

## 저가형 무인 항공기의 자동비행시스템 개발

### Development of Automatic Flight Control System for Low Cost Unmanned Aerial Vehicle

유혁\*, 이장호, 김재은, 안이기  
(Hyeok Ryu, Jangho Lee, Jae-Eun Kim, and Iee-Ki Ahn)

**Abstract** : Automatic flight control system (AFCS) for a low-cost unmanned aerial vehicle is described in this paper. Development process and block diagram of the AFCS are introduced. The flight control law for longitudinal and lateral channel autopilot is designed using optimization process. In this procedure, the performance index is composed of desired location of closed loop system poles and  $H_2$  norm of the resultant flight control system. This procedure is applied to the autopilot design of an unmanned target vehicle. Performance of the AFCS is evaluated by processor-in-the-loop simulation test and flight test. These results show that the AFCS has acceptable performance for low cost UAV.

**Keywords** : unmanned aerial vehicle, automatic flight control system, optimization, PILS

#### I. 서론

저가형 무인항공기는 대공 표적, 기상 관측, 해상 관측 등의 목적으로 활용될 수 있으며, 점차 필요성이 대두되고 있다[1]. 그러나 저가형 무인항공기 개발을 위해서는 여러 가지 문제점이 해결되어야 한다. 현재 당면한 과제는 고신뢰성 자동비행시스템의 개발과 장시간 안정적으로 동작하는 엔진의 개발이다. 현재 한국항공우주연구원에서는 이러한 시스템을 개발하기 위한 연구가 활발하게 진행되고 있다.

자동비행시스템의 저가화를 위해서는 항공기의 자세정보를 사용하지 않는 자동조종법칙 설계가 필수적이다. 항공기의 자세정보를 안정적으로 제공하는 센서는 저급 센서의 경우 500만원 정도에서 고급 센서는 수천만원에 이르고 있다. 가격 정보를 사용하지 않고 자세각속도 정보만을 사용하게 되면 500만원 이내에서 센서 확보가 가능하게 되어 자동비행시스템의 저가화에 크게 이바지하게 된다.

본 논문에서는 우선 자동비행시스템의 개발 과정과 현재 개발 중인 자동비행시스템의 구조에 대하여 소개하였다. 그리고 1. 최소화 알고리즘을 사용한 자동조종장치의 설계 방법에 대하여 설명하고, 무인표적기에 대해 적용한 결과를 제시하였다. 그리고 지상통합시험과 비행시험을 통한 자동비행시스템의 성능 평가에 대하여 간략하게 소개하였다.

#### II. 자동비행시스템 개발 과정

자동비행시스템의 개발을 위해서는 소프트웨어 및 하드웨어에 관련된 여러 가지 일이 정확하고 유기적으로 수행되어야 한다. 그림 1은 자동비행시스템 개발 과정을 간단하게 나타내고 있다. 자동비행시스템 개발을 위해서는 항공기 특성 분석, 항공기 시뮬레이션 프로그램 개발, 자동비행 알고

리즘 개발, 자동비행 소프트웨어 개발, 탑재장치 하드웨어 선정 및 시험, 비행제어컴퓨터 개발, 탑재장치 장착 및 와이어링 하니스 제작, 지상제어시스템 개발, 지상 통합 시험 장비 개발이 수행된다. 이러한 일이 모두 수행되면, 자동비행시스템을 무인항공기에 탑재하여 지상시험을 실시한다. 지상 시험은 비행시험에서 사용하는 동일한 하드웨어 및 소프트웨어를 비행시험과 유사한 환경에서 시험을 수행하여야 한다. 이를 위해 지상 통합 시험 장비의 개발이 필요하며, 비행시험과 최대한 유사한 환경을 제공하도록 개발되어야 한다. 비행시험을 수행하기 전에 충분한 지상시험을 통하여 시스템의 성능, 동작 안정성 및 신뢰성을 확인하여야 한다. 비행시험에서는 사소한 고장이라도 항공기의 추락에 직결될 수 있으므로 많은 주의를 가지고 시험을 수행하여야 한다.

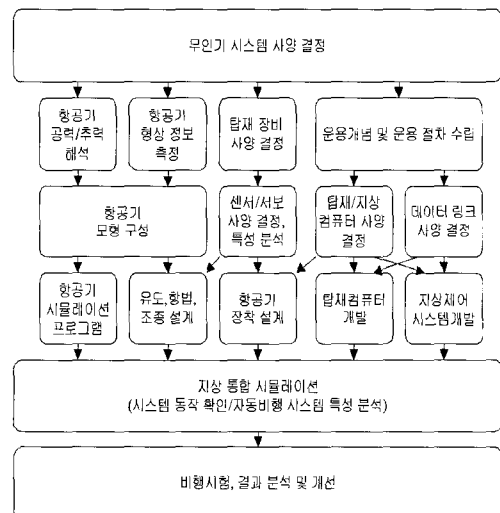


그림 1. 무인항공기 자동비행시스템 개발 과정.

Fig. 1. Development of automatic flight control system for unmanned aerial vehicle.

\* 책임저자(Corresponding Author)

논문접수 : 2003. 7. 31., 채택확정 : 2003. 10. 31.

유혁, 이장호, 김재은, 안이기 : 한국항공우주연구원 항법제어그룹 (hry\_1@kari.re.kr/jh7677@kari.re.kr/jekim@kari.re.kr/ikahn@kari.re.kr)

※ 본 논문은 민군겸용기술사업에서 지원하여 연구하였음.

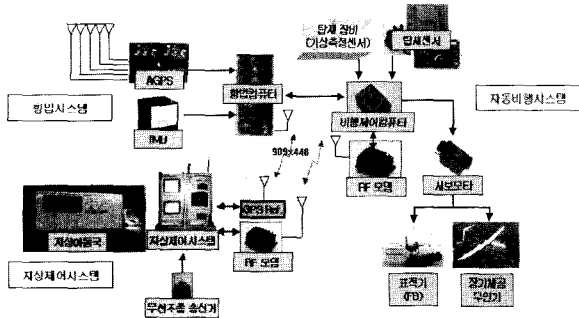


그림 2. 무인항공기 자동비행시스템의 구조.  
Fig. 2. Block diagram of automatic flight control system of unmanned aerial vehicle.

III. 자동비행시스템 구조

무인항공기 시스템은 크게 항공기, 지상제어시스템 및 통신 시스템으로 구성된다. 그림 2는 현재 개발 중인 무인항공기 시스템의 구성을 보여준다. 그림의 시스템은 AGPS/INS(attitude GPS/inertial navigation system)를 사용하는 시스템을 나타내고 있으며, 저가형 무인항공기를 위한 자동비행 시스템에서는 AGPS/INS를 사용하지 않는다.

그림 3은 저가형 무인항공기를 위한 자동비행시스템의 구조를 나타내고 있다. 이 시스템은 비행제어컴퓨터(flight control computer, FCC), 센서 박스(sensor box, SB), GPS, 전원 패널(power panel, PP), 스위칭 모듈(switching module, SM), RF 모뎀, 서보모타, 축전지로 구성된다. 센서 박스에는 3축 각속도 자이로, 압력 고도계, 대기 속력계가 설치되어 있다. GPS는 항공기의 동체 윗부분에 장착되며, 비행제어컴퓨터에 직접 연결된다. 스위칭 모듈은 FCC의 서보 모타 제어 신호와 무선조종수신기의 서보 모타 제어 신호 중 1개를 선택하여 서보모타로 연결하는 기능을 수행한다.

자동조종장치 개발을 위해 항공기의 자세 정보를 사용하게 되면 항공기의 자세 정보를 제공하는 센서를 탑재하여야 한다. 항공기 자세 측정을 위해서는 AHRS(attitude heading reference system)이나 IMU (inertial measurement unit)를 사용하여야 하나 이러한 센서는 고가이어서 무인항공기의 비용을 크게 증가시키게 된다. 시스템의 개발 단가를 줄이기 위해서 저가 센서를 이용하는 것이 한 방법이 된다. 자세각을 측정하는 센서보다 자세각속도를 사용하게 되면 센서 단가가 크게 감소하게 된다. 그러나 항공기의 피치각이나 경사각을 측정할 수 없게 되면 이를 모니터링 하거나 제어할 수 없게 되므로 항공기가 실속이 되거나 과도한 경사각을 갖는 경우가 발생하게 되며, 자동조종장치 설계에서는 이러한 점을 고려하여야 한다.

저가형 무인항공기 시스템을 개발하기 위해서는 하드웨어의 비용 최소화가 필요하다. 이러한 경우 탑재장비 부품의 성능 감소가 수반되며, 임무달성을 위해 어느 정도까지의 성능 감소가 허용 가능한지에 대한 결정이 요구된다. 이러한 결정을 위해서는 상용으로 판매되는 부품들에 대한 특성 파악이 중요하므로 이러한 시험 과정을 수행한 후 시스템 설계가 진행되어야 한다.

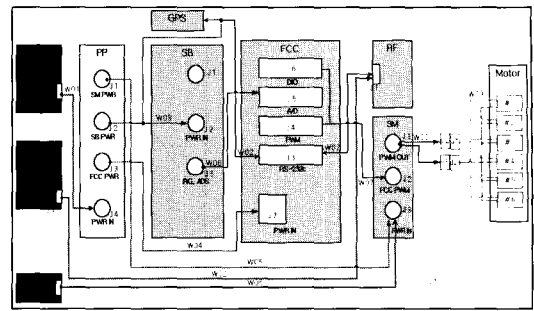


그림 3. 탑재 자동비행시스템.  
Fig. 3. On-board automatic flight control system.

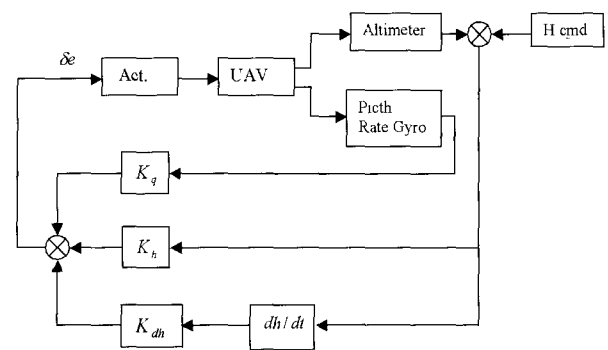


그림 4. 종방향 자동조종장치 구조.  
Fig. 4. Block diagram of the longitudinal channel of autopilot in altitude-hold mode.

IV. 자동조종장치 설계

1. 종방향 고도 유지 자동조종장치 구조

종방향 고도 유지 자동조종장치의 구조는 그림 4와 같다. 센서로는 압력고도계와 피치 각속도 자이로를 장착하였으며, 고도 정보를 통하여 항공기의 고도변화율을 계산할 수 있다고 가정하였다. 고도 변화율의 계산은 고도 데이터의 수치 미분을 사용하는데, 고도 데이터에 포함된 잡음 성분을 감소시키기 위하여 고도 정보의 이동 평균을 취한 데이터를 수치 미분하는 방법을 사용하고 있다. 제어기로는 고도 채널에는 비례-미분 제어기, 각속도 자이로에는 비례 제어기를 사용하였다.

2. 횡방향 heading 유지 자동조종장치 구조

횡방향 heading 유지 자동조종장치의 구조는 그림 5와 같다. 자동조종용 센서로 GPS, 롤각속도 자이로 및 요각속도 자이로를 사용하며, 간단한 비례 제어기를 사용한다. heading은 GPS의 위치 데이터를 이용하여 heading을 예측하여 사용한다. heading 오차는 요각속도 명령으로 전달되며, 요각속도 오차와 롤각속도를 이용하여 에일러론 조종면을 제어하게 된다.

3. 항공기 선형 모형

자동조종장치 설계를 위하여 무인 표적기 GTT의 선형운동방정식을 유도하였다. 선형 운동방정식은 항공기의 형상 정보를 이용하여 항공기의 운동 특성을 예측하는 AAA 프로그램의 결과를 이용하였다[2].

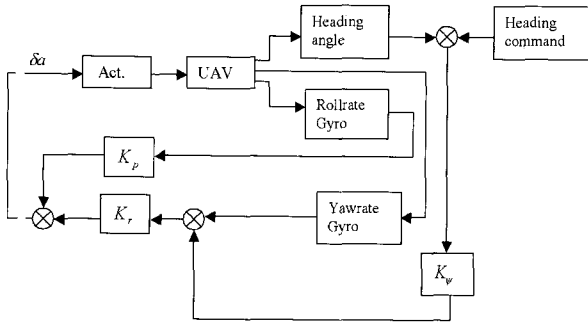


그림 5. 횡방향 자동조종장치 구조.  
Fig. 5. Block diagram of the lateral channel of autopilot in the heading-hold mode.

주인 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  $1.85 \text{ m}^2$ , 날개 길이 3.69 m의 항공기이다. 제어 설계를 위해 속도 250 km/hr, 고도 2 km를 설계점으로 선정하였다. 항시기 모형으로는 설계점과 항공기 속력을  $V_{cr}^{*T} = 200 \text{ km/hr}$ 인 섭동 모형을 고려하였다. 섭동 모형은 제어 설계시 항시기 속도 변화에 따른 모형에서도 제어가 요구 성능을 만족하도록 하는 과정에서 사용되며, 설계된 제어기의 성능 평가시에 사용한다. 항공기의 선형 운동방정식은 다음과 같다. [1].

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

여기서 종방향 정규모형의 경우 시스템 행렬은

$$A = \begin{bmatrix} -0.0345 & 6 & -9.78 & 0 & 0 \\ -0.0041 & -1.76 & 0 & 0.986 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0.0033 & -25.68 & 0 & -2.19 & 0 \\ 0 & -69.44 & 69.44 & 0 & 0 \end{bmatrix} \quad (2)$$

$$B = [0.36 \quad -0.163 \quad 0 \quad -31.1 \quad 0]^T \quad (3)$$

이때, 종방향 섭동모형의 경우에는

$$A_p = \begin{bmatrix} -0.0273 & 6 & -9.78 & 0 & 0 \\ 0.0064 & -1.4 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0.0036 & -16.1 & 0 & -1.734 & 0 \\ 0 & -55.56 & 55.56 & 0 & 0 \end{bmatrix} \quad (4)$$

$$B_p = [0.36 \quad -0.13 \quad 0 \quad -19.9 \quad 0]^T \quad (5)$$

이때 횡방향 정규 모형의 시스템은 행렬은

$$A = \begin{bmatrix} -0.136 & 0.14 & 0.0001 & -1 & 0 \\ 0 & 0 & 1.003 & 0 & 0 \\ -56.2 & 0 & -11.25 & 3.332 & 0 \\ 1.19 & 0 & -0.21 & -0.24 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 & 0 \end{bmatrix} \quad (6)$$

$$B = [0 \quad 0 \quad 160 \quad 0 \quad 0]^T \quad (7)$$

이때 횡방향 섭동 모형의 경우에는

$$A = \begin{bmatrix} -0.11 & 0.1754 & 0.0001 & -1 & 0 \\ 0 & 0 & 1.003 & 0 & 0 \\ -36.3 & 0 & -9.195 & 2.8 & 0 \\ 0.861 & 0 & -0.173 & -0.185 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 & 0 \end{bmatrix} \quad (8)$$

$$B = [0 \quad 0 \quad 103.6 \quad 0 \quad 0]^T \quad (9)$$

이다. 종방향 운동 방정식의 상태변수는

$$X = [V, \alpha, \theta, q, h]^T \quad (10)$$

이며,  $V$ 는 속도,  $\alpha$ 는 받음각,  $\theta$ 는 피치각,  $q$ 는 피치각속도,  $h$ 는 고도를 나타낸다. 횡방향 운동방정식의 상태변수는

$$X = [\beta, \phi, p, r, \psi]^T \quad (11)$$

이며,  $\beta$ 는 옆미끄러짐각,  $\phi$ 는 경사각,  $p$ 는 롤각속도,  $r$ 은 요각속도,  $\psi$ 는 요각을 나타낸다.

종방향 운동방정식의 제어입력은 엘리베이터 변위각이며, 횡방향 운동방정식의 제어입력은 에일러론 변위각이다.

#### 4. 자동조종장치 이득 결정

자동조종장치의 이득 결정은 페루프 시스템의 극점이 그림 6의 영역 내부에 있도록 하고, 받음각, 피치각, 및 경사각에 제한을 두며, 각속도 자이로 바이아스에 의한 정적 오차를 제한하도록 설계하였다. 이러한 설계 목표를 만족시키는 제어 이득을 선정하기 위하여 최소화 과정을 이용하는 방법을 사용하였다[4].

페루프 극점의 위치가 그림 6의 abcd에 의한 영역의 내부에 있도록 하는 자동조종 이득 선정을 위하여 벌칙 함수 (penalty function) 방법을 사용하였다. 벌칙 함수 방법은 시스템의 극점이 원하는 영역에 존재하지 않으면 최소화 알고리즘의 가격 함수(cost function)를 고의로 크게 하여 시스템의 극점이 원하는 영역에 있도록 하는 방법이다.

그림 6의 영역 abcd는 페루프 시스템 극점의 최대 및 최소 실수값을 나타내는  $d_{m1}$ 과  $d_{m2}$ , 그리고 선분 ac의 기울기를 나타내는  $K = \tan(\alpha)$ 로 정의될 수 있다. 여기서  $d_{m1}$ 은 안정 여유,  $d_{m2}$ 는 시스템의 밴드폭 그리고  $K$ 는 시스템 출력의 최소 감쇠율과 관련된다.

페루프 극점이 그림 6의 선분 ab의 좌측편에 있도록 하기 위해 아래와 같은 벌칙함수를 사용한다.

$$PF(d_m) = \begin{cases} 0 & , \text{ if } d_m < d_{m1} \\ \frac{P}{2} \left[ 1 + \cos \left( \frac{\pi(d_m - d_o)}{d_{m1} - d_o} \right) \right] & , \text{ if } d_{m1} < d_m < d_o \\ P & , \text{ if } d_m \geq d_o \end{cases} \quad (12)$$

여기서  $P$ 는 매우 큰 값으로  $10^4 \sim 10^6$ 이내의 값을 사용하며,  $d_o, d_{m1}$ 은  $d_o > d_{m1}$ 인 값이며,  $d_m$ 은 페루프 시스템의 극점을  $P_j$ 라할때,  $d_m = \max(\text{real}(P_j))$ ,  $j = 1, \dots, n$ 를 나타내고,  $n$ 은 시스템의 차수를 나타낸다. 이 벌칙함수는 미분가능하며, 최소화 알고리즘에서 많이 사용되는 형태이다.  $d_o = -0.995, d_{m1} = -1, P = 10,000$ 일때 벌칙함수의 형상은 그림 7과 같다. 이와 유사하게 그림 6의 경계 cd에 대한 벌칙함수는 경계 ac와 유사하게 계산한다.

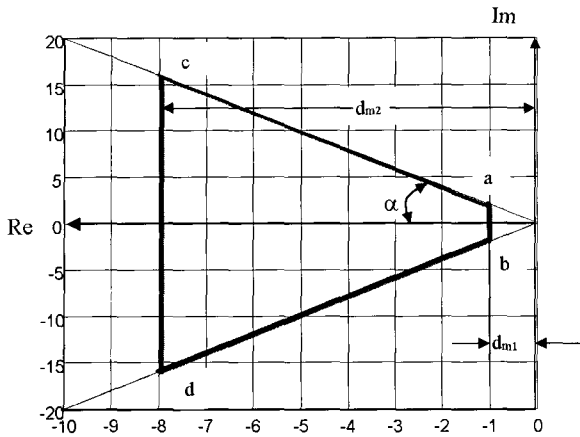


그림 6. 페루프 시스템 극점이 위치할 영역.  
Fig. 6. Desired location of the closed loop system poles.

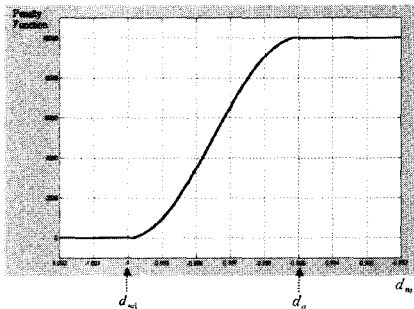


그림 7.  $d_o = -0.995, d_{m1} = -1, P = 10,000$  일때 벌칙함수의 형상  
Fig. 7. Shape of the penalty function when  $d_o = -0.995, d_{m1} = -1, P = 10,000$

그림 6의 경계 ac 또는 bd에 대한 벌칙함수는 아래와 같이 정의한다.

$$PF_j = \begin{cases} 0 & , \text{if } d_i \geq 0 \\ K_{pp} d_i^2 & , \text{if } d_i < 0 \end{cases} \quad (13)$$

여기서  $j$ 는 1 또는 2로 경계 ac와 bd를 나타내며,  $i$ 는 극점의 번호를 나타내며,  $d_i$ 는 극점  $P_i$ 와 경계 ac 또는 bd와의 최단거리를 나타내며, 극점이 영역 내부에 있을 때는 (+) 부호를 붙이며, 영역 외부에 있을 때는 (-) 부호를 붙인 값이다. 그리고  $K_{pp}$ 는 양의 상수 값으로 최소화 과정의 가격 함수와 다른 벌칙함수 값에 따라 적절한 값을 선택한다. 결과적으로 벌칙함수  $PF_i$ 는 (12)와 (13)의 합으로 계산된다.

최소화 과정의 성능 지수(performance index)로는 시스템의  $H_2$  노음을 사용하며 아래와 같이 계산한다[5].

$$PI = \text{trace} [C_w \text{gram} (A_{cl}, B_{cl}) C_w^T] \quad (14)$$

여기서  $C_w$ 는 가중함수로 종방향 설계에서는

$$C_w = \begin{bmatrix} C_{lon} & 0_{1 \times 3} \\ 0_{3 \times 3} & 0_{3 \times 3} \end{bmatrix}, \quad C_{lon} = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0.4 \end{bmatrix} \quad (15)$$

이며, 횡방향 설계에서는

$$C_w = \begin{bmatrix} C_{lat} & 0_{2 \times 4} \\ 0_{4 \times 2} & 0_{4 \times 4} \end{bmatrix}, \quad C_{lon} = \begin{bmatrix} 1 & 0 \\ 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (16)$$

이고  $0_{i \times j}$ 는  $i \times j$  0행렬을 나타낸다.

$C_w$  행렬은 종방향에서는 받음각과 피치각, 횡방향에서는 옆미끄럼각과 경사각만을 포함한다. 성능 지수 (14)는 항공기의 정규 모형과 섭동 모형에 대하여 계산하고 결과 값의 합을 가격함수에 추가한다.

벌칙함수와 성능지수가 포함된 최소화 과정의 가격 함수는 아래와 같이 계산된다.

$$CF = PI + PI_p + PF_i \quad (17)$$

여기서  $PI$ 는 정규 모형의 성능지수이며,  $PI_p$ 는 섭동 모형의 성능 지수이고,  $PF_i$ 는 벌칙함수의 총합을 나타낸다.

5. 종방향 자동조종장치 설계 결과

앞에서 기술한 항공기 선형 운동방정식에 최소화 과정을 적용하여 자동조종장치의 이득을 선정하였다. 종방향 고도 유지 자동조종장치에서 결정하여야 할 자동조종장치 이득은

$$P = [K_{dh} \quad K_q \quad K_h] \quad (18)$$

이고, 다음과 같은 최소화 파라미터가 사용되었다. 페루프 극점의 위치에 관련한 파라미터인  $K = \tan(\alpha)$ 는 13으로 정하였다. 이 값은 매우 큰 값으로 선정하였는데, 이는 자동조종장치 설계에서 피치각 궤환을 사용하지 않아 피치 채널의 감쇠가 부족할 것으로 생각되었기 때문이다. 이 값을 더 작게 하면 그림 6의 경계 ac나 bd를 벗어나는 결과를 가져오는데 이는 이러한 시스템이 좋은 감쇠를 얻기가 어렵다는 것을 나타낸다. 그리고 최소화 과정의 다른 파라미터들은  $d_{m1} = 0.06, d_{m2} = 12.5, K_{pp} = 100$ 로 설정하였다. 최소화 과정을 통하여 결정된 자동조종장치 이득은

$$P = [0.8 \quad 12.5 \quad 0.04] \quad (19)$$

이며, 표 1에 정규 모형과 섭동 모형에 대한 제어시스템의 성능을 정리하였다.

이 결과를 자세각을 사용하는 자동조종장치와 비교하여 보면 자세각을 사용하지 않는 저가형 자동조종장치의 성능과 강인성이 자세각을 사용하는 자동조종장치에 비하여 좋지 않음을 알 수 있다. 이는 고가의 자세각 센서를 사용하지 않는 것에 의하여 발생하는 성능저하이다.

표 1. 종방향 자동조종장치 성능.

Table 1. Performance of longitudinal autopilot.

모형	안정여유		노음	
	위상여유	이득 여유	$H_2$	$H_\infty$
정규모형	9도	$\infty$	4.04	6.34
섭동모형	10도	$\infty$	4.03	5.67

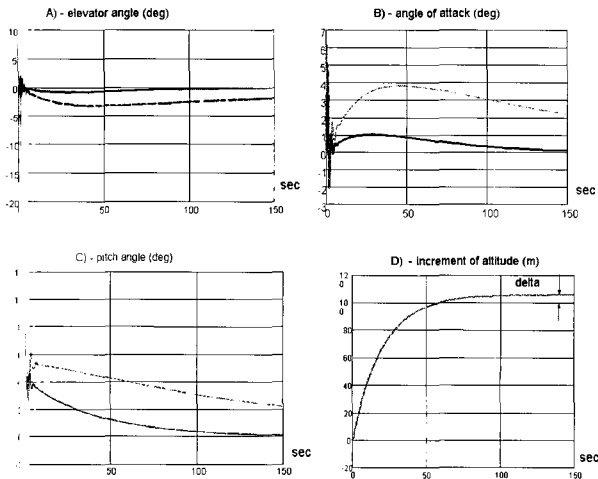


그림 8. 종방향 자동조종장치의 시간 응답 (실선-정규모형, 파선-섭동모형).

Fig. 8. Transient processes of the nominal (solid line) and perturbed (dashed line) model in longitudinal channels.

표 2. 횡방향 자동조종장치 성능.

Table 2. Performance of lateral autopilot.

모형	안정여유		노움	
	위상여유	이득 여유	$H_2$	$H_\infty$
정규모형	11.4 도	$\infty$	1.05	5
섭동모형	12도	$\infty$	0.95	4.8

자동조종시스템의 시간 응답 및 주파수 영역 특성을 그림 8과 9에 나타내었다. 이 그림에서 정규모형과 섭동모형은 유사한 특성을 보이고 있음을 알 수 있으며, 이는 정규모형에 대한 자동조종장치를 다른 운용점에 적용할 수 있음을 의미한다.

6. 횡방향 자동조종장치 설계 결과

횡방향 설계에서 설계 파라미터는

$$P = [K_p \quad K_r \quad K_\phi] \tag{20}$$

이러, 최소화 과정의 파라미터는  $K = 10$ ,  $d_{m1} = 0.03$ ,  $d_{\phi 2} = 7$ ,  $K_{\phi\phi} = 10$ 로 설정하였다. 최소화 과정 수행 후 자동조종장치 이득은

$$P = [14 \quad 7.35 \quad 0.038] \tag{21}$$

이러, 표 2는 정규 모형과 섭동 모형에 대한 성능을 나타낸다.

자동조종시스템의 시간 응답 및 주파수 영역 특성을 그림 10과 11에 나타내었다. heading각이 0도에서 200도로 변화할 때 에일러론 변위각, 받음각, 경사각 (롤각) 변화를 보여주고 있다. 에일러론 변위각과 받음각은 적절한 값을 보여주고 있는 반면 경사각 정규모형에서 30도, 섭동모형에서 37도 정도가 됨을 알 수 있다. 현재의 자동조종장치는 경사각 각 측정이 불가능하므로 경사각을 되도록 작게 되도록

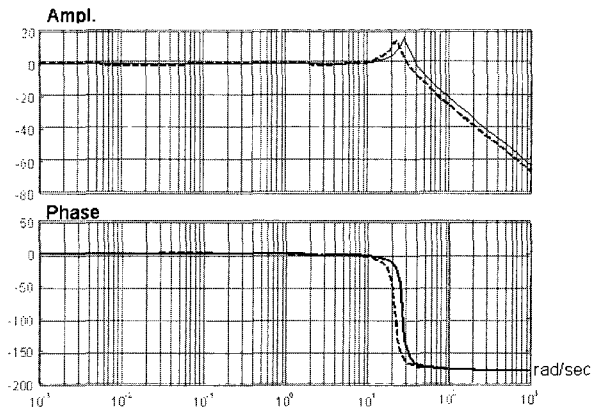


그림 9. 종방향 자동조종장치의 주파수 응답 (실선-정규모형, 파선-섭동모형).

Fig. 9. Frequency response of the nominal (solid line) and perturbed (dashed line) model in longitudinal channels.

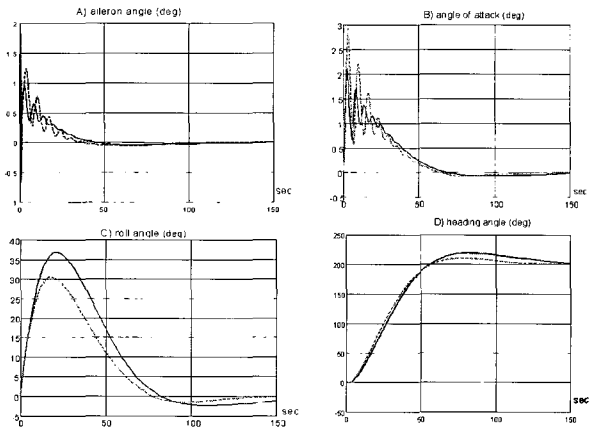


그림 10. 횡방향 자동조종장치의 시간 응답 (실선-정규모형, 파선-섭동모형).

Fig. 10. Transient processes of the nominal (solid line) and perturbed (dashed line) model in lateral channels.

록 하여야 한다. 경사각을 작게 하도록 자동조종장치 이득을 설정하는 경우에는 heading 각 명령 추종시간이 크게 증가하게 된다. 현재의 경사각은 사용 가능하지만 바람의 영향을 고려할 때 비행시험에서 사용될 자동조종장치 이득은 경사각이 감소되도록 한 값을 사용하여야 한다. 정규 모형과 섭동 모형의 성능은 종방향 자동조종장치와 마찬가지로 유사한 특성을 보이고 있음을 알 수 있으며, 이는 정규모형에 대한 자동조종장치를 다른 운용점에 적용할 수 있음을 의미한다.

V. 지상통합시험

개발된 자동조종장치는 비행제어컴퓨터의 프로그램으로 구현되고, 비행제어컴퓨터가 동작되면 자동조종장치 운용모드에 따라 자동조종장치 알고리즘이 계산되어 서보모터 조종 명령을 출력하게 된다. 자동조종장치만의 성능은 비선형 시뮬레이션 프로그램에 자동조종장치를 추가하여 시험할 수

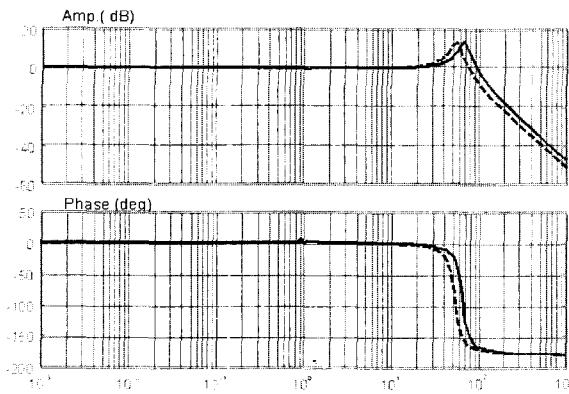


그림 11. 종방향 자동조종장치의 주파수 응답 (실선-정규모형, 파선-섭동모형).

Fig. 11. Frequency response of the nominal (solid line) and perturbed (dashed line) model in longitudinal channels.

있으나 비행제어컴퓨터에 구현된 자동조종장치의 시험은 그림 12와 같은 PILS (processor-in-the-loop simulation) 시스템 환경에서 수행한다. 이 시스템은 항공기의 운동을 계산하는 가상 항공기 컴퓨터와 항공기의 센서와 서보 모터를 모사하는 센서 서보 컴퓨터, 그리고 두 컴퓨터의 동작을 관리하는 시스템 관리 컴퓨터로 구성된다.

가상 항공기 컴퓨터에서는 센서 서보 컴퓨터로부터 조종면 변위를 입력 받아 항공기의 상태 정보를 계산하여 센서 서보 컴퓨터로 전송하며, 센서 서보 컴퓨터는 항공기에 탑재된 센서를 모사하여 센서의 출력과 유사한 출력을 비행제어컴퓨터로 제공하게 된다. 입력 고도계나 각속도 자이로와 같은 아날로그 출력 센서 신호는 센서 서보 컴퓨터의 디지털-아날로그 변환 보드를 통하여 센서 출력신호와 유사한 신호로 만들어지며, GPS는 NMEA-0183 형태의 포맷으로 만들어진 신호가 RS-232c 형태로 출력된다[6].

비행제어컴퓨터는 센서 서보 컴퓨터의 센서 신호를 입력 받아 자동조종장치 알고리즘을 계산하여 서보 모터 제어 신호를 센서 서보 컴퓨터로 출력하게 된다. 센서 서보 컴퓨터에서는 서보 모터 제어 신호를 입력받아 서보 모터와 링크지를 모사하여 조종면 변위를 계산하여 가상 항공기 컴퓨터로 전송한다. 비행제어컴퓨터는 지상관제시스템과 유선으로 연결되어, 지상관제시스템을 통하여 비행제어컴퓨터의 운용 설정 및 동작 감시를 수행할 수 있다.

PILS 시스템에서는 비행제어컴퓨터에 항공기에 탑재하였을 때와 동일한 형태의 하드웨어 신호가 입력된다. 이러한 PILS 시스템 시험을 통하여 탑재 환경과 동일한 하드웨어 환경에 대하여 비행제어컴퓨터의 성능을 시험할 수 있다. 이를 통하여 탑재 소프트웨어의 지상제어시스템 연결 기능, 센서 신호 처리 기능, 자동조종 알고리즘 계산 기능 및 서보 모터 제어 기능에 대한 동작이 분석된다. 또한 PILS 시스템의 가상 항공기 컴퓨터, 센서 서보 컴퓨터를 통하여 돌발 상황이 발생하였을 때의 탑재 컴퓨터 동작을 분석한다. 이러한 예로 GPS 신호가 단절되는 상황은 센서 서보 컴퓨터의 GPS 신호 기능을 동작 중지하여 구현할 수 있다. 이와

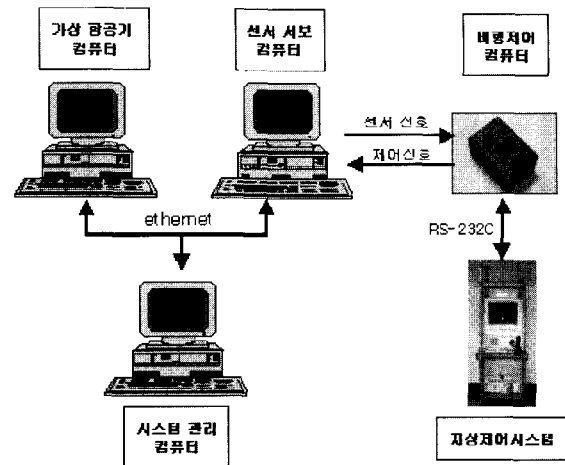


그림 12. PILS 시스템을 이용한 자동비행시스템의 성능 평가.

Fig. 12. Evaluation of performance of automatic flight control system in processor-in-the-loop simulation system.

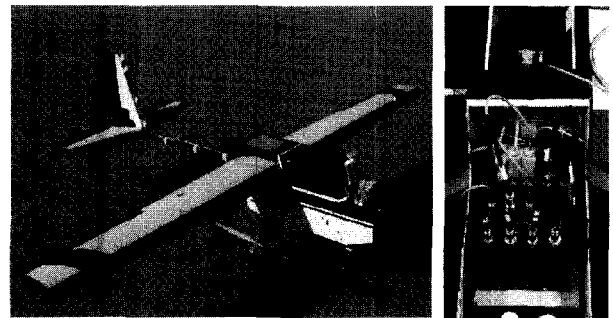


그림 13. 비행시험에 사용된 무인항공기 및 탑재장치.

Fig. 13. Unmanned Aerial Vehicle and on-board system used for flight test.

같이 여러 가지 상황을 만들어 탑재 소프트웨어의 동작을 분석한다.

PILS 시스템을 통하여 검증된 탑재 소프트웨어는 실제 탑재장치가 장착된 항공기의 지상통합시험을 통하여 성능을 검증한다. 이 시험에서는 실제 센서를 사용하였을 때 탑재 소프트웨어의 동작을 분석한다. 실제 탑재장치를 사용하는 경우에는 PILS 시스템과 같이 센서 고장과 같은 상황에 대한 시험은 어렵게 된다. 그러므로 탑재 소프트웨어의 정확한 성능 시험을 위해서는 HILS 시스템 시험과 지상통합시험 시험에서 수행할 시험 항목을 선정하여 시험하여야 한다.

### VI. 비행 시험

개발된 자동비행시스템을 무인항공기에 탑재하여 비행시험을 실시하였다. 비행시험에서는 자동조종장치 설계시 사용된 항공기가 운용 및 비행시험에 어려움이 있어 그림 13의 무인항공기에 자동비행시스템을 탑재하여 시험을 실시하였다[7].

비행시험에서 사용된 자동조종장치의 구조는 자동조종장

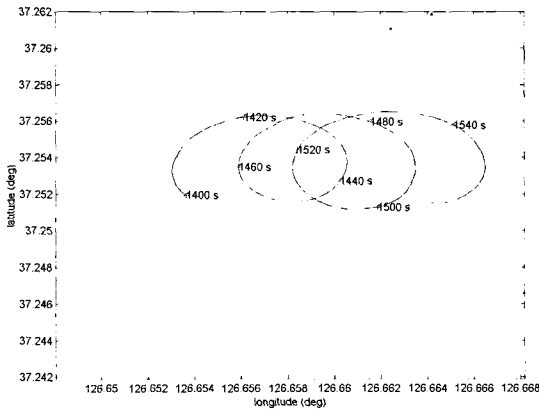


그림 14. 고도 유지 및 경사각 유지 자동비행에서 항공기 궤적.

Fig. 14. Aircraft trajectories in altitude hold and bank hold mode.

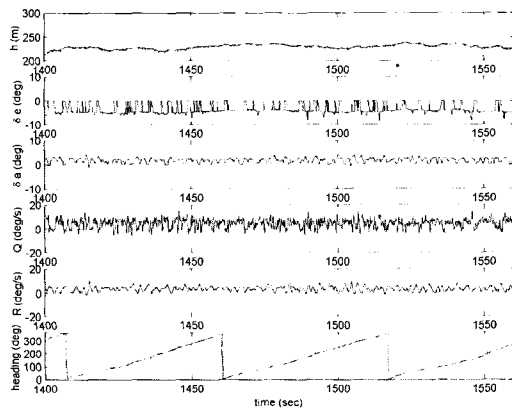


그림 15. 고도 유지 및 경사각 유지 자동비행에서 상태 변수 변화.

Fig. 15. Time history of state variables in altitude hold and bank hold mode.

치 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 무선원격조종기를 이용한 수동비행을 통하여 결정하고, 자동조종시에는 이 트림 조종면 변위를 기준으로 조종면 변위를 적용하도록 하였다.

최초의 자동조종장치 비행시험에서는 고도 유지 및 경사각 (도 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

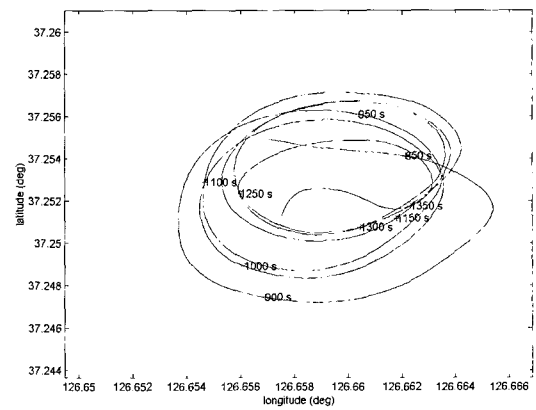


그림 16. 정점 선회 자동비행에서 항공기 궤적.

Fig. 16. Aircraft trajectories in point navigation mode.

나타났으나, 고도 및 경사각은 일정하게 유지하였다. 그림 14와 15는 경사각 유지 모드에서 항공기의 궤적과 상태 정보를 나타내고 있다. 동쪽 방향의 바람 영향으로 항공기의 선회 궤적이 동쪽으로 이동하고 있음을 알 수 있다.

### VII. 결론

저가형 무인항공기 개발을 위한 자동비행시스템을 개발하고, 이를 지상 및 비행시험을 통하여 그 성능을 분석하였다. 자동비행시스템의 비용 감소를 위해 고가의 자세각 센서를 사용하지 않는 자동비행시스템을 개발하였다. 이러한 시스템은 자세각을 측정하지 못하므로 자세각 감쇠에 어려움이 있으며, 자동조종장치 설계 결과에서 이를 알 수 있었다. 비행시험을 통하여 저가형 자동비행시스템의 가능성을 확인하였으며, 자동조종장치의 성능과 유도 기법의 개선을 통하여 실용적으로 사용가능한 자동비행시스템의 개발이 가능할 것으로 예상된다.

고도 유지/방위각 유지 모드에서는 방위각 오차에 의한 경사각 유지 명령 계산 부분에서 비례제어를 사용한 경우 방위각 오차가 작아지면 경사각 유지 명령이 적어져 방위각 유지에 정상상태 오차가 발생할 수 있었으며, 비례-적분 제어기의 채용이 필요함을 알 수 있었다.

1개 점을 중심으로 선회하는 정점 선회 모드에서 8분이 상 정점 선회를 성공적으로 실시하였다. 그림 16은 정점 선회 비행시 항공기 궤적을 나타내고 있다. 정점 선회 비행에서는 항공기가 바람에 의해 밀리는 현상이 발생하고 있지 않음을 알 수 있다.

### 참고문헌

- [1] 오재석, 유혁, 구삼욱, "소형 무인항공기용 저가형 자동조종장치의 개발," 제어·자동화·시스템공학회지 제 7권, 제 5호, pp. 37-45, 2001.
- [2] J. Roskam, *Airplane Flight Dynamics and Automatic Flight Controls*, Roskam Aviation and Engineering Corporation, 1979.
- [3] B. L. Stevens and F. L. Lewis, *Aircraft Control and*

*Simulation*, John Wiley & Sons, Inc., 1992.

- [4] A. A. Tunik, H. Ryu, H.-C. Lee, "Parametric optimization procedure for robust flight control system design," *KSAS International Journal*, vol. 2, no. 2, pp. 95-107, 2001.
- [5] J. Doyle, K. Glover, P. Khargonekar, and B. Francis, "State-space solution to standard  $H_2$  and  $H_\infty$  control problems," *IEEE Trans. on Automatic Control*, vol. 34, no. 8, pp. 831-847, 1989.

- [6] 유혁, 이상혁, 박무혁, "자동비행시스템 검증을 위한 PILS 개발," 2000년 한국항공우주학회 추계학술발표회 논문집, 울산대학교, pp. 71-74, 2000.
- [7] 유혁, 박무혁, 구삼옥, 김중욱, 안이기, "소형 무인항공기 비행시험과 교훈," 2001년 한국항공우주학회 추계 학술대회 논문집, 세종대학교, pp. 337-341, 2001.



**유 혁**

1989년 인하대학교 항공우주공학과 졸업. 한국과학기술원 항공우주공학과 석사(1991) 및 동대학원 박사(2000). 2000년~현재 한국항공우주연구원 연구원, 관심분야는 비행제어 및 시뮬레이션, 미분게임.



**이 장 호**

2001년 항공대 기계공학과 졸업. 서울대학교 항공우주공학 석사 학위 취득 (2003년). 2003년~현재 한국항공우주연구원 연구원, 관심분야는 비행제어 및 시뮬레이션, 고장 진단 및 분리 기법.



**김 재 은**

2000년 수원전문대학 전자과 졸업. 2000년~현재 한국항공우주연구원 기술원, 관심분야는 무인항공기 탑재장비 개발 및 시험, 비행시험.



**안 이 기**

1981년 서울대 항공우주공학과 졸업. KAIST 항공우주공학과 석사(1983), 동대학원 박사(1995). 1996년~현재 한국항공우주연구원 항공사업단 항공기술실 항법제어그룹 책임연구원 그룹장. 관심분야는 무인항공기시스템 설계, 센서 연구.

서 연구.