

GPS를 이용한 무인항공기의 항법장치 설계

°선병찬, 탁민제
한국과학기술원 항공우주공학과

Navigation Computer Design of RPV Using GPS

°Byung-Chan Sun, Min-Jae Tahk
Dept. of Aerospace Engineering, KAIST

ABSTRACT

In this paper, the navigation computer design of RPV(remotely piloted vehicle) using GPS is investigated, and its hardware and software structures are described. The proposed hardware adopts the common PC configuration by using 5016A micro PC card and software is divided into several modules such as navigation module, guidance module and control module, etc. The performance of the navigation computer is verified through PILS(process in the loop simulation).

1. 서 론

무인항공기는 정확한 비행임무 수행을 위하여 원하는 비행경로를 따라 비행을 가능하게 하여주는 정밀한 항법 장치가 필수적이다. 기존 항공기 등에 가장 널리 사용되어 왔던 항법 장치는 관성항법장치(inertial navigation system)[1]로서 김발(gimbal)과 안정화 플랫폼(stabilized platform)으로 구성하는 방법이 주종을 이루었으나 최근에는 스트랩다운(strapdown) 센서를 사용하는 방법 또한 실용화 되었다 [2].

관성항법장치는 내부의 관성센서의 측정에만 의존하기 때문에 외부의 방해가 불가능하다는 잇점이 있으나 시간이 감에 따라 항법 오차가 증가하는 단점을 가지고 있다. 이러한 오차 보상을 위해 VOR, DME, OMEGA 등의 전파항법(radio navigation) 장치와 함께 사용하는 항법시스템이 보편화 되어있으며[3,4], 최근에는 위성항법 시스템인 GPS 와 연계하여 사용되는 방법이 실용화 단계에 이르고 있다.

본 연구에서는 자동조종장치의 일부로서 스트랩다운 방식의 AHRS(Attitude and Heading Reference System)와 속도, 고도 등을 측정하는 ADS(Air Data System)만을 가지고 있는 무인항공기를 고려하였다. 무인항공기의 항법장치로서 관성항법장치를 사용하면 매우 고가의 시스템이 되므로 시스템의 항법 정확도는 향상되지만 경제성은 크게 떨어지게 된다. 한편, 상용 GPS 수신기를 사용하는 항법시스템을 구축하게 되면, 100 미터 이하의 오차를 갖는 소형 경량의 저렴한 항법장치가 가능하게 되지만 GPS

시스템은 무인항공기의 기동 형태, GPS 위성들의 배치 및 상태(health condition)에 따라 간헐적으로 항법기능이 정지될 우려가 있으므로 운용상의 신뢰도가 관성항법장치 보다는 떨어지게 된다. 이러한 점들을 고려할 때, 무인항공기의 기존 AHRS/ADS 에 GPS 를 부착한 새로운 항법시스템의 개발이 바람직할 것이다.

따라서 본 논문에서는 경제적이고 신뢰도 높은 무인항공기 항법장치의 개발을 위해 GPS 수신기와 AHRS 장치를 이용하여 무인항공기가 사전 계획된 항로를 따라 정확히 비행하도록 유도하는 항법시스템을 설계하고 항법 컴퓨터(navigation computer)를 하드웨어로 구현하며 실시간 시뮬레이션 실험을 통해 항법시스템의 성능을 확인하는 것을 연구 목적으로 하였다.

2 장에서는 무인항공기의 항법장치의 구성 및 작동 개념에 대해 기술하였고 3 장에서는 항법장치의 핵심부인 항법컴퓨터의 구조에 대해 설명하였다. 4장에서는 전산모의시험 및 실시간 실험시험의 결과를 비교 분석하고 5장에서 결론을 정리하였다.

2. 항법장치 시스템 개념 설계

무인항공기의 비행모드는 항법, 유도, 제어가 수동인가 자동인가에 따라서 그림 2.1 과 같이 항법 모드(navigation mode), 자동조종 모드(autopilot mode), 수동조종 모드(manual control mode) 로 구분할 수 있다. 그중에 특히, 항법 모드 비행에서는 항법, 유도, 제어가 모두 자동으로 수행되는 경우를 말하는데 본 연구에서는 항법 모드 비행을 위한 항법/유도 장치(이하 '항법 장치'로 부르기로 함)의 설계를 수행하였다.

무인항공기의 항법장치는 그림 2.2 와 같이 GPS 수신기, 항법컴퓨터, AHRS/ADS, 그리고 기존의 자동조종장치로 구성되어 있으며, 항법컴퓨터의 소프트웨어는 그림 2.3에서처럼 항법필터(navigation filter), 유도 알고리즘(guidance algorithm), 그리고 GPS, AHRS/ADS 및 자동조종장치와의 인터페이스로 구성된다.

GPS 수신기의 구매 사용을 전제로 하고 있기 때문에 연구 내용의 초점은 AHRS/ADS의 오차 추정 및 유도 명령 계산 등을 수행하는 항법 컴퓨터(navigation computer)의

설계 및 하드웨어 구현에 있게 된다.

본 연구에서는 GPS 수신기에서 비행체의 위도, 경도 및 고도 정보만을 얻을 수 있다는 가정 하에서 연구를 수행함으로써 추후 GPS 수신기의 기종 변경에 따른 항법컴퓨터의 설계 변경을 최소화하고, 가장 기능이 단순한 GPS 수신기의 사용도 가능하게 하였다.

연구에 직접적으로 사용된 GPS 수신기는 Magellan OEM GPS 모듈이다.

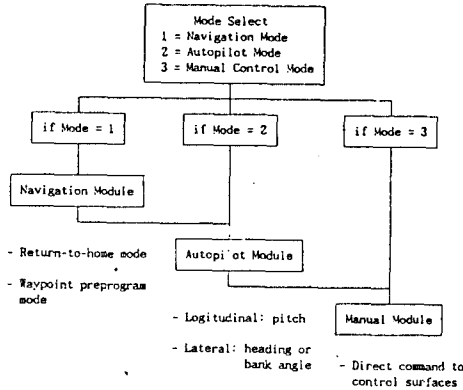


그림 2.1 무인항공기의 비행 모드

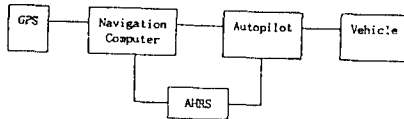


그림 2.2 항법장치 구성도

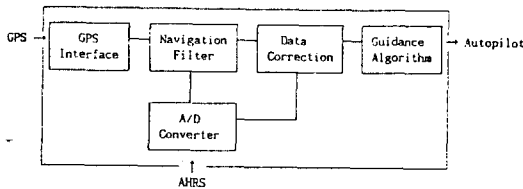


그림 2.3 항법컴퓨터 내부 구성

3. 항법컴퓨터

항법컴퓨터는 항법장치의 핵심부로서 그림 3.1에 것처럼 GPS, AHRS/ADS, 자동조종장치의 입출력을 항법필터 및 유도 알고리즘 등의 소프트웨어를 통해서 연결해 주는 역할을 한다.

3.1 하드웨어 구성

항법컴퓨터로서는 항법컴퓨터 전용으로 개발, 제작할 수도 있고 PC구성 개념을 이용해서 구현할 수도 있다. 항법컴퓨터 전용으로 개발, 제작하는 데는 막대한 시간과 노력이 요구되므로 효율적이지 못한 점이 있다. 반면, 기존의 PC 구성개념을 이용해서 항법컴퓨터를 구현할 경우 하드웨어 개발시간을 최대한으로 단축할 수 있을 뿐만 아니라 다음의 여러 잇점들을 동시에 얻을 수도 있다. 첫째, RS-232 를 통한 GPS 수신기와의 통신이 수월해지고, 둘째, 항법필터 및 유도 알고리즘 등의 소프트웨어를 적

재가 용이하고, 셋째, 알고리즘의 수정 및 보완시에 소프트웨어만 대체해서 항법컴퓨터 제작의 번잡성을 피할 수 있는 등의 장점이 있다.

본 논문에서는 항법전용 컴퓨터 대신 single board PC 를 사용함으로써 하드웨어 개발 뿐만 아니라 기억장치, RS-232C 등에 관련된 기본 소프트웨어의 개발에 소요되는 시간을 크게 절약할 수 있었다. 항법컴퓨터는 미국 Octagon Systems 사의 5016A PC를 이용해서 구성하였다. 5016A PC 제어카드는 80286 급 프로세서와 80287 수치연산 보조장치, 그리고 O/S로서 IBM PC 의 DOS를 사용하고 있다. 또한 기억장치는 하드디스크 대신에 solid-state disk 개념을 사용하고 있어 기존 컴퓨터의 축소판이라 할 수 있다. 카드 고정판 및 전원 공급기 등을 포함해서 IBM PC 본체의 1/8 정도의 크기를 가진다. 특히, 두 개의 직렬포트 중에서 첫번째 포트는 PC 를 통한 이플레이션이 가능한데 이플레이션용 컴퓨터로부터 프로그램을 다운로드 또는 업로드하게 된다.

GPS 와의 통신에는 두번째 직렬포트의 RS-232C를 이용하고 AHRS/ADS 및 자동조종장치와의 통신에는 Octagon Systems사의 5700 13-bit I/O 카드를 사용하였다.

3.2 항법컴퓨터 알고리즘

항법컴퓨터를 구성하는 프로그램은 크게 GPS 인터페이스 모듈, 항법 필터 모듈, 유도 알고리즘 모듈의 세 부분으로 나뉘어진다.

GPS 수신기와의 인터페이스 모듈

GPS 수신기와의 인터페이스는 직렬포트의 RS-232를 통해서 이루어지며 인터페이스를 가능하게 하기 위해서는 다음의 초기화 과정이 필요하다. [5] :

- 1) 직렬 통신 포트 초기화
- 2) Almanac 데이터 전송
- 3) 현재의 그리니치 날짜와 시간 전송
- 4) 대략적인 초기 위치 전송
- 5) 메시지 선택 명령 전송
- 6) GPS 수신 데이터를 저장할 버퍼 지정
- 7) GPS 데이터를 버퍼에 저장하는 인터럽트 루틴 설정

2)~4) 의 신호는 GPS 수신기의 Warm Start를 가능하게 하기 위한 것으로서 프로그램으로부터 GPS수신기로 보내 주어야 할 데이터들이다. GPS 수신기와의 통신에 관계된 파라미터는 1)의 과정에서 설정되는데 그 값은 다음과 같다.

==>1 Stop bit, No parity, 8 Data bits, 9600 Baud rate.

7)의 과정의 인터럽트 루틴은, 인터페이스 모듈 이외의 모듈이 수행되는 도중에도 GPS 수신기로부터 보내 오는 데이터를 잃어 버리지 않기 위한 방법으로 사용된다. 특히, 인터럽트를 가능하게 하기 위해서는 다음 일련의 과정이 수행되어야 한다. : 첫째, 모뎀 제어 레지스터(MCR)의 비트 3 을 1 로 셋팅해야 하고, 둘째, 인터럽트 가능 레지스터(IER)의 비트 0 을 1 로 셋팅해서 데이터 수신 인터럽트를 가능하게 만들어야 하며, 셋째, 마스크 인터럽트 제어 포트에서 직렬 포트에 대한 인터럽트를 가능하

게 만들어야 한다. 5)의 과정에서는 보내오는 신호의 종류 뿐만 아니라 신호 생성의 주기도 함께 초기화시킨다.

항법필터

항법필터는 6-state 필터로서 GPS 수신기의 위도, 경도 측정과 AHRS/ADS의 침로각 및 대기속도 측정값으로부터 무인항공기의 관성좌표계에서의 X 좌표와 Y 좌표, 침로각 측정오차, 대기속도 측정오차, 그리고 바람의 X 축과 Y 축 속도성분을 추정한다. 필터 알고리즘은 잘 알려져 있는 선형 칼만 필터이나 시변시스템이기 때문에 상태변수와 공분산을 함께 실시간으로 전파(propagation), 개선(update) 한다. [6]

한편, ADS로 부터 얻어지는 기압고도의 오차도 GPS 출력으로부터 추정할 수 있으나 비행전에 calibration이 가능하므로 본 연구에서는 다루지 않았다. 필터의 상태방정식 및 측정방정식은 다음과 같다.

상태방정식

$$\begin{bmatrix} \dot{x}_i \\ \dot{y}_i \\ \dot{\delta V} \\ \dot{\delta \psi} \\ \dot{u}_w \\ \dot{v}_w \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & 0 & -\cos \psi_m & v_m & 1 & 0 \\ 0 & 0 & -\sin \psi_m & -u_m & 0 & 1 \\ 0 & 0 & -k_{sv} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & -k_{\psi} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & -k_{u_w} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & -k_{v_w} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} x_i \\ y_i \\ \delta V \\ \delta \psi \\ u_w \\ v_w \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \xi_{x_i} \\ \xi_{y_i} \\ \xi_{\delta V} \\ \xi_{\delta \psi} \\ \xi_{u_w} \\ \xi_{v_w} \end{bmatrix} \quad (3.1)$$

측정방정식

$$\begin{bmatrix} x_g \\ y_g \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} x_i \\ y_i \\ \delta V \\ \delta \psi \\ u_w \\ v_w \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \eta_{x_g} \\ \eta_{y_g} \end{bmatrix} \quad (3.2)$$

상태변수

- x_i : 관성좌표계에서의 X 좌표 (원점에서 북쪽 방향)
- y_i : 관성좌표계에서의 Y 좌표 (원점에서 동쪽 방향)
- δV : 대기속도 측정오차 (ADS)
- $\delta \psi$: 침로각 측정오차 (AHRS)
- u_w : 바람의 X 축 속도 성분
- v_w : 바람의 Y 축 속도 성분

측정변수

- x_g : GPS의 X 좌표 출력
- y_g : GPS의 Y 좌표 출력
- V_m : 피토투브의 속도 출력
- ψ_m : AHRS의 침로각 출력

여기에서 $k(\cdot)$ 은 상태변수 방정식의 시상수의 역수를 나타내며, $\xi(\cdot)$ 과 $\eta(\cdot)$ 은 각각 프로세스 잡음과 측정 잡음을 나타낸다.

시뮬레이션 및 항법컴퓨터 실시간 알고리즘에서는 GPS 측정이 1 sec 마다 주어지는 것으로 가정하였으며 상태변수 및 공분산 전파는 0.1 sec 간격으로 수행하였다.

항법 필터의 기본 구조는 시변 칼만 필터로서 많은 양의 계산을 필요로 하며 시간에 따른 적분 과정 또한 포함되므로 실시간 운용 관점에서 반드시 고려되어야 할 부분이다. 한편 본 연구에서 구성한 칼만 필터 시스템 행렬의 경우 구성 요소의 많은 부분이 0으로 되어 있으므로 상태변수의 전파 및 계산에 사용되는 복잡한 행렬 연산식을 벡

터 또는 스칼라 연산으로 변환해서 필터 모듈에서 요구되는 계산 시간을 상당히 감소시킬 수 있었다.

유도 알고리즘

유도 알고리즘은 항법 필터에서 나오는 위치, 속도 정보로부터 원하는 비행경로를 얻기 위한 비행체의 뱅크각 명령과 고도 명령을 계산하는 알고리즘으로서 자동제어이론을 적용하여 설계한다.

수평비행궤적제어에서는 그림 3.2에서 유도오차인 cross track error를 항법정보로부터 계산하여 이에 비례하는 뱅크각 명령을 자동조종장치에 보낸다. 또한 유도 루프의 감쇄특성 향상을 위해 항로각 추종오차를 되먹임한다. AHRS의 오차 및 측풍에 의해 실제 항로는 AHRS의 침로(heading) 측정치와 차이가 나게 되므로 이러한 오차 요인을 항법필터로 추정하여 보정함으로써 유도오차를 감소시킨다. cross-track error를 영으로 하기 위한 뱅크각 명령은

$$\phi_c = -K_L [(y_m - y_c) + K_D \psi_m] \quad (3.3)$$

와 같이 주어지고 여기에서 아랫첨자 m 은 측정을 나타내며 각 측정은 실제값에 측정오차를 더한 형태로 표현된다.

$$\Rightarrow y_m = y + \delta y, \quad \psi_m = \psi + \delta \psi, \quad \phi_m = \phi + \delta \phi \quad (3.4)$$

측풍 w 에 의한 유도 오차를 보상하기 위한 식은 다음과 같다.

$$\phi_c = -K_L [\dot{y} + K_D (\dot{\psi}_w - \dot{\psi}_r)] \quad (3.5)$$

$$\dot{\psi}_w = \tan^{-1} \left(-\frac{\dot{v}_i}{\dot{u}_i} \right) : \text{진항로(true course)} \quad (3.6)$$

$$\dot{u}_i = (V_m - \delta V) \cos(\psi_m - \delta \psi) + u_w : \text{항공기의 실제 X방향속도}$$

$$\dot{v}_i = (V_m - \delta V) \sin(\psi_m - \delta \psi) + v_w : \text{항공기의 실제 Y방향속도}$$

\dot{y} : cross track 오차의 추정치

ψ_r : 루트의 방위각

수직비행궤적제어에서는 기존 자동조종장치에 고도 제어 기능이 포함되어 있는 경우를 가정해서 주어진 비행경로를 따라가기 위한 고도명령만을 유도 알고리즘에서 계산하는 것으로 두었다.

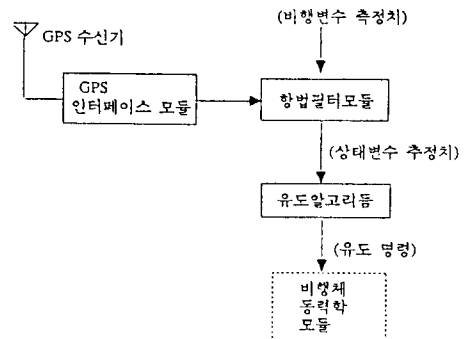


그림 3.1 항법컴퓨터 프로그램 구조

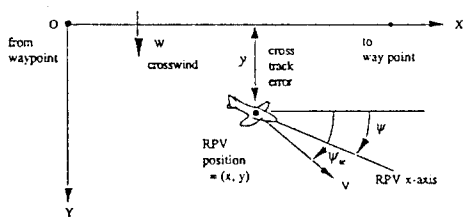


그림 3.2 수평비행궤적제어를 위한 좌표설정 및 기호

4. 전산 모의 시험 및 PILS 결과

항법컴퓨터의 성능을 확인하기 위해 먼저 전산 모의 시험을 수행한 후, 실시간 시뮬레이션을 통한 PILS(process in the loop simulation)를 구현하고 그 결과를 비교 분석하였다. 고려한 시뮬레이션 상황은 다음과 같다.

기준좌표계를 평면으로 하고 비행체는 강체로 가정하였다. 비행체의 구동장치는 1차의 모델로 다음과 같이 두었다.

$$\delta = -10 \delta + 10 \delta_c \quad (4.1)$$

δ_c : 조종면 변위각의 명령값

δ : 조종면 변위각

그리고 가속도계는 각 방향으로 0.2 도의 정렬오차, 2%의 척도계수오차, 0.00125 g의 바이어스 오차를 가지는 것으로 하였고, 레이트 자이로의 오차로는 각 방향 0.2 도의 정렬오차, 2%의 척도계수오차, 0.05 도/sec의 질량불균형오차, 0.3 도/sec의 랜덤잡음 오차 등을 고려하였다. 마그네틱 센서는 바이어스 오차만을 가지는 것으로 가정하였다. 무인 항공기의 수직 방향 속도가 수평 방향의 속도에 비해 작다고 가정하고 피토 튜브의 측정치는 기체좌표계의 수평 방향의 속도만을 감지할 수 있는 것으로 두었으며 측정오차는 2 m/sec로 일정한 것으로 가정하였다. 고도 측정치는 다른 추정 알고리즘에 의하여 이미 정확히 추정되었다고 가정하였다. 바람 성분은 $U_w = 5 \text{ m/sec}$, $V_w = 2 \text{ m/sec}$ 의 일정한 값으로 가정하였다.

무인항공기의 가상의 비행계획은 그림 4.1 과 같이 설정하였다. 136 ft/sec (41.5 m/sec)로 순항하는 항공기의 경우 모든 waypoint 를 차례대로 거쳐서 돌아오는데 약 40~50 분이 소요되는 거리이다.

전산 모의 시험에 사용된 프로그램의 구조는 그림 4.2 와 같고 PILS 에 사용된 프로그램은 그림 4.3의 구조를 가진다.

전산 모의 시험 결과

GPS 항법 모드 비행에 대한 전산 모의 시험 결과 그림 4.4 의 결과를 얻었다. AHRs 및 항법 필터에서의 추정 오차가 없는 경우에(점선) 선회시에 최대 30~50 m의 오버슈트가 발생하기는 하지만 루트를 따라 정상상태 유도 오차가 항상 0 이 됨을 볼수 있다. 앞에서 제시한 유도 알고리즘의 타당성을 확인할 수 있는 결과이다. 추정 오차가 존재하는 경우에는 추정 오차 및 측정 오차에 의하여 선회시의 오버슈트가 최대 100 m 까지 커지고 루트를 따라 가면서는 최대 약 15 m의 cross-track 오차가 발생하

게 됨을 볼 수 있는데 초기에 필터의 추정오차로 인하여 생기는 유도 오차 외에는 정상상태 유도오차가 항상 영이 됨을 볼 수 있다.

실시간 모의시험(PILS) 결과

그림 4.3의 프로그램 구조에서처럼 항법컴퓨터용 프로그램은 AT 급 PC인 5016 에서 실시간으로 운용하고 비행체 및 자동조종장치 프로그램은 80486 PC에서 실시간으로 수행해서 PILS를 구현하였다. 80486 PC 와 5016 PC 사이의 데이터 교환은 A/D 및 D/A 컨버터를 통해 이루어 지도록 하였다.

PILS 단계에서는 실제적인 운동이 없어 GPS 인터페이스 모듈로부터 시뮬레이션적인 측정치를 얻을 수가 없으므로 GPS수신기에서 측정한 항공기의 위치 데이터는 80486 PC의 비행체 모듈로부터 A/D 및 D/A채널을 통해 주어지는 것으로 대체하였다. GPS 수신기 인터페이스 모듈을 항법컴퓨터에 포함시킨 시뮬레이션은 할 수가 없었지만 5016 의 COM2를 이용한 GPS 인터페이스 실험을 통해서 GPS 수신기로부터 5016 으로 신호가 제대로 전달되고 5016 에서는 받은 신호를 이용해서 필요한 데이터로 변환 할 수 있음을 확인하였다.

비행체 모듈과 항법컴퓨터 모듈 사이의 데이터 교환은 0.1 초마다 이루어지게 되는데 이 간격은 비행체 모듈 및 항법 필터의 적분 간격과 같이 두었다. 0.1 초마다 주고 받는 데이터의 종류는 다음과 같다.

80486 PC로부터 5016 항법컴퓨터로 전달되는 신호

- 1) 속도 측정치 : 항법 필터에서 사용된다.
- 2) 침로각 측정치 : 항법 필터에서 사용된다.
- 3) 항공기의 정확한 위치 데이터(관성 좌표계상의 x, y 성분) : 랜덤 잡음을 더해서 GPS 수신기에서 측정된 항공기의 위치데이터로 사용한다.

5016 항법컴퓨터로부터 80486 PC로 전달되는 신호

- 1) 고도 명령 : 수직비행궤적을 제어하기 위한 명령으로서 80486 PC 에서 시뮬레이션되는 자동조종장치의 입력으로 사용된다.
- 2) 롤 명령 : 수평비행궤적을 제어하기 위한 명령으로서 80486 PC 에서 시뮬레이션되는 자동조종장치의 입력으로 사용된다.

시뮬레이션 상황, 센서 오차 모델 및 바람 조건 등을 전산 모의 시험의 경우와 동일하게 했을때 그림 4.5의 PILS 결과를 얻었다. 그림에서 PILS 의 결과를 전산 모의 시험 결과와 비교해서 나타내었는데, 선회 비행의 경우 전산 모의 시험 결과보다 오히려 작은 오버슈트를 보여 주고 있다. 하지만 선회 전후의 정상상태에서의 cross-track 오차는 컴퓨터 시뮬레이션 결과의 2~3 배 만큼 커져서 최대 50~70 m 까지 루트에서 벗어나기도 한다. 이러한 오차는 비행체 적분 모듈과 항법컴퓨터에서 만들어진 유도 명령 간의 미소한 시간 지연에 의한 영향, A/D 및 D/A 를 통한 신호 교환시에 생기는 양자화 오차에 의한 영향, 항법 필터의 추정 오차에 의한 영향 등에 의하여 발생하게 된다.

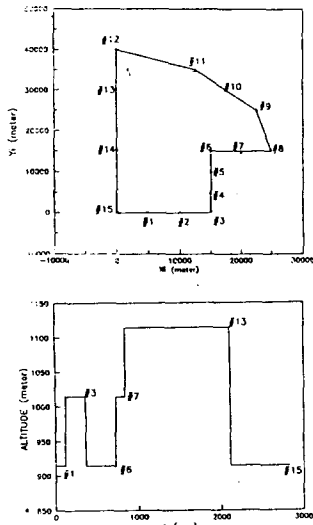


그림 4.1 무인항공기 비행계획 : (a)수평 (b)수직

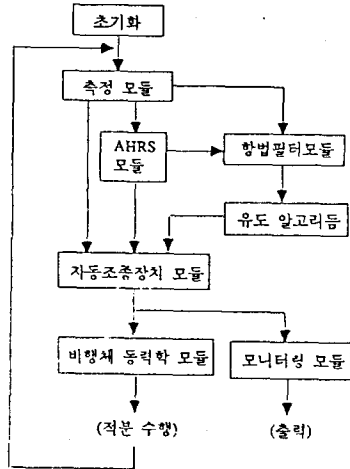


그림 4.2 전산모의시험 프로그램 구조

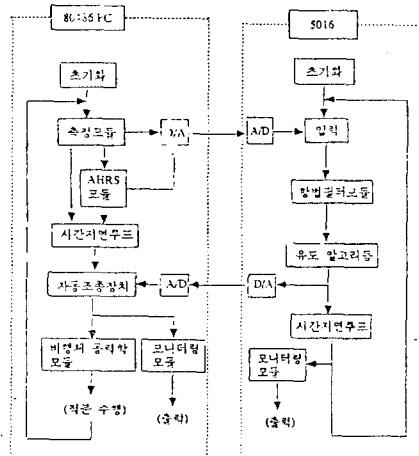


그림 4.3 Pils 프로그램 구조

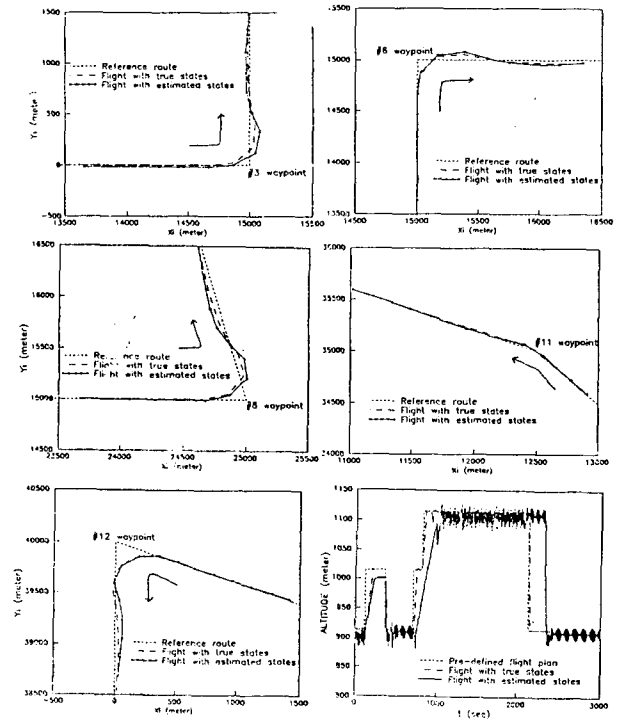


그림 4.4 전산모의시험 결과

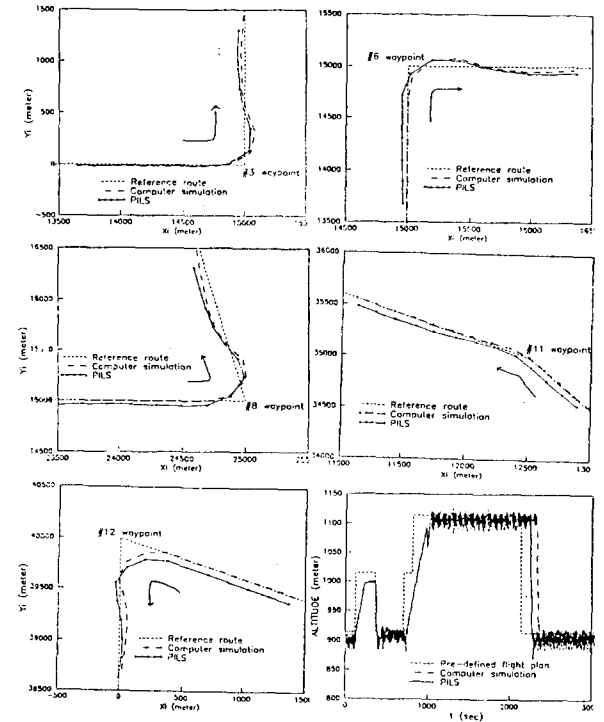


그림 4.5 Pils 결과

5. 결론

본 연구에서는 기존의 AHRS/ADS 에 GPS 를 결합한 무인항공기의 항법장치 설계에 대해서 다루었다. 항법필터를 사용하여 항법오차 및 유도오차의 요인이 되는 대기속도 오차, 침로각 오차, 바람 등을 실시간 추정하여 보정하는 방법을 제시하였다.

전산모의시험에서는 비행체, 자동조종장치, 항법장치를 모두 포함하는 프로그램을 개발하여 항법 및 유도성능을 분석하였으며, 항법 컴퓨터를 single board 컴퓨터인 5016 PC 로 구현하여 PILS를 수행하였다. PILS 에서는 항법컴퓨터는 실물을 사용하였으며, GPS, AHRS/ADS, 비행체 동역학 및 유도 알고리즘 등의 나머지 부분은 PC 486 으로 동시에 실시간으로 시뮬레이션하였다.

GPS 항법모드 비행에 대한 전산모의시험 결과, 침로각 오차에 대한 필터의 가산측성 부족으로 인하여 최대 15 m 의 정상상태 유도오차가 발생함을 알 수 있었다. 한편, PILS 를 수행한 결과, 항법필터의 추정오차와 A/D 및 D/A 신호 전달시의 양자화 오차가 동시에 발생하면서 최대 50 ~70 m 의 정상상태 유도오차가 유발됨을 알 수 있었다.

추후연구에서는 PILS에서 발생한 양자화 오차와 같은 신호 전달 체계에 의한 오차의 영향을 보다 정밀하게 분석하여야 할 것이다. 또한 항법장치의 본격적인 설계 및 성능 분석을 위해서는 사용하게 될 GPS 수신기의 정확도 및 신호처리 알고리즘에 대한 정보를 획득하여야 할 것이다.

마지막으로, 본 연구의 결과를 바탕으로 하여 GPS 를 이용한 항법장치가 성공적으로 개발되면, 무인항공기의 항법모드 비행에 필요한 경제적인 항법장치를 제공하게 되므로 무인항공기의 운용범위를 크게 확장할 수 있을 것으로 기대된다.

참고 문헌

- [1] M.Kayton and W.R.Fried, *Avionics Navigation Systems*, John Wiley & Sons, 1969.
- [2] G.T.Schmidt, "Strapdown Inertial Systems - Theory and Applications - Introduction and Overview," AGARD Lecture Series No. 95, AGARD-LS-95.
- [3] J.L.Farrell, *Integrated Aircraft Navigation*, Academic Press, 1976.
- [4] P.S.Maybeck, *Stochastic Models, Estimation, and Control: Vol 1*, Academic Press, 1979.
- [5] *User Manual for the Magellan OEM GPS Module*, Magellan Systems Corporation, 1992.
- [6] P.S.Maybeck, *Stochastic Models, Estimation, and Control, Vol. 1*, Academic Press, 1979.
- [7] D.Wells, et al, *Guide to GPS Positioning*, Canadian GPS Associates, 1987.
- [8] M.H. Kao and D.H.Eller, "Multiconfiguration Kalman Filter Design for High-Performance GPS Navigation," *IEEE Trans. on Automat. Contr.*, Vol. AC-28, No. 3, March 1983.
- [9] H.H.Chin, "Distributed Kalman Filter in an

Integrated SAHRS/GPS Navigation System," AIAA 85-1878, 1985.

- [10] *5016A Industrial AT Control Card User's Manual*, Octagon Systems Corporation, 1992.
- [11] D.M.Auslander, C.H.Tham, *Real-Time Software for Control*, Prentice Hall, 1990.
- [12] C.-F.Lin, *Modern Navigation Guidance and Control Processing*, Prentice Hall, 1991.