

비행경로각 조정에 의한 중거리 탄도미사일의 비행궤적 특성 해석

김지원^{*,1)} · 권용수¹⁾

¹⁾ 국방대학교 무기체계학과

Analysis of Flight Trajectory Characteristics of the MRBM by Adjusting the Angle of a Flight Path

Jiwon Kim^{*,1)} · Yong Soo Kwon¹⁾

¹⁾ Department of Weapon Systems, Korea National Defense University, Korea

(Received 13 May 2014 / Revised 31 October 2014 / Accepted 27 February 2015)

ABSTRACT

North Korea has developed ballistic missiles over the past 30 years. It is believed that they have a variety of ballistic missiles more than 1,000. Because these ballistic missiles threaten South Korea directly, accurate analysis of them is essential. Flight trajectories of the ballistic missiles are generally changed by means of adjusting payload weight, Isp, flight path angle, and cut-off time. The flight path angle is widely used to control the missile range. However it is difficult to predict the missile trajectory exactly in real operational environment because the missile could be launched according to its intention and purpose. This work analyzed the 1,000 km range MRBM's trajectory characteristics from adjusting flight path angle which is depressed as well as lofted method. The analysis of missile trajectory characteristics is based on the simulation of the missile trajectory model developed by KNDU research team.

Key Words : Medium Range Ballistic Missile(중거리 탄도미사일), Ballistic Missile Defense(탄도미사일 방어), Flight Path Angel(비행경로각)

1. 서론

냉전 종식 이후 전 세계적으로 확산되고 있는 탄도 미사일은 주변국들에게 심각한 위협이 되고 있다. 특히 북한의 탄도미사일 개발능력 발전과 WMD 확보를

통한 군비증강 노력은 우리나라를 포함한 동북아시아 안보의 중요한 위협요인이 되고 있다. 또한 북한은 경제적 어려움에도 불구하고 미사일 발사시험을 지속하고 있으며, 한반도의 지정학적 특징으로 인해 한국은 북한의 스커드 미사일 뿐만 아니라 노동미사일의 직접적인 위협반경에 포함된다.

탄도미사일은 입력 파라미터의 변화에 따라 다양한 궤적으로 비행할 수 있다. 탄도미사일 궤적은 연소종

* Corresponding author, E-mail: rokna@naver.com
Copyright © The Korea Institute of Military Science and Technology

료 시점의 에너지량과 비행경로각에 의해 결정이 된다. 따라서 이러한 요소를 결정하는 페이로드 중량, 비행경로각, Isp(Specific Impulse) 및 연소시간 조정 등의 입력 파라미터를 적절히 조절하여, 발사의도와 목적에 따라 다양하게 운용할 수 있다.

최근 북한 탄도미사일 위협에 대한 관심이 높아짐에 따라 관련된 연구 결과들이 발표되고 있다. 그러나 이러한 논문들은 주로 요격미사일의 소요나 탄도미사일의 하층방어 분야^{1,2)}에 집중되어 있다. 또한 비행경로각 변화에 따른 탄도미사일 비행체적 특성은 최소에너지 발사각보다 크게 적용한 로프트(lofted) 방식만의 연구³⁾가 수행된 사례가 있다. 그러나 최소에너지 발사각보다 비행경로각을 작게 적용한 디프레스(depressed) 방식을 포함한 전반적인 비행체적 연구는 미흡한 실정이다.

로프트 방식과 디프레스 방식의 비행체적은 각각 상이한 특성을 갖으며, 탄도미사일의 운용자는 목적과 의도에 따라 발사 방식을 선택할 수 있기 때문에 방어자는 다양한 방식에 따른 특성을 이해해야 한다.

따라서 본 연구에서는 사거리 1,000 km급의 중거리 탄도미사일(MRBM)을 가정하여 탄도미사일 비행단계별 특성에 맞는 모델을 구축하고, 로프트 및 디프레스 방식의 폭넓은 적용을 통해 각각의 비행체적에 대한 특성을 도출하고 이를 분석하였다. 또한 비행체적 시뮬레이션 결과를 기반으로 SM-3, THAAD 및 PAC-3의 요격가능 영역과 유효요격시간을 도출하였다. 이와 같은 연구는 한국의 미사일 방어체계 구축과 관련된 기초 연구로서 향후 북한 탄도미사일에 대한 위협분석과 대응방안 연구방법으로 활용될 수 있을 것이다.

2. 탄도미사일의 비행체적

2.1. 탄도미사일의 비행단계별 특성

탄도미사일은 Fig. 1과 같이 지구의 중심을 하나의 초점으로 하는 타원궤적의 형태로 비행한다. 이러한 탄도미사일의 비행체적은 미사일의 추진체가 연소되어 추력을 얻는 부스트 단계(boost phase), 외기권에서 대기의 저항 없이 자유비행하는 중간 단계(midcourse phase), 그리고 미사일이 대기권으로 재진입하여 목표지점까지 비행하는 종말단계(terminal phase)로 구분된다.

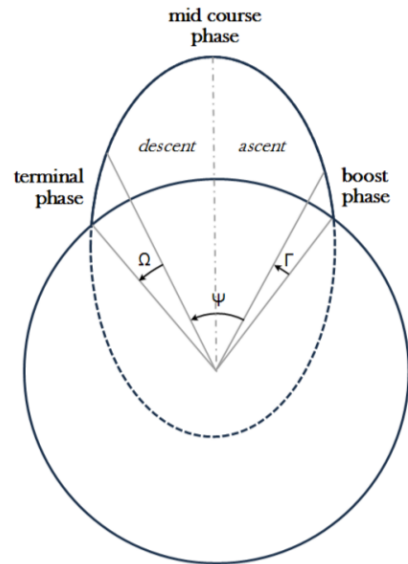


Fig. 1. Ballistic missile trajectory

2.1.1. 부스트 단계

부스트 단계는 탄도미사일이 발사되는 순간으로부터 추진체의 연소가 종료(burn out) 또는 연소 중지(cut off) 시점까지의 비행단계를 말한다. 이 단계는 수직 발사된 미사일이 추력 및 내부 유도장치를 이용하여 페이로드를 원하는 위치로 옮기는 단계로, 다단(multi-stage) 미사일의 경우 추진체의 연소가 종료되면 부스터는 분리된다. 또한 부스트 단계는 미사일의 자세각 변화 절차에 따라 Fig. 2와 같이 수직상승단계(vertical launch and lift off), 무양력 선회단계(zero-lift turn), 등자세 선회단계(constant attitude turn)로 구분된다.

수직상승 단계는 탄도미사일이 발사된 직후 일정시간 동안 수직으로 비행하는 단계이다. 대기권을 비행하는 탄도미사일은 대기에 의한 항력의 영향을 받게 되므로 항력의 영향권에서 최대한 빠르게 이탈하기 위해 일정시간 수직으로 비행하게 된다. 일정시간 수직상승을 한 탄도미사일은 무양력 선회단계에 진입하게 되며, 이 단계는 사전에 입력된 프로그램에 의해 선회각이 결정되므로 프로그램 선회(program turn) 라고도 한다. 이 단계에서는 탄도미사일의 수직축의 방향과 속도벡터가 거의 일치하도록 선회하여 양력의 발생을 최소화 한다. 등자세 선회단계는 무양력 선회단계가 끝난 후 추진체의 연소가 종료되는 시점까지 탄도미사일이 동일한 자세로 비행하는 단계이다.

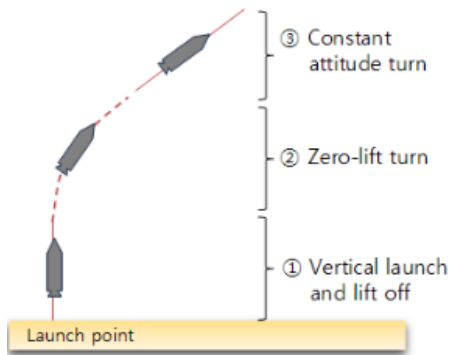


Fig. 2. Boost phase trajectory

2.1.2. 중간 단계

중간단계는 탄도미사일 추진체의 연소가 종료된 이후 대기권으로 재진입하기 전까지의 단계이다. 일반적으로 대기권과 외기권(진공영역)의 구분은 고도 100 km의 카르만선(Karman line)을 기준으로 하며, 1,000 km급 중거리 탄도미사일의 경우 고도 100 km 이내에서 연소가 종료된다. 따라서 중간단계를 대기권과 외기권의 두 영역으로 구분할 수 있는데 중간단계 전 구간에서 추력은 없으나 대기권 내에서는 항력과 중력의 영향을 받고, 외기권에서는 중력의 영향만을 받아 자유비행하는 케플러 타원궤도 형태로 비행한다.

2.1.2. 종말 단계

종말 단계는 재진입 단계(re-entry phase)라고도 하며, 탄도미사일의 재진입체가 높은 속도로 대기권에 재진입하여 가열 및 감속이 일어나는 단계로 비행에 소요되는 시간이 짧다. 정점 이후 증가하던 비행속도는 공기 저항에 의한 항력이 중력보다 커진 후부터 급격히 감소하고, 이 단계에서 페이로드는 가열현상과 공력학적 저항으로 무게중심이 크게 변하게 되어 탄두가 전복되거나 나선형 운동이 발생되기도 한다^[4].

2.2. 탄도미사일의 비행궤적 종류

탄도미사일은 로켓을 이용하여 초기속도를 얻으며, 로켓모터의 연소 후에는 자유비행을 한다. 대기권 재진입 후 유도가 행해지는 탄도미사일도 있지만, 그 유도거리는 비행거리 전체에서 보면 미소하다^[5]. 따라서 일반적인 탄도미사일의 비행궤적은 연소종료 시점의 에너지량과 비행경로각 등에 의해 결정되기 때문에 페이로드 질량, 연소종료 고도 및 비행경로각의 변화에 따라 궤적이 변화된다. 본 논문의 분석 대상인 탄

도미사일의 비행경로각 조절은 Fig. 3과 같이 최소에너지(minimum energy) 방식, 로프트(lofted) 방식 및 디프레스(depressed) 방식을 사용하였다.

최소에너지 방식은 최소의 에너지로 최대의 사거리를 얻을 수 있는 방식으로, 최대사거리를 얻을 수 있는 궤적은 최소에너지 방식의 궤적 한 가지 뿐이다. 반면 최대사거리보다 짧은 사거리를 얻기 위해서는 발사각을 높이거나, 낮추는 두가지 방식이 존재하는데^[6], 이러한 방식이 로프트 방식과 디프레스 방식이다. 로프트 방식은 탄도미사일의 비행경로각을 크게 하여 최소에너지 방식보다 정점고도가 더 높은 비행궤적을 갖도록 하는 방식이다. 반면 디프레스 방식은 탄도미사일의 비행경로각을 작게 하여 최소에너지 방식보다 낮은 정점고도의 비행궤적을 갖도록 하는 방식이다.

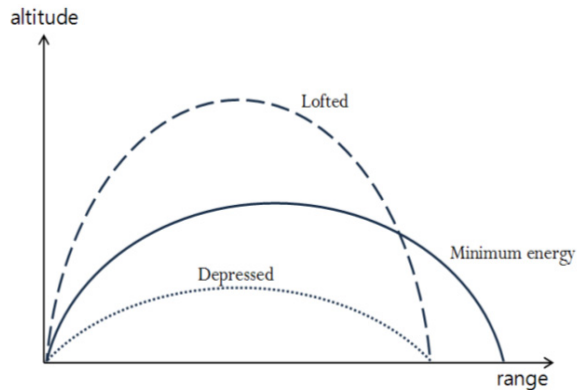


Fig. 3. Ballistic missile trajectories

3. 탄도미사일 비행궤적 해석 모델

탄도미사일 비행궤적 해석은 국방대학교 SE&GWS 연구실에서 개발되어 사용하고 있는 모델을 사용하였다. 이 모델은 기존에 발표된 다양한 논문^[3,7-9]을 통해 검증되었고, 문헌상 나타난 다수 실제 비행궤적 파라미터와의 비교분석을 통해 신뢰성이 입증되었다.

여기서 사용된 모델은 앞서 설명한 탄도미사일의 비행단계별 특성에 따라 Fig. 4와 같은 각 구간별 알고리즘을 조합하여 완성되었다. 탄도미사일은 일반적으로 부스트 단계에서 양력의 영향을 최소화하기 위해 미사일의 수직축과 속도벡터의 방향이 거의 일치하도록 비행각을 유지시킨다. 따라서 부스트 단계의 양력은 없다고 가정하였으며 본 논문에서 분석하는 탄도

미사일은 사거리가 비교적 짧은 1,000 km급의 MRBM (Medium Range Ballistic missile)이므로 미사일의 비행 궤적이 지구 곡률의 영향을 거의 받지 않는다. 따라서 본 모델에서 지구는 곡률이 일정하고 자전하지 않는 완전한 구로 가정하였다. 또한 지구의 공전과 자전에 의한 효과는 고려하지 않았으며, 연소 종료시 탑재된 추진제는 완전히 연소한 것으로 가정하였다.

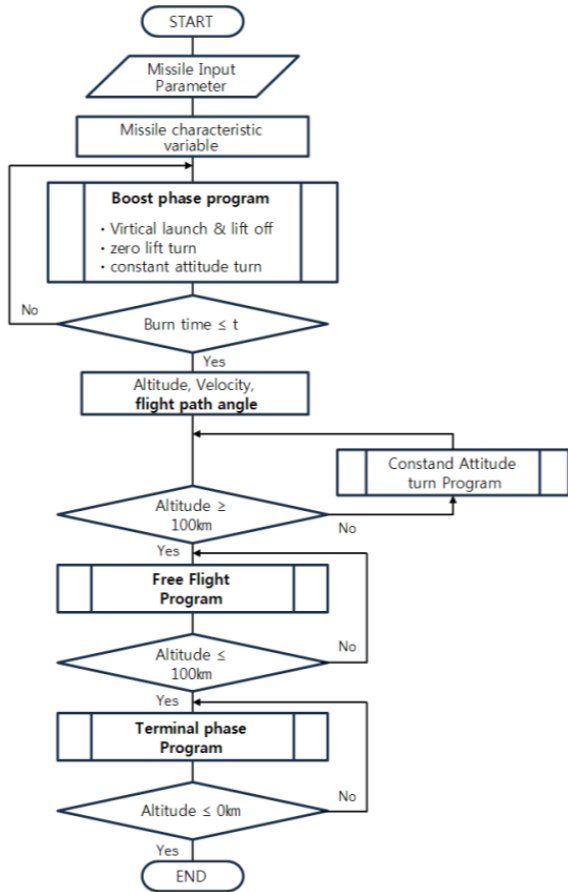


Fig. 4. Model algorithm

4. 비행궤적 시뮬레이션 결과

비행경로각 조절에 따른 탄도미사일의 비행궤적 결과를 해석하기 위해 비행궤로각은 최소에너지 발사각인 37°를 기준으로 $\pm 5^\circ$, $\pm 10^\circ$, $\pm 15^\circ$, $\pm 20^\circ$ 로 세분화 하였다. 발사각은 더욱 작은 간격으로 세분화 할 수 있으나, 그 특성은 큰 차이가 없다. 따라서 여기에서는

ϕ_{bo} 변화에 따른 디프레스 궤적과 로프트 궤적의 경향성을 분석하기 위해 $\pm 5^\circ$ 간격으로 시뮬레이션 하였다. 또한 실제 탄도미사일 운용시 발사가능성이 높은 사거리로 제한하였다. 따라서 사거리가 800 km로 알려진 스커드-D(ER)¹⁰⁾보다 작은 사거리로는 분석 대상 탄도미사일을 발사하지 않는다는 가정하에 비행궤로각을 $\pm 20^\circ$ 까지 조절하였다. 시뮬레이션 결과 ϕ_{bo} 가 $+20^\circ$ 일 때 사거리는 823 km, -20° 일 때 사거리는 867 km이기 때문에 스커드-D(ER)의 사거리 내로 비행하지 않게 된다.

또한 탄도미사일의 비행구간별로 이를 방어하기 위한 PAC-3, THAAD 및 SM-3 등 세 종류의 요격미사일을 선정하였으며, 각각의 요격미사일의 유효요격고도를 통과하는 탄도미사일의 비행시간을 분석하였다.

4.1. 입력 파라미터

본 연구에서는 북한의 노동미사일과 유사한 사거리 1,000 km급 중거리 탄도미사일을 가정하여 이를 입력 파라미터로 사용하였으며 제원은 Table 1과 같다. 또한

Table 1. Ballistic missile input parameter

구 분	제 원
길이 [m]	15.5
직경 [m]	1.3
페이로드 질량 [kg]	1,000
추진제 질량 [kg]	16,000
구조물 질량 [kg]	4,000
연소시간 [sec]	70
비추력 [sec]	240

Table 2. Interceptor input parameter

구분	유효요격고도[km]	최대사거리[km]
PAC-3	12-15	170
THAAD	40-150	400
SM-3 ^{주1)}	70-500	1200

주1) 현재 SM-3 미사일은 Block I A가 실전배치되어 운용중이며, 최종적으로 Block II A까지 개발 예정이다. 표의 제원은 SM-3의 최종 FOC(Full Operational Capability) 값이다.

탄도미사일에 대응하기 위한 요격미사일은 현재 탄도미사일 방어체계의 지역방어(regional defense)에서 주로 사용되고 있는 대표적 요격미사일인 SM-3, THAAD, 및 PAC-3를 선정하였다. 이에 대한 제원은 공개된 자료를 활용하였으며 Table 2와 같다.

4.2. 시뮬레이션 결과 해석

4.2.1. 고도특성 해석

ϕ_{bo} 변화에 따른 탄도미사일의 고도특성 결과는 Fig. 5, 6 및 Table 3과 같다. 시뮬레이션 결과 최소에너지 궤적을 갖는 ϕ_{bo} 는 37° 이며 이때 사거리는 1011 km로 최대값을 가졌고 정점고도는 233 km였다. 이는 탄도미사일의 일반적 경험값인 최대사거리와 정점고도의 비율 20~25 %^[11]에 속한다. 이론적으로 진공상태에서 항력 및 양력에 의한 영향을 제외하였을 때 최대사거리를 갖는 이상적인 발사각은 45° 이나, 본 모델에서는 부스트단계와 종말단계에서의 추력과 항력이 고려되었으므로 ϕ_{bo} 이 37° 일 때 최대사거리를 갖는 것으로 나타났다. 또한 예상한 것과 같이 로프트 방식으로 발사한 경우 정점고도는 증가하나 사거리는 감소했으며, 디프레스 방식으로 발사한 경우 정점고도와 사거리 모두 감소함을 보였다.

한편 종말단계 구간의 비행거리는 ϕ_{bo} 가 작아질수록 증가하며, ϕ_{bo} 가 증가할수록 짧아짐을 알 수 있었다. 특히 최소에너지 궤적에서 종말단계 비행거리는 126.7 km이고 로프트 궤적($\phi_{bo} = 57^\circ$)과 디프레스 궤적($\phi_{bo} = 17^\circ$)에서의 종말단계 비행거리는 각각 62.7 km, 368.9

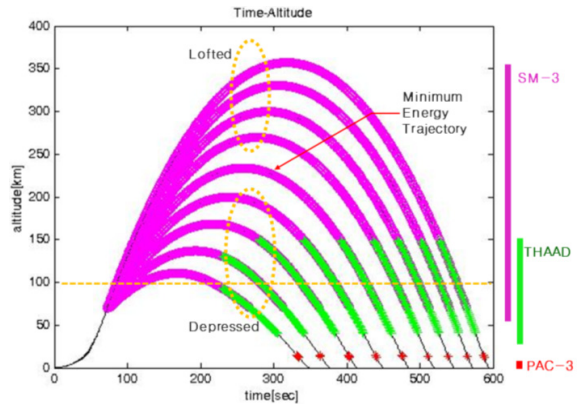


Fig. 5. Altitude versus time according to flight path angle

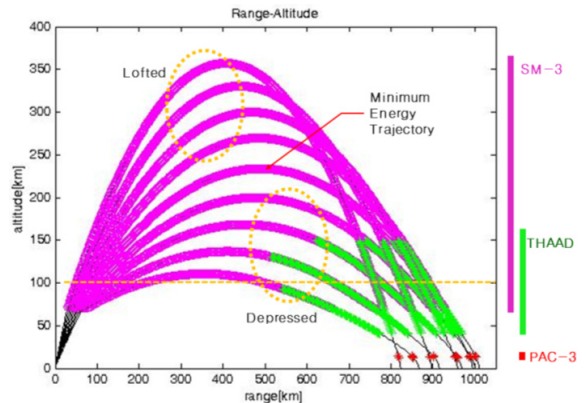


Fig. 6. Altitude versus range according to flight path angle

Table 3. Characteristic output of MRBM according to flight path angle

연소종료시 비행경로각		17°	22°	27°	32°	37°	42°	47°	52°	57°
부스트단계	비행거리 [km]	58.2	54.3	50.1	46.3	42.2	37.9	34.2	30.1	26.4
	비행시간 [sec]	70	70	70	70	70	70	70	70	70
중간단계	비행거리 [km]	440.2	607.7	727.9	800.4	842.3	852.3	836.0	793.5	734.7
	비행시간 [sec]	145	210	267	313	356	396	427	456	480
종말단계	비행거리 [km]	368.9	253.9	191.3	154.5	126.7	105.0	89.0	74.5	62.7
	비행시간 [sec]	134	97	78	67	59	54	50	47	45
총 비행거리 [km]		867.3	915.9	969.3	1001.1	1011.2	995.2	959.2	898.2	823.7
정점 고도 [km]		110.7	136.9	168.4	199.7	233.7	269.6	299.8	330.5	357.1
총 비행시간 [sec]		349	377	415	450	485	520	547	573	595

km를 나타냈다. 여기서 ϕ_{bo} 를 로프트 방식으로 20° 크게 발사할 경우의 종말단계 비행거리 변화량과 ϕ_{bo} 를 디프레스 방식으로 20° 작게 발사할 경우의 종말단계 변화량은 크게 차이가 남을 알 수 있다. ϕ_{bo} 를 20° 크게 발사했을 때의 종말단계 비행거리는 최소에너지 종말단계 비행거리의 약 1/2이다. 그러나 ϕ_{bo} 를 20° 작게 발사했을 때의 종말단계 비행거리는 최소에너지 방식의 종말단계 비행거리의 약 3배 정도로 로프트 방식과 디프레스 방식의 종말단계 변화량에 큰 차이가 발생하였다.

한편 디프레스 궤적($\phi_{bo} = 17^\circ$), 최소에너지 궤적($\phi_{bo} = 37^\circ$) 및 로프트 궤적($\phi_{bo} = 57^\circ$)의 정점고도는 각각 110.7 km, 233.7 km 및 357.1 km로 발사각이 증가됨에 따라 정점고도가 비례하여 증가되었다.

또한 비행궤적 시뮬레이션 결과를 기반으로 분석된 PAC-3, THAAD, SM-3의 유효요격시간은 Table 4와 같다. 여기서 유효요격시간은 각각의 요격미사일의 유효요격고도 내를 탄도미사일이 비행하는 시간으로 정의하였다. 디프레스 궤적에서 PAC-3의 유효요격시간은 로프트 궤적에서의 유효요격시간인 1초에 비해 2~3초로 증가됨을 알 수 있다. 그러나 THAAD는 ϕ_{bo} 를 감소시킬수록 유효요격시간이 50초($\phi_{bo} = 57^\circ$)에서 101초($\phi_{bo} = 17^\circ$)까지 약 2배 증가하나, SM-3는 491초($\phi_{bo} = 57^\circ$)에서 192초($\phi_{bo} = 17^\circ$)로 약 40% 감소하였다. 따라서 디프레스 방식으로 탄도미사일이 발사된다면 THAAD의 유효요격시간은 증가하고 SM-3의 유효요격시간은 감소한다. 반대로 로프트 방식으로 발사된다면 THAAD의 유효요격시간은 감소하고, SM-3의 유효요격시간은 증가한다. 그러나 SM-3에 의해 방어할 수 있는 유효요격시간은 비행경로각의 변화에 관계없이 PAC-3나 THAAD에 비해 항상 큰 것으로 나타났다.

4.2.2. 속도 및 가속도 특성 해석

ϕ_{bo} 변화에 따른 탄도미사일의 속도 및 가속도 특성

결과는 Fig. 7, 8 및 Table 5와 같다. 탄도미사일은 발사시부터 연소 종료시까지 추력의 영향을 받아 속도와 가속도가 급격하게 증가한다. 그리고 추진체의 연소가 종료되어 외기권을 비행하는 탄도미사일은 중력

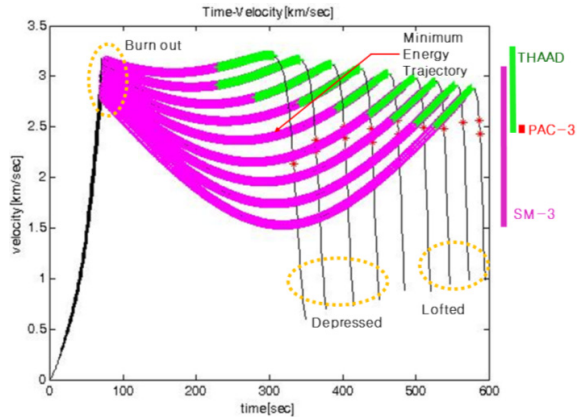


Fig. 7. Velocity versus time according to flight path angle

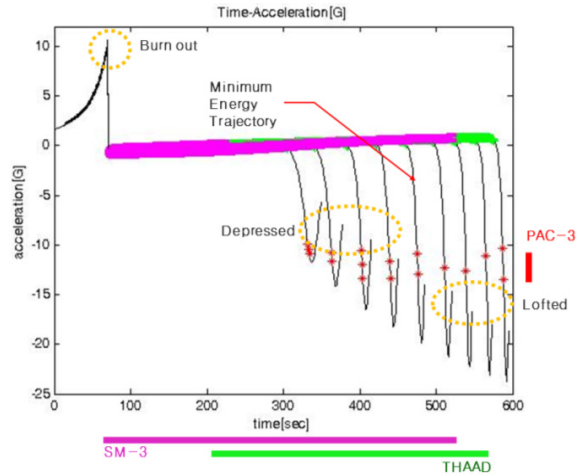


Fig. 8. Acceleration versus time according to flight path angle

Table 4. Effective intercept time according to flight path angle

연소종료시 비행경로각		17°	22°	27°	32°	37°	42°	47°	52°	57°
유효 요격시간 [sec]	PAC-3	3	3	3	2	2	1	1	1	1
	THAAD	101	113	105	83	70	61	57	52	50
	SM-3	192	239	289	331	372	410	440	468	491

의 영향만을 받기 때문에, 연소 종료 후 정점고도까지 상승하는 단계(ascent phase)에서 속도는 감소하고 가속도의 크기는 작아지게 된다. 정점고도를 통과한 탄도미사일은 탄착점까지 하강(descent)하며 종말단계 구간에서 최대속도에 이를 때까지 속도가 다시 증가한다. 종말단계에서는 대기의 저항을 받아 속도가 급격히 감소하기 때문에 가속도의 크기는 다시 증가한다. 여기서 탄도미사일의 최대 가속도는 종말단계에서 나타나는 것을 볼 수 있다.

시간-속도 그래프의 형태는 전형적인 'M'자 형태의 모양을 나타내며 미사일의 최대속도는 약 2.9~3.1 km/s로 궤도에 따른 큰 차이를 보이지는 않았으며, 최대속도가 나타나는 영역은 종말단계의 고도 36~46 km 구간이다. 이때 최대속도는 연소종료시 속도보다 약간 크게 나타나나 그 차이가 크지 않으므로 일반적인 탄도미사일의 최대속도는 연소종료시 및 재진입 단계에서 나타난다고 할 수 있다.

또한 연소종료 속도, 정점속도, 재진입 속도 및 최대속도와 같은 미사일의 전반적인 속도는 Table 5와 같이 디프레스 영역에서 증가하는 경향을 나타냈으나, 탄착속도는 오히려 작아졌다. 왜냐하면 ϕ_{bo} 가 작을수록 재진입단계에서 대기권 영역을 통과하는 시간과 거리가 길어지고 이에 따라 대기저항에 따른 속도손실이 커지기 때문이다.

한편 이러한 탄도미사일의 속도 및 가속도 시뮬레이션 결과에 따라 세 가지 요격미사일에 대한 유효요격고도를 분석하였다. SM-3의 유효요격고도는 중거리 탄도미사일의 중간단계 대부분 영역과 종말단계의 초기영역이다. 이 영역은 다른 비행단계와는 달리 중력을 제외한 외력의 영향을 거의 받지 않으므로 속도의 변화량이 비교적 작은 단계이다. 따라서 탄도미사일

의 궤적을 예측하기가 비교적 용이한 구간이다. 또한 THADD의 유효요격고도는 중간단계의 마지막 영역과 종말단계의 초기영역이다. 이 영역은 Fig. 8과 같이 종말단계에서 가속도 크기가 급격하게 증가하기 직전까지의 구간이다. 그러나 PAC-3의 유효요격고도는 종말단계의 하층 일부 구간이며, 이 영역은 가속도의 크기와 변화량이 상당히 크고 대기의 불안정성 등에 의해 재진입체의 불안정 거동이 발생할 가능성이 높기 때문에 비행궤적을 정확히 예측하기가 어려운 구간이다.

4.2.3. 시뮬레이션 결과 종합 해석

탄도미사일의 비행궤적은 추진체의 연소종료시 비행경로각(ϕ_{bo})의 변화에 따라서 그 특성이 변하기 때문에 방어자의 입장에서 각각의 장단점을 식별하여 대응하는 것이 필수적이다.

로프트 방식으로 발사했을 때는 탄도미사일의 비행시간이 길어지고 고도가 높아지기 때문에 탐지, 추적 및 요격시간이 상대적으로 길어지고 지리적으로 방어할 수 있는 영역이 넓어진다. 또한 탄도미사일이 고고도를 비행함에 따라 지구 곡률이나 지형 등 탐지에 영향을 주는 요소가 적기 때문에 비교적 조기에 탐지가 가능하고, SM-3와 같은 상층방어용 무기체계로 조기에 요격할 수 있는 장점이 있다. 그러나 요격미사일이 고고도까지 상승해야 하기 때문에 비교적 고가의 상층방어용 미사일 확보가 요구되며, 고고도까지 탐지할 수 있는 레이더가 필요하다. 또한 탄도미사일이 종말단계를 비행하는 시간이 짧기 때문에 THADD와 PAC-3와 같은 하층방어용 요격미사일로 대응할 수 있는 시간이 짧아지는 단점이 있다.

반면 디프레스 방식으로 발사했을 경우 종말단계

Table 5. velocity and acceleration according to flight path angle

연소종료시 비행경로각	17°	22°	27°	32°	37°	42°	47°	52°	57°
연소종료속도 [km/sec]	3.2	3.1	3.1	3.0	3.0	2.9	2.9	2.8	2.8
정점속도 [km/sec]	3.0	2.9	2.7	2.6	2.4	2.2	2.0	1.7	1.5
재진입속도 [km/sec]	3.1	3.0	3.0	2.9	2.9	2.8	2.8	2.7	2.7
탄착속도 [km/sec]	0.6	0.7	0.7	0.8	0.9	0.9	1.0	1.0	1.0
최대속도 [km/sec]	3.2	3.2	3.1	3.1	3.0	3.0	2.9	2.9	2.9
최대가속도 [G]	-11.7	-14.2	-16.5	-18.2	-19.8	-21.3	-22.2	-23.1	-23.8

비행시간이 길기 때문에 비교적 구매비용이 저렴한 PAC-3나 THADD 같은 하층방어용 요격미사일로 대응이 용이하다. 그러나 탄도미사일의 비행시간이 짧아지기 때문에 탐지할 수 있는 시간이 줄어들어 단점이 있다. 한편 공격자의 입장에서는 대기 저항의 영향을 많이 받는 대기권 내 비행시간이 길어지기 때문에 열에 의한 재진입체 손실문제를 고려해야 할 것이다.

비행경로각의 변화에 따른 THAAD와 SM-3의 요격 가능 구간은 서로 상반된 결과를 나타내었다. 즉 디프레스 방식으로 ϕ_{bo} 가 작아지면 SM-3의 유효요격시간이 감소하는 반면, THAAD의 유효요격시간은 증가했다. 반대로 로프트 방식으로 ϕ_{bo} 가 커지면 SM-3의 유효요격시간이 증가하고, THADD의 유효요격시간은 감소하였다. 하지만 PAC-3의 경우 디프레스 방식으로 비행경로각이 감소되면 유효요격시간은 1초에서 3초로 증가함을 알 수 있었다.

5. 결론

탄도미사일은 공격자의 의도와 목적에 따라 다양한 방식으로 사거리를 변화시킬 수 있으며, 연소종료시의 비행경로각을 변화시키는 것은 탄도미사일의 사거리를 변화시키는 대표적인 방법이다.

이러한 관점에서 본 연구는 탄도미사일의 연소종료시 비행경로각을 디프레스 방식과 로프트 방식으로 변화시켜 중거리 탄도미사일의 비행궤적에 대한 특성을 도출하고 이를 분석하였다. 로프트 방식과 디프레스 방식의 비행궤적은 각각 상이한 특성을 갖으며 탄도미사일의 운용자는 목적과 의도에 따라 발사 방식을 선택할 수 있기 때문에 방어자는 다양한 방식에 따른 특성을 이해하는 것은 필수적이다. 따라서 본 연구의 결과는 향후 탄도미사일 방어체계 구축의 출발점인 적의 위협평가에 대한 유용한 자료로 사용될 수 있을 것이다.

References

- [1] H. Kim, K. Kim, G. 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.
- [2] H. Kwon, B. Lee, Y. Kim, K. Choi, "An Effectiveness Analysis of Anti-Ballistic Missile Launcher Arrangement for the Lower Tier Defense Against the Ballistic Missile," Journal of the Korea Institute of Military Science and Technology, Vol. 16, No. 5, pp. 590-597, 2013.
- [3] Y. Kwon, B. Choi, "Analysis of the Flight Trajectory Characteristics of Ballistic Missiles," Journal of the Military Operations Research Society of Korea, Vol. 32, No. 1, pp. 176-187, 2006.
- [4] Y. Kwon, "Technical Analysis and Assessment of North Korean Ballistic Missiles," Journal of National Defense Studies Vol. 56, No. 1, pp. 9-10, 2013.
- [5] W. Lee, "Ballistic Missile and Space Launch Vehicle of the World," Agency for Defense Development, p. 69, 2004.
- [6] Francis J. Hale, "Introduction to Space Flight," Prentice Hall, pp. 280-288, 1994.
- [7] Y. Kwon, J. Kim, K. Lee, "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. 12-15, 2011.
- [8] J. Ahn, Y. Kwon, "Analysis of the Flight Trajectory Characteristics of Ballistic Missiles Depending on the Operational Parameters," Korea Association of Defense Industry Studies, Vol. 20, No. 2, pp. 119-136, 2013.
- [9] D. Wright, T. Kadyshev, "An Analysis of the North Korean Nodong Missile," Science and Global Security, Vol. 4, pp. 129-160, 1994
- [10] Jane's Strategic Weapon Systems, "'Scud-C' Variant (Hwasong 6), 'Scud D' Variant(Hwasong 7, and 'Scud-ER')," 2012. 9.
- [11] Jane's Strategic Weapon System, "Ballistic missile Technologies and Performance Analysis," 2013. 11. 15.