

인공위성 MOI 변화를 고려한 자세제어기 설계기법

Design of Attitude Controller by Adjusting Control Gains According to Spacecraft MOI Variation

이선호*† · 김홍중** · 김진희*

Seon-Ho Lee, Hong-Joong Kim, and Jin-Hee Kim

1. 서론

1970년대부터 대용량 토크를 발생하는 CMG(Control Moment Gyroscope)는 SkyLab, MIR, 그리고 ISS 등과 같은 초대형 인공위성의 주요 자세 안정화 구동기로 널리 사용되어 왔다. 특히 최근 지난 10년동안 소용량 토크 발생 CMG가 개발되어 미국의 Worldview와 프랑스의 Pleiades 같은 중대형 인공위성에 장착되어 기동 성능을 개선시켜왔다. 본 논문은 CMG 기반 위성체의 관성모멘트(Moment of Inertia)의 변화를 이용한 이득조절 자세제어기의 설계방법을 소개한다. 이득조절기법은 1990년대부터 산업계의 비선형시스템 제어분야에 널리 적용되어온 기법으로서 동작점에서 대상 플랜트를 선형화하여 선형제어기법은 적용할 수 있다는 장점을 가진다. 이에 본 논문은 CMG의 김벌(Gimbal) 회전각을 이득조절을 위한 조절 파라미터로 설정하고 안정화 제어를 조절 파라미터로 수식화하여 제어기 구동시 김벌각에 따라 제어이득을 변화시킨다. 본 논문은 모의시험을 통해 기존의 PD 제어기와 비교를 통해 제안된 방법의 유용성을 확인한다.

2. 이득조절 제어기 설계

관성모멘트의 변화를 고려한 위성체의 동역학 수식은 다음과 같다.

$$J(\delta)\dot{w} = -j(\delta)w - w \times (J(\delta)w + h(\delta)) + \tau \quad (1)$$

단, $J(\delta)$ 는 위성체의 관성모멘트, w 는 위성체의 각속도, $h(\delta)$ 는 CMG 클러스터의 모멘텀, τ 는 위성체에 인가되는 토크, 그리고 $\delta = [\delta_1, \delta_2, \delta_3, \delta_4]^T$ 는 CMG 클러스터의 김벌각 벡터이다. 이때 $h(\delta)$ 는 다음과 같이 정의된다.

$$h(\delta) = h_0 \begin{bmatrix} -c\beta s\delta_1 - c\delta_2 + c\beta s\delta_3 + c\delta_4 \\ c\delta_1 - c\beta s\delta_2 - c\delta_3 + c\beta s\delta_4 \\ s\beta(s\delta_1 + s\delta_2 + s\delta_3 + s\delta_4) \end{bmatrix} \quad (2)$$

단, h_0 는 각 CMG의 모멘텀이고 β 는 CMG 클러스터의 경사각이다. 또한 쿼터니언($q = [q_1, q_2, q_3, q_4]^T$)을 이용한 위성체 운동학 수식은 다음과 같다.

$$\dot{q} = 0.5G(q) \begin{bmatrix} w \\ 0 \end{bmatrix} \quad (3)$$

$$G(q) = \begin{bmatrix} q_4 & -q_3 & q_2 & q_1 \\ q_3 & q_4 & -q_1 & q_2 \\ -q_2 & q_1 & q_4 & q_3 \\ -q_1 & -q_2 & -q_3 & q_4 \end{bmatrix}$$

김벌각을 조절 파라미터로 정의할 경우, 이득조절 자세제어기는 다음과 같이 제안된다.

$$\tau_c = J(\delta)w + w \times (J(\delta)w + h(\delta)) + J(\delta)\dot{w}_r - J(\delta)(k_p q_e + k_d w_e) \quad (4)$$

이때 쿼터니언 오차(q_e)와 각속도 오차(w_e)는 명령 자세각(q_r)과 명령 각속도(w_r)를 이용하여 다음과 같이 계산된다.

$$q_e = \begin{bmatrix} q_{r4} & q_{r3} & -q_{r2} & -q_{r1} \\ -q_{r3} & q_{r4} & q_{r1} & -q_{r2} \\ q_{r2} & -q_{r1} & q_{r4} & -q_{r3} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} q_1 \\ q_2 \\ q_3 \\ q_4 \end{bmatrix} \quad (5)$$

$$w_e = w - w_r$$

$$\begin{bmatrix} w_r \\ 0 \end{bmatrix} = 2G^T(q_r)\dot{q}_r$$

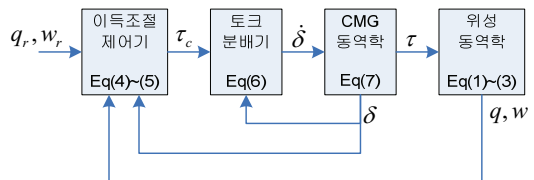


Figure 1 Closed Loop Control System

CMG 클러스터의 토크분배(Torque Steering)를 위해서 다음과 같은 SR(Singular Robust) 역변환 방법

† 교신저자; 한국항공우주연구원

E-mail : shlee71@kari.re.kr

Tel : (042) 860-2035, Fax : (042) 860-2898

* 한국항공우주연구원 다목적실용위성 5호체계팀

** 과학기술연합대학원대학교 위성시스템및응용 전공

을 적용한다.

$$\delta = A^T(AA^T + \gamma E)^{-1}\tau_c \quad (6)$$

$$A = \begin{bmatrix} -c\beta c\delta_1 & s\delta_2 & c\beta c\delta_3 & -s\delta_4 \\ -s\delta_1 & -c\beta c\delta_2 & s\delta_3 & c\beta c\delta_4 \\ s\beta c\delta_1 & s\beta c\delta_2 & s\beta c\delta_3 & s\beta c\delta_4 \end{bmatrix}$$

$$E = \begin{bmatrix} 1 & \epsilon_3 & \epsilon_2 \\ \epsilon_3 & 1 & \epsilon_1 \\ \epsilon_2 & \epsilon_1 & 1 \end{bmatrix}$$

최종적으로 CMG 에 의해서 위성체에 인가되는 자이로스코픽(Gyroscopic) 토크는 다음과 같다.

$$\tau = A\delta \quad (7)$$

3. 모의시험

모의시험을 위해서 Figure 1 과 같은 제어루프를 구성하여 정현파형으로 변화하는 명령자세에 대한 CMG 김벌 각속도, CMG 의 MOI 변화, 자세오차 등을 기존의 쿼터니언 기반 PD 제어기[1]와 비교하였다. 이때 사용한 위성체의 MOI 는 [50, 60, 70]kgm², 초기 김벌각에서의 CMG MOI 는 [0.9, 0.7, 1.3] kgm², CMG 경사각은 53.13 deg 을 가정하였다.

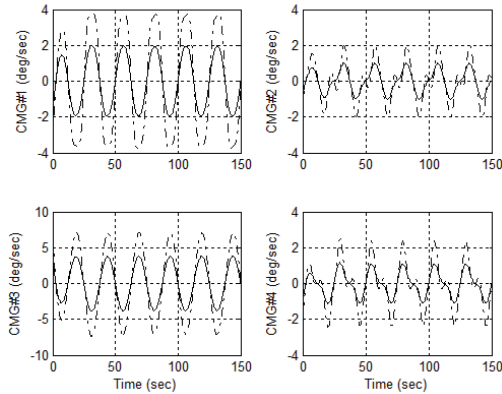


Figure 2 CMG Gimbal Rates (solid: Proposed Controller, dashed: PD Controller)

Figure 2 는 각 CMG 의 김벌 각속도를 도시하고 있으며 제안된 제어기가 기존의 PD 제어기 보다 각속도가 작음을 확인할 수 있다. Figure 3 은 김벌각의 변화에 따른 CMG 의 관성모멘트의 변화를 도시한다. Figure 4 는 최종 제어오차를 도시하고 있으며 제안된 제어기가 PD 제어기 보다 수렴속도가 빠르며 정상상태 오차가 적음을 확인할 수 있다.

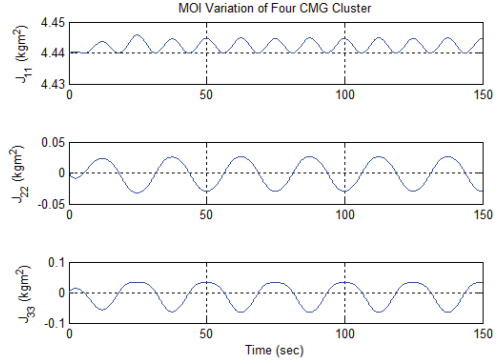


Figure 3 MOI Variation of CMG

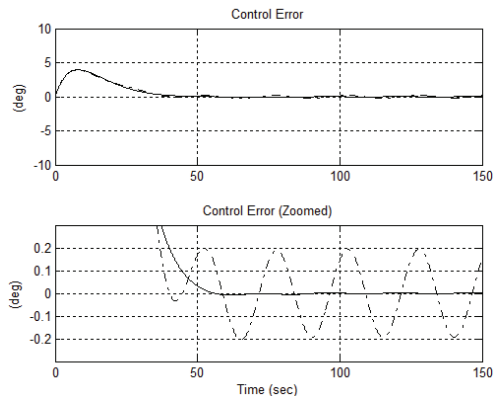


Figure 4 Control Error (solid: Proposed Controller, dashed: PD Controller)

4. 결론

본 논문은 CMG 의 김벌각을 이용한 위성체 자세 제어 이득조정기법을 제안하였다. 모의시험을 통해서 자세제어 수렴속도 및 정상상태 오차가 기존의 PD 제어기에 비해 성능이 개선됨을 확인하였다.

5. 참고문헌

- [1] Wie, B., Bailey, D., and Heiberg, C., Rapid Multitarget Acquisition and Pointing Control of Agile Spacecraft, Journal of Guidance, Control, and Dynamics, Vol. 25, No. 1, 2002, pp. 96-104.
- [2] Jung, D. and Tsiotras, P., An Experimental Comparison of CMG Steering Control Laws, Proceedings of AIAA Astroynamics Specialist Conference, Vol. 2, 2004, pp.1128-1144.
- [3] Rugh, W.J., and Shamma, J.S., Research on Gain Scheduling, Automatica, Vol. 36, No. 10, 2000, pp.1401-1425.