

論文

J. of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences 42(1), 20-28(2014)

DOI:<http://dx.doi.org/10.5139/JKSAS.2014.42.1.20>

수동 호밍 유도탄의 충돌각 제어를 위한 복합 유도법칙

박봉균*, 김태훈**, 탁민제***, 김윤환*

Composite Guidance Law for Impact Angle Control of Passive Homing Missiles

Bong-Gyun Park*, Tae-Hun Kim**, Min-Jea Tahk*** and Youn-Hwan Kim*

LIG Nex1*, Agency for Defense Development**

Korea Advanced Institute of Science and Technology***

ABSTRACT

In this paper, based on the characteristics of proportional navigation, a composite guidance law is proposed for impact angle control of passive homing missiles maintaining the lock-on condition of the seeker. The proposed law is composed of two guidance commands: the first command is to keep the look angle constant after converging to the specific look angle of the seeker, and the second is to impact the target with terminal angle constraint and is implemented after satisfying the specific line of sight(LOS) angle. Because the proposed law considers the seeker's field-of-view(FOV) and acceleration limits simultaneously and requires neither time-to-go estimation nor relative range information, it can be easily applied to passive homing missiles. The performance and characteristics of the proposed law are investigated through nonlinear simulations with various engagement conditions.

초 록

본 논문에서는 비례항법 유도 특성 이용하여 수동 호밍 유도탄을 위해 탐색기의 lock-on 조건을 유지하면서 충돌각 제어를 할 수 있는 복합 유도법칙을 제안한다. 제안된 유도법칙은 두 가지 형태의 유도명령으로 구성되어 있다. 첫 번째 유도명령은 초기 유도 단계에서 탐색기의 지향각(look angle)을 일정하게 유지하기 위한 것이고, 두 번째는 비례항법 유도명령으로서 특정 시선각 조건을 만족시킨 후 적용하여 원하는 충돌각으로 표적을 타격시키게 된다. 제안된 유도법칙은 유도탄의 탐색기 field-of-view(FOV)와 가속도 제한을 동시에 고려하고, 유도명령을 생성시키기 위해 표적 거리정보와 잔여비행시간(time-to-go) 정보가 필요하지 않기 때문에 수동 호밍 유도탄에 직접 적용할 수 있다. 다양한 비선형 시뮬레이션 결과를 통해서 제안된 유도법칙의 특성 및 성능 분석을 수행한다.

Key Words : Impact Angle Control(충돌각 제어), Passive Homing Missiles(수동 호밍 유도탄), Composite Guidance Law(복합 유도법칙), Proportional Navigation(비례항법)

† Received: August 31, 2013 Accepted: December 24, 2013

<http://journal.ksas.or.kr/>

* Corresponding author, E-mail : bgpark0615@gmail.com

pISSN 1225-1348 / eISSN 2287-6871

I. 서론

현대의 대전차 및 함대함 유도탄의 경우 표적의 취약한 부분을 공격하여 요격 확률을 최대화하기 위해 충돌각 제어에 대한 요구를 많이 하고 있다. 이러한 이유로 충돌각 제어에 대한 연구가 과거부터 현재가 많이 진행되어오고 있다. 충돌각 제어 유도법칙은 크게 최적 제어이론을 기반으로 한 유도법칙[1-5]과 비례항법(proportional navigation)을 활용한 유도법칙[6-9]이 많이 연구되었다. 최적 제어이론을 이용한 유도법칙은 가속도 명령을 성능지수로 하여 에너지를 최소화하면서 충돌각 구속조건을 만족하도록 하는 방법이다[1-3]. 참고문헌 [4]에서는 충돌각 뿐만 아니라 종말 가속도 조건을 만족할 수 있는 유도법칙을 제안하였고, 참고문헌 [5]에서는 가속도 명령의 성능지수에 잔여비행시간(time-to-go)을 고려하여 다양한 형태의 최적 유도명령을 생성시킬 수 있는 유도법칙을 제안하였다. 최적 제어이론을 바탕으로 한 충돌각 제어 유도법칙의 경우 가속도 명령을 생성시키기 위해 표적의 거리정보 또는 잔여비행시간을 추정하는 필터 설계가 필요한 단점을 가지고 있다.

비례항법을 활용한 방법으로 참고문헌 [6]은 시변 편향항(time-varying bias)을 비례항법에 포함하여 충돌각을 제어한다. 참고문헌 [7-8]에서는 비례항법 특성을 이용하여 정지된 표적 또는 기동이 없고 일정한 속도로 움직이는 표적에 대하여 지대지(ground-to-ground) 교전 시나리오에서 0°에서 -180°까지의 충돌각을 만족하도록 하기 위한 복합 유도법칙을 제안하였다. 참고문헌 [9]에서는 가속도 명령을 두 단계로 나누어 초기 유도에서는 비례항법에 고정된 편향항을 포함한 유도법칙을 적용하고, 편향항의 적분값이 특정값을 만족하면 비례항법으로 전환하는 방법을 제안하였다. 기존의 최적 제어이론을 바탕으로 한 유도법칙과 비례항법을 활용한 유도법칙의 경우 유도탄에 장착된 탐색기의 field-of-view(FOV) 제한조건을 대부분 고려하지 않았다. 충돌각 제어 유도법칙은 비례항법만을 이용하여 표적을 타격하는 경우와 비교해서 비행궤적을 크게 변화시키기 때문에 탐색기의 FOV에서 표적을 놓칠 가능성이 커지게 되고, 이로 인해 표적 타격 임무 또한 실패할 확률이 커지게 된다. 따라서 제한된 탐색기의 FOV를 가지는 유도탄에 충돌각 제어 유도법칙을 적용하기 위해서는 lock-on 조건을 계속 유지하면서 표적을 타격할 수 있도록 유도하는 것이 아주 중요하다.

그러므로 본 논문에서는 탐색기의 FOV 제한을 고려하고, 원하는 충돌각을 만족하면서 표적을 타격할 수 있는 복합 유도법칙을 제안한다. 제안된 유도법칙은 비례항법 유도의 시선각 변화율과 지향각(look angle) 변화의 특성을 활용하여 총 두 가지 형태의 유도명령을 생성하게 된다. 첫 번째 유도명령은 탐색기 지향각을 일정하게 유지시키기 위한 것이고, 두 번째는 비례항법 유도명령으로서 특정 시선각 조건을 만족시킨 후 적용하여 표적을 타격하면서 동시에 충돌각을 만족시킬 수 있도록 한다. 또한 유도탄의 기동 가속도 제한을 고려하여 달성 가능한 최대 충돌각 계산 방법을 제안하고, 교전 전에 원하는 충돌각 설정 시 유용하게 적용할 수 있다. 제안된 유도법칙은 가속도 명령을 생성시키기 위해서 지향각, 시선각, 시선각 변화율만 필요하고, 표적 거리 및 잔여비행시간 추정이 필요 없기 때문에 방향 정보만 측정할 수 있는 수동형 탐색기를 장착한 유도탄에 쉽게 적용할 수 있다.

본 논문은 문제 정의를 II장에서 정리하였고, 비례항법의 시선각 변화율과 지향각 변화에 대한 특성을 III장에서 기술하였다. IV장에서는 복합 유도법칙을 제안한 후 달성 가능한 최대 충돌각 계산 방법에 대해서 다루고, 제안된 유도법칙의 성능검증을 위한 시뮬레이션 결과를 V장에서 보여준다. 마지막 VI장에서 결론을 정리하였다.

II. 문제 정의

Figure 1에 도시된 것 같이 정지된 표적에 대하여 2차원의 지대지 교전 기하학을 고려하자. 여기서 V 는 유도탄의 속도, σ 는 lead angle, a 는 유도탄 속도에 수직한 가속도 명령을 나타낸다. 표적과 유도탄의 상대거리는 r 로 정의되고, λ 는 시선각, γ 와 γ_f 는 비행 경로각과 충돌각을 각각 나타낸다.

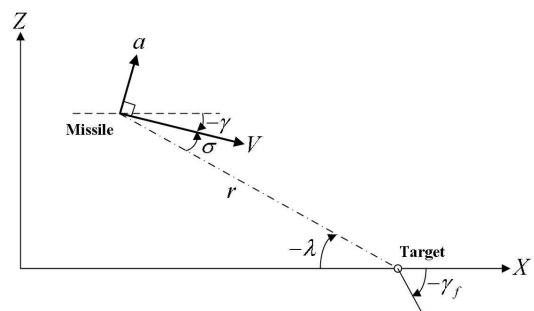


Fig. 1. Homing guidance geometry

만일 유도탄을 일정한 속도를 가지고 시간지연이 없는 시스템으로 근사화하면, 아래와 같이 비선형 운동 모델을 유도할 수 있다.

$$\dot{r} = -V \cos(\gamma - \lambda) \quad (1)$$

$$r \dot{\lambda} = -V \sin(\gamma - \lambda) \quad (2)$$

$$\dot{\gamma} = \frac{a}{V} \quad (3)$$

먼저 정지된 표적을 타격하기 위하여 비례항법 유도법을 적용한다고 가정하자. 이때 비례항법 유도법칙은

$$a = N V \dot{\lambda} \quad (4)$$

와 같이 정의된다[10]. 여기서 N 은 비례항법 이득이다. 식 (3)과 식 (4)로부터 $\dot{\gamma}$ 는 다음과 같이 표현가능하다.

$$\dot{\gamma} = N \dot{\lambda} \quad (5)$$

식 (5)를 경계조건을 이용하여 적분하면 다음과 같다.

$$\gamma_f = \gamma_0 + N(\lambda_f - \lambda_0) \quad (6)$$

여기서 γ_0 는 초기 발사각, λ_0 는 초기 시선각, λ_f 는 종말 시선각을 각각 나타낸다. 정지된 표적에 대하여 타격 순간 종말 속도 벡터는 시선 벡터와 동일해야한다. 즉,

$$\gamma_f = \lambda_f \quad (7)$$

식 (7)을 이용하면, 식 (6)은 다음과 같이 표현할 수 있다.

$$\gamma_f = \frac{N\lambda_0}{(N-1)} - \frac{\gamma_0}{(N-1)} \quad (8)$$

식 (8)로부터 충돌각은 N , γ_0 , λ_0 에 의해 결정되고, 지대지 교전 시 $\lambda_0 = 0$ 이기 때문에 식 (8)은 다음과 같이 간략하게 된다.

$$\gamma_f = -\frac{\gamma_0}{(N-1)} \quad (9)$$

따라서 Fig. 2와 같이 호밍단계 동안 정지된 표적을 타격하기 위하여 비례항법 유도가 적용되면 달성 가능한 충돌각은

$$\gamma_f \in [-\gamma_0, 0], \quad N \geq 2 \quad (10)$$

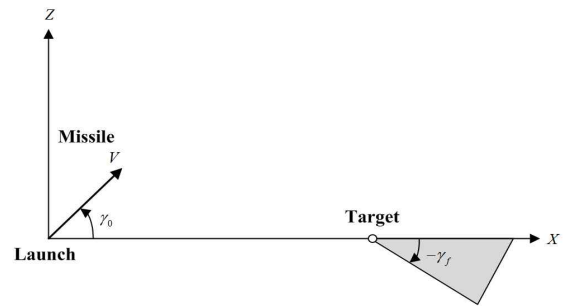


Fig. 2. Region of achievable impact angles

와 같다. 여기서 $N < 2$ 일 경우, 유도탄이 표적에 접근할수록 가속도 명령이 무한대로 커지기 때문에 충돌각을 만족시킬 수 없다[7].

III. 비례항법의 특성

본 장에서는 비례항법의 특성에 대해서 기술한다. 먼저 최대 가속도 제한을 다루기 위하여 시선각 변화율에 대해서 분석하고, 다음으로 탐색기의 lock-on 조건을 유지하는 유도법칙을 유도하기 위하여 지향각 변화의 특성에 대해서 논의하도록 한다.

3.1 시선각 변화율의 해

식 (2)를 미분한 후, 식 (5)를 이용하면

$$r \ddot{\lambda} - (N-2) \dot{r} \dot{\lambda} = 0 \quad (11)$$

와 같다. 연쇄법칙에 의해 식 (11)은 다음과 같이 표현할 수 있다.

$$r \frac{d\dot{\lambda}}{dr} - (N-2)\dot{\lambda} = 0 \quad (12)$$

따라서 식 (12)는 선형 미분방정식으로서 다음과 같이 해를 구할 수 있다.

$$\frac{\dot{\lambda}}{\lambda_0} = \left(\frac{r}{r_0} \right)^{N-2} \quad (13)$$

여기서 $\dot{\lambda}_0$ 와 r_0 는 초기 시선각 변화율과 상대 거리를 각각 나타낸다.

비례항법의 경우 식 (13)을 이용하여 도출된 Fig. 3에서와 같이 N 에 따라서 세 가지 형태의 특성을 가진다. 첫 번째로 $N < 1$ 을 가지는 비례항법은 표적 근처에서 유도명령이 발산하게 된다. 두 번째로 $N = 2$ 일 경우 일정한 유도명령이 생성되고, 세 번째로 $N > 2$ 일 경우 유도명령이 0으로 수렴하게 된다. 즉, $N \geq 2$ 인 경우에만 호밍 유도단계 동안 유한한 유도명령을 생성시킬 수

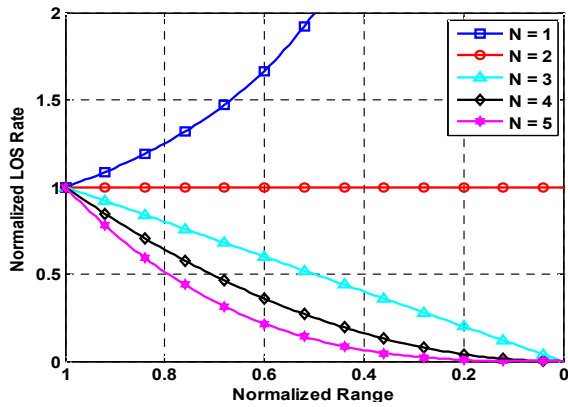


Fig. 3. Normalized LOS rate for various N

있다. 또한, $N > 2$ 일 때 최대 가속도 명령은 교전 초기에 발생하게 된다.

3.2 탐색기 지향각의 해

만일 받음각이 작다고 가정하면, 탐색기의 지향각과 lead angle을 동일하다고 정의 할 수 있고, 이때 σ 는 다음과 같이 정의할 수 있다.

$$\sigma = \gamma - \lambda \tag{14}$$

식 (14)를 이용하면, 식 (1)~(3)을 상대거리와 지향각에 대한 미분방정식으로서 다음과 같이 표현 가능하다.

$$\dot{r} = -V \cos \sigma \tag{15}$$

$$\dot{\sigma} = \dot{\gamma} - \dot{\lambda} = \frac{a}{V} + \frac{V \sin \sigma}{r} \tag{16}$$

식 (15)로부터 만일 $|\sigma| < \pi/2$ 이면, r 은 단조감소하기 때문에 독립변수를 t 에서 r 로 바꿀 수 있다 [11]. 따라서 식 (16)을 식 (15)로 나누면, 다음과 같이 하나의 비선형 미분방정식을 유도할 수 있다.

$$\frac{d \sin \sigma}{dr} = -\frac{a}{V^2} - \frac{\sin \sigma}{r} \tag{17}$$

식 (4)를 식 (17)에 대입하여 정리하면

$$\frac{d \sin \sigma}{dr} = \frac{(N-1) \sin \sigma}{r} \tag{18}$$

와 같고, 식 (18)의 해를 다음과 같이 구할 수 있다.

$$\frac{\sin \sigma}{\sin \sigma_0} = \left(\frac{r}{r_0} \right)^{N-1} \tag{19}$$

여기서 σ_0 는 초기 지향각을 나타낸다. 식 (19)로

부터 $N=1$ 을 가지는 비례항법 유도는 지향각을 일정하게 유지시키고, $N > 1$ 일 경우 지향각을 0으로 수렴시키는 것을 알 수 있다.

IV. 복합 유도법칙

본 장에서는 앞서 기술한 비례항법의 특성을 이용하여 충돌각 제어를 위한 복합 유도법칙을 제안한다. 또한 유도탄의 조건에 따라 달성 가능한 최대 충돌각을 계산하는 방법에 대해서 기술한다.

4.1 유도법칙 제안

충돌각 제어를 위해 제안하려는 유도법칙은 Fig. 4에서와 같이 총 두 단계의 유도단계로 이루어지게 된다. 첫 번째 유도단계는 일정한 지향각을 유지하는 단계이고, 두 번째는 특정 조건을 만족하는 순간 비례항법 유도로 전환하여 원하는 충돌각으로 표적을 타격하는 단계이다.

먼저, 두 유도단계의 전환 조건을 유도하기 위하여 식 (14)의 관계를 이용하면 식 (8)은

$$\gamma_f = \lambda_0 - \frac{\sigma_0}{(N-1)} \tag{20}$$

와 같이 표현가능하고, 식 (20)은 λ_0 에 대하여 다음과 같이 정리할 수 있다.

$$\lambda_0 = \gamma_f + \frac{\sigma_0}{(N-1)} \tag{21}$$

만일 초기 유도단계 동안 탐색기의 지향각 σ 는 초기 σ_0 로부터 원하는 지향각 σ_d 로 수렴한 후 일정하게 유지된다면, 식 (21)의 시선각은 유도단계 전환 조건으로서 γ_f , N , σ_d 에 의해 결정 될 수 있다. 즉, 초기 유도단계 동안 일정한 지향각을 유지한 후 특정한 시선각을 만족하는 순간

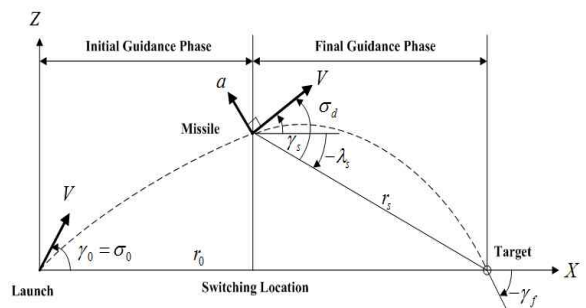


Fig. 4. Guidance phase in a ground-to-ground engagement

$N \geq 2$ 를 가지는 비례항법 유도법을 적용한다면 충돌각 제어가 가능하게 된다.

이러한 비례항법의 특성을 바탕으로 다음과 같이 초기 유도단계와 종말 유도단계를 위한 복합 유도법칙을 설계할 수 있다.

$$a_{INI} = V\dot{\lambda} + K(\sigma_d - \sigma) \quad (22)$$

$$a_{FIN} = NV\dot{\lambda} \quad \text{with } N \geq 2 \quad (23)$$

여기서 K 는 $\sigma \rightarrow \sigma_d$ 를 위한 비례 이득이고, 아래 첨자 INI 와 FIN 은 초기 유도단계와 종말 유도단계를 각각 나타낸다. 식 (22)와 식 (23)에서 유도 명령을 생성시키기 위해서는 지향각, 시선각, 시선각 변화율만 필요하여 수동형 탐색기를 장착한 유도탄에 쉽게 적용될 수 있다. a_{INI} 에서 a_{FIN} 으로의 전환 법칙은

$$a = \begin{cases} a_{INI} & \text{if } |\lambda| < |\lambda_s| \\ a_{FIN} & \text{if } |\lambda| \geq |\lambda_s| \end{cases} \quad (24)$$

와 같고, 식 (21)로부터 전환조건을 다음과 같이 정의할 수 있다.

$$\lambda_s = \gamma_f + \frac{\sigma_d}{(N-1)} \quad (25)$$

여기서 아래 첨자 s 는 제안된 유도법칙의 전환시점을 의미한다. 식 (25)로부터 큰 충돌각을 요구할수록 유도단계 전환을 위한 시선각 조건의 크기도 커져야 되는 것을 알 수 있다.

4.2 달성 가능한 최대 충돌각 계산

큰 충돌각을 달성하기 위해서는 전환시점에서 시선각 크기를 크게 하기 위하여 유도탄의 고도가 높아야 하기 때문에 초기 유도단계에서 σ 를 크게 유지시킬 필요가 있다.

만일 $\sigma_0 = \sigma_d$ 이고 식 (2)를 식 (1)로 나누면, 초기 유도단계에서 r 에 대한 λ 의 미분방정식은

$$\frac{d\lambda}{dr} = \frac{\tan\sigma_d}{r} \quad (26)$$

와 같고, 식 (26)의 해는 다음과 같다.

$$\lambda_{INI}(r) = \tan\sigma_d \ln \frac{r}{r_0} \quad (27)$$

식 (25)와 식 (27)을 이용하면 유도전환 위치에서 표적과의 상대거리 r_s 를 다음과 같이 계산할 수 있다.

$$r_s = r_0 \exp \left[\frac{(N-1)\gamma_f + \sigma_d}{(N-1)\tan\sigma_d} \right] \quad (28)$$

또한 $\sigma_0 = \sigma_d$ 일 때 식 (15)의 해는 다음과 같이 구할 수 있다.

$$r(t) = r_0 - V \cos\sigma_d t \quad (29)$$

따라서 식 (28)과 식 (29)를 이용하면, 유도전환시점에서의 시간 t_s 를 다음과 같이 계산할 수 있다.

$$t_s = \frac{r_0 - r_s}{V \cos\sigma_d} \quad (30)$$

식 (22)를 식 (16)에 대입하면

$$\dot{\sigma} = \frac{K}{V}(\sigma_d - \sigma) \quad (31)$$

와 같고, 식 (31)의 해는 다음과 같다.

$$\sigma(t) = \sigma_d(1 - e^{-t/\tau}) \quad (32)$$

여기서 시정수 τ 는

$$\tau = \frac{V}{K} \quad (33)$$

와 같이 정의 된다. 식 (32)로부터 식 (22)가 초기 유도단계에 적용되면 시정수 τ 만큼의 빠르기를 가지면서 $\sigma(t) \rightarrow \sigma_d$ 가 되는 것을 알 수 있다. 만일 $t = 7\tau$ 이면, $\sigma = 0.9991\sigma_d$ 이다. 즉, 제안된 유도법칙을 적용하기 위해서는 유도전환시점에서 t_s 는 최소한 $7V/K$ 보다 커야한다.

비록 $\sigma_0 \neq \sigma_d$ 이더라도, τ 가 매우 작으면 초기 유도단계에서는 대부분 탐색기의 지향각은 일정하게 유지될 것이다. 그러나 식 (22)의 오른쪽 두 번째 항 때문에 최대 충돌각을 만족시키기 위하여 작은 τ 를 설정하기 위해 K 값을 키우게 되면 가속도 명령이 크게 발생할 수 있는 것에 주의해야 한다. 즉, 초기 유도단계에서는 교전 시작시점에서 다음과 같이 최대 가속도 명령이 생성된다.

$$a_{INI, \max} = -\frac{V^2 \sin\sigma_0}{r_0} + K(\sigma_d - \sigma_0) \quad (34)$$

따라서 유도탄의 최대 가속도 제한 a_{\max} 내에서 초기 유도단계의 유도명령을 생성시키기 위해서는 K 는 다음과 같이 설정해야 한다.

$$\frac{7V}{t_s} < K < \frac{a_{\max} r_0 + V^2 \sin\sigma_0}{r_0(\sigma_d - \sigma_0)} \quad (35)$$

만일

$$\frac{7V}{t_s} \geq \frac{a_{\max} r_0 + V^2 \sin \sigma_0}{r_0(\sigma_d - \sigma_0)} \quad (36)$$

이면, σ_d 는 식 (35)의 관계를 만족시키기 위하여 초기 설정된 값 보다 작게 설정되어야 한다.

초기 유도단계 동안 최대 가속도 명령은 식 (34)와 같이 교전 시작 시 생성되는 반면에 최소 가속도 명령은 유도단계 전환시점에서 다음과 같이 생성된다.

$$a_{IN, \min} = -\frac{V^2 \sin \sigma_d}{r_s} \quad (37)$$

또한, 식 (13)에 의해 비례항법 유도가 적용된 종말 유도단계 동안 최소 가속도 명령은 유도단계 전환 시점에서 다음과 같이 생성된다.

$$a_{FN, \min} = -N \frac{V^2 \sin \sigma_d}{r_s} \quad (38)$$

그러므로 $|a_{IN, \min}| < |a_{FN, \min}|$ 이기 때문에, 만일 교전 전에 유도탄 외부의 표적정보 측정장치로부터 r_0 를 획득하고 $\sigma_d = \sigma_{\max}$ 이면, 식 (28)과 식 (38)을 이용하여 a_{\max} 내에서 달성 가능한 최대 충돌각 $\gamma_{f, \max}$ 를 다음과 같이 계산할 수 있다.

$$\begin{aligned} \gamma_{f, \max}(N, V, r_0, \sigma_{\max}, a_{\max}) \\ = \tan \sigma_{\max} \ln \left(\frac{NV^2 \sin \sigma_{\max}}{r_0 a_{\max}} \right) - \frac{\sigma_{\max}}{N-1} \end{aligned} \quad (39)$$

여기서 σ_{\max} 는 탐색기의 FOV로서 유도탄이 가질 수 있는 최대 지향각을 나타낸다. 식 (39)를 통해 계산된 충돌각보다 더 큰 충돌각을 설정할 경우, 표적 거리 오차의 영향은 크지 않지만, 원하는 충돌각을 만족할 수 없게 되어 N 을 작게 설정하거나 σ_{\max} 를 더 크게 설정하여야 한다.

V. 수치 시뮬레이션

본 장에서는 제안된 복합 유도법칙의 성능 및 특성 분석을 위하여 총 두 가지 경우에 대한 비선형 시뮬레이션을 수행하도록 한다. 첫 번째는 참고문헌 [7]에서 제시된 유도법칙과의 성능비교를 수행하고, 두 번째는 현실적인 유도탄에 적용하기 위하여 속도변화를 고려한 운동 모델에 대하여 시뮬레이션을 수행하였다.

5.1 성능비교

비선형 시뮬레이션을 위하여 초기 상대거리는 $r_0 = 4000 \text{ m}$, 초기 발사각 및 탐색기 지향각은 $\gamma_0 = \sigma_0 = 15^\circ$, 충돌각은 $\gamma_f = -90^\circ$, 기동 가속도 제한은 $a_{\max} = 80 \text{ m/s}^2$, 속도는 $V = 200 \text{ m/s}$, 그리고 탐색기의 FOV 제한은 $\sigma_d = \sigma_{\max} = 45^\circ$ 으로 설정하였다. 식 (22)의 교전 초기 유도법칙을 적용하기 위한 비례 이득은 식 (30)과 식 (35)를 이용하여 $K = 157$ 로 설정하였다. 종말 유도단계를 위하여 비례항법 이득은 $N = 2, 3$ 으로 각각 설정하였다.

성능비교를 위하여 참고문헌 [7]에서 제안된 충돌각 제어를 위한 복합 유도법칙을 활용하였다. 이 유도법칙은 제안된 유도법칙과 유사하게 비례항법의 특성을 활용한 것으로 0° 부터 -180° 까지의 충돌각을 맞추기 위하여 초기 유도단계를 위한 orientation 유도법칙을 제안하였다. 참고문헌 [7]에서 제안한 유도법칙은 다음과 같다.

$$a_{Ratnoo} = \begin{cases} \frac{2}{\pi} \gamma_0 V \dot{\lambda} & \text{if } \frac{\gamma_f - \gamma}{\gamma_f - \lambda} < N \\ NV \dot{\lambda} & \text{if } \frac{\gamma_f - \gamma}{\gamma_f - \lambda} = N \end{cases} \quad (40)$$

여기서 아래 첨자 Ratnoo는 참고문헌 [7]에서 제안한 유도법칙을 의미한다.

Figure 5~8은 비선형 시뮬레이션을 수행한 성능비교 결과로서, 비행 궤적, 유도 명령, 탐색기 지향각, 비행 경로각을 각각 도시하고 있다. Fig. 5로부터 제안된 유도법칙과 Ratnoo *et al.* 모두 표적을 잘 타격하는 것을 확인할 수 있고, 특히 제안된 유도법칙인 경우 초기 유도단계에서 비행

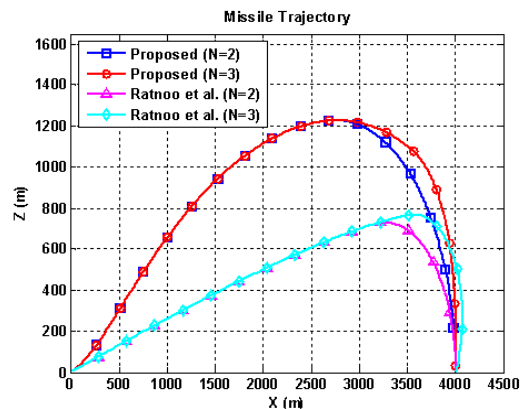


Fig. 5. Missile trajectories of the proposed law and Ratnoo *et al.*

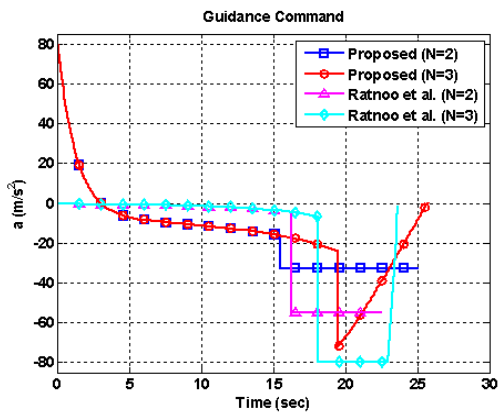


Fig. 6. Guidance commands of the proposed law and Ratnoo *et al.*

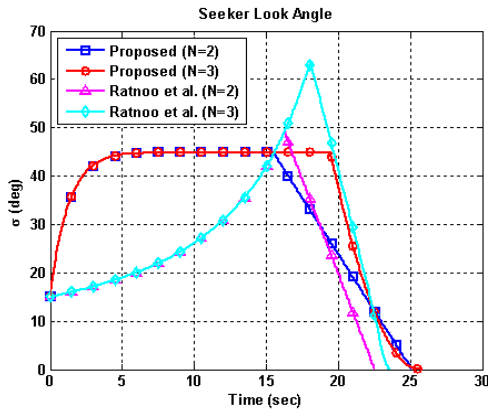


Fig. 7. Seeker look angles of the proposed law and Ratnoo *et al.*

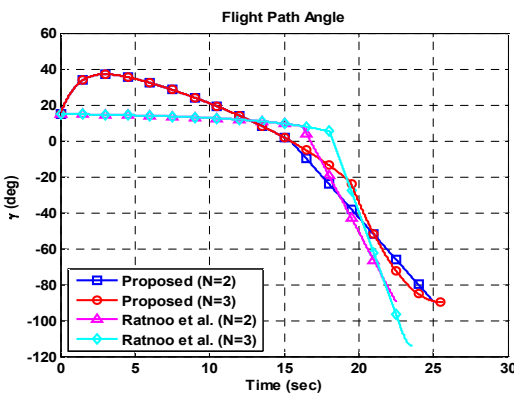


Fig. 8. Flight path angles of the proposed law and Ratnoo *et al.*

궤적이 크게 변화하는 것을 알 수 있다. 이 결과는 초기 유도단계에서 제안된 유도법칙이 탐색기의 지향각을 최대값으로 유지하면서 비행고도가 상승하기 때문이다. Fig. 6에서 제안된 유도법칙은 최대 기동 가속도 내에서 유도명령을 생성시키지

만 Ratnoo *et al.*의 결과에서는 $N=3$ 일 경우 가속도 명령이 종말 유도단계에서 포화되고, 이 결과 충돌각 오차가 약 24° 발생하는 것을 Fig. 8로부터 확인할 수 있다. 또한 Fig. 7에서 제안된 유도법칙은 탐색기의 지향각이 45° 이내에서 lock-on 조건을 계속 유지하는 것을 알 수 있는 반면에 Ratnoo *et al.*의 경우 유도단계 전환 근처에서 표적이 탐색기의 FOV에서 벗어나는 상황이 발생하여 실제 교전 시 임무 달성에 실패할 수 있을 것이다. 위의 결과들로부터 제안된 유도법칙은 제한된 기동 가속도 내에서 탐색기의 lock-on 조건을 유지하면서 원하는 충돌각으로 표적을 정확히 타격하는 것을 확인할 수 있다.

5.2 속도변화를 고려한 유도탄 모델 적용

제안된 유도법칙을 현실적인 유도탄 모델에 적용하기 위하여 속도변화를 고려한 운동 모델에 대해서 비선형 시뮬레이션을 수행하였다. 유도탄의 공력 모델은 참고문헌 [12]를 이용하여, 최대 속도는 약 $275 m/s$, 평균 속도는 약 $200 m/s$ 정도가 되도록 수정하여 사용하였다. 유도탄은 표적과의 상대거리가 $30 m$ 이내가 되면 표적은 탐색기 화면에 blind되어 더 이상 추적이 불가능하다고 가정하여, 이후에는 유도명령을 마지막 값으로 유지하도록 하였다. 실제 교전 환경에는 중력 g 이 작용하기 때문에 $g \cos \gamma$ 항을 보상해서 식 (24)를 적용하였고, K 와 $\gamma_{f,max}$ 는 평균 속도를 기준으로 하여 각각 계산하였다. 시뮬레이션을 위한 초기 조건은 앞서 수행한 시뮬레이션과 동일하고, 식 (39)로부터 계산된 충돌각은 $\gamma_f = -70^\circ (N=3), -90^\circ (N=3), -110^\circ (N=2), -130^\circ (N=2)$ 이다.

시뮬레이션 결과는 Fig. 9~13에 도시되어 있고, 비행궤적, 속도 프로파일, 유도명령, 탐색기 지향각, 비행 경로각을 각각 나타낸다. Fig. 9는 유도탄이 비례항법 유도로 전환되기 전까지 동일한 초기 비행궤적을 가지는 것을 보여주고, 유도단계 전환 후에는 모든 경우 무시할만한 유도오차를 가지고 표적을 타격하는 것을 알 수 있다. 유도탄의 속도는 부스트(boost) 단계가 끝나는 $t=2.5 sec$ 에서 최대 속도를 가지고, 이후 중력과 가속도 명령에 의한 유도항력으로 인해 속도가 점점 줄어드는 것을 Fig. 10으로부터 알 수 있다. Fig. 11에서 교전 시작 초기에 최대 가속도 명령이 생성되고, 중력 보상항에 의해 아주 짧은 시간동안 가속도 명령은 포화가 되는 것을 보여준다. 그러나 유도단계 초기 가속도 명령 포화는 탐색기의 지향각을 최대값으로 유지시키기 위한

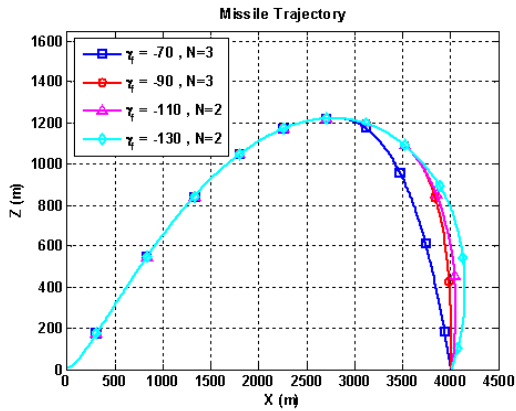


Fig. 9. Missile trajectories for realistic missile model

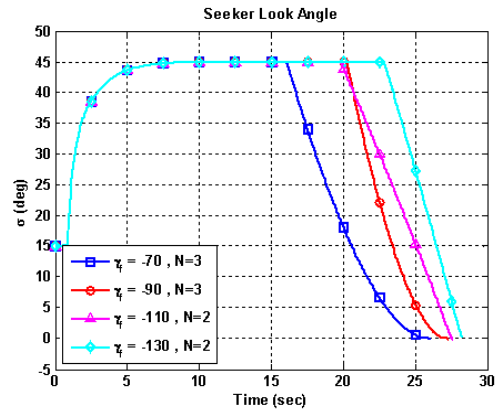


Fig. 12. Seeker look angles for realistic missile model

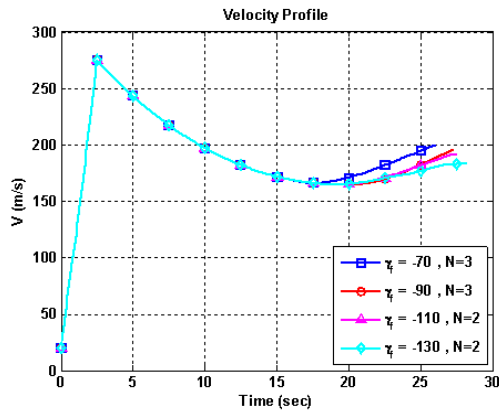


Fig. 10. Missile velocity profiles for realistic missile model

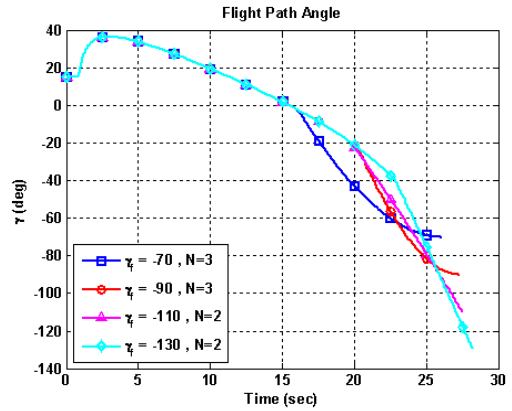


Fig. 13. Flight path angles for realistic missile model

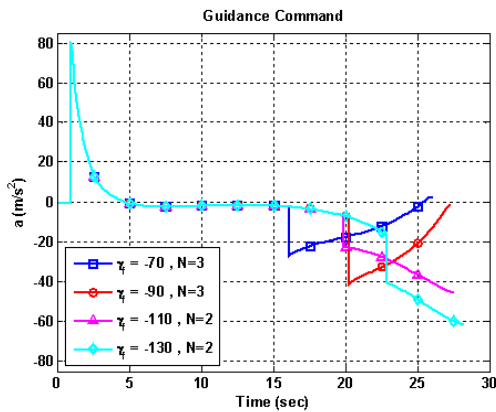


Fig. 11. Guidance commands for realistic missile model

것으로 종말 유도단계에서는 가속도 명령이 포화되지 않기 때문에 표적에 대한 거리 오차와 충돌각 오차에는 영향을 주지 않는다. Fig. 12에서는 지향각이 탐색기의 FOV 제한 내에 유지

되는 것을 보이고, Fig. 13으로부터 무시할 수 있는 충돌각 오차를 가지는 것을 알 수 있다. 이러한 결과들로부터 제안된 유도법칙은 제한된 유도탄의 성능을 가지고 현실적인 환경에서도 만족할 만한 성능을 달성하는 것을 알 수 있다.

VI. 결 론

본 논문에서는 수동형 탐색기를 장착한 유도탄의 충돌각 제어를 위한 복합 유도법칙을 제안하였다. 제안된 유도법칙은 호밍 유도단계 동안 총 두 가지의 가속도 명령을 생성하게 된다. 첫 번째 명령은 탐색기의 지향각을 일정하게 유지시키기 위한 것이고, 두 번째는 교전 전에 결정된 충돌각으로 표적을 타격하기 위한 비례항법 유도 명령이다. 그리고 두 유도단계의 전환은 비례항법 이득, 충돌각, 원하는 지향각을 이용하여 계산된 특정 시선각에 도달하면 이루어진다. 제안된

유도법칙은 탐색기의 FOV 제한을 고려하여 유도단계 동안 lock-on 조건을 계속 유지할 수 있고, 기동 가속도 제한에 따른 최대 충돌각을 교전 전에 분석할 수 있는 해석적인 방안을 제시하여 원하는 충돌각을 설정하는데 유용하게 적용할 수 있다. 또한, 유도단계 동안 가속도 명령 생성을 위해서는 지향각, 시선각, 시선각 변화율 정보만 필요하기 때문에 수동 호밍 유도탄에도 쉽게 적용할 수 있을 것으로 판단된다. 다양한 충돌각 조건과 속도변화가 있는 운동 모델에 대한 비선형 시뮬레이션을 수행하였고, 무시할 수 있는 거리 오차와 충돌각 오차가 발생하는 것을 확인하였다. 향후 정지된 표적뿐만 아니라 움직이는 표적에 대해서도 lock-on 조건을 유지하면서 원하는 충돌각으로 표적을 타격할 수 있는 유도법칙에 대해서 연구를 수행하고자 한다.

References

- 1) T. L. Song and H. Cho, "Impact angle control for planar engagements," *IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems*, Vol. 35, No. 4, 1999, pp. 1439-1444.
- 2) 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, 2005, pp. 724-732.
- 3) A. Ratnoo and D. Ghose, "State-Dependent Riccati-Equation-Based Guidance Law for Impact-Angle-Constrained Trajectories," *Journal of Guidance, Control and Dynamics*, Vol. 32, No. 1, 2009, pp. 320-325.
- 4) Y. I. Lee, C. K. Ryoo, and E. Kim, "Optimal guidance with constraints on impact angle and terminal acceleration," *Proc. AIAA Guidance, Navigation and Control Conf.*, Austing, TX, 2003.
- 5) C. K. Ryoo, H. Cho, and M. J. Tahk, "Time-to-go weighted optimal guidance with impact angle constraints," *IEEE Transactions on Control and System Technology*, Vol. 14, No. 3, 2006, pp. 483-492.
- 6) 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, 1998, pp. 277-288.
- 7) A. Ratnoo and D. Ghose, "Impact angle constrained interception of stationary targets," *Journal of Guidance, Control and Dynamics*, Vol. 31, No. 6, 2008, pp. 1816-1821.
- 8) A. Ratnoo and D. Ghose, "Impact angle constrained guidance against nonstationary nonmaneuvering targets," *Journal of Guidance, Control and Dynamics*, Vol. 33, No. 1, 2010, pp. 269-275.
- 9) K. S. Erer and O. Merttopçuoğlu, "Indirect impact-angle-control against stationary targets using biased pure proportional navigation," *Journal of Guidance, Control and Dynamics*, Vol. 35, No. 2, 2012, pp. 700-703.
- 10) P. Zarchan, *Tactical and Strategic Missile Guidance*, 5th Edition, Vol. 219, AIAA, Reston, VA, 1997.
- 11) I. S. Jeon and J. I. Lee, "Optimality of proportional navigation based on nonlinear formulation," *IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems*, Vol. 46, No. 4, 2010, pp. 2051-2055.
- 12) P. E. Kee, L. Dong, and C. J. Siong, "Near optimal midcourse guidance law for flight vehicle," *Proceedings of 36th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit*, AIAA 98-0583, 1998.