

# 쿼터니언을 이용한 소형 자세센서의 개발과 자세 오차 보정

\*신진옥<sup>1</sup>, 홍대희<sup>1</sup>

<sup>1</sup> 고려대학교 기계공학과

## Small Attitude Sensor Development Using Quaternion and Attitude Error Correction

\*J.O. Shin<sup>1</sup>, D. H. Hong<sup>1</sup>

<sup>1</sup> Dept. of Mech. Eng., Korea University

Key words : Quaternion, Attitude sensor, MARG sensor, RTK-DGPS, Gauss-Newton iteration, IMU

### 1. 서론

본 연구의 목적은 소형 무인 비행체의 자세 제어시스템에 탑재할 소형/경량 자세(회전각) 트래킹시스템을 개발하는 것이다. 일반적인 자세 트래킹시스템은 IMU(Inertia Measurement Unit)를 사용한다. 대부분의 IMU는 고가이며 중량이 무겁기 때문에 소형 비행체에 적용하기 어렵다는 단점이 있다.

참고문헌[1]은 MARG(Magnetic, Angular Rate, and Gravity) 센서를 이용한 소형 모션 트래킹시스템을 개발하였고, 참고문헌[2]에서는 저가형 센서를 이용한 자세 트래킹시스템을 개발하였다. MARG 센서는 각 3개축의 자기장센서와, 3개축의 각속도센서, 그리고 3개축의 가속도센서로 스트랩다운(Strapdown)[3] 형태로 구성되어 있다. 이 MARG 센서는 쿼터니언(Quaternion)[4]함수를 이용하며, 중력의 방향과 지구 자장방향을 이용하여 강체의 자세를 추정하고 있다. 쿼터니언(Quaternion) 함수는 오일러 회전각의 특이점의 문제를 해결할 수 있으며, 자세 표현에 있어서 유일한 파라미터를 정할 수 있다. 사실상, 정적에 가까운 시스템에서는 외력을 고려하지 않고 적은 오차의 자세 트래킹이 가능하지만, 동적인 시스템, 예를 들어 비행체나 자동차와 같은, 강체의 선회운동의 경우, 작용하는 원심력과 강체의 무게 중심에서 떨어져 있는 IMU의 회전운동 등으로 발생하는 원심력이 자세정의에 오차를 발생시킨다. 이러한 오차는 가속도센서가 중력 이외에도 외력에 반응하는 것으로, 강체의 강한 동적 운동의 경우 자세제어 시스템을 불안정하게 만드는 원인이 된다. 본 연구에서는 이러한 자세정의 오차를 감소시키는 방법으로, RTK-DGP를 MARG 센서와 복합 구성한 자세정의 보정 방법을 제시한다.

### 1. MARG 센서의 시스템 구성

스트랩다운 형태의 구성은 Fig.1에서 보여지는 것과 같이 각 센서의 축이 서로 직각한 구성하는 것을 말한다.

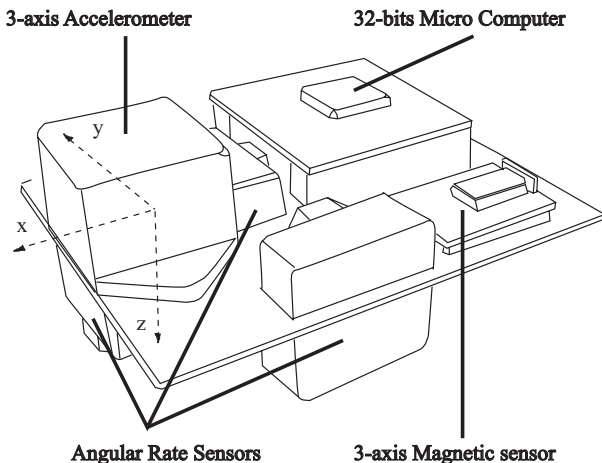


Fig. 1 Attitude sensor system's integration(strapdown configuration)

Table 1은 본 연구에서 구성한 자세 트래킹시스템의 사양을 나타낸다.

Parts	Specification
Angle rate sensor	± 200 degs/sec
3-axis accelerometer	± 4G
3-axis magnetometer	2 gauss
32-bit micro-computer	50Mhz, 10bits A/D converter
RTK-DGPS	1cm+1ppm, 20 Hz (RT-2)

### 2. MARG를 이용한 자세 정의 알고리즘

식(1)은 주어진 두 벡터(중력벡터, 지구자장벡터)를 네비게이션 좌표에서 동체 좌표로 회전 변환하였을 경우의 동체 좌표의 벡터를 나타낸다.

$$m^b = q^* \otimes m^n \otimes q = \mathbb{R}^{n \rightarrow b} m^n$$

$$n^b = q^* \otimes n^n \otimes q = \mathbb{R}^{n \rightarrow b} n^n$$
(1)

이때  $n \rightarrow b$ 는 네비게이션 좌표에서 동체 좌표로의 회전 변환을 나타내며, 그 DCM(Direction Cosine Matrix)은, 식(2)와 같이 표현된다. 여기서  $m$ 은 지구 자장의 벡터를,  $n$ 은 중력 벡터를 의미한다.

$$\mathbb{R}^{n \rightarrow b} = \begin{bmatrix} q_0^2 + q_1^2 - q_2^2 - q_3^2 & 2(q_1q_2 + q_3q_0) & 2(q_1q_3 - q_2q_0) \\ 2(q_1q_2 - q_3q_0) & q_0^2 + q_2^2 - q_1^2 - q_3^2 & 2(q_2q_3 + q_1q_0) \\ 2(q_1q_3 + q_2q_0) & 2(q_2q_3 - q_1q_0) & q_0^2 + q_3^2 - q_2^2 - q_1^2 \end{bmatrix}$$
(2)

식(3)의  $\epsilon$ 는 실제 벡터  $y_0^b$ 와 추정 벡터  $y^b$ 의 오차를 나타내며, 이 오차를 최소화 함으로써 쿼터니언 오리엔테이션 파라미터를 찾을 수 있다.

$$\epsilon = \begin{bmatrix} \epsilon_m \\ \epsilon_n \end{bmatrix} = y_0^b - y^b, \quad y^b = \begin{bmatrix} m^b \\ n^b \end{bmatrix}$$
(3)

$\epsilon$ 를 최소화하기 위하여 가우스뉴턴 반복연산법(Gauss-Newton Iteration Method)을 이용한다.

$$X_{ij} = \frac{\partial y_i(q)}{\partial q_j}$$
(4)

식(4)의 야코비안행렬  $X$  (Jacobian matrix)는 정방행렬이 아니기 때문에 바로 역행렬을 구할 수 없다. 이러한 경우에 유사역행렬(Pseudo inverse),  $[X^T X]^{-1} X^T$ 을 이용하여  $X$ 의 역행렬을 구한다.

$$\Delta q = [X^T X]^{-1} X^T \epsilon$$
(5)

식(5)의  $\Delta q$ 는 실제  $q$  값과 추정값  $\hat{q}$ 의 오차를 나타내며 그 차분 방정식은 다음과 같다.

$$\dot{\hat{q}} = k \Delta q$$

$$\Delta q = q_{true} - \hat{q}$$
(6)

### 3. GPS를 이용한 자세 오차 보정

중력뿐만이 아니라 회전과 선회에 의한 가속도 변화가 가속도 센서에 영향을 준다. 좌표계 시스템을 Fig.2 과 같이 정의할 때,

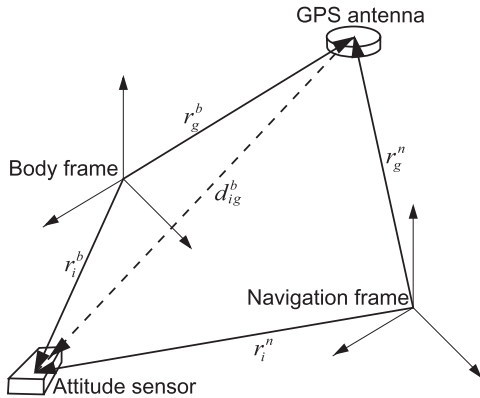


Fig. 2 Coordinate system

$r_i^n$  와  $r_g^n$  는 각각 네비게이션 좌표계에서의 자세센서와 GPS 안테나의 위치 벡터를,  $r_i^b$  와  $r_g^b$  는 강체 좌표계에서의 위치 벡터를 나타낸다. 이때 가속도 벡터 오차  $\varepsilon_n$  은 식 (7)과 같이 표현된다.

$$\begin{aligned} \varepsilon_n &= n_0^b - R n^n \\ &= n_0^b - R \left( g_i^n - \frac{1}{g} (a_g^n + R \tilde{\omega} \tilde{\omega}^T d_{ig}^b + R \tilde{\omega} d_{ig}^b) \right) \\ &= \left( n_0^b + \frac{1}{g} \tilde{\omega}^T d_{ig}^b + \frac{1}{g} \tilde{\omega} d_{ig}^b \right) - R \left( g_i^n - \frac{1}{g} a_g^n \right) \end{aligned} \quad (7)$$

$g_i^n$  는 중력벡터,  $g$  는 중력가속도,  $a_g^n$  는 GPS 안테나의 가속도 벡터를 나타내며,  $\tilde{\omega}$  (skew symmetric matrix)은 외적 수행 행렬로써  $\omega \times d$  를  $\tilde{\omega} d$  로 표현 가능하게 한다.

$n_0^b$  는 강체좌표계에서 실제로 측정된 값이며 그것은 가속도와 중력의 방향을 나타낸다.

식(7)의 세번째항에서, 첫 번째 항은 강체 회전력에 의한 원심력을 보정하고, 두 번째 항은 선회 운동으로 작용하는 외력을 보정한다. Fig.3 은 MARG-GPS 자세 트래킹시스템의 다이어그램을 나타낸다.

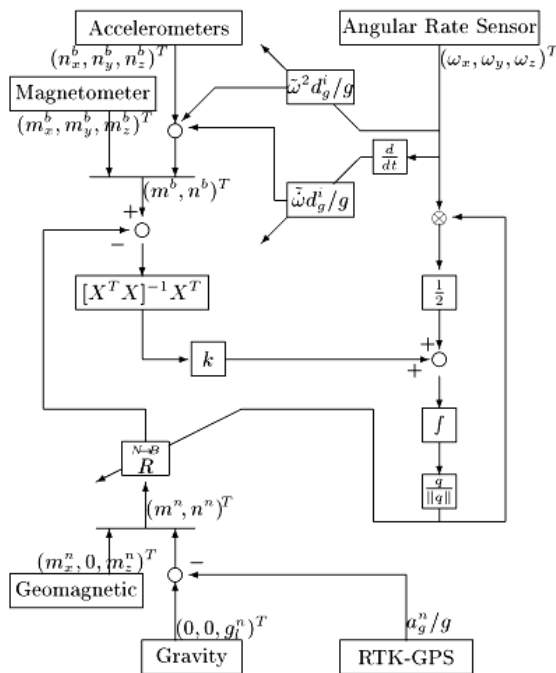


Fig. 3 Block diagram

Fig.4 는 실험결과로서 일정한 각속도로 강체가 선회를 하였을 경우의 자세보정결과를 나타낸다. 점선이 보정 전, 실선이 보정 후를 나타낸다.

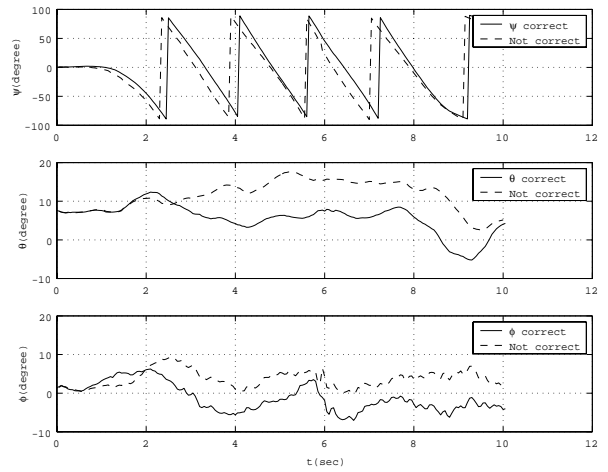


Fig. 4 Attitude correction with GPS

### 4. 결론

본 연구에서는 쿼터니언을 이용한 MARG 자세센서를 개발을 하였고(Fig.5), 회전이나 선회 등으로 발생하는 외력에 의한 자세정의의 오차를 감소시키기 위하여 GPS 를 병합한 보정방법을 제시하였다. 또한, 그 외력에 의해 발생하는 자세정의 오차를 본 연구방법으로 보정 할 수 있다는 것을, 실험의 결과를 통해 확인할 수 있었으며 자세센서의 소형/경량화의 가능성을 제시하였다.

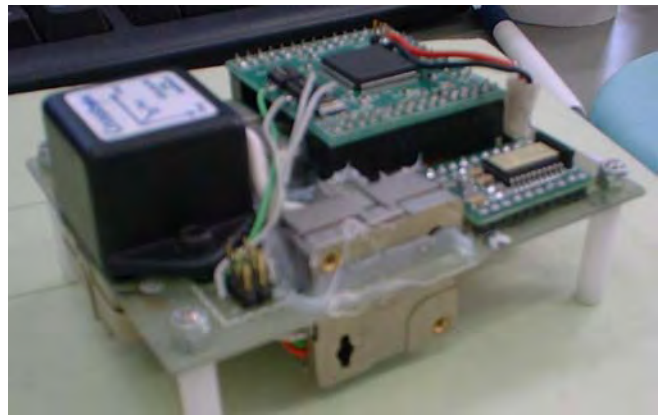


Fig. 5 Hardware integration

### 참고문헌

1. R. B. McGhee, E.R. Bachmann, X. P. Yun, and M. J. Zyda, "An Investigation of Alternative Algorithms for Singularity-Free Estimation of Rigid Body Orientation from Earth Gravity and Magnetic Field Measurements," Technical Report, Naval Postgraduate School, Monterey, California, October 2001.
2. D. Gebre-Egziabher, G. H. Elkaim, J. D. Powell, B. W. Parkinson, "A Gyro-Free Quaternion-Based Attitude Determination System Suitable for Implementation using Low-Cost Sensors," Presented at IEEE PLANS, San Diego, California, 2000.
3. D. H. Titterton, J. L. Weston, "Strapdown Inertial Navigation Technology", Peter Peregrinus Ltd., UK, 1997.
4. Jack B. Kuipers, "Quaternions and Rotation Sequences", Princeton University press, New Jersey, 1999.