

# 위성체 성능 시험 장치 개발에 관한 연구

°용상순, 김영학, 김진철  
한국항공우주연구소

## A Study on the Development of Satellite Dynamic Simulator Hardware

°Sang-Soon Yong, Young Hak Kim, Zeen-Chul Kim  
Korea Aerospace Research Institute

### ABSTRACT

The objective of this study is to develop a satellite dynamic simulator, which can test and analyze the performance of spacecraft attitude control, antenna pointing instruments, communication equipments and spacecraft components under the space environment.

The satellite simulator can be used to predict the events such as malfunction and failure of satellites in space during operation and can be used to protect against emergencies.

At first, the performance test system of attitude control is investigated which can simulate motion and verify stability of spacecraft.

Our system consists of an attitude control main processor and a sub-processor including some real hardwares such as attitude sensors and actuators.

In this paper, we describe the procedure of designing and manufacturing the dynamic simulator hardware, which consists of the central processor board, the sub-processor board and the sun sensor, and also communication between the components.

### 1. 서론

우주 환경하에서 위성체의 각 구성 부품들이 서로 연계되어 종합적인 위성체 성능을 나타낼 수 있도록 각 구성품의 특성 분석과 함께 구성 부품의 종합으로 이루어진 전체 시스템의 성능 분석을 시뮬레이션을 통해 검증하는 것이 위성체 성능 시험 장치의 목적이며, 이러한 장치는 위성의 운동과 안정성에 대한 검증을 수행하는 자세 제어 시스템을 기반으로 하여 위성체의 열제어계, 전력계, 원격 측정 명령계등으로 구성된다.

본 연구에서는 그 일단계로 성능 시험 장치의 기본 시스템인 자세 제어 시스템을 구성하고자 하였다. 이 시스템은 제어 로직이 포함된 주처리 장치와 센서 및 액추에이터 유닛을 포함한 부처리 장치로 이루어진다.

자세 측정을 위하여 사용하는 센서로는 용도와 목적에 따라 태양 센서, 지구 센서, 별 추적 센서, 자이로, 자장계 등 여러 가지가 있으나, 실제로 이러한 기기들을 접목시켜 시뮬레이션을 수행하는 데는 센서 특성상의 문제나 동작 조건들이 다양하므로 지상에서 시뮬레이션이 가능한

태양 센서만 고려하였다.

따라서, 본 연구에서는 자세 측정 센서중 태양 센서와 주처리 장치 보드와 부처리 장치인 센서 보드로 성능 시험 장치를 구성하였으며 다음에는 전체 모듈 구성과 동작에 대한 개념과 현재 구성하고자 하는 각각에 대한 설계와 제작 과정들과 이들간의 통신 문제등의 해결에 대해 기술하고자 한다.

### 2. 자세 제어 시험 장치 구성과 동작

본 연구에서는 자세 안정화를 위한 제어 논리의 시뮬레이션 및 그 결과를 다른 모듈들과 통신하기 위한 보드의 설계와 제작을 수행하였다. 시스템의 기본 구성은 센서 유닛, 액추에이터 유닛과 전체 제어 로직을 시뮬레이션하고 제어 및 통신의 전반적 문제를 관장하는 주처리 장치 유닛이다. 본 연구에서는 기능적 시험 측면에서의 동작을 보장하기 위하여 설계시 상당한 여유성을 부여하여 향후 연구에는 보다 안정되고 신뢰성있는 시스템을 개발하고자 한다.

### 2.1 제어 모듈의 구성

자세 안정화와 자세 데이터 처리 장치의 기능을 보장하는 성능 시험을 위해 그림 2.1과 같은 기본 개념을 갖는 Hardware-in-the-Loop 시뮬레이터를 구성하고자 하였다.

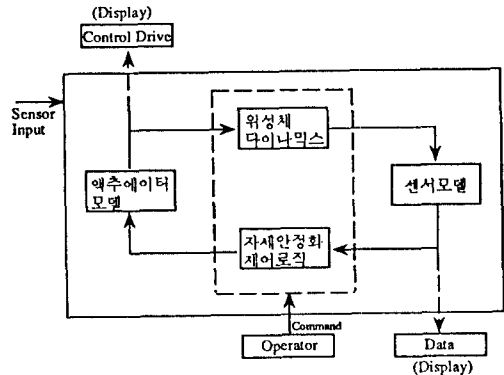


그림 2.1 성능 시험 장치 개념도

그림 2.1의 동작 과정을 살펴 보면, 액추에이터 모델의 초기 토오크 출력과 위성체의 운동 상태에 대한 특성이 데이터 베이스를 통해 다이내믹스 모델로 입력되고, 처리되어 센서 입력 데이터로 변환된다. 센서 모델로 입력된 데이터는 위성체의 자세각으로 변환되어 자세 안정화를 위한 제어 로직 모델에 입력된다. 또한, 제어 로직 모델은 센서로부터 입력된 데이터와 오퍼레이터로부터 발생된 자세 안정화를 위한 명령어를 해석하여 액추에이터 모델로 출력된다. 액추에이터 모델로 입력된 데이터를 처리하여 구동장치 동작을 위한 토오크를 발생시키고 이는 다이내믹스 모델에 입력된다. 센서 모델에서 출력된 위성체의 자세각 및 그밖의 위성체의 상태에 대한 데이터와 액추에이터 모델에서 출력된 구동 토오크에 의해 변화되는 위성체 자세에 대한 데이터는 외부 컴퓨터에 입력되어 사용자의 해석을 돕게 된다.

그림 2.1의 개념을 기본으로한 자세 안정화 시험 장치 하드웨어의 구성은 그림 2.2와 같다. 그림에서 보이는 바와 같이 각기 다른 역할을 담당하는 세개의 유닛 보드가 있다. 각각은 먼저 센서로부터 입력된 정보와 각 센서의 수학 모델링한 내용을 갖고 있는 센서 유닛과 이것의 출력을 받아서 자세 안정화를 위한 제어 로직에 따라 주어진 임무를 수행 및 전체 구성의 통신과 제어를 담당하는 주처리 장치 유닛, 그리고 자세 유지를 위한 구동기 장치의 입력을 발생시키는 액추에이터 유닛으로 구성된다. 시스템의 운영을 위한 사용자 접속 매킨토시와 프로그램의 다운로드 및 디버깅을 위한 워크스테이션이 각각 직렬 통신과 네트워크로 상호 접속된다.

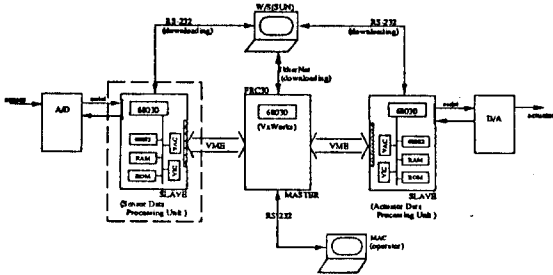
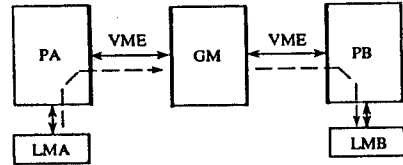


그림 2.2 자세 안정화의 시험을 위한 하드웨어 구성

4MB의 램 메모리에 68030의 CPU, 25MHz의 성능을 가지며 이 보드상에서는 Unix와 유사한 VxWorks 실시간 운영 체제가 돌아감으로 고성능의 다중처리 기능을 가져 센서 및 액추에이터 유닛의 정보 제어 및 상태 감독을 하고, 또한 사용자는 유닉스의 강력한 편집 기능, 사용자 인터페이스 기능, 네트워크 기능 등, 여러 유용한 자원을 이용할 수 있다. 센서 유닛과 액추에이터 유닛은 본 시스템을 위해 직접 제작된 보드로서 CPU가 주처리 장치 유닛의 그것과 동일한 68030으로 512KB의 램 메모리 공간, 25MHz의 성능을 가지며, 외부와의 폭넓은 인터페이스를 위해 8채널의 직렬 통신과 2채널의 병렬 통신 선로를 두었다. 각각의 보드들은 VME후면(Backplane) 버스로 연결되어 있어 데이터 교환의 용이성과 신속성이 보장된다.

또한, VME 버스의 채택은 새로운 기능을 가진 하드웨어의 추가가 용이하여 폭넓은 확장성을 가지고 있다.

유닛간의 데이터 교환은 공유 메모리를 통하여 이루어지는데 이것은 주처리 장치 유닛의 보드상에 위치하는 메모리로서 각 보드는 자신만이 접근할 수 있는 로컬 메모리에 모든 보드가 접근 가능한 글로벌 메모리를 가지고 있음을 의미한다. 한 프로세서가 다른 프로세서로 데이터를 전송하고자 할 경우, 자신은 공유 메모리상에 데이터를 저장하고 목적 프로세서가 공유 메모리에 접근하여 이 데이터를 가져 가는 형태로 아래 그림과 같다.



프로세서 A(PA)는 자신의 로컬 메모리 LMA를 가지고, 프로세서 B(PB)는 자신의 로컬 메모리 LMB를 가진다. 공유 메모리(GM)는 프로세서 A와 프로세서 B가 동일하게 접근가능한 메모리로 두 프로세서간의 데이터 전송의 매개체 역할을 하게 된다.

### 3. 센서 유닛의 설계 및 제작

본 절에서는 센서와 액추에이터 유닛의 설계 및 제작을 주로 논하고자 한다. 센서와 액추에이터 유닛은 하드웨어의 기능적 측면에서 동일하다고 볼 수 있다. 센서 유닛의 주된 구성은 표 3.1과 같다.

표 3.1 센서 유닛의 구성

| 기능            | 부 품                      | 비 고  |
|---------------|--------------------------|--|
| CPU           | MC68030                  | 주 프로세서   |
| FPCP          | MC68882                  | 실수 연산 보조 프로세서                                    |
| MEMORY        | 27C010 x 4<br>681000 x 4 | EPROM(512KB)<br>SRAM(512KB)                      |
| VME Interface | VAC068<br>VIC068         | VMEbus Addr. Controller<br>VMEbus I/F Controller |
| I/O Interface | CL-CD180<br>P8255 x 2    | 8-ch. 비동기 직렬 통신<br>Controller<br>병렬 인터페이스        |

VME 버스와와의 접속을 위해 Cypress의 VIC068 VME Interface Controller를 사용하고 직렬 통신을 위해서는 CIRRUS LOGIC의 CD180 비동기 직렬 통신 컨트롤러를 사용하여 보드의 크기와 신뢰도를 높이고자 하였다. 사용된 많은 부품들은 프로그래밍 가능한 칩을 사용함으로써 사용자가 소프트웨어적으로 융통성을 가지고 설계할 수 있게 하였다. 또한, 메모리의 크기를 가변할 수 있게 여유를 둬으로써 예측이 불명확한 소프트웨어의 크기를 수용할 수 있게 하였다. 센서 정보 처리 유닛의 기능상 블록도는 그림 3.1과 같다.

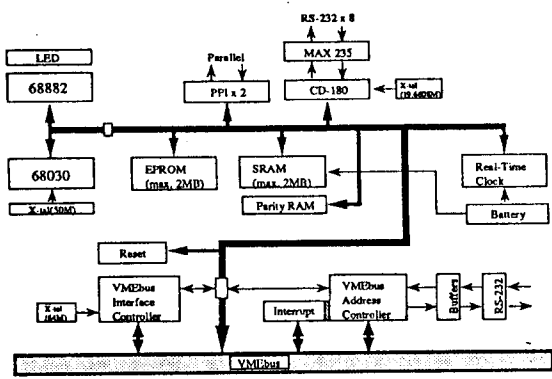


그림 3.1 센서 유닛의 기능 블록도

### 3.1 소프트웨어의 설계

주처리 장치 유닛은 전체 시스템의 관리 및 통신의 제어와 응용 프로그램의 실행을 담당한다. 위성체의 자세를 제어하는 등의 정교하고 신속한 처리가 필요하므로 이러한 시스템의 제어에는 실시간 처리가 요구된다. 또한, 다중의 입력과 다중의 출력과 같은 병행 사건을 동시에 처리하여야 하므로 그 소프트웨어는 병행 테스크들로 설계된다. 이러한 병행 실시간 테스크들의 스케줄링은 그 테스크들에 주어진 시간적 요구사항을 만족시켜 주어야 하기 때문에 간단한 작업이 아니다. 본 논문에서는 신뢰성 있고 다양한 기능을 제공하는 실시간 운영 체제로서 VxWorks를 채용함으로써 이러한 복잡성을 단순화시키고자 하였다. VxWorks 실시간 운영 체제를 기본으로 하는 병행 처리 개발 과정은 다음과 같다.

1. Unix를 탑재한 워크스테이션을 호스트로 하여 모든 코드의 편집 및 컴파일은 여기에서 수행한다.
2. 컴파일된 코드는 네트워크를 통해 타겟 보드로 다운로드되어 실행된다.
3. 코드의 디버깅은 타겟 보드에서 행해지며 오류의 발견 시 소스 코드의 재편집 및 컴파일 과정을 다시 수행한다.

센서 및 액추에이터 유닛 보드는 별도의 운영 체제를 채용하지 않고 다만, 보드의 초기화와 프로그램의 디버깅, 프로그램의 다운로드 및 메모리의 관리를 위한 모니터 프로그램을 탑재했다. 이것은 다중의 입, 출력 처리가 필요치 않고 고성능의 프로세서에서 하나의 일련된 프로그램의 수행만으로도 본 연구의 수행과정에서 요구되는 기능을 만족할 수 있기 때문이다. 유닛 보드의 하드웨어 초기화와 프로그램의 다운로드 및 디버깅을 위해서 VAC068에서 제공하는 직렬 채널과 Kermit통신을 사용하였다. 워크스테이션으로부터 다운로드된 프로그램은 외부 센서로부터 데이터를 수신하고, 처리하여 VME 후면을 통해 주처리 장치 유닛으로 데이터를 전송한다.

#### 4. 자세 측정을 위한 센서 모듈

위성체 자세 제어 시스템을 구성하는 기기는 특성별로 여러 종류의 센서와 구동기 장치(actuator)들로 이루어진다. 실제로 이러한 기기들을 접목시켜 시뮬레이션을 수

행하는대는 센서의 특성상의 문제나 동작 조건들이 다양하므로 이 센서들중에 지상에서 시뮬레이션이 가능한 태양 센서만 고려하여 연구를 진행하였다.

위성체 자세안정화를 수행하기 위해 사용하는 여러 센서들중 태양의 위치와 각 정보를 제공하는 태양센서는 자세결정과 자세제어, 스위칭 신호 및 타이밍 신호를 생성하기 위해 태양 복사를 감지하므로, 우리는 이러한 역할을 수행할 수 있도록 센서의 설계 및 제작과 이 센서를 시뮬레이션 시켜주기 위한 시스템을 구성하여 센서 유닛 보드를 통해 성능 시험 장치의 주처리 장치에 연결되는 센서 모듈로 이용하고자 하였다.

#### 4.1 아날로그 태양센서 모델링

그림 4.1과 같은 형태를 갖는 아날로그 태양 센서는 기본적으로 4개의 태양전지를 감지소자로 사용하여 태양광에 대한 이 전지들의 출력 전압간의 관계에 의해 태양각 정보를 얻도록 하였다. 다음에는 이러한 태양 센서의 동작 알고리즘을 수학적으로 분석하였다.

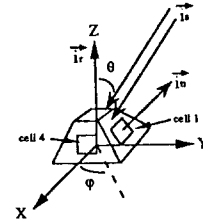


그림 4.1 아날로그 태양센서 모델

그림 4.1에 표시된  $i_r$ 은 아날로그 태양센서 기준축 벡터,  $i_s$ 는 태양광 벡터,  $i_n$  아날로그 태양센서 벡터를 의미하며, 각각의 성분을 직각 좌표계로 표시하면 식(4.1)과 같다.

$$\begin{cases} i_r = (001)^T \text{ (단, 태양의 거리는 1로 가정한다.)} \\ i_n = (i_{nx} \ i_{ny} \ i_{nz})^T = (r \sin \theta_n \cos \phi_n \ r \sin \theta_n \sin \phi_n \ r \cos \theta_n)^T \\ i_s = (i_{sx} \ i_{sy} \ i_{sz})^T = (\sin \theta \cos \phi \ \sin \theta \sin \phi \ \cos \theta)^T \end{cases} \quad (4.1)$$

위의 아날로그 태양센서는 일정한 관찰 영역을 갖도록 Mount를 설계하였으므로, 구좌표계 내의  $\phi$  값은  $0^\circ$ ,  $90^\circ$ ,  $180^\circ$ ,  $270^\circ$ 로 고정 설치되어져 있고, 이러한 상태를 각각 cell 1, cell 2, cell 3, cell 4로 정의하면 우리가 구하고자 하는 최종 출력은 cell 1과 cell 3 그리고 cell 2와 cell 4 태양 전지에 태양광이 조사되어 발생하는 전류의 차이므로 그 결과는 식(4.2)와 같다.

$$X\text{축출력} = V_1 - V_3 = 2r \sin \theta_1 \sin \theta \sin \phi \quad (4.2)$$

$$Y\text{축출력} = V_2 - V_4 = -2r \sin \theta_2 \sin \theta \cos \phi$$

$$\phi = \tan^{-1}\left(\frac{-(V_1 - V_3)}{V_2 - V_4}\right) \quad (4.3)$$

식(4.2)에서 X축 출력과 Y축 출력 사이의 관계를 정리하면, 식(4.3)과 같이  $\phi$ 나 0 성분을 구할 수 있으므로 태양의 위치를 좌표계내에 표현할 수 있으며, 그 출력 상태도 검증할 수가 있다.

#### 4.2. 센서 mount 설계 및 제작

관찰 영역이 120° 가 되었끔 센서 mount를 그림 4.2와 같은 형태로 제작하였다.

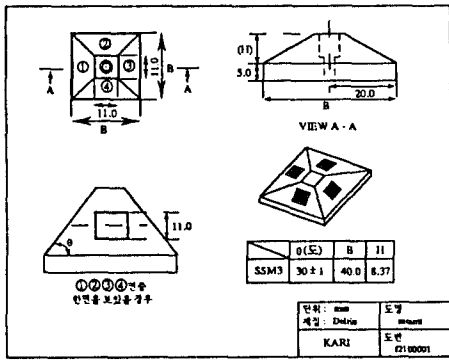


그림 4.2 아날로그 태양 센서 mount

#### 4.3. 아날로그 태양 센서 구동 전자 회로

그림 4.1과 같은 형태를 갖는 아날로그 태양 센서로부터 출력을 처리하기 위하여 구동 전자 회로를 그림 4.3과 같이 구성하였다. 우선적으로, 동작 특성을 잡기 위하여 태양 전지의 전류 신호를 전압 신호로 바꾸어 주는 회로와 이 신호를 우리가 원하는 형태로 처리하기 전에 신호를 증폭시켜주는 회로를 구성하여 그 결과는 컴퓨터에 설치한 A/D 변환기를 거쳐 처리하였으나, 차후에는 안정화 장치 제어기와 통신을 위한 인터페이스와 감지된 신호로부터  $\phi$ 나 0 성분을 구하게 하는 알고리즘까지 포함한 회로를 구성하고자 한다.

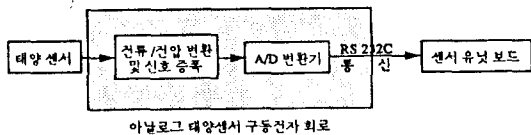


그림 4.3 아날로그 태양 센서 구동 전자 회로

#### 4.4. 센서 시뮬레이션 시스템 구성 및 시험

아날로그 태양 센서 시뮬레이션을 수행하기 위하여 그

림 4.4와 같은 특성 시험 시스템을 구성하였다. 우선은 태양 센서의 데이터를 처리하기 위하여 PC에 I/O 보드를 설치하여 실험하였고, 태양광을 광원으로 사용하는 대신에 Air mass filter, Pinhole collimator, Condenser 렌즈등으로 구성된 Solar simulator를 사용하였으며, 태양광 자체의 각변위 대신에 x축과 y축에 대해서 각변위를 주기 위하여 2개의 회전대(rotational stage)를 설치하였다. 즉, 광원으로 부터 센서의 각변위 신호가 감지되어 구동 전자 회로와 A/D 변환기를 통해 컴퓨터로 입력되어 처리하게 된다. 이러한 처리 과정에 의해 주어진 출력을 성능 시험 장치 구성시 필요한 센서 입력으로 사용하였다.

차후로, A/D 변환기 보드를 따로 설치하지 않고도 통신이 가능하도록 구동 전자 회로를 수정 및 설계하고자 하며, 이러한 연결 상태를 다른 센서나 액츄에이터의 전자 회로에 적용시켜 센서 유닛과 액츄에이터 유닛에 입, 출력으로 직접 사용하고자 한다.

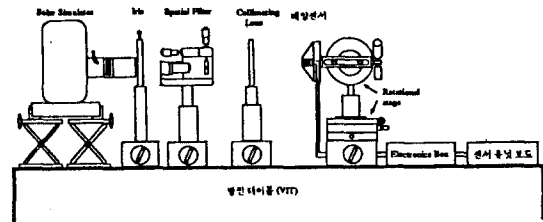


그림 4.4. 태양 센서 시뮬레이션 시스템 개략도

#### 5. 결론

본 연구에서 설계, 제작한 센서 유닛 및 구동 장치 유닛은 주처리 장치 유닛과 상호 접속을 하여 위성체의 자세 안정화에 대한 지상 시뮬레이션을 통해 동작을 보장할 수 있으며 또한, 실제 우주 공간의 환경을 소프트웨어적으로 모델링함으로써 사용 가능한 센서 및 구동 장치의 동작에 대한 신뢰성을 검증할 수 있다.

본 연구에서 제시한 시스템은 위성체 성능 시험 장치의 기초 단계로 주처리 장치 보드와 부처리 장치인 센서 유닛 보드와 아날로그 태양 센서로 구성하여 그 동작 상태 및 연결 상태를 시험하고자 하였다.

현재, 이 시스템은 완전한 제어조직하에서 시험을 거치지 않은 시작품의 단계로 차후에 계속해서 시험 및 검증을 수행하고자 한다.

#### 참고 문헌

1. P. R. K. Chetty, "Satellite Technology and Its Applications," TAB Professional and Reference Books, 2nd Ed., 1991.
2. Walter L. Morgan, "Communication Satellite handbook," Prentice Hall Inc., 1989.
3. Alan Clements, "Microprocessor System Design", PWS computer science, 1987.

4. Mohamed Rafiquzzaman, "Microprocessor and Microcomputer Based System Design", CRC Press, 1990.
5. "MC 68030 User's manual", Prentice hall, 2nd-ed, 1989.
6. "FORCE CPU30 User's manual", Force Computers Rev. 3. 1991.
7. James R. Wertz, "Spacecraft Attitude Determination and Control," D. Reidel Publishing Company, 1986.
8. Harry N. Norton, "Sensor and Analyzer Handbook," Prentice Hall, 1982.
9. Clarence W. de Silva, "Control Sensors and Actuators," Prentice Hall, 1989.