

피치 바이어스 모멘텀 방식 초소형 위성의 초기 자세 획득 방안 연구

이병훈[†], 최정원, 윤미연, 장영근
한국항공대학교 우주시스템 연구실

RAPID INITIAL DETUMBLING STRATEGY FOR MICOR/NANOSATELLITE WITH PITCH BIAS MOMENTUM SYSTEM

Byung-Hoon Lee, Jung-Won Choi, Mi-Yeon Yun, and Young-Keun Chang
Space System Research Lab, Hankuk Aviation University, Goyang 412-791, Korea
E-mail: hooni94@hau.ac.kr

(Received April 5, 2006; Accepted April 10, 2006)

요 약

B-dot 로직은 일반적으로 위성의 초기각속도 제어에 사용되나, 상대적으로 제어시간이 많이 소요된다는 단점이 있다. 이런 문제를 해결하기 위해 본 논문에서는 피치 바이어스 모멘텀 방식을 사용하는 초소형 위성에 적용 가능한 디텀블링(detumbling) 방식을 새롭게 제안하였다. 제안된 디텀블링 방식은 제어시간이 약 20분 이내로 기존의 방식에 비해 상당한 시간을 줄일 수 있다.

ABSTRACT

B-dot logic is generally used for controlling the initial tip-off rate. However, it has the disadvantage of taking a relatively long time to control the initial tip-off rate. To solve this problem, this paper suggests a new detumbling control method to be able to adapt to micro/nanosatellite with the pitch bias momentum system. Proposed detumbling method was able to control the angular rate within 20 minutes which is a significant reduction compared to conventional methods.

Keywords: HAUSAT-2, pitch bias momentum, Nano/Microsatellite, detumbling control

1. 서 론

위성은 발사체에서 분리될 때 발생하는 빠른 초기 각속도(angular rate)를 원하는 각속도가 되도록 제어해야 하며, 이를 디텀블링(detumbling) 제어 또는 초기자세획득(initial attitude acquisition)이라고 한다(Sidi 1997). 디텀블링 제어를 위해서 일반적으로 B-dot 제어기(controller)가 사용되고 있다(Whitford & Forrest 1998). B-dot 제어기는 지구 자기장 측정치만을 사용하기 때문에 제어기 구조가 매우 단순하며, 신뢰도가 높은 장점이 있다. 하지만 자기토크의 낮은 토크수준(torque level)으로 인해 디텀블링 제어 시간이 비교적 긴 단점이 있다. 기존의 자기토크만을 사용한 B-dot 제어기의 단점인 긴 디텀블링 제어시간을 줄이기 위해서 본 논문에서는 피치 바이어스 모멘텀 방식을 사용하는 초소형위성(micro/nanosatellite)을 위한 디텀블링 방법을 제안하고 시뮬레이션을 통해 그 성능을 확인하였다.

[†]corresponding author

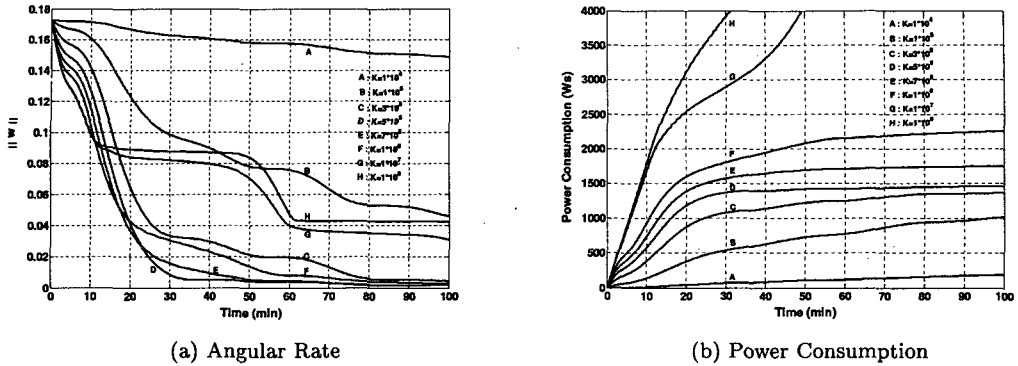


그림 1. 제어이득 K에 따른 각속도 및 전력소모 경향.

2. 디텀블링(Detumbling) 제어

초기 각속도는 최악의 경우 각 축 당 0.1rad/s(1rpm) 정도로 알려져 있다(Steyn et al. 2000). 따라서 디텀블링 제어기는 0.1rad/s 정도의 빠른 초기 각속도를 3축 자세안정화 제어기가 작동 가능한 각속도 범위까지 제어할 수 있어야 한다. B-dot 제어기는 각 축에 대한 자기쌍극자 모멘트(magnetic dipole moment)를 다음 식(1)과 같이 생성한다(Stickler & Alfriend 1975).

$$\underline{M} = -K\dot{\underline{B}}, \quad (K > 0) \tag{1}$$

여기서 K는 제어이득(gain) 상수이다. $\dot{\underline{B}}$ 는 각 축에 대한 지구자기장의 미분값이다. 먼저 최적화된 제어이득을 찾기 위해서 각 축에 따른 각속도 변화 경향을 시뮬레이션 하였다. 이 시뮬레이션 결과를 통해 최적의 K를 선택하였다. 시뮬레이션을 통한 디텀블링 과정은 위성의 초기 각속도를 각 축 당 0.1rad/s로 가정하였으며, 모든 축에서 0.003rad/s 이하가 될 때까지 수행하였다. 그림 1a는 제어이득 K에 따른 각속도의 경향을 보여준다. 그림 1a에서 보듯이 $K = 1 \times 10^6$ 근방에서는 매우 좋은 디텀블링 제어 결과를 보여주고 있다. 이 범위의 모든 K에서 약 1 궤도 후 위성의 각속도가 원하는 값으로 감소되는 것을 보여주고 있으나, 그림 1b의 전력소모를 고려하여 최적의 제어이득을 $K = 5 \times 10^5$ 로 결정하였다.

결정된 제어이득 K를 이용해서 초기 각속도에 따른 B-dot 제어기의 성능을 검증하였다. 초기 각속도를 각 축당 $\pm 0.1\text{rad/s}$ 에서부터 $\pm 0.07\text{rad/s}$ 까지 변화시켜 가며 시뮬레이션을 수행하였다. 그림 2에서 보듯이 초기 각속도에 따라 제어시간이 조금씩 차이가 나지만 대체적으로 약 70분 정도가 지나면 각속도가 목표치 0.003rad/s 이하로 안정화되는 것을 알 수 있다.

새로운 디텀블링 제어방안

앞서 언급한 B-dot 제어기의 장점에도 불구하고 자기토크의 낮은 토크 수준으로 인해 각속도 제어 시간이 비교적 긴 단점이 있다. 따라서 기존의 자기토크만을 사용한 B-dot 제어기의 단점인 긴 디텀블링 시간을 줄이기 위해서 본 논문에서는 자기토크와 모멘텀 휠을 동시에 사용하는 디텀블링 방법을 제안하였다. 제안된 방식의 경우 롤, 요축(roll, yaw axes)의 초기 각속도는 피치축의 자기토크만을 사용하여 제어하며, 자기토크를 위한 제어기는 기존의 B-dot 제어기를 사용한다. 반면 모멘텀

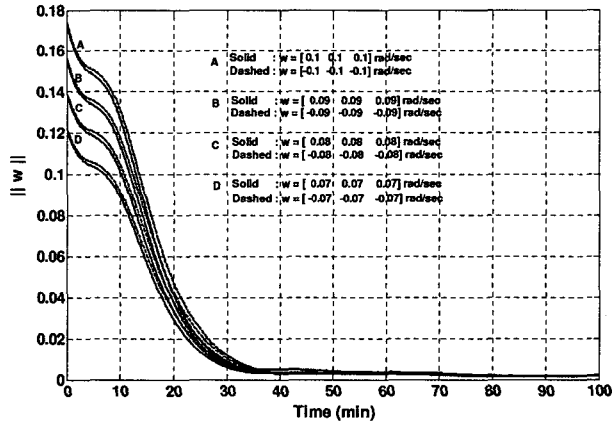


그림 2. 초기 각속도 변화에 따른 B-dot 제어기 성능.

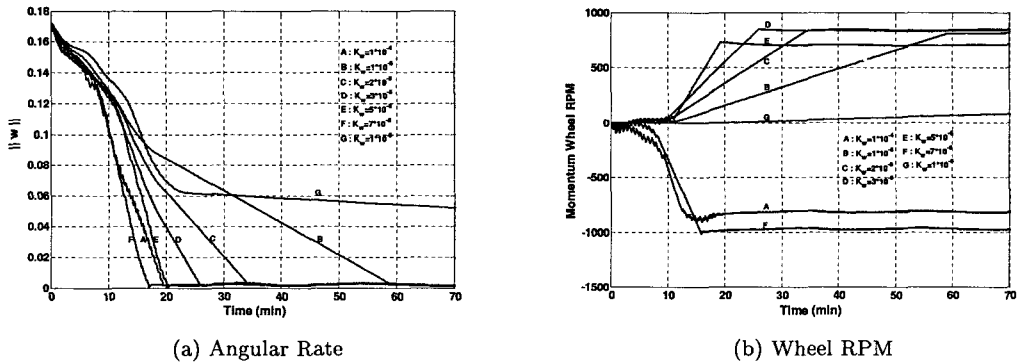


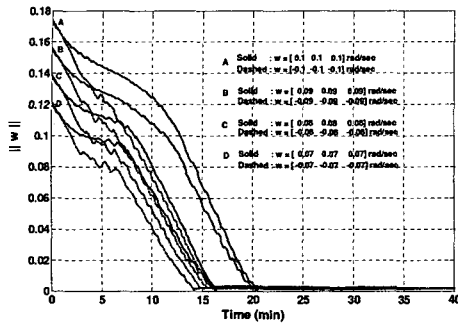
그림 3. 제어이득 K 에 따른 각속도 및 전력소모 경향.

휠의 경우 피치축의 각속도 제어를 위해서 식 (2)와 같은 모멘텀 휠 디튤링 제어를 제안하였다.

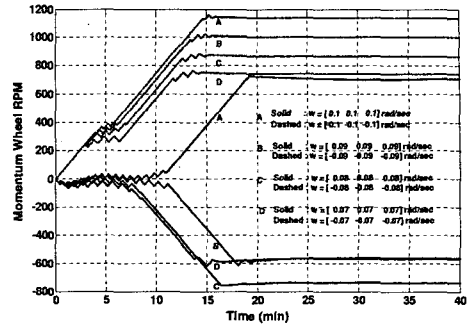
$$T_W = K_W \cdot \text{sgn}(B_3 \dot{B}_1 - B_1 \dot{B}_3) \tag{2}$$

여기서 T_W 는 모멘텀 휠의 제어토크이며, K_W 는 제어이득이다. 또한 $B_1, B_3, \dot{B}_1, \dot{B}_3$ 는 롤, 요축의 지구자기장 값과 그 미분 값을 의미한다. 그림 3은 제어이득 K_W 에 따른 각속도의 경향을 보여준다. 그림 3a에서 보듯이 $K_W = 1 \times 10^{-5}$ 근방에서 휠 속도변화와 디튤링 제어시간을 고려했을 때 제어시간이 약 60분 이하로 좋은 디튤링 결과를 보여주고 있다. 또한 모멘텀 휠의 속도 변화와 전력소모를 고려하여 제어이득 K_W 를 $K_W = 1 \times 10^{-5}$ 에서 조금씩 증가시키면 상당한 시간 절감 효과를 볼 수 있었다. 따라서 본 논문에서는 모멘텀 휠 디튤링 제어기에 사용할 제어이득을 $K_W = 1 \times 10^{-5}$ 로 결정하였다.

최적의 값으로 결정된 제어이득 K_W 를 이용해서 초기 각속도에 따른 모멘텀 휠 제어기의 성능을 검증하였다. 이 경우도 마찬가지로 초기 각속도를 각 축 당 $\pm 0.1\text{rad/s}$ 에서부터 $\pm 0.07\text{rad/s}$ 까지 변화시켜 가며 시뮬레이션을 수행하였다. 그림 4에서 보듯이 약 20분 이하에서 모든 초기 각속도가 안정화 되는 것을 알 수 있다. 앞의 그림 2의 자기토크만을 사용한 B-dot 제어기의 성능과 비교해서 약



(a) Angular Rate



(b) Momentum Wheel RPM

그림 4. 초기 각속도 변화에 따른 모멘텀 휠 디터블링 제어기의 성능.

50분 이상 디터블링 시간이 줄어들음을 알 수 있다. 또한 시뮬레이션 마지막 시간에서 모멘텀 휠의 속도가 임의의 rpm까지 증가하게 됨을 알 수 있다.

3. 결론

자세제어 방식으로 피치 바이어스 모멘텀 방식을 사용하는 초소형위성의 디터블링 제어와 모멘텀 휠 초기구동 방안에 대해서 살펴보았다. 디터블링 제어의 경우 기존 자기토크만을 사용하는 B-dot 제어기의 느린 제어시간을 본 논문에서 제안한 모멘텀 휠 디터블링 제어기를 사용함으로써 제어 성능을 향상시킬 수 있었다. 제안된 방식의 디터블링 제어 성능은 각속도 제어시간이 약 20분 이하로 기존 방식에 비해 상당한 제어시간 절감 효과를 볼 수 있다.

감사의 글: 본 연구는 과학기술부의 국가지정연구실(National Research Lab.) 사업에 의해 수행된 결과이며, 지원에 감사드립니다.

참고 문헌

Sidi, M. 1997, *Spacecraft Dynamics and Control* (New York: Cambridge University Press)

Steyn, W. H., Hashida, Y., & Lappas, V. 2000, in *Proceedings of 14th AIAA/USU Conference on Small Satellites*, p.247

Stickler, A. C. & Alfriend, K. T. 1975, *Journal of Spacecraft*, 13, 282

Whitford, C. & Forrest, D. 1998, in *Proceedings of 12th AIAA/USU Conference on Small Satellites*, p.163