

論文

J. of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences 45(2), 106-113(2017)

DOI:http://dx.doi.org/10.5139/JKSAS.2017.45.2.106

ISSN 1225-1348(print), 2287-6871(online)

비력벡터매칭 기법을 이용한 자세결정 알고리즘의 성능 향상

최영권, 박찬국*

Improvement of Attitude Determination Based on Specific Force Vector Matching

Yeongkwon Choe and Chan Gook Park*

Department of Mechanical & Aerospace Engineering, Automatic and Systems Research Institute, Seoul National University

ABSTRACT

Attitude determination algorithms for aircraft and land vehicles use earth gravitational vector and geomagnetic vector; hence, magnetometers and accelerometers are employed. In dynamic situation, the output from accelerometers includes not only gravitational vector but also motional acceleration, thus it is hard to determine accurate attitude. The acceleration compensation method treated in this paper solves the problem to compensate the specific force vector for motional acceleration calculated by a GPS receiver. This paper analyzed the error from the corrected vector regarded as a constant by conventional acceleration compensation method, and improve the error by rederivation from measurements. The analyzed error factors and improvements by the proposed algorithm are verified by computer simulations.

초 록

항공기 및 지상 이동체 등에 사용되는 자세 및 방위 결정 시스템은 자세를 결정하기 위해 중력가속도 벡터와 지구자기장 벡터를 이용한다. 이를 위해 가속도계와 자력계를 이용하게 되는데, 가속도계의 경우 중력가속도뿐만 아니라 항체의 운동 가속도까지 포함하게 되어 가속 중에는 자세결정이 어려워진다. 본 논문에서 다루는 가속도 보상 방법은 가속도계에서 얻은 비력으로부터 GPS 수신기를 통해 계산한 항체의 가속도를 빼주어 이를 해결하는 방법이다. 기존의 알고리즘은 보상한 벡터를 상수 형태로 간주해 이용하게 되는데, 본 논문에서는 이로 인한 오차를 분석하고 측정치로부터 모델을 재유도해 성능을 개선했다. 기존의 알고리즘이 내포한 오차 요인과 본 논문에서 제안한 알고리즘에 의해 자세 추정 성능이 개선됨을 컴퓨터 시뮬레이션을 통해 확인했다.

Key Words : Attitude(자세), Heading(방위각), Vector Matching(벡터매칭), Acceleration Compensation(가속도 보상), Global Positioning System(전지구 위치과약시스템)

† Received : August 31, 2016 Revised : January 2, 2017 Accepted : January 11, 2017

* Corresponding author, E-mail : chanpark@snu.ac.kr

I. 서 론

단일 안테나 GPS를 활용한 자세결정 알고리즘은 1998년 Kornfeld에 의해 제안된 후 다양한 형태로 연구되고 있다. 이러한 알고리즘은 크게 두 가지 방법으로 나눌 수가 있는데, 첫째로는 Kornfeld가 제안한 의사자세(Pseudo-attitude)를 이용한 방법이다. 의사자세는 GPS를 이용해 계산한 가속도로부터 양력 벡터를 도출한 뒤, 벡터의 방향과 수평면 사이의 각을 통해 롤 각을 계산하는 방법이다. 피치 각과 요 각은 각각 GPS로부터 얻은 속도 벡터를 이용해 항체의 진행방향으로 계산한다. 이러한 형태로 계산할 경우 받음각과 슬립 등에 의해 실제 오일러 각과는 다소 차이가 있는 값을 얻을 수 있기 때문에 자세가 아닌 의사자세라는 개념을 도입한다. 해당 논문에서는 이를 자세 값으로 이용하기보다는 의사자세의 특성을 살려, 측풍 상황 등에서 방위를 유지하는 계기로 사용하는 가능성 등을 제시한다 [1].

2010년에는 의사자세만을 이용해 항공기를 제어하는 연구가 이뤄졌다[2]. 하지만 의사자세만으로는 실제 활용에 제약이 있기 때문에 의사자세를 바탕으로 자세 값을 추정하고자 하는 다양한 연구들이 수행되고 있다. 이와 같은 연구 중에는 항공기 동역학 모델을 이용하는 방법이 있으며, 다른 센서와 결합해 측풍과 받음각까지 추정하는 연구도 이뤄지고 있다[3,4,5].

둘째로 Gebre-Egziabher 등이 제안한 가속도 보상 방법이 있다. 일반적인 자세 및 방위 결정 시스템은 지자기와 중력가속도를 이용해 자세를 계산한다. 이 때 중력가속도를 측정하기 위해서 가속도계가 이용되는데, 가속 상황에서 가속도계는 중력가속도뿐만 아니라 항체의 가속도를 포함한 비력 값을 주기 때문에 자세 계산의 정확도가 현저하게 떨어지게 된다. 일반적인 자세 및 방위 결정 시스템은 이를 보완하기 위해 상대적 자세 변화를 계산할 수 있는 자이로스코프를 함께 이용한다. 반면 가속도 보상 방법은 GPS를 통해 얻은 항체의 가속도를 비력에서 빼주어 중력가속도 벡터만을 얻는 방법이다[6, 7, 8]. 이때 GPS를 통해 얻은 가속도는 속도 측정치를 이용해 계산하게 되는데, 이러한 가속도 값의 정확도에 대해서는 [9]와 같은 연구가 이뤄져있다.

본 논문에서 분석하고 제안하는 방법은 Gebre-Egziabher가 제안한 벡터매칭 방법을 변형한 방법으로, 기존의 중력 가속도 벡터 측정치 모델이 갖는 오차 요인에 대해 분석했다. 나아가

이와 같은 오차를 감소시키기 위해 비력 벡터 보정이 아닌 비력 벡터 자체를 이용해야함을 증명했다. 분석한 내용과 제안한 알고리즘에 의한 성능 향상은 컴퓨터 시뮬레이션을 통해 확인했다.

본 논문에서 제안한 알고리즘은 통상의 자세 및 방위 결정 시스템과 달리, 상대적으로 전력 소모가 큰 자이로스코프를 사용하지 않기 때문에 효율적인 전력 관리가 요구되는 시스템에 적합하다. 또한 안테나 간 일정 거리가 요구되는 다중 안테나를 이용한 자세 결정법을 사용하기엔 공간이 적절치 않은 시스템에 적합할 것으로 보인다 [7]. 이러한 예로는 초소형 항공기(Micro aerial vehicle) 등이 있다. 나아가 INS/GPS 구성에 있어, 초소형 항공기에 쓰이는 저가의 관성 센서로 인해 발생할 수 있는 가관측성 문제를 본 시스템과의 결합을 통해 보완할 수 있다[7].

본 논문의 구성은 다음과 같다. 2.1절에서 기존의 가속도 보상을 통한 벡터매칭 자세결정 알고리즘에 대해 소개 및 유도한다. 2.2절에서는 앞선 절에서 유도한 측정치 모델로부터 생길 수 있는 오차 요인에 대해 분석했다. 2.3절에서는 위와 같은 오차 요인을 제거하기 위해 측정치로부터 모델을 재유도했다. 3절에서는 컴퓨터 시뮬레이션을 통해 가속 상황과 자세 변화 상황에서 기존 모델의 오차를 확인하고 제안한 모델이 이 같은 오차를 감소시키는 지를 분석했다. 끝으로 4절에서 결론을 맺는다.

II. 벡터매칭을 이용한 자세결정

2.1 기존의 벡터매칭 자세결정 알고리즘

Wahba의 문제 제기 이후 두 개 이상의 벡터를 이용해 자세를 결정하는 문제는 인공위성 자세결정을 중심으로 오랜 시간에 걸쳐 다양한 형태로 연구되어 왔다[10]. Gebre-Egziabher가 제안한 벡터매칭 자세결정 방법 역시 쿼터니언을 기반으로 한 선행 연구들과 비슷한 방법을 취하고 있다[11,12]. [7]에 따른 벡터매칭 자세결정의 측정치 방정식은 다음과 같이 유도할 수 있다. 먼저 동일한 물리량을 갖는 벡터, u 에 대해 항체 좌표계(b)와 항법 좌표계(n), 각각에서 나타난 것과 자세를 의미하는 방향코사인행렬 간의 관계는 식 (1)과 같다.

$$u^b = C_n^b u^n \tag{1}$$

이때 추정된 항법좌표계를 n' 이라고 정의하면 식 (1)을 다음과 같이 다시 정리할 수 있다.

$$\mathbf{u}^b = C_n^b C_n^{m'} \mathbf{u}^n \quad (2)$$

식 (2)에서 $C_n^{m'}$ 은 자세 결정 오차다. 이를 쿼터니언, $\overline{\mathbf{q}_e} = [q_{e0} \ \underline{\mathbf{q}_e}]^T = [q_{e0} \ q_{e1} \ q_{e2} \ q_{e3}]^T$ 로 나타내면 식 (3)과 같다[13].

$$C_n^{m'} = \begin{bmatrix} c_{11} & c_{12} & c_{13} \\ c_{21} & c_{22} & c_{23} \\ c_{31} & c_{32} & c_{33} \end{bmatrix} \quad (3)$$

$$\begin{aligned} c_{11} &= q_{e0}^2 + q_{e1}^2 - q_{e2}^2 - q_{e3}^2 \\ c_{12} &= 2(q_{e1}q_{e2} + q_{e0}q_{e3}) \\ c_{13} &= 2(q_{e1}q_{e3} - q_{e0}q_{e2}) \\ c_{21} &= 2(q_{e1}q_{e2} - q_{e0}q_{e3}) \\ c_{22} &= q_{e0}^2 - q_{e1}^2 + q_{e2}^2 - q_{e3}^2 \\ c_{23} &= 2(q_{e2}q_{e3} + q_{e0}q_{e1}) \\ c_{31} &= 2(q_{e1}q_{e3} + q_{e0}q_{e2}) \\ c_{32} &= 2(q_{e2}q_{e3} - q_{e0}q_{e1}) \\ c_{33} &= q_{e0}^2 - q_{e1}^2 - q_{e2}^2 + q_{e3}^2 \end{aligned}$$

이 때 $\overline{\mathbf{q}_e}$ 를 미소한 변화로 간주하면 $\overline{\mathbf{q}_e}$ 의 스칼라 값, $\cos \frac{\psi}{2}$ 는 회전각 ψ 가 0으로 근사되기 때문에 1로 근사할 수 있고, 이때 $C_n^{m'}$ 은 식 (4,5)과 같이 근사할 수 있다.

$$C_n^{m'} = \begin{bmatrix} 1 & 2q_{e3} & -2q_{e2} \\ -2q_{e3} & 1 & 2q_{e1} \\ 2q_{e2} & -2q_{e1} & 1 \end{bmatrix} \quad (4)$$

$$= \mathbf{I}_{3 \times 3} - 2[\underline{\mathbf{q}_e} \times] \quad (5)$$

식 (5)에서 $\underline{\mathbf{q}_e}$ 는 $\overline{\mathbf{q}_e}$ 의 벡터 성분을 의미한다. $[\underline{\mathbf{q}_e} \times]$ 는 벡터 $\underline{\mathbf{q}_e}$ 의 외적행렬이다. 식 (5)를 식 (2)에 대입해 얻은 측정치 방정식은 식 (9)와 같다. 이 때 $\delta \mathbf{u}^n$ 은 $\hat{\mathbf{u}}^n - \mathbf{u}^n$ 과 같다.

$$\mathbf{u}^b = C_n^b [\mathbf{I}_{3 \times 3} - 2(\underline{\mathbf{q}_e} \times)] \mathbf{u}^n \quad (6)$$

$$C_b^{m'} \mathbf{u}^b = [\mathbf{I}_{3 \times 3} - 2(\underline{\mathbf{q}_e} \times)] \mathbf{u}^n \quad (7)$$

$$\hat{\mathbf{u}}^n - \mathbf{u}^n = -2[\underline{\mathbf{q}_e} \times] \mathbf{u}^n \quad (8)$$

$$\therefore \delta \mathbf{u}^n = -2[\mathbf{u}^n \times] \underline{\mathbf{q}_e} \quad (9)$$

가속도 보상을 이용한 자세결정 알고리즘은 중력가속도 벡터와 지구자기장 벡터를 이용한다.

먼저 지구자기장 벡터를 이용한 측정치 모델은 다음과 같이 정리할 수 있다. 센서는 자력계를 이용한다.

$$\begin{aligned} \delta \hat{\mathbf{h}}^n &= \mathbf{h}_{WMM}^n - \hat{C}_b^n \hat{\mathbf{f}}_{meas}^b \\ &= -2[\mathbf{h}_{WMM}^n \times] \underline{\mathbf{q}_e} + \mathbf{v}_{mag} \end{aligned} \quad (10)$$

식 (10)에서 \mathbf{h}_{WMM}^n 은 WMM(World magnetic model)에 따른 항법좌표계 상의 지구자기장 벡터고, $\hat{\mathbf{f}}_{meas}^b$ 은 동체에 부착된 자력계로 측정된 지구 자기장 벡터다. \mathbf{v}_{mag} 는 오차 항으로 다음과 같은 공분산을 갖는 백색 가우시안 잡음으로 모델링 할 수 있다.

$$R_{\delta \hat{\mathbf{h}}^n} = \hat{C}_b^n (\sigma_h^2 \mathbf{I}_{3 \times 3}) \hat{C}_b^b \quad (11)$$

σ_h 는 센서의 백색 가우시안 잡음 스펙에 따른다.

중력가속도 측정은 가속도계와 GPS 수신기를 이용한다. 가속도계는 중력가속도(\mathbf{g})와 물체의 운동가속도(\mathbf{a})를 모두 포함하는 비력(\mathbf{f})을 측정한다. 이를 식으로 나타내면 식 (12)와 같다.

$$\mathbf{f}^b = \mathbf{a}^b - \mathbf{g}^b \quad (12)$$

이 때문에 물체의 운동가속도를 빼주어야 중력가속도를 측정치로 사용할 수 있다. 이를 위해 GPS 수신기에서 나온 속도 값을 차분하면 식 (13)과 같이 운동가속도를 얻는다.

$$\hat{\mathbf{a}}_{GPS}^n(k) = \frac{\hat{\mathbf{v}}_{GPS}^n(k) - \hat{\mathbf{v}}_{GPS}^n(k - \Delta t)}{\Delta t} \quad (13)$$

식 (13)는 k시점에서의 가속도 값을 나타낸 것이다. $\hat{\mathbf{v}}_{GPS}^n$ 는 GPS 수신기로부터 얻은 속도를 의미한다. Δt 는 측정 간격을 의미한다. 가속도계와 GPS 수신기를 이용한 중력가속도 벡터 측정치 모델은 아래와 같이 정리할 수 있다.

$$\begin{aligned} \delta \hat{\mathbf{g}}^n &= \mathbf{g}_{WGS84}^n - (\hat{\mathbf{a}}_{GPS}^n - \hat{C}_b^n \hat{\mathbf{f}}_{meas}^b) \\ &= -2[\mathbf{g}_{WGS84}^n \times] \underline{\mathbf{q}_e} + \mathbf{v}_g \end{aligned} \quad (14)$$

식 (14)에서 \mathbf{g}_{WGS84}^n 은 WGS84 모델에 따른 항법 좌표계 상의 중력가속도 값이다. $\hat{\mathbf{f}}_{meas}^b$ 은 동체에 부착된 가속도계로부터 얻은 비력 값이다. \mathbf{v}_g 는 GPS 속도 측정치와 가속도계의 오차를 모두

포함한 측정치 전체의 오차 항으로 다음과 같은 공분산을 갖는 백색 가우시안 잡음으로 모델링할 수 있다.

$$R_{\delta \hat{\mathbf{g}}^n} = \frac{2}{\Delta t^2} \begin{bmatrix} \sigma_{N,GPS}^2 & 0 & 0 \\ 0 & \sigma_{E,GPS}^2 & 0 \\ 0 & 0 & \sigma_{D,GPS}^2 \end{bmatrix} \quad (15)$$

$$+ \hat{C}_b^n (\sigma_f^2 I_{3 \times 3}) \hat{C}_n^b$$

$\sigma_{N,GPS}$, $\sigma_{E,GPS}$, $\sigma_{D,GPS}$ 는 NED 각 방향에 대한 GPS 수신기 속도 벡터의 불확실성을 나타낸다. σ_f 는 가속도계의 화이트 노이즈 스펙에 따른다.

자세 추정을 위해 $\underline{\mathbf{q}}_e$ 를 상태변수로 갖는 확장 칼만필터(Extended Kalman filter)를 이용한다. 이때 시스템 모델은 다음과 같다.

$$\dot{\underline{\mathbf{q}}}_e = F \underline{\mathbf{q}}_e + G w \quad (16)$$

식 (16)에서 F는 상태 행렬이고, G는 프로세스 잡음 사상행렬이다. 1차 Gauss-Markov 모델을 이용해, 이들 행렬의 값을 다음과 같이 정할 수 있다. 이때 τ 는 $\underline{\mathbf{q}}_e$ 의 상관 시간이다.

$$F = -\frac{1}{\tau} I_{3 \times 3} \quad (17)$$

$$G = -\tau F \quad (18)$$

2.2 기존 모델의 오차 요인 분석

기존 모델은 비력 벡터에서 중력가속도만을 추출하기 위해 가속도계와 GPS 수신기를 활용한다. 이때 두 센서는 서로 다른 좌표계에서의 값을 출력하기 때문에 보상을 위해 좌표계 변환이 필요하다. 이때 자세의 참값을 모르기 때문에 추정된 자세를 활용해 측정치를 만들게 된다. 그런데 상태변수인 자세 결정 오차는 측정치와 엮여있기 때문에 이를 고려하지 않으면 오차 발생 요인이 될 수 있다. 이러한 오차는 가속도계와 GPS를 활용해 비력벡터를 보상하는 형태의 알고리즘에 공통적으로 나타날 수 있다[7,8]. 이를 분석하기 위해 식 (14)에서 측정치를 재정리하면 다음과 같다.

$$\mathbf{g}_{WGS84}^n - (\hat{\mathbf{a}}_{GPS}^n - \hat{C}_b^n \hat{\mathbf{f}}_{meas.}^b) \quad (19)$$

$$= \mathbf{g}_{WGS84}^n - (\mathbf{a}_{GPS}^n - \hat{C}_b^n \mathbf{f}_{meas.}^b) + \mathbf{v}_g$$

$$= (\mathbf{g}_{WGS84}^n - \hat{C}_b^n \mathbf{g}_{meas.}^b) + \mathbf{v}_g \quad (20)$$

$$- [\mathbf{a}_{GPS}^n - (I_{3 \times 3} - 2 \underline{\mathbf{q}}_e \times) C_b^m \mathbf{a}_{meas.}^b]$$

$$= \delta \hat{\mathbf{g}}^n + [2 \mathbf{a}^n \times] \underline{\mathbf{q}}_e + \mathbf{v}_g \quad (21)$$

중력가속도 벡터매칭을 위해서는 식 (21)에서 $\delta \hat{\mathbf{g}}^n$ 항만이 필요하다. 그런데 $[2 \mathbf{a}^n \times] \underline{\mathbf{q}}_e$ 와 같은 항도 발생된다. 이때 해당하는 항은 자세 결정 오차와 가속도의 곱이기 때문에 자세 결정 오차나 가속도의 크기가 작을 경우에는 문제가 되지 않을 수 있다. 하지만 자세 결정 오차가 커지는 경우, 즉 추정 성능이 떨어지거나 직전 시점과의 자세 변화가 커질 경우 자세 결정 오차 발생 요인이 될 수 있다. 또한 동체의 운동가속도가 클 경우나 작용하는 방향에 따라서 오차 요인으로 작용할 수 있다.

해당하는 오차 요인으로 인한 자세 결정 오차의 크기는 다음과 같이 근사적으로 구할 수 있다. 먼저 식 (14)의 측정치 방정식의 측정치 값을 식 (21)에서 얻은 측정치 값으로 치환하면 다음과 같다.

$$\delta \hat{\mathbf{g}}^n + [2 \mathbf{a}^n \times] \underline{\mathbf{q}}_e = -2 [\mathbf{g}_{WGS84}^n \times] \underline{\mathbf{q}}_e \quad (22)$$

식 (22)의 방정식만으로는 자세를 구할 수 없기 때문에 식 (10)의 지구자기장 벡터를 이용한 측정치 방정식을 결합해 선형 최소자승법 해를 구하면 다음과 같다. 이때 식(23)은 두 벡터가 나란하지 않고 0이 아닐 때 성립한다.

$$\underline{\hat{\mathbf{q}}}_e = pinv \begin{bmatrix} -2(\mathbf{g}_{WGS84}^n + \mathbf{a}^n) \times \\ -2 \mathbf{h}_{WMM}^n \times \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \delta \hat{\mathbf{g}}^n \\ \delta \hat{\mathbf{h}}^n \end{bmatrix} \quad (23)$$

이때 동체가속도가 기존 모델에서 가정한 바와 같이 완전하게 보상될 경우 선형 최소자승법 해는 다음과 같다.

$$\hat{\underline{\mathbf{q}}}_e = pinv \begin{bmatrix} -2 \mathbf{g}_{WGS84}^n \times \\ -2 \mathbf{h}_{WMM}^n \times \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \delta \hat{\mathbf{g}}^n \\ \delta \hat{\mathbf{h}}^n \end{bmatrix} \quad (24)$$

따라서 식 (21)에서 $[2 \mathbf{a}^n \times] \underline{\mathbf{q}}_e$ 으로 인해 발생하는 자세 결정 오차는 식 (23)와 식 (24)로부터 다음과 같이 근사된다.

$$\delta \underline{\hat{\mathbf{q}}}_e = \hat{\underline{\mathbf{q}}}_e - \underline{\hat{\mathbf{q}}}_e \quad (25)$$

2.3 비력 벡터를 이용한 자세결정

2.2에서 확인한 바와 같은 오차를 줄이기 위해, 식 (19)로부터 식 (21)의 $[2 \mathbf{a}^n \times] \underline{\mathbf{q}}_e$ 항을 고려해 측정치 모델을 유도했다.

$$\begin{aligned} & \mathbf{g}_{WGS84}^n - (\hat{\mathbf{a}}_{GPS}^n - \hat{C}_b^p \hat{\mathbf{f}}_{meas.}^b) \\ &= \mathbf{g}_{WGS84}^n + \mathbf{v}_g \\ & \quad - (\hat{\mathbf{a}}_{GPS}^n - (I_{3 \times 3} - 2\mathbf{q}_e \times) C_b^m \mathbf{f}_{meas.}^b) \end{aligned} \quad (26)$$

$$= (2\mathbf{q}_e \times \mathbf{g}^n) + (-2\mathbf{q}_e \times \mathbf{a}^n) + \mathbf{v}_g \quad (27)$$

$$= -2[(\mathbf{g}^n - \mathbf{a}^n) \times \mathbf{q}_e] + \mathbf{v}_g \quad (28)$$

따라서 식 (28)과 같은 방정식을 얻을 수 있다. 이 때 \mathbf{g}^n 은 WGS84 모델로부터 얻을 수 있다. \mathbf{a}^n 의 경우 GPS 수신기로부터 얻은 가속도를 활용할 수 있다. 식 (28)의 경우 식 (9)에서 유도한 벡터매칭 모델 관점으로 생각할 경우 결과적으로 비력 벡터를 맞추는 것으로 생각할 수 있다. 이런 관점으로 식 (28)을 다시 정리하면 다음과 같다.

$$\delta \hat{\mathbf{f}}^n = -2[\mathbf{f}^n \times] \mathbf{q}_e + \mathbf{v}_g \quad (29)$$

기존과 동일한 측정치로부터 얻은 식 (29)를 이용하게 되면 기존의 모델에서 $[2\mathbf{a}^n \times] \mathbf{q}_e$ 항으로 발생할 수 있는 오차를 제거할 수 있다. 구체적으로 앞서 2.2에서 언급한 바와 같이 가속의 크기와 방향, 그리고 자세가 변화하는 상황에서 발생하는 오차가 식 (29)의 측정치 모델에서는 발생하지 않을 것으로 보인다.

III. 시뮬레이션

기존 모델이 갖는 오차 요인에 의한 영향과 이를 개선한 모델을 검증하기 위해 몬테-카를로 시뮬레이션을 수행했다. 초기 자세는 롤, 피치, 요 모두 0으로 설정했다. 초기 속도는 (0, 0, 0)으로 설정했으며, 초기 위치는 김포공항 32R 활주로 부근으로 설정했다. 가속도계와 자력계, GPS 수신기의 측정 주기는 4Hz로 설정했다. 자력계, GPS 수신기, 가속도계의 성능은 저가의 소형 상용 제품들을 바탕으로 설정했다. 결과적으로 Table 1의 조건에 대해 몬테-카를로 시뮬레이션을 수행했다.

2.3에서 제안한 모델이 해당하는 오차 요인을 감소시키는 지를 중점적으로 시뮬레이션 했다. 2.2에서 분석한 오차 요인의 경우 항체의 운동가속도의 방향과 크기와 자세 결정 오차의 방향과 크기에 따라 변화한다. 이때 자세 결정 오차의 경우 직전 시점과 현재 시점의 차이도 포함한다.

먼저 운동가속도의 방향과 크기에 따른 비교를 위해 NED 각 방향별 가속도 변화에 따른 자

Table 1. Sensor specification

Accelerometer	Scale factor stability	$\pm 0.1\%$
	Bias instability	$\pm 0.04\text{mg}$
	Initial bias error	$\pm 2\text{mg}$
	Noise density	$80\mu\text{g}/\sqrt{\text{Hz}}$
Magnetometer	Scale factor stability	$\pm 0.1\%$
	Initial bias error	$\pm 0.003\text{Gauss}$
	Noise density	$100\mu\text{Gauss}/\sqrt{\text{Hz}}$
GPS	$\dot{\rho}$ precision	$\pm 0.05\text{m/s}$

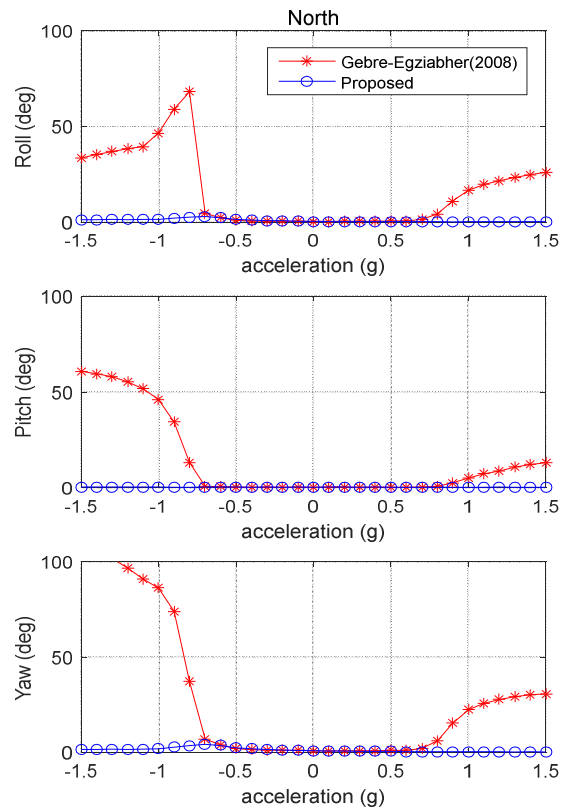


Fig. 1. Error in attitude with respect to N-directional acceleration vectors

세 결정 오차 값을 보았다. 가속도의 크기는 -1.5g에서 1.5g까지 0.1g 간격으로 변화를 줬다. 각 상황별로 시뮬레이션은 10초간 수행됐고, 처음 5초는 정지 상태, 이후 5초간은 가속도를 입력했다. 자세 변화는 주지 않았다. 그 결과는 N 방향은 Fig. 1, E방향은 Fig. 2, D방향은 Fig. 3에 도시했다. 각 결과는 위에서 아래로 롤, 피치, 요의 순서로 나타냈으며, 10초 때 자세의 평균 제곱근 오차를 나타냈다. 각 상황마다 100회의 몬

테-카를로 시뮬레이션을 수행했다.

전체적으로 N방향과 D방향의 경우가 E방향에 가속도가 입력된 경우보다 기존 알고리즘의 자세 결정 오차가 크게 나왔다. 그중에서도 N방향의 경우가 타 방향에 비해 전반적으로 오차가 크게 나타나는 것은 비력 벡터의 관점에서 볼 때 N방향으로 가속이 생길 경우 지구 자기장 벡터와 유사해져 관측도 자체가 떨어져 이에 의한 자세 결정 오차가 함께 커지기 때문이다. D방향의 경우 1g 이상에서 오차가 크게 발생하는데, 이 상황에서는 실제 측정치에 적용되는 비력의 방향이 기존 모델에서 사용하는 중력 가속도와 정반대 방향이 된다. 비력 벡터를 중력 가속도 벡터로 가정한 기존 모델의 경우 정반대 방향의 두 벡터를 동일한 벡터로 가정하여 매칭하기 때문에 완전히 잘못된 자세를 추정하게 되는 것으로 보인다.

N방향에서는 ±0.8g 이상부터 기존 알고리즘의 오차가 급격히 커짐을 확인할 수 있었다. 이와 같이 상황별 자세 결정 오차의 간극이 매우 크게 나타남을 볼 수 있는데, 이는 가속도 입력으로 인해 자세 결정 오차가 발생하게 되면 다음 시점에서 이 자세 결정 오차가 더 큰 자세 결정 오차를 발생시키게 되고, 수렴할 수 있는 범위를 초과하게 되면 결과적으로 시간에 따른 오차가 급

격히 누적되기 때문이다. 본 논문에서 제안한 알고리즘의 경우 해당하는 오차가 모두 감소하였음을 확인할 수 있다.

본 논문에서는 측정치 모델이 유발하는 오차를 중점적으로 확인하고 다양한 가속에 대한 오차 수준을 확인하기 위해 5초 동안 최대 ±1.5g 정도까지의 큰 가속을 작용시켰다. 일반적인 상황에서는 짧은 시간동안 작은 가속이 작용되는 환경에 따라 시스템 모델의 작용과 가속도 크기로 인해 오차의 수준이 본 시뮬레이션의 결과보다는 작을 것으로 판단된다.

자세 변화가 있는 경우 해당하는 오차 요인에 의한 영향은 더 극대화된다. 이를 확인하기 위해 30초간의 시뮬레이션을 수행했다. 10초에서 15초까지 항체의 x축 방향으로 0.5g만큼의 가속함과 동시에 요각을 90도 회전시켰다. 20초에서 25초까지는 반대로 x축 방향에 -0.5g만큼 가속, 요각을 -90도 회전시켰다. 그 외의 시간에 대해서는 모두 정지 상태로 설정했다. 몬테-카를로 시뮬레이션은 1000회 수행했다. 결과는 Fig. 4에 도시했다. 추가적으로 동일한 시나리오에서 x축이 아닌 y축으로만 바뀌 시뮬레이션을 수행했고 Fig. 5에 나타냈다. 오차는 평균 제곱근 오차를 나타냈다.

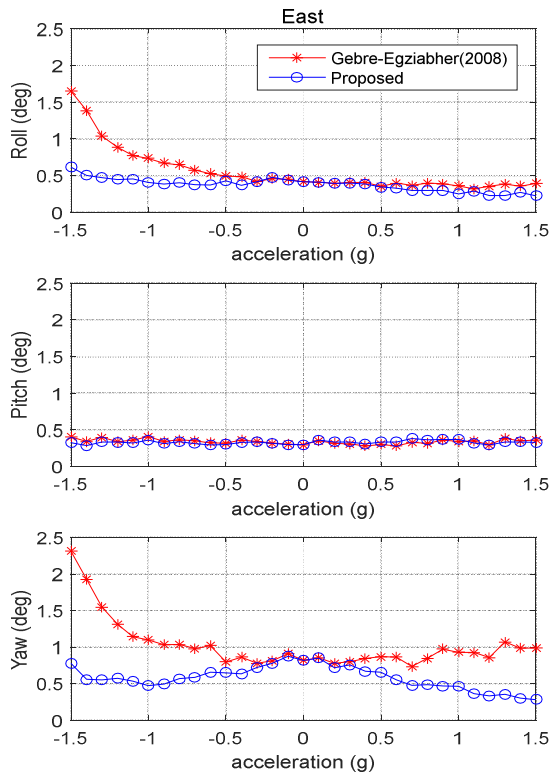


Fig. 2. Error in attitude with respect to E-directional acceleration vectors

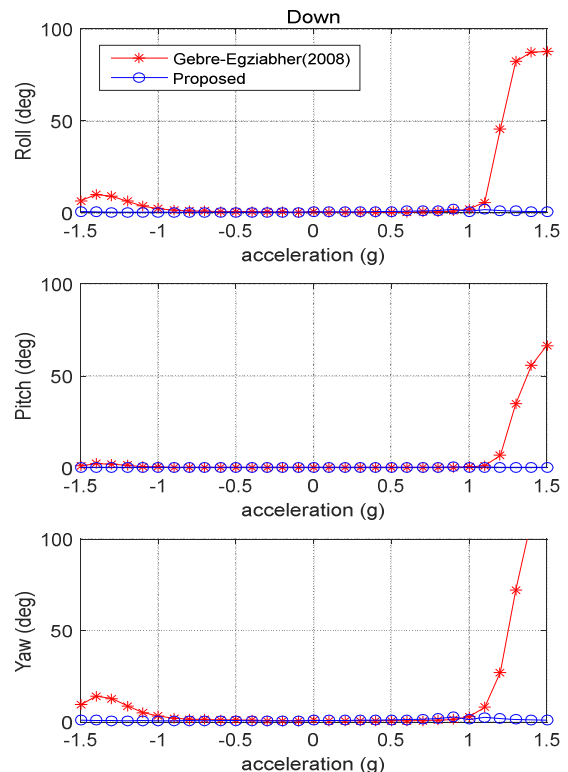


Fig. 3. Error in attitude with respect to D-directional acceleration vectors

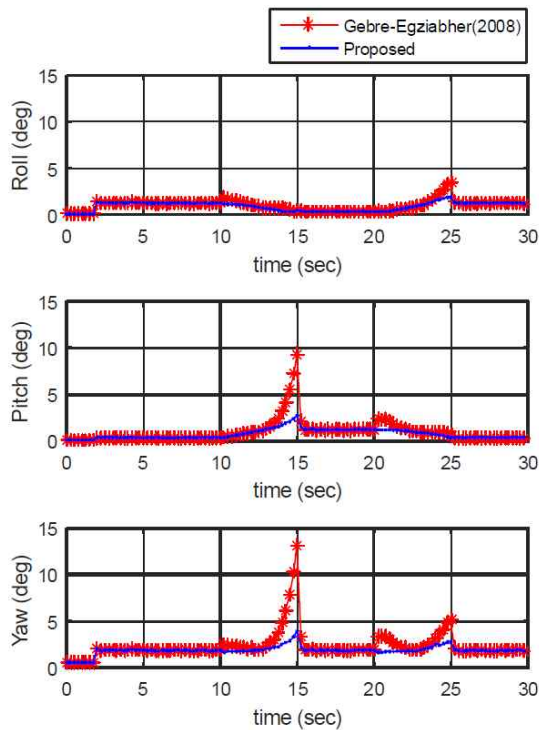


Fig. 4. Error in attitude with respect to x-axis acceleration and rotation

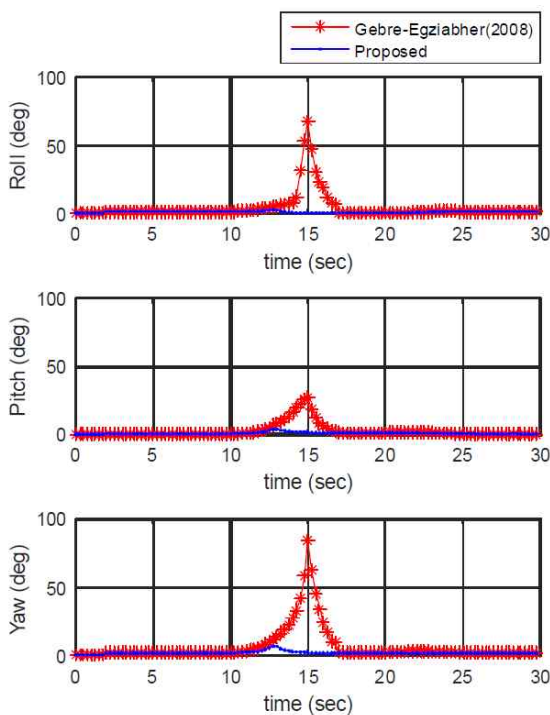


Fig. 5. Error in attitude with respect to y-axis acceleration and rotation

앞선 시뮬레이션을 통해 보았을 때 ±0.5g 정도의 가속도를 입력한 경우에는 해당 오차 요인이 거의 작용하지 않았음을 확인할 수 있었다. 그런

데 자세 변화가 있는 경우 ±0.5g의 가속도에서도 큰 오차가 발생할 수 있음을 Fig. 4, 5에서 확인할 수 있다. 가속도와 자세 변화의 조합 그리고 자세 변화율에 따라서 이는 더욱 극대화될 수 있다. 해당하는 오차는 본 논문에서 제안한 알고리즘에서는 생기지 않음을 알 수 있다.

IV. 결 론

본 논문에서는 기존의 가속도 보상을 이용한 벡터매칭 자세결정 알고리즘의 오차 요인에 대해 분석하고 이를 개선할 방법으로 비력 벡터를 이용한 벡터매칭 자세결정 알고리즘을 제안했다. 기존의 가속도 보상을 이용한 자세결정 방법은 보상된 벡터에 상태 변수가 포함됨에도 이를 간소화해 상수로 간주하여 이용했다. 이 때문에 가속 상황에서 도리어 오차가 발생할 수 있는데, 본 논문에서는 측정치로부터 측정치 모델을 재유도하여 이를 해결했다.

본 논문에서는 GPS 수신기를 활용한 상황에서의 성능을 확인하기 위해 등속 상태를 검출해 GPS 수신기 측정치를 배제하는 형태의 알고리즘은 결합하지 않았다. 측정치 오차의 대부분이 GPS 수신기 속도 측정치로부터 온다는 점을 고려하면, 등속 시점 검출 알고리즘을 통해 상황별로 GPS 수신기 측정치를 배제하면 더 좋은 성능을 얻을 수 있을 것으로 판단된다.

후 기

본 연구는 한국연구재단을 통해 미래창조과학부의 지원(과제번호 NRF-2013M1A3A3A02042468)을 받아 수행되었습니다.

References

- 1) Kornfeld, R. P., Hansman, R. J., and Deyst, J. j., "Single-antenna GPS-based aircraft attitude determination," *Navigation*, Vol. 45, No. 1, 1998, pp.51~60.
- 2) Kee, C., Cho, A., Kim, J., and No, H., "1 antenna, 3 dimensions: GPS flight control in UAV operations," *Inside GNSS*, March/April, 2010, pp.26~34.
- 3) Livens, K. P. A., Mulder, J. A., and Chu, P., "Single GPS antenna attitude determination of a fixed wing aircraft aided with aircraft

aerodynamics," *AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference and Exhibit*, San Francisco, California, 2005.

4) Park, S., "Estimation method combining aircraft kinematics, GPS, and low-quality rate gyros," *Aircraft Engineering and Aerospace Technology*, Vol. 83, No. 3, 2011, pp.160~170.

5) No., H., Cho, A., and Kee, C., "Attitude estimation method for small UAV under accelerative environment," *GPS Solutions*, Vol. 19, No. 3, 2015, pp.343~355.

6) Gebre-Egziabher, D., Elkaim, G. H., Powell, J. D., and Parkinson, B. W., "A gyro-free quaternion-based attitude determination system suitable for implementation using low cost sensors," *Position Location and Navigation Symposium, IEEE 2000*, 2000, pp.185~192

7) Gebre-Egziabher, D., and Elkaim, G. H., "MAV attitude determination by vector matching," *IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems*, Vol. 44, No. 3, 2008, pp.1012~1028.

8) Hemerly, E. M., Maciel, B. C., de P. Milhan, A., and Schad, V. R., "Attitude and

heading reference system with acceleration compensation," *Aircraft Engineering and Aerospace Technology*, Vol. 84, No. 2, 2012, pp.87~93.

9) Psiaki, M. L., Powell, S. P., and Kintner, P. M., "Accuracy of the global positioning system-derived acceleration vector," *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, Vol. 23, No. 3, 2000, pp.532-538.

10) Wahba, G., "A least squares estimate of satellite attitude," *SIAM review*, Vol. 7, No. 3, 1965, pp.409~409.

11) Bar-Itzhack, I. Y., and Oshman, Y., "Attitude determination from vector observations: Quaternion estimation," *IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems*, Vol. 21, No. 1, 1985, pp.128~136.

12) Creamer, G., "Spacecraft attitude determination using gyros and quaternion measurements," *The Journal of Astronautical Sciences*, Vol. 44, No. 3, 1996, pp.357~371.

13) Titterton, D., and Weston, J. L., *Strapdown inertial navigation technology*, The American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2nd edition, 2004, pp. 42~45.