

# 물리적 구속조건을 고려한 공대지 대전차 유도탄의 유도기법 연구

## Guidance Scheme for Air-to-Ground Anti-tank Missiles Under Physical Constraints

박 봉 균<sup>†</sup> · 엄 태 윤\*  
(Bong-Gyun Park · Tae-Yoon Um)

**Abstract** - A composite guidance scheme is proposed for air-to-ground anti-tank missiles launched from an airborne platform. Long-range anti-tank missiles usually use a fiber optic line (FOL) for the datalink between an operator and the missile to obtain real-time target information and to command the missile. Also, impact angle control is used to maximize the warhead effectiveness, but it should be carefully implemented due to interference between the launch platform and the FOL. Thus, the proposed guidance scheme takes into account both impact angle and FOL constraints. Under system lag and acceleration limits, a selection method of guidance gains and calculation logic of the maximum achievable impact angle are proposed for a guideline of practical implementation. The performance of the proposed guidance scheme is investigated by nonlinear simulations with various engagement conditions.

**Key Words** : Impact angle control, Fiber optic line, Composite guidance scheme, Physical constraints

### 1. 서 론

최근 개발되고 있는 대전차 유도탄의 경우 지상뿐만 아니라 헬기에서도 발사가 이루어지면서 다양한 발사 플랫폼에서 운용이 되고 있다. 특히 장거리 공대지 대전차 유도탄의 경우 표적에 대한 정보를 실시간 획득하고 이를 활용하여 유도탄에 명령을 전달하기 위해 데이터링크(Datalink)를 운용하고 있다. 데이터링크는 크게 무선 방식과 유선 방식이 있다. 무선 데이터링크의 경우 데이터 전송 매체가 없기 때문에 이동성에 대한 장점이 있지만 가시선 확보, 전파 방해 및 전송 대역폭의 한계라는 단점을 가지고 있다. 유선 데이터링크의 경우 유선이라는 전송 매체를 사용하기 때문에 이동성에 대한 단점을 가지지만 비가시선 운용, 대용량 전송이 가능한 장점을 가지고 있어 사수 개입을 통한 유도탄의 운용 시 적절한 것으로 알려져 있다[1]. 본 논문에서는 공중 플랫폼에서 발사되고 광섬유 기반의 유선 데이터링크를 사용하는 장거리 공대지 유도탄을 고려하고 있다. 대전차를 공격할 경우 탄두효과를 최대화하기 위하여 취약부인 상부 공격을 하게 되는데, 이때 유도탄이 과도하게 궤적성형을 하게 될 경우 공중 발사 플랫폼과 광섬유 간의 간섭현상으로 인해 단선이 발생할 수 있다. 따라서 공중에서 발사되는 공대지 대전차 유도탄의 경우 간섭현상에 대한 구속조건을 고려하여 상부 공격이 가능한 유도법칙 설계가 필요하다.

최근에는 상부공격을 위한 총돌각 제어 구속조건과 유도탄의 물리적 구속조건을 고려한 유도기법에 대한 연구가 많이 이루어지고 있다. 참고문헌 [2]에서는 비례항법 유도에 시변 편향항(Time-varying Bias)을 포함하여 총돌각을 제어한다. 참고문헌 [3]에서는 최적 제어 이론을 이용하여 에너지를 최소화하는 일반화 형태를 가지는 총돌각 제어 유도법칙을 제안하였다. 참고문헌 [4]에서는 비례항법 특성을 활용하여 지대지 교전 시나리오에 대해 총돌각을  $0^\circ$  에서  $-180^\circ$  까지 만족시키는 복합 유도법칙을 제안하였다. 총돌각 구속조건 뿐만 아니라 탐색기의 지향각(Look Angle) 및 가속도 제한을 동시에 고려한 유도법칙들은 기본적으로 비례항법 특성을 이용한 연구들이 많이 이루어지고 있다. 참고문헌 [5]에서는 탐색기의 지향각과 기동 가속도 제한들을 고려하여 시변 편향항을 생성하는 연구를 수행하였다. 참고문헌 [6]에서는 탐색기의 Lock-on 상태를 유지하기 위해 탐색기의 지향각을 일정하게 유지하는 지향각 제어 유도법칙을 활용하여 수동 호밍유도탄을 위한 총돌각 제어 유도법칙을 제안하였다. 참고문헌 [7]에서는 수치적 방법을 활용하여 탐색기의 지향각 구속조건과 기동 가속도 제한이 고려된 비례항법 이득 계산 방법에 대해서 연구가 수행되었다. 그러나 현재까지 공중 발사 플랫폼에서 발사되고 유선 데이터링크를 사용하는 공대지 유도탄에서 발생할 수 있는 광섬유 간섭현상을 고려한 연구는 문헌으로 거의 발표되고 있지 않는 것으로 판단된다.

본 논문에서는 광섬유와 총돌각 구속조건을 동시에 고려한 유도기법을 제안한다. 제안된 유도법칙의 기본적인 아이디어는 참고문헌 [8]에 기술되어 있고, 본 논문에서는 유도탄의 기동 가속도 제한을 고려하여 비행 경로각 제어 유도법칙의 유도이득 계산 및 최대 달성 가능한 총돌각 계산 로직을 추가적으로 제안한다. 제안된 유도기법은 총 두 단계로 구성된다. 첫 번째 유도단계는

<sup>†</sup> Corresponding Author : 1st-Institute-4, Agency for Defense Development, Korea.  
E-mail: bgpark0615@gmail.com  
orcid.org/0000-0003-0917-726X

\* 1st-Institute-4, Agency for Defense Development, Korea.  
Received : November 29, 2018; Accepted : December 24, 2018

비행 경로각을 일정하게 유지하면서 광섬유와 발사 플랫폼간의 간섭현상을 없애고, 특정한 시선각 조건을 만족하면 비례항법 유도단계로 전환하여 원하는 총돌각으로 표적을 타격하게 된다.

본 논문의 구성은 다음과 같다. 2장에서는 운동방정식을 정의하고 유도기법 설계에 필요한 비례항법 특성을 다룬다. 3장에서는 총돌각 제어 유도기법을 제안하고, 유도탄의 기동 가속도를 고려하여 최대 달성 가능한 총돌각 계산 로직 및 시간지연 시스템에 대한 유도이득 설정에 대해서 다룬다. 4장에서는 다양한 시나리오에 대한 시뮬레이션을 통해 제안한 유도법칙의 성능검증을 수행하고, 마지막 5장에서는 결론을 정리하였다.

## 2. 문제 정의

본 장에서는 유도탄과 표적과의 운동방정식을 정의하고, 유도기법을 유도하기 위해 필요한 비례항법 특성을 논의한다. 광섬유의 구속조건으로 크게 발사 플랫폼과의 간섭현상 그리고, 광섬유 장력제한에 대한 유도탄 속력제한 등이 있을 수 있다. 본 논문에서는 장력에 대한 구속조건은 유도탄의 속력제한을 고려한 추력 프로파일 설계를 통해 극복가능하다고 가정하고, 플랫폼과의 간섭현상만 고려하였다.

### 2.1 운동방정식

그림 1은 공중에 정지되어 있는 플랫폼에서 발사된 유도탄과 정지된 표적에 대해 2차원 공대지 교전 기하학을 도시한다. 이때  $V$ 는 유도탄 속력,  $a$ 는 유도탄 속력에 수직으로 작용하는 가속도,  $r$ 은 표적과 유도탄의 상대거리,  $\lambda$ 는 시선각을 나타낸다.  $\theta$ 와  $\theta_f$ 는 비행 경로각 및 총돌각을 나타내고,  $\lambda_{FOI}$ 는 발사 플랫폼과 광섬유 사이의 각,  $\lambda_{FOL}$ 는 광섬유 구속조건,  $\theta_d$ 는 원하는 비행 경로각,  $y_0$ 는 초기 발사고도,  $\sigma$ 는 지향각을 나타낸다.

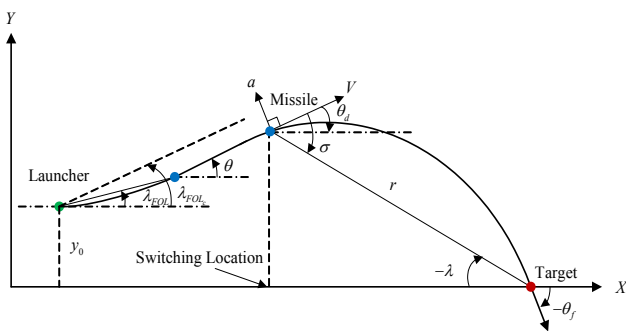


그림 1 호밍 유도 기하  
Fig. 1 Homing guidance geometry

만일 유도탄이 시간지연이 없고 속력이 일정하다고 가정하면, 극 좌표계(Polar Coordinate System)를 기준으로 비선형 운동방정식을 다음과 같이 표현할 수 있다.

$$\dot{r} = -V \cos \sigma \tag{1}$$

$$r \dot{\lambda} = -V \sin \sigma \tag{2}$$

$$\dot{\theta} = \frac{a}{V} \tag{3}$$

$$\sigma = \theta - \lambda \tag{4}$$

### 2.2 비례항법 유도 특성

본 논문에서는 제안하는 유도기법은 비례항법의 특성을 활용한다[6]. 먼저 정지된 표적에 대해 비례항법 유도를 적용하면 다음과 같다.

$$\dot{\theta} = N \dot{\lambda} \tag{5}$$

식 (5)를 초기 및 종말 조건을 이용하여 적분하면

$$\theta_f = \theta_0 + N(\lambda_f - \lambda_0) \tag{6}$$

와 같다. 여기서 아래 첨자 0과  $f$ 는 초기 및 종말 시점을 각각 나타낸다. 이때 표적을 타격하는 순간,  $\theta_f = \lambda_f$ 이기 때문에 식 (6)은 다음과 같이 표현 가능하다.

$$\theta_f = \frac{N \lambda_0}{(N-1)} - \frac{\theta_0}{(N-1)} \tag{7}$$

식 (7)로부터 비례항법 유도를 적용하고 현재 시점이  $t_0$ 라고 하면, 총돌각은 현재 시점의 시선각  $\lambda_0$ , 비행 경로각  $\theta_0$ , 그리고 비례항법 이득  $N(N \neq 1)$ 에 따라 변화는 것을 확인할 수 있다.

다음으로 시선각 변화율 특성을 보기 위하여 식 (2)를 미분한 후 식 (5)를 대입하여 정리하면

$$r \ddot{\lambda} - (N-2) \dot{r} \dot{\lambda} = 0 \tag{8}$$

와 같다. 초기 시선각 변화율  $\dot{\lambda}_0$ 와 초기 상대거리  $r_0$ 를 이용하여 식 (8)의 해를 구하면 다음과 같다.

$$\frac{\dot{\lambda}}{\dot{\lambda}_0} = \left( \frac{r}{r_0} \right)^{N-2} \tag{9}$$

식 (9)를 통해  $N < 2$ 일 때, 표적 근처로 가면 시선각 변화율은 증가하고,  $N = 2$ 이면 시선각 변화율이 일정하게 유지되고,  $N > 2$ 일 경우 시선각 변화율은 0으로 수렴하게 된다. 즉, 유한한 유도명령을 생성하기 위해서는 비례항법 이득은  $N \geq 2$ 를 가지도록 설정해야 한다.

마지막으로 지향각 변화율 특성을 확인하기 위하여  $|\sigma| < \pi/2$ 로 가정하고, 식 (4)를 미분한 후 식 (1)을 이용하여 독립변수를  $r$ 로 가지는 미분방정식을 표현하면

$$\frac{d \sin}{dr} = -\frac{a}{V^2} - \frac{\sin \sigma}{r} \quad (10)$$

와 같다. 식 (5)를 식 (10)에 대입한 후 초기 지향각  $\sigma_0$ 를 이용하여 미분방정식의 해를 구하면 다음과 같다.

$$\frac{\sin \sigma}{\sin \sigma_0} = \left( \frac{r}{r_0} \right)^{N-1} \quad (11)$$

식 (11)로부터  $N=1$ 이면 지향각은 일정하게 유지되고,  $N>1$ 일 경우 지향각은 0으로 수렴하는 것을 알 수 있다.

### 3. 충돌각 제어 유도기법

본 장에서는 앞서 기술한 비례항법 특성을 활용하여 광섬유 구속조건을 고려한 충돌각 유도기법을 제안한다. 그리고 유도탄이 가지는 기동 가속도 제한을 고려하여 최대 달성 가능한 충돌각 계산 로직을 기술한다. 마지막으로 시스템의 시간지연이 고려됐을 때, 유도이득 계산 방법에 대해서 다룬다.

#### 3.1 유도기법 제안

광섬유의 간섭현상을 고려한 유도기법의 기본적인 아이디어는 비행 전 구간에서 발사 플랫폼과 광섬유 사이의 각  $\lambda_{FOL_c}$  이내로 비행 경로각을 형성시켜 단선현상을 방지하려는 것이다. 그림 1에서와 같이 제안하는 유도기법은 총 두 단계로 구성된다. 첫 번째 단계에서는 광섬유의 구속조건  $\lambda_{FOL} \leq \lambda_{FOL_c}$ 를 만족시키기 위하여 비행 경로각을 일정하게 유지시키고, 두 번째 단계에서는 원하는 충돌각으로 표적을 타격하기 위하여 특정 시선각 조건을 만족시키면 비례항법 유도단계로 전환하여 표적으로 호밍하게 된다.

첫 번째 단계에서 원하는 비행 경로각으로 일정하게 유지하기 위하여 다음과 같이 유도명령을 생성한다.

$$a_{INI} = \frac{V}{\tau_g} (\theta_d - \theta) \quad (12)$$

여기서 아래 첨자  $INI$ 는 첫 번째 유도단계를 나타내고,  $\tau_g$ 는 유도이득을 나타낸다. 그리고 초기 발사각이  $\theta_0 \leq \lambda_{FOL_c}$ 와 같이 설정되고, 비행 경로각이 표적 타격 순간까지  $\theta \leq \lambda_{FOL_c}$ 와 같이 유지되면 광섬유 구속조건을 만족하게 된다. 따라서 첫 번째 단계에서는  $\theta_d$ 를  $\theta_d \leq \lambda_{FOL_c}$ 로 설정하고, 식 (12)를 식 (3)에 대입하여 미분방정식의 해를 구하면

$$\theta = \left( 1 - e^{-\frac{t}{\tau_g}} \right) \theta_d \quad (13)$$

와 같이 되어 비행 경로각  $\theta$ 는 시상수  $\tau_g$  만큼의 빠르기로  $\theta_d$ 로 수렴하는 것을 알 수 있다. 즉, 첫 번째 단계에서 비행 경로각 제어 유도명령인 식 (12)를 통하여 비행 경로각을 일정하게 유지 시킴으로써 광섬유 구속조건을 만족하게 된다.

식 (6)에서 초기 시점  $t_0$ 를 유도단계 전환 시점  $t_s$ 로 가정하여 시선각에 대해서 표현하면 다음과 같다.

$$\lambda_s = \frac{\theta_d + (N-1)\theta_f}{N} \quad (14)$$

이때  $|\sigma| < \pi/2$ 이면 식 (2)에 의해 시선각의 크기는 초기 값으로부터 점점 커지게 된다. 즉, 비행 경로각이  $\theta_d$ 로 유지되고 식 (14)의  $\theta_s$ 가 되는 시점에 비례항법 유도로 전환하면, 즉

$$a_{FIN} = NV\dot{\lambda} \quad (15)$$

의 유도명령을 생성하면 충돌각  $\theta_f$ 로 표적을 타격하게 된다. 여기서 아래 첨자  $FIN$ 는 두 번째 단계의 유도명령을 나타낸다. 이때 식 (5)에서와 같이 비례항법 유도명령을 사용하면 음의 비행 경로각 변화율이 형성되어 비행 경로각이 표적 타격 순간까지 작아지기 때문에 종말 유도단계에서 단선현상을 회피할 수 있게 된다. 따라서 제안하는 유도기법을 정리하면 다음과 같다.

$$a = \begin{cases} \frac{V}{\tau_g} (\theta_d - \theta) & \text{if } |\lambda| < |\lambda_s| \\ NV\dot{\lambda} \text{ with } N \geq 2 & \text{if } |\lambda| \geq |\lambda_s| \end{cases} \quad (16)$$

여기서 전환 조건  $\lambda_s$ 는 식 (14)에 정의되었다.

#### 3.2 기동 가속도 제한을 고려한 충돌각 계산

초기 유도단계에서 원하는 비행 경로각으로 빨리 수렴하기 위하여 식 (12)의 비행 경로각 제어 유도명령에서 과도하게 작은 유도이득  $\tau_g$ 를 설정하게 되면 유도 초기 큰 가속도 명령이 발생하게 된다. 또한 너무 크게 설정하면, 시선각 전환조건을 만족시킬 수 없기 때문에 적절한 값을 설정해야 한다.

먼저 최대 기동가속도를  $a_{\max}$ 라고 하면 식 (12)로부터 다음 관계식을 유도할 수 있다.

$$a_{INI} = \frac{V}{\tau_g} (\theta_d - \theta) \leq a_{\max} \quad (17)$$

따라서 유도명령이 포화되지 않기 위한 유도이득은 다음과 같이 설정할 수 있다.

$$\tau_g \geq \frac{V}{a_{\max}} (\theta_d - \theta_0) \quad (18)$$

다음으로 전환 조건을 확인하기 위하여 비행 경로각이  $\theta_d$ 로 일정하게 유지되고 있다고 가정하고, 극 좌표계의 운동방정식을

직교 좌표계 운동방정식으로 표현하면

$$\dot{x} = V \cos \theta_d \quad (19)$$

$$\dot{y} = V \sin \theta_d \quad (20)$$

와 같다. 여기서  $x$ 와  $y$ 는 그림 1에서  $X$ 축 및  $Y$ 축 방향에 대한 유도탄 위치를 각각 나타낸다. 초기 조건  $x_0, y_0$ 를 이용하여 식 (19)와 식 (20)의 해를 구하면 다음과 같다.

$$x = x_0 + V \cos \theta_d t \quad (21)$$

$$y = y_0 + V \sin \theta_d t \quad (22)$$

만일 표적의 위치를  $x_t, y_t$ 라고 하고, 식 (21)과 식 (22)를 이용하면 시선각을 다음과 같이 계산할 수 있다.

$$\lambda = \tan^{-1} \left[ \frac{y_t - (y_0 + V \sin \theta_d t)}{x_t - (x_0 + V \cos \theta_d t)} \right] \quad (23)$$

식 (23)으로부터 전환 시점에서의 시간  $t_s$ 를 다음과 같이 계산할 수 있다.

$$t_s = \frac{(x_t - x_0) \tan \lambda_s - (y_t - y_0)}{V(\tan \lambda_s \cos \theta_d - \sin \theta_d)} \quad (24)$$

여기서  $\lambda_s$ 는 식 (14)로부터 계산된다. 만일 식 (13)에서  $t = 7\tau_g$ 이면,  $\theta = 0.9991\theta_d$ 이기 때문에, 비행 경로각이 전환 시점 이전에 원하는 비행 경로각  $\theta_d$ 로 수렴하기 위해서는  $\tau_g \leq t_s/7$ 을 만족하도록 설정되어야 한다. 따라서 비행 경로각 제어 유도명령에서 가속도 제한과 전환 시점을 고려하여 유도이득  $\tau_g$ 는 다음과 같이 설정할 수 있다.

$$\frac{V}{a_{\max}}(\theta_d - \theta_0) \leq \tau_g \leq \frac{t_s}{7} \quad (25)$$

식 (17)에서 원하는 비행 경로각으로 수렴한 후 유도명령은 0을 생성하고, 비례항법으로 전환 된 후  $N > 2$ 일 경우는 유도명령은 식 (9)에 의해 전환 시점에 최대 유도명령이 생성되게 된다. 이때 전환 시점에서 유도 명령 포화가 발생하게 되면 유도 오차 및 총돌각 오차를 발생시킬 수 있기 때문에 유도탄의 기동가속도 제한 내에서 총돌각 설정이 필요하다. 식 (24)를 식 (21) 및 (22)에 대입하여 정리하면,  $t_s$ 에서 표적과의 잔여거리  $r_s$ 를 다음과 같이 계산할 수 있다.

$$r_s = \sqrt{[x_t - x(t_s)]^2 + [y_t - y(t_s)]^2} \quad (26)$$

식 (26)을 식 (2)에 대입한 후 식 (15)를 정리하면, 두 번째 유도단계에서의 최대 가속도 명령은 다음과 같이 계산할 수 있다.

$$a(t_s) = \left| -\frac{NV^2 \sin(\theta_d - \lambda_s)}{r_s} \right| \quad (27)$$

따라서 주어진 교전조건을 통해 전환 시점에서 계산된 가속도 명령이 유도탄의 기동 가속도 제한 값에 근접한 총돌각을 찾으면 그 값이 최대 달성 가능한 총돌각이 된다. 이때, 지향각은  $|\sigma| < \pi/2$ 으로 가정하였고, 비행 경로각이 일정하면 시선각의 크기는 증가하기 때문에 지향각도 점점 증가하게 된다. 따라서 식 (14)에서 계산된  $\lambda_s$  값을 이용하여 전환 시점에서의 지향각이  $\sigma(t_s) < \pi/2$ 인 것을 추가적으로 확인해야 한다. 최대 달성 가능한 총돌각 계산 로직을 다시 정리하여 나타내면 아래의 그림과 같다.

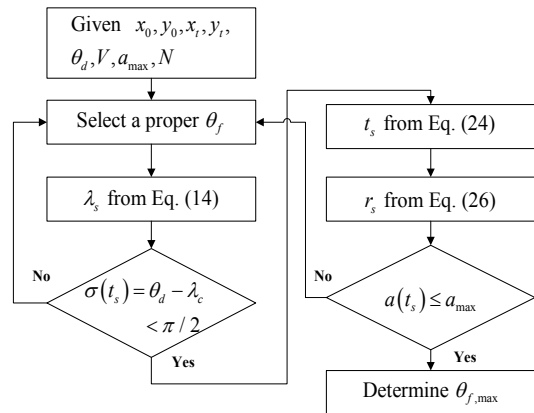


그림 2 최대 달성 가능한 총돌각 계산 로직

Fig. 2 Calculation logic of maximum achievable impact angle

### 3.3 시스템 시간지연에 대한 유도이득 계산

일반적인 공력 제어 유도탄의 경우 유도 명령을 조종 날개의 명령으로 만들어 주기위해 조종 루프를 통과하게 되는데 이때 시간지연이 발생하게 된다. 따라서 시간지연이 커질수록 유도오차 뿐만 아니라 총돌각 오차를 증가시킬 수 있고, 제한한 비행 경로각 유도법칙을 시간지연 시스템에 적용하여 오버슈트(Overshoot)이 발생할 경우 광섬유 구속조건을 벗어날 경우가 발생할 수 있다. 따라서 이에 대한 추가적인 고려가 필요하다.

먼저 시간지연에 대한 총돌각 오차를 보정하기 위하여 두 번째 유도단계로 전환됐을 경우, 비례항법 이득은 식 (6)으로부터 초기 값을 현재 값을 사용하여 유도 루프 계산주기에 맞춰서 다음과 같이 계산한다.

$$N = \frac{\theta_f - \theta}{\lambda_f - \lambda} \quad (28)$$

이때 식 (28)을 비례항법 유도에 적용할 경우, 표적에 근접하게 되면  $\theta \rightarrow \theta_f, \lambda \rightarrow \lambda_f$ 로 되면서 비례항법 이득은  $N \rightarrow 1$ 로 수렴하게 된다.

다음으로 조종 루프를 1차 시간지연 시스템, 즉,

$$\frac{a}{a_c} = \frac{1}{s\tau_a + 1} \quad (29)$$

으로 가정하고, 비행 경로각 제어의 유도 루프를 구성하면 아래와 같다. 여기서  $\tau_a$ 는 근사화된 조종 루프의 시상수를 나타낸다.

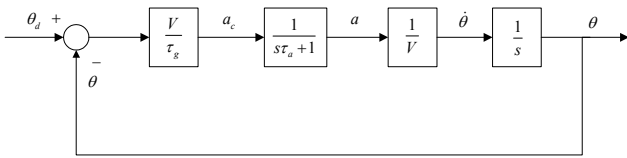


그림 3 비행 경로각 제어의 유도 루프  
Fig. 3 Guidance loop of flight path angle control

그림 3에서 비행 경로각에 대한 전달함수를 구하면 다음과 같다.

$$\frac{\theta}{\theta_d} = \frac{1/(\tau_g\tau_a)}{s^2 + s/\tau_a + 1/(\tau_g\tau_a)} \quad (30)$$

식 (30)의 분모에 해당하는 특성방정식으로부터 고유 진동수  $\omega_n$ 과 감쇠  $\zeta$ 와의 관계식을 다음과 같이 정리할 수 있다.

$$2\zeta\omega_n = \frac{1}{\tau_a}, \quad \omega_n^2 = \frac{1}{\tau_g\tau_a} \quad (31)$$

광섬유 구속조건을 만족시키기 위하여 오버슈트가 발생하지 않도록 하기 위해  $\zeta=1$ 로 설정하면 비행 경로각 제어 유도명령의 유도이득을 다음과 같이 설정할 수 있다.

$$\tau_g = 4\tau_a \quad (32)$$

따라서 식 (32)로부터 계산된  $\tau_g$ 가 식 (25)를 만족하도록 설정하면, 최대 기동 가속도 내에서 오버슈트가 발생하지 않는 동시에 유도단계 전환 시점까지  $\theta$ 를  $\theta_d$ 로 수렴시킬 수 있다.

### 4. 시뮬레이션 결과

본 장에서는 제안된 유도법칙의 특성 및 성능을 확인하기 위하여 수치 시뮬레이션을 수행한다. 먼저 기본 특성을 파악하기 위한 시뮬레이션이고, 두 번째는 시간지연 및 중력을 고려하여 좀 더 실제적인 환경에서 성능을 확인한다.

#### 4.1 기본 특성

시뮬레이션 조건으로 초기 유도탄 위치는,  $x_0 = 0, y_0 = 200m$ , 발사각은  $\theta = 5^\circ$ , 속력은  $V = 200m/s$ , 광섬유 구속조건은  $\lambda_{FOL} = 15^\circ$ , 기동 가속도 제한은  $a_{max} = 50m/s^2$ , 그리고 비

례방법 이득은  $N=3$ 으로 설정하였다. 이때, 최대 달성 가능한 총돌각은 교전조건과 그림 2에 정리된 로직으로부터  $\theta_{f,max} = -72^\circ$ 로 계산되어, 총돌각은  $\theta = -30^\circ, -50^\circ, -72^\circ$ 로 설정하였고, 유도이득  $\tau_g$ 는 식 (25)로부터  $\tau_g = 1sec$ 로 설정하였다. 또한 표적의 위치는  $x_t = 6km, y_t = 0$ 으로 설정하였다.

그림 4~7은 기본 특성 파악을 위한 시뮬레이션 결과를 나타낸다. 그림 4의 비행궤적에서 총돌각의 크기가 크게 설정될수록 고도상승이 크게 이루어지다가 표적을 타격하는 것을 알 수 있다. 그림 5의 비행 경로각은 초기 값  $5^\circ$ 에서  $15^\circ$ 로 수렴한 후 일정하게 유지되다가 식 (14)의 시선각 조건이 만족되면 원하는 총돌각으로 수렴하는 것을 알 수 있다. 그림 6에서 광섬유는 비행 전 구간에서 제한 조건( $\lambda_{FOL} \leq 15^\circ$ )이 만족되는 것을 보여 준다. 그림 7에 나타난 가속도 명령의 경우 비행 경로각이 원하는 값으로 수렴한 후 0으로 유지되다가 비례항법 유도도 전환된 후 전환 순간 최대 가속도 명령이 생성되고,  $N=3$ 으로 설정했기 때문에 표적 타격 순간 가속도 명령은 0이 되는 것을 확인할 수 있다. 또한 유도 초기 및 전환 시점에서 가속도 제한 값

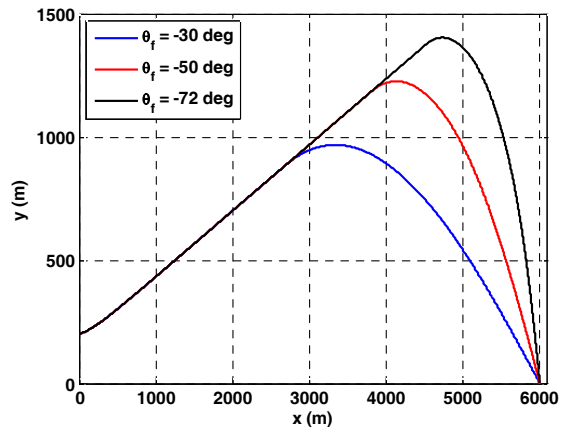


그림 4 비행궤적 (Case 1)  
Fig. 4 Missile trajectory (Case 1)

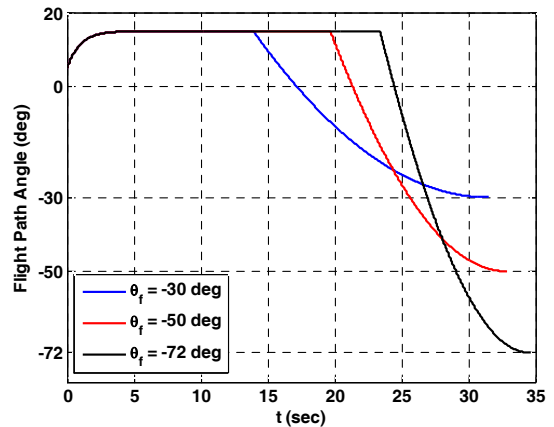


그림 5 비행 경로각 (Case 1)  
Fig. 5 Flight path angle (Case 1)

$50m/s^2$  이내로 가속도 명령이 생성되는 것을 확인할 수 있다. 위의 결과로부터 제안한 유도기법으로 제한된 기동 가속도 내에서 광섬유 구속조건을 만족시키는 동시에 원하는 충돌각으로 표적을 정확히 타격하는 것을 확인할 수 있다.

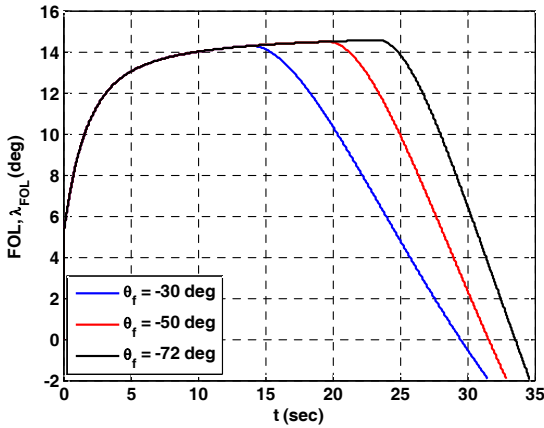


그림 6 광섬유 (Case 1)  
Fig. 6 Fiber optic line (Case 1)

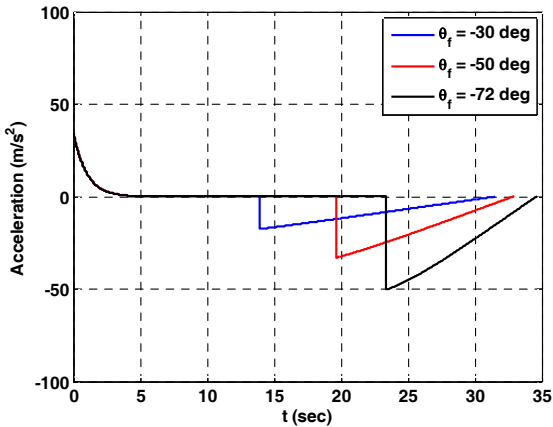


그림 7 가속도 (Case 1)  
Fig. 7 Acceleration (Case 1)

#### 4.2 시간지연을 고려한 유도탄 모델

제안된 유도기법을 좀 더 현실적인 유도탄 모델에 대해 분석하기 위하여 유도탄을 1차 시간지연 시스템으로 가정하고 시상수를  $\tau_a = 0.3sec$ 로 설정하였다. 또한 중력 모델을 고려하여 유도 명령은 중력보상 항( $g\cos\theta$ )을 고려하여 생성하였고, 여기서 중력 상수는  $g = 9.81m/s^2$ 으로 설정하였다. 그리고 중력이 고려되었기 때문에 최대 달성 가능한 충돌각 및 유도이득  $\tau_g$ 를 설정할 시 중력  $g$ 를 고려하여 계산이 이루어져야 한다. 기본적인 교전 조건은 기본 특성 시뮬레이션 조건과 동일하고 표적 위치는

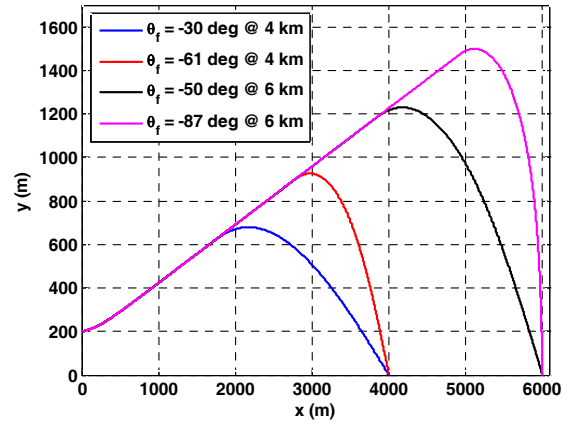


그림 8 비행궤적 (Case 2)  
Fig. 8 Missile trajectory (Case 2)

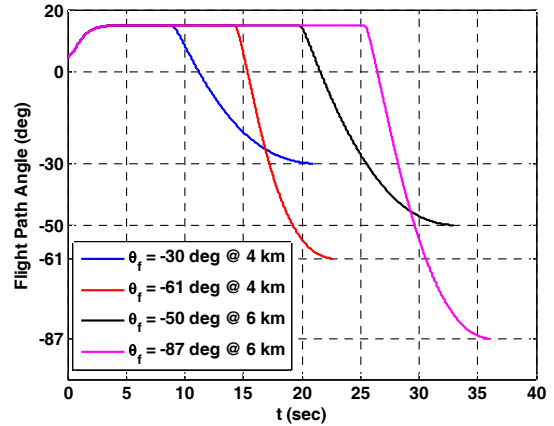


그림 9 비행 경로각 (Case 2)  
Fig. 9 Flight path angle (Case 2)

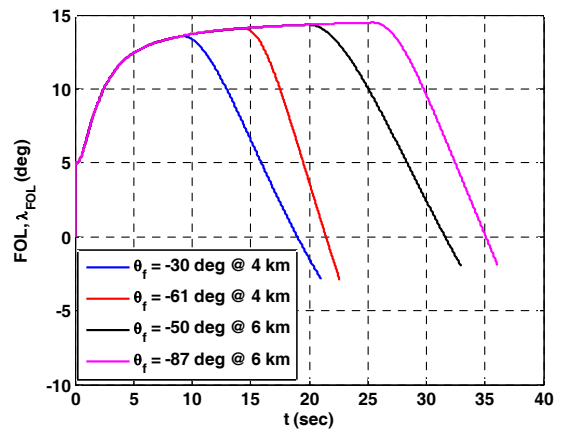


그림 10 광섬유 (Case 2)  
Fig. 10 Fiber optic line (Case 2)

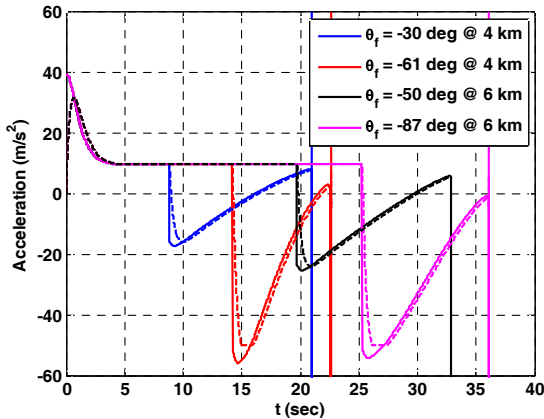


그림 11 가속도 - 실선: 명령, 점선: 응답 (Case 2)  
 Fig. 11 Acceleration - solid line: command, dotted line: response (Case 2)

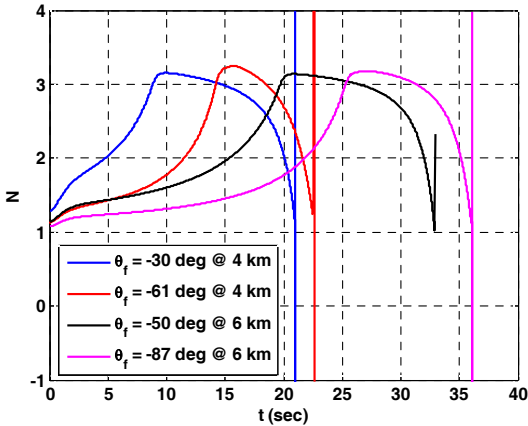


그림 12 유도이득, N (Case 2)  
 Fig. 12 Guidance gain, N (Case 2)

$x_t = 4km, 6km$ 로 설정하였으며, 비행 경로각 제어 유도의 유도 이득은 식 (25)와 식 (32)를 활용하여  $\tau_a = 1.2$ 로 설정하였다. 표적 사거리별 총돌각은  $x_t = 4km$ 일 경우  $\theta_f = 30^\circ, 61^\circ$  (max) 그리고  $x_t = 6km$ 일 경우  $\theta_f = 50^\circ, 87^\circ$  (max)로 설정하였다.

그림 8~12는 시간지연을 가지는 유도탄 모델에 대한 시뮬레이션 결과를 나타낸다. 그림 8의 비행궤적에서 사거리가 멀고, 총돌각의 크기가 클수록 비행 상승이 크게 이루어지면서 표적을 타격하는 것을 보여준다. 그림 9의 비행 경로각에서 식 (32)를 활용하여 유도이득을 설정하였기 때문에 원하는 비행 경로각으로 수렴 시 오버슈트가 발생하지 않았고, 이로 인해 그림 10에서와 같이 광섬유의 구속조건도 만족하는 것을 알 수 있다. 그림 11의 가속도 결과에서는 전환 시점에서 유도명령의 크기가 비행시간 1~2 초 동안 상승했다가 작아지는 것을 알 수 있는데, 이는 시간지연에 대하여 총돌각 오차를 보상하기 위해 그림 12의 시변 형태의 비행항법 이득을 사용하기 때문이다. 위의 결과로부터 제안된 유

도기법은 시간지연이 있는 유도탄에 대해서도 원하는 성능을 만족하는 것을 알 수 있다.

### 5. 결 론

본 논문에서는 공중 발사 플랫폼에서 발사되는 장거리 공대지 대전차 유도탄을 위한 유도기법을 제안하였다. 제안된 유도기법은 발사 플랫폼과 광섬유 간의 단선현상을 없애기 위하여 유도 초기에 비행 경로각 제어를 수행하고, 특정한 시선각 조건을 만족시키면 비례항법 유도로 전환하여 원하는 총돌각으로 표적을 타격할 수 있다. 또한 유도탄의 기동 가속도 제한을 고려하여 최대 달성 가능한 총돌각 계산 로직을 제안하여 유도이득 설정을 용이하게 하였고, 경로각 제어 시 유도탄의 시간지연에 의한 오버슈트가 발생하지 않도록 하는 유도이득 설정 방법을 기술하였다. 다양한 시나리오에 대한 수치 시뮬레이션을 통하여 제안한 유도기법의 기본 특성 및 그 성능을 확인하였다.

향후 제안된 유도기법의 실제 적용가능성 분석을 위하여 3-Loop 가속도 제어루프가 포함된 6자유도 모델에 대한 추가적인 성능분석 및 이동표적에 대한 연구로 확장하여 진행할 예정이다.

### References

- [1] W. H. Yang, S. S. Kim, Y. S. Lee, and K. G. Cho, "Optical Communication Related to Wired Data Link for Air to Ground Missile," *KIMST Annual Conference Proceedings*, pp. 1587-1588, 2016.
- [2] B. S. Kim, J. G. Lee and H. S. Han, "Biased PNG Law for Impact with Angular Constraint," *IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems*, Vol. 34, No. 1, pp. 277-288, 1998.
- [3] C. K. Ryoo, H. Cho, and M. J. Tahk, "Optimal Guidance Laws with Terminal Impact Angle Constraint," *Journal of Guidance, Control and Dynamics*, Vol. 28, No. 4, pp. 724-732, 2005.
- [4] A. Ratnoo and D. Ghose, "Impact Angle Constrained Interception of Stationary Targets," *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, Vol. 31, No. 6, pp. 1816-1821, 2008.
- [5] T. H. Kim, B. G. Park, and M. J. Tahk, "Bias-Shaping Method for Biased Proportional Navigation with Terminal-Angle Constraint," *Journal of Guidance, Control and Dynamics*, Vol. 36, No. 6, pp. 1810-1816, 2013.
- [6] B. G. Park, T. H. Kim, M. J. Tahk, and Y. H. Kim, "Composite Guidance Law for Impact Angle Control of Passive Homing Missiles," *Journal of the Korean Society for Aeronautical and Space Science*, Vol. 42, No. 1, pp. 20-28, 2014.
- [7] R. Tekin and K. S. Erer, "Switched-gain Guidance for

Impact Angle Control Under Physical Constraints,”  
*Journal of Guidance, Control and Dynamics*, Vol. 38, No.  
2, pp. 205-216, 2015.

- [8] B. G. Park, T. Y. Um, and P. S. Kim, “Impact Angle Control Guidance Scheme with Fiber Optic Line Constraint,” *KIMST Annual Conference Proceedings*, pp. 1805-1806, 2018.

---

## 저 자 소 개



### 박 봉 균(Bong-Gyun Park)

2008년 경상대학교 기계항공공학과 학사졸업. 2010년 카이스트 항공우주공학과 석사졸업. 2013년 카이스트 항공우주공학과 박사졸업. 2013년~2017년 LIG넥스원 선임연구원. 현재 국방과학연구소 선임연구원.

E-mail: bgpark0615@gmail.com



### 엄 태 윤(Tae-Yoon Um)

1985년 서울대학교 제어계측공학과 학사졸업. 1987년 서울대학교 제어계측공학과 석사졸업. 2000년 서울대학교 전기공학부 박사졸업. 현재 국방과학연구소 수석연구원.

E-mail: uty20000@daum.net