

論文

J. of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences 43(8), 669-676(2015)

DOI:http://dx.doi.org/10.5139/JKSAS.2015.43.8.669

ISSN 1225-1348(print), 2287-6871(online)

기동표적에 대한 입사각 정의와 입사각 제어 유도법칙

김현승, 박상섭, 유창경\*

Definition of Impact Angle and Impact Angle Control Law Against Maneuvering Target

Hyun-Seung Kim, Sang-Sup Park and Chang-Kyung Ryoo\*

Department of Aerospace Engineering, Inha University

ABSTRACT

In this paper, a guidance law for intercepting maneuvering target with a desired impact angle is proposed. The proposed guidance law is modified from the optimal impact angle control law for a fixed target and given by a biased PN law with the impact angle control term in addition to the conventional PN law. Three different kinds of desired impact angles in the respect of LOS angle, flight path angle, and relative flight path angle to the target are defined. The performance of the proposed guidance law is investigated via numerical simulations for various air-to-air engagement scenarios.

초 록

본 논문에서는 기동하는 표적에 대한 입사각 제어 유도법칙을 제안하였다. 제안된 유도법칙은 정지표적에 대한 최적입사각제어 유도법칙을 변형한 것으로서 기존의 PN (Proportional Navigation) 유도법칙에 입사각제어 항이 추가된 바이어스 PN 유도법칙의 형태를 갖는다. 시선각, 비행경로각, 그리고 표적에 대한 상대 비행경로각 관점에서의 세 가지 다른 종류의 입사각을 정의하였다. 다양한 공대공 교전 시나리오에 대한 수치 시뮬레이션 결과를 통해 제안한 유도법칙의 성능을 검증하였다.

**Key Words** : Impact Angle Control(입사각 제어), Biased Proportional Navigation(바이어스 PN), Maneuvering Target(기동표적), Relative Flight Path Angle(상대 비행경로각)

1. 서 론

입사각 제어 유도법칙은 표적과의 입사각을 직접 제어하여 탄두의 살상률을 최대화 할 수 있다는 강점이 있다. 이러한 강점에 입각하여 입사각 제어 유도법칙에 대한 연구가 다양하게 수행

되어 왔다[1-6]. 참고문헌 [1-3]은 표적이 고정되어 있거나 등속운동 상태에 놓여있는 가정 하에, 기존의 PN 유도법칙에 입사각 제어를 위한 부가항을 추가한 형태로 고려하였다. 이를 바탕으로 운동방정식을 선형화하여 제어에너지 최적화 관점에서의 입사각 제어 유도법칙에 관한 연구도

† Received : Decembeer 10, 2014    Revised : July 26, 2015    Accepted : July 28, 2015

\* Corresponding author, E-mail : ckryoo@inha.ac.kr

수행되었다[4-6]. 그러나 이러한 연구들은 기동하는 표적에 대해서 요격성이 보장되지 않는다. 표적이 기동할 경우, 표적에 대한 유도탄의 상대좌표계가 정의되어야 하기 때문이다. 이러한 점에 착안하여 참고문헌 [7]은 유도이득을 포함하는 최적 입사각 제어 유도법칙의 속도변수를 시선 관련 변수들로 변환하여, 기동하는 표적에 대해서도 최적 입사각 제어 유도법칙을 보장하였다. 참고문헌 [8]에서는 기동 표적에 대한 종말구속 조건이 있는 최적 유도법칙을 연구하였다. 주어진 입사각으로 요격할 때 유도오차 및 유도입사각오차를 최소화하는 최적의 유도이득을 찾는 방식으로 접근하였기 때문에 유도법칙의 최적화를 수행하였지만 시선각 기반의 입사각 제어법칙만을 제안하였다.

본 논문에서는 정지 표적뿐만 아니라 기동하는 표적에 대해서도 원하는 입사각으로 요격 가능한 입사각 제어 유도법칙을 제안한다. 이는 기존의 입사각 제어 유도법칙에서 biased PN 보상항을 시선각(Line of Sight Angle), 유도탄의 비행경로각(Flight Path Angle), 유도탄과 표적의 상대 비행경로각 관련 파라미터로 구성하여 입사각 제어를 하는 것이다. 시선각 기반의 입사각 제어는 원하는 시선각으로 유도되기 때문에 직관적인 통찰이 가능하고, 유도탄과 표적의 시선 관련 변수들인 시선각, 시선각속도, 상대거리만으로 구성되어 간단하다. 유도탄 비행경로각 기반의 입사각 제어는 유도탄과 표적의 속도, 비행경로각 정보만 있으면 유도가 가능하나, 요격 순간 표적의 진행 방향이 유지되지 않는다면 그 성능을 보장하기 어려운 단점이 있다. 유도탄과 표적의 상대 비행경로각 기반의 입사각 제어는 각각의 속도벡터 정의에 따라 head on 및 tail chase의 경우로 구분하고, 각각의 경우에 대해 표적 속도벡터로부터 상대 비행경로각을 산출함으로써 입사각 제어가 가능하다. 제안한 유도법칙들은 임의의 교전 상황에서 유도탄과 기동 표적간의 시뮬레이션을 통하여 그 성능을 검증하였다.

## II. 기동표적의 입사각 제어 유도법칙

Figure 1은 유도탄과 기동 표적 간의 기하를 보여준다. Biased PN 유도법칙은 PN 유도명령에 입사각 제어 유도명령 항을 추가한 것으로 유도명령은 식 (1)과 같이 계산할 수 있다[1]. 유도명령 산출에 필요한 파라미터는 기하 관계로부터 식 (2)-(4)와 같이 계산된다. 여기서  $R$ 은 유도탄과 표적의 상대 거리,  $V$ 는 유도탄 속도,  $\sigma$ 는 시

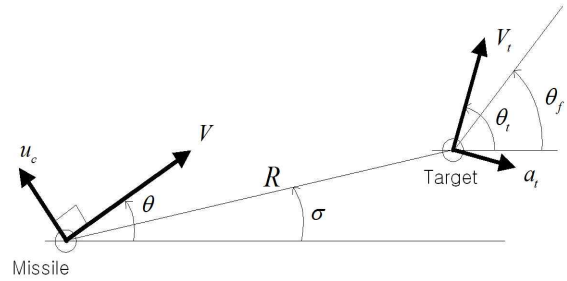


Fig. 1. Interception Geometry for a Maneuvering Target

선각,  $\dot{\sigma}$ 은 시선각속도,  $\sigma_f$ 는 요격 순간의 시선각,  $\theta$ 는 유도탄의 비행경로각,  $t_{go}$ 는 잔여 비행시간을 의미한다.

$$u^* = -N_{\theta} \dot{R} \dot{\sigma} + \frac{N_f V}{t_{go}} (\theta + \dot{\sigma} t_{go} - \sigma_f) \quad (1)$$

$$\dot{R} = V_t \cos(\theta_t - \sigma) - V \cos(\theta - \sigma) \quad (2)$$

$$\dot{\sigma} = \frac{V_t \sin(\theta_t - \sigma) - V \sin(\theta - \sigma)}{R} \quad (3)$$

$$t_{go} \approx \frac{R}{V} \quad (4)$$

이 운동방정식에 구속되는 제어에너지 최소화 최적제어문제를 식 (5)와 같이 고려한다.

$$J = \frac{1}{2} \int_0^{t_f} \frac{u_c^2}{t_{go}^N} dt, \quad N \geq 0 \quad (5)$$

이러한 형태의 성능지수는 유도이득이  $N$ 으로 표현되는 PN 유도법칙을 산출하기 위한 성능지수와 동일하다[9]. 표적이 고정되어 있거나 등속운동을 하는 경우 요격 순간 입사각의 비행경로각은  $\sigma_f$ 와 같아진다. 즉,  $\sigma(t_f) = \theta(t_f)$ 이므로 위의 biased PN 유도법칙은 보장되지만, 표적에 기동이 포함되어 있는 경우에는 요격 순간  $\sigma(t_f) \neq \theta(t_f)$ 이기 때문에 요격은 보장할 수 없게 된다. 이는 유도탄의 비행경로각이 표적 기동과는 관계없이 유도탄 속도벡터로만 구성되기 때문에 유도명령의 방향을 재정의 해야 하기 때문이다. 이러한 점에 입각하여 요격시점  $t_f$ 일 때, biased PN 유도명령의 보상항을 유도탄과 표적의 상대적인 상태변수인 시선각, 비행경로각, 유도탄과 표적의 상대 비행경로각으로 생성하여 단순한 형태의 입사각 제어 유도법칙을 구성할 수 있다.

### 2.1 시선각 기반 입사각 제어

기동 표적에 대한 입사각 제어를 위해서는 유도탄과 표적의 상대적인 상태변수가 필요하기 때문에 시선각과 시선각속도를 도입한다[7].

Figure 2에서 볼 수 있듯이 시선각 기반의 입사각 제어는 고정 표적에 대한 유도명령에서 비행경로각을 시선각으로 치환하면서 원하는 입사시선각  $\theta_f$ 로 입사하도록 유도하는 방식이다. 입사각 제어 유도법칙에서 유도명령이 시선각과 시선각속도로 구성되도록 산출해야 한다. 먼저 시선각속도  $\dot{\sigma}$ 은 식 (3)으로부터 선형화하여 식 (6)과 같이 산출할 수 있다. 식 (6)에서 유도탄 비행경로각  $\theta$ 에 관해 정리하면 식 (7)과 같다. 따라서 식 (1)의 유도명령은 식 (7)의  $\theta$ 를 대입하면 식 (8)과 같이 도출된다. 여기서 시선각, 유도탄의 비행경로각, 표적의 종말 비행경로각에 대한 유도이득은 식 (9)와 같다. 이 때, 유도명령은  $N_\theta$ 와  $N_f$ 로 표현된다.

$$\dot{\sigma} = -\frac{V}{R}(\theta - \sigma) = -\frac{\theta - \sigma}{t_{go}} \quad (6)$$

$$\theta = \sigma - \dot{\sigma}t_{go} \quad (7)$$

$$u^* = N_\theta V \dot{\sigma} + \frac{N_f V}{t_{go}}(\sigma - \sigma_f) \quad (8)$$

$$\begin{aligned} N_\sigma &= (N+2)(N+3) \\ N_\theta &= 2(N+2) \\ N_f &= (N+1)(N+2) \end{aligned} \quad (9)$$

식 (8)에서 요격 시 입사각은 시선각  $\sigma_f$ 가 됨을 Fig. 2를 통해 알 수 있다. 다시 말해 기동표적의 경우 요격 순간 입사각은 기본적으로 비행경로각이 아닌 시선각으로 정의된다. 식 (8)에서 유도이득  $N=0$ 인 경우, 식 (5)에서  $t_{go}$ 의 차

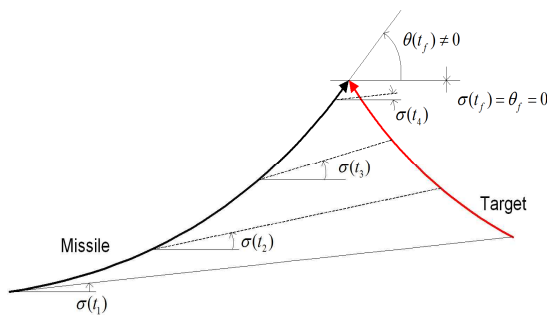


Fig. 2. LOS Angle Changes for IAC (Impact Angle Control) with a Maneuvering Target

수가 최소화되기 때문에 제어에너지를 최소화할 수 있다. 이때의 유도명령은 식 (10)과 같이 산출된다. 유도탄이 등속이고 표적이 고정된 경우에 대해 최적성을 가진다.

또한 유도탄 속도가 유도이득의 형태로 포함되기 때문에 속도가 시변일 경우라도 표적요격이 가능하다[7]. 다만 PN 유도법칙의 경우 제어에너지를 최소화하는  $N_\theta=3$ 으로 정의된다[6]. 반면에 시선각 기반 입사각 제어 유도법칙에서는  $N=0$ 일 때 식 (8)을 통해 계산하면  $N_\theta=4$ 임을 알 수 있다.

$$u^* = 4V\dot{\sigma} + \frac{2V^2(\sigma - \sigma_f)}{R} \quad (10)$$

시선각 기반의 입사각 제어는 원하는 시선각으로 유도되기 때문에 직관적인 통찰이 가능하다. 또한 유도탄과 표적의 시선관련 변수들인 시선각, 시선각속도, 상대거리만으로 구성되어 간단하다.

### 2.2 유도탄 비행경로각 기반 입사각 제어

Figure 1에서 요격 시점에서의 특정 입사각을 유도탄의 비행경로각으로 지정해주기 위해서는 비행경로각을 시선각 기반의 입사각 제어 유도명령에서의 특정 입사각  $\sigma_f$ 로 변환해야 한다. 비행경로각이 유도탄 속도벡터로만 구성되므로 입사각으로 설정하기 위해서는 시선관련 변수로 변환할 필요가 있기 때문이다. 먼저 유도탄과 표적 간의 상대거리  $R$ 과 시선각  $\sigma$ 를 각각 시간에 대해 미분하면 식 (2), (3)과 같다. 여기에서  $V_t$ 는 표적의 속도,  $\theta_t$ 는 표적의 비행경로각을 의미한다. 종말구속 조건은 시간  $t_f$ 에서 다음 식 (11)과 같다.  $\theta_t(t_f)$ 는 요격 순간 표적의 비행경로각을 의미한다.

$$\sigma(t_f) = \sigma_f, R(t_f) = 0, \theta(t_f) = \theta_f \quad (11)$$

식 (3)에 위의 종말구속조건 3가지를 적용하면 식 (12)와 같이 유도탄, 표적의 비행경로각과 속도 성분으로 시선각을 표현할 수 있다. 이를 정리하면 식 (13)과 같다.

$$0 = V_t \sin(\theta_t(t_f) - \sigma_f) - V \sin(\theta_f - \sigma_f) \quad (12)$$

$$\tan \sigma_f = \frac{V_t \sin \theta_f - V \sin \theta_t(t_f)}{V \cos \theta_f - V_t \cos \theta_t(t_f)} \quad (13)$$

여기서 표적의 비행 방향이 현재 상태를 유지한다고 가정하면,  $\theta_t(t_f)$ 는 현재 상태의 표적 비행경로각  $\theta_t$ 로 수렴하므로  $\sigma_f$ 는 식 (14)와 같이 근사화가 가능하다.

$$\sigma_f \approx \tan^{-1} \left( \frac{V \sin \theta_f - V_t \sin \theta_t}{V \cos \theta_f - V_t \cos \theta_t} \right) \quad (14)$$

식 (14)를 식 (10)에 적용하면 표적 요격 시점에서 유도탄의 비행경로각이 표적의 속도벡터와 무관하게  $\theta_f$ 가 되도록 입사각 제어 유도를 수행할 수 있다.

### 2.3 상대 비행경로각 기반 입사각 제어

Figure 3은 기동 표적과 유도탄 교전 상황이 tail chase인 경우와 head on인 경우로 나누어 요격 시 표적 속도에 대한 상대 입사각  $\Delta\theta_f$ 를 산출하는 원리를 도시한 것이다. 이를 바탕으로 기동 표적에 대해서 직관적으로 표적 속도 벡터와의 상대 비행경로각을 산출하여 입사각 제어 유도법칙을 구성할 수 있다. 여기에서  $\theta_t$ ,  $\theta_f$ 는 각각 요격 시점에서 표적의 비행경로각과 유도탄의 비행경로각을 의미한다. 유도탄의 속도가 표적의 속도보다 크다고 가정하면, tail chase 상황에서 상대 비행경로각은 단순히 유도탄의 비행경로각에서 표적의 비행경로각만큼의 차이 값으로 정의된다. 반면에 head on 상황에서는 유도탄과 표적의 속도벡터가 서로 반대 방향이기 때문에, tail chase 상황과는 다르게 정의된다. 이를 수식으로 정리하면 다음과 같다.

$$\text{- Tail chase : } \Delta\theta_f = \theta_f - \theta_t \quad (15)$$

$$\text{- Head on : } \Delta\theta_f = \theta_t - \theta_f - \pi \quad (16)$$

이를 식 (14)에 대입하여 표적에 대한 상대입사각  $\Delta\theta_f$ 을 유지하는데 필요한 종말 시선입사각을 도출할 수 있다.

- Tail chase :

$$\sigma_f = \tan^{-1} \left( \frac{V \sin(\theta_t + \Delta\theta_f) - V_t \sin \theta_t}{V \cos(\theta_t + \Delta\theta_f) - V_t \cos \theta_t} \right) \quad (17)$$

- Head on :

$$\sigma_f = \tan^{-1} \left( \frac{V \sin(\theta_t - \Delta\theta_f - \pi) - V_t \sin \theta_t}{V \cos(\theta_t - \Delta\theta_f - \pi) - V_t \cos \theta_t} \right) \quad (18)$$

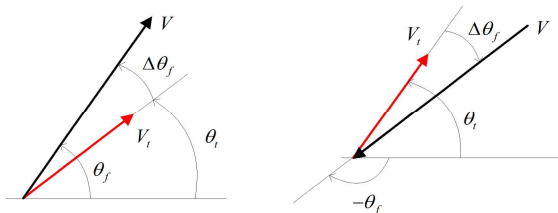


Fig. 3. Definition of the Relative Impact Angles(Tail chase/Head on)

Table. 1. Parameters for Simulation

유도탄 초기조건	
$(x_m, y_m, z_m)$	$(0m, 0m, 0m)$
속도	$250m/s$
비행경로각	$0^\circ$
기동가속도 제한 $25g$	
표적 초기조건	
$(x_t, y_t, z_t)$	$(2000m, 0m, 0m)$
속도	$100m/s$
비행경로각	$120^\circ$
기동가속도	$1g$
유도이득 $N=0(N_f=2, N_\theta=4)$	

Table. 2. Miss Distance for the Impact LOS(1) / Flight Path(2)/ Relative Flight Path Angle<Head-on(3)/ Tail-chase(4)>

Impact angle[deg]	Miss distance [m]			
	(1)	(2)	(3)	(4)
60	0.383	0.443	0.21	0.435
30	0.22	0.068	0.41	0.422
0	0.41	0.17	0.41	0.45
-30	0.2	0.19	0.363	0.368
-60	0.278	0.453	0.22	0.44

즉, 식 (17) 또는 (18)로 주어지는  $\sigma_f$ 를 식 (10)에 적용하면 요격 시점에서 표적의 속도벡터에 대해 상대입사각  $\Delta\theta_f$ 으로 표적을 요격할 수 있는 입사각 제어 유도를 수행할 수 있다.

### III. 시뮬레이션

기존 입사각 제어 유도법칙에서 PN 유도법칙에 입사각 제어를 위한 부가 항을 시선각, 유도탄의 비행경로각, 유도탄과 표적 간 상대 비행경로각으로 구성하고, 이 유도법칙의 성능을 검증하기 위해서 유도탄과 표적 간 교전 시뮬레이션을 수행하였다. 교전에 필요한 유도탄과 표적 파라미터는 Table 1과 같다. 유도이득  $N=0$ 으로 설정한 이유는 제어 에너지를 최소화하는 최적문제 관점에서 시뮬레이션 결과를 살펴보기 위함이다. 앞서 제시한 시선각, 유도탄 비행경로각, 유

도탄-표적 상대 비행경로각 기반의 입사각 제어 유도법칙 세 가지에 대해 동일한 교전 시나리오로 시뮬레이션을 수행하였고, 응답지연은 고려하지 않았다. 각 경우에 대한 유도오차는 Table 2에 정리한 바와 같다. 또한 기존의 PN 유도법칙을 동일 시뮬레이션 조건에 적용하였을 때, 입사각에 상관없이 시선각 3.56도, 비행경로각 14.26도로 입사한다. 따라서 원하는 각도로 요격하기 위해서 본 논문에서 제안한 방법이 우수함을 알 수 있다.

### 3.1 시선각 기반 입사각 제어 시뮬레이션 결과

요격 순간의 입사각을 시선각  $\sigma_f$ 로 정의하고 입사각으로  $-60^\circ$ 부터  $60^\circ$  구간에서  $30^\circ$ 씩 증가시켜가며 시뮬레이션을 수행한 결과를 Fig. 4-8에 나타내었다.

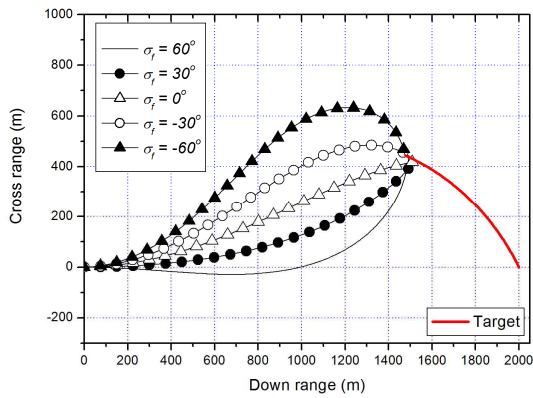


Fig. 4. Flight Trajectories of the Missile and the Maneuvering Target for the Various Impact LOS Angle

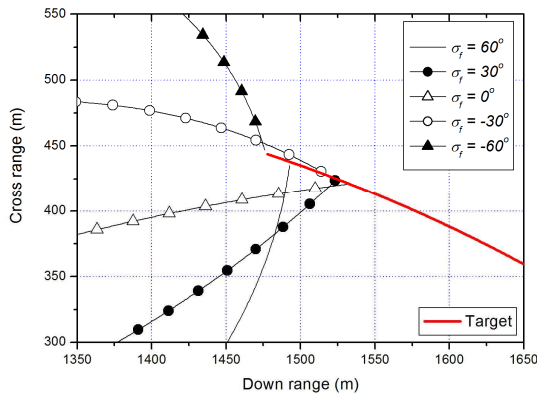


Fig. 5. Flight Trajectories near the Interception Point

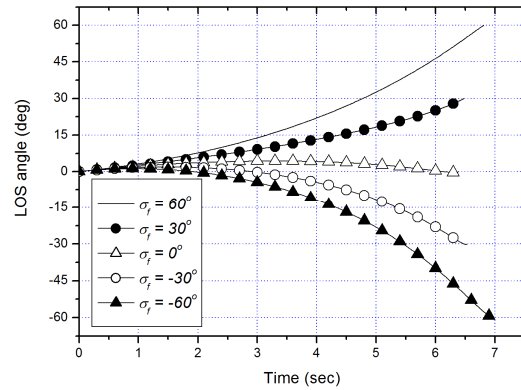


Fig. 6. LOS Angle of the Missile for the Various Impact LOS Angle

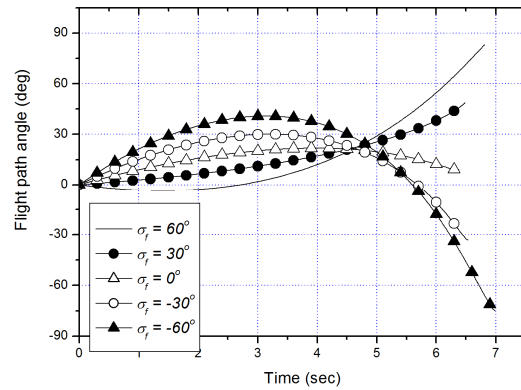


Fig. 7. Flight Path Angle of the Missile for the Various Impact LOS Angle

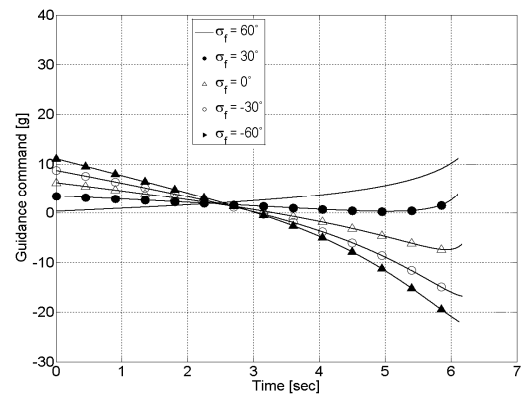


Fig. 8. Guidance Command of the Missile for the Various Impact LOS Angle

Figure 6에서 확인할 수 있듯이 제안된 유도법칙은 요구 시선각으로 유도탄을 유도시키는 것을 확인할 수 있다.

### 3.2 유도탄 비행경로각 기반 입사각 제어 시뮬레이션 결과

요격 순간에 대해서 유도탄의 입사 비행경로각  $\theta_f$ 을  $-60^\circ$ 부터  $60^\circ$  구간에서  $30^\circ$ 씩 증가시

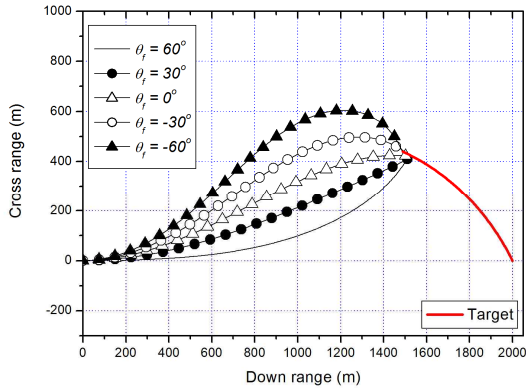


Fig. 9. Flight Trajectories of the Missile and the Maneuvering Target for the Various Impact Flight Path Angle

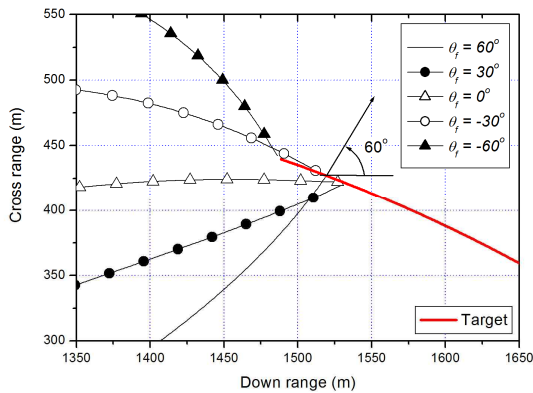


Fig. 10. Flight Trajectories near the Interception Point

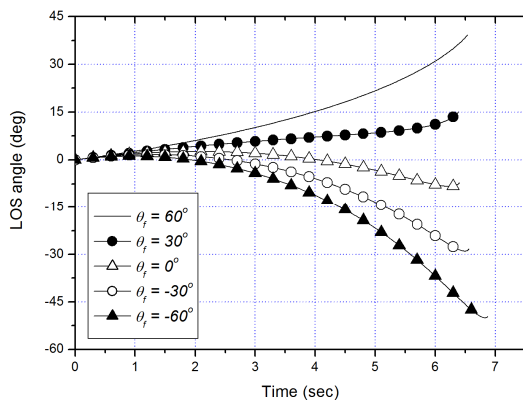


Fig. 11. LOS Angle of the Missile for the Various Impact Flight Path Angle

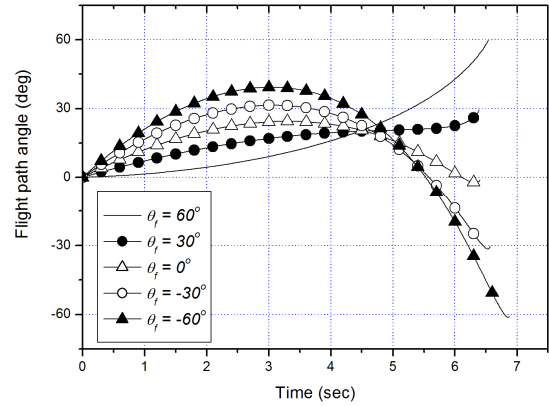


Fig. 12. Flight Path Angle of the Missile for the Various Impact Flight Path Angle

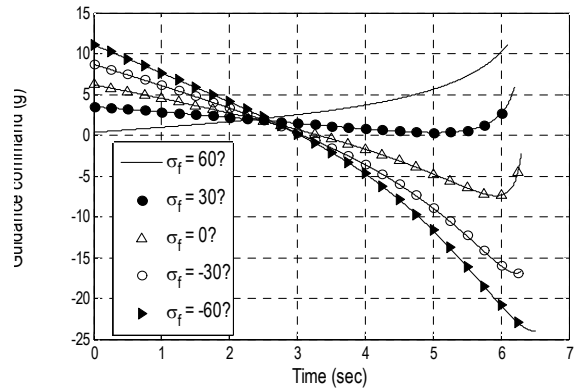


Fig. 13. Guidance Command of the Missile for the Various Impact Flight Path Angle

켜가며 시뮬레이션을 수행한 결과를 Fig. 9-13에 나타내었다. 이 때 요구 시선입사각은 식 (14)로 주어진다. Fig. 12에서 확인할 수 있듯이 요격 순간 유도탄의 비행경로각이 요구 값을 만족한다.

### 3.3 유도탄-표적 상대 비행경로각 기반 입사각 제어 시뮬레이션 결과

Head on 상황에서 요격 순간의 유도탄과 표적간 상대 비행경로각  $\Delta\theta_f$ 을  $-60^\circ$ 부터  $60^\circ$  구간에서  $30^\circ$ 씩 증가시켜가며 시뮬레이션을 수행한 결과는 Fig. 14-17과 같다. Tail chase 상황에서의 시뮬레이션 결과는 Fig. 18-19에 나타냈다. 이 때 요구 시선입사각은 식 (17)-(18)로 주어진 식을 사용하였다.

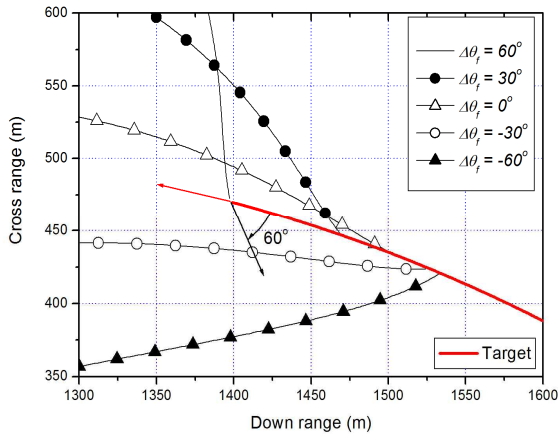


Fig. 14. Flight Trajectories near the Interception Point(Head-on)

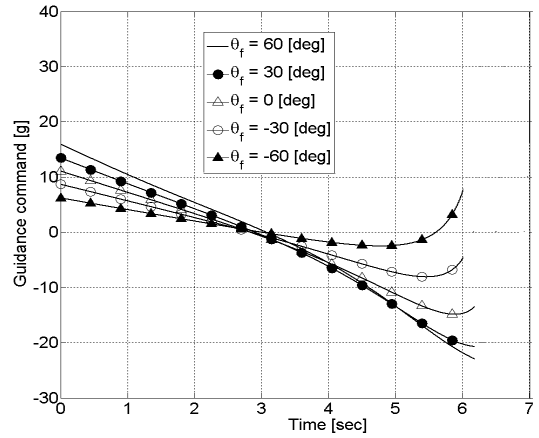


Fig. 17. Guidance Command of the Missile for the Various Relative Impact Flight Path Angle (Head-on)

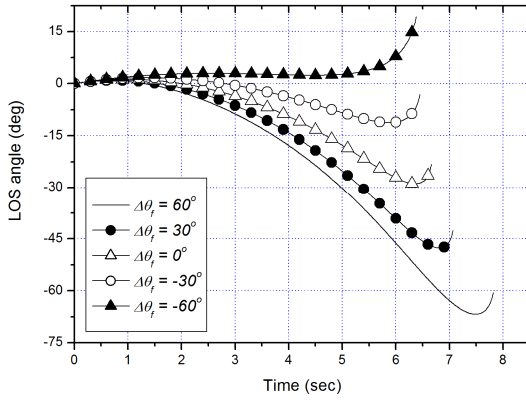


Fig. 15. LOS Angle of the Missile for the Various Relative Impact Flight Path Angle(Head-on)

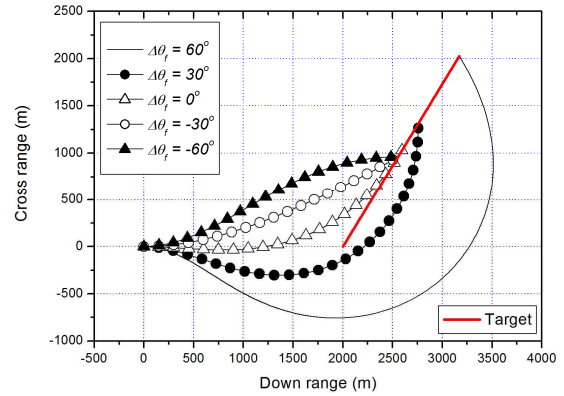


Fig. 18. Flight Trajectories of the Missile and the Constant Moving Target for the Relative Impact Flight Path Angle(Tail-chase)

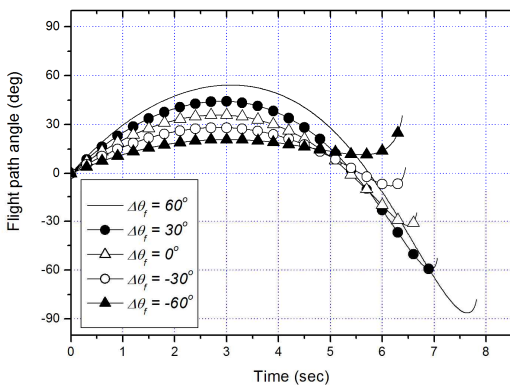


Fig. 16. Flight Path Angle of the Missile for the Various Relative Impact Flight Path Angle(Head-on)

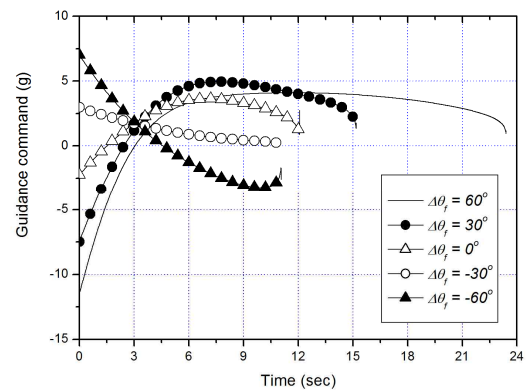


Fig. 19. Guidance Command of the Missile for the Various Impact Flight Path Angle(Tail-chase)

#### IV. 결 론

본 논문에서는 기존에 연구된 최적 입사각 제어 유도법칙을 바탕으로 기동하는 표적에 대한 입사각제어 유도법칙을 소개하였다. 기준 입사각을 시선각, 유도탄 비행경로각, 유도탄과 표적의 상대 비행경로각 관점에서 정의하여 적용할 경우 유도법칙의 변경 없이 다양한 요격 조건을 구현할 수 있다. 시선각 관점에서의 입사각제어는 유도탄 탐색기 FOV 내에 기동 표적을 유지시키고자 할 때 유용하다. 유도탄 비행경로각 관점의 입사각제어는 표적의 속도벡터와 상관없이 특정 입사각으로 제어할 수 있다는 장점이 있지만, 요격 시 표적의 진행방향이 유지되지 않는다면 요격 오차가 커진다. 상대 비행경로각 관점의 입사각제어는 탄두효과를 최대화하는 관점에서 매우 유용하게 사용될 수 있을 것으로 기대된다. 각 유도 파라미터에 따른 시뮬레이션 결과를 바탕으로, 기동 표적에 대하여 다양한 입사각으로 요격 가능한 것을 확인하였다. 그러나 이는 표적의 단순한 운동에 대한 것으로, 추후 유도탄 속도 변화와 비선형성을 가지는 기동 표적을 고려한 상황에서 제안한 유도법칙의 검증이 요구된다.

#### 후 기

본 연구는 국방과학연구소의 지원(계약번호: UD130001CD)으로 연구된 결과의 일부이며, 이에 대하여 감사드립니다.

#### Reference

1) Kim, B. S., Lee, J. G., and Han, H. S., "Biased PNG law for impact with angular

constraint," *IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems*, Vol. 34, No. 1, 1998, pp.277~288.

2) Kim, K. S., and Kim, Y. D., "Design of generalized conceptual guidance law using aim angle," *Control Engineering Practice*, Vol. 12, No. 3, 2004, pp. 291~298.

3) Kim, M., and Grider, K. V., "Terminal Guidance for Impact Attitude Angle Constrained Flight Trajectories," *IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems*, Vol. 9, No. 6, 1973, pp.852~859.

4) Cho, H. J., Shin, S. J., and Song, T. L., "Impact Angle Control for Planar Engagements," *IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems*, Vol. 35, No. 4, 1999, pp.1439~1444.

5) Bryson, A. E., Jr., and Ho, Y. C., *Applied Optimal Control*, John Wiley & Sons, 1975.

6) Ryoo, C. K., Cho, H., and Tahk, M. J., "Optimal guidance laws with terminal impact angle constraint," *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, Vol. 28, No. 4, 2005, pp.724~732.

7) Ryoo, C. K., "Impact-Angle-Control Guidance Laws for Maneuvering Targets," *Proceeding of 2006 the KSAS Spring Conference*, 2006, pp.655~658.

8) V. Shaferman, and T. Shima, "Linear Quadratic Guidance Laws for Imposing a Terminal Intercept Angle," *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, Vol. 31, No. 5, 2008, pp.1400~1412.

9) E. Kreindler, "Optimality of proportional navigation," *AIAA Journal*, Vol. 11, No. 6, 1973, pp.878~880.