

대탄도탄 방어용 유도기법 연구

A Guidance Law Study for Anti-Ballistic Missile Defense

정호락*, 송택렬*

Ho Lac Jung* and Taek Lyul Song*

요 약

탄도탄 요격용 유도무기의 closed-loop 유도기법으로 종말유도의 효율성을 증대시키기 위해 산정된 비행자세 각으로 표적을 요격하기 위한 중기유도 법칙을 제시한다. 제시된 유도법칙은 잡음환경하에서의 비선형 레이더 측정치를 사용하는 확장칼만필터(EKF) 알고리즘을 사용하여 추정된 표적의 상태변수를 이용하고 표적의 운동을 간략화 하여 구한 추정된 표적의 위치를 기반으로 한다. 제시된 중기유도법칙의 3차원 공간으로의 확장에 대해서도 연구한다. 제시된 중기유도법칙을 적용하고, 종말유도법칙으로 비례항법유도(PNG)를 사용하는 일련의 시뮬레이션을 통해 유도성능을 확인한다.

Abstract

As a part of closed-loop guidance law studies for anti-ballistic missile defense, a mid-course guidance law is proposed to engage the target with the predetermined attitude for increased terminal effectiveness. The proposed guidance law is based on the predicted target position calculated from a simplified solution of target motion and the estimates of an extended Kalman filter utilizing noisy nonlinear radar measurements. Extension of the proposed mid-course guidance to 3 dimensional engagements are also studied. Performance of the proposed mid-course guidance law together with a terminal guidance law in the form of conventional proportional navigation guidance is evaluated by a series of simulation studies.

I. 서 론

본 논문에서는 탄도탄 요격용 유도무기의 유도 루우프 설계에 필요한 유도알고리즘을 다루고자 한다. 유도알고리즘은 크게 예상요격위치로 비행방향을 조종하는 초기유도와 예상요격위치 근처까지의 비행을 유도하는 중기유도, 예상요격위치 근처에서 탐색기의 표적포착 및 추적을 통해 표적을

요격하는 종말유도로 구성된다. 중기유도 알고리즘으로 최적화기법에 의해 얻어지는 최적유도 알고리즘을 적용할 수도 있으나 최적유도 알고리즘은 시스템 방정식의 복잡성에 비례하여 closed-form의 유도알고리즘의 도출이 어렵고, 대부분 Pontryagin minimum principle로 도출되는 Two-Point Boundary Value Problem^{[1]~[3]}의 최적해를 위한 구속 조건을 만족하는 open-loop 형태의 알고리즘을 수치해석[1],[2]을 통해 제공하며 유도탄의 실제 비

*한양대학교 제어계측공학과 (Dept. of Control & Instrumentation Eng., Hanyang Univ.)

· 논문번호 : 98-2-2

· 접수일자 : 1998년 12월 24일

행 상황에서 비행조건의 변화, 외부교란 등의 환경 변화에 대처하기 위한 실시간 적용이 힘든 단점이 있다. 이러한 최적화 기법에 의한 유도알고리즘의 단점을 보완하기 위한 방법으로는 최적화에 의한 최적비행계획을 기준비행계획으로 두고 유도탄의 실제 비행상황에서 기준계획에서 벗어난 오차를 궤환제어에 의해 감소시키는 방법이 고려될 수 있으나[4], 비행환경에 대한 기준계획의 산출에 실시간 최적화가 선행되어야 한다. 본 논문에서는 Patot로 잘 알려진 미국의 PAC-2급의 탄도탄 요격용 유도탄이 수직으로 발사되어 표적과 유도탄의 예상비행계획으로부터 예상요격위치를 산출하고, 요격성능을 향상시키기 위해 예상요격위치에서의 비행자세각을 고려하고 증기유도에서 종말유도로의 유도모드 전환시 급작스런 유도명령의 변화를 줄여 주기 위해서 예상요격위치 근처에서의 유도탄의 유도명령이 0부근이 되도록 open-loop 형태의 증기유도 알고리즘을 설계한다. 또한 제시된 유도 알고리즘을 적용하기 위해 필요한 표적의 상태변수들을 추정하는 비선형필터를 설계하며, 시뮬레이션을 통해 제시된 유도알고리즘 및 필터의 성능을 확인한다. 2장에서는 2차원 평면에서의 유도알고리즘으로 증기유도 비행계획을 생성하는 방법을 제시하며 표적의 운동을 해석하고, 유도탄의 비행시간을 추정하여 예상요격위치를 산정하는 알고리즘을 제시한다. 3장에서는 2장에서 제시된 2차원 평면에서의 유도알고리즘을 3차원 공간으로 확장하며, 4장에서는 제시된 유도알고리즘을 적용하기 위해 필요한 표적의 위치 및 속도 등의 상태변수들을 추정하는 비선형필터로써 확장칼만필터(EKF) 설계한다. 5장에서는 앞에서 제시한 유도알고리즘 및 설계된 상태변수 추정용 확장칼만필터의 성능을 시뮬레이션을 통해 확인하며 확장칼만필터를 이용하여 추정한 표적의 상태변수에 대한 정보를 이용하고 제시된 유도알고리즘을 적용한 경우에 대해 시뮬레이션을 통하여 요격성능을 분석하며, 6장에서 결론을 제시하였다.

II. 2차원 평면에서의 유도 알고리즘

탄도탄 요격용 대공 유도탄의 유도알고리즘을 2차원 평면상에서 정립한 후 3차원 공간으로 확장하고자 한다. 유도알고리즘은 수직발사후 표적방향으로 유도탄의 비행을 유도하는 초기유도와 예상요격위치까지의 비행을 유도하는 증기유도, 예상요격위치 부근에서 탐색기의 표적포착 및 추적으로 표적을 요격하는 종말유도로 구성된다. 초기유도 종료위치에서 예상요격위치로의 비행계획은 유도 방식에 따라 다양하게 존재하며, 증기유도법칙으로 비례항법유도(Proportional Navigation Guidance : PNG)[5],[6]나 이의 변형된 형태[5],[6]의 유도법칙 등을 적용할 수 있으나[7] 이러한 형태의 유도법칙들은 표적과 유도탄의 상대위치, 속도등의 정보를 이용하여 유도탄에서 바라본 표적시선(Line of Sight : LOS)의 각속도를 계산하여 각속도에 비례하는 유도명령을 산출하는 closed-form으로 구성된다. 이러한 PNG방식의 호밍유도를 증기유도 방식으로 사용할 경우 유도탄의 비행시간 산출 및 예상요격위치 산정에 어려움이 예상된다. 본 논문에서는 증기유도 알고리즘으로 호밍유도형태의 유도법칙을 사용하지 않고 예상요격위치를 향해 유도탄이 해석적인 비행계획방정식을 따라 비행할 수 있는 open-loop형태의 증기유도 알고리즘을 설계하고자 한다. 이러한 형태의 유도법칙을 사용하여 얻어지는 유도탄의 비행계획은 구속조건에 따라 다항식 형태로 얻어질 수 있으며, 본 논문에서는 증기유도 비행계획으로 4차 다항식 형태의 비행계획을 형성한 후 구해진 비행계획을 따라 비행을 유도하는 방식을 제시한다. 이러한 증기유도 알고리즘을 사용할 경우 표적의 예상요격위치 산출이 정확하고 용이해지는 이점이 있다. 종말유도는 예상요격위치 부근에서 유도탄 탐색기의 표적포착 및 추적을 통해 표적을 요격하는 과정으로 closed-form형태의 유도법칙을 사용한다.

2-1 초기유도 알고리즘

본 논문에서는 유도탄이 수직 발사하는 경우에 대해 고려하였으며, 따라서 수직발사후 표적방향으

로 유도탄의 비행방향을 Roll Control에 의해 조종하도록 초기유도를 수행한다. 초기유도과정은 수직 발사후 예상요격위치의 방향으로 비행하도록 유도탄에 일정한 가속도나 각속도를 인가하는 방법으로 구성하였으며, 초기유도 종료위치에서의 비행경로각이 증기유도 시작위치와 예상요격위치가 이루는 각과 일치하도록 일정한 가속도나 각속도를 인가하였다. 실제 유도탄이 얻을 수 있는 수직방향 가속도나 각속도의 크기는 한계가 존재하며, 이러한 한계의 범위내에서 초기유도를 수행하게 된다.

2-2 수직평면에서의 증기유도 알고리즘

본 논문에서는 식 (1)과 같은 4차 다항식 형태의 증기유도 비행궤적을 형성하였다.

$$z(x) = c_4 x^4 + c_3 x^3 + c_2 x^2 + c_1 x + c_0 \quad (1)$$

여기서 x 는 증기유도 시작위치에 원점을 두고, 예상요격위치를 지나는 축을 x 축으로 정의할 때의 x 축 성분을 나타내고, z 는 수직평면에서 x 축과 직각을 이루도록 z 축을 정의할 때의 z 축 성분을 나타내며, c_4, c_3, c_2, c_1, c_0 는 비행궤적을 형성하는 계수들로 상수이다. 식 (1)의 계수들을 결정하기 위한 구속조건으로 다음의 다섯 가지 조건을 사용한다.

- i) 증기유도 시작위치
- ii) 증기유도 종료위치
- iii) 증기유도 시작위치에서의 비행경로각
- iv) 증기유도 종료위치에서의 비행경로각
- v) 증기유도 종료위치에서의 수직방향 가속도 명령의 제한

위의 네 번째 조건은 예상요격위치에서의 유도탄과 표적의 충돌각을 제어하기 위한 것이며 다섯 번째 조건은 증기유도에서 종말유도로의 유도모드 전환이 이루어질 때 급작스런 유도명령의 변화를 줄여 주기 위해 예상요격위치에서의 가속도명령의 크기를 제어하기 위한 것이다. 식 (1)에서 형성된 비행궤적을 따라 유도탄이 비행하기 위해서 필요

한 가속도 명령은 다음과 같이 계산할 수 있다.

$$V\dot{\gamma} = V^2 \cos^3(\gamma) \frac{d^2z}{dx^2} \quad (2)$$

따라서 수직면에서의 중력을 보상한 수직방향 가속도 명령 A_L 은 다음과 같다.

$$A_L = V^2 \cos^3(\gamma) \frac{d^2z}{dx^2} + g \cos(\theta) \quad (3)$$

여기서 θ 는 유도탄의 몸체가 수평면에 대해 기울어진 각을 의미한다. 따라서 경계위치에서의 구속조건을 수식으로 표현하면 다음과 같다.

$$i) x(t=0) = x_0, z(t=0) = z_0$$

$$ii) x(t=t_f) = x_f, z(t=t_f) = z_f$$

$$iii) \left. \frac{dz}{dx} \right|_{x=x_0} = \tan(\gamma_0)$$

$$iv) \left. \frac{dz}{dx} \right|_{x=x_f} = \tan(\gamma_f)$$

$$v) A_L \Big|_{t=t_f} = V_f^2 \cos^3(\gamma_f) \frac{d^2z}{dx^2} \Big|_{x=x_f} + g_f \cos(\theta_f) = 0$$

여기서 t_f 는 증기유도 종료시간이고 x_f 는 증기유도 시작위치에서 증기유도 종료위치까지의 거리이며 γ_0 는 증기유도 시작시점에서의 비행경로각, γ_f 는 증기유도 종료시점에서의 비행경로각이며, g_f 는 예상요격위치에서의 중력가속도의 크기이다. 또한 V_f 는 예상요격위치에서의 유도탄의 속도이다.

2-3 다항식 형태의 비행궤적과 최적궤적과의 관계

이 절에서는 증기유도 비행궤적으로 제시한 4차 다항식으로 표현되는 비행궤적이 어떠한 성능지수 함수를 최소화하며, 어떠한 제약조건을 만족하는 최적궤적의 형태인가를 규명하고자 한다. 수직평면에서의 유도탄의 비행경로각을 γ , 유도탄의 속도를 V , 수직방향 가속도를 A_L 로 표현한다면

유도탄의 kinematics는 아래의 방정식을 만족한다.

$$\begin{cases} \frac{dx}{dt} = V \cos(\gamma) \\ \frac{dz}{dt} = V \sin(\gamma) \\ \frac{d\gamma}{dt} = \frac{A_L}{V} \end{cases} \quad (4)$$

여기서 유도탄의 비행구간을 n 개의 시간영역으로 구분할 때 나누어진 각 구간에서 유도탄의 속도 V 는 일정하다고 가정할 수 있으며, 또한 비행 경로각 γ 는 작아서 $\cos(\gamma) \approx 1$, $\sin(\gamma) \approx \gamma$ 로 근사화된다고 가정하였다. 이러한 가정하에 유도탄의 kinematics를 시간의 함수로 표현하는 대신 시간에 대해 단조증가하는 down-range x 를 독립 변수로 하여 표현하면 다음과 같이 나타낼 수 있다.

$$\begin{cases} \frac{dz}{dx} = \gamma \\ \frac{d\gamma}{dx} = \frac{A_L}{V^2} \end{cases} \quad (5)$$

식 (5)를 dynamic constraint로 하고, 미리 주어진 x_0 와 x_f 에서 $z(x_0) = z_0$, $\gamma(x_0) = \gamma_0$, $z(x_f) = z_f$, $\gamma(x_f) = \gamma_f$ 의 prescribed boundary condition을 만족하며, 성능지수함수를 $J_1 = \frac{1}{2} \int_{x_0}^{x_f} \{A_L^2\} dx$ 로 두어 이를 최소화하는 최적 궤적은 $z(x) = c_3 x^3 + c_2 x^2 + c_1 x + c_0$ 의 3차 다항식으로 표현된다는 것은 이미 알려져 있다^[12]. 본 논문에서는 식 (4)의 시스템 동력학 방정식에 다음의 방정식을 만족하는 A_L 을 상태변수로 추가하는 경우를 고려하였다.

$$\frac{dA_L}{dt} = v \quad (6)$$

식 (6)을 독립변수 x 로 표현하면

$$\frac{dA_L}{dx} = \frac{v}{V} \quad (7)$$

이 얻어지며, 이 식은 식 (5)의 시스템 동력학에 추가된다. 여기서 v 는 횡방향의 jerk에 해당하며 jerk를 시스템의 새로운 제어변수로 간주하고 이의 energy를 최소화하는 성능지수함수를 식 (8)과 같이 J_2 로 둔다.

$$J_2 = \frac{1}{2} \int_{x_0}^{x_f} \{v^2\} dx \quad (8)$$

이와 유사한 접근방식은 제어루우프를 설계할 때 시스템의 type을 높여서 steady state에서 오차를 감소시키고자 하는 [13]에서 볼 수 있다. 따라서 최적궤도의 문제는 윗식의 J_2 를 최소화하는 문제로 이 때의 dynamic constraint는 식 (6)과 (7)로 구성되며 주어진 x_0 와 x_f 에 대해 prescribed boundary condition은

$$\begin{cases} z(x_0) = z_0, \gamma(x_0) = \gamma_0, A_L(x_0) = A_{L_0} \\ \gamma(x_f) = \gamma_f, A_L(x_f) = A_{L_f} \end{cases} \quad (9)$$

으로 주어져 있다. 식 (9)에서 보듯이 $z(x_f)$ 는 정해져 있지 않음을 알 수 있다. 이와 같은 최적 제어의 필요조건은 수학적 Hamiltonian을 이용한 Euler equation[1]~[3]의 해가 되며, Euler equation의 해로써 식 (1)과 같은 4차 다항식의 비행 궤적이 구해진다. 또한 구해진 4차 다항식의 비행 궤적은 Legendre condition, normality condition, Jacobi condition[1]~[3]들을 만족하며, 따라서 최적궤적이 될 충분조건들을 만족하게 된다.

상태변수 z , γ , A_L 의 x_0 에서의 초기 값이 주어진 경우 prescribed boundary condition에 따른 최적궤적의 형태에 대해 알아보자. 먼저 $\gamma(x_f)$ 가 x_f 에서 정해지지 않은 free일 경우에는 최적궤적이 5차 다항식으로 주어지고, $A_L(x_f)$ 가 free일 경우에도 5차 다항식의 최적궤적이 얻어진다. 다음으로 $z(x_f)$ 와 $\gamma(x_f)$ 가 free일 경우의 최적궤

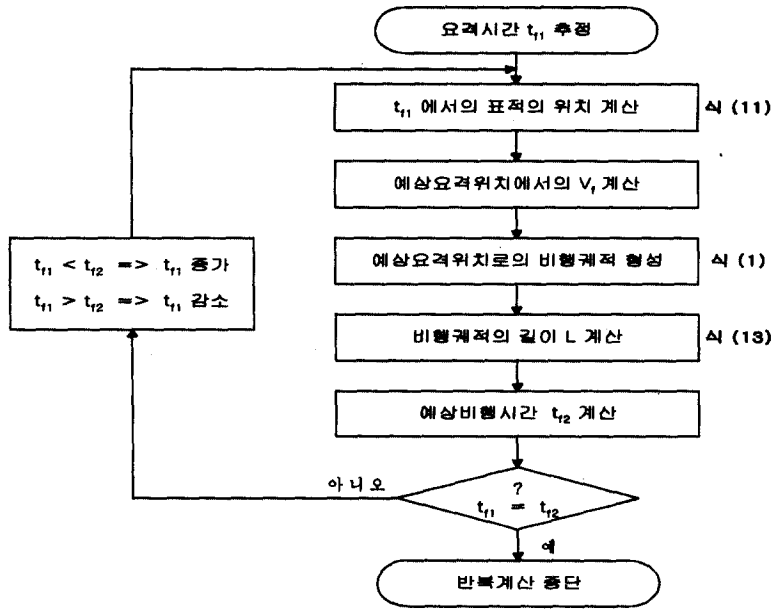


그림 1. 예상요격위치 산정 알고리즘

Fig. 1. An algorithm for intercept point prediction.

적은 3차 다항식이 되고, $z(x_f)$, $\gamma(x_f)$, $A_L(x_f)$ 모두가 free일 경우는 2차 다항식으로 표현된다. 마지막으로 $z(x_f)$ 와 $A_L(x_f)$ 가 free일 경우에도 4차 다항식의 최적궤적 $z(x) = c_4x^4 + c_3x^3 + c_2x^2 + c_1x + c_0$ 를 얻게 되지만 x^4 과 x^3 의 계수 c_4 와 c_3 는 $c_3 = -4x_f c_4$ 의 관계식을 만족하는 1차 종속적인 관계를 가져서 계수들이 서로 독립적인 4차 다항식의 최적궤적을 주는 식 (9)의 조건과는 다르다.

2-4 예상요격위치 산정 알고리즘

예상요격위치는 현재시간 $t = 0$ 에서 요격시간 $t = t_f$ 에서의 표적의 위치와 유도탄의 위치가 일치하는 지점으로 산정되어야 하며 먼저 요격시간 t_f 의 추정이 선행되어야 한다. 본 논문에서는 예상요격위치 산정알고리즘으로 다음과 같은 반복적인 수치해석방법을 제시한다. 먼저 예상요격시간 t_{f1} 을 추정하고, 추정요격시간 t_{f1} 에서 표적의 위치를 예측한다. 유도탄이 계산된 표적의 위치 및 요구되는 비행경로각을 얻기 위한 중기유도 비행

궤적을 형성하여 유도탄이 계산된 표적의 위치까지 비행하는데 소요되는 예상비행시간 t_{f2} 를 계산한다. 추정요격시간 t_{f1} 과 예상비행시간 t_{f2} 의 차이가 문턱(threshold) 값 이하가 될 때까지 추정요격시간 t_{f1} 의 증감을 계산하여 위의 과정을 반복하고, 이렇게 얻어진 추정요격시간 t_{f1} 에서의 표적의 위치를 예상요격지점으로 선정한다. 이러한 반복계산을 통해 요격시간을 추정하는 알고리즘을 그림 1에 도시하였다.

제시된 예상요격위치 산정알고리즘을 사용하기 위해서는 먼저 표적의 운동을 해석하여 추정요격시간 t_{f1} 에서의 표적의 위치 및 비행경로각을 예측할 수 있어야 하고, 또한 유도탄의 예상요격위치까지의 중기유도 비행궤적을 형성하여 추정된 예상요격위치까지 비행하는데 소요되는 비행시간을 계산하는 알고리즘이 연구되어야 한다.

2-4-1 표적의 운동

자유낙하 하는 표적의 운동 방정식은 다음과 같이 표현된다^{[6],[8]}.

$$V = -\frac{1}{2} \rho V^2 \frac{S_{ref} C_{D_0}}{m} + g \sin \gamma \quad (10)$$

여기서 V 는 지구에 대한 상대 속도의 크기, ρ 는 현재고도에서의 공기밀도, S_{ref} 는 기준면적(reference area), C_{D_0} 는 base drag, m 은 표적의 질량, g 는 중력가속도, γ 는 비행경로각을 나타낸다. 식 (10)의 첫 번째 항은 공기의 저항력에 의해 생겨나는 drag를, 두 번째 항은 중력의 영향을 나타낸다. 이 미분방정식의 해를 해석적인 closed-form으로 구할 수는 없으나 높은 고도에서 요격이 이루어지는 경우에는 식 (10)의 표적의 운동 방정식에서 첫 번째 항인 Drag에 의한 영향을 거의 무시할 수 있으므로 표적의 운동 방정식을 $\dot{V} = g \sin \gamma$ 로 간주하여 표적의 운동을 해석할 수 있다. Drag의 영향을 무시하게 되면 표적은 식 (11)을 만족하는 포물선 운동을 하게 된다.

$$\begin{cases} V_x(t) = V_0 \cos(\gamma) \\ V_z(t) = -V_0 \sin(\gamma) - gt \\ x(t) = x_0 - V_0 \cos(\gamma) t \\ z(t) = z_0 - V_0 \sin(\gamma) t - \frac{1}{2} g_0 t^2 \end{cases} \quad (11)$$

2-4-2 유도탄의 비행시간 추정

유도탄이 시간 t_f 에서의 표적의 위치까지 비행하는데 소요되는 예상비행시간 계산은 t_f 에서의 표적의 위치를 정지표적으로 두고 이 정지표적에 대해 비행시간을 계산하면 된다. 하지만 유도탄의 운동 방정식에 대해 해석적인 해를 구할 수 없으므로 비행시간 추정알고리즘으로 다음과 같은 방법을 제시한다. 먼저 유도탄의 제원이 결정되면 유도탄의 속도를 시간의 함수로 근사화한다. 유도탄의 속도는 표적의 위치와 유도종류시 요구되는 비행경로각 등에 따라 달라질 수 있으나 표적의 위치와 요구되는 비행경로각의 변화에 대한 유도탄의 속도변화는 그다지 크지 않으며 따라서 기준정지표적에 대해 시뮬레이션을 통하여 유도탄의 속

도를 시간에 대한 함수로 근사화하여 사용한다. 앞에서 제시한 중기유도 알고리즘에서 예상요격위치에서의 유도탄의 속도를 이용하여 비행궤적을 형성하였는데 여기서 사용된 예상요격위치에서의 유도탄의 속도는 이와 같은 방법으로 구하여진 근사화된 속도함수를 이용하여 구하게 된다. 또한 구하여진 기준비행궤적에 대해 비행궤적의 길이의 시간에 대한 정보도 근사화하여 테이블화 한다. 즉, 기준비행궤적에 대한 속도 및 비행궤적의 길이를 시간에 대해 근사화함으로써 추정요격시간 t_f 이 주어지면 표적의 운동에서 예상요격위치가 계산되고, 예상요격위치에서의 유도탄의 속도 V_f 를 근사화된 속도함수로부터 구하여 중기유도 비행궤적을 형성하게 되며 또한 유도탄의 발사에서부터 예상요격위치까지의 비행궤적의 길이를 계산할 수 있다면 근사화된 비행궤적의 길이함수로부터 예상요격위치까지의 예상비행시간 t_f 를 얻을 수 있게 된다. 이러한 일련의 과정을 정리하여 그림 1의 요격시간 추정 알고리즘에 포함시켰다.

유도탄이 중기유도 시작시점에서 예상요격위치까지 비행한 비행궤적의 길이는 다음의 식 (12)와 같이 표현된다.

$$L = \int_0^{x_f} \sqrt{1 + \left(\frac{dz}{dx}\right)^2} dx \quad (12)$$

여기서 L 은 비행궤적의 길이, x_f 는 중기유도 시작위치에서 예상요격위치까지의 직선거리이다. 식 (12)의 해석적인 해를 직접 구할 수는 없으나 중기유도 비행궤적상에서의 비행경로각이 크지 않다면 피적분함수를 이항정리를 이용하여 근사화할 수 있으며 근사화된 피적분함수를 적분하여 다음의 식 (13)을 얻을 수 있다.

$$\begin{aligned} L &\approx \int_0^{x_f} \left\{ 1 + \frac{1}{2} \left(\frac{dz}{dx}\right)^2 \right\} dx \\ &= L_7 x_f^7 + L_6 x_f^6 + L_5 x_f^5 + L_4 x_f^4 \\ &\quad + L_3 x_f^3 + L_2 x_f^2 + L_1 x_f \end{aligned} \quad (13)$$

여기서 $L_7 = \frac{8}{7} c_4^2$, $L_6 = 2c_4c_3$,

$$L_5 = \frac{8}{5} c_4 c_2 + \frac{9}{10} c_3^2,$$

$$L_4 = c_4 c_1 + \frac{3}{2} c_3 c_2, \quad L_3 = \frac{2}{3} c_2^2 + c_3 c_1,$$

$$L_2 = c_2 c_1, \quad L_1 = 1 + \frac{1}{2} c_1^2 \text{ 이다.}$$

제시된 예상요격위치 산정알고리즘은 여러 가지 경우에 대한 시뮬레이션 결과 모두 10회 이내의 반복계산을 통해 수렴하였으며, 또한 이렇게 계산된 예상요격위치는 오차가 존재하지만 증기유도 단계에서 탐색기가 표적을 포착/추적하여 종말유도 단계로 유도모드를 전환하기에 충분하며, closed-form으로 구성된 종말유도를 사용하여 유도탄이 표적을 요격할 수 있다.

III. 유도알고리즘의 3차원 공간으로의 확장

실제 유도탄의 증기유도 비행궤적은 레이더 좌표계에서 현재 유도탄의 위치와 예상요격위치를 포함하는 평면상에 존재하게 된다. 하지만 바람과 추력 및 기체제원 변화 등의 요인으로 유도탄의 운동이 정의된 운동평면을 벗어나게 되며, 따라서 증기유도 비행궤적에서도 벗어나게 된다. 이 경우 유도탄의 운동이 구하여진 증기유도 비행궤적상에서 이루어지도록 하기 위해서는 횡방향 유도가 필요하게 된다. 또한 증기유도 비행궤적 형성시 2차원 평면에서는 예상요격위치에서의 유도탄의 비행경로각을 예상요격위치에서의 표적의 비행경로각으로 정하여 표적과 유도탄이 정면충돌하는 경우를 설정하였으나 3차원 공간에서는 표적이 운동하는 평면과 유도탄이 운동하는 평면이 다르므로 실제 가속도 제한이 있는 유도탄으로는 정면충돌을 고려할 수 없다. 따라서 예상요격위치에서의 유도탄의 비행경로각을 수직방향 가속도의 크기를 고려하여 적절히 선정하여야 한다. 다음은 2장에서 제시한 평면에서의 예상요격위치 산정알고리즘을 3차원 공간으로 확장하는 방법을 설명한 것이다. 우선 이에 필요한 좌표계를 정의한다.

관성 좌표계 (i-frame)

지구 중심에 원점을 두고 지구의 자전축을 z_i 축, 시간 $t=0$ 에서 발사대가 놓여 있는 경도선과 적도면이 만나는 지점을 지나는 축을 x_i 축으로 정의하고, y_i 축은 z_i 축 및 x_i 축과 오른손 좌표계를 형성하도록 정한다.

지구 좌표계 (e-frame)

시간 $t=0$ 에서 관성좌표계와 동일하나 지구와 함께 자전하는 좌표계로 정의한다. 표적 및 유도탄의 운동 방정식은 이 지구 좌표계에서 표현된다.

레이더 좌표계 (r-frame)

유도탄의 발사대에 원점을 두고 동쪽 방향을 x_r 축, 북쪽 방향을 y_r 축으로 정의하고, z_r 축은 x_r 축 및 y_r 축과 오른손 좌표계를 형성하도록 정한다.

3-1 표적의 위치 예측

표적의 위치를 산출하는 방법으로서 본 논문에서는 표적의 운동평면을 지구 좌표계에서 지구에 대한 상대속도벡터가 놓여 있는 평면으로 정의하여 지구 좌표계에서 표현된 표적의 운동 방정식으로부터 시간 t_1 에서의 위치를 지구 좌표계에서 구한 후 레이더 좌표계로 변환하여 레이더 좌표계에서 표적의 위치를 산출하는 방법을 사용하였다. 이 경우 표적의 위치는 레이더 좌표계에서는 고정되어 있으나 관성 좌표계에서는 변화하는 특성을 가지며 유도탄은 발사후 레이더 좌표계를 기준으로 설정된 유도법칙을 따라 유도된다. 필터알고리즘에서 산출된 표적의 상태변수로서 레이더 좌표계에서의 위치 및 속도를 추정하고, 레이더와 유도탄간의 통신을 통해 일정한 시간 간격으로 지상의 레이더에서 예상요격위치를 수정해 주어 위치오차를 감소시키는 on-line 위치수정을 수행할 경우 증기유도 오차를 더욱 감소시킬 수 있다. 표적의 상태변수를 추정하는 필터알고리즘에 대해서는 4장

에서 상세히 다룬다.

3-2 예상요격위치 산정 알고리즘

먼저 요격추정시간 t_{f1} 을 추정한 후 레이더 좌표계에서 표적의 운동평면을 정의하여 이 평면상에서 요격추정시간 t_{f1} 에서의 표적의 위치를 구하여 레이더 좌표계로 표현한다. 또한 레이더 좌표계에서 유도탄이 운동하는 평면을 구하여진 표적의 위치와 발사대의 위치로 이루어지는 평면으로 정의하여 이 평면에서 유도탄의 증기유도 비행궤적을 형성한다. 형성된 비행궤적을 따라 표적의 위치까지 비행하는데 소요되는 유도탄의 예상비행시간 t_{f2} 를 근사화한 속도의 함수와 비행궤적의 길이의 함수를 이용하여 구한다. 추정요격시간 t_{f1} 과 유도탄의 예상비행시간 t_{f2} 에 대해 t_{f1} 의 증감을 계산한 후 위의 과정을 반복한다. 3차원 공간에서의 예상요격위치 산정알고리즘은 2차원 평면에서와 거의 동일하나 표적의 운동평면을 정의하여 3차원 공간상에서 시간 t_{f1} 에서의 표적의 위치를 구하여야 하며, 또한 유도탄의 운동평면을 정의하여 이 평면상에서 다항식 형태의 증기유도 비행궤적을 형성하는 것이 다르다.

IV. 표적의 상태변수 추정 알고리즘

앞에서 제시한 예상요격위치 산정알고리즘에서는 표적의 현재위치와 속도 및 탄도계수를 알고 있다는 가정 하에서 이루어진다. 그러나 실제의 경우, 조기 경보 체계에 의해 측정된 표적의 위치 및 속도정보를 이용하고 상태추정용 비선형필터를 통해 이 변수들의 값을 추정해야 한다. 이 분야의 기존의 연구 결과로는 [9, 10, 11]을 들 수 있으며 비선형필터로서 주로 확장칼만필터(Extended Kalman Filter : EKF)의 형태가 사용되었다. 이 장에서는 이러한 EKF형태의 필터를 사용하여 표적의 상태변수를 추정하는 알고리즘에 대해 기술한다.

4-1 필터의 동력학 모델

표적의 운동은 자전하는 구형의 지구에 대한 상대적인 동력학으로 Coriolis 가속도를 포함하는 비선형 미분방정식으로 표현되나 표적의 상태변수인 위치 및 속도를 추정하는데 사용되는 필터의 동력학 모델은 비교적 간단히 기술하여 상태변수 추정에 소요되는 시간을 감소시켜야 한다. 또한 제시한 유도알고리즘에 적용하기 위해서는 측정치로써 표적의 위치에 대한 정보를 활용하여 표적의 위치 및 속도, 탄도계수 등을 추정하여야 하며, 측정치로써 시스템의 가관측성(observability)이 있어야 한다. 본 논문에서 사용한 필터의 동력학 모델로는 실제 표적의 운동은 3차원 공간상에서 자전하는 구형의 지구에 대한 운동을 표현하여야 하나 비교적 간단한 동력학 모델을 얻기 위해 Flat Earth에서의 표적의 운동을 레이더 좌표계에서 표현한 식 (14)를 사용하였다.

$$\left\{ \begin{array}{l} \dot{P}_x = V_x, \\ \dot{P}_y = V_y, \\ \dot{P}_z = V_z, \\ \dot{V}_x = -\frac{1}{2} g \frac{\rho}{\beta} V_x, V \\ \dot{V}_y = -\frac{1}{2} g \frac{\rho}{\beta} V_y, V \\ \dot{V}_z = -\frac{1}{2} g \frac{\rho}{\beta} V_z, V - g \end{array} \right. \quad (14)$$

여기서 g 는 중력가속도, ρ 는 현재고도에서의 공기밀도, β 는 탄도계수로서 $\frac{mg}{S_{ref} C_D}$ 로 정의하였으며, V 는 지구에 대한 상대속도의 크기로 $\sqrt{V_x^2 + V_y^2 + V_z^2}$ 이다. 식 (14)에서 표현된 표적의 탄도계수 β 는 실제 미지의 변수이며, 상수가 아니라 표적의 고도, 마하수 등의 함수로써 필터가 추정해 내야 할 상태변수의 하나이다. 추가할 표적의 상태변수로 β 를 선정할 수도 있으나, 본 논문에서는 식 (14)에서 공통항으로 묶여 있는

$\frac{\rho}{\beta}$ 를 새로운 상태변수로써 추정하고자 한다. 새로 추가된 상태변수 ξ 는 다음의 식을 만족한다.

$$\dot{\xi} = -\frac{1}{K} V_x \xi \quad (15)$$

여기서 K 는 공기밀도 ρ 의 계산과 연관된 값으로 일정고도 내에서는 상수로 알려져 있다. 따라서 필터의 상태변수는 식 (14)와 같이 레이더 좌표계에서의 표적의 위치 $(P_x, P_y, P_z)^T$ 와 속도 $(V_x, V_y, V_z)^T$, 그리고 식 (15)의 미지의 탄도계수 β 와 공기밀도 ρ 로 구성된 상태변수 $\xi (= \frac{\rho}{\beta})$ 로 구성한다. 식 (14)에서 표현된 표적의 운동 방정식은 Flat Earth로 가정하여 도출해 낸 미분방정식을 레이더 좌표계에 표현한 것으로 실제 표적의 운동 방정식과는 오차가 존재하며, 이러한 오차를 모델링 오차로 표현하여 공정잡음이 존재하는 필터의 동력학 모델을 다음과 같이 쓸 수 있다.

$$\dot{x} = F(x, t) + \Gamma w \quad (16)$$

여기서 $F(x, t)$ 는 식 (14)와 (15)를 의미하며, w 는 공정잡음이다.

레이더에서 표적의 위치를 측정하는 측정치는 레이더와 표적간의 거리 r , 방위각 ϕ , 고각 θ 로 구성되며, 측정 방정식은 다음의 식 (17)과 같다.

$$z_k = G(x_k, t_k) + v_k \quad (17)$$

여기서 v_k 는 각각 거리, 방위각, 고각성분에 실리는 측정잡음으로 평균이 '0'이고 분산이 σ_r^2 , $\sigma_\phi^2 = \sigma_\theta^2$ 을 가지는 백색 가우시안 잡음이며, $G(x, t)$ 는 레이더의 측정치로 거리 $r = \sqrt{P_x^2 + P_y^2 + P_z^2}$, 방위각 $\phi = \tan^{-1} \left(\frac{P_y}{P_x} \right)$, 고각 $\theta = \tan^{-1} \left(\frac{P_z}{\sqrt{P_x^2 + P_y^2}} \right)$

을 나타낸다.

4-2 확장칼만필터(EKF) 알고리즘

본 논문에서는 표적의 상태변수를 추정하는 비선형 필터로써 확장칼만필터(EKF)를 사용하였으며, EKF의 알고리즘에 대해서는 잘 알려져 있으므로 상세한 설명은 생략하고 다음과 같이 요약한다.

(1) 상태변수 예측(State Prediction)

식 (14)와 (15)로 표현된 필터 동력학에서 초기 조건 \hat{x}_0 을 가지고 식 (18)을 시간 t_{k-1} 에서 t_k 까지 적분하여 상태변수를 예측한다.

$$\overline{X} = F(\overline{X}, t), \quad \overline{X}(t_k) = \overline{X}(t_{k-1}) \quad (18)$$

(2) 공분산 전달 (Covariance Propagation)

공분산은 초기조건 $P(0)$ 를 가지고 다음의 식 (19)로 전달된다.

$$\overline{P}_k = \Phi(t_k, t_{k-1}) P_{k-1} \Phi^T(t_k, t_{k-1}) + Q_k \quad (19)$$

여기서 $\Phi(t_k, t_{k-1})$ 는 필터 동력학 모델에서 시간 t_{k-1} 에서 t_k 로의 상태천이행렬(State Transition Matrix)로 다음의 식을 만족한다.

$$\Phi(t_k, t_{k-1}) = \frac{\partial F}{\partial x} \Big|_{x=\overline{X}} \Phi(t_k, t_{k-1}), \quad \Phi(t_{k-1}, t_{k-1}) = I \quad (20)$$

(3) 상태변수 갱신(State Update)

시간 $t = t_k$ 에서 측정치가 들어오면 식 (21)로 상태변수를 갱신한다.

$$\hat{X}_k = \overline{X}_k + K_k \{Z_k - G(\overline{X}_k, t_k)\} \quad (21)$$

여기서 K_k 는 Kalman 이득으로 다음과 같다.

$$K_k = \overline{P_k} H_k^T (H_k \overline{P_k} H_k^T + R_k)^{-1}$$

$$H_k = \left. \frac{\partial G}{\partial x} \right|_{x=\overline{x}_k} \quad (22)$$

(4) 공분산 갱신(Covariance Update)
공분산 P_k 는 다음 식으로 갱신한다.

$$P_k = (I - K_k H_k) \overline{P_k} \quad (23)$$

실제 필터알고리즘에서 시간 t_i 에서의 표적의 상태변수를 예측할 수도 있으나, 필터동력학의 미분방정식을 적분하여야 하므로 계산량이 많아져서 실시간 구현이 어려우며, 따라서 현재시간에서의 표적의 상태변수를 추정하고, 추정된 상태변수를 이용하여 시간 t_i 에서의 표적의 위치는 표적의 운동을 해석한 결과를 이용하여 예측한다.

V. 시뮬레이션

5-1 Deterministic 환경에서의 유도알고리즘 시뮬레이션

지구를 완전한 구라 가정하고, 유도탄 및 표적을 점질량(point mass)으로 가정하여 자전하는 지구에 대해 시뮬레이션을 수행하였다. 또한 유도탄은 받음각(angle of attack)을 유도명령으로 사용하며, 유도명령의 제한을 중기유도에서는 $\pm 5^\circ$ 로 하였다. 유도탄 및 표적의 운동 방정식으로는 식 (24)로 표현되는 항법방정식과 오일러각의 변화율을 나타내는 식 (25)를 사용하였다.

$$\left\{ \begin{array}{l} \dot{\lambda} = \frac{V_n}{h} \\ \dot{\psi} = \frac{V_e}{h \cos(\lambda)} \\ \dot{h} = -V_d \\ \dot{V}_n = A_c^n + G^n + \lambda V_d - (\dot{\psi} + 2\Omega_E) \sin(\lambda) V_e \end{array} \right.$$

$$\left\{ \begin{array}{l} \dot{V}_e = A_c^e + G^e + (\dot{\psi} + 2\Omega_E) \sin(\lambda) V_n \\ \quad + (\dot{\psi} + 2\Omega_E) \cos(\lambda) V_d \\ \dot{V}_d = A_c^d + G^d - \lambda V_n \\ \quad - (\dot{\psi} + 2\Omega_E) \cos(\lambda) V_e \end{array} \right. \quad (24)$$

여기서 λ 는 유도탄의 위도, ψ 는 경도, h 는 고도를 나타내며, NED 좌표계에서 북쪽방향 속도를 V_n , 동쪽방향 속도를 V_e , 지구중심 방향의 속도를 V_d 라 정의하였다.

$$\left\{ \begin{array}{l} \phi_e = p - \{q \cos(\phi_e) - r \sin(\phi_e)\} \tan(\psi_e) \\ \theta_e = \frac{\{q \cos(\phi_e) - r \sin(\phi_e)\}}{\cos(\psi_e)} \\ \psi_e = q \sin(\phi_e) + r \cos(\phi_e) \end{array} \right. \quad (25)$$

여기서 ϕ_e, θ_e, ψ_e 는 지구 좌표계에 대한 유도탄 자세의 오일러각을, p, q, r 은 지구 좌표계에 대한 유도탄의 body-axis 좌표계의 각속도를 나타낸다.

본 논문에서는 탄도탄 요격용 유도탄으로 PAC-2 유도탄의 외형제원을 바탕으로 추력과 공력데이터들을 다음과 같이 가정하였으며, 이러한 가정은 실제 데이터와 차이가 있을 수 있다.

$$F_T = \dot{m} g_0 I_{sp} [N]$$

$$m_0 = 907.2 \text{ Kg}$$

$$g_0 = 9.81 \text{ m/s}^2$$

$$\dot{m} = \begin{cases} 27.06 \text{ kg/sec} & \text{for } 0 \leq t \leq 10. \text{ sec} \\ 9.02 \text{ kg/sec} & \text{for } 10. \leq t \leq 57. \text{ sec} \\ 0. & \text{for } 57. \leq t \end{cases}$$

$$I_{sp} = 270 \text{ sec}$$

$$S_{ref} = 0.132 \text{ m}^2$$

$$g = g_0 \frac{R_E^2}{(R_E + h)^2}$$

$$F_L = \frac{1}{2} \rho V^2 C_L S_{ref} [N]$$

$$F_D = \frac{1}{2} \rho V^2 C_D S_{ref} [N]$$

$$C_L = C_{L_0} \cdot \alpha$$

$$C_D = C_{D_0} + k C_L^2, \quad k = 0.1$$

여기서 F_T 는 추력, m_0 는 발사시 질량, g_0 는 해수면에서의 중력가속도, \dot{m} 은 질량 소모율, I_{sp} 는 비추력, S_{ref} 는 기준면적, g 는 중력가속도를 나타내며, F_L 은 Lift Force, F_D 는 Drag Force, C_L 은 Lift coefficient, C_D 는 Drag coefficient를 나타낸다. 또한 α 는 TVC(Thrust Vector Control)의 변위각을 나타내고 있으나 3 D.O.F. 시뮬레이션일 경우 유도탄의 속도벡터로서 자세를 추정하기 때문에 받음각(angle of attack)의 근사치로도 사용되며, 마하수에 따른 공력계수는 표 1에 나타내었다.

초기조건으로 고도 100 km, 거리 80 km, 방위각 0°의 위치에서 지구상대속도 1123 m/s, 비행경로각 -30°, 비행방위각 -30°, 탄도계수 12000 Kg/m·s²를 갖고 자유낙하 하는 표적에 대해

유도탄의 증기유도 비행궤적을 형성하고 표적과 유도탄의 상대거리가 10 km 이내일 때 종말유도 알고리즘으로 비례항법유도(PNG)[5,6]를 수행하는 시뮬레이션을 수행하였다. 이 시뮬레이션에서는 유도탄의 추진제가 소진되는 57초 이내에 표적을 요격하는 시나리오를 가정하였으며, 예상요격위치 산정알고리즘에서의 비행시간 추정오차 및 종말유도에서 표적을 요격하는데 걸리는 시간을 충분히 보장하기 위해 예상요격시간 t_f 이 54초 보다 작은 경우에 유도탄이 발사되도록 시나리오를 설정하였다. 또한 증기유도단계에서 유도탄의 운동이 정의된 운동평면에서 이루어질 수 있도록 PNG 형태의 횡방향유도를 수행하였으며, 예상요격위치에서의 유도탄의 비행경로각으로는 0°를 사용하였다. 시뮬레이션 결과로는 유도탄 및 표적의 비행궤적을 그림 2에 도시하였다. 또한 요격위치에서 표적과 유도탄의 거리오차는 1.4 m가 생겼으며, 이러한 거리오차는 유도탄의 신관의 성능 및 표적과

표 1. 마하수에 따른 공력계수

Table 1. Aerodata

<i>Mach</i>	0.00	0.60	1.00	1.07	1.14	1.20	1.50	2.00	2.50	≥ 3.00
C_{L_0}	10.04	10.80	13.21	14.16	13.04	12.60	11.50	10.49	9.58	8.62
<i>Mach</i>	0.00	0.80	0.90	1.00	1.05	1.25	1.50	2.00	2.50	≥ 3.00
C_{D_0}	0.26	0.27	0.28	0.31	0.38	0.36	0.34	0.29	0.26	0.21

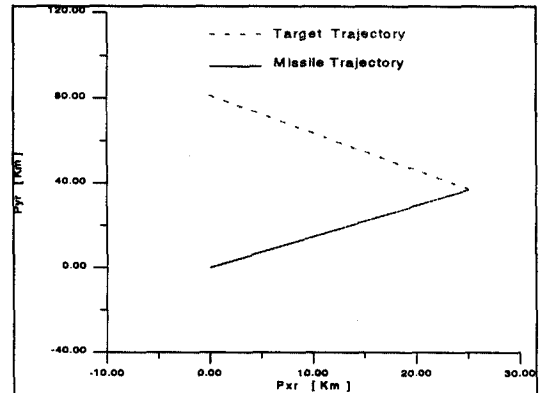
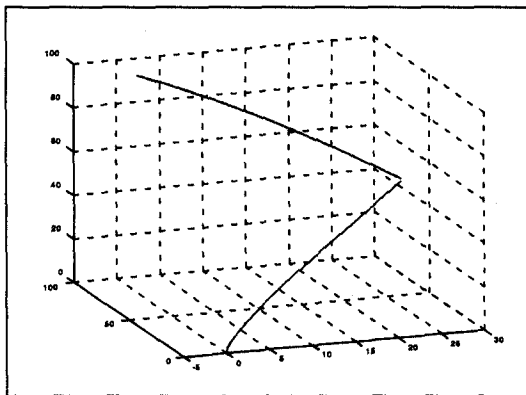


그림 2. 표적 및 유도탄의 비행궤적

Fig. 2. Flight trajectories of target and missile.

유도탄의 동체의 크기를 감안할 때 표적이 요격되었다고 판단되는 작은 오차이다.

5-2 Stochastic 환경에서의 시뮬레이션

이 절에서는 자유낙하 하는 표적의 위치를 레이더로 추정하여 잡음이 실린 위치정보를 이용하여 예상요격위치 산출에 필수적인 표적의 상태변수를 추정하는 확장칼만필터(EKF)의 성능을 분석하고, 확장칼만필터를 이용하여 추정한 표적의 상태변수를 이용하여 앞에서 제시한 중기유도 법칙과 closed-form의 종말유도법칙의 성능을 시뮬레이션을 통해 입증하려고 한다.

필터의 동력학 방정식으로 식 (14)와 (15)를 사용하고, 표적의 지구에 대한 상대 운동 방정식으로 식 (10)을 사용하여 지구를 완전한 구라 가정하고, 자전하는 지구에 대해 표 2에 나타난 초기조건으로 시뮬레이션을 수행하였으며, 필터의 sampling frequency는 32 Hz 로 동작시켰다. 시뮬레이션 결과는 시간에 대한 표적의 상태변수 ζ 의 추정치

를 그림 3에, 위치 추정치를 그림 4에, 속도 추정치를 그림 5에 각각 도시하였다. 시뮬레이션 결과에서 알 수 있듯이 표적의 상태변수 추정치는 수렴성 및 추정성능면에서 만족할 만 하며, 예상요격위치 산정알고리즘에 적용하기 위해서는 유도탄이 발사되기 전에 미리 필터를 동작시켜 표적의 상태변수 추정치를 어느 정도 수렴시킨 후 사용함이

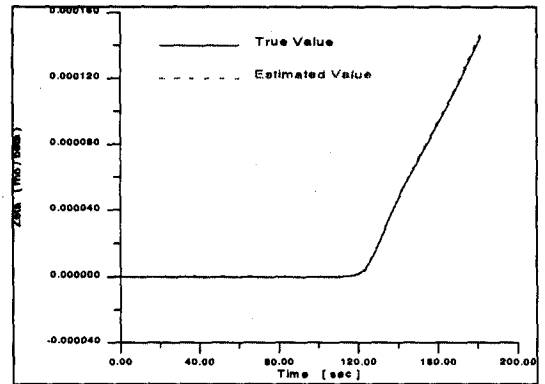


그림 3. 시간에 대한 ζ 의 추정치
Fig. 3. History of ζ .

표 2. 시뮬레이션 조건

Table 2. Conditions for simulation.

구 분	초 기 조 건	
표 적	고 도	222 Km
	거 리	240 Km
	표적 방위각	0°
	지구상대속도	2194 m/s
	비행 경로각	-30°
	비행 방위각	-30°
	탄 도 계 수	12000 Kg/m · s ²
필 터	위 치 오 차	(1000 m, -1000 m, 1000 m) ^T
	속 도 오 차	(100 m/s, 100 m/s, -100 m/s) ^T
	탄 도 계 수	10000 Kg/m · s ²
	잡음의 분산	$\sigma_r^2 = (200.)^2 [m^2]$ $\sigma_\theta^2 = \sigma_\psi^2 = (0.001)^2 [rad^2]$
	초기공분산	$P(0) = diag \{10^6, 10^6, 10^6, 10^4, 10^4, 10^4, 10^{-12}\}^T$
	Q	$Q = diag \{0, 0, 0, 10, 10, 10, 2 \times 10^{-18}\}^T$

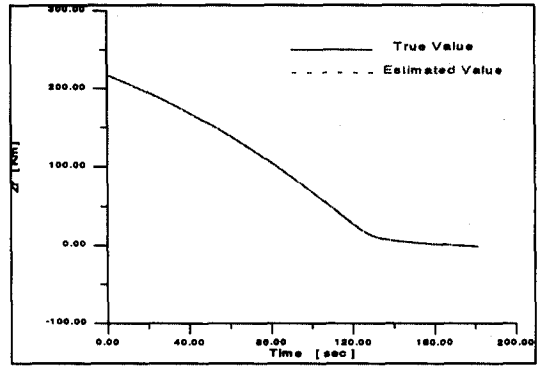
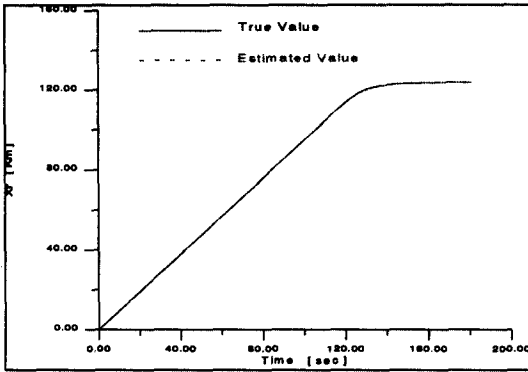


그림 4. 시간에 대한 위치 추정치
Fig. 4. Histories of target position.

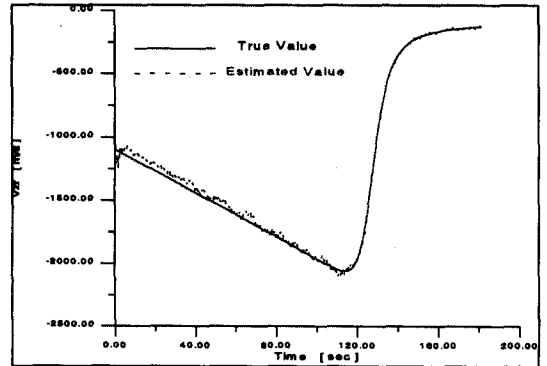
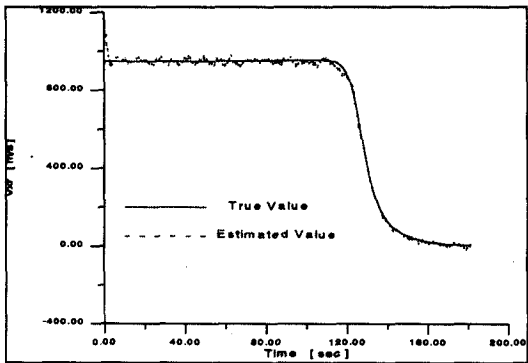


그림 5. 시간에 대한 속도 추정치
Fig. 5. Histories of target velocity.

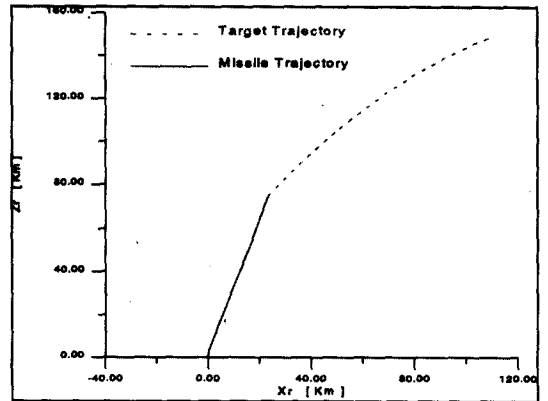
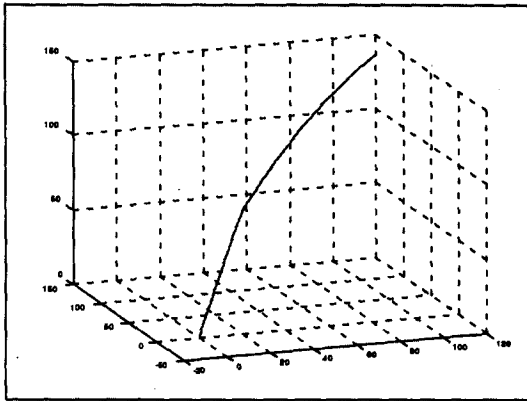
필요하다.

레이더에서 필터를 통해 추정된 표적의 상태변수를 이용하여 제시된 3차원 공간상에서의 유도알고리즘을 적용하여 유도탄이 표적을 요격하는 시뮬레이션을 수행하였다. 표 3의 3가지 경우에 대해 시뮬레이션을 수행하였으며, 시뮬레이션 결과로 표적 및 유도탄의 비행궤적을 그림 6에 도시하였다. 시뮬레이션 결과 3가지 경우 모두 요격위치에서 10 m 이내의 작은 위치오차를 보였다.

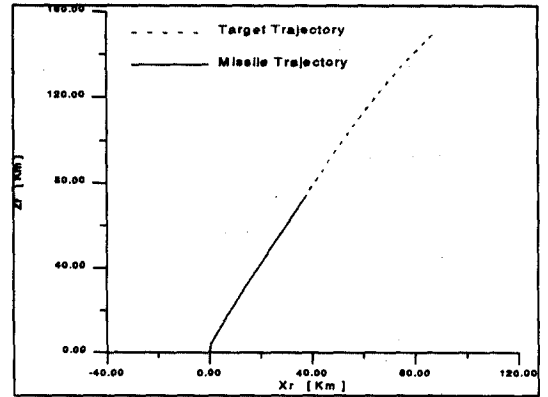
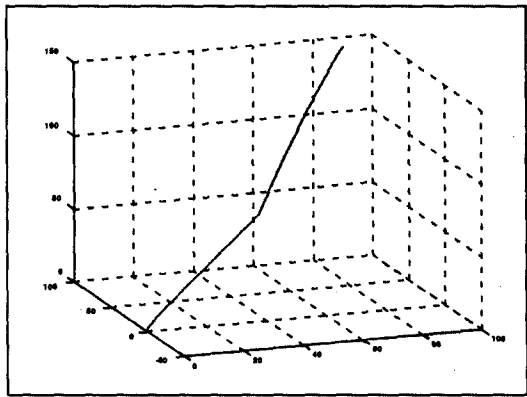
VI. 결 론

본 논문에서는 3차원 공간상에서 PAC-2급의 탄도탄 요격용 유도탄이 수직으로 발사되어 표적과

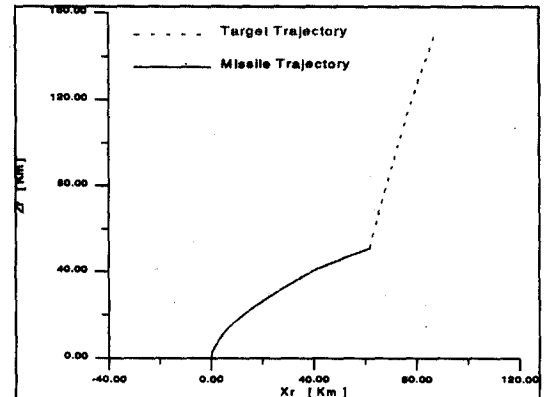
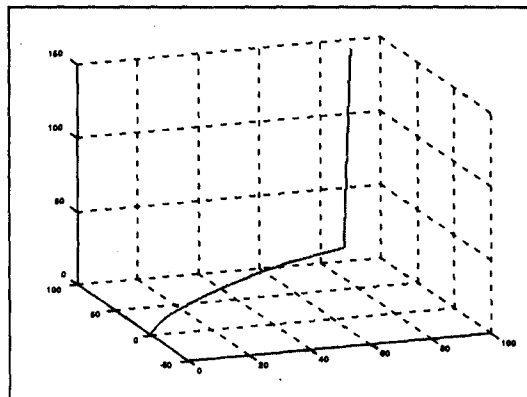
유도탄의 예상비행궤적으로부터 산출된 예상요격위치에서 산정된 요구자세로 비행하기 위한 중기 유도 알고리즘 개발에 중점을 두었다. 이를 위해 2차원 평면상에서 유도탄이 예상요격위치에서 요구되는 자세로 비행하기 위한 유도탄의 비행궤적을 형성하는 방법을 제시하였다. 제시된 유도알고리즘을 적용하기 위해 표적의 운동을 해석하였으며 유도탄의 기동에 따른 비행궤적을 고려하여 예상요격위치를 산정하는 알고리즘을 제시하였다. 또한 2차원 평면상에서 제시된 유도알고리즘을 3차원 공간으로 확장하였으며, 3차원 공간상에서 표적의 상태변수 추정을 위한 확장칼만필터를 설계하였다. 제시된 유도법칙 및 필터 알고리즘에 대해 시뮬레이션을 통하여 성능을 확인하였다.



(a) Case I



(b) Case II



(c) Case III

그림 6. 표적 및 유도탄의 비행궤적

Fig. 6. Flight trajectories of target and missile.

표 3. 시뮬레이션 조건

Table 3. Conditions for simulation.

구 분		초 기 조 건		
		Case I	Case II	Case III
표 적	고 도 (Km)	150	150	150
	거 리 (Km)	150	120	120
	표적 방위각 (°)	45	45	45
	지구상대속도 (m/s)	1500	1750	2000
	비행경로각 (°)	-20	-30	-40
	비행방위각 (°)	0	-15	-30
	탄도계수 (Kg/m · s ²)	12000	12000	12000
필 터	위 치 오 차	$(1000\text{ m}, -1000\text{ m}, 1000\text{ m})^T$		
	속 도 오 차	$(100\text{ m/s}, 100\text{ m/s}, -100\text{ m/s})^T$		
	탄 도 계 수	10000 Kg/m · s ²		
	잡음의 분산	$\sigma_r^2 = (200.)^2 [m^2]$ $\sigma_\theta^2 = \sigma_\phi^2 = (0.001)^2 [rad^2]$		
	초기공분산	$P(0) = \text{diag} \{10^6, 10^6, 10^6, 10^4, 10^4, 10^4, 10^{-12}\}^T$		
	Q	$Q = \text{diag} \{0, 0, 0, 10, 10, 10, 2 \times 10^{-18}\}^T$		

참 고 문 헌

- [1] A. E. Bryson, Jr., and Yu-Chi Ho, "Applied Optimal Control," A Halsted Press Book, John Wiley & Sons, 1975
- [2] D. E. Kirk, "Optimal Control Theory," Prentice-Hall Inc., 1970
- [3] F. L. Lewis, and V. L. Syrmos, "Optimal Control," A Halsted Press Book, John Wiley & Sons, 1995
- [4] Toshio Furukawa, and Fumiaki Imado, "A Trajectory-Following Control Scheme for Guided Vehicles," JSASS 11th International Sessions in 35th Aircraft Symposium, 1997, 531~534
- [5] Ching-Fang Lin, "Modern Navigation, Guidance, and Control Processing," Prentice-Hall Inc., 1991
- [6] Paul Zarchan, "Tactical and Strategic Missile Guidance," AIAA Tactical Missile Series, Vol. 157, 1994
- [7] Jong Hur, Eun-Jung Song and Min-Jea Tahk, "Feedback Midcourse Guidance with the Handover Phase," Proceedings of the 2nd Asian Control Conference, Jul. 1997, 403~406
- [8] A. D. Wheelon, "Free Flight of a Ballistic Missile," ARS Journal, Dec. 1959, 915~926
- [9] R. K. Mehra, "A Comparison of several non-linear filters for reentry vehicle tracking," IEEE Transaction on Automatic Control, Vol. AC-16, 4, 1971
- [10] C. B. Chang, "Ballistic trajectory estimation with angle-only measurements," IEEE Transaction on Automatic Control, Vol. AC-25, 3, 1980
- [11] G. M. Siouris et al, "Tracking an incoming

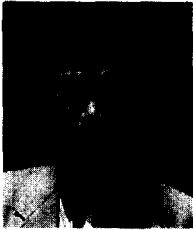
ballistic missile using an extended interval Kalman filter," *IEEE Transaction on Aerospace and Electronic Systems*, Vol. AES-33, 1, 1997

[12] 김을근, "유도탄의 Time-to-go 예측항상방안",

한국항공우주학회 추계논문초록집, 1993년, p. 271~275

[13] M. Athans, "On the Design of PID Controllers using Optimal Linear Regulator Theory," *Automatica*, vol. 7, 1971

송택렬(宋澤烈)



1974년 : 서울대학교 원자력공학과(공학사)
1981년 : Univ. of Texas at Austin 항공우주공학과(공학석사)
1983년 : Univ. of Texas at Austin 항공우주공학과(공학박사)
1974년~1980년 : 국방과학연구소

선임연구원

1984년~1995년 : 국방과학연구소 책임연구원(실장)

1995년~현재 : 한양대학교 제어계측공학과 부교수

관심분야 : 유도제어, 항법, 표적상태추정 등

정호락(鄭好洛)



1997년 : 한양대학교 제어계측공학과(공학사)
1999년 : 한양대학교 제어계측공학과(공학석사)
관심분야 : Guidance Law, Estimation 등