



J. Korean Soc. Aeronaut. Space Sci. 47(10), 687-694(2019)

DOI:https://doi.org/10.5139/JKSAS.2019.47.10.687

ISSN 1225-1348(print), 2287-6871(online)

## 단면분할 원통형 복합재료 날개 보 설계 및 해석

김기훈<sup>1</sup>, 구교남<sup>2</sup>

### Design and Analysis of Section-divided Circular Composite Wing Spar

Ki-Hoon Kim<sup>1</sup> and Kyo-Nam Koo<sup>2</sup>

Department of Aerospace Engineering, University of Ulsan

#### ABSTRACT

A circular composite spar in the wing of ultra-light aircraft is subjected to both bending moment and transverse shear loads. However, the beam being used in the aircraft may be inefficient because the design would not take into account the characteristics of the circular tube that supports the bending moment in top and bottom arc parts and the transverse load in left and right ones. Therefore, it is necessary to efficiently fabricate the circular tube beam by properly selecting the stacking sequences or the laminated composite structure. In order to increase both bending and transverse shear strengths of the beams, in this study, a cross-section of circular tube is divided into four arcs: top, bottom, left and right ones. The commercial program, MSC/NASTRAN is used to calculate vertical displacement and the normal and shear strains with variation of parameters such as division angle of arc and fiber orientation. Based on the results, the effective parameters for the new circular composite beam are presented to increase its bending and shear strengths.

#### 초 록

초경량 항공기 구조의 날개 보로 사용되는 원통형 복합재료 날개 보의 굽힘 모멘트와 전단하중을 동시에 받고 있는 구조물이다. 하지만 기존의 일반 원통형 보의 상하부의 굽힘 모멘트, 좌우부의 전단하중을 지지하는 구조적 특성을 고려하지 못하므로 비효율적일 수 있다. 따라서 섬유각 또는 복합재료를 적절히 배열하여 효율적으로 구조물을 만드는 것이 필요하다. 본 연구에서는 원통형 복합재료 보의 굽힘강도와 전단강도의 증가를 위해 보의 단면을 상하좌우로 분할하여 적층순서를 달리함으로써 효율적인 하중지지가 가능하게 하였다. 상용 프로그램 MSC/NASTRAN을 이용한 구조해석을 통해 원호 분할각과 섬유각에 따른 수직변위, 수직변형률, 전단변형률 계산을 하였다. 계산 결과에 따르면 새롭게 제안된 원통형 보의 분할각과 섬유 방향각을 선택하여 구조 강도를 증가시킬 수 있음을 제시하였다.

**Key Words :** Composite Materials(복합재료), Circular Tube(원통형 튜브), Finite Element Method(유한요소법), Stress Analysis(응력 해석), Wing Spar(날개 스파)

† Received : August 19, 2019 Accepted : September 21, 2019

<sup>1</sup> Graduate Student, <sup>2</sup> Professor

<sup>2</sup> Corresponding author, E-mail: knkoo@ulsan.ac.kr, ORCID 0000-0002-9842-2468

## I. 서 론

복합재료(Composite Materials)는 기존의 금속재료보다 높은 비강도, 비강성 및 좋은 피로 특성을 가지고 있다. 또한 직교 이방성을 이용한 섬유 방향각 및 적층 수, 적층순서 등 설계자의 요구조건에 합당한 구조물을 제작 할 수 있는 장점이 있어 항공우주 구조, 자동차 부품, 선박, 스포츠 용품 등 다양한 분야에서 사용되고 있다. 복합재료를 주구조물에 사용한 여객기로 인정되는 보잉의 B787은 기체 부피의 80%, 중량의 50%가 복합재료로 제작되었다[1]. 참고문헌 [2]에서 인용한 Fig. 1과 같이 차세대 전투기 F-35의 기체중량 35%가 복합재료로 제작되었으며 미래의 항공기에는 여객기와 전투기의 구분 없이 복합재료 사용이 날로 증가하고 있다.

인간동력 항공기(Human Powered Aircraft: HPA) 또는 태양광 동력 항공기와 같은 초경량 항공기 날개에는 원통형 복합재료 보가 날개 스파(Spar)와 동체 구조물에 많이 사용되고 있다. 대표적인 해외 사례로 영국해협 횡단에 최초로 성공한 인간동력 항공기인 고사머 알바트로스(Gossamer Albatross)가 있다 [3]. 국내에서 원통형 복합재료 보를 사용한 경량 항공기의 대표적인 예로 항공우주연구원이 개발한 인간동력 항공기[4]와 고고도 장기체공 태양광 무인기(EAV-3)[5]를 들 수 있다.

원통형 복합재료 날개 스파에 관한 연구를 살펴보면, Shin 등[4]은 원통형 날개 스파의 복합재료 선정, 구조해석, 복합재료 보의 제작 방법 등을 포함하는 인간동력 항공기의 구조설계 과정을 제시하였다. 2012년 인간동력 항공기 시범 경진대회에 참여한 충남대 팀[6]의 원통형 복합재료 날개 스파는 일방향(Unidirectional: UD)과 직조(Fabric) 프리프레그(Prepreg)를 함께 사용한  $[0_2/45^F/0^F/45^F/0_4]$  적층원통으로 구성되어 있다. 본 논문에서 적층순서에서 상첨자가 없으면 일방향 프리프레그를 나타내고 상첨자 F는 직조 프리프레그를 나타낸다. 2014년 제2회 인간동력 항공기 경진대회에서 최고상을 수상한 울산대 팀[7]의 날개 스파에는  $[0_2/45^F/0^F/45^F/0_2]$  적층순서를 갖는 원통형 보가 사용되었다.

이전 연구들의 원통형 복합재료 스파에서 반경의 변화 즉 두께를 따라서 섬유각은 변하지만 원주 방향으로는 모두 일정한 섬유각을 갖게 된다. 즉 반경이 일정한 원통의 원주  $2\pi$ 를 따라 동일한 섬유각을 갖는 단층으로 제작된다. 그러나 원통형 날개 보의 상하부는 주로 굽힘 모멘트(Bending Moment)를 지지하고 좌우 측면부는 전단력(Shear Load)을 지지하는데 기존의 일반 원통형 복합재료 보는 이런 하중 지지 특성을 고려하지 못한다. 이와 관련하여 Shin

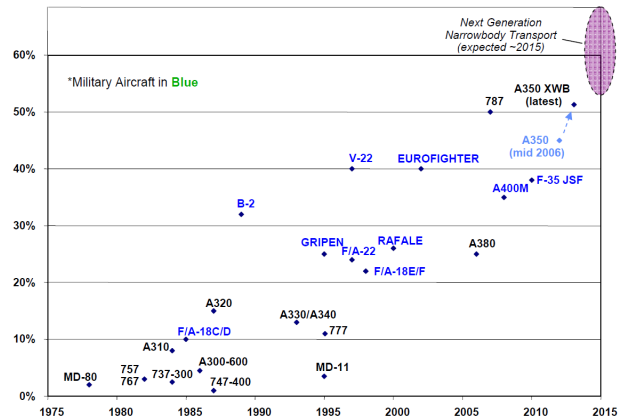


Fig. 1. The use of composite in modern civil(black) and military(blue) airframes [2]

등[8]은 장기체공 무인기의 원통형 날개 스파가 굽힘 모멘트에 충분한 강도를 갖을 수 있도록 보 상하부의 바깥 원주를 섬유각이  $0^\circ$ 만으로 이루어진 복합재료 캡(Cap)을 부착하여 보강하였다. 하지만 구조시험 중 목표하중인 400% 제한하중보다 훨씬 낮은 150% 제한하중에서 층간분리가 발생하여 파손되었다. 이는 원통형 보와 보강 캡의 겹면을 감싸지 않아 파손이 발생한 것으로 분석된다.

일반적으로 날개 스파의 단면은 I-형 보로 제작되며 수직응력을 감당하는 플랜지에는 섬유각이  $0^\circ$  층을, 전단응력을 지지하는 웹에는 섬유각이  $45^\circ$  층을 주로 적층하여 중량을 최소화 한다. 그러나 초경량 항공기에 사용되는 원통형 복합재료 보의 플랜지와 웹이 명백히 구분이 안 되므로 일정 반경을 갖는 원주를 따라 동일한 섬유각을 갖는 단층으로 구성된 적층구조를 갖는 것이 일반적이다. 이 구조는 굽힘 모멘트와 전단하중을 보다 효율적으로 지지할 수 있는 구조설계를 암시한다.

본 연구에서는 중량증가 없이 날개 하중을 효율적으로 지지하는 새로운 단면분할 원통형 복합재료 보를 제시한다. 원통형 보의 단면의 원주를 4개로 분할하여 상하부는 굽힘 모멘트를 효율적으로 지지하도록  $0^\circ$  단층으로 보강하고, 측면부는 전단하중을 효율적으로 지지하는  $45^\circ$  단층을 보강하는 적층순서를 선택할 수 있도록 하였다. 구조해석의 대상 날개는 항공우주연구원이 주관한 인간동력 항공기대회에 참가한 울산대학교 인간동력기의 제원을 갖는다. 구조해석에는 상용 프로그램인 MSC/NASTRAN을 이용하였으며 적층순서, 섬유각과 단면분할 측면각의 변화에 따른 원통형 스파의 수직변위와 변형률을 계산하였다. 계산 결과에 따르면 본 연구에서 새롭게 제안한 단면분할 원통형 복합재료 스파는 중량증가 없이 기존의 원통형 스파보다 효율적으로 하중을 지지할 수 있음을 제시하였다.

## II. 본 론

### 2.1 원통 단면의 응력분포

Figure 2와 같이 폐단면 원통에 전단력  $P$ 가 작용할 때 전단흐름  $q_s$ 는 기본 전단흐름(Basic Shear Flow)  $q_b$ 와 미지 전단흐름(Unknown Shear Flow)  $q_{s,0}$ 의 합으로 표현된다.

$$q_s = q_b + q_{s,0} \quad (1)$$

곡선좌표  $s$ 의 시작점을 개단면(Open Section)의 절개부(Cut)로 잡아  $q_b$ 를 계산하면 다음과 같다.

$$q_b = -\frac{P}{I_{yy}} \int_0^s tz ds = \frac{P}{\pi r} \sin\phi \quad (2)$$

미지 전단흐름  $q_{s,0}$ 은 식 (2)의  $q_b$ 를 이용하여 점  $O$ 에 대한 모멘트 평형식으로부터 구할 수 있으며 이 경우에는 영이 된다.

$$\oint r q_b ds + 2A q_{s,0} = 0; \quad q_{s,0} = 0 \quad (3)$$

위 식의 결과들을 이용하여 일정 두께를 갖는 전단응력 분포를 계산하면 다음과 같다.

$$\tau_{xs} = q_b/t \equiv \frac{P}{\pi r t} \sin\phi \quad (4)$$

한편 원통 단면에 작용하는 굽힘 모멘트가  $M$ 일 때 수직응력은 다음과 같다.

$$\sigma_x = -\frac{Mz}{I_{yy}} = \frac{M}{\pi r^2 t} \cos\phi \quad (5)$$

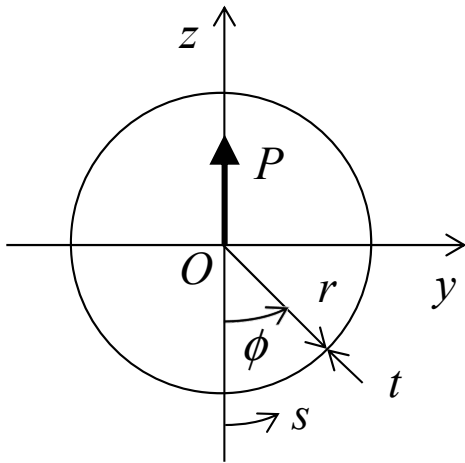


Fig. 2. Circular cross-section supporting shear load

식 (4)와 식 (5)에서 알 수 있듯이 원통 단면에 작용하는 전단응력  $\tau_{xs}$ 는 측면부에서, 수직응력  $\sigma_{xx}$ 는 상하부에서 최대가 되므로 이 두 부분의 적층순서를 적절히 다르게 선택하면 하중지지를 효과적으로 할 수 있다.

임의의 섬유각을 갖는 단층의 응력-변형률 관계식은 다음과 같이 표현된다[9].

$$\begin{Bmatrix} \sigma_x \\ \sigma_y \\ \tau_{xy} \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} \bar{Q}_{11} & \bar{Q}_{12} & \bar{Q}_{16} \\ \bar{Q}_{12} & \bar{Q}_{22} & \bar{Q}_{26} \\ \bar{Q}_{16} & \bar{Q}_{26} & \bar{Q}_{66} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \varepsilon_x \\ \varepsilon_y \\ \gamma_{xy} \end{Bmatrix} \quad (6)$$

여기서  $\bar{Q}_{ij}$ 는 변환 감소 강성행렬(Transformed Reduced Stiffness Matrix)을 나타낸다.

Figure 3과 같이 정의된 원통형 복합재료 보의 굽힘 특성과 전단 특성은 면내하중-변형률 관계에 따라 변화한다. 식 (6)을 두께방향으로 적분하면 대칭적층판의 면내하중-변형률 관계식을 얻을 수 있다.

$$\begin{Bmatrix} N_x \\ N_y \\ N_{xy} \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} A_{11} & A_{12} & A_{16} \\ A_{12} & A_{22} & A_{26} \\ A_{16} & A_{26} & A_{66} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \varepsilon_x \\ \varepsilon_y \\ \gamma_{xy} \end{Bmatrix} \quad (7)$$

식 (7)에서  $A_{ij}$ 는 인장강성(Extensional Stiffness)으로 다음과 같이 정의된다.

$$A_{ij} = \sum_{k=1}^n (\bar{Q}_{ij})_k (z_k - z_{k-1}) \quad (8)$$

원통형 보의 굽힘강성은  $A_{11}$ 과 전단강성은  $A_{66}$ 의 크기에 비례한다. 일정한 직경을 갖는 원통형 복합재료 보의 굽힘강성이 크기 위해서는  $A_{11}$ 이 증가해야 하고, 전단강성이 크기 위해서는  $A_{66}$  값이 커야 한다. 그러나  $A_{11}$ 은  $0^\circ$ 에서  $A_{66}$ 는  $45^\circ$ 에서 최대값을 가지므로 동시에 두 값이 최대값을 가질 수 없다.

따라서, 복합재료 원통 보의 상하부는 굽힘강성이 큰 적층순서를 갖고 측면부는 전단강성이 큰 적층순

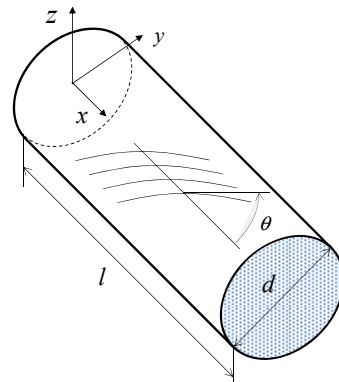


Fig. 3. Definition of circular composite tube

서를 갖도록 새로운 형태의 복합재료 원통 보를 설계한다. 원통 단면의 원호를 측면각  $\phi_p$ 로 4개로 나누어 상하부와 측면부로 분할한다. 분할된 상하부의  $A_{11}$ 을 크게 하여 굽힘강성과 강도를 증가시키고, 측면부의  $A_{66}$ 를 크게 하여 전단강성과 강도를 증가시키는 적층순서를 선택하면 보다 경량의 구조를 만들 수 있다.

## 2.2 하중

인간동력 항공기의 양력을 타원형 분포로 가정하면 날개뿌리에서 하중강도(Load Intensity)는 다음과 같다.

$$l_0 = \frac{2L}{\pi b} \quad (\text{N/m}) \quad (9)$$

여기서  $L$ 은 전체 양력이고,  $b$ 은 날개 길이(Span)이다.

한쪽 날개에 분포하는 양력을 반타원(Semi-ellipse)의 도심에 작용하는 등가 집중하중으로 대체할 수 있으므로 집중하중의 작용점의 좌표는 다음과 같다.

$$\bar{x} = \frac{4}{3\pi} \left( \frac{b}{2} \right) \quad (10)$$

인간동력 항공기의 날개 길이(Span)  $b = 24\text{m}$ 이므로 식 (10)에 의해 계산된 하중 도심은  $\bar{x} = 5.09\text{m}$ 이나 모델링에서는  $\bar{x} = 5.0\text{m}$ 로 단순화 되었다.

## 2.3 모델링

상용 프로그램인 MSC/NASTRAN을 이용하여 원통형 복합재료 보의 구조해석을 수행하였다. 계산시간을 줄이고 효율적인 해석을 위해 수직응력이 최대인 날개뿌리 근방의 원통만을 선택하여  $l = 1\text{m}$ ,  $d = 0.1\text{m}$ 로 하였다. 원통형 복합재료 보의 유한요소 모델링에는 SHELL(QUAD4) 요소를 사용하여 Fig. 4와 같이 길이 방향으로 50개, 원주 방향으로 36개로 분할하였다.

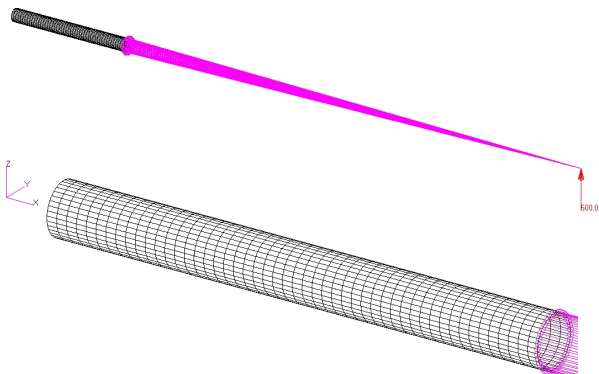


Fig. 4. Finite element model and load

날개 뿌리를 고정지지로 간주하여 원주를 따라 6 자유도 모두 구속하였다. 보의 길이( $l = 1\text{m}$ )가 집중하중의 작용점( $\bar{x} = 5.0\text{m}$ )보다 짧으므로 하중이 탄성 구조물에 전달되고 단면 모양에 국부적 변형이 발생하지 않도록 해야 한다. 이를 위해 원통 끝단 절점들과 하중작용 점을 강체요소 RBE2를 사용하여 다점구속(Multi-Point Constraint: MPC) 조건을 부여하였다. 인간동력 항공기가 등속수평 시 최대 하중이 1,000 N으로 제한되므로 하중 작용점  $\bar{x} = 5.0\text{m}$ 에 집중하중 500N을 가하여 날개 뿌리에서 전단력과 굽힘 모멘트가 타원형 분포하중에 의한 것과 동일하도록 하였다.

## 2.4 계산결과 및 검토

### 2.4.1 섬유각에 따른 일반 원통 보의 거동

본 연구에서 사용된 복합재료의 물성치는 인간동력 항공기 대회의 기체에 사용된 값들로 Table 1에 제시되었다. 단, 참고문헌 [4]에 제시된 일방향 프리프레그의 두께는 0.255mm이지만, 단층 제거(Ply Drop-off)를 통해 다양한 적층순서와 중량감소가 가능하도록 0.255mm 대신 0.125mm를 사용하였다. 복합재료 적층판은 단층의 섬유각에 따라 응력이 변하여 단층마다 강도를 평가하는 번거로움이 있어 본 연구에서는 변형률 강도를 사용하여 단순화 한다.

섬유각 변화에 따른 원통형 보의 구조 거동을 살펴보기 위해 적층순서  $[\theta_s]$ 와  $[(+\theta/-\theta)_4]$ 를 갖는 전통적인 일반 원통형 보의 구조해석을 수행하여 Figs. 5~7에 결과를 제시하였다. 섬유각  $\theta$ 는 Fig. 3과 같이 원통의 종축을 기준으로 정의된다. 복합재료 원통의 섬유각에 따른 구조 특성을 파악하기 위한 해석이므로 각각의 최대값으로 무차원화 하였다.

Table 1. Properties of composite materials [4]

Property	UD prepreg	Fabric prepreg
$E_1$	131 GPa	65.4 GPa
$E_2$	8.2 GPa	65.4 GPa
$G_{12}$	4.5 GPa	3.59 GPa
$\nu_{12}$	0.281	0.058
$X_T$	12,210 $\mu\epsilon$	117,30 $\mu\epsilon$
$Y_T$	5,950 $\mu\epsilon$	117,30 $\mu\epsilon$
$S_{12}$	12,440 $\mu\epsilon$	14,050 $\mu\epsilon$
$t$	0.125 mm	0.23 mm

Figure 5에는 섬유각에 따른 원통 끝단( $x = 1m$ )에서의 무차원화 된 수직변위  $\bar{w}$ 를 나타내었다. 단일 적층순서  $[\theta_8]$ 과 균형(Balanced) 적층순서  $[(+\theta/-\theta)_4]$  순서를 갖는 보는 모든 섬유각에서 같은 수직변위 값을 갖는다. 이는 두 경우의 적층 보들의  $x$ -방향 신장강성  $A_{11}$  값이 동일하기 때문이다. 또한 섬유각에 따른 수직변위의 변화는  $x$ -방향 인장강성의 역수  $A_{11}^{-1}$ 의 변화와 유사한 경향을 갖고 있음을 확인할 수 있다. 섬유각의 변화에 따른 수직변형률의 변화가 Fig. 6에 제시되었다. 섬유각이  $0^\circ$ 와  $90^\circ$ 일 때를 제외 하곤  $[\theta_8]$ 과  $[(+\theta/-\theta)_4]$  원통 보의 변형률이 섬유각에 따라 차이가 나고 있다. 이는  $[(+\theta/-\theta)_4]$ 인 원통의 수직응력과 전단응력의 연성 항인  $A_{16}$ 와  $A_{26}$ 가 영인 반면에  $[\theta_8]$ 인 원통은 그렇지 않기 때문이다. 전단변형률은 Fig. 7에서처럼 섬유각이  $45^\circ$  부근에서 가장 작게 나타나고 있으며  $[(+\theta/-\theta)_4]$ 인 원통의 경

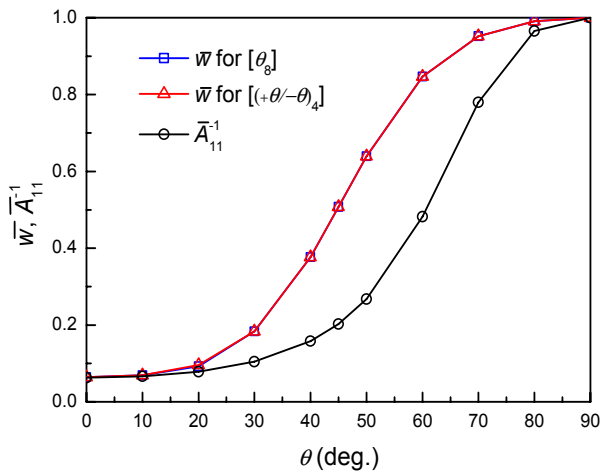


Fig. 5. Normalized max. deflection  $w$  of  $[\theta_8]$  and  $[(+\theta/-\theta)_4]$  tubes

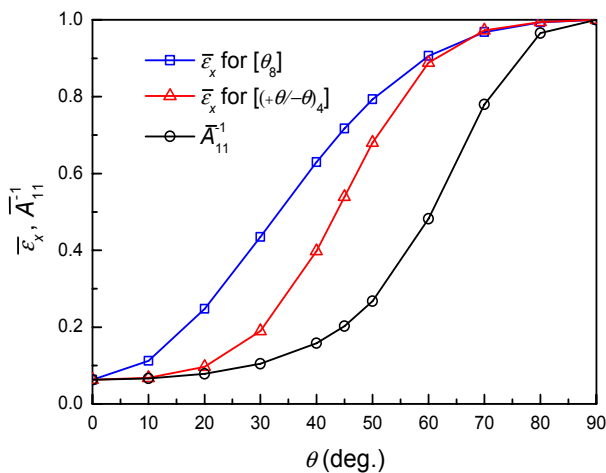


Fig. 6. Normalized max. normal strain  $\bar{\epsilon}_x$  of  $[\theta_8]$  and  $[(+\theta/-\theta)_4]$  tubes

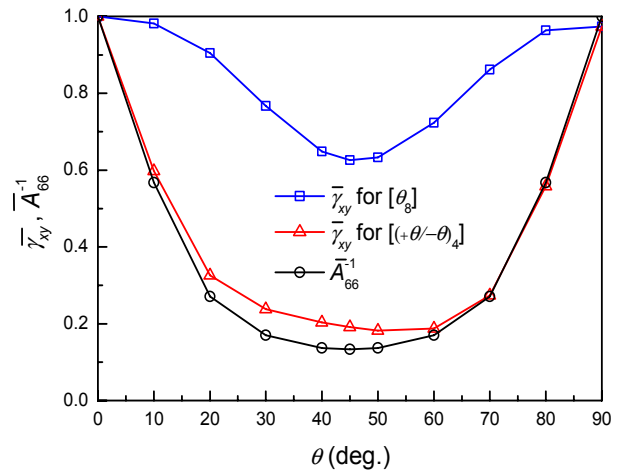


Fig. 7. Normalized max. shear strain  $\bar{\gamma}_{xy}$  of  $[\theta_8]$  and  $[(+\theta/-\theta)_4]$  tubes

우  $A_{66}^{-1}$ 와 매우 유사한 경향을 보이고 있다. 따라서 앞서 언급한 바와 같이 굽힘하중에 의한 수직변위와 인장강도 설계는  $A_{11}$ 을, 전단하중에 의한 전단강도 설계는  $A_{66}$ 를 최대화하는 것이 효과적이다.

### 2.4.2 단면분할 원통 스파

횡하중을 받는 원통 보의 앞에서 얻은 결과로부터 굽힘응력에 대해서는  $0^\circ$  단층을 상하부에,  $45^\circ$  단층을 측면부에 배치하는 것이 효율적이다. 따라서 가장 이상적인 적층순서는 Fig. 8과 같이 단면을 4개로 나누어 측면부의 섬유각을  $45^\circ$ 로 하고 상하부의 섬유각을  $0^\circ$ 로 하는 것이다. 그러나 단면을 나누어 적층순서를 다르게 할 경우에도 측면부 원호길이 별로 섬유각의 영향을 조사할 필요가 있다.

Figure 8과 같이 단면을 4개로 나누어 상하부는  $[0_8]$ 의 적층순서를 갖고 측면부는  $[(+\theta/-\theta)_4]$ 의 적층순서를 갖는 원통 보에 대해 섬유각과 측면부의 원

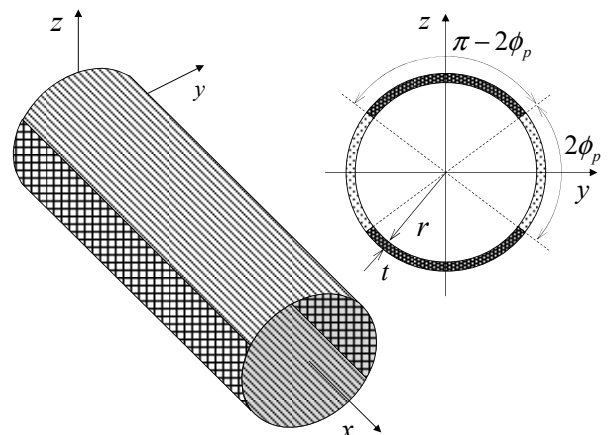


Fig. 8. New design concept for circular composite beam

호길이에 따른 구조특성을 파악하였다. 측면부의 원호각은 단면 좌우 각각  $2\phi_p$ 가 되고 상하부의 원호각은 각각  $\pi - 2\phi_p$ 가 되도록 하였다. 여기서  $\phi_p$ 는 측면각으로 정의된다.

측면각  $\phi_p$  별로 섬유각  $\theta$ 의 변화에 따른 원통 끝단에서의 수직변위  $w$ 를 Fig. 9에 나타내었다.  $\phi_p = 0^\circ$ 인 경우는 원통 보 전체가  $[(+\theta/-\theta)_4]$ 인 적층순서를 갖게 되어 앞 절에서 다룬 일반 원통 보에 해당한다.  $\phi_p = 5^\circ$ 인 원통보는 모든 섬유각에서 수직변위가  $[0_8]$  원통 보의 수직변위보다 작게 나타나고 있다.  $\phi_p = 15, 25, 35$ 인 경우에도 특정 섬유각 범위에서 수직변위가  $[0_8]$  원통 보의 수직변위보다 작은 값을 보인다. 특히  $\phi_p = 15^\circ$ 이고  $\theta = 20^\circ$ 인 경우에 수직변위가 가장 작은 값을 나타낸다. Fig. 10에 제시된 최대

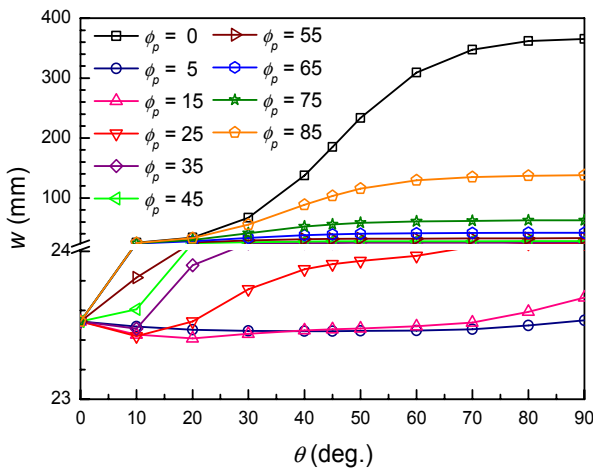


Fig. 9. Max. vertical deflection  $w$  of tube with  $[0_8]$  in top and bottom and  $[(+\theta/-\theta)_4]$  in sides

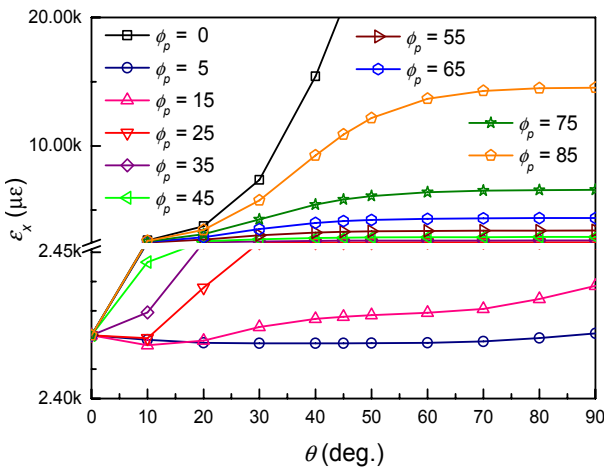


Fig. 10. Max. normal strain  $\epsilon_x$  of tube with  $[0_8]$  in top and bottom and  $[(+\theta/-\theta)_4]$  in sides

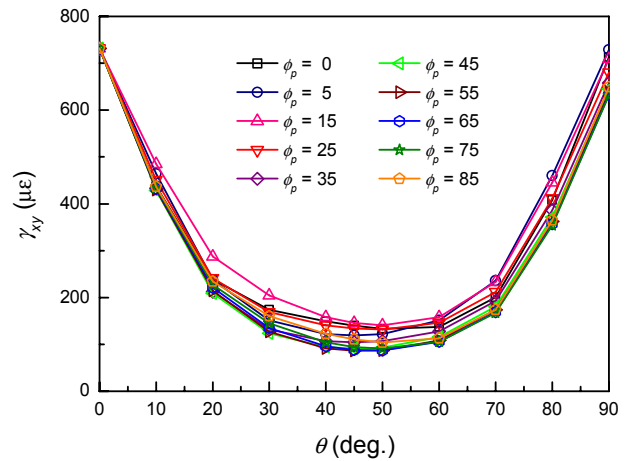


Fig. 11. Max. shear strain  $\gamma_{xy}$  of tube with  $[0_8]$  in top and bottom and  $[(+\theta/-\theta)_4]$  in sides

값은 보의 고정부 하단면에서 수직변형률의 최대값  $\epsilon_x$ 을 살펴보면 수직변위와 유사한 경향을 보이고 있다. 그러나  $[0_8]$  원통 보의 수직변형률보다 작은 값을 갖는 측면각과 섬유각의 범위는 다소 줄어들을 관찰할 수 있다. 또한 최소 변형률은  $\phi_p = 15^\circ$ 이고  $\theta = 10^\circ$ 일 때 나타나고 있다. 마지막으로 전단변형률의 최대값들이 Fig. 11에 제시되었는데 특정 섬유각에서 측면각의 변화가 전단변형률의 최대값에 미치는 영향은 크지 않은 것으로 나타나고 있다. 모든 섬유각에서 전단변형률의 최대치는  $\phi_p = 15^\circ$ 인 경우에 나타나고 있음을 볼 수 있다. 섬유각에 대해 전체적으로  $\phi_p = 55^\circ$ 일 때 전단변형률의 최대값이 가장 작게 나타나고 있음도 관찰할 수 있다. 예상할 수 있는 바와 같이 섬유각이  $45^\circ$  근처에서 모든 측면각에 대해 전단변형률이 가장 작은 값을 갖고 있음도 확인할 수 있다.

#### 2.4.3 인간 동력기(HPA) 스파 적용

인간동력 항공기에 사용된 적층순서  $[0_4/45^F/0^F]_S$ 를 기준으로 하여 원통 단면을 4개로 나누어 Table 2와 같은 적층순서를 갖는 날개 스파의 구조특성을 파악하였다. 적층순서에서 상첨자  $F$ 는 직조 단층(Fabric Ply)을 의미하고 마지막 섬유각의 밑줄은 중앙대칭 단층을 나타낸다. Table 2에서 알 수 있듯이 스파 A, B, C는 상하부의  $0^\circ$  층 2장에 해당하는 단층을 측면부에  $+45/-45^\circ$  층으로 대치하여 전단변형에 강하도록 설계되었다.

스파별로 측면각의 변화에 따른 끝단 수직변위  $w$ 를 Fig. 12에 비교하였다.  $0^\circ$  층이 많이 보강된 B 스파의 수직변위가 측면각 전 영역에서 가장 작게 나타나고 있다. 가장 두께가 얇은 C 스파는 측면각  $\phi_p = 0\sim 35^\circ$ 까지 HPA 스파의 수직변위보다 작게 나타나고

Table 2. Stacking sequence of composite tubes for HPA spar

Spar	Stacking sequence		Thickness
HPA	$[0_4/45^F/0^F]_S$		1.61mm
A	top/bottom	$[0^F/0_2/0_2/45^F]_S$	1.61mm
	sides	$[0^F/0_2/\pm 45/45^F]_S$	
B	top/bottom	$[0^F/0_2/0_2/0]_S$	1.585mm
	sides	$[0^F/0_2/\pm 45/0]_S$	
C	top/bottom	$[0^F/0_2/0_2]_S$	1.46mm
	sides	$[0^F/0_2/\pm 45]_S$	

있다. 측면각에 따른 수직변형률  $\epsilon_x$ 의 변화는 Fig. 13에 도시되어 있다. 섬유각에 따른 수직변형률의 변화는 수직변위와 유사한 경향을 나타내고 있으며 모든 스파가 측면각 전 영역에서 Table 1에 제시된 인장강도보다 매우 낮은 변형률 수준을 보이고 있다. 전단변형률은 Fig. 14와 같이 측면각  $\phi_p = 0^\circ$ 인 경우를 제외하고 측면각의 크기에 따라 변화가 작게 나타나고 있다. A, B, C 스파의 전단변형률은  $\phi_p = 15^\circ$ 에서 B와 C 스파의 전단변형률이 기준이 되는 HPA 스파의 전단변형률보다 약 15% 크게 나타나고 있지만 그 이외에는 작은 전단변형률을 보이고 있다. 따라서 제시된 A, B, C 스파의 측면각 5~35° 범위에서 선택한다면 강도를 높이거나 무게를 감소시킬 수 있는 효율이 높은 구조설계를 이룰 수 있게 된다.

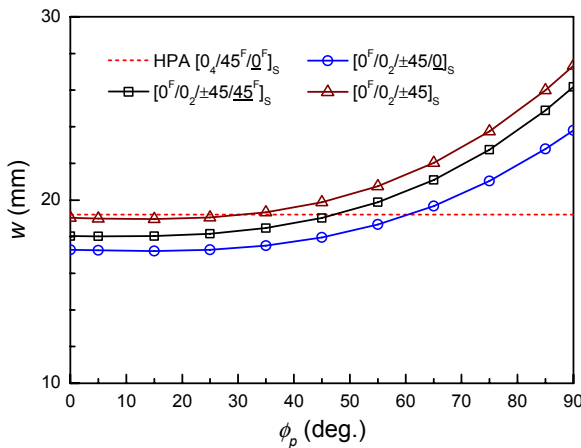


Fig. 12. Max. vertical deflection  $w$  of new composite tubes for HPA

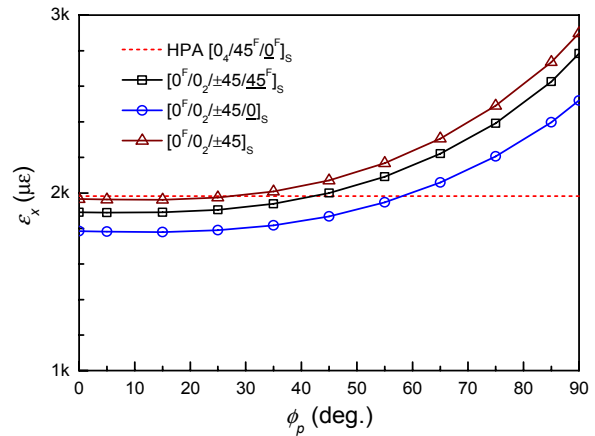


Fig. 13. Max. normal strain  $\epsilon_x$  of new composite tubes for HPA

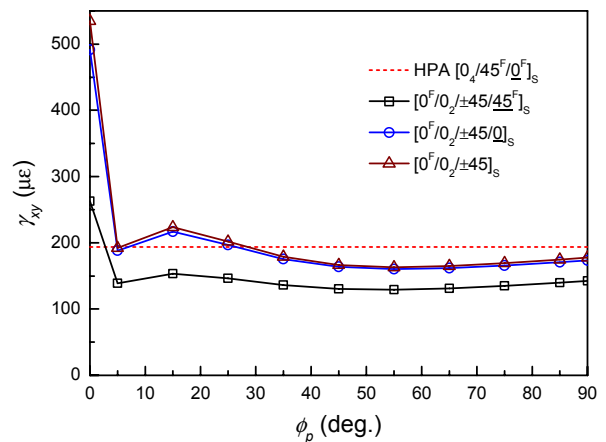


Fig. 14. Max. shear strain  $\gamma_{xy}$  of new composite tubes for HPA

### III. 결 론

본 연구에서는 초경량 항공기에 많이 사용되는 원통형 복합재료 보의 구조적 효율성을 높이기 위한 새로운 형태의 설계를 제시하였다. 원통형 보의 단면을 상하좌우로 4분하여 상하부는 굽힘강성을 증가시키고 좌우부는 전단강성 증가시켜 일반적인 I형 보 스파의 플랜지와 웹 설계에서 활용되는 방법을 적용하였다. 새로운 원통형 복합재료 보의 구조해석에는 MSC/NASTRAN을 이용하였으며 섬유각의 변화와 측면각의 변화에 따른 수직변위, 굽힘에 의한 수직변형률, 전단변형률 등을 계산하여 구조 거동을 분석하였다.

구조해석 결과에 따르면 예상한 대로 원통형 보의 상하부에는 0° 섬유각이 효율적이며, 좌우 측면부에는 45° 섬유각이 효율적인 것으로 나타났다. 특히 전단강도는 충분한 안전여유를 갖은 결과를 토대로 좌우 측면부 원호의 각도가 5~30°인 범위에서 구조적

효율성이 매우 높음을 확인할 수 있었다. 결론적으로 본 연구에서 새롭게 제안한 단면분할 원통형 복합재료 스파는 기존에 통용되는 일반 원통형 복합재료 스파보다 매우 효율적으로 하중을 지지할 수 있다.

## References

- 1) Hale, J., "Boeing 787 from the Ground Up," *The Boeing Company Aero Quarterly*, Issue 24, Quarter 04, 2006, pp. 17~23.
- 2) Tomblin, J., "Overview of Composite Material Trends in Aviation Manufacturing," *National Institute for Aviation Research*, Wichita State University, 2006.
- 3) Schoeberl, E., "From Sunrise to Solar-Impulse 34 Years of Solar Powered Flight," *Technical Soaring*, Vol. 32, No. 4, 2008, pp. 115~121.
- 4) Shin, J. W., *et al.*, "Structural Development for Human Powered Aircraft," *Journal of the Korean Society for Aviation and Aeronautics*, Vol. 21, No. 1, 2013, pp. 62~67.
- 5) Hwang, S. J., Kim, S. G., and Lee, Y. G., "Developing High Altitude Long Endurance Solar-powered Unmanned Aerial Vehicle," *Journal of Aerospace System Engineering*, Vol. 10, No. 1, 2016, pp. 59~65.
- 6) Nam, H. W., *et al.*, "Design and Manufacturing of Human Powered Aircraft," *Capstone Project Report*, University of Ulsan, 2013, pp. 5~7.
- 7) Lee, C. R., *et al.*, "HPA Structure Design and Power Measurement," *Aerospace Engineering and Technology*, Vol. 12, No. 2, 2013, pp. 209~220.
- 8) Shin, J. W., Park, S. W., Lee, M. H., and Kim, T. U., "Light Wing Spar Design for High Altitude Long Endurance UAV," *Journal of the Korean Society for Aviation and Aeronautics*, Vol. 22, No. 2, 2014, pp. 27~33.
- 9) Daniel, I. M., and Ishai, O., *Engineering Mechanics of Composite Materials*, Oxford University Press, 1994, pp. 57~79.