

論文

J. of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences 41(2), 107-119(2013)

DOI:http://dx.doi.org/10.5139/JKSAS.2013.41.2.107

반작용휠과 제어모멘트자이로를 이용한 위성 고기동 연구

손준원*, 이승우

A Study on High Agile Satellite Maneuver using Reaction Wheels and CMGs

Jun-Won Son* and Seung-Wu Rhee

Science & Technology Satellite Division, Korea Aerospace Research Institute

ABSTRACT

We study three axis attitude control method including two axis high agile maneuver using four reaction wheels and two control moment gyros. We investigate singularity conditions due to two control moment gyros and propose singularity escape method. Based on this, we propose actuator control algorithm for high agile maneuver. Also, we propose actuator momentum management method which preserves momentum of reaction wheels and control moment gyroscopes before and after satellite attitude control. Through numerical simulation, we show that our method achieves three axis attitude control including two axis high agile maneuver and preserves actuators' momentum.

초 록

네 개의 반작용휠과 두 개의 제어모멘트자이로를 이용하여 2축 고기동을 포함한 3축 자세제어방법을 연구하였다. 두 개의 제어모멘트자이로 때문에 발생하는 특이점에 대해 살펴보고 특이점을 탈출하는 방법을 제안하였다. 이 결과를 토대로 고기동을 위한 구동기 제어방법을 제안하였다. 아울러 자세제어 전후의 반작용휠과 제어모멘트자이로의 모멘텀이 유지되도록 하는 구동기 모멘텀 관리방법도 제안하였다. 시뮬레이션을 통하여 설계된 제어기법이 위성의 3축 제어 및 2축에 대한 고기동을 달성하며 구동기의 모멘텀도 보존하는 것을 확인하였다.

Key Words : Control Moment Gyro(제어모멘트자이로), Reaction Wheel(반작용휠), High Agile Maneuver(고기동)

1. 서 론

제어모멘트자이로스코프는 구조나 제어방법은 복잡하지만 반작용휠에 비해서 큰 출력토크를 낼 수 있다는 장점이 있다. 해외에서는 오래전부터 연구와 개발이 진행되고 위성에 탑재된 바 있다

[1-6]. 국내에서도 약 5년전부터 CMG에 대한 연구가 연구원과 대학을 중심으로 수행되고 있으며, 성능검증을 위한 CMG 모델도 제작된 바 있다[7-17]. 따라서 몇 년 후에는 국내기술로 CMG 비행모델을 개발할 수 있으리라 예상된다.

개발된 CMG 비행모델은 위성에 탑재하여 우

† Received: July 2, 2012 Accepted: January 7, 2013

* Corresponding author, E-mail : jwson@kari.re.kr

http://journal.ksas.or.kr/

pISSN 1225-1348 / eISSN 2287-6871

주검증을 해야만 한다. 이 때, CMG만 탑재하지 말고, 검증된 반작용휠도 함께 탑재하는 것이 바람직하다. 우주검증 도중에 CMG에 문제가 발생해서 자세제어가 불가능할 경우에도 반작용휠로 자세제어를 하며 위성의 다른 임무를 계속 수행할 수 있기 때문이다. 이를 고려하여, 검증된 반작용휠 4기와 새로 개발된 CMG 2기를 소형 위성에 탑재하는 방안이 제시되었다[17].

위와 같은 환경 하에서 CMG와 반작용휠을 구동하여 위성자세제어를 하는 방법이 필요하다. 기존 연구에서는, CMG를 이용하여 1축에 대해서만 고기동을 수행하고, 나머지 2축에 대해서는 반작용휠을 이용하여 제어를 하는 방법을 제안하였다[17]. 본 논문에서는 동일환경하에서 1축이 아닌 2축에 대해서 고기동을 수행하는 자세제어 방법을 제안한다.

II. 위성체 시스템 구성

두 개의 CMG와 네 개의 반작용휠을 Fig. 1과 같이 배치하였다[17]. 반작용휠은 피라미드 형태로 배치를 하여 3축 방향으로 토크를 생성할 수 있도록 하였고, CMG는 피라미드 중심에 김벌축이 Z축을 향하도록 배치를 하여 X축과 Y축 방향으로 토크를 생성할 수 있도록 하였다. CMG의 김벌각은 Fig. 2처럼 CMG 내부휠의 회전축이 X축을 향하고 있을 때를 0으로 두고, 반시계방향으로 회전시 김벌각이 증가한다고 하였다.

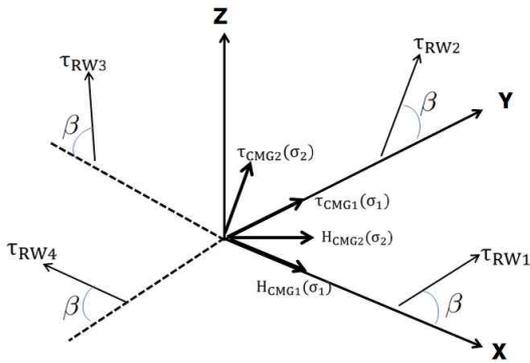


Fig. 1. CMG and Reaction Wheel Cluster

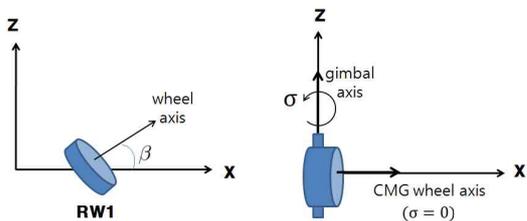


Fig. 2. Installation Detail

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

$$h_{CMGi}(\sigma_i) = I_{CMG}w_0 = h_0 \quad (1a)$$

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

$$h_{RWj} = I_{RW}w_j \quad (2a)$$

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

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

위의 관계식을 이용하여 Fig. 1의 CMG 클러스터 및 반작용휠 클러스터가 생성하는 모멘텀 및 토크를 표현하면 다음과 같다.

$$H_{CMG} = \begin{bmatrix} c\sigma_1 \\ s\sigma_1 \\ 0 \end{bmatrix} h_0 + \begin{bmatrix} c\sigma_2 \\ s\sigma_2 \\ 0 \end{bmatrix} h_0 \quad (3a)$$

$$T_{CMG} = \begin{bmatrix} -s\sigma_1 \\ c\sigma_1 \\ 0 \end{bmatrix} \tau_{CMG1} + \begin{bmatrix} -s\sigma_2 \\ c\sigma_2 \\ 0 \end{bmatrix} \tau_{CMG2} \quad (3b)$$

$$H_{RW} = A_{RW}[h_{RW1}, h_{RW2}, h_{RW3}, h_{RW4}]^T \quad (4a)$$

$$T_{RW} = A_{RW}[\tau_{RW1}, \tau_{RW2}, \tau_{RW3}, \tau_{RW4}]^T \quad (4b)$$

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.

CMG 클러스터에 내리는 토크명령을 다음과 같이 표현하자.

$$T_{C,CMG} = \begin{bmatrix} \tau_{C,CMG,X} \\ \tau_{C,CMG,Y} \end{bmatrix} = \tau_{C,CMG} \begin{bmatrix} c\theta \\ s\theta \end{bmatrix} \quad (5)$$

여기서 $\tau_{C,CMG}$ 와 θ 는 벡터 $T_{C,CMG}$ 의 크기와 각도로, 수식으로 표현하면 다음과 같다.

$$\tau_{C,CMG} = \sqrt{\tau_{C,CMG,X}^2 + \tau_{C,CMG,Y}^2} \quad (6)$$

$$\theta = \begin{cases} \cos^{-1}\left(\frac{\tau_{C,CMG,X}}{\tau_{C,CMG}}\right) \\ \quad , \text{ if } \tau_{C,CMG,Y} \geq 0 \\ 2\pi - \cos^{-1}\left(\frac{\tau_{C,CMG,X}}{\tau_{C,CMG}}\right) \\ \quad , \text{ if } \tau_{C,CMG,Y} < 0 \end{cases} \quad (7)$$

그러면 CMG1과 CMG2에 내려지는 토크명령은 식 (3b)로부터 아래와 같이 구해진다.

$$\begin{bmatrix} \tau_{C,CMG1} \\ \tau_{C,CMG2} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -s\sigma_1 - s\sigma_2 \\ c\sigma_1 \quad c\sigma_2 \end{bmatrix}^{-1} \begin{bmatrix} \tau_{C,CMG,X} \\ \tau_{C,CMG,Y} \end{bmatrix} \quad (8a)$$

$$= \frac{1}{\det} \begin{bmatrix} c\sigma_2 & s\sigma_2 \\ -c\sigma_1 & -s\sigma_1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \tau_{C,CMG,X} \\ \tau_{C,CMG,Y} \end{bmatrix}$$

$$\det = -s\sigma_1 c\sigma_2 + c\sigma_1 s\sigma_2 \quad (8b)$$

반작용휠 클러스터에 내려지는 토크명령은 다음과 같이 표현하자.

$$\mathbf{T}_{C,RW} = \begin{bmatrix} \tau_{C,RW,X} \\ \tau_{C,RW,Y} \\ \tau_{C,RW,Z} \end{bmatrix} \quad (9)$$

그러면 네 개의 반작용휠에 내려지는 명령은 식 (4b)를 이용하여 다음과 같이 구할 수 있다.

$$\begin{bmatrix} \tau_{C,RW1} \\ \tau_{C,RW2} \\ \tau_{C,RW3} \\ \tau_{C,RW4} \end{bmatrix} = A_{RW}^T (A_{RW} A_{RW}^T)^{-1} \begin{bmatrix} \tau_{C,RW,X} \\ \tau_{C,RW,Y} \\ \tau_{C,RW,Z} \end{bmatrix} \quad (10)$$

$$= \frac{1}{2} \begin{bmatrix} \frac{1}{c\beta} & 0 & \frac{1}{2s\beta} \\ 0 & \frac{1}{c\beta} & \frac{1}{2s\beta} \\ -\frac{1}{c\beta} & 0 & \frac{1}{2s\beta} \\ 0 & \frac{-1}{c\beta} & \frac{1}{2s\beta} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \tau_{C,RW,X} \\ \tau_{C,RW,Y} \\ \tau_{C,RW,Z} \end{bmatrix}$$

III. CMG 클러스터 특이점

CMG 클러스터에 $\mathbf{T}_{C,CMG}$ 라는 토크명령을 내리면 식(8)에 의해 CMG1과 CMG2에 토크명령 $\tau_{C,CMG1}$ 과 $\tau_{C,CMG2}$ 가 들어가게 되고, CMG 클러스터의 출력토크는 $\mathbf{T}_{CMG} = [\mathbf{T}_{C,CMG}; 0]$ 가 된다.

하지만 식(8)을 잘 살펴보면, \det 가 0일 때, 역행렬이 존재하지 않아서 $\tau_{C,CMG1}$, $\tau_{C,CMG2}$ 가 정의되지 않는다. 이를 특이점이라고 부른다. 이러한 특이점은 $\tan\sigma_1 = \tan\sigma_2$ 일 때 발생한다. 즉 $\sigma_1 = \sigma_2$ 또는 $\sigma_1 = \sigma_2 \pm \pi$ 일 때 특이점이 발생한다.

CMG 클러스터 특이점에 대해 살펴보기 위하여, 식 (8)을 김벌각 σ 에 대해서 다시 풀어서 써볼 필요가 있다. 식 (1b)와 식 (5)를 이용하여, 식 (8)을 $\dot{\sigma}_i$ 에 대해 풀어쓰면 아래 식이 나온다.

$$\begin{bmatrix} \dot{\sigma}_1 \\ \dot{\sigma}_2 \end{bmatrix} = \frac{\tau_{C,CMG}}{Iw_0} \cdot \frac{1}{\det} \cdot \begin{bmatrix} c\sigma_2 & s\sigma_2 \\ -c\sigma_1 & -s\sigma_1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} c\theta \\ s\theta \end{bmatrix} \quad (11)$$

특이점을 물리적으로 살펴보면 다음과 같다. CMG는 김벌각 σ 와 수직인 방향으로 토크가 생성된다. CMG 클러스터는 토크명령 $\mathbf{T}_{C,CMG}$ 와 두 CMG의 김벌각 σ_1 및 σ_2 에 따라서 김벌각속도, $\dot{\sigma}_1$ 및 $\dot{\sigma}_2$ 를 조절하여 원하는 방향으로 출력토크 \mathbf{T}_{CMG} 를 생성하게 된다. 그런데 CMG 클러스터를 구성하는 두 CMG의 김벌각이 $\sigma_1 = \sigma_2$ 또는 $\sigma_1 = \sigma_2 \pm \pi$ 가 되면, 두 CMG의 김벌각속도를 조절하여도 $\sigma_1 \pm \pi/2$ 방향으로만 클러스터 출력토크를 생성할 수 있다. 즉 우리가 원하는 방향으로 토크를 생성할 수 없다.

3.1 특이점 근처에서 CMG 동작

우선 식 (11)를 이용하여 특이점 근처에서의 CMG 동작을 살펴보자.

3.1.1 특이점 ($\sigma_1 = \sigma_2$) 근처에서의 동작

$\sigma_1 = \sigma_2$ 인 특이점 근처에서의 동작을 살펴보기 위해, $\sigma_2 = \sigma_1 + \Delta\sigma$, $\Delta\sigma \approx 0$ 로 표현을 하자. 그러면 $\det = \sin(\Delta\sigma)$ 가 되고, 식 (11)은 아래와 같이 근사화 된다.

$$\begin{bmatrix} \dot{\sigma}_1 \\ \dot{\sigma}_2 \end{bmatrix} \approx \frac{\tau_{C,CMG}}{Iw_0} \cdot \frac{1}{s\Delta\sigma} \cdot \begin{bmatrix} c\sigma_1 & s\sigma_1 \\ -c\sigma_1 & -s\sigma_1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} c\theta \\ s\theta \end{bmatrix} \quad (12)$$

위 식에 따르면 σ_1 과 σ_2 가 가까이 있을 경우, 다시 말해 특이점에 근접한 경우, $\dot{\sigma}_1 \approx -\dot{\sigma}_2$ 가 되어서 CMG1과 CMG2의 김벌이 서로 반대방향으로 움직인다.

CMG1과 CMG2의 두 김벌이 $\sigma_1 > \sigma_2$ 라고 가정해보자. 만약 $\dot{\sigma}_1 > 0$, $\dot{\sigma}_2 \approx -\dot{\sigma}_1 < 0$ 이면 두 김벌은 서로 멀어지게 된다. 즉 특이점에서 점점 멀어지게 된다. 반면 $\dot{\sigma}_1 < 0$, $\dot{\sigma}_2 > 0$ 이면 두 김벌은 서로 가까워지게 된다. 즉 특이점에 더욱 근접하게 된다. $\sigma_1 < \sigma_2$ 인 경우에도 유사한 결과가 나온다.

이처럼 $\sigma_1 = \sigma_2$ 인 특이점 근처에서 CMG는 특이점을 향해 움직이거나, 반대로 특이점에서 멀어지는 방향으로 움직인다. 어떤 경우에 특이점에 가까워지고 멀어지는지를 찾기 위해서 $K = \left| \frac{\tau_{C,CMG}}{Iw_0} (c\sigma_1 c\theta + s\sigma_1 s\theta) \right|$ 로 정의하고, 식 (12)를 다시 보자.

만약 $c\sigma_1 c\theta + s\sigma_1 s\theta > 0$ 이면 식(12)는 다음과 같이 표현된다.

$$\begin{bmatrix} \dot{\sigma}_1 \\ \dot{\sigma}_2 \end{bmatrix} = \frac{1}{s\Delta\sigma} \begin{bmatrix} K \\ -K \end{bmatrix} \quad (13)$$

$\sigma_1 < \sigma_2$ 인 경우는 $\Delta\sigma = \sigma_2 - \sigma_1 > 0$ 이고 $\dot{\sigma}_1 > 0, \dot{\sigma}_2 < 0$ 가 되어 두 김벌이 서로 가까워지며 특이점에 접근한다. $\sigma_1 > \sigma_2$ 인 경우는 $\dot{\sigma}_1 < 0, \dot{\sigma}_2 > 0$ 가 되어 역시 두 김벌이 서로 가까워지며 특이점에 접근한다. 즉, $c\sigma_1 c\theta + s\sigma_1 s\theta > 0$ 이면 두 김벌이 서로 가까워져서 특이점에 접근하게 된다.

반면 $c\sigma_1 c\theta + s\sigma_1 s\theta < 0$ 인 경우는 위와 같은 방식으로 분석해보면, 두 김벌이 서로 멀어져서 특이점에서 멀어지게 된다.

그렇다면 $c\sigma_1 c\theta + s\sigma_1 s\theta$ 이 가지는 물리적 의미를 살펴보자. $\sigma_1 = \theta + \Delta\theta$ 라고 두면, $c\sigma_1 c\theta + s\sigma_1 s\theta = c\Delta\theta$ 가 된다. 따라서 CMG1의 김벌각 σ_1 과 CMG 클러스터의 토크명령벡터 $T_{C,CMG}$ 의 방향 θ 의 차이인 $\Delta\theta$ 가 $-\pi/2 \sim \pi/2$ 에 있으면 CMG는 특이점에 접근하고, $\pi/2 \sim 3\pi/2$ 에 있으면 특이점에서 멀어진다.

이를 쉽게 이해하기 위해 $\theta = 0$ 로 두고 Fig.을 그려보자. Fig. 3과 Fig. 4에서 1a와 1b는 CMG1의 김벌과 수직인 방향으로, CMG1이 낼 수 있는 토크 방향을 나타낸다. 2a와 2b도 CMG2가 낼 수 있는 토크방향을 나타낸다.

Figure 3처럼 $-\pi/2 < \Delta\theta < \pi/2$ 인 경우는 $T_{C,CMG}$ 의 방향인 X축 방향으로 토크를 내려면 1a와 2b 방향으로 CMG 토크가 생성되어야만 한다. 이를 위해서는 $\dot{\sigma}_1 > 0, \dot{\sigma}_2 < 0$ 가 되어야 하고, 결국 두 김벌이 서로 접근할 수 밖에 없다.

Figure 4처럼 $\pi/2 < \Delta\theta < 3\pi/2$ 인 경우는 $T_{C,CMG}$ 의 방향인 X축 방향으로 토크를 내려면 1a와 2b의 방향으로 CMG 토크가 생성되어야 하며, 이를 위해서는 $\dot{\sigma}_1 < 0, \dot{\sigma}_2 > 0$ 가 되어야 해서, 두 김벌이 서로 멀어지게 된다.

지금까지의 내용을 요약하면 다음과 같다. 특이점 $\sigma_1 = \sigma_2$ 근처에서는 CMG1과 CMG2의 김벌이 서로 반대방향으로 움직인다. $c\sigma_1 c\theta + s\sigma_1 s\theta > 0$ 이면 두 김벌은 서로 가까워져서 특이점에 접근하며, $c\sigma_1 c\theta + s\sigma_1 s\theta < 0$ 는 두 김벌이 서로 멀어지며 특이점에서 멀어지게 된다.

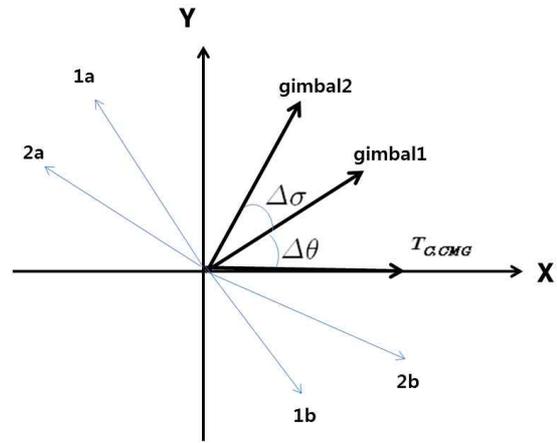


Fig. 3. $c\sigma_1 c\theta + s\sigma_1 s\theta = c\Delta\theta > 0$

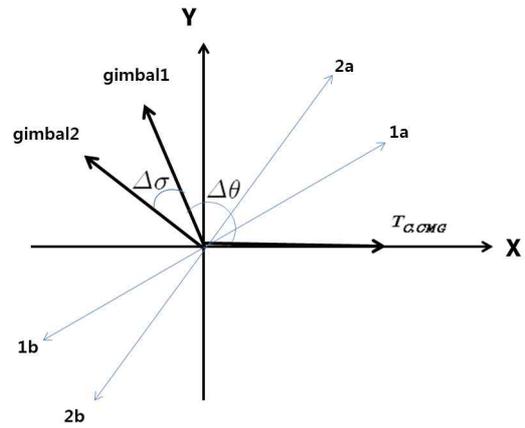


Fig. 4. $c\sigma_1 c\theta + s\sigma_1 s\theta = c\Delta\theta < 0$

3.1.2 특이점 ($\sigma_1 = \sigma_2 \pm \pi$) 근처에서의 동작

$\sigma_1 = \sigma_2 \pm \pi$ 인 특이점 근처에서의 동작을 살펴 보기 위해 $\sigma_2 = \sigma_1 + \pi + \Delta\sigma, \Delta\sigma \approx 0$ 로 두자. 그러면 $\det = -\sin(\Delta\sigma)$ 가 되고 식 (11)은 다음과 같이 근사화 된다.

$$\begin{bmatrix} \dot{\sigma}_1 \\ \dot{\sigma}_2 \end{bmatrix} \approx \frac{\tau_{C,CMG}}{Iw_0} \cdot \frac{1}{s\Delta\sigma} \cdot \begin{bmatrix} -c\sigma_1 - s\sigma_1 \\ -c\sigma_1 - s\sigma_1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} c\theta \\ s\theta \end{bmatrix} \quad (14)$$

위 식에 따르면 $\sigma_1 = \sigma_2 \pm \pi$ 인 특이점 근처에서는 $\dot{\sigma}_1 \approx \dot{\sigma}_2$ 로 CMG1과 CMG2의 김벌이 같은 방향으로 움직인다.

만약, $\dot{\sigma}_1 > 0, \dot{\sigma}_2 \approx \dot{\sigma}_1 > 0$ 이면, 두 김벌은 거의 같은 각속도로 반시계방향으로 회전한다. 그리고 $\dot{\sigma}_1 < 0, \dot{\sigma}_2 \approx \dot{\sigma}_1 < 0$ 이면 두 김벌은 거의 같은 각속도로 시계방향으로 회전한다. 따라서 두 김벌사이의 각도, $\sigma_1 - \sigma_2$ 가 $\pi + \Delta\sigma$ 를 거의 그대로 유지

하며, 특이점 근처에서 머무르게 된다.

위의 내용을 좀 더 정확하게 말하자면 특이점 $\sigma_1 = \sigma_2 \pm \pi$ 근처에서 김벌각 차이가 매우 느리게 변한다는 것이 맞는 표현이다. 식 (14)에서 $\dot{\sigma}_1$ 과 $\dot{\sigma}_2$ 를 구할 때, $s\sigma_1 \approx s\sigma_2$, $c\sigma_1 \approx c\sigma_2$ 라는 근사조건을 사용하였다. 따라서 특이점 $\sigma_1 = \sigma_2 \pm \pi$ 근처에서 $\dot{\sigma}_1$ 과 $\dot{\sigma}_2$ 가 비슷하기는 하지만 같지는 않고, 긴 시간이 지나면 두 김벌이 가까워지거나 멀어지기는 할 것이다. 즉, 두 김벌각의 차이인 $\sigma_1 - \sigma_2$ 가 $\pi + \Delta\sigma$ 에서 매우 천천히 변하게 된다.

끝으로 특이점, $\sigma_1 = \sigma_2 \pm \pi$, 근처에서 $\sigma_1 - \sigma_2$ 가 거의 변하지 않는다는 의미이지, σ_1 가 σ_2 가 움직이지 않는다는 의미는 아니다. 두 김벌은 거의 같은 속도로 계속해서 회전한다.

3.2 특이점에서 토크 생성 가능 방향

특이점에 빠졌을 경우, 우리가 원하는 방향으로 CMG 클러스터 출력토크를 낼 수는 없지만, 특정 방향으로 토크를 만들 수 있다.

식 (5)를 식 (1b)와 식 (3b)를 이용하여 다시 쓰면 다음과 같다.

$$\tau_{C,CMG} \begin{bmatrix} c\theta \\ s\theta \end{bmatrix} = I_{CMG}w_0 \begin{bmatrix} -s\sigma_1 - s\sigma_2 & \\ c\sigma_1 & c\sigma_2 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \dot{\sigma}_1 \\ \dot{\sigma}_2 \end{bmatrix} \quad (15)$$

특이점($\sigma_1 = \sigma_2 = \sigma$)이고 $\theta = \sigma + \pi/2$ 인 경우에는 식 (15)가 아래와 같이 단순화된다.

$$\tau_{C,CMG} \begin{bmatrix} -s\sigma \\ c\sigma \end{bmatrix} = I_{CMG}w_0 \begin{bmatrix} -s\sigma - s\sigma & \\ c\sigma & c\sigma \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \dot{\sigma}_1 \\ \dot{\sigma}_2 \end{bmatrix}$$

$$\Rightarrow \tau_{C,CMG} = I_{CMG}w_0 (\dot{\sigma}_1 + \dot{\sigma}_2) \quad (16)$$

따라서 $\dot{\sigma}_1 + \dot{\sigma}_2 = \tau_{C,CMG} / (I_{CMG}w_0)$ 가 되도록 CMG를 구동하면 $\theta = \sigma + \pi/2$ 방향으로 토크 생성이 가능하다.

특이점($\sigma_1 = \sigma_2 = \sigma$)이고 $\theta = \sigma - \pi/2$ 인 경우는 $\dot{\sigma}_1 + \dot{\sigma}_2 = -\tau_{C,CMG} / (I_{CMG}w_0)$ 가 되도록 CMG를 구동하면 된다.

특이점($\sigma_1 = \sigma$, $\sigma_2 = \sigma \pm \pi$)인 경우도 비슷하다. $\theta = \sigma + \pi/2$ 이면 CMG1과 CMG2의 김벌을 $\dot{\sigma}_1 - \dot{\sigma}_2 = \tau_{C,CMG} / (I_{CMG}w_0)$ 가 되도록 구동하고 $\theta = \sigma - \pi/2$ 이면 CMG1과 CMG2의 김벌을 $\dot{\sigma}_1 - \dot{\sigma}_2 = -\tau_{C,CMG} / (I_{CMG}w_0)$ 가 되도록 움직이면 된다.

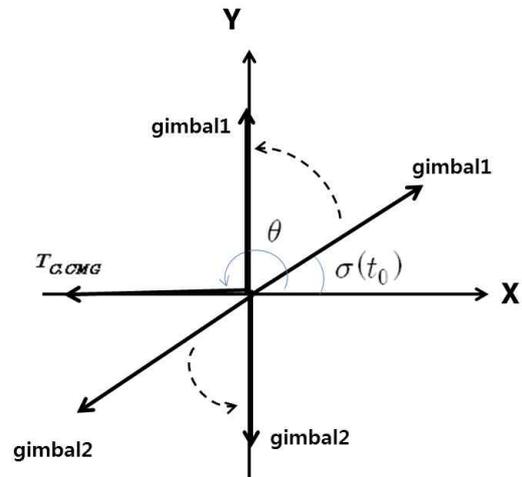


Fig. 5. Steering at Singular Point ($\sigma_1 = \sigma$, $\sigma_2 = \sigma \pm \pi$)

이처럼 CMG 클러스터가 특이점에 빠졌을 경우에도 김벌과 수직인 방향으로 토크를 생성할 수 있다. 그렇다면 CMG 클러스터가 특이점에 빠졌을 때, 김벌을 회전시켜서 $\theta = \sigma \pm \pi/2$ 가 되도록 만드는 방법을 찾아볼 필요가 있다.

우선 특이점($\sigma_1 = \sigma$, $\sigma_2 = \sigma \pm \pi$)인 경우를 생각해보자. Fig. 5처럼 CMG 클러스터가 특이점에 빠졌고 $\sigma(t_0) \neq \theta \pm \pi/2$ 여서 θ 방향으로 토크를 생성할 수 없는 경우를 보자. CMG1과 CMG2의 김벌을 같은 각속도인 $\dot{\sigma}_1 = \dot{\sigma}_2 = \dot{\sigma}$ 로 구동하면 식 (1b)와 식 (3b)에 의해서 CMG 클러스터가 생성하는 전체 토크는 0이 된다. 즉 CMG는 위성체에 아무런 영향도 주지 않은채 특이점 상태를 유지하면서 김벌만 회전시킨다. 이렇게 김벌을 회전시키면 얼마 후에 김벌은 $\sigma = \theta \pm \pi/2$ 지점에 도달한다. 그러면 앞에서 살펴본 대로 $\dot{\sigma}_1 - \dot{\sigma}_2 = \pm \tau_{C,CMG} / (I_{CMG}w_0)$ 로 CMG를 구동하여 $T_{C,CMG}$ 를 생성할 수 있다.

이제 다른 특이점인 $\sigma_1 = \sigma_2 = \sigma$ 에 대해 살펴보자. 이 경우는 두 CMG의 김벌각이 같기 때문에, 어떤 식으로 구동을 하더라도 $\theta = \sigma \pm \pi/2$ 를 향해서 움직이는 동안 CMG1과 CMG2의 출력토크를 서로 상쇄시킬 수 없다. 결국 $\theta = \sigma \pm \pi/2$ 를 향해 김벌을 움직이는 동안 원하는 방향과는 다른 쪽으로 CMG 클러스터가 토크를 생성하여 위성체에 영향을 준다. 따라서 김벌각을 회전시켜 $\theta = \sigma \pm \pi/2$ 가 되게 한 후 $\dot{\sigma}_1 + \dot{\sigma}_2 = \pm \tau_{C,CMG} / (I_{CMG}w_0)$ 로 구동하는 방식을 쓰기에는 어려움이 있다.

3.3 특이점 탈출 방법

이제 3.1절과 3.2절의 내용을 토대로 특이점 탈출방법에 대해 설명한다.

3.3.1 특이점 ($\sigma_1 = \sigma_2$) 탈출

3.1.1절에서 살펴보았듯이 특이점 $\sigma_1 = \sigma_2$ 이고 $c\sigma_1 c\theta + s\sigma_1 s\theta > 0$ 인 경우는 특이점을 벗어나서 특이점에서 조금 떨어진 곳에 두더라도 다시 특이점에 빠진다. 따라서 이 경우는 특이점 탈출의 의미가 없다.

반면 $c\sigma_1 c\theta + s\sigma_1 s\theta < 0$ 인 경우는 특이점에서 조금만 떨어뜨려두면 특이점에서 스스로 멀어지게 된다. 이 경우에는 다음과 같이 CMG를 구동해서 특이점을 탈출한다.

$$\begin{bmatrix} \tau_{C, CMG1} \\ \tau_{C, CMG2} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \gamma \cdot \tau_{RW, \max} \\ 0 \end{bmatrix} \quad (17)$$

여기서 γ 는 $0 < \gamma \leq 1$ 인 상수이고, $\tau_{RW, \max}$ 는 반작용휠의 최대 출력 토크이다. 반작용휠의 토크가 CMG에 비해서 작으므로 식 (1b)로부터 얻어지는 $\dot{\sigma}_1 = \gamma \cdot \tau_{RW, \max} / (I_{CMG} w_0)$ 의 크기는 매우 작아서 움직일 수 있는 σ_1 의 크기도 매우 작다. 하지만 앞서서도 기술했듯이 σ_1 을 조금만 움직여서 특이점을 벗어나게만 만들면 그 후로는 저절로 특이점을 벗어나게 되므로 문제가 되지 않는다.

한편 식 (17)과 같이 구동을 하면, 식 (3b)에 의해서 CMG 클러스터가 X축과 Y축 방향으로 다음과 같은 토크를 생성한다.

$$\begin{bmatrix} \gamma \cdot \tau_{RW, \max} \cdot (-s\sigma_1) \\ \gamma \cdot \tau_{RW, \max} \cdot (c\sigma_1) \end{bmatrix} \quad (18)$$

이는 우리가 원하지 않는 토크이므로, 반작용휠 클러스터에 아래와 같은 토크명령을 주어서 상쇄시키도록 한다.

$$\mathbf{T}_{C, RW} = \begin{bmatrix} \tau_{C, RW, X} \\ \tau_{C, RW, Y} \\ \tau_{C, RW, Z} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -\gamma \cdot \tau_{C, RW, X}(-s\sigma_1) \\ -\gamma \cdot \tau_{C, RW, Y}(c\sigma_1) \\ 0 \end{bmatrix} \quad (19)$$

σ_1 을 조금만 움직이면 바로 특이점을 벗어나기 때문에 반작용휠 클러스터에 식(19)과 같은 토크명령을 주는 시간은 매우 짧다.

3.3.2 특이점 ($\sigma_1 = \sigma_2 \pm \pi$) 탈출

3.2절의 방법을 이용하여 탈출하면 된다. $\dot{\sigma} = \dot{\sigma}_1 = \dot{\sigma}_2$ 로 김벌을 회전시키다가 θ 와 σ_1 이 수직이 되면 $\dot{\sigma}_1 - \dot{\sigma}_2 = \pm \tau_{C, CMG} / (I_{CMG} w_0)$ 로 CMG를

구동하면 된다.

가능한 빠른 시간내에 θ 와 σ 가 수직이 되는 것이 바람직하므로 $\dot{\sigma} = \dot{\sigma}_1 = \dot{\sigma}_2$ 로 김벌을 회전시킬 때는 최대 김벌 각속도인 $\dot{\sigma}_{\max}$ 로 회전을 시킨다. 즉, CMG1과 CMG2의 토크명령으로 CMG의 최대출력토크인 $\tau_{CMG, \max}$ 를 명령으로 주면 된다.

$$\begin{bmatrix} \tau_{C, CMG1} \\ \tau_{C, CMG2} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \tau_{CMG, \max} \\ \tau_{CMG, \max} \end{bmatrix} \quad (20)$$

그리고 θ 와 σ_1 이 수직이 되었을 때는 다음과 같이 CMG1과 CMG2의 토크명령을 주면 θ 방향으로 토크가 생성된다.

$$\begin{bmatrix} \tau_{C, CMG1} \\ \tau_{C, CMG2} \end{bmatrix} = s(|\theta - \sigma_1|) \begin{bmatrix} + \text{sign}(\theta - \sigma_1) \cdot \tau_{C, CMG}/2 \\ - \text{sign}(\theta - \sigma_1) \cdot \tau_{C, CMG}/2 \end{bmatrix} \quad (21)$$

위 식에서 θ 와 σ_1 은 모두 0과 2π 사이에서 표현된 값이다.

3.4 CMG 클러스터 구동법칙

식 (8)과 3.3절의 특이점 탈출방법을 종합하여 CMG 클러스터 구동법칙을 정리해보자.

CMG 클러스터 토크명령으로 $\mathbf{T}_{C, CMG} = [\tau_{C, CMG, X} \tau_{C, CMG, Y}]^T$ 가 주어졌을 때, CMG1과 CMG2에 내리는 토크명령 $\tau_{C, CMG1}$, $\tau_{C, CMG2}$ 은 식 (8)에 의해서 구한다.

CMG가 특이점 ($\sigma_1 = \sigma_2$)에 빠진 경우는 3.3.1절에서 살펴본 대로, $c\sigma_1 c\theta + s\sigma_1 s\theta > 0$ 이면 그대로 두고, 그렇지 않으면 식(17)로 토크명령을 내린다.

CMG가 특이점 ($\sigma_1 = \sigma_2 \pm \pi$)에 빠졌을 때는 식(20)으로 토크명령을 내려서 $\sigma = \theta \pm \pi/2$ 가 되도록 한 후에 식 (21)로 토크명령을 내리면 된다.

IV. 구동기 토크명령 설계

이제 위성체 전체의 동역학식을 살펴보자. 위성체의 관성모멘트 \mathbf{I}_s 를 I_x, I_y, I_z 로 구성된 대각선 행렬, 각속도를 $\mathbf{w} = [w_x, w_y, w_z]^T$ 라고 할 경우, 위성체 전체의 모멘텀과 토크는 다음과 같다.

$$\mathbf{H}_{total} = \mathbf{H}_{CMG} + \mathbf{H}_{RW} + \mathbf{I}_s \mathbf{w} \quad (22)$$

$$\mathbf{0} = \mathbf{T}_{actuator} + \dot{\mathbf{I}}_s \mathbf{w} + \mathbf{w} \times \mathbf{H}_{total} \quad (23)$$

$$\mathbf{T}_{actuator} = \begin{bmatrix} \tau_{actuator, X} \\ \tau_{actuator, Y} \\ \tau_{actuator, Z} \end{bmatrix} = \mathbf{T}_{CMG} + \mathbf{T}_{RW} \quad (24)$$

위성 X,Y,Z축 방향 오일러 명령값 $\phi_{cmd}, \theta_{cmd}, \psi_{cmd}$ 와 현재 오일러 각도와 ϕ, θ, ψ 사이의 차이를 ϕ_e, θ_e, ψ_e 라고 둔다. 여기서 $\phi_e = \phi_{cmd} - \phi$ 이며, θ_e 와 ψ_e 도 마찬가지이다.

그리고 위성 3축의 회전각속도를 w_x, w_y, w_z 라고 둔다. 그러면 $\dot{\phi}_e = \dot{\phi}_{cmd} - \dot{\phi} = -w_x$ 가 되며, w_y 와 w_z 도 동일한 관계가 된다.

구동기 전체의 토크명령을 다음과 같이 설계하자.

$$\begin{aligned} \mathbf{T}_C &= [\tau_{CX}, \tau_{CY}, \tau_{CZ}]^T \\ &= \begin{bmatrix} I_x(K_{px}\phi_e + K_{dx}w_x) \\ I_y(K_{py}\theta_e + K_{dy}w_y) \\ I_z(K_{pz}\psi_e + K_{dz}w_z) \end{bmatrix} - \mathbf{w} \times \mathbf{H}_{total} \end{aligned} \quad (25)$$

구동기 전체의 출력토크가 $\mathbf{T}_{actuator} = \mathbf{T}_C$ 가 된다면 식 (23)에 따라 $\dot{\mathbf{w}}$ 는 다음과 같이 얻어진다.

$$\dot{\mathbf{w}} = \begin{bmatrix} \dot{w}_x \\ \dot{w}_y \\ \dot{w}_z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -K_{px}\phi_e - K_{dx}w_x \\ -K_{py}\theta_e - K_{dy}w_y \\ -K_{pz}\psi_e - K_{dz}w_z \end{bmatrix} \quad (26)$$

$\dot{\phi}_e = \dot{\phi}_{cmd} - \dot{\phi} = -w_x$ 라는 관계식을 이용하면 ϕ_e 에 대해서는 $s^2 + K_{dx}s - K_{px} = 0$ 라는 특성방정식이 얻어지며, θ_e 와 ψ_e 도 마찬가지이다. 따라서 특성방정식의 해의 실수값이 음수가 되도록 K_p 와 K_d 를 적절하게 선택하면 된다.

4.1 자세제어를 위한 구동기 명령

기본적으로는 CMG를 이용하여 \mathbf{T}_C 를 생성하되, 특이점에 빠져서 토크를 생성하지 못할 때는 반작용휠을 이용하여 토크를 생성한다.

CMG 클러스터의 토크명령을 아래처럼 준다.

$$\mathbf{T}_{C,CMG} = \begin{bmatrix} \tau_{C,CMG, X} \\ \tau_{C,CMG, Y} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \tau_{CX} \\ \tau_{CY} \end{bmatrix} \quad (27)$$

그리고 3.4절에서 정리한대로 두 CMG의 김벌 위치에 따라 CMG1과 CMG2의 구동명령 $[\tau_{C,CMG1}, \tau_{C,CMG2}]^T$ 를 구한다.

네 개의 반작용휠에는 다음 명령을 내린다.

$$\begin{aligned} & [\tau_{C,RW1}, \tau_{C,RW2}, \tau_{C,RW3}, \tau_{C,RW4}]^T \\ &= B_{RW} \left(\mathbf{T}_C - \begin{bmatrix} \begin{bmatrix} -s\sigma_1 - s\sigma_2 \\ c\sigma_1 & c\sigma_2 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \tau_{C,CMG1} \\ \tau_{C,CMG2} \end{bmatrix} \\ \hline 0 \end{bmatrix} \right) \end{aligned} \quad (28)$$

여기서 $B_{RW} = A_{RW}^T (A_{RW} A_{RW}^T)^{-1}$ 이다.

그러면, CMG 클러스터와 반작용휠 클러스터의 출력토크 합인 $\mathbf{T}_{actuator}$ 는 \mathbf{T}_C 가 된다.

4.2 구동기 모멘텀 관리

외란이 없는 한, 위성체 전체의 모멘텀은 보존된다. 따라서 자세제어 후에 위성체의 각속도 \mathbf{w} 가 0으로 돌아오면 식 (22)에 의해서 구동기 클러스터 모멘텀의 합, $\mathbf{H}_{CMG} + \mathbf{H}_{RW}$ 도 0이 된다. 하지만 자세제어 전에는 \mathbf{H}_{CMG} 와 \mathbf{H}_{RW} 가 0이었어도 자세제어 후에는 $\mathbf{H}_{CMG} = -\mathbf{H}_{RW}$ 로 0이 아닐 수가 있다. 즉, 자세제어가 끝났을 때 CMG와 반작용휠이 서로 모멘텀을 교환할 수 있다.

예를 들어, 자세제어 전에는 $\sigma_2 = \sigma_1 + \pi$ 이고 반작용휠들의 속도는 모두 0이어서 식 (3a)와 식 (4a)에 의해 \mathbf{H}_{CMG} 와 \mathbf{H}_{RW} 가 0이었다고 하자.

CMG는 σ 가 아닌 $\dot{\sigma}$ 로 토크를 생성하므로 자세제어가 종료되었을 때 $\dot{\sigma}_1$ 과 $\dot{\sigma}_2$ 은 0이 되지만, 두 김벌각의 차이는 $\sigma_2 - \sigma_1 \neq \pi$ 가 될 수 있다. 그러면 $\mathbf{H}_{CMG} \neq 0$ 가 되고, $\mathbf{H}_{CMG} + \mathbf{H}_{RW} = 0$ 라는 제약조건에 의해서 $\mathbf{H}_{RW} = -\mathbf{H}_{CMG}$ 가 되어 반작용휠들의 휠속도가 0이 아니게 된다.

단, CMG는 X축과 Y축으로만 토크와 모멘텀을 생성하므로, 식 (3a)에 의해 \mathbf{H}_{CMG} 의 Z축 성분은 0이 된다. 따라서 자세제어 종료 후 \mathbf{H}_{RW} 의 Z축 성분도 0이 되며, 식 (4a)에 의해서 자세제어 종료 후 반작용휠의 속도는 다음과 같은 제약조건을 가진다.

$$w_1 + w_2 + w_3 + w_4 = 0 \quad (29)$$

요약하자면, 4.1절에서 설계한대로 CMG와 반작용휠을 구동하면, 자세제어 종료 후 CMG의 김벌각 차이가 처음과 달라질 수 있고, 그에 따라서 네 반작용휠의 속도도 식 (29)과 같은 제약조건 하에서 0이 아닌 다른 값을 가질 수 있다.

이를 방지하기 위해서 4.1절의 구동기 명령에 구동기 모멘텀 관리 명령을 추가한다.

우선 다음과 같이 \mathbf{T}_H 를 정의하자.

$$\begin{aligned} \mathbf{T}_H &= \begin{bmatrix} \tau_{HX} \\ \tau_{HY} \\ \tau_{HZ} \end{bmatrix} = -K_h I_{RW} A_{RW} [w_1, w_2, w_3, w_4]^T \\ &= -K_h \mathbf{H}_{RW} \end{aligned} \quad (30)$$

여기서 K_h 는 $K_h > 0$ 인 상수이다. 그리고 CMG 클러스터의 토크 명령으로 식 (27) 대신에 아래식을 주고, 3.4절에서 정리한대로 두 CMG의 김벌 위치에 따라 CMG1과 CMG2의 구동명령 $[\tau_{C,CMG1}, \tau_{C,CMG2}]^T$ 를 구한다.

$$\mathbf{T}_{C,CMG} = \begin{bmatrix} \tau_{C,CMG,X} \\ \tau_{C,CMG,Y} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \tau_{CX} - \tau_{HX} \\ \tau_{CY} - \tau_{HY} \end{bmatrix} \quad (31)$$

그리고 반작용휠 구동명령으로는 식 (28) 대신에 다음을 준다.

$$\begin{aligned} &[\tau_{C,RW1}, \tau_{C,RW2}, \tau_{C,RW3}, \tau_{C,RW4}]^T \\ &= B_{RW} \left(\mathbf{T}_C - \mathbf{T}_H - \begin{bmatrix} -s\sigma_1 - s\sigma_2 & \begin{bmatrix} \tau_{C,CMG1} \\ \tau_{C,CMG2} \end{bmatrix} \\ c\sigma_1 & c\sigma_2 \\ \hline & 0 \end{bmatrix} \right) \\ &\quad - K_h I_{RW} [w_1, w_2, w_3, w_4]^T \end{aligned} \quad (32)$$

그러면 CMG 클러스터와 반작용휠 클러스터의 출력토크 합은 $\mathbf{T}_{actuator} = \mathbf{T}_C - \mathbf{T}_H + \mathbf{T}_H = \mathbf{T}_C$ 가 된다. 즉, 구동기 모멘텀 관리를 위해서 넣어준 $-K_h I_{RW} [w_1, w_2, w_3, w_4]^T$ 는 자세제어에는 영향을 주지 않는다.

자세제어가 완료되면 \mathbf{T}_C 는 0이 되고, 식 (31)에는 $[-\tau_{HX}, -\tau_{HY}]^T$ 만 들어가고, CMG 클러스터도 $[-\tau_{HX}, -\tau_{HY}]^T$ 만 생성한다. 또한, 앞에서 기술하였듯이 자세제어가 완료되면 \mathbf{H}_{RW} 의 Z축 성분도 0이 되므로, \mathbf{T}_H 의 Z축 성분인 τ_{HZ} 도 0이 된다. 따라서 식 (32)는 다음처럼 된다.

$$\begin{aligned} &[\tau_{C,RW1}, \tau_{C,RW2}, \tau_{C,RW3}, \tau_{C,RW4}]^T \\ &= B_{RW} \left(0 - \mathbf{T}_H - \begin{bmatrix} -\tau_{HX} \\ -\tau_{HY} \\ 0 \end{bmatrix} \right) - K_h I_{RW} \begin{bmatrix} w_1 \\ w_2 \\ w_3 \\ w_4 \end{bmatrix} \\ &= -K_h I_{RW} [w_1, w_2, w_3, w_4]^T \end{aligned} \quad (33)$$

따라서 반작용휠들의 휠속도는 0이 되며, 그에 반응하여 CMG 클러스터의 모멘텀도 0이 된다.

Table 1에는 CMG와 반작용휠의 구동명령 및 그에 따른 구동기 클러스터의 출력토크를 정리하였다.

V. 위성 자세제어 시스템 검증

과학기술위성3호와 유사한 소형위성에 CMG를 탑재하여 우주검증을 하는 경우를 가정하였다 [17]. 위성체의 관성모멘트 $\mathbf{I}_s = [I_x, I_y, I_z]^T$ 는 $[15.2, 18.2, 22.1]^T \text{ kg} \cdot \text{m}^2$ 로 두었다. 반작용휠은 관성모멘트가 $I_{RW} = 3.82 \times 10^{-4} \text{ kg} \cdot \text{m}^2$ 로 최대 5mNm의 토크를 생성할 수 있으며, 휠은 3000rpm까지 회전할 수 있다. Fig. 1의 반작용휠 클러스터 배치각 β 는 53.13° 로 설정하였다. CMG의 휠은 반작용휠과 동일한 관성모멘트를 가지며, 정상상태에서 CMG의 휠 속도 w_0 는 2800rpm으로 설정하였다. 김벌은 최대 3rad/s로 회전 가능하다고 정하였으며, 이 때 CMG의 최대출력토크는 336mNm가 된다.

식 (25)에 정의된 자세제어명령 \mathbf{T}_C 의 이득값을 K_{px}, K_{py}, K_{pz} 는 -1로, K_{dx}, K_{dy}, K_{dz} 는 2로 두었다. 그러면 특성방정식은 $s^2 + K_d s - K_p = s^2 + 2s + 1 = 0$ 이 된다. 아울러, 특이점 탈출에 사용하는 식 (17), (18), (19)의 γ 는 1로 두었다.

$\phi_{cmd}, \theta_{cmd}, \psi_{cmd}$ 를 각각 $10^0, 10^0, 1^0$ 로 주고 시뮬레이션을 한 결과는 다음과 같다.

Figure 6에서 Fig. 13은 K_h 를 0으로 두어서 구동기 모멘텀 관리를 하지 않은 경우이다. Fig. 7과 Fig. 8을 보면 CMG 클러스터 출력토크가 작용할 때마다 각속도 w_x 와 w_y 가 크게 변하여 위성이 빠르게 움직이는 것을 볼 수 있다. 그 결과 X축과 Y축으로 10^0 라는 큰 명령을 주었음에도 1^0 라는 작은 명령을 준 Z축보다도 빨리 목표값에 도달하는 것을 Fig. 6을 통해서 확인할 수 있다. 하지만 자세제어 종료후 구동기를 살펴보면 CMG의 김벌각은 Fig. 10에서 $\sigma_1=110^\circ, \sigma_2=344^\circ$ 로 나타났고, 반작용휠의 속도는 Fig. 13에서 RW1부터 RW4까지 각각 -151, -161, 149, 163 rad/s로 나타났다. 식 (3a)를 사용하여 CMG 클러스터 모멘텀을 구해보면 $[69, 74, 0]^T \text{ mNs}$ 가 나오고, 식 (4a)로 반작용휠 클러스터 모멘텀을 구해보면 $[-69, -74, 0]^T \text{ mNs}$ 가 나온다. 두 구동기 클러스터의 모멘텀 합은 0이지만 각 구동기의 모멘텀은 자세제어전과는 달리 0이 아니다.

Table 1. Actuator Torque Command

김벌각		일반	특이점			
			$\sigma_1 = \sigma_2$		$\sigma_1 = \sigma_2 \pm \pi$	
			case (i)	case (ii)	case (iii)	case (iv)
CMG 구동명령	$\begin{bmatrix} \tau_{C,CMG1} \\ \tau_{C,CMG2} \end{bmatrix}$	(a)	$\begin{bmatrix} 0 \\ 0 \end{bmatrix}$	$\begin{bmatrix} \gamma \cdot \tau_{RW,max} \\ 0 \end{bmatrix}$	$\begin{bmatrix} \tau_{CMG,max} \\ \tau_{CMG,max} \end{bmatrix}$	(b)
RW구동명령	$\begin{bmatrix} \tau_{C,RW1} \\ \tau_{C,RW2} \\ \tau_{C,RW3} \\ \tau_{C,RW4} \end{bmatrix}$	(c)	(c)	(c)	(c)	(c)
CMG 클러스터 출력토크	$\begin{bmatrix} \tau_{CMG,X} \\ \tau_{CMG,Y} \end{bmatrix}$	$\begin{bmatrix} \tau_\alpha \\ \tau_\beta \end{bmatrix}$	$\begin{bmatrix} 0 \\ 0 \end{bmatrix}$	(d)	$\begin{bmatrix} 0 \\ 0 \end{bmatrix}$	$\begin{bmatrix} \tau_\alpha \\ \tau_\beta \end{bmatrix}$
반작용휠 클러스터 출력토크	$\begin{bmatrix} \tau_{RW,X} \\ \tau_{RW,Y} \\ \tau_{RW,Z} \end{bmatrix}$	$\begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ \tau_\gamma \end{bmatrix} + \mathbf{T}_H$	$\begin{bmatrix} \tau_\alpha \\ \tau_\beta \\ \tau_\gamma \end{bmatrix} + \mathbf{T}_H$	(e) + \mathbf{T}_H	$\begin{bmatrix} \tau_\alpha \\ \tau_\beta \\ \tau_\gamma \end{bmatrix} + \mathbf{T}_H$	$\begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ \tau_\gamma \end{bmatrix} + \mathbf{T}_H$
전체 구동기 출력토크	$T_{actuator}$	T_C				
참고	case (i): $c\sigma_1 c\theta + s\sigma_1 s\theta > 0$, case (ii): $c\sigma_1 c\theta + s\sigma_1 s\theta < 0$ case (iii): $\theta \neq \sigma_1 \pm \pi/2$, case (iv): $\theta = \sigma_1 \pm \pi/2$					
	$\mathbf{T}_C = [\tau_{CX}, \tau_{CY}, \tau_{CZ}]^T$ $\mathbf{T}_H = [\tau_{HX}, \tau_{HY}, \tau_{HZ}]^T = -K_h I_{RW} A_{RW} [w_1, w_2, w_3, w_4]^T$ $[\tau_\alpha, \tau_\beta, \tau_\gamma]^T = [\tau_{CX} - \tau_{HX}, \tau_{CY} - \tau_{HY}, \tau_{CZ} - \tau_{HZ}]^T$ $\frac{1}{\det \begin{bmatrix} c\sigma_2 & s\sigma_2 \\ -c\sigma_1 & -s\sigma_1 \end{bmatrix}} \begin{bmatrix} \tau_\alpha \\ \tau_\beta \end{bmatrix} \tag{a}$					
	$s(\theta - \sigma_1) \begin{bmatrix} + \text{sign}(\theta - \sigma_1) \cdot \sqrt{\tau_\alpha^2 + \tau_\beta^2} / 2 \\ - \text{sign}(\theta - \sigma_1) \cdot \sqrt{\tau_\alpha^2 + \tau_\beta^2} / 2 \end{bmatrix} \tag{b}$					
	$B_{RW} \left\{ \mathbf{T}_C - \mathbf{T}_H - \frac{\begin{bmatrix} -s\sigma_1 - s\sigma_2 \\ c\sigma_1 & c\sigma_2 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \tau_{C,CMG1} \\ \tau_{C,CMG2} \end{bmatrix}}{0} \right\} - K_h I_{RW} \begin{bmatrix} w_1 \\ w_2 \\ w_3 \\ w_4 \end{bmatrix} \tag{c}$					
	$\begin{bmatrix} \tau_\alpha \\ \tau_\beta \\ \tau_\gamma \end{bmatrix} - \begin{bmatrix} \gamma \cdot \tau_{RW,max} \cdot (-s\sigma_1) \\ \gamma \cdot \tau_{RW,max} \cdot (c\sigma_1) \\ 0 \end{bmatrix} \tag{d}$ $\begin{bmatrix} \tau_\alpha \\ \tau_\beta \\ \tau_\gamma \end{bmatrix} - \begin{bmatrix} \gamma \cdot \tau_{RW,max} \cdot (-s\sigma_1) \\ \gamma \cdot \tau_{RW,max} \cdot (c\sigma_1) \\ 0 \end{bmatrix} \tag{e}$					

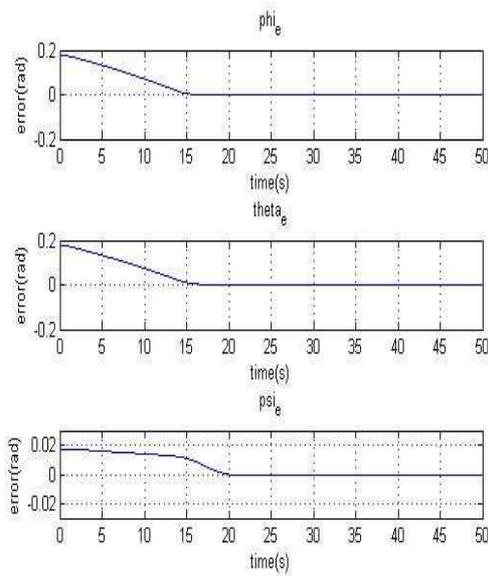


Fig. 6. Satellite Attitude ($K_h = 0$)

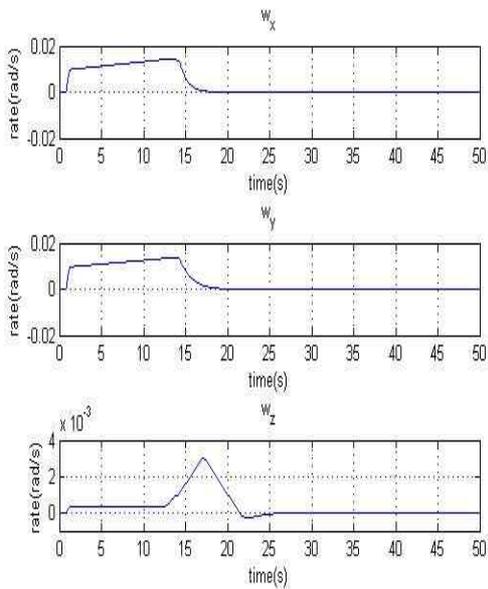


Fig. 7. Satellite Angular Rate ($K_h = 0$)

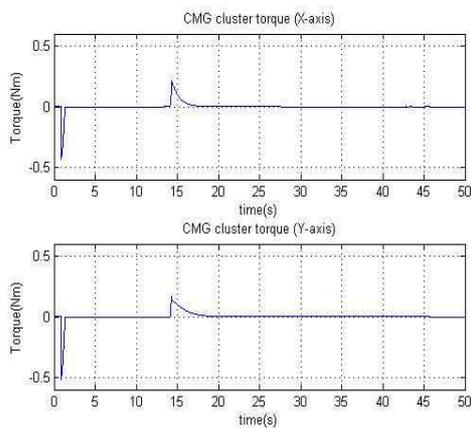


Fig. 8. CMG Cluster Torque ($K_h = 0$)

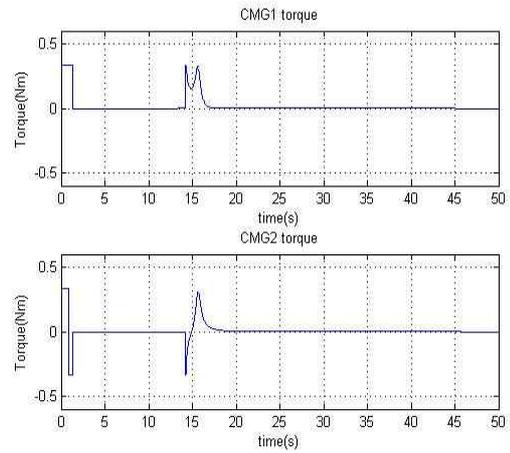


Fig. 9. CMG1 and CMG2 Torque ($K_h = 0$)

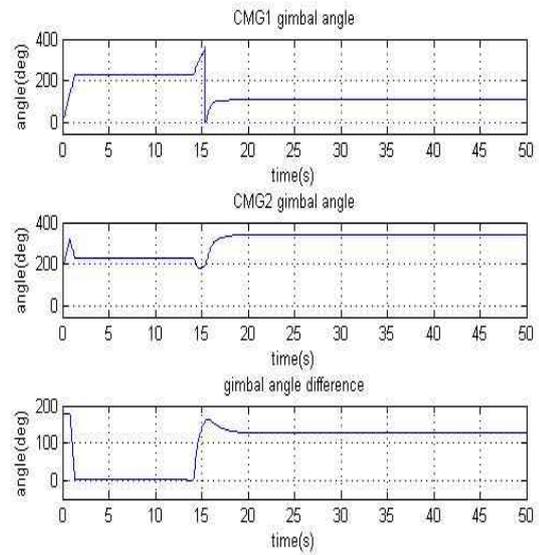


Fig. 10. CMG1 and CMG2 Gimbal Angle ($K_h = 0$)

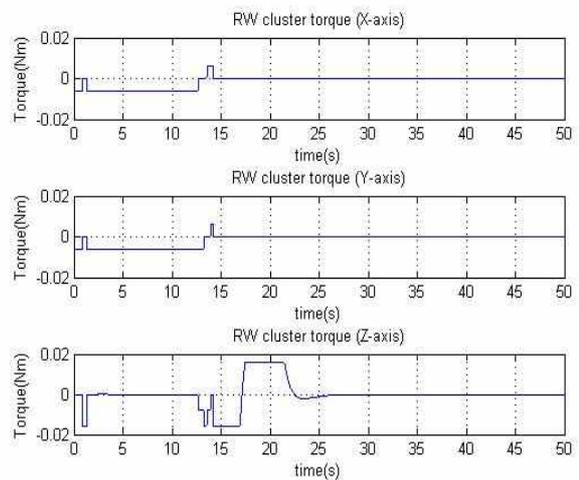


Fig. 11. RW Cluster Torque ($K_h = 0$)

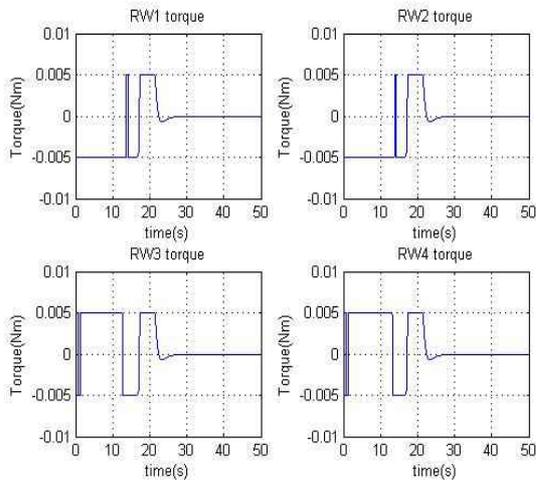


Fig. 12. RW1~RW4 Torque ($K_h = 0$)

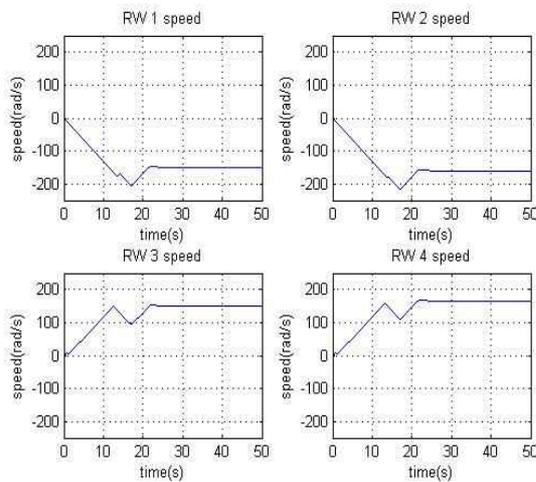


Fig. 13. RW1~RW4 speed ($K_h = 0$)

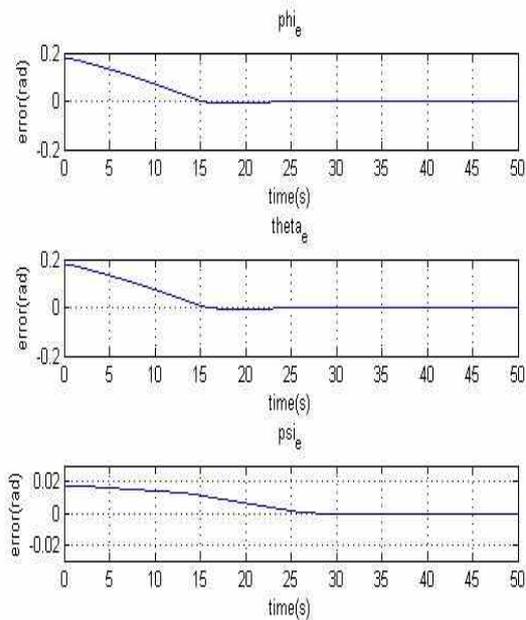


Fig. 14. Satellite Attitude ($K_h = 2$)

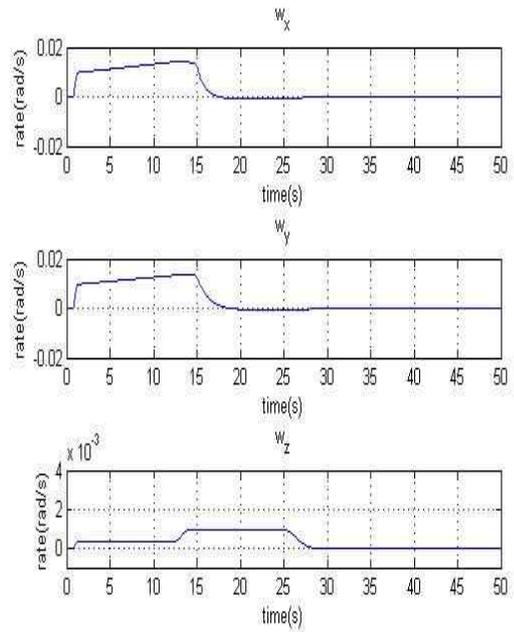


Fig. 15. Satellite Angular Rate ($K_h = 2$)

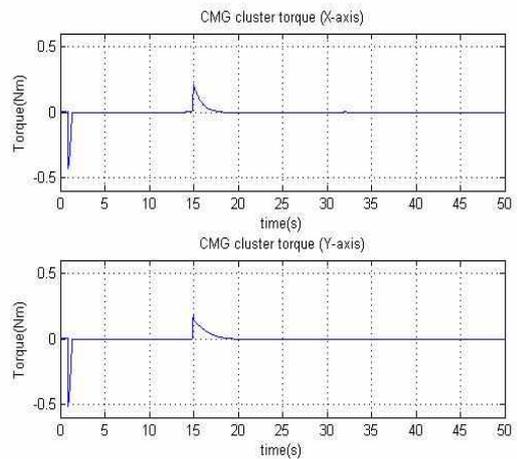


Fig. 16. CMG Cluster Torque($K_h = 2$)

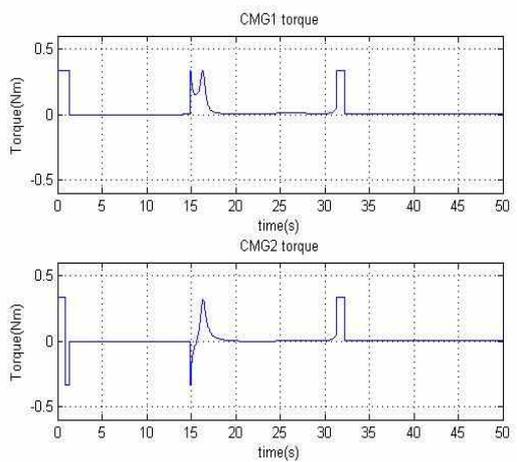


Fig. 17. CMG1 and CMG2 Torque ($K_h = 2$)

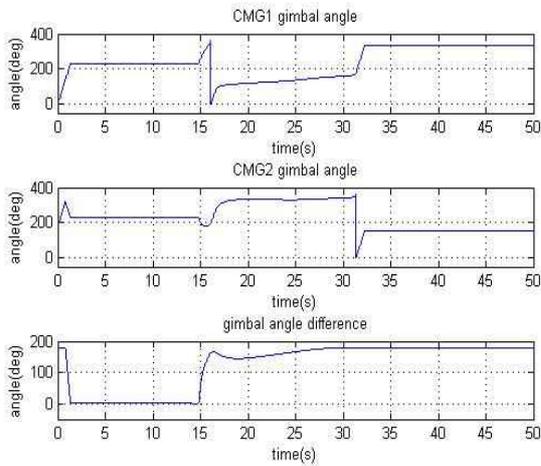


Fig. 18. CMG1 and CMG2 Gimbal Angle ($K_h = 2$)

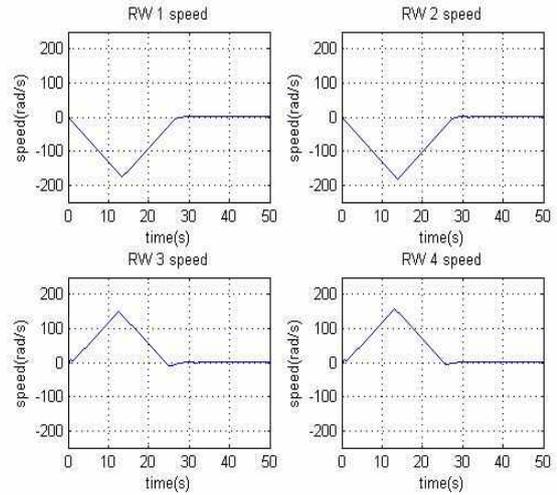


Fig. 21. RW1~RW4 Speed ($K_h = 2$)

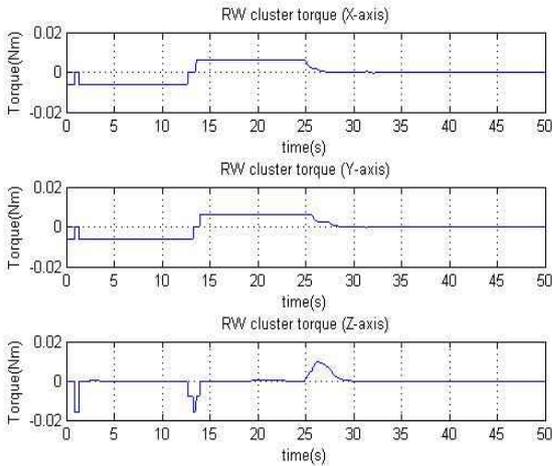


Fig. 19. RW Cluster Torque ($K_h = 2$)

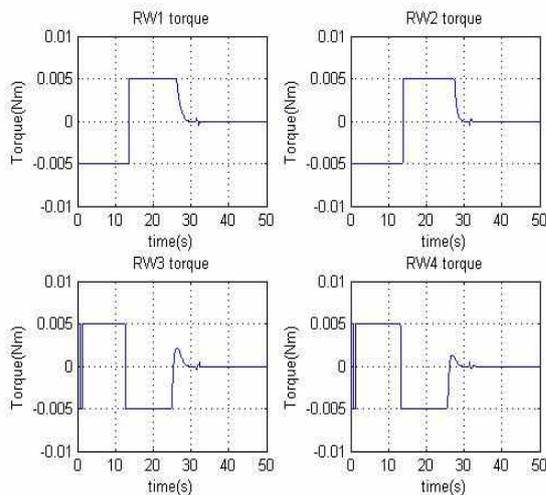


Fig. 20. RW1~RW4 Torque ($K_h = 2$)

Figure 14에서 Fig. 21은 K_h 를 2로 두어서 구동기 모멘텀 관리를 한 경우이다. Fig. 14와 Fig. 15에서 볼 수 있듯이 자세제어는 정상적으로 수행된다. 그리고 Fig. 18과 Fig. 21을 보면, 자세제어 종료 후 CMG의 김벌각 차이가 180° 가 되며 반작용휠의 속도도 0이 되어, 각 구동기의 모멘텀은 자세제어 전과 동일하게 0이 된다.

VI. 결 론

네 개의 반작용휠과 두 개의 CMG를 이용하여 위성의 X축과 Y축을 동시에 고기동 시키는 방법을 제안하였다.

두 개의 CMG를 이용하여 클러스터를 구성하였기 때문에 원하는 방향으로 토크를 낼 수 없는 특이점이 발생한다. 본 논문에서는 특이점 근처에서의 동작과 특이점에서도 토크를 생성할 수 있는 방향에 대해 살펴보았다. 이를 토대로 특이점 탈출방법을 포함한 CMG 구동법칙을 제안하였다. 일반 상태에서는 CMG를 이용하여 토크를 생성하고, 특이점에 빠졌을 때는 반작용휠을 이용하여 출력토크를 보완 하였다. 아울러 구동기 모멘텀 관리를 통해, 자세제어 전후의 구동기 모멘텀이 동일하도록 하였다.

References

1) Lee, S.-H., "Technology of Control Moment Gyroscope and its Industrial Trend," Journal of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences, Vol. 40, No. 1, 2012, pp. 86-92.

- 2) Roser, X., and Sghedoni, M., "Control Moment Gyroscopes (CGM's) and Their Application in Future Scientific Missions," Proceedings of the 3rd ESA International Conference, Nov. 1996, pp. 523-528.
- 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) Asghar, S., Palmer, P.L., and Roberts, M., "An Exact Steering Law for Twin Control Moment Gyro Systems," Proceedings of the 6th ESA International Conference on Guidance, Navigation and Control Systems, Oct. 2005, pp.24.1.
- 7) Lee, B., Oh, H., Kang, J., "Asymptotic Reduced-Dimensional Steering Strategies for CMG Singularity-Free Control," Journal of Mechanical Science and Technology, Vol. 21, No. 3, 2007, pp. 436-447.
- 8) Leeghim, H., Lee, I.H., Lee, D.H., Bang, H.C., and Park, J.O., "Singularity Avoidance of control Moment Gyros by Predicted Singularity Robustness: Ground Experiment," IEEE Transactions on Control Systems Technology, Vol. 17, No. 4, Jul, 2009, pp.884-891.
- 9) Myung, H., Lee, H., Park, J., Bang, H., Oh, S.-H., and Yong, K.-L., "Analytic Moedling of Control Moment Gyros," Journal of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences, Vol. 35, No. 7, 2007, pp. 640-646.
- 10) Jin, J., "Analysis of Attitude Control Characteristics for an Underactuated Spacecraft Using a Single-Gimbal Varibale-Speed CMG," Journal of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences, Vol. 38, No. 5, 2010, pp. 437-444.
- 11) Seo, H.-H., Rhee, S.-W., Lee, S.-H., Oh, S.-H., Yim, J.-R, and Yong, K.-L., "Design Criteria and Cluster Configuration Improvement of Single Gimbal Control Moment Gyros for Satellite," Journal of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences, Vol. 36, No. 1, 2008, pp. 48-56.
- 12) Jang, W.-Y., Rhee, S.-W., and Kwon, H.-J., "Development of 0.6Nm Small CMG Hardware and Performance Test," Journal of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences, Vol. 38, No. 9, 2010, pp. 933-942.
- 13) Jang, W.-Y., "Development of SGCMG for Small Satellite and Study on the Pratical Approach of SGCMG for Attitude Control," Master Thesis, University of Science and Technology, 2010.
- 14) Lee, D., and Bang, H., "Time and Energy Optimal Spacecraft Attitude Trajectory using a CMG cluster," 2010 Fall Conference of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences, Vol. II, 2010, pp. 866-869.
- 15) Kwon, H.-J. and Rhee, S.-W., "CMGs Torque Measurement Test and Drift Removal Method," 2011 Spring Conference of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences, 2011, pp. 1058-1061.
- 16) Rhee, S.-W., and Kwon, H.-J., "Low Cost Small CMG Performance Test and Analysis," Journal of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences, Vol. 39, No. 6, 2011, pp. 543-552.
- 17) Son, J.-W., and Rhee, S.-W., "Satellite Attitude Control using Reaction Wheels and CMGs," Journal of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences, Vol. 39, No. 10, 2011, pp. 935-945.