

인공위성 자세제어 부시스템 기능시험을 위한 KOMPSAT-2 동체 시뮬레이터 개발

Development of KOMPSAT-2 Vehicle Dynamic Simulator for Attitude Control Subsystem Functional Verification

석 병 석, 유 준*

(Byong-Suk Suk and Joon Lyou)

Abstract : The Vehicle Dynamic Simulator(VDS) is a key equipment for the performance verification of attitude control subsystem and it simulates the real dynamic environment that spacecraft undergoes during mission operation. All the software models and hardware interfaces necessary for the closed-loop simulation of the spacecraft dynamics are implemented. Using VDS, KOMPSAT-2 attitude control logic functions and performance was verified. In this paper, the hardware and software configurations of KOMPSAT-2 VDS was described briefly and the information flow and exchanges between software models and actual hardwares during close loop simulation was described in the systematic point of view.

Keywords : satellite control, AOCS, VDS, closed-loop simulation, VxWork

I. 서론

1. 인공위성 지상시험

인공위성을 발사하기 전 개발된 인공위성의 지상 시험은 매우 중요하며, 개발 경험이 풍부한 인공위성 개발 선진국에서도 발사 후 인공위성의 운용에 실패하는 경우가 종종 있다. 이는 인공위성 지상시험의 중요성을 단적으로 보여주는 예이며, 개발된 인공위성은 대개 임무가 다르며, 주어진 임무를 수행하기 위한 구성 하드웨어, 운용 개념과 성능이 서로 다르므로 지상시험의 방법이나 검증 내용 또한 다른 것이 일반적이다.

인공위성을 구성하는 단품들은 극한의 우주환경에 견딜 수 있도록 설계하고, 제작하기 때문에 매우 고가이며, 또한 박스 자체의 성능 검증 또한 일반 지상 장비에 비해 매우 엄격한 검증 절차를 거치도록 개발 요구조건이 주어진다. 따라서 위성체가 조립된 상태에서는 단품레벨의 기능 시험은 모두 검증이 된 상태이므로 통합된 시스템의 인터페이스 및 위성체 레벨의 기능시험을 주로 하게 되며 이를 크게 ETB(Electrical Test Bed) 단계에서의 시험과 FM(Flight Model) 단계에서의 시험으로 나눌 수 있다.

위성에 사용되는 단품의 경우 개발 프로젝트마다 주어진 예산과 개발 위험도를 고려하여 조금씩 다르지만 대부분 EM(Engineering Model), PFM(Proto Flight Model), 그리고 FM(Flight Model)의 순서로 최소한 3개 정도의 모델을 개발하게 되며, EM을 이용하여 기능적인 면을 PFM을 이용하여 환경시험을 검증한 후 최종적으로 FM을 조립하여 발사하는 순서를 거치게 된다.

인공위성에 사용되는 전자박스의 경우 EM들을 모아 ETB를 구성하며 시스템 레벨의 전기적인 시험을 주로 하게 되며 이 중 자세제어계 기능 시험은 인공위성 지상 시험 중 매우 중요한 부분을 차지하고 있다.

2. 다목적실용위성 지상시험

ETB 단계에서 자세제어계 시험은 자세제어 서브시스템의 기능적인 면을 하드웨어 및 소프트웨어적인 측면에서 검증하는 시험으로 인공위성이 임무궤도에서 임무를 성공적으로 수행하는지 여부를 검증할 수 있는 시험을 수행하게 된다. 다목적실용위성 2호(KOMPSAT-2 : KOrea Multi-Purpose SATellite)의 경우 주 임무인 지구 관측 임무를 수행하는 정밀 과학 모드(Fine Science Mode)로 진입하기 전에 태양 지향 모드(Sun Pointing mode), 지구 획득 모드(Earth Search Mode), 자세 고정 모드(Attitude Hold mode), 저 정밀 과학 모드(Coarse Science Mode)를 거치게 되는데 이러한 각 모드별 기능 및 성능 시험들이 수행되었다. 또한 궤도 보정을 위한 추력기 점화(Delta V Burn) 및 이상 발생시 자동으로 진입하는 안전모드(Safe Hold Mode)들에 대한 성능 시험도 수행되었다.

다목적실용위성 2호의 ETB는 세 개의 컴퓨터(OBC(On Board Computer), RDU(Remote Drive Unit), ECU(EPS: Electrical Power Subsystem Control Unit))를 중심으로 추력기를 제어하는 VDE(Valve Drive Electronic), RWA(Reaction Wheel Assembly) 그리고 star tracker로 구성되어 있으며 이러한 ETB 구성은 구조물을 제외하면 전기적인 면에서 최소화된 인공위성으로 간주할 수 있다.

ETB 구성에서 알 수 있듯이 주요 전자박스 만으로는 실제 인공위성이 궤도상에서 수행하는 기능에 대하여 검증할 수 없으므로 인공위성의 동력학을 시뮬레이션해주는 동체 시뮬레이터 VDS(Vehicle Dynamic Simulator) 장비를 통하여 자세제어계 관점에서의 기능 및 성능에 대한 검증을 수행하

* 책임저자(Corresponding Author)

논문접수 : 2004. 2. 3., 채택확정 : 2004. 6. 21.

유 준 : 충남대학교(jlyou@cnu.ac.kr)

석병석 : 한국항공우주연구원(byongss@kari.re.kr)

※ 본 연구는 다목적실용위성-2 개발사업 지원으로 연구되었음.

게 된다. VDS 장비는 ETB와 연동되어 자세제어 서브시스템의 각 모드별 성능 시험 및 검증에 이용되며, 또한 전기적인 인터페이스와 제어 로직의 기능을 검증하는데 이용된다. 이러한 시험을 위하여 VDS는 자세제어계 센서 및 구동기들의 소프트웨어 모델과 위성체의 동역학 모델을 이용하여 ETB내의 하드웨어와 페루프 시뮬레이션(HILS : Hardware In the Loop Simulation)을 수행하게 되며 이러한 페루프 시뮬레이션을 FBT(Fixed Bed Test)라고 부른다. 다목적실용위성 2호 자세제어 서브시스템의 기능시험은 VDS를 이용하여 성공적으로 수행되었으며 본 논문은 개발된 다목적실용위성 2호 VDS 장비의 구성과 페루프 시뮬레이션의 방법 및 운용 개념에 대하여 기술하였다.

II. 다목적실용위성 2호 동체 시뮬레이터

인공위성이 궤도를 선회할 때 자세제어 센서들의 출력 값은 위성체의 움직임과 궤도상에서의 위치에 따라서 결정되며 또한 각각의 센서들이 위성체에 장착된 위치에 의해 결정된다. 이에 따라 FBT 시험을 하기 위해서 태양센서 모델의 경우 태양센서의 소프트웨어 모델이 존재하고 주어진 시간에 태양센서 좌표계에서의 태양 방향 및 태양센서의 장착 위치에 대한 정보가 있다면 태양센서의 출력 값을 결정할 수 있게 된다. 따라서 각각의 센서 및 구동기 그리고 위성체 동역학 모델 및 여러 가지 환경 모델들이 소프트웨어로 구현되어 있다면 ETB 상에서 FBT 시험이 가능하게 된다. ETB 상에서 FBT 시험을 수행하기 위하여 VDS 장비는 다음과 같은 세 가지 주요 기능을 수행하도록 설계해야 한다. 첫째, 모든 센서 모델(소프트웨어 모델)의 출력 값을 전

기 신호로 변환하여 ETB로 공급하고, 둘째, 제어 로직이 수행되는 프로세서(RDU)가 구동기 쪽으로 보내는 전기 신호를 모니터링하여 구동기 모델(소프트웨어 모델)의 입력변수로 전달하여야 하며, 셋째, 구동기 모델(소프트웨어 모델)의 출력 값을 바탕으로 동역학 모델(소프트웨어 모델)을 수행하여 자세 및 궤도정보를 갱신하여야 한다. 즉 VDS 장비에서 출력되는 센서신호는 ETB 내의 RDU로 전달되고 RDU 내의 제어로직은 입력된 센서 신호를 근거로 구동기 제어 명령을 생성하며 생성된 구동기 제어신호는 VDS로 입력되어 VDS 내의 동역학 모델의 입력변수로 사용되어 자세 갱신이 이루어지게 된다. 갱신된 자세정보를 바탕으로 센서 신호를 생성하고 이를 다시 RDU로 전달하는 방식으로 close-loop 시뮬레이션이 수행되도록 설계하여야 한다.

이러한 VDS 장비의 요구조건은 다시 소프트웨어적인 요구조건과 하드웨어적인 요구조건으로 나눌 수 있으며, 특히 페루프 시뮬레이션의 정확도 및 신뢰도를 높이기 위해서는 ETB 내의 자세제어 로직을 수행하는 프로세서(RDU)와 VDS간의 시간 동기가 가장 중요하며 이를 위하여 VxWork Real Time OS 환경에서 interrupt를 이용한 semaphore 동기 방식을 사용하였다.

1. 자세제어계 페루프 시뮬레이션 구성

다목적실용위성 2호는 여러 가지 센서를 장착하고 있으며 이를 나열하면, CSSA(Coarse Sun Sensor Assembly), FSSA(Fine Sun Sensor Assembly), GRA(Gyro Reference Assembly), STA(Star Tracker Assembly), CES(Conical Earth Sensor), TAM(Three Axis Magnetometer), GPS(Global Positioning System) 등이다. 또한 구동기는 DTM(Dual

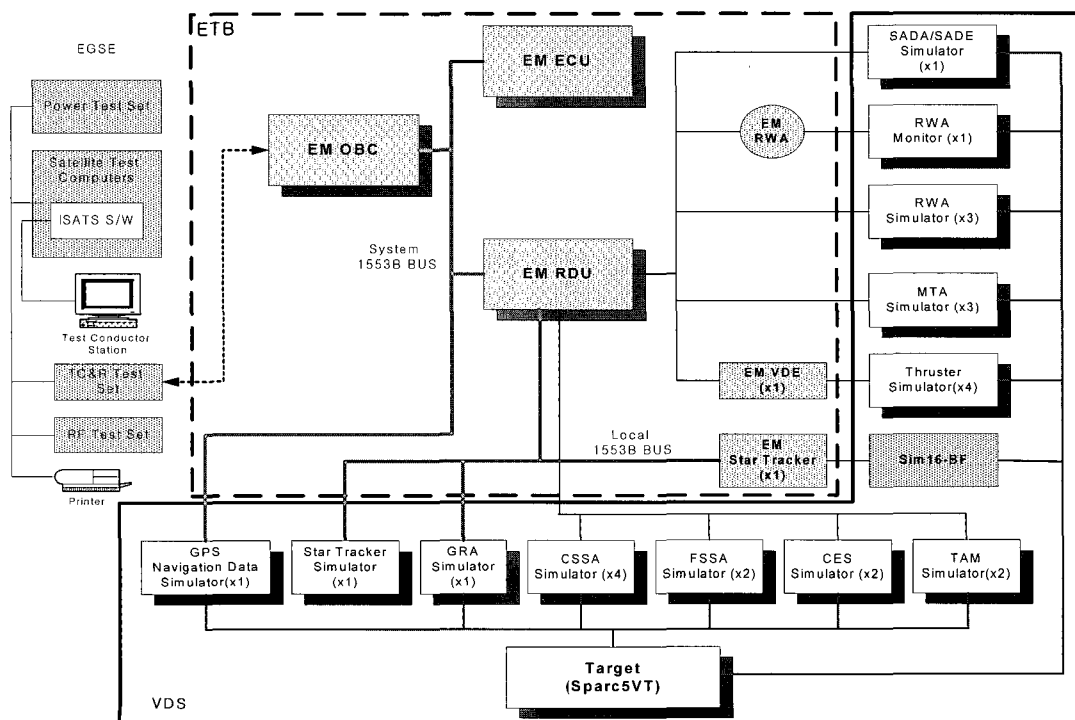


그림 1. 다목적실용위성-2 AOCS FBT configuration.
Fig. 1. KOMPSAT-2 AOCS FBT configuration.

Thruster Module), MTA(Magnetic Torquer Assembly), RWA(Reaction Wheel Assembly), SADA(Solar Array Drive Assembly)등으로 구성된다.

다목적실용위성 2호 ETB는 위에서 언급한 센서 및 구동기들 중 자세제어계 FBT 수행을 위한 최소 EM 박스들로 구성되었으며, ETB 구성 하드웨어 중 FBT 시험에 이용되는 것은 세 개의 프로세서(OBC, ECU, RDU), VDE, RWA 그리고 한 개의 Star Tracker 이다. Fig. 1에 다목적실용위성 2호 자세제어계 FBT 시험에 사용된 ETB 하드웨어 구성 및 VDS 구성을 나타내었다.

VDS 장비 중 Sparc5VT target board는 전체 소프트웨어가 수행되는 CPU 보드이며 모든 센서, 구동기, 그리고 동력학 모델을 포함하는 소프트웨어를 수행하고 제어하며 VME bus를 통하여 다른 보드들과 통신하도록 구성되어 있다. 다목적실용위성 2호는 두개의 star tracker를 사용하는데 FBT 시험에는 1개는 EM star tracker를 이용하고 다른 하나는 소프트웨어 모델로 대체하여 사용하였다. EM star tracker에 연결되어 있는 SIM16-BF 장비는 별 이미지를 video signal 형태로 변환하여 EM star tracker 전자보드로 공급하는 장치로서, VDS가 공급하는 위성의 위치 및 자세정보를 토대로 star tracker 광학계에서 발생시키는 video signal을 모사하여 전자보드로 입력하는 기능을 수행하고 있다.

ETB내 RDU에는 제어로직 비행 소프트웨어가 내장되어 있으며 VDS에서 제공하는 센서정보들을 토대로 제어 로직인 PLE(Processing Logic & Equations)이 수행되어 구동기 제어 명령들을 발생시키며 이러한 신호는 VDS내의 구동기 모델로 전달되어 각 구동기(DTM, RWA, MTA, SADA)에서 발생하는 힘을 계산하게 되며 이를 동력학 모델에 전달하여 자세를 갱신한 후 갱신된 자세 정보를 바탕으로 새로운 센서 신호를 RDU로 다시 feedback 시켜 페루프 시뮬레이션을 수행하게 된다.

Fig. 1에서 ISATS(Integrated Systems Automated Test Set) 장비는 전체 시뮬레이션을 제어하는 장비이며 시험에 필요한 명령 전달 및 telemetry 정보 수집 기능을 담당하고 있다.

2. 동체 시뮬레이터 하드웨어 구성

VDS 하드웨어는 Sun Workstation과 VME 모듈로 크게 구분되며 서로 네트워크(ethernet) 연결되어 있다.

VME 모듈 부분의 사진을 Fig. 2에 나타내었으며 여러 장의 상업용 보드들로 구성되며, 각각의 보드들은 사용된 센서 및 구동기들의 인터페이스 요구조건을 바탕으로 구현되었다. 또한 Table 1에 VME 모듈에 장착된 보드들의 종류 및 기능을 요약하였다.

다목적실용위성 2호에 사용되는 자이로, star tracker, GPS 는 1553B Bus 인터페이스를 사용하며, 태양센서, 자장계, 자장토키는 아날로그 인터페이스 방식이다. 또한 지구센서의 경우 48bit serial 통신방식을 사용하고 있으며 추력기(DTM) 점화시간 측정 및 반작용 휠(RWA)의 속도 측정 그리고 태양전지판의 회전신호 인터페이스를 위하여 counter board 를 이용하였다. 특히 counter board는 RDU로부터 출력되는 250ms 간격의 펄스 신호를 입력받아 interrupt를 생성하도록 구현되어 있다. Counter 보드에서 생성된 interrupt 신호는 전

체 소프트웨어를 수행하는 동기신호이며 250ms 시간 동안에 모든 소프트웨어의 수행이 완료되어야 한다.

3. 동체시뮬레이터 소프트웨어 구성

VDS 소프트웨어의 코딩 및 컴파일은 VxWorks Real Time OS를 이용하여 Sun Workstation에서 수행하고 컴파일된 object 파일을 target board로 download한 후 시뮬레이션 코드를 실행하게 된다.

소프트웨어의 구성으로는 센서 및 구동기들에 대한 모델링과 위성체 동역학 모델을 중심으로 외란 모델, 궤도 및 ephemeris 모델 그리고 하드웨어 및 인터페이스 모델들로 구성되어 있다. 이 중 하드웨어 및 인터페이스 모델 부분은 VDS의 하드웨어 장비와 밀접한 관련이 있으며 다목적실용위성 2호에서 사용하는 센서 및 구동기들의 인터페이스 요구조건을 바탕으로 모델이 구현되었다.

일반적인 프로그램은 main 함수가 필요하나 VxWorks Real Time OS의 경우 main 함수가 꼭 필요하지 않으며

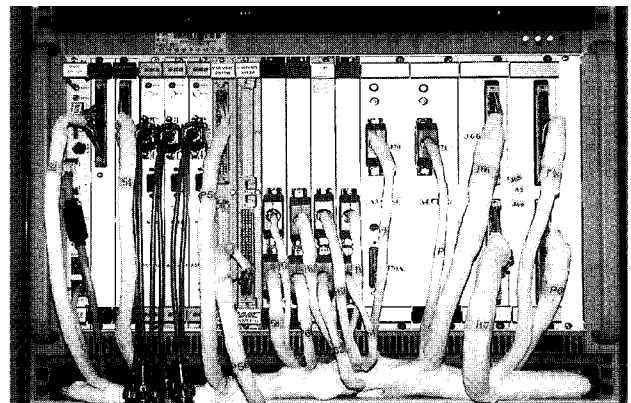


그림 2. VDS VME 모듈의 실물 사진.

Fig. 2. Photo of VDS VME module

표 1. 사용된 VME 보드 리스트.

Table 1. List of VME boards.

명 칭	기 능	비 고
SPARC 5VT	Main Processor	- target board
XyCom203	Counter Board	- 250ms Interrupt generation - Pulse monitor & generation
DATEL628	D/A Board	- Analog sensor output
VMIC3113	A/D Board	- Analog input
VMIC2510	TTL I/O Board	- Bilevel interface
SBS-ASF-V6	1553B Board	- GPS RT simulation - GRA RT simulation - STA RT simulation
CES-Serial	Serial Interface Custom Board	- custom board
A1, A2	Signal Conditioning Board	- custom board

다만 전체 모델을 순차적으로 call하는 최상위 레벨의 함수가 있으며 이를 main 함수로 볼 수 있으며 이 함수를 실행하는 것으로 시뮬레이션을 시작하게 설계되어 있다. 이러한 최 상위 함수를 실행하면 입력파일을 argument로 지정하게 되는데 이 입력파일에는 시뮬레이션에 필요한 모든 파라미터들이 정의되어 있으며 각 시험 case 별로 입력파일을 따로 작성하였다. 입력파일에는 시험시간, 웨도 정보, 각 모델의 사용 여부를 지정할 수 있는 다수의 flag 등을 포함하고 있으며 또한 각 센서 및 구동기 모델에서 사용하는 중요 파라미터들의 값을 정의하는 부분으로 구성되어 있다. 따라서 각 센서 및 구동기 모델은 초기 입력 파일에 정의되어 있는 중요 파라미터를 참조하여 코드가 수행되도록 구성되어 있어서 만약 사용하는 센서의 종류가 변경되거나, 동일한 기능의 센서이나 그 정확도나 특성이 달라지는 경우에 모델 코드 자체의 큰 수정 없이 입력파일의 중요 파라미터만 조정하도록 유연성이 보장되어 있다. 예로, 자이로의 성능을 결정하는 중요 파라미터들인 drift, stability, scale factor 등등의 요소들을 초기 입력 파일에서 규정해 줄 수 있도록 소프트웨어를 구성한 것이 특징이다. 일반적으로 이러한 중요 파라미터는 하드웨어 공급자가 사용자들을 위하여 제공하는 성능 데이터에 나타나 있다. 따라서 VDS 내의 센서 및 구동기 코드들은 입력파일의 중요 파라미터를 조정함으로써 기본 모델링 코드의 큰 수정 없이 변경된 센서 및 구동기 모델링이 가능하도록 구성되어 있다.

III. 다목적실용위성 2호 동체 시뮬레이터 운용

Fig. 3은 FBT 시험을 수행할 때 VDS와 ETB간의 상호 신호 및 데이터 흐름을 나타낸 그림이다. VDS H/W를 통하여 입력된 구동기 명령 신호는 입출력(I/O) 모델링 소프트웨어를 거쳐 해당 구동기 모델로 전달이 된다. 구동기 모델은 신호에 해당하는 토크 및 힘을 계산하며 이를 근거로 동력학 모델이 자세를 갱신하며 변화된 자세를 바탕으로 센서 모델에서 새로운 센서 출력값을 계산하며 이를 입출력(I/O) 모델링 코드와 VDS H/W에서 전기신호로 변환한 후 ETB쪽

으로 보내게 된다. 입출력(I/O) 모델링 코드는 전기적인 신호를 소프트웨어 모델에 전달하거나 혹은 소프트웨어 모델에서 계산된 출력값을 전기신호로 변환하는 일을 수행하며, VDS H/W와 VDS S/W를 연결해 주는 중요한 부분을 담당하고 있다.

Fig. 4는 VDS 소프트웨어의 수행 절차를 나타내는 그림이다. 컴파일된 object 파일이 target board로 로딩이 되면 VDS Main 함수를 수행하게 된다. Main 함수는 소프트웨어에서 사용되는 모든 변수들을 초기화시키는 함수 및 VME 모듈의 모든 하드웨어 보드 초기화 함수들을 먼저 수행하며 최종적으로 하나의 task(vdsmodel)를 spawn함으로써 main 함수의 수행이 끝나게 된다. 이후 spawn된 하나의 task는 그림에서처럼 루프를 돌게 설계 되어있는데 각 루프의 사이클은 250ms이다. ETB내의 RDU에서 출력되는 250ms pulse는 VME 모듈의 counter 보드로 입력이 되어 target board에 인터럽트를 발생시키게 된다. 이러한 인터럽트에 의해 전체 소프트웨어는 한번 수행이 되며 다음 인터럽트를 대기하게 된다. Semaphore는 VxWorks real time OS의 중요한 기능 중 시간 동기화를 이루기 위한 목적으로 그 수행 속도가 매우 빠르고 동기화의 신뢰도가 매우 높은 것으로 알려져 있으며 인터럽트 발생에 의해 binary semaphore가 동작하도록 설계되어 있다.

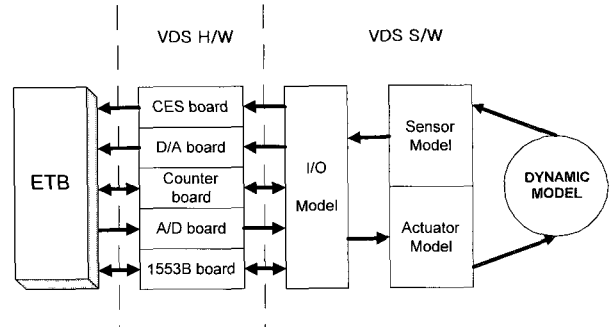


그림 3. VDS 와 ETB 간의 데이터 흐름도.
Fig. 3. Data flow diagram between VDS and ETB.

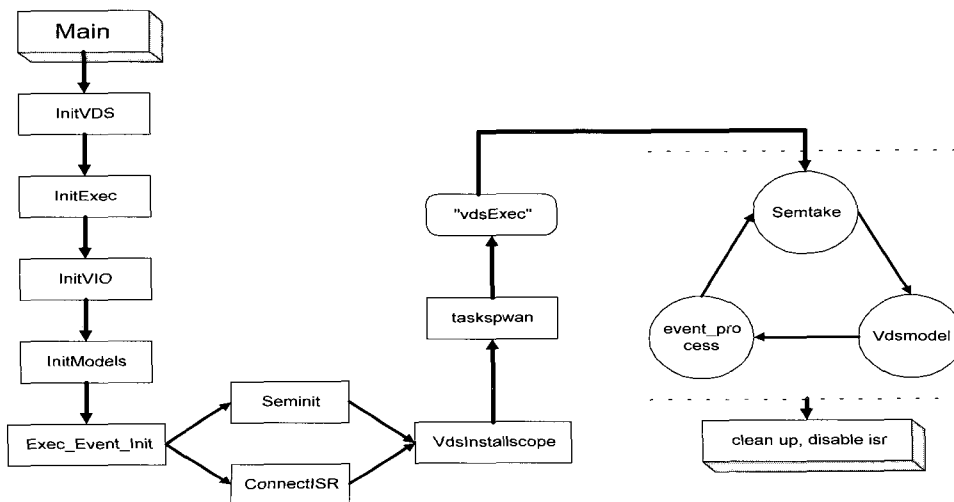


그림 4. VDS 최상위 레벨 소프트웨어 실행 순서도.
Fig. 4. VDS top level software execution flow.

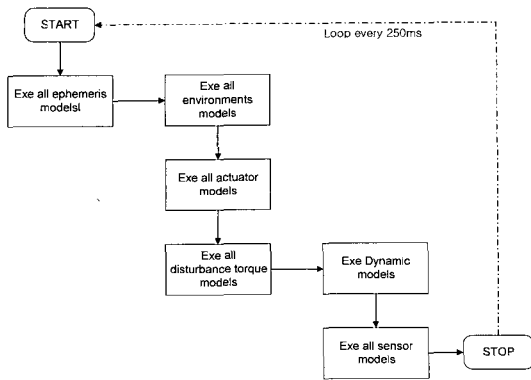


그림 5. 서브 함수 'vdsmodel'의 실행 순서도.
 Fig. 5. Sub-function 'vdsmodel' execution sequence.

Main 함수의 수행이 끝난 후, 동기신호가 입력되면 이 신호에 의해서 vdsmodel 함수가 수행되는데 이 함수는 소프트웨어 내의 센서 및 구동기 그리고 환경 모델을 call하는 상위레벨의 함수이다. 이 함수의 수행은 전체 센서 및 구동기 모델의 수행을 의미하게 되는데 수행 순서는 제반 환경모델의 수행 후 구동기 모델이 수행되며 이 후 센서 모델을 수행시키는 순서이며 자세한 수행 절차를 Fig. 5에 나타내었다. Ephemeris 모델은 매 사이클 마다 태양, 지구, 달, 별들의 위치를 업데이트 하는 모델이며 environment 모델은 위성의 궤도 위치, 시간, 지구의 지자기 등의 제반 환경 모델을 업데이트 하는 모델이다. Disturbance 모델은 여러 가지 외란 요소들에 대한 모델링 코드로서 aerodynamic, gravity gradient, magnetic disturbance 등을 계산 하는 모델들이다. 그림에서처럼 모든 모델링 소프트웨어들은 매 250ms 사이클 시간 내에 수행이 완료 되어야 하며 만약 모든 코드의 수행시간이 사이클 시간 250ms를 초과 하게 되면 전체 시뮬레이션은 의미가 없어지며 이러한 경우 overrun error를 발생하도록 설계되어 있다. 따라서 VDS 모든 소프트웨어는 인터럽트 발생 사이클 내에서 모두 실행되어야 하는 요구조건이 필요하게 된다. 이러한 이유로 VDS시스템은 고성능의 target board 및 real time OS의 사용이 필수적이다. 다목적실

용위성 2호 비행소프트웨어의 실행 사이클 중 가장 빠른 것을 minor cycle이라고 부르며 이 시간이 만약 단축된다면 VDS 소프트웨어의 수행 시간을 줄이기 위한 노력들이 필요하게 된다. 고성능의 인공위성 일수록 비행소프트웨어의 실행 사이클 속도가 빨라지는 것으로 알려져 있다.

IV. 결론

다목적실용위성 2호 자세제어계 부시스템의 기능시험을 위하여 인공위성 동체 시뮬레이터인 VDS 장비 개발이 성공적으로 이루어졌으며, 자세제어 시험을 통하여 VDS의 기능적인 면이 모두 검증되었다. 인공위성 동체 시뮬레이터는 인공위성 자세제어계 부 시스템의 기능 시험에 사용되는 매우 중요한 장비로서 본문 내용과 같이 소프트웨어 및 하드웨어가 결합된 복잡한 장비이다. 인공위성 동체 시뮬레이터의 개발을 위해서는 소프트웨어 모델 과 하드웨어 간의 인터페이스 방법 그리고 운용 개념의 이해가 필수적이며 이러한 관점에서 본 논문에서는 시스템적인 측면에서 인공위성 동체 시뮬레이터의 핵심 기술 내용과 운용개념에 대하여 서술하였다.

현재 국내 인공위성 개발 경험이 많지 않은 점과 인공위성 동체 시뮬레이터 장비에 대한 관련 문헌들이 전무한 실정에서 본 논문은 향후 개발될 인공위성 동체 시뮬레이터의 개발에 응용될 수 있으며 개발하는 위성의 종류별로 설계변경은 불가피하나 본 논문에서 제시한 인터페이스 방법과 운용 개념들은 직접 적용되어질 수 있을 것이다.

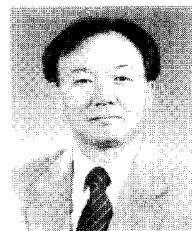
참고문헌

- [1] 다목적실용위성2호 본체 개발사업 보고서 I, II, III, 한국항공우주연구원.
- [2] W. J. Larson and J. R. Wertz, "Space mission analysis and design second edition", Kluwer Academic Publishers, 1995.
- [3] J. R. Wertz, "Spacecraft attitude determination and control", Kluwer Academic Publishers, 1995.
- [4] G. M. Siouris, "Aerospace avionics systems a modern synthesis", Academic Press, 1998.



석 병 석

1966년 10월 1일생. 1992년 경북대 학교 전자공학과 석사 졸업. 충남 대학교 전자 공학 제어전공 박사과정(2002년~현재). 1994년~현재 한국항공우주연구원 선임연구원. 관심분야는 인공위성시스템, 센서신호처리, 항법시스템 등.



유 준

1956년 3월 22일생. 1978년 서울대 전자공학과 졸업. 한국과학기술원 전기 및 전자공학과 박사(1984). 1984년~현재 충남대학교 정보통신공학부 교수. 관심분야는 산업공정제어, 센서신호처리, 항법시스템 등.