

KSR-3 과학 로켓용 자력계 디지털 회로 개발 및 검교정시험 결과 분석 연구

이은석^{1†}, 장민환¹, 황승현², 손대락³, 이동훈¹, 김선미¹, 이선민¹

¹경희대학교 우주과학과

²한국항공우주연구원 로켓체계개발그룹

³한남대학교 광전자물리전공

DEVELOPMENT OF MAGNETOMETER DIGITAL CIRCUIT FOR KSR-3 ROCKET AND ANALYTICAL STUDY ON CALIBRATION RESULT

Eun-Seok Lee^{1†}, Min-Hwan Jang¹, Seung-Hyun Hwang², De-Rac Son³,
Dong-Hun Lee¹, Sun-Mi Kim¹, Sun-Min Lee¹

¹Dept. of Astronomy & Space Science, Kyung Hee University, 449-701, Korea

²Korea Aerospace Research Institute(KARI), Yusung, Daejeon, 305-333, Korea

³Dept. of Physics, Han Nam University, Daejeon, 306-791, Korea

E-mail: ngc2737@space.kyunghee.ac.kr

(Received October 15, 2002; Accepted November 12, 2002)

요 약

본 논문에서는 2002년 하반기에 발사 예정인 과학로켓 3호에 탑재되어 있는 자력계의 비행모델(flight model) 제작 모델의 디지털 회로 설계와 부품선정 및 Fluxgate 자력계 AIM(Attitude Information Magnetometer)과 지구 자기장 섭동 측정용 Search-Coil 자력계 SIM(Scientific Investigation Magnetometer)의 검교정시험 수행 결과에 대해 기술하였다. 초기 설계된 자력계 디지털 회로는 자료의 샘플링 속도가 낮고, 잡음이 많이 발생되어 이를 향상시켰으며, 자료의 신뢰성을 확보하기 위해 부품 재선정 및 회로를 다시 설계하였다. 재구성 이후 자력계의 디지털 검교정시험을 실시하였고, 그 결과, 최초 아날로그 검교정시험때 설정한 AIM 센서의 1nT의 분해능보다 실제 측정된 분해능 값이 떨어졌음을 확인할 수 있었다. 이를 보정하기 위해 수치계산법을 이용하여 보정치와 오차값을 계산하였으며, 이 보정치들을 과학로켓 3호 발사 이후 얻어지는 자력계 자료에 적용할 예정이다.

ABSTRACT

This paper describes the re-design and the calibration results of the MAG digital circuit onboard the KSR-3. We enhanced the sampling rate of magnetometer data. Also, we reduced noise and increased authoritativeness of data. We could confirm that AIM resolution was decreased less than 1nT of analog calibration by a digital calibration of magnetometer. Therefore, we used numerical-program to correct this problem. As a result, we could calculate correction and error of data. These corrections will be applied to magnetometer data after the launch of KSR-3.

Keywords: magnetometer, digital-circuit, calibration

[†]corresponding author

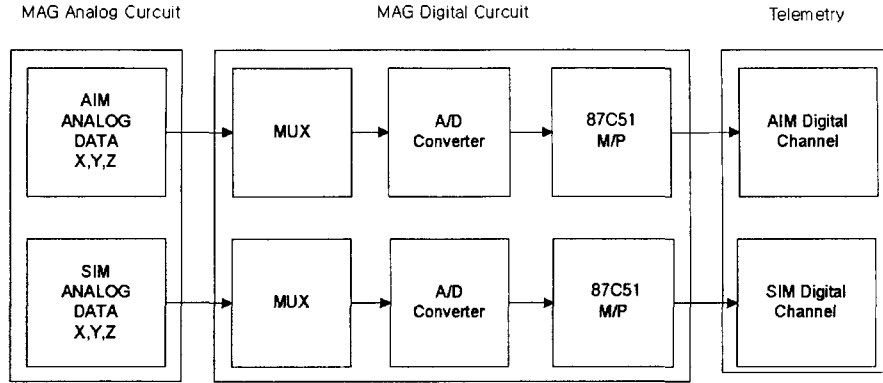


그림 1. AIM과 SIM의 디지털 처리부 개요.

1. 자력계 개요

과학로켓 3호의 과학 탑재체인 자력계는 Fluxgate 자력계를 이용한 로켓 3축 자세 정보 획득을 위한 AIM과 search-coil 자력계를 이용한 한반도 상공 우주 공간의 지구 자기장 섭동 측정을 위한 SIM의 두 가지 시스템으로 이루어져 있다. 과학로켓 3호의 경우 로켓 자세 결정 및 제어는 관성 항법 장치에 의해 이루어지게 되며, 여기에 관성 항법 장치와 별개로 AIM을 이용한 자력계를 첨가하여 추후 자료 분석을 통해 자세 정보를 얻음으로써 상호 보완 작용은 물론 기기의 신뢰성 파악에 이용하고자 한다. 본 연구의 자력계는 관성 항법 장치와는 달리 로켓의 자세 제어 시스템과 피드백(feed-back)을 형성하지는 않고, 추후 자료 분석을 통해 자세 정보를 얻는 것을 목적으로 한다(Wertz 1978). 즉, 자세 제어용 3축 Fluxgate 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 자료는 자세 제어에 사용될 수 있을 뿐만 아니라 지구 배경에 대한 자기장 정보를 알아낼 수 있는 우주 과학적 목적으로도 활용될 수 있다.

SIM을 이용하여 과학로켓 3호가 비행하는 구간에서의 지구 자기장 섭동량을 측정하는 것 이외에 로켓 발사에서부터 최종 비행 종료까지 일어나는 로켓 자체의 이벤트들, 즉 단분리, 페어링 분리, 추력기 작동 등의 신호를 감지할 수 있다. SIM의 분해능은 0.1nT, 동적 측정 범위는 약 $\pm 3,000\text{nT}$ 로 설정하였다(김효민 2001). 우주 공간의 자기장 파동 섭동 현상을 관측하기 위한 탐지 코일 자력계인 SIM은 다른 탑재체에 비해 소형, 경량이면서 비교적 간단한 구조로 정밀한 자기장 관측을 수행할 수 있으며, 간단한 설계 변경으로 측정하고자 하는 주파수 범위를 바꿀 수 있으므로 로켓 발사동안 다양한 우주 공간의 자기장 파동 섭동 현상을 관측할 수 있다(Kim et al. 2000). 현재 두 자력계 센서 및 회로도의 비행모델은 제작이 완료된 상태로 과학로켓 3호에 탑재되어 있는 상태이다.

2. 자력계 디지털 회로 개발

AIM과 SIM의 디지털 회로는 각각 독립된 회로로 구성하였다. 그림 1에 나타낸 것과 같이 AIM과 SIM의 아날로그 회로에서 나온 각각의 X, Y, Z축 3개의 신호는 디지털 회로의 MUX(multiplexer)를

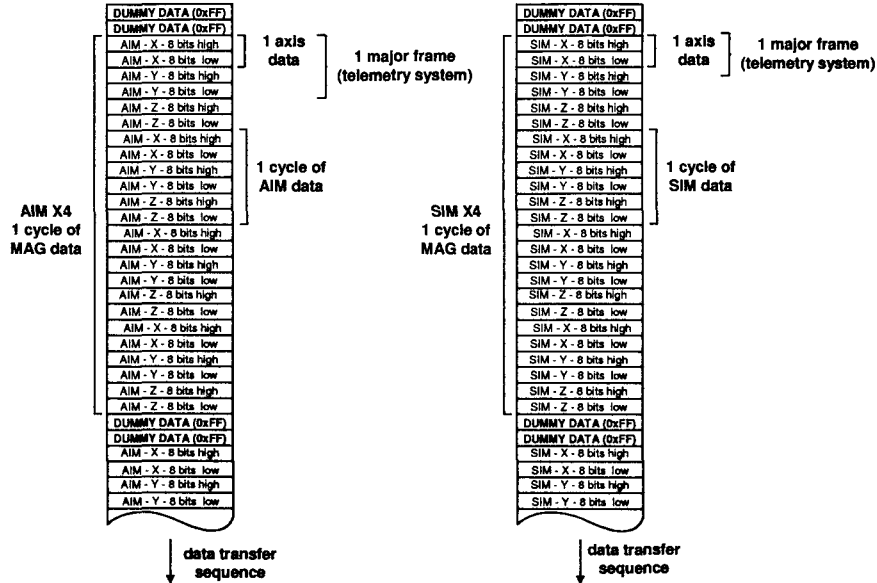


그림 2. AIM과 SIM의 자료 전송 포맷.

통해 하나의 신호가 선택되어 A/D 변환기에 입력되어 16비트의 디지털 신호로 변환된다. 과학로켓 3호의 telemetry system은 8비트가 200samples/sec의 속도로 전송되는 채널로 되어 있어서, 마이크로프로세서에 의해 각 축에 대한 16비트 정보를 상, 하위의 8비트 정보로 나뉘어 각각의 채널에 입력된다. 자력계는 디지털 채널을 기존의 1개에서 추가로 1개를 더 할당받아 2개의 디지털 채널을 이용하여 자료를 받게 재설계하였다.

AIM과 SIM의 자료는 과학로켓 3호의 telemetry system으로부터 자료 입력 명령을 받았을 때만 전송하게 되는데 이에 대한 자세한 규약은 telemetry system의 요구 조건에 따른다. 초기보다 좀더 많은 디지털 자료를 수신하여 신뢰도를 확보하기 위해 기존에 초당 800개의 샘플을 할당받았던 것보다 600개의 샘플을 추가로 할당받았다. 그래서, AIM에는 초당 800개의 샘플, SIM에는 초당 600개의 샘플을 통해 자료를 전송하도록 설정하였다.

위와 같은 자료 처리 시스템의 변화로 최초 설계된 디지털 회로에 문제점이 발견되었으며, 부품도 재선정하였다. 초기 모델에는 AIM과 SIM을 1개의 프로세서를 가지고 동일하게 자료를 처리하였으나, 수정 회로에서는 독립적으로 운영하도록 설계하였다. A/D 변환기는 최초 선정하였던 AD7701의 샘플링 속도에 문제점이 발생하여 telemetry system의 샘플링 속도에 가장 알맞은 AD977로 교체하였다. 또한, AIM 및 SIM의 자료의 신뢰성을 위해 진동, 열, 충격, EMI/EMC 등 각종 로켓 환경에 의해 발생할 수 있는 잡음을 최소한으로 줄이기 위해 수 차례의 실험 후 디지털 회로를 한 PCB내에서 전원부만 통일하고, 나머지 부품들은 서로 독립적으로 운영되도록 설계하였으며, 알맞은 부품으로 다시 선정하였다.

PCB는 로켓의 진동에 견딜 수 있게 수 차례의 진동실험을 거친 후 부품들을 상호 대칭적으로 재배치하였으며, 신호선들 사이의 간섭에 따른 잡음발생을 줄이기 위해 신호선 간격을 최대한 넓혀서

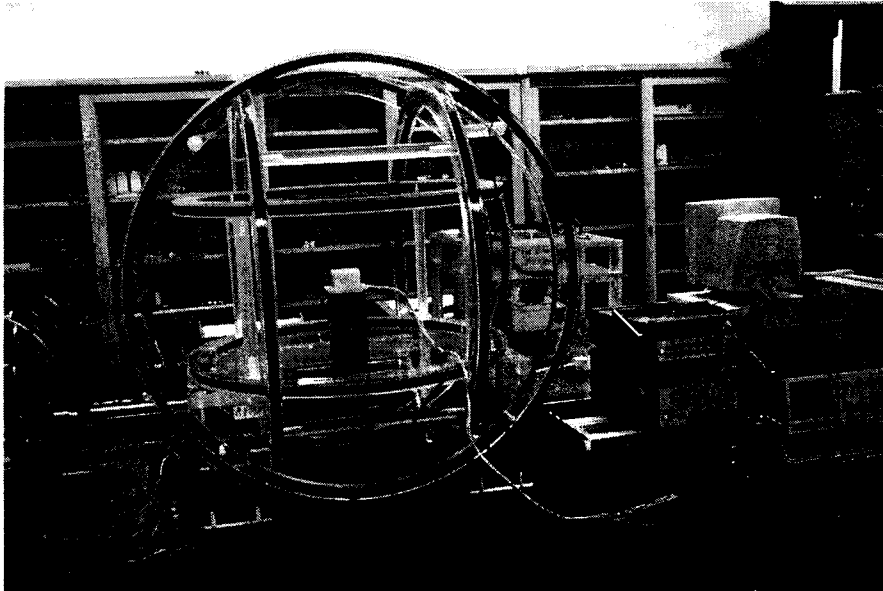


그림 3. 광전자실험실의 헬름홀츠 코일.

설계하였다. 또한, 회로 케이스와 PCB와의 공간을 최대한 줄이고, 접촉면을 최대한 늘려서 PCB의 떨리는 현상을 최소화시켰다. 디지털 회로 설계시 가장 중요한 것은 로켓에 의해서 발생할 수 있는 각종 환경에 따른 잡음 발생을 최소화시키고, 실제 자료에 가장 가까운 값을 얻을 수 있도록 회로를 구성하는데 있다. 자력계 같은 경우에는 로켓에 탑재되어 자료를 측정하는 장비이므로 위와 관련된 부분을 최대한 고려하여 제작을 하였다.

그림 2는 과학로켓 3호의 telemetry system의 샘플링 시간 및 동기 신호(SYNC)를 나타내었다. Telemetry system으로부터 오는 동기 신호를 마이크로프로세서인 87C51에서 받으면, A/D 변환이 이루어진 16비트 자료가 8비트씩 순차적으로 전송된다. 자력계의 자료는 AIM의 X, Y, Z축의 16비트 자료와 SIM의 X, Y, Z축의 16비트 등 총 6개의 자료로 이루어져 있고, 과학로켓 3호의 telemetry system과는 1개의 8비트의 채널과 연결되어 있으므로 1개축의 자료를 8비트씩 나누어 전송한다. 따라서 통신 규약상의 5ms의 1major frame 동안 AIM은 4번을 송신하므로, 총 2개의 축 성분자료(16bit×2vector)가 전송된다. 즉, 1.5major frame 동안 1개의 AIM 자료의 주기(cycle)가 전송되어 지게 된다. SIM은 1major frame 동안 3번을 송신하므로, 2major frame 동안 1개의 SIM 자료의 주기가 전송되어 지게 된다. 또한, 로켓으로부터의 자료 수신 후 각 장치의 자료의 구별을 위해 0xFFFF 값을 갖는 dummy 자료를 2번 연속해 출력하도록 하였다. 그리고, 기존 dummy 신호와의 구별을 위해 16비트의 측정 자료가 0xFFFF값을 갖는 경우에는 1을 빼주어 0xFFFFE의 값을 갖도록 프로그램을 설계하였다. 자료의 실제 범위(dynamic range)에 비해 16비트의 범위는 매우 미세하므로 실제 측정값에 1을 빼주는 것은 별 문제가 되지 않을 것으로 판단된다.

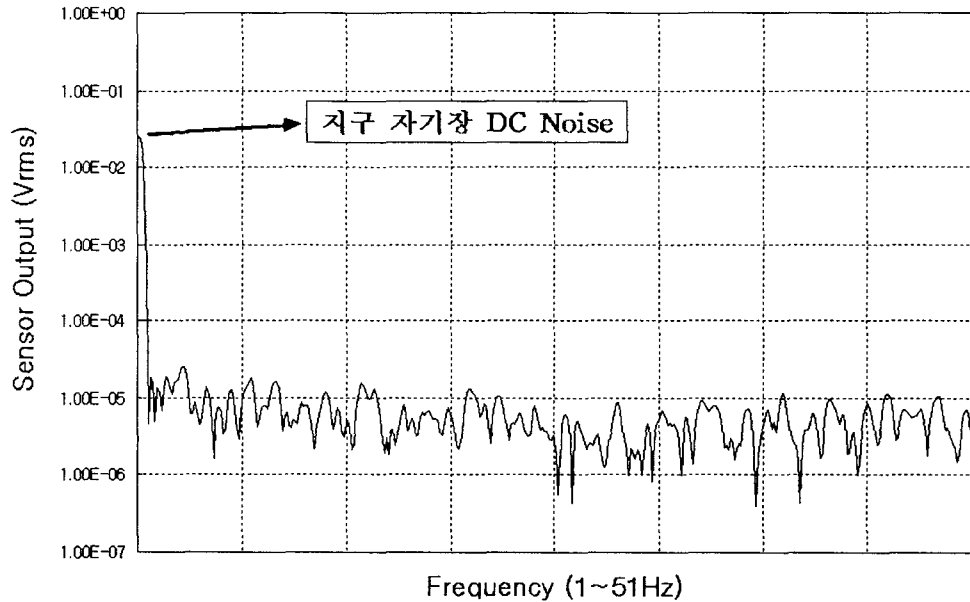


그림 4. AIM의 잡음 레벨.

3. 검교정시험

3.1 AIM 검교정시험

3.1.1 아날로그 검교정시험 및 잡음 레벨 실험

본 연구에서 실시한 검교정시험(calibration)은 그림 3에 나타난 것 같이 한남대학교 물리학과 광전자물리 연구실에 있는 헬름홀츠 코일(Helmholtz coil)을 이용하여 AIM 및 SIM의 3축에 대해서 실시하였다. 이 헬름홀츠 코일은 총 범위(full scale)가 5V이고, 이득 조절(gain setting)은 0.2G/V이다.

AIM의 아날로그 검교정시험과 잡음 레벨(noise level)실험은 테스트할 센서가 들어갈 수 있게 설계된 코일 상수가 $2.343 \times 10^{-3} \text{T/A}$ 인 솔레노이드(solenoid)속에 센서를 위치시켜 솔레노이드에 가해진 자장(표준 자장)과 AIM을 통해 출력되는 전압의 자기장 환산값이 일정한 비율을 보이도록 AIM 내부 회로의 감지 코일의 신호를 증폭하는 회로의 증폭도를 조절해 주면서 실험을 실시하였다. 자력계의 환경실험(진동실험, 충격실험, 열진공 실험, EMI/EMC 실험)을 실시 전에 AIM에 대한 아날로그 검교정시험을 실시하여 솔레노이드에 가해주는 신호를 5Hz대에서 약 10nT로 설정한 후 스펙트럼 분석기(spectrum analyzer)를 이용해 센서와 회로의 잡음 레벨을 알아보았다. 이렇게 해서 얻어진 잡음 레벨 그래프를 그림 4에 나타내었는데, 전체적으로 양호한 스펙트럼 형태를 보였으며, 잡음 레벨이 전체적으로 1nT에 해당하는 0.01mV(그래프의 세로축) 아래에 나타나고 있어 초기에 설정한 1nT의 해상도를 보였다. 그래프의 초기에 나타나는 값은 지구 자기장 DC 잡음이다.

검교정시험은 최초 AIM의 동적 측정 범위를 약 1G(=100,000 nT)로 설정하고, 이 때의 전압이 5V가 되도록 즉, 0.2G/V의 증폭도를 갖도록 실시하였다.

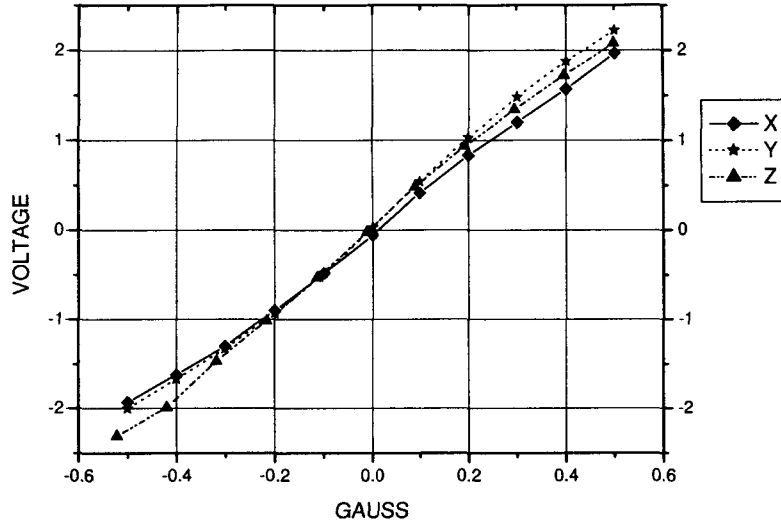


그림 5. AIM 디지털 검교정시험(선형성 측정).

표 1. AIM 동적 측정 범위 설정.

AIM	동적측정범위 (Gauss)	Voltage범위 (V)	증폭도 (G/V)	오차 (%)
X축	-0.5 ~ 0.5	-2.00 ~ 1.97	0.252	26
Y축	-0.5 ~ 0.5	-1.98 ~ 2.22	0.238	19
Z축	-0.5 ~ 0.5	-2.31 ~ 2.08	0.228	14

3.1.2 디지털 검교정시험

최초 검교정시험을 0.2G/V의 증폭도 값으로 설정하였으나 자력계의 각종 환경실험이후에 변화가 있음을 예측하고, 새로 디자인한 디지털 회로와 함께 최종 디지털 검교정시험을 실시하였다. 각종 환경실험으로 인해 아날로그 회로의 측정 범위를 정해주는 가변저항의 변화 및 안정화 현상으로 표 1에 보이는 바와 같이 AIM의 각 축별로 동적 측정 범위(-0.5 ~ +0.5Gauss) 안에서의 증폭도가 최초 설정한 0.2G/V보다 14~26% 높게 나왔음을 알 수 있었다. AIM의 각 축별 동적 측정 범위에서의 선형성의 형태를 그림 5에 나타내었는데, 각 축별 -0.3G보다 작거나 +0.3G보다 클 때 선형성이 다소 벗어난 것을 볼 수 있다. 이 오차를 보정하기 위해서 수치계산법인 최소 자승법(least square method)을 이용하여 오차를 감안한 5차 다항식으로 각 축별 증폭도의 근사식을,

$$\text{X축 근사식} : y = 8.6538x^5 + 1.8357x^4 - 4.5644x^3 - 0.2316x^2 + 4.4997x - 0.0368$$

$$\text{Y축 근사식} : y = 7.5321x^5 - 1.5152x^4 - 5.4698x^3 + 0.7249x^2 + 5.1172x + 0.0245$$

$$\text{Z축 근사식} : y = -0.9615x^5 + 2.3019x^4 - 1.9041x^3 - 1.0125x^2 + 4.9321x - 0.0115$$

으로 구하였다. 이 근사식에서 X축은 동적 측정 범위(gauss)를 나타내고, Y축은 입력 볼트 범위를 나타낸다. 여기에서 Y축은 자료를 통해서 구해지고, 이를 다항식 수치계산법인 Bairstow 방법을 이용하여 X값인 동적 측정 범위(gauss)를 각 축별로 계산할 수 있다.

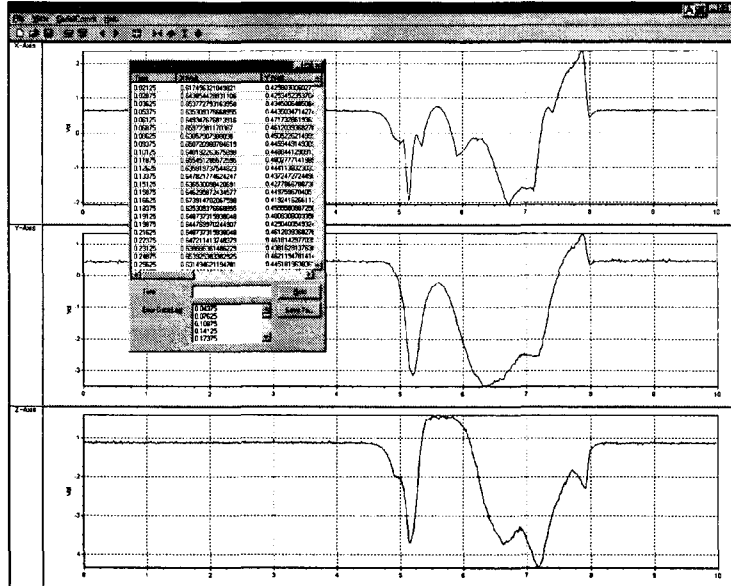


그림 6. 자력계 Data 처리 프로그램인 MFDView.

표 2. 과학로켓 3호 발사장소 IGRF 변화량(입력범위 0~100km).

H/km	DIMO	B/nT	B-North	B-East	B-Down	DIP	DEC	L-Value	C
0.00	30077.6	50676.4	30306.0	-3856.8	40432.3	52.9	-7.3	1.252	1
10.00	30077.6	50408.7	30157.4	-3818.4	40211.8	52.9	-7.2	1.254	1
20.00	30077.6	50142.9	30009.8	-3780.4	39992.8	52.9	-7.2	1.256	1
30.00	30077.6	49878.9	29863.2	-3742.8	39775.5	52.9	-7.1	1.258	1
40.00	30077.6	49616.9	29717.5	-3705.7	39559.8	52.9	-7.1	1.260	1
50.00	30077.6	49356.8	29572.8	-3668.9	39345.6	52.9	-7.1	1.262	1
60.00	30077.6	49098.4	29429.0	-3632.6	39133.0	52.8	-7.0	1.264	1
70.00	30077.6	48842.0	29286.2	-3596.6	38922.0	52.8	-7.0	1.265	1
80.00	30077.6	48587.3	29144.3	-3561.1	38712.5	52.8	-7.0	1.267	1
90.00	30077.6	48334.5	29003.4	-3525.9	38504.5	52.8	-6.9	1.269	1
100.00	30077.6	48083.4	28863.3	-3491.2	38298.0	52.8	-6.9	1.271	1

발사장소: 위도: 36°N, 경도: 126°E
 B: Magnetic Field Strength, DIMO(nT): Dipole Moment
 DIP/DEC: Magnetic inclination/declination in degree
 C: 1 - L and B0 correct, 2 - wrong, 3 - approx
 자료출처: Dieter & Natalia(1999)

표 3. 발사이후 로켓에서 들어오는 자료 변화량 예측.

IGRF 방향	로켓의 방향	AIM 센서방향	예상되어지는 자료 범위 (V)	자료 변화폭 (V)
B-North (I_x)	-X축	-Z축	-1.35 ~ -1.29	0.06
B-East (I_y)	Y축	Y축	-0.17 ~ -0.15	0.02
B-Down (I_z)	Z축	-X축	-1.58 ~ -1.51	0.07

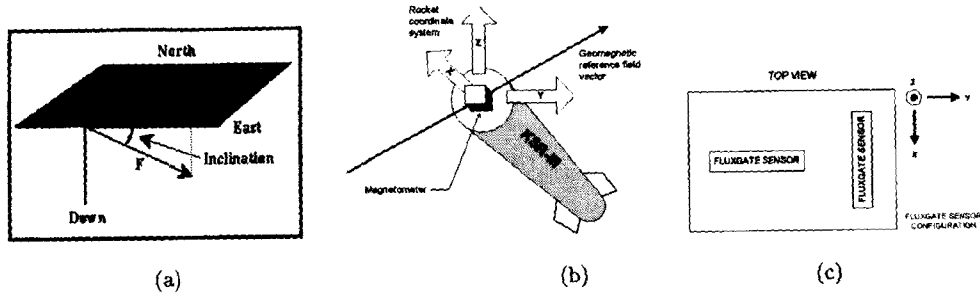


그림 7. IGRF, 과학로켓 3호, AIM 센서의 각 축 비교. (a) IGRF 방향, (b) 로켓의 방향, (c) AIM의 방향(김효민 2001).

로켓에 탑재된 자력계에서 보내어지는 AIM의 자료 값들은 16bit로 표현된다. 이를 자체 개발한 그림 6의 MDFView 프로그램을 이용하여 모두 처리를 하는데, 먼저 telemetry system에서 받은 시간에 따른 자기장 변화량 자료를 볼트값으로 나타내고, 위에서 언급한 수치계산법을 이용하여 만든 근사식 메뉴를 통해 실제 측정된 자기장(nT)으로 환산한다. 여기서 나온 자료를 IGRF에서 얻어진 지구자기장 비교하여 로켓의 자세정보를 얻을 수 있게 된다. 디지털 검교정시험의 선형성 및 각 축의 근사식을 통해 얻어지는 자료값의 오차를 알기 위해 각 축별 총 11회에 걸쳐 지구 자기장 측정 범위내에서 계산을 실시하였다. 프로그램은 MDFView 프로그램과 최소자승법, 다항식 계산법인 Bairstow 방법을 이용하였다. 오차는

$$\text{오차(nT)} = |x - \xi| \times 100,000$$

의 식을 이용하였는데 IGRF에서 사용되는 단위인 nT로 변환하여 계산하였다. 여기서 x 는 참값, ξ 는 계산값을 나타내고, 100,000을 곱해 gauss를 nT로 변환하였다. 각 축별 평균오차는 X, Z축은 0.55nT, Y축은 0.9nT로 계산되었다. 포인터 수가 적어 정확한 오차산출에는 어려움이 있었지만, 수학적인 산출방법으로 계산을 해보았을 때 각 축별 약 0.7nT 이내의 오차를 확인할 수 있었다. AIM의 분해능은 1nT로 설계되었으므로 변환과정에서 생기는 오차는 아무런 문제가 없음을 확인할 수 있었다.

표 2에 과학로켓 3호가 발사되는 장소에서의 0~100km까지 IGRF 변화값(B-North: 약 1500nT, B-East: 약 360nT, B-Down: 약 2000nT)과 그림 7에 보인 IGRF, 로켓, AIM 센서의 상호간의 방향 관계를 사전에 알아보았다. 이 두 가지의 자료를 이용하여 로켓 발사 이후 자력계에서 보내는 자료들의 범위와 변화폭을 표 3에 제시한 바와 같이 예측할 수 있었는데, 자료 변화폭이 대략 AIM은 0.02~0.07V임을 알 수 있었다.

3.2 SIM 검교정시험

SIM의 검교정시험은 테스트할 센서가 들어갈 수 있게 설계된 코일 상수가 22.69G/A인 솔레노이드 속에 센서를 위치시켜 여기에 가해준 표준 자장과 SIM을 통해 출력되는 전압의 자기장 환산값이 일정한 비율을 보이도록 SIM 내부 회로에 있는 증폭기의 증폭도를 조절하였다. SIM의 동적 측정 범위를 $\pm 3000\text{nT}$ 로 설정하였으며, 이 때의 전압은 3V가 되도록 설정하였다. 즉, $1\mu\text{T/V}$ 의 증폭도를 갖도록 테스트를 수행하였다. 센서에 가해주는 표준 자장은 솔레노이드의 코일 상수가 22.69G/A이

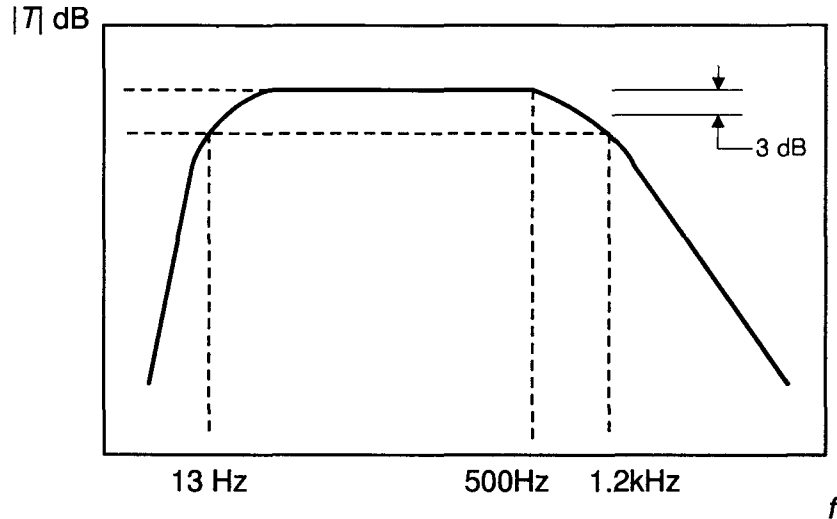


그림 8. SIM 주파수 응답 실험 결과.

므로 3000nT(=30mG)에서는, 저항에 1.32mA의 전류가 흐르게 된다. 즉,

$$V_{p-p} = 1.32\text{mA} \times 1\text{k}\Omega = 1.32\text{V}$$

$$V_{\text{rms}} = 1.32\text{V}/1.414 \approx 0.933\text{V}$$

으로, 저항 양단에 연결된 오실로스코프에는 1.32V, DVM에는 0.933V가 측정된다. 또한, 이 때 SIM의 출력단에 연결된 오실로스코프에는 설정된 증폭도가 나오도록 회로내 OP앰프의 이득률을 조절하여 $3V_{p-p}$ (2.12 Vrms)가 출력되도록 하였다. 이와 같은 실험은 하나의 오실로스코프에서 표준 자장의 전압값과 회로 출력단의 전압값을 동시에 비교함으로써 이루어진다. 함수발생기의 주파수를 변화시켜가면서 SIM의 주파수 응답을 확인하였는데, 그림 8에 보인바와 같이 초기 설정치 10Hz~1kHz에 거의 유사한 13Hz~1.2kHz의 주파수 응답 결과를 나타내어 비교적 양호함을 확인하였다. 여기서 하위 주파수 영역은 회로내의 적분기의 콘덴서 값을 조절함으로써, 그리고 상위 주파수 영역은 센서를 감싸는 차폐 케이스(shielding case)의 표피 깊이(skin depth)를 이용하여 설정될 수 있다.

SIM 회로의 잡음 레벨을 알아보는 실험을 하기 위해 센서를 차단 주파수가 약 10Hz인 구리로 만들어진 20mm 두께의 차폐 케이스에 넣고 회로의 출력단을 스펙트럼 분석기에 연결하였다. 그림 9는 측정결과를 보인 것으로 잡음 레벨이 0.1nT에 해당하는 0.1mV(그래프의 세로축) 아래에 나타나고 있어 전체적으로 양호한 스펙트럼 형태를 보이고 있다. 위성 및 로켓에 탑재되어 과학적 목적을 수행하기 위한 최소 분해능은 황승현 등(1997)에 의하면 1nT이하가 되어야 하는데, 우리의 실험 결과는 이 목표를 만족하였다. 단, 60Hz 영역에서는 매우 큰 전압값이 나타나는데 이는 거의 모든 곳에서 나타나는 60Hz 전원의 스펙트럼이며 제거하기는 불가능하므로 센서의 동작을 검증할 수 있는 하나의 기준으로 사용될 수 있다(김효민 2001). 그리고, SIM 센서가 매우 성능이 좋기 때문에 로켓이 비행하는 구간에서의 지구 자기장 섭동량을 측정하는 것 이외에 로켓 발사에서부터 최종 비행 종료까지 일어나는 로켓 자체의 이벤트들, 즉 단분리, 페어링 분리, 추력기 작동 등의 신호를 감지하는 데에

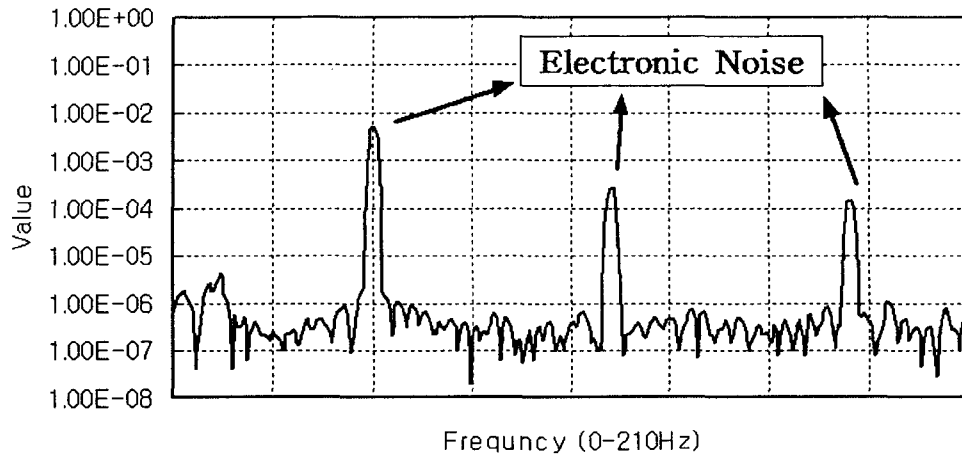


그림 9. SIM 잡음 레벨 실험.

커다란 역할을 할 수 있을 것으로 기대된다. 그림 10은 외국의 로켓 실험에서 측정되는 자력계의 자료예를 보여주고 있다.

4. 결론 및 토의

자력계는 진동, 가속도, 열, 진공 등 로켓이 겪게 되는 우주 환경에 대한 내구성만 고려된다면, 구조적으로나 작동면에서 간단하고 안정적이어서 우주 과학 목적으로 사용되기에 매우 적합하다. 사용되는 전자회로 또한 우주환경을 고려하여 부품선정 및 회로 디자인만 고려를 잘하면, 더 나은 성능의 자력계를 만들 수 있다. 이번 AIM의 아날로그와 디지털 검교정시험 및 SIM의 검교정시험을 통해 자력계에서 획득되어지는 자료를 정확하게 분석하고, 처리할 수 있는 프로그램 개발 및 분석 알고리즘을 개발할 수 있게 되었다. 이를 이용하여, 앞으로 2002년 하반기로 계획되어 있는 과학로켓 3호 발사 이후 얻게 되는 자력계의 자료를 이용하여 과학로켓 3호의 자세제어 및 로켓의 발사 이후 진행상황, 지구자기장 섭동에 대해서도 분석할 예정이다.

자력계 개발을 위해서 고려해야 할 사항으로, AIM의 경우, IGRF를 이용한 자세 정보 획득을 위해 반드시 비행에 관한 정보, 즉 시간에 따른 위도, 경도, 고도 정보를 빠르게 획득할 수 있는 여건 조성(로켓 발사 당시 사용되는 추적 레이더나 GPS 등)이 선행되어야 하며, 로켓이 어떠한 자세에 있더라도 자기장을 적절히 측정할 수 있기 위해 적절한 분해능과 지구 자기장의 전체 변화 범위(약 60,000nT 이상)를 커버할 수 있도록 제작해야 한다. SIM은 높은 주파수의 자기장 변화에 대응하는 장치이므로 지구 자기장의 미세하고 빠른 변화를 감지하는데 유용한 제원의 자력계로 설계하는 것이 중요하다. 좀 더 의미 있는 과학적인 자료의 획득을 위해서는 로켓의 동체와 탑재체로부터 나오는 잡음의 주파수 범위와 다른 영역을 감지할 수 있도록 설계하여야 한다. 물론, 자료 획득 후, 이러한 잡음의 영향을 쉽게 제거할 수 있도록 로켓의 잡음 특성에 대한 세밀한 연구와 잡음 제거 알고리즘의 개발도 병행해야 할 것이다. 디지털 회로를 설계할 때는 높은 분해능이 요구되기 때문에 16bit

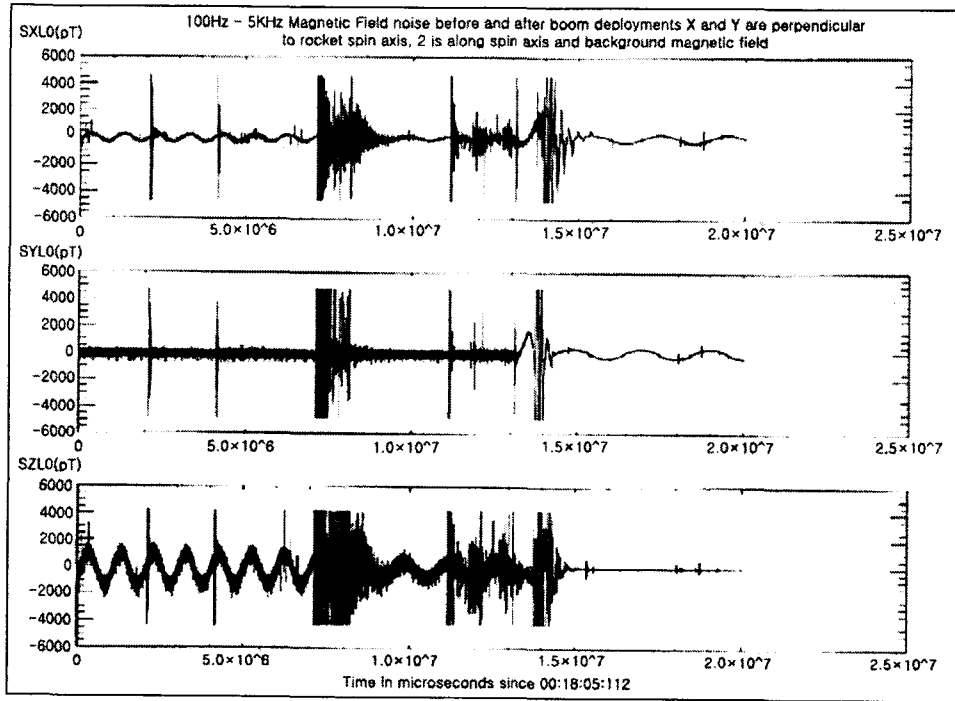


그림 10. 로켓 자력계 자료의 한 예(Wygant 1998).

자료가 요구되므로, 다른 과학 탑재물에 비해 많은 자료 자료를 얻는 것이 가장 중요하다. 이를 위해 많은 채널 할당(초당 최소 2000개 이상의 샘플링)이 필요하며, A/D 변환기의 샘플링 속도도 고려하여 부품을 선정해야 한다.

자력계를 이용한 국내 최초의 로켓 관측이 성공적으로 수행되면, 본 연구에서 획득한 기술을 이용하여 로켓 비행 자세 정보 획득 및 여러 과학적인 자료를 얻을 수 있다. 많은 과학용, 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 자료를 획득하는 독자적 기술을 습득하는 것은 장기적인 안목의 우주 개발 계획에 반드시 필요할 것으로 예상된다. 또한 점점 관심이 높아지고 있는 소형 위성은 가용 전력, 크기, 무게 제한, 저가, 단순성, 짧은 개발 기간을 가지고 있어서 이러한 자력계는 앞으로 점점 더 인기를 끌 것으로 예상된다.

참고문헌

- 김효민 2001, 경희대학교 석사학위 논문
- 황승현, 이동훈, 민경욱, 신영훈, 이대회, 최정림, & Nobuhito, O. 1997, 한국우주과학회지, 14, 312
- Dieter B., Natalia P., 1999, DGRF/IGRF Geomagnetic Field Model 1945-2005 and Related Parameters, <http://nssdc.gsfc.nasa.gov/space/model/models/igrf.html>

Kim, H. M., Jang, M. H., Lee, D. H., Ji, J. H., Kim, S. M., Son, D. R., & Hwang, S. H. 2000, *JA&SS*, 17, 317

Wertz, J. R. 1978, *Spacecraft Attitude Determination and Control* (Dordrecht: Kluwer), pp.180-184

Wygant, J. 1998, *Lightning Bolt*, NASA Flight 36.179UE Experimenter's Package, 18-21