

## 최적 위성추적 안테나 $H_\infty$ 제어 시스템의 설계에 관한 연구

### A Study on Design of Optimal Satellite-Tracking Antenna $H_\infty$ Control System

金洞完\*, 金浩誠\*\*, 黃現俊\*\*\*

(Dong-Wan Kim, Ho-Seong Jeong and Hyun-Joon Hwang)

#### 요 약

인공위성 추적 안테나 제어 시스템은 로테이터에 해당하는 DC 서보모터에 의해 안테나의 방위각 및 앙각을 제어함으로써 인공위성의 현재 위치를 추적하고자 하는 시스템이다. 한편 제어 시스템의 설계를 위한 위성추적 시스템의 선형모델은 일반적인 DC 서보모터의 위치 제어 시스템과는 달리 바람에 의한 토르크 외란과 베어링 및 공기역학적 마찰로 인한 전달함수의 파라메타 변동이 존재하므로 이러한 시스템의 불확실성에도 불구하고 만족스러운 명령추종성을 가지는 강인한 제어 시스템의 설계가 요구된다. 본 연구에서는 유전 알고리즘을 사용하여 복잡한 최적화의 과정없이 가중치 함수와 설계 파라메타  $\gamma$  를 동시에 최적화함으로써 시스템의 파라메타 변동에 대한 강인한 안정성과 기준모델에 따른 최적의 명령추종성을 가지는 위성추적 안테나  $H_\infty$  제어 시스템을 설계한다. 이를 위해 강인한 안정성을 가지는 해집단체에서 기준모델의 출력을 최적으로 추종하도록 유전 알고리즘을 사용하여 적절히 주어진 가중치 함수의 계인 및 동특성 파라메타와 설계 파라메타  $\gamma$  를 동시에 최적화한다. 끝으로 컴퓨터 시뮬레이션을 통하여 설계된 위성추적 안테나  $H_\infty$  제어 시스템의 유용성을 확인한다.

#### Abstract

In this paper we design the optimal satellite-tracking antenna  $H_\infty$  control system using genetic algorithms. To do this, we give gain and dynamics parameters to the weighting functions and apply genetic algorithms with reference model to the optimal determination of weighting functions and design parameter  $\gamma$  that are given by Glover-Doyle algorithm which can design  $H_\infty$  controller in the state space. These weighting functions and design parameter  $\gamma$  are optimized simultaneously in the search domain guaranteeing the robust stability of closed-loop system. The effectiveness of this satellite-tracking antenna  $H_\infty$  control system is verified by computer simulation. Key Words : Optimal Satellite-Tracking Antenna  $H_\infty$  control System, Genetic Algorithms, Weighting Functions, Design Parameter  $\gamma$ , Glover-Doyle Algorithm

\* 東明專門大學 電氣科  
(Dept. of Electricity, Dong-Myung Junior College)

\*\* 蓮庵工業專門大學 電子科  
(Dept. of Electronics, YonAm College of Engineering)

\*\*\* 釜山大學校 電氣工學科  
(Dept. of Electrical Engineering, Pusan National Univ.)

接受日:1997年7月3日, 修正完了日:1997年10月16日

## I. 서 론

인공위성 추적 안테나 제어 시스템은 로테이터(rotator)에 해당하는 DC 서보모터에 의해 안테나의 방위각(azimuth) 및 양각(elevation)을 제어함으로써 인공위성의 현재 위치를 추적하고자 하는 시스템이다. 따라서 위성추적 안테나 제어 시스템은 위성통신 안테나의 방향을 변화시키기 위한 방위각용 로테이터와 안테나를 위쪽으로 향하게 하기 위한 양각용 로테이터 및 각각의 구동을 위한 로테이터 제어기 등으로 구성된다. 한편 제어 시스템의 설계를 위한 위성추적 시스템의 선형모델은 일반적인 DC 서보모터의 위치 제어 시스템과는 달리 바람에 의한 토크(torque) 외란과 베어링(bearing) 및 공기역학적 마찰로 인한 전달함수의 파라메타 변동이 존재하므로 이러한 시스템의 불확실성에도 불구하고 만족스러운 명령추종성을 가지는 강인한 제어 시스템의 설계가 요구된다.

1980년대 초반 G. Zames<sup>[1]</sup>에 의해 개발된  $H_{\infty}$  제어 이론은 주어진 가격함수의  $\infty$ -노름을 최소화하여 모델링 오차에 대한 시스템의 안정성을 보장하며 설계사양에 따른 만족스러운 명령추종성을 가지는 강인한 제어기를 설계하는 것이다. 또한 1988년 K. Glover와 J. C. Doyle<sup>[2]</sup>은 상태공간에서 두개의 대수 리카티 방정식(algebraic Riccati equation)을 풀어 강인한 안정성 문제의 해를 구하는 Glover-Doyle 알고리즘을 제시하였다.

최근까지  $H_{\infty}$  제어기를 설계하기 위한 적절한 가중치 함수(weighting function)와 설계 파라메타  $\gamma$ 의 선정은 최적의 가중치 함수와  $\gamma$ 를 선정하기 위한 다수의 방법<sup>[3-5]</sup>들이 발표되었음에도 불구하고 실제 적용상의 어려움 등으로 인하여 시행착오(trial-and-error)적인 방법<sup>[4, 6-7]</sup>에 크게 의존하고 있다. 실제로 최적의 가중치 함수와  $\gamma$ 를 선정하기 위한 대부분의 방법들은 복잡한 최적화의 과정을 요구하고 있으며 가중치 함수들과  $\gamma$  사이의 상호의존성<sup>[8]</sup>에도 불구하고 어느 한쪽을 고정시키고 최적화를 행하므로 동시최적화를 할 수 없는 결점이 있다.

1970년대 초반 J. Holland에 의해 제시된 유전 알고리즘(genetic algorithms)<sup>[9]</sup>은 자연계에 존재하는 적자생존의 원리를 이용하여 적합도가 큰 문자열(string)을 다음 세대에 복제함으로써 전역해를 찾아가는 최적화 기법중의 하나이다. 유전 알고리즘은 기존의 최적화 이론들과

는 근본적으로 다른 중요한 특징들을 가지고 있다. 즉 목적함수에 연속미분조건이 없으며 다수의 변수들을 하나의 문자열로 부호화(coding)함으로써 병렬연산 및 동시최적화가 가능하다. 또한 확률적인 방법에 의해 전역 탐색을 행하므로 부분 극소점에 빠질 가능성이 적다. 이러한 이유들로 인해 유전 알고리즘은 최근 주목받는 최적화 기법중의 하나가 되었으며 특히 공학적인 분야에서 지능제어(intelligence control)와 결합하여 많은 적용사례<sup>[10-12]</sup>들이 발표되고 있다.

본 연구에서는 유전 알고리즘을 사용하여 복잡한 최적화의 과정없이 가중치 함수와 설계 파라메타  $\gamma$ 를 동시에 최적화함으로써 시스템의 파라메타 변동에 대한 강인한 안정성과 기준모델에 따른 최적의 명령추종성을 가지는 위성추적 안테나  $H_{\infty}$  제어 시스템을 설계한다. 이를 위해 강인한 안정성을 가지는 해집단내에서 기준모델의 출력을 최적으로 추종하도록 유전 알고리즘을 사용하여 적절히 주어진 가중치 함수의 개인 및 동특성 파라메타와 설계 파라메타  $\gamma$ 를 동시에 최적화한다. 끝으로 컴퓨터 시뮬레이션을 통하여 설계된 위성추적 안테나  $H_{\infty}$  제어 시스템의 유용성을 확인한다.

## II. 인공위성 추적 안테나 제어 시스템

1960년 8월 미항공우주국(NASA)에서 최초의 통신위성인 에코-1(echo-1)호를 발사한 이래 통신위성이 인류에 미친 영향은 실로 대단하며 현재에도 통신위성을 이용한 위성통신은 광역성, 회선설정의 유연성, 내재해성, 신뢰성 등의 장점들로 인해 21세기 정보화 사회를 앞당길 수 있는 견인차로서의 확고한 위치를 차지하고 있다. 한편 국내에서도 1995년 통신방송 복합위성인 무궁화 위성이 미국 플로리다주 케네디발에서 발사되어 세계적인 위성통신 경쟁에 적극 대처할 수 있는 기반을 마련하였다.

일반적으로 위성통신 시스템이란 통신위성 운영체제와 위성통신에 사용되는 주파수 및 전파형식, 통신 방식 등에 따른 제반 통신장치 등을 가리키며 이러한 통신장치에는 지구국과 위성사이의 송·수신 장치, 위성통신용 안테나 및 위성추적 안테나 제어 시스템 등이 포함된다. 한편 위성통신에 따른 대표적인 문제점은 위성과 지구국사이의 거리로 인한 송·수신신호의 약화 및 이에 따른 전달신호의 혼신 등을 들 수 있다.

따라서 위성으로부터의 신호를 최상의 상태로 수신하고자 할 때는 송·수신 장치의 성능 향상 및 위성통신용 안테나의 대형화와 엘레먼트 수의 증가 등이 필요하다.

위성통신에 따른 또 하나의 문제점은 통신위성은 일정한 궤도를 정확히 회전하고 있지만 지구가 자전하고 있는 관계로 언제나 같은 장소를 통과하지 않으며 이로 인해 위성을 향한 송·수신 효율이 저하된다는 점이다. 따라서 이러한 문제점을 해결하기 위해서는 시간에 따른 안테나의 방위각 및 양각을 위성의 방향을 향해 적절히 조정해주어야 하며 결국 이러한 기능을 자동적으로 수행하는 것이 바로 위성추적 안테나 제어 시스템이다. 위성추적 안테나 제어 시스템은 커다란 타원궤도를 비행하는 통신위성의 경우에도 반드시 필요한 위성통신 안테나 장치이다. 즉 위성이 지구로부터 가장 멀리 떨어진 지점(원지점)일 때는 위성이 천천히 이동하므로 문제가 되지 않을 수도 있으나 위성이 지구에 가까이 왔을 때에는 아주 짧은 시간내에 방위각과 양각을 변화시켜야 하므로 위성을 향한 안테나의 자동조정을 위한 위성추적 안테나 제어 시스템은 필수적이다.

일반적으로 위성추적 안테나 제어 시스템은 위성통신 안테나의 방향을 변화시키기 위한 방위각용 로테이터와 안테나를 위쪽으로 향하게 하기 위한 양각용 로테이터 그리고 각각의 로테이터를 제어하기 위한 로테이터 제어기 등으로 구성되어 있다. 식(2. 1)은 양각용 로테이터인 DC 서보모터에 의해 안테나의 양각  $\theta(s)$ 를 제어하여 인공위성의 현재 위치를 추적하고자 하는 위성추적 안테나 제어 시스템<sup>[13]</sup>이다. 주어진 시스템은 관성모멘트  $J$ 와 베어링 및 공기역학적 마찰에 의해 발생하는 감쇠계수(damping coefficient)  $B$ 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 공칭플랜트(nominal plant)로 한다. 따라서 주어진 시스템은 미지의 모델링 오차 뿐만 아니라 식(2. 2)와 같이 베어링 및 공기역학적 마찰로 인한 전달함수의 파라메타 변동이 존재한다.

$$\theta(s) = \frac{1}{s(s/a + 1)} [u(s) + d(s)] \quad (2. 1)$$

$$a = B/J, \quad a_{\min} \leq a \leq a_{\max} \quad (2. 2)$$

여기서 전달함수의 파라메타 변동과 그에 따른 시스

템의 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 곱셈형(multiplicative) 모델링 오차  $E_{\min}(s)$ 와  $E_{\max}(s)$ 를 구하면 각각 다음과 같다.

$$E_{\min}(s) = [P_{\min}(s) - P_0(s)] \times P_0(s)^{-1} \quad (2. 3)$$

$$E_{\max}(s) = [P_{\max}(s) - P_0(s)] \times P_0(s)^{-1} \quad (2. 4)$$

따라서 이러한 모델링 오차에 대해서도 시스템의 성능과 안정성을 보장하는 강인한 서보 제어기의 설계가 요구된다.

### III. 위성추적 안테나 H $\infty$ 제어 시스템의 설계

H $\infty$  제어이론은 주어진 가격함수의  $\infty$ -노름(norm)을 최소화하여 모델링 오차에 대한 시스템의 안정성을 보장하며 만족스러운 명령추종성을 가지는 강인한 제어기를 설계하고자 하는 것이다.

그림 3. 1은 플랜트, 구동기, 센서 등으로 이루어진 일반화 플랜트(generalized plant)  $P(s)$ 와 제어기  $K(s)$ 로 구성된 일반적인 제어 시스템이다. 단  $z(s), y(s), w(s), u(s)$ 는 각각 오차신호, 측정출력, 외부입력, 제어입력을 나타낸다. 여기서 일반화 플랜트  $P(s)$ 와 제어기  $K(s)$ 의 입출력 관계 ( $z(s) = P_{11}(s)w(s) + P_{12}(s)u(s), y(s) = P_{21}(s)w(s) + P_{22}(s)u(s)$ )를 이용하여  $w(s)$ 와  $z(s)$ 사이의 전달함수를 구하면 식(3. 1)과 같은 선형분수변환(linear fractional transformation)식  $F_l(P, K)$ 를 얻을 수 있다.

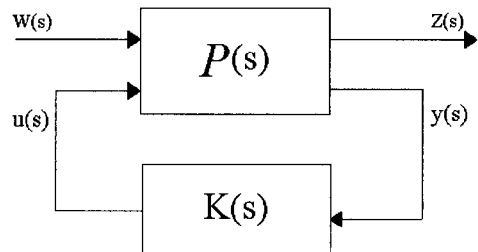


그림 3. 1. 일반적인 제어 시스템  
Fig. 3. 1. General control system.

$$z(s) = F \wedge (P, K)w(s) \\ = [P_{11} + P_{12}K(I - P_{22}K)^{-1}P_{21}]w(s) \quad (3. 1)$$

단  $P_{11}(s) : p_1 \times m_1$ ,  $P_{12}(s) : p_1 \times m_2$

$P_{21}(s) : p_2 \times m_1$ ,  $P_{22}(s) : p_2 \times m_2$

따라서  $H_\infty$  제어문제는 일반화 플랜트  $'(s)$ 와 제어기  $K(s)$ 로 이루어진 폐루프 시스템을 안정하게 하고 외부입력과 오차신호사이의 전달함수인 선형분수변환식  $F_1(P, K)$ 의  $H_\infty$ -노름을 최소화하는 제어기  $K(s)$ 를 찾는 문제가 된다. 즉  $H_\infty$  제어문제는 식(3. 2)와 같다.

$$\text{minimize } \| F \wedge (P, K) \|_\infty \quad (3. 2)$$

여기서  $F \wedge (P, K) \in RH_\infty$

단  $RH_\infty$ 는 실계수를 가지고 상태공간모델로 나타낼 수 있는 안정한 전달함수들의 집합을 의미한다.

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

$$\| F \wedge (P, K) \|_\infty < \gamma \quad (3. 3)$$

본 연구에서는 상태공간에서 두개의 대수 리카티 방정식을 풀어 일반화 플랜트와 같은 차수의 제어기를 조직적으로 구할 수 있는 Glover-Doyle 알고리즘<sup>[2]</sup>을 사용하여 위성추적 안테나  $H_\infty$  제어를 설계하기로 한다. 설계된 제어 시스템이 만족스러운 명령추종성과 강인한 안정성을 가지기 위해서는 공칭플랜트  $P_0$ 와 식(3. 1)로 주어지는 선형분수변환식  $F_1(P, K)$ 에 대해 식(3. 4), 식(3. 5)와 같은 혼합감도문제 (mixed sensitivity problem)<sup>[8]</sup>를 풀어야 한다. 여기서  $W_1(s)$ 와  $W_2(s)$ 는 각각 감도(sensitivity)함수  $S(s)$ 와 상보감도(complementary sensitivity)함수  $T(s)$ 에 대한 가중치 함수이다.

$$F \wedge (P, K) = \begin{bmatrix} W_1(s)S(s) \\ W_2(s)T(s) \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} W_1(s)S(s) \\ W_2(s)(I - S(s)) \end{bmatrix} \\ = [P_{11} + P_{12}K(I - P_{22}K)^{-1}P_{21}] \quad (3. 4)$$

$$P_{11} = \begin{bmatrix} W_1(s) \\ 0 \end{bmatrix}, P_{12} = \begin{bmatrix} -W_1(s)P_0(s) \\ W_2(s)P_0(s) \end{bmatrix} \quad (3. 5)$$

$$P_{21} = I, P_{22} = -P_0(s)$$

여기서  $p_1 = 2$ ,  $p_2 = m_1 = m_2 = 1$

혼합감도문제를 풀어 강인한 안정성 및 만족스러운 명령추종성을 가지는 위성추적 안테나  $H_\infty$  제어를 구하기 위해서는 설계사양에 따라 적절한 가중치 함수들을 선정하는 것이 중요하다. 일반적으로 가중치 함수  $W_1(s)$ 와  $W_2(s)$ 는 각각 외란  $d(s)$ 와 식(2. 3)과 식(2. 4)로 주어지는 모델링 오차  $E_{\min}(s)$  및  $E_{\max}(s)$ 에 대해 식(3. 6)과 식(3. 7)을 만족<sup>[14]</sup>하도록 모델링한다. 여기서  $\max(\cdot)$ 는 최대치 연산자(maximum operator)를 나타낸다.

$$|d(j\omega)| \leq |W_1(j\omega)| \quad \text{at low frequencies} \quad (3. 6)$$

$$|E_m(j\omega)| \triangleq \max(|E_{\min}(j\omega)|, |E_{\max}(j\omega)|) \leq |W_2(j\omega)| \\ \text{at high frequencies} \quad (3. 7)$$

본 연구에서는 다음과 같은 사항들을 고려하여 위성추적 안테나  $H_\infty$  제어 시스템을 설계한다.

- 시스템의 응답속도와 외란제거 및 강인한 안정성 등을 고려하여 게인교차 주파수(gain crossover frequency)  $\omega_c$ 는 7.0[rad/sec]정도로 한다.
- 공칭시스템에 대한 계단응답의 최대 오버슈트는 정상상태 값의 20%이내로 한다.

그런데 일반적으로 감도 및 상보감도함수 사이의 구속조건(trade-off)으로 인해 가중치 함수들의 선정에도 구속조건이 존재<sup>[8]</sup>한다. 즉  $W_1(s)$ 의 게인을 크게 하면 시스템의 성능이 향상되지만 안정성이 저하된다. 반면에  $W_2(s)$ 의 게인 및  $\gamma$ 를 크게 하면 안정성이 향상되고 성능이 저하된다. 따라서 시행착오법에 의한 가중치 함수와 설계 파라메타  $\gamma$ 의 선정은 먼저 강인한 안정성 등에 대한 조건식 식(3. 6) 및 식(3. 7)을 만족하도록 가중치 함수의 게인 및 동특

성을 적절히 결정한 후 이러한 구속조건을 고려하여 주어진 설계사양을 충분히 만족하도록 가중치 함수의 계인과 설계 파라메타  $\gamma$  를 경험적으로 미세조정(tuning)하는 과정이 반드시 필요하다. 여기서 식(3.6), 식(3.7) 및 위의 설계사양들을 동시에 만족시키기 위해 위에서 언급한 과정들을 통해 시행착오적으로 선정된 가중치 함수  $W_1(s)$ 와  $W_2(s)$  및 설계 파라메타  $\gamma$  는 식(3.8) ~ 식(3.10)과 같다. 한편 설계된 위성추적 안테나 H<sub>∞</sub> 제어 시스템의 구체적인 시뮬레이션 결과는 5장에서 나타난다.

$$W_1(s) = \frac{5 \times (s + 3)}{s^2 + (0.01 + 0.3)s + (0.01 \times 0.3)} \in RH_{\infty} \quad (3.8)$$

$$W_2(s) = 100 \times \frac{(s + 10)}{s + 100 \times 10} \in RH_{\infty} \quad (3.9)$$

$$\gamma = 1.5 \quad (3.10)$$

#### IV. 유전 알고리즘을 이용한 모델 추종형 최적 위성추적 안테나 H<sub>∞</sub> 제어기의 설계

최근까지 H<sub>∞</sub> 제어기를 설계하기 위한 적절한 가중치 함수 및 설계 파라메타  $\gamma$  의 선정은 다수의 최적화 방법들이 발표되었음에도 불구하고 실제 적용상의 어려움 등으로 인하여 3장에서와 같은 시행착오적인 방법에 크게 의존하고 있다.

또한 감도 및 상보감도함수 사이의 구속조건으로 인해 가중치 함수들의 선정에도 구속조건이 존재한다. 즉  $W_1(s)$ 의 계인을 크게하면 시스템의 성능이 향상되지만 안정성이 저하된다. 한편  $W_2(s)$  및  $\gamma$  는  $W_1(s)$ 와 반대의 특성을 가지며 이들 세가지 요소들이 시스템의 성능과 안정성에 미치는 영향의 정도도 각각 상이하다. 따라서 최적의 H<sub>∞</sub> 제어 시스템을 설계하기 위해서는 가중치 함수  $W_1(s)$ 와  $W_2(s)$  그리고 설계 파라메타  $\gamma$  를 동시에 최적화하는 것이 무엇보다 중요하다.

따라서 본 장에서는 다수의 변수들을 하나의 문자열에 부호화하여 이들 변수들에 대한 동시최적화가 가능한 유전 알고리즘을 사용하여 가중치 함수와 설

계 파라메타  $\gamma$  를 선정함으로써 기준모델에 따른 최적의 위성추적 안테나 H<sub>∞</sub> 제어 시스템을 설계하고자 한다.

#### IV-1. 유전 알고리즘

유전 알고리즘(simple genetic algorithms, SGAs)<sup>[9]</sup>은 적자생존에 따른 확률적인 방법에 의해 최적해를 찾아가는 최적화 기법중의 하나로서 기존의 최적화 방법들과는 다른 중요한 특징들을 가지고 있다. 유전 알고리즘의 특징은 다음과 같다.

- 1) 연속미분가능과 같은 목적함수에 대한 제한이 없다.
- 2) 문자열에 대한 부호화를 통해 다수의 변수들을 동시에 최적화할 수 있다.
- 3) 탐색공간내의 다수의 점들을 사용하여 병렬연산을 행하므로 전역해를 찾을 가능성이 높다.
- 4) 결정론적인 방법이 아닌 확률적인 방법을 사용하므로 지역극소점에 빠질 가능성이 적다.
- 5) 개별문자열에 대한 적합도(fitness)외에 기타의 정보가 필요치 않다.

유전 알고리즘은 다음과 같은 3개의 유전 연산자(genetic operator)들을 사용하여 최적화를 행한다.

**복제(reproduction)** : 적자생존에 따른 확률적인 방법을 사용하여 적합도가 큰 문자열을 다음 세대에 복제한다.

**교배(crossover)** : 해집단(population)으로부터 주어진 확률에 따라 2개의 문자열을 선택하고 0과 1로 부호화(coding)된 유전인자들을 서로 교환하여 새로운 자식문자열(offspring string)들을 만든다.

**돌연변이(mutation)** : 탐색공간을 다양화하고 지역 탐색의 위험을 줄이기 위해 주어진 확률에 따라 개별문자열의 특정 유전인자값을 0 또는 1로 바꾼다. 일반적으로 돌연변이 확률은 자연계에서와 같이 작은 값으로 주어진다.

위의 유전 연산자들을 사용하여 유전 알고리즘을 나타내면 다음과 같다.

< 유전 알고리즘 >

- Step 1 : 2진 부호화된 문자열들을 사용하여 임의의 해집단을 만든다.
- Step 2 : 해집단에 속한 개별문자열들의 적합도를 주어진 목적함수에 따라 각각 계산한다.
- Step 3 : 복제 연산자에 의해 적합도가 큰 문자열을 다음 세대에 복제한다.
- Step 4 : 교배 및 돌연변이 연산자를 사용하여 새로운 자식문자열들을 만든다.
- Step 5 : 새로운 개별문자열들에 대한 적합도를 계산하여 탐색목적에 부합되는 개별문자열이 있거나 지정된 세대수에 도달되면 탐색을 멈춘다. 그렇지 않으면 Step 3로 간다.

유전 알고리즘에 대한 보다 자세한 내용은 참고문헌<sup>[9]</sup>에 제시되어 있으므로 본 연구에서는 이를 생략한다. 또한  $H_{\infty}$  제어기 설계시 유전 알고리즘의 각 단계에서 필요한 문자열의 크기(m), 해집단의 크기(n), 세대수(z) 그리고 교배 확률(Pc) 및 돌연변이 확률(Pm) 등은 경험적인 방법에 의해 적절히 선정하기로 한다.

IV-2. 가중치 함수 및 설계 파라메타  $\gamma$  의 동시 최적화

유전 알고리즘을 사용하여 가중치 함수와 설계 파라메타  $\gamma$  를 동시에 최적화하기 위해 먼저 식(3. 8)과 식(3. 9)로 주어진 가중치 함수에 크기와 형태를 결정하는 게인(gain) 및 동특성(dynamics) 파라메타를 적절히 주고 식(4. 1) 및 식(4. 2)와 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 게인 및 동특성 파라메타들을 나타낸다.

$$W_1(s) = \frac{g_{w1} \times (s + p_{w1})}{s^2 + (0.01 + p_{w2})s + (0.01 \times p_{w2})} \in RH_{\infty} \quad (4. 1)$$

$$W_2(s) = g_{w2} \times \frac{(s + p_{w3})}{s + 100 \times p_{w3}} \in RH_{\infty} \quad (4. 2)$$

한편 최적화를 위해 선정된 게인 파라메타의 탐색 구간(search domain)  $D_1$ 과  $D_2$ 는 식(4. 3) 및 식(4. 4)와 같다. 특히 탐색구간  $D_1$ 과  $D_2$ 의 하한치  $L_1$ 과  $L_2$ 는 시스템의 외란제거 특성 및 강인한 안정성을 보장하기 위해 가중치 함수에 대한 조건식 식(3. 6)과 식(3. 7)을 각각 만족하도록 결정하였다.

$$D_1 = \{ g_{w1} \mid L_1 = 0.1 \leq g_{w1} \leq 50 = U_1 \} \quad (4. 3)$$

$$D_2 = \{ g_{w2} \mid L_2 = 50 \leq g_{w2} \leq 250 = U_2 \} \quad (4. 4)$$

또한 최적화를 위해 선정된 동특성 파라메타의 탐색 구간  $D_3 \sim D_5$ 는 식(4. 5) ~ 식(4. 7)과 같다.

$$D_3 = \{ p_{w1} \mid L_3 = 0.1 \leq p_{w1} \leq 10 = U_3 \} \quad (4. 5)$$

$$D_4 = \{ p_{w2} \mid L_4 = 0.01 \leq p_{w2} \leq 1.0 = U_4 \} \quad (4. 6)$$

$$D_5 = \{ p_{w3} \mid L_5 = 0.1 \leq p_{w3} \leq 20 = U_5 \} \quad (4. 7)$$

설계 파라메타  $\gamma$  에 대한 탐색구간  $D_6$ 는 식(4. 8)과 같다.

$$D_6 = \{ \gamma \mid 0 < L_6 = 0.5 \leq \gamma \leq 3 = U_6 \} \quad (4. 8)$$

단 탐색구간의 하한치  $L_6$ 는 Glover-Doyle 알고리즘의 안정제어기 조건식 식(4. 9)<sup>[2]</sup>를 만족하는 범위내에서 적절히 결정하였다.

$$\bar{\alpha}(D_{112}) = 0 < \gamma \quad (4. 9)$$

여기서  $D_{112} = d_{w1} = 0$  이며  $\bar{\alpha}(\cdot)$ 는 최대특이치(maximum singular value)를 나타낸다. 또한  $d_{w1}$ 은 가중치 함수  $W_1(s)$ 의 상태공간모델식  $W_1(s) : (aw1, bw1, cw1, dw1)$ 으로부터 구할 수 있다.

최적  $H_{\infty}$  제어를 설계하기 위해 도입된 가중치 함수의 게인, 동특성 파라메타 및  $\gamma$  를 동시에 최적화하기 위해 이들 6개의 변수를 그림 4. 1과 같이 하나의 문자열에 적절한 크기(mi,  $i = 1, 2, \dots, 6$ )의 비트(bit)수로 부호화한다.

g <sub>w1</sub>	g <sub>w2</sub>	p <sub>w1</sub>	p <sub>w2</sub>	p <sub>w3</sub>	γ
0010100	1100010	1101110	10100110	10110011	010011101
m <sub>1</sub> =7	m <sub>2</sub> =7	m <sub>3</sub> =8	m <sub>4</sub> =8	m <sub>5</sub> =8	m <sub>6</sub> =9 bits

$$m = m_1 + m_2 + m_3 + m_4 + m_5 + m_6 = 47 \text{ bits}$$

그림 4. 1. 게인, 동특성 파라메타 및 γ의 부호화

Fig. 4. 1. Coding of gain, dynamics parameters and γ.

여기서 비트수 m<sub>i</sub>로 부호화된 임의의 i번째 파라메타 X<sub>i</sub>에 대하여 탐색구간 D<sub>i</sub>와의 관계식을 유도하면 식(4. 10)과 같다.

$$X_i = L_i + \frac{x_i}{2^{m_i - 1}}(U_i - L_i) \quad (4. 10)$$

단 x<sub>i</sub>는 m<sub>i</sub>의 비트수를 가지는 2진수의 현재 정수 값이며 D<sub>i</sub>의 상·하한치는 각각 U<sub>i</sub>와 L<sub>i</sub>이다. 따라서 탐색구간 D<sub>i</sub>는 (2<sup>m<sub>i</sub></sup> - 1)개로 분할되고 비트수 m<sub>i</sub>는 탐색의 정밀도(resolution)을 나타내게 된다. 일반적으로 m<sub>i</sub>를 크게 하면 정밀탐색이 가능하지만 탐색시간이 많이 걸리므로 수렴시간 및 해집단의 크기 등을 고려하여 결정한다. 위성추적 안테나 H<sub>∞</sub> 제어 시스템이 강인한 안정성, 외란제거 및 설계사양에 따른 만족스러운 응답속도를 가지기 위해서는 최적화에 따른 실질적인 제한조건들이 필요하다. 실제로 식(3. 6) 및 식(3. 7)에 의해 설정된 가중치 함수의 탐색구간 D<sub>1</sub>과 D<sub>2</sub>는 가중치 함수들사이의 구속조건으로 인해 외란제거 및 강인한 안정성을 완전히 보장하지 못한다. 따라서 이러한 문제점을 해결하고 제어 시스템의 응답속도를 보장하기 위해 루프전달함수(loop transfer function) L(s)에 대해 식(4. 11) 및 식(4. 12)와 같은 제한조건(constraint)<sup>[8]</sup>들을 주고 유전 알고리즘을 사용하여 최적화를 행한다.

$$d(j\omega) \leq \alpha(L(j\omega)), \quad \text{at } \omega \leq \omega_l \quad (4. 11)$$

$$\bar{\sigma}(L(j\omega)) \leq E_m^{-1}(j\omega), \quad \text{at } \omega \geq \omega_h \quad (4. 12)$$

여기서 상·하한치 w<sub>l</sub>(=1[rad/sec])과 w<sub>h</sub>(=10[rad/sec])는 위성추적 안테나 H<sub>∞</sub> 제어 시스템의 응답속도(w<sub>c</sub> =

7.0[rad/sec])와 외란 및 모델링 오차의 유효주파수를 고려하여 각각 선정하였다. 단 σ(·)는 최소특이치(minimum singular value)를 나타낸다.

본 연구에서는 위성추적 안테나 H<sub>∞</sub> 제어 시스템이 설계사양에 따른 최적의 명령추종성을 가지도록 식(4. 13)과 같이 적절한 기준모델(reference model)을 선정 후 그림 4. 2와 같이 유전 알고리즘을 사용하여 플랜트의 출력이 기준모델의 출력을 추종하도록 하였다. 기준모델은 시스템의 응답속도 등을 고려하여 대역폭(bandwidth) w<sub>b</sub>가 7.0[rad/sec](≅ w<sub>c</sub> = 7.0[rad/sec])정도이며 오버슈트가 없는(≤ 20%) 1차 모델<sup>[15]</sup>로 선정하였다.

$$M_0(s) = \frac{7}{s + 7} \quad (4. 13)$$

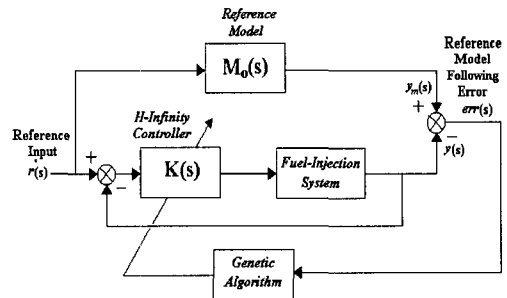


그림 4. 2. 유전 알고리즘을 이용한 모델 추종형 위성추적 안테나 H<sub>∞</sub> 제어 시스템

Fig. 4. 2. Model following satellite-tracking antenna H<sub>∞</sub> control system using genetic algorithms.

또한 기준모델 및 유전 알고리즘에 따른 개별 문자열의 적합도 fit<sub>weight</sub>는 온도변화에 따른 시스템의 파라메타 변동에 대해서도 제어 시스템의 성능을 보장하기 위해 적절한 가중치(weight value)를 도입하여 식(4. 14) 및 식(4. 15)와 같이 선정하였다.

$$\begin{aligned} err_{fit, wght} &= \sum_{j=1}^3 (w_j \times \sum_{k=1}^N abs(err_j(k(t)))) \\ &= \sum_{j=1}^3 (w_j \times \sum_{k=1}^N abs(y_m(k(t)) - y_j(k(t)))) \quad (4. 14) \end{aligned}$$

여기서  $k(t+1) = k(t) + T_s$ ,  $k(1) = 0[\text{sec}]$ 이며  $T_s = 0.25[\text{sec}]$ 는 샘플링 시간(sampling time)을 나타낸다.

$$fit_{weight} = \frac{1}{1 + err_{fit, weight}} \quad (4.15)$$

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  $y_j(k(t))$ ,  $y_m(k(t))$ 는 각각 위성추적 시스템 및 기준모델의 출력을,  $err_j(k(t)) = \text{abs}(y_m(k(t)) - y_j(k(t)))$ 는 이에 따른 기준모델 추종 오차를 나타낸다. 또한  $\text{abs}(\cdot)$ 는 절대값을,  $j = 1, 2, 3$ 은 각각 플랜트  $P_{\min}(s)$ ,  $P_0(s)$ ,  $P_{\max}(s)$ 를 의미한다.

유전 알고리즘을 사용하여 모델 추종형 최적 위성추적 안테나  $H_\infty$  제어 시스템을 구성하기 위한 설계 알고리즘과 흐름선도는 다음과 같다.

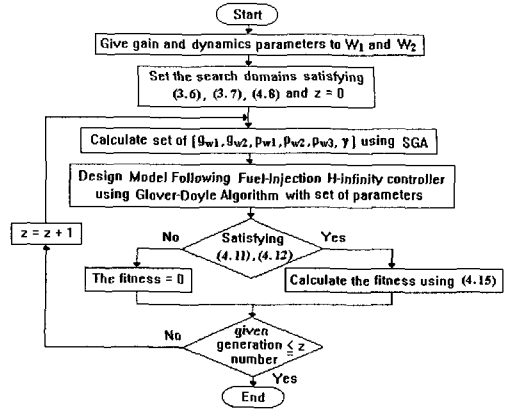


그림 4. 3. 설계 알고리즘의 흐름도  
Fig. 4. 3. Flow chart of design algorithm.

< 설계 순서 >

- Step 1 : 가중치 함수에 식(4. 1)과 식(4. 2)와 같이 적절한 계인 및 동특성 파라메타를 준다.
- Step 2 : 식(3. 6) 및 식(3. 7) 그리고 안정제어기 조건식 식(4. 8)에 의해 설계 파라메타  $\gamma$  를 포함하여 각각의 탐색구간  $D_i$ 를 결정한다.
- Step 3 : 유전 알고리즘에 의해 파라메타의 집합  $\Phi \triangleq [g_{w1}, g_{w2}, p_{w1}, p_{w2}, p_{w3}, \gamma]$ 를 계산한다.
- Step 4 : 주어진 파라메타의 집합  $\Phi$ 와 Glover-Doyle 알고리즘을 사용하여 위성추적 안테나  $H_\infty$  제어를 설계 한다.
- Step 5 : 설계된  $H_\infty$  제어 시스템이 외란제거 및 강인한 안정성을 위한 조건식 식(4. 11)과 식(4. 12)를 만족하는지 조사한다. 만족시키면 식(4. 15)를 사용하여 적합도를 계산하고 그렇지 않으면 적합도를 0으로 한다.
- Step 6 : 설정된 세대수 만큼 Step 3에서 Step 5의 과정을 반복한다.

V. 시뮬레이션 및 고찰

본 장에서는 4장에서 제시한 설계 순서에 따라 최적 위성추적 안테나  $H_\infty$  제어를 설계하고 컴퓨터 시뮬레이션을 통해 그 성능을 고찰한다. 유전 알고리즘에서 사용된 파라메타들과 계산시간 및 적합도는 표 5. 1과 같고 이에 따라 선정된 가중치 함수의 계인 및 동특성 파라메타 그리고 설계 파라메타  $\gamma$  는 표 5. 2와 같다. 방법 1(method 1)에서는 식(3. 8) 및 (3. 9)로 주어지는 가중치 함수의 계인 파라메타  $g_{w1}$ ,  $g_{w2}$ 와 설계 파라메타  $\gamma$  만을 유전 알고리즘을 사용하여 최적화하였고 방법 2(method 2)는 4장에서 제시한 설계 순서에 의한 것이다. 본 연구에서는 유전 알고리즘에 따른 계산시 PENTIUM-s 120MHz (RAM 16Mbytes)기종의 컴퓨터를 사용하였다.

표 5. 1로부터 4장에서 제시된 설계 방법(방법 2)이 3장에서의 시행착오법이나 방법 1과 같이 단순히 계인만을 고려한 경우보다 상대적으로 높은 적합도를 가짐을 알 수 있다. 따라서 방법 2와 같이 가중치 함수의 계인과 동특성을 함께 최적화하는 것이 필요하다.

그림 5. 1의 (a), (b) 그리고 (c)는 방법 2에 의한 최적화시 세대수  $z$ 의 증가에 따른 적합도  $fit_{weight}$  및 기준모델추종오차  $err_{fit, weight}$ 의 변화추이를 각각 나타



낸 것이다.

표 5. 1. 유전 알고리즘에서 사용된 파라메타들과 설계시간 및 적합도

Table 5. 1. Parameters in SGAs, computation time and fitness.

	String length (m)	Population size(n)	Generation number (z)	Computation time (min./sec.)	$P_c$ [practical value]	$P_m$ [practical value]	$err_{fit_{scale}}$	$fit_{weight}$
Trial-&-error	.	.	.	.	.	.	0.5354	0.6513
Method 1	23 bits	30	50	18/06	0.7 [538/750 =0.7173]	0.03 [1020/34500 =0.0296]	0.4213	0.7036
Method 2	47 bits	30	50	20/01	0.7 [533/750 =0.7107]	0.03 [2109/70500 =0.0299]	0.0651	0.9389

표 5. 2. 유전 알고리즘에 의해 선정된 게인 및 동특성 파라메타 그리고 설계 파라메타  $\gamma$

Table 5. 2. Gain, dynamics parameters and design parameter  $\gamma$  selected by SGAs.

	$g_{w1}$	$g_{w2}$	$D_{w1}$	$D_{w2}$	$D_{w3}$	$\gamma$
Trial-&-error	5.0000	100.0000	3.0000	0.3000	10.0000	1.5000
Method 1	2.0591	136.6142	3.0000	0.3000	10.0000	1.5127
Method 2	5.9937	190.1575	1.0318	0.9418	7.1235	2.0851

단 그림 (b)는 5세대이후의 적합도  $fit_{weight}$ 의 변화추이를 확대하여 나타난 것이며그림으로부터 세대수가 증가함에 따라 40세대까지 적합도가 꾸준히 증가하고 있음을 알 수 있다.

그림 5. 2는 표 5. 2로 주어진 최적화의 결과에 따라 얻어진 루프전달함수  $L(s)$ 와 식(2. 3) 및 식(2. 4)로 주어지는 모델링 오차  $E_{min}(s)$  및  $E_{max}(s)$ 와 단위 계단의란  $d(s)$ 를 함께 나타낸 것이다. 그림으로써

터 루프전달함수  $L(s)$ 는 조건식 식(4. 11)과 식(4. 12)를 모두 만족하고 있음을 알 수 있다.

그림 5. 3 ~ 그림 5. 5의 (a)와 (b)는 설계된 위성추적 안테나  $H_{\infty}$  제어 시스템의 플랜트의 파라메타 변동에 따른 각각의 단위 계단응답과 기준모델추종오차를 함께 나타낸 것이다.그림에서 보는 바와 같이 시스템의 파라메타 변동( $a_{min} = 0.5 \times a_0 \sim a_{max} = 2 \times a_0$ )에 대해 방법 2의 경우가 방법 1의 경우보다 상대적으로 %오버슈트가 작음을 알 수 있다. 따라서 적합도가 가장 높은 방법 2( $fit_{weight} = 0.9389$ )의 경우가 기준모델의 응답에 가장 잘 추종하며 이에 따라 과도응답 특성도 시행착오법( $fit_{weight} = 0.6513$ ) 및 방법 1( $fit_{weight} = 0.7036$ )의 경우에 비해 상당히 개선되었음을 알 수 있다.

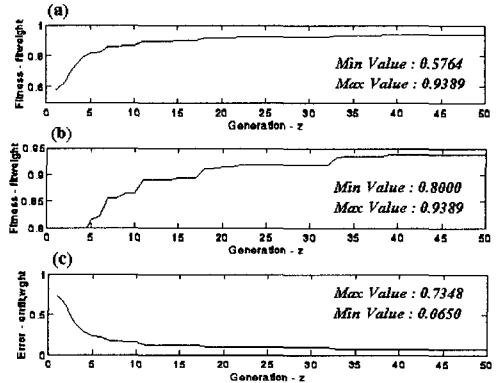


그림 5. 1. (a) 방법 2에 따른 최적화시 적합도의 변화  
(b) 방법 2에 따른 최적화시 적합도의 변화(부분확대)  
(c) 방법 2에 따른 최적화시 기준모델추종오차의 변화

Fig. 5. 1. (a) Variance of fitness to optimizing by method 2.  
(b) Variance of fitness to optimizing by method 2 (amplified partly).  
(c) Variance of reference model following error to optimizing by method 2.

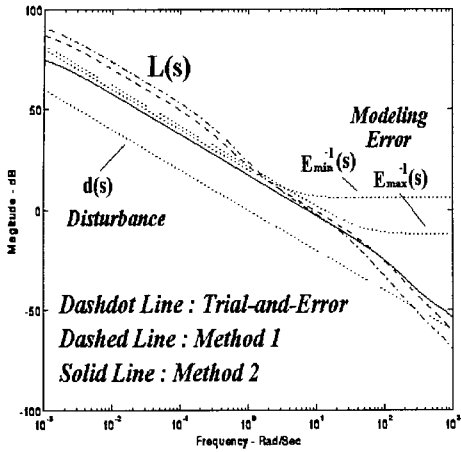


그림 5. 2. 루프전달함수  $L(s)$  그리고 모델링 오차와 단위 계단의란

Fig. 5. 2. Loop transfer function  $L(s)$  and modeling error, unit step disturbance.

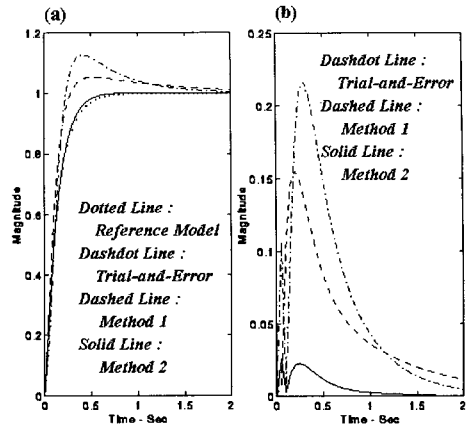


그림 5. 4. (a)  $a = a_0$ 에서의 위성추적 시스템의 단위 계단응답  
(b) 단위 계단응답에 대한 기준모델추종 오차

Fig. 5. 4. (a) Unit step response of satellite-tracking system at  $a = a_0$ .  
(b) Model following error to unit step response.

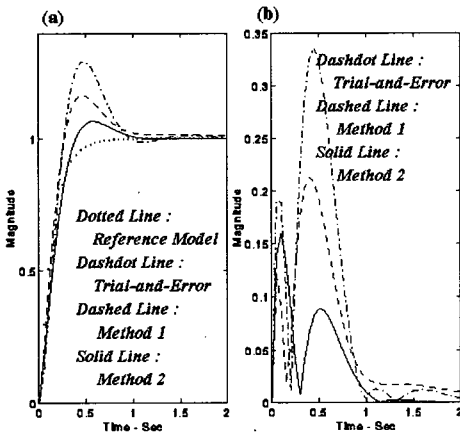


그림 5. 3. (a)  $a = a_{min}$ 에서의 위성추적 시스템의 단위 계단응답  
(b) 단위 계단응답에 대한 기준모델추종 오차

Fig. 5. 3. (a) Unit step response of satellite-tracking system at  $a = a_{min}$ .  
(b) Model following error to unit step response.

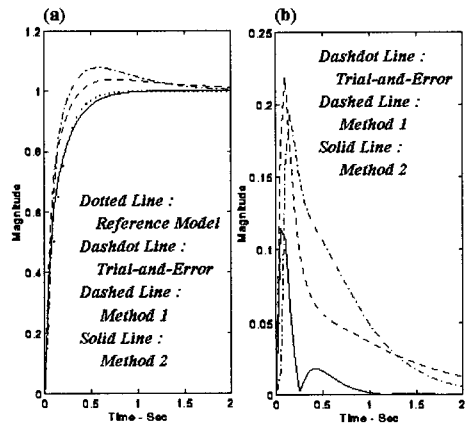


그림 5. 5. (a)  $a = a_{max}$ 에서의 위성추적 시스템의 단위 계단응답  
(b) 단위 계단응답에 대한 기준모델추종 오차

Fig. 5. 5. (a) Unit step response of satellite-tracking system at  $a = a_{max}$ .  
(b) Model following error to unit step response.

## VI. 결 론

본 연구에서는 유전 알고리즘을 사용하여 가중치 함수와 설계 파라메타  $\gamma$  를 동시에 최적화함으로써 시스템의 파라메타 변동에 대한 강인한 안정성과 기준모델에 따른 최적의 명령추종성을 가지는 위상추적 안테나  $H_\infty$  제어 시스템을 설계하였다. 또한 컴퓨터 시뮬레이션을 통하여 설계된  $H_\infty$  제어 시스템의 유용성을 확인하였다.

설계된 최적 위상추적 안테나  $H_\infty$  제어 시스템은 기준모델과 마찬가지로 설계사양에 따른 만족스러운 %오버슈트와 상승시간 및 정정시간을 가진다. 반면에 가중치 함수의 개인만을 고려한 경우 및 시행착오법의 경우에는 상대적으로 큰 기준모델추종오차가 존재한다. 따라서 설계사양에 따른 만족스러운 응답특성을 얻기 위해서는 제시된 설계 알고리즘과 같이 개인 뿐만 아니라 가중치 함수의 동특성을 설계 파라메타  $\gamma$  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] G. Zames, "Feedback and Optimal Sensitivity :Model Reference Transformations, Multiplicative Seminorms, and Approximate Inverses", IEEE Trans. on Auto. Control, Vol. 26, No. 2, pp. 301-320, 1981.

[2] K. Glover, J. C. Doyle, "State-Space Formulate for AllStabilizing Controllers That Satisfy An  $H_\infty$ -norm Bound and Relations to Risk Sensitivity", Systems & Control Letters, Vol. 11, pp. 167-172, 1988.

[3] 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.

[4] C. D. Yang, H. S. Ju, S. W. Liu, "Experimental Design of  $H_\infty$  Weighting Functions for Flight Control Systems ", J. of Guidance, Control and Dynamics, Vol. 17, No. 3, pp. 544-552,

May-June, 1994.

[5] A. Grace, A. J. Laub, J. N. Little, C. M. Thompson, *Robust Control and Control System Toolbox for MATLAB*, Math-Works, 1992.

[6] S. Pannu, H. Kazerooni, G. Becker, A. Packard, " $\mu$  - Synthesis Control for a Walking Robot", IEEE Control Systems, pp. 20-25, February, 1996.

[7] B. Shahian, M. Hassul, *Control System Design Using Matlab*, Prentice-Hall International Inc., 1993.

[8] J. M. Maciejowski, *Multivariable Feedback Design*, Addison-Wesley Publishing Company, 1989.

[9] D. E. Goldberg, *Genetic Algorithms in Search, Optimization, and Machine Learning*, Addison-Wesley Publishing Company, 1989.

[10] C. L. Karr, E. J. Gentry, "Fuzzy Control of pH Using Genetic Algorithms", IEEE Trans. on Fuzzy Systems, Vol. 1, No. 1, pp. 46-53, 1993.

[11] A. Homaifar, E. McCormick, "Simultaneous Design of Membership Functions and Rule Sets for Fuzzy Controllers Using Genetic Algorithms ", IEEE Trans. on Fuzzy Systems, Vol. 3, No. 2, pp. 129-139, 1995.

[12] D. Park, A. Kandel, G. Langholz, "Genetic-Based New Fuzzy Reasoning Models with Application to Fuzzy Control ", IEEE Trans. on System, Man, And Cybernetics, Vol. 24, No. 1, pp. 39-47, 1994.

[13] G. F. Franklin, J. D. Powell, M. L. Workman, *Digital Control of Dynamic Systems*, Addison-Wesley Publishing Company, 1990.

[14] J. C. Doyle, B. A. Francis, A. R. Tannenbaum, *Feedback Control Theory*, Macmillan Publishing Company, 1992.

[15] D. J. N. Limebeer, E. M. Kasenally, J. D. Perkins, "On the Design of Robust Two Degree of Freedom Controllers ", Automatica, Vol. 29, No. 1, pp. 157-168, 1993.

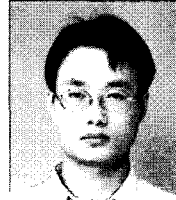
저 자 소 개



金炯完(正會員)

1960년 2월 1일생. 1984년 동아대 공대 전기공학과 졸업. 1987년 부산대 산업 대학원 전기공학과 졸업(석사). 1995년 부산대 대학원 전기공학과 졸업(공학박). 현재 부산대 산술기술연구소 연구원. 동명전문

대 전임강사. 주관심분야는 Robust Control ( $H_{\infty}$  Control, Two-Degree-of-Freedom System).



黃現俊(學生會員)

1969년 8월 20일생. 1992년 부산대 공대 전기공학과 졸업. 1995년 부산대 대학원 전기공학과 졸업(석사). 현재 부산대 대학원 전기공학과 박사과정. 부산대 강사. 주관심분야는 Robust Control & Application ( $H_{\infty}$

Control,  $\mu$ - Synthesis Control).



鄭浩誠(學生會員)

1960년 1월 21일생. 1983년 부산대 공대 전기공학과 졸업. 1995년 부산대 대학원 전기공학과 졸업(석사). 1988년 (주)포항중합제철 기술연구소 주임연구원. 1991년 산업 과학기술연구소 주임연구원. 1997

년 부산대 대학원 전기공학과 졸업(공학박). 현재 연압공업전문대 전자과 부교수. 주관심분야는 Intelligent & Robust Control(Fuzzy Control, Process Control).