

운용 파라미터 변화에 따른 탄도미사일 비행궤적 특성 해석

안준일^{1†} 권용수²

내용목차

1. 서론
2. 비행궤적 특성 해석 알고리즘 구성
3. 최소에너지 발사각 비행궤적 특성
4. 운용파라미터에 변화에 따른 비행궤적 특성
5. 결론

Analysis of the Flight Trajectory Characteristics of Ballistic Missiles Depending on the Operational Parameters

Ahn, Joon Il^{1†}, Kwon, Yong Soo²

Abstract

This work describes the flight trajectory characteristics of various ballistic missiles. The characteristics mainly depend on the range of the missile. There are four ways of adjusting the missile range: payload, specific impulse, loft angle changes, and fuel control. The operators of ballistic missiles can select one of these options. From this viewpoint, this work presents the flight trajectory characteristics of ballistic missiles depending on the operational parameters. The characteristics analysis algorithm that was used in this paper was the same as that used by the authors in their earlier paper.

Keywords: Ballistic missile, payload, specific impulse, loft angle

^{1†} 국방대학교 무기체계학과 석사과정
(교신처자 Tel: 02-300-2146 E-mail: ajuli12@naver.com)

² 국방대학교 무기체계학과 교수

논문접수일: 2013년 11월 8일 게재확정일: 2013년 12월 17일

논문수정일: (1차: 2013년 11월 15일, 2차: 2013년 12월 13일)

1. 서론

탄도미사일은 대량파괴무기(WMD: Weapons of Mass Destruction)의 운반수단으로 사용이 가능하며, 대부분의 비행시간을 대기권 밖에서 초고속으로 비행할 뿐만 아니라, 종말단계에서의 나선형 운동 등 특이한 비행운동 특성으로 인하여 아주 위협적이다. 특히 북한의 탄도미사일은 동북아 지역안보를 넘어 전세계적 안보위협으로 다가오고 있다. 북한은 경제적 어려움에도 불구하고 지속적인 개발의 노력으로 2012년 12월에는 10,000km급 장거리 로켓을 발사하여 성공하였다. 이러한 북한의 심각한 탄도미사일 위협에도 불구하고, 우리나라는 제한적인 대응체계만을 갖추고 있으며, 전략 및 정책을 중심으로 연구가 이루어지고 있다. 탄도미사일의 비행궤적을 다룬 이전 논문에서는 최소에너지 발사각에서의 최대사거리 비행궤적을 바탕으로, 로프트각 조정을 이용한 사거리 감소시의 비행궤적 특성 연구만 이루어졌으며, 다양한 운용 파라미터의 변화를 고려한 탄도미사일의 사거리 조정방법에 대한 연구는 미흡하였다.[1]

이러한 관점에서 본 연구는 탄도미사일의 운용 파라미터 변화에 따른 전반적인 비행궤적을 도출하고, 이에 대한 특성을 해석하였다. 탄도미사일을 운용하는 입장에서는 탄도미사일의 다양한 운용 파라미터 변화에 따라 상이한 비행특성을 가질 수 있으며, 발사의 도와 목적에 따라 다양하게 운용이 가능하다. 실질적으로 탄도미사일의 사거리를 조정하기 위해서는 페이로드, Isp(Specific Impulse)¹⁾, 로프트각, 그리고 및 연소시간을 조정하여 운용한다. 탄도미사일의 사거리는 연소종료시의 상태에 따라 좌우되며, 로프트각을 조정하는 방법이 가장 쉬운 방법이다.[5]

본 연구는 북한에서 운용중인 주요 탄도미사일을 대상으로 분석하였다. 탄도미사일의 기술적 측면보다는 운용자 입장에서 운용 가능성이 높은 방법을 고려하여, 위에서 언급한 네 가지 방법 중 추력 중단방식인 연소시간 조정 방법을 제외한 페이로드, Isp 및 로프트각 등 세 가지를 운용 파라미터로 설정하고 실질적 위협이 되는 1,000km급 이하 탄도미사일의 비행궤적 특성을 종합적으로 도출하고 위협을 해석하였다.

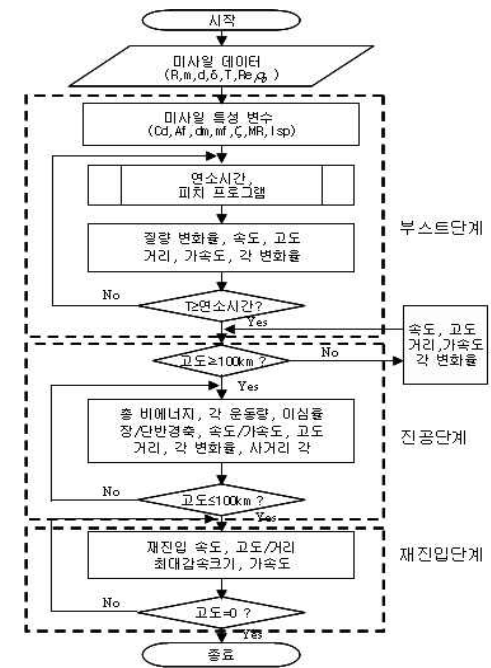
2. 비행궤적 특성 해석 알고리즘 구성

비행궤적 특성 해석은 저자에 의해 개발되어 검증된 프로그램을 사용하였다.[1] 프로그램의 알고리즘은 탄도미사일의 비행단계를 부스트단계, 진공단계 및 재진입단계 등 3단계로 구분하여 해석적 기법에 의한 수학적 모델을 도출하였다. 탄도미사일의 비행단계를 추력변화, 즉, 추진제의 연소시간과 대기권의 고도에 따라 구분하였으며, 부스트 단계는 수직상승, 프로그램 선회, 중력선회 및 등자세 비행으로 구분하여 알고리즘을 구성하였다. 또한, 비행궤적 특성 해석을 위해 최소에너지 발사각을 비행하도록 함으로써 주어진 연소종료조건에서 최대사거리를 비행하도록 모델링하였을 때 북한 주요 탄도미사일의 기본 사거리를 각각 300km, 500km, 1,000km 및 3,000km를 비행하도록 입력 파라미터를 적절히 조절하였다.

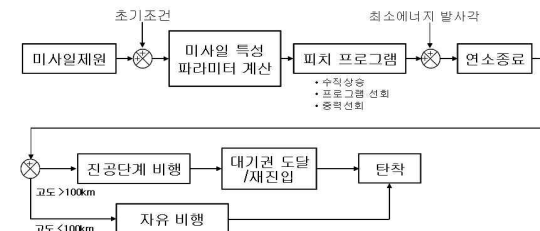
비행궤적 특성 해석 알고리즘의 단계별 주요 경계면은 발사점, 연소종료점, 정점, 재진입점, 최대속도점 및 탄착점이 되며, 이 때 시간, 고도, 지상거리, 속도 및 비행경로각

1) Specific Impurse : is a way to describe the efficiency of rocket and jet engines. It represents the force with respect to the amount of propellant used per unit time. Wikipedia, (검색일 : 2013.12. 6.)

등이 계산되도록 구성하였다. <그림 1>과 <그림 2>는 각각 비행궤적 특성 해석 알고리즘과 블록선도를 나타낸다.[1] 상용전산도구인 MATLAB을 사용하여 탄도미사일의 비행궤적 특성 해석을 위한 프로그래밍 및 시뮬레이션을 수행하였으며, 수행주기는 해석의 편의상 1초로 설정하였다.



<그림 1> 비행궤적 특성 해석 시뮬레이션 흐름



<그림 2> 탄도미사일 비행궤적 특성 해석블록선도

3. 최소에너지 발사각 비행계적 특성 해석

시뮬레이션 분석은 북한이 보유 중인 1단 추진 미사일을 대상으로 하였다. 성능개량에 따라 동급 미사일일지라도 조금씩 다른 제원을 나타내므로, 편의상 스킵드-B, -C, 노동 및 무수단미사일의 기본 사거리를 300km, 500km, 1,000km 및 3,000km로 가정하였다.

비행계적 특성 도출을 위해 사용된 시뮬레이션 입력 파라미터는 공개된 다양한 자료를 바탕으로 <표 1>과 같이 일반화시켰으며, 가정된 사거리 구현을 위해 특성에 변화가 없는 범위 내에서 조정하였다. 또한, 재진입시 나타날 수 있는 나선형 운동이나 전복 등과 같은 불안정 현상을 유도조정 기법에 따라 달라질 수 있으므로 고려하지 않았다.

<표 1> 시뮬레이션 입력 기술파라미터

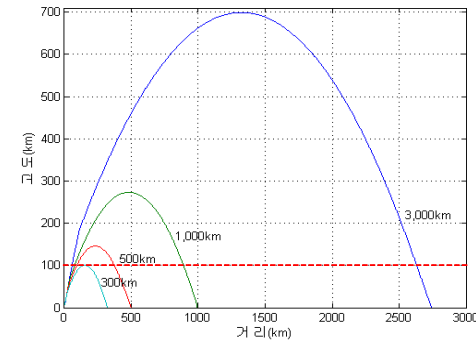
구 분	사거리(km)	300km	500km	1,000km	3,000km
페이로드 질량(kg)		1,000	900	1,000	950
추진제 질량(kg)		3,770	4,200	16,000	18,000
구조물 질량(kg)		1,100	1,220	4,000	1,900
탄두 직경(m)		0.88	0.88	1.3	1.2
Isp(sec)		200	230	240	296
연소시간(sec)		64	70	70	168

<표 2> 비행특성 시뮬레이션 결과

구 분	사거리(km)	300km	500km	1,000km	3,000km
연소 종료	연소종료고도(km)	32.1	45.7	65.2	185
	지상거리(km)	17.9	25.6	37.4	112.3
	연소종료속도(km/s)	1.56	1.98	2.91	4.77
정점	비행경로각(°)	44.4	44.1	43.0	40.3
	정점시간(sec)	179	216	280	502
	정점고도(km)	94.7	146.2	273.3	399.3
	지상거리(km)	146.2	233.8	484.5	1326.8
재진입	속도(km/s)	1.11	1.42	2.12	3.63
	재진입시간(sec)	-	313	470	860
	지상거리(km)	-	372.1	889.0	2628.6
최대 속도	속도(km/s)	-	1.70	2.79	4.92
	속도(km/s)	1.66	2.10	2.97	5.03
	고도(km)	9.3	13.1	36.9	39.8
	지상거리(km)	292.4	485.2	960.5	2699.0
탄착	최대속도시간(sec)	311	389	504	880
	사거리(km)	301.1	500.1	991.8	2737.2
	총비행시간(sec)	318	398	523	891
	탄착속도(km/s)	1.60	1.96	0.94	2.61
비행경로각(°)		-50.4	-46.0	-72.3	-60.2

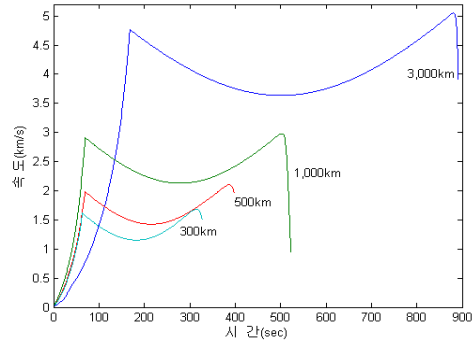
최소에너지 발사각을 적용하여 각 사거리에 대한 시뮬레이션을 통해 얻은 비행계적 특성에 대한 주요 경계면에서의 주요 특성값을 <표 2>에 나타내었다. 주요 경계면은 부스터의 연소종료점, 미사일의 최고 정점, 대기권으로 다시 진입하는 재진입점 및 탄착점 등 5개 단계로 구분하였으며, 각 경계면에서 미사일의 도달시간, 고도, 지상거리 및 속도 등과 같은 주요 특성값을 도출하여 분석하였다. 도달사거리의 미소편차는 시뮬레이션 계산시간 간격을 1초로 설정한 것에 기인한다.

<그림 3>은 최소에너지 발사각을 적용하여 각 미사일을 발사하였을 경우 비행 거리에 따른 고도 특성으로 전형적인 포물선 형태를 나타낸다. 각각의 미사일의 정점고도는 94.7km, 146.2km, 273.3km 및 699.3km로 사거리에 비례하여 증가함을 알 수 있다. 300km급 미사일의 최고고도는 94.7km로 전 비행구간을 대기권 내에서 비행하나, 500km급의 경우 총비행시간 398초 중 197초를, 1,000km급은 총 비행시간 523초 중 381초를, 3,000km급 미사일은 총 비행시간 891초 중 723초를 대기권 밖에서 비행하여 각각 대기권 밖의 비행시간이 총 비행시간의 49%, 72% 및 81% 이상을 차지한다. 이러한 특성은 사거리가 긴 탄도미사일일수록 종말단계보다는 중간단계의 요격기회가 상당히 증가함을 의미하며, 지상 하층방어 위주로 구축되어 있는 우리의 현실을 감안할 때, 북한 탄도미사일에 대한 중간단계 요격이 실질적으로 어려움을 나타낸다.



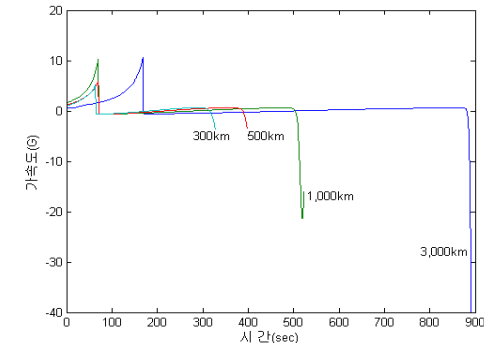
<그림 3> 거리에 따른 고도 특성

시간변화에 따른 탄도미사일의 속도는 발사 후 연소종료시까지 추력이 없어질 때 까지 급격하게 증가하나, 그 후 부터 정점에 이를 때까지 완만하게 감소한다. 정점 이 후 공기에 의한 항력이 중력보다 커질 때까지는 다시 완만하게 증가하여 최대속도에 이르며, 그 후 탄착지점까지는 매우 급격하게 감소한다. 전체적으로는 <그림 4>와 같은 전형적인 'M'자형 패턴을 나타낸다.[2] 탄도미사일의 최대속도는 연소종료시 속도와 대등하며, 미사일의 사거리가 증가함에 따라 최대속도도 증가한다. 500km급 이하 탄도미사일의 속도감소 위치는 고도가 13km 이하로 지상 하층방어 요격체계의 유효고도인 15~20km보다 낮은 위치이며, 최고 낙하속도 부근에서 요격해야하는 어려움이 존재한다. 1,000km급 미사일의 최대속도는 2.97km/sec로서 300km급 최대속도의 약 1.8배에 해당한다.



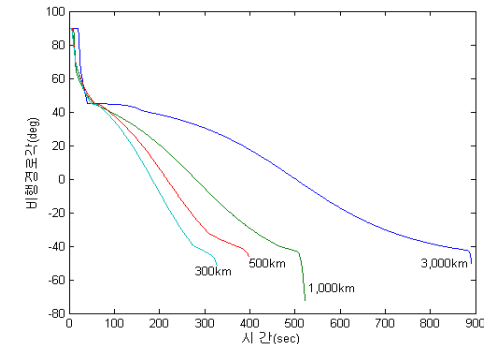
<그림 4> 시간에 따른 속도 특성

<그림 5>는 비행시간에 따른 가속도 특성을 보여준다. 부스트단계와 재진입단계에서는 추력과 항력의 급격한 변화에 따라 가속도 변화가 매우 심하며, 중간단계에서는 완만하게 변화됨을 알 수 있다. 부스트단계에서는 연소시간 동안 추력에 의해 1,000km급 탄도미사일의 경우 약 10G, 500km급 탄도미사일은 약 5G까지 증가하는데, 추력이 중력과 항력에 비해 훨씬 크기 때문에 연소종료전까지 속도가 급격히 증가되고 이에 따라 가속도가 지속적으로 증가하게 된다. 특히, 항력은 저고도에서 미사일의 속도가 느리고, 고고도에서 공기밀도가 극히 낮기 때문에 그 크기는 다른 힘에 비해 무시할 수 있을 정도로 작다. 연소종료 후에는 추력이 사라지고, 중력에 의해 속도가 감속되기 때문에 그림과 같이 가속하다가 양의 값에서 음의 값으로 급격하게 변화하게 된다. 중간단계는 고도에 따른 중력가속도와 비행경로각의 함수로 매우 완만하게 변화하는데, 공기가 거의 희박한 구간을 비행하는 단계로 항력의 크기는 중력에 비해 무시할 수 있을 정도로 작기 때문에 중력가속도는 고도에 따른 함수로 거의 일정하나 상승각의 감소에 따라 지속적으로 증가한다. 재진입단계에서는 중력과 항력이 모두 고려되며, 하강단계이므로 중력은 증속시키는 요인, 항력은 속도를 감속시키는 요인으로 작용한다. 항력에 의한 가속도는 재진입체의 형태, 질량, 속도 및 공기밀도에 의해 결정된다. <그림 5>에서 확인할 수 있듯이, 사거리가 증가함에 따라 미사일의 종말단계 가속도는 짧은 시간동안 매우 급격하게 변화한다. 이것은 미사일의 최대사거리가 증가할수록 종말단계의 가속도 변화는 급격하게 커지므로 적의 탄도미사일을 정확히 탐지/추적하는 것은 어려울 뿐만 아니라 요격미사일 자체도 고기동성을 요하기 때문에 효과적인 미사일 방어 작전 수행이 어려움을 의미한다.



<그림 5> 시간에 따른 가속도 특성

<그림 6>은 비행시간에 따른 비행경로각의 특성을 나타낸 것이다. 초기 수직상승 비행경로각은 90°로부터 연소종료시까지 최소에너지 발사각으로 변화한다. 초기 미사일은 발사되어 연소종료시까지 수직상승, 프로그램 선회 및 중력 선회를 거치며 비행경로각이 그림과 같이 감소하게 된다. 이후 미사일은 등속 운동을 하게 되며, 재진입단계에서 작용하는 힘 중 중력의 영향을 무시하면 속도방향의 벡터인 항력만 존재하기 때문에 비행경로각은 일정한 각도로 나타난다. 종말단계에서 재진입 후 항력의 영향이 커지는 지표면 부근에서부터 비행경로각은 급격하게 증가하게 된다. 탄착시의 비행경로각은 300km급은 -50.4°, 500km급은 -46.0°, 1,000km급은 -72.3°이며, 3,000km급은 -60.2°로 나타난다. 특히, 1,000km급 이상의 탄도미사일은 탄착점에서 수직에 가까운 형태로 낙하하게 되는데, 방어적 입장에서는 RCS가 매우 작아지며, 이로 인해 접근하는 미사일의 효과적 인 탐지, 추적 및 요격이 어렵다는 것을 의미한다.



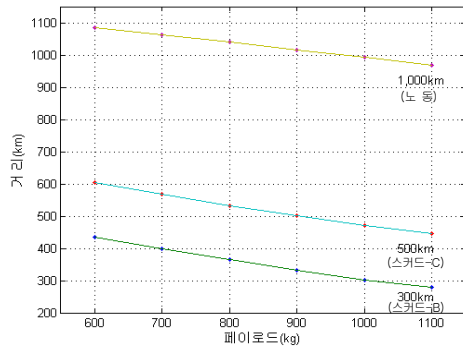
<그림 6> 시간에 따른 비행경로각 특성

4. 운용 파라미터 변화에 따른 비행궤적 특성

4.1 페이로드에 따른 비행궤적 특성

운용자의 탄도미사일 발사 목적에 따라 탄두 종류가 결정되며, 그에 따른 탄도미사일의 질량이 변하게 된다. 페이로드 변화하여 탄도미사일을 발사시 전반적인 비행궤적 패턴은 유사하지만 비행성능의 차이가 발생하므로 페이로드 입력값에 변화에 따른 특성 해석이 요구된다. 페이로드를 제외한 파라미터는 최소에너지 발사각과 동일하게 적용하였다.

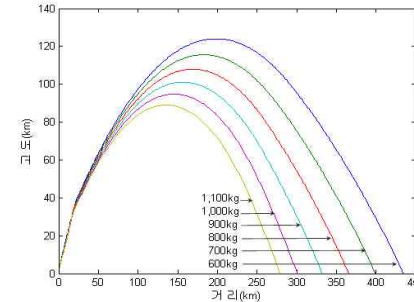
<그림 7>은 탄도미사일별 페이로드에 변화에 따른 사거리 특성으로, 표준 페이로드 질량(300km급 1,000kg, 500km급 900kg, 1,000km급 1,000kg)에서 페이로드를 감소시키면 각각 미사일의 사거리는 비례적으로 증가함을 알 수 있다. 300km급, 500km급 및 1,000km급 탄도미사일의 페이로드를 감소시킬 때, 각각 100kg당 31km, 30km 및 23km의 비율로 사거리가 증가된다. 즉, 1,000km급 미사일의 페이로드 질량을 1,000kg에서 600kg을 감소시키는 경우, 사거리는 991km에서 1086km로 증가한다. 1,000km급 미사일의 사거리가 다른 미사일보다 감소율이 적은 것은 다른 미사일과 달리 분리형 탄두로서 연소종료 후 페이로드만 비행하는 특성에 기인한다.



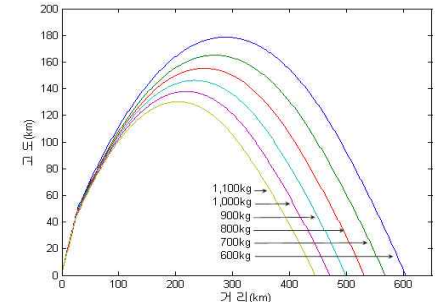
<그림 7> 탄도미사일별 페이로드에 따른 사거리 변화

<그림 8>, <그림 9> 및 <그림 10>은 탄도미사일별 페이로드 변화에 따른 거리와 고도 특성을 나타낸다. 300km급 스커드-B 미사일은 표준 페이로드로 운용할 경우, 정점 고도 94km로써 대기권 내에서 비행하지만 페이로드를 감소시킬 경우 대기권 밖을 비행한다. 페이로드를 감소시켜 미사일을 발사할 경우 연소종료, 정점 및 최대속도 고도가 증가하여 전반적인 포물선의 형태가 높아짐을 알 수 있다. 즉, 1,000km급 미사일을 1,000kg의 페이로드로 발사하였을 때 연소종료, 정점 및 최대속도 고도는 각각 65km, 273km, 36km로 나타나는 반면, 페이로드를 600kg을 발사할 경우는 68km, 300km, 41km로 고도가 증가한다. 사거리를 증가시키기 위해서 페이로드를 줄일 경우 고도 및 거리 등 비행

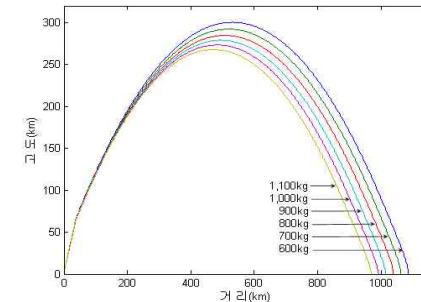
성능은 비례적으로 증가함을 의미한다.



<그림 8> 페이로드별 거리-고도 특성(300km급)



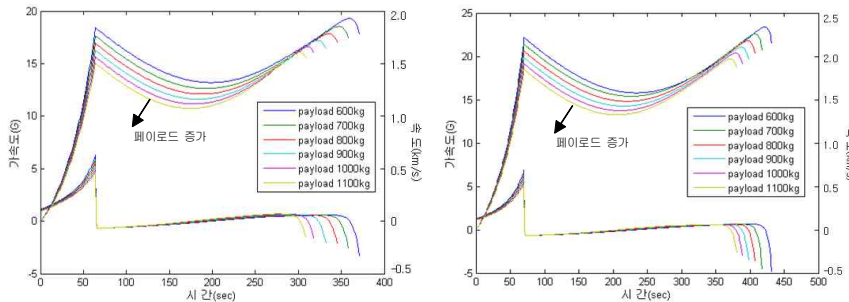
<그림 9> 페이로드별 거리-고도 특성(500km급)



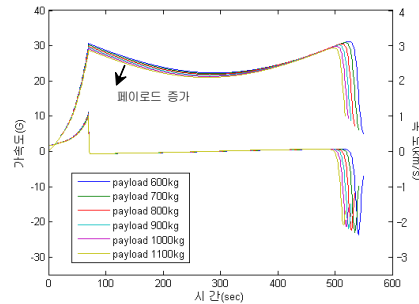
<그림 10> 페이로드별 거리-고도 특성(1,000km급)

<그림 11>, <그림 12> 및 <그림 13>은 탄도미사일별 페이로드 변화에 따른 가속도와 속도 특성을 나타낸다. 그림에서 알 수 있듯이 300km급, 500km급 미사일과는 달리 1,000km급 미사일은 연소종료 후 부스터 분리에 따른 비행으로 종말단계에서 음가속도와 속도 감소의 변화가 크다. 페이로드가 증가할수록 최대속도는 비례적으로 감소한다. 가속도 특성 역시 페이로드가 증가할수록 종말단계에서 변화가 큼을 알 수 있다. 특히 1,000km급 미사일의 경우 종말단계에서 -20G 이상 되는 고기동 표적임을 의미하며, 페이로드가 가벼울수록 마지막에 변하는 가속도가 증가한다.

앞에서 언급했듯이 페이로드는 사용 목적에 따른 탄두에 의해 결정된다. 1,000km급 미사일과 같은 경우 연소종료시 페이로드와 부스터가 분리되기 때문에 300km급 및 500km급 단거리탄도미사일과 다른 종말단계 비행특성을 나타낸다.



<그림 11> 거리-고도-속도 특성(300km급) <그림 12> 거리-고도-속도 특성(500km급)

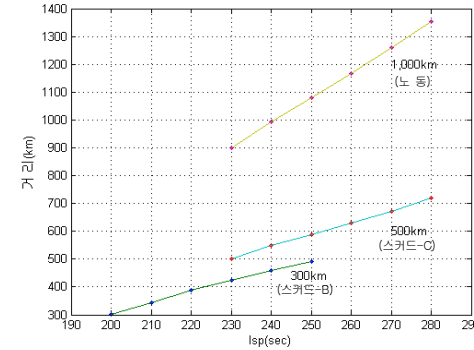


<그림 13> 거리-고도-속도 특성(1,000km급)

4.2 Isp에 따른 비행궤적 특성

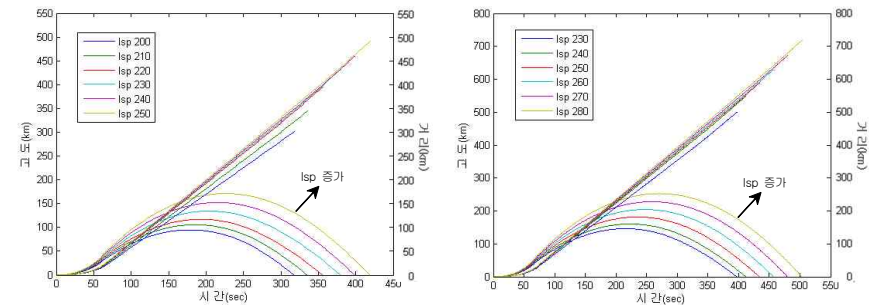
탄도미사일의 사거리 조정 방법 중 Isp에 따른 비행궤적 특성을 분석하였다. Isp는 로켓이나 제트엔진의 효율로 초(sec) 또는 속도(km/sec)로 표시된다. 이것은 추력을 단위시간당 사용된 추진제 중량으로 나눈 값이다.[6] Isp는 추진제마다 고유한 특성을 지니지만 그것의 정확한 값은 로켓엔진의 종류와 작동 환경에 따라 조금씩 차이가 난다.[3] 즉, Isp는 추진제(연료 및 산화제), 엔진시스템, 발사체 물리적 요소(질량, 형상 등) 등에 의해 결정된다.[4] 이처럼 추진제별 Isp가 다르므로 Isp별 비행궤적 특성은 어떻게 차이가 나는지 시뮬레이션을 통해 결과를 도출하고 비교하였다. 단, Isp를 제외한 나머지 파라미터는 최소에너지 발사각의 경우와 동일하게 적용하였다.

<그림 14>는 탄도미사일별 Isp에 따른 사거리의 변화를 종합적으로 나타낸다. 이를 통해 Isp를 증가시키면 사거리 역시 비례적으로 증가함을 알 수 있다. Isp가 100초씩 증가함에 따라 1,000km급 미사일의 사거리는 약90km씩 비례적으로 증가한다. 즉, Isp를 100초 증가시킬 때 마다 탄도미사일의 사거리는 8~11% 정도씩 증가하게 된다.

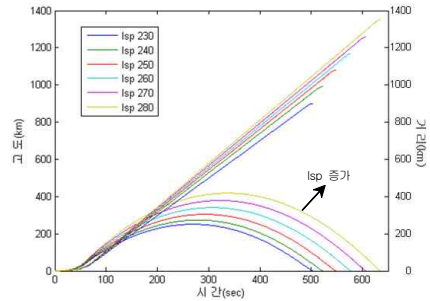


<그림 14> 탄도미사일별 Isp에 따른 사거리 변화

<그림 15>, <그림 16> 및 <그림 17>은 탄도미사일의 Isp별 시간에 따른 고도와 거리 특성을 나타낸다. Isp를 증가시키면 사거리, 정점고도 및 비행시간 등 전반적인 비행 성능이 향상됨을 알 수 있다. 1,000km급 미사일을 Isp 230초인 추진제로 사용하여 발사하였을 때 총비행시간은 504초, 정점고도는 250km, 사거리는 900km에 탄착하며, Isp 280초인 추진제를 사용할 경우, 총비행시간은 636초, 정점고도는 418km, 사거리는 1352km에 탄착하게 된다. Isp를 100초 증가시킬수록 총비행시간은 약 5% 증가, 정점의 고도는 약 1%가 상승하는 등 전반적인 비행성능이 향상된다.

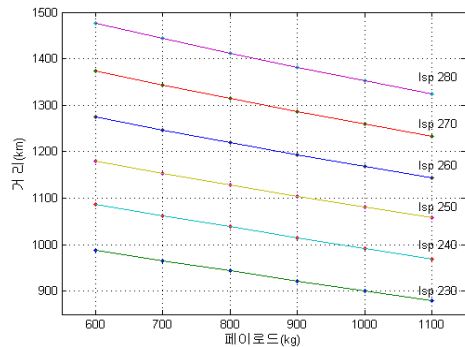


<그림 15> 시간-고도-거리 특성(300km급) <그림 16> 시간-고도-거리 특성(500km급)



<그림 17> 시간-고도-거리 특성(1,000km급)

<그림 18>은 1,000km급 탄도미사일의 페이로드와 Isp 변화에 따른 사거리 특성을 나타낸다. 페이로드가 1,100kg일 경우, Isp가 230초이면 879km, Isp가 280초에서는 1,323km에 탄착한다. 페이로드와 Isp에 따라 비례적으로 변화하며, 이를 통해 Isp가 100초 증가할수록 사거리는 약8%씩 증가, 페이로드를 100kg 증가시킬수록 사거리는 약2%씩 감소함을 알 수 있다.

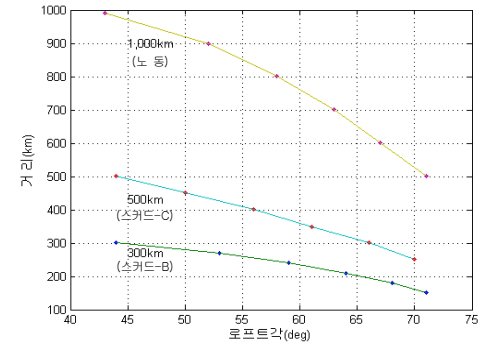


<그림 18> 페이로드, Isp에 따른 사거리 특성(1,000km급)

4.3 로프트각에 따른 비행궤적 특성

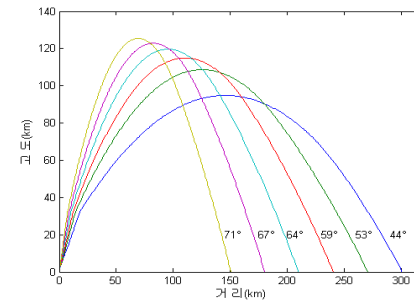
탄도미사일의 비행궤적은 연소종료 지점에서의 상태에 따라 결정된다. 따라서 탄도미사일의 사거리를 조종할 때 가장 쉬운 방법은 연소종료시 비행경로각을 조종하는 것이며, 이를 구현하는 방법이 로프트각을 조정하는 것이다. 여기서는 중·단거리탄도미사일의 운용가능성이 가장 높은 오버로프트(over-loft) 방법으로 비행궤적 특성을 도출하였다. 연소종료시 비행경로각을 제외한 파라미터는 최소에너지 발사각과 동일하게 적용하였다.

<그림 19>은 로프트각에 따른 사거리 변화의 특성을 종합적으로 나타낸다. 각각 탄도미사일의 최소에너지 발사각은 43°~44°이며, 로프트각을 증가시키면 사거리는 감소됨을 알 수 있다. 1,000km급 미사일의 최소에너지 발사각은 43°이며, 로프트각을 71°로 높일 경우 사거리는 1/2로 감소된다.

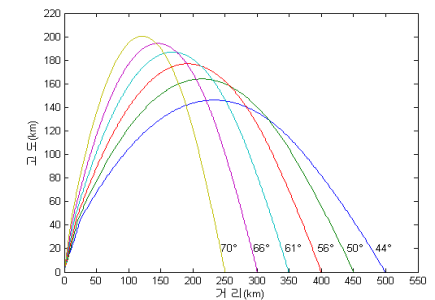


<그림 19> 탄도미사일별 로프트각에 따른 사거리 변화

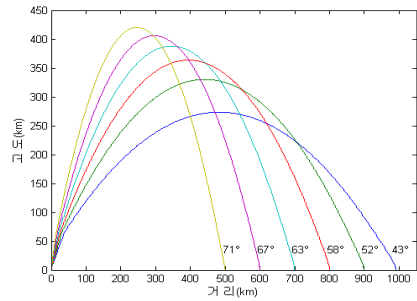
<그림 20>, <그림 21> 및 <그림 22>는 로프트각에 따른 전반적인 탄도미사일의 궤적을 거리에 따른 고도로 나타내었다. 로프트각 조정의 경우 로프트각을 증가시켜 사거리를 감소시키면 정점 고도 및 비행시간 등의 전반적인 탄도미사일 비행성능이 감소된다. 반면, 로프트각 조정을 하여 사거리를 감소시킬 때 연소종료, 재진입 및 최대속도 지점에서의 고도는 거의 변화가 없으며, 로프트각을 증가시킬수록 사거리는 감소하고 정점의 고도는 높아진다. 300km급, 500km급 및 1,000km급 미사일의 로프트각을 증가시켜 사거리를 1/2 감소시킬 경우 정점고도는 125km, 200km, 419km로서, 최소에너지 발사각 정점고도의 약 1.4배로 증가함을 알 수 있다.



<그림 20> 거리-고도 특성(300km급)

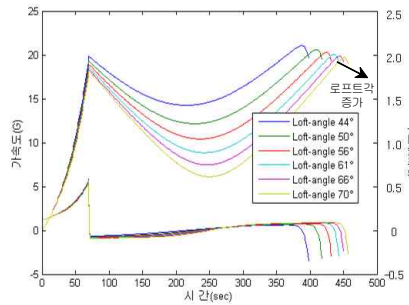
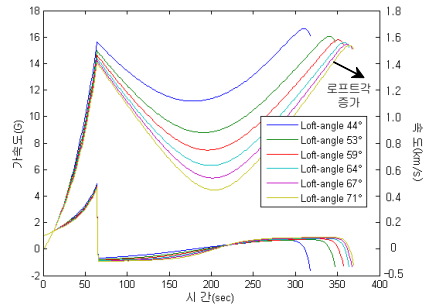


<그림 21> 거리-고도 특성(500km급)



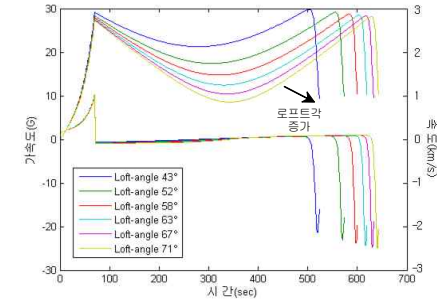
<그림 22> 거리-고도 특성(1,000km급)

<그림 23>, <그림 24> 및 <그림 25>는 로프트각에 따른 시간, 가속도 및 속도 특성을 나타낸다. 로프트각을 높일수록 비행시간은 증가하지만, 정점속도를 제외한 나머지 속도 및 가속도 변화는 크지 않다. 사거리를 1/2 감소시키기 위해 최소에너지 발사각에서 로프트각을 증가시켜 발사할 경우, 1,000km급 미사일의 비행시간은 523초에서 643초로 늘어나, 비행시간은 약 1.2배가 증가함을 알 수 있다. 속도특성은 앞에서 비교한 두 가지 방법의 경우 최대속도 및 정점속도 모두 차이를 보이지만, 로프트각 변화에 따른 최대속도의 차이는 거의 비슷하다. 'M'자 형태의 속도 그래프를 보면 로프트각이 증가할수록 중간단계에서 아래로 처진 형태를 보이며, 나머지 구간의 속도 크기는 유사하게 나타남을 알 수 있다. 가속도 특성은 종말단계에서 500km급 이하의 경우 시간의 차이만 있을 뿐 비슷하게 나타나지만, 1,000km급 미사일은 로프트각을 증가시킬수록 높은 고도상승과 비행시간 증가에 따라 변화가 커진다. 1,000km급을 최소에너지각으로 발사시 종말단계 가속도는 -22G인 반면, 로프트각을 71°로 발사할 때는 -26G로 변화가 크다. 즉, 로프트각을 증가시킬 경우 중간단계에서 비행고도뿐만 아니라 비행시간이 늘어나며, 1,000km급 미사일은 가속도 변화가 크므로, 방어입장에서 높은 고도의 탐지 능력을 요구함은 물론, 하층방어의 경우 종말단계에서 요격기회가 줄어들어 대응하기가 어려워짐을 의미한다.



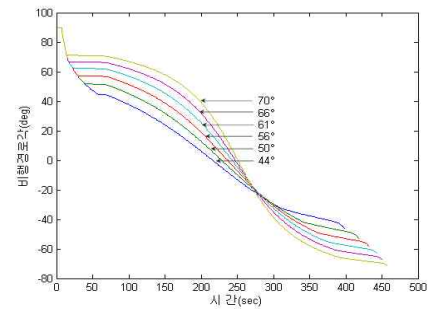
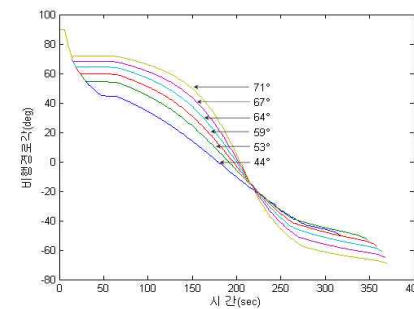
<그림 23> 시간-속도-가속도 특성(300km급)

<그림 24> 시간-속도-가속도 특성(500km급)



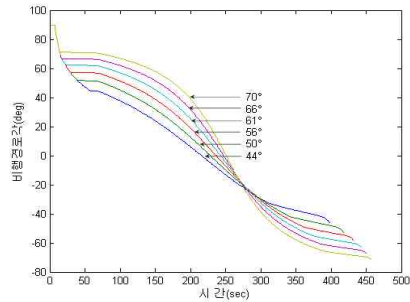
<그림 25> 시간-속도-가속도 특성(1,000km급)

<그림 26>, <그림 27> 및 <그림 28>은 로프트각 변화시 시간에 따른 비행경로각 특성을 나타낸다. 부스트단계의 비행경로각은 프로그램에 의해 진행되며, 연소종료 후 중간단계는 연소종료시의 발사각에 의해 결정되는 일정한 형태의 탄도를 그리게 된다. 그러나 마지막 단계에서의 각도 변화는 발사각이 클수록 종말단계, 특히 탄착점 부근에서의 비행경로각은 급격하게 커진다. 사거리를 1/2가량 줄일 경우 300km급, 500km급 및 1,000km급 미사일의 탄착시 비행경로각은 각각 -69°, -71° 및 -83°로 수직에 가까운 형태로 진입하게 된다. 로프트각을 이용하여 사거리를 줄여 발사하는 경우, 적은 피탐 면적으로 인하여 효과적인 탐지 및 추적이 어렵다는 것을 의미한다. 이렇듯 로프트각을 조정하여 사거리를 줄이는 방법은 종말단계에서 적은 피탐 면적, 짧은 낙하시간, 빠른 속도를 가지며, 중간단계의 비행시간 증가와 높은 정점 고도 등 많은 이점을 가진다.



<그림 26> 시간-비행경로각 특성(300km급)

<그림 27> 시간-비행경로각 특성(500km급)



<그림 28> 시간-비행경로각 특성(1,000km급)

4. 결 론

탄도미사일은 전 비행시간 동안 변화되는 다양한 비행특성을 가지고 있으며, 종말단계에서의 변화는 더욱 급격하다. 특히, 운용 파라미터의 변화에 따른 비행궤적 특성은 다양한 형태로 변화된다. 이러한 관점에서 본 연구는 우리나라에 실질적으로 위협이 되는 중·단거리탄도미사일을 대상으로 비행궤적 특성을 도출하였으며, 실제 운용자가 발사의도에 따라 운용 가능한 방법인 페이로드, Isp 및 로프트각을 변화시킬 때의 특성과 위협을 해석하였다.

발사의도에 따른 탄두의 페이로드를 감소시킬수록 사거리, 속도 및 정점고도 등은 증가하여 비행능력이 향상되며, 추진제 개선 등에 의해 로켓의 효율인 Isp가 증가할수록 사거리, 속도, 정점고도 등 전반적인 비행능력이 증가한다. 반면, 로프트각을 증가시킬수록 사거리는 감소하고 최대속도의 변화는 미비하지만 정점고도, 비행시간 등이 증가하며, 특히 1,000km 미사일의 경우 종말단계에서 가속도가 -26G까지 매우 크게 변화함을 알 수 있었다. 1,000km급 미사일의 로프트각을 증가시켜 사거리를 조정하는 경우, 정점고도가 높아지고 중간단계의 비행시간이 증가하며 종말단계의 가속도가 증가하는 비행특성을 가지게 되어 발사초기 및 중간단계의 표적 정보 획득이 제한되는 하층방어체계의 경우 더욱 큰 위협이 될 수 있다.

정확하고 지속적인 기술정보 수집을 통해 북한 탄도미사일의 개발 능력과 위협을 명확하게 식별할 필요가 있으며, 그 위협에 적절하게 대처하기 위한 능력을 갖추어 나가야 할 것이다. 본 연구는 우리에게 위협이 되는 특정 사거리의 탄도미사일에 대해 다양한 운용 패턴에 따른 탄도미사일의 비행궤적 특성을 도출하였다. 하지만, 향후 다단 추진의 탄도미사일에 대한 비행궤적 분석 및 RCS 특성 연구 등이 요구되며, 이러한 종합적인 분석은 한국형미사일방어체계 정립에 기여할 수 있을 것이다.

참고문헌

- [1] 권용수, 최봉석, 탄도미사일의 비행궤적 특성해석, 한국국방경영분석학회지, 제32권 1호, 2006.
- [2] 권용수, 북한 탄도미사일의 기술 분석 및 평가, 국방연구, 56-1호, 2013.
- [3] 한국항공우주학회 편, 항공우주학개론, 경문사, 한국항공우주학회, 2011, p.469.
- [4] David C. Wright, Timur Kadyshev, "An analysis of the north Korean Nodong Missile," Science & Global Security, Volume 4(1994), p. 134.
- [5] F.J. Hale, Introduction to Space Flight, Prentice Hall, 1994. p.190. p.286.
- [6] George P. Sutton, Oscar Biblarz, Rocket Propulsion Elements seventh edition, John wiley & Son, INC, 2000, p.28.