

무인항공기의 각속도 기반 자동비행제어시스템 개발

이장호*, 유 혁**, 김재은***, 안이기****, 김응태*****

Development of Automatic Flight Control System for Unmanned Aerial Vehicle based on Angular rate

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

Abstract

This paper describes development of automatic flight control system for an unmanned target drone. 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. The performance of automatic flight control system is verified by flight test.

초 록

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 비용절감이라는 목적에 적합하지 않다. 이에 본 논문은 저가의 센서를 장착하고 자동비행이 가능하도록 저가형 자동비행시스템을 개발하였으며, 비행시험을 통하여 자동비행시스템 성능을 입증하였다.

키워드 : 무인항공기(UAV), 자동비행시스템(automatic flight control system), 비행시험(flight test)

* 제어전자그룹/jh7677@kari.re.kr

*** 제어전자그룹/jekim@kari.re.kr

***** 제어전자그룹/etkim@kari.re.kr

** 제어전자그룹/hryu@kari.re.kr

**** 회전익기개발실/ikahn@kari.re.kr

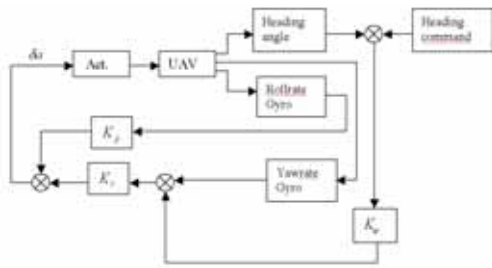


그림 3. 횡방향 자동조종장치 구조

2.1.3 항공기 선형 모형

자동조종장치 설계를 위하여 무인 표적기 GTT의 선형운동방정식을 유도하였다. 선형 운동 방정식은 항공기의 형상 정보를 이용하여 항공기의 운동 특성을 예측하는 AAA 프로그램의 결과를 이용하였다.

무인 표적기 GTT는 최대 이륙 중량이 146 kg, 질량 관성 모멘트 $J_{xx} = 17.8 \text{ kg m}^2$, $J_{yy} = 111.4 \text{ kg m}^2$, $J_{zz} = 124 \text{ kg m}^2$, $J_{xz} = 2.6 \text{ kg m}^2$ 이며, 날개 면적 1.85 m^2 , 날개 길이 3.69 m인 항공기이다. 제어 설계를 위해 속력 250 km/hr, 고도 2 km를 설계점으로 선정하였다.

항공기 모형으로는 설계점과 항공기 속력을 $V_t^{per} = 200 \text{ km/hr}$ 인 섭동 모형을 고려하였다. 섭동 모형은 제어 설계시 항공기 속력 변화에 따른 모형에서도 제어기가 요구 성능을 만족하도록 하는 과정에서 사용되며, 설계된 제어기의 성능 평가시에 사용한다. 항공기의 선형 운동방정식은 다음과 같다.

$$\begin{cases} \dot{x} = Ax + Bu \\ y = Cx + Du \end{cases} \quad (1)$$

여기서 종방향 정규모형의 경우 시스템 행렬은

$$A = \begin{bmatrix} -0.0345 & 6 & -9.78 & 0 & 0 \\ -0.0041 & -1.76 & 0 & 0.986 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0.0033 & -25.68 & 0 & -2.19 & 0 \\ 0 & -69.44 & 69.44 & 0 & 0 \end{bmatrix}$$

$$B = [0.36 \quad -0.163 \quad 0 \quad -31.1 \quad 0]^T$$

이며, 종방향 섭동모형의 경우에는

$$A_p = \begin{bmatrix} -0.0273 & 6 & -9.78 & 0 & 0 \\ 0.0064 & -1.4 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0.0036 & -16.1 & 0 & -1.734 & 0 \\ 0 & -55.56 & 55.56 & 0 & 0 \end{bmatrix}$$

$$B_p = [0.36 \quad -0.13 \quad 0 \quad -19.9 \quad 0]^T$$

이다. 횡방향 정규 모형의 시스템은 행렬은

$$A = \begin{bmatrix} -0.136 & 0.14 & 0.0001 & -1 & 0 \\ 0 & 0 & 1.003 & 0 & 0 \\ -56.2 & 0 & -11.25 & 3.332 & 0 \\ 1.19 & 0 & -0.21 & -0.24 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 & 0 \end{bmatrix}$$

$$B = [0 \quad 0 \quad 160 \quad 0 \quad 0]^T$$

이며, 횡방향 섭동 모형의 경우에는

$$A = \begin{bmatrix} -0.11 & 0.1754 & 0.0001 & -1 & 0 \\ 0 & 0 & 1.003 & 0 & 0 \\ -36.3 & 0 & -9.195 & 2.8 & 0 \\ 0.861 & 0 & -0.173 & -0.185 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 & 0 \end{bmatrix}$$

$$B = [0 \quad 0 \quad 103.6 \quad 0 \quad 0]^T$$

이다. 종방향 운동 방정식의 상태변수는

$$X = [V_t \quad \alpha \quad \theta \quad q \quad h]^T \quad (2)$$

이며, V_t 는 속력, α 는 받음각, θ 는 피치각, q 는 피치각속도, h 는 고도를 나타낸다. 횡방향 운동방정식의 상태변수는

$$X = [\beta \quad \phi \quad p \quad r \quad \psi]^T \quad (3)$$

이며, β 는 옆미끄러짐각, ϕ 는 경사각, p 는 롤각속도, r 은 요각속도, ψ 는 요각을 나타낸다. 종방향 운동방정식의 제어입력은 엘리베이터 변위각이며, 횡방향 운동방정식의 제어입력은 에일러론 변위각이다.

2.2 I-AFCS의 구성 및 외부연결

그림 4는 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.

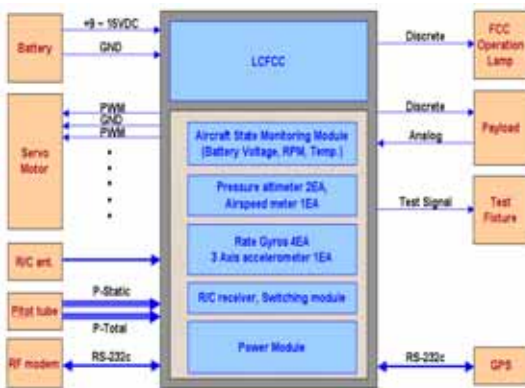


그림 4. 자동비행시스템(I-AFCS) 구성 및 외부 연결도

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

I-AFCS의 입력 전원은 12V용과 5V용 축전지로 부터 공급받는다. 5V용 전원은 무선조종수신기와 스위칭 모듈의 버퍼회로에만 사용되며, 이외 전원은 12V용 전원을 사용한다. 이러한 구성은 전원 분리를 통한 무선조종 계통의 신뢰성을 극대화시키기 위해서이다. RF 모듈과 서보 모터용으로 사용되는 축전지 전원은 모니터링 모듈에 연결되어 전원 감시 목적으로 사용된다. RF 모듈과 서버 모

터의 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-AFCS의 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 경

우 지상의 조종사가 무인항공기 제어권을 획득하게 되며 수동으로 비행체를 조종하여 안전하게 착륙 시킬 수 있게 된다.

무선조종수신기는 무선조종신호를 수신하여 서보 모터 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 전원 안정화 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 $-50^{\circ}\text{C}\sim 150^{\circ}\text{C}$ 이며 출력 전압은 0.25~4.75V이다. 온도 센서는 온도 측정이 필요한 각속도 자이로의 근처에 위치하도록 배치하였다. RPM 측정부는 RPM 센서 신호를 주파수/전압 변환기 LM2917로 처리하며, 측정범위는 RPM 0~15,300이다. 축전지 전압 모니터링은 0~12V 전압 3개, 0~5V 전압 1개를 비행제어컴퓨터에서 사용할 수 있도록 전압입력을 0~5 VDC로 변환한다. 12V 전압 감시는 오피앰프 LMC6482를 이용하여 9~15V 범위의 전압을 0.6~4.3V 범위로 변환하며, 5V 전압감시회로는 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/sec당 20mV가 변한다. I-AFCS에는 4개의 각속도 자이로가 장착되며, 항공기 3축방향에 1개씩, 그리고 요축 방향으로 1개를 추가적으로 사용하며, 케이스의 측면에 장착하였다. 가속도계는 Crossbow사의 3축 CXL04M3을 사용하며, 이 센서의 측정범위는 $\pm 4G$ 이고 1G당 500mV가 변한다. 가속도계는 항공기 기축에 정렬하여 케이스의 측면에 장착하였다. 압력고도계와 대기속력계는 내쇼날스타사의 NS-ALM01과 NS-VEL01을 이용하였으며, 압력 고도계의 측정범위는 0~1,800m이며, 대기속력의 측정범

위는 0~270 km/hr이다. 압력고도계와 대기속력계는 각속도 차이로 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 자동비행시스템 외부 형상



그림 6. 통합형 자동비행시스템 내부 형상

3. 비행 시험

개발된 자동비행시스템을 무인항공기에 탑재하여 비행시험을 실시하였다. 비행시험에서는 자동

조종장치 설계시 사용된 항공기가 운용 및 비행시험에 어려움이 있어 그림 7의 무인항공기에 자동비행시스템을 탑재하여 시험을 실시하였다.



그림 7. 소형 무인표적기

비행시험에서 사용된 자동조종장치의 구조는 자동조종장치 설계시와 동일한 형태를 사용하였으며, 항공기의 특성 차이를 보상하기 위하여 자동조종장치 이득을 비행시험 중 변경 가능하도록 하였다. 이러한 기능을 이용하여 항공기의 비행 특성을 관찰하면서 자동조종장치 이득을 변경하여 자동조종장치의 성능을 개선할 수 있었다.

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

최초의 자동조종장치 비행시험에서는 고도 유지 및 경사각 0도 유지 (날개 수평 유지) 자동모드를 시험하였다. 자동조종 진입 후 항공기의 비행 특성을 보며 항공기의 자동조종장치 이득을 변경하여 자동조종장치의 성능을 향상시킬 수 있었다. 비행시험 결과 고도 유지 성능에는 개선점이 보였으며, 날개 수평 유지 성능은 우수하였다. 고도 유지/경사각 유지 비행에서는 바람으로 인해 항공기가 밀리는 궤적이 나타났으나, 고도 및 경사각은 일정하게 유지하였다. 그림 8과 9는 경사각 유지 모드에서 항공기의 궤적과 상태 정보를 나타내고 있다. 동쪽 방향의 바람 영향으로 항공기의 선회 궤적이 동쪽으로 이동하고 있음을 알 수 있다.

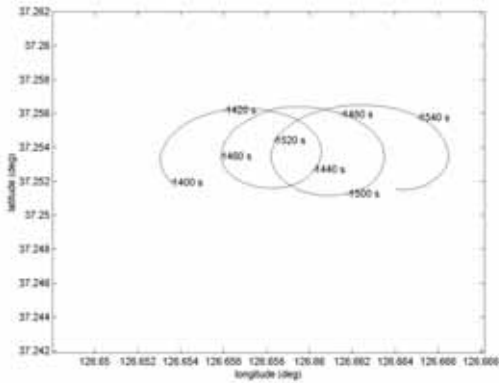


그림 8. 고도 및 경사각 유지 자동비행의 항공기 궤적

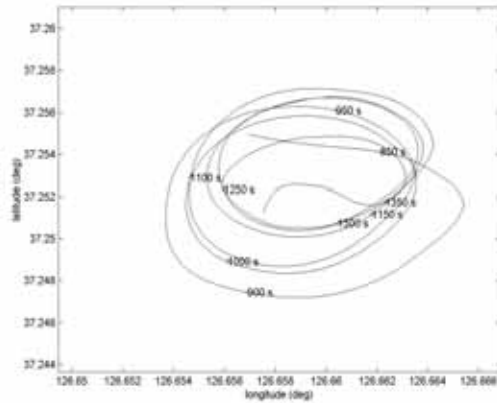


그림 10. 정점선회 자동비행의 항공기 궤적

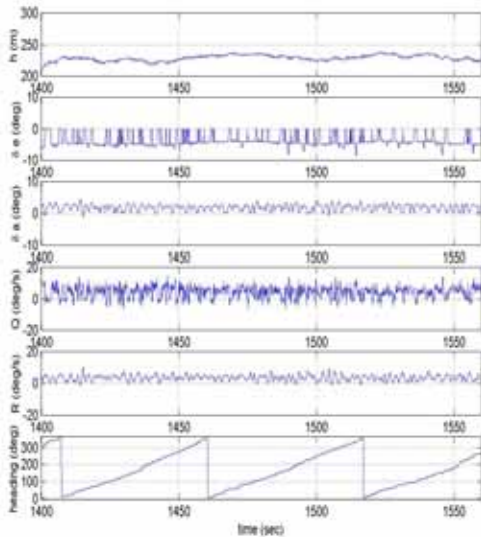


그림 9. 고도 및 경사각 유지 자동비행의 상태변수 변화

1개 점을 중심으로 선회하는 정점 선회 모드에서 8분이상 정점 선회를 성공적으로 실시하였다. 그림 10은 정점 선회 비행시 항공기 궤적을 나타내고 있다. 정점 선회 비행에서는 항공기가 바람에 의해 밀리는 현상이 발생하고 있지 않음을 알 수 있다.

4. 결 론

무인표적기의 자동비행을 위한 통합형 자동비행 장치로 개발하였다. 개발된 통합형 자동비행 장치는 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.

참 고 문 헌

1. B. L. Stevens and F. L. Lewis, Aircraft Control and Simulation, John Wiley & Sons, Inc., 1992.
2. 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.
3. J. Roskam, Airplane Flight Dynamics and

Automatic Flight Controls, Roskam Aviation and Engineering Corporation, 1979.

4. A. A. Tunik, H. Ryu, H.C. Lee, "Parameter optimization procedure for robust flight control system design", KSAS International Journal, vol. 2, no. 2, 2001, pp.95-107
5. 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, 1989, pp.831-847
6. 박무혁, 유 혁, 안이기, 김재은, "무인항공기의 비행제어컴퓨터 하드웨어 개발", 한국항공우주학회 추계학술발표회, 울산대학교, 2000. 11, pp.289-292