

3차원 공간에서의 비행 경로각을 이용한 비행시간 및 충돌각 제어 유도법칙

Guidance Law of Missiles for Control Impact-Time-and-Angle by Flight Path Angle in Three Dimensional Space

김승호*, 이천기*, 양빈*, 황정원**, 박승엽*

Sheng-Hao Jin*, Chun-Gi Lee*, Bin-Yang*, Chung-Won Hwang**, and Seung-Yub Park*

요 약

본 논문에서는 표적이 고정되고 유도탄의 속도가 일정하다고 가정하고, 3차원 공간에서 비행 경로각을 이용하여 비행시간과 충돌각을 동시에 제어하는 호밍 유도법칙을 제안한다. 유도탄 비행궤적의 비행 경로각을 독립 변수로 하여 비선형 모델을 구성한다. 제안한 호밍 유도법칙이 종말 중속 충돌각과 비행시간 제어가 가능하며, 목표물에 정확히 도달하는 과정을 보여준다. 그리고 동시공격시나리오에도 적용할 수 있다. 시뮬레이션을 통해 제안한 유도법칙의 성능을 확인한다.

Abstract

This paper on the assumption that the target is stationary and the velocity of missile is fixed value. In three dimensional space. Using flight path angle to simultaneous control impact-time-and-angle base on a homing guidance law. The independent variable in the nonlinear engagement model is the flight path angle of the missile. The propose homing guidance law can see the controllability of impact-time-and-angle. And also can see the processing of the missile arrive at the target. It is applied to several salvo attack scenarios. The performance of the proposed guidance law is verified by simulations.

Key words : Three Dimensional, Angular Constraint, Flight Path Angle, Impact Time Control

I. 서 론

20세기 60년대부터 해전에 유도탄이 도입된 이후, 대함유도탄은 현재까지 해군 함정에 가장 치명적인 위협으로 자리매김하게 되었다. 그러나 현대의 함정들이 레이더, 고속처리용 컴퓨터, 위성 데이터 통신 장치 등 기술의 발달로 점점능화 되어가고 있어

유도탄으로 방어용 유도무기와 막강한 근접방어체계(CIWS: Close-in Weapon System)를 갖춘 현대화 함정을 요격하기가 점점 어렵게 되고 있다. 이와 같은 문제점을 해결하기 위하여 생존성 향상을 위한 여러 가지 유도기법들이 연구되고 있다. 그중 방어 시스템에 대하여 회피기동을 수행하도록 함으로써 유도탄의 생존성을 향상시키는 유도법칙이 제안되었다[1]. 또

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

** 마산대학교 전기과 (Dept. of Electrical Eng. Masan University)

· 제1저자 (First Author) : 김승호

· 투고일자 : 2012년 1월 2일

· 심사(수정)일자 : 2012년 1월 3일 (수정일자 : 2012년 2월 24일)

· 게재일자 : 2012년 2월 28일

다른 접근 방법으로는 비행시간을 제어할 수 있는 호밍 유도법칙들로서 여러 대의 유도탄이 동일한 목표물에 동시 공격 혹은 순차 공격하는데 매우 유용한 것으로 알려져 있다[2,3]. 최근에는 비행시간을 제어할 수 있는 호밍 유도법칙에 종말 구속조건을 부가하여 비행시간과 충돌각 제어가 동시에 가능한 새로운 연구 주제가 제시되었다[4,5]. 그러나 위의 연구결과들은 2차 평면상에서의 추적상황만을 고려한 것으로 실제 3차원 공간상에서의 유도문제에 대해서는 다루지 않았다. 참고문헌 [6,7]에서는 3차원 비례항법에 대하여 고려하였으며 비선형 역학특성까지 고려하였으나 전개가 복잡한 결점이 있다. 참고문헌 [8]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 논문에서는 비행시간 제어 및 충돌각 제어가 가능하고, 비행 경로각을 독립변수로 하는 참고문헌 [8]을 2차원 평면에서 3차원 평면으로 확대하고, 비행시간 제어에 영향을 주는 요소들을 재분석하였으며, 순차공격이나 동시공격이 가능한 호밍 유도법칙을 제안하였다.

II. 문제 설정

본 논문에서 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 유도탄은 순항하도록 속도제어를 하고, 함정의 속도가 유도탄의 속도에 비하면 무시할 수 있는 정도이고, 중력의 경우 유도명령에서 보상하므로 이 가정들은 타당한 가정이라 할 수 있다.

그림 1에 도시된 바와 같은 3차원 평면에서의 유도 기하를 고려하자. 그림에는 유도탄의 현재 위치, 목표물의 위치, 미사일의 속도 V , $X-Y$ 평면에서의 비행 경로각 θ , $V-\phi$ 평면에서의 비행 경로각 ϕ 등이 표시되어 있다. 여기서 a_θ 는 $X-Y$ 평면에서 속도벡터에 수직으로 가해지는 요 가속도이고, a_ϕ 는

$V-\phi$ 평면에서 속도벡터에 수직인 피치 가속도이다.

$V-\phi$ 평면에서의 운동방정식은 다음과 같이 표현된다.

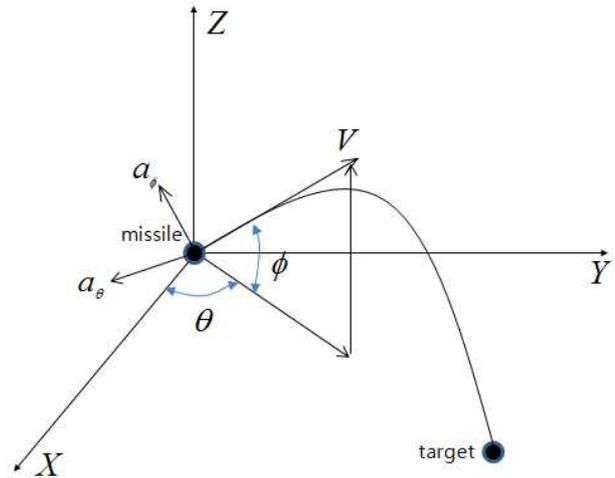


그림 1. 호밍 유도 기하

Fig. 1. Homing guidance geometry.

$$\frac{dZ}{dt} = V \sin \phi, \quad Z(t_0) = Z_0, \quad Z(t_f) = Z_f \quad (1)$$

$$\frac{d\phi}{dt} = \frac{a_\phi}{V}, \quad \phi(t_0) = \phi_0, \quad \phi(t_f) = \phi_f \quad (2)$$

여기서 첨자 $0, f$ 는 각각 상태변수의 초기 및 종말 값을 의미한다. 수식전개 과정에서의 복잡성을 피하기 위하여, $z = Z/V$, $\omega_\phi = a_\phi/V$ 을 이용하여 무차원화 하면 다음과 같이 표현된다.

$$\frac{dz}{dt} = \sin \phi, \quad z(t_0) = z_0 = \frac{Z_0}{V}, \quad z(t_f) = z_f = \frac{Z_f}{V} \quad (3)$$

$$\frac{d\phi}{dt} = \omega_\phi, \quad \phi(t_0) = \phi_0, \quad \phi(t_f) = \phi_f \quad (4)$$

독립변수를 시간 t 에서 비행 경로각 ϕ 로 변경하고 $\omega_\phi \neq 0$ 이라 가정하면 운동방정식이 다음과 같이 변경된다.

$$\frac{dz}{d\phi} = u(\phi)\sin\phi, \quad z(\phi_0) = z_0, \quad z(\phi_f) = z_f \quad (5)$$

$$\frac{dx}{d\theta} = u(\theta)\cos\theta\cos\phi, \quad x(\theta_0) = x_0, \quad x(\theta_f) = x_f \quad (14)$$

$$\frac{dt}{d\phi} = u(\phi), \quad t(\phi_0) = 0, \quad t(\phi_f) = t_f \quad (6)$$

$$\frac{dy}{d\theta} = u(\theta)\sin\theta\cos\phi, \quad y(\theta_0) = y_0, \quad y(\theta_f) = y_f \quad (15)$$

여기서, $u(\phi) = V/a_\phi$ 이다.

본 논문에서는 제어에너지를 최소화하도록 다음과 같이 성능지수를 정의한다.

$$J_1 = \frac{1}{2} \int_{\phi_0}^{\phi_f} u^2(\phi) d\phi \quad (7)$$

$X-Y$ 평면에서의 운동방정식은 다음과 같이 표현된다.

$$\frac{dX}{dt} = V\cos\phi\cos\theta, \quad X(t_0) = X_0, \quad X(t_f) = X_f \quad (8)$$

$$\frac{dY}{dt} = V\cos\phi\sin\theta, \quad Y(t_0) = Y_0, \quad Y(t_f) = Y_f \quad (9)$$

$$\frac{d\theta}{dt} = \frac{a_\theta}{V\cos\phi}, \quad \theta(t_0) = \theta_0, \quad \theta(t_f) = \theta_f \quad (10)$$

마찬가지로 $x = X/V$, $y = Y/V$, $\omega_\theta = a_\theta/V$ 을 이용하여 무차원화 하여 표현하면 다음과 같다.

$$\frac{dx}{dt} = \cos\theta\cos\phi, \quad x(t_0) = x_0 = \frac{X_0}{V}, \quad x(t_f) = x_f = \frac{X_f}{V} \quad (11)$$

$$\frac{dy}{dt} = \sin\theta\cos\phi, \quad y(t_0) = y_0 = \frac{Y_0}{V}, \quad y(t_f) = y_f = \frac{Y_f}{V} \quad (12)$$

$$\frac{d\theta}{dt} = \frac{\omega_\theta}{\cos\theta}, \quad \theta(t_0) = \theta_0, \quad \theta(t_f) = \theta_f \quad (13)$$

독립변수를 시간 t 에서 비행 경로각 θ 로 변경하고 $\omega_\theta \neq 0$ 이라 가정하고 식 $u(\theta) = V/a_\theta$ 을 이용하면 운동방정식이 다음과 같이 변경된다.

$$\frac{dt}{d\theta} = u(\theta)\cos\phi, \quad t(\theta_0) = 0, \quad t(\theta_f) = t_f \quad (16)$$

$X-Y$ 평면에서의 성능지수를 다음과 같이 정의한다.

$$J_2 = \frac{1}{2} \int_{\theta_0}^{\theta_f} u^2(\theta) d\theta \quad (17)$$

III. 유도탄 제어 유도법칙

$V-\phi$ 평면에서의 운동방정식을 정리하면 다음과 같이 표현된다.

$$\begin{bmatrix} \frac{dz}{d\phi} \\ \frac{d\phi}{dt} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & 0 \\ 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} z \\ t \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \sin\phi \\ 1 \end{bmatrix} u(\phi) \quad (18)$$

최적제어를 하기 위하여 $V-\phi$ 평면에서의 해밀토미언(Hamiltonian)함수를 구하면 다음과 같다.

$$H_1 = \frac{1}{2}u^2(\phi) + (\lambda_1\sin\phi + \lambda_2)u(\phi) \quad (19)$$

여기서 부 상태벡터에 관한 미분방정식을 구하면 다음과 같다.

$$\dot{\lambda}_1 = -\frac{\partial H_1}{\partial z} = 0 \quad (20)$$

$$\dot{\lambda}_2 = -\frac{\partial H_1}{\partial t} = 0 \quad (21)$$

즉 λ_1, λ_2 는 상수이다. 그리고

$$\frac{\partial H_1}{\partial u} = u(\phi) + (\lambda_1 \sin \phi + \lambda_2) = 0 \quad (22)$$

이므로,

$$u(\phi) = -(\lambda_1 \sin \phi + \lambda_2) \quad (23)$$

로 표현할 수 있다. 식 (23)을 식 (5), (6)에 대입하면 식 (24)과 식 (25)을 구할 수 있다.

$$\frac{dz}{d\phi} = -(\lambda_1 \sin^2 \phi + \lambda_2 \sin \phi) \quad (24)$$

$$\frac{dt}{d\phi} = -(\lambda_1 \sin \phi + \lambda_2) \quad (25)$$

식(24)~식(25)을 행렬방정식으로 나타내면 다음과 같다.

$$A \begin{bmatrix} \lambda_1 \\ \lambda_2 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} z_0 - z_f \\ -t_f \end{bmatrix} \quad (26)$$

여기서 행렬 A 는 다음과 같이 표현된다.

$$A = \begin{bmatrix} \int_{\phi_0}^{\phi_f} \sin^2 \phi d\phi & \int_{\phi_0}^{\phi_f} \sin \phi d\phi \\ \int_{\phi_0}^{\phi_f} \sin \phi d\phi & \int_{\phi_0}^{\phi_f} d\phi \end{bmatrix}$$

Cramer의 공식을 이용하여 λ_1, λ_2 을 구하면 다음과 같다.

$$\lambda_1 = \frac{\det A_1}{\det A}, \quad \lambda_2 = \frac{\det A_2}{\det A} \quad (27)$$

$X - Y$ 평면에서 최적제어를 하기 위하여 해밀토미언(Hamiltonian)함수를 구하면 다음과 같다.

$$H_2 = \frac{1}{2}u^2(\theta) + \cos \phi (\lambda_1 \cos \theta + \lambda_2 \sin \theta + \lambda_3)u(\theta) \quad (28)$$

최적을 위한 필요조건으로부터 다음과 같은 부 상

태 벡터에 대한 미분 방정식이 얻어진다.

$$\dot{\lambda}_3 = -\frac{\partial H_2}{\partial x} = 0 \quad (29)$$

$$\dot{\lambda}_4 = -\frac{\partial H_2}{\partial y} = 0 \quad (30)$$

$$\dot{\lambda}_5 = -\frac{\partial H_2}{\partial t} = 0 \quad (31)$$

$$\frac{\partial H_2}{\partial u} = u(\theta) + \cos \phi (\lambda_1 \cos \theta + \lambda_2 \sin \theta + \lambda_3) = 0$$

(32)식(29)~식(32)으로부터 $\lambda_3, \lambda_4, \lambda_5$ 는 상수이고

$$u(\theta) = -\cos \phi (\lambda_1 \cos \theta + \lambda_2 \sin \theta + \lambda_3) \quad (33)$$

이라는 것을 알 수 있다

식(33)을 식(14)~식(16)에 대입하면 운동방정식은

$$\frac{dx}{d\theta} = -\cos^2 \phi (\lambda_3 \cos^2 \theta + \lambda_4 \sin \theta \cos \theta + \lambda_5 \cos \theta) \quad (34)$$

$$\frac{dy}{d\theta} = -\cos^2 \phi (\lambda_3 \sin \theta \cos \theta + \lambda_4 \sin^2 \theta + \lambda_5 \sin \theta) \quad (35)$$

$$\frac{dt}{d\theta} = -\cos^2 \phi (\lambda_3 \cos \theta + \lambda_4 \sin \theta + \lambda_5) \quad (36)$$

와 같이 표현된다.

식(17)~식(19)을 행렬방정식으로 표현하면 다음과 같다[8].

$$B \begin{bmatrix} \lambda_3 \\ \lambda_4 \\ \lambda_5 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} x_0 - x_f \\ y_0 - y_f \\ -t_f \end{bmatrix} \quad (37)$$

식(37)에서 Cramer의 공식을 이용하여 $\lambda_3, \lambda_4, \lambda_5$

을 구하면 다음과 같다.

$$\lambda_3 = \frac{\det B_1}{\det B}, \lambda_4 = \frac{\det B_2}{\det B}, \lambda_5 = \frac{\det B_3}{\det B} \quad (38)$$

식(27)과 식(38)에서 $\det(A) \neq 0, \det(B) \neq 0$,
즉 $\theta_0 \neq \theta_f, \phi_0 \neq \phi_f, \phi \neq \frac{\pi}{2} + k\pi$ 임을 알 수 있다.

식(27)과 식(38)을 비행시간 t_f 에 관한 방정식으로 정리하여 쓰면 다음과 같다.

$$\lambda_1 = K_1 t_f + b_1 \quad (39)$$

$$\lambda_2 = K_2 t_f + b_2 \quad (40)$$

$$\lambda_3 = K_3 t_f + b_3 \quad (41)$$

$$\lambda_4 = K_4 t_f + b_4 \quad (42)$$

$$\lambda_5 = K_5 t_f + b_5 \quad (43)$$

여기서

$$\begin{aligned} K_1 &= A(1,2)/\det A \\ K_2 &= -A(1,1)/\det A \\ K_3 &= [B(1,2)B(2,3) - B(2,2)B(1,3)]/\det B \\ K_4 &= [B(2,1)B(1,3) - B(1,1)B(2,3)]/\det B \\ K_5 &= [B(1,1)B(2,2) - B(2,1)B(1,2)]/\det B \\ b_1 &= A(2,2)(z_0 - z_f)/\det A \\ b_2 &= -A(2,1)(z_0 - z_f)/\det A \\ b_3 &= [(B(2,2)B(3,3) - B(3,2)B(2,3))(x_0 - x_f) \\ &\quad - (B(1,2)B(3,3) - B(3,2)B(1,3))(y_0 - y_f)]/\det B \\ b_4 &= [(B(3,1)B(2,3) - B(2,1)B(3,3))(x_0 - x_f) \\ &\quad + (B(1,1)B(3,3) - B(3,1)B(1,3))(y_0 - y_f)]/\det B \\ b_5 &= [(B(2,1)B(3,2) - B(3,1)B(2,2))(x_0 - x_f) \\ &\quad - (B(1,1)B(3,2) - B(3,1)B(1,2))(y_0 - y_f)]/\det B \end{aligned}$$

이다.

잔여비행시간 t_{go} 는 식(25)과 식(36)로부터 구하면 다음과 같다.

$$\begin{aligned} t_{go} &= t_f + \lambda_3(\sin\theta - \sin\theta_0) - \lambda_4(\cos\theta - \cos\theta_0) + \lambda_5(\theta - \theta_0) \\ &= t_f - \lambda_1(\cos\phi - \cos\phi_0) + \lambda_2(\phi - \phi_0) \end{aligned} \quad (44)$$

식(23)과 식(33)으로부터 가속도에 관한 방정식

$$a_\theta = -\frac{V \cos\phi}{\lambda_3 \cos\theta + \lambda_4 \sin\theta + \lambda_5} \quad (45)$$

$$a_\phi = -\frac{V}{\lambda_1 \sin\phi + \lambda_2} \quad (46)$$

을 구할 수 있다.

식(46)을 정리하면

$$\lambda_5^2 - (\lambda_3^2 + \lambda_4^2) > 0 \quad (47)$$

을 얻을 수 있다[8].

유도탄의 비행시간 t_f 을 변수로 하고 식(47)을 정리하여 쓰면

$$\begin{aligned} \lambda_5^2 - (\lambda_3^2 + \lambda_4^2) &= (K_5^2 - K_3^2 - K_4^2)t_f^2 + \\ &2(b_5 K_5 - b_3 K_3 - b_4 K_4)t_f + b_5^2 - b_3^2 - b_4^2 > 0 \end{aligned} \quad (48)$$

을 얻는다. 비행시간 t_f 에 관한 2차 부등식 식(48)으로부터 식(49)과 식(50)을 구할 수 있다.

$$K_5^2 - K_3^2 - K_4^2 < 0 \quad (49)$$

$$\begin{aligned} [2(b_5 K_5 - b_3 K_3 - b_4 K_4)]^2 - \\ 4(k_5^2 - k_3^2 - k_4^2)(b_5^2 - b_3^2 - b_4^2) > 0 \end{aligned} \quad (50)$$

즉, $X-Y$ 평면에서의 초기 발사 경로각 θ_0 과 종말 종속 충돌각 θ_f 는 식(49)과 식(50)을 만족시켜야 한다.

마찬가지로 식 $\lambda_1 \sin\theta + \lambda_2 \neq 0$ 로부터

$$\lambda_2^2 - \lambda_1^2 > 0 \quad (51)$$

을 얻을 수 있다. 유도탄의 비행시간 t_f 을 매개변수로 하고 식(51)을 정리하면

$$\lambda_2^2 - \lambda_1^2 = (K_2^2 - K_1^2)t_f^2 + 2(b_2 K_2 - b_1 K_1)t_f > 0 \quad (52)$$

을 얻는다. 2차부등식(52)에서

$$K_2^2 - K_1^2 < 0 \quad (53)$$

$$-\frac{2(b_2K_2 - b_1k_1)}{K_2^2 - K_1^2} > 0 \quad (54)$$

을 얻을 수 있다. $V-\phi$ 평면에서의 초기 발사 경로각 ϕ_0 과 종말 종속 충돌각 ϕ_f 는 식(53)과 식(54)을 만족시켜야 한다. 그리고 비행시간 t_f 은 식(48)과 식(52)을 만족시켜야 한다.

본 논문에서는 비행 경로각을 독립변수로 하였기에 θ, ϕ 는 단조함수이어야 한다. 그리고 행렬 A, B 는 적분 항으로 이루어 졌고, 또 $\det A, \det B$ 의 값이 0이 되어서는 안 되기에 유도탄의 호밍제어에 제한이 따를 수밖에 없다. 또한 이론적으로 호밍제어가 가능하더라도 이때 소요되는 입력 가속도가 유도탄 시스템이 입력 가능한 가속도 범위 내에 있는지도 확인해야 한다.

IV. 시뮬레이션

본 논문에서는 제안한 유도법칙의 성능을 확인하기 위하여 Matlab를 이용하여 3차원 평면 시뮬레이션을 진행하였다.

첫 번째 시뮬레이션은 고정된 발사 지점에서 표적을 순차 동시 공격하는 시나리오이다. 유도탄의 초기 조건과 표적의 위치는 표1과 같다. 이때 유도

탄의 속도는 300m/sec 로 설정한다. 유도탄의 초기 조건을 식(49)과 식(53)에 대입하면 제어 가능한 비행 시간범위를 구할 수 있다. 유도탄 1의 비행시간을 50sec로 설정하고 발사한다. 10sec 후, 유도탄 2의 비행시간을 40sec로 설정하고 발사한다.

설정된 비행시간과 유도탄 초기조건을 식(5), 식

(6), 식(14), 식(15), 식(16)에 대입하여 시뮬레이션을 실행한다.

표1 표적 위치 및 유도탄의 초기 조건

Table 1 Initial and terminal conditions.

Target	Position	(10, 3, 0) km
Missile 1	Position	(0, 0, 0) km
	(θ_0, θ_f)	(135, -30) deg
	(ϕ_0, ϕ_f)	(30, -15) deg
Missile 2	Position	(0, 0, 0) km
	(θ_0, θ_f)	(-45, 60) deg
	(ϕ_0, ϕ_f)	(10, -15) deg

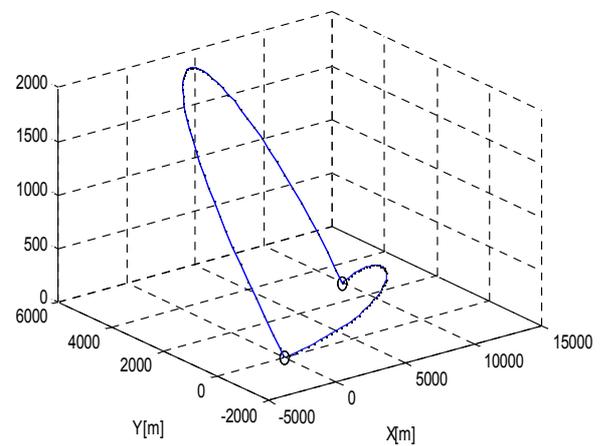


그림 2. 비행궤적
Fig. 2. Trajectories.

그림 2는 제안한 호밍법칙에 의한 유도탄의 비행 궤적을 도시한 것이다. 이때 두 유도탄이 동시에 목표물에 도달하였음을 알 수 있다. 그리고 제어 가능한 비행시간 범위 내에서 요구하는 비행시간이 클수록 목표물에 도달하기 위한 비행궤적이 더 크게 우회함을 알 수 있다. 이 시나리오는 제한된 유도탄 발사대를 이용하여 여러 대의 유도탄으로 동일한 목표물을 순차적으로 공격하는데 유용하게 사용할 수 있다.

두 번째 시뮬레이션은 4대의 유도탄이 단일 표적을 동시에 공격하는 시나리오이다. 표적의 위치 및 각 유도탄의 초기 위치와 초기 발사 경로각(θ_0, ϕ_0) 및 종말 종속 충돌각(θ_f, ϕ_f)은 표 2에 정리된 바와 같다.

표2 표적 위치 및 유도탄의 초기 조건

Table 2 Initial and terminal conditions.

Target	Position	(0, 0, 0) km
Missile 1	Position	(-7, 7, 0) km
	(θ_0, ϕ_0)	(30, 10) deg
	(θ_f, ϕ_f)	(-90, -15) deg
Missile 2	Position	(8, 6.5, 0) km
	(θ_0, ϕ_0)	(290, 15) deg
	(θ_f, ϕ_f)	(180, -10) deg
Missile 3	Position	(6, -8, 0) km
	(θ_0, ϕ_0)	(210, 20) deg
	(θ_f, ϕ_f)	(90, -10) deg
Missile 4	Position	(-4, -9, 0) km
	(θ_0, ϕ_0)	(120, 30) deg
	(θ_f, ϕ_f)	(0, -15) deg

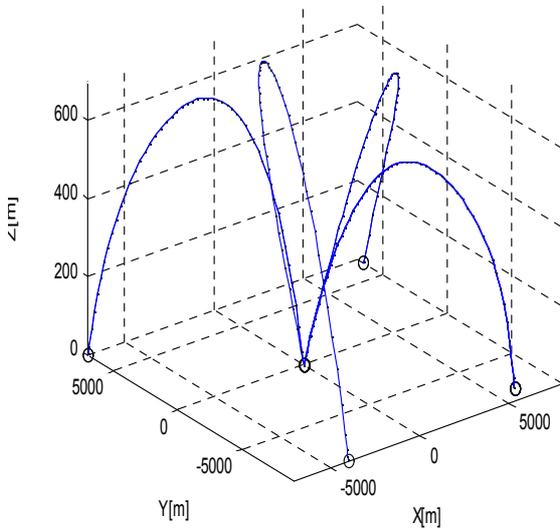


그림 3. 비행궤적
Fig. 3. Trajectories.

이때의 유도탄의 속도는 300m/sec로 가정하였으며, 제어 가능한 비행시간 범위를 구하면 각각 (38.29, 45.54), (38.68, 44.26), (37.25, 43.27), (38.94, 46.92)sec 이다. 그중 40sec를 동일한 비행제어시간 t_f 로 설정하였다. 그림 3은 동시 공격 시나리오에 대한 각 유도탄의 비행궤적을 도시한 것이다. 공격에 참여한 모든 유도탄이 미리 지정된 목표를 설정된 비행시간 40sec에 종말 종속 충돌각 구속조건을 만족시키면서 정확

히 호밍하게 됨을 알 수 있다.

V. 결 론

본 논문에서는 3차원 평면에서 비행 경로각을 이용한 비행시간 제어가 가능한 유도법칙을 제안하였다. 종말 종속 충돌각 구속조건을 만족하는 2차원기존 유도법칙의 적용범위를 3차원으로 확대하였고, 비선형 구조로 설계되어 보다 섬세한 제어가 가능한 형태를 갖고 있다. 3차원에서 순차 동시 공격이 가능하고, 다수의 유도탄 동시 공격 시스템에도 적용이 가능하다. 정해진 비행제어시간에 정해진 방향으로 목표물을 동시 공격할 수 있게 함으로써 강력한 방어망을 갖춘 표적에 대해서도 유효한 공격이 가능하리라 판단된다. 대함, 대지 등 고정된 표적에 적용이 가능하고 또 무인 비행체 등과 같은 비행시간 제어가 요구되는 경우에도 유용하리라 예상된다.

감사의 글

본 논문은 2011년도 창원대학교 공모과제연구비에 의해 연구되었음. 또한 이 연구에 참여한 연구자의 일부는 2단계 BK21사업의 지원을 받았음.

참 고 문 헌

- [1] 이진익, 유창경, 탁민제, “생존성 향상을 위한 정현파 기동 호밍유도법칙” 2006 한국항공우주학회 추계학술발표회 논문집, pp. 651-654, 2006.4.
- [2] 민병문, 김태훈, 탁민제, “대함 유도탄의 동시 공격을 위한 호밍 유도법칙”, 한국항공우주학회 추계학술발표회 논문집, pp. 1095-1098 2007년 11월
- [3] 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.
- [4] 이진익, 전인수, “시변 이득을 이용한 비행시간 및 충돌각 제어 유도법칙”, 한국항공우주학회

- 제35권 제 7호 ,pp 633-639, 2007년 7월.
- [5] 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.
- [6] Shieh, C.-S "Design of three-dimensional missile guidance law via tunable nonlinear H1 control with saturation constraint" *Control Theory and Applications*, Vol. 1, Mar. 2007, pp 756-763
- [7] Kim, Yoon-Hwan; Ryoo, Chang-Kyung; Tahk, Min-Jea, "Guidance Synthesis for Evasive Maneuver of Anti-Ship Missiles Against Close-In Weapon Systems", *Aerospace and Electronic Systems*, Vol. 46, Mar. 2010, PP 1376 - 1388
- [8] 김승호, 양빈, 황정원, 박승엽, 박승제, "비행 경로각을 이용한 대함 유도탄의 호밍 유도법칙", *한국항공학 회논문지* 제14권 제5호, 2010년 10월 pp 596-603,

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 수학교사
2002년 9월~2006년 8월: 중국 연길시 연변대학 사범분원
수학강사
관심분야 : 제어시스템 해석 및 설계, 유도탄 호밍법칙

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 요녕
과학기술대학교 조교

2009년 10월~2010년 8월: 중국 Lianning Julong Financial
Equipment Corp. 선임연구원
관심분야: 자동제어, 센서 시스템, 유도탄 호밍법칙

이 천 기 (李千紀)



2011년 2월 : 창원대학교
전자공학과(공학사)
2011년 3월 ~ 현재 : 창원대학교
전자공학과(석사과정)
관심분야 : 자동제어, DSP,
모터드라이브설계

황 정 원 (黃貞苑)



1997년 2월: 인제대학교 전자공학과
(공학사)
2000년 2월: 창원대학교 전자공학과
(공학석사)
2012년 2월 : 창원대학교 전자공학과
(공학박사)
2011년 9월 ~현재 : 마산대학교
전기과 전임강사
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