

## 論文

## 피치 바이어스 모멘텀 방식을 사용하는 초소형 위성의 초기 자세획득 방안 연구

이병훈\*, 최정원\*, 윤미연\*, 장영근\*\*

### Rapid Initial Detumbling Strategy for Micro/Nanosatellite with Pitch Bias Momentum System

Byung-Hoon Lee\*, Jung-Won Choi\*, Mi-Yeon Yun\* and Young-Keun Chang\*\*

#### ABSTRACT

When a satellite separates from the launch vehicle, an initial high angular rate or a tip-off rate is generated. 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 significantly reduced compared to conventional methods. Since the previous wheel start-up method cannot be used if the detumbling controller proposed by this paper is used, a method is also proposed for bringing up the momentum wheel speed to nominal rpm while maintaining stability in this paper. The performance of the method is compared and verified through simulation. The overall result shows much faster control time compared to the conventional methods, and achievement of the nominal wheel speed and 3-axes stabilization while maintaining stability.

#### 초 록

위성이 발사체로부터 분리될 때 초기 각속도가 발생한다. 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. 본 논문에서 제안한 디텀블링 방식을 사용할 경우 기존의 모멘텀 휠 초기구동 방식을 사용할 수 없다. 따라서 휠의 속도를 안정적으로 공칭 속도까지 증가시키는 방식을 제안하고 시뮬레이션을 통해 비교, 검증하였다. 시뮬레이션 결과 기존의 방식과 비교했을 때 제어시간을 단축할 수 있었으며 휠의 공칭 속도와 3축 안정화를 이룰 수 있었다.

**Key Words** : Pitch Bias Momentum(피치 바이어스 모멘텀), Detumbling Control(초기 각속도 제어), Momentum Wheel Start-up(모멘텀 휠 초기구동), Magnetic Torquer(자기토크), Micro/Nano Satellite(마이크로/나노 위성)

† 2006년 1월 9일 접수 ~ 2006년 4월 2일 심사완료

\* 정희원, 한국항공대학교 대학원

\*\* 정희원, 한국항공대학교 항공우주 및 기계공학부  
연락처, E-mail : ykchang@hau.ac.kr  
경기도 고양시 덕양구 화전동 200-1

## I. 서 론

바이어스 모멘텀(bias momentum) 방식은 위성의 자세제어 방식의 하나로 한 기의 자세제어 구동기로 상당한 자세제어 성능(모든 축에 대해  $0.1^\circ \sim 0.5^\circ$ )을 낼 수 있는 장점이 있으며, 현재 궤도상에서 운용되고 있는 상당수의 대형 통신위성의 자세안정화 방식으로 사용되고 있다[1-4]. 바이어스 모멘텀 방식은 위성체 내부에 일정한 각운동량(angular momentum)을 가지는 모멘텀 휠(momentum wheel)을 장착하여 자세 안정화를 이루는 방식으로, 휠이 회전하며 생기는 각운동량은 자이로스코픽 강성(gyroscopic stiffness) 효과에 의해 위성체의 자세를 안정화시킨다. 또한 모멘텀 휠의 각운동량은 휠이 축과 직각 방향에 대하여 자이로스코픽 연성(coupling)에 의한 토크를 생성한다. 이렇게 얻어진 토크를 이용하여 3축 자세제어를 수행하게 된다. 바이어스 모멘텀 위성의 가장 대표적인 것으로 피치 바이어스 모멘텀(pitch bias momentum) 방식이 있는데, 이 경우에는 모멘텀 휠의 축은 궤도 평면과 수직인 방향(orbit normal) 즉 피치 방향을 지향한다. 위성체의 피치축 에러는 휠의 속도를 조절하여 제어하고, 롤/요 각운동의 장동운동(nutation)은 자기토크(magnetic torquer)를 장착하여 제어하게 된다. 따라서 피치 바이어스 모멘텀 방식은 하나의 휠을 필요로 하고 자기토크와 결합하여 3축 제어를 수행한다.

위성이 발사체에서 분리될 때 빠른 초기 각속도(angular rate) 즉 tip-off rate를 갖게 된다. 따라서 위성이 3축 자세안정화가 가능한 상태가 되게 먼저 초기 각속도를 원하는 각속도가 되도록 제어해야 하며, 이를 디튤블링(detumbling) 제어 또는 초기자세획득(initial attitude acquisition) 이라고 한다. 디튤블링 제어를 위해서 일반적으로 자기토크를 이용하는 B-dot 제어기(controller)가 사용되고 있다[3,4]. B-dot 제어기는 지구 자기장 측정치만을 사용하기 때문에 다른 자세 결정 센서를 필요치 않으며, 또한 궤도 정보나 위성의 자세에 대한 정보를 요구하지 않는다. 따라서 제어기 구조가 매우 단순하며, 신뢰도가 높은 장점이 있다. 하지만 자기토크의 낮은 토크수준(torque level)으로 인해 디튤블링 제어 시간이 비교적 긴 단점이 있다. 기존의 3축 자기토크만을 사용한 B-dot 제어기의 단점인 긴 디튤블링 제어시간을 줄이기 위해서 본 논문에서는 피치 바이어스 모멘텀 방식을 사용하는 초소형위성(micro/nanosatellite)을 위한 디튤블링 방법을 제안하고 시뮬레이션을 통

해 그 성능을 확인하였다. 제안된 방식은 디튤블링 제어 시 기존 방식과는 달리 자기토크와 모멘텀 휠을 동시에 사용한다. 또한 디튤블링 제어기는 자기토크의 경우 기존의 B-dot 제어기를 사용하지만, 모멘텀 휠에 대해서는 새로운 제어기를 제안하였다.

한편 피치 바이어스 모멘텀 방식을 사용하는 위성의 경우 자세 안정화를 위해서 모멘텀 휠은 일정한 속도로 회전하고 있으며, 이때의 휠 속도를 공칭 속도(nominal rpm)라고 한다. 하지만 위성이 발사체에서 분리되기 전에 휠은 정지 상태에 있으며, 분리 후 궤도 상에서 휠의 속도를 공칭속도까지 올려 주어야 한다. 이를 모멘텀 휠 초기구동(start-up)이라고 한다. 모멘텀 휠은 회전하고 있을 때 위성체에 각운동량을 발생시킨다. 만약 휠이 순간적으로 공칭속도까지 증가할 경우 기존에 가지고 있던 각운동량과 휠 속도 증가로 발생한 큰 각운동량으로 인해 위성의 자세가 불안정한 상태로 된다. 따라서 모멘텀 휠의 초기구동은 안정적으로 진행되어야 하며, 이를 위해서 초소형위성에 대한 모멘텀 휠 초기구동 방안에 대한 연구는 다양하게 수행 되었다[5-10]. 기존에 수행된 연구는 대부분 모멘텀 휠을 초기구동하기 전에 위성이 피치 축으로 회전 안정화(pitch spin stabilization, Y-Thomson mode)되어 있어야 한다[5]. 반면 참고문헌[10]의 경우 피치축 회전 안정화를 요구하지 않는다. 하지만 본 논문에서 제안한 디튤블링 제어 방식을 사용할 경우 기존의 모멘텀 휠 초기구동 방식을 사용한 휠 초기구동 방법을 사용할 수 없다. 따라서 본 논문에서는 모멘텀 휠을 공칭 속도까지 안정적으로 증가시킬 수 있는 방법을 제안하고 그 성능을 시뮬레이션을 통해 기존 방식과 비교 검증하였다.

## II. 위성 자세제어 모델

본 논문의 자세제어 시뮬레이션에 사용된 위성은 현재 한국항공대학교 우주시스템연구소(SSRL)에서 개발 중인 HAUSAT-2이며, 그림 1은 HAUSAT-2의 형상과 좌표계를 보여준다. HAUSAT-2는 25 kg급의 나노 위성으로 고도 650 km의 태양동기궤도를 임무궤도로 한다. 자세제어 방식으로 모멘텀 휠과 자기토크를 사용하는 피치 바이어스 모멘텀 방식을 채택하고 있으며 이 경우 위성의 운동방정식은 다음 식(1)과 같다.

$$\dot{I}\omega = -\omega \times I\omega - \omega \times h_{wa} - T_{wa} + T_m + G \quad (1)$$

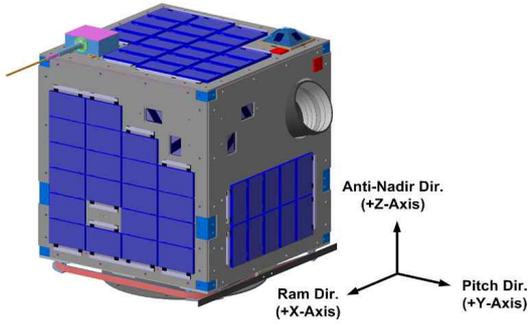


그림 1. HAUSAT-2의 형상 및 좌표계

여기서  $I$ 는 관성모멘트(moment of inertia)이며 시뮬레이션에서는 HAUSAT-2의 관성모멘트 값인  $I = \text{diag}\{0.3078 \ 0.2865 \ 0.2747\} \text{kg} \cdot \text{m}^2$ 을 사용하였다.  $\omega$ 와  $\omega^\times$ 는 각각 위성의 각속도 벡터와 그것의 외적 행렬을 의미한다.  $h_w$ 는 모멘텀 휠의 각운동량을 나타내며 HAUSAT-2에 장착된 모멘텀 휠은  $h_w = 0.09 \text{ Nm} \cdot \text{s}$ , 공칭속도는 2500 rpm이며, 사용 전력은 공칭속도에서 2 W이다.  $T_w$ 는 모멘텀 휠의 제어 토크이며,  $a$ 는 몸통 좌표계에 대한 모멘텀 휠의 회전축의 방향여현이다. HAUSAT-2의 경우  $a = [0 \ -1 \ 0]$ 이다.  $G$ 는 위성체에 작용하는 외란토크 벡터를 나타낸다. 본 논문에서는 중력구배장에 의한 외란만을 고려하였으며 식(2)와 같이 나타낼 수 있다.

$$G = 3n^2 C_3^\times I C_3 \tag{2}$$

여기서  $n$ 은 궤도율을 나타내며, 650km 원궤도의 경우 약  $n = 0.001 \text{ rad/sec}$ 이다.  $C_3$ 와  $C_3^\times$ 는 각각 방향여현 행렬의 3번째 열벡터와 그것의 외적 행렬을 의미한다.

$T_m$ 는 자기토크에 의해 발생하는 토크벡터이며 다음 식(3)과 같이 표현된다.

$$T_m = M \times B \tag{3}$$

여기에서  $M$ 는 자기쌍극자 모멘트이며 자기토크의 제어변수로 사용된다.  $B$ 는 지구자기장 벡터이다. HAUSAT-2의 경우 자기토크는 각 축에 하나씩 3개가 장착되며, 각 축별 최대 발생 가능한 자기쌍극자 모멘트는  $M_{\max} = 2 \text{ Am}^2$ 이며, 사용전력은 최대 1 W이다. 지구자기장 모델은 10차 까지 전개한 IGRF(International Geomagnetic Reference Field) 2005를 사용하였다[8-11].

### III. 디텀블링(Detumbling) 제어

위성이 발사체에서 분리될 때 발생하는 초기 각속도는 최악의 경우 각 축 당 0.1 rad/s(1 rpm) 정도로 알려져 있다[8,9,12]. 따라서 디텀블링 제어기는 0.1 rad/s 정도의 빠른 초기 각속도를 3축 자세안정화 제어기가 작동 가능한 각속도 범위까지 제어할 수 있어야 하며, 본 논문에서는 이 각속도 범위를 0.003 rad/s 이하로 가정하였다. 앞서 언급했듯이 초기 각속도를 제어하기 위해서는 일반적으로 자기토크를 이용한 B-dot 제어기가 사용되고 있다. B-dot 제어기는 각 축에 대한 자기쌍극자 모멘트(magnetic dipole moment)를 다음 식(4)와 같이 생성한다[3].

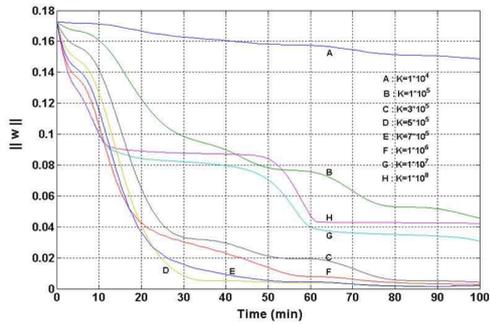
$$\underline{M} = -K \dot{B}, \quad (K > 0) \tag{4}$$

여기서  $K$ 는 제어이득(gain) 상수이다.  $\dot{B}$ 는 각 축에 대한 지구자기장의 미분값이며, 위성체에 장착된 자기센서(magnetometer)의 출력 값을 식(5)와 같이 차분하여 구할 수 있다.

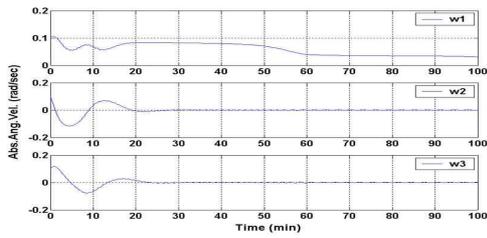
$$\dot{B} = \frac{B(t) - B(t-T)}{T} \tag{5}$$

여기서  $T$ 는 샘플링(sampling) 시간을 의미한다. 먼저 최적화된 제어이득  $K$ 를 찾기 위해서 각  $K$ 에 따른 각속도 변화 경향을 시뮬레이션 하였다. 이 시뮬레이션 결과를 통해 디텀블링 시간과 구동기의 전력 소모를 고려하여, 최적의  $K$ 를 선택하였다. 시뮬레이션을 통한 디텀블링 과정은 위성의 초기 각속도를 각 축 당 0.1 rad/s으로 가정하였으며, 모든 축에서 0.003 rad/s 이하가 될 때까지 수행하였다. 그림 2(a)는 제어이득  $K$ 에 따른 각속도의 경향을 보여준다. 그림 2(a)에서 보듯이 작은 제어이득  $K \leq 1 \times 10^5$ 에서는 위성체에 작용하는 제어토크가 매우 작다. 따라서 디텀블링 시간이 매우 오래 걸린다. 반면 그림 2(a)와 2(b)에서 보듯이  $K \geq 1 \times 10^7$ 의 매우 큰 제어이득에서는 다른 두 축의 각속도 제어는 빠른 반면 나머지 한 축의 각속도는 매우 느리게 감소하며, 축의 방향이 지구 자기장 벡터와 거의 평행함을 알 수 있다.

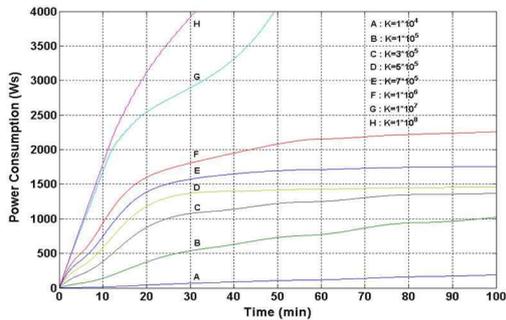
이러한 이유로 지구 자기장 벡터와 평행한 축의 각속도는 잘 제어가 되지 않는다.  $K = 1 \times 10^6$  근방에서는 매우 좋은 디텀블링 제어 결과를 보여주고 있다. 이 범위의 모든  $K$ 에서 약 1 레도 후 위성의 각속도가 원하는 값으로 감소되는 것을 보여주고 있으나, 그림 2(c)의 전력소모를 고려하



(a) Angular Rate



(b) Angular Rate at  $K=1 \times 10^7$



(c) Power Consumption

그림 2. 제어이득  $K$ 에 따른 각속도 및 전력소모 경향

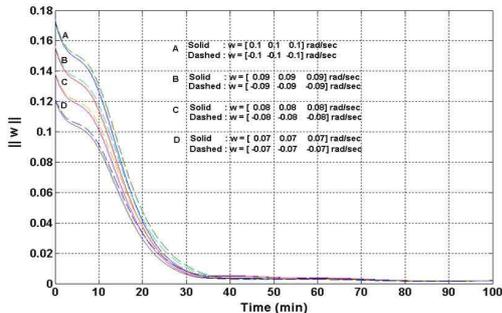


그림 3. 초기 각속도 변화에 따른 B-dot 제어기 성능

여 최적의 제어이득을 결정하였다. 따라서 본 논문에서는 B-dot 제어기에 사용할 제어이득을  $K=5 \times 10^5$ 로 결정하였다.

결정된 제어이득  $K$ 를 이용해서 초기 각속도에 따른 B-dot 제어기의 성능을 검증하였다. 앞서 언급했듯이 위성이 분리될 때 발생하는 초기 각속도는 최악의 경우 각 축 당 0.1 rad/s 정도이다. 따라서 초기 각속도를 각 축 당  $\pm 0.1$  rad/s 에서부터  $\pm 0.07$  rad/s까지 변화시켜 가며 시뮬레이션을 수행하였다. 그림 3에 시뮬레이션 결과를 나타내었다. 그림 3에서 보듯이 초기 각속도에 따라 제어시간이 조금씩 차이가 나지만 대체적으로 약 70분 정도가 지나면 각속도가 목표치 0.003 rad/s 이하로 안정화되는 것을 알 수 있다.

새로운 디튤블링 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 디튤블링 시간을 줄이기 위해서 본 논문에서는 자기토크와 토크 용량이 상대적으로 큰 모멘텀 휠을 동시에 사용하는 디튤블링 방법을 제안하였다. 제안된 방식의 경우 롤, 요축(roll, yaw axes)의 초기 각속도는 피치축(pitch axis)의 자기토크만을 사용하여 제어하며, 피치축의 초기 각속도는 모멘텀 휠을 사용해서 제어한다. 디튤블링 제어 시 모멘텀 휠의 제어기로 일반적인 각속도 제어기나 PD 제어기를 사용할 수 있으나 이러한 제어기들은 위성의 각속도 정보를 요구하고 있기 때문에 지구자기장 측정치만을 사용하는 B-dot 제어기와는 달리 각속도를 측정할 수 있는 센서나 자이로와 같은 또 다른 센서를 필요로 한다. 따라서 본 논문에서는 이러한 단점을 보완하기 위해서 B-dot 제어기의 특성을 이용한 모멘텀 휠 제어기를 다음과 같이 고려하였다.

B-dot 제어기를 사용하는 경우 자기토크에 의해 각 축에 발생하는 토크  $T_m$ 는 식(6)과 같이 표현된다.

$$T_m = M \times \dot{B} = -KB \times \dot{B} \tag{6}$$

따라서 이 중 피치축의 제어토크를 모멘텀 휠이 발생시켜야 하기에  $\dot{B} \times B$  벡터의 두 번째 값을 취하면, 모멘텀 휠의 제어토크  $T_w$ 는 식(7)과 같다.

$$T_w = T_{m2} = K \cdot (B_3 \dot{B}_1 - B_1 \dot{B}_3) \tag{7}$$

여기에서  $B_1, B_3, \dot{B}_1, \dot{B}_3$ 는 롤, 요 축의 지구자기장 값과 그 미분 값을 의미한다. 하지만 모멘텀 휠의 제어기로 식(7)을 사용하면 지구자기장의 변화율에 따라 제어토크의 크기가 결정된다. 따라서 지구자기장의 변화가 매우 큰 경우, 즉 위성의 초기각속도가 예상보다 너무 빠를 경우 모멘텀 휠의 제어토크가 용량의 한계를 넘는 포화상태에 들어가 제어가 불가능해지는 단점이 있다. 또한 반대의 경우는 너무 작은 제어토크를 요구함으로써 실제 휠의 성능이 따라주지 못해 제어가 불가능하게 된다. 이러한 단점을 보완하고 실제 제어기의 적용 시 휠이 공급 가능한 일정한 토크를 발생시킬 수 있도록 제어기를 다음 식(8)과 같이 수정하였으며, 본 논문에서는 모멘텀 휠 디터블링 제어기로 명명하였다.

$$T_w = K_w \cdot \text{sgn}(B_3\dot{B}_1 - B_1\dot{B}_3)$$

$$\text{sgn}(A) = \begin{cases} +1 & A \geq 0 \\ -1 & A < 0 \end{cases} \quad (8)$$

여기서  $K_w$ 는 모멘텀 휠의 제어이득(gain) 상수이다. 제안된 모멘텀 휠 디터블링 제어기는 참고문헌[3]에서 증명된 B-dot 제어기와 마찬가지로 위성의 운동에너지가 줄어드는 방향으로 위성을 안정화시키며, 즉 위성의 각속도 제어가 가능함을 알 수 있다.

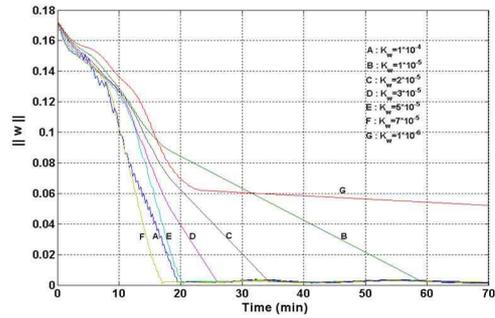
제안된 모멘텀 휠 디터블링 제어기를 사용하는 경우 자기 토크의 운용은 기존방식처럼 3축 자기 토크를 사용하지 않고 모멘텀 휠 제어토크와의 간섭을 피하기 위해서 피치축의 자기토크만을 사용한다. 이 경우 자기 쌍극자 모멘트는 식(9)처럼 피치축 방향으로만 생성된다.

$$\underline{M} = [0 - K\dot{B}_2 0]^T \quad (9)$$

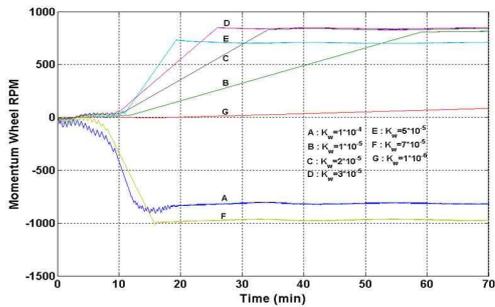
여기서 제어이득은  $K$ 는 하나의 자기토크만을 사용하기 때문에 앞의 3축 자기토크를 사용하는 B-dot 제어기의 경우보다는 좀 더 큰 제어이득 값이 필요하다. 따라서 최적의 제어이득을 구하기 위해서 앞의 시뮬레이션과 동일한 과정을 수행하였으며 결과로  $K=3 \times 10^7$ 이 최적 값을 알 수 있다.

또한 모멘텀 휠 디터블링 제어기의 최적화된 제어이득  $K_w$ 를 찾기 위해서 각  $K_w$ 에 따른 각속도 변화 경향을 시뮬레이션 하였다. 최적의 제어이득  $K_w$ 는 시뮬레이션을 통해 알 수 있는 휠 상태와 디터블링 시간, 그리고 구동기의 전력소모를 고려하여 최적의 값을 선택하였다.

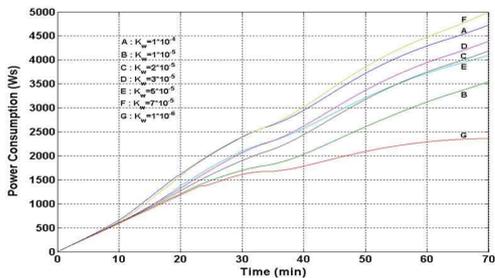
시뮬레이션을 통한 디터블링 과정은 앞선 B-dot 제어기의 경우와 마찬가지로 위성의 초기 각속도



(a) Angular Rate



(b) Momentum Wheel RPM



(c) Power Consumption

그림 4. 제어이득  $K_w$ 에 따른 각속도 및 전력소모 경향

를 각 축 당 0.1 rad/s으로 가정하였으며, 모든 축에서 0.003 rad/s 이하가 될 때까지 수행하였다. 그림 4는 제어이득  $K_w$ 에 따른 각속도의 경향을 보여준다. 그림 4(a)에서 보듯이 비교적 큰 제어이득  $K_w = 1 \times 10^{-4}$ 에서는 위성의 각속도가 20분 정도에 안정화 된다. 하지만 그림 4(b)에서 보듯이 위성체에 작용하는 지구 자기장의 변화에 휠이 민감하게 반응하여 실제 적용하기에 무리가 있다. 반면  $K_w = 1 \times 10^{-6}$ 의 매우 작은 제어이득의 경우 휠 속도는 안정적으로 변하나 각속도는 매우 느리게 감소한다.  $K_w = 1 \times 10^{-5}$ 근방에서 휠

속도변화와 디턴블링 제어시간을 고려했을 때 제어시간이 약 60분 이하로 좋은 디턴블링 결과를 보여주고 있다. 또한 모멘텀 휠의 속도 변화와 그림 4(c)의 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 디턴블링 제어기에 사용할 제어이득을  $K_w = 5 \times 10^{-5}$ 로 결정하였다.

또한 그림 4(b)의 모멘텀 휠의 회전 방향은 시간에 따른 각속도 변화율과 제어이득에 따라서 그 결과가 달라짐을 알 수 있다. 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 5에 시뮬레이션 결과를 나타내었다. 그림 5에서 보듯이 약 20분 이하에서 모든 초기 각속도가 안정화 되는 것을 알 수 있다. 앞의 그림 3의 자기토크만을 사용한 B-dot 제어기의 성능과 비교해서 약 50분 이상 디턴블링 시간이 줄어들음을 알 수 있다. 또한 시

뮬레이션 마지막 시간에서 모멘텀 휠의 속도가 임의의 rpm 까지 증가하게 됨을 알 수 있다.

#### IV. 모멘텀 휠 초기구동

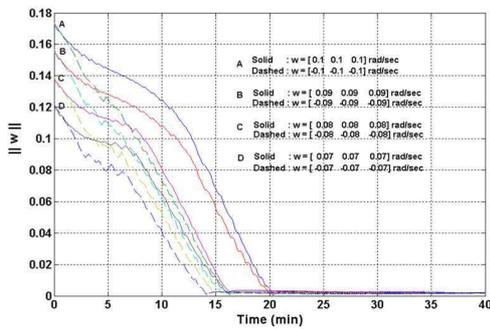
모멘텀 휠이 정지상태에서 순간적으로 공칭 속도까지 증가할 경우 위성의 자세가 불안정한 상태로 된다. 따라서 모멘텀 휠의 초기구동은 안정적으로 진행되어야 하며, 이를 위해서 소형위성에 대한 모멘텀 휠 초기구동 방안에 대한 연구는 다양하게 수행 되었다[5-10]. 기존에 수행된 휠 초기구동 방안 연구의 가장 큰 특징은 모멘텀 휠을 초기 구동하기 전에 위성의 피치 회전 안정화를 요구하는 것이다. 하지만 본 논문에서 제안한 디턴블링 제어기를 사용할 경우 기존의 피치 회전 안정화 방식을 사용한 휠 초기구동 방법을 사용할 수 없다. 따라서 본 논문에서는 모멘텀 휠을 공칭 속도까지 안정적으로 증가시킬 수 있는 방안을 제안하고, 그 성능을 시뮬레이션을 통해 기존 방식과 비교 검증하였다. 기존의 일반적인 휠 초기구동 방법은 다음과 같은 4단계에 걸쳐서 수행된다.

- Step 1 : B-dot 제어기를 이용한 디턴블링 제어
- Step 2 : 임의의 각속도로 피치 회전 안정화 (Y-Thomson Spin)
- Step 3 : 일정한 가속도로 모멘텀 휠 속도 증가 (개루프 방식)
- Step 4 : 3축 자세안정화

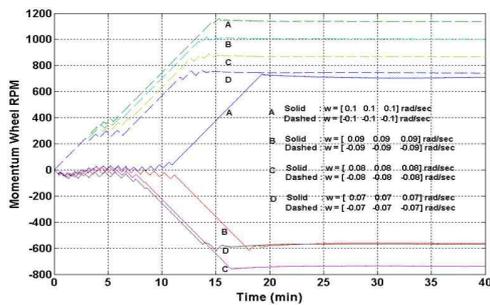
기존 방식의 성능 검증을 위한 시뮬레이션 시나리오는 다음과 같다. 먼저 위성의 초기 각속도는  $0.1 \text{ rad/s}$ , 각속도 안정화 조건은 각 축의 각속도를  $0.003 \text{ rad/s}$  이하로 설정하였으며, 디턴블링 제어를 위해 B-dot 제어기를 사용하였다. 각속도가 설정 범위로 안정화되면 피치 회전 안정화 단계로 넘어간다. 피치 회전 안정화를 위해 식 (10)과 같은 롤축 자기토크 제어기를 사용하였다[9].

$$M_1 = K(\omega_2 - \omega_{2t}) \text{sgn}(B_3) \quad (10)$$

여기서  $K$ 는 제어이득이며, 시뮬레이션에 사용된 값은  $K = 3 \times 10^7$ 이다.  $\omega_2$ 는 궤도 좌표계에 대한 피치 축의 각속도이며  $\omega_{2t}$ 는 제어를 목표로 하는 위성의 각속도이다. 시뮬레이션에 사용된  $\omega_{2t}$ 는 공칭속도에서의 모멘텀 휠의 각운동량  $0.09 \text{ Nms}$ 를 고려하여  $0.31 \text{ rad/s}$ 로 설정하였다. 이 단계에서 위성은 피치축으로  $0.31 \text{ rad/s}$ 로 회전하게 되며, 나머지 축은  $0.005 \text{ rad/s}$  이하로 안정



(a) Angular Rate



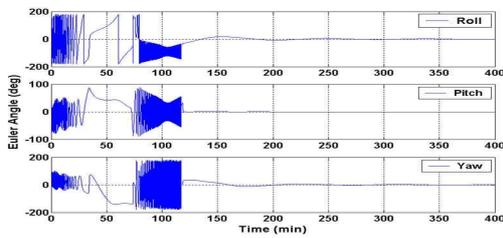
(b) Momentum Wheel RPM

그림 5. 초기 각속도 변화에 따른 모멘텀 휠 디턴블링 제어기의 성능

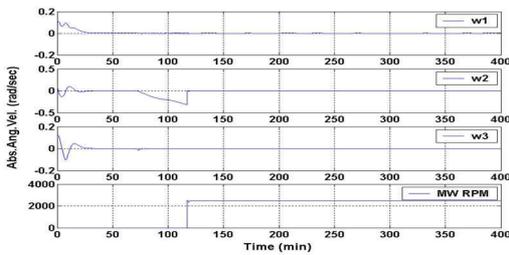
화 된다. 위성이 피치 회전 안정화 단계에 들어 가면 휠의 모멘텀을 개루프(open-loop) 형식으로 0.01 Nms씩 일정하게 증가 시킨다. 마지막으로 휠의 모멘텀이 0.09 Nms, 즉 휠이 공칭 2500 rpm에 도달하면 위성의 3축 자세 안정화 과정을 수행하게 된다. 3축 자세 안정화를 위해 자기토크 커는 식 (9)과 같은 피치축 자기토크 제어기를 사용하였으며, 모멘텀 휠 제어기는 식 (11)과 같은 PD 제어기를 사용하였다[1,2].

$$T_w = -K_\phi \cdot \theta - K_{\dot{\phi}} \cdot \dot{\theta} \quad (11)$$

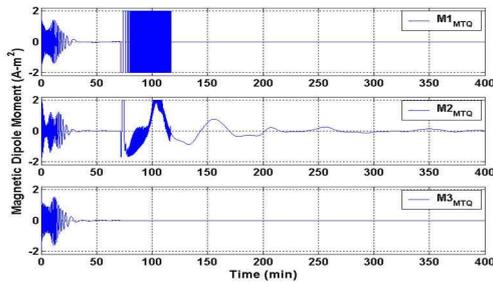
여기서  $K_\phi$ ,  $K_{\dot{\phi}}$ 는 PD 제어기의 제어이득이며, 시뮬레이션에 사용된 값은  $K_\phi = 9.1708 \times 10^{-4}$ ,  $K_{\dot{\phi}} = 2.292 \times 10^{-2}$ 이다. 또한  $\theta$ ,  $\dot{\theta}$ 는 피치축의 자세와 자세 변화율을 의미한다.



(a) Attitude



(b) Angular Rate and Wheel RPM



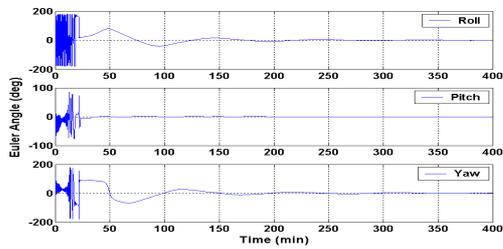
(c) Magnetic Dipole Moment

그림 6. 일반적인 모멘텀 휠 초기 구동방안

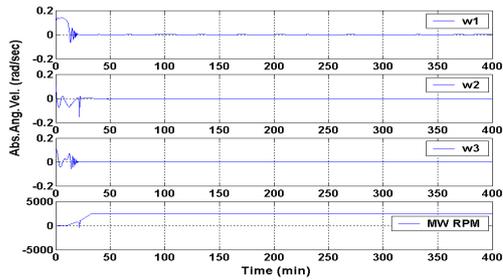
그림 6은 이러한 과정의 시뮬레이션 결과를 보여주고 있다. 그림 6에서 보듯이 디튤블링 제어가 시작되고 약 73분 후 위성의 각속도는 설정된 범위로 안정화되며, 피치 스핀 제어기가 작동된다. 110분 후 위성의 피치축 각속도는 0.31 rad/s에 도달하게 되며, 이 때부터 휠 모멘텀을 개루프 형식으로 0.01 Nms씩 일정하게 증가 시킨다. 112분 후 휠의 속도는 공칭 2500 rpm에 도달하며, 이후 3축 자세안정화를 수행한다. 자세안정화가 이루어지기 까지 전체 시뮬레이션 시간은 250분 정도가 소요된다.

**새로운 휠 초기구동 방안**

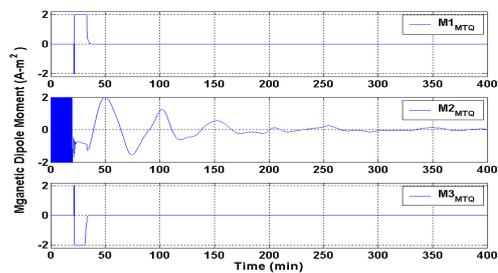
앞서 언급했듯이 본 논문에서 제안한 디튤블링 제어기를 사용할 경우 기존의 피치 회전 안정화 방식을 사용한 휠 초기구동 방법을 사용할 수 없다.



(a) Attitude

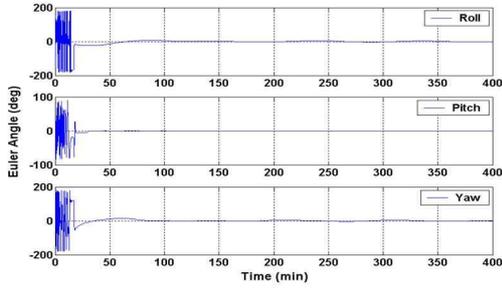


(b) Angular Rate and Wheel RPM

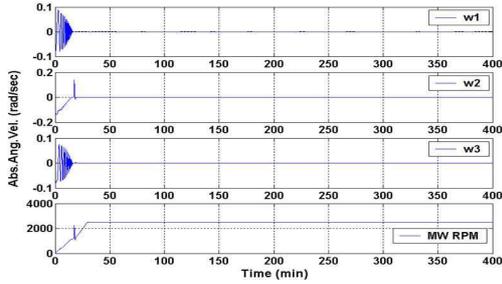


(c) Magnetic Dipole Moment

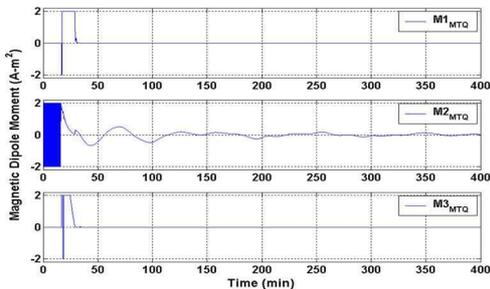
그림 7. 제안된 모멘텀 휠 초기 구동방안



(a) Attitude



(b) Angular Rate and Wheel RPM



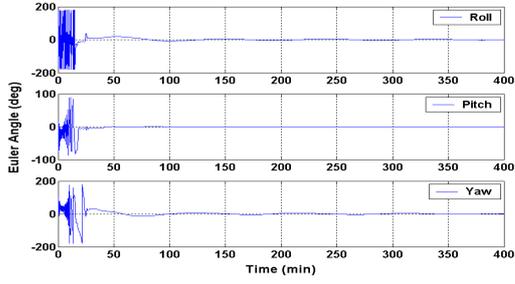
(c) Magnetic Dipole Moment

그림 8. 제안된 모멘텀 휠 초기 구동방안: 초기 각속도  $w = [-0.1 \ -0.1 \ -0.1] \text{ rad/s}$ 의 경우

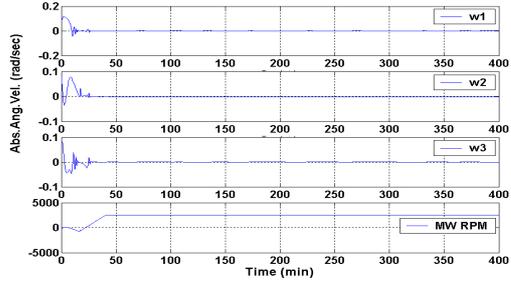
따라서 본 논문에서는 다음과 같은 3단계 과정으로 휠을 초기구동하고 위성을 3축 자세안정화시키는 방안을 제안하였다.

- Step 1 : 제안된 모멘텀 휠 제어기와 B-dot 제어기를 사용한 디튤블링 제어
- Step 2 : 모멘텀 덤핑제어기를 이용한 휠 속도 증가
- Step 3 : 3축 자세안정화

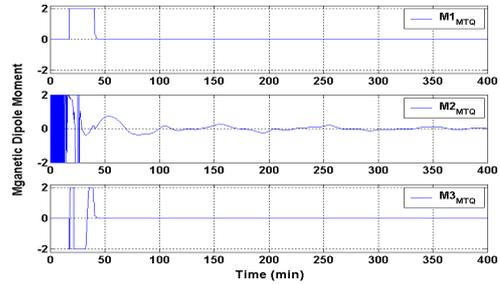
성능 검증을 위해 시뮬레이션을 수행하였으며, 위성의 초기 각속도와 각속도 안정화 조건은 앞의 조건과 동일하게 설정하였다. 먼저 본 논문에서



(a) Attitude



(b) Angular Rate and Wheel RPM



(c) Magnetic Dipole Moment

그림 9. 제안된 모멘텀 휠 초기 구동방안: 초기 각속도  $w = [0.08 \ 0.08 \ 0.08] \text{ rad/s}$  경우

서 제안된 디튤블링 제어방식 으로 초기 각속도를 제어한 후 식 (12)와 같은 모멘텀 덤핑을 위한 롤, 요 자기토키 제어기를 사용해서 휠을 공칭 2500 rpm까지 증가 시킨다[3].

$$\begin{aligned} M_1 &= -K \cdot B_3 \cdot (h_w - h_{wt}) \\ M_3 &= K \cdot B_1 \cdot (h_w - h_{wt}) \end{aligned} \quad (12)$$

여기서  $K$ 는 제어이득이며, 시뮬레이션을 위해 사용된 값은  $K = 3 \times 10^7$ 이다.  $h_w$ 는 휠의 각운동량이며,  $h_{wt}$ 는 제어를 목표로 하는 휠의 각운동량이다. 따라서 식 (12)의 자기토키 제어기는 휠의 각운동량을  $h_{wt}$ 까지 제어하며, 본 논문에서는

HAUSAT-2에 장착된 모멘텀 휠 사양에 따라  $h_{wt} = 0.09 Nm \cdot s$ 로 설정하였다. 마지막으로 휠이 공칭속도 또는  $h_{wt}$ 에 도달하면, 3축 자세 안정화를 수행하며 사용된 제어기는 식 (11)의 PD 제어기를 동일하게 사용한다.

그림 7은 제안된 휠 초기구동 과정의 시뮬레이션 결과를 보여주고 있다. 그림 7에서 보듯이 디튤블링 제어가 시작되고 약 20분 후 위성의 각속도는 설정된 범위로 안정화 되며 휠 속도는 약 800 rpm까지 증가된다. 이 때 부터 모멘텀 덤핑 제어가 작동되며, 이후 약 30분까지 휠의 속도는 공칭 2500 rpm까지 증가된다. 휠이 공칭 rpm에 도달하면 3축 자세 안정화를 수행하며, 자세 안정화가 이루어지기 까지 전체 시뮬레이션 시간은 150분 정도가 소요된다. 그림 8, 9는 다른 초기 각속도에 대한 결과이며, 그림 7과 비슷한 성능을 보여주고 있다. 결론적으로 기존의 방식에 비해서 전체 거동시간이 짧으며, 디튤블링 제어, 휠 공칭속도 도달 그리고 3축 자세 안정화까지 안정적으로 수행됨을 알 수 있다.

## V. 결 론

자세제어 방식으로 피치 바이어스 모멘텀 방식을 사용하는 초소형위성의 디튤블링 제어와 모멘텀 휠 초기구동 방안에 대해서 살펴보았다. 디튤블링 제어의 경우 기존 자기토크만을 사용하는 B-dot 제어기의 느린 제어시간을 본 논문에서 제안한 모멘텀 휠 디튤블링 제어를 사용함으로써 제어 성능을 향상시킬 수 있었다. 제안된 방식의 디튤블링 제어 성능은 각속도 제어시간이 약 20분 이하로 기존 방식에 비해 상당한 제어시간 절감 효과를 볼 수 있다. 또한 논문에서 제안된 디튤블링 제어 방식을 사용할 경우에 적합한 휠 초기구동 방안을 제시하였고, 기존의 휠 초기구동 방안과 그 성능을 시뮬레이션을 통해 비교, 검증하였다. 결과적으로 전체적인 제어시간이 기존 방식에 비해 빠르며, 디튤블링 제어, 휠 공칭속도 도달 그리고 3축 자세 안정화까지 안정적으로 수행됨을 알 수 있다. 따라서 본 논문에서 제안된 디튤블링 제어와 휠 초기구동 방안은 피치 바이어스 모멘텀 방식을 사용하는 초소형위성에 적합하게 사용될 수 있다.

## 후 기

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

## 참고문헌

- 1) Sidi, M., "Spacecraft Dynamics and Control", Cambridge University Press, 1997.
- 2) Chetty, P.R.K., "Satellite Technology and Its Applications", McGraw Hill, New York, 1991.
- 3) Stickler, A.C., Alfreind, K.T., "Elementary Magnetic Attitude Control System", Journal of Spacecraft, Vol. 13, No. 5, 1975, pp. 282-287.
- 4) Whitford, C., Forrest, D., "The CATSAT Attitude Control System", Proceeding of 12th AIAA/USU Conference on Small Satellites, UT, 1998.
- 5) Thomson, W.T., "Spin Stabilization of Attitude against Gravity Torque", Journal of Astronautical Science, Vol. 9, 1962, pp. 31-33.
- 6) Aorpimai, M., "Momentum Wheel Control System for the TMSat Momentum Bias Attitude Control", TMSwheel01, SSTL, 1997.
- 7) Norhizam, H., Yoshikazu, H., Ahmad, S.A., "Tiungsat-1 Momentum Wheel Commissioning, in: Othman M, Arshad A.S. (Eds.), TiungSAT-1: From Inception to Inauguration", Astronautic Technology (M) Sdn. Bhd., Malaysia, 2001, pp. 73-92.
- 8) Steyn, W.H., Hashida, Y., Lappas, V., "An Attitude Control System and Commissioning Results of the SNAP-1 Nanosatellite", Proceeding of 14th AIAA/USU Conference on Small Satellites, UT, 2000.
- 9) Steyn, W.H., Hashida, Y., "An Attitude Control System for a Low-Cost Earth Observation Satellite with Orbit Maintenance Capability", Proceeding of 13th AIAA/USU Conference on Small Satellites, UT, 1999.
- 10) 장영근, 이병훈, 김수정, "초소형 위성 HAUSAT-2 모멘텀 휠 Start-up 방안 연구", 항공 우주학회지, 제 33권 제 9호, 2005, pp. 73-80.
- 11) Makovec, K.L., "A Nonlinear Magnetic Controller for Three-Axis Stability of Nano Satellites", MS Thesis, Virginia Tech., 2002.
- 12) Florian, R., "Attitude Control for a Micro-Satellite Using only Magnetic Coils and Target Pointing for Multiple satellites", MS Thesis, University of Sydney, 2005.