

論文

J. of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences 43(2), 133-140(2015)

DOI:http://dx.doi.org/10.5139/JKSAS.2015.43.2.133

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

단일 GPS와 롤각속도계를 이용한 롤 회전 비행체의 롤자세각 추정

홍주현*, 김두식*, 유창경*, 이창훈**

Roll Angle Estimation of a Rolling Airframe Using a GPS
and a Roll Rate Gyro

Ju-Hyeon Hong*, Dusik Kim*, Chang-Kyung Ryoo* and Chang-Hun Lee**

Inha University*, Agency for Defense Development**

ABSTRACT

In this paper, a roll angle estimation method of a rolling airframe using a low grade GPS and a roll rate gyro is proposed. The strength of the received signal of the GPS antenna attached on the rolling airframe is maximized when the GPS satellite is placed on the plane determined by the x-axis of the rolling airframe and the GPS antenna axis. Under the assumption that the x-axis of the rolling airframe is coincident with its velocity vector, the roll angle of the rolling airframe is calculated from the relative position vector of the satellite to the GPS when the GPS signal strength becomes maximum. The Kalman filter combined with a roll rate gyro is introduced to increase the determination accuracy of the roll angle. The performance of the proposed method is verified via 6-DOF simulations.

초 록

본 논문에서는 단일 저가형 범용 GPS 수신기와 롤 축 각속도계를 이용하여 롤 회전 비행체의 롤 자세각을 결정하는 기법을 제안한다. 비행체에 부착된 GPS 수신기의 신호 수신 강도는 GPS안테나가 향하는 방향과 비행체의 종축이 이루는 평면 내에 GPS위성이 존재할 때 최대가 된다. 비행체의 종축이 속도벡터와 일치한다고 가정하면, 비행체에 대한 GPS 위성의 상대위치벡터를 이용하여 GPS 안테나 신호가 최대일 때의 롤 각을 결정할 수 있다. 롤 각 결정의 정밀도를 높이기 위해 롤 축 각속도계를 이용한 칼만필터를 구성하였다. 6-자유도 시뮬레이션을 통해 제안된 방법의 성능을 검증하였다.

Key Words : Roll Estimation(롤각추정), GPS antenna(GPS 안테나), Rate gyroscope(롤 각속도계), Rolling airframe(롤 회전 비행체)

1. 서 론

최근의 전장 환경에서는 표적의 살상률을 극대화시켜 효율적인 임무수행하기 위한 방안으로

지능형포탄에 대한 연구가 수행되고 있다. 현재 연구되고 있는 지능형 포탄의 종류로는 센서 감응형 지능탄, 탄도 수정탄, 정밀 유도 포탄 등이 있다[1]. 이중 탄도 수정신관을 장착한 비행탄에

† Received : August 6, 2014 Revised : December 23, 2014 Accepted : January 13, 2015

* Corresponding author, E-mail : ckryoo@inha.ac.kr

적용되는 기술은 비행탄이 표적과 멀어질 경우 본래 자신의 탄도를 수정하여 표적방향으로 향하도록 하여 탄착오차를 감소시키는 기술이다.

일반적으로 탄도수정탄은 카나드를 이용하여 탄도를 수정한다. 카나드를 이용하여 궤적을 수정하기 위해서는 탄도수정신관의 롤 자세각을 기준으로 카나드 구동 조종을 수행해야한다. 비행탄 발사 시 발생하는 충격으로 인하여 자세센서가 발산할 수 있기 때문에 일반적으로 발사 이후 특정시점에 자세를 측정한다. 이러한 경우 초기 자세각을 알 수 없기 때문에 롤 각속도계 만으로는 탄도수정신관의 롤 자세각을 알 수 없다.

비행탄에 부착된 탄도수정신관과 같이 회전하는 비행체(Rolling airframe)의 롤 자세를 추정하기 위한 기존의 방법으로는 3축 자장계와 1축 가속도계를 사용하는 방법[2], Improved unscented kalman filter를 기반으로 하여 저가의 Micro electro-mechanical system(MEMS) 가속도계를 상태방정식과 측정방정식을 구성하는 데에 사용하여 상태변수를 추정하는 방법[3], 스트랩다운 Inertial measurement unit(IMU)를 동체의 움직임과 분리된 김벌에 설치하여 동체각속도와 동체 각도를 구하는 방법[4], 복수의 GPS안테나를 설치하여 반송파의 위상차를 이용하여 롤 자세를 추정하는 방법[5], 회전체의 급속한 회전에 의해 발생하는 센서출력을 modulation하여 구한 위상차를 사용하는 방법[6], GPS속도벡터로 구한 자세각과 각속도계 출력 값을 칼만필터에 적용하여 롤 자세각을 구하는 방법[7], 미지정수를 결정하는 기법을 적용하여 GPS반송파를 이용하여 실시간으로 자세를 측정하는 방법[8] 등이 있다. 이러한 방법들은 롤 자세각 추정을 위한 별도의 하드웨어를 구성해야하기 때문에 시스템의 크기가 커지거나 시스템의 구성이 복잡해질 수 있다. 따라서 본 논문에서는 일반적으로 항법에 사용하는 단일 GPS수신기와 1축의 각속도계를 이용하여 간단한 구조를 가지면서 탄도수정신관의 롤 자세를 측정할 수 있는 알고리즘을 제안하였다. 본 논문에서 제안하는 롤 자세각 추정기법은 GPS수신기로부터 얻을 수 있는 신호 세기와 GPS수신기와 GPS위성간의 상대벡터를 이용하기 때문에 특수한 전용 GPS가 아닌 저가형의 범용 GPS를 통해서도 롤 자세를 추정할 수 있다.

본 논문에서는 GPS신호강도를 이용하여 신호강도가 최대가 되는 시점에서의 해당 GPS위성의 위치와 수신기의 위치를 통해 상대벡터를 구하고, 이 상대벡터를 이용하여 좌표변환 시 필요한 자세각을 역으로 추정하는 방식을 제안하였다.

하지만 GPS데이터의 경우 갱신율이 최대 10Hz 정도로 낮기 때문에 이를 보완하기 위해 1축 각속도계를 동체축 방향으로 장착하고 칼만 필터를 적용한 후 GPS로 구한 각도를 측정치로 사용하여 롤 각도가 계산되도록 알고리즘을 구성하였다.

II. 본 론

2.1 롤 각 측정 방정식 유도

2.1.1 상대위치벡터 설정

본 논문에서 제안하는 GPS를 이용하여 롤 각을 추정하는 방법은 GPS의 신호강도 변화 추이를 사용하는 방법이다. 이 방법은 비행체의 동체 좌표계의 z^b 축에 해당하는 위치에 GPS 안테나를 부착한 후 GPS신호강도를 측정하여 신호 강도가 최대가 되는 방향을 선정하고 이 방향을 통해 롤 자세각을 측정하는 방법이다.

Figure 1은 ECEF(Earth Centered Earth Fixed) 좌표계에서 위성과 비행체의 상대위치벡터를 나타낸 그림이다. 위성의 좌표는 위도(λ_s), 경도(l_s), 고도(h_s)로 나타나기 때문에 이를 ECEF좌표계를 바꾸어주기 위해서 다음 식 (1)을 적용한다. 비행체의 좌표 역시 위도(λ_p), 경도(l_p), 고도(h_p)를 식 (1)에 대입하여 ECEF로 좌표변환을 수행한다. 식 (1)에서 N 은 횡 곡률 반경이라 하고, 자오면의 수직과 타원체의 수직을 포함하는 면에서의 곡률 반경이다. N 은 지구 타원의 이심률(e)과 장반경(a), 위도에 의해 결정된다. N 을 결정하기 위한 식은 식 (2)와 같다[9].

$$\vec{p}_s^e = \begin{bmatrix} (N+h_s)\cos(\lambda_s)\cos(l_s) \\ (N+h_s)\cos(\lambda_s)\sin(l_s) \\ [N(1-e^2)+h_s]\sin(\lambda_s) \end{bmatrix} \quad (1)$$

$$N = \frac{a}{(1-e^2\sin^2\lambda_s)^{1/2}} \quad (2)$$

위성의 위치벡터와 비행체의 위치벡터 사이의 관계를 나타낸 식은 다음과 같다.

$$\vec{p}_{rel}^e = \vec{p}_s^e - \vec{p}_p^e \quad (3)$$

2.1.2 표적 지향 좌표계에서의 롤 각 측정 방정식

표적지향 좌표계는 NED(North East Down)좌표계로부터 요각을 보정한 좌표계이다. 따라서 북쪽을 지향하는 x^T 축을 표적을 향하도록 구면

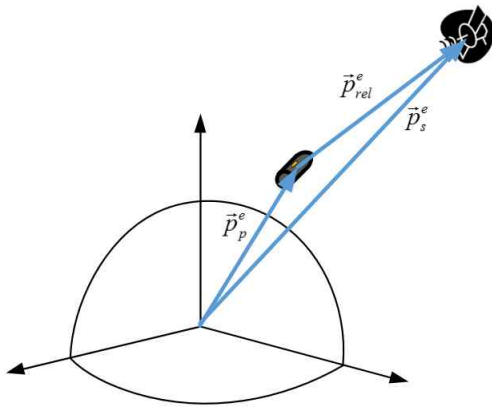


Fig. 1. Definition of the position vectors in the ECEF frame

삼각법을 이용하여 요각 보상치를 계산한다. 요각 보상치($\Delta\psi$)를 계산하는 식은 식 (4)와 같다.

$$\Delta\psi = \cos^{-1}\left(\frac{\cos(90 - \lambda_T) - \cos(90 - \lambda_P) \cos \Delta l}{\sin(90 - \lambda_P) \sin \Delta l}\right) \quad (4)$$

Figure 2는 구면좌표계에서의 요각 보상치를 표현한 그림이다. 표적 지향 좌표계에서 원점은 비행체에 위치하고 x^T 축은 항상 표적을 지향하고 z^T 축은 지구의 연직 하방을 지향하도록 설정된 좌표계이다. 이렇게 좌표계를 설정하게 되면, 좌표계가 항상 표적을 향하도록 설정되기 때문에 요 방향의 자세각을 무시할 수 있다.

ECEF좌표계에서 표현된 비행체와 위성의 상대위치벡터를 표적지향좌표계로 변환하기 위한 식은 식 (5)와 같다. 좌표 변환 행렬은 식 (5)를 통해 ECEF좌표계에서 NED좌표계로 변환하고 이를 다시 요각 보정을 통해 표적지향좌표계로

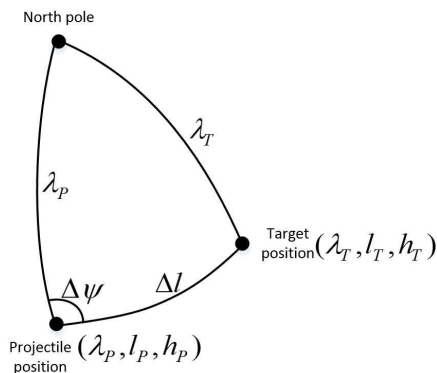


Fig. 2. Definition of the target azimuth "delta_psi" in the spherical trigonometry

변환하는 과정을 거친다. 이 과정을 식으로 나타내면 식 (6)과 같다.

$$C_e^n = \begin{bmatrix} \cos \lambda_p & 0 & \sin \lambda_p \\ 0 & 1 & 0 \\ -\sin \lambda_p & 0 & \cos \lambda_p \end{bmatrix} \begin{bmatrix} 0 & 0 & 1 \\ 0 & 1 & 0 \\ -1 & 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \cos l_p & \sin l_p & 0 \\ -\sin l_p & \cos l_p & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (5)$$

$$C_e^T = C_n^T C_e^m = \begin{bmatrix} \cos \Delta\psi & \sin \Delta\psi & 0 \\ -\sin \Delta\psi & \cos \Delta\psi & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} C_e^m \quad (6)$$

식 (6)을 통해 ECEF좌표계에서의 상대위치벡터를 표적지향좌표계로 변환하면 식 (7)과 같다.

$$\vec{p}^T = C_e^T \vec{p}_{rel}^e \quad (7)$$

표적지향좌표계와 동체좌표계 사이의 좌표 변환 식은 식 (8)과 같다. 이 식에서 ϕ, θ, ψ 는 순서대로 롤각, 피치각, 요각을 말하고, 순서대로 피치-요-롤 순서대로 회전을 하도록 설정하였다.

동체좌표계는 비행체의 길이방향으로 앞쪽을 향하는 축을 x^b 축으로 하고, 비행체의 오른쪽을 향하는 축을 y^b 축으로, 이 두 축에 수직하면서 아래방향을 향하는 축을 z^b 로 설정하였다.

$$C_T^b = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos \phi & \sin \phi \\ 0 & -\sin \phi & \cos \phi \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \cos \psi & \sin \psi & 0 \\ -\sin \psi & \cos \psi & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \cos \theta & 0 & -\sin \theta \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin \theta & 0 & \cos \theta \end{bmatrix} \quad (8)$$

이 식에서 피치각은 식 (9)와 같이 NED방향의 GPS속도 벡터(V_x^n, V_y^n, V_z^n)를 통하여 구할 수 있고, 요각은 좌표계 정의에 의해서 0이 된다. 이 식을 만족하기 위해서 받음각 및 옆 미끄럼 각이 매우 작다고 가정하여 비행경로각과 동체의 피치각이 동일하도록 하였다($\alpha_{total} \approx 0$).

$$\theta \approx \cos^{-1}\left(\frac{V_z^n}{\sqrt{V_x^{n^2} + V_y^{n^2} + V_z^{n^2}}}\right) \quad (9)$$

$$\psi \approx 0 \quad (10)$$

GPS속도를 통하여 구한 요각과 피치각을 식 (8)에 대입하면, 좌표 변환 식은 롤 자세각인 ϕ 에 의한 식만 남게 된다. 이 식의 좌우에 표적지향좌표계에서의 위성과 비행체의 상대좌표(\vec{p}^T)와 동체좌표계에서의 위성과 비행체의 상대좌표(\vec{p}^b)

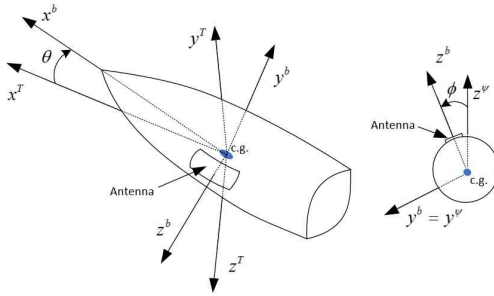


Fig. 3. Definition of the body frame and the antenna frame

를 두게 되면 식 (12)와 같이 ϕ 에 관한 식을 구할 수 있다.

$$\begin{bmatrix} p_x^\psi \\ p_y^\psi \\ p_z^\psi \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos \psi & \sin \psi & 0 \\ -\sin \psi & \cos \psi & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \cos \theta & 0 & -\sin \theta \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin \theta & 0 & \cos \theta \end{bmatrix} \begin{bmatrix} p_x^T \\ p_y^T \\ p_z^T \end{bmatrix} \quad (11)$$

$$\begin{bmatrix} p_x^b \\ p_y^b \\ p_z^b \end{bmatrix} = C_T^b \begin{bmatrix} p_x^T \\ p_y^T \\ p_z^T \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos \phi & \sin \phi \\ 0 & -\sin \phi & \cos \phi \end{bmatrix} \begin{bmatrix} p_x^\psi \\ p_y^\psi \\ p_z^\psi \end{bmatrix} \quad (12)$$

식 (9-10)을 통해 구한 피치각과 요각을 식 (11)에 대입하면 ψ 까지의 회전이 적용된 좌표(\vec{p}^ψ)를 구할 수 있고, 이를 식 (12)와 같이 ϕ 로 회전시키면 동체좌표계에서의 좌표를 구할 수 있다.

하지만 동체좌표계에서 표현된 비행체와 위성의 상대벡터는 롤 각을 알 수 없기 때문에 구할 수 없다. 따라서 몇 가지 구속조건을 통해 ψ 까지 회전 한 상태의 좌표 값과 동체 좌표계에서 표현된 좌표 값 사이의 관계를 정의 할 수 있다.

표적좌표계를 기준으로 피치방향으로 θ 만큼, 요방향으로 ψ 만큼 회전 한 상태의 좌표계는 롤 방향으로 ϕ 만큼 회전하기 전의 상태가 되기 때문에 상대위치벡터가 동체 좌표계의 x^b - z^b 평면에 있다고 할 수 있다. 따라서 x 축 상의 성분인 p_x^b 와 p_x^ψ 는 동일하다고 볼 수 있고, y 축 상의 성분인 p_y^b 는 0으로 둘 수 있다. 이렇게 되었을 때, 동체 좌표계에서의 좌표값은 x^b 축 성분과 z^b 축 성분으로만 구성되어 있고, 이 벡터의 크기는 ψ 까지 회전 한 상태의 비행체와 위성의 상대위치 벡터의 크기와 같아야 하므로, 식 (13)과 같이 이를 정리하면 식 (14)와 같다.

$$\sqrt{(p_x^b)^2 + (p_z^b)^2} = \sqrt{(p_x^\psi)^2 + (p_y^\psi)^2 + (p_z^\psi)^2} \quad (13)$$

$$p_z^b = \sqrt{(p_y^\psi)^2 + (p_z^\psi)^2} \quad (14)$$

동체 좌표계에서의 좌표값을 ψ 까지 회전 한 상태의 좌표값으로 표현하면 식 (15)와 같다.

$$\begin{aligned} p_x^b &= p_x^\psi \\ p_y^b &= 0 \\ p_z^b &= \sqrt{(p_y^\psi)^2 + (p_z^\psi)^2} \end{aligned} \quad (15)$$

식 (12)를 풀어 ϕ 에 대해 Cosine값과 Sine값을 구하고, 이 두 식을 나누어 Tangent로 표현하여 ϕ 를 구하면 식 (16)과 같다.

$$\phi = \tan^{-1} \left(\frac{p_z^\psi p_y^b - p_y^\psi p_z^b}{p_y^\psi p_y^b + p_z^\psi p_z^b} \right) \quad (16)$$

식 (16)에 앞서 구한 조건식 (15)를 대입하여 정리하면 다음과 같이 롤 각을 구할 수 있다.

$$\phi = \tan^{-1} \left(\frac{-p_y^\psi}{p_z^\psi} \right) \quad (17)$$

Figure 3은 앞서 정의한 표적지향좌표계에서 동체좌표계로 변환하는 과정에서 필요로 하는 피치 자세각과 롤 자세각을 정의한 그림이다.

2.2 롤 자세각 추정 필터의 설계

필터의 상태 변수는 현재 롤 자세각으로 설정하여 식 (18)과 같이 둘 수 있다.

$$x = \phi \quad (18)$$

필터의 시스템 방정식은 각속도계로 측정한 각속도(P, Q, R)를 오일러 자세각의 각속도로 변환하는 식으로부터 유도 할 수 있는데, 그 식은 식 (19)와 같다.

$$\begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 - \tan \psi \cos \phi & \tan \psi \sin \phi \\ 0 & \cos \phi / \cos \psi - \sin \phi / \cos \psi \\ 0 & \sin \phi & \cos \phi \end{bmatrix} \begin{bmatrix} P \\ Q \\ R \end{bmatrix} \quad (19)$$

따라서 롤 자세각을 추정하기 위한 필터의 시스템 방정식을 세우면 식 (20)과 같다. 이 식에서 w 는 프로세서 노이즈로, $\alpha_{total} \approx 0$ 으로 가정함에 따라 나타나는 오차 성분이다.

$$\dot{x} = P + (Q \tan \psi) \cos x + (R \tan \psi) \sin x + w \quad (20)$$

한편 표적 지향좌표계에서 비행체가 표적을 향할 경우 요 자세각이 발생하지 않으므로, $\psi = 0$ 을 적용하면 다음 식 (21)과 같다.

$$\dot{x} = P + w \quad (21)$$

추정모델의 식으로 나타내면 다음과 같다. 이 식에서 v 는 측정치 노이즈로, 측정치의 신호 처리 정밀도에 관계되는 성분이다.

$$z = \phi + v \tag{22}$$

표적 지향 좌표계에서 물 각 추정 필터를 구성할 경우 시스템 방정식 및 측정 방정식이 모두 선형이고 Scalar값이므로 복잡하지 않은 단순한 대수식으로 필터의 구동이 가능하다.

2.3 시뮬레이션 환경 구축

2.3.1 GPS 신호 강도 모델링

GPS위성의 신호 세기는 수신 안테나에서 GPS 위성을 바라본 시선각에 따라 변화한다. 시선각은 고도각과 방위각으로 산출할 수 있는데, 이중 수신 강도에 직접 영향을 미치는 요소는 고도각이다. 고가의 GPS안테나는 데이터시트에 GPS 안테나의 성능을 표시하기 위해 고도각별 신호강도 패턴을 제공한다. 하지만 본 논문에서 대상으로 하는 GPS안테나는 저가형 소형 안테나이므로 공개된 GPS안테나의 고도각별 신호강도 패턴을 참고하여 스케일 조정을 통해 가상의 신호 강도 패턴을 모의하여 사용하였다. Novatel 사의 ANT-532안테나의 방사패턴을 참고하여 모의한 패턴은 Fig. 4와 같다.

이 방사패턴을 수식으로 나타내면 식 (23)과 같다. 이 식에서 $\phi_{El.}$ 는 고도각이고, $P_{sig.}$ 는 수신 강도이다.

$$P_{sig.} = 664e^{-\left(\frac{\phi_{El.} - 180}{64.58}\right)^2} \tag{23}$$

2.3.2 GPS위성 별 고도각 및 방위각 계산

시뮬레이션을 위해 2013년 12월 5일의 방송 궤도력을 사용하여 1번에서 32번 위성의 ECEF좌표계에서의 위치정보를 산출하였다. 위성의 위치

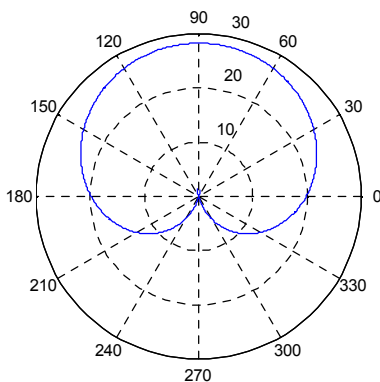


Fig. 4. Ideal gain pattern of a GPS antenna

정보와 발사지점에서의 위치정보를 통해 비행체의 발사지점에서 바라 본 GPS위성의 고도각과 방위각을 구한다.

비행체의 위치에서 GPS위성의 고도각과 방위각을 구하기 위해서 ECEF좌표계에서의 비행체에서 바라본 위성의 상대위치 벡터를 구한다. 그 후 이 상대벡터를 동체좌표계로 변환한 후 다음 식을 이용하여 고도각($\phi_{El.}$)과 방위각($\phi_{Az.}$)을 구한다. 이 식에서 p_x^b, p_y^b, p_z^b 은 동체좌표계에서의 상대위치벡터 성분이다.

$$\phi_{El.} = \tan^{-1}\left(\frac{p_z^b}{\sqrt{(p_x^b)^2 + (p_y^b)^2}}\right) \tag{24}$$

$$\phi_{Az.} = \tan^{-1}\left(\frac{p_y^b}{p_x^b}\right) \tag{25}$$

2.3.3 물 각 회전에 따른 신호 강도 시뮬레이션

신호 강도 시뮬레이션 결과를 검증하기 위해 NED좌표계에서 연직 방향으로 안테나가 놓여 있을 경우와 45°의 피치각을 가질 경우를 가정하고 일정한 물 각속도를 가하였을 때의 신호 강도 결과 그래프는 Fig. 5-6과 같다.

GPS의 수신 샘플링 레이트는 10Hz를 가정하였고 물 각속도가 각각 2Hz와 0.25Hz로 설정하여 시뮬레이션을 수행하였다. 2Hz의 물 각속도를 갖는 경우는 주기 당 5개의 측정치를 갖기 때문에 이론상 분해능이 72°이다. 또한 0.25Hz의 물 각속도를 갖는 경우는 주기 당 40개의 측정치를 갖기 때문에 이론상 분해능이 9° 정도로 정밀한 데이터를 얻을 수 있다. 이것으로 볼 때 10Hz의 수신 샘플링 레이트를 갖는 GPS를 사용할 경우 10° 이내의 물 각 오차를 보장하기 위해서는 물 각속도가 0.25Hz이하인 환경이어야 한다.

각각의 각속도에서의 신호 세기를 선형단위와 dB단위로 각각 표현해 본 결과 선형단위에서는 최대 신호세기에서 기울기가 급격하게 변화하여 최대 신호 세기를 갖는 지점을 찾기가 유리함을 확인하였다. 반면 dB단위에서는 최소 신호세기를 갖는 지점에서 기울기가 급격하게 변화하는 것으로 보아 최대 신호세기를 갖는 지점을 찾기 유리함을 확인하였다.

비행체의 동역학 시뮬레이션을 통하여 구한 자세각을 대입하여 고도각의 변화를 구하고 그에 따른 신호강도 변화와 최대 신호 강도를 갖는 시점을 탐지한 결과를 PRN 2번 위성의 데이터로 그린 그래프는 Fig. 7과 같다. 첫 번째 그래프는

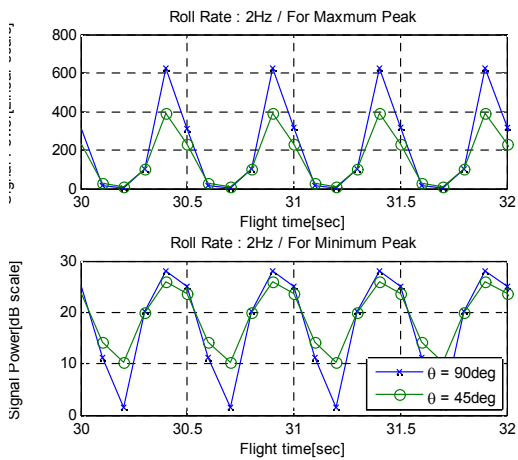


Fig. 5. Sampling results of the signal power for the roll rate of 2Hz

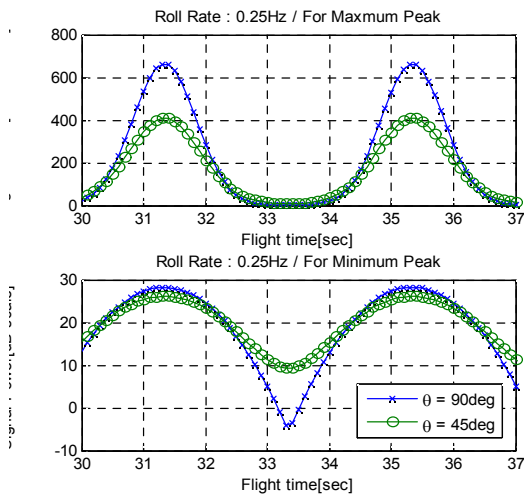


Fig. 6. Sampling results of the signal power for the roll rate of 0.25Hz

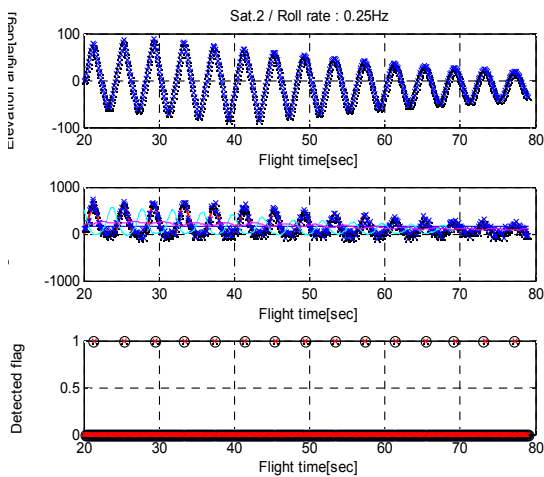


Fig. 7. Peak finding results of the signal power for the roll rate of 0.25Hz

회전에 따른 고도각 변화를, 두 번째 그래프는 신호세기 변화를, 세 번째 그래프는 최대신호세기를 갖는 시점을 탐지한 결과를 나타낸다. 두 번째 그래프에서 x마커는 측정된 신호 세기를 나타내고, 이를 이동평균필터를 이용하여 필터링한 결과를 실선으로 나타내었다.

실제 GPS위성으로 수신 받은 신호 세기는 노이즈가 존재한다고 가정하여 최대 신호 세기의 10%정도를 표준편차를 갖는 가우시안 랜덤 노이즈를 적용하였다. 신호세기에 노이즈가 발생할 경우 최대값을 찾기 어렵기 때문에 이동평균필터를 적용하여 신호를 필터링을 수행 한 후 신호가 최대가 되는 시점을 구하도록 하였다. 노이즈 필터링을 위해서 이동평균필터를 적용하게 되면 몇 초간의 데이터를 모아서 처리하기 때문에 신호를 저장하는 시간동안 신호처리에 지연이 발생한다. 따라서 저장주기를 고려하여 시간지연을 보상하였다.

2.4 롤 자세각 추정 시뮬레이션

2.1절에서 소개한 롤 자세각 측정 알고리즘을 이용하여 구한 롤 자세각을 구한 결과는 Fig. 8 과 같다. 본 시뮬레이션에서는 비행체가 0.25Hz로 롤 각속도 안정화를 수행하고, 수신 샘플링 레이트가 10Hz인 GPS수신기를 사용하였다고 가정하였다.

Figure 8은 GPS로부터 측정치가 갱신되는 각 시점에서 실제 롤 각 그래프 위에 알고리즘을 통해 각 위성으로부터 구한 롤 각을 일일이 표시

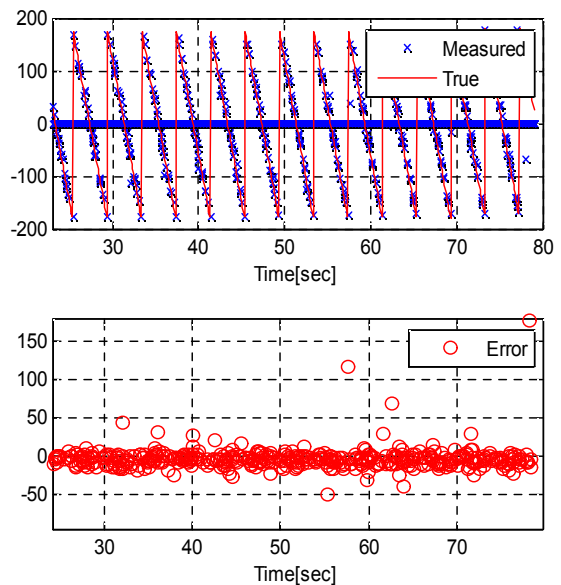


Fig. 8. Roll angle error determined by the peak finding method

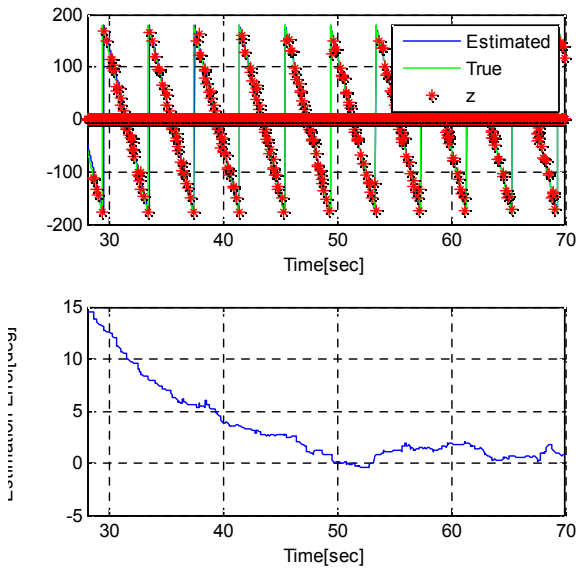


Fig. 9. Improved results of roll angle error estimated by Kalman filter

한 그래프이다. 실선은 실제 롤 각을 의미하고, 마커는 알고리즘을 통하여 구한 롤 각을 표시하였다. 앞서 2.3.3에서 언급하였던 것처럼 0.25Hz의 롤 각속도로 회전 할 시에 10Hz의 샘플링 레이트로 롤 자세를 측정하게 되면 9°의 분해능을 갖게 되지만 노이즈 성분으로 인하여 대부분 약 ±20°정도의 오차가 발생하였다.

현재의 롤 각 알고리즘은 GPS 수신 샘플링 레이트에 따라 분해능이 정해진다. 따라서 분해능 이하로 오차를 줄이기 위한 방안으로 2.2절에서 제안한 롤 자세각 추정 필터를 적용하였다. 또한 롤 자세각 추정 필터를 적용 할 경우 각속도계를 이용하여 적분을 수행하기 때문에 측정치가 없는 부분에서도 롤 각을 구할 수 있다.

롤 자세각 추정 필터를 적용 한 결과는 Fig. 9와 같다. 이 필터에 적용한 측정치 적용 방식은 측정치가 발생 할 때 마다 갱신하는 방식을 적용하였다. 롤 각 측정 알고리즘을 이용했을 경우 약 ±20°의 롤 각 오차가 약 2°정도의 오차 수준으로 감소하였다.

III. 결 론

본 논문에서는 GPS신호세기를 이용하여 신호 세기가 최대인 시점에서의 비행체와 GPS위성의 상대위치를 통해 롤 각을 측정하고 롤 각속도계를 이용한 칼만필터를 적용하여 오차정밀도를 높이는 방법을 제안하였다. 필터구성 시 표적좌표

계에 대해 2-3-1 회전에 대한 오일러각 관계식을 도입하여 필터식을 선형화하였다. 시뮬레이션 결과 비행체가 0.25Hz의 롤 각속도를 가지고 GPS 수신 샘플링 레이트가 10Hz일 때 약 2°이내의 오차 정밀도로 롤 각을 추정할 수 있음을 보였다. 비행체의 롤 각속도가 작아질수록 또는 GPS 수신 샘플링 레이트가 클수록 신호 최대치의 식별이 용이해지기 때문에 롤 각 추정오차는 감소한다. 향후 본 논문에서 제안된 방법을 확장하여 회전 비행하는 임의의 물체의 3축 자세각을 결정할 수 있는 연구를 수행할 예정이다.

후 기

본 논문은 국방과학연구소에서 지원한 위탁과제의 일환으로 수행된 결과의 일부이며 연구비 지원에 감사드립니다.

References

- 1) Kim, KiPyo, Chung, MyungJee, and Hong, JongTai, "A Study on Configuration Design of the 2D Course Correction Munition", Journal of The Korea Institute of Military Science and Technology, Vol. 11, No. 4, 2008, pp.5-12.
- 2) Michael R. Elgersma and Vibhor L. Bageshwar, "PROJECTILE 3D ATTITUDE FROM 3-AXIS MAGNETOMETER AND SINGLE-AXIS ACCELEROMETER", US 20120104150 A1, 2010.
- 3) Yong Wang, Zhide Liu, Jiabin Chen, Dunhui Zhao, and Chunlei Song, "An Improved Unscented Kalman Filter for Projectile's Attitude Determination", Proceeding of 2010 Chinese Control and Decision Conference, 2010, pp.680-683.
- 4) Kau, Sh. P., US Patent 5 067 084, Inertial Measurement Unit with Aiding from Roll Isolated Gyro, Nov. 19, 1991.
- 5) Vander Velde, W., Cafarella, J., Tseng, H₁ W., Dimos, G., and Upadhyay, T., US Patent 2010/0117894, GPS-based Measurement of Roll Rate and Roll Angle of Spinning Platforms, May 13, 2010.
- 6) Doty, J.H. and McGraw G.A., US Patent 6 520 448, Spinning vehicle Navigation Using

Apparent Modulation of Navigation Signals, Feb. 18, 2003.

7) David J. Lucia "Estimation of the Local Vertical State for a Guided Munition Shell with an Embedded GPS/Micro Mechanical Inertial Navigation System," M.S. Thesis, Department of Aeronautics and Astronautics, Massachusetts Institute of Technology, May 12, 1995.

8) Dea-Wan Suh, Yu-Doo Won, Sung Bo Sim, Young Jea Lee, and Hak Jung Kim, "An Experiment of Attitude Determination Using GPS Carrier Phase", Journal of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences, 27(6), 1999, pp 56-65.

9) Stevens, B. L., and Lewis, F. L., Aircraft control and simulation, 2nd edition, Wiley, New Jersey, 2003.