

비행 경로각을 이용한 대함 유도탄의 호밍 유도법칙

Homing Guidance Law of Anti-Ship Missiles Using Flight Path Angle

김승호*, 양빈*, 황정원*, 박승엽*, 박승제**

Sheng-Hao Jin*, Bin-Yang*, Chung-Won Hwang*, Seung-Yub Park* and Seung-Je Park**

요 약

본 논문에서는 비행 경로각을 이용하여 비행시간과 충돌각을 동시에 제어하는 호밍 유도법칙을 제안한다. 독립변수를 기존의 비행시간에서 유도탄 비행궤적의 비행 경로각으로 바꿔 비선형 모델을 구성한다. 제안한 호밍 유도법칙이 종말 종속 충돌각과 비행시간 제어가 가능하며, 목표물에 정확히 도달하는 것을 보여준다. 시뮬레이션을 통해 제안한 유도법칙의 성능을 확인한다.

Abstract

This paper presents a homing guidance law of anti-ship missiles using flight path angle to achieve an impact time constraint as well as an impact angle constraint. the independent variable in the nonlinear engagement model is changed from the flight time to the heading angle of the missile. The proposed guidance law can home a missile to the target with zero miss distance as well as satisfying both of the impact angle and time constraints. The performance of the proposed guidance law is evaluated by the computer simulations.

Key words : Impact Time Control(비행시간 제어), Angular Constraint(충돌각 제어), Flight Path Angle(비행 경로각)

I. 서 론

현대의 함정들은 레이더, 고속처리용 컴퓨터, 위성 데이터 통신장치 등 기술의 발달로 매우 지능화 되어 있다. 유도탄으로 방어용 유도무기와 막강한 근접방어체계(CIWS: Close-in Weapon System)를 갖춘 현대화 함정을 요격하기가 점점 어렵게 되고 있다. 이와 같은 문제점을 해결하기 위하여 방어 시스템에 대하여 회피기동을 수행하도록 함으로써 유도탄의 생존성을 향상시키는 유도법칙이 제안되었다[1-2]. 또 다

른 접근 방법으로는 비행시간을 제어할 수 있는 호밍 유도법칙들로서 여러 대의 유도탄이 동일한 목표물에 동시 공격 혹은 순차 공격하는데 매우 유용한 것으로 알려져 있다[3-4]. 최근에는 비행시간을 제어할 수 있는 호밍유도법칙에 종말 구속조건을 부가하여 비행시간과 충돌각 제어가 동시에 가능한 새로운 연구 주제가 제시되었다[5-7]. 참고문헌 [3]에서는 기존의 비례항법 유도법칙에 부가항을 도입하여 시간제어가 가능하게끔 하였고, 참고문헌 [4]에서는 리아프노프 안정성 이론을 기반으로 다수의 유도탄을 지정

* 국립 창원대학교 전자공학과(Dept. of Electronic Eng. Changwon National University)

** LG전자 HA제어연구소(LG Electronics HA Control R&D Lab.)

· 제1저자 (First Author) : 김승호

· 투고일자 : 2010년 9월 10일

· 심사(수정)일자 : 2010년 9월 13일 (수정일자 : 2010년 10월 26일)

· 게재일자 : 2010년 10월 30일

된 충돌시간에 목표물로 호밍시키는 유도법칙을 제안하였다. 참고문헌 [5-6]에서는 예전 연구 결과를 기반으로 충돌각 제어를 접목시켜 유도법칙을 확장하였다. 참고문헌 [7]은 거리나 시선각이 아닌 비행 경로각을 독립변수로 하여 비행 경로각이 작다는 가정을 하고 운동방정식을 선형화 하는 예전 유도법칙에 비해 더 정확한 제어가 가능하게끔 하였다.

본 연구에서는 참고문헌[7]을 기반으로 특정된 좌표계를 일반 좌표계로 확대하고, 비행시간 제어에 영향을 주는 요소들을 재분석하였으며, 다수의 유도탄을 지정된 충돌시간에 지정된 충돌각으로 목표물로 호밍하는 유도법칙을 제안하였다.

II. 문제 설정

대함 유도탄의 호밍 유도법칙을 연구할 때 일반성을 가지는 범위 내에서 다음과 같은 가정을 한다. 첫째, 유도탄의 속도는 일정하다. 둘째, 목표물은 고정되어 있다. 셋째, 중력은 무시한다. 대부분 대함유도탄은 순항하도록 속도제어를 하고, 유도탄의 속도에 비해 함정의 속도는 무시할 수 있고, 중력의 경우 유도명령에서 보상하므로 이 가정들은 타당한 가정이라 할 수 있다.

그림 1에 도시된 바와 같은 2차원 평면에서의 유도 기하를 고려하자. 그림에서 (X, Y) 는 유도탄의 현재 위치, θ 는 비행 경로각을 의미한다. V 는 유도탄의 속도이며, a 는 가해지는 가속도 명령으로서 속도벡터에 수직이다. 이때 유도탄의 운동방정식은 다음과 같이 표현된다.

$$\frac{dX}{dt} = V\cos\theta, \quad X(t_0) = X_0, \quad X(t_f) = X_f \quad (1)$$

$$\frac{dY}{dt} = V\sin\theta, \quad Y(t_0) = Y_0, \quad Y(t_f) = Y_f \quad (2)$$

$$\frac{d\theta}{dt} = \frac{a}{V}, \quad \theta(t_0) = \theta_0, \quad \theta(t_f) = \theta_f \quad (3)$$

여기서 첨자 0, f 는 각각 상태변수의 초기 및 종

말 값을 의미한다. 수식 전개 과정에서의 복잡성을 피하기 위하여 $x = X/V, y = Y/V, \omega = a/V$ 을 이용하여 무차원화 하면 다음과 같이 표현된다.

$$\frac{dx}{dt} = \cos\theta, \quad x(t_0) = x_0, \quad x(t_f) = x_f = \frac{X_f}{V} \quad (4)$$

$$\frac{dy}{dt} = \sin\theta, \quad y(t_0) = y_0, \quad y(t_f) = y_f = \frac{Y_f}{V} \quad (5)$$

$$\frac{d\theta}{dt} = \omega, \quad \theta(t_0) = \theta_0, \quad \theta(t_f) = \theta_f \quad (6)$$

독립변수를 시간 t 에서 비행 경로각 θ 로 변경하고

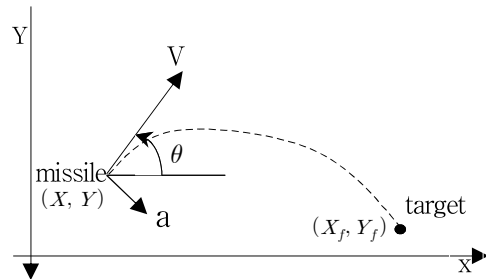


그림 1. 호밍 유도 기하
Fig. 1. Homing guidance geometry.

$\omega \neq 0$ 이라 가정하면 운동방정식이 다음과 같이 변경된다.

$$\frac{dx}{d\theta} = u(\theta)\cos\theta, \quad x(\theta_0) = x_0, \quad x(\theta_f) = x_f \quad (7)$$

$$\frac{dy}{d\theta} = u(\theta)\sin\theta, \quad y(\theta_0) = y_0, \quad y(\theta_f) = y_f \quad (8)$$

$$\frac{dt}{d\theta} = u(\theta), \quad t(\theta_0) = 0, \quad t(\theta_f) = t_f \quad (9)$$

여기서 $u(\theta) = V/a(\theta)$ 이다.

본 논문에서는 제어에너지를 최소화하도록 다음과 같이 성능지수를 정의한다.

$$J = \frac{1}{2} \int_{\theta_0}^{\theta_f} u^2(\theta) d\theta \quad (10)$$

Ⅲ. 유도탄 제어 유도법칙

해밀토미언(Hamiltonian)을 다음과 같이 정의하자.

$$H = \frac{1}{2}u^2(\theta) + (\lambda_1 \cos\theta + \lambda_2 \sin\theta + \lambda_3)u(\theta) \quad (11)$$

최적을 위한 필요조건으로부터 다음과 같은 부 상 태 벡터에 대한 미분 방정식이 얻어진다[8].

$$\dot{\lambda}_1 = -\frac{\partial H}{\partial x} = 0 \quad (12)$$

$$\dot{\lambda}_2 = -\frac{\partial H}{\partial y} = 0 \quad (13)$$

$$\dot{\lambda}_3 = -\frac{\partial H}{\partial t} = 0 \quad (14)$$

$$\frac{\partial H}{\partial u} = u + (\lambda_1 \cos\theta + \lambda_2 \sin\theta + \lambda_3) = 0 \quad (15)$$

위 식에서 $\lambda_1, \lambda_2, \lambda_3$ 은 상수이고

$$u = -(\lambda_1 \cos\theta + \lambda_2 \sin\theta + \lambda_3) \quad (16)$$

이라는 것을 알 수 있다.

식(16)을 식(7)~식(9)에 대입하면 운동방정식은

$$\frac{dx}{d\theta} = -(\lambda_1 \cos^2\theta + \lambda_2 \sin\theta \cos\theta + \lambda_3 \cos\theta) \quad (17)$$

$$\frac{dy}{d\theta} = -(\lambda_1 \sin\theta \cos\theta + \lambda_2 \sin^2\theta + \lambda_3 \sin\theta) \quad (18)$$

$$\frac{dt}{d\theta} = -(\lambda_1 \cos\theta + \lambda_2 \sin\theta + \lambda_3) \quad (19)$$

와 같이 표현된다. 식(17)~식(19)을 행렬방정식으 로 표현하면 다음과 같다.

$$A \begin{bmatrix} \lambda_1 \\ \lambda_2 \\ \lambda_3 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} x_0 - x_f \\ y_0 - y_f \\ -t_f \end{bmatrix} \quad (20)$$

여기서, 행렬 A 는 다음과 같이 표현된다.

$$\begin{bmatrix} \int_{\theta_0}^{\theta_f} \cos^2\theta d\theta & \int_{\theta_0}^{\theta_f} \sin\theta \cos\theta d\theta & \int_{\theta_0}^{\theta_f} \cos\theta d\theta \\ \int_{\theta_0}^{\theta_f} \sin\theta \cos\theta d\theta & \int_{\theta_0}^{\theta_f} \sin^2\theta d\theta & \int_{\theta_0}^{\theta_f} \sin\theta d\theta \\ \int_{\theta_0}^{\theta_f} \cos\theta d\theta & \int_{\theta_0}^{\theta_f} \sin\theta d\theta & \int_{\theta_0}^{\theta_f} d\theta \end{bmatrix}$$

식(20)에서 Cramer의 공식을 이용하여 $\lambda_1, \lambda_2, \lambda_3$ 을 구하면 다음과 같다.

$$\lambda_1 = \frac{\det A_1}{\det A}, \quad \lambda_2 = \frac{\det A_2}{\det A}, \quad \lambda_3 = \frac{\det A_3}{\det A} \quad (21)$$

여기서 $\det(A) \neq 0$ 이다. 즉 $\theta_0 \neq \theta_f$ 이다[7].

식(21)을 다시 쓰면

$$\lambda_1 = K_1 t_f + b_1 \quad (22)$$

$$\lambda_2 = K_2 t_f + b_2 \quad (23)$$

$$\lambda_3 = K_3 t_f + b_3 \quad (24)$$

을 얻는다.

여기서

$$\begin{aligned} K_1 &= [A(1,2)A(2,3) - A(2,2)A(1,3)]/\det A \\ K_2 &= [A(2,1)A(1,3) - A(1,1)A(2,3)]/\det A \\ K_3 &= [A(1,1)A(2,2) - A(2,1)A(1,2)]/\det A \\ b_1 &= [(A(2,2)A(3,3) - A(3,2)A(2,3))(x_0 - x_f) \\ &\quad - (A(1,2)A(3,3) - A(3,2)A(1,3))(y_0 - y_f)]/\det A \\ b_2 &= [(A(3,1)A(2,3) - A(2,1)A(3,3))(x_0 - x_f) \\ &\quad + (A(1,1)A(3,3) - A(3,1)A(1,3))(y_0 - y_f)]/\det A \\ b_3 &= [(A(2,1)A(3,2) - A(3,1)A(2,2))(x_0 - x_f) \\ &\quad - (A(1,1)A(3,2) - A(3,1)A(1,2))(y_0 - y_f)]/\det A \end{aligned}$$

이다.

잔여비행시간 t_{go} 는 식(19)로부터 다음과 같이 구할 수 있다.

$$t_{go} = t_f + \lambda_1(\sin\theta - \sin\theta_0) - \lambda_2(\cos\theta - \cos\theta_0) + \lambda_3(\theta - \theta_0) \quad (25)$$

식(9)과 식(16)으로부터 가속도에 관한 방정식

$$a = -\frac{V}{\lambda_1\cos\theta + \lambda_2\sin\theta + \lambda_3} \quad (26)$$

을 구할 수 있다.

식(26)에서 $\lambda_1\cos\theta + \lambda_2\sin\theta + \lambda_3 \neq 0$ 일 때 가속도 a 가 입력 가능한 값을 취할 수 있다. 이때 $\lambda_1\cos\theta + \lambda_2\sin\theta + \lambda_3 = \sqrt{\lambda_1^2 + \lambda_2^2} \cos(\theta - \mu) + \lambda_3$ 이고, 여기서 $\mu = \arctan(\lambda_2/\lambda_1)$ 이다. 그리고

$$-\sqrt{\lambda_1^2 + \lambda_2^2} + \lambda_3 \leq \sqrt{\lambda_1^2 + \lambda_2^2} \cos(\theta - \mu) + \lambda_3 \leq \sqrt{\lambda_1^2 + \lambda_2^2} + \lambda_3 \quad (27)$$

이므로

$$\lambda_3^2 - (\lambda_1^2 + \lambda_2^2) > 0 \quad (28)$$

을 얻을 수 있다.

유도탄의 비행시간 t_f 을 매개변수로 하고 식(28)을 다시 쓰면

$$\lambda_3^2 - (\lambda_1^2 + \lambda_2^2) = (K_3^2 - K_1^2 - K_2^2)t_f^2 + 2(b_3K_3 - b_1K_1 - b_2K_2)t_f + b_3^2 - b_1^2 - b_2^2 > 0 \quad (29)$$

을 얻는다. 식(29)은 비행시간 t_f 에 관한 2차 부등식이므로

$$K_3^2 - K_1^2 - K_2^2 < 0 \quad (30)$$

$$[2(b_3K_3 - b_1K_1 - b_2K_2)]^2 - 4(k_3^2 - k_1^2 - k_2^2)(b_3^2 - b_1^2 - b_2^2) > 0 \quad (31)$$

식(30)과 식(31)을 만족시키면 유도탄의 제어 가능한 비행시간의 범위를 구할 수 있다. 식(30)에

$$K_1 = \frac{((\theta_f - \theta_0) - \sin(\theta_f - \theta_0))(\sin\theta_f - \sin\theta_0)}{2\det A}$$

$$K_2 = \frac{((\theta_f - \theta_0) - \sin(\theta_f - \theta_0))(\cos\theta_f - \cos\theta_0)}{2\det A}$$

$$K_3 = \frac{\sin^2(\theta_f - \theta_0) - (\theta_f - \theta_0)^2}{4\det A}$$

을 대입하고 정리하면 식(32)을 얻는다.

$$\frac{1}{4}(\sin^2\frac{\eta}{4} + \eta\sin\frac{\eta}{2} + \frac{\eta^2}{4} + 2\cos\eta - 2) \times (\sin\eta - \eta)^2 < 0 \quad (32)$$

여기서 $\eta = \theta_f - \theta_0$ 이다. 식(32)에서 η 을 구하면 다음과 같이 나타낼 수 있다.

$$\eta \in (-4.28, 4.28) \cap \eta \neq 0 \quad (33)$$

초기 시선각을 β 라 하면, $\tan\beta = \frac{x_0 - x_f}{y_0 - y_f}$ 로 표현

할 수 있다. 이때 초기 발사 경로각 θ_0 과 종말 종속 충돌각 θ_f 을 미리 알고 있다고 가정하고 $y_0 - y_f = \tan\beta(x_0 - x_f)$ 을 식(31)에 대입하고 정리하면

$$(c_2\tan^2\beta + c_1\tan\beta + c_0)(x_0 - x_f)^2 > 0 \quad (34)$$

을 얻을 수 있다. 여기서 c_2, c_1, c_0 은 상수이다. 식(34)으로부터 제어 가능한 비행시간은 다만 초기 발사 경로각 θ_0 과 종말 종속 충돌각 θ_f 에 의해 결정되는 것이 아니라 유도탄과 표적의 상대위치의 영향도 받는다는 것을 알 수 있다. 때문에 실제 제어 가능한 비행시간의 조건을 만족시키는 비행 경로 초기각 θ_0 과 종말 종속 충돌각 θ_f 의 범위는 식(30)과 식(31)의 복합적인 영향을 받기에 식(33)의 결과보다 많이 줄어들게 된다.

행렬 A 는 적분 항으로 이루어 졌고, 또 $\det A$ 의 값이 0이 되어서는 안 되기에 유도탄의 호밍제어에

제한이 따를 수밖에 없다. 유도탄의 예상 비행궤적에 따른 비행 경로각 θ 가 단조함수이고 또 초기 발사 경로각 θ_0 과 종말 종속 충돌각 θ_f 이 식(30)과 식(31)을 만족시킨다면 유도탄의 호밍 제어가 가능하지만 그렇지 않는 경우에는 유도탄의 궤적이 발산되어 목표물과 멀어져 기대했던 제어 효과를 얻을 수 없게 된다. 또한 이론적으로 호밍제어가 가능하더라도 이때 소요되는 입력 가속도가 유도탄 시스템이 입력 가능한 가속도 범위 내에 속하는지도 확인해야 한다. 이런 문제점들을 해결하기 위하여 비행 경로각 θ 가 단조함수가 되게끔 유도탄의 초기 발사 경로각 θ_0 과 종말 종속 충돌각 θ_f 을 결정하거나 또는 비행 경로각 θ 이 단조함수가 되도록 구간을 나누는 방법으로 단점을 보완할 수 있다.

IV. 시뮬레이션

본 연구에서는 제안한 유도법칙의 성능을 확인하기 위하여 다음과 같은 3가지 시나리오를 설정하고 Matlab를 이용하여 시뮬레이션을 진행하였다.

첫 번째는 표적이 (10,3)km에 고정되어 있고

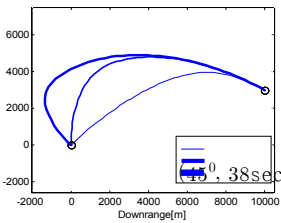


그림 2. 비행궤적
Fig. 2. Trajectories.

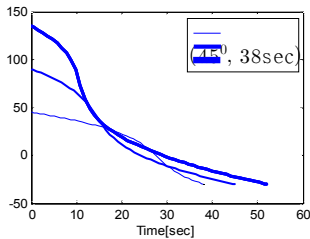


그림 3. 비행 경로각
Fig. 3. Flight Path Angle.

유도탄은 (0,0)km에서 $V=300m/s$ 로 초기 발사 경로각은 각각 $\theta_0= 45, 90, 135deg$ 로 발사되며, 종말 종속 충돌각 $\theta_f=-30deg$ 로 부여된 시나리오에 대해 수행된다. 이때 제어 가능한 비행시간 t_f 을 식(29)로부터 구하여 각각 $(45^0, 38sec), (90^0, 45sec), (135^0, 52sec)$ 으로 부여하고 시뮬레이션을 수행한다. 그림 2와 3은 이때의 호밍성능을 보여주고 있다. 그림 2는 비행궤적을 도시한 것으로서 3가지 경우에 모두 목표물에 도달하였음을 알 수 있다. 제어 가능한 비행시간 범위 내에서 초기 발사 경로각 θ_0 와 종말 종속 충돌각 θ_f 의 차가 클수록 비행시간 t_f 이 늘어나고, 요구되는 비행시간에 목표물에 도달하기 위해 우회하는 비행궤적을 형성하였음을 알 수 있다. 표적 근방에서는 비행궤적이 충돌각 방향으로 진입하게 되고 거의 직선과 같은 크게 변하지 않는 형태를 취한다. 그림 3은 비행 경로각을 도시한 것으로 역시 3가지 경우 모두 종말에서 $-30deg$ 로 목표물에 진입함으로써 종말 충돌각 구속조건을 만족함을 알 수 있다. 또 본 논문에서 제안한 호밍법칙에서는 비행 경로각은 단조함수임을 알 수 있다. 이 시나리오를 여러 대의 유도탄으로 동일한 목표를 순차적으로 공격하는데 이용할 수 있다.

두 번째는 표적이 (10, 0)km에 고정되어 있고, 유도탄은 (1, -2)km에서 $V=300m/s$ 로 초기 발사 경로각 $\theta_0=-60deg$ 로 발사되며, 종말 종속 충돌각은 $\theta_f=90deg$ 로 부여된 시나리오에 대해 수행된다. 이때 비행시간 구속조건을 식 (29)로부터 구하면 그림 4와 같이 된다. 즉 유도탄의 호밍 유도가 가능한 제어시간 범위는 (40.03sec, 56.49sec)이다. 제어 가능한 시간 범위 내에서 (42sec, 48sec, 54sec)를 취하여 각각 시뮬레이션을 수행하도록 한다. 그림 5와 6은 이때의 호밍성능을 보여주고 있다. 그림 5에서 3가지 경우의 비행궤적이 모두 목표물에 도달하였음을 알 수 있다. 초기 발사 경로각 θ_0 과 종말 종속 충돌각 θ_f 이 동일한 경우, 비행시간 t_f 이 길어질수록 비행시간제어 때문에 우회하는 비행궤적을 형성하게 된다. 그림 6은 제어 가속도를 도시한 것으로서 동일한 조건하에서 비행시간 t_f 이 길어질수록 유도탄의 호밍제어에 더 큰 입력 가속도가 필요함을 알 수 있다.

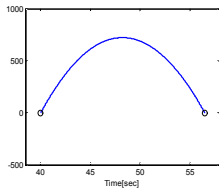


그림 4. 부등식 그래프
Fig. 4. Inequality image.

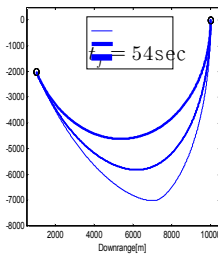


그림 5. 비행궤적
Fig. 5. Trajectories.

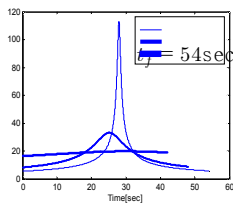


그림 6. 제어 가속도
Fig. 6. Acceleration commands.

세 번째는 4대의 유도탄이 단일 표적을 동시에 공격하는 시나리오를 설정하였다. 표적의 위치 및 각 유도탄의 초기 위치와 초기 발사 경로각 θ_0 및 종말 종속 충돌각 θ_f 은 표 1에 정리된 바와 같다. 이때의 유도탄의 속도는 300m/sec로 가정하였으며, 제어 가능한 비행시간 범위는 각각 (38.29, 45.54), (38.68, 44.26), (37.25, 43.27), (38.94, 46.92)sec이며 그중 40sec를 동일한 비행제어시간 t_f 로 설정하였다. 그림 7은 동시 공격 시나리오에 대한 각 유도탄의 비행궤적을

도시한 것이다. 공격에 참여한 모든 유도탄이 미리 지정된 목표를 설정된 비행시간 40sec에 종말 종속 충돌각 구속조건을 만족시키면서 정확히 호밍하게 됨을 알 수 있다.

표1 표적 위치 및 유도탄의 초기 조건

Table 1 Initial and terminal conditions.

Target	Position	(0, 0) m
Missile 1	Position	(-7000, 7000) m
	θ_0	30 deg
	θ_f	-90 deg
Missile 2	Position	(8000, 6500) m
	θ_0	290 deg
	θ_f	180 deg
Missile 3	Position	(6000, -8000) m
	θ_0	210 deg
	θ_f	90 deg
Missile 4	Position	(-4000, -9000) m
	θ_0	120 deg
	θ_f	0 deg

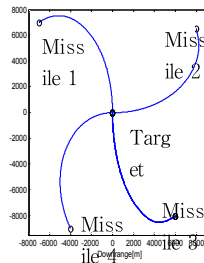


그림 7. 비행궤적
Fig. 7. Trajectories.

V. 결 론

본 연구에서는 비행 경로각을 이용한 종말 종속 충돌각 구속조건을 만족하면서 비행시간 제어가 가능한 유도법칙을 제안하였다. 제안한 호밍유도법칙

은 기존 유도법칙의 적용범위를 확대하였고, 비선형 구조로 설계되어 보다 섬세한 제어가 가능한 형태를 갖고 있다. 다수의 유도탄에 적용할 경우 정해진 비행제어시간에 각각 정해진 방향으로 목표물을 동시 공격할 수 있게 함으로써 강력한 방어망을 갖춘 함정에 대해서도 공격의 유효율을 높일 수 있을 것이라 판단된다.

감사의 글

본 논문은 2009년도 창원대학교 공모과제연구비에 의해 연구되었음. 또한 이 연구에 참여한 연구자의 일부는 2단계 BK21사업의 지원을 받았음.

참 고 문 헌

- [1] 한범구, 정보경, 안채익, 김유단, “기하학적 유도법칙과 회피기동을 고려한 대함유도탄 유도기법 연구”, *한국항공우주학회 춘계학술발표회 논문집*, pp. 658-661 2010년 4월.
- [2] 이진익, 유창경, 탁민제, “생존성 향상을 위한 정현파 기동 호밍유도법칙” 2006 *한국항공우주학회 춘계학술발표회 논문집*, pp. 651-654 2006.4.
- [3] 전인수, 이진익, 탁민제, “피이드포워드 루프를 이용한 대함유도탄의 충돌시간제어”, *한국항공우주학회 춘계학술발표회 논문집*, pp. 265-268 2004년 4월
- [4] 민병문, 김태훈, 탁민제 ““대함 유도탄의 동시 공격을 위한 호밍 유도법칙”, *한국항공우주학회 추계학술발표회 논문집*, pp. 1095-1098 2007년 11월
- [5] S. Y. Zhao, and R. Zhou, “Cooperative Guidance for Multimissile Salvo Attack,” *IEEE Chinese Journal of Aeronautics*, vol. 21 no. 6, pp. 533-539, December 2008.
- [6] 이진익, 전인수, “시변 이득을 이용한 비행시간 및 충돌각 제어 유도법칙”, *한국항공우주학회지*, 제 35권 제 7호, pp 633-639, 2007년 7월.
- [7] S. Y. Zhao, R. Zhou and W. Chen, “Design and Feasibility Analysis of a Closed-Form Guidance Law with both

Impact Angle and Time Constraints,” *IEEE Journal of Astronautics*, vol. 30, no. 3, pp.1064-1072, May 2009.

- [8] D. E. Kirk, *Optimal Control Theory-An Introduction*, Prentice Hall, 1970.

김 승 호 (金勝浩)



2000년 7월 : 중국 연변대학교 응용수학과(이학사)

2008년 8월 : 창원대학교 전자공학과 (공학석사)

2008년 9월~현재 : 창원대학교 전자공학과 박사과정

2000년 9월~2002년 8월: 중국 용정시 용정중학교 고등부 수학교사

2002년 9월~2006년 8월: 중국 연길시 연변대학 사범분원 수학교사

관심분야 : 제어시스템 해석 및 설계

양 빈 (楊濱)



2005년 7월: 중국 요녕과학기술대학교 전신학과(공학사)

2009년 8월: 창원대학교 전자공학과 (공학석사)

2010년 9월~현재: 창원대학교 전자공학과 박사과정

2005년 9월~2007년 8월: 중국 요녕과학기술대학교 조교

2009년 10월~2010년 8월: 중국 Lianning Julong Financial Equipment Corp. 선임연구원

관심분야: 자동제어, 센서 시스템

황 정 원(黃貞苑)



1997년 2월: 인제대학교 전자공학과 (공학사)

2000년 2월: 창원대학교 전자공학과 (공학석사)

2002년 2월 : 창원대학교 전자공학과 박사과정(수료)

2002년 3월 ~현재 : 창원대, 한국해양대 시간 강사

관심분야 : 자동제어, DSP, AVR, VHDL, motor control

박 승 엽 (朴勝燁)



1981년 2월: 고려대학교 전기공학과
(공학사)

1984년 2월: 고려대학교 자동제어
(공학석사)

1988년 2월: 고려대학교 자동제어
(공학박사)

1993~1994년: 미국 텍사스대학 교환 교수

2002년~2003년: 고려대학교 연구교수

1988~현재: 창원대학교 전자공학과 교수

관심분야: 제어시스템 해석 및 설계, DSP응용제어기
설계, 인공지능응용, 고장검출 및 진단, VHDL을 이용한
FPGA 설계

박 승 제 (朴承濟)



2001년 2월: 경남대학교 전자공학과
(공학사)

2006년 2월: 창원대학교 전자공학과
(공학석사)

2009년 2월: 창원대학교 전자공학과
박사과정(수료)

2006년 5월~현재: LG전자 HA 제어연
구소 선임연구원.

관심분야: 제어시스템 분석 및 설계. 인버터설계.