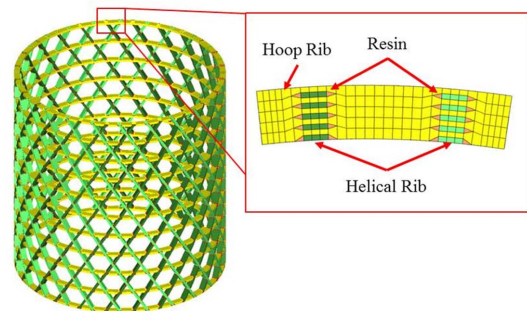
원통형 복합재 격자구조체의 유한요소해석을 수행하기 위해 유한요소모델을 생성하였다. 유한요소모델은 상용 유한요소해석 프로그램인 ABAQUS v.6.13을 사용하여 각각 빔, 셸 그리고 솔리드 요소를 사용하여 생성하였다. 빔 모델은 B31 요소를 적용하였으며 53,376개의 절점과 54,096개의 요소, 셸 모델은 S4R 요소를 적용하여 134,928개의 절점과 114,624개의 요소 그리고 솔리드 모델은 C3D8R 요소를



(a) Beam model



(b) Shell model



(c) Solid model

Fig. 6. Finite element model of cylindrical composite lattice structure

적용하여 809,568개의 절점과 573,568개의 요소로 유한요소모델을 생성하였으며 Fig. 6과 같은 형상을 갖는다.

Fig. 6에서 보듯이 셸 모델은 섬유 교차부와 비교차부만을 구분하여 모델링을 수행하였으나, 솔리드 모델의 경우, 헬리컬 리브의 섬유 연속성과 수지 응집부를 고려하여 모델링을 수행하였다. 이때, 수지 응집부는 모든 층과 층 사이에 존재하지만 이를 모두 고려할 경우, 유한요소모델링의 생성과 구조해석에 매우 큰 시간이 소요되어 5개 층의 수지 응집부를 적용하여 모델링을 수행하였다. 원통형 복합재 격자구조체에 적용된 탄소섬유/에폭시 복합재의 물성은 시험을 통해 도출하였다. Table 2와 같으며 섬유 교차부와 비교차부의 섬유 체적률을 측정하여 각각 0.7과 0.3을 확인하였으며 식 (2)와 식 (3)의 혼합물 법칙(rule of mixture)을 통해 섬유 비교차부의 물성을 도출하였다. 혼합물 법칙의 적용을 위해 필요한 섬유와 수지의 탄성계수는 스트랜

Table 2. Mechanical properties of carbon/epoxy composite

Mechanical properties		Intersection	Non Intersection
Elastic Modulus (GPa)	E_{11}	134.00	74.82
	E_{22}	8.08	6.64
	E_{33}	8.08	6.64
Shear Modulus (GPa)	G_{12}	5.33	2.28
	G_{13}	5.33	2.28
	G_{23}	2.74	1.17

Table 3. Analysis results of cylindrical composite lattice structure

	Beam Model	Shell Model	Solid Model
Max. Tsai-Wu Index	-	0.48	0.37
Max. S_{11} (MPa)	194.2	338.5	328.8
P_{cr} (Ton)	742.6	414.1	417.5

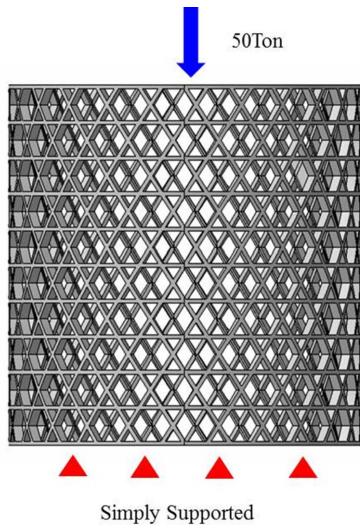


Fig. 7. Load and boundary condition

드와 수치 시험을 통해 도출하였다.

$$E_L = \nu_f E_f + \nu_m E_m \quad (2)$$

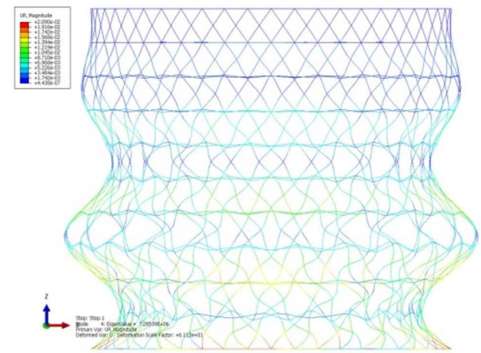
$$E_T = \frac{E_f E_m}{\nu_f E_m + \nu_m E_f} \quad (3)$$

여기서 E_L 는 길이방향 탄성계수, E_T 는 폭방향 탄성계수, E_f 는 섬유 탄성계수, E_m 은 모재 탄성계수, ν_f 는 섬유 체적률 그리고 ν_m 은 모재 체적률을 나타낸다.

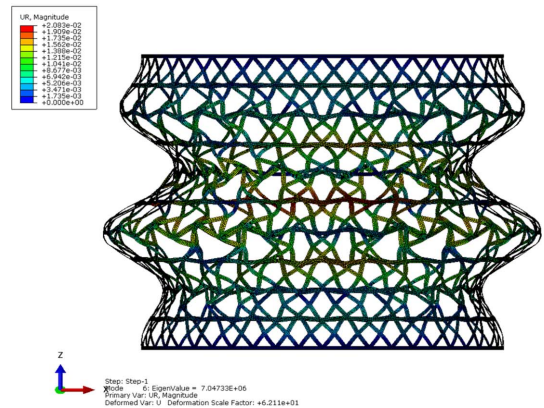
하중 및 경계조건은 Fig. 7과 같이 원통형 복합재 격자구조체의 하부를 단순지지 조건으로 구속하고 상부에 50톤의 하중을 분포하중으로 적용하였다. 또한 단위 하중을 적용하여 좌굴 해석을 수행하였다. 이때 빔 모델의 경우, 섬유 교차부의 물성과 격자구조체의 기하학적 형상을 고려하여 모델 정보를 설정하였으나 셸과 솔리드 모델의 경우, 섬유 체적률을 고려한 각 층별 물성을 적용하여 수행하였다.

4. 구조해석 결과 비교

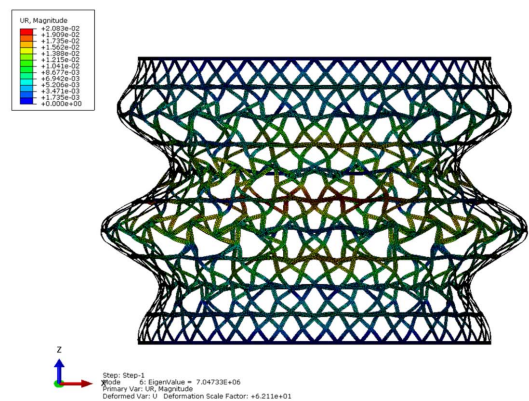
빔, 셸 그리고 솔리드 요소를 적용하여 생성한 유한요소 모델의 구조해석 결과는 Table 3과 같이 도출되었다. 빔 모



(a) Beam model



(b) Shell model



(c) Solid model

Fig. 8. Buckling analysis results

델의 해석 결과는 셸과 솔리드 모델의 해석결과와 큰 차이가 나타나는 것을 확인하였다. 이는 빔 요소의 경우, 섬유 교차부와 비교차부를 구분할 수 없기 때문에 이를 고려할 수 있는 셸과 솔리드 요소에 비해 높은 강성을 갖는 결과가 도출된 것으로 판단된다.

셸 모델의 경우, 섬유 교차부에서의 섬유 연속성을 고려하지 못하기 때문에 솔리드 모델의 결과와 비교하여 취약한 결과가 나타난 것으로 판단된다. Fig. 8은 좌굴해석 결과를 보여준다.

5. 결 론

본 논문에서는 유한요소해석을 통한 원통형 복합재 격자구조체의 구조안전성 평가 기법에 대해 연구를 수행하였으며 다음과 같은 결론을 얻었다.

(1) 유한요소해석을 통해 필라멘트 와인딩 공법으로 제작되는 원통형 복합재 격자구조체의 구조안전성 평가를 수행하였다.

(2) 유한요소해석에 사용된 유한요소모델은 빔, 셸 그리고 솔리드 요소를 사용하여 생성하였으며 구조해석을 수행한 결과, 빔 모델의 결과는 셸과 솔리드 모델과 큰 차이가 발생함을 확인하였다. 이는 섬유 교차부와 비교차부를 구분하여 고려할 수 없는 빔 요소의 한계 때문으로 판단된다.

(3) 셸 모델과 솔리드 모델의 유한요소해석 결과의 차이는 셸 요소가 섬유 교차부에서의 섬유 연속성을 고려하지 못하기 때문으로 판단된다.

(4) 유한요소해석을 통한 원통형 복합재 격자구조체의 구조안전성 평가시 섬유 교차부와 비교차부 그리고 섬유 교차부의 섬유 연속성을 고려할 수 있는 솔리드 요소를 사용해야 할 것으로 판단된다.

후 기

본 연구는 민군협력진흥원(ICMTC)의 재원으로 복합재 Lattice 격자구조체 기술개발(15-CM-MA-12)의 지원을 받아 수행한 연구과제입니다.

REFERENCES

1. Vasiliev, V.V., Barynin, V.A., and Rasin, A.F., "Anisogrid Lattice Structures – Survey of Development and Application," *Composite Structures*, Vol. 54, 2011, pp. 361-370.
2. Vasiliev, V.V., and Rasin, A.F., "Anisogrid Composite Lattice Structures for Spacecraft and Aircraft Applications," *Composite Structures*, Vol. 76, 2006, pp. 182-189.
3. Vasiliev, V.V., Barynin, V.A., and Razin, A.F., "Anisogrid Composite Lattice Structures – Development and Aerospace Applications," *Composite Structures*, Vol. 94, 2012, pp. 1117-1127.
4. Belardo, M., Paletta, N., and Mercurio, U., "Conceptual Design of the Composite Sandwich Fuselage of a Re-Entry Vehicle," *Materialwissenschaft und Werkstofftechnik*, Vol. 46, No. 4-5, 2015, pp. 420-430.
5. Krishan, P.K., and Muruganantham, P., "Design and Analysis of a typical Inter-Tank Structure of a Launch Vehicle using Integrally Stiffened Construction," *International Journal of Research in Engineering & Technology*, Vol. 1, No. 1, 2013, pp. 21-34.
6. Querin, O.M., Toporov, V.V., Liu, D., Busch, L.H., et al., "Topology and Parametric Optimization of a Lattice Composite Fuselage Structure," http://www.altairuniversity.com/wpcontent/uploads/2014/04/Topology_and_Parametric_Optimization-of-a-Lattice_Composite_Fuselage_Structure_as_published.pdf, 2014.
7. Doh, Y.D., Chung, S.K., Lee, S.W., and Son, J.H., "Design and Fabrication of Filament Wound Composite Lattice Structures," *Proceeding of Spring Conference of The Korean Society of Propulsion Engineers*, 2010, pp. 421-427.
8. Doh, Y.D., Chung, S.K., Lee, S.W., and Chang, H.B., "Design and Fabrication of Cone Type Composite Lattice Structures," *Proceeding of Spring Conference of The Korean Society of Propulsion Engineers*, 2011, pp. 307-311.
9. Barynin, V.A., Bunakov, V.A., Rasin, A.F., and Vasiliev, V.V., "Aerospace Composite Lattice Structure," *Proceeding of ICCM*, 2009.
10. Im, J.M., Shin, K.B., and Lee, S.W., "A Study on Finite Element Modeling for Composite Lattice Structure with Hexagonal Cell," *Proceeding of Korean Society for Precision Engineering*, 2016, pp. 295.