

지능 제어 기법을 이용한 유도탄 자동 조정 장치 설계

Design of An Missile Autopilot Using Intelligent Control Technique

김 윤 식*, °한 응 기*, 정 재 욱*, 국 태 용*

*성균관대학교 전자공학과 (Tel: 0331-290-7202; Fax: 0331-290-7191; E-mail: tykuc@yurim.skku.ac.kr)

Abstracts This paper presents an intelligent autopilot for STT missiles with multiple controllers. The mixed H_2/H_∞ control technique is applied for each controller and implemented by using the genetic searching algorithm. To facilitate automatic switching of multiple controllers under different operating conditions, an error based switching scheme is also combined with the multiple controllers at the higher level, which constitutes a hierarchical intelligent control system. It is shown via computer simulation that the proposed autopilot outperforms the conventional one.

Keywords mixed H_2/H_∞ control, genetic algorithm, multiple model switching

1. 서론

일반적으로 STT(Skid-To-Turn) 방식의 유도탄은 일정한 뱅크각 (전형적인 값은 0°) 을 유지하는 BTT(Bank-To- Turn) 방식의 유도탄과는 달리 목표물의 움직임에 따라 유도탄의 뱅크가 임의로 변하게 된다. 이러한 뱅크 각의 변화는 총 받음각의 크기 변화와 함께 유도탄의 공력 특성을 크게 변화시키는 요인이 된다. 이러한 비선형성을 줄이기 위해서는 총 받음각의 크기를 제한하거나 피치, 요 루우프의 대역 폭을 롤 제어 루우프 보다 작게 만드는 방법이 지금까지 주로 사용되어 왔다. 그러나 이러한 방법들은 유도탄의 기동성을 제한하거나 피치/요(Pitch/Yaw) 루우프 시간 응답을 느리게 하는 것이므로 유도탄 성능을 최적화 하는 방법은 아니다[1]. 또, 새로 개발된 현대 제어 이론 방법들이 이러한 비선형성을 보상하기 위하여 연구되어 왔으나 [8], 플랜트 동력학 변화에 매우 민감하거나 실제 구현에 많은 어려움을 가지고 있다.

본 논문에서는 비선형 특성을 갖는 STT 유도탄의 오토파일럿을 설계하는 효율적인 방법을 제시한다. 먼저 공력학적인 불확실성과 외란하에서도 안정성과 성능을 보장할 수 있는 H_2/H_∞ 혼합 제어를 이용하여 선형 모델에 대한 오토파일럿을 설계한다. 출력 제한을 이용하는 전형적인 H_2/H_∞ 설계와는 달리 STT에 흔히 사용되는 루우프 구조[6]에 대하여 총 받음각과 뱅크각에 따라 구해진 각 선형 모델에 대하여 H_2/H_∞ 설계관점에서의 이득을 유전 알고리즘을 이용하여 구한다. 다음으로 구하여진 각각의 제어기 중에서 유도탄의 비행 상태에 알맞은 제어기를 결정하는 평가 함수를 구성하고 매 시간 구성된 평가 함수를 계산하여 스위칭한다. 컴퓨터 시뮬레이션을 통하여 제안된 오토파일럿의 성능이 기존의 방법에 비해 우수함을 보인다.

2. 유도탄의 동력학 모델 및 공력 특성 검토

본 절에서는 오토파일럿 설계를 위한 유도탄의 선형 모델을 기술하고, 풍동 실험으로부터 얻어진 공력 데이터를 분석한다.

2.1 선형화 모델

미사일 종운동은 다음과 같은 2차 선형 미분 방정식으로 근사화된다.

$$\begin{bmatrix} \dot{\alpha} \\ \dot{q} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} Z_\alpha & 1 \\ M_\alpha & M_q \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \alpha \\ q \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} Z_\delta \\ M_\delta \end{bmatrix} \delta \quad (1)$$

여기서 α , q , δ 는 받음각(angle of attack), 피치 각속도 및 제어 편각(control surface deflection)을 의미하고 공력 특성들(Z_α , M_δ 등)은 2.2 절에 나타내었다. 무게 중심(c.g)에서의 가속도 출력을 A_{z0} , 가속도계 위치에서의 가속도 출력을 A_z 라 하면 다음과 같은 출력 방정식이 얻어진다.

$$A_{z0} = \frac{V_m}{9.8} (\dot{\alpha}q) = \frac{V_m}{9.8} (Z_\alpha + Z_\delta \delta) \quad (g's) \quad (2)$$

$$A_z = A_{z0} - \frac{x}{9.8} \dot{q} \quad (g's) \quad (3)$$

여기서 V_m 은 유도탄의 속력이고 x 는 무게 중심으로부터 가속도계 까지의 거리를 나타낸다. 식 (1), (3)으로 부터 다음과 같은 전달 함수가 얻어진다.

$$\frac{q(s)}{\delta(s)} = \frac{b_1 s + B_0}{s^2 + a_1 s + a_0} \quad (4)$$

$$\frac{A_z(s)}{\delta(s)} = \frac{d_2 s^2 + d_1 s + d_0}{s^2 - (Z_\alpha + M_q)s + Z_\alpha M_q - M_\alpha} \quad (5)$$

여기서,

$$a_1 = -(Z_\alpha + M_q)$$

$$a_0 = Z_\alpha M_q - M_\alpha$$

$$b_1 = M_\delta$$

$$b_0 = M_\alpha Z_\delta - Z_\alpha M_\delta$$

$$d_2 = 1/9.8 (V_m Z_\delta - x M_\delta)$$

$$d_1 = 1/9.8 (-V_m Z_\delta M_q - x(M_\alpha Z_\delta - Z_\alpha M_\delta))$$

$$d_0 = V_m/9.8 (Z_\alpha M_\delta - Z_\delta M_\alpha)$$

2.2 공력 특성 검토

오토파일럿의 설계시 한 비행조건에서 비행상태에 따라 공력 특성이 달라지는 정도, 즉 한 비행조건에서 뱅크각 및 받음각에 따른 공력 변화의 비선형성이 매우 중요한 사항이므로 각각 비행 조건에서의 변화 변위를 표 1. 에 나타내었다.

표 1. 유도탄 공력 특성 (Grid)
Table 1. aerodynamic force characteristics

Mach	Bank	gt	M_α	M_δ	Z_α	Z_δ	M_α
2.6	0	1	-286.5	-764.1	-1.28	-0.53	-3.18
		10	-758.8	-776.5	-2.60	-0.49	
		20	-855.0	-578.7	-3.16	-0.39	
		30	-813.3	-562.3	-3.66	-0.39	
	22.5	1	-208.4	-787.2	-1.11	-0.53	
		10	-729.9	-778.7	-2.55	-0.48	
		20	-679.8	-707.3	-3.03	-0.45	
		30	-575.2	-574.7	-3.52	-0.38	
	45	1	-185.4	-812.0	-0.88	-0.54	
		10	-634.2	-781.4	-2.54	-0.49	
		20	-378.3	-709.5	-2.88	-0.45	
		30	-82.5	-698.5	-3.23	-0.46	

3. 제어기 설계

일반적으로 STT 유도탄의 경우 기체가 대칭 형상이므로 피치 오토파일럿과 요 오토파일럿이 동일한 구조를 갖도록 설계한다. 다중 제어기의 스위칭에 사용되는 각각의 제어기는 그림 1 과 같은 아날로그 형태의 기본적인 피치 오토파일럿의 구조를 가지고 있다[6].

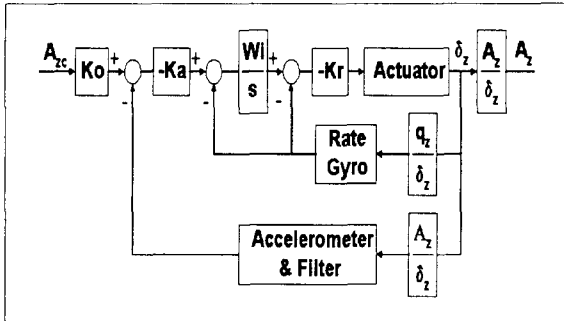


그림 1. 피치 오토파일럿 구조

Fig. 1. configuration of pitch autopilot

이러한 형태의 시스템 내부 루우프와 전체 시스템의 페루우프 전달함수는 각각 식 (6), (7)과 같다.

$$\frac{q_z}{q_c} = \frac{(b_1s + b_0)WiKr}{s^3 + (a_1 - Kr b_1)s^2 + (a_0 - Kr b_0 - Kr Wib_1)s - Kr Wib_0} \quad (6)$$

$$\frac{A_z(s)}{A_{zc}(s)} = \frac{(d_2s^2 + d_1s + d_0)Ka'KoWiKr}{s^3 + (a_1 - Kr b_1 + Ka'WiKrd_2)s^2 + (a_0 - Kr b_0 + Kr Wib_1 + Ka'WiKrd_1)s + (-Kr Wib_0 + Ka'WiKrd_0)} \quad (7)$$

3.1 유전 알고리즘을 이용한 H_2/H_∞ 제어기 설계

공력학적인 불확실성과 외란하에서의 유도탄의 안정성을 보장하는 문제에 대하여 그림 2 에서와 같이 식 (8)에 의하여 크기

$$|\Delta P(s)(j\omega)| < |\xi(j\omega)|, \quad \forall \omega \in [0, \infty) \quad (8)$$

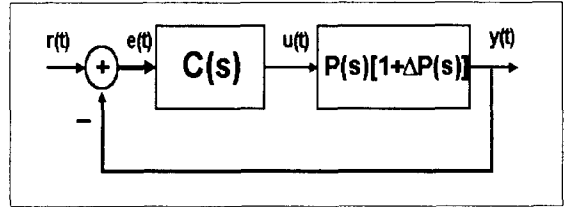


그림 2. 플랜트 섭동항을 가진 제어 시스템

Fig. 2. control system with plant perturbation

가 제한되는 안정한 플랜트 섭동 $\Delta P(s)$ 를 가정하여 식 (9)를 만

$$\left\| \frac{P(s)C(s)\xi(s)}{1+P(s)C(s)} \right\|_\infty \leq 1 \quad (9)$$

족하는 H_∞ 제어를 설계함으로써 유도탄의 견실안정화(Robust Stability) 문제를 해결[2]할 수 있으나 견실안정화 문제와 성능 문제를 동시에 만족시키지 못한다. 기준입력의 추적이나 과도현상 등의 성능문제를 다루기 위해서는 식(10)과 같이 자승 형태의 평가 함수를 최소화하는 H_2 제어기법이 효과적이다.

$$\begin{aligned} J &= \min_C \int_0^\infty e^2(t)dt \\ &= \min_C \frac{1}{2\pi} \int_{-\infty}^{\infty} E(s)E(-s)ds \\ &= \min_C \frac{1}{2\pi} \int_{-\infty}^{\infty} \frac{c(s)c(-s)}{d(s)d(-s)} ds \end{aligned} \quad (10)$$

따라서 혼합 H_2/H_∞ 제어기법을 이용하면 견실안정화 문제와 성능 문제를 동시에 해결할 수 있다.

먼저 제어기의 페루우프 전달 함수 식 (7)을 이용하여 식 (11)

$$\begin{aligned} \left\| \frac{A(s)}{A_{zc}(s)} \xi(s) \right\|_\infty &= \sup_{\omega \in [0, \infty)} \sqrt{\frac{A(-j\omega)A(j\omega)}{A_{zc}(-j\omega)A_{zc}(j\omega)}} \\ &\quad \times \sqrt{\xi(-j\omega)\xi(j\omega)} \\ &= \sup_{\omega \in [0, \infty)} \sqrt{\frac{\beta(\omega)}{\alpha(\omega)}} \\ &\leq 1 \end{aligned} \quad (11)$$

을 만족하는 해를 구함으로써 견실 안정화 문제를 해결한다. 식 (11)은 $\beta(\omega)/\alpha(\omega)$ 의 피크 값이 1과 같거나 작음을 의미한다. 피크 값을 찾기 위해 $\beta(\omega)/\alpha(\omega)$ 의 미분 값이 0인 극점의 ω 를 구한다. 이 때의 ω 값들에 대한 $\beta(\omega)/\alpha(\omega)$ 의 값을 1과 비교하여 식 (11)을 만족하는지 알 수 있다. 성능 문제를 해결하기 위한 오차의 자승의 적분값은 식(10)에서와 같이 Parseval의 정리를 이용하여 주파수 평면상의 적분으로 바꿀 수 있다. 본 논문에서는 제어기의 내부 루우프와 전체 루우프의 오차를 이용하였으며 이때 각각의 오차는 식(12), (13)과 같이 식 (6), (7) 을 이용하여 구할 수 있다.

$$E_r(s) = q_c(s) - q_z(s) = \left(1 - \frac{q_z(s)}{q_c(s)}\right)q_c(s) \quad (12)$$

$$E_a(s) = A_{zc}(s) - A_z(s) = \left(1 - \frac{A_z(s)}{A_{zc}(s)}\right)A_{zc}(s) \quad (13)$$

이 때 내부와 전체 루우프 오차 식 (12), (13)가 strictly proper 하고 좌-반평면에만 극점이 존재하는 3차의 실계수 유리 함수이므로 적분표[5]의 식(14)를 이용하여 간단하게 구할 수 있다.

$$J_3 = \frac{1}{2\pi} \int_{-\infty}^{j\infty} \frac{c(s)c(-s)}{d(s)d(-s)} ds \quad (14)$$

$$= \frac{c_0^2 d_0 d_1 + (c_1^2 - 2c_0 c_2) d_0 d_3 + c_0^2 d_2 d_3}{2d_0 d_3 (-d_0 d_3 + d_1 d_2)}$$

여기서,

$$c(s) = \sum_{k=0}^2 c_k s^k \quad (15)$$

$$d(s) = \sum_{k=0}^4 d_k s^k$$

최적의 혼합 H_2/H_∞ 제어기는 유전 탐색 알고리즘을 이용하여 효과적으로 구할 수 있다[3]. 즉, 먼저 강인성 제약 조건을 만족하는 해를 구한 후 H_2 제어기의 평가함수를 최소화시키는 순서를 적용하여 최적해를 찾는다. 유전 알고리즘(GA:Genetic Algorithm)은 자연계의 적응 과정과 유전 인자의 변이 과정을 도입하여, 이와 유사한 유전 인자 모양의 개체(String)를 만들어 인공적인 적응 과정을 통하여 최적해를 찾으려는 발견적 기법으로 다양한 문제의 유형에도 잘 맞고, 문제의 특성을 잘 알지 못하는 경우에도 사용할 수 있는 강인한 알고리즘이다[4]. 본 논문에서는 평가 함수로 내부 루우프와 전체 루우프 오차를 최소화하는 평가 함수를 사용하고 있으므로 각 개체의 환경 적응 정도(Fitness)는 식 (14)의 역수의 합을 목적 함수(Objective Function)로 하여 구한다. 유전 알고리즘을 적용하여 최적의 혼합 H_2/H_∞ 제어기의 해를 구하는 과정을 그림 3.에 보였다.

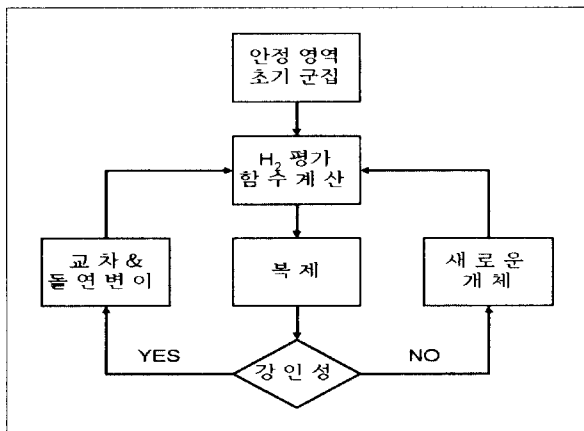


그림 3. 설계 과정
Fig. 3. design procedure

본 논문에서는 STT 유도탄이 45°의 주기로 뱅크에 따른 공력학적 영향이 변하므로 뱅크가 0°, 22.5°, 45° 일 때 가속도 1g, 10g, 20g, 30g에 대하여 혼합 H_2/H_∞ 제어를 설계하기로 한다. 각각의 비행 상태에 대하여 2000개의 개체를 가지고 50세대를 반복하여 연산한 결과를 표 2에 나타내었다.

3.2 다중 제어기 스위칭

여러 비행 조건에 따라 각각의 상태에 맞는 H_2/H_∞ 최적 제어가 달라지므로, 이 절에서는 유도탄에 대한 최소한의 정보와 시간을 이용하여 적절히 다중 제어기를 스위칭하는 상위의 스위칭 제어기를 설계하기로 한다. 다중 제어기의 스위칭은 유도탄의 출력과 각각의 제어기에 달린 모델 출력 사이의 오차만을 이용한 식(16)과 같은 자승 형태의 평가 함수를 이용하여 이루어질 수 있다[7].

$$J_i(t) = k_1 e_i^2(t) + k_2 \int_0^t e_i^2(\tau) d\tau \quad (16)$$

표 2. 제어기 이득
Table 2. Controller gains

Bank \ gt	0	22.5	45
1g	Wi = 17.3 Kr = 0.042 Ka = 0.136	Wi = 28 Kr = 0.039 Ka = 0.145	Wi = 19 Kr = 0.037 Ka = 0.156
10g	Wi = 21 Kr = 0.041 Ka = 0.137	Wi = 24 Kr = 0.042 Ka = 0.137	Wi = 24 Kr = 0.041 Ka = 0.124
20g	Wi = 18 Kr = 0.045 Ka = 0.15	Wi = 19 Kr = 0.046 Ka = 0.129	Wi = 26 Kr = 0.046 Ka = 0.075
30g	Wi = 17.3 Kr = 0.037 Ka = 0.122	Wi = 25.9 Kr = 0.047 Ka = 0.084	Wi = 27.5 Kr = 0.04 Ka = 0.042

평가 함수의 앞 오차의 자승항은 과도 응답의 영향을 반영하고 뒤의 오차의 적분항은 정상 상태 응답의 영향을 반영하므로 상수항 k_1 과 k_2 를 조절하여 시스템의 과도 응답과 정상 상태 응답을 향상시킬 수 있다.

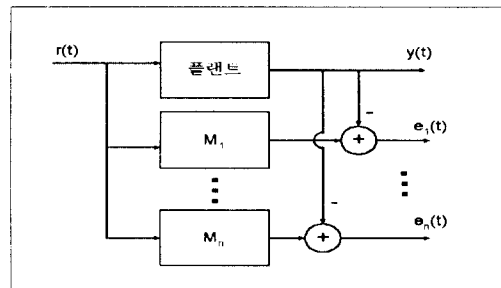


그림 4. 제어기의 구조
Fig. 4. Configuration of controller

본 논문에서는 뱅크각과 가속도에 따른 12개의 유도탄의 모델을 이용하였으며 그 구조는 그림 4와 같다. 식 (16)의 평가 함수를 최소화하는 모델을 현재의 비행 상태로 가정하고 그 모델에 대하여 설계된 제어기 이득을 현재의 오토파일럿의 이득으로 한다.

4. 모의 실험

모의 실험은 추진제가 연소된 후 2.6 Mach의 고정된 마하와 고도 0에서 설계 결과에 대한 6-DOF 시뮬레이션을 수행하여 기존의 설계 방법과 그 성능을 비교하였다. 먼저 기존의 설계 방법으로 설계한 경우(case 1)와 앞 절에서 제시된 방법에 의해 설계된 경우(case 2)를 비교하였다. 그림 5, 6, 7은 각 뱅크각에 대하여 30g의 가속도 명령에 대한 피치, 요 응답을 나타낸 것이고 그림 8은 뱅크각 0에 사인파 형태의 가속도 명령에 대한 피치 응답을 비교한 것이다. 각각의 경우에 제안된 제어기에 의한 응답 속도가 기존의 설계 방법을 이용한 제어기에 비하여 향상됨을 알 수 있다.

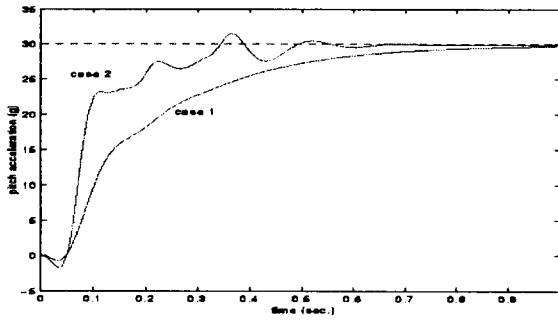


그림 5. 뱅크 0°에서의 피치 응답
Fig. 5. pitch response with bank 0°

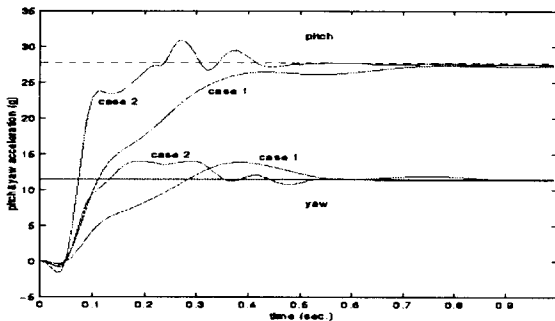


그림 6. 뱅크 22.5°에서의 피치/요 응답
Fig. 6. pitch/yaw response with bank 22.5°

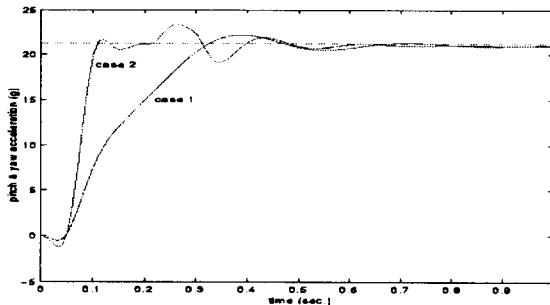


그림 7. 뱅크 45°에서의 피치/요 응답
Fig. 7. pitch/yaw response with bank 45°

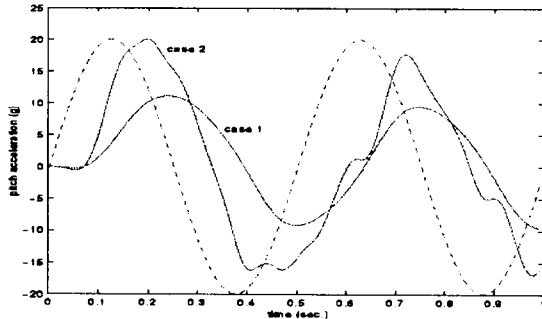


그림 8. 사인 입력에 대한 피치 응답
Fig. 8. pitch response to a sine input

5. 결론

STT 유도탄의 피치, 요 오토파일럿을 설계하는 지능 제어 기법을 제시하였다. 제안된 제어기는 유전 알고리즘을 이용하여 각각의 비행 상태에 따른 H_2/H_∞ 제어기를 설계하고 평가함수를 이용하여 동작 조건에 따라 다중제어기를 스위칭하도록 하는 계층적 제어 구조를 갖는다. 또한, 컴퓨터 시뮬레이션에 의해 제안된 오토파일럿의 성능이 기존의 설계 방법에 의하여 설계된 결과보다 우수함을 보였다.

본 논문에서는 다중 제어기를 일정한 비행 상태 간격을 두고 설계하였는데 비행 상태에 따른 공력의 비선형성을 고려하여 제어기의 분포를 달리하면 보다 나은 결과를 얻을 수 있을 것으로 생각된다. 또한 상위 스위칭의 평가 함수를 본 논문에서와 같은 오차의 자승 형태뿐만 아니라 퍼지나 신경망 등의 기법을 이용하면 보다 나은 성능을 얻을 수 있을 것으로 보이며 이러한 제어구조에 대한 연구가 진행 중에 있다.

참고 문헌

- [1] A. Arrow and D. J. Yost, "Large Angle-of-Attack Control concepts for Aerodynamically Controlled Missiles," *J. SPACECRAFT*, Vol.14, No.10, pp.606-613, 1977
- [2] B. A. Francis, "A Course in H_∞ Control Theory," Lecture Notes in Control and Information Science, Vol. 88, Springer-Verlag, New-York, 1986
- [3] B. S. Chen, Y. M. Cheng and C. H. Lee, "A genetic approach to mixed H_2/H_∞ optimal PID control," *IEEE Control Systems Magazine*, pp. 51-60, Oct., 1995
- [4] D. E. Goldberg, "Genetic Algorithms in Search, Optimization, and Machine Learning," Reading, MA: Addison Wesley, 1989
- [5] E. I. Jury and A.G. Dewey, "A General Formulation of the Total square Integrals for Continuous Systems," *IEEE Trans. on Automatic Control*, Vol. 10, pp. 119-120, Jan. 1965
- [6] F. W. Nesline and M. L. Nesline, "How Autopilot Requirements Constrain the Aerodynamic Design of Homing Missiles," *ACC Proc.*, pp. 716-730, 1984
- [7] K. S. Narendra and J. Balakrishnan, "Improving Transient Response of Adaptive control Systems Using Multiple Models and Switching," *IEEE Trans. on Automatic Control*, Vol. 39, pp. 1861-1866, No. 9, Sept. 1994
- [8] W.L. Garrand and J.M. Jordan, "Design of nonlinear automatic flight control systems," *Automatica*, Vol. 13, pp. 497-505, 1977