

## 항력을 고려한 탄도미사일 비행궤적 특성 해석

# Analysis of Flight Trajectory Characteristics of Ballistic Missiles Considering Effects of Drag Forces

김지원\* · 권용수  
국방대학교 무기체계학과

Jiwon Kim\* · Yong Soo Kwon

Department of Weapon Systems, Korea National Defense University, Gyeonggi-do 10544, Korea

### [요 약]

본 연구는 항력을 고려한 탄도미사일의 비행궤적 특성에 대한 해석이다. 탄도미사일은 대부분 대기권 밖에서 초고속으로 비행하고 RCS가 작기 때문에 요격이 어렵다. 특히 부스트 및 종말단계에서는 급격한 항력의 변화에 따라 속도의 변화가 매우 커진다. 따라서 성공적인 탄도미사일 방어체계를 구축하기 위해서는 탄도미사일의 비행궤적 해석 시 항력 특성을 반드시 고려해야 한다. 이러한 관점에서 본 연구는 항력에 대한 특성을 분석하고, 이를 고려하여 스커드 B, C 및 노동미사일의 비행궤적 특성을 도출하였다. 탄도미사일의 비행궤적 모델은 지구 자전에 의한 코리올리힘과 원심력을 반영하였으며, 탄도미사일의 제원은 공개된 자료를 활용하였다.

### [Abstract]

This paper analyzed flight trajectory characteristics of ballistic missiles considering effects of drag forces. It is difficult to intercept ballistic missiles which fly over atmosphere with supersonic speeds and small radar cross section (RCS). In particular, the velocities in the phases of boost and terminal are changed significantly due to the steep variation of the drag force. Therefore, in order to build up a successful ballistic missile defense systems, the effects of the drag forces should be considered in the analysis of ballistic missile trajectory characteristics. In this point of view, this work analyzed the effects of drag forces and derived the flight trajectory characteristics of Scud B, C and Nodong missiles. Model of the ballistic missile flight trajectory is considered the effects of Coriolis and centrifugal forces, and specifications of the missiles are open sources.

**Key word** : Ballistic missile, Flight trajectory, Drag force, Ballistic missile defense system.

<http://dx.doi.org/10.12673/jant.2016.20.2.134>



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.

Received 3 March 2016; Revised 22 March 2016  
Accepted (Publication) 18 April 2016 (30 April 2016)

\*Corresponding Author; Yong soo Kwon

Tel: +82-2-300-2146

E-mail: [yyongsoo@dreamwiz.com](mailto:yyongsoo@dreamwiz.com)

## I. 서론

대량파괴무기(WMD; weapons of mass destruction)의 운반수단으로 사용 가능한 탄도미사일은 대부분의 비행시간을 대기권 외곽에서 초고속으로 비행할 뿐만 아니라 자체의 특이한 비행 운동특성으로 인해 방어 측면에서 기술적 어려움을 초래한다<sup>[1]</sup>. 따라서 탄도미사일의 보유는 주변국의 안보에 심각한 위협으로 작용하게 되며 특히 북한의 KN-02, 스커드 B, C 및 노동미사일은 우리나라에 직접적인 위협이 되고 있다. 이러한 위협에 대비하기 위해 우리나라는 킬체인(kill chain)과 종말단계 하층방어 위주의 한국형 탄도미사일 방어체계(KAMD; Korea Air and Missile Defense)를 구축하고 있다.

한편 탄도미사일은 주로 추력, 중력 및 항력의 영향을 받으며, 특히 부스트 및 종말단계와 같이 낮은 고도에서 빠른 속도로 비행하는 구간에서는 항력의 영향을 크게 받는다. 이러한 관점에서 본 연구에서는 탄도미사일의 비행궤적 특성을 항력을 고려하여 해석하였다. 탄도미사일에 작용하는 항력의 특성분석을 통해 부스트 및 종말단계에서 탄도미사일 속도의 급격한 변화를 정량적으로 식별할 수 있었다. 특히 종말단계의 항력특성 해석은 종말단계 하층방어 위주의 탄도미사일 방어체계를 구축함에 있어 중요한 고려요소가 된다. 또한 보다 실제적인 비행궤적 해석을 위해, 지구를 평탄한 것으로 해석하거나 2차원 프레임에서 분석한 기존 연구<sup>[2],[3]</sup>와는 달리 지구의 자전을 고려한 ECEF 좌표계 상에서 탄도미사일 모델을 작성하였다. 따라서 기존의 2차원 좌표와 자전이 고려되지 않은 모델에 비해 보다 정확한 탄도미사일 궤적을 반영한다.

## II. 탄도미사일의 비행단계

일반적으로 탄도미사일의 비행단계는 그림 1과 같이 부스트 단계(boost phase), 중간단계(midcourse phase) 및 재진입단계(reentry phase)의 세 단계로 구분된다.

부스트단계는 추진체의 연소를 통해 탄도미사일이 탄착점까지 비행하기 위한 추력을 발생시키는 단계이며 최초 수직발사 이후 내부의 유도장치를 통해 사전에 입력된 프로그램에 따라 연소 종료점을 향해 선회한다. 이를 탄도미사일의 피치 프로그램(pitch program)이라 한다. 대기권의 기준을 고도 100 km의 카르만선(Karman line)이라 할 때 대부분의 중·단거리 탄도미사일의 부스트 단계는 대기권 내에서 종료되지만 ICBM(intercontinental ballistic missile)과 같은 장거리 탄도미사일의 경우 대기권 외곽에서 부스트단계가 종료되는 경우도 있다. 또한 추진체의 연소 종료 후 부스터와 탄두가 분리되기도 하는데 북한의 노동미사일이 이러한 방식의 분리형 탄도미사일에 속한다<sup>[4]</sup>. 한편 탄도미사일은 부스트단계 직후 추력이 종료되면 중력과 항력 외의 힘을 받지 않기 때문에 탄도미사일의 비행궤적은 연소종료 시점의 조건에 의해 결정된다. 일부 탄도미사일의 경우 별도의 유도장치를 장착하여 중간단계와 재진입단계에서 비행경로

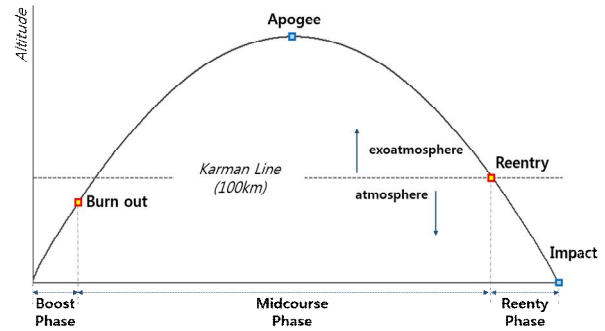


그림 1. 탄도미사일의 비행단계

Fig. 1. Flight phase of ballistic missile.

를 조절할 수 있지만 일반적으로 대부분의 탄도미사일은 부스트 단계의 연소종료 시점에서 비행궤적이 결정된다.

중간단계는 부스트단계가 종료된 직후부터 대기권에 재진입하기 전까지를 의미하며 비행 고도가 높기 때문에 대기의 저항은 상당히 적고 추력의 영향을 받지 않는다. 따라서 이 단계에서는 대부분 중력의 영향만을 받는다고 할 수 있으며, 부스트단계와 재진입단계에 비해 속도의 변화가 적으므로 중간단계의 탄도미사일에 대한 탐지와 추적은 비교적 용이하다. 이러한 중간단계의 탄도미사일 비행을 지구와 탄도미사일간의 이체문제(two body problem)로 가정할 때, 탄도미사일의 비행궤적은 지구의 중심을 초점(focus)으로 하는 타원궤적의 형태를 가지게 된다<sup>[5]</sup>. 따라서 탄도미사일이 최대사거리를 가질 때의 궤적은 한가지로 결정되지만, 최대사거리보다 짧은 사거리를 나타낼 때의 궤적은 두 가지 경우, 즉 로프트 궤적(lofted trajectory)과 디프레스 궤적(depressed trajectory)을 가지게 된다. 여기서 로프트 궤적과 디프레스 궤적은 비행경로각(flight path angle)의 조정을 통해 탄도미사일의 사거리를 조절하는 방식으로, 연소 종료 시의 비행경로각을 각각 높이거나 낮추는 방식을 사용한다.

재진입단계는 외기권을 비행하던 탄도미사일이 대기권에 재진입한 이후 탄착점까지 비행하는 단계이며, 탄도미사일 방어의 측면에서는 종말단계(terminal phase)라고도 한다. 이 단계에서 탄도미사일은 중력의 영향으로 속도가 급격히 증가하며, 빠른 속도와 대기밀도의 증가에 따라 항력의 영향 또한 크게 받게 된다. 따라서 탄도미사일의 속도 변화가 상당히 커지게 되며 대기와의 마찰로 인해 재진입체에 상당한 열이 가해진다. 또한 일부 탄도미사일의 경우 재진입체가 부분적으로 파손되어 의도되지 않은 나선형 운동이 발생하기도 한다<sup>[6]</sup>. 따라서 재진입단계의 탄도미사일 탐지와 요격은 상당히 어려우며 높은 기술이 요구된다.

## III. 탄도미사일 비행모델

탄도미사일의 일반적인 비행단계 특성을 고려하여 3자유도의 탄도미사일 비행모델을 작성하였다. 탄도미사일은 질점으로 간주했으며, 지구의 형태는 이심률이 0인 완전한 구의 형태로 가정

했다. 또한 모델에서 사용되는 좌표계는 자전하는 지구를 나타내기 위해 지구중심고정좌표계 (ECEF; earth centered earth fixed frame)와 지리좌표계 (geodetic frame)를 사용하였고 탄도미사일의 비행방위(azimuth)와 고각(elevation)을 나타내기 위해 ENU (east north up) 좌표계를 사용하였다.

한편 고도에 따른 대기밀도와 대기온도는 국제민간항공기구 (ICAO; International Civil Aviation Organization)에서 채택하고 있는 표준 대기표의 값을 적용하였으며, 그림 2와 같이 나타냈다. 항력에 직접적으로 영향을 미치는 대기 밀도는 40 km 이하 고도에서 급격히 증가함을 나타내고 있으며 온도는 대기권 내의 구조에 따라 각각 다른 분포를 보이고 있다.

**3-1 탄도미사일의 운동방정식**

자전하는 지구 주위를 비행하는 탄도미사일의 운동방정식은 식(1)과 같이 추력, 공력(aerodynamic force), 중력, 코리올리힘 및 원심력의 합으로 나타낼 수 있다[6].

$$\vec{F} = \vec{T} + \vec{F}_{aero}(\vec{v}) + m(t)\vec{g} - 2m(t)(\vec{\omega} \times \vec{v}) + m(t)\vec{\omega} \times \vec{r} \times \vec{\omega} \quad (1)$$

여기서  $\vec{F}$ ,  $\vec{T}$ ,  $\vec{F}_{aero}$ ,  $\vec{g}$ ,  $\vec{v}$ ,  $\vec{r}$  및  $\vec{\omega}$  은 각각 탄도미사일의 알짜힘(net force), 추력, 공력, 중력가속도, 속도 및 탄도미사일의 위치, 및 지구 자전 각속도를 나타내는 벡터이며  $m$ 은 탄도미사일의 질량을 의미한다.

한편 공력은 양력과 항력의 합으로 나타낼 수 있으나, 본 연구에서는 비행하는 탄도미사일의 받음각(angle of attack)이 작다고 가정하여, 항력만을 적용하였다. 또한  $\vec{\omega}$  는 지구의 자전축인  $z$  축을 중심으로 회전하는 각속도를 의미하기 때문에  $[0, 0, \omega]$  로 나타낼 수 있으며 크기는  $7.2911 \times 10^{-5}$  [rad/s] 이다.

따라서 3자유도 운동을 하는 탄도미사일의  $x, y, z$  축 성분별 운동방정식은 식 (2)~ (3)과 같은 미분방정식으로 나타낼 수 있다. 여기서  $a_T, a_D$  및  $a_G$ 는 각각 추력, 항력 및 중력에 의한 가속도 성분을 의미하며 식 (4)~ (6) 과 같이 쓸 수 있다.

$$\begin{aligned} \dot{r}_x &= v_x \\ \dot{r}_y &= v_y \\ \dot{r}_z &= v_z \end{aligned} \quad (2)$$

$$\begin{aligned} \dot{v}_x &= a_T \frac{v_x}{\sqrt{v_x^2 + v_y^2 + v_z^2}} - a_D \frac{v_x}{\sqrt{v_x^2 + v_y^2 + v_z^2}} \\ &\quad - a_G \frac{r_x}{\sqrt{r_x^2 + r_y^2 + r_z^2}} + 2\omega v_y + \omega^2 r_x \\ \dot{v}_y &= a_T \frac{v_y}{\sqrt{v_x^2 + v_y^2 + v_z^2}} - a_D \frac{v_y}{\sqrt{v_x^2 + v_y^2 + v_z^2}} \\ &\quad - a_G \frac{r_y}{\sqrt{r_x^2 + r_y^2 + r_z^2}} - 2\omega v_x + \omega^2 r_y \end{aligned} \quad (3)$$

$$\begin{aligned} \dot{v}_z &= a_T \frac{v_z}{\sqrt{v_x^2 + v_y^2 + v_z^2}} - a_D \frac{v_z}{\sqrt{v_x^2 + v_y^2 + v_z^2}} \\ &\quad - a_G \frac{r_z}{\sqrt{r_x^2 + r_y^2 + r_z^2}} \\ a_T &= \frac{g_0 I_{sp} \dot{m}}{m(t)} \end{aligned} \quad (4)$$

$$a_D = \frac{C_D S \rho(h) v^2}{2m(t)} \quad (5)$$

$$a_G = \frac{\mu}{r^2} \quad (6)$$

여기서  $g_0, I_{sp}, C_D, S, \rho$  및  $\mu$ 는 각각 중력가속도, 비추력, 항력계수, 미사일 단면적, 대기밀도 및 중력 파라미터(gravitational parameter)를 의미한다. 탄도미사일의 항력계수는 다음 절에서 자세하게 설명한다. 또한 수직발사된 탄도미사일이 연소 종료점으로 유도되는 피치프로그램은 식 (7)~ (8)으로 나타냈다.

$$\dot{\theta}_E = \frac{90^\circ - E}{t_p - t_v} \quad (7)$$

$$\dot{\theta}_A = \frac{A - 90^\circ}{t_p - t_v} \quad (8)$$

여기서  $\dot{\theta}_E, \dot{\theta}_A, E, A, t_v$  및  $t_p$ 는 각각 고각 변화율, 방위각 변화율, 프로그램선회 종료 시의 고각 및 방위각, 프로그램 선회 시작 시간 및 종료시간을 의미한다.

또한 진술 탄도미사일 추진체의 연소는 비교적 낮은 고도에서 이루어지므로 비추력(Isp : specific impulse)은 해수면과 진공상태에서 동일하다고 가정하였으며, 탄도미사일에 탑재된 추진체는 전량 소모하는 것으로 간주하였다. 그리고 시뮬레이션 대상 탄도미사일 중 스킵 B 및 스킵 C는 연소종료 후 탄두가 분리되지 않은 채로 탄착점까지 비행하며, 노동미사일은 연소종료 후 탄두가 분리되어 비행하는 것으로 가정하였다.

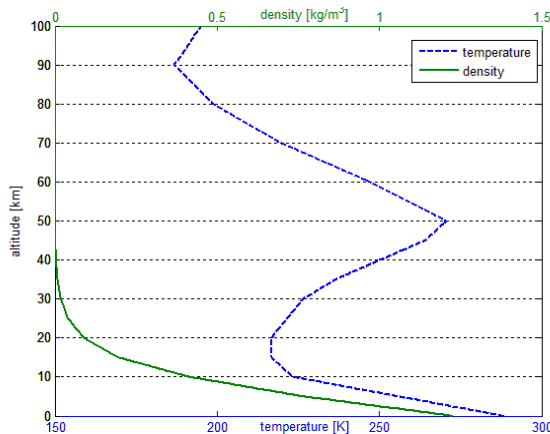


그림 2. 지구 표준 대기  
Fig. 2. Earth standard atmosphere

### 3-2 항력계수

탄도미사일의 항력계수 계산은 다양한 방법으로 수행할 수 있지만 탄도미사일은 형상이 복잡하지 않고 단순하기 때문에 본 연구에서는 경험식을 이용하였다. 탄도미사일은 정지된 상태에서 발사되어 음속을 돌파한 후, 짧은 시간 내에 최고속도에 도달하게 된다. 여기서 사용한 경험식은 탄도미사일이 음속을 돌파하는 속도 구간에서의 급격한 항력계수 증가를 잘 나타낸다. 또한 탄두를 비롯한 전체적인 미사일의 형상과 전반적인 탄도미사일의 속도범위를 나타내기 때문에 탄도미사일의 비행특성을 해석하는데 적합하다고 판단하였다.

비행중인 탄도미사일에 양력이 작용하지 않는다고 가정할 때 무양력 조건하에서 탄도미사일의 항력계수( $C_D$ )는 초음속으로 진입 시 충격파에 의한 항력( $C_{D, Wave}$ ), 대기와의 마찰에 의한 항력( $C_{D, Friction}$ ) 및 미사일의 기저(base)부분에서 발생하는 항력( $C_{D, Base}$ )의 합으로 나타낼 수 있다.

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

$C_{D, wave}$ 는 초음속 상태에서 발생된다. 그리고  $C_{D, Base}$ 는 탄도미사일이 초음속으로 비행하는 경우와 아음속으로 비행하는 경우로 구분되며, 각각 연소가스가 분사될 때, 즉 추력이 존재하는 경우( $C_{D, Base, Powered}$ )와 추력이 존재하지 않는 경우( $C_{D, Base, Coast}$ )로 구분된다. 각 항력의 구성 항목별 경험식은 식 (10)~(12)와 같다<sup>7)</sup>.

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

$$C_{D, Friction} = 0.053 \left( \frac{l}{d} \right) \left( \frac{M}{q} \right)^{0.2} \quad (11)$$

$$C_{D, Base, Coast} = 0.25/M \quad (M > 1) \quad (12a)$$

$$C_{D, Base, Coast} = 0.12 + 0.13M^2 \quad (M \leq 1) \quad (12b)$$

$$C_{D, Base, Powered} = (0.25/M)(1 - A_c/S_{ref}) \quad (M > 1) \quad (12c)$$

$$C_{D, Base, Powered} = (0.12 + 0.13M^2)(1 - A_c/S_r) \quad (M \leq 1) \quad (12d)$$

여기서  $M$ ,  $l_N$ ,  $d$ ,  $l$ ,  $q$ ,  $A_c$ , 및  $S_{ref}$ 는 각각 마하수, 탄두길이, 직경, 미사일길이, 동압력(dynamic pressure), 노즐출구면적 및 미사일 단면적을 의미한다.

위와 같은 경험식을 적용하여 스킨드 B, C 및 노동미사일의 항력계수를 계산하였다. 또한 부스트단계 종료 시 부스터와 탄두가 분리되는 노동미사일의 특성을 고려하여 노동미사일 탄두의 항력계수를 추가로 계산하였다.

항력 계산에 사용된 탄도미사일 제원은 표 1과 같이 공개된 자료<sup>8)</sup>를 사용하였다. 또한 속도와 고도에 따른 스킨드 B, C, 노동미사일 및 노동미사일 탄두의 항력계수는 그림 3 ~ 그림 5와 같이 나타냈다.

표 1. 항력계수 계산을 위한 탄도미사일 제원

Table 1. Specifications for drag coefficient.

name	warhead length	missile length	diameter	fineness Ratio
SCUD B	2.87 m	10.94 m	0.88 m	3.26
SCUD C				
Nodong	2.09 m	16.2 m	1.3 m	1.61

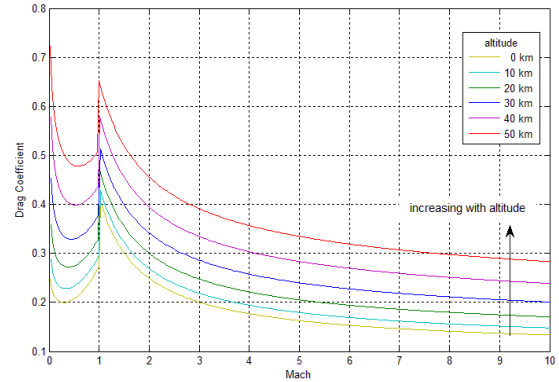


그림 3. 스킨드 B, C의 항력계수

Fig. 3. Drag coefficient of SCUD B, C.

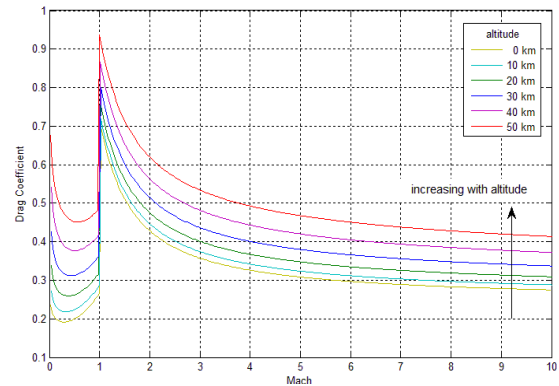


그림 4. 노동미사일의 항력계수

Fig. 4. Drag coefficient of Nodong.

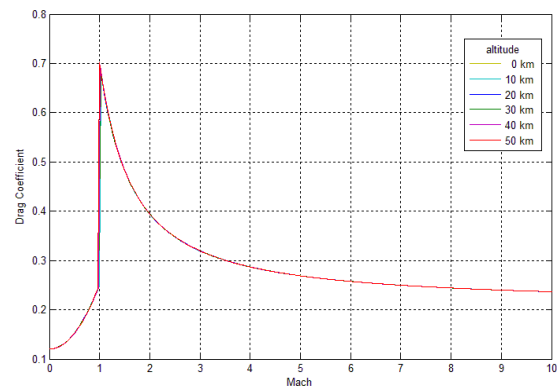


그림 5. 노동미사일 탄두의 항력계수

Fig. 5. Drag coefficient of Nodong warhead.

스커드 B, C 및 노동미사일의 항력계수는 그림 3 및 그림 4와 같이 속도가 증가함에 따라 마하 1에서 급격히 커진 후 점차 작아지는 경향을 보이며, 고도가 증가함에 따라 증가하였다. 그러나 고도가 증가하면 대기의 밀도가 급격히 작아지기 때문에 항력계수가 항력에 미치는 영향은 적다.

한편 스커드 B와 C에 비해 노동미사일의 항력계수가 전반적으로 큰 것을 알 수 있다. 이는 탄두의 길이를 미사일 직경으로 나눈 값인 날선비 (fineness ratio)가 노동미사일은 1.61, 스커드 B, C는 3.26으로 노동미사일의 fineness ratio가 스커드 B, C보다 작아서 충격파에 의한 노동미사일의  $C_{D, Wave}$ 가 크기 때문이다. 또한 노동미사일의 길이가 스커드 B, C보다 길기 때문에 마찰에 의한 노동미사일의  $C_{D, Friction}$ 이 증가되어 전반적인 노동미사일의 항력계수가 스커드 B와 C에 비해 크게 나타났다.

노동미사일 탄두에 대한 항력계수는 그림 5와 같이 노동미사일 전체의 항력계수에 비해 작게 나타났고, 고도에 따라 거의 차이가 없는 것을 알 수 있다. 이는 탄두의 길이가 노동미사일 전체의 길이보다 짧기 때문에 마찰에 의한 항력( $C_{D, Friction}$ ) 부분이 감소했기 때문이다.

#### IV. 항력을 고려한 탄도미사일 비행궤적 특성 해석

탄도미사일의 비행궤적은 지구 자전에 의한 코리올리 힘과 원심력으로 인해 발사 위치와 발사 방향 그리고 발사 고각에 따라 달라진다. 따라서 본 연구에서는 탄도미사일이 동쪽 방향으로 발사되는 것으로 가정하고 비행궤적을 해석하였다.

연구 대상인 스커드 B, C 및 노동미사일에 대한 제원은 일반에 공개된 자료[8],[9]를 종합하여 표 2와 같이 작성하였다.

각 탄도미사일은 엔진의 추력이 종료되는 시점의 방위각이 90도가 되도록 발사되었으며 그림 6과 같이 전항력에 의한 궤적의 우편향 현상 현상이 나타났다. 우편향 현상은 비행시간과 사거리가 긴 노동미사일에서 가장 크게 나타났으며, 상대적으로 비행시간과 사거리가 짧은 스커드 B에서는 적게 발생하였다.

스커드 B, C 및 노동미사일의 사거리와 총 비행시간은 그림 7

표 2. 탄도미사일 제원

Table 2. Specifications of ballistic missiles.

Categories	SCUD B	SCUD C	Nodong
propellant mass [kg]	3,900	4,650	16,500
structural mass [kg]	1,100	1,200	4,000
payload mass [kg]	1,000	900	1,000
burn time [sec]	65	70	70
Isp [sec]	215	235	255
staging	×	×	○
launch position	40° 33' 00" N 126° 39' 00" E		

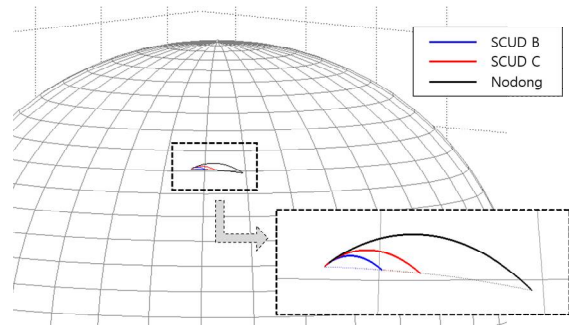


그림 6. 지표면에 대한 탄도미사일의 상대적인 비행궤적  
Fig. 6. Trajectories of ballistic missiles relative to earth surface.

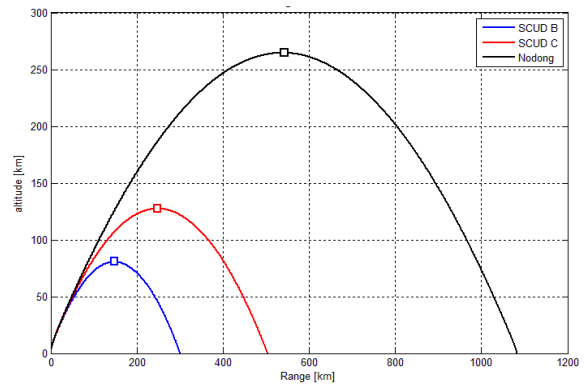


그림 7. 탄도미사일 비행궤적  
Fig. 7. Trajectories of ballistic missiles.

과 같이 각각 301 km (306초), 504 km (383초) 및 1,083 km (576초)로 나타났으며 정점고도 (정점시간)은 81 km (171초), 127 km (212초) 및 264 km (299초)로 나타났다. 또한 스커드 B는 대기권 내부에서만 비행하며, 스커드 C 및 노동미사일의 중간단계 비행시간은 각각 220초와 430초로 각 미사일 총 비행시간의 58%, 75% 이다. 탄도미사일 방어 (BMD; ballistic missile defense) 에서 중간단계 비행은 중요한 의미를 갖는데 중간단계에서는 속도의 변화가 적어 탐지 및 추적하기가 비교적 용이하기 때문이다.

한편 탄도미사일의 속도 및 가속도 특성은 그림 8 및 그림 9와 같이 나타난다. 탄도미사일은 부스트단계 동안 추력의 영향으로

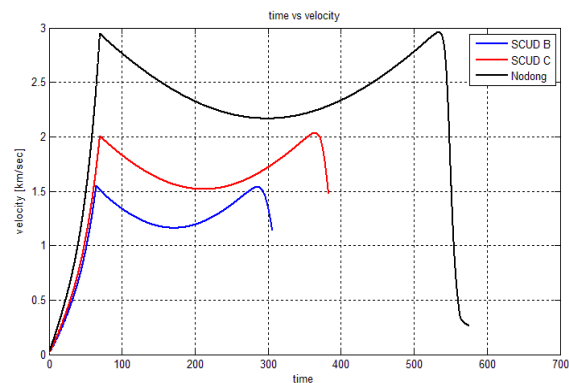


그림 8. 탄도미사일의 속도특성  
Fig. 8. Velocity characteristics of ballistic missiles.



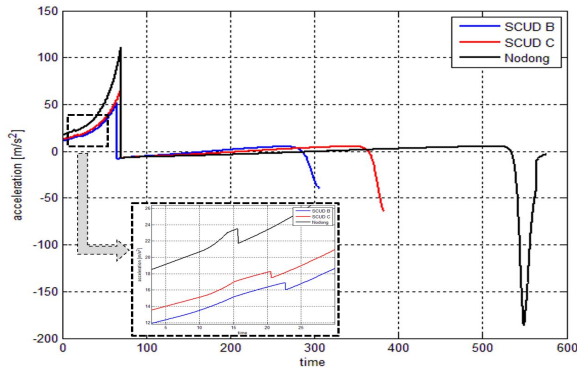


그림 9. 탄도미사일의 가속도특성

Fig. 9. Acceleration characteristics of ballistic missiles.

속도가 급격히 커지며, 연소 종료 후 점차 속도가 감소한다. 이후 정점을 통과한 탄도미사일은 중력의 영향으로 다시 속도가 증가하는 전형적인 'M' 자 형태를 나타내고 있다. 속도의 변곡점은 부스트 단계 종료시와 종말단계에서 나타나며 특히 스커드 B, C 및 노동미사일의 종말단계 최대속도와 이때의 고도는 각각 1.54 km/s (20 km), 2.03 km/s (24 km) 및 2.96 km/s (39 km)이다. 이러한 종말단계의 최대속도는 종말단계 탄도미사일 방어에서 중요한 요소가 된다.

한편 가속도는 추력으로 인해 부스트단계에서 급격히 증가하고, 연소종료 이후 감소된다. 이후 중력의 영향으로 서서히 증가하다 종말단계에서 음(-)의 방향으로 급격히 감소하다 다시 양(+)의 방향으로 증가하게 된다.

특히 가속도는 그림 9 내부의 점선 그래프와 같이 부스트단계에서 순간적으로 변동하게 되며, 이후 종말단계에서 크게 변하게 되는데 이는 그림 10과 같은 항력의 영향 때문이다. 부스트단계에서 각 탄도미사일의 속도가 마하 1 부근을 통과하면 충격파로 인해 순간적으로 항력계수( $C_{D, Wave}$ )가 증가하여, 항력에 의한 가속도 변화가 일시적으로 발생하게 된다.

또한 종말단계에서 가속도의 큰 변화는 식 (5)와 같은 가속도의 항력성분이 비행속도의 제곱과 대기밀도에 비례하기 때문에 발생한다. 따라서 속도가 빠르고 대기밀도가 급격히 증가하는 40

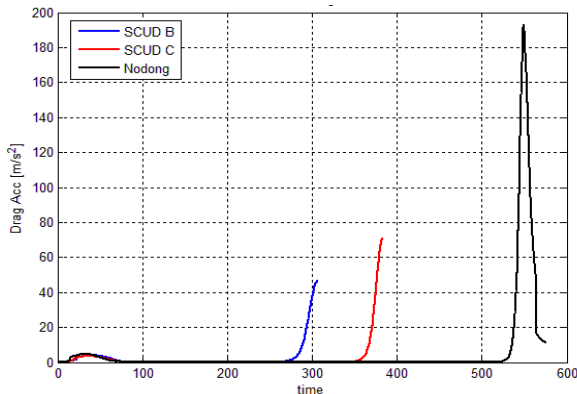


그림 10. 탄도미사일 가속도의 항력성분

Fig. 10. Drag component of ballistic missile acceleration.

km 이하의 고도에서 가속도가 크게 변하게 된다. 게다가 항력성분은 탄도미사일의 질량에 반비례하기 때문에 부스트단계 후 탄두와 부스터가 분리되어 질량이 작아진 노동미사일의 항력이 탄두와 부스터가 분리되지 않은 스커드 B와 C에 비해 항력이 커지게 된다.

이러한 항력의 영향에 따른 탄도미사일의 속도변화, 특히 종말단계에서의 급격한 속도의 변화는 탄도미사일을 요격하는데 어려움을 줄 수 있다. 특히 종말단계에서 노동미사일의 속도 감소량은 43초간 2.7 km/s로 스커드 B 0.41 km/s, 스커드 C 0.56 km/s에 비해 5배 이상 큰 것으로 나타났다. 따라서 노동미사일을 요격하기 위해서는 보다 높은 기동성을 가진 요격체가 요구된다.

## V. 결 론

탄도미사일은 부스트 및 종말단계에서 항력의 영향을 크게 받아 속도의 변화가 크며, 이를 효과적으로 요격하기 위해서는 높은 기동성을 가진 요격체가 필요하다. 따라서 성공적인 방어체계를 구축하기 위해서는 탄도미사일의 비행궤적 해석 시 항력 특성이 반드시 고려되어야 한다. 본 논문은 항력의 변화가 큰 부스트단계와 종말단계에서의 항력계수 특성을 분석하고 이를 기반으로 탄도미사일의 비행궤적 특성을 도출했다.

항력계수 특성 해석과 이러한 특성이 반영된 스커드 및 노동미사일의 비행궤적 특성 해석은 한국적 탄도미사일방어 개념 설정 이전에 수행되는 위협분석단계의 과업 중 하나이다.

## 참고 문헌

- [1] Y. S. Kwon, "Technical analysis and assessment of North Korea ballistic missiles," *Journal of National Defense Studies*, Vol. 56, No. 1, pp. 1-27, 2013.
- [2] H. S. Kim, K. T. Kim, and G. W. Jeon, "A requirement assessment algorithm for anti-ballistic missile considering ballistic missile's flight characteristics," *Journal of the Korea Institute of Military Science and Technology*, Vol 14, No. 6, pp. 1009-1017, 2011.
- [3] J. I. Ahn and Y. S. Kwon, "Analysis of the flight trajectory characteristics of ballistic missile depending on the operational parameters," *Korea Association of Defense Industry Studies*, Vol 20, No. 2, pp 119-136, 2013.
- [4] Markus Schiller, *Characterizing the North Korean nuclear missile threat*, Santa Monica, CA: RAND, pp.3-30, 2012.
- [5] George M. Siouris, *Missile Guidance and Control Systems*, New York, NY: Springer, pp.366-382, 2003.
- [6] Heinz H. Koelle, *Handbook of Astronautical Engineering*, New York, NY: McGraw-Hill, pp.6-24-6-50, 1961.
- [7] E. L. Fleeman, *Tactical Missile Design*, 2nd ed, Reston, VA: AIAA, pp.29-34. 2006.

- [8] D. Lennox, *Jane's Weapons Strategic*, Englewood, CO: IHS, pp.40-48, 2012.
- [9] D. C. Wright and T. Kadyshev, "An analysis of the North Korean Nodong missile," *Science & Global Security*, Vol. 4, pp.129-160, 1994.



**김 지 원 (Jiwon Kim)**

2005년 3월 : 해군사관학교 기계조선공학과 (공학사, 군사학사)  
2010년 1월 : 국방대학교 무기체계학과(국방과학 석사)  
2013년 1월 ~ 현재 : 국방대학교 무기체계학과 박사과정  
※관심분야: 무기체계, 탄도미사일방어, 시스템엔지니어링



**권 용 수 (Yong Soo Kim)**

1980년 3월 : 해군사관학교 (공학사)  
1983년 2월 : 서울대학교 전기공학과(공학사)  
1986년 2월 : 서울대학교 전기공학과(공학석사)  
1993년 10월 : 영국 Manchester University 전기공학과(공학박사)  
※관심분야: 북한의 핵 및 탄도미사일, 미사일방어, 시스템엔지니어링