

論文

두 개의 휠을 이용한 인공위성의 내고장 자세제어

진재현*

Fault Tolerant Attitude Control of a Spacecraft Using Two Wheels

Jaehyun Jin*

ABSTRACT

This paper considers a fault tolerant control problem for a spacecraft using wheels which are momentum exchanging devices. The control of a satellite with only two healthy wheels has been studied and its result has been presented. Two different configurations have been considered. When the yaw rate cannot be controlled directly by any control input, the desired yaw rate can be obtained by using the roll rate as a pseudo control. As a result, all three angular speeds have been stabilized, and two attitude angles including pitch and yaw have been controlled to converge to the desired values.

초 록

본 논문에서는 모멘텀 교환장치인 휠을 사용하는 위성의 내고장 제어 문제를 다루고 있다. 2개의 휠만이 정상인 경우에 위성의 자세를 제어하는 것에 대한 연구결과를 제시한다. 두 가지 다른 형상의 휠 조합을 고려하였다. 요 축을 직접적으로 제어할 수 없는 조합에 대해서는 롤 각속도를 의사 입력으로 이용해서 원하는 요 각속도를 구현하였다. 결과적으로 세 축의 각속도 모두를 안정화시키고, 두 축의 자세각을 원하는 값에 수렴하도록 제어 할 수 있었다.

Key Words : Spacecraft attitude control(위성 자세제어), Fault tolerant control(내고장 제어), Reaction wheel(반작용 휠), Underactuation(부족구동)

1. 서 론

반작용 휠, 모멘텀 휠, CMG 등은 추력기와는 달리 위성과의 모멘텀 교환을 통해서 위성의 자세를 제어하는 구동기이며, 전체 모멘텀이 일정하다는 제약조건을 갖는다. 소형 위성의 경우에는 추력기를 장착하지 않는 경우가 있는데, 이런 경우에 휠의 신뢰성은 위성의 수명에 직접적으로 관련된다. 즉, 휠이 정상적으로 동작하지 않으면

위성의 자세를 원하는 대로 조종할 수 없고 결국 위성은 효용가치를 상실한다.

일반적으로 신뢰성을 높이기 위해 4개의 반작용 휠을 피라미드 형상으로 배치하여, 한 개의 휠이 고장 나더라도 나머지가 3축 자세제어 입력을 생성할 수 있도록 한다[1,2]. 동일 평면상에 있지 않은 3개의 반작용 휠은 3축에 대한 가제어성을 유지하므로 위성의 자세를 원하는 대로 제어할 수 있다[3]. 그러나 운용도중에 고장이 발생하거나 설계에서부터 구동기의 수를 제한하여, 3개 미만의 휠을 갖는 경우를 부족구동이라 한다.

부족구동(underactuation) 위성의 자세제어는 이론적 및 실용적 관점에서 많은 관심을 모았다[3-10]. 일반적으로 3개 미만의 모멘텀 휠을 갖는

† 2009년 10월 5일 접수 ~ 2009년 12월 20일 심사완료

* 정희원, 순천대학교 우주항공공학전공

교신저자, E-mail : donworry@sunchon.ac.kr

전남 순천시 매곡동 순천시 중앙로 413

경우에, 위성의 자세는 제어불능(uncontrollable)인 것으로 알려져 있지만[3,4], 위성의 초기 모멘텀이 영(zero)이면, 순차적으로 한 축씩 회전하면서 원하는 자세에 이를 수 있다[5,6]. 참고문헌 [7-9]에서는 스핀 안정형 위성에 대해 두 개의 각속도와 두 축을 안정화시키는 방법을 제시하였다. 참고문헌 [10]에서는 설계부터 두 개의 모멘텀 휠만을 장착한 위성을 제어하는 방안을 제시하였는데, 기존의 방법과 달리 중력을 고려한 제어가능 모델을 사용하였다.

본 논문에서는 고장으로 인하여 두 개의 휠만이 정상적으로 동작하는 위성의 자세제어 문제를 다루고 있다. 즉, 위성의 내고장성을 위해 두 개의 휠만으로도 제한된 임무를 수행할 수 있도록 한다. 두 개의 휠은 부족구동 상태이지만, 휠의 상태와 위성의 모멘텀 특성에 따라 위성을 안정화시키고 제한된 자세제어를 수행할 수 있다. 초기의 모멘텀은 영이 아니라고 가정한다. 이 경우 한 축에 대한 자세제어는 불가능하므로, 롤 축(X_b)에 대한 자세제어는 제외한다. 제어법칙은 자세루프와 각속도루프로 구성되어 있다. 자세루프의 입력은 원하는 자세이고, 출력은 각속도 지령이다. 각속도 루프는 역변환을 이용하여 비선형 특성을 모두 제거하고 각속도 지령 값을 추종하게 한다. 결과적으로 제어입력은 세 축의 각속도를 안정화시키고, 두 축의 자세를 원하는 값에 수렴시킨다. 시뮬레이션 예제를 통하여 제안한 기법의 타당성을 검증하였다.

2. 위성 운동방정식

2.1 제어대상 위성 및 자세제어 목표

관심 대상의 위성은 모멘텀 교환장치인 반작용 휠을 장착한 소형위성이다. 기본적으로 4개의 휠이 그림 1과 같이 피라미드 형상으로 장착된다고 가정한다. 그림 2와 같이 지구표면에 있는 목표점을 지향하면서 통신, 임무 등을 수행하게 된다. 이를 위한 안테나 등은 그림 2에서처럼 위성의 평면상에 배치되어 있다. 피치와 롤을 제어하여 대상 평면이 목표지점을 지향하게 하는 것이 제어목표가 된다.

휠의 배치는 Y_bZ_b 평면에서 그림 3과 같다. 휠의 고장은 다양하지만, (W_1, W_2)와 (W_1, W_3)의 조합이 정상인 상황을 가정한다. 다른 조합들은 입력의 부호만 반대이기 때문에 본 논문에서 제안한 방법을 응용하여 제어할 수 있다.

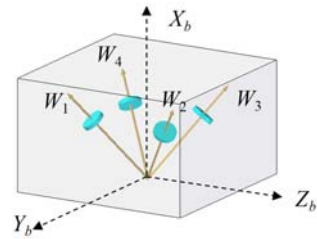


Fig. 1. Four wheels and the body frame

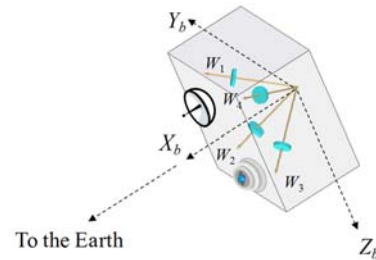


Fig. 2. Attitude control to the target point

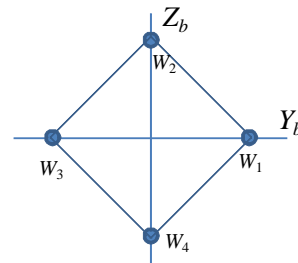


Fig. 3. Wheel arrangement in Y_bZ_b plane

휠을 사용하는 위성을 제어함에 있어서, 모멘텀 보존과 자이로스코픽 토크에 대한 이해가 가장 중요하다. 초기의 모멘텀이 영(zero)인 경우, 현재 위성과 휠이 정지해 있는 상황이다. 이 경우에는 Y_b 축과 Z_b 축의 순차적인 회전을 통해서 원하는 자세에 도달할 수 있다[5]. 또한 휠이 회전하지 않기 때문에 자이로스코픽 토크가 없어서 원하는 축만을 회전시킬 수 있다.

초기의 모멘텀이 영이 아닌 경우는, 초기에 위성 모멘텀 휠이 각속도를 가지고 있다. 이때 위성을 안정화시키는 것은 위성의 모멘텀을 휠에 모두 전달한다는 의미이다. 위성의 동체에 고정된 휠이 관성좌표계에서 주어진 초기 모멘텀과 같아지도록 휠의 속도 및 위성의 자세를 제어해야 한다. 그러나 2개의 휠만으로는 한계가 있기 때문에 위성은 특별한 방향으로 자세를 잡아야 하며, 위성의 자세는 제약을 받는다.

본 논문에서는 롤 축(X_b)에 대한 자세제어는 제외한다. 안테나 등을 포함하는 위성면 자체가

목표지점을 향하는 것으로도 충분히 통신 및 제한적인 임무수행이 가능하며 롤 각도를 정확히 유지하는 것은 불필요하다고 가정한다. 위성의 비정상적 제어상태를 고려하여 피치와 요 자세만을 제어하여 위성면이 목표지점과 일정한 자세를 유지하는 것을 목표로 한다.

2.2 위성 동력학

위성은 2개의 휠만이 정상동작하고 있다고 가정하며, 위성의 운동 방정식은 다음과 같다[1].

$$H = J\omega + LJ_W\Omega \neq 0 \quad (1)$$

$$\dot{\omega} = J^{-1}[J\omega + LJ_W\Omega] \times \omega + Lu \quad (2)$$

$$\dot{\Omega} = -J_W^{-1}u \quad (3)$$

J 는 휠을 포함한 위성 전체의 관성모멘트 행렬이고, J_W 는 휠의 관성모멘트 행렬이다. 편의상 다음처럼 가정한다.

$$J = \text{diag}[J_1, J_2, J_3], \quad J_W = J_w \text{diag}[1, 1] \quad (4)$$

$\omega = [p, q, r]^T$ 는 위성의 동체좌표(body frame)에 대한 각속도 벡터이다. $\Omega \in R^{2 \times 1}$ 는 휠의 각속도 벡터이다. $u \in R^{2 \times 1}$ 는 휠에 가해지는 토크의 반작용이며 위성의 제어입력이 된다.

휠의 장착형상에 따라서 입력배분 행렬 L 이 결정되며, 각 열은 해당하는 휠이 위성에 미치는 토크의 영향을 의미한다. 그림 1, 3에서 휠의 축은 X_b 축과 각도 α 만큼 기울어져 있다고 가정하면, (W1,W2)와 (W1,W3)에 대해서 식(5)의 행렬을 갖는다. 참고로 $c\alpha = \cos \alpha$, $s\alpha = \sin \alpha$ 이다.

$$L_{12} = \begin{bmatrix} c\alpha & c\alpha \\ s\alpha & 0 \\ 0 & s\alpha \end{bmatrix}, \quad L_{13} = \begin{bmatrix} c\alpha & c\alpha \\ s\alpha & -s\alpha \\ 0 & 0 \end{bmatrix} \quad (5)$$

기준 좌표계에 대해 위성의 자세를 표현하는 방법으로 오일러 각(Euler angles)을 이용한다. 그중에서 yaw-pitch-roll (3-2-1) 표현법을 사용하며, 식 (6)과 같이 기술된다.

$$\begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & \sin\phi \tan\theta & \cos\phi \tan\theta \\ 0 & \cos\phi & -\sin\phi \\ 0 & \sin\phi/\cos\theta & \cos\phi/\cos\theta \end{bmatrix} \begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix} \quad (6)$$

3. 위성 자세제어 기법

3.1 자세 제어루프

앞에서 롤(roll) 각도는 제어대상에서 제외한다

고 언급하였다. 나머지 피치(θ)와 요(ψ)의 원하는 동특성을 식 (7)처럼 설정할 수 있다.

$$\dot{\theta} = \lambda_1(\theta_d - \theta), \quad \dot{\psi} = \lambda_1(\psi_d - \psi) \quad (7)$$

원하는 자세 θ_d 가 일정하다고 가정하면 자세 오차 $e = \theta_d - \theta$ 는 다음과 같이 영으로 수렴한다. 요(ψ)에 대해서도 동일하다.

$$\dot{e} = -\dot{\theta} = -\lambda_1 e \Rightarrow \dot{e} + \lambda_1 e = 0 \quad (8)$$

식 (6)의 해당 부분과 (7)을 같게 두면, 원하는 동특성을 위해 필요로 하는 각속도는 식 (9)와 같이 구해진다.

$$\begin{bmatrix} q \\ r \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} c\phi & s\phi c\theta \\ -s\phi & c\phi c\theta \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \lambda_1(\theta_d - \theta) \\ \lambda_1(\psi_d - \psi) \end{bmatrix} \quad (9)$$

즉, 위성의 각속도 q 와 r 이 식 (9)와 같으면, 위성의 피치와 요 자세는 원하는 값에 수렴하게 된다. 그런 의미에서 식 (9)의 값은 각속도 제어 루프의 지령입력 $[q_d, r_d]^T$ 이 된다. λ_1 은 자세루프의 동특성을 조절하는 계인이다.

3.2 각속도 제어루프

위성의 동력학 방정식은 부록 1에 제시하였다. 속도 지령을 추종하기 위한 제어입력을 구하는 것이 각속도 루프를 설계하는 것이다. 원하는 동특성을 식 (10)처럼 설정한다.

$$\dot{q} = \lambda_2(q_d - q), \quad \dot{r} = \lambda_2(r_d - r) \quad (10)$$

조합 (W1,W2)의 경우 입력이 각속도 q 와 r 을 직접 조절할 수 있기 때문에 식 (11), (12)의 제어입력을 얻는다(부록 1의 식 (17)-(19) 참고).

$$u_1 = \frac{1}{s\alpha} [\lambda_2 J_2 (q_d - q) - (J_3 - J_1) p r - J_w (p s\alpha \Omega_2 - r c\alpha (\Omega_1 + \Omega_2))] \quad (11)$$

$$u_2 = \frac{1}{s\alpha} [\lambda_2 J_3 (r_d - r) - (J_1 - J_2) p q - J_w (q c\alpha (\Omega_1 + \Omega_2) - p s\alpha \Omega_1)] \quad (12)$$

조합 (W1,W3)의 경우는 각속도 r 을 직접 제어할 수 없기 때문에, p 를 통해서 간접적으로 제어하도록 한다. r 에 대한 원하는 동특성 또한 $\dot{r} = \lambda_2(r_d - r)$ 이라고 가정하면 p 는 다음과 같이 구해진다(부록 1의 식 (22) 참고).

$$p = \frac{[J_3 \lambda_2 (r_d - r) - J_w (\Omega_1 + \Omega_3) q c\alpha]}{[(J_1 - J_2) q - J_w (\Omega_1 - \Omega_3) s\alpha]} \quad (13)$$

이는 p_d 가 되며, 식 (9)의 q_d 와 함께 각속도 명령이 된다. p_d 가 발산하지 않도록 $|p_d| \leq p_{LM}$ 와 같이 제한한다. 이를 추종하게 하는 입력은 식 (14)-(16)와 같다(부록 1의 식 (20)-(22) 참고).

$$\begin{bmatrix} u_1 \\ u_3 \end{bmatrix} = \frac{1}{2} \begin{bmatrix} 1/c\alpha & 1/s\alpha \\ 1/c\alpha & -1/s\alpha \end{bmatrix} \begin{bmatrix} v_1 \\ v_3 \end{bmatrix} \quad (14)$$

$$v_1 = J_1 \lambda_2 (p_d - p) - ((J_2 - J_3)qr + J_w s\alpha (\Omega_1 - \Omega_3)r) \quad (15)$$

$$v_3 = J_2 \lambda_2 (q_d - q) - ((J_3 - J_1)pr - J_w c\alpha (\Omega_1 + \Omega_3)r) \quad (16)$$

그림 4는 제안한 제어개념을 도시한 것이다.

4. 시뮬레이션 예제

4.1 위성 파라미터

본 논문에서 제안한 기법의 적용을 위해 참고 문헌 [9]의 예제 시스템을 사용하였다. 계인 λ_1, λ_2 는 시행착오법을 이용하여 선정하였다. 각속도 루프가 더 빠르게 동작하도록 설계한다($\lambda_1 < \lambda_2$).

$$J = \text{diag}[7, 10, 9], \quad J_W = 0.0077 \begin{bmatrix} 1 & 0 \\ 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (\text{kg}\cdot\text{m}^2)$$

$$\alpha = 45^\circ, \quad \theta_d = 20^\circ, \quad \psi_d = 40^\circ$$

$$\omega(0) = \begin{bmatrix} 0.3 \\ 0.2 \\ 0.4 \end{bmatrix}, \quad \begin{bmatrix} \phi_0 \\ \theta_0 \\ \psi_0 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 10 \\ -10 \\ 15 \end{bmatrix} \quad (\text{rad/s, degree})$$

$$\Omega_1(0) = 1500, \quad \Omega_2(0) = \Omega_3(0) = 1000 \quad (\text{rpm})$$

$$\text{CP1: } \lambda_1 = 1/20, \quad \lambda_2 = 1/4$$

$$\text{CP2: } \lambda_1 = 1/10, \quad \lambda_2 = 1/2$$

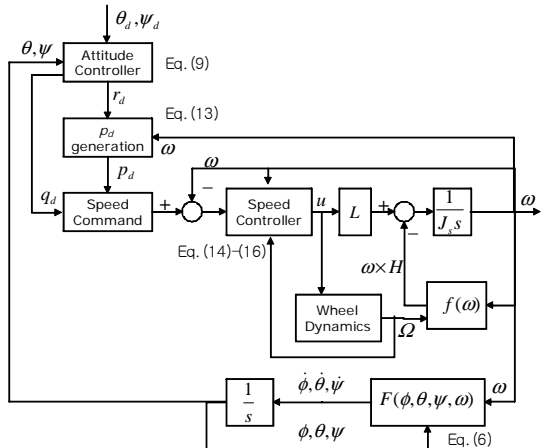
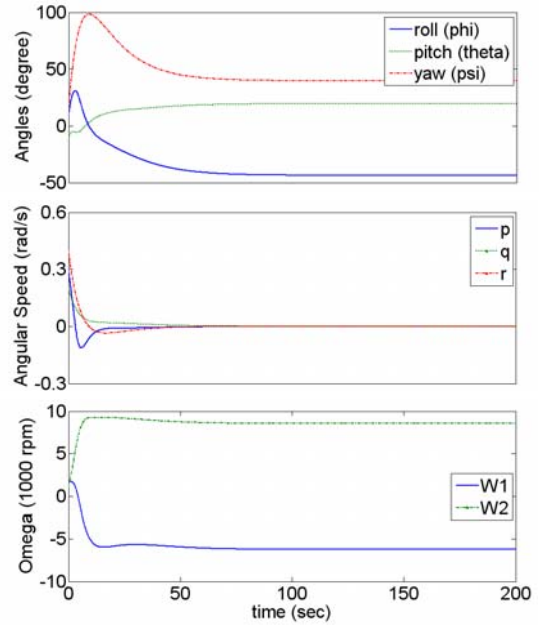
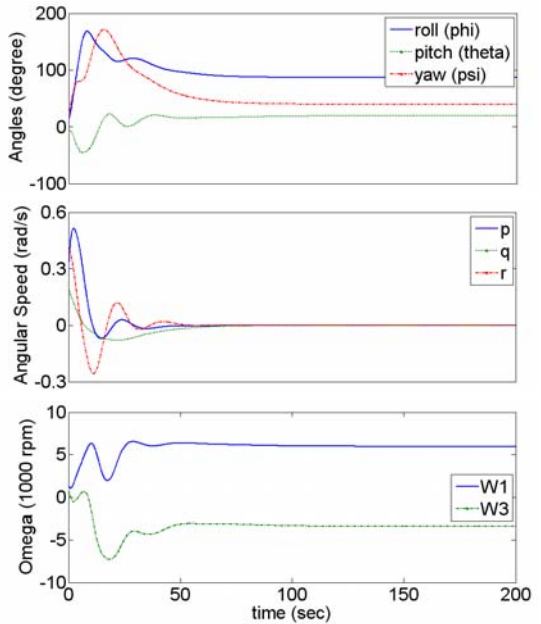


Fig. 4. Schematic Block Diagram: (W1,W3)



(a) Wheel combination of (W1, W2)

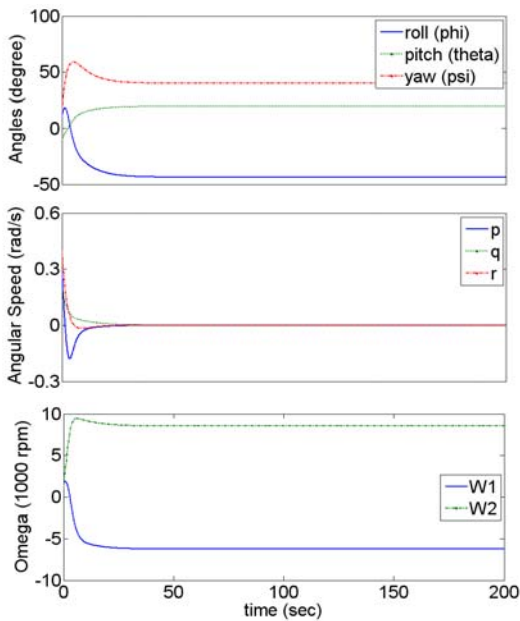


(b) Wheel combination of (W1, W3)

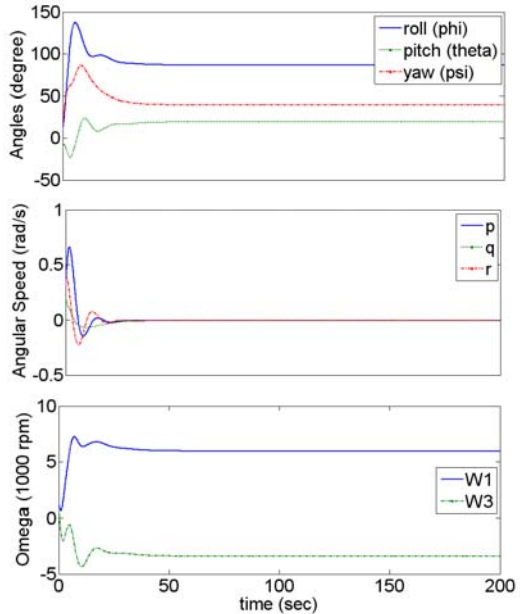
Fig. 5. The Results of CP1.

여기에서는 채널별로 동일한 λ_1, λ_2 값을 사용하였다. 관성모멘트의 차이가 크면 축별로 계인 값을 다르게 하여 과도한 입력발생을 방지한다.

그림 5는 CP1($\lambda_1 = 1/20, \lambda_2 = 1/4$)의 자세 제어결과(자세각, 위성 각속도, 휠 속도)이다. 피치와 요는 원하는 값으로 수렴하지만 롤 값은 임의



(a) Wheel combination of (W1, W2)



(b) Wheel combination of (W1, W3)

Fig. 6. The Results of CP2

Table 1. Convergence times

		자세 수렴시간	각속도 수렴시간
CP1 (Fig. 5)	W1,W2	73 sec	75 sec
	W1,W3	97 sec	95 sec
CP2 (Fig. 6)	W1,W2	29 sec	36 sec
	W1,W3	39 sec	45 sec

의 값으로 수렴한다. 자세가 수렴하면서 위성과 휠의 각속도 모두가 영으로 수렴한다.

그림 6은 CP2($\lambda_1=1/10, \lambda_2=1/2$)의 결과이다. 제어 파라미터의 조종에 따라 더 빨리 수렴함을 알 수 있다.

표 1은 자세오차 1 deg 이하, 각속도 값 0.001 rad/s 이하로 수렴하는 시간을 비교한 것이다. 게인 값을 2배로 증가한 결과 수렴시간 역시 2배 가까이 줄어든 것을 알 수 있다. 휠 조합을 비교해보면 (W1,W2) 조합이 더 빠르다. 각속도 q 와 r 을 직접 제어하기 때문인 것으로 판단된다.

결론

본 논문에서는 위성의 내고장 제어를 위해 두 개의 휠만을 사용하여 위성의 자세를 제어하는 기법에 대한 연구결과를 제시하였다. 초기 모멘텀이 영이 아닌 위성은, 2개의 휠로는 세 개의 자세를 독립적으로 제어할 수 없다. 그래서 임무 수행에 필요한 피치와 요 자세만을 제어하도록 구성하였다. 대표적인 두 가지 휠 조합을 고려하였다. 제어 알고리즘은 자세 루프와 각속도 루프로 구분하였다. 직접적으로 요 각속도를 제어할 수 없는 조합에 대해서는, 롤 각속도를 의사 제어입력으로 고려하여 제어할 수 있었다. 위성이 원하는 피치/요 각속도를 가짐으로써 원하는 자세에 수렴할 수 있었다. 여러 가지 시나리오에 대해서 시뮬레이션을 이용하여 제안한 제어기법의 성능을 확인하였다.

본 논문에서 제안한 기법을 이용하여 2개의 휠만을 사용하는 위성의 자세를 효과적으로 제어할 수 있다. 추후연구로 하드웨어 장치를 이용하여 제안한 내용을 검증하고자 한다.

참고문헌

- 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) 진재현, 이훈구, 탁민제, "반작용 휠을 사용하는 인공위성의 내고장 자세제어기법", 한국항공우주학회지, 제35권 제6호, 2007, pp. 526-532.
- 3) Crouch, P., "Spacecraft attitude control and stabilization: Applications of geometric control theory to rigid body models", *IEEE Transaction on Automatic Control*, Vol. 29, No. 4, 1984, pp. 321-331.

4) Marshall, A., and Tsiotras, P., "Spacecraft angular velocity stabilization using a single gimbal variable speed control moment gyro", AIAA Paper 03-5654, 2003.

5) Krishnan, H., McClamroch, N., and Reyhanoglu, M., "Attitude stabilization of a rigid spacecraft using two momentum wheel actuators", *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, Vol.18, No.2, 1995, pp. 256-263.

6) 황재혁, 이성춘, 오화석, 은중원, "불완전 리액션 휠 세트를 갖는 위성의 자세 제어기법 연구", 한국항공우주학회지, 제25권 제4호, 1997, pp. 114-122.

7) Tsiotras, P., and Longuski, J., "Spin-axis stabilization of symmetric spacecraft with two control torques", *Systems and Control Letters*, Vol. 23, No. 6, 1994, pp. 395-402.

8) 김성필, 김유단, "두개의 모멘텀휠을 이용한 강체위성의 자세안정화기법", 한국항공우주학회지, 제29권 제4호, 2001, pp.78-85.

9) Kim, S., and Kim, Y., "Spin axis stabilization of a rigid spacecraft using two reaction wheels", *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, Vol.24, No.5, 2001, pp. 1046-1049.

10) 이승우, 고현철, 장우영, 손준원, "피치 모멘텀 바이어스 위성시스템의 롤/요축 모멘텀 제어방식", 한국항공우주학회지, 제37권 제7호, 2009, pp. 669-677.

부록. 동력학 방정식

휠 조합 (W1, W2)의 경우:

$$\begin{aligned} \dot{p} = & \frac{J_2 - J_3}{J_1} p r \\ & + \frac{J_w s \alpha}{J_1} (\Omega_1 r - \Omega_2 q) + \frac{c \alpha}{J_1} (u_1 + u_2) \end{aligned} \quad (17)$$

$$\begin{aligned} \dot{q} = & \frac{J_3 - J_1}{J_2} p r \\ & + \frac{J_w}{J_2} (p s \alpha \Omega_2 - r c \alpha (\Omega_1 + \Omega_2)) + \frac{s \alpha}{J_2} u_1 \end{aligned} \quad (18)$$

$$\begin{aligned} \dot{r} = & \frac{J_1 - J_2}{J_3} p q \\ & + \frac{J_w}{J_3} (q c \alpha (\Omega_1 + \Omega_2) - p s \alpha \Omega_1) + \frac{s \alpha}{J_3} u_2 \end{aligned} \quad (19)$$

휠 조합 (W1, W3)의 경우:

$$\begin{aligned} \dot{p} = & \frac{J_2 - J_3}{J_1} p r \\ & + \frac{J_w s \alpha}{J_1} (\Omega_1 - \Omega_3) r + \frac{c \alpha}{J_1} (u_1 + u_3) \end{aligned} \quad (20)$$

$$\begin{aligned} \dot{q} = & \frac{J_3 - J_1}{J_2} p r \\ & - \frac{J_w c \alpha}{J_2} (\Omega_1 + \Omega_3) r + \frac{s \alpha}{J_2} (u_1 - u_3) \end{aligned} \quad (21)$$

$$\begin{aligned} \dot{r} = & \frac{J_1 - J_2}{J_3} p q \\ & + \frac{J_w}{J_3} [q c \alpha (\Omega_1 + \Omega_3) - p s \alpha (\Omega_1 - \Omega_3)] \end{aligned} \quad (22)$$