

반작용 휠을 이용한 인공위성의 외란 적응 제어

Disturbance Accommodating Spacecraft Attitude Control Using Reaction Wheel

°신 동 준*, 김 종 래*, 김 진 호*

인하대학교 항공우주공학과*

Abstracts Disturbance Accommodating Attitude control logic for 3-axis stabilized spacecraft is designed and compared with PIID control logic. PID controller provide the zero steady error for constant disturbances. PIID controller detect and cancel disturbances upto the ramp input. PID control logic is designed as the main control logic. We designed the disturbance observer to detect the effect of disturbance using the sinusoidal function. The detected disturbance are compensated by the additional control logic. The comparision simulation is conducted between PIID and PIID with DAC. The simulation results show that PIID with DAC shows the better attitude pointing accuracy.

Keywords DAC, Reaction Wheel, Attitude Control, PIID Controller

1. 서 론

인공위성을 강제 모델로만 생각한다면 위치, 속도의 병진 운동과 자세의 회전운동이 연성(couple)된 운동계로 생각할 수 있다. 이 중 자세 제어는 크게 자세 안정화(attitude stabilization)와 자세 기동(attitude maneuver)으로 나누고, 다시 자세 안정화는 스핀 안정화와 3축 안정화로 나눌 수 있다. [3]

초기에 주로 많이 사용되었던 스핀 안정화 인공위성은 항상 일정한 각속도로 회전하기 때문에 외란의 영향을 적게 받으며 자세 제어가 간단하다는 장점이 있다. 그러나 이 방법은 인공위성의 매우 정밀한 임무를 위한 자세 정밀도를 유지하기 어렵기 때문에 이를 보상하기 위해 최근에는 주로 3축 안정화 인공위성이 많이 사용되고 있다. 3축 안정화 인공위성은 자세가 외란에 민감하게 반응하는 단점이 있으나 매우 높은 자세 정밀도를 유지할 수 있다는 장점을 가지고 있다.

기존의 3축 안정화 인공위성의 자세 제어 논리인 PID 제어기는 바이어스 또는 램프(ramp) 특성을 갖는 외란에 의한 자세 오차를 제어하지 못하는 단점을 가지고 있다. 이러한 점을 개선하기 위하여 최근의 실제 인공위성에서는 PIID 제어기를 사용하여 외란에 대한 인공위성 자세 지향 정밀도를 향상시켜 왔다.

인공위성에 가해지는 주기적인 외란에는 외부 환경 요인에 의한 지구 중력 구배 토크, 지구 자기장 토크 등이 있으며 이외에도 태양 복사에 의한 토크와 공기 저항에 의한 토크도 발생할 수 있다. 이러한 외란을 미리 알 수 있다면 자세 제어의 정밀도(accuracy)를 높일 수 있다.

본 논문에서는 외란 적응 제어(Disturbance Accommodating Control : DAC)를 이용하여 자세 제어 정밀도를 향상시켰다. DAC는 외란 및 모델의 불확실성을 사전에 정한 기저함수의 선형 결합으로 가정하여 추정함으로써 외란 및 모델의 불확실성을 제거한다. [1]

구동기로는 반작용 휠을 사용하여 자세 제어부를 설계하였고 제어 논리는 PIID 제어기를 사용하고 DAC를 적용한 관

측기(observer)를 통하여 인공위성에 가해지는 외란을 추정하여 외란에 의한 영향을 제거함으로써 자세 지향 정밀도를 향상시켰다.

2. 자세 동역학(Dynamics)

4개의 반작용 휠을 구동기로 사용하는 인공위성의 자세 동역학은 식(1)과 같은 운동방정식으로 표현된다. [3]

$$J_g \dot{\omega} = -\omega \times [J_b \omega + L_w^T J_w \Omega] + L_w^T (T_w + f) + T_d \quad (1)$$

여기서, ω 는 인공위성의 각속도이고 Ω 는 반작용 휠의 각속도이다. J_b, J_w 는 각각 인공위성과 반작용 휠의 관성 모멘트 행렬이다. T_w 은 반작용 휠에 가해지는 제어 토크에 의해 인공위성에 반대로 가해진 토크이고 f 는 반작용 휠의 회전과 반대 방향으로 발생하는 마찰력이다. T_d 는 인공위성에 가해지는 외란에 의한 토크이다.

L_w 은 반작용 휠의 각운동량 방향을 나타내는 단위벡터로 이루어진 4×3 행렬로 식(2)와 같다. [4]

$$L_w = \begin{bmatrix} l_{wx1} & l_{wy1} & l_{wz1} \\ l_{wx2} & l_{wy2} & l_{wz2} \\ l_{wx3} & l_{wy3} & l_{wz3} \\ l_{wx4} & l_{wy4} & l_{wz4} \end{bmatrix} \quad (2)$$

J_g 는 식(3)과 같이 정의된다.

$$J_g = J_b - L_w^T J_w L_w \quad (3)$$

반작용 휠의 운동 방정식은 식(4)와 같다.

$$J_w \dot{\Omega} = -T_w - f \quad (4)$$

3. PIID 제어기 설계

PIID 제어기의 가장 큰 장점은 램프 특성을 갖는 외란에 의한 영향을 제거시킬 수 있다는 점이다. 이러한 특징은 제어기의 특성 방정식을 구해 보면 쉽게 알 수 있다. 식(5)에서 알 수 있듯이 제어기의 이중 적분기가 램프 특성의 외란을 보상하게 된다.

$$K_p + K_d s + K_i \frac{1}{s} + K_{ii} \frac{1}{s^2} = 0 \quad (5)$$

식(5)에서의 각 이득값들을 결정하기 위해 본 논문에서는 pole-placement 방법을 이용하고 있다. 제어기 입력으로는 현재 자세에서 명령 자세로의 방향 코사인 행렬에서 구한 오차 쿼터니언과 자이로 출력인 동체 각속도를 이용하고 있다.

이득값들을 결정하기 위해 인공위성의 자세 제어계를 간단한 feedback 제어계로 생각한다. 여기서 인공위성의 동역학 모델을 선형화된 2차 시스템으로, 구동기는 시정수가 매우 작다고 생각하여 무시하면 PIID 제어기가 2차계이므로 전체는 식(6)과 같은 4차의 폐로 특성방정식을 가진다.

$$(s + \frac{1}{T})(s + p)(s^2 + 2\zeta\omega_n s + \omega_n^2) = 0 \quad (6)$$

여기서, T 는 시정수이고 p 는 극점을 나타낸다. 그리고 ζ 는 댐핑 계수이고 ω_n 은 고유진동수이다.

한편, 식(5)와 선형화된 인공위성의 2차 운동방정식에서 식(7)과 같은 4차의 폐로 특성방정식을 구할 수 있다.

$$s^4 + K_d s^3 + K_p s^2 + K_i s + K_{ii} = 0 \quad (7)$$

여기서 K_d 는 미분 이득, K_p 는 비례 이득, K_i 는 적분 이득, K_{ii} 는 이중 적분 이득이고 각 이득은 인공위성의 관성 모멘트 행렬인 J_g 가 곱해진 값들이다.

그러므로 식(6)의 미지수들을 결정하고 식(6)과 식(7)의 계수들을 비교하면 PIID 제어기의 이득값들을 결정할 수 있다.

PIID 제어기에서 설계된 제어 토크는 4개의 반작용 휠로 분산되어 발생되어야 하고 4개의 반작용 휠에서 발생한 토크에 의해 인공위성에 가해진 토크는 설계된 제어 토크와 일치해야 한다. 이를 위하여 식(8)과 같은 방법을 이용한다. [4]

$$T_w = L_w(L_w^T L_w)^{-1} T_c \quad (8)$$

4. 외란 적응 관측기

4.1 이론적 배경

식(9),(10)와 같이 외란이 가해지는 시스템을 생각하자.

$$\dot{x} = Ax + Bu + Fw \quad (9)$$

$$y = Cx \quad (10)$$

한편, 시스템의 입력 u 를 식(11)과 같이 분산화시킨다.

$$u = u_d + u_p \quad (11)$$

여기서 u_d 는 외란을 제거하기 위한 입력이고 u_p 는 원하는 시스템 응답을 위한 입력이다.

외란을 제거하기 위한 제어 입력 u_d 만을 살펴 보면, 우선 외란을 식(12)와 같이 이미 알고 있는 기저함수 f_{ij} 의 선형 결합으로 가정한다.

$$w_i(t) = c_{i1}f_{i1}(t) + c_{i2}f_{i2}(t) + \dots + c_{im}f_{im}(t) \quad (12)$$

이 외란을 식(13),(14)와 같이 상태 공간으로 모델링한다.

$$w(t) = H(t)z \quad (13)$$

$$\dot{z} = D(t)z + \sigma(t) \quad (14)$$

여기서 식(15)를 만족하는 $\Gamma_d(t)$ 가 존재하면,

$$F(t)H(t) \equiv B(t)\Gamma_d(t) \quad (15)$$

다음 식(16)과 같이 제어 입력을 구성할 수 있다. [1]

$$u_d = -\Gamma_d(t)\hat{z}(t) \quad (16)$$

4.2 외란 모델

외란을 식(17)과 같이 시간에 따른 주기함수의 형태를 갖는 기저함수로 가정한다.

$$w(t) = c_0 \sin t + c_1 \cos t \quad (17)$$

식(13),(14)에서 $w(t)$ 를 식(18)과 같이 정의한다.

$$w(t) = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} z_1(t) \\ z_2(t) \\ z_3(t) \end{bmatrix} \quad (18)$$

$$z_1(t) = c_0 \sin t + c_1 \cos t = w(t) \quad (19)$$

$$\begin{bmatrix} z_1(t) \\ z_2(t) \\ z_3(t) \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \\ 0 & -1 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} z_1(t) \\ z_2(t) \\ z_3(t) \end{bmatrix} \quad (20)$$

최종적으로 구한 외란 적응 관측기에서의 H 행렬과 D 행렬은 식(21),(22)와 같다.

$$H = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \end{bmatrix} \quad (21)$$

$$D = \begin{bmatrix} 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & -1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & -1 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & -1 & 0 \end{bmatrix} \quad (22)$$

4.3 관측기 설계

z 를 추정(estimate)하는 관측기를 식(23)과 같이 구성한다.

$$\dot{\hat{z}} = D\hat{z} - k_0(z - \hat{z}) \quad (23)$$

여기서, k_0 는 관측기가 원하는 궤적으로 외란을 추정하도록 적절히 선택되어지는 이득이다. 그러나 z 는 출력에서 직접 관측되지 않는 항이므로 새로운 상태 변수의 도입이 필요하다.

새로운 상태 변수 Q 와 이득 k_0 를 각각 식(24),(25)와 같이 선택하여 식(23)에 대입하면 최종적으로 식(26)과 같이 정리된다. [2]

$$Q \equiv \hat{z} - k_1 y \quad (24)$$

$$k_0 + k_1 F H = 0 \quad (25)$$

$$\dot{Q} = (D + k_0)Q + (D + k_0)k_1y - k_1[Ax + Bu] \quad (26)$$

따라서 추정된 외란은 식(27)과 같고 이러한 추정된 외란의 영향을 없애기 위한 제어 입력 u_d 는 식(28)과 같다.

$$\dot{w} = H\dot{z} = H(Q + k_1y) \quad (27)$$

$$u_d = -\dot{w} \quad (28)$$

시뮬레이션에서는 식(26)에서 Ax 에 의한 영향을 무시하였는데 이것은 $\omega \times J\omega$ 와 관련된 비선형항을 제거하기 위함이고 이러한 가정은 실제로 인공위성의 각속도가 매우 작은 것을 생각한다면 유효하다.

외란 적응 관측기를 실제로 구현할 때 주의할 점은 관측기가 시동될 때의 초기값을 결정하는 문제이다. 이를 해결하기 위해 처음 시동될 때의 초기값을 식(29)와 같이 구하여 시뮬레이션하였다.

$$Q_0 = z_0 - k_1y_0 \quad (29)$$

5. 시뮬레이션

5.1 시뮬레이션 변수

인공위성과 반작용 휠의 관성 모멘트 행렬은 식(30),(31)과 같다.

$$J_b = \begin{bmatrix} 3668.0 & 80.0 & 92.2 \\ 80.0 & 970.0 & -204.0 \\ 92.2 & -204.0 & 3156.0 \end{bmatrix} [Kg \ m^2] \quad (30)$$

$$J_w = \begin{bmatrix} 1.0 & 0.0 & 0.0 & 0.0 \\ 0.0 & 1.0 & 0.0 & 0.0 \\ 0.0 & 0.0 & 1.0 & 0.0 \\ 0.0 & 0.0 & 0.0 & 1.0 \end{bmatrix} [Kg \ m^2] \quad (31)$$

PIID 제어기의 이득은 식(32),(33)과 같다.

$$K_p = 0.7550 \quad K_i = 0.0210 \quad (32)$$

$$K_{ii} = 0.0012 \quad K_d = 0.7571 \quad (33)$$

외란 적응 관측기의 이득 k_1 은 식(34)와 같다.

$$k_1 = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 7650.0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 7000.0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 3000.0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 5000.0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 5000.0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 1000.0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 7400.0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 7000.0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 3000.0 \end{bmatrix} \quad (34)$$

외란은 표 1,2와 같다. 인공위성 초기자세와 명령자세는 표 3과 같으며, 초기 각속도와 명령 각속도는 모두 영이다.

시뮬레이션 시간은 0초부터 300초까지이고 수치 적분은 Runge-Kutta 4차를 이용하였다. 시뮬레이션 조건은 표 4와 같다.

Roll, Pitch, Yaw 측에 대한 자세 오차를 제한 주기 이후의 분산으로 표 5에 나타내었다.

표 1. 계단 함수 외란
Table 1. Step Disturbance

구분	50	70	100	150	175	300	sec
T_{dx}	1.0	-1.0	1.0	-1.0	-0.5	0.0	Nm
T_{dy}	-1.0	1.0	-1.0	1.0	-0.5	0.0	Nm
T_{dz}	1.0	-1.0	1.0	-1.0	-0.5	0.0	Nm

표 2. 주기 함수 외란
Table 2. Sinusoidal Disturbance

구분	0 ~ 300[sec]	Unit
T_{dx}	$\sin(t/10.0)$	Nm
T_{dy}	$\cos(t/20.0)$	Nm
T_{dz}	$\sin(t/10.0 + 3.0)$	Nm

표 3. 초기 자세각과 명령 자세각
Table 3. Initial and Command Attitude Angle

구분	Roll	Pitch	Yaw	Unit
초기 자세	0.0	0.0	0.0	deg
명령 자세	-2.0	-3.0	-1.0	deg

표 4. 시뮬레이션 조건
Table 4. Simulation Condition

구분	관측기	외란	구분	관측기	외란
Case 1	×	계단	Case 3	×	주기
Case 2	○	계단	Case 4	○	주기

표 5. 조건 3과 4에서의 자세 오차의 분산
Table 5. Attitude Error Variance for Case 3 and 4

구분	Roll	Pitch	Yaw
Case 3	0.0023	0.0214	0.0015
Case 4	$8.38e^{-4}$	0.0020	$1.92e^{-4}$

5.2 시뮬레이션 결과

그림 1.은 표 4.에서 시뮬레이션 조건 3일때 자세각과 자세 각속도를 상평면으로 나타낸것이다. 외란 적응 관측기를 이용하지 않고 PIID 제어기만을 이용했을 때 Roll, Pitch, Yaw 측 각각 대략 자세각은 $\pm 0.2^\circ$, 자세 각속도는 $\pm 0.01^\circ/\text{sec}$ 정도로 제한 주기를 이루고 있다.

이에 비해 외란 적응 관측기를 같이 이용했을 때는 자세각은 대략 $\pm 0.04^\circ$, 자세 각속도는 $\pm 0.0015^\circ/\text{sec}$ 정도로 제한 주기를 이루어 10배 정도의 자세 정밀도가 향상되었음을 그림 2.에서 확인할 수 있다.

외란 적응 관측기를 사용하였을 때 관측기에서 추정된 외란은 그림 3.과 4.에서 보여지듯이 계단과 외란과 주기와 외란에서 모두 초기에 과도 응답을 보이는 것을 제외하면 실제의 외란을 정확하게 추정하는 것을 확인할 수 있다. 이러한 초기의 과도 응답은 제어 입력의 영향에 의한 것으로 제어 입력 형성(Control Input Shaping)을 이용하여 제거할 수 있다.

6. 결론

본 논문에서는 비선형 운동 방정식으로 표현되는 인공위성의 자세를 제어하는 방법을 제시하였다. 구동기는 반작용 휠을 이용하였고 제어기로 PIID 제어기를 사용하였다. 인공위

성의 자세에 큰 영향을 미치는 외란을 제거하기 위하여 외란 적응 관측기를 이용하였다.

표 5에서 알 수 있듯이 PIID 제어기만을 사용했을 때보다 외란 적응 관측기를 같이 사용했을 때가 Roll, Pitch, Yaw 축 각각 2.7431, 10.7, 7.8058배로 자세 정밀도가 향상되었다.

외란 적응 관측기 설계시 외란에 대한 기저함수로 시간에 따른 주기적인 함수를 이용하여 설계하였고 시스템의 비선형 항을 무시해도 충분한 성능을 발휘하는 것을 시뮬레이션 결과에서 확인할 수 있다.

추후 과제로는 외란 적응 관측기에 대한 최적 이득 결정이 필요하고 관측기의 Noise 특성 해석, PIID 제어기의 최적 이득 결정 등에 대한 고찰이 필요하다.

참고 문헌

- [1] C.D.Johnson, "A New Approach to Adaptive Control", Academic Press, 1983.
- [2] J.Kim, "Disturbance Accommodating Sliding Mode Control", *Proc. of American Control Conference*, 1992. p.888 - p.890
- [3] J.R.Wertz et al., "Spacecraft Attitude Determination and Control", D.Reidel Pub., 1986.
- [4] 김종래, "Disturbance Accommodating Control 기법을 이용한 3축 안정화 인공위성의 비선형 강건 자세 제어 설계", 석사학위논문, 인하대학교 대학원, 1996

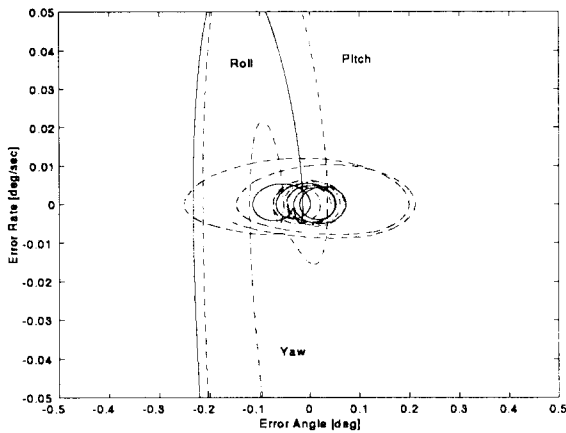


그림 1. 조건 3 : 상평면
Fig. 1. Case 3 : Phase Plane

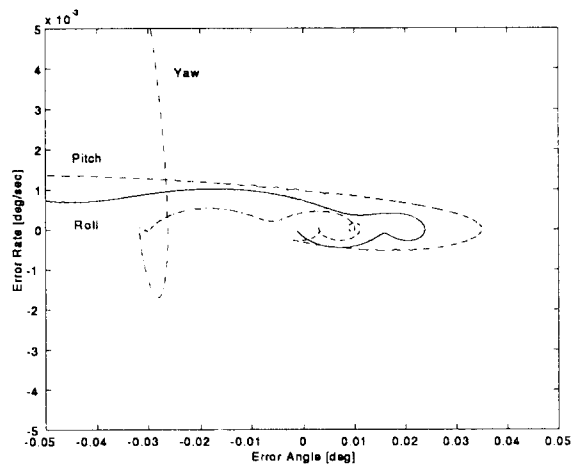


그림 2. 조건 4 : 상평면
Fig. 2. Case 4 : Phase Plane

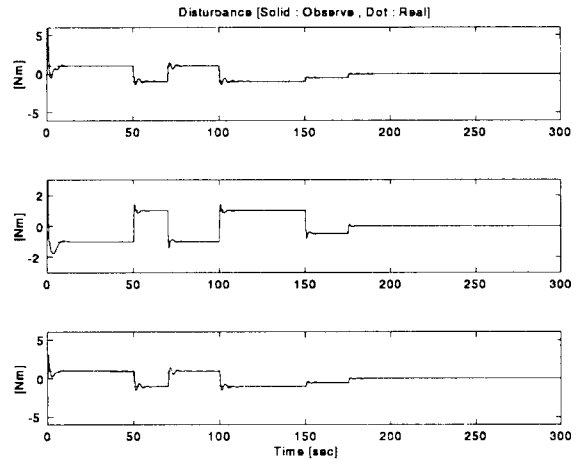


그림 3. 조건 2 : 계단 함수 외란
Fig. 3. Case 2 : Step Disturbance

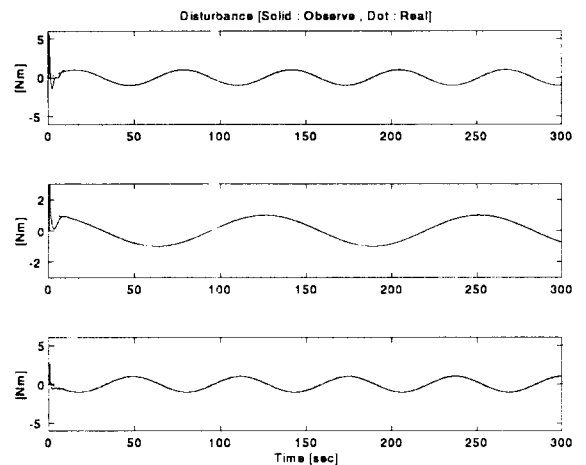


그림 4. 조건 4 : 주기 함수 외란
Fig. 4. Case 4 : Sinusoidal Disturbance