

기준궤적을 이용한 탄도수정탄 유도제어기 설계

성재민¹⁾ · 한유진²⁾ · 송민섭³⁾ · 김병수^{*,2)}

¹⁾ 경상대학교 항공기부품기술연구소

²⁾ 경상대학교 항공우주시스템공학과

³⁾ 국방과학연구소 제4기술연구본부

Design the Guidance and Control for Precision Guidance Munitions using Reference Trajectory

Jae min Sung¹⁾ · Eu Jene Han²⁾ · Min Sup Song³⁾ · Byoung Soo Kim^{*,2)}

¹⁾ ReCAPT, Gyeongsang National University, Republic of Korea

²⁾ Department of Aerospace and System Engineering, Gyeongsang National University, Republic of Korea

³⁾ The 4th Research and Development Institute, Agency for Defense Development, Korea

(Received 3 December 2014 / Revised 13 February 2015 / Accepted 20 March 2015)

ABSTRACT

This paper present, the result of the guidance and control law for a course correction munitions(CCM) with 2sets of canards positioned in the rotating nose section. The nonlinear simulation model of the CCM was developed based on 7DOF equation of motion. The ability of correcting position was verified by open-loop control input with nonlinear model. The guidance and control command was constructed by reference trajectory which can be obtained with no control. Finally, the performance of the guidance and control law was evaluated through Monte-carlo simulation. The CEP(Circular Error Probability) was obtained by considering the errors in muzzle velocity, aerodynamic coefficient, wind, elevation and azimuth angle and density.

Key Words : Dual-spin Projectile(듀얼스핀 발사체), 7DOF Model(7자유도 운동모델), Course Correction Munitions(탄도 수정탄), Monte-carlo Simulation(몬테-카를로 시뮬레이션)

1. 서론

현대 지상전에서는 민간시설이나 주거지역의 피해는 최소화하면서 목표물을 정확히 타격할 수 있는 무기체

계에 대한 요구가 끊임없이 증가하고 있다. 오늘날 지대지, 공대지미사일 등과 같은 정밀무기가 많이 개발되어 있지만, 비싼 가격으로 인해 사용할 수 있는 대상이 제한적이다. 따라서 시가전과 같은 전장 임무에서 값싸고 정밀한 무기체계에 대한 필요성이 커지고 있는 실정이다. 탄도수정탄은 기존의 무기체계를 대부분 활용하면서 비교적 저렴한 비용으로 정밀도를 향상

* Corresponding author, E-mail: bskim@gnu.ac.kr
Copyright © The Korea Institute of Military Science and Technology

시킬 수 있는 방법으로 많이 주목 받고 있다^[1-3]. 하지만 해당 기술은 일부 선진국에서 연구되어 왔으며, 관련기술의 이전을 기대하기는 어려운 실정이다.

탄도수정탄의 개발을 위해서 해결해야 될 여러 가지 문제 중 하나는 빠르게 회전함으로써 안정성을 갖는 포탄에 적합한 유도제어 명령이 필요하다.

관련 연구로 참고문헌^[4]에서는 회전포탄에 적용 가능한 다양한 메카니즘에 대한 설명을 하고 있다. 해당 논문에는 공기역학적 핀을 사용하는 경우^[5], 추력을 사용하는 경우^[6], 관성력을 사용하여 제어하는 경우^[7]에 대하여 설명한다. 본 연구에서는 이와 같은 다양한 제어방법 중에서, 카나드 핀을 사용하는 시스템에 대한 연구를 수행하였다.

참고문헌^[8,9]에서 탄도수정탄의 유도기법에 대한 연구가 수행되었다. 참고문헌^[8]에서는 Time-to-go를 이용한 가속도 명령을 생성하고 있으며, 가속도 오차에 대한 Feed-forward 제어를 사용하여 조종입력을 생성하고 있다. 참고문헌^[9]에서는 유도명령 생성을 위해 Modified PN(Proportional Navigation) 방법과 IPP(Impact Point Prediction)방법을 적용하고 있다. Modified PN 기법은 탄착오차를 이용하여 가속도 명령을 생성하고, 생성된 가속도 명령을 따라가기 위한 제어입력을 만드는 기법이며, IPP기법의 경우 비례적분제인(PI)을 이용하여 탄착오차를 곧바로 조종면의 구동 명령으로 만드는 기법이다.

본 연구에서는 IPP기법과 같이 탄착오차를 곧바로 조종면의 구동 명령으로 만드는 방법에 대하여 연구하였다. 하지만 탄도수정탄과 같이 조종력이 작은 모델의 경우에는 적분제인을 사용하면 초기에 오차가 누적되는 경우가 발생한다. 이런 경우 탄착오차를 크게 만들며, 수렴속도를 느리게 할 수 있다. 따라서 본 연구에서는 적분제인이 아닌 비례미분제인(PD)을 사용한 제어를 설계한다. 이는 탄도수정탄의 요구조건이 초정밀 타격 보다는 원하는 반경 내 탄착하도록 제시되고 있기 때문에 적분제인보다는 미분제인이 적합하다고 판단하였다. 따라서 본 논문에서는 PD제인을 사용한 유도제어 명령을 설계하고 그 결과를 확인하고자 한다. 본 논문의 2절에서는 대상시스템의 특징과 조종방법에 대하여 설명하고, 3절에서는 대상 시스템의 시뮬레이션을 위한 7DOF 운동방정식을 설명한다. 그리고 4절에서는 Open-loop 입력을 통한 조종성능을 분석한 결과를 정리하였으며, 5절에서는 본 연구에서 제시하는 유도제어기법에 대하여 설명한다. 그리

고 6절에서는 Monte-carlo 시뮬레이션 수행을 위해 탄착오차를 유발하는 요소의 종류와 그 값을 설정하고 시뮬레이션 결과를 제시하며, 마지막으로 7절에서 결론을 맺는다.

2. 대상 시스템 특징

본 연구에 사용된 대상 시스템은 155 mm 포탄으로, Fig. 1과 같이 크게 탄체(Shell)와 노즈(Nose)로 구분된다. 탄체와 노즈는 베어링에 의해 롤 운동이 독립적이며, 탄체에 부착된 롤브레이크를 작동시켜 노즈의 회전속도를 유지한다. 노즈는 두 쌍의 카나드로 구성되어 있으며, 한 쌍의 카나드는 1축 구동기를 이용하여 피치효과를 만들어내는 역할을 한다. 다른 1축 카나드는 고정된 붙임각을 가지고 부착되어 롤 모멘트를 만들어 내며, 4 도의 붙임각을 가지도록 설계하였다. Fig. 2는 노즈 회전에 따른 피치 효과의 방향과 이때 조종면의 변위를 보여준다. 그림에서 보듯이 조종입력은 주기함수 형태로 작동한다. 따라서 대상 시스템의 경우 일정하게 회전하는 노즈의 주기에 맞게 조종면을 조작할 수 있는 제어기법이 요구된다.



Fig. 1. Guided dual-spin projectile system

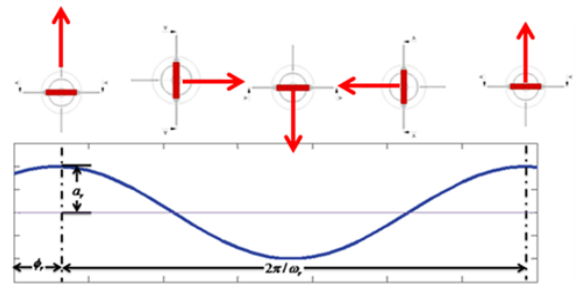


Fig. 2. The control mechanism

3. Dual-spin 탄 운동방정식

대상 시스템은 회전하는 탄체와 노즈가 독립적인 회전운동을 하므로, 각각 독립적인 자유도를 가진다. 하

지만 탄체와 노즈가 결합된 상태에서는 탄체와 노즈의 병진운동과 피치, 요 회전운동은 서로 구속되어 동일하게 발생하므로 탄체와 노즈 사이는 롤 회전운동만 추가적으로 발생한다. 따라서 본 연구에서는 탄체와 노즈 사이의 분리(Decoupling) 메카니즘을 모델링하여 최종적으로 7DOF 운동 모델링을 구성한다. 운동방정식 자체는 전개과정은 참고문헌^[10]을 통해 확인 할 수 있다.

대상 시스템 운동방정식 구성을 위해 Fig. 3과 같은 좌표축을 정의한다. 동체좌표계와 X축은 일치하지만, 롤 회전하지 않는 NRF(No-roll frame)은 탄체의 운동을 표현하고, 수정신관에 고정되어 롤 회전하는 동체축은 수정신관의 롤 운동을 표현한다.

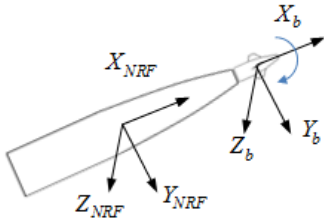


Fig. 3. Axes of the system

노즈와 탄체는 병진운동에 관하여 서로 구속되어 있으므로, 전체 시스템에 작용하는 힘은 각 부분의 힘의 합과 동일하다. 이에 따른 일반적인 선운동방정식 식 (1)을 정리하면 식 (2)와 같다.

$$\bar{F} = (m_s + m_n) \left(\frac{\delta \bar{V}}{\delta t} + \bar{\omega}_{NR} \times \bar{V} \right) \quad (1)$$

$$\begin{bmatrix} \dot{u} \\ \dot{v} \\ \dot{w} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{F_x^s + F_x^n}{(m_s + m_n)} - g \sin \theta \\ \frac{F_y^s + F_y^n}{(m_s + m_n)} \\ \frac{F_z^s + F_z^n}{(m_s + m_n)} + g \cos \theta \end{bmatrix} - \begin{bmatrix} 0 & -r & q \\ r & 0 & r \tan \theta \\ -q - r \tan \theta & 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} u \\ v \\ w \end{bmatrix} \quad (2)$$

여기서 \bar{F}, \bar{V} 는 힘과 속도의 벡터를 의미하며 xyz축에 대하여 각각 F_x, F_y, F_z 와 u, v, w 의 요소를 가진다. m_s, m_n 는 탄체와 노즈의 질량을 의미하며, g 는 중력 가속도를 의미한다. $\bar{\omega}_{NR}$ 는 NRF에서 각속도이며, 구

성요소인 q, r 은 피치와 요 각속도를 의미하며, θ 는 피치각을 의미한다. 상/하첨자 s 는 탄체, n 은 노즈를 의미한다.

7DOF는 전체 시스템의 6DOF 운동방정식에 노즈의 롤 운동이 추가된 형태이다. 회전 운동량 보존법칙은 식 (3)과 같이 노즈와 탄체의 접촉면에 발생하는 롤 모멘트를 고려한다. 베어링 점성 마찰에 의한 모멘트와 롤 브레이크에 의한 모멘트는 각각 식 (4)와 식 (5)로 정의한다. 이때 L, M, N 는 xyz축의 모멘트를 의미하며, I 는 관성모멘트, $\bar{\omega}_b$ 는 동체축에서의 각속도를 의미한다. p_s, p_n 은 각각 동체와 노즈의 롤 각속도를 의미하며, B 는 점성마찰계수, K_p, K_I 는 롤 브레이크 설계 계수이다.

$$\begin{bmatrix} L \\ M \\ N \end{bmatrix} - \begin{bmatrix} L_v \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix} - \begin{bmatrix} L_b \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix} = \frac{\delta H}{\delta t} + \bar{\omega}_{NR} \times H \quad (3)$$

$$H = \bar{I} \bar{\omega}_b = \begin{bmatrix} I_{xx} & 0 & 0 \\ 0 & I_{yy} & 0 \\ 0 & 0 & I_{zz} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} p^* I_{xx} \\ q^* I_{yy} \\ r^* I_{zz} \end{bmatrix}$$

$$L_v = B(p_s - p_n) \quad (4)$$

$$L_b = K_p(p_s - p_n) + K_I \int (p_s - p_n) \quad (5)$$

대상 시스템을 노즈와 탄체로 구분하고, 위의 식을 이용하여 각 부분의 CG에서 각운동방정식을 계산하면 아래와 같다. 식 (6)은 탄체의 각운동방정식을, 식 (7)은 노즈의 각운동방정식을 나타낸다.

$$\begin{bmatrix} \dot{p}_s^* I_{xx}^s \\ \dot{q}^* I_{yy}^s \\ \dot{r}^* I_{zz}^s \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 & -r & q \\ r & 0 & r \tan \theta \\ -q - r \tan \theta & 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} p_s^* I_{xx}^s \\ q^* I_{yy}^s \\ r^* I_{zz}^s \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} L_s^s - L_c - L_b \\ M_s^s - F_{cz} \cdot r_{sc} \\ N_s^s + F_{cy} \cdot r_{sc} \end{bmatrix} \quad (6)$$

$$\begin{bmatrix} \dot{p}_n^* I_{xx}^n \\ \dot{q}^* I_{yy}^n \\ \dot{r}^* I_{zz}^n \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 & -r & q \\ r & 0 & r \tan \theta \\ -q - r \tan \theta & 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} p_n^* I_{xx}^n \\ q^* I_{yy}^n \\ r^* I_{zz}^n \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} L_n^n + L_c + L_b \\ M_n^n - F_{cz} \cdot r_{cn} \\ N_n^n + F_{cy} \cdot r_{cn} \end{bmatrix} \quad (7)$$

각 부분의 CG에서 구한 각운동량을 평행축 정리를 이용하여 전체 CG 기준으로 변환시킨 후 Internal Force

에 의한 모멘트는 서로 소거시킨다. 노즈와 탄체의 물 운동은 서로 다른 Dynamics를 가지므로 분리하여 최종 적으로 정리하면 식 (8)과 같다. 여기에 사용되는 CG 와의 거리는 Fig. 4를 통해 확인 할 수 있다. 여기서, 상/하침자 t 는 Total CG를 의미한다.

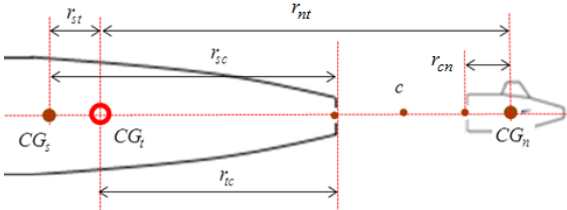


Fig. 4. Geometry of dual-spin projectile

$$\begin{bmatrix} \dot{p}_s \\ \dot{p}_n \\ \dot{q} \\ \dot{r} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{L_s^t - L_c - L_b}{I_{xx}^s} \\ \frac{L_n^t + L_c + L_b}{I_{xx}^n} \\ \frac{M_s^t + M_n^t}{I_{yy}^t} \\ \frac{N_s^t + N_n^t}{I_{zz}^t} \end{bmatrix} - \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ \frac{r(p_s I_{xx}^s + p_n I_{xx}^n)}{I_{yy}^t} + r^2 \tan \theta \\ \frac{q(p_s I_{xx}^s + p_n I_{xx}^n)}{I_{zz}^t} - q r \tan \theta \end{bmatrix}$$

$$I_{yy}^t = I_{zz}^t = I_{yy}^s + I_{yy}^n + m_s r_{st}^2 + m_n r_{nt}^2 \quad (8)$$

대상 시스템의 공력데이터는 PRODAS와 DATCOM 을 통하여 획득하였으며, 기본탄의 공력 데이터는 PRODAS를 통하여 획득하였고, 수정신관에 의한 수직 력과 롤모멘트는 DATCOM을 통하여 획득하였다. 또한 수정신관에 의해 변화되는 항력은 CFD+DATCOM을 이용하여 구성하여 적용하였으며, 해당 내용은 참고문 헌^[11]을 통해 확인할 수 있다.

대상 시스템의 구동기는 시상수 0.01 sec를 갖는 1차 시스템으로 구성하였으며, $\pm 20^\circ$ 의 조종면 변위 제한과 $\pm 600 \text{ deg/s}$ 의 조종면 변위 각속도 제한을 가지도록 구성하였다.

4. 조종성능 분석

조종성능을 분석하기 위하여 앞서 설계한 7DOF 비 선형 시뮬레이션을 수행하였다. 시뮬레이션은 수정신 관의 회전속도는 2 Hz로 일정하게 유지한다고 가정하

고, 조종입력 작동시점은 전체 비행시간의 절반으로 두고 수행하였다. 또한 최대 조종가능 범위를 알기 위 하여 유도제어를 하지 않은 Open loop 입력을 인가하였 다. 이때 Open loop 입력은 수정신관의 회전속도(2 Hz)에 맞춰 주기함수로 구성하였으며, 45 deg 간격으 로 위상(Phase)을 변화시켰다. 이때, 조종입력의 크기를 10 deg, 20 deg로 주었다.

Fig. 5는 출구속도 924 m/s, 고각 800 mil로 발사하였 을 때 결과로, 무유도 탄착지점이 진행방향거리(Down Range)로 30,170 m, 측면거리(Cross range)로 1,105 m 이며, Open loop 입력을 통하여 Down range 방향으로 +226 m, -473 m, Cross range 방향으로 $\pm 400 \text{ m}$ 범위의 조종이 가능한 것을 알 수 있다.

Fig. 6은 출구속도 584 m/s, 고각 800 mil로 발사하였 을 때 결과로, 무유도 탄착지점이 Down range로 16,460 m, Cross range로 455 m 이며, Open loop 조종 입력을 통하여 Down range 방향으로 +60 m, -200 m, Cross range 방향으로 $\pm 120 \text{ m}$ 범위의 조종이 가능한 것을 알 수 있다.

이때, 대상 시스템의 탄착지점의 특징을 보면, 조종 입력을 주는 방향과 탄착지점의 위상이 생기는 것을 알 수 있다. 이는 자이로 효과에 의한 영향으로 회전 하는 노즈의 적합한 제어기 설계를 위하여 해당 위상 을 고려할 필요가 있다. 본 연구에서 대상으로 하는 시스템의 경우, 조종입력에 대한 탄착지점의 위상이 평균 -140 deg 를 가지는 것으로 계산된다.

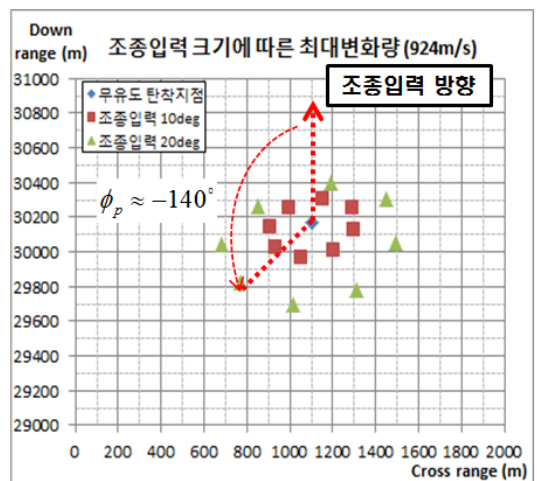


Fig. 5. Maximum correction range with open-loop control(924 m/s)

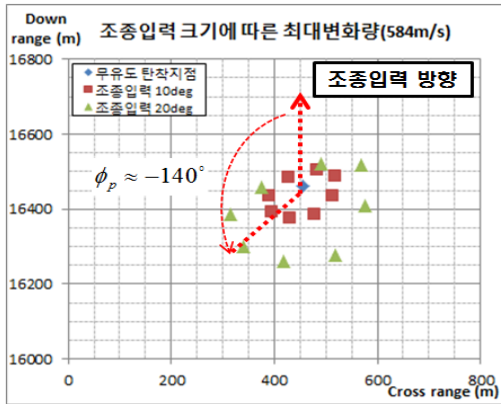


Fig. 6. Maximum correction range with open-loop control(584 m/s)

5. 유도제어 명령 설계

대상 시스템의 유도제어의 목적은 최종탄착 오차를 원하는 요구수준(반경 50 m)을 만족하게 탄도를 수정하는 것이다. 이를 위하여 Fig 7, 식 (9)와 같이 기준경로(Y_{ref}, Z_{ref})와 현재 위치(Y, Z)의 오차(e_y, e_z)를 이용하여 유도제어 명령을 구성하였다. 이때 오차는 현재 비행하는 Down Range에 해당하는 기준경로의 고도와 측면위치의 차이를 계산한다. 대상 시스템의 경우 조종력이 매우 작아, 비행자세를 수정하는데 시간이 오래 걸린다. 따라서 본 논문에서는 식 (10)과 같이 미분게인을 사용하여 대상 시스템의 응답속도를 향상 시켰다. 또한 비행 중 대부분의 구간에서 최대한 조종력을 낼 수 있도록 비례게인을 선정하였기 때문에, 적분게인은 사용하지 않았다. 최종적으로 회전하는 1축 카나드의 조종입력은 식 (11)과 같이 표현된다. 이때, ϕ_n 는

회전하는 신관의 롤각을 의미하며, ϕ_c 는 유도입력의 위상으로 식 (12)와 같이 표현되며, ϕ_p 는 앞서 탄착지점 분석을 통해 획득한 위상(-140 deg)을 의미한다.

$$e_z = Z(t) - Z_{ref}(t) \tag{9}$$

$$e_y = Y(t) - Y_{ref}(t)$$

$$\begin{bmatrix} e_{yc} \\ e_{zc} \end{bmatrix} = K_p \begin{bmatrix} e_y \\ e_z \end{bmatrix} + K_d \begin{bmatrix} \dot{e}_y \\ \dot{e}_z \end{bmatrix} \tag{10}$$

$$\delta_c = \|e_c\| \cos(\phi_n - \phi_c - \phi_p) \tag{11}$$

$$\text{여기서, } \phi_c = \text{atan2}(e_{yc}, e_{zc}) \tag{12}$$

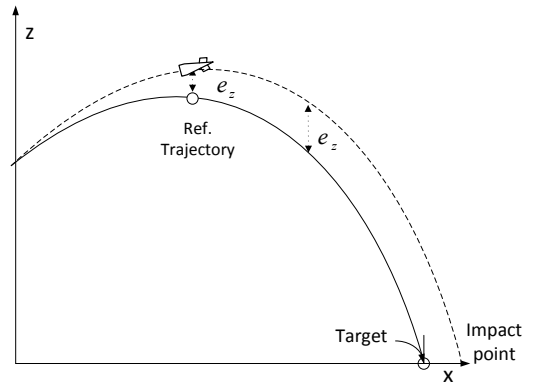


Fig. 8. Concept of the guidance law

본 연구에서 기준경로는 이상적인 조건의 시뮬레이션을 통하여 획득하였으며, 실제 현장에서는 사표자료를 활용할 수 있을 것으로 생각된다. Fig. 8은 본 연구에서 제시하는 회전하는 대상 시스템의 유도제어기 구조를 보여주는 그림이다.

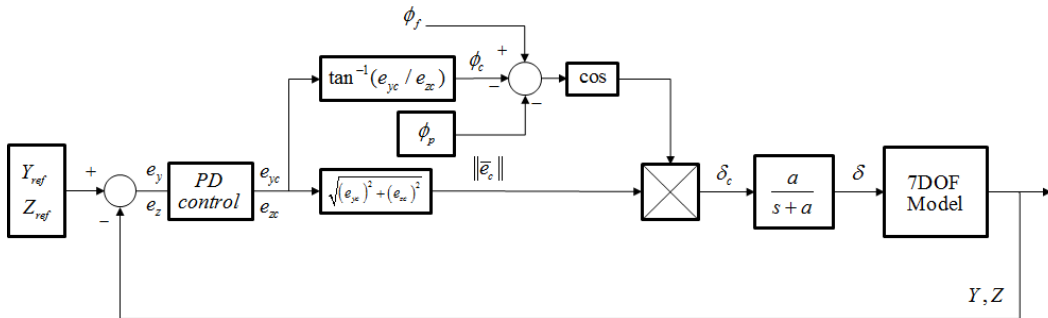


Fig. 7. Controller structure of dual-spin projectile

6. 시뮬레이션 결과

탄착성능인 CEP를 분석하기 위하여 Monte-carlo 시뮬레이션을 수행하였으며, 탄착오차를 유발하는 요소를 크게 발사조건, 환경조건, 공력조건으로 나누어 설정하였다. 발사조건에서는 출구속도 3 m/s, 고각 0.5 mil, 편위각 4 mil 오차의 표준편차를 선정하였고, 환경조건에서는 밀도 0.15 %(case 1), 0.4 %(case 2), 바람 0.4 m/s(case 1), 2 m/s(case 2) 오차의 표준편차, 공력조건에서는 항력 1 % 오차의 표준편차를 선정하였다. 각 오차의 표준편차 값은 참고자료를 통하여 획득하였다^[12]. 또한 선정된 오차 요소들의 종류와 크기가 잘 선정되었는지 확인하기 위하여 Monte-carlo시뮬레이션으로 도출된 무유도 탄착군을 참고문헌^[13]의 자료와 비교하였다. 그림에서 보듯이 무유도 탄착군이 세로축이 긴 타원형의 분포를 보이는데, 이는 실제 탄이 진행방향의 오차요소에 더 민감한 영향을 받는 것에 기인한 것으로 파악된다.

CEP 도출을 위해 Monte-carlo 시뮬레이션을 수행하였으며, 앞서 설명한 탄착오차 요소 값을 표준편차로 갖는 랜덤 함수로 생성하여 1000회의 시뮬레이션 수행하였다. 이때 Monte-carlo 시뮬레이션은 출구속도 584 m/s, 924 m/s와, 고각 600 mil, 800 mil, 1000 mil의 발사조건 각각에 대하여 오차 case1과 2를 적용한 총 12 가지 조건에 대하여 수행하였다. Table 1은 case 1에 대한 Monte-carlo 시뮬레이션 결과를 정리한 것이며, Fig. 9-14는 case 1에 대한 각 조건별 탄착군의 오차를 보여준다. Table 2는 case 2에 대한 결과를 정리한 표이며, Fig. 15-20은 case 2의 각 조건별 탄착군의 오차를 보여준다. 각 그림의 좌측 그림은 무유도 시 오차, 우측그림은 유도제어 시 탄착군의 오차를 보여주는 그림으로, 모든 그림의 축의 가로, 세로 길이는 ±1,100 m로 동일하다. 결과에서 보듯이 case 1, 2의 모든 조건에 대하여 요구되는 성능(CEP 50 m 이내)를 만족하는 것을 알 수 있다. 해당 오차로 생성되는 CEP를 참고문헌^[12]과 비교하면, 924 m/s의 발사조건에서는 case 2, 584 m/s에서는 case 1의 무유도 탄착결과가 유사한 것을 알 수 있다. 따라서 해당 참고문헌의 CEP를 기준으로 할 경우, 해당 유도제어기법은 30 m 이내의 CEP를 갖는 것으로 파악된다.

또한 유도제어를 적용한 경우 줄어드는 오차의 크기는 앞서 Fig. 4, 5에서 보여준 Open-loop 탄착 성능과 유사한 크기를 가지는 것을 알 수 있다. 이와 같은 결

과는 본 논문에서 제시하는 유도제어기법이 탄도수정 탄이 가지는 최대의 성능을 내는데 적합한 방법이 될 수 있음을 보여준다.

Table 1. Monte-carlo simulation results(case 1)

속도 (m/s)	고각 (mil)	무유도 CEP (m)	유도제어 CEP (m)
584	600	100	30
	800	113	28
	1000	110	22
924	600	187	21
	800	244	18
	1000	242	27

Table 2. Monte-carlo simulation results(case 2)

속도 (m/s)	고각 (mil)	무유도 CEP (m)	유도제어 CEP (m)
584	600	126	39
	800	140	45
	1000	150	47
924	600	224	22
	800	273	20
	1000	289	32

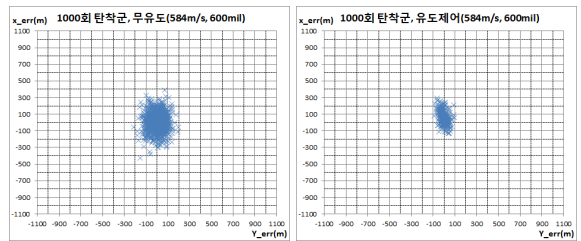


Fig. 9. Simulation results(case 1, 584 m/s, 600 mil)

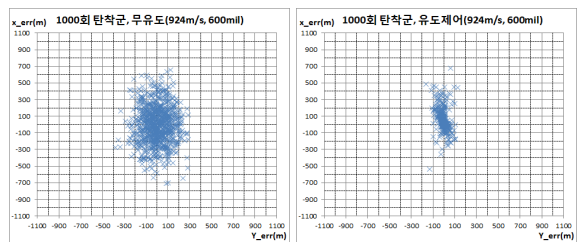


Fig. 10. Simulation results(case 1, 924 m/s, 600 mil)

기준계적을 이용한 탄도수정탄 유도제어기 설계

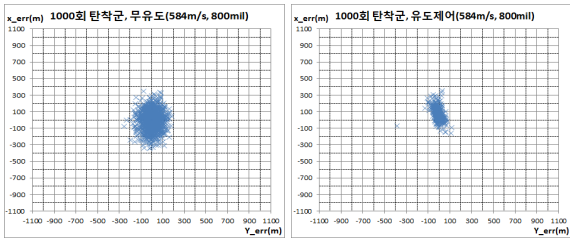


Fig. 11. Simulation results(case 1, 584 m/s, 800 mil)

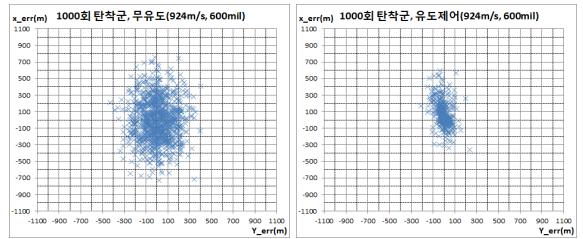


Fig. 16. Simulation results(case 2, 924 m/s, 600 mil)

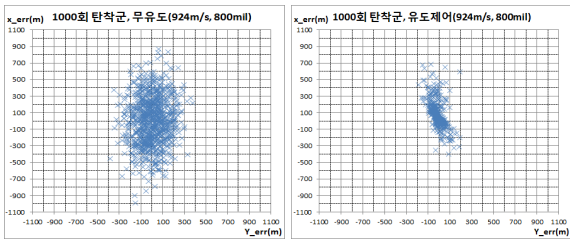


Fig. 12. Simulation results(case 1, 924 m/s, 800 mil)

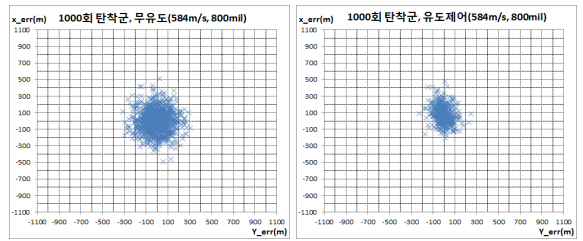


Fig. 17. Simulation results(case 2, 584 m/s, 800 mil)

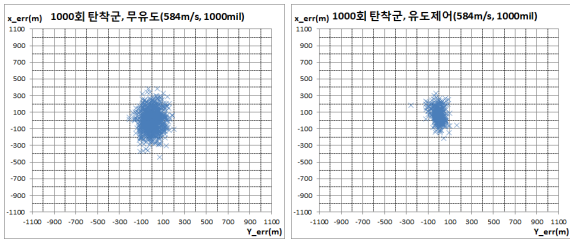


Fig. 13. Simulation results(case 1, 584 m/s, 1000 mil)

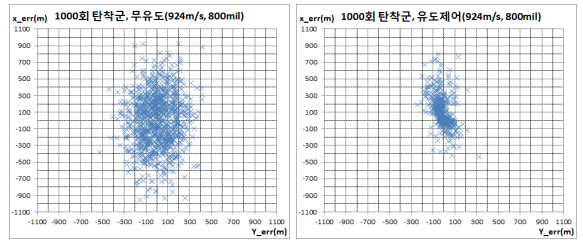


Fig. 18. Simulation results(case 2, 924 m/s, 800 mil)

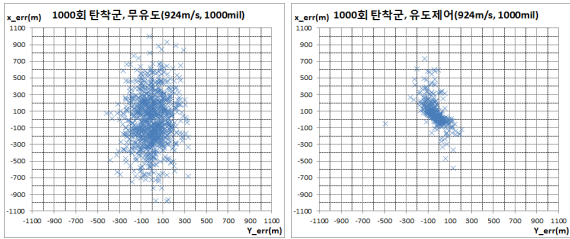


Fig. 14. Simulation results(case 1, 924 m/s, 1000 mil)

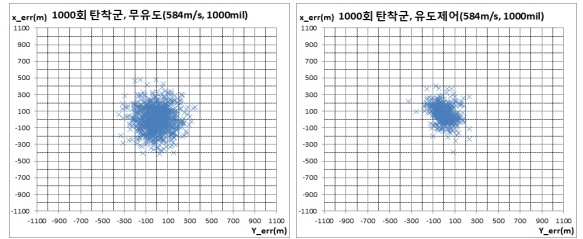


Fig. 19. Simulation results (case 2, 584 m/s, 1000 mil)

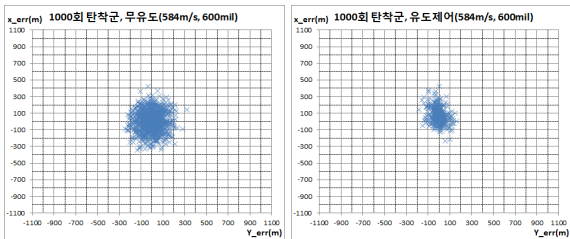


Fig. 15. Simulation results(case 2, 584 m/s, 600 mil)

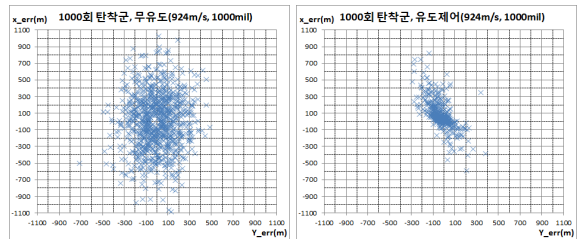


Fig. 20. Simulation results(case 2, 924 m/s, 1000 mil)

7. 결론

본 논문에서는 탄도수정탄의 특징과 조종방법에 대하여 이해하고 이에 적합한 유도제어기법을 설계하는 것을 목적으로 한다. 이를 위하여 본 논문에서 대상으로 하는 탄도수정탄의 특징을 설명하고, 7DOF 시물레이션 모델링 및 1차 구동기 모델을 구성하였다. 구성된 7DOF 비선형 모델을 이용하여 Open-loop 입력을 통한 최대 조종성능을 파악하였다. 또한 회전하는 대상 시스템의 조종면에 적합한 유도제어명령을 구성하였으며, 비선형 시물레이션을 통해 그 결과를 제시하고 있다. 시물레이션은 탄착오차를 유발하는 다양한 요소를 고려하여, 2가지 출구속도(924, 584 m/s)와 3가지 고각(600, 800, 1,000 mil)에 대한 결과를 제시하였다. 결과에서 보듯이 선정한 오차요소는 실제 발생하는 탄착오차를 적절히 구현하는 것으로 판단되며, 유도제어 명령을 적용한 경우 요구되는 CEP를 만족하는 결과를 보이는 것으로 확인된다. 뿐만 아니라 본 연구에서 제시한 유도제어기법은 대상 모델이 가지는 최대한의 성능을 내는데 적합한 방법임을 확인 하였다. 향후 연구를 통해서서는 기준궤적을 이용하지 않고 유도제어명령을 생성하는 방법에 대한 연구가 수행되어야 될 것이다.

후 기

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

References

- [1] Clancy, J. A., Bybee, T. D., Friedrich, W. A., "Fixed Canard 2-D Guidance of Artillery Projectiles," U.S. Patent 6,981,672 B2, 2006.
- [2] Bar, K., Kautzsch, K., "Spin-Stabilized Correctible-Trajectory Artillery Shell," U.S. Patent 7,584,922 B2, 2009.
- [3] Leininger, J., "Method for Correcting the Flight Path of Ballistically Fired Spin-Stabilized Artillery Ammunition," U.S. Patent 7,267,298 B2, 2007.
- [4] F. Fresconi and P. Plostins, "Control Mechanism Strategies for Spin-Stabilized Projectiles," Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering, Vol. 224, No. 9, pp. 979-991, September 1, 2010.
- [5] Ollerenshaw, D. and Costello, M., "On the Swerve Response of Projectiles to Control Input," US Army Research Laboratory Report ARL-CR-0604, April 2008.
- [6] Frost, G. and Costello, M., "Control Authority of a Projectile Equipped with an Internal Unbalanced Part," J. Dyn. Syst. Meas. Control, Vol. 128, pp. 1005-1012, 2006.
- [7] Corriveau, D., Berner, C., and Fleck, V., "Trajectory Correction using Impulse Thrusters for Conventional Artillery Projectiles," In Proceedings of the 23rd International Symposium on Ballistics, Tarragona, Spain, pp. 639-646, April, 2007.
- [8] Anthony J. Calise, Hesham A. El-Shirbiny, "An Analysis of Aerodynamic Control for Direct Fire Spinning Projectiles," AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference, Montreal, Canada, 6-9, Aug. 2001.
- [9] Mark Dean Ilg, "Guidance, Navigation, and Control for Munitions," Drexel University, Ph.D. Thesis, May. 2008.
- [10] Mark F. Costello, "Modeling and Simulation of a Differential Roll Projectile," Army Research Laboratory, Jul. 2000.
- [11] Cho, Tae Hwan, Kim, Byoung Soo, Myong, Rho Shin, Sung, Jaemin, "Canard Modeling for Course Control Kit," ADD, Final Report, April, 2014.
- [12] Chee Meng Fann, "Development of an Artillery Accuracy Model," Naval Postgraduate School, Monterey, California, Dec. 2006.
- [13] Peter Burke, Tony Pergolizzi, "KM1156 Precision Guidance Kit(PGK)," Information Briefing for 52nd Annual Fuze Conference, May. 13-15, 2008.