

논문

우주과학임무를 위한 큐브위성 자기장 청결도 분석

조혜정¹, 진호^{1,2†}, 박현후², 김관혁^{1,2}, 장윤호², 조우현²

¹경희대학교 우주과학과

²경희대학교 우주탐사학과



Received: January 10, 2022

Revised: January 26, 2022

Accepted: January 28, 2022

†Corresponding author :

Ho Jin

Tel : +82-31-201-3865

E-mail : benho@khu.ac.kr

Copyright © 2022 The Korean Space Science Society. This is an Open Access article distributed under the terms of the Creative Commons Attribution Non-Commercial License (<http://creativecommons.org/licenses/by-nc/4.0>) which permits unrestricted non-commercial use, distribution, and reproduction in any medium, provided the original work is properly cited.

ORCID

Hye Jeong Jo

<https://orcid.org/0000-0003-1966-052X>

Ho Jin

<https://orcid.org/0000-0002-1773-8234>

Hyeonhu Park

<https://orcid.org/0000-0002-5487-776X>

Khan-Hyuk Kim

<https://orcid.org/0000-0001-8872-6065>

Yunho Jang

<https://orcid.org/0000-0002-8483-4218>

Woohyun Jo

<https://orcid.org/0000-0003-0178-230X>

Analysis of a CubeSat Magnetic Cleanliness for the Space Science Mission

Hye Jeong Jo¹, Ho Jin^{1,2†}, Hyeonhu Park², Khan-Hyuk Kim^{1,2}, Yunho Jang², Woohyun Jo²

¹Department of Astronomy and Space Science, Kyung Hee University, Yongin 17104, Korea

²School of Space Research, Kyung Hee University, Yongin 17104, Korea

요약

큐브위성은 기존의 인공위성과 마찬가지로 지구 관측뿐만 아니라, 우주탐사 분야에도 폭넓게 활용되는 인공위성 플랫폼이다. 또한 우주 공간물리현상을 관측하기 위한 자기장관측 임무에서도 다양한 형태로 제작되어 활용되고 있다. 자기장 측정의 경우, 일반적으로 위성의 자기 교란을 최소화하기 위해 자기장측정기가 위성 몸체로부터 멀리 떨어져 있다. 그러나 큐브위성과 같은 작은 위성의 경우 공간적인 제약으로 인해 자기장 센서의 위치 설정이 제한적이다. 이에 이 논문에서는 큐브위성에서 생성된 자기장 간섭을 추정하여 자기장 측정의 신뢰성에 얼마나 영향을 줄 수 있는지 분석하였다. 주요 잡음원으로는 상대적으로 높은 소비전력을 가진 반작용 휠과 자기 토크로드를 대상으로 조사하였다. 이러한 부품의 자기 쌍극자 모멘트는 제조업체의 데이터 시트에 제공된 정보를 사용하였다. 외부 자기장이 없는 공간에서 3 U 큐브위성 중간에 위치한 자기 토크로드의 잔류 모멘트의 영향은 위성의 몸체 최 외곽 끝에서 약 36,000 nT까지 나타날 수 있음을 확인했다. 또한, 1 nT 미만의 정확한 자기장 측정의 임무라면, 자력계는 위성 본체에서 약 0.6 m 반경 거리 외곽에 있어야 함을 알 수 있었다. 이러한 분석 방법은 자기장 측정을 수행하기 위해 CubeSat을 설계할 때 자기 청결도 분석의 중요한 역할이 될 것으로 기대한다.

Abstract

CubeSat is a satellite platform that is widely used not only for earth observation but also for space exploration. CubeSat is also used in magnetic field investigation missions to observe space physics phenomena with various shape configurations of magnetometer instrument unit. In case of magnetic field measurement, the magnetometer instrument should be far away from the satellite body to minimize the magnetic disturbances from satellites. But the accommodation setting of the magnetometer instrument is limited due to the volume constraint of small satellites like a CubeSat. In this paper, we investigated that the magnetic field interference generated by the cube satellite was analyzed how much it can affect the reliability of magnetic field measurement. For this analysis, we used a reaction wheel and Torque rods which have relatively high-power consumption as major noise sources. The magnetic dipole moment of these parts was derived by the data sheet of the manufacturer. We have been confirmed that the effect

of the residual moment of the magnetic torque located in the middle of the 3U cube satellite can reach 36,000 nT from the outermost end of the body of the CubeSat in a space without an external magnetic field. In the case of accurate magnetic field measurements of less than 1 nT, we found that the magnetometer should be at least 0.6 m away from the CubeSat body. We expect that this analysis method will be an important role of a magnetic cleanliness analysis when designing a CubeSat to carry out a magnetic field measurement.

핵심어 : 초소형위성, 자기 청결도, 자기장 측정기, 우주과학, 자기장

Keywords : CubeSat, magnetic cleanliness, magnetometer, space science, magnetic field

1. 서론

우주탐사를 위해 다양한 형태의 인공위성들이 제작되고 있으며, 임무목적에 필요한 관측기 기들 또한 그 형태에 적합하게 제작되어 활용되고 있다. 최근에는 초소형인공위성인 큐브위성을 이용한 우주관측이 전세계적으로 다양하게 진행되고 있다. 그러나 큐브위성의 경우 여러 제약 조건으로 인해 창의적 위성 플랫폼의 변화도 지속적으로 요구되고 있다.

큐브위성은 칼 폴리 대학의 Jordi Puig-Suari 교수와 스탠포드 대학의 Bob Twiggs 교수가 학생들의 교육목적으로 위성 프로젝트를 시작한 것이 시초이다[1]. 큐브위성은 작고 표준화된 플랫폼에 따라 $10 \times 10 \times 10$ cm 규격을 1 U라고 명명하고, 현재는 1-12 U($1 U = 10 \times 10 \times 10$ cm)까지 다양하게 구성되어 활용하고 있다. 위성의 용도 또한 통신, 교육, 지상관측, 군사, 과학, 그리고 기술검증과 같이 다양하다[2,3]. 특히 우주환경 및 우주공간물리 연구에 필요한 주요 핵심 관측기기인 입자 검출기와 자기장측정기는 CSSWE, RadSat-u, CP9-StangSat, SwampSat 2의 경우들처럼 큐브위성에 탑재되어 다양한 관측시도가 이루어졌다.

우주과학임무를 위한 국내 큐브위성의 경우에는 우주공간물리 및 우주과학연구용으로 제작된 3 U 큐브위성인 CINEMA(큐브위성 for Ion, Neutral, Electron Magnetic fields), SIGMA (Scientific 큐브위성 with Instruments for Global MAgnetic field and radiation), 그리고 한국천문연구원원의 SNIPE(Small scale magNetospheric and Ionospheric Plasma Experiment) 6U 큐브위성 등이 있다. CINEMA는 2013년 11월에 발사된 큐브위성으로, 근 지구 공간연구에 관한 임무와 달 탐사 및 행성탐사를 위한 기술 시험 목적으로 플라즈마 입자를 관측하는 STEIN과 자기장 측정을 위해 약 1 m 붐(boom)에 MAGIC(MAGnetometer from Imperial College)을 탑재한 바 있다[4]. 2018년 1월에 발사된 SIGMA는 우주방사선에 의한 LET 데이터를 측정하는 TEPC 탑재체와 근 지구 자기장 측정을 위한 Fluxgate magnetometer를 접이식 1 m 붐에 탑재하였다[5]. 또한, SNIPE 큐브위성의 경우에도 입자 검출기와 자기장 측정기를 탑재하고 있다[6].

하지만, 큐브위성에 탑재되는 관측장비들은 공간적 제약으로 인해 관측자료의 오염을 야기시키는 요소들이 필수적으로 존재하고 있어 주의가 필요하다. 자기장 관측자료의 경우, 주요 오염원은 환전류가 형성될 수 있는 태양전지판 및 전기배선들과 자체 전자기 성분을 많이 배출하는 자세제어용 반작용 휠(reaction wheel)과 모멘텀 휠(momentum wheel), 그리고 토크 로드(torque rods) 등이 대표적인 예이다. 이러한 부품들 중에는 자기장의 발생 후 자기장이 남아있는 잔류 자기모멘트도 함께 발생하기도 한다. 이 외에도 추진기 슬레노이드에서도 예상치 못한 큰 잔류 자기 모멘트로 인한 자기간섭이 생성된 경우도 있다[7].

큐브위성으로부터 발생한 자기간섭으로 인해 우주공간 자기장 관측 값이 오염되어 정밀한 자기장 측정을 수행하기가 어려워진다. 자세제어(attitude control)를 목적으로 큐브위성 내에 자기장측정기를 설치한다면 큰 문제가 되지 않을 수 있지만, 우주공간상의 자기장 값을 얻는 게 목적이라면 관측자료에 잡음요소가 많아 과학적으로 사용할 때 주의가 필요하다.

불필요한 자기간섭을 줄이기 위하여 잔류자기장성이 낮은 물질을 이용하거나, 전류 루프를 줄이는 방법이 대표적이다. 자기장을 유발하는 원천을 식별하고 측정된 후에 자기 모멘트를 상쇄하는 방법도 연구된 바 있지만[8,9], 이 방법은 매우 제한적인 특수한 경우에 활용이 가능하다. 자기간섭을 최소화하기 위해 CINEMA, QUAKESAT, CANX-2, SIGMA 큐브위성과 같이 붐 구조물이 포함되어 제작된 바 있다[4,10,11].

본 논문에서는 자기간섭을 일으킬 수 있는 여러 장비 중, 흔히 많이 사용하는 자기 토크로드와 반작용 휠에 대하여 각각 따로 분석하여 큐브위성의 자기 청정도를 분석하였다. 2장에서는 분석방법과 3장에서는 분석결과를 기술하였다.

2. 자기장 분석

큐브위성에서 자기간섭을 유발하는 주요 부품에는 자기 토크로드와 반작용 휠이 있다. 수치적 분석을 위해 자기간섭을 일으키는 대상의 자기장 발생 원천부는 한 지점에서의 자기 쌍극자 모멘트로 가정하였고, 자화(magnetization)되는 부품재질에 따른 자기장 왜곡은 고려하지 않았다.

모사시험은 자기 토크로드와 반작용 휠이 작동했을 때 생성되는 자기모멘트, 그리고 운용 후 남아있는 잔류 자기모멘트 값을 이용하였다.

자기장 간섭을 분석하기 위해 사용한 부품의 특성은 판매사의 성능 제원표에서 제공하는 쌍극자 모멘트 값을 사용하였으며, 제원표에서 제공하지 않는 토크로드의 경우는 자기 쌍극자 모멘트를 구하는 방법은 식 (1)을 사용하여 추정하였다[12,13].

$$M_{dipole} = \left(\frac{r_{bus}^3}{2W_{res}} \right) \left(1 + \frac{\mu_r - 1}{1 + (\mu_r - 1)N_d} \right) \quad (1)$$

여기서 W_{res} , 단위 길이 당 와이어 저항, r_{bus} 는 토크로드 코어의 반경, V_{bus} 위성의 전압, μ_r 코어의 상대 투자율, 그리고 N_d 는 소자 계수(demagnetization coefficient)이다.

반작용 휠과 큰 전력을 소모하는 부품의 자기 쌍극자 모멘트는 식 (2)와 식 (3)을 이용하여 구하였다.

$$P = V \cdot I \quad (2)$$

$$M_{dipole} = I \cdot A \quad (3)$$

A 는 단면적, I 는 소비전류 또는 소비 전력 정보를 이용하여 전류를 추정된 값이다.

이를 바탕으로 공간상의 자기장 분포를 구하기 위해 식 (4)를 이용하여 해석 및 프로그램 결과를 검증하였다.

$$B(r) = \frac{\mu_0}{4\pi} \left[\frac{3(r-r')((r-r') \cdot m)}{|r-r'|^5} - \frac{m}{|r-r'|^3} \right] \quad (4)$$

m 은 부품의 자기 모멘트 값, r' 은 자기 모멘트의 위치, r 은 측정할 위치, 그리고 μ_0 은 자유공간의 투자율이다. 위와 같은 식은 KPLO 전자기 청결도 분석이 연구된 바가 있으며, 본 연구에서도 동일하게 정적인 쌍극자를 가정하였으며, 시간에 따라 변화하는 $\mu_0 e^{-i\omega t}$ 조건을 고려하지 않았다[15].

분석방법은 상기의 식을 이용하여 Python 언어로 작성하였으며, 가시적인 표현을 위해 Magpylib을 사용하였다. Magpylib은 자기장 Source를 정의하고 계산하는데 사용되는 무료 Python 패키지이다[14]. 예를 들어 반작용 휠의 자기 모멘트가 원점에서 +Z방향의 0.0003 Am^2 의 크기를 가진다고 가정하고, 거리 0.313 m (+X축)에서 나타나는 자기장을 식 (4)를 이용하여 계산한 경우 1 nT 의 결과를 얻을 수 있으며, Magpylib을 이용했을 때도 동일한 결과를 얻었다. 라이브러리의 검증에 위해 앞에서 제시한 수식으로 구한 값과 비교하였다. 또한, 가시적 공간 분포 표현을 위해 자기간섭을 일으키는 주요 부품의 쌍극자 모멘트의 위치를 선정한 후 Magpylib를 이용하여 계산하였다.

모사시험은 Fig. 1의 (c)와 같이 3U 큐브위성 안에 총 3개의 토크로드를 배치한 경우(case 1)와 반작용 휠을 배치한 경우(case 2)로 나누어 진행하였다. 부품들이 배치된 위치와 모멘트 값은 Table 1에 정리하였다. 먼저 Case 1 경우를 보면, 총 3개의 토크로드는 NewSpace Systems 제조사의 NCTR-M002 Torque rod[16](Fig. 1a) 제품을 참조하였고, 참고문헌 [12]에서 토크로드를 큐브위성에 배치한 방법에 따라 Fig. 1의 (c)와 같이 3축에 배치하였다. Case 2의 경우에는 반작용 휠의 모멘트와 설치 방향에 대한 정보가 사용자에게 따라 다르기 때문에 NanoAvionics 제조사의 Reaction wheel SatBus 4RW0[17](Fig. 1b) 제품을 참조하여 모멘트 값을 구하였고, 위치는 위성 몸체 중앙에 배치하였다.

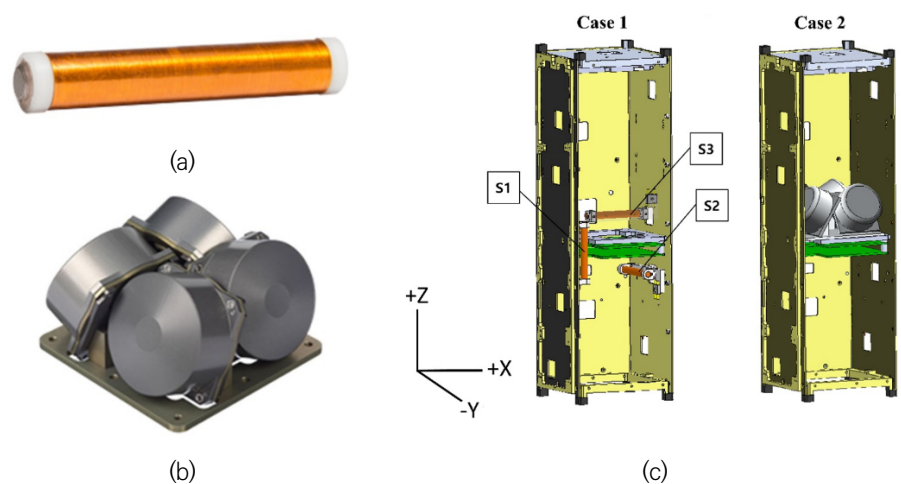


Fig. 1. Parts and cross-sectional view of CubeSat used in simulation. (a) NCTR-M002 torque rod, (b) reaction wheel SatBus 4RW0, (c) 3 U CubeSat design for the simulation. The left plot is Case 1, the right plot is Case 2.

Table 1. Simulation parameters (the origin is a center of the CubeSat)

Case	Dipole relative position (m)	Residual moment (Am^2)	Dipole moment (Am^2)
Case 1	$S_1 : (-0.05, -0.05, 0)$	$(0, 0, -0.001)$	$(0, 0, -0.2)$
	$S_2 : (0.05, 0, -0.05)$	$(0, 0.001, 0)$	$(0, 0.2, 0)$
	$S_3 : (0, -0.05, 0.05)$	$(0.001, 0, 0)$	$(0.2, 0, 0)$
Case 2	$(0, 0, 0)$	$(0, 0, 0.0003)$	$(0, 0, 0.001)$

3. 모사시험 결과

큐브위성은 주로 지구의 저궤도에서 임무를 수행하지만, 위성에서 발생하는 자기간섭 영향만을 고려하기 위하여 외부 자기장이 없다고 가정하였다. 또한, 위성체 구조물은 자기장을 왜곡시키는 물질이 없는 것으로 가정하였다. Case 1과 Case 2의 모의 시험결과는 XZ 평면상에 Fig. 2와 같이 나타내었다. Fig. 2는 +X축에 붉은 이용한 자기장측정기가 있다는 가정하에 XZ 평면으로 나타내었다. 그림 가운데에 위치하는 검은색 직사각형은 3 U 큐브위성의 크기이며, 검은색 직사각형과 선으로 연결된 빨간색 x 표시는 위성으로부터 X축 방향으로 자기장 크기가 1 nT 되는 지점이다.

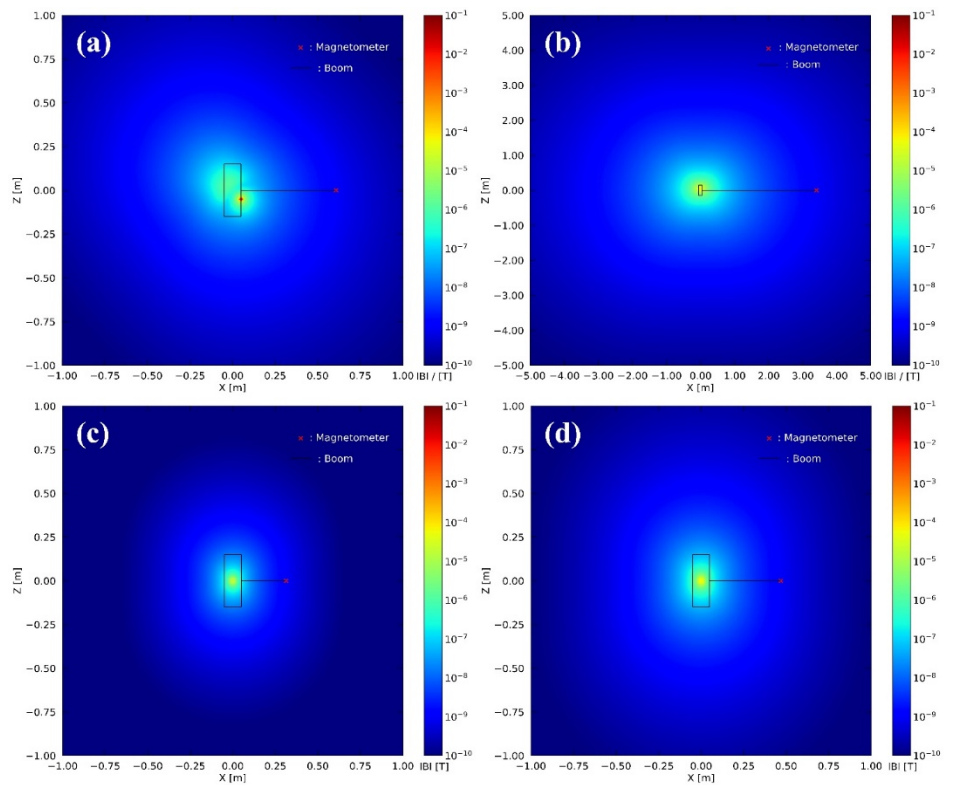


Fig. 2. The predicted magnetic field for zero field space in XZ plane ($y = 0$). (a) residual moment field of Case 1, (b) the S_3 is ON status of Case 1, (c) residual moment field of Case 2, (d) active status of Case 2.

자세제어운동에 있어 토크로드의 자세 제어를 위해 3개중 하나씩 작동하는 것으로 가정하였다. Fig. 2에서 (a)는 S1, S2, S3이 작동하고 난 후 잔류 자화 상태에 머물러 있을 때, (b)는 3개의 토크로드 중 S3에 전원이 인가되어 작동 중 자기모멘트로 인한 예측된 자기장이다. (c)는 반작용 휠이 작동하지 않은 상태에 머물러 있는 경우이며, (d)는 반작용 휠이 작동할 때 예측된 자기장이다.

Fig. 3은 토크로드와 반작용 휠의 경우를 나타낸 Fig. 2와 같은 결과를 큐브위성의 중심으로 부터 x축을 기준으로 거리에 따른 자기장 값을 나타낸 그래프이며, 1 nT 자기장을 만족하는 거리를 점선으로 나타내었다.

Fig. 3의 왼쪽 그림은 토크로드가 생성하는 자기장이며, 오른쪽 그림은 반작용 휠이 생성하는 자기장이다. 주황색 실선은 해당 부품이 잔류 자화 상태를 나타내며, 하늘색 실선은 부품이 작동 중일 경우이다.

큐브위성의 중심점으로부터 공간상 1 nT 자기장 영향을 나타내는 거리는 다음과 같다. Case 1의 토크로드 전부가 잔류 자화 상태일 때 60.8 cm, 토크로드 중 S3가 작동 중일 때 3.41 m, 반작용 휠이 잔류 자화 상태일 때 31.3 cm, 반작용 휠이 작동 중일 때 46.8 cm로 나타났다.

Fig. 4는 운용상에 나타날 수 있는 대표적 예시로 Fig. 2(a)의 3개의 토크로드가 작동 후,

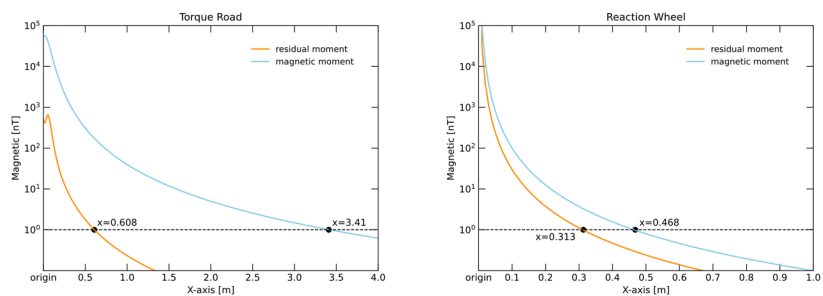


Fig. 3. Predicted magnetic disturbance on the X axis. The left plot is calculated by the torque rod and right plot is calculated by the reaction wheel ($y = 0, z = 0$). The orange line indicates that the part is in the residual magnetization state, and the skyblue line indicates that the part is operating.

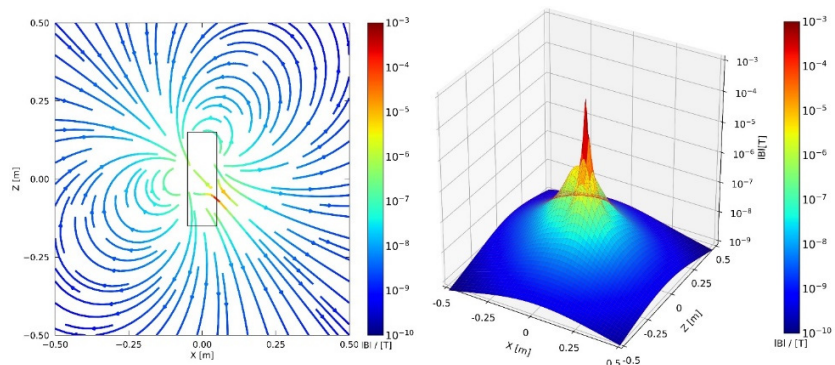


Fig. 4. Predicted magnetic field for zero field space in xz plane calculated by torque rod in the residual magnetization ($y = 0$). The left plot is stream plot, the right plot is 3D contour plot.

잔류 자화가 존재하는 상태일 때 생성되는 자기장 분포의 그림이다. Fig. 4의 왼쪽 그림은 토크로드가 생산하는 자기 쌍극자 윤곽선을 나타냈고, 오른쪽 그림은 왼쪽 그림의 자기장 강도를 3차원 모식도로 표현한 것이다. 예상되는 바와 같이 자기장 세기가 가장 강한 지점은 토크로드 끝부근의 3 cm 미만의 좁은 영역 표면 부분에서 발생함을 볼 수 있다.

Fig. 5는 큐브위성의 빨간색 표면, 즉 $X = 0.05$ m일 때 YZ 표면에서 예측된 자기장 분포이다. Fig. 5의 (a)는 Case 1에서 토크로드가 전부 잔류 자화 상태일 경우이며, (b)는 토크로드 중 S3가 작동 중인 경우이다. Fig. 5의 (c)는 Case 2에서 반작용 휠이 잔류 자화 상태일 경우이며, (d)는 반작용 휠이 작동 중인 경우이다. 예측된 자기장의 최대 세기는 (a)에서 36,000 nT, (b)에서는 320,000 nT이고, Case 2에서 예측된 최대 자기장은 (c)는 240 nT, (d)는 800 nT로 나타났다.

Fig. 6은 Fig. 5의 위성 표면에서 부품이 생성하는 자기장의 수치 분포이며 잔류 자화 상태는 실선, 작동 중인 상태는 점선으로 표시하였다. 직사각형의 윗변은 상위 25%, 밑변은 하위 25%이며, 이 외의 높은 가로선은 최댓값, 낮은 가로선은 최솟값이다.

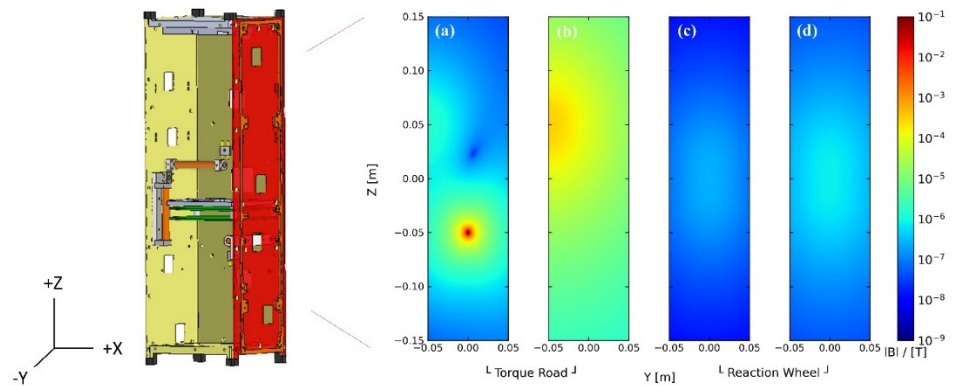


Fig. 5. The predicted magnetic field on the CubeSat surface for zero field space in yz plane ($x = 0.05$ m). (a) residual moment field of torque rod, (b) the S_3 is on status, (c) residual moment field of reaction wheel, (d) active status of reaction wheel.

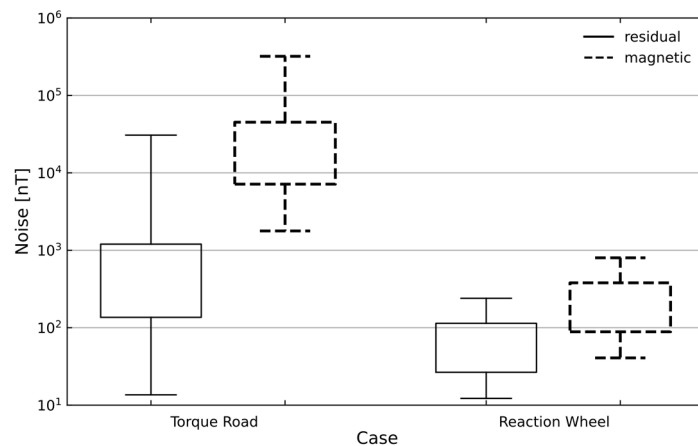


Fig. 6. The box plot of calculated magnetic field on the CubeSat surface for zero field space in yz plane by torque rod or reaction wheel ($x = 0.05$ m).

Table 2. The maximum and minimum noise on the CubeSat surface and the distance is shown a 1 nT from a center of the CubeSat

Case	1 nT (m)	Maximum noise on CubeSat surfaces (nT)	Minimum noise on CubeSat surfaces (nT)
Case 1 (Residual)	0.608	36,000	13
Case 1 (Magnetic)	3.41	320,000	1,700
Case 2 (Residual)	0.313	240	12
Case 2 (Magnetic)	0.468	800	88

작동 중과 작동 후 잔존하는 경우를 고려한 모의 실험에서 자기장은 최소 12 nT, 최대 320,000 nT까지 분포할 수 있다. 본 연구에서는 토크로드가 작동 중일 때 가장 큰 자기장을 형성한다.

3개의 토크로드가 잔류자화 상태인 경우, 3개의 자기 쌍극자가 합성되어 자기장의 범위가 13~36,000 nT로 복잡한 분포를 형성한다. 실제 운용 상황에서도 대부분의 부품이 작동 후 잔류자화 상태이거나 작동 중이므로 발생하는 자기장을 예측하기 쉽지 않다. 그러므로, 자기장 측정기를 탑재하는 경우에는 본 연구에서 분석한 방법을 통해 측정 오차를 최대한 낮출 수 있는 공간을 예측해 볼 수 있다.

모사시험결과에서 부품이 생성하는 자기교란성분이 1 nT 값을 가지는 공간거리와 큐브위성의 오른쪽 표면인 X = 0.05 m 지점에서의 최대, 최소 자기장 값을 구하여 Table 2에 나열하였다.

4. 결론 및 토의

본 논문에서는 큐브위성에서 자기장관측을 오염시키는 부품의 자기교란 모사 시험에 대해 기술하였다.

큐브위성의 자기장 교란요소는 자세제어를 위해 자기 토크로드와 반작용 휠과 같은 부품 뿐만 아니라, 자기 쌍극자 모멘트를 생성하는 많은 부품들이 있다. 그러나 본 연구에서는 일반적으로 많이 사용하는 자기 토크로드의 영향 만으로도 정밀 자기장 관측장비에 큰 영향을 줄 수 있기 때문에 정량적인 분석을 수행해 보았다. 모사시험 결과, 자기장측정기를 위성 내부에 설치한다면 최대 320,000 nT, 최소 12 nT의 잡음요소가 발생될 것으로 보인다. 또한, 자기 토크로드가 작동되면 주요 소재의 이력 현상에 따라 잔류자화가 지속되어 자기장 측정에 영향을 주는 것은 확실하다.

실제 운용 상황에서도 위성운용 부품의 가까운 지점에서는 자기장측정기의 측정값에 치명적인 오류를 남길 수 있는 특정위치가 존재할 수 있다. 큐브위성에서 자기 토크로드와 함께 사용되는 반작용 휠은 자기 토크로드가 생산하는 오염원에 비해 적은 수치가 도출되었지만, 지구 저궤도에서 자기장 측정을 교란시키기에는 충분한 오염원임을 알 수 있다. 이러한 이유로 토크로드의 경우 잔류자화가 최소화되는 소재를 활용해야 한다.

이 외 여러 부품에서도 자기 쌍극자 모멘트가 함께 중첩되어 우주공간 자기장 측정을 교란시키고, 짧은 길이의 붐을 설치했다라도 잡음의 영향에서 벗어나기는 어렵다. 잔류자화의 영향

을 피하기 위해 자기 토크로드 대신 원형 에어코어 코일로 구성하여 사용할 수도 있지만, 자세제어에는 비효율적이고 토크로드에 비해 성능이 떨어짐을 고려해야 한다.

자기장 측정기를 자기 토크로드 및 반작용 휠을 작동시키는 동안이나 그 이후 일정시간동안 측정을 중단하는 방법을 사용할 수도 있으나, 설계시에 이러한 영향을 고려하여 잡음원을 최소화할 수 있는 방안이 최선일 것이다. 그러므로 자기장 측정기를 탑재하는 경우는 설계과정에서 가장 적절한 위치를 찾는 것이 필요하다.

결국, 위성체로부터 자기간섭을 최소한으로 받는 가장 확실한 방법은 자기장측정기를 잡음원으로부터 멀리 배치하는 것이다. 효과적인 방법으로는 봄을 설치하는 것이며, 이는 표면에 자기장측정기를 두는 방법에 비해 기계적인 설계가 복잡하지만 잡음원을 최대한 배제할 수 있다.

본 논문은 큐브위성을 정밀한 자기장 측정을 위해 활용하는 경우, 기본 설계 단계에서 자기간섭영향 분석을 위해 활용할 수 있을 것이다. 향후, 우리는 위성체 내부의 여러 개의 자기장 왜곡, 흡수 등의 요소를 고려하여 보다 정교한 결과를 도출하기 위한 개선된 계산을 지속하고자 하며, 이러한 연구는 미래 우주공간 정밀 자기장 측정에 초소형위성 및 탐사위성의 개발함에 있어 중요한 역할을 할 수 있을 것으로 기대한다.

감사의 글

본 연구는 2021 달 착륙선 자기장 측정기 개발 NRF-2020M1A3B7109194 지원을 받아 수행되었습니다.

References

1. Heidt H, Puig-Suari J, Moore A, Nakasuka S, Twigg R, CubeSat: A new generation of picosatellite for education and industry low-cost space experimentation, in 14th AIAA/USU Conference on Small Satellites, Logan, UT, 21-24 Aug 2000.
2. National Academies of Sciences, Engineering, and Medicine, Achieving Science with CubeSats: Thinking inside the Box (Academic Press, Washington, DC, 2016).
3. Kulu E, Nanosatellite & CubeSat database (2022) [Internet], viewed 2022 Feb 2, available from: <https://www.nanosats.eu/database>
4. Archer MO, Horbury TS, Brown P, Eastwood JP, Oddy TM, et al., The MAGIC of CINEMA: first in-flight science results from a miniaturised anisotropic magnetoresistive magnetometer, *Ann. Geophys.* 33, 725-735 (2015). <https://doi.org/10.5194/angeo-33-725-2015>
5. Lee J, Lee S, Lee JK, Lee H, Shin J, et al., Development of flight software for SIGMA CubeSat, *J. Korean Soc. Aeronaut. Space Sci.* 44, 363-372 (2016). <https://doi.org/10.5139/jksas.2016.44.4.363>
6. Kang S, Song Y, Park SY, Nanosat formation flying design for SNIPE mission, *J. Astron. Space Sci.* 37, 51-60 (2020). <https://doi.org/10.5140/JASS.2020.37.1.51>
7. Steyn WH, Hashida Y, In-orbit attitude performance of the 3-axis stabilised SNAP-1 nanosatellite, in 15th Annual AIAA/USU Conference on Small Satellites, Logan, UT, 13-16 Aug 2001.

8. Lassakeur A, Underwood C, Taylor B, Duke R, Magnetic cleanliness program on CubeSats and nanosatellites for improved attitude stability, *J. Aeronaut. Space Technol.* 13, 25-41 (2020). <https://doi.org/10.1109/RAST.2019.8767816>
9. Lassakeur A, Underwood C, Taylor B, Enhanced attitude stability and control for CubeSats by real-time on-orbit determination of their dynamic magnetic moment, in 69th International Astronautical Congress (IAC), Bremen, 1-5 Oct 2018.
10. Bleier T, Clarke P, Cutler J, DeMartini L, Dunson C, et al., QuakeSat lessons learned: Notes from the development of a triple cubesat (QuakeFinder, Palo Alto, CA, 2003).
11. Eagleson S, Attitude determination and control, detailed design, test, and implementation for CanX-2 and preliminary design for CanX-3 and CanX-45, Master's Thesis, Canada Toronto University (2006).
12. Li J, Post M, Wright T, Lee R, Design of attitude control systems for CubeSat-class nanosatellite, *J. Control Sci. Eng.* 2013, 657182 (2013). <https://doi.org/10.1155/2013/657182>
13. Amin J, Lightsey EG, The design, assembly, and testing of magnetorquers for a 1U CubeSat mission, Georgia Institute of Technology, AE 8900 MS Special Problems Report (2019).
14. Ortner M, Bandeira LGC, Magpylib: A free Python package for magnetic field computation, *SoftwareX.* 11, 100466 (2020). <https://doi.org/10.1016/j.softx.2020.100466>
15. Park HH, Jin H, Kim TY, Kim KH, Lee HJ, et al., Analysis of the KPLO magnetic cleanliness for the KMAG instrument, *Adv. Space Res.* 69, 1198-1204 (2022). <https://doi.org/10.1016/j.asr.2021.11.015>
16. CubeSatShop (2022) NCTR-M002 magnetorquer rod [Internet], viewed 2022 Jan 27, available from: <https://www.cubesatshop.com/product/nctr-m002-magnetorquer-rod/>
17. NanoAvionics (2022) CubeSat reaction wheels control system SatBus 4RW0 [Internet], viewed 2022 Jan 27, available from: <https://nanoavionics.com/cubesat-components/cubesat-reaction-wheels-control-system-satbus-4rw/>

Author Information

조혜정 girlsending0@khu.ac.kr



경희대학교 우주과학과 학사과정 중에 있다. 2020년도에 자기청결도 연구를 진행하였으며, 현재는 우주과학분야의 데이터 분석을 위한 소프트웨어 기술들을 학습 중이다.

김관혁 khan@khu.ac.kr



경희대학교 우주탐사학과/우주과학과 교수로 재직하고 있다. 우주 자기장/입자 관측자료를 이용한 우주환경 및 달 자기이상현상에 대한 연구를 수행하고 있다.

진호 benho@khu.ac.kr



경희대학교 우주탐사학과/우주과학과 교수로 재직하고 있다. 천문우주관측기기 관련 연구분야에서 현재 자기장측정기 개발과 관련된 연구를 수행하고 있다.

장윤호 toujour@khu.ac.kr



경희대학교 우주탐사학과 석사과정 중에 있다. 천문우주관측기기 관련 연구분야에서 현재 자기장측정기의 구조 설계 및 검교정에 관련된 연구를 수행하고 있다.

박현후 hoo7781@khu.ac.kr



경희대학교 우주탐사학과에서 KPLO 위성체에 탑재된 KMAG 자력계를 위한 자기청결도 분석 주제로 2022년에 석사학위를 취득한 후, 동대학원에서 박사과정을 밟고 있다. 현재는 KMAG 데이터 분석 및 달 자기이상현상에 대해 연구하고 있다.

조우현 woohyunjo@khu.ac.kr



경희대학교 우주탐사학과 석사과정 재학 중이다. 천문우주관측기기 관련 연구분야에서 현재 자기장 측정기 성능 검증 모듈 제어 및 제작 연구를 수행하고 있다.