

KSR-III 과학 관측 로켓 자력계 (MAG/AIM & SIM)의 초기 시험 모델 개발 DESIGN AND PRELIMINARY TEST RESULTS OF MAGNETOMETERS (MAG/AIM & SIM) FOR SOUNDING ROCKET KSR-III

김효민¹, 장민환¹, 손대락², 이동훈¹, 김선미¹, 황승현³
¹경희대학교 우주과학과, ²한남대학교 광전자물리전공
³한국항공우주연구원 로켓체계개발그룹

HYO-MIN KIM¹, MIN-HWAN JANG¹, DE-RAC SON², DONG-HUN LEE¹,
SUN-MI KIM¹, AND SEUNG-HYUN HWANG³

¹Department of Astronomy and Space Science, Kyung Hee University

²Applied Optics and Electromagnetics, Hannam University

³Rocket System Integration Dept., Korea Aerospace Research Institute (KARI)

E-mail: hmkim@orgio.net

Received Dec. 6, 2000; Accepted Dec. 19, 2000

ABSTRACT

It is realized that the extraterrestrial matter is in ionized state, plasma, so the matter of this kind behaves as not expected because of its sensitiveness to electric and magnetic fields and its ability to carry electric currents. This kind of subtle change can be observed by an instrument for the magnetic field measurement, the magnetometer usually mounted on the rocket and the satellite, and based on the ground observatory. The magnetometer is a useful instrument for the spacecraft attitude control and the Earth's magnetic field measurements for the scientific purpose. In this paper, we present the preliminary design and the test results of the two onboard magnetometers of KARI's (Korea Aerospace Research Institute) sounding rocket, KSR-III, which will be launched during the period of 2001-02. The KSR-III magnetometers consist of the fluxgate magnetometer, MAG/AIM (Attitude Information Magnetometer) for acquiring the rocket flight attitude information, and of the search-coil magnetometer, MAG/SIM (Scientific Investigation Magnetometer) for the observation of the Earth's magnetic field fluctuations. With the MAG/AIM, the 3-axis attitude information can be acquired by the comparison of the resulting dc magnetic vector fields with the IGRF (International Geomagnetic Reference Field). The Earth's magnetic field fluctuations ranging from 10 to 1,000 Hz can also be observed with the MAG/SIM measurement.

Keywords: instrumentation, magnetometer, fluxgate, search-coil

I. 서 론

태양풍 (solar wind)과 지구 자기장의 지속적인 상호 작용은 지구 주위의 자기권 (magnetosphere)이라는 자화된 플라즈마 (plasma) 공간을 만든다. 이 자기권은 정적인 상태로 유지되지 않으며 태양풍의 조건에 따라 매우 동적인 현상을 나타낸다. 이에 따른 자기권의 변화는 그 궤도에서 운용되고 있는 위성체와 지구 표면에서 운용중인 전력 시스템, 송유관, 전파 통신 등에 심각한 영향을 끼칠 수 있다. 따라서 우주 공간으로 로켓이나 위성을 발사하거나 지구 자기장 변화에 영향을 받는 여러 가지 시스템을 운용하기 위해서는 태양의 활동과 지구 자기권 및 전리층의 변화 현상을 이해하는 것이 필수적이다 (민경욱 et al. 1996). 이러한 지구태양간 우주 환경을 관측할 수 있는 장치로서 인공 위성이나

로켓 혹은 지상에 설치되어 자기장의 미세한 변화를 감지하는 자기장 측정 장치 (자력계, magnetometer)가 있다.

자력계는 2차 대전 당시, 잠수함을 찾아내는데 플럭스게이트 (fluxgate) 자력계가 사용된 것이 개발의 시초였다. 자력계는 1950년대 말부터 현재까지 여러 과학 위성들의 기본적인 탑재체 중 하나로 인식되어 왔으며 지구 주변의 환경을 연구하는 우주 과학 분야의 관점에서 뿐 아니라 비행체의 자세 제어에 이용할 수 있는, 간단하면서도 많은 정보를 줄 수 있는 효율적인 실험 장치이다.

자력계는 기본적으로 크게 양자 자력계 (quantum magnetometer)와 유도 자력계 (induction magnetometer)의 두 가지로 나뉘게 되는데, 양자 자력계는 원자의 기본적인 특성인 지만 효과 (Zeeman effect)나 핵 자기 공명 (NMR; nuclear magnetic resonance) 등을 이용하는 것이고 유도 자

력계는 자기 유도의 기본 법칙인 패러데이 법칙을 이용하는 것인데, 특히 서치 코일 (search-coil) 자력계나 플럭스게이트 자력계 같은 유도 자력계는 구조가 비교적 간단하고 경량이며 신뢰성과 안정성이 뛰어나며 광범위한 동적 범위 (dynamic range)를 측정할 수 있고 다른 자력계에 비해 전력 소모가 적으며, 노이즈 레벨이 낮기 때문에 로켓이나 인공 위성 용 뿐만 아니라 지상에서의 지구 자기장 측정용으로도 널리 사용되고 있다 (손대락 1997). 또한 자기장의 크기만을 측정하는 자력계를 스칼라 (scalar) 자력계, 크기와 세기를 동시에 측정하는 자력계를 벡터 (vector) 자력계라고 한다. 본 연구에 사용되는 플럭스게이트 자력계와 서치 코일 자력계는 자기장의 3축 요소들의 방향과 크기를 동시에 측정할 수 있는 벡터 자력계이다.

본 논문에서는 2001년과 2002년에 걸쳐 발사될 예정인 한국 항공 우주 연구원(KARI; Korea Aerospace Research Institute)의 KSR-III 과학 관측 로켓에 탑재될 자력계의 설계 및 제작에 관해 논한다. 탑재될 자력계는 로켓의 비행 자세 정보 획득을 위한 플럭스게이트 자력계인 MAG/AIM (Attitude Information Magnetometer)과 지구 자기장 섭동 측정용 서치코일 자력계인 MAG/SIM (Scientific Investigation Magnetometer)으로 나뉘어 개발되는데 MAG/AIM은 측정되는 지구 자기장의 dc 벡터 성분을 지구 자기장의 기준 모델인 IGRF (International Geomagnetic Reference Field)와 비교하여 비행 자세에 관한 3축 정보를 얻게 되며, MAG/SIM은 지구 자기장의 ac 성분 중 약 10 Hz~1,000 Hz 주파수 대의 섭동 현상을 관측하여 한반도 상공 약 100~200 km 의 지구 자기장을 측정하는 임무를 수행하게 된다.

II. MAG/AIM & SIM의 전체 개요

2001년과 2002년에 걸쳐 발사될 한국 항공 우주 연구소의 KSR-III 과학 관측 로켓은 국내에서 최초로 개발되는 3 단형 액체 로켓으로서 고도 약 100~200 km 정도까지 도달하여 총 비행시간 약 7~8분 동안 여러 가지 과학 관측 임무를 수행하게 된다. 로켓의 최상단부에 과학 탑재체인 대기 광도계(AGP; Air Glow Photometer), 이온 질량 분석기(IMS; Ion Mass Spectrometer), 랑뮈어 프로브(LEP; Langmuir Electron Probe), 자력계(MAG; Magnetometer), 오존 측정기 (UVR; Ozone Ultraviolet Radiometer) 등이 탑재되어 있어 고도 약 70 km에 이르렀을 때 노즈콘(nose cone)이 분리되면서 본격적인 관측이 이루어진다. 하지만 이 중 자력계는 노즈콘 분리와 관계없이 발사 직후부터 비행 종료 시까지 계속 측정이 이루어지게 된다.

KSR-III 로켓의 과학 탑재체 중 하나인 자력계는 MAG/AIM과 MAG/SIM의 두 가지 시스템(이하 MAG/AIM & SIM으로 약칭)으로 나눌 수 있는데, 그림 1에 MAG/AIM & SIM의 전체적인 시스템 개요를 나타내었다. 소요되는 전력은 자체적으로 MAG에만 공급되는 재충전이 가능한 12V의 배터리를 사용하며 MAG/AIM과 MAG/SIM의 각 회로에 공통으로 전원을 공급한다. 또한, 모든 과학 탑재체는 내

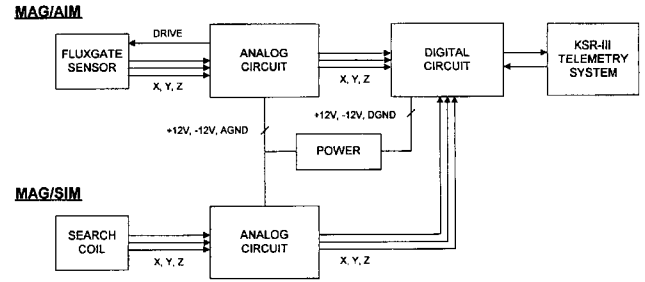


그림 1. KSR-III MAG/AIM & SIM 시스템 개요

부/외부 전원 전환 기능을 갖추어야 하는데 로켓 발사 전에는 로켓 외부에 장착된 umbilical cable에 의해 외부 전원을 공급받다가 발사 직전에는 내부에 장치된 배터리에 의해 회로가 동작하게 된다. 자력계의 센서들은 다른 종류의 센서들과 함께 로켓의 과학 탑재부의 최상부인 1단 평판에, 그리고 전자 회로부는 2단 평판에 탑재된다. MAG/AIM과 MAG/SIM에서 나온 아날로그 신호는 디지털 회로에서 A/D 변환이 이루어져 KSR-III 로켓의 데이터 전송 시스템 (telemetry system)으로 보내어 진다.

III. 로켓 비행 자세 정보 획득용 자력계 (MAG/AIM)

(a) 개요

로켓의 발사 후, 로켓의 비행 궤적이나 자세 등은 로켓에 장착된 기기와 많은 시뮬레이션 등을 통해 예측 또는 실측될 수 있지만 실제로 발사 후 여러 가지 요인에 의하여 예상된 결과를 얻지 못할 수도 있다. 따라서 로켓의 여러 측정 장치로부터 나오는 비행 궤적이나 자세에 대한 데이터들을 서로 비교 분석하여 로켓의 항법 시스템에 이용함으로써, 로켓 비행 제어의 신뢰성을 높일 수 있다.

로켓의 자세 정보 획득 및 유도 제어는 자이로(gyro)를 이용한 관성 항법 장치(INS; Inertial Navigation System)와 자력계, 태양 센서(sun-sensor), 별 센서(star-sensor) 등의 상호 보완 작용을 통해 이루어지며, 기기의 신뢰성과 측정의 정확도를 위해 보통 이와 같이 여러 장치를 함께 사용하는 것이 일반적인데, 특히 자력계는 다른 장치와는 달리 전력 소모가 적고 신뢰성이 높으며 소요 비용이 매우 저렴하므로 우주 비행체의 자세 제어 또는 자세 정보 획득용으로 많이 사용되고 있다 (Wertz 1978). 로켓이나 인공 위성의 경우, 발사 후 비행 과정에서 겪게 되는 기상 상태나 비행체 자체의 기계적 결함 등의 여러 요인들과 각각의 다른 상황에 대처할 수 있도록 위에서 열거한 바와 같이 여러 장치들을 사용하게 되는데, KSR-III 로켓의 경우 로켓의 자세 결정 및 제어는 관성 항법 장치에 의해 이루어지게 되며, 여기에 관성 항법 장치와 별개로 자력계를 첨가하여 추후 데이터 분석을 통해 자세 정보를 얻음으로써 상호 보완 작용은 물론 기기의 신뢰성 파악에 이용하고자 한다. 본 연구의 자력계

는 관성 항법 장치와는 달리 로켓의 자세 제어 시스템과 feedback을 형성하지는 않고 추후 데이터 분석을 통해 자세 정보를 얻는 것을 목적으로 한다. 즉, 자세 제어용 3축 플럭스게이트 자력계로부터 측정된 각 순간의 지구 자기장의 dc 벡터 성분을 지구 자기장의 기준 모델인 IGRF와 비교하여 비행 자세에 관한 3축 정보를 얻게 된다. 이러한 자세 정보 획득용 자력계의 데이터는 자세 제어에 사용될 수 있을 뿐만 아니라 지구 배경 자기장 정보를 알아낼 수 있는 우주 과학적 목적으로도 활용될 수 있다.

(b) 동작원리

플럭스게이트 자력계의 원리는 패러데이의 유도 법칙에서 시작하여 식 1과 같은 플럭스게이트 방정식으로 나타낼 수 있다.

$$V \cong ANB_{ex} \left(\frac{d\mu_r}{dt} \right) \quad (1)$$

여기서 A 는 코일의 단면적, N 은 코일의 감은 수, 그리고 B_{ex} 는 외부의 자기장, μ_r 은 상대 투자율(relative perme-ability)이다. 이와 같이, 코일에 유도되는 전압의 값은 외부의 직류 자기장, 단면적, 코일의 감은 수, 그리고 상대 투자율의 시간 변화율에 비례한다. 플럭스게이트 센서는 고투자율의 코어에 이를 여기 시킬 수 있는 구동 코일 (driving coil 또는 excitation coil)이 감겨져 있고 그 바깥에는 이에 따른 자기장의 변화를 감지할 수 있는 감지 코일 (sensing coil 또는 pick-up coil)로 구성되어 있는데, 처음에 구동 코일에 코어를 여기시킬 수 있는 적당한 주파수를 갖는 전류를 인가해 주면 코어는 자체의 특성에 의하여 μ_r 값이 시간에 따라서 변하게 된다. 즉, 코어의 특성에 맞는 자기 이력 곡선 (hysteresis curve)을 가게 되는데, 이것을 감지코일 쪽에서 측정하면 자기 이력 곡선의 특성에 의해 유도되어 나오는 신호의 주파수가 구동 신호의 두 배가 된다. 여기에 외부의 dc 자기장이 존재하면 자기장의 크기에 따라 측정되는 신호의 위상이 변하게 된다. 따라서, 이 위상의 차이를 측정하여 외부의 자기장의 세기를 측정할 수 있게 된다. 자력계를 통해 얻어지는 결과는 감지 코일에 유도되는 전압 값이고 이를 적분하여 얻은 직류 전압 값이 최종적인 자력계 출력이다.

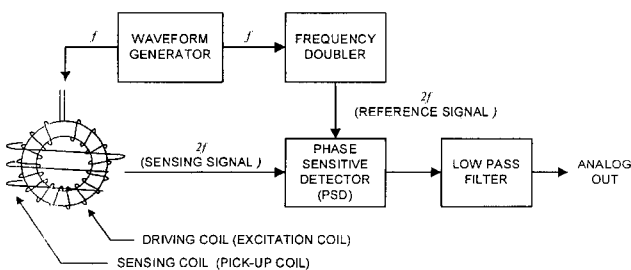


그림 2. MAG/AIM 자력계 회로의 개요도

(c) 센서와 회로

MAG/AIM에는 여러 가지 형태의 센서 중에서 링코어 (ring-core) 형태의 플럭스게이트 센서가 사용되는데 (그림 2), 이러한 링코어 형태의 센서는 코어가 원형으로서, 좌우 대칭성이 좋고 코어의 팽창력이 균일하며 막대 모양의 센서들에서 존재하는 막대 끝부분의 잡음이 없기 때문에 저잡음 센서로 널리 사용된다 (Ripka 1992).

플럭스게이트 자력계의 전체적인 동작을 그림 2에 나타내었다. 먼저, 파형 발생기 (waveform generator)에서는 센서를 여기 시키기 위한 파형을 만들어 내는데, MAG/AIM에서는 피크-피크 전압 (Vp-p)이 약 8~9 V이고 주파수가 20 kHz 인 구동 신호를 이용해 구동 코일을 여기 시킨다. 또한 주파수 배율기 (frequency doubler)를 이용해 구동 주파수의 2배인 40 kHz의 신호를 만들어 내며 이 신호는 위상 측정기 (PSD; Phase Sensitive Detector)의 기준 신호로 이용된다. 위상 측정기에서는 주파수 배율기에서 만들어진 40 kHz의 신호와 감지 코일을 통과해서 나온 신호를 비교하여 외부의 자기장이 변한 만큼의 위상의 변화량을 검출한다. 본 연구에서는 하나의 칩으로 구성된 Analog Device사의 balanced modulator/demodulator, AD630을 위상 측정기로 사용하였다. 이렇게 검출된 신호는 수동 필터 (passive filter)보다 기울기가 더욱 가파른 주파수 응답 곡선을 보이는 차단 주파수가 50 Hz인 second order Butterworth 필터를 사용하여 최종적인 자력계 출력으로 사용되도록 하였는데, 로켓의 데이터 전송 시스템의 각 축 당 데이터 샘플 속도가 약 100 samples/sec 정도가 되므로 샘플 속도의 절반인 50 Hz로 차단 주파수를 설정하였다. 아울러, 각각 하나의 칩으로 구성된 파형 발생기, 주파수 배율기, 위상 측정기 등을 사용함으로써, 회로를 소형, 경량화 할 수 있고 동작의 신뢰성을 높일 수 있었다.

링코어 형태의 플럭스게이트 센서에는 구동 코일 (driving coil) 주변에 2축 방향의 자기장을 측정할 수 있는 감지 코일 (sensing coil)이 감겨 있는데 자기장의 3축 성분을 측정하기

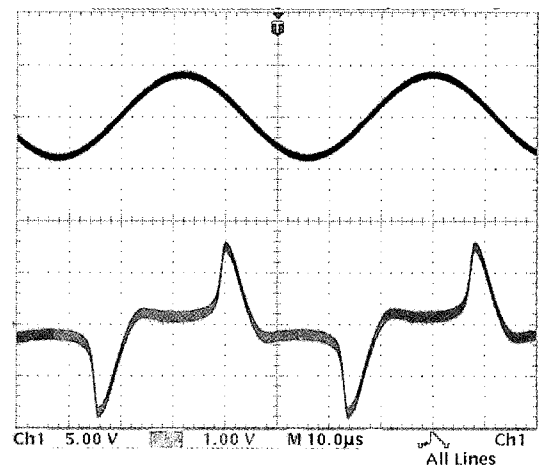


그림 3. 구동 코일에 인가된 20 kHz의 구동 파형 (위)과 그에 따른 전류 파형 (아래).

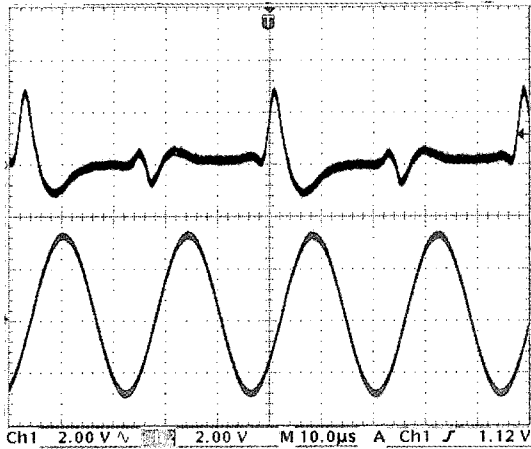


그림 4. 감지 코일에 유도된 40 kHz의 전압 파형(위)과 위상 측정기에 기준 신호로 사용되는 40 kHz의 파형(아래).

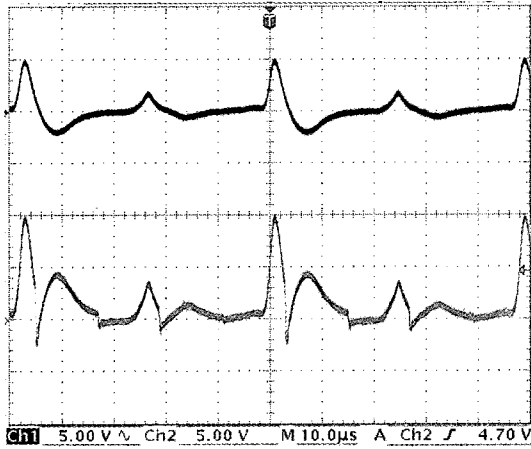


그림 5. 감지 코일에 유도된 전압 파형(위)과 lock-in detection 되어 나타난 위상 측정기 최종 출력단의 파형(아래).

위해서는 이와 같은 센서를 90° 각도로 하나 더 배치하여 사용한다 (황승현 et al. 1997).

그림 3부터 그림 5는 본 연구에서 사용된 MAG/AIM의 시험 모델에서 얻어진 실제 파형 모습이다. 그림 3은 센서의 특성에 맞추어 코어를 적절히 여기 시킬 수 있는 주파수와 진폭을 가진 구동 신호의 파형 (위)과 그에 따른 전류 파형 (아래)이고 그림 4는 감지 코일에 유도된 전압 파형 (위)과 위상 측정기에 기준 신호로 사용되는 40 kHz의 파형 (아래)이며 그림 5는 감지 코일에 유도된 전압 파형 (위)과 lock-in detection 되어 나타난 위상 측정기 최종 출력단의 파형 (아래)이다.

위에서 기술한 바와 같이 2차 고조파 검출 방식 (second-harmonic detection method)의 플럭스게이트 자력계는 로켓이나 인공위성의 자세 제어를 위해 많이 사용되어져 왔는데, 스핀이 있는 비행체의 경우, 센서가 약 ±60,000 nT 범위에서 사인 (sine) 형태로 변화하는 자기장을 측정하게 되므로 이 정도 범위 이상의 충분한 동적 측정 범위 (dynamic range)를 설정해 주어야 한다 (Primdahl 1979).

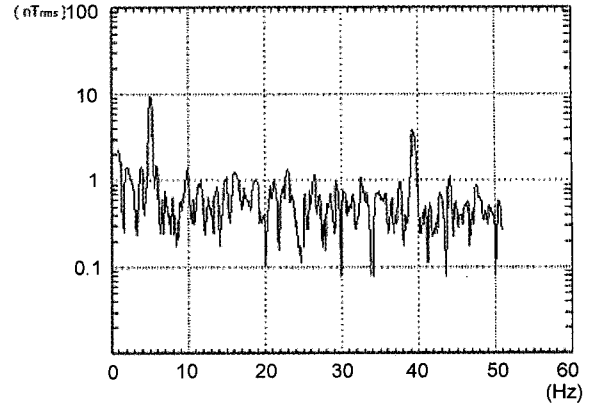


그림 6. MAG/AIM의 노이즈 레벨.

(d) 회로의 보정과 노이즈 레벨 측정

MAG/AIM의 보정 (calibration)은 테스트할 센서가 들어갈 수 있게 설계된 코일 상수 (coil constant)가 2.343×10^6 nT/A인 솔레노이드 (solenoid) 속에 센서를 위치시켜 솔레노이드에 가해진 자장 (기준 자장)과 MAG/AIM을 통해 출력되는 전압의 자기장 환산값이 일정한 비율을 보이도록 감지 코일로부터 나오는 신호를 증폭하는 회로의 이득 (gain)을 조절해 주었다.

이번 보정 시에는 MAG/AIM의 동적 측정 범위를 약 ±100,000 nT로 설정하여, 이 때의 전압값이 1 V가 되도록 설정해 보았다. 즉, 10 μV/nT의 감도 (sensitivity)를 갖도록 테스트를 수행하였다. 또한, 이러한 상태에서 솔레노이드에 가해주는 신호를 5 Hz대에서 약 10 nT로 설정한 후 스펙트럼 분석기 (spectrum analyzer)를 이용해 센서와 회로의 노이즈 레벨을 알아보았다. 이렇게 해서 얻어진 노이즈 레벨 그래프를 그림 6에 나타내었는데, 전체적으로 양호한 스펙트럼의 형태를 보이고 있으며 노이즈 레벨이 0.01 mV에 해당하는 1 nT 아래에 나타나고 있어, 초기에 설정한 자력계의 분해능을 보임을 알 수 있으며, 임의로 가해진 5 Hz 주파수 대의 10 nT의 자기장이 제대로 나타나 있어, 양호한 설계가 이루어 졌음을 알 수 있다. 약 40 Hz 대에서 보이는 피크값은 자력계와는 관계없는 측정 장비의 노이즈이다.

IV. 지구 자기장 섭동 측정용 자력계 (MAG/SIM)

(a) 개요

지구 주변 우주 공간의 지구 자기장을 측정하는 것은 지구 주변 우주 공간의 물리적 구조와 매질의 상태 등을 파악하는데 가장 유용하고도 기본적인 형태의 데이터를 제공할 수 있다. 우주 공간에서 처음으로 사용된 dc 자력계가 수 Hz 대 주파수 영역의 자기장 섭동을 측정하여 자기 유체 역학 파동의 존재를 제안한 이후, 더 높은 주파수 대의 자기 유체 역학 파동을 관측하기 시작하였다. 이러한 지구 주변의 자기장 섭동 (magnetic field fluctuation) 현상을 연구함으

로써, 지구 상층의 대기와 하전 입자들의 특성을 파악할 수 있다 (Frandsen, Holzer, & Smith 1969).

MAG/SIM을 이용하여 고도 약 100~200 km 상공의 매우 국지적인 지역의 자기장의 파동 섭동을 관측한 데이터와, 다른 과학 탑재체인 전자 온도, 전자 밀도 측정기 데이터와 현재 운용 중인 우리별 1, 2, 3호의 자력계 또는 지상 자력계 데이터와 비교해 봄으로써 지구 자기장 구조 연구를 수행할 수 있다.

(b) 동작 원리

시간에 따라 변화하는 자기장의 섭동 현상을 측정하는 방법은 dc 자기장을 측정하는데 사용되는 기술과는 다소 다르다. 빠르게 변화하는 자기장의 신호를 감지하여 기록하기 위해선 센서의 감도, 빠른 주파수 응답성, 그리고 이를 적절히 디지털 포맷화하여 지상으로 전송할 수 있는 시스템이 갖추어져야 한다 (Frandsen, Holzer, & Smith 1969).

KSR-III의 MAG/SIM은 유도 자력계 중의 하나인 서치 코일 자력계 (또는 induction coil 자력계)의 형태로 식 3과 같이 패러데이의 유도 법칙에 의해 작동한다. 즉, 외부 자기장의 변화는 코일에 유도되는 기전력의 변화로 나타나며 이러한 변화를 측정하여 자기장의 ac 성분을 관측하게 된다.

$$V = -\frac{d}{dt}(NAn \cdot B) \tag{3}$$

여기서 V 는 코일에 유도되는 기전력, N 은 코일의 권선수, A 는 코일이 이루는 단면적, n 은 코일의 방향에 평행한 단위 벡터, B 는 주변의 자기장이다. 외부의 자기장은 $B=\mu_0H(t)$ 이 되므로 결국 위의 식을 고찰해보면, 센서의 감도, 즉, 자기장의 변화에 따른 출력 전압을 높이기 위한 방법은 원리적으로 센서 코어의 단면적을 증가시키거나 또는 권선수를 증가시키거나 투자율이 높은 코어를 사용하면 가능하지만, 권선수를 증가시키는 것은 코일 저항에 기인하는 화이트 (white noise)의 증가를 가져오며 코어의 단면적을 증가시키면 반자화 계수 (demagnetizing factor)가 증가하여 코어의 투자율이 감소하므로 이 값들에 대한 적절한 설계 조건을 찾는 것이 중요하다 (박수영 1997).

서치 코일 자력계는 측정하고자 하는 자기장의 크기와 주파수가 매우 크게 변화하게 되면 코일에 유도되는 기전력의 동적 범위가 매우 커지게 되므로 자기장의 파형이 제대로 표시되게 하려면 출력 전압을 시간 적분해야만 한다. 이론적으로, 일반적인 환경에서 탐지 코일 자력계의 측정 가능한 자기장의 크기와 주파수에는 거의 제한이 없다 (Boll & Overshott 1989).

서치 코일 자력계는 크게, 코어가 없는 자력계(air-cored search-coil)와 고 투자율 물질을 코어로 사용하는 자력계 (high permeability cored search-coil)로 나눌 수 있는데, 코어가 없는 자력계의 경우, 코어가 있는 경우에 비해 같은 기전력을 발생시키기 위해서는 더 큰 부피와 무게가 소요되므로, 본 연구에서와 같은 우주 응용 분야에서처럼 소형, 경량

화가 요구되는 경우에는 고 투자율 물질을 코어로 사용하여 코일을 통하는 자속 밀도를 높일 수 있도록 한다. 코어의 유효 투자율(effective permeability)은 코어의 직경에 대한 길이의 비율에 의존하므로 가늘고 긴 형태의 코어에 나선형으로 코일을 감는 구조가 가장 기본적인 형태이다 (Frandsen, Holzer, & Smith 1969).

(c) 센서와 회로

서치 코일의 코어에는 일반적으로 투자율이 높은 퍼멀로이(permalloy; Ni-Fe 합금)이나 페라이트(ferrite), 비정질 리본(amorphous ribbon) 등을 사용할 수 있는데, 본 연구에서는 보자력(coercivity)이 상대적으로 낮고 투자율이 높아 센서의 크기를 작게 설계할 수 있어 반자화 계수 (demagnetizing factor)를 줄일 수 있는 비정질 리본을 선택하였다. 우주 응용 분야의 경우 위에서 설명한 바와 같이 우주선의 큰 중력 가속도와 진동에 견딜 수 있어야 하고 무게와 크기가 제한된 요구 사항을 만족시킬 수 있어야 하기 때문에, 구조적으로 안정된 설계가 이루어져야 한다. 따라서 MAG/SIM에는 비정질 리본이 몇 층으로 쌓인 코어를 사용하여 구조적으로 안정되고 부피를 줄일 수 있도록 하였다.

코어로는 두께 약 20 μm 인 비정질 리본을 10층으로 쌓은 것을 사용하여 이 코어에 지름 0.1 mm의 에나멜 코일을 4층으로 약 3000번 이상 감고, 이러한 코일을 두 개 겹쳐서 하나의 축 성분을 측정할 수 있는 서치 코일을 구성하도록 하였다.

이러한 샌드위치 구조의 형태는 센서에 계측 증폭기 (instrumentation amplifier)를 연결함으로써 노이즈를 줄이고 센서의 감도 특성을 향상시킬 수 있다. 그림 7에 MAG/SIM의 개요도를 나타내었는데, 회로가 비교적 간단하여 전력 소모가 수 mW대로 매우 낮은 편이다.

MAG/SIM은 우주 공간의 자기장 파동 섭동 현상 중에서 비교적 낮은 주파수 영역 (10 Hz~1,000 Hz)을 관측할 수 있도록 설계되었으며 이러한 측정 주파수 대역의 설정은 센서와 회로의 몇몇 부분을 수정함으로써 이루어 질 수 있다. 즉, 낮은 영역의 주파수는 전자 회로 상에서 적분기 (integrator) 출력단의 RC 값을 조정함으로써 설정할 수 있으며 높은 영역의 주파수 설정은 센서를 감싸는 차폐 재료의 선택과 그 두께, 즉 표피 두께 (skin depth)를 변경함으로써 가능하다.

MAG/SIM의 서치 코일은 차폐 케이스 (shielding case)에 넣어져 코일을 보호함과 동시에 측정하고자 하는 최대 주파수를 설정할 수 있는데, 차폐 재료에는 알루미늄이나 구리와 같은 비자성 금속이 사용되어야 한다. 다음과 같이 정의 되는 표피 두께 (δ)를 이용해 차폐 케이스를 설계하

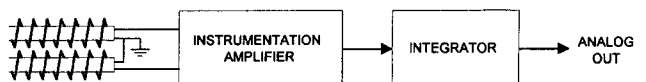


그림 7. MAG/SIM의 개요도.

였다.

$$\delta = \frac{1}{\sqrt{\pi f \mu \sigma}} \quad (4)$$

여기서 f 는 주파수, μ 는 자유 공간의 투자율 ($4\pi \times 10^{-7}$ H/m), δ 는 물질의 전도도 (conductivity)이다. 알루미늄으로 차폐 케이스를 설계할 경우, 알루미늄은 $\sigma = 3.54 \times 10^7$ S/m의 값을 가지므로, 1,000 Hz에서 표피 두께 δ 는 약 2.67 mm이다.

MAG/SIM의 초기 설계 목표는 0.1 nT의 분해능과 약 $\pm 3,000$ nT의 동적 측정 범위가 되도록 설정하였다. 우주 공간의 자기장 파동 섭동 현상을 관측하기 위한 자력계인 MAG/SIM은 타 탑재체에 비해 소형, 경량이면서 비교적 간단한 구조로 정밀한 자기장 관측을 수행할 수 있으며, 간단한 설계 변경만으로 측정하고자 하는 주파수 범위를 바꿀 수 있으므로 여러 번의 로켓 실험동안 다양한 우주 공간의 자기장 파동 섭동 현상을 관측할 수 있을 것으로 기대된다.

(d) 회로의 보정과 노이즈 레벨 측정

MAG/SIM의 보정은 앞서 기술한 MAG/AIM의 경우와 마찬가지로 테스트할 센서가 들어갈 수 있게 설계된, 코일 상수가 22.69×10^5 nT/A인 솔레노이드 속에 센서를 위치시켜 솔레노이드에 가해진 자장 (기준 자장과 MAG/SIM을 통해 출력되는 전압의 자기장 환산값이 일정한 비율을 보이도록 회로 내부에 있는 증폭기의 이득을 조절해 주었다. 보정 실험 시에, MAG/SIM의 동적 측정 범위를 ± 3000 nT로 설정하여 이 때의 전압값이 3 V가 되도록 하였다. 즉, 1 mV/nT의 감도를 갖도록 하였다. 이와 같은 실험은 하나의 오실로스코프에서 표준 자장의 전압값과 회로 출력단의 전압값을 동시에 비교함으로써 이루어지는데, 함수 발생기 (function generator)의 주파수를 변화시켜가면서 MAG/SIM의 주파수 응답을 확인하였다. 주파수 응답 측정 결과 그래프가 그림 8에 나타나 있다. 그림에서 보는 바와 같이, 초기 설정치 10 Hz~1,000 Hz에 거의 유사한 13 Hz~1,200 Hz의 결과를 나타내어 비교적 양호한 설계가 이루어 졌음을 확인하였다.

또한, MAG/SIM 회로의 노이즈 레벨은 센서를 차단 주파수가 약 10 Hz인 구리로 만들어진 2 cm 두께의 차폐 케이스에 넣고 회로의 출력단을 스펙트럼 분석기에 연결하여 측정하였으며 이 때 얻어진 노이즈 스펙트럼이 그림 9에 나타났다. 전체적으로 양호한 스펙트럼의 형태를 보이고 있으

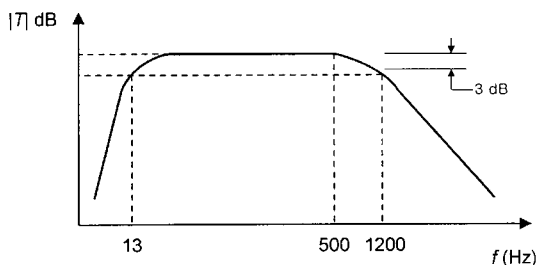


그림 8. MAG/SIM의 주파수 응답 곡선.

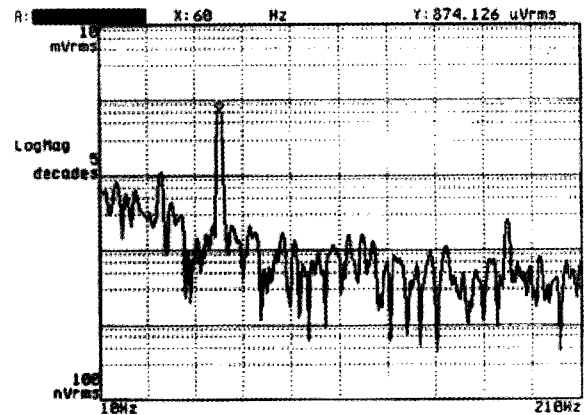


그림 9. MAG/SIM의 노이즈 레벨.

며 노이즈 레벨이 0.1 nT에 해당하는 0.1 mV 아래에 나타나고 있어 초기 설계 목표를 만족함을 알 수 있었다. 단, 60 Hz 영역에서는 매우 큰 전압값을 보이는데 이는 거의 모든 곳에서 나타나는 60 Hz 전원의 스펙트럼이며 이를 제거하기는 거의 불가능하므로, 센서의 동작을 검증할 수 있는 하나의 기준으로 사용하는 편이 낫다.

V. 디지털 처리부

MAG/AIM과 MAG/SIM의 아날로그 회로에서 나온 각각 X, Y, Z축의 총 6개의 신호는 디지털 회로의 멀티플렉서 (multiplexer)를 통해 하나의 신호가 선택되어 A/D 컨버터에 입력되어 16 비트의 디지털 신호로 변환된다. KSR-III의 데이터 전송 시스템은 8 비트의 채널로 되어 있고 MAG에는 1개의 채널이 할당되어 있으므로 마이크로프로세서에 의해 각 축에 대한 16 비트 정보가 상, 하위의 8비트 정보로 나뉘어 채널에 입력된다. MAG의 디지털 회로 내부의 마이크로프로세서는 채널에 입력되는 MAG/AIM과 MAG/SIM 신호의 비율을 조정하도록 되어있다.

이와 같이, 16비트로 데이터를 처리할 경우, 위에서 보인 MAG/AIM과 MAG/SIM의 아날로그 회로부를 제작하면서 얻은 분해능은 디지털 회로에서 처리되는 비트 수의 제약을 받게된다. 예를 들어, MAG/AIM의 경우, 아날로그 회로부의 분해능은 1 nT 정도를 보이지만, 이를 16비트로 처리할 경우 얻어지는 최종적인 성능은, 동적 측정 범위를 $\pm 65,000$ nT로 설정할 경우 $130,000 \text{ nT} \div (2^{16} \text{ bit})$ 이다. 즉, 다른 손실을 가정하지 않을 경우 최종 출력단인 디지털 처리부에서 약 2 nT의 분해능을 보이게 되는 것이다.

VI. 토 의

일반적으로 자력계는 진동, 가속도, 열, 진공 등 로켓이 겪게 되는 우주 환경에 대한 내구성만 고려된다면, 구조적으로나 작동면에서 간단하고 안정적이어서 우주 과학 목적으로 사용되기에 매우 적합하다. 특히, 다른 탑재체와는 달리 측정을 위한 특별한 자세 제어가 필요 없고 그에 따른 FOV

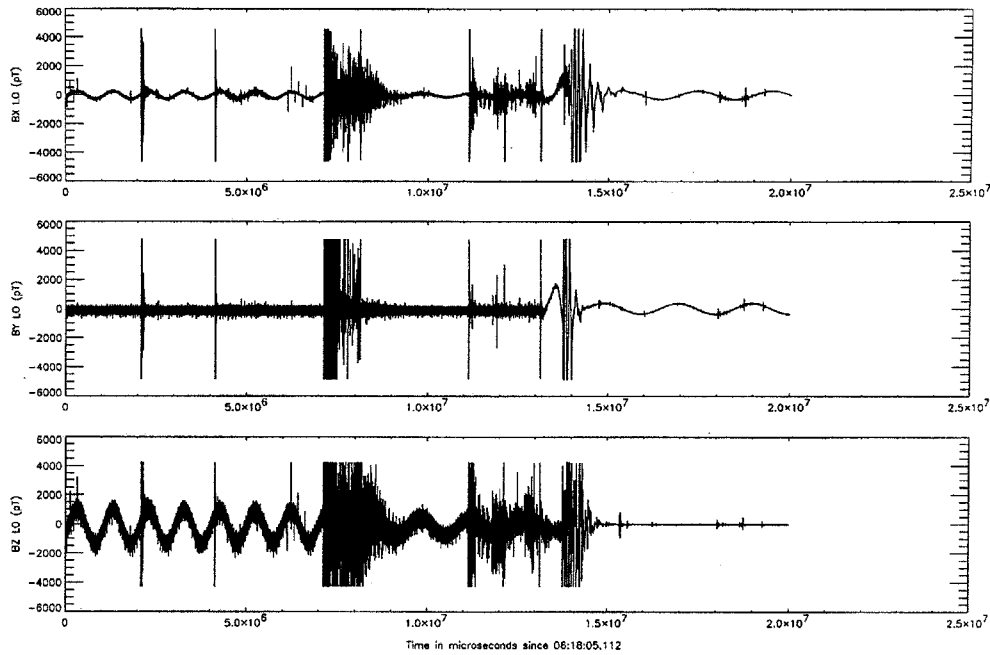


그림 10. 로켓 자력계 데이터의 한 예 (“Lightning Bolt” data, 자료 제공: University of Minnesota).

(Field of View)가 제한 받지 않는다. 그러나, 주변 자기장의 변화에 매우 민감한 장치이기 때문에 로켓의 운동에 의한 자기장의 변화나 주변의 기기로부터의 전자기적 간섭 (EMI)이 고려되어야 한다. 현재, 자력계 센서가 다른 탑재체와 함께 같은 과학 탑재부 평판 위에 탑재될 예정인데, 이보다는 자력계를 되도록 멀리 설치할 수 있는 붐 (boom)의 제작이 이루어져야 할 것이다.

일반적으로 로켓은 위성과는 달리, 더욱 심한 진동, 단 분리, 자세 제어를 위한 추진 장치의 작동이나 그에 따른 스핀, 그리고 coning motion이 있으므로 이에 따른 원치 않는 자기장의 변화가 생기게 되는데 보통 과학 관측 로켓의 경우, 추진제 연소 종료 이후, 탑재부가 분리되면 진동이 대폭 감소하여 적절한 측정이 이루어 질 수 있다. 물론, 어느 정도 존재하는 진동이나 스핀 같은 로켓의 동역학적인 상황에 따른 오차를 수정하기 위해선 충분한 데이터의 샘플 속도가 요구되며 알맞은 데이터 처리 알고리즘 개발이 병행되어야 한다. 그림 10은 과학 관측 로켓 자력계 데이터의 한 예로 그림 왼쪽 편에는 로켓의 진동에 의해 데이터에 노이즈가 나타나며 일정한 주기를 갖는 로켓 자체의 스핀에 의해 사인 곡선 형태의 데이터 형태를 보이고 있다. 중간 중간에 나타나는 짧은 순간의 피크들은 자세 제어 시스템 (ACS; Attitude Control System)에 의해 로켓이 순간적으로 자세를 변경하는 것을 보이고 있으며, 붐의 전개로 인해 큰 데이터의 변화 후, 탑재부 분리로 진동이 감소하여 깨끗한 데이터가 획득되는 모습이 나타나고 있다 (Wygant 1998). 이와 같이 자기장 데이터는 로켓의 각종 역학적인 상황을 담아내고 있어 이를 고려한 데이터 분석이 필요한 동시에 순간 순간의 로켓의 동역학적인 상태를 볼 수 있다는 특징이 있다.

MAG/AIM의 경우, 자세 정보 획득을 위해 IGRF를 이용

하려면, 반드시 비행에 관한 정보, 즉 시간에 따른 위도, 경도, 고도 정보가 필요한데 이는 로켓의 발사 당시 사용되는 추적 레이더나 GPS에 의해 얻어질 것이다. 아울러, 로켓이 어떠한 자세에 있더라도 자기장을 적절히 측정할 수 있기 위해서는 적절한 분해능과 지구 자기장의 전체 변화 범위 (약 60,000 nT 이상)를 커버할 수 있어야 한다.

또한, MAG/SIM은 높은 주파수의 자기장 변화에 대응하는 장치이므로 지구 자기장의 미세하고 빠른 변화를 감지하는데 유용한 제원의 자력계로 설계하는 것이 중요하며, 좀더 의미 있는 과학적인 데이터의 획득을 위해서는 로켓의 동체와 탑재체로부터 나오는 노이즈의 주파수 범위와 다른 영역을 감지할 수 있도록 설계하여야 한다. 물론, 데이터 획득 후, 이러한 노이즈의 영향을 쉽게 제거할 수 있도록 로켓의 노이즈 특성에 대한 세밀한 연구와 노이즈 제거 알고리즘의 개발도 병행해야 할 것이다.

본 연구에서는, 대략적인 시스템의 성능 파악을 위한 회로의 보정 작업과 노이즈 레벨 측정 실험이 이루어 졌지만, 보다 정확한 성능 해석을 위해 필요한 디지털 회로부와 연계한 분해능 실험, 동적 측정 범위 내에서의 선형성 (linearity) 실험, 온도에 따른 안정성 실험 등이 곧 시행될 예정이다.

VI. 결 론

본 논문에서는 2001년과 2002년에 걸쳐 발사될 예정인 한국 항공 우주 연구원의 과학 관측 로켓 KSR-III에 탑재될 자력계의 초기 설계 및 EM (Engineering Model) 제작에 관해 기술하였다. MAG/AIM은 기초 설계 및 감도 향상을 위한 구동 파형의 설정 및 그에 따른 전자 회로의 변경과 진동 시험을 수행하였고, MAG/SIM은 측정 주파수 설정 및

그에 따른 설계와 EM 제작을 완료하여 진동 시험을 수행하였다. 차후, 열, 진공 시험과 실제 로켓에 장착될 FM (Flight Model)의 제작이 이루어질 예정이다.

국내에서는 자력계를 이용한 최초의 로켓 관측이 행해짐으로서, 로켓 비행 자세 정보 획득과 함께, 위성이 커버하지 못하는 고도 100~200 km 영역의 자기장 데이터를 확보하여, 다른 과학 탑재체인 전자 온도, 전자 밀도 측정기 데이터와 현재 운용 중인 우리별 1, 2, 3호의 자력계 또는 지상 자력계 데이터와 비교해 봄으로써 지구 자기장 구조 연구에 도움을 줄 것으로 기대된다.

많은 과학용 또는 상업용 위성에서 과학 관측용, 자세 제어용으로 많이 쓰이는 자력계의 설계 및 개발 기술이 미약한 국내 현황으로 볼 때, 이와 같은 저가, 경량의 자력계를 로켓에 탑재하여 데이터를 획득하는 독자적 기술을 습득하는 것은 장기적인 안목의 우주 개발 계획에 반드시 필요할 것으로 예상된다. 현재 전 세계적으로 소형 위성 (micro-satellite)에 대한 관심이 높아지고 있는데, 이러한 소형 위성은 가용 전력, 크기, 무게에 제한을 받을 수밖에 없지만, 저가, 단순성, 짧은 개발 기간으로 인해 점점 더 인기를 끌 것으로 보인다. 따라서 로켓에 탑재될 소형 경량의 자력계에 대한 개발 경험을 통해 이러한 세계적인 추세에 맞춘 소형 위성에 필요한 자력계의 기술을 미리 경험해 볼 수 있다는

장점이 있다고도 할 수 있다.

참고문헌

- 민경옥 등 1996, 우리별 위성을 이용한 우주 환경 연구, 연구 보고서, 한국과학기술원
- 박수영 1997, 다층 후막을 사용한 교류 자장 탐지 센서에 관한 연구, 한남대학교 석사학위논문
- 손대락 1997, 자기 센서의 원리와 응용, 한국 자기 학회지, 7(6), 334
- 황승현 등 1997, 한국우주과학회지, 제14권, 제2호, 312
- Boll, R. & Overshott, K. J. 1989, in Magnetic Sensors, vol. 5, Sensors, ed. W. Gopel et al. (Weinheim: VCH Publishers Inc.), 206
- Frandsen, A. M., Holzer, R. E., & Smith, E. J. 1969, IEEE Trans. Geosci. Elec. vol. GE-7, no. 2, 61
- Gordon, D. I. & Brown, R. E. 1972, IEEE Trans. Mag, vol. MAG-8, no. 1, 76
- Primdahl, F. 1979, Journal of Physics E: Sci. Instrum., 12, 241
- Ripka, P. 1992, Sensors and Actuators, A.33, 129
- Wertz, J. R. 1978, Spacecraft Attitude Determination and Control, Kluwer Academic Publishers, 113
- Wygant, J. 1998, Lightning Bolt, NASA Flight 36.179UE Experimenter's Package, 18