Proceedings of the 11th
KACC, October 1996

출력재정의를 통한 비선형제어 기법의 미사일 오토파일롯 응용
Application of Nonlinear Control via Output Redefinition to Missile Autopilot

°류 진 훈*, 탁 민 제*
*한국과학기술원 항공우주공학과 (Tel: (042)869-3758; Fax: (042)869- ; E-mail: jhryu@fdcl.kaist.ac.kr)

Abstract. A nonlinear tracking control technique developed for the control of nolinear systems has been applied to the autopilot desgin of missile system. The difficulties in the application of inversion based control methodes such as input-output feedback linearization and sliding mode control due to nonminimum phase characteristics are discussed. To avoid the stability problem associated with unstable zero dynamics, the input-output feedback linearization is applied with output-redefinition method to normal acceleration control. The output-redefinition method gives an indirect way to apply the nonlinear controls to nonminimum phase plants by redefining the plant output such that the tracking control of the modified output ensures the asymptotic tracking of the original output. The numerical simulation shows satisfactory results both for nominal and for slightly perturbed missile systems adopting the sliding mode control technique. However, the robustness problem in this method is briefly investigated and verified with the simulation.

Keywords. Missile Autopilot, Nonminimum Phase, Output-Redefinition, Nonlinear Control, Plant Inversion

1. 서론

급격한 기동을 위하여 꼬리 날개를 이용하여 횡방향 가속도(Normal Acceleration)를 제어하는 유도탄이나 전투기의 경우 제어표면에서 가속도 출력의 전달함수가 비최소위상(Nonminimum Phase) 특성을 갖는다[8]. 비최소위상 특성을 갖는 플랜트는 제어기 설계와 그 성능에 있어서 극복할 수 없는 제한을 갖는다는 것이 잘 알려져 있으며[2] 모델역변환에 기초한 많은 현대 제어이론의 직접적인 적용이 불가능하게 된다. LQG/루프전달회복의 경우와 같이 설계 변수에 대한 극한거동을 이용한 모델역변환과 달리 입-출력 궤환 선형화와 같이 직접 시스템 동역학을 역변환 시키는 제어 방법의 경우는 비최소위상 플랜트에의 적용 자체가 불가능하게 된다. 그러나 앞서 설명한 바와 같이 꼬리 날개로 횡가속도가 제어되는 비행체의 경우 비최소위상 플랜트가 되므로 입-출력 궤환 선형화를 이용한 비선형 제어기법을 직접 적용할 수 없게 된다.

Lane 과 Stengel[5]은 고성능 비행체의 오토파일롯 설계를 위하여 비선형 모델 역변환 방법을 이용하였으며 비최소위상 특성에서 오는 불안정한 극점-영점 상쇄를 피하기 위하여 제어표면 변위에 대한 공력모멘트를 나타내는 공력계수(Aerodynamic Coefficients)는 고려하되 공력을 나타내는 공력계수 값들은 제어기 설계단계에서 무시하고 이 값들을 외란으로 간주하였다. Tahk[8]등은 플랜트 역변환에서의 비최소위상 문제를 피하기 위하여 제어표면에서 받음각으로의 전달함수가 최소위상인 것에 착안, 상태변수 궤환을 통한 플랜트 역변환(PI/SF)을 적용하여 받음각 제어 루프를 구성한뒤 고전적인 적분 되먹임 방법으로 외부 루프를 설계하여 유도탄의 가속도를 제어할 수 있는 유도탄의 오토파일롯 구조를 제안하였다. 그러나 PI/SF 제어기법 의 경우 제어루프내의 미소한 시간지연에 대하여 강인성이 없으며 개루프 이득을 감소시켜 어느 정도의 위상여유를 회복할 수 있다는 것이 알려졌다[9]. Hedrick과 Gopalswamy는 참고문헌 [4]에서 출력재정의(Output Redefinition) 방법을 통하여 슬라이딩 모드 제어 적용시 비최소위상 문제를 피할 수 있음을 처음으로 제안하였다. 그들은 비행체의 종운동 동역학에서의 가속도 출력을 재정의하여 정상상태에서 실제 출력과 재정의된 출력이 같게 만든뒤 비최소위상 영점의 위치로 정해지는 주파수 영역안에서 원하는 출력을 추적(Tracking)하도록 만들 수 있음을 제시하였다. 이 방법은 앞서 설명한 Lane등의 방법과도 유사한 물리적 의미를 갖는 방법이라 할 수 있다. 그러나 이 방법은 일반적인 비최소위상 문제에 적용할 수 있다고 말할 수 없으며 완전한 비선형 제어기법이 아니라는 문제점을 갖고 있다. 일반적인 비최소위상 플랜트에의 출력재정의 방법에 대한 이론은 참고문헌 [3]에서 제안되었다. 이 일반화된 출력재정의 기법은 일반적인 비최소위상 플랜트에 비선형 제어기법의 적용이 가능하도록 제안된 이론이지만 이론 자체가 완전한 비선형 제어기법이 아니며 제어기의 강인성이 충분히 알려지지 않았다.

본 논문에서는 Hedrick과 Gopalswamy의 출력재정의 방법을 통한 비선형 제어기법을 선형 모델로 간단하게 표현된 유도탄의 오토파일롯 설계에 응용하여 꼬리날개 제어 유도탄의 비최소위상 특성에서 기인한 문제를 피할 수 있음을 보이고 공력 불확실성에 따른 출력재정의 방법의 강인성 문제와 앞으로 연구해야할 과제등을 생각해보았다.

2. 출력 재정의를 통한 슬라이딩 모드 제어

2.1 비선형 좌표변환과 입-출력 선형화 제어

다음과 같은 단일입출력 비선형 시스템을 고려하자.

$$\begin{aligned} \dot{x} &= f(x) + g(x)u \\ y &= h(x) \qquad\qquad y, u \in \mathcal{R} \end{aligned} \tag{1}$$

본 시스템에 대하여 다음과 같은 가정을 한다.

가정 1 :

1. 시스템의 상대차수(relative degree)는 γ이다.
2. 시스템의 입력에서 출력은 비최소위상 특성을 갖는다.
3. 모든 상태변수들은 측정가능하다.

위의 가정 1에 의해서 출력의 시간에 대한 미분은 다음과 같이 표현된다.

$$\begin{aligned} y^{(1)} &= L_f h(x) \\ y^{(2)} &= L_f^2 h(x) \\ &\vdots \\ y^{(\gamma)} &= L_f^\gamma h(x) + L_g L_f^{\gamma-1} h(x) u \end{aligned} \tag{2}$$

여기서 $J(x) \triangleq L_g L_f^{\gamma-1} h(x)$로 정의하며 0이 아닌값을 갖는다고 가정한다. 입-출력 선형화에 의한 내부동역학과 비선형 시스템에서의 비최소위상 시스템을 정의하기 위하여 다음과 같은 좌표변환을 생각한다.

$$\begin{aligned} \xi^1 &\triangleq y &&= h(x) &&\triangleq \phi_1^*(x) \\ \xi^2 &\triangleq y^{(1)} &&= L_f h(x) &&\triangleq \phi_2^*(x) \\ &\vdots \\ \xi^\gamma &\triangleq y^{(\gamma-1)} &&= L_f^{\gamma-1} h(x) &&\triangleq \phi_\gamma^*(x) \end{aligned} \tag{3}$$

다음의 좌표변환을 통하여 완전한 정규형태(normal form)으로 시

스템 (1)을 표현할 수 있다.

$$\begin{aligned}\phi_\eta^* &\triangleq [\phi_{\gamma+1}^*, \cdots, \phi_n^*]^T \\ \eta^* &\triangleq [\eta_1^*, \cdots, \eta_{n-\gamma}^*]\end{aligned} \tag{4}$$

주어진 시스템은 아래와 같이 표현된다.

$$\begin{aligned}\dot{\xi} &= A\xi + B(l^*(x) + J(x)u) \\ \dot{\eta}^* &= q_f^*(x) + q_g^*(x)u\end{aligned} \tag{5}$$

여기서

$$A \triangleq \begin{bmatrix} 0 & 1 & 0 & \cdots & 0 \\ 0 & 0 & 1 & \cdots & 0 \\ \vdots & \vdots & & & \vdots \\ 0 & 0 & 0 & \cdots & 0 \end{bmatrix} \in \mathcal{R}^{\gamma\times\gamma} \; \mathcal{B} \triangleq \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ \vdots \\ 1 \end{bmatrix} \in \mathcal{R}^{\gamma} \tag{6}$$

$$l^*(x) = L_f^\gamma h(x) \tag{7}$$

$$q_f^*(x) = \frac{\partial \phi_\eta^*}{\partial x} f(x) \qquad q_g^*(x) = \frac{\partial \phi_\eta^*}{\partial x} g(x) \tag{8}$$

여기서 시스템의 출력을 영으로 만드는 입력과 초기조건에 대한 η^* 내부동역학을 영점 동역학(zero dynamics)이라고 하며 선형화시킨 영점동역학의 극점이 개루프 시스템의 영점과 일치하게 된다.
이제 다음과 같이 $S(x)$를 정의한다.

$$S(x) \triangleq L_f^{\gamma-1}h(x) + \alpha_1 L_f^{\gamma-2}h(x) + \cdots + \alpha_{\gamma-1}h(x) \tag{9}$$

여기서 α_i는 $\lambda^{\gamma-1} + \alpha_1\lambda^{\gamma-2} + \cdots + \alpha_{\gamma-1}$ 를 Hurwitz 다항식으로 만드는 값들이다. 그리고

$$S_d(x) \triangleq y_d^{\gamma-1} + \alpha_1 y_d^{\gamma-2} + \cdots + \alpha_{\gamma-1}y_d \tag{10}$$

는 기준이되는 출력 y_d와 그 미분치의 값으로 구성된 기준 출력이 된다. 따라서 만약 $S \to S_d$로 만들수 있다면 $y \to y_d$를 만든다는 의미이다. 여기서 두번째 좌표변환을 통하여 위에서 정의된 $S(x)$와 함께 다음과 같은 새로운 좌표변환을 정의한다.

$$\begin{aligned}\eta_1 &= \xi^1 \\ &\vdots \\ \eta_{\gamma-1} &= \xi^{\gamma-1} \\ \eta_\gamma &= \eta_1^* \\ &\vdots \\ \eta_{n-1} &= \eta_{n-\gamma}^*\end{aligned} \tag{11}$$

위의 좌표변환을 거쳐 얻어진 새로운 좌표 $(S,\eta) \triangleq \phi(x)$는 새로운 상태변수를 구성하게 되며 주어진 시스템은 (S,η) 좌표계로 다음과 같이 표현된다.

$$\dot{S} = l(S,\eta) + J(S,\eta)u \tag{12}$$

$$\dot{\eta} = q_f^u(S,\eta) + q_g^u(S,\eta)u \tag{13}$$

위 식에서 정의되지 않은 항들은 식(5)를 좌표변환하여 정의되는 것들로 생략하기로 한다. 이제 이 시스템에 입-출력 선형화 제어기법을 적용한다. 우선적으로 다음과 같은 제어 법칙을 생각한다.

$$u = J^{-1}(S,\eta)(-l(S,\eta) + v) \tag{14}$$

위의 제어 법칙을 적용하였을 때 η동역학을 평형점에 대하여 Jacobian 전개 형태로 표현하면 다음과 같이 표현된다.

$$\dot{S} = v \tag{15}$$

$$\dot{\eta} = PS + Q\eta + q_1(S,\eta) + b_1(S,\eta)v \tag{16}$$

비최소위상 시스템의 경우 Q 행렬이 양의 실수부를 갖는 고유치를 갖게되어 직접 입-출력 선형화 제어기법을 적용할 수 없으므로 η동역학의 입력과 같은 작용을 하는 $S(t)$의 재정의를 통하여 η 동역학을 안정화 시킬 수 있는 방법을 생각해볼 수 있다.

2.2 출력재정의와 이상적 내부 동역학

$\dot{S}_d \equiv v$ 인 경우 이상적 내부 동역학 η_d는

$$\dot{\eta}_d = PS_d + Q\eta_d + q_1(S_d,\eta_d) + b_1(S_d,\eta_d)\dot{S}_d \tag{17}$$

와 같이 표현되며 제어가능 짝을 이루는 행렬 (Q,P)에 의해 $PK+Q$가 Hurwitz가 되는 K를 정할 수 있다.
따라서 다음과 같이 수정된 출력을 정의하면

$$S_m \triangleq S - K\eta \tag{18}$$

주어진 시스템 (12)는 다음과 같이 표현된다.

$$\dot{S_m} = v - K\dot{\eta} \tag{19}$$

$$= \bar{I}(S_m,\eta)v - K(PS_m + (PK+Q)\eta) + q_1(Sm + K\eta,\eta)) \tag{20}$$

$$\dot{\eta} = PS_m + (PK+Q)\eta + q_1(S_m+\eta,\eta) + b_1(S_m+K\eta,\eta)v \tag{21}$$

여기서 $\bar{I}(S_m,\eta) \triangleq I - Kb_1(S_m+K\eta,\eta)$.
이제 슬라이딩 모드 제어 형태의 제어 입력을 적용한다. 슬라이딩 모드 제어는 강인성을 고려하기 위한 입-출력 선형화의 한 형태로 제어 법칙이 거의 동일하다.

$$\begin{aligned}v &= \bar{I}^{-1}(S_m,\eta)\{K(PS_m + (PK+Q)\eta \\ &+ q_1(S_m + K\eta,\eta)) - \kappa(S_m,\eta)sgn(\tilde{S_m}) + \dot{S}_{md}\}\end{aligned} \tag{22}$$

여기서 $\tilde{S_m} \triangleq S_m - S_{md}$이다. 위 제어기법을 통하여 다음을 만족하게 만들 수 있다.

$$S_m(t) \equiv S_{md}(t) \qquad \forall t \geq T \tag{23}$$

S_{md}는 다음과 같은 조건을 만족시키도록 설정되어야 한다.

$$S_m \to S_{md} \quad \& \quad S \to S_d$$

출력재정의 형태에서 S_{md}를 다음과 같이 생각해볼 수 있으며

$$S_{md} \triangleq S_d - K\eta_d \tag{24}$$

여기서 η_d는 식(17)에서 구해지는 값이다. 그러면 식(18)과 식(24)에서

$$S(t) \equiv S_d(t) + K\tilde{\eta}(t) \qquad \forall t \geq T \tag{25}$$

이고 η와 η_d의 오차 미분방정식은

$$\dot{\tilde{\eta}} = (PK+Q)\tilde{\eta} + q_3(S_d,\eta_d,\tilde{\eta}) \tag{26}$$

이 되고 q_3는 $\tilde{\eta}$에 대하여 국부적으로 Lipschitz 조건을 만족하게 되므로

$$\tilde{\eta}(t) \to 0 \quad \text{as} \quad t \to \infty \tag{27}$$

와 같이 되며 또한 국부적으로

$$y(t) \to y_d(t) \quad \text{as} \quad t \to \infty \tag{28}$$

를 만족하게 된다.

2.3 IID의 동적 구성

우리가 원하는 시스템의 출력이 다음과 같은 외부시스템 (exosystem)의 동역학으로 표현된다고 가정하자.

$$S_d = h_d^*(z,r) = C_d^* z + D_d^* r + h_{d1}^*(z,r) \tag{29}$$

$$\dot{z} = A_d z + B_d r + a_{d1}(z,r) \tag{30}$$

$$\dot{r} = 0 \tag{31}$$

그러면 식 (17)를 만족시키는 해는 위의 식들과 함께 다음을 만족한다.

$$\begin{aligned}\dot{\eta}_d &= PC_d^*z + PD_d^*r + Q\eta \\ &+ q_1(h_d^*(z,r),\eta_d) + b_1(h_d^*(z,r),\eta_d)\dot{S}_d + Ph_{d1}^*(z,r)\end{aligned} \tag{32}$$

IID를 구하기 위하여 다음과 같은 선형 변환을 통해 고유치의 부호별로 분해한다.

$$\begin{bmatrix} \eta \\ z \\ r \end{bmatrix} \rightarrow \begin{bmatrix} w_{1s} \\ w_{1u} \\ w_2 \end{bmatrix} \tag{33}$$

여기서 w_{1s}, w_{1u}, w_2는 각각 $Re\{\lambda(A_{1s})\} < 0$, $Re\{\lambda(A_{1s})\} < 0$, $Re\{\lambda(A_2)\} = 0$인 변환된 상태변수들이다. IID를 구성하기 위해서는 Center Manifold Theorem[6]을 적용해야하나 편미분 방정식을 풀어야 하기때문에 일반적인 문제의 해를 구하는 것은 매우어렵다. 그러나 $\dot{w}_2$이 항상 0이 된다면 다음과 같이 변환된 방정식을 바꾸어 주므로서 IID를 구할 수 있다.

$$\dot{w}_{1s}^c = A_{1s}w_{1s}^c + a_{1s}(w_{1s}^c, w_{1u}^c, w_2) \tag{34}$$

$$\dot{w}_{1u}^c = -A_{1u}w_{1u}^c - a_{1u}(w_{1s}^c, w_{1u}^c, w_2) \tag{35}$$

3. 비최소위상 특성을 갖는 유도탄의 제어

유도탄의 단주기 운동과 횡가속도 출력은 구동기 동역학과 함께 다음과 같이 주어진다[1].

$$\begin{bmatrix} \dot{\alpha} \\ \dot{q} \\ \dot{\delta}_e \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} a_{11} & 1 & b_1 \\ a_{21} & a_{22} & b_2 \\ 0 & 0 & -20 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \alpha \\ q \\ \delta_e \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ 20 \end{bmatrix} u_{\delta_e} \tag{36}$$

$$A_n = \frac{U}{g}(q - \dot{\alpha}) \triangleq S \tag{37}$$

여기서

$$\begin{aligned} a_{11} &= -\frac{C_{N_\alpha}QS}{mU} & a_{21} &= \frac{C_{m_q}QSc}{I_y} \\ a_{22} &= \frac{C_{m_q}QSc}{Iy}\left(\frac{c}{2U}\right) & & \\ b_1 &= -\frac{C_{N_\delta}QS}{mU} & b_2 &= \frac{C_{m_\delta}QSc}{Iy} \end{aligned} \tag{38}$$

출력재정의 방법을 적용하기 위하여 다음과 같은 좌표변환을 먼저 고려한다.

$$\begin{bmatrix} \alpha \\ q \\ \delta_e \end{bmatrix} \rightarrow \begin{bmatrix} \alpha \\ q \\ A_n \end{bmatrix} \tag{39}$$

변환된 상태변수로 표현된 시스템은 다음과 같이 출력과 내부동역학 형태로 표현된다. 여기서는 간단한 선형 시스템만을 고려해 유도탄의 비최소위상 문제를 피할 수 있음만을 보이며 비선형 시스템에 대한 고려는 다루지 않기로 한다.

$$\begin{aligned} \dot{A}_n &= l(A_n, \alpha, q) + Ju_{\delta_e} \\ \dot{\eta} &= Q\eta + PA_n \end{aligned} \tag{40}$$

여기서 $\eta = [\alpha \quad q]^T$ 이고

$$Q = \begin{bmatrix} 0 & 1 \\ a_{21} - a_{11}\frac{b_2}{b_1} & a_{22} \end{bmatrix} \qquad P = \begin{bmatrix} -\frac{g}{U} \\ -\frac{b_2 g}{b_1 U} \end{bmatrix}$$

이제 다음과 같이 출력을 재정의하자.

$$S_m \triangleq A_{nm} = A_n - K\eta \tag{41}$$

변환된 시스템에 대하여 다음과 같은 슬라이딩 모드 제어 입력을 적용한다. 여기서 $\hat{(\cdot)}$는 공칭값을 의미한다.

$$u_{\delta_e} = \hat{J}^{-1}(-\hat{l}(S,\eta) + v) \tag{42}$$

$$v = K(\hat{P}S_m + (\hat{P}K + \hat{Q})\eta) - \kappa(S_m,\eta)sgn(\tilde{S}_m) + \dot{S}_{md} \tag{43}$$

만약 유도탄 공력계수의 불확정성이 다음과 같이 표현되고

$$\|l - \hat{l}\| \le L(S_m,\eta) \qquad J_{min} \le J \le J_{max} \tag{44}$$

식 (45)의 슬라이딩 조건[7]을 만족시키는 이득 $\kappa(S_m,\eta)$을 구하면

$$\frac{1}{2}\frac{d}{dt}\tilde{S}_m^2 \le -\psi|\tilde{S}_m| \qquad \psi > 0 \tag{45}$$

$$\kappa(S_m,\eta) = \beta(\psi + L(S_m,\eta)) + |\beta - 1||\hat{l}_m(S_m,\eta) - \dot{S}_{md}| \tag{46}$$

이 되고 여기서

$$\hat{l}_m \triangleq \hat{l} - K(\hat{P}S_m + (\hat{P}K + \hat{Q})\eta) \tag{47}$$

$$\beta \triangleq \sqrt{\frac{J_{max}}{J_{min}}} \qquad \hat{J} \triangleq \sqrt{J_{min}J_{max}}$$

4. 시뮬레이션 및 결과

시뮬레이션에 사용된 유도탄의 공력데이타는 다음과 같다. 위의

표 1. 마하수에 대한 유도탄의 공력데이타

Mach	C_{N_α}	C_{N_δ}	C_{m_α}	C_{m_δ}	C_{m_q}
0.6	15.84	4.88	-33.01	-31.40	-1314
1.8	14.70	3.88	-17.29	-26.95	-1197
2.6	12.22	2.52	-8.73	-16.47	-715

표 1.의 3가지 비행 조건에 대하여 앞에서 제시한 제어 법칙을 적용하였다. 우선 플랜트의 모델링 오차가 전혀 없는 경우에 대하여 시뮬레이션하였다. Fig. 1은 각 비행조건에서의 스텝입력에 대한 횡가속도 출력으로 이경우 모델링 오차가 전혀 없으므로 제어법칙 (42)에서 스위칭 함수를 뺀 순수한 입-출력 선형화 제어 법칙만을 적용하였다. Fig. 2와 3은 각각 받음각과 피치각속도 응답이다. 첫 번째 시뮬레이션을 통하여 비최소위상 특성을 갖는 유도탄의 횡가속도 제어에 입-출력 선형화 제어기법이 적용가능함을 확인할 수 있다. 두 번째 시뮬레이션은 3번째 비행조건 하에서 공력계수가 공칭값에서 벗어난 경우에 대하여 출력재정의를 통한 입-출력 선형화 제어기법의 성능을 시뮬레이션하였다. 이 경우 $C_{N_\delta}, C_{m_\alpha}, C_{m_q}$가 각 공칭값에서 +10%씩 변화했으며 C_{m_δ}가 −10%변화하였다고 가정하였다. Fig. 4와 Fig. 5에서 알 수 있듯이 순수한 입-출력 선형화 제어기법은 출력과 내부동역학에서 비교적 큰 정상상태 오차를 만들어냄을 알 수 있다. 마지막 시뮬레이션은 유도탄은 공력계수가 최대 ±20%까지 변화할 수 있는 경우를 가정하여 슬라이딩 모드 제어 법칙을 적용하였다. Fig. 6에서 더해진 스위칭 함수가 공력계수의 불확정성에서 오는 오차를 거의 상쇄시켰음을 알 수 있다. 제어법칙의 특성으로 인하여 출력자체에도 진동(chattering)이 존재함을 알 수 있다. 그러나 실제 출력에 존재하는 작은 정상상태 오차는 완전히 제거되지 않음을 확인할 수 있는데 이는 재정의된 출력 자체는 슬라이딩 모드 제어로 오차를 없엘 수 있으나 식 (26)에서의 내부동역학 오차값은 모델링오차와 0이아닌 기준 입력값에 대하여 0으로 수렴하지 못하기 때문으로 생각할 수 있다.

5. 결론 및 앞으로의 연구과제

본 연구에서는 출력재정의를 통하여 입-출력 선형화 기법과 같은 비선형제어기법을 비최소위상 특성을 갖는 유도탄의 오토파일롯에 적용할 수 있음을 보였다. 그러나 공칭 플랜트에 대해서는 매우 좋은 성능을 보였지만 공력계수의 불확정성이 존재하는 경우에는 우리가 원하는 출력 채널 에 정상상태 오차가 존재하게 됨을 알 수

있었다. 이는 출력재정의 이론이 적합조건(matching condition)을 만족하는 외란에 대해서만 그 성능을 고려하였기 때문이며 실제 유도탄에의 응용이 이루어지기 위해서는 이러한 강인성 문제에 대한 보다 깊은 연구가 필요할 것이다.

REFERENCES

[1]. J. H. Blakelock, *Automatic Control of Aircraft and Missiles*, John Wiley & Sons, Inc. 1991.

[2]. J. S. Freudenberg and D. P. Looze, "Right Half Plane Poles and Zeros and Design Tradeoffs in Feedback Systems," *IEEE Trans. Automat. Contr.*, Vol.AC-30, pp.555-565, June 1985.

[3]. S. Gopalswamy and J. K. Hedrick, "Tracking Nonlinear Non-minimum Phase Systems using Sliding Control," *Int. J. Control*, Vol.57, No.5, pp.1141-1158, 1993.

[4]. J. K. Hedrick and S. Gopalswamy, "Nonlinear Flight Control Design via Sliding Method," *AIAA J. of Guidance, Control and Dynamics*, Vol.13, No.5, pp.850-858, Sep-Oct. 1990.

[5]. S. H. Lane and R. F. Stengel, "Flight Control Design Using Nonlinear Inverse Dynamics," *Automatica* Vol.24, No.4, pp.471-483, 1988.

[6]. H. Nijmeijer and A. J. van der Schaft, *Nonlinear Dynamical Control Systems*, Springer-Verlag New York Inc. 1990.

[7]. J. J. E. Slotine and W. Li, *Applied Nonlinear Control*, Prentice-Hall, Inc., 1991.

[8]. M. Tahk and M. M. Briggs and P. K. A. Menon, "Application of Plant Inversion via State Feedback to Missile Autopilot Design," *Proceedings of the 27th IEEE Conf. Decision and Control*, Austin, Texas, Dec. 1988.

[9]. M. Tahk, "Robustness Characteristics of Missile Autopilot Systems Based on Feedback Linearization," *Proc. of the 28th Aircraft Symposium*, Oct. 1991.

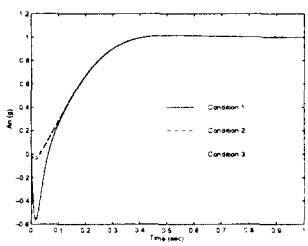

Fig. 1. 유도탄의 가속도 응답 A_n (g)

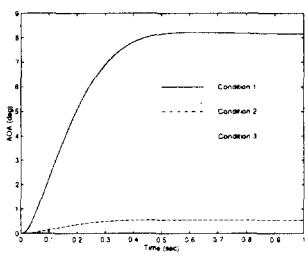

Fig. 2. 유도탄의 받음각 변화 α

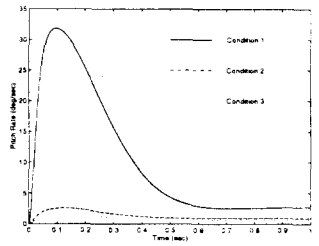

Fig. 3. 피치각속도 변화 q

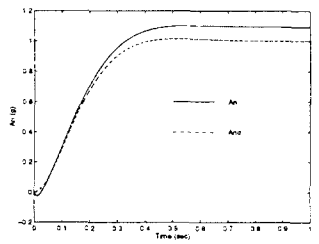

Fig. 4. 공력계수 모델에 오차가 있는 경우의 가속도 응답

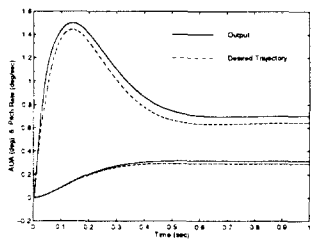

Fig. 5. 공력계수 모델에 오차가 있는 경우의 α, q 응답

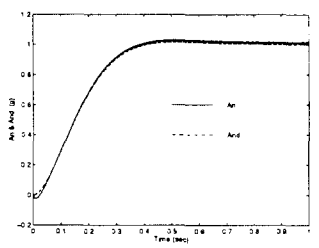

Fig. 6. 슬라이딩 모드 제어에의한 가속도 오차 감소

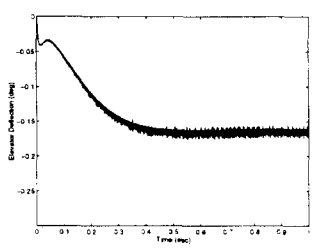

Fig. 7. 슬라이딩 모드 제어에의한 δ_e