2004년도 대한전기학회 하계학술대회 논문집 2004.7.14-16

칼만필터를 이용한 무인항공기용 항법시스템의 설계 및 구현

이정환, 정태원
충남대학교 전기공학과

Design and Implementation of Unmanned Aerial Vehicle's Navigation System Using Kalman Filter

Jeong Hwan Lee, Tae Won Jeong
Department of Electrical Engineering, Chungnam National University

Abstract - 조종사 없이 사전에 입력된 프로그램 또는 인공지능에 의해 기체 스스로 판단하여 자율비행하는 비행체를 무인 항공기라 한다.[6] 이러한 비행을 위해서는 기체의 위치, 자세, 속도 등의 정보가 필요하다. 본 논문에서는 3축 가속도센서 1개 및 1축 자이로센서 3개를 서로 수직으로 구성하는 관성항법 시스템에 자기콤파스, 고도센서, GPS등의 비관성센서를 추가로 구성하여 시스템을 설계하였으며 칼만필터를 이용하여 시스템의 오차를 추정하고 이를 되먹임 시킴으로써 오차를 정정한다.

1. 서 론

무인항공기는 항공기 설계, 전자, 수치해석, 유도 등의 종합적이고 체계적인 기술이 집적되어야 가능한 첨단 종합 기술이며 종래의 군사적 활용분야 뿐만 아니라 유인기의 고비용 때문에 활용하지 못했던 원격탐사, 통신중계, 환경감시 및 기타분야 등에도 활용될 전망이다. 본 논문에서는 항공기의 제어에 필요한 상태변수 중 항공기의 자세제어와 유도제어 알고리즘에 필요한 자세정보와 위치정보, 속도정보를 중심으로 항법시스템을 구성하고자 한다. 실험을 위해서 사용된 항공기는 전장 250Cm, 전폭 250Cm, 이륙중량 10Kg의 항공기이며 엘리베이터와 엘러론으로 자세와 고도를 제어하게 된다. 또한 임무수행시간을 30분 이내로 제한하여 주어진 프로그램으로 경로점을 패턴비행으로 통과하고, 경로점의 상황을 탑재된 카메라를 통하여 지상으로 전송한다. 항법시스템에 관한 연구는 GPS만을 사용하는 연구를 비롯하여 GPS와 관성항법 시스템 및 기타 비관성 센서를 혼합 사용하는 방법 등 여러 가지로 진행되고 있다. 그런데 GPS데이터는 일반적으로 1Hz에서 수Hz 이내로 제어를 위해서는 적절하지 않으므로 보조센서로 사용하고 관성센서를 조합하여 적절한 제어 주파수를 생성해 낸다. 실험에서는 보조센서로 GPS, 고도센서, 자기콤파스를 사용하여 50Hz의 샘플링 주파수를 생성하고 이를 자세제어 및 유도를 위해 사용하게 된다.

2. 본 론

2.1 시스템 구성

설계된 항공기의 기동특성을 고려하여 가속도 센서는 Kionix사의 ±2g의 3축 센서를 사용하였으며 자이로 센서는 Analog Device사의 ±150 deg/sec의 1축센서 3개를 서로 수직으로 구성하였다. 고도계는 Intersema사의 calibrated module을 사용하였고 GPS는 Elextech사의 엔진을 탑재한 smart antenna 모듈로 IMU(Inertial Measurement Unit)에 탑재된 마이크로 컨트롤러의 연산시간을 단축하기 위하여 펌웨어를 수정하여 76,500bps의 속도로 통신하게 된다. 컨트롤러는 마스터(Master)와 슬래이브(slave)로 나누어 구성하였다. 마스터는 TI사의 DSP2812로 설계되었으며 슬래이브는 Atmel사의 Atmega 128로 선택하여 서보모터도 동시에 제어하게 된다. 구성된 시스템은 2장의 PCB보드에 상하로 구성되어 있으며 실제 시스템은 그림1과 같다.

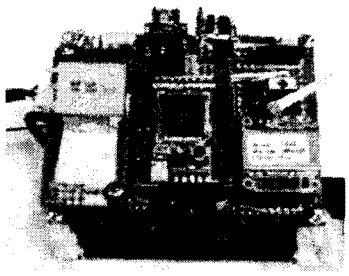

그림1. 구성된 시스템

2.2 항법 방정식

2.2.1 자세계산

항법시스템은 동체에 탑재되어 있으므로 관성센서의 출력은 동체좌표계의 값을 출력하게 된다. 동체좌표계는 항공기의 받음각과 자세에 따라서 기준 좌표가 계속해서 변하기 때문에 기준좌표계를 항법좌표계로 변환해야 제어가 용이하다. 동체좌표계를 항법 좌표계로 변환하여 오일러각을 구하는 미분방정식은 식(1)과 같다.[2][3]

$$\begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & \sin(\phi)\tan(\theta) & \cos(\phi)\tan(\theta) \\ 0 & \cos(\phi) & -\sin(\phi) \\ 0 & \frac{\sin(\phi)}{\cos(\theta)} & \frac{\cos(\phi)}{\cos(\theta)} \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix} \quad (1)$$

여기에서 p, q, r은 각각 롤, 피치, 요의 자이로 출력

위 식을 20ms로 적분하면 자세를 계산 할 수 있다. 미분 방정식 식(1)의 초기치 $\phi(t_0)$와 $\theta(t_0)$는 가속도 값을 tilt값으로 환산하여 이용하고, $\psi(t_0)$값은 자기콤파스 출력을 이용한다.

2.2.2 속도 및 위치계산

항공기를 선형 모델링 하면 종방향 제어기의 경우 다음의 상태변수를 사용하게 된다.[6]

$$x=[u, \alpha, \theta, q, h]^T$$

각각 순서대로 종방향 속력, 받음각, 피치각, 피치 각속도, 고도의 순이다.

횡방향 제어기의 경우는 다음의 상태변수를 사용하게 된다.

$$x=[\beta, \phi, p, r, \psi]^T$$

각각 순서대로 옆미끄럼각, 롤각, 롤각속도, 요각속도, 요각의 순이다.

상태변수에서 확인 할 수 있듯이 속도 및 위치 정보는 자세제어에서는 중요한 요소가 아니다. 하지만 유도 알고리즘에서 유도법칙을 생성하는 요소가 되며, 또한 항공기에 탑재된 카메라의 촬영위치 정보를 영상에 자막처리 하는 것을 목표로 하기 때문에 실험에서 고려요소로 추가하였다.

속도에 관한 항법방정식은 다음의 방정식 식(2)와 같다.[3][4]

$$\frac{d(V^n)}{dt} = C^n_b f^b - (2\,w^n_{ie} + w^n_{en}) \times V^n + g^n \qquad (2)$$

여기에서

$$V^n = [V_E \;\; V_E \;\; V_D], \quad w^n_{ie} = [\Omega_0 \; 0 \;\; -\Omega_0 \sin L]^T$$

$$w^n_{en} = [\rho_N \;\; \rho_E \;\; \rho_D]^T = [\dot{l}\cos L \;\; -\dot{L} \;\; -\dot{l}\sin L]^T = \left[\frac{V_E}{R_t+h} \;\; \frac{-V_N}{R_m+h} \;\; \frac{-V_E \tan L}{R_t+h}\right]$$

$$\dot{L} = \frac{V_N}{R_m+h}, \quad \dot{l} = \frac{V_E}{(R_m+h)\cos L}, \quad \dot{h} = -V_D$$

$$R_m \equiv \frac{R_0(1-\epsilon^2)}{\sqrt{(\epsilon^2 \sin^2 L)^2}}, \quad R_t \equiv \frac{R_0}{\sqrt{(1-\epsilon^2 \sin^2 L)}}$$

$$g^n = [0 \;\; 0 \;\; -g_e], \quad g_e = g_0 + g_1 \sin^2 L + g_2 h + g_3 h \sin^2 L$$

Ω_0는 지구 자전각속도, R_0는 지구타원체의 적도반지름,
ϵ은 지구 편평도, g_0, g_1, g_2, g_3는 중력계수,
L은 위도, l은 경도, h은 고도이다.

미분방정식 식(2)의 위도,경도의 초기값은 GPS데이터를 사용하고, 고도의 초기값은 고도계 출력을 지면에서 0으로 초기화 시킨후 이용한다. 속도 초기값은 지면에서 정지상태 값인 0으로 초기화 한다.

2.3 오차모델 및 필터구성

2.3.1 오차모델

NED 좌표계를 항법 좌표계로 사용하는 경우 속도, 위치, 자세오차모델에 대한 상태방정식은 다음과 같다.[3]

$$\dot{x} = F(t)x(t) + w(t) \qquad (3)$$

$$\begin{bmatrix} \dot{x}_i \\ \dot{x}_f \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} F_i & H_f \\ 0_{6\times 9} & 0_{6\times 1} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} x_i \\ x_f \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} w_i \\ 0_{6\times 1} \end{bmatrix} \qquad (4)$$

$$x_i = [\delta R_N \;\; \delta R_E \;\; \delta R_D \; \delta V_N \;\; \delta V_E \;\; \psi_N \; \psi_N \; \psi_N]^T \qquad (5)$$

$$x_f = [\delta f_x \;\; \delta f_y \;\; \delta f_z \;\; \delta w_x \;\; \delta w_y \;\; \delta w_z]^T \qquad (6)$$

$$w = [w_1 \;\; w_2 \;\; w_3 \; w_4 \; w_4 \; w_5 \; w_6 \; w_7 \; w_8 \; w_9 \;\;]^T, \quad w \sim N(0, Q) \qquad (7)$$

여기에서
x_i의 상태변수는 각각 컴퓨터 좌표계로 표현된 속도오차, 위치오차, 컴퓨터 좌표계와 플랫폼 좌표계사이의 오차각으로 정의되는 자세오차 x_f의 상태변수는 가속도계와 자이로의 바이어스 w는 공정잡음이다.

F_i와 H_f는 아래의 식 (8),(9),(10)을 전개한 것과 같다.

$$\delta \dot{V} = \Omega_s \delta R - (2\,w^c_{ie} + w^c_{ec}) \delta V + f \times \Psi + C^c_b \delta f^b \qquad (8)$$

$$\delta \dot{R} = -w^c_{ec} \times \delta R + \delta V \qquad (9)$$

$$\delta \dot{\Psi} = -w^c_{ic} \times \Psi - C^c_b \delta w^b \qquad (10)$$

여기에서 , w_s는 슐러진동 w^c_{ie}, w^c_{ic}는 각각 컴퓨터 좌표계로 표현된 지구 자전각속도와 지구고정 좌표계의 회전각속도 w^c_{ic}는 관성좌표계에대한 컴퓨터 좌표계의 회전 각속도 $\delta f^b, \delta w^b$는 각각 가속도계와 자이로의 바이어스를 나타낸다.

측정방정식은 다음의 식(11)과 같다.

$$z(t) = H(t)x(t) + v(t), \quad v \sim N(0, R) \qquad (11)$$

여기에서 $z = [\delta R_N \; \delta R_E \; \delta R_D \; \delta V_N \; \delta V_E \; \delta V_D]$이고 각각 GPS와 INS의 차 δV_D는 고도계 미분값과 INS의 차
$H(t) = I_{6\times 6}$, v는 관측기잡음

2.3.2 필터구성

본 연구에서는 피드백 칼만필터를 구성하여 보정된 항법정보를 출력하도록 구성하였으며 아래의 그림2와 같은 형태를 가진다.

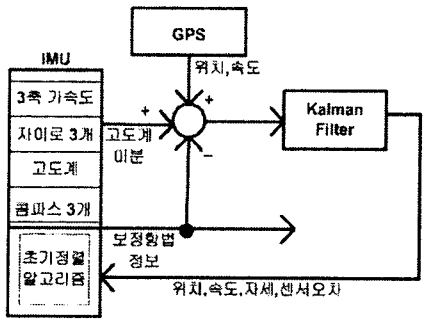

그림2. 필터 구성

2.4 실험 결과

지상 정지시 필터를 구성하여 시 그림3의 결과를 얻었으며 최대 ±2도의 오차내로 오일러각이 발산하지 않고 수렴함을 확인 할 수 있다. 필터를 구성하지 않고 식(1)에서 제시한대로 변환된 오일러각의 각속도를 계속해서 적분한다면 20초에 ±3도의 오차로 계속해서 발산함을 시뮬레이션을 통해서 확인 하였다. 또한 그림4와 그림5는 턴테이블 실험을 통하여 일정한 시간동안 롤축을 중심으로 회전을 하다가 다시 일정시간동안 피치축을 중심으로 자세 변환을 실시 한 결과이다. 필터를 통한 추정치와 턴테이블의 회전축에 대한 가변저항의 디지털 변환값을 다시 오일러각으로 변환한 값과 거의 일치함을 확인 할 수 있다. 그림6의 도보 실험에서는 경로 점 통과 비행으로 가정하고 학교 운동장의 1/4을 회전한 결과이다. 항공기의 회전 반경을 고려하여 30m 이내의 오차범위로 유도법칙의 적용이 가능함을 확인할 수 있다.

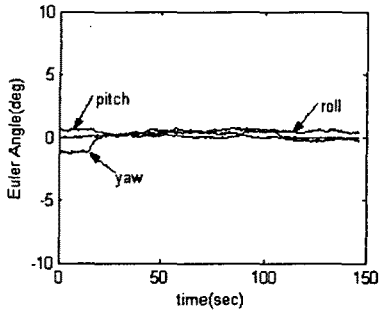

그림.3 칼만필터로 보정된 오일러각(지상 정지시)

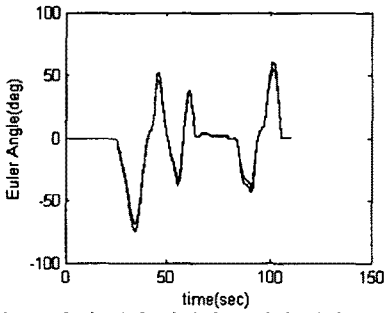

그림4. 롤축에 대한 턴테이블 실험 결과

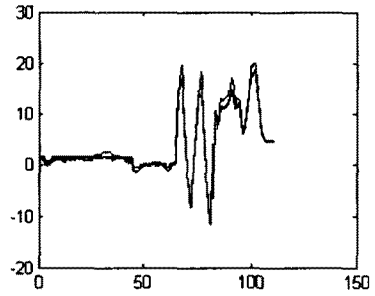

그림5. 피치축에 대한 턴테이블 실험결과

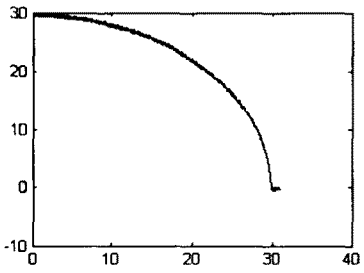

그림6. 경로점 통과 실험결과(도보 실험)

3. 결론 및 추후과제

실험을 통하여 자세제어를 위한 AHRS(Attitude Heading Reference System)시스템에 대한 지상실험과 턴테이블 실험을 통하여 허용할 수 있는 범위 내에서의 오차범위를 가지고 있다. 그러므로 위에서 구성한 항법 시스템으로 무인항공기의 제어를 위한 용도로의 사용이 타당함이 입증되었다. 그러나 현재 설계된 항공기는 소형의 모형기로써 진동특성을 가지고 있다. 추후 동체에 직접 탑재하여 시스템의 성능시험이 반드시 필요하다. 무인기에서 항법 시스템이 중요시 되는 이유는 제어를 위한 정보만을 이용하기 위해서만은 아니다. 항공기를 모델링함에 있어 비행시험을 통해서 매개변수를 찾아내고 확정하는 것이 중요하다.[5] 계속해서 설계된 항법 시스템을 기반으로 매개변수를 찾아야 하며 적절한 제어기를 설계해야 하는 과제가 있다. 본 연구의 최종목표는 무인기 개발에 있으며 그림7에 간략한 구상도가 표현되어 있다.

로봇 항공기 전체 시스템 구성

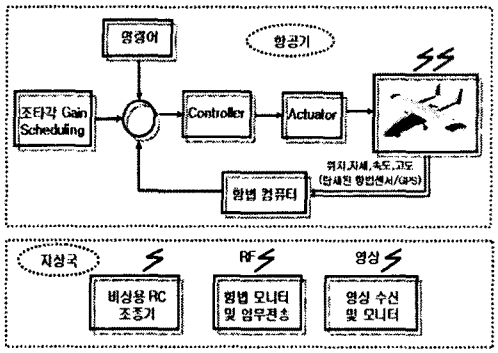

그림7. 무인항공기 전체 시스템 구성

[참 고 문 헌]

[1] M. Koifman and S. J. Merhav "Autonomously Aided Strapdwon Attitude Reference System", Journal of Guidance and Control, 14(6), 1991

[2] 유홍규, "Fuzzy Logic Based Attitude Estimation for Unmaned Aerial Vehicle", 연세대학교 석사학위 논문,2002

[3] 김종혁, "약결합 방식의 GPS/INS 통합시스템", 충남대학교 석사학위논문, 1999

[4] Snyder, Shipper, Vallot, Parker, Spitzer, "Differential GPS/Inertial Navigation Approach/Landing Flight Test Results" IEEE AES Magazine,May, 1992

[5] 황명신,이정훈,"Parameter Identification and Simulation of Light Aircraft Based on Flight Test", Journal of Control, Autoamtion and Systems Engineering, Vol.5 No.2, February, 1999

[6] "제2회 한국 로봇항공기 경연대회 본선대회 참가팀 자동비행구현 기술보고서",항공우주학회, 2003