

## 목표물의 불확실성과 제어루프 특성을 고려한 비선형 적응 유도기법

### Adaptive Nonlinear Guidance Considering Target Uncertainties and Control Loop Dynamics

좌 동 경, 최 진 영, 송 찬 호  
(DongKyoung Chwa, Jin Young Choi, and Chanho Song)

**Abstract** : This paper proposes a new nonlinear adaptive guidance law. Fourth order state equation for integrated guidance and control loop is formulated considering target uncertainties and control loop dynamics. The state equation is further changed into the normal form by nonlinear coordinate transformation. An adaptive nonlinear guidance law is proposed to compensate for the uncertainties in both target acceleration and control loop dynamics. The proposed law adopts the sliding mode control approach with adaptation for unknown bound of uncertainties. The present approach can effectively solve the existing guidance problem of target maneuver and the limited performance of control loop. We provide the stability analyses and demonstrate the effectiveness of our scheme through simulations.

**Keywords** : adaptive nonlinear guidance, integrated guidance and control loop, target uncertainties, control loop dynamics, sliding mode control.

#### I. 서론

미사일의 유도에 관한 연구 [1,2] 는 고전적인 유도법칙인 Proportional Navigation (PN) 과 True Proportional Navigation (TPN) 을 비롯하여 이의 변형된 형태인 Augmented Proportional Navigation (APN), Optimal Guidance Law (OGL), Ideal Proportional Navigation (IPN), Generalized True Proportional Navigation (GTPN), Realistic True Proportional Navigation (RTPN) 등이 있다. 특히, PN은 쉽게 구현이 가능하면서 목표물이 기동을 안 할 경우에는 최적 알고리즘으로 알려져 있지만, 목표물이 기동을 하게 되면 성능이 저하되고 미사일과 목표물 사이의 위치에 따라 효과적이지 않을 수 있다. 이러한 문제를 보완하기 위해 OGL, APN과 같이 목표물의 가속도, 미사일 속도의 변화 및 가속도 등의 정보를 필요로 하는 유도 법칙들이 제시되어 왔다. 이러한 정보들은 센서와 추정기의 발달로 보다 정확히 측정가능하거나 추정가능하지만, 유도 시스템이 복잡해지고 비용이 증가할 뿐만 아니라, 여기서 발생하는 오차와 불확실성 등에 의해 원하는 성능을 얻지 못할 수 있다. 실제로 목표물의 기동이 급격할 경우, 이러한 정보를 이용한 유도법칙의 적용은 실시간으로 이러한 정보를 얻어야 한다는 점에서 제한적이다.

보다 최근에는 리아푸노프 방식 [3], 비선형 기하학 방법 [4-6], 비선형  $H_{\infty}$  방식 [7], 그리고 슬라이딩 모드 제어 방식 [8-10] 과 같이 비선형 제어 이론을 이용한 유도법칙이 개발되고 있다. 이 중에서 특히 슬라이딩모드 유도법칙에서는 목표물의 가속도를 불확실성으로 처리를 하고, 이의 상한을 알

수 있다고 가정한다. 이 값 또한 제대로 알 지 못할 수 있으며, 실제보다 너무 큰 값을 결정하게 되면 성능이 저하될 수 있다. 또한, 위의 유도법칙들은 제어부의 응답 특성이 이상적이거나 저주파 통과 필터라고 가정하였다. 실제 비행시에는 제어 시스템의 특성이 이와 같이 이상적이지 못하므로, 이러한 상황을 고려하지 않은 유도 제어 시스템의 성능이 만족스럽지 못할 수 있다. 각각의 제어부 및 유도부의 설계시에 다른 부분을 고려하지 않게 되면 성능이 저하될 수 있다는 인식하에, [11-13] 에서는 유도부와 제어부를 동시에 설계하는 방식인 복합유도제어 방식을 제안하였다. 이에 의해 종단에서의 빠른 응답과 상대거리오차의 감소와 같은 보다 나은 성능을 보이고 있다. 반면, 이 방법은 최적 해를 통해 구해지고 또한 각 비행 조건에 따른 공력 데이터를 이용한 개인 스케줄링과 같은 형태를 지니고 있기 때문에, 목표물의 기동에 따라 계산시간 및 메모리 양이 증가하는 등 실시간 구현시에 한계를 지니고 있다.

본 논문에서는 비선형 적응 유도기법을 바탕으로 한 복합유도제어 방법을 제시한다. 복합유도제어루프는 모든 비행조건에 유효한 비선형 상태방정식으로 표현되고, 제어루프 및 목표물 가속도의 불확실성을 포함한다. 좌표변환을 통해 복합유도제어루프의 정규형태 (normal form)를 얻은 후, 이를 바탕으로 불확실성 보상을 위한 슬라이딩 모드 제어 기법과 적응기법을 이용하여 비선형 적응 유도법칙을 설계한다. 제시된 기법의 타당성을 보이기 위해, 전체 유도 및 제어 루프의 안정성을 보이고 시뮬레이션을 통한 성능평가를 수행하였다.

본 논문의 구성은 다음과 같다. II 절에서는 복합유도제어 루프의 모델링을 구하고, III 절에서는 목표물의 불확실성과 제어루프 특성을 고려한 비선형 적응 유도법칙을 유도한 후 전체 페루프 미사일 시스템의 안정성을 분석한다. IV 절에서는 제시된 유도법칙의 모의실험 결과를 보이고, V 절에서

논문접수 : 2002. 11. 15., 채택확정 : 2003. 3. 3.

좌동경, 최진영 : 서울대학교 전기공학부  
(dkchwa@neuro.snu.ac.kr/choi@asri.snu.ac.kr)

송찬호 : 국방과학연구소(chsong@add.re.kr)

※ 본 연구는 국방 과학 연구소 및 서울대 자동 제어 특화 센터,  
BK21의 연구비 지원에 의해 연구되었습니다.

는 결론을 맺는다.

### II. 복합유도제어루프 모델링

본 절에서는 복합유도제어루프 모델을 유도한다. 복합유도 제어루프에 관한 구조는 그림 1에 나타난 것과 같다. 제어 루프는 비선형 제어기와 미사일 시스템으로 구성되어 있고, 주어진 설계 기준모형을 추종하는 응답특성을 지니고 있다. 비선형 적응 유도법칙은 목표물의 가속도와 제어루프의 동력학에서의 불확실성을 고려하여 설계된다.

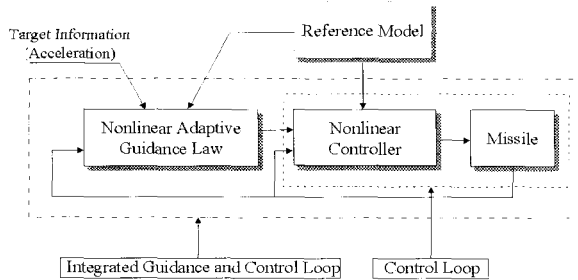


그림 1. 복합유도제어루프 구조.

Fig 1. Structure of integrated guidance and control for the missile.

[14]에서는 STT 미사일에 대한 비선형 제어 기법을 제시하였는데, 이를 제어루프에 적용한 결과는 다음과 같이 요약할 수 있다. STT 미사일은 피치 동력학과 요 동력학의 모델링 과정이 동일하게 간주할 수 있으므로, 여기서는 요 동력학에 대해서만 기술한다. 미사일 제어 시스템 설계 시에 주로 쓰이는 가정들과 함수 근사화 기법 [14]을 적용하게 되면, 요 동력학은 다음과 같게 된다.

$$\begin{cases} \dot{\beta} = -r + \frac{QS}{Um}(w_{y1}\beta + w_{y2}\beta^3 + w_{y3}\delta_r + \Delta_y) \\ \dot{r} = -Q(v_{a1}\beta + v_{a2}\beta^3 + \Delta_a) \\ -\frac{QS(l_f - l_g)}{I_M}(w_{y1}\beta + w_{y2}\beta^3 + w_{y3}\delta_r + \Delta_y) \\ a_m = \frac{QS}{m}(w_{y1}\beta + w_{y2}\beta^3 + w_{y3}\delta_r + \Delta_y). \end{cases} \quad (2.1)$$

여기서,  $\beta$  는 옆미끄러짐각,  $r$  는 요축 각속도,  $\delta_r$  는 요축 제어편각,  $Q$  는 동압,  $s$  는 공력학적 기준면적,  $I_M$  는 z축 관성 모멘트,  $m$  은 미사일의 질량,  $l_f, l_g$  는 각각 미사일 맨 앞으로부터 동체의 압력 중심과 무게 중심까지의 거리,  $a_m$  는 미사일의 출력 가속도,  $w_{y1}, w_{y2}, w_{y3}$  는 마하수  $M_m$  와 뱅크각  $\phi_A$  에 의존하는 값으로 공력테이블의 마하인덱스  $M_i$  와 상수  $\sigma_i (\neq 0)$  에 대해  $w_{yj} = \sum_{i=1}^N \mu_i(M_m)(c_{ij}^{f1} + c_{ij}^{f2} \sin^2(2\phi_A))$ ,  $\mu_i(M_m) = \mu_i^0(M_m) / \sum_{j=1}^N \mu_j^0(M_m)$ ,  $\mu_i^0(M_m) = \exp(-(M_m - M_i)^2 / \sigma_i^2)$ ,  $i = 1, \dots, N$ ,  $j = 1, 2, 3$  로 정의되는 천천히 변하는 매개변수이다.  $c_{ij}^{f1}, c_{ij}^{f2}$  는  $M_m$  가  $M_i$  일 때의 공력계수 테이블로

부터 함수피팅에 의해 얻어진 매개변수이고,  $\Delta_y, \Delta_a$  는 근사화 오차이다. 여기서의 공력 특성은 [14]에 보다 자세히 기술되어 있다.

위 시스템을 선형화하기 위해 제어입력을 다음과 같이 구한다.

$$\delta_r = \frac{1}{w_{y3}} \left( \frac{m(u_y + Ur)}{QS} - w_{y1}\beta - w_{y2}\beta^3 \right), \quad (2.2a)$$

$$u_y = -\frac{Uh_v u_1}{Q(v_{a1} + 3v_{a2}\beta^2)}, \quad (2.2b)$$

$$\dot{u}_1 = -2\omega_n \xi u_1 + \omega_n^2 (a_{mc} - a_m). \quad (2.2c)$$

여기서,  $a_{mc}$  는 가속도 명령이고,  $h_v$  는 [14]에서 정의된 공력 계수 테이블로부터 얻어지는 변수이다. 제어입력 (2.2)에 의해 전체 제어루프의 응답특성은 다음과 같은 응답특성을 지니게 된다.

$$\ddot{a}_m + 2\xi\omega_n \dot{a}_m + \omega_n^2 a_m = \omega_n^2 a_{mc} + \Delta_c. \quad (2.4)$$

여기서,  $\Delta_c$  는 미사일의 불확실성  $\Delta_y, \Delta_a$  에 의한 불확실성이다. (2.4)는 상태공간으로 나타내면

$$\begin{aligned} \dot{X}_c &= \begin{pmatrix} 0 & 1 \\ -a_{c1} & -a_{c2} \end{pmatrix} X_c + \begin{pmatrix} 0 \\ b_c \end{pmatrix} u_c + \begin{pmatrix} 0 \\ \Delta_c \end{pmatrix} \\ &= A_c X_c + B_c u_c + D_c \end{aligned} \quad (2.5)$$

으로 표현된다. 여기서,  $X_c = (x_{c1} \ x_{c2})^T = (a_m \ \dot{a}_m)^T$ ,  $a_{c1} = \omega_n^2$ ,  $a_{c2} = 2\xi\omega_n$ ,  $b_c = \omega_n^2$ ,  $u_c = a_{mc}$ ,  $\xi, \omega_n$  은 제어루프의 설계 매개변수이다.

다음에서는 제어루프 동력학 (2.5)를 포함한 복합유도제어 루프 모델을 구한다. 편의상, 3차원에서의 유도문제는  $(X_r, Y_r, Z_r)$ 를 관성좌표좌표를 나타낸다고 할 때, 수평면  $(X_r, Y_r$  평면)과 수직면  $(X_r, Z_r$  평면)에 투영한 두개의 2차원 유도문제로 볼 수 있다. 각 평면에서 요격하게 하면 결국 3차원에서 요격하게 된다. 각 평면에서의 요격상황은 미사일과 목표물과의 거리  $R$ , 시선각 (LOS)  $\sigma$ 로 표현될 수 있다. 비례항법장치(PN)에서 가속도 명령이 시선각 변화율  $\dot{\sigma}$ 을 영으로 만드는 방향으로 생성되므로, 여기서는 이 변수를 슬라이딩 평면으로 선정하여 비선형 적응 유도법칙을 구할 수 있다.

$l$ 을  $R$ 의 y축 성분크기라 하면, 이들 사이의 관계는  $\sin(\sigma) = \frac{l}{R}$ 로 나타낼 수 있고,  $\sigma$ 는 작은 값이므로 [10]에서와 같이 다음을 정의할 수 있다.

$$\sigma = \frac{l}{R}. \quad (2.6)$$

(2.6)을 미분하면 다음과 같다.

$$\dot{\sigma} = \frac{i\dot{R} - l\ddot{R}}{R^2} \tag{2.7}$$

$$\begin{aligned} \ddot{\sigma} &= \frac{i\ddot{R} - l\ddot{\ddot{R}}}{R^2} - \frac{(i\ddot{R} + \dot{i}\dot{R})R^2 - 2l\dot{R}\dot{R}^2}{R^4} \\ &= \frac{\ddot{i}}{R} - \frac{2\dot{i}\dot{R}}{R^2} - \frac{l\ddot{R}}{R^2} + \frac{2l\dot{R}^2}{R^3} \\ &= \frac{\ddot{i}}{R} - \frac{l\ddot{R}}{R^2} - \frac{2\dot{R}}{R} \left( \frac{i\dot{R} - l\ddot{R}}{R^2} \right) \\ &= \frac{1}{R}(-a_m + a_T) - \frac{\ddot{R}}{R}\sigma - \frac{2\dot{R}}{R}\dot{\sigma}. \end{aligned} \tag{2.8}$$

여기서,  $a_T$  는 목표물의 가속도이다.

상태 변수  $X_g = (x_{g1} \ x_{g2})^T = (\sigma \ \dot{\sigma})^T$  을 정의하면, 유도루프의 상태방정식은

$$\begin{aligned} \dot{X}_g &= \begin{pmatrix} 0 & 1 \\ -a_{g1}(t) & -a_{g2}(t) \end{pmatrix} X_g + \begin{pmatrix} 0 \\ -b_g(t) \end{pmatrix} a_m + \begin{pmatrix} 0 \\ b_g(t) \end{pmatrix} a_T \\ &= A_g X_g + B_g u_g + D_g \end{aligned} \tag{2.9}$$

으로 표현된다. 여기서,  $a_{g1}(t) = \ddot{R}(t)/R(t)$ ,  $a_{g2}(t) = 2\dot{R}(t)/R(t)$ ,  $b_g(t) = 1/R(t)$ ,  $u_g = a_m$ ,  $\dot{R}$  은 목표물과 미사일 사이의 상대 속도이다. (2.5)에서  $u_g = x_{c1} = [1 \ 0]X_c$  가 성립하므로, 유도루프 (2.9) 와 제어루프 (2.5) 는 다음과 같이 결합할 수 있다.

$$\begin{aligned} \dot{X}_{igc} &= \begin{pmatrix} A_g & B_g C_g \\ 0 & A_c \end{pmatrix} X_{igc} + \begin{pmatrix} 0 \\ B_c \end{pmatrix} u_c + \begin{pmatrix} D_g \\ D_c \end{pmatrix} \\ &= A_{igc} X_{igc} + B_{igc} u_c + D_{igc}, \end{aligned} \tag{2.10a}$$

$$\begin{aligned} Y_{igc} &= x_{g2} \\ &= C_{igc} X_{igc}. \end{aligned} \tag{2.10b}$$

여기서,

$$\begin{aligned} X_{igc} &= \begin{pmatrix} X_g \\ X_c \end{pmatrix}, \quad A_{igc} = \begin{pmatrix} 0 & 1 & 0 & 0 \\ -a_{g1} & -a_{g2} & -b_g & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \\ 0 & 0 & -a_{c1} & -a_{c2} \end{pmatrix}, \\ B_{igc} &= (0 \ 0 \ 0 \ b_c)^T, \quad C_{igc} = (0 \ 1 \ 0 \ 0), \\ D_{igc} &= (0 \ b_g a_T \ 0 \ \Delta_c)^T. \end{aligned}$$

유도 법칙은 시선각속도가 0으로 수렴하도록 입력변수  $u_c$  에 해당하는 가속도 명령을 구하는 것이 목적이다. 위의 복합유도제어루프에서 목표물과 미사일에서의 불확실성이 모두 포함되고 있고, 이러한 불확실성을 보상하도록 유도법칙이 설계된다. 복합유도제어루프에 비선형 제어이론을 적용하기 위해 (2.10)을 다음과 같이 정규형태로 변환한다.

출력을

$$y = Y_{igc} =: x_1 \tag{2.11}$$

와 같이 잡고, 미분하면

$$\begin{aligned} \dot{x}_1 &= -a_{g1}x_{g1} - a_{g2}x_1 - b_g x_{c1} + b_g a_T \\ &= x_2 + \bar{\Delta}_1 \end{aligned} \tag{2.12}$$

를 얻는다. 여기서,

$$x_2 = -a_{g1}x_{g1} - a_{g2}x_1 - b_g x_{c1}, \quad \bar{\Delta}_1 = b_g a_T \tag{2.13}$$

이다. 이를 미분하면 다음과 같다.

$$\begin{aligned} \dot{x}_2 &= -\dot{a}_{g1}x_{g1} - a_{g1}\dot{x}_{g1} - \dot{a}_{g2}x_1 - a_{g2}\dot{x}_1 - \dot{b}_g x_{c1} - b_g \dot{x}_{c1} \\ &= -\dot{a}_{g1}x_{g1} - a_{g1}\dot{x}_1 - \dot{a}_{g2}x_1 - a_{g2}\dot{x}_2 - a_{g2}\bar{\Delta}_1 - \dot{b}_g x_{c1} - b_g \dot{x}_{c2} \\ &= -(a_{g1} + \dot{a}_{g2})x_1 - a_{g2}\dot{x}_2 - \dot{a}_{g1}x_{g1} - \dot{b}_g x_{c1} - b_g \dot{x}_{c2} - a_{g2}\bar{\Delta}_1 \\ &= x_3 + \bar{\Delta}_2. \end{aligned} \tag{2.14}$$

여기서,

$$\begin{aligned} x_3 &= -(a_{g1} + \dot{a}_{g2})x_1 - a_{g2}\dot{x}_2 - \dot{a}_{g1}x_{g1} - \dot{b}_g x_{c1} - b_g \dot{x}_{c2}, \\ \bar{\Delta}_2 &= -a_{g2}\bar{\Delta}_1 \end{aligned} \tag{2.15}$$

이다. 계속 미분하면

$$\begin{aligned} \dot{x}_3 &= -(\dot{a}_{g1} + \ddot{a}_{g2})x_1 - (a_{g1} + \dot{a}_{g2})\dot{x}_1 - \dot{a}_{g2}\dot{x}_2 - a_{g2}\dot{\dot{x}}_2 \\ &\quad - \ddot{a}_{g1}x_{g1} - \dot{a}_{g1}\dot{x}_{g1} - \ddot{b}_g x_{c1} - \dot{b}_g \dot{x}_{c1} - \dot{b}_g \dot{x}_{c2} - b_g \dot{\dot{x}}_{c2} \\ &= -(\dot{a}_{g1} + \ddot{a}_{g2})x_1 - (a_{g1} + \dot{a}_{g2})\dot{x}_2 - (a_{g1} + \dot{a}_{g2})\bar{\Delta}_1 \\ &\quad - \dot{a}_{g2}\dot{x}_2 - a_{g2}\dot{x}_3 - a_{g2}\bar{\Delta}_2 - \ddot{a}_{g1}x_{g1} - \dot{a}_{g1}\dot{x}_1 - \dot{b}_g \dot{x}_{c1} \\ &\quad - 2\dot{b}_g \dot{x}_{c2} - b_g(-a_{c1}x_{c1} - a_{c2}x_{c2} + b_c u_c + \Delta_c) \\ &= -(2\dot{a}_{g1} + \ddot{a}_{g2})x_1 - (a_{g1} + 2\dot{a}_{g2})\dot{x}_2 - a_{g2}\dot{x}_3 - \ddot{a}_{g1}x_{g1} \\ &\quad + (-\dot{b}_g + b_g a_{c1})x_{c1} + (-2\dot{b}_g + b_g a_{c2})x_{c2} - b_g b_c u_c + \bar{\Delta}_3 \end{aligned} \tag{2.16}$$

을 얻는다. 여기서,

$$\bar{\Delta}_3 = -(a_{g1} + \dot{a}_{g2})\bar{\Delta}_1 - a_{g2}\bar{\Delta}_2 - b_g \Delta_c \tag{2.17}$$

이다.

마지막 변수를  $x_4 = x_{g1}$  로 잡으면,  $x_{c1}$  와  $x_{c2}$  는  $x_1, x_2, x_3, x_4$  의 함수로 표현될 수 있다.

$$\begin{aligned} x_{c1} &= -\frac{1}{b_g}(x_2 + a_{g1}x_{g1} + a_{g2}x_1) \\ &= -\frac{a_{g2}}{b_g}x_1 - \frac{1}{b_g}x_2 - \frac{a_{g1}}{b_g}x_4, \end{aligned} \tag{2.18}$$

$$\begin{aligned} x_{c2} &= -\frac{1}{b_g}\{x_3 + (a_{g1} + \dot{a}_{g2})x_1 + a_{g2}\dot{x}_2 + \dot{a}_{g1}x_{g1} + \dot{b}_g x_{c1}\} \\ &= \left( -\frac{a_{g1} + \dot{a}_{g2}}{b_g} + \frac{a_{g2}\dot{b}_g}{b_g^2} \right) x_1 + \left( -\frac{a_{g2}}{b_g} + \frac{\dot{b}_g}{b_g^2} \right) x_2 \\ &\quad + \left( -\frac{1}{b_g} \right) x_3 + \left( -\frac{\dot{a}_{g1}}{b_g} + \frac{a_{g1}\dot{b}_g}{b_g^2} \right) x_4. \end{aligned} \tag{2.19}$$

위의  $x_{c1}$ ,  $x_{c2}$  에 관한 (2.18-2.19)를 이용하면 (2.20)을 얻을 수 있다.

$$\dot{x}_3 = a_1x_1 + a_2x_2 + a_3x_3 + a_4x_4 - b_g b_c u_c + \bar{\Delta}_3 \quad (2.20)$$

여기서,

$$a_1 = -(2\dot{a}_{g1} + \ddot{a}_{g2}) + \frac{(\ddot{b}_g - b_g a_{c1})a_{g2}}{b_g} + (2\dot{b}_g - b_g a_{c2}) \left( \frac{a_{g1} + \dot{a}_{g2}}{b_g} - \frac{a_{g2}\dot{b}_g}{b_g^2} \right) \quad (2.21)$$

$$a_2 = -(a_{g1} + 2\dot{a}_{g2}) + \frac{\ddot{b}_g - b_g a_{c1}}{b_g} + (2\dot{b}_g - b_g a_{c2}) \left( \frac{a_{g2}}{b_g} - \frac{\dot{b}_g}{b_g^2} \right) \quad (2.22)$$

$$a_3 = -a_{g2} + \frac{2\dot{b}_g - b_g a_{c2}}{b_g} \quad (2.23)$$

$$a_4 = -\ddot{a}_{g1} + \frac{(\ddot{b}_g - b_g a_{c1})a_{g1}}{b_g} + (2\dot{b}_g - b_g a_{c2}) \left( \frac{\dot{a}_{g1}}{b_g} - \frac{a_{g1}\dot{b}_g}{b_g^2} \right) \quad (2.24)$$

이다. 최종적으로 상태방정식은  $x_0 = [x_1 \ x_2 \ x_3 \ x_4]^T$  에 대해 다음과 같이 표현된다.

$$\dot{x}_c = \begin{pmatrix} 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \\ a_1 & a_2 & a_3 & a_4 \\ 1 & 0 & 0 & 0 \end{pmatrix} x_0 + \begin{pmatrix} 0 \\ 0 \\ -b_g b_c \\ 0 \end{pmatrix} u_c + \begin{pmatrix} \bar{\Delta}_1 \\ \bar{\Delta}_2 \\ \bar{\Delta}_3 \\ 0 \end{pmatrix} \quad (2.25a)$$

$$y = x_1 \quad (2.25b)$$

위 식과 같이 표현된 상태방정식은 3차의 상대차수를 가지고 있고,  $x_4 = \sigma$  는 물리적으로 안정하므로 약한 최소위상 시스템이다. 따라서 궤환선형화 기법이 적용될 수 있다. 여기서,  $x = [x_1 \ \dot{x}_1 \ \ddot{x}_1 \ x_4]^T$  를 도입하면 (2.25) 는

$$\dot{x} = \begin{pmatrix} 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \\ a_1 & a_2 & a_3 & a_4 \\ 1 & 0 & 0 & 0 \end{pmatrix} x + \begin{pmatrix} 0 \\ 0 \\ -b_g b_c \\ 0 \end{pmatrix} u_c + \begin{pmatrix} \Delta_1 \\ \Delta_2 \\ \Delta_3 \\ 0 \end{pmatrix} \quad (2.26a)$$

$$=: a_{igc}x + b_{igc}u_c + \Delta_{igc},$$

$$y = x_1 \quad (2.26b)$$

로 표현된다. 여기서,  $\Delta_1 = \bar{\Delta}_1$ ,  $\Delta_2 = \bar{\Delta}_2 + \dot{\bar{\Delta}}_1$ ,  $\Delta_3 = \bar{\Delta}_3 + \dot{\bar{\Delta}}_2 + \ddot{\bar{\Delta}}_1$  이다.

### III. 비선형 적응 유도법칙

이 절에서는 (2.25)와 같이 표현된 복합유도제어루프시스템

에 대한 비선형 적응 유도법칙의 설계에 대해 기술한다. 이를 위해 먼저 다음의 가정을 도입한다.

**가정 3.1:**  $|\Delta_i| \leq M_i$ ,  $M_i$  는  $i=1,2,3$  에 대해 미지의 상한이다.

유도법칙은

$$u_c = \frac{1}{b_g b_c} \{a_1x_1 + (a_2 + b_s)\dot{x}_1 + (a_3 + a_s)\ddot{x}_1 + a_4x_4 + ks + (b_s\hat{M}_1 + a_s\hat{M}_2 + \hat{M}_3)\text{sgn}(s)\} \quad (3.1)$$

로 주어지고,  $M_i$  의 추정치  $\hat{M}_i$  에 대한 적응법칙은

$$\dot{\hat{M}}_1 = \gamma_1 |s| b_s, \quad \dot{\hat{M}}_2 = \gamma_2 |s| a_s, \quad \dot{\hat{M}}_3 = \gamma_3 |s| \quad (3.2)$$

로 주어진다. 여기서,  $a_s, b_s, k, \gamma_1, \gamma_2, \gamma_3 > 0$  는 설계 변수이고,  $s = \ddot{x}_1 + a_s \dot{x}_1 + b_s x_1$  값은  $\ddot{y} + a_s \dot{y} + b_s y = 0$  이 점근적으로 안정하도록 선정된 것이다. 즉,  $s$  가 충분히 작아지면 이에 해당하는  $x_1$  값 또한 충분히 작아지는 값을 얻을 수 있다. 이제,  $\tilde{M}_i = M_i - \hat{M}_i$  에 대해 다음의 성질을 얻을 수 있다.

**정리 3.1 (비선형 적응 유도법칙):**

(2.25)로 표현된 미사일 유도 시스템은 가정 3.1의 상황에서 (3.1-3.2)으로 표현된 비선형 적응 유도법칙에 의해 다음의 성질이 만족된다.

1.  $\tilde{M}_1, \tilde{M}_2, \tilde{M}_3, \hat{M}_1, \hat{M}_2, \hat{M}_3 \in L_\infty$
2.  $s, \dot{\hat{M}}_1, \dot{\hat{M}}_2, \dot{\hat{M}}_3 \in L_2 \cap L_\infty$
3.  $\dot{s} \in L_\infty$
4.  $s, \dot{\sigma}, \dot{\hat{M}}_1, \dot{\hat{M}}_2, \dot{\hat{M}}_3$  은 점근적으로 0으로 수렴한다.

**증명:** 리아푸노프 함수를

$$V = \frac{1}{2}s^2 + \frac{1}{2\gamma_1}\tilde{M}_1^2 + \frac{1}{2\gamma_2}\tilde{M}_2^2 + \frac{1}{2\gamma_3}\tilde{M}_3^2$$

와 같이 잡고 미분하면

$$\begin{aligned} \dot{V} &= s\dot{s} + \frac{1}{\gamma_1}\tilde{M}_1\dot{\tilde{M}}_1 + \frac{1}{\gamma_2}\tilde{M}_2\dot{\tilde{M}}_2 + \frac{1}{\gamma_3}\tilde{M}_3\dot{\tilde{M}}_3 \\ &= s\{\ddot{x}_1 + a_s\dot{x}_1 + b_s\dot{x}_1 + (a_s\Delta_2 + b_s\Delta_1)\} \\ &\quad + \frac{1}{\gamma_1}\tilde{M}_1\dot{\tilde{M}}_1 + \frac{1}{\gamma_2}\tilde{M}_2\dot{\tilde{M}}_2 + \frac{1}{\gamma_3}\tilde{M}_3\dot{\tilde{M}}_3 \\ &= s\{a_1x_1 + a_2\dot{x}_1 + a_3\ddot{x}_1 + a_4x_4 - b_g b_c u_c + a_s\dot{x}_1 + b_s\dot{x}_1 \\ &\quad + (a_s\Delta_2 + b_s\Delta_1 + \Delta_3)\} + \frac{1}{\gamma_1}\tilde{M}_1\dot{\tilde{M}}_1 + \frac{1}{\gamma_2}\tilde{M}_2\dot{\tilde{M}}_2 + \frac{1}{\gamma_3}\tilde{M}_3\dot{\tilde{M}}_3 \\ &= s\{-ks + (a_s\Delta_2 + b_s\Delta_1 + \Delta_3) - (b_s\hat{M}_1 + a_s\hat{M}_2 + \hat{M}_3)\text{sgn}(s)\} \\ &\quad + \frac{1}{\gamma_1}\tilde{M}_1\dot{\tilde{M}}_1 + \frac{1}{\gamma_2}\tilde{M}_2\dot{\tilde{M}}_2 + \frac{1}{\gamma_3}\tilde{M}_3\dot{\tilde{M}}_3 \\ &\leq -ks^2 + |s|(a_s\tilde{M}_2 + b_s\tilde{M}_1 + \tilde{M}_3) \\ &\quad - \frac{1}{\gamma_1}\tilde{M}_1\dot{\tilde{M}}_1 - \frac{1}{\gamma_2}\tilde{M}_2\dot{\tilde{M}}_2 - \frac{1}{\gamma_3}\tilde{M}_3\dot{\tilde{M}}_3 \\ &\leq -ks^2 \end{aligned}$$

가 성립한다.

따라서,  $V(t)$  는 모든 시간에 대해 유계이고, 그 결과  $s, \tilde{M}_1, \tilde{M}_2, \tilde{M}_3 \in L_\infty$  이 성립한다. 이에 의해  $\hat{M}_1, \hat{M}_2, \hat{M}_3 \in L_\infty$  가 성립하고,  $\int_0^\infty s^2(t)dt \leq \frac{1}{k}\{V(0)-V(\infty)\} < \infty$  에 의해  $s \in L_2$  가 성립한다. 매개변수 적응법칙으로부터  $\dot{\hat{M}}_1, \dot{\hat{M}}_2, \dot{\hat{M}}_3 \in L_2 \cap L_\infty$  와  $\dot{s} \in L_\infty$  를 얻을 수 있다. 즉,  $s$  는 균일하게 연속 (uniformly continuous) 이다.  $s$  의  $L_2$ -성질과 결합하면, Barbalat's lemma로부터  $s$  와  $\dot{s}$  가 점근적으로 0 에 수렴함을 유도할 수 있다. 또한, 매개변수 적응법칙에서  $\dot{\hat{M}}_1, \dot{\hat{M}}_2, \dot{\hat{M}}_3$  또한 점근적으로 0에 수렴하게 된다.

(3.1-3.2)로 주어진 유도법칙의 signum 항에 의해 유도 명령이 급격히 변할수 있게 되므로, 대신 hyperbolic tangent 함수 [16] 를 이용한 시변 데드존을 도입한다. 데드존 스위칭 평면을

$$s_w = s - \phi_d \cdot \text{sat}(s/\phi_d) \tag{3.3}$$

로 정의한다. 여기서,  $\text{sat}(\cdot)$  는  $|a| > 1$  일때  $\text{sat}(a) = \text{sgn}(a)$  이고  $|a| \leq 1$  일때  $\text{sat}(a) = a$  인 포화함수이고,  $\phi_d$  는 데드존의 폭으로서

$$\phi_d = \frac{1}{2(a+bt)} \log_e \left( \frac{m_d + 1}{m_d - 1} \right), \quad m_d \neq 1$$

$m_d, a, b > 0$  는 원점 근처에서의 데드존의 기울기를 결정하는 설계 변수이다. 유도법칙은

$$u_c = \frac{1}{b_s b_c} \{a_1 \dot{x}_1 + (a_2 + b_s) \ddot{x}_1 + (a_3 + a_s) \dddot{x}_1 + a_4 x_4 + ks_w + \text{sat}(s/\phi_d) \cdot m_d (b_s \hat{M}_1 + a_s \hat{M}_2 + \hat{M}_3) \tanh[(a+bt)s] + \dot{\phi}_d\} \tag{3.4}$$

이고, 적응법칙은

$$\dot{\hat{M}}_1 = \gamma_1 |s_w| b_s, \quad \dot{\hat{M}}_2 = \gamma_2 |s_w| a_s, \quad \dot{\hat{M}}_3 = \gamma_3 |s_w| \tag{3.5}$$

이다. 시변 데드존을 이용한 비선형 적응 유도법칙의 안정성 및 성능은 다음의 정리와 같이 기술할 수 있다.

**정리 3.2 (시변 데드존을 이용한 비선형 적응 유도법칙):**

(2.25)로 표현된 미사일 유도 시스템은 가정 3.1 의 상황에서 (3.4,3.5)으로 표현된 비선형 적응 유도법칙에 의해 다음의 성질이 만족된다.

1.  $\tilde{M}_1, \tilde{M}_2, \tilde{M}_3, \hat{M}_1, \hat{M}_2, \hat{M}_3 \in L_\infty$
2.  $s_w, \dot{\hat{M}}_1, \dot{\hat{M}}_2, \dot{\hat{M}}_3 \in L_2 \cap L_\infty$
3.  $\dot{s}_w \in L_\infty$
4.  $s, \dot{s}, \hat{M}_1, \hat{M}_2, \hat{M}_3$  은 점근적으로 0으로 수렴한다.

**증명:** 리아푸노프 함수를 다음과 같이 선정한다.

$$V = \frac{1}{2} s_w^2 + \frac{1}{2\gamma_1} \tilde{M}_1^2 + \frac{1}{2\gamma_2} \tilde{M}_2^2 + \frac{1}{2\gamma_3} \tilde{M}_3^2$$

$|s| \leq \phi_d$  일때,  $s_w = 0$  를 이용하면  $\dot{V} = 0$  를 얻는다.  $|s| > \phi_d$  일

경우는  $\dot{s}_w = \dot{s} - \dot{\phi}_d$  를 이용하면

$$\begin{aligned} \dot{V} &= s_w \dot{s}_w + \frac{1}{\gamma_1} \tilde{M}_1 \dot{\hat{M}}_1 + \frac{1}{\gamma_2} \tilde{M}_2 \dot{\hat{M}}_2 + \frac{1}{\gamma_3} \tilde{M}_3 \dot{\hat{M}}_3 \\ &= s_w \{\ddot{x}_1 + a_s \ddot{x}_1 + b_s \dot{x}_1 + (a_s \Delta_2 + b_s \Delta_1) - \dot{\phi}_d\} \\ &\quad + \frac{1}{\gamma_1} \tilde{M}_1 \dot{\hat{M}}_1 + \frac{1}{\gamma_2} \tilde{M}_2 \dot{\hat{M}}_2 + \frac{1}{\gamma_3} \tilde{M}_3 \dot{\hat{M}}_3 \end{aligned}$$

를 얻는다. 이 식은 (2.25a)을 이용하면

$$\begin{aligned} \dot{V} &= s_w \{a_1 \dot{x}_1 + a_2 \dot{x}_1 + a_3 \ddot{x}_1 + a_4 x_4 - b_s b_c u_c + a_s \dot{x}_1 + b_s \dot{x}_1 \\ &\quad + (a_s \Delta_2 + b_s \Delta_1 + \Delta_3) - \dot{\phi}_d\} - \frac{1}{\gamma_1} \tilde{M}_1 \dot{\hat{M}}_1 - \frac{1}{\gamma_2} \tilde{M}_2 \dot{\hat{M}}_2 \\ &\quad - \frac{1}{\gamma_3} \tilde{M}_3 \dot{\hat{M}}_3 \end{aligned}$$

가 되고, 유도법칙 (3.4) 와 적응법칙 (3.5) 에 의해 다음 식이 성립함을 알 수 있다.

$$\begin{aligned} \dot{V} &\leq -ks_w^2 + |s_w| \{ (b_s \hat{M}_1 + a_s \hat{M}_2 + \hat{M}_3) - \frac{1}{\gamma_1} \tilde{M}_1 \dot{\hat{M}}_1 - \frac{1}{\gamma_2} \tilde{M}_2 \dot{\hat{M}}_2 \\ &\quad - \frac{1}{\gamma_3} \tilde{M}_3 \dot{\hat{M}}_3 - |s_w| m_d (b_s \hat{M}_1 + a_s \hat{M}_2 + \hat{M}_3) \tanh[(a+bt)s] \} \\ &\leq -ks_w^2 + |s_w| \{ (b_s \tilde{M}_1 + a_s \tilde{M}_2 + \tilde{M}_3) - \frac{1}{\gamma_1} \tilde{M}_1 \dot{\hat{M}}_1 - \frac{1}{\gamma_2} \tilde{M}_2 \dot{\hat{M}}_2 \\ &\quad - \frac{1}{\gamma_3} \tilde{M}_3 \dot{\hat{M}}_3 + |s_w| (b_s \hat{M}_1 + a_s \hat{M}_2 + \hat{M}_3) \\ &\quad - |s_w| m_d (b_s \hat{M}_1 + a_s \hat{M}_2 + \hat{M}_3) \tanh[(a+bt)s] \} \\ &= -ks_w^2 + |s_w| \{ (b_s \hat{M}_1 + a_s \hat{M}_2 + \hat{M}_3) \{ 1 - m_d \tanh[(a+bt)s] \} \}. \end{aligned}$$

$|s| > \phi_d$  이므로,

$$\begin{aligned} \dot{V} &\leq -ks_w^2 + |s_w| \{ (b_s \hat{M}_1 + a_s \hat{M}_2 + \hat{M}_3) \{ 1 - m_d \tanh[(a+bt)\phi_d] \} \\ &= -ks_w^2 + |s_w| \{ (b_s \hat{M}_1 + a_s \hat{M}_2 + \hat{M}_3) \{ 1 - m_d \tanh[\frac{1}{2} \log_e \left( \frac{m_d + 1}{m_d - 1} \right)] \} \} \end{aligned}$$

이 성립하고, 관계식

$$\tanh(x) = \frac{e^x - e^{-x}}{e^x + e^{-x}} = \frac{e^{2x} - 1}{e^{2x} + 1}$$

로부터

$$\begin{aligned} \dot{V} &\leq -ks_w^2 + |s_w| \{ (b_s \hat{M}_1 + a_s \hat{M}_2 + \hat{M}_3) \{ 1 - m_d \frac{(m_d + 1) - (m_d - 1)}{(m_d + 1) + (m_d - 1)} \} \} \\ &= -ks_w^2 \end{aligned}$$

를 얻을 수 있다.

따라서,  $V(t)$  는 모든 시간에 대해 유계이고, 그 결과  $s_w, \tilde{M}_1, \tilde{M}_2, \tilde{M}_3 \in L_\infty$  이 성립한다. 이에 의해  $\hat{M}_1, \hat{M}_2, \hat{M}_3 \in L_\infty$  가 성립하고,  $s_w \in L_2$  인 사실과 매개변수 적응법칙에 의한  $\dot{\hat{M}}_1, \dot{\hat{M}}_2, \dot{\hat{M}}_3 \in L_2 \cap L_\infty$  및  $\dot{s}_w \in L_\infty$  를 이용한다. 즉,  $s_w$  의  $L_2$ -성질과 결합하면, Barbalat's lemma 로부

터  $s_w$  가 점근적으로 0에 수렴함을 유도할 수 있다. 또한, 매개변수 적응법칙에서  $\dot{M}_1, \dot{M}_2, \dot{M}_3$  또한 점근적으로 0에 수렴하게 된다. 즉, 시간이 지남에 따라  $|s| \leq \phi_d$  가 성립하게 되는데,  $\lim_{t \rightarrow \infty} |\phi_d| = 0$  이므로  $\lim_{t \rightarrow \infty} |s| = 0$  를 얻을 수 있다. ■

**부연 3.1:**  $\phi_d$  가 0으로 수렴하게되면, 데드존을 이용한 적응 유도법칙 (3.4-3.5) 은 정리 3.1의 데드존이 없을 경우의 (3.1-3.2) 와 같게 된다. 따라서, 포화함수와 시변 데드존을 비선형 적응 유도법칙에 사용하게 되면 채터링 현상을 일으키지 않고 고도  $\delta$  가 0으로 수렴하게 됨과 전체 시스템의 안정성을 보일 수 있다.

**IV. 모의실험**

본 장에서는 제안된 비선형 적응 유도법칙을 각 요, 피치 동력학에 적용한 모의실험 결과를 보인다. (3.4-3.5)와 같이 주어진 비선형 적응 유도법칙은 [10]에서와 같이  $R^{(3)} \approx R^{(4)} \approx 0$  로 가정하여 변형된 식을 사용하여 모의실험을 수행하였다. signum 함수 대신 hyperbolic tangent 함수를 유도법칙에 사용하였는데, signum 함수의 경우 고정된 데드존을 사용하는데 반해, hyperbolic tangent 함수의 경우는 미분가능하면서 시변인 데드존을 사용한다. 미사일이 end-game 상황에 도달하게 되면, 최소상대거리와 비행시간의 최소화와 같은 성능이 미사일의 안정성보다 중요해지게 된다. 따라서, 제안된 방법은 이러한 점을 고려한 것이다.

성능평가는 미사일과 목표물의 여러 상황에 따른 지대공 요격 시나리오를 이용하여 수행되었다. 최소상대거리 및 비행시간을 성능지표로 하여 비례항법유도(PNG)법칙과 비교하였고, 실제적인 미사일 제어 시스템 [14] 을 [15] 에서와 같은 전체 페루프 유도제어 모의실험환경에 적용하였다. PNG 법칙에서의 비례항법상수는 3으로 정하였고, 제어루프 (2.4) 의 설계 변수는  $\xi = 0.7, \omega_n = 15$ , 유도루프 (3.4-3.5)의 설계변수는  $a_s = 250, b_s = 1, k = 20, m_d = 2, a = 0.1, b = 0.2, \gamma_1 = 0.1, \gamma_2 = 0.1, \gamma_3 = 0.1$  로 선정하였다. 여기서의 설계 변수는 모의실험을 통해 만족스러운 유도제어성능이 나오도록 선정된 것이다.

사용된 시나리오는 표 1과 같다. 다른 시나리오들에 대해서도 모의실험을 수행한 결과 대부분 제안된 방법이 보다 나은 결과를 가짐을 확인할 수 있었다. 이 시나리오들에서 목표물은 처음에는 정속 200 m/sec. 로 비행하다가 어느 순간 가속도를 변화시키면서 기동한다. 표 1에서의 각 벡터 성분은 y축과 z축에 따른 값을 나타낸다. 미사일의 발사각도와 제어 초기 동작 시간은 각각 50도와 0.5초이다.

그림 2, 3, 4 (a), (c) 은 표 1에서의 각 시나리오에 따른 비례항법유도(PNG; Proportional Navigation Guidance)와 제안된 비선형 적응 유도(ANG; Adaptive Nonlinear Guidance)의 가속도 명령 및 실제 출력가속도를 나타내고 있고, 그림 2, 3, 4 (b), (d) 에서는 3차원 미사일-목표물 궤적을 나타내고 있다. 표 2에서는 각 시나리오에서의 PNG 및 ANG의 상대거리오차와 비행시간을 비교한다. 그림 2, 3, 4 (a), (c) 에서의 결과에서 PNG

와 ANG사이의 가속도 명령과 출력가속도가 달라지게 됨을 확인할 수 있고, 이 차이에 의해 표 2에서와 같이 ANG의 상대거리오차와 비행시간이 PNG보다 작게 된다. 그림 2, 3, 4 (b), (d) 에서의 3차원 궤적에서는 큰 차이가 없어 보이지만, 실제의 PNG와 ANG의 차이는 최종 요격 단계에서 뚜렷해지게 된다.

이상의 결과들로부터 제안된 방법이 이전에 설계된 미사일 제어시스템과 결합하여 복합유도제어체계로서의 성능을 나타낼 수 있음을 확인할 수 있다. 특히, 미사일 제어시스템 모델링에서 발생하는 근사화 오차 및 모델링 오차와 더불어 목표물의 가속도 불확실성을 비선형 적응 유도에 의해 보상하고 있다.

표 1. 미사일과 목표물간의 요격시나리오.

Table 1. Scenarios for missile-target interception.

(a) 목표물 조건  
(a) Target conditions

시나리오	I	II	III
초기 회피 시간 (초)	0	0	0
초기 회피 가속도 (m/sec <sup>2</sup> )	[4 -4]	[0 8]	[0 - 10]
두번째 회피시간 (sec.)	2	2	2.5
두번째 회피 가속도 (m/sec <sup>2</sup> )	[8 -8]	[- 8 0]	[15 0]

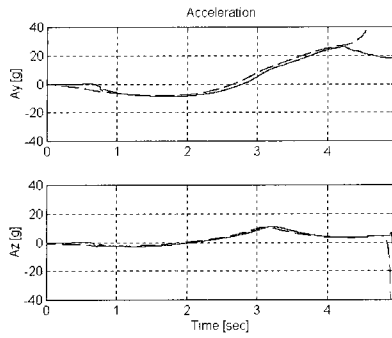
(b) 목표물-미사일의 기하학적 조건  
(b) Target-Missile geometry

시나리오	I	II	III
Off-boresight angle(deg)	-30	0	45
Aspect angle(deg)	-90	90	180
Elevation angle(deg)	0	0	0
Azimuth angle(deg)	0	0	0
초기 상대 거리(m)	2000	3000	1500
초기 상대 고도(m)	1300	2500	1000

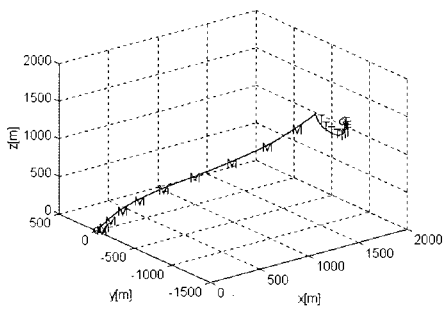
표 2. PNG 와 ANG 의 성능 비교.

Table II. Performance of PNG and ANG.

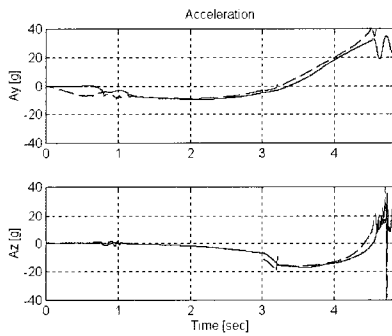
시나리오	PNG		ANG	
	상대거리오차	비행시간	상대거리오차	비행시간
I	7.7048m	4.9505 초	3.5869m	4.8280 초
II	4.3244m	5.8085 초	0.3913m	5.6295 초
III	1.8637m	3.9255 초	0.1502m	3.7275 초



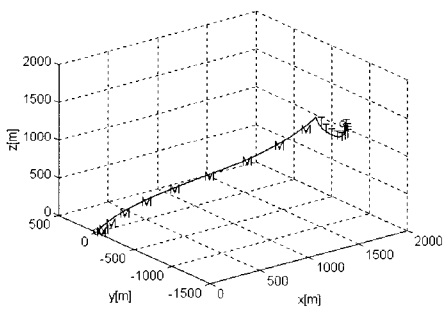
(a) PNG 의 가속도  
(a) Acceleration of PNG



(b) PNG 에 의한 3 차원 궤적  
(b) Three-dimensional trajectory of PNG



(c) ANG 의 가속도  
(c) Acceleration of ANG

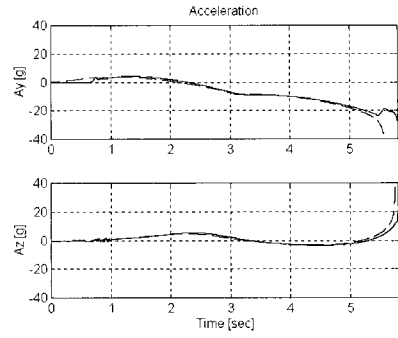


(d) PNG 에 의한 3 차원 궤적  
(d) Three-dimensional trajectory of PNG

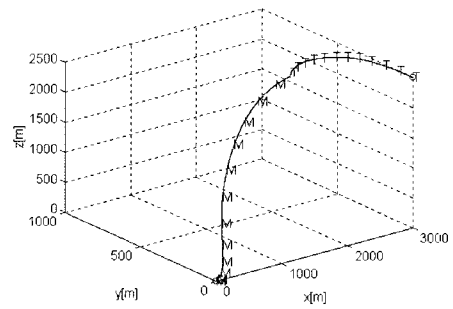
그림 2. 시나리오 I 의 성능.

Fig. 2. Performance of Scenario I.

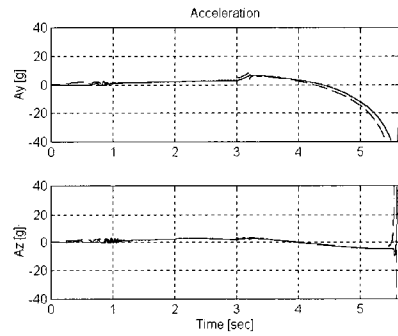
((a),(c)에서 실선: 출력 가속도, 점선: 가속도 명령;  
(b),(d)에서 M: 미사일, T: 목표물)



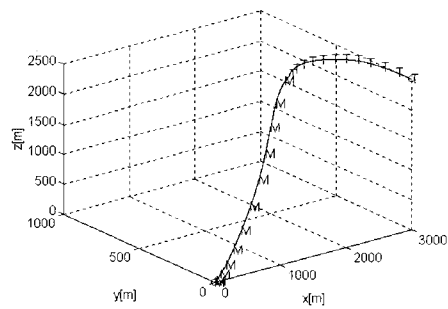
(a) PNG 의 가속도  
(a) Acceleration of PNG



(b) PNG 에 의한 3 차원 궤적  
(b) Three-dimensional trajectory of PNG



(c) ANG 의 가속도  
(c) Acceleration of ANG

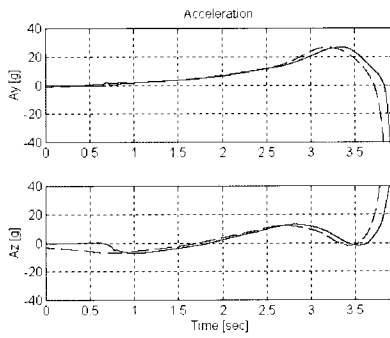


(d) PNG 에 의한 3 차원 궤적  
(d) Three-dimensional trajectory of PNG

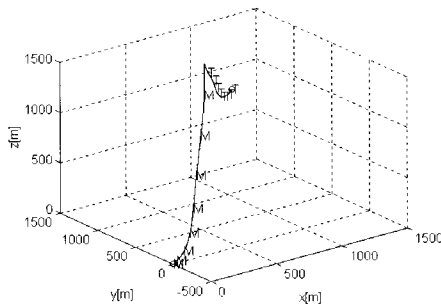
그림 3. 시나리오 II 성능.

Fig. 3. Performance of Scenario II.

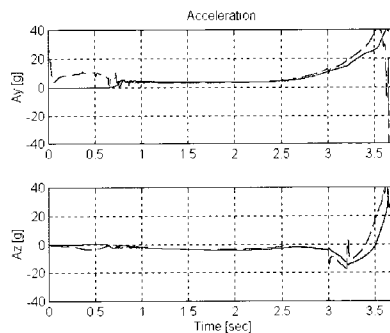
((a),(c)에서 실선: 출력 가속도, 점선: 가속도 명령;  
(b),(d)에서 M: 미사일, T: 목표물)



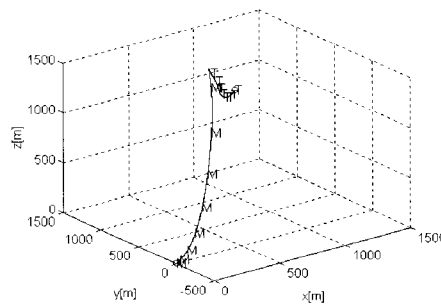
(a) PNG의 가속도  
(a) Acceleration of PNG



(b) PNG에 의한 3차원 궤적  
(b) Three-dimensional trajectory of PNG



(c) ANG의 가속도  
(c) Acceleration of ANG



(d) PNG에 의한 3차원 궤적  
(d) Three-dimensional trajectory of PNG

그림 4. 시나리오 III의 성능.

Fig. 4. Performance of Scenario III.

((a),(c)에서 실선: 출력 가속도, 점선: 가속도 명령;  
(b),(d)에서 M: 미사일, T: 목표물)

### V. 결론

본 논문에서는 미사일 시스템의 유도제어 성능향상을 위해 비선형 적응 유도법칙을 제안하였다. 제시된 방법은 목표물의 가속도와 제어루프 동력학의 불확실성까지 고려하고 있다는 점에서 이전의 결과와 비교할 때 새로운 결과라고 할 수 있다. 또한, 유도 및 제어 루프를 포함한 전체 유도제어 시스템에 대해 안정도를 분석하였다. 제시된 방법이 전체 유도제어 시스템의 성능을 효과적으로 향상시킬 수 있음을 안정도 및 성능 분석과 모의 실험 결과를 통해 확인할 수 있다. 기존의 유도방식에 비해 제시된 방법이 보다 많은 정보를 필요로 하고 있는데, 이들 정보들의 획득 가능성을 고려한 유도방식에 대한 연구가 계속 진행되어야 할 것이다.

### 참고문헌

- [1] H. J. Pastric, S. Setzler, and M. E. Warren, "Guidance Laws for Short Range Homing Missile," *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, vol. 4, no. 2, pp. 98-108, 1981.
- [2] J. R. Cloutier, J. H. Evers, and J. J. Feeley, "Assessment of Air to Air Missile and Guidance Technology," *IEEE Control Systems Magazine*, vol. 9, pp. 27-34, Oct. 1989.
- [3] S. H. Song, and I. J. Ha, "A Lyapunov-like Approach to Performance Analysis of 3-Dimensional Pure PNG Laws," *IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems*, vol. 30, no. 1, pp. 238-247, 1994.
- [4] S. Bezik, I. Rusnak, W. S. Gray, "Guidance of a Homing Missile via Nonlinear Geometric Control Methods," *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, vol. 18, no. 3, pp. 441-448, 1995.
- [5] I. J. Ha and S. Chong, "Design of a CLOS Guidance Law via Feedback Linearization," *IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems*, vol. 28, no. 1, pp. 51-62, 1992.
- [6] J. Huang and C. F. Lin, "A Modified CLOS Guidance Law via Right Inversion," *IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems*, vol. 31, no. 1, pp. 491-495, 1995.
- [7] C. D. Yang and H. Y. Chen, "Nonlinear  $H_\infty$  Robust Guidance Law for Homing Missiles," *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, vol. 21, no. 6, pp. 882-890, 1998.
- [8] S. D. Brierley, and R. Longchamp, "Application of Sliding Mode Control to Air-Air Interception Problem," *IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems*, vol. 26, no. 2, pp. 306-325, 1990.
- [9] K. R. Babu, I. G. Sarma, and K. N. Swamy, "Switched Bias Proportional Navigation for Homing Guidance Against Highly Maneuvering Target," *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, vol. 17, no. 6, pp. 1357-1363, 1994.
- [10] D. Zhou, C. Mu, and W. Xu, "Adaptive Sliding-Mode Guidance of a Homing Missile," *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, vol. 22, no. 4, pp. 589-594, 1999.
- [11] C. F. Lin, Q. Wang, J. L. Speyer, J. H. Evers, and Cloutier, J. R., "Integrated Estimation, Guidance, and Control



- System Design Using Game Theoretic Approach," *Proceedings on the American Control Conference*, Chicago, Illinois, USA, pp. 3220-3224, 1992.
- [12] J. H. Evers, J. R. Cloutier, C. F. Lin, W. R., Yueh, and Q. Wang, "Application of Integrated Guidance and Control Schemes to a Precision Guided Missile," *Proceedings on the American Control Conference*, Chicago, Illinois, USA, pp. 3225-3230, 1992.
- [13] C. F. Lin, E. Ohlmeyer, J. E. Bibel, and S. Malyevac, "Optimal Design of Integrated Missile Guidance and Control, 1998 World Aviation Conference, Anaheim, CA, AIAA-985519, Sep. 1998.
- [14] D. Chwa and J.Y. Choi, "New Parametric Affine Modeling and Control for Skid-to-Turn Missiles," *IEEE Transactions on Control Systems Technology*, vol. 9, no. 2, pp.335-347, March 2001.
- [15] J.Y. Choi, D. Chwa, and M.S.Kim, "Adaptive Control for Feedback-Linearized Missiles with Uncertainties", *IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems*, vol. 36, no. 2, pp. 467-481, Apr. 2000.
- [16] G.. Song and R. Mukherjee, "A Comparison Study of Conventional Non-smooth Time-invariant and Novel Smooth Time-varying Robust Compensators," *IEEE Transactions on Control Systems Technology*, vol. 6, no. 4, pp. 571-576, 1998.

#### 좌 동 경

제어·자동화·시스템공학 논문지 제 5 권 제 3 호 참조.

#### 송 찬 호

제어·자동화·시스템공학회지 제 3 권 제 2 호 참조.

#### 최 진 영

제어·자동화·시스템공학 논문지 제 4 권 제 4 호 참조.