

저가형 무인항공기 운용을 위한 항법시스템 설계

Design of Navigation System for Low Cost Unmanned Aerial Vehicle

이장호*, 김성필*, 박무혁*, 안이기*

Jang-Ho Lee*, Sung-Pil Kim*, Mu-Hyeok Park* and Iee-Ki Ahn*

요 약

최근의 무인항공기는 정찰임무를 비롯하여 무인기에 미사일을 장착하여 지대공 공격 임무를 수행하기까지 군용으로 뿐만 아니라 기상 관측, 해상 관측 등의 목적으로 폭넓게 활용하고 있으며, 점차 필요성이 높아지고 있다. 이러한 무인기는 정밀한 자세제어를 위하여 자세정보를 제공하는 AHRS와 같은 센서를 장착하는데 비용이 500만원 정도에서 고급 센서는 수 천 만원에 이르고 있다. 최근 한국항공우주연구원에서는 이러한 고가의 센서 출력정보인 자세각 정보를 사용하지 않고 각속도 정보를 기반으로 저가형 자동비행시스템을 개발하여 소형표적기와 무인표적기 비행시험을 통하여 성능을 입증하였다. 본 논문에서는 무인항공기의 항법시스템 설계를 위하여 목표로 하는 신뢰성을 충족시키면 동시에 저가형인 GPS 센서를 선택하기 위하여 Hardware in the Loop Simulation(HILS)을 통하여 GPS 출력주파수에 따른 성능을 확인하였다. 마지막으로 무인표적기에 자동비행시스템과 항법시스템을 장착하여 비행시험을 수행하였으며, 설계된 항법시스템 성능을 비행시험 결과를 통하여 확인하였다.

Abstract

This paper describes the design of navigation system for an unmanned target drone which is operated by Korean army as for anti-air gun shooting training. Current target drone is operated by pilot control of on-board servo motor via remote control system. Automatic flight control system for the target drone greatly reduces work load of ground pilot and can increase application area of the drone. Most UAVs being operated nowadays use high-priced sensors as AHRS and IMU to measure the attitude, but those are costly. This paper introduces the development of low-cost automatic flight control system with low-cost sensors. The integrated automatic flight control system has been developed by integrating combining power module, switching module, monitoring module and RC receiver as an one module. The performance of navigation for low cost unmanned aerial vehicle, unmanned target drone as our test bed in this paper is verified by both Hardware in the loop simulation(HILS) to test performance of GPS as GPS output frequency high and results of flight test.

Key words : unmanned aerial vehicle, navigation system, flight control system, flight test

* 한국항공우주연구원 항법제어그룹(Navigation and Control Department, Korea Aerospace Research Institute)

· 논문번호 : 2004-2-3

· 접수일자 : 2004년 11월 8일

I. 서 론

최근의 무인항공기는 정찰임무를 비롯하여 무인기에 미사일을 장착하여 지대공 공격 임무를 수행하기까지 군용으로 뿐만 아니라 기상 관측, 해상 관측 등의 목적으로 폭넓게 활용하고 있으며, 점차 필요성이 높아지고 있다[1]. 자세정보를 제공하는 AHRS와 같은 센서는 500만원 정도에서 고급 센서는 수 천 만원에 이르고 있다. 최근 한국항공우주연구원에서는 이러한 고가의 센서를 사용한 자세각 정보를 사용하지 않고 자세각 정보만을 사용한 저가형 자동비행시스템을 개발하여 소형표적기의 비행시험을 통하여 성능을 입증하였다[2]. 본 논문에서는 한국항공우주연구원에서 개발한 저가형 자동비행장치를 군(軍)에서 대공포 사격 훈련용으로 운용중인 표적기에 장착하여 자동비행을 수행할 수 있도록 개발하였다.

현재 대공포 사격 훈련용으로 사용되는 무인표적기는 무선조종을 이용하여 수동으로 운용되고 있다. 조종사가 표적기를 보면서 조종하는 수동조종방식으로 인한 표적기 운용 영역 확장에 어려움이 있어왔다. 특히 2Km 이상의 거리에서 표적기를 운용하는 경우 망원경을 통하여 항공기를 보면서 조종하는데, 이로 인해 조종사의 스트레스와 항공기 추락 위험성이 매우 높은 편이다. 이러한 무인표적기를 자동으로 운용할 수 있게 되면 표적기 원거리 운용과 야간 운용 등이 가능해져 무인 표적기의 활용성을 극대화할 수 있게 된다. 본 논문의 2장 1절에서는 무인항공기의 최적의 비행경로를 생성하기 위하여 적용된 유도법칙을 설명하였으며, 2장 2절에서는 무인항공기의 항법시스템 설계를 위하여 목표로 하는 신뢰성을 충족시키면 동시에 저가형인 GPS 센서를 선택하기 위하여 Hardware in the Loop Simulation(HILS)을 통하여 GPS 출력주파수에 따른 성능을 확인하였다. 마지막으로 3장에서는 무인표적기에 자동비행시스템과 항법시스템을 장착하여 반자동 비행 및 경로점 추종 자동비행 시험을 수행한 결과를 나타내었으며, 비행시험을 통하여 본 연구에서 설계된 항법시스템 성능을 확인하였다.

II. 항법시스템 설계

2-1 유도법칙 설계

무인기의 유도법칙은 무인기가 수행하게 될 임무와 밀접한 관련이 있다. 무인표적기가 수행해야 할 주요 임무는 지점-지점간 직선 비행으로서 한 지점에서 다른 지점으로 직선 이동하는 유도법칙을 설계하기 위해 그림 1과 같이 2차원 평면에 위치한 두 지점간의 기하학적인 관계를 고려한다. 그림 1에서 $P_i (X_i, Y_i)$ 는 출발지점의 위치를, $P_f (X_f, Y_f)$ 는 목표지점의 위치라 한다. P_i 와 P_f 를 잇는 직선을 Leg라 하며, 비행체를 지정된 Leg상에 위치시키도록 하는 것이 유도루프의 목적이다. 유도루프는 비행체에서 Leg까지 잇는 수선의 거리오차(XTRK : Cross Track Error)에 의해 구동되어진다. Leg의 방위각을 ψ_{leg} 라 하고 비행체와 P_f 사이의 직선의 방위각을 ψ_{vtw} 라 하면 XTRK는 다음 식과 같다.

$$XTRK = P_i P_f \cdot \sin(\psi_{leg} - \psi_{vtw}) \quad (1)$$

$$\text{where } P_i P_f = \sqrt{(x_f - x_v)^2 + (y_f - y_v)^2}$$

$$\psi_c = \psi_{vtw} - K \times XTRK \quad (2)$$

여기서, K는 원하는 비행항로에서 비행체의 Leg를 잇는 수선의 거리오차를 보정하여 주는 제어이득으로서 "0" 또는 양의 실수값을 가지며, 사용자가 항공기 특성에 적합한 값을 설정해주어야 한다.

또한, ψ_c 는 항공기의 방위각 명령으로서 거리오차(XTRK)가 발생하였을 경우 제어이득 K를 곱한 값이 반영된 방위각 명령이다. 만약 K가 "0"이면 $\psi_c = \psi_{vtw}$ 로서 항공기가 목표지점(X_f, Y_f)을 향해서 방위각 명령이 제어기로 입력된다. 하지만 양의 실수값을 갖는 K를 설정한다면 (X_i, Y_i)와 (X_f, Y_f)를 잇는 직선, 즉 원하는 비행경로를 추종하며 비행하게 된다.

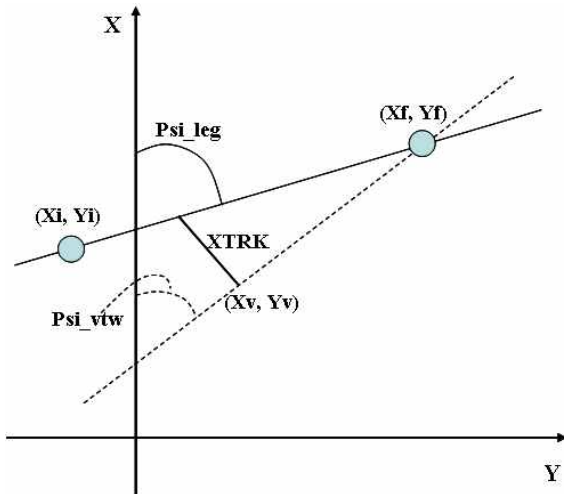


그림 1. 무인기 유도제어를 위한 XTRK 정의
 Fig 1. Definition of XTRK for UAV guidance control.

2-2 GPS 센서

그림 2는 무인기에 장착된 자동비행시스템 구성과 탑재장비와의 연결을 보여 준다. 자동비행시스템은 저가형 비행제어컴퓨터(low-cost flight control computer, LCFCC), 항공기 상태 모니터링 모듈(aircraft state monitoring module), 전원 모듈(power module), 스위칭 모듈(switching module), 무선조종수신기(remote control receiver), 기상 센서(on-board sensor)로 구성된다. 탑재 센서로는 2개의 압력 고도계, 1개의 대기속력계, 4개의 각속도 자이로, 1개의 3축 가속도계, 1개의 온도 센서가 사용된다. 1개의 압력 고도계와 1개의 각속도자이로는 자동비행에 중요한 센서의 다중화를 위해 사용한다.

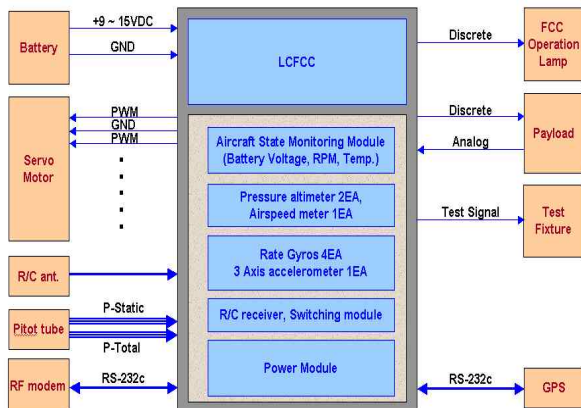


그림 2. 통합형 자동비행시스템(I-AFCS) 구성 및 외부 연결도

Fig 2. Integrated automatic flight control system organization and external connection.

저가형 자동비행시스템에서 GPS 센서는 항법에 필요한 위치와 방위각 정보를 제공한다. 앞에서 언급하였듯이 본 연구의 목표는 만족할만한 성능과 신뢰성을 갖는 자동비행시스템을 가능한 저가의 시스템으로 개발하는 것이다. 대공사격 훈련용 무인표적기는 운영 측면에서 소모성이기 때문에 저가의 시스템으로 자동비행을 구현하고자 하는 것이다. GPS 센서는 출력주파수가 높아짐에 따라 가격은 기하급수적으로 증가하게 된다. 따라서 본 절에서는 자동비행 성능을 만족하는 동시에 저가인 무인표적기에 장착될 GPS 센서를 선택하기 위하여 HILS(Hardware In the loop simulation)을 이용하여 검증하였다. HILS의 구성은 FCC(Flight Control Computer), VAC(Virtual Aircraft Computer), SSC(Sensor Servo Computer)로 구성되며, FCC는 실제 무인항공기에 탑재되는 구성품을 사용하여 HILS 환경을 구축하였다.

그림3~그림5는 각각 동일한 환경에서 GPS sampling time을 0.5Hz에서 5.0Hz까지 변화시키면서 자동비행을 수행한 simulation 결과이다. 항공기 모델은 무인표적기 모델을 사용하였으며, 비행모드는 경로점 추종 자동비행 모드이다. 단 바람의 영향은 고려하지 않았다. 그림에서 항공기는 좌표(0, 0)에서 초기조건으로 비행을 시작하며, 항공기가 추종하여야 할 경로점은 아래의 표에 나타내었다.

표 1. 추종 경로점의 좌표정보 (HILS)

Table 1. Waypoints coordinate information (HILS)

Waypoint	East(m)	North(m)	Altitude(m)
1	-1600	5000	500
2	1000	4000	500
3	200	0	500

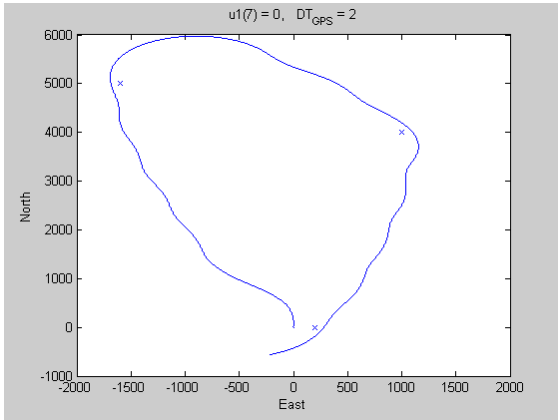


그림 3. HILS를 통한 경로점 추종 자동비행궤적 : GPS 출력주파수 0.5Hz

Fig 3. Flight trajectory of waypoints navigation through HILS : GPS output frequency 0.5Hz

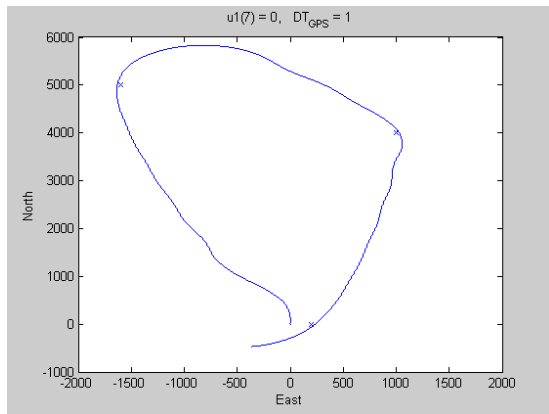


그림 4. HILS를 통한 경로점 추종 자동비행궤적 : GPS 출력주파수 1.0Hz

Fig 4. Flight trajectory of waypoints navigation through HILS : GPS output frequency 1.0Hz

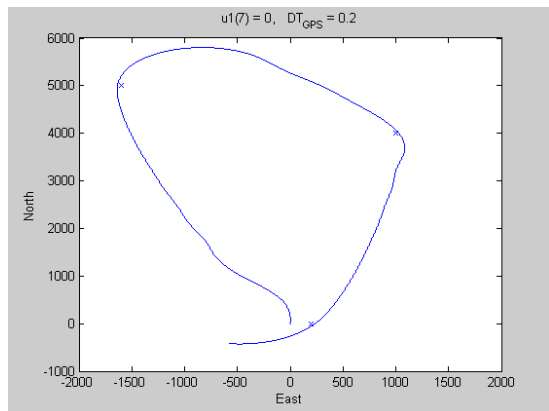


그림 5. HILS를 통한 경로점 추종 자동비행궤적 : GPS 출력주파수 5.0Hz

Fig 5. Flight trajectory of waypoints navigation through HILS : GPS output frequency 5.0Hz

시뮬레이션 결과는 GPS sampling rate에 비례하여 자동비행 성능이 증가하는 것을 보여주고 있다. 그림 3은 GPS 신호를 0.5Hz로 sampling 하였을 때의 결과로서 비행궤적이 부드럽지 못하며, 경로점을 약 150m 정도 벗어나는 오차를 보이고 있다. 그림 4는 1.0Hz의 GPS를 사용했을 경우의 결과로서 경로점 오차범위가 약 10m 정도 이내로 감소하는 것을 알수 있다. 또한 궤적도 보다 일정하게 변화하였으며 비행 안정성이 크게 향상된 결과를 나타내고 있다. 시뮬레이션 결과를 통하여 무인표적기의 GPS 센서는 Axiom사의 안테나와 수신기가 하나의 모듈로 결합되어 있는 출력 주파수 1.0Hz이며 개당 약 150\$ 정도인 저가의 GPS를 장착하였다.



그림 6. 무인기에 장착된 GPS 센서 : Axiom 1Hz

Fig 6. On board GPS sensor : Axiom co. 1Hz

III. 비행시험을 통한 항법시스템 성능평가

비행시험은 고흥 항공센터에서 수행하였고 항공센터 전면에 GCS(Ground Control System)를 설치하였으며 그림 7과 같이 무인표적기 이륙을 위하여 발사대를 설치하여 수행하였다.



그림 7. 무인표적기 비행시험 발사대
Fig 7. Launcher for unmanned target drone flight test.

비행시험에서는 항공기 조종면의 트림값을 무선 원격조종기를 이용한 수동비행을 통하여 결정하고, 자동조종 시에는 이 트림 조종면 변위를 기준으로 조종면 변위를 적용하도록 하였다.

최초의 비행시험에서는 고도유지 및 경사각 0도 유지(수평정상 비행) 자동모드를 시험하였다. 자동 조종 진입 후 항공기의 비행특성을 보며 항공기의 자동조종장치 이득을 변경하여 자동조종장치의 성능을 향상시킬 수 있었다. 그림 8은 항공기가 트림 값을 결정한 후 경사각 0도 유지 명령을 지상국에서 항공기에 송신한 후 항공기 궤적을 나타낸 그림으로서 일정한 고도와 수평을 유지하며 비행하는 결과를 확인할 수 있다.

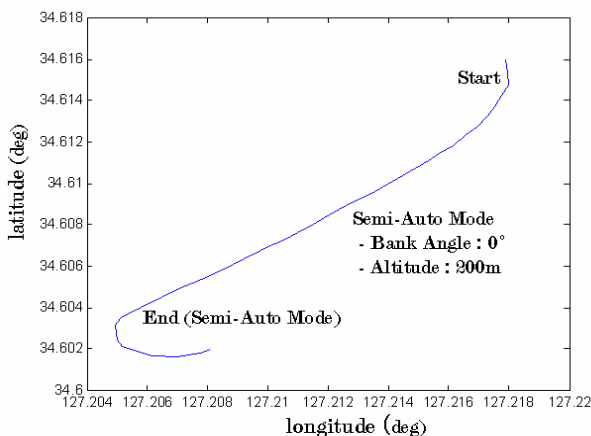


그림 8. 수평정상 비행에서 항공기 궤적
Fig 8. Aircraft trajectories in level flight.

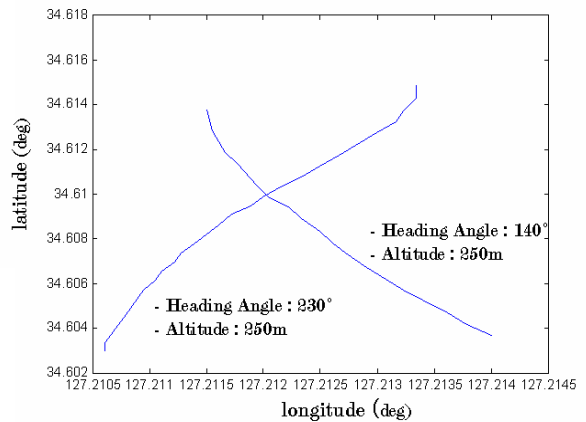


그림 9. 고도유지 & 방위각 유지 자동비행에서 항공기 궤적
Fig 9. Aircraft trajectories in altitude hold & heading angle hold mode.

그림 9는 고도 250m를 유지하며, 방위각을 140도와 230도로 각각 비행하였으며 GPS 센서만을 사용하여 방위각 유지 모드에서 우수한 성능을 나타낸 것을 확인할 수 있다. 또한 방위각 오차에 의한 경사각 유지 명령 계산 부분에서 비례제어를 사용한 경우 방위각 오차가 작아지면 경사각 유지 명령이 적어져 방위각 유지에 정상상태 오차가 발생함을 알 수 있었으며, 비례-적분 제어기의 설계가 필요함을 알 수 있었다. 그림 10은 경사각 유지 비행궤적으로서 지상에서 경사각 30도와 고도 200m를 유지하며 비행할 것을 명령한 후 나타난 고도변화 결과이다. 고도제어를 위해 장착된 압력고도계만으로 비교적 만족할만한 고도제어 성능을 나타낸 결과를 확인할 수 있다.

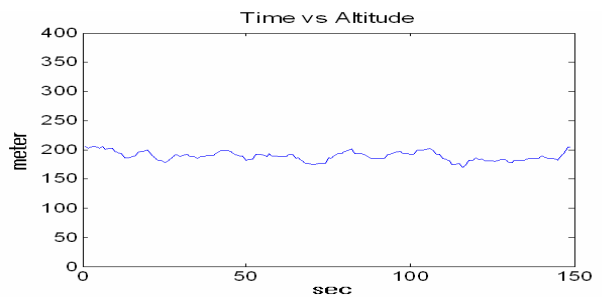


그림 10. 고도유지 & 경사각 유지 자동비행에서 고도
Fig 10. Time history of altitude in altitude hold & bank hold mode.

그림 11은 자동비행 모드로서 경로점 추종 비행 궤적이다. 항공기가 추종하여야 할 경로점은 총 4개의 점을 설정하였고 위도, 경도, 고도 등의 경로점 정보를 표 2에 나타내었다. 그림 11에서 원점은 지상국의 위치를 나타낸다. 비행궤적에 나타난 것처럼 표적기는 순서대로 pt.1→pt.2→pt.3→pt.4를 비행한 만족할만한 결과를 확인할 수 있다. 여기서 4번 경로점을 통과한 후에는 다시 반복하여 1번 경로점을 통과하도록 프로그램 되어있다.

표 2. 추종 경로점의 좌표정보 (비행시험)

Table 2. Waypoints coordinate information (Flight Test)

Waypoint	East(m)	North(m)	Altitude(m)
1	0	420	300
2	1000	450	300
3	100	-430	300
4	1100	-400	300

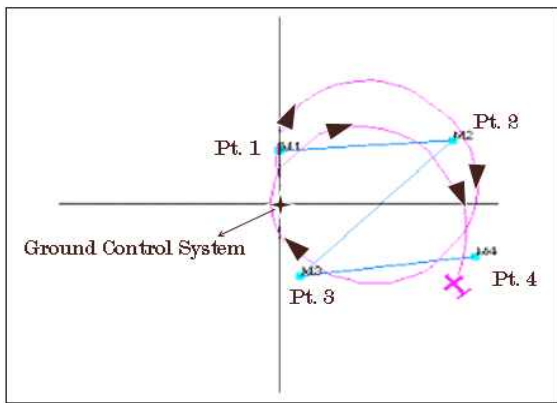


그림 11. 경로점 추종 자동비행에서 항공기 궤적

Fig 11. Aircraft trajectories in waypoints navigation

IV. 결 론

본 논문에서는 무인항공기의 자동항법 시스템을 설계하고 설계된 자동항법시스템의 성능을 시뮬레이션과 비행시험을 통하여 검증하였다. 저가형 GPS와 압력고도계를 바탕으로 자동항법시스템의 기본적인 시스템을 설계하였고 이를 바탕으로 각속도 기

반 자동비행시스템을 개발하였다. 저가의 항법시스템을 구현하고 비행시험을 통하여 경로점 추종 자동비행을 성공함으로써 대공사격 훈련용 표적기로 임무를 수행하는데 적합함을 확인하였다.

참 고 문 헌

- [1] 오재석, 유 혁, 구삼옥, “소형 무인항공기용 저가형 자동조종장비의 개발”, *제어·자동화·시스템공학회지* 제 7 권, 제 5 호, pp. 37-45, 2001.
- [2] 유 혁, 이장호, 김재은, 안이기, “저가형 무인항공기의 자동비행시스템 개발”, *제어·자동화·시스템공학회지* 제 10 권, 제 2 호, pp. 131-138, 2004.
- [3] 무인항공기용 비행조종컴퓨터 개발 및 성능시험에 관한 연구, 국방과학연구소 기술보고서, 1997. 4.
- [4] I. K. Ahn, H. Ryu, V. Larin, and A. Trunik, "Integrated Navigation, Guidance and Control System For Unmanned Aerial Vehicles", *The World Congress 'Aviation in the XXI-st Century' 2003*.
- [5] 박무혁, 유 혁, 안이기, 김재은, “무인항공기의 비행제어컴퓨터 하드웨어 개발”, *한국항공우주학회 추계학술발표회*, 울산대학교, pp. 289-292, 2000. 11.
- [6] J. Roskam, *Airplane Flight Dynamics and Automatic Flight Controls*, Roskam Aviation and Engineering Corporation, 1979.
- [7] A. A. Tunik, H. Ryu, H.C. Lee, "Parameter optimization procedure for robust flight control system design", *KSAS International Journal*, vol. 2, no. 2, pp. 95-107, 2001.
- [8] J. Doyle, K. Glover, P. Khargonekar, and B. Francis, "State-space solution to standard H_2 and H_∞ control problems", *IEEE Trans. on Automatic Control*, vol. 34, no. 8, pp. 831-847, 1989.

이 장 호(李章鎬)



2001년 2월 : 한국항공대학교 항공기
계공학과(공학사)

2003년 2월 : 서울대학교 항공우주공
학과(공학석사)

2003년 3월~현재 : 한국항공우주연
구원 항법제어그룹 연구원

관심분야 : 비행제어 및 시뮬레이션, 고장진단

김 성 필(金成珽)



1994년 2월 : 서울대학교 항공우주공
학과(공학사)

1996년 2월 : 서울대학교 항공우주공
학과(공학석사)

2002년 2월 : 서울대학교 항공우주공
학과(공학박사)

2002년 3월~현재 : 한국항공우주연구원 항법제어그룹 선
임연구원

관심분야 : 비행제어, 탑재 소프트웨어

박 무 혁(朴武赫)



1993년 2월 : 서강대학교 전자공학과
(공학사)

2000년 4월~현재 : 한국항공우주연
구원 항법제어그룹 선임기술원

관심분야 : 무인항공기, 시뮬레이터

안 이 기(安利基)



1981년 2월 : 서울대학교 항공우주공
학과(공학사)

1983년 2월 : KAIST 항공우주공학
과(공학석사)

1995년 2월 : KAIST 항공우주공학
과(공학박사)

1996년 1월~현재 : 한국항공우주연구원 항법제어그룹 책
임연구원

관심분야 : 무인항공기 자동제어시스템, 센서 연구