

# SGCMG를 이용한 단축 불안정 시스템의 안정화 제어 기법 개발

이준식\* · 이준용\* · 유지훈\* · 김지철\* · 전동익\*\* · 오화석\*\*

## Stabilization Control Method Development for Single Axis Unstable System Using SGCMG

Junsik Lee\* · Junyong Yi\* · Jihoon Yoo\* · Jichul Kim\* · Dongik Cheon\*\* · Hwa-Suk Oh\*\*

### ABSTRACT

Control Moment Gyroscope(CMG) is one of the most efficient momentum exchange devices for satellite attitude control and essential device for agile maneuver system. This paper presents the details of a designed Single Gimbal CMG with a constant speed momentum wheel and single axis attitude control unstable to stable. In order to keep the naturally unstable equivalent point, it should be controlling the gimbal constantly. The experimental data are compared with theoretical result and requirements are used to verify their performance specifications.

Key Words: Single Gimbal Control Moment Gyroscope, Stabilization, Controller Design, Inverted Pendulum

### 기호 설명

$M_O$	: 시스템 각운동량 [Nms]
$\phi$	: 시스템 각도 [deg]
$\delta_g$	: 김블 각도 [deg]
$\dot{\delta}_g$	: 김블 각속도 [rad/s]
$H_w$	: MWA 각운동량 [Nms]
$m_T$	: System 질량 [kg]

### 1. 서 론

최근 안정성에 대한 인식이 높아지면서 자세 제어에 대한 중요성이 대두되고 있다. 선박, 자동차의 전복사고나 건축물, 구조물의 횡 진동을 방지하기 위해 다양한 자세 제어 구동기들이 개발되었으나 출력 토크의 부족으로 종종 문제가 발생한다.

한편 위성 자세 제어용 구동기인 CMG (Control Moment Gyroscope)는 각운동량의 크기 및 방향의 변화로 증폭된 토크를 발생시키고 전력 소모가 적을 뿐 아니라 긴 수명을 가져 자세

†2013년 11월 27일 접수 ~ 2013년 12월 20일 심사완료

\* 학생회원, 한국항공대학교 항공우주기계공학과

\*\* 정회원, 한국항공대학교 항공우주기계공학과  
이준식, E-mail:jjunsik0110@kau.ac.kr

대 자세 제어용 구동기로 각광받고 있다. CMG는 대형, 소형 위성과 우주정거장의 자세제어 구동기로 사용되어 왔으며 최근에는 수중 로봇, 선박, 항공 분야 등에 시험적으로 적용되고 있다.[1]

본 논문에서는 이륜 차량이나 직립 로봇 등과 같은 단축 불안정 시스템을 SGCMG (Single Gimbal CMG)로 안정화시키기 위하여 플랫폼과 제어기를 설계 하고 성능 분석을 하였다. 먼저 동역학적 방정식을 이용하여 전체 시스템을 모델링 하고 요구조건을 도출하였으며, CMG와 플랫폼을 설계·제작한 후 시험을 통해 안정화 제어 성능을 검증하였다. 이를 통해 GNSS(Global Navigation Satellite System)분야의 고기동 운동체에 대한 제어 가능성을 확인하였다.

## 2. 본 론

### 2.1 시스템 모델링

단축 불안정 시스템을 설계하기 위해 역진자 형태의 플랫폼을 고려하였다. 2기의 SGCMG에서 한 축에 대해서만 토크가 발생하도록 설계하였고, 이를 Fig. 1과 같이 간단한 시스템 모델링으로 표현하였다.

$$\sum \vec{M}_O = J_O \vec{\alpha}_O \quad (1)$$

$$T_{com} + m_T g h_T \sin(\phi_{in}) = J_T \phi_{out}'' \quad (2)$$

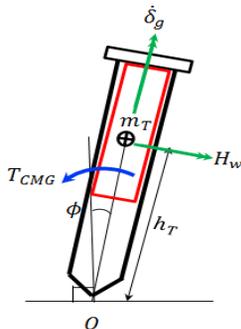


Fig. 1 Unstable System Modeling

Equation 1은 일반적인 모멘트 방정식이고  $M_O$ 는 시스템에서 발생하는 모멘트,  $J_O$ 는 시스템의 관성 모멘트,  $\alpha_O$ 는 시스템의 회전 각가속도를 나타낸다. 이를 이용하여 시스템의 운동방정식을 Eq. 2처럼 나타낼 수 있다.[2][3]

$$T_{CMG} = \vec{H}_w + \vec{\delta}_g \times \vec{H}_w \quad (3)$$

$$T_{com} = 2T_{CMG} = 2H_w \dot{\delta}_g \cos(\delta_g) \quad (4)$$

SGCMG에서 발생하는 토크는 Eq. 3와 같고 여기서  $H_w$ 는 모멘텀 휠의 각운동량,  $\dot{\delta}_g$ 은 Gimbal의 각속도를 나타낸다. 2기의 SGCMG Gimbal이 서로 반대로 움직여 제어 토크가 한축으로만 발생하며 모멘텀 휠의 각운동량은 변하지 않는다고 가정하여 Eq. 4과 같이 최종적으로 SGCMG 2기에서 발생하는 토크를 나타낼 수 있다.

### 2.2 시스템 요구조건 도출

단축 불안정 시스템의 요구조건을 도출하기 위해 2.1절에서 수행한 시스템을 모델링을 바탕

Table 1 Total Requirements

System	
CMG MOI	$\leq 0.25 \text{ kg} \cdot \text{m}^2$
CMG Torque	$\geq 1 \text{ Nm}$
Platform Weight	$\leq 4000 \text{ g}$
MWA(Momentum Wheel Assembly)	
MWA Weight	$\leq 1000 \text{ g}$
Wheel Angular Momentum	$\geq 0.5 \text{ Nm} \cdot \text{s}$
Wheel Angular Velocity	$\geq 3000 \text{ rpm}$
Angular Velocity (RMSE)	$\leq 50 \text{ rpm}$
GWA(Gimbal Module Assembly)	
GMA Weight	$\leq 1000 \text{ g}$
GMA Angular Velocity	$\leq \pm 2 \text{ rad/s}$
GMA Angular Acceleration	$\geq 10 \text{ rad/s}^2$
Sensor	
Sensor Measuring Angle Error (RMSE)	$\leq 0.1 \text{ deg}$
Control Performance	
Control Angle(RMSE)	$\leq \pm 1 \text{ deg}$
Settling Time ( $T_s$ )	$\leq 3 \text{ sec}$
Overshoot (%OS)	$\leq 50 \%$

으로 시스템 구성요소들의 세부 요구조건을 도출하였다. 먼저 시스템의 모멘트 발생을 고려하여 CMG의 최소 필요 토크를 도출하고 모멘텀 휠의 각운동량과 최대 Gimbal 각속도를 도출하였다. 그리고 SGCMG의 필요 토크에 따른 모멘텀 휠의 각운동량을 도출하였고, Gimbal의 경우 위성에서 안정적으로 운용되는 각속도를 고려하였다. Table 1은 본 연구에서 도출한 System, CMG, 제어 성능에 대한 요구조건을 정리하였다.

### 2.3 제어기 설계

본 절에서는 앞에서 수행한 시스템 모델링과 도출된 요구조건을 가지고 불안정 시스템을 요구조건에 맞게 안정화 시킬 수 있는 제어기 설계를 수행하였다. 제어기는 플랫폼의 중력에 의해 발생하는 모멘트 크기와 플랫폼의 각도, 각속도 오차에 가중치를 준 값을 합하여 제어 토크가 발생하도록 설계하였다.

$$T_{com} = -m_T g h_T \sin(\phi_{in}) - K_1 \phi_{in} - K_2 \dot{\phi}_{in} \quad (5)$$

Equation 5가 명령 토크에 대한 방정식이며 플랫폼의 각도와 각속도 및 Gimbal의 각도 상태를 고려하여 입력 토크가 계산되고 CMG의 출력 토크 방정식을 통해 Gimbal의 각속도를 발생시켜 자세를 제어할 수 있다. 그리고 제어 Gain에 대한 각각의 특성을 파악하기 위해 플랫폼의 각도에 대한 Gain  $K_1$ 과 플랫폼 각속도에 대한 Gain  $K_2$ 를 독립적으로 증가시킬 경우의 반응을 시뮬레이션을 통해 분석하였다.

Figure 2는 역진자 형태의 플랫폼이 초기에 기울어져 있을 때 CMG를 이용하여 안정화 시키는 시뮬레이션을 제어 Gain에 따라 나타낸 것이다.  $K_1$ 이 증가할수록 Settling Time이 감소하

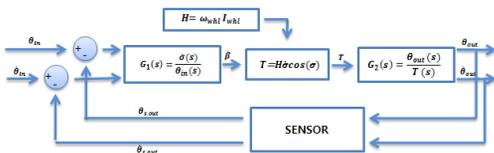


Fig. 2 System Control Diagram

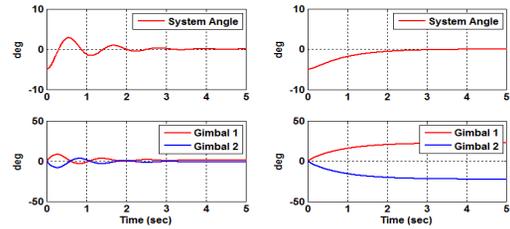


Fig. 3 Simulation Result : Control Gain Change (Left :  $K_1=8, K_2=0.5$  / Right :  $K_1=2, K_2=0.2$ )

여 반응이 빨라졌으나 Overshoot가 증가하여 진동이 커졌다.  $K_2$ 의 증가 시에도 Settling time은 감소하여 반응이 빨라졌으나  $K_1$ 의 증가 시와는 다르게 Overshoot가 감소하였고 Gimbal 각도는 30도까지 변화하였음을 확인하였다. 이를 통해 앞에서 도출한 요구조건이 CMG를 이용하여 역진자 형태의 단축 불안정 시스템을 안정화시킬 수 있다는 것을 확인하였다.

### 2.4 SGCMG 및 시스템 설계 및 제작

#### 2.4.1 MWA설계 및 제작

MWA(Momentum Wheel Assembly)는 모멘텀 휠이 고속으로 회전하여 각운동량을 발생시키는 역할을 한다. 각운동량은 모멘텀 휠의 회전속도와 회전축에 대한 관성모멘트의 곱이며, 일정하게 유지되어야 한다.

MWA에 사용하는 모터는 고속회전에 유리하고 안정적인 회전속도를 낼 수 있는 BLDC Type의 Motor로 선정하였다. 또한 Eq. 6과 7의 모터 전압방정식과 기계적 운동방정식을 통해 요구조건에 맞는 모터를 선정하였다.[4]

$$V = L \cdot \frac{di}{dt} + Ri + k_e w \quad (6)$$

$$T = K_t \cdot I = J \cdot \frac{dw}{dt} + Bw + T_L \quad (7)$$

여기서  $k_e$ 는 기전력 상수,  $K_t$ 는 토크상수,  $B$ 는 베어링의 마찰계수이며,  $T_L$ 은 모터 부하이다. 모터의 역기전력을 이용하여 모멘텀 휠의 회전속도를 측정하고 3000 RPM으로 정속구동 할

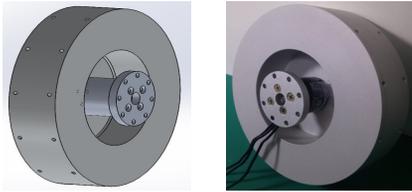


Fig. 4 MWA Design & Manufacture

Table 2 MWA Specification

Parameter	Value
Mass	832 g
MOI	0.00212 kg · m <sup>2</sup>
Diameter	13 cm

수 있도록 하였다. Fig. 4와 Table 2는 설계된 MWA의 형상과 제원이다.

2.4.2 GMA 설계 및 제작

SGCMG에서 GMA(Gimbal Module Assembly)는 모멘텀 휠이 고속으로 회전하여 발생한 각운동량의 방향을 변화시켜 토크를 발생하는 부분이다. 따라서 모멘텀 휠의 회전에 의한 부하를 견뎌내면서 안정적으로 작동해야 한다. 요구조건을 토대로 구조적 안정성이 보장되도록 GMA의 형상을 설계하였다.

Gimbal 모터는 큰 토크를 필요로 하고 저속에서 정밀한 회전속도를 요구한다. 따라서 GMA에 사용할 모터를 저속의 큰 토크를 가지는 Geared DC모터를 선정하였다. 모터를 구동하기 위한 제어기를 구성하여 Gimbal의 속도 명령을 주게 하였고, 엔코더에서 출력되는 각속도와 각도를 이용하여 제어 토크 계산이 가능하도록 하였다.



Fig. 5 GMA Design & Manufacture

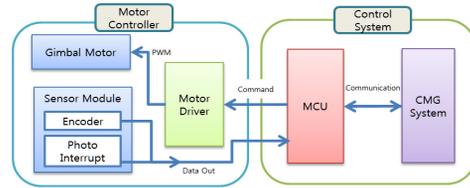


Fig. 6 GMA Control Diagram

Table 3 Intellane mySen-B Specification

Parameter	Value
Output Rating	100 Hz
Power Consumption	1.5 W
Roll, Pitch Static Accuracy	≤ 0.5 deg
Yaw Static Accuracy	≤ 1 deg
Dynamic Accuracy(RMSE)	1 deg

2.4.3 Sensor 선정

플랫폼의 자세를 측정하기 위해 센서로 AHRS (Attitude Heading Reference System)를 고려하였다. AHRS는 가속도 센서, 각속도 센서와 지자기 센서를 이용해서 물체의 자세를 출력한다. 시스템의 요구조건을 만족하는 센서를 선택하였으며 제원은 Table 3과 같다.

2.4.4 System 통합

제어 대상인 역진자 형태의 단축 불안정 플랫폼에 제작 완료된 MWA, GMA 탑재하여 Fig. 7과 같이 SGCMG를 이용한 단축 불안정 제어 시스템을 구축하였다. 제작된 시스템의 제원은 Table 4와 같다.

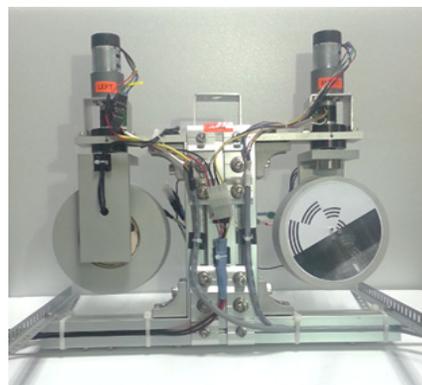


Fig. 7 Integrated Single Axis Unstable System

Table 4 System Specification

System	Weight	5.6 kg
	MOI	0.21 kg.m <sup>2</sup>
	CMG Torque	2.64 Nm (max)
MWA	Flywheel MOI	2.1 × 10 <sup>-3</sup> kg.m <sup>2</sup>
	Angular Momentum	0.67 Nm.s
GMA	Angular Accel	14 rad/s <sup>2</sup> (max)
	Angular Velocity	± 2 rad/s (max)
Sensor	Accuracy (RMSE)	0.04 deg

2.5 성능시험

2.5.1 MWA 성능시험

모멘텀 휠의 각속도 오차로 인한 각운동량 변화가 시스템의 안정성에 영향을 미치는지 알아보기 위해 각속도 오차를 측정하고 시스템의 제어 각도에 미치는 영향을 검증하였다.

모멘텀 휠의 각속도는 정상상태에 도달한 후 3000 RPM에서 ±6.4 RPM가량 변화하였다. 모멘텀 휠의 각속도 오차로 인한 시스템의 제어 각도는 ± 0.22 deg(RMSE)로 계산되었다. 이는 요구조건인 제어 각도 오차 ≤ ± 1° 보다 작은 범위의 수치이다.

2.5.2 GMA 성능시험

GMA에 MWA가 조립된 상태에서 모멘텀 휠이 3000 RPM으로 정속 구동중일 때, Gimbal에 각속도 Step Input 을 주었을 경우 응답을 살펴보았다. 그 결과 시상수는 0.09 sec로 측정되었고 각가속도가 약 14 rad/s<sup>2</sup>으로 요구조건보다 크게 나타나는 것을 확인하였다. 정상상태에 도달한 이후 Gimbal의 각속도 변화는 ±0.77 rad/s로 나타났는데 이는 Gimbal Motor Encoder의 측정 오차로 나타났다.

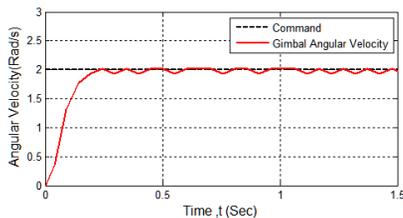


Fig. 8 Gimbal Transient Response Test

Table 5 Initial Value of Case 1, 2

	Case 1	Case 2
Initial Angle	0 deg	6 deg
Initial Angular Speed	0 deg/s	0 deg/s

Table 6 Case 1 : Requirement and Test Result

RMSE	Requirement	Test Result
Accuracy	≤ 1 deg	0.23 deg
Stability	≤ 10 deg/s	5.5 deg/s

2.5.3 시스템 자세제어 성능시험

설계된 단축 불안정 제어 시스템의 제어 성능을 분석하기 위하여 Table 5와 같이 2가지 Case를 설정하고 초기조건을 달리 하여 성능 시험을 실시하였다.

2.5.3.1 Case 1

Case 1 시험에서는 초기각도를 목표 각도(0 deg)로 설정하고 목표 각도로 일정하게 유지하였다. Fig. 9는 목표 각도로 일정하게 유지되는 1분 동안의 시뮬레이션과 실제의 측정된 Data이며, System Angle, System Angular Velocity, Gimbal Angle, CMG Output Torque를 나타내었다. 시스템의 Accuracy 요구조건은 1 deg 이고 센서의 Accuracy는 0.04 deg임을 고려하면 플랫폼의 측정각도는 센서 오차를 고려하여 0.96 deg 이내로 제어되어야 요구조건에 만족함을 알 수 있다. 실제 측정된 시험의 Data를 분석한 결과 시스템의 제어 Accuracy는 0.23 deg, Stability는 5.5 deg/s로 요구조건을 만족하는 것을 확인 하였다.

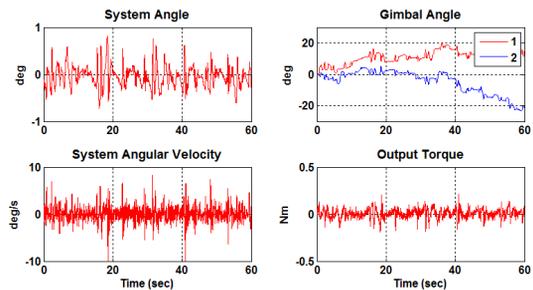


Fig. 9 Case 1 Test Result During 1 min

Table 7 Case 2 : Simulation and Test Result

	Overshoot	Settling Time
Requirement	$\leq 50\%$	$\leq 3$ sec
Simulation	34.6 %	1.05 sec
Test Result	38.6 %	2.65 sec

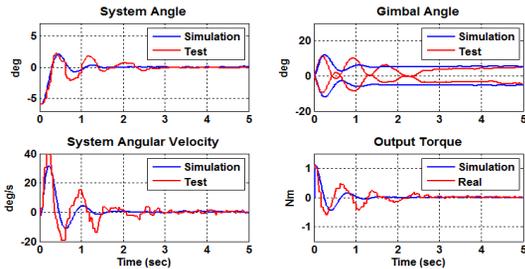


Fig. 10 Case 2 Test Result During 5 sec

### 2.5.3.2 Case 2

Case 2 시험에서는 시스템 초기 각도를 기울 어지게 두고 CMG를 이용하여 안정화 시키는 반응을 확인하였다. Fig. 10은 초기 각도로부터 목표 각도로 제어가 시작되어 정상 상태까지 도달하는 5초 동안의 시뮬레이션과 실제 측정된 Data이다.

시뮬레이션과 다르게 실제 제어 시에는 2기의 CMG Gimbal Motor의 저속에서 반응성의 차이와 센서의 Noise 때문에 Settling Time이 증가하는 경향을 보였다. 하지만 정상상태에 도달한 뒤에는 안정적인 반응을 보였으며 초기에 제시한 제어 요구조건을 모두 만족함을 알 수 있다.

## 3. 결 론

본 연구에서는 SGCMG 2개를 이용하여 일륜, 이륜 차량이나 직립 로봇과 같이 단축 불안정성을 띄는 시스템을 하드웨어를 구성하여 안정화 시키는 제어시스템을 설계하여 시뮬레이션 결과와 실제 결과를 비교 분석 하였다. 동역학 방정식으로 시스템을 모델링하여 CMG 및 플랫폼에 대한 요구조건을 도출하였고, 이를 통해 MWA, GMA 및 플랫폼을 설계, 제작하였다. 성능시험을

통해 CMG의 성능을 확인하고 CMG를 이용한 지상에서의 제어의 성능을 확인하였다. 시스템의 자세 제어 성능시험을 수행한 결과 요구조건을 만족 하는 결과를 얻었다. 하지만 Gimbal Motor의 저속 응답이 좋지 않고 Encoder의 분해능 또한 비교적 낮아 정밀한 제어에는 어려움을 보였다. 이는 추후에 Gimbal Motor와 Encoder의 성능 향상으로 극복할 예정이다.

본 연구 결과는 위성에서 자세대 자세 제어용 구동기로 주목받고 있는 CMG를 이용하여 단축 불안정 시스템을 안정화 시키는 분야에 활용될 수 있다. 그리고 GNSS 분야에서 고기동 운동체의 경로 추종 및 자세 제어성을 높이는 데 기여할 것이다. 또한 자동차 및 선박의 전복 사고 등의 안정성을 향상시키는 수단이 될 수 있을 것이다.

## 후 기

본 연구는 해양수산부 해양교통 전문 인력 양성사업 (GNSS 부분)의 지원을 받았습니다.

## 참고 문헌

- [1] 이승우, 권혁진, “저가 소형 CMG 성능시험 및 분석”, 한국항공우주학회, 한국항공우주학회지 39(6), 2011.6, 543-552 (10 pages)
- [2] William F Riley, Leroy D. Sturges “Engineering Mechanics - Dynamics”
- [3] 이세한, 박종근, “차륜형 역진자 자세 제어 기 구현을 위한 시뮬레이션”, 대한기계학회, 대한기계학회 춘추학술대회, 2006.11, 191-196(6 pages)
- [4] 김지철, 전동익, 최일규, 김준호, 최대균, 최윤호, 장은정, 오화석, “나로과학위성 탑재용 반작용 휠 비행 모델 개발”, 한국항공우주학회, 한국항공우주학회 학술발표회 논문집, 2012.4, 806-811