

HAUSAT-2 자세제어 성능 해석

이병훈[†], 김수정, 장영근
한국항공대학교 우주시스템 연구실

ANALYSIS OF THE HAUSAT-2 ATTITUDE CONTROL

Byung-Hoon Lee[†], Soo-Jung Kim, and Young-Keun Chang
Space System Research Lab, Hankuk Aviation University, Goyang 412-791, Korea
E-mail: hooni.sat@hotmail.com

(Received March 31, 2005; Accepted April 18, 2005)

요 약

우주시스템 연구실에서 개발 중인 HAUSAT-2의 피치모멘텀 바이어스 시스템을 설계하고 성능을 검증 하였다. HAUSAT-2의 자세제어시스템은 초기자세획득모드와 정상모드로 분리되어 궤도에서 운용된다. 본 논문은 피치모멘텀 바이어스 시스템을 사용하여 위성이 운용될 경우 각 모드에 따라 자세제어가 가능한 범위를 해석하였고, 모멘텀 휠 구동에 의하여 발생하는 모멘텀 덩핑 현상에 대하여 연구 하였다.

ABSTRACT

This paper describes the design and performance verification of a pitch momentum bias control system being built by students at the Space System Research Laboratory(SSRL). HAUSAT-2 ADCS(Attitude Determination and Control Subsystem) operation mode is divided into two parts, initial mode and on-orbit mode. This paper describes design of the HAUSAT-2 performance of attitude control results using pitch momentum bias control method in initial mode and on-orbit mode and momentum dumping method.

Keywords: HAUSAT-2, pitch bias momentum, nano/microsatellite

1. 서 론

30kg 급의 소형 나노 위성 HAUSAT-2는 고도 650km의 태양동기 궤도에서 운용되며, 우주 플라즈마 관측 및 동물 추적 시스템을 임무로 설계, 제작이 진행 중에 있다. HAUSAT-2의 자세제어 방식은 피치 축 방향의 지향정밀도를 고려하여 나노 위성으로는 드물게 피치 바이어스 모멘텀(Pitch Bias Momentum)방식을 사용하며, 이를 위하여 자세제어 구동기로 피치 축에 모멘텀 휠과 3축 자기토크를 탑재하고 있다. 피치 바이어스 모멘텀 방식은 모멘텀 휠이 회전하며 생기는 각운동량이 자이로스코픽 강성효과에 의해 위성체의 자세 안정성을 유지시키며, 모멘텀 휠의 축은 궤도 평면과 수직인 방향(Orbit Normal) 즉 피치 방향을 지향하게 된다(Larson & Wertz 1999). 이때 위성체의 피치

[†]corresponding author

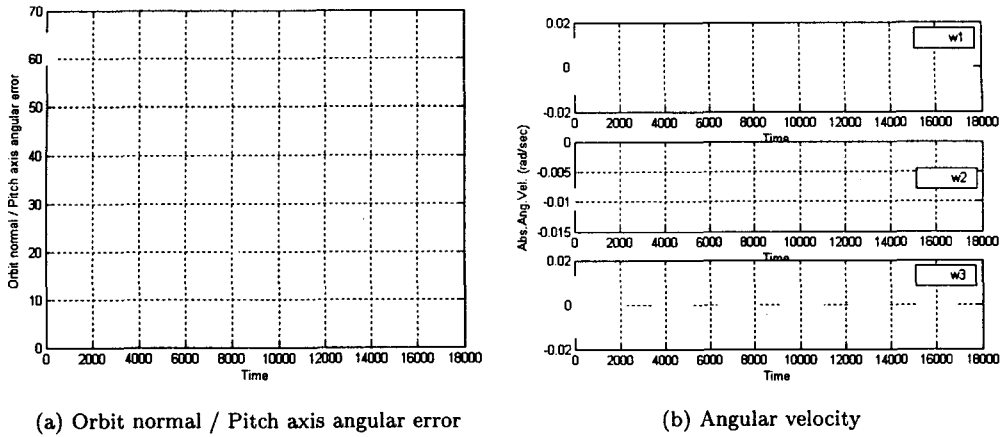


그림 1. 초기자세 획득 모드(모멘텀 휠 + 자기 토크).

축(Pitch Axis) 에러는 휠의 속도를 조절하여 제어하고, 롤/요축(Roll, Yaw Axis)은 자기토크를 이용하여 제어하게 된다. 이를 위해 휠과 자기토크의 제어방법이 오래전부터 많은 연구가 되었으며, 다양한 제어방법 개발되었다(Lebsock 1980) 또한 휠을 사용하는 경우 휠 모멘텀이 한계치를 넘는 현상(Saturation)을 막기 위해서 간헐적이거나 주기적인 휠 모멘텀 제거(Dumping)을 할 필요가 있다. 본 논문은 피치 모멘텀 방식으로 HAUSAT-2를 제어할 경우 구동기의 성능을 검증하고 시뮬레이션을 통하여 실제 궤도에서 운용되는 경우 자세제어 가능 범위를 알아보았다.

2. HAUSAT-2 자세제어 모드

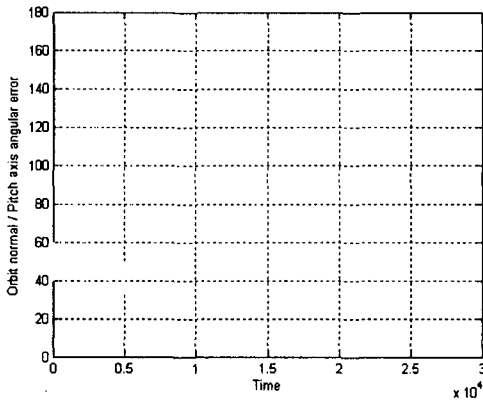
HAUSAT-2는 임무수행을 위한 자세제어 모드는 초기자세획득모드(Initial Mode)와 정상모드(On Orbit Mode) 두 가지로 나뉜다. 위성이 발사체에서 분리될 때 빠른 초기 각속도를 갖게 된다. 임무수행을 위한 자세를 유지하기 위해서 먼저 초기 각속도를 원하는 각속도가 되도록 제어해야 한다. 즉 초기자세획득 모드는 위성이 발사체에서 분리된 후 발생하는 초기 텀블링(Tumbling)을 제어하는 모드이다. 정상모드는 HAUSAT-2가 임무수행 및 지상국과의 통신을 위하여 지구를 지향하여야 하며, 이 때의 자세지향 정밀도는 피치 축 방향으로 $\pm 1^\circ$ 이하, 롤축과 요축 방향으로 $\pm 3^\circ$ 이하가 요구된다. HAUSAT-2는 피치 모멘텀 방식을 사용하므로 모멘텀 휠을 사용하여 피치 축을 제어하고, 피치 축의 장동운동 및 세차운동은 자기토크를 사용해서 제어한다.

3. 자세제어 성능해석

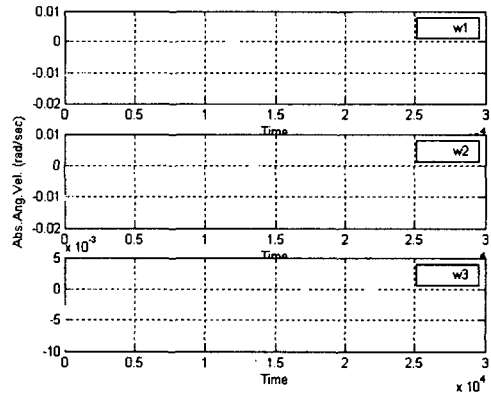
3.1 초기자세획득 모드

초기 각속도를 제어하기 위해서는 일반적으로 B-dot 로직이 사용되고 있다(Alfriend 1975). B-dot 로직에서는 각 축에 대한 자기쌍극자모멘트(Magnetic Dipole Moment)를 식(1)과 같이 생성한다.

$$M_i = -KB_i \quad (i = 1, 2, 3), \quad K > 0 \quad (1)$$

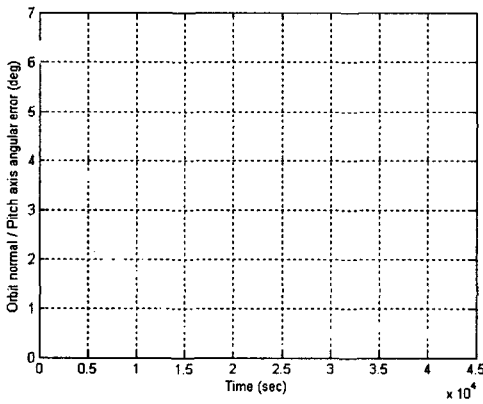


(a) Orbit normal / Pitch axis angular error

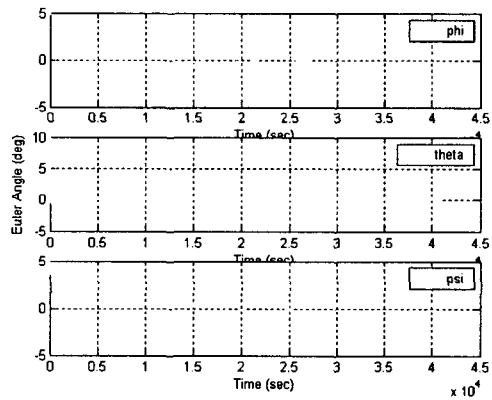


(b) Angular velocity

그림 2. 초기자세 획득 모드(자기 토크).



(a) Orbit normal / Pitch axis angular error



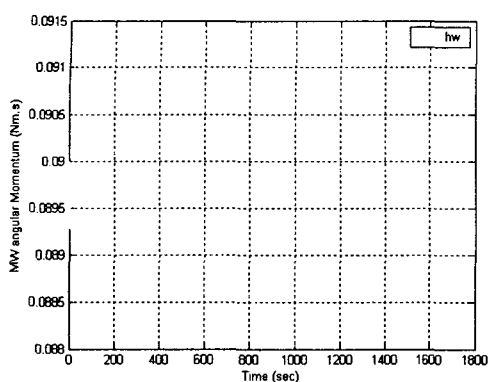
(b) Attitude

그림 3. 지구 지향 모드(모멘텀 휠 + 자기 토크).

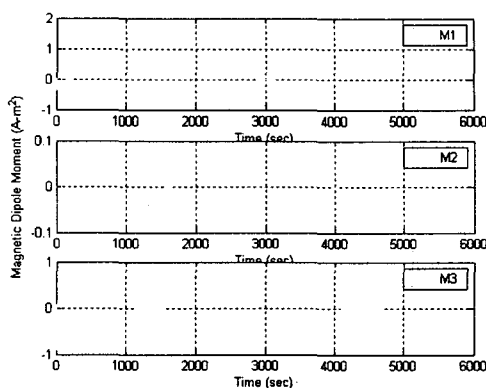
여기에서 K 는 상수 제어이득이고 B_i 는 i 축에 대한 지구 자기장의 미분값이다. 그림 2는 모멘텀 휠이 일정한 속도로 회전하고 있을 때 초기자세획득 모드의 시뮬레이션 결과이다. 그림 1a에서 초기의 혼란스러운 동작은 장동운동(Nutation)이며, 먼저 장동운동이 감소되고 이후 피치축이 궤도평면의 수직 방향으로 움직인다. 결국 피치축은 작은 장동운동각을 가지며 궤도평면에 수직방향으로 정렬한다. 또한 그림 1b에서 나타내는 것처럼 각속도는 일정한 속도(약 orbital rate의 2배)로 안정화된다. 그림 2는 자기 토크만을 사용한 초기자세획득 모드의 시뮬레이션 결과로 초기 각속도는 제거되지만 자세는 안정화되지 않는다.

3.2 정상 모드

모멘텀 휠을 사용하여 피치 축의 오차율을 제어하고, 다른 두 축은 자기 토크를 이용한다. 모멘텀



(a) MW angular momentum



(b) Magnetic dipole moment

그림 4. 연속적인 모멘텀 덤핑.

휠을 사용한 피치 축 제어의 경우 일반적인 PD 제어로직을 사용하였다(Sidi 1997). 자기 토크의 경우 자기장 벡터 B 에 수직인 방향으로만 토크를 발생시킬 수 있다. 따라서 모멘텀 휠로 제어하는 피치 축과 간섭을 피하기 위하여 피치 축에 장착된 자기 토크만을 사용하여 롤, 요축을 제어한다. 이러한 경우 피치 축에 대한 자기쌍극자모멘트를 다음 식(2)과 같이 생성한다(Stickler & Alfriend 1975).

$$M_2 = -K_1 B_1 \phi - K_2 \dot{B}_2 \quad K_1, K_2 > 0 \quad (2)$$

여기에서 K_1 과 K_2 는 상수 제어이득이며, B_1 은 롤축의 지구 자기장, \dot{B}_2 는 피치 축에 대한 지구 자기장 변화율이다. 시뮬레이션 결과 그림 3과 같이 피치 축의 오차율이 0.5° 미만으로 HAUSAT-2의 자세제어 요구조건을 충분히 만족한다.

3.3 모멘텀 덤핑

휠을 사용하는 경우 외란환경하에서 휠 모멘텀은 때때로 한계치를 넘는 포화현상(Saturation)이 나타난다. 이러한 현상에 대비하여 휠 모멘텀은 주기적인 덤핑이 필요하다. HAUSAT-2의 경우 롤과 요축의 자기토크를 이용해서 모멘텀 덤핑을 수행한다. 모멘텀 덤핑을 위한 제어로직은 식(3)와 같은 자기토크 제어로직을 사용한다.

$$M = -\frac{k}{B^2}(B \times (h_w - h_w \text{ ref})) \quad (3)$$

여기에서 k 는 상수 제어이득이며, h_w 는 휠의 각운동량이다. 그리고 $h_w \text{ ref}$ 는 제어 목표로하는 휠의 각운동량 값이다. 그림 4는 모멘텀 덤핑 로직을 적용하되 일정한 각운동량을 가지게 구속조건을 준 경우의 결과이다. 결과에서 보듯이 휠의 각운동량은 일정한 값으로 계속 유지되고 있음을 볼 수 있다. 하지만 이러한 경우에는 자기토크가 계속적 작동하여 HAUSAT-2의 전력에 영향을 줄 수 있으므로 특정한 각운동량 값을 구속조건으로 두고 그 경계범위를 벗어나는 경우에만 간헐적으로 덤핑이 되도록 하였고 이에 따른 결과를 그림 5에 나타내었다. 그림 5에서 보듯이 간헐적 덤핑의 경우에는 일정한 경계조건을 벗어나는 경우에만 제어신호가 발생하는 것을 알 수 있다.

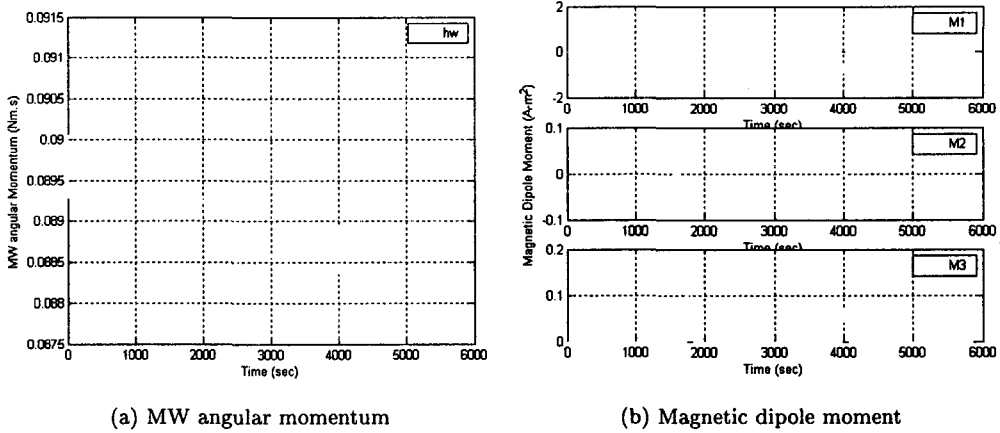


그림 5. 간헐적인 모멘텀 덤핑.

4. 결 론

HAUSAT-2는 자세제어 구동기로 모멘텀 휠과 자기 토크를 사용하고 있으며, 자세제어 방식으로 피치 모멘텀 방식을 사용한다. 이 방식은 초기자세획득이나 임무 수행을 위한 지구지향 성능을 충분히 만족하고 있음을 시뮬레이션을 통해 알 수 있었다. 따라서 피치 모멘텀 방식은 HAUSAT-2에 사용할 수 있는 하나의 적용 가능한 제어방식임을 알 수 있다. 또한 모멘텀 덤핑로직을 적용하여 휠의 모멘텀을 포화현상에 걸리지 않는 범위내에서 제어가능함을 보였으며, 모멘텀 덤핑시 구동기의 에너지 소비등을 고려한 최적의 덤핑로직을 선정할 수 있다. 향후 정밀한 자기장/외란 모델, 센서 노이즈등을 고려한 좀 더 정밀한 성능 검증을 수행할 예정이다.

감사의 글: 본 연구개발은 과학기술부의 국가지정연구실(National Research Lab.) 사업지원에 의해 수행된 결과의 일부이며, 이에 감사드립니다.

참 고 문 헌

- Alfriend, K. T. 1975, AIAA Journal, 13, 817
- Larson, L., & Wertz, R. 1999, Space Mission Analysis and Design, eds. James & R. Wertz (Boston: Kluwer Academy Pub.), pp.354-380
- Lebsonck, K. L. 1980, AIAA Journal, 3, 195
- Sidi, M. 1997, Spacecraft Dynamics and Control (New York: Cambridge University Press), pp.210-259
- Stickler, A. C., & Alfriend, K. T. 1975, JST, 13, 282