

가변속 CMG를 장착한 위성의 각속도 추정 및 2축 자세제어

Angular Speed Estimation and Two-Axis Attitude Control of a Spacecraft Using a Variable-Speed Control Moment Gyroscope

진 재 현*
 (Jaehyun Jin¹)

¹Sunchon National University

Abstract: This paper deals with the attitude control of an underactuated spacecraft that has fewer than three actuators. Even though such spacecrafts are known as uncontrollable, restricted missions are possible with controlling two-axis attitude angles. A variable speed control moment gyroscope is considered as an actuator. It is a kind of momentum exchange device and it shows highly nonlinear dynamical properties. Speed commands are generated by kinematic equations represented by Euler angles. A control law, that is designed to make a spacecraft follow the speed commands, is derived by the backstepping method. Angular speeds are estimated from the attitude measurements. Several estimation methods have been compared.

Keywords: spacecraft control, variable speed CMG, underactuation, backstepping, angular speed estimation

I. 서론

인공위성의 자세제어를 위해서는 기본적으로 세 축에 대한 독립적인 제어토크가 필요하다. 그러나 운용도중에 구동기의 고장이 발생하여 한 축 이상에 대한 제어능력을 상실하면서 부족구동(underactuation)의 상태에 이를 수 있다. 구동기가 없는 축에 대한 직접적인 제어는 불가능하다[1-3].

부족구동 위성의 제어는 구동기와 모멘텀 조건에 따라 다르다. 추력기는 위성의 전체 모멘텀 자체를 감소시키면서 위성을 정지상태로 만들 수 있다. 위성이 정지하면, 순차적으로 두 축을 회전시켜 원하는 자세에 도달할 수 있다[4-6].

반작용 휠, CMG 등의 모멘텀 교환장치는 위성의 모멘텀을 흡수하면서 위성의 각속도를 안정화시키고 자세제어를 수행한다. 그림 1은 모멘텀 휠로 위성의 모멘텀을 흡수하면서 자세제어를 수행하는 2차원 예시이다. 그림 1(a)는 적정구동 상태로서, 각속도를 안정화시키면서 원하는 자세에 도달할 수 있다. 부족구동인 경우에는 속도를 안정화시키기 위해서는 모멘텀 휠이 위성의 초기 모멘텀 방향으로 정렬을 해야 하므로 임의의 자세제어는 불가능하다(그림 1(b) 참고).

본 논문에서는 한 개의 가변속 CMG (VCMG: Variable-speed Control Moment Gyroscope)를 장착한 부족구동 위성의 2축 자세제어에 대한 연구결과를 제시한다. 가변속 CMG는 기존의 CMG와는 달리 휠 속도를 변화시킬 수 있어서, 2개의 반작용 토크가 발생한다. 이러한 장점 때문에 최근에 많이 연구되고 있다[2,7-10]. 참고문헌 [11]에서는 위성의 상태에 따라 세 개의 다른 제어법칙을 단계적으로 적용하여 각속도를 안정화하고, 두 축에 대한 자세를 제어하는 기법을 제시하였다.

본 논문에서는 하나의 제어법칙을 이용하여 자세제어 목적을 달성할 수 있음을 보인다. 백스테핑 기법을 적용하여 제안한 방법의 안정성을 증명한다. 특히 제어에 필요한 각속

도는 추정 기법으로 구한다. 소형위성에서 탑재장비를 줄일 목적으로 각속도 센서를 제외했거나 각속도 센서가 고장인 상황에 대응하기 위해서 추정기법은 필수적이다. 두 가지 방법을 비교하였다. 하나는 롤, 피치, 요 채널 별로 표적추적 기법을 이용하여 변화율을 추정하고 각속도와와의 관계방정식을 이용하여 각속도를 추정하는 것이고, 다른 하나는 확장형 Kalman 필터를 이용하는 것이다. 제어와 추정을 통합한 시뮬레이션을 이용하여 제안한 방법을 검증한다.

II. 위성 형상 및 제어 모델

대상 위성의 기본 형상과 단위벡터의 정의는 그림 2에서 나타내었다. 가변속 CMG의 휠은 c_x 를 중심으로 회전하고,

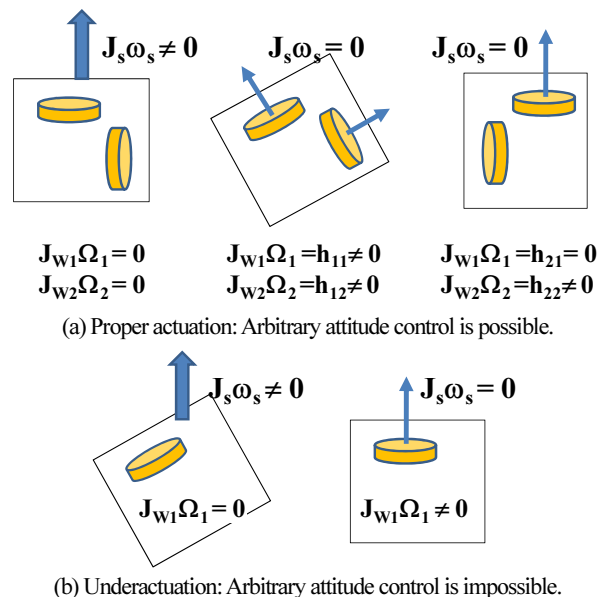


그림 1. 적정구동 및 부족구동 상태의 자세제어.
 Fig. 1. Proper and under actuation for attitude control.

* 책임저자(Corresponding Author)
 논문접수: 2009. 12. 2., 수정: 2010. 4. 20., 채택확정: 2010. 9. 28.
 진재현: 순천대학교 우주항공공학전공(donworry@sunchon.ac.kr)

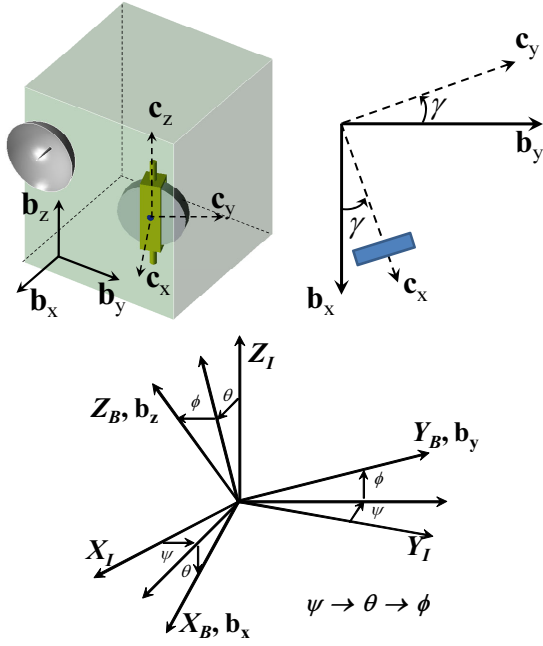


그림 2. VCMG의 배치, 좌표계, Euler 각도 정의.

Fig. 2. VCMG configuration, coordinate system, and Euler angles.

짐벌은 \mathbf{c}_z 를 중심으로 회전한다. 단위벡터 \mathbf{b}_z 와 \mathbf{c}_z 는 평행하며, 짐벌각 γ 는 \mathbf{b}_x 와 \mathbf{c}_x 의 사이각이다.

위성의 자세를 기술하는 방법으로 Euler 각을 적용한다. 특히 3-2-1 (yaw $\psi \rightarrow$ pitch $\theta \rightarrow$ roll ϕ)의 회전순서를 기준할 때, 각속도와와의 관계방정식은 다음과 같다.

$$\begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & s\phi t\theta & c\phi t\theta \\ 0 & c\phi & -s\phi \\ 0 & s\phi/c\theta & c\phi/c\theta \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \omega_1 \\ \omega_2 \\ \omega_3 \end{bmatrix} \quad (1)$$

$\boldsymbol{\omega} = [\omega_1 \ \omega_2 \ \omega_3]^T$ 은 위성의 각속도를 동체좌표계(body frame)에 대해 기술한 각속도벡터이다. ψ, θ, ϕ 는 Euler 회전각으로서 각각 동체좌표계 Z_B, Y_B, X_B 축의 순차적인 회전각이다. 삼각함수 기호는 필요에 따라 $\sin \theta \rightarrow s\theta, \cos \phi \rightarrow c\phi, \tan \theta \rightarrow t\theta$ 와 같이 간단하게 표기하였다.

외부 토크가 없다면 관성좌표계에서 기술된 위성의 전체 각운동량(angular momentum)은 항상 일정하다. 전체 각운동량은 영이 아니라고 가정한다.

$$\begin{aligned} \mathbf{h} &= \mathbf{J}\boldsymbol{\omega} + J_G \dot{\gamma} \mathbf{c}_z + J_W \boldsymbol{\Omega} \mathbf{c}_x \\ &= \begin{bmatrix} J_1 \omega_1 + J_W \Omega c \gamma \\ J_2 \omega_2 + J_W \Omega s \gamma \\ J_3 \omega_3 \end{bmatrix} \neq 0 \end{aligned} \quad (2)$$

여기서 $\mathbf{J} = \text{diag}[J_1, J_2, J_3]$ 는 위성의 전체 관성모멘트이며, J_W 는 \mathbf{c}_x 에 대한 휠의 관성모멘트이고, J_G 는 \mathbf{c}_z 에 대한 휠과 짐벌의 합 관성모멘트이다. $\boldsymbol{\Omega}$ 는 휠의 각속도이다. 두 번째 항은 크기가 작고, 직접적인 입력으로 사용하기 때문에 제어 법칙 유도에서는 생략하지만, 시뮬레이션에는 고려한다.

위성의 동역학 방정식들은 다음과 같이 전개된다.

$$\dot{\mathbf{h}} + \boldsymbol{\omega} \times \mathbf{h} = 0 \quad (3)$$

$$\mathbf{J}\dot{\boldsymbol{\omega}} + J_W \boldsymbol{\Omega} \dot{\mathbf{c}}_x + J_W \dot{\boldsymbol{\Omega}} \mathbf{c}_x + \boldsymbol{\omega} \times \mathbf{h} = 0 \quad (4)$$

$$\dot{\boldsymbol{\omega}} = \mathbf{J}^{-1} (-\boldsymbol{\omega} \times \mathbf{h} - J_W \boldsymbol{\Omega} \dot{\gamma} \mathbf{c}_y - J_W \dot{\boldsymbol{\Omega}} \mathbf{c}_x) \quad (5)$$

짐벌의 각속도와 휠의 각속도는 반작용 토크를 유발하기 때문에 이를 제어입력으로 취급한다. 그리고 편의상 변환된 입력을 정의한다.

$$\dot{\gamma} = u_1, \quad \dot{\boldsymbol{\Omega}} = u_2 \quad (6)$$

$$\begin{bmatrix} v_1 \\ v_2 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \Omega s \gamma & -c \gamma \\ -\Omega c \gamma & -s \gamma \end{bmatrix} \begin{bmatrix} u_1 \\ u_2 \end{bmatrix} \quad (7)$$

대상 시스템의 운동 방정식을 정리하면 다음과 같다.

$$\dot{\theta} = \omega_2 c \phi - \omega_3 s \phi \quad (8)$$

$$\dot{\psi} = \omega_2 s \phi / c \theta + \omega_3 c \phi / c \theta \quad (9)$$

$$\dot{\omega}_1 = \frac{J_2 - J_3}{J_1} \omega_2 \omega_3 + \frac{J_W}{J_1} \Omega \omega_3 s \gamma + \frac{J_W}{J_1} v_1 \quad (10)$$

$$\dot{\omega}_2 = \frac{J_3 - J_1}{J_2} \omega_1 \omega_3 - \frac{J_W}{J_2} \Omega \omega_3 c \gamma + \frac{J_W}{J_2} v_2 \quad (11)$$

$$\dot{\omega}_3 = \frac{J_1 - J_2}{J_3} \omega_1 \omega_2 - \frac{J_W}{J_3} \Omega (\omega_1 s \gamma - \omega_2 c \gamma) \quad (12)$$

단위벡터 \mathbf{b}_x 의 방향을 제어하기 위해서는 θ 와 ψ 를 제어해야 하는데, 이 각들은 각속도 ω_2, ω_3 의 함수이다. 그 중 각속도 ω_3 는 제어입력으로 조종할 수 없다.

제어목표는 세 각속도를 안정화하면서 피치 각(θ)과 요 각(ψ)을 제어하는 것이다. 즉, 위성의 특정한 면(\mathbf{b}_x 와 수직한 면)이 원하는 목표지점을 향하도록 제어하여야 한다.

III. 자세제어 법칙

1. 각속도 지령 계산

본 논문에서는 백스테핑(backstepping) 기법을 이용하여 제어법칙을 설계하면서 안정성을 증명한다[12,13].

원하는 피치 각과 요 각을 각각 θ_d, ψ_d 라고 하며(일정하다고 가정 함), 실제 피치와 요 각이 이 값에 수렴하기를 원한다. 이를 위해 Lyapunov 후보 함수를 다음과 같이 선정한다.

$$V_1 = \frac{1}{2} \left[e_\theta^2 + K_{I\theta} \left(\int e_\theta dt \right)^2 + e_\psi^2 + K_{I\psi} \left(\int e_\psi dt \right)^2 \right] \quad (13)$$

$e_\theta = \theta_d - \theta, e_\psi = \psi_d - \psi$ 이다. V_1 의 미분을 구한다.

$$\dot{V}_1 = e_\theta (\dot{e}_\theta + K_{I\theta} \int e_\theta dt) + e_\psi (\dot{e}_\psi + K_{I\psi} \int e_\psi dt) \quad (14)$$

$\dot{V}_1 = -K_{P\theta} e_\theta^2 - K_{P\psi} e_\psi^2 < 0$ 이 되도록 식 (15)와 같이 두면, e_θ 와 e_ψ 는 영으로 수렴하게 된다.

$$\dot{e}_\theta + K_{I\theta} \int e_\theta dt = -K_{P\theta} e_\theta, \quad \dot{e}_\psi + K_{I\psi} \int e_\psi dt = -K_{P\psi} e_\psi \quad (15)$$

원하는 값 θ_d 와 ψ_d 은 일정하기 때문에 식 (15)를 다시 다음과 같이 쓸 수 있다.

$$\dot{\theta} = K_{P\theta} e_\theta + K_{I\theta} \int e_\theta dt, \quad \dot{\psi} = K_{P\psi} e_\psi + K_{I\psi} \int e_\psi dt \quad (16)$$

식 (16)은 일종의 PI 제어의 형태이며, 게인 K_p 와 K_I 는 수렴특성을 결정한다. 식 (16)과 (8,9)를 같게 두면, 필요한 위성의 각속도를 다음처럼 얻을 수 있다.

$$\begin{bmatrix} \omega_{2,d} \\ \omega_{3,d} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} c\phi & s\phi c\theta \\ -s\phi & c\phi c\theta \end{bmatrix} \begin{bmatrix} K_{p\theta} e_\theta + K_{I\theta} \int e_\theta dt \\ K_{p\psi} e_\psi + K_{I\psi} \int e_\psi dt \end{bmatrix} \quad (17)$$

결국 위성이 식 (17)의 지령 각속도를 추종하면, 자세각은 원하는 값(θ_d, ψ_d)에 수렴하게 된다.

2. 입력 토크 계산

입력 토크 계산을 위한 Lyapunov 후보 함수를 선정한다.

$$V_2 = V_1 + \frac{1}{2}(e_{\omega_2}^2 + e_{\omega_3}^2) \quad (18)$$

$e_{\omega_2} = \omega_{2,d} - \omega_2$, $e_{\omega_3} = \omega_{3,d} - \omega_3$ 이며 $\omega_{2,d}$ 와 $\omega_{3,d}$ 의 변화율은 작다고 가정한다면 $\dot{e}_{\omega_2} = -\dot{\omega}_2$, $\dot{e}_{\omega_3} = -\dot{\omega}_3$ 이 된다. V_1 의 미분은 식 (19)과 같다.

$$\dot{V}_2 = \dot{V}_1 + e_{\omega_2} \dot{e}_{\omega_2} + e_{\omega_3} \dot{e}_{\omega_3} \quad (19)$$

$\dot{V}_1 < 0$ 이라는 조건하에 $\dot{V}_2 < 0$ 이 되도록 다음과 같이 설정한다.

$$\dot{e}_{\omega_2} = -\lambda_2 e_{\omega_2}, \quad \dot{e}_{\omega_3} = -\lambda_3 e_{\omega_3} \quad (20)$$

또는 다음과 같이 둘 수 있다.

$$\dot{\omega}_2 = \lambda_2(\omega_{2,d} - \omega_2), \quad \dot{\omega}_3 = \lambda_3(\omega_{3,d} - \omega_3) \quad (21)$$

각속도 ω_2 , ω_3 가 식 (21)의 동특성을 가지면서 지령 각속도에 수렴할 수 있도록 필요한 제어입력을 구한다.

식 (11)와 (21)를 같게 두면 입력 v_2 를 구할 수 있다.

$$v_2 = \frac{1}{J_w} [J_2 \lambda_2 e_{\omega_2} - (J_3 - J_1) \omega_1 \omega_3 + J_w \Omega \omega_3 c\gamma] \quad (22)$$

식 (12)을 살펴보면, ω_3 를 직접적으로 제어할 수 없으며, 대신 ω_1 을 이용하여 간접적으로 조종하여야 한다. ω_1 에 대한 특정 명령이 없어서 ω_1 을 의사 입력으로 사용할 수 있다. 그래서 식 (12)과 (21)를 같게 두어 필요한 ω_1 을 구할 수 있으며, 이는 결국 ω_1 에 대한 지령값이 된다.

$$\omega_{1,d} = \frac{\lambda_3 J_3 (\omega_{3,d} - \omega_3) - J_w \omega_2 \Omega c\gamma}{(J_1 - J_2) \omega_2 - J_w \Omega s\gamma} \quad (23)$$

지령 각속도 값이 발산하는 것을 방지하기 위하여 분모인 $D = (J_1 - J_2) \omega_2 - J_w \Omega s\gamma$ 가 일정한 값(D_{th}) 보다 작으면 $D = \text{sgn}(D) \cdot D_{th}$ 으로 두거나, $\omega_{1,d}$ 값 자체를 제한한다 ($|\omega_{1,d}| \leq \omega_{1,\text{lim}}$).

최종적으로 다음과 같은 Lyapunov 후보함수를 선정한다.

$$V_3 = V_2 + e_{\omega_1}^2 \quad (24)$$

$e_{\omega_1} = \omega_{1,d} - \omega_1$ 이다. $\dot{V}_2 < 0$ 이라는 조건하에 $\dot{V}_3 < 0$ 이 되

도록 $\dot{\omega}_1 = \lambda_1(\omega_{1,d} - \omega_1)$ 으로 한다. 이를 위한 제어입력 v_1 은 식 (25)와 같이 구해진다.

$$v_1 = \frac{1}{J_w} [J_1 \lambda_1 e_{\omega_1} - (J_2 - J_3) \omega_2 \omega_3 - J_w \Omega \omega_3 s\gamma] \quad (25)$$

최종적으로 실제 입력 u_1 , u_2 는 식 (26)과 같다.

$$\begin{bmatrix} u_1 \\ u_2 \end{bmatrix} = \frac{1}{J_w \Omega} \begin{bmatrix} s\gamma & -c\gamma \\ -\Omega c\gamma & -\Omega s\gamma \end{bmatrix} \times \begin{bmatrix} J_1 \lambda_1 e_{\omega_1} - (J_2 - J_3) \omega_2 \omega_3 - J_w \Omega \omega_3 s\gamma \\ J_2 \lambda_2 e_{\omega_2} - (J_3 - J_1) \omega_1 \omega_3 + J_w \Omega \omega_3 c\gamma \end{bmatrix} \quad (26)$$

3. 각속도 추정

식 (26)의 제어입력을 위해서는 각속도 값이 필요하다. 소형위성의 경우 각속도 센서 대신 자세센서(star 센서 등)를 이용해서 추정할 수 있다면 많은 이득이 생긴다. 그리고 각속도 센서의 고장검출 및 대응을 위해서는 추정하는 방안이 필수적이다.

두 가지 방법을 비교하였다. Euler 각도와 변화율의 단순한 운동학(kinematic) 관계식을 사용하는 표적추적(target tracking) 기법과 위성의 동역학을 이용하는 확장형 Kalman 필터를 적용한다[14].

3.1 표적추적기법

표적추적기법은 Euler 각 ϕ , θ , ψ 는 별 센서로 측정하고, 변화율 $\dot{\phi}$, $\dot{\theta}$, $\dot{\psi}$ 을 추정하고, 최종적으로 제어에 필요한 각속도를 얻는다.

$$\begin{bmatrix} \dot{\omega}_1 \\ \dot{\omega}_2 \\ \dot{\omega}_3 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & -s\theta \\ 0 & c\phi & s\phi c\theta \\ 0 & -s\phi & c\phi c\theta \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} \quad (27)$$

편의상 한 채널에 대해서만 수식을 전개한다. 다른 채널에 대해서는 동일하게 적용할 수 있다. 롤 채널에 대한 상태변수를 $x_k = [\phi_k \quad \dot{\phi}_k \quad \ddot{\phi}_k]^T$ 라고 정의한다. 프로세스 잡음과 출력 잡음을 고려한 모델은 식 (28)과 같다.

$$\begin{aligned} x_{k+1} &= Ax_k + Bv_k, \quad y_k = Cx_k + w_k \\ A &= \begin{bmatrix} 1 & T & \frac{1}{2}T^2 \\ 0 & 1 & T \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}, \quad B = \begin{bmatrix} \frac{1}{6}T^3 \\ \frac{1}{2}T^2 \\ T \end{bmatrix}, \quad C = [1 \quad 0 \quad 0] \\ Q\delta(t-s) &= E[v_1 v_1^T], \quad R\delta(t-s) = E[w_1 w_1^T]. \end{aligned} \quad (28)$$

식 (28)의 시스템에 대한 정상상태 추정기는 다음과 같이 설계한다[14].

$$\begin{aligned} \hat{x}_{k+1} &= (I - KC)A\hat{x}_k + Ky_k \\ P &= (I - KC)(APA^T + BQB^T) \\ K &= PC^T (CPC^T + R)^{-1} \end{aligned} \quad (29)$$

Q 와 R 의 비를 적절히 조절하여 원하는 특성을 얻도록 한다. Q 를 증가시키면 추정은 빨라지지만 노이즈의 영향이 커

지며, 감소시키면 추정이 느려져서 전체적인 시스템의 안정성에 문제를 가져올 수 있다.

3.2 확장형 Kalman 필터

다음의 연속시간 비선형 운동방정식을 갖는 시스템을 고려한다. 상태변수는 Euler 각도와 위성의 각속도이다.

$$\begin{aligned} \dot{x} &= f(x,t) + Gv \\ y &= Cx \end{aligned} \quad (30)$$

회 각속도(Ω)와 짐벌각(γ)는 상태변수가 아니며 측정할 수 있다. 이에 대한 확장형 Kalman 필터는 다음과 같다[14-16]. 모든 벡터와 행렬은 시간의 함수이지만 부호 (t) 는 편의상 생략하였다.

$$\begin{aligned} \hat{\dot{x}} &= f(\hat{x},t) + K(y - C\hat{x}) \\ K &= PC^T R^{-1} \\ F &= \left[\frac{\partial f}{\partial x} \right]_{x=\hat{x}} \\ \dot{P} &= FP + PF^T + GQG^T - KRK^T \end{aligned} \quad (31)$$

식 (1)과 (5)를 이용하여 행렬 F 를 다음과 같이 구한다.

$$F = \begin{bmatrix} F_{11} & F_{12} \\ F_{21} & F_{22} \end{bmatrix}$$

$$F_{11} = \begin{bmatrix} c\phi t \theta \omega_2 - s\phi t \theta \omega_3 & \frac{s\phi}{c^2 \theta} \omega_2 + \frac{c\phi}{c^2 \theta} \omega_3 & 0 \\ -s\phi \omega_2 - c\phi \omega_3 & 0 & 0 \\ \frac{c\phi}{c\theta} \omega_2 - \frac{s\phi}{c\theta} \omega_3 & \frac{s\phi t \theta}{c\theta} \omega_2 + \frac{c\phi t \theta}{c\theta} \omega_3 & 0 \end{bmatrix}$$

$$F_{12} = \begin{bmatrix} 1 & s\phi t \theta & c\phi t \theta \\ 0 & c\phi & -s\phi \\ 0 & s\phi / c\theta & c\phi / c\theta \end{bmatrix}, \quad F_{21} = 0,$$

$$F_{22} = \begin{bmatrix} 0 & a_{11} \omega_3 & a_{11} \omega_2 + a_{12} \Omega s \gamma \\ a_{21} \omega_3 & 0 & a_{21} \omega_1 - a_{22} \Omega c \gamma \\ a_{31} \omega_2 - a_{32} \Omega s \gamma & a_{31} \omega_1 + a_{32} \Omega c \gamma & 0 \end{bmatrix}$$

$$a_{11} = \frac{J_2 - J_3}{J_1}, \quad a_{21} = \frac{J_3 - J_1}{J_2}, \quad a_{31} = \frac{J_1 - J_2}{J_3}$$

$$a_{12} = \frac{J_W}{J_1}, \quad a_{22} = \frac{J_W}{J_2}, \quad a_{32} = \frac{J_W}{J_3}$$

IV. 시뮬레이션 및 결과 분석

시뮬레이션을 이용하여 제안한 제어 기법을 검증하였다. 표 1의 파라미터는 참고문헌 [11]을 참고하여 결정하였다. 제어 입력에 대해서는 제한을 두었으며, Euler 각은 측정잡음을 포함하였다. 잡음은 영평균의 정규분포($N(0,\sigma)$) 라고 가정하였다.

$$\begin{aligned} |\dot{\gamma}| &\leq \dot{\gamma}_{lim}, \quad |\dot{\Omega}| \leq \dot{\Omega}_{lim} \\ \phi_m &= \phi + n, \quad \theta_m = \theta + n, \quad \psi_m = \psi + n \end{aligned} \quad (33)$$

처음 200초 동안에는 일정한 값에 수렴하도록 하였으며, 이후에는 일정하게 변하는 자세 명령을 추종한다. 식 (16)에서 적분 제어는 위성의 자세가 어느 정도 정착되는 시점(100초)에서 작동한다. 초기에는 비선형 특성과 적분기의 특성이

표 1. 시뮬레이션 파라미터 및 시나리오.

Table 1. Simulation parameters and scenarios.

Parameters	Value [Unit]	
J	diag [20, 20, 10]	[kg-m ²]
J_W	0.0042	[kg-m ²]
J_G	0.0098	[kg-m ²]
$\chi(0)$	120	[degree]
$\omega(0)$	[0.02, -0.04, 0.01]	[rad/s]
$\Omega(0)$	300	[rpm]
$\phi\theta\psi(0)$	[0, 0, 0]	[degree]
θ_{d1}, ψ_{d1}	[20, 15]	[degree]
θ_{d2}, ψ_{d2}	[20, 15] + 0.1(t - 200) × [1, 1]	[degree]
$K_{p\theta}, K_{p\psi}$	0.1	[-]
$K_{I\theta}, K_{I\psi}$	0.01	[-]
$\lambda_1, \lambda_2, \lambda_3$	0.5	[-]
Ω_{th}	5	[rad/s]
D_{th}	0.1	[kg-m ² /s]
ω_{lim}	1	[rad/s]
$\dot{\gamma}_{lim}$	0.5	[rad/s]
$\dot{\Omega}_{lim}$	10	[rad/s ²]
1σ	0.0001	[rad]
Scenario		
time (sec)	Control Mode	
t < 200	P control for $\theta\psi_{d1}$	
200 < t < 400	PI control for $\theta\psi_{d1}$	
400 < t	PI control for $\theta\psi_{d2}$	

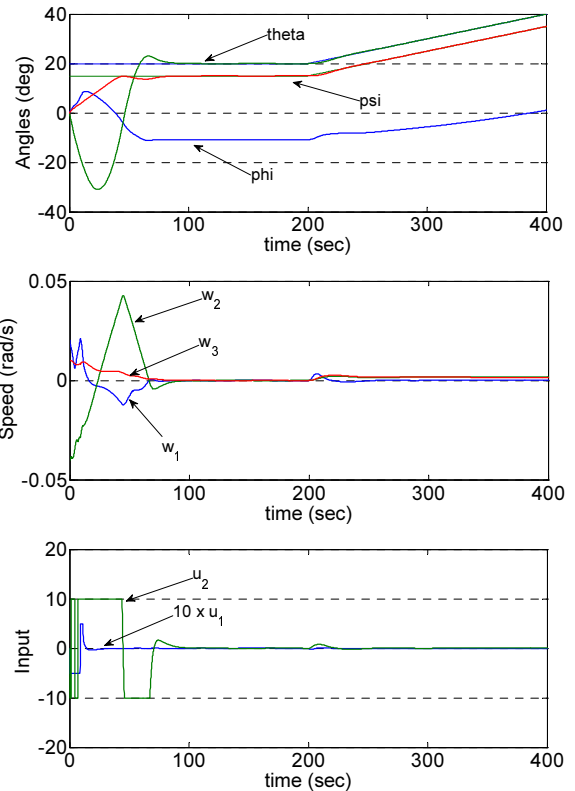


그림 3. 기준 제어 결과.

Fig. 3. Reference control results.

서로 간섭하지 않도록 하였다.

그림 3은 Euler 각도와 위성 각속도를 잡음 없이 측정한다고 가정했을 때 수행된 제어결과이다. 한 개의 제어기에 의해서 위성을 안정화시키고 자세추종이 이루어짐을 알 수 있다. 참고문헌 [11]에서는 선형제어로 전환이 이루어질 때 약간의 충격이 발생하지만 여기에서는 그런 현상이 없다. 또한 적분제어 요소는 램프입력 추종을 가능하게 한다.

그림 4는 3차의 각속도 추정필터를 사용하였으며, 세 채널 모두 $Q=10, R=1$ 로 설계하였다. 그림 5는 확장형 Kalman 필터를 사용한 경우이며, $Q=10 \times I_{3 \times 3}, R=I_{3 \times 3}$ 이며, $P(0)=10 \times I_{6 \times 6}$ 으로 두었다. Q 값을 증가시키면 오차는 줄어들지만, 노이즈의 영향이 증가한다. 3차 필터보다 확장형 Kalman 필터(EKF)를 사

용한 경우가 더 좋은 결과를 보여주고 있다. 초기 오차도 작으며 노이즈의 영향 또한 작다. EKF의 적용이 가장 적합한 것으로 판단된다. 그림 6은 EKF를 적용한 경우에 잡음의 크기와 설계 파라미터 Q 값에 따른 각속도 추정오차(e_1)와 자세 추종오차(e_2)의 지수(index)를 도식한 것이다.

$$e_1 = \int \|\omega_r - \hat{\omega}\|^2 dt$$

$$e_2 = \int [(\theta_d - \theta)^2 + (\psi_d - \psi)^2] dt \tag{34}$$

지수 계산을 위한 적분시간은 $100 \leq t \leq 200$ 으로 설정하였다. 특성비교를 위해서 자세 추종이 어느 정도 수행된 이후가 적절한 것으로 판단되었다. 잡음은 기준 값 ($1 \sigma = 0.0001$)을 α

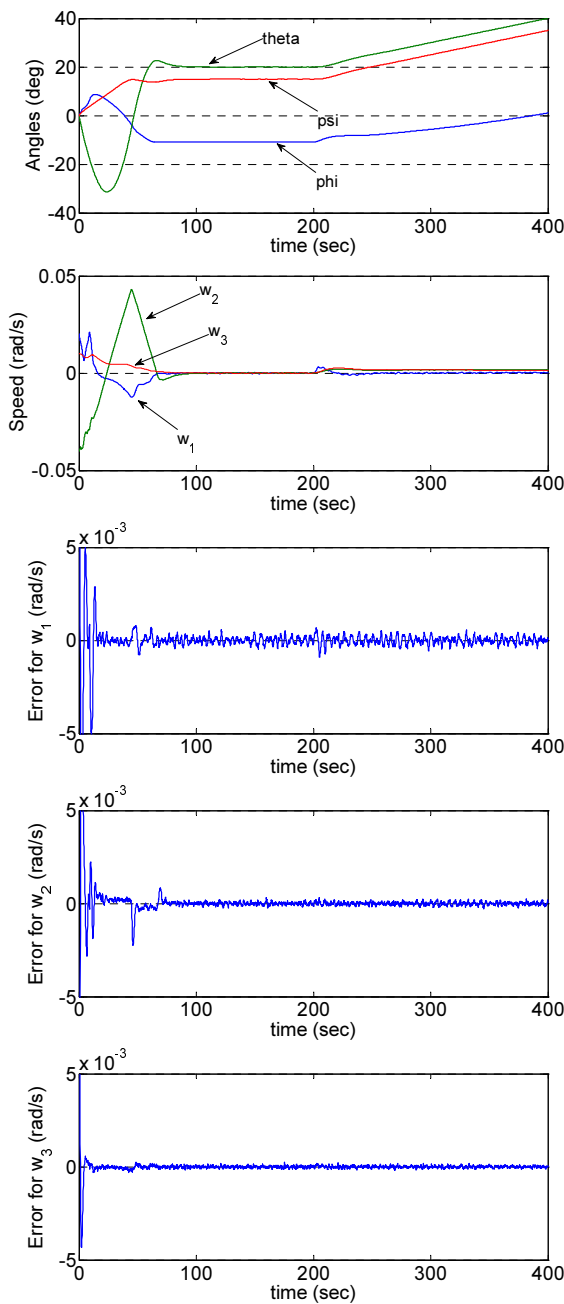


그림 4. 3차 필터 추정을 사용한 결과.
Fig. 4. Control results using the estimation of the 3rd order filter.

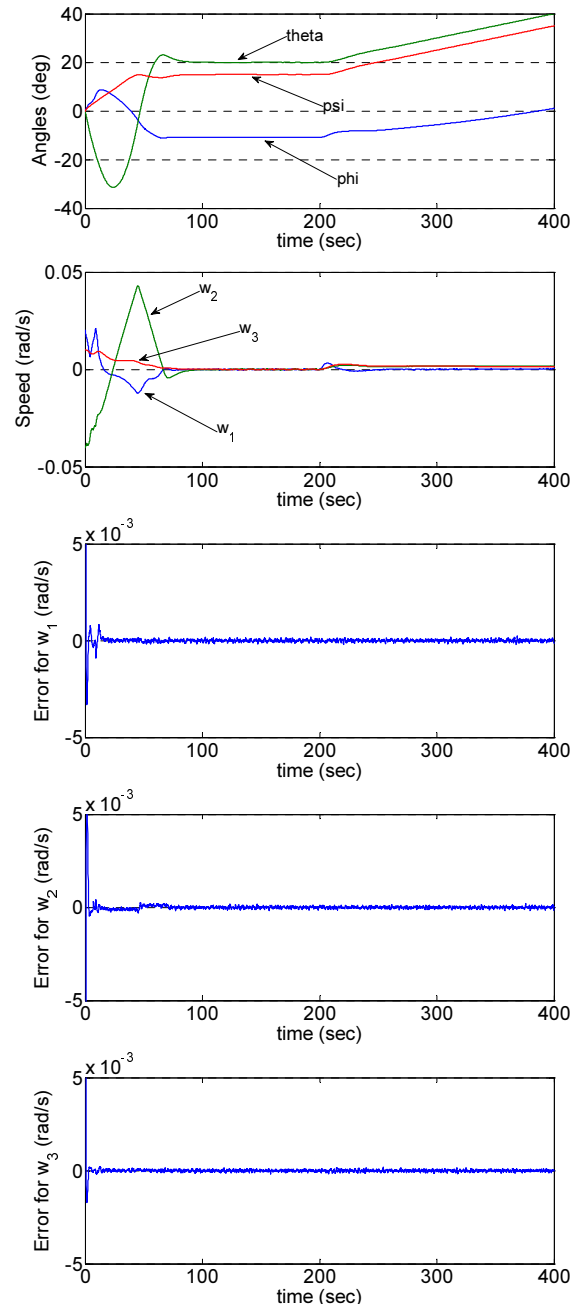


그림 5. 확장 Kalman 필터 추정을 사용한 결과.
Fig. 5. Control results using the estimation of the EKF.

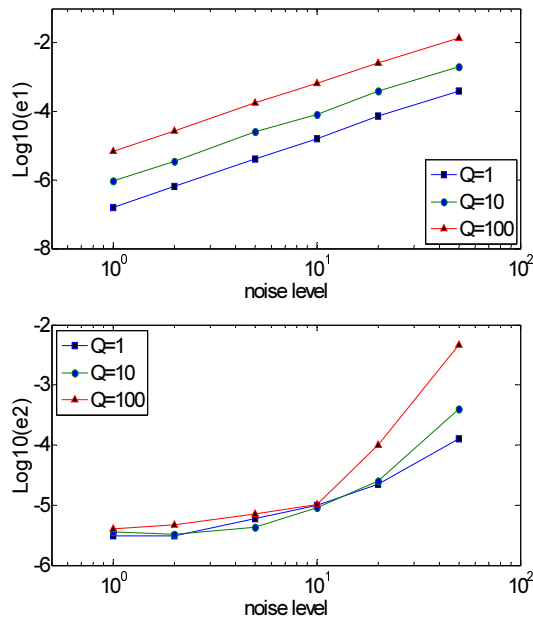


그림 6. 잡음에 따른 각속도 추정오차와 자세 추종오차 비교
Fig. 6. Comparison of speed estimation and attitude tracking errors.

배 하여 생성하였다. 각속도 추정오차는 잡음의 크기에 비례적으로 증가하지만 자세 추종오차는 $\alpha = 10$ 이상에서 급격하게 증가하고 있다. 이 레벨 이상의 잡음을 갖는 저급한 센서의 사용은 곤란한 것으로 판단된다.

V. 결론

본 논문에서는 한 개의 가변속 CMG 만을 장착한 부족구동 위성의 2축 자세제어 기법에 대한 연구결과를 제시하였다. 3개의 제어기를 순서적으로 스위칭 하는 기존의 연구결과에 비해서, 한 개의 제어기로 제어가 가능함을 보였다. 자세루프에서는 PI 제어를 이용하여 램프입력을 추종할 수 있도록 하였다. 제어기의 안정성은 백스테핑 기법으로 증명하였다. 특히 제어에 필요한 위성의 각속도는 추정하였다. 이는 각속도 센서 없이도 제어가 가능함을 의미하며, 장치의 간단화가 필요한 소형위성에 적합하다. 추정은 표적추적기법과 확장형 Kalman 필터(EKF)를 비교하였으며 EKF가 우수함을 확인하였다. 결론적으로 본 논문에서 제시한 제어기법은 가변속 CMG를 장착한 소형위성의 2축 자세제어에 유효하다고 판단된다.

참고문헌

- [1] P. Crouch, "Spacecraft attitude control and stabilization: Applications of geometric control theory to rigid body models," *IEEE Transaction on Automatic Control*, vol. 29, no. 4, pp. 321-331, Apr. 1984.
- [2] A. Marshall and P. Tsiotras, "Spacecraft angular velocity stabilization using a single gimbal variable speed control moment gyro," AIAA Paper 03-5654, 2003.
- [3] S. Lee, et al., "Roll/Yaw momentum management method of pitch momentum biased spacecraft," *Journal of KSAS*, vol. 37,

no. 7, pp. 669-677, Jul. 2009.

- [4] H. Krishnan, M. Reyhanoglu, and H. McClamroch, "Attitude stabilization of a rigid spacecraft using two control torques: A nonlinear control approach based on the spacecraft attitude dynamics," *Automatica*, vol. 30, no. 6, pp. 1023-1027, June 1994.
- [5] H. Krishnan, N. McClamroch, and M. Reyhanoglu, "Attitude stabilization of a rigid spacecraft using two momentum wheel actuators," *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, vol. 18, no. 2, pp. 256-263, Apr. 1995.
- [6] J. Hwang, et al., "On the attitude control of a satellite with incomplete set of reaction wheels," *Journal of KSAS*, vol. 25, no. 4, pp. 114-122, Aug. 1997.
- [7] H. Yoon and P. Tsiotras, "Spacecraft adaptive attitude and power tracking with variable speed control moment gyroscopes," *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, vol. 25, no. 6, pp. 1081-1090, Nov-Dec. 2002.
- [8] H. Yoon and P. Tsiotras, "Singularity analysis of variable-speed control moment gyros," *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, vol. 27, no. 3, pp. 374-386, May-Jun. 2004.
- [9] H. Myung, et al., "Analytic modeling of control moment gyros," *Journal of KSAS*, vol. 35, no. 7, pp. 640-646, Jul. 2007.
- [10] H. Bang and Y. Park, "Spacecraft attitude control with a two-axis variable speed control momentum gyro," *Journal of KSAS*, vol. 32, no. 5, pp. 65-73, Jun. 2004.
- [11] H. Yoon and P. Tsiotras, "Spacecraft line-of-sight control using a single variable speed control moment gyro," *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, vol. 29, no. 6, pp. 1295-1308, Nov-Dec. 2006.
- [12] B. Lian and H. Bang, "Momentum transfer based attitude control of spacecraft with backstepping," *IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems*, vol. 42, no. 2, pp. 453-462, Jun. 2006.
- [13] S. Song, "Design of a missile guidance law via backstepping and disturbance observer techniques considering missile control system dynamics," *Journal of Institute of Control, Robotics and Systems*, vol. 14, no. 1, pp. 88-94, Jan. 2008.
- [14] D. Simon, *Optimal State Estimation*, Wiley, New York, 2006.
- [15] P. Tortora, et al., "Spacecraft angular rate estimation from magnetometer data only using an analytic predictor," *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, vol. 27, no. 3, pp. 365-373, May-Jun. 2004.
- [16] R. Azor, et al., "Angular rate estimation using delayed quaternion measurements," *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, vol. 24, no. 3, pp. 436-443, May-Jun. 2001.



진재현

1990년 한국항공대학교 항공기계공학과 졸업. 1992년~1997년 한국과학기술원 항공우주공학과 석사 및 박사. 2001년~2006년 한국원자력연구소 선임연구원. 2006년~현재 순천대학교 우주항공공학 전공 부교수, 관심분야는 내고장 제어, 비행제어, 위성체 제어 등.