다목적 실용위성 1호 태양지향모드에서의 연료 절감을 위한 퍼지제어기 설계

최홍택*, 한정엽**

Fuzzy Controller Design for Fuel Saving in Sun Pointing Mode for KOMPSAT-1

Hong-Taek Choi*, Jung-Youp Han**

Abstract

The mission life of a satellite determines the amount of fuel required on-board, while the total mass requirement limits the fuel to be loaded. Hence, for the design of thruster control loop, not only the satellite pointing accuracy but the saving of fuel is to be considered. In this paper, a two-step fuzzy controller is proposed for the thruster control loop to save fuel consumption. This approach combines requirements for pointing control accuracy with minimum fuel consumption into a fuzzy controller design. To demonstrate this approach, we have designed a fuzzy controller for the Sun Pointing Mode of KOMPSAT-1. The performance of this fuzzy controller design is compared with that of PD controller used for KOMPSAT-1.

초 록

위성체내에 보유할 수 있는 연료량은 위성의 총 질량에 영향을 미치므로 제한적이며, 위성의 수명을 결정하는 가장 큰 요소이다. 따라서 추력기를 사용하는 자세제어 로직의 설계시 지향정밀도 뿐만 아니라 연료의 효과적인 사용을 고려하여야 한다. 본 연구에서는 연료 절감을 위한 효율적인 퍼지 제어기를 제안되었다. 제안한 제어기는 두 단계의 퍼지 제어기이며, 첫 번째 단계의 퍼지 제어기는 자세 지향을 위해, 두 번째 단계의 연료 절감을 위해 사용하였다. 이를 예시하기 위해 다목적 실용위성의 여러 모드들 중 추력기를 사용하는 태양지향모드에서 연료 소비를 절감하는 퍼기 제어로직을 설계하였다. 또한, 퍼지제어기의 성능을 비교하기 위해 다목적 실용위성에 실제로 적용된 PD 제어기의 제어 결과와 비교하였다.

키워드 : 연료량(propellant budget), 자세제어(attitude control), 퍼지 제어기(fuzzy controller), 추력기(thruster), 펄스 폭 변조기(pulse width modulater)

* 위성제어연구그룹/ hongtaek@kari.re.kr
** University of Cincinati

1. 서 론

다목적실용위성은 1999년 12월말에 성공적으로 발사되어 IAC(Initial Activation and Checkout)가 이루어졌다. 자세제어계 IAC를 통하여 하드웨어의 상태를 확인하였고 모든 운용모드에서 비행 소프트웨어를 기능적으로 검증하였다.

다목적 실용위성의 경우 자세제어계는 스탠바이모드(Standby Mode), 태양모드(Sun Mode), 기동모드(Maneuver Mode) 및 관측모드(Science Mode)로 구분되며 발사 후 임무를 수행하기 위해 주로 기동모드와 관측모드를 사용한다. 본 연구에서 시뮬레이션을 위해 사용한 태양지향서브모드는 배터리 충전 및 위성에 소요되는 전력을 차질 없이 공급하기 위해 태양전지판의 피치축과 요축의 정보를 제공하는 태양센서(Coarse Sun Sensor Assembly)와 각속도 정보를 제어기에 제공하는 자이로, 그리고 추력기를 이용하여 태양전지판의 수직방향(여기서 말하는 태양전지판의 수직방향은 위성본체의 롤축의 양의 방향과 정확히 일치하지는 않지만 거의 같은 방향을 의미한다)을 태양으로 향하게 하는 기능을 제공한다. 일식기간에 위성의 자세는 관성 좌표계에서 고정된 자세를 유지하며 임무 수행 중 태양지향서브모드는 안전유지서브모드에서 지구획득서브모드로 전환하기 위한 천이 과정의 역할을 하도록 설계되었다. 태양지향서브모드에서 태양전지판의 Home Position은 위치각도 0도에 고정되고, 태양전지판의 수직면이 태양을 향하는 방향으로 선택된다.

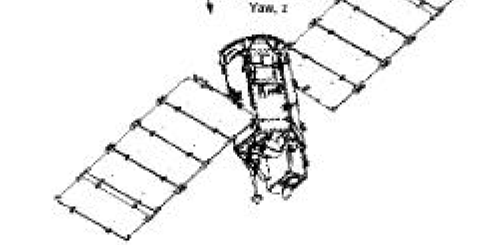

그림 1. Coordinate and Orientation of KOMPSAT

다목적 실용위성의 비행중에 좌표계 정의는 그림 1에 나타난 것처럼 롤축 방향이 위성의 비행방향이고 요축 방향이 지구를 향하는 방향이며 피치축 방향은 롤축과 요축에 수직한 방향이다.

위성체내에 보유할 수 있는 연료량은 위성의 총 질량에 영향을 미친다. 총 질량은 발사체 선정과 밀접한 관계가 있으므로 제한적이며 위성의 수명을 고려하여 연료 Budget를 계산해야 한다. 이를 위해 궤도기동 및 추력기(Dual Thruster Module)를 사용하는 자세제어 로직 등의 주의 깊은 설계가 고려되어야 한다. 또한 연료량은 위성의 수명을 결정하는 가장 큰 요소라고 할 수 있으며, 제한된 연료를 임무 기간 내에 효율적으로 사용할 수 있는 제어로직의 개발과 적용은 위성체 설계에 필수적이다.

본 연구에서는 다목적 실용위성의 여러 모드들 중 추력기를 사용하는 태양 지향 모드에서 연료 소비를 절감하는 제어로직을 제안하며, 이를 다목적 실용위성에 적용된 PD 제어기의 제어 결과와 비교, 검증하였다. 제안한 제어기는 두 단계의 퍼지 제어기이며, 첫 번째 단계의 퍼지 제어기는 자세 지향을 위해, 두 번째 단계의 연료 절감을 위해 사용하였다.

본 논문의 구성은 다음과 같다. 서론에 이어 다목적 실용위성의 동역학 모델과 추력기 모델, 그리고 적용된 PD 제어기의 설계에 관한 내용을 소개한다. 이어서 자세지향과 연료 절감을 위한 퍼지 제어기의 설계를 보이며, PD 제어기와 제안된 퍼지 제어기를 사용한 제어 시뮬레이션을 수행하여 자세 지향과 연료 소비의 결과를 비교, 분석한다.

2. 태양지향모드 PD 제어기 설계

2.1 설계 요구조건

다목적 실용위성의 태양모드에 대한 안정도 요구조건 및 제한조건은 위성모델 및 추력기모델의 오차를 고려하여 개루프 제어시스템의 이득차는 10[dB] 이상 유지해야하고 위상차는 30[deg] 이상 유지해야한다. 또한, 인공위성의 일차 고유

진동수가 약 0.5[Hz]이기 때문에 위성의 고유진동수와 제어대역을 충분히 분리시키기 위해 개루프 제어시스템의 대역폭을 0.05[Hz] 이하로 결정하였다. 태양지향모드에서의 성능요구조건은 초기 각속도가 위성운용초기에 2.0[deg/ sec] 이하이고 요구되는 전력공급을 위해 태양전지판의 태양지향 각도는 정상상태에서 8[deg]이하로 결정하였다. 10분이내에 태양전지판의 수직선이 태양을 지향해야하며 위성의 안정도를 위해 롤축 각속도는 0.15[deg/ sec]이하로 제한하였다.

2.2 인공위성의 동역학 모델

추력기를 제어하기 위한 유연체 인공위성의 동역학적 모델을 유도하는 방법으로 시스템의 복잡성 등을 고려하여 유한요소법을 이용한 구조해석 프로그램인 NASTRAN을 이용하여 위성의 모델을 유도하였다. 유연체 인공위성의 동역학적 모델은 100개의 진동모드와 각모드에 해당되는 고유진동수로 구성되어 있으며, 이것은 구조물의 댐핑 효과가 제외된 위성체의 구성 및 물적특성을 바탕으로 계산된 것이다. 실제적으로 구조물 댐핑은 비선형이지만 적절한 시스템 모델을 얻기 위해서 모델링 과정에서 인위적으로 선형 구조물의 댐핑효과를 포함시켰다. 진동모드가 포함된 시스템에 대한 제어기설계가 요구될 때는 모델의 불확실성 등에 의해 제어기가 작동중에 설계시 고려되지 않은 진동모드가 제어기에 의해 가진될 수 있는데 이것을 Spillover 현상이라고 한다. 이 때문에 모델축소화 작업에 주의를 요해야 한다. 본 연구에서도 100개의 진동모드 전부를 사용하는 것은 복잡성 및 계산에 소요되는 시간 등을 고려하여 모델축소화를 수행하였다. 모델축소화 방법에는 일반자료에 Gramian을 이용한 Balanced Realization방법에 의한 모델축소화방법 등이 있으나 여기서는 단순히 시스템의 입출력관계에서 모드의 참여정도를 고려해서 강체모드를 포함한 총 20개의 모드로 모델을 축소시켜 제어설계 및 시뮬레이션을 실시하였다.

다음은 유연체 인공위성시스템의 운동방정식과 그 상태공간에서 선형미분방정식을 나타낸다. 유연체 인공위성시스템에 외력 F(t)가 작용하고, 모달 댐핑 C가 있다고 가정하면 강체모드를 제외한 진동모드의 운동방정식은 다음 식 (1)과 같다.

$$\boldsymbol{M}\ddot{q} + \boldsymbol{C}\dot{q} + \boldsymbol{K}q = f(t)e_i \tag{1}$$

여기서 M은 질량행렬, K는 강성행렬, q는 상태벡터, ei는 외력의 작용점을 나타낸다. 유연체 인공위성모델을 상태공간에서 일반좌표계로 표현하면 아래와 같다.

$$\begin{aligned} \dot{x} &= Ax + Bu \\ y &= Cx + Du \end{aligned} \tag{2}$$

태양지향모드에서 구동기는 4개의 추력기이고, 센서는 위성에 고정된 태양전지판의 자세정보를 위한 4개의 태양센서 및 3축의 각속도 정보를 위한 2개의 자이로이며, 식 (2)의 A, B, C, D 행렬은 식 (3)과 같은 형태를 갖는다.

$$\begin{aligned} A &= \begin{bmatrix} 0 & I \\ -\omega_n^2 & -2\zeta\omega_n \end{bmatrix}, \quad B = \begin{bmatrix} 0 \\ \Phi^T_{thruster_{rx,y,z}} \end{bmatrix} \\ C &= \begin{bmatrix} \Phi_{cssa_{rx,y,z}} & 0 \\ 0 & \Phi_{gyro_{rx,y,z}} \end{bmatrix}, \quad D = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \end{bmatrix} \end{aligned} \tag{3}$$

여기서 ω_n는 고유진동수 벡터(대각선 형태), ζ는 감쇄비(0.02), Φ_i는 센서 및 구동기 위치에서의 모달행렬, I는 단위행렬이다.

2.3 추력기 모델

그림 2는 그림 1에서 추력기가 있는 부분을 확대하여 그린 것이다. 실제로 다목적 실용위성의 추력기은 그림 2와 같이 장착되어 있기 때문에 롤축으로 가진하는 추력이 가장 크게 작용하며 요축으로 가진하는 추력이 가장 작게 작용한다.

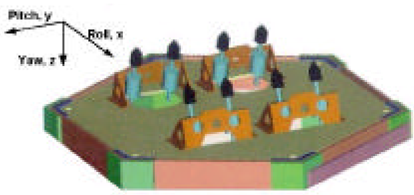

그림 2. Thruster Configuration for KOMPSAT

추력기의 위치와 정렬은 다목적 실용위성과 같다. 그림 3은 자세제어 평가장치에 장착된 추력기의 위치와 정렬을 보여주는 그림이다. 추력기의 수학적인 모델은 다음과 같다.

$$T = (R - G) \times F \quad (4)$$

여기서 R은 위성체에 대한 추력기의 위치, G는 회전중심점의 위치, F는 추력기에 의해 발생되는 힘이며, T는 발생되는 토크이다. 또한 추력기들은 플럼효과(Plume Effect)를 최소화하기 위해 기울어져 있으며, 그림에서 이 기울임 각도는 α이다.

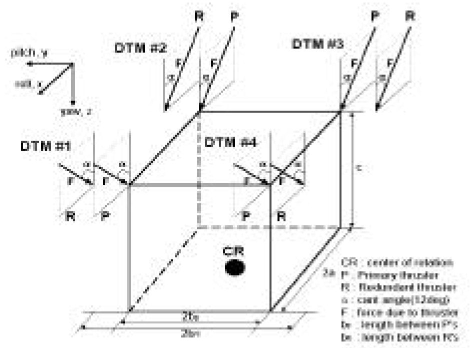

그림 3. Location and Oriention of Thruster for KOMPSAT

그림 3으로부터, 4개의 추력기에 대한 R과 F를 얻을 수 있으며 이를 각 축에 대해 사용되는 추력기들과 발생되는 토크를 정리하면 다음 표 1과 같다.

표 1. Generated Torque w.r.t Each Asis

Actuation axis by torque	Thruster set	Torque generated by combining thrusters
+Roll	1,2	+ 0.3052 F
-Roll	3,4	- 0.3052 F
+Pitch	1,4	+ 0.2481 F
-Pitch	2,3	- 0.2481 F
+Yaw	1,3	+ 0.0649 F
-Yaw	2,4	- 0.0649 F
a = 0.080[m], bP = 0.092[m], bR =0.156[m], c = 0.973 [m], α = 12[deg]		

2.4 추력기를 이용한 PD 제어루프 설계

다목적실용위성의 추력기를 이용한 위성의 제어루프는 PD제어기, 2차 굽힘필터(Bending Filter), 펄스폭 변조기(Pulse Width Modulator, PWM), 추력기모델, 유연체 위성모델, 자이로모델로 구성되어 있다. 추력기를 이용한 위성의 제어루프설계에서 고려해야 할 사항은 크게 두가지로 나눌 수 있는데 첫째는 얼마나 많은 진동모드가 포함된 인공위성의 모델을 사용하는 것과 둘째는 추력기를 제어하는 방법 또는 시스템을 제어하기 위해 어떤 형태의 모듈레이터를 선택하는 것이다. PWM의 불감영역(Deadzone)은 위성자세와 비례하는 관계를 갖고 있으며 제어기 설계에 소요되는 추력기의 기본 사양은 얼마나 짧은 시간동안 On/Off 상태를 수행할 수 있는지를 나타내는 최소 펄스폭(Mminimum Pulse Width), 추진력에 의한 토오크의 크기와 자세제어의 정도를 의미하는 불감영역의 크기로 나타낸다[4]. 제어기 설계는 Matlab을 사용하여 수행되었으며, 표 2에는 제어기설계와 시뮬레이션에 사용된 위성의 관성모멘트와 임무 초기의 추진력이 열거되어 있다.

표 2. S/C Inertia and thruster Forces

Axes	Fmax[N] (BOL)	Inertia[kg-m2] (BOL)
Roll	4.45	282
Pitch	4.45	118
Yaw	4.45	213

PD 제어기를 설계함에 있어서 첫번째 단계로서 식(5)을 이용하여 비례이득(Proportional Gain)을 계산하였으며, 시스템이 요구조건을 만족하는 응답특성을 갖도록 미분이득(Differential Gain)을 선택하였다.

$$K_p = \frac{\Delta_{min\_pulse}}{\theta_{deadzone}} \quad (5)$$

여기서 Δmin_pulse은 PWM의 최소 펄스 폭이며 θdeadline은 PWM의 불감영역이다. 태양지향모드에서 제어기로 PD 제어기가 작동되도록 설계하였으며 PD제어기의 비례이득은 롤, 피치, 요축으로 0.215 [sec/ rad]으로 미분이득은 롤, 피치, 요축으로 각각 38.7, 25.8, 53.75[sec2/ rad]을 사용하였다. 태양전지판의 진동효과를 축소화시키기 위해 2차 굽힘필터를 각 서브모드의 요구조건을 충족하도록 설계하였으며 태양지향모드에서의 굽힘 필터 감쇄비 및 고유주파수는 0.6 및 0.6[rad/ sec]로 설정하였다.

다목적 실용위성에서 사용하는 추진계의 방식이 불어내기 방식(Blow Down)이기 때문에 연료소모량에 따라 추진력은 점차 줄어드는 특성이 있다. 이를 보완하기 위해 사용한 펄스폭 변경이득(Pulse Stretching Gain)은 지상명령에 의해 갱신될 수 있으며, 임무중 추진력 감소효과를 상쇄시키기 위해 사용된다. 추력기 제어계의 센서 데이타 샘플링(Sampling) 시간은 0.25[sec]이며 추력기의 작동은 롤, 피치, 요축의 순서로 각축에 대해 최소 30[msec], 최대 250[msec]의 추력기 작동시간이 할당되어 있다. 다목적 실용위성에서 사용되는 위성의 예상 최대 각속도를 고려하여 자이로 모델의 감쇄계수는 0.7, 고유주파수는 10Hz로 선택하였다.

3. 연료 절감을 위한 퍼지 제어기 설계

본 논문에서 제안된 위성체 자세 제어기는 두 단계의 퍼지 제어기로 구성되어 있다. 첫 번째 단계의 퍼지 제어기는 자세를 지향하기 위한 제어로직으로 PWM에 사용될 적절한 추력기의 선택과 추력의 양을 결정한다. 제어대상이 되는 각 축의 Phase Plane이 이 단계에서 적용되며, Phase Plane은 자세오차와 속도를 포함한다. 두 번째 단계의 퍼지 제어기는 이전의 위성체 자세와 속도정보를 사용하여 첫 번째 단계의 퍼지 제어기에서 선택된 추력의 작용에 대한 Penalty를 결정한다.

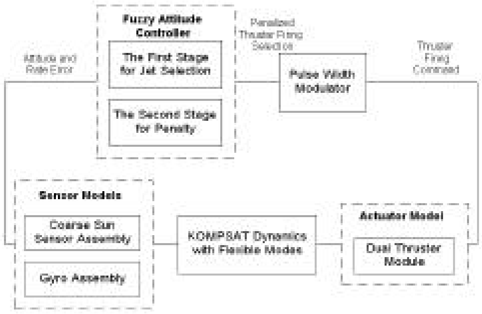

그림 4. Fuzzy Attitude Controller Block Diagram

3.1 Fuzzy Logic Controller

일반적으로 퍼지 제어기는 퍼지화(Fuzzifier), 비퍼지화(Defuzzifier), 퍼지 규칙 베이스(Fuzzy Rule Base), 그리고 퍼지 추론 엔진(Fuzzy Inference Engine)으로 이루어진다. 퍼지화는 crisp 데이터를 퍼지 집합으로 변환하고, 비퍼지화는 퍼지 집합을 crisp 데이터로 변환시킨다. 퍼지 규칙 베이스는 입력된 퍼지 데이터를 사용하여 절절한 출력을 생성한다. 퍼지 규칙 베이스는 퍼지 IF-THEN 규칙의 집합으로 구성되며 다음의 형식을 갖는다.

$$R^{(l)}: \; IF \; x_1 \; is \; F_1^l \; \text{and} \; \cdots \; \text{and} \; x_n \; is \; F_n^l, \quad THEN \; y^l \; is \; G^l \qquad l = 1, 2, \ldots, M \tag{6}$$

여기서 F_i^l와 G^l는 각각 퍼지 집합이고, M 은 퍼지 규칙 베이스의 IF-THEN 규칙의 갯수이다. 또한 x_i와 y^l는 퍼지 제어기의 입력과 출력이다.

어떤 실제 입력 값 x_i에 대해 퍼지 제어기의 출력 y는 식 (7)과 같이 표현되는 y^l의 무게중심에 의해 계산된다.

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

이때 wl 는 입력에 대한 규칙 $R^{(l)}$의 전건부 실제 값을 의미하며 다음과 같이 계산된다.

$$w^l = \prod_{l=1}^{M} \mu_{F_i^l}(x_i) \tag{8}$$

3.2 Basic Rule Sets

본 절에서는 첫 번째 퍼지 제어기의 퍼지 규칙 베이스를 구성하는 Basic Rule Sets을 설명한다. 자세 지향 성능에 관계된 제어 로직은 기본적으로 Basic Rule Sets이 결정한다. 이 부분에서는 현재 자세와 지향자세 정보를 제공받아 추력기와 추력의 양을 선택하게 된다.

지향 각도 오차(Error)와 각속도 오차(CError)를 위한 두 개의 입력 귀속 함수가 있으며, 각각 간격[-π, π], [-π/200, π/200]을 갖는다. 각 귀속 함수(Membership Function)는 세 개의 언어 변수인, Positive, Zero, Negative로 구성되며, 일반적인 Phase Plane Look-up Table이 이 부분의 퍼지 규칙 베이스에 적용된다.

출력 귀속 함수는 다섯 개의 언어 변수(Positive Big, Positive Mid, Zero, Negative Mid, Negative Big)로 구성되어, 시간으로 표현된 추력의 펄스 폭을 표현하며, 이는 지향 각도 오차와 각속도 오차에 의해 결정한다. 다음 그림은 정규화된 Basic Rule Sets의 규칙 평면(Rule Surface)이다.

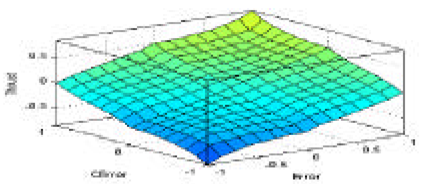

그림 5. Rule Surface of the Basic Rule Sets

3.3 Penalty Rule Sets

두 번째 퍼지 제어기의 퍼지 규칙 베이스를 구성하는 Penalty Rule Sets은 위성체의 자세와 속도 정보를 사용하여 첫 번째 단계의 Basic Rule Sets에서 제공된 출력에 대한 Penalty를 결정한다.

Penalty Rule Sets은 두 개의 입력을 갖으며, 그 실제 입력 값으로 각자세 오차(Error)와 각속도 오차(CError)의 2-norm을 사용한다. 입력 귀속 함수의 언어 변수는 Small, Mid, Big을 사용한다. 또한 Penalty라고 부르는 규칙의 출력은 Bad, Normal, 그리고 Good으로 정의되며, 이들 언어 변수로 구성된 귀속 함수는 [0,1]의 출력(Penalty)을 갖는다.

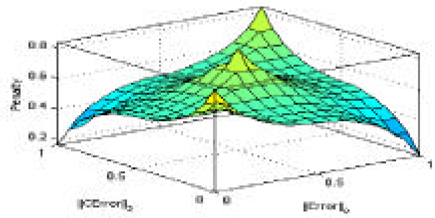

그림 6. Rule Surface of the Penalty Rule Sets

다음 표 3에 Penalty Rule Sets의 퍼지 규칙 베이스를 보인다.

표 3. Fuzzy Rule Base for Penalty Rule Sets

If $\|Error\|_2$ is Small and $\|CError\|_2$ is Big, Then Jet Selection is Bad.
If $\|Error\|_2$ is Small and $\|CError\|_2$ is Mid, Then Jet Selection is Normal.
If $\|Error\|_2$ is Small and $\|CError\|_2$ is Small, Then Jet Selection is Good.
If $\|Error\|_2$ is Mid and $\|CError\|_2$ is Big, Then Jet Selection is Normal.
If $\|Error\|_2$ is Mid and $\|CError\|_2$ is Mid, Then Jet Selection is Good.
If $\|Error\|_2$ is Mid and $\|CError\|_2$ is Small, Then Jet Selection is Normal.
If $\|Error\|_2$ is Big and $\|CError\|_2$ is Big, Then Jet Selection is Good.
If $\|Error\|_2$ is Big and $\|CError\|_2$ is Mid, Then Jet is Normal.
If $\|Error\|_2$ is Big and $\|CError\|_2$ is Small, Then Jet Selection is Bad.

4. 시뮬레이션 결과 및 비교

다음은 다목적 실용위성의 태양 지향 모드에서 사용되고 있는 PD 제어기와 Basic Rule Sets만이 있는 순수한 퍼지 제어기, 그리고 본 논문

에서 제안한 연료절감을 위한 로직, 즉 Penalty Rule Sets을 가지고 있는 퍼지 제어기의 시뮬레이션 결과이다. 모든 축에 대해 목표 지향 각도는 90[deg]로 설정하였다.

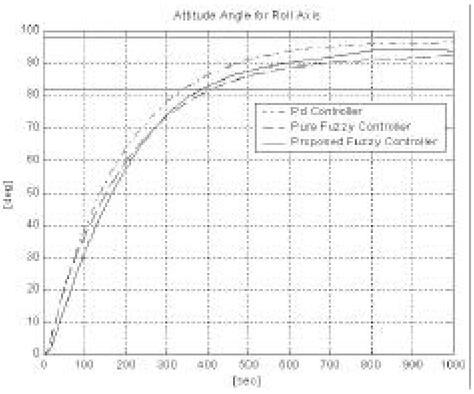

그림 7. Attitude Angle for Roll Axis

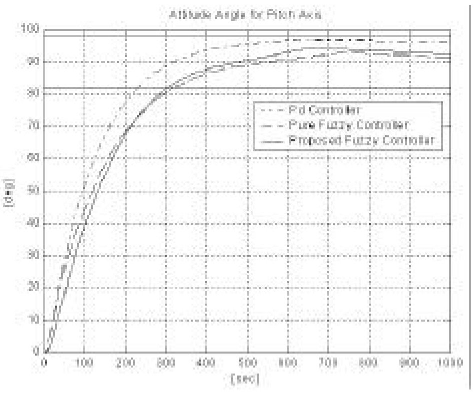

그림 8. Attitude Angle for Pitch Axis

그림 7 ~ 9는 각각 롤, 피치, 요축 자세 각도의 제어 시뮬레이션 결과이다. 그림에서 점선(- —)은 PD 제어기의 결과를, (— —)은 순수한 퍼지제어기의 결과를 그리고 실선(——)은 제안된 퍼지 제어기의 결과를 나타낸다. 다목적 실용위성의 태양 지향 모드의 경우 지향 요구조건이 600[sec]이내에 90±8[deg]이며, 모든 경우 이 요구조건을 만족한다. 적용된 PD 제어기의 결과에 비해 퍼지 제어기의 응답 속도는 약 50[sec] ~ 80[sec] 정도 느린 편이다. 그러나 목표 지향 각도를 추정하는 성능은 PD 제어기의 결과보다 우수하다고 할 수 있다.

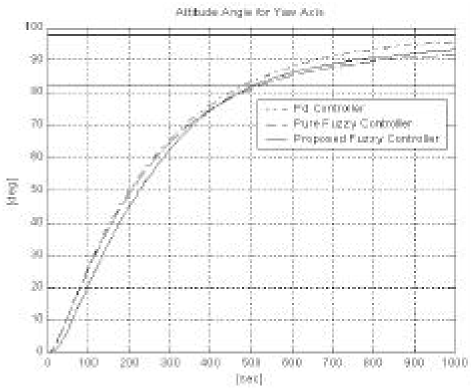

그림 9. Attitude Angle for Yaw Axis

다음 그림 10 ~ 12는 롤, 피치, 요축의 각 속도 응답 결과이다. 각각 위에서부터 PD 제어기, 순수한 퍼지 제어기, 그리고 제안된 퍼지 제어기 순이다. 그림 1에서 보듯이 롤과 피치방향은 태양전지판의 영향으로 유연체 모드의 영향이 보이며, 요축의 경우 태양전지판의 영향이 나타나지 않음을 알 수 있다.

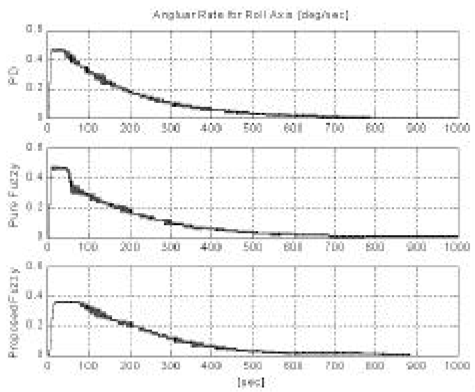

그림 10. Angular Rate for Roll Axis

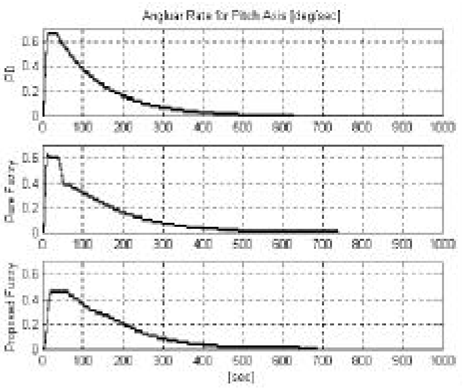

그림 11. Angular Rate for Pitch Axis

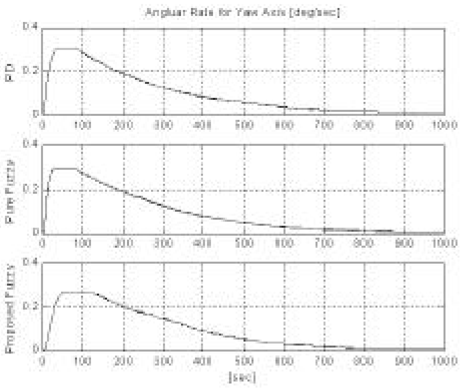

그림 12. Angular Rate for Yaw Axis

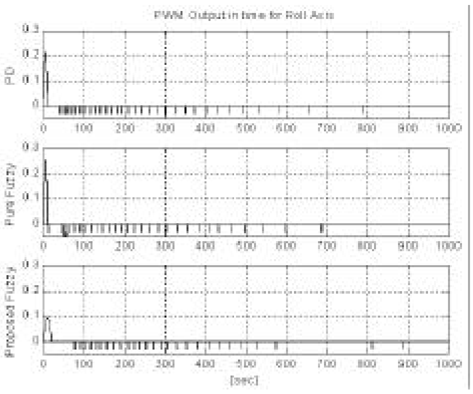

그림 13. PWM Output for Roll Axis

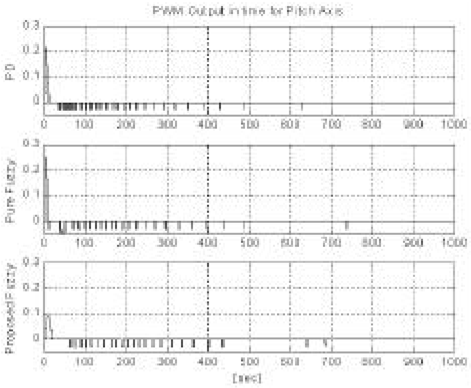

그림 14. PWM Output for Ptich Axis

다음 그림 13 ~ 14는 롤, 피치, 요축의 실제적인 제어력인 PWM의 출력을 그린 것이다. 앞의 그림들과 같이 위에서부터 PD 제어기, 순수한 퍼지 제어기, 그리고 제안된 퍼지 제어기 순이다. 이들 그림으로 제안된 퍼지 제어기가 효과적으로 연료 절감을 수행하였음을 알 수 있다.

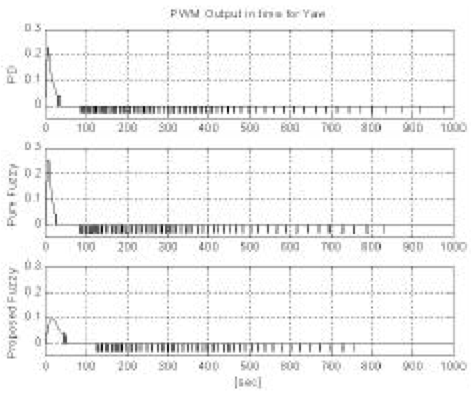

그림 15. PWM Output for Yaw Axis

그림 13 ~ 15의 결과를 표로 나타낸 것이 표 5이다. 매 경우마다 PWM에서 출력하는 추력기의 동작시간을 전체 시뮬레이션 시간동안 더한 것을 세 번째 열에 나타내었고, 마지막 열에 PD 제어기에 대한 순수한 퍼지 제어기의 추력기 동작시간과 제안된 퍼지 제어기의 추력기 동작시간의 비율을 보였다. 제안된 퍼지 제어기의 경우

PD 제어기의 경우에 비해 약 21 ~ 28[%] 정도 연료 절감을 보여 제안된 퍼지 제어기가 지향정도 뿐만 아니라 연료 절감에도 좋은 성능을 갖음을 알 수 있다.

표 3. Total Firing Time and Fuel Saving Rate Comparision among PD, Pure Fuzzy, and Proposed Fuzzy Controller

Axes	Applied Controller	Total Firing Time [sec]	Percentage [%]
Roll	PD	11.35	100.00
	Pure Fuzzy	10.50	92.51
	Proposed Fuzzy	8.89	78.32
Pitch	PD	12.40	100.00
	Pure Fuzzy	11.67	94.11
	Proposed Fuzzy	8.94	72.09
Yaw	PD	26.00	100.00
	Pure Fuzzy	24.84	95.53
	Proposed Fuzzy	20.09	77.26

5. 결 론

위성체내에 보유할 수 있는 연료량은 위성의 총 질량에 영향을 미치며, 위성의 수명을 결정하는 가장 큰 요소이다. 따라서 추력기를 사용하는 자세제어 로직의 설계시 연료의 효과적인 사용을 고려하여야 한다.

다목적 실용위성은 추력기를 사용하여 제어를 수행하는 태양 지향 모드에서 PD 제어기를 사용하며, 추력기는 4[Hz]의 샘플링 시간동안 최소 30[msec], 최대 250[msec]의 동작 시간을 갖는다. 또한 10분 이내에 ±8[deg]의 지향 오차를 갖고 지향 목표를 유지하는 요구 조건을 가지고 있다.

본 연구에서는 연료 절감을 위한 효율적인 제어기가 제안되었다. 다목적 실용위성의 여러 모드들 중 추력기를 사용하는 태양 지향 모드에서 연료 소비를 절감하는 제어로직을 설계하였으며, 이를 다목적 실용위성에 적용된 PD 제어기의 제어 결과와 비교, 검증하였다. 제안한 제어기는 두 단계의 퍼지 제어기이며, 첫 번째 단계의 퍼지 제어기는 자세 지향을 위해, 두 번째 단계의 연료 절감을 위해 사용하였다.

제안된 제어기는 다목적 실용위성의 태양 지향 모드에서의 성능 요구조건을 만족하였으며, PD 제어기에 비해 약 21 ~ 28[%]의 연료 절감 결과를 보여 위성의 수명과 직접적인 연관이 있는 최소 연료 소모를 위해 제안된 제어기의 설계가 만족할 만한 성능을 갖음을 확인하였다.

다목적 실용위성에서 추력기를 사용하는 모드는 태양 모드(Sun Mode)와 기동 모드(Manuever Mode)가 있으며, 태양 모드이외에 임무 수행 중 많이 사용되는 것은 기동 모드의 자세 유지 모드(Attitude Hold Mode)와 고도 유지 모드(Del-V Mode)이다. 기동 모드에서의 연료 절감을 추구하기 위한 제어로직의 설계와, 연료 절감 뿐만 아니라 태양전지판의 유연체 모드를 고려한 추력기의 제어로직 설계가 추후 과제로 연구될 필요가 있다.

참고문헌

1. TRW, Contract for the KOMPSAT System Appendix A - KOMPSAT Specification, 1996
2. S.W. Rhee, Thruster Loop Design of Flexible Model and Simulation, IOC. KOMPSAT.96.450.051, KARI, 1996
3. Leonard Meirovitch, Elements of Vibration Analysis, McGraw-Hill, 1986
4. Wie, B., Spacecraft Dynamics and Control : Applications of Dynamical Systems Theory, Arizona State University, 1995.
5. Han, J., Park, Y., and Bang, H., "Fuzzy Controller Design for Attitude Control of Spacecraft with a Flexible Appendage," Proc. of the 14th Korea Automatic Control Conference, Yongin, Korea, 1999, pp. C69-C72