

## 통신위성의 임무 및 위성체 동역학 해석 시스템 개발<sup>1</sup>

공 현 철 · 김 방 엽 · 김 정 아 · 윤 진 원

한국항공우주연구소 무궁화위성그룹

### DEVELOPMENT OF MISSION AND SPACECRAFT DYNAMICS ANALYSIS SYSTEM FOR GEOSTATIONARY COMMUNICATION SATELLITE<sup>1</sup>

Hyeon Cheol Gong, Bang Yeob Kim, Jung-A Kim and Jin Won Yun

Koreasat Group, Korea Aerospace Research Institute

e-mail: hcgong@satt.kari.re.kr, kby@satt.kari.re.kr, kja@satt.kari.re.kr, Saturn@satt.kari.re.kr

(Received May 1, 1998; Accepted May 15, 1998)

#### 요 약

통신위성의 임무 및 위성체 동역학 해석 시스템은 서브 시스템별로 몸체를 분류하고 이들 몸체 각각의 운동뿐 아니라 위성체 전체의 운동을 고려하여 정해진 임무에 대하여 위성체의 자세제어와 궤도조정을 할 수 있도록 다몸체 동역학 모델링 방법을 채택하였다. 따라서 본 시스템은 어느 특정한 통신위성에만 적용되는 것이 아니라 일반적인 통신위성에 적용할 수 있는 통신위성 임무 및 위성체 동역학 해석 시스템이다. 시뮬레이션 결과를 2차원 그래픽 및 3차원 동화상으로 파악할 수 있도록 하였으며 또한 사용자 친화방식을 채택하여 누구든지 본 시스템을 쉽게 사용할 수 있도록 하였다. 개발된 시스템의 성능을 검증하기 위하여 현재 운용중에 있는 정지궤도 통신위성인 무궁화위성 1,2호의 시나리오에 대하여 시뮬레이션을 수행하였다.

#### ABSTRACT

We consider the motion of the subsystems as separate bodies as well as the entire satellite for the attitude and orbit control of a communication satellite by multi-body modeling technique. Thus, the system can be applied to a general communication satellite as well as a specific communication satellite, i.e. Koreasat I, II. The simulation results can be viewed by two-dimensional graphics and three-dimensional animation. The graphical user interface(GUI) makes its usage much simpler. We have simulated a couple of scenarios for Koreasat I, II which are being operated as geostationary communication satellites to verify the system performance.

<sup>1</sup>이 연구는 한국통신의 연구비 지원으로 수행되었음.

## 1. 서 론

임무 및 위성체 동역학 해석 시스템으로 개발한 MASDAS(Mission And Spacecraft Dynamics Analysis System)는 비선형 강체의 다몸체 운동 해석을 위해 동역학 운동방정식을 활용하고 특정한 임무를 수행하는 위성체의 자세제어 및 궤도조정을 동시에 시뮬레이션하여 그래픽 및 동화상으로 결과를 관찰 및 검토할 수 있는 시스템이다.

이와같은 MASDAS의 특징을 살펴보면 다음과 같다. 첫째, MASDAS는 강체 다몸체 동역학을 활용하였으므로 특정한 임무에 따라 고려되어야 할 몸체의 수가 달라지는 경우에도 쉽게 적용할 수 있다. 예를 들어 피치 제어, 이중회전선회, 또는 태양전지판 전개 등의 작동 모드별로 시뮬레이션을 실시하고자 할 때 각각의 모드마다 고려해야 할 구성 몸체의 개수가 달라진다. 종래의 방법에 의하면 몸체의 수가 다른 경우마다 시뮬레이션에 필요한 수학적 운동방정식을 새롭게 구해야 하므로 그 시간과 노력이 가중된다. 둘째, 시스템 사용자가 입력파일 구성시 정해진 형태에 따라서 입력해야 할 데이터의 내용을 최소로 줄였다. 셋째, GUI를 활용하여 프로그램 사용자가 입력데이터를 입력하면 각 모듈에서 필요로 하는 입력파일이 자동으로 생성되도록 하였다. 입력파일은 사용자가 GUI를 사용하지 않고 편집기를 이용하여 직접 구성 또는 수정할 수도 있다. 시뮬레이션을 수행하기 위하여 컴퓨터에 액세스하면 GUI에 의한 입력화면들이 차례로 나타나는데 이에 대한 설명에 따라 입력하고 최종적으로 확인 버튼을 누르면 입력파일이 자동 생성된다. 넷째, 결과를 해석하기 위한 방법으로 2차원 그래프와 3차원 동영상 모두 사용 가능하게 하였다. 시스템 해석을 위하여 전체적인 결과뿐 아니라 국부적인 해석의 결과 및 그 경향성도 관찰할 수 있도록 그래픽 기능을 강화하였다. 다섯째, MASDAS는 자세제어와 궤도조정을 동시에 수행할 수 있다. 동/서 위치유지 제어의 경우 위치유지 제어를 실시할 때 자세제어의 필요성 때문에 롤/요 제어 및 피치제어를 동시에 실시한다. 이런 경우를 위하여 MASDAS는 자세제어와 궤도조정을 필요에 따라 선택하여 개별적으로 수행시킬 수도 있고 동시에 수행시켜 시뮬레이션 할 수도 있다.

MASDAS 시스템은 UNIX 시스템인 SUN ULTRA Workstation과 Silicon Graphics Inc.의 IN-DIGO2상에서 개발되었다. 본 연구에서 MASDAS의 시스템 구조에 대해 기술하고 시스템의 성능을 검증하기 위하여 무궁화위성 1,2호의 자세제어모드 중에서 피치제어와 POID(Product Of Inertia Damper)제어 시나리오에 대하여 시뮬레이션을 수행하여 그 결과를 분석하였다.

## 2. 시스템 구성 및 설명

### 2.1 시뮬레이션 함수

MASDAS의 시스템 구성도는 그림 1과 같다. 그림 1에서 보는 바와 같이 MASDAS는 입력부, 시뮬레이션부 그리고 결과처리부로 나눌 수 있다. MASDAS는 하나의 시뮬레이션 환경으로 정의할 수 있다. 그림 2에서 보듯이 시뮬레이션 함수는 파일로 구분되어 있는 동역학모듈, 자세제어모듈, 궤도

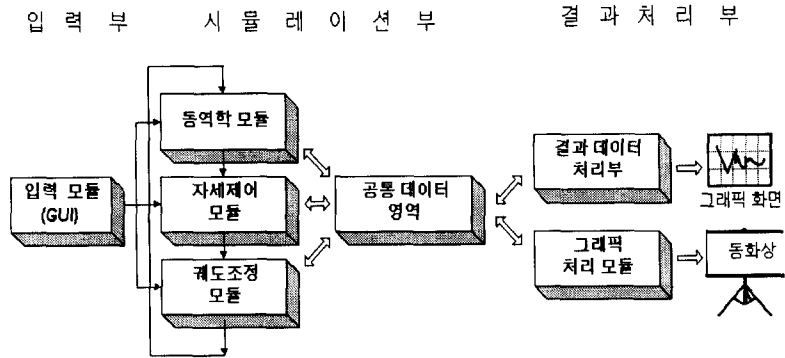


그림 1. MASDAS 전체 실행 구조.

제어모듈 등을 하나의 실행 파일로 묶어 놓은 것이며 각 모듈의 시작과 끝을 지정하고 각 모듈간의 실행 순서 조절과 적분 간격조절 등의 역할을 담당하고 있다.

시물레이션 주 함수의 실행 과정을 나타내는 그림 2를 보면, 동역학모듈에 일종의 Trigger를 설치해서 궤도제어모듈 계산(First Loop)이 시작된 후에 일정한 시간이 지난 다음 동역학모듈이 실행되도록 하였다(Second Loop). 자세제어모듈은 동역학모듈의 상태에 따라 수행된다. 물론 궤도제어모듈과 동시에 실행시킬 수도 있으며, 동역학모듈과 자세제어모듈만을 실행시킬 수도 있다.

시물레이션 함수에서 적분 간격은 동역학모듈과 궤도제어모듈의 수행 여부에 따라 결정된다. 보통 동역학모듈과 자세제어모듈의 자세제어 시물레이션에서는 0.1초 이하의 짧은 적분 간격을 요구하는 반면에 궤도제어모듈의 궤도적분에서는 1초 내지 30초 이상의 넓은 간격을 요구한다. MASDAS에서는 동역학모듈과 궤도제어모듈이 별도로 적분 간격을 입력받은 다음, 시물레이션 함수의 전환(switch) 기능에 의해 동역학모듈이 수행되고 있으면 동역학모듈의 적분 간격대로 궤도제어모듈에서도 적분되고, 동역학모듈이 수행되지 않을 때에는 궤도제어모듈에 입력된 적분 간격대로 계산이 수행된다.

시물레이션 함수를 비롯하여 동역학모듈, 자세제어모듈, 궤도제어모듈등은 공유데이터 영역을 통해서 계산에 필요한 파라미터값들을 주고 받도록 되어있다.

## 2.2 동역학 모듈

MASDAS의 위성체 동역학 생성 모듈인 SDM(Spacecraft Dynamics Module)은 특정 작동 모드 하에서 필요한 위성체 모델링 뿐만 아니라 궤도와 자세는 물론 구성 몸체간 상대운동을 표현할 수 있도록 매우 일반적으로 모델링 되었다. 또한 제어기 설계 목적상 모델링의 선형화가 필수적이거나 일단 설계된 제어기는 비선형하에서 검증해야 하므로 위성체 모델링은 가능한 모든 비선형을 포함하도록 설계되었다. 2.2 절에서는 가장 일반적인 다물체 시스템의 운동 방정식을 유도하였다(노태수 1994).

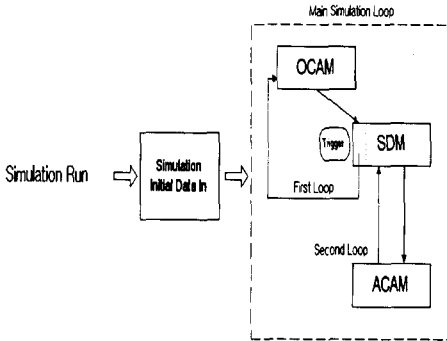


그림 2. 시뮬레이션 함수의 실행 루프.

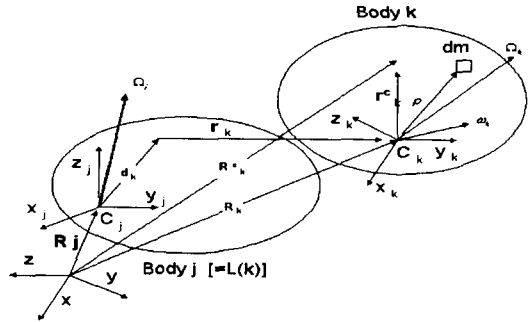


그림 3. 이웃 몸체간의 기하학적인 관계.

각 구성 몸체가 강체(Rigid body)라고 가정한 것 외에 어떠한 가정도 사용하지 않음으로써 모든 동력학적 비선형을 포함하도록 하였다.

이웃 몸체간의 기하학적인 관계는 그림 3과 같으며 기호의 정의는 표 1에 나타난 것과 같고 아울러 각 몸체의 기구학적인 관계나 시스템의 형상은 노태수(1994)가 정의한 경로행렬과 기준몸체연산자를 이용하여 나타낸다.

몸체  $B_k$  무게 중심의 절대 위치  $R_k^c$ 와 절대 각속도  $\Omega_k$ 는 식 (1)과 (2)로 나타낼 수 있다.

$$R_k^c = \sum_{j=1}^k \pi_{kj}(d_j + r_j) + r_k^c \tag{1}$$

$$\Omega_k = \sum_{j=1}^k \pi_{kj}\omega_j \tag{2}$$

식 (1), (2)에서  $\pi_{ki}$ 는 몸체  $B_k$ 와  $B_i$ 의 경로요소를 나타낸다. 그림 3에서 몸체  $B_k$ 를 독립된 몸체로 간주하고 병진운동 및 회전운동을 고려하여 이 두가지 방정식을 결합하면 식 (3)과 같이 나타낼 수 있다(노태수 1994).

$$m\ddot{x} = f^e + f^i + f^c \tag{3}$$

식 (3)에서  $m$ 은 몸체  $B_k$ 의 질량을 나타내며,  $f^e$ 는 시스템 외력을,  $f^i$ 는 관성력을, 그리고  $f^c$ 는 시스템 구속력을 나타낸다. 다몸체 운동방정식의 유도를 가능하게 하기위한 또 다른 요소를 고려하면 그것은 한 몸체와 이웃의 몸체가 연결된 방법을 나타내주는 것이다. 몸체간 구속조건은 몸체사이의 상대 좌표를 사용하여 다음과 같이 나타낸다.

$$A\dot{x} = g(t, x, r_i, \theta_i, \dots) \tag{4}$$

한가지 고려해야 할 사항은 구속조건인 갯수가 많아지면 시스템의 자유도보다 풀어야 할 식의 갯수

표 1. 다몸체 형상 정의시 사용되는 기호.

기호	정의	비고
$m_k$	$B_k$ 의 질량	
$I_k$	$B_k$ 의 관성행렬	
$d_k$	$B_k$ 의 부착 위치 벡터	$B_{L(k)}$ 좌표계에서 정의 됨
$r_k^c$	$B_k$ 의 질량 중심 벡터	$B_k$ 좌표계에서 정의 됨
$r_k$	$B_{L(k)}$ 에 대한 $B_k$ 의 상대 운동 벡터	$B_{L(k)}$ 좌표계에서 정의 됨
$\omega_k$	$B_{L(k)}$ 에 대한 $B_k$ 의 상대 각속도 벡터	$B_k$ 좌표계에서 정의 됨
$\Omega_k$	$B_k$ 의 절대 각속도	$B_k$ 좌표계에서 정의 됨
$R_k^c$	$B_k$ 질량 중심의 절대 위치 벡터	관성 좌표계로 정의 함

가 증가하므로 계산량이 증대하는 것에 유의해야 한다. 이와같은 단점을 보완하기 위하여 구속행렬  $A$ 를 두 개의 직교행렬로 분해하는 대신  $A^T$ 의 직교행렬  $B$ 를 구한다. 다음을 사용하여 운동방정식을 푼다(노태수 1996).

$$\begin{bmatrix} Bm \\ A \end{bmatrix} \{\dot{x}\} = \begin{bmatrix} B(f^e + f^i) \\ g(t, x, r_i, \theta_i, \dots) \end{bmatrix} \quad (5)$$

식 (5)를 활용하여 다몸체 운동방정식을 유도하고 이를 자세제어 모듈 및 궤도조정 모듈 등에 활용하여 통신위성의 자세제어 및 궤도조정 등에 활용한다.

### 2.3 자세제어모듈

자세제어모듈은 자세제어에 대한 시나리오를 시뮬레이션 할 수 있도록 자세제어에 관련된 항목들을 제공하는 모듈이다. 자세제어모듈을 구성하는 요소중에서 대표적인 것으로는 시스템을 구성하는 몸체의 상태(자세)를 측정하는 센서, 자세 측정값을 원하는 값과 비교하여 오차를 조정하기 위한 제어로직으로 구성되어 있는 제어기, 그리고 제어기의 명령에 따라 시스템의 몸체에 힘이나 토크를 제공하는 작동기 등으로 이루어져 있다. 실제 시스템에서는 센서나 작동기를 장착할 때 발생할 수 있는 오차나 하드웨어상의 제한 요인으로 인하여 원하는 설계치와의 오차가 발생한다. 이를 시뮬레이션에서 고려하기 위하여 자동으로 오차를 발생시켜 주는 함수발생기가 있다. 또한 앞의 여러 요소들을 연결시켜 주는 연결기가 있어서 그룹들의 요소들을 원하는 조합으로 연결하여 시나리오를 구성할 수 있도록 자세제어모듈을 형성하였다. 5개의 그룹으로 이루어지는 자세제어모듈은 그림 4와 같은 구조를 갖는다. 그림 4에서 SYSTEM DYNAMICS부분은 동역학모듈이 담당하고 있는 부분이다.

ACAM-main은 자세제어모듈의 전체 흐름을 관장하는 곳으로, 입력파일에 입력된 내용에 따라 센서, 제어기, 작동기, 그리고 함수발생기들을 각 그룹별로 설정한 후, 시나리오에 따라 연결기(Interconnector)로 연결한다. 위의 그림에서 gain이라고 쓰여진 부분은 연결기를 이용하여 연결한 부분을 나타낸다. 자세제어모듈의 입력파일은 정해진 형식에 따라 시나리오에 필요한 입력데이터를 입력하면 된다. 입력파일의 작성은 MASDAS가 제공하는 GUI를 이용하여 입력데이터를 입력하

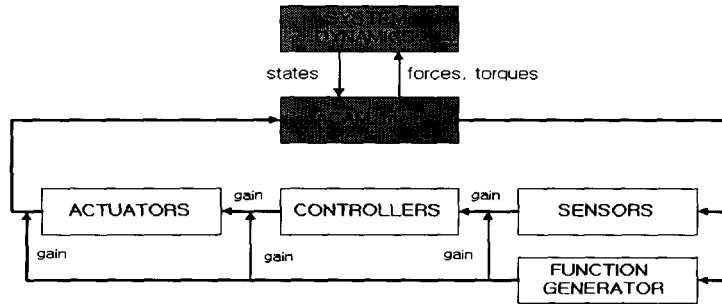


그림 4. 자세제어모듈의 구성.

면 최종적으로 GUI가 입력파일을 자동 생성하도록 하는 방법으로 사용자의 편의를 최대한으로 고려하였다.

2.4 궤도제어 모듈

궤도제어모듈은 궤도전파 및 조정 시뮬레이션을 위한 기능모듈로써, 자세제어모듈, 자세제어모듈과 같이 연동하도록 되어있다. 궤도제어모듈의 궤도 전파는 식(6)으로 나타낼 수 있다.

$$\ddot{r} = -\frac{\mu}{r^3}r + a_e + a_s + a_m + a_{sp} + a_{air} + a_{th} + \dots \tag{6}$$

여기서  $a_e$ 는 비대칭 질량분포 효과(6×6),  $a_s$ 는 태양의 중력에 의한,  $a_m$ 는 달의 중력에 의한,  $a_{sp}$ 는 태양 방사압력에 의한, 그리고  $a_{air}$ 는 대기의 마찰력에 의한, 그리고  $a_{th}$ 는 AKM(Apogee Kick Motor) 추력에 의한 가속도 항들이다. 그림 5에 보인 입력 화면을 이용해 초기조건 파일을 작성하면 궤도 시뮬레이션을 수행한다. 궤도 적분시의 적분 간격은 초기값에서 지정 한대로 수행되지만, 동역학모듈이 수행될 때에는 동역학모듈의 적분간격대로 진행된다.

2.5 결과 처리 모듈

결과처리모듈은 시뮬레이션 결과를 보기 위한 모듈이다. 앞서 설명했던 모듈들과는 달리 결과처리모듈은 시뮬레이션 자체에는 포함되지 않으며 단순히 계산 결과만을 보기 위한 기능만을 가지고 있다. 결과처리모듈은 결과 파일 내용을 그대로 볼 수 있는 File View 기능과 사용자가 원하는 형태의 네 가지 Plot 형태를 제공한다. 특히 결과처리모듈은 PV-WAVE(Visual Numerics Inc. 1995)를 이용하여 구현하였다. 결과처리모듈은 PV-WAVE 고유의 언어로 작성된 단독 실행 프로그램으로 되어 있으며 MASDAS의 주 화면에서 메뉴바를 통해 호출된다. 결과처리모듈의 메뉴 윈도우를 그림 6에 보였으며, 결과처리모듈에서 출력되는 그래프의 형태는 뒷부분의 시뮬레이션결과를 참조하기 바란다.

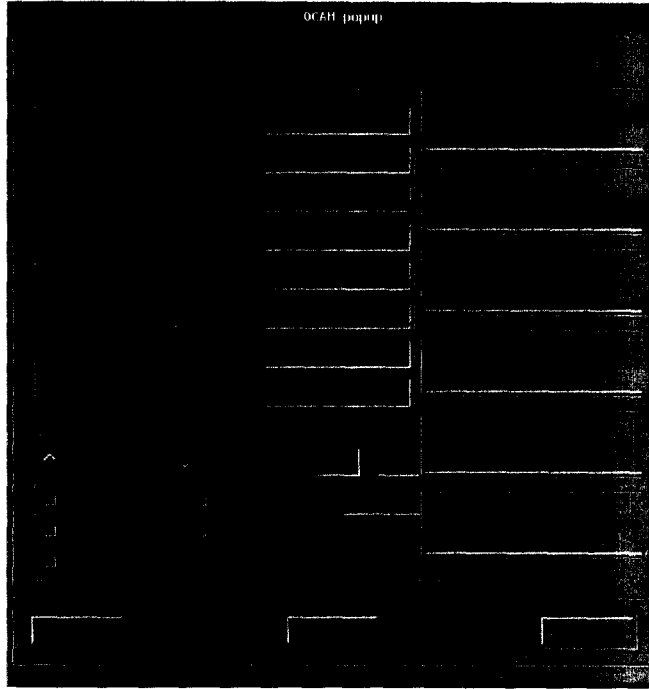


그림 5. 궤도 조정 모듈의 초기값 입력 윈도우.

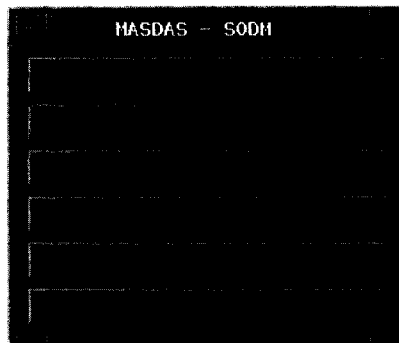


그림 6. 결과처리모듈의 메뉴 윈도우.

## 2.6 그래픽처리모듈

그래픽처리모듈에서는 MASDAS 계산 모듈에서 계산된 데이터를 수치와 함께 3차원 영상으로 처리한다. 그래픽처리모듈은 크게 3개의 모듈로 구성되어 있다. 그래픽처리모듈의 주 모듈에서는 위성

표 2. 시스템의 형상특성.

특징	3축 자세제어 위성
관성모멘트	$I_{xx} = 17644.0 \text{ (in-lb-sec}^2\text{)}$
	$I_{yy} = 16548.0 \text{ (in-lb-sec}^2\text{)}$
	$I_{zz} = 3555.0 \text{ (in-lb-sec}^2\text{)}$
	$I_{xz} = 450.0 \text{ (in-lb-sec}^2\text{)}$
질량	1763.09 (lbm)

의 궤도와 자세를 동시에 3차원 영상으로 처리하고, 궤도 및 자세 데이터 일부를 수치로 표시한다.

그래픽처리모듈에서는 두 개의 부 모듈이 있는데, 하나는 자세표시 모듈이고 다른 하나는 궤도 표시 모듈이다. 각각 위성의 자세와 위성의 궤도에 대하여 자세히 표시한다. 자세표시 모듈에서는 주 모듈에서 표시하지 않는 상세한 자세 데이터와 위성 자세의 3차원 솔리드(Solid) 영상을 제공한다. 또한 위성의 내부 장치의 상태를 표시할 수 있도록 와이어 프레임(Wire Frame) 영상도 제공한다. 궤도 표시 모듈에서는 주 모듈에서 표시하지 않는 상세한 궤도 데이터와 궤도에 대한 3차원 솔리드 영상을 제공한다. 사용자의 궤도 데이터 형태의 선택에 따른 3차원 영상 선택 및 해당 궤도 데이터 표시 기능이 있고, 시야 확보를 위해 궤도면을 회전시켜 볼 수 있는 기능이 있다.

### 3. 시스템 성능 검증을 위한 통합시험

MASDAS 시스템의 성능검증을 위한 통합시험으로 무궁화위성 1,2호의 피치제어 시나리오와 POID(Product of Inertia Damper) 제어 시나리오에 대한 시뮬레이션을 실시하였다. 이에 필요한 자료와 데이터는 무궁화위성 1,2호의 CDR(Critical Design Review)(GE Astro Space 1993) 자료를 참고하였고, 그 시뮬레이션 결과도 또한 CDR 자료에 수록되어 있는 시뮬레이션 결과와 비교하여 MASDAS 통합시스템을 시험하는 기초 자료로 삼았다. 여기에 MASDAS 통합시스템을 이용하여 Pitch/POID 제어 시뮬레이션을 수행한 내용을 간단히 수록하였다.

#### 3.1 Pitch/POID 제어 시뮬레이션

피치제어는 피치각에 대한 오차를 제어하고자 설정된 모드로서, 모멘텀휠(Momentum Wheel)을 이용하여 위성의 피치축에 대한 피치각 자세를 제어하고자 한다. 또한 POID제어는 위성의 Product of Inertia를 이용하여 요/롤축에 발생하는 장동운동(Nutation)을 제어하고자 모멘텀휠을 이용한 피치제어에서 롤각에 대한 오차까지 고려하여 제어하는 모드이다.

무궁화위성 1, 2호의 CDR 자료를 참고하여 설정한 시스템의 형상특성은 표 2와 같다. 여기에 수록된 관성모멘트는 제어시 기준좌표로 설정된 제어좌표계(Control frame)에 대한 값이다.

#### 3.2 시뮬레이션 결과

피치제어 시나리오를 위한 동역학모듈과 자세제어모듈을 설정한 후 MASDAS 시스템을 이용하



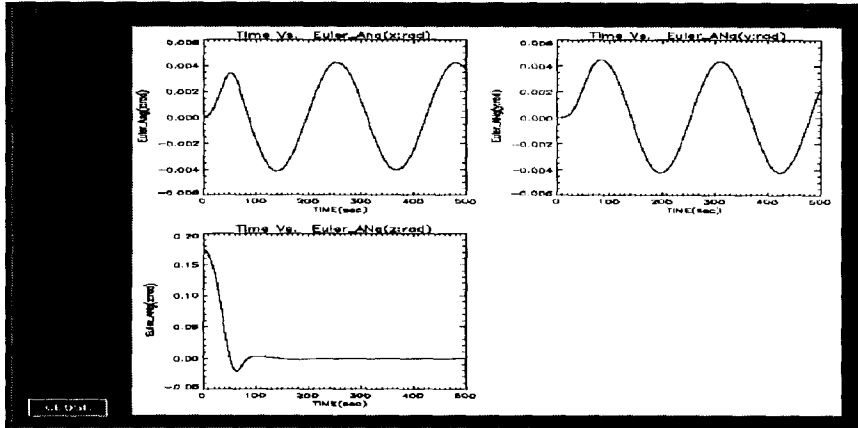


그림 7. 피치제어 시뮬레이션 결과.

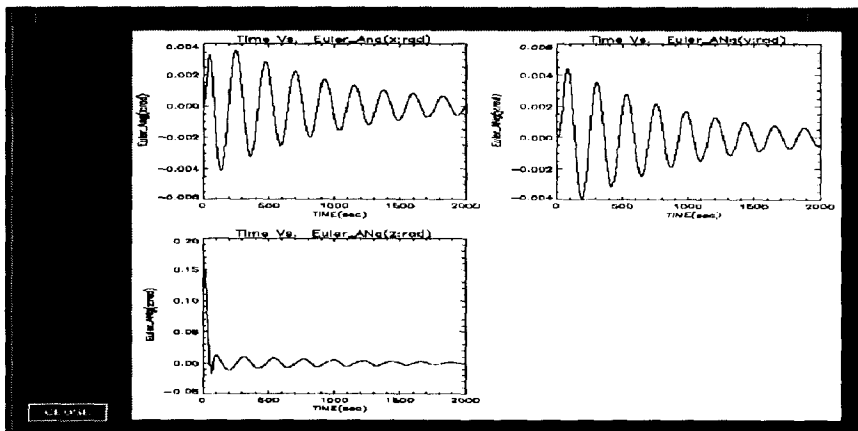


그림 8. POID 제어 시뮬레이션.

여 시뮬레이션을 실시한 결과 그림 7과 같은 결과를 얻었다. 그림 7의 결과를 살펴보면, 피치제어 모드의 제어 목적은 피치(pitch)각도를 제어하는 것이므로, 세번째 그래프의 피치각이 초기상태인  $10^\circ$ 에서 시간에 따라  $0^\circ$ 로 수렴하므로 피치제어가 잘 이루어짐을 알 수 있다. 이 때 첫 번째 그래프의 요(yaw)각과 두 번째 그래프의 롤(roll)각을 보면 들다 진동(Oscillation)함을 볼 수 있고, 이런 현상은 위성의 특성적인 운동으로 장동운동(Nutation)이라 한다.

그림 8은 앞의 피치제어와 같은 초기조건에서 POID 제어 시뮬레이션을 수행한 결과이다. POID 제어 시뮬레이션의 결과를 살펴보면, 세 번째 그래프의 피치각은 초기  $10^\circ$ 에서 시간에 따라  $0^\circ$ 로 수렴함을 볼 수 있고 POID 제어는 피치제어가 기본으로 실시되므로 피치제어의 목적인 피치각의 제

어가 잘 이루어짐을 알 수 있다. 앞의 피치제어 시뮬레이션의 결과인 그림 7의 피치각 그래프와 비교해 볼 때, POID 제어의 경우 피치각은  $0^\circ$ 에 근접한 후에도 약간의 진동현상을 가지면서  $0^\circ$ 로 수렴한다. 이 진동은 두 번째 그래프의 롤각과 같은 진동주기로 이루어지는 것으로 보아, 비례적분제어의 입력치인 롤각에 따라 작동기가 작동하므로 이에 파생되는 피치각의 변화로 보여진다. POID 제어는 피치제어시 발생하는 요각과 롤각의 장동운동(Nutation)을 제어하기 위한 제어모드이므로, 그림 7의 피치제어 시뮬레이션 결과 그래프와 비교하여 그림 8의 POID 제어 시뮬레이션 그래프를 살펴보면, 첫번째 그래프의 요각과 두번째 그래프의 롤각의 진동현상은 똑같이 일어나지만 POID 제어 시뮬레이션의 경우 시간에 따라 그 진동의 진폭의 크기가 줄어드는 것을 볼 수 있다.

즉 POID 제어를 실시하여 비교적 단시간에 요각과 롤각을 원하는 일정각도 범위안에 수렴하도록 제어할 수 있음을 확인하였고, 이로써 POID 제어모드에서 POID 제어의 목적하는 장동운동의 제어가 잘 이루어짐을 확인하였다. 그림 7과 그림 8의 결과 그래프는 진폭의 변화, 진동주기 그리고 수렴하는 시간 등에서 무궁화위성 1, 2호 CDR 자료의 시뮬레이션 결과와 같음(GE Astro Space 1993)을 확인하였다.

#### 4. 결론

통신위성의 임무 및 위성체 동역학 해석 시스템은 정해진 임무마다 다른 수의 몸체에 상관없이 다몸체 동역학 모델링 방법을 통하여 운동방정식을 유도하고 이를 통신위성의 동역학 해석, 자세제어 및 궤도전파와 조정등에 활용할 수 있다. 이렇게 개발된 MASDAS 시스템은 현재 데이터가 활용가능한 무궁화위성 1, 2호의 피치제어와 POID제어 시뮬레이션을 통하여 성능을 검증하였다. 향후 새로운 통신위성의 데이터를 확보하여 정해진 임무에 대하여 자세제어 및 궤도전파등의 시뮬레이션을 통하여 일반적인 통신위성에도 적용 가능한가를 입증하는 것도 바람직한 일로 남는다. 또한 현재의 시스템으로도 충분히 정확한 결과를 얻을 수 있지만 모드해석을 통한 유연체 모델링 방법이 추가된다면 더욱 정밀한 시스템이 될 것이며 향후 개발의 여지로 남는다.

#### 참고문헌

- 노태수 1994, 한국항공우주학회지, 22, 134  
 노태수 1996, 한국항공우주학회지, 24, 125  
 최성봉, 김은규, 방효충, 공현철, 양군호, 노태수, 박봉규, 마근수, 김방엽, 김주년, 박영웅, 윤진원, 최재동, 김정아, 한정엽, 금정훈, 장성수 1997, 정지궤도 통신위성 핵심 서브시스템 및 운용 시스템 개발 (한국항공우주연구소: 대전), p.184  
 GE Astro Space 1993, KOREASAT Critical Design Review Data Package, Attitude and Orbit Control Subsystem (GE Astro Space: East Windsor), p.22  
 Visual Numerics Inc. 1995, PV-WAVE New Features Guide (Visual Numerics Inc.: Houston), p.197