

技術論文

DOI:10.5139/JKSAS.2010.38.9.933

0.6Nm급 소형 CMG 하드웨어 개발 및 성능시험

장우영*, 이승우**, 권혁진***

Development of 0.6Nm Small CMG Hardware and Performance Test

Woo-Young Jang*, 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. And the studies of CMG development and its application to satellite have been done extensively. In this study, the development process of SGCMG hardware for agile small satellite system, the developed hardware and its performance test results are presented. As a SGCMG test results, it is verified that the developed hardware model can produce torque more than 0.6Nm as is designed. By investigating its test data results, the issues that should be considered for the performance improvement and its application are discussed. The remedies for the identified issues are proposed for future study.

초 록

CMG(Control Moment Gyro)는 가장 효과적인 모멘텀 교환장치의 하나로 인공위성의 자세제어에 사용되는 구동기이다. 고기동성을 요구하는 위성에 CMG의 사용이 필수적이며 해외뿐만 아니라 국내에서도 CMG의 개발과 적용에 대한 연구가 활발히 이루어지고 있다. 본 논문에서는 고기동성이 요구되는 소형 인공위성을 위한 Single-Gimbal CMG(SGCMG)에 대한 하드웨어 개발 결과 및 이에 대한 성능검증시험 결과를 제시하였다. 개발 시 요구되는 토크사양은 0.6Nm이며 성능검증시험을 통해 요구되는 사양 이상의 토크를 발생시킬 수 있는 것을 확인하였다. 개발된 SGCMG 하드웨어에 대한 시험결과를 분석하여 향후 성능개선 및 실제 위성에 사용하기 위해 고려되어야 할 사항 등에 대해 논의되었다.

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

앞으로 지구관측이나 우주탐사를 목적으로 하는 위성에서는 고기동성과 고정밀도 등 고성능

† 2010년 5월 10일 접수 ~ 2010년 8월 9일 심사완료

* 과학기술연합대학원 졸업 국방과학연구소 근무

** 정회원, 한국항공우주연구원 과학위성팀

교신저자, E-mail : srhee@kari.re.kr

대전시 유성구 어은동 45번지

*** 과학기술연합대학원 석사과정

자세제어가 요구될 것이다. 특히 고기동성은 짧은 시간에 많은 지역을 관측할 수 있다는 장점으로 지구관측위성에서 아주 유용할 것이다. 고기동성은 1~10deg/s의 빠른 위성의 회전속도를 요구한다[1]. 일반적으로 이 정도의 빠른 기동은 현재 위성에서 주로 사용되는 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]. 다른 구동기에 비해 CMG는 큰 토크

를 만들어 낼 수 있기 때문에 큰 토크가 요구되는 2가지 종류의 인공위성에 사용되었다. 하나는 우주정거장과 같이 아주 큰 관성모멘트를 가지는 위성에 사용되어 왔고 다른 하나는 고기동성을 요구하는 지구관측 군사위성의 빠른 기동을 위해 사용되었다. 이전에 개발된 CMG들은 미국의 L-3Com사, Honeywell사 등에서 주로 중형급(500~1000kg)이나 대형급(1000kg이상) 위성에 사용될 목적으로 개발되었으나 소형급(500kg이하) 위성에 사용된 사례는 많지 않다. 2000년대에 들어 영국의 Surrey Space Technology Ltd.(SSTL)에서 시험용 소형 CMG[5]를 개발하여 소형급 위성 BILSAT-1에 탑재하였으나 실패한 바가 있다. 앞으로 상업용 관측위성이 소형화되고 고기동성이 요구될 것으로 예측되므로 소형 위성에 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 소형위성급 CMG인 SGCMG K04-06모델[13]을 제작하였다.

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

CMG는 휠과 김벌부분으로 구성되어 있으며, 휠을 회전시켜 각운동량을 발생시키고 김벌축을 회전시켜서 휠의 각운동량 벡터방향을 바꾸어 자이로스코픽 효과에 의해 출력토크를 발생시키는 원리를 이용하는 기구이다.

이 논문의 목적은 SGCMG K04-06모델에 대한 설계결과를 제시하고, 제작된 0.6Nm급 소형 SGCMG K04-06에 대한 성능검증시험 결과 및 분석을 수행하여 성능개선을 위해 추 후 CMG 개발 시 고려되어야 할 사항에 대해 알아보는 것이다.

II. 본 론

2.1 하드웨어 설계

2.1.1 SGCMG K04-06 요구사항

최대 출력토크

소형위성급 CMG가 설계되기 위해 필요한 기본사항은 표 1과 같다. 선정된 위성의 관성모멘트

표 1. 소형위성 기본 설계사항

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

트는 대표적인 소형위성인 과학기술위성을 참고하여 선정하였고, 고기동성은 위성의 각속도가 앞에서 언급한 고기동성 요구사항인 1~10 deg/s를 만족시키도록 하였다.

단축기동의 경우, 인공위성의 자세제어를 위해 필요한 토크의 크기는 식(1)과 같다.

$$\tau_{req} = I\ddot{\theta} \quad (1)$$

여기서 I 는 위성의 관성모멘트이고 $\ddot{\theta}$ 는 위성의 각가속도이다.

초기 각, 각속도가 0이고, 최대 각가속도가 $\ddot{\theta}_{max}$ 일 때 최대 각가속도와 위성의 기동각의 관계는 식(2)와 같다.

$$\theta = \frac{1}{2}\ddot{\theta}_{max} t^2 \quad (2)$$

Bang-Bang 제어를 할 경우, 최대 각가속도 $\ddot{\theta}_{max}$ 는 $t = \frac{t_f}{2}$, $\theta = \frac{\theta_f}{2}$ 에서 발생하므로 이를 식(2)에 대입하면 식(3)이 된다.

$$\ddot{\theta}_{max} = \frac{4\theta_f}{t_f^2} \quad (3)$$

여기서 θ_f 는 기동각이고 t_f 는 기동완료 시간이다. 위성이 30deg를 10초이내에 기동한다면 표 1에서 제시한 위성의 평균 각속도 요구사항인 3deg/s를 만족시킬 수 있다. 따라서 식(3)을 사용하여 최대 각가속도 $0.021rad/s^2$ 를 얻을 수 있다. 그리고 기동을 위해 필요한 최대 토크는 식(1)에서 의해 0.63Nm이 된다. 즉, 4개의 SGCMG 피라미드형 Cluster를 위성에 장착하여 사용하였을 때 CMG Cluster가 위성의 한축 방향으로 $\tau_{req} = 0.63Nm$ 의 토크를 발생시킬 수 있어야 한다. 한축 방향으로 발생되어야 하는 토크가 0.63Nm이라고 하면 한개 SGCMG에서 생성해야 하는 최대토크는 식(4)에서 구할 수 있다.

$$h_0 \dot{\delta}_{max} = \tau_{req} / (2\cos(\beta)) \quad (4)$$

Cluster 설치각 β 는 3축에 대한 Cluster 각운동량이 모두 같은 53.13deg로 가정하였다[9]. 따라서 SGCMG Cluster를 이용하여 표 1의 요구사항

을 만족시키기 위해 하나의 CMG에 요구되는 최대토크는 $h_0 \dot{\delta}_{max} = 0.53 \text{Nm}$ 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 $h_0 w_{max}$ 값을 더해야 한다. w_{max} 는 위성의 최대 각속도이다. 위성의 허용 최대각속도를 0.105rad/s , CMG의 각운동량을 0.5Nms 이하로 가정한다면 추가로 고려해야 할 자이로 토크는 약 0.06Nm 가 된다. 따라서 4개의 SGCMG를 설치각 53.13deg 로 피라미드형 Cluster 구축하여 표 1의 기동 요구사항을 만족시키기 위해서는 하나의 SGCMG 출력토크는 최소 0.59Nm 이상 되어야 하므로 소형위성용 SGCMG에 대한 최소 출력토크 설계요구사항으로 0.6Nm 가 선정되었다.

휠과 김벌의 Trade-off

SGCMG의 최대 출력토크가 결정된 후 이 토크량을 만족시킬 수 있는 각운동량과 최대 김벌속도를 Trade-off로 결정하였다. CMG 토크는 자이로 토크에 의해 감소된다고 가정하면 감소된 토크는 $h_0(\dot{\delta}_{max} - w_{max})$ 와 같다. 여기서 최대 김벌속도를 작게 하고 각운동량을 크게 하는 것은 자이로 토크에 의한 CMG 토크의 감소를 가중시킨다. 따라서 각운동량을 작게 하고 김벌속도를 크게 하면 자이로 토크에 의한 영향을 줄일 수 있다. 또한 각운동량이 작으면 플라이휠의 관성모멘트를 줄일 수 있어 전체 CMG 중량이 가벼워지고 휠속도가 높지 않아 휠모터 선정이 쉬워진다. 반대로 최대 김벌속도를 크게 하면 특이점에 빠질 가능성이 높아지는 단점이 있다. 하지만 제작될 SGCMG의 김벌각은 360도 회전 가능하며 Cluster 운영시 발생될 특이점 회피를 위해 회피 알고리즘을 이용하는 것을 가정하였기 때문에 최대 김벌속도를 상대적으로 크게 하는 쪽으로 결정하였다.

휠의 각운동량의 크기는 플라이휠 회전축에 대한 MOI와 휠 회전속도의 곱으로 표시된다. 따라서 결정된 휠의 각운동량을 만족시킬 수 있는 플라이휠의 관성모멘트와 회전속도에 대해 Trade-off로 결정하였다. 관성모멘트가 크면 휠의 속도가 높지 않아도 되므로 휠모터의 선정이 쉬워지지만 플라이휠의 무게가 증가하여 전체 CMG의 중량이 무거워진다. 반대로 관성모멘트가 작으면 휠의 속도가 높아야 하므로 휠모터의 선정이 까다로워지지만 플라이휠의 무게가 감소

표 2. K04-06 기본요구사항

Max. Output Torque	0.6 Nm
Max. Gimbal rate	1.5 rad/s
Angular Momentum @ 4000rpm	0.4 Nms
FLY Wheel MOI	0.00097 $kg \cdot m^2$

하여 전체 CMG의 중량이 가벼워진다. 이런 사항을 고려하여 휠 관성모멘트와 회전속도의 사양이 결정되었다.

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

설계된 CMG의 명칭을 각운동량과 최대 출력토크를 고려하여 SGCMG K04-06(이하 K04-06)으로 명명되었다.

2.1.2 CMG 휠/김벌 모터 토크사양

CMG 모델링

설계된 CMG를 구성할 김벌모터와 휠모터의 토크사양을 도출하기 위해 SGCMG의 수학적 모델링을 수행하였다[14]. 그림 1은 SGCMG의 좌표계를 나타낸 것이다.

김벌 좌표계 $\{\hat{G}\}$ 는 휠 회전축이 x축, z축은 김벌 회전축이고 y축은 각운동량 벡터의 방향변화량에 따라 발생하는 리액션 토크 방향이며, 김벌 좌표계 $\{\hat{G}\}$ 은 기준좌표계에 대해 z축을 중심으로 회전한다. CMG의 총 각운동량을 회전하는 김벌좌표계에서 나타내면 식(5)와 같다.

$$\vec{H}^G = J_C \vec{w} + J \vec{\delta} + \vec{h}^G \tag{5}$$

J 는 CMG의 관성모멘트(Moment Of Inertia, MOI), $\vec{\delta} = [0 \ 0 \ \delta]^T$ 는 김벌의 속도벡터, $\vec{h}^G = [h \ 0 \ 0]^T$ 는 휠의 각운동량벡터이다.

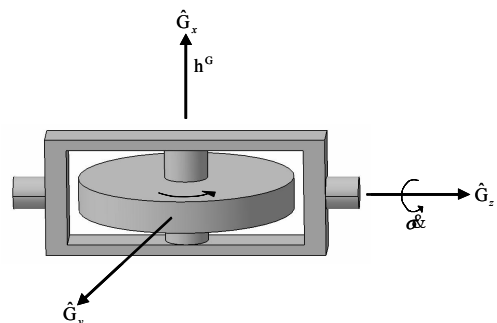


그림 1. SGCMG 좌표계

$\vec{w} = [w_x \ w_y \ w_z]^T$ 는 위성 몸통좌표계 $\{\hat{B}\}$ 에서 위성의 절대 각속도이고 C 는 몸통 좌표계에서 김벌각에 의해 회전하는 각 CMG의 김벌 좌표계로 변환시켜주는 Direction Cosine Matrix(DCM)이라면 두 좌표계의 전환은 식(6)과 같다.

$$\hat{G} = C\hat{B} \quad (6)$$

CMG의 각운동량을 관성좌표계 $\{\hat{N}\}$ 에서 미분하면 김벌좌표계에 작용하는 외부토크와 같기 때문에 김벌모터, 휠모터 등에 대한 토크사양을 구할 수 있다. \vec{w} 는 위성각속도의 Cross Product Matrix로 식(7)과 같다.

$$\vec{w} = \begin{bmatrix} 0 & -w_z & w_y \\ w_z & 0 & -w_x \\ -w_y & w_x & 0 \end{bmatrix} \quad (7)$$

CMG에서 발생하는 토크에 관한 식인 $\frac{d}{dt}(\vec{H}^G)_N$ 는 식(8)로 다시 나타낼 수 있다.

$$\frac{d}{dt}(\vec{H}^G)_N = \frac{d}{dt}(\vec{H}^G)_G + \vec{N}\vec{w}^G\vec{H}^G \quad (8)$$

$\vec{N}\vec{w}^G$ 는 위성체 각속도와 김벌 각속도로 구성된 김벌좌표계 절대 각속도 벡터의 Cross Product Matrix이다. CMG 각운동량이 일정하다고 가정하면 식(8) 우항의 각 식은 식(9)와 식(10)으로 표현된다.

$$\frac{d}{dt}(\vec{H}^G)_G = -\vec{J}\vec{\delta}C\vec{w} + JC\vec{w} + J\vec{\delta} \quad (9)$$

$$\vec{N}\vec{w}^G\vec{H}^G = C\vec{w}C^T(JC\vec{w} + J\vec{\delta} + \vec{h}^G) + \vec{\delta}(JC\vec{w} + J\vec{\delta} + \vec{h}^G) \quad (10)$$

$\vec{\delta}$ 는 김벌속도의 Cross Product Matrix이며 김벌축이 z축이므로 식(11)과 같다.

$$\vec{\delta} = \begin{bmatrix} 0 & -\dot{\delta} & 0 \\ \dot{\delta} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \quad (11)$$

이렇게 김벌좌표계에서 계산된 토크 $\frac{d}{dt}(\vec{H}^G)_N$ 는 식(12)와 같다.

$$\begin{aligned} \frac{d}{dt}(\vec{H}^G)_N = & -\vec{J}\vec{\delta}C\vec{w} + JC\vec{w} + J\vec{\delta} \\ & + C\vec{w}C^TJC\vec{w} + C\vec{w}C^TJ\vec{\delta} \\ & + C\vec{w}C^T\vec{h} + \vec{\delta}JC\vec{w} + \vec{\delta}J\vec{\delta} \\ & + \vec{\delta}\vec{h}^G \end{aligned} \quad (12)$$

모터토크 및 토크증폭 시뮬레이션

식(12)로 부터 CMG의 김벌좌표계에 작용되는 토크량을 계산할 수 있는데 z축 성분은 김벌축에서 발생하는 토크, x축 성분은 휠축에 작용되는 외란토크, y축 성분은 CMG 리액션 토크이다. 식(12)에서 보듯이 CMG에서 김벌모터 회전에 의한 입력토크는 $J\vec{\delta}$ 이고 오직 이 입력토크에 의해 발생하는 CMG 리액션 토크에 대한 항은 $\vec{\delta}\vec{h}$ 이다. $\vec{\delta}J\vec{\delta}$ 은 김벌축에 대한 POI(Product Of Inertia)항에 의해 발생하는 토크인데 POI항을 무시할 경우 0이 된다. $\vec{w}, \vec{w}, \vec{w}$ 가 포함된 항은 위성의 각속도가 CMG에 영향을 주는 항이다. 위성의 각속도가 CMG 각 축에 얼마나 영향을 주는지 시뮬레이션을 통해 알아보았다. 시뮬레이션을 위해 사용된 값들은 K04-06 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.

식(12)를 이용한 시뮬레이션에서는 위성의 각속도(\vec{w})를 0에서 10deg/s로 변화시켰을 때 CMG 3축에 작용되는 토크와 토크증폭의 변화를

표 3. 모터토크 계산 및 증폭 시뮬레이션 데이터

$\vec{\delta}_i$ (rad/s)	$\vec{\delta}_i$ (rad/s ²)	\vec{h} (Nm.s)	$ \vec{w} $ (deg/s ²)
1.5	3	0.4	10

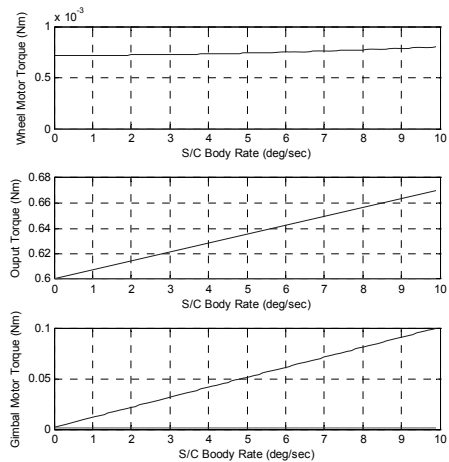


그림 2. 위성각속도 변화에 대한 출력토크 및 모터토크 시뮬레이션

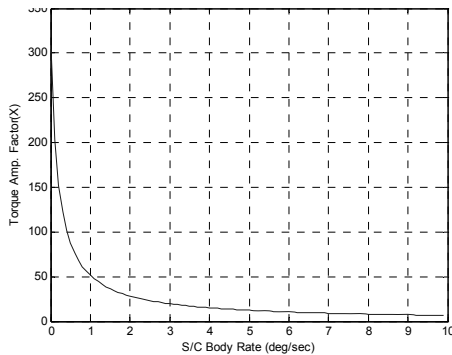


그림 3. 위성각속도 변화에 대한 토크증폭 시뮬레이션

계산하였다. 토크증폭은 김벌모터의 입력토크에 대한 y 축 CMG 출력토크의 비율인데 일반적으로 $J\omega \ll h^G$ 이므로 CMG 관성모멘트 J 에 의한 효과를 무시하면 토크증폭은 식(13)과 같이 나타낼 수 있다.

$$T_{amp} = \frac{C\tilde{w}C^T\tilde{h}^G + \tilde{\delta}h^G}{J\tilde{\delta}} \quad (13)$$

그림 2에서 보듯이 위성의 허용각속도가 약 5deg/sec라면 필요한 김벌모터 토크는 최소한 0.05Nm이상 되어야 함을 알 수 있다. 또한 휠모터는 위성 각속도 영향에 의해 약 0.7mNm 정도의 추가 외란을 받는 것을 볼 수 있다.

특히 $C\tilde{w}C^T\tilde{h}^G$ 항에 의한 영향으로 CMG 출력토크가 감소할 수 있어 CMG 출력 토크사양을 결정할 때 이를 고려해야 한다. $C\tilde{w}C^T\tilde{h}^G$ 항에 의해 발생하는 토크를 자이로스코픽 토크라고 한다. 위성의 각속도가 김벌의 회전과 반대일 때 CMG 출력토크의 크기는 식(13)에서 보듯이 설계 편의상 $h_0(\delta - w_x)$ 라고 가정 할 수 있다. 따라서 출력토크 크기는 각운동량과 최대 김벌속도와 위성의 최대 각속도 차이에 따라 결정된다고 가정할 수 있다. 자이로 토크에 의한 출력토크의 감소를 최소화하기 위해 허용 위성 각속도보다 김벌속도를 훨씬 크게 설계하여야 한다[4]. 또한 CMG의 최대 출력토크의 성능을 결정할 때 이 자이로스코픽 토크만큼의 토크를 추가해야 할 것이다.

2.2 하드웨어 구성

부품선정

K04-06 모델에 사용된 모터는 상용제품을 사용하였으며 각운동량을 제공하는 플라이휠을 회

표 4. K04-06 구동 모터 사양

구 분	사 양	
휠 모터	Nominal Speed [rpm]	8240
	Nominal Torque [mNm]	11
	Pole pairs	1
김벌모터	Nominal Speed [rpm]	5260
	Nominal Torque [mNm]	84.3
	Stall Torque [mNm]	822
	Pole pairs	8
Encoder	Counts per turn	500
	Channels	3

전시키는 휠모터는 요구되는 사양인 4000rpm 이상에서 동작할 수 있는 BLDC 모터를 선택하였다. 휠에 의해 발생한 각운동량 벡터의 방향을 변화시켜 토크를 발생시키는 김벌모터는 저속에서 제어 가능하도록 다수의 pole을 가지고 휠 어셈블리를 회전시킬 수 있도록 충분한 토크의 BLDC 모터를 선택하였다. 김벌모터에는 김벌의 저속제어를 위해 김벌의 속도를 측정하는 Encoder 센서가 추가되었다. 휠모터의 경우는 고속으로 회전하므로 모터자체에 있는 Hall 센서를 이용해 제어하였고, 휠과 김벌모터는 진공환경에서도 시험이 가능하도록 모터에 사용되는 베어링이 진공용으로 제작되었다. CMG 명령토크에 대한 명령 김벌속도를 계산하기 위해서는 김벌각도 정보가 필요하기 때문에 김벌 각도측정을 위해 Resolver 센서가 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.

CMG 형상

선정된 부품에 맞추어 K04-06을 형성할 구조물들을 설계하고 제작하였다. 그림 4에서 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 Housing, 슬립링을 고정시키고 Resolver 센서가 설치되는 Slipring Housing, 휠 어셈블리와 김벌모터를 연결시켜주는 Gimbal Joint Motor, 휠 어셈블리와 슬립링을 연결시켜주는 Gimbal Joint Slipring, 김벌 베어링을 고정시켜주는 Gimbal Bearing Holder, Resolver 센서를 고정시켜주는 Resolver Holder로 구성된다. 전체 휠 어셈블리와 김벌 어셈블리는 Outer Rim에 조립된다. Outer Rim은 성능시험 시 CMG와 센서를 연결시켜주고 Cluster를 구성할 때도 사용된다. 각 구조물의 재질은 AL7075, AL6061, SUS를 사용하였다. Flywheel, Gimbal Joint Motor, Gimbal Joint Slipring은 무게에 비해 강도가 높은 AL7075를 사용하였고 Wheel Fixture는 휠 모터의 축과 맞물리므로 마모가 잘 되지 않는 SUS를 사용하였다. 이 외의 모든 구조물은 AL6061이 사용되었다.

이렇게 제작된 K04-06의 크기는 $289.5mm \times 128mm \times 129.5mm$ 이며 무게는 2.4kg이다. 그림 4와 표 5는 K04-06의 구성과 명칭을 보여주고 있다. 그림 5는 제작된 K04-06의 사진이다.

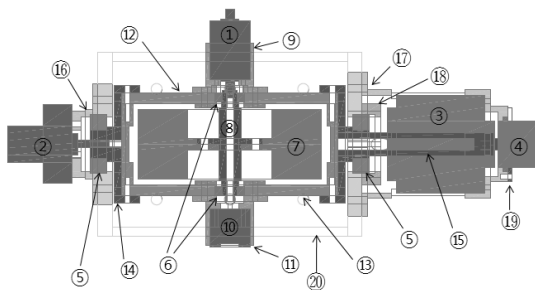


그림 4. K04-06 모델 단면도



그림 5. SGCMG K04-06 Model Photo

표 5. K04-06 구성 명칭

No.	NAME	N o.	NAME
1	WHEEL MOTOR	11	MASS HOUSING
2	GIMBAL MOTOR	12	INNER RIM COVER
3	SLIPRING	13	INNER RIM
4	RESOLVER	14	GIMBAL JOINT MOTOR
5	GIMBAL BEARING	15	GIMBAL JOINT SLIPRING
6	WHEEL BEARING	16	GIMBAL MOTOR HOUSING
7	FLY WHEEL	17	SLIPRING HOUSING
8	WHEEL FIXTURE	18	GIMBAL BEARING HOLDER
9	WHEEL HOUSING	19	RESOLVER HOLDER
10	DUMMY MASS	20	OUTER RIM

2.3 성능 시험

CMG의 성능검증시험은 휠의 미소진동시험, 김벌의 과도응답특성시험, CMG 진동시험, CMG 토크측정시험, 소비전력 측정시험 등이 수행되었다. 여기서는 휠의 미소진동시험, 김벌의 과도응답특성시험, CMG 토크측정시험 결과만 논의하기로 하자. 시험에 사용된 좌표계는 김벌 회전축이 측정테이블의 y축에 일치시킨 후 측정시험이 수행되었다.

휠의 미소진동시험[16]은 휠의 정적, 동적 불균형을 측정하기 위한 시험이다. 휠을 일정 속도 이상으로 회전시킨 뒤 휠모터에 전압을 차단시켜 자유 감속할 때 힘과 토크를 측정한다. 이 시험은 휠과 김벌 어셈블리가 조립되기 전 상태에서 휠 어셈블리에 대해서만 시험이 수행된다. 측정된 힘과 토크 데이터로 1차 조화성분 검출과 회전속도에 따른 3차원 주파수 분석을 하여 휠의 조화성분과 구조 진동성분 등을 분석하고 휠의 정적, 동적 불균형을 계산하는 과정이 필요하다. 시험 데이터 처리를 통해 계산된 K04-06 휠의 정적 불균형과 동적 불균형 값은 표 6과 같다.

표 6. K04-06 모델 휠의 정적/동적 불균형

불균형 계수	X축 방향	Y축 방향	반지름방향 평균
$U_s(g \cdot cm)$	0.1674	0.2055	0.19
$U_d(g \cdot cm^2)$	3.7012	2.653	3.2

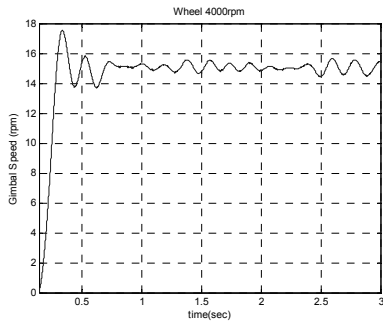


그림 6. 김벌 과도응답곡선

표 7. 김벌의 과도응답특성

항목	Time Constant [sec]	Acceleration [rad/s ²]	Overshoot [%]	Settling Time [sec]	Steady-State Error [rpm]
값	0.1	9.5	16	1	±0.8

김벌의 과도응답특성시험은 김벌모터에 계단 명령(Step Input)을 주어 휠 어셈블리를 회전시킬 때 김벌의 응답특성을 알아보기 위한 시험이다. 이 시험을 통해 김벌의 Time Constant, Acceleration, Overshoot, Settling Time, Steady-state Error 등이 측정된다.

그림 6은 김벌속도의 과도응답을 보여주는 그래프이다. 이 그래프를 통해 분석한 김벌의 과도응답특성을 정리하면 표 7과 같다.

CMG 토크측정시험은 휠과 김벌이 구동할 때 발생하는 토크를 측정하는 시험이다. CMG 토크는 김벌의 속도와 같이 긴 주기로 변화하므로 DC성분에 가깝다. 따라서 DC성분을 측정하는데 유리한 Loadcell 센서를 이용해 힘과 토크를 측정하고 Analog Low Pass Filter를 사용해 400Hz 이내의 주파수 대역만 통과시켰다.

Loadcell 센서는 소형진공챔버에 고정되어 대기 환경뿐만 아니라 진공환경에서도 시험을 할 수 있게 되어있다.

앞에서 언급한 것과 같이 CMG의 토크는 각운동량 벡터의 방향변화에 따라 김벌 축과 각운동량의 수직인 방향으로 발생되는데 각운동량 변화와 유사하게 출력토크는 x축과 z축으로 Sinusoidal 함수형태로 측정되었다. K04-06의 휠 속도가 4000rpm일 때 CMG 각운동량은 0.4063Nms 가 되고 김벌 속도가 15rpm (1.5708rad/s) 이면 출력토크의 크기는 0.6382Nm가 된다.

그림 7, 8, 9는 성능시험에서 얻은 결과에 대한 그래프이다. 그림 7은 휠과 김벌의 속도변화 그래프이다. 휠의 경우 4000rpm에서 4020rpm까지

변화하지만 20rpm의 속도차이는 0.4063Nms 각운동량의 1/20 정도이므로 토크에 큰 영향을 주지 않는다. 각운동량의 변화 0.002Nms에 의한 출력토크 에러는 ±0.0031Nm이므로 휠의 속도변화에 따른 토크의 변화는 정상 출력토크 0.6382Nm의 약 0.5% 값이다.

김벌속도는 15rpm에서 ±0.8rpm으로 변하므로 ±0.034Nm가 김벌속도의 변화에 따른 토크이며 정상 출력토크 0.6382Nm의 5%에 달해 무시할 수 없는 수치라고 생각된다.

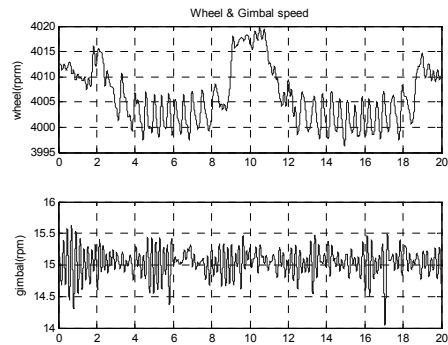


그림 7. 휠, 김벌 속도 변화

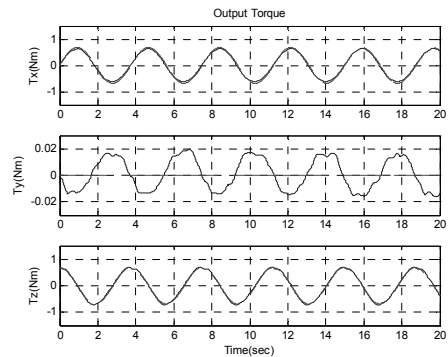


그림 8. CMG 3축 측정 출력 토크 프로파일

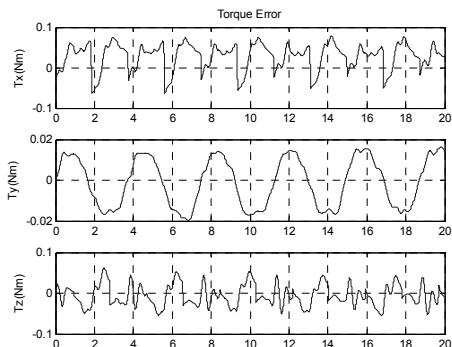


그림 9. 이론치와 실험치 토크에러 프로파일

그림 8은 Loadcell 센서로 측정된 CMG 3축에 대한 출력토크 값이다. 획득 데이터를 400Hz Analog Lowpass Filter에 통과시킨 후 Matlab에서 2.5Hz의 저대역 필터를 통과시켰다. CMG 토크의 주파수와 같은 김벌속도의 주파수가 최대 김벌속도 1.5rad/s일 때 0.2387Hz이므로 2.5Hz이하의 신호만 처리하여 분석하였다. 그림 8에서 보듯이 x축과 z축에서 발생하는 토크는 90도 위상차를 가지고 Sinusoidal 함수형태로 나타나는 것을 볼 수 있다. 점선은 이론값으로 구한 토크의 크기이고 실선은 측정한 실험값이다.

그림 9는 이론값과 실험값의 차이인 토크오차를 나타낸 그래프이다. y축 토크는 이론적으로 0이어야 하지만 실약 ±0.02Nm의 오차가 존재한다. y축의 오차의 원인은 김벌 회전축이 Loadcell 센서의 y축에 정확히 정렬되지 못하여 x축 출력토크가 분산되어 나온 영향이 가장 크다고 생각된다. x축에 측정되어야 할 토크가 y축으로 분산되므로 x축에서 측정된 토크 값은 그만큼 줄어들었다. x축과 z축의 토크의 크기가 이론적으로는 같아야 하나 이런 CMG와 센서의 정렬오차문제로 z축의 토크크기가 x축의 토크크기보다 크다. 그림 9에서 보듯이 x축에서 토크오차는 ±0.06Nm 정도이고 z축에서의 토크오차는 ±0.04Nm 정도이다. x축과 z축의 오차가 다른 것은 앞에서 말한 것과 같이 김벌축과 센서의 오정렬 때문이라고 생각된다. x축과 y축의 Coupling문제가 없는 z축에서의 토크오차인 ±0.04Nm가 앞에서 김벌속도의 변화를 이용해 계산된 토크오차인 ±0.034Nm와 아주 근사한 값을 가짐을 알 수 있다. 두 값이 조금 다른 것은 김벌속도를 측정하는 Encoder 센서, 토크를 측정하는 Loadcell 센서 등 센서 자체에서의 측정 오차 때문이라고 판단된다. 두 값이 근사한 것을 토대로 측정된 토크오차의 주 원인은 김벌속도 에러에 의한 영향이 가장 크다고 추측되었다.

따라서 김벌속도를 좀 더 정밀하게 제어해야 할 방법이 필요하다고 판단된다. 그리고 x축에서 측정되는 토크를 더 정확하게 분석하기 위해 y축과의 Coupling을 해결해야 하며 이는 김벌 회전축과 Loadcell 센서의 y축을 정확하게 정렬시키기 위한 방안도 필요하다.

2.4 주요성능 및 문제점 분석

제작된 소형 CMG K04-06 모델의 주요성능은 표 8과 같다.

표 8. K04-06 모델의 주요성능

ITEM		CAPABILITY
Weight		2.4kg
Size(mm)		289.5×128×129.5
Wheel	Wheel MOI	0.00097 kg · m ²
	Wheel Speed	4000 rpm (418.88 rad/s)
	Angular Momentum	0.4 Nms
	Static Imbalance	0.19 g · cm
	Dynamic Imbalance	3.2 g · cm ²
Gimbal	Rotation Range	360 deg
	Bandwidth	0.8 Hz
	Max. Speed	15 rpm (1.57 rad/s)
	Command Resolution	1 rpm (0.1 rad/s)
	Speed Error (analog)	±0.8 rpm (±0.084 rad/s)
Torque	Max. Torque	0.62 Nm
	Resolution	0.04 Nm
Power Consumption (steady state)		13.2 Watts

토크오차

앞에서 시험결과에서 확인했듯이 0.6Nm 정도의 토크를 발생할 때 ±0.04Nm의 상대적으로 큰 토크오차가 발생하였다. 토크오차의 원인은 크게 3가지로 구분될 수 있다. 1) 김벌속도 오차 2) 김벌축 오정렬에 의한 불균형 3) 각운동량의 변화 등이다. 여기서 토크오차는 ±0.8rpm의 김벌속도 오차에 의한 영향이 가장 크다고 추측되었다. 김벌은 휠 어셈블리를 저속으로 회전시켜야 하는데 오정렬 및 부정확한 가공 때문에 존재할 휠어셈블리의 불균형과 휠어셈블리와 김벌부분을 연결하는 부분들의 오정렬이 외란으로 작용할 수 있다. 휠의 불균형 및 오정렬은 저주파수 대역에서는 외란토크로 작용되고 고주파수대역에서는 진동효과로 나타나게 될 것이다.

따라서 김벌속도의 오차를 줄이기 위해 이런 외란에 강한 제어를 설계하고 불균형에 의한 영향을 최소화하기 위해 정밀가공 및 초정밀 조립절차가 필요하다.

K04-06의 경우 근본적으로 김벌 모터의 선택에 문제가 있었다고 생각한다. K04-06에서 사용한 김벌 모터는 nominal speed가 5260rpm인 고

속용으로 제작된 모터이다. 물론 pole이 8쌍이어서 저속에서도 제어가 가능하다. 하지만 모터가 본래 가지고 있는 속도오차가 고속회전시 문제가 안 되지만 저속회전시 문제가 될 수 있다. 예를 들어 모터가 가지고 있는 본래 속도오차가 1rpm 이라면 고속에서 회전 시 1rpm은 아주 작은 값으로 문제가 되지 않지만 K04-06의 경우처럼 15rpm정도의 저속에서 회전 시 1rpm은 상대적으로 아주 큰 값이 되어 문제가 되는 것이다. 물론 앞에서 언급한 초정밀 가공 및 조립 그리고 성능 좋은 김발 속도 제어를 사용한다면 ±0.8rpm보다는 적은 오차를 가질 것이다. 하지만 김발속도 오차를 줄이기 위해 근본적으로 정밀한 저속제어용 모터를 사용하는 것이 더 유용하다고 생각한다. 그러나 고정밀 저속 제어용 모터는 일반적으로 고가이기 때문에 비용부담을 줄이기 위해 고속용 모터를 그대로 사용하되 기어헤드를 추가로 같이 사용하는 것도 좋은 방법이 될 것이다. 기어헤드를 사용하면 모터의 김발속도 오차를 기어헤드 감속비만큼 줄일 수 있기 때문에 쉽게 김발 속도 오차를 줄일 수 있다. 그러나 기어헤드를 사용할 경우에 backlash와 진동문제가 있고 전체적인 무게와 부피가 증가하는 단점이 있다.

미소진동

CMG에서 발생하는 미소진동이 위성에 전달되어 탑재체 등의 성능에 좋지 않은 영향을 미칠 수 있다. 진동은 휠의 회전에 의한 진동과 CMG 토크 발생 시의 진동으로 구분할 수 있다. 진동 문제는 초정밀 가공과 조립 등으로 최소화 할 수 있으나 휠의 회전 주파수의 배수와 일치하는 조화성분에 의한 진동과 구조진동은 항상 존재하므로 모든 진동을 제거하는 것은 불가능하다. 따라서 진동시험을 거쳐 발생하는 진동주파수를 알아내고 이를 제거할 수 있는 댐퍼를 사용하는 방안이 필요하다고 판단된다.

III. 결 론

본 논문에서는 고기동을 요구하는 소형인공위성에 사용할 수 있는 0.6Nm급 SGCMG K04-06 하드웨어 모델에 대한 개발과정과 성능검증시험에 대한 내용을 다루었다. 성능검증시험을 통해 개발된 CMG의 문제점을 분석하고 해결책을 제시하였다.

500Kg이하(MOI [30 30 30])의 소형 인공위성을 10초에 30deg 기동시킬 수 있는 무게가 2.4Kg, 가로, 세로, 높이가 약 30cm, 13cm, 13cm

인 0.6Nm급 SGCMG의 개발되었다. CMG 토크 측정시험을 통해 개발된 CMG가 0.4Nms/0.6Nm의 성능을 가지는 것을 확인하였다. 또한 김발과 도응답특성, 진동시험 등 여러 가지 성능검증시험을 통해 K04-06의 기본적인 성능을 확인하였다. 시험결과 토크오차와 진동에 대한 문제점이 관찰되었으며 출력토크오차 최소화를 위해 김발 모터에 기어헤드를 쓰는 것이 가장 효율적이라고 제시하였고, CMG 동작 시 생성되는 진동문제 해결을 위해 댐퍼 사용을 제시하였다.

향 후 파악된 문제점 해결을 위해 수정된 소형 CMG를 개발할 계획을 현재 추진 중에 있다.

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, 김경원, 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 제어모멘트자이로의 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, 한국

항공우주연구원 공공기술연구회, 2009.

14) 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.

15) 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.

16) 오시환, 이승우, "인공위성 반작용휠의 미소진동 측정 및 분석", 한국항공우주연구원 항공우주기술, 제3권, 제2호, 2004, pp. 25-33.

17) 장우영, 「소형위성급 SGCMG 개발과 위성자세제어에서의 실용화 연구」, 석사학위논문, 과학기술연합대학원대학교, 2010.