

# 영구자석 안정화 방식을 적용한 극초소형 위성의 자세제어 성능분석

하현우\* · 오현웅\*\*

## Performance Investigation of Attitude Determination Control for Cube Satellite Using Permanent Magnet Stabilization Method

Heonwoo Ha\* · Hyun-Ung Oh\*\*

### ABSTRACT

Passive attitude stabilization method has been widely used for attitude determination and control of cube satellite due to its advantage of system simplicity. In this paper, permanent magnet stabilization method for application of cube satellite attitude control has been introduced and its performance with and without hysteresis damper system has been investigated through a numerical simulation. The simulation results indicate that the permanent magnet stabilization combined with hysteresis damper shows much higher stabilization performance than the system without damper system.

Key Words: Permanent Magnet Stabilization, Hysteresis Damper, Attitude Control

### 1. 서 론

큐브위성은 기본 크기인 1U를 기준으로 무게는 1kg이하이며, 크기는 10cm×10cm×10cm으로 정육면체 모양의 형상을 갖는 극 초소형 위성이다. 1999년 미국 스탠퍼드대와 캘리포니아공대 연구진이 대학생들의 위성 개발 실습을 위해 처음 고안했다. 큐브위성의 가장 큰 장점은 개발

에서 발사까지 소용되는 비용이 대형 위성의 0.1%정도인 1억~2억 원밖에 들지 않는다는 점이다. 또 준비기간도 1~2년이면 충분하다. 이 때문에 큐브위성은 생물실험, 우주입자 검출 등 우주과학 연구와 중대형 위성용 기술의 사전 검증, 그리고 우주탐사 등의 다양한 용도로 사용되고 있다[1-2].

큐브위성은 극 초소형임에도 불구하고 대형위성이 갖는 기본적인 기능 구현이 요구되며 큐브위성에 주어진 임무의 목적과 종류에 따라 자세안정화, 정밀도 그리고 지향성능을 충족하도록 설계되어야 한다. 큐브위성의 경우도 궤도상

†2013년 3월 2일 접수 ~ 2013년 3월 25일 심사완료

\* 학생회원, 조선대학교 항공우주공학과 학부생 4년

\*\* 정회원, 조선대학교 항공우주공학과

연락처, E-mail: ohu129@chosun.ac.kr

에서 운용 중 여러 가지 요인이 위성의 자세에 변화를 주는 외란으로 작용하며, 위성 자세 결정 및 제어 부체계 (Attitude Determination and Control System)의 목적은 위성이 지상국 안테나를 지향하여 통신을 가능하게 하고, 주요 임무를 성공적으로 수행할 수 있도록 궤도 외란의 영향에 대해 위성의 목표자세 유지가 가능하도록 제어 하는데 있다.

위성의 자세제어 방법에는 위성의 자세 및 위치정보를 기반으로 반작용 휠과 같은 액츄에이터를 이용하여 토크를 발생시켜 위성의 각축을 제어하는 능동적인 방법과 중력구배 분방식 또는 영구자석 안정화 방식과 같이 시스템 고유의 동적 특성을 이용하여 자세제어를 수행하는 수동적 자세제어 방법이 존재한다 [3]. 수동적 자세제어의 경우, 고정밀 자세제어를 구현함에 있어서는 한계점이 존재하나 임무 특성상 수동적 방법으로 임무수행이 가능할 경우, 전력소모가 없으며 시스템이 단순한 장점을 갖는 수동적 제어방법도 폭 넓게 적용되고 있다. 특히, 극초소형이라는 큐브위성의 특성상 공간 활용 효율성 및 시스템의 단순화 측면에서 수동적 제어방법의 적용이 유리하다고 볼 수 있다.

본 연구에서 제안하는 큐브위성의 주요임무는 궤도상에서 탑재카메라를 이용한 영상정보 획득과 데이터 송출 그리고 분리메커니즘의 궤도상 검증이다. 따라서 제안된 큐브위성의 임무를 고려할 경우, 수동형 자세제어 방식으로도 충분할 것으로 판단되어 위성의 자세제어를 위해 히스테리시스 댐퍼를 조합한 영구자석이 지자기의 자력선에 따라 토크가 발생하는 영구자석 안정화 방식[4-5, 7]을 적용하였다.

본 연구에서는 히스테리시스 댐퍼와 조합으로 이루어진 영구자석 안정화 방식 적용을 위한 각각의 자세제어계 설계치를 도출 및 H/W를 선정하였으며, 시뮬레이션을 통해 히스테리시스 유무에 따른 영구자석 안정화 방식의 유효성을 입증하였다.

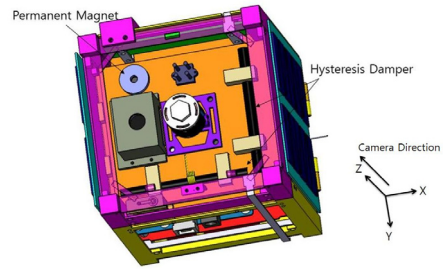


Fig. 1 Permanent Magnet and Hysteresis Damper Set-up

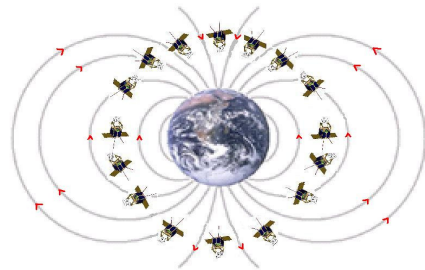


Fig. 2 Passive Attitude Control Using Permanent Magnet Stabilization

## 2. 본 론

### 2.1 큐브위성의 임무 및 궤도운용개념

본 연구에서 제안하는 큐브위성의 주요임무는 궤도상에서 탑재카메라를 이용한 영상정보 획득과 데이터 송출 그리고 분리 메커니즘의 궤도상 검증이다. 1U를 기준으로 설계된 큐브위성의 공간 제약상의 문제로 능동적 자세제어를 위한 H/W 배치에 어려움이 존재하여 Fig. 1과 같이 영구자석과 히스테리시스 댐퍼를 위성의 상부관벨에 배치한 수동자세제어 방식을 적용하였다. 지자기의 방향(z축)으로 영구자석의 자극이 향하도록 배치하고, 히스테리시스 댐퍼를 각각의 x축 및 y축에 배치하여 자세제어계에 댐핑을 추가한다. 영구자석 안정화 방식이 적용된 위성의 궤도 프로파일은 Fig. 2와 같으며, 영구자석이 자자기의 자력선에 따라 토크가 발생하는 것

을 이용하여 수동적으로 자세제어를 하는 방법이다. 영구자석이 지자기의 자력선에 따라 토크가 발생하여 탑재 카메라가 지구를 지향할 때 영상을 획득하는 궤도운동 개념을 적용하였다.

## 2.2 영구자석 안정화 방식 원리

영구자석은 외부 자기장과 전류의 공급을 받지 않고 자석으로서의 성질을 장기간 유지하는 자석이다. 강자성 혹은 페리 자성을 나타내는 물질이며 히스테리시스가 크게 상온에서 감자가 없는 것을 자화하여 사용한다. 영구자석의 종류로는 AlNiCo 자석, Ferrite 자석, Neodymium 자석이 있다.

영구자석 안정화 방식은 영구자석이 지자기의 자력선에 따라 토크가 발생하는 것을 이용하여 수동적으로 자세제어를 하는 방법이다. 이 방식은 히스테리시스 댐퍼를 같이 탑재하여 제어를 실시하였을 때 발생하는 진동을 감쇠시켜 준다. 히스테리시스 댐퍼는 물리적 성질을 가진 강 자성 재료이다. 재료는 잔류 자기에 따라 외부 자기장이 제거되어도 어느 정도의 자기 쌍극자를 유지한다. Fig. 3은 강 자성체의 전형적인 자화 곡선을 보여준다.  $B_s$ 는 포화 자기,  $B_r$ 은 잔류 자기,  $H_c$ 는 보자력이다. 재료의 보자력은 자기 포화 상태에서 자장을 0으로 했을 때 잔류 자화가 남는데, 다시 반대 방향 자장을 증가시켰을 때 자화가 0이 되는 자장의 세기이다. 강 자성체를 자기장에 넣어 자화하면 자기장을 벗어난 뒤에도 자성이 남아있다. 이 자성도 자기장의 세기에 따라 달라진다. 이와 같이 물체의 성질이 현재의 상태만으로는 대상체의 특성 판단이 어려워 과거의 이력이 어떠한가에 따라 다른 현상을 히스테리시스 현상이라 한다. 히스테리시스 현상은 자기 쌍극자가 방향의 변화가 있을 때 생기는 마찰 저항이라 할 수 있다. 히스테리시스 댐퍼는 지구의 자기장이 자기를 띠게 하고 제거할 수 있을 만큼 낮은 보자력을 가진 강 자성체를 선택했을 때, 큐브위성과 같은 극초소형 위성에 대한 효과적인 각속도 감쇠 방법이다.

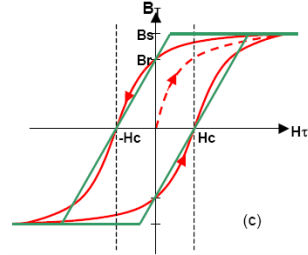


Fig. 3 Hysteresis Loop Model

## 2.3 운동방정식

다음 식을 사용하여 위성의 자세 제어에 대한 토크의 영향을 확인하고 위성의 회전 각속도를 구한다.

$$\bar{M} = \hat{J}\dot{\bar{\omega}} + \bar{\omega} \times \hat{J}\bar{\omega} \quad (1)$$

$\bar{M}$ 은 제어 및 외란 토크 벡터의 합이며,  $\hat{J}$ 는 위성의 관성 벡터,  $\bar{\omega}$ 는 위성의 회전 속도이다. Eq. (1)은 고정 좌표계에서의 위성에 작용하는 회전 토크와 관련되며 다음 변환식을 사용하여 오일러 각도의 시간에 대한 미분으로 사용된다.

$$\bar{\omega} = C\dot{\theta} \quad (2)$$

여기서  $\bar{\omega}$ 는 오일러 각도의 시간 미분 벡터,  $C$ 는 고정 좌표계를 변환 행렬한 궤도 좌표계이다.  $C$ 는 다음과 같다.

$$C = \begin{bmatrix} c_2c_3 - s_1s_2s_3 & c_2s_3 - s_1s_2c_3 & -c_1s_2 \\ -c_1s_3 & c_1c_3 & s_1 \\ s_2c_3 - s_1c_2s_3 & s_2s_3 - s_1c_2c_3 & c_1c_2 \end{bmatrix} \quad (3)$$

$c_i = \cos\theta_i$ ,  $s_i = \sin\theta_i$ 이고  $\theta_i$ 는 각 축에 관한 오일러 각도이다.

## 2.4 컨트롤 토크

자세제어는 위성에 작용하는 다양한 토크에 의해 결정되는데, 가장 중요한 매개 변수는 제어 토크이다. 2가지 자성 재료에 의해 수동형 자세제어를 하고 있다. 이것은 자장 강도에 재료의 자속밀도를 관련짓는 소위 BH 곡선으로 자성 재료의 성능을 표현한다.

Figure 4는 AlNiCo 자석의 BH 곡선을 나타낸다.

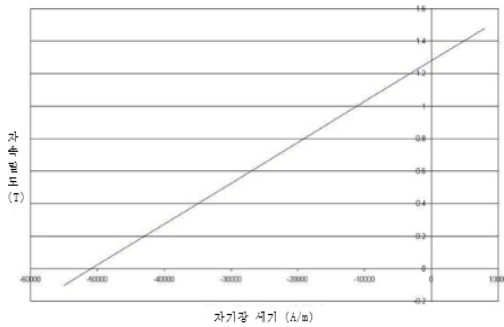


Fig. 4 BH Curve of AlNiCo Magnetic Material

히스테리시스 댐퍼는 회전하는 자기장, 즉 위성이 지구를 공전할 때 히스테리시스 손해나 와전류 손해에 의한 에너지를 방출시킨다. Figure 5는 히스테리시스 재료인 Hymu 80의 간단한 BH 곡선을 나타낸다.

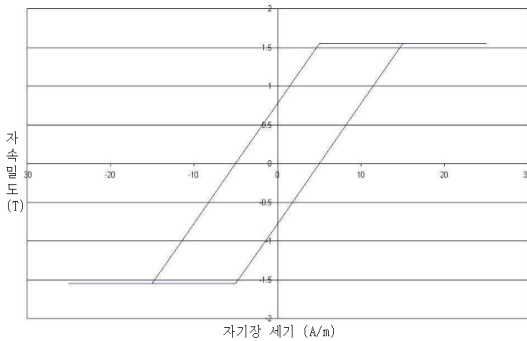


Fig. 5 Simplified BH Curve of Hymu 80

자성 재료에 의해 생성된 토크를 계산하기 위해 지구 자기장에 의한 자기장 강도가 필요하다. 다음과 같은 식으로 산출한다.

$$\vec{H} = \frac{\vec{B}_{ext}}{\mu_0} \tag{4}$$

여기에서,  $\vec{B}_{ext}$ 는 지구 자기장의 자속 밀도이고,  $\mu_0$ 는 진공의 투자율을 나타낸다. 지구 자기장의 자속 밀도를 구하는 몇 가지 모델이 있지만 단순한 자기 쌍극자 모델[6]을 사용하였으며 상기의 자성 재료들의 자기장 강도와 자속 밀도를 해당 BH 곡선을 통하여 구하고, 다음과 같은

재료의 자화를 계산하는 식을 사용한다.

$$\vec{M} = \frac{\vec{B}}{\mu_0} - \vec{H} \tag{5}$$

자성 재료에 의해 생성된 자기 쌍극자는 다음 식으로 계산한다.

$$\vec{m} = \vec{M}V \tag{6}$$

여기에서,  $V$ 는 자성 재료의 부피이다. 자성 재료에 의해 나타나는 자기 쌍극자가 외부 자기장에 대응하기 위한 토크를 다음과 같은 식으로 계산한다.

$$\vec{T} = \vec{m} \times \vec{B}_{ext} \tag{7}$$

자성 재료의 부피를 설계 값으로 대체한 후, 제어 토크를 결정하기 위한 계산을 수행한다.

### 2.5 자석 및 댐퍼 선정

고도 600 km에서 운용되는 위성을 고려할 경우, 운용고도에서의 총 외란토크를 Table 1에서 나타내었고, 상기 식을 바탕으로 총 외란 토크인  $1.1 \times 10^{-6}$  Nm를 극복할 수 있도록 선정된 영구 자석 및 히스테리시스 댐퍼의 사양을 Table 2에 나타내었다. 위성이 지구를 공전하면서 온도 변화가 큰 것을 고려하였을 때, 자석은 온도 변화에 민감하므로 고온에서도 감자가 적은 AlNiCo 자석을 선택하였다. 히스테리시스 댐퍼는 일반적으로 투자율이 높고 미세한 자기장 변화에 쉽게 반응하는 Permalloy Hymu 80을 선택하였다.

Table 1. Total Disturbance Torques at 600 km

Torque Source	Amount(Nm)
Aerodynamic	$4.0 \times 10^{-10}$
Gravity Gradient	$2.1 \times 10^{-9}$
Solar Pressure	$8.2 \times 10^{-10}$
Residual Magnetic Moment	$1.1 \times 10^{-6}$
Total	$1.1 \times 10^{-6}$

Table 2. Magnet & Damper Specification

Details	Description
Permanent Magnet	AlNiCo-5
Total Magnetic Flux	1.2 mT
Total Magnetic Dipole	0.5869 Am <sup>2</sup>
Hysteresis Damper	Hymu 80
Coercivity	1.59 A/m
Saturation	0.73 T
Remanence	0.35 T

### 3. 시뮬레이션

자세제어계의 설계 유효성 검증을 위하여 상기의 영구자석과 히스테리시스 댐퍼의 설계치를 적용하여 시뮬레이션을 수행하였다. 시뮬레이션은 Smart Nano-satellite Attitude Propagator (SNAP)[7]으로 수행하였으며 영구자석 배치의 유효성과 히스테리시스 댐퍼의 유무에 따른 자세제어계 특성을 분석하였다.

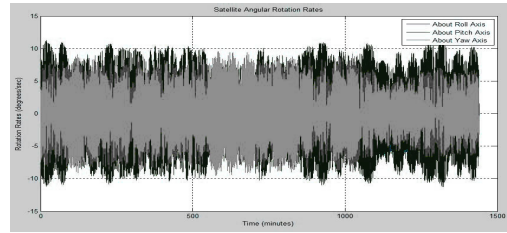
Satellite Description		Satellite Description	
w Hysteresis Damper		w/o Hysteresis Damper	
Mass (kg)	1	Mass (kg)	1
Inertia Matrix (kg.m <sup>2</sup> )	0.001855 0 0 0 0.00141 0 0 0 0.001941	Inertia Matrix (kg.m <sup>2</sup> )	0.001855 0 0 0 0.00141 0 0 0 0.001941
Satellite Axes: roll pitch yaw	Permanent Magnets (A.m <sup>2</sup> ) 0.6 0 0	Satellite Axes: roll pitch yaw	Permanent Magnets (A.m <sup>2</sup> ) 0.6 0 0
	Hysteresis Material (cm <sup>3</sup> ) 0 0.075 0.075		Hysteresis Material (cm <sup>3</sup> ) 0 0 0
L Coercivity (A/m)	1.53	L Coercivity (A/m)	1.53
L Remanence (Tesla)	0.35	L Remanence (Tesla)	0.35
L Saturation (Tesla)	0.73	L Saturation (Tesla)	0.73

Fig. 6 Parameter for Numerical Simulation

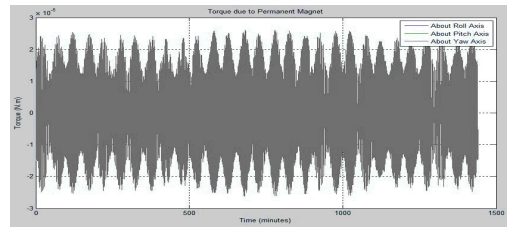
Figure 6은 시뮬레이션에 적용된 파라미터를 나타내며 해석조건은 다음과 같다. STK를 이용하여 지구 관성 중심에서의 위성의 초기 위치와 초기 속도를 산출, 위성 모델링으로부터 구한 위성의 전개 상태에서의 관성모멘트를 적용, 영구자석과 히스테리시스 댐퍼 설계치와 초기 각속도를 입력하여 해석을 수행하였다.

Figure 7은 히스테리시스 댐퍼를 장착하지 않고 영구자석만을 배치한 자세제어 시뮬레이션 결과를 나타낸다. (a)에서 roll angular rate는 6° ~ -6° 로 불규칙한 모습을 보이고, pitch

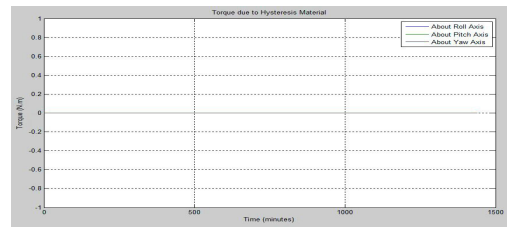
angular rate는 11° ~ -11° , yaw angular rate는 9° ~ -8° 로 나타났다. 해석결과와 영구자석만을 배치한 경우, Fig. 7 (c)와 같이 히스테리시스 재료 발생 토오크가 0이므로 제어시스템에 댐핑을 추가하지 못해 시스템 안정화가 구현되지 못하고 있음을 알 수 있다.



(a) Satellite Angular Rotation Rates



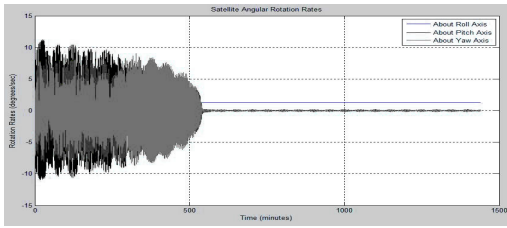
(b) Permanent Magnet Torque



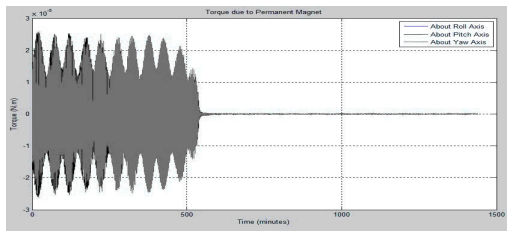
(c) Hysteresis Material Torque

Fig. 7 ADC Simulation Results without Hysteresis Damper

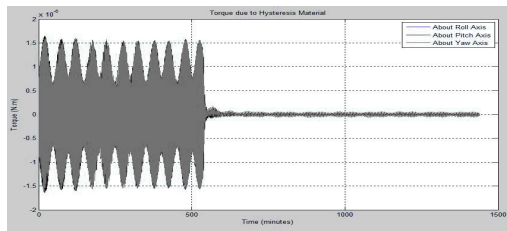
Figure 8은 히스테리시스 댐퍼를 장착한 영구자석 안정화 방식의 자세제어 시뮬레이션 결과를 나타낸다. Figure 7의 해석결과와 달리 히스테리시스 댐퍼에 의해 영구자석 토오크가 안정화됨에 따라 150분, 600분 이후로 roll angular rate는 1.5° , pitch angular rate와 yaw angular rate는 1° 로 안정화되는 것을 알 수 있다.



(a) Satellite Angular Rotation Rates



(b) Permanent Magnet Torque



(c) Hysteresis Material Torque

Fig. 8 ADC Simulation Results with Hysteresis Damper

#### 4. 결 론

큐브위성의 임무구현 및 설계 제약 조건을 고려하여 위성의 자세제어를 위해 수동적 히스테리시스 댐퍼와 조합된 영구자석 안정화 방식을 적용하였으며, 예비설계를 통해 각각의 설계값 도출 및 영구자석과 히스테리시스 댐퍼를 선정하였다. 영구자석 안정화 방식의 유효성 입증을 위해 시뮬레이션을 실시하였으며 이를 통해 히스테리시스 유무에 따른 영구자석 안정화 방식

의 유효성을 입증하였다. 영구자석 안정화 방식은 능동형 제어시스템에 비해 다양한 임무수행에 한계가 존재하나 본 논문에서 제안한 지구영상 획득 데이터 송출 및 분리메커니즘의 궤도상 검증임무 수행을 위해서는 히스테리시스 댐퍼와 조합으로 구현 가능함을 시뮬레이션을 통해 입증하였다.

#### 참 고 문 헌

- [1] 서승원, 김준태, 김선옥, 장영근, “피코위성 HAUSAT-1의 자세제어 시스템 개념설계”, 한국항공우주학회지, 제 15권, 제 2호, 2002, pp. 666-670
- [2] 이병훈, 김수정, 장영근, “피치 모멘텀 방식의 HAUSAT-2 자세제어 성능 해석”, 국항공우주학회지, 제 15권, 제 2호, 2004, pp. 143-147
- [3] 서승원, 정남숙, 장영근, “극소형 위성 HAUSAT-1의 3축 자세 안정화 시스템 설계”, 한국항공우주학회지, 제 31권, 제 7호, 2003, pp. 100-111.
- [4] Samir, A. R. “Passive Attitude Stabilization for Small Satellites”, University of Kentucky, 2009
- [5] Okushi. A, “Study of Small Satellite Attitude Control”, Fukuoka Institute of Technology, 2011
- [6] F. te Hennepe, B.T.C. Zandbergen, R.J. Hamann, “Simulation of the Attitude Behaviour and Available Power Profile of the DELFI-C3”, 2007
- [7] Samir, A. R. “Smart Nanosatellite Attitude Propagator”, University of Kentucky, 2012