

## MAGNETOMETER 측정자료와 지구자기장을 이용한 소형 인공위성의 자세 결정<sup>1</sup>

석재호<sup>2</sup>, 최규홍  
연세대학교 천문대기과학과

### ATTITUDE DETERMINATION OF MICRO-SATELLITE USING GEOMAGNETISM AND MAGNETOMETER DATA<sup>1</sup>

Jae-Ho Seok<sup>2</sup> and Kyu-Hong Choi  
Department of Astronomy and atmospheric science, Yonsei University  
Seoul 120-749, Korea

(Received November 28, 1992; Accepted December 20, 1992)

#### ABSTRACT

Geomagnetic data from 3-axis magnetometer and the IGRF model (tilted -eccentric dipole model) were used to determine the attitude of a satellite. We compared the values of the geomagnetic model with the magnetometer data and two attitude angles, called  $\alpha$ -angle and  $\beta$ -angle respectively, were calculated. From these angles we calculated simple bounds,  $\gamma_1$  and  $\gamma_2$ , on the true attitude angle  $\gamma$ , which is used to determine attitude, between the z-axis and the local vertical. And then we investigated conditions of attitudes of UoSAT-11, 14, 22.

#### 요 약

인공위성의 자세결정을 위해 3축 magnetometer에 의해 측정된 지구 자기장의 자료와 IGRF 모델(tilted-eccentric dipole 모델)을 사용하였다. 지구자기장 모델의 값들을 계산하여 magnetometer 측정자료들과 비교해 보았고 이것으로부터 두 자세각  $\alpha$  각과  $\beta$  들을 구하였다. 이 두 각들을 이용하여 자세결정에 사용되는 z 축과 자기장의 수직성분 사이의 실 자세각  $\gamma$  에 대한 bound  $\gamma_1$  과  $\gamma_2$  를 계산하여 UoSAT-11, 14, 22의 자세 상태를 알아 보았다.

<sup>1</sup>이 연구는 한국과학재단 ERC 인 KAIST 인공위성 연구센터의 연구비로 수행된 것임.

<sup>2</sup>현재주소: 430-082 경기도 안양시 전파연구소 전파과

## 1. 서 론

인공위성의 자세결정 장치로는 일반적으로 sun sensor, horizon sensor, star sensor, gyroscope, magnetometer 등을 사용하고 있다. 이러한 장비들 중에 magnetometer는 다른 장비들에 비해 가볍고, 전력 소모량이 적고, 광범위한 온도범위에서 작동하며, 움직이는 부분이 없다는 장점으로 인해 널리 사용되고 있다(Blaylock 1978). 자세결정은 위성 발사 초기의 tumbling 운동을 제어하기 위해서나 그 이후의 gravity gradient boom 전개 후의 영구적인 자세제어를 위해, 그리고 지상관제소에서 내려진 임무수행을 위한 자세제어를 하기 위해 앞서 수행되어야 한다. 이것을 위해 인공위성에 장착된 magnetometer에 의해 측정된 지구자기장 성분들과 같은 시각, 같은 위치에서의 IGRF (International Geomagnetic Reference Field) 계수들을 이용하여 계산한 지구자기장 모델의 각 성분값들을 구해야 한다. 이 두가지의 값들을 비교하여 자세의 상태를 알아볼 수 있고, 또한 자세각과 bound를 알아내어 자세제어를 하기 위한 직접적인 근거로 사용할 수 있게 된다.

Hogart와 Wright(1987)에 의하면 이 방법을 사용할 경우 위성의 pointing accuracy는  $1^\circ$  이내로 정밀도를 높일 수 있을 것으로 기대하고 있다.

## 2. 지구 자기장 model

### 2.1 IGRF 계수와 DGRF 계수

지구 바깥에 연장된 자력선의 모양이나, 지자기 공역점같이 지구 전자 현상을 이해하는데의 기초가 되는 것들도 결정방법을 달리한 계수들을 이용하면 저마다 각기 다르게 되어 복잡해진다. 상호 공통의 가우스 계수, 결국 통일적인 지구자장 모델을 사용하려는 취지에서 1965년에 자장에 관한 국제 표준 지구자장(IGRF)이 채택되었다. IGRF는 주 자장 계수와 영년변화 계수등으로 되어 있다.

어떤 연대  $t$ 에서의 계수는,  $t_0$ 의 1차식으로 다음과 같이 나타낼 수 있으며,

$$g_n^m(t) = g_n^m(t_0) + \dot{g}_n^m(t_0)(t - t_0) \quad (1)$$

기준으로 했던 연대  $t_0$ 에서의 계수를 기초로 해서 구한다. 여기서  $\dot{g}_n$ 은 영년변화 계수이고,  $m$ (order)과  $n$ (degree)은 구면조화 계수이다. 최근 영년 변화항을 포함한 모델 IGRF 1985.0이 결정되었다. 계수로는  $n = m = 10$  정도 까지를 사용한다. 최근에 데이터가 빠짐없이 다 나오는 곳에서 자장모델을 규정하여 이른바 표준 자기장 결정판이라고 말할 수 있는 확정 국제표준 지구 자기장(DGRF)을 만들고 전에 만들었던 IGRF 모델을 바꿔놓고 있다. 결국 IGRF는 잠정적 자장모델이고 DGRF가 최종모델이 되게 되었다.

현재 DGRF 1985.0나 그 이후의 확정 국제 표준 지구 자기장이 만들어 지지 않았으므로 이 논문에서는 이과년표(1991)를 이용하여 IGRF 1985.0을 1990.0년과 1991.0년 값들로 보정하여 사용하였다.

## 2.2 지구자기장 모델

### 2.2.1 Tilted-eccentric magnetic dipole model

지구 자기장 중심이 지구의 측지학적 중심(geometric center)에서 벗어나 있다. Epoch가 1960.0일 때 지구 자전축으로부터 이심쌍극(eccentric dipole)의 중심이 지구중심 좌표계에서 X축방향으로 -361 km, Y방향으로 +211 km, Z방향으로 +128 km, 따라서 r방향으로는 +437 km 정도 벗어나 있음이 밝혀 졌다 (Fishell 1974).

이 모델에서의 자기장 성분들은 2-2절에 설명되어 있는 구면조화계수 전개방법으로 알아낼 수 있다. 여기서 사용되는 IGRF계수들은  $n = 2, m = 2$  까지인데  $n = 2$ 는 quadrupole 이므로 이 모델을 quadrupole 모델이라고도 한다. 본 연구에서는 여러 모델들의 비교분석 결과 OBC(On Board Computer)상에서의 계산 시간의 문제와 정확도를 고려할 때 이 모델이 가장 적합한 것으로 판단, 아래의 모든 계산에 사용하였다.

### 2.2.2 구면조화계수 전개

이 전개 방법은 지구자기장을 표현하는데 있어서 위의 모델보다도 더 정확한 것이다. 일반적으로 지구 반경의 5배의 거리 이내에서의 자기장은 구면조화계수를 이용하여 근사적으로 계산된다 (Fishell 1974).

여기서 지구 자기장의 potential은 다음과 같이 표현된다

$$V(r, \theta, \lambda) = R_e \sum_{n=1}^k \sum_{m=0}^n \left[ \frac{R_e}{r} \right]^{n+1} [g_n^m \cos m\lambda + h_n^m \sin m\lambda] P_n^m(\theta) \quad (2)$$

여기서  $R_e$ 는 평균 지구반경으로 국제 표준지구자장(IGRF)에 대해서 6371.2 km를 사용하고 (Plett 1978),  $g_n^m$ 와  $h_n^m$ 는 구면조화계수(IGRF계수)들이다. 여기서  $P_n^m(\theta)$ 는 Schmidt normalization 된 구면 조화함수로서 associated Legendre polynomial 이다.

지구자기장 성분에 대한 크기는 다음과 같다.

$$B_\theta = -\frac{1}{r} \frac{\partial V}{\partial \theta} = -\sum_{n=1}^k \sum_{m=0}^n \left[ \frac{R_e}{r} \right]^{n+2} [g^{n,m} \cos m\lambda + h^{n,m} \sin m\lambda] \frac{\partial P^{n,m}(\theta)}{\partial \theta} \quad (3)$$

$$B_\lambda = -\frac{1}{r \sin \theta} \frac{\partial V}{\partial \lambda} = \frac{-1}{\sin \theta} \sum_{n=1}^k \sum_{m=0}^n \left[ \frac{R_e}{r} \right]^{n+2} [g^{n,m} \cos m\lambda + h^{n,m} \sin m\lambda] P^{n,m}(\theta) \quad (4)$$

$$B_r = -\frac{\partial V}{\partial r} \sum_{n=1}^k \sum_{m=0}^n \left[ \frac{R_e}{r} \right]^{n+2} (n-1)[g^{n,m} \cos m\lambda + h^{n,m} \sin m\lambda] P^{n,m}(\theta) \quad (5)$$

여기서

$$\begin{aligned} \cos m\lambda &= \cos((m-1)\lambda + \lambda) \\ &= \cos((m-1)\lambda) \cos \lambda - \sin \lambda \sin((m-1)\lambda) \end{aligned} \quad (6)$$

의 관계를 이용하면 계산에 소모되는 시간을 줄일 수 있다. 지구 자기장의 완전한 기술을 위해서  $n$ 과  $m$ 은  $\infty$ 로 전개해야 하나 실제로는 8~10 정도까지만 사용한다.  $n = 2, 3, 4, \dots$  일 때 자기장의 세기는 각각  $r^{-4}, r^{-5}, r^{-6} \dots$ 의 비례관계를 갖는다 (Dessler 1965).

지구 자기장의 각 성분들은 일반적으로  $X$ (북쪽방향),  $Y$ (동쪽방향),  $Z$ (천정방향)의 세 성분들로 표현되며 지구가 완전 구형이 아니라 찌그러진 타원체이므로 다음과 같이 측지학적으로 보정을 할 수 있다.

$$X = -B_{\theta} \cos \varepsilon - B_r \sin \varepsilon \quad (7)$$

$$Y = B_{\lambda} \quad (8)$$

$$Z = B_{\theta} \sin \varepsilon - B_r \cos \varepsilon \quad (9)$$

여기서,  $\varepsilon = \theta' - \delta < 0.2^\circ$  로서  $\theta'$ 는 측지위도이고  $\delta = 90^\circ - \theta$ 이다.

### 3. 자세결정

#### 3.1 자세결정의 방법

자세결정은 측정을 통해 실제 위성체의 자세를 평가해 나가는 일련의 과정을 말하며 두가지의 넓은 범주로 나눌 수 있다. 첫째는 단축 자세결정(single-axis attitude determination)으로 공간에서 단일 위성체의 축의 방향을 알아 내는 방법이다.

Magnetometer의 측정자료로부터 얻을 수 있는 자세에 관한 정보는 인공위성의 각 축에 대한 회전주기와 위성의  $z$ 축이 지구 중심방향과 이루는 각도이다. 실제 상황에서는 다음의 두 각을 정의하여 사용하게 된다. 그 중 하나는  $\alpha$ 각으로서 인공위성의 궤도요소들과 궤도상에서의 위치를 안다면 앞서 설명한 지구자기장 모델을 이용하여 계산이 가능하다.

여기서 자기장의 좌표계는 기준좌표계에서 정의되는  $(B_{x_0}, B_{y_0}, B_{z_0})$ 이고, 다음과 같이 transverse 성분을 구할 수 있다.

$$B_{t_0} = (B_{y_0}^2 + B_{x_0}^2)^{1/2} \quad (10)$$

이 성분으로부터 그림 1의 (a)에서와 같이  $B_{t_0} - B_{z_0}$  평면상에서  $\alpha$ 각을 구할 수 있다.

또 하나의 각  $\beta$ 는 magnetometer 측정자료를 사용해 구할 수 있다. 각 축의 측정 값이 위성체의 좌표계에서  $(B_x, B_y, B_z)$  일때 transverse 성분은 다음과 같이 계산된다.

$$B_t = (B_y^2 + B_x^2)^{1/2} \quad (11)$$

이것으로부터 그림 1의 (b)에서와 같이  $B_t - B_z$  평면상에서  $\beta$ 각을 구할 수 있다. 이 두 각들은 양의 값을 가지며  $0^\circ \sim 180^\circ$ 의 영역내에서 정의된다. 인공위성이 이상적으로 정렬되어 있다면 그림 1의 (a)와 (b)는 일치할 것이다.

이 두 각들을 이용하여 실제 자세각인  $\gamma$ 에 대한 bound  $\gamma_1$ 과  $\gamma_2$ 를 결정할 수 있다.  $\gamma_1$ 과  $\gamma_2$ 는 위성체의  $z$ 축과 local  $z_0$ 축 사이의 각들로 다음과 같이 정의할 수 있다.

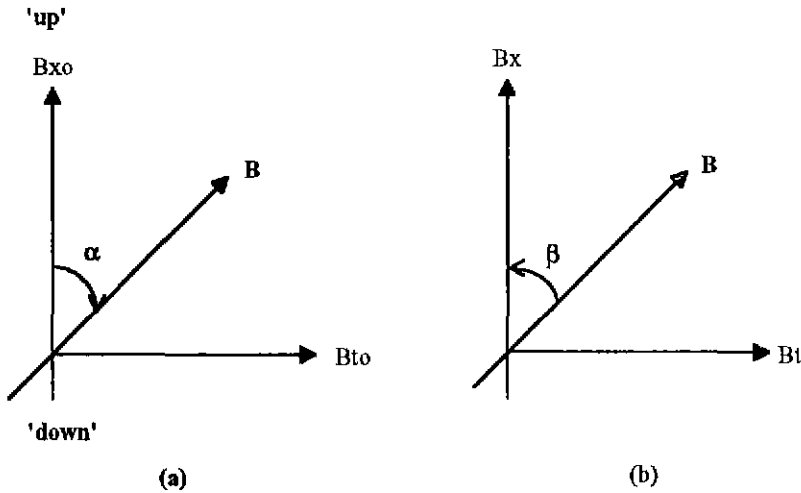


그림 1.  $\alpha$  각과  $\beta$  각의 정의. (a)의  $\alpha$  각은 지구 자기장모델로부터 계산되며, (b)의  $\beta$  각은 magnetometer 측정값으로부터 계산된다.

$$\gamma_1 = |\alpha - \beta| \tag{12}$$

$$\gamma_2 = |(\alpha + \beta + 180^\circ) \bmod 360^\circ - 180^\circ| \tag{13}$$

$\gamma_2$ 의 경우  $\alpha$  각과  $\beta$  각의 합이  $180^\circ$  이하이면 그 합이  $\gamma_2$ 의 값이 되며, 두 각의 합이  $180^\circ$  이상인 경우에는  $360^\circ$ 에서 합을 뺀 나머지 값이 된다. 이 두 bound들은  $\alpha$  각과  $\beta$  각이  $0^\circ$  근처와  $180^\circ$  근처, 즉, 자기극 근처가 되면 서로 가까워지게 된다. 따라서 인공위성이 자기극을 지날 때 마다 정확한 자세결정을 할 수 있다. 그러나 magnetometer가 이상적이고, 미리 알고 있는 지구자기장 성분들의 새기가 정확하다 하더라도, 인공위성의 자세를 짧은 순간의 측정으로 결정할 수 있는 것은 아니므로 지속적이고 반복적인 측정과 결정이 뒤 따라야 한다.

### 3.2 자세각과 bound의 결정

자세각  $\alpha$  와  $\beta$ , 그리고 bound  $\gamma_1$  과  $\gamma_2$  는 위의 1절에서 설명한 바와 같이 계산되는데 여기서 는 그 계산결과를 분석해 보고자 한다. 앞서 설명한 것과 같이  $\alpha$  각은 지구자기장 B와 지구자기장 모델값의  $z_0$  축의 성분  $B_{z_0}$ 가 이루는 각이고,  $\beta$  각은 B와 magnetometer에 의해 측정된 위성체의  $z$ 축의 성분  $B_z$ 가 이루는 각이다.

그림 2와 3은 1990년 8월 30일  $0^h$  부터  $1^h 10^m$ 까지 측정된 UoSAT-11의 magnetometer 측정 자료를 이용하여 구해 본 것이다. 그림 2는  $\alpha$  와  $\beta$  각을 인공위성의 측정시간대에서 도표로 나타내어 본 것이다. 실선은  $\alpha$  각, 연속된 점은  $\beta$  각을 각각 나타낸다.  $\alpha$  각은 지구자기장의 모델에 대한 값이므로 자기극에서 이상적인 값인  $0^\circ$  와  $180^\circ$  에 근사된 값들을 보이고 있고,  $\beta$  각은 자기

북극에서 자기남극으로 가는 동안에는 B에 대해 많이 기울어져 있음을 알 수 있고 자기남극에서는 자세가 심하게 흔들리고 있음을 알 수 있다.  $\alpha$  각의 변화양상에 작은 폭의 진동을 볼 수 있는데, 이것은 지구자기장 모델이 sine과 cosine 함수이고 지구 자기장 새기들은 아주 짧은 시간간격(약 0.8초)으로 계산되기 때문에 생기는 것이다.  $\beta$  각의 graph는 scatter가 몇몇 시간대에서 발생함을 알 수 있는데, 이것은 magnetometer 측정시 자세제어를 위한 magnetoquer의 전류의 순간적인 급증에 의해 위성체 자체 자기장 새기가 증가하여, 지구 자기장 새기의 성분들이 상호작용에 의해 일시적으로 증감했기 때문이다.

그림 3은 위의  $\alpha$ 와  $\beta$ 각을 이용하여 식 (12)와 (13)에 의해 계산된 bound  $\gamma_1$  과  $\gamma_2$  를 도표로 나타내 본 것이다. 여기서 점선은  $\gamma_1$  이고, 실선은  $\gamma_2$  를 나타낸다.

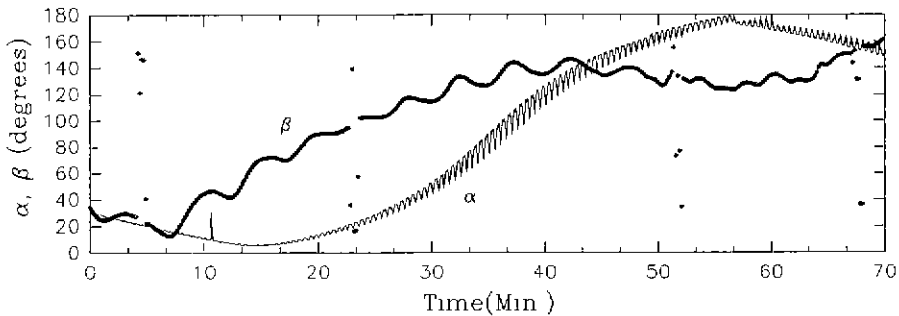


그림 2. UoSAT-11의  $\alpha$  각과  $\beta$  각의 변화.

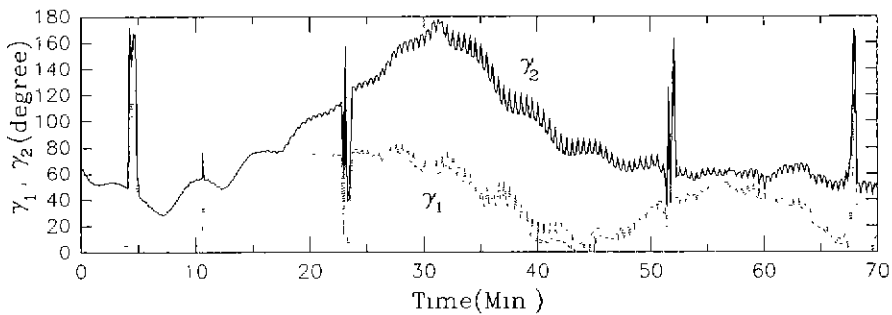


그림 3. UoSAT-11의  $\gamma_1$  과  $\gamma_2$  의 변화.

$\gamma_1$  과  $\gamma_2$  는 이론적으로 인공위성이 자기극을 통과할때 자세가 안정되어 있다면 최대값과 최소값의 차, 즉, 진폭이  $\gamma_1$  인 경우 그림 3에 보인 바와 같이 각 시간대에서  $0^\circ$  의 값들을 갖는 직선으로 나타나야 하고  $\gamma_2$  인 경우  $0^\circ$  에서  $180^\circ$  로 sinusoidal하게 변화하는 양상을 보인다. 그렇지 못한 경우에는  $\gamma_1$  의 경우 진폭이 커지고  $\gamma_2$  의 경우 진폭이 줄어들게 되어 두 값의 최대 차이가 줄어들게 된다. 이 사실로 미루어 볼 때 이 당시 UoSAT-11의 자세는 좋지 못한 것임을 알 수 있다.

그림 4와 5는 1990년 8월 30일 세계시로  $3^h40^m48^s$  에서  $7^h4^m8^s$  까지의 UoSAT-14의 측정자료를 이용해서 자세각  $\alpha, \beta$ 와 bounds  $\gamma_1, \gamma_2$ 를 구해 각각 비교해 본 것이다. 전체적으로 자세가 상당히 안정되어 있음을 알 수 있다.

최대값 즉, 남극 근처에서의 찌그러진 양상과 지구자기장 모델값에서 벗어나는 값들은 위성자체의 자기장 발생에 의한 자세의 변화로 설명할 수 있다. 그러나 이러한 지구자기장과 위성자체의 자기장에 의한 지구자기장 새기의 증감효과를 고려한다면 실제 얻을 수 있는 값으로 볼 때 상당히 훌륭한 자세결정과 제어의 결과로 해석할 수 있다.

그림 6과 7은 1991년 8월 12일 세계시로  $5^h7^m2^s$  에서  $6^h45^m0^s$  까지 UoSAT-22의 측정자료를 이용해서 자세각  $\alpha, \beta$ 와 bound  $\gamma_1, \gamma_2$ 를 구해 각각 비교해 본 것이다. 실제 측정값들로서는 상당히 이상적인 자세결정 결과를 보여주고 있다.

그림 6에서 자세각  $\alpha, \beta$ 의 변화양상을 보면 모델값과 측정값이 거의 일치하는 시간대에서는 잘 일치함을 알 수 있다. 그림 7에서 bound  $\gamma_1$ 의 변화 양상은  $\alpha$  각과  $\beta$  각이 잘 일치하는 시간대에 거의 0이 됨을 알 수 있다.

실제 이러한 bound의 변화를 지속적으로 관측하므로써 자세제어와 병행하여 훌륭한 자세결정을 할 수 있게 된다.

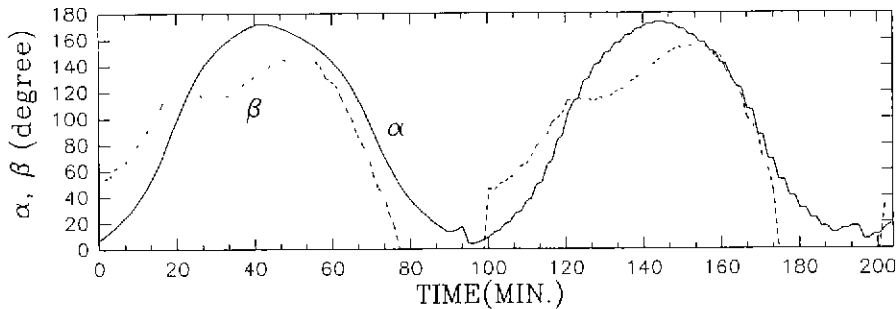


그림 4. UoSAT-14의  $\alpha$  각과  $\beta$  각의 변화.

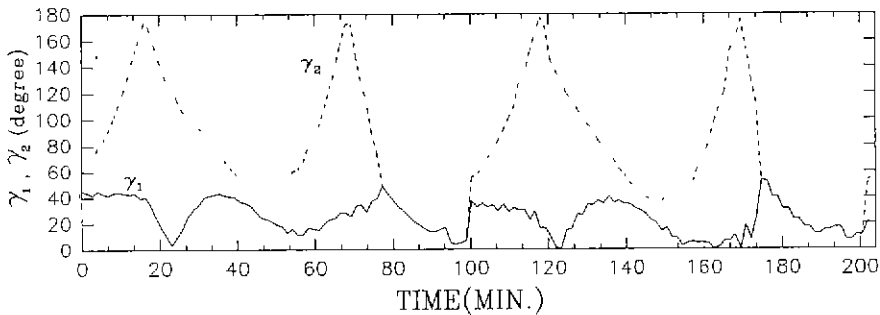


그림 5. UoSAT-14의  $\gamma_1$  과  $\gamma_2$  의 변화.

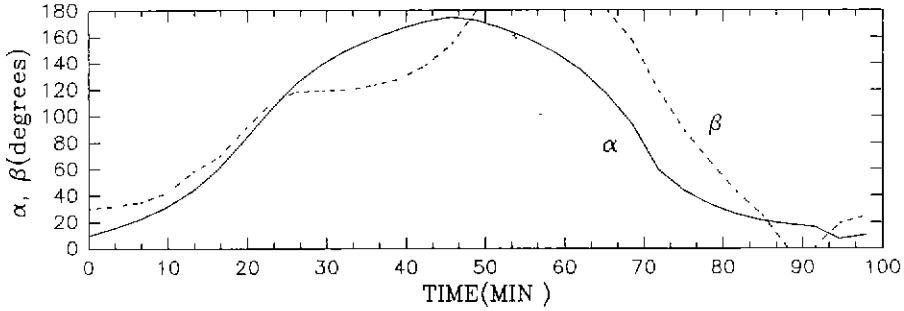


그림 6. UoSAT-22의  $\alpha$  각과  $\beta$  각의 변화.

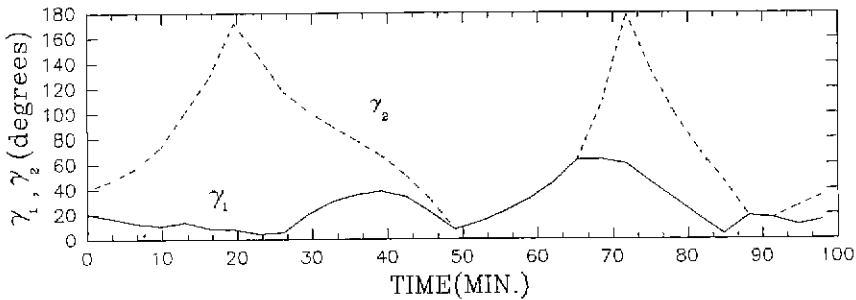


그림 7. UoSAT-22의  $\gamma_1$  과  $\gamma_2$  의 변화.

#### 4. 결과 및 토의

Plett(1978)은 지구 자기장의 truncation 오차들을 잘 설명했는데, IGRF 수의  $n$ (degree)을 얼마까지 사용하는가에 따른 오차들을 알 수 있다. 이에 의하면  $n=1$ 일 때, 즉 dipole field일 때 지구표면에서 부터 일정한 높이의 고도들에 대한 지구의 주자기장인 쌍극자장과, 이에 대한 최대 오차와 평균 오차 (RMS, Root-Mean-Square error) 들을 알 수 있다. 또한, IGRF 계수들을 이용했을 때 여러 고도에 대한 각오차 (angular error)를 알 수 있다.  $n=2$ 일 때의 지구표면에서 최대 각오차는  $8^\circ$ 와 평균 각오차는  $4^\circ$ 임을 알 수 있고 고도가 점점 높아짐에 따라 오차가 줄어들어감을 알 수 있다. 따라서 UoSAT-11의 고도(약 700 km)에서 기대할 수 있는 각오차는 magnetometer가 정확한 경우 약  $2^\circ$  내지  $1^\circ$  정도로 기대할 수 있다.

이것으로 미루어 볼때 3장의 자세결정에 사용한 지구 자기장 모델의 성분값들의 지구 표면에서 오차들(표 1)은  $n=2$ 일 때 Plett(1978)에 의해 계산된 지구표면에서 최대오차 13,905nT와 평균오차 6942nT보다 더 작은 값들로서 tilted-eccentric dipole 모델을 지구자기장 모델로 사용할 때 충분한 정확도를 보인다는 것을 알 수 있다.



자세각  $\alpha$ 와  $\beta$ , 그리고 bound  $\gamma_1$  과  $\gamma_2$ 는 위의 모델값 계산의 정확도 여부에 따라 그 정확도가 결정되는데, 1990년 8월 30일 UoSAT-14의 측정자료에 의한 결과와 1991년 8월 12일 UoSAT-22의 결과들을 볼 때 안정된 자세임을 확인할 수 있었다.

위의 계산상에서 드러난 문제점은 magnetometer의 정확성에 따른 측정자료의 심한 오차들이다. 인공위성의 자세결정에 있어서 가장 중요하다고 할 수 있는 것은 자세결정에 이용되는 sensor의 성능이라고 볼 때, 성능과 실제 사용에 있어서의 발생 가능한 측정오차를 정확하게 알고 있다면 자세결정에는 큰 무리가 따르지 않을 것으로 보인다.

표 1. Tilted-eccentric dipole model의 계산오차.

	최대오차 (nT)	평균오차(nT)
$B_z$	11914	4548
$B_T$	9832	3855
B	9358	3969
Plett*	13905	6942

\*1978년 Plett에 의해 계산된 truncation error

## 5. 결 론

지구 자기장과 고도 약 700km의 극궤도( $i = 90^\circ$ )상에서 운행 중인 UoSAT -11, 14, 22의 magnetometer 측정자료들을 이용해 초기 tumbling 운동에서 부터 지속적인 자세 안정화를 위한 인공위성의 자세결정 방법에 대해 알아 보았다. 또한 계산된 지구 자기장의 성분값들과 magnetometer 측정자료들을 이용해 실제 자세결정과 자세제어의 지표가 되는 자세각과 이들을 이용하여 bound를 계산하였다.

드러난 문제점으로 인공위성의 자체 자기장의 변화가 magnetometer의 측정값에 상당히 큰 영향을 미친다는 것을 알 수 있었고, UoSAT의 경우 magnetometer의 평균 수명은 위성자체의 수명이 약 2년 정도로 비교적 짧기 때문에 수명 내에 수신된 측정 자료들은 신뢰할 수 있으리라 생각되나 그 이후의 자료들은 다소 신빙성이 떨어진다고 보아야 할 것이다.

그러나 전체적으로 볼 때 다음의 몇가지 결론을 내릴 수 있었다.

첫째, OBC(On Board Computer)상에서 자동으로 자세결정과 자세제어를 수행하기 위해서 지구자기장 모델은 계산수행 시간이 짧고 정확해야 하는 데, tilted - eccentric magnetic dipole (quadrupole) 모델 사용시 짧은 계산 수행을 할 수 있으며 충분한 정확도를 얻을 수 있음을 알았다.

둘째, 지구자기장을 자세 결정에 이용하기 위해서는 위성체의 자기장 발생에 의한 magnetometer의 측정오차를 가장 큰 장애요소로 고려하여야 한다.

셋째, 자세각과 bound의 결정에 있어서 magnetometer 측정오차와 지구자기장의 변화량을 고려하여 정확한 자세변화 상태를 알아낼 수 있었다.

또한 이러한 사실들은 인공위성이 항상 영향을 받고 있는 지구자기장 변화량의 원인들에 대한

정량화와 태양 활동에 대한 자료의 지속적인 분석이 뒤 따르다면 더 나은 결과를 얻을 수 있으리라 생각된다.

우주 개발을 위해 세계 각국의 연구활동이 민간 단체나 대학 자체에서도 활발히 진행되고 있고, 인공위성에 대한 제반 지식 및 활용 기술 연구의 필요성이 증가되는 시점에서 이 논문의 연구 결과는 1992년에 우리나라에서 이미 보유한 KITSAT에도 충분히 이용할 수 있으리라 생각된다.

### 참 고 문 헌

- 이과년표 일본국립천문대 편 1990, (환선주식회사: 동경), pp. 793-796.
- Blaylock, B. T. 1978, Space Attitude Determination and Control, ed. J. R. Wertz(D. Reidel Publishing Co.: Dordrecht), pp. 180-181.
- Dessler, A. J. 1965, Satellite Environment Handbook, ed. F. S. Johnson (Stanford Univ. Press: Stanford), pp. 168-172.
- Fishell, R. E. 1974, The Space Environment(Johns Hopkins Univ.: N.Y.), pp. 23-40.
- Hodgart, M. S. 1982, The Radio and Electric Engineer, 52, 381.
- Hodgart, M. S. & Wright, P. S. 1987, J. Institution of Electronic & Radio Engineers Suppl., 57, 151.
- Plett, M. 1978, Space Attitude Determination & Control, ed. J. R. Wertz(D. Reidel Publishing Co.: Dordrecht), 113.