

# 유전자알고리즘을 이용한 우주비행체의 자세제어

허 훈(고려대 제어계측공학과), 김대중\*(고려대 대학원)

## Attitude Control for Spacecraft by using Genetic Algorithm

H. Heo (Korea Univ.), D.J. Kim\*(Graduate Student, Korea Univ.)

### ABSTRACT

Control of flexible spacecraft is investigated. GA(Genetic Algorithm) based Fuzzy Logic Controller is designed to implement for the attitude control of flexible satellite. The results obtained by employing GA based FLC are compared with those by FLC. It shows much shorter settling time and smaller tip mass oscillation.

### 1. 서론

인공위성의 자세제어는 위성을 특정방향으로 향하게 하거나 요구되는 임무자세를 유지하도록 비행중심체(Hub)의 회전동작을 제어함을 말한다. 이때 사용되는 작동기로는 모멘텀휠(Momentum wheel)이나 리액션휠(Reaction wheel), 지구자기 혹은 분사기구가 있다. 이중 모멘텀휠이나 리액션휠은 빠르고 정확한 자세제어를 할 수 있고 초기에 비행체에 내장된 연료의 사용없이 자세제어를 하기 때문에 이상적인 작동기라 할 수 있으나 휠의 회전속도가 일정량에 다다르면 초기화를 하여야 한다는 단점이 있다. 분사기구는 이러한 휠의 초기화 시에 보조적인 작동기로도 쓰이기도 하며, 비행체의 궤도수정(Maneuver)과 같은 큰 회전을 요구하는 자세전이에 사용될 수 있는데 분사기구 사용시 내장된 연료를 사용해야하므로 이는 비행체의 수명과 큰 연관을 갖는 뿐 아니라 비행체의 회전관성량을 변화시키는 주요한 원인이 되기도 한다. [1]

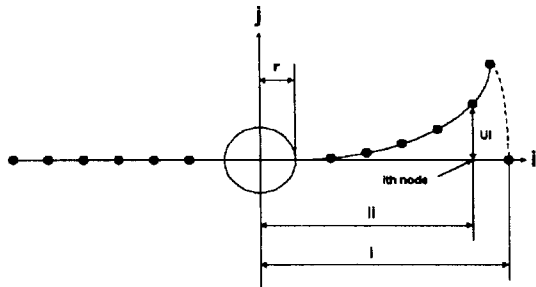
위에서 언급한 작동기를 제어하기 위해 현재 사용되는 제어기로는 On-off 제어기, PID 제어기, Bang-bang 제어기 등이 있는데 이중 Bang-bang 제어기로 자세전이시의 비행체 자세제어를 시뮬레이션 해본 결과 외란에 의한 태양전지판의 여진을 감쇄시키는데 소요되는 시간 및 비행체의 고유물성치 변화에 대한 적용도면에 있어서 퍼지논리제어기가 보다 나은 특성을 가지고 있음을 확인할

수 있었다.[2]

본 논문에서는 위와 같은 특성을 갖는 퍼지논리제어기의 응답속도 향상 및 외란에 의한 태양전지판의 여진을 최소화시키기 위해 유전자 알고리즘을 이용한 퍼지논리제어기를 설계하고자 한다. 퍼지논리제어기는 Takagi - Sugeno 타입을 사용하였으며 유전자 알고리즘은 이중 후진부의 계수를 최적화하는데 사용하였다.

### 2. 비행체의 자세운동방정식

본 논문에서는 그림1과 같은 유연한 태양전지판을 갖는 우주비행체를 가정하였으며 태양풍에 노출되어 있어 이로 인한 외란을 받는다고 설정하였다.



[Fig. 1] Spacecraft kinematics

그림1과 같이 우주비행체가 k 축을 중심으로 회전하면 i번째 질량의 병진운동방정식은 식(1)과 같이 나타낼 수 있다.

$$m_i (\ddot{u}_i + l_i \ddot{\theta}) = f_{int,i} + f_i \quad (1)$$

여기서  $\theta$  는 hub 의 inertial rotation,  $f_i$  는  $i$ 번째 질량에 외부로부터 가해지는 힘을 나타낸다.  $f_{int,i}$  는 internal elastic force를 나타내는데 다음과 같이 stiffness matrix로 나타낼 수 있다.[3][4]

$$f_{int} = -K_u u \quad (2)$$

따라서 식 (1)과 (2)를 통해  $n-1$  개의 nodal mass 를 갖는 우주비행체의 translational equation 은 식(3)과 같이 표현할 수 있다.

$$M_u \ddot{u} + S \ddot{\theta} + K_u u = j \quad (3)$$

$$M_u = \text{diag}(m_1, m_2, \dots, m_{n-1})$$

$$S^T = \{m_1 l_1, m_2 l_2, \dots, m_{n-1} l_{n-1}\}$$

우주비행체의 회전평형을 만족하도록 하여 우주 비행체의 회전운동방정식을 구할 수 있다.[3]

$$I_t \ddot{\theta} + 2S^T \ddot{u} = t_{hub} + 2 \sum_{i=1}^{n-1} l_i f_i \quad (4)$$

여기서  $t_{hub}$  는 비행중심체의 말단에 장착된 추력기에서 가스를 분사하여 얻을 수 있는 토크 (Torque)를 나타내며  $I_t$  는 비행체의 회전관성을 나타내는데 식(5)와 같이 표현된다.  $I_{hub}$  는 비행중심체의 회전관성이다.

$$I_t = I_{hub} + 2 \sum_{i=1}^{n-1} m_i l_i^2 \quad (5)$$

위에서 구한 병진운동방정식과 회전운동방정식을 통해 전체 시스템의 지배방정식을 얻을 수 있고 이를 상대방정식으로 표현하면 다음과 같다.

$$M \dot{q} + K q = P_q F_q \quad (6)$$

$$q^T = \{\theta, u_1, u_2, \dots, u_{n-1}\}$$

$$M = \begin{bmatrix} \frac{1}{2} I_t & S^T \\ S & M_u \end{bmatrix}$$

$$K = \begin{bmatrix} 0 & 0 \\ 0 & K_u \end{bmatrix}$$

$$P_q = \begin{bmatrix} \frac{1}{2} l_1 & \dots & l_{n-1} \\ 0 & I_{(n-1)(n-1)} & \end{bmatrix}$$

$$F_q = \{t_{hub} f_1 \dots f_{n-1}\}^T$$

$$\dot{x} = Ax + Bu, \quad y = Cx + Du \quad (7)$$

$$x = \{q \quad \dot{q}\}^T$$

$$A = \begin{bmatrix} 0 & I \\ -M^{-1}K & 0 \end{bmatrix}$$

$$B = \begin{bmatrix} 0 \\ M^{-1}P_q \end{bmatrix}$$

$$C = [1 \ 0 \ \dots \ 0]$$

$$D = 0$$

### 3.유전자알고리즘을 이용한 퍼지논리제어기설계

퍼지논리제어기(Fuzzy Logic Controller)는 Zadeh 에 의해 개발된 퍼지이론의 중요한 응용분야로서 숙련된 프로세스 오퍼레이터의 제어기법을 연구하여 그것을 자동제어에 응용한 제어기이다. 실제로 복잡한 해석적 기법으로 제어하는 것보다 경험이 풍부한 오퍼레이터의 조작이 더 효과적일 수 있으며 이 경우 제어규칙의 집합은 언어적으로 표현될 수 있다. Mamdani의 퍼지제어 알고리즘은 이러한 언어적 표현을 디지털 컴퓨터를 사용하여 제어에 직접적으로 적용할 수 있게 해준다[5][6]. 그러나 현재까지 대부분의 연구결과에서는 전문가의 지식 으로부터 적용될 시스템에 가장 적합한 제어규칙 및 소속함수를 결정하는데 많은 시행착오를 거쳐야 하는 불편함이 있었다. 또한 이러한 결정과정

에서 숙련자조차 언어적으로 어떤 제어행동을 취했는지 잘 설명하지 못하고 게다가 제어기 설계자의 판단이나 조작자의 제어가 최적이라고 판단할 수 없는 경우도 발생할 여지가 다분했다. Tagaki와 Sugeno는 이러한 단점을 보완할 수 있는 형태의 퍼지제어기를 제안하였는데 이 제어기의 가장 큰 특징은 규칙베이스의 후건부가 입력변수에 대한 선형조합으로 되어 있다는 것이다[7].

$$L^{(i)}: IF x_1 \text{ is } F_1^i \text{ AND } \dots \text{ AND } x_n \text{ is } F_n^i \quad (8)$$

$$THEN g^i = c_0^i + c_1^i x_1 + \dots + c_n^i x_n$$

$F_i^i$  : fuzzy sets

$y^i, C_i^i \in R$  : system output

이러한 특징은 기존에 널리 알려져 왔고 그 유용성을 검증 받은 여러 최적기법을 이용하여 최적의 제어기를 구성하는 규칙베이스의 후건부의 계수들을 쉽게 조정할 수 있게 해준다. 본 논문에서는 후건부의 계수들을 최적화하기 위하여 유전자 알고리즘을 사용하였다.

유전자알고리즘은 J. Holland의 진화이론을 수학적으로 다루려는 시도에서 비롯되었다. 이 기법은 자연의 유전학에서 발견된 재생(reproduction), 교배(crossover), 돌연변이(mutation) 같은 연산자들을 사용하는데 이들은 탐색공간에서 해를 효과적으로 찾아준다. 유전자알고리즘은 넓은 공간을 빠르게 탐색하는데 이때 유전자 알고리즘이 요구하는 정보는 단지 목적함수값뿐으로 이는 일반적으로 사용되는 탐색기법이 그 탐색공간에서의 미분가능성이나 연속성에 대한 정보를 요구하는 것에 비해 주목할 만한 특징이다.

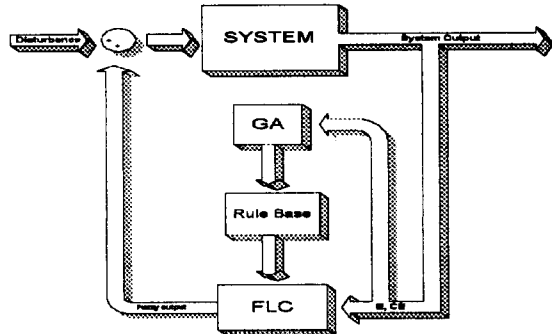
유전자 알고리즘의 성능은 검색공간 내에서의 새로운 지역 개척(exploration)과 이미 개척된 지역에 대한 이용(exploitation)의 균형에 있는데 이 균형은 유전자알고리즘에서 사용되는 연산자들(재생, 교배, 돌연변이)의 선택에 의해 좌우된다. 가령 교배확률을 증가시키면 적합도가 큰 개체들끼리의 재결합이 증가되어 현재의 환경을 최대한 이용할 수 있는 반면 적합도가 큰 개체의 손실 가능성도 증가하게 된다. 또한 돌연변이율을 증가시키면 새로운 지역에 대해 개척하려는 경향이 있어 교배과정중 손실된 개체를 회복할 수 있는 가능성이 커

지나 이에 따라 발산할 가능성도 커지게 된다. 따라서 이들의 확률값 선택은 목적함수 선택만큼이나 중요한 역할을 담당한다[8].

다음은 유전자알고리즘의 개략적인 절차이다.

- 1) 개체군(Population)을 초기화한다.
- 2) 각 개체(Chromosome)에 대한 적합도(Fitness Value)를 계산한다.
- 3) 지정한 최대 세대수가 될 때까지 혹은 우리가 지향한 목적함수에 부합되는 개체가 발생될 때까지 아래 과정을 반복한다.
- 4) 개체들중 적합도가 큰 것들을 선택하여 새로운 개체군을 형성한다.
- 5) 개체군에 대해 교배과정을 수행한다.
- 6) 교배과정을 거친 개체군에 대해 돌연변이 과정을 수행한다.
- 7) 2)번 과정을 수행한다.

유전자알고리즘을 이용한 퍼지논리제어기의 개략도는 그림2와 같다.[9]



[Fig. 2] Block diagram of GA based FLC

위의 그림에서 E는 우주비행체의 현재 자세를 나타내며 CE는 그 변화량이다. 유전자알고리즘은 이들을 입력변수로 하여 최적화 과정을 수행한다.

유전자알고리즘에서 사용된 목적함수는 식(9)와 같다.  $\alpha$ 와  $\beta$ 는 가중상수이다[10].

$$F_{fitness} = \frac{1}{1 + \sum_0^{MAXGEN} (\alpha E^2 + \beta CE^2)} \quad (9)$$

#### 4. 시뮬레이션 및 결과

앞 과정에서 제시한 제어기의 성능을 평가하기

위해 표 1과 같은 물성치를 가진 비행체를 고려하였으며 유전자알고리즘에 사용한 매개변수의 크기는 표 2와 같다. 비행체는 초기에 1°의 자세오차를 갖는 것으로 가정하였으며 이 오차를 줄이는 과정에 대한 시뮬레이션을 수행하였다

[Table 1] Spacecraft system parameter

비행체의 특성	값
질점 개수 / 비행체날개	5
비행중심체 회전관성	2000 Kg-m <sup>2</sup>
비행중심체 반지름	0.4 m
날개길이	1.35 m
질점 질량	2 Kg

[Table 2] GA variables

매개변수	값
최대세대수	100
개체군의 크기	50
교배확률	0.25
돌연변이 확률	0.01

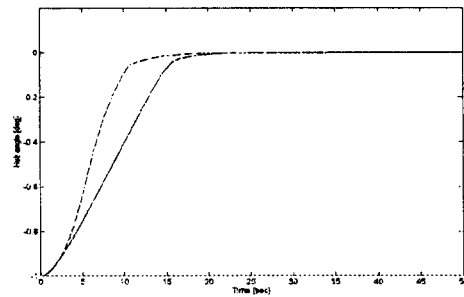
자세제어시 일반 퍼지논리제어기를 사용한 경우와 유전자알고리즘을 이용하여 규칙베이스의 후건부 계수들을 최적화한 퍼지논리제어기를 사용한 경우의 응답특성을 비교하였다.

유전자알고리즘을 이용한 경우 응답속도가 향상되었고(그림 3), 태양전지판 말단의 오실레이션 또한 크게 감소함(그림 4)을 보인다. 그러나 자세오차를 0.001° 이내로 줄이는데 필요한 토크를 비교한 결과 유전자 알고리즘을 사용한 경우가 퍼지제어기만을 사용한 경우보다 2.06배 많은 토크를 필요로 함을 알 수 있었다.

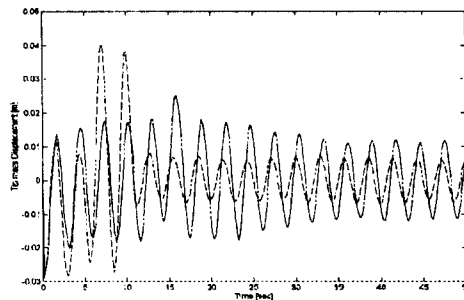
## 5. 결론

본 논문에서는 유연성을 고려한 우주비행체의 자세제어를 위해 유전자알고리즘을 이용한 퍼지논리제어기를 설계하였다. 제어기의 성능을 퍼지제어기만 사용한 자세제어와 비교해본 결과 응답속도 및 태양전지판 말단의 오실레이션 감소에는 뛰어난 성능을 보이나 자세제어에 필요한 토크가 크게 됨을 알 수 있었다. 즉 자세제어에는 우수한 특

성을 보이는 반면 자세제어에 상대적으로 많은 토크의 발생을 필요로 하므로 외부로부터 연료의 공급이 없는 우주비행체의 수명에는 좋지 못한 결과를 초래함을 알 수 있었다. 이는 유전자알고리즘을 이용한 퍼지제어기 사용시 초기에 자세오차를 줄이기 위해 추력기를 계속해서 사용함에 따라 자세오차는 빠른 속도로 줄어드나 반면 비행체의 가속도 또한 커져 나중에는 이 가속도를 줄이기 위한 반대 추력이 필요해지기 때문이다. 결과적으로 비행체의 목적상 빠른 응답속도를 필요로 하는 군사위성 등에 적용하기에는 적합하나 상업위성과 같이 비행체의 수명이 보다 중시되는 비행체에는 적용에 어려움이 있다 하겠다. 따라서 유전자알고리즘을 이용한 제어기의 문제점인 연료의 과다 소모를 방지하기 위한 방안에 대한 연구가 필요하며 현재 이를 수행중에 있다.



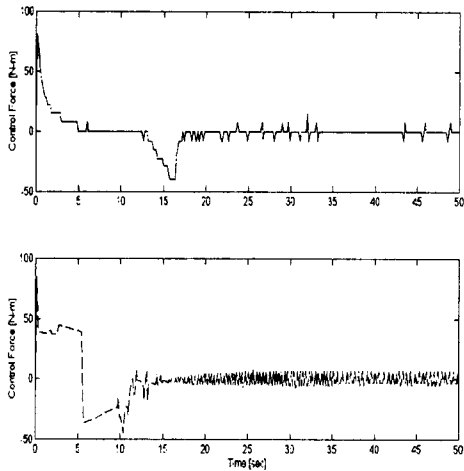
[Fig.3] Hub angular position (—:FLC, --:GA-FLC)



[Fig. 4] Tip displacement (—:FLC, --:GA-FLC)

, pp 440-443

(10) 한정엽, "확률론적 동력학계의 해석과 제어 기법에 대한 이론 및 실험적 연구". 1996, 석사학위논문.



[Fig. 5] Control force (FLC(상),GA-FLC(하))

## 6. 참고문헌

- (1) Peter Fortescue, John Stark, "Spacecraft systems engineering", WILEY.
- (2) 허 훈, 김대중, "가변질량을 갖는 유연한 우주 비행체의 지능제어", 1996, 추계 한국항공우주학회 학술대회.
- (3) Kalman Malek, "Control-Structure Integrated Design", 1992, *AIAA Journal*, Vol. 30, No. 8, pp. 2124-2131.
- (4) Daniel J. Inman, "Vibration with Control, Measurement, and Stability", *Prentice Hall*.
- (5) George j. Klir, Bo Yuan, "Fuzzy sets and Fuzzy logic", *Prentice Hall*.
- (6) Mamdani, E.H, "Applications of Fuzzy Algorithms for Simple Dynamic Plant", *Proc. IEE*, 121, no. 12, pp.1585-1588, 1974.
- (7) Takagi, T and Sugeno, M., "Fuzzy Identification of Systems and Its Applications to Modeling and Control", *IEEE trans. on Systems, man, machine and cybernetics*, vol. 15, no. 1, Jan/Feb. 1985.
- (8) Srinivas, M. and Patnaik, L.M., "Genetic Algorithms : A Survey", *IEEE computer*, June, 1994.
- (9) 한정엽, 김민성, 허 훈, "A Control Technique for Random Parametric System(I)", 1995, *KACC*