

Original Article

고고도 장기체공 태양광 무인기 EAV-3 기체구조 개발

신정우*, 박상욱**, 이상욱**, 김태욱**

Airframe Structure Development of Solar-powered HALE UAV EAV-3

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

ABSTRACT

Research for solar-powered high altitude long endurance(HALE) UAV was conducted by Korea Aerospace Research Institute(KARI), and the EAV-3 with 19.5m wing span was developed. For HALE flight, aircraft should be lightly designed. Especially, airframe structure that accounts for a large portion of the total weight of aircraft should be lightweight. In this paper, development process of airframe structure for solar-powered HALE UAV, EAV-3, is described briefly. Domestic developed T-800 grade CFRP(Carbon Fiber Reinforced Plastic) composite material with high modulus and strength was used to design main load carrying structures. Flightloads analysis that takes into account large structural deformation was carried out. Stress and flutter analyses for airframe structure sizing were conducted. Static strength test for main wing and aircraft ground vibration test were conducted successfully and structural integrity was secured.

Key Words : HALE(고고도 장기체공), Solar-powered UAV(태양광 무인기), 기체구조(Airframe Structure), Static Strength Test(정적시험), Ground Vibration Test(지상진동시험)

1. 서 론

화석연료의 고갈과 지구 온난화로 인해 화석 연료의 사용을 줄이고자 하는 노력이 산업 전반에 걸쳐 이루어지고 있다. 특히, 태양광 에너지는 대체 에너지로서 최근 큰 관심을 받고 있다. 항공분야에서도 태양전지를 동력으로 하는 항공기에 대한 다양한 연구 개발이 이루어지고 있다(Ross, 2008, Zhu et al., 2014). 태양광 에너지는

비행 중 계속해서 공급 받을 수 있기 때문에 이를 이용하면 장기체공이 가능하다. 태양전지와 이차전지를 동력원으로 하여, 공기가 희박한 성층권에서 수개월 또는 수년간 비행이 가능한 고고도 장기체공 무인기에 대한 연구가 세계 각국에서 진행되어 왔다(Zhu et al., 2014).

한국항공우주연구원에서도 2010년부터 고고도 장기체공 전기동력 태양광 무인기에 대한 연구를 시작하였는데, 먼저, 주익 스패ن(Span) 7m급인 EAV-2(Electric Aerial Vehicle)를 개발하여 상승 고도 5km에 도달하였으며, 다음으로 주익 스패น 10m급인 EAV-2H와 H+를 이용해 저고도에서 25시간 연속 비행 및 고도 10km 상승비행을 수행하였다(Shin et al., 2014). 2016년에는 주익 스패인이 19.5m인 고고도 장기체공 태양광 무인기인

Received : 18. Apr. 2017. Revised : 28. Aug. 2017.

Accepted : 13. Sep. 2017

* 한국항공우주연구원 항공구조연구팀

** 한국항공우주연구원 항공구조연구팀

연락처 E-mail : jeongdal@kari.re.kr

대전시 유성구 과학로 169-84

EAV-3(Fig. 1)를 이용해 성층권 상승비행(고도 18.5km)에 성공하였다.

EAV-3가 성층권에서 장기체공을 하기 위해서는 에너지 효율이 높아야 한다. 태양전지 및 이차전지의 높은 효율도 중요하지만, 항공기 순항 효율을 높이는 형상설계나 경량설계 또한 필수적이다. 특히, 항공기 중량의 비교적 큰 부분을 차지하는 기체구조의 경량화는 반드시 필요하다. EAV-3의 형상은 큰 세장비를 갖는 주익을 비롯해 높은 순항 효율을 가지도록 설계되었다. 이로 인해, 주익은 작용 하중에 비해 큰 굽힘 모멘트가 발생할 뿐만 아니라 강성이 크게 떨어지기 때문에 플러터(Flutter)와 같은 구조 동안전성에도 취약하게 된다. 따라서, EAV-3의 초경량/고강성 기체구조 설계를 위해서는 고강도/고강성 복합재료(Composite Material)를 적용하고, 마일러 필름을 스킨(Skin)에 사용하는 등 기존의 일반 항공기 기체구조와는 다른 개념을 적용해야 한다.

본 논문에서는 EAV-3의 초경량 기체구조 개발 과정에 대해 간략히 설명한다. 국산 T-800급 CFRP(Carbon Fiber Reinforcement Plastic) 복합 재료를 이용해 기체구조를 설계하였으며, 비행 중 발생하는 구조의 변형을 고려하여 비행하중을 산출하였다. 강도해석과 플러터 해석을 통해 사이징을 수행하였고, 주익 정적구조시험과 전기체 지상진동시험을 통해 구조 건전성을 확보하였다. 비행시제기 주익에 변형률 게이지(Strain Gage)를 장착해 비행 중 주익에 발생하는 하중을 측정하였다.



Fig. 2 Flight of EAV-3

2. 본 론

2.1 구조설계

EAV-3의 주요 제원은 Table. 1과 같다. EAV-3는 주익, 동체, 수직미익, 수평미익으로 구성되어 있다. 수평미익이 수직미익 상단에 장착되는 T-tail 형상의 미익구조이며, 미익과 동체는 붐(B-boom)으로 연결된다. 주익에는 에일러론(Aileron)이, 수직미익에는 방향타(Rudder)가 설치되어 있다. 수평미익에는 별도의 승강타(Elevator) 없이 전체가 움직이도록 설계되었다. EAV-3의 기체구조 설계형상은 Fig. 2와 같다.

Table. 1 EAV-3 Main Configuration Data

Wing Span	19.5m
Wing Chord	1.3m
Length	9.0m
Target Weight	46.8kg

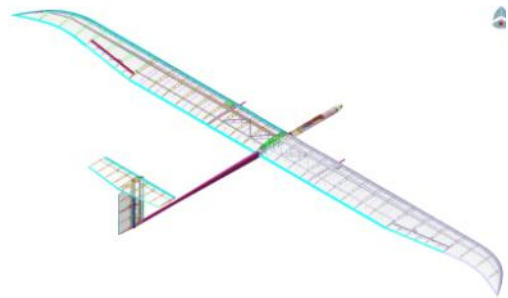


Fig. 3 EAV-3 Airframe Structure Layout

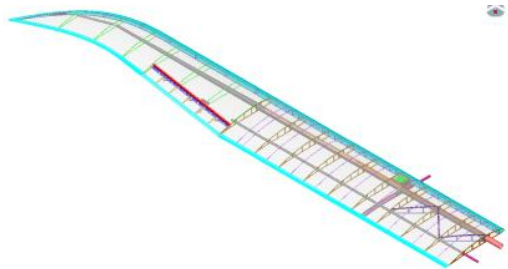


Fig. 4 EAV-3 Wing Structure Layout

EAV-3 주익 구조 설계 형상은 Fig. 3과 같다. 주익 구조의 주요구성품은 스파(Spar), 리브(Rib), 스킨가드(Skin Guard), 스킨이다. 스파는 전/후방스파 2개이며, 전방스파는 주익에 작용하는 대부분의 하중을 지지하며 T-800급 CFRP 복합재료를 이용해 원형단면을 갖는 중공 봉 형태로 설계하였다. 굽힘 모멘트의 효율적 지지를 위해 스파 상하부에는 스펠 방향으로 0° CFRP Cap을 설치

하였으며, 굽힘 모멘트가 큰 주익 안쪽(Root)의 Cap 두께가 가장 두껍고 주익 바깥쪽으로 갈수록 두께가 감소하도록 하였다. 전방스파 내부에는 CFRP 복합재료와 폼(Foam)으로 설계된 벌크헤드(Bulkhead)를 설치하여 스파 측면의 국부 좌굴을 방지 하였다(Shin et al., 2014). 에일러론 스파는 삼각단면의 기둥형태이며, T-800급 CFRP 복합재료와 폼을 이용한 샌드위치를 이용해 설계 하였다. 리브는 스킨으로부터 전달된 공기력을 주익에 전달하는 역할을 하며, CFRP 복합재료와 폼을 이용한 샌드위치로 설계하였다. 스킨은 면적이 넓어 주익 전체 중량에서 차지하는 비중이 크기 때문에, 중량 감소를 위해 마일러 필름을 이용해 설계하였다. 마일러 필름은 압축과 굽힘 하중을 받지 못하므로 비행 중 상부 스킨은 형상을 유지하기 힘들고, 이로 인해 큰 항력이 발생하여 비행효율을 저하시키게 된다. 따라서, 주익 앞전(Leading Edge)과 뒷전(Trailing Edge)에 스킨가드를 설치하여 비행중 스킨의 형상을 유지하도록 하였다. 스킨가드는 GFRP (Glass Fiber Reinforced Plastic)와 발사(Balsa)를 이용한 샌드위치 구조이며, 하중배수 2.0까지 좌굴이 발생하지 않도록 설계하였다.

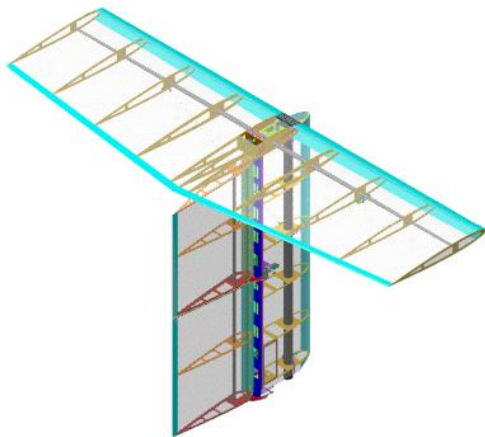


Fig. 5 EAV-3 Tail Structure Layout

미익의 구조설계 개념은 주익과 동일하며 Fig. 4와 같다. 수평미익은 분리가 가능한 구조이며, 스파는 수평/수직미익과 방향타에 각 1개씩 적용하였다. 특히, 수직미익 스파는 수평미익의 하중을 지지하고 미익 플러터 발생을 억제하기 위해 직경을 크게 하여 더 강건하게 설계하였다.

붉은 테이퍼를 갖는 중공 봉 형상이며, 동체와

붉은 연결부의 지름을 크게 하여 굽힘과 비틀림 강성을 높일 수 있도록 하였다. 재료는 T-800급 CFRP 복합재료를 사용하였다.

2.2 하중해석

EAV-3 비행하중해석을 수행하고 구조 설계 및 해석에 필요한 하중을 산출하였다. EAV-3는 초경량 구조이기 때문에 비행 중 변위가 크게 발생하며, 이는 비행하중에 영향을 미치기 때문에 이를 고려한 해석을 수행하였다. 해석의 도구로는 MSC Software社의 MSC.Flightloads를 사용하였다. 해석 모델은 공기력을 계산하기 위한 패널 (Panel) 모델, 구조 변형을 고려하기 위한 구조 모델, 그리고 질량 모델로 구성된다.

Fig. 5는 EAV-3의 공기력 패널 모델이다. MSC.Flightloads는 DLM(Doublet Lattice Method)을 사용하여 아음속 공기력을 계산한다. 주익의 익형은 SG6043이며, 붙임각(Incidence Angle)은 4°이다. 수평/수직미익은 대칭 익형이다. 총 1058개의 패널을 사용하였으며, 계산된 공력 특성 계수는 Table. 2와 같다.

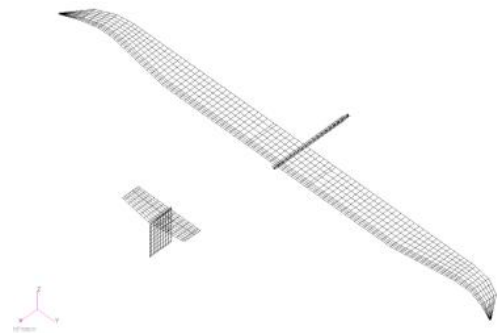


Fig. 6 EAV-3 Aerodynamic Model

Table. 2 EAV-3 Aerodynamic Coefficient

		Mach No.	C_{La} (1/rad.)	C_{L0}
MSC. Flight-loads	Rigid	0.024	5.775	1.072
	Flexible	0.024	5.975	1.020
AAA			5.191	1.000

Fig. 6은 EAV-3의 구조 모델이다. MSC.Flight-

loads에서 제공하는 유한요소모델을 사용하였다. 스플라인(Spline)을 이용하여 패널 모델과 유한요소모델을 연계하였다.

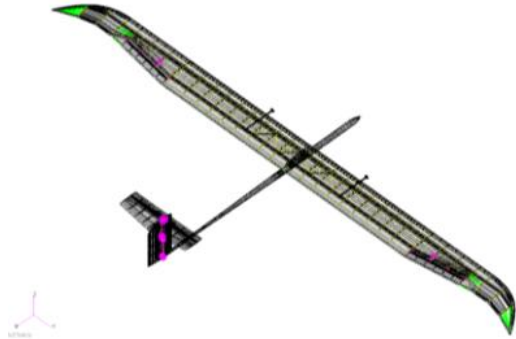


Fig. 7 EAV-3 Structure Model



Fig. 8 EAV-3 Mass Model

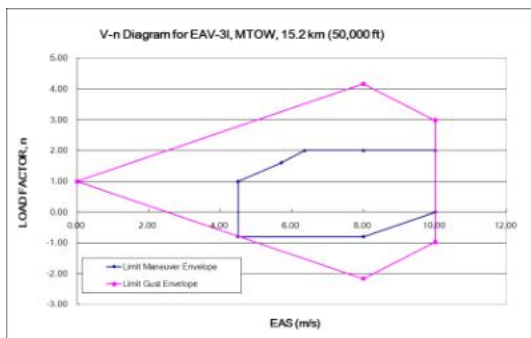


Fig. 9 EAV-3 V-n Diagram(15.2km ALT)

질량 모델은 Fig. 7과 같다. EAV-3는 태양전지와 배터리가 에너지원이기 때문에 비행 중 중량과 무게중심의 변화가 없다. 따라서 최대이륙중량에 대해서만 모델링을 수행하였다. MSC.Flightloads의 질량모델 카드의 하나인 'CONM2'를 이용하였으며, 각 유한요소의 절점(Node)을

절점으로 사용하였다. 배터리, 카메라, 엔진(모터)과 같은 중량이 큰 장비는 집중질량으로 모델링하고 'RBE3' 카드를 이용해 구조모델과 연결하였다.

초경량 고고도 장기체공 무인기 개발에 적용할 수 있는 규정이 없기 때문에 EAV-3는 하중해석조건을 선정하기 위해 FAR 23의 일부 규정을 적용하였다(FAR 23, 2009). EAV-3의 고도 15.2 km(50,000ft)에서 V-n 선도는 Fig. 8과 같다. 설계순항속도(Design Cruising Speed)와 설계급강하속도(Design Dive Speed)는 각각 등가대기속도(Equivalent Airspeed, EAS) 8.0m/s와 10.0m/s이다. 기동하중배수(Maneuvering Load Factor)와 최대돌풍하중배수(Gust Load Factor)는 각각 2.0과 4.2이다. 하중해석조건은 피칭기동, 롤기동, 요기동, 수직돌풍, 측면돌풍을 고려하였으며, T-tail 항공기이기 때문에 수직미익하중과 수평미익하중을 종합적으로 고려하였다. 하중해석의 결과로 항공기 각 부분의 VMT(Shear, Bending Moment, Torsion)를 산출하였고, 구조해석을 위해 유한요소 절점하중을 산출하였다.

2.3 강도해석

EAV-3 강도해석에는 MSC.Nastran을 사용하였다. 복합재료에 대해 고전 적층판 이론(Classical Laminate Theory)을 적용하여 각 층에 발생하는 변형율을 계산하였으며, 최대 변형률 이론을 적용하여 안전율(Margin of Safety)을 계산하였다. 주의 해석에는 대변형을 고려하기 위한 비선형 해석을 수행하였는데, MSC.Marc를 해석도구로 사용하였으며, 기하학적 비선형만 적용하였다. 하중 방향은 주의의 변형에 관계없이 일정하게 유지하도록 설정하였다. 극한하중계수(Ultimate Load Factor)는 1.3을 적용하였다.

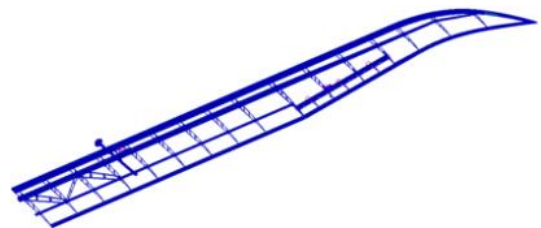


Fig. 10 EAV-3 Wing FE Model

EAV-3의 가장 중요한 부분인 주익에 대한 강도해석 과정을 간략히 설명한다. Fig. 9는 EAV-3

주익의 유한요소 모델이다. 스파, 리브, 스킨가드는 2D Shell 요소로, 리브 플랜지는 1D Beam 요소로 모델링하였다. 주익 강도해석을 위해 선형 정적 및 좌굴 해석과 비선형 정적해석을 수행하였다.

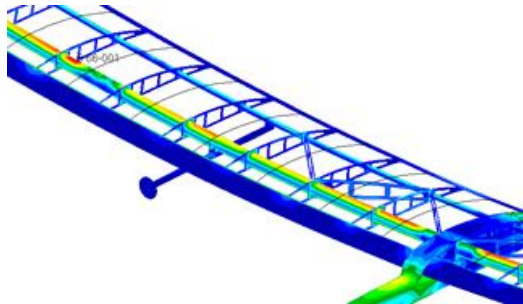


Fig. 11 EAV-3 Wing FE Analysis

Fig. 10은 주익의 유한요소해석 결과이다. 최대 굽힘 모멘트가 작용하는 조건이며, 전방스파 Cap에 큰 응력이 발생한다. 앞서 기술한 바와 같이, Cap은 주익의 굽힘 모멘트를 지지하기 위해 설치하였다. BL 3,000mm 지점에서 가장 큰 응력이 발생하였으며, 비선형 해석을 통해 스파 측면의 국부 좌굴이 발생하지 않음을 확인하였다. 리브에 대해서는 선형 정적 및 좌굴 해석을, 리브 플랜지에 대해서는 내부하중을 이용하여 크리플링(Crippling) 및 접착강도 해석을 수행하였다. 스킨가드는 중량 감소를 위해 설계제한하중이 아닌 하중배수 2.0 이하에서 좌굴이 발생하지 않도록 해석기준을 설정하였으며, 좌굴이 발생하는 스킨가드 일부 구간에는 내부에 보강재(Stiffener)를 설치하여 안전여유를 확보하였다.

2.4 플러터 해석

EAV-3 기체구조는 초경량 구조이기 때문에 강성이 일반 항공기에 비해 현저히 떨어지며, 이로 인해 플러터에 매우 취약하다. 따라서, 설계 초기부터 플러터 및 다이버전스(Divergence) 해석을 수행하였다. 해석을 통해 전방스파의 위치를 설정하였으며, 붓 길이를 축소하고 직경을 증가시켰다. 또한 T-tail 형상이 플러터에도 취약하기 때문에 수직미익의 길이를 축소하였다. 이러한 과정을 통해 EAV-3의 최종형상을 확정하였다.

FAR 23.629에는 설계급강하속도의 1.2배의 속도까지 플러터가 발생하지 않아야 한다고 규정하

고 있는데, EAV-3는 등가대기속도 12.0m/s가 이에 해당된다. 그러나 EAV-3는 매우 저속으로 비행하기 때문에 바람에 의해서도 순간적으로 대기속도가 증가하여 기준을 초과할 수 있다. 따라서 안전여유가 더 필요하며 내부적으로 고도 20km, 등가대기속도 18.0m/s (35KEAS)까지 플러터가 발생하지 않도록 기준을 설정하였다.

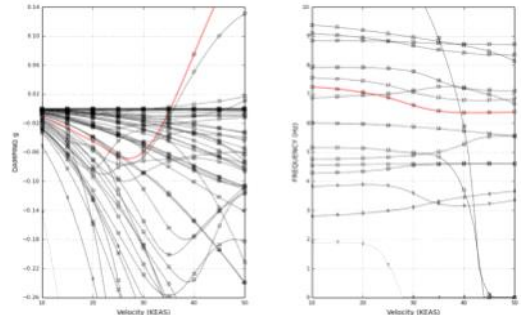


Fig. 12 EAV-3 v-g-f Plot

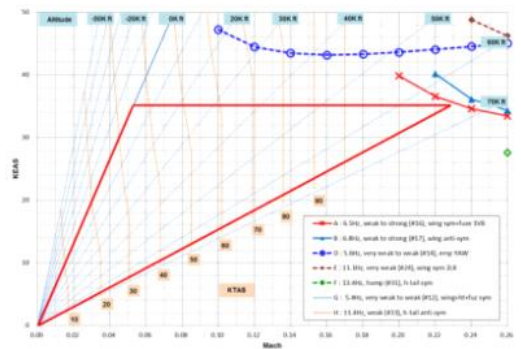


Fig. 13 EAV-3 Flutter Analysis Result

해석 모델은 하중해석 모델(Fig. 5~7) 과 동일하다. 각각의 마하수에 대해 Match Point 해석을 수행하고 고유진동수 30Hz 이내의 모드만 해석에 반영하였다. Fig. 11은 각 모드에 대한 v-g-f 선도를 보여주고 있다. v-g-f 선도는 항공기 속도에 대한 각 모드별 감쇠(Damping)와 주파수 변화를 보여주는 선도이며, 감쇠가 2%를 초과하면 플러터가 발생하는 것으로 판단한다. Fig. 12는 해석 결과인데, 그래프의 가로축은 마하수를, 세로축은 속도를 나타내며 내부에는 그에 해당하는 고도를 표시하였다. 그래프 내부의 삼각형이 고도 20km와 대기속도 18m/s를 의미하는 포위선이다. 각 모드에 대해서 마하수별 해석을 수행하고 플러터 속도를 그래프에 표시했을 때 삼각형

내부에 그 속도가 존재하지 않아야 해석 기준을 만족한 것이다. Fig. 12의 삼각형 내부에 플러터 속도가 존재하지 않음을 알 수 있으며, EAV-3는 운영 영역 내에서 플러터와 같은 불안전 현상이 발생하지 않음을 해석적으로 입증하였다.

2.5 정적구조시험

구조해석을 검증하고 기체구조의 건전성을 확보하기 위해서는 구조시험을 수행해야 한다. EAV-3의 가장 중요한 부분인 주익에 대한 정적구조시험을 수행하였으며, 그 요구조건은 다음과 같다. 주요부재의 좌굴 또는 파손없이 설계제한하중(100%DLL(Design Limit Loads))을 지지해야 하며, 설계극한하중(130%DLL) 시험에서는 주요부재의 파손 없이 3초간 하중을 지지해야 한다.



Fig. 14 Wing Static Strength Test Setup



Fig. 15 Wing Bending Moment - Test vs. Design

시험체인 주익은 좌우 대칭이므로 절반에 대해서 시험을 수행하였다. 시험체는 비행시제와 동일하게 제작되었으며, 주익 변형으로 인해 단결정 태양전지가 파손되는지를 확인하기 위해 변형률이 큰 주익 안쪽에 태양전지를 부착하였다.

시험치구는 강제와 복합재를 이용하여 제작하였다. 주익이 동체와 연결되는 부위는 경계조건을 정확하게 모사하기 위해 실제와 동일하게 CFRP 복합재료를 이용하여 설계하였다. 시험하중이 매우 작고 변위는 크기 때문에 일반적인 작동기로 시험이 불가능하다. 따라서, 추를 이용해 시험하중을 부가하였으며 주익의 상부가 지면을 향하도록 치구를 설계하였다. 주익 시험체가 시험치구에 설치된 모습은 Fig. 13과 같다. 시험중 데이터를 측정하기 위해 변형률 게이지와 변위 게이지(Displacement Transducer)를 장착하였다. 스킨과 리브에 18개, 스킨가드에 2개의 변형률 게이지를 부착하였다. 변위 게이지는 스펠 방향으로 3개를 장착하여 시험중 주익의 변위를 측정하였다.

시험조건은 굽힘 모멘트가 가장 큰 조건인 최대돌풍하중배수 조건이다. 설계하중(VMT), 시험하중 부가위치, 그리고 하중 부가용 추의 최소중량을 고려하여 시험하중을 산출하였으며, 오차는 2% 이하이다. Fig. 14는 주익의 굽힘 모멘트 선도인데, 설계하중과 시험하중이 잘 일치하고 있음을 알 수 있다.

먼저 40%DLL 시험을 수행하여 시험체와 시험치구의 설치 상태를 확인하고, 획득한 변형률과 변위를 분석하여 설계제한하중시험 진행여부를 결정하였다. 시험 완료 후 변형률과 변위를 검토하여 설계극한하중시험 진행여부를 결정하였다. Fig. 15는 정적구조시험 수행모습을 보여주고 있다. 예측한 바와 같이 시험 중 스킨가드에 좌굴이 발생하였으나 시험체는 주요부재의 좌굴 또는 파손 없이 설계제한하중을 지지하였다. 설계극한하중 시험에서는 주요부재의 어떠한 파손 없이 3초간 하중을 지지하였다.

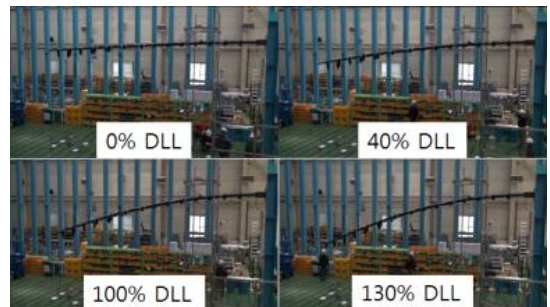


Fig. 16 EAV-3 Wing Static Strength Test

2.6 지상진동시험

지상진동시험은 EAV-3의 주요 고유진동 특성을 측정하는 시험으로, 플러터 해석 결과를 검증하는데 있어 매우 중요한 시험이다. 지상진동시험을 통해 측정된 고유진동 특성을 이용해 해석 모델을 검증하고 필요시 보완하게 되며, 최종적으로 플러터 속도를 결정하게 된다.

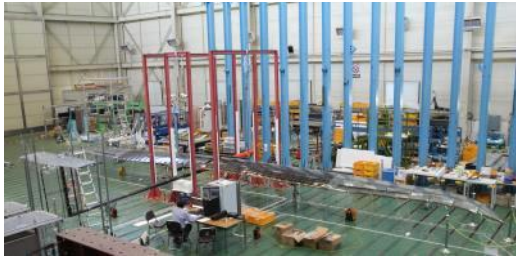


Fig. 17 EAV-3 Ground Vibration Test

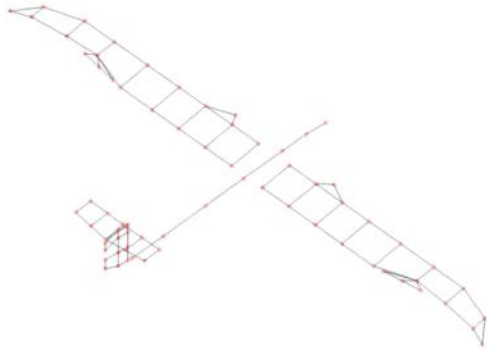


Fig. 18 EAV-3 Test Geometry



Fig. 19 Accelerometer Locations and Measuring Degree of Freedom for Wing

비행상태에 해당하는 자유경계조건을 구현하기 위해 번지코드(Bungee Cord)를 이용해 시험체를 4점에서 지지하였다. 시험체의 강체 모드 주파수가 유연 진동 모드 주파수에 영향을 미치지 않도록 번지코드의 종류 및 길이를 선정하였다. Fig. 16은 지상진동시험 치구 및 시험체 설치

모습이다.

주요 고유진동 특성을 정확하게 측정하기 위해서는 가속도계 부착 위치를 적절하게 선정하는 것이 매우 중요하다. 시험 전 해석을 통해 시험에 필요한 가속도계 위치와 방향을 결정하였다. Fig. 17은 EAV-3 지상진동시험에 사용된 최종 시험모델이다. 측정 자유도로 선정된 응답점들을 연결한 모델로서, 총 100개의 측정 자유도로 구성하였다. 이러한 시험 전 해석을 근거로 총 100개의 가속도계를 부착하였다. Fig. 18은 주익의 응답점 좌표와 관련 정보를 보여주고 있다.

EAV-3 지상진동시험은 임팩트 해머(Impact Hammer)를 이용해 시험체를 가진 하였는데, 가진 충격으로 인해 구조물이 손상되지 않으면서 주요 진동 모드가 잘 나타나도록 가진위치를 선정하였다.

Table. 3 EAV-3 Aerodynamic Coefficient

Mode Description	Test	Analysis (no VFM)		Analysis (with VFM)	
	Freq [Hz]	Freq [Hz]	Diff. [%]	Freq [Hz]	Diff. [%]
wing 1VB	1.24	1.84	48.4	1.24	-0.3
boom 1LB + empennage R	2.11	2.60	23.2	2.10	-0.5
wing 1VB	2.63	3.79	44.1	2.70	2.6
fuse 1VB + wing 2VB + ht 1VB	3.61	4.74	31.3	3.75	3.9
wing 2VB + fuse 1VB + ht 1VB	4.72	6.48	37.3	5.05	6.9
empennage YAW	5.13	5.19	3.8	4.79	-4.0
wing 1T + fuse 1VB + ht 1VB	6.45	7.08	9.8	6.40	-0.9
wing 1T + boom 1LB + rud_1 R	6.62	7.34	10.9	6.83	3.2

Table. 3은 EAV-3 지상진동시험을 통해 측정된 주요 고유진동 특성을 해석결과와 비교하여 나타난 것이다. 'Analysis (no VFM)'은 해석모델 보정 전 결과이며, 'Analysis (with VFM)'은 보정 후 결과이다. 시험과 해석 간 상당한 차이가 있는 것을 알 수 있다. 이를 보정하기 위해 해석 모델을 수정하였는데, 특히, 초경량 항공기는 항공기 내/외부에 있는 공기 질량이 고유 진동 특성에 영향을 미치기 때문에 이를 고려하였다. 보정된 모델을 이용한 해석결과는 시험 결과와 잘

일치함을 알 수 있다. Fig. 19는 지상진동시험 결과를 반영하여 수정한 모델을 이용한 플러터 해석 결과이다. 1개 모드가 비행영역내에 표시되지만 발산하지 않는 약한 플러터로서 실제에서는 영향을 주지 않는다. 따라서, EAV-3는 비행영역내에서 플러터가 발생하지 않음을 확인하였다.

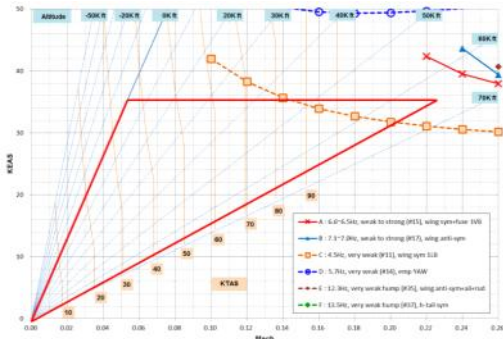


Fig. 20 EAV-3 Flutter Analysis Result with Correlated Model

2.7 비행 하중계측

비행 중 EAV-3 주익에 작용하는 하중을 실시간 모니터링하고, 측정된 하중을 해석결과와 비교하였다. 주익의 비행하중을 측정하기 위해 전방스파에 변형률 게이지를 장착하였다. EAV-3와 같이 세장비가 큰 주익은 비틀림은 무시할 수 있을 만큼 작으며 굽힘 모멘트가 크게 작용한다. 또한, 전방스파는 주익에 작용하는 하중의 약 97%를 지지하기 때문에, 이 변형률을 측정하면 비행하중을 예측할 수 있다.

스파에 작용하는 순수 굽힘 모멘트를 계측하기 위해 전방스파 상부와 하부에 각각 2개의 단축 변형률 게이지를 장착하고 휘트스톤 브리지를 구성하였다. 일반적으로 게이지에서 출력되는 전압은 미세전압이며 이를 데이터 획득장비에서 증폭하여 저장한다. 그러나, EAV-3와 같은 초경량 무인기에는 중량 문제로 인해 일반적인 장비를 사용할 수 없다. 만일, 증폭하지 않고 미세전압을 EAV-3 비행제어컴퓨터에 그대로 전달하게 되면 다른 장비와의 간섭으로 인해 정확한 값을 측정하기 어렵다. 따라서, 가벼운 소형 전압증폭장치를 사용한 데이터 획득장비를 제작하여 사용하였다. Fig. 20은 EAV-3에 사용한 하중 측정용 데이터 획득 장비의 개념도이다. 제작된 장비의 성능

을 검증하기 위해 스파 시편을 사용해 검증시험을 수행하였으며 해석과 시험이 잘 일치함을 확인하였다.

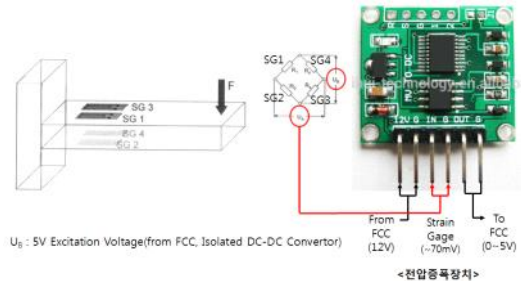


Fig. 21 EAV-3 Load Measurement Equipment

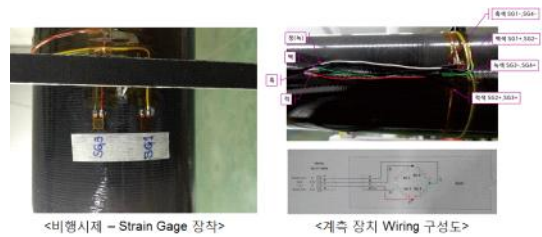


Fig. 22 Strain Gages Installation for Load Measurement

Table. 4 EAV-3 Flight Test Data

Aileron Angle (deg.)	RollAngle (deg.)	Strain ($\mu\text{m}/\text{m}$)
2.0	0.6	690
1.0	0.0	690
-1.0	0.0	700
-2.0	0.4	700
Average		695

Fig. 21은 EAV-3 비행시제 1호기 주익 스파에 하중 측정을 위한 변형률 게이지를 장착한 모습이다. 게이지 장착 후 비행하중 계관 시험(Air-load Calibration Test)을 수행해야 한다. 그러나, 비용 및 일정 관계로 계관 시험은 수행하지 않았고, 정적구조시험에서 측정된 변형률을 이용해 굽힘 모멘트와 변형률 간의 관계를 설정하였다.

비행하중 측정을 위한 별도의 시험은 수행하지 않았고, 비행시험 후 측정된 데이터를 분석하여 하중을 예측하였다. 수평비행상태의 결과를 예측치와 비교하기 위해 항공기의 Heading이 일

정하며 톨 및 에일러론 각도가 0(Zero)에 가까운 비행상태를 찾고 변형률을 분석하였다. 비행시험에서 측정된 데이터는 Table. 4와 같으며, 측정된 평균치는 $695\mu\text{m}/\text{m}$ 이다. 수평비행상태에서 게이 지 부착위치의 예측치는 $640\mu\text{m}/\text{m}$ 이며, 시험치와 예측치의 차이는 8.6%로 잘 일치하고 있으며 설계에 사용한 하중은 타당한 것으로 판단된다.

3. 결 론

본 논문에서는 한국항공우주연구원에서 개발한 고고도 장기체공 전기동력 태양광 무인기인 EAV-3의 기체구조 개발 과정을 간략히 설명하였다. 초경량 고강성 기체구조 설계를 위해 국산 T-800급 CFRP 복합재료를 이용해 주요부재를 설계하였고, 일반적인 항공기 구조설계와는 다른 개념을 적용하였다. FAR 23을 준용하여 비행하중을 산출하였는데, 초경량 항공기급인 EAV-3는 구조 변형이 비행하중에 영향을 미치지 때문에 이를 고려한 하중해석을 수행하였다. 강도해석과 플러터 해석을 통해 기체구조 사이징을 수행하고 안전여유를 확보하였다. EAV-3의 제일 중요한 부재인 주익에 대한 정적구조시험을 수행하여 구조 건전성을 확보하였다. 또한, 전기체 지상진동 시험을 수행하여 해석모델을 검증하고 비행영역 내에서 플러터 발생하지 않음을 확인하였다. 비행 중 주익에 작용하는 하중을 모니터링하고 하중해석의 타당성을 검증하기 위해 비행시제기 주익에 게이지와 소형 데이터 획득장치를 장착하여 변형률을 측정하고 비행하중을 분석하였다.

본 연구를 통해 개발된 기체구조를 가진 고고도 장기체공 태양광 무인기 EAV-3는 2016년 8월 성층권 비행을 통해 최고 고도 18.5km까지 상승하였으며, 고도 18km 이상에 90분간 머물며 장기체공을 위한 기반기술을 검증하였다. 이는 일반 항공기가 운항하고 있지 않은 성층권 고도에서의 비행 가능성을 확인한 것으로, 향후 개발될 고고도 장기체공 무인기의 밑거름이 될 것으로 기대한다.

Reference

[1] Ross, H., "Fly around the world with a solar powered airplane," Proceedings of the 26th

congress of international council of the aeronautical science AIAA, Anchorage, Alaska, 2008.

- [2] Zhu, X.F., Guo, Z. and Hou Z.X., "Solar-powered airplanes: A historical perspective and future challenges," Progress in Aerospace Science, Vol. 71, 2014, pp. 36~53.
- [3] 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
- [4] Federal Aviation Regulation (FAR), Part 23 - Airworthiness Standards: Normal, Utility, Acrobatic, and Commuter Category Airplanes, Federal Aviation Administration, 2009, pp.210~225