

필라멘트와인딩에 의해 제조된 Lattice 구조물의 설계 및 제작 연구

도영대* · 정상기* · 이상우** · 손조화**

Design and Fabrication of Filament Wound Composite Lattice Structures

Youngdae Doh* · Sangki Chung* · Sangwoo Lee** · Johwa Son**

ABSTRACT

This paper is concerned with Anisogrid composite lattice structures whose load bearing shell is formed by systems of geodesic unidirectional composite ribs made by automatic wet winding process. Lattice structures are usually made in the form of cylindrical shell and consist of systems of helical and hoop ribs fabricated by continuous filament winding from carbon and epoxy composites. Design variables of the structure which are the angle of helical ribs, ribs spacings, and cross sectional areas are determined by the method of minimization of safety factors which is described in the paper. And, fabrication methods and actual experimental results are presented.

초 록

이 논문은 필라멘트 와인딩 공법으로 제작된 복합재 lattice 구조물에 대한 연구이다. 복합재 lattice 구조물은 helical rib과 hoop rib 구조로 이루어져 있다. 이 구조는 탄소 섬유를 에폭시에 함침 시켜 섬유의 끊어짐이 없이 연속적으로 실리콘 고무 금형의 홈 안에 필라멘트 와인딩하여 제작한 것이다. 본 연구에서는 lattice 구조물의 helical rib의 각도, 두께, 폭, 간격등을 안전율에 대하여 최적화 하는 이론을 제시하였다. 그리고 lattice 구조물의 제작방법을 기술하고 해석 및 시험결과를 기술하였다.

Key Words: Lattice Structure, Filament Winding, Silicon Rubber Molder(실리콘 고무 금형),

1. 서 론

복합재 Lattice 구조물은 필라멘트 와인딩 공

법으로 제작한다. 복합재 Lattice 구조물은 Figure 1. 의 실린더형 혹은 Figure 2.와 같은 콘형의 구조물의 유형이 있으며 제작은 실리콘 고무로 제작된 금형의 홈(groove)에 탄소섬유 혹은 아라미드 섬유를 에폭시에 함침시켜서 와인딩하여 제작하는데 러시아와 미국[1,2,3]에서는 이 공법으로 구조물을 제작하여 항공기 부품 및

* 국방과학연구소 1기-6부

** 한국화이버

연락처, E-mail: doh4441@naver.com

위성 발사체의 부품에 적용하여 구조물의 경량화를 이루고 있다. 본 논문에서는 lattice 구조물에 대한 helical rib의 두께, 폭 및 와인딩 각도 등의 변수를 최적화 시키는 방법, 실린드형 Lattice 구조물 제작공법, 해석 방법 및 시험 결과에 대하여 기술하였다.

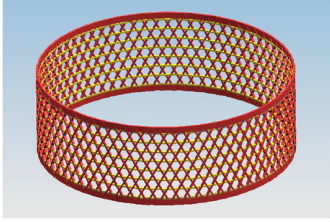


Fig 1. 실린드형 Lattice 구조물

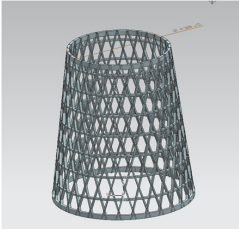


Fig 2. 콘형 Lattice 구조물

2. 원통형 Lattice 구조물의 설계

원통형 Lattice 구조물의 직경을 D , 길이를 L , helical rib의 두께를 h , 폭을 δ_h , 축에 대한 각도를 ϕ , helical rib과 helical rib의 간격을 a_h , hoop rib의 두께는 helical rib의 두께와 같으며 폭을 δ_c , hoop rib과 hoop rib의 간격을 a_c 라 표기하고 이에 대한 형상의 그림은 Figure 3.과 같다. 위에 제시한 형상 변수를 최적화 하기 위하여 Lattice 구조물에 대해 복합재 적층 이론을 도입하고 복합재 shell구조물의 buckling 이론을 도입하였으며 아래에 이를 자세히 설명하였다.

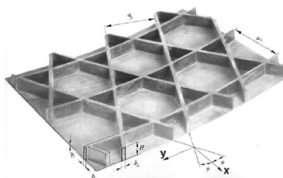


Fig 3. Lattice 구조물의 helical rib과 hoop rib

Lattice 구조물에 복합재 적층이론을 도입하면

$$\begin{aligned} N_x &= A_{11} \varepsilon_x + A_{12} \varepsilon_y \\ N_y &= A_{21} \varepsilon_x + A_{22} \varepsilon_y \end{aligned} \quad (1)$$

$$\begin{aligned} N_{xy} &= A_{66} \varepsilon_{xy} \\ M_x &= D_{11} k_x + D_{12} k_y \\ M_y &= D_{21} k_x + D_{22} k_y \\ M_{xy} &= D_{66} k_{xy} \end{aligned} \quad (2)$$

여기서 N 과 M 은 stress resultant 와 Moment를, ε 과 k 는 shell middle surface에서의 strain과 curvature를, A 와 D 는 면내 강성 과 굽힘 강성을 의미한다. 그리고 Lattice 구조물에 있어 강성은 다음과 같다 [4]

$$\begin{aligned} A_{11} &= 2 E_h h \overline{\delta}_h c^4 \\ A_{12} &= A_{21} = A_{66} = 2 E_h h \overline{\delta}_h c^2 s^2 \\ A_{22} &= 2 E_h h \overline{\delta}_h s^4 + E_c h \overline{\delta}_c \\ D_{ij} &= B_{ij} h^2 / 12 \end{aligned} \quad (3)$$

여기서

$$\overline{\delta}_h = \frac{\delta_h}{a_h}, \quad \overline{\delta}_c = \frac{\delta_c}{a_c}, \quad c = \cos \phi, \quad s = \sin \phi$$

그리고

Skin을 제외한 Lattice 구조물의 무게 M 은 다음 식으로 표현된다.

$$M = \pi D L h \rho_h (2 \overline{\delta}_h + \overline{\rho} \overline{\delta}_c) \quad (4)$$

여기서 $\overline{\rho} = \rho_c / \rho_h$ 를 의미하며 ρ_h 는 helical rib의 밀도를, ρ_c 는 hoop rib의 밀도를 의미한다. 원통형 Lattice 구조물을 설계하기 위한 변수는 $h, \phi, \overline{\delta}_h, \overline{\delta}_c$ 이므로 이들 변수를 찾기 위해 최적설계 개념을 도입하였으며 최적화는 Eq. 4의 식인 무게를 최적화 하는 것으로 하였으며 구속조건은 아래의 식들을 이용하였다.

복합재 원통 구조물의 global buckling mode에서 축대칭 mode는 다음과 같다.

$$\begin{aligned} P_{cr}^a &= \frac{2\pi}{\sqrt{3}} h \sqrt{A_{11} A_{22} - A_{12}^2} \\ &= \frac{2\pi \sqrt{2}}{\sqrt{3}} h^2 c^2 \sqrt{E_h E_c \overline{\delta}_h \overline{\delta}_c} \end{aligned} \quad (5)$$

압축하중 P 를 받을 때 helical rib이 받는 하중은 다음과 같다

$$\sigma = - \frac{P}{2\pi D h \bar{\delta}_h c^2} \quad (6)$$

helical rib은 helical rib과 rib의 교차점 사이에서 local buckling을 받을 수 있는 데 이때의 critical stress는 Euler beam 이론을 적용하여 구할 수 있으며 이는 다음과 같다.

$$\sigma_{cr} = k \frac{\pi^2 E_h (h \bar{\delta}_h^3 / 12)}{l_h^2 h \bar{\delta}_h} \quad (7)$$

여기서 $l_h = a_h / \sin 2\phi$ 이며 intersection point사이에서의 rib segment 길이를 의미하고, k 는 lattice 구조물의 격자 모양에 따른 상수를 의미한다. Figure 3.와 같은 형상에서 k 는 4이다. Eq. 6과 Eq. 7로부터 helical rib에 있어 local buckling을 발생시키는 압축 하중은 다음과 같다.

$$P_{cr}^l = \frac{2}{3} k \pi^3 E_h D h (\bar{\delta}_h)^3 c^4 s^2 \quad (8)$$

Eq. 4의 무게를 최소화 시키면서 다음의 조건식들을 만족시키는 설계 변수들인 $h, \phi, \bar{\delta}_h, \bar{\delta}_c$ 을 구할 수 있으므로 아래에 이를 구하는 방법을 서술하였다. 최적화를 위한 설계 조건식은 다음과 같다.

$$|\sigma| \leq \bar{\sigma}, \quad P \leq P_{cr}^a, \quad P \leq P_{cr}^l \quad (9)$$

여기서 $\bar{\sigma}$ 는 helical rib의 압축강도를 의미한다. Eq. 9식을 설명하면 압축하중이 작용할 때 helical rib에 작용되는 압축응력은 압축강도보다 적어야 하고, 압축하중은 Lattice 구조물의 global buckling 하중보다 작아야 하며 또한 helical rib과 rib 사이에 작용하는 local buckling 하중보다 적어야 함을 의미한다. Eq. 9식에 안전계수의 개념을 도입하면 다시 정리하면

$$n_s |\sigma| = \bar{\sigma}, \quad n_b P = P_{cr}^a, \quad n_l P = P_{cr}^l \quad (10)$$

Eq. 10에 Eq. 5, Eq. 6, Eq.8을 대입하면 다음 식들과 같이 안전 계수 정리 할 수 있다.

$$\frac{2\pi}{P n_s} D \bar{\sigma} h \bar{\delta}_h c^2 = 1 \quad (11)$$

$$\frac{2\pi \sqrt{2}}{\sqrt{3} P n_b} h^2 c^2 \sqrt{E_h E_c \bar{\delta}_h \bar{\delta}_c} = 1 \quad (12)$$

$$\frac{2\pi^3 k}{3 P n_l} E_h D h \bar{\delta}_h^3 c^4 s^2 = 1 \quad (13)$$

또한

$$c^2 + s^2 = 1 \quad (14)$$

를 이용한다. Eq. 11, Eq. 12와 Eq. 13으로부터

$$c^2 = \frac{P n_s}{2\pi D \bar{\sigma} h \bar{\delta}_h} \quad (15)$$

$$s^2 = \frac{6n_l D \bar{\sigma}^2 h}{\pi k P n_s E_h \bar{\delta}_h}$$

를 구할 수 있으며 Eq. 15로부터

$$\bar{\delta}_h = \frac{6n_l \bar{\sigma}^2 D h}{\pi k P n_s^2 E_h} + \frac{P n_s}{2\pi D \bar{\sigma} h} \quad (16)$$

을 구할 수 있고 Eq. 11과 Eq. 12로부터

$$\bar{\delta}_c = \bar{\delta}_h \left(\frac{3 D^2 n_b^2 \bar{\sigma}^2}{2 n_s^2 h^2 E_h E_c} \right) \quad (17)$$

Eq. 16과 Eq. 17를 Eq. 4에 대입하면 다음과 같이 Lattice 구조물의 질량을 Lattice 구조물의 h 와 안전계수들의 변수로 나타낼 수 있다.

$$M = L \rho_h \left(\frac{12 D^2 n_l \bar{\sigma}^2 h^2}{P n_s^2 k E_h} + \frac{3 P n_b^2 D^2 \bar{\sigma} \bar{\rho}}{4 n_s E_h E_c h^2} + \frac{9 D^4 \bar{\sigma}^4 n_l n_b^2 \bar{\rho}}{P n_s^4 k E_h^2 E_c} + \frac{P n_s}{\bar{\sigma}} \right) \quad (18)$$

Eq. 15를 h 에 대하여 편미분 하여 질량을 최소화 시키는 h 를 구하면

$$h^4 = \frac{P^2 k n_b^2 n_s \bar{\rho}}{16 n_l E_c \bar{\sigma}} \quad (19)$$

그리고 $\partial M / \partial n_b > 0, \partial M / \partial n_l > 0$ 은 항상 성립되므로 Lattice 구조물의 질량을 n_b 와 n_l 의 변수에 대하여 최소화 시키기 위해서는 $n_b = 1$ 그리고 $n_l = 1$ 이 되어야 한다. 그리고 $\partial M / \partial n_s = 0$ 을 만족시키는 n_s 를 구하면

$$n_s = \bar{\sigma} \left(\frac{144 D^4 \bar{\rho}}{P^2 k E_h^2 E_c} \right)^{1/5} \quad (20)$$

이 된다. $n_s \geq 1$ 이 되어야 한다. 즉 구조물에

압축하중이 작용할 때 helical rib이 압축하중은 압축강도 보다 작아야 한다. $n_s \geq 1$ 을 Eq. 20에 대입하면 Lattice 구조물에 가할 수 있는 압축하중은 다음의 조건을 만족시킨다.

$$P \leq P_s = \frac{12 D^2 \bar{\sigma}^2}{E_h} \sqrt{\frac{\bar{\sigma} \bar{\rho}}{k E_c}} \quad (21)$$

위의 조건을 만족시키는 변수들을 구하면 다음과 같다. Eq. 20을 Eq. 19에 대입하고 Eq. 11 - Eq. 17을 이용하면 다음과 같은 설계 변수들을 구할 수 있다.

$$\begin{aligned} h &= \frac{1}{4} D \left(\frac{48 \pi^4 k^2 \bar{\rho}^3}{E_h E_c^3} p^4 \right)^{1/10} \\ \tan \phi &= 1/2, \quad \phi = 26.56^\circ \\ \bar{\delta}_h &= \frac{5}{4\pi} \left(\frac{108 \pi^2 E_c}{k^4 E_h^3 \bar{\rho}} p^2 \right)^{1/10} \\ \bar{\delta}_c &= \frac{\bar{\delta}_h}{2\bar{\rho}} \end{aligned} \quad (22)$$

여기서 $p = \frac{4P}{\pi D^2}$, $p_s = \frac{4P_s}{\pi D^2}$ 라 하면

$p \leq p_s$ 를 만족하는 p 를 구하고 이로부터 Eq.

22식에 대입하면 $h, \phi, \bar{\delta}_h, \bar{\delta}_c$ 를 구할 수 있다.

본 연구에서 외경이 600 mm 이고 원통의 길이가 900 mm 이며 helical pattern이 24개(helical rib의 수가 48개)인 lattice 구조물을 설계할 경우에 대하여 설계 변수 및 총 압축하중을 구해보면 다음과 같다.

lattice 구조물을 Carbon 섬유(T700)/Epoxy로 제작할 경우

$$\begin{aligned} E_h &= E_c = 100 \text{ Gpa}, \quad \bar{\sigma} = 700 \text{ Mpa}, \\ \rho_h &= \rho_c = 1450 \text{ kg/m}^3 \end{aligned}$$

이때 이로부터 $p_s = 3.13 \text{ Mpa}$ 이므로 $p \leq p_s$ 인 p 를 구한다 이 때 $p = 3.1 \text{ Mpa}$, 즉 최대 압축하중을 876500 N(89438 Kgf)라 하면 $h = 7.2 \text{ mm}$, $\bar{\delta}_h = 0.057$, $\bar{\delta}_c = 0.028$ 를 계산해 낼 수 있고 직경 600mm 인 helical rib의 수가 48개 인 Lattice 구조물을 제작 할 경우

$a_h = 69 \text{ mm}, a_c = 69 \text{ mm}$ 이므로

$\delta_h = 3.9 \text{ mm}, \delta_c = 1.9 \text{ mm}$ 이며 최대 압축 하중은 876500 N 인 Lattice 구조물을 설계할 수 있다. 실제 Lattice 구조물의 경우 압축 하중 및 굽힘 하중을 받으므로 본 연구논문에서 Lattice 구조물을 처음으로 설계, 해석 및 제작을 시도하였으므로 Lattice 구조물의 helical rib의 각도는 Eq. 22의 26.57° 와 유사한 각인 30° 로 하였고 rib의 두께 및 폭은 다음과 같이 $h = 10 \text{ mm}$, $\delta_h = 10 \text{ mm}, \delta_c = 10 \text{ mm}$ 로 하였다. 그리고 rib 위에 skin이 있는 Lattice 구조물을 설계, 해석 및 제작하기로 하였다. Skin은 탄소섬유(T-700) /에폭시로 설계 하였고 적층각 및 적층은 실린더 축에 대하여 $[90/\pm 30/90]$ 로 하였으며 한 ply의 두께는 0.3mm로 설계하여 Skin의 두께는 1.2mm로 하였다. 다음으로 원통형 Lattice 구조물의 제작 해석 및 시험에 대하여 기술하였다.

3. 원통형 Lattice 구조물 제작

원통형 Lattice 구조물의 제작 과정을 간단히 설명 하면 다음과 같다. helical rib 및 hoop rib을 제작하기 위한 금형으로는 Figure 4.의 실리콘 고무 금형을 사용하였다. helical rib 및 hoop rib을 위한 홈이 가공된 Figure 5.와 같은 금속 금형에 미가황 상태인 실리콘 고무를 삽입하고 온도를 가하면서 프레스로 압력을 가해 실리콘 고무 금형을 제작한다. 실리콘 고무 금형을 Figure 6.과 같이 금속 mandrel에 장착한 후 탄소(T-700)섬유를 에폭시에 함침시켜 필라멘트 와인딩 공법으로 제작하였다. 여기서 제작 장비는 4축 제어용 와인딩 장비를 사용하였다. 탄소 섬유를 에폭시에 함침시켜 필라멘트 와인딩 하여 제작한 후 오븐에서 경화 주기에 따라 경화한 후 금속 madre를 제거하고 Figure 7.과 같이 실리콘 고무 금형을 제거하면 Figure 8.과 같은 원통형 Lattice 구조물을 제작할 수 있다. 본 논문에서는 Lattice 구조물위에 Skin이 있는 구조물

을 연구 하였으므로 Skin을 실리콘 고무 금형위에서 helical 및 hoop rib을 와인딩하고 난 후 연속적으로 탄소 섬유를 와인딩하여 제작하였다. Skin을 제작하는 사진은 Figure 9.와 같다. 와인딩한 제품의 최종 형상은 Figure 10. 과 같았고 무게를 측정한 결과 14 Kgf 이었다.

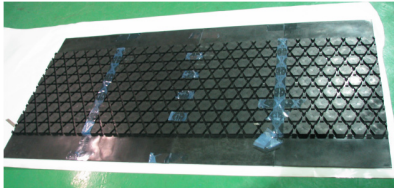


Fig. 4 Lattice 용 실리콘 고무 금형

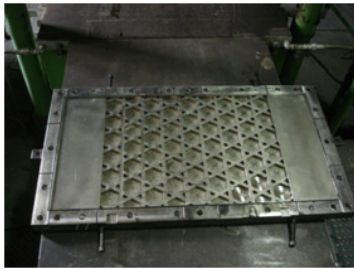


Fig. 5 실리콘 고무 금형 제작용 금속 금형



Fig. 6 실리콘 고무 금형을 금속 mandrel에 장착한 후 탄소 섬유를 필라멘트 와인딩 하는 장면

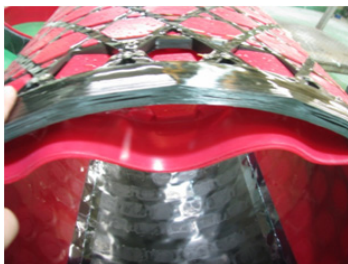


Fig. 7 실리콘 고무 금형을 제거 하는 장면

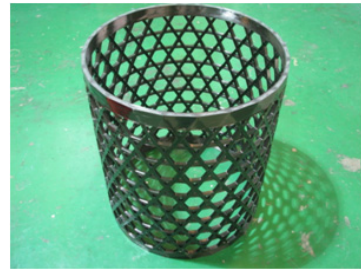


Fig. 8 원통형 Lattice 구조물 형상

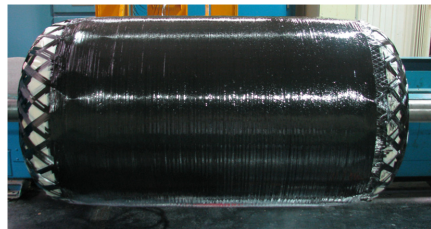


Fig. 9 Skin을 Lattice 구조물 위에 필라멘트 와인딩하는 장면

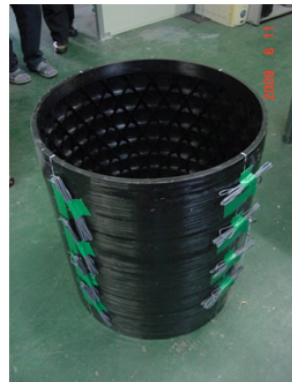


Fig. 10 Lattice 구조물위에 Skin을 입힌 장면

4. 원통형 Lattice 구조물에 대한 해석 및 시험

Lattice 구조물에 대한 해석을 위한 모델링은 Nx6로 하였으며 해석을 위한 프로그램은 Nastran을 이용하였다. 해석을 위해 helical rib 및 hoop rib은 beam 요소를 사용하였고 skin은 shell 요소를 적용한 Stiffened shell로 해석을 하였다. 해석을 위한 요소분할은 Figure 11.과 Figure 12.와 같이 하였다. 해석을 위한 재료의 물성치는 국방과학연구소에서 측정한 자료를 사

용하였다. 섬유방향의 인장강도 및 압축강도는 각각 2290 Mpa, 918 Mpa이며 섬유에 수직인 방향의 인장강도 및 압축강도는 각각 31.8 Mpa, 131.2 Mpa, 전단강도는 75.8 Mpa이며 섬유 방향의 인장강성은 134.6 Gpa, 섬유에 수직인 방향의 인장강성은 7.65 Gpa, 전단강성은 3.68 Gpa, 포아송 비는 0.298이다. 해석결과는 Figure 13.과 같다. Figure 13.에 제시한 결과는 Skin의 표면층에서의 섬유 방향을 나타낸 것으로 시험 결과와 대체로 일치함을 알 수 있었다.

시험은 Figure 14.와 같이 Instron에서 50Kgf 까지 하중을 가하면서 Figure 15.의 위치도에 부착한 Strain Gage로부터 변형율을 측정하였다. 측정 결과를 Figure 16. 과 Figure 17.에 제시하였다. Figure 16.에서와 같이 압축하중용 치구가 있는 곳에 가장 가까운 곳의 최대 축방향 변형율은 $-1750 \mu\epsilon$ 이 었고, 원주 방향의 최대 변형율은 $550 \mu\epsilon$ 이었다. 본 논문에서는 하중을 구조물이 파손될 때 까지 시험을 하지 못하였다. 향후는 구조물의 파손이 될 때 시험을 할려고 한다. 예측되는 파손하중은 약 80,000 Kgf 이상일 것으로 추정한다.

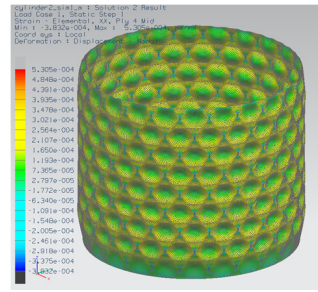


Fig. 13 하중 50 Kgf을 가했을 때의 Skin의 표면층의 섬유방향의 변형을 해석 결과



Fig. 14 압축 하중 50,000 Kgf을 가하면서 변형율 측정

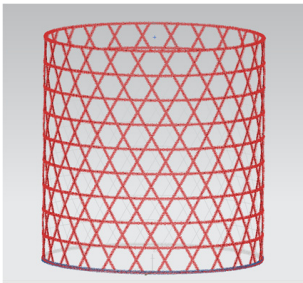


Fig. 11 Lattice 구조물의 rib의 해석을 위한 beam 요소

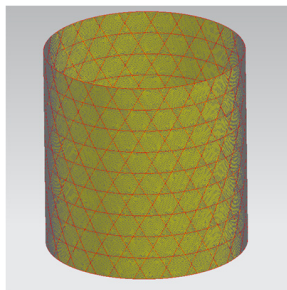


Fig. 12 Lattice 구조물의 유한 요소 해석을 위한 모델링

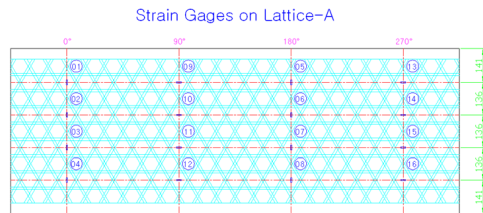


Fig. 15 변형율 측정을 위한 Strain Gage 부착위치

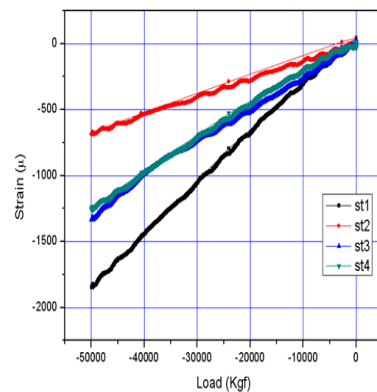


Fig. 16 50,000 Kgf 하중에서의 축방향 변형율

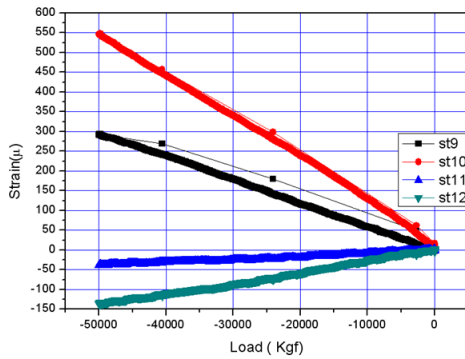


Fig 17. 50,000 Kgf 하중에서의 Hoop 방향 변형을

5. 결 론

현재 선진국에서는 항공기 구조물 및 위성 발사체 부품을 복합재 Lattice 구조물로 제작하여 경량화 하고 있으나 국내에서는 복합재 Lattice 구조를 적용한 예를 아직 보지 못하였다. 본 연구에서 복합재 lattice 구조물을 적용하여 구조물의 경량화를 이루기 위해 최적화 이론을 도입하고 설계 변수에 대하여 무게를 최적한 한 후에 실린더 형의 제품을 설계하고 실리콘 고무 금형으로 고무 금형을 제작한 후 필라멘트 와인딩 공법으로 제품을 제작하였는데 국과연에서 개발한 제작공법으로 lattice 구조물을 성공적으로 제작할 수 있었다. 설계한 제품에 대하여 유

한요소법을 적용하여 해석을 행하였으며 제작된 제품의 구조 신뢰성을 알기 위해 Instron에서 압축시험을 50,000 Kgf까지 행하였다. 압축시험결과 해석과 시험결과와는 대체로 잘 일치하였는데 아쉽게도 압축 파괴시험까지 시험을 진행하지는 못하였다. 다음 논문에서는 압축 파괴 시험과 해석 결과를 보다 자세히 서술하고자 한다.

참 고 문 헌

1. V.V.Vasiliev, A.F.Razin., "Anisogrid composite lattice sturctures for spacecraft and aircraft applications", Composite Structure 2006, pp.182-189
2. V.V.Vasiliev, V.A.barynin, A.F.Rasin., "Anisogrid lattice structures - survey of development and application," Composite Structures , 2001, pp.361-370
3. Steven M. Huybrechts, Troy E. Meink, Peter M. Wegner, Jeff M. Ganley., " Manufacturing theory for advanced grid stiffened structures" 2002 pp.155-161
4. V.V.Vasiliev "Mechanics of composite structures." Washington, DC: Taylor & Fancis.