

비행단계 식별 알고리즘을 이용한 초고속 표적의 탄착점 예측

정재경^{1),2)} · 황동환^{*,2)}

¹⁾ 국방과학연구소 제1기술연구본부

²⁾ 충남대학교 전자공학과

Impact Point Prediction of the Ballistic Target Using a Flight Phase Discrimination

JaeKyung Jung^{1),2)} · DongHwan Hwang^{*,2)}

¹⁾ The 1st Research and Development Institute, Agency for Defense Development, Korea

²⁾ Department of Electronics Engineering, Chungnam National University, Korea

(Received 13 November 2014 / Revised 27 March 2015 / Accepted 22 May 2015)

ABSTRACT

It is required to have the capability to predict the impact point of the ballistic target in order to assign the firing unit with high engagement possibility for the interception in the ballistic target defense systems. In this paper, a novel method is proposed to predict the impact point of the ballistic target using a flight phase discrimination algorithm given the insufficient measurements on the partial trajectory. The flight of a ballistic target is composed of a boost phase and a ballistic phase with different dynamics. The flight phase is discriminated by using the normalized innovation distance between measurements and *a priori* estimated measurements. The threshold and tolerance in the flight phase discrimination are determined from the probabilistic characteristics of the estimation error. Monte Carlo simulations are performed to verify the proposed method.

Key Words : Ballistic Target(초고속 표적), Impact Point(탄착점), Flight Phase Discrimination(비행단계 식별), Extended Kalman Filter(확장칼만필터)

1. 서론

현대전에서 대량살상무기(WMD : Weapons of Mass Destruction)의 탐제가 가능하고, 높은 침투 능력을 가

진 탄도탄(Ballistic Missile)은 전쟁의 승패에 큰 영향을 미친다. 더욱이 탄도탄은 대기권 밖에서 진입이 가능하며, 매우 빠른 속도와 높은 공격 각도를 가지는 특성 때문에 요격할 수 있는 방어 수단이 많지 않다. 따라서 많은 나라에서 효율적인 탄도탄 방어 무기체계를 구축하기 위한 연구 및 개발에 많은 노력을 기울이고 있다¹⁻³⁾.

* Corresponding author, E-mail: dhhwang@cnu.ac.kr
Copyright © The Korea Institute of Military Science and Technology

탄도탄의 특성상 레이더가 탐지하고 추적한 후 즉시 유도탄을 발사하여야 하므로 탄착점(IP : Impact Point)을 정확히 예측할 수 있다면 전장에 배치된 포대 중에서 높은 요격 성공률을 가진 교전 포대를 조기에 할당할 수 있으며 막대한 피해를 막기 위한 조기경보를 전파할 수 있다. 따라서 은폐 및 개별적 분산배치가 용이하고, 탄착점까지 도달시간이 매우 짧은 탄도탄을 방어하는 측면에서 정확한 탄착점 예측은 매우 중요하다⁴⁾.

탄도탄은 지구 중심에 초점을 둔 케플러(Kepler) 운동으로 비행하며, 자체 추진력을 사용하여 원하는 속도 및 추력 자세각(Thrust Attitude Angle)을 얻는 추력(Boost) 단계와 추력 종료 후 지구 중력을 받으며 운동하는 비추력(Ballistic) 단계로 나눌 수 있다⁵⁾. 특히, 비추력 단계에서 비행하는 탄도탄에는 중력 이외의 외력은 가해지지 않기 때문에 초기값 및 탄도계수를 정확히 안다면 비행 궤적을 정확히 예측할 수 있다. 그러나, 탄도탄 비행에 영향을 미치는 외력을 정확히 모델링하기 어려우며, 미지의 파라미터와 비선형 특성 때문에 탄도탄의 정확한 상태변수 추정은 매우 어려우며 결과적으로 탄착점 예측을 포함한 전체 궤적 계산이 어려운 것으로 알려져 있다⁶⁾. 더욱이 초고속 표적의 전체 비행 궤적에서 레이더로부터 얻을 수 있는 측정치(Measurement)는 일부 구간으로 제한될 뿐만 아니라 가용한 측정치로부터도 비행단계에 대한 정보를 얻을 수 없다.

최근에는 초고속 표적의 탄착점 예측에 앞서 정확한 상태변수 추정을 위해 추력단계의 동특성 모델과 비추력단계의 동특성 모델로 구성된 상호작용 다중모델(IMM : Interacting Multiple Model) 확장칼만필터를 사용하는 방식이 제안되고 있다^{7,8)}. 또한, 초고속 표적의 동특성에 큰 영향을 미치는 탄도계수를 상태변수에 추가한 상호작용 다중모델 추정필터가 제안되어 보다 향상된 상태변수 추정 및 탄착점 예측 성능을 보이고 있다⁹⁾. 이 외에 동특성 모델의 파라미터 데이터베이스를 활용한 최대 우도(Maximum Likelihood) 추정을 이용하여 탄착점을 예측하는 방식도 볼 수 있다¹⁰⁾.

본 논문에서는 추력단계와 비추력단계로 구성된 초고속 표적의 비행 궤적 중, 일부 구간의 측정치만 주어졌을 때, 비행단계에 대한 어떠한 정보도 없이 초고속 표적의 비행 단계를 식별하여 비행단계에 맞는 동특성 모델을 기반으로 한 확장칼만필터로부터 상태변수를 추정하는 방법을 제안하였다. 그리고 측정치가

가용하지 않은 경우는 동특성 모델을 기반으로 추정된 상태변수를 초기값으로 두고 지표면까지 탄착점을 예측하였다. 본 논문에서 대상으로 하는 초고속 표적은 비행 특성상 초기에 추력단계에서 시작하여 연료가 Burn-out 되는 시점에서 추력단계가 종료되고 비추력단계로 이어진다.

본 논문의 구성은 다음과 같다. 제 2절에서는 다루고자 하는 탄착점 예측 문제에 대해, 제 3절에서는 초고속 표적의 확장칼만필터 기반 상태변수 추정에 대해, 제 4절에서는 초고속 표적의 비행단계를 식별하는 알고리즘과 탄착점을 예측하는 방법에 대해 기술하고, 제 5절에서는 성능 평가를 위한 시뮬레이션 결과를 제시한다. 마지막으로 제 6절에서는 결론을 맺는다.

2. 문제 정의

초고속 표적의 전체 비행 구간($t_0 \leq t \leq t_f$, 단, t_0 는 발사시점, t_f 는 탄착시점) 중에서 일부 구간($t_1 \leq t \leq t_2$, 단, $t_0 < t_1$, $t_2 < t_f$)의 레이더 측정치만 주어질 때, 동특성 모델이 주어진 초고속 표적에 대해 비행궤적의 상태변수를 확장칼만필터를 이용하여 추정하고, 비행구간의 마지막 시간 t_f 에서의 탄착점을 구하고자 한다. 비선형시스템을 선형화하여 상태변수를 추정하는 확장칼만필터는 실시간성이 요구되는 초고속 표적 추적 알고리즘으로 일반적으로 사용되며, 검증된 추정 성능을 보인다⁷⁾.

위 문제에 대하여 초고속 표적의 추력단계와 비추력단계의 각각의 동특성 모델은 미지의 파라미터를 포함하는 비선형이며, 레이더 측정치는 Fig. 1과 같이 일부 구간($t_1 \leq t \leq t_2$)에서만 유용하다. 그리고 비행 단계에 대한 정보는 유용하지 않다.

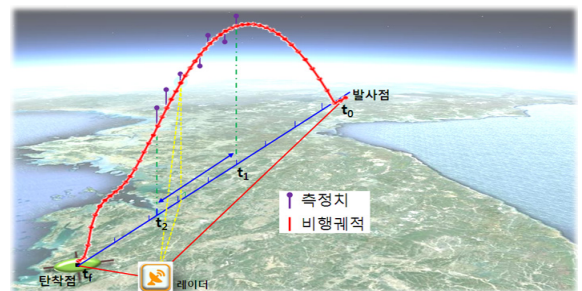


Fig. 1. Impact point prediction problem

3. 초고속 표적의 동특성 모델

초고속 표적의 비행 동특성은 추력 유무에 따라 Burn-out 시점을 기준으로 추력단계와 비추력단계로 나눈다. 비행단계에 따라 서로 다른 동특성을 가지며, 각각의 동특성에서 지구는 자전하는 타원체의 일종인 WGS-84 모델을 사용한다. 또한, 초고속 표적을 추적하기 위해 레이더가 센서로 사용된다.

3.1 좌표계

각각의 동특성에서 운동방정식을 서술하기 위하여 Fig. 2와 같이 좌표계를 정의한다. 상태변수 추정 필터에서 사용되는 ECEF(Earth-Centered, Earth-Fixed) 좌표계는 지구 중심을 원점으로 하는 직교 좌표계이며, ENU(East-North-Upward) 좌표계는 레이더의 위치를 기반으로 서술한 좌표계로서 초고속 표적 측정치의 표현에 사용되는 좌표계이다. ENU 좌표계는 지구 표면에 위치한 레이더에 고정된 원점(O_{ENU})과 동쪽방향의 x축, 진북방향의 y축 그리고 오른손 나선의 진행방향으로 레이더가 위치한 점에 접하는 평면에 직교하는 z축으로 구성된다. ψ 와 λ 는 레이더 위치의 위도와 경도를 각각 나타내며, h 는 레이더 위치의 고도를 나타낸다.

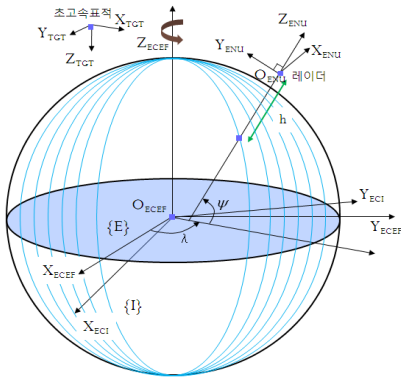


Fig. 2. ECEF/ENU coordinate system

상태변수 추정 필터에서 사용하는 좌표계와 측정치의 좌표계가 다르기 때문에 측정치와 추정치(*a priori Estimate*)간의 이노베이션(Innovation)을 계산하기 위해서는 상태변수를 측정치와 동일한 좌표계로 변환해야 한다. 식 (1)과 같이 ECEF 좌표계와 ENU 좌표계 사이의 좌표변환 행렬 C_E^R 를 이용하여 ECEF 좌표를 레이더 기준 ENU 좌표로 변환할 수 있다.

$$C_E^R = \begin{bmatrix} -\sin\lambda & -\cos\lambda & 0 \\ -\sin\psi\cos\lambda & \sin\psi\cos\lambda & -\cos\psi \\ \cos\psi\cos\lambda & -\cos\psi\sin\lambda & -\sin\psi \end{bmatrix} \quad (1)$$

ECEF 좌표계 상에서의 임의의 지점 $[x_p, y_p, z_p]$ 은 레이더 위치 $[x_r, y_r, z_r]$ 가 주어졌을 때, 식 (2)와 같이 좌표변환 행렬을 이용하여 레이더 기준 좌표계인 ENU 좌표계로 좌표 $[x, y, z]_R$ 변환할 수 있다.

$$\begin{bmatrix} x \\ y \\ z \end{bmatrix}_R = C_E^R \cdot \begin{bmatrix} x_p - x_r \\ y_p - y_r \\ z_p - z_r \end{bmatrix}_{ECEF} \quad (2)$$

반대로 레이더의 위치를 기준으로 서술한 ENU 좌표계 상에서의 임의의 지점 $[x_p, y_p, z_p]_R$ 은 식 (3)과 같이 ENU 좌표를 ECEF 좌표로 변환시키는 C_R^E 행렬을 이용하여 ECEF 좌표계 상의 레이더 위치 $[x_r, y_r, z_r]_{ECEF}$ 를 기준으로 ECEF 좌표계 상의 좌표 $[x, y, z]_{ECEF}$ 로 변환할 수 있다.

$$\begin{bmatrix} x \\ y \\ z \end{bmatrix}_{ECEF} = C_R^E \cdot \begin{bmatrix} x_p \\ y_p \\ z_p \end{bmatrix}_R + \begin{bmatrix} x_r \\ y_r \\ z_r \end{bmatrix}_{ECEF} \quad (3)$$

3.2 동특성 모델과 측정 모델

3.2.1 추력단계의 동특성 모델

초고속 표적의 상태변수(X)는 식 (4)와 같이, ECEF 좌표계에서 위치(x, y, z), 속도($\dot{x}, \dot{y}, \dot{z}$), 그리고 추력과 항력(Drag)의 합(γ)으로 구성되며, γ 는 일정한 값을 가진다.

$$X = [x \ y \ z \ \dot{x} \ \dot{y} \ \dot{z} \ \gamma]^T \quad (4)$$

추력 단계의 동특성 모델은 식 (5)와 같다.

$$\frac{dX(t)}{dt} = f(X(t)) + w(t) \quad (5)$$

$$\frac{d}{dt} \begin{bmatrix} x(t) \\ y(t) \\ z(t) \\ \dot{x}(t) \\ \dot{y}(t) \\ \dot{z}(t) \\ \gamma(t) \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \dot{x}(t) \\ \dot{y}(t) \\ \dot{z}(t) \\ -\frac{a_G}{R^3}x + 2\omega_E\dot{y} + \omega_E^2x + \frac{1}{V}\dot{x} \\ -\frac{a_G}{R^3}y - 2\omega_E\dot{x} + \omega_E^2y + \frac{1}{V}\dot{y} \\ -\frac{a_G}{R^3}z + \frac{1}{V}\dot{z} \\ 0 \end{bmatrix} + w(t)$$

여기서, R 은 거리($\sqrt{x^2+y^2+z^2}$)(m), V 는 속력($\sqrt{\dot{x}^2+\dot{y}^2+\dot{z}^2}$)(m/s), a_G 는 만유인력 상수(6.67×10^{-11})(Jm/kg²), w_E 는 지구자전 각속도(rad/s)이다. 식 (5)에서 공정잡음 $w(t)$ 는 평균이 0 벡터($0_{7 \times 1}$)이고, 공분산 $Q(t)$ 를 가지는 백색 가우시안(White Gaussian)이다.

3.2.2 비추력단계의 동특성 모델

초고속 표적의 상태변수(X)는 식 (6)과 같이, ECEF 좌표계에서 위치(x, y, z), 속도($\dot{x}, \dot{y}, \dot{z}$), 그리고 탄도계수(β)의 역수로 구성되며, 탄도계수는 일정한 값을 가진다.

$$X = \left[x \ y \ z \ \dot{x} \ \dot{y} \ \dot{z} \ \frac{1}{\beta} \right]^T \quad (6)$$

비추력단계의 동특성 모델은 식 (7)과 같다.

$$\frac{dX(t)}{dt} = f(X(t)) + w(t) \quad (7)$$

$$\frac{d}{dt} \begin{bmatrix} x(t) \\ y(t) \\ z(t) \\ \dot{x}(t) \\ \dot{y}(t) \\ \dot{z}(t) \\ 1/\beta \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \dot{x}(t) \\ \dot{y}(t) \\ \dot{z}(t) \\ -\frac{a_G}{R^3}x - \frac{\rho}{2\beta}V\dot{x} + 2\omega_E\dot{y} + \omega_E^2x \\ -\frac{a_G}{R^3}y - \frac{\rho}{2\beta}V\dot{y} - 2\omega_E\dot{x} + \omega_E^2y \\ -\frac{a_G}{R^3}z - \frac{\rho}{2\beta}V\dot{z} \\ 0 \end{bmatrix} + w(t)$$

여기서, ρ 는 공기밀도(kg/m³), β 는 탄도계수(kg/m²)이다. 식 (7)에서 공정잡음 $w(t)$ 는 평균이 0 벡터($0_{7 \times 1}$)이고, 공분산 $Q(t)$ 를 가지는 백색 가우시안이다. 공기밀도(ρ)는 고도의 함수로 해발 11 km까지는 식 (8)을 사용하고, 해발 11 km 이상에서는 식 (9)를 사용한다.

$$\rho = \frac{p_0 \left(1 - \frac{Lh}{T_0} \right)^{\frac{gM}{RL}} \cdot M}{R(T_0 - Lh)} \quad (8)$$

여기서, L 은 0.0065(K/m), T_0 는 288.15(K), g 는 9.81(m/s²), M 은 0.0289644(kg/mol), R 은 8.31447(J/(mol·K)), p_0 는 101,325(N/m²)이다.

$$\rho = \rho_0 b_2 e^{-\frac{h_2-h}{a_2}} \quad (9)$$

여기서, h_2 는 11,000(m), a_2 는 6,342(m), b_2 는 0.297076, ρ_0 는 1.225(kg/m³)이다.

비추력단계에서 비행하는 초고속 표적에서 주위의 공기밀도와 탄도계수(β)가 대기의 영향으로 변한다. 공기밀도는 식 (8)과 (9)와 같이 알려진 파라미터에 의해 정해지기 때문에 불확실성이 작은 반면, 탄도계수는 알려지지 않은 초고속 표적의 기하학적 형태 및 구조에 의해 좌우되므로 불확실성이 크다. 탄도계수는 50 km 이상의 고고도 영역에서는 공기밀도가 매우 낮아 가관측성이 없어 추정이 어렵고, 40 km 이하에서 추정이 가능하다. 탄도계수의 추정 정확도에 따라 상태변수의 추정필터 정확도가 영향을 받으므로 식 (7)에서 동특성 모델에 상태변수로 추가한다.

3.2.3 측정 모델

측정 모델은 레이더 위치 기준의 ENU 좌표계에서 서술하며 측정치(Z_k)는 초고속 표적의 경사거리(R), 방위각(θ), 고각(ϵ)이다. 측정 모델은 식 (10)과 같이 이산시간 비선형이다.

$$Z_k = h(X_k) + v_k \quad (10)$$

$$\text{여기서, } h(X_k) = \begin{bmatrix} \sqrt{x_k^2 + y_k^2 + z_k^2} \\ \tan^{-1} \frac{y_k}{x_k} \\ \tan^{-1} \frac{z_k}{\sqrt{x_k^2 + y_k^2}} \end{bmatrix} \text{이고, } x_k, y_k, z_k \text{는}$$

추력단계 동특성 모델 식 (5)와 비추력단계 동특성 모델 식 (7)에서의 위치를 ECEF 좌표계에서 나타낸 것이다. 그리고 식 (10)에서 측정잡음 v_k 는 평균이 0 벡터($0_{3 \times 1}$)이고, 공분산 R_k 를 가지는 백색 가우시안이다.

4. 비행단계 식별 및 탄착점 예측

4.1 비행단계 식별

초고속 표적의 측정치가 가용한 시점(Fig. 1의 t_1 부터 t_2)까지는 동특성 모델과 측정 모델을 기반으로 한 필터를 이용하여 상태변수를 추정하고, 측정치가 없는

t_2 시점 이후는 t_2 시점에서 추정된 상태변수를 기반으로 동특성 모델만을 이용하여 예측한다. 측정치가 가용한 일부 구간($t_1 \leq t \leq t_2$)에서 추정된 상태변수의 오차가 작을수록 동특성 모델만을 사용하여 예측하는 구간에서의 탄착점 추정 오차가 작아진다.

각각의 비행단계에서 다른 형태의 동특성을 가지는 초고속 표적에 대하여 다른 동특성 모델을 사용한 확장칼만필터로부터 상태변수를 추정하기 위해서는 비행단계에 대한 정보가 필요하다. 그런데, 초고속 표적에 대한 측정치에는 비행단계에 대한 정보를 포함하고 있지 않기 때문에 확장칼만필터를 이용하여 상태변수를 추정하기 위해 어떤 동특성 모델을 사용해야 할지 결정할 수 없다. 따라서, 초고속 표적의 비행 단계 식별이 상태변수 추정 및 탄착점 예측에서는 매우 중요하다.

측정치가 주어졌을 때 추력 단계의 비행인지 비추력 단계의 비행인지 판단할 수 없기 때문에 Fig. 3과 같이 식 (5)의 추력 동특성 모델 기반의 확장칼만필터와 식 (7)의 비추력 동특성 모델 기반의 확장칼만필터 각각의 상태변수를 독립적으로 추정한다. 확장칼만필터의 상태변수를 초기화하는 과정에서 측정치에 속도 ($\dot{x}, \dot{y}, \dot{z}$)는 포함되지 않으므로 속도 초기치는 측정치를 2번 연속 획득하여 레이더의 측정주기로 나누어서 계산한다. 이때, 비추력단계의 확장칼만필터에서 사전에 예측한 *a priori* 상태변수와 측정치 간의 정규화된 이노베이션 거리(Normalized Innovation Distance)를 이용하여 비행단계를 식별한다. 비추력 단계로 식별되면 추력단계의 동특성 모델 기반의 확장칼만필터는 사용을 중지하고, 비추력단계의 동특성 모델 기반의 확장칼만필터만을 이용하여 상태변수를 추정한다. 확장칼만필터에 대한 상세한 설명은 [12]에 있으므로, 본 논문에서는 비추력단계의 확장칼만필터에 적용한 주요한 수식인 Propagation 과정(식 (11))과 Measurement Update 과정(식 (12))에 대해 살펴본다. 식 (11)은 2차 Runge-Kutta를 이용하여 상태변수(X)의 예측치를 계산한다.

$$X_{m,i} = X_{i-1} + \frac{\Delta t}{2} f(X_{i-1})$$

$$X_i = X_{i-1} + \Delta t \cdot f(X_{m,i}) \tag{11}$$

여기서, X_i 는 i 번째 상태변수이고, $f(X)$ 는 식 (12)와 같은 상태변수 미분함수이다.

$$f(X) = \begin{bmatrix} \dot{x} \\ \dot{y} \\ \dot{z} \\ -\frac{\alpha x}{R^3} - 0.5\rho\beta V\dot{x} + 2\omega\dot{y} + \omega^2x \\ -\frac{\alpha y}{R^3} - 0.5\rho\beta V\dot{y} + 2\omega\dot{x} + \omega^2y \\ -\frac{\alpha z}{R^3} - 0.5\rho\beta V\dot{z} \\ 0 \end{bmatrix} \tag{12}$$

그리고, 공분산 예측을 나타내는 식 (13)의 자코비안 행렬($F(X)$)는 식 (14)와 같다.

$$\bar{P}_i = \Phi \hat{P}_{i-1} \Phi^T + Q \tag{13}$$

여기서, Φ 는 $I_T + \Delta t \cdot F(X)$ 이다.

$$F(X) = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 \\ -\frac{\alpha_G}{R^3} + \omega^2 + \frac{3\alpha_G}{R^5}x^2 & \frac{3\alpha_G}{R^5}xy & \frac{3\alpha_G}{R^5}xz & 0 & 2\omega & 0 \\ \frac{3\alpha_G}{R^5}xy & -\frac{\alpha_G}{R^3} + \omega^2 + \frac{3\alpha_G}{R^5}y^2 & \frac{3\alpha_G}{R^5}yz & -2\omega & 0 & 0 \\ \frac{3\alpha_G}{R^5}xz & \frac{3\alpha_G}{R^5}yz & -\frac{\alpha_G}{R^3} + \frac{3\alpha_G}{R^5}z^2 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \tag{14}$$

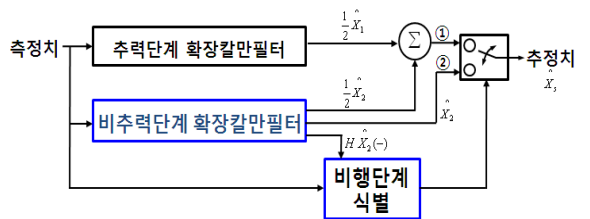


Fig. 3. State estimation using flight phase discrimination

Fig. 3에서 비행단계 식별 전(①)에는 추력단계 확장칼만필터와 비추력단계 확장칼만필터에서 계산한 추정치 \hat{X}_1 과 \hat{X}_2 의 평균치($\frac{1}{2}(\hat{X}_1 + \hat{X}_2)$)를 최종 추정치(\hat{X}_s)로 사용하며, 비행단계 식별 후(②)에는 비추력단계 확장칼만필터의 추정치(\hat{X}_2)를 최종 추정치(\hat{X}_s)로 사용한

다. $\hat{X}_2(-)$ 는 비추력단계 확장칼만필터의 *a priori* 상태 변수를 나타낸다.

정규화된 이노베이션 거리(N_{dist})를 한계치(Threshold)와 비교하여 추력단계인지 비추력단계인지를 판단한다. 정규화된 이노베이션 거리는 추정 필터가 사용하는 동특성 모델과 초고속 표적의 동특성 간의 적합성 오차를 나타내는 지표로, 식 (15)와 같이 계산한다.

$$N_{dist} = \sqrt{\frac{I^T I}{I_G}} \quad (15)$$

여기서, I 는 이노베이션($Z_k - H\hat{x}_k(-)$), I_G 는 이노베이션 공분산($HP_k(-)H^T + R_k$), P_k 는 추정오차 공분산을 나타낸다.

매 측정 주기마다 각각의 상태변수 추정 필터에서 계산한 이노베이션 거리를 이용하여 식 (16)과 같이 계산한 상위 한도값(S_k)이 한계치 h 를 연속해서 누적 수 N 번 이상 벗어나는 경우, 해당 비행단계의 추정 필터에서 이용하는 동특성 모델이 실제 비행하는 초고속 표적의 동특성과 다르다고 판단하여 선택한 비행단계가 아니라고 식별한다.

$$S_{k+1} = \max(0, \omega S_k + N_{dist} - \kappa) \quad (16)$$

여기서, ω 는 완화 가중치(Weight), κ 는 단계변화 허용치(Tolerance)이다. 식 (16)에서 S_0 는 0으로 둔다. ω 는 0과 1 사이의 가중치로 상위 한도값(S_k)이 한계치를 벗어날 때마다 누적되어 생기는 바이어스(Bias) 영향을 완화시키기 위해 식 (17)과 같이 매 번 계산한다. 단계변화 허용치 κ 는 추력단계와 비추력 단계의 동특성 모델을 사용한 필터의 정규화된 이노베이션 평균치의 반으로 설정한다.

$$\omega = \frac{\alpha}{S_k - h} \quad (17)$$

여기서, α 는 0과 1사이의 상수이다. 식 (17)에서 단계변화 판단 한계치 h 는 정규화된 이노베이션 거리가 자유도(Degree of Freedom) 3의 *chi-square* 분포를 가지므로 신뢰수준 95 % 또는 99 %에 맞는 값으로 설정한다. 그리고 누적 수(N)는 설정한 기본값에서 추정 필터 오차가 어느 수준 이상으로 커질 경우 비례하여 커

진다.

Fig. 4는 초고속 표적의 비행단계 식별 알고리즘의 순서도를 나타낸다.

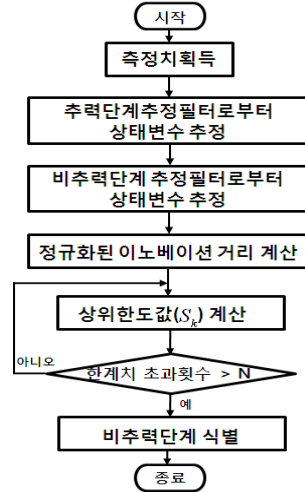


Fig. 4. Algorithm flowchart

4.2 탄착점 예측

비추력단계로 식별이 된 후에 마지막 측정치가 가용한 순간(t_2)까지 확장칼만필터로부터 추정된 상태변수를 초기값 X_0 로 두고 지표면(t_f)까지 비추력단계의 동특성 모델을 이용하여 Fig. 5와 같이 4차 Runge-Kutta의 수치적분 방법으로 탄착점(X_f)을 예측한다. 그리고 초고속 표적의 동특성 모델이 백색 가우시안 잡음이 포함된 선형 시스템이 아니므로 공분산 분석 대신 몬테카를로 시뮬레이션을 통해 탄착점 오차 영역을 계산한다[11].

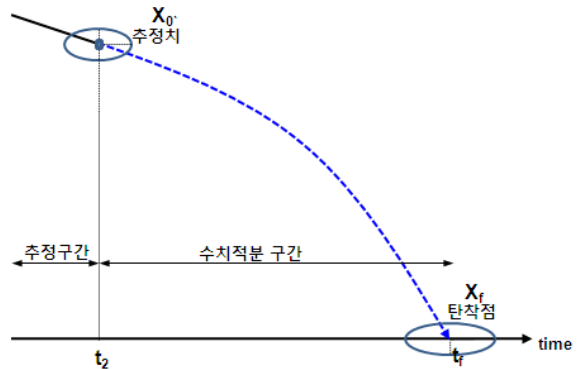


Fig. 5. Impact point prediction

5. 성능 평가

본 논문에서 제안하는 비행단계 식별 알고리즘을 이용한 초고속 표적의 탄착점 예측을 위해 Table 1과 같은 사거리 500 km와 1000 km의 초고속 표적의 모의 환경에 대하여 100회의 몬테칼로 시뮬레이션을 수행하였다. CPU @2.00 Ghz로 동작하는 3.41 GB RAM의 Intel Core i7-2630QM 사양의 컴퓨터 환경에서 MATLAB R2010a 모의 도구를 이용하여 시뮬레이션을 수행하였다.

Table 1. Simulation environment

조건 \ 사거리	500 km	1000 km
발사대 위치	위도 40° 경도 126°	위도 40° 경도 126°
레이더 위치	위도 35.47232° 경도 126°	위도 31.14211° 경도 126°
Burn-out 시간	68.2초	68초
비행 시간	413초	595초
측정 시간	200초 (발사후 60초부터 260초까지)	
정점 고도	143.43 km	296.8 km
정점 속도	1,998 m/s	2,844 m/s

초고속 표적은 동일한 발사점에서 정남 방향으로 발사하며, 레이더는 탄착점에 위치한다. 레이더의 측정 주기는 15.4 Hz이고, 측정 오차의 표준편차는 거리가 25 m, 방위각과 고각이 0.002도이다. Fig. 6과 Fig. 7은 레이더 기준 ENU 좌표계에서 초고속 표적의 궤적 및 속도 프로파일을 나타내며, 점선은 전체 구간을 나타내고, 레이더 측정구간은 원으로 나타내었다.

Fig. 8과 Fig. 9는 사거리 500 km와 1000 km의 초고속 표적의 비행단계 식별 결과를 각각 나타낸다. Fig. 8과 Fig. 9의 상단은 정규화된 이노베이션 거리를 나타내며, 하단은 식별결과를 나타내며, 수직 축의 '0'은 추력단계를 표시하고, '2'는 비추력단계를 표시하는 값이다.

사거리 500 km 초고속 표적인 경우 발사 후 74초부터 비행단계를 비추력단계로 식별한다. 100번의 몬테칼로 시뮬레이션 결과 평균치와 실제 Burn-out 시간과

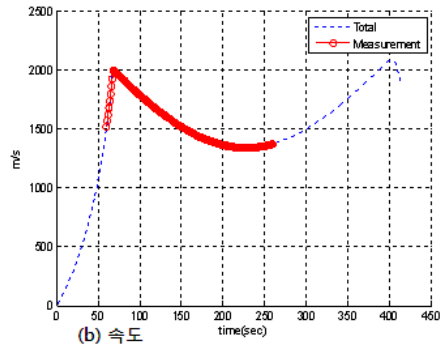
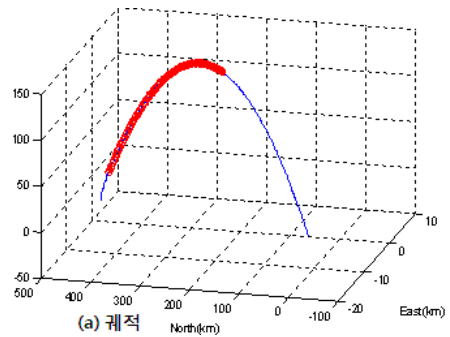


Fig. 6. 500 km trajectory/velocity profile

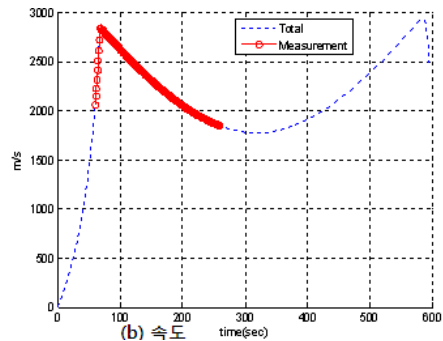
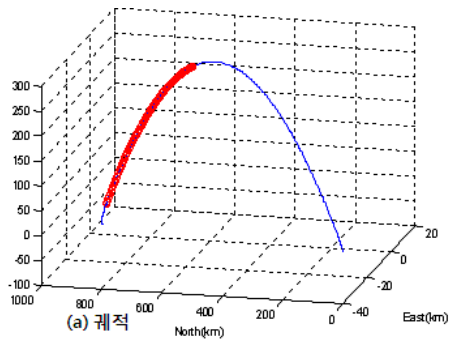


Fig. 7. 1000 km trajectory/velocity profile

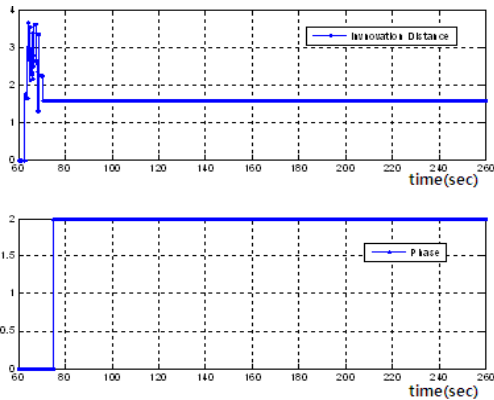


Fig. 8. 500 km flight phase discrimination result

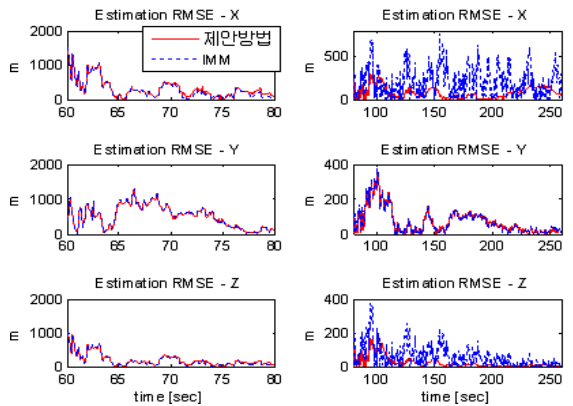


Fig. 10. Position estimation performance when range is 500 km

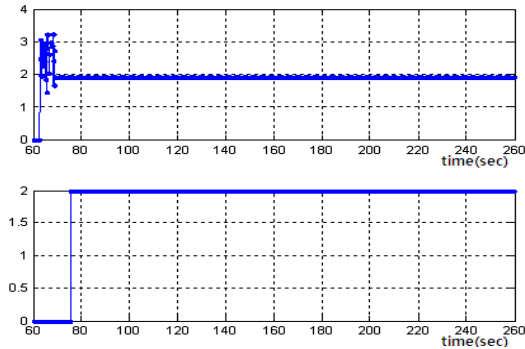


Fig. 9. 1000 km flight phase discrimination result

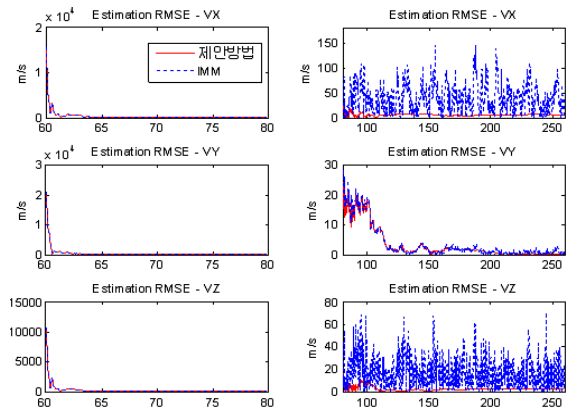


Fig. 11. Velocity estimation performance when range is 500 km

의 차이는 6.21초이다. 이것은 단계 판정 누적 수(N)를 7로 설정하였기 때문에 생기는 오차이다. 사거리 1000 km 초고속 표적인 경우 발사 후 76초부터 비행단계를 비추력단계로 식별한다. 100번의 몬테칼로 시뮬레이션 결과 평균치와 실제 Burn-out 시간과의 차이는 8.13초이다.

Fig. 10과 Fig. 11은 사거리 500 km 초고속 표적에 대한 추력단계 확장칼만필터와 비추력단계 확장칼만필터를 동시에 동작시켜 각 필터의 상태변수 출력 모드 천이 확률에 따라 혼합하는 상호작용 다중모델 (IMM) 방법과 제안한 방법을 이용한 확장칼만필터의 위치 및 속도 추정 성능을 나타낸다. Burn-out 시점 이전에는 IMM 방법이 제안한 방법 보다 우수함을 알 수 있다. 이는 제안한 방법이 비행단계 식별 이전에 평균을 내는 데 반해 IMM은 추력단계 확장칼만필터 상태변수에 더 큰 가중치를 두기 때문이다.

Fig. 12와 Fig. 13은 사거리 1000 km 초고속 표적에 대한 추정 성능을 나타낸다.

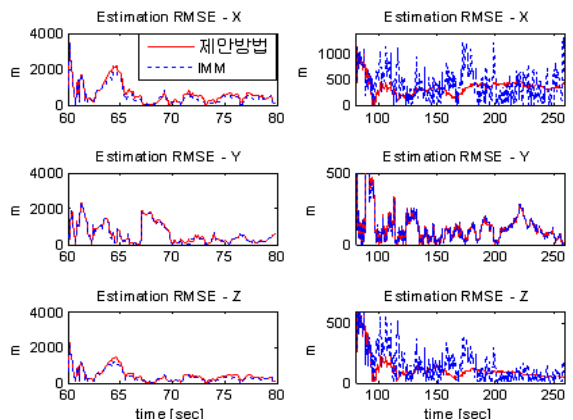


Fig. 12. Position estimation performance when range is 1000 km

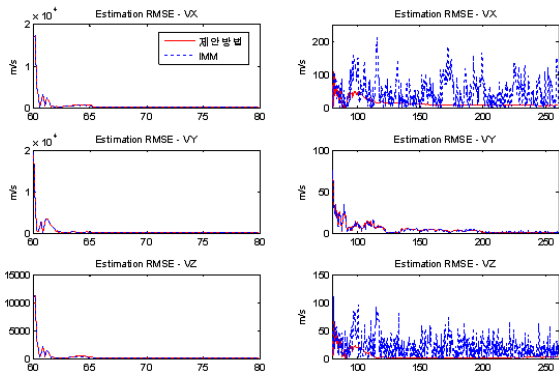


Fig. 13. Velocity estimation performance when range 1000 km

Fig. 14는 사거리 500 km와 1000 km 초고속 표적에 대한 탄도계수($1/\beta$) 추정 성능을 나타낸다.

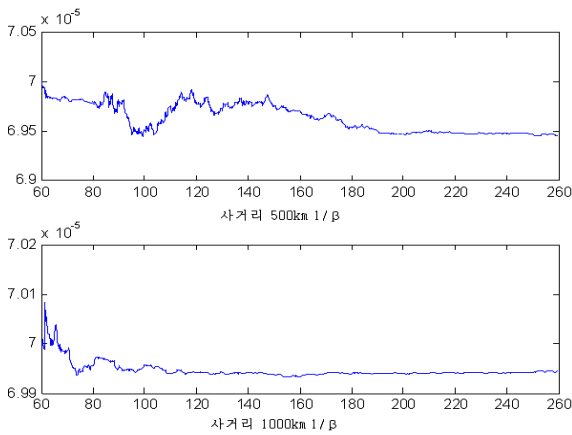


Fig. 14. Ballistic coefficient estimation performance

Table 2는 사거리에 따른 초고속 표적에 대한 IMM 필터와 제안한 방법의 위치 추정 성능을 나타낸다.

Table 2에서 제안한 방법이 IMM 확장칼만필터에 비하여 전체 측정구간에 대해 동등 이상의 성능을 확인할 수 있다. 비행단계 식별전에는 IMM 방법이 우수하지만, 식별 후에는 비추력단계 확장칼만필터 상태변수만을 사용하는 제안한 방법이 더 우수함을 볼 수 있다.

500 km 초고속 표적에 대한 탄착점을 예측하기 위해 마지막 측정 순간인 발사 후 200초 때의 초고속 표적의 최종 상태변수를 기반으로 지표면까지 동특성 모델을 이용하여 탄착점을 예측한다.

Table 2. State estimation error

	위치	IMM	제안한방법
500 km	x	11.7789	11.7320
	y	11.9431	11.9182
	z	7.5251	7.5644
1000 km	x	22.8501	22.8255
	y	17.6590	17.6589
	z	16.1737	16.1962

Fig. 15의 상단은 사거리 500 km 초고속 표적에 대해 마지막 측정 순간의 추정 오차를 나타내며, 하단은 탄착점 추정 오차를 나타낸다. 탄착점 오차가 마지막 측정 순간에 비해 보다 큰 것을 알 수 있다.

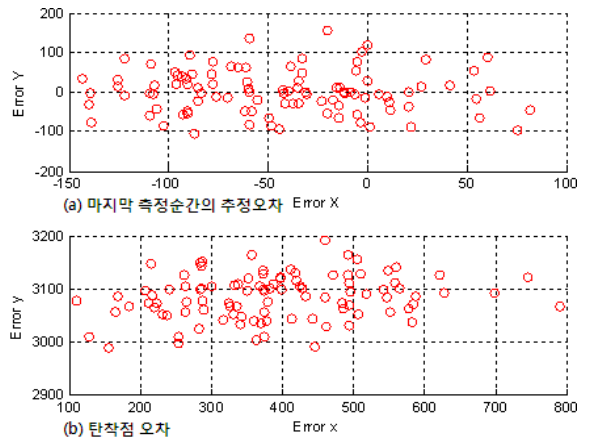


Fig. 15. Impact point error when range is 500 km

Fig. 15의 결과를 Table 3에 정리하였다. 초고속 표적이 정남방향으로 비행하였으므로, 탄착점에서 y의 오차가 상대적으로 큰 것을 볼 수 있다.

Table 3. Impact point error when range 500 km

구분	위치	평균(m)	분산(m)
마지막 측정순간	x	-52.1	66.2
	y	3.21	89.23
탄착점	x	321.1	204.1
	y	3,043.8	123.2

Table 4는 사거리 1000 km 초고속 표적에 대한 탄착점 오차를 나타낸다. 사거리 500 km에 비해 오차가 큰 것을 볼 수 있다.

Table 4. Impact point error when range 1000 km

구분	위치	평균(m)	분산(m)
마지막 측정순간	x	202.4	86.5
	y	25.67	88.53
탄착점	x	665.71	354.1
	y	3,953.1	213.2

6. 결론

본 논문에서는 추력단계와 비추력단계로 구성된 초고속 표적의 비행 궤적 중, 일부 구간의 측정치만 주어졌을 때, 초고속 표적의 비행 단계를 식별하여 비행 단계에 맞는 동특성 모델을 기반으로 한 확장칼만필터로부터 상태변수를 추정하여 탄착점을 예측하는 방법을 제안하였다. 제안한 방법을 기반으로 몬테칼로 시뮬레이션을 수행하여 사거리별 초고속 표적의 탄착점 오차를 구하였다. 그리고 전체 측정 구간에서 제안한 방법이 상호작용 다중모델 확장칼만필터에 비하여 동등 이상의 상태변수 추정 성능을 확인 할 수 있었다.

추후에는 동일한 조건하에서 레이더 측정치를 이용하여 초고속 표적의 발사점 예측을 위한 연구도 수행되어야 할 것이다.

References

- [1] Y. S. Kwon and B. S. Choi, "Analysis of the Flight Trajectory Characteristics of Ballistic Missiles," MORSK, Vol. 32, No. 1, pp. 176-187, 2006.
- [2] Y. H. Lee, "A Study on the Characteristics of the Flight Trajectory of Ballistic Missiles," MORSK, Vol. 4, No. 4, pp. 62-77, 1998.
- [3] D. K. Ko, "Technology Trend of the Short-range Ballistic Missiles," Defense & Technology, No. 335, pp. 92-101, 2007.
- [4] D. G. Lee, K. S. Cho, J. H. Shin, and J. E. Kim, "An Analysis Study about relationship between Ballistic Coefficient and Accuracy of Predicted Intercept Point of Super-High Speed Targets," Journal of the Korea Institute of Military Science and Technology, Vol. 17, No. 2, pp. 265-274, 2014.
- [5] P. Zarchan, Tactical and Strategic Missiles Guidance, AIAA Inc., Fourth Edition, 2002.
- [6] Y. Bar-Shalom, X. Rong Li, and Thiagalingam Kirubarajan, Estimation with Application to Tracking and Navigation : Theory, Algorithm and Software, John Wiley & Sons, 2001.
- [7] T. Yuan, Y. B. Shalom, P. Willett, and D. Hardiman, "Impact Point Prediction for Short Range Thrusting Projectiles," Proc. of SPIE Conf. Signal and Data Processing of Small Target, #7698-55, Orlando, FL, 2010.
- [8] J. K. Jung and D. H. Hwang, "The Novel Impact Point Prediction of a Ballistic Target with Interacting Multiple Models," Proc. of ICCAS 2013 Conf., Gwangju, Korea, pp. 450-453, 2013.
- [9] K. R. Moon, T. H. Kim, and T. L. Song, "Comparison of Ballistic-Coefficient-Based Estimation Algorithms for Precise Tracking of a Re-Entry Vehicle and its Impact Point Prediction," Journal of Astronomy and Space Sciences, Vol. 29, No. 4, pp. 363-374, 2012.
- [10] A. Farina, L. Timmoneri, and Vigilante, "Classification and Launch-Impact Point Prediction of Ballistic Target via Multiple Model Maximum Likelihood Estimation(MM-MLE)," Proc. of 2006 IEEE Radar Conf. Verona NY, pp. 802-806, 2006.
- [11] P. S. Maybeck, Stochastic Models, Estimation, and Control, Vol. 1, New York: Academic Press, 1982.
- [12] M. S. Grewal and A. P. Andrews, Kalman Filtering Theory and Practice Using MATLAB, 2nd Edition, John Wiley & Sons, Inc., 2001.