

조종면 고장진단을 위한 두루미-II 개발 및 비행시험

The Development of DURUMI-II for Control Surface Fault Detection and Identification and Flight Test

박옥제*, 장재원**

Wook-Je Park* and Jae-Won Chang**

요 약

두루미-II는 다목적 Test bed 항공기로서 개발되었으며, 일반적인 항공기의 비행동역학을 만족한다. 두루미-II의 비행시험 자료를 획득하기 위한 시스템이 탑재되어 있으며, 자동비행이 가능하도록 설계되었다. 본 연구에서는 두루미-II 조종시스템의 작동 순서를 설명한다. 분할된 조종면과 비행시험을 위해 요구되는 프로그램을 설명한다. 또한, 새로운 방법을 통한 정확한 조종입력을 인가하는 방법을 설명한다. 새로운 조종입력을 통한 비행시험 결과를 해석한다.

Abstract

DURUMI-II is developed into test bed airplane for the multi-purpose flight test. It satisfied the civil aeronautics law. DURUMI-II is equipped with Airborne System for acquiring of flight test data and can fly by oneself. In this paper, the redundancy of DURUMI-II control system is operated sequentially is explained. The divided control surface and the requiring program method for flight test are described. Also, it is described that the exact control input is applied using the new method. Finally, the results of flight test for new method are analyzed.

Key words : Flight Test, UAV, Fault Detect, DURUMI-II

I. 서 론

유인항공기의 경우는 조종사가 계기나 항공기의 반응으로부터 고장을 인지할 수 있으며, 고장 정도에 따라 인근공항으로 비상착륙이 가능하다. 반면에, 무인항공기의 경우에는 고장 발생시 안전한 조치를 취하기 위해서는 고장이 어디서 발생하였는지를 반드시 알아야만 한다. 즉, 고장 발생부분을 파악하고 이를 토대로 제어기 재설계를 통하여, 임무를 수행하거나 비행체를 회수할 수 있다. 본 논문에서는 무인기

에 적용할 수 있는 고장 검출 및 분리(FDI : Failure Detection Isolation) 방법[1] 중 해석적 방법(실시간 미계수 추정 방법)을 고려하여 무인항공기와 탑재시스템을 설계하였다. 또한, 고장을 가정한 비행시험에서 발생될 수 있는 시스템의 오작동으로부터 비행체의 안전한 회수를 위해 조종면 및 조종시스템 설계에 이중화 개념을 적용하였다. 시간과 비용을 절감하기 위해 R/C 조종장치(Transmit Device)의 프로그램을 통하여 효율적인 비행시험을 구현하였다.

* 창원대학교 메카트로닉스공학부(Changwon National University, School of Mechatronics)

** 한국항공우주연구원 비행선그룹(Korea Aerospace Research Institute, Airship Group)

· 제1저자 (First Author) : 박옥제

· 접수일자 : 2006년 10월 27일

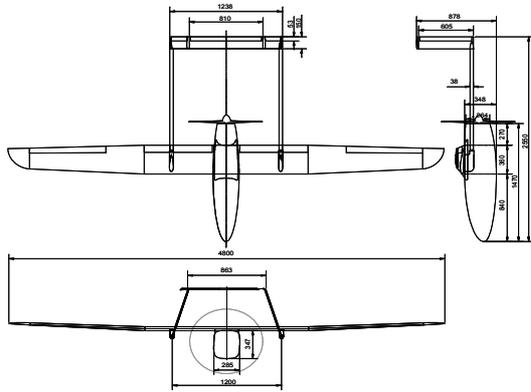


그림 1. 두루미-II 삼면도
Fig. 1. DURUMI-II 3-View.

표 1. 두루미-II 제원 및 성능
Table 1. DURUMI-II Specifications.

전 장	2.7m	엔 진	ZDZ80RV
전 폭	4.8m	엔진마력	7.9마력
전 고	1.22m	최대이륙중량	37kg
가로세로비	15	공허중량	22kg
실속속도	55km/h	유상하중	12kg
순항속도	100km/h	연료중량	4리터
최고속도	120km/h	체공시간	40분

II. 무인기 개발

2-1 DURUMI-II 개발 및 제원

두루미-II는 고장을 임의로 유발하여 비행을 하며, 그 자료를 분석하기 위하여 개발되었다. 본 연구를 위하여 한국항공우주연구원에서 선행 연구로 개발된 두루미의 형상을 사용하였다. 선행 연구에서 개발된 두루미는 실측모델의 풍동시험과 이론적 해석 도구인 Advanced Aircraft Analysis와 DATCOM을 통하여 검증된 기체이다. 또한, 두루미 원형기는 무인 자동항법까지 완성되어 수 시간씩 비행을 성공하였다[2],[3]. 두루미-II는 원형 모델의 형상을 그대로 유지하였으며, 크기만 150%로 확장하였다. 따라서, 유체역학적인 유사성(similarity)이 유지되므로 선행 연구의 결과를 상당부분 그대로 활용할 수 있는 이점이 있다. 두루미-II의 형상과 주요 성능 및 제원은 그림 1과 표 1에 나타내었다.

제작된 주날개는 그림 2와 같이 원형 모델과 동

일한 정하중인 4g에 대한 정적 구조 시험[4]을 수행하였다.



그림 2. 주날개 정하중 시험 (4g)
Fig. 2. The static load test of main wing (4g).

2-2 무인비행장치 등록

항공법상 엔진 총배기량이 50CC 이상이거나 총중량이 12kg 이상인 무인항공기는 무인비행장치로 건설교통부에 등록해야 한다. 무인비행장치 등록 대상인 비행체는 제작 완료 후 건설교통부에 무인비행장치 기술기준적합성 검사를 통과한 후 무인비행장치로 신고하여야 한다. 또한, 비행이 필요한 경우 비행승인신청 후 비행을 하여야 한다. 두루미-II는 이러한 정식 등록 절차를 거쳐서 신고번호를 부여 받아 비행승인을 취득하였다[5],[6].

III. 탑재시스템

3-1 시스템 구성

탑재시스템은 그림 3과 같이 구성되었으며[7],[8], 운영성과 안정성이 검증된 시스템을 탑재하였다.

- Flight Data Recorder : 두루미 원형모델에 사용된 것과 동일 모델, 현재는 비행자료 기록용
- Inertia Measurement Unit : Roll Rate/ Angle, Pitch Rate/Angle, Yaw Rate/Angle 및 3축 가속도 측정
- 속도, 고도용 압력센서 및 받음각과 옆미끄럼각 측정용 AirData Boom
- 조종면 변위 측정장치(Potentiometer)
- GPS

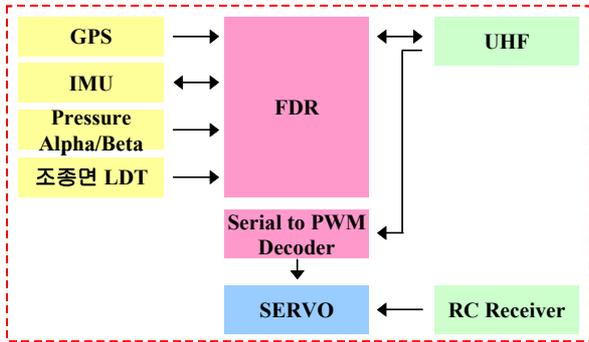


그림 3. 무인기 탑재 시스템 구성도
Fig. 3. UAV System Diagram.

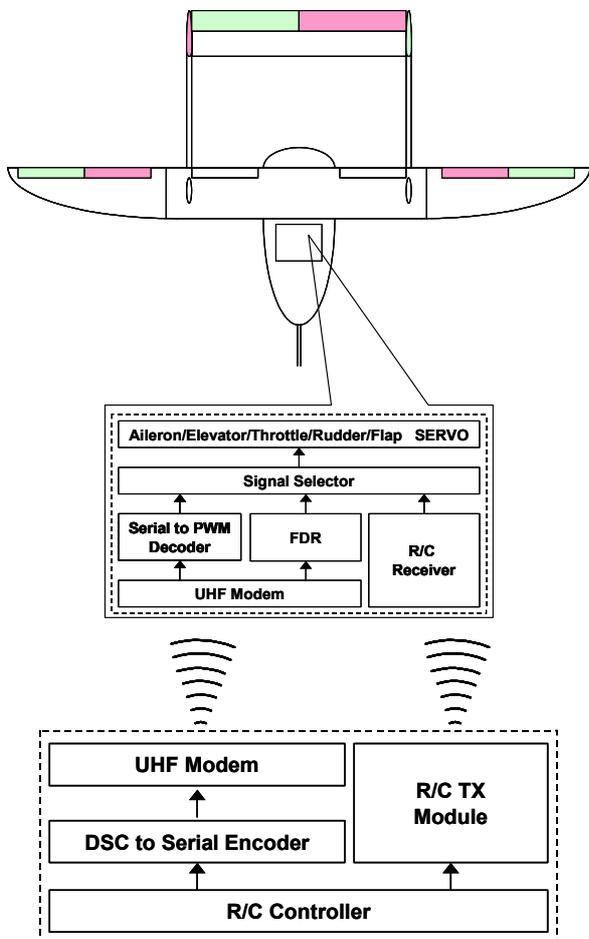


그림 4. 조종시스템의 이중화
Fig. 4. Redundancy of Control System.

3-2 조종시스템의 이중화

두루미 원형기의 무선통신 시스템은 1개의 UHF를 사용하였다. 이 UHF통신에 조종입력과 필요한 자료를 업로드하고, 지상으로 비행정보를 다운로드

하도록 하였다. 또 다른 무인기에 사용되는 시스템은 R/C 송수신 시스템을 사용하고, 보조적으로 UHF 통신을 사용하도록 설계되었다. 전자는 지상통제시스템(GCS, Ground Control System)을 통해 수신된 조종입력이 비행제어 컴퓨터(FCC, Flight Control Computer)를 거쳐 조종면을 통제하도록 설계되어 있다. FCC의 오동작이 있거나 프로그래머의 실수로 인해 시스템이 다운되면, UHF 통신은 정상적이지만 무인기는 통제 불능상태로 빠지게 된다. 후자는 R/C 송신기에 증폭기를 사용하여 송수신 범위를 넓혔으며, 간혹 송신 혼선으로 인한 통신두절이 발생할 경우 Data 송수신용인 UHF를 통하여 무인기를 통제한다. 하지만 보조적인 수단인 관계로 저급의 조종입력과 입력지연 현상의 문제점이 있다.

두루미-II의 조종시스템은 앞서 언급한 두루미 원형기 시스템의 장점에 별도로 개발된 장치를 부가함으로써 신뢰성을 증대하였다. 그림 4와 같이 지상시스템은 조종장치의 PCM 신호를 Serial 신호로 변환하여 UHF를 송출하며, 통신 두절시 R/C Transmitter를 통해 조종입력을 송출하도록 하였다. UHF를 통해 수신된 신호는 Serial to PWM 변환기와 FCC로 신호가 동시에 전달되며, 수동조종일 때에는 Decoder를 통한 신호가 서보를 조정한다. 자동비행 신호입력이 지상에서 인가되면, FCC를 통해 서보를 통제한다. 이러한 전환모드에 따라 자동/반자동 비행도 가능하다. 만약 주통신인 UHF통신이 0.3초 이상 두절되면, 조종면의 모든 서보는 R/C Receiver의 통제를 받게 된다. 이러한 전환은 UHF->R/C 방향으로만 1회 이루어지며, 반대방향으로는 전환되지 않는다. 즉, UHF로 통신이 복원되지 않음을 의미며, 이는 무인기 조종이 불가능한 상태로 UHF통신이 간헐적으로 이루어질 경우, R/C 송수신 시스템은 정상임에도 불구하고, UHF->R/C와 R/C->UHF의 로밍으로 인해 비행체가 통제 불능상태로 빠지는 것을 방지하기 위함이다. 개발 초기 모델에는 단순한 신호원 전환만을 고려하였으나, 실험을 통해 확인하여 본 결과 FCC의 전원이 들어가 있거나 작동중일 때에는 R/C 송수신 시스템에 많은 영향을 주는 것으로 확인되었다. R/C시스템으로 전환과 동시에 UHF 모듈과 FCC 시스템 전원을 차단하여 탑재시스템에서

주는 전파 노이즈 영향을 완전히 배제시킴으로써 비상모드에서 비행체를 안전하게 회수될 수 있도록 설계변경을 하였다.

3-3 고장진단을 위한 조종면의 이중화

두루미-II에는 조종 통신 시스템의 이중화와 별도로, 조종면의 이중화 설계가 되어있다. 고장진단을 위한 비행시험은 안전한 비행체의 운영이 보장되어야 한다. 조종면은 고장가정상상태 모드를 완벽하게 구현해야 하고, 필요에 따라 정상상태로 복귀하여야 한다. 즉, 고장과 정상 모드 전환이 자유로워야 한다. 좌우측 도움날개를 각각 두개로 분할하였으며, 방향기도 좌우측 꼬리 날개에 각각 설치하였다. 승강기는 하나인 모델을 좌우측 두개로 분할하여 승강키가 두개인 모델로 가정하였다. 도움날개 이중화는 고장모드 구현보다는 재형상 제어를 위한 것이다. 각각의 조종면에 독립적인 서버모터를 장착하였다. (그림5, 그림6, 그림7)



그림 5. 승강기 분할
Fig. 5. Split of Elevator.



그림 6. 방향기 추가
Fig. 6. Rudder Added.



그림 7. 도움날개 분할
Fig. 7. Split of Ailerons.

IV. 비행시험

4-1 정상비행과 고장비행의 전환

정상상태와 고장가정상상태의 모드전환은 R/C Transmitter의 프로그램 설정 변경으로 가능하다[9]. 조종면 한 개의 고장을 구현하는데 여유채널, 2단 스위치, 다이얼 놉(Dial Knob), 그리고 Program Mixing 기능이 각각 한 개씩 필요하다. 고장을 가정할 조종면을 별도로 준비된 여유채널에 연결하고 다이얼 놉에 할당한다. 다이얼 놉은 트림값에서 고장 변위를 설정한 값으로 변경이 가능하다. 정상조종면의 움직임에 따라 고장을 가정한 조종면도 동일하게 움직이도록 Program Mixing 처리를 한다. 또한 2단 스위치에 Program Mixing ON/OFF기능을 할당한다. Program Mixing을 ON하면 정상상태의 비행을 하게 되며, OFF하면 해당 조종면이 고정된 상태로 고장 상태의 비행을 모사하게 된다.

4-2 조종 입력

양질의 비행시험 자료를 획득하기 위해서는 좋은 센서를 사용하는 것과 비행시 기상조건도 중요하지만 정확한 조종입력도 중요하다. 정확한 조종입력이 인가될 때 비행체는 정확한 응답특성을 나타낸다. 시험비행사의 수동 조종입력은 편리한 방법이지만 많은 훈련과 숙련이 필요하며, 비용과 시간이 많이 소요된다. 가장 이상적이고, 정확한 조종입력을 인가하기 위해서는 비행제어컴퓨터를 통하여 자동 조종입력을 사용하는 것이다. 자동비행을 수행하기 위해서는 시스템과 비행제어 알고리즘 검증 등 많은 검증단계를 거쳐야만 가능하다. 정확하면서 정밀한 조종입력을 인가할 수 있는 방법이다. 본 연구에서

는 수동입력의 편리한 점과 자동입력의 정밀도를 유지할 수 있는 획기적인 조종입력 기술을 적용하였다. R/C Transmitter의 프로그래밍 기법을 통하여 수동비행의 편리함과 자동비행의 정확성을 구현할 수 있다.

정확한 조종입력을 구현하기 위하여 여유채널, 3단 스위치, 그리고 Program Mixing 기능이 각각 한 개씩 필요하다. 준비된 여유채널은 서보와 연결하기 위함이 아니라 여유채널의 입력에 필요한 조종면(여기서는 승강기)의 Mixing을 하기 위함이다. 여유채널을 3단 스위치에 할당하고, 중립위치가 Mixing 되어야 할 조종면의 트림값과 같도록 설정하였다. 스위치의 양쪽 끝단으로 움직일 때 조종면이 각각 +5도가 되도록 Mixing값을 설정하였다. 비행시험 중에는 무인기 시험비행조종사와 별도로 시험비행엔지니어가 조종입력을 담당하도록 역할을 분담하였다. 시험비행조종사가 수평등속 상태만을 유지시키면, 시험비행엔지니어가 간단한 스위치 조작으로 조종입력을 인가한다. 필요한 조종입력이 Doublet이면,

스위치를 중립->상->하->중립 조작만을 수행하면 된다. 이 때 주의할 점은 스위치 조작의 시간 간격만을 고려하여 수행하는 것이다.

비행조건과 관계없이 항상 승강기에 입력된 변위량이 +/-5도로 일정함을 보여주고 있다. 그림 8는 분할된 좌우측의 승강기가 정상적으로 작동할 때 측정된 비행시험자료를 나타내었다. 그림 9은 우측 승강기가 다운방향으로 10도로 고정되고, 좌측 승강기만이 정상적으로 작동할 때 측정된 비행시험자료를 나타내었다. 시험비행엔지니어가 인가한 조종입력 변위의 측정값을 그림 10에 나타내었다.

V. 결 론

고장진단을 위한 무인기를 제작하였으며, 설계조건에 따라 4g의 정하중 시험을 완료하였다. 항공법에 따라 적법한 절차에 따라 무인비행장치로 등록하였으며, 신고번호(S7019)를 교부 받았다.

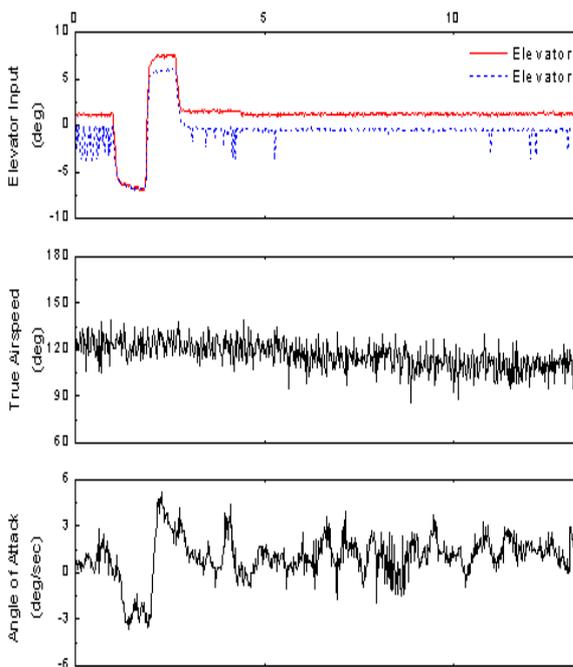


그림 8. 정상상태에서 Doublet 입력
Fig. 8. Doublet Input at Normal Mode.

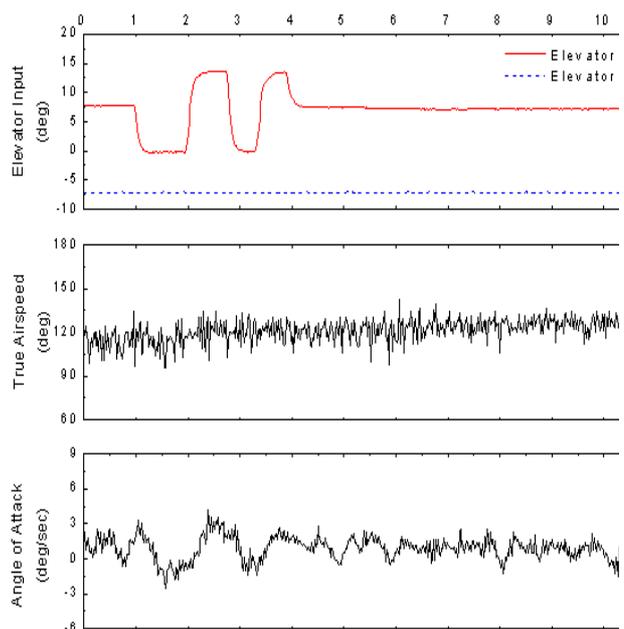


그림 9. 우측 승강기 고장 가정에서 Multi-step 3211 입력
Fig. 9. Multi-step 3211 Input at Right Elevator Stuck.

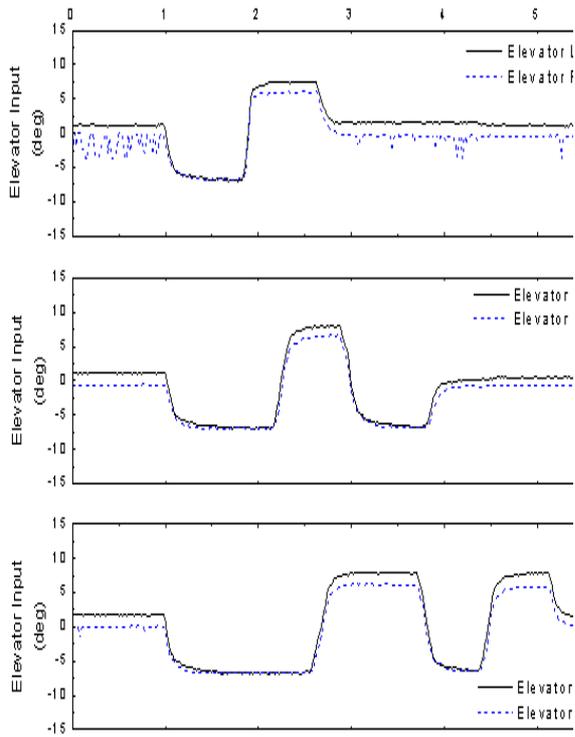


그림 10. 스위칭에 의한 조종입력
 Fig. 10. Various Control Inputs using Switching Method.

두루미-II는 비행 안전성을 증대시키기 위해 조종 통신 시스템을 이중화하였고, 고장 상태를 가정한 비행시험을 위해 조종면을 분할하거나 추가하여 개발하였다. 비행 중 주통신 두절시 보조통신이 성공적으로 작동하여 통신의 이중화를 확인되었다.

정확한 조종입력을 인가하기 위해 비교적 간단한 방법을 적용하였다. 입력에 따른 비행 응답 또한 만족할 만한 결과를 얻을 수 있었다. 정확한 조종입력을 구현하는 기술을 적용함으로써, 많은 훈련시간과 비용을 절감할 수 있었으며, 간편하면서 조종입력을 통하여 양질의 비행시험 자료를 확보할 수 있었다.

참 고 문 헌

[1] 김유단, "고장진단 및 다중화 기술개발," 산업자원부, SUDP-P1-G4, 2005. 3.
 [2] 구삼옥, 김중옥, 이정진, 남궁호웅, 장성호, 오재석,

염찬홍, "15kg급 장기체공 무인항공기 시제1호기의 동안정성 해석 및 실험 비교 분석," 한국항공우주연구원 기술보고서, KARI-UA-TM-2000-010, 2000. 6.

[3] 임철호 외 15인, "무인비행체 자동비행 및 지상제어 시스템 개발," 과학기술부 연구보고서, 99-ST-E-3, 한국항공우주연구원 외, 2002. 10.
 [4] 구삼옥, 김중옥, 이정진, 남궁호웅, 염찬홍, "15kg급 장기체공 무인항공기 날개의 구조시험," 한국항공우주연구원 기술보고서, KARI-UA-TM-2000-008, 2000. 6.
 [5] 박옥제, 김응태, 장재원, "조종면 고장진단을 위한 무인항공기 및 탑재 시스템 개발," 한국항공운항학회 추계학술대회, 2006. 11.
 [6] 박옥제, 김응태, 성기정, "무인기 고장진단을 위한 비행시험에 관한 연구," 한국항공운항학회 추계학술대회, 2006. 11.
 [7] 박옥제, 황명신, 정용복, "비행시험측정 장치 개발에 관한 연구," 94 한국자동제어학술회의 논문집, 1994.
 [8] 구삼옥, "15kg급 장기 체공형 무인항공기의 개념 설계 연구," 한국항공우주연구원 기술보고서, KARI-UD-TM-1999-009, 1999. 9.
 [9] Futaba Digital Proportional Radio Control Instruction & Operation Manual : PCM1024ZA /PCM1024ZH, FUTABA Corporation.

박 옥 제 (朴郁濟)



1994년 2월 : 항공대학교 항공기계공학과(공학사)
 1998년 2월 : 항공대학교 항공공학과(공학석사)
 2005년 2월 : 항공대학교 항공공학과(공학박사)
 1994년 ~ 1999년 : 한라중공업(주)

우주항공사업부 근무

2004년 ~ 2006년 : 한국항공우주연구원(선임연구원)

2006년 ~ 현재 : 창원대학교 메카트로닉스공학부

관심분야 : Flight Test, DSP & Controller, Embedded System, Real-time Kernel

장 재 원 (張在元)



1999년 6월 : DeVry Uni. 전자공학
과(공학사)

2003년 2월 : 충남대학교 전자공학
과(공학석사)

2003년 4월 ~ 현재 : 한국항공우주
연구원(연구원)

관심분야 : 항공전기/전자, GPS,

의사위성, DSP