

비최소 위상 특성을 갖는 유도탄의 기준 모델 적응 제어기 설계

김승환, 송찬호
국방과학연구소

Model Reference Adaptive Controller Design for Missiles with Nonminimum-Phase Characteristics

Seung-Hwan Kim, Chanho Song
Agency for Defense Development

ABSTRACT

In this paper, a model reference adaptive control scheme is applied to the normal acceleration controller for missiles with nonminimum-phase characteristics. The proposed scheme has an auxiliary compensator, an identifier of plant parameters and a feedback control law. First, plant parameters are estimated by the identifier and based the parameter estimates the coefficients of the compensator are calculated so that the estimated plant model with the compensator becomes minimum-phase. In this calculation, Nehari Algorithm is used. Parameters of the control law are then updated so that the extended plant model follows the given reference model. It is shown that the performance of the designed controller is satisfied via computer simulations.

1. 서론

기존의 기준모델 적응 제어(Model Reference Adaptive Control)에 관한 연구 결과는 주로 플랜트의 극점과 영점을 제어기로 상쇄하여 새로운 극점과 영점을 설정하는 방법으로 최소 위상(Minimum Phase) 시스템에만 적용 가능하였다. 한편, 비최소 위상(Nonminimum Phase) 시스템에 대한 적응제어 방법으로는 주로 극 배치(Pole Placement) 방법 [1-3], STC(Self Tuning Controller) 방법 [4] 등이 연구되어 왔으나 최근에 들어 비최소 위상 시스템에 기준 모델 적응제어 방식을 적용한 연구 결과가 발표되고 있다. Mizuno 등 [5]은 Non-Minimum Phase 시스템을 AR 모델과 Time Delay 로 근사화시키는 방법을 제시하였고, Johnstone 등 [6]은 가중된 제어 입력을 성능 함수에 포함시키는 방법을 제시하였다. 한편 Ohkubo 등 [7]은 기준 모델 적응제어 기법을 적용하기 전에 비최소 위상 특성을 갖는 제어 대상 시스템을 최소 위상 시스템으로 확장시키기 위하여 바로막

임 보상기(Feedforward Compensator)를 수정된 견실성 문제(Modified Robust Problem) 로 설계하는 방법을 제시하였다.

본 논문에서는 비최소 위상 특성을 갖는 유도탄의 횡가속도 제어에 기준 모델 적응 제어 방식을 적용하는 한 방법을 제시한다. 이 방법은 보조 제어기와 플랜트 파라미터 추정기 및 적응 제어기로 구성된다. 추정기에 의해 비최소 위상 플랜트의 미지의 파라미터가 추정되면 추정된 파라미터 값을 이용하여 보조 제어기와 적응제어기의 계수들이 계산된다. 보조 제어기는 플랜트와 병렬로 연결되며 이렇게 확장된 모델이 최소 위상 시스템이 되고 확장된 플랜트와 실제 플랜트 간의 차가 최소가 되도록 계수들을 결정하게 된다. 이때 Nehari 알고리즘이 이용된다. 또한 확장된 플랜트 모델이 기준 모델을 추종하도록 적응 제어기의 계수들을 결정한다. 제안된 방법을 유도탄 횡가속도 제어기 설계에 적용하여 컴퓨터 시뮬레이션을 통해 그 성능의 우수성을 보인다.

본 논문의 구성은 다음과 같다. 2 장에서는 문제 설정, 3 장에서는 제어대상 시스템인 유도탄의 수학적 모델링 결과, 4 장에서는 보조 제어기 설계 과정, 5 장에서는 기준 모델 적응 제어 알고리즘, 6 장에서는 앞에서 제시한 알고리즘을 이용하여 컴퓨터 모의 실험을 수행한 결과를 기술한다. 마지막으로 7 장에서는 결론 및 앞으로의 연구 방향에 대해 논의한다.

2. 문제 설정

다음과 같은 선형 시불변 시스템 모델을 생각하자.

$$y_p(t) = G(s) u(t) \tag{2.1}$$

여기서 $u(t)$ 와 $y(t)$ 는 각각 시스템의 입력 및 출력 신호를 나타내며 입력력 전달함수 $G(s)$ 는 다음과 같이 표현된다.

$$G(s) = \frac{y_p(s)}{u(s)} = K_p \frac{n_p(s)}{d_p(s)} = \frac{a_{m+1} s^m + a_m s^{m-1} + \dots + a_1}{s^n + \beta_n s^{n-1} + \dots + \beta_1} \quad (2.2)$$

식 (2.2)에 주어진 시스템에 대해 다음과 같은 가정을 한다.

- 가정 1. $n_p(s)$ 와 $d_p(s)$ 는 서로소이다.
- 가정 2. $n_p(s)$ 와 $d_p(s)$ 의 차수는 각각 m, n 이며 플랜트는 Strictly Proper 하다. ($m \leq n-1$)
- 가정 3. $n_p(s)$ 와 $d_p(s)$ 의 계수는 미지의 값이다.

한편, 다음과 같은 기준 모델을 생각해 보자.

$$y_M(t) = G_M(s) r(t) \quad (2.3)$$

여기서 $r(t)$ 와 $y_M(t)$ 는 각각 기준 모델 시스템의 입력 및 출력 신호이며 $G_M(s)$ 는 안정한 최소 위상 시스템으로서 다음과 같이 표현될 수 있다.

$$G_M(s) = \frac{y_M(s)}{r(s)} = K_m \frac{n_m(s)}{d_m(s)} \quad (2.4)$$

여기서, $n_m(s)$ 와 $d_m(s)$ 는 서로소이며, 차수는 대상 플랜트의 차수와 동일하다.

대상 플랜트와 기준 모델을 위와 같이 정의하면 설계 목표는 다음과 같이 요약될 수 있다 : 비최소 위상 시스템의 출력 $y_p(t)$ 가 기준 모델 시스템의 출력 $y_M(t)$ 를 쫓아 가도록 기준 모델 적응 제어기를 설계 한다.

3. 제어 대상 시스템 [9]

그림 3.1 은 공력학적으로 제어되는 유도탄의 한 형상을 그린 것이다.

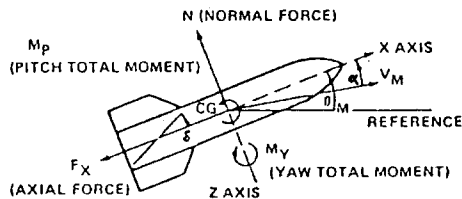


그림 3.1 유도탄의 형상

이러한 유도탄의 제어기는 피치/요 가속도 및 롤 각 제어기로 구성되는데 여기서는 유도탄이 유도 명령에 의해 주

어지는 횡가속도(피치 또는 요 가속도)를 낼수 있도록 동작하는 횡가속도 제어 시스템을 다룬다. 그러기 위해서는 유도탄 공력학으로 부터 선형 모델을 구하여야 하는데 본 논문에서는 Nesline[9] 의 논문에서 다루어진 모델링 과정을 근거로 하여 가속도 제어에 필요한 수학적 모델을 선정하였다. (모델링 과정에 대해서는 참고문헌 [9] 참조)

A_z, δ 를 각각 횡가속도, 조종날개 편각이라고 할때 조종날개 편각에 의한 횡가속도의 전달함수는 다음과 같이 주어진다.

$$\frac{A_z}{\delta} = \frac{N2(s)}{D2(s)} = \frac{K1 (1 + A11 s + A12 s^2)}{(1 + B11 s + B12 s^2)} \quad (3.1)$$

윗식의 계수는 다음과 같이 정의된다.[2]

$$\begin{aligned} A11 &= Mq Z_d / (Ma Z_d - Md Z_a) \\ A12 &= -Z_d / (Ma Z_d - Md Z_a) \\ B11 &= -(Mq + Z_a) / (-Ma + Mq Z_a) \\ B12 &= 1 / (-Ma + Mq Z_a) \\ K1 &= Vm(Ma Z_d - Md Z_a) / (-Ma + Mq Z_a) \end{aligned} \quad (3.2)$$

여기서, Ma, Md, Mq, Za, Zd 등은 안정도 미계수들이며, Vm 은 유도탄의 속도이다.

조종날개 δ 에 대한 구동장치의 동특성 $G_a(s)$ 를 다음과 같이 가정하자.

$$G_a(s) = \frac{w}{s + w} = \frac{N_a(s)}{D_a(s)} \quad (3.3)$$

본 논문에서의 대상 플랜트 모델은 그림 3.2 에서 보는 바와 같이 구동장치 모델과 횡가속도 모델의 곱의 형태로 주어지게 되면 전달함수는 다음과 같이 표현된다.

$$G(s) = \frac{y_p}{u} = G_a(s) \frac{A_z}{\delta} \quad (3.4)$$

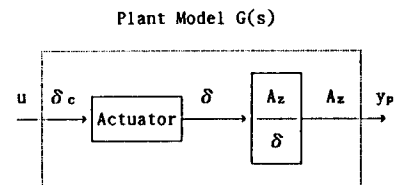


그림 3.2 제어 대상 시스템

4. 보조 제어기 설계

3 장에서 구한 제어 대상 시스템인 유도탄의 횡가속도 모델은 비최소 위상 시스템이다. 그러나 이러한 비최소 위상 시스템을 그림 4.1 과 같이 보조 제어기를 대상 플랜트와 병렬로 연결하여 확장된 플랜트가 최소 위상 시스템이 되도록 보조 제어기를 설계한다.

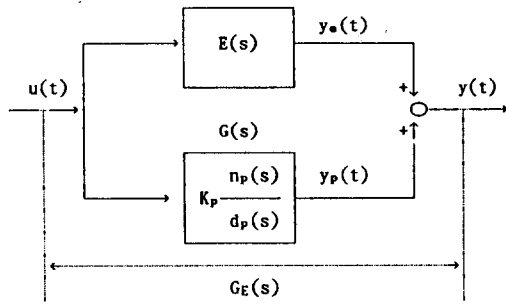


그림 4.1 보조 제어기에 의해 확장된 제어 대상시스템 구조

그림 4.1 에서 $u(t)$ 에 대한 출력 $y(t)$ 의 전달함수는 다음과 같이 표현 된다.

$$y(t) = G_E(s) u(t) \quad (4.1)$$

$$G_E(s) = G(s) + E(s) \quad (4.2)$$

보조 제어기 $E(s)$ 는 확장된 플랜트 $G_E(s)$ 가 최소 위상 시스템이 되고 확장된 플랜트와 원래의 대상 플랜트와의 차가 최소가 되도록 정하게 되는데 이러한 해는 Nehari 문제를 이용하여 구할 수 있다. 그 과정을 간략히 설명하면 다음과 같다[10]. 그림 4.1 에서 오차함수 $E(s)$ 는 다음과 같이 표현 된다.

$$E(s) = G_E(s) - G(s) \quad (4.3)$$

여기서, 우리의 목적은 $E(s)$ 가 최소로 되도록 $G_E(s)$ 를 구하는 것이므로 μ 를 최소 위상 시스템들의 집합이라 할 때, 다음과 같이 문제를 설정한다.

$$\inf_{G \in \mu} \|G_E(s) - G(s)\|_{\infty} \quad (4.4)$$

(4.4) 식의 해를 구하기 위해서 우선 설계 대상 플랜트 $G(s)$ 를 다음과 같이 Inner-Outer Factorization 형태로 표현한다.

$$G(s) = G_i(s) G_o(s) \quad (4.5)$$

여기서, $G_i(s)$ 는 $G_i(s)^{-1}G_i(s) = I$ 를 만족하면서 우평면의 영점을 포함하는 전달함수 이고 $G_o(s)$ 는 우평면의 영점을 포함하지 않고 안정한 극점을 갖는 전달함수이다. 식 (4.5) 를 (4.4) 식에 대입하여 정리하면 다음과 같은 식을 얻는다.

$$\begin{aligned} \inf \|G_E(s) - G(s)\|_{\infty} \\ = \inf \|G_i(s)^{-1} G_E(s) - G_o(s)\|_{\infty} \end{aligned} \quad (4.6)$$

여기서, 가중함수 $W_1(s)$ 를 고려하여 $E_1(s)$ 를 다음과 같이 정의한다.

$$\begin{aligned} E_1(s) &= W_1(s) E(s) \\ &= G_i(s)^{-1} W_1(s) G_E(s) - W_1(s) G_o(s) \end{aligned} \quad (4.7)$$

식 (4.7) 에서 $W_1(s) G_E(s)$ 를 $W_2(s)$ 로 정의하면 다음과 같은 식을 얻을 수 있게 된다.

$$E_1(s) = G_i(s)^{-1} W_2(s) - W_1(s) G_o(s) \quad (4.8)$$

식(4.8) 의 양변에 ∞ -norm 을 취한다.

$$\|E_1(s)\|_{\infty} = \|G_i(s)^{-1} W_2(s) - W_1(s) G_o(s)\|_{\infty} \quad (4.9)$$

식 (4.9)를 최소화 시키는 문제는 다음과 같은 Nehari 문제로 귀착 된다.

Nehari Problem :

$$\begin{aligned} \alpha &= \inf \{ \|R - X\|_{\infty} : X \in RH\infty \} \\ &= \text{dist} (R, RH\infty) \end{aligned} \quad (4.10)$$

이러한 Nehari 문제의 해를 구하는 과정을 요약하면 다음과 같다 [10].

Step 1. 대상 플랜트의 Inner-Outer Factorization

$$G(s) = G_i(s) G_o(s)$$

Step 2. $R(s) = G_i(s)^{-1} W_2(s)$ 의 Unstable Mode 에 대한 Minimal Realization

$$R(s) = [A, B, C, 0] + (\text{a function in } RH\infty)$$

Step 3. 다음과 같은 Lyapunov 방정식의 해를 구한다.

$$\begin{aligned} A L_c + L_c A^T &= B B^T \\ A^T L_o + L_o A &= C^T C \end{aligned}$$

Step 4. $L_c L_o$ 의 최대 고유값 λ 에 대한 고유벡터 w 결정

Step 5. $m(s)$ 와 $n(s)$ 를 다음과 같이 정의한다.

$$\begin{aligned} m(s) &= [A, w, C, 0] \\ n(s) &= [-A^T, -\lambda^{-1} L_o w, B^T, 0] \end{aligned}$$

Step 6. $X(s)$ 의 결정

$$\begin{aligned} X(s) &= W_1(s) G_o(s) = R_1(s) - \lambda m(s)/n(s) \\ W_1(s) &= (R_1(s) - \lambda m(s)/n(s)) G_o(s)^{-1} \end{aligned}$$

Step 7. $G_E(s)$ 의 계산

$$G_E(s) = W_1(s)^{-1} W_2(s)$$

Step 8. 오차함수 $E(s)$ 계산

$$E(s) = G_E(s) - G(s)$$

위의 단계를 거쳐 구한 $E(s)$ 는 그 차수가 원래의 대상 플랜트의 차수와 동일할 뿐만 아니라 분모 또한 같게 된다. 그리고 $E(s)$ 의 분자의 최고차항의 계수는 플랜트의 분자의 최고차항의 계수와 같은 값고 부호가 반대가 되므로 서로 상쇄 된다. 보조 제어기 $E(s)$ 를 전달함수 형태로 나타내면 다음과 같다.

$$E(s) = \frac{e_n s^{n-1} + e_{n-1} s^{n-2} + \dots + e_1}{s^n + \beta_n s^{n-1} + \dots + \beta_1} \quad (4.11)$$

5. 적응 제어 법칙[11]

4 장에서는 확장된 시스템 $G_E(s)$ 가 최소 위상 시스템이 되고 $y \rightarrow y_p$ 가 되도록 보조 제어기를 설계하는 방법에 관해 논하였는데 보조 제어기의 계산을 위해서는 비최소 위상 플랜트의 미지의 파라미터들이 쓰이게 된다. 여기서는 이러한 파라미터들을 추정하는 방법과 확장된 최소 위상 시스템 출력 y 가 기준 모델의 출력 y_m 을 쫓아가도록 기준 모델 적응제어 법칙을 유도하는 과정에 대하여 설명한다[11]. 플랜트 파라미터를 추정하는 알고리즘으로는 망각지수를 갖는 LS (Least Squares) 알고리즘을 사용하였다.

식(2.2) 로 주어진 플랜트의 미지의 파라미터들을 추정하기 위하여 플랜트를 다음과 같은 형태로 표현한다.

$$\frac{y_p(s)}{u(s)} = \frac{a(s)}{\lambda(s) - b(s)} \quad (5.1)$$

여기서,

$$\begin{aligned} a(s) &= a_{m+1} s^m + a_m s^{m-1} + \dots + a_1 \\ b(s) &= (\lambda_n - \beta_n) s^{n-1} + \dots + (\lambda_1 - \beta_1) \\ \lambda(s) &= s^n + \lambda_n s^{n-1} + \dots + \lambda_1 \end{aligned}$$

이제 Variable Filter 를 다음과 같이 정의한다.

$$\begin{aligned} \dot{w}(1) &= \Lambda w(1) + b_w u \\ \dot{w}(2) &= \Lambda w(2) + b_w y_p \end{aligned} \quad (5.2)$$

여기서, $w(1)$, $w(2)$ 의 차수는 각각 n 차이고, Λ , b_w 는 $\det(sI - \Lambda) = \lambda(s)$ 가 Hurwitz 다항식이고 $\lambda(s) = \lambda_0(s)$ $n_m(s)$ 를 만족하는 Controllable canonical 형태이다. 즉,

$$\Lambda = \begin{bmatrix} 0 & 1 & 0 & \dots & 0 \\ 0 & 0 & 1 & \dots & 0 \\ \dots & \dots & \dots & \dots & \dots \\ \dots & \dots & \dots & \dots & 0 \\ -\lambda_1 & \dots & \dots & \dots & -\lambda_n \end{bmatrix} \quad b_w = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ \dots \\ \dots \\ 1 \end{bmatrix}$$

식(5.1) 과 (5.2) 로부터

$$\begin{aligned} a^T &= (a_1, \dots, a_{m+1}) \\ b^T &= (\lambda_1 - \beta_1, \dots, \lambda_n - \beta_n) \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} \pi^T &= (a^T, b^T) = (a_1, \dots, a_{m+1}, b_1, \dots, b_n) \\ w^T &= (w(1), w(2)) \in R^n \end{aligned}$$

라 할때, 예측 오차 방정식은 다음과 같이 주어진다.

$$e_3 = \pi^T w - y_p \quad (5.3)$$

이제 망각지수를 갖는 LS (Least Squares) 알고리즘을 이용하여 다음과 같은 파라미터 추정식을 얻는다.

$$\dot{\pi} = -g \frac{P w e_3}{1 + \gamma w^T P w} \quad (5.4)$$

$$\dot{P} = -g \frac{(-\epsilon P + P w w^T P)}{1 + \gamma w^T P w} \quad (5.5)$$

여기서, ϵ , g , γ 는 고정된 양의 값이며, $P(0) > 0$ 이고, P 는 $2n \times 2n$ 행렬이다.

위의 식들을 이용하여 플랜트의 파라미터값들을 추정하게 되며, 추정된 파라미터 값들을 이용하여 4장에서 유도한 $E(s)$ 의 계수들을 계산하게 된다. 그러면 다음과 같은 확장된 추정 플랜트 모델을 얻을 수 있다.

$$\begin{aligned} G_E(s) &= \frac{(e_{n-1} + a_{n-1}) s^{n-2} + \dots + (e_1 + a_1)}{s^n + \beta_n s^{n-1} + \dots + \beta_1} \\ &= \frac{a_{(m+1)x} s^{n-2} + \dots + a_{1x}}{s^n + \beta_n s^{n-1} + \dots + \beta_1} \end{aligned} \quad (5.6)$$

이제 식(5.6) 에 주어진 확장된 플랜트 모델이 기준모델을 추종하도록 다음과 같은 간접 적응 법칙을 택한다.

제어기 구조

$$\begin{aligned} u &= \theta^T W_u \\ \theta^T &= (c_0, \dots, c_n, d_1, \dots, d_n) \\ W_u^T &= (r, w(1)^T, w(2)^T) \end{aligned} \quad (5.7)$$

식 (5.7)의 제어 입력의 계수들은 다음과 같이 계산된다.

$$\begin{aligned} a(s) &= a_{1x} + \dots + a_{(m+1)x} s^m \\ b(s) &= b_1 + \dots + b_n s^{n-1} \\ c(s) &= c_1 + \dots + c_n s^{n-1} \\ d(s) &= d_1 + \dots + d_n s^{n-1} \end{aligned}$$

로 놓고 $\lambda(s) = \lambda_0(s) d_m(s)$ 를 $(\lambda(s) - b(s))$ 로 나눈 몫을 $q(s)$ 라 할때 $c(s)$, $d(s)$ 의 계수들은 다음과 같은 항등식의 계수 비교에 의해 구해진다.

$$\begin{aligned} c_0 &= K_m / a_{(m+1)x} \\ c(s) &= \lambda(s) - \frac{1}{a_{(m+1)x}} q(s) a(s) \\ d(s) &= \frac{1}{a_{(m+1)x}} (q(s)\lambda(s) - q(s)b(s) - \lambda_0(s)d_m(s)) \end{aligned}$$

6. 컴퓨터 모의실험

이 장에서는 앞에서 제시한 방법을 Nesline의 논문[9]에 주어진 유도탄 모델에 적용시켜 횡기속도 제어기를 설계하고 컴퓨터 모의실험을 통하여 그 성능을 알아본다.

제어 대상 시스템의 전달함수 $G(s)$ 는 식(3.1)-(3.4)를 이용하여 구한다. 식에 사용될 안정도 미계수들은 다음의 표 6.1과 같다.

표 6.1 공칭 계수값 (Glide Phase)

안정도 미계수	Ma /sec ²	Md /sec ²	Mq /sec	Za /sec	Zd /sec	Vm ft/sec
공칭 값	-250	-280	-1.6	-0.23	-1.5	3000

표 6.1의 공칭 계수들중 Ma는 유도탄의 비행중 뱅크각(또는 공력학적 물각)에 의해 변할수 있는데 그 변화 범위를 -250에서 -1400까지로 가정한다.[9] 다른 공력 계수는 불변한다고 가정하고 Ma의 값이 -250일때를 공칭 플랜트로 하여 전달함수를 구하였으며 Ma가 -800, -1400인 경우에 대한 전달함수도 함께 구하였다.

구동장치 모델

$$G_a(s) = \frac{220}{s + 220}$$

Ma : -250 일때

$$G_0 = \frac{-4720.2 s^2 - 7077.36 s + 8014727}{s^3 + 223.1 s^2 + 935.5 s + 55556}$$

Ma : -800 일때

$$G = \frac{-4720.2 s^2 - 7077.36 s + 5415722}{s^3 + 223.1 s^2 + 1484.4 s + 176528}$$

Ma : -1400 일때

$$G_0 = \frac{-4720.2 s^2 - 7077.36 s + 2584776}{s^3 + 223.1 s^2 + 2084.4 s + 308528} \quad (6.1)$$

또한 4장에서 유도한 보조 제어기의 계수들을 계산할때 필요한 가중함수 $W_2(s)$ 와 기준모델을 각각 다음과 같이 정하였다.

$$W_2(s) = \frac{100}{100s + 1} \quad (6.2)$$

$$G_M(s) = \frac{1000s + 1e5}{s^3 + 1010s^2 + 10100s + 1e5} \quad (6.3)$$

5장에서 설명한 파라미터 추정 알고리즘을 이용하여 플랜트의 미지의 계수들을 추정하였으며, 이 값들을 이용하여 4장에서 유도한 보조 제어기 $E(s)$ 의 계수들을 On Line

으로 계산하였다. 계산된 보조 제어기를 원래의 대상 플랜트에 더하여 만들어진 확장된 플랜트는 플랜트 파라미터 추정오차의 허용 범위 안에서 최소 위상 시스템이 될 것이며 이러한 시스템에 5장에서 유도한 기준 모델 적용 제어 법칙을 적용시키게 된다. 공칭 플랜트에 대한 단위 스텝 시간응답은 그림 6.1와 같으며, Ma의 값이 -800, -1400일 때의 시간응답은 각각 그림 6.2, 6.3과 같다. 또한 확장된 시스템 출력 y 의 기준 모델 추종 성능 결과는 그림 6.4 - 6.6에 나타나 있다. 그림에서 볼 수 있듯이 원래의 비최소 위상 시스템의 출력 y_p 가 기준 모델의 출력 y_m 을 잘 추종함을 알 수 있으며, 보조 제어기의 출력 y_c 는 거의 0으로 감을 알 수 있다. 또한 Ma의 값이 변화하여도 그 추종 성능이 우수함을 알 수 있다.

7. 결론 및 앞으로의 연구과제

본 논문에서는 비최소 위상 특성을 갖는 유도탄의 가속도 제어에 기준 모델 적용제어 기법을 응용하고 컴퓨터 모의 실험에 의해 그 결과가 만족스러움을 보였다.

본 논문에서 사용한 방법은 비최소 위상 특성을 갖는 제어 대상 시스템을 최소 위상 시스템으로 확장시켜 기준 모델 적용 제어기법을 적용시키는 것이다. 비최소 위상 시스템의 미지의 계수들을 망각지수를 갖는 최소 자승 추정 알고리즘을 이용하여 추정 하였으며, 추정된 파라미터들을 이용하여 최소 위상 시스템으로의 확장을 위해 보조 제어기의 계수들을 계산하였는데 보조 제어기의 계수들 계산에는 Nehari 알고리즘을 이용하였다. 이렇게 확장된 시스템에 대하여 간접 방식의 기준 모델 적용제어 법칙을 적용하고 컴퓨터 모의 실험에 의해 그 성능이 만족스러움을 보였다.

앞으로, 본 논문에서 제시한 비최소 위상 시스템을 최소 위상 시스템으로 확장시키기 위한 보조 제어기 설계 방법을 좀 더 체계화 하고 일반화 시킬 수 있는 연구가 진행되어야 할 것이고 제안된 방법에 대한 안정도 해석, 모델 불확실성에 대한 강인화(Robustification) 등의 이론적인 연구가 뒷받침 되어야 할 것이다.

참고 문헌

- [1] 김 중환 외 3인, "비최소 위상 시스템의 연속시간 직접 적용 극배치 제어," Tran. KIEE, Vol. 40, No.10, pp. 1063-1071, Oct., 1991.
- [2] K. J.H., C. K. K., "Direct Adaptive Control with Integral Action for Nonminimum Phase Systems," IEEE. Trans. Automatic Control, Vol.AC-32, pp.403-443, No.5, May 1987.
- [3] H. Elliot, "Direct adaptive pole placement with application to nonminimum phase systems," IEEE Trans. Automatic control, Vol. AC-27, pp.720-722, June 1982.

- [4] K.J. Astrom, "Self-tuning control of a fixed-bed chemical reactor system," INT. J.CONTROL, Vol.32, No.2, pp. 221-256, 1980.
- [5] Fujii, S. and N. Mizuno, "A Discrete Model Reference Adaptive Control Using an Auto-Regressive Model with Dead Time of the Plant, 8th IFAC Congress, 1981.
- [6] R. M. Johnstone et, "An extension of hyperstable adaptive control to non-minimum phase systems." INT. J. CONTROL, Vol. 31, No.3, pp.539-545, 1980.
- [7] K. Ohkubo, H. Ohmori and A. Sano, "Adaptive control for partial model matching in frequency domain for non-minimum phase systems," IFAC Adaptive Systems in Control and Signal Processing, pp.205-210, 1989.
- [8] 송 찬호, 김 승환, "비최소 위상 특성을 갖는 유도탄의 기준모델 적응제어," '92 한국 자동제어 학술회의 논문집, 1992.
- [9] F. W. Nesline and M. L. Nesline, "How Autopilot Requirements Constrain the Aerodynamic Design of Homing Missiles," Proc. of ACC, pp.716-730, 1984.
- [10] Bruce A. Francis, A Course in H^∞ Control Theory, Springer-Verlag, 1987.
- [11] Sastry and Bodson, Adaptive Control, Prentice-Hall, Inc., 1989.

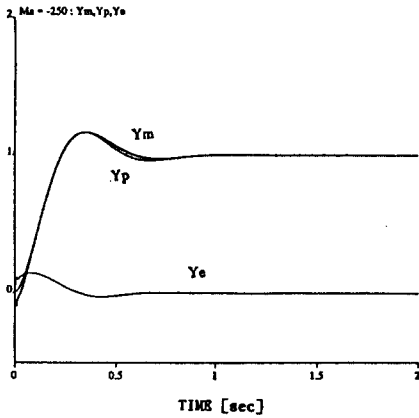


그림 6.1 공칭 플랜트에 대한 단위 스텝 응답

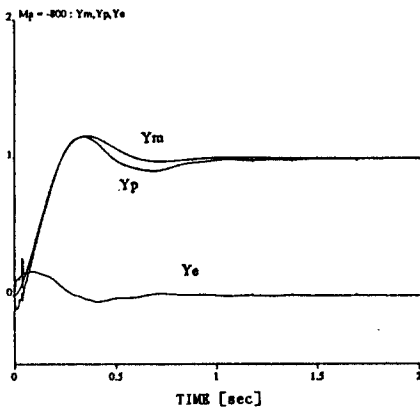


그림 6.2 $Ma = -800$ 일때의 단위 스텝 응답

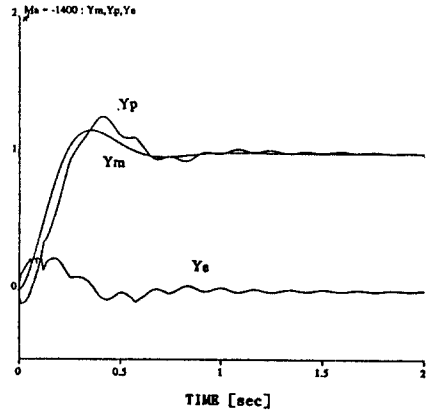


그림 6.3 $Ma = -1400$ 일때의 단위 스텝 응답

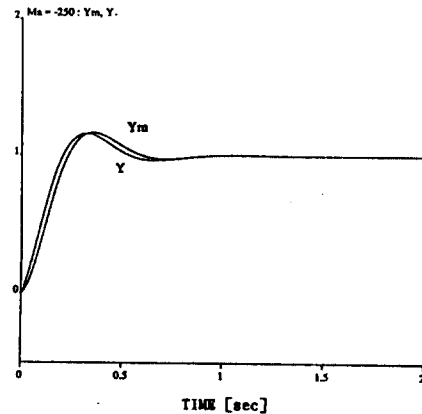


그림 6.4 공칭 플랜트에 대한 모델 추종 성능

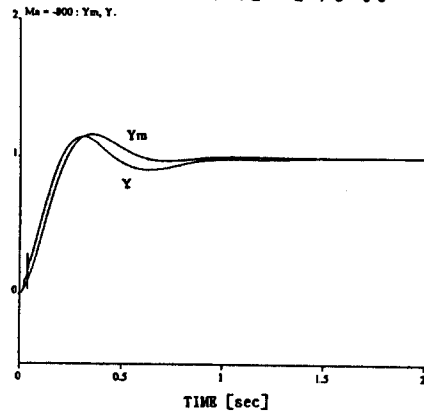


그림 6.5 $Ma = -800$ 일때의 모델 추종 성능

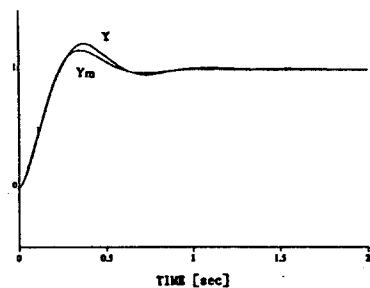


그림 6.6 $Ma = -1400$ 일때의 모델 추종 성능