

## 탄도수정신관 탄착 특성 및 사격제한 구역에 관한 분석

박종훈  
국방기술진흥연구소

### An Analysis of Impact Characteristics and Restriction Area about Course Correction Fuse

Jong-Hoon Park  
Korea Research Institute for defense Technology and advancement

**요약** 한국 포병의 핵심 전력 중 하나인 무유도포탄의 정확도 문제는 여전히 해결과제로 남아있다. 이러한 문제 해결에 탄도수정신관은 중요한 대안책이 될 수 있으나, 기존 운동 에너지를 이용하여 탄도를 수정하기 때문에 무유도 포탄에 비해 짧은 사거리에 탄착하는 특징이 있다. 따라서 본 연구는 무유도포탄 및 탄도수정신관의 탄착 특성을 비교·분석하고 탄도수정신관의 효율적 운용에 기여하는 것을 목표로 수행하였다. 7자유도 운동방정식과 PID제어 기법을 적용한 카나드 컨트롤러를 기반으로 탄도수정신관을 구현하였으며, Matlab을 이용해 모델링 설계 및 검증을 수행하였다. 무유도포탄과 탄도수정신관의 탄착 특성을 분석한 결과 포구초속에 따라 CEP가 큰 폭으로 변하는 무유도포탄과 달리 탄도수정신관은 비교적 일정한 CEP를 유지하며 탄착하는 것을 확인할 수 있었으나, 사거리는 무유도포탄에 비해 약 0.8~1.6% 정도 감소하는 것을 확인하였다. 또한 이와 같은 탄착 특성으로 인해 사격제한 구간이 발생하는 것을 확인하였다. 본 연구에서 제시한 결과는 포병 사격에 있어 필요한 변수 중 극히 일부분만 적용한 것이므로 탄도수정신관의 효율적 운용을 위해서는 보다 면밀한 환경조성 및 다양한 조건에서의 분석이 필요할 것으로 판단된다.

**Abstract** The main problem of Korea Artillery remains accuracy. Course correction fuse can be a solution to this problem, but it is characterized by a shorter range than unguided shells. This is because the course correction fuse modifies its trajectory using existing kinetic energy. So the purpose of this study is to contribute to the efficient operation of the course correction fuse by analyzing the range reduction and launch restriction areas. Course correction fuse was implemented based on the 7-degree-of-freedom motion equation and canard controller, and modeling design and verification were performed using Matlab. Results found that the course correction fuse remained at a relatively constant CEP, unlike unguided shells, where the CEP changed significantly depending on the speed of the muzzle velocity. Range decreased about 0.8~1.6% compared to unguided shells. In addition, the restriction area occurred due to impact characteristics. This study considered only a few variables concerning artillery fire. Therefore, future studies should conduct analysis under various conditions for the efficient operation of course correction fuse.

**Keywords** : Unguided Shell, Course Correction Fuse, 7 Degree of Freedom, Canard Controller, Matlab

---

\*Corresponding Author : Jong-Hoon Park(Korea Research Institute for defense Technology and advancement)

email: pjongh21@krit.re.kr

Received February 28, 2022

Accepted May 6, 2022

Revised March 28, 2022

Published May 31, 2022

## 1. 서론

과학기술의 비약적인 발전과 의무복무 단축 정책, 인구 감소 등의 복합적 요소로 인해 미래 작전환경 및 전쟁양상은 과거와 달리 효과중심작전 및 동시-통합작전으로 수행될 것으로 예상된다. 우리 군의 핵심 전력 중 하나인 포병은 이러한 변화에 발맞추어 사거리 연장 및 정밀타격 능력 확보를 위해 정밀유도포탄 및 사거리연장탄 등 새로운 탄 개발을 진행 중이나, 주 운용탄인 무유도포탄의 정확도 문제는 반드시 해결해야 할 과제다. 포병이 추구하는 정밀타격 능력을 온전히 확보하기 위해서는 무유도포탄의 정확도 향상이 근본적으로 필요한데, 탄도수정신관은 이러한 문제 해결에 중요한 대안이 될 수 있다.

탄도수정신관은 신관 부분의 카나드를 이용해 표준 탄도오차를 보상하므로 무유도포탄에 비해 정확도를 향상시키지만, 추가적인 외력 없이 기존 운동 에너지를 이용하여 탄도를 수정하기 때문에 무유도포탄에 비해 짧은 사거리에 탄착하는 특징이 있다. 따라서 무유도포탄과 탄도수정신관을 장착한 포탄의 탄착 특성을 포구초속별로 분석하고, 사거리 감소량 및 사격제한구역을 산출하여 탄도수정신관의 효율적 운용 및 사표제작의 필요성을 강조하고자 한다.

본 논문의 구성도는 Fig. 1과 같으며, 2장 이론적 배경으로 탄도수정신관 구현에 필요한 7자유도 운동방정식과 카나드 컨트롤러 설계에 대한 개념 및 특징 등을 고찰한다. 3장에서는 탄도수정신관의 주요 파라미터들과 변수들을 식별·정의하고 시뮬레이션 모델을 구성하여 검증을 수행한다. 4장에서는 구성된 모델을 중심으로 포구초



Fig. 1. Compositon of Research Procedures

속별 탄착 특성 및 사격제한 구간을 산출한다. 끝으로 5장에서는 이상의 내용 전반에 대한 결론을 내리며 향후 연구로 확장되어야 할 주제들을 제시한다.

## 2. 탄도수정신관 구현 방법론

### 2.1 7자유도 운동방정식 기반 탄도방정식 산출

7자유도 운동방정식은 Fig. 2에서 보는 바와 같이각 축에 대한 좌표값( $x, y, z$ )과 모멘트( $p, q, r$ )로 표현되는 6자유도 운동 방정식에서 신관( $p_F$ )과 탄체( $p_A$ )를 별도의 수식으로 표현한 형태로 구성된다. 신관과 탄체의 다른 회전량을 다루는 점을 감안했을 때, 롤( $\phi$ )모션이 없는 상태의 동체 기준으로 작용하는 힘과 모멘트를 표현하는 것이 바람직하며, 신관과 탄체 부분의  $\phi' = 0, \phi = 0$ 의 관계식을 얻기 위해 각속도를  $p = -r \tan\theta$ 로 설정하면 y축이 수평면과 평행인 상태에서 포탄에 작용하는 힘과 모멘트를 표현할 수 있다.

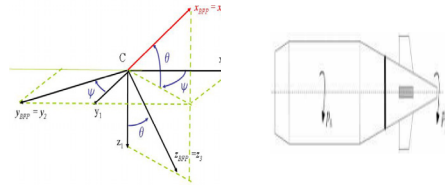


Fig. 2. 7 Degree of Freedom Equation of Motion

위 내용을 적용한 방정식과 탄체와 신관 사이에 발생하는 모멘트에 대한 수식은 Eq. (1)~(5)와 같다.

$$\begin{bmatrix} u'_B \\ v'_B \\ w'_B \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} (X_F + X_A) \\ (Y_F + Y_A) \\ (Z_F + Z_A) \end{bmatrix} \frac{1}{m} - \begin{bmatrix} 0 & -r & q \\ r & 0 & r \tan\theta \\ -q & -r \tan\theta & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} u_B \\ v_B \\ w_B \end{bmatrix} \quad (1)$$

Where,  $u_B, v_B, w_B$  denotes projectile velocity components expressed in body-fixed plane frame,  $X_F, Y_F, Z_F$  denotes total external force components on the forward body,  $X_A, Y_A, Z_A$  denotes total external force components on the aft body.  $m$  denotes total projectile mass,  $q, r$  denotes pitch and yaw rates. and  $\theta$  denotes projectile euler pitch angle.

$$\begin{pmatrix} x_e' \\ y_e' \\ z_e' \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \cos\theta\cos\psi & -\sin\psi & \sin\theta\cos\psi \\ \cos\theta\sin\psi & \cos\psi & \sin\theta\sin\psi \\ -\sin\theta & 0 & \cos\theta \end{pmatrix} \begin{pmatrix} u_B \\ v_B \\ w_B \end{pmatrix} \quad (2)$$

Where,  $x_e, y_e, z_e$  denotes projectile location components expressed in earth-frame,  $\psi$  denotes projectile euler yaw angle.

$$\begin{pmatrix} \phi'_F \\ \phi'_A \\ \theta' \\ \psi' \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} 1 & 0 & 0 & \tan\theta \\ 0 & 1 & 0 & \tan\theta \\ 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & \frac{1}{\cos\theta} \end{pmatrix} \begin{pmatrix} p_F \\ p_A \\ q \\ r \end{pmatrix} \quad (3)$$

Where,  $p_A, p_F$  denotes aft and forward body roll rates, and  $\phi_A, \phi_F$  denotes projectile euler roll angle for the aft and forward body.

$$\begin{pmatrix} p'_F \\ p'_A \\ q' \\ r' \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \frac{L_F + M_S}{I_x^F} \\ \frac{L_A - M_S}{I_x^A} \\ \frac{(M_F + M_A) - r(p_A I_x^A + p_F I_x^F)}{I_y} \\ \frac{(N_F + N_A) + q(p_A I_x^A + p_F I_x^F)}{I_y} \end{pmatrix} \quad (4)$$

Where,  $L_F, M_F, N_F$  denotes total external moment components on the forward body,  $L_A, M_A, N_A$  denotes total external moment components on the aft body.  $M_S$  denotes roll damping moment due to the bearing,  $I_x^A, I_x^F$  denotes axial moment of inertia for the aft and forward body, and  $I_y$  denotes transversal moment of inertia.

$$M_S = c_V(p_A - p_F) + c_R |F_N| \sin(p_A - p_F) \quad (5)$$

Where,  $c_V, c_R$  denotes viscous damping and rolling friction coefficient for bearing.

$$F_N \approx \frac{m_F}{m} X_A - \frac{m_A}{m} X_F \quad (6)$$

Where,  $m_A, m_F$  denotes mass for the aft and forward body.

Eq. (5)에서  $M_S$ 는 탄체와 신관 사이의 베어링에서 회전차에 의해 발생하는 모멘트를 표현한 값이며,  $F_N$ 은 베어링에 작용하는 힘으로 Eq. (6)과 같이 표현할 수 있다.

탄도수정신관의 탄도 및 회전 등을 분석하기 위해서는 작용하는 힘과 모멘트에 대한 분석이 필요하며, 탄체 기준으로 표현한 수식은 Eq. (7)~(22)과 같다.

$$\vec{P}_F = m_F g \begin{pmatrix} -\sin\theta \\ 0 \\ \cos\theta \end{pmatrix} \quad (7)$$

Where,  $P_F$  denotes gravity for the forward body, and  $g$  denotes gravity acceleration.

$$\vec{P}_A = m_A g \begin{pmatrix} -\sin\theta \\ 0 \\ \cos\theta \end{pmatrix} \quad (8)$$

Where,  $P_A$  denotes gravity for the aft body.

$$\vec{D}_F = -\frac{1}{2} \rho S V^2 C_D^F \begin{pmatrix} \cos\alpha \cos\beta \\ \sin\beta \\ \sin\alpha \cos\beta \end{pmatrix} \quad (9)$$

Where,  $D_F$  denotes drag force for the forward body,  $\rho$  denotes air density,  $S$  denotes projectile area,  $V$  denotes velocity magnitude of projectile composite mass center, and  $C_D^F$  denotes drag force coefficient for the forward body.  $\alpha$  denotes angle of attack in body-fixed plane frame, and  $\beta$  denotes angle of sideslip in body-fixed plane frame.

$$\vec{D}_A = -\frac{1}{2} \rho S V^2 C_D^A \begin{pmatrix} \cos\alpha \cos\beta \\ \sin\beta \\ \sin\alpha \cos\beta \end{pmatrix} \quad (10)$$

Where,  $D_A$  denotes drag force, and  $C_D^A$  denotes drag force coefficient for the aft body.

$$\vec{L}_F = \frac{1}{2} \rho S V^2 C_{L\alpha}^F \begin{pmatrix} \sin^2\beta + \cos^2\beta \sin^2\alpha \\ -\sin\beta \cos\alpha \cos\beta \\ -\cos^2\beta \sin\alpha \cos\alpha \end{pmatrix} \quad (11)$$

Where,  $L_F$  denotes lift force, and  $C_{L\alpha}^F$  denotes lift force coefficient for the forward body.

$$\vec{L}_A = \frac{1}{2} \rho S V^2 C_{L\alpha}^A \begin{pmatrix} \sin^2\beta + \cos^2\beta \sin^2\alpha \\ -\sin\beta \cos\alpha \cos\beta \\ -\cos^2\beta \sin\alpha \cos\alpha \end{pmatrix} \quad (12)$$

Where,  $L_A$  denotes lift force, and  $C_{L\alpha}^A$  denotes

lift force coefficient for the aft body.

$$\vec{K}_F = \frac{1}{2} \rho S V^2 C_{yp\alpha}^F \left( \frac{p_F d}{V} \right) \begin{bmatrix} 0 \\ -\sin\alpha \cos\beta \\ \sin\beta \end{bmatrix} \quad (13)$$

Where,  $K_F$  denotes magnus force, and  $C_{yp\alpha}^F$  denotes magnus force coefficient for the forward body.  $d$  denotes projectile calibre.

$$\vec{K}_A = \frac{1}{2} \rho S V^2 C_{yp\alpha}^A \left( \frac{p_A d}{V} \right) \begin{bmatrix} 0 \\ -\sin\alpha \cos\beta \\ \sin\beta \end{bmatrix} \quad (14)$$

Where,  $K_A$  denotes magnus force, and  $C_{yp\alpha}^A$  denotes magnus force coefficient for the aft body.

$$\vec{M}_{py}^F = \frac{1}{2} \rho S d V^2 C_{m\alpha}^F \begin{bmatrix} 0 \\ \sin\alpha \cos\beta \\ -\sin\beta \end{bmatrix} \quad (15)$$

Where,  $M_{py}^F$  denotes pitching moment,  $C_{m\alpha}^F$  denotes static moment coefficient for the forward body.

$$\vec{M}_{py}^A = \frac{1}{2} \rho S d V^2 C_{m\alpha}^A \begin{bmatrix} 0 \\ \sin\alpha \cos\beta \\ -\sin\beta \end{bmatrix} \quad (16)$$

Where,  $M_{py}^A$  denotes pitching moment,  $C_{m\alpha}^A$  denotes static moment coefficient for the aft body.

$$\vec{M}_m^F = \frac{1}{2} \rho S d V^2 (-C_{np\alpha}^F) \left( \frac{p_F d}{V} \right) \begin{bmatrix} 0 \\ -\sin\beta \\ -\sin\alpha \cos\beta \end{bmatrix} \quad (17)$$

Where,  $M_m^F$  denotes magnus moment,  $C_{np\alpha}^F$  denotes magnus moment coefficient for the forward body.

$$\vec{M}_m^A = \frac{1}{2} \rho S d V^2 (-C_{np\alpha}^A) \left( \frac{p_A d}{V} \right) \begin{bmatrix} 0 \\ -\sin\beta \\ -\sin\alpha \cos\beta \end{bmatrix} \quad (18)$$

Where,  $M_m^A$  denotes magnus moment,  $C_{np\alpha}^A$  denotes magnus moment coefficient for the aft body.

$$\vec{M}_{rd}^F = \frac{1}{2} \rho S d V^2 C_{lp}^F \left( \frac{p_F d}{V} \right) \begin{bmatrix} 1 \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix} \quad (19)$$

Where,  $M_{rd}^F$  denotes roll damping moment,  $C_{lp}^F$  denotes roll damping moment coefficient for the forward body.

$$\vec{M}_{rd}^A = \frac{1}{2} \rho S d V^2 C_{lp}^A \left( \frac{p_A d}{V} \right) \begin{bmatrix} 1 \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix} \quad (20)$$

Where,  $M_{rd}^A$  denotes roll damping moment,  $C_{lp}^A$  denotes roll damping moment coefficient for the aft body.

$$\vec{M}_{pyd}^F = \frac{1}{2} \rho S d V^2 C_{mq}^F \left( \frac{d}{V} \right) \begin{bmatrix} 0 \\ q \\ r \end{bmatrix} \quad (21)$$

Where,  $M_{pyd}^F$  denotes pitching damping moment,  $C_{mq}^F$  denotes damping moment coefficient for the forward body.

$$\vec{M}_{pyd}^A = \frac{1}{2} \rho S d V^2 C_{mq}^A \left( \frac{d}{V} \right) \begin{bmatrix} 0 \\ q \\ r \end{bmatrix} \quad (22)$$

Where,  $M_{pyd}^A$  denotes pitching damping moment,  $C_{mq}^A$  denotes damping moment coefficient for the aft body.

앞서 설명한 수식은 탄도수정신관을 결합한 포탄과 같이 이중으로 회전하는 탄의 안정성에 대해 연구를 수행한 논문의 수식을 준용하였다[1-4]. 위 수식을 이용하여 2차 미분방정식을 풀면 탄체와 신관 부분에 적용하는 힘과 모멘트를 산출할 수 있으며, 시간에 대한 위치와 속도, 각속도 등을 구할 수 있다.

## 2.2 PID 제어 기반의 카나드 컨트롤러 설계

탄도수정신관은 입력된 희망 탄도와 실제 탄도의 오차 값을 신관에 장착된 카나드를 이용해 탄도를 수정하는 개념의 무기체계다. 따라서 이러한 기능을 수행하기 위해서는 카나드 컨트롤러 설계가 필히 이루어져야 하며, 본 연구에서는 PID 제어 기법을 기반으로 카나드 컨트롤러를 설계하였다.

카나드 컨트롤러의 입력값( $e(t)$ )은 단위 시간에 대한 최초 장입된 희망위치와 실제위치의 차이값이고 출력값( $u(t)$ )은 카나드 각도로서 Eq. (23), (24)와 같이 표현이 가능하다.

$$e(t) = \begin{bmatrix} Y_{de} - Y_e \\ Z_{de} - Z_e \end{bmatrix} \quad (23)$$

Where,  $e(t)$  denotes input data of canard controller,  $Y_{de}$ ,  $Z_{de}$  denotes desired projectile location,  $Y_e$ ,  $Z_e$  denotes real projectile location, expressed in earth-frame.

$$u(t) = \begin{bmatrix} \delta_y \\ \delta_z \end{bmatrix} \quad (24)$$

Where,  $u(t)$  denotes output data of canard controller,  $\delta_y$ ,  $\delta_z$  denotes average fin deflection of y,z axis.

컨트롤러의 입력값과 출력값의 관계를 설명하기 위해서는 상태공간방정식과 전달함수로 식을 변환해야 하며, Eq. (25)와 같은 관계식을 얻을 수 있다.

$$\frac{K_d s^2 + K_p s + K_i}{s} = \frac{CB}{s - A} + D \quad (25)$$

Where,  $K_p$ ,  $K_i$ ,  $K_d$  denotes coefficient for the proportional, integral, differential control,  $A$ ,  $B$ ,  $C$ ,  $D$  denotes coefficient associated with  $K_p$ ,  $K_i$ ,  $K_d$ .

Eq. (25)에서 비례(P), 적분(I), 미분(D)의 이득값인  $K_p$ ,  $K_i$ ,  $K_d$ 에 따라 계수 A,B,C,D가 산출되며, 카나드 각도는 Eq. (26)과 같이 산출된다.

$$u(t) = \begin{bmatrix} \delta_y \\ \delta_z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} (C_y B_y e^{A_y t})(Y_{de} - Y_e) \\ (C_z B_z e^{A_z t})(Z_{de} - Z_e) \end{bmatrix} \quad (26)$$

위 식에서 구한  $\delta_y$ ,  $\delta_z$ 를 카나드에 작용하는 힘과 모멘트 관계식에 대입하면 최초 장입된 탄도를 따라 오차값을 보상하는 탄도수정신관의 기능을 구현할 수 있다.

### 3. 탄도수정신관 모델링

#### 3.1 탄도수정신관 주요 변수 및 파라미터 설정

본 절에서는 포탄 비행에 영향을 줄 수 있는 변수 및 파라미터를 무유도포탄과 탄도수정신관 각각 설정 및 정의하였다. Table 1은 NATO 기준을 충족하는 155mm

무유도포탄과 탄도수정신관을 장착한 포탄의 제원이며, Table 2, 3은 무유도포탄과 탄도수정신관에 영향을 주는 공기역학 계수로 해당 데이터는 예측 소프트웨어인 Missile DATCOM에서 획득할 수 있다. Table 4는 실 무부대에서 운용하는 자주포의 장약 4호 기준 포구초속 자료로 이를 기반으로 표준편차를 산출하여 연구에 활용하였다. 마지막으로 Table 5는 고도별 풍속 제원으로 실제 포탄비행과 유사하게 모사하기 위하여 국방기상지원 체계에서 확보한 풍속 데이터를 반영하였다.

Table 1. Projectile specifications

Unguided Projectile		Course Correction Fuse	
Parameter	Value	Parameter	Value
$m(kg)$	43.0	$m_F(kg)$	1.482
		$m_A(kg)$	41.316
$I_x(kg \cdot m^2)$	0.147	$I_x^F(kg \cdot m^2)$	0.014
		$I_x^A(kg \cdot m^2)$	0.133
$I_y(kg \cdot m^2)$	1.893	$I_y(kg \cdot m^2)$	1.893
$d(m)$	0.155	$d(m)$	0.155
$S(m^2)$	0.0188	$S(m^2)$	0.01887
$g(m/s^2)$	9.8	$g(m/s^2)$	9.8
$c_V(N \cdot m/(rad/s))$	0	$c_V(N \cdot m/(rad/s))$	0.001
$c_R(m)$	0	$c_R(m)$	0.001

Table 2. Projectile characteristic parameters

Parameter	Mach				
	0.6	0.9	1.1	1.5	2.0
$C_D$	0.1810	0.2580	0.4410	0.3570	0.2860
$C_{L\alpha}$	1.6465	1.1055	1.2726	2.4140	2.6337
$C_{M\alpha}$	5.6285	6.6674	7.9093	3.9407	3.7750
$C_{Mq}$	-13.227	-24.182	-26.243	-15.976	-13.312
$C_{lp}$	-0.6066	-1.4128	-1.4248	-0.5595	-0.3740
$C_{yp\alpha}$	-0.94	-1.25	-1.96	-1.69	-1.51
$C_{Mpa}$	0.70	0.90	1.09	0.97	0.86

Table 3. Course Correction Fuse characteristic parameters

Parameter	Mach				
	0.6	0.9	1.1	1.5	2.0
$C_D^F$	0.0260	0.0820	0.1390	0.0740	0.0560

$C_D^A$	0.1550	0.1760	0.3020	0.2830	0.2300
$C_{L\alpha}$	1.6465	1.1055	1.2726	2.4140	2.6337
$C_{M\alpha}$	5.6285	6.6674	7.9093	3.9407	3.7750
$C_{Mq}$	-13.227	-24.182	-26.243	-15.977	-13.312
$C_{lp}^F$	-0.605	-1.409	-1.421	-0.558	-0.373
$C_{lp}^A$	-0.0016	-0.0038	-0.0038	-0.0015	-0.0010
$C_{yp\alpha}^F$	-0.60	-0.80	-1.25	-1.08	-0.96
$C_{yp\alpha}^A$	-0.34	-0.45	-0.71	-0.61	-0.55
$C_{Mpa}^F$	0.40	0.50	0.61	0.54	0.48
$C_{Mpa}^A$	0.30	0.40	0.48	0.43	0.38
$C_{N\delta}$	0.9167	1.7189	1.6960	0.7563	0.4813
$C_{M\delta}$	2.4202	4.5505	4.3991	1.9286	1.2353

Table 4. Muzzle Velocity Variations of a field artillery

Gun	A Battery	B Battery	C Battery
1	364.5	362.9	364.5
2	366.1	363.9	363.4
3	360.3	368.5	364.5
4	364.7	367.4	363.2
5	363.9	361.6	363.3
6	361.6	367.7	365.6
Average	364.3		

Table 5. Wind variations by height

Height(m)	Wind Velocity(m/s)
1524	3
1828.8	1
2133.6	3
2438.4	1
2743.2	2
3048	4
3657.6	7
4267.2	9
4876.8	7
5486.4	12
6096	12

### 3.2 모델링 검증

본 연구에서 구현한 탄도수정신관 모델이 실제 포탄과 차이가 크게 발생한다면 주장에 대한 신빙성이 떨어지므로 본격적인 연구에 앞서 구현한 탄도수정신관 모델이 제대로 구현되었는지를 검증하고자 국내·외에서 연구된 탄도실험 데이터와 비교하는 방식으로 검증하였다.

탄도수정신관을 결합한 포탄은 Matlab을 기반으로 앞서 설명한 수식을 적용 및 구현하였으며, 국외에서 수행된 연구논문과 동일한 제원(포구초속 : 500m/s, 발사각 : 40°)를 대입하여 시간대별 속도 및 고도, 회전량 등을 Table 6과 같이 비교·분석하였다[5]. 시간대별 포탄 속도, 고도, 회전량 등의 파라미터에 대해 비교·분석한 결과 각 파라미터 당 오차율이 1% 이내로 발생하는 것을 확인하였다.

Table 6. Trajectory Parameter Validation

Data		Time(s)			
		0	26	39	48
V(m/s)	P	500	224.1	243.4	272.8
	M	500	225.1	245.8	275.0
$\theta$ (deg)	P	40	-10.0	-37.0	-53.0
	M	40	-9.23	-37.4	-52.25
$p_F$ (rad/s)	P	1445	29.4	19.3	11.5
	M	1445	29.5	18.3	10.53
$p_A$ (rad/s)	P	1445	1132.6	1016.5	937.0
	M	1445	1151.3	1035.9	958.1
h(m)	P	0	3031.8	1877.5	250.5
	M	0	3014.7	1903.5	225.5

(P : Previous Data, M : Modeling Data)

## 4. 탄착특성 및 사격제한 구간 분석

### 4.1 무유도포탄 및 탄도수정신관 탄착 특성 분석

무유도포탄과 탄도수정신관의 탄착 특성을 비교·분석하기 위해 몬테카를로 시뮬레이션을 수행하여 탄착 분산도 및 CEP(Circular Error Probability)를 산출하고, Table 7과 같은 가정사항을 적용하여 분석을 수행하였다.

Table 7. Operating Environment of Simulation

- ① 포구초속의 오차 범위는 실무부대 포구초속 데이터를 이용해 산출한 표준편차를 따르며, 분석하는 포구초속 모두 동일하게 적용한다.
- ② 고도별 풍향 및 풍속 데이터는 일정하며, 포탄 비행 시 변동이 없는 것으로 가정한다.
- ③ 포탄 발사지점과 탄착지점의 고도는 동일하며, 경사도가 전혀 없는 평지로 가정한다.
- ④ 카나드 면적은  $9.938\text{cm}^2$ 로 한다.
- ⑤ 발사각은 30°로 동일하며, 방열오차는 포병포술 교리 및 사격수행 인원의 숙련도를 고려하여  $\pm 5\text{mil}$ 로 설정하고, 지속된 사격으로 인해 발생하는 오차는 없는 것으로 가정한다.

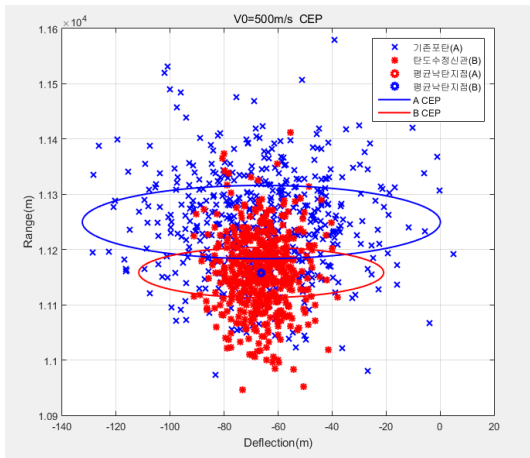


Fig. 3. Ballistic Characteristics(V=500m/s)

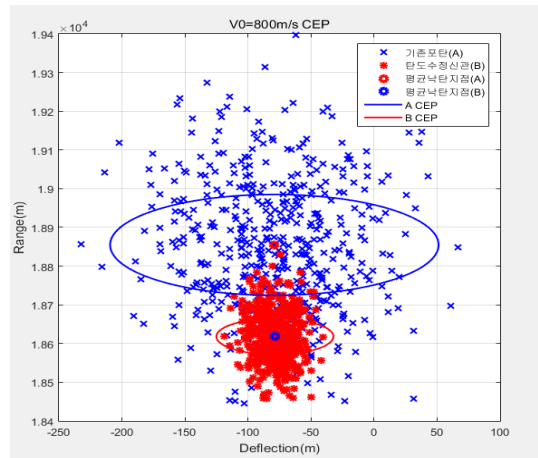


Fig. 6. Ballistic Characteristics(V=800m/s)

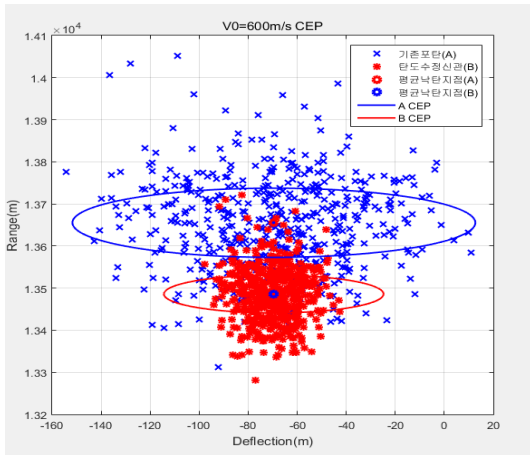


Fig. 4. Ballistic Characteristics(V=600m/s)

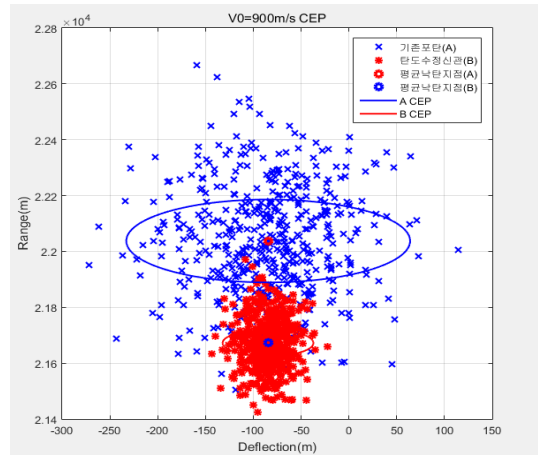


Fig. 7. Ballistic Characteristics(V=900m/s)

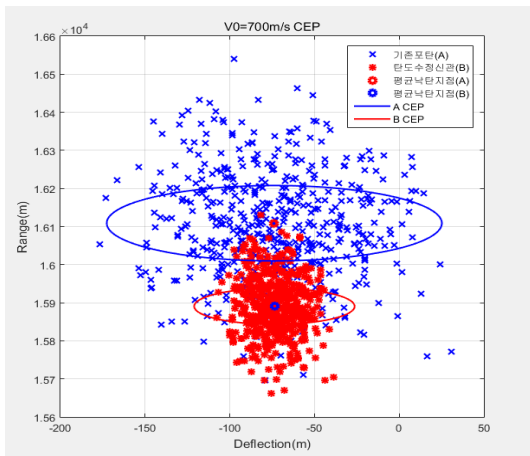


Fig. 5. Ballistic Characteristics(V=700m/s)

Table 7에서 설정한 운용환경을 반영하여 5가지 포구초속( $V_0 = 500, 600, 700, 800, 900$  m/s)에 대해 무유도포탄과 탄도수정신관 각각 500번의 시뮬레이션을 수행하였으며, 그 결과 Fig. 3~7과 같은 탄착 분포를 확인할 수 있었다.

Table 8. Optimization approaches using meta model

Data	Range(m)			CEP(m)	
	A	B	A-B	A	B
500m/s	11254	11157	97	66.32	45.75
600m/s	13649	13482	177	81.20	45.18
700m/s	16110	15894	216	98.92	45.80
800m/s	18871	18608	263	112.46	46.28
900m/s	22040	21679	361	148.5	47.16

(A : Unguided Projectile, B : Course Correction Fuse)

시뮬레이션 수행 결과를 종합적으로 비교·분석한 결과는 Table 8과 같다. 무유도포탄은 포구초속에 따라 CEP가 큰 폭으로 증가(66~148m)하지만 탄도수정신관은 비교적 일정한 CEP(45~47m)를 보이며 탄착하는 특성을 확인할 수 있었다. 또한 동일 사격제원으로 사격했을 때 탄도수정신관의 사거리는 무유도포탄에 비해 약 0.86~1.64% 정도 감소하는 것을 확인할 수가 있는데, 이는 신관부분의 카나드를 이용해 오차요소를 보상하는 과정에서 에너지를 소모하여 나타나는 현상으로 판단된다. 이와 같은 분석결과를 보았을 때 탄도수정신관을 이용하여 포탄의 정확도를 향상하기 위해서는 일정 수준의 사거리 감소가 필연적으로 발생한다는 것을 알 수 있으며, 탄착거리가 길어질수록 무유도포탄에 비해 탄도수정신관이 효과적임을 확인할 수 있다.

#### 4.2 탄도수정신관 사격제한 구역 분석

앞서 수행한 시뮬레이션 결과를 통해 동일 제원으로 사격 시 탄도수정신관이 무유도포탄에 비해 사거리가 감소하는 것을 확인하였다. 이러한 사거리 감소량을 보상해주는 방법으로 포구초속을 증대시키는 방법과 사격각도(고각)를 변경시켜 주는 방법이 있는데, 포구초속과 직결되는 장약은 NATO 표준으로 지정되어 있기 때문에 임의로 수정이 불가하므로 실질적으로는 고각의 변화를 통해 사거리 감소량을 보상하는 수밖에 없다. 고각을 변화시킬 경우 일정 각도까지는 고각을 높일수록 사거리도 증가하지만 최대사거리에 해당하는 각도 이상으로는 각도를 높여도 사거리가 증대되지 않으므로 무유도포탄 운용과 대비할 경우 사격제한 구역이 발생할 것으로 판단된다. 이에 본 절에서는 무유도포탄과 탄도수정신관의 최대사거리를 산출하여 사격제한 구역을 분석하였다.

포구초속( $V_0 = 500m/s$ )를 기준으로 무유도포탄과 탄도수정신관의 고각별 탄착사거리를 나타낸 결과는 Table 9와 같다. 두 탄 모두 약 47° 각도에서 최대사거리를 보였으나 사거리는 약 260m 가량 차이가 있는 것을 확인할 수 있다. 즉, 포구초속 500m/s 기준으로 탄도수정신관 최대사거리인 11542m부터 무유도포탄 최대사거리인 11802m까지는 탄도수정신관으로 사격할 경우 탄착이 불가한 지역(사격제한 구역)이 된다. 이 결과는 장사거리에 운용하는 아군의 탄도수정신관 운용방침과 적시적소에 화력을 지원하는 포병의 임무를 고려했을 때 매우 중요한 결과이며, 효과적 운용을 위해서는 보조사표 등의 사격제원이 필요하다는 주장을 뒷받침 할 수 있는 근거로 볼 수 있다.

Table 9. Range differences caused by elevation of unguided projectile from CCF projectile

$V_0 = 500m/s$		
Elevation	Unguided Projectile (m)	Course Correction Fuse(m)
30°	11254	11157
40°	11538	11372
45°	11787	11540
46.5°	11801	11548
47°	11802	11542
47.5°	11800	11532
48°	11796	11524
48.5°	11791	11513
50°	11767	11488

#### 5. 결론

본 연구에서는 무유도포탄의 정확도를 획기적으로 향상시킬 수 있는 탄도수정신관의 탄착특성과 사격제한 구역에 대한 분석을 일부 분석하였다. 본 연구를 통하여 탄도수정신관의 정확도는 포구초속과 탄착 거리에 상관없이 CEP가 약 50m 이내로 유지되도록 정확성을 보장하지만 그로 인해 사거리 감소량이 발생하고 사격제한 구역이 발생하는 것을 확인하였다. 본 연구에서는 포병 사격에 있어 반영되는 변수 중 극히 일부분만 적용하였고 특정 포구초속에 대해서만 분석되었으므로 연구 결과가 바로 실전에 적용되기에는 다소 제한이 있다. 그러나 무유도포탄과 탄도수정신관의 운용에 차이가 있다는 것을 확인하였고 보다 면밀한 분석의 필요성을 부각시켰다는 점에서 본 연구의 결과는 의의가 있다고 판단된다. 본 연구 결과를 토대로 포병 사격에 있어 필요한 변수 및 환경을 세밀하게 조성하여 다양한 환경 하에서 시뮬레이션을 수행한다면 탄도수정신관의 효율적 운용에 기여할 수 있을 것으로 판단된다.

#### References

- [1] Costello M and Peterson A, "Linear theory of a dual-spin projectile in atmospheric flight", *Journal of Guidance, Control and Dynamics*, Vol. 23, No.5, pp.789-797, Sep-Oct. 2000. DOI: <https://doi.org/10.2514/2.4639>
- [2] Gagnon E and Lauzon M, "Course correction fuze



concept analysis for in-service 155mm spin-stabilized gunnery projectiles”, *AIAA Guidance, Navigation and Control Conference and Exhibit*, AIAA, Hawaii, USA, pp.1-20, Aug 2008.

DOI: <https://doi.org/10.2514/6.2008-6997>

- [3] Wernert P., “Stability analysis for canard guided dual-spin stabilized projectiles”, *AIAA Atmospheric Flight Mechanics Conference and Exhibit*, AIAA, Chicago, USA, pp.1-24, Aug 2009.

DOI: <https://doi.org/10.2514/6.2009-5843>

- [4] Hamel N. & Gagnon E., “CFD and parametric study on a 155mm artillery shell equipped with a roll-decoupled course correction fuze”, *AIAA Applied Aerodynamics conference*. AIAA, Hawaii, USA, pp.1-10, June 2011.

DOI: <https://doi.org/10.2514/6.2011-3027>

- [5] Zhu, D., Tang, S., Guo, J, and Chen, R., “Flight stability of a dual-spin projectile with canards”, *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers Part G Journal of Aerospace Engineering*, Vol. 229, No.4, pp.703-716, May 2014.

DOI: <https://doi.org/10.1177/0954410014539293>

박 종 훈(Jong-Hoon Park)

[정회원]



- 2014년 2월 : 한국해양대학교 전자통신공학과 (공학사)
- 2019년 2월 : 국방대학교 국방관리대학원 국방과학학과 (공학석사)
- 2019년 12월 ~ 현재 : 국방기술진흥연구소 연구원

<관심분야>

화력무기체계, 자주포, 국방 M&S