

제어모멘트자이로와 반작용휠의 순차적 사용을 통한 위성 고기동 연구

손준원*, 최홍택**

A Study on High Agile Satellite Maneuver through Sequential Activation of Control Moment Gyros and Reaction Wheels

Jun-Won Son*, Hong-Taek Choi**

Abstract

We assume that two control moment gyros are installed for space qualification in a satellite with four reaction wheels, and study the high agile maneuver method. Using high torque control moment gyros, we reduce the satellite's attitude error. After that, we activate reaction wheels to control remaining attitude error. This proposed method can avoid singularity problem of control moment gyros, and do not require gimbals' angle to calculate torque command. Through numerical simulations, we show that our method's agile performance is similar to previous method and reduce the reaction wheels' required momentum.

초 록

네 개의 반작용휠이 장착된 위성에 두 개의 우주검증용 제어모멘트자이로가 탑재되었다고 가정하고, 이들을 이용한 위성 고기동 방법에 대해서 연구해 보았다. 토크가 큰 제어모멘트자이로를 먼저 사용하여 위성의 자세오차를 줄인 후에, 반작용휠을 통해 나머지 자세오차를 제어하는 방법을 제안하였다. 본 방법을 사용할 경우, 제어모멘트자이로에서 발생하는 특이점 문제를 회피할 수 있으며, 토크 명령 계산시 김벌각 정보가 필요 없다는 장점이 있다. 또한 시뮬레이션을 통해, 본 방법이 기존에 연구된 방법들에 비해 위성의 기동성능에는 큰 차이가 없으며, 필요한 반작용휠의 모멘텀도 크게 줄어드는 것을 확인하였다.

키워드 : 제어모멘트자이로 (CMG, Control Moment Gyro), 반작용휠 (Reaction Wheel), 고기동 (High Agile Maneuver)

1. 서 론

위성에 요구되는 기동성능이 높아짐에 따라서 기존에 자주 사용되던 반작용휠 대신 고출력 토

접수일(2014년 8월 19일), 수정일(1차 : 10월 22일), 게재 확정일(2014년 11월 1일)

* 위성제어팀 /jwson@kari.re.kr ** 위성제어팀 /hongtaek@kari.re.kr

크를 가지는 제어모멘트자이로(CMG)가 주목을 받고 있다[1,2]. CMG는 회전하고 있는 휠을 김벌을 이용하여 다시 회전시키는 방법으로 무게에 비해서 큰 출력토크를 낼 수 있어서, 미국과 유럽에서는 오래전부터 연구가 이루어져 왔고, 상품품도 나와 있다[3-5]. 국내에서도 CMG에 관한 연구 및 개발이 진행되어 왔으며, 향후 몇 년 내에는 비행모델이 개발되리라 예상된다.[6-12].

CMG를 비롯한 우주기술이 개발된 후에는 실제로 위성에 탑재되어서 우주 검증이 필수적이다. 하지만 우주 검증 도중 CMG에 이상이 발생할 수 있으므로, 위성 구동기로 검증용 CMG만 탑재하는 것 보다는 이미 검증된 반작용휠을 기본 구동기로 탑재하고, CMG는 보조용으로 탑재를 하는 것이 바람직하다[13,14]. 실제로 국내에서 개발된 반작용휠도 2기만 나로과학위성에 탑재되어서 보조 구동기로 우주검증을 수행한바 있다[15,16]. 본 논문에서는 네 개의 반작용휠이 탑재된 위성에 두 개의 우주 검증용 CMG가 탑재되었다고 가정하고, 이 때의 위성 자세제어방법에 대해서 살펴보았다.

두 개의 CMG가 포함된 위성의 자세제어는 CMG 특성상 발생하는 특이점 때문에 김벌각을 제한하거나 이를 탈출하기 위한 알고리즘이 필요하다[4-5, 13-14]. 또한 토크 명령을 계산하기 위해서는 정확한 김벌각을 계속해서 알고 있어야 한다는 단점이 있다. 본 논문에서는 이를 해결할 수 있는 방법을 제안한다.

2. 본 론

2.1절과 2.2절에서는 CMG를 이용한 위성 1축 고기동 방식에 대해서 살펴본다. 2.3절에서는 이를 이용한 위성의 3축 기동 방법에 대해서 설명하고 2.4절에서는 시뮬레이션을 통하여 자세제어 성능을 살펴본다.

2.1 CMG 동기화를 통한 자세제어

위성 1축의 고기동을 위하여 두 개의 CMG를 동기화 시키는 방법이 있다[4-5, 13]. 그림 1과 같

이 토크를 발생시키고자 하는 방향으로 두 CMG를 서로 대칭이 되도록 놓고, 동일한 크기의 김벌 각속도 $\dot{\sigma}$ 로 반대방향으로 움직일 경우, 다음과 같은 토크가 발생한다.

$$\tau_{CMG} = 2I_{CMG}\omega_0 \cos(\sigma)\dot{\sigma} \quad (1)$$

여기서 I_{CMG} 는 CMG 휠의 관성모멘트, ω_0 는 CMG 휠의 정상상태에서의 회전속도이다.

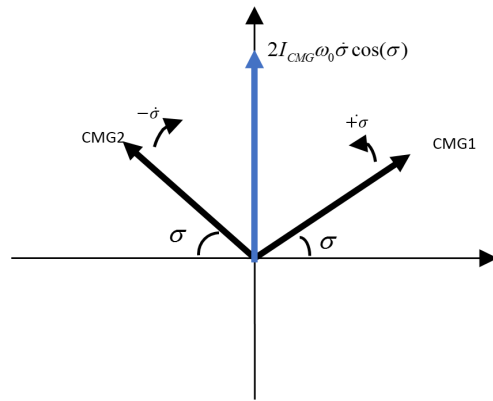


그림 1. 동기화된 CMG의 출력토크

기존 방법들은 위성 자세제어를 위해 설계된 토크명령 τ_c 가 τ_{CMG} 와 같도록 하고, 김벌 각속도 $\dot{\sigma}$ 도 그에 비례하여 변하도록 하였다.

$$\dot{\sigma} = \frac{\tau_c}{2I_{CMG}\omega_0 \cos(\sigma)} \quad (2)$$

이 방식은, 김벌 각속도를 계산하기 위해서 현재 김벌의 위치를 항상 정확하게 알아야 하고, 김벌 각속도 $\dot{\sigma}$ 이 τ_c 에 따라서 다양한 값으로 변하므로 정밀한 자세제어를 위해서는 김벌 모터의 각속도 제어 정밀도도 높아야 한다. 또한 김벌각이 0 또는 π 와 같은 특이점일 경우, 김벌 각속도가 계산되지 않는 문제가 발생하므로 이를 회피하기 위해서 김벌각을 제한하여야 한다.

위와 같은 문제를 해결하기 위해서 김벌 각속

도 $\dot{\sigma}$ 를 변화시키는 대신에 고정시키고, 대신 김벌 기동시간을 제한하는 방법을 다음 절에서 제안한다.

2.2 CMG 동기화 및 김벌 각속도 고정을 통한 자세제어

그림 2와 같이 김벌을 일정한 김벌 각속도 $\dot{\sigma}$ 로 회전시켜서 김벌각 σ 를 0에서 σ_f 까지 변화시켰다가 다시 일정한 김벌 각속도 $-\dot{\sigma}$ 로 회전시켜서 김벌각을 σ_f 에서 0으로 되돌리는 방법을 생각해보자.

이 때 발생하는 토크 및 위성의 각속도와 자세변화는 그림 3과 같다.

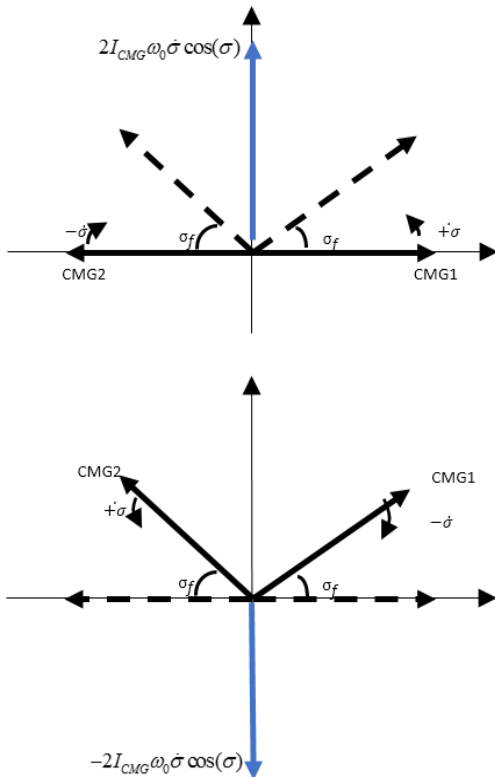


그림 2. CMG 구동방법

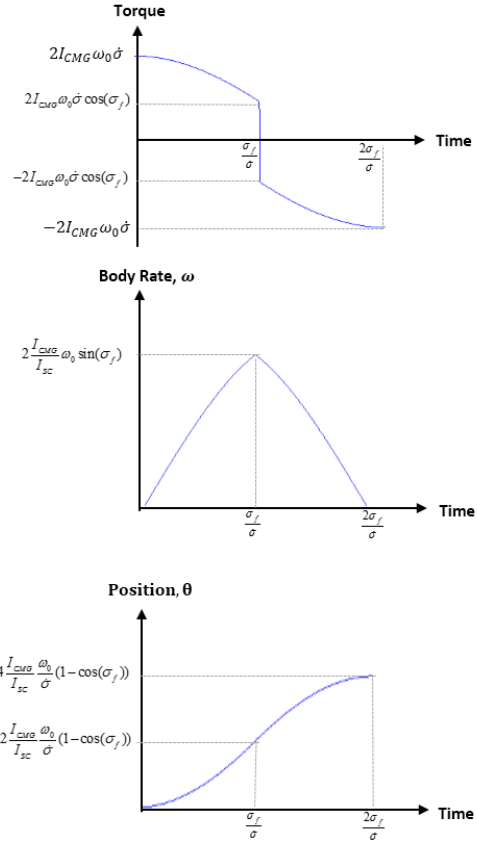


그림 3. CMG 출력토크와 위성체 (case a)

$$T = \begin{cases} +2I_{CMG}\omega_0\dot{\sigma}\cos(\dot{\sigma}t) & , \quad 0 \leq t \leq \frac{\sigma_f}{\dot{\sigma}} \\ -2I_{CMG}\omega_0\dot{\sigma}\cos(2\sigma_f - \dot{\sigma}t) & , \quad \frac{\sigma_f}{\dot{\sigma}} \leq t \leq 2\frac{\sigma_f}{\dot{\sigma}} \end{cases} \quad (3)$$

$$\omega = \begin{cases} +2\frac{I_{CMG}}{I_{SC}}\omega_0\sin(\dot{\sigma}t) & , \quad 0 \leq t \leq \frac{\sigma_f}{\dot{\sigma}} \\ -2\frac{I_{CMG}}{I_{SC}}\omega_0\sin(\dot{\sigma}t - 2\sigma_f) & , \quad \frac{\sigma_f}{\dot{\sigma}} \leq t \leq 2\frac{\sigma_f}{\dot{\sigma}} \end{cases} \quad (4)$$

$$\theta = \begin{cases} 2 \frac{I_{CMG}}{I_{SC}} \frac{\omega_0}{\dot{\sigma}} (1 - \cos(\dot{\sigma}t)) & , 0 \leq t \leq \frac{\sigma_f}{\dot{\sigma}} \\ 2 \frac{I_{CMG}}{I_{SC}} \frac{\omega_0}{\dot{\sigma}} (1 - 2\cos(\sigma_f) + \cos(\dot{\sigma}t - 2\sigma_f)) & , \frac{\sigma_f}{\dot{\sigma}} \leq t \leq 2 \frac{\sigma_f}{\dot{\sigma}} \end{cases} \quad (5)$$

그림 3과 같이 CMG를 구동시켜서 달성할 수 있는 위성체의 최대 자세변화, $\theta_{1cycle, max}$ 는 $\sigma_f = \frac{\pi}{2}$ 일 때로 다음과 같이 나온다.

$$\theta_{1cycle, max} = 4 \frac{I_{CMG}}{I_{SC}} \frac{\omega_0}{\dot{\sigma}} \quad (6)$$

움직이고자 하는 위성체 자세각을 θ_{cmd} 라고 할 경우, 다음과 같이 두 가지 방법으로 구분하여 제어가 가능하다.

□ case (a) : $\theta_{cmd} \leq \theta_{1cycle, max}$

식 (5)에서 $t = 2\sigma_f/\dot{\sigma}$ 일 때의 θ 가 θ_{cmd} 가 되도록 σ_f 를 잡으면 된다.

$$\sigma_f = \cos^{-1} \left(1 - \frac{1}{4} \frac{I_{SC}}{I_{CMG}} \frac{\dot{\sigma}}{\omega_0} \theta_{cmd} \right) \quad (7)$$

□ case (b) : $\theta_{cmd} > \theta_{1cycle, max}$

그림 4처럼 김벌각 σ 를 0에서 $\pi/2$ 까지 움직인 후에 $t_{saturation}$ 이라는 시간동안 그대로 있다가 다시 $\pi/2$ 에서 0까지 움직인다. 그러면 위성체는 $\theta_{1cycle, max}$ 일 때에 비하여 $2(I_{CMG}/I_{SC})\omega_0$ 만큼의 각속도로 $t_{saturation}$ 만큼 더 움직인다. 따라서 $t_{saturation}$ 은 다음과 같이 잡으면 된다.

$$t_{saturation} = \frac{1}{2} \left(\frac{I_{SC}}{I_{CMG}} \frac{\theta_{cmd}}{\omega_0} - \frac{4}{\dot{\sigma}} \right) \quad (8)$$

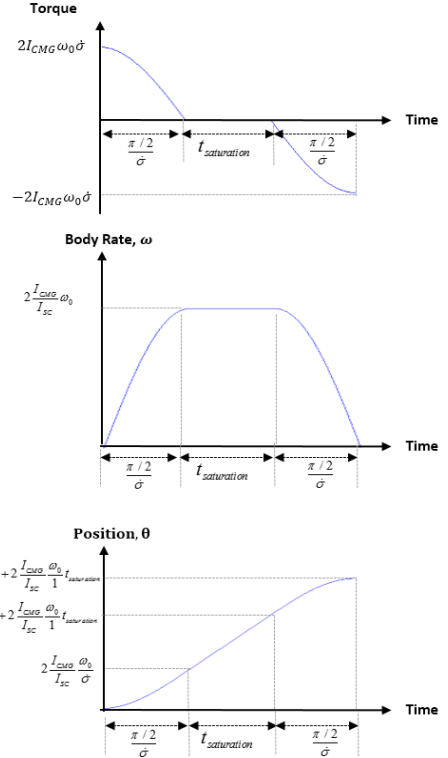


그림 4. CMG 출력토크와 위성체 (case b)

본 방법에 대해서 자세히 살펴보자. 위성자세 명령 θ_{cmd} 를 받아서 $\theta_{1cycle, max}$ 와 비교한 후에 σ_f 또는 $t_{saturation}$ 을 구하여 CMG를 기동시킨다. CMG 기동이 완료되면 위성도 회전을 완료하여 θ_{cmd} 에 위치하게 된다. 이 방법은 2.1절의 방법과 비교할 때 김벌각 정보가 필요 없고, 일정한 김벌 각속도를 사용하므로 김벌 모터의 각속도 제어 정밀도가 높을 필요도 없다. 또한 특이점 문제도 전혀 발생하지 않는다.

하지만 이 방법에는 문제가 있다. 2.1절의 방법은 자세제어를 하는 동안 계속해서 궤환을 받아서 τ_c 를 계산하여 자세제어를 하는 반면, 위의 방법은 초기에 한 번만 자세오차를 계산한 후, 그 정보만을 이용하여 CMG를 기동시킨다. 따라서 CMG 기동이 완료되어 김벌각 σ 가 0으로 돌아왔을 때, 자세 오차가 0이 되었다고 보장할 수

없다. 단지 자세 오차가 초기의 θ_{cmd} 에 비해 크게 줄어서 0에 가까운 값이 되었을 것이라는 것만을 확신할 수 있다.

이를 해결하기 위해, CMG 기동이 완료된 후에는 반작용휠을 이용하여 궤환 제어를 수행하였다. 이미 CMG로 자세오차를 크게 줄여두었으므로, 반작용휠로도 무리 없이 제어가 가능하다.

전체 알고리즘을 요약하면 다음과 같다.

(i) CMG로 θ_{cmd} 에 대하여 자세제어 수행

if $\theta_{cmd} \leq \theta_{1cycle, max}$

$$\sigma_f = \cos^{-1} \left(1 - \frac{1}{4} \frac{I_{SC}}{I_{CMG}} \frac{\dot{\sigma}}{\omega_0} \theta_{cmd} \right)$$

$$t_{saturation} = 0$$

$$t_{CMG\ maneuver} = 2\sigma_f / \dot{\sigma}$$

else

$$\sigma_f = \pi/2$$

$$t_{saturation} = \frac{1}{2} \left(\frac{I_{SC}}{I_{CMG}} \frac{\theta_{cmd}}{\omega_0} - \frac{4}{\dot{\sigma}} \right)$$

$$t_{CMG\ maneuver} = \pi / \dot{\sigma} + t_{saturation}$$

(ii) $t_{CMG\ maneuver}$ 가 지나면 반작용휠로 자세제어 수행

$\tau_c = K_p \theta_e + K_d \dot{\theta}$ 를 반작용휠 제어 명령으로 사용하여 반작용휠이 위성 자세제어를 마무리

2.3 위성 3축 기동 방법

네 개의 반작용 휠이 장착된 위성에 두 개의 우주검증용 CMG를 장착한 경우를 생각해보자. [13,14].

CMG는 김벌축이 Z축을 향하도록 하여, X축과 Y축 방향으로 토크를 생성할 수 있도록 하였다. CMG의 김벌각은 내부휠의 회전축이 X축을 향할 때를 0으로 잡고, 반시계방향으로 회전시 김벌각이 증가한다고 잡았다.

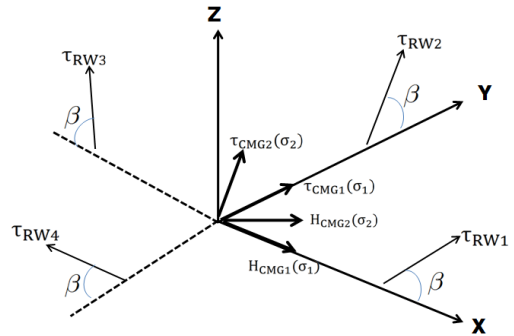


그림 5. CMG와 반작용휠 클러스터 형상

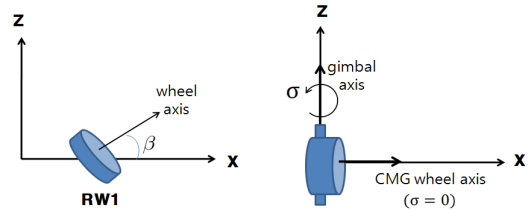


그림 6. CMG와 반작용휠 장착 상세도

CMG의 휠과 반작용휠의 관성모멘트를 I_{CMG} , I_{RW} 라고 하면, 모멘텀 및 토크는 다음과 같이 정의된다.

$$h_{CMGi}(\sigma_i) = I_{CMG}w_0 = h_0 \quad (9a)$$

$$\tau_{CMGi}(\sigma_i) = I_{CMG}w_0\dot{\sigma}_i \quad (i = 1, 2) \quad (9b)$$

$$h_{RWj} = I_{RW}w_j \quad (10a)$$

$$\tau_{RWj} = I_{RW}\dot{w}_j \quad (j = 1, 2, 3, 4) \quad (10b)$$

여기서 w_0 는 정상동작상태에서 CMG 휠의 회전속도, σ_i 는 CMG의 김벌각, w_j 는 반작용휠의 회전속도를 나타낸다.

그림 5의 CMG 클러스터 및 반작용휠 클러스터가 생성하는 모멘텀 및 토크는 다음과 같다.

$$H_{CMG} = \begin{bmatrix} c\sigma_1 \\ s\sigma_1 \\ 0 \end{bmatrix} h_0 + \begin{bmatrix} c\sigma_2 \\ s\sigma_2 \\ 0 \end{bmatrix} h_0 \quad (11a)$$

$$T_{CMG} = \begin{bmatrix} -s\sigma_1 \\ c\sigma_1 \\ 0 \end{bmatrix} \tau_{CMG1} + \begin{bmatrix} -s\sigma_2 \\ c\sigma_2 \\ 0 \end{bmatrix} \tau_{CMG2} \quad (11b)$$

$$H_{RW} = A_{RW} [h_{RW1}, h_{RW2}, h_{RW3}, h_{RW4}]^T \quad (12a)$$

$$T_{RW} = A_{RW} [\tau_{RW1}, \tau_{RW2}, \tau_{RW3}, \tau_{RW4}]^T \quad (12b)$$

여기서 $A_{RW} = \begin{bmatrix} c\beta & 0 & -c\beta & 0 \\ 0 & c\beta & 0 & -c\beta \\ s\beta & s\beta & s\beta & s\beta \end{bmatrix}$ 이며, s 와 c 는 \sin 과 \cos 을 의미한다.

위와 같은 환경에서 위성을 X축, Y축, Z축 순서로 기동을 시키고, X축과 Y축은 고기동 시키는 방법을 설명한다.

2.3.1 X축 고기동

다음과 같은 방법으로 위성을 X축에 대하여 ϕ_{cmd} 만큼 회전시킨다.

(i) 두 CMG의 김벌각을 $\sigma_1 = \frac{3\pi}{2}$, $\sigma_2 = \frac{\pi}{2}$ 로 둔다. 이 때 두 CMG는 서로 반대방향이므로, CMG 클러스터의 모멘텀 H_{CMG} 는 0이 된다.

(ii) $\sigma = \sigma_1 - \frac{3\pi}{2}$ 로 잡고, 2.2절에서 살펴본 방법으로 ϕ_{cmd} 를 입력으로 하여 CMG를 기동시킨다. 위성체의 slew rate에 대한 제약이 없다면 최대한 빠른 시간내에 기동을 완료하도록 김벌 각속도는 김벌 모터의 최대 각속도로 둔다. 즉, $\sigma = \dot{\sigma}_{max}$ 로 잡는다.

(iii) CMG 기동이 완료된 후에는 반작용 휠 기동을 하지 않고, Y축 고기동으로 넘어간다. 반작용휠을 이용한 마무리 기동은 Z축 기동시 함께 수행한다.

2.3.2 Y축 고기동

다음과 같은 방법으로 위성을 Y축에 대하여 θ_{cmd} 만큼 회전시킨다.

(i) X축 고기동이 완료되면 두 CMG의 김벌각은 초기 상태였던 $\sigma_1 = \frac{3\pi}{2}$, $\sigma_2 = \frac{\pi}{2}$ 로 돌아와 있게 된다. 이 때, $\sigma_1 = \dot{\sigma}$, $\sigma_2 = -\dot{\sigma}$ 로 하여 김벌각을 $\sigma_1 = 0$, $\sigma_2 = \pi$ 가 되도록 만든다. 두 CMG의 김벌이 계속 반대방향을 향하고 있으므로, CMG 클러스터의 모멘텀 H_{CMG} 와 토크 T_{CMG} 가 계속 0이어서 위성체는 아무런 영향을 받지 않는다. 김벌 각속도 $\dot{\sigma}$ 는 별다른 제약이 없다면 $\dot{\sigma}_{max}$ 로 잡아서 시간을 단축시킨다.

(ii) $\sigma = \sigma_1$ 으로 잡고 2.2절에서 살펴본 방법으로 θ_{cmd} 를 입력으로 하여 CMG를 기동시킨다.

2.3.3 Z축 기동을 포함한 3축 기동

Y축 고기동이 완료되면 반작용휠로 Z축을 포함한 3축에 대한 기동을 수행한다. 이 단계에서는 X축과 Y축은 앞서의 기동으로 인하여 아주 작은 자세오차만이 남아있고, Z축은 ψ_{cmd} 만큼의 오차가 남아있게 된다. 따라서 3축의 자세오차를 측정하여, 위성자세제어명령, T_c 를 다음과 같이 잡은 후 $B_{RW}T_c$ 로 네 개의 휠에 명령을 준다.

$$\begin{aligned} T_c &= [T_{cx}, T_{cy}, T_{cz}] \\ T_{cx} &= K_{px}(\phi_{cmd} - \phi) + K_{dx}\omega_x \\ T_{cy} &= K_{py}(\theta_{cmd} - \theta) + K_{dy}\omega_y \\ T_{cz} &= K_{pz}(\psi_{cmd} - \psi) + K_{dz}\omega_z \end{aligned} \quad (13)$$

여기서 K_p , K_d 는 자세제어를 위해서 각 축별로 적절하게 잡는 이득값이고, B_{RW} 는 식 (12)에 있는 A_{RW} 의 pseudo inverse로 $A_{RW}^T(A_{RW}A_{RW}^T)^{-1}$ 이다.

2.4 시뮬레이션

과학기술위성 3호와 유사한 소형위성에 CMG를 탑재하여 우주검증을 하는 경우를 다뤄본다. 1축 고기동에 대해서 2.1절과 2.2절에서 설명한 방법들로 시뮬레이션을 하고 비교를 해보았다. 그리고 2.3절에서 설명한 방법으로 위성 3축 자세제어를 수행하여 보았다.

표 1. 위성 및 구동기 수치

위성체 관성모멘트	$I_s = [I_x, I_y, I_z]^T$ $= [15.2, 18.2, 22.1]^T kg \cdot m^2$
반작용휠 관성모멘트	$I_{RW} = 3.82 \times 10^{-4} kg \cdot m^2$
반작용휠 최대 토크	5mNm
반작용휠 최대 회전속도	3000rpm
반작용휠 최대 모멘텀	0.12Nms
반작용휠 클러스터 배치각	$\beta = 53.13^\circ$
CMG 휠 관성모멘트	$I_{CMG} = I_{RW}$
CMG 휠 회전속도	$\omega_0 = 2800rpm$
CMG 최대 김벌각속도	3rad/s
CMG 최대 토크	336mNm

위성 및 구동기의 주요 값들은 표 1과 같이 가정하였다[13,14]. 소형위성의 경우 유연모드가 없는 강체로 봐도 무방하고, 외란도 매우 작으므로 본 시뮬레이션에서는 고려하지 않았다[17,18]. 위성체 형상이나 궤도에 의해서 외란이 크게 나올 경우에는 자세제어기로 PD 제어기 대신 PID 제어기를 사용하여 정상상태오차를 제어하는 방식을 사용하면 된다.

2.4.1 위성 1축 고기동

1축 고기동 성능에 대해서 살펴보기 위해 X축에 대하여 10° 회전을 시켜 보았다.

우선 2.1절에서 설명한 방법에 대해서 살펴보자. CMG를 동기화시키고 $T_c = K_{px}\phi_e + K_{dx}\omega_x$ 를 CMG 클러스터 구동명령으로 주었다. 이득값은 $K_{px} = -9$, $K_{dx} = 6$ 으로 잡아서 특성방정식이 $s^2 + K_{dx}s - K_{px} = (s + 3)^2$ 이 되도록 하였다. 그리고 특이점 회피를 위하여, 김벌각을

$\sigma \in \left[-\frac{\pi}{2} + 1^\circ, \frac{\pi}{2} - 1^\circ \right]$ 로 제한하였다. 시뮬레이션 결과 15초 이내에 기동을 완료하는 것을 확인할 수 있었다.

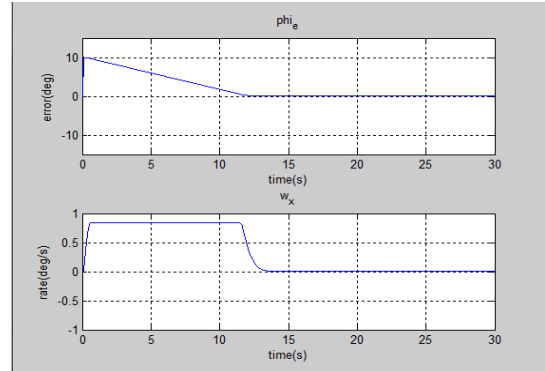


그림 7. 위성 자세 변화 (기존 방법)

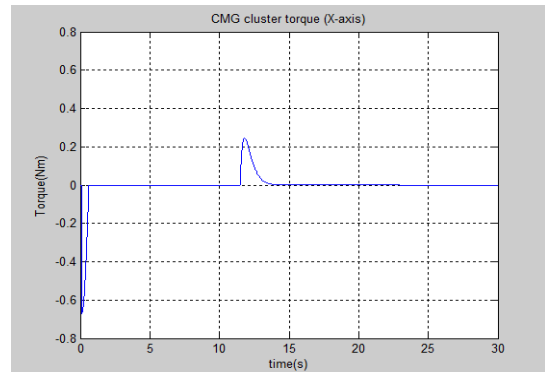


그림 8. 구동기 클러스터 출력토크 (기존 방법)

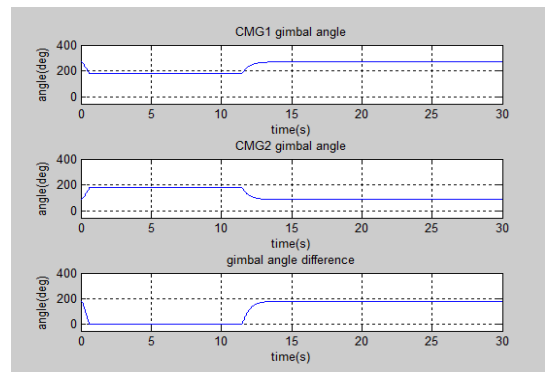


그림 9. CMG 김벌각 (기존 방법)

이제 본 논문에서 제안한 방법을 살펴보자. 김벌 각속도는 최대 김벌 각속도 3rad/s로 설정하고, CMG 기동 완료 후, 반작용휠 클러스터에 넣어주는 토크 명령은 기존 방법과 동일하게 $T_c = K_{px}\phi_e + K_{dx}\omega_x$ 설정하였다.

시뮬레이션 결과, 위성 기동성능은 기존 방법과 유사하여 15초 이내에 기동을 완료하였다. 또한 기동하는 동안 반작용휠의 최대속도도 60rpm 이내로, 반작용휠의 모멘텀 용량에 해당하는 3000rpm에 비하면 매우 작은 값이다.

제안한 방법은 기존 방법과 달리 특이점 문제로 인한 김벌각 제약도 없고, 김벌각 정보를 계속 필요로 하지도 않으며 정밀한 김벌 각속도를 요구되지 않지만, 동일한 기동성능을 보이며, 반작용휠에도 큰 요구를 하지 않는다.

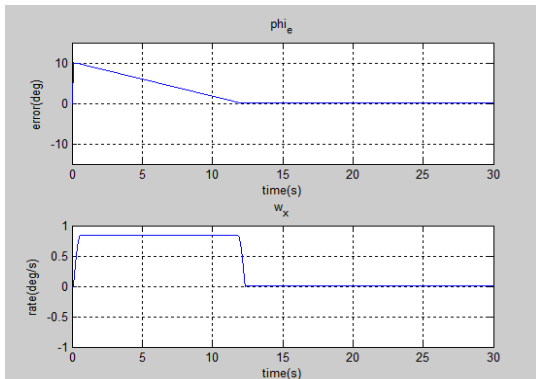


그림 10. 위성 자세 변화 (제안 방법)

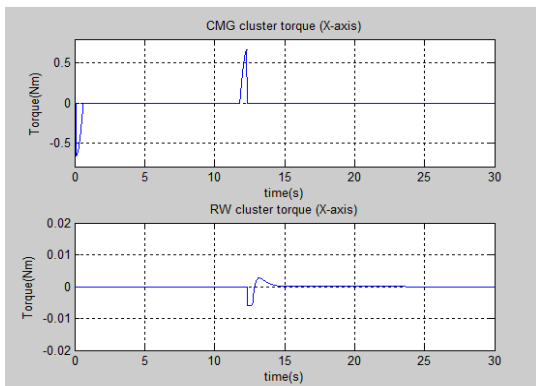


그림 11. 구동기 클러스터 출력 토크 (제안 방법)

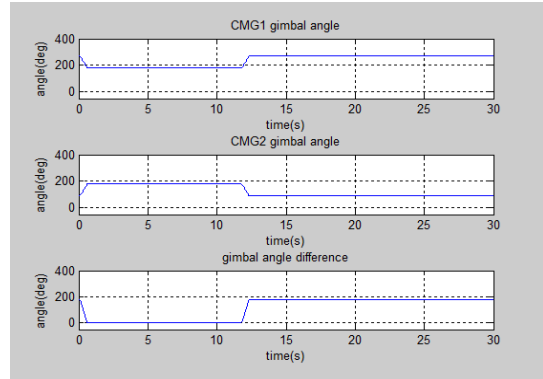


그림 12. CMG 김벌각 (제안 방법)

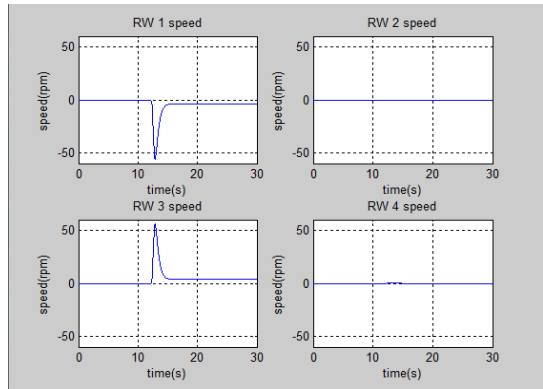


그림 13. 반작용휠 속도 (제안방법)

2.4.2 위성 3축 기동

2.3절의 방법으로 위성 3축을 기동시켰다. X축, Y축, Z축에 대해서 10° , 10° , 1° 회전하는 경우를 가정하였고, 0초와 20초에 X축 및 Y축 고기동 명령을 40초에 3축 기동 명령을 내렸다.

반작용휠 클러스터에 대한 토크명령은 X축과 Y축에 대해서는 $K_p = -9$, $K_d = 6$ 으로 잡아서 특성방정식이 $s^2 + K_d s - K_p = (s + 3)^2$ 이 되도록 하였고, Z축은 $K_p = -1$, $K_d = 2$ 으로 잡아서 특성방정식이 $(s + 1)^2$ 이 되도록 하였다.

시뮬레이션 결과, 고기동축에 대해서 대략 15초 이내에 기동을 완료하였으며, 3축 전체에 대해서 총 50초 이내에 기동을 완료하였다.

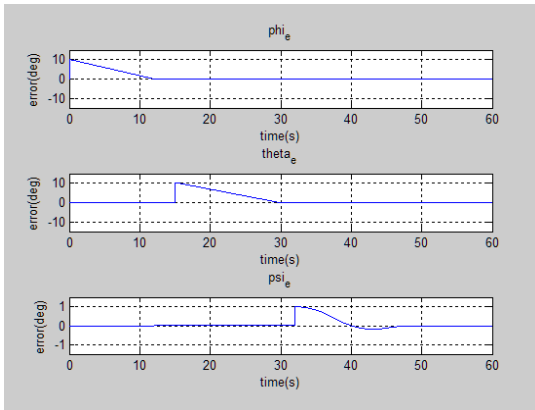


그림 14. 위성 자세변화

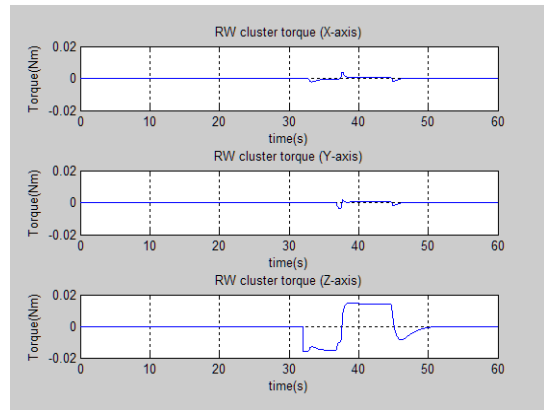


그림 17. 반작용휠 클러스터 출력토크

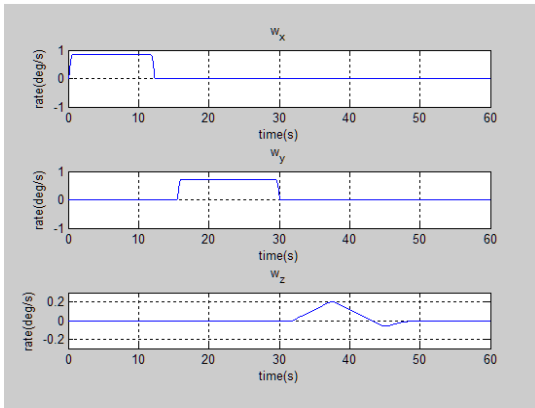


그림 15. 위성 각속도 변화

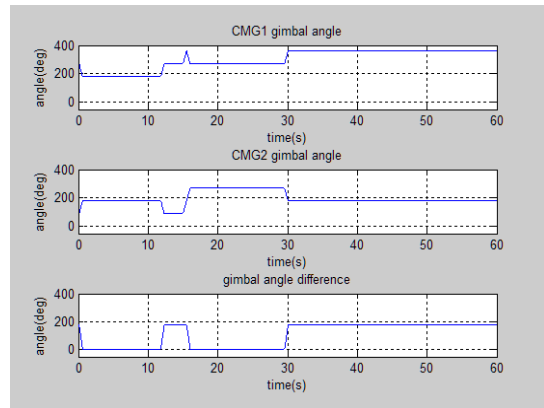


그림 18. CMG 김벌각

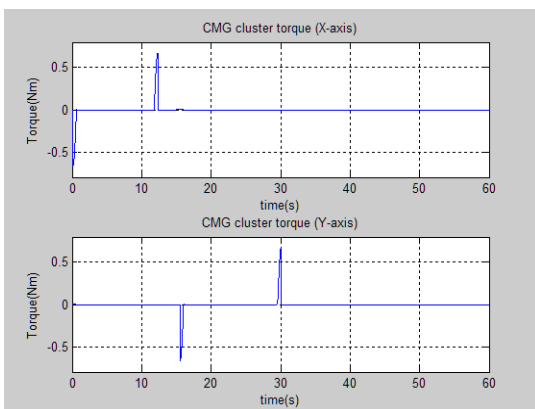


그림 16. CMG 클러스터 출력토크

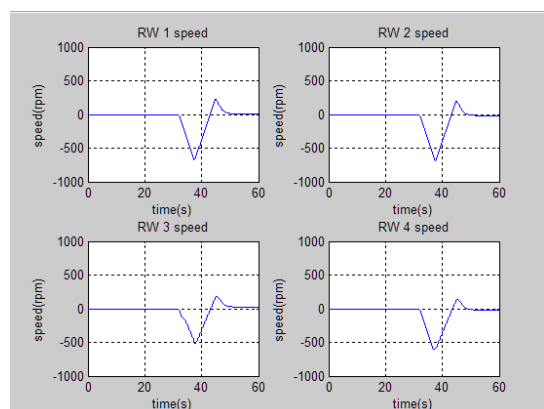


그림 19. 반작용휠 속도

2.4.3 CMG, 반작용휠 동시 구동과의 비교

CMG와 반작용휠을 함께 탑재하고, 두 종류의 구동기를 동시에 구동하는 기존 알고리즘[13-14]와, 시간대를 달리하여 구동하는 본 알고리즘을 비교해 보았다.

1축 고기동 성능에 대해서 비교를 해보면, 세 방법 모두 약 10초에서 15초 사이에 10° 기동을 완료하였다. 반면 2축 고기동을 포함한 3축 기동 성능을 살펴보면, 기존 알고리즘[14]는 약 35초에 10° , 10° , 1° 를 완료하는데 비하여, 본 논문의 제안방법은 각 축별로 별도로 기동을 수행하므로 약 50초의 시간이 소요되었다. 하지만 기존 알고리즘은 정확한 김벌각 정보가 요구되고 [13-14], 일반 상태와 특이점에 빠진 상태에서의 제어가 다르게 설계되어야 하는 복잡함이 존재하지만 [14], 본 알고리즘은 김벌각이나 김벌 각속도에 대한 요구조건이 높지 않고 알고리즘 자체도 단순하며 위성 기동속도는 반작용휠만을 사용했을 경우에 비해서 여전히 빠르다.

반작용휠만을 사용하여 자세제어를 할 경우, 사용할 수 있는 토크가 CMG에 비해서 매우 작으므로 본 알고리즘에 비해서 기동속도가 매우 느려진다. 그림 20은 제어기 이득값을 적절하게 조절하고 반작용휠만으로 3축에 대하여 10° , 10° , 1° 회전한 시뮬레이션 결과이다. 전체 기동 시간이 120초 이상으로 오래 걸리는 것을 확인할 수 있다. 참고로, 20초까지는 반작용휠이 X와 Y축 제어에 모든 토크를 사용하므로, Z축의 자세 제어가 수행되지 않고 있다.

3. 결 론

네 개의 반작용휠이 장착된 위성에서 두 개의 우주검증용 제어모멘트자이로가 탑재된 경우의 위성 고기동 방법에 대해서 연구하였다. 초기 오차값을 토대로, 제어모멘트자이로를 동기화 시키고 일정한 김벌 각속도로 움직여서 자세오차를 줄였다. 그 후에 반작용휠로 궤환 제어를 하여 자세기동을 완료하는 방법을 제안하였다.

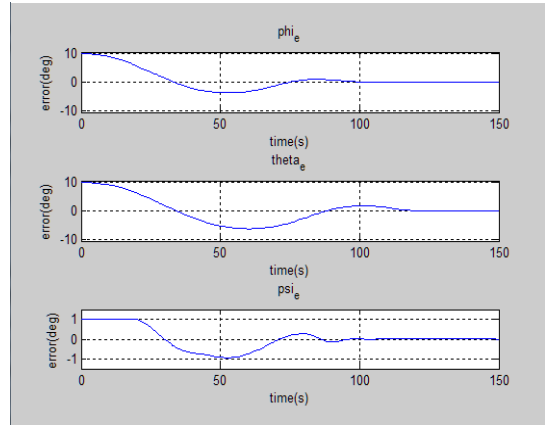


그림 20. 위성 자세 변화 (반작용휠)

제안된 방법은 기존 방법에 비해서 매우 단순하며, 김벌각 정보가 필요 없고, 특이점 문제도 발생하지 않고, 김벌 각속도도 정밀할 필요가 없다. 또한 시뮬레이션을 통하여 위성 기동성능에도 큰 차이가 없음을 확인하였다.

본 알고리즘을 실제 환경에 적용할 경우에는 김벌 모터 특성을 파악하여 반영할 필요가 있다. 김벌 모터가 정지 상태에서 명령된 김벌각 속도로 회전하기까지는 일정한 시간이 필요하다. 따라서 각속도 명령에 대한 김벌 모터의 반응(전달함수)를 파악하여, 김벌각 속도 명령 계산에 반영하는 것이 좋다. 다만, 본 알고리즘이 두 개의 CMG를 대칭적으로 사용하고, 김벌 구동자체도 시간에 대해서 대칭적이므로, 김벌 모터 특성에 대한 영향이 전체 성능에 아주 큰 영향을 미치지 않을 것으로 생각된다. 또한 반작용휠로 나머지 제어를 수행하기 때문에, 김벌 모터 특성으로 인해서 발생한 오차는 제어가 가능할 것으로 예상된다.

본 알고리즘을 실제 환경에 적용시 고려해야 할 두 번째 요소는 김벌 모터가 이상적이지 않아서 발생하는 잔류 김벌각 문제이다. 김벌모터 특성상 여러 번 기동시, 잔류 김벌각이 0이 아닌 다른 작은 값이 될 수가 있다. 따라서 실제 구현 시에는 이를 측정하고 보정하는 절차를 넣어주어야 한다.

4. 감사의 글

본 논문의 심사 과정에서 김벌 모터 특성에 대한 조언을 받고, 이를 논문에 반영하였습니다. 또한 초기 논문에서는 3축 기동시 CMG와 반작용휠을 번갈아가면서 사용하는 방식을 적용하였으나, 심사위원의 조언에 따라서 현재와 같이 CMG를 이용한 고기동을 모두 끝내고, 마지막에 3축 모두에 대해서 반작용휠로 제어를 하는 방식으로 변경하였습니다. 조언에 감사드립니다.

참 고 문 헌

1. Votel, R., "Comparison of Control Moment Gyros and Reaction Wheels for Small Earth-Observing Satellites," 26th Annual AIAA/USU Conference on Small Satellites, 2012.
2. 이선호, "제어 모멘트 자이로의 기술과 산업동향," 한국항공우주학회지, 제40권, 제1호, pp. 86~92.
3. Defendini, A., Lagadec, K., Guay, P., Blais, T., and Griseri, G., "Low cost CMG-Based AOCS Designs," Proceedings of the 4th ESA International Conference on Spacecraft Guidance, Navigation and Control Systems, Oct. 1999, pp. 393~398.
4. Lappas, V. J., Steyn WH, and Underwood C. I., "Attitude Control for Small Satellite Using Control Moment Gyros," Acta Automacica, Vol. 51, 2002, pp. 101-111.
5. Lappas, V., Oosthuizen, P., Madle, P., Cowie, L., Yuksel, G., and Fertin, D., "Micro CMGs for Agile Small Satellites: Design and In-Orbit Tests," Proceedings of the 6th International ESA Conference on Guidance, Navigation and Control Systems, Oct. 2005, pp.53.1.
6. 명현삼, 이현재, 박종오, 방효충, 오시환, 용기력, "인공위성 자세제어를 위한 제어 모멘트 자이로의 정밀 모델링," 한국항공우주학회지, 제35권 제7호 2007, pp. 640-646.
7. 서현호, 이승우, 이선호, 오시환, 임조령, 용기력, "인공위성을 이용한 제어모멘트자이로의 설계시 고려요소 및 배치형상 개선방안," 한국항공우주학회지, 제36권, 제 1호, 2008, pp. 46-56.
8. 장우영, 이승우, 권혁진, "0.6Nm급 소형CMG 하드웨어 개발 및 성능시험," 한국항공우주학회지, 제 38권, 제 9호, 2010, pp. 933~942.
9. 장우영, 소형위성위성급 SGCMG 개발과 위성 자세제어에서의 실용화 연구, 석사학위논문, 과학기술연합대학원대학교, 2010.
10. 권혁진, 이승우, "CMG의 토크 측정 시험 및 드리프트 제거 방법," 한국항공우주학회 2011년도 춘계학술대회, 2011, pp. 1058~1061.
11. 이승우, 권혁진, "저가 소형 CMG 성능시험 및 분석," 한국항공우주학회지, 제39권, 제6호, 2011, pp. 543~552.
12. 서현호, 최홍택, "제어모멘트자이로 클러스터의 특이점 회피를 위한 디더제어 방안," 한국항공우주학회 2013년도 춘계학술대회, 2013, pp. 760-764.
13. 손준원, 이승우, "반작용휠과 제어모멘트자이로를 이용한 위성자세제어," 한국항공우주학회지, 제39권, 제10호, 2011, pp.935~945.
14. 손준원, 이승우, "반작용휠과 제어모멘트자이로를 이용한 위성 고기동 연구," 한국항공우주학회지, 제41권, 제2호, 2013, pp.107~119.
15. 김지철 외, "나로과학위성 탑재용 반작용 휠 비행모델 개발," 한국항공우주학회 2012년도 춘계학술대회, pp. 806-811.
16. 오화석, "반작용 휠의 우주 검증," 과학기술위성 개발성과 및 활용촉진을 위한 심포지엄, 2014.
17. 조희근, 서정기, 명로훈, "과학기술위성3호 복합재 구조체 개발을 위한 진동모드 해석," 한국항공우주학회지, 제36권, 제12호, 2008, pp. 1201-1206.
18. Wertz, J. R. and Larson, W.J., Space Mission Analysis and Design, 3rd ed., California, Microcosm Press, 1999, pp. 366~367.