

## 지구자기장을 이용한 소형과학위성의 자세조정 \*

배성구·석재호·최규홍  
연세대학교 천문대기과학과  
(1991년 3월 11일 접수; 1991년 5월 20일 수리)

### ATTITUDE CONTROL OF SMALL SCIENTIFIC SATELLITE USING GEOMAGNETISM \*

Sung-Koo Bae, Jae-Ho Seok and Kyu-Hong Choi  
Dept. of Astronomy and Atmospheric Science, Yonsei University, Seoul 120-749  
(Received March 11, 1991; Accepted May 20, 1991)

#### Abstract

Geomagnetism was used to control the attitude of the small scientific satellite at low altitude in sun-synchronous orbit.

First, we analyzed the telemetry data. The rotation state of the satellite can be known from the magnitude and variations of the magnetic field which is measured from the 3 axis magnetometer. In axisymmetric case, it is possible to control the attitude of the satellite by changing the rotation velocity of each 3 axis.

The algorithm and the program were developed to calculate the supply time of the current operating the magnetorquer. This attitude control can be applied when the satellite is in tumbling motion and after passive control is attained by the Gravity gradient boom.

#### 요 약

지구의 남극과 북극 주위를 지고도로 돌고 있는 소형 과학위성의 자세 조정을 위해 지구자기장을 이용하였다. 이것을 위해 소형 과학위성의 Telemetry 자료를 분석하였다. 위성에 장치된 3축의 magnetometer에서 자기장 성분의 크기와 변동량을 측정하여 위성의 회전상태를 알아내는 방법이 제시되었다. 위성이 회전축에 대하여 대칭형인 경우 특정한 위치에서의 자세판단이 가능하다. 현재 자세와 원하는 자세를 비교했을 때 나

---

\* 이 연구는 한국과학재단 ERC인 KAIST 인공위성연구센터로부터 연구비의 지원을 받았음.

타나는 차이를 각 축에 대한 회전속도의 조절로 제거할 수 있는 방법을 연구하였다.

여기에서는 자세 측정으로부터 얻은 자료를 가지고 magnetorquer에 공급되어야 할 전류의 크기(혹은 유지시간)를 계산하는 기본 알고리즘을 연구하였고 직접 프로그램으로 작성해서 수행시켜 보았다. 이러한 자세제어 방법은 위성이 초기 tumbling 운동을 할 때와 Gravity gradient boom에 의한 수동제어가 이루어진 후에 적용할 수 있다.

## I. 서론

대형위성의 자세제어에서는 일반적으로 Momentum wheel, Reaction wheel, Gyroscope, Gas jets 등을 사용하지만, 소형 과학위성이 사용하기에는 무겁고 비용이 비싸서, 이것들 대신 저렴하고 가벼운 기구들을 개발, 이용해 왔다(Ingram 1979). 그 중에서도 UOSAT 11의 자세제어 시스템은 정확성이 높고 단순하며 실제로 1992년에 우리나라에서 발사될 KITSAT에 적용될 것으로 보인다(최순달 1989). 이것은 지구중력장을 이용한 Gravity gradient boom과 지구자기장을 이용한 Magnetorquer를 사용하여 위성의 자세를 제어하는데, 소모성 연료에는 전혀 의존하지 않는다.

소형 과학위성, UOSAT 11에서는 위성 발사 초기의 tumbling 운동을 제어할 때와 Gravity gradient boom 전개 후의 영구적인 자세제어를 할 때 지구자기장을 이용한다. 자세감지장치로는 Magnetometer를, 자세조정을 위한 장치로는 Magnetorquer를 사용한다.

## II. 자료의 분석

1990년 8월 말과 9월 초 사이에 UOSAT 11과 UOSAT 14로부터 수신된 자료들을 인공위성 연구센터로부터 제공받았다. 그림 1에서 그림 5까지는 9월 10일 10시 00분(UT)부터 60분간 측정된 자기장의 성분별 값과 전체 크기이다. X축은 시간을 분 단위로 표시하였고, Y축은 자기장의 세기를  $\mu T$  단위로 표시하였다.

그림 1은 위성의 X축, 즉 Magnetometer의 X축에서 측정된 자기장 세기의 변동상태를 보여준다. 자기장의 세기가 주기적인 변동을 나타내는 이유는 위성이 Z축에 대해 대칭형이고, 또한 이 축을 중심으로 회전하고 있기 때문이다. 그림에서 최대값과 최대값, 또는 최소값과 최소값 사이의 시간간격은 Z축에 대한 회전 주기를 의미하는데, 약 288초가 됨을 알 수 있다. 진폭의 변화는 위성의 궤도운동에 기인한다. 즉, 지구자기장의 세기가 자기적도 쪽으로 갈수록 약해지고 자기극 쪽으로는 강하게 분포되어 있으므로, 위성이 위치한 위도에 따라 측정되는 자기장의 세기는 변하게 된다. 진폭이 가장 적은 부분이 자기적도를 지날 때이고 진

ATTITUDE CONTROL OF SMALL SCIENTIFIC SATELLITE USING GEOMAGNETISM

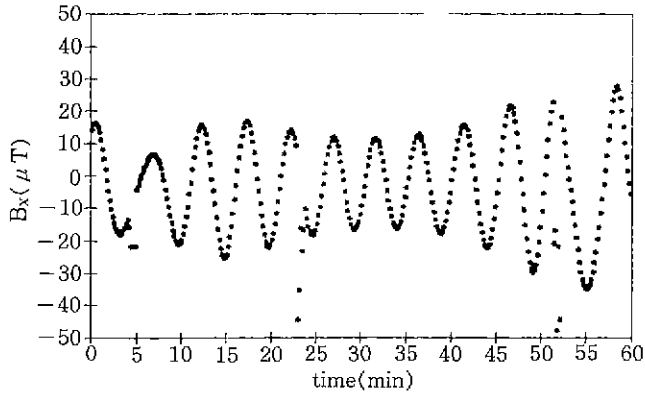


그림 1. 1990년 9월 10일 측정된 X축 자기장 성분.  
10:00 UT부터 60분간 측정된 자료이다.  
주기적인 변동을 보이고 있다.

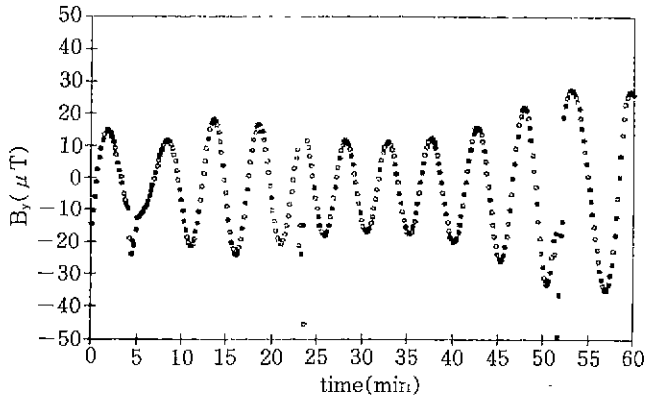


그림 2. 1990년 9월 10일 측정된 Y축 자기장 성분

폭이 가장 큰 부분이 자극에 가깝게 지날 때라고 할 수 있다. 이러한 진폭의 변화는 대체로 규칙적이지만 비쌍극자장과 관련된 자기이상지역의 존재로 인해 불규칙한 양상을 보이기도 한다. 그림 2는 Magnetometer의 Y축 방향에서 측정된 자기장 세기의 변동상태이다. 그림 1과 같은 모양을 보이나, 그림 3에서 볼 수 있듯이 약간의 차이가 있다.

그림 3은 X축과 Y축에서 측정된 값을 동시에 보여 주는데, 그림의 A는 X축에서, B는 Y축에서 측정된 값이다. 두 측정치 사이에는 시간으로는 72초, 각도로는  $90^\circ$ 의 위상 차이가 나는데, X축과 Y축이  $90^\circ$ 의 각도를 이루고 있으므로 당연한 결과이다. 위성이 Z축을 중심으로 회전하는 것은 태양으로부터 받은 직사광선에 의한 열을 분산시키기 위한 것이다. 지구를

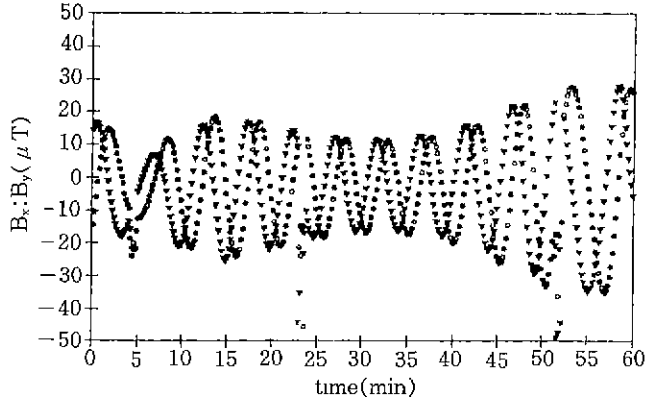


그림 3. 그림 1과 그림 2의 자료를 동시에 보인 그림.  
삼각형이 X축, 원이 Y축에서 측정된 자료이다.  
90°의 위상 차이가 나타난다.

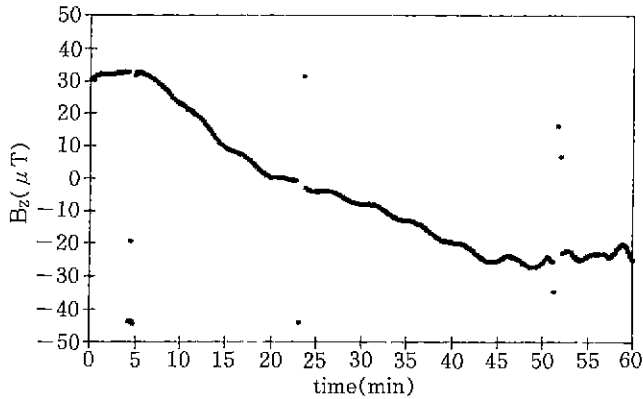


그림 4. 1990년 9월 10일 측정된 Z축 자기장 성분.  
궤도 운동에 따른 자기장의 세기 변화를 잘 보여준다.

돌고 있는 인공위성에서 태양의 직사를 받고 있는 면은 100~150°C의 고온으로 되고, 태양 직사를 받지 않는 면은 -100°C 정도까지 온도가 내려간다(應用機械工學 編輯部 1982). 이러한 극심한 온도차이는 기기에 이상을 일으키는 원인이 되기도 하므로 위성의 회전으로 각 면의 온도를 고르게 하여야 한다.

그림 4는 위성의 회전축인 Z축에서 측정된 값으로 위성의 궤도운동에 따른 자기장의 세기 변화를 잘 보여준다. Gravity gradient boom이 가르키는 방향이 위성의 +Z 방향이다. 이 boom은 지구 바깥쪽을 향해야 하므로 자기장의 세기가 +인 20분 까지는 자기적도를 기준으

ATTITUDE CONTROL OF SMALL SCIENTIFIC SATELLITE USING GEOMAGNETISM

로 남쪽을 지날 때이고, -인 25분 이후가 북쪽을 지날 때이다. 자기장의 세기가 0인 부근은 위성의 위치가 자기적도 근처일 것이다. 그림을 자세히 보면 전체적인 변화양상 속에 약 10분의 주기변동이 있음을 알 수 있는데, 이것은 Z축 자체의 진동(libration)으로 인한 것이다. 위성이 여러 섭동요인의 영향을 받아 자세가 불안해지면 이 진폭이 커지게 된다.

전체적인 자기장 세기 B의 세기 변화는 다음과 같이 계산했다.

$$B = (B_x^2 + B_y^2 + B_z^2)^{1/2} \dots\dots\dots(1)$$

여기에서  $B_x$ ,  $B_y$ ,  $B_z$ 는 Magnetometer의 X, Y, Z축에서 측정된 자기장의 성분별 세기이다.

그림 5와 그림 6은 UOSAT 11에서 8월 30일 00:00 UT부터 40분간 측정된 자기장의 세기이다. 그림 5는 X축, Y축에서 측정된 값을 각각 삼각형과 원으로 표시하고 있다. Z축에 대한 회전주기는 약 278초이다. 8월 30일부터 11일이 지나면서 Z축에 대한 회전주기가 10초 정도 길어졌는데, 그 원인으로는 지구 비대칭 중력장에 의한 섭동이 가장 큰 것으로 보인다. 섭동의 영향으로 Z축에 대한 회전주기가 어느 한계 이상으로 짧아지거나 길어지게 되면 Margnetorquer를 이용한 조정이 요구된다. 그림 6은 Z축에서 측정된 값인데 Z축의 진동주기가 약 9분 40초로 9월 10일의 주기보다 20초 정도 짧아졌다. 그림 7과 그림 8은 8월 31일의 자료로서, 위성의 X면과 Y면위에 있는 태양전지에서 생성된 전류의 크기변동이다.

그림 9부터 그림 11은 UOSAT 14의 Magnetometer에서 측정된 값을 사용한 것이다. 이 위성은 1990년 1월에 발사되었는데, 자세를 제어하는 방식이 UOSAT 11의 방식과 같다. 그림 9는 X축과 Y축에서 측정된 값을 함께 보인 것이다. 이 그림에서 구할 수 있는 Z축에 대

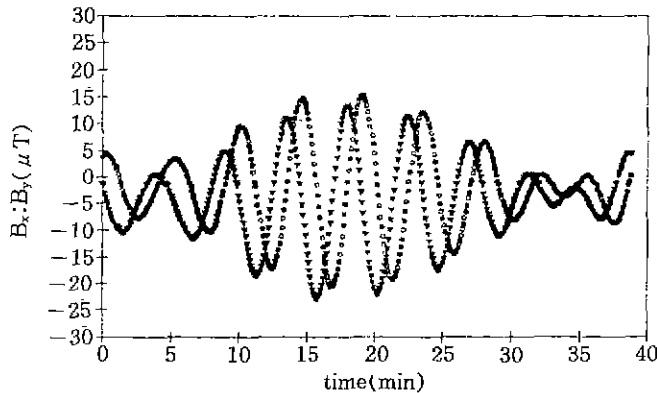


그림 5. 1990년 8월 30일 측정된 X축과 Y축의 자기장 성분. 삼각형이 X축, 원이 Y축에서 측정된 자료이다. 그림 1보다 주기가 10초 정도 짧다.

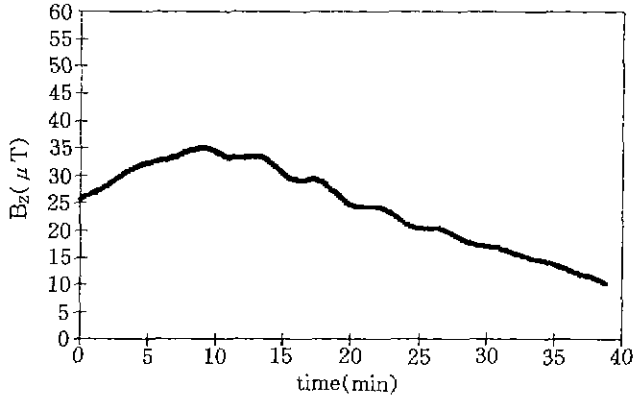


그림 6. 1990년 8월 30일 측정된 Z축 자기장 성분

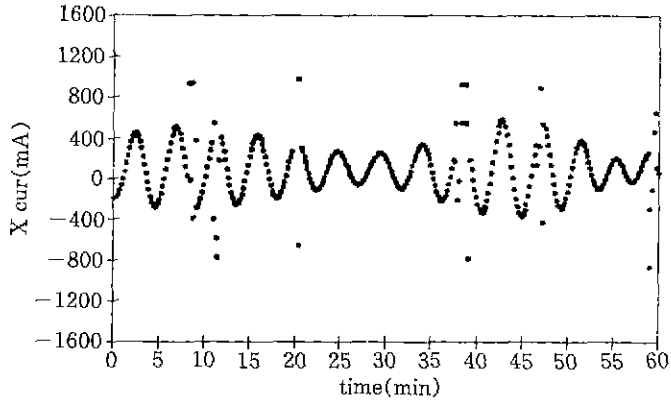


그림 7. 1990년 8월 31일, X면 태양 전지에서 생성된 전류의 크기. 자기장에서와 같은 주기적 변동을 보이고 있다.

한 회전주기는 약 260초이다. 그림 10에서 위성이 측정시간대에 주로 자기 적도 북쪽을 지나고 있음을 알 수 있다.

# ATTITUDE CONTROL OF SMALL SCIENTIFIC SATELLITE USING GEOMAGNETISM

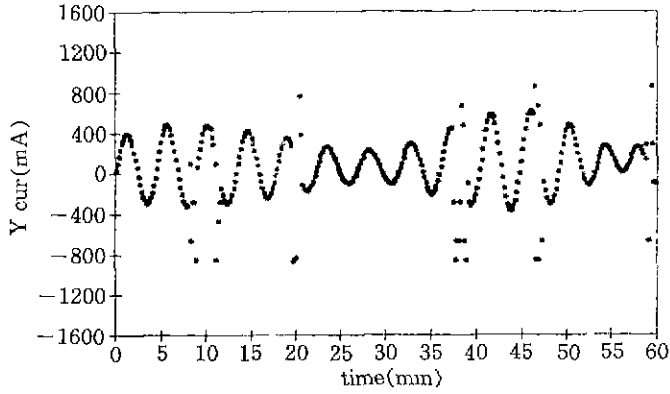


그림 8. 1990년 8월 31일, Y면 태양 전지에서 생성된 전류의 크기

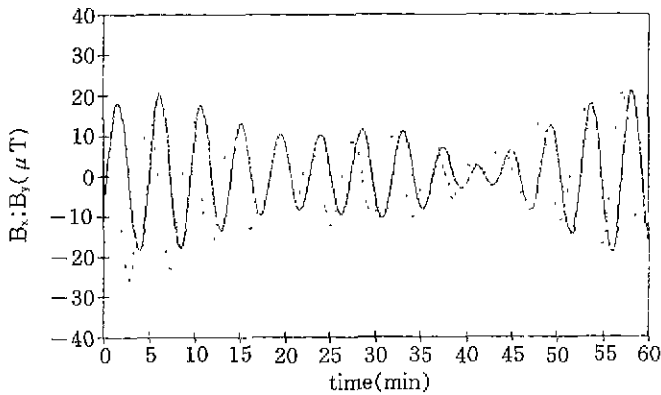


그림 9. 그림 3-11(실선)에 Y축 성분(점선)의 자료를 겹쳐 놓은 그림. 비쌍극 자장의 효과가 보인다.

### Ⅲ. 자세의 측정과 조정

소형 과학위성인 UOSAT 위성들은 일반적으로 다음의 3단계에 걸친 자세조정이 이루어진다(Hodgart 1982).

1단계: Gravity gradient boom이 전개되지 않은 상태에서 2단계를 시작하기 위한 Magnetometer의 측정과 Magnetorquer의 작동

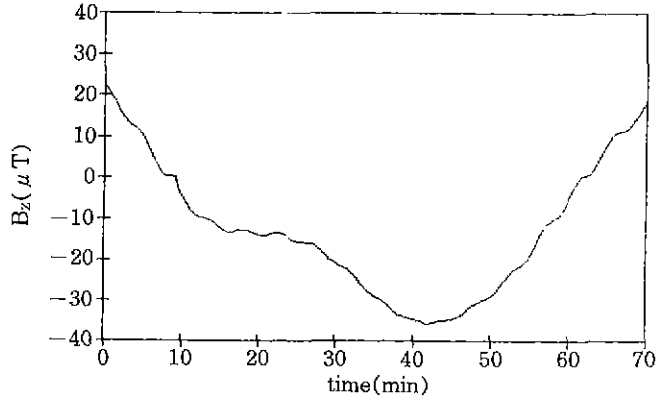


그림 10. 1990년 9월 4일, UOSAT 14에서 측정된 자기장의 Z축 성분

2단계: 최적의 starting 조건에서 Gravity gradient boom을 전개하여 지구 중심쪽으로 주축을 정렬(그 결과 Earth-referenced 상태가 됨)

3단계: Magnetometer와 Magnetorquer를 사용한 에러 보정(영구적인 작업)  
 위성이 Z축에 대해 대칭이므로 X축에 대한 관성모멘트  $I_x$ 와 Y축에 대한 관성 모멘트  $I_y$ 의 크기는 같다.

$$I_x = I_y = I_T \dots\dots\dots(2)$$

Gravity gradient boom 전개 전에는  $I_T \approx 2I_z$ 이지만 boom 전개 후에는  $I_T > 100I_z$ 이 된다. 축에 따른 관성 모멘트의 차이는 다음식과 같은 복원 토크  $\tau_R$ 을 발생시킨다.

$$\tau_R = -\frac{3}{2} \omega_0^2 (I_T - I_z) \sin(2\theta) \dots\dots\dots(3)$$

여기서  $\omega_0$ 는 궤도 각속도,  $\theta$ 는 Z축이 지구 중심 방향과 이루는 각이다.

### 1. 자세의 측정

일반적으로 Magnetometer의 사용은 1,000km 이하로 제한된다(Blaylock 1978).

Magnetometer의 data로부터 얻을 수 있는 자세에 관한 정보는 위성의 각 축에 대한 회전주기와 위성의 Z 축이 지구 중심방향과 이루는 각도이다. 여기서는 회전주기를 얻는 방법만



ATTITUDE CONTROL OF SMALL SCIENTIFIC SATELLITE USING GEOMAGNETISM

설명하겠다.

위성의 모양이 Z축을 중심으로 대칭이므로 X, Y 두 축의 합성축인 T축을 정의할 수 있다. 그 결과, 위성의 회전은 Z축에 대한 회전과 T축에 대한 회전에 나누어 생각할 수 있다.

$\omega_z, \omega_T$ 를 각각 Z축과 T축에 대한 회전 각속도로 하고 B를 총 자기장의 세기,  $B_x, B_y, B_z$ 를 X, Y, Z축에서 성분별로 측정된 자기장의 세기, t를 시간,  $\alpha, \delta$ 를 위상(phase)이라 하면(그림 11), 성분별 자기장의 세기는

$$B_x(t) = B \sin(\omega_T t + \alpha) \cos(\omega_z t + \delta) \dots\dots\dots(4a)$$

$$B_y(t) = B \sin(\omega_T t + \alpha) \sin(\omega_z t + \delta) \dots\dots\dots(4b)$$

$$B_z(t) = B \cos(\omega_T t + \alpha) \dots\dots\dots(4c)$$

과 같이 된다. 윗식을 미분하여 정리하면

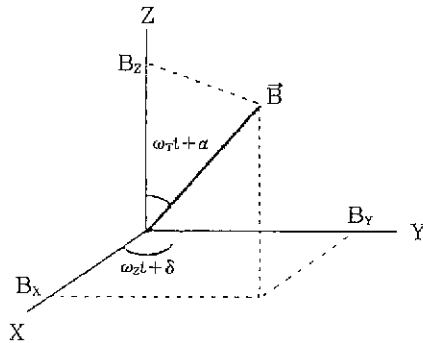


그림 11. 회전하는 위성의 자기장 성분,  $\vec{B}$ 는 총 자기장 벡터.

$$\dot{B}_x(t) - \omega_z B_y(t) = \omega_T B_z(t) \sin(\omega_z t + \delta) \dots\dots\dots(5a)$$

$$\dot{B}_y(t) + \omega_z B_x(t) = \omega_T B_z(t) \cos(\omega_z t + \delta) \dots\dots\dots(5b)$$

이 된다. 만일  $B_z(t) = 0$ 이라면

$$\omega_z = \frac{\dot{B}_x(t)}{B_y(t)} \quad \omega_z = - \frac{\dot{B}_y(t)}{B_x(t)} \dots\dots\dots(6)$$

이 구해진다. 이 때 Z축에 대한 회전 주기는 다음 식

$$T_z = \frac{2\pi}{\omega_z} \dots\dots\dots(7)$$

에 의해 구할 수 있다.

T축에 대한 회전주기  $T_T$ 를 구하기 위해 식(5a, b)의 양변을 제곱하여 변끼리 더하면

$$\omega_T = ((\dot{B}_x - \omega_z B_y)^2 + (\dot{B}_y + \omega_z B_x)^2)^{1/2} / |B_z| \dots\dots\dots(8)$$

가 된다.

## 2. 자세의 조정

Magnetorquer는 매우 간단한 장치이다. UOSAT 11에 X, Y, Z축에 평행하게 3개의 Magnetorquer가 설치되어 있는데, 각 축에 평행한 1쌍의 직사각형 모양의 도선이 서로 연결되어 1개의 Magnetorquer를 형성한다. 각 면에 있는 도선은 100~200회씩 감겨져 있는데 도선에 전류를 흘려주면 지구 자기장과 상호작용하여,

$$\vec{\tau} = \vec{M} \times \vec{B} \dots\dots\dots(9)$$

로 정의되는 토크  $\vec{\tau}$ 를 발생시킨다.  $\vec{M}$ 은 Magnetic dipole moment로서 도선의 면적, 감긴 횟수, 전류의 세기에 비례하며, 방향은 면적벡터 방향이 된다.

X축과 평행한 두 개의 평면코일로 이루어진 Magnetorquer를 통하여 전류가 공급되면, 면적 벡터 방향으로 Magnetic dipole moment,  $M_x$ 가 생성된다(그림 12).  $M_x$ 는 지자기장의 Y축 방향성분  $B_y$ 와 작용하여

$$\tau_z = M_x \times B_y$$

와 같은 Z방향의 토크를 발생시킨다. 전류의 방향과 크기를 적절히 조절한다면 원하는 회전주기를 얻을 수 있고 Y축에 평행한 Magnetorquer를 동시에 사용한다면 더 큰 토크를 얻을 수 있다.

T축에 대한 회전 각속도 조절은 주로 자기극에서 위성의 Z축이 지구 중심방향과 정확한 일치선을 이루도록 하는 데 사용한다. Z면에 있는 Magnetorquer에 공급하는 전류는 최적시간

ATTITUDE CONTROL OF SMALL SCIENTIFIC SATELLITE USING GEOMAGNETISM

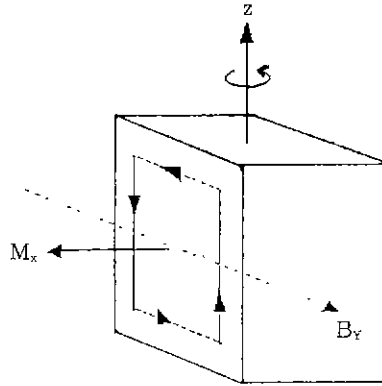


그림 12. Z축에 대한 회전 주기의 조정. X축 Magnetorquer에 전류를 공급하면 Z축을 회전축으로 한 torque가 발생한다.

을 고려해 on/off 하는 것이 좋다. 만일 위성이 자기 북극을 지날 때 자세가 이상적으로 안정하다면 위성의 Z축은 upward 상태로 지구중심과 일직선 상에 놓여야 한다. 이 때 +Z축은 총 자기장 벡터와는 반대 방향이 된다.

위성이 자기 북극을 지날 때  $\frac{dB_z}{dt} < 0$ 이면, 자세가 개선되는 방향으로 회전하는 상태이므로 어떠한 토크도 일으킬 필요가 없다(그림 13a). 그러나 그림 13b처럼  $\frac{dB_z}{dt} > 0$ 이면 자세

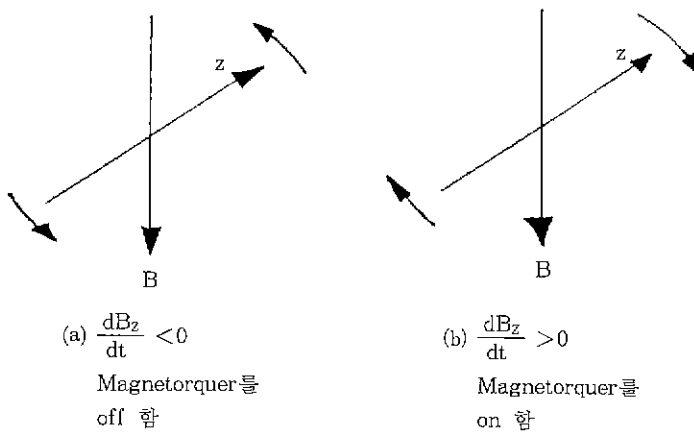


그림 13. 자기 북극에서  $\beta$ 각의 조정. 이곳에서는 위성의 Z축이 자기장 벡터와 반대방향이 되어야 하므로 (b)의 경우에는 토크를 발생시켜 위성의 회전을 막는다.

가 나빠지는 방향으로 회전하고 있는 것이므로 반대 방향의 토오크가 필요하다. 토오크의 방향은 전류의 방향으로 조절할 수 있다.

Z축이 자기장 벡터와 이루는 각이  $0^\circ$  혹은  $180^\circ$ 에 어느 한계 이상 가까워진 경우에는  $B_z$ 의 변화율보다는  $B_T$ 의 변화율을 보고 토오크의 on/off를 결정하는 것이 좋다(Hodgart와 Wright 1987).

#### IV. 결과 및 토의

III장에서 설명한 방법을 기초로 회전주기를 구하는 프로그램을 작성한 뒤, II장에서 사용했던 UOSAT 11과 UOSAT 14의 자료를 가지고 수행해 보았다. UOSAT 11과 UOSAT 14는 이미 Gravity gradient boom을 전개하여 어느 정도 자세가 안정한 가운데 돌고 있으므로 자세조정이 요구되는 상황이 적게 나타난다.

표 1은 UOSAT 11과 UOSAT 14의 자료를 가지고 II장의 그림에서 직접 구한 Z, T축의 회전주기를 프로그램의 수행 결과 얻은 값과 비교한 것이다.

표 1. UOSAT 11의 회전주기 비교. 왼쪽 두 행은 II장의 그림에서 구한 것으로 해당 그림의 번호를 표시하였다. 오른쪽 두 행은 식(6)와 식(8)로 Z, T축에 대한 회전 각속도를 구하여 주기로 바꾼 것이다. 시간 아래 %로 표시된 값은 그림에서 구한 값과 비교했을 때 나타난 차이이다.

	Magnetometer data	Magnetometer data	프로그램 수행	프로그램 수행
	90. 9. 10.	90. 9. 4.	90. 9. 10.	90. 9. 4.
Z-spin	288 초 (그림 1)	260 초 (그림 10)	281 초 (2.4%)	257 초 (1.0%)
T-spin	600 초 (그림 4)	516 초 (그림 11)	632 초 (5.3%)	534 초 (3.0%)

9월 10일의 자료로 프로그램을 수행한 결과 Z축에 대한 회전주기가 281초로 그림에서 구한 값과 2.4%의 오차만을 나타내는 좋은 결과를 보였다. T축에 대한 진동(회전) 주기는 프로그램 수행 결과 632초로 5.3%의 오차를 보였다. 이러한 오차의 원인은 컴퓨터에서 Z축에 대한 회전 각속도  $\omega_z$ 를 구할 때  $B_z$ 의 값이 정확히 0이 되는 점을 찾을 수 없었기 때문인 것으로 보인다.  $B_z$ 값을 좀더 0에 근사한 값으로 제한하면 오차는 적어지지만, 대신 OBC(On Board Computer)상에서 계산하는 기회가 적어질 것이다. 여기서는  $B_z$ 값이  $B_T$ 의 1/40보다 적어지면  $\omega_z$ 를 계산하도록 하였다.

ATTITUDE CONTROL OF SMALL SCIENTIFIC SATELLITE USING GEOMAGNETISM

일정한 크기의 전류를 Magnetorquer에 흘려 표 1에 나타난 9월 10일의 Z축에 대한 회전주기를 1분 증가시키려고 할 때, 요구되는 전류 공급시간을 계산하는 구체적인 알고리즘을 생각해 보자. 이상적인 경우를 가정했을 때 위성이 Z축에 대해 반회전하는 동안의 평균 토오크는

$$\int_0^\pi N \, d\theta = \int_0^\pi M_x B \sin\theta \, d\theta \dots\dots\dots(10)$$

이다. 여기서 N은 토오크,  $M_x$ 는 Magnetic dipole moment, B는 총 자기장의 세기,  $\theta$ 는 자기장 벡터 B와 위성의 Y축이 이루는 각도이다. 식(10)은 적분에 의해,

$$N_{av} = \frac{2}{\pi} M_x B \dots\dots\dots(11)$$

이 된다. 여기서  $N_{av}$ 는 위성이 반회전 동안 받는 평균 토오크이다. 이 평균 토오크를 Z축에 대한 관성모멘트  $I_z$ 으로 나눠주면 일정한 전류를 흘렸을 때 생성되는 각 가속도를 구할 수 있다. 9월 10일의 회전주기 281초를 60초 증가시키려면, 각속도  $\omega_z$ 를 상응하는 양만큼 감소시켜야 한다. 요구되는 각속도 감소량을 각 가속도로 나누어주면 전류의 공급시간을 계산해 낼 수 있을 것이다. 공급전류의 크기를 0.1, 0.5, 0.9ampere로 했을 때 생성되는 토오크의 세기, 가속도 세기, 그리고 요구되는 제어시간을 표 2에 보였다. 계산을 위해 필요한 관성 모멘트, 도선의 감긴 회수, 도선의 면적 등은 UOSAT 11의 실제값을 이용하였고 총 자기장의 세기는 위성이 측정 한 값을 그대로 사용하였다. 전류의 세기를 증가시켜서 큰 토오크를 발생시키면 조정시간은 단축되겠지만 오차도 그만큼 커지게 되므로 미세한 조정이 요구되는 3단계에서는 조정시간이 다소 길어지더라도 전류의 크기를 작게 해주는 것이 좋다.

표 2. UOSAT 11에서 1분의 주기 증가(감소)를 위한 Magnetorquer의 제어시간.  
 총 자기장의 세기 B는  $22 \mu T$ , Z축에 대한 관성 모멘트  $I_z$ 은  $1.7(kg \cdot m^2)$ ,  
 도선의 감긴 횟수는 200회, Magnetorquer의 면적은  $0.537 \times 0.337(m^2)$ 이다  
 (계산방법은 본문 참조).

전류의 세기 (ampere)	토크의 세기 (N·m)	가속도 세기 (rad/sec <sup>2</sup> )	제어 시간 (sec)
0.1	$5.0 \times 10^{-5}$	$0.3 \times 10^{-5}$	208
0.5	$2.5 \times 10^{-4}$	$1.5 \times 10^{-4}$	42
0.9	$4.5 \times 10^{-4}$	$2.6 \times 10^{-4}$	23

이러한 조정은 있는 후에, Magnetometer를 이용하여 자세를 측정하면 조정결과를 알 수 있을 것이다.

## IV. 결 론

고도 약 700km에서 극궤도로 돌고 있는 소형 과학 위성 UOSAT 11과 UOSAT 14의 자세 제어 중 초기의 tumbling 운동제어와 영구적인 자세제어를 위해 지구자기장을 이용하는 방법을 연구하였다. 그 결과 다음과 같은 몇 가지 결론을 얻을 수 있었다.

첫째, 8월 말과 9월 초에 측정된 Magnetometer 자료를 분석한 결과 Z축에 대한 회전주기가 UOSAT 11은 288초(9월 10일), UOSAT 14는 260초(9월 4일)임을 알 수 있었다. 이는 현재 이 위성이 안정된 자세를 유지하고 있고 안정시 요구되는 Z축에 대한 회전주기가  $5 \pm 1$  분이라는 점에서 일치되는 결과이다. 이에 비해 T축에 대한 진동주기는 둘 다 10분 정도의 값을 보이므로 Z축의 진동이 매우 느린 상태임을 알 수 있다.

둘째, 프로그램을 작성하여 수행한 결과 Z축에 대한 회전주기는 각각 2.4%, 5.3%, T축에 대한 회전주기는 각각 1.0%, 3.0%의 오차만을 보여 만족할만 하였다. Magnetometer의 측정 간격을 더 짧게 하여 계산시  $B_z$ 의 값이 거의 0에 가까울 수 있는 확률을 높여 준다면 실제 값에 대한 오차를 훨씬 줄일 수 있을 것이다.

셋째, Magnetorquer에 흐르는 전류의 세기를 크게함으로써 조정시간을 단축할 수 있음을 알았다. 그러나 미세한 조정을 위해서는 전류의 세기를 작게 하고 조정시간을 길게 해주는 것이 좋다.

## 참고문헌

- 최순달, 1989, 1989년도 위성통신 방송 기술 세미나(대한전자공학회: 서울), ch. 7, pp. 1~11.  
 應用機械工學 編輯部 編, 1982, 宇宙開發と 設計技術(大河出版社: 東京), p. 191.  
 Blaylock, B. T. 1978, *Spacecraft Attitude Determination and Control*, ed. J. R. Wertz(D. Reidel Publishing Co.: Boston), p. 181.  
 Hodgart, M. S. 1982, *The Radio and Electronic Engineer*, 52, 379.  
 Hodgart, M. S., and Wright, P. S. 1987, *J. Institution of Electronic and Radio Engineers Suppl.*, 57, S151.  
 Ingram, D. 1979, *OSCAR: The Ham Radio Satellites*(Tab Books: Pasadena), pp. 9-23.  
 Plett, M. 1978, *Spacecraft Attitude Determination and Control*, ed. J. R. Wertz(D. Reidel Publishing Co.: Boston), pp. 113-121, 779-786.