

탄도미사일의 비행궤적 특성 해석 (Analysis of the Flight Trajectory Characteristics of Ballistic Missiles)

권 용 수(Kwon Yong Soo)*, 최 봉 석(Choi Bong Suk)**

초 록

탄도미사일은 비행속도가 매우 빠르고 불안정한 하강운동에 기인하는 나선형과 같은 고유의 특이한 비행운동으로 인해 정확한 비행궤적의 추정이 어렵다. 이 논문은 탄도미사일의 비행궤적 특성에 대한 종합적인 해석을 기술한다. 최대사거리를 포함 다양한 미사일 비행사거리에 따른 비행궤적특성이 해석적 방법에 의해 도출되었다. 최대사거리를 줄여 발사했을 때 비행특성에 따른 위협이 급격히 증가됨을 해석적으로 나타냈다. 이 연구는 하층미사일방어체계 구축의 운용개념 설정에 대한 기반연구이다.

Abstract

It is difficult to estimate missile flight trajectory since a ballistic missile velocity is highly fast and has inherent behavior such as corkscrew due to unstable descending. This paper describes a comprehensive analysis of the flight trajectory characteristics of ballistic missiles. Various missile flight ranges based the comprehensive flight trajectory characteristics are derived by an analytical approach. It is shown analytically that threat due to the flight characteristics is significantly increased with reducing maximum missile ranges. This work is basic research of the establishment of operational concept for the lower tier missile defense system implementation.

(KeyWords: WMD, corkscrew, burnout, cutoff)

* 국방대학교 관리대학원

** 육군대학

1. 서 론

대량살상무기(WMD: Weapons of Mass Destruction) 운반수단으로 사용 가능한 탄도미사일은 비행속도가 매우 빠르고 불안정한 하강 운동에 기인하는 나선형(corkscrew) 운동[1]과 같은 고유의 특이한 비행운동 특성으로 인해 정확한 비행궤적의 추정 및 예측이 어렵다. 더욱이 레이더 반사면적(RCS: Radar Cross Section)이 매우 적을 뿐만 아니라 전천후 타격이 가능하며, 발사 징후의 조기탐지 곤란으로 공격 대응시간이 매우 짧기 때문에 오늘날까지도 방어측면에서 기술적 어려움을 겪고 있으며 변함없이 지역안보 내지는 세계적인 위협요소로 존재하고 있다.

북한은 이러한 위협성을 지니고 있는 스커드-B/-C와 노동미사일 등과 같은 다양한 미사일의 개발을 완료하여 배치 운용함으로써 큰 위협이 되고 있다. 그러나 이러한 중·단거리 탄도미사일의 위협에 대한 방어체계관련 연구가 주로 정성적인 개념 위주로 이루어지고 있어 체계적인 운용개념 설정에 어려움이 따르고 있다. 특히, 탄도미사일의 비행특성에 관련된 분야의 국내 연구는 대상미사일에 대한 자료획득의 어려움으로 인하여 구체적인 연구 활동이 크게 제약받고 있는 실정이다.

이러한 관점에서 본 연구는 탄도미사일 방어체계의 운용개념을 위한 기반연구로서, 최소에너지 발사각에서의 최대사거리 비행궤적특성만을 다룬

이전 연구[2,3]와 달리 실질적인 운용환경을 고려하여 발사각을 증가(즉, 사거리 감소) 시킨 경우를 중심으로 한 비행궤적 특성에 대한 종합적 특성 해석이다. 비행단계를 부스트, 진공 및 재진입의 3단계로 구분하여 해석적 기법에 의한 수학적 모델을 도출하고 이를 기반으로 1단 로켓모터 추진방식의 사거리 300, 500 및 1,000km 중·단거리미사일의 최소에너지 발사각에서의 비행특성을 제시한 후, 이를 기반으로 실질적인 운용프로파일인 사거리 변화에 따른 비행특성의 위협성을 나타낸다.

2. 탄도미사일의 비행특성 해석

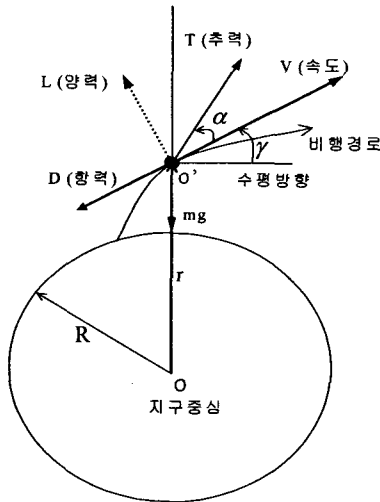
탄도미사일이 발사 직후부터 목표지점에 탄착할 때까지 비행단계는 통상 부스트 단계, 진공 단계 및 재진입단계의 3단계로 구분된다.

2.1 부스트 단계

전형적인 탄도미사일의 실제 발사탄도는 수직 상승, 프로그램선회, 무양력선회 및 등자세(constant attitude) 비행을 하는 부분으로 구성되며[4], 유도계통이 탄두가 목표에 명중하는데 필요한 속도벡터를 갖는 신호를 얻음으로써 엔진 추력이 종료된다. 이와 같이 발사 순간부터 로켓 연소종료(burnout) 또는 연소중지(cutoff)점까지의 비행경로를 부스트단계 궤적이라고 한다.

탄도미사일인 경우 부스트단계 동안 움직인 거리는 전체 비행거리에 비해 비교적 짧기 때문에 지구를 평탄하고 중력은 일정하며 비행체

는 관성좌표계에서 뉴턴 운동법칙을 만족하는 것으로 가정한다. 이때 미사일에 작용하는 힘은 <그림 1>에서와 같이 미사일 자체 추력(T), 공력에 의한 항력(D)과 양력(L), 그리고 지구인력에 의한 중력(mg)으로 구성되며, 미사일의 운동 방정식은 비행방향과 비행방향에 수직성분으로 분해하여 다음과 같이 나타낼 수 있다.



<그림 1> 탄도미사일의 상승운동

$$m \frac{dV}{dt} = T \cos \alpha - D - mg \sin \gamma \quad (1)$$

$$mV \frac{d\gamma}{dt} = T \sin \alpha + L - mg \cos \gamma \quad (2)$$

여기서, α 와 γ 는 각각 받음각과 비행경로각을 나타낸다.

부스트단계 동안 속도벡터의 방향이 미사일 축 방향과 동일하게 유지된다고 가정하면($\alpha = 0^\circ$), $\theta = 90^\circ - \gamma$ 가 되며, 미사일에 양력과 추력이 발생하지 않는 것으로 해석할 수 있다. 그러므로

식 (1)과 (2)를 속도에 관한 식으로 정리하면, 점화에서부터 연소종료까지의 속도변화량은 다음과 같이 쓸 수 있다.

$$\Delta V = c \ln MR - \int \frac{D}{m} dt - \int (g \cos \theta) dt \quad (3)$$

식(3) 우변의 항은 각각 미사일 자체의 이상적인 속도, 항력 및 중력에 의한 속도손실을 나타낸다. 여기서, MR은 비행체 총질량에 대한 추진체 질량비인 ζ 에 의해 정의되며 $MR = 1/(1 - \zeta)$ 이다 또한, 수직 상승 시 중력은 일정하고 항력은 0이며 추력이 일정하다고 할 경우의 고도에 관한 식은 다음과 같다[5].

$$h^* = g_0 I_{sp} t \left(1 - \frac{\ln MR}{MR - 1} \right) - \frac{1}{2} g t^2 \quad (4)$$

연소 종료시 지상거리는 경험식에 의거 다음과 같이 계산된다.

$$X_{bo} = 1.1 H_{bo} \left(1 - \frac{y_{bo}}{\pi/2} \right) \quad (5)$$

2.2 진공단계

탄도미사일이 고도 100km 정도에 도달하게 되면 공기는 궤적에 거의 영향을 주지 않기 때문에 진공조건으로 볼 수 있다. 비행운동방정식은 지구를 균질의 구(homogeneous sphere)로 간주하고 중력보존역장에서 중력만의 영향으로 자유비행하는 것으로 표현이 가능하며, 이 경우 비행속도에 의한 운동에너지와 지구중심으로부터의 거리에 반비례하는 위치에너지만 존재한다. 이 에너지의 합은 일정하며 다만 상호교환 만이 비행궤적에 따라 나타난다.

진공단계에서의 비행궤적은 케플러궤도를 따라

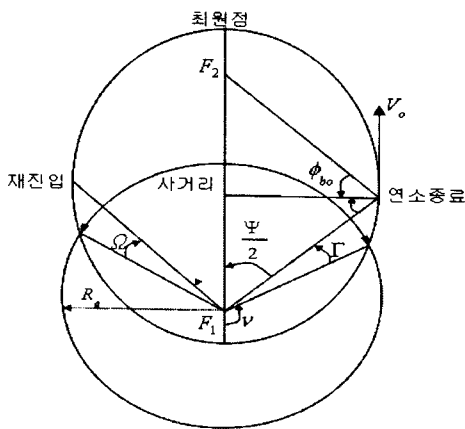
비행하게 되며, 연소종료시의 에너지와 상승각에 의해 결정된다. 진공단계에서의 비행궤적은 타원 형태를 가지며 지구표면 위로 큰 호를 그리며 비행한다는 가정 하에 <그림 2>와 같이 나타낼 수 있다. 이 때 총사거리각, Λ 는 $\Gamma + \Psi + \Omega$ 가 되므로 총사거리는 다음과 같이 쓸 수 있다.

$$R_{Total} = R_e \Lambda = R_p + R_{ff} + R_{re} \quad (7)$$

여기서, R_p , R_{ff} 와 R_{re} 는 각각 부스트단계, 진공단계와 재진입단계에서의 사거리이다.

일반적으로 비행궤적은 연소종료 고도와 재진입 고도의 차, 그리고, 항력과 중력의 영향으로 타원의 장축에 대해 비대칭이 되지만, 탄도미사일의 궤적해석을 위해 진공단계를 미러상(mirror image)으로 보면 반장축에 대해 각 방향은 대칭으로 두고 해석이 가능하다. 따라서, 진공단계를 반장축에 대해 서로 대칭이라고 가정할 때, 주어진 에너지에 대한 최대사거리는 다음식에 의해 쉽게 계산할 수 있다[6].

$$R_T = 2R_E \sin^{-1} \left(\frac{1}{2gr_{bo}/v_{bo}^2 - 1} \right) \quad (8)$$



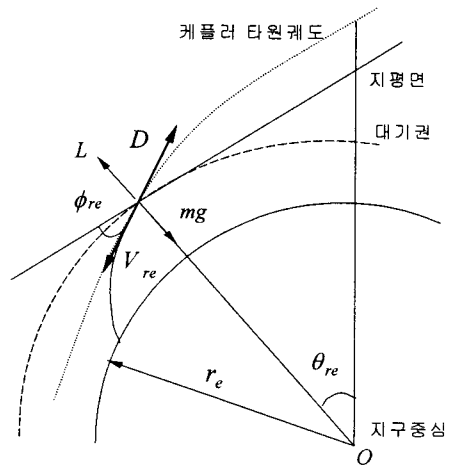
<그림 2> 탄도미사일 궤적의 기하학적 형태

2.3 재진입 단계

재진입단계는 재진입체가 대기권에 진입하여 목표점에 착지하기까지의 단계로서 항력, 양력, 심지어 횡가속도 등의 공력 힘에 의해 예정된 비행궤적으로부터 벗어나게 된다. 진입조건 중에서 중요한 변수는 <그림 3>의 진입속도, V_{re} 와 진입사각(비행경로각), ϕ_{re} 이다. 재진입체의 속도는 진공단계의 정점에서 점점 가속되어 연소종료속도 V_{bo} 와 비슷한 속도까지 증가하며, 재진입각, ϕ_{re} 도 ϕ_{bo} 와 비슷한 크기를 갖게 된다. 재진입체에 작용하는 힘을 운동방향에 대해 접선과 법선 방향 성분으로 분해하면 다음과 같다.

$$-D - mg \sin \phi = m \frac{dV}{dt} + m \frac{V^2}{r} \sin \phi \quad (9)$$

$$L + mg \cos \phi = m V \frac{d\phi}{dt} + m \frac{V^2}{r} \cos \phi \quad (10)$$

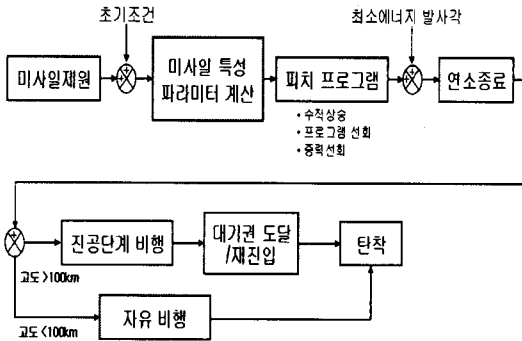


<그림 3> 재진입과 케플러 궤적의 관계

3. 특성 해석 알고리즘 구성

비행궤적 해석 모델링 고려사항을 기본으로 탄도미사일의 비행단계를 추력변화, 즉, 추진제 연소시간과 대기권의 고도에 따라 구분하였으며, 부스트단계는 수직상승, 프로그램 선회, 중력선회 및 등자세 비행으로 구분하여 알고리즘을 구성하였다. 또한, 특성해석을 위해 최소에너지 발사각을 비행하도록 함으로써 주어진 연소종료 조건에서 최대사거리를 비행하도록 모델링하였을 때 각각 300, 500 및 1,000km에서 시뮬레이션이 종료되도록 입력 파라미터를 적절히 조절하였으며, 발사각에 따른 비행특성은 최소에너지 발사각에서 발사각을 조정하여 사거리를 변경하였다.

탄도미사일의 비행궤적 특성해석 알고리즘 단계별 주요 경계면은 발사점, 연소종료점(자유비행시작점), 정점, 재진입점 및 탄착점이 되며, 이 때 시간, 고도, 지상거리, 속도, 비행경로각 및 진공단계의 특성 등이 계산되도록 구성한다. <그림 4>와 <그림 5>는 각각 이러한 탄도미사일의 비행궤적 특성해석 블록선도와 시뮬레이션 흐름선도를 나타낸다[7]. 시뮬레이션은 MATLAB 5.1 프로그램[8]을 사용하였으며, 시뮬레이션 수행주기는 1초이다.

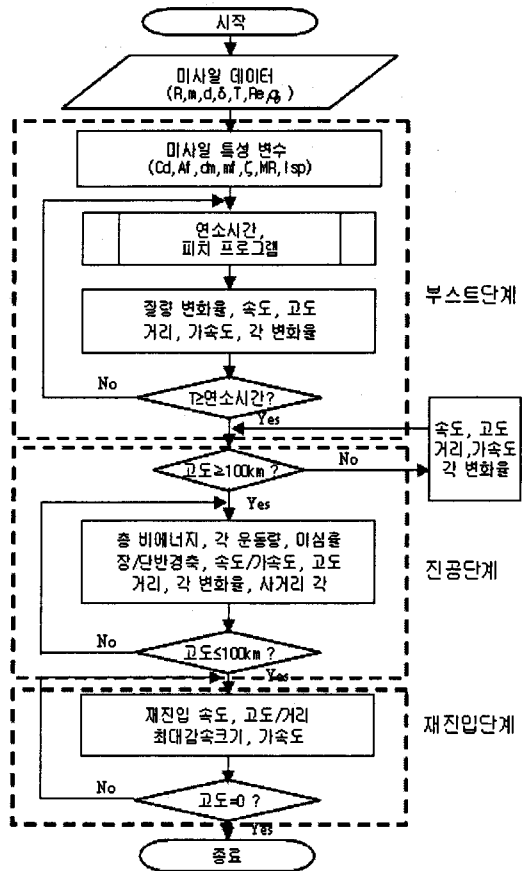


<그림 4> 탄도미사일 비행궤적특성 해석블록선도

4. 비행궤적 특성 해석

4.1 최대사거리에서의 비행특성

비행궤적특성 도출을 위한 시뮬레이션 대상 탄도미사일의 사거리는 북한이 보유한 중·단거리 1단 추진미사일을 고려하여 300, 500 및 1,000km로 제한했다. 비행특성 도출을 위해 사용된 시뮬레이션 입력은 <표 1>과 같이 일반적으로 공개된 다양한 자료를 바탕으로 일반화 시켰으며 주어진 사거리 구현을 위해 일부 값은 특성에 변화가 없는 범위 내에서 조정되었다.

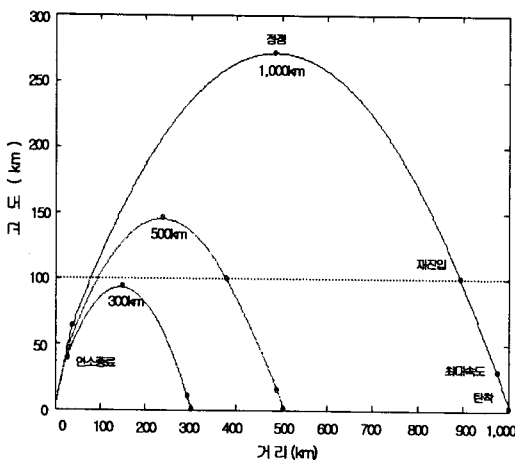


<그림 5> 비행궤적특성 해석 시뮬레이션 흐름도

최소에너지 발사각을 적용하여 각 사거리에 대한 시뮬레이션을 통해 얻은 비행궤적 특성에 대한 주요 경계면에서의 특성 값을 <표 2>에 나타냈으며, 이 가운데 연소종료점, 정점, 재진입 및 최대속도위치는 기본적인 사거리별 거리에 따른 고도 궤적에 중첩해 <그림 6>과 같이 나타냈다.

<표 1> 시뮬레이션 입력 파라미터

구 분		사거리(km)			
		300	500	1,000	
페이로드 중량(kg)		1,000	870	1,000	
추진제 중량(kg)		3,770	4,330	16,000	
구조물 중량(kg)		1,100	890	3,000	
총중량(kg)		5,870	6,090	20,000	
탄두직경(m)		0.88	0.88	1.3	
반원추각(°)		10	10	18	
추 력(kN)		120.0	127.0	495.0	
피치 프로 그래프	수직 상승	시간(s)	6	7	10
		각도(°)	0	0	0
	피치 선회	시간(s)	14	14	15
		각도(°)	20	20	25
연소시간(s)		62	68	68	



<그림 6> 사거리별 거리에 따른 고도 특성

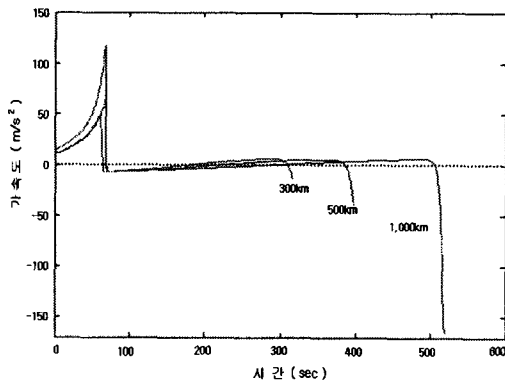
<표 2> 비행특성 시뮬레이션 결과

구 분		사거리(km)		
		300	500	1,000
연소 종료	속도(km/s)	1.56	2.01	2.93
	각도(°)	44.33	43.88	42.94
	고도(km)	31.12	43.19	61.23
	지상거리(km)	17.37	24.24	35.22
정점	속도(km/s)	1.11	1.45	2.15
	고도(km)	93.06	144.30	269.53
	지상거리(km)	144.81	234.27	481.85
재진입	속도(km/s)	-	1.85	2.89
	각도(°)	-	-38.21	-41.89
	지상거리(km)	-	408.77	915.57
최대 속도	속도(km/s)	1.64	2.11	3.02
	고도(km)	9.58	14.42	26.66
탄착	속도(km/s)	1.59	1.97	2.27
	총비행시간(s)	315.6	389.76	514.79
	사거리(km)	300.31	492.94	992.83
	각도(°)	-50.59	-47.41	-53.49

<그림 7>은 전 비행단계에 걸친 가속도의 변화를 나타낸 것으로, 부스트단계 및 재진입 단계에서는 추력과 항력에 의해 사거리에 비례하여 급격한 변화를 보이며, 중간단계는 고도에 따른 중력가속도와 비행경로각의 함수로 매우 완만하게 변화함을 알 수 있다. 부스트단계에서는 추력이 중력과 항력에 비해 훨씬 크기 때문에 가속도는 지속적으로 증가하게 된다. 특히, 항력은 저고도에서는 속도가 느리고, 고고도에서는 공기밀도가 극히 낮기 때문에 그 크기는 다른 힘에 비해 무시할 수 있을 정도로 작다. 그리고 연소종료 시에는 추력이 사라지고, 중력만 작용하기 때문에, 가속도가 양의 값에서 음의 값으로 급격하게 변화하게 된다. 중간단계에서 미사일에 작용하는 힘은 중력과 항력뿐

이다. 이 단계는 공기가 거의 희박한 구간을 비행하는 단계로 항력의 크기는 중력에 비해 무시할 수 있을 정도로 작다. 따라서 속도방향의 가속도 성분은 중력가속도, g 와 상승각, ϕ 에 의해 결정되는 값으로 $-g \sin\phi$ 가 되며, 중력가속도는 고도에 따른 함수로 거의 일정하나 상승각의 감소에 따라 지속적으로 증가한다.

재진입 단계에서는 중력과 항력을 모두 고려해야 한다. 하강단계이기 때문에, 중력은 속도를 증가시키는 요인으로, 항력은 감소시키는 요인으로 작용한다. 따라서, 항력과 중력이 속도 방향에 미치는 힘의 크기에 따라 속도는 감소 또는 증가하게 된다. 중력에 의한 가속도는 $-g \sin\phi$ 로서 재진입각의 영향이 크며, 항력에 의한 가속도는 $-\rho_0 \sigma A_j C_D V^2 / 2m$ 로서 재진입체의 형태, 질량, 속도 및 공기밀도 등에 의해 결정된다.

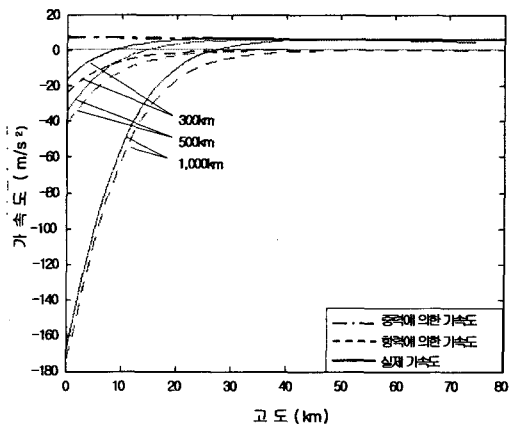


<그림 7> 사거리별 가속도 특성

<그림 8>은 가속도의 변화가 큰 재진입 단계에서의 가속도 변화를 비교하기 위해 고도와 가속도의 관계를 항력과 중력에 의한 가속도

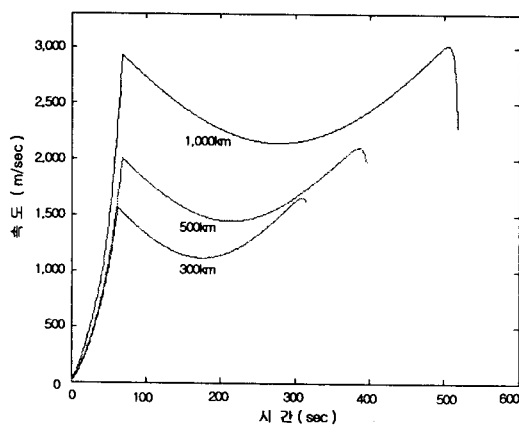
성분과 이들의 합에 의해 결정되는 실제 가속도로 구분하여 나타낸 그림이다.

재진입 단계에서도 중력에 의한 가속도의 크기는 고도와 사거리에 관계없이 거의 일정하다는 것을 알 수 있으며, 항력의 크기가 사거리가 길수록, 고도가 낮을수록 급격하게 커지는 것을 볼 수 있다. 재진입 초기에는 항력이 거의 작용하지 않으며, 고도가 낮아지면서 급격하게 커져 항력의 크기가 중력의 크기보다 커지는 고도는 300km 미사일은 약 8.4km, 500km 미사일은 14.6km, 1,000km 미사일은 약 28.1km 상공이 된다. 이를 통해 단거리 미사일의 경우에 있어서 재진입 단계의 운동을 해석함에 있어, 중력의 크기가 항력과 비교하여 무시할 수 없는 요소라는 것을 알 수 있다. 특히, 사거리가 짧은 미사일일수록 속도가 느리기 때문에 항력의 크기가 작아져 중력의 영향은 상대적으로 커진다. 또한, 항력은 탄두의 형상과 밀접한 관련이 있는 요소로서 단면적, A_j 와 항력계수, C_D 가 작은 경우에도 항력의 크기가 작아지기 때문에 중력의 영향은 커지게 된다.

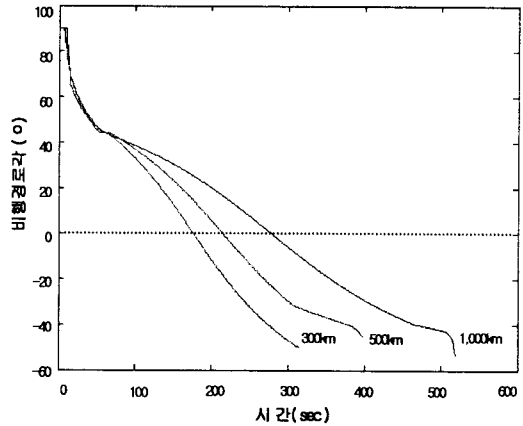


<그림 8> 사거리별 재진입 단계의 가속도 특성

<그림 9>는 전 비행단계에 걸친 미사일의 속도를 나타낸 것이다. 미사일의 속도는 추력이 종료될 때까지 급격히 증가되나 그 후부터 정점에 이를 때까지는 완만하게 감소된다. 정점 이후 공기에 의한 항력이 중력보다 커질 때까지는 완만하게 다시 증가되나 그 후부터 탄착 순간까지는 매우 급격하게 감소된다. 그러나 500km 이하의 단거리 미사일의 속도감소 위치는 유효 요격고도인 15~20km 보다 낮은 위치로서 일반적으로 15km 이하이기 때문에 최고 낙하속도에서 요격을 해야 하는 어려움이 존재한다. <그림 10>은 각 사거리별 시간에 따른 비행경로각의 변화를 나타낸 것이다. 재진입 단계에서 작용하는 힘 중 중력의 영향을 무시하게 되면 속도방향의 벡터인 항력만 존재하기 때문에 비행경로각은 일정한 각도로 나타나게 된다. 하지만, 중력의 영향을 고려하게 되면 재진입각은 지속적으로 증가하며, 그 크기는 사거리가 길어질수록 커지게 된다.



<그림 9> 사거리별 속도 특성



<그림 10> 사거리별 비행경로각 특성

4.2 사거리변화에 따른 비행특성

미사일은 최소에너지 발사각에 따른 최대사거리 발사뿐만 아니라 필요시 사거리를 조정하여 사용할 수 있다. 이러한 사거리를 조정하는 방법으로는 연소 종료시의 발사각 조정, 연료량 조절 및 중간단계 조정의 3가지가 사용되고 있으나, 여기서는 편의상 발사각 변화에 의한 방법 중의 하나인 오버로프트(over loft) 방법에 의한 비행특성을 도출하고 분석한다.

앞에서 분석한 300, 500 및 1,000km의 3 종류 미사일의 발사각을 최소에너지 발사각보다 크게 하여(over-lofted) 발사하였을 때의 비행궤적 시뮬레이션 결과를 분석하였다. 각각의 미사일 비행궤적특성 변화패턴은 전반적으로 유사하기 때문에 사거리 1,000km의 미사일을 대상으로 하여 그 특성을 분석하였다. <표 3>은 1,000km 급 미사일의 최소에너지 발사각을 증가시켜 사거리를 200km 까지 감소시킬 때 주요 경계면에서의 특성 값으

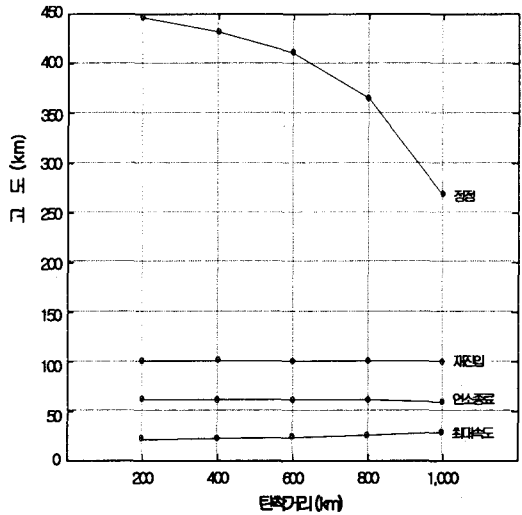
로 시뮬레이션을 통한 계산 값이다. 1,000km 미사일을 400km 이하로 발사하는 경우는 극히 드물지만 전반적인 궤적패턴을 도출하기 위하여 편의상 200km까지 해석범위를 확대하였다.

<표 3> 비행특성 시뮬레이션 결과

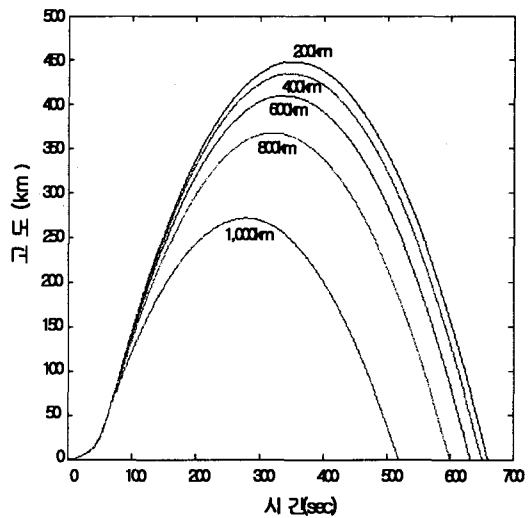
구 분		사거리(km)				
		200	400	600	800	1,000
연 소 종 료	속도(km/s)	2.73	2.74	2.77	2.82	2.93
	각도(°)	83.1	75.9	68.1	58.9	42.9
	고도(km)	61.3	61.3	61.3	61.3	61.2
	자상거리(km)	5.2	10.6	16.4	23.4	35.2
정 점	속도(km/s)	0.33	0.67	1.03	1.46	2.15
	고도(km)	447.3	433.7	409.1	367.0	271.1
	자상거리(km)	99.2	197.7	295.5	394.3	486.1
	시간(s)	353	351	338	322	278
재 진 입	속도(km/s)	2.59	2.61	2.64	2.69	2.81
	각도(°)	-82.7	-75.2	-67.0	-57.1	-40.0
	고도(km)	100.0	100.0	100.0	100.0	100.0
	자상거리(km)	188.2	375.0	559.4	739.8	893.6
	시간(s)	623.0	612.6	593.3	558.4	467.7
최대 속도	속도(km/s)	2.84	2.85	2.87	2.92	3.02
	고도(km)	24.4	24.6	24.2	24.7	28.1
탄 착	속도(km/s)	2.33	2.33	2.33	2.32	2.26
	총비행시간(s)	659.8	650.1	632.2	600.0	518.7
	재진입시간(s)	37	39	40	42	52
	사거리(km)	200.3	400.1	599.5	800.5	1002.5

<그림 11>과 <그림 12>는 사거리 1,000km 탄도미사일의 발사각 증가에 따른 주요 특성을 나타낸 것이다. 이를 통해 발사각을 증가시켜 사거리를 감소시켰을 때에는 고도와 비행시간

이 증가하며 사거리는 감소함을 알 수 있다.



<그림 11> 주요 경계면에서의 고도

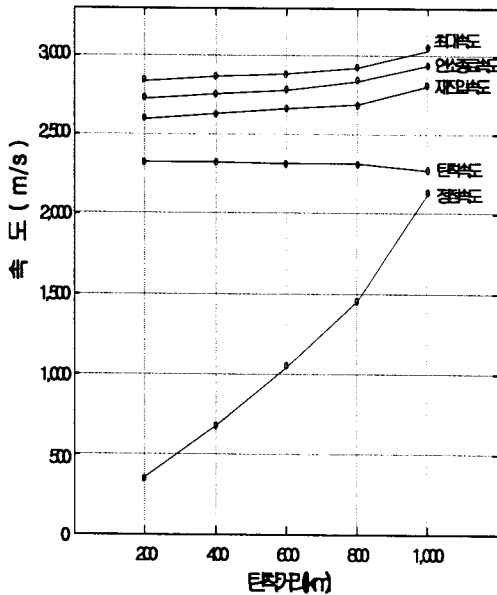


<그림 12> 시간에 따른 사거리별 고도

1,000km 사거리의 미사일의 경우 최소에너지 발사각으로 발사하였을 때 정점의 고도는 271km, 비행시간은 519초이나, 발사각을 증가시켜 200km

사거리에 발사하였을 때 정점의 고도는 447km, 비행 시간은 660초로 고도는 약 1.7배, 비행시간은 약 1.3배가 증가하는 것을 알 수 있다.

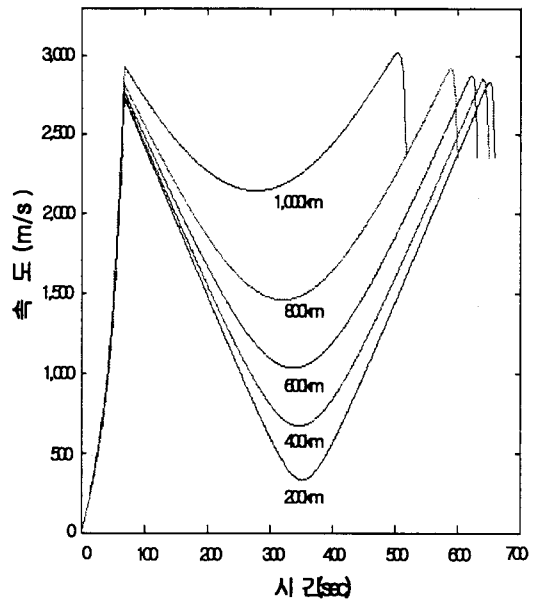
<그림 13>과 <그림 14>는 발사각을 증가 시킴에 따라(즉, 사거리를 감소시킴에 따라) 주요 경계면과 일반적인 속도특성을 나타낸다. 발사각이 증가함에 따라 <그림 13>에서와 같이 전반적으로 속도는 감소하나 재진입 시간이 단축되어 재진입시의 감속이 적기 때문에 탄착시의 속도는 오히려 증가한다.



<그림 13> 주요 경계면에서의 속도

이러한 특성은 <그림 14>에서 알 수 있듯이 중간단계에서는 속도변화가 현저하게 나타나지만, 상승 및 재진입단계에서의 속도감소는 미소하다. 정점속도를 비롯한 최대속도, 연소종

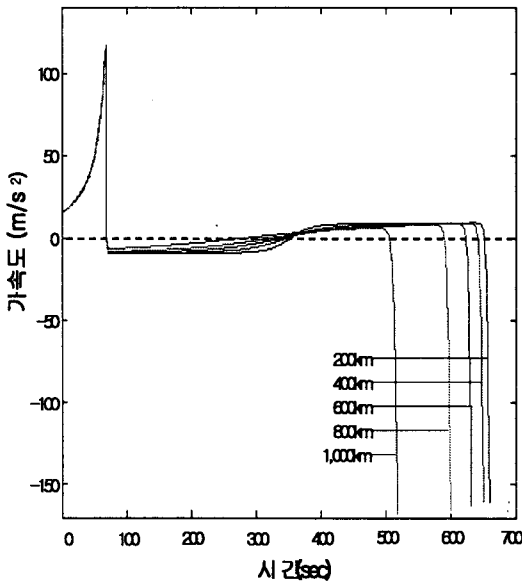
료점속도 및 재진입속도가 사거리 감소에 따라 비례적으로 감소하는 특성을 나타낸다. 그러나 탄착점속도는 미세하나마 증가함을 알 수 있다. 200km와 1,000km로 각각 발사한 미사일의 속도의 차이를 살펴보면, 정점에서는 0.33km/s와 2.15km/s로 1,000km에 발사한 미사일이 훨씬 크지만, 재진입 속도도 2.59km/s와 2.81km/s로 큰 차이가 없다. 탄착시 속도는 2.33km/s와 2.26km/s으로 오히려 200km로 발사한 미사일이 70m/s 정도 빠르게 나타나지만 미세하다.



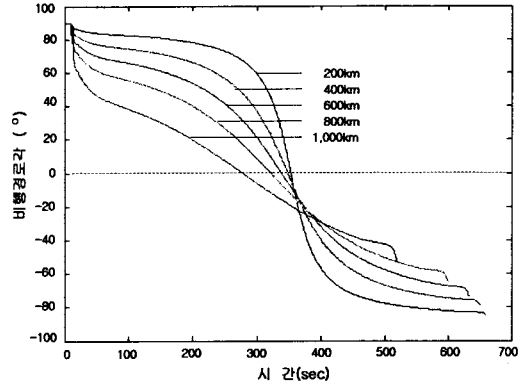
<그림 14> 시간에 따른 사거리별 고도

<그림 15>는 발사각을 증가시켜 사거리를 감소시켰을 때의 가속도특성을 나타낸다. 특히 중력 보다 항력이 커져서 속도가 감소될 때부터 탄착까지의 가속도 특성은 최소에너지 발사각

에 따른 최대사거리 시 가속도특성과 비슷한 패턴을 갖는다. 그러나, 경로각은 사거리를 감소시킴에 따라 크게 감소됨을 알 수 있다. <그림 16>은 사거리 변화에 따른 비행경로각의 변화를 나타낸 그림이다. 부스트단계의 상승각은 프로그램에 의해 진행되며, 중간단계의 비행 경로각은 연소종료시의 발사각에 의해 결정되는 일정한 형태의 탄도를 그리게 된다. 그러나 마지막 단계에서의 각도 변화는 발사각이 클수록(사거리가 짧을수록) 대기권 통과시간이 길어지기 때문에 항력의 영향을 적게 받아 변화가 적음을 알 수 있다.



<그림 15> 사거리 변화에 따른 가속도 특성



<그림 16> 사거리 변화에 따른 비행경로각 특성

5. 결론

본 논문은 탄도미사일방어체계 구축의 기반 연구로 해석적 접근방법을 통해 사거리 변화에 따른 다양한 비행궤적특성을 제시하였다.

비행특성 해석 대상은 북한의 중·단거리 미사일 사거리와 유사한 1단 로켓모터 추진방식의 300, 500 및 1,000km 미사일로 선정했다. 해석적 기법에 의한 수학적 모델을 도출하고, 이를 기반으로 최소에너지 발사각의 최대사거리와 발사각을 증가시켜 사거리를 단축하였을 때의 다양한 비행궤적특성을 제시하였다. 최대사거리를 줄여 발사했을 때 비행특성에 따른 위협이 급격히 증가됨을 해석적으로 나타냈다. 이 연구는 하층미사일방어체계의 운용개념 도출을 위한 필수적인 사전활동으로 활용될 수 있다.

참 고 문 헌

- [1] 권용수, 탄도미사일과 방어체계, 국방대학교, p.12, 2004.
- [2] ORDP 20-284, Ballistic Missile Series - Trajectories(U), U.S. Army Ordnance Corps, 1962.
- [3] 권용수, 김남기, 탄도미사일의 비행궤적 및 방어체계, 추계학술대회논문집, 한국군사과학기술학회, pp.309-317, 1999.
- [4] F. J. Hale, Introduction to Space Flight, Prentice Hall, p.190, 1994.
- [5] 조옥찬, 우주비행역학, 경문사, p.182, 1984.
- [6] 이운형, 탄도 비행궤적의 특성고찰, 국방기술연구, 제4권 제4호, p.72, 1998.
- [7] 최봉석, 비행특성을 고려한 탄도미사일 방어체계 분석, 석사학위논문, 국방대학교, p.48, 2001.
- [8] D. Hanselman, B. Littlefield, Mastering MATLAB 5, The MATLAB Curriculum Series, Prentice-Hall International, Inc., 1998.
- [4] F. J. Hale, Introduction to Space Flight, Prentice

저 자 소 개

권 용 수

(E-mail: yskwon@kndu.ac.kr)

1980

해군사관학교 전기공학과 졸업(학사)

1983

서울대학교 전기공학과 졸업(학사)

1986

서울대학교 전기공학과 졸업(석사)

1993

영국 맨체스터대학교 전기공학과(박사)

현재

국방대학교 무기체계전공 부교수

관심분야

유도무기, 시스템엔지니어링, 공중 및 미사일방어체계

주요저서 / 논문

- 시스템엔지니어링핸드북, 시스템체계공학원, 2006.
- 국방연구개발사업의 시스템엔지니어링 적용사례, 한국군사과학기술학회지, 2006.
- 통풍형 화생방집단보호시설의 운용아키텍처 개발, 한국군사과학기술학회지, 2005.
- 국방획득사업에서 ACTD 접근방법 적용, 시스템엔지니어링학술지, 2005.

최 봉 석

(E-mail: kmacbs@dreamwiz.com)

1993

육군사관학교 물리학과 졸업(학사)

2002

국방대학교 무기체계학과 졸업(석사)

현재

육군대학 근무

관심분야

탄도미사일 및 미사일방어체계