

# 고고도 장기체공 무인기의 비행제어시스템 이중화에 대한 연구

## Research on Dual Flight Control System for High Altitude Long Endurance UAV

안석민<sup>1\*</sup>, 김성욱<sup>1</sup>, 유혁<sup>1</sup>

한국항공우주연구원<sup>1</sup>

### 초 록

고고도 장기체공 무인기는 일반적인 무인기와 달리 고고도에서의 환경과 장시간의 체공에 따른 위험도가 높을 수밖에 없다. 따라서 신뢰도를 높이기 위한 다양한 방안을 강구해야 한다. 가장 중요한 요소 중 하나가 비행제어시스템이며, 본 논문에서는 비행제어시스템의 이중화에 따른 설계결과와 비행시험결과를 기술하였다.

### 1. 서 론

#### 1.1 고고도 장기체공 무인기 개발현황

한국항공우주연구원은 자체 투자로 추진하고 있는 주요사업의 일환으로 2010년부터 고고도 장기체공 무인기의 개발을 추진해 왔다 [1]. 1단계와 2단계, 각 3년으로 추진하고 있는 이 연구개발의 결과로 EAV-1, EAV-AL, EAV-2, EAV-2H, EAV-2H+ 등 5개 기종을 개발 완료하였고 (표 1), 2015년도에는 EAV-3가 개발되어 초도비행을 성공하였고, 고도 14km에 도달한바 있다. 향후 태양전지와 2차전지의 효율이 향상되면 수개월 이상의 장기체공 비행이 가능할 것으로 기대하고 있으며, 이를 위하여 고고도에서 장기체공을 위한 기술들을 계속 개발하고 있다 (그림 1) [3] [4] [5].

#### 1.2 비행제어 컴퓨터 (FCC) 개발 현황

EAV-1과 EAV-1AL은 장기체공 무인기에 적용할 전기추진관련 기술 및 자동이착륙 기술을 확보하기 위한 기종이었다. 장기체공 무인기의 형상이 개발되기 이전으로, 기 개발된 무인기를 개조하여 활용하였던 관계로 비행제어컴퓨터(FCC)나 Operational Flight Program (OFP)를 별도로 개발하지 않고 기존의 상용제품에 추가적인 프로그램을 탑재하여 개발을 한바 있다.

표 2. EAV-2, EAV-2H+, EAV-3의 제원 비교

항 목	EAV-2	EAV-2H+	EAV-3
Chord (m)	0.35	0.5	1.3
Wing Span (m)	7	11	19.5
SWing (m <sup>2</sup> )	2.0	5	21.8
VCruise (m/s)	12.1	7.6	5.8
MTOW(kg)	20.0	23.0	52.0
초도 비행	2012	2014	2015



그림 1. 위로부터 EAV-2, EAV-2H+, EAV-3

EAV-2H는 기체구조 자체가 장기체공 무인기의 최종형상과 유사한 유연구조물로 되어있다. 단발이었던 EAV-2H를 고고도에서의 비행 효율과 신뢰도 및 조종성 향상을 위해 쌍발 추진방식으로 변경하여 EAV-2H+를 개발하였다. 이 두 기종은 같은 FCC를 장착하였으며 OFP는 일부 미들웨어를 포함하여 전체적으로 다시 개발하였다.

## 2. 본 론

### 2.1 이중화 구성 요소 개요

EAV-3에 적용한 비행제어시스템은 EAV-2H+와 유사하지만 고고도 환경에서의 신뢰도와 성능 향상을 위해 다음과 같은 사항들을 추가 하였다.

- 하드웨어 이중화 : 비행제어컴퓨터 (FCC), 조종면, 조종면 서보, Air Data System (ADS)
- 성능향상을 위한 하드웨어 추가 : 항법보드와 비행제어 보드의 분리, Switching Box
- 소프트웨어 개선 : Cross Channel Data Link (CCDL) 추가, Switching Box/Air Data System (ADS)/항법보드 분리에 따른 코드 추가, Faults Management System(FMS) 추가

### 2.2 이중화 및 성능개선 내용

#### 2.3.1 하드웨어 이중화

EAV-3에 적용한 FCC는 EAV-2에서 사용하였던 FCC를 그대로 적용하였다 [2]. EAV-3의 동체 지름은, FCC의 이중화, 배터리의 크기 등을 모두 고려하여 결정하였다. 또한 FCC에서 발생하는 열을 원활하게 순환시키기 위하여, 동체 내부의 공기 흐름을 유지할 수 있도록 FCC 및 관련한 배선들을 배치하였다. 동체 내부의 벽면에 부착된 단열재 두께 또한 고려하였다.

에일러론과 방향타는 구조적으로 분리하여 이중화하였고 각기 별도의 서보로 구동하였다. 승강타는 중량증가에 대한 우려로 구조적으로는 이중화되지 않았다. 다만 서보는 2중화하여 필요 시 두 개의 서보 중 하나 또는 두 개가 별도로 또는 모두 작동할 수 있도록 두 개의 서보를 별도의 전원으로 연결하고 지상 통제 장치(GCS)에서 선택 할 수 있도록 설계하였다.



그림 2. Switching Box (좌)와 FCC (우)

EAV-2 및 EAV-2H의 비행시험 결과에 따라 ADS의 이중화가 필수적인 것으로 파악하였다. 적용한 FCC는 정압/동압 센서가 FCC에 일체화된 것이어서, FCC의 이중화는 자동적으로 ADS 센서의 이중화로 연계되어지지만, 피토크를 공유하게 되면 피토크 또는 공압관의 막힘 등에 따른 신뢰도를 확보할 수 없기 때문에 피토크 또한 이중화하였다. 알파-베타 센서도 이중화하였다 (그림 3). 별도의 피토크와 센서가 장착됨에 따라, 두 ADS는 공동시험을 통해 Calibration하였다.



그림 3. 두 개의 피토크관과 알파/베타 센서

#### 2.3.2 하드웨어 성능 향상

EAV-2H+의 경우 FCC의 CPU Task 점유율이, 통상적으로 적정선이라 알려져 있는, 70%를 근접한 바 있었다. EAV-3에는 FMS의 추가, FCC 이중화에 따른 CCDL의 추가, 조종면 서보의 구동방법 변경 등으로 CPU의 Task 점유율이 높아질 것으로 사전에 예상하였다. 이에 대한 해소 방안으로 고성능의 FCC로 대체하는 방안이 있을 수 있으나, 새로운 FCC의 안정화를 위한 개발 기간이 추가로 필요하다고 판단하여 기존의 FCC를 그대로 적용하되, Task의 약 50%를 차지하고 있는 항법/센서부분 (GPS/INS, ADS 센서, Analog 센서)을 별도의

보드로 분리하기로 결정하였다. 즉, 동일한 FCC 보드 두 개를 장착하되, 한 쪽은 항법/센서부분을 전담하고 다른 한쪽은 비행제어를 담당하도록 하였다. 배선을 포함하여 60g 정도의 무게 증가가 있었지만 체계에 대한 영향성 검토에서 문제가 없음을 확인하였다.

FCC의 이중화에 따라 외부기기와의 통신에 대한 방안을 강구해야 하였다. 검토된 3가지의 방안 중에, 신뢰도가 높은 단일 Switching Box를 적용하기로 하였고, 지상과의 통신/PWM 통신/전원부와의 통신/조종면 서보 통신 등의 신호들이 Switching Box를 통하여 FCC와 GCS간에 전달되도록 하였다. Switching Box는 주 FCC가 비정상 상태로 판단되는 경우는 자동으로 부 FCC로 전환할 수 있도록 개발하였다. 다만 부 FCC의 비정상 작동이 감지가 되면 주 FCC의 상태와 상관없이 주 FCC가 Authority를 갖도록 하였다. 또한 GCS에서 FCC의 변경을 요구하는 명령을 전달 받으면, 주/부 FCC 간에 전환이 가능하도록 하였다 (그림 4).

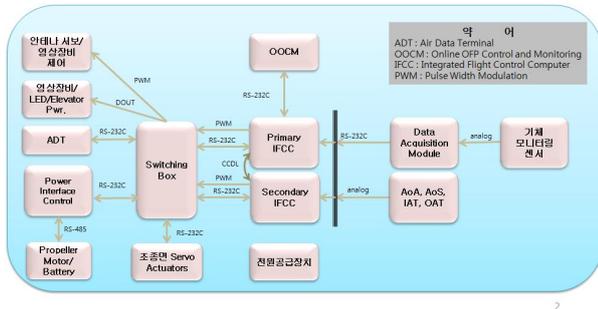


그림 4. OFF와 외부 Interface

2.3.3 하드웨어 이중화에 따른 소프트웨어 추가 및 개선

두 개의 FCC가 장착됨에 따라, 두 FCC간의 상호 정보 교환이 필요하다. 이를 위하여 CCDL 모듈을 추가하였으며, CCDL을 통하여 교환되는 정보는 아래와 같다. 이 정보들은 실용화 단계에서는 더 축약이 될 수 있다.

- GCS에서 수신된 Command
- 비행체의 Attitude
- 센서들의 값
- GPS 정보
- 모터 RPM
- 내부/외부 주변기기와의 통신 상태

주/부 FCC의 비정상 작동여부는 Switching Box에서 판단하게 되는데, 이를 위하여 FCC들은 자기 고유의 Heart Beat 신호를 발생하도록 하였다.

향후 개발될 무인기들의 자율성 Technical Readiness Level (TRL)이 현재의 2~3단계에서 좀 더 높아지기 위해서는, 충돌회피 기능과 더불어 Fault들에 대한 Management가 필수적이다. EAV-3에서는 이에 대한 준비의 일환으로 FMS 모듈을 추가하였다. FMS 모듈의 입력으로는 CCDL, 각 FCC의 센서값들, 통신 상태 상태들을 전달하고, FMS의 출력값은 위험도에 따른 조치사항은, 비상상태로 자동전환, GCS에 경고 수준 통보, 참고값의 저장 등으로 구분하였다. 가장 위험도 수준이 높은 항목은 항법보드 작동 이상 또는 비행 제어 보드의 통신오류로서, 이 상태가 감지되면 즉각적으로 CCDL을 이용하여 정상 채널의 값들을 사용할 수 있도록 하였다.

3. 결론

3.1 비행시험 결과

EAV-3는 당초 고도 12km 상승의 목표를 초과해 고도 14 km 상승에 2015년 8월에 성공하였다 (그림 5).

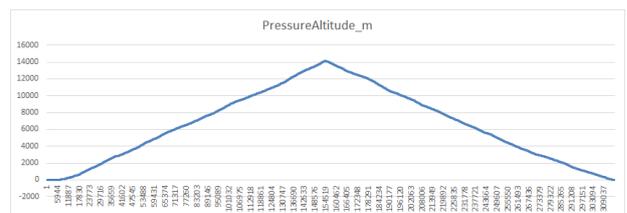


그림 5. 고도 14 km 상승 및 하강 과정

외부온도(OAT)와 내부온도(IAT)는 예상하였던 대로 고도가 상승할수록 그 차이가 커졌다 (그림 6).

3.2 비행시험 결과 분석

조종면이 구조적으로 나뉘어져 있고 서보가 각기 두 쪽의 조종면을 제어하였던 에일러론과 방향타의 경우, 이상 현상이 발생하지 않아 이중화의 효과를 확인할 기회가 없었다. 향후 필요하다면 별도의 시험을 통해 이중화된 조종면/서보 중 한 개만을 작동

시켜 시험을 할 필요가 있다. 승강타의 경우는 조종면이 하나였고 서보를 이중화하였는데, 비행 도중 어느 한 쪽 서보만으로 비행을 하여도 무리가 없는 것을 확인하였다. Gust가 심하거나 Down Burst가 심한 상태에서 최대 상승률을 유지하려고 하였다면 한 개의 서보만으로 승강타를 유지하기 어려웠을 것이다.

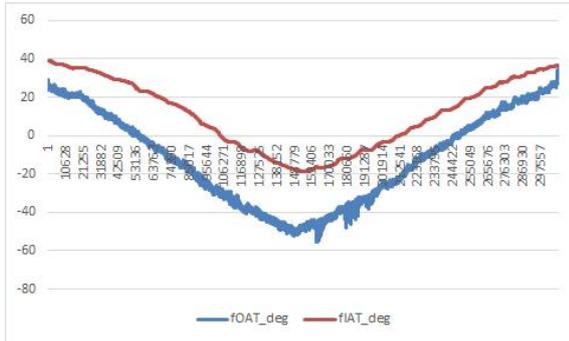


그림 6. OAT와 IAT 비교

GCS와 비행체간의 거리가 최대 25km였던 고도 상승 비행시험에서 가끔씩 통신 상태가 불량하였는데, 이에 따라 업링크에서 불량신호가 발생하기도 하였다. 두 개의 FCC에 똑같은 불량신호가 발생하기도 하였지만 (그림 7), 두 개의 FCC에 다른 신호가 수신되기도 하였다 (그림 8). 이는 두 개의 FCC에 Switching Box를 통하여 같은 신호가 전달되지만, 두 FCC가 동일한 Time Scheduling에 의해 동작하기 않기 때문에 발생한 문제로 파악되었다. 이러한 불량신호를 정상적인 신호와 분리하기 위한 알고리즘을 강화하였다.

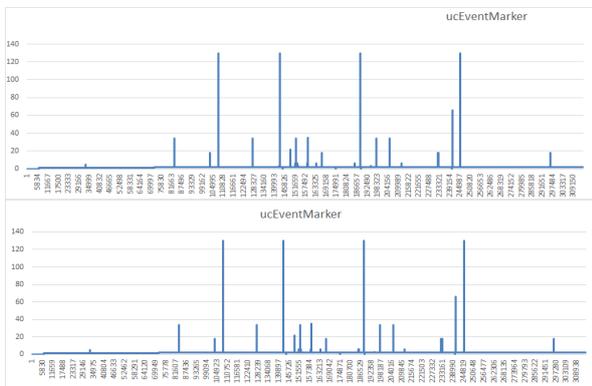


그림 7. 주 FCC와 부 FCC 수신 신호비교 1

항법보드와 비행제어보드의 분리 후, FCC의 Task의 CPU 점유율이 상당히 낮춰져서 향후에 추

가적인 알고리즘을 보완할 여유가 생겼다. 또한 이 두 보드의 분리는, 시리얼 포트 등의 숫자로 인해 제한되었던 외부기기의 수를 더 늘릴 수가 있게 되었다.

향후 좀 더 많은 비행시험을 통하여, 고고도 환경에 대한 정량적 데이터를 추가로 확보하고 신뢰도 향상을 위한 연구를 계속할 계획이다.

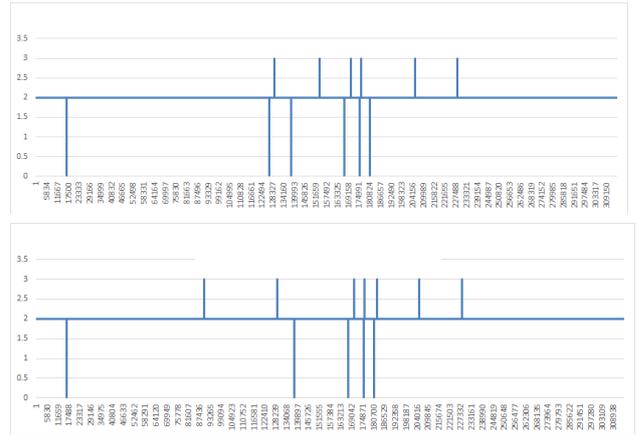


그림 8. 주/부 FCC의 신호 비교 2

### 참고문헌

- [1] 안석민, 정연득, 유혁, “고고도 장기체공 무인기용 실시간 안전진단시스템(HUMS) 개발을 위한 기술 분석”, 2014. 11., 한국항공운항학회 추계학술대회.
- [2] 안석민, 유혁, 최형식, 김성욱, 정연득, 김승호, “전기동력 무인기 EAV-2H+ 비행운영프로그램 개발”, 2014. 11., 한국항공우주학회 추계학술대회, pp 833 ~ 836.
- [3] 김성욱, 안석민, 유혁, “고고도 장기체공 전기동력 무인기 연구동향”, 2014. 11., 한국산학기술학회 추계학술대회.
- [4] 이용교, 황승재, 김철완, 김승호, 장병희, “고고도 장기체공 태양광 무인기 개발”, 2014. 12., 한국추진공학회 추계학술대회.
- [5] Ahn, Seokmin., Hwang, Seung Jae., Lee, Yung-gyo., Kim, Cheolwan., “Development of Electrical Air Vehicle for Long Endurance”, 2013 Asia-Pacific International Symposium on Aerospace Technology Conference.