

인공위성 자세제어용 Magnetic Torquer 개발

손대락*

한남대학교 광·전자물리학과, 대전광역시 대덕구 오정동 133, 306-791

(2008년 3월 3일 받음, 2008년 3월 29일 최종수정본 받음)

Magnetic torquer는 인공위성의 초기 자세제어에 사용 되는 부품으로 지구자기장하에서 자기 쌍극자 모멘트가 받는 비틀림력을 이용하여 인공위성의 회전을 방지하고 특정 방향으로 인공위성의 자세가 안정되게 한다. 본 연구에서 개발 한 magnetic torquer는 소형위성에 사용 되는 것으로, magnetic torquer의 자기적 특성뿐만 아니라 위성 발사 시 및 인공위성 궤도에서의 환경에서도 그 특성이 보장될 수 있게 환경시험을 하였다. 개발한 magnetic torquer는 포화 자기 쌍극자 모멘트가 15 Am^2 , 선형도 특성을 보이는 구간이 $\pm 12 \text{ Am}^2$ 이고 선형도가 0.3% 미만이면서 질량이 0.46 kg이고 소비전력이 자기 쌍극자 모멘트가 10 Am^2 에 1 Watt 이었다.

주제어 : 인공위성 자세제어, magnetic torquer, 자기 쌍극자 모멘트, 지구자기장, 인공위성

I. 서 론

Magnetic torquer는 인공위성의 초기 자세제어를 위하여 사용되는 것으로, 지구자기장을 이용하여 인공위성의 자세를 제어한다. 그 원리는 자기 쌍극자 모멘트 m 이 지구 자기장 B_E 에 있을 경우 토크 τ 는 $\tau = \vec{m} \times \vec{B}_E$ 가 되며, 이 토크를 이용하여 인공위성을 회전시키게 된다[1-3].

본 연구에서는 과학위성2호용 MTQ(Magnetic TorQuer) 개발로, 질량이 0.5 kg 미만이고, 자기 쌍극자 모멘트의 선형도 범위가 10 Am^2 이상이며, 최대 포화 자기 쌍극자 모멘트가 13 A/m^2 이상인 제원을 갖는다.

II. Magnetic Torquer의 설계

자기 쌍극자 모멘트 m 은

$$m = Ai \quad (1)$$

로 정의되며 여기서 A 는 전류 loop의 단면적이고 i 는 이 loop에 흐르는 전류이며, 단위는 Am^2 이다.

자기 쌍극자 모멘트를 발생시키는 방법으로는 current loop을 사용하는 방법과 자기 코어의 투자율 μ_{eff} 를 이용하는 방법이 있으며, 본 연구에서는 코어를 사용하는 후자의 방법을 택하였다.

코어의 effective magnetic permeability가 μ_{eff} 이고 단면적이 A_c 인 core를 사용하는 경우 자기 쌍극자 모멘트는

$$m = \mu_{eff} N A_c i \quad (2)$$

이며, 여기서 μ_{eff} 는 다음과 같다[4].

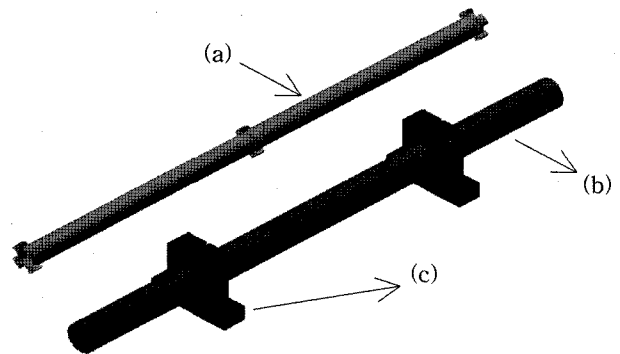


Fig. 1. Structure of magnetic torquer which consists of coil former (a), housing (b), and supporting arms (c).

$$\mu_{eff} = \frac{\mu_r}{1 + N(\mu_r - 1)} \quad (3)$$

여기서 μ_r 은 코어의 상대 투자율이고 N 은 코어의 감자계수이다.

MTQ는 Fig. 1과 같은 구조로 제작되었다. 코어를 넣고 코일을 권선할 수 있는 코일포머와 권선된 코일을 보호하기 위한 housing으로 구성 하였다. 제작된 MTQ의 직경은 $22 \text{ mm}\phi$ 이고 길이는 340 mm이다.

III. 자기 쌍극자 모멘트의 측정

자기 쌍극자 모멘트를 측정하는 직접적인 방법은 자기 쌍극자 모멘트 m 이 균일 한 자기장 B 에 있을 경우 비틀림력 (torque) $\tau = \vec{m} \times \vec{B}$ 을 받게 되며, 이 비틀림력을 직접 측정하는 것이다. 이 경우 넓은 공간의 지구자기장을 보상하는 균일 한 자기장 발생장치가 필요하고, 고감도의 비틀림력계도 필요하게 된다. 본 연구에서는 간접적인 방법으로 자기 쌍극

*Tel: (042) 629-7512, E-mail: deracson@mail.hannam.ac.kr

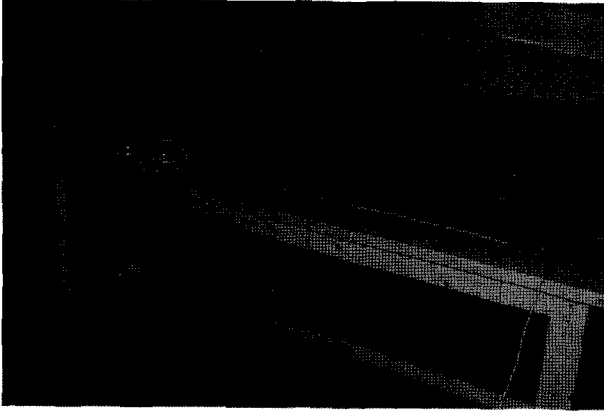


Fig. 2. Photography of magnetic dipole moment measuring table.

자 모멘트 m 으로부터 거리 r 만큼 떨어져 있을 때 자기장을 측정하여 자기 쌍극자 모멘트를 계산하는 방법을 택하였으며, 자기장 B 와 m 과의 관계는 다음과 같다[5].

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

여기서 r 의 방향과 자기 쌍극자 모멘트 m 의 방향이 x -축 방향과 평행하면 식(4)은 다음과 같이 된다.

$$B_x = \frac{\mu_0 2m_x}{4\pi x^3} \quad (5)$$

따라서 마그네토미터를 사용하여 B_x 를 측정하면 자기 쌍극자 모멘트 m 을 구할 수 있다. 이 경우 실험은 비자성 실험실에서 수행하여야 하며, $m = 10 \text{ Am}^2$ 인 MTQ를 1m 거리에서 실험을 할 경우 dipole field가 200 nT 변화하기 때문에 실험 도중에 자기장의 변화가 0.2 nT 이하로 요구된다.

Fig. 2는 자기 쌍극자 모멘트 m 을 측정하기 위한 비자성 실험실 내의 목조 테이블위에 놓여있는 MTQ와 flux-gate 센서를 보이고 있다. 측정시스템의 교정을 위하여 표준 자기 쌍극자 모멘트 발생장치를 제작하였으며, 면적권선수(area turns)가 4.00 m^2 로 1 A의 전류를 흘릴 경우 자기 쌍극자 모멘트가 4.00 Am^2 발생하여 측정장치를 교정할 수 있게 하였다.

IV. Magnetic Torquer의 제작

두께가 0.35 mm, 폭이 8 mm, 길이가 320 mm인 방향성 전기강판을 코어로 사용하였으며, 코어의 개수에 따른 포화 자기 쌍극자 모멘트의 실험 결과를 Fig. 3에 보이고 있다. Fig. 3에서 m - I 곡선의 울기는 코어의 μ_{eff} 에 의하여, 포화 값은 코어의 개수에 의하여 결정된다. 과학위성2호에서 요구하는 포화 자기 쌍극자 모멘트 13 Am^2 이상 이므로 코어의 양

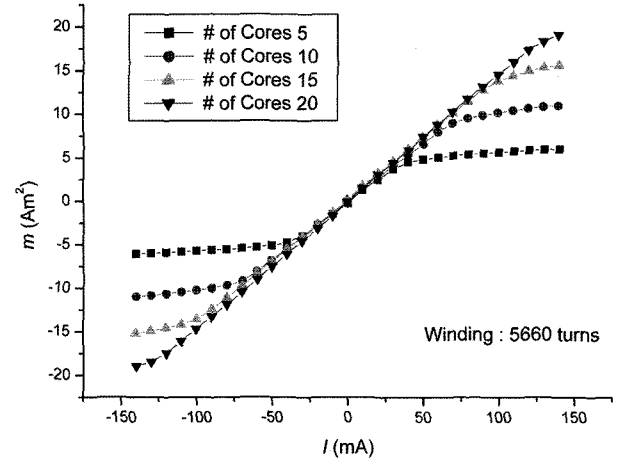


Fig. 3. m vs. I depending on the number of cores.

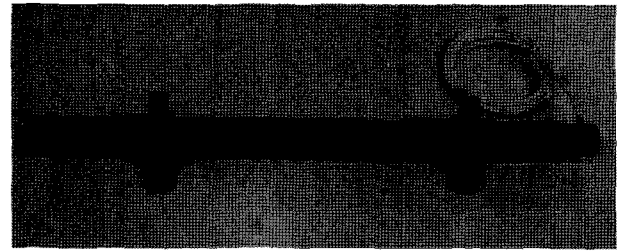


Fig. 4. Photography of the constructed magnetic torquer.

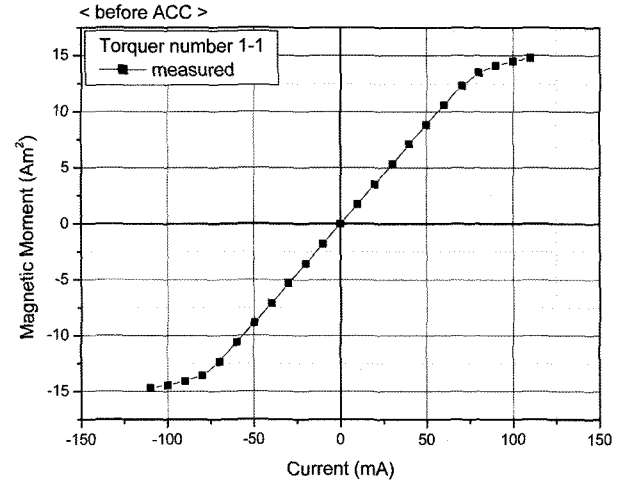


Fig. 5. Magnetic dipole moment depending on the current I of the developed magnetic torquer.

을 15장으로 택하였다. 이 결과를 바탕으로 제작된 MTQ의 사진이 Fig. 4이다. Fig. 5는 제작된 MTQ의 특성을 측정한 결과로 포화 자기 쌍극자 모멘트가 15 Am^2 였다. Fig. 6은 MTQ의 선형영역에 대한 조사를 하기 위하여 Fig. 5에서 $\pm 12 \text{ Am}^2$ 범위에서 least square curve fitting 한 결과를 보인 것으로, 선형도는 0.3% 이상 이었다. 상온에서 MTQ의

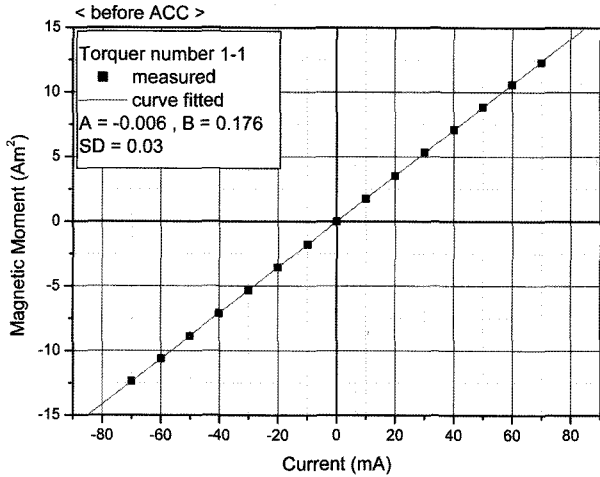


Fig. 6. Least square curve fitting of magnetic dipole moment depending on the current I to demonstrate linearity of the magnetic torquer.

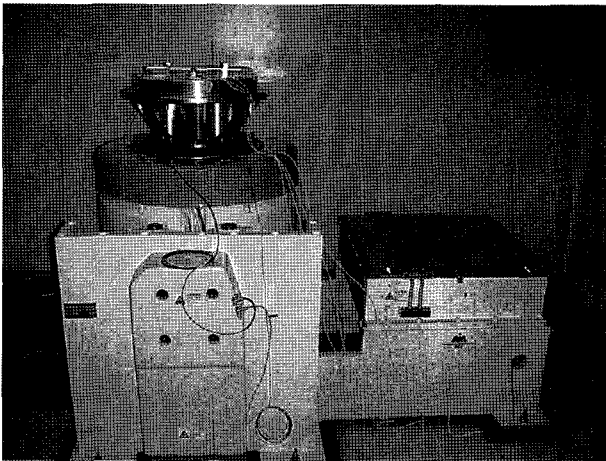


Fig. 7. Photography of the acceleration test apparatus (KAI) used for magnetic torquer.

저항이 340 Ohm이고 필요한 전류가 55 mA 정도이므로, 자기 쌍극자 모멘트 10 Am²를 발생시키기 위한 소비전력은 1 Watt 정도였다.

MTQ의 환경시험을 하기 위하여 한국항공우주산업에서 보유하고 있는 장비를 활용하여 진동시험과 thermal cycling test를 하였다. Fig. 7은 진동시험을 하고 있는 장치의 사진이다. 진동시험은 20 Hz~2000 Hz 범위에서 가속도 15 g(지구의 중력가속도)로 가하였으며, thermal cycle test는 10⁻⁵ Torr 진공 속에서 온도변화를 -50 °C~60 °C까지 24시간 동안 5주기를 실험하였다. 환경시험 후 MTQ의 포화 자기 쌍극자 모멘트 및 선형도를 시험한 결과 측정의 오차범위에서 특성변화가 없음을 확인 하였다.

한편 MTQ의 동특성을 조사하기 위하여 출력임피던스가

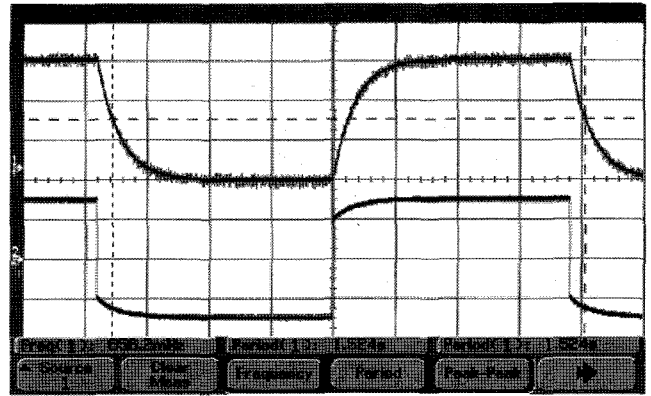


Fig. 8. Dynamic response of magnetic torquer; bottom line is applied current, and upper line is response of magnetic torque (time scale is 0.2 s/division).

50 Ω인 함수발생기에 MTQ를 연결하고 10 Ω의 non-inductive resistor를 직렬로 연결하여 MTQ에 흐르는 전류를 측정하였다. 그리고 MTQ에서 발생하는 자기장을 fluxgate 마그네토미터로 측정하였고, 그 결과가 Fig. 8에 주어져 있으며, 제작된 MTQ의 시간상수가 0.1 s 정도임을 알 수 있었다.

V. 결 론

본 연구에서는 과학위성 2호용 magnetic torquer를 개발하였다. 개발된 magnetic torquer는 과학위성에서 요구하는 진동시험 및 온도 시험에서도 그 특성이 변화하지 않음을 확인 하였으며, 개발된 magnetic torquer의 주요 특성은 질량이 0.46 kg, 포화 자기 쌍극자 모멘트가 ±15 Am², 자기 쌍극자 모멘트의 선형도가 0.3%인 영역이 ±12 Am², 자기 쌍극자 모멘트가 10 Am²에서 전력소모가 1 Watt, 20 °C에서 저항이 340 Ω 및 시간상수가 0.1 s 이하였다.

감사의 글

본 연구는 한남대학교 교비 연구비로 일부 지원되었으며, 이에 감사드립니다.

참고문헌

- [1] Peter C. Hughes, Spacecraft Attitude Dynamics, John Wiley and Sons, New York (1986).
- [2] Wertz, James R., Spacecraft Attitude Determination and Control Boston, Kluwer Academic Publisher (1995).
- [3] H. Krishnan, M. Reyhanoglu, and H. McClamroch, Automatica, 30(6), 1023 (1994).
- [4] F. Fiorillo, Measurement and Characterization of Magnetic

Materials, Elsevier (2004) pp. 294.

- [5] A. M. Portis, Electromagnetic Fields, John Wiley & Son (1978) pp. 218.

Development of Magnetic Torquer for Satellite Attitude Control

D. Son*

Department of Applied Optics and Electromagnetics, Hannam University, Ojung Dong 133, Daejeon 306-791, Korea

(Received 3 March 2008, in final form 29 March 2008)

Magnetic torquer, which uses torque between magnetic dipole moment and earth magnetic field, has been used to control attitude of satellites. In this work, we developed a magnetic torquer for small scientific satellite and test under environmental conditions of the satellite launching and orbital motion have been carried out. The developed magnetic torquer shows saturation magnetic dipole moment of 15 Am^2 , linearity of 0.3 % in the range of $\pm 12 \text{ Am}^2$, mass of 0.46 kg, and power consumption of 1 Watt at magnetic dipole moment of 10 Am^2 .

Keywords : attitude control, magnetic torquer, magnetic dipole moment, earth magnetic field, satellite