

우리별 1호의 자세제어 시스템

이 현 우 · 김 병 진 · 박 동 조

한국과학기술원 인공위성연구센터

ATTITUDE DETERMINATION AND CONTROL SYSTEM OF KITSAT-1

Hyunwoo Lee, Byung Jin Kim and Dongjo Park

Satellite Technology Research Center, KAIST, Taejon 305-701

(Received March 20, 1996; Accepted May 4, 1996)

요 약

우리별 1호의 자세 운동 역학을 중력 경사 방식의 자세 안정 방법과 연결 지어 모델화 하였다. 위성이 발사된 직후의 초기 자세 안정화를 위한 자기 토크 발생 장치의 운용 방법과 제어 법칙을 정의하였다. 중력 경사 붐 전개에 관련된 제한 요소들에 대하여 논하였다. 정상 운용에 들어가기까지 자세 센서들로부터의 궤도상 원격검침 데이터를 분석하여 역학 모델과 제어 법칙의 동작을 검증하였다.

ABSTRACT

The attitude dynamics of KITSAT-1 are modeled including the gravity gradient stabilization method. We define the operation scenario during the initial attitude stabilization period by means of a magnetorquering control algorithm. The required constraints for the gravity gradient boom deployment are also examined. Attitude dynamics model and control laws are verified by analyzing in-orbit attitude sensor telemetry data.

1. 서 론

위성의 자세라는 것은 어떠한 기준 좌표계에 대한 위성체의 지향 상태를 의미한다. 인공 위성은 그 임무의 목적과 종류에 따라 다양한 형태의 자세제어 방법을 가지는데 통신 위성에서의 안테나, 원격탐사 위성에서의 카메라 지향 문제 등은 기본 임무의 수행을 위해서 반드시 해결되어야 한다. 이때 자세제어 시스템의 성능은 임무 분석 과정에서 해석되는 요구사항들에 의해 결정되어진다. 이러한 요구사항들을 만족시키기 위한 기초 설계 과정에 적합한 제어 방법 및 기술적 타당성에 대한 연구가 이루어진다.

자세제어 시스템은 크게 센서부, 구동 장치부, 자세제어 처리 장치로 나눌 수 있다. 센서

부는 활용 가능한 각종 물리적 환경으로부터 정보를 얻어내어 자세제어 처리 장치로 공급하면 계산된 규칙에 의해 위성의 자세를 측정할 수 있게 한다. 컴퓨터 내에 구현된 자세제어 법칙에 의해, 구동 장치들이 동작하고 센서들로부터 다시 정보가 입력되어 궤환제어를 하게 된다.

우리별 1호의 자세제어에 관계된 주요 시스템으로는 지구영상 촬영장치, 태양전지판 그리고 통신안테나의 지향 상태들이 있다. 우리별 1호의 궤도는 원형으로 고도가 1,300km, 궤도면 경사각이 66°이며, 이것은 일반적으로 원격탐사 위성에 쓰이는 태양동기 궤도가 아니다(Lee *et al.* 1993). 전개식 방법의 태양전지판은 적합하지 않고 위성의 자세에 덜 민감한 구조인 위성체 옆 4면의 몸체에 고정시키는 기계적 구조가 적합하다. 위에 언급된 다른 두 시스템은 기본적으로 지구 중심을 향하는 운용이 바람직하다.

우리별 1호 같은 소형위성은 제한된 전력이라는 근본적인 이유로 인하여 운용에 있어 많은 제약을 받게 된다. 따라서 최소한의 전력 소모로 원하는 지구 지향 특성을 유지하기 위해서는 중력 경사(gravity gradient)라는 물리적 법칙을 이용한 수동적인 제어 방법이 전체 시스템 구성상 여러 가지 장점을 가진다. 이와 더불어 능동적인 제어 수단으로는 코일에 흐르는 전류가 발생시키는 자기장과 지자기와 반응하여 생기는 토크를 이용한 자기 토크(magnetorquer)가 있다. 자세 센서로는 1축 태양 센서, 3축 지자기 센서, 2축 지구 지평 센서 등이 사용되었다(박동조 1992).

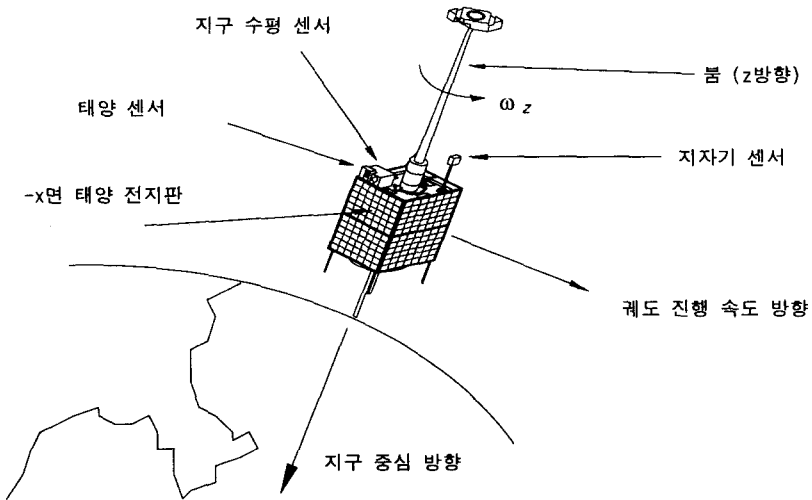


그림 1. 궤도상에서의 우리별 1호.

2. 시스템 구성 및 규격

우리별 1호의 자세제어 시스템은 다음과 같은 구조로 이루어져 있다. 자세제어 처리 장치로는 별도의 독립된 컴퓨터가 아닌 주 컴퓨터인 OBC186이 그 기능을 담당한다. 이때 자세제어에 할당된 프로그램 메모리 영역이 매우 제한되어 있으므로 단순하면서도 신뢰성있는 제어 소프트웨어가 요구된다. 지자기 감지기는 그림 1에서와 같이 전개 가능한 외장형 센서와 내부에 위치한 내장형의 두개의 모듈로 이루어져 있어, 이중 설계(redundancy) 개념으로 제작되었다. 능동적 구동 장치인 자기 발생기는 위성의 태양전지판 주위에 코일을 감는 방식으로 3축에 각각 해당되는 토크를 발생시킬 수 있다. 그러나 설계 및 전력상의 문제로 어느 한 순간에는 한 축의 코일만이 구동될 수 있는 제한이 있다.

3. 자세 운동 역학

우리별 1호의 궤도 고도(h)인 1,300km에서 위성체에 가해지는 중력과 원심력이 평형을 이룬다는 것으로부터 식을 세우면 다음과 같다.

$$\mu \frac{m}{(R+h)^2} = m(R+h)\omega_o^2 \quad (1)$$

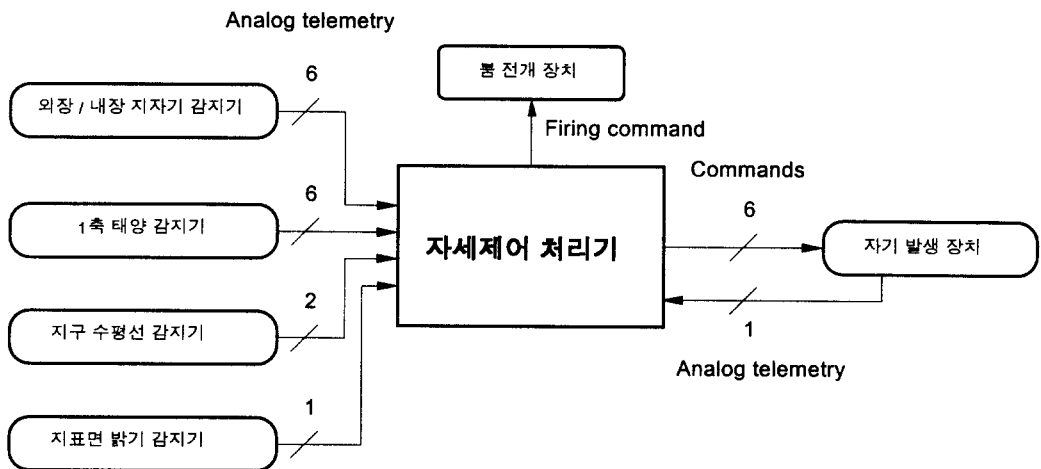


그림 2. 자세제어 시스템 구조.

여기서 원형 궤도가 가정되었으며 μ 는 만유인력 상수와 지구 질량의 곱, m 은 위성 질량, R 은 지구 반지름, ω_e 는 공전 각속도이다. 이로부터 우리별 1호는 약 112분 주기로 지구를 공전함을 알 수 있다.

위성의 자세 운동을 기술하기 위해서는 좌표계를 명확히 설정하여야 할 필요가 있다. 이런 좌표계는 위성마다 약간씩 다르게 될 수 있는데 우리별 1호는 일반적인 경우와 달리 다음과 같은 정의를 사용하였다. 그림 1에서 볼 때, 천정 방향을 요(yaw, Z), 궤도면에 수직인 축을 피치(pitch, X)라 정하고, 마지막으로 오른손 좌표계를 이루도록 롤(roll, Y)축을 정하면 된다. 위성 궤도가 정확히 원궤도이면, 롤축 방향은 궤도상에서 속도 벡터의 반대 방향과 같게 된다. 이것을 궤도 좌표계라 부른다. 위성체 좌표계에서는 천정쪽 북 방향을 z , 그림 1의 태양 감지기가 위치한 면 방향을 $-x$, 그리고 이에 수직인 오른손 좌표계를 이루는 방향을 y 로 정의한다. 이때 궤도와 위성체 좌표계의 관계를 1-2-3 오일러 좌표계 변환 행렬 C 에 의해 정의할 때 (위성 좌표계) = C (궤도 좌표계)로 표현되고 위성체 좌표계와의 회전각 차이를 위성의 자세라 한다(Hughes 1986).

대부분의 지구관측 위성이 지향하는 자세는 C 가 단위 행렬이 되나, 우리별 1호 경우에는 위성체의 z 축만이 요(Z)축과 일치하면 된다. 이 경우, 위성은 관성 공간에 대해 식 (1)에서 구한 궤도 주기를 가지고 피치축에 대해 회전한다. 그 이유는 지구 관측 탑재물이 2차원 CCD를 사용했기 때문에 요축에 대한 각도가 사진을 촬영하는데 그리 중요하지 않다. 그러나 열 제어 문제로 인하여 어느 한 면이 계속 태양을 바라보는 상황을 피하기 위하여 그림 1에서와 같이 약 4~10분의 주기로 위성체의 z 축에 대해 의도적으로 회전을 시킨다.

위성체 좌표계에서 시간에 따른 위성체의 각 운동량 \vec{H} 의 변화량과 위성에 가해지는 토크 \vec{T} 의 관계로부터 다음의 운동 방정식을 유도할 수 있다(Kaplan 1976).

$$\frac{d\vec{H}}{dt} + \vec{\omega} \times \vec{H} = \vec{T} \tag{2}$$

여기서 $\vec{\omega}$ 는 위성의 회전 각속도로 각 축이 서로 결합되어 비선형적인 특성을 나타내게 한다. 위 식을 관성 모멘트 I 를 이용하여 위성체 좌표계의 성분으로 각각 표현하면 다음과 같다.

$$\begin{aligned} I_x \dot{\omega}_x + (I_z - I_y) \omega_x \omega_y &= T_x \\ I_y \dot{\omega}_y + (I_x - I_z) \omega_x \omega_z &= T_y \\ I_z \dot{\omega}_z + (I_y - I_x) \omega_x \omega_y &= T_z \end{aligned} \tag{3}$$

\vec{T} 는 다시 자기 발생 장치에 의한 능동 제어 토크 성분인 \vec{T}_c , 중력 경사에 의한 수동적 토크인 \vec{T}_g , 그리고 외부 환경 토크인 \vec{T}_d 로 구분되어질 수 있다. 이 중 \vec{T}_g 는 식 (3)의 일부로

직접 포함시킬 수 있고, \vec{T}_c 는 제어 법칙에 의해 구현된다. 그러나 \vec{T}_d 는 모델화하기가 매우 어렵다. 일반적으로 항상 비교적 정밀한 지향성을 유지하는 위성들에 있어서는 위성의 기하학적, 기계 구조적 모델을 이용하여 공기저항, 태양풍, 자기장 등의 영향을 고려하여 모델화할 수 있으나 우리별 1호와 같이 비교적 큰 지향 및 회전 오차를 가지는 경우에는 단순한 수식으로 표현되지 않는다.

\vec{T}_c 는 위성이 능동적으로 발생시키는 자기 모멘트 \vec{M} 과 지자기 \vec{B} 가 반응하여 발생하며 다음 관계로부터 구할 수 있다.

$$\vec{T}_c = \vec{M} \times \vec{B} \quad (4)$$

자기 모멘트를 발생시키는 규칙에 대하여는 다음 장에서 자세히 언급된다.

\vec{T}_g 는 중력장은 거리의 제곱에 반비례하는 성질에 근본적으로 기인한다. 위성체 내부에서도 지구에서 먼 쪽에 위치한 부분이 반대쪽에 비해 미세하게 작은 중력을 받는다. 이를 원심력과 상관 관계에서 보면 위성체의 무게 중심을 기준으로 진자(pendulum)운동을 하게 됨을 알 수 있다. 이것을 모델링하면 다음과 같다.

$$\begin{bmatrix} T_{gx} \\ T_{gy} \\ T_{gz} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 3\omega_0^2(I_z - I_y)C_r S_p C_p \\ 3\omega_0^2(I_z - I_x)S_r C_r C_p^2 \\ 0 \end{bmatrix} \cong \begin{bmatrix} 3\omega_0^2(I_z - I_y)r \\ 3\omega_0^2(I_z - I_x)r \\ 0 \end{bmatrix} \quad (5)$$

여기서, 1-2-3 오일러 변환이 적용되었고, S 와 C 는 각각 sine과 cosine함수를 나타내고 첨자 r, p, ϕ 는 롤, 피치, 요축에 대한 회전각을 각각 의미한다. 예상된 바와 같이 요 방향의 토크는 존재하지 않음을 알 수 있다.

식 (3)을 궤도 좌표계에서 표현할 때 다음의 관계식을 사용한다.

$$\begin{aligned} \omega_x &= (\dot{p} + \omega_0)C_\phi C_r + \dot{r}S_\phi \cong \dot{p} + \omega_0 \\ \omega_y &= -(\dot{p} + \omega_0)S_\phi C_r + \dot{r}C_\phi \cong \dot{r} - \omega_0\phi \\ \omega_z &= (\dot{p} + \omega_0)S_r + \dot{\phi} \cong \dot{\phi} + \omega_0 r \end{aligned} \quad (6)$$

우리별 1호는 그림 1에서 보는 바와 같이 x, y 대칭형이므로 관성 모멘트 $I_x = I_y = I_t$ 를 사용하고 식 (3), (5), (6)를 결합한다. 자세 오차가 적을 때 작은 각에 대한 곱의 항들을 무시하면 전체적인 운동이 식 (7)로 선형화 모델링된다.

표 1. 우리별 1호의 관성 모멘트.

관성 모멘트 (kg·m ²)	x축	y축	z축
전개 전 (측정치)	2.08	2.08	0.96
전개 후 (추정치)	120	120	0.96

$$\begin{aligned}
 I_1 \ddot{p} - 3\omega_0^2 I_0 p &= 0 \\
 I_1 \ddot{r} - 4\omega_0^2 I_0 r - \omega_0 I_2 \dot{\phi} &= 0 \\
 I_2 (\ddot{\phi} + \omega_0 \dot{r}) &= 0
 \end{aligned} \tag{7}$$

여기서 $I_0 = (I_z - I_1)$ 이고 우변은 식 (3)에서 중력 경사에 의한 것을 제외한 외부 토크가 없는 상태를 의미한다. 여기서 피치 운동은 다른 두 축과 분리되어 있다는 것을 알 수가 있다.

식 (7)은 선형이므로 일반적으로 알려진 시스템 해석이 가능하다. 위 식을 행렬 형태로 바꾸어 보면 전형적인 2차 시스템임을 알 수 있다. 위 식이 안정화하기 위한 조건은 I_0 가 음의 값이어야 한다. 이 조건은 선형 시스템의 안정화 판정법에 의해서 구할 수 있다(Kuo 1987). 또한 그 값이 클수록, 다시 말하면 위성의 z축에 대한 관성 모멘트가 다른 두 축에 비해 현저히 작을 때 보다 안정하다. 이러한 현상으로 인해 붐을 길게 전개하게 된다. 이 시스템이 안정하다는 것은 능동적인 제어 없이도 자연적인 중력 경사에 의해 외부 토크가 일정 크기 이하일 때는 어느 정도의 오차 범위 안에서 존재하는 것을 의미한다. 우리별 1호 같은 실험 위성의 경우는 상용의 부품들을 많이 사용하였기 때문에 컴퓨터가 오동작하거나 작동을 하지 않을 위험이 크다. 따라서 능동 제어를 하지 않을 지라도 장시간 안정도가 보장되는 시스템을 가지는 것은 매우 중요한 설계 요소이다. 표 1은 우리별 1호의 붐 전개 전후의 관성 모멘트 값들이다 (Arianespace 1992).

식 (7)은 위성이 안정된 상태에 들었을 때에 한하여 유효하므로 실질적인 문제를 해결하기 위해서는 식 (5), (6)의 근사식을 사용하기 전의 비선형 운동 방정식을 해석하여야 할 필요가 있다. 그러나 이것의 해석은 수치적인 방법에 의존할 수 밖에 없는 단점이 있다. 여기서 위성 초기 안정화에 필요한 붐 전개를 위한 조건들은 분석해 볼 수 있다. 붐을 전개하지 전에 자기 발생기를 이용하여 위성의 z축이 궤도 평면내에 놓인 상태에서 회전하도록 제어한다. 이때 식 (7)에서 피치축에 대한 비선형 운동 방정식은 다음과 같다.

$$I_1 \ddot{p} - 3\omega_0^2 I_0 \sin(p) \cos(p) = T_x \tag{8}$$

이 식은 지상에서의 진자 운동과 유사성을 가지는데 피치 각속도의 초기값에 의해 피치 각의 발산 여부가 결정된다. 위 미분 방정식을 해석해 보면 시간이 경과하여도 한정된 피치 각의 변위를 위해서는 다음의 조건이 필요함을 알 수 있다.

$$\frac{\omega_{p_0}}{\omega_0 \sqrt{3(I_1 - I_2) / I_1}} < 1 \quad (9)$$

이 조건은 붐을 완전히 전개한 직후의 초기 피치 각속도 ω_{p_0} 가 일정한 크기 이하이어야만 중력 경사에 의한 자세 안정이 이루어짐을 의미한다. 우리별 1호에 해당하는 각 수치들을 식 (9)에 대입하면 $\omega_{p_0} < 0.0016 \text{ rad/sec}$ 라는 조건을 얻는다. 붐을 전개하면 피치축의 관성 모멘트가 갑자기 큰 값으로 증가하므로 피치 각속도가 이에 비례하여 감소한다. 이 현상을 고려하면 붐을 전개하기 직전의 피치 각속도는 0.093 rad/sec 이하이어야 한다. 붐을 이루고 있는 재질이 과거 UoSAT 모델(Hodgart 1982)에서 사용되었던 것보다는 그 강도가 향상되어 10초 이내의 짧은 시간 안에 6m의 길이를 모두 전개할 수 있었다. 그러나 실제로는 안전성 문제로 피치 각속도가 0.0053 rad/sec 일 때 붐 전개 명령을 내렸다. 위 해석의 또 다른 결과로 안정점이 피치 각이 $\pm n\pi$ 일 때임을 알 수 있다. 다시 말하면 그림 1에서 붐의 위치가 지구 중심을 향한 상태도 안정점이 될 수 있다.

4. 자세 결정 및 제어 알고리즘

4.1 센서 정보처리 알고리즘

3축 지자기 감지기는 소형, 저전력이면서도 항상 지구 자기장을 관측할 수 있다는 데에 큰 장점을 가지고 있다. 자세 측정 센서로서 정확도가 떨어지기는 하나, 자기 토커를 사용하는 소형위성이나, 상용 위성의 비상용 센서로 많이 사용되고 있다. 하지만, 아무리 정밀한 지자기 센서라도 한 번의 관측만으론 위성의 자세를 알 수 없다(Wertz 1978).

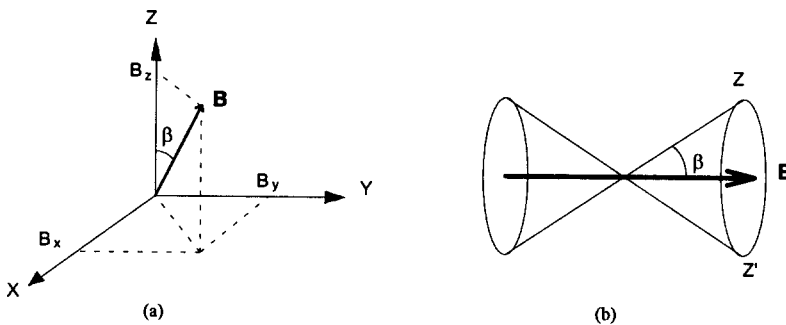


그림 3. 지자기 센서를 통한 자세 결정의 불확정성.

그림 3의 (a)에서와 같이 \vec{B} 벡터는 위성의 자세에 따라 B_x, B_y, B_z 의 성분으로 측정된다. 이 때, (b)에서와 같이 \vec{B} 벡터를 중심으로 회전하더라도 각각의 x, y, z 성분은 동일함을 알 수 있다. 즉 Z 축의 위치가 β 각도의 원주내에 존재한다는 것만을 알 뿐, 정확한 자세는 알 수 없다. 그러나 제어 알고리즘을 구현하는데 필요한 정보는 얻을 수 있다. α 각은 IGRF(international geomagnetic reference field) 모델에 의해 계산된 \vec{B}_0 벡터와 요(Z)축과의 각도로, β 각은 위성의 지자기 센서에서 측정한 \vec{B} 벡터와 위성의 z 축과의 각도로 정의된다. 식 (10-a)는 α, β 를 구하는 식이 된다. α, β 각은 봄을 펼치고 안정화된 후의 제어 알고리즘에 사용될 수 있다

$$\alpha = \cos^{-1} \left(\frac{B_{z0}}{|\vec{B}_0|} \right)$$

$$\beta = \cos^{-1} \left(\frac{B_z}{|\vec{B}|} \right)$$
(10-a)

위와 같이 하면, 위성의 z 축과 요(Z)축과의 각도인 γ 는 다음과 같은 γ_1, γ_2 의 두 각 사이에 존재하게 됨을 알 수 있다(Hodgart & Wright 1987).

$$\gamma_1 = |\alpha - \beta|$$

$$\gamma_2 = |(\alpha + \beta + 180) \bmod 360 - 180|$$
(10-b)

지자기 센서만의 정보로 3축의 자세 정보를 구하기 위해서는 칼만 필터를 사용하면 구할 수 있게 된다.

4.2 제어 알고리즘

위성이 발사체에서 분리된 직후의 운동 상태는 분리될 당시의 로켓의 운동 상태와 밀접한 관계를 가지고 있다. 우리별 1호의 경우는 ESA에서 제작한 ARIANE V42 로켓의 ASAP (ARIANE structure for auxiliary payload)이란 장소에 덧붙인(piggyback) 형태로 발사되었다. 분리될 당시, 최종 3단 로켓은 자세 안정화를 위해, 2~3rpm으로 회전하고 있었기 때문에, 우리별 1호는 x, y 축 성분의 회전뿐만 아니라, z 축의 성분도 가지고 있었다. 앞장에서 유도한 결과에 의하면 이 속도들을 계산된 값 이하로 줄일 필요가 있다. 문제를 좀더 단순화시키면 위성의 z 축을 지자기 \vec{B} 의 방향과 일치시키는 제어를 하면 위성은 마치 나침반처럼 지구 주위를 돌게 된다. 식 (4)의 자기 토크 관계를 이용하면 다음과 같은 단순한 제어 규칙을 구현할 수 있다.

$$\begin{aligned} M_z &= \text{on if sign}(dB_z/dt) < 0 \\ M_z &= \text{off if sign}(dB_z/dt) > 0 \end{aligned} \quad (11)$$

위 경우는 z 축을 지자기 \bar{B} 의 방향과 일치시키는 형식이고 반대 방향으로 일치시킬 때는 조건이 바뀐다. 현실적으로 위성의 자세가 비교적 빠르게 바뀌는 초기 상태에서 저전력을 사용하면서도 안정적인 결과를 제공할 수 있는 지자기 감지기가 가장 신뢰성있는 센서이다. 이 센서의 출력이 감소 또는 증가하는 정보로부터 자기 발생기를 구동 또는 정지시키는 알고리즘은 위성의 회전속도를 감소시키는데 매우 효과적이다. 위 알고리즘을 응용하면 다른 축에 대한 회전 속도를 가감할 수 있는 제어 규칙도 쉽게 구현할 수 있다. 하지만, 우리별 1호와 같이, z 축의 성분이 존재하는 경우에는 식 (10)의 알고리즘만으론 원하는 결과를 얻기 어렵다. 왜냐하면, z 축의 각 모멘텀(angular momentum)의 식 (10)으론 감쇄시킬 수 없기 때문이다. 따라서, z 축의 스핀 제어가 필요하게 된다. x 축의 자기 토크를 사용할 경우, 발생되는 토크는 다음과 같다.

$$\begin{aligned} N_z &= M_x B_y \\ N_y &= -M_x B_z \end{aligned} \quad (12)$$

다음과 같은 제어 알고리즘을 사용하면, 간단히 스핀 제어를 할 수 있다.

$$M_x = S \times \text{sgn}\left(\frac{dB_x}{dt}\right) \quad (13)$$

여기서, 가속하고자 할 때는 S 의 부호를 양수로 하고, 감속하고자 할 때는 음수로 한다.

5. 운용 결과

우리별 1호가 로켓으로부터 분리되고, 붐을 펼치기 전까지는 식 (11)과 식 (13)의 알고리즘에 의해, z 축의 T-스핀, Z-스핀을 줄여 나갔다. 그림 4는 지자기 센서의 z 축 성분을 나타낸 것으로 스핀 속도가 줄어들어가는 모습과 붐을 펼친 후에 중력 경사 토크에 의해 위성체의 z 축이 요축을 향하게 되는 자세로 바뀌게 된 것을 보여 주고 있다. 지구 북극에서 z 축 성분이 음수가 되고, 남극에서 양수가 되는 것으로부터 위성의 붐 방향이 지구 중심 반대 방향을 향하고 있음을 알 수 있다. 또한 z 축 성분이 변하는 주기가 궤도 주기와 일치하는 것으로부터 그 사실을 예측할 수 있다.

그림 5는 IGRF 모델을 이용해서 구한 지자기 크기와 실제로 위성으로 받은 측정치의 크

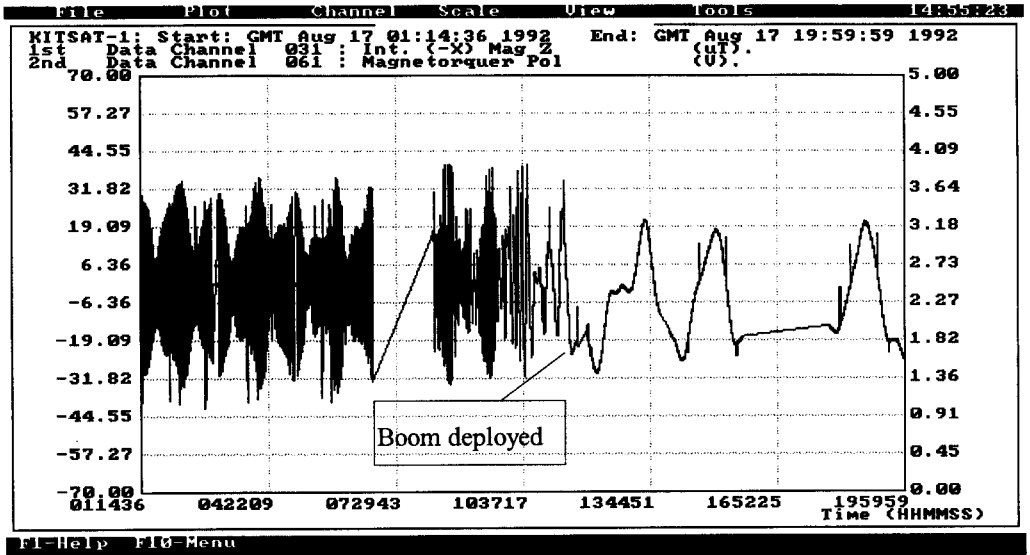


그림 4. z축의 지자기 센서의 출력 그래프.

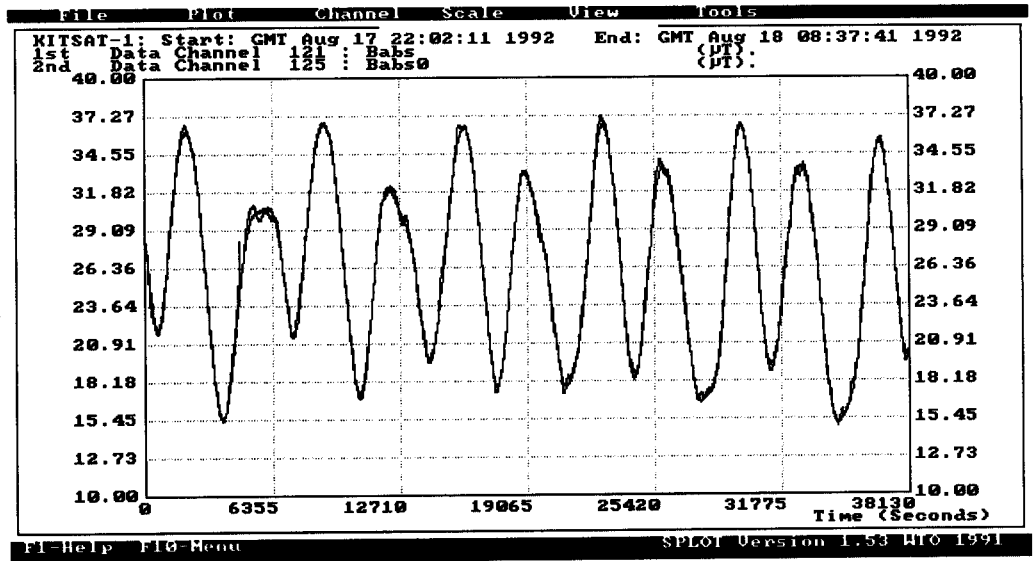


그림 5. IGRF 모델에 의한 지자기 크기(μT) 계산값과 실제 측정값의 비교.

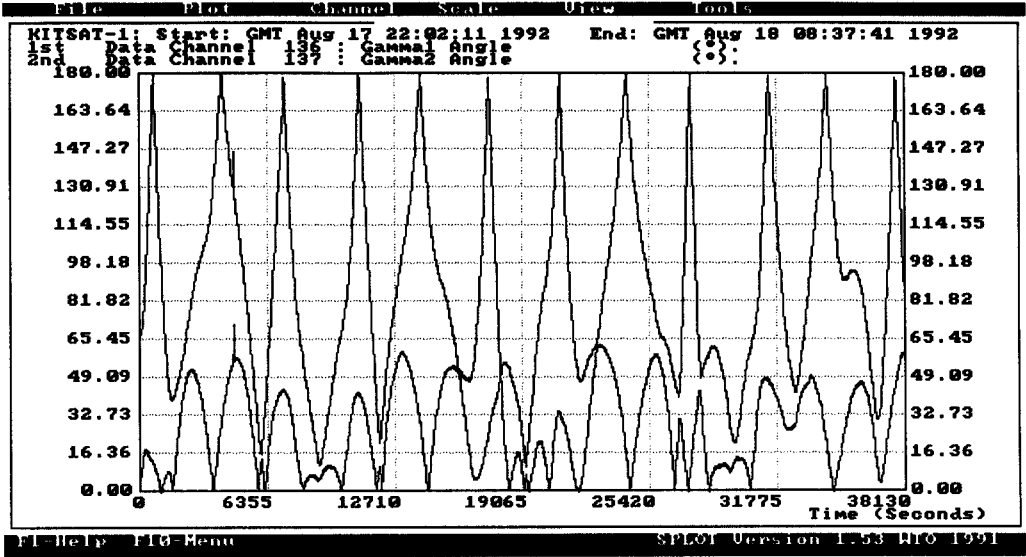


그림 6. 1992년 8월 17일의 지구 지향 오차 그래프.

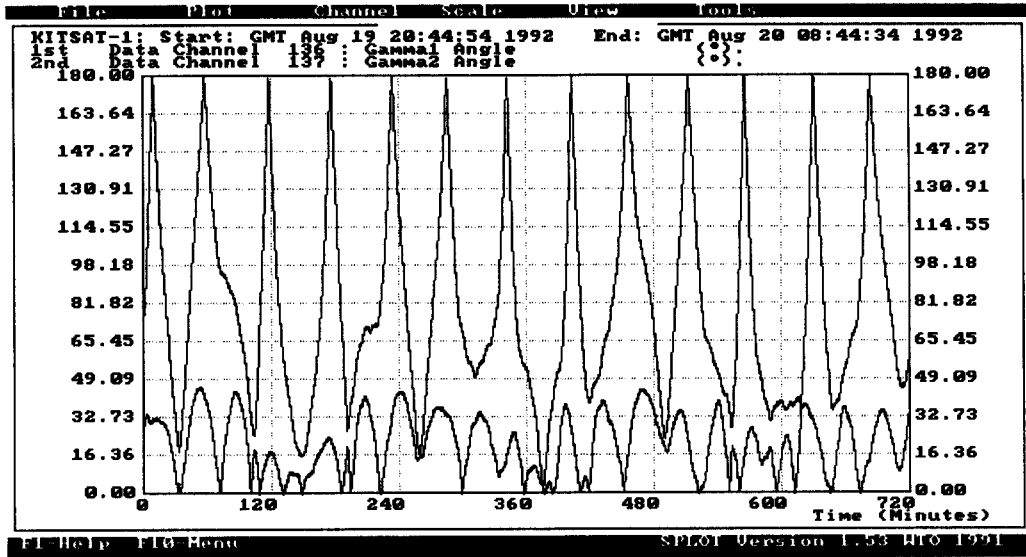


그림 7. 1992년 8월 20일의 지구 지향 오차 그래프.

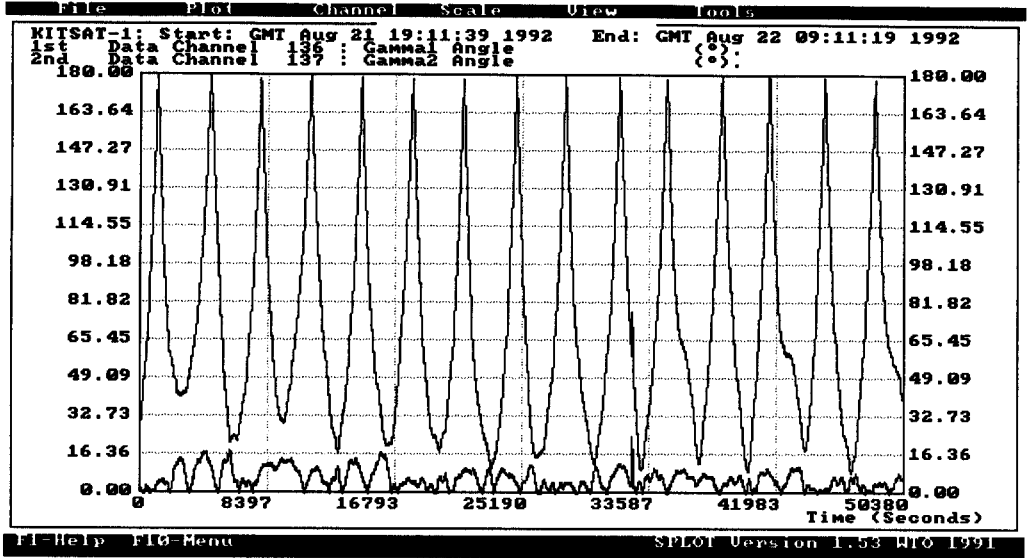


그림 8. 1992년 8월 21일의 지구 지향 오차 그래프.

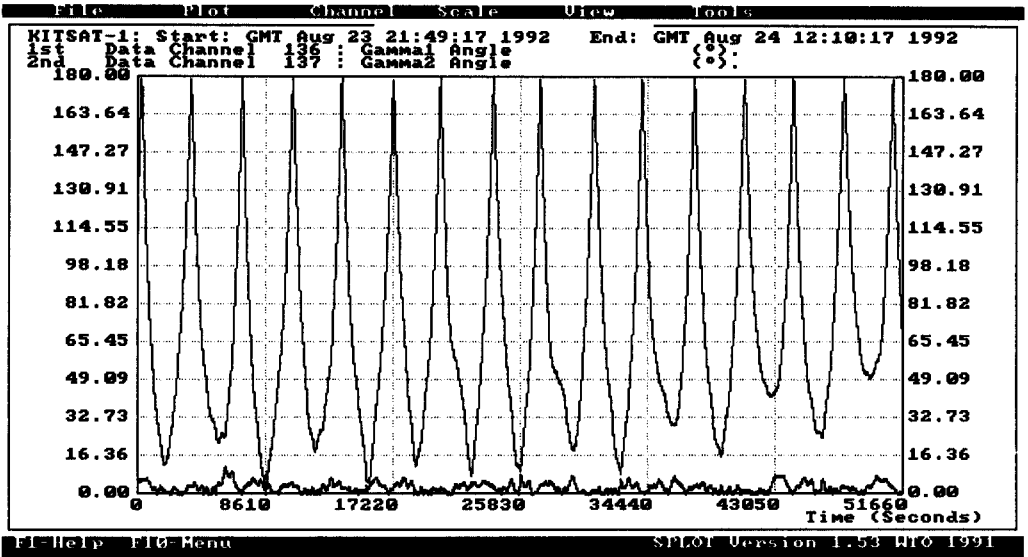


그림 9. 1992년 8월 23일의 지구 지향 오차 그래프.

기를 비교한 것이다. 거의 일치함을 알 수 있는데, 이는 IGRF 모델이 정확히 지자기를 모델링하고 있음을 뜻하는 것이다(Lee et al. 1994). 그림 6, 7, 8, 9, 10은 봄을 펼친 후, 위성의 흔들림을 줄여 나가는 모습을 보여 주고 있다. 앞에서 언급한 대로 위성체의 z축과 지구 중심 방향(nadir 방향)이 이루는 각은 γ_1 과 γ_2 각 사이에 존재하는데, 정확한 각도는 γ_1 과 γ_2 각이 동일한 부분에서

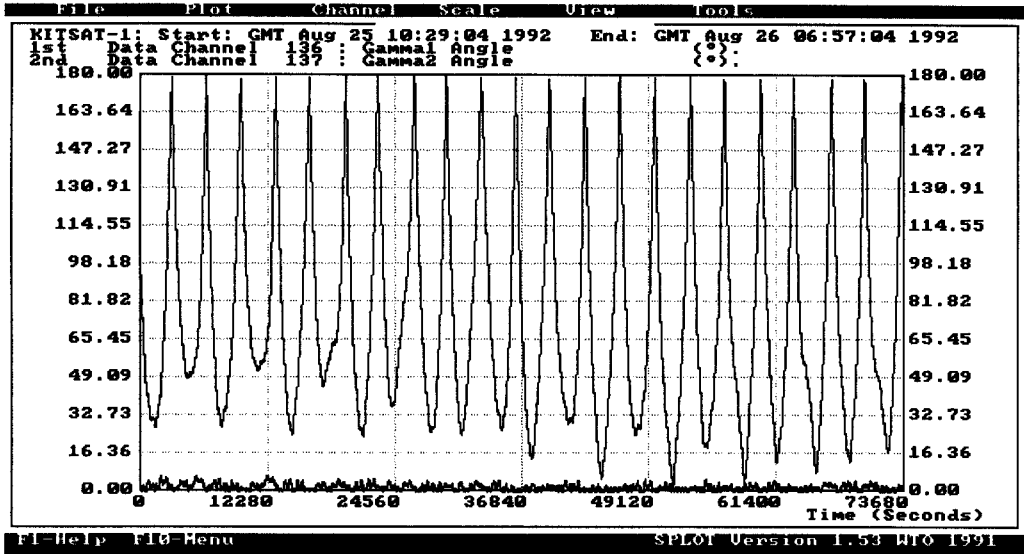


그림 10. 1992년 8월 25일의 지구 지향 오차 그래프.

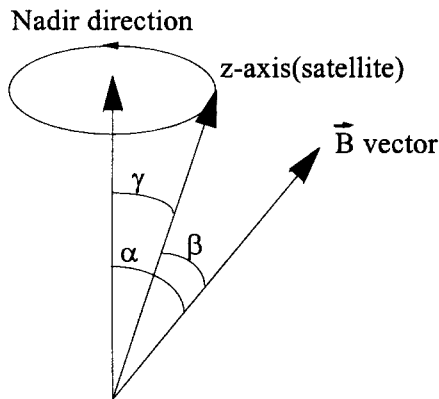


그림 11. 지구중력경사토크에 의해 위성체가 자세가 제한되어 있을 때의 지구중심 지향각(γ)과 α, β 각과의 관계 그래프.

표 2. 지구중심 지향각의 분포.

γ_1 각도(°)	분포(%)
0 - 1	36.9 %
1 - 2	29.3 %
2 - 3	19.3 %
3 - 4	9.9 %
4 - 5	3.6 %
5 - 6	0.8 %
6 - 7	0.2 %
7 - 8	0.0 %
8 - 9	0.0 %
9 - 10	0.0 %

알 수 있다. γ_1 과 γ_2 각이 같게 나오기 위해서는 지구자기장 벡터와 지구중심 벡터가 서로 일치하여야 하는데, 그러한 영역은 지구 북극, 남극에서만 가능하다. 따라서, 모든 영역에서 위성체의 자세를 결정할 수는 없으나, 그림 11에서 보여주고 있는 것과 같이 위성체가 지구중력경사토크에 의해 자세가 제한되어 있는 상황에서는 위성체의 z축의 스핀주기(4~10분)마다 두번씩 지구중심 지향각(γ)이 $\gamma_1 = |\alpha - \beta|$ 과 같아짐을 알 수 있다. 위성체의 z축이 원을 그리며 돈다고 가정하면, $\min(\gamma_1) \leq \gamma \leq \max(\gamma_1)$ 와 같은 관계식을 얻을 수 있다. 따라서, z축의 스핀주기보다 긴 시간 동안 γ_1 의 분포를 살펴봐도, 지구중심 지향각의 최대값을 알 수 있게 된다. 다음은 1992년 8월 25일에 1220.3분동안 측정된 자기센서의 출력을 바탕으로 계산한 지구중심 지향각의 분포를 나타낸 것이다. 이 결과로부터, 최대 지구중심 지향각이 7°보다는 작다는 것을 알 수 있다.

6. 결 론

우리별 1, 2호와 같은 소형 마이크로 위성체는 소비전력, 무게, 크기 등의 제한 조건에 의하여 추진기, 리액션 휠과 같이 3축에 대해 독립적인 제어가 가능한 능동(active) 자세 구동 장치를 사용할 수 없다. 3축 자세제어 대신, 지구중심 지향 자세만을 유지하기 위해, 지구 중력경사 토크를 이용한 수동(passive) 자세제어와 더불어 지구 자기장에 따라 제한적으로 사용할 수 있는 자기 발생기(magnetorquer)를 이용한다. 위성체의 자세 검출은 자기 센서(magnetometer), 태양 센서(sun sensor), 지구 지평선 센서(horizon sensor)를 이용한다. 이 중 자기 센서는 위성체의 자세, 위치 등에 상관없이 지구 자기장을 측정할 수 있으므로 자세제어 알고리즘 등을 구현하는데 있어서 가장 유용한 정보를 제공해준다. 발사 직후 초기 자세 검출과 제어 알고리즘은 각각 4.1, 4.2절에서 설명한 것과 같은 간단한 방법을 사용하였고, 그 결과로 발사 후 14일이

지난 8월 25일의 자세는 최대 지구중심 지향각이 7°인 상태까지 제어가 가능하였다. 더 정밀한 제어를 위해서는 칼만 필터를 이용한 3축 자세결정과 제어 알고리즘을 사용하여야 한다.

참 고 문 헌

- 박동조 1992, KITSAT 자세 결정 및 제어 시스템 개발, 과학기술 실험용 소형 인공위성 개발 연구 (II), (과학기술처: 대전)
- Arianespace 1992, Launch System/Spacecraft Interface Control File KITSAT-A, DCI 10/388 10
- Hodgart, M. S. 1982, The Radio and Electronic Engineer, 52, 379
- Hodgart, M. S. & Wright, P. S. 1987, The Journal of the Institution of Electronic and Radio Engineers, 57, S151
- Hughes, P. C. 1986, Spacecraft Attitude Dynamics (John Wiley & Sons: New York)
- Kaplan, M. H. 1976, Modern Spacecraft Dynamics & Control (John Wiley & Sons: New York)
- Kuo, B. C. 1987, Automatic Control Systems 5th ed. (Prentice-Hall Inc.: New Jersey)
- Lee, H., Park, D. & Choi, S. D. 1994, IEEE/SAIEE Symposium on Small Satellites and Control Systems (University of Stellenbosch: South Africa), p.9-1
- Lee, I. P., Sung, D. K. & Choi, S. D. 1993, Proc. of the 7th Annual AIAA/USU Conference on Small Satellites, Utah State University
- Wertz, J. R. 1978, Spacecraft Attitude Determination and Control, ed. J. R. Wertz (Kluwer Academic Pub.: Boston)