

탄도미사일의 비행궤적 예측 방법 연구 - 탄종별 비행경로각과 사거리를 중심으로 -

유병천¹⁾, 김주현²⁾, 권용수³⁾, 최봉완^{1)*}

1) 한남대학교, 2) 한화시스템(주) C4I 연구소, 3) 국방대학교 전 교수

A Study on the Flight Trajectory Prediction Method of Ballistic Missiles - BM type by Adjusting the Angle of a Flight Path and a Range -

Byeong Chun Yoo¹⁾, Ju Hyun Kim²⁾, Yong Soo Kwon³⁾, Bong Wan Choi^{1)*}

1) Hannam University, 2) Hanwha Systems, 3) Korea National Defense University

Abstract : The characteristics of ballistic missiles are changing rapidly but studies have mostly focused on fragmentary flight trajectory analysis estimating the changing characteristics of some types, while there is a lack of research on comprehensive and efficient ballistic search, detection and prediction for missiles including the new types that have been gaining attention lately. This paper analyzes the flight trajectory characteristics of ballistic missiles at various ranges considering flight path angle adjustment, specific impulse and drag force with altitude based on the optimized equations of motion reflecting the parameters of North Korea's general and new types of ballistic missiles. The flight trajectory characteristics of representative ranges for each ballistic missile were analyzed by adjusting the flight path angle in the minimum energy method, lofted method, and depressed method. In addition, High value target can attacked by ballistic missiles considering flight path angle adjustment at various points. It's expected to be used to Threat Evaluation and Weapon Allocation, and deployment of defense systems by interpreting the analysis of the latest Iskander-class ballistic missiles and the new multiple rocket launcher.

Key Words : Ballistic Missile, Flight Path Angle, Flight Trajectory, Drag Force

Received: October 28, 2020 / **Revised:** November 16, 2020 / **Accepted:** December 7, 2020

* 교신저자 : Bong Wan Choi/Hannam University/bwchoi721@hanmail.net

This is an Open-Access article distributed under the terms of the Creative Commons Attribution Non-Commercial License(<http://creativecommons.org/licenses/by-nc/3.0>) which permits unrestricted non-commercial use, distribution, and reproduction in any medium, provided the original work is properly cited the original work is properly cited

1. 서론

북한은 1960년대 초 중국의 107mm 다연장로켓 발사대를 생산하면서 미사일에 관심을 갖기 시작하였다.[1] 이후 1970년대에 들어서면서 탄도미사일의 연구 개발을 시작하였으며 1980년대에 300 ~ 500km급 스커드-B/C를 배치하였고, 노동미사일, 대포동 1, 2호를 거쳐 대포동 3호까지 지속적으로 미사일을 개발해왔다.[2] 2007년 사거리 3,000 ~ 4,000km인 무수단(노동-B)을 개발하여 실전배치하였고, 비슷한 시기 KN-02를 개발한 것으로 알려져 있으며, ICBM 화성-15까지 다양한 사거리의 미사일을 배치 후 운용하고 있다.[3] 북한은 이스칸데르로 알려진 KN-23을 2018년 열병식에서 공개한 후 2019년 KN-23의 시험발사를 실시하였고, 고도는 약 50km, 사거리는 약 270km를 날아간 것으로 관측되었다.[4] 이스칸데르 탄도미사일은 단순히 탄도 비행을 할 경우 약 600km를 넘게 날아갈 수 있으나,[5] 요격을 회피하기 위한 기동을 실시하기 때문에 일반적인 탄도미사일보다 많은 항력(Drag force)이 발생하여 속도가 상대적으로 느리고, 최대사거리보다 짧은 거리를 비행한다.

탄도미사일은 초기발사 이후 설정된 비행경로각, 페이로드 무게, 연료량, 비추력(Isp) 및 연소시간의 조정 등 입력 파라미터를 적절히 조절하여, 발사의도와 목적에 따라 다양하게 운용할 수 있다.[6] 페이로드 무게를 증감하는 방법과 비추력을 조절하는 방법은 최고속도 등에서 차이를 보이지만, 비행경로각을 조절하는 방법은 큰 차이가 발생하지 않는 장점이 있다. 비행경로각 조절은 초기 설정되어있는 설계에서 많은 부분을 조절해야할 수도 있기 때문에 본 연구에서는 목적에 의해 미리 설계한 탄도미사일을 저고도, 고고도로 발사할 경우 비행궤적 특성을 분석하였다.

고고도의 비행궤적을 갖는 탄도미사일은 중간단계에서 비행고도가 높고 비행시간이 늘어나므로 방어자의 입장에서는 고고도를 탐지하기 위한 능력이 필요하다.[6] 또한, 저고도의 비행궤적을 갖는 탄도

미사일은 빠른 시간에 목표에 도달하기 때문에 초기나 중간단계에서의 방어가 어려워 하층방어만 가능하므로 비행궤적각의 변화에 따른 비행궤적 특성 및 사거리 변화에 대한 연구는 방어자의 주요 군사시설, 산업시설 및 주요 인구밀집 지역 등에 대한 효과적인 방어를 위해 필요한 것이다.[7] 현재까지 탄도미사일의 비행궤적 특성과 관련된 연구는 사거리 1000km 급 등 일부 미사일의 비행궤적각을 최소에너지 발사각보다 큰 로프트(Lofted) 방식과 작은 디프레스(Depressed) 방식을 적용한 분석이 주를 이루었다.[5],[7] 그러나, 최근 탄도미사일의 운용 방법은 발사각 및 사거리를 다양하게 혼합 적용하고 있으며, 특히 이스칸데르나 신형 방사포 등은 기존과 다른 비행궤적을 갖고 있어 이에 대한 연구가 필요하다.

본 연구에서는 첫째, 탄도미사일의 비행단계별 특성을 해석하였으며, 둘째, 탄도미사일의 특성 파라미터, 고도에 따른 대기항력을 반영한 운동방정식을 기반으로 발사각 조절 및 다양한 사거리의 비행궤적 특성에 대한 시뮬레이션을 수행, 평가/분석하였다. 마지막으로 최신 이스칸데르 탄도미사일과 신형방사포의 비행궤적을 분석하였다. 본 연구의 결과를 활용하여 향후 위협평가 및 무기할당(TEWA : Threat Evaluation & Weapons Assignment), 합정 전투체계 통합,[8] 방어체계 배치, 무기체계 명중률에 따른 플랫폼 손실률 산정,[9] 탄도미사일 예측 프로그램 개발 등에 활용될 수 있을 것이다.

2. 탄도미사일 운동특성에 따른 비행궤적

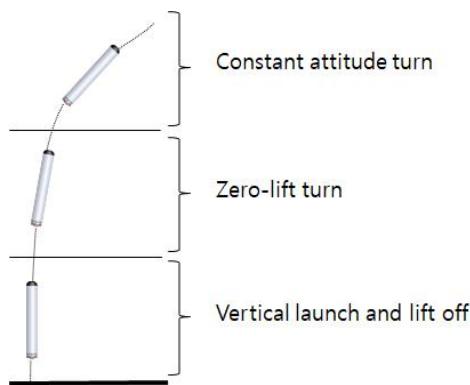
2.1 탄도미사일 비행단계별 특성

탄도미사일 궤적은 초기 연료소모단계인 부스트 단계(Boost Phase), 추진체의 연소가 종료된 후 재진입 전까지인 중간단계(Midcourse Phase), 재진입부터 목표지점까지 떨어지는 종말 단계(Re-entry Phase)인 3단계로 나눌 수 있다.

2.1.1 부스트 단계(Boost Phase)

탄도미사일이 수직 발사 후 연료소모가 종료 (Burn out)되거나 연소 중지(Cut off) 되는 시점까지를 부스트 단계라고 한다.

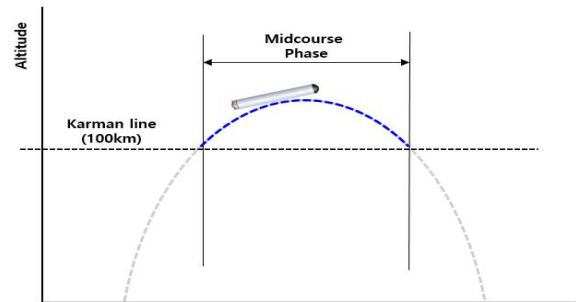
부스트 단계는 그림 1과 같이 탄도미사일의 자세 각 변화에 따라 수직발사단계(vertical launch and lift off), 무양력 선회단계(zero lift turn) 및 등자세 비행단계(Constant attitude)로 구분할 수 있다.[10],[11]



[Figure 1] Boost phase trajectory

수직발사단계는 탄도미사일이 연소를 통해 추력으로 수직 상승한다. 대기권 내에서 대기의 항력은 탄도미사일의 궤적과 속도에 영향을 미치기 때문에 빠르게 대기권을 벗어나기 위해 수직으로 상승한다. 수직상승으로 일정 수준의 고도에 도달하게 되면 무양력 선회단계에 진입한다. 이 구간에서는 목표 거리에 맞추어 결정한 선회각을 선회한다. 탄도미사일의 진행방향 벡터와 속도벡터의 방향이 일치하도록 받음각을 조절하여 양력을 최소화하는 단계이다.[12] 무양력 선회단계를 지난 탄도미사일은 양력이 발생하지 않는 상태에서 추력으로 비행을 하게 된다. 이때, 탄도미사일은 중력의 힘으로만 비행 방향에 영향을 받으며 선회하게 되는데 이 단계를 등자세 비행단계라 한다. 등자세 비행단계에서는 대기의 항력이 없다면, 직진하게 되는데 중간단계로 넘어가면서 중력의 당기는 힘에 의해 타원을 그리게 된다.

2.1.2 중간 단계(Midcourse Phase)



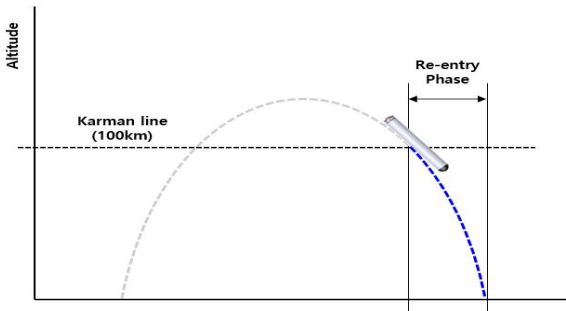
[Figure 2] Midcourse phase trajectory

중간단계는 탄도미사일이 부스트단계를 거쳐 연소종료 후 대기권 밖으로 비행한 후 재진입 전까지를 의미한다. 그림 2와 같은 형태의 궤적특성을 보여준다. 대기권(Atmosphere)은 일반적으로 고도 100km의 카르만선(Karman line)을 기준으로 한다.[5] 대기권 밖에서는 대기 항력의 영향이 없어 중력의 잡아당기는 힘이 탄도미사일의 추력에 의한 직진비행에 영향을 주어 케플러 제 2법칙을 따르는 타원궤적 형태로 비행하게 된다. 최근 북한에서 발사한 이스칸데르 탄도 미사일은 중간단계 진입 전 비행 궤적을 제어하여 급격하게 변화시킨 것으로 보인다. 이와 같은 경우 일반적인 탄도미사일 비행궤적과 다른 궤적으로 비행하기 때문에 요격을 어렵게 하지만, 항력으로 인해 자세제어가 어렵고, 속도가 급격히 감소할 수 있다.

2.1.3 종말 단계(Re-entry Phase)

탄도미사일이 중간단계를 거치면서 궤적의 정점까지 속도가 점차 감소한다. 정점을 지나 중력가속도가 속도에 영향을 미치면서 속도가 점점 증가하며 대기권에 재진입하여 목표지점에 도달하기까지를 종말단계 또는 재진입 단계라 한다. 그림 3에서 100km내 대기권으로 들어온 탄도미사일은 중력의 영향으로 속도가 급격하게 증가한다. 탄도미사일이 대기와 마찰을 일으켜 열에너지로 전환되면서 6,000 ~ 7,000°C의 열을 일으킨다. 대기의 저항은

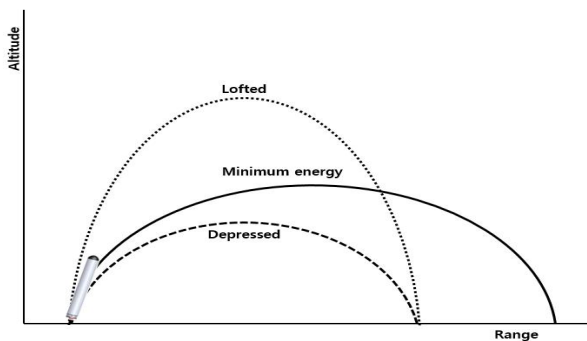
탄도미사일을 목표까지 정확하게 비행하는데 문제를 발생시킨다. 열에 의한 변형 때문에 저항은 더욱 발생하게 되고 예측한 궤적과 다르게 하강하게 된다. 주로 나선형으로 떨어지거나 탄두가 전복되기도 한다.[1]



[Figure 3] Re-entry Phase trajectory

2.2 비행궤적의 종류

일반적인 탄도미사일의 비행궤적은 비행경로각, 페이로드 무게, 연료량, 비추력에 의해 발사 후 연소 종료시점에 결정된다. 따라서 연소종료 전 변화에 따라 비행궤적이 변화할 수 있기 때문에 본 연구에서는 다른 방식보다 변화를 쉽게 줄 수 있는 비행경로각 조절을 분석대상으로 한다. 비행경로각 조절은 최소의 에너지로 가장 먼 사거리를 갖을 수 있는 최소에너지 방식(Minimum energy)과 높은 고도를 갖는 로프트(Lofted) 방식 그리고 낮은 고도를 갖는 디프레스(Depressed) 방식으로 그림 4에 표현하였다.[6],[11]



[Figure 4] Ballistic Missile trajectories

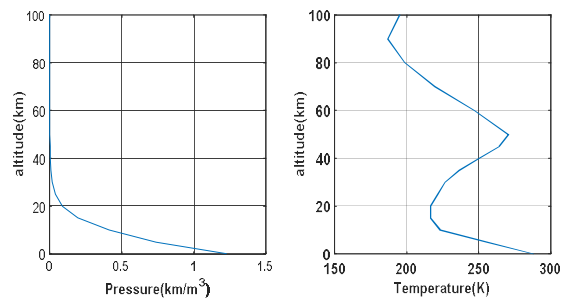
2.3 탄도미사일의 운동방정식

2.3.1 탄도미사일 궤적 좌표계

탄도미사일의 운동방정식을 이용하여 모델링하기 위해서는 기준좌표계가 필요하다. 탄도미사일의 경우 대부분 원거리를 목표로 발사되기 때문에 지구 중심을 기준으로 하는 좌표계를 사용하는 것이 일반적이다. 지구중심지구고정좌표계(ECEF, Earth Centered Earth Fixed System)는 지구 중심에 원점을 두고, Z축에 지구 자전축을 둔다. 지구의 자전을 일정한 각속도로 표현이 가능하기 때문에 지구의 자전에 의한 탄도미사일 궤적 변화를 적용할 수 있다. 탄도미사일의 비행경로각을 측정하거나 레이더에서 탐지 및 추적하는 탄도미사일의 위치를 나타내기 위해 ENU(East North Up) 좌표계를 사용하였다.[12] 지구의 형태는 적도를 기준으로 약간 부푼 타원형의 형태이나, 완전한 구로 가정한다.

2.3.2 대기권 내 대기모델

탄도미사일이 대기권 내에서는 대기에 의한 항력이 발생한다. 대기에 의한 항력은 공기의 밀도와 비례하게 작용한다.



[Figure 5] ICAO Standard Atmosphere

대기의 밀도는 고도가 높을수록 낮아지며 고도 40km부터 아래로 낮아질수록 급격히 증가한다.[11] 고도에 따른 대기밀도는 그림 5와 같이 국제민간항공기구(ICAO)의 표준대기표를 사용하였다.[10]

2.3.3 탄도미사일 운동방정식

탄도미사일의 운동방정식은 일반적으로 알려져있는 3차원 모델링과 항력특성을 고려한 운동방정식을 활용하였다.[3] 탄도미사일에 작용하는 힘은 탄도미사일의 추력(F_T), 항력(F_D), 중력(F_G), 지구의 자전에 의한 코리올리 힘과 원심력(F_A)으로 아래 식 (1)로 표현할 수 있다.

$$\vec{F}_{net} = \vec{F}_T + \vec{F}_D + \vec{F}_G + \vec{F}_A \quad (1)$$

탄도미사일이 비행을 하기 위해 연료를 소모하며 추력을 발생시킨다. 비추력(I_{sp})은 추진체 1kg이 1 초 동안 소비되면서 발생하는 추력이다.

$$F_T = I_{sp} \dot{m} g_0 \quad (2)$$

식(2)는 추력(F_T)을 비추력(I_{sp})과 추진체 소모율(\dot{m}), 중력가속도(g_0)로 표현한 식이다.

$$F_D = \frac{1}{2} \rho(h) v(t)^2 S C_D \quad (3)$$

식 (3)에서 항력은 항력계수(C_D), 단면적(S), 대기밀도($\rho(h)$), 속도(v_t)의 제곱에 비례한다.

중력가속도는 중력 파라미터(μ)의 값 $3.986 \times 10^{14} [m^3/s^2]$ 을 거리(r)로 나눈 식 (4)로 표현한다.

$$a_G = \frac{\mu}{r(t)^2} \quad (4)$$

지구의 자전에 의해 발생하는 가속도인 코리올리 가속도와 원심가속도는 각속도($\vec{\omega}$)로 표현하며, 아래 식 (5)로 나타낼 수 있다.

$$-2\vec{\omega} \times \vec{v}(t), -\vec{\omega} \times (\vec{\omega} \times \vec{r}(t)) \quad (5)$$

지구의 자전 속도는 $7.2911 \times 10^{-5} [rad/s]$ 이다. 탄도미사일의 운동방정식을 직교좌표계로 표현하기 위해 위치벡터(\vec{r})와 속도벡터(\vec{v})로 나타낸다. 위치벡터와 속도벡터를 미분하면 다음과 같다.

$$\dot{\vec{r}} = \vec{v} = [v_x \ v_y \ v_z]^T \quad (6)$$

$$\dot{\vec{v}} = \vec{a} = [a_x \ a_y \ a_z]^T \quad (7)$$

식 (6, 7)는 F_T 와 F_D 의 미분방정식이다. 수치발사된 탄도미사일의 피치프로그램은 다음과 같이 나타낸다.

$$\dot{\theta}_e = \frac{90^\circ - E}{t_P - t_v}, \quad \dot{\theta}_A = \frac{A - 90^\circ}{t_P - t_v} \quad (8)$$

식(8)에서 고각 변화율(Elevation, $\dot{\theta}_e$), 방위각 변화율(Azimuth, $\dot{\theta}_A$), 선회시작시간(t_v), 선회종료시간(t_p)으로 표현한다.[12]

2.3.4 항력계수(Coefficient Drag)

항력계수는 탄도미사일이 갖는 추력을 감소시키는 역할을 한다. 탄도미사일의 항력계수를 구하는 경험식은 타 비행체와 달리 탄도미사일의 형상이 단순하기 때문에 잘 알려진 경험식을 사용하여 계산한다.[13] 탄도미사일의 비행 전 구간의 항력계수와 초음속으로 비행하는 탄도미사일이 음속에서 초음속으로 진입하는 순간 발생하는 충격파(Shock Wave)를 반영하고 있다.

$$C_D = C_{D,Wave} + C_{D,Friction} + C_{D,Base} \quad (9)$$

식 (9)에서 C_D , $C_{D,Wave}$, $C_{D,Friction}$, $C_{D,Base}$ 는 각각 항력계수, 충격파에 의한 항력, 마찰력, 미사일의 기저부분 항력을 의미한다.[12]

$$C_{D,Wave} = (1.586 + \frac{1.834}{M^2}) \{ \tan^{-1} (\frac{0.5d}{l_n}) \}^{1.69} \quad (10)$$

$$C_{D,Friction} = 0.053(l/d)(M/ql)^{0.2} \quad (11)$$

식 (10, 11)은 충격파에 의한 항력과 대기와의 마찰에 발생하는 항력을 계산하는 경험식이다.[13]

$$\left\{ \begin{array}{l} C_{D,Base,powered} = (\frac{0.25}{M})(\frac{1-A_e}{S_{ref}}) \quad (M > 1) \\ C_{D,Base,powered} = (0.12 + 0.13M^2)(\frac{1-A_e}{S_{ref}}) \quad (M \leq 1) \end{array} \right\} \quad (12)$$

$$\left\{ \begin{array}{l} C_{D,\Delta,coast} = \frac{0.25}{M} \quad (M > 1) \\ C_{D,\Delta,coast} = 0.12 + 0.13M^2 \quad (M \leq 1) \end{array} \right\} \quad (13)$$

식 (12, 13)는 각각 추력이 존재하는 경우 (Powered)와 추력이 존재하지 않는 경우(Coast)로 구별한다. 마하수(M), 탄두길이(l_n), 직경(d), 미사일길이(l), 동적 압력(q), 노즐의 면적(A_e), 미사일단면적(S_{ref})의 값을 고려하여 계산한다.

3. 탄도미사일의 비행궤적 특성 해석

3.1 시뮬레이션 및 입력파라미터

시뮬레이션은 기존 연구[3]를 활용, 항력 특성 및 정확한 탄도미사일 궤적을 반영하기 위하여 6자유도 운동방정식[14]과 3차원 좌표와 지구 자전을 고려하였고, MATLAB R2020a 기반으로 모델을 최적화하였다. 비행궤적 해석을 위한 입력 파라미터는 탄도미사일의 무게, 구조물 무게, 페이로드 무게, 비추력(Isp), 연료소모시간 등이 사용되었다. 일반적으로 공개된 데이터의 경우 정확하지 않은 자료가 많기 때문에 기존 연구[12],[15],[16],[17]의 궤적 특성분석결과와 관련 전문가와의 토의 등을 통해 신뢰도 높은 정제된 데이터를 사용하여 궤적특성을 고도화하였다. 따라서 입력 데이터나 파라미터중 일부가 비밀에 준하는 자료가 될수 있으므로 공개를

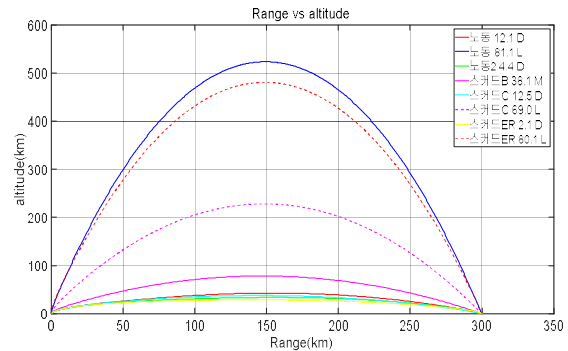
제한하였다.

3.2 대표 사거리 비행궤적 특성 해석

최소에너지방식(MET)와 로프트(Lofted, LT) 방식, 디프레스(Depressed, DT) 방식으로 비행경로각의 조절을 통해 탄도미사일별로 대표 사거리의 비행궤적 특성을 해석하였다.

3.2.1 300km 사거리 비행특성

비행경로각을 조절하여 300km의 사거리를 갖는 탄도미사일의 특성을 분석하였다.



[Figure 6] Altitude according to range of 300km BM trajectory

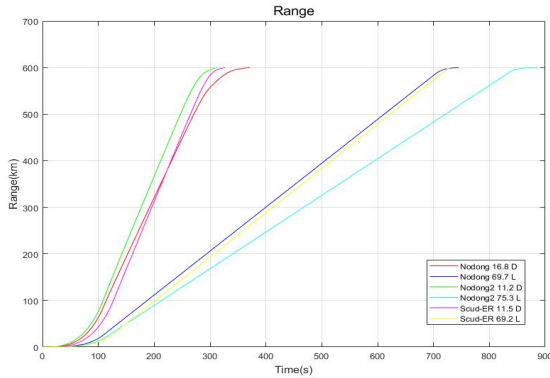
그림 6은 300km의 사거리를 갖는 탄도미사일의 거리와 고도 그래프이다. 비행경로각을 조절하여 300km를 비행할 수 있는 탄도미사일은 노동 1, 2, 스커드 B, C, ER이다. 300km의 정점고도는 노동 1은 42.7km(DT), 523.6km(LT)수준으로 나타났다. 노동 2의 정점고도는 33.6km(DT), 651.6km(LT)이고, 스커드 B의 정점고도는 78.2km(M)로 최소에너지 방식으로 최대 300km에 도달할 수 있으며, 스커드 C는 37.6km(DT), 228.1km(LT)이고, 스커드 ER은 28.6km(DT), 480.8km(LT) 수준으로 나타났다.

3.2.2 600km 사거리 비행특성

600km의 사거리를 비행경로각을 조절할 경우 비행가능한 탄도미사일은 노동1, 2, 스커드 ER이다.

그림 7은 각 탄도미사일의 거리별 시간 그래프이

다. 노동 1의 경우 사거리 600km를 비행한 시간은 370초(DT), 744초(LT) 수준으로 나타났으며, 노동 2는 312초(DT), 885초(LT), 스커드 ER은 326초(DT), 730초(LT) 수준으로 나타났다.



[Figure 7] range according to time of 300km BM trajectory

로프트 방식의 경우 700초를 넘어가는 값으로 계산되었고, 디프레스 방식은 400초 미만으로 비행하여 짧은 시간에 원하는 목표까지 도달할 수 있는 것으로 계산되었다.

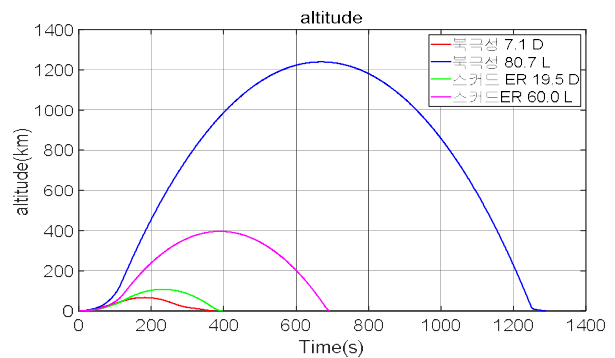
3.2.3 800km 사거리 비행특성

800km를 비행한 탄도미사일은 스커드 ER과 북극성이다. 두 탄도미사일 모두 디프레스와 로프트드 방식을 사용하여 목표한 거리에 도달한 것으로 계산되었다.

<Table 1> Characteristic output of BM simulation

Categories		SCUD ER		Pukguksong	
		DT	LT	DT	LT
Burn out	Range (km)	11.7	4.4	25.3	3.0
	Altitude (km)	16.5	19.2	21.9	34.2
Apex altitude	Range (km)	385.2	395.2	396.1	398.5
	Altitude (km)	107.4	396.1	66.4	1239.8
Re entry	Range (km)	499.6	748.0	-	786.0
	Altitude (km)	99.3	96.5	-	93.3
High speed	Range (km)	717.0	783.1	143.2	792.9
	Velocity (km/s)	3.0	2.9	4.4	4.4
Impact position	Range (km)	800.1	800.1	800.1	800

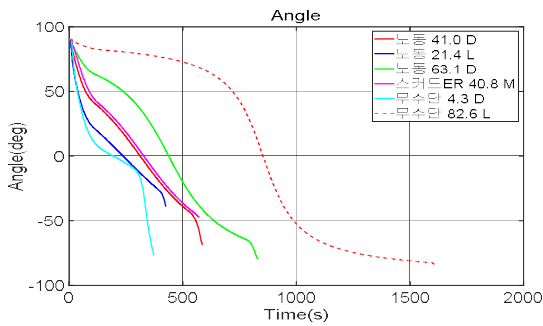
표 1은 각각 연료종료(Burn out), 정점고도 (Apex Altitude), 재진입(Re-entry), 최대속도 (High speed), 탄착지점(Impact position)에서의 값을 나타낸다. 그림 8은 800km의 시간별 고도 특성 그래프이다. 스커드-ER(DT, LT)과 북극성 (LT)는 정점고도가 100km를 넘는 수준으로 계산되었다. 북극성의 디프레스 방식은 짧은 거리를 높은 추력으로 비행하기 때문에 대기권 내에서 정점고도(66.4km)를 갖는 것으로 계산되었다.



[Figure 8] Altitude according to time of 800km BM trajectory

3.2.4 1,000km 사거리 비행특성

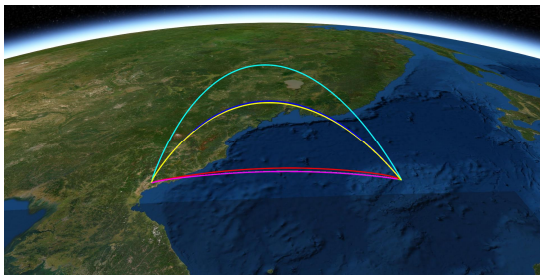
일반적으로 1000km 사거리의 탄도미사일을 단거리 탄도미사일(SRBM)이라 한다. 1000km의 사거리를 갖는 탄도미사일의 비행경로각 특성 변화는 그림 9에 나타내고 있다. 0°를 기준으로 양의 값은 탄도미사일이 상승단계에 있을 때의 값이고, 음의 하강할 때의 값이다. 로프트 방식으로 발사한 경우 고도가 높게 올라가기 때문에 초기단계에서 높은 경로각을 갖으며, 하강단계에서도 높은 음의 경로각을 상대적으로 갖게 된다. 반면 디프레스 방식은 초기 단계에서도 낮은 경로각을 갖으며 빠른 시간에 0°를 지나 작은 음의 값을 갖으며 비행을 종료한다. 비행경로각 0°는 중간단계(Midcourse phase)의 정점고도에서 지면과 수평이 되는 것을 나타낸다.



[Figure 9] Angle according to time of 1,000km BM trajectory

3.2.5 지도상의 탄도미사일 궤적

앞서 탄도탄별로 분석된 비행궤적 분석 결과를 반영하여 지도상에 3-D로 600km 사거리를 그림 10에 표현했다. 편의상 함경남도 함흥(위도:40.04, 경도:127.71)에서 동해상으로 발사하는 것으로 가정하였다.



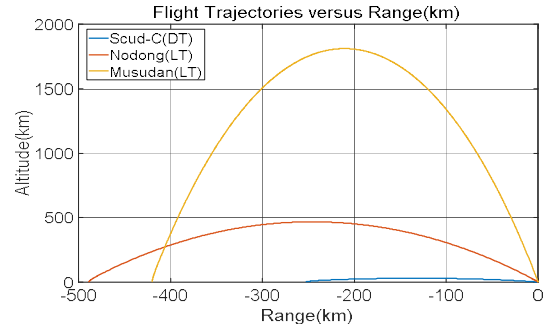
[Figure 10] Trajectory of 600km BM on Earth

같은 600km를 비행하더라도 탄종과 비행경로각에 따라 비행궤적의 차이를 보이고 있다. 방어자는 탄도미사일의 비행거리, 궤적, 운용방법 등을 기반으로 위협산출 및 무기할당(TEWA) 등 기초개념 수립에 활용가능하다는 것을 보여준다.

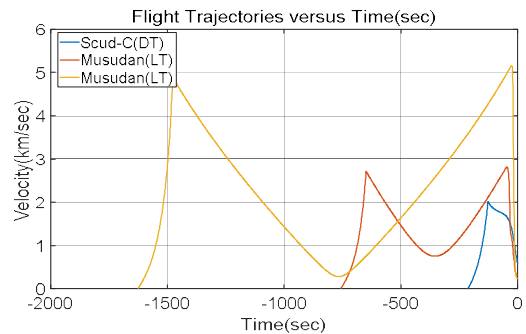
3.2.6 단일 고가치 표적에 대한 비행궤적 특성 해석

북한의 탄도미사일은 휴전선을 기준으로 3개의 광역 미사일 벨트의 형태로 배치되어 있다.[18] 각 벨트에 배치된 탄도미사일의 종류는 사거리에 따라 다르게 배치되어 고가치 표적에 목표를 두고 있다. 그림 11, 12는 스커드-C, 노동, 무수단의 디프레스

와 로프트 방식으로 한곳의 고가치표적을 향해 발사한 비행궤적의 거리에 따른 고도 그래프이다.



[Figure 11] Trajectory of Ballistic Missile to one target



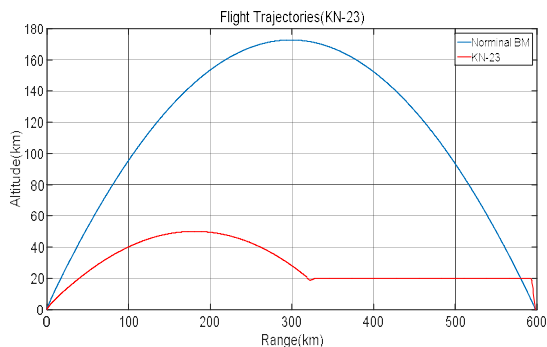
[Figure 12] Velocity according to time of BM to one target

253km에서 스커드-C로 발사할 경우 디프레스 방식으로 빠르게 목표를 향하여 비행하였으며 정점 고도는 30.2km수준이다. 최대속도는 2.01km/s 수준으로 나타났다. 노동과 무수단의 경우 리프트 방식으로 비행하였으며 노동은 420km에서 무수단은 489km에서 발사하였고, 정점고도는 각각 468.2km, 1812.1km수준으로 계산되었다. 최대속도는 2.81km/s, 5.2km/s수준으로 계산되었다. 다양한 위치에서 발사한 탄도미사일이 고가치표적으로 집중발사할 경우 방어자는 탄도미사일 종류와 비행경로각에 따른 특성을 이해하고, 대비해야한다.

3.2.7 이스칸데르 탄도미사일 특성 비교 해석

북한의 이스칸데르 탄도미사일의 시험 발사 데이터가 많지 않아 본 연구에서는 이스칸데르 시험 발사에 대한 제한적인 공개된 자료를 기반으로 비교

해석을 하였다. 북한판 이스칸데르 미사일(KN-23)은 4차례의 시험 발사를 통해 총 8발을 발사하였다. 비행형태는 저고도활공도약형으로 비행궤적은 그림 13과 같이 일반적인 탄도궤적이 아닌 형태로 비행하였다. 사거리 600km의 고도는 50km수준이며 사거리 450km에서는 고도 37km, 사거리 270km에서 고도 49km수준으로 계산되었다.

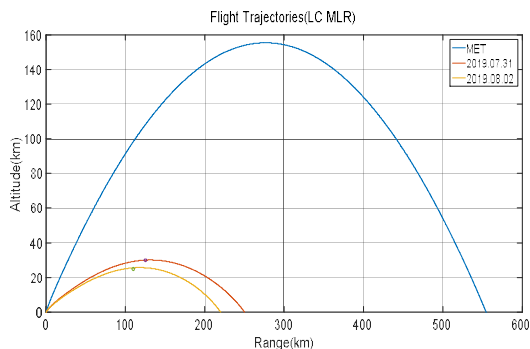


[Figure 13] Trajectory of the KN-23

분석된 결과는 언론에 알려진 탐지형태와 상당부분 차이가 발생하였다. 아직 정확하지 않은 제원과 비추력과 운동방정식 등이 결과의 차이를 만들었다. 따라서 추후 데이터의 축적이 이루어지고, 물리적인 특성을 반영하여 수정된 운동방정식의 연구가 필요하다.

3.2.8 신형방사포 특성 비교 해석

북한의 신형방사포는 대구경조종방사포와 초대형방사포로 나누며, 본 연구에서는 대구경조종방사포에 대하여 제한적으로 분석하였다.



[Figure 14] Trajectory of the New Multi Rocket Launcher

그림 14는 대구경방사포의 사거리별 고도 그래프이다. 첫 번째 시험발사 시 250km를 비행하였고, 정점고도는 30km이었다. 두 번째 시험발사시 220km를 25km의 고도로 비행하였다. 정점고도가 매우 낮아 탐지가 어려운 고도억제비행이다. 최소에너지방식(MET)으로 발사할 경우 약 550km로 예상되었다.

4. 결론

기존 연구에서의 탄도미사일의 운동방정식은 비행궤적 특성을 2차원으로 단순히 해석하거나, 항력을 고려한 단일 탄도미사일의 비행궤적 특성을 해석하는데 그쳤다.

본 연구에서는 최적화된 운동방정식을 활용하여 탄도미사일의 비행단계별 특성해석, 시뮬레이션의 3-D 표현, 데이터 최적화 등과 이스칸데르, 신형방사포에 대한 제한적인 분석, 고가치 표적을 목표로 한 다양한 사거리의 탄도미사일 비행궤적 특성에 대한 분석을 수행하였다. 기존 연구의 결과처럼 로프트 방식과 디프레스 방식은 탄도미사일의 제원을 변칙적으로 활용한 것으로 사거리와 비행궤적을 변화시킬 수 있음을 확인하였다. 또한, 사거리가 다른 탄도미사일의 비행경로각을 조절하여 고가치표적을 공격할 경우 각 탄종별 비행궤적 특성에 대한 예측이 가능할 것으로 판단된다. 추가적으로, 이스칸데르는 기존 탄도미사일의 비행궤적 특성과 다른 궤적 특성을 보유함으로써 위협평가에 변수로 작용할 수 있다는 것과 신형방사포는 탄도미사일과 유사한 궤적특성을 보여 방어자의 방어를 어렵게 할 수 있다는 것을 확인할 수 있었다.

본 연구에서 제시한 탄도미사일의 비행궤적 특성 예측 방법 분석으로 위협평가 알고리즘 개발과 방어체계 구축을 위한 연구에 활용할 수 있을 것이다. 향후 이스칸데르 탄도미사일과 신형방사포의 추가적인 데이터 수집으로 보다 현실적인 운동방정식을 정립하는 연구가 진행되어야 할 것이다.

References

1. Y. S. Kwon, "Technical Analysis and Assessment of North Korean Ballistic Missiles," *Journal of National Defense Studies*, Vol. 56, No. 1, pp 1–27, 2013.
2. Y. G. Jang, "All About North Korean Ballistic Missiles <1> Early Development History," ifspot, 2017.
3. J. W. Kim, Y. S. Kwon, "Analysis of Flight Trajectory Characteristics of Ballistic Missile Considering Effects of Drag Forces," *J. Adv. Navig. Technol.* Vol. 20, No. 2, pp. 134–140, 2016.
4. MDAA, <https://missiledefenseadvocacy.org/missile-threat-and-proliferation/todays-missile-threat/north-korea/kn-23/>
5. Y. J. Ye, "[Ye Yong-joon, Editorial Writer goes] North Korean Missile aims only S. Korea... can't stop it with our defense.," *Joong-ang daily news*, 2019.
6. J. W. Kim, Y. S. Kwon, "Analysis of Flight Trajectory Characteristics of the MRBM by Adjusting the Angle of a Flight Path," *Journal of the KIMST*, Vol. 18, No. 2, pp. 173–180, 2015.
7. D. W. Hong, D. S. Yim, B. W. Choi, "Application and Determination of Defended Footprint Using a Simulation Model for Ballistic Missile Trajectory," *Journal of the KIMST*, Vol. 21, No. 4, pp. 551–561, 2018.
8. K. Y. Hwang, B. W. Choi, H. J. Kim, "A Study on the Acquisition process improvement of Warship Combat System", *Journal of KOSSE*, Vol. 12, No. 2, pp.29–38, 2016.
9. K. C. OK, D. S. Yim, B. W. Choi, "A Case Study on Implementation of Methodology for Wartime Warships Damage Rate Estimation," *Journal of the KIMST*, Vol. 20, No. 1, pp. 137–147, 2017.
10. O. C. Jo, "Space Flight Dynamics," Kyungmoon publisher, pp. 151–155, 1984.
11. F. J. Hale, "Introduction to space flight," Prentice Hall, NCSU, pp. 189–343, 1994.
12. J. W. Kim, "A study on the Building up Korean Missile Defense System based on the Flight Trajectories of Ballistic Missiles," *Korea National Defense Univ.*, 2016.
13. E. L. Fleeman, "Tactical Missile Design, 2nd ed," Reston, VA: AIAA, pp.29–34. 2006.
14. K. P. Kim, S. Y. Yun, J. S. Kim, J. T. Hong, "6-DOF Trajectory M&S of Spin-stabilized Munitions using Matlab Simulink", *Journal of KOSSE*, Vol. 2, No. 2, pp.39–44, 2006.
15. GlobalSecurity, <https://www.globalsecurity.org/wmd/world/dprk/scud-er.htm>
16. Missile Threat, <https://missilethreat.csis.org/missile/>
17. J. W. Kim, Y. S. Kwon, N. G. Kim, Y. H. Park, "A Study on the Deployment of a Sea Based Sensor Platform for the Detection of a SLBM," *J. Adv. Navig. Technol.* Vol. 19, No. 5, pp. 363–369, 2015.
18. W. S. Song, "2014–2015 Strategic Trends and Military Capabilities in Northeast Asia," KIDA, 2015.