

피치선회율을 이용한 저고도 활공기동형 미사일 비행궤적 시뮬레이션 및 탄착지점 예측 분석

홍동욱*, 김주현
한화시스템

Flight Trajectory simulation of Low Altitude Glide Maneuvering Missile using pitchturn rate and Impact Point estimation analytics

Dong-Wg Hong*, Ju-Hyun Kim
Hanwhasystem

요약 일반적인 탄도미사일은 타원형 탄도궤적을 이루며 초고속으로 낙하하는 특성을 가지고 있어 방어하는 측에서는 탄착지점을 예측이 가능하였으나, 궤적상에서 불규칙한 활공기동을 하는 탄도미사일의 경우 기존의 위협평가 방식으로는 대응이 어렵게 되었다. 논문에서는 비행단계별 피치선회율 조절을 이용한 비행경로각 조절을 통해 낙하도중 원하는 활공고도로 진입하는 방식을 사용하여 저고도 활공기동형 탄도미사일 궤적을 모사하였다. 분석결과 비행시간은 정점고도가 낮을수록 길고 높을수록 짧았는데 이것은 고도가 높을수록 평균속도가 높기 때문으로 판단되었다. 또한 모의궤적의 탄착지점과 탄착지점 예측결과에 대한 평균거리오차를 구하였다. 예측 결과 오차가 수십 km 이상으로, 미사일이 활공구간에 있는 경우 탄착지점 예측은 어렵다는 것을 알 수 있었다. 본 연구결과는 향후 다양한 궤적의 탄도미사일에 대한 위협평가, 대응체계의 교전가능성 판단 및 선정 등에 활용 가능할 것으로 판단된다.

Abstract Ballistic missiles have an elliptical ballistic trajectory and fall at high speed, so the defence system was able to predict the point of impact. In the paper, the trajectory of a low-altitude glide maneuver type ballistic missile was simulated by adjusting the flight path angle using the pitch turn rate for each flight stage and entering the desired glide altitude during fall. As a result of the analysis, the flight time was longer as the peak altitude was lower and shorter as the peak altitude was higher, which was judged to be because the higher the altitude, the higher the average speed. In addition, the root mean square error for the impact point of the simulated trajectory and the prediction result of the impact point was obtained. As a result of the prediction, the rmse is more than tens of km, and it was found that it is difficult to predict the point of impact when the missile is in the glide section. The results of this study are expected to be used for threat assessment of ballistic missiles of various trajectories, and for judging and selecting the possibility of engagement of response systems in the future.

Keywords : Low Altitude Glide Maneuvering, Ballistic Missile, Flight Path Angle, Impact Point, Trajectory Estimation

*Corresponding Author : Dong-Wg Hong(Hanwhasystem)

email: hongdw5073@naver.com

Received October 6, 2023

Revised October 30, 2023

Accepted January 5, 2024

Published January 31, 2024

1. 서론

현대전에서 미사일 위협은 전통적인 탄도미사일위협 의 형태에서 다양한 형태로 진화하고 있다. 전통적으로 탄도미사일은 비행시간의 대부분이 탄도궤적을 따라서 이루어지며 별도의 기동은 없으나 초고속으로 낙하하는 특성을 가지고 있어 방어하는 측에서는 감시체계를 통해 가능한 원거리에서 탐지하고 탄착지점을 예측하여 대응 요격체계를 운용하는 방식으로 대응이 가능하였다. 하지만 2010년대 후반부터 러시아의 이스칸데르 단거리 탄도미사일, 아방가르드와 같은 장거리 극초음속 미사일과 같이 탄도궤적상에서 불규칙한 기동을 하는 탄도미사일이 등장하면서 기존의 탄도미사일 위협식별 및 평가방식으로는 대응이 어렵게 되었다. 북한의 경우 2019년부터 2022년 까지 KN-23 저고도 활공기동형 탄도미사일의 시험발사를 포함 수차례 발사를 통해 고도 약 30 ~ 50km, 사거리 약 240 ~ 600km를 비행[1]하였는데, 저고도에서 기동하는 탄도미사일은 방어하는측의 미사일방어를 더욱 어렵게 만들기 때문에 불규칙한 궤적을 갖는 기동형 탄도미사일에 대한 연구가 필요하다. Tray 등[2]은 기동궤적 미사일에 대한 궤적분석을 위해 극초음속활공체(HGV: Highspeed Glide Vehicle 이하 HGV) 동역학 모델을 사용하여 극초음속 미사일의 활공기동 궤적을 모사하였으나, 고정된 양항비(Lift/Drag)를 사용할 경우 HGV의 비행 궤적이 장주기 진동현상을 보인다는 단점을 가지고 있었다. 이를 극복하기 위해 오현식[3] 등은 4차 다항식 궤적성형 기법을 사용하여 HGV의 기동궤적 성형을 위해 3차 방정식을 정의한 뒤 각 차수의 계수를 산출하여 궤적을 산출하고 이를 추종하도록 가속도 명령에 양력을 반영하여 PD 제어루프를 통해 궤적이 유도되도록 하였다. 이것은 장거리 극초음속 미사일 궤적을 모사하기 위해 궤적의 기하학적 관계를 이용하였으며, 중국의 중장거리 극초음속 미사일을 목표 궤적으로 한 것으로 한반도와 같이 중심이 짧은 전장에서 저고도 활공기동 궤적을 이루며 공격하는 북한의 탄도미사일 궤적모사에 적용하기에는 제한이 따른다. 또다른 연구에서는 탄도미사일 발사조건을 경사각 조절방식으로 설정하여 발사각도에 따라 정점고도 및 최대사거리 조건을 부여하고, 활공궤적은 3-자유도 질점모델에 받음각 1차 시스템 모델을 이용하여 풀업 기동 궤적을 모사하였는데 탄도탄의 자세각/받음각 변화에 따른 양력과 항력의 효과를 통해 원하는 비행 경로각과 고도로 유도되는 궤적을 생성하는 방법을 적용하였다[4]. 위의 연구와 같이 탄도미사

일의 초기 발사각도를 변화시키는 방법은 발사대의 구조적 제한등으로 인해 발사각도 가변폭이 제한적이고, 대응하는 아측의 입장에서는 발사된 미사일이 기동을 시작하기전 초기 상승구간에서부터 발사된 미사일의 상태변수 추정을 통해 최대고도, 사거리 등 궤적 예측을 가능하게 한다는 단점을 갖는다. 이에 비해 수직발사 후 피치선회하는 방식의 탄도미사일 궤적을 모사하는 것은 탄도미사일 발사초기 아측 대응체계의 탄도미사일 식별 및 궤적예측을 어렵게하여 좀 더 효과적인 대응방안을 도출할 수 있다. 본 논문에서는 피치선회각 조절을 통한 경로각을 조절하는 방식으로 저고도 활공기동형 탄도미사일 궤적을 시뮬레이션하고 탄착지점 예측 결과를 제시하였다. 본 연구결과는 향후 다양한 궤적의 탄도미사일에 대한 위협평가, 대응체계의 교전가능성 판단 및 선정 등에 활용 가능할 것으로 판단된다.

2. 본론

2.1 탄도미사일 비행단계

탄도미사일의 비행단계는 로켓의 추진력을 이용하는 초기부터 추력이 종료된 후 포물선 운동에 의해 자유낙하하면서 목표에 도달하는 비행종료까지를 추진 및 상승단계, 중간단계 및 종말단계로 구분한다. 추진 및 상승단계는 미사일 발사지점부터 추력이 종료되는 시점까지로 추력단계(Powered phase) 또는 부스트단계(Boost phase)라고도 하며 탄도미사일이 발사된 직후부터 추진체 내부에 저장된 추진제의 연소가 종료되는 시점까지를 나타낸다. 중간단계는 부스트 단계가 종료된 후 탄도미사일의 비행이 대기권 외부에서 이루어지며 추력종료 또는 추진체의 연료소진 시점에서부터 중력에 의해 자유낙하가 시작되는 시점까지를 나타낸다. 이 단계를 탄도궤적(Ballistic trajectory) 또는 궤도단계(Orbit phase)라고도 하며, 이 구간에서는 탄도미사일 중간유도비행을 통해 궤도조정이 이루어진다. 종말단계(Terminal phase)는 대기권에 재진입한 탄도미사일이 탄착점까지 비행하는 단계로 중간단계의 연장선상에 있긴 하지만, 탄도미사일이 비행궤도의 정점에서 낙하하면서 대기권으로 진입시 대기효과(effect of atmosphere)가 탄도미사일의 낙하속도와 궤도에 크게 영향을 미치게 되는 단계로 재진입 단계(Re-entry phase)라고도 한다[5].

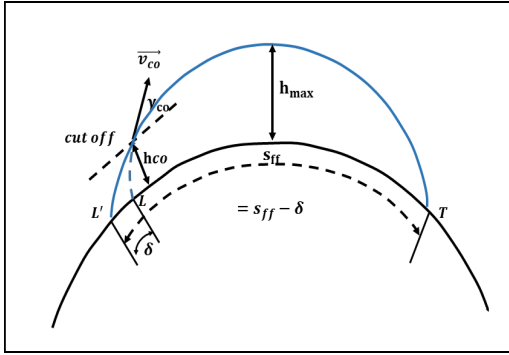


Fig. 1. Ballistic Missile Flight trajectory

Fig. 1은 탄도미사일의 포물선 궤적을 나타낸다. Fig. 1에서 포물선 형태의 실선은 L'점과 T점을 지나면서 주어진 비행조건 또는 최소에너지 조건을 만족하는 자유낙하궤도를 나타내며, 포물선 궤적에서 초기 꺾은점선은 발사지점에서 수직발사후 동력비행 단계를 지나 Cut Off 지점에서부터 자유낙하궤도를 비행하는 실제 탄도탄의 동력 비행궤도를 나타낸다[6]. 일반적으로 탄도미사일을 초기 동력비행하는 상승단계에서 수직으로 발사하는 이유는 대기저항을 최소화하면서 최소의 에너지로 원하는 속도를 얻을 수 있기 때문이다. 수직발사된 탄도미사일은 피치선회를 통해 원하는 경로각을 유지함으로써 전체 탄도궤적을 정할 수 있도록 설계된다.

2.2 궤적시뮬레이션

논문에서는 피치선회율을 조절하는 방법으로 일반 탄도미사일과 저고도 활공기동형 탄도미사일 궤적을 시뮬레이션 하였다, 일반 탄도미사일은 사거리 500km 탄도미사일의 최소에너지 궤적(Minimum Energy Trajectory)을 예시로 하였으며, 저고도 활공기동형 탄도미사일은 정점고도 30 /40 /50 km, 사거리 600km를 목표제원으로 시뮬레이션하였다.

2.2.1 탄도미사일 운동방정식

탄도미사일의 궤적을 시뮬레이션하기 위해 일반적으로 이용되는 탄도미사일의 운동방정식과 항력특성을 고려하였으며, 탄도미사일 운동방정식은. Eq. (1) ~ Eq. (7)과 같이 계산하였다[7,8].

$$\dot{r}_x = v_x, \quad \dot{r}_y = v_y, \quad \dot{r}_z = v_z \quad (1)$$

$$\dot{v}_x = a_T \frac{v_x}{\sqrt{v_x^2 + v_y^2 + v_z^2}} - a_D \frac{v_x}{\sqrt{v_x^2 + v_y^2 + v_z^2}}$$

$$- a_G \frac{r_x}{\sqrt{v_x^2 + v_y^2 + v_z^2}} + 2\omega v_y + \omega^2 r_x \quad (2)$$

$$\dot{v}_y = a_T \frac{v_y}{\sqrt{v_x^2 + v_y^2 + v_z^2}} - a_D \frac{v_y}{\sqrt{v_x^2 + v_y^2 + v_z^2}} - a_G \frac{r_y}{\sqrt{v_x^2 + v_y^2 + v_z^2}} + 2\omega v_x + \omega^2 r_y \quad (3)$$

$$\dot{v}_z = a_T \frac{v_z}{\sqrt{v_x^2 + v_y^2 + v_z^2}} - a_D \frac{v_z}{\sqrt{v_x^2 + v_y^2 + v_z^2}} - a_G \frac{v_z}{\sqrt{v_x^2 + v_y^2 + v_z^2}} \quad (4)$$

$$a_T = \frac{g_0 I_{sp} \dot{m}}{m(t)} \quad (5)$$

$$a_D = \frac{C_D S \rho (h) v^2}{2m(t)} \quad (6)$$

$$a_G = \frac{\mu}{r^2} \quad (7)$$

Where, $r_{x,y,z}, v_{x,y,z}, \omega, a_T, a_D, a_G, g_0, I_{sp}, C_D, S, \rho, \mu$ denotes distance component, velocity component, angular velocity, thrust acceleration, drag acceleration, gravity acceleration, gravity, specific impulse, drag coefficient, missile cross-sectional area, atmospheric density, and gravity parameters.

2.2.2 물리적 입력제원

일반적인 탄도미사일과 저고도 활공기동형 탄도미사일 궤적추정 시뮬레이션을 위한 물리적 입력제원은 Table 1과 같다.

Table 1. Glide Maneuvering Missile trajectory calculation input parameter

Max' Altitude(km)	30	40	50
Payload mass(kg)	950		
Propellent mass(kg)	7000		
Structural mass(kg)	1200		
Trust	180000		
I_{sp}	215		
Burnout Time(sec)	70		
Pitchturn Angle(degree)	33.2	30.5	28.5
Pitchturn Time(sec)	14		

Table 1의 입력제원은 기존논문[5,8]에서 사용한 500km, 1000km 탄도미사일의 제원을 기반으로 하였으며, Payload mass, Propellant mass 및 Structural mass는 본 논문의 저고도 활공기동형 미사일의 목표사거리인 600km까지 비행할 수 있도록 500km와 1000km 탄도미사일의 사이값으로 물리적 제원값을 조정하였다. 비추력(I_{sp})은 추진제 1kg이 1초 동안 소비되면서 발생하는 추력을 나타내는데 본 논문의 비추력(I_{sp}) 값은 기존 논문의 500km 사거리 비추력(I_{sp})값 보다 적게 설정함으로써 더 극심한 시뮬레이션 조건을 주었다. 대기밀도는 고도가 높을수록 낮아지며 고도 40km부터 아래로 낮아질수록 급격히 증가하는데 고도에 따른 대기밀도는 국제민간항공기구(ICAO)의 표준대기표를 사용하였다. 항력계수는 탄도미사일이 갖는 추력을 감소시키는 역할을 한다. 탄도미사일의 항력을 구하는 경험식은 타 비행체와 달리 탄도미사일의 형상이 단순하기 때문에 잘 알려진 경험식을 사용하여 계산하였다[8]. Fig. 2는 본 논문에서 사용한 고도별 탄도미사일의 속도(Mach)에 따른 항력계수(C_D)를 나타낸다.

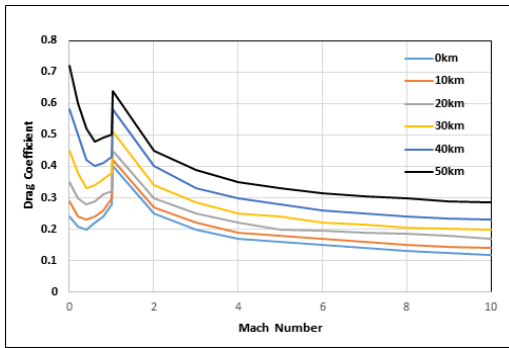


Fig. 2. Drag Coefficient according to Mach Number by altitude

2.2.3 단계별 궤적설계

일반적인 탄도미사일 궤적과 저고도 활공기동형 탄도미사일 궤적을 시뮬레이션 하기위해 상승단계, 자유비행 단계 및 재진입 단계로 구분하였다. 탄도미사일 궤적은 상승단계에서 피치자세각을 변화시키는 방법으로 시뮬레이션하며, 저고도 활공기동형 탄도미사일 궤적은 상승단계, 자유낙하단계 및 활공단계에서 피치자세각을 변화시켜 경로각을 조절하는 방식으로 시뮬레이션하였다. Fig. 3는 탄도미사일 궤적과 저고도 활공기동형 미사일 궤적 설계 개념도를 나타낸다.

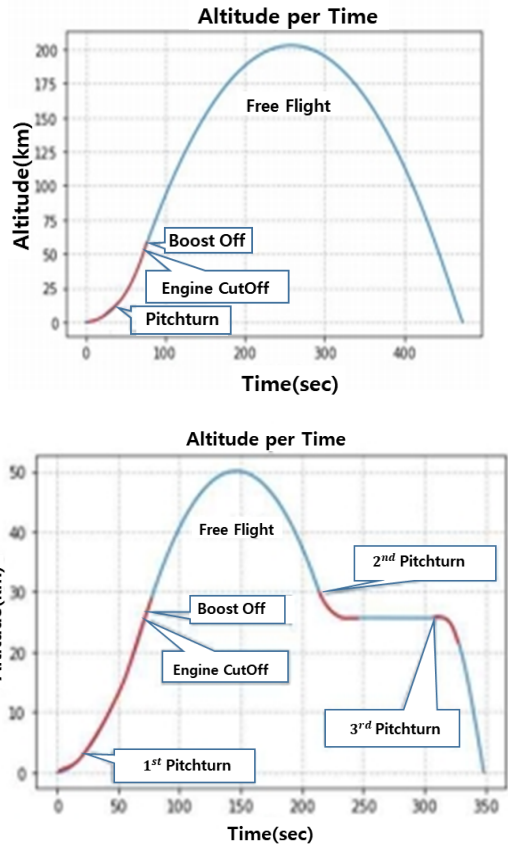


Fig. 3. Ballistic Missile and Glide Maneuvering Missile Flight trajectory design concept

2.2.3.1 상승단계

상승단계는 Fig. 4와 같이 발사 이후 무양력 선회 및 등자세 비행단계로 구분할 수 있다[8].

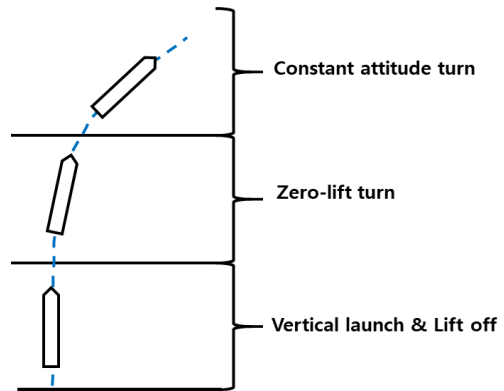


Fig. 4. Boost Phase trajectory

상승단계 동력비행의 특성상 일반적인 탄도미사일과 활공기동형 탄도미사일의 궤적은 동일하게 계산할 수 있다. 상승단계 동력비행을 시뮬레이션하기 위해 발사시점에서의 추력, 발사위치, 초기속력, 초기 비행경로각 등을 상승단계의 초기조건으로 부여하였다. 탄도미사일은 발사초기 연료를 소모하면서 추력을 발생시키게 되며, 이에 따라 총중량은 시간에 따라 변화하게 되고, 총중량의 변화는 추력의 변화를 가져오게 된다. 상승단계에서 탄도미사일의 중량변화 및 추력변화는 Eq. (8)과 같이 계산하였다.

$$\dot{M} = M - [T_w / (B_t \times dT)] \quad (8)$$

$$\dot{T} = g \times I_{sp} \times \dot{M} \quad (9)$$

Where, \dot{M} , T_w , B_t , \dot{T} , g , I_{sp} denotes propellant consumption rate over time, propellant weight, propellant combustion time, thrust change over time, gravitational acceleration, and specific thrust.

일반적으로 비기동 탄도미사일의 경우 발사 후 연소종료 시점에서의 경로각 및 속도에 의해 최고고도와 사거리가 결정되며, 탄도미사일을 원하는 궤적에 올리기 위해서는 미리 계산된 피치프로그램에 세팅되는 제원이 중요하다[7]. 상승단계에서의 시간에 따른 피치선회율은 전체 탄도궤적을 결정짓는 중요한 요소로 작용하는데 본 논문에서는 초기 비행경로각을 수직으로 하고 엔진 Cut Off 이후 시간에 따른 피치선회각과 선회율을 조정하는 방법으로 비행경로각을 조정하였다. 수직발사된 탄도미사일의 피치선회각 및 선회율은 Eq. (10)과 같이 계산한다.

$$\dot{P}_a = \phi + [(P.T_a) / (P.T_t)] \times (T_p - T_c) \quad (10)$$

Where, ϕ , P , T_a , P , T_t , T_p , T_c denotes flight path angle, pitch turn angle, pitch turn time, current time, and turn end time.

2.2.3.2 자유낙하단계

자유낙하궤도는 엔진 Cut Off 시점부터 시작되는데 동력비행궤도를 비행하는 탄도미사일이 임무 요구속도에 도달 할 때 엔진을 Cut Off하고 자유낙하하는 단계이다. 이 단계에서는 일반형 탄도미사일과 저고도 활공기동형 탄도미사일 궤적이 동일하기 때문에 두 유형의 탄도미사일 궤적을 동일하게 시뮬레이션 할 수 있다. 이 단계에서는 탄도미사일이 자유낙하하기 때문에 별다른 피치각 변

화없이 상승단계에서 피치선회를 통해 결정된 낙하 경로각을 고정값으로 사용가능하다.

2.2.3.3 활공진입단계

일반적으로 탄도미사일은 정점고도를 지나면 목표지점까지 자유낙하를 지속하는 반면 저고도 활공기동형 미사일의 경우에는 사전에 계획된 목표탄착지점까지 사거리를 증가시키기 위해 자유낙하중 계획된 고도에서 계획된 시간동안 활공비행을 지속하게 된다. 자유낙하하는 탄도미사일을 활공시키기 위해서는 원하는 활공고도에 도달하기 전부터 경로각을 조절해 주어야 한다. 이 때 받음각에 따른 양항비(L/D)는 Eq. (11)과 같이 계산한다.

$$L/D = C_L(\alpha) / C_D(\alpha) \quad (11)$$

Where, $C_L(\alpha)$, $C_D(\alpha)$ denotes lift and drag coefficient according to angle of attack(α)

받음각을 경로각 변화보다 빠르게 할 경우, 이를 피치각의 동역학으로 간주할 수 있어 피치각을 대입하여 계산할 수 있다[4]. 받음각에 따른 양력 및 항력 계수 제원은 Table 2와 같다[10].

Table 2. Lift-Drag ratio according to angle of attack

Missile Condition (Body-Fin / Mach 2.3 / Ref area 11.045 in ²)			
Angle of attack	C_L	C_D	L/D
0.00	0.000	0.465	0.000
4.00	1.124	0.544	2.068
8.00	2.388	0.802	2.978
12.00	3.795	1.275	2.977
16.00	5.214	1.966	2.652
20.00	6.541	2.856	2.290

낙하중 원하는 시간구간에 원하는 활공고도로 진입하는 궤적 시뮬레이션은 피치선회각 및 선회율 조정을 통한 단위시간당 비행경로각 변화량을 구하고, 이를 목표구간의 시간으로 적분하여 구한다. Fig. 5는 자유낙하 단계에서 활공 구간으로 진입하는 단계에서의 경로각 변화를 나타낸다.

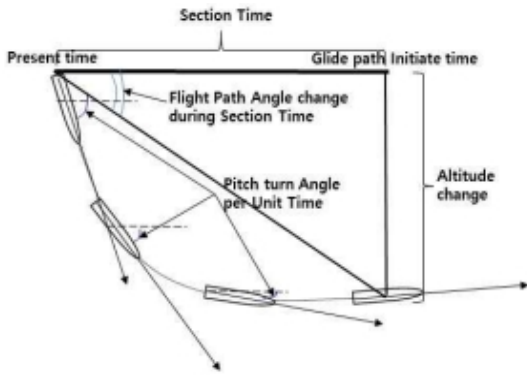


Fig. 5. Transition to Glide Phase trajectory

자유낙하단계에서 시간에 따른 피치자세각 변화와 목표구간의 경로각 변화량은 Eq. (12),(13)과 같이 계산하였다.

$$\dot{P}_a = \phi + [(P.T_a) / (P.T_t)] \times (T_p - T_c) \quad (12)$$

$$F \cdot P_a = \int_{T_p}^{T_t} [\dot{P}_a] dt \quad (13)$$

Where, $F \cdot P_a$, \dot{P}_a denotes flight path angle and amount of change in pitch angle.

낙하하던 탄도미사일이 일단 활공고도에 도달하게 되면 이후에는 원하는 사거리에 도달할 때 까지 비행경로각($F \cdot P_a$)을 0로 유지하도록 고도제어를 수행하게 된다.

2.2.3.4 최종 낙하단계

활공비행하는 탄도미사일이 목표사거리에 근접하게 되면 목표사거리에 도달할 수 있도록 다시 한 번 피치선회율을 통해 경로각을 조정해준다. 이 단계에서는 목표사거리로 낙하할 수 있도록 피치선회시작 시점을 역산하는 방식으로 낙하궤적을 시뮬레이션 한다.

2.3 탄착지점 예측 및 오차 계산

논문에서는 저고도 활공기동형 미사일과 타원궤도비행을 하는 일반적인 탄도미사일의 탄착지점 예측결과를 비교함으로써 기존의 탄도미사일에 대한 위협평가 방법을 저고도 활공기동형 미사일에도 적용가능한지 판단해 보았다. 탄착예측 지점은 궤적 시뮬레이션을 통해 구해진 탄착지점과 센서로부터 수신되는 표적의 상태정보를 입력데이터로 하고 지구타원체 계수추정 모델[9]을 이용

하여 계산하고 계산된 예상 탄착지점과 시뮬레이션 궤적 탄착지점의 평균거리오차(RMSE)를 계산하여 결과를 비교하였다. 지구타원체 계수추정 모델을 이용한 탄착지점 예측계산 절차는 다음과 같다. 예상탄착지점 상공에 낙하기준점(TIRP)을 정하여 Eq. (14)와 같이 계산한다.

$$\begin{bmatrix} x_{TIRP} \\ y_{TIRP} \\ z_{TIRP} \end{bmatrix} = A \cdot \begin{bmatrix} \cos(\rho_{IP}) & \sin(\rho_{IP}) & 0 \\ -\sin(\rho_{IP}) & \cos(\rho_{IP}) & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \cdot R_{cs} \quad (14)$$

Where, $x_{TIRP} y_{TIRP} z_{TIRP}$ denotes Trajectory Impact Reference Point coordinates of target, ρ_{IP} denotes angle between present position and IP.

Eq. (14)에서 구한 예상 낙하기준점의 위도와 경도는 각각 Eq. (15),(16)과 같이 구한다.

$$Lat_{TLRP/TIRP} = \sin^{-1} \left(\frac{z_t}{\sqrt{x_t^2 + y_t^2 + z_t^2}} \right) \quad (15)$$

$$Long_{TLRP/TIRP} = \tan^{-1} \left(\frac{y_t}{x_t} \right) \quad (16)$$

Where, $Lat_{TIRP} Long_{TIRP}$ denotes latitude and longitude of the Trajectory Impact Reference Point coordinates of target

Eq. (15),(16)에서 구한 위/경도는 관성좌표계의 값으로 더 정확한 예상탄착지점 계산을 위해 지구타원체를 고려해 주어야 한다. Fig. 6은 Geocentric 좌표 및 지구타원체를 고려한 Geodetic좌표와 지구중심과의 관계를 나타낸다. Geodetic 위도를 구하기 위해 WGS-84 모델의 고정값인 지구장반경(a)과, 지구평편율(f)을 적용하고 낙하기준점의 위도 (Lat_{TIRP})를 이용하여 계수값 c, s 를 Eq. (17),(18)과 같이 구한다.

$$c = \frac{1}{\sqrt{\cos(Lat_{TIRP}^2) + (1-f)^2 \times \sin(Lat_{TIRP}^2)}} \quad (17)$$

$$s = (1-f)^2 \times c \quad (18)$$

$$H_g = \frac{R_t \times \sin(Lat_{TIRP})}{\sin(Lat_{IP}) - (a \times s)} \quad (19)$$

Where, c denotes TIRP coefficient, s denotes earth ellipsoid estimation coefficient, f denotes flatness of the earth, a denotes earth's long radius

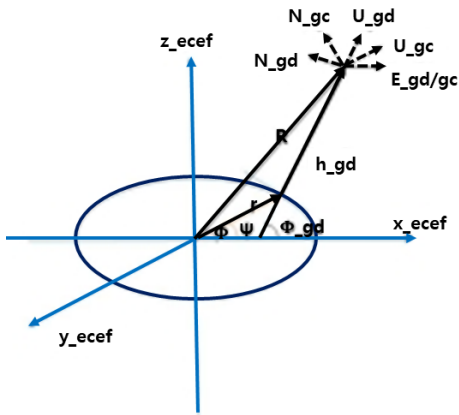


Fig. 6. Relationship between Geocentric and Geodetic coordinate system

Eq. (17),(18)과 같이 구해진 계수값과 Eq. (19)와 같이 구해진 지표면으로부터 표적까지의 고도값(H_g)을 이용해서 예상탄착지점의 위도와 경도를 Eq. (20),(21)과 같이 구할 수 있다.

$$Lat_{LP/IP} = \tan^{-1} \left[\frac{H_g + (a \times c)}{H_g + (a \times s)} \right] \times \tan(Lat_{TLRP/IRP}) \quad (20)$$

$$Long_{LP/IP} = \tan^{-1} \left(\frac{y_t}{x_t} \right) \quad (21)$$

2.4 시뮬레이션 환경

논문에서는 탄도미사일과 활공기동형 미사일의 궤적 시뮬레이션을 정점고도 30km, 40km, 50km를 지나고,

Table 3. Trajectory Simulation process of Low altitude maneuvering Ballistic Missile

<p>Input :</p> <ul style="list-style-type: none"> - Parameters : Payload mass, Propellant mass, Structural mass, Trust, BurnTime, Isp, Pitchturn Angle, Diameter, Drag Coefficient - Class : Pitchturn Angle to Time Change - Parameters unity : Change Pitchturn Angle & Turn Rate to Altitude & Time Sequence <p>Calculation by Stage :</p> <ul style="list-style-type: none"> - Entire Trajectory Calculation Using State Variable(Position, Velocity, Acceleration) model - Climb& Boost Phase Calculate El/Az Angle and change rate - Free Fall & Re-entry Phase Calculate Flight Path Angle and change rate - Glide Phase Maintain Altitude using PID cotrol - Final Phase Calculate Dive Angle to Target & change rate <p>Output :</p> <ul style="list-style-type: none"> - Trajectory using $F \cdot P_a$ by Phase

타원궤도를 비행하는 일반적인 탄도미사일과 목표사거리 600km를 비행하기 위해 일정한 고도에서 활공하는 저고도 활공기동형 미사일의 궤적시뮬레이션으로 수행하여 각각의 궤적특성을 비교하였다. 궤적계산을 위한 입력값과 계산과정은 Table 1과 같다. 시뮬레이션 환경은 CPU @ 1.8GHz, 16GB RAM의 Intel Core i7-8565 CPU 사양의 컴퓨터 환경에서 Python 3.9를 모의도구로 이용하였다. Table 3은 활공기동형 탄도미사일의 궤적 시뮬레이션 절차를 나타낸다.

2.5 시뮬레이션 결과

2.5.1 시뮬레이션 가정사항

저고도 활공기동형 탄도미사일의 궤적 시뮬레이션을 위한 가정사항은 아래와 같다.

- 탄도미사일에 탑재된 추진제는 전량 소모되는 것으로 가정한다.
- 저고도 활공기동형 미사일의 항력계수는 일반 탄도미사일의 항력계수를 동일하게 적용한다.
- 저고도 활공기동형 탄도미사일의 낙하지점 예측 가능 여부를 판단하기 위해 일반 탄도미사일에 대한 낙하지점 예측 기법[6]을 적용하여 일반 탄도미사일의 낙하지점 예측결과와 비교한다.

2.5.2 시뮬레이션 결과

Fig. 7은 최소에너지궤도(MET : Minimum Energy Trajectory 이하 MET)로 500km 사거리를 가지는 일반적인 탄도미사일의 궤적과 저고도 활공기동 탄도미사일의 목표고도 및 사거리를 만족시키기 위해 중량, 추력 등 입력제원을 조정한 시뮬레이션 궤적을 나타낸다. 초기상승단계에서 일반적인 탄도미사일 최대속도가 약 2000m/sec 인데 비해 저고도 활공기동형 탄도미사일의 시뮬레이션을 위해 정점고도 60km, 사거리 500km인 타원궤도형 탄도미사일의 최대속도를 약 2500m/sec로 높게 조정한 이유는 저고도 활공기동 탄도미사일을 목표사거리까지 장거리 비행을 할 수 있을만큼 충분한 속도를 얻게하기 위해서이다.

Fig. 8은 본 논문에서 시뮬레이션한 탄도미사일의 고도에 따른 사거리 변화를 나타내고 있다. 그림에서 최고고도와 사거리는 각각 다르지만 최고속도는 2500m/sec로 동일하게 나타난다. 이것은 저고도 활공기동형 탄도미사일이 최고고도에 상관없이 동일한 목표사거리에도 달하게 하기위해 필요한 속도를 얻을 수 있도록 시뮬레

이선 하였기 때문이다. 궤적은 전체적으로 일반적인 탄도미사일의 타원궤적을 형성하기 때문에 상승단계에서 최고속도를 얻고 자유낙하단계에서 속도가 다시 상승하다가 항력의 영향으로 급격하게 속도가 감소되는 경향을 보여주고 있다. 또한 최고속도는 동일하지만, 최고고도가 높을수록 궤적구간에서 전체적으로 속도가 높고 이후 감속율이 작는데 이것은 고도가 높을수록 피치선회 이후 경로각 변화를 적게 유지함으로써 항력의 영향을 줄여주었기 때문으로 판단된다. 항력가속도는 정점고도에서 최고가 되고 이후 자유낙하단계에서 감소하다가 일정고도 이하가 되면 다시 증가함을 나타내는데 이것은 고도에 따른 공기밀도의 변화에 따라 항력계수가 변화하기 때문으로 판단된다. 경로각은 상승 및 강하구간에서 지속적으로 감소하다가 정점고도에서 경로각은 수평을 보이고 이후 계속 감소하였다.

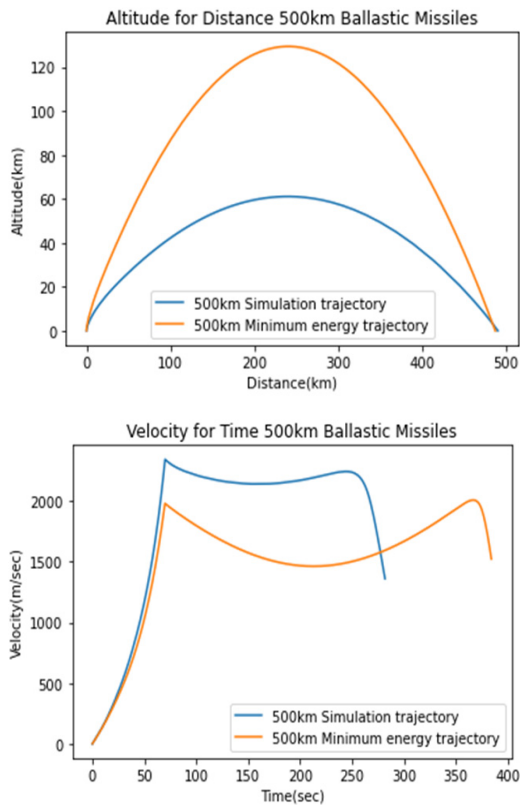
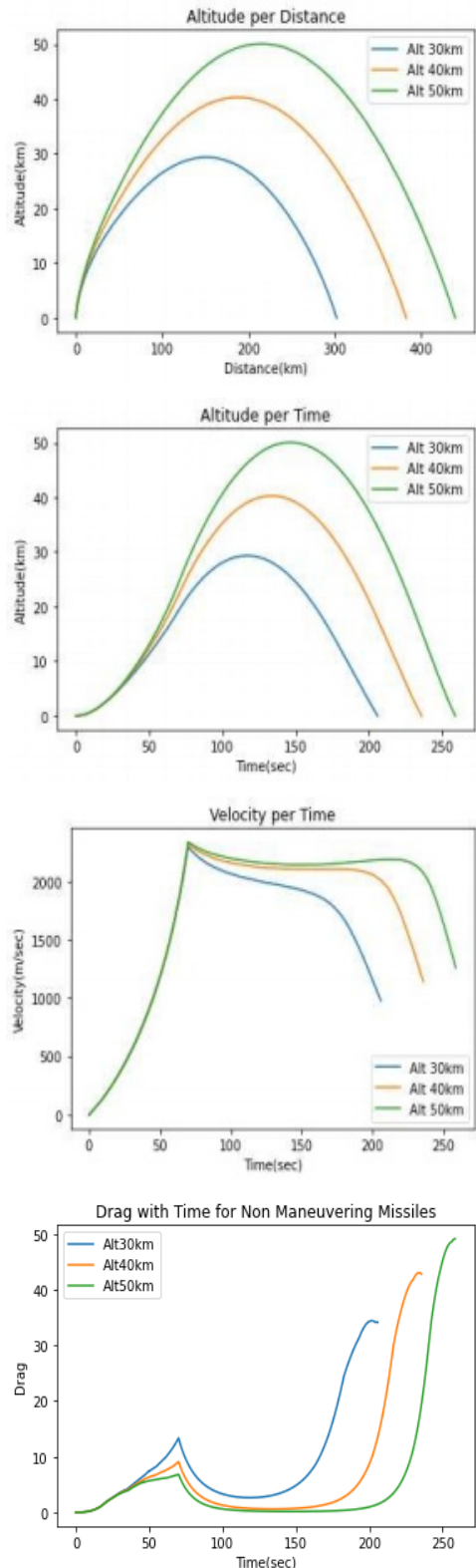


Fig. 7. Minimum energy vs Simulation trajectory(500km)



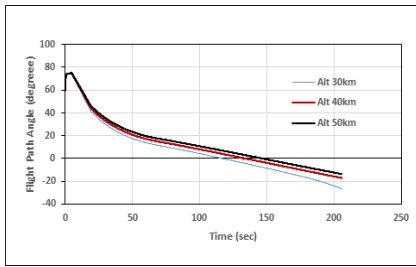


Fig. 8. Simulation trajectory by Max' Altitude

Fig. 9는 동일한 목표사거리를 비행하는 저고도활공기동형 탄도미사일의 고도별 궤적 및 속도 변화를 나타내고 있다. 기동궤적은 목표사거리 600km, 활공고도 25km로 정점고도는 30/40/50 km를 유지하는 궤적으로 시뮬레이션한 결과를 나타낸다. 그림에서 정점고도에 따른 사거리는 일정하나, 비행시간은 정점고도가 낮을수록 길고 고도가 높을수록 짧게 나타나는데 이것은 고도가 높을수록 비행구간에서의 속도가 높기 때문으로 판단된다. 항력가속도는 정점고도에서 최고가 되고 이후 자유낙하단계에서 감소하였는데 이 구간은 별다른 경로각 변화없이 일반적인 타원궤도 탄도미사일과 동일하게 시뮬레이션 했기 때문이다. 자유낙하 도중 활공진입구간에서 항력가속도는 감소에서 증가로 변동되고 이후 활공구간에서 급격하게 감소하지 않고 유지되었는데 이것은 활공고도 제어가 수행되고 있기 때문으로 판단되며, 목표사거리로 최종강하하는 구간에서 급격하게 증가되는데 이것은 공기밀도의 변화에 따라 항력이 증가하기 때문으로 판단된다. 경로각은 상승 및 강하구간에서 활공구간으로 진입하기 전까지는 감소하다가 활공구간 진입단계에서 증가하고 활공구간에서는 활공고도를 유지하면서 수평 경로각을 유지하다가 최종 낙하단계에서 목표지점을 향해 낙하하면서 감소되어 피치선회에 의한 경로각 변화가 단계별로 변화하였음을 알 수 있다.

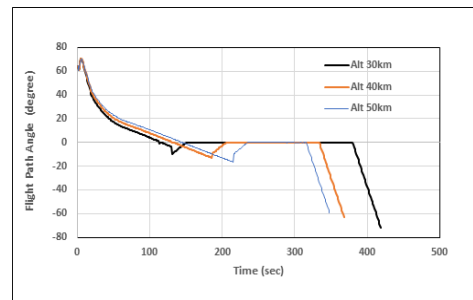
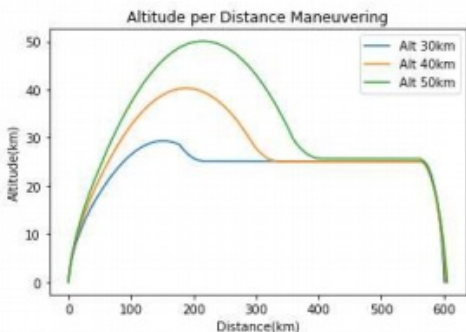
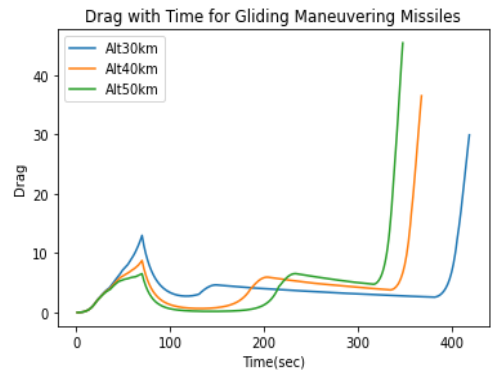
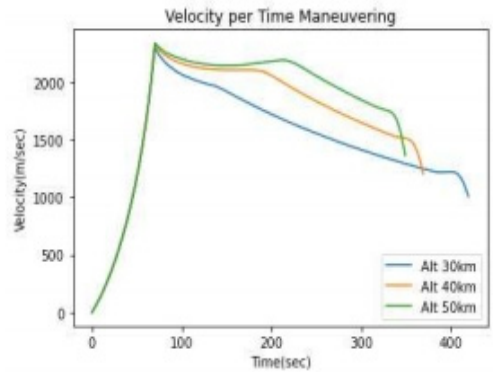
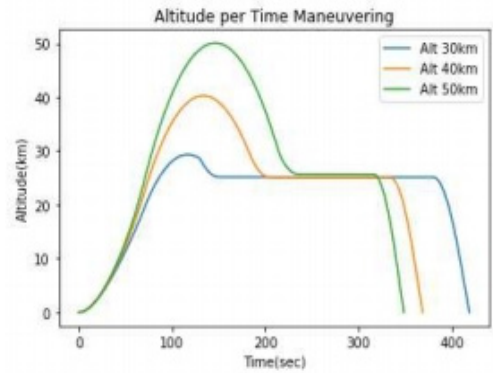


Fig. 9. Low altitude Glide Maneuvering missile trajectory by Max' altitude

Fig. 10은 지구타원체 계수추정 모델을 이용한 고속 표적의 탄착지점 예측 기법[7]을 이용하여 타원궤도를 비행하는 탄도미사일과 활공기동형 탄도미사일의 탄착 지점을 예측한 결과를 나타낸다. 타원궤도를 비행하는 탄도미사일의 경우 예측 탄착지점과 실제 탄착지점의 평균 거리오차(RMSE)가 정점고도 50km의 경우 탄착 시간 60"전 시점에서는 약 6.5km 정도이고, 10"전 시점에서는 약 197m로 탄착시간이 가까워질수록 탄착지점 예측의 정확도가 상승하였다. 저고도 활공기동형 미사일의 경우 탄착시간 60"전 시점에서는 약 212km 정도이고, 10"전 시점에서는 약 3km로 탄착시간이 가까워질수록 탄착지점 예측 오차가 감소하였으나, 탄도미사일에 비해 오차가 상당히 크게 나타났는데, 이것은 미사일이 활공구간에 있을 경우 정확한 탄착지점 예측이 어렵다는 것을 의미한다. 따라서 활공기동형 미사일에 대한 위협평가는 방어목표에 탄착여부를 평가하는 일반적인 탄도미사일에 대한 위협평가 방법을 적용하기 보다는 항공기와 같이 방향과 고도상으로 기동하며 방어목표에 접근하는 위협평가 기법을 적용해야 할 것으로 판단된다.

3. 결론

본 논문에서는 목표 최고고도를 각각 30/40/ 50km로 하고, 목표사거리를 600km로 하여 일정고도에서 활공하는 저고도 활공기동형 탄도미사일의 궤적을 시뮬레이션하고 각각의 궤적특성을 비교하기 위해 피치자세각 변화율을 이용하여 비행경로각을 조절하는 방식으로 저고도 활공기동형 탄도미사일의 궤적을 시뮬레이션 하였다.

추가로 기존의 탄도미사일에 대한 위협평가 방법을 저고도 활공기동형 미사일에 적용 가능한지 판단하기 위해 시뮬레이션 된 기동궤적을 이용하여 탄착지점 예측을 수행하였다. 이를 위해 비행궤적을 상승, 자유낙하, 활공 및 최종 낙하단계로 구분하고 상승단계에서는 피치자세각 변화에 따른 경로각을 조절하여 시뮬레이션 목표고도에 도달할 수 있도록 하였으며, 자유낙하중 활공구간으로 진입하는 단계에서는 시간에 따른 피치선회량 및 선회율을 이용하여 경로각을 조절하고, 원하는 활공고도에 도달할 때 까지 경로각 변화량을 적분하는 방식으로 경로각을 계산하였다. 이후 활공단계에서는 활공경로각을 유지하면서 고도제어를 수행하도록 하였으며, 최종단계에서는 목표지점을 향해 낙하할 수 있도록 잔여거리와 고도 관계를 이용하여 피치자세각을 변화시켜 강하경로각을 계산하는 방식으로 궤적을 시뮬레이션 하였다. 탄착지점 예측은 지구타원체 계수추정 모델[7]을 이용하였으며 예측된 예상 탄착지점을 비교하여 평균거리오차(RMSE)를 구하는 방식으로 수행하였다. 활공기동 궤적 시뮬레이션 결과 상승단계에서의 최고속도는 정점고도와 무관하게 동일하였는데 이것은 시뮬레이션 목적상 동일한 목표고도와 목표사거리를 보낼 수 있도록 하기위해 동일한 입력제원을 부여하고, 발사 후 피치선회율을 조정하는 방식으로 모의궤적을 생성하였기 때문에 판단된다. 또한 상승단계에서의 피치선회에 따른 피치자세각과 초기속도가 탄도미사일의 목표사거리를 결정짓는 중요한 요소로 작용함을 알 수 있었다. 목표 사거리까지의 비행시간은 정점고도가 낮을수록 길고 정점고도가 높을수록 짧았는데 이것은 고도가 높을수록 비행구간에서의 평균속도가 높기 때문으로 판단된다. 또한 정점고도가 높은 탄도궤적을 가질수록 자유낙하에서 활공구간 진입까지 동일한 수평거리를 얻기 위해서는 더 큰 경로각을 주어야 함을 알 수 있었다. 활공구간에서 목표지점으로의 최종강하 구간의 경우 경로각 변화량이 작을수록 강하시작점에서 목표지점까지의 거리는 길어졌고, 경로각 변화량을 크게 하면 거리가 짧아졌다.

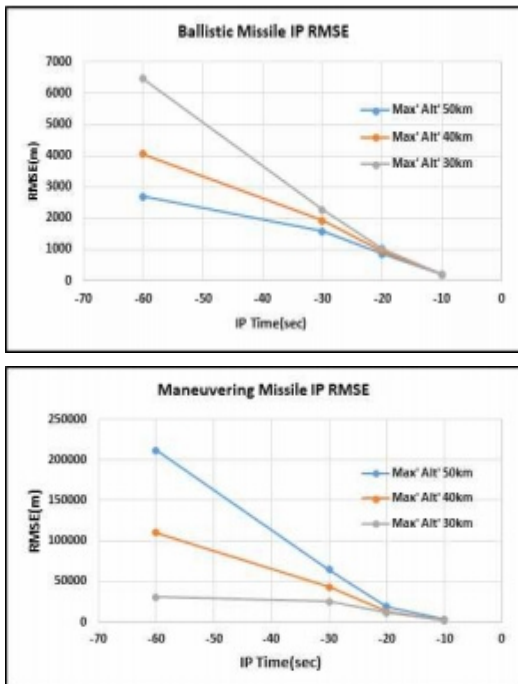


Fig. 10. Comparison of Missile Impact Point Root Mean Square Error

탄착지점 예측 결과 활공기동형 미사일의 경우 탄착 60°전부터 10°전 까지 탄착지점 예측오차가 수백km에서 수십km로 상당히 크게 나타났는데, 이것으로부터 미사일이 활공구간에 있을 경우 탄착지점 예측이 어렵다는 것을 알 수 있었다. 따라서 활공기동형 미사일의 정확한 탄착지점 예측을 위해 실데이터와 부합되는 궤적 시물레이션이 필요하다. 또한 일반적인 탄도미사일의 위협평가 및 대응방법을 그대로 적용하기는 곤란하며, 순항미사일, 항공기와 같이 방향과 고도상으로 기동하며 방어목표에 접근하는 위협에 대한 대응기법을 적용하는 것이 더 적절한 것으로 판단된다. 본 논문은 현실적으로 저고도 활공기동형 탄도미사일에 대한 실 데이터 부족에 따라 일반 탄도미사일 궤적 시물레이션의 입력제원을 이용하여 공개된 저고도 활공기동 탄도미사일의 고도와 사거리를 만족시킬수 있도록 조정함으로써 실제 활공기동형 미사일을 정확하게 모사하는데는 한계가 있었다. 이에 따라 향후 인공지능 기반의 궤적학습을 이용하여 실데이터와 부합된 궤적 시물레이션과 표적의 모호성을 반영한 위협평가 및 실시간 무기할당 알고리즘 연구를 통해 활공기동형 미사일 대응방안에 대한 추가적인 연구가 필요하다.

References

[1] Kim, T. G. "Research on North Korea's KN-23(19-1) tactical missile". koaj 2021, vol.25, no.1, pp.87-124. DOI: <https://doi.org/10.22872/kanks.2021.25.1.003>

[2] Cameron L Tray, David Wright, "Modeling the Performance of Hypersonic Boost Glide Missiles", SCIENCE & GLOBAL SECURITY. DOI: <https://doi.org/10.1080/08929882.2020.1864945>

[3] Oh, H. S., K, Y. S., L, S. J. and N, S. K., "Modeling and Simulation of Hypersonic Glide Vehicle Using Trajectory Shaping", ksas 2022 spring conference, pp.314-315, 2022.

[4] Moon, I. C., Na, H. H., Byun, M. H. and Jang, D. S, "Systematic Simulation Design for Battle Experiments in Theater Defense Scenarios", KSAS 2023 Spring Conference, FA05 Future Theater Defense Technology Oral presentation materials, Apr. 2023.

[5] Hong, D. W, "Application and Determination of Defended Footprint using a simulation model for Ballistic Missile Trajectory" KIMST Journal, 2018, Vol. 21, No. 4, pp. 551-561. DOI <https://doi.org/10.9766/KIMST.2018.21.4.551>

[6] Jeong, G. S., "Rocket science, All about Ballistic Missile", pp.141-143, Jisungsa, 2019.11.20.

[7] Yoo, B. C., Kim, J. H., Kwon, Y. S., and Choi, B. W.,

"A Study on the Flight Trajectory Prediction Method of Ballistic Missiles - BM type by Adjusting the Angle of a Flight Path and a Range", Journal of KOSSE. 2020. Vol. 16, No. 2 pp. 131-140, 2020.

DOI: <https://doi.org/10.14248/JKOSSE.2020.16.2.131>

- [8] Kim, J. W. and Kwon, Y. S., "Analysis of Flight Trajectory Characteristics of Ballistic Missiles Considering Effects of Drag Forces", J. Adv. Navig. Technol. 20(2), pp 134-140, Apr. 2016. DOI: <https://doi.org/10.12673/jant.2016.20.2.134>
- [9] Hong, D. W. and Ju Hyun Kim, "Prediction of launch point and impact point of high-speed target using earth ellipsoid coefficient estimation model", Journal of the Korea Academia-Industrial cooperation Society Vol. 23, No. 5 pp. 482-493, 2022. DOI: <https://doi.org/10.5762/KAIS.2022.23.5.482>
- [10] Christopher Rosema and Joshua Doyle, William B. Blake, "Missile Data Compendium(DATCOM) User Manual-2014 Revision", Air Force Research Laboratory, pp 85, Dec. 2014.

홍 동 옥(Dong-Wg Hong)

[정회원]



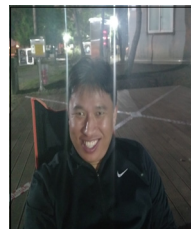
- 2001년 2월 : 충북대학교 충북대학원 안전공학과 (공학석사)
- 2019년 2월 : 한남대학교 한남대학원 산업공학과 (공학박사)
- 2020년 3월 ~ 현재 : 한화시스템 수석연구원

<관심분야>

군사과학, 궤적예측

김 주 현(Ju-Hyun Kim)

[정회원]



- 2011년 2월 : 조선대학교 국방정책학과 (석사)
- 2011년 9월 ~ 현재 : 한화시스템 전문연구원

<관심분야>

정보경영, 정보통신