

## 고고도 장기체공 태양광 무인기 개발

황승재<sup>1,†</sup> · 김상곤<sup>2</sup> · 이윤교<sup>2</sup>

<sup>1,2</sup>한국항공우주연구원 항공연구본부 공력성능연구팀

### Developing High Altitude Long Endurance (HALE) Solar-powered Unmanned Aerial Vehicle (UAV)

SeungJae Hwang<sup>1,†</sup>, SangGon Kim<sup>2</sup> and YungGyo Lee<sup>2</sup>

<sup>1,2</sup>Korea Aerospace Research Institute, Aerodynamics Research Team

**Abstract** : Korea Aerospace Research Institute (KARI) is developing an electric-driven HALE UAV in order to secure system and operational technologies since 2010. Based on the 5 years of flight tests and design experiences of the previously developed electric-driven UAVs, KARI has designed EAV-3, a solar-powered HALE UAV. EAV-3 weighs 53 kg, the structure weight is 21 kg, and features a flexible wing of 19.5 m in span with the aspect ratio of 17.4. Designing the main wing and empennage of the EAV-3 the amount of the bending due to the flexible wing, 404 mm at 1-G flight condition based on T-800 composite material, and side wind effects due to low cruise speed,  $V_{cr} = 6$  m/sec, are carefully considered. Also, unlike the general aircraft there is no center of gravity shift during the flight. Thus, the static margin cuts down to 28.4% and center of gravity moves back to 31% of the Mean Aerodynamic Chord (MAC) comparing to the previously developed scale-down HALE UAVs, EAV-2 and EAV-2H, to minimize a trim drag and enhance a performance of the EAV-3. The first flight of the EAV-3 has successfully conducted on the July 29, 2015 and the test flight above the altitude 14 km has efficiently achieved on the August 5, 2015 at the Goheung aviation center.

**Key Words** : HALE, UAV, Solar-powered, Flexible wing, Side wind, Stability, Static Margin

## 1. 서 론

고고도 장기체공 항공기는 1990년대부터 NASA, DARPA 등 미국 국가기관 주도로 HALE 무인플랫폼 개발이 시도되었다. 그러나 AeroVironment사와 대기 위성(atmospheric satellites) 개념의 HALE 무인플랫폼인 Pathfinder의 후속기종으로 개발한 Helios의 추락(2003년)으로 일시 중단되었다가 현재 다시 태양전지-연료전지, 태양전지-이차전지 등 다양한 방법으로 연구를 재개하였다. 지난 2010년 7월 9일~23일까지

2주(336시간 22분) 동안 성층권(최고상승고도 21,562 m)에서 영국 Qinetiq사의 Zephyr 7(총중량 53 kg, 날개길이 22.5m)이 장기체공 성능시연 비행에 성공한 이후 [1] 저고도 인공위성보다 편리한 운용과 재활용이 가능한 고고도 장기체공 무인기(HALE UAV)가 세계적으로 개발되고 있다. 최근 세계 최대 온라인 서비스 업체인 Google과 Facebook이 고고도 장기체공 전기 동력 무인항공기 개발 업체인 Titan Aerospace사와 Ascenta사를 각각 인수하여 성층권에 무인기를 장기체공 시켜 인터넷 서비스 및 재난감시등 저궤도 위성의 일부 임무를 대체하는 새로운 시장 창출을 위한 개발 경쟁에 뛰어 들었고, 유럽 EADS가 Qinetiq사의 Zephyr 7 기술과 시스템을 인수하여 Astrium's Zephyr (solar powered High Altitude

Received: Nov. 24, 2015 Revised: Feb. 26, 2016 Accepted: Mar. 02, 2016  
† Corresponding Author  
Tel: +82-42-870-3567, E-mail: sjhwang@kari.re.kr  
Copyright © The Society for Aerospace System Engineering

Pseudo-Satellite, HAPS)로 개발하고 있다. 이러한 세계적인 추세에 따라 한국항공우주연구원(KARI) 역시 2010년부터 고고도 장기체공 전기 동력 무인기 기반기술 연구를 수행하고 있는 중이다. 그동안 고고도 장기체공 전기 동력 무인기 기반기술 확보를 위해 액체 수소를 사용하는 연료전지를 이용한 전기추진시스템 방식의 무인 소형 전기비행체(EAV-1)를 개발하여 성공적으로 비행 시험을 완료하였다 [2,3]. 또한, 연료전지와 단결정(mono-crystalline silicon) 태양전지로 구성된 하이브리드 전기추진시스템 방식의 중형 전기비행체(EAV-2)를 개발하여 22시간 장기체공(2012년)과 고도 5 km까지 상승성능 비행시험(2013년)을 완료하였다 [4-6]. 보다 본격적인 고고도 장기체공 전기추진시스템 무인비행체 체계, 운용기술 확보, 성능향상 기술식별 및 위험요소 식별을 위해 비정질(amorphous silicon) 태양전지와 이차전지(Li-Ion batteries)로 구성된 전기추진시스템 방식의 고고도 장기체공 축소형 전기비행체(EAV-2H)를 개발하여 25시간 40분 장기체공 비행시험(2013년)을 수행하였고 고고도 상승성능 시연 및 위험요소 기술 식별용으로 개조된 기체(EAV-2H+)로 고도 10 km까지 상승성능 비행시험(2014년 9월)을 완료하였다. 한국항공우주연구원에서 개발된 전기추진 무인기들의 형상은 Fig. 1에서 확인할 수 있다.

고고도 장기체공 무인기 개발을 위해 개발된 기반기술들을 축소형 무인기인 EAV-2H/2H+로 검증하였고, 성층권 상승성능과 운용성 및 시스템 안정성을 확인하기 위해 EAV-3을 설계 제작하여 지난 2015년 8월 5일 고흥만 부근 바다에서 고도 14.1 km까지 국내 개발 무인기 최초로 성층권 비행시험을 수행하였다.

## 2. 고고도 장기체공 태양광 무인기 (EAV-3)

### 2.1 EAV-3 체계요구도

성층권 상승성능 시연기 (EAV-3)의 체계요구조건은 비행체 최대 중량 53 kg 이하, 기체구조중량 21 kg 이하로 고도 18 km 이상 성층권 상승 및 24시간 체공이 가능한 비행체로 최소에너지 순항속도 5.8 m/sec에 최대순항 속도 10 m/sec (sea level 기준) 이하의 조건을 만족하고 편서풍 (< 15 m/sec) 구간에

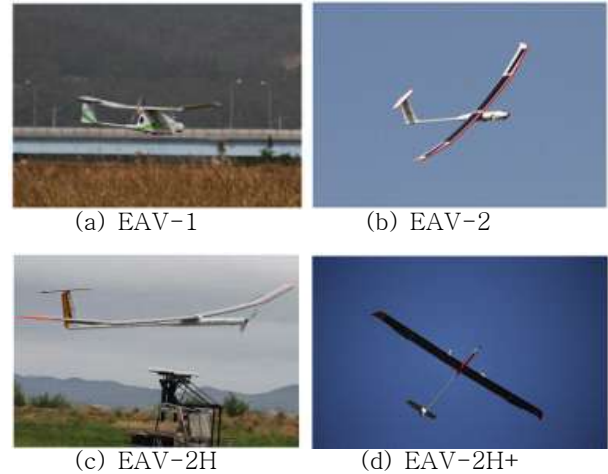


Fig. 1 Electric Aerial Vehicle(EAV) Series

서 비행 및 상승이 가능하도록 설계되었다. 또한, 고도 18 km 이상 성층권의 영하  $-70^{\circ}\text{C}$ 의 극한환경에서도 장기간 운용이 가능하도록 설계되었다.

사용가능한 총 에너지는 에너지밀도 230 Wh/kg인 Li-ion 이차전지 13 kg (3 kWh)과 날개윗면에 부착된 효율 23%의 SunPower사의 단결정 태양전지로부터 시간당 최대 1.5 kWh 이상의 에너지양을 바탕으로 비행스케줄 및 상승률을 계산하여 EAV-3을 설계하였다. EAV-3 mission profile과 성층권 상승비행을 위한 비행계획은 Fig. 2, 3, 4를 통해 확인할 수 있다. Fig. 2의 EAV-3 mission profile은 성층권 상승성능과 성층권에서의 운영성 및 시스템 안정성을 확인하기 위한 조건을 바탕으로 확정되었다. 또한, Fig. 3의 상승 trajectory는 고도 8 km ~ 12 km 구간에서 편서풍 (<15 m/sec)이 약해지는 고흥의 여름 (6월~8월) 조건과 반경 20 km 원형 상승조건을 기준으로 작성되었다. Fig. 4의 상승시간과 소모동력은 예상 상승률인 (0.6 m/sec과 0.75 m/sec)을 기준으로 계산하였다.

### 2.2 EAV-3 주 날개 설계

태양광 전기 추진 무인기 주 날개 설계 시 가장 큰 현실적 제약은 날개 상부에 태양전지판의 배열이 최대화 될 수 있는 날개 면적으로 설계가 제한된다는 것이다. 태양전지판의 모듈 크기는 가로 2,470 mm × 세로 950 mm의 모듈 2개와 가로 4,100 mm × 세로 950 mm의 모듈 1개가 부착되었고, 비행 시 태양전지로부터 최대 1.5 kWh 이상의 출력을 확보하였다.

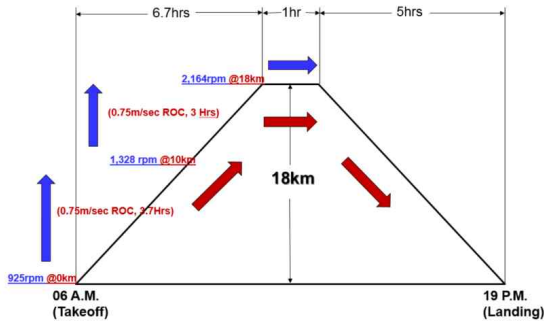


Fig. 2 EAV-3 Mission Profile

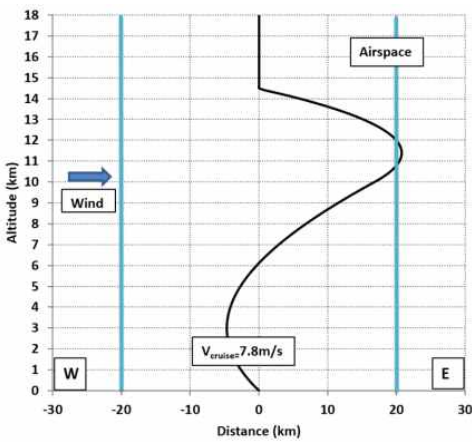


Fig. 3 EAV-3 Trajectory

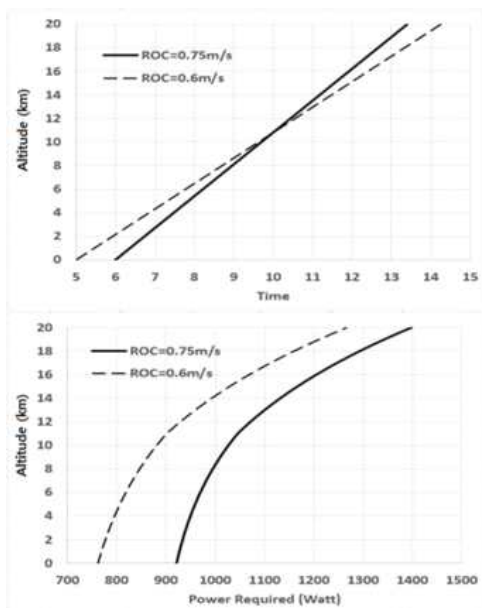


Fig. 4 EAV-3 Climb Time and Power

이를 위해 주 날개 뿌리 시위는 1,300 mm 끝단 시위는 930 mm로 설계되었다. 날개 면적( $S_w$ )은 전기 동

력 무인기들(EAV-2와 EAV-2H)의 설계 시 정한 순항 시 양력  $C_L = 1.0$ 과  $C_D = 400$ counts의 조건을 적용하고 [2,3,5] 비행시험을 통하여 성능이 입증된 SG6043을 주 날개 익형으로 유지하여 최적화를 수행하였다. 프로펠러 추진 항공기의 최대항속거리와 최장항속시간은  $(C_L/C_D)_{max}$ 와  $(C_L^{1.5}/C_D)_{max}$  조건에서 각각 발생하지만 장기체공기의 특성을 감안하여 최대항속시간을 가지는 조건인  $(C_L^{1.5}/C_D)_{max} = 25$  ( $\alpha=5.5^\circ$ )를 만족하는  $C_L = 1.27$ 에서 stall margin을 고려하여  $C_L = 1.0$  ( $\alpha=4^\circ$ )와 날개위에 붙는 태양전지와 Mylar 스킨과 유연날개의 특성을 고려하여 fully turbulent flow를 가정한  $C_D = 400$ counts를 설계조건으로 하였다. 또한, 그동안 비행시험을 통하여 축척된 경험을 바탕으로 유연날개의 특성을 고려하여 EAV-2H에 적용되었던 상반각( $4^\circ$ )은 제거하였다. 유연날개의 특성상 발생하는 굽힘(404 mm)은 1-G 상태에서 EAV-3에 적용하는 T-800급 복합소재제를 기준으로 계산하여 적용하였고 이는 상반각( $4^\circ$ )을 적용한 것과 동일한 효과를 가진다.

가로세로비 변화에 따른 유도항력의 증감을 확인하기 위해 Fluent로 전산해석을 수행하였다. 전산해석은 최소에너지 순항속도 5.8m/sec (sea level 기준), 받음각  $4^\circ$ ( $C_L = 1.0$ )와  $Re = 5 \times 10^5$ 의 조건과 일반적으로 날개 윗면을 매끈하게 만드는 비행체와 달리 태양광 무인기의 특성상 날개위에 붙는 태양전지로 발생하는 유동 장애와 Mylar skin의 특성상 발생하는 airfoil의 미묘한 형상변화와 유연날개 특성상 발생하는 굽힘으로 손해보는 양력의 양과 증가하는 항력의 양을 고려하여 fully turbulent flow로 가정하여 수행하였다. 난류 모델로는 S-A turbulence model을 사용하였고 압력과 속도의 연계는 Patankar와 Spalding의 SIMPLE 알고리즘과 대류항, 확산항의 이산화는 second order upwind scheme을 사용하였다. 총 격자수는 800만에서 1300만 개로 구성하여 전산해석을 수행하였다. 전산해석한 결과는 Table 1.을 통하여 확인할 수 있다.

가로세로비가 14.8에서 20로 증가하면 항력은 12.5% (51counts) 감소한다. 이는 가로세로비가 증가하면 유도항력의 크기가 감소하고 이로 인해 항공기의 순항성능이 증가하는 일반적인 경향과 일치한다. 그러

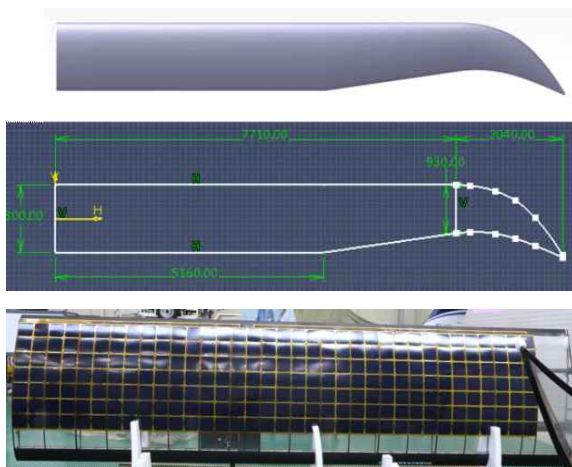
나 EAV-3은 유연구조의 초경량 설계가 적용된 날개로 가로세로비가 증가하면 날개 길이는 늘고 뿌리시위는 줄어 날개의 무게중심이 날개 끝단 쪽으로 이동하여 날개 굽힘 양이 증가하여 날개의 공력성능을 저하시키는 원인이 된다. 이를 보완하기 위해선 날개의 구조적 강성을 증가시켜야하는데 이는 날개 구조 무게증가의 원인이 되고, 순항 시 소모동력 증가로 이어져 순항성능을 감소시킨다. 주 날개 가로세로비는 기체 설계 목표 무게인 21kg을 충족시키는 범위 안에서 주 날개 순항성능을 극대화할 수 있는 가로세로비인 17.4로 판단하여 선정하였다.

주 날개의 유도항력을 감소시켜 순항성능을 높이기 위해 날개 끝단에 raked-wingtip을 적용하였다. 날개 끝단에 raked-wingtip을 적용하면 4.4%의 항력 감소 효과가 있다 [5].

설계된 EAV-3 주 날개는 길이 19.5 m, 날개면적 21.84  $m^2$ 에 상반각이 없고 raked-wingtip을 갖는다. 최종 형상과 태양전지 모듈 배치 형상은 Fig. 5를 통해 확인할 수 있다.

**Table 1** Aspect ratio Vs.  $C_D$  ( $V=5.8$  m/sec,  $\alpha=4^\circ$  degree,  $Re=5 \times 10^5$ , Wing only)

	EAV-2H	EAV-3	EAV-3	EAV-3
AR	23	20	17.4	14.8
S <sub>w</sub> ( $m^2$ )	5.09	21.84	21.84	21.84
C <sub>D</sub> at C <sub>L</sub> =1.0	0.0330	0.0358	0.0379	0.0409
e	0.465	0.526	0.581	0.639
C <sub>Di</sub>	0.0298	0.0303	0.0315	0.0336



**Fig. 4** EAV-3 Planform and Solar Panels

### 2.3 EAV-3 꼬리날개 설계

EAV-2H의 꼬리날개 설계 및 그동안 수행한 비행시험 결과를 바탕으로 성층권 상승성능 시연기 (EAV-3)의 꼬리 날개 설계를 하였다. 일반적인 항공기 설계에서 방향타의 크기는 평균 방향타 시위 대 수직 꼬리날개 시위 비 ( $C_r/C_v$ )가 30% 이하로 제한되지만 가로세로비가 크고 유연날개 구조를 가지는 비행체 특성과 저속 비행( $V_{cr}=5.8$  m/sec)으로 측풍에 취약한 비행체의 한계를 고려하여 평균 방향타 시위 대 수직 꼬리날개 시위 비를 60%까지 늘려 방향타를 설계하였다. 또한 측풍에 의해 발생하는 측력(side force)의 영향을 최소화하기 위해 두 가지 요소를 고려하였다. 첫 번째는, 최소한의 방향 안정성( $Ch_\beta = 0.0573 \text{ rad}^{-1}$ )을 보장하기 위한 디자인 가이드라인이고 [7,8], 두 번째는 수직 꼬리날개 부피 계수( $\bar{V}_v$ )이다. 방향 정안정성을 가지려면 항공기는 옆미끄럼각(sideslip angle)을  $0^\circ$ 도로 유지할 수 있는 요잉 모멘트를 발생시킬 수 있어야 한다. 일반적으로 글라이더나 고성능 활공기에 적용되는 수직 꼬리날개 부피 계수는 0.02에서 0.07사이이나, 최근에 개발된 HALE(High Altitude Long Endurance) UAV인 Perseus A = 0.02, Perseus B = 0.015, Theseus = 0.011, Condor = 0.011의 수직 꼬리날개 부피 계수를 가진다. 하지만 수직 꼬리날개 부피 계수보다는 최소한의 방향 안정성을 보장하기 위한 첫 번째 조건에 우선하여 수직 꼬리날개를 설계하였다. 수평꼬리 날개 부피계수( $\bar{V}_h$ )는 일반적으로 글라이더나 고성능 활공기에 적용되는 수평 꼬리날개 부피 계수인 0.3에서 0.66사이에서 설계 하였다.

설계된 수평꼬리날개 부피계수는 0.55, 익형은 NACA 0010을 선정하였고, 수직 꼬리날개 부피계수는 0.0215, 익형은 NACA 0012로 EAV-2H와 동일한 익형들로 선정하고  $Ch_\beta = 0.0574 \text{ rad}^{-1}$ 로 최소한의 방향 안정성을 확보하였다.

### 2.4 EAV-3 기체 형상

일반적으로 stable한 항공기는 수평 비행 (level flight) 시 세로안정성 (Longitudinal stability) 확보를 위해 피치다운 (pitch down) 모멘트를 가지고 이를 수평꼬리 날개로 보완하여 비행한다. 고고도 장기체공

축소형 전기 동력 무인기 (EAV-2H)도 이러한 원리를 적용하여 설계 되었고 (정적여유(static margin) = 56.6%, 무게 중심(C.G.) = 25% MAC), 2년에 걸친 비행시험을 수행한 결과를 바탕으로 성층권 상승성능 시연기 (EAV-3)는 정적여유를 28.4%로 줄여, 비행체의 양항비를 증가시켜 비행 성능을 개선할 수 있었다. 또한, 무게 중심을 25% MAC에서 주 날개 airfoil인 SG6043의 aerodynamic center 근처인 31% MAC로 설계하여 순항 시 수평꼬리날개 trim에 의한 항력 증가를 최소화 하였다. 비행체의 무게 중심은 공력성과 저속 비행 및 고세장비를 가지는 비행체의 특성(조종면에 대한 반응이 상대적으로 느림)을 고려하여 그동안의 비행시험 경험을 바탕으로 충분한 정적여유(28.4%)를 가지도록 설계되었다. 최종 설계된 기체사이즈 및 형상은 Table 2와 Fig. 5를 통해 확인할 수 있다. 태양광 무인기의 장기체공을 위한 경로 탐색 방법과 [9] 세장비가 큰 무인 항공기 기체 설계 및 제작 방법은 [10]을 통해 확인 가능하다.

### 3. EAV-3 비행시험

성층권 상승성능 시연기 (EAV-3)의 초도비행이 고흥항공센터에서 지난 2015년 7월 29일 성공적으로 수행되었다. 이후, 4차례의 점검비행시험 수행 후, 2015년 8월 5일 고흥만 부근 바다 MOA25 공역 내에서 오전 8시 49분부터 오후 5시 23분까지 총 8시간 34분에 걸쳐 고도 14.1 km까지 성층권 상승성능 비행시험을 수행하여 국내개발무인기 최초로 성층권 상승성능 비행에 성공하였다. 고고도 장기체공 무인기 개발을 위해 그동안 개발하여온 기반기술들을 성층권 상승성능 시험비행으로 점검하였다. 비행시험 결과는 Fig. 6과 7을 통해 확인할 수 있다.

### 4. 결론

한국항공우주연구원이 개발 중인 고고도 장기체공 태양광 무인기 (EAV-3)는 가로세로비 (AR=17.4)가 크고 유연날개 구조를 가지는 초경량 기체로 주 날개 및 꼬리날개 설계 시 일반 항공기와 다른 주 날개 굽힘과 저속 비행으로 인한 측풍에 취약한 부분 등이 고

려되어 설계 되었다. 또한 그동안 수행한 비행시험을 바탕으로 정적여유 (Static Margin 28.4%)와 비행체의 무게 중심 (31% MAC)을 설계하여 비행체의 비행 성능을 개선하여 지난 2015년 8월 5일 고도 14.1 km 까지 성층권 상승성능 비행시험을 성공리에 수행하였다.

Table 1 Sizing of EAV-2H Vs. EAV-3

	EAV-2H	EAV-3
AR	23	17.4
Length	5 m	9 m
Height	0.944 m	1.56 m
Span	10.83 m	19.5 m
Wing Area	5.09 m <sup>2</sup>	21.84 m <sup>2</sup>
Horizontal Tail Area	0.40 m <sup>2</sup>	2.27 m <sup>2</sup>
Vertical Tail Area	0.345 m <sup>2</sup>	1.56 m <sup>2</sup>
Fuselage	2.15 m	3.4 m
Take-off Weight	20 kg	53 kg

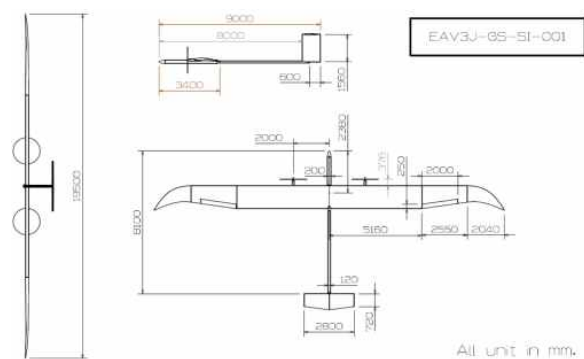


Fig. 5 Schematic Drawing of EAV-3



참고 문헌

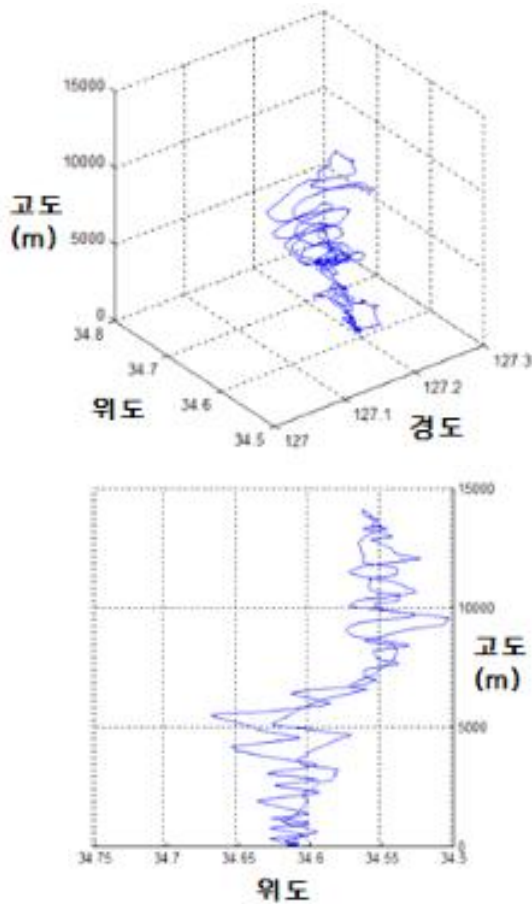


Fig. 6 EAV-3 Flight Test Data (2015. 08. 05. Flight Altitude 14.1 km)

- [1] "FAI Record ID No. 16052," Federation Aeronautique International. Retrieved 4 December 2012.
- [2] W. Jin, Y. Lee, C. Kim, S. Ahn and D. Lee, "Computational Analysis of Aerodynamic Performance of a Small-Scale Electric Aerial Vehicle," Proceeding of the 2010 Korean Society for Aeronautical & Space Sciences (KSAS) Fall Conference, vol. 1., pp. 473-476.
- [3] Korea Aerospace Research Institute, January 2011, "System and Operational Technology Research for Electric Airplane (I)"
- [4] W. Jin, Y. Lee, C. Kim, and S. Ahn, "Initial Design and Computational Aerodynamic Analysis of a Medium Electric Aerial Vehicle," Proceeding of the 2011 Korean Society for Aeronautical & Space Sciences (KSAS) Spring Conference, vol. 1., pp. 850-855.
- [5] Korea Aerospace Research Institute, January 2012, "System and Operational Technology Research for Electric Airplane (II)"

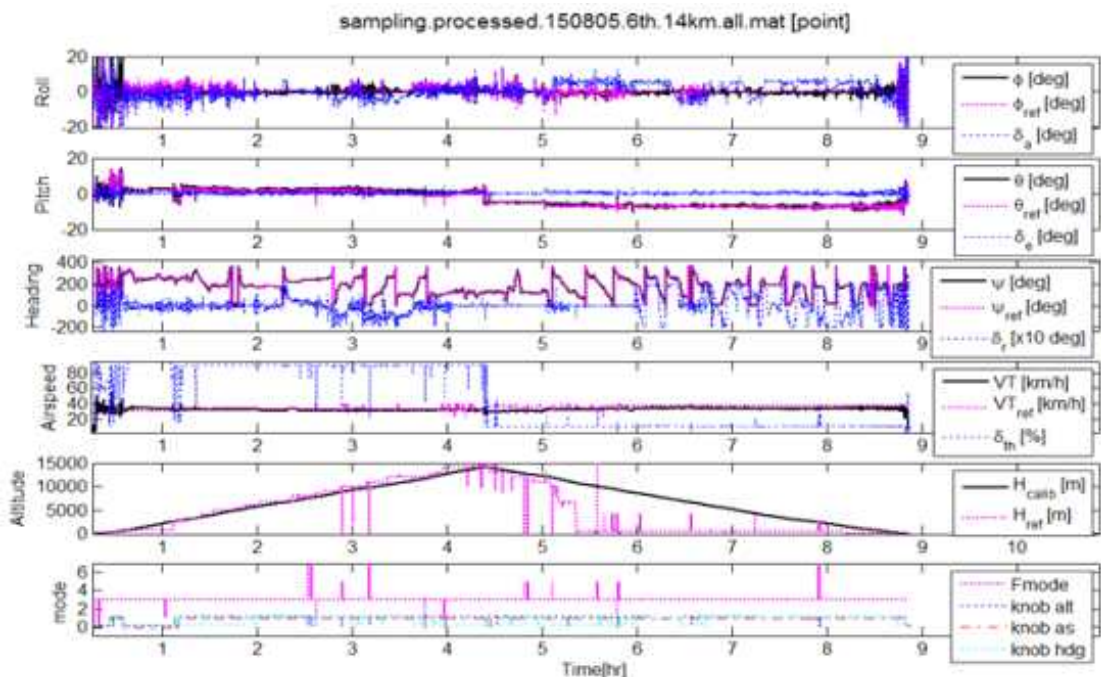


Fig. 7 EAV-3 Flight Test Data (2015. 08. 05. Flight Altitude 14.1 km)

- [6] Korea Aerospace Research Institute, January 2013, "System and Operational Technology Research for Electric Airplane (III)"
- [7] J. Roskam, 2004, "Airplane Design Part III: Layout Design of Cockpit, Fuselage, Wing and Empennage: Cutways and Inboard Profiles," DARCorp., Lawrence, KS, USA.
- [8] J. Roskam, 2004, "Airplane Design Part VII: Determination of Stability, Control and Performance Characteristics: FAR and Military Requirements," DARCorp., Lawrence, KS, USA.
- [9] Hanseok Ryu, Heejae Byun and Sanghyuk Park, "Efficient Path Planning for Long Term Solar UAV Flight," Journal of the Society for Aerospace System Engineering, vol. 8, No. 4, pp. 32-38, December, 2014.
- [10] Hyun-Su Hwang, Seop Heo, Jong-Hyuk Kim and Jae-Sung Bae, "Aircraft Design and Manufacturing for UAV," Journal of the Society for Aerospace System Engineering, vol. 2, No. 4, pp. 38-43, December, 2008.

## 저자 소개



### 황 승 재

2000년 캔사스주립대 항공우주공학과 졸업. 2002년 동 대학원 석사. 2011년 동 대학 박사. 2012년~현재 한국항공우주연구원 선임연구원. 관심분야는 무인항공기 체계/설계 및 공력.



### 김 상 곤

2010년 울산대학교 항공우주공학과 졸업. 2012년 동 대학원 석사. 2013년~현재 한국항공우주연구원 연구원. 관심분야는 무인항공기 체계/설계 및 공력.



### 이 용 교

1990년 서울대학교 항공공학과 졸업. 1992년 동 대학원 항공우주공학 석사. 2001년 캔사스주립대 항공우주공학과 박사. 2001년~현재 한국항공우주연구원 책임연구원. 관심분야는 무인항공기 체계/설계 및 공력.