

## 技術論文

J. of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences 42(3), 221-228(2014)

DOI:<http://dx.doi.org/10.5139/JKSAS.2014.42.3.221>

## 유도형 활공 탄약 비행제어시스템 개발 Part I : 운용 개념 및 항법

임승한\*, 박장호\*\*, 조창연\*\*, 방효충\*\*\*

Development of Flight Control System for Gliding Guided Artillery Munition  
- Part I : Operational Concept and Navigation

Seunghan Lim\*, Changho Pak\*\*, Changyeon Cho\*\* and Hyochoong Bang\*\*\*

Division of Aerospace Engineering, Korea Advanced Institute of Science and Technology\*,\*\*\*  
Defense R&D Institute, Poongsan\*\*

## ABSTRACT

In this paper, the operational concept and the navigation algorithms for the gliding guided artillery munition are studied. The gliding guided artillery munition has wings for gliding; therefore spin of the munition should be eliminated. The previous navigation algorithms assumed a spinning munition with constant angular velocity; hence, they cannot be applied for the gliding munition. Moreover, lateral stability becomes worse due to decrease of angular momentum. Therefore, side force should be controlled to improve the stability, and the munition should maneuver, then the previous navigation algorithms for typical fixed-wing aircraft cannot be applied. In this paper, we apply the previous navigation algorithms for the spinning munition. Spin is eliminated and wings are deployed based on the estimation results, and the advanced navigation algorithm for the non-spinning munition is introduced.

## 초 록

본 논문은 유도형 활공 탄약의 운용 개념을 소개하고, 이를 위한 항법 알고리즘을 제안하였다. 유도형 활공 탄약은 기존의 유도형 탄약과는 다르게 사거리 증가를 위한 날개를 장착하고 활공하며, 이를 위해 날개 전개 전 탄체의 회전은 제거된다. 따라서 일정한 회전 속도를 고려한 기존 유도형 탄약 항법 알고리즘은 활공 중에는 사용할 수 없다. 또한 탄체의 회전이 제거되면 회전 관성이 작아져 횡축이 불안정해져 횡축 가속도를 제어해야 하고, 이로 인해 롤 자세에 의한 횡축 중력 가속도 성분을 알 수 없다. 따라서 횡축 중력 가속도 성분을 기반으로 롤 자세를 추정하는 등속 수평 비행 상태를 가정한 기존 항법 알고리즘은 사용할 수 없다. 본 논문에서는 유도형 활공 탄약의 회전 중 상태 추정을 위해서는 Lucia가 제안한 알고리즘을 사용하였고, 활공 중 상태 추정을 위해서는 새로운 항법 알고리즘을 제안하였다.

**Key Words** : Guided Artillery Munition(GAM: 유도형 탄약), Precision-Guided Munition (정밀 유도형 탄약), Smart Munition(지능탄), Multiplicative Extended Kalman Filter(곱셈적 확장형 칼만 필터)

† Received: May 16, 2013 Accepted: February 17, 2014

<http://journal.ksas.or.kr/>

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

pISSN 1225-1348 / eISSN 2287-6871

### I. 서론

현대 무기체계는 지능화 및 유도 기술 정밀화를 통해 타격 정확도와 위력을 향상시키는 방향으로 발전되고 있다. 이와 더불어 아군의 생존성을 높이고 효율적 후방 지원을 위해 사거리 증가를 위한 초장사정 타격 기술에 대한 연구도 활발히 이루어지고 있다. 본 연구에서 개발하고 있는 유도형 활공 탄약은 이러한 초장사정 무기체계의 대표적인 예로 기존의 곡사포탄의 사거리 및 타격 정밀도를 향상시키기 위해 정밀 유도 및 활공 개념을 도입한 무기체계이다. 유도형 활공 탄약에는 기존 포탄 형상에 활공을 위한 날개 및 자세 제어를 위한 후방 조종 날개가 장착된다. 기존 곡사포탄의 탄착점은 포구의 방향과 장약의 양에 의해 결정된다. 하지만 유도형 활공 탄약은 후방에 장착된 조종 날개를 제어하여 탄착점을 향해서 날아갈 수 있기 때문에 발사 조건에 크게 영향을 받지 않고 장거리 정밀 타격이 가능하다.

현재 실전 배치된 유도형 탄약의 경우 대부분 회전을 유지한 채 카나드 또는 핀을 제어하여 정밀 타격하도록 설계가 되었다. 이 탄약들의 항법 정보를 추정하기 위하여 이미 많은 연구가 진행되어왔다[1-5]. 하지만 본 논문에서 연구되는 유도형 활공 탄약은 발사 후 일정 시간이 흐른 뒤 포탄의 회전을 제거하고 날개를 전개한 후 후방 조종 날개를 제어한다.

본 논문에서는 유도형 활공 탄약의 운용 개념에 대해서 살펴보고 저가형 관성센서(Inertial Measurement Unit, IMU)와 위성항법시스템(Global Navigation Satellite System, GNSS)을 기반으로 한 항법 알고리즘에 대해서 소개한다.

### II. 운용 개념

유도형 활공 탄약은 기존 탄약의 회전 안정 운동(spinner)과 날개 안정 운동(finner)을 순차적으로 갖는 포 발사형 유도탄약이다[6]. 작동 순서는 Fig. 1과 같으며, ①은 초기 상승 비행 탄도 단계로써 빠른 회전을 통해 비행안정을 유지하며 상승 비행한다. ②는 탄도가 정점에 도달하기 직전에 수납된 조종날개를 전개하여 회전을 단시간 내에 감쇠시키는 단계이다. ③은 회전이 거의 사라진 상태에서 활공날개를 전개하여 비행자세를 안정화하는 단계이다. ④는 GNSS/IMU 통합항법 및 비행제어를 통해 사전에 장입된 목표물까지 유도되는 단계이다. 마지막 ⑤는 종말유도 단

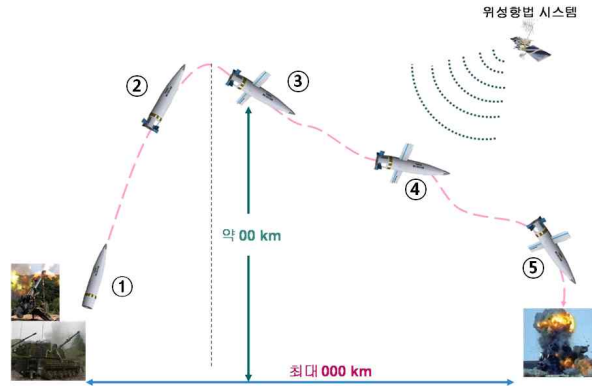


Fig. 1. Concept of Operation

계로 종말 탄착 낙각 등을 고려하여 목표물까지 유도되어 최종임무를 종결하게 되는 단계이다.

이와 같이 타격임무를 수행하는 유도형 활공 탄약은 포에서 발사된 탄이 회전 안정화 이후에 활공 비행체로 전환되는 과정을 갖는데, 이는 기존 포탄이나 유도형 탄약(또는 지능탄)과는 차별되는 방식이며 탄도 정점에서부터 활공유도 비행하는 장점을 가진다. 따라서 기존탄약이 강의 탄도(External Ballistic) 곡선에 의해 발사 전에 결정된 타격점(Ballistic Impact Point, BIP)을 공격하는 한계를 극복하고 전장에서 작전 융통성과 효용성을 극대화 할 수 있다.

### III. 항법

본 논문에서 연구되는 유도형 활공 탄약에는 저가형 IMU와 GNSS 수신기가 탑재된다. 이를 바탕으로 현재 위치, 속도 및 자세를 추정해야 하는데, 본 절에서는 항법 해를 추정하기 위한 알고리즘을 소개한다.

유도형 활공 탄약은 발사 초기 급격한 가속도로 인한 전자 장비 고장을 방지하기 위하여 고고도에서 후방 조종 날개를 통해 회전을 일정량 이하로 감소시킨 후에 전원을 인가한다. 이로 인하여 발사 후 임의의 시간 후 초기 자세를 알 수 없다. 탄약의 롤(roll)을 모를 경우 탄약이 뒤집혀진 상태에서 날개가 전개될 수 있고, 이로 인하여 사거리 및 안정성에 큰 악영향을 받을 수 있어 날개 전개 전에 자세 정보가 필요하다. 따라서 회전 중 자세 추정을 위한 알고리즘이 요구되며, 이 알고리즘은 Lucia의 연구 일부를 사용하였다[7].

일반적인 탄약은 발사 후 지속적으로 고속 회전하여 회전 관성이 매우 크고 안정성이 매우 높다. 하지만 본 연구의 탄약은 회전을 제거하고

Table 1. Specification of sensors

GNSS	
period	0.25 s
$S_{llh}$	(7.8524e-7 deg, 7.8393e-2 deg, 7.0711 m)
$S_{vel}$	(1.000, 1.000, 1.414) m/s
delay	1 step
IMU	
period	0.01 s
$S_{acc}$	(0.3, 0.3, 0.3) m/s <sup>2</sup>
$S_{gyro}$	(0.03, 0.03, 0.03) rad/s

날개를 전개하여 활공한다. 따라서 탄약 자체의 관성이 매우 작아져 공력을 통해 안정성을 확보해야 한다. 본 논문 탄약의 종축 안정성은 일반 고정익 항공기와 같이 무게 중심을 적절하게 위치시켜 확보할 수 있다. 하지만 횡축 안정성의 경우 상황이 다르다. 고정익 항공기의 경우 큰 수직 미익으로 횡축 안정성을 확보할 수 있지만, 유도형 활공 탄약의 경우 수직 미익을 담당할 조종 날개의 면적이 작아 횡축 안정성 확보가 어렵다. 따라서 탄약의 상태에 따라 후방 조종 날개로 공력의 크기를 제어하여 횡축 안정성을 확보해야 한다. 이를 위해 수평가속도가 발생한다.

고정익 항공기 자세 추정 시에는 등속 수평 비행을 가정하여 가속도계에서 측정되는 값을 중력으로 가정하여 피치(pitch)와 롤 추정에 사용한다[8]. 하지만 앞서 설명한 바와 같이 유도형 활공 탄약은 안정성 확보를 위해 인위적으로 수평 가속도를 발생시키며 유도되기 때문에 기존 방식은 사용할 수 없다. 또한 요(yaw) 추정을 위해 일반적으로 사용되는 자장센서(magnetometer)는 탄약 내에서 발생하는 전자 방해(EMI)로 인해 사용에 큰 어려움이 있다. 본 논문에서는 이를 위해 속도 벡터를 피치와 요 측정값으로, 선회율을 롤 측정값으로 사용하는 새로운 항법 알고리즘을 제안하였다.

항법 알고리즘 시뮬레이션을 위해서 GNSS 수신기와 IMU의 특성을 위 Table 1과 같이 가정하였다.  $\sigma$ 는 백색잡음의 표준편차를 의미한다.

### 3.1 저속 회전 단계 자세 추정

탄약은 발사 시 포구의 강선에 의해 회전력을 얻는다. 강선에 의한 회전 속도는 매우 빠르기 때문에 발사 일정 시간 후 조종 날개로 회전 속도를 120deg/s로 감속시키게 되며, 이를 저속 회전 단계로 정의한다. 탄약이 회전하고 있을 경우 질량에 의한 관성뿐만 아니라 회전에 의한 관성이 존재하기 때문에 더욱 안정하여 동체좌표계

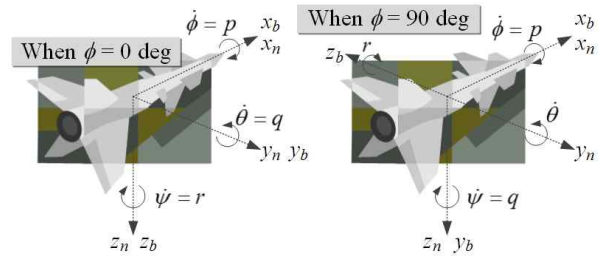


Fig. 2. Relations between angular velocity and time derivatives of attitude in body-axis

의  $x$ 축(탄두방향축)이 GNSS에 의해 측정된 속도 방향과 일치한다고 가정할 수 있다. 또한 GNSS에 의한 속도 측정치는 비교적 정확하기 때문에 GNSS의 NED(North-East-Down)좌표계 속도를 이용하여 요와 피치를 추정할 수 있으며, 이를 수치적으로 미분하여 피치 각속도와 요 각속도를 추정할 수 있다. 자세 운동 모델을 선형화했을 경우, 롤이 0deg일 때 피치 각속도는 스트랩다운 IMU에서  $y$ 축 각속도로 측정될 것이고, 요 각속도는  $z$ 축 각속도로 측정될 것이다. 반면에 롤이 90deg일 때 피치 각속도는  $z$ 축 각속도로 측정될 것이고, 요 각속도는  $y$ 축 각속도로 측정될 것이다. 모든 상황에서  $x$ 축 각속도는 롤 각속도로 가정할 수 있다. 이 관계는 Fig. 2에 표현되어 있으며, 이를 수식으로 정리하면 아래와 같다.

$$\begin{aligned} q &= \dot{\theta} \cos \phi + \dot{\psi} \sin \phi \\ r &= \dot{\psi} \cos \phi - \dot{\theta} \sin \phi \end{aligned} \quad (1)$$

여기서  $p, q, r$ 은 각각  $x, y, z$ 축 각속도를 의미하며,  $\phi, \theta, \psi$ 는 각각 3-2-1 오일러각(Euler angle)을 의미한다. 위 식을  $\phi$ 에 대하여 정리하면 아래와 같다.

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

$\phi$ 를 추정하기 이전에 먼저 GNSS 속도 정보를 이용해서  $\dot{\theta}, \dot{\psi}$ 를 구하는 방법에 대해서 알아보도록 하자. 먼저 탄약이 속도 벡터와 정렬되어 있다면,  $\theta, \psi$ 는 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 기호  $\hat{\phantom{x}}$ 는 추정치를 의미하며,  $V_N, V_E, V_D$ 는 각각 NED좌표계에서의 속도 성분을 의미한다. 이 값을 수치 미분하여  $\dot{\theta}, \dot{\psi}$ 값을 추정하도록 한다.

GNSS 수신기의 측정 주기는 IMU 등 기타 센서에 비해서 상대적으로 길다. 이 문제를 해결하기 위하여 Lucia의 경우 곡선맞춤(curve fitting) 알고리즘을 이용하여 속도를 추정하였다[7]. 이와 같은 방법은 측정 주기 사이의 값을 추정할 수 있다는 장점이 있지만 행렬의 연산으로 인해 계산량이 늘어나는 단점이 있다. 본 논문의 탄약 운용 시나리오에 따르면 위 알고리즘이 적용되는 고고도에서는 운동 변화량이 적어 느린 측정 주기가 크게 문제 되지 않는다. 따라서 한정된 MCU(Micro Control Unit) 성능을 고려하여 1차 저역통과필터(Low Pass Filter, LPF)를 통과시킨 속도 추정 값으로, (3)을 통해 피치 및 요를 추정하였고, 이 값을 수치 미분한 후 1차 LPF에 통과시켜 자세변화율  $\dot{\theta}$ ,  $\dot{\psi}$ 를 추정하였다. 이때 시정수  $\tau_{LPF}$ 는 모두 0.5로 설정하였다.

위 정보를 바탕으로 탄약의 롤을 추정하는 칼만 필터(Kalman Filter, KF)를 구성할 수 있으며, 아래 구성된 KF는 [7]에서 자세히 다루고 있다. 저속으로 회전하고 있는 경우 아래와 같이 3개의 상태변수로 필터를 구성할 수 있다.

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

여기서 기호  $\underline{\cdot}$ 는 벡터 또는 행렬을 의미한다. (2)의 관계를 이용하고 자세변화율을  $p, q, r$ 로 가정하면 운동모델 및 상태 변수와 출력의 관계를 아래와 같이 표현할 수 있다[7].

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

여기서  $\underline{w}_{\phi}$ 와  $\underline{v}_{\phi}$ 는 각각 과정잡음과 측정잡음이며, 각각의 공분산행렬은  $\underline{Q}_{\phi}$ ,  $\underline{R}_{\phi}$ 이다. 또한  $dt$ 는 이산 연산 시스템의 시간 간격(또는 적분 시간 간격)이며,  $k$  및  $k+1$ 은 각각 현재 및 다음 연산 단계에서의 시간을 의미한다. 센서의 특성을 고려하여 공분산행렬을 아래와 같이 정하였다.

$$\begin{aligned} \underline{Q}_{\phi} &= \begin{bmatrix} 0.9e-3 & 0 & 0 \\ 0 & 0.4e-5 & 0 \\ 0 & 0 & 0.4e-5 \end{bmatrix} \\ \underline{R}_{\phi} &= \begin{bmatrix} 0.9e-3 & 0 & 0 \\ 0 & 0.9e-3 & 0 \\ 0 & 0 & 0.9e-3 \end{bmatrix} \end{aligned} \quad (6)$$

GNSS의 속도 측정치를 이용한 자세 추정 시물

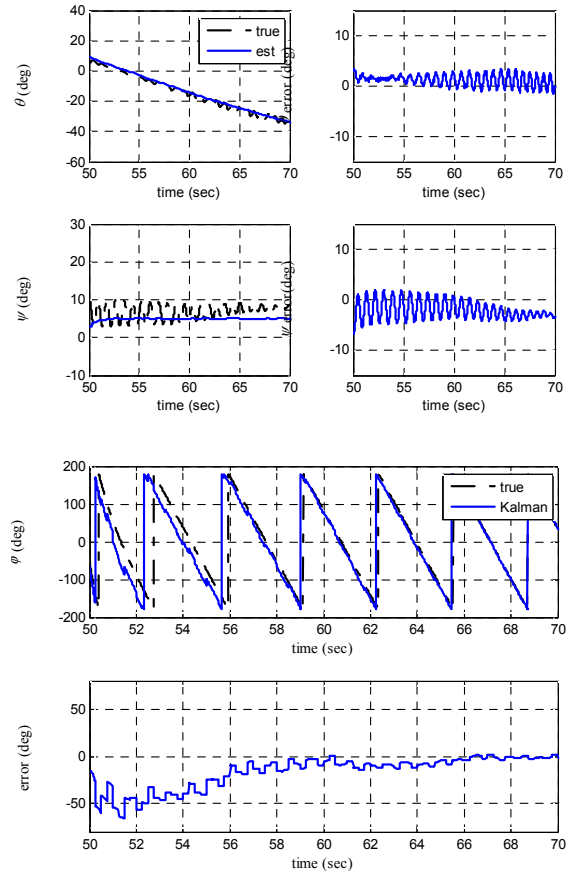


Fig. 3. Roll estimation result

레이션 결과는 Fig. 3과 같다. 피치 및 요의 참값을 보면 탄약이 세차운동을 하고 있음을 알 수 있다. 이 세차운동은 GNSS의 속도 벡터로 측정할 수 없어 자체 추정 오차가 정확히 0deg에 수렴하지는 못한다. 하지만 피치 및 요의 경우  $\pm 5\text{deg}$ , 롤의 경우  $\pm 15\text{deg}$  내로 수렴하기 때문에 날개 전개 시점을 판단하거나 활공 단계 자세 추정 알고리즘의 초기 추정 값으로 사용할 때 문제 없다. 만약 롤 오차가  $\pm 45\text{deg}$  내에 들지 못하면, 날개 전개 시 탄의 안정성이 저하되고 운동의 비선형성이 강해져 초기 고도 손실이 커지거나 심지어 제어 불능상태가 될 수도 있다.

### 3.2 활공 단계 자세 추정

활공 날개가 전개된 후 목표물을 향한 유도를 위해서 보다 정확한 자세 정보가 필요하기 때문에 별도의 자세 추정 알고리즘이 요구된다.

#### 3.2.1 기본 개념

앞서 설명한 바와 같이  $\theta$  및  $\phi$  추정에 IMU의 가속도 방향을 중력의 방향으로 가정하는 방법은

사용하기 어렵다. 또한 자장센서의 사용에도 어려움이 많다. 따라서  $\theta, \psi$ 의 경우 3.1절에서와 같이 GNSS의 속도 정보를 이용한다. 또한  $\phi$ 는 GNSS의 속도 정보를 통해 추정된 속력, 요각속도(또는 선회율)를 바탕으로 계산된 구심가속도를 통해 추정된다.

추정 필터의 상태 변수는 사원수(Quaternion)의 회전각도 및 회전축 개념을 도입하였다. 이는 탄약의 자세가 오일러각의 특이점 근처에 존재할 수도 있으므로, 이 문제를 보완하기 위함이다. 이로 인해서 오일러각이 아닌 회전각도 및 회전축 벡터를 상태 변수로 정의하게 됨으로써 확장 칼만 필터(Extended Kalman Filter, EKF)를 사용하지 않고 MEKF(Multiplicative Extended Kalman Filter)를 통해 자세를 추정하도록 한다[8]. EKF에서는 가감연산을 통해 오차를 정의하지만, MEKF에서는 승제연산을 통하여 오차를 정의한다.

### 3.2.2 사원수를 통한 자세 표현

자세 사원수는 4개의 변수로 정의되고, 관성좌표계의 어느 회전축으로부터 얼마나 회전했는가에 대한 표현이며 다음과 같다.

$$g = [q_0 \ q_x \ q_y \ q_z]^T$$

$$\equiv \left[ \cos \frac{\theta}{2} \ \sin \left( \frac{\theta}{2} \right) Q_x \ \sin \left( \frac{\theta}{2} \right) Q_y \ \sin \left( \frac{\theta}{2} \right) Q_z \right]^T \quad (7)$$

여기서  $\theta$ 는 회전량을 의미하며,  $Q_x, Q_y, Q_z$ 는 회전축 단위 벡터의 축별 성분이다. 따라서  $\|g\|=1$ 이며, 이를 이용하면 방향코사인행렬을 아래와 같이 구할 수 있다.

$$C_i^b(g) = \begin{bmatrix} q_0^2 + q_x^2 - q_y^2 - q_z^2 & 2(q_x q_y + q_z q_0) & 2(q_x q_z - q_y q_0) \\ 2(q_x q_y - q_z q_0) & q_0^2 - q_x^2 + q_y^2 - q_z^2 & 2(q_y q_z + q_x q_0) \\ 2(q_x q_z + q_y q_0) & 2(q_y q_z - q_x q_0) & q_0^2 - q_x^2 - q_y^2 + q_z^2 \end{bmatrix} \quad (8)$$

$$C_b^i(g) = C_i^b(g)^T$$

그리고 사원수 곱이라는 새로운 연산이 정의할 수 있는데, 이는 아래와 같다.

$$g'' = g \otimes g' = \begin{bmatrix} q_0 q'_0 - q_x q'_x - q_y q'_y - q_z q'_z \\ q_0 q'_x + q_x q'_0 - q_y q'_z + q_z q'_y \\ q_0 q'_y + q_x q'_z + q_y q'_0 - q_z q'_x \\ q_0 q'_z - q_x q'_y + q_y q'_x + q_z q'_0 \end{bmatrix} \quad (9)$$

또한 동체좌표계의 회전에 의한 사원수의 운동학 방정식은 아래와 같다.

$$\dot{g} = \frac{1}{2} \begin{bmatrix} 0 \\ \omega_b \end{bmatrix} \otimes g \quad (10)$$

여기서  $\omega_b = [p \ q \ r]^T$ 이다. 위와 같은 관계들을 바탕으로 MEKF 설계를 위해 오일러 자세 오차 벡터(이하 오차 벡터)를 정의하면 아래와 같다.

$$a_e = \theta_e E_e \quad (11)$$

여기서  $\theta_e$ 는 오차 각도를 의미하고,  $E_e$ 는 오차 각도가 정의되는 회전축의 단위 벡터이다. 이를 바탕으로 오일러 자세 오차 사원수(이하 오차 사원수)를 정의하면 아래와 같다.

$$\delta g(a_e) = \begin{bmatrix} \cos \frac{\|a_e\|}{2} \\ \sin \left( \frac{\|a_e\|}{2} \right) \begin{pmatrix} a_{e_x} \\ a_{e_y} \\ a_{e_z} \end{pmatrix} \end{bmatrix} \quad (12)$$

### 3.2.3 예측

위 내용을 바탕으로 오차 벡터를 상태 변수로 하는 MEKF를 설계하기 위해 시스템 모델을 아래와 같이 정의하자.

$$\dot{x}_q(t) = f(x_q(t), u(t)) + w_q(t) \quad (13)$$

$$z_q(t) = h(x_q(t)) + v_q(t)$$

여기서  $t$ 는 현재 시간을,  $x_q$ 는 상태 변수를,  $u$ 는 제어입력을,  $z_q$ 는 출력을 의미한다. 또한  $f(x_q, u)$ 는 비선형 상태 미분 방정식을,  $h(x_q)$ 는 비선형 출력 방정식을 의미한다.  $w_q(t)$ 와  $v_q(t)$ 는 가우시안 잡음(Gaussian noise)을 의미하며, 이때 자이로의 편향 오차가 필터 외부에서 이미 제거되어 가우시안 잡음만 존재한다고 가정하면, 오차 벡터 모델은 아래와 같다.

$$\dot{a}_e = -\omega_b \times a_e + w_a(t) \quad (14)$$

이를 바탕으로 이산 시간 영역에서 (14)을 적용하면 다음 시간의 오차 벡터의 기댓값은 0이 된다고 가정하자. 이 가정으로 인하여 필터가 1회 계산을 마치고 나면 오차 벡터로 정의된 상태 변수는 0으로 초기화된다. 이때 공분산행렬의 경신에 사용되는 상태경신행렬  $F$ 은 다음과 같이 구해진다.

$$\underline{F}(k) = \frac{\partial f(\underline{x}_q, \underline{u})}{\partial \underline{x}_q} = -\hat{\underline{\omega}}_b(k) \quad (15)$$

여기서

$$\hat{\underline{\omega}}_b \equiv \begin{bmatrix} 0 & -r & q \\ r & 0 & -p \\ -q & p & 0 \end{bmatrix} \quad (16)$$

이다. 이를 바탕으로 상태 변수 및 공분산 행렬의 예측 방정식은 아래와 같이 표현될 수 있다.

$$\begin{aligned} \hat{\underline{a}}_e(k)^- &= \underline{0} \\ \underline{P}(k)^- &= \underline{P}(k-1)^+ \\ &+ dt(\underline{F}(k-1)\underline{P}(k-1)^+ + \underline{P}(k-1)^+\underline{F}(k-1)^T + \underline{Q}_q) \end{aligned} \quad (17)$$

여기서  $\underline{Q}_q$ 는  $\underline{w}_q(t)$ 의 공분산 행렬이다. 이를 바탕으로 자세 사원수 또한 예측되어야 하는데 이는 아래와 같으며, 사원수 경신 방정식의 결과는 크기가 1이 되도록 정상화해야 한다.

$$\hat{\underline{g}}(k)^- = \hat{\underline{g}}(k-1)^+ + \frac{dt}{2} \left( \begin{bmatrix} 0 \\ \hat{\underline{\omega}}_b(k-1) \end{bmatrix} \otimes \hat{\underline{g}}(k-1)^+ \right) \quad (18)$$

### 3.2.4 경신

일반적으로 IMU의 측정주기가 GNSS의 측정주기보다 현격히 짧기 때문에, IMU의 측정주기마다 3.2.3절의 예측과정을 실시하고, GNSS 측정값이 갱신될 때에만 본 절에 설명할 경신과정을 적용해야 한다. 이때 MEKF 이득 값은 아래와 같이 구할 수 있다.

$$\underline{K}(k) = \underline{P}(k)^- \underline{H}(k)^T (\underline{H}(k)\underline{P}(k)^- \underline{H}(k) + \underline{R}_q)^{-1} \quad (19)$$

여기서  $\underline{R}_q$ 은 측정 잡음의 공분산행렬이며, 측정 출력행렬  $\underline{H}$ 는 단위행렬이다. 이를 바탕으로 상태 변수 및 공분산 행렬을 경신하면 아래와 같다.

$$\hat{\underline{a}}_e(k)^+ = \hat{\underline{a}}_e(k)^- + \underline{K}(k)(\underline{a}_{e_m} - \hat{\underline{a}}_e(k)^-) \quad (20)$$

$$\underline{P}(k)^+ = (\underline{I} - \underline{K}(k)\underline{H}(k))\underline{P}(k)^-$$

여기서  $\underline{a}_{e_m}$ 은 예측 결과와 센서 측정 결과와의 오차를 의미한다. 이렇게 경신된 오차 벡터를 바탕으로 아래와 같이 자세 사원수를 경신하게 되며, 오차 벡터는 다시 0으로 초기화한다.

$$\hat{\underline{g}}(k)^+ = \delta \underline{g}(\hat{\underline{a}}_e(k)^+) \otimes \hat{\underline{g}}(k)^- \quad (21)$$

$$\hat{\underline{g}}(k)^+ = \hat{\underline{g}}(k)^- \otimes \delta \underline{g}(\hat{\underline{a}}_e(k)^+) \quad (22)$$

(21)은 오차 벡터가 동체고정좌표계에서 정의되

었을 때, (22)는 관성좌표계에서 정의되었을 때 사용된다. 이와 같은 MEKF에 대한 자세한 설명은 [8]에서 살펴볼 수 있다.

### 3.2.5 롤 측정

만약 유도형 탄약이 급격한 기동을 하지 않는다면 등속원운동으로 가정할 수 있다. Fig. 4에서 볼 수 있는 바와 같이 2차원 관성좌표계 상의 질점을 가정하자. 이때 질점의 위치, 속도, 가속도는 아래와 같이 구해진다.

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

여기서  $r$ 과  $\mu$ 는 Fig.4에 정의되어 있으며,  $\tilde{\underline{\cdot}}$ 는 단위벡터를 의미한다. 등속원동을 가정할 경우 회전 반경과 각속도가 일정하여 아래와 같이 구심가속도를 계산할 수 있다.

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

질점의 속력은  $V = r\dot{\mu}$ 이고, 회전반경이 일정하므로  $\dot{\mu} = \dot{\psi}$ 이다. 따라서 구심가속도는  $\ddot{\underline{r}} = -V\dot{\psi}$ 이며, 이를 항법좌표계에서 표현하면 아래와 같다.

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

(25)은 측정 벡터이고, 오차 벡터를 정의하기 위해서는 예측 벡터가 필요하며 아래와 같이 탄약에서 측정된 가속도  $\underline{a}_b$ 를 예측된 자세 각을 통해 항법좌표계로 변환한 벡터를 이용한다.

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

(25)와 (26)을 외적하면 아래와 같이 오차 각도와 회전축을 구할 수 있다.

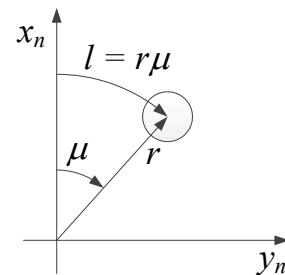


Fig. 4. Geometric relations to express centrifugal force

$$E_{e_c} = \frac{c_p}{\|c_p\|} \times \frac{c_m}{\|c_m\|}$$

$$\theta_{e_c} = \cos^{-1}\left(\frac{c_p}{\|c_p\|} \cdot \frac{c_m}{\|c_m\|}\right) \quad (27)$$

$$a_{e_c} = \theta_{e_c} E_{e_c}$$

이를 (20)의  $a_{e_m}$  에 대입하고 (22)를 통해 경신된 값을  $\hat{g}^i$ 로 한다. 여기서 한 과정이 더 추가되어야 하는데, 이는 (25)이 등속수평운동을 가정한 측정치이기 때문이다. 이로 인해서  $\hat{g}^i$ 를 계산할 때 의도하지 않은  $\theta$ 방향(동체좌표계의  $y$ 축) 회전이 유발된다. 따라서  $\hat{g}^i$ 의  $\theta$ 방향을 다시 예측치의 것으로 돌려놓을 필요성이 있다. IMU 정보가 반영된 예측치를  $\hat{g}$ 라고 한다면, 아래와 같이 두 벡터를 정의할 수 있다.

$$\begin{aligned} x_i &= C_b^i(\hat{g}) [1 \ 0 \ 0]^T \\ x_p &= C_b^i(\hat{g}) [1 \ 0 \ 0]^T \end{aligned} \quad (28)$$

여기서  $x$ 축을 기준 벡터로 정한 이유는 이 축은 롤에 대해 독립적이기 때문이다. 이 벡터로 오차 벡터를 구하면 아래와 같다.

$$E_{e_i} = \frac{x_i}{\|x_i\|} \times \frac{x_p}{\|x_p\|}$$

$$\theta_{e_i} = \cos^{-1}\left(\frac{x_i}{\|x_i\|} \cdot \frac{x_p}{\|x_p\|}\right) \quad (29)$$

$$a_{e_i} = \theta_{e_i} E_{e_i}$$

이렇게 구해진 오차 벡터를 (22)에 대입하여 다시 회전시키고 오차 벡터  $\hat{a}_e^+$ 를 초기화하면 롤 측정치가 반영된 자세 정보  $\hat{g}^+$  계산이 완료된다.

### 3.2.6 피치, 요 측정

NED 속도 벡터는 탄약의 진행방향을 의미하기 때문에 동체좌표계의  $x$ 축 회전과 가장 관련된  $\phi$ 에 관해서는 독립적이고,  $y$  및  $z$ 축 회전과 가장 관련된  $\theta$  및  $\psi$ 와 관련성이 높다. 먼저 아래와 같이  $\phi$  측정치가 적용된 사원수의  $x$ 축 벡터와 NED 속도 벡터를 구한다.

$$v_p = C_b^i(\hat{g}^+) [1 \ 0 \ 0]^T \quad (30)$$

$$v_m = [V_N \ V_E \ V_D]^T \quad (31)$$

이 두 벡터를 외적 및 내적 하여 오차 벡터를 구한다.

$$E_{e_r} = \frac{v_p}{\|v_p\|} \times \frac{v_m}{\|v_m\|}$$

$$\theta_{e_r} = \cos^{-1}\left(\frac{v_p}{\|v_p\|} \cdot \frac{v_m}{\|v_m\|}\right) \quad (32)$$

$$a_{e_r} = \theta_{e_r} E_{e_r}$$

이렇게 구해진 오차 벡터를 (22)에 대입하여 다시 회전시키고 오차 벡터  $\hat{a}_e^{++}$ 를 초기화하면 피치 및 요 측정치가 반영된 자세 정보  $\hat{g}^{++}$  계산이 완료된다.

### 3.2.7 시뮬레이션

MEKF의 작동주파수는 IMU의 측정주파수인 100Hz로 설정하였다. 과정잡음의 공분산행렬  $Q_a$ 는 자이로의 표준편차를 그대로 반영하였고, 중심가속도에 의한 롤과 NED 속도에 의한 피치 및 요의 측정잡음 공분산행렬  $R_{cen}$  및  $R_{NED}$ 는 아래와 같이 정하였다.

$$R_{cen} = \begin{bmatrix} 0.005 & 0 & 0 \\ 0 & 0.005 & 0 \\ 0 & 0 & 0.005 \end{bmatrix} \quad (33)$$

$$R_{NED} = \begin{bmatrix} 0.001 & 0 & 0 \\ 0 & 0.001 & 0 \\ 0 & 0 & 0.001 \end{bmatrix} \quad (34)$$

시뮬레이션 결과는 Fig. 5와 같으며, 추정 초기값에 오차가 있음에도 불구하고 참값에 수렴하는 것을 볼 수 있다. 약 120sec까지  $\phi$  추정 값에 잡음이 많은 이유는 예측치의 과정잡음을 실제보다 크게 잡았기 때문이다. 그 이유는 자이로의 편향 오차를 아직 제거하지 못한 상태이기 때문에 실제 잡음보다 큰 잡음이 들어온다고 가정하여 측

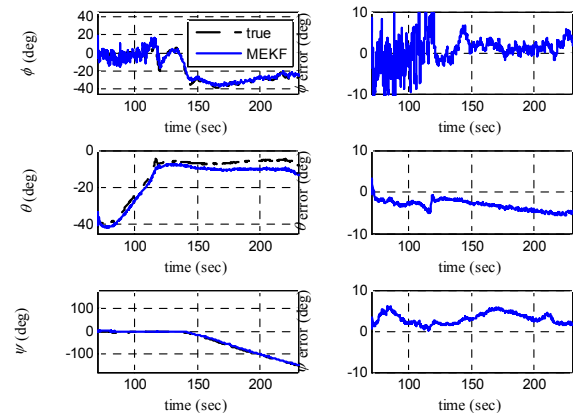


Fig. 5. Attitude estimation result using MEKF

정치에 가중치를 주도록 설계했기 때문이다. 또한 오차가 0deg에 수렴하지 않는 주된 이유는 실제 비행이 정확히 등속원동이 아니기 때문으로 분석된다.  $\theta$ 의 오차도 0deg로 수렴하지 않는 것을 볼 수 있는데 주된 이유는 받음각 때문으로 분석된다. 실제로  $\theta$ 는 비행경로각에 받음각이 더해진 값이 되어야 하는데, 필터 상의  $\theta$  측정치는 비행경로각에 해당한다. 이를 통해 활공 중 받음각이 약 5deg임을 추론할 수 있다.  $\psi$ 의 오차가 0deg로 수렴하지 않는 주된 이유는 탄약의 수평 안정성으로 인해서 측풍에 의해 진행방향과 방위각에 차이가 발생하기 때문으로 분석된다. 자세 오차는 유도 정밀도와 밀접한 관계가 있다. 본절에서 새로 제안된 항법 알고리즘의 자세 오차  $\pm 5\text{deg}$ 는 목표물 타격 오차 CEP 10m를 만족시키기에는 충분할 것으로 판단된다.

#### IV. 결 론

본 논문에서는 유도형 활공 탄약의 운용 개념과 이에 사용될 항법 알고리즘을 연구하였다. 활공 날개 전 회전 단계에서는 Lucia의 연구 결과를 사용하였다. 초기 자세를 추정된 후, 뒤집히지 않은 자세에서 활공 날개를 전개하게 되는데, 이때부터는 정밀한 유도를 위해 보다 정확한 자세 추정이 요구된다. 앞서 언급된 여러 가지 이유로 기존 등속 수평 비행을 가정한 항법 알고리즘은 적용할 수 없어, GNSS 수신기로부터 측정되는 속도 정보를 통하여 탄약의 자세를 추정하는 새로운 방법에 대해서 소개하였다. 새로운 항법 알고리즘은 피치 및 요 추정을 위해 속도벡터의 방향을 사용하였으며, 롤 추정을 위해 선회율을 사용하였다. 이어서 본 논문의 Part II에서는 앞서 추정된 항법 정보를 바탕으로 유도 및 제어법칙을 설계하고 통합 시뮬레이션을 수행한 결과에 대해서 다루도록 하겠다.

#### 후 기

본 연구는 (주)풍산 기술연구원의 “유도형 탄약 공력해석 및 비행제어시스템 개발 연구” 과제의 연구결과 중 일부이며, 지원에 감사드립니다.

#### References

- 1) David J. Hepner, Thomas E. Harkins, “Determining Inertial Orientation of a Spinning Body with Body-fixed Sensors,” Report of U.S. Army Research Laboratory, No: ARL-TR-2313, 2001.
- 2) Kreichauf, R., E. Lindquist, “Estimation of the Roll Angle in a Spinning Guided Munition Shell,” IEEE Position, Location, And Navigation Symposium, 2006.
- 3) Han Sung Lee, Kwangjin Kim, HeeYoung Park, Chan Gook Park, Jang Gyu Lee, “Roll Estimation of a Smart Munition Using a Magnetometer Based on an Unscented Kalman Filter,” AIAA Guidance, Navigation and Control Conference and Exhibit. Honolulu, Hawaii, 18~21 August 2008.
- 4) Wilson, M. J., “Attitude Determination With Magnetometers for Gun-Launched Munitions,” Report of U.S. Army Research Laboratory, No: ARL-TR-3209, 2004.
- 5) HeeYoung Park, Kwangjin Kim, Jang Gyu Lee, Chan Gook Park, “Roll Angle Estimation Algorithm in a Smart Munition using Angular Rate Modulation(in Korean),” KSAS Fall Conference, pp.391~394, Nov. 2006
- 6) Jaeho Kim, Sungho Ahn, “A study of gliding artillery shell for extended(in Korean),” 10th Seminars for ground weapon system, Nov. 2002.
- 7) Lucia, D. J., “Estimation of the Local Vertical State for a Guided Munition Shell with an Embedded GPS / Micro-Mechanical Inertial Navigation System,” MIT, Master Thesis, 1995.
- 8) 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, Brigham Young University, Provo, UT, 5-8 May 2008, pp.1230~1237