

무인표적기용 저가형 자동비행시스템 개발

Development of Low-Cost Automatic Flight Control System for an Unmanned Target Drone

이장호*, 유 혁, 김재은, 안이기

Jang-Ho Lee*, Hyeok Ryu, Jae-Eun Kim, and Iee-Ki Ahn

요 약

본 논문은 군에서 운용중인 대공포 사격 훈련용으로 개발한 무인 표적기용 자동비행시스템 개발에 관한 논문이다. 조종사에 의해 수동으로 운용중인 표적기를 자동화함으로써 조종사 측면에서는 비행업무를 경감시키고, 군 측면에서는 사격훈련 예산절감이라는 장점을 가지게 된다. 현재까지 개발된 대부분의 UAV(Unmanned Aerial Vehicle)는 항공기 자세를 측정하기 위해 AHRS(Attitude & Heading Reference System)와 IMU(Inertial Measurement Unit)등의 고가의 센서를 장착하고 있지만 이를 장착하고 무인기를 사격훈련용으로 사용하기에는 예산절감이라는 목적에 적합하지 않다. 이에 본 논문은 저가의 센서를 장착하고 자동비행이 가능하도록 저가형 자동비행시스템을 개발하였으며, 자동비행 컴퓨터를 포함한 센서, 전원모듈, 스위칭 모듈, 모니터링 모듈, RC 수신기를 하나의 모듈로 단일화하여 통합형 자동비행시스템을 개발하였다. 또한 비행시험을 통하여 자동비행시스템 성능을 입증하였다.

Abstract

This paper deals with the automatic flight control system for an unmanned target drone which is operated by an army as an anti-air gun shooting training. By automation of unmanned target drone that is manually operated by external pilot, pilot can reduce workload and an army can reduce the budget. Most UAVs which are developed until today use high-cost sensors as AHRS and IMU to measure the attitude, but those are contradictory for the reduction of budget. This paper says the development of low-cost automatic flight control system which makes possible of automatic flight with low-cost sensors. We have developed the integrated automatic flight control system by integrating electricity module, switching module, monitoring module and RC receiver as an one module. We also prove the performance of automatic flight control system by flight test.

Key words : unmanned aerial vehicle, integrated automatic flight control system, flight test

I. 서 론

저가형 무인항공기는 대공 표적, 기상 관측, 해상

관측 등의 목적으로 폭넓게 활용될 수 있으며, 점차 필요성이 대두되고 있다[1]. 자세정보를 제공하는 AHRS와 같은 센서는 500만원 정도에서 고급 센서는 수천만원에 이르고 있다. 최근 한국항공우주연구

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

· 논문번호 : 2004-1-4

· 접수일자 : 2004년 3월 23일

원에서는 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 개발 중이다.

현재 대공포 사격 훈련용으로 사용되는 무인표적기는 무선조종을 이용하여 수동으로 운용되고 있다. 조종사가 표적기를 보면서 조종하는 수동조종방식으로 인한 표적기 운용 영역 확장에 어려움이 있어 왔다. 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. 그림 1은 무인표적기 운용 개념을 나타낸 것으로서 UAV와 Ground Control System(GCS)을 연동 운용하여 대공 사격훈련을 수행하는 개념을 나타내고 있다. 본 논문에서는 무인 표적기에 장착하여 자동비행이 가능한 저가형 자동비행장치에 대하여 설명하였다.

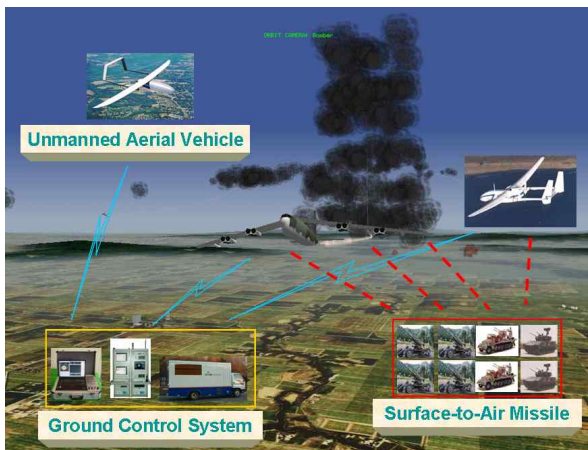


그림 1. 무인표적기 & 지상제어시스템 운용 개념도
 Fig. 1. Unmanned target drone & ground control system operation concept.

II. I-AFCS(통합 자동비행시스템) 개발

2-1 M-AFCS 통합 필요성

자동비행장치 개발을 위해서는 탑재장비 구성품의 선정, 개발 및 시험과 시스템 통합 및 지상/비행 시험을 통한 성능 확인이 요구된다. 자동비행을 위한 탑재장비는 비행제어컴퓨터, 전원모듈, 스위칭 모듈, 모니터링 모듈, 무선조종수신기, 탑재 센서, 축전지, RF 모듈, 피토관, 서보 모터, 배선 및 장착 기구물 등으로 구성된다. 기존에 본 연구원에서 개발된 다수의 모듈로 구성되어 있는 자동비행장치를 그림 2에서 보여주고 있다[1]. 이러한 모듈형 자동비행장치(modular automatic flight control system, M-AFCS)는 복잡한 배선에 의한 고장 가능성 및 유지 보수 어려움, 부피 및 중량의 증가 등이 문제가 되어 왔다. 또한 비행시험 과정에서 축전지 전원의 모니터링 기능의 추가에 대한 요구가 발생하였다. 모듈형 자동비행장치의 문제점을 해소하고 기능을 향상시키기 위하여 다수의 모듈을 1개로 통합하는 통합형 자동비행장치 (integrated automatic flight control system, I-AFCS)를 개발하였으며, 본 논문에서는 I-AFCS의 개발에 대하여 기술한다. 통합형 자동비행장치의 개발에 의해 탑재장비 간의 연결 배선을 간소화하여 배선에서 발생하는 문제를 최소화 하며, 낙하산을 이용한 표적기 착륙 시 충격에 강한 효과를 얻을 수 있으며, 또한 탑재공간의 활용성 및 장비 유지보수 용이성 향상의 많은 효과를 얻을 수 있다.

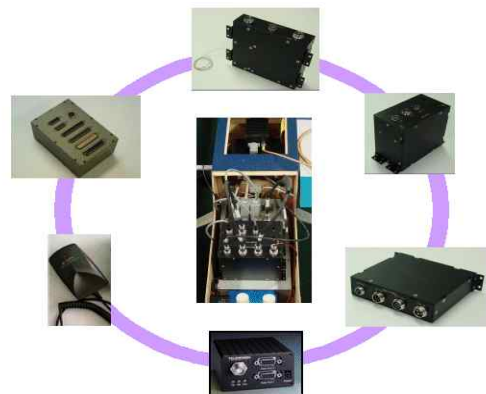


그림 2. 모듈형 자동비행장치 구성품
 Fig. 2. Modular automatic flight control system device.

2-2 I-AFCS 구성 및 외부 연결

그림 3은 I-AFCS의 구성과 탑재장비와의 연결을 보여 준다. I-AFCS는 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.

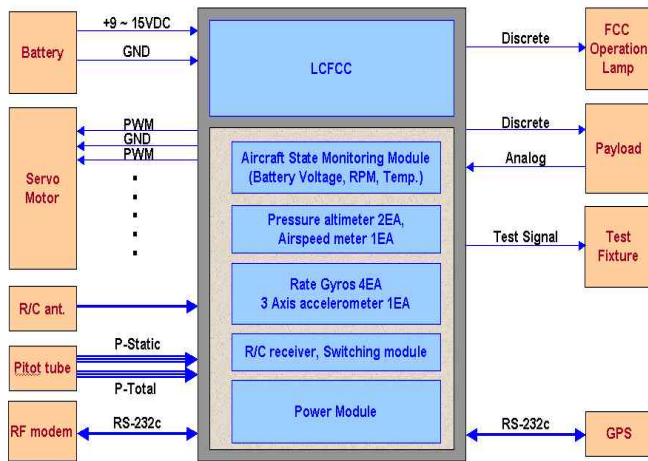


그림 3. 통합형 자동비행시스템(I-AFCS) 구성 및 외부 연결도

Fig. 3. Integrated automatic flight control system organization and external connection.

자동비행장치는 무인항공기의 축전지, 서보 모터, 무선조종안테나, 피토관, RF 모듈, GPS, 임무장비 등의 탑재장비와 연결되며, 지상에서는 성능시험을 위해 시험 치구와 연결되도록 설계되어 있다.

I-AFCS의 입력 전원은 12V용과 5V용 축전지로부터 공급받는다. 5V용 전원은 무선조종수신기와 스위칭 모듈의 버퍼회로에만 사용되며, 이외 전원은 12V용 전원을 사용한다. 이러한 구성은 전원 분리를 통한 무선조종 계통의 신뢰성을 극대화시키기 위해

서이다. RF 모듈과 서보 모터용으로 사용되는 축전지 전원은 모니터링 모듈에 연결되어 전원 감시 목적으로 사용된다. RF 모듈과 서보 모터의 전원은 다른 탑재장비와의 전자기 간섭을 최소화하고 동작 신뢰성 향상을 위해 전용 축전지를 사용한다.

I-AFCS의 서보 모터 출력은 내부 결선 변경을 통하여 소형 서보 모터와 중형 서보 모터에 연결될 수 있도록 설계하였다. 두 모터의 차이는 서보 모터 제어용 PWM 신호 전압 차이에서 발생한다. 그리고 I-AFCS는 RS-232c 인터페이스를 갖는 UHF 밴드 RF 모듈과 연결되도록 설계되었다. RF 모듈은 I-AFCS와 지상국 간의 데이터 통신에 사용된다. I-AFCS는 데이터 통신을 통하여 지상국으로부터 무인표적기 운용 관련 정보를 입력 받으며, 항공기의 상태 정보를 지상국으로 송신한다. 현재 RF 모듈으로는 Teledesign사의 TS4000을 사용한다. 이 모듈은 450 ~ 470 MHz에서 운용이 가능하며, 채널 간격(channel spacing)은 2.5~30KHz에서 조정이 가능하고, 송신 출력을 0.1~5Watt 내에서 조정이 가능하다.

2-3 I-AFCS 구성품

비행제어컴퓨터는 센서 정보 획득, 지상국 명령 처리, 자동비행 알고리즘 계산, 서보 모터 조종명령 발생 등의 기능을 수행하며, DSP TMS320C31을 사용하고, 12비트의 16채널 A/D 컨버터, 8비트의 디스크리트 입출력, 4채널의 RS-232c, 8채널의 PWM 출력, 128 Kbytes NVRAM, 2개의 128Kbytes Flash ROM을 제공한다.

스위칭 모듈은 비행제어컴퓨터의 PWM 신호 출력과 무선조종수신기 PWM 신호 출력 중 1개를 선택하여 항공기 서보 모터로 연결하는 장치이다. 스위칭 신호로는 무선조종수신기의 1채널 신호나 비행제어컴퓨터의 디스크리트 출력 신호를 사용한다. 무선조종수신기 신호를 통한 스위칭은 지상의 조종사가 무인항공기의 수동/자동 모드를 선택할 수 있게 하며, 비행제어컴퓨터를 이용한 스위칭 기능은 무인표적기를 원거리에서 자동으로 운용시 무선조종신호에 의한 오동작을 방지하기 위해 사용된다.

스위칭 모듈은 릴레이를 사용하며 전원이 차단되었을 때는 무선조종수신기의 신호를 사용하도록 설계되어 있다. 이 경우 지상의 조종사가 무인항공기 제어권을 획득하게 되며 수동으로 비행체를 조종하여 안전하게 착륙 시킬 수 있게 된다.

무선조종수신기는 무선조종신호를 수신하여 서보모터 제어용 PWM 신호를 출력하는 장치로 무인항공기를 지상에서 수동 조종할 때 사용된다. 무선조종수신기는 외부 축전지로부터 직접 전원을 공급받는데, 이는 무선조종을 이용한 수동조종의 신뢰성을 향상시키기 위해서이다.

모니터링 모듈은 자동비행시스템의 운용에 필요한 정보를 비행제어컴퓨터로 제공하는 기능을 한다. 이 모듈은 축전지의 전압, I-AFCS 내부 온도, RPM 센서 신호를 처리하여 비행제어컴퓨터의 A/D 변환기에서 사용할 수 있도록 한다.

전원 모듈은 외부로부터 12VDC 전원을 입력받아 I-AFCS 내부에서 사용되는 5VDC 전원과 12VDC 전원을 생성한다. 전압 변환은 15 watt 급 DC / DC 변환기를 사용한다. 이 전원을 스위칭 모듈, 탑재 센서, 모니터링 모듈, 임무장비 전원, 외부 GPS 전원으로 공급된다. 비행제어컴퓨터 전원은 내부에 전원안정화 회로가 있어 직접 축전지의 전원을 사용한다.

2-4 구성품 개발 및 통합

I-AFCS에는 비행제어컴퓨터 1대, 전원 모듈 1개, 스위칭 모듈 1개, 모니터링 모듈 1개, 각속도자이로 4개, 가속도계 1개, 대기속력계 1개, 압력고도계 2개와 무선조종 수신기 1개가 장착된다. 구성품의 배치를 위해 I-AFCS 크기 최소화, 각속도 자이로와 가속도계의 기축 정렬, 대기 센서의 튜브 경로, 연결 배선의 단순화, 유지 보수성 등이 고려되어야 한다.

비행제어컴퓨터는 I-AFCS 구성품 및 외부 연결 콘넥터와 연결이 많기 때문에 배선의 단순화를 고려하여 I-AFCS의 전면판과 인접한 곳에 배치하였다. 또한 기존의 비행제어컴퓨터 케이스의 중량 감소를 위해 새로운 케이스를 설계하여 사용하였다.

탑재 센서는 각속도 자이로와 가속도계를 기축 정렬 요구 조건에 만족하도록 하며 대기 센서는 튜브 경로에 심한 구부러짐이 발생하지 않도록 배치하였으며, 특히 항공기 진동에 의해 구성품에 2차 진동이 발생하지 않도록 기구물을 설계하였다.

전원 모듈은 Suntronix사 제품인 PS15-1212와 PS15-1205 DC/DC 컨버터를 PCB에 장착하는 형태로 제작하였다. 전원 모듈은 동작 중 열 발생이 많기 때문에 케이스의 맨 윗부분에 장착되도록 배치하였으며 사시 접지가 되어 있다.

모니터링 모듈의 온도센서는 AD22100 TO-92로 온도 측정 범위는 $-50\sim 150^{\circ}\text{C}$ 이며 출력 전압은 $0.25\sim 4.75\text{V}$ 이다. 온도 센서는 온도 측정이 필요한 각속도 자이로의 근처에 위치하도록 배치하였다. RPM 측정부는 RPM 센서 신호를 주파수/전압 변환기 LM2917로 처리하며, 측정범위는 RPM $0\sim 15,300$ 이다. 축전지 전압 모니터링은 $0\sim 12\text{V}$ 전압 3개, $0\sim 5\text{V}$ 전압 1개를 비행제어컴퓨터에서 사용할 수 있도록 전압입력을 $0\sim 5\text{VDC}$ 로 변환한다. 12V 전압 감시는 오피앰프 LMC6482를 이용하여 $9\sim 15\text{V}$ 범위의 전압을 $0.6\sim 4.3\text{V}$ 범위로 변환하며, 5V 전압 감시회로는 전압감시용으로 사용되는 전류가 최소화 되도록 설계하였다. 모니터링 모듈은 I-AFCS 내부의 최하부에 위치한다.

스위칭 모듈은 Omron사의 릴레이 G6A-474P, 4CH 2개를 사용하며, PWM 신호 5개 채널을 스위칭한다. 그리고 SSPS 서보모터를 구동을 위한 PWM 신호 전압 변환을 위해 74LS04를 사용한다. 그리고 비행제어컴퓨터의 오버라이드 기능은 전압 비교기인 74LS688를 이용한다. 스위칭 모듈은 모니터링 모듈의 상부에 연결될 수 있도록 설계하였다.

탑재 센서 중 각속도 자이로는 Silicon Sensing System사의 CRS-03-01로 측정범위는 $0\sim \pm 100\text{ deg/sec}$ 이며, 1 deg/sec 당 20mV 가 변한다. I-AFCS에는 4개의 각속도 자이로가 장착되며, 항공기 3축 방향에 1개씩, 그리고 요축 방향으로 1개를 추가적으로 사용하며, 케이스의 측면에 장착하였다. 가속도계는 Crossbow사의 3축 CXL04M3을 사용하며, 이 센서의 측정범위는 $\pm 4\text{G}$ 이고 1G 당 500mV 가 변한다. 가속도계는 항공기 기축에 정렬하여 케이스의

측면에 장착하였다. 압력고도계와 대기속력계는 내쇼날스타사의 NS-ALM01과 NS-VEL01을 이용하였으며, 압력 고도계의 측정범위는 0~1,800m이며, 대기속력의 측정범위는 0~270 km/hr이다. 압력고도계와 대기속력계는 각속도 자이로의 옆에 장착하였다.

I-AFCS의 최종적인 형상은 이 장치를 탑재할 예정인 무인항공기 기체의 장착공간을 고려하여 결정하였다. 특히 형상 결정시 항공기 내의 배선 경로를 고려하였다. 또한 케이스에는 EMI 방지를 위해 전자파 차폐막을 케이스 연결부에 부착하였으며, 습기 방지용 오일을 케이스 결합 시 사용하는 것으로 하였다.

장비 내부의 배선 및 케이블은 진동 등의 환경조건을 감안하여 설계하였다. 모듈과 센서간의 연결은 유지 보수를 고려하여 Molex 콘넥터를 사용하였다. 이러한 설계 과정을 통하여 최종 확정된 I-AFCS의 외부 및 내부 형상은 그림 5와 그림 6과 같다.



그림 5. 통합형 자동비행장치 외부 형상
Fig. 5. Integrated automatic flight control system external shape.



그림 6. 통합형 자동비행장치 내부 형상
Fig. 6. Integrated automatic flight control system internal shape.

III. 비행 시험

제 II장에서 설명한 통합형 자동비행장치를 무인 표적기에 장착한 후 비행시험을 통해 자동비행 성능을 분석하였다.

3-1 비행시험 결과 분석

비행시험은 고흥 항공센터에서 수행하였고 항공센터 전면에 GCS를 설치하였으며 그림 7과 같이 무인표적기 이륙을 위하여 발사대를 설치하여 수행하였다.



그림 7. 무인표적기 비행시험 발사대
Fig. 7. Unmanned target drone launcher for 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 고도 유지 및 경사각 0도 유지(수평정상 비행) 자동모드를 시험하였다. 자동조종 진입 후 항공기의 비행특성을 보며 항공기의 자동조종장치 이득을 변경하여 자동조종장치의 성능을 향상시킬 수 있었다. 그림 8은 항공기가 트림값을 결정한 후 경사각 0도 유지 명령을 지상국에서 항공기에 송신한 후 항공기 궤적을 나타낸 그림으로서 일정한 고도와 수평을 유지하며 비행하는 결과를 확인할 수 있다. 그림 9는 고도 250m를 유지하며,

방위각을 140도와 230도로 각각 비행한 궤적을 나타낸 그림으로서 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.

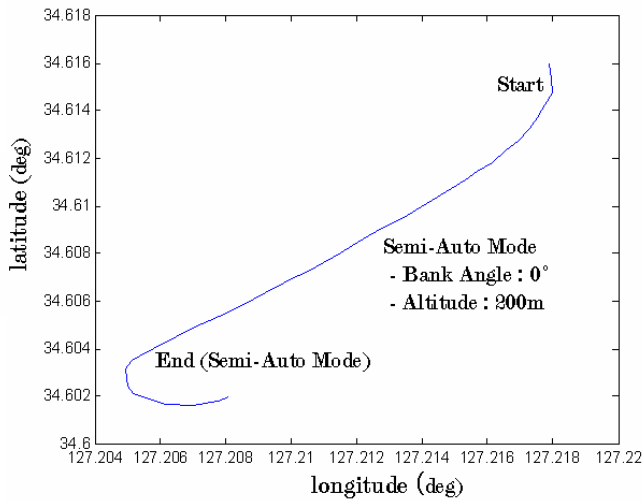


그림 8. 수평정상 비행에서 항공기 궤적
Fig. 8. Aircraft trajectories in level flight.

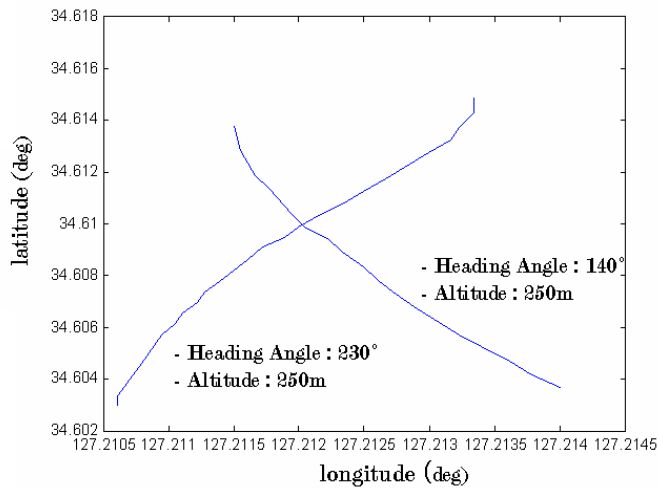


그림 9. 고도유지 & 방위각 유지 자동비행에서 항공기 궤적
Fig. 9. Aircraft trajectories in altitude hold & heading angle hold mode.

그림 10과 그림 11은 고도 유지/경사각 유지 모드를 항공기에 송신한 후 항공기 궤적과 고도를 나타내고 있다. 항공기가 고도 200m와 경사각 3도로 비행할 것을 지상국(GCS)에서 요구하였으며 항공기가 고도와 경사각을 비교적 일정하게 유지하며 비행하고 있음을 확인할 수 있다.

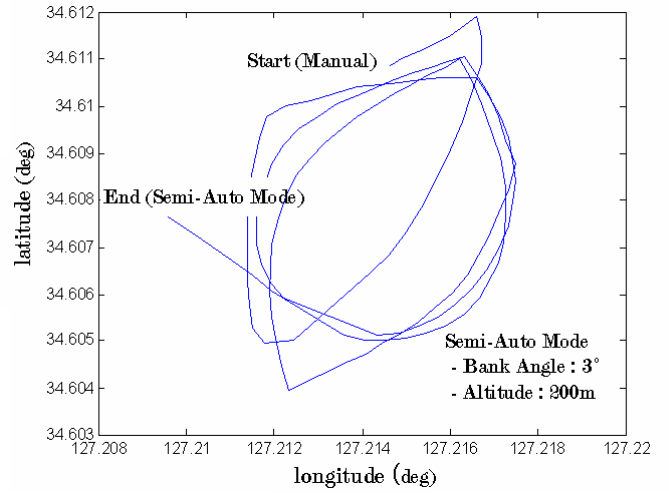


그림 10. 고도유지 & 경사각 유지 자동비행에서 항공기 궤적
Fig. 10. Aircraft trajectories in altitude hold & bank hold mode.

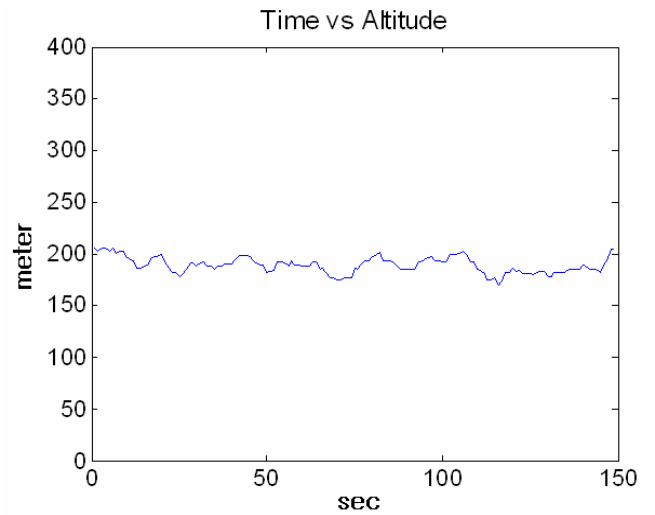


그림 11. 고도유지 & 경사각 유지 자동비행에서 고도
Fig. 11. Time history of altitude in altitude hold & bank hold mode.

IV. 결 론

무인표적기의 자동비행을 위한 통합형 자동비행 장치로 개발하였다. 개발된 통합형 자동비행장치는 기존의 모듈형 자동비행장치에 비하여 자동비행시스템 구성에 필요한 탑재 케이블의 수와 탑재공간을 크게 줄였으며, 장착도 매우 용이하게 되었다. 저가의 센서를 탑재하여 만족할만한 자동비행 성능을 확인하였으며, 자동비행 알고리즘과 탑재 하드웨어를 개선하여 상용으로 사용가능한 무인항공기용 자동비행장치로 발전시킬 예정이다.

후 기

본 연구는 “민군겸용 기술개발사업(Dual Use Technology Program)”으로부터 지원 받은 과제수행 결과 중의 일부이며, 민군겸용 기술개발사업의 지원에 감사드립니다.

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 무인 항공기의 자동비행시스템 개발”, *제어·자동화·시스템공학회지* 제 10 권, 제 2 호, pp. 131-138, 2004.
- [3] 유 혁, 박무혁, 안이기, 임철호, “소형 무인항공기의 자동비행시스템 개발”, *한국군사과학기술학회 종합학술대회*, 한국과학기술원, pp. 156-159, 2001. 8.
- [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 항공
기계공학과(공학사)
2003년 2월 : 서울대학교 항공우주
공학과(공학석사)
2003년 3월~현재 : 한국항공우주연
구원 항법제어그룹 연구원
관심분야 : 비행제어 및 시뮬레이

션, 고장진단

김 재 은(金在恩)



2000년 2월 : 수원전문대학 전자과
(전문학사)
2000년 3월~현재 : 한국항공우주연
구원 항법제어
그룹 기술원
관심분야 : 무인항공기 탑재장비
개발 및 시험, 비행시험

유 혁(柳 赫)



1989년 2월 : 인하대학교 항공우주
공학과(공학사)
1991년 2월 : KAIST 항공우주공학과
(공학석사)
2000년 2월 : KAIST 항공우주공학과
(공학박사)
2000년 3월~현재 : 한국항공우주연

구원 항법제어그룹 선임연구원

관심분야 : 비행제어 및 시뮬레이션, 미분게임

안 이 기(安利基)



1981년 2월 : 서울대학교 항공우주
공학과(공학사)
1983년 2월 : KAIST 항공우주공학과
(공학석사)
1995년 2월 : KAIST 항공우주공학과
(공학박사)
1996년 1월~현재 : 한국항공우주연

구원 항법제어그룹 책임연구원 그룹장

관심분야 : 무인항공기 자동제어시스템, 센서 연구