

대규모 시스템의 직접적응제어에 관한 연구

성운모 [○]전상영 임화영
(광운대학교 전기공학과)

A study on the Direct Adaptive Control for
the Large Scales Systems

Y. M. Sung
Dep. of Electric Eng. Kwang Woon Gradu.

S. Y. Jeon

W. Y. Yim
Dep. of Electric Eng. Kwang Woon Uni.

제 1 장 서 론

적응제어 방식은 이용가능한 제어 파라메타들을 직접조절하여 전체 시스템의 동작을 개선시킬수 있는 1) 직접적응제어 방식과 프랜트 파라메타들을 측정하여 제어목적에 적합하도록 조절하는 2) 간접적응제어 방식으로 분류할수있다. (6) 직접 측정하거나 측정에 대신할 수 있는 직접추정기(on-line identifier)실제에 따르는 어려운 문제가 생기므로 이를 제거할수 있는 직접제어 방식(DMRC)에 관심이 고조되고 있다. 직접적응제어 방식에 관한 대부분의 논문은 N차의 선형미분방정식이나 차분방정식으로 된 단일 입출력계에 관한 것이다.

Kafuman 등은 CGT(command generated tracking) 방식과 Lyapunov 직접 방식을 이용하여 다변수계의 안정도를 해석하였다.(5) 이는 제어 파라메타수와 출력수가 같고 프랜트 입출력 전달함수가 어떤 궤환 이득 행렬에 대해 완전연량의 실수가 되면 프랜트의 출력과 모델 출력사이의 오차가 접근적으로 감소되도록 하는 직접 다변수 기준모델 적응제어(DMMRAC) 방식이다.

적응제어 방식을 적용하는데 있어서 가장 곤란한 점은 프랜트가 매우 크고 무한 차원으로 파라메타를 전부 측정하기가 불가능하다.

따라서, 이 DMMRAC 방식은 기준 모델의 차수가 가능하므로 프랜트의 차수를 알수 없는 대규모 시스템(LSS)의 제어에 적합하다.(4) 따라서 직접적응제어법은 시스템의 낮은 차수모델에 기준을 두고 많은 수의 파라메타를 추정하지 않고도 제어 가능하므로 대규모 시스템에 아주 적합하다고 하겠다.

본 논문에서는 직접 다변수 기준모델 적응제어(DMMRAC) 알고리즘을 대규모 시스템 제어에 확장시켜 적용할수 있도록 개선하였다. 또한 컴퓨터 시뮬레이션에 필요한 상태전이 계산과정에서 시스템의 차수가 높거나 심하게 변화하는 복잡성을 가지는 경우 수치 해석상 안정도가 떨어지고 계산시간이 길어지며 오차의 누적으로 정확도가 떨어지는 경향이 있으므로 Taylor의 식을 이용하여 오차를 줄이고 수치 해석상 안정성이 높은 알고리즘을 유도하였다.

모델 기준 제어를 기본으로 하는 기준모델 적응제어는 제어 대상인 프랜트의 제어 목적을 포함하고 있는 기준 모델과 프랜트에 동일한 입력을 주었을때 출력 오차가 점근적으로 영(zero)이 되도록 보상입력을 프랜트에 인가함으로써 프랜트의 출력이 모델의 응답에 접근해 가도록 하는 방식이다.

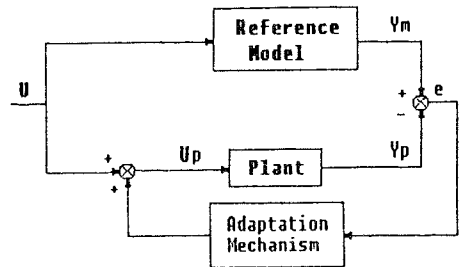


그림1. 모델 기준 적응제어 시스템의 블록선도

모델 기준 제어 시스템에서 제어되는 프랜트는 식(2-1)과 식(2-2)와 같으며

$$\dot{X}_p(t) = A_p X_p(t) + B_p U_p(t) \quad \text{--- (2-1)}$$

$$Y_p(t) = C_p X_p(t) \quad \text{--- (2-2)}$$

여기서, $X_p(t) : (N*1)$ 프랜트 상태 벡터
 $Y_p(t) : (M*1)$ 프랜트 출력 벡터
 $U_p(t) : (M*1)$ 프랜트 입력 벡터
 A_p, B_p, C_p : 적절한 차원의 행렬

기준 모델은 식(2-3)과 식(2-4)와 같이 나타냈다.

$$\dot{X}_m(t) = A_m X_m(t) + B_m U_m(t) \quad \text{--- (2-3)}$$

$$Y_m(t) = C_m X_m(t) \quad \text{--- (2-4)}$$

여기서, $X_m(t) : (N*1)$ 모델 상태 벡터
 $Y_m(t) : (M*1)$ 모델 출력 벡터
 $U_m(t) : (M*1)$ 모델 입력 또는 명령(command)

제어기의 설계를 위해 Broussard가 개발한 명령발생 추적기(command generator tracker; CGT) 개념을 이용하기 위해 $T \geq 0$ 에 대해 $Y_p = Y_m$; $((Y_m - Y_p) = 0)$ 일때 즉, 완전히 추적하였을때의 프랜트의 상태 및 입력벡터를 각각 $X_p^*(t)$ 와 $U_p^*(t)$ 로 정하여 이상적인 제어계의 응답(curve)은 식(2-5)와 식(2-6)으로 표시한다.

$$X_p^*(t) = X_m(t) + X_2 U_m(t) \quad \text{--- (2-5)}$$

$$U_p^*(t) = K \dot{X}_m(t) + K U_m(t) \quad \text{--- (2-6)}$$

정의에 의하여 이상적인 응답(ideal trajectory, ideal curve) $X_p^*(t)$ 는

$$Y_p^*(t) = C_p X_p^*(t) = C_m X_m(t) = Y_m(t) \quad \text{--- (2-7)}$$

$$X_p^*(t) = C_p X_p^*(t) = C_m X_m(t) = Y_m(t) \quad \text{--- (2-7)}$$

$$X_p^*(t) = A_p X_p^*(t) + B_p U_p^*(t) \quad \text{--- (2-8)}$$

로 표시하였을때 식(2-5)와 식(2-6)이 식(2-9)을

제 2 장 관 계 이 론

2-1. 제어 문제의 설정

만족하면 이상적인 상태 응답 $X(t)$ 가 존재한다.

$$\begin{bmatrix} A_p & B_p \\ C_p & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} X_u & X_{1z} \\ \hat{K}_x & \hat{K}_u \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} X_u & A_m & X_{1z} & B_m \\ C_m & & & 0 \end{bmatrix} \quad (2-9)$$

따라서 모델의 차수는 플랜트의 차수와 똑같을 필요는 없으며 완전 모델 추종 조건[1]을 만족하지 않아도 된다.
 그러므로, 실질적 제어는 식(2-10)으로 합축된다.
 $U_p(t) = U_p^*(t) + \hat{K}_e(Y_m(t) - Y_p(t))$ --- (2-10)
 여기서 \hat{K}_e : 안정한 페루프 시스템의 출력 교환 이득 상수

2-2. 직접적응 제어 알고리즘과 안정도

미지의 플랜트 모뎀(\hat{K}_x 와 \hat{K}_u 명시적으로 계산할 수 없다) 필요한 이득은 다음의 적응 알고리즘에 의하여 계산한다.

$$U_p(t) = K_e(t) e_y(t) + K_x(t) X_m(t) + K_u(t) U_m(t) \quad (2-11)$$

또는, $U_p(t) = k(t) \bullet r(t)$ --- (2-12)
 여기서 $r(t) \triangleq [e_y^T(t), X_m^T(t), U_m^T(t)]$ --- (2-13)

그리고 출력 추적 오차는 다음과 같으며,
 $e_y(t) = y_m(t) - y_p(t) = y_p^*(t) - y_p(t)$
 $= C_p(X_p^*(t) - X_m(t)) = C_p e_x(t)$ --- (2-14)

적응 이득은 식(2-15) - (2-19)로 계산된다.
 $K(t) \triangleq [K_e(t), K_x(t), K_u(t)]$ --- (2-15)
 $K(t) = K_I(t) + K_p(t)$ --- (2-16)
 $K_p(t) = e_y(t)r^T(t)T$ --- (2-17)
 $K_I(t) = O_y(t)r^T(t)T$ --- (2-18)
 $O_y(t) = H_p(t)e_y(t)$ --- (2-19)

여기서 T, T : 하중함수(Weighting function)
 H_p : 출력오차 계수 행렬 (Output error coefficient matrix)

이상적인 입력 명령은 일반적인 경우에
 $U_p^*(t) = \hat{K}_x X_m(t) + \hat{K}_u V_m(t)$ --- (2-20)
 여기서, $\hat{K}_v = \hat{K}_u C_v$ --- (2-21)
 식 (2-20)와 식 (2-11)의 관계를 식 (2-8)과 식(2-1)으로 대치를 하면 다음과 같이 된다.
 $X_p^*(t) = A_p X_p^*(t) + B_p \hat{K}_x X_m(t) + B_p \hat{K}_v V_m(t)$ --- (2-22)

$$\dot{X}_p(t) = A_p X_p(t) + B_p K_x(t) X_m(t) + B_p K_u(t) C_v V_m(t) + B_p K_e(t) C_p e_x(t) \quad (2-23)$$

상태 오차에 의하여
 $e_x(t) = X_p^*(t) - X_p(t)$ --- (2-24)

그러므로
 $\dot{e}_x(t) = \dot{X}_p^*(t) - \dot{X}_p(t)$ --- (2-25)

식 (2-21)과 식 (2-22)을 (2-24)식에 대입하면
 $\dot{e}_x(t) = (A_p - B_p \hat{K}_e(t) C_p) e_x(t) + B_p (\hat{K}_x - K_x(t)) X_m(t) + B_p (\hat{K}_v - K_u(t) C_v) V_m(t)$ --- (2-26)

안정도 해석의 Lyapunov 직접해법은 다음과 같다.
 1) 상태 변수 범위내에서 정치인 함수 V 를 선택한다.

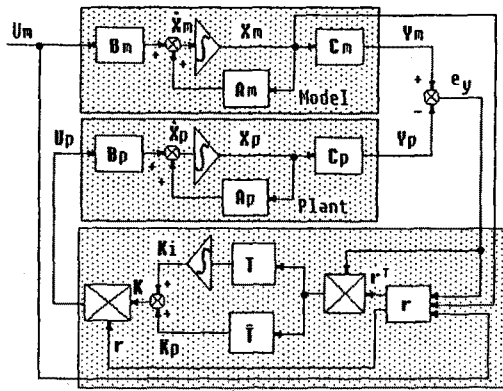
2) 도함수 \dot{V} 의 부호를 해석하여 페루프 시스템의 안정도를 평가한다.

해석의 첫단계로 격응 시스템의 상태변수 $e(t)$ 식(2-18)과 $K_i(t)$ 식(2-25)에 대하여 정치인 2차 함수(Quadratic Function)를 구성하는데 구성하기전에 T 가 정치 행렬이라는 첫번째 충분조건을 구성한다. 이 정치 함수를 결정하면 식(2-27)과 같다.

$$V = e^T(t) P e_x(t) + \text{tr} [S (K_i(t) - \hat{K}_i) T^{-1} (K_i(t) - \hat{K}_i)^T S^T] \quad (2-27)$$

여기서 P 는 $(n \times n)$ 정치 대칭 행렬이고 $\hat{K} \triangleq [\hat{K}_e, \hat{K}_x, \hat{K}_u]$ 는 공칭상의 행렬이고 S 는 $(n \times n)$ 정치 (Nonsingular) 행렬이다.
 상태 전이는 식(2-28)을 써서 계산 하였다.

$$X_{t+h} = (I - \frac{h}{2} A + \frac{h^2}{2} A^2 - \frac{h^3}{24} A^3 + \frac{h^4}{720} A^4)^{-1} \{ (I + \frac{h}{2} A + \frac{3h^2}{8} A^2 + \frac{h^3}{24} A^3 + \frac{h^4}{720} A^4) X_t + (hI + \frac{h^2}{2} A^2) B U_t \} \quad (2-28)$$



Direct Adaptive controller
 그림2. 비례적응 제어를 이용한 직접 적응제어 시스템의 등가 블록선도

제3장 컴퓨터 시뮬레이션

1) 8차 미사일

가. 모델 파라미터

$$A_m = \begin{bmatrix} -25.0 & 0 \\ 0 & -25.0 \end{bmatrix}, \quad B_m = \begin{bmatrix} 1 & 0 \\ 0 & 1 \end{bmatrix}$$

$$C_m = \begin{bmatrix} 1 & 0 \\ 0 & 1 \end{bmatrix}$$

나. 플랜트 파라미터

$$A_p = \begin{bmatrix} 3.23 & 12.5 & -476. & 0 & 228. & 0 & 0 & 0 \\ -12.5 & -3.23 & 0 & 476. & 0 & -228. & 0 & 0 \\ 0.39 & 0 & -1.93 & -10. & -415. & 0 & 0 & 0 \\ 0 & -0.39 & 10. & -1.93 & 0 & -415. & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 75. & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & -75. \\ 0 & 0 & 22.4 & 0 & -300. & 0 & -150. & 0 \\ 0 & 0 & 0 & -22.4 & 0 & 300. & 0 & -150. \end{bmatrix}$$

$$B_p^T = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & -1.0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & -1.0 \end{bmatrix}$$

$$C_p = \begin{bmatrix} -2.99 & 0 & -1.19 & 1.5375 & -27.64 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & -2.99 & 1.5375 & 1.19 & 0 & 27.64 & 0 & 0 \end{bmatrix}$$

2) 20차 알루미늄 플레이트

가) 모델 파라미터

$$A_m = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \\ -65.9 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & -412 & 0 & 0 \end{bmatrix}, \quad B_m = \begin{bmatrix} 0 & 0 \\ 0 & 0 \\ 0.326 & 0.4246 \\ 0.4367 & 0.0883 \end{bmatrix}$$

$$C_m = \begin{bmatrix} 1 & 1 \\ 1 & 1 \\ 1 & 1 \\ 1 & 1 \end{bmatrix}$$

나) 플랜트 파라미터 ([4] 문헌 참조)

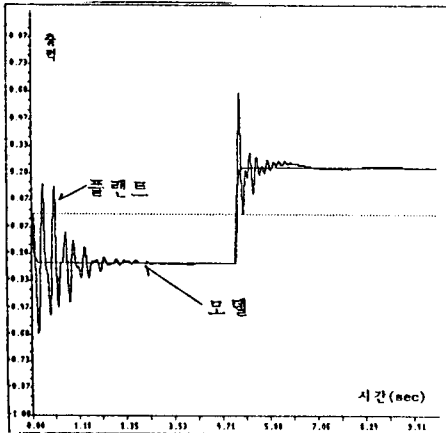


그림3) 8차 미사일에 대한 모델과 플랜트의 출력 I

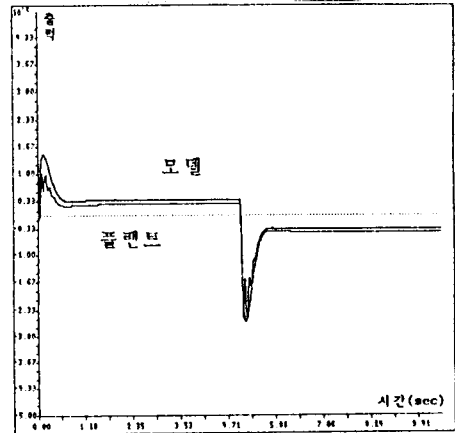


그림5) 20차 알루미늄 플레이트에 대한 플랜트의 출력 I

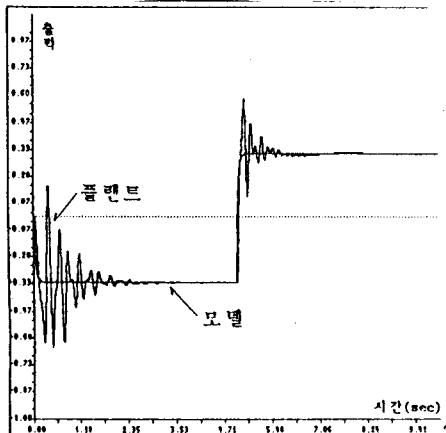


그림4) 8차 미사일에 대한 모델과 플랜트의 출력 II

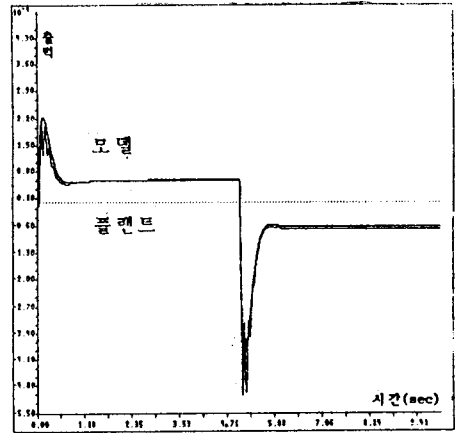


그림6) 20차 알루미늄 플레이트에 대한 플랜트의 출력 II

제 4 장 결 론

- 1) 본 논문에서는 CGT이론과 Lyapunov 안정도접근법을 이용한 적응 제어 모델 기준 제어법을 써서 대규모 시스템을 효율적으로 제어할 수 있었다.
- 2) 모델과 플랜트의 전 상태를 비교할 수 있도록 하였고 시뮬레이션 결과 플랜트가 모델을 잘 추격함을 알 수 있으며 적응 제어 잇점도 명확히 알 수 있었다.
- 3) 시스템의 차수가 높거나 상태의 천이가 심하게 변화되는 특성을 가질 때는 상태 방정식의 수치 해석상 안정도가 떨어지고 작은 시간 폭으로 증분시켜 다루어야 하므로 계산시간이 많아지고 오차의 누적으로 정확도가 떨어지는 경향이 있다. 따라서 Taylor의 전개식을 이용한 개선된 알고리즘을 이용하여 대규모 시스템의 시뮬레이션 문제를 다루었다.
- 4) 모든 임펄스 및 이득 행렬의 변화에 따른 상호 관계식을 정리하여 더욱 안정하고 오차를 감소시키는 알고리즘의 개발이 차기의 연구 과제로 남는다.

참 고 문 헌

1. Kumpati S.NARENDRA, YUAN-HAO LIN and LENA S.VALAVANI, "Stable Adaptive Controller Design, Part II : Proof of Stability IEEE Trans. Automat. Contr. vol AC-25, No.3 June 1980
2. IZAK BAR-KANA & HOWARD KAUFMAN "Global Stability and Performance of a Simplified Adaptive algorithm" INT. J. Control. 1985, VOL. 42, NO.6, 1491-1505
3. H.KAUFMAN M.BAIAS. I.BAR-KANA and L.C.RAO "Model Reference Adaptive control of Large Scale Systems" IEEE Trans. Auto. Contr. 1981, 984-989
4. I. BAR-KANA & H.KAUFMAN "Some Applications of Direct Adaptive control to Large Structural systems" J. GUIDANCE VOL.7, NO.6, DEC 1984
5. K. Sobel, H. Kaufman & L. Mabius "Implicit Adaptive Control for a Class of MIMO System" IERE. pp.576-589, 1982
6. Bar-Kana, "Direct Multivariable Model Reference Adaptive Control with Applications to Large Structural Systems" 1983, New York