

Original Article

<https://doi.org/10.12985/ksaa.2019.27.1.051>
ISSN 1225-9705(print) ISSN 2466-1791(online)

보강된 복합재 원형 스파의 비틀림 거동

김성준*, 이동건*

Torsional response of stiffened circular composite spar

Sung Joon Kim*, Donggeon Lee**

ABSTRACT

To reduce the structural weight, thin-walled circular composite tube has been used as a main spar of high altitude-long endurance unmanned air vehicle(HALE UAV). Predicting the torsional response of stiffened circular spar is complex due to the inhomogeneous nature of section properties, which are dependent on fiber architecture and constituent material properties. The stiffener were placed in the top and bottom sectors of a tube to increase the torsional capabilities such as the rigidity and buckling strength. Numerical simulations were performed to estimate the effect of the stiffener on the torsional capacities. A static experimental test was performed on a stiffened tube, and the test results were compared with a numerical model. The numerical models showed good correlation and demonstrated the ability to predict the torsional capacity. Results presented herein will exhibit the effectiveness of stiffener on torsional strength and stiffness.

Key Words : HALE UAV(고고도 장기체공 무인기), Composite spar(복합재 스파), Torsional response(비틀림 거동), Buckling strength(비틀림 강도), Torsional test(비틀림 시험)

1. 서 론

고고도 장기체공 무인기는 통신 중계, 원격 탐사 등에 활용될 수 있어 최근 활발한 연구가 진행 되고 있다[1~2]. 한국항공우주연구원에서는 태양전지를 적용한 고고도 장기 체공무인기를 개발하고 있다. Fig. 1은 개발에 적용한 장기체공 무인기의 날개 구조이다. 날개 구조물은 2개의 원형 스파(spar)로 구성된다. 전방 스파는

날개에 작용하는 전단/굽힘/비틀림 하중의 대부분을 담당하고, 후방 스파는 조종면 및 리브(rib) 구조물지지 등의 보조적인 역할을 한다. 고고도 장기체공 무인기는 날개의 스킨을 마일러(mylar)를 적용하는 경우가 많다[3]. 이 경우 스킨이 날개의 비틀림 하중을 담당하지 않으므로 스파가 모든 하중을 담당하게 된다. 설계 시 전방 스파의 비틀림 강성도가 후방 스파에 비하여 매우 크게 되므로 날개에 작용하는 거의 모든 비틀림 하중을 담당하게 된다. Fig. 2는 제작된 날개의 일부이다. 본 논문에서는 Fig. 3과 같이 원형 스파의 비틀림 강성도 및 강도를 증가시키기 위하여 보강재의 역할을 하는 스파 캡(cap)을 적용하였다. 캡은 원형 스파의 상부와 하부에

Received : 07. Mar. 2019. Revised : 20. Mar. 2019.
Accepted : 27. Mar. 2019

* 한국항공우주연구원 책임연구원

연락처 E-mail : yaelin@kari.re.kr

연락처 주소 : 대전광역시 유성구 과학로 169-84

위치시켰다. 원형 스파에 스파 캡이 적용되는 경우 굽힘 강도와 강성은 효과적으로 증가한다 [4]. 본 연구에서는 장기체공 무인기의 에너지 효율을 높이기 위한 경량설계를 목적으로 원형 스파의 보강방안을 검토하였다. 보강된 원형 스파의 비틀림 특성을 시험과 해석을 통하여 검증하고 설계에 적용하려한다.

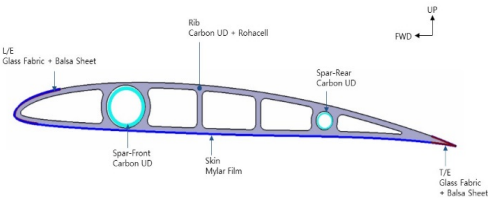


Fig 1. Typical wing cross section

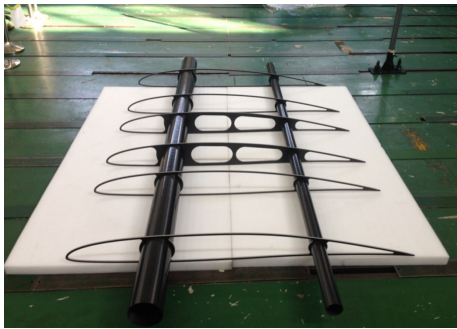


Fig 2. Wing structure

II. 본 론

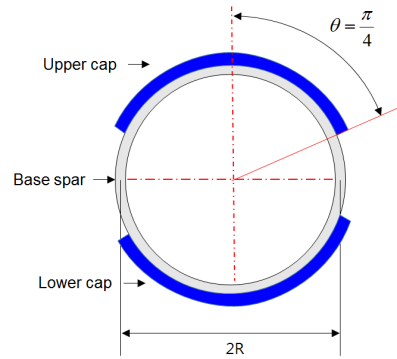
2.1 비틀림 시험

Fig. 4와 같이 비틀림 시험기를 이용하여 시험을 수행하였다. 비틀림 시험은 파손이 발생할 때까지 수행하고 비틀림 각도와 하중을 센서를 이용하여 측정하였다. 비틀림 강성도, 각도 및 하중 사이의 관계식은 식(1)로부터 구해진다[5].

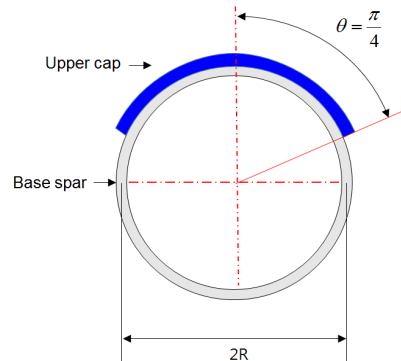
$$\frac{T}{J} = \frac{G\theta}{L} \quad (1)$$

여기서 T는 비틀림 하중, L은 스파의 길이 그리고 θ 는 비틀림 각도이다. 원형 스파는 오토크레이

브(autoclave) 공정을 이용하여 제작되었다. 제작에 사용된 재료는 H3055 CFRP 프리프레그이다. 각 시편의 크기와 적층 패턴은 Fig. 5와 Table 1에 정리되었다. Fig. 6은 제작된 시편의 일부이다.



(a) Symmetrical cap



(b) Unsymmetrical cap

Fig 3. Schematic diagram of a circular spar with cap

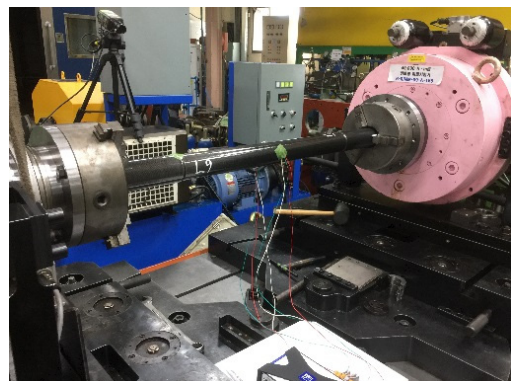


Fig 4. Setup in torsion test

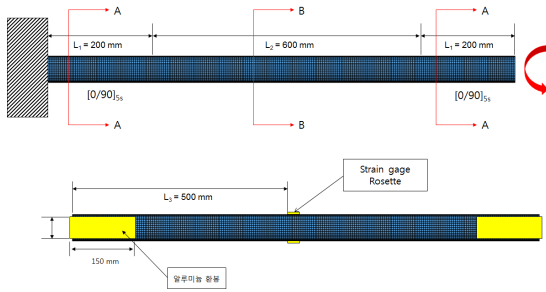


Fig 5. Dimension of test specimen

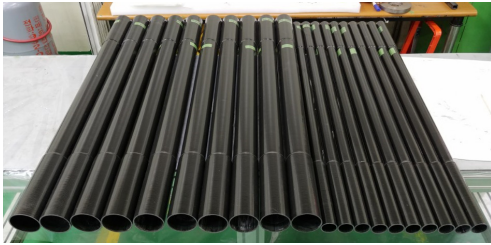


Fig 6. Test specimens

Table 1. Summary of layup and dimension of specimen

Case	Dia (mm)	Base Layup	Cap Layup	Type
M30-1	30.0	[0/90/0]	-	-
M30-2	30.0	[0/90/0]	[0 ₂]	Sym.
M30-3	30.0	[0/90/0]	[0 ₂]	Unsym.
M30-4	30.0	[0/90/0]	[0 ₄]	Sym.
M30-5	30.0	[0/90/0]	[0 ₄]	Unsym.

Figs. 7~11은 Table 1의 시편에 대한 실험결과이다. 스파 캡이 비틀림 강도를 증가시키는 것을 알 수 있다.

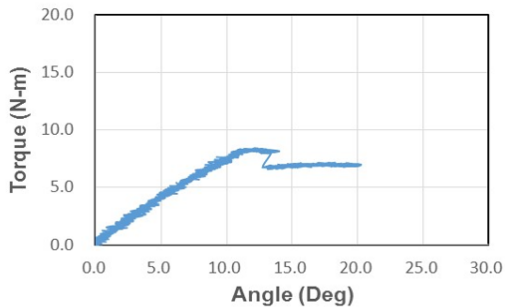


Fig 7. Torsional response for M30-1

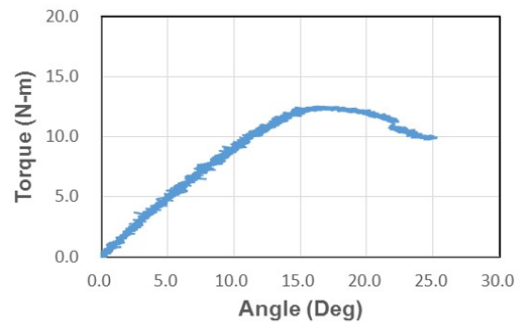


Fig 8. Torsional response for M30-2

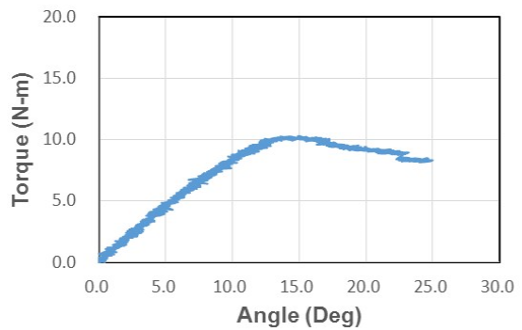


Fig 9. Torsional response for M30-3

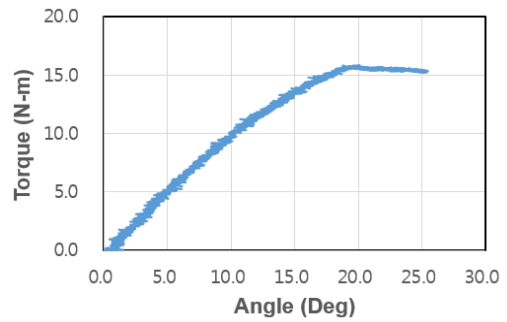


Fig 10. Torsional response for M30-4

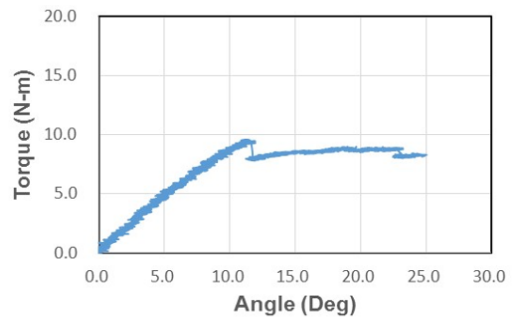


Fig 11. Torsional response for M30-5

2.2 유한요소해석

2.2.1 복합재 모델링 방법

고전 적층판 이론을 이용하여 구성방정식을 표현하면 식(2)와 같다[6].

$$\begin{Bmatrix} N_i \\ M_i \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} A_{ij} & B_{ij} \\ B_{ij} & D_{ij} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \epsilon_i \\ \kappa_i \end{Bmatrix} \quad i, j = 1, 2, 6 \quad (2)$$

여기서 $\{N_i\}, \{M_i\}$ 는 합력과 합모우멘트, A_{ij}, B_{ij}, D_{ij} 는 각각 면내강성, 연계 및 굽힘 강성 행렬이고, $\{\epsilon_i\}, \{\kappa_i\}$ 는 변형률과 곡률이다. 유한요소 프로그램인 NASTRAN은 복합재료 적층판의 인장과 굽힘 강성을 PSHELL 카드를 이용하여 [MID1]과 [MID2] 행렬로 표현한다. 각 행렬은 식(3)~(4)으로 표현된다.

$$[MID1] = \frac{1}{t} [A] \quad (3)$$

$$[MID2] = \frac{12}{t^3} [D] \quad (4)$$

본 연구에서는 실험 결과를 이용하여 해석 모델을 인장강성 행렬을 이용하여 보정하는 방법을 제시하였다. M30-1 시편을 이용하여 면내강성이 비틀림 좌굴하중에 주는 영향을 검토하였으며, Table 2는 해석에 사용한 H3055의 기계적 물성이다.

Table 2. Material properties of CFRP lamina

Properties	Values
E_1 (GPa)	146.1
E_2 (GPa)	7.7
G_{12} (GPa)	3.6
ν_{12}	0.355
σ_{1t} (MPa)	2551.8
σ_{1c} (MPa)	945.2
σ_{2t} (MPa)	36.7
σ_{2c} (MPa)	156.1

Table 3은 면내강성에 따른 좌굴강도 변화이다. 인장강성이 감소되는 경우에 대하여 좌굴강도의 변화를 유한요소법을 이용하여 해석하였다.

면내강성이 감소할수록 비틀림 좌굴강도가 감소하는 것을 알 수 있는데, 이 방법을 이용하여 복잡한 원통형 복합재 구조물의 실험결과와 해석 모델을 보정할 수 있었다. Fig. 12는 면내 강성비와 비틀림 강도 비를 이다.

2.2.2 좌굴강도 해석

보강된 복합재 스파의 비틀림 좌굴강도에 대한 해석을 수행하였다. Fig. 13은 비틀림 하중에 대한 좌굴해석과 시험을 통해 구해진 좌굴 모드를 비교한 것이다. 모드 형상이 유사함을 알 수 있다. Table 4는 비틀림 강도에 대한 실험 및 해석 결과를 비교한 것이다. 실험과 해석 결과가 매우 유사함을 알 수 있다.

Table 3. Torsional buckling strength versus inplane stiffness

MID1 (%)	100.0	75.0	50.0	25.0	10.0
M_t (N-m)	8.59	7.38	5.64	3.61	2.08

Table 4. Comparison of torsional buckling strength between tests and numerical results

Case	Test (N-m)	Numerical (N-m)	Numerical / Test
M30-1	8.93	8.59	0.96
M30-2	12.64	13.48	1.07
M30-3	10.27	10.00	0.97
M30-4	15.76	17.54	1.11
M30-5	9.85	10.64	1.08

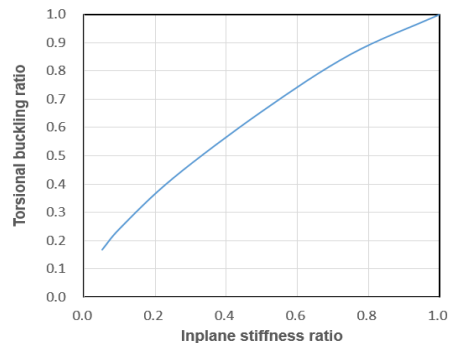
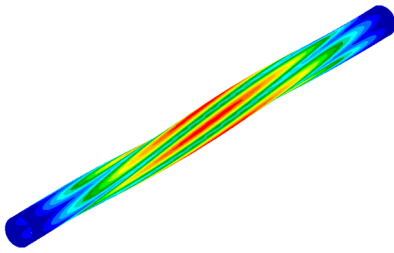


Fig 12. Torsional buckling ratio versus inplane stiffness ratio



(a) FEM analysis



(b) Test

Fig 13. Buckling mode of tubular composite tube

2.2.3 비틀림 강성 해석

유한요소 해석 결과로부터 보강된 원형 복합재 스파의 비틀림 강성도(Rigidity)는 식(5)를 이용하여 계산한다. RBE3 요소의 중앙에 비틀림 하중을 가한 후에 지정된 위치에 있는 RBE3 요소에서 회전 변위를 구한다. Fig. 14는 해석에 사용한 유한요소 모델이다.

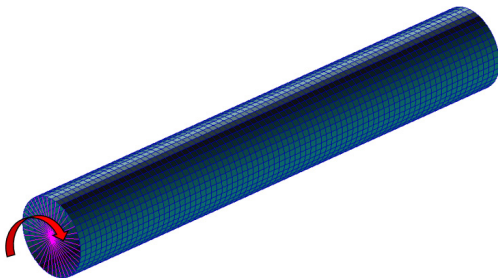


Fig 14. FEM model for torsional rigidity analysis

Table 5는 비틀림 강성도에 대한 해석과 실험 결과를 비교한 것이다. 좌굴강도 결과와 비교하면 다소 차이가 나는 것을 알 수 있다. 이 차이는 시험결과를 이용하여 강성도를 계산하는 경우 선형구간의 기울기를 사용하게 되는데 선형구간의 기울기가 구간 별로 차이를 보이기 때문이다.

$$GJ = \frac{1}{\phi_{i+1} - \phi_i} \int_i^{i+1} T ds \quad (5)$$

여기서 ϕ 는 회전변위이고 T는 작용 비틀림 모멘트이다.

Table 5. Comparison of torsional rigidity between tests and numerical results

Case	Numerical (N-m)	Test (N-m)	Numerical / Test
M30-1	21.39	24.22	0.88
M30-2	26.76	26.79	1.00
M30-3	23.77	24.29	0.98
M30-4	30.05	27.34	1.10
M30-5	24.97	27.91	0.89

III. 결 론

본 연구에서는 보강된 원형 복합재 스파의 비틀림 좌굴강도 및 강성도를 시험과 해석적인 방법을 이용하여 검토하였으며 보강재의 영향성을 확인하였다. 해석 및 시험 결과로부터 스파 캡은 복합재 스파의 비틀림 거동 관련 기계적 성능을 향상시킴을 알 수 있었다. 본 연구는 전기동력 태양광 무인기 등의 고고도 장기 체공 무인기의 경량화를 위한 목적으로 주익에 적용되는 원형 스파의 설계 방안을 검토하였다. 본 논문의 결과는 원형 스파의 비틀림 강성 및 강도가 중요한 경량 항공기 구조물에 효과적으로 적용될 수 있을 것이라 판단된다.

Reference

- [1] H. Ross, "Fly around the World with a Solar Powered Airplane", The 26th Congress of International Council of the Aeronautical Sciences proceedings, 2008
- [2] S. J. Kim, S. Lee, S. C. Kim, T. Kim and S. Kim, "Structural Design and Analysis for High Altitude Long Endurance UAV," Journal of the Korean society for aeronautical and space science, Vol. 22, No. 3, 2014, pp. 68-73
- [3] S. J. Kim, D. H. Kim, J. Lim, S. W. Lee and T. Kim, "Structural analysis of flexible wing using linear equivalent model" Journal of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences, Vol. 43, No. 8, 2015, pp. 699-705
- [4] S. J. Kim, J. W. Shin, H. Kim, T. Kim and S. Kim "The modified Brazier approach to predict the collapse load of a stiffened circular composite spar under bending load", Aerospace Science and Technology, Vol. 55, 2016, pp. 474-481
- [5] A. Qureshi and H. Gangna, "Torsional response of closed FRP composite sections", Composites : Part B, Vol. 61, pp. 254-266
- [6] R. M. Jones, Mechanics of composite materials, Hemisphere publishing corporation, 1975