

작동기 수가 부족한 위성체의 자세안정화기법

Stabilizing Control Law of Underactuated Spacecraft

°김성필*, 김유단**

* 서울대학교 항공우주공학과 (Tel : 82-2-880-8919; Fax : 82-2-887-2662; E-mail: spkim@dreamwiz.com)

** 서울대학교 항공우주공학과 (Tel : 82-2-880-7398; Fax : 82-2-887-2662; E-mail: ydkim@snu.ac.kr)

Abstract : In this paper, attitude control laws are proposed for an underactuated spacecraft. The stabilization problem of the complete system including the kinematics as well as the dynamics of the spacecraft is addressed. The quaternion parameterization is used. The key idea is that the angular velocity of a uncontrolled axis is first regulated and then, the other states are regulated. Based on numerical simulations, it is conjectured that the closed-loop nonlinear system of a spacecraft with the proposed control laws is globally asymptotically stable. The control law for the stabilization problem around the origin as well as the command following problem are proposed. The numerical examples indicate that the stabilization of an underactuated asymmetric spacecraft can be achieved successfully.

Keywords : underactuated system, spacecraft attitude control, quaternion

1. 서론

강제 위성의 자세안정화에 대한 다양한 연구가 진행되어 왔으나, 지금까지 수행된 연구들은 대부분 위성의 세 주축 방향으로 적절한 제어입력을 가할 수 있다는 가정 하에서 수행되었다. 최근 들어서는 위성의 주축 방향으로 두 개 이하의 입력만을 가할 수 있을 경우에 대한 자세안정화 기법이 연구되고 있다.[1-6] 두 개 이하의 작동기만으로 위성의 자세를 안정화시키는 연구는 이론적인 측면과 실제적인 측면에서 모두 중요하다. 이론적인 측면에서는 이들 시스템은 선형화시키면 안정가능(stabilizable)하지 않기 때문에, 선형제어기법은 적용할 수 없고 비선형 제어기법만을 적용할 수 있다. 따라서 이러한 시스템은 완전한 비선형시스템의 제어기법 개발에 중요한 모델이 된다. 뿐만 아니라 시불변 제어기법 경우에는 반드시 미분 불가능하다는(nonsmooth) 특성을 가지고 있다.[7] 한편, 실제적인 측면에서는 위성의 작동기에 고장이 발생하여 일부 주축방향으로 제어력을 가할 수 없을 경우를 대비한 고장보완시스템의 제공이라는 측면에서 인공위성의 수명과 운용의 폭을 넓히는데 기여할 수 있을 것이다.

세 개 미만의 작동기가 존재할 때 위성체의 자세안정화에 대한 면밀한 검토는 Crouch에 의해 수행되었다.[8] Crouch는 독립적인 제어토크가 한 개인 경우와 두 개인 경우, 그리고 세 개인 경우 각각에 대해 제어가능(controllable)하기 위한 필요충분조건을 제시했다. Krishnan 등은 비대칭 위성의 경우에 구간별 연속인(piecewise continuous) 되먹임 제어기로 자세안정화를 수행할 수 있음을 보였다.[3] 그 후에 자세안정화를 위한 미분가능한 시변 되먹임 제어기도 개발되었다.[4-6]

본 논문에서는 비대칭 관성모멘트를 갖는 위성의 자세를 두 개의 작동기만으로 안정화시키는 새로운 되먹임 제어기법을 제안하였다. 제안한 되먹임 제어기는 우선 제어력이 존재하지 않는 주축 방향의 각속도가 영이 되게 하고, 그 후 나머지 상태값

들을 영으로 수렴하도록 하는 특성을 가지고 있다. 수치예제를 통해 본 논문에서 제안한 되먹임 제어기의 성능을 검토하였다.

2. 운동방정식

위성의 무게중심을 원점으로 하고 각 좌표축이 위성의 세 주축 방향과 일치하는 위성고정좌표계에 대한 동역학 방정식은 다음과 같이 쓸 수 있다.

$$\dot{\omega}_1 = u_1 \tag{1}$$

$$\dot{\omega}_2 = u_2 \tag{2}$$

$$\dot{\omega}_3 = a_3 \omega_1 \omega_2 \tag{3}$$

여기서 ω_i 는 위성고정좌표계의 각 축방향 각속도이고, u_i 는 위성의 외부에서 가하는 제어력이다. 그리고 i 번째 주축방향 관성모멘트를 I_i 라 하면, $a_3 = (I_1 - I_2)/I_3$ 이며, 따라서 일반성을 잃지 않고 $a_3 > 0$ 으로 가정할 수 있다.[4]

위성의 운동학 방정식을 표현하기 위한 매개변수로는 대부분 특이점(singularity)의 문제가 없는 쿼터니언(quaternion)이 사용된다. 네 개의 매개변수로 이루어진 쿼터니언의 정의는 다음과 같다.

$$q_1 = e_1 \sin \frac{\theta}{2}$$

$$q_2 = e_2 \sin \frac{\theta}{2} \tag{4}$$

$$q_3 = e_3 \sin \frac{\theta}{2}$$

$$q_4 = \cos \frac{\theta}{2}$$