

반작용휠을 이용한 위성체 자세제어 연구

두 주 영 · 최 규 홍
연세대학교 천문우주학과

이 상 욱
한국 전자통신 연구원

STUDY ON THE ATTITUDE CONTROL OF SPACECRAFT USING REACTION WHEELS

Ju-Young Du and Kyu-Hong Choi

Department of Astronomy

e-mail: judu@galaxy.yonsei.ac.kr, khchoi@galaxy.yonsei.ac.kr

Sanguk-Lee

Korea Electronics and Telecommunications Research Institute

e-mail: slee@kepler.etri.re.kr

(Received April 30, 1998; Accepted May 25, 1998)

요 약

위성체의 자세결정과 자세제어는 인공위성의 임무수행능력을 결정하는 중요한 요인으로 그 정밀도는 탑재된 센서와 자세제어 구동기의 성능에 의해 결정된다. 본 연구는 비선형 제어이론과 선형 제어이론을 적용하여 4개의 반작용휠을 사용하는 3축 안정화 지구지향위성의 자세 제어법칙을 디자인하고 작동범위의 크기에 따른 제어 방법의 적합성을 비교하였다. 또한 휠속도 한계를 초과하는 것을 방지하기 위해 자기토크를 사용하여 휠모멘텀을 제거할 수 있음을 확인하였다. 이때 반작용휠은 전력소모를 최소화시키도록 배치된 경우로, 자기토크는 3축 직교 자기토크로 가정하였다. 휠속도를 제어하는 휠토크의 크기는 한계치를 초과하지 않도록 디자인 하였다.

ABSTRACT

Attitude determination and control of satellite is important component which determines the accomplish satellite missions. In this study, attitude control using reaction wheels and momentum dumping of wheels are considered. Attitude control law is designed by Sliding control and LQR. Attitude maneuver control law is obtained by Shooting method. Wheels momentum dumping control law is designed by Bang-Bang control.

Four reaction wheels are configured for minimized the electric power consumption. Wheels control torque and magnetic moment of magnetic torquer are limited.

1. 서 론

위성체 자세제어는 자세안정화와 자세조정을 포함한다(Wertz 1986). 3축 안정화 위성은 내부에 고정된 휠을 사용하는데, 특히 반작용휠은 높은 지향정밀도를 가지며 휠을 이용하여 자세를 조정할 수 있으므로 다목적 위성에 널리 사용된다. 휠을 이용하는 경우 편향된 외부 교란토크가 지속적으로 가해지면 휠속도가 정해진 한계치를 초과하게 되므로 휠모멘텀 관리가 필요하다. 휠모멘텀 관리는 추력기를 이용하여 급성 제어를 할 수 있지만 연료 소모없이 우주 환경 토크를 이용하는 방법이 연구되고 있다(Junkins *et al.* 1981, Burn 1992). 지구 지향자세를 유지하는 자세안정화 문제 토크 평형점(Torque Equilibrium Attitude, TEA)에 대해 비선형 자세 시스템을 선형화하여 LQR 최적제어로 제어입력을 결정하여 실제 비선형 시스템에 적용한 결과와 Lyapunov 안정성 이론에 근거한 비선형 Sliding 제어이론을 적용한 결과를 비교하였다. 위성체의 임무수행이나 궤도조정을 위한 자세 획득, 즉 초기 자세로부터 원하는 다른 자세로 위성체를 이동시키는 자세 조정문제는 비선형 최적 제어이론을 적용하여 소모전력을 최소화하도록 제어 법칙을 디자인 하였다. 자기토크를 이용한 휠모멘텀 제어는 간단한 외적 법칙을 이용한 뱅-뱅제어로 디자인 하였다.

2. 제어 법칙 디자인

시스템의 상태 벡터를 아래와 같이 오일러각과 동체의 각속도, 휠모멘텀으로 정의하면

$$\vec{\alpha} = [\phi, \theta, \psi]^T = [x_1, x_2, x_3]^T \quad (1)$$

$$\vec{\omega} = [\omega_x, \omega_y, \omega_z]^T = [x_4, x_5, x_6]^T \quad (2)$$

$$\vec{h} = [h_x, h_y, h_z]^T = [x_7, x_8, x_9]^T \quad (3)$$

위성 시스템의 상태 방정식은 식 (4)로 표현된다.

$$\dot{\vec{\alpha}} = \vec{f}(\vec{\alpha}, \vec{\omega}), \quad \dot{\vec{\omega}} = \vec{g}(\vec{\omega}, \vec{h}) + B\vec{u} + D\vec{m}, \quad \dot{\vec{h}} = \vec{q}(\vec{\omega}, \vec{h}) + E\vec{u} + F\vec{m} \quad (4)$$

여기서 입력제어는 휠을 이용한 자세 제어의 경우는 내부 휠 제어토크, $\vec{u} = [u_x, u_y, u_z]^T$ 이고 휠모멘텀 제어의 경우는 제어 자기모멘트, $\vec{m} = [m_x, m_y, m_z]^T$ 이다.

2.1 Sliding 제어이론에 의한 제어법칙 디자인

원하는 상태벡터 $\vec{\alpha}_d, \vec{\omega}_d$ 획득이 제어의 목표이므로 추적 오차는 $\vec{\alpha}_{err} = (\vec{\alpha} - \vec{\alpha}_d)$, $\vec{\omega}_{err} = (\vec{\omega} - \vec{\omega}_d)$ 이다. 따라서 식 (5)로 벡터 방정식을 정의한다.

$$\vec{\sigma}(\vec{\alpha}, \vec{\omega}) = (\vec{\omega} - \vec{\omega}_d) + S(\vec{\alpha} - \vec{\alpha}_d) \quad (5)$$

시스템의 상태를 목표상태, 즉 Sliding 표면에 도달시키기 위한 Sliding 조건은 Lyapunov 안정성 이론에 의해 식 (6)으로 표현된다.

$$\frac{1}{2} \frac{d}{dt} \sigma_i^2 \leq -\eta_i |\sigma_i| \tag{6}$$

식 (5)로 부터 상응모드, $\dot{\sigma} = 0$ 를 만족시키는 상응제어, \vec{u}_{eq} 를 정리하고 Sliding 조건을 충족시키기 위해 상응제어에 Sliding surface를 가로지르는 \vec{u}_N 을 첨가하여 식 (7)로 제어입력을 결정할 수 있다(Raymond *et al.* 1988, Lee *et al.* 1996).

$$\begin{aligned} \vec{u} &= \vec{u}_{eq} + \vec{u}_N \\ &= -B^{-1}[(\vec{g}_{eq} - \dot{\vec{\omega}}_d) + S(\vec{f}_{eq} - \dot{\vec{\alpha}})] - \vec{k} \text{sat}(\vec{\sigma}) \end{aligned} \tag{7}$$

여기서 $\vec{k} = \vec{\eta} + \text{uncertainty terms}$.

2.2 LQR에 의한 제어법칙 디자인

성능지수함수를 식 (8)과 같이 최종상태의 Quadratic form과 상태벡터와 제어벡터의 Quadratic form의 적분함으로 선택하고 성능지수함수를 최적화하는 제어입력을 결정한다.

$$J = \frac{1}{2} \vec{x}^T H \vec{x} + \frac{1}{2} \int_{t_0}^{t_f} (\vec{x}^T Q \vec{x} + \vec{u}^T R \vec{u}) dt \tag{8}$$

여기서 H, Q은 Positive-semidefnet, R은 Positive-definet의 특성을 가지는 가중치 행렬이다.

2.3 Shooting 방법을 이용한 제어 법칙 디자인

큰 자세각 조정문제에서 제어입력을 최적화시키기 위해 식 (8)에서 제어벡터의 Quadratic form의 적분함만을 성능지수함수로 선택한다. 이 경우 휠제어 토크에 비해 외부 교란 토크가 매우 작으므로 교란 토크는 무시하고 최종상태벡터중 휠모멘텀은 고정되어 있지 않기 때문에 휠모멘텀에 해당하는 라그랑지 곱수의 경계조건, $P_i(t_f) = 0$ 를 포함시키고 라그랑지 곱수의 초기 추측치는 충분히 작은 값을 선택한다.

2.4 휠 모멘텀 제거 제어 법칙 디자인

자기 토크에 의해 발생하는 토크는 위성의 자기 모멘트 \vec{M} 와 지구 자기장 벡터 \vec{B} 에 의해 식(9)로 표현된다.

$$\vec{\tau}_m = \vec{M} \times \vec{B} \tag{9}$$

함수 X를 정의하고 자기 모멘트 요소를 최대 자기 쌍극자모멘트 C와 단위 쌍극자모멘트($M_i = C m_i, m_i \leq 1$)로 표현하면 식 (10)과 같다.

$$\begin{aligned} X &= \sum_{i=1}^3 W_i \text{sgn}(\Delta h_i) \tau_{m,i}, \quad W_i = |\Delta h_i| / |h_{max}| \\ &= \vec{M} \cdot (\vec{B} \times \Delta \vec{h}) / |h_{max}| = C \vec{m} \cdot (\vec{B} \times \Delta \vec{h}) / |h_{max}| \end{aligned} \tag{10}$$

표 1. 위성 사양.

항목	값	단위
고도(궤도 각속도)	685($\omega_o = 0.00106$)	km(rad/sec)
위성 전체 관성 모멘트	Roll: 250, Pitch: 100, Yaw: 200	kg·m ²
휠 관성 모멘트	$I_w1 = I_w2 = I_w3 = I_w4 = 0.019$	kg·m ²
최대 휠 토크	0.05	N·m

표 2. 시뮬레이션에 사용한 변수.

변수	Case1	Case2
S	diag [0.5, 0.5, 0.5]	diag [0.5, 0.5, 0.5]
\vec{k}	[2.5e1, 2.5e1, 2.5e1] ^T	[5.e1, 2.5e1, 2.5e1] ^T
H	diag [1.e2, 1.e2, 1.e2, 1.e1, 1.e1, 1.e1, 0, 0, 0]	diag [1.e2, 1.e2, 1.e2, 1.e1, 1.e1, 1.e1, 0, 0, 0]
Q	diag [9.e-1, 9.e-1, 9.e-1, 1.2, 1.2, 1.2, 0, 0, 0]	diag [6.e-1, 6.e-1, 6.e-1, 2.5, 2.5, 2.5, 0, 0, 0]

휠모멘텀을 제거하기 위해서는 함수 X 의 값이 음의 값을 가져야 하므로 제어 자기모멘트는 식 (11)로 결정된다.

$$m_i = -sgn(\vec{B} \times \Delta h); \tag{11}$$

3. 시뮬레이션 결과

자세 안정화는 초기 자세 오차각들이 1도 이내로 작은 경우(Case1)와 비교적 큰 자세 오차각들이 초기상태로 주어지는 경우(Case2)에 대하여 Sliding 제어와 LQR 최적제어를 적용하여 시뮬레이션을 수행하였다. 이때 외부 교란 토크는 퍼치축에 대해서만 주기적으로 작용하는 것으로 가정하였다. 그림 1과 3은 Sliding 제어를 적용한 경우 오일러 각의 변화로 초기 자세 오차각의 크기에 관계 없이 빠르게 Sliding surface, 즉 목표상태에 접근함을 알 수 있다. 이때 요구되는 목표상태 접근시간과 입력 제어의 제한을 만족시키는 \vec{k} 값은 표 2에 포함하였다. 그림 2와 4는 LQR 최적 제어를 적용한 경우 오일러 각의 변화로 초기 자세 오차각들이 작은 경우(Case 1)는 그림 2와 같이 자세를 안정화 시키지만 초기 자세 오차각들이 큰 경우(Case2)는 그림 4와 같이 자세를 안정화 시키지 못함을 알 수 있다. 그림 5와 6은 롤 30도 자세조정에 대하여 Shooting방법을 적용한 시뮬레이션 결과로 목표상태 근접 시간, 즉 최종상태 도달시각을 조정하여 제어입력인 휠토크의 제한을 만족시키도록 디자인한 결과 100초 이내에 제어입력 제한을 만족시키면서 목표상태에 도달시킴을 알 수 있다. 그림 8은 식 (11)에 의해 결정된 제어 자기 모멘트이고 그림 7은 제어 자기 모멘트와 지구 자기장에 의해 발생하는 자기 토크에 의한 휠모멘텀의 변화이다. 이때 지구 자기장은 간단히 자기쌍극자세기가 $20\mu T$ 인 쌍극자모 델로 자기토크의 최대 쌍극자 모멘트(C)는 $50amp \text{ turn } n^2$ 로 가정하고 자세는 Sliding제어를 통해 지향자세를 유지하도록 하였다.

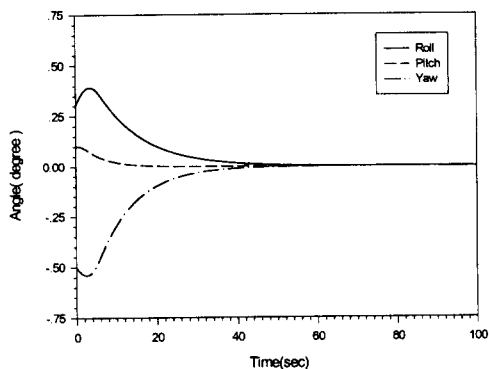


그림 1. Sliding제어 적용시 자세안정화(Case1).

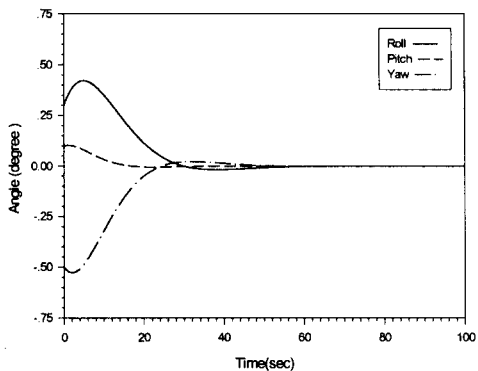


그림 2. LQR제어 적용시 자세 안정화(Case1).

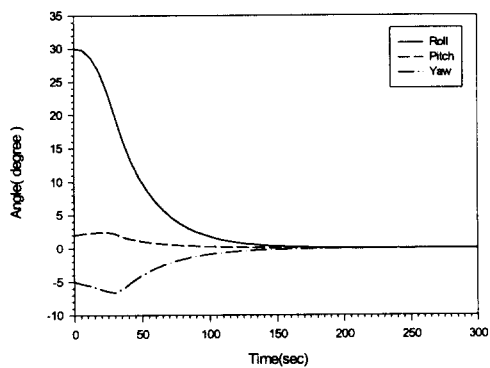


그림 3. Sliding제어 적용시 자세안정화(Case2).

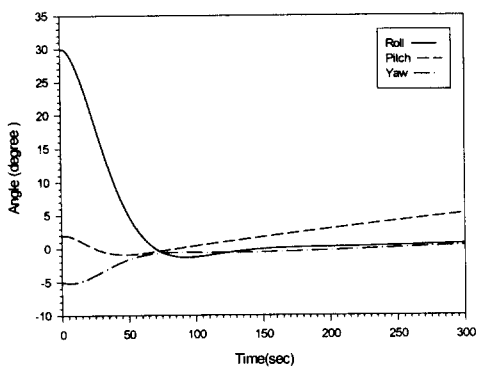


그림 4. LQR제어 적용시 자세 안정화(Case2).

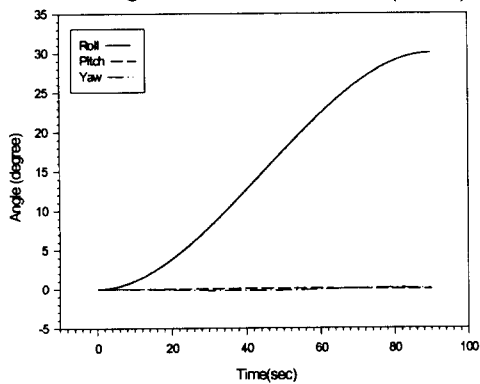


그림 5. 롤30도 자세조정시 오일러각.

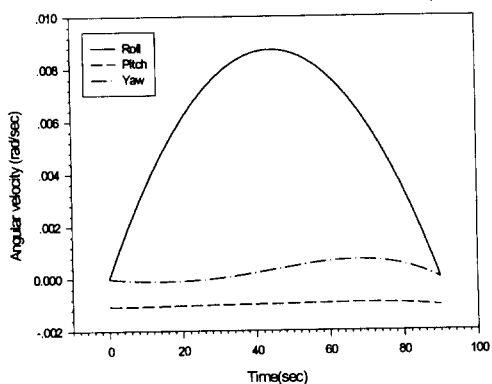


그림 6. 롤 30도 자세조정시 각속도.

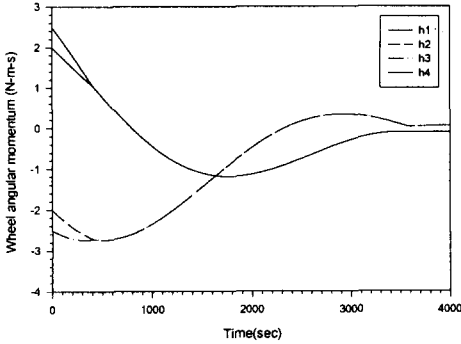


그림 7. 뱅-뱅제어에 의한 휠 모멘텀 변화.

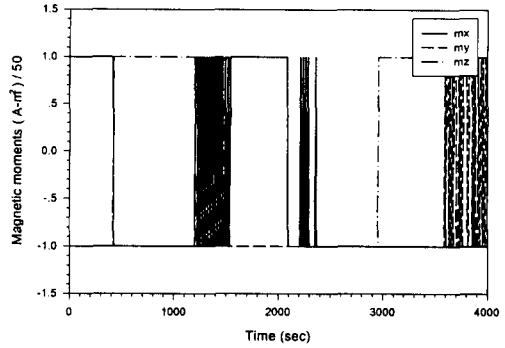


그림 8. 자기 토크의 제어 자기 모멘트.

4. 결론

본 연구는 반작용휠을 사용하는 3축 안정화 위성이 휠모멘텀 즉 휠속도를 제어하여 자세를 안정화하고 비교적 큰 자세각을 조정하고자 할 때의 제어입력을 비선형 제어이론과 최적제어 이론을 적용하여 결정하고 그 성능을 검증하였다. 그 결과 비선형 Sliding제어는 어떤 경우에도 시스템을 원하는 목표상태에 빠르게 도달 시킬뿐만 아니라 시스템의 불확정성에도 강한 제어성능을 나타낸다. 반면에 큰 자세오차각에 대해서 LQR제어를 이용하여 결정한 제어입력은 비선형 자세시스템을 원하는 목표상태에 도달시키지 못함을 확인하였다. 이러한 결과의 원인은 시스템방정식의 선형화가 동작점 또는 평형점으로부터 작은 범위의 작동에 대해서는 원래시스템의 특성을 유지하지만 그렇지 않은 경우 원래시스템의 특성을 유지하지 못하기 때문이다. 또한 자기토크를 이용하여 연료소모 없이 휠모멘텀을 위성의 궤도주기 내에 효과적으로 제거 할 수 있음을 확인하였다.

참고 문헌

- Burns, T. F. 1992, *Journal of Guidance, Control and dynamics*, 15, 325
- Junkins, J. L., Rajaram, S. & Baracat, W. A. 1981, *AAS*, 81-007, 141
- Lee, S. & Lee, J. S. 1996, *JA&SS*, 13, 168
- Raymond, A. D., Stanislaw, H. Z. & Gregory, P. M. 1988, *PROCEEDINGS OF THE IEEE*, 76, 212
- Wertz, J. R. 1986, *Spacecraft Attitude Determination and Control*(D. Reidel: Dordrecht), p.487