

저급 관성센서를 이용한 독립적인 관성항법시스템에 관한 연구

조재범*, 이자성

아주대학교 전자공학과 (Email : jbcho@madang.ajou.ac.kr)

A Study on the Stand-alone Inertial Navigation System with low-cost Inertial Sensors

Jae Bum Cho, Ja Sung Lee
Ajou University, Electronics Engineering

Abstract - This paper presents calibration and alignment algorithms for low-cost inertial sensors. The error models for gyro and accelerometer are presented with a study of their effects. A navigational Kalman Filter is derived based on those error models. Test results are presented, which shows the initial calibration and alignment scheme and the proposed filter configuration effectively reduce the drift of the sensors and provide improved accuracy for its practical use for navigation.

1. 서 론

스트랩다운 관성항법시스템(Strap-Down Inertial Navigation System, SDINS)은 항체에 직접 부착된 관성센서인 자이로와 가속도계로부터 측정된 각속도와 가속도를 시간에 대해 적분하여 항체의 위치, 속도 및 자세를 외부장치의 도움 없이 결정하는 독립적인 항법시스템이다[1][2].

일반적으로 군수산업이나 항공우주산업 등에서 사용되는 정밀한 관성항법시스템은 매우 고가이므로 그 사용분야가 제한되어 왔다. 또한, 대부분의 관성항법시스템은 항체의 위치 및 자세에 대한 정확한 정보를 제공하기 위해 절대위치 및 절대자세 측정센서와 결합하여 사용된다[3]. 최근에는 반도체기술의 발달로 인하여 저급 관성센서들이 많이 개발되고 있다. 그러나 현재 개발중인 관성센서는 항공우주분야에서 사용되는 것보다 훨씬 부정확한 위치 및 자세 정보를 제공한다. 따라서 저급 관성센서를 효과적으로 사용하기 위해서는 센서의 오차특성에 대한 연구와 이에 대한 보상이 필요하다[2][4]. 즉, 시간이 지남에 따라 누적되는 센서오차의 보정에 관한 연구와 함께 항법초기의 항체의 자세를 결정하는 초기정렬에 관한 연구가 선행되어야 한다[5][8].

본 논문에서는 저가형 관성센서인 진동형 자이로와 커패시터형 3축 가속도계를 이용하여 관성측정장치(Inertial Measurement Unit, IMU)를 구성하고 이들 센서의 오차성분의 오차계수를 추정하기 위한 최소승법과 구현된 오차보정 계수를 이용한 칼만 필터를 설계한다. 또한 실제 차량에 탑재후 정적인 실험과 동적인 실험을 수행하여 설계된 칼만 필터의 성능을 분석한다.

2. 본 론

2.1 관성센서 사양

본 논문에서 사용한 관성센서는 Sumitomo사의 자이로 SGN1-100-20과 3축 가속도계 C3A-02-03이다. 자이로는 지구의 자전각속도와 움직이는 항체의 각속도를 측정할 수 있어야 하나 SGN1-100-20 자이로는 0.025 deg/sec의 분해능을 갖는 저급 진동형으로 동특성이 큰 항체의 각속도만 측정이 가능하다. C3A-02-03 가속도계는 직교하는 세 좌표축 X, Y 및

Z에 대한 선형 가속도에 비례하는 DC전압을 출력한다. 단, 가속도계가 중력방향에 대해 수직으로 위치했을 때 Z축의 출력값은 중력가속도 1g를 보상한 값을 출력하도록 설계되어 있다. 사용한 관성센서의 특성은 표1과 표2와 같다.

표 1. 자이로 특성(SGN1-100-20)
Table 1. Gyro Characteristics(SGN1-100-20)

특성	범위	특성	범위
Rate Range	±100 deg/sec	Bias Drift	0.3 deg/sec
Output Scale Factor	20mV/(deg/sec)	Bandwidth	10 Hz
Bias Offset	±1 deg/sec	Quiescent Noise	0.2 deg/sec
Bias var. over Temp.	±3 deg/sec	Noise under vib.	0.1 (deg/sec)/G

표 2. 가속도계 특성(C3A-02-01)
Table 2. Accelerometer characteristics

특성	범위	특성	범위
Detection Range	± 2g	Bias Drift	0.2 mg
Scale Factor	1 V/1g	Bandwidth (X,Y : Z)	>30 Hz >7 Hz
Bias Offset	±10 mg	Quiescent Noise	1mg rms
Bias var. over Temp.	±4 mg/°C	Noise under vib.	2 mg : 15 mg

2.2 Calibration and Alignment Algorithm

저가의 관성센서를 이용하여 항법시스템을 구성하기 위해서는 먼저 센서보정을 수행해야 하고, 센서의 초기 정렬에 대한 연구가 필요하다[6].

2.2.1 Calibration Using Sensor error model

압전소자로 제작된 관성센서는 내부에서 전기적으로 비교적 큰 열과 진동이 발생하는데, 저급관성센서는 이러한 오차의 보상이 실제로 큰 의미가 없다. 일반적으로 오차성분 중 가장 큰 요인인 바이어스에 대한 모델링을 수행하는데 본 논문에서는 입력이 zero일 때, 측정적인 상태로 오랜 시간의 데이터를 수집하여 오차모델을 결정하였다. 항체의 변화에 따라 센서의 출력이 나타나므로 시간의 함수로 선형화 하면 다음과 같이 나타낸다.

$$e(k) = C_1(1 - e^{-\frac{k}{\tau}}) + C_2 \quad (1)$$

여기서, 선형화 모델 파라미터 C_1 , C_2 그리고 τ 값은 Levenberg-Marquardt 최소자승법을 이용하여 추정한다[7].

2.2.2 Initial Alignment

본 논문에서는 항체의 초기 자세와 좌표변환행렬을 결정하기 위해 초기 정렬을 수행하였다. 초기항법시 정적인 자세로 측정된 자이로와 가속도계를 이용하여 항체의 roll, pitch, yaw를 계산하고, 이를 이용하여 동체 좌표계에서 NED 좌표계로의 좌표변환 행렬을 결정한다[8]. 각 좌표계와 좌표변환행렬은 다음과 같이 나타낸다.

$$\begin{bmatrix} f_x \\ f_y \\ f_z \end{bmatrix} = C_b^n \cdot f^n = \begin{bmatrix} g \sin \theta \\ -g \sin \phi \\ -g \cos \phi \cos \theta \end{bmatrix} \quad (2)$$

여기서, ϕ 는 roll, θ 는 pitch, ψ 는 yaw, g 는 중력가속도이다. 식(2)로부터 roll 각과 pitch 각은 가속도계의 출력에 대해 다음과 같이 정리된다.

$$\theta = \tan^{-1}\left(\frac{f_z}{\sqrt{f_y^2 + f_x^2}}\right) \quad (3)$$

$$\phi = \tan^{-1}\left(\frac{f_x}{f_y}\right) \quad (4)$$

yaw 각 ψ 를 계산하기 위해 좌표변환행렬을 roll, pitch 로 구성된 C_1 과 yaw각으로 구성된 C_2 로 나누어 정리한다.

$$\begin{aligned} \omega^b &= C_n^b \omega^n = C_1 C_2 \omega^n \quad (5) \\ C_1^T \omega^b &= C_2 \omega^n = [\omega_n \ \omega_b \ \omega_d]^T = C_2 [\omega_n \ \theta \ \omega_d]^T \quad (6) \\ &= [\cos \psi \omega_n \ -\sin \psi \omega_n \ \omega_d]^T \end{aligned}$$

계산된 roll, pitch를 이용하여 C_1^T 를 구하고 ω^b 는 동계좌표계의 측정치이므로 yaw 각은 다음과 같이 주어진다.

$$\psi = \tan^{-1}\left(-\frac{\omega_b}{\omega_n}\right) \quad (7)$$

Quaternion을 이용하여 표현한 좌표변환행렬은 다음과 같이 주어진다.

$$C_b^n = \begin{bmatrix} q_0^2 + q_1^2 - q_2^2 - q_3^2 & 2(q_1 q_2 - q_0 q_3) & 2(q_1 q_3 + q_0 q_2) \\ 2(q_1 q_2 + q_0 q_3) & q_0^2 - q_1^2 + q_2^2 - q_3^2 & 2(q_2 q_3 - q_0 q_1) \\ 2(q_1 q_3 - q_0 q_2) & 2(q_2 q_3 + q_0 q_1) & q_0^2 - q_1^2 - q_2^2 + q_3^2 \end{bmatrix} \quad (8)$$

2.3 칼만필터 구성

센서의 측정치는 먼저 센서 오차보정필터인 pre-filter 를 거친 후 Kalman Filter에 입력된다.

2.3.1 센서보정필터(pre-filter)

2.2절에서 정의된 파라미터를 추정한 결과 얻은 $C_1 = 0.0036$, $C_2 = 0.0370$ 및 $\tau = 67.1013$ 값을 이용하여 센서의 각 축에 대한 오차보정 필터를 구현하였다. 이는 항법해 추정하기 위해 센서오차를 먼저 보정하는 필터에 해당한다. 즉 IMU에 내장되어있는 센서보정 필터이다. 칼만 필터를 구성하기 위한 상태방정식은 식(9)와 같고, 상태변수는 자이로와 가속도계의 측정치와 그에 대한 관계 항을 고려해서 식(10)과 같이 정의한다.

$$\begin{aligned} x(k+1) &= F_{pre}x(k) + u(k) + w(k) \quad (9) \\ z(k) &= H_{pre}x(k) + v(k) \end{aligned}$$

$$x = [\phi \ \dot{\phi} \ \ddot{\phi} \ \dot{\psi} \ e \ \dot{e}] \quad (10)$$

여기서, $\dot{\phi}$: 센서 각 축의 측정치
 e : 센서 바이어스 오차

$$u = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & \frac{\kappa(C_1 + C_2)}{t + \tau} \end{bmatrix}$$

$$E[ww^T] = Q, \quad E[vv^T] = R$$

시스템 행렬 F와 관측행렬 H는 다음과 같이 주어진다.

$$F_{pre} = \begin{bmatrix} 1 & t & \frac{1}{2}t^2 & \frac{1}{6}t^3 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & t & \frac{1}{2}t^2 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & t & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & \frac{\tau}{t + \tau} \end{bmatrix} \quad (11)$$

$$H_{pre} = [0 \ 1 \ 0 \ 0 \ 0 \ 1] \quad (12)$$

2.3.2 항법필터 구성

NED좌표계에서 항체의 동특성방정식은 다음과 같이 나타낸다[3].

$$\dot{R}^n = V^n \quad (13)$$

$$\dot{V}^n = C_b^n f^b - (2\omega_{ie}^n + \omega_{en}^n) \times V^n + g^n \quad (14)$$

$$\dot{C}_b^n = \Omega_b^n C_b^n \quad (15)$$

여기서, R은 위치, V는 속도, ω_{ie}^n 는 지구자전각속도, ω_{en}^n 는 항체의 운동에 대한 각속도, 그리고 Ω_b^n 는 자이로 측정치의 skew-symmetric 행렬이 된다.

항법칼만필터를 구성하기 위한 상태방정식은 식(16)과 같고 상태변수는 위치, 속도, 그리고 misalignment에 대한 항과 센서 각 축에 대한 오차 항으로 식(17)과 같이 15차로 나타낸다. 자이로는 correlation Δt 를 가지는 1차 Markov-process로, 가속도계는 random constant 로 오차모델을 구성하였다.

$$x(k+1) = Fx(k) + Gw(k) \quad (16)$$

$$z(k) = Hx(k) + v(k)$$

$$x = [r_N \ r_E \ r_D \ v_N \ v_E \ v_D \ \psi_N \ \psi_E \ \psi_D \ \dots \ eax \ eay \ eaz \ egx \ egy \ egz]^T \quad (17)$$

따라서 시스템 행렬은 식(18)과 같이 나타낸다.

$$F = \begin{bmatrix} 0_{3 \times 3} & I_{3 \times 3} & 0_{3 \times 3} & 0_{3 \times 3} & 0_{3 \times 3} \\ 0_{3 \times 3} & 0_{3 \times 3} & Sf & C_b^n & 0_{3 \times 3} \\ 0_{3 \times 3} & 0_{3 \times 3} & 0_{3 \times 3} & 0_{3 \times 3} & C_b^n \\ 0_{3 \times 3} & 0_{3 \times 3} & 0_{3 \times 3} & F_a & 0_{3 \times 3} \\ 0_{3 \times 3} & 0_{3 \times 3} & 0_{3 \times 3} & 0_{3 \times 3} & F_g \end{bmatrix} \quad (18)$$

여기서 Sf : 가속도출력의 skew-symmetric 행렬

$F_a = [0_{3 \times 3}]$, : 가속도 오차모델

$$F_g = \begin{bmatrix} \frac{-1}{\Delta t_x} & 0 & 0 \\ 0 & \frac{-1}{\Delta t_y} & 0 \\ 0 & 0 & \frac{-1}{\Delta t_z} \end{bmatrix} : \text{자이로 오차모델}$$

$$G = \begin{bmatrix} 0_{3 \times 3} & 0_{3 \times 3} & 0_{3 \times 3} & 0_{3 \times 3} & 0_{3 \times 3} \\ 0_{3 \times 3} & C_b^n & 0_{3 \times 3} & 0_{3 \times 3} & 0_{3 \times 3} \\ 0_{3 \times 3} & 0_{3 \times 3} & C_b^n & 0_{3 \times 3} & 0_{3 \times 3} \\ 0_{3 \times 3} & 0_{3 \times 3} & 0_{3 \times 3} & I_{3 \times 3} & 0_{3 \times 3} \\ 0_{3 \times 3} & 0_{3 \times 3} & 0_{3 \times 3} & 0_{3 \times 3} & I_{3 \times 3} \end{bmatrix} \quad (19)$$

$$H = [0_{3 \times 3} \ I_{3 \times 3} \ 0_{3 \times 3}]$$

2.4 실험 및 분석

본 논문에서 그림1과 같이 자이로는 각 축의 회전각속도를 측정할 수 있도록 3개를 서로 직교하게 배치하고, Z축 방향으로 3축 가속도계를 배치하고 6자유도의 출력을 가지는 IMU를 구성하였다. 또한 그림 2에서와 같이 센서 출력단에 Butter-worth 2차 low-pass필터로서 하드웨어 필터를 구현하였다. 센서 출력은 Adventech사의 12-Bit A/D 보드인 PCL-711을 사용하여 20Hz의 주기로 데이터를 측정하였다. 측정된 데이터는 센서

보정필터를 거쳐 오차를 보정한 후 보정된 데이터를 이용하여 Kalman Filter를 통해 항법해를 산출하였다.



그림 1. 구성된 관성측정장치
Fig 1. IMU Configuration

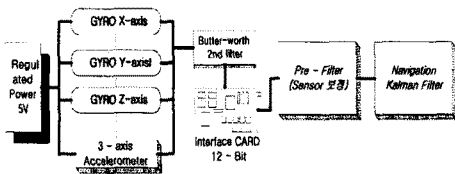


그림 2. 관성항법시스템의 구조
Fig 2. The Structure of the INS

그림 3은 아주대학교 원천관 앞 삼각잔디를 주행하여 얻은 데이터로 자이로와 가속도의 raw 측정치에 환산계수를 곱하여 얻은 결과이다. 차량실험의 2차원적인 항법시스템의 구성으로, 가속도계는 x와 y축으로 많은 변화량을 보이고 z축은 중력가속도 1g를 보정한 값이다. 자이로는 주로 yaw축 방향의 측정치가 나타났다. 항법 초기시 약 15초 동안은 센서보정과 초기정렬 알고리즘에 이용하기 위해 정적인 실험을 수행하였다.

그림 4는 자이로 yaw각의 raw 측정치와 오차성분을 센서보정필터를 통해 보정한 측정치에 대한 비교그림으로 보정 전에는 바이어스와 같은 여러 오차의 영향으로 부정확한 각속도를 나타내었으나 보정 후 삼각잔디의 한 각이 120도 정도임을 확인할 수 있다.

그림 5와 6은 주행시 위치와 속도를 추정한 그림으로 x축으로는 삼각잔디 3회 주행시 약 1200m가 나타나고 y축으로는 약 100m 위치 추정결과가 나타났다.

그림 7은 정적인 실험의 결과로 센서부에 전원을 연결 후 센서의 내부온도를 고려하기 위해 어느 정도의 시간이 지난 후 데이터를 약 60초간 수집하였다. 그림에서 보듯이 NED 좌표평면에서 2.3m(2drms)의 오차가 발생했다. 이 실험을 통해 센서보정필터를 이용하여 센서의 오차성분의 파라미터를 결정하였다.

그림 8은 아주대학교 원천관 앞 삼각잔디를 3회 주행한 실험결과를 NED좌표계에서 항체의 궤적으로 나타내었다. 그림에서 보듯이 시간이 지날수록 항법오차의 누적으로 부정확한 항법해가 나타남을 확인할 수 있는데, 이는 관성센서의 오차 성분의 누적에 의한 것이다. 이러한 오차를 더욱 줄이기 위해서는 어느 정도의 시간의 경과 후 센서를 다시 초기화시키거나 운항중의 정렬(In-flight) 과정이 필요하다.

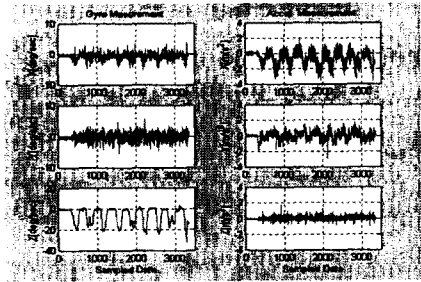


그림 3 자이로와 가속도계 측정치
Fig 3. Gyro & Accelerometer measurements

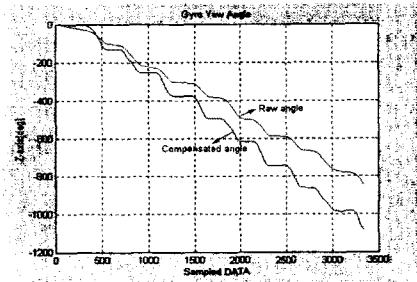


그림 4 보상전과 보상후 자이로 요각 비교
Fig 4. Gyro yaw angle before and after compensation

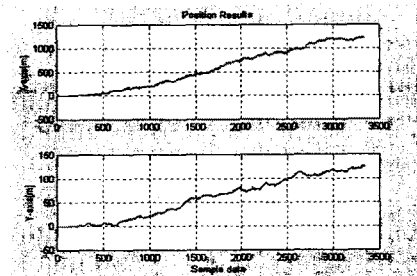


그림 5. 위치 추정 결과
Fig 5. Estimated position results

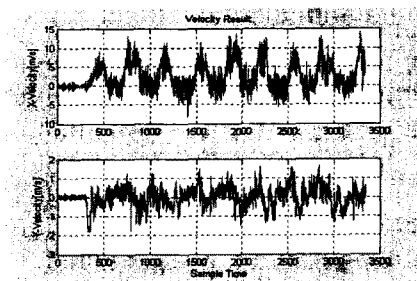


그림 6. 속도 추정 결과
Fig 6. Estimated velocities

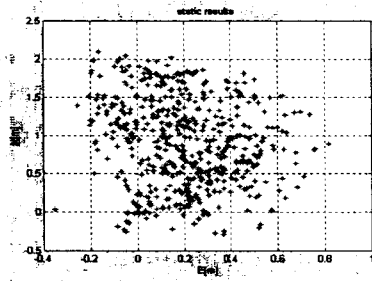


그림 7. 정적인 실험결과
Fig 7. Static results

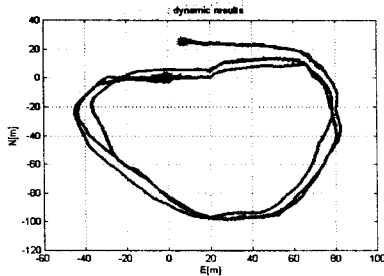


그림 8. 아주대 원천관 앞 잔디 주행 경과
Fig 8. Dynamic results

3. 결 론

본 논문에서는 저가의 관성센서를 이용하여 관성항법 장치를 구성하고 센서의 오차보정과 초기정렬을 이용하여 독립적인 INS를 구성하였다.

자이로와 가속도계의 측정치를 보정하기 위한 오차모델을 추정하고 이를 바탕으로 칼만 필터를 설계했으며 구현된 필터의 성능을 실험을 통하여 분석하였다. 또한 항법알고리즘에 대한 성능과 오차분석을 수행했으며, 실험을 통하여 그 결과를 확인하였다.

결과에서 보듯이 추정된 오차모델을 이용한 자이로와 가속도계의 오차보정 효과를 확인할 수 있으며 이를 기반으로 저가의 항법시스템의 구성이 가능하리라 사료된다. 반면, 시간에 따른 오차의 누적영향으로 운행중 알고리즘에 대해 추후 연구되어야 할 것이다.

따라서 저가의 관성항법장치와 GPS의 결합을 통하여 격한 동적 특성에 강인한 항법시스템의 구현이 가능할 것이다.

(참 고 문 헌)

- [1] George M. Siouris, *Aerospace Avionics System*, Academic Press, 1993.
- [2] K. R. Britting, *Inertial Navigation System Analysis*, Wiley-Interscience, 1971.
- [3] Anthony Lawrence, *Modern Inertial Technology: Navigation, Guidance, and Control*, Springer, 1998.
- [4] J. A. Farrell and Matthew, *The Global Positioning System & Inertial Navigation*, McGraw-Hill, 1998.
- [5] Samer S. Saab and Kristjan T. Gunnarsson "Automatic alignment and calibration of an inertial navigation system", IEEE, 1994.

- [6] D. Buechler, "Integration of GPS and Strapdown Inertial Systems into a Single Unit," *Journal of the Institute of NAVIGATION*, vol. 34, no. 2, Summer, 1987.
- [7] B. Barshan and H. F. Durrant-Whyte, "Inertial Navigation Systems for Mobile Robots," *IEEE Trans. on Robotics and Automation*, vol. 11, no. 3, June, 1995
- [8] 박찬국, 김광진, 박홍원, 이장규, "스트랩다운 관성항법시스템의 초기 개략정렬 알고리즘 개발", 제어·자동화·시스템공학 논문지 제 4권 5호, 1998.