

우리별 위성의 자세 제어 시스템

김병진, 이현우, 성단근

한국과학기술원 인공위성 연구센터

1. 서 론

위성의 자세라는 것은 어떠한 기준 좌표계에 대한 위성체의 지향 상태를 의미한다. 인공위성은 그 임무의 목적과 종류에 따라 다양한 형태의 자세 제어 방법을 가지는데 통신 위성에서의 안테나, 원격 탐사 위성에서의 카메라 지향 문제 등은 반드시 자세 제어 시스템에 의하여 지원되어야 한다[1].

자세 제어 시스템은 크게 센서부, 구동 장치부, 자세 제어 처리 장치로 나눌 수 있다. 센서부는 활용 가능한 각종 물리적 환경으로부터 정보를 얻어내어 자세 제어 처리 장치로 공급하고 계산된 규칙에 의해 위성의 자세를 측정할 수 있게 한다. 컴퓨터 내에 구현된 자세 제어 법칙에 의해, 구동 장치들이 동작하고 센서들로부터 다시 정보가 입력되어 궤환 제어를 하게 된다.

우리별 위성은 소규모 개발비로 국내 기술진에 의한 설계 제작이 가능한 기술을 바탕으로 제작된 실험 위성이다. 따라서 일반 상용 또는 군사용 위성과는 달리 설계 개념이 단순화 되어 있어 기술적 접근이 용이하고 비교적 쉽게 전체 시스템을 수정 보완할 수 있다. 우리별 위성의 자세 제어 시스템은 반드시 필요한 최소 기본적 구조를 바탕으로 추가되는 임무 수행에 요구되는 조건을 만족시키는 방향으로의 설계를 원칙으로 한다. 실험 위성의 특성상 새로 개발되는 자세 센서가 전체 임무에는 지장을 주지 않는 탑재체의 개념으로 만들어 지기도 한다.

2. 우리별 위성 시스템

그림 1에서는 우리별 1호의 궤도상에서의 모습을 보여 준다. 외관상 우리별 2호는 1호와 거의 유사하다. 우리별 1, 2

호의 자세 제어에 관계된 주요 시스템으로는 지구 영상 촬영 카메라, 태양 전지판 그리고 통신 안테나의 지향 상태들이 있다. 전개식 방법의 태양 전지판은 자세 제어 시스템이 제한적인 우리별 1, 2호에는 적합하지 않고 자세에 덜 민감한 구조인 위성체 옆 4면의 몸체에 고정시키는 기계적 구조가 적합하다. 안테나와 카메라는 기본적으로 지구 중심을 향하는 운용이 바람직 하다[2].

우리별 1, 2호는 발사 후부터 현재 까지 정상 운용되고 있으며 우리별 3호는 1994년 중반부터 개념 설계를 시작하여 1997년 중반 발사를 목표로 계획이 추진 중에 있다. 우리별 3호의 주요 개발 목적은 순수 국내 기술에 의한 위성 버스 시스템 설계, 제작에 있다.

주요 탑재체로는 선형 CCD를 이용한 지상 해상도 15 m 인 카메라가 있다. 이 시스템이 자세 제어부에 가장 복잡하고 어려운 요구 조건을 준다. 3호의 탑재체들은 1, 2호에 비해 많은 양의 전력을 소모하므로 고정식 태양 전지판으로는

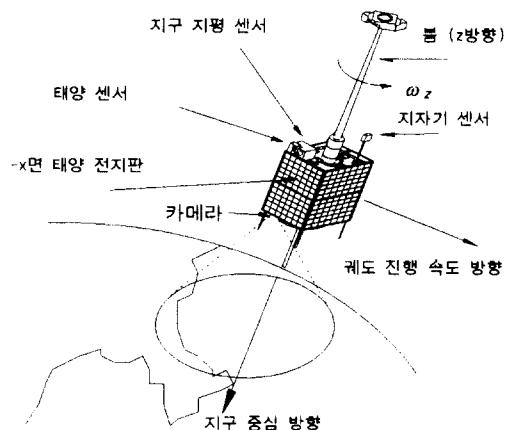


그림 1. 궤도상에서의 우리별 1호.

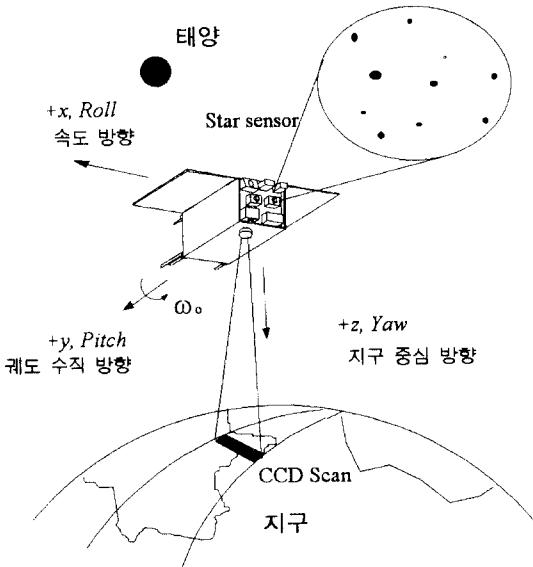


그림 2. 우리별 3호 궤도상 운행.

전력 생성이 충분하지 않다. 따라서 전개 방식의 전지판을 사용하게 되어 근본적인 구조 변화를 가져 왔다[3] [4].

이밖에 우리별 3호의 새로운 시스템으로는 MIL-STD-1553B를 수정한 공통 버스 구조를 가지는 데이터 운용 구조, S-Band, X-Band 통신, 10Gbits 대용량 메모리 등이 있다. 우리별 위성의 주요 개발 목적 및 임무는 표 1에 정리되어 있다[5].

우리별 궤도는 모두 원형 궤도이고 그 중 2호와 3호가 궤도면과 태양의 각이 항상 같이 유지되는 태양 동기 궤도이다. 1호 궤도는 비 태양 동기 궤도로 열 환경 문제가 2호와

는 매우 다르며 우주 방사능의 영향을 더 많이 받는다.

소형위성의 경우에는 주로 대형 위성이 발사될 때 발사체 내의 남는 여분의 자리를 제공 받는다. 따라서 주 발사 계약자가 될 수 없기 때문에 원하는 케이스도 요소 및 발사 시기를 선정 할 수 없는 문제가 있다. 이것은 위성을 개발할 때 매우 어려운 문제로 작용한다. 위성체가 발사시 겪는 충격, 진동 그리고 기계적인 크기 및 무게등을 여유 있게 설계하지 않으면 위성이 완성되고도 몇 년씩 발사 기회를 기다려야 하는 경우도 있다. 우리별 1, 2호는 ARIANE 4 발사체의 ASAP (ARIANE Structure for Auxiliary Payload)라는 장소에 부착되어 각각 주 계약 위성인 TOPEX / Poseidon, SPOT 3와 함께 발사되었다.

3. 우리별 위성 자세 제어 시스템 구성

자세 제어적인 측면에서 볼 때 우리별 1, 2호는 매우 유사한 규격과 성능을 가지고 있다. 우리별 1, 2호 같은 소형 위성은 제한된 전력이라는 근본적인 이유로 인하여 운용에 있어 많은 제약을 받게 된다. 따라서 최소한의 전력 소모로 사진 촬영과 통신을 위한 지구 지향 특성을 유지하기 위해서는 중력 경사(Gravity gradient)라는 물리적 법칙을 이용한 수동적인 제어 방법이 전체 시스템 구성상 여러 가지 장점을 가진다. 능동적인 제어를 하지 않아도 중력 경사 토크가 위성을 그림 1에서와 같은 지구 중심을 지향하는 자세로 유지 시킨다. 이와 더불어 능동적인 제어 수단으로는 코일에 흐르는 전류가 발생시키는 자기장과 자자기와 반응하여 생기는 토크를 이용한 자기 토크(Magnetorquer)가 있다.

표 1. 우리별 위성 개발 목적 및 주요 임무.

우리별 1호	우리별 2호	우리별 3호
위성 제작 기술 습득	우리별 1호 문제점 보완	고유 위성 버스 개발
데이터 축적 및 전송 실험	위성용 차세대 컴퓨터	3축 자세 제어 시스템
400m 해상도 지구 영상 촬영	200m 해상도 지구 영상 촬영	15m 해상도 지구 영상 촬영
우리별 음성 방송 실험	저 에너지 입자 검출 실험	고 에너지 입자 검출 실험
우주 방사능 측정 실험	적외선 감지 실험	전자 온도 측정 실험

표 2. 우리별 위성의 기본 제원.

	우리별 1호	우리별 2호	우리별 3호
발사체	ARIANE 4 V.52	ARIANE 4 V.59	Zenith(예정)
발사일(년.월.일)	1992. 08. 11	1993. 09. 26	1997 중반 예정
고도(km)	1300	800	680(예정)
궤도 경사각(도)	66.08	98.57	98.03(예정)
크기(mm)	352×356×670	352×356×670	495×604×852
무게(kg)	48.6	47.5	100

자세 센서로는 1축 태양 센서, 3축 지자기 센서, 2축 지구 지평 센서, 지구 밝기 센서 등이 사용되었다.

우리별 1, 2호의 자세 제어 시스템은 다음과 같은 구조로 이루어져 있다. 자세 제어 처리 장치로는 별도의 독립된 컴퓨터가 아닌 주 컴퓨터인 OBC186이 그 기능을 담당한다. 이때 자세 제어에 할당된 프로그램 메모리 영역이 매우 제한되어 있으므로 단순하면서도 신뢰성 있는 제어 소프트웨어가 요구된다. 지자기 감지기는 그림1에서와 같이 전개 가능한 외장형 센서와 내부에 위치한 내장형의 두개의 모듈로 이루어져 있어, 이중 설계(Redundancy) 개념으로 제작되었다. 능동적 구동 장치인 자기 발생기는 위성의 태양 전지판 주위에 코일을 감는 방식으로 3축에 해당되는 토크를 발생시킬 수 있다. 그러나 설계 및 전력상의 문제로 어느 한 순간에는 한 축의 코일 만이 구동 될 수 있는 제한이 있다. 우리별 2호에서는 실험용 부 컴퓨터로 개발한 i80960을 이용한 KASCOM이 자세 제어 임무를 담당 할 수 있게 하였다.

우리별 3호는 앞에서 언급 하였듯이 태양전지판이 한 면에만 있기 때문에 자세 제어가 되지 않으면 전력 공급에 문제를 일으킨다. 또한 탑재체중 원격 탐사 카메라는 고도의 지향 정밀도와 자세 안정도를 요구한다. 고 에너지 입자 검출기는 위성체를 그림 2의 피치 축 방향으로 2분 정도에 한 바퀴씩 회전을 시켜 주어야 하는 어려운 요구 조건을 자세 제어 시스템에 부과한다. 이러한 운용 모드는 일반적인 원격 탐사 위성에서는 볼 수 없는 특별한 경우로 피치 축에 두개의 반동 휠(Reaction Wheel)이 있는 우리별 3호의 독특한 자세 제어 시스템을 필요로 한다.

우리별 3호 자세 제어 시스템은 그림 4와 같은 구조를 가진다. 앞에서 언급한 공통 버스 구조의 Modular Telemetry and Tele-command (MTC) 4개 중 3개가 자세 제어 시스템과 관련이 있다. MTC는 각종 데이터를 여러 시스템이 공유할 수 있게 만들어 주고 각종 명령과 원격 검침 데이터를 처리 하며 각 서브 시스템에 전원을 공급하는 스위치들이 여기에 위치한다. 우리별 1, 2호와 비교할 때 태양 센서(Sun Sensor)와 내장 지자기 감지기(Magnetometer)를 제외한 모든 센서 및 구동기가 3호에서 새로 설계 되었다.

지구 지평 센서(Earth Horizon Sensor)는 초전소자(Pyroelectric Device)를 이용하여 냉각기 없이 적외선을 감지할 수 있다. GPS는 궤도상에서의 좌표 제공과 표준 시

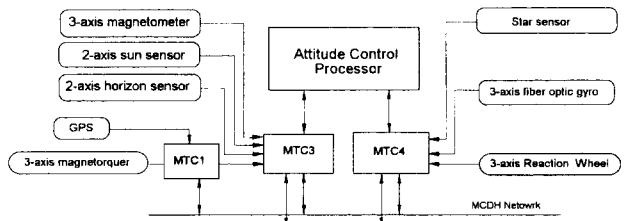


그림 4. 우리별 3호 자세 제어 시스템 구조.

각 동기를 위하여 사용된다. 광섬유를 이용한 자이로(Fiber Optic Gyro)는 위성체의 각속도 정보를 제공하는 센서로 사용된다. 별 감지기(Star Sensor)는 우리별 3호에서 가장 중요한 센서로 분 단위로 위성의 정확한 자세 지향 정보를 제공하고 자이로의 오차를 수시로 보정할 수 있게 한다[6].

반동 휠이 주요 구동 장치로 사용되는데 위성의 각종 운용 모드에 따라 다양한 자세 변화 요구를 만족 시킬 수 있어야 한다. 자기 토키는 발사 초기에 위성의 각 운동량을 감소 시켜 반동 휠이 제어를 할 수 있게 만들어 주는 역할을 하며 정상 운용 중에는 우주 환경 토크에 의한 휠의 모멘텀 감소에 이용된다. 자기 토키는 3축의 자기 모멘트를 동시에 256 단계로 제어 할 수 있게 설계 되어졌다.

4. 자세 운동 역학

원형 궤도의 고도 h 에서 위성체에 가해지는 중력과 원심력이 평형을 이룬다는 것으로부터 운동 방정식을 세우면 다음과 같다[7].

$$\mu \frac{m}{(R+h)^2} = m(R+h)\omega_0^2 \quad (1)$$

여기서 μ 는 만유인력 상수와 지구 질량의 곱, m 은 위성 질량, R 은 지구 반지름, ω_0 는 위성의 공전 각속도이다.

위성의 자세 운동을 기술하기 위해서는 좌표계를 명확히 설정하여야 할 필요가 있다. 이런 좌표계는 위성마다 약간씩 다르게 될 수 있는데 우리별 1호는 다음과 같은 정의를 사용하였다. 그림1에서 볼 때, 천정 방향을 요(Yaw, Z), 궤도면에 수직인 축을 피치(Pitch, X)라 정하고, 마지막으로 오른손 좌표계를 이루도록 류(Roll, Y)축을 정의한다. 위성 궤도가 정확히 원 궤도이면, 류 축 방향은 궤도상에서의 속도 벡터 반대 방향과 같게 된다. 이 것을 궤도 좌표계라 부른다. 위성체 좌표계에서는 천정쪽 봄 방향을 z, 그림1의 태양 감지기가 위치한 면 방향을 -x, 그리고 이에 수직한 오른손 좌표계를 이루는 방향을 y로 정의 한다. 이때 궤도와 위성체 좌표계의 관계를 1-2-3 오일러 좌표계 변환 행렬 C에 의해 정의할 때 (위성 좌표계)=C(궤도 좌표계)로 표현되고 위성체 좌표계와의 회전각 차이를 위성의 자세라 한다[8].

그림 3. 우리별 1, 2호 자세 제어 시스템 구조.

대부분의 지구 관측위성이 지향하는 자세는 C 가 단위 행렬이 되나, 우리별 1, 2호 경우에는 위성체의 z 축만이 (Z) 축과 일치하면 된다. 이 경우 위성은 관성 공간에 대해 (1)에서 구한 궤도 주기를 가지고 퍼치 축에 대해 회전한다. 그 이유는 지구 관측 탑재물이 2차원 CCD를 사용했기 때문에 y 축에 대한 각도가 사진을 촬영하는데 그리 중요하지 않기 때문이다. 그러나 열 제어 문제로 인하여 어느 한면이 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 H 의 변화량과 위성에 가해지는 토크 T 의 관계로부터 다음의 운동 방정식을 유도할 수 있다[7].

$$\frac{d\vec{H}}{dt} + \vec{\omega} \times \vec{H} = \vec{T} \quad (2)$$

여기서 ω 는 위성의 회전 각속도로 각 축이 서로 결합되어 비선형적인 특성을 나타나게 한다. 위식을 관성 모멘트 I 를 이용하여 위성체 좌표계의 성분으로 각각 표현하면 다음과 같다.

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

T 는 다시 자기 발생 장치에 의한 능동 제어 토크 성분인 T_c , 중력 경사에 의한 수동적 토크인 T_g , 그리고 외부 환경 토크인 T_d 로 구분되어 질 수 있다. 이중 T_g 는 (3)의 일부로 직접 포함 시킬 수 있고, T_c 는 제어 법칙에 의해 구현된다. 그러나 T_d 는 모델화 하기가 매우 어렵다. 일반적으로 항상 비교적 정밀한 지향성을 유지하는 위성들에 있어서는 위성의 기하학적, 기계 구조적 모델을 이용하여 공기저항, 태양풍, 자기장 등의 영향을 고려하여 모델화 할 수 있으나 우리별 1호와 같이 비교적 큰 지향 및 회전 오차를 가지는 경우에는 단순한 수식으로 표현되지 않는다.

제어 토크 T_c 는 위성의 자기 토크가 제어 알고리즘에 따라 능동적으로 발생시키는 자기 모멘트인 M 과 지구 자기장 벡터 B 가 서로 반응하여 발생하며 다음 관계로부터 구할 수 있다[9].

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

자기 모멘트를 발생시키는 규칙에 대하여는 다음 장에서 자세히 언급된다.

T_g 는 중력장은 거리의 제곱에 반비례하는 성질에 근본적으로 기인한다. 위성체 내부에서도 지구에서 면 쪽에 위치

한 부분이 반대쪽에 비해 미세한 중력차를 받는다. 이것을 모델링 하면 다음과 같다[10].

$$\begin{bmatrix} T_{g_x} \\ T_{g_y} \\ T_{g_z} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 3\omega_0^2(I_z - I_y)C_rS_pC_p \\ 3\omega_0^2(I_z - I_x)S_rC_rC_p^2 \\ 0 \end{bmatrix} \quad (5)$$

여기서, 1-2-3 오일러 변환에 적용 되었고, S 와 C 는 각각 Sine과 Cosine함수를 나타내고 첨자 r, p, ϕ 는 룰, 퍼치, y 축에 대한 회전 각을 각각 의미한다. 예상된 바와 같이 y 방향의 토크는 존재하지 않음을 알 수 있다. 자세 오차가 적을 때 작은 각에 대한 곱의 항들을 무시하면 전체적인 운동이 궤도 좌표계에서 (6)으로 선형화 모델링 된다.

$$\begin{aligned} I_t \ddot{p} - 3\omega_0^2 I_0 p &= 0 \\ I_t \ddot{r} - 4\omega_0^2 I_0 r - \omega_0 I_z \dot{\phi} &= 0 \\ I_z(\ddot{\phi} + \omega_0 \dot{r}) &= 0 \end{aligned} \quad (6)$$

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

위 방정식을 해석하여 보면 I_0 가 음수이며 그 값이 작을수록 안정한 시스템임을 알 수 있다. 이러한 이유에서 위성의 봄을 전개하여 관성 모멘트 차를 크게 만들어 주게 한다. 우리별 1호에서는 x 축에 대하여 전개 전 후의 관성 모멘트는 $2.08\text{kg}\cdot\text{m}^3$ (축정치), $120\text{kg}\cdot\text{m}^3$ (추정치)으로 60배 정도의 증가 효과가 있었다[11]. 또한 퍼치 축에 대한 비선형 방정식으로부터 위성의 회전 각속도가 임계 속도 이하일 때는 위성체의 무게 중심을 기준으로 진자(Pendulum)운동을 하게 됨을 알 수 있다. 이러한 해석을 바탕으로 우리별 1호의 경우에는 퍼치 각속도가 0.0053rad/sec일 때 봄 전개 명령을 내렸다.

우리별 3호는 중력 경사를 이용한 봄이 없고 반작용 훨을 사용한 구조이다. 따라서 앞에서 논한 T_g 에 대한 영향은 줄어 들게 된다. (3)에서 반작용 훨에 의한 영향을 고려하면 (7)을 얻을 수 있다[12].

$$\begin{aligned} I_x \dot{\omega}_x + \omega_y \omega_z (I_z - I_y) + I_w (\Omega_z \omega_y - \Omega_y \omega_z + \Omega_x) &= T_x \\ I_y \dot{\omega}_y + \omega_x \omega_z (I_x - I_z) + I_w (\Omega_x \omega_z - \Omega_z \omega_x + \Omega_y) &= T_y \\ I_z \dot{\omega}_z + \omega_x \omega_y (I_y - I_x) + I_w (\Omega_y \omega_x - \Omega_x \omega_y + \Omega_z) &= T_z \end{aligned} \quad (7)$$

여기서 Ω 는 훨의 회전 속도를 I_w 는 훨의 관성 모멘트를 나타낸다. (7)을 선형화 할 수 있는데 우리별 3호는 짧은 시간 내에 최대 120도 까지의 광각 제어를 할 필요가 있으므로 위 비선형 방정식을 궤도 좌표계로 변환한 후 그대로

해석하고 시뮬레이션에 이용한다. 자세가 안정된 상태에서는 선형 모델도 함께 사용하여 해석되고 검증 된다.

5. 자세 제어 알고리즘

우리별 1, 2호의 자기 토크는 한 번에 한 축만을 On/Off 제어 할 수 있기 때문에 매우 단순한 제어 알고리즘이 사용된다[13].

$$M_x = S \times \text{sgn} \left(\frac{dB_x}{dt} \right) \quad (8)$$

여기서, 가속하고자 할 때는 S 의 부호를 양수로 하고, 감속하고자 할 때는 음수로 하여 간단한 스핀 제어를 한다. 위성의 봄을 전개하기 전 초기화 모드에서는 위성의 z 축을 지자기 방향과 일치시키는 제어를 수행하고 전개 후에는 회전 속도를 가감하기 위한 방법으로 사용된다[14].

우리별 3호는 보다 복잡한 제어를 필요로 한다. 단순하지만 매우 효과적인 방법으로 Error Quaternion q_e 와 제어 이득 K 를 이용한 다음 식이 토크 제어 알고리즘으로 사용된다 [15][16].

$$\begin{aligned} T_{cx} &= -[K_{qe1} q_{e1} + K_{u1} \omega_x] = -I_w \dot{\Omega}_x \\ T_{cy} &= -[K_{qe2} q_{e2} + K_{u2} \omega_y] = -I_w \dot{\Omega}_y \\ T_{cz} &= -[K_{qe3} q_{e3} + K_{u3} \omega_z] = -I_w \dot{\Omega}_z \end{aligned} \quad (9)$$

휠의 모멘텀 덤픽을 위하여는 자기 토크와 훨을 동시에 제어하여야 한다.

$$\begin{aligned} T_{mx} &= (m_y B_z - m_z B_y) \Delta \Omega_x \\ T_{my} &= (m_z B_x - m_x B_z) \Delta \Omega_y \\ T_{mz} &= (m_x B_y - m_y B_x) \Delta \Omega_z \end{aligned} \quad (10)$$

감소시키고자 하는 훨의 속도차 $\Delta \Omega$ 와 지자기 벡터의 상태에 따라 (10)을 만족하는 자기 모멘트 벡터를 생성하는 제어를 한다[12].

6. 운용 결과 및 시뮬레이션

그림 5는 우리별 1호가 발사 된지 6일째 되는 날에 자기 토크를 사용하여 피치 회전 속도를 점차 줄인 후 봄을 전개하였을 때의 상황을 보여 주는 z 축 지자기 센서의 원격 검침 데이터이다. 우리별 1, 2호에는 자이로가 없기 때문에 직접적인 회전 속도 측정이 불가능하다. 하지만 지자기 센서 정보를 이용하면 분석 및 추론이 가능하다. 정성적으로 살펴보면 초기에 빠르게 변하는 부분은 빠른 회전 속도를 의미하고 자기 토크에 의하여 속도가 점차 줄어 드는 것을 알

수 있다. 그리고 봄이 전개되는 순간 회전 속도가 급격히 줄어들어 안정화 상태로 감을 보여 준다. 이를 통하여 (5)와 (8)이 정상적으로 적용되었음을 알 수 있다. 그래프의 마지막 부분에서 순간적인 값 변동은 자기 토크를 사용하여 자기 센서의 값이 변한 경우이다. 봄은 약 10초 동안 6m길이의 전개를 완료한다.

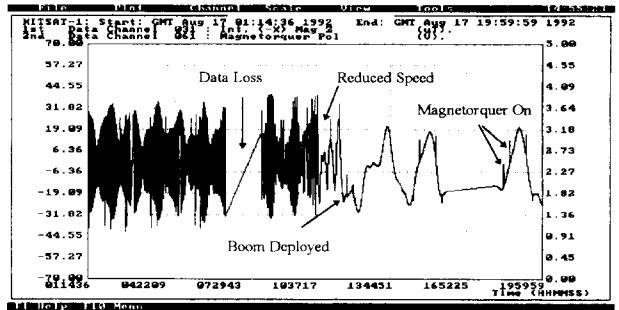


그림 5. 우리별 1호 Z 축의 지자기 센서의 출력 그래프.

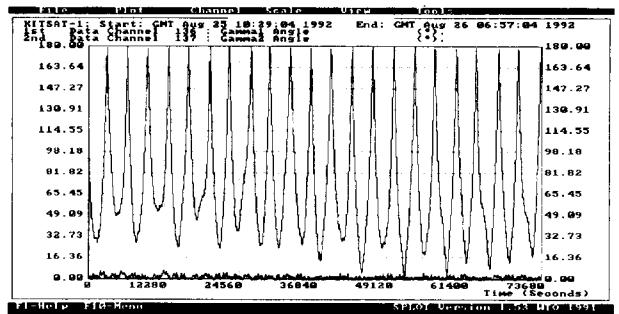


그림 6. 우리별 1호 지구 지향 오차 그래프.

현재 칼만 필터, LMS를 이용한 복잡한 처리 알고리즘을 연구 중이지만 우리별 1, 2호에서는 3축의 절대적인 지향 오차를 알 수 있는 방법이 없었다[17]. 피치 오차를 예로 들면 지자기 센서 정보를 가지고는 지향 오차가 될 수 있는 가능한 최대 최소 값만을 구할 수 있다.

그림 6에서 두 개의 곡선 안에 피치 축 오차가 놓일 수 있다. 따라서 두 곡선이 접하는 지점에서만 정확한 오차를 알 수 있는데 많은 양의 데이터 분석에 따르면 우리별 1, 2호는 약 5도의 지구 중심 지향 오차를 가졌다. 그림 6은 발사 후 15일 후의 결과로 상당히 안정된 모습을 보여 준다.

우리별 3호는 발사 전 컴퓨터를 이용한 소프트웨어 시뮬레이션과 공기 배어링을 이용한 하드웨어 시뮬레이션을 사용하여 제어 알고리즘의 문제점 및 성능을 평가하고 있다.

그림 7은 (10)을 사용하였을 때의 태양 추적 모드에서 지구 영상 촬영 모드로 변하는 광각 제어를 모의 시험한 것이다. 약 1 분이면 위성이 지구 영상 촬영을 위하여 자세변화를 완료함을 보여 준다. 광각 제어가 어느 정도 수행되면 정밀 제어를 위한 모드로 전환되어 촬영에 충분한 안정도를 제공하게 된다. 이때는 선형 모델도 적용이 가능하게

되고 일반적인 선형 제어 알고리즘을 응용할 수 있게 된다. 그림 8은 (10)을 사용하여 자기 토커에 의한 모멘텀 덤프(Momentum Dump)시 훨의 속도 변화를 시뮬레이션 한 것이다. x 축 훨은 2분 정도의 시간에 약 1000 r.p.m.의 속도 변화를 가져올 수 있었다. 그러나 원하지 않는 다른 축 훨 속도도 동시에 변화하는데 이것은 지구 자기장 자체는 주어진 값이기 때문에 제어기를 이상적으로 만들 수 없기 때문이다. 그러나 효과적인 운용 시기 선택으로 궤도상에서 지구 자기장이 모멘텀 덤프에 유리한 시기에 사용하면 제어 성능을 향상 시킬 수도 있다[12].

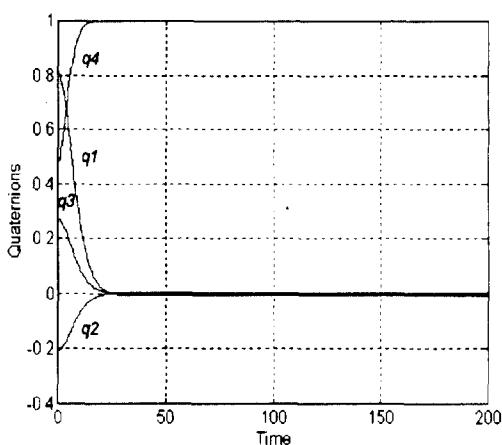


그림 7. 우리별 3호 Error quaternion의 변화.

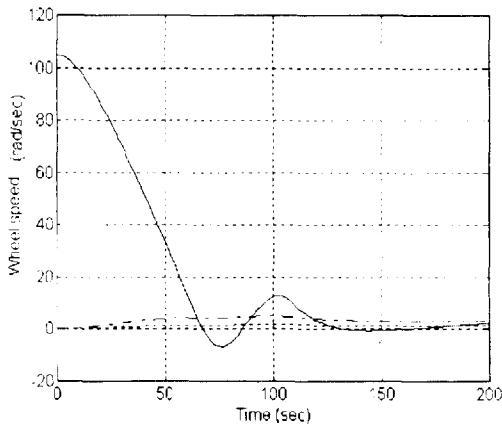


그림 8. 우리별 3호 모멘텀 덤프 시뮬레이션.

7. 결 론

우리별 1, 2호의 제작과 운용을 통하여 위성 설계에 필요 한 기본적인 지식과 기술을 습득할 수 있었다. 소형 위성이 기 때문에 전체 시스템을 비교적 쉽게 이해하고 우리별 3호 설계에 많은 밀 바탕이 되었다. 4년 동안의 위성 운용 경험은 새로운 시스템 제작에 있어 많은 새로운 아이디어와 접근 방법을 제공해 주었다. 자세 제어 적인 측면에서 볼 때

우리별 3호는 매우 진보적인 구조와 성능을 가지고 있다. 따라서 계속적인 시스템 분석과 실험을 통하여 신뢰도를 높이는 작업이 요구된다.

참고문헌

- [1] 김병진, 박동조, “인공 위성체의 자세제어”, 전자공학회지, 17권, 3호 pp. 244–254, 1990. 6.
- [2] 이현우, 김병진, 박동조, “우리별 1호의 자세제어 시스템”, 한국우주과학회지, 13권, 2호 (우리별 특집 논문집), pp. S69–S83, 1996.
- [3] I. P. Lee, D. K. Sung & S. D. Choi, “Experimental multission – satellites – KITSAT series”, *Proc. of the 7th Annual AIAA/USU Conference on Small Satellites*, Utah State University, 1993.
- [4] S. D. Park, S. Kim, D. K. Sung & S. D. Choi, “Mission analysis for engineering test satellite, KITSAT – 3”, *Proc. of the 16th Asian Conference on Remote Sensing*, Nakhon Ratchasima, Thailand, PS-6-1, 1995.
- [5] S. Kim, S. Park, D. K. Sung & S. D. Choi, ‘Mission Overview of Engineering Test Satellite, KITSAT – 3”, *Proc. of the 9th Annual AIAA/USU Conference on Small Satellites*, Utah State University, 1995.
- [6] 이현우, 김병진, 유상근, 한원용, “우리별 3호 Star Sensor 시험모델 개발”, 한국우주과학회지, 12권 2호 pp. 256–264, 1995.
- [7] M. H. Kaplan, *Modern Spacecraft Dynamics & Control*, John Wiley & Sons, 1976.
- [8] P. C. Hughes, *Spacecraft Attitude Dynamics*, John Wiley & Sons, 1986.
- [9] J. R. Wertz, *Spacecraft Attitude Determination and Control*, Kluwer Academic Pub, 1978.
- [10] 박동조, “KITSAT 자세 결정 및 제어 시스템 개발”, 과학기술 실험용 소형 인공위성 개발 연구 (II) 제 2차년도 최종 보고서, 과학기술처, 1992
- [11] Arianespace, “Launch system/spacecraft interface control file KITSAT – A”, DCI 10/388 10 1992.
- [12] B. J. Kim, H. Lee & S. D. Choi, “Three-axis Reaction wheel attitude control system for KITSAT – 3 microsatellite”, *IFAC International Conference on Intelligent Autonomous Control in Aerospace*, Beijing, 1995.
- [13] M. S. Hodgart, “Attitude control and dynamics of UOSAT angular motion”, *The Radio and Electronic Engineer*, vol. 52 no. 8/9, pp. 379, 1982.

- [14] M. S. Hodgart & P. S. Wright, "Attitude determination, control and stabilization of UoSAT-2", *The Journal of the Institution of Electronic and Radio Engineers*, vol. 57 no. 5 (Supplement), pp. S151–S162, 1987.
- [15] B. Wie & P.M. Barba, "Quaternion feedback for spacecraft large angle maneuvers", *Journal of Guidance*, vol. 8, pp. 360–365, 1985.
- [16] B. Wie, H. Weiss & A. Arapostathis, "Quaternion feedback regulator for spacecraft eigenaxis rotations", *Journal of Guidance*, vol. 12, pp. 375–380, 1989.
- [17] H. Lee, D. Park & S. D. Choi, "In-flight calibration of magnetometer by LMS algorithm for the Korean experimental micro satellite KITSAT-1&2", *IEEE /SAIEE Symposium on Small Satellites and Control Systems*, Univ. of Stellenbosch, South Africa, 9–1, 1994.

저자 소개



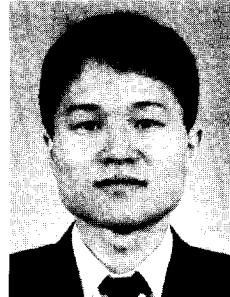
김 병 진

1986~1990 한국과학기술원 전기 및 전자공학과, 학사
1990~1991 University College London, Spacecraft Technology, M.Sc.
1991~현재 University College London, Space & Climate Physics, Ph.D. Course

1994~현재 한국과학기술원 인공위성 연구센터 연구원

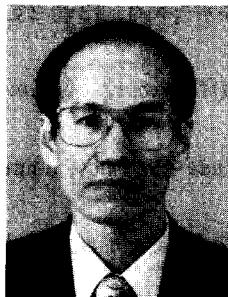
(305-701) 대전광역시 유성구 구성동 373-1

TEL. 042) 869-8623 / FAX. 042) 861-0064.



이 현 우

1987~1990 한국과학기술원 전기 및 전자 공학과, 학사
1990~1991 University of Surrey, Satellite Communications, M.Sc.
1992~현재 한국과학기술원 인공위성 연구센터 연구원
1994~현재 한국과학기술원 전기 및 전자 공학과, 박사과정.



성 단 근

1971~1975 서울대학교 전자공학, 학사
1977~1980 한국통신기술연구소(현 ETRI), 연구원
1980~1982 The University of Texas at Austin, 전기 및 컴퓨터 공학, M.S.
1982~1986 The University of Texas at Austin, 전기 및 컴퓨터 공학, Ph.D.
1986~1992 한국과학기술원 전기 및 전자공학과, 조교수
1992~현재 한국과학기술원 전기 및 전자공학과, 부교수
1996~현재 한국과학기술원 인공위성 연구센터 소장.