

유연성을 고려한 인공위성의 자세제어를 위한 GA 튜너와 퍼지제어기 설계

김민성(고려대 대학원), 최완식, 오화석(전자통신연구소), 허 훈(고려대)

Design of GA(Genetic Algorithm) based Fuzzy Logic Controller for the control of flexible satellite structural system

o Min sung Kim*, Wan shik Choi**, Hwa Suk Oh**, Hoon Heo*

ABSTRACT

Nonlinear Attitude Dynamic Equation for flexible-body satellite is derived and confirmed the effect of flexible body. GA based Fuzzy Logic Controller is designed. Also, Bang-bang controller is designed for compare the performance, Fuzzy controller shows much better result than those by using of Bang-Bang controller.

1. 서론

어떤 시스템의 제어를 수행하기 위해서는 그 시스템의 거동을 대표할 수 있는 수학적 모델이 필요하며 이는 위성체의 경우도 마찬가지이다. 일반적으로 제어를 위한 위성체의 모델링 과정에 있어서 위성체를 하나의 집중질량을 가지는 강성체로 모델링하는 방법을 주로 사용하여 왔다. 그러나, 실제로는 위성체에 부착되어 있는 태양전지판이나 안테나등 각종 탑재물들은 유연체로 운동하며 그 크기에 따라서 위성의 자세나 궤도 제어에 무시하지 못할 영향을 미치기도 한다. 본 논문에서는 태양전지판의 유연성을 고려하여 위성체를 모델링 하였으며 유연체가 위성의 자세에 미치는 영향을 확인하였다.

위성체에 있어서, 자세제어라 함은 위성을 어느 특정한 방향을 향하게하거나 정하여진 방향(임무자세)을 안정되게 유지하도록 인공위성 몸체의 회전동작을 제어하는 기능이다.[1]

위성의 자세제어를 위한 작동기로는 반작용휠, 질량분사추력기, 지구자기토크를 이용한 작동기등이 있으며, 위성체는 외부에서 공급되는 연료없이 태양에너지에서 얻는 전력만으로 이들 작동기들을 동작시켜 임무자세나 궤도의 제어를 수행해야 한다.[2] 따라서, 제한된 위성체의 동력을 어느정도 효율적으로 사용하는지의 여부에 따라 위성자체의 수명이 좌우되기도 한다. 가장 효율적인 제어란, 최소의 시간 내에 최소의 동력을 사용하여 원하는 제어활동을 수행하는 것이라 할 수 있다. 기존의 위성체의 제어에 사용되고 있는 제어기로는 On-Off 제어기, PID 제어기, 뱅뱅(Bang -Bang) 제어기 등이 있는데, 이들 제어기로는 연료의 소모에 의한 위성체의 질량의 변화와 같은 위성체의 고유물성치의 변화에 의한 오차에는 그 적응성이 뒤떨어진다. 즉, 위성의 사용할 시간이 증가 될 수록 시스템 자체가 가지는 불확실성 때문에 발생하는 오차에 의하여 그 제어기의 효율은 감소하게 될 것이다. 그러나, 시스템의 불확실성도 고려할 수 있는 지능제어기법을 사용한다면 제어의 효율과 아울러 위성의 수명 또한 더욱 증가시킬 수 있을 것이다.

본 논문에서는 위성체의 자세제어를 위하여 지

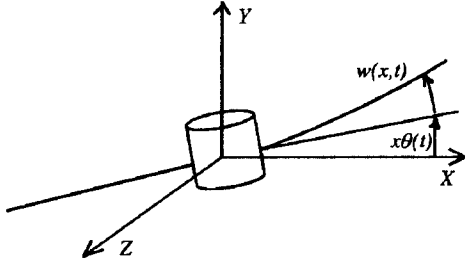
* 고려대학교 제어계측공학과

** 한국 전자통신 연구소.

능제어기중의 하나인 TS(Tagaki- Sugeno)형태의 퍼지제어기를 설계하였고 시뮬레이션을 수행하였으며 뱅뱅제어기를 설계하고 그 성능을 비교하였으며 퍼지제어기의 최적퍼지추론규칙의 생성을 위하여 유전 알고리즘을 도입하였다.

2. 위성체의 모델링

다음 그림1 과 같은 간단한 형태의 위성체를 고려한다.



<그림1. 위성체의 모델>

잡음가진이 모멘트 형태로 입력되고, 제어를 위한 작동기로서 반작용휠이 포함된 경우 위성의 자세동역학 방정식은 다음식(1)과 같다.

$$\begin{aligned} \dot{h}_{body} + \dot{h}_{wheel} &= \omega \times [h_{body} + h_{wheel}] + \tau_d \\ I_b \dot{\omega} &= \omega \times [I_b \omega + L_w^T I_w \omega_w] \\ &\quad - L_w^T I_w \dot{\omega}_w + \tau_d \quad (1) \\ I_b \dot{\omega} &= \omega \times [I_b \omega + L_w^T I_w \omega_w] \\ &\quad - L_w^T T_c + \tau_d \end{aligned}$$

where

I_w : Moment of Inertia of Wheels

I_b : Moment of Inertia of Body

T_c : Control Torque

τ_d : Disturbance torque

ω : 위성의 Angular velocity

ω_w : 반작용휠의 Angular velocity

L_w : 반작용휠의 Location vector

L_w 는 반작용휠의 방향을 나타내는 vector로 Z축이 지구를 향하고 4개의 휠이 피라밋 모양으로 배치되어 있을 때 다음식과 같이 쓸

수 있다.

$$L_w = \begin{bmatrix} 0.5 & 0.5 & \sqrt{2} \\ 0.5 & -0.5 & \sqrt{2} \\ -0.5 & 0.5 & \sqrt{2} \\ -0.5 & -0.5 & \sqrt{2} \end{bmatrix} \quad (2)$$

또한 휠의 모멘트는 다음과 같다.

$$I_w = \begin{bmatrix} I_{w1} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & I_{w2} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & I_{w3} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & I_{w4} \end{bmatrix} \quad (3)$$

따라서, 그림1 에서 나타낸 위성체의 최종 자세 운동 방정식은 아래의 식(4)과 같다.

$$\begin{aligned} \dot{x}_1 &= x_4 - \frac{\sin x_3 \cos x_1}{\cos x_3} x_5 + \frac{\sin x_3 \sin x_1}{\cos x_3} x_6 \\ \dot{x}_2 &= \frac{\cos x_1}{\cos x_3} x_4 - \frac{\sin x_1}{\cos x_3} x_6 \\ \dot{x}_3 &= \sin x_1 x_5 + \cos x_1 x_6 \\ \dot{x}_4 &= \frac{I_2 - I_3}{I_1} x_5 x_6 - v_3 x_5 + v_2 x_6 - T_x + \tau_{dx} \\ \dot{x}_5 &= \frac{I_3 - I_1}{I_2} x_4 x_6 - v_1 x_6 + v_1 x_4 - T_y + \tau_{dy} \\ \dot{x}_6 &= \frac{I_1 - I_2}{I_3} x_4 x_5 - v_2 x_4 + v_1 x_5 - T_x + \tau_{dx} \\ \dot{x}_7 &= x_8 \\ \dot{x}_8 &= -\frac{1}{M} (K x_7 + S \dot{x}_6) \end{aligned} \quad (4)$$

where

$$\begin{aligned} x_1 &= \phi, \quad x_2 = \phi, \quad x_3 = \theta \\ x_4 &= \omega_1 = \dot{\phi}, \quad x_5 = \omega_2 = \dot{\phi}, \quad x_6 = \omega_3 = \dot{\theta} \\ x_7 &= q, \quad x_8 = \dot{x}_7 \end{aligned}$$

$$M = \rho A \int_0^L \phi(x)^2 dx$$

$$S = \rho A \int_0^L \phi(x) dx$$

$$K = EI \int_0^L \phi(x)''^2 dx$$

$$\begin{aligned} \omega_w &= [\Omega_1 \ \Omega_2 \ \Omega_3 \ \Omega_4] \\ \tau_d &= [\tau_{dx} \ \tau_{dy} \ \tau_{dz}] \\ v_1 &= 0.5\Omega_1 + 0.5\Omega_2 - 0.5\Omega_3 - 0.5\Omega_4 \\ v_2 &= 0.5\Omega_1 - 0.5\Omega_2 + 0.5\Omega_3 - 0.5\Omega_4 \\ v_3 &= \sqrt{2}\Omega_1 + \sqrt{2}\Omega_2 + \sqrt{2}\Omega_3 + \sqrt{2}\Omega_4 \\ T_x &= 0.5\dot{\Omega}_1 + 0.5\dot{\Omega}_2 - 0.5\dot{\Omega}_3 - 0.5\dot{\Omega}_4 \\ T_y &= 0.5\dot{\Omega}_1 - 0.5\dot{\Omega}_2 + 0.5\dot{\Omega}_3 - 0.5\dot{\Omega}_4 \\ T_z &= \sqrt{2}\dot{\Omega}_1 + \sqrt{2}\dot{\Omega}_2 + \sqrt{2}\dot{\Omega}_3 + \sqrt{2}\dot{\Omega}_4 \end{aligned}$$

3. 퍼지 제어기

일반적인 퍼지제어기의 퍼지추론규칙은 다음 식과 같다.[3][4]

$$\begin{aligned} R^{(l)} : & \text{IF } x_1 \text{ is } F_1^l \text{ and } \dots \text{ and } x_n \text{ is } F_n^l \\ & \text{THEN } y \text{ is } G^l, \quad l = 1, 2, \dots, M \end{aligned} \quad (5)$$

이때 F_i^l 와 G^l 는 퍼지집합이고, M 은 추론규칙의 갯수이며, x_i 와 y 는 언어형 입출력함수이다. 위와 같은 일반적인 퍼지추론규칙 대신, 타가기와 수계노는 다음과 같은 새로운 추론규칙을 제시하였다.[5]

$$\begin{aligned} R^{(l)} : & \text{IF } x_1 \text{ is } F_1^l \text{ and } \dots \text{ and } x_n \text{ is } F_n^l, \\ & \text{THEN } y^l = c_0^l + c_1^l x_1 + \dots + c_n^l x_n \\ & \quad \quad \quad l = 1, 2, \dots, M \end{aligned} \quad (6)$$

F_i^l 는 fuzzy set이며 c_i 는 실제로 수치적인 값을 가지는 변수이며, y 는 추론규칙에 의해 생성된 시스템의 출력이다. 위 식(6)에서 알 수 있듯이, TS 퍼지제어기는 비퍼지화 과정에서 퍼지제어기의 출력이 일반적인 퍼지제어기에서 사용하는 퍼지집합의 형태가 아니라 직접 어떤 수치를 나타낸다는 장점이 있다.

TS 퍼지제어기의 최종 출력 값은 rule base 출력의 무게중심으로 계산된다.

$$y(x) = \frac{\sum_{l=1}^M w^l y^l}{\sum_{l=1}^M w^l} \quad (7)$$

이때 무게 w^l premise part 의 조화율(Degree of

match) 이다.

$$w^l = \prod_{i=1}^n \mu_{F_i^l}(x_i) \quad (8)$$

TS 퍼지제어기 설계에 있어서 가장 중요한 문제는 제어기가 원하는 성능을 나타낼 수 있게 하는 계수 c_i 의 조절이다. 본 논문에서는 TS 퍼지제어기의 계수 c_i 를 유전 알고리즘을 통해서 구해내는 방법을 사용하였다.

4. GA 알고리즘

유전 알고리즘은 시스템의 최적 이득을 찾는 알고리즘이다. 유전알고리즘은 크로모좀이라 불리는 2진수의 비트로 이루어진 염색체가 자연의 유전자가 진화되는 과정을 모방한 교배, 돌연변이 등의 연산과정을 통하여 그 염색체들의 값이 적당도 값(Fitness value)을 최대화 하여 시스템의 최적이득 값으로 진화하게 하는 일련의 연산과정이다.

이 알고리즘은 간단하면서도 강인하고 일반적이며, 무엇보다도 무작위로 선정된 값에 의해 염색체들을 생성하므로 해의 탐색공간에 대한 정보가 전혀 필요없다는 장점이 있다.

최적화과정은 개체군(Population) 이라 불리는 염색체들의 집합을 진화시키는 과정을 통하여 이루어진다. 유전자 알고리즘은 이 개체군들의 값을 병렬연산과정을 통하여 최적화 하므로 그 값이 지역 최소값(Local minimum)에 빠질 확률이 크게 감소한다. 따라서, 유전자 알고리즘을 통하여 진화된 최적이득값은 시스템의 강인성조건 또한 만족시킬 수 있다.

유전자 알고리즘에서 개체군은 선택(재생), 교배, 돌연변이의 과정을 거치면서 진화한다. 선택은 각각의 독립된 개체를 적합도 값(Fitness value)과 비교하여 우수하면 그 개체를 그대로 복사하는 과정이며, 교배는 임의로 선택한 개체의 쌍에서 임의의 부분을 선정하여 그 유전자를 교환하여 새로운 두개의 염색체(자손)를 생성하는 과정이며, 돌연변이는 한 염색체의 값을 임의로 바꾸어 새로운 염색체를 만드는 과정이다.[6][7]

이상 세가지의 유전자 조작방법은 모두 한 염색체에서 새로운 염색체로 진화할 수 있는 일정한 확률을 가지고 있으며 그 범위 내에서 진화가 이루어진다. 이는 한 세대에서 진화한 다음세대의 염색체들의 개체군이 그 전세대의 개체군과 전혀

관계가 없지 않음을 나타낸다.

유전 알고리즘에서 한 세대에서 그 다음세대를 형성하기 위해서는 다음과 같은 단계를 거치게 된다.[8]

- Step 1) $t = 0$
- Step 2) Generate an initial population $G(t)$
- Step 3) Evaluate $G(t)$
- Step 4) If some termination conditions are met, go to Step 8)
- Step 5) Generate a new generation $G(t+1)$ from $G(t)$
- Step 6) Evaluate $G(t+1)$
- Step 7) Return to Step 4)
- Step 8) Stop

5. 시뮬레이션.

설계한 제어기가 포함된 시스템의 거동을 시뮬레이션 하기 위하여 다음과 같은 설정을 하였다.

- 1) 초기 오차각 : -3도
- 2) 가진 : PSD가 1인 백색잡음가진이 태양전지판에 입력

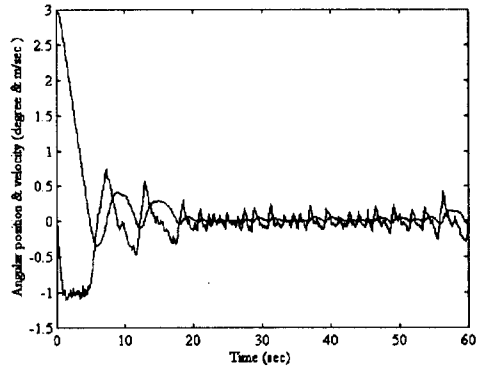
즉, 태양전지 판에 백색잡음가진이 입력되는 상황에서 초기오차각 -3도를 0도로 제어하는 과정을 시뮬레이션 하였다. 또한 비교를 위하여 뱅뱅제어기를 설계하고 뱅뱅제어기를 포함한 시스템의 거동을 시뮬레이션 하였다.

시뮬레이션에 사용된 위성의 각 물성치들은 다음과 같다.

위성체		
Inertia I1		1989 kN.m
Inertia I2		1876 kN.m
Inertia I3		407 kN.m
태양전지판		
mass	M	49.994 kg
stiffness	K	32.1932 kN/m
damping ratio	b	1.0
coupling factor	S	78.2999

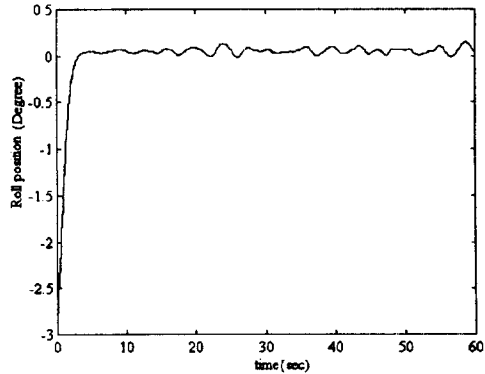
시뮬레이션은 60초 동안 수행하였으며 그 결과를 다음 그림들에 나타내었다

다음 그림2 는 뱅뱅제어기를 가용하였을 경우의 위성체의 자세거동이다. 그림을 살펴보면 오버슈트가 여러차례 나타나며 지속적인 진동이 나타남을 알 수 있다.

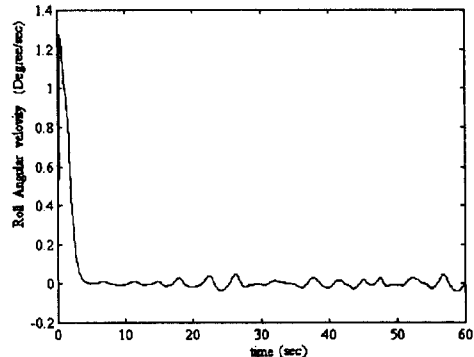


< 그림2. 위성체의 롤축의 거동과 각속도 >

다음 그림3 과 4는 GA 를 이용하여 튜닝한 퍼지제어기를 사용한 경우의 위성체의 자세 거동과 각속도이다.



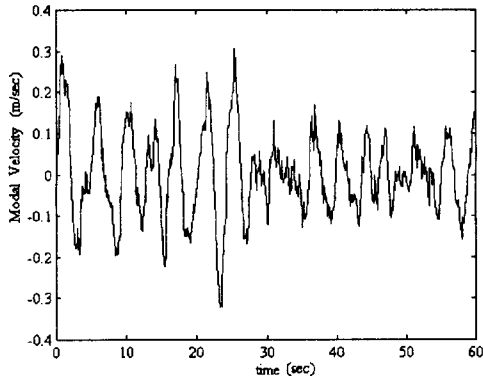
<그림3. 위성체의 롤축의 거동>



<그림4. 위성체의 롤축의 각속도>

다음 그림5 는 위성의 태양전지판의 거동을 나

타낸 것이다.

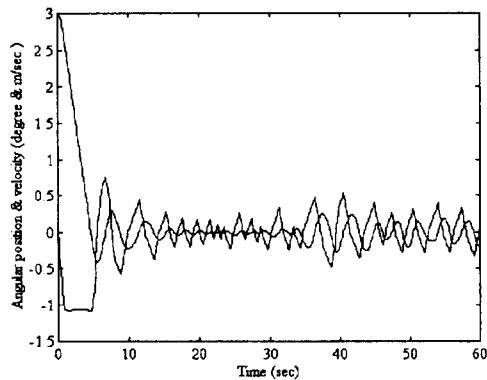


<그림5. 태양전지판의 거동>

또한, 위성체의 질량이 감소한 경우에도 설계한 제어기의 성능을 알아보기 위한 시뮬레이션도 수행하였다.

아래 그림5는 위 과정과 같은 상황에서 위성체의 질량이 5% 감소되었을 경우의 위성체의 거동을 시뮬레이션 한 것이다.

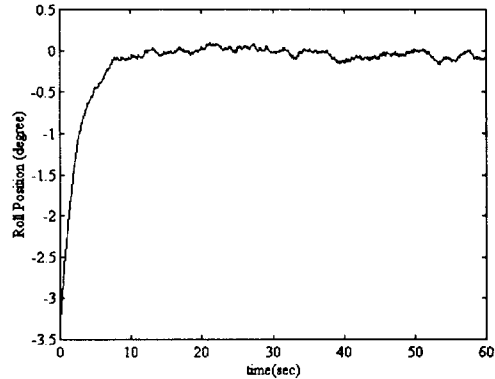
아래 그림6은 위성체의 질량이 감소한 경우의 뱅뱅제어에 의한 결과이다. 그림2와 비교하면 진동의 폭이 증가하였고 위성체의 자세가 정상상태가 되는 시간도 더욱 길어졌음을 알 수 있다. 즉 위성체의 연료소모 등의 원인에 의하여 질량이 변화하였을 경우 제어기의 성능 자체가 변화함을 알 수 있다.



<그림 6. 위성체의 롤축의 거동과 각속도>

다음 그림7은 위성의 질량이 감소하였을 경우 퍼지제어기를 사용한 제어의 결과이다. 질량이 감

소하기 이전과 거의 차이가 없는 거동을 나타내고 있음을 알 수 있다.



<그림7. 위성체의 롤축의 거동>

앞 그림3을 그림 2와 비교하여 보면 빠른시간에 기준위치로 거동함을 알 수 있다. 그러나, 정상상태에 이르러서도 잡음가진에 의해 발생하는 태양전지판의 진동 때문에 임무자세에 계속 오차가 발생함을 알 수 있다. 즉, 태양전지판의 진동이 자세에 영향을 미치고 있음을 알 수 있다.

6. 결론

본 연구에는 태양전지판의 유연성까지 고려한 위성의 비선형 자세방정식을 유도하였고 태양전지판에 백색잡음가진이 입력되는 상황에서 위성체의 자세를 제어할 수 있는 유전자알고리즘을 이용한 퍼지논리제어기를 설계하였으며, 시뮬레이션 결과 기존에 사용하던 뱅뱅제어기에 비해 우수한 성능을 나타냄을 확인하였으며 위성체의 질량에 변화가 있는 경우에도 우수한 제어성능을 보이고 있음을 확인할 수 있다. 또한, 위성의 방정식을 관찰하면 태양전지판의 움직임과 위성의 자세의 회전은 서로 커플링되어 있음을 알 수 있는데, 실제로 위성의 거동에도 서로 영향을 미치고 있음을 시뮬레이션을 통해 확인 하였다.

따라서, 위성의 유연체 부분에도 작동기를 부착하여(예를 들어 압전소자 작동기) 제어를 수행한다면 보다 효과적인 자세제어를 수행할 수 있을 것이다.

7. 참고문헌

- (1) Peter Fortescue, John Stark, "Spacecraft systems engineering", WILEY

- (2) 김민성, 오화석, 최완식, 허훈, "Torq Disturbance를 받는 다목적 위성의 자세추정기 및 제어기 설계" . 1996. 추계 소음진동공학회 학술대회.
- (3) L.A. Zadeh, "Fuzzy Sets," *Information and Control*, vol. 8, pp. 338-353, 1965.
- (4) E.H. Mamdani, "Applications of fuzzy algorithms for simple dynamic plant," *Proc. IEE*, 121, no. 12, pp. 1585-1588, 1974.
- (5) T. Takagi and M. Sugeno, "Fuzzy identification of systems and its applications to modeling and control," *IEEE Trans. on Syst., Man, and Cybern.* , SMC-15(1), pp. 116-132, 1985.
- (6) D.E. Goldberg, *Genetic Algorithms in search, optimization, and machine learning*. Addison-Wesley, 1989.
- (7) D. Park and A. Kandel, "Genetic-based new fuzzy reasoning models with application to fuzzy control," *IEEE Trans. on Syst., Man, and Cybern.*, SMC-24(1), pp. 39-47, 1993.
- (8) H. Heo and Jungyoup Han, "Vibration control of flexible nonlinear system using GA based fuzzy logic controller," *Proc. of the Korean Society for Noise and Vibration Engineering*, pp. 142-146, May. , 1995.