

## 충돌시간 제어를 통한 미사일의 호밍 유도기법

Homing Missile Guidance Law using Impact-Time Control

---

저자 (Authors)	김형근, 김현진
출처 (Source)	<a href="#">한국항공우주학회 학술발표회 초록집</a> , 2012.11, 791-796(6 pages)
발행처 (Publisher)	<a href="#">한국항공우주학회</a> The Korean Society for Aeronautical & Space Sciences
URL	<a href="http://www.dbpia.co.kr/journal/articleDetail?nodeId=NODE02085616">http://www.dbpia.co.kr/journal/articleDetail?nodeId=NODE02085616</a>
APA Style	김형근, 김현진 (2012). 충돌시간 제어를 통한 미사일의 호밍 유도기법. 한국항공우주학회 학술발표회 초록집, 791-796
이용정보 (Accessed)	경북대학교 상주캠퍼스 220.66.218.*** 2021/07/08 19:08 (KST)

---

### 저작권 안내

DBpia에서 제공되는 모든 저작물의 저작권은 원저작자에게 있으며, 누리미디어는 각 저작물의 내용을 보증하거나 책임을 지지 않습니다. 그리고 DBpia에서 제공되는 저작물은 DBpia와 구독계약을 체결한 기관소속 이용자 혹은 해당 저작물의 개별 구매자가 비영리적으로만 이용할 수 있습니다. 그러므로 이에 위반하여 DBpia에서 제공되는 저작물을 복제, 전송 등의 방법으로 무단 이용하는 경우 관련 법령에 따라 민, 형사상의 책임을 질 수 있습니다.

### Copyright Information

Copyright of all literary works provided by DBpia belongs to the copyright holder(s) and Nurimedia does not guarantee contents of the literary work or assume responsibility for the same. In addition, the literary works provided by DBpia may only be used by the users affiliated to the institutions which executed a subscription agreement with DBpia or the individual purchasers of the literary work(s) for non-commercial purposes. Therefore, any person who illegally uses the literary works provided by DBpia by means of reproduction or transmission shall assume civil and criminal responsibility according to applicable laws and regulations.

# 충돌시간 제어를 통한 미사일의 호밍 유도기법

## Homing Missile Guidance Law using Impact-Time Control

김형근<sup>1\*</sup>, 김현진<sup>1</sup>

서울대학교 기계항공공학부<sup>1</sup>

### 초 록

본 논문에서는 예상되는 비행시간과 요구되는 비행시간의 차이를 정의해 그 차이를 감소시키는 유도기법을 제안한다. 제안한 유도기법은 기존 비례항법유도기법의 제어가속도명령에 추가적인 항을 추가시킨 형태로 요격유도의 기능을 수행함과 동시에 충돌시간 제어를 통해 미사일이 정해진 시간에 목표물을 요격하게 한다. 이는 다수의 유도미사일에 적용되어 정해진 시간에 목표물에 도달하게 함으로써 목표물에 대한 동시다발적인 공격을 가능하게 한다. 본 연구에서는 다양한 시뮬레이션을 수행하여 제안한 유도법칙의 타당성과 성능을 검증한다.

### ABSTRACT

In this paper, a homing guidance law is designed to decrease the difference between expected and desired impact time. This guidance law is a combination of the existing PNG and a biased term, which enables missile to intercept target and control the impact time at the same time. The new guidance law can be applied to multiple missiles for simultaneously attacking a target at a desirable impact time. To investigate the performance and the validity of the proposed guidance law various simulations are performed.

Key Words : Homing Missile Guidance(호밍 미사일 유도), Proportional Navigation Guidance(비례항법유도), Impact-Time Control(충돌시간 제어), Time-to-go(잔여비행시간)

## 1. 서 론

유도미사일에는 여러 가지의 기능이 요구되며 이에 따라 다양한 종류의 유도기법이 존재한다. 이중 비례항법유도기법인 PNG(Proportional Navigation Guidance)는 가장 널리 쓰이고 있는 유도기법중 하나로 항법상수가 3인 경우 미사일의 비행에너지를 최소화하면서 목표물과 충돌할 수 있는 최적해임이 알려져 있다.<sup>(1)</sup>

그러나 순수한 PNG기법의 경우 미사일의 유도와 비행에너지의 최적화에만 초점이 맞춰져있기 때문에 추가적인 기능의 수행이 불가능하다. 다른 기능을 수행하기 위해 순수한 PNG기법에 항이 추가되는 유도기법이 이용되는데 이를 BPNG(Biased Proportional Navigation Guidance)라 한다. BPNG기법은 미사일의 충돌각, 충돌시간 등을 제어하는데 이용되기도 한다.<sup>(2~4)</sup>

한편 군사기술이 발달함에 따라 최근의 군함 등

은 대함미사일을 요격하는 CIWS(Close-in weapon system)와 같이 발달한 대공방어망을 가지게 되었다. 이를 효과적으로 무력화하기 위해서는 단순한 요격유도이외의 추가적인 기능개발이 요구된다. 특히 충돌시간을 제어해 하나의 목표물에 동시다발적인 공격을 가능하게 하는 유도기법은 목표물의 대공방어망에 포화를 일으켜 대상에 대한 공격성능을 극대화한다.

본 논문에서는 기존의 순수한 PNG기법에 추가적인 항을 도입한 BPNG기법을 이용해 비행하는 미사일의 비행시간을 제어함으로써 여러 대의 미사일이 목표물을 동시다발적으로 공격하는 유도기법을 제안하였다. 충돌시간 제어는 요구되는 비행시간을 정해 그에 맞게 미사일이 충돌하는 방식으로 이뤄진다. 제안한 유도기법은 시뮬레이션을 통해 성능을 검증하였고 동시공격에도 적용해 타당성을 검증하였다.

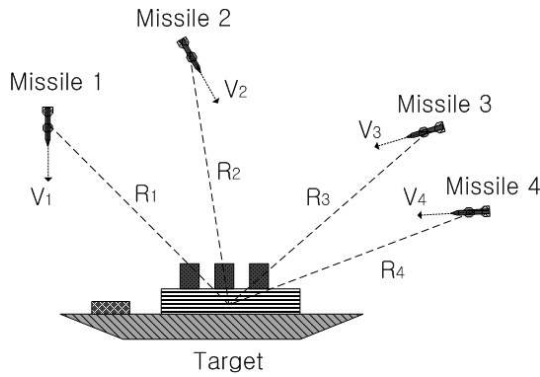


Fig. 1. An example of salvo attack.

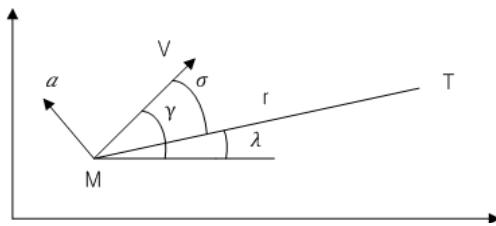


Fig. 2. Guidance geometry.

## 2. 문제 설정

Fig. 1과 같이 여러 대의 미사일이 하나의 표적을 향해 비행하는 상황을 가정하자. 이때 각각의 미사일이 목표물에 유도되어 비행하는 기하학적 형상은 Fig. 2와 같다. 그리고 이로부터 유도되는 미사일의 운동방정식은 다음과 같다.

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

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

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

위 식과 Fig. 1에서  $r$ 은 미사일  $M$ 과 목표물  $T$ 사이의 거리,  $V$ 는 미사일의 비행속도,  $a$ 는 미사일의 속도벡터에 수직인 제어가속도 입력이다. 여기서 미사일의 비행속도  $V$ 는 일정하다고 가정한다. 각도를 보면  $\gamma$ 는 미사일의 비행경로각,  $\lambda$ 는 비행체와 목표물을 연결하는 시선(line-of-sight)의 지상에 대한 시선각,  $\sigma$ 는 속도벡터와 시선 사이의 각도이다.

이때 미사일은 BPNG기법으로 유도되므로 가속도명령은 추가항  $B$ 가 추가되어 다음과 같다.

$$a = NV\dot{\lambda} + B \quad (4)$$

이를 식(1)~(3)에 대입하면 미사일의 운동방정식은 다음과 같이  $b = B/V$ 항이 추가된  $r$ ,  $\sigma$ 에 대한 미분방정식으로 표현된다.

$$\dot{r} = -V \cos \sigma \quad (5)$$

$$\dot{\sigma} = -\frac{(N-1)V \sin \sigma}{r} + b \quad (6)$$

만약 미사일이 시선을 따라 직선으로 목표물에 근접한다면 충돌까지 잔여비행시간의 추정치  $\hat{t}_{go}$ 는  $r/V$ 이다. 그러나 시선과 미사일속도벡터 사이의 각  $\sigma$ 이 0이 아닌 값을 가진다면  $\hat{t}_{go}$ 는  $r/V$ 보다 더 큰 값을 가지게 된다. 추가항  $b$ 를 무시한 PNG기법의 경우  $\hat{t}_{go}$ 는 다음과 같이 추정될 수 있다.<sup>(2)</sup>

$$\hat{t}_{go} = \frac{r}{V} \left( 1 + \frac{\sigma^2}{2(2N-1)} \right) \quad (7)$$

식(7)의 경우 추가되는 항  $b$ 를 무시하였는데 본 논문에서의 추가항  $b$ 는 호밍유도동안 0으로 수렴하기 때문에 실제  $t_{go}$ 와의 오차역시 감소한다. 항  $b$ 가 0으로 수렴하는 것은 3장에서 언급된다.

## 3. 충돌시간제어 유도기법

충돌시간을 제어하기 위해 요구되는 비행시간  $t_d$ 와 예상되는 비행시간  $t + \hat{t}_{go}$ 의 차이값  $t_d - t - \hat{t}_{go}$ 을 정의하자. 예상되는 비행시간이 원하는 비행시간에 근접할수록 이 차이값은 0에 근접한다. 이때 다음과 같은 추가항을 정의하자.

$$b(t) = K\sigma(t)(t_d - t - \hat{t}_{go}(t)) \quad (8)$$

$\sigma(t)$ 가 0에 접근하고  $t + \hat{t}_{go}$ 가  $t_d$ 에 접근할수록 추가항  $b(t)$ 는 0에 접근함을 볼 수 있다.

**정리 :** 양의 값을 가지는 상수  $K$ 에 대해 추가항  $b(t) = K(t_d - t - \hat{t}_{go}(t))\sigma(t)$ 는  $t_d - t - \hat{t}_{go}(t)$ 을 호밍유도동안 0으로 근접시킨다.

**증명** : 우선  $\sigma(t)$ 가 작다고 가정을 하면  $\sin$ 과  $\cos$ 항은 다음과 같다.

$$\sin\sigma(t) = \sigma(t) + O(\sigma^3(t)) \quad (9)$$

$$\cos\sigma(t) = 1 - \frac{\sigma^2(t)}{2} + O(\sigma^4(t)) \quad (10)$$

이를 식(5)와 (6)에 대입하면 다음과 같다.

$$\dot{r}(t) = -V \left( 1 - \frac{\sigma^2(t)}{2} \right) \quad (11)$$

$$\dot{\sigma}(t) = -\frac{(N-1)V\sigma(t)}{r(t)} + b(t) \quad (12)$$

이제 이를 이용해  $\hat{t}_{go}$ 를 시간에 대해 미분한 값  $d\hat{t}_{go}(t)/dt$ 를 구하면 다음과 같다.

$$\begin{aligned} \frac{d\hat{t}_{go}(t)}{dt} &= \frac{d}{dt} \left[ \frac{r(t)}{V} \left( 1 + \frac{\sigma^2(t)}{2(2N-1)} \right) \right] \\ &= \frac{\dot{r}(t)}{V} + \frac{1}{2V(2N-1)} \{ \dot{r}(t)\sigma^2(t) + 2r(t)\sigma(t)\dot{\sigma}(t) \} \\ &= -1 + \frac{b(t)r(t)\sigma(t)}{V(2N-1)} \end{aligned} \quad (13)$$

이를 이용해  $t_d - t - \hat{t}_{go}$ 의 제곱을 시간에 대해 미분하면 다음과 같다.

$$\begin{aligned} &\frac{d}{dt} (t_d - t - \hat{t}_{go}(t))^2 \\ &= -\frac{2K(t_d - t - \hat{t}_{go}(t))^2 \sigma^2(t) r(t)}{V(2N-1)} \end{aligned} \quad (14)$$

식(14)를 보면 양의 값을 가지는  $K$ 에 대해

$\frac{d}{dt} (t_d - t - \hat{t}_{go}(t))^2$ 가 음의 값을 가지므로  $t_d - t - \hat{t}_{go}$ 는 0에 근접하게 된다. 따라서 미사일의 예상되는 비행시간  $t + \hat{t}_{go}$ 는 호밍유도동안 요구되는 비행시간  $t_d$ 에 근접하게 된다.

식(8)을 보면 PNG기법의 제어가속도에 추가되는 항  $b(t)$ 는  $t + \hat{t}_{go}$ 가  $t_d$ 에 가까워지거나  $\sigma(t)$ 가 0에 근접할수록 0에 가까워진다. 그리고  $t_d - t - \hat{t}_{go}(t)$ 나  $\sigma(t)$ 가 0이 되면 추가항  $b(t)$ 는

0이 되어 미사일의 유도기법은 PNG기법이 된다. 따라서 제안한 BPNG기법은 호밍유도동안 PNG기법에 근접해간다.

## 4. 시뮬레이션 결과

### 4.1 유도기법 성능 시뮬레이션

본 논문에서 제안한 유도기법을 이용해 시뮬레이션을 수행하였다. 시뮬레이션이 수행되는 시나리오의 조건은 Table 1과 같다. PNG기법에서 항법상수는  $N=3$ 을 적용하였고 식(8)의 추가항에서 상수는  $K=60/(\hat{t}_{go})^2$ 으로 정하였다. 여기서  $\hat{t}_{go}$ 는 비행잔여시간  $\hat{t}_{go}$ 의 초기값이다.

시뮬레이션 결과를 보면 충돌시간 제어항이 추가된 BPNG기법은 약 0.05초의 오차를 보이며 요구되는 비행시간을 만족한다. Fig. 3은 기존의 PNG기법과 본 논문에서 제안한 BPNG기법의 유도궤적을 보여준다. Fig. 4는 BPNG기법에서 비행잔여시간 추정치  $\hat{t}_{go}$ 와 요구되는 비행잔여시간  $t_d - t$ 을 시간에 대하여 도시한 그래프이다.  $\hat{t}_{go}$ 는 식(7)과 같이 계산되었다. 결과를 보면 추정치  $\hat{t}_{go}$ 가 요구되는  $t_d - t$ 에 근접해감을 볼 수 있다. 그리고 Fig. 5는  $\hat{t}_{go}$ 와  $t_d - t$ 의 차이가 호밍유도동안 어떻게 변하는지 보여준다. 3장에서 보여주었듯이 그 차이가 점점 줄어든다. Fig. 6은 PNG기법과 BPNG기법에서 각각의 제어가속도 명령이 시간에 따라 어떻게 변하는지 보여준다. PNG기법과 비교했을 때, 항이 추가된 BPNG기법에서 더 큰 제어가속도명령이 요구된다. Fig. 7은 BPNG기법의 총 제어가속도와 식 (4)에서 PNG기법에 추가되는 가속도  $B(t)$ 를 도시한 그래프이다. 20초 이후 추가 가속도  $B(t)$ 는 거의 0에 가까워지는데 이는 미사일의 비행이 PNG기법에 가까워지는 것을 의미한다.

Table 1. Parameter values

조건	값
미사일의 초기위치 (km)	(0,0)
미사일의 속도 (m/s)	200
목표물의 위치 (km)	(10,0)
미사일의 발사각 (deg)	15
요구되는 비행시간 (sec)	60

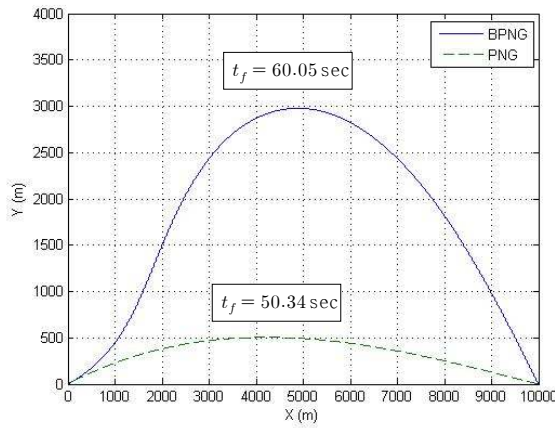


Fig. 3. Flight trajectories by PNG and BPNG.

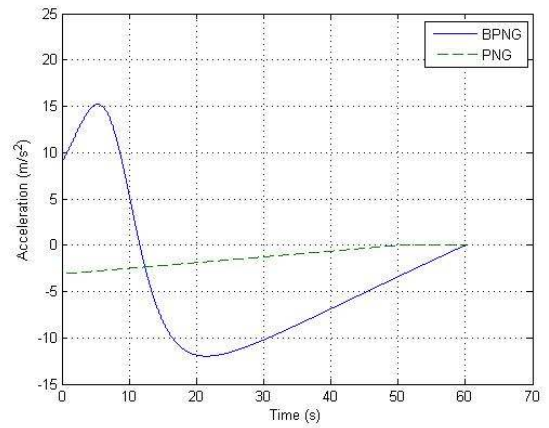


Fig. 6. Acceleration commands by PNG and BPNG.

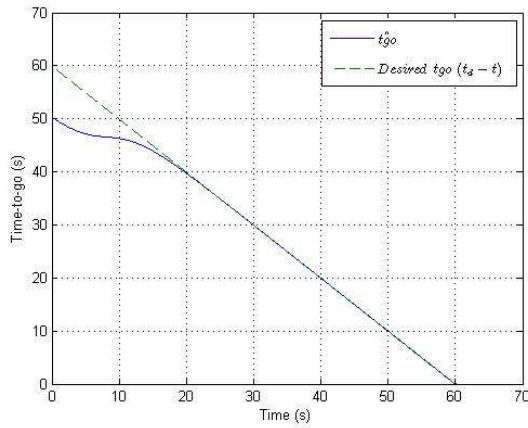


Fig. 4. Time-to-go histories.

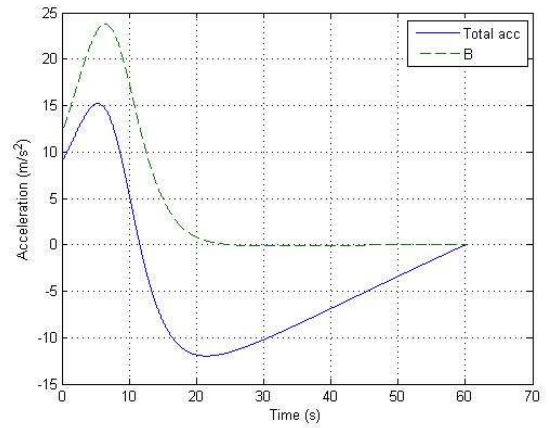


Fig. 7. Total acceleration commands and biased acceleration commands

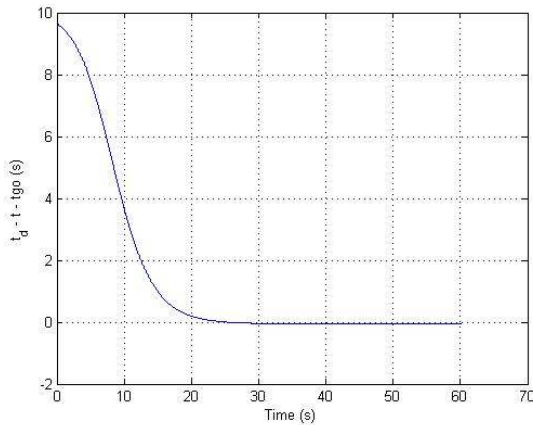


Fig. 5. Difference between designated impact time and expected impact time.

4.2 유도기법의 동시공격에 대한 적용  
본 논문에서 제안한 유도기법을 3대의 미사일이 하나의 목표물을 동시에 타격하는 상황에 적용했

다. 3대의 미사일은 초기위치, 발사각이 모두 다른 조건에서 발사되며 각각 서로 다른 속도로 비행한다. 시뮬레이션에 이용되는 조건들은 Table 2와 같다.

Fig. 8은 제안된 유도기법을 적용하기 전에 기존의 PNG기법을 이용해 시뮬레이션을 실행한 결과이다. 결과를 보면 세 대의 미사일이 모두 다른 비행시간을 가지며 표준편차는 약 5.11sec이다. Fig. 9은 본 논문에서 제안한 BPNG기법을 이용해 요구되는 시간을  $t_d = 60$ 초로 정해 시뮬레이션을 실행한 결과이다. 요구되는 시간  $t_d$ 는 기존 PNG기법의 비행시간 평균인 57.38초에 가깝게 설정한 값이다. 이때 미사일의 비행시간은 최소  $r/V$  이상이어서 증가보다 감소에 한계가 크므로 평균치보다 약간 더 크게 설정해  $t_d = 60$ 초로 정하였다. 결과를 보면 세 대의 미사일이

Table 2. Parameter values for salvo attack

조건	미사일1	미사일2	미사일3
초기위치 (km)	(0,0)	(1,5)	(4,-7)
속도 (m/s)	200	210	185
목표물 위치 (km)	(10,0)	(10,0)	(10,0)
발사각 (deg)	30	60	-15

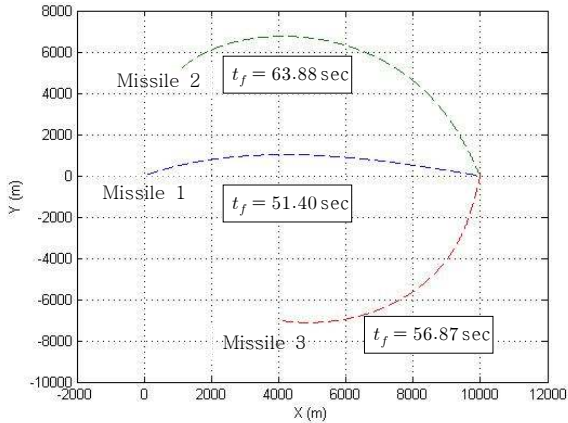


Fig. 8 Flight trajectories for three missiles by PNG, and the corresponding impact time.

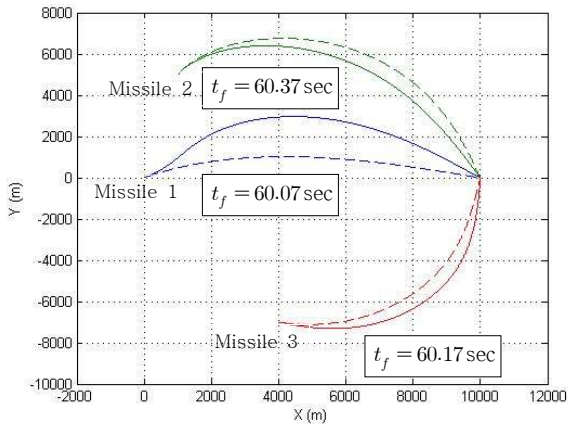


Fig. 9 Flight trajectories for three missiles by PNG and BPNG, and the impact time under BPNG

모두  $t_d = 60$ 초 근처의 비행시간을 가진다. 이 경우 비행시간의 표준편차는 0.0156초로 기존의 PNG기법에 비해 그 값이 매우 감소했다.

### 3. 결 론

본 연구에서는 호밍유도동안 비행에너지를 최적화하는 기존의 PNG기법에 항을 추가시킨 BPNG

기법을 이용해 요구되는 비행시간을 만족하는 유도기법을 제안하였다. 제안한 유도기법은 예상되는 비행시간과 요구되는 비행시간의 차이를 정의해 호밍유도동안 그 차이를 감소시킴으로써 비행시간제어를 수행한다. 이러한 기능을 수행하는 추가 제어가속도명령은 예상되는 비행시간과 요구되는 비행시간의 차이에 비례하는데 이 차이는 유도비행초반에 급격히 감소해 0으로 수렴한다. 때문에 추가 제어가속도명령 역시 0으로 수렴해 제안한 유도기법은 유도비행 후반으로 갈수록 기존의 PNG기법과 같아지게 되며 이는 비행에너지를 최적화하는 기법으로 근접하는 것을 의미한다.

본 논문에서 제안한 기법은 기존의 PNG기법에서 두 가지 추가적인 정보만이 필요하다. 미사일의 속도벡터와 시선 사이의 각과 잔여비행시간이 그것이다. 이와 같이 필요한 정보가 많지 않기 때문에 실제 적용에 용이하다. 다만 충돌시간의 설정방법에 대한 보완은 추후 구체적인 연구가 필요하다.

### 후 기

본 연구는 국방과학연구소와 LIG 넥스원의 지원으로 이루어졌습니다. 지원에 감사드립니다.

### 참고문헌

- (1) Jeon, I. S. and Lee, J. I., 2009, "Analysis on Optimality of Proportional Navigation Based on Nonlinear Formulation," Journal of the Korean Society for Aeronautical and Space Sciences, Vol. 37, No. 4, pp. 367~371.
- (2) Kim, B. S., Lee, J. G. and Han, H. S., 1998, "Biased PNG Law for Impact with Angular Constraint," IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems, Vol. 34, No. 1, pp. 277~288.
- (3) Jeon, I. S., Lee, J. I. and Tahk, M. J., 2010, "Homing Guidance Law for Cooperative Attack of Multiple Missiles," Journal of Guidance, Control, and Dynamics, Vol. 33, No. 1, pp. 275~280.

- (4) Koray S. Erer and Osman Merttopcuoglu, 2012, “Indirect Impact-Angle-Control Against Stationary Targets Using Biased Pure Proportional Navigation,” *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, Vol. 35, No. 2, pp. 700~703.