

論文

초소형위성 HAUSAT-2 모멘텀 휠 Start-up 방안 연구

이병훈*, 김수정*, 장영근**

A Study on HAUSAT-2 Momentum Wheel Start-up Method

Byung-Hoon Lee*, Soo-Jung Kim* and Young-Keun Chang**

ABSTRACT

This paper addresses a newly proposed start-up method of the HAUSAT-2 momentum wheel. The HAUSAT-2 is a 25kg class nanosatellite which is stabilized to earth pointing by 3-axis active control method. A momentum wheel performs two functions. It provides a pitch-axis momentum bias while measuring satellite pitch and roll attitude. Pitch control is accomplished in the conventional way by driving a momentum wheel in response to pitch attitude errors. Precession control and nutation damping are provided by driving the pitch axis magnetic torquer. A momentum wheel is nominally spinning at a particular rate and changes speed. This simulation study investigates the feasibility and performance of a proposed strategy for starting-up the wheel. A proposed strategy to start-up the wheel shows that a pitch momentum wheel can be successfully started-up to its nominal speed from rest and be stabilized to nadir pointing.

초 록

본 논문은 피치 바이어스 모멘텀 방식을 사용하는 HAUSAT-2 위성의 모멘텀 휠 초기 구동(Start-up)을 위한 방안을 연구 분석하고 초소형위성 HAUSAT-2에 적합한 새로운 초기구동 방법을 제안하였다. HAUSAT-2는 25kg급의 나노 위성으로 모멘텀 휠과 마그네틱 토커를 사용하여 3축 제어를 수행한다. 자세제어를 위해 모멘텀 휠은 공칭 속도로 회전하거나 회전속도가 변하게 된다. 모멘텀 휠을 장착한 위성에서 휠의 초기구동방법은 휠을 발사 전에 미리 일정한 속도로 회전하게 하거나, 궤도상에서 추력기와 같은 구동기로 자세를 안정화 시킨 이후에 휠을 공칭속도에 도달하게 하는 방법이 있다. 하지만 HAUSAT-2와 같은 초소형위성의 경우 전력제한으로 발사 전 휠을 구동하기 힘들며, 궤도상에서 자세 안정화 이후 휠을 구동하기 위해서는 자기토커만으로 자세를 안정화 해야 하는데 이 경우 시간이 오래 걸리는 단점이 있다. 따라서 본 논문에서는 좀더 빠르고 효율적으로 휠의 초기구동과 자세안정화를 하기 위해서 모멘텀 휠 구동 방안을 제안하였다. 이 방법은 위성이 발사체에서 분리된 후 초기 각속도 제어를 할 때 일정한 속도 증가율로 모멘텀 휠의 속도를 올려주어 공칭 속도에 도달하게 하며, 이 후 자세 안정화를 수행하게 된다. 이 방식을 사용하면 약 4 궤도 이내에 휠 초기구동과 자세 안정화를 성공적으로 이룰 수 있음을 확인 할 수 있었다.

Key Words : Pitch Bias Momentum(피치 바이어스 모멘텀), Momentum Wheel (모멘텀 휠), Magnetic Torquer(자기토커), Micro/Nano Satellite(마이크로/나노 위성)

† 2005년 4월 1일 접수 ~ 2005년 7월 20일 심사완료

* 정회원, 한국항공대학교 대학원

** 정회원, 한국항공대학교 항공우주 및 기계공학부

연락처, E-mail : ykchang@hau.ac.kr

경기도 고양시 덕양구 화전동 200-1

1. 서 론

HAUSAT-2는 동물추적시스템과 우주과학 프로젝트를 탑재하는 마이크로급 나노 위성으로 저궤도

의 태양동기궤도에서 임무 수행 예정인 위성이 다. HAUSAT-2는 임무 수행을 위해서 피치(pitch) 축 방향으로 ± 1° 이하, 롤(roll)축과 요(yaw)축 방향으로 ± 3° 이하의 자세제어 정밀도 성능을 요구한다. HAUSAT-2의 자세제어 방식은 소형 나노위성으로는 드물게 피치 바이어스 모멘텀(pitch bias momentum)방식을 사용하며, 이를 위하여 자세제어 구동기로 피치축에 모멘텀 휠(momentum wheel)과 3축 자기토크(three-axis magnetic torquer)를 탑재하고 있다.

바이어스 모멘텀 방식의 장점은 한 기의 자세 제어 구동기로 상당한 자세제어 성능(모든 축에 대해 0.1~0.5°)을 낼 수 있다는 점이다[1-4]. 현재 궤도상에서 운용되고 있는 상당수의 대형 통신위성의 자세안정화 방식은 위성체 내부에 일정한 각운동량을 가지는 모멘텀 휠을 장착하여 자세안정화를 이루는 바이어스 모멘텀 방식으로, 휠이 회전하며 생기는 각운동량(angular momentum)은 자이로스코픽 강성(gyroscopic stiffness) 효과에 의해 위성체의 자세 안정을 유지시킨다[2-4]. 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(pitch) 바이어스 모멘텀 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 자기토크를 장착하여 제어하게 된다. 따라서 피치 바이어스 모멘텀 방식은 하나의 휠만을 필요로 하고 자기토크와 결합하여 3축 제어를 수행한다[4-6].

모멘텀 휠은 보통 공칭 속도로 회전하여 각운동량을 발생시켜 자세를 안정화 시키고, 휠의 속도 조절을 통해 피치각을 제어하게 된다. 하지만 처음 정지상태에서 휠을 공칭 속도까지 갑자기 구동시켰을 경우 과도한 각운동량과 토크 발생으로 위성의 자세가 불안정해진다. 따라서 일반적으로 모멘텀 휠 장착 위성의 경우 발사체에서 분리되기 전에 미리 일정한 속도로 회전 시키거나, 분리 후 휠 초기구동(start-up)에 따른 외란을 자기토크와 같은 다른 구동기로 상쇄시켜서 자세안정성을 보장하며 휠을 공칭 속도까지 끌어올린다[8-10].

본 논문에서는 HAUSAT-2와 같은 초소형위성의 피치 모멘텀 자세제어 방식에서 모멘텀 휠의

초기구동 방안을 제안하며, 시뮬레이션을 통해 그 성능을 검증하고 운용범위에 대해 분석한다.

II. 자세제어 시스템 모델링

HAUSAT-2의 자세제어계는 태양센서, 자기센서, 별센서, 자기토크 및 모멘텀 휠로 구성된다. 그림 1은 자세제어계의 블록선도를 나타낸 것이다.

자세제어 시스템의 모델링을 위한 HAUSAT-2의 좌표계는 그림 2와 같다. 앞서 언급한 바와 같이 HAUSAT-2는 자세제어 구동기로 모멘텀 휠과 자기토크를 장착하고 있으며, 이 경우 동역학 방정식은 다음과 같다[2,3].

$$I\dot{\omega} = -\omega \times I\omega + 3n^2 C_3^x IC_3 - \omega \times h_{\omega} a - u_{\omega} a + u_m + g_d \quad (1)$$

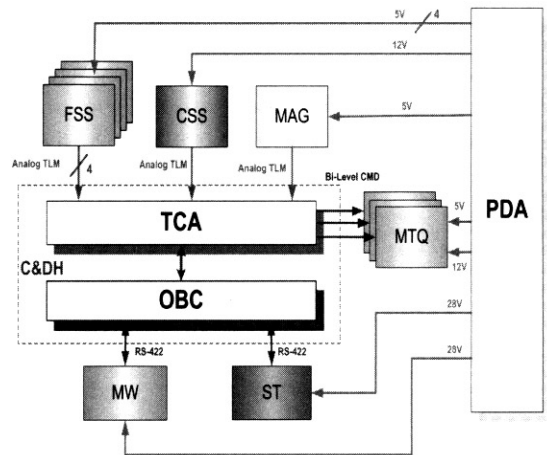


그림 1. 자세제어계의 블록선도

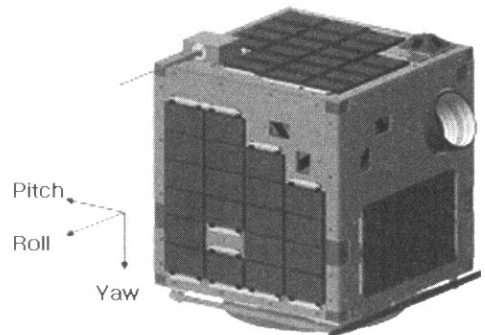


그림 2. HAUSAT-2 위성 형상 및 좌표계

여기서 I 는 위성의 관성모멘트 행렬이며, HAUSAT-2의 경우 관성모멘트 행렬 값은 $I = \text{diag} \{0.3078 \ 0.2865 \ 0.2747\} \text{ kg} \cdot \text{m}^2$ 이다.

ω 는 위성의 각속도 벡터, ω^x 는 ω 의 외적행렬을 나타낸다. h_w 는 휠의 각운동량, u_w 는 휠 토크, a 는 위성체에 대한 휠 축 방향 벡터, 그리고 g_a 는 위성에 작용하는 외란을 나타낸다. C_3 는 방향 여현 행렬 C 의 세 번째 열벡터를 의미하며, n 은 궤도율(orbital rate)이다. u_m 는 3축 자기토크에 의해 발생하는 토크 벡터이며, 다음과 같이 나타낼 수 있다.

$$u_m = M \times B \quad (2)$$

여기서 M 은 자기쌍극자모멘트(magnetic dipole moment)이며, HAUSAT-2의 경우 최대 $2Am^2$ 의 값을 가진다. B 는 지구자기장 벡터로 IGRF(International Geomagnetic Reference Field) 2000 모델을 사용하였다.

HAUSAT-2 모멘텀 휠의 속도제어의 경우에는 일반적인 페루프 제어법칙인 PD(Proportional and Derivative)제어를 사용하며, 궤도상에서 공칭 2500 RPM으로 회전하도록 설계되어 있다. 휠의 관성모멘트는 $3.5 \times 10^{-4} \text{ kgm}^2$ 이며, 최대 토크는 약 30 mN-m , 그리고 각운동량은 최소 0.05 Nms 에서 최대 0.18 Nms 이다.

III. 모멘텀 휠 Start-up 방안

모멘텀 휠이 회전하고 있을 때 위성체에 각운동량을 발생시킨다. 만약 휠이 순간적으로 특정 RPM까지 증가할 경우 기존에 가지고 있던 각운동량과 휠 속도 증가로 발생한 큰 각운동량으로 인해 위성의 자세가 불안정한 상태로 된다. 큰 중력 구배장을 갖는 위성에 대한 모멘텀 휠 초기 구동 방안에 대한 연구는 참고문헌 8~10에 수행되었다. 기존에 수행된 연구로는 휠 초기구동 시 발생하는 외란을 자기토크로 상쇄하면서 몇 단계로 나누어 공칭 RPM까지 올리는 방법과 모멘텀 휠에 초기 피치명령을 주어 휠을 초기구동 시키고, 이때 발생하는 외란은 자기토크에 의해 제어하는 방법이 있다. 또 다른 초기구동 방법으로 중력 구배장 효과로 원하지 않는 각운동량을 제거하며 휠 속도를 증가 시키는 Hodgart의 Deadbeat Maneuver가 있다. 이러한 방법은 모두 위성의 자세가 안정화 되어 있다는 전제 하에서의 휠 초기구동 방법이다. 즉 중력 구배장 효과와 자기토크

를 이용해서 위성의 자세를 안정화 시킨 이후에 휠을 구동 시키는 방법이다. 하지만 피치 바이어스 모멘텀 방식으로 자세를 안정화하는 HAUSAT-2는 초기에 휠을 구동하지 않는 경우에는 자기토크로 자세를 안정화 시켜야 한다. 또한 HAUSAT-2와 같은 중력구배 붐이 없는 위성형상은 중력 구배장 효과를 볼 수 없다. 따라서 자기토크만으로 자세를 안정화 시켜야 하며, 이런 경우에는 위성의 자세 안정화 시간이 오래 걸리며, 위성에 작용하는 외란 등으로 인해 자세 안정화가 쉽지 않은 단점이 있다.

따라서 본 연구에서는 HAUSAT-2와 같이 중력구배 붐이 없고, 자세제어 구동기로 모멘텀 휠과 자기토크만을 사용하는 소형 마이크로급 나노위성의 경우에 효과적으로 사용할 수 있는 모멘텀 휠 초기구동 방법을 제안 및 분석하였다. 이 방법은 위성이 발사체에서 분리된 후, 초기자세 획득 모드에서 모멘텀 휠을 일정한 속도 증가율로 공칭 RPM까지 올리며, 공칭 RPM에 도달한 이후에 자세 안정화를 하는 방법으로 기존의 휠 초기구동 방법과는 달리 초기의 위성의 자세 안정화를 요구하지 않는다. 여기에서 초기자세 획득 모드는 위성의 초기 텀블링(tumbling)을 잡기 위한 자세제어 모드를 말한다. 위성이 발사체에서 분리될 때 빠른 초기 각속도 즉 tip-off rate를 갖게 된다. 임무 수행을 위한 자세를 유지하기 위해서 먼저 초기 각속도를 원하는 각속도가 되도록 제어해야 하며, 초기자세 획득 모드에서 이러한 각속도 제어를 수행하게 된다. 단, 초기자세 획득 모드에서는 위성의 자세는 제어되지 않는다. 그래서 위성이 발사체에서 분리된 후, 모멘텀 휠을 일정한 속도 증가율로 공칭 RPM (2500 RPM)까지 증가 시키면 초기자세 획득 모드에서 초기 각속도와 휠 초기구동 시 부가적으로 발생한 각속도를 제어하게 되며, 각속도 제어 후에는 위성의 자세를 피치 바이어스 모멘텀 방식으로 효과적으로 안정화 시킬 수 있다.

3.1 초기 피치 명령방식의 휠 Start-up

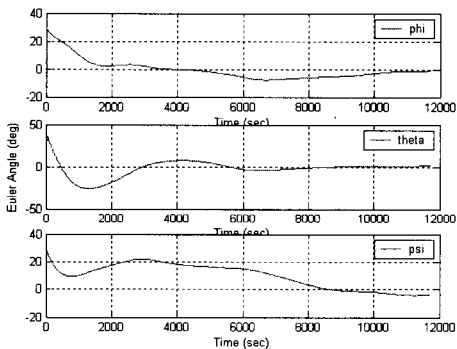
먼저 기존의 휠 초기구동 방법 중 초기 피치 명령방식을 HAUSAT-2에 적용하고 그 성능을 알아보았다. 앞서 언급했듯이 기존의 휠 초기구동 방법은 전제 조건으로 위성의 자세 안정화를 요구하고 있다. HAUSAT-2의 경우 모멘텀 휠이 구동되기 전에는 자기토크만을 사용해 3축 자세 안정화를 수행할 수 있어야 한다. 이를 위해 자기토크는 각 축에 대한 자기쌍극자모멘트 M_i 를 다음과 같이 생성한다[7].

$$M_i = \frac{(B \times u_d)}{\|B\|^2} \quad (i = 1, 2, 3) \quad (3)$$

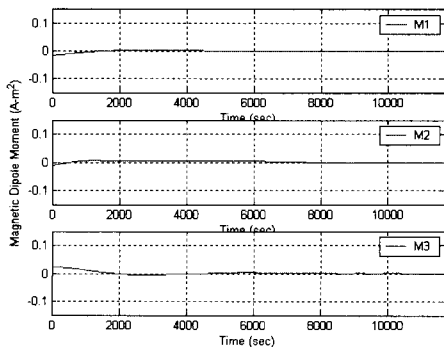
여기서 B 는 지구자기장 벡터이며, u_d 는 필요 토크이다.

그림 3은 자기토크만을 이용한 3축 자세안정화 결과의 예를 보여준다. 그림 3에서 보듯이 자기토크의 낮은 토크 수준으로 인해 안정화 시간이 오래 걸리지만 3축 자기토크만을 사용해도 HAUSAT-2가 요구하는 지구 지향 성능을 충분히 만족시킨다.

위성의 모멘텀 휠이 갑자기 구동되면 이로 인한 외란으로 위성의 자세가 발산하게 된다. 모멘텀 휠은 보통 공칭 속도로 회전하여 각운동량을 발생시켜 자세를 안정화 시키고, 휠의 속도 조절을 통해 피치각을 제어하게 된다. 처음 정지 상태에서 휠을 특정 속도까지 갑자기 구동시켰을 경우 과도한 각운동량과 토크 발생으로 위성의 자세가 불안정해진다. 따라서 초기 피치 명령방식은 위성의 자세를 유지하며, 모멘텀 휠을 초기

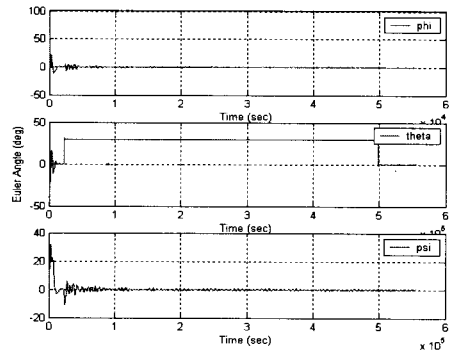


(a) Attitude(phi=롤, theta=피치, psi=요)

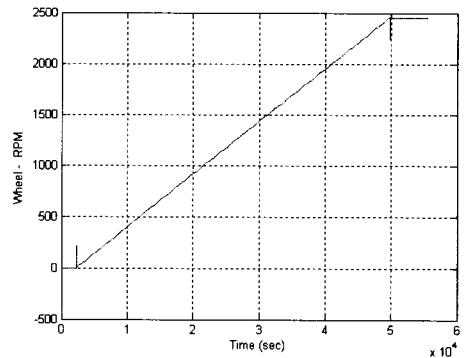


(b) Magnetic dipole moment

그림 3. 자기토크만을 이용한 3축 자세안정화



(a) Attitude(phi=롤, theta=피치, psi=요)



(b) Momentum wheel RPM

그림 4. 초기 피치명령 방식의 휠 Start-up

구동 시키는 방안으로 HAUSAT-2 모델에 적용한 결과는 그림 4와 같다. 시뮬레이션을 위한 초기 자세에러는 롤, 피치, 요 순으로 [60° 40° 30°]로 설정하였다.

그림 4에서 보여주는 바와 같이 우선 식(3)의 자기토크 제어로직을 사용하여 자세안정화를 시키며, 자세안정화 이후 모멘텀 휠에 초기 피치명령(30°)을 발생시킨다. 그러면 휠의 속도는 점차 증가하며, 공칭속도에 도달할 때 까지 피치축은 30°를 유지하고, 롤과 요축은 자기토크에 의해 0°를 유지하게 된다. 다음 단계로 휠이 공칭속도에 도달하면, 휠에 0°의 피치명령을 내리면 피치축은 0°로 자세가 제어가 되며, 휠은 안정적으로 공칭속도에 도달하게 된다. 따라서 이러한 초기 피치명령 방식은 효과적으로 휠이 초기구동되며 이때 발생하는 외란은 자기토크에 의해 제어됨으로 자세를 유지하며 휠을 초기구동 할 수 있다. 하지만 이러한 방식의 경우 안정적으로 휠 속도를 증가시킬 수 있지만, 결과에서도 보듯이 우선 자기토크만을 이용한 자세안정화를 먼저 요구

하고 있으며, 위성의 자세 안정화와 그 이후 휠이 공칭 RPM까지 도달하는 전체 시간이 약 10초 정도로 시간이 오래 걸리는 단점이 있다.

3.2 새로운 휠 Start-up 방식

전술한 바와 같이 초기 피치 명령 방식의 경우 휠을 구동하기 전 위성의 자세가 안정화되어 있어야 하며, 휠이 공칭 속도에 도달하기 까지 시간이 오래 걸리는 단점이 있다. 이러한 단점을 보완하고 HAUSAT-2의 휠 초기구동부터 자세 안정화까지를 좀 더 신속하게 수행하기 위한 방법으로 초기 자세획득 모드에서 모멘텀 휠을 일정한 속도로 공칭 RPM까지 증가 시킨 후, 그 다음 자세를 안정화 시키는 방법을 제안하였다. 이러한 새로운 방식을 적용하기 위해 우선 초기 자세획득 모드의 제어방식을 살펴보았다. 초기 자세획득 모드에서는 초기 각속도를 제어하기 위해서 일반적으로 B-dot 로직이 사용되고 있다[4-6]. B-dot 로직에서는 각 축에 대한 자기쌍극자모멘트를 다음 식(4)와 같이 나타낸다.

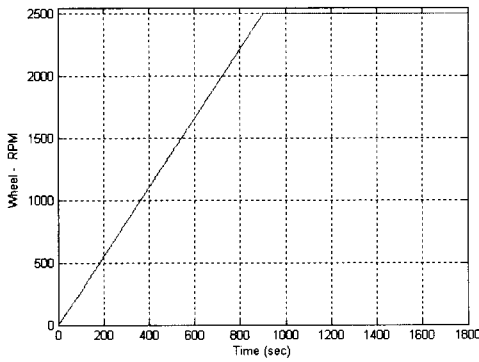


그림 5. Momentum wheel RPM

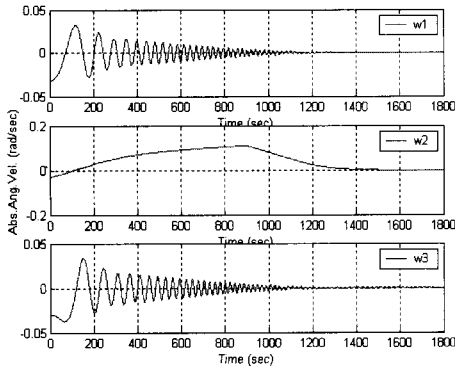


그림 6. Angular velocity

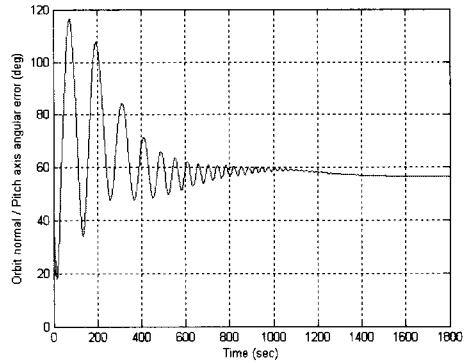


그림 7. Orbit normal / Pitch-axis angular error

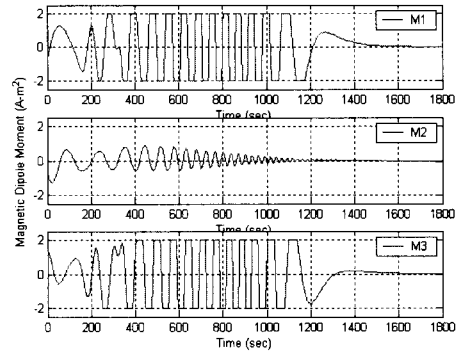


그림 8. Magnetic dipole moment

$$M_i = -KB_i (i = 1, 2, 3), K > 0 \tag{4}$$

여기에서 K 는 상수 제어 이득이며, 시뮬레이션에 사용한 값은 $K=2 \times 10^6$ 이다. B_i 는 i 축에 대한 지구 자기장의 미분 값이다. 이 값은 위성체에 장착된 자기센서의 출력 값을 다음 식(5)와 같이 차분하여 구할 수 있다.

$$\dot{B}_i = \frac{B_i(t) - B_i(t - \Delta t)}{\Delta t} \tag{5}$$

여기에서 Δt 는 샘플링 시간이다. 모멘텀 휠에 의해 발생하는 각운동량은 다음 식(6)으로 나타낸다.

$$h_w = I_w \Omega_w \tag{6}$$

여기에서 I_w 는 휠의 관성모멘트이며, Ω_w 는 휠의 각속도이다. 시뮬레이션 수행을 위해 초기 각속도는 약 2 deg/s의 tip-off rate로 설정하였으며, 초기 자세에러는 롤, 피치, 요 순으로 [60° 40° 30°]로 설정하였다. 그림 5와 6에서 보는 바와 같이 초기 자세획득모드 동안 휠 속도는 개-

루프(Open-Loop) 형태로 일정비율로 2500 RPM 까지 증가하며, 2500 RPM 도달 이후 이 값을 그대로 유지한다. 또한 동시에 초기 각속도가 제어 되는 것을 볼 수 있다. 이때의 위성의 자세를 그림 7에 나타내었다. 피치축이 궤도평면과 이루는 각이 50° 정도를 유지하며 자세가 안정화됨을 보여준다. 그림 8은 자기토크에서 발생하는 자기쌍극자모멘트이다.

위성의 초기 각속도가 일정 범위내로 안정화되고, 모멘텀 휠의 속도가 원하는 속도(2500 RPM)에 도달하고 난 후 자세 안정화를 위해 다음 모드(자세안정화 모드)로 스위칭 한다. 자세 안정화의 경우 모멘텀 휠을 사용하여 피치 축의 오차를 제어하고, 다른 두 축은 자기토크를 이용한다. 모멘텀 휠을 사용한 피치 축 제어의 경우 식 (7)과 같은 일반적인 PD 제어로직을 사용하였다 [2,3].

$$u_w = -K_p \theta - K_d \dot{\theta} \quad K_p, K_d > 0 \quad (7)$$

여기에서 K_p 와 K_d 는 상수 제어 이득이며, 시뮬레이션에 사용한 값은 $K_p = 1.02 \times 10^{-4}$, $K_d = 7.6 \times 10^{-3}$ 이다. u_w 는 휠 제어토크이다. 자기토크의 경우 자기장 벡터 B 에 수직인 방향으로만 토크를 발생시킬 수 있다. 그래서 모멘텀 휠로 제어하는 피치 축과 간섭을 피하기 위해 피치 축에 장착된 자기토크만을 사용하여 롤, 요축을 제어한다. 이러한 경우 피치 축에 대한 자기쌍극자모멘트는 다음 식(8)과 같이 생성된다[4].

$$M_2 = -K_1 B_1 \phi - K_2 \dot{B}_2 \quad K_1, K_2 > 0 \quad (8)$$

여기에서 K_1 과 K_2 는 상수 제어 이득이며, 시뮬레이션에 사용한 값은 $K_1 = 1 \times 10^5$, $K_2 = 1 \times 10^6$ 이다. B_1 은 롤축의 지구 자기장, \dot{B}_2 는 피치 축에 대한 지구 자기장 변화율이다. 그림 9와 10에서

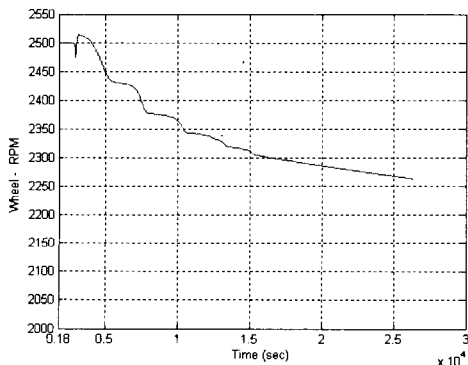


그림 9. Momentum wheel RPM

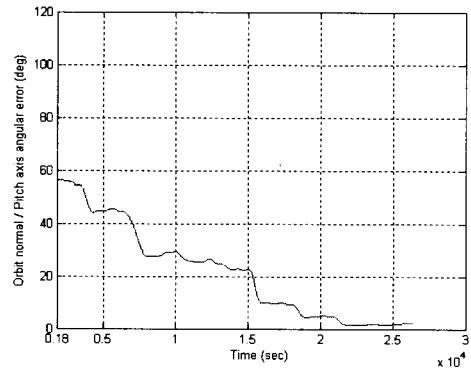


그림 10. Orbit normal / Pitch-axis angular error

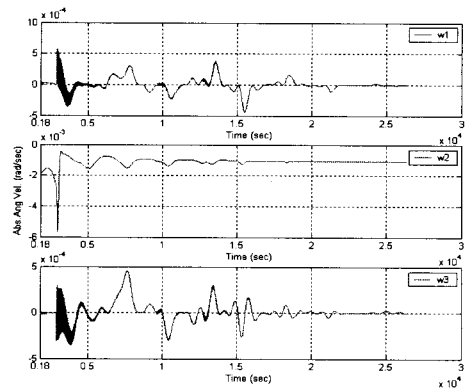


그림 11. Angular velocity

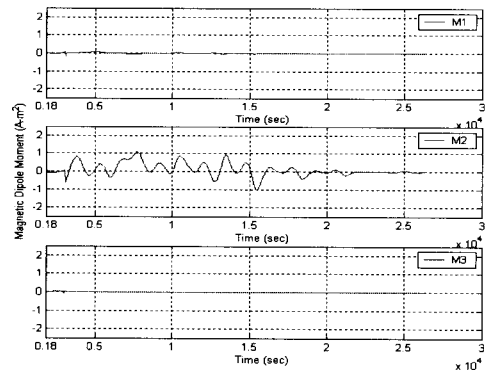
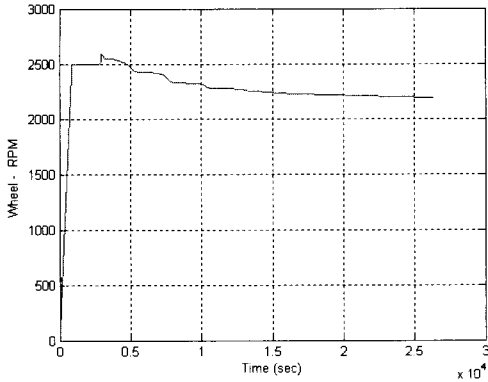


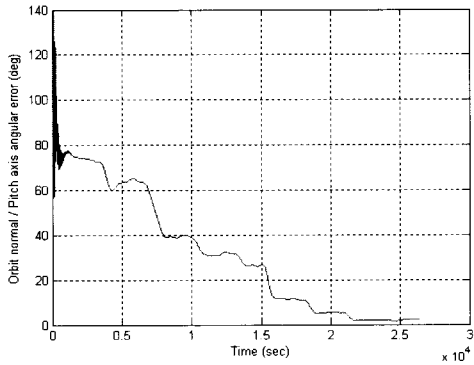
그림 12. Magnetic dipole moment

보는 바와 같이 초기 자세획득모드 동안 휠 속도가 2500 RPM까지 증가한 후 자세제어 모드에서 휠 속도를 거의 그대로 유지하며, 자세가 안정화 되는 것을 볼 수 있다. 또한 전체 시뮬레이션 시간인 4 궤도 이후 피치 축의 오차율이 1° 미만으로 HAUSAT-2의 자세제어 요구조건을 충분히

만족한다. 여기에서 외란으로 인해 휠의 RPM이 조금씩 떨어지는 것은 모멘텀 덤핑 제어로직의 사용으로 원하는 RPM 구간(HAUSAT-2의 경우 2000 RPM ~ 3000 RPM)내에서 제어가 가능하다.

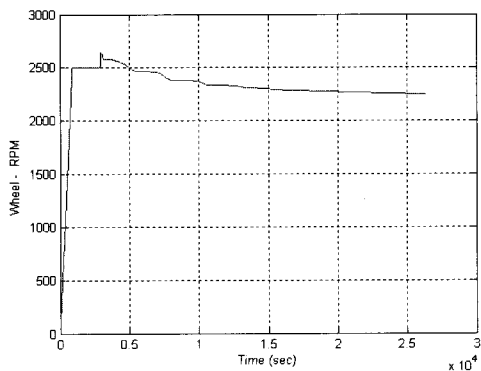


(a) Momentum wheel RPM

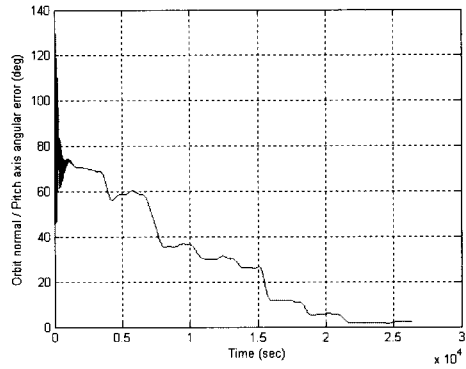


(b) Orbit normal / Pitch-axis angular error

그림 13. 초기자세 에러 [70° 30° 10°] 의 경우

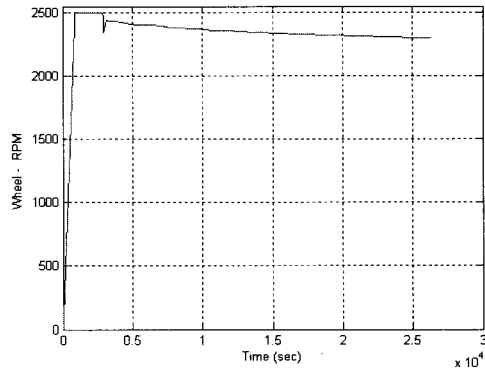


(a) Momentum wheel RPM

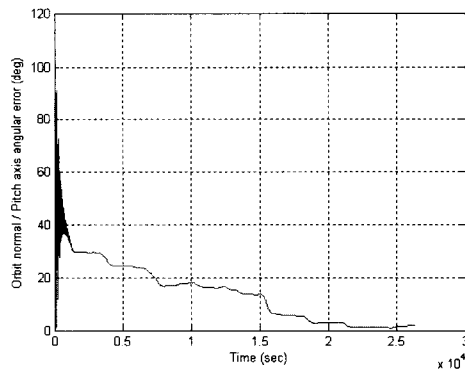


(b) Orbit normal / Pitch-axis angular error

그림 14. 초기자세 에러 [80° 40° 30°] 의 경우



(a) Momentum wheel RPM



(b) Orbit normal / Pitch-axis angular error

그림 15. 초기자세 에러 [-80° 40° 30°] 의 경우

그림 11과 12는 각속도와 자기쌍극자모멘트를 나타낸다. 이상의 결과에서 보는 바와 같이 새롭게 제안된 휠 초기구동 방법의 경우 기존의 초기 피치 명령방식과 달리 휠 구동 전 위성 자세안정화가 필요하지 않으며, 휠 구동부터 위성의 자세

안정화 까지 전체 거동 시간 측면에서도 효과적인 임을 알 수 있다.

그림 13부터 그림 15는 또 다른 초기자세에러 조건에 따른 모멘텀 휠 초기구동 결과이다. 결과에서 보는 바와 같이 모멘텀 휠 구동부터 전체 안정화 시간까지 큰 차이가 없으며 대체적으로 4 궤도 안에 휠 속도와 자세안정화를 만족함을 알 수 있다. 따라서 역시 이 방식의 HAUSAT-2 휠 초기구동 방안이 효과적이며 적합함을 알 수 있다.

III. 결 론

자세제어 방식으로 피치 바이어스 모멘텀 방식을 사용하는 HAUSAT-2의 모멘텀 휠 초기구동 방안에 대한 연구를 수행하였다. 기존의 휠 초기구동 방법 중 초기 피치 명령방식을 HAUSAT-2에 적용하고 그 성능을 알아보았다. 초기 피치 명령방식의 경우 안정적으로 휠 속도를 증가시킬 수 있지만, 휠 구동 전 자세안정화를 먼저 요구하고 있으며, 위성의 자세 안정화와 그 이후 휠이 공칭 RPM까지 도달하는 전체 시간이 오래 걸리는 단점이 있다. 이를 보완하기 위해서 HAUSAT-2의 모멘텀 휠 초기구동 방법으로 초기 자세획득 모드에서 모멘텀 휠을 일정한 속도로 공칭 RPM(2500RPM)까지 증가 시킨 후 자세를 안정화 시키는 방법을 제안하고 그 성능을 분석하였다. 제안된 방식을 적용하였을 경우 비교적 빠르게 2500 RPM까지 성공적으로 휠 속도를 올릴 수 있으며, 이 후 자세안정화까지 4 궤도 정도의 시간으로 마칠 수 있었다. 결과적으로 제안된 HAUSAT-2의 휠 초기구동 방법의 경우 기존의 초기 피치 명령방식과 달리 휠 구동 전 위성 자세안정화가 필요하지 않으며, 휠 구동부터 위성의 자세안정화까지 전체 거동 시간 측면에서도 효과적임을 알 수 있다. 또한 제안된 휠 초기구동 방법은 HAUSAT-2와 같이 자세제어 구동기로 모멘텀 휠과 자기토크만을 사용하며, 중력구배 붐이 없는 소형 마이크로급 나노위성의 효과적인 휠 초기구동 방법으로 적용될 수 있을 것이다.

후 기

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

참고문헌

- 1) Larson, W. L. and Wertz, J. R., "Space Mission Analysis and Design", 3rd Ed., Microcosm Inc., 1999.
- 2) Chetty, P. R. K., "Satellite Technology and Its Applications", McGraw Hill, 1991.
- 3) Sidi, M., "Spacecraft Dynamics and Control," Cambridge University Press, 1997.
- 4) Stickler, A. C., and Alfriend, K. T., "Elementary Magnetic Attitude Control System", Journal of Spacecraft, Vol. 13, No. 5, 1975, pp. 282-287.
- 5) Alfriend, K. T., "A Magnetic Attitude Control System for Dual Spin Satellites", AIAA Journal, Vol. 13, 1975, pp. 817-822.
- 6) Whitford, C., and Forrest, D., "The CATSAT Attitude Control System", 12th AIAA/USU Conference on Small Satellites, 1998.
- 7) Makovec, K. L., "A Nonlinear Magnetic Controller for Three-Axis Stability of Nano Satellites", MS Thesis, Virginia Tech., 2002.
- 8) Norhizam, H., Yoshikazu. H. and Ahmad, S. A., "Tiungsat-1 Momentum Wheel Commissioning", TiungSAT-1: From Inception to Inauguration, 2001, pp. 73-92.
- 9) Aorpimai, M., "Momentum Wheel Control System for the TMSat Momentum Bias Attitude Control", TMSwheel01, SSTL, 1997.
- 10) Hashida, Y., "Momentum Wheel Deadbeat Maneuver", MDAD002A, SSTL, 1996.