

## 북한 SLBM의 비행특성 해석

이경행\* · 서형필 · 권용수 · 김지원

### Analysis of the Flight Trajectory Characteristics of North Korea SLBM

Kyoung-Haing Lee\* · Hyeong-Pil Seo · Yong-Soo Kwon · Jiwon Kim

#### ABSTRACT

This research focuses on analysis of the flight trajectory characteristics of SLBM (Submarine Launched Ballistic Missile) of North Korea. Recently, North Korea tested launching of SLBM which is threatening international security. Also it is known that North Korea had possessed the technologies about SLBM since they disassembled submarines out of commission of the former Soviet Union. If the development of the SLBM of North Korea is completed, it should be affected as asymmetric threat to South Korea. Therefore, for active response to these threat, it is essential to analyze the SLBM systematically. In this point of view, this work made a SLBM flight model and simulated. In addition, we controled flight trajectories according to adjusting loft angle and described their characteristics. The sea-based ballistic missile defense system is required for an effective response to the flight trajectory of the SLBM from mid-course to terminal phase.

**Key words** : SLBM, Trajectory

#### 요약

본 연구에서는 북한의 잠수함 발사 탄도미사일의 비행궤적을 시뮬레이션하고 발사방법에 따른 특성을 분석하였다. 최근 북한은 잠수함 발사 탄도미사일의 비행시험을 실시하였으며, 이는 국제적인 안보에 상당한 위협이 되고 있다. 북한은 러시아의 퇴역 잠수함을 해체하는 과정에서 잠수함 발사 탄도미사일 관련 기술을 확보하였고, 이와 관련된 실험을 지속적으로 하는 것으로 알려졌다. 북한의 잠수함 발사 탄도미사일 개발이 완료되고 실전 배치된다면, 이는 우리나라에 비대칭적인 위협 요소로 작용하게 될 것이다. 따라서 이러한 위협에 능동적으로 대응하기 위해서는 잠수함 발사 탄도미사일의 위협에 대한 과학적이고 논리적인 분석이 이루어져야 한다. 이러한 관점에서 본 연구에서는 북한의 잠수함 발사 탄도미사일의 운동 모델을 작성하고 이를 시뮬레이션 하였다. 또한 잠수함 발사 탄도미사일의 자세각을 조절하여 사거리를 조정하였으며 이에 대한 특성변화에 대해 기술하였다. 도출된 SLBM 비행궤적을 고려할 때 중간 단계부터 종말 단계까지의 효과적인 대응을 위해서는 해상기반 탄도미사일 방어체계가 필수적으로 요구되어 진다.

**주요어** : 잠수함 발사 탄도미사일, 비행궤적

## 1. 서론

### 1.1 연구배경

북한이 2015년 4월 발사시험 한 SLBM(KN-11)은 1990년대 러시아로부터 도입한 R-27을 개량한 것으로서 1993년 러시아로부터 수입한 F급과 G-II 급을 역설계하여 배치한 신포급 잠수함에서 이루어진 것으로 알려졌다. 한편 R-27의 지상버전인 무수단(노동 B)은 R-27보다 긴

\* 본 논문은 해군해양연구소의 2015년도 국고연구비 지원을 받아 연구되었음.

**Received:** 17 June 2015, **Revised:** 11 July 2015,  
**Accepted:** 19 July 2015

**\*Corresponding Author:** Kyoung-Haing Lee  
E-mail: onego778888@gmail.com  
Naval Academy, Weapon Systems Engineering

길이 12m와 폭 2.4m로 이동발사대(TEL: Transporter-Erector-Launcher)만 개발된 이후에 별도의 시험 없이 15~20발이 배치(양독군, 상남리)되었다.

R-27의 해상버전은 사거리 2,500km로 잠수함이나 수상함에서 발사될 수 있다. R-27 개량형은 1개의 핵탄두와 3개의 재진입체(reentry vehicle)와 함께 200KT의 핵 위력을 보유한다<sup>[1]</sup>.

G-II 급은 2발의 SLBM 적재가 가능하며, 발사 튜브(tube)와 안정화(stabilization) 시스템을 포함한 중요한 미사일 발사 부체계(sub-system)는 G-II 급 도입 시 러시아 기술자들에 의해 기술전이가 이루어진 것으로 판단된다. 2009년 2월 Steven A. Hildreth는 CRS 보고서를 통해 R-27의 해상버전인 SLBM을 동북아 안보의 최대 위협으로 평가하였다<sup>[1]</sup>.

현재 우리 군이 추진 중인 Kill Chain 및 KAMD는 지상위주로 방어시스템을 구축하는 것으로 SLBM에 대한 효과적인 대응은 매우 제한적이다.

국내 SLBM관련 연구는 거의 없으며, 탄도미사일의 비행궤적을 다룬 이전의 논문에서는 최소에너지 발사각에서의 최대사거리 비행궤적(minimum energy)을 바탕으로, 자세각(loft angle) 조절을 통한 사거리 감소시의 비행궤적 특성을 위주로 연구가 이루어졌으며, 탄도미사일 사거리 조정방법에 대한 연구는 미흡하였다<sup>[2]</sup>.

## 1.2 연구 내용 개괄

본 논문에서 제시한 북한의 SLBM 비행궤적 특성은 거리-고도-속도-가속도에 따라 다양한 방어체계 요격능력을 검증할 수 있는 기반 기술파라미터가 될 수 있다. 실질적으로 북한이 활용 가능한 다양한 사거리 조절방법을 적용하여 시뮬레이션 하였으며, 이를 기반으로 도출된 비행궤적은 기존의 Kill Chain 및 KAMD의 발전방향을 제시할 수 있는 타당한 근거로 활용될 수 있을 것이다. 대기권 외곽에서 대부분의 시간을 비행하는 SLBM 위협이 현실화된 안보환경에 능동적으로 대응하기 위해서는 기존의 지상기반 Kill Chain 및 KAMD에서 해상으로 확장된 대응능력이 필요하다. 이러한 관점에서 본 연구는 일반적으로 알려진 탄도미사일제원과 운동방정식을 기반으로 사거리 조절방법에 따른 SLBM의 비행특성을 해석하였다.

## 1.3 논문의 구성

본 논문은 다음과 같이 구성된다. 2장에서는 비행궤적 모델링을 수행하기 위한 SLBM 운동방정식과 사거리 조절방법에 따른 특성을 고찰하고, 3장에서는 공학 전산도

구인 MATLAB을 사용하여 SLBM 비행궤적을 시뮬레이션 한다. 마지막 4장에서는 본 연구의 내용을 요약하고, 결론 및 향후 연구 계획에 대해서 기술한다.

## 2. 이론적 배경

### 2.1 SLBM 운동방정식

일반적인 탄도미사일의 비행단계는 부스트 단계(수직 발사, 프로그램 선회, 등추력 비행단계), 중간 비행단계, 재진입 단계로 구성된다. 북한의 SLBM은 cold launching 방식을 채택하여 수중에서 공기압으로 수직사출 된 이후에 해수면을 이탈한 직후 추진제 연소와 프로그램 선회를 병행하여 비행한다. 이러한 SLBM은 추진제의 연소를 통해 추력을 발생시키고 부스트 단계가 종료된 이후에는 추력이 종료되어 운동에너지만으로 비행하게 된다. 한편 SLBM은 일반적인 탄도미사일과 마찬가지로 추진제가 연소됨에 따라 질량이 감소되고, 고도가 변함에 따라 중력가속도와 대기밀도가 변화하게 되므로 이를 운동 방정식에 반영해야 한다.

이와 같은 SLBM의 운동은 일반적으로 식 (1)과 같은 미분방정식의 형태로 나타낼 수 있다. 이때 지구는 자전하지 않는 완전한 구의 형태로 간주하였고, 받음각(angle of attack)이 작다고 가정하여 양력은 고려하지 않았다. 또한 추진제의 유효배기속도는 일정하다고 가정하였다.

$$\vec{F} = m(t)\vec{g} + \vec{T} + \vec{F}_{drag}(\vec{v}) \quad (1)$$

여기서  $m(t)\vec{g}$ ,  $\vec{T}$ ,  $\vec{F}_{drag}(\vec{v})$ 는 각각 중력, 추력, 항력을 의미한다.

지표면으로부터 고도가 증가함에 따라 중력가속도는 변화하며, 고도  $h$ 에서 중력가속도는 뉴턴 법칙에 의해 식 (2)와 같이 표현된다.

$$\vec{g} = g_0 \left( \frac{R_0}{R_0 + h} \right)^2 \quad (2)$$

여기서  $g_0$ ,  $R_0$ 는 지표면에서의 중력가속도 9.81m/s<sup>2</sup>와 지구의 평균반경 6,378km를 나타낸다.

또한 추력  $\vec{T}$ 는 유효배기속도( $c$ )와 탄도미사일의 질량감소율( $\dot{m}$ )의 곱으로 정의되며, 유효배기속도는 비추력(Isp)과 중력가속도( $g_0$ )의 곱으로 정의되므로 식 (3)과 같이 나타낼 수 있다<sup>[4]</sup>.

$$\vec{T} = \dot{m} = I_{sp} g_o \dot{m} \quad (3)$$

$$\dot{m} = \frac{m_p}{t_b} \quad (4)$$

여기서  $m_p$ ,  $t_b$ 는 각각 추진체 질량(propellant mass), 연소시간(burn time)을 의미한다.

한편 항력  $\vec{F}_{drag}(\vec{v})$ 은 속도에 대한 함수로써 식 (5)와 같이 속도에 대한 함수로 나타낼 수 있다<sup>5)</sup>.

$$\vec{F}_{drag} = \frac{1}{2} C_D \rho(h) A V^2 \quad (5)$$

여기서  $C_D$ ,  $\rho(h)$ ,  $A$ , 및  $V$ 는 각각 항력계수, 고도에 따른 대기밀도, 탄도미사일의 전방 단면적 및 속도를 의미한다.

$$\rho(h) = \rho_0 \exp^{-p_y/7254} \quad (6)$$

이와 같은 탄도미사일의 운동방정식을 묘사하기 위해 탄도미사일을 질점(mass point)로 간주하고 xy 평면 상에서 비행하는 것으로 나타내면 탄도미사일의 위치 위치벡터( $\vec{p}$ )와 속도벡터( $\vec{v}$ )는 다음과 같이 나타낼 수 있다.

$$\vec{p} = [p_x \ p_y]' \quad (7)$$

$$\vec{v} = [v_x \ v_y]' \quad (8)$$

$$\dot{\vec{p}} = \vec{v} \quad (9)$$

탄도미사일의 속도벡터와 지표면이 이루는 비행경로각(flight path angle)을  $\theta$ 라 하고 식 (7)~(9)를 x, y 성분별로 미분방정식의 형태로 나타내면,

$$\dot{p}_x = v_x \quad (10)$$

$$\dot{p}_y = v_y \quad (11)$$

$$\dot{v}_x = c \frac{dm}{m(t)} \cos\theta - \frac{\rho(p_y) C_D A V^2}{2m} \cos\theta \quad (12)$$

$$\dot{v}_y = c \frac{dm}{m(t)} \sin\theta - \frac{\rho(p_y) C_D A V^2}{2m} \sin\theta - g_0 \left( \frac{Re}{Re + p_y} \right)^2 \quad (13)$$

식 (10)~(13)과 같이 표현되며, 여기서  $V$ 는  $\sqrt{v_x^2 + v_y^2}$ 과 같다. 또한 식 (12)와 (13)에서 우변의 첫 번째 항은 추력으로 인한 가속도, 두 번째 항은 항력으로 인한 가속도, 세 번째 항은 중력가속도를 의미한다.

한편 탄도미사일은 부스트 단계 이후 추력을 발생하지 않기 때문에 부스트 단계 이후의 탄도미사일 운동방정식은 식 (12) 및 (13)의 추력 가속도 항이 삭제된다.

### 2.2 SLBM 사거리 조절방법

SLBM은 최소에너지 자세각에 따른 최대사거리 발사(minimum energy)뿐만 아니라 Table 1<sup>6)</sup>과 같이 임무 및 운용환경에 따라 다양한 사거리를 조절하여 운용할 수 있다. 연소종료시점의 자세각 조절(loft angle), 비추력 조절(Isp: Specific Impulse), 탑재중량(payload) 조절, 연료차단시점 조절(cutting off), 연료량 조절 및 중간·종말단계 조절 등의 다양한 방법이 적용되고 있다<sup>7)</sup>.

탄도미사일의 비행궤적은 연소종료 시점에서의 속도, 에너지 및 자세 등에 의해 결정된다<sup>8)</sup>. 일반적으로 가장 많이 사용되는 방법으로 자세각 조절 시 최대사거리는 최소에너지 발사각(minimum energy)에 의해 달성되며, 발사각을 이보다 크거나 작게하면 사거리가 감소한다. 이는 미사일의 다른 부분은 변화시키지 않고 프로그램의 수정을 통해 사거리를 조정할 수 있는 방법이다.

일반적으로 ICBM급 장거리 미사일은 과도한 고도상승으로 인한 궤적이탈을 방지하기 위해 자세각을 최소에너지 발사각보다 낮은 각도로 조절하는 depressed를 사용한다. 고체추진 단거리 미사일의 경우도 기습공격 목적을 달성하기 위해 depressed를 사용한다. 중거리 미사일의 경우 over-lofted를 사용할 경우 매우 위협적이다.

over-lofted는 자세각을 증가시켜 사거리를 감소시키는 방법으로 정점고도가 높아지므로 가속도의 변화량이 크며, 중간·종말단계에서 RCS가 매우 작고 비행시간은 늘어나게 된다. 이는 방어체계 입장에서 탐지와 요격이 때

Table 1. The way of adjusting the missile range

Categories	Methods
Loft Angle	Minimum Energy, Over-Lofted, depressed
Isp	Specific Impulse, Fuel & Oxidizing Agent
Payload	Reduce Warhead-Mass
Cutting-off	Control Burn-Out Time
Fuel-Mass	Reduce Fuel Injection in Pre-Launching
Mid-Terminal	Control Loft Angle in Mid-Terminal Phase

우 어려움짐을 의미한다.

잠수함에서 발사되는 SLBM은 공격의 은밀성과 기습 효과를 극대화하기 위해서는 depressed를 사용하는 것이 유리하다<sup>9)</sup>. 그러나 한반도의 지정학적 특성상 공해 또는 원거리에서 minimum energy, over-lofted로 발사할 경우 대기권내 하층요격인 지상기반 탄도미사일 방어체계에는 매우 치명적이다.

이러한 관점에서 본 연구는 SLBM 발사방법으로 가장 유력한 minimum energy, over-lofted, depressed 비행 궤적시뮬레이션을 수행하였다. 비행궤적 비교분석을 통해 특성을 도출하고 SLBM 위협을 종합적으로 해석하였다.

### 3. SLBM 시뮬레이션

#### 3.1 가정사항 및 입력파라미터

탄도미사일의 비행특성 해석방법으로는 미사일을 6자유도(DOF: Degree of Freedom)로 가정하여 해석하는 강체해석법(rigid body analysis method)과 하나의 질점으로 가정하여 해석하는 질점해석법(point mass analysis method)이 있으며, 본 연구에서는 탄도미사일 해석을 보다 단순화하기 위하여 질점 해석법을 사용하였다.

탄도미사일의 비행궤적을 모델링하기 위해 다음과 같은 사항을 가정하였다.

- 탄도미사일은 주로 미사일 자체 추력(T), 공력에 의한 항력(D), 그리고 지구중력(mg)의 영향을 받는다.
- 부스트 및 재진입단계에서 지구는 평탄하다.
- 진공단계에서 공기밀도는 극히 작으므로 항력이 궤적에 미치는 영향은 무시한다.
- 지구는 완전한 균질의 구로 곡률만 고려하며, 공전과 자전은 고려하지 않는다.
- 전 비행단계에서 탄도미사일의 양력은 고려하지 않는 것으로 가정한다.
- 연소종료시 주 로켓의 연료를 100% 연소시킨다.
- 대기권의 경계면을 100km로 가정했으며, 진공단계 비행은 고도 100km 이상의 구간만 고려한다.
- 추력은 해수면과 진공에서 동일하다.

시뮬레이션을 위한 초기조건으로 미사일의 속도, 가속도 및 고도 값은 0으로 가정하였으며, 지구와 관련된 값은 국제 민간항공 기구(ICAO: International Civil Aviation Organization)에서 정한 국제표준대기(ISA: International Standard Atmosphere) 중 해수면에서 값과 지구의 물리

Table 2. Simulation Initial Condition

Categories	Initial Value
Seawater Density $\rho_0$ (kg/m <sup>3</sup> )	1.1226
Mach Coefficient(m <sup>3</sup> /sec <sup>2</sup> )	340.43
Gravity $g_0$ (m/sec <sup>2</sup> )	9.81
Earth Radius $R_e$ (m)	$6.378 \times 10^6$

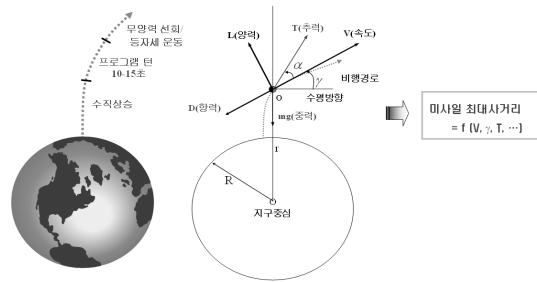


Fig. 1. Ballistic Missile Flight Modeling

Table 3. Simulation Input Parameter

Categories	Parameters	Categories	Parameters
Payload(kg)	650( $m_{pl}$ )	Diameter(m)	1.5( $d$ )
Burn Time(sec)	128.5( $t_b$ )	Warhead Length(m)	1.79
Total Mass(kg)	14,200( $m_t$ )	Stage	1(separable)
Dry Mass(kg)	1,350( $m_s$ )	Program Turn Time(sec)	15( $t_b$ )
Propellant(kg)	12,200( $m_p$ )	Vertical Launching Time(sec)	10( $t_{vl}$ )
Isp(sea-level)	274( $I_{sp}$ )	-	-

적 특성값을 이용하였다<sup>10)</sup>. Table 2는 시뮬레이션에 사용된 주요 초기 조건값을 나타낸다.

탄도미사일의 비행궤적은 Fig. 1<sup>2)</sup>와 같이 수직상승(vertical ascent), 프로그램 선회(program tum), 무양력선회(zero lift turn)와 등자세(constant attitude) 비행을 하는 부분으로 구성된다. 미사일에 작용하는 힘은 미사일 자체 추력, 공력에 의한 항력과 양력, 그리고 지구인력에 의한 중력으로 구성된다.

비행특성 분석을 위해 사용된 시뮬레이션 주요 입력파라미터는 Table 3<sup>11)</sup>과 같이 일반적으로 공개된 R-27 제원을 기반으로 선정하였으며, 주어진 사거리 구현을 위해 일부 값은 특성에 큰 변화가 없는 범위 내에서 의도적으

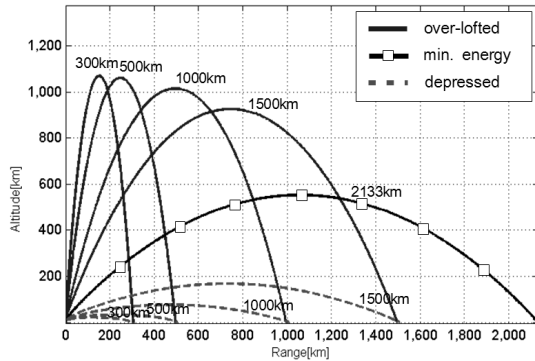


Fig. 2. Range-Altitude Characteristic

로 조정하였다. 또한, 재진입시 나타날 수 있는 미사일의 비선형적 나선형 운동이나 전복 등과 같은 불안정 현상은 유도조정 기법에 따라 달라질 수 있기 때문에 여기서는 고려하지 않았다.

### 3.2 SLBM 비행특성 해석

Fig. 2는 SLBM을 minimum energy, over-lofted 및 depressed로 발사하였을 경우 비행거리에 따른 고도 특성으로 전형적인 포물선 형태를 나타낸다. minimum energy의 경우 탑재중량(payload)을 최대로 하였을 경우 최대사거리는 2,133km, 정점고도는 552km로 나타났다. 총 비행시간 811초 중 전체 비행시간의 81%인 654초를 대기권 밖에서 비행한다.

over-lofted의 경우 1,500km, 1,000km, 500km 및 300km로 사거리를 조절하여 시뮬레이션을 수행하였다. 각각의 정점고도는 925km, 1,014km, 1,059km 및 1,068km로 자세각(loft angle)을 증가시킬 경우 사거리는 감소되며, 고도가 증가함을 알 수 있다. 또한 사거리별 각각 전체 비행시간의 86%, 87%, 88% 및 79%를 대기권 밖에서 비행한다. 이러한 over-lofted 특성은 사거리가 감소할수록 종말단계보다는 중간단계의 요격기회가 상당히 증가함을 의미하며, 지상 하층방어 위주로 구축되어 있는 우리의 현실을 감안할 때, 북한 탄도미사일에 대한 중간단계 요격이 실질적으로 어려움을 나타낸다.

depressed의 경우도 over-lofted와 마찬가지로 1,500km, 1,000km, 500km 및 300km로 사거리를 조절하여 시뮬레이션을 수행하였다. 각각의 정점고도는 168km, 76km, 77km 및 22km로 자세각(loft angle)을 감소시킬 경우 사거리는 감소되며, 고도가 감소함을 알 수 있다. 또한 1,500km 발사 시는 전체 비행시간의 51%를 대기권 밖에

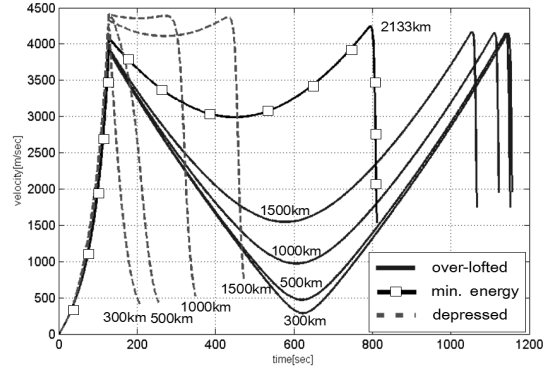


Fig. 3. Time-Velocity Characteristic

서 비행하지만 1,000km, 500km 및 300km 발사 시는 대기권 내에서 모든 비행이 이루어진다. 이러한 depressed 특성은 사거리가 감소할수록 중간단계보다는 종말단계의 요격능력이 매우 중요함을 의미한다.

SLBM의 속도는 발사 후 연소가 종료되어 추력이 없어질 때 까지 급격하게 증가하나, 이후 정점고도에 이를 때까지 완만하게 감소한다. 정점고도 이후 공기에 의한 항력이 중력보다 커질 때까지는 다시 완만하게 증가하여 최대속도에 이르며, 탄착지점까지는 매우 급격하게 감소한다. Fig. 3은 SLBM을 minimum energy, over-lofted 및 depressed로 발사하였을 경우 비행시간에 따른 속도 특성으로 전형적인 'M'자형 패턴을 나타낸다.

SLBM의 최대속도는 Fig. 3과 같이 발사방법별로 사거리 조절과 상관없이 거의 일정하였으며, 중력에 의한 영향을 적게 받는 depressed의 최대속도가 4,415m/s(마하 13)로 4,150m/s(마하 12)인 over-lofted보다 약간 높게 나타났다. 또한, 자세각이 증가할수록 속도곡선은 중간단계에서 아래로 처진 형태를 보임을 알 수 있다.

비행시간에 따른 가속도 특성은 Fig. 4와 같이 부스트 단계와 재진입단계에서는 추력과 항력의 급격한 변화에 따라 가속도의 변화가 매우 크며, 중간단계는 매우 완만하게 변화함을 알 수 있다. 부스트단계는 추력이 중력과 항력에 비해 훨씬 크기 때문에 연소종료 전까지 속도가 급격히 증가되고 이에 따라 가속도가 지속적으로 증가하게 된다. 특히, 연소종료 후에는 추력이 사라지고, 중력에 의해 속도가 감소되기 때문에 가속도가 양의 값에서 음의 값으로 급격하게 변화하게 된다. 중간단계에서 미사일에 작용하는 힘은 중력과 항력뿐이나 이 단계는 공기가 거의 희박한 구간을 비행하므로 항력의 크기는 중력에 비해 무시할 수 있을 정도로 작다. 재진입 단계는 하강단계이기

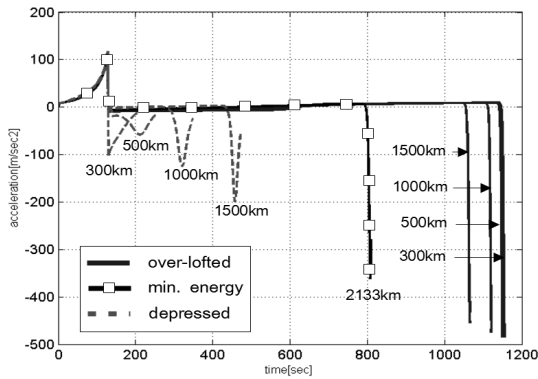


Fig. 4. Time-Acceleration Characteristic

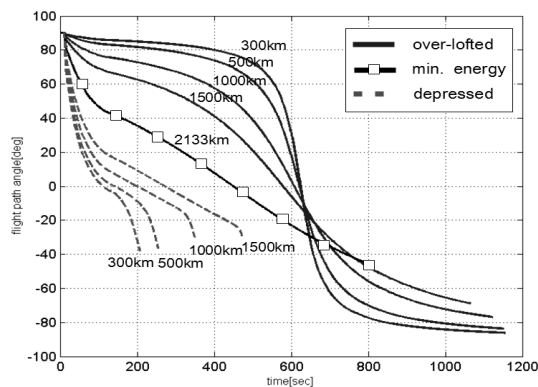


Fig. 5. Time-Flight Path Angle Characteristic

때문에 중력은 속도를 증가시키는 주 요인이며 항력은 속도를 감소시키는 요인으로 작용한다. 따라서, 항력과 중력이 속도방향에 미치는 합성 힘의 크기에 따라 속도는 증감하게 된다.

Fig. 4에서 depressed의 경우 공기밀도가 높은 저고도 고속비행특성에 따라 거리 1,000km미만의 가속도가 불안정한 특성을 보이고 있음을 알 수 있다. 이는 북한의 SLBM을 1,000km미만으로 depressed 발사 시 불안정성이 증가함을 나타낸다.

Fig. 5와 같이 초기 수직상승 비행경로각(flight path angle)은 90°부터 연소종료 시까지 최소에너지 발사각으로 감소한다. 이후 미사일은 등속운동을 하게 되며, 재진입단계에서 작용하는 힘 중 중력의 영향을 무시하면 속도 방향의 벡터인 항력만 존재하기 때문에 비행경로각은 일정한 각도로 나타난다.

탄착시의 비행경로각은 minimum energy  $-47^\circ$ , depressed

$-29^\circ \sim -38^\circ$ , over-lofted  $-69^\circ \sim -86^\circ$ 로 나타났다. 특히, over-lofted의 경우 탄도미사일이 탄착점에서 거의 수직에 가까운 형태로 낙하하게 된다. 이는 방어체계 입장에서 레이더반사면적(RCS: Radar Cross Section)이 매우 작아 효과적인 탐지, 추적 및 요격이 어렵다는 것을 의미한다.

#### 4. 결론 및 향후연구과제

SLBM은 발사방법에 따라 전 비행시간동안 변화하는 다양한 비행특성을 가지며, 종말단계에서의 변화는 더욱 급격하다. 이러한 관점에서 본 연구에서는 실제 운용자가 발사의도에 따라 운용이 용이한 자세각 조절방법을 적용하여 시뮬레이션을 수행하였다. minimum energy 발사의 경우 기존에 알려진 최대사거리 2,400~2,500km보다 다소 적은 2,133km를 비행하였으며, over-lofted로 자세각을 증가시킬수록 사거리는 감소하고 정점고도 및 비행시간 등이 증가하여 종말단계 가속도가 매우 증가하는 비행특성을 가지게 되었다. 이는 초기 표적정보획득이 제한되며, 요격고도가 낮은 하층방어체계에는 더욱 큰 위협이 될 수 있다. depressed의 경우 자세각을 감소시킬수록 사거리, 정점고도 및 비행시간이 감소하였고 종말단계 가속도가 불안정한 비행특성을 보였다. 이는 요격속력이 낮은 하층방어체계의 요격능력을 저하시킬 수 있다.

이러한 SLBM의 over-lofted와 depressed 비행궤적에 대한 복합적으로 효과적인 대응을 위해서는 중간단계부터 종말단계까지 상·하층 탐지·추적·요격이 가능한 탄도미사일 방어체계가 요구되어진다.

본 연구는 새로운 전략적 위협으로 대두되었으나 기존의 탄도미사일에 관한 연구에서 고려되지 못했던 SLBM을 대상으로 비행궤적 특성해석을 통해 새로운 시각을 제시하고 방어체계 제한사항을 논의 했다는 것에 의의를 둘 수 있다.

본 연구의 한계점으로는 탄도미사일 사거리 조절방법으로 자세각 조절방법만을 고려하였으나, 비추력, 탑재중량, 연료차단시점, 연료량 및 중간·종말단계 조절 등의 다양한 방법에 따른 비행 특성을 고찰하지 못한 점이 있다. 향후 연구에서는 SLBM의 다양한 사거리 조절방법에 따른 비행궤적 해석과 방어체계 입장에서 음영구역을 고려한 탐지센서의 요구능력을 식별할 필요가 있다.

## References

1. Steven A. Hildreth (2009), North Korean Ballistic Missile Threat to the United States, CRS Report for Congress. pp. 4-6.
2. J.H. Kim, Y.S. Kwon and K.H. Lee (2011), “The Derivation of system required Capabilities for the successful conduct of the Lower Tier BMD”, *Journal of the Military Operations Research Society of Korea*, Vol. 37, No. 2, pp. 101-114.
3. Y.S. Yoon, Y.S. Kim, Rocket Engineering, Kyungmoonsa, 2004, p. 25.
4. George P. Sutton, Oscar Biblarz, Rocket Propulsion Elements, John Wiley&Sons, 2001, p. 29.
5. H.S. Kim, K.T. Kim, G.W. Jeon (2011), “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.
6. [http://homepage3.nifty.com/kubota01/N\\_Krea\\_Ballistic-Missiles/No-Dong/N\\_Korea\\_Ballistic-Missile\\_Nodong\\_04.html](http://homepage3.nifty.com/kubota01/N_Krea_Ballistic-Missiles/No-Dong/N_Korea_Ballistic-Missile_Nodong_04.html)
7. Jeffrey A. Isaacson, David R. Vaughan (1996), Estimation and Prediction of Ballistic Missile Trajectories, RAND: Santa Monica, pp. 27-40.
8. J.I. Ahn, Y.S. Kwon (2013), “Analysis of the Flight Trajectory Characteristics of Ballistic Missiles Depending on the Operational Parameters”, *Journal of Korea Association of Defense Industry Studies*, Vol. 20, No. 2, pp. 127-134.
9. Lisbeth Gronlund, David C. Wright (1992), “depressed Trajectory SLBM: A Technical Evaluation and Arms Control Possibilities”, *Journal of Science & Global Security*, Vol. 3, pp. 101-159.
10. F. J. Hale (1994), Introduction to Space Flight, North Carolina State University, Prentice Hall, 1994, p. 343.
11. <http://www.globalsecurity.org/wmd/world/russia/r-27-specs.html>.



**이 경 행** (onego778888@gmail.com)

1998 해군사관학교 전기공학과 학사  
2002 서울대학교 수학과 학사  
2007 국방대학교 무기체계 석사  
2014 국방대학교 무기체계 박사  
2015~현재 해군사관학교 무기체계공학과 교수

관심분야 : 유도무기체계, M&S, 시스템엔지니어링



**서 형 필** (orlando5574@gmail.com)

2003 해군사관학교 전자공학과 학사  
2013 연세대학교 전기전자공학부 석사  
2014~현재 해군사관학교 무기체계공학과 교수

관심분야 : 전자전, 위상배열, RCS



**권 용 수** (yyongsoo@dreamwiz.com)

1980 해군사관학교 전기공학과 학사  
1983 서울대학교 전기공학과 학사  
1986 서울대학교 전기공학과 석사  
1993 영국 맨체스터대학교 전기공학과 박사  
1997~현재 국방대학교 무기체계학과 교수

관심분야 : 시스템엔지니어링, 공중·미사일 방어체계유도무기체계



**김 지 원** (rokna@naver.com)

2005 해군사관학교 기계조선공학과 학사  
2010 국방대학교 무기체계 석사  
2013~현재 국방대학교 무기체계 박사과정

관심분야 : BMD, 운용개념, M&S