

# 궤환선형화된 STT 미사일의 불확실성 보상을 위한 적응 슬라이딩 모드 제어

## Adaptive Sliding Mode Control for Compensation of Uncertainty in Feedback Linearized Skid-to-Turn (STT) Missiles

김민수, 좌동경, 최진영

(Min Soo Kim, Dong Kyoung Chwa, and Jin Young Choi)

**Abstract** : This paper proposes an adaptive sliding mode control scheme for an autopilot design of Skid-to-Turn (STT) missiles. The feedback linearization controller eliminates nonlinear terms in STT dynamics and makes the entire system linear. But the modeling errors in dynamics and the external disturbances exert bad influence on the performance of the feedback linearization controller. To handle these uncertainties, an adaptive control scheme is developed, where a bound of the uncertainties is estimated by an adaptive law based on a sliding surface. The asymptotic output tracking is proved by using the Lyapunov stability theory. Simulations for STT missiles illustrate the validity of the proposed scheme.

**Keywords** : STT missiles, autopilot, adaptive sliding mode control, Lyapunov stability, disturbance.

### I. 서론

미사일 시스템은 공력학적인 특성과 동력학적인 특성에 의해 강한 비선형성을 지니게 되는데, 특히 기동이 심한 경우에는 더욱 비선형성이 강해진다. 또한, 일반적으로 STT 미사일은 구조적인 특성상 뱅크각없이 롤, 피치, 요 동역학사이의 커플링을 고려하지 않고 자동조종장치에 의해 제어하는 경우가 많다. 그러나 본 논문에서의 STT 미사일 모델은 뱅크각까지 포함함으로써 피치/요 동력학의 커플링이 고려된, 보다 비선형성이 강한 모델이다.

이러한 비선형성이 강한 STT 미사일을 제어하기 위한 방법으로서 [2]에서는 부분선형화와 시간축 및 상태 변수 변환에 의해 자동조종장치를 설계하였는데 여기서는 원래의 미사일 모델은 미사일 속도의 영향이 제거된 형태로 변환된 후, 특정 동작점 마다 제어기를 구성할 필요없이 하나의 비선형 제어기 설계에 의해 모든 동작점에서 동작가능한 제어기 설계 방법을 제시하였다. 또한 [3]에서는 [2]에서 새롭게 구성된 공력함수를 사용한 모델에 대해 특이점동기법을 적용함으로써 궤환 선형화 [1]에 의해 미사일 시스템을 선형시스템으로 근사화하는 방법을 제시하였다. 그러나, 궤환 선형화 제어는 비선형항의 정확한 소거를 통해 이루어지므로 비선형항에 오차 또는 불확실성이 존재하는 경우 정확한 선형 모델이 되지 않는다.

불확실성이 존재하는 시스템에 대해 강인적용제어기를 구성한 결과로서, [4]에서는 파라미터의 불확실성과 미지의 비선형성을 동시에 지니고 있는 비선형 시스템에 대해 적응 제어기를 구성하였다. 여기서는 불확실성에 대

해 미지의 상수와 알고 있는 비선형항의 곱에 의해 유계된다고 가정하고서, triangularity condition을 만족하는 n차의 시스템에 대해 적응 제어기를 구성하였는데, 시스템의 구조적인 조건이 제한적이라는 문제점과 함께 미지의 비선형성에 대한 보다 해석적인 정보를 알고 있지 않을 경우는 적용시에 어려움이 따른다. [5]에서는 이러한 구조적인 제한이 없더라도 불확실성을 제한하는 함수를 알고 있으면 반복적인 강인 제어 방식에 의해 제어기를 구성할 수 있다. 그러나 여기서는 특정 동작점 근처에서의 미사일 모델의 불확실성에 대해 여기서 제안된 기법에 의해 성능보상을 한 것으로서 본 논문에서 다루는 미사일 모델처럼 모든 동작점에서도 성능을 발휘할 수 있는 적응 제어기를 구성하는 것과는 차이점이 있다.

본 논문에서는 불확실성이 존재하는 미사일에 대해 궤환 선형화 제어기를 설계하였을 때 발생하는 성능저하를 보상하기 위한 적응 슬라이딩 모드 제어 기법을 제시한다. 슬라이딩 모드 제어 기법을 사용할 수 있는 커플링된 2개의 2차 시변 시스템을 유도하고 이 시스템이 2차의 기준 모델을 추종하게 하는 적응제어기를 설계한다. 제시된 기법에 의해 출력오차가 점근적으로 안정하

### Nomenclature

$U, V, W$	미사일속도벡터의 X, Y, Z-축 방향 부분벡터 크기
$p, q, r$	각속도벡터의 X, Y, Z-축 방향 부분벡터 크기
$V_M$	미사일 비행속도
$\rho$	공기밀도
$m$	미사일 질량
$Q$	동압력(Dynamic Pressure) ( $= \rho  V_M ^2/2$ )
$A_y(A_z)$	요(꺾치) 가속도
$A_y^c(A_z^c)$	요(꺾치) 가속도 명령
$\delta_r(\delta_q)$	요(꺾치) 제어 편각
$\delta_r^c(\delta_q^c)$	요(꺾치) 제어 편각 명령

접수일자 : 1998. 1. 30., 수정완료 : 1999. 1. 8.

김민수, 좌동경, 최진영 : 서울대학교 전기공학부

※ 본 연구는 국방과학연구소 및 서울대 자동제어특화연구센터의 지원을 받아 수행되었습니다.

계 0으로 수렴함을 Lyapunov 안정도 이론을 이용해 증명한다. 불확실성의 모델링시 모든 동작점에 대해 [4]에서와 같은 형태의 불확실성을 구하는 것은 어렵기 때문에 이보다는 단순한 가정하에서 적응슬라이딩 모드기법을 적용하였다. 궤환 선형화된 STT 미사일에 대해 제시된 제어기법이 모델링 오차를 보상할 수 있음을 모의실험을 통해 보인다.

**II. STT미사일의 궤환선형화 제어**

본 논문에서 다루는 대상 STT 모델은 [2]에 의해 제시된 부분선형화 모델로부터 [3]에 의해 구해진 모델이다.

부분선형화된 STT 모델은 비선형 미분방정식을 부분선형화 기법에 의해 다음과 같이 나타낼 수 있다[2].

$$\text{요 다이내믹스} \begin{cases} \dot{v}_y = v_y \\ \dot{r} = -QH_a(\frac{V}{V_M}, \frac{W}{V_M}) - h_v v_y - h_r Ur \\ A_y = v_y + Ur \end{cases}$$

$$\text{피치 다이내믹스} \begin{cases} \dot{W} = v_z \\ \dot{q} = QH_b(\frac{V}{V_M}, \frac{W}{V_M}) + h_v v_z - h_q Uq \\ A_z = v_z - Uq \end{cases}$$

$h_v$ 의 정의는

$$h_v \equiv \frac{(l_c - l_g)m}{I_M}$$

와 같고,  $l_c$ 와  $l_g$ 는 각각 미사일 맨 앞 부분으로부터 풍압 중심과 무게 중심까지의 거리이다.  $H_a$ ,  $H_b$ 는 [2]에서 기존의 공력테이블사이의 관계식으로부터 구해진, 공력학적 힘과 모멘트의 관계를 이어주는 새로운 공력학 함수이다. 그리고,  $v_y$ ,  $v_z$ 는 새로운 제어 입력 변수로서 제어 편각 명령  $\delta_r^c$ ,  $\delta_q^c$ 를 다음과 같이 정한다.

$$\delta_r^c = K_y(V, W, \frac{m(v_y + Ur)}{QS}, V_M), \delta_q^c = K_z(V, W, \frac{m(v_z - Uq)}{QS}, V_M)$$

여기서  $K_y$ ,  $K_z$ 는 다음을 만족하는 함수이다.

$$H_y(V, W, K_y(V, W, u_y, V_M), V_M) = u_y$$

$$H_z(V, W, K_z(V, W, u_z, V_M), V_M) = u_z$$

이제,

$$x \equiv [x_1 \ x_2] \equiv [V \ W]^T, z \equiv [z_1 \ z_2] \equiv [r \ q]^T, \\ y \equiv [y_1 \ y_2] \equiv [A_y \ A_z]^T, u \equiv [u_1 \ u_2] \equiv [v_y \ v_z]^T,$$

$$G \equiv \begin{bmatrix} -1 & 0 \\ 0 & -1 \end{bmatrix}, f \equiv [H_a(\frac{V}{V_M}, \frac{W}{V_M}) \ H_b(\frac{V}{V_M}, \frac{W}{V_M})]^T$$

와 같이 정의하면 위의 요/피치 다이내믹스는 다음과 같이 나타낼 수 있다.

$$\begin{cases} \dot{x} = u \\ \dot{z} = -h_v Uz + G[Qf(\frac{V}{V_M}, \frac{W}{V_M}) + h_v u] \\ y = -UGz + u \end{cases} \quad (1)$$

자동 조종 장치의 설계에 쓰이게 될 대상 STT 모델은 위의 비최소 위상 모델을 특이 섭동 기법을 사용하여 다음과 같이 최소 위상 시스템으로 근사화한 모델을 사용한다[3].

(1)에서  $z$ 에 관한 식을 보면 우변에서 세 번째 항의  $h_v U$  값이 물리적으로 매우 큰 값이고 첫번째와 두 번째 항은 조정 가능한 변수들로서  $h_v U$  값보다 작으므로  $z$ 가 상대적으로 매우 빨리 도달한다고 볼 수 있다. 즉 여기서  $z$ 는 모든 시간에 대해 정상 상태에 도달한다고 가정하면  $\dot{z} = 0$ 으로부터의 정상 상태값을 구할 수 있다.

$$z = \frac{G}{h_v U} \{ Qf(\frac{V}{V_M}, \frac{W}{V_M}) + h_v u \} \quad (2)$$

(1)과 (2)로부터  $z$ 에 관한 다이내믹스를 없애면 (3)과 같은 모델식을 얻는다.

$$\begin{cases} \dot{x} = u \\ y = -\frac{Q}{h_v} f(\frac{V}{V_M}, \frac{W}{V_M}) \end{cases} \quad (3)$$

(3)의 간략화된 모델식을 보면 출력 가속도  $y$ 와 제어 입력  $u$ 에 대해 상대 차수가 1이고 영동력학(zero dynamics)이 없는 최소위상 시스템을 알 수 있다.

이 모델식에 대해 궤환 선형화 기법을 써서 선형화한 후 전체 시스템이 선형시스템과 유사한 특성을 가지면서 주어진 성능을 만족하는 자동조종장치를 설계할 수 있는데 그 방법은 다음과 같다.

먼저,  $y$ 를 시간  $t$ 에 관해 미분한다.

$$\dot{y} = -\frac{Q}{h_v} \frac{\partial}{\partial x} f(\frac{V}{V_M}, \frac{W}{V_M}) \cdot \dot{x} \\ = -\frac{Q}{h_v} \frac{\partial}{\partial x} f(\frac{V}{V_M}, \frac{W}{V_M}) \cdot u \quad (4)$$

전체 시스템을 선형화 하기 위해 제어 입력  $u$ 를 다음과 같이 놓으면,

$$u = \left[ \frac{Q}{\alpha} \frac{\partial}{\partial x} f(\frac{V}{V_M}, \frac{W}{V_M}) \right]^{-1} \cdot (-h_v y) \quad (5)$$

(4)에 의해  $\dot{y} = \nu$ 로 선형화 된다. 따라서  $\nu$ 가 적절한 값을 갖게 되면 우리가 원하는 출력  $y$ 를 구할 수 있음을 알 수 있다. 원하는 출력을 얻기 위해  $\nu$ 가 적절한 값을 얻도록 보상기를 설계한다. 보상기의 다이내믹스를 다음과 같이 선형식으로 놓을 수 있다.

$$\dot{\nu} = -A_f \nu + B_f (y_c - y) \quad (6)$$

(6)에 의해

$$\dot{y} = \dot{\nu} = -A_f \nu + B_f (y_c - y) = -A_f \dot{y} + B_f (y_c - y) \quad (7)$$

이다. 단, 여기서  $y_c = [y_{c1} \ y_{c2}]^T$ 이다.

결국

$$\ddot{y} + A_f \dot{y} + B_f y = B_f y_c$$

이다. 여기서  $A_f$ 와  $B_f$ 는 각각 다음과 같다.

$$A_f = \begin{bmatrix} \theta_1 & 0 \\ 0 & \theta_1 \end{bmatrix}, B_f = \begin{bmatrix} \theta_2 & 0 \\ 0 & \theta_2 \end{bmatrix}. \quad (8)$$

$\theta_1, \theta_2$ 는 각각  $\theta_1 = 2\xi\omega_n, \theta_2 = \omega_n^2$ 이다.

### III. 궤환선형화제어기의 불확실성 모델링

불확실성을 모델링하기 위해 (3)에서 얻은 다이내믹스를 다음과 같이 간단한 형태로 나타낸다.

$$\begin{aligned} \dot{x} &= u \\ y &= h(x). \end{aligned}$$

여기서

$$h(x) = -\frac{Q}{h_v} f\left(\frac{x}{V_M}\right)$$

이다.

이제, 다음과 같은 가정을 세운다.

가정 1 공력 불확실성이 동역학 부분에 다음과 같이 존재한다.

$$\dot{x} = u + \xi(x).$$

가정 2  $\xi(x)$ 는 연속적으로 미분가능한 함수이고  $\xi(0) = 0$ 이다.

가정 3  $h(x)$ 와 그의 역함수인  $h^{-1}(x)$ 가 존재하여, 각각 연속적으로 미분가능하며,  $h(x)$ 의 자코비안 행렬이 존재한다. 또한  $h^{-1}(0) = 0$  즉,  $h(0) = 0$ 를 만족한다.

정리 1 : 가정 1, 2, 3을 만족하는 공력 불확실성이 존재하는 시스템

$$\begin{aligned} \dot{x} &= u + \xi(x) \\ y &= h(x) \end{aligned} \quad (9)$$

에 대해 궤환 선형화를 적용하면, 시스템의 다이내믹스는 다음과 같이 된다.

$$\ddot{y} + (A_f + \Delta A_f)\dot{y} + (B_f + \Delta B_f)y = B_f y_c. \quad (10)$$

여기서

$$A_f = \begin{bmatrix} \theta_1 & 0 \\ 0 & \theta_1 \end{bmatrix}, B_f = \begin{bmatrix} \theta_2 & 0 \\ 0 & \theta_2 \end{bmatrix}$$

그리고  $\Delta A_f, \Delta B_f$ 는 모두  $y$ 의 함수이다.

증명 : (9)에 의해

$$\begin{aligned} \dot{x} &= u + \xi(x) \\ y &= h(x) \end{aligned}$$

이 성립한다. 결국,

$$\dot{y} = h'(x)\dot{x} = h'(x) \cdot (u + \xi(x)) = h'(x)u + h'(x)\xi(x)$$

여기서,

$$h(x) = \begin{bmatrix} h_1(x) \\ h_2(x) \end{bmatrix}, h'(x) = \begin{bmatrix} \frac{\partial h_1}{\partial x_1} & \frac{\partial h_1}{\partial x_2} \\ \frac{\partial h_2}{\partial x_1} & \frac{\partial h_2}{\partial x_2} \end{bmatrix}$$

이다.

(5)에 의해  $u = [h'(x)]^{-1} \dot{y}$ 이므로

$$\dot{y} = v + h'(x)\xi(x) \quad (11)$$

이다. (11)에서

$$v = \dot{y} - h'(x)\xi(x)$$

이고, 이를 각 채널별로 분해하면 다음과 같이 된다.

$$\begin{aligned} v_1 &= \dot{y}_1 - \begin{bmatrix} \frac{\partial h_1}{\partial x_1} & \frac{\partial h_1}{\partial x_2} \end{bmatrix} \xi(x) \\ v_2 &= \dot{y}_2 - \begin{bmatrix} \frac{\partial h_2}{\partial x_1} & \frac{\partial h_2}{\partial x_2} \end{bmatrix} \xi(x) \end{aligned} \quad (12)$$

(12)에서  $\dot{v}_i$ 을 구해보면,

$$\begin{aligned} \dot{v}_1 &= \ddot{y}_1 - \begin{bmatrix} \frac{\partial h_1}{\partial x_1} & \frac{\partial h_1}{\partial x_2} \end{bmatrix} \cdot \xi'(x) \cdot \dot{x} \\ &\quad - \dot{x}^T \cdot \begin{bmatrix} \frac{\partial^2 h_1}{\partial x_1^2} & \frac{\partial^2 h_1}{\partial x_1 \partial x_2} \\ \frac{\partial^2 h_1}{\partial x_2 \partial x_1} & \frac{\partial^2 h_1}{\partial x_2^2} \end{bmatrix} \cdot \xi(x) \\ &= \ddot{y}_1 - \begin{bmatrix} \frac{\partial h_1}{\partial x_1} & \frac{\partial h_1}{\partial x_2} \end{bmatrix} \cdot \xi'(x) \cdot [(h')^{-1} \cdot \dot{y}] \\ &\quad - [(h')^{-1} \cdot \dot{y}]^T \cdot \begin{bmatrix} \frac{\partial^2 h_1}{\partial x_1^2} & \frac{\partial^2 h_1}{\partial x_1 \partial x_2} \\ \frac{\partial^2 h_1}{\partial x_2 \partial x_1} & \frac{\partial^2 h_1}{\partial x_2^2} \end{bmatrix} \cdot \xi(x) \end{aligned} \quad (13)$$

이다. 그런데, (6)과 (8), (12)에 의해

$$\begin{aligned} \dot{v}_1 &= -\theta_1 v_1 + \theta_2 (y_{c1} - y_1) \\ &= -\theta_1 \left\{ \dot{y}_1 - \begin{bmatrix} \frac{\partial h_1}{\partial x_1} & \frac{\partial h_1}{\partial x_2} \end{bmatrix} \cdot \xi(x) \right\} + \theta_2 (y_{c1} - y_1) \\ &= -\theta_1 \dot{y}_1 - \theta_2 y_1 + \theta_2 y_{c1} + \theta_1 \begin{bmatrix} \frac{\partial h_1}{\partial x_1} & \frac{\partial h_1}{\partial x_2} \end{bmatrix} \cdot \xi(x) \end{aligned} \quad (14)$$

이다. (14)를 (13)에 대입하면,

$$\begin{aligned} \theta_2 y_{c1} &= \ddot{y}_1 + \theta_1 \dot{y}_1 + \theta_2 y_1 - \theta_1 \begin{bmatrix} \frac{\partial h_1}{\partial x_1} & \frac{\partial h_1}{\partial x_2} \end{bmatrix} \cdot \xi(x) \\ &\quad - \begin{bmatrix} \frac{\partial h_1}{\partial x_1} & \frac{\partial h_1}{\partial x_2} \end{bmatrix} \cdot \xi'(x) \cdot [(h')^{-1} \cdot \dot{y}] \\ &\quad - [(h')^{-1} \cdot \dot{y}]^T \cdot \begin{bmatrix} \frac{\partial^2 h_1}{\partial x_1^2} & \frac{\partial^2 h_1}{\partial x_1 \partial x_2} \\ \frac{\partial^2 h_1}{\partial x_2 \partial x_1} & \frac{\partial^2 h_1}{\partial x_2^2} \end{bmatrix} \cdot \xi(x) \end{aligned} \quad (15)$$

와 같다. (15)의 모든 항은 스칼라이므로 transpose를 취해도 동일하다. (15)의 마지막 항만을 살펴보면,

$$\begin{aligned} &[(h')^{-1} \cdot \dot{y}]^T \cdot \begin{bmatrix} \frac{\partial^2 h_1}{\partial x_1^2} & \frac{\partial^2 h_1}{\partial x_1 \partial x_2} \\ \frac{\partial^2 h_1}{\partial x_2 \partial x_1} & \frac{\partial^2 h_1}{\partial x_2^2} \end{bmatrix} \cdot \xi(x) \\ &= \xi(x)^T \cdot \begin{bmatrix} \frac{\partial^2 h_1}{\partial x_1^2} & \frac{\partial^2 h_1}{\partial x_2 \partial x_1} \\ \frac{\partial^2 h_1}{\partial x_1 \partial x_2} & \frac{\partial^2 h_1}{\partial x_2^2} \end{bmatrix} \cdot [(h')^{-1} \cdot \dot{y}] \end{aligned}$$

와 같다. 결국 (15)은,

$$\begin{aligned} \theta_2 y_{c1} = & \ddot{y}_1 + \theta_1 \dot{y}_1 + \theta_2 y_1 - \theta_1 \left[ \frac{\partial h_1}{\partial x_1} \quad \frac{\partial h_1}{\partial x_2} \right] \cdot \xi(x) \\ & - \left[ \frac{\partial h_1}{\partial x_1} \quad \frac{\partial h_1}{\partial x_2} \right] \cdot \xi'(x) \cdot [(h')^{-1} \cdot \dot{y}] \\ & - \xi(x)^T \cdot \begin{bmatrix} \frac{\partial^2 h_1}{\partial x_1^2} & \frac{\partial^2 h_1}{\partial x_2 \partial x_1} \\ \frac{\partial^2 h_1}{\partial x_1 \partial x_2} & \frac{\partial^2 h_1}{\partial x_2^2} \end{bmatrix} \cdot (h')^{-1} \cdot \dot{y} \end{aligned} \quad (16)$$

과 같이 된다.

가정 1, 2, 3으로 부터 Hadamard Lemma[6]에 의해 다음과 같은 식을 얻을 수 있다.

$$\begin{aligned} \xi(h^{-1}(y)) &= \eta(h^{-1}(y))h^{-1}(y) \\ &= \eta(h^{-1}(y))\zeta(y) \\ &= \phi_1(y)y \end{aligned} \quad (17)$$

여기서  $\eta, \zeta$ 는 연속함수이다. (17)을 (16)에 대입하면,

$$\begin{aligned} \theta_2 y_{c1} = & \ddot{y}_1 + \theta_1 \dot{y}_1 + \theta_2 y_1 - \theta_1 \left[ \frac{\partial h_1}{\partial x_1} \quad \frac{\partial h_1}{\partial x_2} \right] \cdot \phi_1(y) \cdot y \\ & - \left[ \frac{\partial h_1}{\partial x_1} \quad \frac{\partial h_1}{\partial x_2} \right] \cdot \xi'(x) \cdot [(h')^{-1} \cdot \dot{y}] \\ & - \xi(x)^T \cdot \begin{bmatrix} \frac{\partial^2 h_1}{\partial x_1^2} & \frac{\partial^2 h_1}{\partial x_2 \partial x_1} \\ \frac{\partial^2 h_1}{\partial x_1 \partial x_2} & \frac{\partial^2 h_1}{\partial x_2^2} \end{bmatrix} \cdot (h')^{-1} \cdot \dot{y} \\ = & \ddot{y}_1 + \theta_1 \dot{y}_1 + \theta_2 y_1 - \theta_1 \left[ \frac{\partial h_1}{\partial x_1} \quad \frac{\partial h_1}{\partial x_2} \right] \cdot \phi_1(y) \cdot y \\ & - \left[ \frac{\partial h_1}{\partial x_1} \quad \frac{\partial h_1}{\partial x_2} \right] \cdot \xi'(x) \cdot (h')^{-1} \\ & + \xi(x)^T \cdot \begin{bmatrix} \frac{\partial^2 h_1}{\partial x_1^2} & \frac{\partial^2 h_1}{\partial x_2 \partial x_1} \\ \frac{\partial^2 h_1}{\partial x_1 \partial x_2} & \frac{\partial^2 h_1}{\partial x_2^2} \end{bmatrix} \cdot (h')^{-1} \cdot \dot{y} \\ = & \ddot{y}_1 + \theta_1 \dot{y}_1 + \theta_2 y_1 + \phi_2(y) \cdot y + \phi_3(y) \cdot \dot{y} \end{aligned} \quad (18)$$

과 같다. 여기서

$$\begin{aligned} \phi_2(y) &= -\theta_1 \left[ \frac{\partial h_1}{\partial x_1} \quad \frac{\partial h_1}{\partial x_2} \right]_{x=h^{-1}(y)} \cdot \phi_1(y) \\ \phi_3(y) &= - \left[ \frac{\partial h_1}{\partial x_1} \quad \frac{\partial h_1}{\partial x_2} \right]_{x=h^{-1}(y)} \cdot \xi'(h^{-1}(y)) \cdot (h')^{-1} \Big|_{x=h^{-1}(y)} \\ & - \xi(h^{-1}(y))^T \cdot \begin{bmatrix} \frac{\partial^2 h_1}{\partial x_1^2} & \frac{\partial^2 h_1}{\partial x_2 \partial x_1} \\ \frac{\partial^2 h_1}{\partial x_1 \partial x_2} & \frac{\partial^2 h_1}{\partial x_2^2} \end{bmatrix} \Big|_{x=h^{-1}(y)} \cdot (h')^{-1} \Big|_{x=h^{-1}(y)} \end{aligned}$$

이다. 나머지 채널도 동일하게 구하면,

$$\ddot{y}_2 + \theta_1 \dot{y}_2 + \theta_2 y_2 + \phi_4(y) \cdot y + \phi_5(y) \cdot \dot{y} = \theta_2 y_{c2} \quad (19)$$

이다. 여기서

$$\begin{aligned} \phi_4(y) &= -\theta_1 \left[ \frac{\partial h_2}{\partial x_1} \quad \frac{\partial h_2}{\partial x_2} \right]_{x=h^{-1}(y)} \cdot \phi_1(y) \\ \phi_5(y) &= - \left[ \frac{\partial h_2}{\partial x_1} \quad \frac{\partial h_2}{\partial x_2} \right]_{x=h^{-1}(y)} \cdot \xi'(h^{-1}(y)) \cdot (h')^{-1} \Big|_{x=h^{-1}(y)} \\ & - \xi(h^{-1}(y))^T \cdot \begin{bmatrix} \frac{\partial^2 h_2}{\partial x_1^2} & \frac{\partial^2 h_2}{\partial x_2 \partial x_1} \\ \frac{\partial^2 h_2}{\partial x_1 \partial x_2} & \frac{\partial^2 h_2}{\partial x_2^2} \end{bmatrix} \Big|_{x=h^{-1}(y)} \cdot (h')^{-1} \Big|_{x=h^{-1}(y)} \end{aligned}$$

결국,

$$\begin{aligned} \ddot{y}_1 + \theta_1 \dot{y}_1 + \theta_2 y_1 + \phi_2(y) \cdot y + \phi_3(y) \cdot \dot{y} &= \theta_2 y_{c1} \\ \ddot{y}_2 + \theta_1 \dot{y}_2 + \theta_2 y_2 + \phi_4(y) \cdot y + \phi_5(y) \cdot \dot{y} &= \theta_2 y_{c2} \end{aligned} \quad (20-1)$$

이 된다. 이를 행렬 형태로 쓰면,

$$\begin{aligned} \ddot{y} + \left( \begin{bmatrix} \theta_1 & 0 \\ 0 & \theta_1 \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \phi_3(y) \\ \phi_5(y) \end{bmatrix} \right) \dot{y} + \left( \begin{bmatrix} \theta_2 & 0 \\ 0 & \theta_2 \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \phi_2(y) \\ \phi_4(y) \end{bmatrix} \right) y \\ = \begin{bmatrix} \theta_2 & 0 \\ 0 & \theta_2 \end{bmatrix} y_c \end{aligned}$$

이다.

여기서

$$A_f = \begin{bmatrix} \theta_1 & 0 \\ 0 & \theta_1 \end{bmatrix}, B_f = \begin{bmatrix} \theta_2 & 0 \\ 0 & \theta_2 \end{bmatrix}$$

이므로,

$$\begin{bmatrix} \phi_3(y) \\ \phi_5(y) \end{bmatrix} = \Delta A_f, \begin{bmatrix} \phi_2(y) \\ \phi_4(y) \end{bmatrix} = \Delta B_f$$

라 두면,

$$\ddot{y} + (A_f + \Delta A_f) \dot{y} + (B_f + \Delta B_f) y = B_f y_c \quad (20-2)$$

이 성립한다. ■

(20-1) 또는 (20-2)의 시변 선형 시스템의 모델링 오차를 제거하는 것이 적응 제어기의 목적이다.

#### IV. 적응 슬라이딩 모드 제어

제시된 전체 제어기는 그림 1과 같이 궤환 선형화 제어기와 적응 슬라이딩 모드 제어기가 직렬 형태로 연결되어 사용된다.

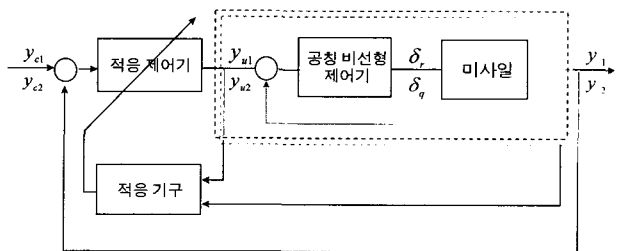


그림 1. 적응 슬라이딩 모드 제어 기법의 적용.

Fig 1. Application of adaptive sliding mode control.

3절에서 얻은 (20-1)을 상태 방정식으로 나타내기 위해

$$\begin{aligned} \phi_2 &= [\phi_{21} \ \phi_{22}], \phi_3 = [\phi_{31} \ \phi_{32}], \\ \phi_4 &= [\phi_{41} \ \phi_{42}], \phi_5 = [\phi_{51} \ \phi_{52}] \end{aligned}$$

이라 두고,

$$\begin{aligned} d_1 &= [\phi_{21} \ \phi_{31} \ \phi_{22} \ \phi_{32}]^T \\ d_2 &= [\phi_{41} \ \phi_{51} \ \phi_{42} \ \phi_{52}]^T \end{aligned}$$

라 정의하면, (20-1)은

$$\begin{aligned} \ddot{y}_1 + \theta_1 \dot{y}_1 + \theta_2 y_1 + [y_1 \ \dot{y}_1 \ y_2 \ \dot{y}_2] \cdot d_1 &= \theta_2 y_{c1} \\ \ddot{y}_2 + \theta_1 \dot{y}_2 + \theta_2 y_2 + [y_1 \ \dot{y}_1 \ y_2 \ \dot{y}_2] \cdot d_2 &= \theta_2 y_{c2} \end{aligned} \quad (21)$$

이 된다. 이를 상태공간으로 옮겨 다시 써 보면 다음과 같다.

$$\text{요 다이내믹스} \quad \begin{cases} \dot{x}_1 = Ax_1 + by_{c1} + F_1 \\ y_1 = [1 \ 0]x_1 \\ F_1 = [0 \ x^T d_1]^T \end{cases} \quad (22a)$$

$$\text{핏치 다이내믹스} \quad \begin{cases} \dot{x}_2 = Ax_2 + by_{c2} + F_2 \\ y_2 = [1 \ 0]x_2 \\ F_2 = [0 \ x^T d_2]^T \end{cases} \quad (22b)$$

이다. 여기서

$$A = \begin{bmatrix} 0 & 1 \\ -\theta_2 & -\theta_1 \end{bmatrix}, b = \begin{bmatrix} 0 \\ \theta_2 \end{bmatrix},$$

$$x^T = [x_1^T \ x_2^T], x_1^T = [y_1 \ \dot{y}_1], x_2^T = [y_2 \ \dot{y}_2] \quad (23)$$

이다.

(22a)와 (22b)는 같은 형태이므로 요 채널에 대해서만 적응 슬라이딩 모드 제어기 설계절차를 기술한다. 아래 절차는 핏치 채널에 그대로 적용 될 수 있다. 적응제어기를 직렬로 연결하기 위해 그림 1에서 보듯이  $y_{c1}$  대신  $y_{u1}$ 로 대체하면 다음의 single input/single output 시스템으로 생각할 수 있다.

$$\begin{aligned} \dot{x}_1 &= Ax_1 + by_{u1} + F_1 \\ y_1 &= cx_1 \end{aligned} \quad (24)$$

여기서,

$$c = [1 \ 0]$$

이며,  $\theta_1, \theta_2, b$ 는 상수이고,  $d_1$ 은 시변 매개변수이다. 제어의 목적은 위의 시스템이 다음의 모델을 따라가도록 하는 데 있다.

$$\begin{aligned} \dot{x}_m &= A_m x_m + b_m y_{c1} \\ y_{m1} &= c_m x_m \end{aligned}$$

여기서,

$$A_m = \begin{bmatrix} 0 & 1 \\ -\theta_2' & -\theta_1' \end{bmatrix}, b_m = [0 \ \theta_2']^T, c_m = [1 \ 0] \text{이다.}$$

이제, 다음을 가정한다.

가정 4  $A$ 와  $b$ 는 알고 있다.

가정 5  $d_1$ 은 모르는 시변 매개변수로서 유계이다.

즉,

$$\|d_1\| \leq \mu$$

여기서  $\mu$ 는 모르는 양의 상수이다.

부연 1 : 케환선형화 제어기 설계시 설정된 모델에서 주어진  $A$ 와  $b$ 가 정의되므로 가정 4는 타당하다.

부연 2 : 적응제어를 위한 기준 모델의  $A_m$ 와  $b_m$ 의 결정시, 반드시  $A_m$ 과  $A$ 는 같을 필요는 없고  $b_m$ 과  $b$ 는 같은데 이런 조건하에서 아래 정리 2의 수렴성이 증명된다. 케환선형화 제어기 설계시에는 기준 모델을  $A_m = A$ 로 설정하였는데, 부연 1과 같은 이유로 이와 같이 기준 모델을 설정하여도 무방하다.

부연 3 : 대부분의 강인적응제어 기법에서는 불확실성이  $|d(t)| \leq \theta^T \varphi(x, t)$ 의 형태로 모델링된 비선형 시스템에 대해 적용되고 있는데, 본 논문에서의 적응제어기와 같이 모든 동작점에 대해서 성능을 보장하고 있을 경우는 위의 비선형 함수  $\varphi(x, t)$ 을 알아내기는 매우 어렵다. 따라서 본 논문에서는 외란  $d(t)$ 가,  $A_y, A_z$ 와 같은 출력 가속도의 함수로서, 미사일의 특성상 출력 가속도의 유한하다는 사실로부터 상수값에 의해 유계될 수 있다는 가정 5 또한 타당성을 가지고 있다고 볼 수 있다. 또한 본 논문에서의 적응제어기는 모든 동작점에 대해 동작가능하므로, [5]와 같이 특정 동작점에서만 불확실성의 영향을 보상하는 것과는 구별된다.

이제, switching plane variable  $s$ 를 다음과 같이 설정하자.

$$s = c_1 e(t) + c_2 \dot{e}(t) \quad (25)$$

여기서  $e(t) = y_1(t) - y_{m1}(t)$ 이고  $c_1, c_2$ 는 (25)를 안정하도록 하는 상수이며 또한 양수이다. 전개 편의를 위해서 벡터 형태로 다시 표현해 보면,

$$s = C^T E$$

와 같다. 여기서

$$C = [c_1 \ c_2]^T, E = x_1 - x_m, c_1 > 0, c_2 > 0$$

이다.

정리 2 : 가정 (4), (5)를 만족하고 (24)와 같이 표현되는 플랜트에 대해 제어 입력  $y_{u1}$ 를

$$\begin{aligned} y_{u1} &= y_{c1} + v_1 + v_2 \\ v_1 &= -\frac{1}{\theta_2 c_2} \text{sign}(s) [ |C^T A E| + |C^T (A - A_m) x_m| ] \\ v_2 &= -\frac{\text{sign}(s) \cdot \hat{\mu} \cdot \|x\|}{\theta_2} - s \end{aligned}$$

와 같이 두고, 적응법칙을

$$\hat{\mu} = \gamma \cdot |s c_2| \cdot \|x\|$$

로 두면 다음이 성립한다. 여기서  $\hat{\mu}(t)$ 는  $\mu$ 의 추정치이다.

1)  $\hat{\mu}(t)$ 는 유계(bounded)이고,

2)  $s, e$ 가 점근적으로 안정(asymptotically stable)하다.

증명 : Lyapunov 함수를 다음과 같이 정의하자.

$$V = \frac{1}{2}s^2 + \frac{1}{2\gamma}\tilde{\mu}^2 \quad (26)$$

여기서,  $\tilde{\mu} \triangleq \mu - \hat{\mu}$ 이다.

$$\begin{aligned} \dot{s} &= C^T \dot{E} \\ &= C^T [\dot{x}_1 - \dot{x}_m] \\ &= C^T [Ax_1 + by_{u1} + F_1 - A_m x_m - b_m y_{c1}] \\ &= C^T [A(x_1 - x_m) + (A - A_m)x_m + by_{u1} - b_m y_{c1} + F_1] \\ &= C^T A(x_1 - x_m) + C^T (A - A_m)x_m + C^T by_{u1} - C^T b_m y_{c1} + C^T F_1 \\ &= C^T AE + C^T (A - A_m)x_m + C^T by_{u1} - C^T b_m y_{c1} + c_2 x^T d_1 \end{aligned}$$

이제 Lyapunov 함수의 미분치를 구해보자.

$$\begin{aligned} \dot{V} &= s\dot{s} + \frac{1}{\gamma}\tilde{\mu}\dot{\tilde{\mu}} \\ &= s[C^T AE + C^T (A - A_m)x_m + C^T by_{u1} - C^T b_m y_{c1} + c_2 x^T d_1] \\ &\quad - \frac{1}{\gamma}\tilde{\mu}\dot{\tilde{\mu}} \\ &= sC^T AE + sC^T (A - A_m)x_m - sC^T b_m y_{c1} + sC^T by_{u1} \\ &\quad + sc_2 x^T d_1 - \frac{1}{\gamma}\tilde{\mu}\dot{\tilde{\mu}} \\ &= sC^T AE + sC^T (A - A_m)x_m - sC^T b_m y_{c1} \\ &\quad + sC^T b(y_{c1} + v_1 + v_2) + sc_2 x^T d_1 - \frac{1}{\gamma}\tilde{\mu}\dot{\tilde{\mu}} \\ &= sC^T AE + sC^T (A - A_m)x_m - sC^T b_m y_{c1} + sc_2 \theta_2 y_{c1} \\ &\quad + sc_2 \theta_2 [-\frac{1}{\theta_2 c_2} \text{sign}(s) \{|C^T AE| + |C^T (A - A_m)x_m|\}] \\ &\quad + sc_2 \theta_2 v_2 + sc_2 x^T d_1 - \frac{1}{\gamma}\tilde{\mu}\dot{\tilde{\mu}} \\ &= sC^T AE + sC^T (A - A_m)x_m - sC^T b_m y_{c1} + sc_2 \theta_2 y_{c1} \\ &\quad - |s| \left[ |C^T AE| + |C^T (A - A_m)x_m| \right] \\ &\quad + sc_2 \theta_2 v_2 + sc_2 x^T d_1 - \frac{1}{\gamma}\tilde{\mu}\dot{\tilde{\mu}} \\ &\leq sc_2 \theta_2 v_2 + sc_2 x^T d_1 - \frac{1}{\gamma}\tilde{\mu}\dot{\tilde{\mu}} \\ &= sc_2 \theta_2 \left( -s - \frac{\text{sign}(s) \cdot \hat{\mu} \cdot \|x\|}{\theta_2} \right) + sc_2 x^T d_1 - \frac{1}{\gamma}\tilde{\mu}\dot{\tilde{\mu}} \\ &= -s^2 c_2 \theta_2 - sc_2 \text{sign}(s) \hat{\mu} \|x\| + sc_2 x^T d_1 - \frac{1}{\gamma}\tilde{\mu}\dot{\tilde{\mu}} \\ &\leq -s^2 c_2 \theta_2 - |sc_2| \cdot \hat{\mu} \cdot \|x\| + |sc_2 x^T d_1| - \frac{1}{\gamma}\tilde{\mu}\dot{\tilde{\mu}} \\ &= -s^2 c_2 \theta_2 + |sc_2| \left[ |x^T d_1| - \hat{\mu} \|x\| \right] - \frac{1}{\gamma}\tilde{\mu}\dot{\tilde{\mu}} \\ &= -s^2 c_2 \theta_2 + |sc_2| \left[ -\mu \|x\| + |x^T d_1| + \mu \|x\| - \hat{\mu} \|x\| \right] \\ &\quad - \frac{1}{\gamma}\tilde{\mu}\dot{\tilde{\mu}} \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} &= -s^2 c_2 \theta_2 + |sc_2| \left[ -\mu \|x\| + |x^T d_1| \right] + |sc_2| \cdot \tilde{\mu} \cdot \|x\| \\ &\quad - \frac{1}{\gamma}\tilde{\mu}\dot{\tilde{\mu}} \\ &\leq -s^2 c_2 \theta_2 + \tilde{\mu} \left[ |sc_2| \cdot \|x\| - \frac{1}{\gamma}\dot{\tilde{\mu}} \right] \\ &= -c_2 \theta_2 s^2 = -ks^2 \leq 0 \\ &\quad \therefore \dot{V} \leq -ks^2 \end{aligned}$$

$\dot{V} \leq 0$ 이므로  $V$ 는 유계이다. 따라서 (26)으로부터  $\tilde{\mu}$ ,  $\hat{\mu}$ 는 유계이다. 또한 Lyapunov stability theorem에 의해  $s$ 는 0으로 점근적으로 수렴한다. 즉  $s=0$ 은 점근적으로 안정하다. ■

적용 슬라이딩 모드 기법의 적용은 최소 위상 시스템으로 근사화된 모델을 기반으로 한 것이지만 실제 미사일 시스템은 비최소위상 시스템이다. 슬라이딩 모드 제어기의 채터링 현상과 같이 급속히 변동하는 입력을 그대로 특이섭동기법으로 근사화시킨 시스템에 인가하게 되면 오차에 대한 영향이 커진다. 따라서 특이섭동기법의 효과를 감안하여 입력의 채터링 현상을 감소시켜야 한다. 이를 위해 일반적으로 많이 사용하는 방법대로  $\text{sign}(s)$  대신  $\text{sat}(s)$ 를 사용하였다. 이 때에는 정리 2에서 얻어진 추종 오차의 점근적 안정성은 얻을 수 없고, uniformly ultimately boundedness[6]은 보장된다. 또한 입력 명령을 지연시키기 위해 정리 2에서의 적용 슬라이딩 모드 제어기에 의해 기준 입력에 추가되는 항  $v_1$ ,  $v_2$ 를 다음과 같은 1차 필터를 통과시켜 사용하였다.

$$G(s) = \frac{\alpha}{s + \alpha}$$

## V. 모의 실험

실제 시스템에서는 모델링 오차가 존재하므로 다음과 같은 두 가지 경우의 불확실성에 대해 모의 실험을 수행하였다. 공력계수의 불확실성이 magnitude scaling 형태로 들어가는 경우, 그리고 variable scaling 형태로 들어가는 경우에 대해서 시뮬레이션 결과를 보였다.

본 논문의 공력계수의 불확실성에 대해 자세히 설명하면 다음과 같다. 먼저,  $C_{nom}$ 을 공력 테이블로 구해진 공력계수라고 하고,  $C_{act}$ 을 실제 공력계수라고 할 때 두 값의 관계는 각 경우에 대해 다음과 같이 주어진다.

### 1) Magnitude scaling

$$C_{act}(\alpha) = (1+d)C_{nom}(\alpha)$$

이 경우는 그림 2에서와 같이 실제 공력계수의 불확실성이 공력 계수표로 구해진 공력계수의 크기에 대해 scaling된 경우이다.

### 2) Variable scaling

$$C_{act}(\alpha) = C_{nom}((1+d)\alpha)$$

이 경우는 그림 3에서와 같이 실제 공력계수의 불확실성이 공력 테이블로 구해진 공력계수의 파라미터중에서 특정 파라미터에 대해 scaling된 경우이다.

위의 공력계수 확실성이 존재할 경우에는 (9)에서의

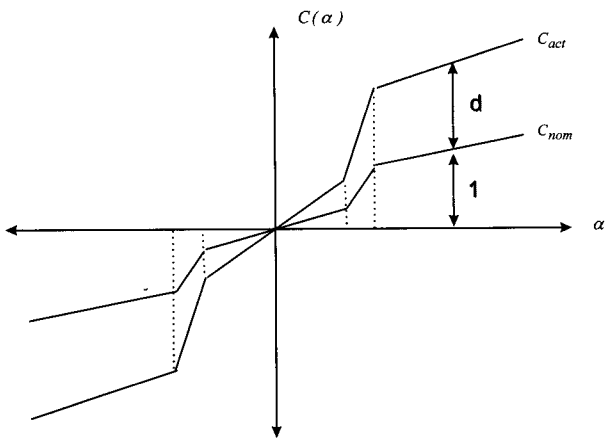


그림 2 공력계수 불확실성(magnitude scaling).  
Fig. 2. Aerodynamic uncertainties (magnitude scaling).

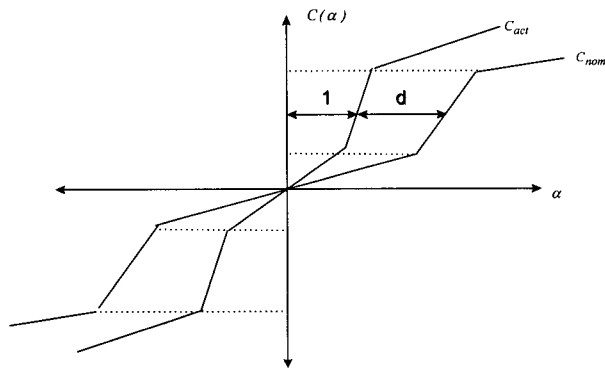


그림 3 공력계수 불확실성 (variable scaling)  
Fig. 3. Aerodynamic uncertainties (variable scaling)

형태는 magnitude scaling의 경우는

$$\xi(x) = \begin{bmatrix} d \cdot C_y(V_M, \beta, \delta_r) \\ d \cdot C_z(V_M, \alpha, \delta_q) \end{bmatrix}$$

variable scaling의 경우는

$$\xi(x) = \begin{bmatrix} C_y(V_M, (1+d)\beta, \delta_r) - C_y(V_M, \beta, \delta_r) \\ C_z(V_M, (1+d)\alpha, \delta_q) - C_z(V_M, \alpha, \delta_q) \end{bmatrix}$$

로 표시될 수 있다. 즉, 실제 모의실험 수행을 위해서 공력 테이블로 구해진 공력계수에 대해 일정한 크기만큼 오차가 발생하거나, 공력계수를 구하는 파라미터에 대해 일정한 크기만큼 오차가 발생한다고 가정하였는데, 후자의 경우는 보다 복잡하고 비선형적으로 공력계수의 오차가 발생하게 된다. 실제로 미사일 시스템이 어떤 형태의  $\xi(x)$ 를 가질지는 모르기 때문에, 공력계수의 불확실성은 위와 같이 magnitude scaling과 variable scaling 형태로 주어졌다고 가정하였다. 반면, 제어기는 모르는 형태의  $\xi(x)$ 를 보상할 수 있어야 하고, 또한 본 논문에서는 이러한 제어기 구성 방법을 제시하였다. 모의 실험은 구형과 모양의 가속도 명령을 추종하는 경우와 일정한 목표물-미사일 조우 조건 하에서 유도부의 명령을 추종하는

경우의 두 가지로 나누어 수행되었다. 우선, 구형과를 추종하는 경우의 미사일의 비행 조건은 다음과 같다. 초기 비행 속도는 884m/sec, 초기고도는  $h(0) = 1000m$ 이고, 고도  $h(t)$ 에 대한 소리 전파 속도와 공기밀도는 다음의 식을 사용하였다.

$$V_s(h(t)) = 340.29 \times \sqrt{1 - \frac{0.0065}{288.16} h(t)} \quad (m/sec)$$

$$\rho(h(t)) = 1.225579 \times \left[ 1 - \frac{0.0065}{288.16} h(t) \right]^{4.2561} \quad (kg/m^3)$$

제시된 제어기법을 STT 미사일에 적용하여 모의 실험을 하였다. 궤환선형화 제어기에 사용된 1차 보상기의  $\theta_1$ 과  $\theta_2$ 의 값은 다음과 같이 설정하였다.

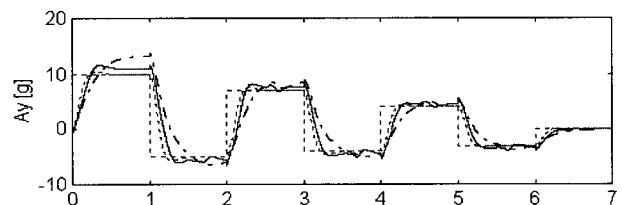
$$\theta_1 = 2\xi\omega_n, \quad \theta_2 = \omega_n^2$$

여기서  $\xi$ 와  $\omega_n$ 은  $\xi = 0.7$ ,  $\omega_n = 15$ 이다.

주어진 적응 슬라이딩 모드 제어기법에 의해 제어된 시스템이 추종해야 할 2차 모델의  $A_m, B_m$  행렬은 다음과 같다.

$$A_m = \begin{bmatrix} 0 & 1 \\ -\theta_2 & -\theta_1 \end{bmatrix}, \quad B_m = \begin{bmatrix} 0 \\ \theta_2 \end{bmatrix}$$

구형과 모양의 가속도 명령을 추종하는 경우에는 -0.5의 d값, 즉 -50%의 magnitude scaling의 불확실성을 사용하였고 1차 필터에 사용된  $\alpha$  값은 20이다. 그림 4에서 볼 수 있듯이 이 경우 궤환 선형화 제어기만을 사용하면 시스템의 응답속도가 현저히 감소함을 볼 수 있으며, 이를 슬라이딩 모드 제어기가 보상을 볼 수 있다. 응답 속도는 고기동을 요하는 현대의 미사일에서 대단히 중요한 특성이다. 응답 속도의 향상은 빠른 목표물을 요격하는 것이 그만큼 용이해짐을 의미한다. 목표물을 추적하는 경우에는 -0.4의 d값, 즉 -40%의 variable scaling에 대해서 모의 실험을 수행하였고 1차 필터에 사용된  $\alpha$  값은 20이다. 특정 목표물-미사일의 조우 조건을 포함한 유도조종성능 결과는 그림 5(a), 5(b)에 주어져 있다. 궤환 선형화 제어기만 사용했을 때 존재하는 큰 오차를 슬라이딩 모드 제어기가 적절히 보상을 알 수 있다



..... 모델의 출력  
----- 궤환선형화 제어기만 사용한 경우의 출력  
———— 슬라이딩 모드 제어기를 함께 사용한 경우

그림 4. 구형과 입력의 경우의 요 방향 가속도 (magnitude scaling, -50%)

Fig. 4. Yaw acceleration for square wave input (magnitude scaling, -50%)

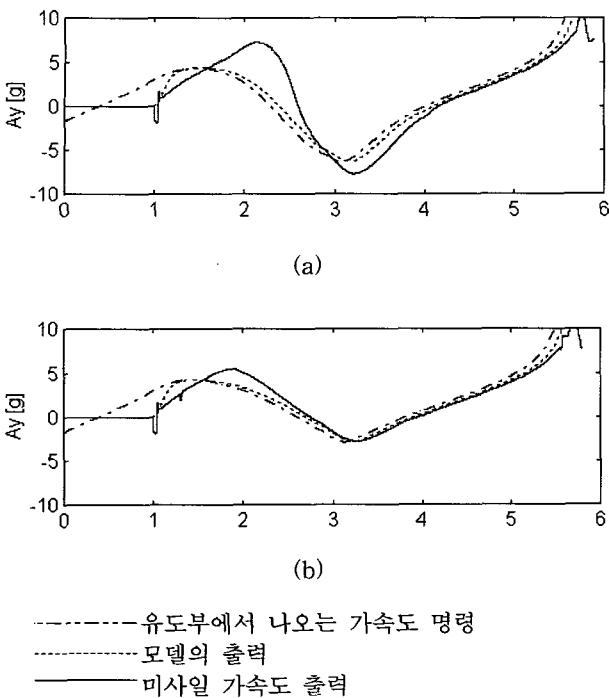


그림 5. 목표물을 추적하는 경우의 요 방향 가속도 성능.(variable scaling, -40%) (a) 변환 선형화 제어기만 사용했을 경우, (b) 슬라이딩 모드 제어기를 함께 사용했을 경우.

Fig. 5. Performance of yaw acceleration for pursuing target (variable scaling, -40%).

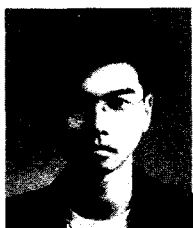
**VI. 결론**

본 논문에서는 변환 선형화 제어기를 통해 제어된 미사일 시스템의 불확실성을 모델링하고 불확실성의 오차를 보상하는 적응 슬라이딩 모드 제어기를 제시하였다. 모의 실험을 통해 제시된 모델링과 제어기가 타당함을 확인하였다. 지금까지 적응제어기법을 미사일 시스템에 대해 모든 동작범위에서 성공적으로 적용한 예는 없는

것으로 알고 있다. 이론적인 연구의 부분적인 적용시도는 있었으나[4][5] 이는 특정 동작점에서 불확실성을 모델링하고 이를 기반으로 강인적응제어 기법을 적용하였다. 그러나 이 방법은 넓은 동작범위에서 기동하는 미사일에 실제 활용하기에는 미흡하다. 또한 이러한 방법의 의해 실제로 모든 동작 범위에서 성능을 보상할 수 있는 적응 제어기를 개발하는 것은 매우 어렵다. 본 연구의 결과는 [4]에서의 불확실성 모델링보다는 엄밀하지 않지만, 모든 동작 범위에서 적용가능한 불확실성 보상 방법이라는 점에서 보다 실용적이라고 하겠다. 추후 연구로서 모든 동작점에서 적용 가능하면서 보다 엄밀한 불확실성 모델링을 유도하고 이에 기반하여 강인 적응제어 기법을 적용하는 연구를 더 진행할 필요가 있다.

**참고문헌**

[1] A. Isidori, *Nonlinear Control System*. Springer-Verlag., 1989.  
 [2] J. H. Oh and I. J. Ha, "Missile autopilot design via functional inversion and time-scaled transformation," *IEEE Trans. Aerospace and Electronic Systems*, vol. 33, no. 1, 1997.  
 [3] J. I. Lee, J. H. Oh, I. J. Ha, E. G. Kim and H. J. Cho, "A new approach to autopilot design for highly nonlinear missiles," *AIAA Guidance Navigation and Control Conference*, 1996.  
 [4] M. M. Polycarpou and P. A. Ioannou, "A robust adaptive nonlinear control design," *Automatica*, vol. 32, no. 3, pp. 423-427, 1996.  
 [5] R. A. Hull and Z. Qu, "Dynamic robust recursive control design and its application to a nonlinear missile autopilot," *Proc. of the American Control Conference*, pp. 833-837, 1997.  
 [6] H. K. Khalil, *Nonlinear Systems*, : Macmillan, 1992.



**김민수**

1996년 서울대 전기공학부 졸업, 동대학원 석사(1998), 1998년-현재 대우전자 디지털 TV 연구소 연구원, 관심 분야는 nonlinear and adaptive control theory and its application to missiles.



**좌동경**

1995년 서울대 전기공학부 졸업, 동대학원 석사(1997), 1998년-현재 동대학원 박사과정, 관심 분야는 nonlinear and adaptive control theory and its application to missiles.

**최진영**

제어·자동화·시스템공학 논문지 제4권, 제4호, 참조.  
 현재 서울대학교 전기공학부 조교수.