

## 우리별 위성의 자세제어 시스템 검증 방법

이 현우\*, 김종한, 탁민제, 박동조  
한국과학기술원 인공위성연구센터

### 1. 서론

우리별 시리즈의 위성은 우주과학실험과 기술 시험을 목적으로 제작되는 100Kg급 이하의 저 예산, 소형 인공위성으로 1992년 우리별 1호 발사를 시작으로 1999년 우리별 3호까지 총 3기가 발사, 운영되어 오고 있다. 우리별 1호와 2호는 중력경사 붐을 이용한 수동적 안정화 방식과 자기 토크를 이용한 능동적 안정화 방식을 혼합한 방식으로 위성의 Z축이 지구 중심을 지향하는 1축 자세 제어방식을 채택하고 있다. 이에 반해 우리별 3호는 본격적인 3축 자세 제어 방식으로 동작되며, 이에 따라 보다 심도있는 제어 시스템의 설계 및 시험이 요구되었다. 이를 해결하기 위해 지상에서 우주 환경을 모사하고 위성용 제어 프로그램을 시험하는 장비 및 프로그램이 필요하게 되었다.

우주 환경을 모사하고 시험하는 방법으로는 소프트웨어적으로 해결하는 방법과 하드웨어적으로 해결하는 두 가지 방법이 있다. 이 중에서 하드웨어적인 방법은 인공위성이 경험하게 되는 실제의 우주환경을 만들고, 그 안에서 자세제어 시스템을 시험하는 것으로, 무중력 상태, 태양, 달, 지구 자기장, 별자리 등을 실제 우주 환경과 비슷하게 모사해 주어야 한다. 그러나, 이것은 거의 불가능할 뿐만 아니라, 가능하다 하더라도 매우 고가의 장비들이 필요하게 된다. 따라서 저 예산으로 운영되는 우리별 위성의 경우, 이러한 방식으로 시험하는 것은 구현하기 힘든 상황이었으며, 대신 채택한 방법이 부분적인 하드웨어 모사를 합친 소프트웨어적인 환경모사 및 시험 방법이었다.

인공위성 제어의 장점 중에 하나가 지상에서 동작하는 다른 시스템에 비해 비교적 정확한 모델링이 가능하다는 것이다. 지상에서 운용되는 시스템의 경우, 공기 저항, 마찰 등 모델링하기 곤란한 외란이 상당한 큰 부분을 차지하고 있는 반면, 인공위성의 경우는 궤도, 자세, 외란 등을 상당한 정확도를 가지고 모델링을 할 수 있다. 따라서 충분한 정확한 우주 환경 및 센서, 구동기의 모델이 있다면, 소프트웨어적으로 모사하는 방법으로도 인공위성의 자세제어 시스템의

동작여부 및 성능을 추정할 수 있으며, 또한 위험하다고 판단되는 운영을 미리 수행해 봄으로써 발생할 수 있는 모든 문제점을 파악할 수 있게 된다.

이번에 우리별 위성을 위해 개발된 S/W Test Bed에는 자세제어뿐만 아니라 태양전지로부터 입력되는 전력 또한 제어하므로 총체적인 위성의 환경 모사 장비라고 할 수 있다. 본 논문에서는 단계별로 개발된 S/W Test Bed의 구조, 모사 방법, 에어 베어링 장비를 이용한 3축 제어 시스템 검증 및 유연구조 제어 시험에 대해 다루고 있다.

### 2. S/W Test Bed의 개발

우리별 위성을 위한 자세제어 S/W Test Bed는 다섯 단계로 개발되었으며, 각각 그 나름대로의 장단점이 있다.[1]

#### 2.1. One PC based S/W Test Bed 시스템

자세 제어 시스템의 개발 초기에는 모든 자세제어 로직과 사세결정 알고리즘을 하나의 컴퓨터 내에서 시험할 수 있도록 S/W Test Bed가 개발되었다. 이럴 경우, 모든 프로그램이 한 컴퓨터 내에서 작성되고 동작하므로, 위성용 컴퓨터를 위한 프로그램 컴파일 및 업로드시키는 시간을 절약할 수 있기 때문에 개발

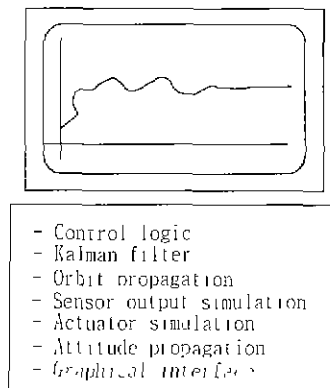


그림 1. One PC based S/W test bed의 시스템.

시간을 대폭 단축시킬 수 있게 된다. 또한 실시간이 아닌 임의의 시간 간격으로 프로그램을 실행시킬 수 있으므로, 존재할 수 있는 모든 문제점을 빨리 찾아 해결 할 수 있는 장점도 있다. 하지만 실제의 센서와 구동기와와의 인터페이스 및 위성 컴퓨터용 프로그램 코드를 시험해볼 수 없는 단점이 있다.

위의 그림에서 볼 수 있듯이 한 PC내에서 모든 시뮬레이션, 제어 로직, 자세 결정알고리즘 등을 모두 시험해 볼 수 있도록 설계되었다.

**2.2. Two PC based S/W test bed 시스템**

그 다음 단계로는 한 대의 컴퓨터를 추가하여, 우주환경 및 센서와 구동기를 모사하도록 하는 것이다. 이와 같이 하면, 센서와 구동기 사이의 인터페이스 부분을 시험할 수 있음과 동시에 개발 기간도 단축시킬 수 있게된다. 왜냐하면 추가된 컴퓨터에서는 프로그램 수정 및 컴파일이가능하기 때문에 위성용 컴퓨터와 같이 프로그램 작성 및 컴파일을 다른 컴퓨터에서 수행하고 또 다시 업로드해야 하는 등 불필요한 시간을 절약할 수 있게 된다.

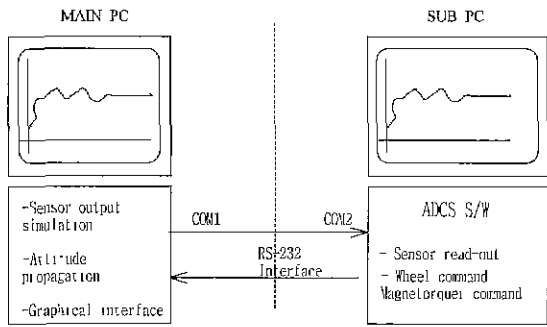


그림 2. Two PC based S/W test bed의 시스템.

위의 그림에서처럼 두 개의 주, 부 PC를 이용하여 한 쪽에서는 위성용 컴퓨터에서 실행되는 부분을 개발하고, 다른 한 쪽에서는 센서와 구동기를 모사하는 부분을 개발한다.

**2.3. 위성용 컴퓨터를 이용한 S/W test bed 시스템**

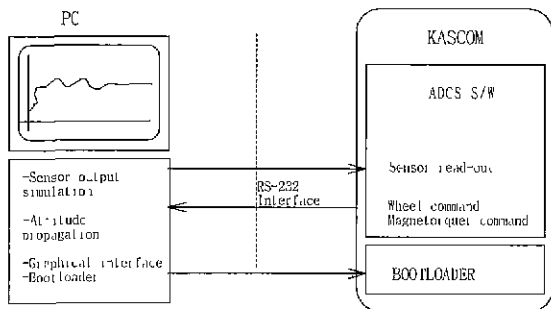


그림 3. 위성용컴퓨터를 이용한 S/W test bed 시스템.

그 다음 단계로서 부 PC를 위성용 컴퓨터로 대체하여 시험하는 것이다. 이럴 경우 프로그램 업로딩에 많은 시간이 소요되지만, 실제 운영되는 시스템에서 프로그램을 실행시켜본다는 점에서 꼭 필요한 단계이다.

또한 보통 위성용 컴퓨터는 지상에서 사용하는 IBM PC와 다른 O/S를 사용하므로 초기화 부분을 포함하여 고려해야 할 점들이 많이 존재한다. 따라서 위성용 컴퓨터를 재설계할 경우 이러한 점들을 해결하기 위한 충분한 개발 기간을 두어야 한다. KASCOM은 우리별 3호의 주컴퓨터로서 Intel 80C960 CPU를 사용하고 있다.

**2.4. 실시간 S/W test bed 시스템**

다음 단계로는 위성용 컴퓨터와 더불어 한 대의 컴퓨터를 더 추가하여 센서와 구동기를 실시간적으로 모사하도록 하는 것이다. 이럴 경우, 위성용 컴퓨터에는 실제 운영에 사용되는 자세제어 프로그램을 시험할 수 있게되며, 하드웨어 인터페이스, 필터 태스킹 환경에서의 동작 여부 등도 확인할 수 있게 된다. 또한 실제 우주 환경 하에서 운영되는 상황을 실시간으로 모사함으로써 자세제어 프로그램의 성능 및 fault에 대한 처리 문제등을 확인해 볼 수 있다.

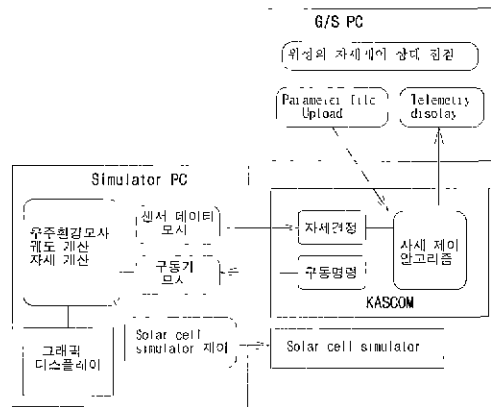


그림 4. 실시간 S/W test bed 시스템.

위의 그림은 실시간 자세제어 S/W test bed 시스템의 프로그램 구성도를 보여주고 있다. 자세제어 S/W test bed 프로그램은 G/S PC, Simulator PC에서 동작하는 프로그램으로 KASCOM에서 동작하는 주 자세제어 프로그램의 성능 확인을 위해 필요한 환경을 제공하고, 실제 운영과 같은 인터페이스를 구현함으로써 운영상의 연습도 결합할 수 있다. 또한 동작 모드에 따른 운영상의 문제점을 발견할 수도 있다.

그림 4에서 simulator PC는 인공위성이 우주 궤도를 날아가고 있을 때의 상황을 모사하여 그 결과를 센서 출력으로 만들어 주는 역할을 한다. 또한 위성용 컴퓨터에서 출력되는 구동기 명령을 디코딩하고,

위성체의 자세에 미치는 영향을 계산하여 센서 값을 변화시킨다. 이와 같이 센서와 구동장치를 모두 모사함으로써 주 자세 제어 프로그램의 궤도 운영 환경을 만들 수 있게 된다. G/S PC의 역할은 위성용 컴퓨터에서 내려오는 자세제어 관련 메시지를 디코딩하여 의미있는 정보로 표시하여주며, 위성용 O/S에 의해 전달되는 자세제어 명령을 송신한다. 또한 자세제어 관련 파일(궤도 요소 파일, 지상국 정보 파일, 제어 관련 파일, 스케줄 관련 파일 등)을 업로딩한 후, 동작시키는 명령도 수행한다.

**2.5. 에어 베어링 시스템을 이용한 H/W Test Bed 시스템**

마지막 개발 단계로 에어베어링 장비를 이용하여 센서와 구동기의 극성 및 시뮬레이션과 실제 동작과의 차이점등을 확인해보는 것이다 특히 3축 자세 제어에서 핵심적인 역할을 담당하고 있는 휠과 자이로의 극성 시험은 초기 운영의 성공을 위해 반드시 거쳐야할 단계이며, 에어베어링 장비에 가장 적합한 센서와 구동기의 조합이 된다. 이와 더불어 에어베어링 장비를 이용한 응용 분야로서 유연성이 있는 구조물

의 유연성이 있는 구조체를 싣고 올라갈 경우가 있을 의 자세 제어를 시험하는 것이다. 추후 임구에 따라 수 있는데 이를 대비하여 미리 시험해보는 것이다.

그림 5는 에어 베어링 시스템 구성도를 나타내고 있다 실제 위성과 같은 관성 모멘트를 가지도록 설계된 자세제어 시스템을 에어베어링 위에 놓고 무게 중심을 스핀들을 이용해 맞추면 요축으로 360°, 피치, 롤축으로 ±30°의 자유도를 가지고, 무중력 상태를 구현할 수 있다. 그림 6을 보면 에어 베어링 시험에 사용된 제어시스템의 구성을 알 수 있다. 그림 7은 에어 베어링 시스템 위에 놓여 있는 자세제어시스템의 사진을 보여주고 있다.

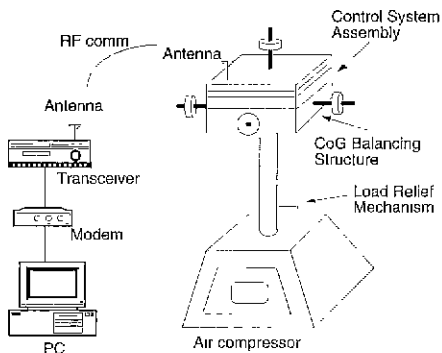


그림 5. 3축 에어 베어링 시스템 구성도.

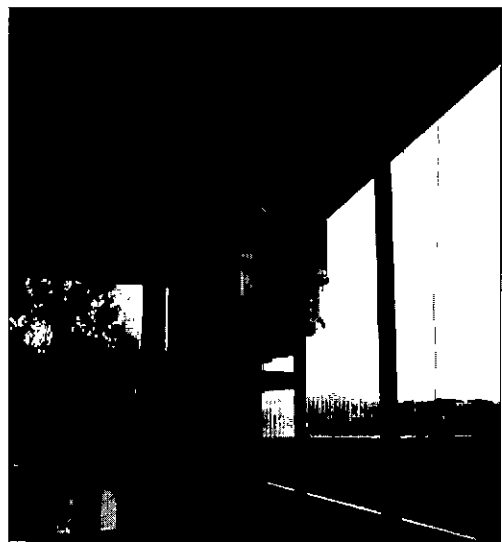


그림 7. 3축 에어 베어링용 자세제어 시스템 사진.

**3. S/W Test Bed를 통한 제어 알고리즘 검증**

**3.1. S/W Test Bed의 모사 방법**

우리별 3호의 S/W Test Bed에서 사용된 모사 방법은 다음과 같다.

- 위치 : SGP4, ENCKE, J2 propagator [2]
- 자세 : Runge-Kuta 4th order propagator [2]
- 지구 자기장 : IGRF 2000 model [2]
- 태양 : 0.01°의 정확도를 가진 모델 [3]
- 달 : 0.2°의 정확도를 가진 모델 [3]
- 태양 센서 : 지상에서 측정된 센서 데이터를 이용한 Spline 모델[4]
- 지자기 센서 : 지상에서 측정된 센서 데이터를 이용한 2 차 polynomial 모델
- 별 센서 : SKY2000 Master Catalog를 이용한 별좌표 모델
- 반작용 휠 : 구입한 휠의 측정치를 이용한 DC 모터 모델

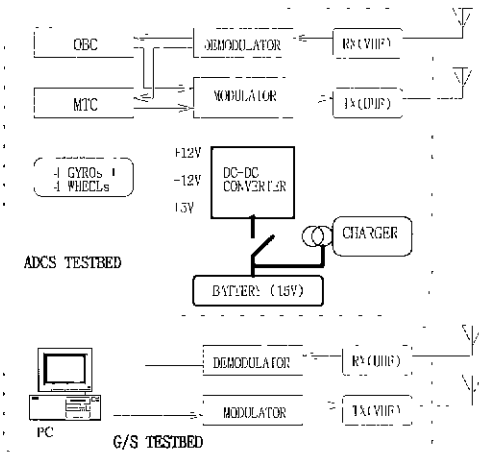


그림 6. 3축 에어 베어링용 자세제어 시스템의 내부 구성도.

자기 토크 : 1차 polynomial 모델

외란 : 중력 경사 토크, 태양풍, 내부 자기장, 공기 저항에 의한 토크

위의 모델을 통해 계산된 인공위성의 위치, 자세에 따라 센서 출력값에 변화시키면서 다음의 자세 제어 방식을 검증하게 되며, 위의 모델들이 유효한지는 실제 위성에서 내려오는 원격 점검 정보를 통해 확인한다.

### 3.2. 초기 안정화 제어 방식 검증

인공위성은 로켓으로부터 분리될 때의 가속도로 인하여 회전하게 된다. 이 회전 운동을 충분히 감속시켜야 휠을 사용한 초기 자세 획득이 가능하다. 회전 운동을 감속시키기 위해서는 위성체 외부에서 가해지는 토크 발생이 필요하다. 우리별 위성에서는 자기 토크를 감속장치로 사용하고 있다. 그림 8은 S/W Test Bed에서 수행된 결과를 보여주고 있다. 두 개의 plot 중에서 위의 것은 위성의 각속도를, 아래의 것은 지자기 센서의 측정치를 나타낸다. 자기 토크의 영향으로 인해 지자기 측정치가 튀고 있는 것이 보인다. 시뮬레이션 결과 1 %/sec의 각속도가 0.5 %/sec 가 되기까지 약 5 시간이 소요되었는데, 이것은 우리별 3호의 초기 운영결과와도 일치하는 것으로 S/W Test Bed를 통한 검증이 유효하다는 것을 보여주고 있다.

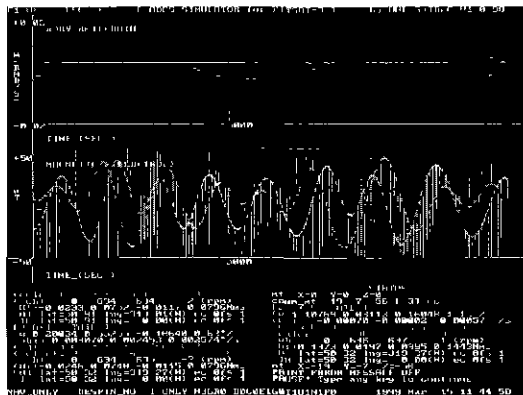


그림 8. 초기 자세 안정화 방식 검증 결과.

### 3.3. 초기 자세 획득 제어 방식 검증

초기 안정화 방식에 의해 감속이 되고 나면, 휠을 통한 자세 획득이 가능해진다. 자세 획득이란 3축 안정화 방식을 유지하기 위해 필요한 Kalman filter의 초기화 및 안정화, 휠에 의한 모멘텀 교환등의 작업을 수행하는 것을 말한다. 우리별 3호의 경우, 초기 자세 획득에는 태양 센서, 지자기 센서, 자이로를 이용하여 3축의 자세를 결정하고, 휠을 이용하여 인공위성을 정지시키고, 태양 전지판이 태양을 향하도록 자세를 조정한다. 3축의 자세를 결정하기 위해서는 태양센서값이 유효해야 하는데, 만일 그렇지 않은 경

우에는 태양 센서가 태양을 볼 수 있도록 자세를 변경해야 한다. 이 때는 지자기 센서만으로 태양의 위치를 추정 한 후, 자세를 변경하게 된다. 그림 9는 S/W Test Bed를 통한 수행한 초기 자세 획득 방식의 검증 결과이다. 위의 plot은 각속도를 아래의 plot은 에리 쿼터니언을 보여주고 있다. 초반의 10여분 동안은 태양을 검색하기 위해 위성을 회전시키는 과정중이며, 그 이후는 태양지향자세로 제어되고 있음을 보여주고 있다. 이 초기 자세 획득 방식은 우리별 3호에서 성공적으로 수행되고 있으며, 위성용 컴퓨터가 다운된 후 다시 재가동할 때, 빠른 자세 복구를 가능토록 하고 있다.



그림 9. 초기 자세 획득 방식 검증 결과.

### 3.4. 임무별 자세 제어 방식 검증

초기 자세 획득이 성공한 후에는 임무별로 위성의 자세를 제어하게 된다. 대표적인 임무로는 지구 지표면 촬영, 달 표면 촬영 등이 있다. 각각의 임무 수행을 위해 제대로 자세 세어가 되는 가를 확인하는 방법으로 3차원적인 그래픽을 이용하면 편리하다. 그림 10은 지구 지표면 지향 자세를 수행할 때의 결과를 3차원적으로 보여주고 있다.

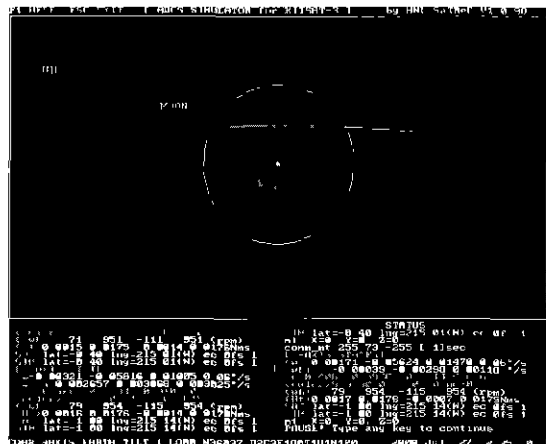


그림 10 지구 지향 자세 제어 검증 결과.

그림 11은 별센서를 이용하여 달사진을 찍는 임무에 대해 검증해 본 결과이다. 별센서가 위치하고 있는 Y축이 달을 향하고 있음을 확인할 수 있다.

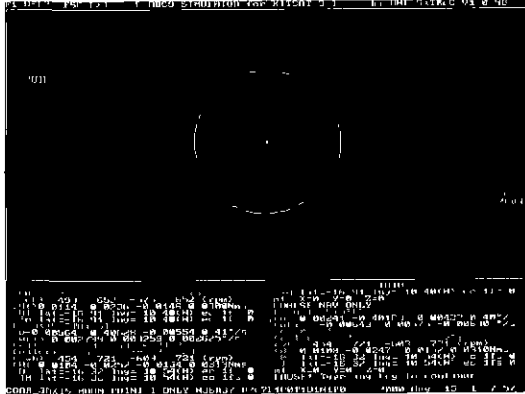


그림 11. 달 지향 자세 제어 검증 결과.

#### 4. 에어 베어링을 이용한 유연구조 제어 실험

본 장에서는, 향후 유연성을 가지는 위성체의 제어를 위해 개발하고 있는 1축 유연구조 자세제어 실험장치에 대해 설명하기로 한다.

본 실험장치는 두 개의 질량을 와이어로 연결함으로써 실제 운영상에서의 붐, 태양전지판 등, 외부구조물이 일으키는 낮은 고유진동수의 운동을 모사한다. 구조적인 유연성에 의해 유발되는 진동에너지는 하부의 질량에 작용하는 중력의 도움을 받아 발생된다. 와이어 이외에도 진동에너지를 포함할 구조로서 알루미늄 패널 등을 상부질량 또는 하부질량에 장착할 수 있도록 설계되어 있다.



그림 12. 유연구조 제어 실험장치.

#### 4.1. 시스템 모델링

와이어를 통해 하부질량이 연결된 간단한 유연구조의 동특성은 그림 13과 같은 모델을 이용하여 분석하였다. 여기에, 시스템의 구동기인 반작용 휠의 운동방정식을 포함하면, 전체 시스템의 운동방정식은 다음과 같이 단순화된다.

$$\begin{aligned} J_1 s^2 \theta_1 + K \theta_1 - K \theta_2 &= T \\ J_2 s^2 \theta_2 - K \theta_1 + K \theta_2 &= 0 \\ J_w s q_w &= T \end{aligned} \quad (4)$$

위의 식에서,  $J_1$ ,  $J_2$ 는 각각 위, 아래 구조물의 관성모멘트이고,  $\theta_1$ ,  $\theta_2$ 는 수직축에 대한 회전각이다.  $J_w$ ,  $q_w$ 는 각각 휠의 관성모멘트와 각속도를 나타낸다.

$K$ 는 비틀림 강성치(torsional stiffness)를 나타내는 상수로서 여기서는 다음과 같이 정의하고 있다.

$$K = \frac{m_2 g r^2}{l}$$

위의 식의 전달함수를 구하면, 다음과 같이 된다.

$$\frac{\theta_1}{q_w} = \frac{J_w (J_2 s^2 + K)}{s (J_1 J_2 s^2 + (J_1 + J_2) K)} \quad (5)$$

또한 시스템의 극점과 영점의 위치는 다음으로 표현된다.

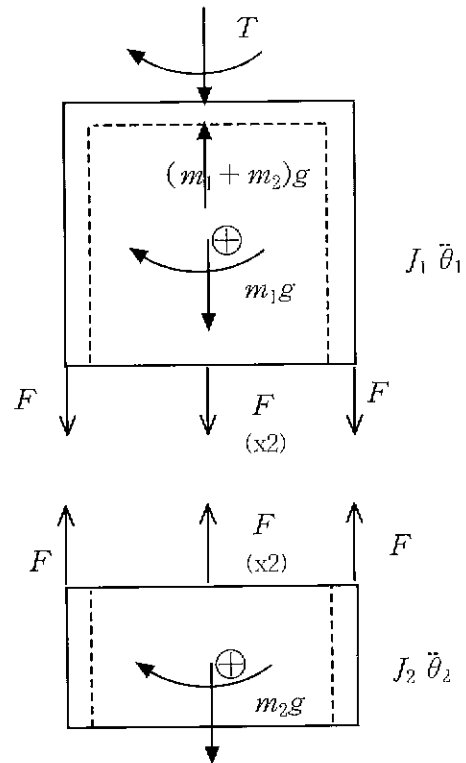


그림 13. 단순화된 자유물체도

$$z = \pm \sqrt{\frac{m_2 g r^2}{J_2 l}} \quad (6)$$

$$p = 0, \pm \sqrt{\frac{(J_1 + J_2) m_2 g r^2}{J_1 J_2 l}}$$

위의 상수들을 적당히 조정하면 실험에서 요구되는 고유진동수를 갖는 시스템을 얻을 수 있다.

### 4.2. 구조

에어메어링 위에 탑재되어 무중력 상태의 운동을 모사하는 본 장치는 자이로와 반작용 휠을 센서와 구동기로 사용하며, 이 두 모듈과 PC와의 통신을 위해 간단한 마이크로프로세서가 탑재된 통신 제어회로, RF통신 회로 등을 포함한다. 전력은 배터리와 전력공급회로를 통해 공급받으며, 모든 전자장치는 상부 질량에 탑재되어 있다. PC와 반이중속 19.2kbps의 통신링크를 갖고, 패널, 와이어 등의 외부구조물을 장착하기 위한 장착대가 네 면에 부착되어 있다.

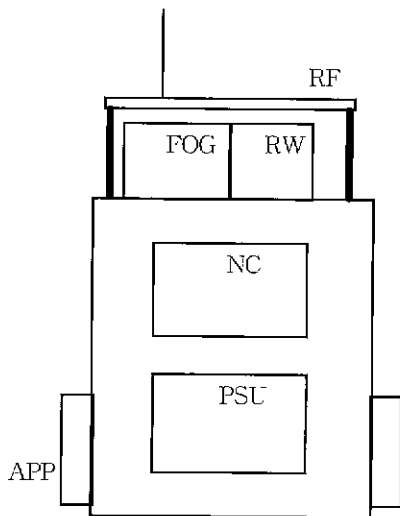


그림 14. 상부 질량의 구조.

- RW : 반작용 휠
- FOG : 광섬유 자이로
- NC : 통신제어회로
- PSU : 전력공급회로
- RF : RF통신회로
- APP : 외부구조물 장착대

### 4.3. 테스트

원하는 유언구조 동특성의 가시적 확인여부를 판별하기 위해 간단한 개방회로 방식의 제어테스트가 수행되었다.

- 제어입력

$$u(t) = 30t \text{ (rad/s)} \quad (0s < t \leq 10s)$$

$$u(t) = 300 \text{ (rad/s)} \quad (10s < t \leq 20s)$$

$$u(t) = 900 - 30t \text{ (rad/s)} \quad (20s < t \leq 30s)$$

$$u(t) = 0 \text{ (rad/s)} \quad (30s < t)$$

컴퓨터 시뮬레이션에서는 위의 제어입력을 갖는 정확한 bang-bang제어기가 사용되었다. 그러나 실제 실험에서, 반작용 휠은 위와같이 순간적인 토크를 발생시키지 못하므로 위의 제어입력과는 다른 약간 변형된 형태로 작동하게 된다. 변형된 형태의 bang-bang입력이 인가되지만, 실제출력은 bang-bang제어의 동특성을 잘 드러내고 있다. 시스템의 고유진동수는 0.5Hz정도로 나타난다. 실선은 실제 실험을 통해 얻은 데이터, 점선은 컴퓨터 시뮬레이션을 통해 얻은 데이터이다.

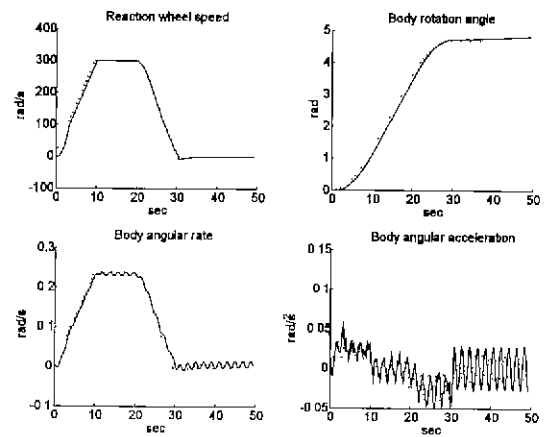


그림 15. 실험 결과(I).

다음은 컴퓨터 시뮬레이션 상에서도 실제 휠이 작동하는 것과 같은 형태의 제어입력이 인가되었을 때의 결과를 보여준다. 두가지가 잘 일치함을 볼 수 있다. 마찬가지로 실선은 실제 실험데이터, 점선은 컴퓨터 시뮬레이션을 통한 결과를 나타낸다.

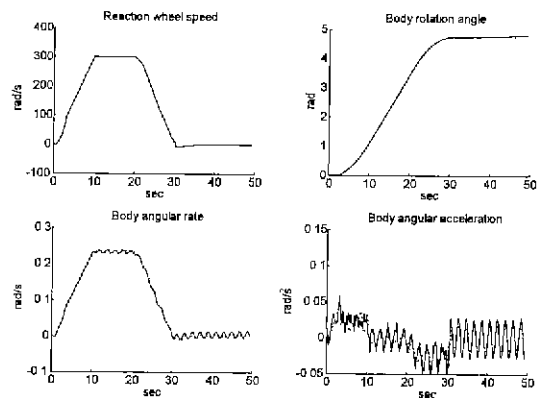


그림 16. 실험 결과(II).

- 고유진동수 결정

시스템의 고유진동수는 해석적인 계산을 통해 추측할 수 있다. 그러나 이 장에서는 전 장에 기술된 동역학적 모델링과 실험적 접근방법의 정확성을 알아보기 위해 실험결과를 통해 고유진동수를 확인해 보기로 한다.

해석적인 계산을 통한 고유진동수는, (6)에 의해,

$$\omega = \sqrt{\frac{(J_1 + J_2)m_2gr^2}{J_1J_2l}}$$

$$= 3.286 \text{ rad/s}$$

다음, 실험적으로 측정된 각가속도의 마지막 64개 데이터를 취하여 파워스펙트럼을 구해봄으로써 실제 시스템의 고유진동수를 추정할 수 있다. 정확한 추정 은 많은 수의 고유진동 데이터를 확보함으로써 가능해진다.

진동모드 극점은 3.25rad/s 근처로 추정되는데, 이것은 해석적인 방법을 이용하여 구한 해와 매우 근사하다. 이로써 기술된 동역학적 모델의 정확성을 확인할 수 있다.

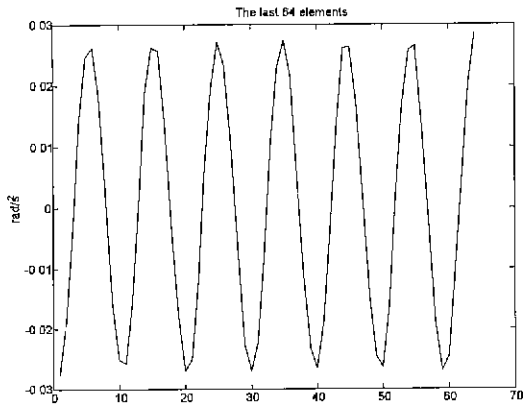


그림 17. 자유운동 데이터.

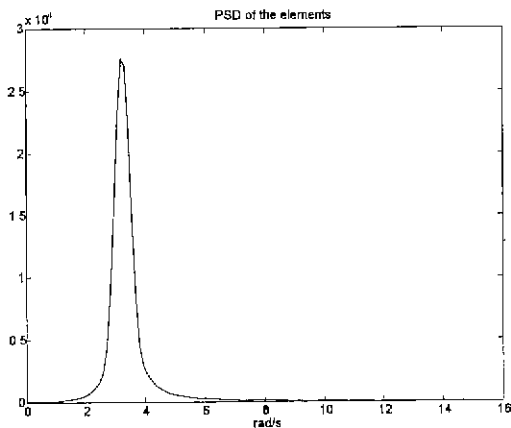


그림 18. 시스템 고유진동수.

5. 결론

우리별 위성에서는 단계별로 개발된 S/W Test Bed를 통해 제어 알고리즘과 위성 컴퓨터용 제어 프로그램을 시험해 보고, 3축 에어 베어링 시스템을 이용, 자세 제어 시스템의 극성 확인, 동작 성능 측정, 유연 구조체를 사용한 제어 알고리즘 시험 등을 수행하였다. 이 S/W Test Bed와 에어베어링 시스템을 이용하여, 저 예산의 인공위성 자세 제어 검증 시스템을 구현할 수 있었다.

참고문헌

[1] Hyunwoo Lee, "EIDP for the KITSAT-3 ADCS Test Bed", 1999  
 [2] Wertz, J. R., "Spacecraft Attitude Determination and Control", Kluwer Academic Pub.,1978  
 [3] "The Astronomical Almanac", Washington, Nautical Almanac Office, 1997  
 [4] William H. Press, "Numerical Recipes in C", Cambridge University Press

이현우

1990년 한국과학기술원 전기및전자공학과 학사 졸업. 영국 서리대 석사(1991), 1994년~현재 한국과학기술원 박사과정재학중. 인공위성 연구소 자세제어팀장. 관심 분야는 인공위성 자세 제어, 자세 센서, 구동기 개발

김종한

1999년 한국과학기술원 항공우주공학과 학사과정 졸업. 동 대학원 석사과정 재학중.

탁민제

1976년 서울대 항공우주공학과 졸업, 1986년 The University of Texas Austin, Austin TX, USA 박사과정 졸업. 1976-1981 국방과학연구소 연구원. 1986-1989 미국 Integrated Systems Inc., Research Scientist 1989-현재 한국과학기술원 항공우주공학과 교수.

박동조

1976년 서울대 전자공학과 졸업, 1981년 The University of California, L.A. 석사과정 졸업, 1984년 동 대학원 박사과정 졸업. 1984-1985 ETRI연구원. 1985-현재 한국과학기술원 전기및전자공학과 교수.