

論文

J. of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences 46(11), 952-960(2018)

DOI:https://doi.org/10.5139/JKSAS.2018.46.11.952

ISSN 1225-1348(print), 2287-6871(online)

5Nm급 소형 CMG를 이용한 소형위성 고기동 자세제어

이승우*, 서현호**, 윤형주**

Agile Attitude Control of Small Satellite using 5Nm Small CMG

Seung-Wu Rhee*, Hyun-Ho Seo** and Hyung-Joo Yoon**

Korea Aerospace Research Institute***

ABSTRACT

Recently, lots of remote sensing satellite require agility to collect more images within the limited time frame. To satisfy this kind of mission requirement, high torque actuator such as CMG is an essential element. In this study, 5Nm class small CMG developed by KARI is introduced to implement for an agile small satellite design. One of the singularity escape CMG steering law, Designated Direction Escape (DDE) method, which is a sort of modified version of Singular Direction Avoidance (SDA) method is summarized for its application on the numerical simulation of agile attitude control system design result. The performance of DDE method is demonstrated properly by escaping well known elliptic internal singularity successfully. 5Nm class small CMG cluster in a pyramid type as well as a roof type configuration is utilized to perform the numerical simulation and to demonstrate its agility design result for a small satellite. Simulation result shows the properness of 5Nm small CMG to a small agile satellite system. Also, the simulation result provides some valuable information that is important to CMG hardware design and manufacturing.

초 록

지구관측용 인공위성에서 고기동성이 많이 요구되고 있다. 고기동성을 만족시키기 위해 고토크 구동기가 인공위성 설계에서 필수적이다. 본 연구에서 고기동 소형위성 설계를 위해 한국항공우주연구원에서 연구되고 있는 5Nm급 소형 제어모멘트자이로(CMG, Control Moment Gyro) 개발 결과를 소개하였다. 구동로직 활용을 위해, 잘 알려진 Elliptic internal singularity를 성공적으로 회피하는 등으로 Singular Direction Avoidance (SDA) 방법에서 향상된 Designated Direction Escape (DDE) CMG 클러스터 구동로직에 대한 간단한 성능 검증과 상세한 로직 방법이 제시되었고, CMG가 피라미드 형태로 장착되었을 경우와 지붕 형태로 장착되었을 경우에 대해 5Nm급 소형 CMG가 고기동 소형위성 설계에 적절한지를 검증하기 위한 시뮬레이션이 수행되었다. 시뮬레이션 결과를 바탕으로 CMG 개발시 고려해야 할 의미있고 중요한 사항들을 제시하였다.

Key Words : 5Nm Small CMG(5Nm급 소형 제어모멘트자이로), CMG Performance Test (제어모멘트자이로 성능 시험), Agile Small Satellite(고기동 소형위성), Pyramid Type(피라미드 형태), Roof Type(루프 형태), Steering Law(구동로직), DDE Method(지정방향 탈출방법)

† Received : August 17, 2018 Revised : October 18, 2018 Accepted : October 19, 2018

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

I. 서 론

제어모멘트자이로를 이용한 고기동 인공위성 자세제어 시스템 기술은 미국, 프랑스 등 우주 선진국 몇 개국에서만 보유하고 있는 독점성 기술이다.

국내 우주개발 중장기계획에 따라 지구관측 위성, 통신위성, 기상위성 등 다양한 위성개발 및 위성의 첨단화가 추진되고 있으며, 최근 지구관측 위성은 고기동성, 고정밀도, 고해상도를 요구하고 있으나, 현재 국내 기술수준은 고정밀도와 고해상도 기술에 비해 고기동성 기술이 상대적으로 취약하며, 이의 확보를 위해 고기동 자세제어 시스템 개발이 필수적으로 요구되고 있다.

항우연은 고기동 소형위성의 자세제어 시스템 개발에 필수적인 소형 제어모멘트자이로 개발 및 제어모멘트자이로에서 활용될 수 있는 베어링 개념 설계[1-7], 구동로직[10] 등 핵심 요소 기술에 대한 연구를 수행하여 왔다.

제어모멘트자이로는 각운동량 벡터를 제공되기 위한 모멘텀휠과 자이로스콕픽 토크 생성을 위해 각운동량 벡터와 수직한 축으로 각운동량 벡터를 회전시키기 위한 김벌축으로 구성되어 있다. 충분한 모멘텀 제공을 위해 모멘텀휠은 약 4000~10000 rpm 정도로 회전시키고, 자이로스콕픽 토크 생성을 위한 김벌의 각속도는 약 0.4~3 rad/s 정도 된다. 필요한 크기의 자이로스콕픽 토크 생성을 위해 모멘텀휠의 모멘텀 크기와 김벌 각속도가 적절히 선정되어야 한다. 모멘텀휠의 모멘텀 크기가 클수록 그리고 김벌 각속도가 빠르면 빠를수록 큰 자이로스콕픽 토크가 생성되는 장점이 있지만, 김벌 각속도가 너무 빠르면 기동축의 가용 모멘텀을 빨리 소진하기 때문에 너무 빠른 김벌 각속도 선정은 일반적으로 피한다. 또한 정밀한 토크제어를 위해 김벌 각속도 제어의 정밀도도 제어모멘트자이로 설계에서 매우 중요한 요소 중에 하나이다.

제어모멘트자이로 클러스터를 구동함에 있어서 가장 큰 문제는 물리적, 수학적으로 발생하는 Singularity 문제이다. 70년대 이후 현재까지 Singularity를 피하거나 탈출하는 제어모멘트자이로 구동로직에 대해 많은 연구가 수행되었다 [8-14]. 일반적으로 Singularity에는 External singularity와 Internal singularity로 구분된다. External singularity는 Elliptic singularity로서 가용한 각운동량을 모두 사용한 일종의 포화 상태이므로 일반적으로 구동로직 연구의 관심 대상이 되지 않지만, 가용할 수 있는 각운동량이 남

아 있음에도 불구하고 토크를 더 이상 발생하지 못하는 Internal singularity의 경우 주로 구동로직 연구 대상이 된다. Internal singularity에도 Null motion이 존재해서 Null motion을 사용하여 Singular 상태에서 탈출할 수 있는 Hyperbolic singularity(또는 Non-degenerate Hyperbolic Singularity)와 Null motion이 존재하지 않기 때문에 탈출할 수 없는 Elliptic singularity(또는 Degenerate Hyperbolic Singularity)로 구분될 수 있다[9].

Moore-Penrose inverse(pseudo-inverse)는 현재까지 연구된 모든 구동로직의 근간을 이루고 있다. 구동로직을 일반적으로 분류하면, 가용 각운동량 제한 없이 전부 사용되지만 Singular 상태에서 토크에러를 감수하고 Singular 상태에서 탈출시키는 방법(Escape Method), 불필요한 토크에러를 유발시키지 않고 Null motion을 사용하여 Singular 상태를 회피하는 방법(Avoid Method)과 Singular 구역을 배제시키기 위해 가용 각운동량 범위를 Internal singularity 영역 내로 제한시켜서 불필요한 토크에러가 유발되지 않는 방법(Constraint Method) 등으로 구분될 수 있다. 실무 현장에서는 Constraint Method가 주로 많이 사용되고 있다. 대표적인 구동로직에는 Moore-Penrose Inverse 방법을 기반으로 한 Singularity Robust Inverse 방법[9], Singularity Direction Avoidance 방법[10], Generalized Singularity Robust Inverse 방법[11,12], Designated Direction Escape 방법[13] 등이 있다. Singular 상태에서 탈출 또는 회피하기 위해 불필요한 토크 에러를 유발시키는 Avoid Method나 Escape Method는 정밀한 Tracking이 요구되는 임무에서는 사용되지 못하는 단점이 있다. 정밀한 Tracking이 요구되는 임무에서는 불필요한 토크에러가 유발되지 않는 Constraint Method가 사용되어야 한다.

SDA 방법을 기반으로 하지만 GSR 방법[11,12]에 비해 구조적으로 단순한 Designated Direction Escape(DDE) 방법[13]이 항우연에서 제안된 바 있다. 본 논문에서는 CMG 클러스터 구동 로직인 DDE 방법의 효용성, 고기동성이 요구되는 소형 위성 제어 시스템에서 5Nm급 소형 CMG의 적용과 DDE 구동 로직 활용 가능성에 대한 검토를 목적으로 한다.

II. 본 론

2.1 소형 CMG 개발

본 연구에서 개발된 소형 CMG는 Fig. 1과 같

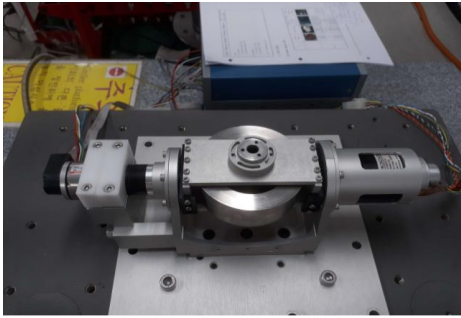


Fig. 1. 5Nm Capacity of Small CMG



Fig. 2. One Body Machined Wheel Rotor

이 일정 각운동량을 제공하기 위한 회전체와 구동모터로 구성된 모멘텀휠, 자이로스코픽 토크 생성을 위해 각운동량 벡터에 수직인 축으로 회전시키기 위한 김벌 구동장치 및 타코메터, 엔코더 등 각속도 측정 장치로 구성되어 있다.

모터 구동장치를 제외할 경우, 소형 CMG의 무게는 2.9kg이며, 회전체의 관성모멘트는 0.00245 kg·m²이다. 회전체는 미소진동 감소를 위해 Fig. 2와 같이 휠축과 회전체 일체형으로 가공되었다.

또한 회전체에 충분한 토크량을 제공하기 위해 휠모터 정격토크는 48mNm, 7pole pair 모터를 사용하였다. 가용성을 높이기 위해 모멘텀휠의 최대 회전속도는 8000rpm으로 설계하여 회전체의 최대 각운동량이 2.05Nms가 되도록 결정하였다. 원활한 회전을 위해 딥글로브 베어링이 회전축 양단에 각각 사용되었으며, 우주에서 사용 가능한 그리스 윤활제 Braycote 601EF가 주입되었다. Braycote 601EF 작동 온도범위는 섭씨 -73도~260도이다. Total Weight Loss(TWL)는 일반적 요구사항 1%보다 적은 0.36%이며 Volatile Condensable Material(VCM)은 요구사항 0.1%보다 적은 0.03%의 특성을 갖고 있는 윤활제이다.

회전체 미소진동을 최소화시키기 위해 베어링 양단에 예압을 주었으며, 예압 증가 정도에 따라 미소진동은 감소되나 마찰력 증가로 모터 사이클을 키우거나 최대 휠 회전속도를 감소시켜야 하

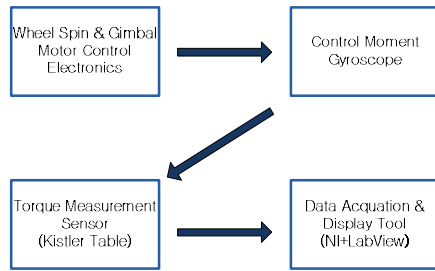


Fig. 3. Torque Measurement Test Concept



Fig. 4. Torque Measurement Test Set-up Photo

므로 베어링 예압을 적절히 주어야 한다. 김벌축 각속도는 최대 3.65 rad/sec(209.145 deg/sec)까지 작동 가능하도록 김벌모터를 설계하였다. 따라서 휠속도 8000 rpm, 김벌 각속도 3.65 rad/sec에서 최대 출력 토크는 7.5 Nm까지 발생 가능하다.

Figure 3은 토크측정 장치인 키슬러 테이블, 데이터 획득장치 등으로 구성된 출력토크 측정시험을 위한 장치 개념도이다. Fig. 4는 개발된 소형 CMG와 구동장치로 구성된 출력토크 측정 장치 사진이다.

Figure 5는 CMG 출력토크 시험 결과를 보여주고 있다. 회전체의 각운동량이 2.05 Nms이고,

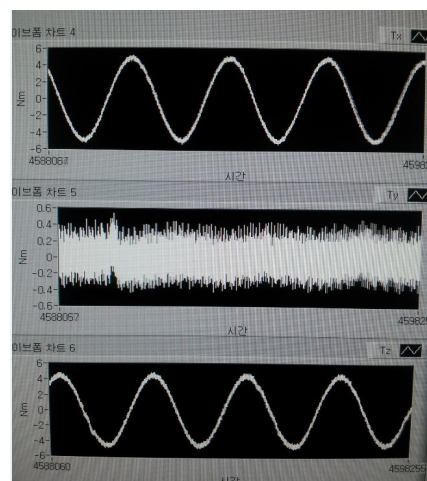


Fig. 5. 5Nm Torque Test Result

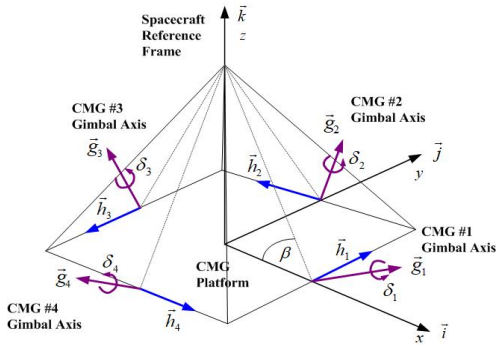


Fig. 6. Pyramid Type Configuration

김별 각속도는 2.43 rad/sec(139.239 deg/sec)일 때, CMG 출력토크의 Sine 함수 형태 프로파일을 보여 주고 있으며, 상단과 하단 그림에서 확인되듯이 최대 토크 5 Nm가 출력됨을 보여주고 있다.

Figure 6은 휠속도가 8000 rpm, 김별 각속도 3.65 rad/sec(209.145 deg/sec)일 때, CMG 출력토크의 Sine 함수 형태 프로파일을 보여 주고 있으며, 상단과 하단 그림에서 확인되듯이 최대 토크 7.5 Nm가 출력됨을 보여주고 있다. 중간 그림은 김별축 방향의 구동 마찰력 및 노이즈가 측정된 결과이다. Fig. 5와 Fig. 6의 각 그림에서 공통적으로 상단과 하단에서 Sine 함수형태의 곡선이 나타나는 이유는, 고정된 토크 측정 장치에서 보았을 때 김별축(중간 그림)을 중심으로 토크벡터가 회전하기 때문이다.

2.2 CMG 장착된 위성 동역학

2.2.1 CMG 장착 형상 및 동역학

CMG 장착방법에는 다양한 방법이 있겠지만, Redundancy를 고려하여 4개 CMG가 1조로 클러스팅하여 일반적으로 위성에 장착된다. 이것을 CMG 클러스터라고 한다. 4개 CMG의 장착 방법 중에서 CMG 구동로직 연구에 가장 많이 사용되고 있는 장착 방법에는 피라미드형(pyramid type) 방식과 지붕형(roof type) 방식이 있다.

Figure 7은 4개 CMG가 피라미드형(pyramid type)으로 장착된 형상이고, Fig. 8은 지붕형(roof type)으로 CMG가 장착된 형상을 보여 주고 있다. 피라미드형(pyramid type) 방식은 지붕형(roof type) 방식에 비해 Internal singularity의 형상이 매우 복잡하여 Singularity 위치를 예측할 수 없으나 CMG에 의해 제공될 수 있는 각운동량 크기를 x-y-z축에 동일하게 할당되도록 장착시킬 수 있다는 장점이 있다(3.2hx3.2hx3.2h). 반면에 지붕형(roof type) 방식으로 장착될 경우,

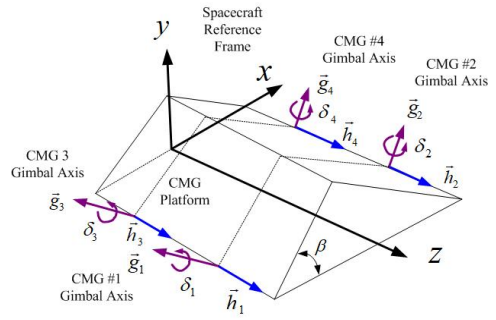


Fig. 7. Roof Type Configuration

각운동량 크기를 x-y-z축에 동일하게 할당되도록 장착할 수는 없지만(2hx2hx4h) Internal singularity 형상이 비교적 간단하여 Singularity 위치가 예측 가능하기 때문에 피라미드형에 비해 CMG cluster 구동로직이 간단할 수 있다는 장점이 있어서 실무에서 많이 고려하는 형상이다[8,12,15].

피라미드형 방식[11]의 경우, CMG에 의한 각운동량은 아래 식(1)과 같고,

$$h_{cmg} = \sum_{i=1}^4 h_i(\delta_i) = h_1 \begin{Bmatrix} -c\beta s\delta_1 \\ \alpha_1 \\ s\beta s\delta_1 \end{Bmatrix} + h_2 \begin{Bmatrix} -\alpha_2 \\ -c\beta s\delta_2 \\ s\beta s\delta_2 \end{Bmatrix} + h_3 \begin{Bmatrix} c\beta s\delta_3 \\ -\alpha_3 \\ s\beta s\delta_3 \end{Bmatrix} + h_4 \begin{Bmatrix} \alpha_4 \\ c\beta s\delta_4 \\ s\beta s\delta_4 \end{Bmatrix} \quad (1)$$

여기에서 $h_1 \sim h_4$ 는 각 CMG의 각운동량 크기를, $c\beta = \cos\beta$, $s\beta = \sin\beta$, $\alpha_i = \cos\delta_i$, $s\delta_i = \sin\delta_i$ 를 각각 의미한다. 일반적으로 각 CMG가 모두 동일한 각운동량을 갖는다는 전제 하에 $h_i = 1 (i=1...4)$ 으로 간주하면, Jacobian 행렬의 경우,

$$A(\delta_i) = \begin{bmatrix} -c\beta c\delta_1 & s\delta_2 & c\beta c\delta_3 & -s\delta_4 \\ -s\delta_1 & -c\beta c\delta_2 & s\delta_3 & c\beta c\delta_4 \\ c\beta c\delta_1 & s\beta c\delta_2 & s\beta c\delta_3 & s\beta c\delta_4 \end{bmatrix} \quad (2)$$

이다.

한편, 지붕형 방식의 경우, CMG에 의한 각운동량은 아래 식(3)과 같고,

$$h_{cmg} = \sum_{i=1}^4 h_i(\delta_i) = h_1 \begin{Bmatrix} c\beta s\delta_1 \\ s\beta s\delta_1 \\ \alpha_1 \end{Bmatrix} + h_2 \begin{Bmatrix} c\beta s\delta_2 \\ -s\beta s\delta_2 \\ \alpha_2 \end{Bmatrix} + h_3 \begin{Bmatrix} c\beta s\delta_3 \\ s\beta s\delta_3 \\ \alpha_3 \end{Bmatrix} + h_4 \begin{Bmatrix} c\beta s\delta_4 \\ -s\beta s\delta_4 \\ \alpha_4 \end{Bmatrix} \quad (3)$$

Jacobian 행렬의 경우,

$$A(\delta_i) = \begin{bmatrix} c\beta c\delta_1 & c\beta c\delta_2 & c\beta c\delta_3 & c\beta c\delta_4 \\ s\beta c\delta_1 & -s\beta c\delta_2 & s\beta c\delta_3 & -s\beta c\delta_4 \\ -s\delta_1 & -s\delta_2 & -s\delta_3 & -s\delta_4 \end{bmatrix} \quad (4)$$

이다.

CMG가 장착된 위성 동역학은 아래와 같이 표현된다. 위성체 각운동량 h_b 및 CMG 각운동량 h_{cmg} 의 합이 시스템 각운동량 총합 $h_t = h_b + h_{cmg}$ 일 때, 관성좌표계에서 위성체 각운동량을 시간에 대해 미분하면 식 (5)가 된다.

$$\dot{h}_b + \dot{h}_{cmg} + \vec{\omega} \times (h_b + h_{cmg}) = \tau_{ext} \quad (5)$$

여기서 $\vec{\omega}$ 는 위성체 각속도이다.

CMG 토크를 제어기 입력으로 표시하기 위해 식 (5)를 식 (6), (7)의 형태로 분리할 수 있다.

$$\dot{h}_b = u + \tau_{ext} \quad (6)$$

$$\dot{h}_{cmg} = -u - \vec{\omega} \times (h_b + h_{cmg}) \quad (7)$$

여기서 u 는 일반적인 PD, PID 등의 제어기에서 나오는 3축 토크 명령이라고 가정할 수 있다.

쿼터니언과 위성체 각속도로 표시되는 운동 방정식은 아래 식 (8)과 같다.

$$\dot{\bar{q}} = \frac{1}{2} \Omega \bar{q} \quad (8)$$

여기서 \bar{q} 는 쿼터니언, Ω 는 측정된 위성체 절대 각속도로 구성된 Skew symmetric 4 x 4 행렬이다.

$$\Omega = \begin{bmatrix} 0 & \omega_z & -\omega_y & \omega_x \\ -\omega_z & 0 & \omega_x & \omega_y \\ \omega_y & -\omega_x & 0 & \omega_z \\ -\omega_x & -\omega_y & -\omega_z & 0 \end{bmatrix} \quad (8a)$$

여러 쿼터니언은 식 (9)와 같다.

$$q_e = \tilde{q}_0^* q_f = [\tilde{q}_f] q_0^* \quad (9)$$

여기서 $[\tilde{q}_f] = \begin{bmatrix} q_4 & q_3 & -q_2 & q_1 \\ -q_3 & q_4 & q_1 & q_2 \\ q_2 & -q_1 & q_4 & q_3 \\ -q_1 & -q_2 & -q_3 & q_4 \end{bmatrix}_f$ 는 최종 자세 쿼터니언, q_0^* 는 초기 자세의 Conjugate 쿼터니언이다.

2.2.2 CMG 구동로직

식 (1) 또는 식 (3)에 나온 것처럼 CMG 클러스터의 각운동량은 김벌각의 함수이다($h_{cmg} = h_{cmg}(\delta)$). 이를 시간에 대해 미분하면 Jacobian matrix $A(\delta)$ 와 김벌 각속도 $\dot{\delta}$ 의 곱으로 표시된다.

$$\dot{h}_{cmg} = A(\delta) \dot{\delta} \quad (10)$$

구동기 CMG 클러스터가 제공해야 할 토크를 \dot{h}_{cmg} 라고 하면, 이를 위해 CMG 클러스터의 김벌 각속도 $\dot{\delta}$ 이 필요하다. \dot{h}_{cmg} 로부터 CMG 구동에 필요한 김벌 각속도 $\dot{\delta}$ 를 구하기 위해 Jacobian의 역행렬이 필요하다. 그러나 일반적으로 Jacobian은 Square 행렬이 아니기 때문에 Pseudo-inverse 방법으로 역행렬을 구해야 한다. Fig. 7, 8에서와 같이 4개 CMG가 사용될 경우, 김벌 각속도는 아래 식 (11)에서 구할 수 있다.

$$\dot{\delta} = A^+ \dot{h}_{cmg} \quad (11)$$

여기서 $A(\delta) \in R^{3 \times 4}$, $A^+(\delta) = A^T(AA^T)^{-1}$ 는 Right pseudo-inverse 행렬이다. 그러나 Jacobian은 김벌각 δ 의 함수이기 때문에 특정 형상의 CMG 클러스터에 대한 역행렬 $A^+(\delta)$ 도 항상 존재하지는 못한다. $A^+(\delta)$ 가 존재하지 않는 경우를 Singular 상태라고 하며, Singular 상태 경우 즉 Rank(A) < 3 인 경우, 역행렬이 유한한 값으로 존재하지 않기 때문에 김벌 각속도 $\dot{\delta}$ 가 존재하지 않는다. Rank(A) < 3 인 경우에도 김벌 각속도 $\dot{\delta}$ 를 계산할 수 방법, 물리적으로 CMG 클러스터가 Singular 상태 빠졌을 때, 여기서 탈출시키거나 또는 Singular 상태를 회피시키거나, Singularity가 존재하지 않는 제한된 영역에서만 CMG 클러스터가 운용될 수 있도록 하는 구동로직을 CMG 클러스터 구동로직이라고 한다. 다양한 구동로직 중에서 Singular 상태에서 탈출시킬 수 있는 논문에서 사용될 DDE(Designated Direction Escape) 방법에 대한 요약은 아래와 같다.

<DDE 구동로직 개요[13]>

DDE 구동로직은 SDA 구동 로직[10]에 근간을 두고 있지만, SDA 구동 로직으로는 효과적으로 Singular 상태에서 탈출하지 못한다[11]. 그러나 DDE 구동로직을 사용할 경우, 회피할 수 있는 방향을 제시함으로써 효과적으로 Singular 상태에서 탈출할 수 있다는 장점이 있다.

DDE 구동로직의 구조는 아래와 같다. Jacobian 행렬 $A(\delta)$ 를 SVD(Singular Value Decomposition) 한다면, $[U, S, V] = SVD(A(\delta))$ 라고 쓸 수 있다. 4개의 CMG가 사용될 경우, $A(\delta) \in R^{3 \times 4}$ 이 되고, SVD를 한 결과는 $U \in R^{3 \times 3}$, $S \in R^{3 \times 4}$, $V \in R^{4 \times 4}$, 여기서 Orthonormal matrix, $U = [\vec{u}_1 \ \vec{u}_2 \ \vec{u}_3]$, $V = [\vec{v}_1 \ \vec{v}_2 \ \vec{v}_3 \ \vec{v}_4]$ 라고 표시된다.

Singular value decomposition 형태로 DDE 구동로직의 김벌 각속도를 구하는 식은 아래 식 (12)와 같이 표시된다[13].

$$\dot{\delta} = V_t S_{DDE}^* U^T \dot{h}_{cmg} \quad (12)$$

여기서 $V_t \in R^{4 \times 3}$ 는 Truncated 행렬이며,

$$S_{DDE}^* = \begin{bmatrix} 1/s_1 & 0 & -\epsilon c_1/s_1(s_3^2 + \alpha) \\ 0 & 1/s_2 & -\epsilon c_2/s_2(s_3^2 + \alpha) \\ 0 & 0 & s_3/(s_3^2 + \alpha) \end{bmatrix} \quad (13)$$

이것은 아래 식 (14)와 같은 형태로 표시할 수 있다.

$$\dot{\delta} = A^T [AA^T + \alpha \vec{u}_3 \vec{u}_3^T + \epsilon (c_1 \vec{u}_1 + c_2 \vec{u}_2) \vec{u}_3^T]^{-1} \dot{h}_{cmg} \quad (14)$$

여기서 α, ϵ 는 적절한 구동로직 설계를 위한 파라메터이고, $\alpha = a_1 e^{-p_1 s_3^2}$, $\epsilon = a_2 e^{-p_2 s_3^2}$ 의 형태를 갖는다. CMG 클러스터에 의해 제공되어야 할 토크는 \dot{h}_{cmg} 이다. 또한 c_1, c_2 는 Singular 상태 탈출 벡터의 계수이다. Singular 상태일 때 탈출 벡터는 아래 식 (15)와 같이 정의할 수 있다.

$$d\delta \equiv [\vec{v}_1 \vec{v}_2] \begin{bmatrix} c_1 \\ c_2 \end{bmatrix} = V_s \vec{c} \quad (15)$$

여기서 Singular 상태일지라도 즉 $s_3 = 0$ 일 때 $s_1 = s_2 \neq 0$ 이기 때문에 $[\vec{v}_1 \vec{v}_2]$ 는 Null vector가 되지 않는다. Singular 상태 탈출 벡터의 계수 c_1, c_2 를 계산하는 방법은 아래와 같다[13].

step 1: Projection matrix, P는 아래와 같이 계산한다.

$$P = \text{diag}([h_1^T \dot{h}_{cmg}, h_2^T \dot{h}_{cmg}, h_3^T \dot{h}_{cmg}, h_4^T \dot{h}_{cmg}]) \quad (16)$$

여기서 h_i 는 i 번째 CMG의 각운동량 벡터, \dot{h}_{cmg} 는 명령 토크 벡터이다.

step 2: Singular 방향이 아닌 방향을 선정하기 위해 $A \equiv V_s^T P V_s \in R^{2 \times 2}$ 를 정의할 수 있다. A는 항상 Indefinite matrix가 되며 아래 식 (17)과 같이 표시될 수 있다.

$$A = [\hat{e}_1 \hat{e}_2] \begin{bmatrix} \lambda_1 & 0 \\ 0 & \lambda_2 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \hat{e}_1 \\ \hat{e}_2 \end{bmatrix} \quad (17)$$

A는 항상 Indefinite matrix가 되기 때문에 Eigenvalue λ_i 는 양의 값과 음의 값을 동시에 갖

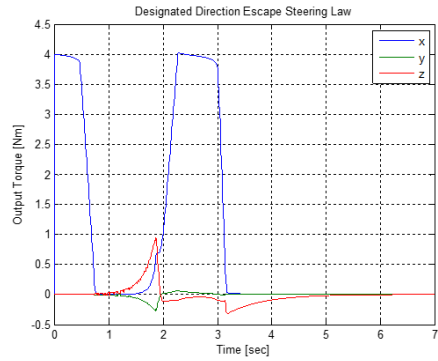


Fig. 9. Output Torque Profile of DDE (Initial Gimbal Position: [0 0 0 0])

는다. 두 개의 Eigenvalue에서 음의 Eigenvalue에 해당되는 Normalized eigenvector를 선택하면 $\vec{c} = \hat{e}_i = \begin{bmatrix} c_1 \\ c_2 \end{bmatrix}$ 가 된다. 여기서 \hat{e}_i 는 음의 Eigenvalue에 해당되는 Normalized eigenvector이다.

Figures 9~11은 DDE 구동로직에 대한 성능검증을 위한 시뮬레이션 결과이다. Fig. 9에서 보듯이 x 축에 4Nm의 입력 토크가 가해졌으며, Fig. 10, 11에서 보듯이 약 0.8초에 Null motion이 존재하지 않은 것으로 잘 알려진 Elliptical singular 상태[(-90, 0, 90 0)deg][12]에 도달하였으나 x, y, z 축에 약 1Nm 정도의 외란 토크를 추가적으로 가함으로써 singular 상태에서 성공적으로 탈출하는 것을 보여 주고 있다. 최종적으로 3.1초에 External singular 상태[(-90, 180, 90 0)deg]에 도달하여 최대 각운동량까지 사용한 것을 Fig. 10에서 확인할 수 있다. 이처럼 4Nm의 일정한 토크명령이 요구될 때, DDE 구동로직은 성공적으로 최대 각운동량까지 사용하였다.

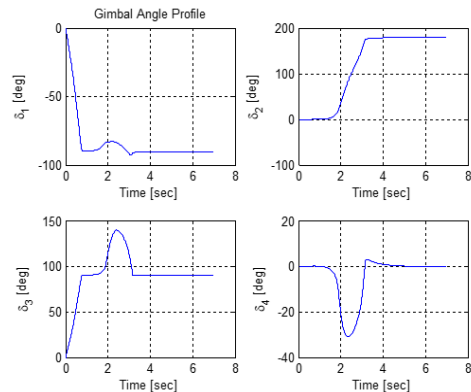


Fig. 10. Gimbal Angle Profile with DDE

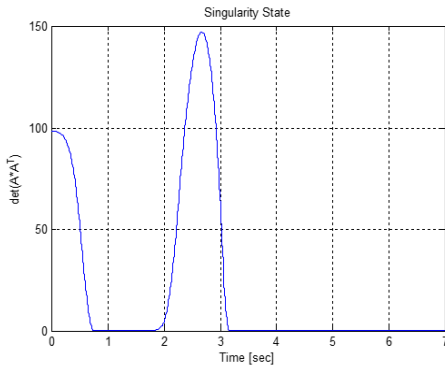


Fig. 11. Singularity Profile of Jacobian Matrix

2.3 시뮬레이션에 의한 고기동 소형위성 성능검증

MOI가 [100, 100, 80]kg·m²인 소형위성에 5Nm급 소형 CMG 4개가 피라미드 형태로 장착되었을 경우와 지붕 형태로 장착되었을 경우, 고기동 제어 시스템의 성능 검증을 위해 시뮬레이션을 수행하였다. CMG 구동로직으로 DDE 구동로직이 사용되었다. 성능검증을 위해 125초 비행 시간 동안 x 축 기동을 해서 5개 목표지점에 대한 영상을 획득해야 한다는 요구사항을 Table 1 과 같이 설정하였다. Table 2는 시뮬레이션에 사용된 DDE 구동로직에 필요한 파라미터와 CMG 데이터를 보여주고 있다.

Table 1. Mission Schedule

Time Schedule(sec)	10	20	40	50	85	120
Pointing Angle w.r.t Nadir(deg)	+10	+30	+40	+20	-10	0

Table 2. Simulation Data

Item	Simulation Data
SC MOI	diag[100, 100, 80]kg·m ² No POI
DDE Parameter	p1=p2=100, a1=0.2, a2=0.001
CMG	h=2.05Nms, gimbal max. rate=2.43rad/s

2.3.1 피라미드 형태 CMG 클러스터

피라미드 형태 CMG 클러스터의 김벌 초기각은 모두 0도로 설정하였다. Figs. 12~15는 시뮬레이션 결과를 보여 주고 있다. 시뮬레이션에서 위성체 최대 각속도를 2 deg/sec으로 제한하였다. Fig. 12에서 보듯이 위성의 주관성모멘트가 100 kg·m² 급 소형위성의 경우, 5 Nm급 소형 CMG로 요구하는 임무를 수행할 수 있는 것을 확인할 수 있다.

Figure 14는 김벌각의 변화를 보여주고 있다. 그림에서 보듯이 김벌각 기동의 최대 범위는 +/-150도는 초과하지 않고 있으며, 김벌각 절대 기동 범위는 약 260도(-130~+130도) 정도이다. 이와 같이 제한된 김벌각 기동범위는 CMG 운용에서 다수 관측되는 현상이다. CMG를 개발할 경우, 김벌축이 360도를 자유롭게 회전할 수 있도록 슬립링(slipring)이 일반적으로 사용되는데

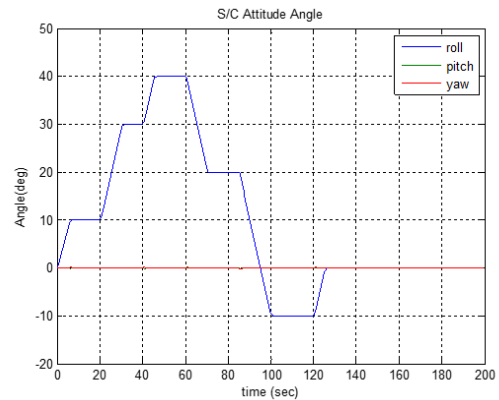


Fig. 12. Spacecraft Attitude Profile with DDE (Pyramid Type)

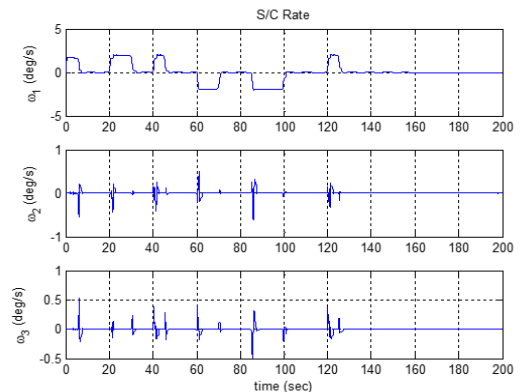


Fig. 13. Spacecraft Rate Profile with DDE (Pyramid Type)

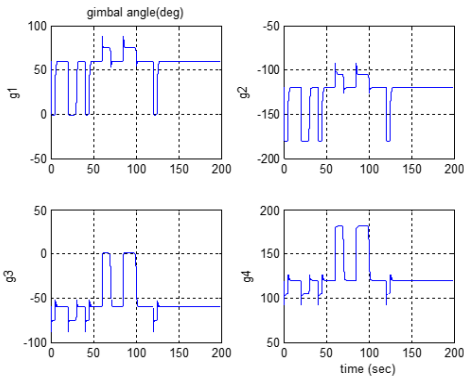


Fig. 14. Gimbal Angle Profile with DDE (Roof Type)

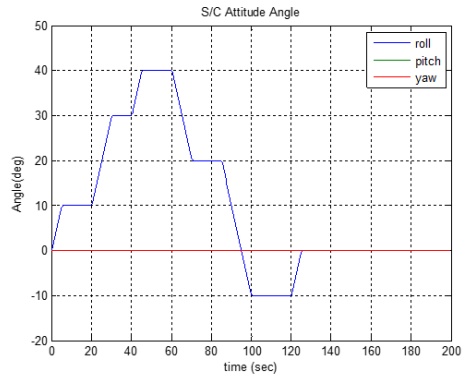


Fig. 16. Spacecraft Angle Profile with DDE (Roof Type)

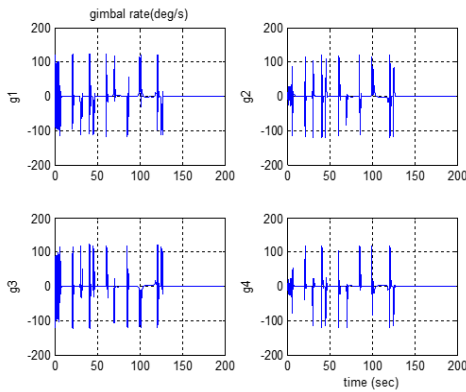


Fig. 15. Gimbal Rate Profile with DDE (Pyramid Type)

여기서와 같은 임무 수행에서는 고가의 슬립링이 없는 CMG 개발 필요성이 제기될 수 있다. 따라서 위성의 임무 등을 분석하여 슬립링이 없는 CMG 사용을 고려할 수 있다.

Figure 15는 김벌 각속도의 변화를 보여 주고 있다. 개발을 위해 CMG 설계 시, 김벌 최대 각속도는 최대 출력 토크에 직접적으로 영향을 준다. 김벌 최대 각속도가 크면 클수록 최대 출력 토크가 커지는 반면에 빠른 시간 내에 가용 모멘텀을 모두 소진한다는 단점이 있다. 따라서 CMG 개발 시, 김벌 최대 각속도는 가능한 느리게 설계하고 대신에 출력토크를 보강하기 위해서 휠모멘텀의 크기는 키우는 방향으로 설계하는 것이 CMG를 사용하는 실무측면에서 좀 더 좋은 방향이라고 판단된다.

2.3.2 루프 타입 CMG 클러스터

1970년대부터 지붕(roof) 형태로 CMG 클러스터를 장착하는 경우에 대한 연구가 수행되었다.

따라서 사실상 언급된 피라미드 형태의 장착보다 연구의 역사가 더 오래되었다. 김벌 초기각은 참고문헌[8]에서 제시한 $[60 \ -120 \ -60 \ 120]$ deg를 사용하였다.

Figures 16~17은 시뮬레이션 결과이다. Fig. 12와 16에서 보듯이 지붕 형태 장착 경우, 기동 성능면에서 피라미드 형태 장착 경우와 차이가 없는 것을 알 수 있다. Fig. 17에서 보듯이 김벌각 최대 기동 범위는 ± 180 도를 넘지 않는다. 김벌각 절대 기동각 범위는 피라미드 형태의 경우 약 260도 정도인데 지붕 형태의 경우 약 80도(0~80도) 정도이다. 따라서 김벌각 절대 기동 범위 측면에서 피라미드 형태보다 지붕 형태 장착 경우가 더 유리하다고 판단될 수 있다.

III. 결 론

본 연구에서는 소형위성에서 사용 가능한 5Nm급 소형 CMG 개발 결과에 대한 내용이 소개되었다. 또한 [13]에서 제시된 DDE CMG 클러스터 구동 알고리즘에 대한 요약 및 이에 대한 성능 검증 결과가 제시되었고, 고기동 소형 위성에서 5Nm급 소형 CMG 활용의 적정성 검토를 위해 시뮬레이션이 수행되었다. 검증 시뮬레이션은 CMG가 피라미드 및 지붕 형태로 장착된 경우에 대해 수행되었으며, 적정성 판단을 위해 125초 비행시간 동안 5개의 목표물 영상획득 임무를 시나리오로 설정하였다.

시뮬레이션 결과, CMG 설계 및 제작 시, 휠모멘텀 크기는 가능한 크게 설계하고 가용 모멘텀 소진 시간을 길게 하기 위해 김벌 각속도는 낮추는 것이 실무 측면에서 유리하다는 것을 제안하였다.

또한 DDE 구동 알고리즘이 Null motion이 존재하지 않는 Elliptic internal singularity에서 잘 탈출하는 것을 시뮬레이션으로 확인할 수 있었다.

고기동 소형 위성에서 5Nm급 소형 CMG 활용의 적정성 검토를 위한 시뮬레이션에서 이를 확인하였다. 이 논문에서 제시된 다목표 영상 획득 시나리오에 대한 시뮬레이션에서 최대 김벌각 기동범위가 ± 180 도를 넘지 않기 때문에 CMG 개발 시, 경우에 따라서 고가의 슬립링 사용에 대한 타당성 검토가 필요하다는 제언과 함께 김벌각 절대 기동범위 측면에서 피라미드 형태보다 지붕 형태로 CMG를 장착하는 것이 CMG 활용 측면에서 유리함을 제언하였다.

References

- 1) Lee, S. H., Rhee, S. W., Oh, S. H., Yong, K. L., Kim, K. W., and Seo, H. H., "Development of Miniature CMG for Satellite Attitude Control(I): Design and Manufacture," *Proceeding of the Korean Society for Aeronautical and Space Science Fall Conference*, 2005, pp. 878~881.
- 2) Lee, S. M., Seo, H. H., and Rhee, S. W., "Design and Practical Results of Four-CMG Cluster for Small Satellites," *Journal of the Korean Society for Aeronautical and Space Sciences*, Vol. 8, No. 1, 2007, pp. 105~114.
- 3) Seo, H. H., Rhee, S. W., Oh, H. S., Choen, D. I., Bang, H. C., and Park, J. H., "Development Status of Control Moment Gyro for Middle-Sized Satellite," *Proceeding of the Korean Society for Aeronautical and Space Science Spring Conference*, 2008, pp. 1004~1007.
- 4) Kim, S. H., Lee, S. M. and Rhee, S. W., "Development of CMG Ground Simulator using Torque Sensor," *Journal of the Korean Society for Aeronautical and Space Sciences*, Vol. 37, No. 1, 2009, pp. 89~98.
- 5) 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.
- 6) 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.
- 7) Rhee, S. W., "Development of 5Nm Small CMG," *Proceeding of the Society for Aerospace System Engineering Spring Conference*, 2018.
- 8) Crenshaw, J. W., "2-Speed, a Single-Gimbal Control Moment Gyro Attitude Control System," AIAA Guidance and Control Conference, Key Biscayne, Florida, 1973, No. 73-895.
- 9) Bedrossian, N. S., Paadiso, J., Bergmann, E. V., and Rowell, D., "Steering Law Design for Redundant Single-Gimbal Control Moment Gyroscopes," *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, Vol. 13, No. 6, 1990, pp. 1083~1089.
- 10) Ford, K. A., and Hall, C. D., "Singular Direction Avoidance Steering for Control-Moment Gyros," *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, Vol. 23, No. 4, 2000, pp. 648~656.
- 11) Wie, B., Bailey, D., and Heiberg, C., "Singularity Robust Steering Logic for Redundant Single-Gimbal Control Moment Gyros," *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, Vol. 24, No. 5, 2001, pp. 865~872.
- 12) Wie, B., "Singularity Escape/Avoidance Steering Logic for Control Moment Gyro Systems," *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, Vol. 28, No. 5, 2005, pp. 948~956.
- 13) Lee, S. M., and Rhee, S. W., "New Steering Law with Designated Direction Escape(DDE) for Control Moment Gyros," *IEICE Trans. on Fundamentals of ECCS*, Vol. E92-A, No. 1, 2009, pp. 315~317.
- 14) Seo, H. H., and Bang, H. C., "Control Moment Gyro Steering Logic for Singularity Avoidance and Repeatability," *Proceeding of the Korean Society for Aeronautical and Space Science Fall Conference*, 2016, pp. 381~382.
- 15) Yoon, H., "Current State of the Satellite Attitude Maneuver Technology using High-Torque Actuators," *Proceeding of the Korean Society for Aeronautical and Space Science Spring Conference*, 2017, pp. 331~332.