

Original Article

<https://doi.org/10.12985/ksaa.2019.27.4.001>

ISSN 1225-9705(print) ISSN 2466-1791(online)

성충권 장기체공 무인기 주익 구조 해석 및 건전성 평가

박상욱*, 김성준**, 신정우**, 이승규**, 김태욱**

Structural Analysis and Integrity Verification of Main Wing of HALE UAV

Sang Wook Park*, Sung Joon Kim*, Jeong Woo Shin*, Seunggyu Lee*, and Tae-Uk Kim*

ABSTRACT

Recently, development of long endurance electric powered airplane has been conducted worldwide. Light structural weight of a main wing with sufficient structural integrity is essential for long endurance flight. Since a main wing with a slender spar can occur catastrophic fracture under the flight, it is important to establish a design and verification method for both the weight reduction and structural integrity. In this paper, structural design and analysis of the main wing of HALE UAV with tubular spar reinforced with a bulkhead were introduced. The static strength test of the main wing was performed to verify structural integrity under the static load. Then, the experimental result was compared with an analytical result from a finite element analysis. It was concluded that the developed light weight main wing would have sufficient structural integrity under the flight operation.

Key Words : HALE UAV(고고도 장기체공 무인기), Main Wing(주익), Structural Analysis(구조 해석), Structural Testing(구조 시험), Composite Spar(복합재 스파)

1. 서 론

저고도 인공위성의 역할을 대신할 수 있으며, 편리한 운용 및 재활용이 가능한 장기체공 무인기(Long Endurance UAV)가 전 세계적으로 개발되는 중이다[1-2]. Fig. 1와 같은 장기체공 무인기는 성충권과 같은 극한 환경에서 수일 동안 안정적으로 비행하면서 많은 정보의 획득을 필요로 한다. 따라서, 장기체공 무인기는 대용량의

정밀 장비를 탑재할 수 있도록 기체 중량이 가벼워야 하고, 극한 환경에서 안정적으로 체공할 수 있도록 구조 건전성이 확보되어야 한다.

장기체공 무인기는 개발 사례로 영국 QinetiQ사의 Zephyr가 성충권에서 2주 동안 체공 기록[3]을 가지고 있으며, 국내에서는 한국항공우주연구원에서 장기체공 전기동력무인기에 대한 연구가 수행되었다[4-6].

기체 중량이 작고 저속으로 순항하는 장기체공 무인기는 주익에 작용하는 하중이 낮으므로, 주익 경량화를 위하여 경질 표피(Hard Skin) 대신 박막 표피(Film Skin)를 사용한다[4]. 그러나 박막 표피는 강성이 매우 낮고 강도가 낮아 공력 하중을 지지할 수 없으므로, 복합재 Spar 및 Rib 등의 Frame이 필수적으로 구성되어야 한다.

Received : 10. Jul. 2019. Revised : 20. Nov. 2019.

Accepted : 03. Dec. 2019

* 한국항공우주연구원 재난치안용무인기사업단 선임연구원

** 한국항공우주연구원 항공기술연구부 책임연구원

연락처자 E-mail : empiric@kari.re.kr

연락처자 주소 : 대전광역시 유성구 과학로 169-84

특히, 주익 대부분의 하중을 지지하는 Spar는 주익의 높은 세장비(Aspect Ratio)로 인해 주익 구조 중량의 큰 비중을 차지한다. 장기체공 무인기의 주익 Spar에는 중량 감소를 위해 고 세장비, 얇은 두께를 갖는 중공 봉 구조가 적용된다. 단면이 얇은 중공 봉 Spar는 Brazier 효과에 의한 좌굴 파손이 발생될 수 있다[5]. 한편, 2017년에 한국항공우주연구원[7]에서는 이미 성층권 장기체공 무인기와 관련한 연구를 통해 좌굴 파손을 억제할 수 있는 Spar 및 주익 설계안을 도출하였으므로, 이를 기반으로 제작된 Span 25미터 주익의 상세구조 해석 및 정적 강도시험 평가를 통한 구조 건전성 입증 연구가 추가적으로 필요하다.

따라서 본 논문에서는 설계, 해석 및 정적 강도시험과 관련하여 비선형 좌굴 파손의 억제를 위해 Bulkhead가 삽입된 중공 봉 Spar와 주익의 Sizing 과정 및 설계안을 도출하고, 해석을 수행하여 운항조건을 고려한 하중에 대한 구조 안전여유를 산출하였다. 또한, 설계안을 기반으로 제작된 주익 시험체에 대한 정적강도시험을 통하여 Spar에 발생된 변형률과 비선형 유한요소해석 결과를 비교하여 구조 건전성을 입증하였다.

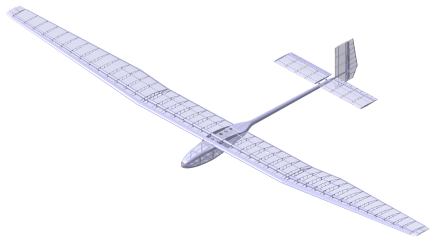


Fig. 1. HALE UAV

II. 본 론

2.1 복합재료 물성

주익 경량화를 위하여 Spar 및 Rib에는 비강도 및 비강성이 우수한 Carbon/epoxy 복합재가 사용되었다. Table 1에는 본 연구의 장기체공 무인기 설계 및 해석에 사용된 T-800급 복합재

H3055(효성, 한국)의 물성을 나타내었다.

Table 1. Properties of carbon composite

	H3055	
Material	Carbon-Epoxy UD Composite	
Thickness	0.094 mm	
Properties		Unit
ϵ_{11}	0.0139	
E11	146100	(Mpa)
ν_{12}	0.355	
ϵ_{22}	0.0041	
E22	7,700	(Mpa)
ϵ_{12}	0.05	
G12	3,600	(Mpa)
ρ	1,490	(kg/m ³)

2.2 Spar Sizing

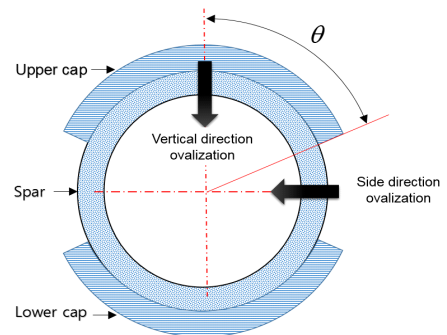


Fig. 2. Cross-section of spar with cap

성층권 장기체공 무인기의 Spar는 우수한 비틀림 및 굽힘 강성을 갖도록 Carbon/epoxy 복합재가 중공 봉 형태로 적층되도록 구성되었다. 높은 세장비를 갖는 주익은 비틀림 하중보다 굽힘 하중이 크므로(4) Spar의 측면을 최소의 두께로 Sizing하였으며, Fig. 2와 같이 Spar의 상하면에는 높은 굽힘 하중을 버틸 수 있도록 추가적인 복합재 보강 Layer를 적층하였다. 또한 얇은 측면으로 인한 Brazier 효과로 국부 좌굴이 발생될 수 있으므로, Fig. 3과 같이 Bulkhead를 중공 봉 내부에 250mm 간격으로 삽입하였다.

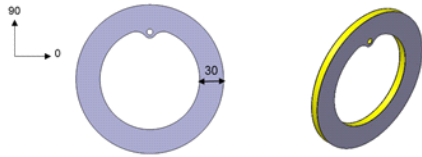


Fig. 3. Spar bulkhead

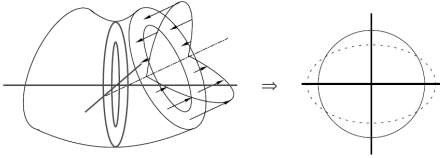


Fig. 4. Mechanism of brazier effect

Brazier 효과는 얇은 박막 형태의 중공 봉에서 굽힘하중에 의한 변형이 존재할 때 발생하는데, 굽힘하중으로 인하여 상부의 압축하중은 아래 방향으로 하부의 인장하중은 위 방향으로 분력을 발생시킨다. 이러한 하중으로 Fig. 4와 같은 변형이 발생된다. 이러한 Brazier 효과에 의한 임계 굽힘 모멘트는 길이가 긴 경우, 식 (1)로 정의된다. 임계 굽힘모멘트는 단면의 상하가 추가 layer로 보강된 경우, 식 (2)와 같이 수정된다.

$$M_{cr1} = 2\pi R \sqrt{\frac{8}{27} E_x t D_{22}} \quad (1)$$

$$M_{mod} = \sqrt{\frac{8}{27}} \sqrt{2\pi R H E_x} \sqrt{2\pi R D_{22} f_a f_b} \quad (2)$$

$$f_a = \sqrt{\frac{E_c A_c}{E_s A_s}} \quad (3)$$

$$f_b = \sqrt{\frac{k_c}{k_s}} \quad (4)$$

여기서, R 은 단면의 반지름, E_x 는 길이 방향의 강성계수, E_y 는 원주 방향의 강성계수, t 는 적층판의 두께, D_{11} 은 길이 방향 굽힘 강성, D_{22} 은 원주방향 굽힘 강성이다. f_a , f_b 는 보정계수로 $E_c A_c$ 는 상하 보강 Layer의 인장강성이고, $E_s A_s$ 는 측면의 인장강성이다. k_c 는 상하 보강 Layer의 굽힘강성이고, k_s 는 측면의 굽힘강성이다.

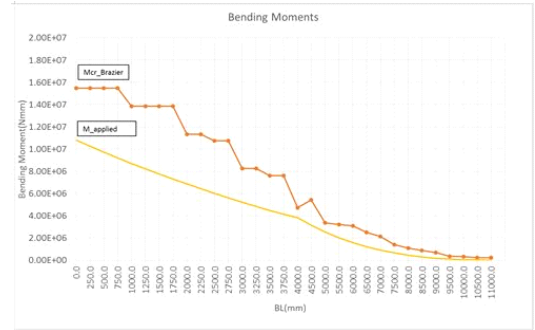


Fig. 5. Critical load in the front spar

Table 2. Stacking sequence of front spar

BL	Base Lay-Up	Ply	Cap Lay-Up	Ply
0~830	[45/-45/90/45/-45/90/45/45/90/-45/45/90/-45/0 ₄ /45]	18	[0 ₄ /90/0 ₅]	10
~1,330	[45/-45/90/45/-45/90/45/45/90/-45/45/90/-45/0 ₃ /45]	17	[0 ₄ /90/0 ₅]	10
~1,830	[45/-45/90/45/-45/90/45/45/90/-45/45/90/-45/0 ₃ /45]	17	[0 ₄ /90/0 ₅]	10
~2,330	[45/-45/90/45/-45/90/45/45/90/-45/45/90/-45/0 ₂ /45]	16	[0 ₃ /90/0 ₄]	8
~2,830	[45/-45/90/45/-45/90/45/45/90/-45/45/90/-45/0 ₂ /45]	16	[0 ₃ /90/0 ₃]	7
~3,330	[45/-45/90/45/-45/90/45/45/90/-45/45/90/-45/0 ₄ /45]	15	[0 ₅]	5
~3,830	[45/-45/90/45/-45/90/45/45/90/-45/45/90/-45/0 ₄ /45]	15	[0 ₄]	4
~4,000	[45/-45/90/45/-45/90/45/45/90/-45/45/90/-45/0 ₄ /45/90 ₂]	17	[0 ₄]	4
~4,500	[45/-45/90/45/-45/45/90/45/-45/45/90/-45/45]	13	[0 ₄]	4
~5,000	[45/-45/90/45/-45/45/90/45/-45/45/90/-45/45]	13	-	-
~5,500	[45/-45/90/45/-45/45/90/45/-45/45/90/-45/45]	13	-	-
~6,000	[45/-45/90/45/-45/45/90/45/-45/45/90/-45/45]	13	-	-
~6,500	[45/-45/90/45/-45/45/90/45/-45/45/90/-45/45]	13	-	-
~7,000	[45/-45/90/45/-45/45/90/45/-45/45/90/-45]	12	-	-
~7,500	[45/-45/90/45/-45/45/90/45/-45/45/90]	11	-	-
~8,000	[45/-45/90/45/-45/45/90/45/-45/45]	10	-	-
~8,500	[45/-45/90/45/-45/45/90/45/-45]	9	-	-
~9,000	[45/-45/90/45/-45/45/90/45]	8	-	-
~9,500	[45/-45/90/45/-45/45/90]	7	-	-
~10,500	[45/-45/90/45/-45/45]	6	-	-
~11,000	[45/-45/90/45/-45]	5	-	-

위 식을 사용하여 Fig. 5와 같이 각 구간별로 임계모멘트가 주익에 작용하는 굽힘모멘트보다 0.4 이상 갖도록 Spar의 복합재 적층패턴, 두께 및 직경을 Sizing하였다. Table 2는 Sizing에 따른 구간별 Spar의 적층패턴으로 Root에 비해 주익 끝단으로 갈수록 주익 굽힘모멘트가 낮아지고, 복합재 적층 layer도 작아져서 Spar 경량화가 되도록 설계하였다.

2.3 주익 설계

Fig. 6은 Sizing된 Spar를 기반으로 설계된 주익의 모습으로 주익 표피가 무게의 큰 부분을 차지하므로, 얇은 박막 Mylar 필름을 사용하였는데, 이 필름은 단순히 공력 발생 부재이고 구조적인 하중을 지지하지는 않는다. 따라서 공력하중의 지지를 위하여 앞서 설계된 Spar 외 Rib, Leading Edge, Trailing Edge 등이 추가적으로 구성되었다. Rib은 Airfoil의 외형치수와 일치되도록 설계되었다. Rib은 Rohacell Foam과 Carbon-Epoxy 복합재 Sandwich 구조로 경량화를 위해 Truss 구조로 구성되었다. Leading Edge 및 Trailing Edge는 익형 유지 부재로 큰 하중이 발생되지 않지만 경량화를 위해 Balsa와 Glass-Epoxy 복합재 Sandwich 구조로 구성되었다.

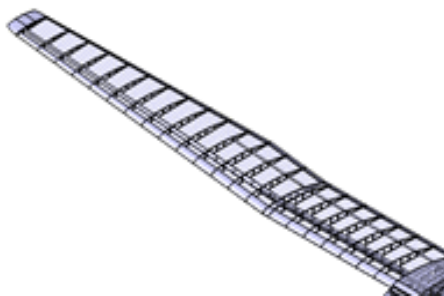


Fig. 6. Frame of main wing

2.4 주익 구조해석

주익 설계안에 대한 각 부품의 구조 건전성을 검토하기 위하여 유한요소해석을 수행하였다. Fig. 7과 같이 MSC/Patran 2010을 사용하여 주익 유한요소 해석 모델을 구축하였다. 유한요소 모델은 총 101,262개의 요소(Element)와 총 107,555의 질점

(Node)으로 구성되었다. 모델에는 1D Beam, 2D Shell 요소가 각 부재의 하중지지 특성에 맞추어 사용되고, 각 부재의 접합부는 질점을 공유하여 하중이 전달되도록 구성되었다.

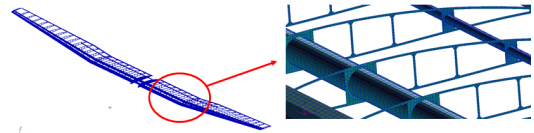


Fig. 7. FE model of main wing

하중해석으로 공기력, 관성력에서 전단력, 굽힘모멘트, 비틀림모멘트의 산출 및 비교를 통해 높은 세장비 주익이 Gust 하중조건에서 가장 취약하다는 점을 확인하였다. 따라서 Gust 하중조건이 구조해석에 적용될 수 있도록 유한요소모델의 질점에 작용하는 힘의 형태로 제공되었다. 구조해석 시 극한하중계수 1.3을 고려하여 주익 구성품의 내부하중을 구하였다. 복합재 부품은 고전 적층판 이론을 통해 내부하중으로부터 각 적층 layer에서의 변형률을 산출하고, 이를 복합재의 최대 변형률과 비교하여 부품의 안전여유를 계산하였다. 그 결과, Fig. 8과 같이 계산된 Gust 하중조건 하에서는 주익의 면외방향 변형으로 주익에 가장 높은 굽힘모멘트를 발생시키고 이로 인해 주익에 큰 처짐이 발생하였다.

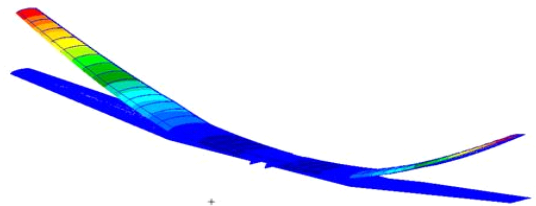


Fig. 8. Deflection under gust load

Table 3에는 Spar의 해석 결과를 나타내었다. Spar는 각 구간별로 안전 여유가 최소 0.1 이상이 확보됨을 확인하였다. Table 4에서 볼 수 있듯이 후방 Spar도 설계극한하중 조건 하에서 최소 안전율이 1.18로 구조 건전성을 확보한 것으로 확인되었다. Table 5에는 전방 Spar의 Brazier

효과에 의한 좌굴해석 결과를 나타내었다. 전방 Spar는 모든 구간에서 최소 0.3 이상의 좌굴 안전여유를 확보한 것으로 확인되었다.

Table 3. Analysis result of the front spar

BL (mm)	Stacked Ply	Component	M.S.	BL (mm)	Stacked Ply	Component	M.S.
0~830	0° ply	X	0.11	~7,000	45° ply	XY	1.45
~1,830	0° ply	X	0.13	~7,500	45° ply	XY	1.81
~2,330	0° ply	X	0.12	~8,000	45° ply	XY	1.97
~2,830	0° ply	X	0.22	~8,500	45° ply	XY	2.70
~3,330	0° ply	X	0.13	~9,000	45° ply	XY	3.63
~3,830	0° ply	X	0.18	~9,500	45° ply	XY	5.32
~4,000	0° ply	X	3.80	~10,500	45° ply	XY	6.18
~4,500	0° ply	X	0.26	~11,000	45° ply	XY	21.41
~6,500	45° ply	XY	0.20				

Table 4. Analysis result of the rear spar

BL(mm)	Stacked Ply	Component	M.S.
0~3830	0° ply	X	1.10
~4000	0° ply	X	3.88
~4500	0° ply	X	3.98
~6000	0° ply	X	1.31

Table 5. Analysis result of critical moment of spar

BL (mm)	Critical moment	Applied moment	M.S.	BL (mm)	Critical moment	Applied moment	M.S.
0	1.5×10^7	1.1×10^7	0.44	6000	3.1×10^6	1.6×10^6	0.95
500	1.5×10^7	9.7×10^6	0.60	6500	2.5×10^6	1.2×10^6	1.08
1000	1.4×10^7	8.7×10^6	0.59	7000	2.1×10^6	8.9×10^5	1.39
1500	1.4×10^7	7.7×10^6	0.79	7500	1.4×10^6	6.4×10^5	1.17
2000	1.1×10^7	6.9×10^6	0.64	8000	1.1×10^6	4.4×10^5	1.50
2500	1.1×10^7	6.0×10^6	0.79	8500	8.7×10^5	2.9×10^5	2.01
3000	8.2×10^6	5.2×10^6	0.58	9000	7.0×10^5	1.7×10^5	3.00
3500	7.6×10^6	4.5×10^6	0.70	9500	3.5×10^5	1.0×10^5	2.43
4500	5.4×10^6	3.1×10^6	0.73	10000	3.2×10^5	4.8×10^4	5.79
5000	3.4×10^6	2.5×10^6	0.32	10500	2.3×10^5	2.5×10^4	8.00
5500	3.2×10^6	2.0×10^6	0.59				

한편, 주익의 Brazier 효과에 의한 좌굴 파손 여부를 검증하였는데, Fig. 7의 해석모델에 MSC

MARC의 비선형 구조해석 코드(Sol 600)를 적용하였다. 검증은 기하학적 비선형만 고려하였으며, 하중방향은 주익의 처짐에 관계없이 일정한 방향이 유지되도록 설정되었다. Fig. 9의 굽힘모멘트에 대한 전방 Spar Root부의 압축 변형률은 하중 증가에 따라 선형적으로 증가하였으며, 이는 Spar 내 Bulkhead가 단면 타원화를 충분히 억제하였기 때문으로 판단되었다.

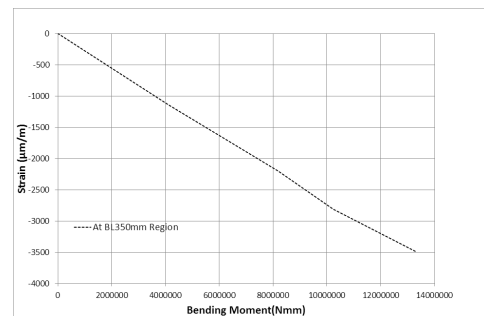


Fig. 9. Strain in the spar w.r.t. bending moment

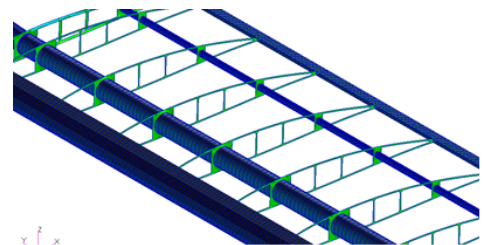


Fig. 10. Strain in the rib under gust load

Fig. 10은 Rib에서 Gust 하중에 의해 발생하는 변형률로 Rib의 최대 변형은 Spar의 Lightning Hole의 안쪽 모서리에서 국부적으로 발생되었다. Table 6의 결과와 같이 Rib의 최소 안전 여유는 0.31이상 확보되었다. Fig. 11은 Rib에 발생할 수 있는 좌굴 형상으로 Gust 하중조건에 높은 굽힘 및 비틀림모멘트로 인해 Rib 상부에 압축하중이 인가되고, 면내굽힘 좌굴 모드(In-plane bending buckling mode)가 발생할 수 있다는 점을 보여준다. 이러한 현상을 감안하여 Rib의 안전 여유는 Table 7과 같이 최소 0.19 이상을 확보하였다.

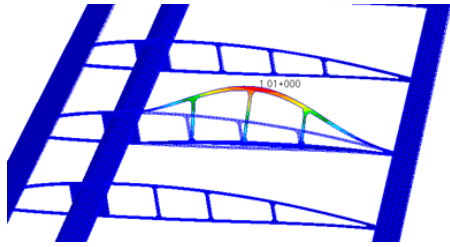


Fig. 11. Buckling of the rib under gust load

Table 6. Analysis result of the rib

BL (mm)	Stacked Ply	Com- ponent	M.S.	BL (mm)	Stacked Ply	Com- ponent	M.S.
-830	0° ply	X	3.26	-5988	0° ply	X	1.79
-1330	90° ply	X	1.31	-6485	90° ply	X	1.08
-1830	90° ply	X	1.36	-6981	90° ply	X	1.27
-2330	0° ply	X	0.97	-7478	0° ply	X	1.72
-2830	0° ply	X	1.25	-7974	0° ply	X	1.94
-3330	0° ply	X	1.52	-8471	0° ply	X	3.38
-3830	0° ply	X	1.40	-8967	0° ply	X	2.63
-4000	0° ply	X	1.30	-9462	0° ply	X	11.11
-4000	0° ply	X	1.30	-9958	0° ply	X	4.88
-4500	0° ply	X	0.34	-10456	0° ply	X	5.39
-4996	90° ply	X	0.42	-11050	0° ply	XY	10.96
-5492	90° ply	X	0.53				

Table 7. Buckling analysis result of the rib

BL(mm)	Eigen value	M.S.	BL(mm)	Eigen value	M.S.
-830	3.239	2.24	-5,974	1.812	0.81
-1,330	3.070	2.07	-6,475	3.880	2.88
-1,830	3.367	2.37	-6,972	1.356	0.36
-2,330	3.403	2.40	-7,468	1.637	0.64
-2,830	3.296	2.30	-7,965	2.639	1.64
-3,330	3.528	2.53	-8,461	3.002	2.00
-3,830	2.944	1.94	-8,958	3.570	2.57
-4,000	2.026	1.03	-9,458	HIGH	HIGH
-4,000	2.026	1.03	-9,955	HIGH	HIGH
-4,485	1.686	0.69	-10,453	HIGH	HIGH
-4,981	1.193	0.19	-11,046	HIGH	HIGH
-5,477	2.470	1.47			

2.5 주익 정적 구조시험 및 해석

주익 구조해석 결과와의 비교를 위하여 제시된 설계안을 바탕으로 제작된 주익 시험체에 대해 Fig. 12와 같이 주익 시험체의 정적 강도시험을 수행하였다. 주익 시험체의 상면은 지면방향으로 향하게 리프트 장치에 장착되고, 시험체 하부에는 무게 추가 부착되었다. 즉, 크레인을 이용해 시험체가 장착된 리프트 장치를 들어 올리면 시험체에 장착된 무게 추가 지면에서 떨어져 추 중량 만큼 시험체에 하중이 인가되도록 고안되었다. 시험하중은 주익의 설계극한하중(설계제한하중의 130%)까지 부과되었다. Fig. 13과 같이 시험하중 인가 시 Spar 및 Rib의 변형률 측정을 위해 게이지를 부착하였다.

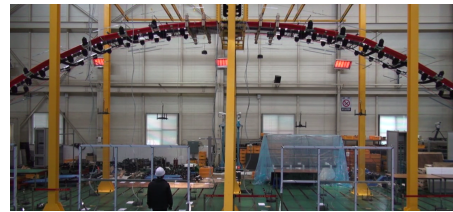


Fig. 12. Static strength test of the wing



	Front Spar Root(Left)			Front Spar Root(Right)			Rear Spar(Left)			Rib	
Strain No	SW02	SW03	SW04	SW17	SW18	SW19	SW08	SW09	SW10	SW14	SW15
위치 설명	FRT SPA/FRT SPA/FRT SPA	FRT SPA/FRT SPA/FRT SPA	FRT SPA/FRT SPA/FRT SPA	FRT SPA/FRT SPA/FRT SPA	FRT SPA/FRT SPA/FRT SPA	FRT SPA/FRT SPA/FRT SPA	REAR SPA/REAR SPA/REAR SPA	REAR SPA/REAR SPA/REAR SPA	REAR SPA/REAR SPA/REAR SPA	오른쪽 Rib, 왼쪽면	왼쪽면 Rib, 오른쪽면
좌표 (원기재 좌표 기준) (mm)	BL -455			BL -455			BL -455				
가장 측정 방향 (기준)	0도	0도	90도	0도	0도	90도	0도	0도	90도	90도 기준 0도	90도 기준 0도
비고	Critical in Compressive Strain			Critical in Compressive Strain			Critical in Compressive Strain			Rib Buckling Critical	

Fig. 13. Strain gage location on the main wing

2.6 시험 결과분석

정적강도시험에서 측정된 변형률을 분석하기 위하여 유한요소해석이 수행되었다. 유한요소해석 모델은 Fig. 7과 동일하나, 무게 추에 의한 집중 하중을 모사하기 위해 무게 추 장착 지점마다 RBE3 요소가 모델에 추가되었다. 앞서 수행된 구조해석과 마찬가지로 동일한 비선형 구

조해석 코드(Sol 600)가 사용되었으며, 하중방향은 주익의 처짐에 관계없이 일정한 방향(중력방향)을 유지하도록 설정되었다.

Fig. 14에는 시험 하중 증가에 따른 전방 Spar의 변형률을 도시하였다. 시험에서 측정된 변형률은 비선형 해석을 통해 산출된 변형률과 거의 일치하였다. 변형률은 하중 증가에 따라 선형적으로 증가하였다. 강도 시험 이후 전방 Spar에는 어떠한 영구 변형 및 국부 파손이 발견되지 않았다.

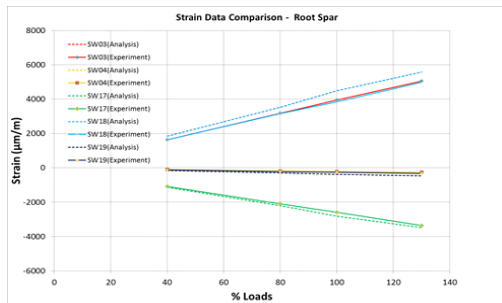


Fig. 14. Strain in front spar

Fig. 15는 시험 하중 증가에 따라 발생하는 후방 Spar의 변형률이다. 전방 Spar의 시험 결과와는 달리 설계제한하중까지 변형률이 선형적으로 증가하였지만, 설계제한 하중 초과 시 변형률이 도리어 감소하는 현상이 관찰되었다. 후방 Spar는 경량화를 위해 최소의 적층패턴으로 제작되었고, 이로 인하여 Spar의 두께가 얇아져 국부 좌굴이 발생한 것으로 추측된다. 그러나, Fig. 16처럼 강도 시험 종료 후 하중을 제거하였을 때 후방 Spar의 변형률은 0으로 복귀하였고, Spar 내 어떠한 잔류 변형 및 파손 등도 관찰되지 않았다.

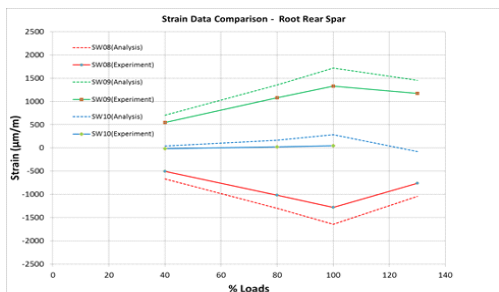


Fig. 15. Strain in rear root spar

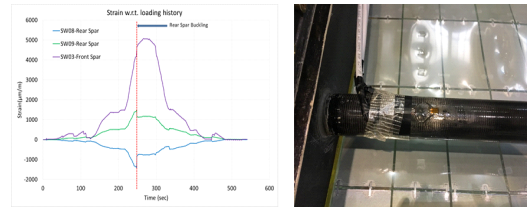


Fig. 16. Strain in rear spar under un-loading

Fig. 17은 주익 Rib 양면에 부착된 게이지에서 측정된 변형률로 주익에 시험하중이 부여되면 Rib 상부에는 압축변형이 발생되었으며, 시험하중이 증가될수록 Rib의 우측면에서 더 큰 압축변형의 증가가 관찰되었는데, 이는 Rib에 면외방향 굽힘 거동이 발생되어 우측면 쪽에 더 큰 압축변형이 일어난 것으로 판단된다. 설계극한하중 내에서도 Rib의 변형률은 제작에 사용된 복합재의 allowable보다 크게 낮았다. Fig. 18과 같이 시험 이후 Rib의 파손 여부를 확인하였는데, Rib에는 어떠한 영구 변형 및 파손도 관찰되지 않았다.

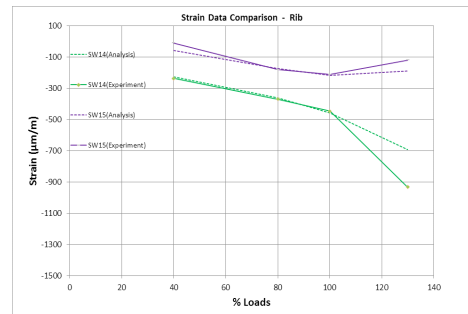


Fig. 17. Strain in rib

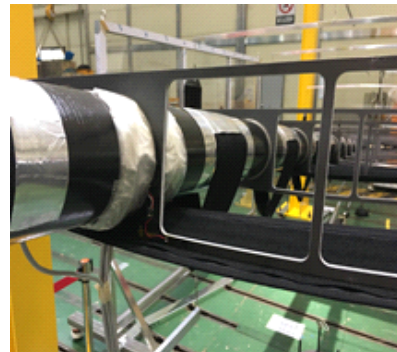


Fig. 18. Rib after the test

III. 결 론

본 논문에서는 성충권 장기체공 무인기의 주익 설계, 구조해석, 시험검증 과정을 기술하였다. 주익 Spar 내부에 Bulkhead를 삽입하여 비선형 좌굴을 억제한 경량 Spar를 고안하였다. 주익 Spar를 높은 굽힘 모멘트에서도 파손이 없는 범위에서 최소 중량을 갖도록 최적의 적층 패턴을 도출하였다. 구조해석을 통해 주익 Sizing 결과는 구조적으로 안전하고, Spar의 비선형 거동이 억제됨을 확인하였다. 주익 정적 강도 시험을 통해 주요 Spar의 비선형 거동에 의한 파손이 없음을 확인하였고, 주익의 운용범위 내에서 구조 건전성이 확보됨을 입증하였다. 본 연구에서 확보된 무인기 구조의 설계, 해석, 시험검증 결과는 성충권 장기체공 비행시험 시제기 제작에 활용될 뿐 아니라, 확보된 기체 구조 건전성을 통하여 향후 장기체공 무인기의 항공운항에 필요한 비행안전 확보에도 기여할 수 있을 것이다.

References

- [1] Ross, H., "Fly around the world with a solar powered airplane," The 26th Congress of International Council of the Aeronautical Sciences proceedings(AIAA-2008-8954), 2008.
- [2] Frulla, G. and Cestino, E., "Design, manufacturing and testing of a HALE-UAV structural demonstrator," Composite Structures, 83, 2008, pp.143-153.
- [3] "FAI Record ID No.16052" Federation Aeronautique International. Retrieved 4 December 2012.
- [4] Park, S. W., Shin, J. W., Park, I. K., Lee, M. H., Woo, D. H., Kim, S. J., and Ahn, S. M., "Development of main wing structure of long endurance electric powered UAV," Aerospace Engineering and Technology, 12(1), 2013, pp. 1-9.
- [5] Park, S. W., Shin, J. W., Lee, M. H., and Kim, T. U., "Non-linear structural analysis of main wing spar of high altitude long endurance UAV," Journal of Korean Society for Aviation and Aeronautics, 23(1), 2015, pp. 24-29.
- [6] 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 Korean Society for Aviation and Aeronautics, 22(2), 2014, pp. 27-33.
- [7] Park, S. W., Kim, S. J., Kim, H. K., Shin, J. W., Lee, S. G., and Kim, T. K., "Structural analysis of wing spar of stratosphere HALE UAV," Proceeding of the Korean Society for Aeronautical and Space Sciences Fall Conference, 2017, pp. 704-705.