

KSR-3 탑재 자력계를 이용한 비행정보 획득 연구

김선미^{1†}, 장민환¹, 이동훈¹, 한영석², 김준³, 황승현³, 이은석¹, 이선민¹, 김효진⁴, 이수진³
¹경희대학교 우주과학과, ²수원대학교 컴퓨터 과학과, ³한국항공우주연구원 로켓체계개발그룹, ⁴팹피즈

ACQUISITION OF THE FLIGHT INFORMATION USING THE KSR-3 MAGNETOMETER

Sun-Mi Kim^{1†}, Min-Hwan Jang¹, Dong-Hun Lee¹, Young-Seok Han², Jun Kim³,
Seung-Hyun Hwang³, Eun-Seok Lee¹, Sun-Min Lee¹, Hyo-Jin Kim⁴

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

²Dept. of Computer Science, University of Suwon 445-743, Korea

³Korea Aerospace Research Institute(KARI), Yusung, Daejon 305-333, Korea

⁴Mobile Div., MAPiz Co., Ltd., Seoul 151-869, Korea

E-mail: aries09@space.kyunghee.ac.kr

(Received October 19, 2002; Accepted February 21, 2003)

요 약

2002년 11월에 발사된 과학로켓 KSR-III에 자세제어를 위한 정보 획득용 3축 Fluxgate 자력계(AIM: Attitude Information Magnetometer)와 지구 자기장 섭동 측정용 Search-Coil 자력계(SIM: Scientific Investigation Magnetometer)가 탑재되었다. SIM은 지구 자기장 중 약 10~1,000Hz 주파수 대의 섭동 현상을 관측한다. AIM을 통해 측정한 지구 자기장의 DC 벡터 성분을 지구 자기장의 기준 모델인 IGRF(International Geomagnetic Reference Field)와 비교하여 로켓의 위치와 비행 상태를 파악하는 프로그램 1과 KSR-III에서 측정된 실제 데이터를 이용해 시간에 따른 회전 각의 변화를 알아보는 프로그램 2를 개발하였다. 알고리즘 개발시 자세제어의 요소로서 데이터 처리 속도, 로켓의 비행 역학 등을 고려하였고, 이로 인한 오차를 감안하기 위해 최소자승법을 사용하였다. 프로그램 2를 실행하여 얻은 값으로(항우연 자료 비교분석한 결과 내용). 자력계를 로켓의 자세 제어용으로는 부적합하나 봄(boom)이 장착된 로켓에 탑재할 경우 지구 상층의 자기장을 측정하여 분석할 수 있다. 또한 발사 전 로켓 봄체와 마운트의 자기장을 측정하여 로켓의 자기장 분포를 미리 모델링화 할 경우 자료 처리가 훨씬 용이하다.

ABSTRACT

The KSR-3 magnetometers consist of the fluxgate magnetometer (MAG/AIM) for acquiring the rocket flight attitude information, and the search-coil magnetometer (MAG/SIM) for the observation of the Earth's magnetic fluctuations. The position (latitude, longitude, and height) and flight condition (the transformation angle) of the rocket is measured after the data based on these two magnetometers are compared with IGRF. The gap in the vector of magnetic field between the position of the launching point and an impact point is taken into account in data reduction. Angular variation of pitch, yaw, and roll can be researched when the data is applied to the coordinate system of the rocket.

Keywords: magnetometer, fluxgate, flight attitude

[†]corresponding author

1. 서 론

태양풍은 지구 자기장과의 복잡한 상호 작용으로 지구 자기권(Earth's magnetosphere)이라는 플라즈마 환경을 만들어 낸다. 이러한 영향으로 지구-태양 간 우주 환경은 그 궤도에서 운용되고 있는 위성체를 구성하고 있는 물질과 전자 부품을 손상시키는 등 심각한 영향을 끼치며, 태양의 활동에 따라 지구 자기권 자체에 많은 변화를 일으키게 되는데, 이러한 미세한 변화는 인공 위성이나 로켓 혹은 지상에 설치된 자기장 측정 장치(자력계, magnetometer)에 의해 관측될 수 있다. 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.

2002년에 발사될 KSR-3 과학 로켓에 탑재된 자력계는 로켓의 비행 자세 정보 획득을 위한 fluxgate 자력계, AIM(Attitude Information Magnetometer)과 지구 자기장 섭동 측정용 search-coil 자력계, SIM(Scientific Investigation Magnetometer)으로 구성된다. AIM은 측정되는 지구 자기장의 DC 백터 성분을 지구 자기장의 기준 모델인 IGRF(International Geomagnetic Reference Field)와 비교하여 비행 자세에 관한 3축 정보를 얻게 되며, SIM은 지구 자기장의 AC 성분 중 약 10 ~ 1000Hz 주파수 대의 섭동 현상을 관측하여 고도 약 42km인 한반도 상공의 지구 자기장을 측정하는 임무를 수행하게 된다(김효민 2001). 이 두 자력계는 모두 자체 개발하였고, 항공우주연구원의 환경시험을 거쳐 KSR-3 탑재부에 탑재되었다.

IGRF의 자기장 값은 웹사이트에서 쉽게 얻을 수 있다. 이러한 값들은 기본 식을 토대로 관측 값을 최소자승법(Least Square Method)을 이용해 coefficient를 줄이는 방법으로 하여 얻은 값이다. 기존에 나와있는 자력계 자료 처리 알고리즘은 그때그때 연구 목적에 맞게 개발된다. 우리별 1호의 자세제어를 위한 자료 처리에는 지자기 센서만의 정보로 3축의 자세 정보를 구하기 위해 칼만 필터를 사용하였다(이현우 외 1996). 확장 칼만 필터는 비선형의 운동계를 실시간 궤도 추적을 하여 관측 시간마다 공칭 궤도를 수정하면서 그 궤도를 추적해 나가는 방법이다(최규홍 1997).

AIM 자력계에서 측정된 자료는 최소자승법을 이용하여 처리하였고 KSR-3 로켓의 좌표축과 IGRF 의 좌표축을 일치시키는 알고리즘을 통해 로켓의 좌표값과 비행상태를 확인할 수 있다. 또한, 좌표 값을 이용해 지구 자기장의 여러 성분 값도 알 수 있다. 이러한 값들을 비교 분석하여 자력계가 차후 발사되는 로켓의 자세 제어용으로서의 적합여부를 타진해 보았다.

2. 지구-태양간 우주 환경

태양풍과 지구 자기장의 계속적인 상호 작용은 지구 주위에 자기권(magnetosphere)이라는 자화된 플라즈마 공간을 만든다. 이 자기권은 정적인 상태로 유지되지 않으며 태양풍의 조건에 따라 매우 동적인 현상을 나타낸다. 그 한 예가 magnetospheric storm, 또는 substorm이며, 이들은 전리층에 직접적인 영향을 주어 통신 교란 등의 현상을 일으킬 수 있다. 한편, 태양의 플레어 현상은 많은 양의 X-ray 또는 자외선을 방출시키므로 이들에 의해 전리층이 직접적으로 교란을 받기도 한다. 에너지가 큰 플레어는 태양 입자를 가속시켜 proton event를 야기시킨다. 이러한 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 영

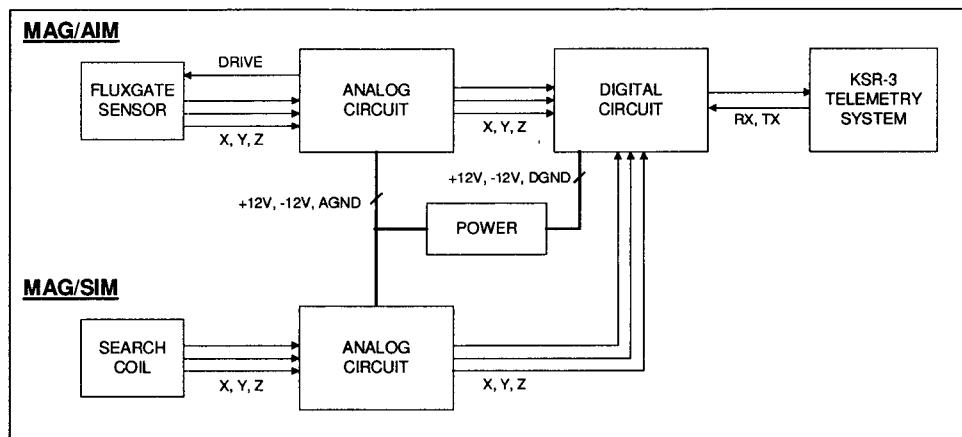


그림 1. KSR-3 AIM & SIM 의 시스템 개요(김효민 2001).

향을 받는 여러 가지 시스템을 운용하기 위해서는 태양의 활동과 지구 자기권 및 전리층의 변화 현상을 이해하는 것은 필수적이다.

3. KSR-3 자력계 AIM & SIM

3.1. AIM & SIM

2002년 하반기에 발사 예정인 한국 항공 우주 연구소의 KSR-3 과학 관측 로켓은 국내에서 최초로 개발되는 3단형 액체 로켓으로서 고도 약 42km 정도까지 도달하여 총 비행시간 약 230초 동안 여러 가지 과학 관측 임무를 수행하였다. 로켓의 맨 윗부분에 과학 탑재체인 대기 광도계(AGP; Air Glow Photometer), 이온 질량 분석기(IMS; Ion Mass Spectrometer), 랑무어 프로브(LEP; Langmuir Electron Probe), 자력계(MAG; Magnetometer), 오존 측정기(UVR; Ozone Ultraviolet Radiometer) 등이 탑재되어 있어 일정 고도에 이르렀을 때 노즈콘(nose cone)이 분리되면서 본격적인 관측이 이루어 진다. 하지만 이 중 자력계는 노즈콘 분리와 관계없이 발사 직후부터 비행 종료 시까지 계속 측정이 이루어 지게 된다.

AIM은 3축 자세 제어 정보 획득용 fluxgate 자력계로서 동적 측정 범위는 약 $\pm 0.5G$ (50,000nT)이고 이때의 전압 값이 5V 즉, $\pm 2.5V$ 가 되도록 검교정 되었는데, 지구 자기장의 변화 범위 내에서 작동하면서 지구 자기장 기준 모델과 비교하여 자세 정보를 얻는데 적절한 사양이다. 이 자력계로 자기장을 측정하여 지구 자기 모델인 IGRF와의 비교를 통해 로켓의 3축 자세 정보를 획득하게 된다. 이 정보를 이용하여 향후 발사되는 위성 및 로켓 등에 자세 제어용으로 자력계의 적합성을 타진해 볼 수 있다.

SIM은 search-coil 자력계로서 지구 자기장의 섭동을 측정하여 한반도 상공의 자기장 분포를 알아본다. 또한 로켓 발사에서부터 최종 비행 종료까지 일어나는 로켓 자체의 이벤트들, 즉 단분리, 폐어링 분리, 추력기 작동 등의 신호를 감지할 수 있다. 분해능은 약 0.1 nT이고 동적 측정 범위는 약 $\pm 3,000nT$ 이다(김효민 2001).

3.2. 디지털 처리부와 자료 전송 프로토콜

AIM과 SIM은 다른 독립된 회로로 구성되어져 있다. AIM과 SIM의 아날로그 회로에서 나온 각각 X, Y, Z의 3개의 신호는 디지털 회로의 MUX(multiplexer)를 통해 하나의 신호가 선택되어 A/D converter에 입력되어 16비트의 디지털 신호로 변환된다. KSR-3의 telemetry system은 8비트가 200samples/sec의 속도로 전송되는 채널로 되어 있고 자력계에는 2개의 채널이 할당되어 있어 AIM과 SIM이 구분되어 마이크로프로세서에 의해 각 축에 대한 16비트 정보를 상, 하위의 8비트 정보로 나누어 각각의 채널에 입력된다

AIM과 SIM의 자료는 로켓의 텔레메트리 시스템(telemetry system)으로부터 data load 명령을 받았을 때만 전송하게 되는데 이에 대한 자세한 규약은 KSR-3의 텔레메트리 시스템의 설계 사양에 나타난 바에 따른다. 그림 1에 AIM & SIM의 디지털 처리부의 개요를 나타내었다.

4. 로켓의 비행 자세 측정

4.1. 개요

AIM을 이용한 로켓의 비행 자세 측정은 결국 IGRF라는 기준 벡터를 이용하여 로켓에서 측정한 자기장의 벡터 값과의 차이를 계산하면, 이 기준점에 대한 상대적인 로켓의 3축 성분을 알 수 있게 된다.

IGRF는 지구 자기장에 대한 이론적인 모델로서 임의 지역의 위도, 경도, 고도 값을 알면 그 지점의 지구 자기장의 벡터 성분을 알아낼 수 있고 로켓의 비행 궤적, 즉, 로켓의 위도, 경도, 고도 등의 정보는 로켓의 발사 시 작동하는 추적 레이더나 GPS 등에 의하여 얻을 수 있다. 획득된 자료를 통해 AIM을 이용한 로켓 비행 자세 정보를 얻을 수 있으나, 이러한 과정은 이론 모델과의 비교이기 때문에 발사 당시 태양 활동 등에 의해 지구 자기장에 큰 변화가 생길 경우 다소 오차가 발생할 수 있게 된다. 또한 로켓의 자세 안정을 위한 자체 회전이 있을 경우와 단 분리나 봄 전개시 진동 등을 고려하여 자기장 자료의 샘플 속도를 충분히 빠르게 설정해 주어야 한다.

4.2 지구 자기 모델

지구의 자기장은 균일하게 자화된 구 또는 전류 루프에 의해 생성된 쌍극자 자기장으로 구성되어 있다. 지표면상에서 자기장은 위도마다 다양하게 변화하고 자기장의 세기는 적도부근에서 약 30000nT(0.3G), 극 부근에서는 약 60000nT(0.6G)이다. 지표면 위에서의 자기장 세기의 root mean square(rms)는 약 45000nT(0.45G)이다. 또한 내부 지자기장은 한 달 단위 또는 그 이상의 time-scale로 예측 불가능하게 변화한다(IAGA Working Group V8 2000). 이러한 지구 자기장을 모델화 하였고, 이론 및 수치모의 실험 뿐만 아니라 관측자료의 비교를 위해서도 실제에 가까운 자기권의 수치모델은 매우 중요하다. 자기장 모델의 수치 모델 개발에는 크게 실험적 모델과 이론적 모델의 두 가지 측면이 있다. 실험적 모델의 대표적인 예로서는 IGRF 모델을 들 수 있다.

IGRF는 IAGA(International Association of Geomagnetism and Aeronomy) Working Group V8에 의해 만들어졌다. 1945년부터 5년 간격으로 만들어졌으며, 최근의 IGRF 1995는 2000년까지 사용할 수 있다. 이 모델은 외부 근원(external source)를 배제한 주 자기장(main magnetic field)를

표 1. 위도 36°N, 경도 126°E 지역에서의 2002년 자기장 값의 예. 이 값들은 DGRF/IGRF 1945-2005 모델을 이용하여 결정되었다.

H/km	DIMO	B/nT	B-NORTH	B-EAST	B-DOWN	DIP	DEC	L-VALUE
0.00	30077.6	50676.4	30306.0	-3856.8	40432.3	52.9	-7.3	1.252
10.00	30077.6	50408.7	30157.4	-3818.4	40211.8	52.9	-7.2	1.254
20.00	30077.6	50142.9	30009.8	-3780.4	39992.8	52.9	-7.2	1.256
30.00	30077.6	49878.9	29863.2	-3742.8	39775.5	52.9	-7.1	1.258
40.00	30077.6	49616.9	29717.5	-3705.7	39559.8	52.9	-7.1	1.260
50.00	30077.6	49356.8	29572.8	-3668.9	39345.6	52.9	-7.1	1.262

표 2. 전파연구소 이천 분소(위도 37.15°N, 경도 127.55°E)의 자자기 관측값과 IGRF의 값 비교.

	H(nT)	Z(nT)	F(nT)
IGRF	30147	46470	50625
전파연구소 자료	30200	40300	50472
상대오차	53	6170	153
절대오차	0.001	0.153	0.003

나타내며 식 $\nabla^2\gamma = 0$ 에 구면 좌표계를 적용시켜 구면조화함수(spherical harmonics)로,

$$\gamma(r, \theta, \phi) = R \sum_{n=0}^{\infty} \sum_{m=0}^{\infty} \left(\frac{R}{r}\right)^{n+1} (a_n^m \cos m\phi + b_n^m \sin m\phi) P_n^m(\cos \theta) \quad (1)$$

와 같이 표시한다. 여기서 R 은 지구의 반지름(6371.2km)이고, γ 는 자기장의 스칼라 포텐셜, 그리고 a_n^m , b_n^m 의 상수들은 지상, 위성, 항공기, 선박 등에서의 관측에 의해 구한 것으로 지구의 자전, 공전 및 태양활동과 내부의 물리적 상태에 따라 변화되는 시간의 함수들로 표시된다.

인터넷 웹사이트(<http://nssdc.gsfc.nasa.gov/space/model/models/igrf.html>)에서 IGRF모델 프로그램들을 제공하고 있다. 그 프로그램들은 주로 FORTRAN 언어로 작성되었는데, NSSDC(National Space Science Data Center)와 NGDC(National Geophysical Data Center) 등에서 제공하고 있다. 자기장 값을 계산하고자 하는 위치의 지리(geodetic) 위도, 경도, 고도, 연도(decimal)를 입력하면 지구 자기장의 세기, 벡터 성분(B-abs, B-north, B-east, B-down, declination, inclination), 자기장의 최소값(B0), 쌍극자 모멘트(dipole moment), L 값이 제공된다. 표 1은 실제 KSR-3 발사 장소인 위도 36°N, 경도 126°E인 지점의 IGRF 자기장 값의 예를 나타낸다. 이 표에서 자기장의 세기(B)와 쌍극자 율(DIMO)의 단위는 나노 테슬라(nT)이고, DIP와 DEC는 각각, 도(degree)로 표시된 자기 경사각과 적위를 나타낸다.

IGRF가 한반도의 자기장 값을 정확하게 나타내고 있는지를 알아보기 위해 전파연구소에서 측정한 자료와 비교해 보았다. 같은 시간의 전파연구소 이천 분소의 측정값과 IGRF에서 얻은 값을 비교하여 표 2에 나타내었고, 오차는 측정 고도와 날씨 등을 감안할 때 큰 값이 아님을 알 수 있다.

4.3. 로켓의 위치 정보를 이용한 도식화(plotting)

IGRF 웹사이트에서 얻은 자료를 성분별로 도식화(plotting) 해 보았다. 그림 2는 두 지역의 자기장 자료를 각각 입력하여 그 차이를 3차원으로 비교하는 프로그램을 실행한 결과이다. 이 프로그램을 통해 기준 좌표 즉, IGRF 좌표에 대한 로켓의 비행 상태를 알 수 있다. 예를 들면 정상 궤도에서 얼마나 기울어져 있고, 벗어나 있는지를 이 그림을 통해 알 수 있다.

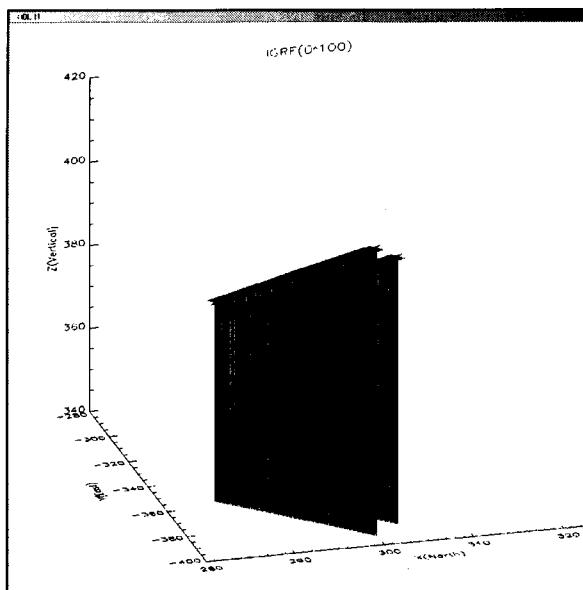


그림 2. 두 지역 좌표값의 3차원 plotting(단위는 nT).

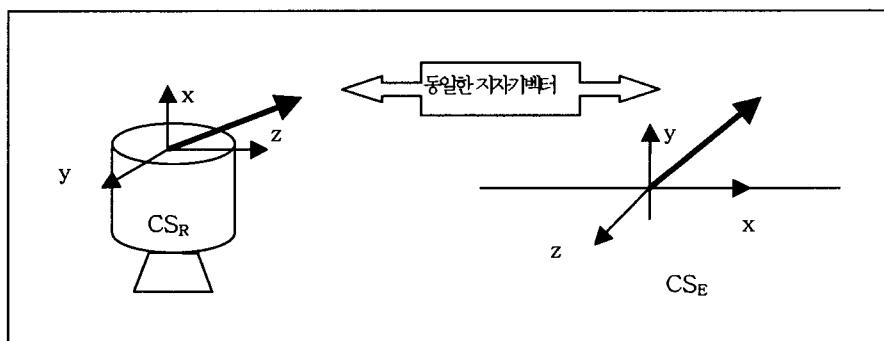


그림 3. 동일한 지자기 벡터.

5. MAG/AIM을 이용한 위치 정보 획득용 알고리즘 개발

5.1 로켓의 방향과 지자기 측정

그림 3은 서로 다른 두 좌표에서의 동일한 지자기벡터를 나타낸 것으로서 CSE는 World coordinate system, CSR는 Local coordinate system이라고 할 수 있는데, CS_E는 World coordinate system, CS_R는 Local coordinate system이라고 할 수 있는데, 그 이유는 CS_E를 기준으로 CS_R을 표현할 수

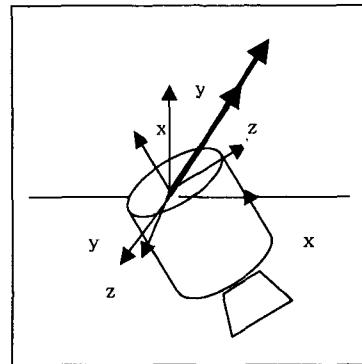


그림 4. 일치된 지자기 벡터.

있기 때문이다.

두 좌표간의 지자기 벡터를 x , y , z 축에 회전을 하면 일치시킬 수 있는데, 여기서 각 축에 대해 임의의 각만큼 회전한 변환 행렬을 구하면 지구 좌표계에 대한 로켓 좌표계의 변환 행렬이 되는 것이고, 곧 로켓의 방향을 구할 수 있다.

그림 3의 두 지자기 벡터를 그림 4와 같이 지구 CS_E 를 기준으로 일치시키면 로켓의 회전 방향을 구할 수 있다

5.2. 3차원상에서의 회전

3차원상에서 x , y , z 축에 대해 각각 회전하는 변환식을 유도한 후 x , y , z 축 순으로 회전한 회전 값을 구하면,

$$A_3(\gamma)A_2(\beta)A_3(\alpha) = \begin{pmatrix} \cos \beta \cos \gamma & \cos \alpha \sin \gamma + \sin \alpha \sin \beta \cos \gamma & \sin \alpha \sin \gamma - \cos \alpha \sin \beta \cos \gamma \\ -\cos \beta \sin \gamma & \cos \alpha \cos \gamma - \sin \alpha \sin \beta \sin \gamma & \sin \alpha \cos \gamma + \cos \alpha \sin \beta \sin \gamma \\ \sin \beta & -\sin \alpha \cos \beta & \cos \alpha \cos \beta \end{pmatrix} \quad (2)$$

와

$$\begin{pmatrix} I_x \\ I_y \\ I_z \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \cos \beta \cos \gamma & \cos \alpha \sin \gamma + \sin \alpha \sin \beta \cos \gamma & \sin \alpha \sin \gamma - \cos \alpha \sin \beta \cos \gamma \\ -\cos \beta \sin \gamma & \cos \alpha \cos \gamma - \sin \alpha \sin \beta \sin \gamma & \sin \alpha \cos \gamma + \cos \alpha \sin \beta \sin \gamma \\ \sin \beta & -\sin \alpha \cos \beta & \cos \alpha \cos \beta \end{pmatrix} \begin{pmatrix} -R_x \\ R_y \\ R_z \end{pmatrix} \quad (3)$$

으로 표현할 수 있는데, 여기서 I 는 IGRF에서 얻은 자료이고, R 은 로켓의 자력계에서 측정된 자료이다.

5.3. 자료 처리

로켓에서 측정된 자력계의 자료는 디지털 시스템을 지나 AIM은 초당 약 800개의 3축 자료가 나오고, SIM은 초당 약 600개의 3축 자료가 나온다. 알고자 하는 값은 x , y , z 각 축에 대한 회전 값을 므로 미지수가 3개만 필요하지만 하나의 자력계에서 얻은 자료의 수는 미지수에 비해 많다. 따라서 자료를 처리할 때 최소자승법을 사용하였다. 연속해서 나오는 자료에서 time average를 정해 일정한 간격으로 자료를 나누어 준 후 즉, 일정한 시간단위로 자료를 구분한 후 이렇게 구분된 자료를 최소

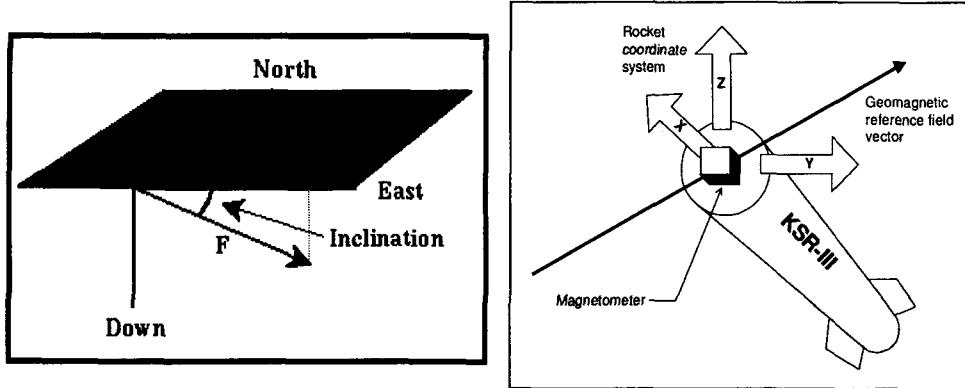


그림 5. IGRF의 좌표축과 로켓에서의 좌표축(김효민 2001).

자승법을 이용하여 정규 방정식을 구한 다음 그 방정식에서 3원 3차 비선형 연립방정식을 구한다. Time average를 정하는 기준은 로켓의 속도로서 이는 로켓의 속도에 따라 상승고도가 달라지고 고도에 따라 $I_{x1}, I_{x2}, I_{x3}, \dots$ 로 참값이 달라지기 때문이다.

자료 처리의 원리는 회전 행렬의 값과 로켓의 자력계에서 측정된 값을 계산하여 IGRF와 비교하는 것이다. 즉,

$$I = MR \quad (4)$$

$$\begin{pmatrix} I_{zi} \\ I_{yi} \\ I_{xi} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} a_{11} & a_{12} & a_{13} \\ a_{21} & a_{22} & a_3 \\ a_{31} & a_{32} & a_{33} \end{pmatrix} \begin{pmatrix} -R_{xi} \\ R_{yi} \\ R_{zi} \end{pmatrix} \quad (5)$$

으로 표현된 변환방정식을 이용한다. 이 때, 그림 5에서 보인 바와 같이 IGRF에서의 좌표축은 북쪽이 x 방향, 동쪽이 y 방향, 그리고 지구 중심 쪽이 z 방향이나 KSR-3 로켓에서는 로켓 기축 방향이 x 축, 노즈 페어링이 일어나는 단면에 수직한 축이 y 축, 그리고 z 축은 그의 우수계(right hand system)로 정의된다. 따라서 IGRF의 x, y, z 방향과 로켓의 x, y, z 방향이 다르므로 보정을 해주어야 한다. 자료 처리의 행렬식에서 IGRF 성분 값은 x 값과 z 값이 바뀌고 로켓에서 측정된 값에서는 x 값이 음수가 된다. 이러한 원리로 지정한 time average 만큼의 자료를 행렬식에 넣어 정규 방정식을 구한다.

5.4. 발사지점과 낙하지점과의 차이

로켓은 위도 36°N , 경도 126°E 인 지점에서 발사하게 된다. 발사 후 포물선 궤적으로 운동하다 잠시 후 발사 지점으로부터 북위 220° 방향의 약 80km 떨어진 지점에 낙하하게 된다. 그림 6를 보면 A는 발사지점이고 B는 낙하지점이다. 각 WAB는 $270^{\circ} - 220^{\circ} = 50^{\circ}$ 로 나타낼 수 있다. 구면 삼각법(Roy & Clarke 1991)을 이용해 낙하지점의 위치를 구하고 발사지점과의 자기장 성분 값들의 차이를 알아보았다.

구면 삼각법을 이용해 알아본 결과 A지점과 B지점과의 차이는 아주 미세하기 때문에 처음 발사 지점의 벡터 값을 그대로 적용하였다.

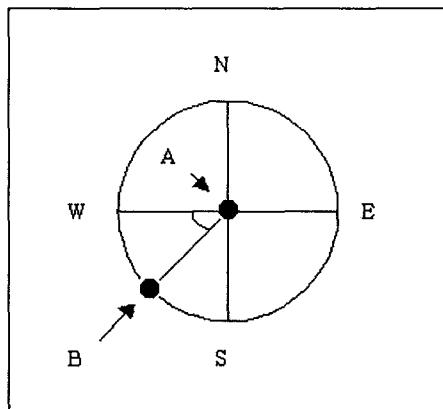


그림 6. 발사지점과 낙하지점의 위치 차이.

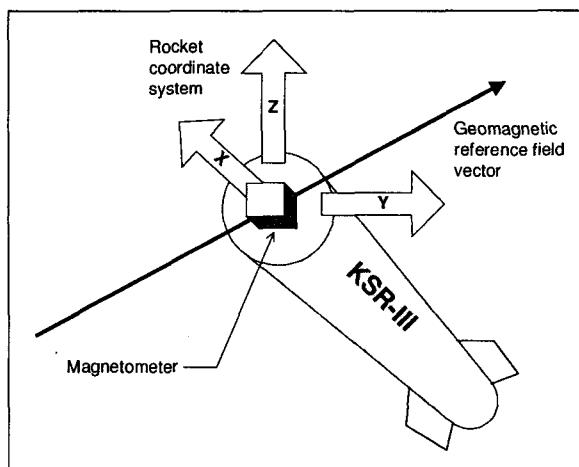


그림 7. 로켓의 RPY(Roll, Pitch, Yaw).

표 3. 기체축과 회전운동의 명칭.

구분	명칭 및 기호	세로축	가로축	수직축
회전운동	기호부호 명칭	X앞방향: + roll	Y오른쪽방향: + pitch	Z아랫방향: + Yaw

5.5. 로켓의 RPY(Roll, Pitch, Yaw) 회전값

비행체가 궤도 안에서 움직이는 것과 같이 지구와 상대적인 방향을 유지하는 좌표계가 정의되었다. 이러한 좌표들은 RPY로 알려져 있다. 이 시스템에서 쓰이는 기체축과 회전 운동의 명칭이 표 3에 그리고, KSR-3 로켓에서의 RPY 축을 그림 7에 나타내었다. 본 연구에서 RPY는 KSR-3 로켓

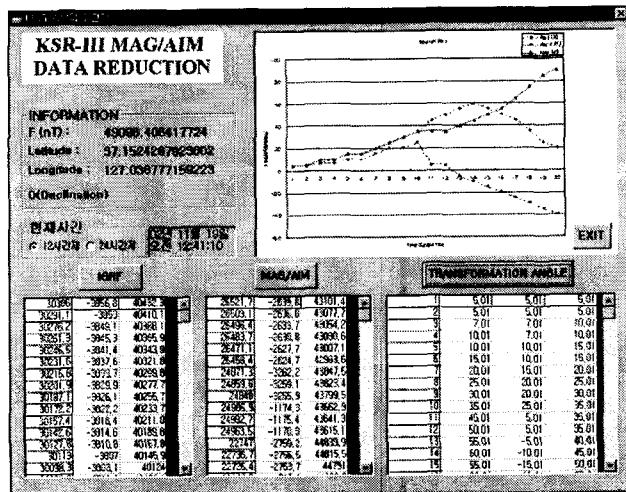


그림 8. 로켓의 회전각을 구하는 프로그램의 실행 예.

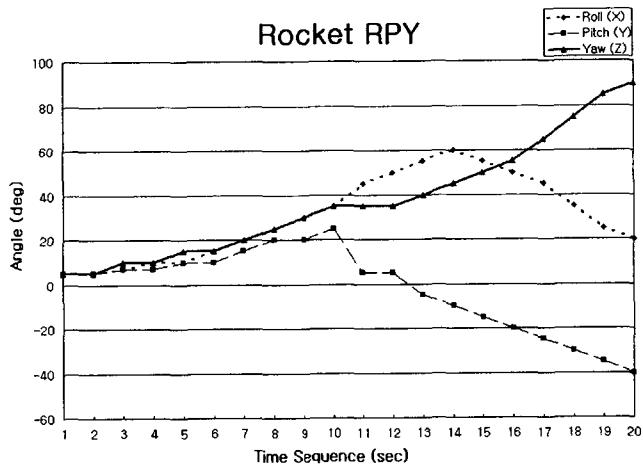


그림 9. 고도에 따른 로켓의 RPY.

의 XYZ 좌표에 맞게 설정하였다. roll 축은 로켓의 세로축, 즉 X 방향이고, pitch 축은 로켓의 Y축, 그리고 yaw 축은 나머지 두 축에 수직인 방향이며 이 세 개의 축들은 각각 벡터 형태로 $\hat{R} = \hat{P} \times \hat{Y}$ 관계가 있다. 그러므로 로켓의 궤도에서 roll 축은 속도방향으로 즉, 로켓의 진행방향을 가리킨다. RPY($\zeta_r, \zeta_p, \zeta_y$)축은 각 축에 대해 오른손 법칙에 근거한다. RPY 시스템은 지구 중심 좌표 우주선에서 가장 많이 쓰인다(Wertz 1978).

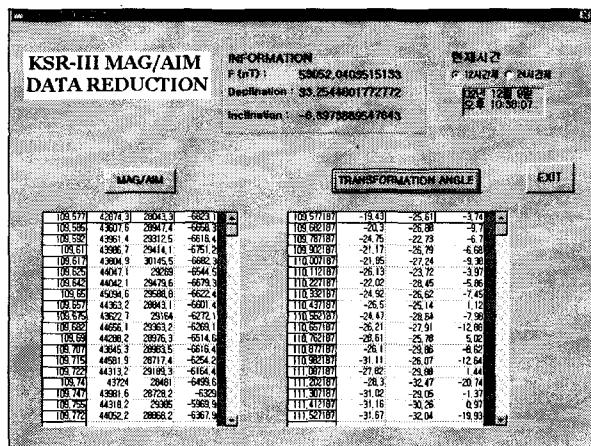


그림 10. 시간에 따른 로켓의 회전 각 구하기(프로그램 2의 실행 예).

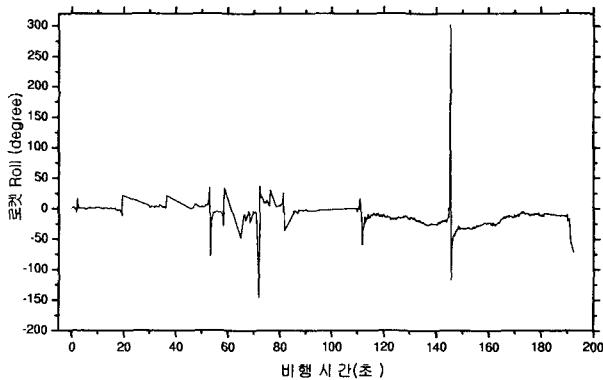


그림 11. 시간에 따른 로켓의 Roll값 변이(프로그램 2의 결과).

6. 프로그램 개발과 실행

앞에서 언급한 이론을 바탕으로 회전 각을 구하는 두 개의 프로그램을 개발 하였다. 자력계에서 측정된 원시자료는 디지털 처리부에서 각 성분별로 계산되고, 그 자료를 프로그램에 넣어 실행시키는 것이다. 첫 번째 프로그램에서는 IGRF에서 얻은 벡터 값에 임의의 회전 값을 주어 회전 후의 자료로 변형하였고, 이 자료를 가지고 실험을 해보았다. 그림 8은 프로그램 1의 실행 예를 보인 것이고, 그림 9는 실행 결과로 나온 회전 각을 로켓의 RPY로 나타낸 것으로, 그림 8의 실행 창에서 보인 그림을 확대해 보인 것이다.

두 번째 프로그램은 KSR-3에서 측정된 실제 자료를 가지고 시간에 따른 로켓의 회전값을 알아보았다. 그림 10은 두 번째 프로그램의 실행 예이다.

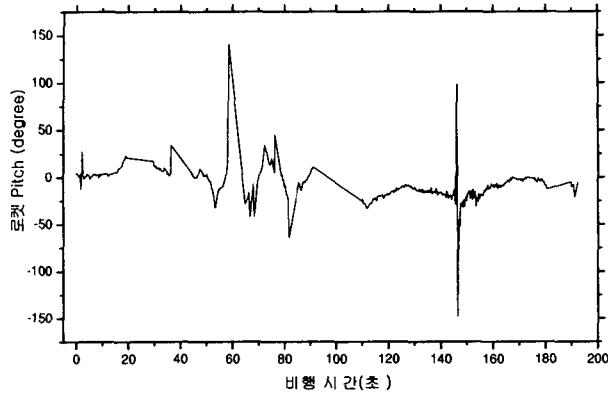


그림 12. 시간에 따른 로켓의 Pitch값 변이(프로그램 2의 결과).

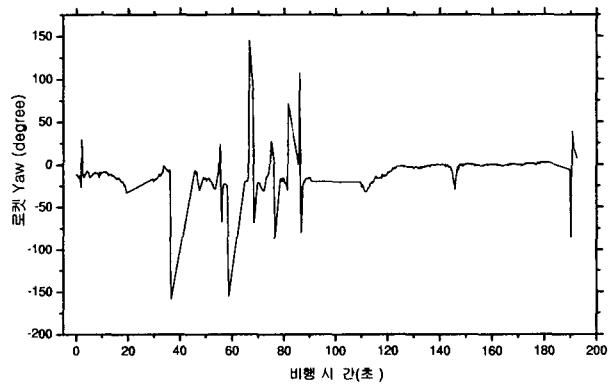


그림 13. 시간에 따른 로켓의 Yaw값 변이(프로그램 2의 결과).

첫 번째 프로그램에서는 IGRF를 임의로 회전한 자료로 실행하였을 때는 정상적인 실행 결과가 나왔지만, 실제 KSR-III의 자료를 넣었을 때는 계속적인 오버플로우(overflow)발생으로 정상적인 결과를 얻을 수 없었다. 이는 실제 로켓에서 획득한 자기장 값이 IGRF 값을 이용한 예상 치와의 많은 차이를 보였는데 이를 감안하지 않은 알고리즘을 바탕으로 프로그래밍한 결과로 예측된다.

두 번째 프로그램을 실행한 결과를 그림 11, 12, 13에 나타내었다. 이 그림들은 5.5절에서 언급한 RPY를 바탕으로 각 회전 축의 각을 정리하여 실행한 결과를 보인 것이다. 여기서 Roll은 x축이고, Pitch는 y축, 그리고 Yaw는 z축을 나타낸다.

그림 14는 실제로 KSR-III 로켓이 비행한 정보로 항공우주연구원에서 측정된 것이다. 자력계에서 측정된 자료와 비교했을 때 로켓이 롤(roll)축을 제어하는 시간대와 MAG/AIM에서 측정된 신호가 비슷한 것을 알 수 있다. 또한, x와 y 그리고 z값을 식 (6)으로 계산하면 IGRF에 나온 다른 성

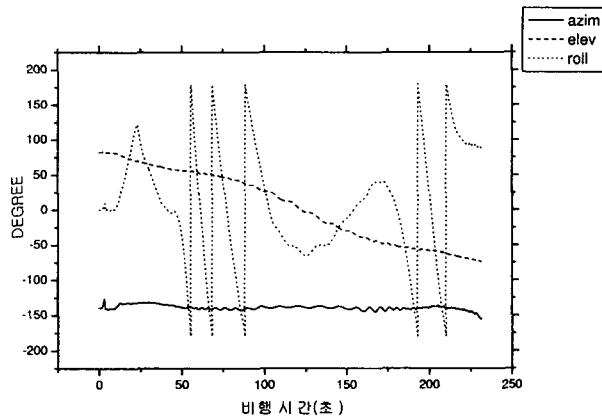


그림 14. KSR-III의 비행 자료(항공우주연구원 제공).

분 값들 즉, Declination과 Inclination도 알 수 있는데, 이 값들은

$$D = \tan^{-1} \left(\frac{Y}{X} \right) \quad I = \tan^{-1} \left(\frac{Z}{H} \right) \quad H = \sqrt{(X^2 + Y^2)} \quad (6)$$

으로 구한다.

7. 분석 및 토의

자력계는 지구 주변의 환경을 연구하는 우주 과학 분야 관점에서는 간단하면서도 많은 정보를 줄 수 있는 효율적인 실험 장치이다. 이 장치는 이제까지의 많은 인공 위성과 로켓 시스템에서 기본적으로 지구 자기장을 측정한다는 목적 외에 자기장의 방향 성분 측정을 통한 비행체의 자세 제어에 많이 이용되고 있다. 또한 자력계는 다른 측정기기와는 달리 측정 조건이 까다롭지 않다. 로켓의 도달 높이와 무관하고, 즉 일정 높이가 아니어도 괜찮다는 뜻이다. 그리고 노즈콘(nose-cone) 분리가 되지 않아도 측정이 가능하다. 따라서 인공 위성이나 로켓에의 자력계 탑재는 순수 과학적 목적의 지구 주변 환경 연구는 물론 비행체의 자세 제어를 위한 역학적인 조사를 수행하는데 기본적인 수단을 제공한다는 점에서 연구 및 개발 의의는 크다고 하겠다.

본 연구에서는 IGRF와의 비교를 통해 자력계가 탑재되어 있는 로켓의 위치 정보를 획득할 계획이었으나, KSR-III 발사장 여건의 제약으로 인하여 로켓 발사 이전에 로켓에 탑재된 MAG/AIM의 calibration을 실시하지 못하였다. 자력계의 발사 전 calibration은 로켓 몸체와 탑재 마운트로 인해 왜곡된 자기장 값을 계산하는데 필수적인 요소이다. 이런 이유로 본 연구에서 목격했던 IGRF와의 비교를 통한 로켓의 비행 정보 획득은 이루어 지지 않았다. KSR-III의 실험적인 성격상 봄(boom)을 설치하지는 못하였으나 정확한 비행 정보 획득을 위해서는 로켓에 봄을 설치하여 자력계를 탑재하거나, 로켓과 마운트의 실제 자기장 값을 미리 촘촘히 측정하여 3차원 격자로 자기장 값을 구해 놓은 후 자료 처리시 이 값을 없애주어야 한다.

현재 지구 자기장 값이 공개 되어 있는 웹사이트에선 실시간으로 자기장의 각 성분 값을 알 수

있다. 알고자 하는 지역의 위치 값과 시간을 입력 하여 자료를 얻은 후 필요한 값만을 정리하여 프로그램에 넣어준다. 프로그램을 실행하여 비행체의 위치 정보를 알게 되는 것인데, 본 연구는 약 5분간의 비행 시간동안의 자료만 필요하므로 자료의 양이 많은 편은 아니다. 그러나 실제로 로켓의 자세 제어에 자력계가 쓰인다면 자료의 양은 매우 많고, 장소와 시간에 대해 계속 변화할 것이다. 이렇게 되면 자료 처리 속도에 많은 문제가 생기게 되고, 오차 값이 계속 커지므로 정확한 자세 제어가 어렵게 된다. 이러한 문제점을 해결하기 위하여 프로그래밍 언어의 적절한 선택이 필요하다. 더 나아가 실시간 자료 처리를 위해 ORACLE, SQL(Structured Query Language) 등을 사용하여 DB(Data Base)를 구축 및 운영할 계획이다. 자료 베이스 개발 시 이미 웹사이트에 나와있는 자기장의 자료 값을 들을 위치와 시간과 같은 입력 값의 조건에 따른 출력 값을 얻기 위해 ASP, JSP, PHP 등의 언어를 사용하여 웹으로 표시할 계획이다.

참고문헌

- 김효민 2001, 석사학위논문, 경희대학교
이현우, 김병진, 박동조 1996, 우주과학회지, 13, S67
최규홍 1997, 천체역학 (서울: 대우학술총서), pp.113-277
DGRF/IGRF Geomagnetic Field Model <http://nssdc.gsfc.nasa.gov/space/model/models/igrf.html>
IAGA Working Group V8 2000, <http://www.ngdc.noaa.gov/seg/IAGA/wg8/igrfhw.html>,
Roy, A. E. & Clarke, D. 1991, Astronomy: Principles and Practice, Adam Hilger, Bristol (New York: IOP Publishing Ltd), p.40
Wertz, J. R. 1978, Spacecraft Attitude Determination and Control (Dordrecht: Kluwer Academic Publishers), pp.113-120