

論文

J. of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences 44(11), 965-972(2016)

DOI: <http://dx.doi.org/10.5139/JKSAS.2016.44.11.965>

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

비행 실험을 통한 유도형 탄약 항법 시스템 검증

김영주*, 임승한**, 방효충***, 김재호****, 박장호****

Verification of Navigation System of Guided Munition
by Flight Experiment

Youngjoo Kim*, Seunghan Lim**, Hyochoong Bang***, Jaeho Kim**** and Changho Pak****

Korea Advanced Institute of Science and Technology* , ***
Agency for Defense Development**, Poongsan R&D Institute****

ABSTRACT

This paper presents results of flight experiments on a navigation algorithm including multiplicative extended Kalman filter for estimating attitude of the guided munition. The filter describes orientation of aircraft by data fusion with low-cost sensors where measurement update is done by multiplication, rather than addition, which is suitable for quaternion representation. In determining attitude from vector observations, the existing approach utilizes a 3-axis accelerometer as a 2-axis inclinometer by measuring gravity to estimate pitch and roll angles, while GNSS velocity is used to derive heading of the vehicle. However, during accelerated maneuvers such as coordinated flight, the accelerometer provides inadequate inclinometer measurements. In this paper, the measurement update process is newly defined to complement the vulnerability by using different vector observations. The acceleration measurement is considered as a result of a centrifugal force and gravity during turning maneuvers and used to estimate roll angle. The effectiveness of the proposed method is verified through flight experiments.

초 록

유도형 탄약은 비행속도 증가를 이용한 기존의 사거리 증가 방식과 다르게 정밀 유도제어를 사거리 연장 및 정밀 타격하는 기술을 기반으로 한다. 고회전으로 상승하는 탄은 탄도 정점에서 후미 날개를 전개하여 회전을 감소하고, 최종적으로 회전을 제거한 후 비행하게 된다. 주 날개 전개 전 탄체 뒤집힘 감지를 위하여 자세 추정이 요구되는데, 회전 감속 중에서는 일정한 회전을 가정한 기존의 유도무기 자세 추정 기법을 사용할 수 없다. 또한, 비행 시에는 횡축 가속도를 제어하기 때문에 중력 가속도 성분을 기반으로 하는 일반적인 무인기의 자세 추정 기법은 큰 오차를 발생한다. 이러한 문제를 해결하기 위해 본 논문에서는 저속 회전 및 비행 중 자세추정기법을 제시하고, 무인기에 탑재하여 비행 실험을 통해 검증하였다. 저속 회전 중 자세 추정 기법은 롤 각을 상태변수로 갖는 칼만 필터 형태로 구성하였다. 비행 시 자

† Received : November 8, 2014 Revised : October 31, 2015 Accepted : October 17, 2016

* Corresponding author, E-mail : yjkim@ascl.kaist.ac.kr

세 추정 기법은 사원수를 이용한 곱연산 확장형 칼만 필터를 기반으로 하며, 가속도 측정치가 중력 가속도뿐만 아니라 선회에 의한 구심력을 포함하도록 측정 모델을 개선하였다.

Key Words : Multiplicative Extended Kalman Filter(곱연산 확장형 칼만 필터), Centrifugal Force(구심력), Quaternion(사원수)

I. 서 론

유도형 탄약은 기존 곡사포탄의 사거리 및 타격 정밀도 향상을 위해 활강의 개념을 도입한 무기체계이다[1]. 고회전으로 상승하는 탄이 최고 고도에서 날개를 전개하여 목표물 타격 시까지 활강을 하게 된다. 지상 발사 후 날개 전개 및 유도, 타격까지 기존의 곡사포탄보다 공력의 영향을 많이 받을 뿐만 아니라 장시간 유도 및 제어를 하기 때문에 항법의 정확성이 타격 정밀도 향상에 중요한 요소가 된다.

날개 전개 전 회전하는 탄은 탄체 뒤집힘 감지를 위하여 자세 추정이 필수적이다. 그러나, 일정한 회전을 가정한 기존의 유도무기체계와는 다르게 감속 중이므로 기존의 유도무기 자세 추정 기법을 사용할 수 없다. 또한, 활강 중인 탄약은 종축 안정성 면에서는 소형 무인기와 비슷한 특성을 보이지만 수직미익이 아닌 핀을 통하여 공력의 크기를 제어하여 횡축 안정성을 확보해야 하므로 일반적인 무인기의 자세 추정 기법은 큰 오차를 발생한다. 이러한 문제를 해결하기 위해 저속 회전 및 비행 중 유도형 탄약의 자세 추정 기법이 제시된 바 있다[1,2].

저속 회전 중 자세 추정 기법은 일반적인 칼만 필터 형태로, 롤 각을 상태변수로 정의하여 구성하였다. 위성항법시스템(GNSS)의 속도 측정치를 이용하여 요와 피치각을 추정하며, 각속도 측정치가 포함된 관계식으로 롤각을 표현할 수 있다. 관성항법유닛(IMU)에 비해 상대적으로 느린 측정주기를 가진 GNSS의 측정치를 융합할 때, 한정된 탑재컴퓨터 성능을 고려하여 계산량이 적은 1차 저역통과필터를 사용하였다.

비행 중 자세 추정 기법은 사원수(quaternion)를 기반으로 하는 곱연산 확장형 칼만 필터(multiplicative extended Kalman filter)[3]를 사용하였다. 여러 연구를 통해 이 곱연산 확장형 칼만 필터가 소형 무인기의 비선형 자세 추정에 적합하도록 구현된 바 있다[4,5]. 이 필터의 측정치 갱신 단계에서 핵심이 되는 것은 Wahba's problem[6] 이라고 불리는, 두 개의 측정치 벡터를 이용하는 자세 결정 과정이다. 기존의 방식은



Fig. 1. Viper strike as an example

가속도계의 중력 방향 성분을 피치와 롤각을 추정하는 데에 사용한다. 그러나, 본 연구팀의 이전 연구에서는 탄약이나 무인기가 횡축으로 급격한 기동을 할 경우 가속도계 중력 방향 성분이 부정확한 자세 기준을 제공한다는 것에 문제를 제기하고 그 해결 방안을 시뮬레이션 결과와 함께 제안하였다[1,7]. 제안된 방법에서는 가속도계 측정치가 중력 가속도뿐만 아니라 선회 비행 중의 구심력을 포함한다고 가정하였고, 이를 롤각 추정에 사용한다.

탄약의 위치와 속도를 추정하는 INS/GPS 시스템은 자세 추정과 별개로 6개의 상태 변수를 정의하여 구성하였다.

본 논문에서는 상기 항법 기법을 간단히 요약하고, 이를 무인기에 탑재하여 실험을 통해 검증한 결과를 소개한다. 급격한 기동이 가능한 동체 날개 혼합형구조를 가진 무인기가 자체적인 INS/GPS 항법 시스템을 이용해 비행을 할 때, GPS 및 IMU의 원자료를 탄약의 센서로 가정하고 자세 추정 기법의 입력값으로 설정했다. 탄약의 항법 시스템의 추정 결과는 INS/GPS 항법 시스템의 항법 해와 비교하여 제시될 것이다.

II. 항법 기법

2.1 저속 회전 중 자세 추정 기법

탄약의 동체 좌표계가 x, y, z 축으로 표현될

때, 탄약은 x 축을 중심으로 회전하며 x 축 방향으로 비행한다고 가정한다. 동체 좌표계의 각속도를 p, q, r 이라고 한다면 y 축 각속도와 z 축 각속도는 다음과 같이 표현된다.

$$q = \dot{\theta} \cos \phi + \dot{\psi} \sin \phi \quad (1)$$

$$r = \dot{\psi} \cos \phi - \dot{\theta} \sin \phi$$

위 식을 롤각 ϕ 에 대해서 정리하면 다음과 같다.

$$\cos \phi = \frac{\dot{\theta} q + \dot{\psi} r}{\dot{\theta}^2 + \dot{\psi}^2}, \quad \sin \phi = \frac{\dot{\psi} q - \dot{\theta} r}{\dot{\theta}^2 + \dot{\psi}^2} \quad (2)$$

피치 및 요각 추정치, $\hat{\theta}$ 와 $\hat{\psi}$,는 GNSS 속도 측정치를 이용하여 다음과 같이 구할 수 있다.

$$\hat{\theta} = \tan^{-1} \left(-\frac{V_D}{\sqrt{V_N^2 + V_E^2}} \right), \quad \hat{\psi} = \tan^{-1} \left(\frac{V_E}{V_N} \right) \quad (3)$$

여기서 V_N, V_E, V_D 는 각각 NED좌표계에서의 속도 성분을 의미하며 GNSS로부터 얻을 수 있다.

위와 같은 관계식을 바탕으로 탄약의 롤각 ϕ 를 추정하는 칼만 필터를 구성할 수 있다. 본 필터는 다음과 같이 롤각과 관련된 3개의 상태변수로 이루어져 있다.

$$\underline{x}_\phi = \begin{bmatrix} \phi \\ \cos \phi \\ \sin \phi \end{bmatrix}, \quad \underline{z}_\phi = \begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix} \quad (4)$$

자세 변화율을 p, q, r 로 가정하고 관계식 (2)를 이용하여 시스템 모델 및 측정치 모델을 다음과 같이 표현할 수 있다.

$$\underline{x}_\phi(k+1) = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos(pdt) & -\sin(pdt) \\ 0 & \sin(pdt) & \cos(pdt) \end{bmatrix} \underline{x}_\phi(k) + \underline{w}_\phi \quad (5)$$

$$\underline{z}_\phi(k) = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & q & r \\ 0 & r & -q \end{bmatrix} \underline{x}_\phi(k) + \underline{v}_\phi$$

여기서 \underline{w}_ϕ 와 \underline{v}_ϕ 는 각각 \underline{Q}_ϕ 와 \underline{R}_ϕ 를 공분산행렬로 하는 프로세스 잡음과 측정 잡음을 의미한다.

이렇게 구성된 칼만 필터를 이용하여 비행 날개 전 자세 추정을 수행하게 된다. 본 기법의 결과값은 날개 전개 시기를 결정할 때뿐만 아니라 다음 장에서 설명할 비행 중 자세 추정 기법의 초기 값을 설정할 때 사용된다.

2.2 활강 중 자세 추정 기법

2.2.1 사원수를 통한 자세 표현

자세 사원수는 4개의 매개변수로 정의되며, 관성좌표계에서 회전축으로부터 얼마나 회전했는가

를 표현한다. 사원수는 다음과 같이 표현된다.

$$\underline{g} = [q_0 \quad q_x \quad q_y \quad q_z]^T \quad (6)$$

$$= \left[\cos \frac{\theta}{2} \quad \sin \left(\frac{\theta}{2} \right) Q_x \quad \sin \left(\frac{\theta}{2} \right) Q_y \quad \sin \left(\frac{\theta}{2} \right) Q_z \right]^T$$

여기서 θ 는 회전량을 의미하며, Q_x, Q_y, Q_z 는 회전축 단위 벡터의 각 축별 성분이다. 따라서 $\|\underline{g}\| = 1$ 이며, 사원수의 방향코사인행렬은 다음과 같다.

$$C_{\underline{g}}^b(\underline{g}) = \begin{bmatrix} q_0^2 + q_x^2 - q_y^2 - q_z^2 & 2(q_x q_y + q_z q_0) & 2(q_x q_z - q_y q_0) \\ 2(q_x q_y - q_z q_0) & q_0^2 - q_x^2 + q_y^2 - q_z^2 & 2(q_x q_z + q_y q_0) \\ 2(q_x q_z + q_y q_0) & 2(q_x q_z - q_y q_0) & q_0^2 - q_x^2 - q_y^2 + q_z^2 \end{bmatrix} \quad (7)$$

그리고 사원수의 경우 사원수 곱으로써 아래와 같이 자세 변화 연산을 한다.

$$\underline{g}'' = \underline{g} \otimes \underline{g}' = \begin{bmatrix} q_0 q'_0 - q_x q'_x - q_y q'_y - q_z q'_z \\ q_0 q'_x + q_x q'_0 - q_y q'_z + q_z q'_y \\ q_0 q'_y + q_x q'_z + q_y q'_0 - q_z q'_x \\ q_0 q'_z - q_x q'_y + q_y q'_x + q_z q'_0 \end{bmatrix} \quad (8)$$

또한, 동체좌표계의 회전에 의한 사원수의 운동학 방정식은 다음과 같다.

$$\dot{\underline{g}} = \frac{1}{2} \begin{bmatrix} 0 \\ \underline{\omega}_b \end{bmatrix} \otimes \underline{g} \quad (9)$$

여기서 $\underline{\omega}_b = [p \quad q \quad r]^T$ 이며, 이는 동체좌표계에서 정의된 각속도를 의미한다. 이를 바탕으로 MEKF 설계를 위하여 오일러 자세 오차 벡터(이하 오차 벡터)를 정의하면 아래와 같다.

$$\underline{a}_e = \theta_e \underline{E}_e \quad (10)$$

여기서 θ_e 는 오차 각도를 의미하고, \underline{E}_e 는 오차 각도가 정의되는 회전축의 단위 벡터이다. 이를 바탕으로 오일러 자세 오차 사원수(이하 오차 사원수)를 정의하면 아래와 같다.

$$\delta \underline{g}(\underline{a}_e) = \begin{bmatrix} \cos \frac{\|\underline{a}_e\|}{2} \\ \sin \left(\frac{\|\underline{a}_e\|}{2} \right) \begin{pmatrix} \underline{a}_{e_x} \\ \|\underline{a}_e\| \end{pmatrix} \\ \sin \left(\frac{\|\underline{a}_e\|}{2} \right) \begin{pmatrix} \underline{a}_{e_y} \\ \|\underline{a}_e\| \end{pmatrix} \\ \sin \left(\frac{\|\underline{a}_e\|}{2} \right) \begin{pmatrix} \underline{a}_{e_z} \\ \|\underline{a}_e\| \end{pmatrix} \end{bmatrix} \quad (11)$$

2.2.2 예측 단계

탄약의 자세 사원수를 $\underline{x}_g(t)$ 라고 하면, 시스템 모델은 다음과 같이 정의된다.

$$\begin{aligned}\dot{\underline{x}}_q(t) &= f(\underline{x}_q(t), \underline{u}(t)) + \underline{w}_q(t) \\ \underline{z}_q(t) &= h(\underline{x}_q(t)) + \underline{v}_q(t)\end{aligned}\quad (12)$$

각속도계의 편향 오차가 없다고 가정하면 가우시안 잡음만 존재하는 오차 벡터 모델은 다음과 같다.

$$\dot{\underline{a}}_e = -\underline{\omega}_b \times \underline{a}_e + \underline{w}_a(t) \quad (13)$$

MEKF에서는 이 오차 벡터를 상태 변수로 사용한다. 오차 벡터는 각 이산시간마다 기댓값이 0이라고 가정하며, 위 식을 적분하여 사용한 후 0으로 재설정하게 된다. 예측 단계에서 공분산행렬의 예측에 사용되는 상태전이행렬은 다음과 같다.

$$\underline{F}(k) = \frac{\partial f(\underline{x}_q, \underline{u})}{\partial \underline{x}_q} = -\underline{\hat{\omega}}_b(k) \quad (14)$$

$$\underline{\hat{\omega}}_b \equiv \begin{bmatrix} 0 & -r & q \\ r & 0 & -p \\ -q & p & 0 \end{bmatrix} \quad (15)$$

이를 MEKF의 상태 변수 및 공분산행렬 예측 방정식에 대입하면 다음과 같다.

$$\begin{aligned}\hat{\underline{a}}_e(k)^- &= \underline{0} \\ \underline{P}(k)^- &= \underline{P}(k-1)^+ \\ &+ dt(\underline{F}(k-1)\underline{P}(k-1)^+ + \underline{P}(k-1)^+\underline{F}(k-1)^T + \underline{Q}_q)\end{aligned}\quad (16)$$

여기서 dt 는 적분 시간 간격을 나타내며, \underline{Q}_q 는 $\underline{w}_q(t)$ 의 공분산행렬이다. 사원수는 이를 바탕으로 아래와 같이 예측된다.

$$\hat{\underline{g}}(k)^- = \hat{\underline{g}}(k-1)^+ + \frac{dt}{2} \left(\begin{bmatrix} 0 \\ \underline{\omega}_b(k-1) \end{bmatrix} \otimes \hat{\underline{g}}(k-1)^+ \right) \quad (17)$$

2.2.3 갱신 단계

칼만 필터에서 최적의 해를 위한 이득값은 다음과 같이 구할 수 있다.

$$\underline{K}(k) = \underline{P}(k)^- \underline{H}(k)^T (\underline{R} + \underline{H}(k) \underline{P}(k)^- \underline{H}(k))^{-1} \quad (18)$$

여기서 \underline{R} 은 측정 잡음의 공분산 행렬이다. 여기서 상태 변수인 오차 벡터가 센서 측정치를 그대로 사용하여 얻어지기 때문에 측정출력행렬 \underline{H} 는 단위행렬이다[5]. 이를 바탕으로 상태 변수 및 공분산 행렬을 갱신하는 과정은 다음과 같다.

$$\begin{aligned}\hat{\underline{a}}_e(k)^+ &= \hat{\underline{a}}_e(k)^- + \underline{K}(k)(\underline{a}_{em} - \hat{\underline{a}}_e(k)^-) \\ \underline{P}(k)^+ &= (\underline{I} - \underline{K}(k)\underline{H}(k))\underline{P}(k)^-\end{aligned}\quad (19)$$

이렇게 갱신된 오차 벡터를 바탕으로 아래와 같이 자세 사원수를 갱신하게 되며, 오차 벡터는

다시 0으로 초기화한다.

$$\hat{\underline{g}}(k)^+ = \delta g(\hat{\underline{a}}_e(k)^+) \otimes \hat{\underline{g}}(k)^- \quad (20)$$

갱신 단계는 가속도계 측정치를 이용한 갱신과 GNSS 측정치를 이용한 갱신으로 나뉘어져 있다. 가속도계 측정치 획득주기와 GNSS 측정치 획득주기가 서로 다르기 때문에 각 측정치가 획득될 때마다 해당하는 갱신 과정을 순차적으로 거쳐야 한다.

피치와 요각을 추정하기 위해서는 GNSS의 NED 속도 벡터를 이용한다. 속도 벡터는 탄약의 진행방향을 나타내므로 롤각에 대해서 독립적이기 때문이다. 아래와 같은 사원수의 x 축 벡터와 NED 속도 벡터를 비교하여 자세를 결정하게 된다.

$$\begin{aligned}\underline{v}_p &= C_b^e(\hat{\underline{g}}^+) [1 \ 0 \ 0]^T \\ \underline{v}_m &= [V_N \ V_E \ V_D]^T\end{aligned}\quad (21)$$

이 두 벡터의 외적 및 내적을 통해 오차 벡터를 구할 수 있다.

$$\begin{aligned}\underline{E}_{e_v} &= \frac{\underline{v}_p}{\|\underline{v}_p\|} \times \frac{\underline{v}_m}{\|\underline{v}_m\|} \\ \Theta_{e_v} &= \cos^{-1} \left(\frac{\underline{v}_p}{\|\underline{v}_p\|} \cdot \frac{\underline{v}_m}{\|\underline{v}_m\|} \right) \\ \underline{a}_{e_v} &= \Theta_{e_v} \underline{E}_{e_v}\end{aligned}\quad (22)$$

위와 같은 오차 벡터를 식 (20)에 대입하여 오차 벡터를 초기화하면 피치 및 요 측정치가 반영된 자세의 계산이 가능하다.

본 연구팀의 기존 논문[1]에서 제안한 사항은 다음에 설명한 가속도계 측정치를 이용한 측정치 갱신 방법에 있다. 탄약의 횡축 운동을 등속원운동으로 가정하면 2차원 관성좌표계 상의 질점의 위치, 속도, 가속도는 다음과 같이 표현된다.

$$\begin{aligned}\underline{r} &= r\tilde{\underline{r}} \\ \dot{\underline{r}} &= \dot{r}\tilde{\underline{r}} + r\dot{\tilde{\underline{r}}} \\ \ddot{\underline{r}} &= (\ddot{r} - r\dot{\mu}^2)\tilde{\underline{r}} + (2\dot{r}\dot{\mu} + r\ddot{\mu})\tilde{\underline{\mu}}\end{aligned}\quad (23)$$

등속 원운동을 가정할 경우 회전 반경과 각속도가 일정하므로 구심가속도를 아래와 같이 표현할 수 있다.

$$\ddot{\underline{r}} = -r\dot{\mu}^2 \tilde{\underline{r}} \quad (24)$$

질점의 속력과 원 상의 각가속도에 대한 식으로 치환하여 구심가속도를 항법좌표계에서 표현하면 다음과 같다.

$$\begin{aligned} \underline{c}_m &= [a_{m_x} \ a_{m_y} \ a_{m_z}]^T \\ &= [-\sin(\hat{\psi})V\hat{\psi} \ \cos(\hat{\psi})V\hat{\psi} \ -9.806]^T \end{aligned} \quad (25)$$

위의 구심가속도는 측정 벡터로 사용된다. GNSS 측정치의 경우와 같이 오차 벡터를 정의하기 위해 예측 벡터 또한 필요하다. 예측 벡터는 탄약 동체좌표계에서 측정된 가속도 \underline{a}_b 를 자세각을 이용해 항법좌표계로 변환하여 다음과 같이 얻을 수 있다.

$$\underline{c}_p = [a_{p_x} \ a_{p_y} \ a_{p_z}]^T = \underline{C}_b^i(\hat{q}) \underline{a}_b \quad (26)$$

측정 벡터와 예측 벡터의 외적과 내적을 구하면 오차 각도와 회전축을 구할 수 있다.

$$\begin{aligned} E_{e_c} &= \frac{\underline{c}_p}{\|\underline{c}_p\|} \times \frac{\underline{c}_m}{\|\underline{c}_m\|} \\ \theta_{e_c} &= \cos^{-1} \left(\frac{\underline{c}_p}{\|\underline{c}_p\|} \cdot \frac{\underline{c}_m}{\|\underline{c}_m\|} \right) \\ \underline{a}_{e_c} &= \theta_{e_c} E_{e_c} \end{aligned} \quad (27)$$

이 오차 벡터를 식 (20)에 대입하면 물각 측정치가 반영된 자세를 얻게 된다.

2.3 위치 및 속도 추정 기법

일반적인 INS/GPS 시스템을 설계할 때는 위치, 속도, 자세의 9개 상태 변수를 정의하는 것이 일반적이다. 그러나, 탄약에서 사용하게 될 소형 탑재 컴퓨터의 성능을 고려할 때 큰 행렬 연산을 기대할 수 없으므로, 자세는 앞서 설명한 자세 추정 필터의 값을 사용하여 INS/GPS를 간략화하였다.

위치와 속도를 관성센서를 바탕으로 예측하는 방정식은 다음과 같다.

$$\dot{\underline{v}}^n = \begin{bmatrix} D\underline{v}^n \\ \underline{C}_b^n \underline{f}^b - (2\underline{\omega}_{ie}^n + \underline{\omega}_{en}^n) \times \underline{v}^n + \underline{g}^n \end{bmatrix} \quad (28)$$

여기서 \underline{f}^b 는 관성센서에서 측정되는 가속도이며, \underline{g}^n 은 항법좌표계에서의 중력가속도이다. 또한,

$$D = \begin{bmatrix} \frac{1}{M+h} & 0 & 0 \\ 0 & \frac{1}{(N+h)\cos\varphi} & 0 \\ 0 & 0 & -1 \end{bmatrix} \quad (29)$$

이다. 일반적으로 INS/GPS는 확장형 칼만 필터(EKF)로 설계된다. 비선형 방정식을 선형화하기 위해 아래와 같이 위치 및 속도의 오차를 상태 변수로 정의하였다.

$$\begin{aligned} \hat{\underline{r}}^n &= \underline{r}^n + \delta \underline{r}^n \\ \hat{\underline{v}}^n &= \underline{v}^n + \delta \underline{v}^n \end{aligned} \quad (30)$$

따라서, 아래와 같이 시스템 모델을 정의할 수 있다.

$$\begin{aligned} \dot{\underline{x}} &= \underline{F}\underline{x} + \underline{G}u \\ \begin{bmatrix} \delta \underline{r}^n \\ \delta \underline{v}^n \end{bmatrix} &= \begin{bmatrix} F_{rr} & F_{vr} \\ F_{vr} & F_{vv} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \delta \underline{r}^n \\ \delta \underline{v}^n \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 \\ \underline{C}_b^n \end{bmatrix} \delta \underline{f}^b \\ \underline{z}_k &= \begin{bmatrix} \underline{r}_{INS}^n - \underline{r}_{GPS}^n \\ \underline{v}_{INS}^n - \underline{v}_{GPS}^n \end{bmatrix} \end{aligned} \quad (31)$$

여기서 \underline{F} 은 아래와 같이 정의된다.

$$\begin{aligned} F_{rr} &= \begin{bmatrix} 0 & 0 & \frac{-V_N}{(M+h)^2} \\ V_E \sin\varphi & 0 & \frac{-V_E}{(N+h)^2 \cos\varphi} \\ 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \\ F_{rv} &= \begin{bmatrix} \frac{1}{M+h} & 0 & 0 \\ 0 & \frac{1}{(N+h)\cos\varphi} & 0 \\ 0 & 0 & -1 \end{bmatrix} \end{aligned} \quad (32)$$

위에서 정의된 모델을 바탕으로 확장형 칼만 필터를 구성하여 (31)에서 예측된 위치 및 속도를 갱신한다. 확장형 칼만 필터의 세부적인 과정은 생략한다.

III. 비행 실험

3.1 실험 방법

위에서 소개한 항법 알고리즘을 실험적으로 검증하기 위해 Fig. 2와 같은 급격한 기동이 가능한 동체날개 혼합형구조 무인기를 이용하였다. 무인기에는 자동비행과 임무 관리를 관장하는 탑재컴퓨터가 장착되어 있으며, INS/GPS 항법 해를 제공하는 통합 항법 센서 모듈을 이용하여 상태 모니터링 및 자동비행을 수행한다.

추가적인 탑재컴퓨터에 탄약의 자세 추정 알고리즘을 구현하고, 통합 센서 모듈의 IMU, GPS 데이터를 제공하여 자동비행을 위한 탑재컴퓨터와 독립적으로 자세 추정을 수행하도록 했다. 비행 중 시간에 따른 무인기 상태와 자세 추정 결과는 모두 지상 모니터링 시스템에 전송되어 저장되며, 실험 결과를 분석할 때 사용된다. 다음 절에서 센서 원자료를 이용한 탄약의 자세 추정 기법 계산 결과를 INS/GPS 시스템의 항법 해와 비교하여 제시할 것이다.



Fig. 2. Captured image of the unmanned aircraft in rolling maneuver

무인기를 이용한 실험의 시나리오는 두 가지로 나뉜다. 첫 번째는 탄약이 발사된 후 조종면을 최대 각도로 전개하여 회전 감쇠를 시작한 후 탐재컴퓨터에 전원을 인가한 상태를 모사하는 것이다. 이는 날개 전개를 위해 초기 자세각을 추정하는 회전 단계이다. 탄약이 뒤집어진 상태에서 날개가 전개되면 고도 상실이 커질 수 있기 때문에 탄체 뒤집힘을 감지할 수 있는 능력이 중요한 요소가 된다. 이를 확인하기 위하여 수동 조종으로 무인기를 최대한의 속도로 롤링 회전을 하도록 했다.

두 번째는 비행 시 자세 추정 기법의 성능을 분석하기 위한 것으로, MEKF를 이용한 자세각 추정 성능을 확인한다. 이는 탄약 운용 시 주 날개 전개 후 초기 유도 단계부터 수행하는 항법 알고리즘을 확인하기 위한 것이다. 비행체 이륙 후 일반적인 무인기와 같이 선회 비행이나 임의의 수동 비행을 수행하도록 했다.

3.2 실험 결과

Figure 3은 날개 전개 전 저속 회전 단계를 가정한 롤링 비행 중 자세각 추정 결과를 나타내고 있다. 탄체 뒤집힘 감지를 위한 롤각 추정에서 INS/GPS 통합 센서의 결과와 비교했을 때, 추정치에 시간 지연이 있어 시간에 따라 실제 자세각을 반영하지 못하는 모습을 보인다. 이는 추정 필터가 통합 센서의 IMU, GPS 데이터를 전달받아 계산하기 때문에 필연적으로 롤링 중에 변화가 큰 롤각에 영향을 준 것으로 보인다. 실제 시스템에 적용하기 위해서는 이러한 필터 시간 지연에 대한 분석과 보완도 필요할 것이다. 또한, Fig. 3에서 90초 경 무인기의 기동을 위해 롤링회전이 끝날 때 롤각 오차가 큰 모습을 보인다. 위에서 언급한 늦은 측정치의 영향도 있지만, 회전 시 롤각 추정에서 탄약의 회전 속도 변화가 적다는 가정 하에 칼만 필터의 프로세스 오차 공분산 행렬을 비교적 작게 설정했기 때문이다. 본 필터와 같은 설정에서

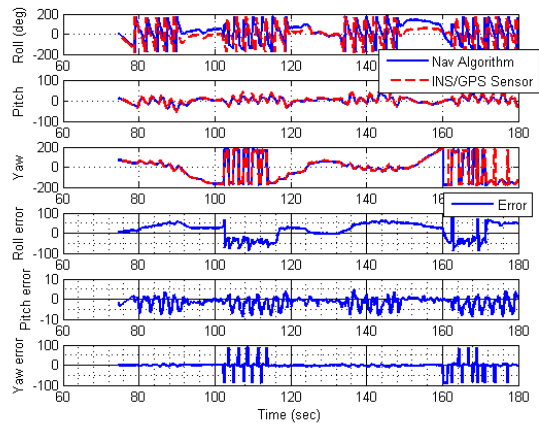


Fig. 3. Time history of attitude estimation result in rolling maneuver. In upper three graphs, the blue solid line denotes estimated value and the red dashed line denotes true value. The other three graphs below describe attitude errors.

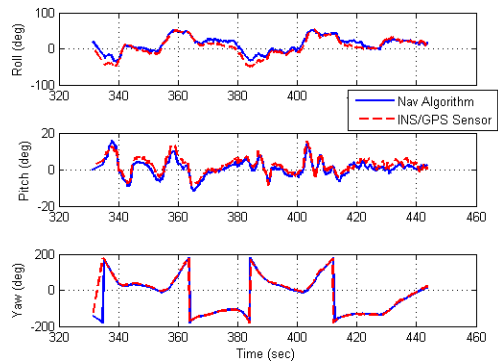


Fig. 4. Time history of attitude estimation result in gliding maneuver. The blue solid line denotes estimated value and the red dashed line denotes true value.

는 90초 경의 상황과 같이 회전 속도가 급격히 변하는 경우에 성능이 저하된다.

활강 비행을 모사하는 수동 비행 중 자세 추정 결과를 Fig. 4를 통해 확인할 수 있다. 이는 수동 비행을 유지하면서 임의의 자세변화 및 이동 중에 얻은 데이터를 나타낸다. 또한, 자동 선회 비행 중에 요각의 변화가 크지만 안정된 비행으로 롤각과 피치각의 변화가 거의 없는 상태에서 추정한 결과를 Fig. 5에서 확인할 수 있다. 선

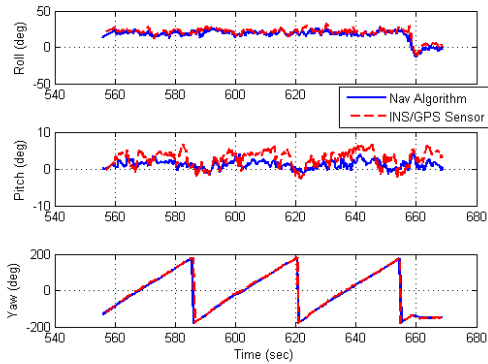


Fig. 5. Time history of attitude estimation result in manual flight. The blue solid line denotes estimated value and the red dashed line denotes true value.

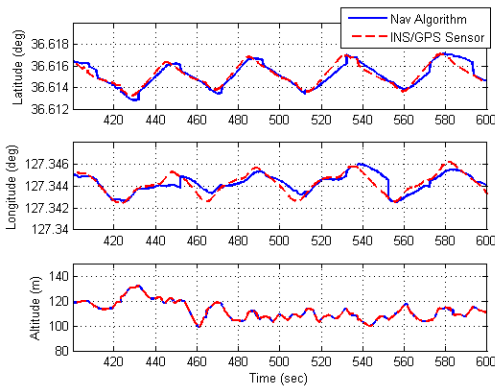


Fig. 6. Time history of position estimation result in gliding maneuver. The blue solid line denotes estimated value and the red dashed line denotes true value.

회 비행 시에는 중력가속도뿐만 아니라 원심력에 의한 가속도도 더해져 측정되기 때문에, 중력가속도의 방향을 이용해 자세를 결정하는 기존의 자세 추정 알고리즘에는 오차가 발생할 수 있다. 그러나 본 논문의 자세각 추정 알고리즘을 원심력을 고려한 방법으로써, 측면 방향으로 가속도가 발생하더라도 문제없이 자세각 추정을 수행할 수 있다.

Figure 6은 INS/GPS 항법 알고리즘으로부터 계산한 위치 추정 결과의 일부를 나타낸다. INS/GPS 통합 센서의 항법 해에서 벗어나지 않는 것을 확인할 수 있다.

IV. 결 론

본 논문에서는 본 연구팀이 제안한 유도형 탄약의 항법 기법을 소개하고, 이를 무인기에 탑재하여 실험을 통해 검증한 결과를 제시하였다. 일반적인 유도형 탄약의 시나리오에 따라 저속 회전 중 자세 추정 기법과 비행 중 자세 추정 기법을 구현하여 비행 중 자세 추정 기능을 수행하도록 했다. 롤링 상태, 임의의 수동 비행, 자동 선회 비행 시에 제안된 기법의 추정 결과를 제시했다. 회전 중 탄체 뒤집힘 감지만만 아니라 비행 중 측면 가속도가 존재할 때 자세 추정도 성공적임을 확인할 수 있었다. 이후 탄약과 유사한 비행속도를 가지는 비행체를 이용한 실험을 통해 본 항법 기법의 실용성을 검증할 수 있을 것이다.

후 기

본 연구는 “유도형 탄약 비행제어시스템 개발” 과제의 일환으로, (주)풍산 기술연구원의 지원으로 수행되었습니다.

References

- 1) Lim, S., Pak, C., Cho, C., and Bang, H., “Development of Flight Control System for Gliding Guided Artillery Munition - Part I: Operational Concept and Navigation”, Journal of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences, Vol. 42, No. 3, 2014.
- 2) Lim, S., Pak, C., Cho, C., and Bang, H., “Development of Flight Control System for Gliding Guided Artillery Munition - Part II: Guidance and Control”, Journal of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences, Vol. 42, No. 3, 2014.
- 3) Lefferts, E. J., Markley, F. L., and Shuster, M. D., “Kalman Filtering for Spacecraft Attitude Estimation”, 20th AIAA Aerospace Sciences Meeting, 1982.
- 4) Markley, F. L., “Attitude Error Representations for Kalman Filtering”, AIAA Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2003.
- 5) Hall, J. K., Knoebel, N. B., and McLain, T. W., “Quaternion Attitude Estimation for

Miniature Air Vehicles Using a Multiplicative Extended Kalman Filter”, IEEE Position, Location and Navigation Symposium, 2008.

6) Wahba, G., “A Least Squares Estimate of Satellite Attitude”, SIAM Review, 1965.

7) Kim, Y., Lim, S., and Bang, H., “Attitude Estimation for Unmanned Aircraft Using a Multiplicative Extended Kalman Filter”, The 2013 Asia-Pacific International Symposium on Aerospace Technology, 2013.