

GA를 이용한 최적 위성추적 안테나 제어 시스템의 설계

정호성·김동완**·황현준*·김정택**·김금영*·김영훈*·조인래*
 * 연암공업대학 전기과 · ** 동명대학 전기과 · & 포항전문대학 전기과 · && 거제대학 전기과

A Design on Optimal Satellite-Tracking Antenna Control system Using GA

H. S. Jeong · D. W. Kim** · H. J. Hwang* · J. T. Kim** · G. Y. Kim* · Y. H. Kim* · W. R. Cho*
 * Yonam College of Eng. · ** Dong-Myung College · & Pohang College · && Keoje College

Abstract - In this paper, we design the optimal satellite-tracking antenna H_{∞} control system using genetic algorithm(GA). To do this, we give gain and dynamics parameters to the weighting functions and apply GA with reference model to the optimal determination of weighting functions and design parameter γ that are given by Glover-Doyle algorithm which can design H_{∞} controller in the state space. These weighting functions and design parameter γ are simultaneously optimized in the search domain guaranteeing the robust stability of closed-loop system. The effectiveness of this satellite-tracking antenna H_{∞} control system is verified by computer simulation.

1. 서 론

인공위성 추적 안테나 제어 시스템은 DC 서보모터에 의해 안테나의 방위각(azimuth) 및 앙각(elevation)을 제어함으로써 인공위성의 현재 위치를 추적하고자 하는 시스템이다. 또한 위성추적 시스템의 선형모델은 일반적인 DC 서보모터의 위치 제어 시스템과는 달리 바람에 의한 토크 외란과 베어링 및 공기역학적 마찰로 인한 전달함수의 파라메타 변동이 존재하므로 이러한 시스템의 확실성에도 불구하고 만족스러운 명령추종성을 가지는 강인한 제어 시스템의 설계가 요구된다.

최근까지 H_{∞} 제어를 설계하기 위한 적절한 가중치 함수와 설계 파라메타 γ 의 선정은 이를 위한 다수의 방법[1-3]들이 발표되었음에도 불구하고 실제 적용상의 어려움 등으로 인하여 시행착오적인 방법[2, 4]에 크게 의존하고 있다. 실제로 최적의 가중치 함수와 γ 를 선정하기 위한 대부분의 방법들은 복잡한 최적화의 과정을 요구하고 있으며 가중치 함수들과 γ 사이의 상호의존성에도 불구하고 어느 한쪽을 고정시키고 최적화를 행하므로 동시최적화를 할 수 없는 결점이 있다.

1970년대 초반 J. Holland에 의해 제시된 유전 알고리즘(genetic algorithm, GA)[5]은 자연계에 존재하는 적자생존의 원리를 이용하여 적합도가 큰 문자열을 다음 세대에 복제함으로써 전역해를 찾아가는 최적화 기법중의 하나이다. 유전 알고리즘은 기존의 최적화 이론들과는 근본적으로 다른 중요한 특징들을 가지고 있다. 특히 다수의 변수들을 하나의 문자열로 부호화함으로써 병렬연산 및 동시최적화가 가능하다. 따라서 최근 공학적인 분야를 중심으로 많은 적용사례들이 발표되고 있다.

본 연구에서는 유전 알고리즘을 사용하여 복잡한 최적화의 과정없이 가중치 함수와 설계 파라메타 γ 를 동시에 최적화함으로써 시스템의 파라메타 변동에 대한 강인한 안정성과 기준모델에 따른 최적의 명령추종성을 가지는 위성추적 안테나 H_{∞} 제어 시스템을 설계한다. 이를 위해 강인한 안정성을 가지는 해집단내에서 기준모델의 출력을 최적으로 추종하도록 유전 알고리즘을 사용하여 적절히 주어진 가중치 함수의 개인 및 동특성 파라메타

와 설계 파라메타 γ 를 동시에 최적화한다. 끝으로 컴퓨터 시뮬레이션을 통하여 설계된 위성추적 안테나 H_{∞} 제어 시스템의 유용성을 확인한다.

2. 본 론

2.1 인공위성 추적 안테나 제어 시스템

일반적으로 위성추적 안테나 제어 시스템은 위성통신 안테나의 방향을 변화시키기 위한 방위각용 로테이터와 안테나를 위쪽으로 향하게 하기 위한 앙각용 로테이터 그리고 각각의 로테이터를 제어하기 위한 로테이터 제어기 등으로 구성되어 있다. 식(2.1)은 앙각용 로테이터인 DC 서보모터에 의해 안테나의 앙각 $\alpha(s)$ 를 제어하여 인공위성의 현재 위치를 추적하고자 하는 위성추적 안테나 제어 시스템[6]이다. 주어진 시스템은 관성모멘트 J 와 베어링 및 공기역학적 마찰에 의해 발생하는 감쇠계수 B 를 가진다. 또한 바람에 의한 외란 $d(s)$ 를 단위계단 외란으로 정의하고 제어입력 $u(s)$ 에는 제한이 없다고 가정한다. 그리고 $a = a_0 = 10$ 으로 두고 외란의 영향을 무시한 것을 공칭플랜트라고 한다. 따라서 주어진 시스템은 미지의 모델링 오차 뿐만 아니라 식(2.2)와 같이 베어링 및 공기역학적 마찰로 인한 전달함수의 파라메타 변동이 존재한다.

$$\alpha(s) = \frac{1}{s(s/a + 1)} [u(s) + d(s)] \quad (2.1)$$

$$a = B/J, \quad a_{\min} \leq a \leq a_{\max} \quad (2.2)$$

또한 전달함수의 파라메타 변동과 그에 따른 시스템의 모델링 오차를 해석하기 위해 3가지의 선형모델들 P_0 : $a = a_0 = 10$, P_{\min} : $a = a_{\min} = 0.5 \times a_0$, P_{\max} : $a = a_{\max} = 2 \times a_0$ 에 대한 공칭형 모델링 오차를 각각 $E_{\min}(s)$ 와 $E_{\max}(s)$ 로 정의한다.

2.2 위성추적 안테나 H_{∞} 제어 시스템의 설계

H_{∞} 제어문제는 일반화 플랜트 $P(s)$ 와 제어기 $K(s)$ 로 이루어진 전체 폐루프 시스템을 안정하게 하고 외부입력과 오차신호사이의 전달함수인 선형분수변환식 $F(P, K)$ 의 H_{∞} -노음을 최소화하는 제어기 $K(s)$ 를 찾는 문제이다. 즉 H_{∞} 제어문제는 식(2.3)과 같다.

$$\text{minimize } \|F(P, K)\|_{\infty} \quad (2.3)$$

여기서 $F(P, K) \in RH_{\infty}$.

그런데 일반적으로 ∞ -노음을 정확히 계산할 수 없으므로 다음과 같이 적절한 상한치 $\gamma (> 0)$ 를 주고 안정한 제어기 $K(s)$ 를 찾는다.

$$\|F(P, K)\|_{\infty} < \gamma \quad (2.4)$$

본 연구에서는 일반화 플랜트와 같은 차수의 제어기를 조직적으로 구할 수 있는 Glover-Doyle 알고리즘[7]을 사용하여 위성추적 안테나 H_{∞} 제어기를 설계한다. 한편

선형분수변환식 $F_L(P, K)$ 에 대한 혼합감도문제[8]를 풀어 위성추적 안테나 H_∞ 제어 시스템을 구성하기 위해서는 시스템의 충분한 해석을 통해 적절한 가중치 함수들을 선정하는 것이 중요하다. 일반적으로 가중치 함수는 외란 $d(s)$ 와 모델링 오차 $E_{\min}(s)$ 및 $E_{\max}(s)$ 에 대해 식(2.5)와 식(2.6)을 만족하도록 모델링한다.

$$|d(j\omega)| \leq |W_1(j\omega)| \quad \text{at low frequencies} \quad (2.5)$$

$$|E_m(j\omega)| \triangleq \max(|E_{\min}(j\omega)|, |E_{\max}(j\omega)|) \leq |W_2(j\omega)| \quad \text{at high frequencies} \quad (2.6)$$

또한 시스템의 응답속도와 외란제거 및 강한 안정성 등을 고려하여 7.0[rad/sec] 정도에서 개인교차 주파수 ω_c 를 가지도록 위성추적 안테나 H_∞ 제어 시스템을 설계한다. 그리고 설계된 제어 시스템은 정상상태값의 20%이내에서 최대 오버슈트를 가지도록 한다. 여기서 혼합감도문제에 따른 가중치 함수의 조건식 식(2.5), 식(2.6) 및 위의 설계사양들을 동시에 만족하도록 여러번의 시행착오를 거쳐 선정된 가중치 함수 $W_1(s)$, $W_2(s)$ 및 설계 파라메타 γ 는 각각 다음과 같다.

$$W_1(s) = \frac{5 \times (s + 3)}{s^2 + (0.01 + 0.3)s + (0.01 \times 0.3)} \in RH_\infty \quad (2.7)$$

$$W_2(s) = 100 \times \frac{(s + 10)}{s + 100 \times 10} \in RH_\infty \quad (2.8)$$

$$\gamma = 1.5 \quad (2.9)$$

2.3 GA를 이용한 최적 위성 추적 H_∞ 제어기의 설계

2.3.1 유전 알고리즘(GA)

유전 알고리즘은 적자생존에 따른 확률적인 방법으로 최적해를 찾아가는 최적화 기법중의 하나이다. 유전 알고리즘의 특징 및 자세한 내용은 참고문헌[5]에 제시되어 있으므로 본 연구에서는 이를 생략한다.

2.3.2 가중치 함수 및 γ 의 동시 최적화

유전 알고리즘을 사용하여 가중치 함수와 설계 파라메타 γ 를 동시에 최적화하기 위해 먼저 식(2.7)과 식(2.8)로 주어진 가중치 함수에 크기와 형태를 결정하는 개인 및 동특성 파라메타를 적절히 주고 식(2.10) 및 식(2.11)과 같이 가중치 함수의 매개변수화를 행한다. 여기서 g_{w1} , g_{w2} 와 p_{w1} , p_{w2} , p_{w3} 는 각각 가중치 함수 $W_1(s)$ 와 $W_2(s)$ 의 개인 및 동특성 파라메타들을 나타낸다.

$$W_1(s) = \frac{g_{w1} \times (s + p_{w1})}{s^2 + (0.01 + p_{w2})s + (0.01 \times p_{w3})} \in RH_\infty \quad (2.10)$$

$$W_2(s) = g_{w2} \times \frac{(s + p_{w2})}{s + 100 \times p_{w3}} \in RH_\infty \quad (2.11)$$

한편 최적화를 위해 선정된 개인 파라메타의 탐색구간 D_1 과 D_2 는 식(2.12) 및 식(2.13)과 같다. 특히 탐색구간 D_1 과 D_2 의 하한치 L_1 과 L_2 는 시스템의 외란제거 특성 및 강한 안정성을 보장하기 위해 가중치 함수에 대한 조건식 식(2.5)와 식(2.6)을 각각 만족하도록 결정하였다.

$$D_1 = \{g_{w1} | L_1 - 0.1 \leq g_{w1} \leq 50 - U_1\} \quad (2.12)$$

$$D_2 = \{g_{w2} | L_2 - 50 \leq g_{w2} \leq 250 - U_2\} \quad (2.13)$$

또한 최적화를 위해 선정된 동특성 파라메타와 γ 의 탐색구간 $D_3 \sim D_6$ 는 식(2.14) ~ 식(2.17)과 같다.

$$D_3 = \{p_{w1} | L_3 - 0.1 \leq p_{w1} \leq 10 - U_3\} \quad (2.14)$$

$$D_4 = \{p_{w2} | L_4 - 0.01 \leq p_{w2} \leq 1.0 - U_4\} \quad (2.15)$$

$$D_5 = \{p_{w3} | L_5 - 0.1 \leq p_{w3} \leq 20 - U_5\} \quad (2.16)$$

$$D_6 = \{\gamma | 0 < L_6 - 0.5 \leq \gamma \leq 3 - U_6\} \quad (2.17)$$

단 탐색구간의 하한치 L_6 는 Glover-Doyle 알고리즘의 안정제어기 조건식 식(2.18)[7]을 만족하는 범위내에서 적절히 결정하였다. 여기서 d_{w1} 은 가중치 함수 $W_1(s)$ 의 상태공간모델식 $W_1(s) : (a_{w1}, b_{w1}, c_{w1}, d_{w1})$ 으로부터 구할 수 있다.

$$\bar{\alpha}(D_{112}) = 0 < \gamma \quad (2.18)$$

또한 최적 H_∞ 제어를 설계하기 위해 도입된 가중치 함수의 개인, 동특성 파라메타 및 γ 를 동시에 최적화하기 위해 이들 6개의 변수를 하나의 문자열에 적절한 크기($m_j, j = 1, 2, \dots, 6, m_1 = m_2 = 7, m_3 = m_4 = m_5 = 8, m_6 = 9$)의 비트(bit)수로 부호화한다. 한편 비트수 m_j 로 부호화된 임의의 j 번째 파라메타 X_j 에 대하여 대응하는 탐색구간 D_j 와의 관계식을 유도하면 식(2.19)와 같다. 여기서 x_j 는 m_j 의 비트수를 가지는 2진수의 현재 정수값이며 D_j 의 상·하한치는 각각 U_j 와 L_j 이다.

$$X_j = L_j + \frac{x_j}{2^{m_j} - 1}(U_j - L_j) \quad (2.19)$$

위성추적 안테나 H_∞ 제어 시스템이 강한 안정성, 외란제거 및 설계사양에 따른 만족스러운 응답속도를 가지기 위해서는 최적화에 따른 실질적인 제한조건들이 필요하다. 따라서 이러한 문제점을 해결하고 제어 시스템의 응답속도를 보장하기 위해 루프전달함수 $L(s)$ 에 대해 식(2.20) 및 식(2.21)과 같은 제한조건들[8]을 주고 유전 알고리즘을 사용하여 최적화를 행한다.

$$d(j\omega) \leq \alpha(L(j\omega)), \quad \text{at } \omega \leq \omega_l \quad (2.20)$$

$$\bar{\alpha}(L(j\omega)) \leq E_m^{-1}(j\omega), \quad \text{at } \omega \geq \omega_h \quad (2.21)$$

여기서 상·하한치 $\omega_l (= 1[\text{rad/sec}])$ 과 $\omega_h (= 10[\text{rad/sec}])$ 는 위성추적 안테나 H_∞ 제어 시스템의 응답속도($\omega_c = 7.0[\text{rad/sec}]$)와 외란 및 모델링 오차의 유효주파수를 고려하여 각각 선정하였다.

본 연구에서는 위성추적 안테나 H_∞ 제어 시스템이 설계사양에 따른 최적의 명령추종성을 가지도록 식(2.22)와 같이 적절한 기준모델을 선정한 후 유전 알고리즘을 사용하여 플랜트의 출력이 기준모델의 출력을 추종하도록 하였다. 기준모델은 시스템의 응답속도 등을 고려하여 대역폭 ω_b 가 7.0[rad/sec] ($\approx \omega_c = 7.0[\text{rad/sec}]$) 정도이며 오버슈트가 없는($\leq 20\%$) 1차모델로 선정하였다.

$$M_b(s) = \frac{7}{s + 7} \quad (2.22)$$

또한 기준모델 및 유전 알고리즘에 따른 개별 문자열의 적합도 *fitweight*는 온도변화에 따른 시스템의 파라메타 변동에 대해서도 제어 시스템의 성능을 보장하기 위해 적절한 가중치를 도입하여 식(2.23) 및 식(2.24)와 같이 선정하였다. 여기서 $k(t + 1) = k(t) + T_s \cdot \dot{k}(t)$, $k(t) = 0$ [sec]이며 $T_s = 0.25$ [sec]는 샘플링 시간을 나타낸다.

$$\begin{aligned} \text{err}_{k, \text{new}} &= \sum_{k=1}^n (w_1 \times \sum_{i=1}^m \text{abs}(\text{err}_i(k(t)))) \\ &= \sum_{k=1}^n (w_1 \times \sum_{i=1}^m \text{abs}(y_m(k(t)) - y_f(k(t)))) \end{aligned} \quad (2.23)$$

$$\text{fit}_{\text{new}} = \frac{1}{1 + \text{err}_{k, \text{new}}} \quad (2.24)$$

단 각각의 가중치는 제어 시스템의 공칭성능 및 기준모델에 대한 추종성 등을 고려하여 $w_1 = 0.15, w_2 = 0.5, w_3 = 0.35 (w_1 + w_2 + w_3 = 1)$ 로 선정하였다. 여기서 $y_f(k(t)), y_m(k(t))$ 는 각각 위성추적 시스템 및 기준모델의 출력율, $\text{err}_j(k(t)) = \text{abs}(y_m(k(t)) - y_f(k(t)))$ 는 이에 따른 기준모델 추종오차를 나타낸다. 또한 $\text{abs}(\cdot)$ 는 절대

값을, $j = 1, 2, 3$ 은 각각 플랜트 $P_{\min}(s)$, $P_o(s)$, $P_{\max}(s)$ 를 의미한다.

2.4 시뮬레이션 및 비교고찰

그림 1 ~ 그림 3은 2.3절에서의 설계 방법(방법 2, 적합도 : 0.9389)에 의해 최적화된 계인 및 동특성 파라메타 그리고 설계 파라메타 γ ($g_{w1,2} \sim p_{w1,2,3} : 5.9937, 190.1575, 1.0318, 0.9418, 7.1235, \gamma : 2.0851$)들을 사용하여 설계된 위상추적 안테나 H_{∞} 제어 시스템의 단위 계단 응답과 추종오차이다. 여기서 방법 1(적합도 : 0.7036)은 가중치 함수들에 계인 파라메타만을 주고 이것을 설계 파라메타 γ 와 함께 최적화($g_{w1,2} : 2.0591, 136.6141, \gamma : 1.5127$)한 경우이다. 그림들로부터 방법 2의 경우 적합도의 증가로 인한 기준모델추종오차의 감소로 인해 과도응답특성이 시행착오법(적합도 : 0.6513) 및 방법 1에 비해서 상당히 개선되었음을 알 수 있다.

3. 결 론

본 연구에서는 유전 알고리즘을 사용하여 가중치 함수와 설계 파라메타 γ 를 동시에 최적화함으로써 시스템의 파라메타 변동에 대한 강인한 안정성과 기준모델에 따른 최적의 명령추종성을 가지는 위상추적 안테나 H_{∞} 제어 시스템을 설계하였다. 또한 컴퓨터 시뮬레이션을 통하여 설계된 H_{∞} 제어 시스템의 유용성을 확인하였다. 설계된 최적 위상추적 안테나 H_{∞} 제어 시스템은 기준모델과 마찬가지로 설계사양에 따른 만족스러운 %오버슈트와 상승시간 및 정착시간을 가진다. 반면에 가중치 함수의 계인만을 고려한 경우 및 시행착오법의 경우에는 상대적으로 큰 기준모델추종오차가 존재한다. 따라서 설계사양에 따른 만족스러운 응답특성을 얻기 위해서는 제시된 설계 알고리즘과 같이 계인 뿐만 아니라 가중치 함수의 동특성을 설계 파라메타 γ 와 함께 동시에 최적화하는 것이 필요하다. 또한 기존의 방법들과는 달리 최적화에 따른 제한조건 및 복잡한 최적화의 과정이 없으므로 실제 설계시 제시된 설계 알고리즘을 보다 쉽게 적용할 수 있을 것으로 생각된다.

[참 고 문 헌]

- [1] F. B. Yeh, T. S. Hwang, " Optimal Sensitivity Bound Estimation and Controller Design ", Int. J. of Control, Vol. 47, No. 4, pp. 979-984, 1988.
- [2] C. D. Yang, H. S. Ju, S. W. Liu, " Experimental Design of H_{∞} Weighting Functions for Flight Control Systems", J. of Guidance, Control and Dynamics, Vol. 17, No. 3, pp. 544-552, May-June, 1994.
- [3] A. Grace, A. J. Laub, J. N. Little, C. M. Thompson, *Robust Control and Control System Toolbox for MATLAB*, Math-Works, 1992.
- [4] S. Pannu, H. Kazerooni, G. Becker, A. Packard, " μ -Synthesis Control for a Walking Robot ", IEEE Control Systems, pp. 20-25, February, 1996.
- [5] D. E. Goldberg, *Genetic Algorithms in Search, Optimization, and Machine Learning*, Addison-Wesley Publishing Company, 1989.
- [6] G. F. Franklin, J. D. Powell, M. L. Workman, *Digital Control of Dynamic Systems*, Addison-Wesley Publishing Company, 1990.
- [7] K. Glover, J. C. Doyle, " State-Space Formulate for All Stabilizing Controllers That Satisfy An H_{∞} -norm Bound and Relations to Risk Sensitivity ", Systems & Control Letters, Vol. 11, pp. 167-172, 1988.
- [8] J. M. Maciejowski, *Multivariable Feedback Design*, Addison-Wesley Publishing Company, 1989.

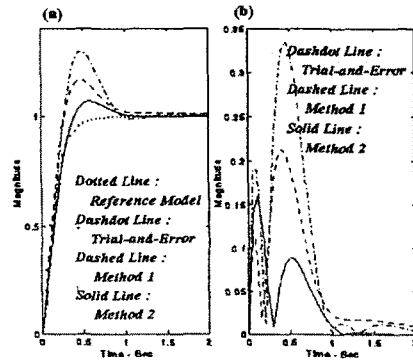


그림 1 (a) $\alpha = \alpha_{\min}$ 에서의 위상추적 시스템의 단위 계단응답 (b) 단위 계단응답에 대한 기준모델 추종오차

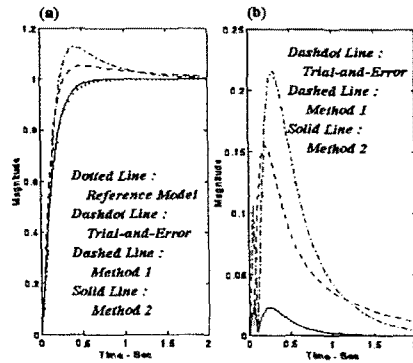


그림 2 (a) $\alpha = \alpha_0$ 에서의 위상추적 시스템의 단위 계단응답 (b) 단위 계단응답에 대한 기준모델 추종오차

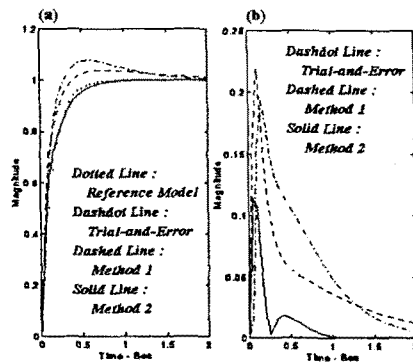


그림 3 (a) $\alpha = \alpha_{\max}$ 에서의 위상추적 시스템의 단위 계단응답 (b) 단위 계단응답에 대한 기준모델 추종오차