



J. Korean Soc. Aeronaut. Space Sci. 50(4), 233-240(2022)

DOI:https://doi.org/10.5139/JKSAS.2022.50.4.233

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

## 스마트무장 비 표준조건 사격제원 산출 알고리즘

문규진<sup>1</sup>, 정의택<sup>2</sup>, 이용선<sup>3</sup>, 최성호<sup>4</sup>, 유창경<sup>5</sup>Firing Data Calculation Algorithm for Smart Weapon System  
Under Non-standard ConditionsKyujin Moon<sup>1</sup>, Ui-Taek Jeong<sup>2</sup>, Yongseon Lee<sup>3</sup>, Sungho Choi<sup>4</sup> and Chang-Kyung Ryoo<sup>5</sup>Korea Aerospace Industries, Sacheon, Republic of Korea<sup>1</sup>Korea Advanced Institute of Science and Technology, Daejeon, Republic of Korea<sup>2</sup>Agency for Defense Development, Daejeon, Republic of Korea<sup>3,4</sup>Inha University, Incheon, Republic of Korea<sup>5</sup>

## ABSTRACT

The smart weapon system is a new weapon system of the future battlefield environment as a miniature guided weapon that performs precision strike missions through terminal phase guidance. However, it has small coverage to guide due to its low maneuverability because the smart weapon is controlled by using actuator of piezoelectric drive type due to the structural limitations. In this paper, we propose a firing data calculation algorithm under non-standard conditions to increase the effectiveness of the smart weapon. The proposed algorithm calculates firing data under non-standard conditions by calibrating firing data under standard conditions using information acquired in battlefield environments. The performance of the proposed algorithm is verified by numerical simulations under various conditions.

## 초 록

스마트무장은 종말 유도조종을 통해 정밀타격 임무를 수행하는 초소형 유도무기로 미래 전장환경의 신무기체계이다. 하지만 크기로 인한 구조적 제한으로 인해 압전구동 방식의 조종날개를 이용해 제어를 수행하기 때문에 기동력이 작아 유도범위가 제한적이다. 본 논문에서는 스마트무장의 효과도를 높이기 위한 비 표준조건 사격제원 산출 알고리즘을 제안한다. 제안된 알고리즘은 획득한 전장환경 정보를 이용해 표준조건에서의 사격제원을 보정해 비 표준조건에서의 사격제원을 산출한다. 다양한 조건에서의 수치 시뮬레이션을 통해 제안된 알고리즘의 성능을 검증하였다.

**Key Words** : Smart Weapon System(스마트무장), Firing Data(사격제원), Non-standard Condition (비 표준조건)

## I. 서 론

인권 및 인명을 중시하는 국제사회 규범과 여론의 영향으로 인해 대량살상과 파괴를 근간으로 한 소모

전 양식의 과거 전쟁방식과는 달리 최근의 전장은 과학 기술력을 바탕으로 한 감시정찰, 지휘통제, 정밀타격이 융합된 새로운 무기체계를 바탕으로 한 비접적, 원거리 전투개념으로 변화되고 있다. 스마트무

† Received : December 22, 2019 Revised : February 23, 2022 Accepted : February 24, 2022

<sup>1</sup> Research Engineer, <sup>2</sup> Graduate Student, <sup>3</sup> Researcher, <sup>4</sup> Senior Researcher, <sup>5</sup> Professor

<sup>5</sup> Corresponding author, E-mail : ckryoo@inha.ac.kr, ORCID 0000-0001-5099-5980

© 2022 The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences

장은 이러한 추세를 반영한 새로운 무기체계 중 하나로 탄환의 비행속도를 조정하거나 원하는 방향으로 궤적을 수정하고 더 나아가서는 스마트무장이 측정된 센서 데이터를 외부로 송신하는 기능을 탑재함으로써 도시지역작전, 대태러작전, 적지중심작전 등에서 아군의 피해를 줄이고 개인 병사의 생존성과 임무수행능력을 향상시킬 수 있다[1].

이와 같은 이유로 스마트무장에 대한 연구는 국내·외에서 다양하게 수행되고 있다. 1995년 미국에서는 항공기에서 사격 명중률을 높이기 위해 내부에 압전 세라믹 근육(Piezo-ceramic tendons)을 배치해 동체를 굴절시켜 탄환의 궤적을 수정할 수 있는 BLAM (Barrel Launched Adaptive Munition)에 대한 개념 연구가 시작되었다[2]. 또한 2008년 DARPA(Defense Advanced Research Projects Agency)는 저격수들의 명중률을 높이고 주·야간 전전후 활용 가능한 저격 시스템 구축을 목적으로 50구경 유도탄환 개발을 시작해 2015년 실험에 성공하였다[3]. 2012년 샌디아 국립 연구소에서는 탄두에 광학센서를 장착해 레이저빔으로 조준된 물체를 추적할 수 있도록 하는 self-guided bullet에 대한 시뮬레이션 연구를 수행하고 시제품을 공개하였다[4]. 이외에도 동체 내부 탑재된 구동기를 외부로 전개하는 방식으로 공기역학적 변화를 발생시켜 궤적을 변경하는 탄환에 대한 특허가 등록되었다[5]. 국내에서는 비교적 최근 관련 연구가 수행되고 있다. 기존의 총기에 궤적을 변경할 수 있는 기능이 탑재된 새로운 탄환을 적용한 방식이 주를 이루는 미국과 달리 국내에서는 병사 일체형 개인 전투체계로 새로운 개념의 무기체계에 대한 연구가 수행 중에 있다[6]. 해당 무기체계는 초소형 유도탄 개념의 스마트무장으로 병사의 하박에 장착된 발사대에서 발사되어 추진제에 의한 추진을 수행 뒤 무유도 비행을 수행한다. 이후 목표물 부근의 종말단계에서 압전 구동방식의 조종날개 제어를 통해 궤적을 제어한다. 제어하는 데 사용된 압전 구동기는 전기적 신호를 기계적 변형으로 변환하는 역 압전 효과를 이용한 것으로 에너지 변환 효율이 좋고 빠른 응답특성 및 큰 작동력을 가지고 있는 것이 장점이지만 변형률이 매우 작은 단점이 있다. 따라서 작은 변형률로 인해 스마트무장의 기동력은 제한적이게 되며 이를 극복하고 무기체계의 효과도를 높이기 위해서는 스마트무장이 무유도 비행 시 목표물 부근에 도달할 수 있도록 하는 정확한 사격제원에 대한 산출이 필요하다[7].

무유도 비행의 다른 환경적 영향을 고려하지 않을 경우 발사 각도에 따라 탄착점이 결정되기 때문에 스마트무장을 운용하는 사수와 목표물과의 상대 위치만을 고려해 사격제원을 쉽게 산출할 수 있으며, 이러한 조건을 표준조건이라고 한다. 하지만 바람, 목표물의 이동, 목표물과 사수의 고도 차이 등을 고려할 경우 표준조건에 대한 사격제원을 적용할 경우

목표물과 탄착지점 간 큰 오차가 발생하기 때문에 이러한 비 표준조건에 대한 고려가 필요하다. 비 표준조건에서의 사격제원을 산출하는 방식으로는 사표기반 기법과 수치적분 기법이 있다. 사표기반 기법은 다양한 사격조건별로 사전에 산출한 사격제원 데이터를 테이블 형태로 보유하고 있다가 해당 사격조건에 해당하는 사격제원을 선형 보간을 통해 산출하는 기법으로 복잡한 연산이 없어 연산시간 단축 측면에서는 유리하지만 대용량의 테이블을 보유하고 있어야 한다는 단점이 있다[8]. 수치적분을 이용하는 기법은 스마트무장 및 목표물에 대한 동역학 모델을 이용하여 반복 시뮬레이션을 통해 사격제원을 산출하는 방식으로 시뮬레이션을 통해 사격제원을 산출하기 때문에 정확도 측면에서 유리하지만 복잡한 연산을 반복하여 수행하기 때문에 하드웨어의 성능에 따라 실시간화 성능이 결정되는 단점이 있다[9].

본 논문에서는 스마트무장의 효과도를 높이기 위한 비 표준조건에서의 사격제원 산출을 위한 알고리즘을 제안한다. 표준조건의 사격제원에 다항식으로 구성된 보정식을 이용해 계산한 비 표준조건에 의한 변화량을 보상해 주는 방식을 적용하였다. 수치적분 기법으로 산출한 비 표준조건에 대한 사격제원을 다항식 형태 표현하여 비 표준조건에 대한 보상치를 산출해 실시간성 및 정확성을 확보할 수 있게 하였으며, 수치 시뮬레이션을 통해 성능을 검증하였다.

## II. 본 론

### 2.1 스마트무장 특성 분석

총기의 탄환 형태의 해외 연구 중인 스마트무장과 달리 국내에서 연구 중인 스마트무장의 형태는 초소형 유도탄에 가까우며 Fig. 1과 같은 운용개념을 따라 운용된다. 사수는 디스플레이가 장착된 헬멧으로부터 목표물 및 스마트무장의 정보를 획득한 뒤 하박에 장착된 발사대를 정렬한 뒤 스마트무장을 발사한다. 초기 비행 안정성 확보 측면에서는 가능한 높은 속도로 발사하는 것이 유리하나 사출 속도가 높을 경우 발사 충격에 의한 사수의 신체 피해가 발생할 수 있기 때

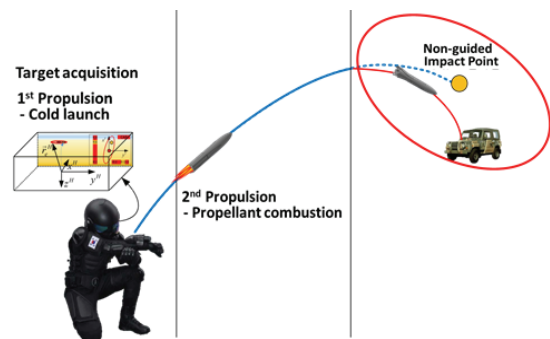


Fig. 1. Operational concept of smart weapon

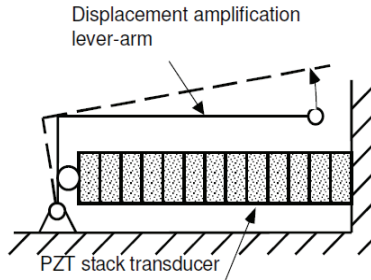


Fig. 2. Structure of PZT stack actuator with lever-arm[10]

문에 이를 고려한 저충격 발사가 수행되어야 한다. 하박에 장착된 발사대에서 저충격 1단 발사가 이뤄진 후 스마트무장이 발사대부터 벗어나게 되면 추진기관 연소에 의한 2단 추진이 이뤄진다. 이때 2단 추진이 시작되는 시점은 화염 등에 의해 사수가 피해를 입지 않도록 충분한 거리가 확보된 이후여야 한다. 2단 추진 이후 스마트무장은 무유도 비행을 수행하며 탐색기에 표적이 포착된 시점에 종말유도를 수행하여 목표물을 요격한다. 종말유도를 수행하기 위한 구동기로는 압전 구동기가 이용된다. 압전 소자는 물체의 기계적 변형이 발생했을 때 전기적 신호가 발생하는 압전효과가 발생하는 물체이다. 압전 구동기는 이러한 압전소자를 이용해 만든 구동기로 전기적 신호를 기계적 변형으로 변환하는 역 압전 효과를 구동 원리로 사용한 것으로 에너지 변환 효율이 좋고 빠른 응답특성 및 큰 작동력을 가지고 있어 기존의 기계장치를 대체할 수 있는 새로운 수단으로 각광받고 있다. 자연계에 존재하는 압전성 재료들은 단결정 상태로 압전효과가 미비하기 때문에 인공적으로 합성한 PZT(Lead zirconate titanate)와 같은 합성 재료를 많이 사용한다. 하지만 변형률이 0.2% 미만으로 매우 작아 응용분야가 제한적이다. 하지만 압전소자를 여러 겹 쌓아 올린 적층형 구동기(Stack actuator)를 Fig. 2와 같이 레버 암(Lever arm) 등의 기구를 통해 압전 구동기의 변위를 증폭시키는 방식을 통해 단점을 극복할 수 있다.

## 2.2 기울기법 기반 사격제원 산출 알고리즘

제안하는 비 표준조건 사격제원 산출 알고리즘을 구성하기 위해 우선 수치적분 기법 기반 비 표준조건 사격제원 산출 알고리즘을 구현하였다. 이를 위해 다음의 Fig. 3과 같이 사격 좌표계를 정의하였다. 사격 좌표계의 원점은 사수의 위치이며 x축은 사수 위치에서 표적의 초기 위치를 향하는 사거리 방향(Range), z축은 지면에 수직인 윗 방향(Height), y축은 z-x 평면에 수직인 방향(Cross range)로 설정하였다. 사격 좌표계를 기준으로 x-y평면과 z축 사이에서 정의되는 각도를 고도각(Elevation angle), x-y평면에서 정의되는 각도를 방위각(Azimuth angle)으로 설정하였다. 방위각 0도는 x축 방향으로 설정하였다.

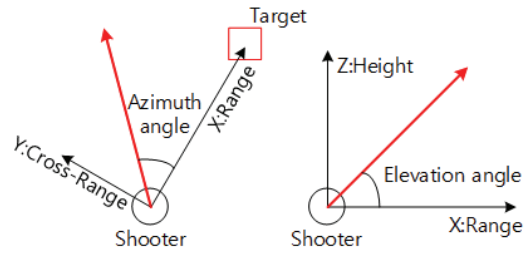


Fig. 3. Definition of firing coordinate

사격제원 산출을 위한 수치적분 기법으로는 기울기법(Gradient method)을 선정하였다. 기울기법 기반의 사격제원 산출 알고리즘은 Fig. 4와 같이 구성되었으며, 다음과 같은 과정을 통해 사격제원을 산출한다. 먼저 기울기법으로 산출한 사격제원을 스마트무장의 초기 발사각으로 설정하여 목표물과 스마트무장의 교전 시뮬레이션을 수행한다. 교전 시뮬레이션을 통하여 구한 위치오차가 기준오차보다 클 경우에는 기울기법을 이용하여 사격제원을 재산출하여 스마트무장의 초기 자세각에 적용한다. 새롭게 적용된 초기 자세각 하에 수행된 교전 시뮬레이션을 통해 구한 위치오차를 기준오차와 다시 비교한다. 이러한 과정을 위치오차가 기준오차 이내로 들어올 때까지 반복하며 반복 시뮬레이션이 종료되었을 때의 사격제원이 해당 비 표준조건에서의 사격제원이 된다. 본 논문에서 제안하는 비 표준조건 사격제원 산출 알고리즘은 표준조건에 대한 사격조건에 비 표준조건에 의한 영향을 보상하는 형태로 우선 표준조건에서의 사격제원 산출을 수행하였다. 비 표준조건에 의한 사격제원 보상치를 산출하기 위해 비 표준조건에 대한 사격제원 경향성 분석을 수행하였다. 비 표준조건에서 바람은 스마트무장의 위치, 목표물의 속도는 목표물의 위치에 영향을 주기 때문에 각각의 영향을 따로 분석하였으며 사수와 목표물의 고도 차이가 발생하였을 경우에 대한 분석도 수행하였다.

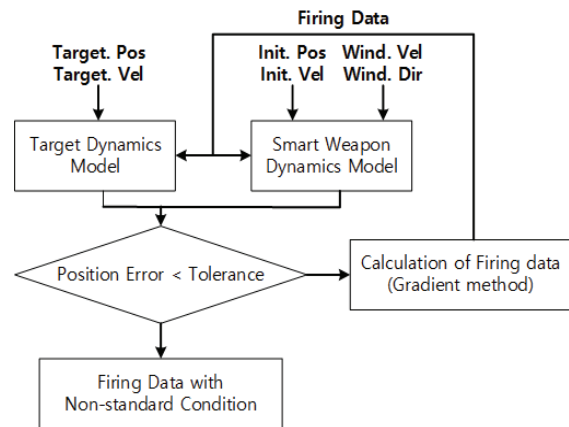


Fig. 4. Firing data calculation algorithm based on gradient method

### 2.2.1 표준조건에서의 사격제원 도출식

표준조건에서의 사격제원 도출 식의 입력은 사거리로 설정하였다. 표준조건은 바람, 목표물의 이동, 고도 차이가 없는 환경을 의미하므로 표준조건에서의 사격제원은 사거리 방향과 관련 있는 고각의 변화만 고려하였다. 스마트무장의 초기 속도는 참고문헌에서 분석한 바와 같이 15m/s로 설정하였다. Fig. 5는 스마트무장의 사거리별 고각을 산출한 결과이다. 시뮬레이션을 통해 구한 사거리별 고각에 least square 방식을 적용하여 다음의 식 (1)과 같은 표준조건에서의 사격제원 도출식을 구할 수 있다. 여기서  $R$ 은 사거리를 나타낸다.

$$\theta_{std} = 3.5991E-08R^2 + 1.0372E-04R + 0.0034 \quad (1)$$

### 2.2.2 목표물 이동 시 사격제원 보상

목표물이 이동 시 필요한 사격제원 보상치를 산출하기 위해 사거리별 목표물이 사거리에 수직인 측 방향과 사거리 방향으로 이동하는 경우로 나눠 각각에 대한 보정식을 산출한다. 목표물이 측 방향을 기준으로 이동할 경우를 가정하여 사거리별 고각과 방위각을 구한 결과는 Figs. 6, 7과 같다. 고각의 경우 동일한 조건 하에서 표준조건의 고각과 비교했을 때 차이가 크지 않아 측 방향 이동 시 고각 보상을 고려하지 않았다. 방위각의 경우 속도가 클수록 바이어스 값이 커지는 형태가 나타나는 것을 확인할 수 있으며 이를 1차식으로 근사화를 수행하였다. 측 방향 속도별로 각각 사거리에 대한 방위각의 1차 근사식을 구한 후 근사식의 계수를 측 방향 속도에 대한 1차 근사식으로 표현하였다. 최종적으로 구한 목표물이 측 방향으로 이동하여 발생하는 비 표준상태에서의 사격 제원을 보정하기 위한 보정식은 다음 식 (2)와 같다. 여기서  $R$ 은 사거리  $VT_C$ 는 목표물의 측 방향 속도를 나타낸다.

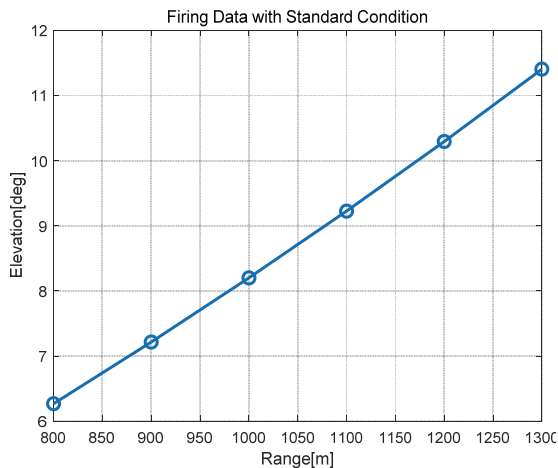


Fig. 5. Firing data with standard condition

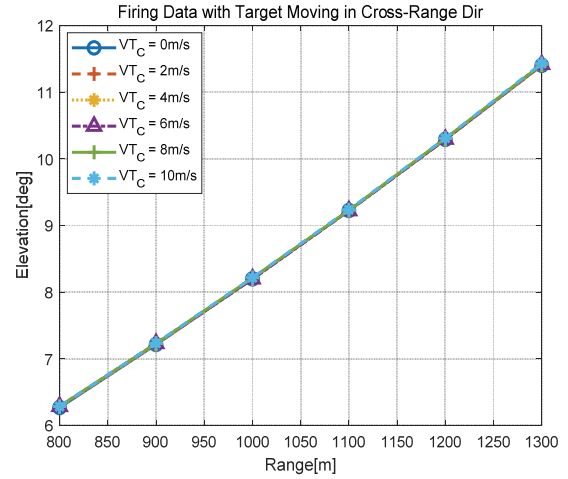


Fig. 6. Firing data with target moving in cross range direction (Elevation)

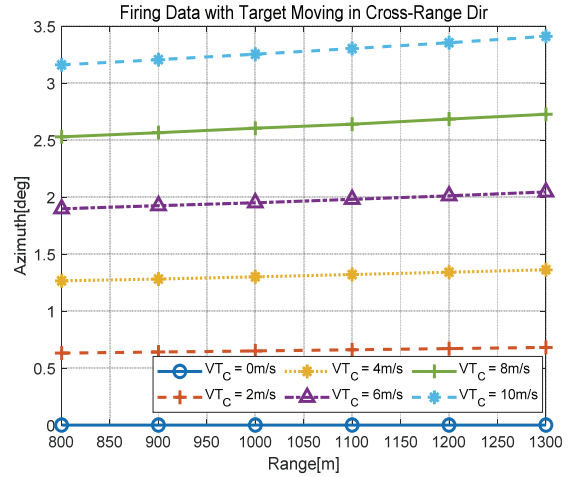


Fig. 7. Firing data with target moving in cross range direction (Azimuth)

$$\Delta\psi_{TC} = k_{TC1}R + k_{TC0}$$

where

$$\begin{bmatrix} k_{TC1} \\ k_{TC0} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 8.6656E-07 - 1.9823E-08 \\ 0.0048 \quad 1.2473E-05 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} VT_C \\ 1 \end{bmatrix} \quad (2)$$

목표물이 사거리 방향을 기준으로 이동할 경우도 동일한 방식으로 사격제원 보상을 위한 근사식을 산출한다. 목표물이 사거리 방향으로 이동 시 방위각 변화가 없기 때문에 고각 변화만을 분석하였으며, 그 결과는 Fig. 8과 같다. 고각의 경우 목표물의 속도의 크기가 클수록 기울기 및 바이어스가 커지는 형태로 사격제원이 산출됨을 확인할 수 있었다. 따라서 다음의 식 (3)과 같이 목표물이 사거리 방향으로 이동하여 발생하는 비 표준상태에서의 사격 제원을 보정하기 위한 보정식을 1차식으로 산출하였으며, 계수를 사거리 방향 속도에 대한 1차 근사식으로 구했다.

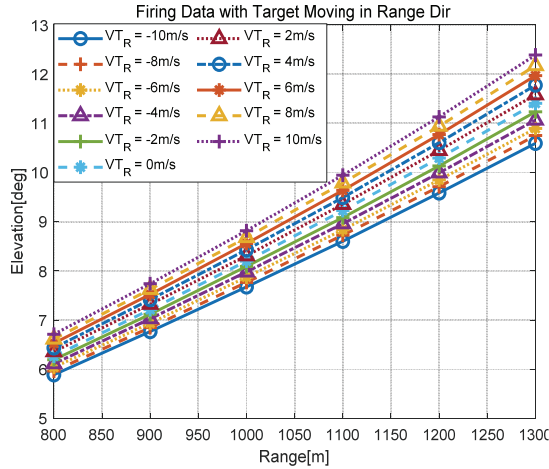


Fig. 8. Firing data with target moving in range direction (Elevation)

여기서  $R$ 은 사거리  $VT_R$ 는 목표물의 사거리 방향 속도를 나타낸다.

$$\Delta\theta_{TR} = k_{TR1}R + k_{TR0}$$

where

$$\begin{bmatrix} k_{TR1} \\ k_{TR0} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1.6818E-06 & 1.7975E-04 \\ -6.6218E-04 & -0.0354 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} VT_R \\ 1 \end{bmatrix} \quad (3)$$

### 2.2.3 바람 발생 시 사격제원 보상

바람 발생 시 필요한 사격제원 보상치를 산출하기 위해 사거리별 바람이 사거리에 수직인 측 방향 바람이 발생하는 경우와 사거리 방향의 바람이 발생하는 경우로 나눠 각각에 대한 보정식을 산출한다. 바람이 측 방향을 기준으로 발생할 경우를 가정하여 사거리별 고각과 방위각을 구한 결과는 Figs. 9, 10과 같다. 고각의 경우 목표물 이동 시와 마찬가지로 동일한 조건하에서 표준조건 고각과 비교했을 때 차이가 크지 않아 측 방향 바람에 대한 고각 보상을 고려하지 않았다. 방위각의 경우 역시 바람의 속도가 클수록 바이어스 값이 커지는 형태가 나타나는 것을 확인할 수 있으며 이를 1차식으로 근사화를 수행하였다. 앞선 방식과 동일하게 측풍 속도별 사거리에 대한 방위각의 1차 근사식을 구한 후 근사식의 계수를 측풍 속도에 대한 1차 근사식으로 표현하였다. 최종적으로 구한 측풍이 발생하는 비 표준상태에서의 사격 제원을 보정하기 위한 보정식은 다음 식 (4)와 같다. 여기서  $R$ 은 사거리  $V_{WC}$ 는 측풍의 속도를 나타낸다.

$$\Delta\psi_{WC} = k_{WC1}R + k_{WC0}$$

where

$$\begin{bmatrix} k_{WC1} \\ k_{WC0} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -7.0967E-07 & 5.3741E-09 \\ 4.4915E-05 & 1.1746E-05 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} V_{WC} \\ 1 \end{bmatrix} \quad (4)$$

바람이 사거리 방향을 발생할 경우도 동일한 방식

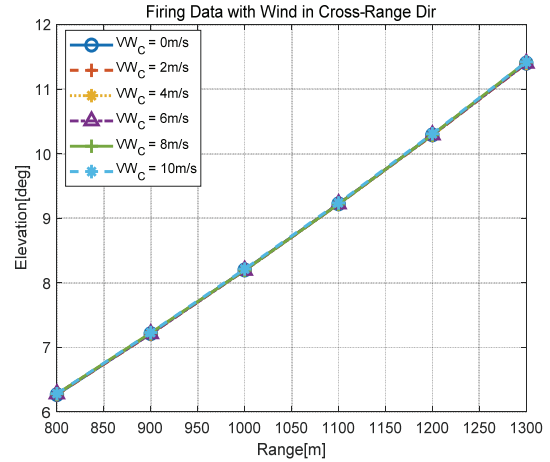


Fig. 9. Firing data with wind in cross range direction (Elevation)

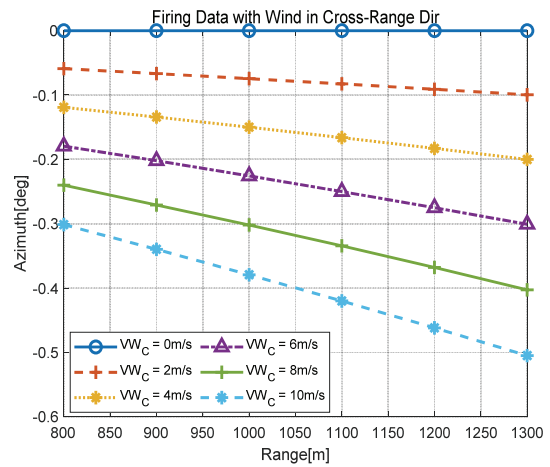


Fig. 10. Firing data with wind in cross range direction (Azimuth)

으로 사격제원 보상을 위한 근사식을 산출한다. 바람이 사거리 방향으로 발생 시 목표물이 사거리 방향으로 이동 시와 마찬가지로 방위각 변화가 없기 때문에 고각변화만을 분석하였으며, 그 결과는 Fig. 11과 같다. 고각의 경우 바람의 크기가 클수록 표준조건에서의 고각에 비해 기울기 및 바이어스가 크게 변화된 형태로 사격제원이 산출됨을 확인할 수 있었다. 따라서 다음의 식 (5)와 같이 목표물이 사거리 방향으로 이동하여 발생하는 비 표준상태에서의 사격 제원을 보정하기 위한 보정식을 1차식으로 산출하였으며 계수를 사거리 방향 속도에 대한 1차 근사식으로 구했다. 여기서  $R$ 은 사거리  $V_{WR}$ 은 사거리 방향 바람의 속도를 나타낸다.

$$\Delta\theta_{WR} = k_{WR1}R + k_{WR0}$$

where

$$\begin{bmatrix} k_{WR1} \\ k_{WR0} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -6.7743E-06 & 1.7916E-04 \\ 4.0178E-04 & -0.0350 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} V_{WR} \\ 1 \end{bmatrix} \quad (5)$$

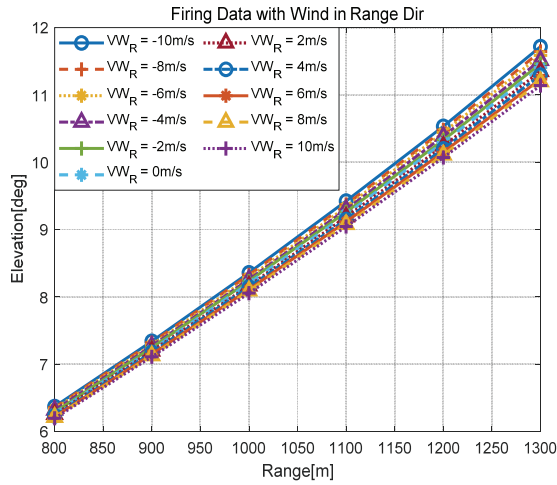


Fig. 11. Firing data with wind in range direction (Elevation)

2.2.4 고도 차이 발생 시 사격제원 보상

사수와 목표물간의 고도 차이가 발생하였을 경우 사거리별 고각을 산출한 결과는 다음의 Fig. 12와 같다. 그림에서 볼 수 있듯이 고도 차이에 따라 바이어스 및 곡률의 형태가 변화하는 특성을 보인다. 따라서 다음의 식 (6)과 같이 고도 차이별 사거리에 대한 고각의 2차 근사식을 구한 후 근사식의 계수를 고도 차이에 대한 1차 근사식으로 구하는 방식을 적용하였다.

$$\Delta\theta_H = k_{H2}R^2 + k_{H1}R + k_{H0}$$

where

$$\begin{bmatrix} k_{H2} \\ k_{H1} \\ k_{H0} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1.0369E-09 & 3.2357E-08 \\ -3.1847E-06 & 1.1542E-04 \\ 0.0032 & -0.0058 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} H \\ 1 \end{bmatrix} \quad (6)$$

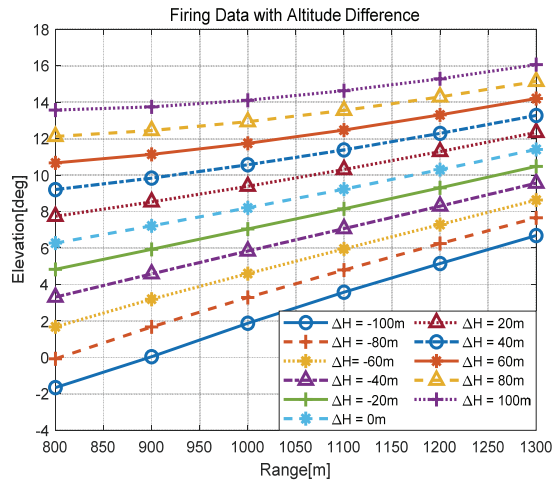


Fig. 12. Firing data with altitude difference between shooter and target

2.3 비 표준조건 사격제원 산출 알고리즘

본 논문에서 제안하는 다항식 기반 사격제원 산출 알고리즘은 앞서 구한 사격제원 보정치를 이용하여 비 표준조건에서의 사격제원을 도출하는 알고리즘으로 Fig. 13과 같다. 사격제원 산출 알고리즘의 입력으로는 사수와 목표물 사이의 사거리, 목표물의 속도와 방향, 바람의 속도와 방향, 고도 차이가 있다. 사수와 목표물 사이의 사거리를 이용해 표준조건에서의 사격제원  $\theta_{std}$ 를 구할 수 있으며, 앞서 구한 보정식에 목표물의 이동, 바람, 고도 차이에 대한 정보를 대입하여 사격제원 보상치  $\Delta\theta_{TR}$ ,  $\Delta\psi_{TC}$ ,  $\Delta\theta_{WR}$ ,  $\Delta\psi_{WC}$ ,  $\Delta\theta_H$ 를 구할 수 있다. 최종적으로 비 표준조건에서의 사격제원은 식 (7)과 같이 구할 수 있다.

$$\begin{aligned} \theta_{non-std} &= \theta_{std} + \Delta\theta_{TR} + \Delta\theta_{WR} + \Delta\theta_H \\ \psi_{non-std} &= \Delta\psi_{TC} + \Delta\psi_{WC} \end{aligned} \quad (7)$$

2.3.1 사격제원 산출 알고리즘 시뮬레이션

제안된 비 표준조건 사격제원 산출 알고리즘 성능 분석을 수행하기 위해 300회의 반복 시뮬레이션을 통해 탄착오차를 분석하였다. 적층형 구동기 적용을 가정하여 구동기의 모델을 고유진동수  $\omega_n = 40rad/s$ , 댐핑  $\zeta = 0.8$ , 최대 편 변위각은 5deg로 가정하였다. 시뮬레이션 조건은 다음의 Table 1과 같이 사거리, 목표물의 이동, 바람, 고도 차이에 대해 균등분포를 갖도록 설정하였다. 탐색기 탐지범위는 500m로 가정하였다.

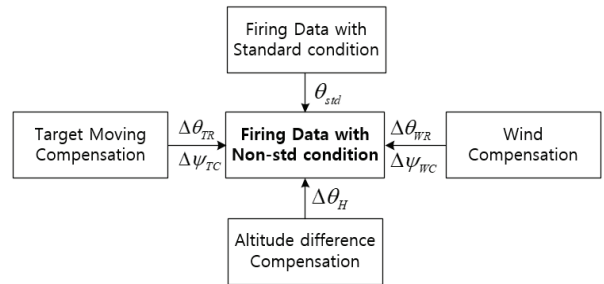


Fig. 13. Proposed firing data calculation algorithm

Table 1. Non-standard condition for simulation

Condition	Range
Range	U(800m, 1300m)
Altitude difference	U(-100m, 100m)
Target speed(Range-dir)	U(-10m, 10m)
Target speed(Cross-range-dir)	U(-10m, 10m)
Wind speed(Range-dir)	U(-10m, 10m)
Wind speed(Cross-range-dir)	U(-10m, 10m)

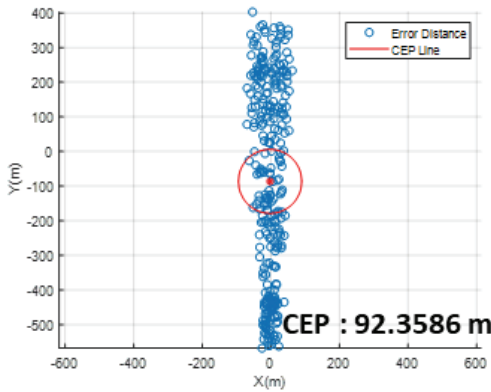


Fig. 14. Result(standard condition &amp; no guidance)

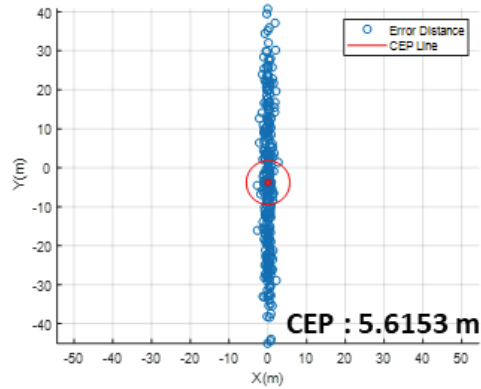


Fig. 16. Result(non-standard condition &amp; no guidance)

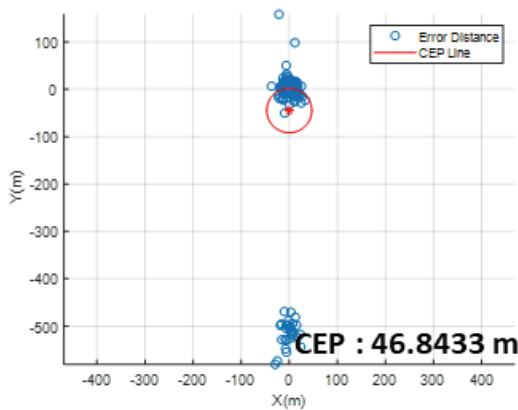


Fig. 15. Result(standard condition &amp; guidance)

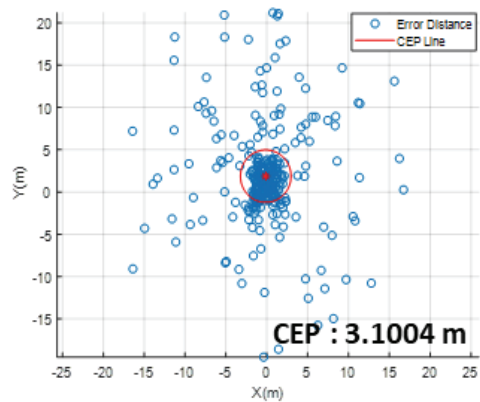


Fig. 17. Result(non-standard condition &amp; guidance)

Figure 14는 표준조건 사격제원을 적용한 후 무유도 비행을 하였을 때의 탄착점 분포, Fig. 15는 표준조건 사격제원을 적용한 후 탐색기 탐지범위 내 목표물 위치 시 종말유도를 수행한 시뮬레이션 결과를 나타낸다. 결과를 살펴보면 표준조건 사격제원만 적용한 경우 평균 탄착오차는 약 100m, 최대 탄착오차는 약 550m 정도로 종말단계에서 목표물과의 거리가 크게 나타나는 것을 확인할 수 있다. 또한 탄착점의 CEP(Circular Error Probability)가 약 100m 정도로 탄착점들의 분포가 크게 나타나는 것을 볼 수 있다. 표준조건의 사격제원에 종말유도를 적용할 경우 평균 탄착오차와 CEP가 약 50m 정도로 줄어들었다. 이는 종말유도로 인해 스마트무장과 목표물 사이의 탄착오차가 줄었지만 기동력의 한계로 인해 목표물에 정확히 도달하지 못해 발생한 결과이다. 또한 최대 탄착오차는 그대로 약 550m 정도로 나타난 것을 볼 수 있는데 이는 탐색기의 탐지범위 내에 목표물이 들어오지 못해 종말유도를 수행할 수 없기 때문에 발생한 결과이다. 다음의 Figs. 16, 17은 제안한 비 표준조건 사격제원 산출 알고리즘을 적용한 결과이다. 결과를 살펴보면 비 표준조건 사격제원만 적용한 경우 평균 탄착오차는 약 4m, 최대 탄착오차는 약 45m, CEP가 약 6m 정도로 표준조건을 적용했을

때보다 종말단계에서 목표물과의 거리오차가 크게 줄어든 것을 확인할 수 있다. 또한 비 표준조건의 사격제원에 종말유도를 적용할 경우 평균 탄착오차는 약 2m, 최대 탄착오차는 약 21m, CEP가 약 3m 정도로 성능이 크게 향상된 것을 확인할 수 있다. 이는 비 표준조건을 고려한 사격제원으로 인해 종말에 요구되는 기동력이 작게 발생하기 때문이다.

제안된 비 표준조건 사격제원 산출 알고리즘의 성능을 검증하기 위해 수치적분 기법 기반의 사격제원 산출 알고리즘과 비교를 수행하였다. 수치적분 기법은 앞서 언급한 바와 같이 기울기법을 적용하였다. 수치적분 기법의 사격제원 산출 알고리즘은 반복 시뮬레이션을 통해 주어진 조건에서 무유도 비행을 하였을 때의 탄착오차가 일정 범위 이내에 들어올 경우 스마트무장 발사를 수행하도록 설정하였다. 시뮬레이션 수행은 Intel(R) Core(TM) i7-8700 CPU, 16GB RAM이 탑재된 PC를 사용하였으며, 스마트무장 발사 조건은 무유도 탄착오차 15m 이내로 설정하였다. 다음의 Fig. 18은 수치적분 기법 기반의 사격제원 산출 알고리즘을 적용한 결과를 나타내며 Table 2는 수치적분 기법 기반의 사격제원 알고리즘과 비 표준조건 사격제원 산출 알고리즘의 연산 시간 비교 결과이다. 결과를 살펴보면 평균 탄착오차는

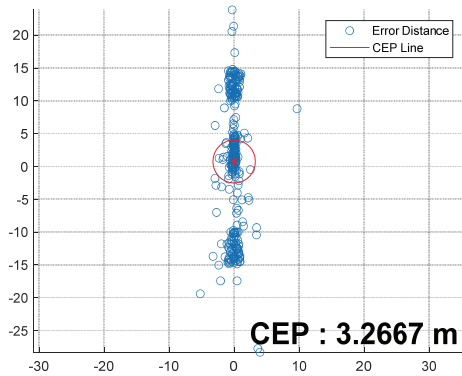


Fig. 18. Result(Gradient method & guidance)

Table 2. Comparison of simulation time

	Proposed Algorithm	Gradient method Algorithm
Number of simulations	300	
Total time	34.949 sec	591.566 sec
Average time	0.116 sec	1.971 sec

약 1m, 최대 탄착오차는 약 28m, CEP가 약 3m 정도로 비 표준조건을 적용했을 때와 성능이 유사한 것을 확인할 수 있다. 하지만 300회 반복시뮬레이션을 수행하는 연산시간의 경우 제안된 알고리즘에 비해 수치적분 기반의 사격제원 산출 알고리즘이 약 17배 정도 더 소모되는 것을 확인할 수 있다.

### III. 결 론

본 논문에서는 스마트무장의 효과도 향상을 위해 종말단계에서 스마트무장과 목표물의 위치 오차를 줄일 수 있는 비 표준조건에서의 사격제원 산출 알고리즘을 제안하였다. 이를 위해 기울기법 기반의 비 표준조건 사격제원 산출 알고리즘을 구성하고 시뮬레이션을 통해 비 표준조건에서의 사격제원을 산출하였다. 그리고 표준조건에서의 사격제원과 각각의 비 표준조건에 대한 사격제원 분석을 통해 비 표준조건에 의한 오차를 보정할 수 있는 보정식을 산출하였다. 보정식을 기반으로 비 표준조건 만족을 위한 표준조건 사격제원 보정치를 구해 이를 적용하여 실시간 적용이 가능한 비 표준조건에서의 사격제원을

산출하였다. 표준조건 사격제원과 비표준조건 사격제원을 적용한 수치 시뮬레이션의 결과 비교 분석 및 수치적분 기법 기반의 사격제원 산출 알고리즘과의 비교를 통해 제안된 알고리즘의 성능을 검증하였다.

### References

- 1) Lee, S. H., Cho, H. J., Cho, Y. K. and Bang, H. C., "Recent Status on Miniature Smart-bullet Techniques," *Journal of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences*, Vol. 43, No. 3, 2015, pp. 272~281.
- 2) Barrett, R. and Stutts, J., "Modeling, Design, and Testing of a Ballerl-launched Adaptive Munition," *Proceedings of the SPIE; Smart Structure and Materials*, San Diego, CA. 3-6 March 1997, Vol. 3041, pp. 578~589.
- 3) DARPA, <https://www.darpa.mil/news-events/2015-04-27>.
- 4) Sandia National Laboratories, [https://www.sandia.gov/research/robotics/high\\_consequence\\_automation/guided\\_bullet.html](https://www.sandia.gov/research/robotics/high_consequence_automation/guided_bullet.html)
- 5) Jay Lipeles, *Smart bullet*, US Patent 6,422,507, 23 July 2002.
- 6) Choi, S. H., Lee, S. K., Chae, J. W., Choe, E. J. and Lee, S. B., "Iterative Learning Algorithm for Calculation of Inital Elevation," *KIMST Annual Conference Proceedings 2014*, Jeju, 19-20 June 2014, Vol. 1, pp. 160~161.
- 7) Park, S. E. and Thomas, R. S., "Ultrahigh strain and piezoelectric behavior in relaxor based ferroelectric single crystals," *Journal of Applied Physics*, Vol. 82, 1997, pp. 1804~1811.
- 8) *Firing Tables*, <https://www.globalsecurity.org/military/library/policy/army/fm/6-40/Ch7.htm>
- 9) Han, D. H., Lee, D. G. and Song, T. L., "Gun fire Control System Design with Maneuvering Target State Estimates," *The Transactions of the Korean Institute of Electrical Engineers D*, Vol. 55, Iss. 3, 2006, pp. 98~109.
- 10) *Piezoelectric Actuation Mechanisms: An Introduction, Dynamic Structures & Materials*, <http://www.dynamic-structures.com/s/DSM-App-Note-An-Introduction-to-Piezo-Actuation-v100604.pdf>