

AHRS을 이용한 자세결정과 Heading 산출을 위한 연구

The Study for attitude determination and heading production using AHRS

백기석¹⁾ · 박운용²⁾ · 차성렬³⁾ · 홍순헌⁴⁾

Back, ki suk · Park, woon young · Cha, sung yeoul · Hong, soon heon

¹⁾ 동아대학교 토목공학과 박사과정(E-mail:back0897@donga.ac.kr)

²⁾ 동아대학교 토목해양공학부 교수(E-mail:uypark@daunet.donga.ac.kr)

³⁾ 양산대학 토목조경과 교수(E-mail:syucha@mailyangsan.ac.kr)

⁴⁾ 밀양대학교 토목공학과 교수(E-mail:hongsh@arang.miryang.ac.kr)

Abstract

In this paper, the error compensation method of the low-cost IMU is proposed. In general, the position and attitude error calculated by accelerometers and gyros grows with time. Therefore the additional information is required to compensate the drift. The attitude angles can be bound accelerometer mixing algorithm and the heading angle can be aided by single antenna GPS velocity. The Kalman filter is used for error compensation. The result is verified by comparing with the attitude calculated by Attitude Heading Reference System with Micro Electro Mechanical System for a basis

1. 서론

관성항법장치(INS : Inertial Navigation System)는 관성센서인 자이로와 가속도계를 사용하여 항체의 자세 및 속도, 위치 정보를 주위환경에 영향 받지 않고 연속적으로 제공한다. 관성항법장치는 고가이어서 유도무기, 항공기 등에 한정되어 사용되었다. 최근 반도체 기술이 발전함에 따라 MEMS(Micro Electro Mechanical System)기반의 IMU(Inertial Measurement Unit)가 많이 개발되고 있다. 일반적으로 MEMS IMU는 저가, 소형인 장점을 가지고 있어 저가의 항법 시스템 개발에 많이 사용되고 있다. 그렇지만 MEMS IMU는 단독으로 사용하기에는 아직 성능이 만족스럽지 못하므로 항법 성능을 향상시키기 위하여 비관성 센서와 통합하여 사용한다. MEMS IMU 기반의 AHRS(Attitude Heading Reference System) 또는 자세 측정용 GPS/INS 시스템은 중급의 RLG(Ring Laser Gyro) 또는 FOG(Fiber Optic Gyro)기반의 IMU를 사용한 항법시스템과 유사한 항법 성능을 제공한다.

관성항법장치가 제공하는 항법정보는 짧은 시간 안에는 정확하지만 시간이 경과함에 따라 관성센서의 오차 및 초기 자세오차가 누적되어 발산하게 된다. 따라서 비관성 센서인 GPS나 속도계 등의 정보를 이용하여 주기적으로 오차를 추정, 보정해야한다. 특히 저급 IMU를 사용하는 관성항법장치는 현재 상용화된 반도체형 자이로의 성능이 떨어져서 지구자전 각속도를 측정하지 못하며, 이는 초기정렬시 항체의 요각을 계산하지 못하므로 DR(Dead Rocking)시스템으로도 사용하기 어렵다. 이를 해결하기 위하여 보조정보를 이용하여 주기적으로 정보를 제공해야 한다. 또한 시간에 따라 오차가 커지는 roll, 피치각의 보상도 필요하다. 본 논문에서는 관성항법장치의 기본적인 이론과 MEMS IMU 기반의 AHRS를 이용하여 장시간 사용에 따라 오차가 커지는 roll angle, pitch angle의 보상과 Heading 산출에 대해 논한다.

2. 방위각 오차를 고려한 오차모델

구할 수 없는 초기 방위각에 대하여는 두 개의 상태 변수로 모델링 되어 다루어 진다. 초기 방위각

오차가 매우 크다는 가정 하에 방위각 오차의 사인 함수와 코사인 함수로서 다루어진다. 이는 미세 오차모델로부터 큰 방위각 오차를 고려하면 쉽게 유도 할 수 있다.

2.1 속도 오차 모델

INS의 속도 오차 방정식은 식 (1)과 같이 나타낸다.

$$\delta V^c = f_t^p - f_t^c + \delta f^p + \delta g^c - (2\omega_{ie}^c + \omega_{ec}^c) \times \delta V^c \quad (1)$$

여기서, 위 첨자 p와 c는 각각 플랫폼 좌표계와 컴퓨터 좌표계를 나타내고 δf 와 δg 는 가속도 벡터와 중력 벡터의 오차를 나타낸다. 그리고 ω_{ie} 는 관성좌표계에 대한 지구 중심 좌표계의 각속도를 나타내고 ω_{ec} 는 지구 중심 좌표계에 대한 컴퓨터 좌표계의 각속도를 나타낸다. 식(1)에서 플랫폼 좌표계에서의 가속도와 컴퓨터 좌표계에서의 가속도의 차이는 식(2)와 같이 나타내어진다.

$$f_t^p - f_t^c = (I - C_p^c) f_t^p = (C_c^p - I) f_t^c \quad (2)$$

여기서 컴퓨터 좌표계와 플랫폼 좌표계 사이의 자세를 나타내는 방향 코사인 행렬 C_p^c 는 두 좌표계 사이의 자세가 아주 작다면 $\sin(\Psi) \cong \Psi$, $\cos(\Psi) \cong 1$ 로 근사화가 가능할 것이다. 그러나 운항 중 정렬의 경우에는 수평축 자세 오차인 Ψ_x , Ψ_y 는 작은 반면 수직축 자세오차인 Ψ_z 는 크기 때문에 위와 같이 근사화하여 사용하기에는 적당하지 않다. 이럴 경우에는 다음과 같이 근사화하여 사용한다.

$$\sin(\Psi_x) \cong \Psi_x, \sin(\Psi_y) \cong \Psi_y, \sin(\Psi_z) = \sin(\Psi_z)$$

$$\cos(\Psi_x) \cong 1, \cos(\Psi_y) \cong 1, \cos(\Psi_z) = 1$$

2.2 자세오차모델

큰 방위각 오차를 고려한 자세 오차 모델도 속도 오차 모델과 마찬가지로 미세오차 모델로부터 큰 방위각 오차를 고려하며 근사화 시킨 방정식을 유도하여 얻을 수 있다.

$$\omega_{cp}^b = (I - C_c^p) \omega_{ic}^c - \epsilon^p \quad (3)$$

식(3)은 컴퓨터 좌표계에 대한 플랫폼 좌표계의 각속도를 나타낸 방정식이다. 여기서 C_c^p 를 근사화하여 사용하면 식(4)과 같은 자세 미분방정식을 얻을 수 있다.

$$\omega_{cp}^b = - \begin{bmatrix} \omega_{ic}^c \times \\ \vdots \\ \omega_{ic(x)}^c \\ \vdots \\ \omega_{ic(y)}^c \\ \vdots \\ 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \Psi_x \\ \Psi_y \\ \sin \Psi_z \\ \cos(\Psi_z) - 1 \end{bmatrix} - \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ f_z(\omega_{ic}^c, \Psi) \end{bmatrix} - \epsilon^p \quad (4)$$

여기서 $f_z(\omega_{ic}^c, \Psi) = \omega_{ic(x)}^c(\Psi_x \sin(\Psi_z) + \Psi_y \cos(\Psi_z) - 1) + \omega_{ic(y)}^c(\Psi_y \sin(\Psi_z) + \Psi_x \cos(\Psi_z) - 1)$ 이다.

식 (4)도 비선형 항을 포함하고 있어서 선형화 하기 위해서는 다음과 같이 근사화하여 선형화된 자세오차 모델을 얻는다.

$$\frac{d}{dt} \sin(\Psi_z) \cong 0, \frac{d}{dt} (\cos(\Psi_z) - 1) \cong 0 \quad (5)$$

먼저 방위각 변화가 작다면 식 (5)과 같이 근사화가 가능하고 식(4)와 (5)로부터 식 (6)를 얻을 수 있다.

$$\frac{d}{dt} \begin{bmatrix} \Psi_x \\ \Psi_y \\ \sin(\Psi_z) \\ \cos(\Psi_z) - 1 \end{bmatrix} = - \begin{bmatrix} \omega_{ic}^c \times \\ \vdots \\ \omega_{ic(x)}^c \\ \vdots \\ \omega_{ic(y)}^c \\ \vdots \\ \dots \\ 0_{1 \times 4} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \Psi_x \\ \Psi_y \\ \sin(\Psi_z) \\ \cos(\Psi_z) - 1 \end{bmatrix} - \begin{bmatrix} 0_{2 \times 1} \\ \omega_x \Psi_y - \omega_y \Psi_x \\ \dots \\ 0 \end{bmatrix} - \begin{bmatrix} \epsilon^b \\ \dots \\ 0 \end{bmatrix} \quad (6)$$

그리고 ω_x , ω_y , Ψ_y 가 작다고 하면 이 항들을 무시하거나 랜덤 노이즈로 근사화하여 식(7)처럼 선형화된 모델을 얻을 수 있게 된다.

$$\frac{d}{dt} \begin{bmatrix} \psi_x \\ \psi_y \\ \sin(\psi_z) \\ \cos(\psi_z) - 1 \end{bmatrix} = - \begin{bmatrix} \vdots & \omega_{ic}^c(x) \\ \vdots & \omega_{ic}^c(y) \\ \dots & \dots \\ 0_{1 \times 4} & \dots \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \psi_x \\ \psi_y \\ \sin(\psi_z) \\ \cos(\psi_z) - 1 \end{bmatrix} - \begin{bmatrix} \epsilon^b \\ \dots \\ 0 \end{bmatrix} \quad (7)$$

2.3 위치 오차 모델

INS의 위치 오차 모델은 큰 방위각 오차 모델을 고려하더라도 미세 자세오차로 근사화하여 유도한 오차모델과 동일하다.

$$\delta \dot{R}^c = -\Omega_{ec}^c \delta R^c + \delta V^c \quad (8)$$

여기서 Ω_{ec}^c 는 ω_{ec}^c 의 왜대칭 행렬이다.

3. 실험 및 분석

3.1 실험장비

본 실험을 위해서 롤, 피치 그리고 Heading각 측정을 측정할 수 있는 Crossbow AHRS 400CC는 고안정 MEMS 센서이고 광범위하게 측정할 수 있는 자이로와 가속도계를 안정판에 장착되어 있다.

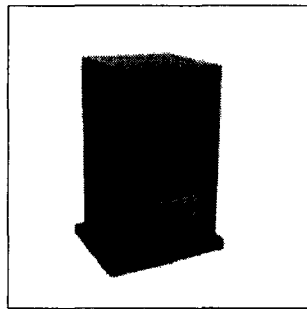


그림 1. AHRS 본체

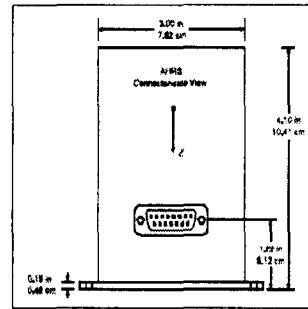


그림 2. 정면도

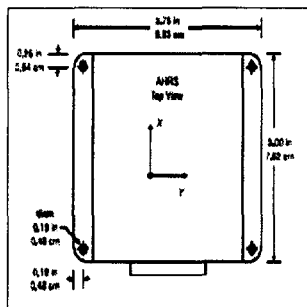


그림 3. 입면도

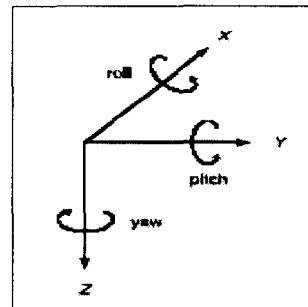


그림 4. AHRS 좌표계

위 그림 1, 2, 3, 4는 AHRS의 본체와 정면, 입면도, 좌표계이다. 관성항법 시스템에서의 좌표계의 방향이 중요하므로 15pin의 출력단자 반대편이 진행방향의 x축이라는 것을 보여주고 있다.

아래 그림 5는 AHRS 흐름도를 나타내고 있다.

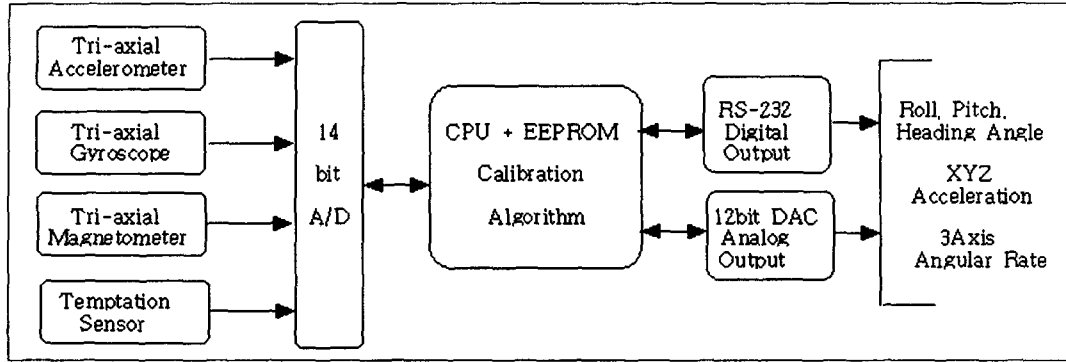


그림 5. AHRS 흐름도

3.2 실험

AHRS를 이용하여 자세결정과 Heading각을 산정하기 위해서 고정판에 정준을 한 정적상태에서 검증 실험을 하여 보았다. 실험은 15분간 56hz로 데이터를 취득하였으며 그림 6, 7, 8은 대략 3분 정도의 일부분을 도시하였다.

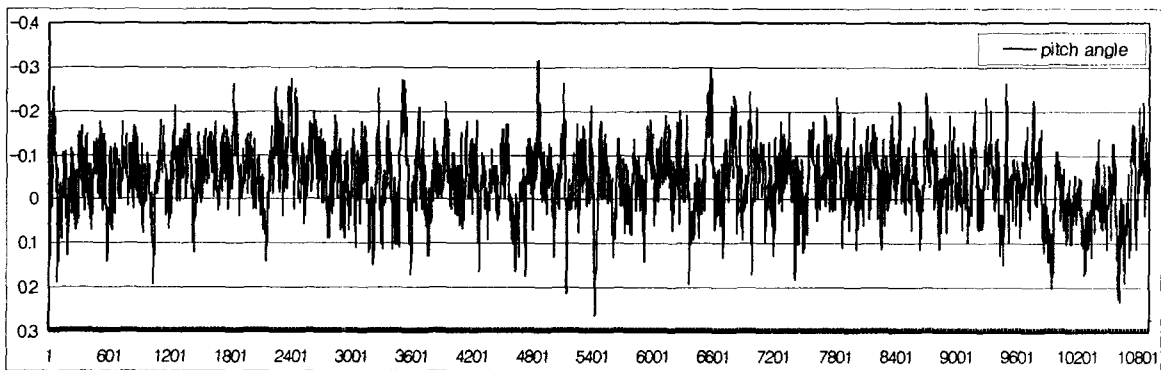


그림 6. Pitch angle

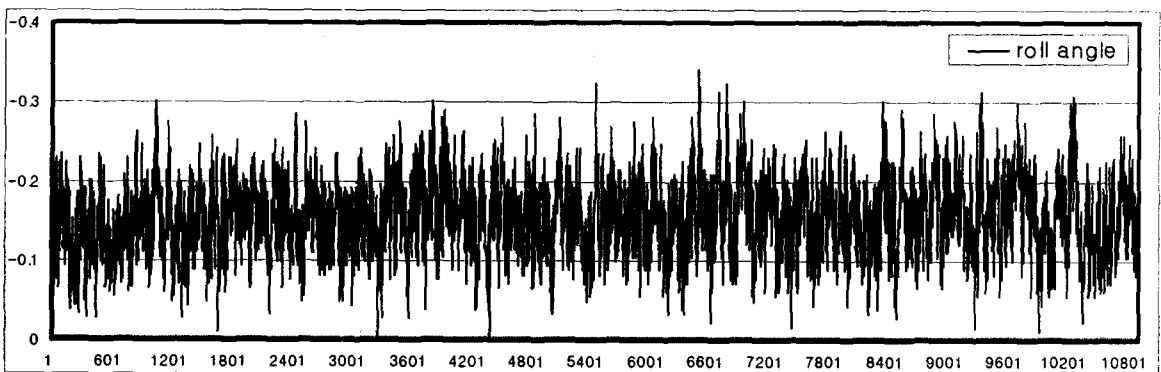


그림 7. roll angle

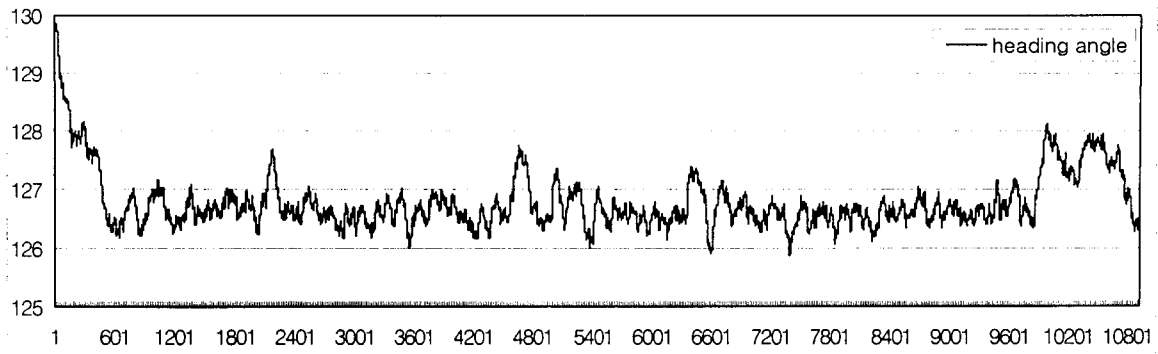


그림 8. Heading angle

고정판에서의 정적 calibration을 행한 결과 전체 15분간 56hz의 취득 데이터를 기준으로 그림 6에서 x축 회전각인 pitch각은 0.04196° 의 회전각을 얻을 수 있었으며 그림 7에서 y축 회전각인 roll각은 0.15532° 의 회전각을 얻을 수 있었다. 그리고 그림 8에서 heading 각은 $126^\circ 46' 36.26''$ 를 얻을 수 있었다. 특히 heading 각의 경우 초기 전원이 공급되고 약 1분 가량 이후에 취득된 데이터를 이용해야 된다는 것을 그래프에서 알 수 있다.

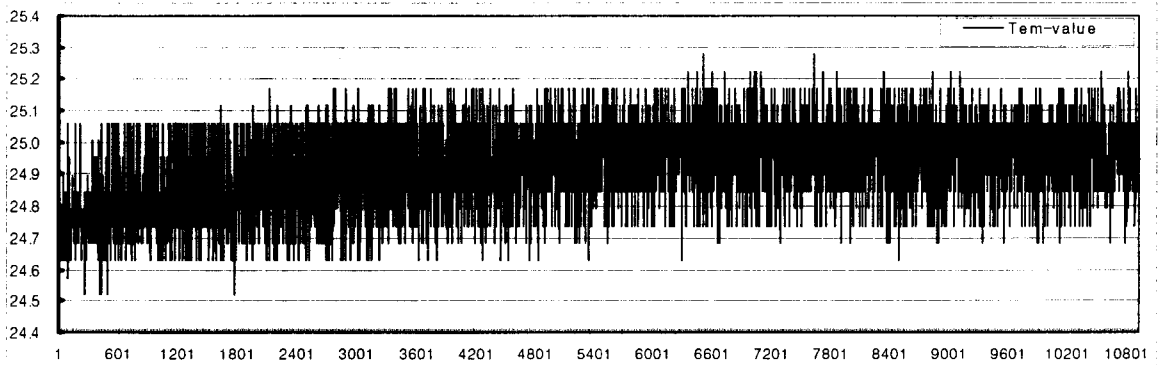


그림 9. 온도값

그림 9는 온도 값을 도시하였는데 MEMS기반으로 하는 AHRS는 온도에 민감한 반응을 하므로 흐름도에서 본 바와 같이 온도 센서를 부착하여 센서 자체에서 보정을 하도록 설계되어 있다. 특히 외부의 온도와 밀접한 관계를 가지고 있기 때문에 각 축의 회전각에 영향이 미칠 경우에는 센서 자체에서 온도 보정을 실행한다.

4. 결론

본 연구에서는 비관성센서인 GPS와의 결합하여 정지 및 항법에서의 자세 및 위치결정을 위한 기초로써 MEMS 기반의 AHRS IMU를 이용하여 자세 및 위치결정에 중요한 pitch 각, roll 각, Heading 각을 도출하여 초기 수평측 자세 오차 모델의 자료로 쓰일 것이다.

정적 calibration을 행한 결과 동체 좌표계에서의 진행방향인 x축 회전각인 pitch 각은 0.04196° y축 회전각인 roll 각은 0.15532° 의 회전각을 얻을 수 있었다. 그리고 항법에서의 위치결정에 중요한 자료인 Heading 각은 초기 1분의 출력각을 소거하고 난 후의 각은 $126^\circ 46' 36.26''$ 를 얻을 수 있었다.

차후 MEMS IMU 기반의 GPS/INS 통합 시스템을 구현하여 GPS와 INS의 장점만을 이용하여 시가지나 터널에서 취득할 수 없는 보다 정확한 위치정보와 이동체에 대한 자세 결정에 관한 연구가 계속해서 이어져야 할 것이다.

참고문헌

- 박운용 (2004), 기본측량학, 형설출판사, pp. 693~723
- Gebre-Egziabher, D., Hayward , D. R., Powell, C.D., (1998), "A Low-cost GPS/Inertial Attitude Heading Reference System(AHRS) for General Aviation Applications", *IEEE PALNS*, pp. 518-525
- J. A. Rios, E. White, (2002) Fusion Filter Algorithm Enhancements For a MEMS GPS/IMU, Proceedings of ION NTM, pp 126-137
- J. A. Farrell, M. Barth, (1999) The Global Positioning System & Inertial Navigation, McGraw-Hill
- R. M. Rogers, (1997) IMU In-Motion Alignment Without Benefit of Attitude Initialization, Journal of The Institute of Navigation, Vol 44, No 3, pp 301-311