

## 저가 소형 CMG 성능시험 및 분석

이승우\*, 권혁진\*\*

### Low Cost Small CMG Performance Test and Analysis

Seung-Wu Rhee\* and Hyoek Jin Kwon\*\*

#### ABSTRACT

Control Moment Gyro(CMG) is one of the most efficient momentum exchange devices for satellite attitude control and CMG is very essential device for agile satellite. In this study, the essential dynamic equation for the design of gimbal motor and wheel motor is summarized. The development process of SGCMG hardware for agile small satellite system, the description of developed hardware and its performance test results are presented. Test result shows that the developed hardware model can produce an output torque more than 1.2Nm as designed. Other test items are max. torque, gimbal bandwidth, minimum torque, torque error, gimbal rate error.

#### 초 록

가장 효과적인 모멘텀 교환장치인 CMG(Control Moment Gyro)는 고기동성이 요구되는 위성에서 필수적이다. 본 논문에서는 고기동성이 요구되는 소형 인공위성을 위한 Single-Gimbal CMG(SGCMG)에 대한 하드웨어 개발에 필요한 동역학식을 정리하였으며 이를 사용하여 CMG 설계에 필요한 요구사항이 도출되었다. 또한 도출된 요구사항에 따라 출력토크가 1.2Nm인 소형 CMG 성능검증 모델이 제작되었으며, 에러분석 및 성능시험이 수행되었다. 최대 출력토크, 각별 과도응답특성, 최소 출력토크, 출력토크오차, 각별 각속도 오차 등을 성능시험 항목으로 선정하여 실험 측정하였고, 시험 결과를 통해 설계 결과를 검증하였다.

**Key Words** : Single-Gimbal Control Moment Gyro(SGCMG), Agile Maneuver(고기동), Hardware Performance Test(하드웨어 성능시험), Small CMG(소형 제어 모멘트 자이로)

#### 1. 서 론

지구관측위성 또는 군사위성과 같이 고기동성이 요구되는 위성은 약 1~10deg/s의 빠른 회전속도가 요구한다[1]. 일반적으로 이 정도의 빠른 기동은 현재 위성에서 주로 사용되는 모멘텀 교환

환식 구동기인 모멘텀휠(MWA)과 반작용 휠(RWA)의 경우 만족시킬 수 없는 성능이며 이런 성능을 만족시켜 주는 구동기로 보통 Control Moment Gyro(CMG)가 사용된다[2,3,4]. 모멘텀 교환 원리를 이용한 구동기중에서 CMG는 큰 토크를 만들어 낼 수 있기 때문에 미국에서 1970년대 초부터 큰 토크가 요구되는 주로 2가지 종류의 인공위성에 사용되었다. 하나는 우주정거장과 같이 아주 큰 관성모멘트를 가지는 위성에서 사용되어 왔고 다른 하나는 고기동성을 요구하는 지구관측 군사위성의 빠른 기동을 위해 사용되었

† 2011년 3월 14일 접수 ~ 2011년 5월 27일 심사완료

\* 정회원, 한국항공우주연구원 과학위성팀

교신저자, E-mail : srhee@kari.re.kr

대전시 유성구 여은동 45

\*\* 정회원, 과학기술연합대학원 석사과정

다. 예로서 Skylab에 3개의 DGCMG(직경: 53cm, 무게: 65.5kg, 모멘텀: 315Nms)가 사용되었고, Key-Hole 군사위성에 4개의 SGCMG가 사용된 바 있다. 현재 운용중인 국제우주정거장 ISS에도 DGCMG (모멘텀: 4760Nms, 출력토크: 258Nm) 4개가 사용되고 있다. 이전에 개발된 CMG들은 미국의 L-3Com사, Honeywell사 등에서 주로 중형급(500~1000kg)이나 대형급(1000kg이상) 위성 에 사용될 목적으로 개발되었으나 소형급(500kg 이하) 위성 에 사용된 사례는 많지 않았다. 2000 년대에 들어 영국의 Surrey Space Technology Ltd.(STL)에서 저가의 시험용 소형 CMG[5]를 개발하여 소형급 위성 BILSAT-1에 탑재하였으나 실패한 바가 있다.

앞으로 상업용 관측위성이 소형화되고 고기동성이 요구될 것으로 예측되므로 소형 위성 에 적합한 소형 CMG 수요가 증가될 것이라고 생각된다. 이를 대비하기 위해 2004년도부터 한국항공우주연구원에서는 CMG Cluster 구동알고리즘 연구와 함께 실제로 CMG Prototype-1, 2, 3 [6,7,8,9,10,11]과 중형위성급 CMG[12]의 제작 및 성능검증 등 많은 연구가 수행되어 왔다. 이러한 맥락에서 저가 소형 CMG인 SGCMG K04-06모델[13,14,15], K04-06모델의 성능을 보강한 SGCMG K04M-06모델을 제작하여 각종 성능시험을 수행하여 왔다.

CMG 종류에는 휠속도가 변하는 Variable Speed CMG(VSCMG)와 2개의 gimbal축을 사용하는 Double Gimbal CMG(DSCMG)도 있으나 본 연구에서 제작된 CMG는 휠의 속도를 일정하게 유지하고 1개의 gimbal축이 사용되는 SGCMG 경우이다.

CMG는 휠과 gimbal부분으로 구성되어 있으며, 휠을 회전시켜 각운동량을 발생시킨 후 gimbal축을 회전시켜서 휠의 각운동량 벡터방향을 바꾸면 자이로스코픽 효과에 의해 증폭된 출력토크를 발생시키는 원리를 이용하는 기구이다.

CMG를 위성 에 장착시킬 때 일반적으로 4개의 CMG를 그림 1과 같은 형상으로 장착시키는데 위성 동력학 방정식으로 표시하면[16],

$$I_{sc}\dot{\omega} + \omega \times I_{sc}\omega = \tau_{ex} + u \quad (1a)$$

$$\dot{h} = -\omega \times h - u \quad (1b)$$

$$\delta = A^{-1}(\delta)\dot{h} \quad (1c)$$

여기서  $I_{sc}$ ,  $\omega$ ,  $\tau_{ex}$ 는 각각 위성체의 관성모멘트, 각속도, 작용 외란이고,  $u$ 는 PID와 같은 제어기

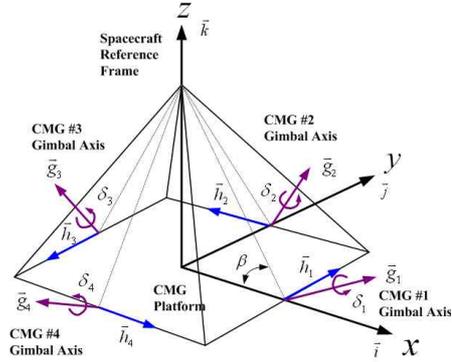


그림 1. 일반적인 CMG Cluster 형상

명령토크이다.  $\vec{h}$ 는 몸통좌표계에서 표시된 CMG의 각운동량 벡터,  $\vec{\delta}$ 는 4개 CMG로 구성된 gimbal 각 벡터,  $A^{-1}(\delta)$ 는  $4 \times 3$  행렬이고  $\vec{\delta}$ 와  $\vec{h}$ 의 관계를 표시한  $3 \times 4$  자코비언 행렬의 역행렬이다. 식 (1c)를 CMG Cluster 구동 알고리즘이라고도 한다. 행렬값은 CMG 장착형상과 gimbal각도에 의해 결정되며, gimbal이 회전하고 있기 때문에 행렬값은 항상 변하고 역행렬이 계산될 때 Singularity가 되는 경우가 있기 때문에 Singularity 발생을 피하기 위한 여러 가지 CMG Cluster 구동 알고리즘에 대한 연구가 활발히 이루어지고 있다.

이 논문의 목적은 이미 개발되어 각종 성능시험이 수행된 바 있는 0.6Nm급 소형 SGCMG K04-06 성능검증 모델[13,14,15]에서 나타난 문제점 보완을 위해 새로이 gimbal모터 및 gimbal 기어헤드를 사용하여 제작된 SGCMG K04M-06 성능검증 모델의 구조에 대한 상세 내용이 제시되었고 구동기의 최대 출력토크, 최소 출력토크, gimbal속도 오차, 출력토크 오차 및 gimbal 과도응답특성 등을 측정하기 위한 성능시험 및 이에 대한 분석 결과 등을 소개하였으며 추 후 제작될 비행모델 소형 CMG 개발을 위한 기반을 마련하고자 한다.

## II. SGCMG K04M-06 요구사항 도출

### 2.1 기동성을 고려한 토크 요구사항

소형위성급 CMG가 설계되기 위해 필요한 기본사항은 표 1과 같다. 선정된 위성의 관성모멘트는 약 300kg 이하의 소형위성을 참고하여 선정하였고, 고기동성은 위성의 각속도가 앞에서 언급한 고기동성 요구사항인 1~10 deg/s를 만족시키도록 하였다.

표 1. 소형위성 기동 요구사항

MOI [ $I_{xx}$ $I_{yy}$ $I_{zz}$ ] ( $kg_m \cdot m^2$ )	[50 50 50]
Average angular rate (deg/s)	3
30도 기동시간(sec)	10

단축기동을 가정하면, 인공위성의 자세제어를 위해 필요한 토크의 크기는 식(2)와 같다.

$$\tau_{req} = I_{sc} \ddot{\theta} \tag{2}$$

여기서  $I_{sc}$ 는 위성 관성모멘트이고  $\ddot{\theta}$ 는 위성 각 가속도이다.

초기 각, 가속도가 0이면, 위성 기동각은 식(3)과 같다.

$$\theta = \frac{1}{2} \frac{\tau_{req}}{I_{sc}} t^2 \tag{3}$$

Bang-Bang 제어를 가정할 경우, 최대 각속도  $\dot{\theta}_{max}$ 는  $t = \frac{t_f}{2}$ ,  $\theta = \frac{\theta_f}{2}$ 에서 발생하므로 이를 식(3)에 대입하면 식(4a), (4b)를 얻는다.

$$\ddot{\theta}_{req} = \frac{4\theta_f}{t_f^2} \tag{4a}$$

$$\tau_{req} = \frac{4I_{sc}\theta_f}{t_f^2} \tag{4b}$$

여기서  $\theta_f$ 는 기동각이고  $t_f$ 는 기동 소요시간이다.

위성이 30deg를 10초 이내에 기동한다면 표 1에서 제시한 위성의 평균 각속도 요구사항인 3deg/s를 만족시킬 수 있다. 또한 식(4a)에서 요구 각가속도  $0.021rad/s^2$ 를 얻을 수 있다. 그리고 기동을 위해 필요한 토크는 식(4b)에서 1.05Nm이 된다. 즉, 4개의 SGCMG 피라미드형 Cluster를 위성에 장착하여 사용하였을 때 CMG Cluster에 의해 위성 한축 방향으로 최소  $\tau_{req} = 1.05Nm$ 의 토크를 발생시킬 수 있어야 한다. 위성의 한축 방향으로 발생되어야 하는 토크가 1.05Nm이라고 한다면 한개 SGCMG가 제공해야 할 토크는 식(5)에서 구할 수 있다.

$$h_0 \dot{\delta}_{max} = \tau_{req} / (2\cos(\beta)) \tag{5}$$

여기서  $h_0$ 는 CMG 1개의 각운동량, Cluster 설치각  $\beta$ 는 3축에 대한 Cluster 각운동량이 모두 같은 53.13deg로 가정하였다[9]. 따라서 SGCMG Cluster를 이용하여 표 1의 기동 요구사항을 만

족시키기 위해 하나의 CMG에 요구되는 최대토크는  $h_0 \dot{\delta}_{max} = 0.88Nm$ 이다. 여기에 위성 각속도에 의해 발생하는 자이로스코픽 토크에 대한 부분을 더 고려해야 하므로 계산된 값보다 더 큰 토크를 설계조건으로 잡아야 한다. 최악의 경우로 위성의 각속도가 단위 CMG의 김벌회전축에 작용한다면 CMG의 최대토크에  $h_o w_{max}$  값을 더해야 한다.  $w_{max}$ 는 위성의 최대 각속도이다. 위성의 허용 최대각속도를 0.18rad/s, CMG 각운동량을 0.5Nms이하로 가정한다면 추가로 고려해야 할 자이로 토크는 약 0.09Nm가 된다. 따라서 4개 SGCMG를 53.13deg 설치각인 피라미드형 Cluster를 구축하여 표 1의 기동 요구사항을 만족시키기 위해서는 하나의 SGCMG 출력토크는 최소 0.97Nm 이상 되어야 하므로 소형위성용 SGCMG 출력토크 설계 요구치를 1.2Nm로 선정하였다.

## 2.2 휠 사이징, 최대 김벌 각속도 및 응답속도 설계

SGCMG 출력토크 요구치가 결정된 후 이 토크량을 만족시킬 수 있는 각운동량과 최대 김벌 속도에 대한 Trade-off가 수행되었다. CMG 토크가 자이로 토크에 의해 감소된다고 가정하면 감소된 토크는  $h_o(\dot{\delta}_{max} - w_{max})$ 와 같다. 여기서 김벌속도 설계치를 작게 하고 각운동량을 크게 하면 자이로 토크에 의해 CMG 토크를 감소시키는 효과가 있다. 따라서 각운동량을 작게 하고 김벌속도를 크게 하면 자이로 토크에 의한 영향을 줄일 수 있다. 휠의 각운동량이 작으면 플라이휠 관성모멘트를 줄일 수 있는 가능성이 있어 CMG 중량이 가벼워지거나 휠속도를 작게 하면 휠모터 선정이 쉬워진다. 최대 김벌 각속도 선정에서 김벌속도를 크게 선정하면 짧은 시간 내에 특이점에 빠질 가능성이 높아지는 단점이 있다. 하지만 제작될 SGCMG의 김벌각 회전범위는 360도 회전 가능하며 Cluster 운영 시 발생될 특이점 회피를 위해 회피 알고리즘을 이용하는 것을 가정하였기 때문에 최대 김벌속도를 상대적으로 크게 하는 쪽으로 결정하여 3rad/s를 선정하였다.

고기동을 요구하는 위성의 제어 밴드폭은 일반적으로 약 1Hz 정도이기 때문에 구동기의 과도응답속도는 이보다 약 10배 이상 빠르게 설정하였다.

Trade-off 결과 SGCMG 개발을 위해 결정된 기본적인 요구사항은 표 2와 같다.

표 2. K04M-06 기본요구사항

Max. Output Torque	1.2 Nm
Max. Gimbal rate	3 rad/s
Gimbal Bandwidth	>10 Hz
Angular Momentum @ 4000rpm	0.4 Nms
FLY Wheel MOI	0.00097 kg · m <sup>2</sup>

2.3 휠/김벌 모터 선정을 위한 시뮬레이션

설계된 CMG를 구성할 김벌모터와 휠모터의 토크사양을 도출하기 위해 SGCMG의 수학적 모델링을 수행하였다[17]. 그림 2는 SGCMG의 좌표계를 나타낸 것이다.

김벌 좌표계 {G}는 휠 회전축이 x축, z축은 김벌 회전축이고 y축은 각운동량 벡터의 방향변화량에 따라 발생하는 출력토크 방향이며, 김벌 좌표계 {G}은 기준좌표계에 대해 z축을 중심으로 회전한다. CMG의 총 각운동량을 회전하는 김벌좌표계에서 나타내면 식(6)과 같다.

$$\vec{H}^G = JC\vec{w} + J\vec{\delta} + \vec{h}^G \tag{6}$$

J는 CMG의 관성모멘트(Moment Of Inertia, MOI),  $\vec{\delta} = [0 \ 0 \ \delta]^T$ 는 김벌축 각속도 벡터,  $\vec{h}^G = [h \ 0 \ 0]^T$ 는 휠의 각운동량 벡터이다.  $\vec{w} = [w_x \ w_y \ w_z]^T$ 는 위성 몸통좌표계 {B}에서 표시된 위성의 절대 각속도이고 C는 몸통 좌표계에서 김벌축을 중심으로 회전하는 CMG 김벌 좌표계로 변환시켜주는 Direction Cosine Matrix(DCM) 이라면 두 좌표계의 전환은 식(7)과 같다.

$$\hat{G} = C\hat{B} \tag{7}$$

CMG의 각운동량을 관성좌표계{N}에서 미분하면 김벌좌표계에 작용하는 외부토크와 같기 때문에

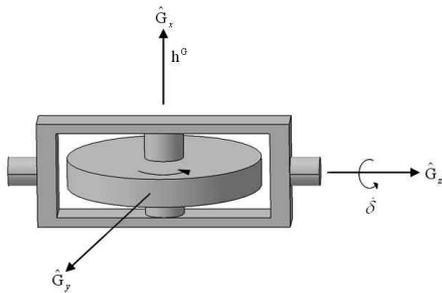


그림 2. SGCMG 좌표계

김벌모터, 휠모터 등에 대한 토크사양을 구할 수 있다.

$\tilde{w}$ 는 위성각속도의 Cross Product Matrix로 식(8)과 같다.

$$\tilde{w} = \begin{bmatrix} 0 & -w_z & w_y \\ w_z & 0 & -w_x \\ -w_y & w_x & 0 \end{bmatrix} \tag{8}$$

CMG에서 발생하는 토크에 관한 식인  $\frac{d}{dt}(\vec{H}^G)_N$ 는 식(9)로 다시 나타낼 수 있다.

$$\frac{d}{dt}(\vec{H}^G)_N = \frac{d}{dt}(\vec{H}^G)_G + N\tilde{w}^G\vec{H}^G \tag{9}$$

$N\tilde{w}^G$ 는 위성체 각속도와 김벌 각속도로 구성된 김벌좌표계 절대 각속도 벡터의 Cross Product Matrix이다. CMG 각운동량이 일정하다고 가정하면 식(9) 우항은 식(10)과 식(11)로 표현된다.

$$\frac{d}{dt}(\vec{H}^G)_G = -\tilde{J}\vec{\delta}C\vec{w} + JC\vec{w} + J\vec{\delta} \tag{10}$$

$$N\tilde{w}^G\vec{H}^G = C\tilde{w}C^T(JC\vec{w} + J\vec{\delta} + \vec{h}^G) + \delta(JC\vec{w} + J\vec{\delta} + \vec{h}^G) \tag{11}$$

$\tilde{\delta}$ 는 김벌 각속도의 Cross Product Matrix이며 김벌축이 z축이므로 식(12)와 같다.

$$\tilde{\delta} = \begin{bmatrix} 0 & -\delta & 0 \\ \delta & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \tag{12}$$

이렇게 김벌좌표계에서 계산된 토크  $\frac{d}{dt}(\vec{H}^G)_N$ 는 식(13)과 같다.

$$\begin{aligned} \frac{d}{dt}(\vec{H}^G)_N = & -\tilde{J}\vec{\delta}C\vec{w} + JC\vec{w} + J\vec{\delta} \\ & + C\tilde{w}C^TJC\vec{w} + C\tilde{w}C^TJ\vec{\delta} \\ & + C\tilde{w}C^T\vec{h}^G + \delta JC\vec{w} + \delta J\vec{\delta} \\ & + \delta\vec{h}^G \end{aligned} \tag{13}$$

김벌모터 및 휠모터의 사양 결정을 위해 식(13)을 사용하여 시뮬레이션을 수행하였다. z축 성분은 김벌모터 토크, x축 성분은 휠모터 토크, y축 성분은 CMG 출력 토크이다. 시뮬레이션에서 사용된 값들은 K04M-06 모델 사양을 사용했으며, CMG의 관성모멘트가 일정하고 POI가 없다고 가정하였다. 사용된 관성모멘트 값은  $J = \text{diag}[0.00097 \ 0.00056 \ 0.00056] \text{ kg}_m \cdot \text{m}^2$ 이고, 그 외 김벌 각속도, 휠 각운동량 등은 표 3과 같다.

표 3. 모터토크 계산 및 증폭 시뮬레이션 데이터

$\vec{\delta}_i$ (rad/s)	$\vec{\delta}_i$ (rad/s <sup>2</sup> )	$\vec{h}$ (Nm·s)	$ \vec{w} $ (deg/s <sup>2</sup> )
3	3	0.4	2

식(13)을 이용한 시뮬레이션에서는 위성의 각속도( $\vec{w}$ )를 0에서 10deg/s로 변화시켰을 때 CMG 3축에 작용되는 토크와 토크증폭 변화를 살펴 보았다. 토크증폭은 김벌모터 입력토크에 대한 y축 CMG 출력토크의 비율인데 일반적으로  $J\vec{w} \ll h^G$ 이므로 CMG 관성모멘트  $J$ 에 의한 효과를 무시하면 토크증폭은 식(14)와 같이 나타낼 수 있다.

$$\tau_{amp} = \frac{C\tilde{w}C^T\vec{h}^G + \vec{\delta}h^G}{J\vec{\delta}} \quad (14)$$

그림 3에서 보듯이 휠모터는 위성 각속도 영향에 의해 약 0.7mNm 정도의 추가 외란을 받는 것을 볼 수 있으며, 휠모터 토크용량이 1mNm 이상 필요하지 않은 것으로 보여주고 있는데 휠모터 용량을 선정하는데 마찰계수 영향을 충분히 고려하여 김벌축의 각속도가 변할 때 휠속도가 일정하게 유지될 수 있도록 선정되어야 한다. 위성의 각속도운동이 없을 경우 김벌모터 토크용량은 0.01Nm 정도이지만 위성의 허용각속도가 약 5deg/sec라면 필요한 김벌모터 토크는 최소한 0.05Nm 이상 되어야 함을 알 수 있으며, 위성의 각속도가 10deg/sec인 경우도 0.1Nm를 넘지 않음을 볼 수 있다. 그러나 휠모터 용량 설계 경우와 마찬가지로 마찰계수의 영향을 충분히 고려하여 김벌모터 토크용량 설계도 수행되어야 함에

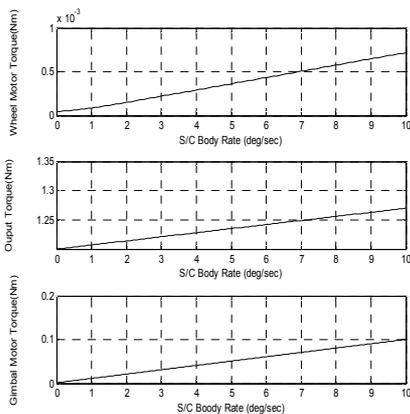


그림 3. 위성각속도 변화에 대한 출력토크 및 모터토크 시뮬레이션

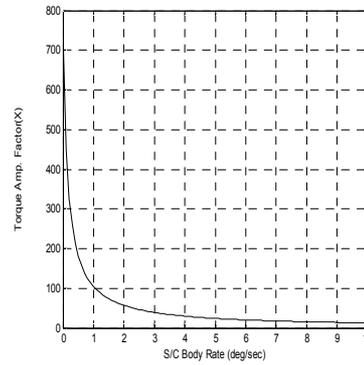


그림 4. 위성각속도 변화에 대한 토크증폭 시뮬레이션

주의해야 한다. 아울러 식(14)에서 보듯이  $C\tilde{w}C^T\vec{h}^G$ 항에 의한 영향으로 CMG 출력토크가 감소할 수 있어 CMG 출력 토크사양을 결정할 때 이를 고려해야 한다. 위성의 각속도가 김벌의 회전과 반대일 때 CMG 출력토크의 크기는 식(14)에서 보듯이 설계 편의상  $h_0(\delta - w_x)$ 라고 가정할 수 있다. 따라서 출력토크는 각운동량, 김벌 각속도와 위성 각속도 차이에 의해 결정된다. 또한 자이로 토크로 인한 출력토크의 감소를 최소화하기 위해 허용 위성 각속도보다 훨씬 크게 김벌 각속도를 설계하여야 한다[4].

### III. 하드웨어 제작 및 성능시험

#### 3.1 하드웨어 제작

K04M-06 모델은 먼저 개발된 K04-06 모델과 마찬가지로 모터를 비롯하여 주요 부품에 상용제품을 사용하였으며 각운동량을 제공하는 플라이휠을 회전시키는 휠모터는 K04-06 모델과 동일한 4000rpm 이상에서 동작할 수 있는 BLDC 모터를 선정하였다.

김벌모터 역시 BLDC 모터를 선택하였으며, 모터 회전속도를 충분히 감속시키고 모터의 정상 회전상태 출력토크를 충분히 증폭시키기 위해 86:1 비율의 기어헤드를 사용하였다. 김벌모터의 각속도 제어를 위해 김벌모터에는 모터 속도를 측정하기 위한 Encoder가 추가 장착되었다. 휠모터의 경우는 고속으로 회전하므로 모터자체에 있는 Hall 센서를 이용해 회전속도가 제어되었고, 휠과 김벌모터 지지용 베어링은 진공환경에서도 사용 가능하도록 진공용 베어링이 사용되었다. CMG 명령토크로 부터 김벌 명령속도를 계산하

표 4. K04M-06 구동 모터 사양

구분	사양	
휠 모터	Nominal Speed [rpm]	8240
	Nominal Torque [mNm]	11
	Pole pairs	1
김벌모터	Nominal Speed [rpm]	10400
	Nominal Torque [mNm]	48.2
	Stall Torque [mNm]	773
	Pole 수	14
기어 헤드	기어비	86:1
Encoder	Counts per turn	500
	Channels	3

기 위해서는 김벌각도 정보가 필요하기 때문에 김벌 각도측정을 위해 Resolver 센서가 추가로 사용되었다. 휠 어셈블리가 김벌에 의해 회전하기 때문에 휠모터와 연결되어 있는 하니스가 꼬이지 않게 하기 위해 Slipring이 사용되었고 Slipring 역시 진공환경에서 시험 가능하도록 진공용 베어링을 사용한 제품을 선택하였다. 표 4는 사용된 모터의 주요사양을 나타낸 것이다.

K04M-06 모델의 형상은 K04-06 모델에서 김벌모터 부분만 수정하여 제작되었다. 그림 5에서 보듯이 휠어셈블리는 휠모터를 고정시켜주는 Wheel Motor Housing, 관성모멘트를 가지는 Flywheel, Flywheel과 휠모터를 연결시켜 휠모터와 함께 Flywheel을 회전시켜주는 Wheel fixture, 휠모터의 반대쪽에 장착되어 balancing을 맞추어 주는 Dummy Mass와 Dummy Mass Housing, 전체 휠 어셈블리의 틀을 형성하는 Inner Rim과 Inner Rim Cover로 구성된다. Inner Rim과 Inner Rim Cover에 각각 1개씩의 베어링이 조립되었다.

김벌 어셈블리는 김벌모터를 고정시켜주는 Gimbal Motor Holder, 슬립링을 고정시키고 Resolver 센서가 설치되는 Slipring Housing, 휠 어셈블리와 김벌모터를 연결시켜주는 Gimbal

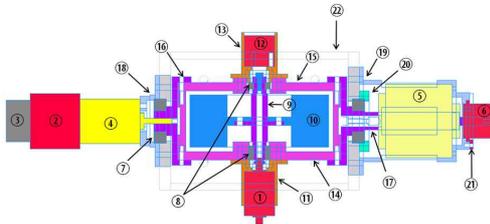


그림 5. K04M-06 모델 단면도

표 5. K04M-06 구성 명칭

No	Name	No	Name
1	Wheel Motor	12	Dummy mass
2	Gimbal Motor	13	Mass housing
3	Gimbal Encoder	14	Inner rim cover
4	Gearhead	15	Inner rim
5	Slipring	16	Gimbal motor joint
6	Resolver	17	Gimbal slipring joint
7	Gimbal bearing	18	Gimbal motor holder
8	Wheel bearing	19	Slipring housing
9	Wheel Fixture	20	Gimbal bearing holder
10	Fly wheel	21	Resolver holder
11	Wheel hosing	22	Outer rim



그림 6. SGCMG K04M-06 Model Photo

Motor Joint, 휠 어셈블리와 슬립링을 연결시켜주는 Gimbal Slipring Joint, 김벌 베어링을 고정시켜주는 Gimbal Bearing Holder, Resolver 센서를 고정시켜주는 Resolver Holder로 구성된다. 전체 휠 어셈블리와 김벌 어셈블리는 Outer Rim에 조립된다. Outer Rim은 Cluster를 구성하기 위해 위성에 장착될 때 또는 성능시험 시 CMG 몸체와 힘센서 등에 장착할 때 사용된다. 각 구조물의 재질은 AL7075, AL6061, SUS를 사용하였다. Flywheel, Gimbal Motor Joint, Gimbal Slipring Joint는 무게에 비해 강도가 높은 AL7075가 사용되었고 Wheel Fixture는 휠 모터 축과 맞물리므로 상대적으로 마모가 적은 SUS를 사용하였다. 이 외의 모든 구조물은 AL6061이 사용되었다. K04M-06의 크기는 350mm×128mm×129.5mm이며, 무게는 3.0kg이다. 그림 5와 표 5는 K04M-06의 구성과 명칭을 보여주고 있다. 그림 6은 제작된 K04M-06의 사진이다.

3.2 성능 시험

K04-06 모델에 대해 수행되었던 성능검증시험

은 휠의 미소진동시험, 김벌의 과도응답특성시험, CMG 진동시험, CMG 토크측정시험, 소비전력 측정시험 등이 수행되었다. K04M-06 모델은 김벌모터 부분만 수정 제작된 것이기 때문에 K04-06에서 수행된 시험 중에서 추가적으로 필요하다고 판단되는 최대 출력토크, 최소 출력토크, 김벌축 과도응답특성 시험, 토크에러 및 김벌 각속도 오차 측정시험만 선별해서 집중적으로 수행되었다.

외부 명령에 따라서 구동기가 얼마나 빠르게 반응하는가를 확인하는 시험이 김벌축 과도응답 특성 시험이다. 일단 시험을 시작하기 전에 휠 속도를 4000rpm으로 유지시킨 상태에서 김벌 각속도 명령을 보낸 후 김벌속도가 정상상태에 도달하도록 충분히 시간을 준 후에 김벌속도 명령을 영으로 주어 김벌을 정지시키면서 김벌속도에 대한 과도응답특성을 측정하였다. 그림 7은 김벌속도 명령이 2rad/s일 때 김벌속도가 전압으로 표시된 그림이고, 그림 8은 김벌속도 명령이 3rad/s일 때 김벌속도가 전압으로 표시된 그림이다. 그림 9는 김벌속도 명령이 2rad/s일 때 과도응답에 대한 특성을 분석하기 위해 그림 7에서 50Hz 저주파수 필터로 필터링된 과도응답부분을 확대한 그림이다.

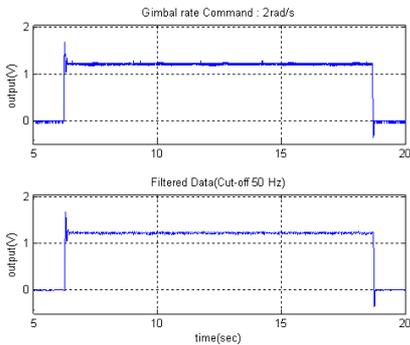


그림 7. 김벌속도 과도응답곡선(각속도: 2rad/s)

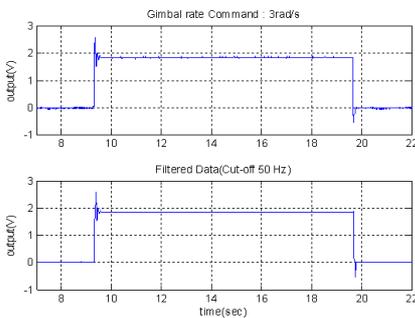


그림 8. 김벌속도 과도응답곡선(각속도: 3rad/s)

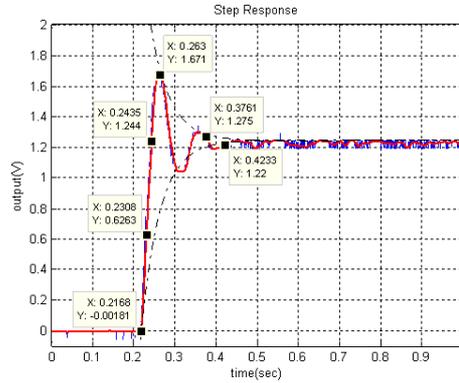


그림 9. 김벌속도 과도응답곡선(각속도: 2rad/s)

표 6. 김벌의 과도응답특성(김벌속도: 2rad/s)

항목	Time Constant [sec]	Bandwidth [Hz]	Max. Overshoot [%]	Settling Time [sec]	Steady-State Error [rad/s]
값	0.052	16	34	0.2	±0.03

그림 9에서 분석한 김벌의 과도응답특성을 정리하면 표 6과 같다.

CMG 출력토크 측정시험은 휠을 정상상태 속도로 회전시키면서 김벌이 구동될 때 발생하는 토크를 측정하는 시험이다. CMG 토크는 김벌속도와 동기되는 주기로 변화하며 주기가 상대적으로 크기 때문에 DC성분에 가깝다. 따라서 DC성분을 측정하는데 유리한 Loadcell 센서를 이용해 힘과 토크를 측정하고 Analog Low Pass Filter를 사용해 400Hz이내의 주파수 대역만 통과시켰다.

앞에서 언급한 것과 같이 각운동량 벡터의 방향변화에 따라 김벌축 벡터와 각운동량 벡터의 수직인 방향으로 CMG의 출력토크 벡터가 발생되는데 그림 10에서 보듯이 출력토크는 x축과 y축으로 90도의 위상차를 갖으며 싸인함수 형태로 측정되었다. K04M-06의 휠속도가 4000rpm일 때 CMG 각운동량은 0.406Nms가 되고 김벌 속도가 2rad/s 이면 출력토크 크기는 0.812Nm가 된다. 그림 11은 그림 10의 경우에 대한 시뮬레이션 결과를 보여주고 있다. 시뮬레이션 결과 장착오차가 없는 경우 김벌축인 z축에 싸인함수 형태의 토크가 나타나지 않았는데 수평방향으로 1도 장착 오차가 있는 경우 z축에 싸인함수 형태가 그림 11과 같이 측정결과와 동일하게 나타났다.

휠 각운동량에 변화가 없다고 가정하면 출력토크 정밀도는 김벌 각속도 정밀도의 함수가 된다. 기구학적인 관점에서 김벌모터 속도명령 정

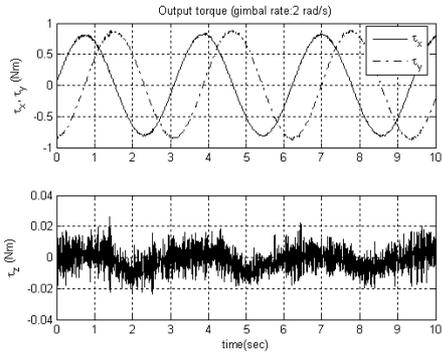


그림 10. 측정 출력토크 프로파일

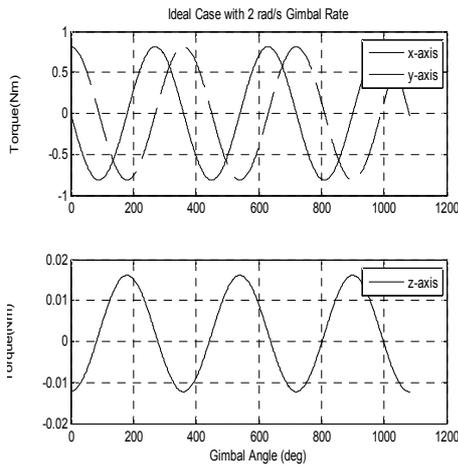


그림 11. 출력토크 시뮬레이션(김발각속도: 2 rad/s, 수평 장착오차 : 1deg)

밀도가 1rpm, 86:1의 기어헤드를 사용하기 때문에 이론적으로 김벌속도 명령 정밀도는 0.0012rad/sec가 된다. 또한 여기에 각운동량 0.4Nm를 고려하면 출력토크 정밀도는 0.48mNm가 된다. 김벌 속도제어 시스템 관점에서 김벌 각속도의 정밀도는 속도 제어기 성능(정상상태 에러), 모터 Pole수 영향, 속도센서의 정밀도, AD 변환기 에러 등의 함수이다. 선정된 모터 Pole수가 14개로 많은 편이기 때문에 Pole수 영향 및 속도 제어기 정상상태 에러는 무시할 정도로 작다고 가정할 수 있다. 속도 센서로 1000pulse/rev의 Encoder가 사용되고 있으며 Sampling 주파수가 1kHz이므로 속도 측정오차는 0.073rad/sec가 된다. 모터 보드 사양에 의하면 데이터 처리 보드의 AD 변환 정밀도는 0.05V이며 이것을 김벌 각속도로 환산하면 0.018rad/sec에 해당된다. 따라서 주요한 2가지

경우만 고려 할 때 예측되는 최대 김벌 각속도 에러는 0.075rad/sec가 된다. 또한 예측되는 최대 출력토크 에러는 30mNm가 된다.

출력토크 성능을 측정하기 위해 실험에서 측정된 출력토크의 평균값과 표준편차를 구하여 특정 토크 명령(김벌 각속도 명령)에 대한 토크 에러가 상대적으로 얼마나 되는지를 분석하였다. 출력토크는 토크센서에 의해 측정됐고 가공오차, 조립오차, 장착오차 등의 효과를 최소화 하기 위해 x, y, z 축 토크 측정값의 RSS값을 구한 후 평균값과 표준편차를 계산하였으며, 토크센서의 측정에러가 +/-1%이기 때문에 측정에러는 무시할 정도로 작다고 가정하였다.

그림 12는 김벌 각속도에 대한 평균 출력토크를 보여주는 그림이다. 김벌축이 0.0012rad/s로 회전하는 경우 평균 출력토크가 약 0.009Nm이므로 그림에서 보듯이 최소 출력 토크는 약 0.01Nm임을 알 수 있다.

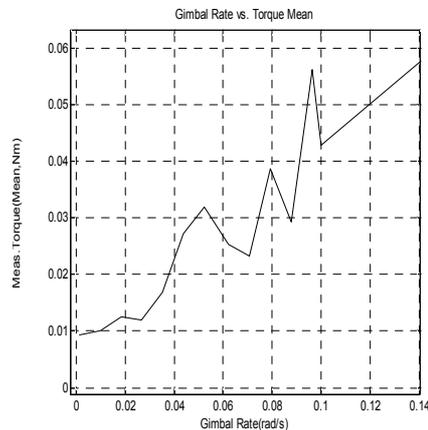


그림 12. 김벌 각속도에 대한 평균 출력토크

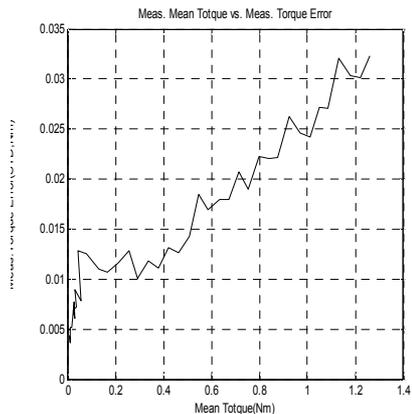


그림 13. 평균 출력토크에 대한 표준편차

그림 13은 출력토크의 표준편차 값을 출력토크에 대해 보여주는 그림이다. 그림에서 보듯이 약 0.1Nm 이하 출력토크에서 표준편차는 0.01Nm 이하이며 출력토크가 커짐에 따라 표준편차 값도 비례해서 커짐을 알 수 있고, 최대 출력토크 1.2Nm에서 표준편차는 0.03Nm이다. 따라서 0.1Nm 이하 출력토크에서 토크에러는 30mNm ( $3\sigma$ ) 이하이다. 앞에서 수행된 에러분석 결과인 최대 출력토크 에러와 일치함을 볼 수 있다. 최대 출력토크 1.2Nm에서 토크에러는 90mNm( $3\sigma$ ) 이 됨을 그림에서 볼 수 있다.

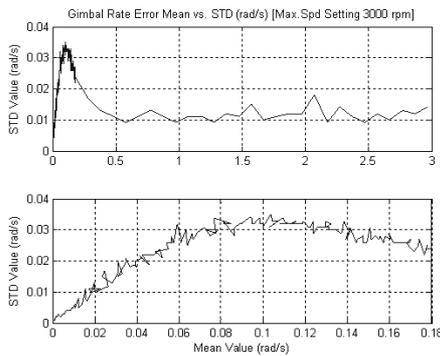


그림 14. 평균 김벌 속도에 대한 표준편차

표 8. K04M-06 모델의 주요성능

ITEM		CAPABILITY
Weight		3kg
Size(mm)		350×128×129.5
Wheel	Wheel MOI	0.00097 $kg \cdot m^2$
	Wheel Speed	4000 rpm
	Angular Momentum	0.4 Nms
	Static Imbalance	0.19 $g \cdot cm$
	Dynamic Imbalance	3.2 $g \cdot cm^2$
Gimbal	Rotation Range	360 deg
	Bandwidth	16 Hz
	Max. Speed	3 rad/s
	Command Resolution	0.0012 rad/s
	Rate Accuracy	< 0.07 rad/s( $2\sigma$ )
Torque	Max. Torque	1.2 Nm
	Min. Torque	0.01 Nm
Power Consumption (steady state)		14 Watts

그림 14는 김벌속도의 표준편차 값을 보여주는 그림이다. 그림에서 보여 주듯이 김벌속도가 0.3rad/sec 이하인 경우 표준편차가 최대 0.035rad/sec 이고, 0.3rad/sec 이상인 경우 표준편차는 약 0.015rad/sec 이다. 저속 김벌속도의 표준편차가 고속의 표준편차보다 큰 이유는 저속 구간에서 Encoder Pulse 수가 적기 때문에 획득되는 신호의 불확실성이 증가되어 표준편차가 커지는 것으로 판단된다. 여기서 김벌 각속도 정확도는 앞에서 기술된 에러분석에서 계산된 0.075rad/sec와 비슷한 값인 0.07rad/sec( $2\sigma$ ) 이 하라고 정의 할 수 있다.

제작된 소형 CMG K04M-06 모델의 주요성능은 표 8과 같다.

### III. 결 론

SGCMG 지상검증 모델, K04M-06가 개발 완료되어 성능검증에 필요한 시험이 수행되었다. CMG의 무게는 3Kg, 크기는 가로, 세로, 높이가 각각 35cm, 13cm, 13cm이며, 각운동량 0.4Nms, 최대 출력토크는 1.2Nm급이다. SGCMG K04M-06 모델은 상용모터를 사용하였으며 이미 개발된 K04-06의 성능상 문제점을 보완·수정하였다.

성능검증시험 결과를 분석하여 위성 설계에 필요한 김벌 과도응답특성, 최대 출력토크, 최소 출력토크, 출력 토크오차, 김벌 각속도 오차 등 소형 CMG의 성능지수를 성공적으로 도출하여 제시하였다. 시험한 결과 김벌 과도응답특성은 10Hz이상 충분히 빠른 응답을 보여 주었으며, 최대 출력토크는 1.2Nm, 최소 출력토크는 0.01Nm, 출력 토크오차는 출력토크가 0.1Nm이하에서 0.02Nm( $2\sigma$ ), 1.2Nm에서는 0.06Nm( $2\sigma$ )이고, 김벌 각속도 오차는 0.07rad/sec( $2\sigma$ ) 이하가 됨을 시험결과로 제시되었다.

진동, 충격 등 발사환경을 만족시킬 수 있도록 구조적으로 보강하고 미소진동 영향을 줄이기 위해 가공 정밀도를 높이면 비행모델로 제작 가능하다고 판단된다. 이는 300Kg이하(MOI [50 50])의 소형 인공위성에서 고기동성을 확보를 위해 사용될 수 있을 것이다.

또한 CMG를 위성에 사용하는 경우, 구동기 작동 시 생성되는 진동문제 해결을 위해 댐퍼 사용이 필요하다고 판단된다.

향 후 계획은 구조보강을 통해 발사환경의 진동 및 충격조건을 만족시킬 수 있는 환경검증모델을 제작할 예정이며, 모터, 베어링 및 기계적 내구성 검토를 위해 Life-time 시험도 필요시 수행될 예정이다.

## 참고문헌

- 1) V.J. Lappas, W.H. Steyn and C.I. Underwood , "Attitude Control for Small Satellites Using Control Moment Gyros", *Acta Astronautica*, Vol. 51, No. 1-9, 2002, pp. 101-111.
- 2) A. Defendini, K. Lagadec, P. Guay, T. Blais and G. Griseri, "Low Cost CMG-Based AOCS Designs", *ESA SP-425*, 2000, pp. 393-398.
- 3) X. Roser and M. Sghedoni , "Control Moment Gyroscopes(CMG's) and Their Application in Future Scientific Missions", *Proceedings Third International conference on Spacecraft Guidance, Navigation and Control Systems*, 1997, pp. 523-528.
- 4) V. Lappas, W.H. Steyn and C.I. Underwood , "Torque amplification of control moment gyros", *Electronics Letters*, Vol. 38, No. 15, 2002, pp. 837-839.
- 5) V. Lappas, W.H. Steyn and C.I. Underwood , "Design and Testing of a Control Moment Gyroscope Cluster for Small Satellites", *Journal of Spacecraft and Rockets*, Vol. 42, No. 4, 2005, pp. 729-739.
- 6) 이선호, 이승우, 오시환, 용기력, 김정원, 서현호, '위성자세제어용 소형 CMG 개발(I): 설계 및 제작', 「항공우주학회 추계학술발표회」, 2005, pp. 878-881.
- 7) 서현호, 이승우, 이선호, 오시환, 김학정, "위성자세제어용 소형 CMG 개발(II): 시험장비 구축 및 성능시험", 「항공우주학회 추계학술발표회」, 2005, pp. 882-885.
- 8) 김승현, 「CMG 시뮬레이터 개발/시험」, 석사학위논문, 과학기술연합대학원대학교, 2009.
- 9) Seung-Mok Lee , "A New Steering Law and Hardware Test of Single-Gimbal Control Moment Gyros", Master Thesis, University of Science and Technology, 2008.
- 10) S-M Lee, S-W Rhee, "A New Steering Law with Designated Direction Escape(DDE) for Control Moment Gyros", *IEICE Trans. Fundamentals*, Vol. E92-A, No. 1, 2009, pp. 315-317.
- 11) 서현호, 이승우, 이선호, 오시환, 임조령, 용기력, "인공위성을 위한 제어모멘트자이로 설계시 고려요소 및 배치형상 개선방안", 한국항공우주학회지, 제36권, 제1호, 2008, pp. 46-56.
- 12) 한국항공우주연구원, 한국항공대학교, 한국과학기술원, 「중형위성급 제어모멘트자이로 성능검증모델 개발」, 3차년도 최종보고서, 지식경제부, 2009.
- 13) 한국항공우주연구원, 「고기동 자세제어시스템 시뮬레이터 개발」, 2차년도 중간보고서, 한국항공우주연구원 공공기술연구회, 2009.
- 14) 장우영, 「소형위성급 SGCMG 개발과 위성자세제어에서의 실용화 연구」, 석사학위논문, 과학기술연합대학원대학교, 2010.
- 15) 장우영, 이승우, 권혁진, "0.6Nm급 소형 CMG 하드웨어 개발 및 성능시험", 한국항공우주학회지, 제38권, 제9호, 2010, pp. 933-942.
- 16) Bong Wie, D. Bailey and C. Heiberg , "Rapid Multitarget Acquisition and Pointing Control of Agile Spacecraft", *Journal of Guidance, Control, And Dynamics*, Vol. 25, No. 1, 2002, pp. 96-104.
- 17) H.S. Oh and S.R. Vadali , "Feedback Control and Steering Laws for Spacecraft Using Single Gimbal Control Moment Gyros", *The Journal of the Astronautical Sciences*, Vol. 39, No. 2, 1991, pp. 183-203.