

탄도미사일의 비행특성을 고려한 요격미사일 소요 알고리즘

A Requirement Assessment Algorithm for Anti-Ballistic Missile Considering Ballistic Missile's Flight Characteristics

김 흥 섭*

Heung Seob Kim

김 기 태*

Ki Tae Kim

전 건 욱*

Geonwook Jeon

Abstract

A Ballistic Missile(BM) is a missile that follows a sub-orbital ballistic flightpath with the objective of delivering one or more warheads to a predetermined target and An Anti-Ballistic Missile(ABM) is a missile designed to destroy a ballistic missile before reaching its target. The main objective of this study is to assess the requirement of ABM by considering both flight characteristic of the SCUD-B/C, Nodong missiles and intercept performance of ABM in the Lower tier Ballistic Missile Defense(BMD). The Ballistic Missile's flight characteristics, such as trajectory, velocity etc., are estimated by simulation using the physical motion equations. The requirement of ABM is calculated by evaluating whether the BMD forces can defend those when the ballistic missiles attack prime facilities.

Keywords : Ballistic Missile(탄도미사일), Anti Ballistic Missile(ABM/요격미사일), Flight Characteristic(비행특성), Requirement Assessment(소요산정), Missile Defense(MD/미사일방어)

1. 서론

탄도미사일(BM : Ballistic Missile)은 발사된 후 로켓의 추진력으로 가속되어 대기권 내·외에서 포물선 형태의 탄도를 그리며 비행하는 미사일을 말한다. 제 2차 세계대전 말 독일이 최초로 발명하였으며, 탄도미사일의 등장으로 오늘날 전쟁양상은 물론 군사력 건설 및 운용전략에 큰 변화를 가져오고 있다. 탄도미사일 보유국 수의 증가와 기술수준 발전에 따른 사정거리,

정확도, 사용연료 및 발사방식의 향상으로 탄도미사일의 위협은 양적 및 질적으로 지속 증가하고 있다^[1]. 또한 핵탄두 장착과 대륙간 장거리 비행이 가능해지면서 전략무기 투발수단의 효용까지 갖게 되어 그 중요성이 더욱 커지고 있다.

북한은 1970년대에 탄도미사일 개발을 시작하였으며, 현재는 탄도미사일을 자체 생산할 수 있는 능력을 갖추고 있다. 1993년에 사거리 1,000km인 노동 미사일을 시험 발사하였으며, 이후 16년이 지난 2009년 4월에는 사거리가 6배 증가된 개량형 탄도미사일 대포동 2호(우주발사체)를 시험 발사하였다. 미국의 국가정보국(DNI : Director of National Intelligence)은 연례안보위협 보고서를 통해 대포동 2호 미사일의 시험 발사가

† 2011년 6월 20일 접수~2011년 10월 21일 게재승인

* 국방대학교(Korea National Defense University)

책임저자 : 김흥섭(fly_guy@hanmail.net)

북한이 언급한 통신위성을 궤도에 진입시키는 것에는 실패했지만 대륙간 탄도미사일(ICBM : Intercontinental BM)과 관련된 많은 기술들을 성공적으로 실험했다고 평가했다^[10]. 또한 북한이 6~10개의 핵무기를 보유하고 있으며^[11], 재래식 수단뿐만 아니라 탄도미사일이 나 항공기에 의해 운반할 수 있는 플루토늄 핵탄두를 보유하고 있을 것으로 분석하였다^[8]. 이는 북한이 단·중거리 및 대륙간 탄도미사일을 이용하여 세계 어느 나라든 핵탄두를 투발할 수 있음을 의미하는 것으로 세계 안보에 큰 위협이 되고 있다.

유사시 북한이 한반도 전장에서 사용할 것으로 예상되는 탄도미사일로는 사거리가 300~500km에 달하는 SCUD-B/C 미사일과 사거리가 1,000km인 노동 미사일이 있으며, 현재 약 600여기의 SCUD-B/C 미사일과 약 200여기의 노동 미사일을 보유하고 있다. 또한 연간 100여기의 SCUD 미사일과 30여기의 노동 미사일을 생산할 수 있는 5개의 탄도미사일 제작시설을 갖추고 있다^[5]. 우리 군은 북한의 미사일 위협에 대응하기 위해 작전통제소(Air Missile Defense-Cell)와 조기경보레이더, 패트리어트 요격미사일 등을 핵심체계로 하는 한국형 미사일방어(KAMD : Korea Air Missile Defense) 체계를 구축하고 있으며, 작전통제소와 공군의 패트리어트 방공포대 및 해군의 세종대왕함 등이 연동되어 미사일을 감시, 탐지 및 요격하게 된다^[7].

미사일 방어(MD : Missile Defense)는 적의 탄도미사일이 발사되어 아군의 목표물에 탄착되기 전에 요격미사일로 요격하는 것이다. 탄도미사일이 발사되고 난 후 추진제 연소 종료 시까지 수분 내에 요격하는 추진단계(Boost Phase) 방어, 연소 종료 후 미사일 탄두가 대기권 밖에서 비행하는 동안 요격하는 중간단계(Mid-course Phase) 방어, 그리고 미사일이 대기권으로 재진입하여 목표물에 탄착되기 전에 일정 고도에서 요격하는 종말단계(Terminal Phase) 방어로 구분되며^[4], 한국형 미사일방어 체계는 종말단계 방어에 해당된다. 본 연구에서는 북한이 한반도 전장에서 사용할 것으로 예상되는 SCUD-B/C와 노동 미사일을 대상으로 비행 시뮬레이션을 수행하였다. 탄도미사일의 사거리 조정 방법으로는 사거리 단축시 오히려 정점 고도가 높아져 나선형(Cork-screw) 회전 운동의 발생을 증가시켜 탄착 정확도를 저하시키는 오버로프트 방법^[3] 대신 발사 준비시간을 단축하고 나선형 회전 운동의 발생을 감소시킬 수 있는 추진제 탑재량 조정 방법을 적용하였다. 시뮬레이션을 통해 도출된 비행궤적, 속도

등의 탄도미사일의 비행특성과 요격미사일 성능의 제한(요격가능 고도, 사거리, 방위각)을 고려하여 탄도미사일 공격별 교전가능 방공전력 탐색 및 교전에 필요한 요격미사일의 소요를 산정하는 알고리즘을 제시하였다.

2. 탄도미사일 비행특성

가. 비행 시뮬레이션

탄도미사일의 비행은 수직상승, 프로그램 선회, 무양력 선회(Zero Lift Turn) 및 등자세 비행으로 구성되며, 탄두가 목표까지 비행하는데 필요한 속도벡터 신호가 유도계통에 전달됨으로써 엔진추력(Thrust)이 종료된다. 탄도미사일은 중력에 의한 불안정성 극복과 항력손실(Drag Loss)을 줄이기 위해 발사 초기에는 수직상승하며, 적정 고도에 도달했을 때 짐벌(Gimbal) 로켓 엔진을 이용하여 속도벡터와 탄도미사일 축이 일치되도록 무양력 선회를 하게 된다. 무양력 선회는 정해진 추력 자세각(Thrust Attitude Angle)이 얻어질 때까지 유지되며, 이 각에 도달하면 추력이 종료될 때까지 등자세 비행을 하게 된다^[1,9]. 본 연구의 비행 시뮬레이션에 적용되는 가정사항^[5]은 다음과 같다.

- 제한적 지역(한반도)만을 고려하므로 지구는 평탄한 평면으로 간주한다.
- 탄도미사일의 비행시간이 짧으므로 지구의 공전과 자전 효과는 고려하지 않는다.
- 전 비행단계에서 탄도미사일에 대한 양력은 발생하지 않는다.
- 추력은 해수면과 진공에서 동일하다.
- 연소 종료 시 탑재된 추진제는 모두 연소한 것으로 간주한다.
- 지구는 균질의 구이며, 반경(R_e)은 6,378km, 질량(M_e)은 5.98×10^{24} kg, 만유인력 상수(G)는 $6.67 \times 10^{-11} \text{ m}^3/\text{s}^2\text{kg}$ 이다.

1) 운동방정식(Motion Equations)

비행 중 탄도미사일에 미치는 항력은 식 (1)과 같으며, 고도(y)에 따른 공기밀도(ρ)와 마하 수(Mach Number, M_v)에 따른 항력계수(Drag Coefficient, C_D)는 확보된 데이터를 이용하여 식 (2) 및 식 (3)과 같이 적용하였다. 단, 항력계수는 탄도미사일 비행단계의 대

부분이 속도벡터와 탄도미사일 축이 일치하므로 받음각(Angle of Attack)이 0°인 경우를 적용하였다. 고도별 중력가속도는 식 (4)와 같다.

$$D = \frac{1}{2} C_D \rho A V^2 \quad (1)$$

$$\rho(y) = 1.225 \exp\left(\frac{-y}{8590}\right) \quad (2)$$

$$C_D(M_v) = \begin{cases} 0.2598 \exp(0.05558 M_v), & 0 \leq M_v \leq 1 \\ -0.0834 M_v + 0.468, & 1 < M_v \leq 3 \\ 0.21, & 3 < M_v \end{cases} \quad (3)$$

$$g(y) = G \frac{M_c}{(R_c + y)^2} \quad (4)$$

부스트 단계는 탄도미사일이 발사된 시점부터 로켓 추진체의 연소종료(Burnout) 또는 연소중지(Cutoff)까지의 비행단계를 말하며, 탄도미사일에 작용하는 힘과 모멘트는 Fig. 1과 같다. 또한, 추진체의 연소율은 균일한 것으로 가정하여 탄도미사일의 시간에 따른 질량변화는 식 (5)와 같이 적용하였다. 따라서 탄도미사일의 운동방정식은 식 (6)에서 식 (9)와 같이 도출된다.

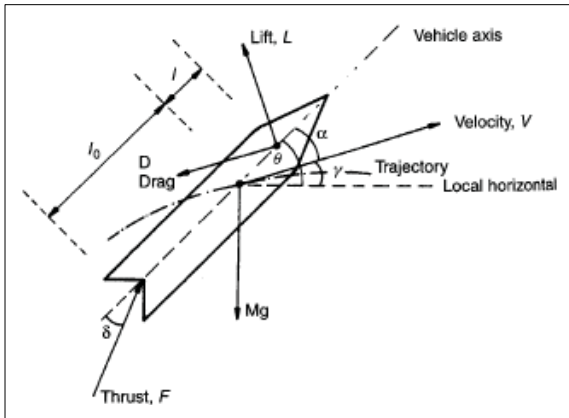


Fig. 1. 탄도미사일에 작용하는 힘과 모멘트

$$M_m(t) = M_m^o - \frac{M_m^p}{T_{burn}} t \quad (5)$$

$$\frac{d}{dt} V_x(t) = \frac{1}{M_m(t)} [T \cos \theta - D \cos \gamma] \quad (6)$$

$$\frac{d}{dt} V_y(t) = \frac{1}{M_m(t)} [T \sin \theta - D \sin \gamma] - g(y) \quad (7)$$

$$\gamma(t) = \tan^{-1} \left(\frac{V_y(t)}{V_x(t)} \right) \quad (8)$$

$$\theta(t) = \frac{\pi}{2} - \frac{\theta_t}{T_t} (t - t_v) \quad (9)$$

여기서, $M_m(t)$: 임의 시간에서의 미사일 질량

M_m^o : 초기 미사일 질량

M_m^p : 발사시 탑재된 추진체의 질량

T_{burn} : 연소시간

t : 비행시간(시뮬레이션 시간)

V_x : 미사일의 수평방향 속도

V_y : 미사일의 수직(고도)방향 속도

T : 추력

θ : 미사일의 피치각(Pitch Angle)

γ : 비행경로 각(Trajectory Angle)

θ_t : 프로그램 피치 선회 각

T_t : 프로그램 피치 선회 시간

t_v : 수직상승 시간

자유비행 단계는 추진체의 연소가 종료/중지된 후의 비행단계로 추력이 발생되지 않아 탄도미사일에는 중력과 항력만이 작용하게 된다. 탄도미사일의 피치각(θ)과 비행 경로각(γ)은 동일하게 유지된다. 탄도미사일의 질량은 추진체가 완전 연소되고, 탄두가 구조물에서 분리되지 않는 것으로 가정하여 식 (10)과 같이 적용하였다.

$$M_m(t) = M_m^o - M_m^p \quad (10)$$

2) 시뮬레이션 수행

시뮬레이션은 MATLAB을 이용하여 수행하였으며, 비행단계는 수직상승, 프로그램 피치 선회, 등자세 비행 및 자유비행 단계로 구분하였다. 북한의 SCUD-B/C와 노동 미사일을 대상으로 수행하였다. 시뮬레이션에 사용된 탄도미사일의 제원은 Table 1^[12]과 같다.

Table 1. 탄도미사일 제원

| 구 분 | SCUD-B | SCUD-C | 노 동 |
|------------|--------|--------|-------|
| 직 경(m) | 0.88 | 0.88 | 1.3 |
| 최대사거리(km) | 300 | 500 | 1,000 |
| 중량 (kg) | 페이로드 | 985 | 1,000 |
| | 구 조 물 | 1,385 | 1,500 |
| | 추 진 제 | 4,000 | 5,000 |
| | 계 | 6,370 | 7,200 |
| 연소시간(초) | 70 | 87.5 | 70 |
| 추 력(KN) | 129 | 134 | 540 |

탄도미사일의 수직상승 시간, 프로그램 피치 선회각 및 시간 등의 파라미터는 기존 연구^[3]에서 제시한 값을 기준으로 최대 사거리를 만족하는 조건을 찾아 적용하였다. 사거리는 추진제 탑재량 변화를 통해 조정하였으며 탄도미사일의 사거리와 추진제 탑재량 간의 관계는 Fig. 2와 같다.

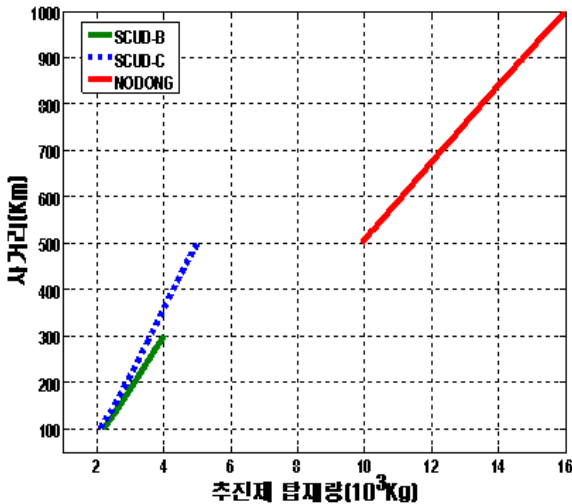


Fig. 2. 추진제 탑재량에 따른 탄도미사일 사거리

추진제 탑재량에 따른 탄도미사일의 사거리 시뮬레이션 결과 사거리 10km를 증가시키기 위해 평균적으로 SCUD-B 미사일은 약 91kg, SCUD-C 미사일은 약 73kg, 노동 미사일은 약 120kg의 추진제가 더 필요한 것으로 나타났다.

나. 비행특성 도출

1) 탄도미사일 비행궤적

탄도미사일의 비행궤적에 대한 시뮬레이션 결과 SCUD-B/C 및 노동 미사일의 비행궤적은 포물선 형태로 나타났으며, SCUD-B 미사일의 사거리별 비행궤적 시뮬레이션 결과는 Fig. 3과 같다.

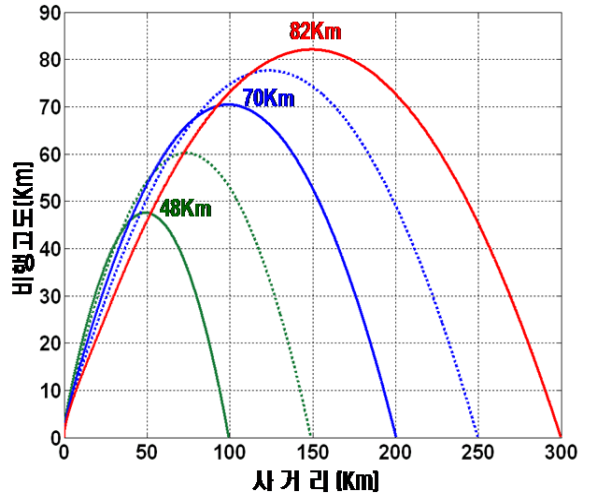


Fig. 3. SCUD-B 미사일의 사거리별 비행궤적

탄도미사일의 비행궤적에 대한 분석을 용이하게 하기 위해 각 사거리별 비행궤적을 고도(y)와 비행거리(x)간의 관계를 식 (11)과 같은 2차 다항식으로 회귀하였으며, 회귀결과 R^2 (결정계수)가 0.998 이상으로 비행궤적을 2차 다항식으로 근사할 수 있음을 확인하였다. SCUD-B 미사일의 사거리에 따른 식 (11)의 2차항 계수(A)와 1차항 계수(B)의 변화는 Fig. 4와 같다.

$$y = Ax^2 + Bx + \epsilon \tag{11}$$

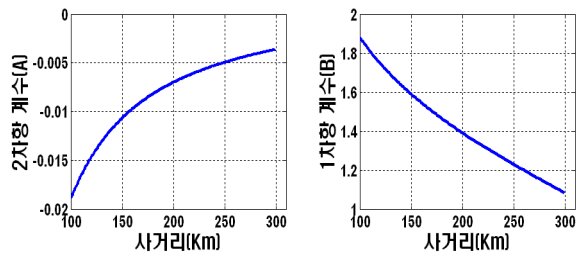


Fig. 4. SCUD-B의 사거리별 계수 A, B의 변화

탄도미사일 발사 위치와 목표물간의 거리 즉, 사거리(S)를 통해 식 (11)의 계수 A 와 B 를 결정함으로써 근사화된 비행궤적을 도출할 수 있다. Fig. 4의 사거리에 따른 계수 A 와 B 를 식 (12)의 회귀식으로 추정 한 결과 R^2 값이 0.999로 나타났으며, 탄도미사일별 계수 A 와 B 추정식의 파라미터는 Table 2와 같다.

$$A \text{ or } B = \alpha \times \exp(\beta \times S) + \gamma \times \exp(\delta \times S) \quad (12)$$

Table 2. 계수 A , B 추정식의 파라미터

| 구 분 | | α | β | γ | δ |
|--------|---|----------|---------|----------|----------|
| SCUD-B | A | -0.0974 | -0.0262 | -0.0215 | -0.006 |
| | B | 2.75 | -0.0323 | 2.27 | -0.00246 |
| SCUD-C | A | -0.0955 | -0.0208 | -0.0177 | -0.00435 |
| | B | 2.457 | -0.023 | 2.48 | -0.00174 |
| 노 동 | A | -0.0152 | -0.0062 | -0.00426 | -0.00149 |
| | B | 41.44 | -0.0164 | 1.797 | -0.00059 |

2) 탄도미사일 비행시간 및 속도

탄도미사일의 사거리별 비행시간은 Fig. 5와 같이 나타났으며 북한에서 발사된 탄도미사일은 약 4~5분 이내에 수도권 전 지역에 도달할 수 있음을 알 수 있다. 이는 탄도미사일을 탐지, 추적하여 요격하기 위한 대응시간이 매우 부족함을 의미한다.

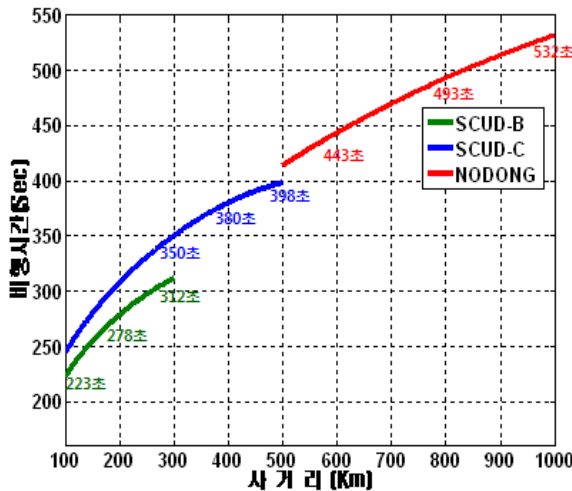


Fig. 5. 사거리별 비행시간

탄도미사일의 비행시간에 따른 비행속도 변화는 Fig. 6과 같이 나타났다.

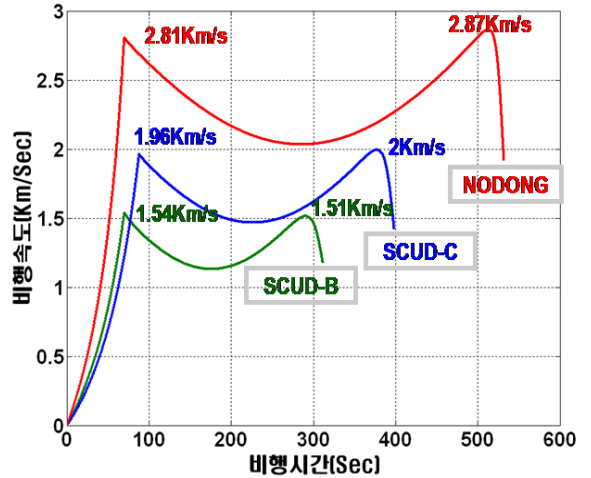


Fig. 6. 비행시간에 따른 비행속도 변화

탄도미사일은 발사 후 연소 종료시까지 추력에 의해 마하 4.5~8.3까지 가속되며, 정점 이후 중력에 의해 재차 가속되어 연소 종료시의 속도를 회복하게 된다. 종말단계에서는 빠른 속도를 갖는 탄도미사일이 공기 밀도가 높은 영역으로 재진입하게 됨에 따라 항력이 지수적으로 증가하여 비행속도가 급격하게 감소된다. 이러한 비행속도의 급격한 변화와 추진제 연소로 인한 무게중심 및 공력 작용점 변화 등의 복합적 원인에 의해 나선형 회전운동이 발생하게 되며, 이로 인하여 공격자 측면에서는 탄착점의 오차가 증대되고, 방어자 측면에서는 정확한 비행궤적 예측이 어려워 요격에 제한이 따르게 된다^[2].

현재까지 개발된 패트리엇 등의 하층방어 요격미사일은 일정 고도, 방위각, 사거리 등에 의해 결정되는 제한된 교전공간을 갖게 되며, 미사일방어 체계는 탐지된 탄도미사일의 비행궤적을 예측한 후 교전공간 내에 진입이 예상되거나 진입했을 때 요격을 시도하게 된다. 패트리엇의 교전가능 고도를 기준으로 탄도미사일이 교전공간을 통과하는 비행시간을 분석한 결과 약 7~12초 이내로 나타났으며, 이는 1차 요격에 실패했을 때 재사격에 소요되는 반응시간과 요격미사일의 비행시간을 고려 시 2차 요격 기회가 제한됨을 의미한다. 따라서 하층방어 체계는 요격확률을 높이기 위해 발사-관측-발사(SLS : Shoot-Look-Shoot) 개념의

단발사격 보다는 여러 발을 연속적으로 사격하는 개념을 적용하고 있으며, 패트리엇(PAC-3)의 경우 한 발사대에서 2발을 연속으로 발사하는 SSL(Shoot-Shoot-Look) 사격 개념을 적용하고 있다^[5].

3. 요격미사일 소요산정

가. 교전개념 및 가정사항

요격미사일의 소요는 탄도미사일 요격에 소요되는 교전소요와 정비소요, 지상손실 등의 기타 소요를 고려하여 산정하며, 본 연구에서는 교전소요를 산출한다. 요격미사일 소요산정을 위한 교전개념과 가정사항은 다음과 같다.

- Fig. 7과 같이 우리 군의 방공(미사일 방어) 전력에 의해 구성된 교전공간 내로 진입하는 탄도미사일에 한해 교전이 가능하다.
- 탄도미사일의 교전공간 통과시간을 고려하여 교전 기회는 1회로 제한한다.
- 탄도미사일의 목표물은 정부/군사시설, 원자력발전소 및 대도시 등의 핵심방어시설을 대상으로 한다.
- 탄도미사일은 발사 위치와 목표물 간의 거리에 따라 100~300km에는 SCUD-B 미사일, 200~500km에는 SCUD-C 미사일, 500~1,000km에는 노동 미사일을 이용하여 공격하는 것으로 가정한다.

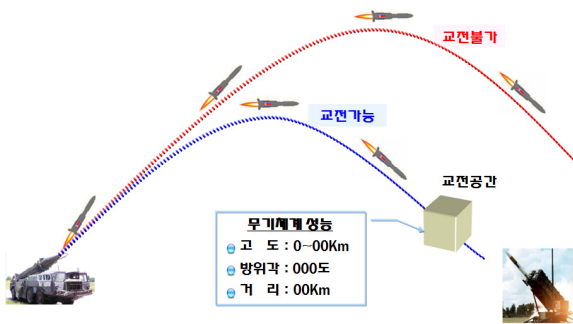


Fig. 7. 하층방어 교전 개념

나. 교전가능성 평가 절차

1) 분석용 좌표계 구성

목표물을 향해 발사된 탄도미사일이 방공전력의 교전공간을 통과하는지를 판단하기 위해 탄도미사일 기지, 방공전력과 목표물의 지리좌표가 활용된다. 하지

만 경·위도 좌표계는 분석에 제한이 따르므로, 한반도를 평면으로 가정하고, Fig. 8과 같이 탄도미사일 기지를 원점(0, 0, 0)으로 하여 식 (13)과 식 (14)를 통해 방공전력과 목표물의 경·위도 지리좌표를 분석용 좌표로 변환하였다. 따라서 분석용 좌표계에서는 동일한 지리좌표도 탄도미사일 기지에 따라 상대적으로 적용된다.

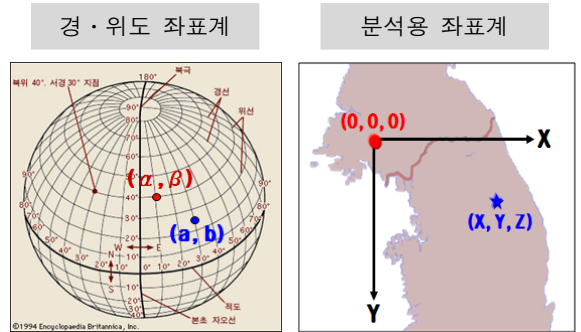


Fig. 8. 좌표 체계의 변환

$$X = R_c \times \left[(a - \alpha) \times \frac{\pi}{180} \right] \times \cos \left(\frac{b + \beta}{2} \times \frac{\pi}{180} \right) \quad (13)$$

$$Y = R_c \times \left[(\beta - b) \times \frac{\pi}{180} \right] \quad (14)$$

2) 미사일 비행좌표 산출

목표물의 고도를 0km로 가정하여 i 번째 공격의 목표물 좌표를 $(T_{xi}, T_{yi}, 0)$ 라 하면 Fig. 9에서의 사거리(S)는 식 (15)와 같으며, 발사각(θ)은 식 (16)과 같다.

$$S = \sqrt{T_{xi}^2 + T_{yi}^2} \quad (15)$$

$$\theta = \tan^{-1} \left(\frac{T_{xi}}{T_{yi}} \right) \quad (16)$$

식 (15)에 의해 산출된 사거리(S)를 식 (12)에 적용하면 식 (11)의 계수 A 와 B 를 구할 수 있으며, 2차 다항식으로 근사된 탄도미사일의 비행궤적이 결정된다. 따라서 탄도미사일이 임의의 고도 M_z 에 위치할 때의 좌표는 식 (17)과 같은 2차 방정식으로 표현되며, 정점 이후의 비행거리(d)는 식 (18)과 같다.

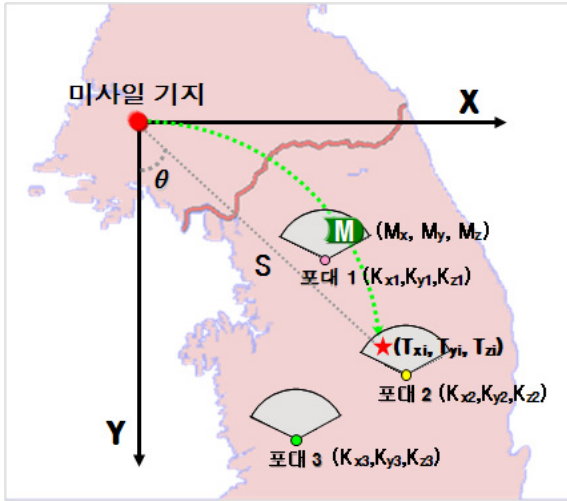


Fig. 9. 목표물 및 방공전력 위치(예시)

$$M_z = A \times d^2 + B \times d + \epsilon (\because \epsilon \approx 0) \quad (17)$$

$$d = \frac{-B - \sqrt{B^2 + 4AM_z}}{2A} \quad (18)$$

따라서 정점 이후 고도 M_z 에서 Fig. 9의 탄도미사일 비행좌표 (M_x, M_y, M_z) 는 $(d \sin \theta, d \cos \theta, M_z)$ 가 된다.

3) 교전가능 방공전력 탐색

요격미사일이 배치된 방공전력의 교전공간은 Table 3과 같이 고도, 사거리, 방위각에 대한 무기체계의 성능제한을 만족하는 영역이 된다^[6].

Table 3. 요격미사일의 성능제한

| 구분 | 최소 | 최대 |
|-----|--------------------------------|------------|
| 고도 | H_{\min} | H_{\max} |
| 사거리 | D_{\min} | D_{\max} |
| 방위각 | ϕ° (전방 좌우 $\phi/2$) | |

j 번째의 방공전력의 좌표를 (K_{xj}, K_{yj}, K_{zj}) , 방공전력의 교전공간을 Ω_j 라 할 때, 탄도미사일의 비행좌표 (M_x, M_y, M_z) 가 Ω_j 에 속한다면 방공전력 j 는 교전이 가능한 것이다. 탄도미사일의 비행좌표 $(M_x, M_y,$

$M_z)$ 가 Ω_j 에 속하기 위해서는 식 (19) ~ 식 (21)을 모두 만족하여야 하며, 교전 가능한 방공전력 탐색은 최대 교전가능 고도 H_{\max} , 중간고도 $(H_{\max} + H_{\min})/2$, 최저 교전가능 고도 H_{\min} 에서 수행하였다.

$$K_{yj} - M_y > 0 \quad (19)$$

$$M_x \in [K_{xj} \pm (K_{yj} - M_y) \tan(\phi/2)] \quad (20)$$

$$D = \sqrt{(K_{xj} - M_x)^2 + (K_{yj} - M_y)^2 + (K_{zj} - M_z)^2} \quad (21)$$

$$D \in [D_{\min}, D_{\max}]$$

다. 교전소요 산정

교전소요는 북한이 아축의 중요 군사시설, 정부시설 및 민간시설에 대해 탄도미사일 공격을 감행하는 것으로 예상 공격 시나리오를 구성하고 각각의 공격 탄도미사일과 교전하는데 필요한 요격미사일의 수량을 모두 합하여 산정한다.

하층방어 체계는 요격 고도가 낮아 요격을 시도할 수 있는 기회가 1회로 제한되고 요격미사일의 단발 요격 성공률이 낮아 단발 사격으로는 탄도미사일을 효과적으로 방어할 수 없다. 따라서 요격 성공률을 증대시키기 위한 조치로 여러 발을 연속적으로 사격하는 개념을 적용한다. 실례로 이라크전에서 미군은 SCUD 미사일 1발을 요격하기 위해 패트리엇(PAC-2) 요격미사일 3발을 발사했다.^[7] 여러 발을 연속적으로 사격하여 요격에 성공할 확률은 발사탄수 n 발 중 1발 이상이 요격에 성공할 확률이 되며, 식 (22)와 같이 이항확률분포(Binomial Probability Distribution)로 모델링할 수 있다. 따라서 미사일 방어 작전에서 목표하는 요격 성공률이 정해지면 이에 필요한 연속 사격의 발수를 식 (23)과 같이 계산할 수 있다.

$$P_k^n = 1 - (1 - P_k^s)^n \quad (22)$$

$$n = \left\lceil \frac{\log(1 - P_{Req})}{\log(1 - P_k^s)} \right\rceil = \lceil \log_{(1 - P_k^s)}(1 - P_{Req}) \rceil \quad (23)$$

여기서, P_k^s : 단발사격 시 요격 성공률
 P_k^n : n 발 연속사격 시 요격 성공률
 n : 연속사격 발수

P_{Req} : 목표 요격 성공률
 $[a]$: a 보다 크거나 같은 최소의 정수

```

Step 1 : Input the Ballistic missile attack scenario
         including the geographic coordinates of
         Missile base, Target and Missile defense
         forces(# of forces =  $J$ ).

Step 2 : For ( $i = 1$  to end of scenario)
         Calculate  $T_{xi}, T_{yi}$  by (13), (14)
         Calculate  $S, \theta$  by (15), (16)

Step 3 : For ( $j = 1$  to  $J$ )
         Calculate  $(K_{xj}, K_{yj}, K_{zj})$  by (13), (14)
          $j = j + 1$ 
         end

Step 4 : For ( $k = 1$  to 3)
         If  $k = 1$  then  $M_z = H_{max}$ 
         elseif  $k = 2$  then  $M_z = (H_{max} + H_{min})/2$ 
         elseif  $k = 3$  then  $M_z = H_{min}$ 
         Calculate  $d$  by (18)
          $(M_x, M_y, M_z) = (d \sin \theta, d \cos \theta, M_z)$ 

Step 5 : For ( $j = 1$  to  $J$ )
         Evaluate whether  $(M_x, M_y, M_z) \in \Omega_{ij}$ 
         by (19), (20), (21)
         If  $(M_x, M_y, M_z) \in \Omega_{ij}$  then Record  $j$ 
          $j = j + 1$ 
         end
          $k = k + 1$ 
         end

Step 6 :  $Num(\Omega_i) = \#$  of recorded  $j$ 

Step 7 : Designate  $Sel[\Omega_i]$  within  $Num(\Omega_i)$ 

Step 8 : Calculate  $D_i = B_i \times N_i \times n \times Sel[\Omega_i]$ 
          $i = i + 1$ 
         end

Step 9 :  $D = \sum_{i=1}^{end} D_i$ 
    
```

Fig. 10. 교전소요 알고리즘의 의사코드

미사일 방어 체계의 탄도미사일 교전은 작전개념에 따라 단발 혹은 여러 발을 연속적으로 사격하는 개념의 적용이 가능하고 탄도미사일 1발에 대해 교전이 가능한 방공전력이 다수인 경우 목표물의 목표방어 수준에 따라 2개 이상의 전력이 동시에 교전에 참여할 수도 있다. 따라서 각 탄도미사일 공격의 목표물을 고려하여 동시 교전임무 수행 전력의 수를 결정하여 산정할 수 있도록 식 (24)와 같이 구성하였다. 탄도미사일 공격 시나리오에 따라 요격미사일의 교전소요를 산정하는 알고리즘의 의사코드(Pseudo Code)는 Fig. 10과 같다.

$$D = \sum_{i=1}^{end} (B_i \times N_i \times n \times Sel[\Omega_i]) \quad (24)$$

여기서, D : 교전소요
 i : 탄도미사일 공격 순번 인덱스
 $Num(\Omega_i)$: i 번째 공격 교전가능 전력의 수
 $B_i = \begin{cases} 1, & Num(\Omega_{k_j}) \geq 1 \\ 0, & Num(\Omega_{k_j}) = 0 \end{cases}$
 N_i : i 번째 공격시 미사일 발수
 $Sel[\Omega_i]$: i 번째 공격 교전임무 전력의 수
 단, $0 \leq Sel[\Omega_i] \leq Num[\Omega_i]$

4. 결론

본 연구에서는 북한이 한반도 전장에서 사용할 것으로 예상되는 SCUD-B/C와 노동 미사일을 대상으로 비행 시뮬레이션을 수행하였으며, 탄도미사일의 사거리는 추진제 탑재량을 변화시켜 조정하였다. 시뮬레이션을 통해 도출된 탄도미사일의 비행궤적을 회귀를 통해 2차 다항식으로 근사하여 탄도미사일의 비행좌표를 용이하게 산출할 수 있도록 하였으며, 이를 통해 각 탄도미사일 공격 상황에 대해 우리 군의 방공전력이 교전할 수 있는 가를 평가할 수 있도록 하였다. 또한 탄도미사일의 비행속도를 분석하여 하층방어에서의 현실적 작전개념을 고찰하고 확률모델(Stochastic Model)을 통해 작전목표 수준을 고려한 연속사격 발수 산출식을 제안하였다. 최종적으로, 탄도미사일의 비행특성과 요격미사일의 성능을 고려한 교전가능성 평가 모형과 하층방어의 작전개념을 적용하여 북한 탄도미사일

을 방어하기 위한 요격미사일의 교전소요를 산정하는 알고리즘을 제안하였다.

북한은 1970년대부터 탄도미사일 개발을 시작하여 현재는 상당한 기술력을 보유한 것으로 평가되고 있으며, 한반도뿐만 아니라 주변국까지 위협할 수 있는 다량의 탄도미사일과 핵무기를 보유한 것으로 분석되고 있다. 이러한 북한의 탄도미사일 위협에 대응하기 위해우리 군은 하층방어 체계 위주의 한국형 미사일 방어(KAMD) 체계를 구축하고 있으나, 하층방어 체계 만으로는 북한의 위협을 충분히 방어할 수 없다. 또한 중국, 러시아 등 주변국들의 위협까지 고려할 때, 지·해·공중의 플랫폼을 운용하여 탄도미사일의 모든 비행단계에서 요격을 수행하는 다층방어 체계 구축에 대한 검토가 필요하다. 하지만, 이러한 미사일 방어 체계의 구축은 막대한 비용이 요구된다. 따라서 적정소요를 판단하기 위한 충분한 연구가 요구되며 우방국과의 연합 미사일 방어 체계 구축 방안도 고려되어야 할 것이다.

References

- [1] 권용수, “유도무기체계”, 국방대학교, 2001. 1.
- [2] 권용수, “탄도미사일 위협과 방어체계”, 국방대학교, 2003. 12.
- [3] 권용수, 최봉석, “탄도미사일의 비행궤적 특성 해석”, 한국국방경영분석학회지 제32권, 제1호, 2006. 6.
- [4] 김영호, “탄도미사일 방어 : 현황과 한국의 선택”, 국제정치논총, 제50집, 제5호, pp. 155~156, 2010.
- [5] 김정희, “TBM 비행궤적 해석을 통한 하층방어 센서체계 요구사항 도출에 관한 연구”, 국방대학교 석사학위논문, 2009. 12.
- [6] 방위사업청, “차기유도무기(SAM-X) 시험평가 결과”, 2007. 2.
- [7] 아시아경제, “[정치]북 미사일잡기 나선 한국형방어체계는”, 2010. 10. 25.
- [8] 연합뉴스, “미정보당국 ‘북, 대포동2호 시험발사할 것’”, 연합뉴스, 2011. 3. 11.
- [9] 조옥찬, “우주비행역학”, 경문사, pp. 151~170, 1984.
- [10] 황재훈, “美 ‘北, ICBM 관련기술 실험 다수성공’”, 연합뉴스, 2011. 2. 17.
- [11] YTN, “현인택, ‘북한 핵무기 6~10개 보유 추정’”, 2011. 4. 7.
- [12] David C. Wright et al., “An Analysis of the North Korean Nodong Missile”, Science & Global Security, Vol. 4, p. 132, 1994.