

장거리 대공 유도탄 비행 시험을 위한 안전종료판단시스템 설계

노 은 영*,¹⁾¹⁾ 국방과학연구소 미사일연구원Design of Emergency Destruction System for Long-range
Surface-to-Air Missile Flight TestEunyoung Noh*,¹⁾¹⁾ Missile Research Institute, Agency for Defense Development, Korea

(Received 8 May 2024 / Revised 1 July 2024 / Accepted 11 July 2024)

Abstract

An Emergency Destruction System is inevitable for ensuring safety both at sea and in populated areas, particularly during emergency detonations triggered by abnormal missile flight or upon mission completion. This paper introduces a novel method for developing an Emergency Destruction System capable of precisely calculating the Instantaneous Impact Point(IIP) during high-speed, maneuverable long-range surface-to-air missile flight tests. The Emergency Destruction System designed for long-range surface-to-air missile flight tests generates impact position tables that meticulously incorporate wind errors and navigation equations based on the Earth's ellipsoidal model. Factors such as the Coriolis effect and the direction of the gravitational acceleration vector are accounted for, significantly enhancing the accuracy of IIP determination amidst highly variable missile speed and attitude.

Key Words : Emergency Destruction System(안전종료판단시스템), Long-range Surface-to-Air Missile(장거리지대공유도 무기), Flight Test(비행시험), Instantaneous Impact Point(순간 폭발 시 탄착 위치)

기 호 설 명

 R_N : Meridian radius of curvature R_E : Prime vertical radius of curvature ρ : Air density

1. 서 론

대공 유도탄 비행시험을 수행하는 경우, 육지 및 해상지역의 안전 확보를 위해 안전종료판단시스템(EDS, Emergency Destruction System)을 개발^{1,2)}하여 비행 중 및 교전 종료 후의 안전을 모니터링하고 있다. 국내·외에서는 우주발사체 비행 중 비정상 상황에 대비하기 위한 비행안전시스템이 운용되어 왔다^{3,4)}. 그러나 대공 유도탄은 전방위 교전을 위해 초기에 빠른 기동

* Corresponding author, E-mail: tiger@add.re.kr

Copyright © The Korea Institute of Military Science and Technology

으로 방향을 전환하고 단시간 내에 높은 속도에 도달하며 발사부터 임무 종료까지 자세 변화가 빠르다는 특징이 있다. 따라서 대공 유도탄 초기 비행 방향 전환에 오류가 생기거나 계획된 이벤트가 발생하지 않는 경우, 또는 유도탄을 제어할 수 없는 경우에는 해상 지역과 인구 거주 지역 등의 안전을 보장하기 위해 비상폭파를 수행하여야 한다. 또한 대공 비행시험은 교전 이후에도 안전을 확보하고자 일정 고도 아래에서 비상폭파를 수행하기도 한다. 비상폭파 등으로부터 안전을 보장하기 위해서는 안전통제구역을 반드시 설정해야 하는데, 너무 광범위한 안전통제구역은 시험 안전 통제에 어려움이 있어 6DOF 몬테카를로 시뮬레이션을 통해 산출된 3-sigma 범위의 안전통제구역을 정확하게 통제하는 것이 중요하다. 마찬가지로 비행시험 도중에는 순간적인 폭발이 일어나는 경우의 탄착 위치(IIP, Instantaneous Impact Point)에 따라 안전 확보를 판단하여야 하므로 IIP의 산출 속도와 정확도가 매우 중요하다.

안전통제에 중요한 요소인 IIP의 연산속도를 줄이기 위해서는 가속도 적분 시간 간격을 증가시키거나 또는 오일러 적분 등의 단순한 수치적분 방법을 적용할 수 있다. 그러나 대공 유도탄은 시간에 따른 속도 변화가 빠르고 자세가 급격히 변화할 수 있어 실제 비행시험을 수행하는 동안 새로운 방법의 적용이 필요하다. 대공 유도탄의 특성을 반영하고자 실제 비행시험 수행 중에는 사전에 산출한 탄착 테이블을 활용하여 IIP 연산을 할 수 있는 알고리즘을 구현하였다.

탄착 테이블은 시나리오에서 발생 가능한 유도탄 자세, 속도 범위를 모두 포함하여 Runge-Kutta 4차 적분방법으로 미리 산출한다. 또한 탄착 테이블 산출 시 장거리 비행에 따른 IIP의 정확도 향상을 위해 지구 타원체 모델, 중력 벡터 모델, 코리올리 효과 및 바람 모델에 의한 오차를 반영하고 추진제 연소 시간에 따른 유도탄 분리체 질량 변화를 반영하였다. 본 논문에서는 안전한 장거리 대공 유도탄 비행시험을 위해 IIP 산출 정확도를 높인 탄착 테이블 기반 안전종료판단시스템 설계 방안을 제안한다.

1.1 안전종료판단시스템 개요

유도탄의 낙하물과 파편 등으로부터 재산 및 인명 피해를 방지하고 비정상 비행을 신속하게 판단하여 비상폭파를 결정할 수 있는 시스템이 필요하다^[1]. 안전종료판단시스템은 위와 같이 대공 유도탄 비행시험

수행 시 안전 확보를 위해 필요한 시스템이며 교전 시험 등의 통제를 위해 데이터 송·수신 실시간성 및 신뢰성 등을 향상시켜왔다^[2].

안전종료판단시스템은 Fig. 1과 같이 추적레이더와 텔레메트리로부터 측정된 실시간 데이터를 통제컴퓨터를 거쳐 수신받는다.

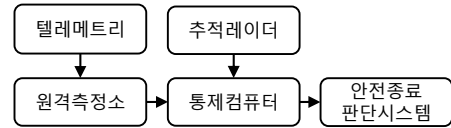


Fig. 1. EDS external interface

안전종료판단시스템 그래픽 사용자 인터페이스(GUI, Graphic User Interface)에 전시하는 데이터 종류는 Table 1과 같다.

Table 1. Display contents in EDS GUI

| 순 번 | 항 목 |
|-----|----------------------------------|
| 1 | NFP (Nominal Flight Path) |
| 2 | SFT (Safe Falling Territory) |
| 3 | IIP (Instantaneous Impact Point) |
| 4 | EST (Estimated Standard Track) |

NFP는 발사 방위각, 발사 위치 등을 포함하여 교전 및 임무 종료 시점까지 6DOF 시뮬레이션을 통해 산출된 계획 비행 궤적이다.

SFT는 시험장 안전통제구역을 의미하며 유도탄과 표적의 각 발사 영역, 탄착 영역 및 교전 영역으로 구분된다. 유도탄 비행 초기에 여러 요인에 의한 비상폭파를 고려하여 발사 영역에 대한 안전통제구역을 설정하고, 6DOF 몬테카를로 시뮬레이션을 통해 교전 지점에서의 3-Sigma 범위의 파편 낙하영역을 탄착 및 교전 영역에 대한 안전통제구역으로 설정한다.

IIP는 유도탄의 실시간 데이터 중 현재 위치 및 속도 등의 데이터를 수신받아 현재 상태에서 비상폭파를 수행할 경우 분리체가 낙하할 지면 위치이다. IIP는 해상 선박과 도서 지역 등에 대한 안전 확보를 위해 반드시 확인해야 하는 중요한 데이터이다.

EST는 안전종료를 판단할 비행통계원이 비행 중 실시간 데이터 경향을 확인할 수 있도록 제공하는 계획

된 시나리오의 이벤트, 유도탄 속도, 자세, 가속도 등 유도탄 비행 상태에 대한 데이터 기준선이다.

2. 안전종료판단시스템 설계

2.1 개발 필요성

기존의 중·단거리 대공 교전을 위한 안전종료판단 시스템에서는 NFP를 도시하거나 IIP를 계산할 때에 Fig. 2의 단거리 궤적과 같이 지면 원호 거리와 직선 거리 차이가 매우 작다고 가정하였다.

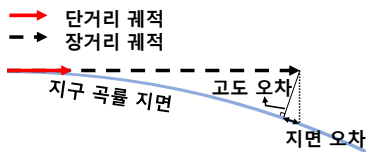


Fig. 2. Trajectory error depending on application of the earth ellipsoid model

또한 비행시간이 짧아 유도탄이 비행하는 동안의 지구 자전 속도에 의한 궤적 변화 영향이 매우 작고 바람에 의한 IIP 변동 영향성이 적다고 가정함에 따라 직교 관성 좌표계를 기준 좌표계로 적용하여 개발하였다. 그러나 장거리 대공 유도탄 비행 시험에서는 비행 거리, 고도 및 체공 시간이 모두 증가하므로 지구 타원체 모델의 곡률, 지구 자전 속도에 의한 코리올리 효과, 중력 가속도 벡터 방향 변화를 무시할 수 없다.

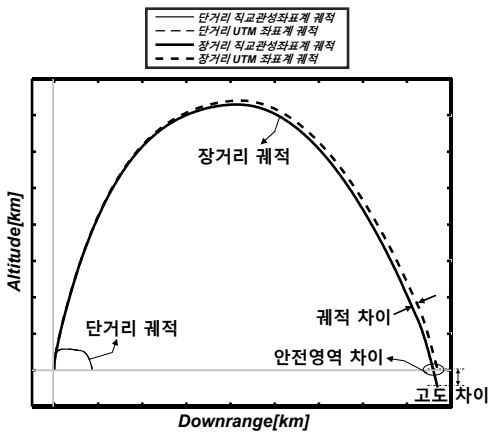


Fig. 3. Trajectory difference between short and long-range occurred by each reference frame

Fig. 3에는 UTM(Universal Transverse Mercator) 좌표계를 기준으로 그린 단·장거리 궤적과 직교관성좌표계를 기준으로 그린 단·장거리 궤적을 도시하였다.

장거리 궤적에 downrange 방향으로 발생하는 오차는 안전통제구역 설정에 큰 영향을 끼친다. 두 궤적에 따라 설정하는 안전통제구역은 Fig. 4와 같이 수 km 범위의 차이가 날 수 있다. 제한적인 시험 환경에서는 이와 같은 차이로 큰 어션 및 인명피해가 발생할 수 있어 정교한 안전통제구역 설정이 필요하다.

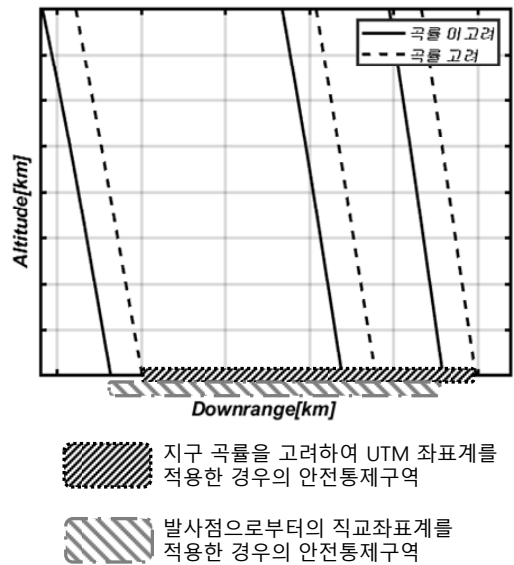


Fig. 4. SFT difference which is occurred by NFP with respect to curvature of the earth

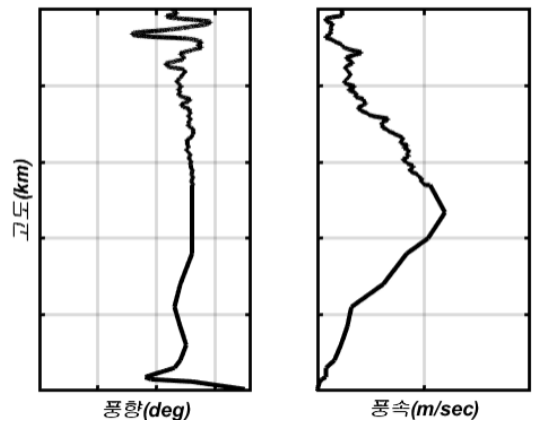


Fig. 5. Wind profile

Fig. 5와 같이 제트기류 영향이 큰 지리적 특성을 고려하면 바람에 의한 IIP 변화가 안전통제구역 설정에 영향을 끼칠 수 있어 IIP 산출 시 시험 일자의 풍속과 풍향을 예측하고 반드시 반영하여야 한다. 또한 유도탄 추진에 따른 분리체 질량 변화가 IIP 산출에 반영되지 않는 경우에는 추진체가 연소하는 동안 산출되는 IIP에 오차를 유발할 수 있다. IIP 정확도를 높이기 위해 시간에 따른 분리체의 질량 변화를 추정하고 이를 반영하여야 한다.

2.2 안전종료판단시스템 설계

제한된 환경에서 안전통제가 필요한 장거리 대공 유도탄 비행시험 수행을 위한 안전종료판단시스템 개발에는 지구 타원체 모델에 따른 곡률, 지구 자전 속도에 의한 코리올리 효과를 고려한 항법 방정식, 풍향 및 풍속, 계획 이벤트와 시간에 따른 분리체 질량 변화를 적용하여 NFP, SFT와 IIP를 산출하였다. 이 때, 분리체 외 비상폭파 등으로 발생하는 작은 파편은 유도탄 및 분리체에 비해 질량 및 크기가 매우 작으므로 무시할 수 있다고 가정한다. 본 안전종료판단시스템 개발 시 적용한 지구 타원체 모델은 Table 2와 같다.

Table 2. Applied model of the earth

| 항 목 | 적용 값 |
|---------------------------------------|---|
| Name of the Earth model | WGS84 |
| Semi-major axis(R) | 6378137.0 m |
| Semi-minor axis(r) | 6356752.3 m |
| Eccentricity(e) | $\sqrt{0.0067}$ |
| Flattening parameter(f) | 1/298.257 |
| Gravitational parameter | $3.986 \times 10^{14} \text{ m}^3/\text{s}^2$ |
| Rotation angular velocity(Ω) | $7.2 \times 10^{-5} \text{ rad/s}$ |
| Gravitational harmonic constants | $6.67 \times 10^{-11} \text{ m}^3\text{kg}^{-1}\text{s}^{-2}$ |
| Mass of the Earth | $5.98 \times 10^{24} \text{ kg}$ |

장거리 대공 유도탄 비행시험을 위한 안전종료판단시스템은 Fig. 6과 같이 NFP, SFT, EST를 만드는 비행 데이터 산출 모듈과 탄착 테이블 계산을 위한 지면 탄착 위치 산출 모듈, 그리고 실시간 데이터를 입력받아 궤적을 전시하고 IIP를 산출하는 실시간 데이

터 처리 알고리즘과 비행통제원이 실시간 데이터를 가지적으로 확인할 수 있는 시스템 GUI로 구분할 수 있다.

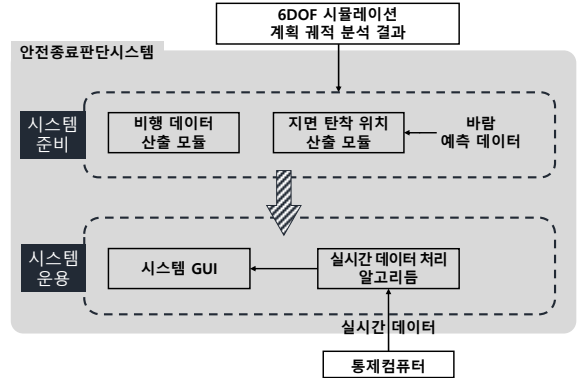


Fig. 6. EDS component

2.2.1 NFP

안전종료판단시스템에 궤적을 표현하는 GUI의 지도는 UTM 좌표계를 이용한다. 기존 NFP 계산 과정에 지구 곡률 적용을 통해 궤적의 위·경도를 발사위치로부터의 원호 길이 및 방위각에 대한 궤적으로 재계산하여 지면에 도달하는 궤적이 UTM 지도에 전시될 때에 의도한 계획 비행의 위·경·고도 및 downrange와 일치할 수 있도록 구현하였다.

2.2.2 SFT

장거리 대공 유도탄은 발사 후 초기 각도 변화가 안전통제에 매우 중요한 요소이며 중기 및 종말 비행 구간에서 유도탄이 기동을 하는 경우에도 궤적 변화는 안전통제에 중요한 요소이다. 비행시험 간 안전통제를 위한 기준 선인 안전 한계는 Fig. 7과 같이 설정한다.

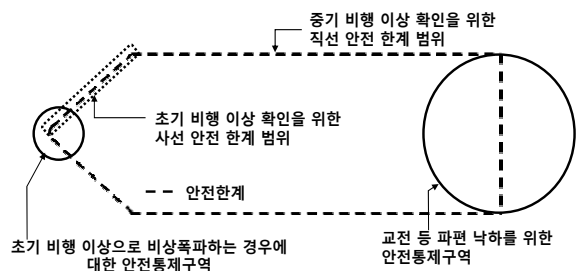


Fig. 7. Example of SFT

초기 각도 변화 결과에 따른 신속한 안전 판단을 위해 초기 안전 한계 범위 45도 방향으로 점차 넓어 지도록 설정하고 증기 및 종말 비행 시 유도탄 기동을 고려하여 안전 한계 범위를 설정하였다. 교전 시험 진행 중 실시간 비행 궤적이 안전 한계 범위를 벗어나는 경우 통제원의 빠른 판단을 통해 해상선박과 도서지역 등의 안전을 확보하고자 하였다.

2.2.3 IIP

2.2.3.1 지면 탄착 테이블 생성

지면 탄착 테이블 계산에는 유도탄의 고도, 비행경로각, 방위각 및 속력을 변수로 사용한다. 또한 바람의 풍속, 풍향을 유도탄 속도 변수에 반영하여 지면 탄착 위치 테이블을 사전에 산출한다. 지면 탄착 테이블은 분리체 탄착 위치에 대한 값으로 표현되며 분리체의 IIP는 가속도로부터 적분을 통해 추정된다. 이때, 지면 탄착 테이블은 예상되는 유도탄의 속도, 고도, 속도벡터 방향 범위를 모두 포함하여야 하므로 적용한 비행경로각(γ) 및 방위각(β) 범위는 아래와 같다.

$$-90^\circ \leq \gamma \leq 90^\circ, 0^\circ \leq \beta \leq 360^\circ$$

분리체의 가속도를 계산할 때에는 분리체 질량 추정이 필요하다. 추진제 연소 시간 및 단 분리 이벤트 발생 시간이 분리체의 질량 추정에 영향을 끼친다. 따라서 연소 시작, 연소 종료 및 단 분리 등의 비행 이벤트 발생 여부에 대한 실시간 데이터를 유도탄으로부터 수신받아 분리체별 질량 변화를 Fig. 8과 같이 추정할 수 있도록 하였다.

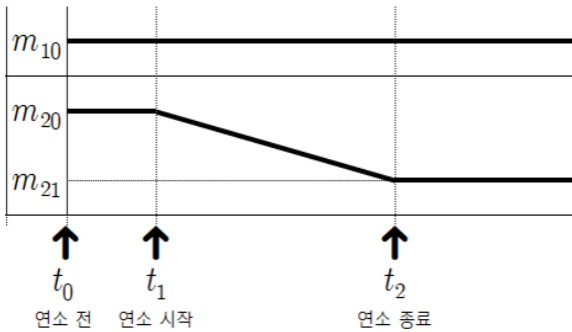


Fig. 8. Variation of estimated mass for each separator by missile flight event

분리체를 2개로 가정한 경우, m_{10} 은 질량 변화가 일어나지 않는 분리체의 질량을 시간에 따라 나타낸다. m_{20} 은 추진제 연소에 따른 질량 변화가 일어나는 분리체의 연소 전 질량, m_{21} 은 연소 후 질량을 나타낸다. 추진제 연소 중의 분리체 질량은 시간에 따른 선형 함수로 가정한다. 이 때, 추진제 연소시간은 외기 온도 및 유도탄 내부 온도에 영향을 받으므로 실제 유도탄 비행시험 시의 연소시간은 예측된 시간과 다를 수 있다. 따라서 시간에 따른 질량 변화 추정 시 이벤트 발생 여부에 관한 실시간 데이터도 함께 참고하여 질량 변화를 추정하였다.

2.2.3.2 항법 방정식 적용

탄착 테이블 산출 시에는 고도에 따른 중력가속도 함수, 지구 자전을 고려한 코리올리 효과 및 지구 곡률을 고려한 원호 길이 등을 적용하여 실시간 IIP 연산 정확도를 높이고자 하였다. 식 (1)~(3), (9), (10)은 탄착 테이블 산출을 위한 상태방정식과 초기조건이다. 그 중 (1)~(3)은 분리체의 NED 좌표계에서의 위치, 속도 및 가속도에 관한 상태방정식이다. 유도탄 속도는 교전을 위한 비행경로각과 방위각을 반영하여 xyz 축을 정의하였다.

$$\dot{X} = \begin{bmatrix} R_x \\ R_y \\ R_z \end{bmatrix}, X_0 = \begin{bmatrix} x_0 \\ y_0 \\ z_0 \end{bmatrix} \tag{1}$$

$$\dot{X} = \begin{bmatrix} V_x \\ V_y \\ V_z \end{bmatrix}, \dot{X}_0 = \begin{bmatrix} |V_m| \cos(\gamma) \cos(\beta) \\ |V_m| \cos(\gamma) \sin(\beta) \\ -|V_m| \sin(\gamma) \end{bmatrix} \tag{2}$$

$$\ddot{X} = \begin{bmatrix} a_x \\ a_y \\ a_z \end{bmatrix}, \ddot{X}_0 = \begin{bmatrix} a_{x0} \\ a_{y0} \\ a_{z0} \end{bmatrix} \tag{3}$$

여기서 $|V_m| = \sqrt{V_x^2 + V_y^2 + V_z^2}$ 이다.

식 (3)에 표현된 분리체 가속도에는 코리올리 가속도, 중력가속도, 공력 가속도의 합으로 계산하였다.

$$\vec{a} = \vec{a}_{coridis} + \vec{a}_{gravity} + \vec{a}_{aero} \tag{4}$$

코리올리 가속도는 NED 좌표계에서의 지구 자전 회전 속도에 대한 수식을 반영하였다⁵⁾.

$$\vec{a}_{coriolis}(t) = 2\vec{\omega}_{ie}(t) \times \vec{V}_m(t) \quad (5)$$

중력가속도는 고도에 따라 변화하는 함수를 적용하였다⁵⁾.

$$\vec{a}_{gravity}(h)_z = \frac{g_0}{\left(1.0 + \frac{h}{R_0}\right)^2} \quad (6)$$

여기서 $g_0 = 9.79992 \text{ m/s}^2$, $R_0 = 6371009.0 \text{ m}$ 이다.

또한 기존에는 직교 관성 좌표계에서의 Z축(수직하단) 방향으로 중력벡터 방향을 가정하였지만, 장거리 비행을 고려하여 유도탄 실시간 데이터를 수신한 매 순간 유도탄 위치를 NED 좌표계에 표현하였을 때의 지면 법선 방향으로 중력 벡터 방향을 적용하였다.

항력 등 공력에 의한 가속도는 시간과 고도에 관한 함수로 적용하였으며 밀도는 고도에 따라 변화하는 표를 구현하여 대기 환경에 대한 정확도를 높였다.

$$\vec{a}_{aero}(t,h) = \frac{C_d S}{2m(t)} \rho(h) \left| \vec{V}_{aero}(t) \right|^2 \left(\frac{\vec{V}_{aero}(t)}{\left| \vec{V}_{aero}(t) \right|} \right) \quad (7)$$

여기서 C_d 는 마하수에 따른 항력계수, S 는 기준면적, m 은 질량, ρ 는 밀도이다.

2.2.3.3 바람 영향 고려

시험을 수행하는 계절에 따라 풍향이 다르고 Fig. 5와 같이 일정 고도 범위 이상에서는 높은 풍속에 의해 분리체 실시간 IIP 위치가 달라질 수 있다. 오차를 최소화 하기 위해 탄착 테이블을 계산할 때에 최근 일자의 고도별 풍속, 풍향 등을 추정하여 이를 식 (8)과 같이 반영하였다.

$$\vec{V}_{aero}(t,h) = \vec{V}_m(t) - \vec{V}_{wind}(h) \quad (8)$$

식 (9)와 (10)은 분리체의 위치를 위·경·고도로 표현하기 위한 상태방정식과 초기조건이다. 위·경·고도 변화율에 대한 상태방정식은 지구 타원체 모델을 고려

하여 황곡률반경(R_E)과 자오선곡률반경(R_N)에 관한 식으로 반영하였다⁵⁾.

$$Y = \begin{bmatrix} L \\ \lambda \\ h \end{bmatrix}, Y_0 = \begin{bmatrix} L_0 \\ \lambda_0 \\ h_0 \end{bmatrix} \quad (9)$$

$$\dot{Y} = \begin{bmatrix} \dot{L} \\ \dot{\lambda} \\ \dot{h} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{V_N}{R_N+h} \\ V_E \sec(L) \\ \frac{(R_E+h)}{R_E+h} \\ -V_D \end{bmatrix}, \dot{Y}_0 = \begin{bmatrix} 0.0 \\ 0.0 \\ 0.0 \end{bmatrix} \quad (10)$$

여기서 L 은 위도, λ 는 경도, h 는 고도이고,

$$R_E = \frac{R}{\sqrt{1.0 - e^2 \sin^2 \lambda}}, R_N = R \times \frac{1.0 - e^2}{(1.0 - e^2 \sin^2 L)^{1.5}}$$

이다.

2.2.3.4 IIP 산출 결과

실제 비행시험 수행 시에는 유도탄 위치와 속도에 대한 실시간 데이터를 수신받아 지면 보간법을 활용하여 탄착 위치 테이블에서 실시간 IIP를 산출한다. 분리체 질량 변화 추정, 코리올리 가속도 반영, 중력 가속도 벡터 변화 반영 및 바람 영향을 고려한 분리체 IIP 산출 결과를 Fig. 9에 도시하였다.

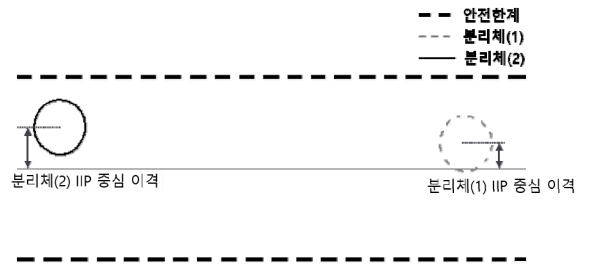


Fig. 9. IIP of advanced EDS

Fig. 9의 두 개의 원은 유도탄이 단 분리 또는 비상 폭파에 의해 생기는 분리체를 2개라고 가정하였을 때에 유도탄의 실시간 데이터를 받아 산출한 각 분리체의 IIP를 나타낸다. 도시된 분리체(1)과 분리체(2)의 IIP는 안전 한계 범위내에 존재하며 고도화 과정에서 중력가속도 벡터, 코리올리효과, 바람에 의한 영향을 반영함에 따라 IIP가 안전 한계 내에서 한 쪽 방향으로 치우쳐져 있음을 확인할 수 있다. 또한 질량 변화

추정을 반영함에 따라 분리체(1)과 분리체(2)의 IIP 중심이 이격된 거리 크기가 서로 상이함을 확인할 수 있다.

2.2.4 안전종료판단시스템 GUI

고도화된 안전종료판단시스템은 Fig. 10과 같은 GUI를 갖도록 개발되었다. 기존 시스템 대비 통제원 판단을 지원하기 위해 GUI 설정에 대한 자유도가 높아졌다. 시스템의 GUI는 크게 주 화면과 차트 화면으로 나뉘며 비행통제원이 실시간으로 확인하고자 하는 데이터의 가시화를 지원한다. 고도화를 통해 산출된 결과들은 전자지도, 고도 차트 및 안전종료 경고 표시 등의 기능을 통해 비행 통제원의 안전 판단을 지원한다.



Fig. 10. EDS main display

전자지도는 위도 및 경도를 각각 같은 간격으로 나눈 격자 좌표체계인 UTM 좌표계로 구현되어 있으며 사전에 계획된 NFP, SFT 및 실시간 IIP가 전시되는 주요한 GUI이다. 고도 차트의 수평 축은 전자지도와 같이 UTM 좌표계를 사용하였으며 시험 수행 간 고도 축 방향의 안전한계를 확인할 수 있는 화면이다. 전자지도에 NFP는 발사위치로부터 UTM 좌표계로 변환한 거리를 입력하고 SFT는 위·경도를 입력하여 전시한다.

비행 이벤트 화면은 비행 이벤트 발생 여부에 대한 실시간 신호를 받아 계획 대비 실제 교전이 잘 이루어지는지 확인할 수 있는 화면이다. 안전종료 경고표시는 독립적인 추적원의 각 추적 데이터를 기반으로 실시간 데이터를 통해 수신된 비행 궤적이 SFT 영역을 참고하였을 때 미리 설정된 안전 한계를 벗어나거나, 현재 시점에서 비상폭과 수행 시의 IIP가 안전 한계 또는 안전통제구역을 벗어난다고 판단되는 경우를 가시적으로 전시해주는 화면이다.

그 외 시험진행시간 화면에서는 비행 시간을 전시하고 센서추적상태는 실시간 데이터를 송신하는 추적원들의 상태를 전시하는 기능으로, 교전 진행 중에 유효하지 않은 추적원을 구별할 수 있다. 기타항목에는 비행 통제원이 비행 상태를 감시할 수 있도록 유도탄 컴퓨터 전압 등 원하는 데이터를 숫자, 점등, 게이지 등의 기능으로 가시화할 수 있다.

Fig. 11과 같은 차트 화면에는 비행통제원이 EDS GUI를 통해 비행 데이터 그래프에 전시할 실시간 데이터 종류 및 개수를 설정할 수 있다.



Fig. 11. EDS chart display

2.3 안전종료판단시스템 검증

교전 시험 수행 전, 정상 궤적을 비행하는 유도탄의 분리체 및 파편이 안전통제구역 내에 존재하는지 확인하여 실시간 데이터와의 인터페이스 및 EDS 구현 결과에 대한 검증을 수행할 수 있다.

Fig. 12는 정상 궤적을 비행하는 유도탄의 분리체의 IIP 구현 결과를 검증한 그림이다. 굵은 실선은 6DOF 시뮬레이션에 의해 예측된 3-Sigma 범위의 탄착 예상 영역에 대한 안전통제구역이고, 얇은 검은 원과 회색 점선은 분리체의 IIP를 의미한다. Fig. 12의 좌측(Case I)은 분리체가 2개입을 가정하였을 때 각 분리체의 IIP이며, 우측(Case II)은 한 개 분리체의 IIP이다. 두 가지 Case 모두 IIP가 6DOF 시뮬레이션에서 사전에 예측한 안전통제구역 내에 탄착함을 확인하여 안전종료판단시스템 고도화에 따른 IIP 추정 정확도를 검증하였다.

또한 Fig. 13의 Case III에서는 안전종료판단시스템에서 계산된 분리체의 IIP와 해당 분리체에 대한 레이더 계속 위치가 모두 안전통제구역 내에 존재하며 IIP와 계속 위치가 유사함을 확인하였다.

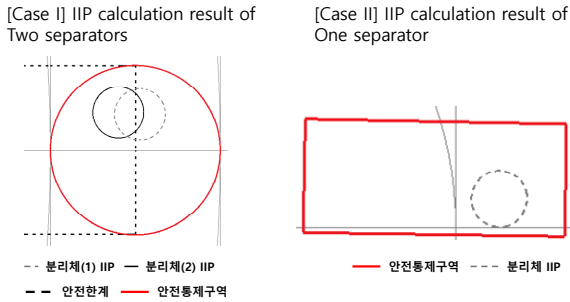


Fig. 12. Validation of advanced EDS IIP calculation and display result

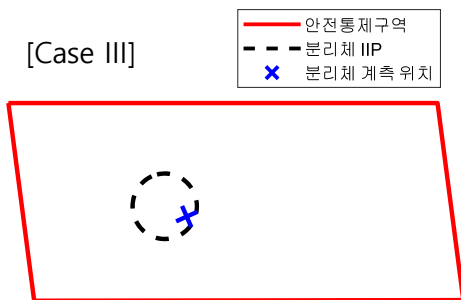


Fig. 13. Advanced EDS IIP calculation result compared to the measurement data for a separator

추가적으로 안전종료판단시스템을 통해 주 화면과 차트화면에 전시된 EST와의 비교를 통해 비정상 궤적을 비행하는 유도탄에 대한 비상폭파 사전훈련을 수행할 수 있다. 6DOF 시뮬레이션을 통해 비정상 궤적을 비행하는 유도탄을 모의하여 EDS에 도시되는 비정상 상태 유형별 실시간 데이터를 확인하고 전시되는 유도탄의 궤적이 최대 안전 한계 범위를 벗어나거나, 분리체 IIP가 안전통제구역을 벗어나는 경우 비상폭파에 대한 판단을 한다. 위와 같은 구현 결과 검증 및 비상폭파 훈련을 위한 비정상 상태의 기준은 비행

환경 및 유도탄을 상세히 모델링한 6DOF 시뮬레이션 결과를 기준으로 수행할 수 있도록 구현하였다.

3. 결론

장거리 대공 유도탄 비행시험을 위한 안전종료판단시스템 개발을 통해 대공 유도탄의 특성과 장거리 비행에 관한 물리적 특성을 반영하였다. 차기 대공 교전 시험 수행 시에도 개발된 안전종료판단시스템을 활용하여 안전한 시험 준비 및 수행을 할 수 있을 것으로 판단된다.

References

- [1] Kyoungrok Song, et al., "Range Safety security of Anti-ballistic missile system using M&S," KIMST Annual Conference Proceedings, pp. 852-853, 2017.
- [2] Jeongbu Baek, et al., "Design of DDS Based Range Safety System for Guided Missile Flight Test," KIMST Annual Conference Proceedings, pp. 770-771, 2017.
- [3] KyuSung Choi, et al., "Development of Flight Safety Analysis System for Space Launch Vehicle," Aerospace Engineering and Technology, Vol. 7, No. 2, pp. 123-130, 2008.
- [4] Soosul Hwang, et al., "Review of Autonomous Flight Safety System for Next-generation Korea Space Launch Vehicle," Current Industrial and Technological Trends in Aerospace, Vol. 19, No. 2, pp. 74-82, 2021.
- [5] D. H. Titterton and J. L. Weston, "Strapdown inertial navigation technology," Peter Pegerinus, London, 1997.