

인공위성의 자세제어용 3-축 Flux-gate 마그네토미터 제작

손대락*

한남대학교, 대전 대덕구 오정동 133

(2006년 5월 21일 받음, 2006년 6월 22일 최종수정본 받음)

본 연구에서는 인공위성의 자세제어용으로 사용될 3-축 flux-gate 마그네토 미터를 개발 제작하였다. 제작된 3-축의 flux-gate 마그네토 미터는 소비전력이 1 W 미만에서 정확도는 $\pm 1\%$ 이내였으며 noise는 1 Hz에서 $0.2nT/\sqrt{Hz}$ 이었다. 또한 제작된 마그네토미터를 인공위성에 적용하기 위한 환경시험을 수행하였다. 환경시험으로 가속도시험은 진동주파수의 범위가 10 Hz~1000 Hz에서 15 g(g : 지구의 중력가속도)의 가속도에서 수행하였고, thermal cycle 시험은 1×10^{-6} Torr의 진공에서 $-55^{\circ}C \sim 80^{\circ}C$ 의 온도 사이에서 24시간 동안 4회의 thermal cycle 시험을 한 결과 모두 정상 작동 되었다.

주제어 : 마그네토미터, 플럭스게이트 마그네토미터, 자기센서, 인공위성, 자기장 측정

I. 서 론

Flux-gate 마그네토미터는 2차 세계대전을 전후로 개발된 기술로 2차 세계대전 때에는 군사적인 목적으로 대상 물체에 의한 지구자기장의 변화를 관측하는데 사용되었다[1]. 그 이후에는 인공위성의 자세제어용, 지구자기장의 관측 및 달의 자기장관측 등에 널리 사용되고 있다[2, 3]. 오랜 역사를 가지고 있는 flux-gate 마그네토미터를 아직도 널리 사용하고 있는 이유는 flux-gate 마그네토미터의 높은 신뢰성으로 온도, 압력, 방사능 등에 대하여 내성이 우수하기 때문이다. 또한 저 전력의 소형화가 가능하여 최근에는 PCB 형이나 MEMS 형으로 센서코어를 디자인 하고 있다.

본 연구에서는 국내 과학위성 등의 자세제어용으로 사용하기 위한 3-축의 flux-gate 마그네토 미터를 개발하고 인공위성에 적용하기 위한 환경시험에 따른 마그네토 미터의 특성 변화에 대하여도 측정을 하였다.

II. Flux-gate 마그네토 미터의 원리

본 연구에서는 ring 코어 형 flux-gate 센서를 사용하였다. 그 원리는 Fig. 1에서와 같이 원형의 코어에 코일을 권선 하여 전류를 인가시키고 코어를 감싸는 2차 코일을 권선하여 그 기전력을 측정하면 피 측정자기장의 방향과 같은 방향의 코어 부분에서 자화 과정은 반대방향의 코어 부분에서의 자화과정보다 빠르게 일어나서 포화 자화가 일어나는 시간의 차이가 일어나게 된다. Fig. 2는 flux-gate magnetometer의 원리를 설명한 것으로 Fig. 2-a)와 같은 이상적인 B-H 곡선을

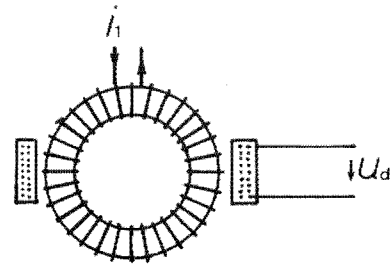


Fig. 1. Structure of the flux-gate magnetometer.

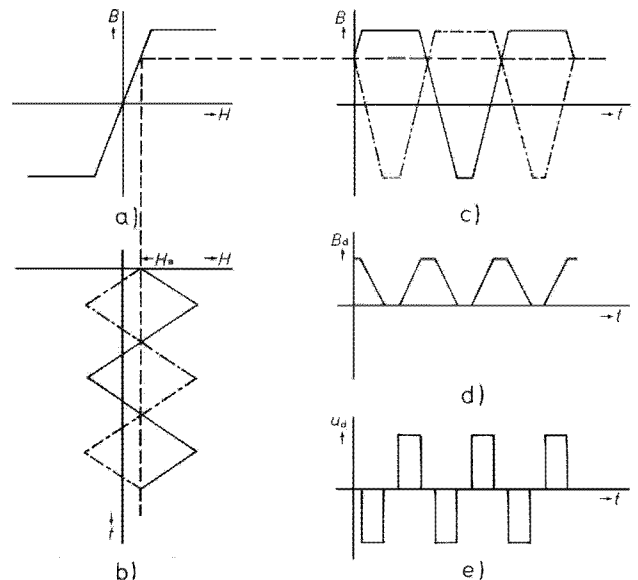


Fig. 2. Principle of the flux-gate magnetometer; a) idealized B-H curve of sensor core, b) magnetic field strength applied to the each side of the ring sensor core, c) induced magnetic flux density of each side of the ring sensor core, d) difference of induced magnetic flux density of each side of the ring sensor core, and e) voltage induced in secondary winding.

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

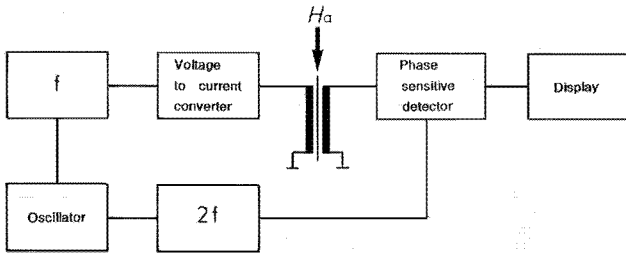


Fig. 3. Schematic diagram for detecting even harmonics induced from secondary winding.

가정할 경우 피측정 자기장 H_a 하에서 링코어의 양쪽에 있는 코어가 받게 되는 자기장의 세기 H 는 Fig. 2-b)와 같게 되고, 코어에 유도되는 자속밀도는 Fig. 2-c)와 같게 된다. 따라서 링코어를 감싸고 권선한 2차 코일에 유도되는 기전력 U_a 는 양쪽 코어의 자속밀도 차이인 Fig. 2-d)의 미분형태인 Fig. 2-e)가 된다. Fig. 2-e)에서 보면 2차 코일에서 유도되는 기전력의 주파수는 자화주파수 f_m 의 짝수 배인 $2nf_m$ (n : 임의의 양의 정수)의 고조파성분이 발생하게 된다. 따라서 이 고조파성분을 측정하면 피측정 자기장을 측정 할 수 있다. 고조파성분인 $2nf_m$ 을 측정하기 위하여 주파수대역필터를 사용할 수 있으나 일반적으로 반도체 스위치인 CMOS 스위치를 사용한 lock-in 기술인 phase sensitive detector를 사용하여 같은 주파수 같은 위상의 신호성분만을 측정하면 된다. Fig. 3은 자화주파수 f_m 의 2배인 $2nf_m$ 신호를 phase sensitive detector의 reference 주파수에 입력하여 $2nf_m$ 의 고조파성분을 측정하게 된다.

III. Flux-gate 마그네토 미터의 제작

Flux-gate 마그네토 미터의 센서 코어는 높은 자화주파수에 서도 자화과정에서 에너지 손실이 적은 Allied Chem. Co.의 2714[®]A를 3 mm로 slitting하여 300°C로 1시간 열처리한 사용 하였다. Fig. 4는 센서코어로 사용한 비정질 리본의 열처리 전후의 교류자기력특성을 자화 주파수 25 kHz에 측정 한 결과로 보자력이 많이 감소하였음을 알 수 있다. 비정질 코어를 열처리하는 또 다른 이유는 센서코어의 aging 효과를 줄이는데 크게 기여를 하기 때문에 반드시 열처리를 하여야 한다[4].

열처리를 한 시편은 직경이 13 mm인 epoxy로 만든 보빈에 비정질리본을 6회 권선을 취한 후 직경이 0.5 mm인 에나멜 동선을 160회 권선하였다. 피측정 자기장 측정을 위한 탐지코일의 권선은 직경이 0.1 mm인 에나멜동선을 400회 직각으로 권선하여 2축 방향의 자기장을 측정할 수 있게 하였다. 권선이 된 센서코어는 5×10^{-3} Torr의 진공에서 epoxy 함침

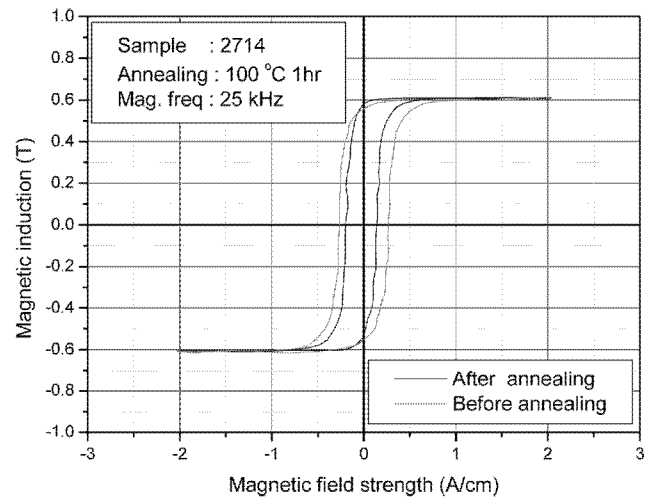


Fig. 4. Ac hysteresis loop 2714[®]A before and after annealing at 25 kHz magnetizing frequency.

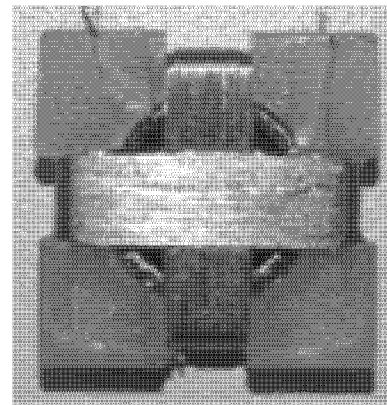


Fig. 5. Photography of flux-gate sensor.

을 하였다. Fig. 5는 제작된 Flux-gate 센서의 사진이다.

센서의 신호처리는 자화주파수 f 와 CMOS 스위치 작동을 위한 $2f$ 의 신호의 발생은 micro-controller Atmel AT89C4051을 사용하여 주파수가 10 kHz와 20 kHz인 사각형파를 발생시켰으며 CMOS S/W는 Analog device의 ADG333A를 사용한 후 저주파대역필터(low pass filter)를 사용하였고 아날로그 신호의 디지털변환은 24 bit ADC인 ADS1253을 사용하였으며 ADC의 조절을 위하여 micro-controller Atmele AT89C4051을 사용하여 데이터의 수집, 측정 데이터의 평균값 계산 및 RS 422 데이터통신을 할 수 있는 프로그램을 assembler로 작성하여 micro-controller의 메모리에 기록을 하였다.

제작된 마그네토미터의 구동 전압은 ± 5 V이고 소비전력은 1 W 미만 이었다. Fig. 6은 본 연구에서 제작된 인공위성자세제어용 3축의 Flux-gate 마그네토미터의 사진이다.

제작된 flux-gate 마그네토미터의 선형도 특성을 조사하기 위하여 비자성실험실에서 지구자기장을 직경이 1 m인 3-축

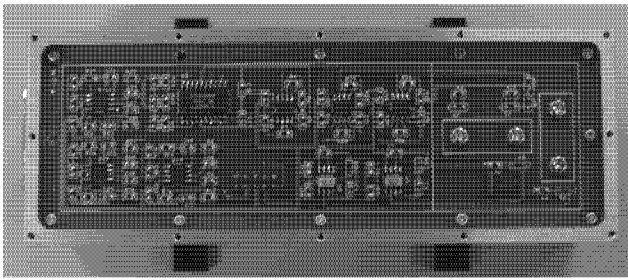


Fig. 6. Photography of developed 3-axis flux-gate magnetometer for the attitude control of satellite.

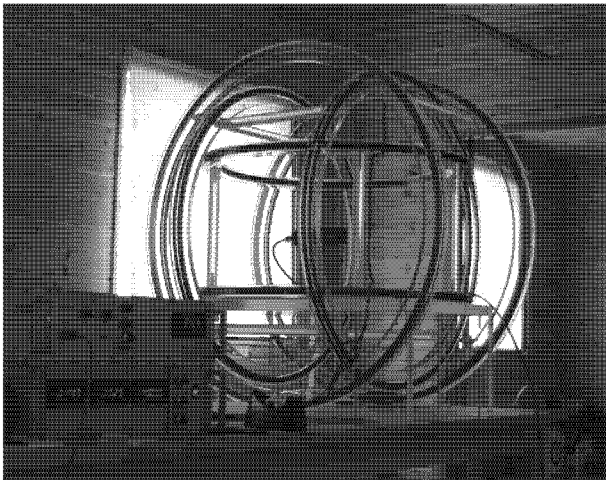


Fig. 7. Photography of the low magnetic field calibration system in non-magnetic laboratory for the calibration of developed 3-axis flux-gate magnetometer.

Helmholtz 코일을 사용하여 보상한 후 피측정 자기장을 인가하면서 센서의 출력을 측정하였다. Fig. 7은 센서의 선형도를 측정하기 위한 Helmholtz 코일 시스템의 사진이다.

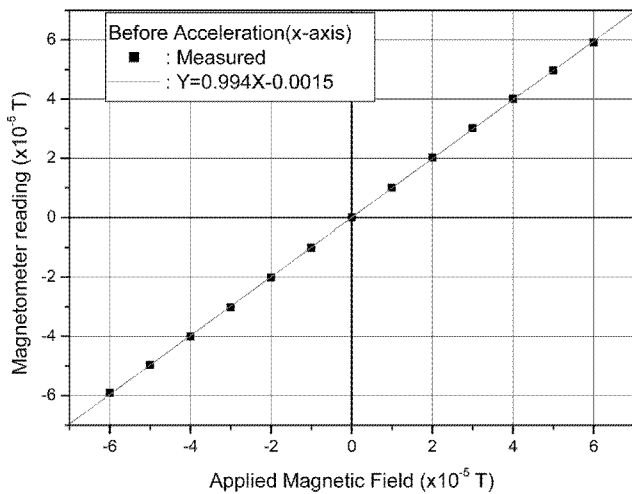


Fig. 8. Linear characteristics of the developed flux-gate magnetometer (before acceleration and thermal cycle test).

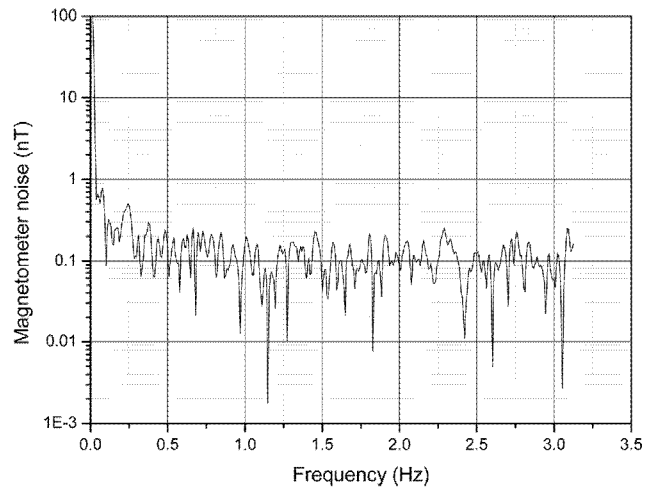


Fig. 9. Noise spectrum of the developed flux-gate magnetometer.

Fig. 8은 제작된 3축 flux-gate 마그네토 미터의 선형도로써 3축 모두 1% 이상의 정확도를 교정을 할 수 있었다. 한편 센서의 noise 정도를 알기 위하여 센서의 아날로그 출력을 FFT spectrum 분석기를 사용하여 측정된 결과가 Fig. 9로 1 Hz에서 $0.2\text{nT}/\sqrt{\text{Hz}}$ 정도였다.

IV. 마그네토 미터의 환경시험

제작된 마그네토 미터를 인공위성에 사용하기 위해서는 우주환경에 맞는 환경시험을 하여야 한다. 환경시험으로 진동시험으로는 진동 주파수 범위가 10~1000 Hz 범위에서 15g (g : 중력가속도)의 가속도로 진동을 시켰다. 또한 온도시험은 1×10^{-6} Torr의 진공에서 24시간 동안 $-55^{\circ}\text{C} \sim +80^{\circ}\text{C}$ 의 온도범위에서 thermal cycle은 4회 실시하였다. 환경시험을 한

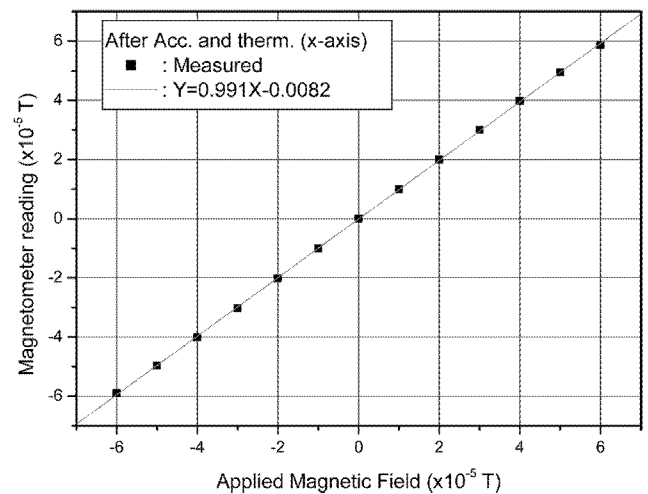


Fig. 10. Linear characteristics of the developed flux-gate magnetometer (after acceleration and thermal cycle test).

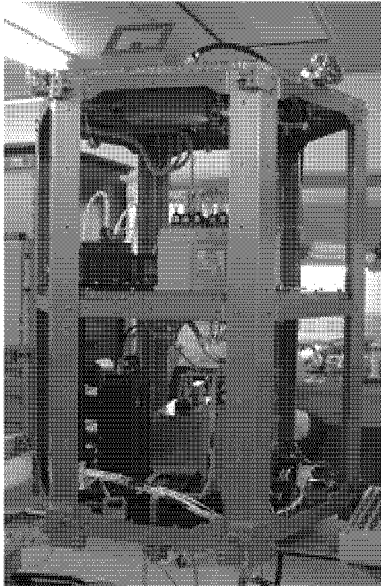


Fig. 11. Developed flux-gate magnetometer which is installed in KoDSAT (magnetometer is attached on bottom of top plate).

후 마그네토 미터로 다시 고정 하여 본 결과가 Fig. 10으로 이는 Fig. 8에서의 환경시험전과의 변화가 0.3% 이내에 있음을 확인 할 수 있었다. 환경시험을 마친 마그네토 미터를 KoDSAT에 장착한 사진이 Fig. 11이다.

V. 결 론

본 연구에서는 인공위성의 자세제어용 3-축 flux-gate 마그

네토 미터를 제작하였으며, 마그네토미터의 구동 전압은 $\pm 5\text{ V}$ 이고 소비전력은 1 W 미만 이었다. 제작된 마그네토미터를 인공위성에 적용하기 위한 환경시험을 수행하였다. 환경 시험으로 가속도시험은 진동주파수의 범위가 10 Hz~1000 Hz 에서 15 g (g : 지구의 중력가속도)의 가속도에서 수행하였고, thermal cycle 시험은 1×10^{-6} Torr 의 진공에서 $-55^{\circ}\text{C} \sim 80^{\circ}\text{C}$ 의 온도사이에서 24시간 동안 4회의 thermal cycle 시험을 한 결과 모두 정상 작동 되었다. 인공위성 자세제어용으로 제작된 3-축의 flux-gate 마그네토 미터의 정확도는 $\pm 1\%$ 이내였으며 noise는 1 Hz에서 $0.2\text{ nT} / \sqrt{\text{Hz}}$ 이었다.

감사의 글

본 연구개발을 위하여 2005년 한남대학교 학술연구조성비에 의하여 일부 지원 되었으며, 이에 감사드립니다.

참고문헌

- [1] Von Hans Aschenbrenner and Georg Goubau, Hochfrequenz-technik und Elektroakustik, 176 (1936).
- [2] M. H. Acuna and C. J. Pellerin, IEEE Trans on Geo. Elect., 7(4), 252 (1969).
- [3] F. Primdahl, J. of Physics E Sci. Instrum., 12, 241 (1979).
- [4] 손대락, 자기감시부 성능 최적화 기법 연구, 국방과학연구소 NSDC-409-020472 (2002).

Construction of 3-Axis Flux-gate Magnetometer for Attitude Control of Satellite

Derac Son*

Hannam University, Ojung Dong 133 Deajeon city, Rep. of Korea

(Received 21 May 2006, in final form 22 June 2006)

In this work, we have constructed 3-axis flux-gate magnetometer for the attitude control of satellite. The constructed magnetometer shows uncertainty of $\pm 1\%$, noise level of $0.2\text{ nT} / \sqrt{\text{Hz}}$ at 1 Hz under 1 W power consumption. Environment test for satellite component, acceleration test and thermal cycle test were carried out. For the acceleration test, magnetometer was vibrated frequency ranging from 10 Hz to 1 kHz at 15 g (g : gravitational acceleration at earth), and for thermal cycle test, 4 times of thermal cycle were carried out temperature ranging from -55°C to $+80^{\circ}\text{C}$ under vacuum of 1×10^{-6} Torr.

Key words : magnetometer, flux-gate magnetometer, magnetic sensor, satellite, magnetic field measurement