

## 技術論文

## 토크센서를 이용한 CMG의 지상 시뮬레이터 개발

김승현\*, 이승목\*, 이승우\*\*

## Development of CMG Ground Simulator using Torque Sensor

Seung-Hyeon Kim\*, Seung-Mok Lee\* and Seung-Wu Rhee\*\*

## ABSTRACT

CMG cluster which consists of four CMGs can be used to produce 3-axis torque. There are many issues that we have to investigate and validate when CMG cluster itself is developed. Thus, its ground validation and verification processes are essential. Therefore, CMG simulator which uses a torque sensor to calculate satellite attitude is proposed in this paper. Update and kalman filter are also proposed for gimbal angle problem occurred in development. The first way uses a calculated gimbal angle as a primary and a sensor angle as a secondary to reduce error. Also, the test results of specific CMG steering law as well as attitude control logic are presented as an example

## 초 록

CMG는 3축으로 토크를 발생시키기 위해 클러스터로 구성하여 사용할 수 있다. CMG 클러스터에서 발생하는 여러 가지 설계에 고려되어야 할 문제들이 있다. 이러한 문제들을 지상에서 미리 검증하는 것이 필수적이다. 따라서 본 논문에서 토크센서로 위성자세를 계산하는 CMG 시뮬레이터를 제안하였다. 개발과정에서 발생한 김발각문제 해결을 위해 보정방법과 칼만필터가 제시되었다. 보정방법은 계산된 김발각을 기본으로 사용하고 센서값을 보조로 사용해서 오차를 줄인다. 또한 개발된 CMG 시뮬레이터를 이용하여 특이점 회피를 위한 구동법칙과 자세제어 로직 시험결과도 예로서 제시되었다.

**Key Words** : Control Moment Gyro(제어 모멘트 자이로), Satellite Attitude Control(위성 자세 제어), Steering Law(구동 법칙)

## 1. 서 론

위성의 자세제어를 위해 사용되는 구동기에는 일반적으로 RWA(Reaction Wheel Assembly), 모멘텀휠, CMG(Control Moment Gyro), 자기토크, 추력기 등이 있다. CMG는 RWA나 모멘텀휠과 같은 모멘텀 교환장치의 역할을 수행한다. 그런데 CMG는 이렇게 같은 역할을 수행하는 세 종

류의 구동기중에서 토크증폭 특성이 가장 좋다 [1]. CMG는 미국과 프랑스 등 일부 국가에서 제작하고 있고 국제우주정거장의 자세제어에도 사용되고 있다. 항공우주연구원에서는 CMG Prototype-1, 2, 3(P1, P2, P3)[2][3][4]를 개발하였으며 60Nm 출력토크를 갖는 중형 CMG를 개발 중에 있다.

P3 CMG는 4개가 제작되었고 이들을 조합하면 3축으로 토크를 발생시킬 수 있다. 클러스터로 구성된 CMG의 시험과 문제점을 찾기 위해 시뮬레이터가 필요하다. 시뮬레이터는 에어베어링을 사용하여 제작할 수 있고 제작된 사례도 있다[5][6]. 에어베어링을 사용한 경우 실제 위성과

† 2008년 8월 1일 접수 ~ 2008년 12월 8일 심사완료

\* 정회원, 과학기술연합대학원

교신저자, E-mail : shkim00@kari.re.kr

대전시 유성구 과학로 115

\*\* 정회원, 한국항공우주연구원

는 다르게 움직임이 제한되어 있고 밸런싱과 중력의 영향으로 인해 구성하기 어렵다는 단점이 있다. 또한 위성의 관성모멘트가 정해져 있기 때문에 구동기들의 다양한 출력을 시험하기에 적합하지 않다. 이에 비해 토크센서를 사용하면 위의 단점들을 극복할 수 있고 직접적인 토크 측정이 가능하다. CMG 클러스터가 실제로 회전하지는 않기 때문에 위성회전에 따라 휠, 김발축이 받는 영향은 확인할 수 없다. 하지만 이 영향은 미미한 수준이기 때문에 CMG개발을 위한 본 연구에서는 토크센서를 이용한 시뮬레이터를 개발하였다. 시뮬레이터를 구성하는 하드웨어는 CMG, 토크센서 그리고 DAQ(Data Acquisition) 장비로 되어 있다. CMG는 개발된 P3를 사용하였다. P3 CMG는 각도엔코더를 이용하여 회전 각도를 얻는데 노이즈에 의해 김발구동 문제가 있었고 이를 해결하기 위한 보정방법과 칼만필터 두 가지 방법을 제시하였다. DAQ 장비는 토크센서의 데이터 획득과 CMG 모터 제어 등을 맡은 장비이며 Labview를 사용하여 작성된 프로그램에 의해 동작한다. 한 장비가 모든 역할을 하기 때문에 프로그램 속도도 중요한 요소가 되었고 특히 프로그램 실행도중에 획득한 많은 양의 데이터 처리가 중요하였다. 토크센서는 3축 토크와 힘을 측정할 수 있는 센서로 지금까지 CMG, RWA의 토크, 진동 측정을 위해 사용되어 왔다. 마지막으로 본 연구에서는 시뮬레이터를 사용하여 구동법칙과 자세제어 로직을 시험하였다. 시뮬레이터 정밀도는 개별 CMG 휠속도  $\pm 60\text{rpm}$ 과 김발속도  $\pm 0.06\text{rad/s}$ 을 목표로 한다.

## II. 시뮬레이터 이론

### 2.1 CMG와 자세제어

먼저 시뮬레이터에서 사용한 구동기 CMG에 대해 설명한다. CMG는 빠르게 회전하는 휠로 각운동량을 발생시킨다. 이 때 김발축으로 휠을 회전시키면 자이로스코픽 토크가 발생하며 이 토크가 CMG의 출력 토크가 된다. 출력 토크는 식 (1)을 이용하여 계산할 수 있다.

$$\vec{\omega} \times \vec{h}_{CMG} = \vec{\tau}_{CMG} \quad (1)$$

식 (1)에서  $\vec{\omega}$ 는 김발 각 속도벡터이고  $\vec{h}_{CMG}$ 는 휠의 각운동량이다.

1개의 CMG로 만드는 토크는 김발축의 회전각에 따라 방향이 계속 바뀌기 때문에 4개를 클러스터로 하여 3축으로 토크를 발생시킬 수 있다.

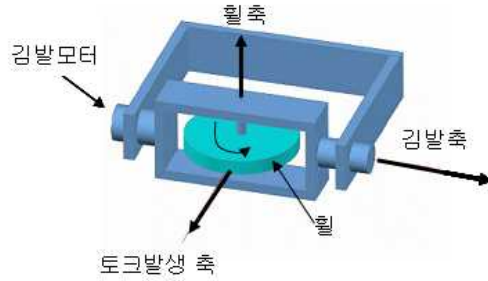


Fig. 1. 간략화 된 CMG의 구조

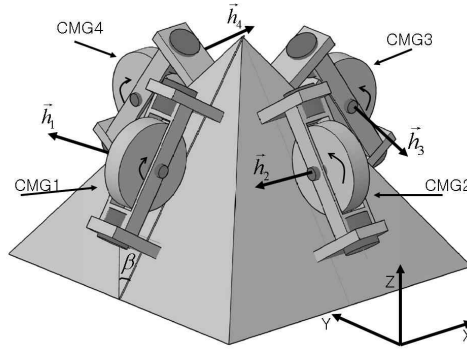


Fig. 2. CMG 클러스터

시뮬레이터에서는 Fig. 2와 같은 형태로 CMG를 클러스터로 구성하였다.

Fig. 2에서 표시된 각  $\beta$ 는 지면과 수직인 면과 CMG 김발축이 이루는 각으로 P3 클러스터의  $\beta$ 는  $30^\circ$ 로 되어 있다.  $\vec{h}_i$ 는 CMG 1, 2, 3, 4의 휠 각 운동량 벡터이다.

CMG클러스터를 구동하는 중요한 요소로 구동법칙이 있다. 구동 법칙은 클러스터로 구성된 CMG로부터 원하는 토크를 얻기 위한 토크와 CMG 클러스터 사이의 법칙이다. 먼저 김발각속도와 토크의 관계는 자코비안 행렬  $A$ 를 사용하여 식 (2)와 같이 표현할 수 있다.

$$A\vec{\delta} = \vec{\tau}_{cluster} \quad (2)$$

여기서

$$A = \begin{bmatrix} -\cos\beta c\delta_1 & s\delta_2 & \cos\beta c\delta_3 & -s\delta_4 \\ -s\delta_1 & -\cos\beta c\delta_2 & s\delta_3 & \cos\beta c\delta_4 \\ \sin\beta c\delta_1 & \sin\beta c\delta_2 & \sin\beta c\delta_3 & \sin\beta c\delta_4 \end{bmatrix}$$

$\vec{\tau}_{cluster}$ 는 CMG 클러스터 출력토크,  $\vec{\delta}$ 는 김발각속도,  $\delta_i$ 는  $i$ 번째 CMG 김발각이고,  $s\delta_i \equiv \sin\delta_i$ ,  $c\delta_i \equiv \cos\delta_i$ 이다.  $\beta$ 는 클러스터 각도이다. 식 (2)에서 보듯이 원하는 토크로부터

CMG 김발각속도를 얻으려면 A행렬의 역이 필요하다. 4개의 CMG를 사용하였기 때문에 A행렬은 3×4 형태가 되며 Pseudo inverse를 사용하여 역행렬을 구한다. 자코비안 행렬 A의 랭크가 3보다 작을 경우 역행렬이 존재하지 않는데 이 경우를 특이점 상태라고 하며 이런 경우 김발각속도를 구할 수 없게 된다. 이러한 문제점을 해결하기 위해 특이점 상태를 피하거나 탈출하는 방법에 대하여 다양한 방법이 제시되었다.[7~12] 그 중 generalized singularity robust(SR) inverse[13]는 식(3)으로 표현할 수 있다.

$$A^* = A^T(AA^T + \lambda E)^{-1}$$

$$E = \begin{bmatrix} 1 & \epsilon_3 & \epsilon_2 \\ \epsilon_3 & 1 & \epsilon_1 \\ \epsilon_2 & \epsilon_1 & 1 \end{bmatrix} \quad (3)$$

A\*는 generalized SR inverse가 되고  $\epsilon_i$ 와  $\lambda$ 는 적절한 값을 사용하였다. 이 Pseudo inverse는 계산 량이 적은편이기 때문에 속도도 빠르고 프로그램으로 구현하기도 편리하다.

시뮬레이터에서 위성모델은 위성 각속도의 효과를 고려하여 위성좌표계에서 다음 식을 사용하였다. 식은 외란이 없을 경우이다.

$$\begin{aligned} \vec{J}\vec{\omega} + \vec{\omega} \times \vec{J}\vec{\omega} &= \vec{\tau} \\ \vec{h} + \vec{\omega} \times \vec{h} &= -\vec{\tau} \end{aligned} \quad (4)$$

$\vec{\tau}$ 는 위성이 받은 토크이며  $\vec{J}$ 는 CMG클러스터가 포함된 위성의 관성 모멘트,  $\vec{\omega}$ 는 위성의 각속도다.  $\vec{h}$ 는 CMG클러스터의 각운동량이다.

위성의 자세제어기는 Variable Limiter를 사용한 PID제어기를 사용한다.[14] 이 제어기는 식(5)와 같이 표현된다.

$$\vec{\tau} = -J \left\{ 2ksat_{L_i} \left( \vec{e} + \frac{1}{T} \int \vec{e} \right) + c\vec{\omega} \right\}$$

$$L_i = (c/2k) \min \left\{ \sqrt{4a_i |e_i|}, |w_i|_{max} \right\} \quad (5)$$

$e$ 는 쿼터니안 오차,  $\omega$ 는 각속도,  $a$ 는 제어가속도,  $|w_i|_{max}$ 는 최대 각속도, 나머지  $c, k$ 는 제어이득이고  $T$ 는 적분기의 시간상수다.  $i$ 는 인덱스다. 제어기는 제한값  $L$ 이 상수가 아닌 변한다는 특징이 있다.

## 2.2 김발각

김발각은 구동법칙에서 자코비안 A행렬을 계산할 때 사용된다. 노이즈로 인해 김발각 센서값

을 그대로 사용할 수 없다. 따라서 구동법칙에 필요한 김발각을 얻는 다른 방법이 필요하다.

첫 번째 방법은 고안된 방법으로 구동법칙의 김발각속도 명령을 적분해서 김발각으로 사용하고 일정 시간마다 각도엔코더의 김발각으로 오차를 보정한다. 이 방법은 공작기계에서 추정값과 센서값으로 제어하는 것과 비슷하다.

두 번째는 김발각속도 명령을 적분한 김발각과 각도엔코더의 김발각을 이용한 칼만 필터를 사용하여 김발각을 얻는 것이다. 칼만 필터의 시스템 방정식과 관측 방정식은 다음 식 (6)과 같다.

$$\begin{aligned} x(n) &= Fx(n-1) + Gu(n) + w(n-1) \\ z(n) &= Hx(n) + v(n) \end{aligned} \quad (6)$$

여기서  $x$ 는 김발각,  $z$ 는 관측 값이다.  $F$ 는 현재 상태변수  $x(n-1)$ 과 다음 단계 상태변수  $x(n)$ 의 관계를 나타내고  $H$ 는  $x(n)$ 과 관측값  $z(n)$ 의 관계를 나타낸다.  $Gu(n)$ 은 시스템의 입력 값으로 여기선 구동법칙의 김발각속도 명령이 된다.  $v, w$ 는 시스템 오차와 관측 오차이며 측정을 통해서 계산값  $Q, R$ 로서 사용된다. 칼만 필터는 먼저 식 (6)의  $F, G$ 를 사용하여 식 (7)을 계산한다. 그리고 식 (7)의 값과 측정값  $z(n)$ 를 사용하여 식 (8)을 계산한다. 식 (8)에서 나온 값은 식 (7)의 다음단계 계산에 사용된다. 이렇게 칼만 필터는 식 (7)과 (8)을 번갈아 가며 다음 단계를 계산한다.

$$\begin{aligned} \hat{x}^-(n) &= F\hat{x}(n-1) + Gu(n) \\ P^-(n) &= FP(n-1)F^T + Q \end{aligned} \quad (7)$$

$$\begin{aligned} K(n) &= P^-(n)H^T(HP^-(n)H^T + R)^{-1} \\ \hat{x}(n) &= \hat{x}^-(n) + K(n)(z(n) - H\hat{x}^-(n)) \\ P(n) &= (1 - K(n)H)P^-(n) \end{aligned} \quad (8)$$

여기서  $F = \begin{bmatrix} 1000 \\ 0100 \\ 0010 \\ 0001 \end{bmatrix}, H = \begin{bmatrix} 1000 \\ 0100 \\ 0010 \\ 0001 \end{bmatrix}$

사용된 칼만 필터 변수 값들은 연속시스템 분산 값  $Q=[0 \ 0 \ 0 \ 0], R=[0.0003 \ 0.0002 \ 0.0001 \ 0.0003]$ 이다. 시스템 방정식을 다르게 표현하면 식 (9)와 같다.

$$\hat{x}^-(n) = \hat{x}(0) + \int u dt \quad (9)$$

식 (7)의  $G$ 값은 시스템이 10Hz이기 때문에 시간 간격인 0.1을 사용할 수 있다. 시뮬레이터에서는

정밀도를 높이기 위해 식 (9)와 같이 적분기를 사용해서 계산한다.

### III. 하드웨어 구성

#### 3.1 CMG 모터와 센서

시뮬레이터에서 사용한 CMG는 P3이며 사용되는 모터는 휠 모터와 김발 모터 두 가지가 있다. P3 CMG에 사용된 휠과 김발 모터는 맥슨사의 BLDC모터이다. 휠 모터는 수천 rpm으로 고속 회전한다. 그에 비해 김발축은 2rad/s이내의 저속회전을 하므로 김발 모터는 저속 제어가 가능해야 한다. 저속 제어를 위해선 감속기를 사용하거나 극수가 많은 모터를 선택해야 한다. P3 CMG에서는 26:1의 기어비를 갖는 감속기를 사용하였다. 김발모터 드라이버는 RS232를 사용해서 속도 명령을 주고 모터의 회전속도를 받을 수 있다. 드라이버는 PI제어기를 내장하고 있고 김발 모터 속도는 모터에 장착된 속도엔코더를 통해 알 수 있다. 이 엔코더는 한 회전에 500펄스를 내보낸다. 휠 모터 드라이버는 0~5V의 전압으로 모터를 제어하고 회전속도는 홀센서를 사용하여 얻는다. 휠 모터의 속도를 일정하게 유지하기 위해 Labview를 사용하여 PID제어기를 적용했다. 본 연구에서는 휠 속도를 2000rpm으로 하였고 이 때 휠의 각운동량은 약 1Nms가 된다.

김발각을 얻기 위해선 엔코더 또는 레졸버와 같은 센서를 사용할 수 있다. P3 CMG는 김발모터에 장착된 속도엔코더 외에 김발각을 얻기 위한 각도엔코더가 김발축에 추가 장착되어 있다. 속도엔코더는 김발 모터 드라이버를 통해 사용할 수 있지만 각도엔코더는 구동을 위한 장치가 필요하다. 이를 위해 각도 엔코더에 전원을 공급하고 -10~+10V 범위의 아날로그 출력을 갖는 전장박스가 사용되었다. CMG의 사양은 Table. 1과 같다.

Table 1. P3 CMG 사양

Wheel Moment of Inertia	0.00495kg-m <sup>2</sup>
Gimbal Motor Stall Torque	1.5 Nm
Wheel Motor Torque	34 mNm
Nominal Wheel Speed	2000 rpm
Maximum Gimbal Speed(rad/s)	2 rad/s
Wheel Mass	1.24 kg
Wheel Momentum (at 2000RPM)	1.05 Nms
Maximum out torque	2.1 Nm

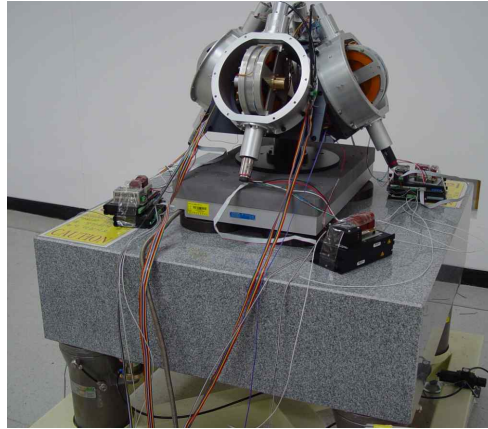


Fig. 3. CMG 클러스터와 키슬러 센서

#### 3.2 토크센서

시뮬레이터가 아닌 실제 위성 시스템은 자세 정보를 얻기 위해 자이로, 가속도계와 같은 센서를 사용하여 현재 자세를 얻을 수 있다. CMG 시뮬레이터는 구동기에 의해 발생한 토크를 센서로 받아 위성의 자세를 계산한다. 이를 위해 사용되는 토크센서는 키슬러 센서이다. 키슬러는 3축 토크와 힘을 측정할 수 있는 압전 센서이다. 센서 측정 범위는 힘의 경우 10kN이고 토크는 측정된 힘을 이용해 계산하여 출력한다. 키슬러 센서의 노이즈를 감소시키기 위해 방진테이블과 800kg의 정반을 사용한다. 키슬러의 신호는 키슬러 Charge Amplifier를 통해 사용자로 전달되며, CMG 시뮬레이터에서는 노이즈 감소를 위해 저역통과필터도 사용하였다.

#### 3.3 제어 프로그램

CMG 시뮬레이터의 데이터 획득과 제어를 위해 NI(National Instrument)사의 장비 PXI-1042<sup>TM</sup>를 사용했다. PXI-1042에는 아날로그 32포트 출력을 가진 PXI-6259<sup>TM</sup>와 아날로그 입출력이 가능한 PXI-6723<sup>TM</sup>가 포함되어 있다. 또한 RS-232통신을 위해 PXI-8420도 사용한다. 전체 시스템을 제어하는 프로그램은 Labview<sup>TM</sup> 8.0을 사용하여 작성되었다. Labview는 여러 신호의 입출력 제어를 쉽게 할 수 있으며 NI장비를 지원한다. 그리고 MATLAB<sup>TM</sup>과 연동이 가능하여 복잡한 수식도 간단하게 입력할 수 있다. CMG 시뮬레이터의 제어 프로그램은 Labview를 사용하여 휠모터, 김발모터, 자세제어기 등 각 부분을 블록으로 만들고 이들을 연결하는 방식으로 되어 있다. 프로그램은 크게 프로그램 시작/장치설정,

시스템 운영, 데이터 저장/시스템 종료로 나눌 수 있다. 프로그램 시작/장치 설정에서는 아날로그 입/출력 포트와 RS232통신 포트 설정을 한다. 또한 데이터를 저장할 장소를 정하고 각 모터 드라이버의 초기설정을 하여 시스템이 구동될 준비를 한다. 시스템 운영은 김발, 휠 속도, CMG 토크를 받고 계산한 뒤 필요한 출력을 내보내는 과정이다. 시스템 운영에선 먼저 키슬러와 CMG 휠 속도 그리고 김발각을 아날로그로 받는다. 아날로그 신호를 받는 PXI-6723은 아날로그 신호를 디지털로 바꾸는 ADC (Analog--Digital Converter)가 하나이기 때문에 휠속도, 키슬러의 토크 그리고 김발 각도는 같은 샘플링 주파수로 받는다. 여기서 받은 정보는 위성동역학 모델에 입력되어 현재 자세를 계산한다. 자세 계산 결과는 쿼터니안으로 표현되어 자세제어기로 보내진다. 자세제어기에서는 명령 쿼터니안, 위성 자세 쿼터니안, 위성 각속도를 사용하여 필요한 3축 토크를 출력한다.

제어 토크는 CMG 구동 법칙을 통해 CMG의 김발 각속도가 된다. 김발 각속도는 김발모터블록에 전해져 원하는 속도로 김발모터를 회전하게 된다. 그 뒤 프로그램은 휠 속도를 제어하고 데이터를 저장한다. 데이터 저장을 프로그램 종료 후에 하면 저장할 데이터가 실행도중에 메모리에 쌓여서 프로그램 실행속도에 영향을 준다. 따라서 데이터는 프로그램이 실행되는 중간에 저장을 한다. 중간저장은 저장 속도가 빠른 이진파일을 사용한다. 위의 한 과정이 한 루프가 되고 프로그램은 이 루프를 반복한다. 한 루프의 동작 횟수는 초당 10회이다. 프로그램 종료 시에는 중간 저장 된 파일을 최종 저장한다.

#### IV. 시뮬레이터 시험

시뮬레이터를 시험하기 위해 CMG의 휠, 김발 모터와 김발각 시험을 하였다. 그 후에 통합시험에선 구동법칙을 사용한 토크발생과 위성 모듈을 사용한 Closed loop 시험을 하였다.

##### 4.1 휠, 김발 시험

Fig. 4는 PID제어기를 사용한 휠 속도 시험으로 속도는 2000rpm을 유지하고 휠 속도 측정오차는  $\pm 5\text{rpm}$  정도 나타난다. 이 오차는 내장된 휠 제어기의 측정오차가 최대  $\pm 3\text{rpm}$ 이고 Labview로 작성한 휠 제어기가 10Hz의 속도로 동작하고 있기 때문에 발생한다. Fig. 5는 김발모터를 구동하면서 측정된 휠 속도로 2000rpm을

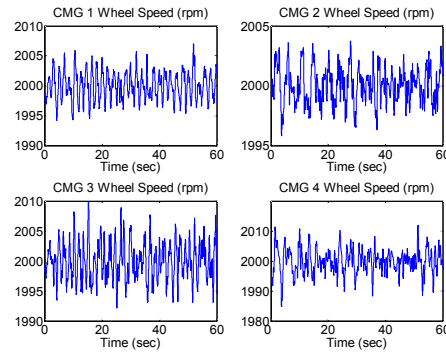


Fig. 4. CMG 휠 속도 2000rpm 시험

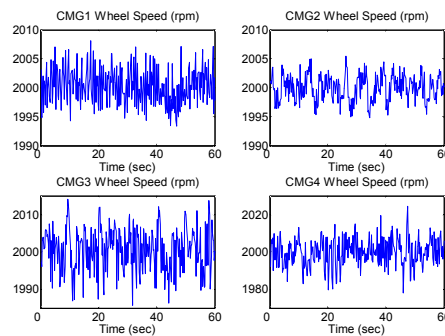


Fig. 5. 김발 구동 중 휠 속도 시험

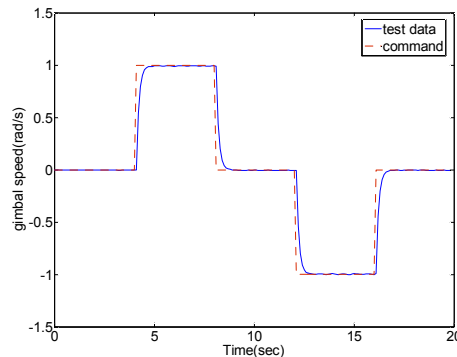


Fig. 6. 김발 모터 테스트

유지하고 있다. 김발속도명령은  $\sin(t)$ 을 사용했다. Fig. 6은 김발모터 시험 결과이다. 시험은 4초간 1rad/s의 속도로 회전한 뒤 4초간 정지한다. 그 후에 다시 4초간 -1rad/s회전을 하고 정지하도록 하였다. PI제어기의 이득을 알맞게 설정해 주었고 기어를 사용하여 충분한 힘을 제공하기 때문에 속도 명령을 잘 따라가고 있다.

### 4.2 김발각 시험

각도엔코더의 성능을 시험하기 위해 김발각을 0°에 놓고 각도를 기록했다. Fig. 7처럼 엔코더 데이터의 노이즈가 4Hz와 8Hz에서 크기 때문에 저역통과필터통과대역은 3Hz로 했다. 저역통과필터를 사용한 Fig. 8의 김발각 변화는 ±0.03rad으로 작은 값이지만 구동법칙에서 사용할 때는

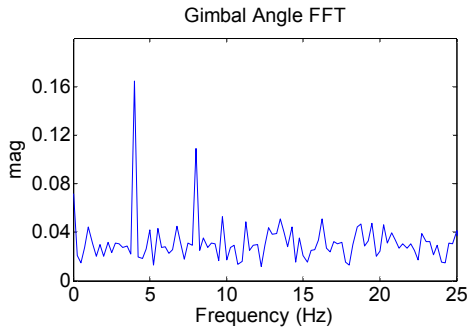


Fig. 7. 엔코더 김발각 FFT

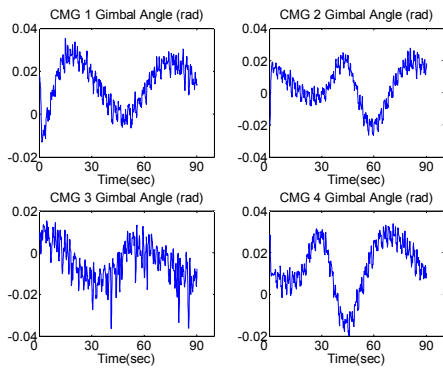


Fig. 8. 엔코더 김발각 (LPF 3Hz)

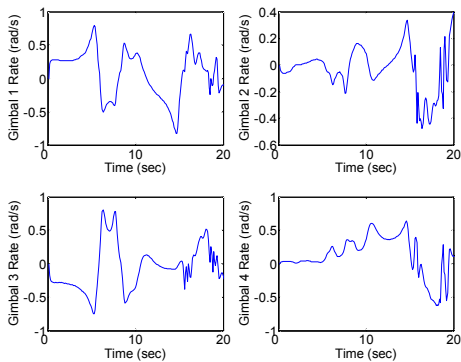


Fig. 9. 각도엔코더 김발각을 사용할 때 김발속도

이 정도의 노이즈도 김발각속도 계산에 큰 영향을 준다.

Fig. 9는 x축으로 -0.5Nm의 토크를 내는 명령에 대한 CMG 클러스터의 김발 각속도다. 김발각은 LPF를 통과시킨 각도엔코더의 값을 그대로 사용했고 김발축이 흔들리고 있음을 확인할 수 있다. 이는 엔코더에서 발생한 김발각 노이즈가 구동법칙에서 김발각속도를 계산할 때 영향을 주기 때문이다.

Fig. 10~13은 10초마다 보정하는 방법을 사용했을 때 결과이다. Fig. 9와 비교하면 성능이 향상되었지만 보정으로 인해 튀는 현상이 5초와 15초에서 보인다. 김발이 멈춰 있을 땐 보정을 해도 영향이 적지만 구동 중에는 보정으로 인해 튀는 현상이 커진다.

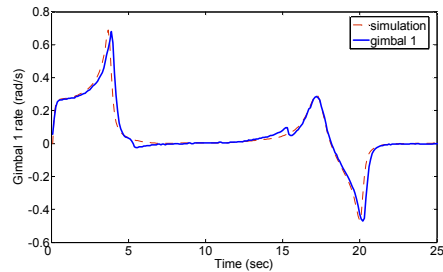


Fig. 10. CMG1 김발속도(김발각보정)

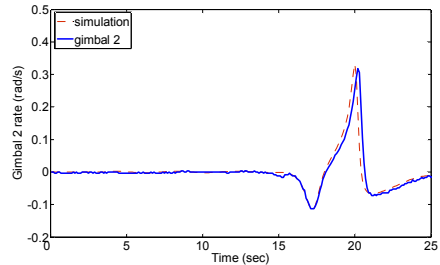


Fig. 11. CMG2 김발속도(김발각보정)

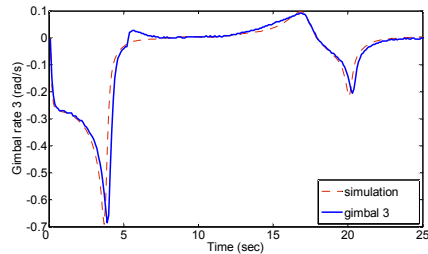


Fig. 12. CMG3 김발속도(김발각보정)

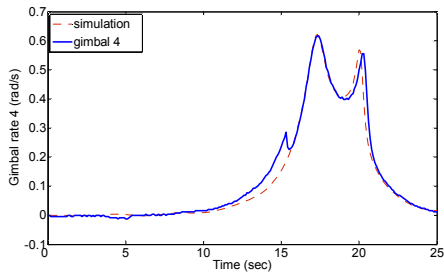


Fig. 13. CMG4 김발속도(김발각보정)

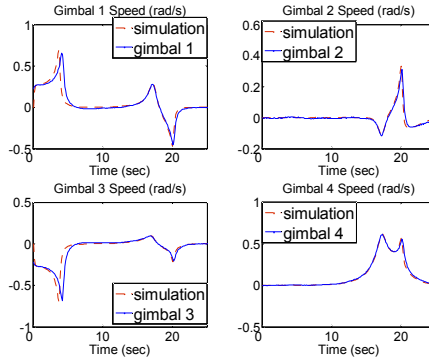


Fig. 17. 칼만 필터 사용 시 김발속도와 시뮬레이션

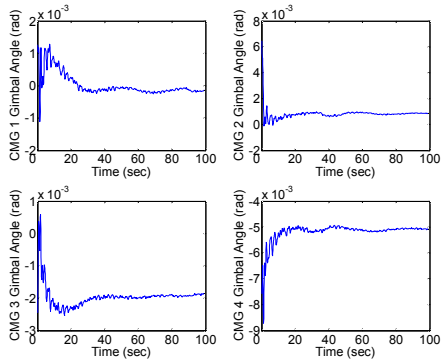


Fig. 14. 칼만필터 사용시 김발각 0° 시험

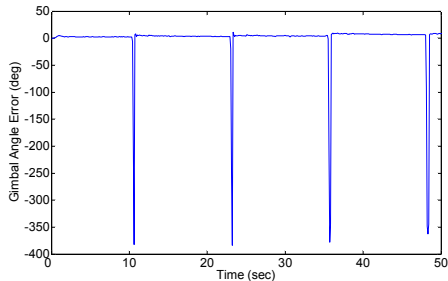


Fig. 15. 칼만필터 사용시 김발각속도 0.5rad/s 시험

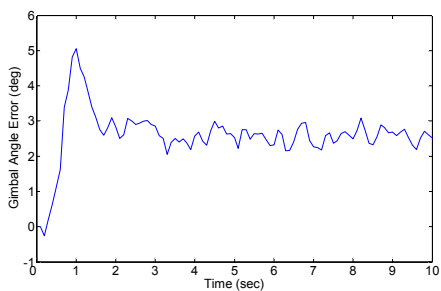


Fig. 16. 김발각속도 시험(Fig. 17확대)

Fig. 14는 김발각을 0°에 놓고 칼만필터를 사용하여 추정한 김발각이다. Fig. 8과 비교해보면 1/10 정도로 노이즈가 작아졌음을 확인할 수 있다. Fig. 14에 남아있는 바이어스 성분은 김발각을 0°에 정렬할 때 오차가 있기 때문이다.

Fig. 15, 16은 김발각을 0.5rad/s로 회전시킬 때 각도엔코더의 김발각과 칼만 필터의 김발각 사이의 오차다. 오차가 튀는 곳은 한 바퀴를 도는 지점이다. Fig. 17은 X 축 토크 -0.5Nm을 낼 때 김발각속도이다. 보정하는 방법을 사용한 Fig. 10~13과 다르게 튀는 부분이 없다.

보정하는 방법은 프로그램으로 구현하기 쉽고 실제 각과 계산된 각사이의 차이가 적을 땐 좋은 결과를 보여준다. 하지만 보정 작업이 김발구동과 겹치게 되면 튀는 현상이 발생하는 단점이 있다. 칼만 필터는 보정방법 보다 구현하기 복잡하고 프로그램 속도에 영향을 더 주는 단점이 있지만 보정방법과 달리 튀는 구간이 없기 때문에 시뮬레이터에서는 칼만 필터를 사용한다.

### 4.3 통합 시험

Fig. 18~20은 구동법칙을 이용한 토크 발생 시험 결과이다. 김발각은 칼만필터를 사용해서 얻었고 휠 속도는 2000rpm이다. 사용된 구동법칙의 변수는  $\epsilon_i = 0.01\sin(0.5\pi t + 0.5(i - 1))$ ,  $\lambda = 0.4$ 이다. Fig. 18에서 CMG 클러스터가 X축으로 토크 -0.5Nm을 생성한다. 5~15초 구간은 특이점에 빠졌기 때문에 토크를 발생시키지 못한다. CMG 4개의 김발축은 동시에 움직여서 불필요한 토크는 상쇄시키고 원하는 토크만 발생시켜야 한다. Y축 토크가 5초와 20초에서 튀는 것은 김발축이 완벽하게 동시에 작동하지 못하여 상쇄되어야 할 토크가 나타난다. CMG가 특이점에



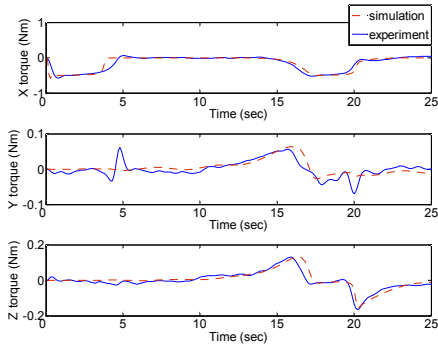


Fig. 18. CMG X 축 토크 -0.5Nm

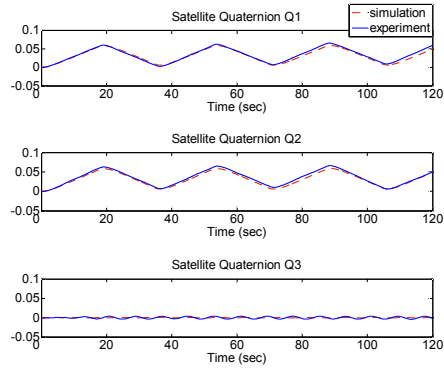


Fig. 21. 위성 자세변화 (명령 쿼터니안 (0 0 0 0), (0.0616 0.0616 0 0.9961))

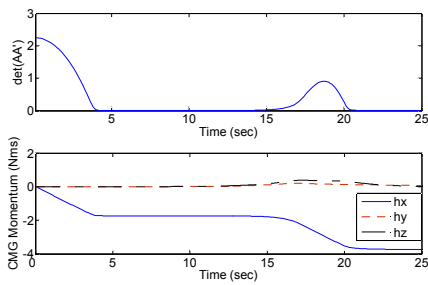


Fig. 19. CMG X 축 토크 -0.5Nm det(AA<sup>T</sup>)와 모멘텀

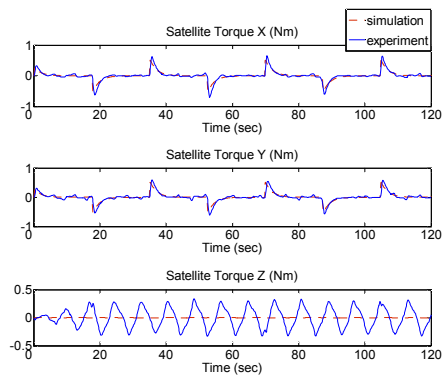


Fig. 22. 위성자세 변화를 위한 토크 (명령 쿼터니안 (0 0 0 0), (0.0616 0.0616 0 0.9961))

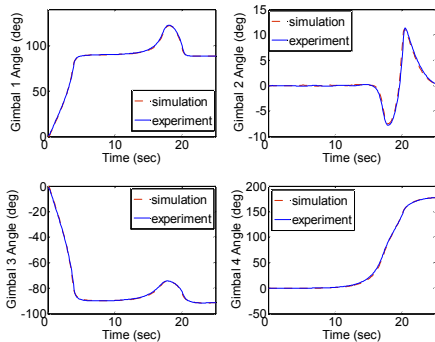


Fig. 20. CMG X 축 토크 -0.5Nm 김발각

빠진 것은  $\det(AA^T)$ 가 0이 되는 것으로부터 알 수 있다. Fig. 19는 CMG의  $\det(AA^T)$ 와 모멘텀을 보여주며 5~15초에서  $\det(AA^T)$ 가 0임을 확인할 수 있다. Fig. 20은 김발각을 나타내며 시뮬레이션과 같이 잘 나오고 있다.

Fig. 21~22는 참고문헌 14의 제어기를 사용한 Closed loop 시험 결과이다. 명령과 결과는 쿼터니안을 사용했고 위성의 관성 모멘트는  $\text{diag}[80$

80 60]로 하였다. 그림에서 쿼터니안과 토크는 시뮬레이션과 비슷하게 잘 나오고 있다. 쿼터니안 Q3는 노이즈에 의해 흔들리며 0.005의 작은 범위를 유지한다. 이를 잡기 위해 Fig. 22에서 Z 축 토크가 발생함을 확인할 수 있다.

Table 2는 토크오차의 원인과 결과를 분석한 표이다. 키슬러 측정예러는 측정값이고 나머지는

Table 2. 토크 오차 분석

토크오차 원인	토크오차
Kistler Measurement error (X, Y, Z axis)	0.02Nm
4 Wheel Speed Control error (3 rpm control error)	0.018Nm
4 Gimbal Speed Control error (0.03 rad/s control error)	0.12Nm
Sum	0.16Nm



계산된 토크오차다. 토크오차 계산값은 휠속도에 3rpm, 김발속도에 0.03rad/s의 오차가 있을 경우 발생할 수 있는 토크오차다. Fig. 22의 토크를 보면 계산된 토크오차와 비슷하게 튀고 있는 토크를 볼 수 있다.

### V. 결 론

하드웨어로 제작된 CMG는 이론에서 고려하지 않은 여러 노이즈와 문제를 발생시킨다. 문제를 알아내고 CMG를 개발하려면 하드웨어와 제어로직을 실험할 수 있는 환경이 필요하다. 본 연구에서는 CMG와 구동법칙 등 CMG 관련 개발을 위한 시뮬레이터를 기존의 에어베어링 방식이 아닌 토크센서를 사용하여 개발하였다. 시뮬레이터는 센서의 노이즈가 0.02Nm으로 더 작은 토크를 갖는 CMG를 시험하기에는 부족하고 미미하지만 실제 위성회전이 휠, 김발축에 미치는 영향을 확인할 수는 없다. 하지만 자세정보를 사용해 토크를 계산하는 에어베어링 시뮬레이터와 비교해 보면 직접적으로 토크를 측정할 수 있고 위성의 관성모멘트를 자유롭게 바꿀 수 있는 장점이 있다. 또한 중력의 의한 뒤틀림 문제에서도 자유롭다.

논문에서는 시뮬레이터 개발에 덧붙여 예상치 못한 김발각 문제를 해결하기 위한 두 가지 방법도 제시하였다. 첫 번째는 일정시간마다 김발각을 보정하는 방법으로 계산된 김발각을 사용하기 때문에 김발모터가 정밀할수록 좋은 결과를 보인다. 다만 보정 시간을 잘 정해야 한다. 두 번째 방법은 칼만 필터를 사용하였으며 구현하기 어렵지만 안정적인 성능을 보여준다. 이 두 가지 방법 외에도 김발각을 얻기 위해 다른 방법이나 더 개선된 방식이 연구될 수 있을 것이다. 논문은 마지막으로 시뮬레이터를 사용하여 구동법칙과 자세제어 로직을 사용한 Closed loop 시험을 하여 시뮬레이터가 CMG와 관련기술 개발에 사용할 수 있음을 보여주었다.

개발된 CMG 지상 시뮬레이터는 CMG 구동, 제어 알고리즘과 하드웨어 개발에 많은 도움을 줄 것이다. 또한 본 논문은 CMG 구동을 위한 소프트웨어, 하드웨어 개발을 위한 기초자료로 활용될 것으로 기대한다.

### 참고문헌

1) 서현호, 이승우, 이선호, 오시환, 임조령, 용기력, " 인공위성을 위한 제어모멘트자이로의 설

계시 고려요소 및 배치형상 개선방안", 한국항공우주학회지, 제36권 제1호, 2007, pp.48-56

2) 이선호, 이승우, 오시환, 용기력, 김경원, 서현호, " 위성 자세제어용 소형 CMG 개발(I):설계 및 제작", 항공우주학회 추계학술발표회, 2005

3) S. M. Lee, H. H. Seo, and S. W. Rhee, " Design and Practical Results of Four-CMG Cluster for Small Satellites", KSAS International Journal, Vol. 8, No. 1, May. 2007, pp.105-114

4) 이승목, " A New Steering Law and Hardware Test of Single-Gimbal Control Moment Gyros", 석사학위논문, 과학기술연합대학원, 2008

5) J. L. Schwartz, M. A. Peck, and Christopher D. Hall, " Historical review of Air-Bearing Spacecraft Simulators", Journal of Guidance, Control and Dynamics, Vol. 26, No. 4, July-August 2003, pp. 513-522

6) D. Jung, and P. Tsiotras, " A 3-DoF Experimental Test-Bed for Integrated Attitude Dynamics and Control Research", AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference and Exhibit, Austin, Texas, 2003

7) H. Kurokawa, " Survey of Theory and Steering Laws of Single-Gimbal Control Moment Gyros", Journal of Guidance, Control, and Dynamics, Vol. 30, No. 5, Sep-Oct. 2007, pp.1331-1340

8) H. Kurokawa, " Constrained Steering Law of Pyramid Type Control Moment Gyros and Ground Test," Journal of Guidance, Control and Dynamics, Vol. 20, No. 3, 1996, pp.445-449

9) D. E. Cornick, " Singularity Avoidance Control Laws for Single Gimbal Control Moment Gyros", AIAA Paper 79-1698, 1979, pp. 20-33

10) H. S. Oh, and S. R. Vadali, " Feedback Control and Steering Laws for Spacecraft Using Single Gimbal Control Moment Gyro", Journal of the Astronautical Sciences, Vol. 39, No. 2, 1991. pp.183-203

11) N. S. Bedrossian, " Steering Law Design for Redundant Single Gimbal Control Moment Gyro Systems", M.S.M.E. Thesis, Massachusetts Inst. of Technology, 1987

12) O. Tekinalp, and E. Yavuzoglu, " A New Steering Law for Redundant Control Moment Gyroscope Clusters", Aerospace Science and Technology, Vol. 9, Issue 7, 2005,

pp. 626-634

13) B. Wie, D. Bailey, and C. Heiberg, "Singularity Robust Steering Logic for Gyros", *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, Vol. 24, No. 5, Sep-Oct. 2002, pp. 865-872

14) B. 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, Jan-Feb. 2002, pp. 96-104