

## 24시간 장기체공 전기 동력 무인항공기 주익 구조 개발

Development of Main Wing Structure of Long Endurance Electric Powered UAV

---

저자 (Authors)	박상욱, 신정우, 박일경, 이무형, 우대현, 김성준, 안석민 Sang Wook Park, Jeong Woo Shin, Ill Kyung Park, Mu-Hyoung Lee, Dae Hyun Woo, Sung Joon Kim, Seok Min Ahn
출처 (Source)	<a href="#">항공우주기술 12(1)</a> , 2013.7, 1-9(9 pages) <a href="#">Aerospace Engineering and Technology 12(1)</a> , 2013.7, 1-9(9 pages)
발행처 (Publisher)	<a href="#">한국항공우주연구원</a> Korea Aerospace Research Institute
URL	<a href="http://www.dbpia.co.kr/journal/articleDetail?nodeId=NODE02210674">http://www.dbpia.co.kr/journal/articleDetail?nodeId=NODE02210674</a>
APA Style	박상욱, 신정우, 박일경, 이무형, 우대현, 김성준, 안석민 (2013). 24시간 장기체공 전기 동력 무인항공기 주익 구조 개발. <a href="#">항공우주기술</a> , 12(1), 1-9
이용정보 (Accessed)	이화여자대학교 203.255.***.68 2020/04/25 15:46 (KST)

---

### 저작권 안내

DBpia에서 제공되는 모든 저작물의 저작권은 원저작자에게 있으며, 누리미디어는 각 저작물의 내용을 보증하거나 책임을 지지 않습니다. 그리고 DBpia에서 제공되는 저작물은 DBpia와 구독계약을 체결한 기관소속 이용자 혹은 해당 저작물의 개별 구매자가 비영리적으로만 이용할 수 있습니다. 그러므로 이에 위반하여 DBpia에서 제공되는 저작물을 복제, 전송 등의 방법으로 무단 이용하는 경우 관련 법령에 따라 민, 형사상의 책임을 질 수 있습니다.

### Copyright Information

Copyright of all literary works provided by DBpia belongs to the copyright holder(s) and Nurimedia does not guarantee contents of the literary work or assume responsibility for the same. In addition, the literary works provided by DBpia may only be used by the users affiliated to the institutions which executed a subscription agreement with DBpia or the individual purchasers of the literary work(s) for non-commercial purposes. Therefore, any person who illegally uses the literary works provided by DBpia by means of reproduction or transmission shall assume civil and criminal responsibility according to applicable laws and regulations.

## 24시간 장기체공 전기 동력 무인항공기 주익 구조 개발

박상욱\*, 신정우\*\*, 박일경\*\*\*, 이무형\*\*\*\*, 우대현\*\*\*\*\*, 김성준\*\*\*\*\*, 안석민\*\*\*\*\*

# Development of Main Wing Structure of Long Endurance Electric Powered UAV

Sang Wook Park\*, Jeong Woo Shin \*\*, Ill Kyung Park\*\*\*, Mu-Hyoung Lee\*\*\*\*, Dae Hyun Woo\*\*\*\*\*, Sung Joon Kim\*\*\*\*\* and Seok Min Ahn\*\*\*\*\*

### Abstract

In order to increase endurance flight efficiency of long endurance electric powered UAV with solar cell, the light weight airframe design techniques are important. In this paper, the design of the main wing of electric powered UAV manufactured using Mylar film and fiber reinforced composite was conducted in order to achieve weight reduction and structural integrity of the structure. The shape of spar and size were determined using beam theory analysis. The finite element analysis of the wing was performed under various load condition derived from flight environment of EAV-2H. Finally, the static strength test of the main wing was conducted to verify structural integrity. It was found that the developed main wing weigh less than 42% than the previous EAV-2 and the main wing passed static strength test under ultimate load.

### 초 록

태양전지 및 전기동력을 이용한 장기 체공 무인기의 체공 효율을 증가시키기 위해서는 구조 경량화가 필수적이다. 본 논문에서는 24시간 장기체공 전기동력 무인항공기인 EAV-2H의 주익 경량화 및 구조 건전성 확보를 위하여 Mylar Film과 섬유강화 복합재료로 구성된 주익을 설계하였다. 보이론 해석을 이용하여 주익 Spar의 형상 선정 및 구조 사이징을 수행하였다. EAV-2H 임무를 고려하여 하중해석을 수행하고 주익의 주요 구성품에 대해 유한요소해석을 수행하였다. 마지막으로 주익의 정적구조시험을 통해 주익의 구조 건전성을 확인하였다. 본 연구를 통하여 개발된 EAV-2H 주익은 이전 모델인 EAV-2에 비교하여 Span 기준 42%의 중량이 감소되었으며, 설계극한하중을 부가하는 정적구조시험을 통과하였다.

키워드 : Electric Powered UAV(전기동력무인기), Ultra Light Weight Structure(초경량 구조), Loads Analysis(하중해석), Structural Analysis(구조해석), Structural Test(구조시험)

접수일(2013년 5월 3일), 수정일(1차 : 2013년 6월 10일, 게재 확정일 : 2013년 7월 1일)

\*항공구조팀/empiric@kari.re.kr

\*\*항공구조팀/jeongdal@kari.re.kr

\*\*\*항공구조팀/mechguy77@kari.re.kr

\*\*\*\*항공구조팀/emuaero@kari.re.kr

\*\*\*\*\*항공구조팀/wdh0429@kari.re.kr

\*\*\*\*\*항공구조팀/yaelin@kari.re.kr

\*\*\*\*\*항공기술실/smahn@kari.re.kr

## 1. 서 론

세계적으로 그린에너지(Green Energy)에 대한 관심이 높아지고 있으며 이에 대한 연구가 활발히 진행되고 있다. 항공분야에서도 관련 연구의 하나로 태양전지(Solar Cell)가 부착된 전기동력 무인항공기(Electric Powered UAV) 개발에 대한 다양한 시도가 이루어지고 있다.<sup>(1)</sup> 한국항공우주연구원에서는 2010년부터 태양전지와 연료전지를 이용한 전기동력 무인항공기를 개발 중에 있다. 주익 Span 7 m급인 EAV-2를 개발하여 22시간 연속 비행에 성공하였다. 현재는 중량은 EAV-2와 같으면서도 주익 Span을 10 m로 수정한 EAV-2H를 개발 중에 있다(그림 1).

기체 구조 1 kg의 경량화는 주익 면적 축소, 지지구조의 경감 및 동력원 소형화에 따라 기체 총중량의 2~3 kg의 경량화를 가능케 하고 체공 효율을 증가시킨다.<sup>(2)</sup> 한편, EAV-2의 주익에 부착된 결정질 태양전지는 주익의 기계적 변형에 의하여 파괴 및 발전 효율 저하가 발생될 수 있으므로, 주익 변형이 최소화되도록 주익 표피 및 주요 하중 부재가 보장되어야만 한다.<sup>(3)</sup> 그러나 이러한 보강은 주익의 중량을 증가시키는 단점이 존재한다.

본 논문에서는 무인항공기의 동력 효율 극대화 및 운항 비용 저감을 위한 무인항공기 경량 주익 구조를 제시하였다. 주익 표피의 경량화를 위하여 기계적 변형이 크게 발생되어도 파손이 없고 태양광 발전 효율이 저하되지 않는 비정질 태양전지와 얇은 고분자 필름으로 주익의 표피를 구성하였다. 표피에서 생성된 공력 및 관성 하중을 지지하기 위한 주요 하중 부재는 구조 경량화 및 구조 건전성이 모두 확보되도록 비강도, 비강성이 우수한 Carbon-Epoxy 및 Glass-Epoxy 계열의 복합재료로 구성되었다. 주익 하중을 지지하는 주요 부재인 Spar의 경량화 및 구조 안전성을 확보하기 위하여 Spar의 형상을 선정하고 수계산을 이용한 구조 사이징을 수행하였다. EAV-2H 운항 시 발생될 수 있는 하중 조건에 대하여 유효요소 해석을 진행하여 주익 구성품에 대한 구

조 건전성을 확인하였다. 마지막으로 전기동력무인기의 주익에 대한 정적구조시험을 수행하고 그 결과를 구조해석 결과와 비교하였다.



그림 1. 장기체공 전기 동력 무인항공기 (EAV-2H)

## 2. 본 론

### 2.1 주익 구성 복합재료 물성 측정

EAV-2H의 Spar는 일방향 Carbon-Epoxy 복합재료(CP 250 NS, TB Carbon Co., Ltd., Korea) 및 직물 Carbon-Epoxy 복합재료(WSK3K, TB Carbon Co., Ltd., Korea)가 사용되었다. 인장 시험편은 ASTM D3039<sup>(4)</sup> 복합재료 인장 시험 방법에 의거하여 제작되었다(그림 2). 복합재료 시험편은 만능 인장 시험기에 장착되어 2 mm/min의 속도로 인장되었다. 측정된 각 복합재료의 물성 결과는 Table 1에 도시하였다. 측정된 결과는 주익 설계 및 해석에 필요한 허용 물성(Allowable Property)으로 사용되었다.

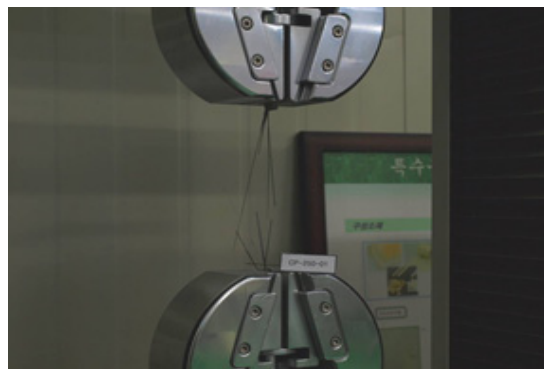


그림 2. 복합재료 coupon 인장 시험

Table 1 Properties of Material for the Spar

	CP 250 NS		WSK3K	
Material	Carbon-Epoxy UD Composite		Carbon-Epoxy Fabric Composite	
Thickness	0.24 mm		0.23 mm	
Properties		Unit		Unit
$\varepsilon_{11}$	0.0151		0.0102	
E11	135190	(Mpa)	57138	(Mpa)
$\nu_{12}$	0.280		0.056	
$\varepsilon_{22}$	0.0052		0.0102	
E22	8014	(Mpa)	57138	(Mpa)
$\varepsilon_{12}$	0.0128		0.0133	
G12	3832	(Mpa)	3300	(Mpa)

## 2.2 주익 설계

일반적으로 경량 항공기의 Spar는 채널(Channel)의 단면을 갖는 빔(Beam), 혹은 원형 단면을 갖는 중공 봉(Pipe)으로 구성된다. 채널 단면 빔은 굽힘 강성이 높으나 비틀림 강성이 낮은 단점을 가지고 있다. 원형 단면을 갖는 중공 봉은 굽힘 강성 및 비틀림 강성이 채널 단면 빔보다 우수하나, 부피가 커서 중량이 증가할 수 있다. 이러한 문제를 해결하기 위하여 Spar는 비틀림 강성이 확보되는 최소한의 두께로 원형 단면을 구성하였다. 그리고 굽힘 강성은 중공 봉의 상하면에 일방향 Carbon-Epoxy 복합재료 보강 캡(Cap)을 부착하여 확보하고자 하였다(그림 3).

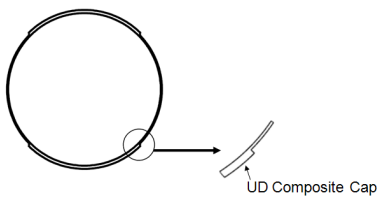


그림 3. 주익 Spar 단면 형상

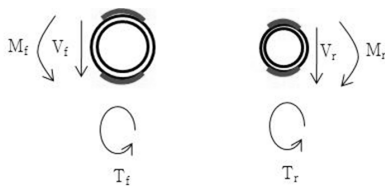


그림 4. Spar 역학 모델

한편, 유한요소 해석을 이용한 Spar의 치수 산정 및 최적화는 모델 생성 및 결과 처리에 많은 시간이 소요된다. 본 연구에서는 효율적으로 Spar 치수를 산출하기 위하여 그림 4의 Spar 역학 모델을 구성하고 식 (1)~(7)과 같은 수계산(Numerical Calculation)을 수행하였다.

$$I = t_{cap} \left( \frac{D_f - t_{f_{cap}}}{2} \right)^3 \frac{(\theta + \frac{1}{2} \sin 2\theta)}{2} \quad (1)$$

$$\epsilon_{x_{bending}} = M \frac{1}{E_f} \left[ \frac{(E_f I_{f_{\cap}})}{(E_f I_{f_{\cap}} + E_r I_{r_{\cap}})} \right] \frac{D_f}{2 I_{f_{cap}}} \quad (2)$$

$$MS_{f_{cap}} = \frac{\epsilon_{tension}}{\epsilon_{x_{bending}}} - 1 \quad (3)$$

$$A_{f_{tube}} = 3.14 \left( \frac{R_{f_1} + R_{f_2}}{2} \right)^2 \quad (4)$$

$$A_{f_{wall}} = 3.14 (R_{f_1}^2 - R_{f_2}^2) \quad (5)$$

$$\gamma_{f_{tube}} = \frac{1}{G_f} \left( \frac{T_{f_{tube}}}{2 A_{t_{tube}} t_{tube}} + V \cdot \frac{G_f}{G_f A_{f_{wall}} + G_r A_{r_{wall}}} \right) \quad (6)$$

$$MS_{f_{tube}} = \frac{\gamma_{f_{shear}}}{\gamma_{f_{tube}}} - 1 \quad (7)$$

여기서  $\theta$ ,  $t_{f_{cap}}$ ,  $D_f$ 는 Spar 캡이 부착된 폭의 각도, 캡의 두께, 중공 봉의 외경이다.  $R_{f_1}$ ,  $R_{f_2}$ 는 중공 봉의 외경 및 내경이다.

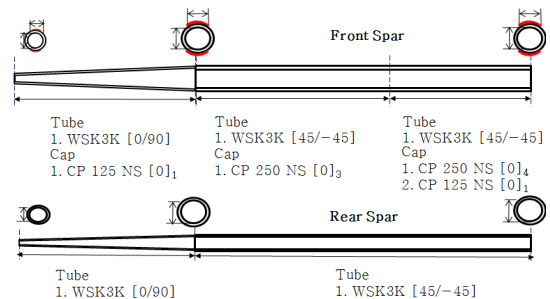


그림 5. 주익 Spar 구성도

Spar에 발생된 인장, 전단 변형률과 Table 1의 허용 파괴 변형률(Allowable Failure Strain)을 비교하여 안전 계수(M.S.)를 산출하였다. 이러한 안전 계수가 0.3 이상 확보되도록 설계된 Spar를 그림 5에 도시하였다. 주익 Spar 중공 봉은 뒤틀림에 강건하도록 직물형 Carbon-Epoxy 복합재료를 [45/-45]로 적층하였다. 굽힘 보강 캡은 일방향 Carbon-Epoxy 복합재료로 적층되었다. 상대적으로 낮은 하중이 인가되는 Outboard Spar는 Spar의 직경과 보강 캡의 두께를 순차적으로 감소시켜 중량이 감량되도록 설계되었다.

그림 6은 위 Spar 구성안을 기반으로 도출된 주익 상세 설계안이다. 익형 형상 유지를 위한 주익의 앞전, 뒷전 표피가드(Skin Guard)는 Balsa와 Glass-Epoxy 복합재료를 이용한 샌드위치 구조로 구성되었다. 주익의 Rib도 마찬가지로 Balsa와 Glass-Epoxy 복합재료로 구성되었으며, 비정질 태양전지의 폭과 동일한 간격으로 배치되었다. 주익의 표피로는 두께 30  $\mu\text{m}$ 의 Mylar 필름이 사용되었다. 위와 같은 과정을 통하여 설계된 주익의 중량은 4.2 kg이며, EAV-2 주익과 비교하여 Span 기준 42 %의 중량이 감소되었다(Table 2). 최종적으로 EAV-2H는 EAV-2 대비 크기를 1.6배 증가되었지만 동일 중량을 가질 수 있었다.

Table 2 주익 중량 비교

Main Wing	EAV-2	EAV-2H
Span Length	6.9 m	10.8 m
Total Weight	18 kg	18 kg
Weight of Main Wing	4.72 kg	4.20 kg
Weight / Wing Span	0.68 kg/m	0.39 kg/m

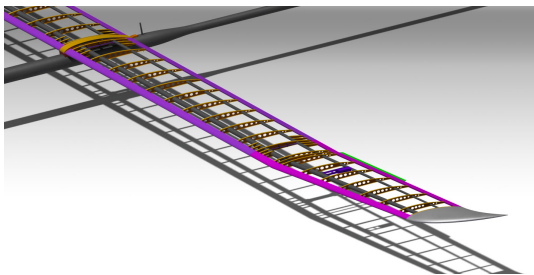


그림 6. 주익 내부 Frame

## 2.3 하중 해석

주익 구조해석에 사용할 하중을 산출하기 위해 하중해석을 수행하였다. 하중해석은 고정익 항공기 하중해석 프로그램인 ARGON<sup>(5,6)</sup>을 사용하여 수행하였다. 본 프로그램으로 그림 7과 같이 불임각(Incidence Angle)과 상반각(Dihedral Angle)을 갖는 공기력 패널(Aerodynamic Panel) 모델을 구현하였다. 이와 같은 해석 모델은 총 1450개의 패널로 구성되었다.

한편, 배터리의 전기에너지로 추진되는 EAV-2H는 연료 소모에 따른 중량 및 무게 중심 변화가 없다. 따라서, 중량조건은 최대이륙중량(Max. Take-off Weight) 한 가지만 고려하였다. 설계순항속도(Design Cruising Speed)는 14.8 KEAS이며 최대기동하중배수(Max. Maneuvering Load Factor)는 2.0을 적용하였다. 설계순항속도에서 최대돌풍하중배수(Max. Gust Load Factor)는 4.3을 적용하였다.

하중해석의 결과로 공기력과 관성력(Inertia Load)을 이용하여 주익의 VMT(전단력(Shear Force, V), 굽힘 모멘트(Bending Moment, M), 비틀림 모멘트(Torsion, T))를 구하였다(그림 8). 이를 근거로 주요하중조건을 선정하였고, 선정된 주요하중조건은 구조설계에 적용할 수 있도록 유한요소모델의 절점(Node)에 작용하는 힘의 형태로 제공되었다.

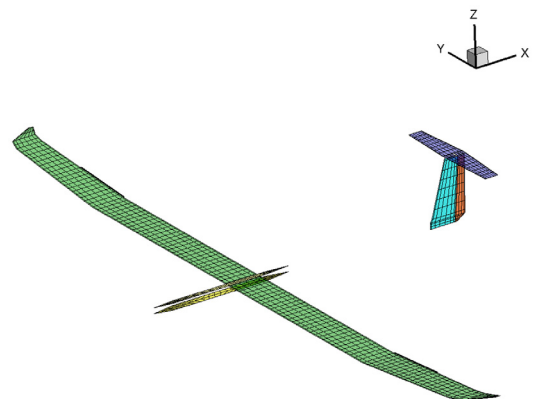


그림 7. 주익의 공기력 모델

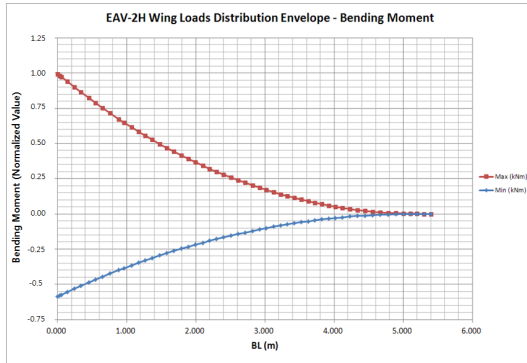


그림 8. 주익 굽힘 모멘트 선도

### 2.3 구조 해석

주익의 구조 건전성 검토를 위하여 구조해석을 수행하였다. 그림 9는 MSC/Patran 2010 프로그램으로 구현한 EAV-2H 유한요소 해석 모델이다. 모델에 적용된 요소(Element)는 총 26,022이며, 2,050개의 1-D Beam 요소와 23,972개의 2-D Shell 요소로 구성되었다. 각 주익 구성품의 접합부는 질점 공유를 통해 하중이 전달될 수 있도록 구현되었다. 위 해석 모델에 극한하중계수(Ultimate Load Factor) 1.3이 적용된 2.3절의 산출 하중을 인가하여 각 주익 구성품의 내부하중을 구하였다. 복합재료의 고전 적층판 이론<sup>7)</sup>을 적용하여 각 층에 인가되는 변형률을 계산하였으며, 식 (8)과 같이 소재의 최대 변형률과 비교하여 구성품의 안전계수를 산출하였다.

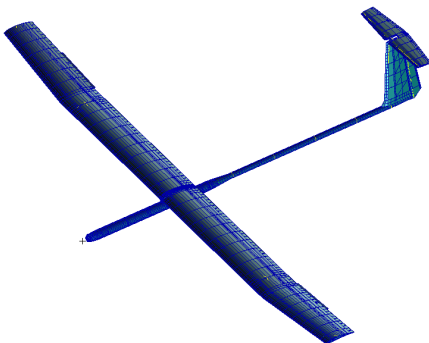
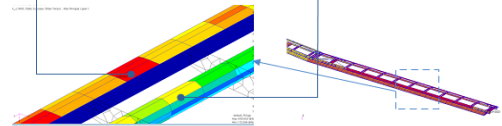


그림 9. EAV-2H 유한요소 해석 모델

$$\begin{aligned} \text{MAX} \left[ F.I. = \frac{\epsilon_{11}^+}{\epsilon_{11T}} \quad F.I. = \frac{\epsilon_{11}^-}{\epsilon_{11C}} \quad F.I. = \frac{\epsilon_{22}^+}{\epsilon_{22T}} \quad F.I. = \frac{\epsilon_{22}^-}{\epsilon_{22C}} \quad F.I. = \frac{|\gamma_{12}|}{\gamma_{12f}} \right] \\ M.S. = \frac{1}{F.I. \text{MAX}} - 1 \end{aligned} \quad (8)$$

Part	Leading Edge Skin Guard	Part	Front Spar (Cap)
LC	L1M05 (DUL)	LC	L1M05 (DUL)
M.S.	0.68	M.S.	0.35
Mode	Fiber Tension	Mode	Fiber Shear



Part	Rear Spar (Tube)	Part	Trailing Edge Skin Guard
LC	L1M05 (DUL)	LC	L1M05 (DUL)
M.S.	0.80	M.S.	3.42
Mode	Fiber Shear	Mode	Fiber Tension

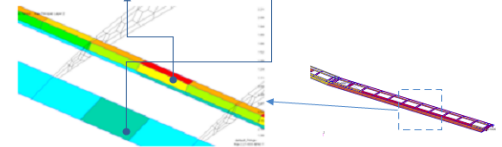


그림 10. 주익 정적 구조해석 결과

그림 10에는 주익 Spar 및 표피가드의 해석 결과를 도시하였다. Spar는 L1M05 (Wing/Horizontal Stab. Critical) 하중조건에 가장 취약하였다. 특히, 주익 Root로부터 1 m 떨어진 구간이 취약하였으며, 이는 Spar 보강 Cap의 두께 감소로 인한 내부 응력 증가가 원인이라 사료된다. 안전계수는 최소 0.35로 극한하중조건에서도 구조적 안전성을 확보한 것으로 판단되었다. 후방 Spar를 비롯한 앞전, 뒷전 표피가드도 L1M05 하중조건에 가장 취약하였으나, 최소 안전계수가 0.68이상으로 확보됨을 확인하였다. 한편, 압축 하중이 인가되는 부위에 대해서는 좌굴이 발생할 수 있으므로, MSC/NASTRAN의 선형 좌굴 해석 코드(Sol 103)를 사용하여 좌굴 강도 해석을 수행하였다. 주익의 좌굴 해석 결과를 그림 11에 도시하였다. L1M05 하중조건에 설계 극한하중을 인가하였을 때, 최소 안전계수는 -0.64로 뒷전 표피가드의 좌굴이 발생함을 확인



하였다. 마찬가지로 앞전 표피가드도 L1M05 하중조건에 설계극한하중을 인가하였을 때, 안전계수는 -0.33으로 좌굴이 발생함을 확인하였다. 이는 주익의 경량화를 위하여 표피를 얇게 설계한 결과이다. 비 하중 부재인 표피가드는 양력면을 형성하는 역할만 수행하므로, 좌굴 발생이 허용되도록 설계되었다. 반면, 주요 하중 부재인 Spar는 설계극한하중 내에서 좌굴이 발생되지 않아야 한다. 앞전, 뒷전 표피가드의 좌굴 발생 이후 Spar의 구조적인 문제가 없는지 검토하기 위하여 후 좌굴 해석을 수행하였다.

Part	Leading Edge Skin Guard	Part	Trailing Edge Skin Guard
LC	L1M05 (DUL)	LC	L1M05 (DUL)
M.S.	-0.33	M.S.	-0.64
Mode	Buckling	Mode	Buckling

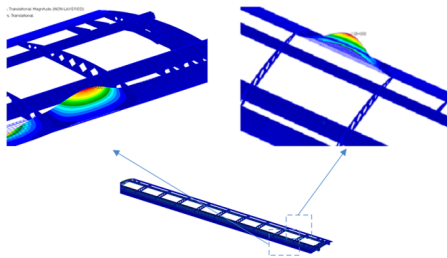


그림 11. 주익 좌굴 해석 결과

후 좌굴 해석은 앞전, 뒷전 표피가드의 좌굴로 인한 하중지지 능력 상실을 구현하기 위하여, 앞전, 뒷전 표피가드의 강성과 두께를 최소화 하여 좌굴 해석을 수행하였다. 후 좌굴 해석 결과는 그림 12에 나타내었다. L1M05 하중조건에 설계극한하중을 인가하였을 때, 전방 Spar의 안전계수는 최소 0.38로 표피가드의 좌굴이 발생하여도 주익 Spar가 하중을 충분히 지지할 수 있음을 확인하였다. EAV-2H 주익과 같이 Mylar 필름 표피와 Carbon-Epoxy 복합재료 Spar로 구성될 경우, Spar에 최대 굽힘 하중을 야기하는 돌풍 조건에 취약함을 확인하였다. 장기체공 무인기의 주익이 높은 중횡비를 가지고 주 하중 부재가 Spar 일 경우, 이러한 돌풍 환경에 강건한 설계가 필요할 것으로 사료된다.

Part	Front Spar	Part	Front Spar
LC	L1M05 (DUL)	LC	L1M05 (DUL)
M.S.	0.38	M.S.	0.68
Mode	Post Buckling	Mode	Post Buckling

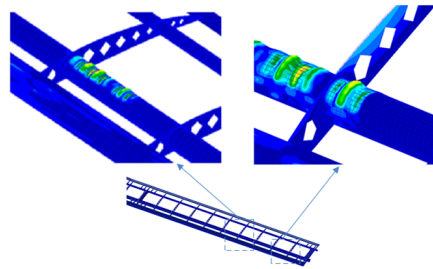


그림 12. 주익 후 좌굴 해석 결과

## 2.4 주익 정적 시험

주익 구조설계 및 해석에 대한 검증 및 구조 건전성을 확인하기 위해 주익 정적시험을 수행하였다. 정적시험은 주익 절반에 대해 수행하였으며, 비행시험체와 동일하게 제작하였다. Aileron 및 비정질 태양전지는 구조 거동에 큰 영향을 미치지 않으므로 시험체에서 배제되었다. 시험치구 (Test Fixture)는 강재와 복합재료를 이용하여 제작하였다. Spar와 접촉하는 동체 부위를 모사하는 치구는 동체와 동일한 복합재료를 이용하여 설계되었으며, 주익의 인서트가 삽입되는 부분은 강재를 이용하여 설계되었다. 그림 13에는 Strong Wall에 시험치구와 시험체가 설치된 모습을 나타내었다.

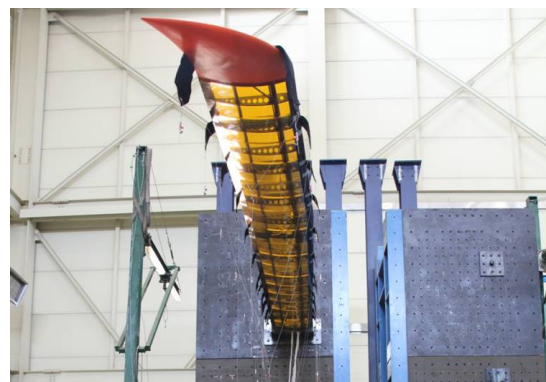


그림 13. 주익 구조시험체

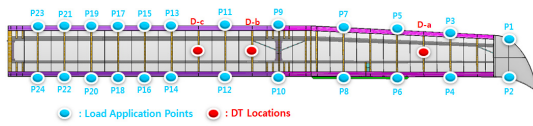


그림 14. 시험 하중 부가 위치 및 변위 센서 설치 위치

시험하중은 추(Dead Weight)를 이용해 부가하므로, 시험체 상부를 아래로 향하게 시험체를 설치하였다. 시험 데이터를 측정하기 위해 변형률 게이지(Strain Gage)와 변위센서(Deflection Transducer)가 주익에 부착되었다.

구조시험 조건은 주익에 최대 굽힘을 야기하는 LIM05 하중 조건에 대하여 수행되었다. 시험하중 부가위치는 그림 14와 같다. 시험하중은 그림 15와 같이 설계하중 대비 2 % 이내로 일치하도록 산출되었다. 하중을 부가하기 위한 추의 최소단위는 100 g이며 이를 고려하여 단계별로 시험하중을 산출하였다. 시험하중은 주익 설계제한하중(Designed Limit Load)의 60%를 먼저 부가하며 이후부터 설계제한하중의 10%씩 증가시키며 시험을 수행하였다.

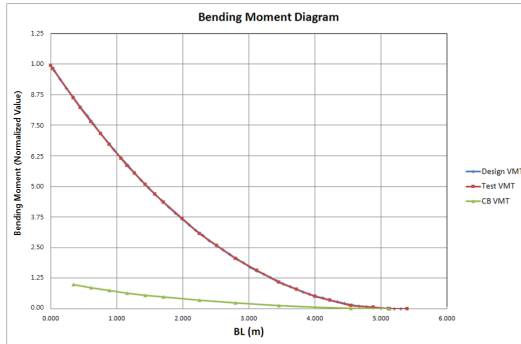


그림 15. 주익 시험하중 굽힘 모멘트 선도

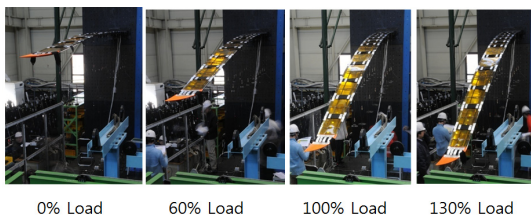


그림 16. 하중 별 주익 구조시험

그림 16은 주익 구조시험을 수행하는 모습을 보여주고 있다. 주익에 큰 변위가 발생하는 것을 관찰하였다. 주익 구조시험체는 130% 설계제한하중 하에서 어떠한 파손도 발생되지 않았다.

그림 17에는 시험하중 인가 시 발생된 Spar의 변형률을 도시하였다. 대부분의 변형률 게이지에서 시험 하중 증가에 따라 선형적으로 변형률이 증가하였다. 그러나, S11과 S13과 같은 일부 게이지에서는 비선형적인 변형률 증가가 관찰되었다.

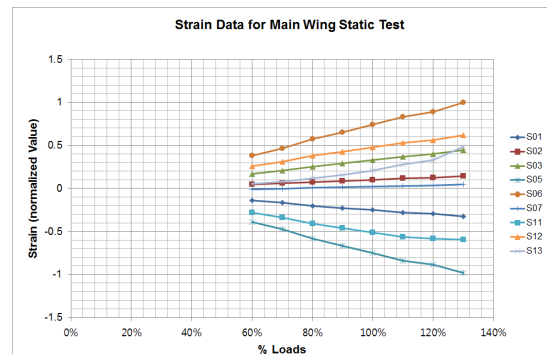


그림 17. 각 시험하중 별 변형률 측정 결과

## 2.5 정적 시험 결과 및 해석 보정

한편, 본 연구의 주익과 같은 초경량 구조는 비선형성이 높게 발생될 수 있다. 이로 인하여 선형해석을 통해 예측한 변형률은 시험결과와 큰 차이를 보일 수 있으며, 이에 대한 보정이 수행되어야 한다. 따라서 이러한 비선형 거동을 보이는 S11 ~ S13 게이지 부분에 대하여 비선형 해석을 수행하였다. 변형률 게이지 S11 ~ S13이 부착된 부분은 중량 절감을 위해 Spar Cap의 두께가 감소되는 지점이며, 그림 18과 같이 상세 해석 모델로 구현하였다. 본 모델에 대하여 MSC/NASTRAN의 비선형 해석 코드(Sol 106)를 이용하여 해석을 수행하였다. 비선형 해석 모델에 입력된 하중은 시험체에 인가된 하중과 동일한 조건으로 생성되었다.



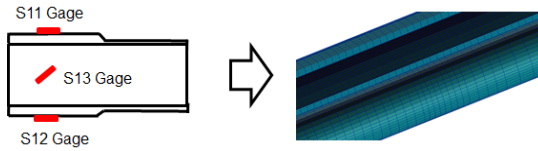


그림 18. Spar의 비선형 해석 상세모델

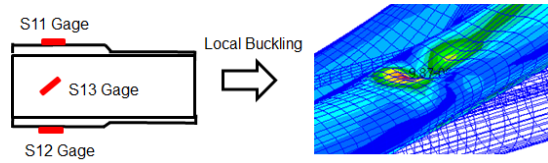


그림 21. Spar의 비선형 해석 결과

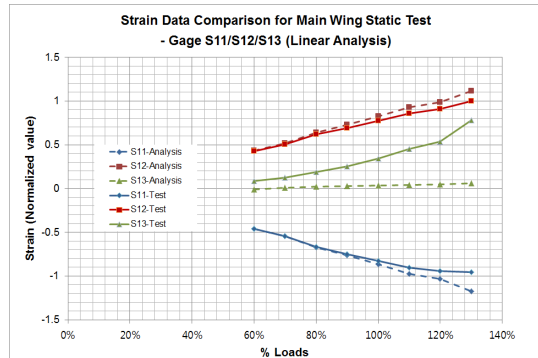


그림 19. 변형률 비교 - 선형해석

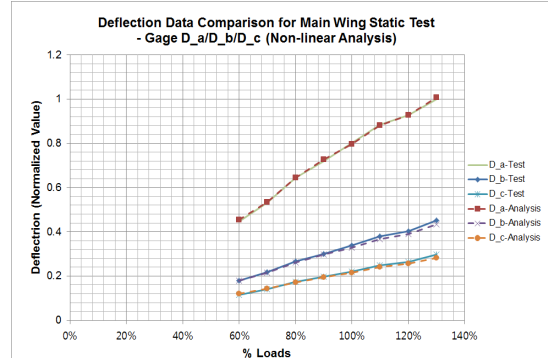


그림 22. 처짐량 비교 - 비선형 해석

S11 ~ S13 게이지 부분에서의 기존 선형해석 결과와 시험결과를 비교하여 그림 19에 도시하였다. 시험결과는 실선으로, 해석결과는 점선으로 표시하였다. S11과 S12 게이지는 하중이 증가함에 따라 시험결과가 해석결과 보다 작아지는 경향이 확인되었다. S13 게이지는 하중이 증가함에 따라 시험결과가 해석결과에 비해 급격하게 증가하는 양상이 확인되었다.

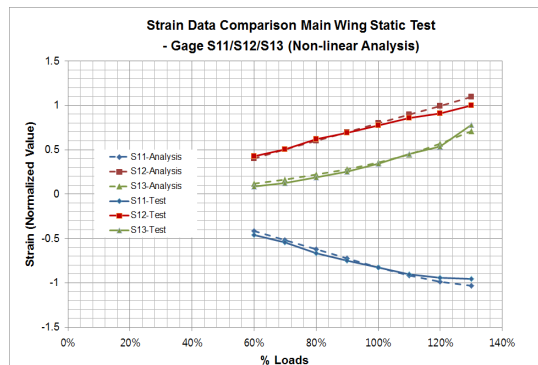


그림 20. 변형률 비교 - 비선형 해석

S11 ~ S13 게이지 부분의 비선형해석결과와 시험결과를 비교하여 그림 20에 도시하였다. 압축하중이 발생하는 S11 게이지는 국부적인 좌굴로 인하여 비선형 거동이 발생되며, 비선형 해석결과와 실험 결과가 거의 일치함을 확인하였다. 인장 하중이 발생하는 S12 게이지는 국부 좌굴에 대한 영향이 적으므로 선형 해석과 비선형 해석결과 간 차이가 크지 않았다. 그러나 비선형 해석결과가 선형 해석결과 보다 더 시험결과에 근접하였다. Spar의 전단 변형을 측정하는 S13 게이지의 비선형 해석 결과는 선형 해석결과와는 달리 상당히 큰 변형률 증가가 발생되었다. 이는 그림 21과 같이 국부 좌굴이 발생될 경우, Spar 보강 캡에 비해 강성이 낮은 Spar 측면부터 많은 변형이 발생되기 때문으로 판단되었다. 변형률의 절대값이 작은 영역을 제외하고는 해석과 시험의 변형률 차이는 10% 이내로 일치하였다.

그림 22에는 주익 처짐량의 비선형해석결과와 시험결과를 비교하여 도시하였다. 변형률 결과와 마찬가지로 비선형 해석을 통한 처짐량 결과는 시험 결과와 비교하여 5% 이내로 일치하였다.

### 3. 결 론

본 논문에서는 한국항공우주연구원에서 제작 중인 전기동력무인기 EAV-2H의 주익 설계, 구조 해석 및 정적 구조시험을 통한 건전성 평가 결과에 대해 설명하였다.

주익 경량화를 위하여 Mylar Film 표피와 Carbon-Epoxy 복합재료 중공 봉 Spar로 구성된 주익 개념을 도출하였다. 수계산을 이용한 구조 사이징/설계와 구조해석을 통하여 주익의 구조 건전성을 확보하면서 기존 EAV-2 주익 대비하여 Span 기준 42 %의 중량을 절감하였다. 정적구조 시험을 통해 운용범위 내에서 파손이 발생하지 않음을 확인하였다. 또한 비선형 해석을 통해 해석결과를 보정하였다. 현재 EAV-2H는 비행시험을 수행 중에 있으며, 어떠한 구조적 문제도 발생하지 않았다. 본 연구를 통해 축적된 결과는 향후 진행될 고고도 장기체공무인기 경량구조 설계의 밑거름이 될 것으로 기대된다.

### 후 기

본 연구는 기초기술연구회 “고고도 장기체공 전기동력무인기 기반기술연구” 사업 수행결과의 일부이며, 지원에 감사드립니다.

### 참 고 문 헌

1. Hannes Ross, "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. Soutis C., "Fibre reinforced composites in aircraft construction", Progress in Aerospace Sciences, Vol. 41(2), 2005, pp.143-151
3. 신정우, 최익현, 이무형, 윤동환, 김성준, 황인회, 안석민, “전기동력무인기 주익 구조 건전성 및 태양전지 성능 평가”, 한국항공우주학

회 춘계학술대회 논문집, 2012, pp.212-217

4. ASTM D 3039/D 3039M - 00, "Standard Test Method for Tensile Properties of Polymer Matrix Composite Materials", ASTM International, 2000
5. Evseev, D.D., Lipin, E.K., Timonin, A.S., and Ishmiratov, F.Z., ARGON, "Multidisciplinary Analytical Support of Aircraft Design", Central Aerodynamics Institute.
6. 신정우, 채동철, 김성찬, 황인회, “ARGON을 이용한 비행하중해석 과정 소개”, 한국항공우주학회 춘계학술대회 논문집, 2004, pp.418-421
7. Jones, R. M., Mechanics of Composite Materials, New York, McGraw-Hill, 1975