

論文

J. of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences 41(2), 98-106(2013)

DOI:<http://dx.doi.org/10.5139/JKSAS.2013.41.2.98>

적응 법칙을 적용한 슬라이딩 모드 제어를 이용한 위성의 고장 허용 제어

신미리, 강철우, 박찬국*

Fault Tolerant Control Using Sliding Mode Control with Adaptation Laws for a Satellite

Miri Shin, Chul Woo Kang and Chan Gook Park**

Department of Mechanical and Aerospace Engineering, Seoul National University*

ABSTRACT

This paper proposes fault tolerant control laws using sliding mode control and adaptation laws for a satellite with reaction wheel faults. Considering system parameter errors and faults uncertainties in the dynamics of satellite, the control laws were designed. It was assumed that only reaction wheel failures occurred as faults. The reaction wheel faults were reflected in the multiply form. Because the proposed control laws satisfy the Lyapunov stability theorem, the stability is guaranteed. Through computer simulation, it was assured that the proposed adaptive sliding mode controller has a better performance than the existing sliding mode controller under unstable angular rates.

초 록

본 논문에서는 슬라이딩 모드 제어와 간단한 적응 법칙을 이용하여 반작용 휠 고장에 대한 고장 허용 제어 법칙을 제안한다. 위성의 동역학식에 시스템 파라미터 오차와 고장 불확실성을 고려하여 자세 제어 법칙을 설계하였다. 고장은 구동기 고장인 반작용 휠 고장만을 고려하였으며, 반작용 휠 고장은 곱 형태로 반영된다. 제안된 자세 제어 법칙은 르야프노프 안정성 이론을 통해 안정성을 확인하였고, 수치 시뮬레이션을 통하여 기존의 슬라이딩 모드 제어기와 비교하였으며 위성의 자세 각속도가 안정화되지 않은 경우 제안된 적응 슬라이딩 자세 제어기가 고장에 더욱 빠른 응답 속도를 갖는 것을 확인하였다.

Key Words : Sliding Mode Control(슬라이딩 모드 제어), Adaptation laws(적응 법칙), Fault-tolerant Control(고장 허용 제어), Reaction Wheel(반작용 휠), Attitude Control(자세 제어)

1. 서 론

위성은 임무를 수행하는 동안 사람의 손에 닿을 수 없는 우주 공간에서 활동하게 된다. 이에

따라 위성의 임무를 완수하는 데 있어서 위성의 신뢰도는 중요한 요인이 된다. 특히 위성의 자세 제어 시스템에서 신뢰도를 높이는 방법 중 하나는 구동기인 반작용 휠을 4개로 배치하여 한 개

† Received: October 11, 2012 Accepted: January 31, 2013

* Corresponding author, E-mail : chanpark@snu.ac.kr

<http://journal.ksas.or.kr/>

pISSN 1225-1348 / eISSN 2287-6871

의 휠이 고장 나더라도 나머지가 3축 자세제어 입력을 생성할 수 있도록 하는 것이다[1].

위와 같이 반작용 휠이나 구동기의 여분을 갖는 모델을 가진 위성의 고장 허용 자세제어 연구는 여러 제어 기법을 통해 적용되고 제안되어 왔다[2-4]. 고장 허용 제어는 크게 능동형 고장 허용 제어와 수동형 고장 허용 제어로 분류된다. 능동형 고장 허용 제어의 경우 모델링된 고장이 시스템에서 검출되어 고장이 발생한 센서나 구동기를 제외하고 제어를 하기 때문에 시스템이 안정할 수 있다는 장점이 있다. 그러나 모델링되지 않은 고장의 경우에는 고장 검출이 어렵기 때문에 고장과 외란에도 강건하게 반응하는 수동형 고장 허용 제어를 사용한다. 특히 수동형 고장 허용 제어는 강건한 특성을 갖는 슬라이딩 모드 제어 기법을 이용한 연구가 진행되어 왔다[4-7].

그러나 실제 위성은 우리가 가정한 위성의 동역학 모델보다 관성 모멘트, 외란 등의 불확실성 요소가 많다. 이러한 불확실성을 충분히 고려하기 위해 강건한 슬라이딩 모드 제어 기법과 함께 적용 법칙을 사용하여 자세제어 연구가 진행되고 있다. 이는 불확실성에 대한 정보를 알 수 없는 경우 슬라이딩 모드를 이용한 제어기의 안정성을 보장하기 어렵기 때문이다. 이러한 경우 적용 법칙을 사용하여 추종 성능을 향상시킬 수 있다[8-12].

본 논문에서는 반작용 휠 고장 효과를 불확실성으로 고려하여 고장이 발생한 상황에서 강건하며 위성의 자세를 안정화시키는 자세 제어 법칙을 제안한다. 제안된 슬라이딩 모드 제어기는 기존의 적용 법칙을 갖지 않는 슬라이딩 모드 제어기보다 빠른 응답 속도를 갖는다. 고장은 구동기 고장인 반작용 휠 고장만을 고려하였다. 제어 입력 설계에 대한 르야프노프 안정성 이론을 통하여 시스템의 안정성 보장을 확인하였고, 시뮬레이션을 통해 기존의 슬라이딩 모드 제어기와 성능을 비교하였다.

II. 위성체 동역학

본 논문에서는 반작용 휠을 구동기로 사용하는 위성체의 동역학 식을 고려하였다[4]. 고려된 위성체의 동역학 식은 식 (1)과 같다.

$$\begin{aligned} \dot{\underline{\omega}} &= -\mathbf{J}^{-1} [\underline{\omega} \times] (\mathbf{J} \underline{\omega}) + \mathbf{J}^{-1} \mathbf{L} \mathbf{u} \\ &= f(\underline{\omega}) + \mathbf{B} \mathbf{u} \end{aligned} \quad (1)$$

$$f(\underline{\omega}) \triangleq -\mathbf{J}^{-1} [\underline{\omega} \times] (\mathbf{J} \underline{\omega}) \quad (2)$$

$$\mathbf{B} \triangleq \mathbf{I}^{-1} \mathbf{L} \quad (3)$$

$$\underline{\omega} \times = \begin{bmatrix} 0 & -\omega_z & \omega_y \\ \omega_z & 0 & -\omega_x \\ -\omega_y & \omega_x & 0 \end{bmatrix} \quad (4)$$

여기서 $\underline{\omega} = [\omega_x \ \omega_y \ \omega_z]^T$ 는 위성의 동체 각속도, \mathbf{J} 는 관성모멘트로 3×3 행렬이며, \mathbf{L} 은 3×4의 반작용 휠 배치 형상 행렬, \mathbf{u} 는 반작용 휠의 제어 토크 입력이다.

반작용 휠의 배치 형상을 나타내는 \mathbf{L} 은 Fig. 1과 같은 기하 구조를 식 (5)와 같은 행렬로 표현한 것이다.

$$\mathbf{L} = \begin{bmatrix} \sin \alpha \cos \beta & -\sin \alpha \cos \beta & -\sin \alpha \cos \beta & \sin \alpha \cos \beta \\ \sin \alpha \cos \beta & \sin \alpha \cos \beta & -\sin \alpha \cos \beta & -\sin \alpha \cos \beta \\ \cos \beta & \cos \beta & \cos \beta & \cos \beta \end{bmatrix} \quad (5)$$

여기서 α, β 는 각각 45°, 54° 이다. α 는 위성 동체의 x 축과 각 휠 사이의 각도이며, β 는 위성 동체의 z 축과 각 휠 사이의 각도를 의미한다. 본 논문에서는 Fig. 1과 같이 반작용 휠 4개가 원뿔이 되도록 경사지게 배치한 방식을 사용하였다. 이러한 반작용 휠의 배치 방식을 사용하는 이유는 휠 하나가 고장 났을 때 전력 소모를 최소화 하는 배치로 알려져 있기 때문이다[17, 18]. 위성의 동역학 식 (1)에서 반작용 휠의 고장 효과를 고려하여 아래와 같이 표현할 수 있다.

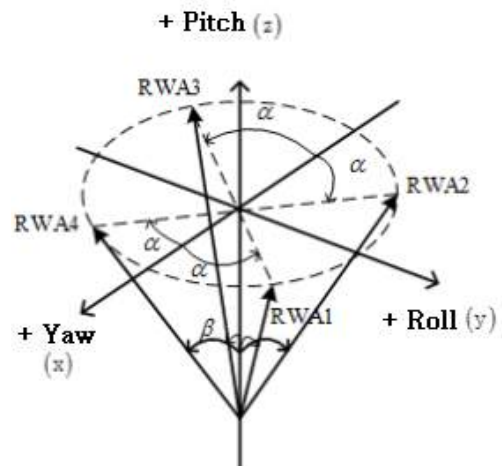


Fig. 1. Configuration of Reaction Wheels

$$\dot{\underline{\omega}} = -\mathbf{J}^{-1}[\underline{\omega} \times](\mathbf{J}\underline{\omega}) + \mathbf{J}^{-1}\mathbf{L}(\mathbf{I}_4 - \mathbf{W}_f)\underline{u} \quad (6)$$

여기서 \mathbf{I}_4 는 4×4의 정방행렬을 나타내고, $\mathbf{W}_f = \text{diag}(w_1, w_2, w_3, w_4)$, $\forall w_i, i = 1, 2, 3, 4$ 의 형태로 4개의 휠 각각의 고장 효과를 의미한다. 이는 0에서 1사이의 값을 가지게 된다. $w_i = 0$ 인 경우 i 번째 휠은 고장 없이 정상 작동하며, $w_i = 1$ 인 경우 i 번째 휠은 100% 고장으로 위성에 토크를 생성해주지 못한다. 본 논문에서는 위와 같이 고려한 반작용 휠의 고장 \mathbf{W}_f 를 불확실성으로 고려한다.

본 논문에서는 쿼터니언을 이용하여 위성의 자세를 표현한다. 쿼터니언의 미분방정식은 아래와 같다[14].

$$\dot{\underline{q}} = \frac{1}{2} \begin{bmatrix} -\underline{q}_{13}^T \\ (\underline{q}_{13} \times) + q_0 \mathbf{I}_3 \end{bmatrix} \underline{\omega} \quad (7)$$

여기서 $\underline{q} = [q_0 \ q_1 \ q_2 \ q_3]^T$ 이고, \mathbf{I}_3 는 3×3의 정방행렬이며, q_0 는 주축의 회전량을 나타내는 스칼라 값이고, $\underline{q}_{13} = [q_1 \ q_2 \ q_3]^T$ 는 주축의 단위벡터로 방향을 나타낸다.

III. 제어 법칙 설계

3.1 슬라이딩 모드 제어 법칙 설계

슬라이딩 모드 제어 기법은 슬라이딩 평면에 도달하도록 하는 리칭 모드, 슬라이딩 평면상에 시스템 궤적을 유지시키는 슬라이딩 평면 모드로 구분된다. 식 (1)에서 고려한 위성의 비선형 시스템에 대하여 슬라이딩 모드 제어 법칙을 설계한다. 먼저 자세 제어라는 위성의 임무에 따라 시스템 궤적이 슬라이딩 평면상에 있을 때 각속도와 자세 오차가 0이 되도록 하는 식 (8)과 같이 슬라이딩 평면을 정의한다.

$$\underline{s} = \underline{\omega} + k \cdot \delta \underline{q}_{13} \quad (8)$$

여기서 k 는 목표 자세 값에 도달하기 위해 선택되는 스칼라 이득 값으로 양수 값을 갖으며[5], $\delta \underline{q}_{13}$ 은 쿼터니언의 오차벡터로 아래와 같이 정

의한다[15].

$$\delta \underline{q}_{13} = q_{0d} \underline{q}_{13} - q_0 \underline{q}_{13d} + [\underline{q}_{13} \times] \underline{q}_{13d} \quad (9)$$

여기서 $\underline{q}_d = [q_{0d} \ \underline{q}_{13d}]^T$, $\underline{q}_{13d} = [q_{1d} \ q_{2d} \ q_{3d}]^T$ 로 목표 자세 값을 표현한 쿼터니언이다.

앞에서 말한 리칭 모드와 슬라이딩 평면 모드 중 슬라이딩 평면 모드에 대한 제어 입력을 설계한다. 이때 슬라이딩 평면의 도함수가 0이 되도록 하는 제어 입력을 설계한다. 슬라이딩 평면의 도함수는 식 (10)과 같이 나타낼 수 있다.

$$\dot{\underline{s}} = \dot{\underline{\omega}} + k \cdot \delta \dot{\underline{q}}_{13} \quad (10)$$

식 (10)에 식 (1)과 식 (7)를 대입하면 아래와 같이 다시 쓸 수 있다.

$$\dot{\underline{s}} = f(\underline{\omega}) + \mathbf{B}\underline{u} + \frac{1}{2}k([\delta \underline{q}_{13} \times] + \delta q_0 \mathbf{I}_3)\underline{\omega} \quad (11)$$

여기서 $\delta q_0 = q_0 \cdot q_{0d} + \underline{q}_{13}^T \underline{q}_{13d}$ 로 정의된다. 식 (11)이 0이 되도록 하는 제어 입력을 아래와 같이 구할 수 있다.

$$\underline{u}_{eq} = \mathbf{B}^+ \left[-f(\underline{\omega}) - \frac{1}{2}k \cdot \mathbf{Q}(\delta \underline{q}) \cdot \underline{\omega} \right] \quad (12)$$

여기서 \mathbf{B}^+ 는 \mathbf{B} 행렬의 의사역행렬이고, $\mathbf{Q}(\delta \underline{q}) = [\delta \underline{q}_{13} \times] + \delta q_0 \mathbf{I}_3$ 이다.

다음으로 시스템 궤적이 슬라이딩 평면에 도달하도록 르야프노프 안정성 이론을 만족시키는 제어 입력을 설계하여 리칭 모드에 대한 제어 입력을 구한다. 이를 위해 설정한 르야프노프 후보 함수는 아래와 같다.

$$V = \frac{1}{2} \underline{s}^T \underline{s} \quad (13)$$

위의 르야프노프 후보 함수의 도함수 식 (11)을 대입하면 식 (14)와 같으며, 이는 음의 한정 값을 가져야 안정성을 보장할 수 있다.

$$\begin{aligned} \dot{V} &= \underline{s}^T \dot{\underline{s}} \\ &= \underline{s}^T \left(f(\underline{\omega}) + \mathbf{B}\underline{u} + \frac{1}{2}k \cdot \mathbf{Q}(\delta \underline{q}) \cdot \underline{\omega} \right) < 0 \end{aligned} \quad (14)$$

여기서 제어 입력 \underline{u} 는 슬라이딩 모드 제어 입

력, \underline{u}_s 이다. 이는 리칭 모드 제어 입력과 슬라이딩 평면 모드 제어 입력의 합으로 나타낼 수 있다. 슬라이딩 평면 모드 제어 입력 식 (12)를 식 (14)에 대입하면 아래와 같은 식 (15)와 같다.

$$\dot{V} = \underline{s}^T \mathbf{B} \underline{u}_r < 0 \quad (15)$$

이에 따라 위의 식을 만족시키는 제어 입력을 아래와 같이 생각할 수 있다.

$$\underline{u}_r = -\mathbf{B}^+ \mathbf{K}_2 \text{sign}(\underline{s}(\omega, \delta \underline{q}, t)) \quad (16)$$

여기서 \mathbf{K}_2 는 양수 값을 갖는 제어이득 행렬이다. \mathbf{K}_2 이득 설계는 고려된 위성이 비선형 시스템이기 때문에 선형 근사적인 방법이나 경험적인 방법을 사용할 수 있다. 본 논문에서는 논문 [5]에서 제시한 선형 근사적인 방법과 경험적인 방법으로 튜닝하여 적절한 \mathbf{K}_2 를 설계하였다. 식 (16)에서 사용한 부호 함수는 제어 입력 값이 0에 가까워짐에 따라 채터링 현상을 발생시킬 수 있다. 이런 채터링 문제를 없애기 위해 포화 함수를 사용한다. 이때 부호 함수를 대신하는 포화 함수의 최대값은 1, 최소값은 -1이다.

설계된 슬라이딩 모드와 리칭 모드의 제어 입력을 합하여 슬라이딩 모드 제어 법칙을 식(17)과 같이 나타낼 수 있다. 이것은 식 (1)의 \underline{u} 부분에 들어가는 반작용 휠의 피드백 제어 입력이다.

$$\underline{u}_s = \mathbf{B}^+ [-\mathbf{K}_2 \cdot \text{sat} \left(\frac{\underline{s}(\omega, \delta \underline{q}, t)}{\phi} \right) - f(\omega) - \frac{1}{2} k \cdot \mathbf{Q}(\delta \underline{q}) \cdot \omega] \quad (17)$$

여기서 ϕ 는 슬라이딩 평면의 경계층이며, $0 < \phi \leq 1$ 이와 같은 값을 갖는다. 본 논문에서는 ϕ 값을 0.5를 사용한다.

3.2 적응 법칙 설계

본 논문에서는 제어기 설계를 위해 아래와 같은 비선형 시스템을 고려한다. 이는 식 (18)과 같이 표현 할 수 있다[5,9].

$$\begin{aligned} \dot{\omega} &= f(\omega) + \Delta f(\omega) + \mathbf{B}(\mathbf{I}_4 - \mathbf{W}_f) \underline{u} \\ &= f(\omega) + \mathbf{B} \underline{u} + \Delta f(\omega) - \mathbf{B} \mathbf{W}_f \underline{u} \\ &= f(\omega) + \mathbf{B} \underline{u} + \underline{e} \end{aligned} \quad (18)$$

여기서

$$\underline{e} \triangleq \Delta f(\omega) - \mathbf{B} \mathbf{W}_f \underline{u} \quad (19)$$

이다. 특히 \underline{e} 는 반작용 휠의 고장이 미치는 영향과 시스템 파라미터 오차에 의한 불확실성으로 볼 수 있다. 슬라이딩 평면의 도함수는 동역학 식 (18)에 의하여 아래와 같은 식 (20)으로 다시 쓸 수 있다.

$$\dot{\underline{s}} = f(\omega) + \mathbf{B} \underline{u}_i + \underline{e} + \frac{1}{2} k \cdot \mathbf{Q}(\delta \underline{q}) \cdot \omega \quad (20)$$

식 (18)의 불확실성 \underline{e} 를 포함한 제어 법칙을 설계하기 위해 아래와 같은 가정이 고려되었다.

가정 1 : 모든 $(t, x) \in \mathbb{R} \times \mathbb{R}^n$ 에 대하여 $\|\underline{e}\|$ 을 아래와 같이 한정시키는 양의 값을 갖는 함수 ρ 가 존재한다[16].

$$\|\underline{e}\| \leq \rho(t, x) \quad (21)$$

여기서 $\|\cdot\|$ 은 \cdot 의 유클리드 놈을 나타내고, 불확실성을 고려한 시스템 모델 식 (18)를 고려하여 르야프노프 후보 함수의 도함수를 다시 식 (22)과 같이 전개할 수 있다.

$$\begin{aligned} \dot{V} &= \underline{s}^T \dot{\underline{s}} \\ &= \underline{s}^T (f(\omega) + \mathbf{B} \underline{u}_i + \underline{e} + \frac{1}{2} k \cdot \mathbf{Q}(\delta \underline{q}) \cdot \omega) \\ &= \underline{s}^T (f(\omega) + \mathbf{B}(\underline{u}_{eq} + \underline{u}_r + \underline{u}_A) + \underline{e} + \frac{1}{2} k \cdot \mathbf{Q}(\delta \underline{q}) \cdot \omega) \\ &= \underline{s}^T (\mathbf{B}(\underline{u}_r + \underline{u}_A) + \underline{e}) \\ &= -\underline{s}^T \mathbf{K}_2 \text{sat} \left(\frac{\underline{s}(\omega, \delta \underline{q}, t)}{\phi} \right) + \underline{s}^T (\mathbf{B} \underline{u}_A + \underline{e}) \end{aligned} \quad (22)$$

여기서 $\underline{u}_i = \underline{u}_{eq} + \underline{u}_r + \underline{u}_A$ 이며 앞에서 구한 슬라이딩 모드 제어 입력 식 (17)과 적응 제어 입력을 나타내는 \underline{u}_A 의 합이다. 전개된 식 (22)는 음의 한정 값을 가져야 하므로 식 (23)을 만족시키는 \underline{u}_A 를 설계하면 된다.

$$\underline{s}^T (\mathbf{B} \underline{u}_A + \underline{e}) < 0 \quad (23)$$

식 (22)을 만족시키는 \underline{u}_A 를 식 (24)와 같이 설계할 수 있다.

$$\underline{u}_A = \begin{cases} -\mathbf{B}^+ \frac{\underline{s}}{\|\underline{s}\|} \rho & \text{if } \|\underline{s}\| \neq 0 \\ 0 & \text{if } \|\underline{s}\| = 0 \end{cases} \quad (24)$$

증명 1) 식 (24)가 식 (23)를 만족시키는 제어 입력인 것을 확인하기 위해 식 (24)를 식 (23)에 대입하고 코시-슈바르츠 부등식과 가정 1을 통하여 식 (25)를 전개할 수 있다.

$$\begin{aligned} \underline{s}^T (\mathbf{B}\underline{u}_A + \underline{e}) &= -\|\underline{s}\| \rho + \underline{s}^T \underline{e} \\ &\leq -\|\underline{s}\| \rho + \|\underline{s}\| \|\underline{e}\| \\ &= -\|\underline{s}\| (\rho - \|\underline{e}\|) < 0 \end{aligned} \quad (25)$$

적용 법칙을 설계하기 위해 아래와 같은 가정이 고려되었다.

가정 2 : 모든 $(t, \underline{x}) \in \mathbb{R} \times \mathbb{R}^n$ 에 대하여 아래와 같은 식을 갖는 양의 상수 값 c_o, k_1 이 존재한다[16].

$$\|\underline{e}(t, \underline{x})\| \leq c_o + k_1 \|\underline{x}\| = \rho(t, \underline{x}) \quad (26)$$

여기서 이다. ρ 는 불확실성에 대하여 추정하는 값이 되어야 하므로 아래와 같이 표현할 수 있다.

$$\hat{\rho} = \hat{c}_o + \hat{k}_1 \|\underline{x}\| \quad (27)$$

여기서 $\hat{\rho}, \hat{c}_o, \hat{k}_1$ 은 각각 ρ, c_o, k_1 의 추정 값을 나타낸다.

본 논문에서는 적용 법칙 설계를 위해 아래와 같은 새로운 르야프노프 후보 함수를 고려한다.

$$V(\underline{s}, \tilde{c}_o, \tilde{k}_1) = \frac{1}{2} (\underline{s}^T \underline{s} + p_0^{-1} \cdot \tilde{c}_o^2 + p_1^{-1} \cdot \tilde{k}_1^2) \quad (28)$$

여기서 p_0, p_1 은 적용 속도를 조절하는 양의 값을 갖는 상수이고, $\tilde{c}_o = \hat{c}_o - c_o, \tilde{k}_1 = \hat{k}_1 - k_1$ 이다. 식 (28)의 도함수는 아래와 같이 나타낼 수 있다.

$$\dot{V} = \underline{s}^T \dot{\underline{s}} + p_0^{-1} \cdot \tilde{c}_o \dot{\tilde{c}}_o + p_1^{-1} \cdot \tilde{k}_1 \dot{\tilde{k}}_1 < 0 \quad (29)$$

식 (29)가 음의 한정 값을 갖도록 하는 적용 법칙을 식 (30), (31)과 같이 설계할 수 있으며, 이는 증명 2)를 통하여 알 수 있다.

$$\dot{\tilde{c}}_o(t, \underline{x}) = p_0 \|\underline{s}\| \quad (30)$$

$$\dot{\tilde{k}}_1(t, \underline{x}) = p_1 \|\underline{s}\| \|\underline{x}\| \quad (31)$$

증명 2) 새로운 르야프노프 후보 함수의 도함수인 식 (29)에 슬라이딩 평면의 도함수 식 (20)을 대입하면 식 (32)와 같이 다시 쓸 수 있으며, 앞에서 구한 각각의 제어 입력 식 (17)과 식 (24)를 식 (32)에 대입하여 식 (33)로 쓸 수 있으며 이는 앞에서 설계한 적용 법칙 식 (30)와 식 (31)을 대입하여 만족시키는 것을 확인할 수 있다.

$$\dot{V} = \underline{s}^T \left[\begin{array}{c} f(\omega) + \mathbf{B}(\underline{u}_{eq} + \underline{u}_r + \underline{u}_A) \\ + \underline{e} + \frac{k}{2} \mathbf{Q}(\delta \underline{q}) \delta \omega \end{array} \right] + p_0^{-1} \cdot \tilde{c}_o \dot{\tilde{c}}_o + p_1^{-1} \cdot \tilde{k}_1 \dot{\tilde{k}}_1 \quad (32)$$

$$\begin{aligned} \dot{V} &= -\underline{s}^T \mathbf{K}_2 \text{sat} \left(\frac{\underline{s}}{\phi} \right) - \|\underline{s}\| \rho + \underline{s}^T \underline{e} \\ &\quad + \tilde{c}_o (p_0^{-1} \dot{\tilde{c}}_o - \|\underline{s}\|) + \tilde{k}_1 (p_1^{-1} \dot{\tilde{k}}_1 - \|\underline{s}\| \|\underline{x}\|) < 0 \end{aligned} \quad (33)$$

앞에서 설계된 식 (24)의 ρ 는 식 (30)과 식 (31)에 의하여 추정되는 값이므로 $\hat{\rho}$ 이 된다. 또, 식 (24)에서 $\|\underline{s}\|$ 가 0에 가까워짐에 따라 발생하는 채터링 현상을 방지하기 위한 경계층 ε 를 설정하였으며, 이는 0 에서 1 사이의 값을 갖는다. 수정된 식은 식 (34)와 같이 나타낼 수 있다 [19, 20].

$$\underline{u}_A = \begin{cases} -\mathbf{B}^+ \frac{\underline{s}}{\|\underline{s}\|} \hat{\rho} & \text{if } \|\underline{s}\| > \varepsilon \\ -\mathbf{B}^+ \frac{\underline{s}}{\varepsilon} \hat{\rho} & \text{if } \|\underline{s}\| \leq \varepsilon \end{cases} \quad (34)$$

본 논문에서 설계한 슬라이딩 모드 제어 입력과 적용 제어 입력을 결합하여 식 (35)와 같이 최종 제어 법칙을 나타낼 수 있다.

$$\underline{u}_t = \begin{cases} \text{if } \|\underline{s}\| > \varepsilon : \\ \mathbf{B}^+[-\mathbf{K}_2 \cdot \text{sat}\left(\frac{\underline{s}(\underline{\omega}, \delta \underline{q}, t)}{\phi}\right) \\ \quad - f(\underline{\omega}) - \frac{1}{2}k \cdot \mathbf{Q}(\delta \underline{q}) \cdot \underline{\omega} - \frac{\underline{s}}{\|\underline{s}\|} \cdot \hat{\rho}] \\ \text{if } \|\underline{s}\| \leq \varepsilon : \\ \mathbf{B}^+[-\mathbf{K}_2 \cdot \text{sat}\left(\frac{\underline{s}(\underline{\omega}, \delta \underline{q}, t)}{\phi}\right) \\ \quad - f(\underline{\omega}) - \frac{1}{2}k \cdot \mathbf{Q}(\delta \underline{q}) \cdot \underline{\omega} - \frac{\underline{s}}{\varepsilon} \cdot \hat{\rho}] \end{cases} \quad (35)$$

IV. 시뮬레이션 결과

본 논문에서는 수치 시뮬레이션을 통하여 제안한 위성의 고장 허용 자세 제어 법칙에 대하여 검증하였다. 구체적인 시뮬레이션 조건은 다음과 같다.

$$\mathbf{L} = \begin{bmatrix} 0.5657 & -0.5657 & -0.5657 & 0.5657 \\ 0.5657 & 0.5657 & -0.5657 & -0.5657 \\ 0.6 & 0.6 & 0.6 & 0.6 \end{bmatrix}$$

$$\mathbf{J} = \begin{bmatrix} 200 & 0 & 0 \\ 0 & 300 & 0 \\ 0 & 0 & 400 \end{bmatrix} \text{ kg} \cdot \text{m}^2$$

$$\underline{\omega}_0 = [4 \ 1 \ -2]^T \text{ (deg/s)}$$

$$\underline{q}_0 = [1 \ 0 \ 0 \ 0]^T$$

$$\underline{\omega}_d = [0 \ 0 \ 0]^T \text{ (deg/s)}$$

$$\underline{q}_d = [0.8698 \ 0.1921 \ 0.4119 \ 0.1921]^T$$

$$k = 0.24, \mathbf{K}_2 = \text{diag}(2,3,4), p_0 = 1, p_1 = 1,$$

$$\hat{c}_0 = 0.03, \hat{\mathbf{K}}_1 = \mathbf{O}$$

시뮬레이션은 총 200초 동안 수행되었으며, 식 (17)과 같은 제어 입력을 갖는 기존의 슬라이딩 모드 제어기와 본 논문에서 제안한 적응 슬라이딩 모드 제어기를 비교한다.

Case 1과 Case 2는 초기 각속도가

$$\underline{\omega}_0 = [4 \ 1 \ -2]^T \text{ (deg/s)}$$

정확해 되지 않은 경우이다. 이때 각각 Case 1은 고장이 없는 경우를 보여주고, Case 2는 반작용 휠 4개 중 하나에 고장이 난 경우이다. 특히 이 시뮬레이션에서는 3번째 휠에 고장이 난 경우의 결과를 보여준다.

Figure 2와 Fig. 3은 반작용 휠의 고장이 없는 경우로 각각 오일러 자세각과 각속도를 나타낸다. 오일러 자세각의 단위는 [degree]이며, 각속도의 단위는 [deg./s]이다. 파란색 실선은 본 논문에서 제안된 Adaptive Laws를 갖는 Sliding Mode Controller(ASMC)에 따른 결과이고 붉은색 점선은 식 (17)의 제어 입력을 갖는 Sliding Mode Controller(SMC)에 따른 결과이다. 두 그래프를 통해 반작용 휠의 고장이 없는 경우 SMC와 제안된 ASMC의 안정화 속도나 자세 수렴 시간에서 큰 차이가 없는 것을 알 수 있다.

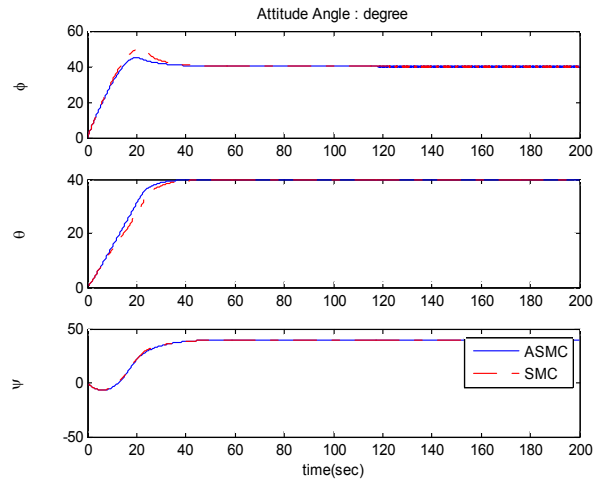


Fig. 2. Attitude Angle of Case 1

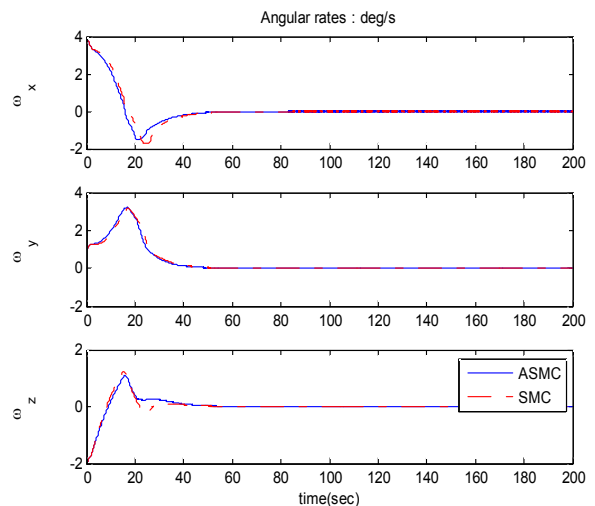


Fig. 3. Angular Rate of Case 1

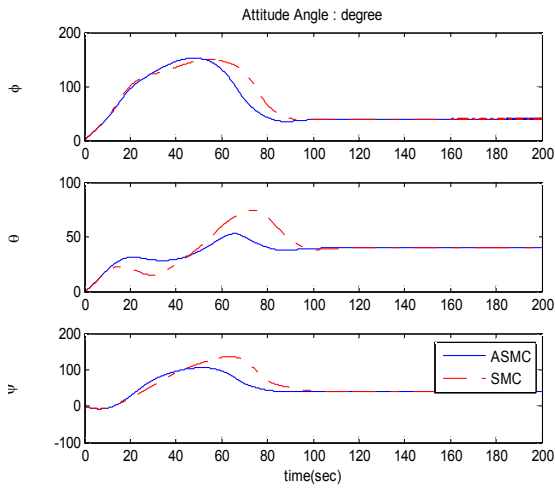


Fig. 4. Attitude Angle of Case 2

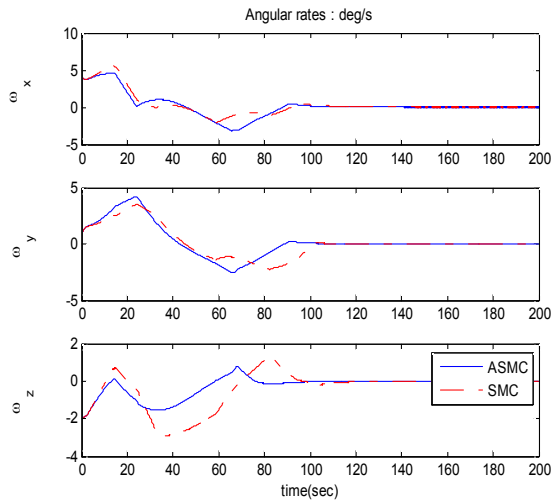


Fig. 5. Attitude Rate of Case 2

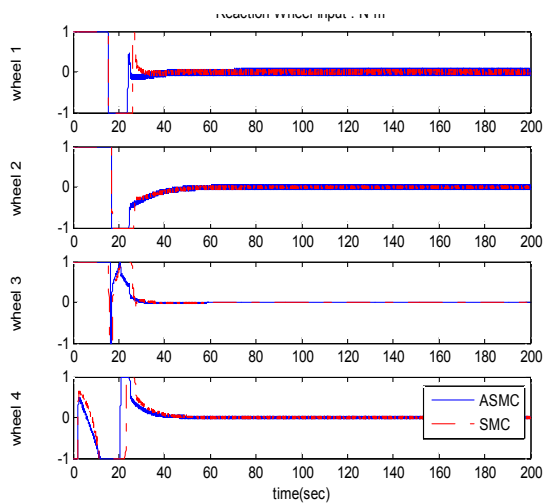


Fig. 6. Control Input of Case 1

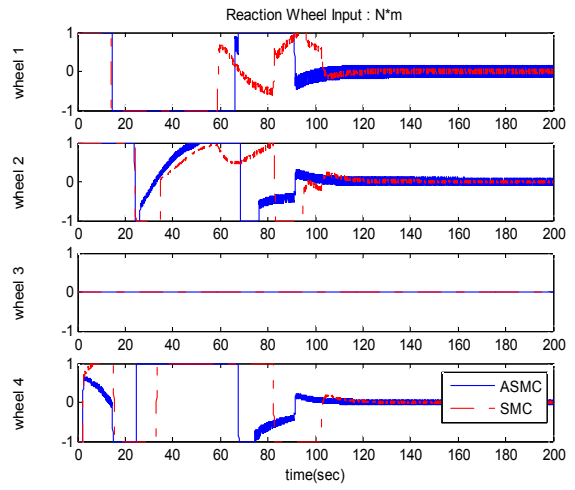


Fig. 7. Control Input of Case 2

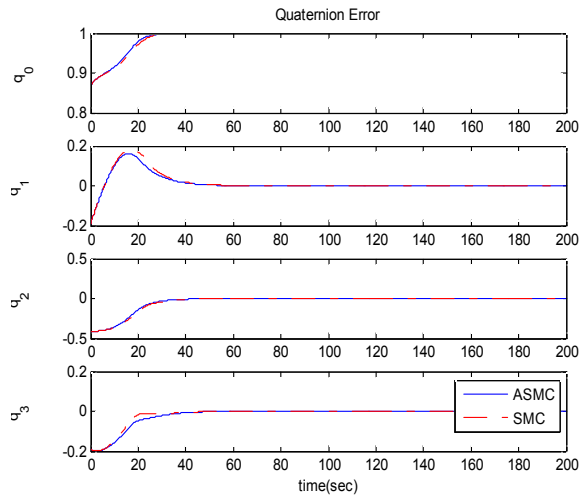


Fig. 8. Quaternion Error of Case 1

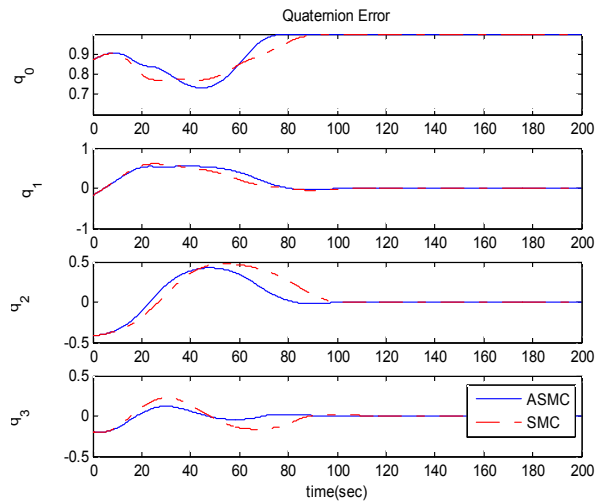


Fig. 9. Quaternion Error of Case 2

Table 1. Comparison of Error Convergence Time

	Quater nion	Case 1		Case 2	
		SMC	ASMC	SMC	ASMC
10% 오차수렴 시간 (s)	0	6.5	6.4	69.9	63.8
	1	25.8	23.2	66.7	73.4
	2	23.4	22.3	89.8	73.8
	3	13.5	14.9	79.8	35.5
2% 오차수렴 시간 (s)	0	21.9	20.4	84.3	71.4
	1	39.3	37.3	103.8	96.2
	2	35.4	33.8	96.3	80.2
	3	19.7	30.9	101.1	67.2

Figure 4와 Fig. 5는 반작용 휠에 고장이 발생한 Case 2의 자세각과 각속도를 나타낸다. 두 그래프를 통해 SMC보다 제안된 ASMC에 의한 결과가 수렴시간이 더 빠르고 안정화가 먼저 된다는 것을 알 수 있다. Fig. 6과 Fig. 7은 각각 Case 1과 Case 2의 휠 제어 입력을 나타낸다. 그리고 Fig. 8과 Fig. 9는 각각 Case 1과 Case 2의 쿼터니언 오차를 나타낸다. 정량적으로 결과를 분석하기 위해 Table 1에 Case 1과 Case 2의 쿼터니언 오차 수렴 시간을 비교하였다. 이는 두 제어기 모두 고장이 없는 경우가 있는 경우보다 오차 수렴 시간이 빠른 것을 보여주고, 고장이 발생한 경우 SMC와 ASMC의 오차 수렴 시간의 차이가 커지는 것을 알 수 있다.

V. 결 론

본 논문에서는 반작용 휠을 구동기로 사용하는 위성의 자세제어 시스템에서 휠의 고장과 시스템 파라미터 오차를 불확실성으로 고려하여 적용 슬라이딩 모드 제어를 제안하였다. 반작용 휠의 고장 효과를 휠의 형상 배치와 곱 형태로 고려하였다. 제안된 제어 법칙은 슬라이딩 모드 제어 기법과 적용 법칙을 적용하였고 제어 입력이 르야프노프 안정성 이론에 의해 전 시스템에서 안정함을 보였다. 제안된 제어기의 검증을 위해 수치 시뮬레이션을 수행하였다. 이때 초기 각속도에 의해 위성이 불안정한 경우 구동기의 고장이 발생하였을 때 기존의 슬라이딩 모드 제어기에 비교하여 빠른 응답 시간 및 오차 수렴 시간을 가지며 안정화되는 결과를 얻을 수 있었다. 이에 따라 본 논문에서 제안한 적용 법칙을 적용한 슬라이딩 모드 제어 기법이 모델링이 되

지 않은 고장과 외란 및 시스템 불확실성에도 자세 제어가 가능한 고장 허용 제어 알고리즘으로 사용 될 수 있다.

후 기

본 논문은 한국연구재단의 국가우주연구실 프로젝트 (과제번호 R01-2006-000-10189-0) 연구비 지원으로 수행된 연구 결과입니다.

References

- 1) Bang, H., Tahk, M., and Choi, H., "Large angle attitude control of spacecraft with actuator saturation," *Control Engineering Practice*, Vol. 11, No. 9, 2003, pp. 989-997
- 2) Jin, J., Ko, S., and Ryoo, C. K., "Fault tolerant control for satellites with four reaction wheels," *Control Engineering Practice*, Vol. 16, No. 10, 2008, pp. 1250-1258
- 3) J. Jin, H. Lee and M. Tahk, "Fault Tolerant Attitude Control for a Spacecraft Using Reaction Wheels," *Journal of The Society for Aeronautical and Space Sciences*, Vol. 35, No. 6, 2007, pp. 526~532
- 4) Lee, H., and Kim, Y., "Fault-tolerant Control Scheme for Satellite Attitude Control System," *IET Control Theory Appl.*, Vol. 4, Iss. 8, 2010, pp. 1436~1450
- 5) S. A. Kowalchuk, and C. D. Hall, "Spacecraft Attitude Sliding Mode Controller using Reaction Wheels," *Proc. of AIAA/AAS Astrodynamics Specialist Conference and Exhibit*, Aug. 2008
- 6) Son, K., Bae, J., and Kim, Y., "A Study on the Optimal Sliding Mode Control Methods for the Spacecraft Attitude Control," *KSAS09-2603*, 2009, pp. 655~658
- 7) Azza, El-S. I., Ahamed, M. T., and Mohammad, A. S., "Satellite Attitude Maneuver Using Sliding Mode Control under Body Angular Velocity Constraints," *International Journal of Computer Application*, Vol. 50, No. 13, July 2012, pp. 41~46
- 8) Zheng, Z., Yuanqing, X., and Mengyin, F., "Adaptive Sliding Mode Control for Attitude Stabilization With Actuator Saturation," *IEEE*

Tran. on Industrial Electronics, Vol. 58, No. 10, Oct. 2011, pp. 4898~4906

9) Ahn, C., and Kim, Y., "Adaptive BackStepping Sliding Mode Controller for Satellite Control System Using Thrusters," *KSAS08-2706*, 2008, pp. 934~937

10) Bing, X., Qinglei, H., and Youmin Z., "Adaptive Sliding Mode Fault Tolerant Attitude Tracking Control for Flexible Spacecraft Under Actuator Saturation," *IEEE Tran. on Control Systems Technology*, Vol. 20, No. 6, Nov. 2012, pp. 1605~1612

11) Qinglei, H. and Bing X. "Adaptive Fault Tolerant Control Using Integral Sliding Mode Strategy with Application to Flexible Spacecraft," *International Journal of Systems Science*, 2012, pp. 1~14

12) Ahn, C., Kim, Y., and Kim H., "Fault Tolerant Flight Control System Design Using Adaptive and Sliding Mode Control Scheme," *KSAS05-1208*, 2005, pp. 133~136

13) Park, Y., Nam, M., Bang, H., "A Study On the Wheel Momentum Management of Geosynchronous Satellite with Pyramid Constellation of Reaction Wheel," *KSAS Fall Conference (I)*, 2002, pp. 723~727

14) Bong, W., *Spacecraft Dynamics and Control: Applications of Dynamical Systems Theory*, AIAA, 1998, pp. 398~401

15) B. T. Costic, D. M. Dawson, M. S. de Queiroz, and V. Kaaila, "A Quaternion-Based Adaptive Attitude Tracking Controller Without Velocity Measurements," *Proc. of the 39th IEEE Conference on Decision and Control*, Dec. 2000

16) D. S. Yoo and M. J. Chung, "A Variable Structure Control with Simple Adaptation laws for Upper Bounds on the Norm of the Uncertainties," *IEEE Trans. on Automation Control*, Vol. 37, No. 6, pp. 860~865, 1992

17) Woo, B., Jung, B., and Chae, J., "Study On the Three-Axes Attitude Control," *Journal of the Korean Society for Aeronautical and Space Sciences*, Vol. 25, No. 3, 1997, pp. 148~156

18) Choi, K., "Fault Tolerant Attitude Estimation Algorithm," *Graduate School of Mechanical and Aerospace Engineering in Seoul National University*, 2010

19) B. L. Walcott and S. H. Zak, "Combined observer-controller synthesis for uncertain dynamical systems with applications," *IEEE Trans. Syst., Man., Cybern.*, Vol. 18, No. 1, Feb. 1988, pp. 88~104

20) M. J. Corless and G. Leitmann, "Continuous state feedback guaranteeing uniform ultimate boundedness for uncertain dynamic systems," *IEEE Trans. Automat. Contr.*, Vol. AC-26, No. 5, Oct. 1981, pp. 1139~1143