

論文

J. of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences 46(8), 631-638(2018)

DOI:https://doi.org/10.5139/JKSAS.2018.46.8.631

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

포발사 탄약에 적합한 3차원 유도법칙의 성능개선 기법

신승제*, 김환우**

Performance Improvement Technique of Three-Dimensional Guidance Law Suitable for Ammunition

Seung-Je Shin* and Whan-Woo Kim**

Agency for Defense Development*

Chungnam National University**

ABSTRACT

In this paper, we propose a method to improve the performance by guidance technique and applying it to the precision guided ammunition. The proposed method is a technique designed to reduce the target error of ammunition by reducing the projectile error without analyzing the motion characteristics of the shot. This technique is applied to the moving average filter technique which is widely used as signal processing technique to reduce the fluctuation of the output of the inboard mounting inertial sensor caused by the rotation and the coning motion of the ammunition. In order to compare the performance of the applied technique including the simple 3D guided control technique and the proposed improvement technique. It is confirmed that the application of this technique improves the accuracy of impact of the cannon - launched ammunition with severe environmental conditions and irregular motion characteristics unlike the missile.

초 록

이 논문에서는 정밀유도 포탄의 성능향상을 위한 유도기법을 제안하였다. 본 논문에서 제안하는 기법은 탄의 운동특성분석 없이 탄도와 오차를 최대한 줄여 탄약의 표적오차를 줄이기 위해서 고안한 기법이다. 이 기법은 탄약의 회전 및 세차운동으로 발생하는 탄내 장착 관성센서의 출력 변동폭을 줄이기 위해 신호처리 기법으로 많이 사용되는 이동평균필터 기법을 적절히 응용한 것으로 관성센서 출력값을 보정하는 것이 목적이다. 단순히 3차원 유도조종 기법을 적용한 경우와 개선기법을 포함하여 적용한 기법의 성능을 비교하였으며, 명확한 성능개선을 확인하였다. 이 기법의 적용으로 유도탄과는 달리 가혹한 환경조건 및 불규칙한 운동 특성을 가지는 포발사 탄약의 탄착 정확도가 개선되는 것을 확인하였다.

Key Words : Ammunition(탄약), Guidance(유도), Navigation(항법), Control(제어), 3D(3차원)

1. 서 론

포발사 탄약은 사거리 증대와 정확도 향상을

위해 탄약 내부에 다양한 전자 부품들이 추가된 정밀유도 탄약이 연구되고 있다. 정밀유도탄약은 추력 시스템을 갖추고 있지 않기 때문에 먼 거리

† Received : February 5, 2018 Revised : July 9, 2018 Accepted : July 10, 2018

* Corresponding author, E-mail : ssjsin@dreamwiz.com

를 비행할 경우 구동적, 환경적인 불확실성 때문에 유도탄에 비해 낮은 정밀도를 갖는다. 현재 포발사 탄약의 유도조종은 유도탄에서 검증된 기술에 대한 적용가능성을 확인하는 단계로, 2차원 제어에 대부분이다[1-4].

미사일 유도 및 제어 연구에서 가장 많이 사용되는 2차원 유도 법칙으로는 비례항법 유도(Proportional navigation guidance, PNG)가 있고[5], 종말단의 충돌각을 제어하는 유도 법칙으로는 충돌각 유도(impact angle control guidance, IACG)가 널리 알려져 있다[6]. 위의 유도 법칙들은 LQ(linear quadratic) 최적제어 이론에 기반하며, PNG의 경우 최적제어 문제의 경계조건을 종말단에서의 zero miss distance로 두었을 경우의 에너지를 최소화 시키는 최적 유도 법칙이며 IACG의 경우 zero miss distance와 더불어 좌표축 변환에 따른 충돌각을 제어할 수 있는 에너지 최소화 문제에서 도출된 최적 유도 법칙이다. 포발사 탄약은 유도탄과 같은 추진력이 없기 때문에 다양한 비행경로를 생성할 수 없으며 기본적인 포물선 형태의 비행궤적을 최대한 따라가도록 제어해야 함으로 포탄의 기동에너지를 최소화한다는 측면에서 유도탄의 최적 유도법칙과 상응하는 특징이 있다. 하지만 위에서 언급된 최적제어 기반의 유도법칙은 탄의 속도가 일정하다는 가정을 통해 도출되기 때문에 고도에 따라 변하는 속도를 갖는 탄약의 운동특성에는 완전히 부합하지는 못한다[7]. 또한 포발사 탄약은 발사초기 탄의 비행 안정성 확보를 위해 회전 안정화 방식을 사용하기 때문에 최종 탄착점에서 진행방향 외에도 좌/우 편이가 발생한다. 이러한 좌/우 편이를 보정하는 제어를 수행하기 위해서는 3차원 제어가 필요하다. 유도탄에서 검증된 3차원 제어기법을 그대로 포발사 탄약에 적용하는 경우 여러 가지 문제점이 있다. 일단 포발사 탄약은 발사충격 및 회전 안정화 방식에 의해 탄약의 초기자세 설정이 불가능 하여, 비행중 항법 초기화 기술이 필요하며 추력이 없고, 비교적 작고 무거운 탄체를 작은 날개로 조종하기 때문에 동적 비행안정성 유지에 어려움이 있다. 또한 탄약의 유도조종은 국내에서 실제 개발 및 검증된 사례가 없으며 2차원 유도제어에 대한 연구만 수행 중에 있다. 그러므로 여러 가지 기법에 대한 비교분석 이전에 포발사 탄약의 성격과 가장 유사한 유도탄의 유도조종 기법의 적용방안에 대한 연구가 필요하다.

이 논문에서는 유도탄 및 항공제어에 적용되어 검증된 3차원 유도조종 기법을 화포발사 탄약에

그대로 적용하였을 경우 성능변화를 분석한 후 문제점을 파악하여 성능개선을 위한 기법을 제안 하였다. 본 논문에서 제안하는 기법은 탄의 운동특성분석 없이 현재의 탄자세 예측수준에서 최대한 오차를 줄여 탄약의 표적오차를 줄이기 위해 고안한 기법으로 탄약의 회전 및 탄약 유도조종에 방해가 되는 노이즈성 세차운동에 따른 탄내 장착 관성센서의 출력 변동폭을 줄이기 위해 신호처리 기법으로 많이 사용되는 이동평균필터 기법을 적절히 응용하여 관성센서 출력값을 보정하는 기법이다. 단순히 3차원 유도조종 기법을 적용한 경우와 개선기법을 포함하여 적용한 기법의 성능을 비교하기 위해 탄착오차(표적과 탄착점 사이의 거리)와 원형공산오차(Circular Error Probability, CEP)를 이용하였으며, 명확한 성능개선을 확인하였다.

II. 본 론

2.1 정밀유도탄약의 운용개념

정밀 유도탄약은 발사초기에 탄의 비행 안정성을 확보하기 위해 고속으로 회전을 하게 되고 발사 충격 및 고속회전에 따른 오동작을 방지하기 위해, 스핀 안정화 이후에야 전자장비에 전원이 인가된다. 정밀 유도탄약은 체계 운용 특성상, 발사 전에 전달정렬 등을 수행할 수 없으므로, 비행 중에 GPS 및 관성센서 등의 정보를 이용하여 항법알고리즘을 초기화하게 된다. 항법 초기화가 완료되면 카나드 전개 후 유도조종이 시작된다. Fig. 1에서 0초~30초 구간의 탄도 비행구간은 재래식 탄약과 동일한 탄도 궤적을 형성하며 이후 유도비행 단계에서 유도조종을 수행하여 표적 타격 정확도를 개선하는 것이 정밀 유도탄약의 기본적인 목표이다.

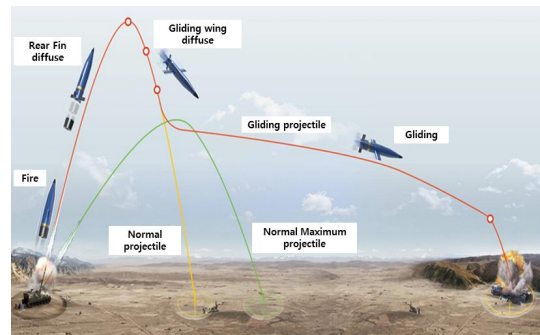


Fig. 1. Concept of precision guided shell operation

2.2 탄약 유도조종의 특징

정밀 유도탄약의 동특성은 일반적인 유도탄과 많이 다르다. 초기에 인가되는 회전 각속도가 있고 비행 구간 중 추력이 없다는 점이 가장 큰 차이점이고, 유도조종의 측면에서는 발사 후 초기의 회전 안정화단계에서 잔여 회전 각속도를 일정 수준 이하로 줄이고, 탄 자세 추정 및 유도비행 단계에서 탄약의 특성을 반영한 유도기법을 제공하는 것이 중요하다. 또한 전체 에너지가 제한되어 있다는 특성 때문에 종말단계에서 타격 효율을 높이기 위해 수직 타격이 고려될 경우 사정거리와 함께 전체 에너지를 고려한 궤적성형 유도 법칙이 필요하다.

임의의 비선형 시스템의 운동방정식을 식 (1) 과 같이 가속도 입력 또한 변하게 된다. 그러므로 이러한 탄약의 특징을 반영하기 위해 속도에 따른 가용 유도 입력의 최댓값을 모멘트 평형점인 트림점에 대해 정의할 수 있다. 여기서 x 는 상태벡터를 나타내며, u 는 입력 벡터를 나타낸다.

$$\dot{x} = f(x, u) \tag{1}$$

이때 수학적으로 트림점은 식(1)의 비선형 방정식을 만족하는 식 (2)와 같은 조건으로 정의된다[8].

$$f(x, u) = 0, \quad x_{eq}, u_{eq} = constant \tag{2}$$

이러한 트림점들은 비행조건, 비행형태에 따라 다양하게 존재하는데 이를 일반화시킨 방법으로 구하기 위해서 식 (3)과 같은 목적함수를 설정할 수 있다.

$$J(x_d, u) = \dot{x}_d^T W \dot{x}_d \tag{3}$$

여기서 W 는 가중행렬이며 x_d 는 트림종류에 따라 결정되는 상태벡터의 요소들이다. 위의 목적함수가 0이 될 때의 x_d 를 트림점에 해당하는 상태벡터로 정의할 수 있다. 예로 3자유도 모델에서 상태벡터와 입력값 그리고 목적함수는 식 (4~5)와 같이 정의할 수 있다.

$$\mathbf{x} = [x, z, u, w, \theta, q]^T, \mathbf{u} = [\delta_z], \mathbf{x}_d = [\theta] \tag{4}$$

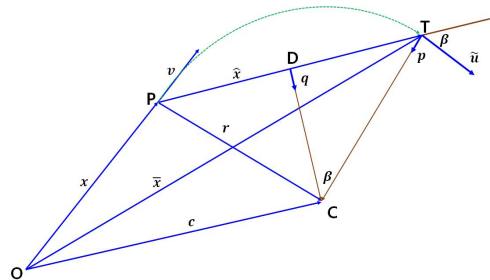
$$J = \dot{q}^2 \tag{5}$$

δ_z 는 카나드의 조종입력을 나타내며 가능한 모든 경우에 대해서 목적함수의 최솟값을 구할 수 있다. 이를 통해 식 (6)과 같이 트림점에서 가능한 최대 공기력을 유도입력의 제한 기준으로 정의할 수 있게 된다. 여기서 c_L 은 양력계수, a_{trim} 는 트림 가속도, M 은 마하수, S 는 날개의 면적을 나타낸다.

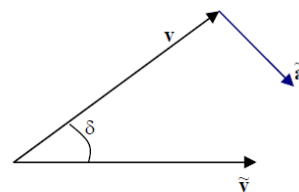
$$u_{max} = \frac{\frac{1}{2}c_L(a_{trim}, \delta_z, M) V^2 S \rho}{m} \tag{6}$$

2.3 3차원 유도법칙의 적용

이 논문에서는 탄약의 3차원 유도제어를 위하여 탄과 표적 그리고 종말 속도 벡터를 포함하는 원을 정의하고 이원을 추종하게 함으로써 3차원 제어를 가능하게 하는 원형 항법 제어(Circular Navigation Guidance, CNG)를 적용하였다[9]. 2차원 평면제어와 달리 3차원 제어를 하게 되면 바람과 같은 환경적인 요인에 의한 탄도왜곡이 개선될 수 있으며, 적을 기만하기 위해 의도적으로 편각 사격을 수행하는 것이 가능해진다. Fig. 2는 원형 항법 제어를 위한 탄약-표적 기하선도이다. x 는 탄약의 위치벡터, \bar{x} 는 표적의 위치 벡터, \hat{x} 는 탄약기준 표적의 위치 벡터, \tilde{u} 는 종말 요구 속도의 단위 벡터이다. 두 개의 서로 다른 점과 하나의 점선벡터를 포함하는 원은 유일하게



(a) Geometry for CNG derivation



(b) Concept of CNG guided input

Fig. 2. Concepts of CNG

정의되기 때문에 이를 통해 탄약 유도제어의 기준이 되는 하나의 원을 설정할 수 있으며 탄과 표적의 상태벡터는 식 (7)과 같다.

$$\hat{\mathbf{x}} = \bar{\mathbf{x}} - \mathbf{x} \quad (7)$$

표적에서부터 원 중심방향의 벡터 p 와 탄과 표적 중심점 D 에서 원 중심방향의 벡터 q 위 교점을 구하면 원의 중심 C 를 구할 수 있다. 이를 위해 원을 포함하는 평면의 접선 벡터를 구하면 식 (8)과 같다.

$$\mathbf{n} = \frac{\tilde{\mathbf{u}} \times \hat{\mathbf{x}}}{\|\tilde{\mathbf{u}} \times \hat{\mathbf{x}}\|}, \mathbf{p} = \tilde{\mathbf{u}} \times \mathbf{n}, \mathbf{q} = \frac{\hat{\mathbf{x}} \times \mathbf{n}}{\|\hat{\mathbf{x}}\|} \quad (8)$$

\mathbf{p} 는 $\tilde{\mathbf{u}}$ 와 \mathbf{n} 에 동시에 수직인 단위벡터이고, \mathbf{q} 는 $\hat{\mathbf{x}}$ 와 \mathbf{n} 에 동시에 수직인 단위벡터이다. 직선 TC상의 임의의 위치벡터 및 직선 DC상의 임의의 위치벡터를 각각 \mathbf{y} , \mathbf{z} 라고 하면 유도제어 기준원의 중심점 C 는 식 (9)와 같이 구할 수 있다. ξ 와 η 는 상수값으로 \mathbf{p} 와 \mathbf{q} 의 내적으로 구할 수 있다.

$$\mathbf{y} = \bar{\mathbf{x}} + \xi \mathbf{p}, \mathbf{z} = \mathbf{x} + \frac{\hat{\mathbf{x}}}{2} + \eta \mathbf{q}$$

$$\mathbf{x} + \frac{\hat{\mathbf{x}}}{2} + \eta \mathbf{q} = \bar{\mathbf{x}} + \xi \mathbf{p} \quad (9)$$

$$\mathbf{c} = \bar{\mathbf{x}} + \frac{\|\hat{\mathbf{x}}\|}{2\sin\beta} \mathbf{p}, \mathbf{r} = \hat{\mathbf{x}} + \frac{\|\hat{\mathbf{x}}\|}{2\sin\beta} \mathbf{p}$$

β 는 $\hat{\mathbf{x}}$ 과 $\tilde{\mathbf{u}}$ 사이의 각이며 \mathbf{r} 은 탄약에서 유도제어 기준원의 중심방향 벡터이다. 그렇기 때문에 탄약의 위치 P 에서 원에 접하는 속도벡터 성

분은 다음과 같다. 결과적으로 현재 탄약의 속도 벡터 \mathbf{v} 와 원에 접하기 위한 속도벡터 $\tilde{\mathbf{v}}$ 차이를 통해 \mathbf{v} 에 수직하게 작용하는 유도입력 $\tilde{\mathbf{a}}$ 를 식 (11)과 같이 구할 수 있다.

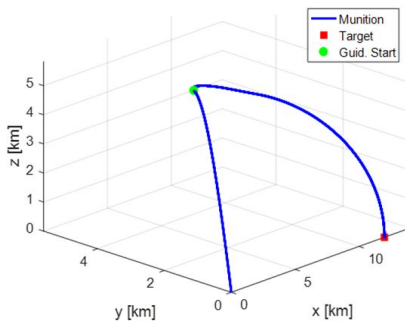
$$\tilde{\mathbf{v}} = \frac{\mathbf{n} \times \mathbf{r}}{r} \quad (10)$$

결과적으로 현재 탄약의 속도벡터 \mathbf{v} 와 원에 접하기 위한 속도벡터 $\tilde{\mathbf{v}}$ 차이를 통해 \mathbf{v} 에 수직하게 작용하는 유도입력 $\tilde{\mathbf{a}}$ 를 구할 수 있고 Fig. 2의 (b)와 같이 δ 는 현재의 탄약 속도벡터 \mathbf{v} 와 원에 접하기 위한 속도벡터 $\tilde{\mathbf{v}}$ 사이의 각도이다.

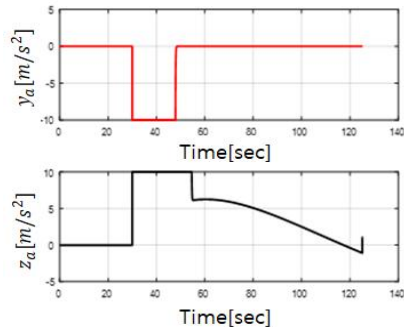
$$\begin{aligned} \tilde{\mathbf{a}} &= \frac{k\mathbf{v}\delta}{\|(\mathbf{v} \times \tilde{\mathbf{v}}) \times \mathbf{v}\|} \|(\mathbf{v} \times \tilde{\mathbf{v}}) \times \mathbf{v}\| \\ &= \frac{k\mathbf{v}\delta}{\|(\mathbf{v} \times \tilde{\mathbf{v}}) \times \mathbf{v}\|} ((\mathbf{v} \cdot \mathbf{v})\tilde{\mathbf{v}} - (\mathbf{v} \cdot \tilde{\mathbf{v}})\mathbf{v}) \\ &= \frac{k\delta}{\sin\delta} (\mathbf{v}\tilde{\mathbf{v}} - \cos\delta\mathbf{v}) \\ &= k(\mathbf{v}\tilde{\mathbf{v}} - \cos\delta\mathbf{v}) \end{aligned} \quad (11)$$

위의 식 (11)은 유도루프가 작동하면서 매 루프마다 현재의 위치와 속도 정보를 이용하여 새로운 원을 생성하고 반복적으로 원 궤적을 추종하는 가속도 명령을 만든다. 하지만 측정 data의 정확도가 낮아지면 그에 따라 과도한 제어 입력이 필요할 수도 있다.

CNG 적용가능성을 확인하기 위해 날개가 장착된 탄약의 형상에 대한 6자유도 운동모델을 설계하였으며 풍동시험을 통해 구축된 공력DB를 적용하여 시뮬레이션 환경을 구축하였다. 이때 6자유도 운동모델은 일반적으로 많이 사용되는 가장 기본적인 모델을 이용하였으므로 별도의 설명 등은 생략한다. 공력DB는 풍동시험에서 계측된 데이터로 구축하였다. 가상으로 편각 30deg로 발



(a) Projectile



(b) Control input

Fig. 3. CNG applicability confirmation

사된 탄약이 표적거리 12Km의 표적을 타격하는 시나리오를 구성하고, 유도입력의 크기는 $10m/s^2$ 으로 제한하였으며, 그 외 조건은 가장 이상적인 값으로 하였다. 이러한 시나리오로 시뮬레이션을 수행한 결과 Fig. 3(b)과 같이 약 30초 부근의 유도시작지점(Guide start, 초록색점)에서 y축(요축)과 z축(피치축) 제어입력이 발생하는 것을 확인할 수 있다. 제어입력이 발생한 시점 기준으로 30deg 방향으로 진행하던 탄약이 0deg 방향으로 전환되는 것을 볼 수 있다(Fig. 3(a)). Fig. 3으로부터 이상적인 조건에서 CNG기법을 화포발사 탄약에 적용하는 것은 가능한 것으로 판단된다.

2.4 3차원 유도법칙 시뮬레이션

실제적인 환경에서 3차원 유도법칙이 탄약의 유도조종 환경에 어떠한 영향을 미치는지 확인하기 위해 Fig. 4의 시뮬레이션구성에서 IMU model과 GPS model에 오차 성분을 추가하고 시뮬레이션을 수행하였다. 'Acceleration'에서 CNG 유도법칙의 유도입력을 제공하며, 이를 동체좌표계 기준으로 변환하여 'Autopilot'에 제공한다. 시뮬레이션은 12km 거리의 표적을 가상하여 수행하였으며 오토파일럿을 통해 알고리즘을 적용하고 항법은 참값을 사용한 경우와 필터를 통해 추측된 값을 사용한 경우로 수행하여 결과를 비교하였다.

2.4.1 참값을 사용한 항법/제어

오토파일럿을 통해 유도입력을 잘 추종하는지 확인하기 위해 항법 입력은 실제값을 사용하고 시뮬레이션을 수행하였다. 편각 0°로 발사된 경우 약 4.5m의 거리오차를 보였고, 편각이 10°인 경우 80.3m의 거리오차를 보였다.

2.4.2 필터 추정값을 이용한 항법/제어

항법에서 추정된 값을 통해서도 유도입력을 잘 추종하는지 확인하기 위해서 최종적으로 오토파일럿과 항법을 연동하여 CNG의 유도성능을 확인 하였다. 탄약의 특성상 발사전 항법관련 데이터를 초기화할 수 없으므로 포발사 후 항법 Hot-Start 및 GPS를 통한 물각 추정을 통해 항법초기화를 수행하며, 이후 IMU 데이터를 연동

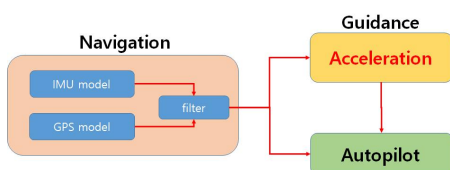


Fig. 4. Structure of simulation

하여 통합항법을 수행하며 이를 통해 항법 추정값을 얻는다. 편각 0°로 발사된 경우 약 22.5m의 거리오차를 보였고, 편각이 10°인 경우 116.4m의 거리오차를 보였다.

2.4.3 운동특성 비교

2.4.1과 2.4.2에서 CNG 유도기법을 적용한 결과 편각이 없이 화포에서 발사된 탄약의 경우 탄착오차가 4.5m와 22.5m로 오차가 크게 증가하지 않는 것을 확인할 수 있었다. 하지만 편각을 10deg로 설정한 경우 4.2에서 항법필터의 추정값을 사용하면 탄착오차가 116.4m로 크게 증가하여, 이 경우는 CNG기법을 그대로 탄약에 적용하는 것은 문제가 있다는 것을 확인하였다. 항법필터의 값을 결정하는 주요한 역할을 하는 가속도 센서 값을 확인한 결과 Fig. 7과 같이 Q값(피치)과 R값(요)의 변이가 0deg/sec 기준으로 크게 요동치는 것을 알 수 있으며 이러한 현상이 탄착오차 증가의 원인으로 판단된다. Fig. 7에서 Navy filter(청색)는 항법필터의 추정치를 사용하여 탄약을 유도조종 하였을 때 센서모델을 통한 측정치의 변위를 나타내는 것이고, Navy true(붉은색)는 항법필터의 추정치의 오차가 전혀 없는 참값을 사용할 때 센서모델의 출력치를 나타내는 것이다. 즉 추정치 및 실제값의 차이를 나타내며 이것 외의 다른 조건은 모두 동일하다. 이러한 노이즈의 영향을 줄이기 위한 기법을 다음 절에서 제안하였다.

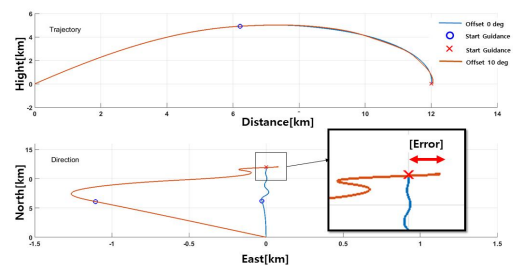


Fig. 5. 2D projectile for navigation filter off

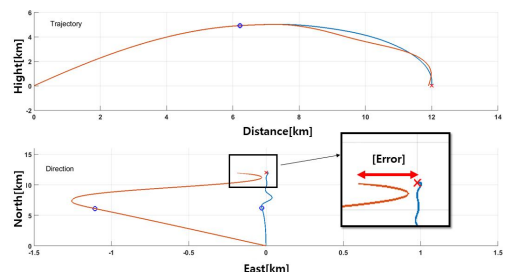


Fig. 6. 2D projectile for navigation filter on

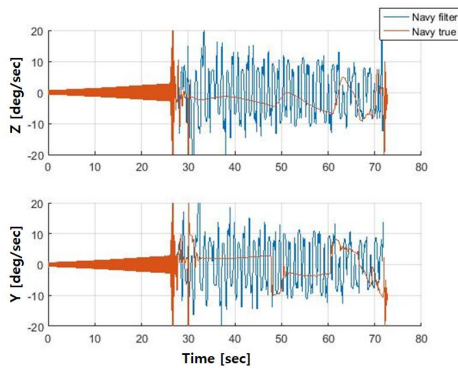


Fig. 7. Acceleration sensor values

2.5 유도조종 성능개선 기법

Figures 5, 6과 같은 탄착오차가 발생하는 원인은 Fig. 7과 같이 자이로 센서값 출력의 변위에 의한 것을 알 수 있다. 탄약의 비행특성상 실제 가속도 변이의 발생은 필수 불가결할 수 있지만 노이즈와의 공진으로 과도한 변이의 발생을 막을 필요는 있다. 이 논문에서는 가속도 센서의 측정 데이터에 Fig. 8과 같이 이동 평균 필터(Moving Average Filter, MAF)를 적용하여 이러한 노이즈 공진성 변이를 줄이는 방법을 제안하였고, 모의실험을 통해 성능 개선을 확인하였다. 이동 평균 필터는 일반적으로 사용하는 배치적 기법을 적용하였으며 개념도 및 기본식은 다음과 같다. 3축 가속도 센서 출력값을 각각 수집하여 $n-1$ 개의 과거 데이터와 n 번째 데이터를 평균하여 출력함으로써 Fig. 7의 Navy filter값과 같은 노이즈 공진성 변위값을 최소화하였다. 여기서 n 값은 탄약의 초기 포구속도에 따라서 최적화된 값을 사용하였다. 3축 가속도 센서값을 각각 일정 시간간격(n)동안 누적 평균하여 센서 출력값을 도출함으로써 시스템의 시간적 지연은 발생하지 않는다.

$$\bar{x}_k = \frac{x_{k-n+1} + x_{k-n+2} + \dots + x_k}{n} \quad (12)$$

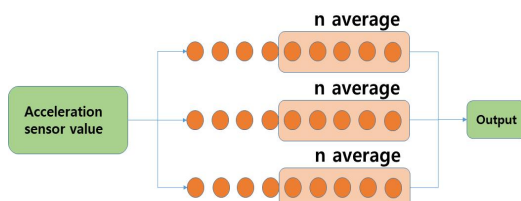


Fig. 8. Concept of Moving Average Filter

III. 성능비교

포 발사 시 표적대비 10° 의 편각을 설정하고 x축 직선 방향으로 12km의 표적으로 3차원 CNG 유도법칙을 적용하여 평균적으로 발생하는 원형 공산오차(Circular Error Probability, CEP)를 100회 몬테칼로 시뮬레이션을 통해 확인하였다. 이때 표적거리를 12km로 고정된 것은 포발사 탄약에 가해지는 외력의 영향을 동일하게 하기 위한 것이다. 실제 환경과 최대한 유사하게 설정하기 위해 가속도 센서 계측 오차를 크게 하여 3차원 CNG 유도법칙을 수행한 결과와 비교하였으며, 이 논문에서 제안한 기법을 사용한 경우 탄착 오차의 변화를 같이 확인하였다. 우선 Table 1과 같은 시나리오로 시뮬레이션을 수행하였다. 원형 공산 오차는 Table 2와 같이 편각의 유무 및 노이즈의 유무에 따라 각각의 경우에 큰 차이 없이 유사한 오차를 나타내는 것을 알 수 있다. 하지만 Fig. 9(b)와 같이 편각과 함께 측정노이즈가 인가되는 경우 CEP보다는 탄착오차가 크게 증가하는 것을 알 수 있다.

항법오차의 평균은 Table 3과 같이 편각이 없는 경우는 모든 경우 큰 차이가 없으나, 편각을 10° 로 설정하고 노이즈를 인가하여 3차원 CNG 기법만을 적용한 경우 탄착오차가 423m로 크게 증가하는 것을 확인할 수 있다. 이 논문에서 제안한 이동 평균 필터를 적용한 경우 탄착오차를 97m까지 크게 줄일 수 있었다.

Table 1. Simulation condition

Sort	Value
Muzzle vel (m/s)	550
Angle (Degree)	51
Target distance (m)	12,000
Time step (s)	0.001
Initial Roll Rate (Hz)	30

Table 2. CEP

Sort	offset 0° CEP[m]	offset 10° CEP[m]
non-MAF	2.2	15.8
MAF	2.4	10.3
non-MAF with noise	3.6	55.8
MAF with noise	3.3	59.6

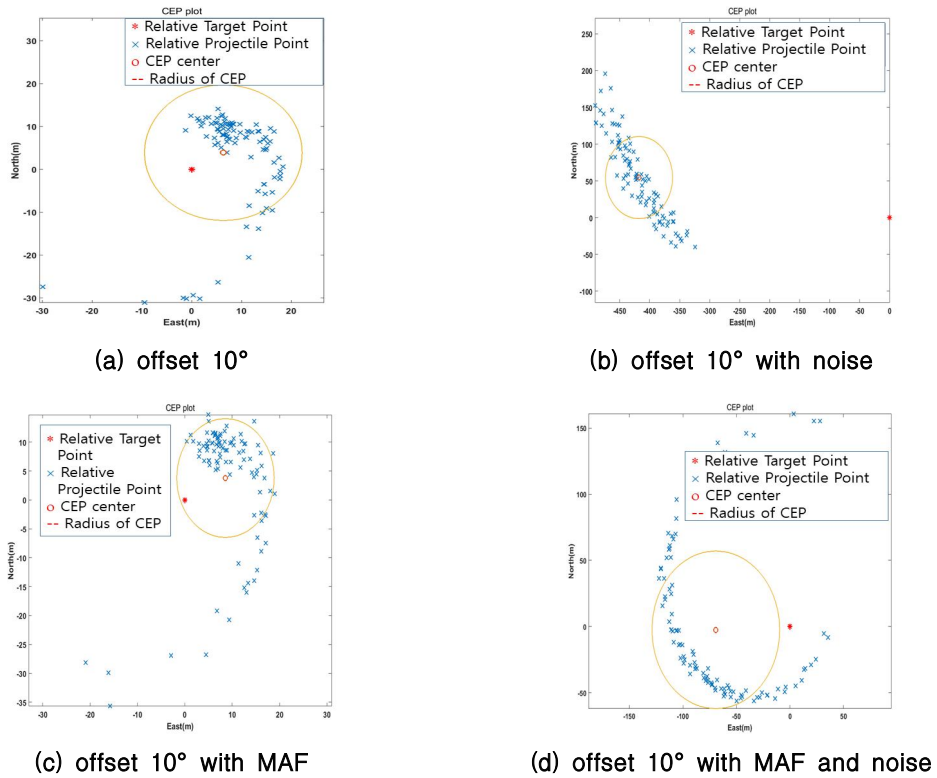


Fig. 9. Circular Error Probavility

Table 3. Target Contact Error

Sort	offset 0° error dist[m]	offset 10° error dist[m]
non-MAF	17.02	21.76
MAF	15.47	20.56
non-MAF with noise	16.91	423.1
MAF with noise	18.79	97.4

그러므로 유도탄에 적용하여 검증된 3차원 유도기법을 포발사 탄약에 적용하는 것이 가능하지만 탄약의 운동특성에 따라 발생하는 노이즈를 저감하지 않는 경우 탄착 오차가 크게 증가함으로 적절한 대책이 필요하며, 본 논문에서 제안한 이동평균 필터 기법의 적용이 효과가 있음을 확인할 수 있다.

IV. 결 론

이 논문에서는 유도탄에 적용하여 검증된 3차원 유도법칙이 포발사 탄약에도 적용 가능함을

확인하였으며 탄약에 탑재된 관성센서의 계측값을 일정구간 평균하여 유도알고리즘에 전달함으로써 탄약의 유도조종 성능을 개선하는 기법을 제안 하였다. 이 기법의 적용으로 탄약의 운동특성에 따른 탄착정확도 개선 효과가 있음을 모의시험을 통해 검증하였다.

References

- 1) Frescomi, F., and Plostins, P., "Control Mechanism Strategies for Spin-Stabilized Projectiles," ARL-TR-4611, *Army Research Laboratory*, 2008.
- 2) Philippe, W., Friedrich, L., Denis, B., Joseph. J., Lutz, L., Klaus, B., and Albrecht, R., "Wind Tunnel tests and open-loop trajectory simulations for a 155mm canards guided spin stabilized projectile," AIAA 2008-6881, *The Proceedings of AIAA Atmospheric Flight Mechanics Conference*, 2008, pp.18-21.
- 3) Moorhead, J. S., "Precision Guidance Kits(PGKs) : Improving the Accuracy of

Conventional Cannon Rounds, Control Mechanism Strategies for Spin-Stabilized Projectiles," *Field Artillery*, sill-www.army.mil/famag/index.asp, 2007.

4) Gkritxapis, D. N., Margaris, D. P., Panagiotopoulos, E. E., Kaimakamis, G., and Siassiakos, K., "Prediction of the Impact Point for Spin and Fin Stabilized Projectiles," *WSEAS Tr. on Information Science and Applications*, Vol. 5, Issue 12, 2008, pp.1667-1676.

5) Zarchan, P., *Tactical and Strategic Missile Guidance*, 5th ed, American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc., Chap.2, 2007.

6) Kim, M., and Grider, K. V., "Terminal guidance for impact attitude angle constrained flight trajectories," *IEEE Trans. Aerospace and*

Electronic Systems, Vol. AES-9, No. 6, 1973, pp.852-859.

7) Park, W. S., Ryoo, C. K., Kim, Y. H., and Kim, J. J., "A Guidance Law to Maintain Ballistic Trajectory for Smart Munitions," *Journal of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences*, Vol. 39, No. 9, September 2011, pp.839-847.

8) De Marco, A., Duke, E. L., and Berndt, J. S., "A general solution to the aircraft trim problem," *AIAA Modeling and Simulation Technologies Conference and Exhibit*, 2007.

9) Lam, V. C., "Circular Guidance Laws With and Without Terminal Velocity Direction Constraints," *AIAA Guidance, Navigation and Control Conference and Exhibit*, 18-21 August 2008, Honolulu, Hawaii.