

# CMG 를 이용한 쿼드-로터의 자세제어

## Attitude Control of a Quad-rotor using CMG

오 경 현, 최 호 림\*  
(Kyung-Hyun Oh<sup>1</sup> and Ho-Lim Choi<sup>1,\*</sup>)

<sup>1</sup>Department of Electrical Engineering, Dong-A University

**Abstract:** In this paper, we utilize the CMG's momentum bias to control the roll/pitch attitude of the Quad-rotor. While the previous control approaches have used the thrust control approach, we design and add a new momentum controller (using CMG) in order to improve the transient response over the existing methods. The focal point of this paper is the design of a controller for a Quad-rotor's attitude using CMG. This leads to other tasks such as an identification of the model's parameters and mathematical nonlinear modeling. Then, the previous thrust controller is designed based on the linearized model. Finally, the overall system with our designed controller is implemented and tested in real time to show that the Quad-rotor is kept in a good balanced position faster than the traditional thrust-only control approach.

**Keywords:** reaction wheel, CMG, quad-rotor, gyroscopic moments, state feedback controller

### I. 서론

현재 인공위성의 자세제어 장치들 중 Flywheel을 사용하는 장치로 CMG (Control Moment Gyroscope)가 있다. 이 CMG의 경우 다른 자세제어 방법인 모멘텀 휠과 반작용 휠을 이용하는 방법에 비해 성능 면에서의 차이가 있으며, 이 성능 부분은 자세제어를 유도하는 토크(Torque)의 발생을 일컫는다[7]. 앞서 말한 모멘텀 휠과 반작용 휠의 경우 CMG에 비해 토크의 발생이 미비하기에 기동성을 중요시하는 위성의 자세제어에 한계성을 가진다[3]. 실제로 고기동성을 요구하는 물체의 자세 제어에 모멘텀 휠 방식과 반작용 휠 방식을 이용하여 큰 토크를 발생 시키기 위해서는 휠의 사이즈가 커질 수 밖에 없고, 그에 따른 강력한 모터 성능이 필요로 하기 때문에 중량과 전력소모가 비효율적으로 커지게 된다. 하지만 CMG방식을 이용한다면 자이로스코픽(Gyroscopic)의 원리에 의해 토크가 증폭되기에 같은 크기의 휠과 모터 성능에 대해서 더 큰 토크의 발생이 가능하다. 그렇기에 이러한 토크증폭(Torque Amplification)이라는 고유의 장점은 CMG가 가지는 고가의 장비라는 단점과 복잡성, 특이점(Singularity) 발생이라는 문제점을 보완하기 위한 연구를 더욱 활발하게 이루어지게 만들고, 이 기술의 선진화를 위해 미국과 유럽 등 많은 국가들이 이 분야에 대해 지원을 아끼지 않는 추세이다[8].

본 논문에서 CMG의 이러한 특성을 이용하여 소형물체의 자세제어에서도 유용한지 알아본다. 비슷한 환경을 만들기 위해 인공위성과 같은 공중물체를 이용하며, 이는 무인 비행체(UAV, Unmanned Aerial Vehicle)의 일종인 쿼드-로터(Quad-rotor)로 선정하였으며 이 장비는 현재 가까운 미래에 군사 분야부터 재난 감시분야 및 화재 현장, 환경분야, 민간사업분야

등 다양한 방면에서 응용되어지기에 추후 CMG를 접목하게 된다면, 이의 자세제어를 통해 기동성 측면에서 성능이 향상될 것이다. 그렇기에 이 쿼드-로터에 CMG를 장착하여 기존의 자세제어를 위한 로터의 블레이드가 만들어내는 추력을 보완하고, 기존의 방식 보다는 CMG의 모멘텀 바이어스로 얻어지는 토크를 이용한 제어방식이 자세제어에 좀 더 용이함을 메트랩 시뮬레이션을 통해 설계 및 성능을 확인하고, 실제 장비의 자세 각을 가속도 센서로 알아본다.

### II. 시스템 설계 및 모델링

쿼드-로터의 동역학 방정식과 CMG의 동역학 방정식을 이용하여 시스템을 설계한다[9-14]. 몸체 좌표계의 좌표변환은 케도 좌표계에 대해 3-2-1 ( $\psi - \theta - \phi$ ) 오일러 변환을 따른다[5-14]. 또한 휠의 모멘텀 방향을  $z$  축으로 하며, 다른 축의 기준방향을 몸체 좌표계와 일치하는 것으로 한다. 이때 몸체 좌표계에 대한 휠 좌표계의 좌표계 변환은 먼저 롤방향( $x$ )에 대해  $\delta$ ,  $\delta$ 의 각 변화율과 각을 가지고, 피치방향( $y$ ) 방향에 대해  $\dot{\gamma}$ ,  $\gamma$ 의 각 변화율과 각을 가지는 것으로 정의한다.

이 때, 케도 좌표계에서 몸체 좌표계로의 변환행렬이 필요로 하게 되고 식 (1)는 케도좌표계 ( $O$ ) 에서 몸체 좌표계 ( $B$ ) 로 변환되는 행렬이고 식 (2)는 휠좌표계 ( $W$ ) 에서 몸체좌표계 ( $B$ ) 로 변환되는 행렬이며 선형화되었다[14].

$$C_O^B = \begin{bmatrix} c\theta c\psi & c\theta s\psi & -s\theta \\ s\phi s\theta c\psi - c\phi s\psi & s\phi s\theta s\psi + c\phi c\theta & s\phi c\theta \\ c\phi s\theta c\psi + s\phi s\psi & c\phi s\theta s\psi - s\phi c\psi & s\phi c\theta \end{bmatrix} \quad (1)$$

$$C_W^B = \begin{bmatrix} 1 & 0 & -\gamma \\ 0 & 0 & \delta \\ \gamma & -\delta & 1 \end{bmatrix} \quad (2)$$

또한 우리는 모멘텀 벡터로부터 토크 방정식을 얻을 수 있으며, 전체 모멘텀 벡터( $H$ )는 몸체의 회전에 의한 모멘텀 벡터와

\* Corresponding Author  
Manuscript received December 18, 2013 / revised January 24, 2014 / accepted April 16, 2014  
오경현, 최호림: 동아대학교 전기공학과  
(kyuen001@naver.com/hlchoi@dau.ac.kr)  
※ 본 논문은 동아대학교 학술연구비 지원에 의하여 연구되었음.

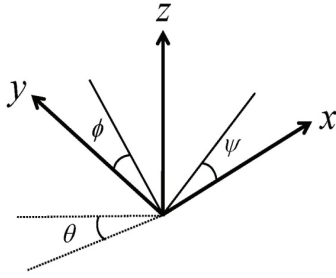


그림 1. 쿼드-로터의 관성 좌표계.

Fig. 1. Inertia coordinate system of a quad-rotor.

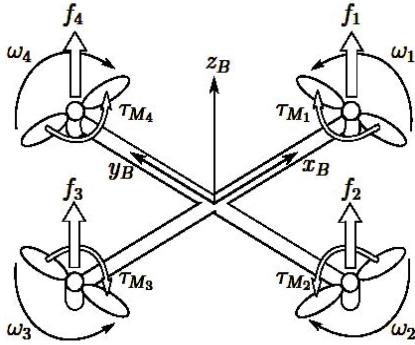


그림 2. 쿼드-로터의 몸통 좌표계.

Fig. 2. Body coordinate system of a quad-rotor.

휠이 가지는 휠 모멘텀 벡터 ( $h$ ) 를 합한 것이다. 이는 다음과 같이 나타낼 수 있다[1].

$$H = \bar{I}\omega + h \quad (3)$$

여기서  $\omega$  는 다음과 같이 몸체좌표 성분으로 정리 가능하다.

$$\begin{aligned} \omega_x &= \dot{\phi} - \dot{\psi} \sin \theta \\ \omega_y &= \dot{\theta} \cos \phi + \dot{\psi} \cos \theta \sin \phi \\ \omega_z &= -\dot{\theta} \sin \phi + \dot{\psi} \cos \theta \cos \phi \end{aligned} \quad (4)$$

위 식들을 이용해 토크에 대해 정리하면 아래처럼 유도 가능하다[7].

$$T = \bar{I}\dot{\omega} + \omega \times (\bar{I}\omega + C_w^B h) + \dot{\bar{I}}\omega + \dot{C}_w^B h + C_w^B \dot{h} \quad (5)$$

휠 모멘텀 벡터 ( $h$ ) 는 좌표성분으로 표현 시  $(0 \ 0 \ h)$  으로 표현할 수 있고, 변환행렬 미분 값은 다음 식 (6)과 같다.

$$\dot{C}_w^B = \begin{bmatrix} 0 & 0 & -\dot{\gamma} \\ 0 & 0 & \dot{\delta} \\ \dot{\gamma} & -\dot{\delta} & 0 \end{bmatrix} \quad (6)$$

비선형 시스템을 선형화시키기 위해 다음과 같이 가정한다.

- 관성모멘트는 시간에 대해 불변하는 값이다.
- 오일러 각 ( $\phi \ \theta \ \psi$ ) 과 각 변화율 ( $\dot{\phi} \ \dot{\theta} \ \dot{\psi}$ ) 은 매우 작으며 휠 변환 각 ( $\delta \ \gamma$ ) 와 각변화율 ( $\dot{\delta} \ \dot{\gamma}$ ) 역시 매우 작다.
- 휠 모멘텀의 시간에 대한 변화율 ( $\dot{h}$ ) 은 작다.

이때 시스템은 다음 식 (7)과 같이 간략화 된다.

$$\begin{aligned} T_x &= I_x \ddot{\phi} - h\dot{\gamma} + \dot{\theta}h \\ T_y &= I_y \ddot{\theta} - h\dot{\delta} - \dot{\phi}h \\ T_z &= I_z \ddot{\psi} - \dot{h} \end{aligned} \quad (7)$$

그리고 쿼드-로터가 일정한 높이를 유지한다고 가정할 때, 롤과 피치방향만 고려하면 됨으로  $T_x$  와  $T_y$  만 고려한다. 또한 외부 토크  $T$  가 0일 때, 쿼드-로터는 우리가 지정한 각을 유지하고 있다고 볼 수 있으므로 다음과 같이 정리 가능하다.

$$\begin{aligned} I_x \ddot{\phi} - h\dot{\gamma} + \dot{\theta}h &= 0 \\ I_y \ddot{\theta} - h\dot{\delta} - \dot{\phi}h &= 0 \end{aligned} \quad (8)$$

또한 쿼드-로터의 경우 프로펠러의 자이로스코픽 모멘트 (Gyroscopic moments)도 고려하여야 한다. 이를 추가하면 식 (9)와 같이 변환된다[6].

$$\begin{aligned} I_x \ddot{\phi} - h\dot{\gamma} + \dot{\theta}h + \dot{H}_x + H_z \dot{\theta} - H_y \dot{\psi} &= 0 \\ I_y \ddot{\theta} - h\dot{\delta} - \dot{\phi}h + \dot{H}_y + H_x \dot{\psi} - H_z \dot{\phi} &= 0 \end{aligned} \quad (9)$$

여기서  $H_x, H_y, H_z$  는 몸체좌표계  $x, y, z$  를 기준으로, 물체의 회전 시 생기는 각 성분마다의 총 모멘트이다[13].

$$\begin{aligned} H_x &= I_{x1}\omega_{x1} + I_{x2}\omega_{x2} + I_{x3}\omega_{x3} + I_{x4}\omega_{x4} \\ H_y &= I_{y1}\omega_{y1} + I_{y2}\omega_{y2} + I_{y3}\omega_{y3} + I_{y4}\omega_{y4} \\ H_z &= I_{z1}\omega_{z1} + I_{z2}\omega_{z2} + I_{z3}\omega_{z3} + I_{z4}\omega_{z4} \end{aligned} \quad (10)$$

하지만 쿼드-로터의 경우 프로펠러의 회전을 통해  $z$  에 대해 힘을 발휘하므로 우리는 요(yaw)축 성분만 고려하면 되고, 이를 통해 자이로스코픽 모멘트와 CMG를 포함한 시스템은 다음과 같이 간략해진다.

$$\begin{aligned} I_x \ddot{\phi} - h\dot{\gamma} + \dot{\theta}h + H_z \dot{\theta} &= 0 \\ I_y \ddot{\theta} - h\dot{\delta} - \dot{\phi}h - H_z \dot{\phi} &= 0 \end{aligned} \quad (11)$$

우선  $x_1 = \phi, \dot{x}_1 = \dot{\phi} = x_2$  이고,  $x_3 = \theta, \dot{x}_3 = \dot{\theta} = x_4$  일때, 식 (12)를 얻을 수 있다.

$$\begin{aligned} \dot{x}_1 &= x_2 \\ \dot{x}_2 &= \frac{-x_4 h - x_4 H_z + h\dot{\gamma}}{I_x} \\ \dot{x}_3 &= x_4 \\ \dot{x}_4 &= \frac{-x_2 h - x_2 H_z + h\dot{\gamma}}{I_y} \end{aligned} \quad (12)$$

식 (12)에서 선형화를 위해  $\dot{\gamma}$  가 매우 작다고 가정하고,  $x_3$  성분인  $\theta$  와 동일하다고 여기면  $\dot{\gamma}$  의 경우 제어 입력이 아닌 내부 방정식에 포함이 되고, 그로 인해 제어 입력을 간소화시킬 수 있다. 그로 인해 제어기의 형태가 이전보다 단순해진다. 또한 추력에 대한 입력을 추가 하였기에 롤의 조정을 통해서  $\theta$  역시 제어 가능해진다. 이는 실제 시뮬레이션 시  $\dot{\gamma}$  의 영향이 미비하였기에 피치제어의 경우는 입력  $u_3$  만 고려하게 되었다. 이를 아래와 같이 정리한다.

- 제어기의 형태를 단순화 하기 위해 제어 입력중의 하나인 휠 변환 각속도  $\dot{\gamma}$  를 오일러 각  $\theta$  와 같거나 비슷하다고 가정한다. 또한 이는 앞에서 이미 매우 작다고 언급하였기에 비슷함을 가정할 수 있다.

$$\begin{bmatrix} \dot{x}_1 \\ \dot{x}_2 \\ \dot{x}_3 \\ \dot{x}_4 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & \frac{h}{I_x} & \frac{-h-H_z}{I_x} \\ 0 & 0 & 0 & 1 \\ 0 & \frac{h}{I_y} & 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} x_1 \\ x_2 \\ x_3 \\ x_4 \end{bmatrix} + \underbrace{\begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ 0 \\ \frac{h}{I_y} \end{bmatrix}}_{B_1} \dot{\gamma} \rightarrow U \quad (13)$$

또한 위 식에 입력으로 기존의 쿼드-로터의 Roll과 Pitch에 대한 추력을 입력으로 추가하면 다음과 같이 나타낼 수 있다.

$$u' = \underbrace{\begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & -\frac{l}{I_x} & 0 & \frac{l}{I_x} \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ \frac{l}{I_y} & 0 & -\frac{l}{I_y} & 0 \end{bmatrix}}_{B_2+B_3} \begin{bmatrix} F_1 \\ F_2 \\ F_3 \\ F_4 \end{bmatrix} \quad (14)$$

$$\begin{bmatrix} \dot{x}_1 \\ \dot{x}_2 \\ \dot{x}_3 \\ \dot{x}_4 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & \frac{h}{I_x} & \frac{-h-H_z}{I_x} \\ 0 & 0 & 0 & 1 \\ 0 & \frac{h}{I_y} & 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} x_1 \\ x_2 \\ x_3 \\ x_4 \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ 0 \\ \frac{h}{I_y} \end{bmatrix} u_1 + \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & -\frac{l}{I_x} & 0 & \frac{l}{I_x} \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ \frac{l}{I_y} & 0 & -\frac{l}{I_y} & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} F_1 \\ F_2 \\ F_3 \\ F_4 \end{bmatrix} \quad (15)$$

$I_x, I_y$  는 쿼드-로터가 가지는  $x, y$  에 대한 관성 값이며,  $l$  은 쿼드-로터의 중심에서 각 로터까지의 길이를 나타낸다.

### III. 제어기 설계 및 시뮬레이션

우리는 앞서 시스템 (15)를 이용해 다음과 같이 입력  $u'$  를 변환시킬 수 있다.

$$\begin{bmatrix} \dot{x}_1 \\ \dot{x}_2 \\ \dot{x}_3 \\ \dot{x}_4 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & \frac{h}{I_x} & \frac{-h-H_z}{I_x} \\ 0 & 0 & 0 & 1 \\ 0 & \frac{h}{I_y} & 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} x_1 \\ x_2 \\ x_3 \\ x_4 \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ 0 \\ \frac{h}{I_y} \end{bmatrix} u_1 + \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ 0 \\ \frac{l}{I_y} \end{bmatrix} u_2 + \begin{bmatrix} 0 \\ \frac{l}{I_x} \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix} u_3 \quad (16)$$

$$\begin{aligned} u_1 &= k_1x_1 + k_2x_2 + k_3x_3 + k_4x_4 \rightarrow K_1 \\ u_2 &= k_5x_1 + k_6x_2 + k_7x_3 + k_8x_4 \rightarrow K_2 \\ u_3 &= k_9x_1 + k_{10}x_2 + k_{11}x_3 + k_{12}x_4 \rightarrow K_3 \end{aligned} \quad (17)$$

여기서  $u_2, u_3$  는  $-F_2 - F_4, F_1 - F_3$ , 이다. 하지만 본 논문과 같은 다중입력 시스템의 경우 극 값은 4개이나 얻고자 하는 이득 값이 12개 이므로 이득 값을 찾기가 쉽지 않다. 그래서 다음과 같은 방법을 쓰게 되었다.

#### <Design Method>

- (i) 우선적으로 각각의 입력에 대해 독립된 이득 값을 구하고자  $B$  행렬을  $B_1, B_2, B_3$  로 두고  $K$  행렬도 각 입력에 맞게  $K_1, K_2, K_3$  의 형태로 분리한다.
- (ii) 극 값을 임의의 -1, -2, -3, -4로 둔다. 이를 각각의 입력에 대한 고유치라 가정한 뒤,  $A+B_1K_1, A+B_2K_2, A+B_3K_3$  를 이용해 각 입력에 대한 이득 값을 구한다.
- (iii) 구해진 이득 값을 이용해 제어기의 안정성을 확인 후 시뮬레이션 및 실험을 통해 성능을 분석한다.

여기서 극 값은 페루프 시스템의 각각의 입력에 대한 고유치를 말한다. 위의 <Design Method>를 적용할 때  $A+B_3K_3$  의 경우 Hurwitz다항식의 각 계수가 시스템의 입력에 대한 이득 값이 4개인 반면 계수에 대한 단항식은 3개로 나타나기에 비교를 통해  $k_9$  과  $k_{12}$  를 구하지 못한다. 그렇기에 우리는  $k_9$  을 임의의 자유변수로 두었으며, 이 값을 -24로 설계하였다. 또한 이 때  $k_9$  의 경우 값의 변화를 주며 시뮬레이션을 하였을 때,  $k_9 > 0$  이면 대부분 안정하였으며 0에 근접할수록 오버슈트가 줄고 임계응답이 나타나는 반면, 매우 작아질수록 수렴 속도가 빠르나 과도응답을 보인다. 그렇기에 기존의 세팅 값인 -24일 때보다 -5일 때 더 이상적인 성능을 보이며, 이를 통해 얻어진 이득 값은 다음과 같다.

$$\begin{aligned} k_1 &= -0.0015, & k_2 &= -1.0121, & k_3 &= -0.8784, \\ k_4 &= -0.0801, & k_5 &= -0.0415, & k_6 &= -27.2822, \\ k_{10} &= -2.1582, & k_{11} &= -27.0425, & k_{12} &= 27.2848, \end{aligned} \quad (18)$$

이러한 이득 값을 통해 우리는 극 값을 구할 수 있고, 이는  $(-11-i15.6, -11+i15.6, -3.9-i7.1, -3.9+i7.1)(k_9 = -24)$   $(-11.7-i14.6, -11+i14.6, -3.2-i2, -3.2+i2)(k_9 = -5)$  으로 나타난다.

그림 3, 4의  $x_1$  은 Roll축의 각도  $\phi$  를 나타내며,  $x_2$  는 각 속도  $\dot{\phi}$ ,  $x_3$  는 Pitch축의 각도  $\theta$  를,  $x_4$  는 각 가속도  $\ddot{\theta}$  를 나타낸다.

또한 이는 임의로 정한 이득  $k_9$  을 통해 -24일 때와 -5일 때 성능을 비교한 것이다. 그리고 그림 5, 6은 기존의 CMG를 장착하지 않은 쿼드-로터와 비교한 것이다[14].

본 논문에서  $k_9$  을 다양한 수치 값으로 변경하여 실험을 한 결과, 그림 3, 4를 통해 처음 설정한 이득 값 -24일 때보다 -5일 때 제어기의 성능이 더 뛰어나며, 안정화 역시 가장 이상적인 형태로 나타남을 알 수 있다. 이는 CMG장착 시

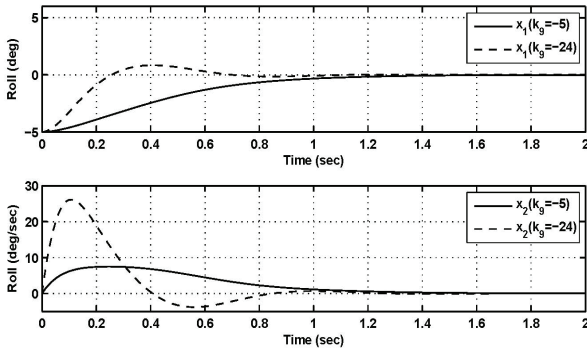


그림 3. Roll축에 대한 각과 각 가속.  
Fig. 3. The angle and angular acceleration in the roll axis.

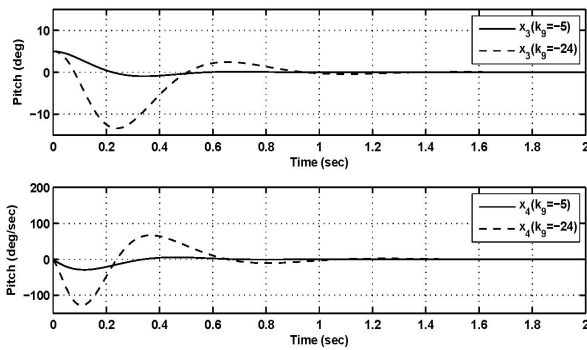


그림 4. Pitch축에 대한 각과 각 가속도.  
Fig. 4. The angle and angular acceleration in the pitch axis.

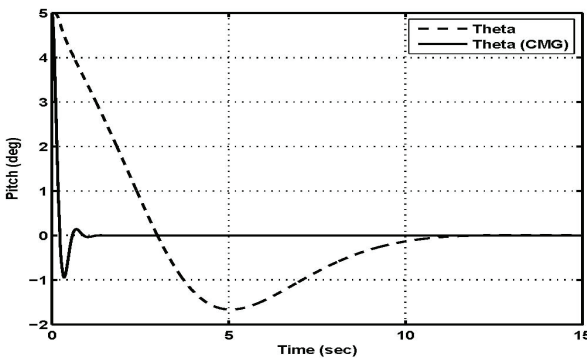


그림 5. CMG 장착 유무에 따른 Roll축의 각 변화.  
Fig. 5. The angle change in the roll axis (with/without CMG).

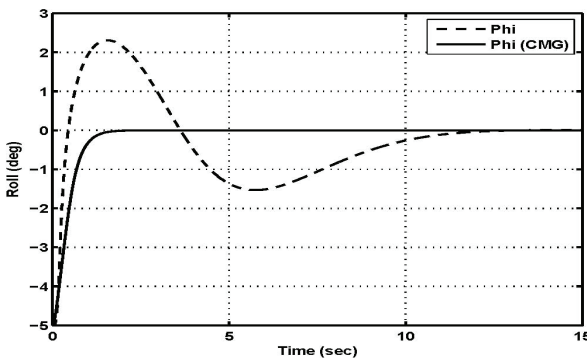


그림 6. CMG 장착 유무에 따른 Pitch축의 각 변화.  
Fig. 6. The angle change in the pitch axis (with/without CMG).

쿼드-로터 자세제어의 응답성을 높일 수 있으며, 이득 값  $k_0$ 의 변화를 통해 빠른 자세변환 혹은 안정적인 자세제어가 가능하다. 하지만 이 이득 값은 피치 축의 회전에 큰 영향을 미치는 이득이므로,  $k_0$  값을 가정할 때 그 값에 따라 큰 오버슈트를 가지거나 수렴 속도에 영향을 준다.

또한 그림 5와 그림 6을 통해 CMG의 장착 유무에 대한 Roll축과 Pitch축의 각 변화를 알 수 있다.

이를 통해 CMG를 공중물체의 일종인 쿼드-로터에 장착 시 이전보다 더 빠른 자세 안정화를 취할 수 있음을 시뮬레이션을 통해 보여진다. 그림 6에 나타나는 CMG장착 후 초기 오버슈트는 임의의 이득 값을 취한  $k_0$ 의 영향이며, 이 값을 조절함에 따라 수렴속도와 오버슈트를 조절할 수 있음을 의미한다.

#### IV. 시스템 구현 및 실험

그림 7은 기본 형태의 쿼드-로터와 완성된 CMG를 장착한 최종형태 쿼드-로터이다[10]. CMG를 설치 전에 우선적으로 쿼드-로터 제작 후 실험을 위해 기본적으로 쿼드-로터 자체의 자이로 센서 중립 및 가속도센서, 지자계 센서를 쿼드-로터의 자세가 평형으로 인식하게 설정해둔다.

이후 쿼드-로터 중심에 CMG 장비가 올 수 있게 설치한다. 이때 CMG는 반작용휠을 구동하기 위한 모터의 경우 쿼드-로터와 동일한 회사에서 생산되는 모터를 사용하며 이 모터의 최대 추력은 800gf 정도이며, 쿼드-로터에 사용되는 모터 한 개당 추력이 1.5kgf이다. 또한 짐벌 역할을 하는 서보-모터와 MBED라 불리는 다목적 보드를 통해 짐벌의 각도를 조정한다. 이때 외부로부터의 입력 즉 외란을 주었을 때, 다음과 같은 성능 변화를 볼 수 있다.

그림 8은 외란이 잠시 가해졌을 때 따른 Roll축의 각변화를 보여준다. CMG의 유무에 따라 쿼드-로터가 두 가지 형태로 자세 안정화하고 있을 때 외부로부터 Roll축에 대해  $-15^\circ$  정도 외란을 주고, 이에 따른 자세안정화 정도를 통해 성능을 비교할 수 있다.

즉 그림 8(a)는 기존의 쿼드-로터의 외란에 따른 Roll축의 각 변화를 보여주며, (b)는 CMG가 작동하고 있을 시에 외란에 따른 Roll축의 각 변화를 보여준다. Roll축의 경우 안정화 속도가 미세하게 빠른 것을 알 수 있고, 이는 진동이 좀더 적음을 나타낸다. 이는 장비를 제작 시 반작용휠의 회전속도와 톨축에 영향을 미치는 1번 모터와 속도 및 제어입력을 동기화시켰기 때문이다. 기본적으로 쿼드-로터는 자이로 센서를

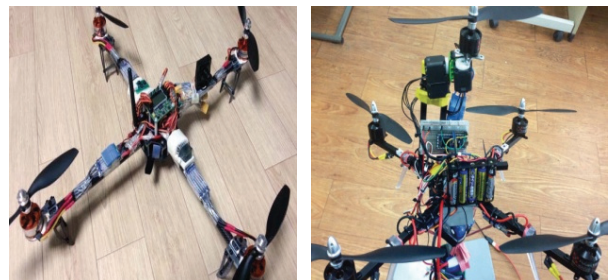


그림 7. 기존의 쿼드로터와 CMG를 추가한 형태.  
Fig. 7. Quad-rotor (with/without CMG).

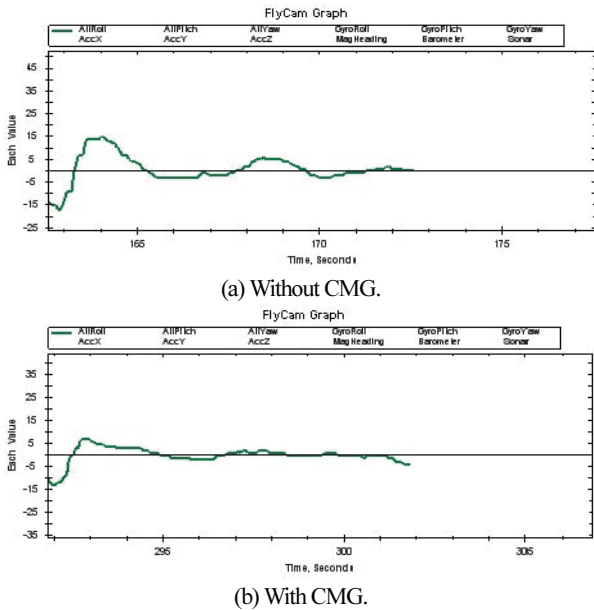


그림 8. 외란에 대한 Roll축의 각 변화.  
 Fig. 8. The angle change for disturbance in the roll axis (with/without CMG).

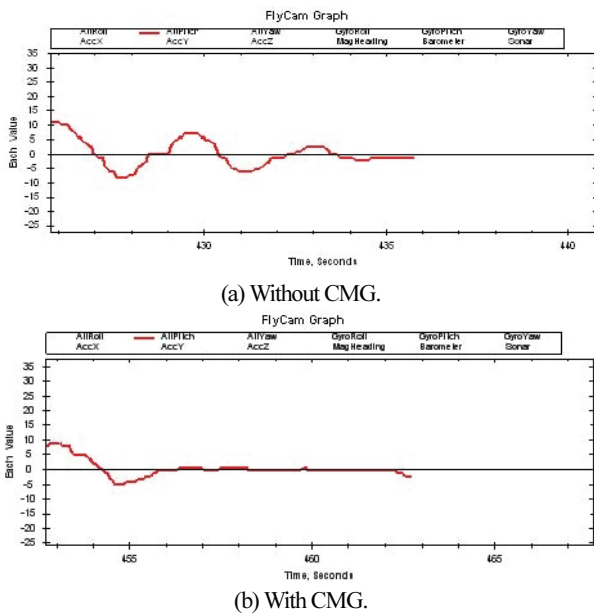


그림 9. 외란에 대한 Pitch축의 각 변화.  
 Fig. 9. The angle change for disturbance in the pitch axis (with/without CMG).

통해 자세를 검출하여 4개의 로터로 얻을 수 있는 추력을 조절하여 자세를 제어한다.

여기서 우리는 반작용휠의 속도를 결정하는 모터와 쿼드-로터의 1번 모터를 동기화 시킴에 따라 1번 모터의 회전속도와 반작용휠의 회전속도가 동일한 변화를 가지게 된다. 이것은 쿼드-로터의 1번 모터가 롤축의 변화와 관련 있는 추력 힘에 롤축의 변화 시 CMG의 반작용휠의 구동속도 역시 변하게 됨을 말하고, 이렇게 커플링하게 되면 롤축의 기울기에 따라 CMG의 자이로모멘트 힘이 더 민감하게 반응할 수 있으며,

외란이 롤축에 가해질 때 CMG설치 이전과는 달리 롤축에서의 진동이 줄어들며, 더 빠른 자세안정화를 얻을 수 있다.

그림 9 또한 역시 외란이 잠시 가해졌을 때에 따른 Pitch축의 각 변화를 보여주며 피치축의 경우에는 CMG를 장착시 자세 안정이 매우 빠르게 됨을 알 수 있다. 이 부분의 경우 제어기 설계 시 제어 입력인 휠 변환각  $\dot{\gamma}$  와 오일러각  $\theta$  가 비슷하다고 가정을 하였고, 그에 따라 그림 (b)와 같이 시스템의 응답성을 높이는 빠른 자세 기동을 가능케 한 반면 약간의 진동이 생긴 것을 볼 수 있다. 이는 CMG의 휠 변환각과 Pitch축의 각의 관계에 따라 원하는 자세기동을 얻을 수 있음을 나타낸다.

**V. 결론**

실험 결과 쿼드-로터 자체가 가지는 자이로모멘트가 있으며, 이것은 쿼드-로터에 CMG를 적용 시 자세제어가 타 시스템에 비해 복잡한 알고리즘을 가지지만 더 정교히 컨트롤할 수 있다는 것을 뜻한다. 각 축에 대한 각변화 실험 결과 역시 기존의 쿼드-로터 방식에 CMG를 접목한다면 원하는 방향으로 힘을 가하여 로터의 추력함과 함께 기동하기에 더 빠른 자세안정화를 가능케 하고, 이러한 방식은 정밀 고기동을 가능케 한다. 또한 한 개의 CMG가 가지는 단점 중에 하나인 커플링을 통해 작용해야 한다는 점을 자체 로터를 통해 반작용 회전힘을 상쇄 시켜줄 수가 있다. 이는 적절한 제어 알고리즘을 설계한다면, 소규모의 CMG만으로도 성능의 향상을 얻을 수 있고 이를 통해 가격절감도 이뤄질 수 있다.

현재 CMG는 다양한 분야에 접목을 시도 중이며, 해양의 경우 횡동요에 의한 선박의 흔들림을 기존 방법보다 확실히 잡아주기에 요트나 대형선박 등에 이용되고 있으며, 수중 탐사 로봇 등의 관절부분에 삽입하여 관성에 의한 자세 흔들림 잡아주는 목적으로 이용되고 있다. 또한 공중물체인 미사일은 물론 수중의 어뢰까지 더 이상 위성에만 국한된 것이 아닌 점점 다양한 분야에 접목되고 있다. 하지만 아직도 위성 자세 제어에 관한 연구 외엔 찾아보기 힘들고, 성능에 비해 고가의 장비에 속하기에 가격절감 및 성능향상을 위한 연구가 시급하다. 그렇기에 추후 좀 더 비용을 줄이면서도 성능이 나아진 CMG알고리즘을 추가할 것이다.

**REFERENCES**

- [1] N. S. Bedrossian, "Steering law design for redundant single gimbal control moment gyro systems," M.S.M.E. Thesis, Massachusetts Inst. of Technology, 1987.
- [2] N. S. Bedrossian, J. Paradiso, E. V. Bergmann, and D. Rowell, 1990, "Redundant single-gimbal control moment gyroscope singularity analysis," *Journal of Guidance, Control, Dynamics*, vol. 13, no. 6, pp. 1096-1101.
- [3] W. Bong, D. Bailey, and C. Heiberg, "Singularity robust steering logic for gyros," *Journal of Guidance, Control and Dynamics*, vol. 24, no. 5, pp. 865-872, Sep.-Oct. 2002.
- [4] W. Bong, D. Bailey, and C. Heiberg, "Rapid multi target acquisition and pointing control of agile spacecraft," *Journal of Guidance, Control and Dynamics*, vol. 25, no. 1, pp. 96-104, 2002.
- [5] S. Bouabdallah, "Design and control of quadrotors with

- application to autonomous flying.” Ph.D. dissertation, Ecole Polytechnique Federale de Lausanne, 2007.
- [6] P. Castillo, A. Dzul, and R. Lozano, “Real-time stabilization and tracking of a four-rotor mini rotorcraft control systems technology,” *IEEE Transactions on Control Systems Technology*, vol. 12, no. 4, pp. 510-516, Jul. 2004.
- [7] S. P. Kim and Y. D. Kim, “Attitude stabilization of rigid spacecraft using two momentum wheels,” *Journal of the Korean Society for Aeronautical and Space Sciences*, vol. 29, no. 4, pp. 78-85, 2001.
- [8] V. Lappas, W. H. Steyn, and C. I. Underwood, “Torque amplification of control moment gyros,” *Electronics Letters*, vol. 38, no. 15, pp. 837-839, 2002.
- [9] S. W. Lee and H. H. Seo, “Two axis attitude control system design of momentum biased satellite,” *Journal of the Korean Society for Aeronautical and Space Sciences*, vol. 34, no. 4, pp. 40-46, 2006.
- [10] Multi-copter : <http://cafe.naver.com/multicopter>.
- [11] 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, pp. 183-203, 1991.
- [12] T. R. Parks ECP, “Manual for model 750 control moment gyroscope,” ECP, Educational Control Products, 1999.
- [13] PinkWink : <http://pinkwink.kr/tag>.
- [14] A. Tayebi and S. McGilvray, “Attitude stabilization of a four rotor aerial robot,” in Proc. IEEE Int. Conf. on Decision and Control, pp. 1216-1221, 2004.



#### 오경현

2012년 동아대학교 전기공학과 졸업.  
2014년 동 대학원 석사. 관심분야는 위성 자세제어, 무인 비행체(UAV), 로봇 제어, 미션형 시스템 제어.

#### 최호림

제어 · 로봇 · 시스템학회 논문지 제15권 제4호 참조.