

인공위성 궤도조정 S/W 기술 개발에 관한 연구(II)

A Study on the Computer Programs
for the Orbital Maneuver of Artificial Satellites

연구기관

한국전자통신연구소
부설 천문우주과학연구소

과 학 기 술 처

제 출 문
과학기술처장관 귀하

본 보고서를 “인공위성 궤도조정 S/W 기술 개발에 관한 연구”과제의 최종
보고서로 제출합니다.

1991. 9. 11.

주관연구기관명 : 한국 전자 통신 연구 소
부설 천문우주과학연구소

총괄연구책임자 : 김 천 휘

연 구 원 : 박 재 우

이 정 숙

위 축 연 구 원 : 박 상 영

배 석 희

요 약 문

I. 제 목

인공위성 궤도조정 S/W 기술개발

II. 연구개발의 목적 및 중요성

인공위성을 지상에서 발사하여 전이궤도를 거쳐 본 궤도에 올려 놓을 때까지, 그리고 본 궤도에서 인공위성이 수명을 다하여 지상으로 다시 떨어질 때까지 지상추적소에서는 그 인공위성을 추적하고 관제해야만 한다. 따라서 지상추적소에는 인공위성의 궤도를 결정하고 예보하며, 위성의 궤도를 조정하며, 그리고 위성의 자세를 제어하는 등의 여러가지 소프트웨어가 개발되어야 한다. 이러한 일은 우주과학기술의 가장 기본이 되는 분야 중의 하나로 지상추적소의 비행역학실(Flight Dynamics Section)에서 담당하게 되는데 향후 국내에서도 위성추적소가 운용될 경우 우리 기술로 선행되어야 하는 중요 기술이다.

이 연구의 목적은 국내에서 위성추적 및 관제를 위한 지상위성관제소가 운영될 경우를 대비하여 이미 개발된 인공위성 궤도 추적 및 예보 S/W 시스템(IODS)을 바탕으로 인공위성이 정상적인 궤도에서 제기능을 원활하게 수행할 수 있도록 궤도를 조정하는 소프트웨어를 개발하는 것이다. 이 목적을 2년동안 달성하기 위해서 1차년도에는 궤도조정 기술의 현황을 조사하고 궤도조정에 필요한 자료를 수집하였고, 인공위성 궤도조정 핵심 S/W 개발에 필요한 제반기초 기술연구와 그 수학적 규격을 작성, 검토 및 확정하였다. 2차년도에는 1차년도 결과를 바탕으로 인공위성 궤도조정 S/W package를 완성하고, 정지궤도 위성의 위치보존 모의실험을 수행하는 것을 목표로 하였다.

III. 연구개발의 내용 및 범위

2차년도에서 연구한 주요내용은 정지궤도위성의 위치보존에 필요한 이론역학연구를 선행하고 1차년도에 수행되었던 결과를 바탕으로 인공위성 궤도조정 핵심 S/W Package를 구성하는 것이다. 그리고 정지궤도 위치보존 이론역학 연구와 궤도조정 핵심 S/W를 이용하여 정지위성의 동서방향 위치보존, 남북방향 위치보존에 대한 모의실험을 수행하는 것을 주요연구 범위로 정하였다.

IV. 연구개발의 결과 및 활용에 대한 건의

2차년도 연구는 당초 목표를 성공적으로 달성하였다. 인공위성 궤도조정 핵심 S/W Package를 구성하여 ISMS(ISSA Satellite Maneuver System)이라 명명하였으며, 정지위성의 위치보존 모의실험을 약 6개월간 수행하였다.

- 가. 정지궤도 위성의 위치보존에 필요한 이론적인 역학연구를 종합적으로 분석, 검토 하였다.
- 나. ISMS를 완성하였다. ISMS는 일반적으로 궤도조정 S/W 시스템이 되기 위하여 위성체 자체자료를 외부파일로 규정하여, 위성체가 변하더라도 그 자료만 바꾸면 궤도조정을 수행할 수 있게끔 하였다.
- 다. 완성된 ISMS로 동경 116도의 적도상공에 위치한 가상적인 정지위성의 동서방향과 남북방향의 위치보존 모의실험 약 6개월간 수행하였다. 그 결과는 해석학적인 방법으로 얻어진 결과와 비교, 검증되어 성공적이라 판명되었다.
- 라. 2개년간에 걸쳐 완성된 ISMS는 실용통신위성의 궤도조정에 바로 적용될 수 있으며, 이미 개발된 IODS(ISSA Orbit Determination System)과 향후 개발되어야 할 자세 결정과 조정 S/W와 함께 지상관제소의 핵심 S/W로서 기능할 수 있다.

SUMMARY

I. TITLE

A Technical Development on the Computer Programs for the Orbit Maneuver of Artificial Satellites

II. THE OBJECTIVES AND IMPORTANCE OF THE RESEARCH DEVELOPMENTS

Once a satellite has launched and if this satellite should be under control, one should be able to track its orbit over its lifetime : firstly, from its moment of launch until it engages from its transfer orbit to the regular orbit, and secondly, the entire time span over which the satellite works stable, and lastly, the final stage in which the satellite disengages its regular orbit either to land to Earth or to fly away into space. To meet this need, therefore, along with many support facilities, all kinds of softwares should be developed to determine and predict the orbit and to control both the orbit and the attitude of an artificial satellite. Since these software systems constitute one of the main parts of a space technology, a control station on ground, specifically the Flight Dynamics Section, should be equipped with them well in advance of a satellite launch.

The objectives of this project include primarily the development of the maneuver system, which controls satellite orbits to work stable, on the basis of ISSA Orbit Determination System(IODS) to be already developed. The orbit maneuver system to be developed will be used for

will be established in the near future.

The second year dedicated in the development of orbit maneuver s/w package. On the basis of the first year results and the simulation of geostationary satellite station keeping.

III. THE CONTENTS OF THE DEVELOPMENTS

The main contents of the project that has been carried out in the second year include the following.

- . Theoretical research about station keeping dynamics.
- . The development of orbital maneuver s/w package.
- . The simulation of east-west station keeping and north-south station keeping of geostationary satellite by using of s/w package

IV. THE RESULTS AND SUGGESTIONS FOR THE APPLICATION OF THE RESEARCH DEVELOPMENT

We have successfully completed the project planned for the second fiscal year.

The results are as follows :

- A. We analyzed and discussed the dynamics needed to the geostationary satellite station keeping
- B. ISSA Satellite Maneuver System(ISMS) was developed. For general maneuver s/w, ISMS considered the spacecraft data file as external reference so that though the spacecraft was changed, ISMS could be executed with others.

C. We were simulated for the East-West and North-South station keeping of the assumed geostationary satellite placed in 116° E.

The results, which were produced from six months simulation, were checked by that of the analytic method and were confirmed to be successful.

D. ISMS could be directly applied for a practical satellite maneuver and played an important part as one of the FDS s/w system with IODS(ISSA Orbit Determination system) already developed and Attitude Determination and control s/w system hereafter developing.

CONTENTS

Chapter 1.	Introduction	15
Chapter 2.	Station Keeping of Geostationary Satellite.....	17
Section 1.	Introductory Remarks	17
Section 2.	Orbital Elements Change of Geostationary by Perturbation.....	19
Section 3.	Perturbations Causing the Satellite to Change it's Subsatellite Longitude	22
1.	Survey	22
2.	Tesseral Harmonics of Nonspherical Gravitational Perturbation	22
Section 4.	Perturbations Causing the Satellite to Change it's Subsatellite Latitude	34
1.	Survey	34
2.	Zonal Harmonics of Nonspherical Gravitational Perturbation	34
3.	Third Body Attraction	37
Section 5.	East-West Station Keeping	42
1.	Survey	42
2.	Station Keeping against Tesseral Harmonics Perturbation	43
3.	Station Keeping against Solar Radiation Pressure..	48
4.	Maneuver Strategies	50
Section 6.	North-South Station Keeping	51

Chapter 3.	ISSA Satellite Maneuver System	59
Section 1.	Introductory Remarks	59
Section 2.	ISMS Structure	60
Section 3.	ISMS Function	64
1.	Survey	64
2.	Orbit Calculation Function	65
3.	Orbit Maneuver Function	65
Chapter 4.	Simulation of Geostationary Satellite Station Keeping.	67
Section 1.	Introductory Remarks	67
Section 2.	Transgression Prediction	70
1.	East-West Transgression	70
2.	North-South Transgression	71
3.	Initial Conditions	72
Section 3.	Results & Discussion	75
1.	Targeting Elements	75
2.	Orbital Elements Variation	75
3.	Maneuver Parameters	82
Chapter 5.	ISMS I/O and User's Guide	85
Section 1.	Input	85
1.	Standard Input	85
2.	Spacecraft Data File	87
3.	Spacecraft End-State	87
4.	Station File	87
5.	Error/Warning Message File	98
Section 2.	Output	98

	1. Main Program Output	98
	2. Orbit Calculation Output	99
	3. Maneuver Output	99
Chapter 6.	Conculsion	121
Reference	123
Appendix		

목 차

제 1 장	서 론	15
제 2 장	정지위성의 위치보존	17
제 1 절	서언	17
제 2 절	섭동력에 의한 정지위성의 궤도요소 변화량	19
제 3 절	위성체의 직하점 경도를 변화시키는 섭동력	22
	1. 개 요	22
	2. 지구의 비대칭 중력 포텐셜의 tesseral harmonics 항에 의한 섭동력	22
	3. 태양의 복사압에 의한 섭동력	28
제 4 절	위성체의 직하점 위도를 변화시키는 섭동력	34
	1. 개 요	34
	2. 지구의 비대칭 중력포텐셜의 zonal harmonics 항에 의한 섭동력	34
	3. 태양과 달의 중력에 의한 섭동력	37
제 5 절	동서방향 위치보존	42
	1. 개 요	42
	2. 지구의 tesseral harmonics 섭동력에 대한 동서방향 위치 보존	43
	3. 태양의 복사압에 대한 동서방향 위치보존	48
	4. 동서방향 궤도조정 방법	50
제 6 절	남북방향 위치보존.....	51
제 3 장	ISSA Satellite Maneuver System	59
제 1 절	서 언	59

제 2 절	ISMS의 구성	60
제 3 절	ISMS의 기능	64
1.	개 요	64
2.	위성체 궤도계산 및 자료생성 기능	65
3.	위성체 궤도조정 기능	65
제 4 장	정지위성의 궤도위치보존 모의실험	67
제 1 절	서 언	67
제 2 절	궤도이탈 예측	70
1.	동서방향 궤도이탈 예측	70
2.	남북방향 궤도이탈 예측	71
3.	초기보정 요소설정	72
제 3 절	결과와 검토	75
1.	목표궤도	75
2.	시간에 따른 궤도요소들의 변화	75
3.	궤도조정 요소	82
제 5 장	ISMS의 입출력 및 사용지침	85
제 1 절	입 력	85
1.	표준 입력 자료	85
2.	위성체 자체 자료	87
3.	위성체 마지막 상태	87
4.	지상국 파일	87
5.	에러/경고 메시지 파일	98
제 2 절	출 력	98
1.	주 프로그램에 의한 출력	98
2.	궤도자료 생성기능에 의한 산출	99

3. 귀도조정 자료 출력	99
제 6 장 결론	121
참고문헌	123
부 록	

제1장 서론

이 연구의 최종 목표인 인공위성의 궤도를 조정할 수 있는 일련의 소프트웨어를 개발하기 위하여 1차년도에는 궤도조정에 영향을 미치는 위성체(위성체의 질량 모델, 추진계 모델, 자세 및 자세감지모델, 동역학 모델, 전자모델, 목표모델 등)와 위성지상국 요소들을 추출하여 각 요소들의 수학적 이론과 그 규격을 확정하였고, 이에 근거하여 각각의 모델들에 대한 알골리즘과 그 S/W 를 개발하였다.

이 연구의 마지막 년도인 2차년도는 1차년도에 개발한 각 모델들의 S/W를 종합하여 궤도조정 S/W시스템을 완성하는 것이다. 이 S/W 시스템을 이제부터 ISSA Satellite Maneuver System(ISMS)라 명명한다. ISMS은 어느 위성에도 그리고 어떠한 mission에도 적용할 수 있는 일반적인 궤도조정 S/W 시스템이어야 하기 때문에 1차년도에 고안되었듯이 어느 위성이나 공통적으로 고려하여야 할 외부 환경과 위성이 달라짐으로 인한 위성체 자체 자료들은 외부 파일로 주어지도록 하였다.

이러한 전제하에 2차년도 연구는 크게 두 부분으로 나누어 진다. 즉, 첫째, ISMS의 종합화와 그 사용법에 대한 연구와, 둘째, 궤도조정의 많은 mission중에 이 연구에서 다룬 정지위성의 동서방향 및 남북방향의 궤도조정 궤도역학의 연구 및 ISMS의 동서 및 남북방향 궤도조정 모의실험 연구이다.

제 2장은 정지위성의 동서방향 및 남북방향의 위치보존 역학을 다루었고, 제 3장은 ISMS의 종합화 및 구성을, 제 4장은 동서 및 남북 방향의 위치보존(station keeping)의 모의실험을 기술하였으며, 제 5장은 ISMS의 사용법을 구체적으로 서술하였다. 끝으로 이 연구의 요약과 결론이 제 6장에 기술되어 있다.

제 2 장 정지위성의 위치보존

제 1 절 서 언

정지위성(geostationary satellite)은 지구의 자전주기와 똑같은 공전주기로 적도평면에서 운동하는 위성체이다. 따라서 정지위성은 지구의 같은 지역을 계속 향하게 되고, 위성체의 안테나를 지구의 특정한 지역에 고정시킬 수 있어서 방송통신에 이용될 수 있다. 이러한 이상적인 정지위성의 궤도는 장반경(a)이 42,164km, 공전주기가 하루이고 이심율(e)과 궤도경사각(i)이 각각 0이 되어야 한다. 하지만 위성체를 이상적인 정지위성의 궤도로 띄운다 하더라도, 지구 중력포텐셜의 비대칭 효과, 태양과 달의 중력, 태양의 복사압 등에 의한 섭동으로 정지위성의 궤도요소가 시간이 지남에 따라 변하게 된다. 이러한 정지위성의 궤도요소의 변화로 위성체의 직하점 위치(sub-satellite point)가 달라진다. 그림 2-1과 그림 2-2는 이심율과 궤도경사각의 크기에 따른 위성체의 직하점 위치의 변위를 나타낸다(Bielkowicz, 1966). 그림 2-1은 이심율이 0인 위성체의 직하점 위치가 궤도경사각에 따라 어떻게 달라지는지 보여 주고 있으며, 궤도경사각은 직하점 경도의 변위보다 직하점 위도의 변위에 더 큰 영향을 미친다는 것을 알 수 있다. 위성체의 궤도경사각이 0일 때, 이심율의 크기에 따라 위성체의 직하점 경도가 크게 변하는 것을 그림 2-2에서 볼 수 있다.

앞에서 설명했듯이 여러가지 섭동력으로 정지위성의 직하점 위치가 변하게 되므로, 안테나를 지구 표면위의 특정한 지역에 계속적으로 고정시키기 어렵게 된다. 따라서 제한된 경도나 위도 범위내에 정지위성이 위치하도록 궤도조정을 해주어야 정지위성이 본래의 임무를 수행할 수 있다. 이러한 궤도조정을 정지위성의 위치보존(Station Keeping)이라 하며 정지위성이 수명을 다할 때까지 위치보존을 적절한 시기에 반복적으로 시행해야 한다.

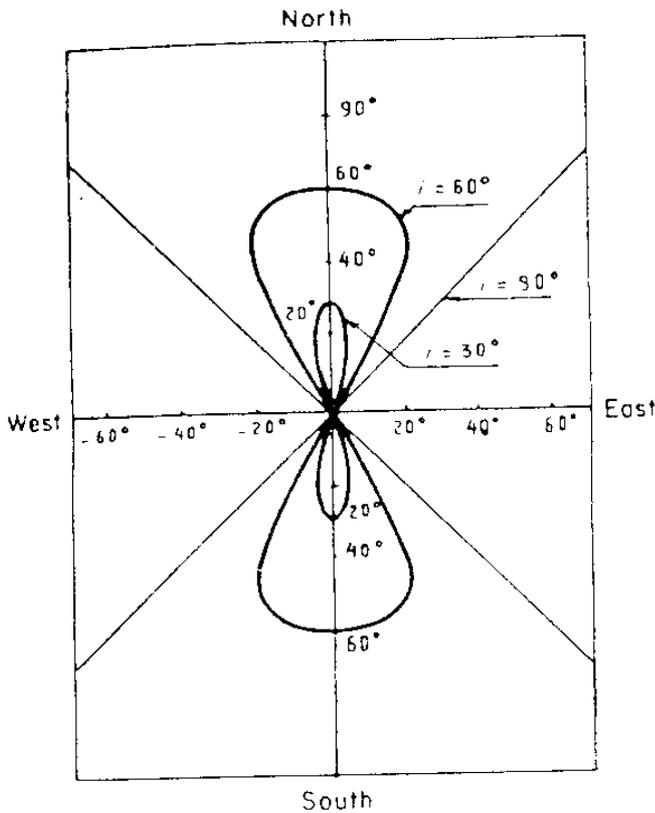


그림 2-1. 이심율이 0일 때 궤도경사각에 따른 위성체의 자취 (Bielkowitz, 1986).

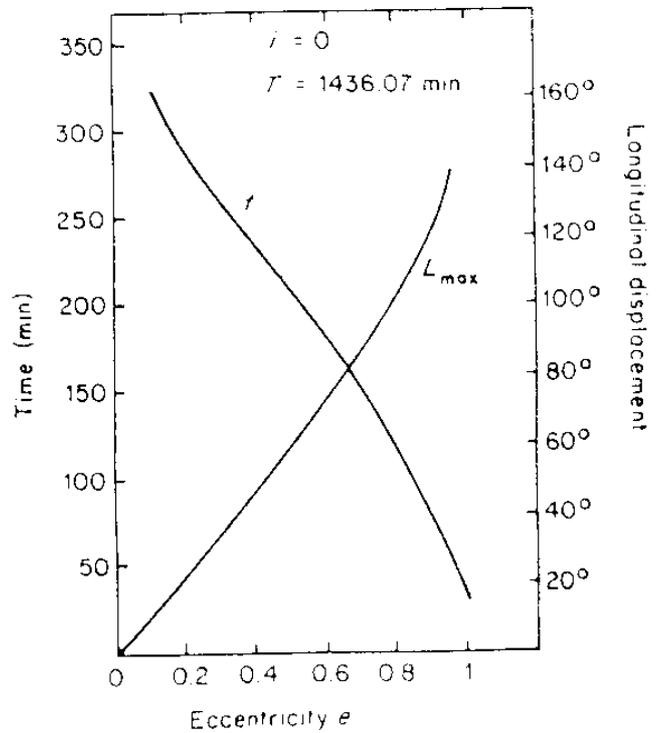


그림 2-2. 궤도경사각이 0일 때 이심율에 따른 위성체의 직하점 경도 변위(Bielkowitz, 1986).

정지위성의 위치보존을 하기 위해서는 여러가지 섭동력에 의한 위성체의 궤도 요소 변화를 계산해야 되고 궤도요소 변화에 따른 위성체의 위치변화를 파악해야 한다. 먼저, 제 2 절에서는 일반 섭동론을 바탕으로 섭동력을 받은 위성체의 궤도요소 변화율에 대해 설명한다. 지구 중력포텐셜의 tesseral harmonics 항에 의한 섭동력은 주로 위성체의 장반경을 변화시키고 태양의 복사압에 의한 섭동력은 위성체의 이심율에 영향을 미친다. 이러한 장반경과 이심율의 변화로 정지위성의 직하점 경도가 달라지게 되는데 제 3 절에서 직하점 경도에 크게 영향을 끼치는 지구 중력포텐셜의 tesseral harmonics 항과 태양 복사압에 의한 섭동력에 대해 알아본다. 또한, 지구 중력포텐셜의 zonal harmonics 항에 의한 섭동력은 위성체의 승교점 경

도(Ω)를 바꾸고 태양과 달의 중력 섭동력은 위성체의 궤도경사각과 승교점 경도를 변화시킨다. 이러한 내용을 제 4 절에서 살펴본다. 제 5 절에서는 제 3 절에서 설명한 정지위성의 직하점 경도의 변위를 제한된 범위내로 보존시켜 주는 동서방향 위치보존(East-West Station-Keeping)에 대해 언급한다. 마지막 절에서는 정지위성의 직하점 위도를 제한된 범위내로 유지시켜 주는 남북방향 위치보존(North-South Station-Keeping)에 관해 설명한다.

제 2 절 섭동력에 의한 정지위성의 궤도요소 변화량

지구주위를 돌고 있는 위성체는 지구 중력장의 비대칭 효과, 태양의 중력, 달의 중력과 태양의 복사압동의 섭동력을 받는다. 이러한 섭동력은 지구와 2체 문제를 이루고 있는 위성체의 장반경(a), 이심율(e), 경사각(i), 근지점 경도(ω), 승교점 경도(Ω)와 근지점 통과시각(T)과 같은 궤도요소를 변화시킨다. 이 궤도요소의 변위량을 수치적분 방법을 사용하여 직접 계산할 수 있으나 수치적분 방법은 계산적인 면에서는 편리하나 물리적인 의미를 찾는 데는 적당치 못하다. 따라서 해석적인 방법인 일반섭동론으로 궤도요소의 변위량과 섭동력과의 관계를 알아 보아 그 물리적 의미를 찾아야 한다.

이 절에서는 섭동력과 궤도요소 변화량과의 물리적 의미를 찾기 위하여 섭동력이 작용할 때 그 섭동력 때문에 생기는 위성체의 궤도요소 변위량을 구하는 일반적인 식들에 관하여 설명하기로 한다.

섭동력을 포함한 운동방정식은 다음과 같다.

$$\ddot{\mathbf{r}} + \nabla U = \nabla R(\mathbf{r}, t) \quad (2-1)$$

여기서 $U = -GM/|r|$, $|\nabla U| \gg |\nabla R|$ 이고 M 은 이 계의 총질량이며, R 은 섭동퍼텐셜을 음수화한 값이다. 만일 $\nabla R = 0$ 이면 (2-1)식의 해는 다음과 같다.

$$\mathbf{r} = \mathbf{r}(a, t) \quad (2-2)$$

여기서 a 는 6개의 궤도요소($a, e, \omega, i, \Omega, T$)로 이루어진 6차원 상수벡터이다. 그리

고 $\nabla R = 0$ 일 때 a 는 상수이므로

$$V = \frac{dr}{dt} = \frac{\partial r(a, t)}{\partial t} \quad (2-3)$$

이다. 섭동력이 있을 때 (2-3)식은 다음과 같다.

$$\frac{dr}{dt} = \frac{\partial r}{\partial t} + \frac{\partial r}{\partial a} \cdot \dot{a} \quad (2-4)$$

$$\frac{d^2r}{dt^2} = \frac{\partial^2 r}{\partial t^2} + \frac{\partial}{\partial a} \frac{\partial r}{\partial t} \cdot \dot{a} \quad (2-5)$$

어느 순간에 섭동력을 없애 주면 위성체는 그 순간의 접용궤도요소(elements of osculating orbit)를 가지고 운동할 것이다. 그러면 (2-4)식과 (2-5)식은 각각 (2-3)식과 $\partial^2 r / \partial t^2 + \nabla U = 0$ 의 식과 같아져야 한다. 이와 같은 조건에서 시간에 대한 궤도요소의 변화율(\dot{a})을 구할 수 있는 중간식을 다음과 같이 구할 수 있다.

$$\dot{a} \cdot \frac{\partial r}{\partial a} = 0 \quad (2-6)$$

$$\dot{a} \cdot \frac{\partial}{\partial a} \frac{\partial r}{\partial t} = \nabla R \quad (2-7)$$

(2-6)식과 (2-7)식으로 표현되는 계는 6개의 미지수 $a(t)$ 에 대한 비선형 비제차 일계미분방정식이다. (2-6)식과 (2-7)식을 조합하여 Lagrange bracket을 사용하여 정리하면 다음과 같다(Taff, 1985).

$$\sum_{n=1}^6 [a_m, a_n] \frac{da_n}{dt} = \frac{\partial R}{\partial a_m}, \quad m = 1, 2, \dots, 6 \quad (2-8)$$

여기서 a_m 과 a_n 은 위성체의 궤도요소를 나타내고 Lagrange bracket은

$$[a_m, a_n] \equiv \frac{\partial x}{\partial a_m} \frac{\dot{x}}{\partial a_n} - \frac{\partial x}{\partial a_n} \frac{\dot{x}}{\partial a_m} + \frac{\partial y}{\partial a_m} \frac{\dot{y}}{\partial a_n} - \frac{\partial y}{\partial a_n} \frac{\dot{y}}{\partial a_m} + \frac{\partial z}{\partial a_m} \frac{\dot{z}}{\partial a_n} - \frac{\partial z}{\partial a_n} \frac{\dot{z}}{\partial a_m} \quad (2-9)$$

와 같이 표현된다.

(2-8)식을 a , e , ϵ (mean longitude at the epoch), Ω , i 와 ω 에 대해 풀면 Lagrange's planetary equations을 얻을 수 있다. 그리고 섭동력 R 을 위성체의 반경벡터(radius vector) 성분 S , 궤도평면내에서 반경벡터와 수직인 벡터(transverse vector) 성분 T 와 궤도평면과 수직인 벡터 성분 W 로 나누어 Lagrange's planetary equations을 정리하면 다음과 같다(Roy, 1978).

$$\begin{aligned}
 \frac{da}{dt} &= \frac{2}{n(1-e^2)^{1/2}} \left(S e \sin f + \frac{p}{r} T \right) \\
 \frac{de}{dt} &= \frac{(1-e^2)^{1/2}}{na} [S \sin f + T(\cos E + \cos f)] \\
 \frac{di}{dt} &= \frac{r \cos u}{na^2(1-e^2)^{1/2}} W \\
 \frac{d\Omega}{dt} &= \frac{r \sin u}{na^2(1-e^2)^{1/2} \sin i} W \\
 \frac{d\tilde{\omega}}{dt} &= \frac{(1-e^2)^{1/2}}{nae} \left[-S \cos f + T \left(1 + \frac{r}{p} \right) \sin f \right] + 2 \frac{d\Omega}{dt} \frac{i}{2} \sin^2 \frac{i}{2} \\
 \frac{d\epsilon}{dt} &= \frac{e^2}{1 + (1-e^2)^{1/2}} \frac{d\tilde{\omega}}{dt} + 2 \frac{d\Omega}{dt} (1-e^2)^{1/2} \sin^2 \frac{i}{2} - \frac{2r}{na^2} S
 \end{aligned} \tag{2-10}$$

여기서 E 는 이심근점이각, f 는 진근점이각, r 은 반경, n 은 평균 각속도이고, $u = \tilde{\omega} - \Omega + f$ 이며, $p = a(1-e^2)$ 이다. 주어진 섭동력을 S , T 와 W 성분으로 나누어 (2-10)식에 대입하면 그 섭동력에 의해서 생기는 위성체의 궤도요소의 변화율을 계산할 수 있다. 그리고 그 섭동력이 위성체의 궤도요소에 어떠한 영향을 미치는가 하는 물리적 의미를 쉽게 찾을 수 있다. 이러한 물리적 의미를 토대로 주어진 섭동력을 받은 위성체의 궤도 운동을 장기적으로 예보할 수 있다.

제 3 절 위성체의 직하점 경도를 변화시키는 섭동력

1. 개 요

정지위성의 운동을 관찰해 보면, 위성체의 직하점 경도가 변하는 것을 알 수 있다. 이러한 경도의 변위는 지구의 비대칭 중력포텐셜의 하나인 tesseral harmonics 항과 태양의 복사압에 의한 섭동력 때문에 생긴다. Tesseral harmonics 항에 의한 섭동력으로 위성체의 장반경이 변하고 태양의 복사압으로는 위성체의 이심율이 변한다. 물론 다른 궤도요소에도 영향을 미치지만 장반경과 이심율의 변위에 비해 매우 작으므로 무시한다. 장반경과 이심율이 변하면 궤도 평면의 모양이 달라지게 되고 따라서 위성체의 평균궤도 운동(n)과 공전주기(T)가 변한다. 즉, 장반경의 변위 효과로 위성체는 지구의 자전주기와 다른 공전주기를 갖게 되고 또한 이심율의 변위 효과로 위성체는 크기가 일정치 않는 거리벡터(radial vector)를 갖게 된다. 이러한 결과로 위성체의 직하점 경도가 변하게 된다. 정지위성은 지구 위에 있는 관측점에서 보았을때 직하점 경도가 제한 범위 내에 있어야 하므로 정지위성의 직하점 경도가 제한 범위 내에 있도록 외력을 주어 위성체의 궤도요소를 조정하여 준다. 이러한 궤도조정 작업을 동서방향 위치보존이라 한다. 이 절에서는 지구의 중력포텐셜의 tesseral harmonics 항과 태양의 복사압에 의한 섭동력을 설명하고 그로 인한 장반경과 이심율의 변위를 구하고자 한다.

2. 지구의 비대칭 중력포텐셜의 tesseral harmonics 항에 의한 섭동력

위성체가 발사된 이래로, 위성체의 추적으로 얻은 자료를 토대로 지구의 모양에 대한 모델을 만드는 연구가 진행되었으며, 지구의 중력포텐셜은 Hagihara(1962)에 의하면 다음과 같다.

$$V = \frac{GM_E}{r} \left[1 + \sum_{n=1}^{\infty} \sum_{m=0}^n \left(\frac{a_e}{r} \right)^n P_{nm}(\sin\theta) (C_{nm} \cos m\lambda + S_{nm} \sin m\lambda) \right] \quad (2-11)$$

여기서 G 는 만유인력 상수, M_0 은 지구의 질량, a_e 는 지구의 적도반경, λ 는 위성체의 경도, θ 는 위성체의 위도, C_{nm} 과 S_{nm} 은 harmonics의 진폭을 나타내는 계수이며, $P_{nm}(\sin\theta)$ 는 associated Legendre 다항식이다. (2-11)식으로 표현되는 지구의 중력포텐셜은 $m = 0$ 일 때 생기는 zonal harmonics 항과 $m \neq 0$ 일 때의 tesseral harmonics 항으로 이루어진다.

지구를 적도면으로 잘랐을 때, 그면은 지구의 회전타원체를 기준으로 인도양에서 104m가 들어가고 New Guinea 근처에서 78m가 솟아오른 울퉁불퉁한 모양이다(King-Hele, 1983). 이러한 지구의 모양으로 인하여 지구의 중력포텐셜에는 tesseral harmonics 항을 포함하게 되며, 이 tesseral harmonics 항은 위성체 궤도에 섭동력으로 작용한다. 정지위성은 거의 적도평면을 확장한 모양의 궤도평면을 가지고 있으며, tesseral harmonics 항에 의하여 transverse 방향으로 섭동력을 받는다. 지구의 중력포텐셜의 tesseral harmonics 항에 의한 섭동력의 연구는 Kozai(1961), Sheffield(1966), Francis et al.(1966) 부터 최근에는 Lane(1989), Wnuk(1988)까지 계속적으로 진행되고 있다. (2-11)식에서 고차항을 무시하고 정지위성의 위도를 $\theta=0$ 으로 놓아 $\sin\theta = 0$ 으로 계산하면 다음과 같은 식이 된다.

$$V_p = \frac{GM_0}{r} \left[1 + \left(\frac{a_e}{r}\right)^2 \{-J_2 + 3J_{22} \cos 2(\lambda - \lambda_{22})\} \right] \quad (2-12)$$

그리고 transverse 방향의 가속도(g_h)는 (2-12)식을 경도(λ)에 대해 미분하여 구한다(Maral과 Bousquet, 1986).

$$g_h = -\frac{1}{r} \frac{dV_p}{d\lambda} = \frac{GM_0}{r^2} \left(\frac{a_e}{r}\right)^2 6J_{22} \sin 2(\lambda - \lambda_{22}) \quad (2-13)$$

여기서 λ 는 정지위성의 직하점 경도이고 $\lambda_{22} = -15^\circ = 15^\circ W$ 이다. (2-13)식으로 표현되는 가속도는 위성체의 속도 V_s 를 변화시키며 이 속도의 변화로 위성체의 직하점 경도가 변한다.

$$g_h = \frac{dV_s}{dt} = \frac{d}{dt}(r\dot{\theta}) = \frac{dr}{dt} \dot{\theta} + r \frac{d\dot{\theta}}{dt} \quad (2-14)$$

여기서 n 은 위성체의 각속도(rad/sec)이며

$$n = \frac{2\pi}{T} = \left(\frac{GM_\oplus}{a^3} \right)^{1/2} \quad (2-15)$$

와 같다. 여기서 a 는 장반경이고 정지위성의 경우 $r = a$ 이므로 $n = (GM_\oplus)^{1/2} r^{-3/2}$ 이다. 그러면 다음식이 성립된다.

$$\frac{dn}{n} = -\frac{3}{2} \left(\frac{dr}{r} \right)_{r=a} \quad (2-16)$$

(2-14)식, (2-15)식과 (2-16)식에서 다음식이 유도된다.

$$\left(\frac{dr}{dt} \right)_{r=a} = -\frac{2}{n} g_h \quad (2-17)$$

따라서

$$\frac{d^2 \lambda}{dt^2} = \frac{dn}{dt} = \frac{3}{a} g_h \quad (2-18)$$

이다. 이러한 결과로 위성체의 직하점 경도변화의 가속도(longitudinal acceleration)는 다음과 같다(Maral과 Bousquet, 1986).

$$\ddot{\lambda} = \frac{18n^2 a_e^2}{a^2} J_{22} \sin 2(\lambda - \lambda_{22}) \quad (2-19)$$

그림 2-3은 지구의 중력포텐셜의 tesseral harmonics 항에 의한 transverse 방향의 가속도를 설명한다. 그림에서 알 수 있듯이 transverse 방향의 가속도는 지구 적도면의 장축 쪽을 향하고 있다.

(2-13) 식에서 알 수 있듯이 이 transverse 방향의 가속도의 크기는 위성체의 직하점 경도에 의존하며, 처음에 정지위성은 지구의 자전주기와 같은 공전주기를 가지고 있으나, transverse 방향의 가속도에 의해서 공전주기가 변하게 됨에 따라 그

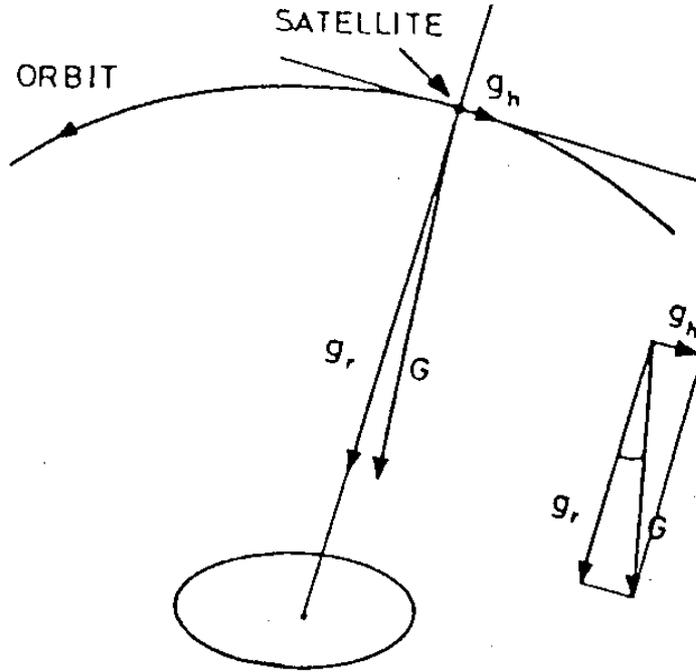


그림 2-3. 지구의 중력 포텐셜의 tesseral harmonics 항에 의한 transverse 방향의 가속도(g_h).

직하점 경도도 천천히 변한다. 지구의 중력포텐셜의 tesseral harmonics 항에 의해 생기는 transverse 방향의 g_h 의 크기는 대략 $1.02 \times 10^{-7} \text{m/sec}$ (Olds, 1963)이며, (2-10)식을 이용하여 g_h 에 의한 위성체의 장반경의 변화는 다음과 같이 구할 수 있다.

$$\frac{da}{dt} = \frac{2 p g_h}{nr (1-e^2)^{1/2}} \quad (2-20)$$

정지위성인 경우 $r \cong a$, $e \cong 0$ 이므로 (2-20)식은 다음과 같다.

$$\frac{da}{dt} = \frac{2 g_h}{n} \quad (2-21)$$

이 식은 지구의 중력포텐셜의 tesseral harmonics 항에 의해 생기는 정지위성의 장

반경의 변위를 나타낸다. 동경 110도의 적도상공 약 35,800km에 있는 정지위성은 하루에 궤도 장반경이 148m 씩 증가하는 영년변화를 가진다(최규홍 등, 1987). 이러한 장반경의 변위(Δa)는 위성의 평균 각속도 변위(Δn)를 일으키고 이 평균 각속도의 변위(Δn)때문에 위성의 공전주기가 변하며 이 공전주기 변화로 위성의 직하점 경도가 바뀌게 된다.

Transverse 방향의 가속도는 일년동안의 속도 변화량(m/sec per year)으로 나타낼 수 있는데 그림 2-4와 같다(Agrawal, 1986). 그림 2-4에서 실선은 J_{22} 항만을 고려했을 때이며 그림에서 알 수 있듯이 J_{22} 항이 가장 큰 섭동항이 된다. 그리고 이러한 섭동력은 위성체의 직하점 경도에 따라 달라짐을 알 수 있으며 동경 75도와 동경 255도 부근은 안정한 위치이고 동경 165도와 동경 345도 부근은 불안정한 위치가 됨을 알 수 있다(Blitzer, 1965). 이러한 위치의 의미를 이해하기 위해서는 tesseral harmonics 항에 의한 섭동력을 받는 정지위성의 운동을 살펴보면 된다.

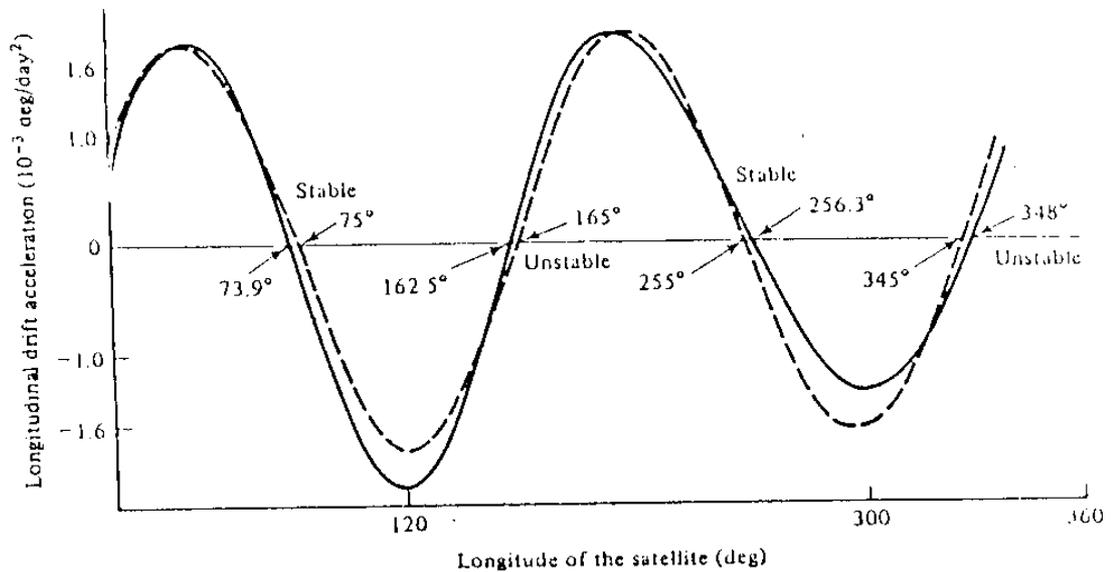


그림 2-4. 지구의 중력포텐셜의 tesseral harmonics 항에 의한 위성체의 경도 변위 가속도(Agrawal, 1986).

그림 2-5a에서 만일 위성체의 경도가 λ_1 에 있으면, 위성체는 tesseral harmonics 항의 섭동력으로 transverse 가속도를 받을 것이다. 이 가속도는 그림 2-3에서 알수 있듯이 위성체의 운동방향과 반대이므로 위성체의 속도는 감소하고 따라서 위성체의 장반경은 작아져서 위성체의 공전주기도 짧아지게 된다. 그 결과로 지구위의 관측자가 보았을 때 위성체의 직하점 경도는 동쪽으로 움직인다. 위성체의 직하점 경도가 λ_2 에 이르게 되면 transverse 가속도는 0이 되고 위성체의 직하점 경도가 λ_3 에 이를 때까지 transverse 가속도는 처음과 반대방향으로 작용하여 위성체의 장반경은 커지게 되고 위성체의 공전주기도 차차 길어져 λ_3 에서는 λ_1 에서와 같은 값의 장반경과 공전주기를 갖게 된다. 즉, λ_1 과 λ_2 사이에서 받은 transverse 가속도는 λ_2 와 λ_3 사이에서 받은 반대 방향의 transverse 가속도와 상쇄된다. 그리고 λ_3 에서 부터는 위성체의 운동방향과 같은 방향으로 순수하게 transverse 가속도를 받으므로, 위성체의 장반경은 커지고 공전주기도 길어져서 위성체의 직하점 경도가 λ_1 가 될 때까지 서쪽으로 움직인다. 그림 2-5a에서 λ_2 에서

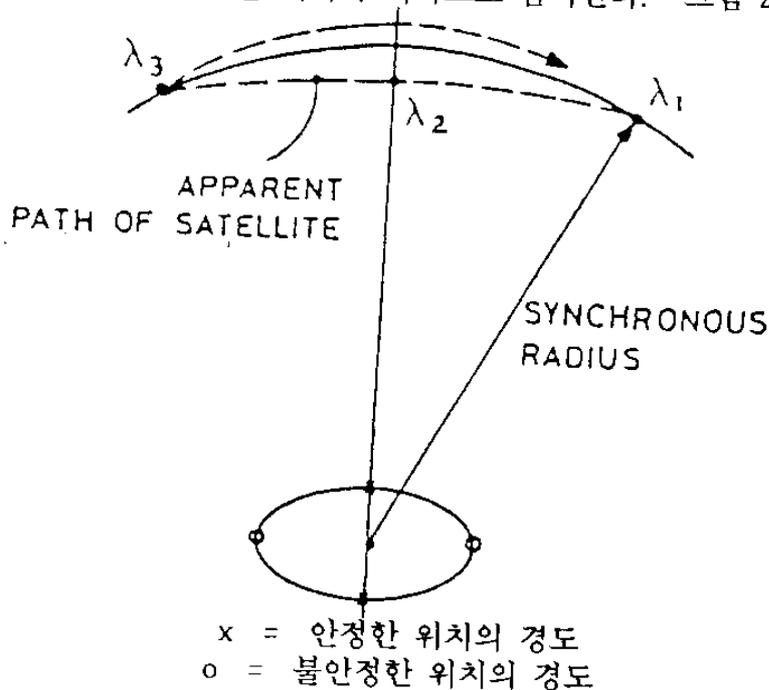


그림 2-5a. 지구의 중력 포텐셜의 tesseral harmonics 항에 의한 위성체의 겉보기운동(apparent motion).

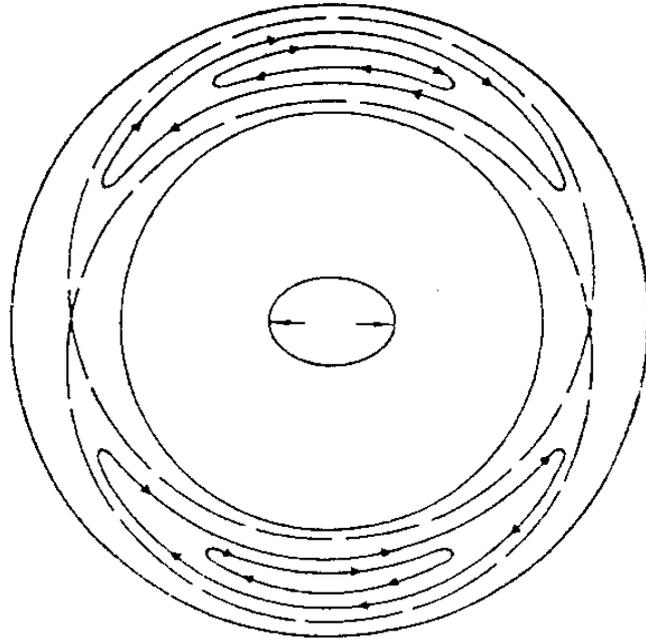


그림 2-5b. 위치보존을 해주지 않았을 때의 위성체의 궤보기 운동.

는 섭동력이 0이므로 안정점(stable point)이라 한다. 안정점은 지구적도평면의 단 반경축 근처에 있으며 불안정점(unstable point)은 장반경축 근처에 있다. 그림 2-5b는 그림 2-5a를 일반화한 경우로서, 위치보존 작업을 해 주지 않았을 때 정지위성 위치의 경로이다. 위에서 설명했듯이 정지위성의 직하점 경도는 tesseral harmonics 항의 섭동력 때문에 변하게 된다. 따라서 방송통신을 위해서는 위성체의 직하점 경도를 일정한 범위내에 유지시켜야 하므로 주기적인 동서방향 위치보존이 필요하다.

3. 태양의 복사압에 의한 섭동력

태양의 복사압은 정지위성과 면적 대 질량비가 큰 위성체에 영향을 크게 미친다. 따라서 정지위성의 운동을 기술할 때 태양의 복사압에 의한 섭동력을 고려해 주어야 한다. 여기서는 태양과 지구의 거리가 일정하고 정지위성의 궤도면과 황도면이 같은 평면에 있다고 가정한다. 이러한 가정하에서도 우리가 필요로하는 만큼

의 정확도를 가지고 태양의 복사압에 의한 섭동력을 기술할 수 있다. 그림 2-6은 태양의 복사압이 원궤도 운동에 미치는 효과를 나타한다. 복사압은 위성체가 궤도 운동을 하는 동안 연속적으로 작용하지만, 일단 A점에서만 고려하기로 한다. A점은 위성체가 태양에서 멀어지는 위치이며 이 위치에서 복사압은 위성체의 속도의 크기를 더해 주게 된다. 따라서 위성체는 에너지를 얻게 되며 위성체의 궤도 장반경도를

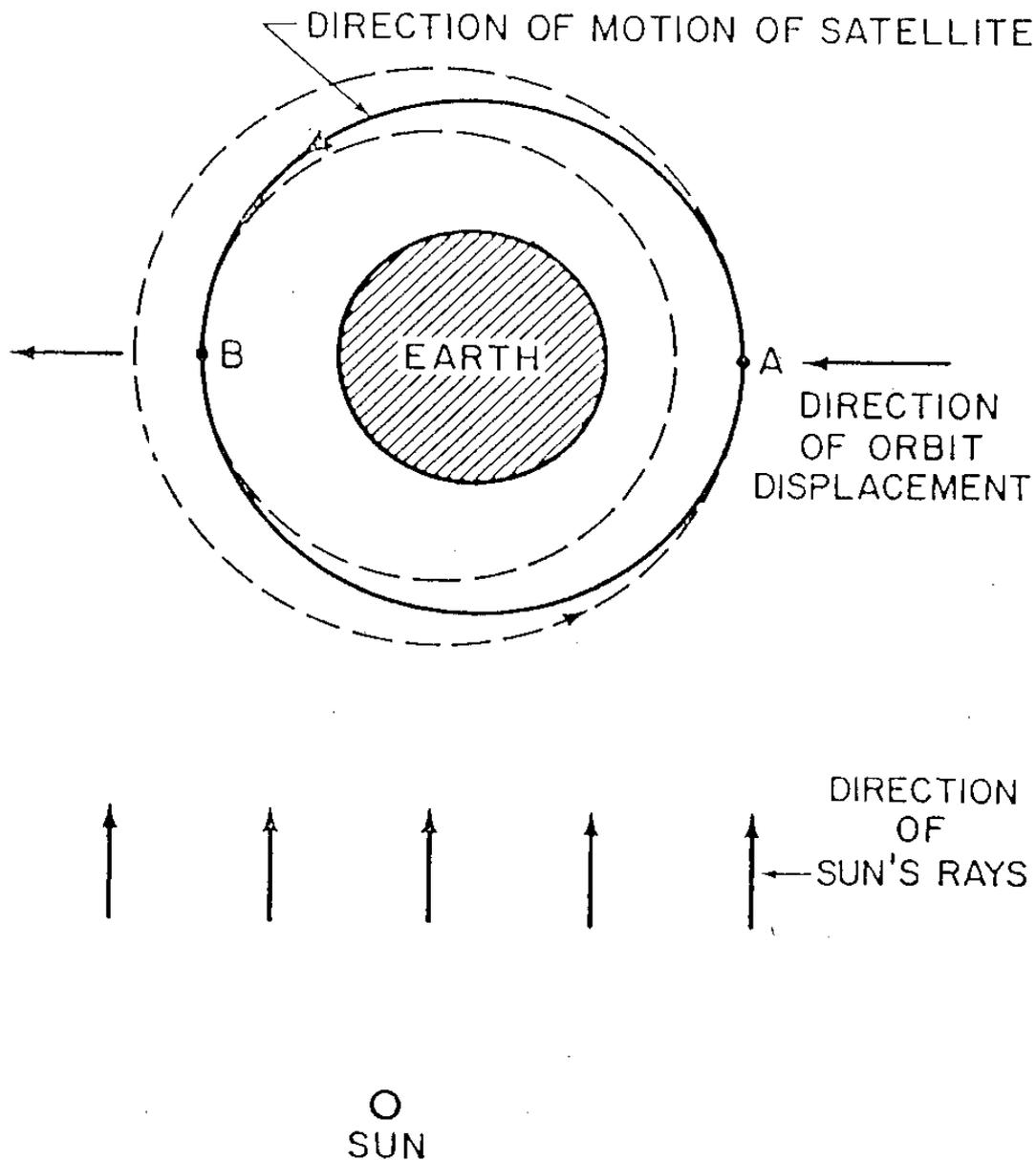


그림 2-6. 태양복사압에 의한 위성체 궤도의 변화.

커지게 된다. 이 결과로 위성체의 궤도는 그림 2-6에서 A점을 지나는 점선으로 된다. 마찬가지로 위성체가 B점을 지나갈 때, 복사압은 위성체의 운동방향과 반대방향으로 작용한다. 따라서 위성체는 에너지를 잃게 되고 장반경의 길이가 짧아져서 그림 2-6에서 B점을 지나는 점선으로 된 궤도평면을 가지게 된다. 이와같은 방법으로 위성체의 궤도의 모든 위치에서 복사압의 영향을 고려할 수 있으며, 태양 방향과 수직인 방향으로만 위성체의 궤도 장반경의 크기가 변함을 알 수 있다. 따라서 위성체의 이심율이 변하게 되고 그 변위양은 위성체의 면적 대 질량의 비에 비례한다. 그림 2-7에서는 태양복사압에 의한 이심율의 변화를 볼 수 있다(Shapiro와 Jones, 1961).

만일 지구와 태양이 고정되어 있고 다른 섭동력이 없다고 가정하면, 태양의 복사압은 위성체의 근지점 거리를 감소시켜 위성체를 지구와 충돌하게 할 것이다. 하지만 다음 두가지 이유로 위에서 언급한 단순한 결과가 나타나지 않는다(Shapiro와 Jones, 1961). 지구가 태양을 중심으로 공전하고 있기 때문에 태양복사압의 방향은 위성체 궤도면에 대하여 계속적으로 바뀐다. 예를 들면 6개월 후에 태양의 복사압은 처음과 반대방향으로 작용하게 되어 근지점 거리는 커지고 원지점 거리가 감소하는 현상이 나타난다. 따라서 근지점 거리는 태양의 복사압의 방향에 따라 진동하게 된다. 또한, 지구의 비대칭 중력 섭동항의 하나인 zonal harmonics 항은 위성체의 승교점 경도(Ω)를 변화시켜서 궤도평면이 회전하도록 한다. 그 결과로 태양복사압을 수직으로 받는 위치가 변하게 되어 앞에서 언급한 근지점 거리의 진동현상이 나타난다. 근지점 거리가 변함에 따라 이심율의 크기도 변하게 되므로 처음에 위성체가 원궤도를 가졌다면 그림 2-8에서 보듯이 이심율벡터가 occupied focus부터 eccentricity circle을 따라 변한다(Pocha, 1987). Occupied focus에서 ellipse center까지의 거리는 실제 이심율의 크기와 같으며 이심율벡터가 eccentricity circle을 한바퀴 도는 데는 1년이 걸린다. 공명현상이 있게 되면 태양의 복사압을

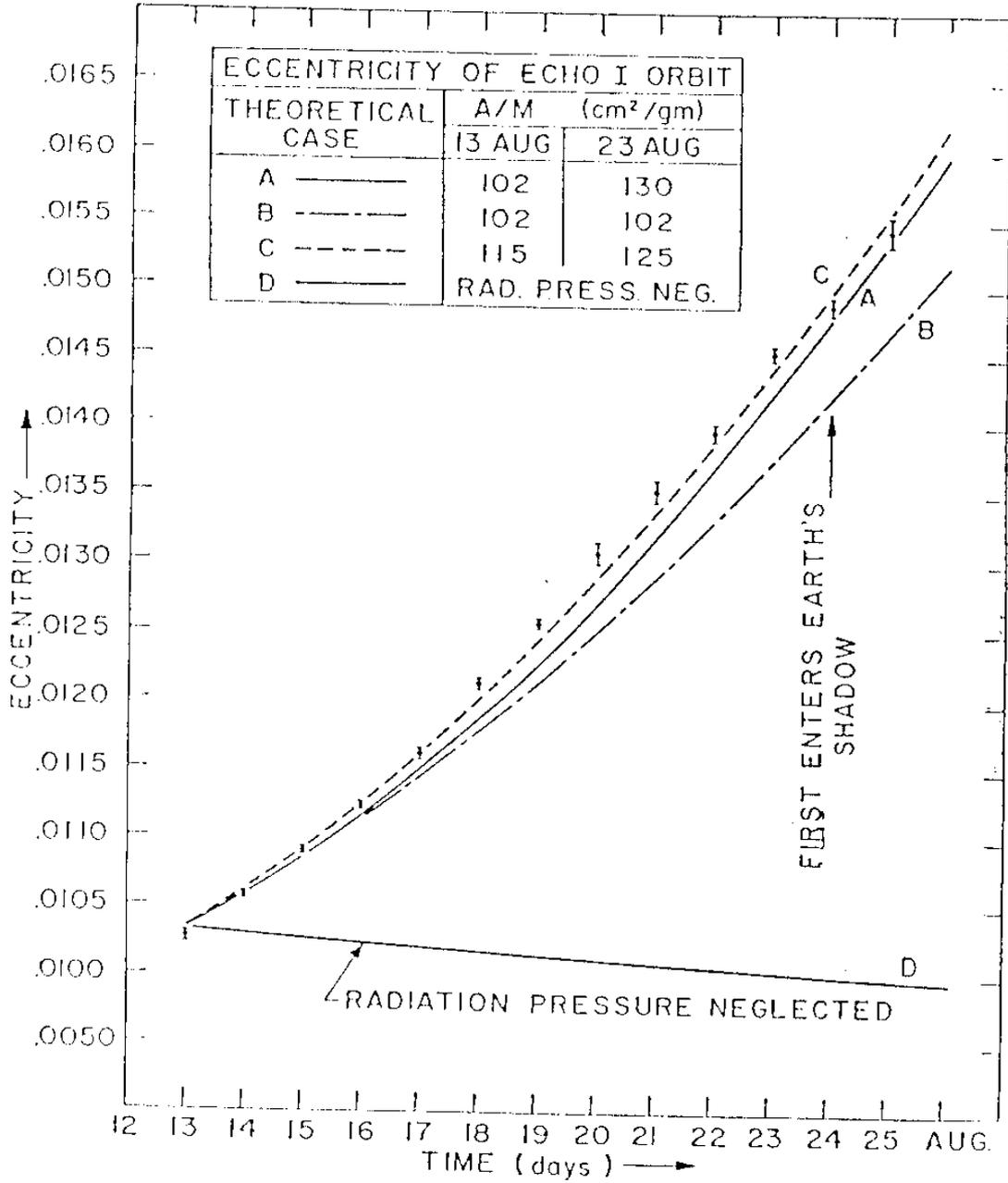


그림 2-7. 태양복사압에 의한 이심율의 변화(Shapiro와 Jones, 1960).

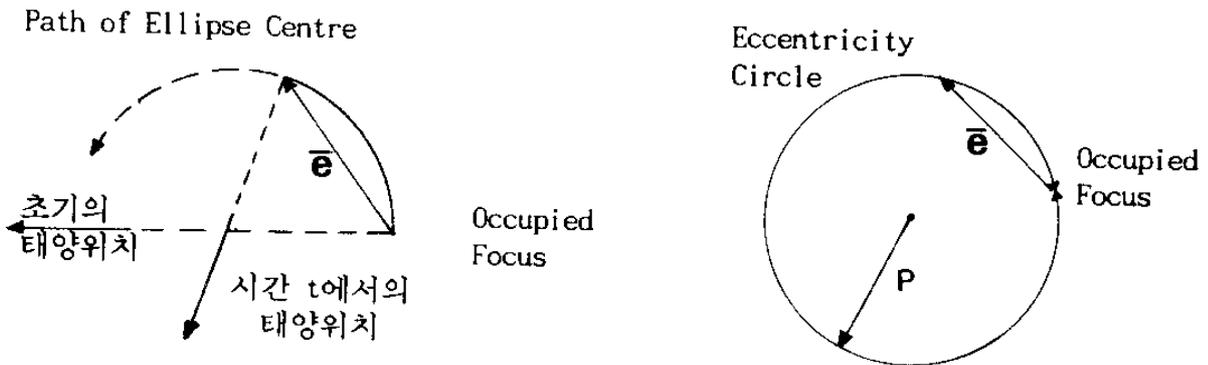


그림 2-8. 태양복사압에 의한 이심율 벡터의 진화(Pocha, 1987).

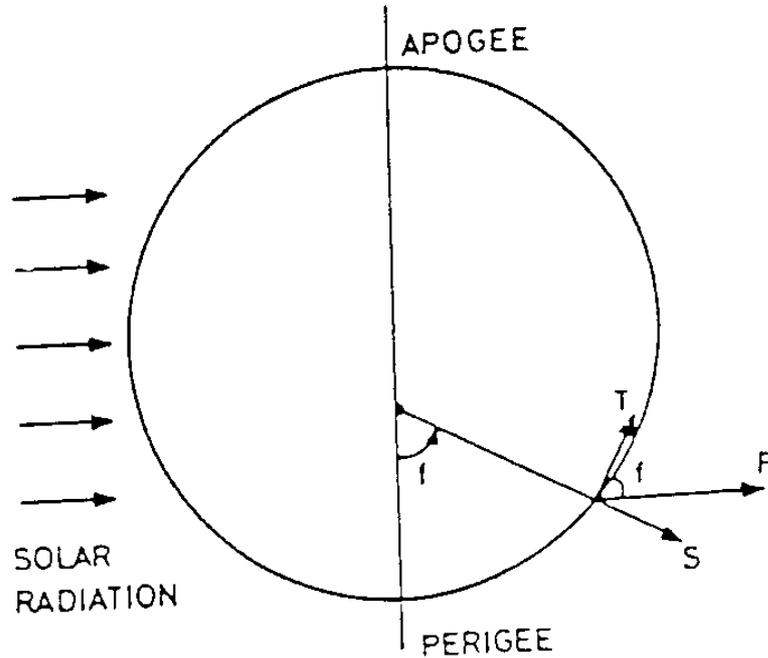


그림 2-9. 위성체에 미치는 태양복사압에 의해 생기는 힘.

위성체의 장반경을 제외한 모든 궤도요소를 무시할 수 없을 정도로 변화시킨다 (Musen, 1960). 이러한 궤도요소의 변화를 Polyakhova(1963)가 해석적으로 잘 구해 놓았다. 이 절에서는 태양의 복사압에 의해서 가장 영향을 크게 받는 궤도요소인 이심율의 변위만 설명하기로 한다. 이는 실제적으로 다른 궤도요소의 변위량은 무시해도 동서방향 위치보존에는 영향을 미치지 않기 때문이다. 그림 2-9에서 태양의 복사압은 다음과 같은 식으로 위성체에 힘을 작용한다(Pocha, 1987).

$$\begin{aligned} F &= T \cos f + S \sin f \\ 0 &= -T \sin f + S \cos f \end{aligned} \quad (2-22)$$

위에서 f 는 위성체의 진근점이각, F 는 태양복사압에 의한 총 가속도, S 는 반경 방향 가속도, T 는 transverse 방향 가속도를 나타낸다. 그러면 (2-10)식을 이용하여 다음식을 얻을 수 있다.

$$\frac{de}{dt} = \frac{(1-e^2)^{1/2}}{na} [S \sin f + T(\cos E + \cos f)] \quad (2-23)$$

정지위성인 경우 $e \cong 0$, $E \cong f$ 이므로 (2-23)식은 다음식으로 된다.

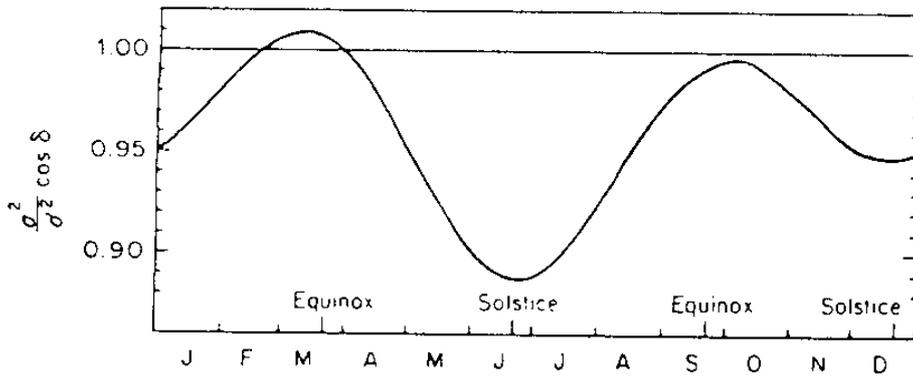


그림 2-10. 정지위성에 미치는 태양의 radiation flux의 계절에 따른 변화 (Maral과 Bousquet, 1986). 이 그림에서 a는 1AU, d는지구의 태양간의 실제거리, δ 는 태양의 위도이다.

$$\frac{de}{dt} = \frac{1}{na} (S \sin f + 2 T \cos f) \quad (2-24)$$

그리고 (2-22)식을 이용하면 윗식은 다음식으로 변형된다.

$$\frac{de}{dt} = \frac{1}{na} (2F - S \sin f)$$

그리고 그림 2-8에서 $S = F \sin f$ 이므로

$$\frac{de}{dt} = \frac{1}{na} F(2 - F \sin^2 f) \quad (2-25)$$

와 같은 식이 된다. (2-25)식에서 이심율의 변위의 방향은 앞에서 언급했듯이 태양 방향에 수직인 방향이다. 또한, 태양복사압은 다음과 같이 표현된다.

$$F = G \left(\frac{A}{M} \right) \left(\frac{1 + R}{2} \right) = G \left(\frac{A}{M_{\text{eff}}} \right) \quad (2-26)$$

여기서 G는 완전 탄성체에 대한 태양의 복사압의 값으로 $9.1 \times 10^{-6} \text{ N/m}^2$ 이고 A는 태양방향에 수직인 위성체의 면적(m^2), M은 위성체의 질량(kg)이며 R은 위성체의 표면 반사율이다. 그림 2-10은 태양의 위도와 지구와 태양 사이의 거리의 함수로 된 태양의 복사압 변화를 보여 준다(Maral과 Bousquet, 1986). 따라서 (2-25)식과 (2-26)식을 가지고 태양복사압에 의한 위성체의 이심율의 변화량을 구할 수 있다.

제 4 절 위성체의 직하점 위도를 변화시키는 섭동력

1. 개 요

지구 중력포텐셜의 zonal harmonics 항에 의한 섭동력과 태양과 달의 중력 섭동력 때문에 위성체의 궤도요소중 궤도 경사각과 승교점 경도가 변하게 된다. 이러한 궤도요소의 변화로 위성체의 궤도평면의 위치가 바뀌게 되며 그 결과로 위성체의 직하점 위도가 달라지게 된다. 정지위성의 목적을 수행하기 위해서는 제 3 절에서 언급한 직하점 경도뿐만 아니라 직하점 위도도 허용된 범위 내에 있도록 해야 하는데 이러한 궤도 조정을 남북방향 위치보존이라 한다.

이 절에서는 지구 중력포텐셜의 zonal harmonics 항과 태양과 달의 중력에 의한 섭동력 때문에 생기는 위성체의 궤도요소 변화량에 대해 설명하고자 한다. 물론 위성체의 모든 궤도요소가 변하지만 이 절에서는 위성체의 직하점 위도의 변화에 큰 영향을 미치는 궤도 경사각과 승교점 경도만을 고려하였고 단주기 섭동항과 장주기 섭동항을 제외한 영년변화만을 구하였다.

2. 지구의 비대칭 중력포텐셜의 zonal harmonics 항에 의한 섭동력

지구의 비대칭 중력포텐셜의 섭동항에 대한 연구는 최초의 인공위성이 발사된 1957년 이후에 비로서 활발히 연구되었다. 그 이유는 위성체 운동의 관측을 통해서 지구의 중력장을 정확히 측정할 수 있었기 때문이다. 여러 위성체의 운동을 통해 많은 학자들이 지구의 zonal harmonics 섭동항의 계수를 산출하였고(King-Hele, 1960; Newton et al., 1961; Kozai, 1961a; Izsak, 1961), 해석적인 방법으로도 지구 중력장을 계산하려고 노력하였다(Barrar 1961, Kozai 1962). Blitzer(1965)에 의하면 지구의 중력포텐셜은 다음과 같으며 이에 대한 설명은 김천휘 등(1988)에 잘 기술되어 있다.

$$V = - \frac{\mu_e}{r} \left[1 + \sum_{n=2}^{\infty} \sum_{m=0}^n \left(\frac{a_e}{r} \right)^n P_{nm}(\cos \theta) (C_{nm} \cos m\lambda + S_{nm} \sin m\lambda) \right] \quad (2-27)$$

여기서 r 은 지구 중심에서 위성까지의 거리, λ 는 위성체의 경도, $\mu_e = GM_E$, θ 는 위성체의 위도, a_e 은 지구의 적도반경, C_{nm} 과 S_{nm} 은 지구의 질량 분포에 따른 상수이고 P_{nm} 은 associated Legendre 다항식이다. 경도에 무관한 항을 볼 수 있도록 (2-27)식을 다시 쓰면 다음식을 얻는다.

$$V = -\frac{\mu_e}{r} \left[1 - \sum_{n=2}^{\infty} J_n \left(\frac{R}{r} \right)^n P_n(\cos \theta) + \sum_{n=2}^{\infty} \sum_{m=1}^n J_{nm} \left(\frac{R}{r} \right)^n P_{nm}(\cos \theta) \cos m(\lambda - \lambda_{nm}) \right] \quad (2-28)$$

여기서 $J_{nm} = (C_{nm}^2 + S_{nm}^2)^{1/2}$

$$m\lambda_{nm} = \arctan(S_{nm}/C_{nm})$$

이다. (2-28)식에서 $J_{21} = 0$, $J_2 = 1.083 \times 10^{-3}$ 이며 다른 모든 계수는 그 크기가 10^{-6} 자리수 이하의 값을 갖는다. J_{nm} 상수값들을 많이 알수록 지구의 중력포텐셜을 더 자세히 알게 되는데, 많은 위성체들의 운동을 통해 $n = 22$, $m = 14$ 까지의 J_{nm} 계수값들이 구해졌다(Gaposchkin, 1974; Smith et al., 1976). 이러한 지구 중력포텐셜 중에서 zonal harmonics 섭동항 때문에 생기는 위성체의 궤도요소의 변화량은 Chebotarev(1964)와 Liu(1974) 등에 의해 해석적인 방법으로 계산되었다. 지구의 zonal harmonics 섭동력은 J_2 항이 10^{-3} 자리이고 다른 항은 10^{-6} 자리 이하이므로 이 절에서는 J_2 항만을 고려하여 지구의 zonal harmonics 섭동력이 정지위성의 궤도요소에 미치는 영향을 설명하고자 한다. J_2 항만을 고려한 지구의 zonal harmonics 섭동력은 다음과 같다(Kaplan, 1976).

$$F = -\frac{\mu_e J_2 r_e^2}{2} \left\{ \frac{6(\hat{r} \cdot \hat{k})k}{r^5} + \left[\frac{3}{r^4} - \frac{15(\hat{r} \cdot \hat{k})^2}{r^6} \right] \frac{\hat{r}}{r} \right\} \quad (2-29)$$

(2-29)식을 STW 좌표계의 성분으로 나타내면 다음과 같다.

$$\begin{aligned}
F_S &= - \frac{3\mu_e J_2 r_e^2}{2r^4} (1 - 3\sin^2 i \sin u) \\
F_T &= - \frac{3\mu_e J_2 r_e^2}{r^4} \sin^2 i \sin u \cos u \\
F_W &= - \frac{3\mu_e J_2 r_e^2}{r^4} \sin i \cos i \sin u
\end{aligned} \tag{2-30}$$

여기서 $u = \tilde{\omega} + f$ 이며 (2-30)식을 (2-10)식에 대입하면 다음과 같다(Agrawal, 1986).

$$\frac{di}{dt} = - \frac{3\mu_e J_2 r_e^2}{r^3 n a^2 (1-e^2)^{1/2}} \sin i \cos i \sin u \cos u \tag{2-31}$$

$$\frac{d\Omega}{dt} = - \frac{3\mu_e J_2 r_e^2}{r^3 n a^2 (1-e^2)^{1/2}} \cos i \sin^2 u$$

(2-31)식을 u 에 대하여 평균하면 다음식을 얻는다.

$$\begin{aligned}
\frac{di}{dt} &= 0 \\
\frac{d\Omega}{dt} &= - \frac{3\mu_e J_2 r_e^2}{2r^3 n a^2 (1-e^2)^{1/2}} \cos i
\end{aligned} \tag{2-32}$$

위 결과는 영년변화양만을 나타낸 것이며 Liu(1974)가 구한 식에 $\sin i = 0$ 으로 한 결과와 잘 일치한다. (2-32)식에서 알 수 있듯이 지구의 oblateness에 의한 섭동력은 정지위성의 궤도 경사각을 변화시키지 않고 승교점 경도만 변화시켜 준다. 승교점 경도의 변화율에 관한 여러 사람들의 연구결과는 Kalil과 Martikan(1963)에 의해 잘 비교 검토되었다. $\mu_e = 398,601.2 \text{ km}^3/\text{s}^2$, $J_2 = 1.0823 \times 10^{-3}$, $r_e = 6.3782 \times 10^3 \text{ km}$, $n a^2 (1-e^2)^{1/2} = 129,640 \text{ km}^2/\text{s}$, $e = 0$, $i = 0$ 과 $r = 42,164 \text{ km}$ 값들을 (2-32)식에 대입하면 대략 $d\Omega/dt = 4.9 \text{ deg/yr}$ 값을 얻게 된다. 이러한 승교점 경도의 변

화때문에 위성체의 궤도평면의 위치가 바뀌게 되고 그 결과로 위성체의 직하점 위도가 달라진다.

3. 태양과 달의 중력에 의한 섭동력

태양과 달의 중력 섭동력에 의하여 정지위성의 궤도요소 중 특히 궤도 경사각과 승교점 경도의 값이 현저히 변한다. 이러한 변화때문에 위성체의 궤도평면의 위치가 바뀌어 위성체의 직하점 위도가 달라진다. 이 절에서는 태양과 달의 중력 섭동력에 의한 위성체의 궤도 경사각과 승교점 경도의 변화량을 구하고자 한다. 달과 태양의 중력 섭동에 대한 연구도 위성체가 띄워진 후 실제적으로 활기를 띄웠고 (Upton et al., 1959), Musen(1961a, 1961b)과 Egorova(1963) 등은 달과 태양의 중력 섭동을 받은 위성체의 궤도요소의 변화량에 대한 식을 연구하였다. 먼저 중력 섭동식을 끌어내기 위해 n 개의 물체가 있을 때, 그 중 m 의 질량을 가진 물체에 좌표계의 중심을 놓고 m_i 의 질량을 가진 i 번째 물체의 운동방정식을 기술하면 다음과 같다(Roy, 1978).

$$\ddot{\mathbf{r}}_i + G(m+m_i) \frac{\mathbf{r}_i}{r_i^3} = G \sum_{j=2}^n m_j \left(\frac{\mathbf{r}_j - \mathbf{r}_i}{r_{ij}^3} - \frac{\mathbf{r}_j}{r_j^3} \right) \quad (2-33)$$

여기서 G 는 만유인력 상수, \mathbf{r}_i 는 i 번째 물체까지의 거리벡터, r_{ij} 는 i 번째와 j 번째 물체들간의 거리이다. 위식은 m 의 질량을 가진 물체에 대하여 m_i 의 질량을 가진 물체의 운동방정식을 나타낸다. (2-33)식에서 오른쪽 항은 m 물체를 기준한 좌표계에서 $m_j (i \neq j)$ 물체가 m_i 물체에 미치는 섭동력이 된다. 따라서 하나의 섭동물체 (perturbing body)에 대한 섭동력 F_p 를 다음과 같이 표현할 수 있다.

$$F_p = \mu_p \frac{\mathbf{r}_p - \mathbf{r}}{|\mathbf{r}_p - \mathbf{r}|^3} - \frac{\mu_p \hat{\mathbf{r}}_p}{r_p^2} \quad (2-34)$$

여기서 μ_p 는 섭동물체의 중력상수, \mathbf{r}_p 는 지구중심에서 섭동물체까지의 거리, $\hat{\mathbf{r}}_p$

는 r_p 의 단위벡터이고 r 은 지구중심에서 위성체까지의 거리이다. $r \ll r_p$ 이므로 (2-34)식은 다음과 같은 근사식으로 나타낼 수 있다.

$$F_p = \frac{\mu_p}{r_p^2} \left(\frac{r}{r_p} \right) [3(\hat{r}_p \cdot \hat{r})\hat{r}_p - \hat{r}] \quad (2-35)$$

여기서 \hat{r} 은 지구중심에서 위성체까지의 단위거리 벡터이다.

위성체의 궤도 경사각과 승교점 경도를 변화시키는 힘은 위성체의 궤도평면에 수직으로 작용하는 섭동력이다. 따라서 태양을 먼저 고려할 때, 태양의 중력 섭동력중 위성체의 궤도평면에 수직인 성분의 섭동력은 (2-35)식에 지구의 관성좌표계에서 위성체의 궤도평면에 수직인 단위 벡터 \hat{W} 를 내적(scalar product)시키면 다음과 같이 얻을 수 있다.

$$\begin{aligned} F_w &= F_p \cdot \hat{W} \\ &= \frac{3\mu_s r}{r_s^3} [(\hat{r} \cdot \hat{r}_s)(\hat{r}_s \cdot \hat{W})] \end{aligned} \quad (2-36)$$

여기서 첨자 s 는 (2-35)식에서의 첨자 p 대신에 썼으며 태양을 의미한다. 그리고 \hat{W} 와 \hat{r}_s 는 다음과 같다.

$$\begin{aligned} \hat{W} &= (\sin \Omega \sin i) \hat{i} - (\cos \Omega \sin i) \hat{j} + \cos i \hat{k} \\ \hat{r}_s &= (\cos \Omega_s \cos u_s - \sin \Omega_s \cos i_s \sin u_s) \hat{i} \\ &\quad + (\sin \Omega_s \cos u_s + \cos \Omega_s \cos i_s \sin u_s) \hat{j} \\ &\quad + (\sin i_s \sin u_s) \hat{k} \end{aligned} \quad (2-37)$$

(2-38)식에서 \hat{r}_s 는 지구의 관성좌표계에서 태양까지의 단위 거리벡터를 의미하고 u 는 근지점 경도에다 진근점이각을 더한 값이다. (2-36)식에 (2-37)식과 (2-38)식을 대입하여 얻은 F_w 값을 (2-10)식에 있는 di/dt 에 대입한다. 이 결과에 Ω_s 값을 0으로 하고 u_s 에 대해 평균하면 다음식을 얻는다(Agrawal, 1986).

$$\begin{aligned} \frac{di}{dt} = & \frac{3 \mu_s}{4 na^2} \frac{1}{(1-e^2)^{1/2}} \frac{r^2}{r_s^3} \{ \sin\Omega \cos\Omega \sin i \sin^2 i_s \\ & + \sin\Omega \cos i \cos i_s \sin i_s \\ & + \sin 2u_s (\cos\Omega \cos i \sin i_s - \cos 2\Omega \sin i \cos i_s) \\ & + \cos 2u_s (\sin\Omega \cos\Omega \sin i + \sin\Omega \cos\Omega \sin i \cos^2 i_s \\ & - \sin\Omega \cos i \sin i_s \cos i_s) \} \end{aligned} \quad (2-39)$$

(2-39)식에서 $\sin 2u_s$ 와 $\cos 2u_s$ 항은 태양의 공전주기의 반에 해당하는 주기(6개월)를 가지며 이 절에서는 영년변화만을 고려하므로 무시한다. 따라서 (2-39)식은 다음과 같이 간단히 표현된다.

$$\begin{aligned} \frac{di}{dt} = & \frac{3 \mu_s}{4 na^2} \frac{1}{(1-e^2)^{1/2}} \frac{r^2}{r_s^3} (\sin\Omega \cos\Omega \sin i \sin^2 i_s \\ & + \sin\Omega \cos i \sin i_s \cos i_s) \end{aligned} \quad (2-40)$$

정지위성인 경우에 $i \cong 0$ 이므로 $\sin i = 0$, $\cos i = 1$ 로 하면 (2-40)식은 다음과 같이 된다.

$$\frac{di}{dt} = \frac{3 \mu_s}{4 na^2} \frac{1}{(1-e^2)^{1/2}} \frac{r^2}{r_s^3} \sin\Omega \sin i_s \cos i_s \quad (2-41)$$

(2-41)식에서 태양의 중력섭동력에 의한 정지위성의 궤도 경사각의 변화는 위성체의 승교점 경도에 주로 의존함을 알 수 있다. 같은 방법으로 (2-36)식, (2-37)식, (2-38)식과 (2-10)식에 있는 $d\Omega/dt$ 식을 이용하여 승교점 경도의 변화율에 대한 다음과 같은 식을 구할 수 있다.

$$\begin{aligned} \frac{d\Omega}{dt} = & \frac{3 \mu_s}{4 na^2} \frac{1}{(1-e^2)^{1/2}} \frac{1}{\sin i} (\sin i_s \cos i_s \cos\Omega \cos 2i \\ & + \sin^2 i_s \sin i \cos i - \sin^2 \Omega \sin i \cos i \\ & - \cos^2 i_s \cos^2 \Omega \sin i \cos i) \end{aligned} \quad (2-42)$$

윗식에서 궤도 경사각이 $i \cong 0$ 일 때 $d\Omega/dt$ 값은 무한대로 발산한다. 따라서 정지

위성의 경우처럼 궤도 경사각이 매우 작을 때는 (2-42)식을 사용할 수 없다. 이러한 특이점은

$$\begin{aligned} h_2 &= \sin i \cos \Omega \\ k_2 &= \sin i \sin \Omega \end{aligned} \quad (2-43)$$

로 변환하면 해결될 수 있다. h_2 과 k_2 의 물리적 의미는 위성체의 각운동량중 x축과 y축 방향의 성분이므로 dh_2/dt 와 dk_2/dt 의 값을 구하면 위성체의 궤도평면이 어떻게 변하는지 알 수 있다. dh_2/dt 와 dk_2/dt 에 관한 식은 다음과 같다(Taff, 1985).

$$\begin{aligned} \frac{dh_2}{dt} &= \frac{\cos i}{[\mu a (1-e^2)]^{1/2}} \frac{\partial R}{\partial k_2} - \frac{k_2 \cos i \sec^2(i/2)}{2[\mu a (1-e^2)]^{1/2}} \left(\frac{\partial R}{\partial \omega} + \frac{\partial R}{\partial \varepsilon} \right) \\ \frac{dk_2}{dt} &= - \frac{\cos i}{[\mu a (1-e^2)]^{1/2}} \frac{\partial R}{\partial h_2} - \frac{h_2 \cos i \sec^2(i/2)}{2[\mu a (1-e^2)]^{1/2}} \left(\frac{\partial R}{\partial \omega} + \frac{\partial R}{\partial \varepsilon} \right) \end{aligned} \quad (2-44)$$

여기서 R 은 섭동함수, $\omega = \omega + \Omega$, $\varepsilon = \omega - nt$ 이다.

(2-44)식을 궤도 경사각에 대해서 첫번째(first order) 근사식으로 정리하면 다음과 같은 간단한 식이 된다(Milani et al., 1987).

$$\begin{aligned} \frac{dh_2}{dt} &= \frac{F_w}{na (1-e^2)^{1/2}} (1 - e \cos E) \sin(\omega + \Omega + f) \\ \frac{dk_2}{dt} &= \frac{F_w}{na (1-e^2)^{1/2}} (1 - e \cos E) \cos(\omega + \Omega + f) \end{aligned} \quad (2-45)$$

여기서 F_w 는 위성체의 궤도평면에 수직으로 작용하는 섭동력의 성분이고 E 는 이심근점 이각이다. (2-41)식에서 $\mu_s = 1.32686 \times 10^{11} \text{ km}^2/\text{s}^2$, $r = 42,164 \text{ km}$, $r_s = 1.49592 \times 10^8 \text{ km}$, $na^2(1-e^2)^{1/2} = 129,640 \text{ km}^2/\text{s}$, $i_s = 23.45$ 도이고, $\Omega = 90$ 도일 때 $di/dt = 0.269 \text{ deg/yr}$ 이며 $\Omega = 270$ 도일 때 $di/dt = -0.269 \text{ deg/yr}$ 이다. 위성체의 승교점 경도에 따라 궤도 경사각의 변화율이 크게 달라짐을 알 수 있다.

최근에 달의 중력 섭동함수에 대한 설명을 Lane(1989)이 자세히 했으나, 이 절

에서는 달의 섭동력에 의한 위성체의 궤도요소 변화를 구하기 위해서 (2-35)식의 섭동함수를 이용하여 태양의 경우와 같은 방법을 사용했다. 하지만 달의 승교점 경도 값이 $\Omega_m = 0$ 이 아니므로 태양의 경우보다는 좀 더 복잡해진다. (2-38)식에서 첨자 s 를 m 으로 대치하여 달에 관련된 값으로 바꾸고 이 바뀐 식과 (2-37)식을 (2-35)식에 대입하여 달에 관한 F_w 값을 구한다. 이렇게 구해진 F_w 값을 (2-10)식에 있는 di/dt 식에 대입하고 그 결과를 u 값에 대해 평균하면 다음식을 얻는다(Agrawal, 1986).

$$\begin{aligned} \frac{di}{dt} = \frac{3 \mu_m r^2}{4 na^2 (1-e^2)^{1/2}} & [\sin(\Omega-\Omega_m) \cos(\Omega-\Omega_m) \sin i \sin^2 i_m \\ & + \sin(\Omega-\Omega_m) \cos i \sin i_m \cos i_m \\ & + \sin 2u_m \{ \cos(\Omega-\Omega_m) \cos i \sin i_m \\ & \quad - \cos 2(\Omega-\Omega_m) \sin i \cos i_m \} \\ & + \cos 2u_m \{ \sin(\Omega-\Omega_m) \cos(\Omega-\Omega_m) \sin i \\ & \quad + \sin(\Omega-\Omega_m) \cos(\Omega-\Omega_m) \sin i \cos^2 i_m \\ & \quad - \sin(\Omega-\Omega_m) \cos i \sin i_m \cos i_m \} \end{aligned} \quad (2-46)$$

(2-46)식은 u_m 을 포함한 장주기항과 영년변화항을 가진다. 영년변화만을 고려하고 정지위성의 경우인 $i = 0$ 를 (2-46)식에 대입하면 다음과 같이 된다.

$$\frac{di}{dt} = \frac{3 \mu_m}{4 na^2 (1-e^2)^{1/2}} \frac{r^2}{r_1^2} \sin(\Omega-\Omega_m) \sin i_m \cos i_m \quad (2-47)$$

(2-47)식은 달의 중력 섭동력에 의해 변화된 정지위성의 궤도 경사각을 나타낸다. 달의 중력 섭동력에 의한 $d\Omega/dt$ 값은 태양의 경우와 마찬가지로 (2-45)식을 이용한다. (2-47)식에서 $\mu_m = 4.9028 \times 10^3 \text{ km}^3/\text{s}^2$, $r = 42,164 \text{ km}$, $r_m = 3.844 \times 10^5 \text{ km}$, $na^2(1-e^2)^{1/2} = 129,640 \text{ km}^2/\text{s}$ 이고, 달의 궤도 경사각 i_m 은 18.30도에서 28.60도까지이며 달의 승교점 경도 Ω_m 은 -13도에서 13도까지이다. 궤도 경사각은 18년의 주기를 가지며 궤도 경사각이 최대와 최소가 될때 달의 승교점 경도는 0의 값을

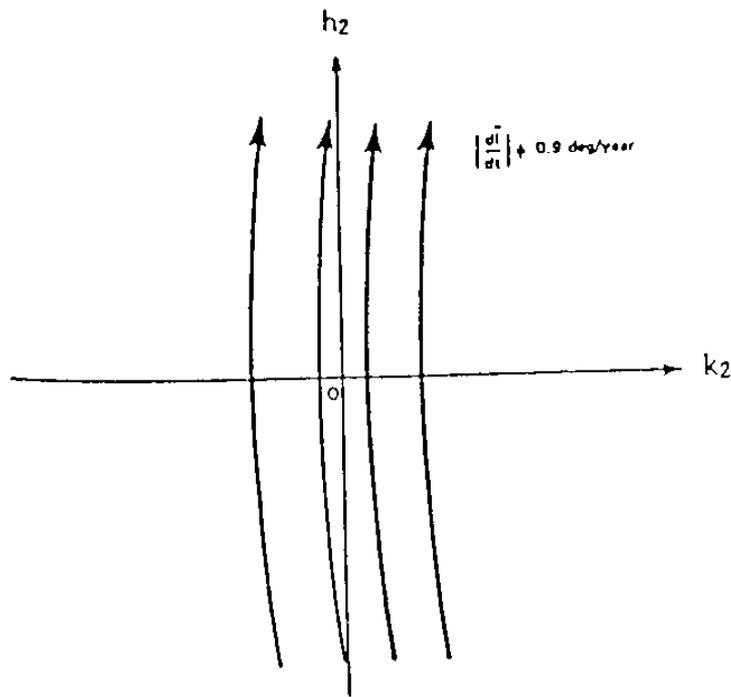


그림 2-11. 궤도경사각의 변화방향.

가진다. 따라서 $i_m = 18.30$ 도, $\Omega = 90$ 도, $\Omega_m = 0$ 도일 때 또는 $i_m = 28.60$ 도, $\Omega = 90$ 도, $\Omega_m = 0$ 일 때 달의 중력 섭동력에 의한 정지위성의 궤도 경사각 변위 di/dt 값이 최대가 된다. 그 결과로 달의 중력 섭동력에 의한 정지위성의 궤도 경사각 변화의 최대값은 0.478deg/yr 와 0.674deg/yr 사이에 있다. 태양과 달의 중력 섭동력에 의해 위성체의 궤도 경사각은 1년에 대략 0.9 deg/yr 만큼 변하는데, 그림 2-11은 h_2 , k_2 좌표 평면 내에서의 궤도 경사각의 변화방향을 나타낸다(Tanaka, 1986).

제 5 절 동서방향 위치보존

1. 개 요

위성체의 직하점 경도의 변위를 보정하기 위하여 동서방향의 위치보존을 실시한다. 위성체의 직하점 경도의 변위는 첫째, 지구의 중력포텐셜의 tesseral harmonics 항의 섭동력에 의해 생기는 위성 궤도의 장반경의 변화와 둘째, 태양복사

압에 의한 위성체의 궤도 이심률 변화 때문에 생긴다. 첫번째 이유로 생기는 직하점 경도 변위는 위성체의 직하점 경도에 따라 다르며 지속적인 반면, 둘째 이유로 생기는 직하점 경도 변위는 위성체의 궤도 이심률 크기의 두배가 되며(Pocha, 1987) 위성체의 공전주기와 같은 주기로 사인형 함수 모양으로 그 크기가 변한다.

2. 지구의 tesseral harmonics 섭동력에 대한 동서방향 위치보존

지구 중력포텐셜의 tesseral harmonics 항의 섭동력에 의해 생기는 위성의 장반경의 변화를 보정해 주기 위해서는 장반경의 크기를 바꾸어 주면 된다. 이심률을 변화시키지 않고 장반경의 크기를 변화시키는 방법은 다음과 같다. 장반경을 더 크게 하려면 원지점에서 궤도 속도를 더 크게 해 준다. 하지만 정지위성은 이심률이 매우 작아 원궤도를 가지므로 위치에 관계없이 궤도 속도를 바꾸어 주어도 된다(Kale와 Pangarion, 1989). 따라서 지구 포텐셜의 tesseral harmonics 항의 섭동력을 상쇄시켜 주는 힘을 위성체 궤도의 어느 위치에서나 주어도 된다.

지구 중력포텐셜의 tesseral harmonics 섭동력에 의해 생기는 위성의 직하점 경도의 drift acceleration $\ddot{\lambda}$ 의 양을 구하는 자세한 일반 식은 Balsam(1969)과 Gedeon(1969) 등 여러 학자들에 의해 구해졌으며 가장 큰 항만 고려했을 때는 다음과 같다(Agrawal, 1986).

$$\ddot{\lambda} = -0.00168 \sin 2(\lambda - \lambda_s) \text{ deg/day}^2 \quad (2-48)$$

이 식은 (2-19)식에서 λ_{22} 경도를 λ_s 경도로 바꾸어 주면 된다. 여기서 λ_s 는 안정한 경도로서 75° E 와 255° E 가 되고 λ 는 위성의 직하점 경도이다.

λ_0 는 위치를 보존해야 하는 경도이고, $\Delta\lambda$ 는 위성체의 경도 변화가 허용되는 양이며, longitude drift acceleration $\ddot{\lambda}$ 가 음의 값을 가진다고 할 때, 전형적인 동서방향 위치보존 방법은 그림 2-12와 같다. 궤도조정은 서쪽 극한($\lambda_0 - \Delta\lambda$)에서 위성이 $\dot{\lambda}_0$ 의 drift rate를 갖도록 해 준다. 이 $\dot{\lambda}_0$ 의 양은 위성체가 동쪽극한($\lambda_0 + \Delta\lambda$)에 있을 때 0이 되도록 결정된다. 동쪽 극한에서 drift는 반대로 일어나기 시작하고 위성이 서쪽 극한에 왔을 때 drift rate는 $-\dot{\lambda}_0$ 가 된다. 서쪽 극

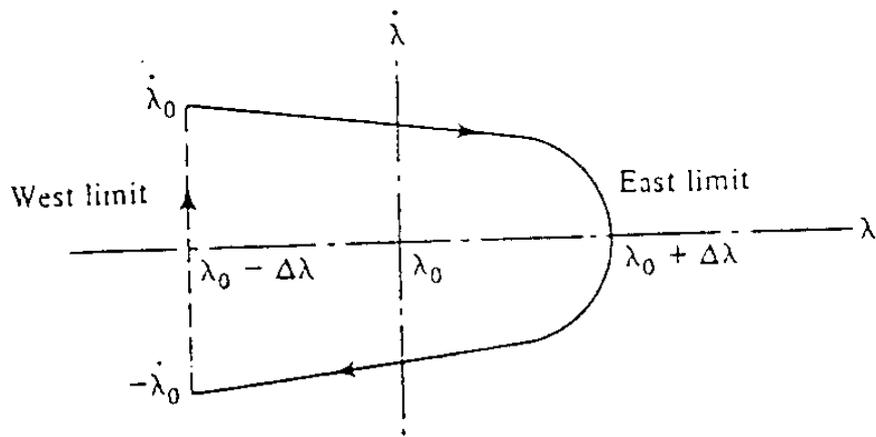


그림 2-12. 동서방향 위치보존.

한에서 또 다시 앞의 방법을 반복하도록 궤도조정을 해 준다. drift acceleration $\ddot{\lambda}$ 가 $2\Delta\lambda$ 구간에 작용함에 의해서 drift rate $\dot{\lambda}_0$ 에서 0으로 변한다. 따라서 다음 식이 성립한다.

$$0 = \lambda_0^2 - 2|\dot{\lambda}|2\Delta\lambda \quad (2-49)$$

또는
$$\dot{\lambda}_0 = 2(|\ddot{\lambda}|\Delta\lambda)^{1/2} \quad (2-50)$$

그리고 T시간 동안 drift rate는 $\dot{\lambda}_0$ 에서 $-\dot{\lambda}_0$ 로 변하므로 다음식이 성립한다.

$$-\dot{\lambda}_0 = \dot{\lambda}_0 - |\ddot{\lambda}|T \quad (2-51)$$

(2-50)식을 (2-51)식에 대입하면 다음식을 구할 수 있다.

$$T = 4 \left\{ \frac{\Delta\lambda}{|\ddot{\lambda}|} \right\}^{1/2} \quad (2-52)$$

그리고 위성의 평균각속도(n)와 궤도 속도(V)는 다음과 같이 나타난다.

$$n = \frac{\mu_e^{1/2}}{a^{3/2}} \quad (2-53)$$

$$V^2 = \mu_e \left(\frac{2}{r} - \frac{1}{a} \right) \quad (2-54)$$

여기서 $\mu_e = GM_e$, a는 위성의 장반경이고 r은 위성과 지구중심과의 거리이다.

(2-53)식의 증가분은 다음과 같이 쓸 수 있다.

$$\Delta n = -\frac{3}{2} \frac{\mu_e^{1/2}}{a^{5/2}} \Delta a \quad (2-55)$$

또한, 궤도조정동안 위성의 거리 r 은 매우 조금 변하므로 그 변위를 무시하면 속력의 증분은 다음과 같이 표현된다.

$$2 V \Delta V = \frac{\mu_e}{a^2} \Delta a \quad (2-56)$$

(2-55)식의 Δa 를 (2-56)식에 대입하면 다음식을 얻는다.

$$\Delta V = -\frac{a^{1/2} \mu_e^{1/2}}{3 V} \Delta n = -\frac{a^2 n}{3 V} \Delta n \quad (2-57)$$

정지위성의 경우

$$a = 42,164 \text{ km}$$

$$n = \frac{2\pi}{23.9 \times 3600} \text{ rad/sec}$$

$$V = 3.074 \text{ km/sec}$$

이므로

$$\begin{aligned} \Delta V &= 14,019.24 \Delta n \text{ km/sec} \\ &= 2.83 \Delta \dot{\lambda} \text{ m/sec} \end{aligned} \quad (2-58)$$

여기서 $\Delta \dot{\lambda}$ 의 단위는 deg/day이다. 궤도 조정을 할 때마다 $2\dot{\lambda}_0$ 만큼의 drift rate 변화가 필요하므로 $\Delta \dot{\lambda} = 2\dot{\lambda}_0$ 가 되어

$$\Delta V = 5.66 \dot{\lambda}_0 \text{ ms}^{-1}/\text{maneuver} \quad (2-59)$$

가 되고 (2-50)식을 (2-59)식에 대입하면

$$\Delta V = 11.32 (|\dot{\lambda}| \Delta \lambda)^{1/2} \text{ ms}^{-1}/\text{maneuver} \quad (2-60)$$

임을 알 수 있다. 또, 일년동안의 ΔV 변화는 다음과 같다.

$$\Delta V|_{yr} = 5.66 \dot{\lambda}_0 \frac{365}{T} \text{ ms}^{-1}/\text{yr} \quad (2-61)$$

(2-61)식에 (2-50)식과 (2-52)식을 대입하고 $|\dot{\lambda}|$ 대신 (2-49)식을 대입하면 다음과 같은 식을 얻는다(Agrwal, 1986).

$$\begin{aligned} \Delta V|_{yr} &= 1032.95 |\dot{\lambda}| \text{ ms}^{-1}/\text{yr} \\ &= 1.74 \sin 2(\lambda - \lambda_s) \text{ ms}^{-1}/\text{yr} \end{aligned} \quad (2-62)$$

앞에서 언급했듯이 동서방향의 위치보존에 필요한 속도는 위성의 경도에 의존한다. 그림 2-13은 안정한 점을 기준으로 위성체의 직하점 경도에 따른 직하점 경도의 변화율에 대한 설명이고 괄호안의 숫자는 주기를 나타낸다(Maral과 Bousquet, 1986). 그림 2-14는 동서방향 위치보존에 필요한 속도 변화량을 위성체의 직하점 경도의 함수로 설명하며 그림 2-15는 동서방향 위치보존을 실시하는 주기를 위성체의 직하점 경도에 대하여 설명한다(Gedeon, 1969). 표 2-1에서는 제한된 경도 변위 값에 따라 필요한 속도변화와 동서방향 위치보존을 하는 시간간격을 나타낸다.

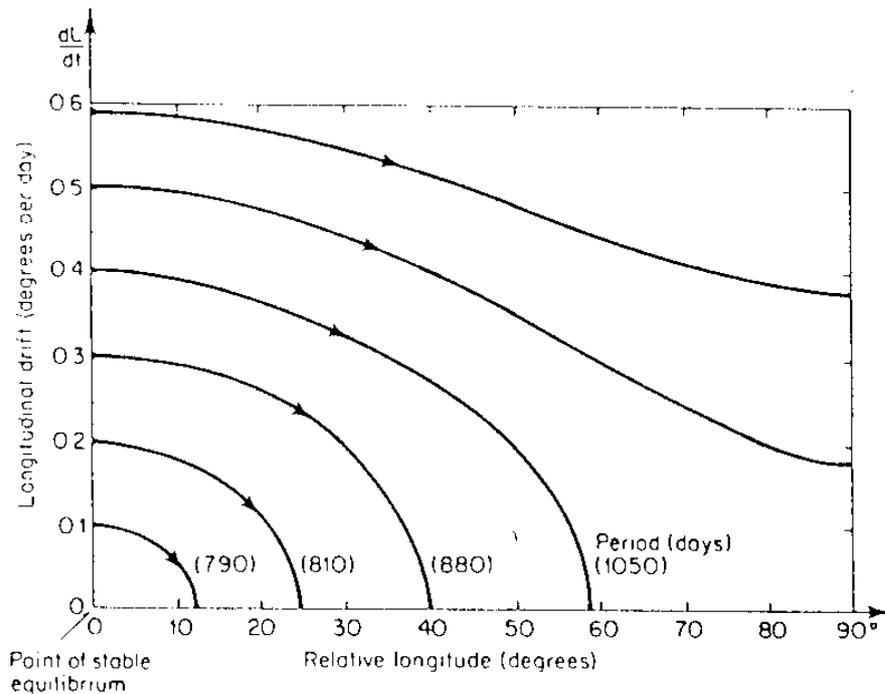


그림 2-13. 안정점을 기준으로 한 정지위성의 경도 변화(Maral과 Bousquet 1986).

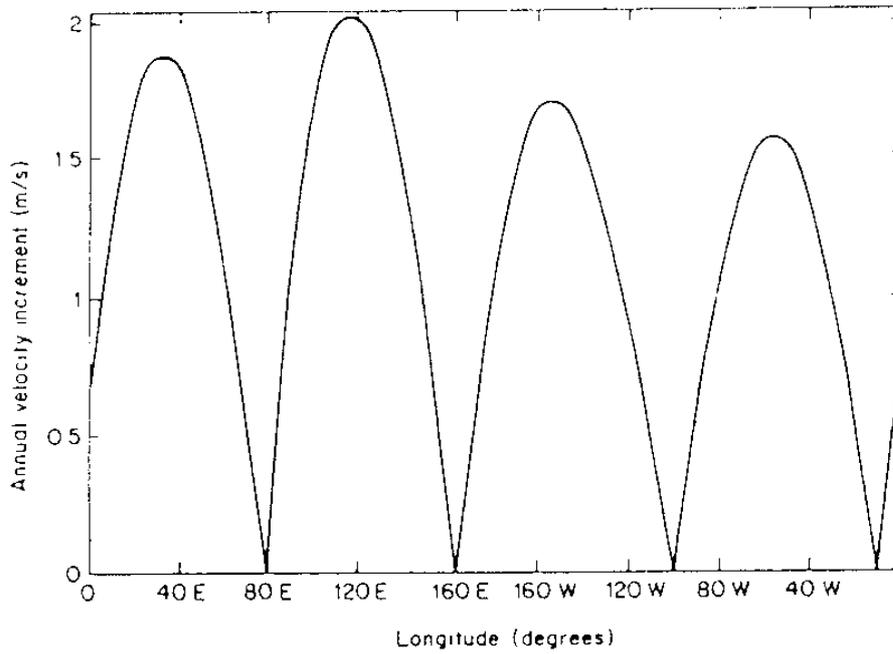


그림 2-14. 위성체의 직하점 경도에 따른 동서방향 위치보존에 필요한 일년간 속도 변화량(Gedeon, 1969).

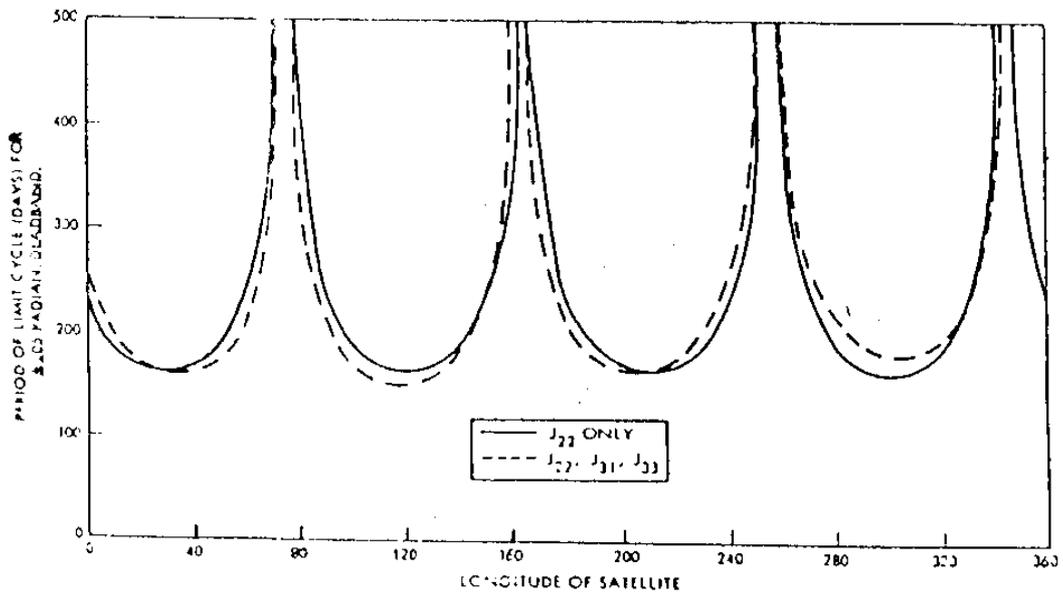


그림 2-15. 위성체의 직하점 경도에 따른 동서방향 위치보존에 대한 궤도 조정주기.

표 2-1. 동서방향 위치보존에 대한 필요한 속도변화량과 궤도조정 시간간격

Longitude Tolerance	$\Delta V_{\max}/$ Maneuver (m/sec)	Minimum Time Interval Between Maneuvers(days)
± 0.1	0.15	31
± 0.2	0.21	43
± 0.5	0.33	69
± 1.0	0.46	97
± 2.0	0.66	138
± 3.0	0.80	169

3. 태양의 복사압에 대한 동서 방향 위치보존

앞절에서 설명한 것처럼 태양의 복사압은 위성체의 이심률을 바꾸어 준다. 이러한 이심률의 변화로 지구 위에서 관찰했을 때 위성체의 직하점 경도는 $\Delta \lambda = 2e$ 만큼의 진폭을 가진 사인형 함수모양으로 변하고 그 주기는 하루이다(Pocha, 1987). 따라서 태양복사압에 의한 위성체의 이심률 변화는 직하점 경도의 변위 $\Delta \lambda$ 에 크게 영향을 미친다. 그러므로 0.03도 만큼의 좁은 경도 범위 내에서 위성체의 위치를 보존하기 위해서는 이심률의 영년변화에 크게 영향을 미치는 태양복사압을 고려해야 한다(최규홍 등, 1986).

태양복사압에 의해서 생기는 위성체의 이심률 변화는 항상 태양 방향에 수직인 방향으로 일어난다. 따라서 정지위성을 띄울때 궤도의 장축 방향을 태양 방향과 같도록 하면 처음의 이심률은 태양복사압에 의하여 차츰 감소하여 매우 작게 되었다가 다시 커지게 된다. 이심률이 제한범위보다 더 커질 때 위치보존을 수행하여 궤도의 장축의 방향이 태양을 향하는 원래 방향이 되도록 한다. 시간이 지남에 따라 또 다시 궤도의 장축의 방향과 이심률이 태양 복사압에 의해 변하게 되어 이심률이 극한 값에 도달할 때 위치보존을 또 다시 수행한다. 이러한 과정을 자세히 설명하면 다음과 같다. 이심률의 제한값 e_{tol} 은 $\Delta \lambda$ 의 제한범위를 고려하여 적당히 설정한다. 한편, 위성체의 이심률은 정지위성이라도 정확히 0은 아니므로, 그림 2-16에서 보듯이 처음에 이심률 벡터가 A점에 위치한다고 하자. 이 지점에서 궤도의 장축 방향과

태양 방향은 $\Delta\omega_0$ 만큼의 사이각을 갖는다. 그러면 태양복사압에 의해서 이심률 벡터는 그림 2-16의 eccentricity circle을 따라 A점에서 B점으로 간다. 즉, 이심률은 작아지다가 점점 커져서 B점에서 e_{tol} 값과 같아진다. 이심률 벡터가 B점에 있을 때, 궤도의 장축 방향과 태양방향은 다시 $\Delta\omega_0$ 의 사이각을 갖게 되며 근지점 방향이 태양방향보다 더 오른쪽에 있게 된다. B점에 이심률 벡터가 있을 때 이심률의 크기는 그대로 두고 궤도의 장축 방향만 처음의 방향과 같도록 바꾸어서 이심률 벡터를 A점에 오게 한다. 그러면 앞에 설명한 과정이 반복될 것이다. 이와같은 궤도 조정을 태양복사압에 대한 동서방향 위치보존이라 한다.

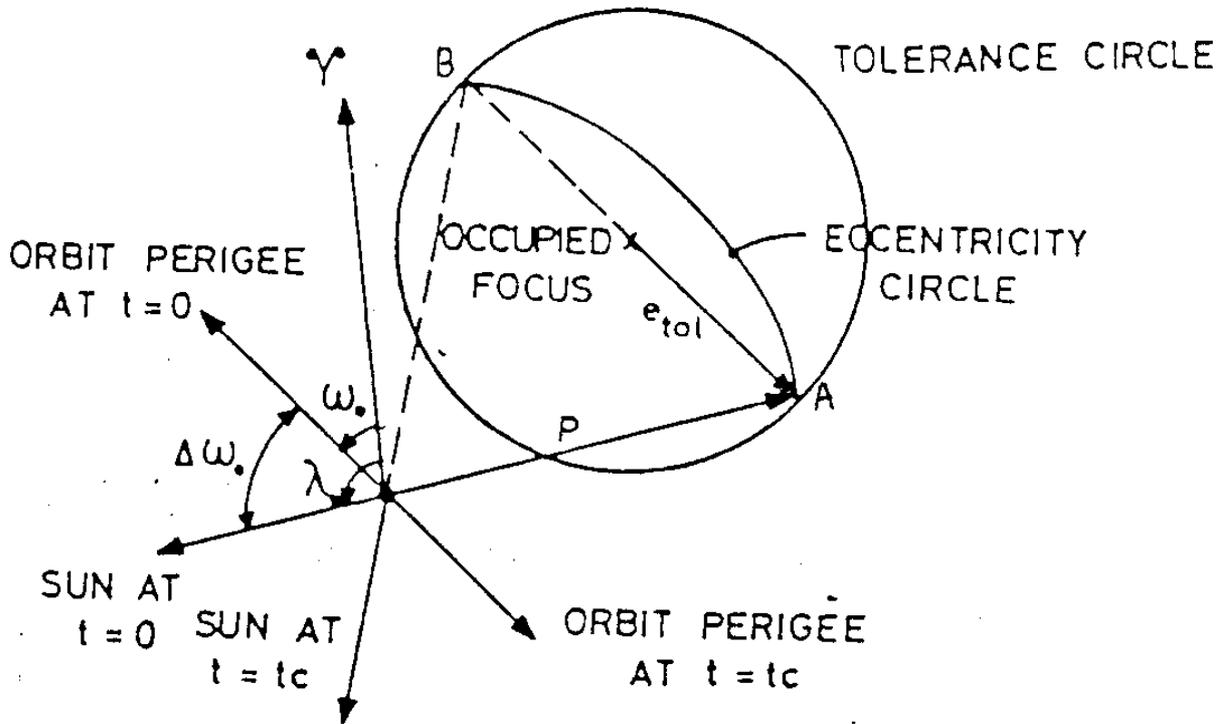


그림 2-16. 태양복사압에 대한 이심률 조절방법(Pocha, 1987).

이심률의 제한값 e_{tol} 이 정해지면 $P = 365.25/2\pi$ 은 일정하므로 $\Delta\omega_0$ 은 그림 2-16에서 다음과 같이 정할 수 있다.

$$\Delta\omega_0 = \cos^{-1}(e_{tol}/P) \quad (2-63)$$

이심률 벡터가 A점에서 B점으로 가는 동안 태양방향은 $2\sin^{-1}(e_{tol}/P)$ 만큼 변하므로 태양복사압에 대한 궤도 조정 시간간격은 다음과 같다.

$$t_c = \frac{1}{\pi} \sin^{-1}(e_{t01}/P) \quad (2-64)$$

그리고 그 변위속도는 다음과 같다(Pocha, 1987).

$$\Delta V = V_c e_{t01} \sin \Delta \omega \quad (2-65)$$

그림 2-16의 설명을 위성의 궤도에 대해서 그려보면 그림 2-17과 같다. 그리고 위치보존을 하게 되는 궤도상의 위치는 그림 2-17의 두 궤도의 중심을 잇는 선상에 있다.

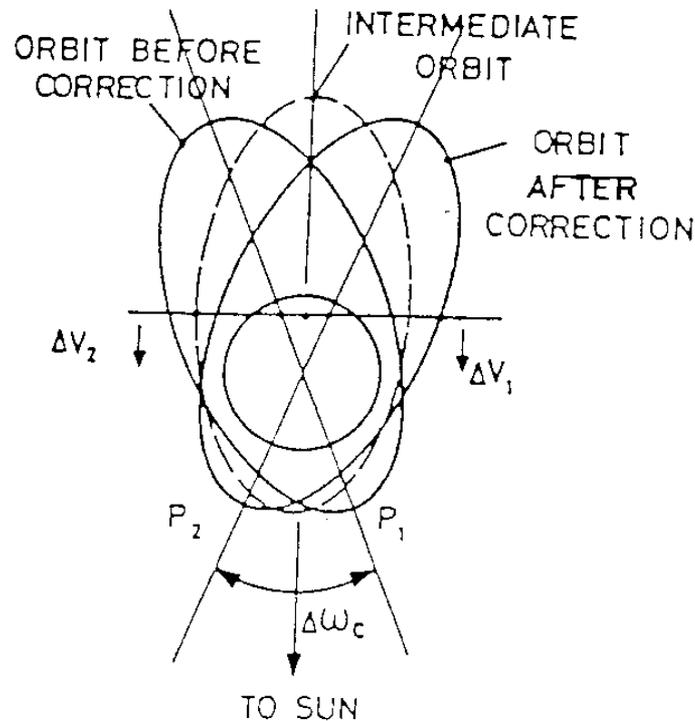


그림 2-17. 태양복사압에 대한 궤도조정.

4. 동서방향 궤도조정 방법

동서방향 위치보존은 지구의 비대칭 중력포텐셜의 tesseral harmonics 항과 태양복사압에 의한 섭동력으로 생긴 위성체의 직하점 경도의 변위를 제한 범위내의 값으로 유지시켜 주기 위한 작업이다.

그림 2-18은 $\dot{\lambda}$ 가 음의 방향일 경우 지구의 비대칭 중력포텐셜의 tesseral harmonics 항에 의한 섭동력과 태양복사압에 의한 섭동력을 동시에 보정시켜 줄 때

의 속도 벡터를 나타낸다. 지구의 비대칭 중력포텐셜의 tesseral harmonics 항에 대한 섭동력 보정은 위성체 궤도의 어느 곳에서 하여도 되고 태양복사압에 의한 섭동력 보정은 그림 2-17에서 설명한 곳에서만 할 수 있다. 그러므로 태양복사압에 의한 섭동력을 보정해 주는 위치에서 지구의 중력포텐셜의 tesseral harmonics 항에 의한 섭동력 보정을 함께 한다. 따라서 한쪽에서는 $\Delta V_{sp} + \Delta V_T$ 만큼의 속도를 궤도의 역방향으로 더해 주고 다른 한쪽에서는 $\Delta V_{sp} - \Delta V_T$ 만큼의 힘을 궤도 방향으로 더해 준다.

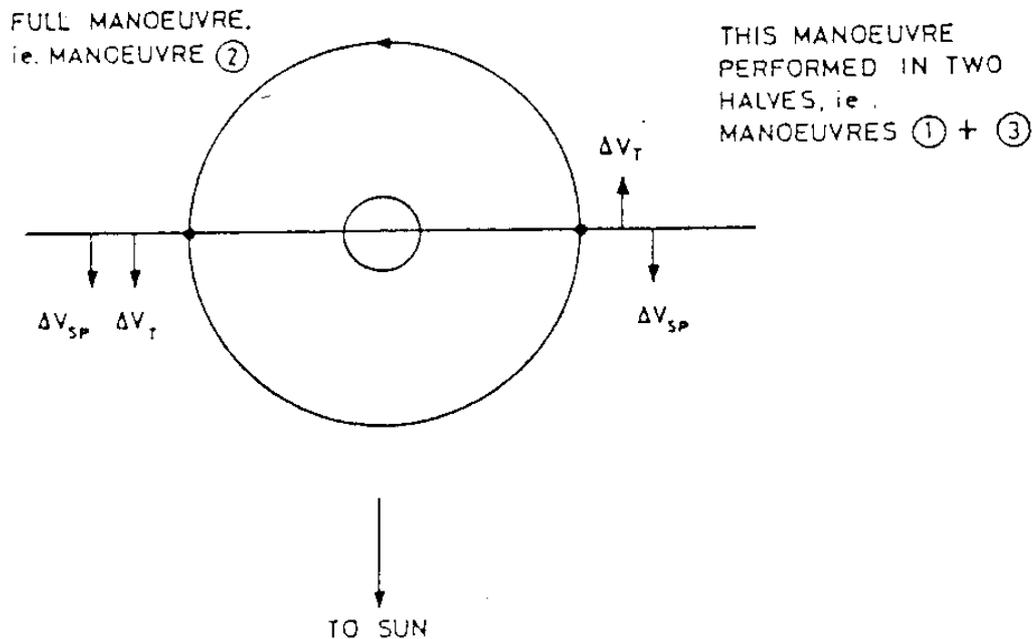


그림 2-18, tesseral harmonics 에 의한 섭동력과 태양복사압의 섭동력을 동시에 보정해주는 경우의 속도벡터.

제 6 절 남북방향 위치보존

제 4 절에서 설명했듯이 지구의 zonal harmonics 섭동력과 태양과 달의 중력 섭동력으로 생긴 위성의 궤도 경사각과 승교점 경도의 변화로 인해 위성체의 직하점 위도가 바뀌게 된다. 이러한 직하점 위도를 제한 범위 내에 있도록 조정해 주는 작업을 남북방향 위치보존이라 한다. 남북방향 위치보존은 직접 궤도 경사각을 조정

해 주지 않고 위성의 승교점 경도를 조정해 주어 간접적으로 궤도 경사각을 조정 해 준다

정지위성인 경우 이심율과 기울기가 매우 작아서 특이점이 생기므로 이 특이점을 없애 주는 방법을 사용한다. 궤도 경사각과 승교점 경도를 이용하여 다음 두 양을 정의하자.

$$h_2 = \sin i \sin \Omega \quad k_2 = \sin i \cos \Omega \quad (2-66)$$

h_2 과 k_2 는 물리적으로는 위성의 각 운동량의 x성분과 y 성분이다. 정지위성의 궤도 경사각은 0이므로 $\sin i \approx i$ 와 같은 근사치를 이용하면 (2-66)식은 다음과 같다 (Balsam, 1969).

$$h_2 = i \sin \Omega \quad k_2 = i \cos \Omega \quad (2-67)$$

(2-67)식의 관계를 그림으로 나타내면 그림 2-19와 같다.

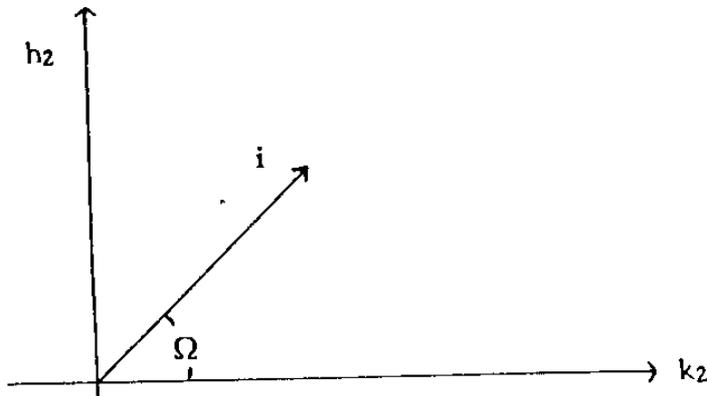


그림 2-19. h_2 와 k_2 좌표계.

제 4 절에서 알 수 있듯이 위성체의 승교점 경도가 $\Omega = 270$ 도일 때에 태양과 달의 중력 섭동에 의해 생기는 di/dt 는 음의 값을 갖는다. 따라서 위성을 $\Omega = 270$ 도 근처에 놓으면 그 위성체의 궤도 경사각은 감소하게 되며 또한, 승교점 경도도 작아진다. 이러한 내용은 그림 2-20에서 자세하게 보여진다(Agrawal, 1986). 위성체의 궤도 Pole을 처음에는 A점에 두는데, 이 점은 궤도 경사각의 허용치의 극한점인 동시에 $\Omega = 270$ 도 근처이다. 태양과 달의 중력섭동과 지구의 zonal harmonics

에 의해서 위성체의 i 와 Ω 값이 감소하게 된다. 따라서 위성체의 궤도 Pole은 그림 2-20에 있는 원의 중심근처를 지나게 되고 Ω 는 0도에서 180도 사이의 값을 갖게 되어 제 4 절에 있는 (2-41)식과 (2-47)식에서 알 수 있듯이 di/dt 의 값은 양의 값을 가지게 되어 i 값이 커지게 된다. i 값이 계속 커져서 위성체의 궤도 Pole이 궤도 경사각의 허용치의 극한값인 B점에 오게 되었을 때, 남북방향 위치보존을 해준다. i 나 Ω 값이 B점의 값을 갖게 되었을 때 남북방향 위치보존을 해주어 위성의 i 와 Ω 값이 C점의 값을 갖도록 해준다. 경사각의 값은 위치보존 전후에 변치 않는다. 하지만 승교점 경도 Ω 값은 거의 180도 정도 변화하게 된다. 즉 남북방향 위치보존을 해주는 목적은 위성의 궤도기울기 i 를 허용치 내에 유지하려는 것이다. 그러나 i 를 직접 변화시키는 것이 아니라 Ω 값을 직접 변화시켜 i 를 간접적으로 변화하게 하여 허용치 내에 i 를 계속 유지시켜 준다. C점에 있는 위성의 i 와 Ω 값은 태양과 달의 중력섭동과 지구의 zonal harmonics 섭동에 의해서 D점으로 옮겨갈 것이다. D점에서는 B점에서와 똑같은 방법으로 남북방향 위치보존을 해주면 된다.

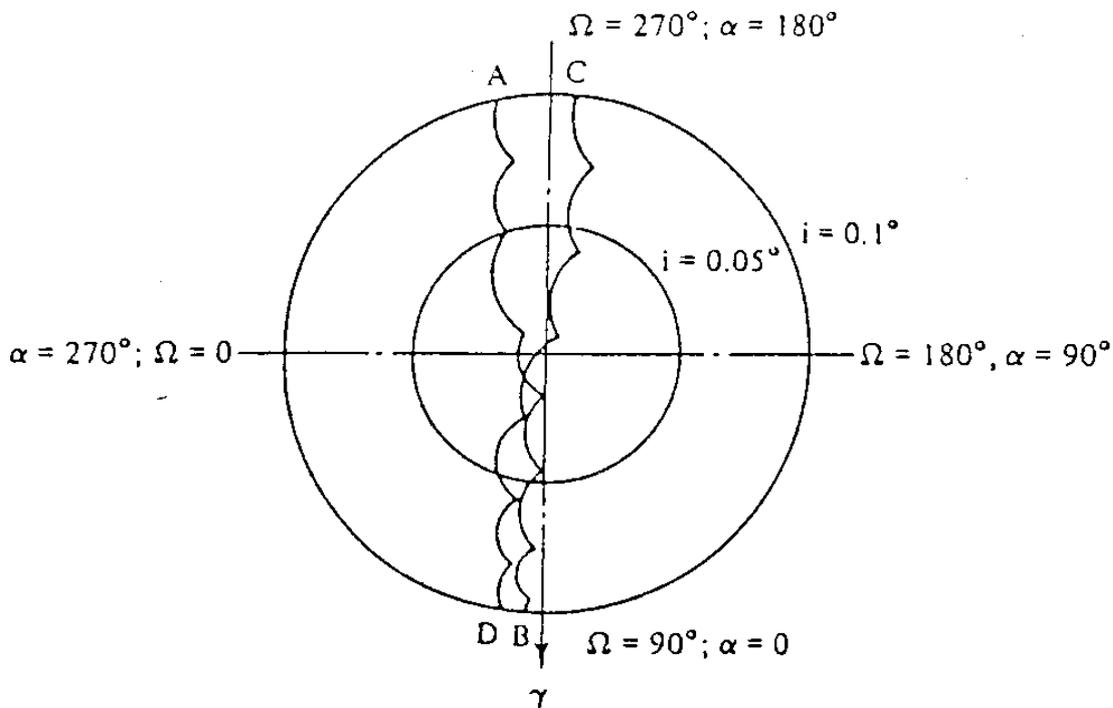


그림 2-20. 남북 방향 위치 보존(Agrawal, 1986).

동서방향 위치보존과 남북방향 위치보존을 할 때 조정과 조정 사이의 시간간격을 최대로 하여 위성의 수명동안 사용하는 연료를 최소화하여야 한다. 따라서 그림 2-21에서 i 벡터의 자취가 $i = 0$ 값을 지나는 즉 원의 중심을 지나도록 해 주면 남북방향 위치보존을 해 주는 시간간격이 최대로 커질 것이다. 앞에서 언급했듯이 남북방향 위치보존은 위성의 궤도 경사각이 허용치 내에서 최대값 i_{max} 를 가질 때 해 준다. 그리고 Ω 의 변화를 180도 정도 변화시켜 주어야 하므로 목표 벡터 i_g 는 $i_g = -i_0$ 가 된다. 여기서 i_0 벡터는 위치보존을 해 주는 순간의 궤도 경사각 벡터이다. 그리고 i_{min} 값은 보통 10^{-5} 자리수로 설정된다. 남북방향 위치보존은 궤도 경사각 벡터가 그 자취의 중간쯤에서 i_{min} 값 이하의 값을 갖는 위치를 지나도록 해 주면 된다. 그러면 궤도 경사각 벡터의 자취는 그림 2-21에 나타난 i_{min} 원을 통과하여 지나갈 것이다.

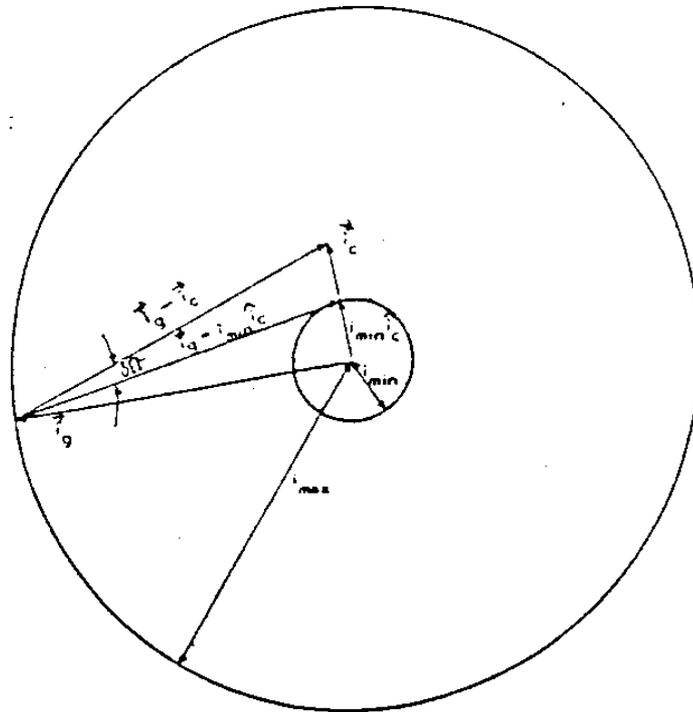


그림 2-21. 남북방향 위치보존에서 목표벡터 i_g 찾는 방법 (Gartrell, 1983).

시간 T_0 에서 기울기벡터가 i_0 라고 하면, 목표벡터는 다음과 같다(Gartrell, 1983).

$$i_g = -i_{max} \hat{i}_0 = i_{max} \exp[j(\Omega_0 + \pi)] \quad (2-68)$$

i_g 벡터는 태양, 달과 지구의 중력섭동을 받아 시간 t 에 따라 변하게 되고,

$$|i(t)| \leq i_{max} \quad (2-69)$$

을 만족하는 $i(t)$ 가 존재하게 되면 i_g 을 알맞게 선택한 것이다. 그러나 (2-69)식을 만족치 못하면 다음과 같은 방법으로 i_g 를 구한다(Gartrell, 1983). 그림 2-21의 중심에 가장 가까이 가는 궤도 경사각 벡터를 i_c 라 하면 그림 2-21에서와 같이 i_g , $i_g - i_c$, i_c 벡터와 $\hat{i}_g - i_{min} \hat{i}_c$, $i_{min} \hat{i}_c$ 벡터를 정할 수 있다. Vector algebra를 사용하여 $\delta \Omega$ 를 구하면 다음과 같다.

$$\delta \Omega = \tan^{-1} \{ |(i_g - i_c) \times (i_g - i_{min} i_c)| / (i_g - i_c) \cdot (i_g - i_{min} i_c) \} \quad (2-70)$$

이 $\delta \Omega$ 를 $\Omega_g (= \Omega_0 + \pi)$ 에 더해 주어 i_g 벡터가 i_{min} 원을 통과하도록 한다.

$$i_g = i_{max} \exp[j(\Omega_0 + \pi + \delta \Omega)] \quad (2-71)$$

이 방법으로 (2-69)식이 만족할 때까지 반복하여 i_g 벡터를 찾는다.

남북방향 위치보존에 필요한 속도변화양 ΔV 는 각운동량(L)의 변화에서 계산할 수 있다.

$$\begin{aligned} L_0 &= r_0 \times (mV_0), & |L_0| &= r_0 m V_0 \\ L_g &= r_g \times (mV_g), & |L_g| &= r_g m V_g \end{aligned}$$

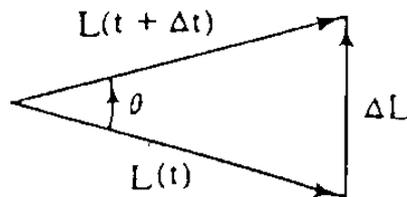


그림 2-22. 초기 각 운동량, 최종 각운동량과 각 운동량의 변화량과의 관계.

각운동량이 변화한 후에는 위성체가 정지 위성이므로 $r_0 = r_g \equiv r$, $V_0 = V_g \equiv V$ 가 된

다. 따라서 $|L_0| = |L_g| \equiv L$ 가 되고 삼각함수와 삼각형 법칙에서 다음을 알 수 있다.

$$\begin{aligned}\Delta L &= 2 L \sin(\theta/2) \\ mr\Delta V &= 2mrV \sin(\theta/2) \\ \Delta V &= 2V \sin(\theta/2)\end{aligned}\tag{2-72}$$

또한 위치보존과 위치보존 사이의 시간간격을 최대로 하기 위해서 위성체의 각운동량 방향은 지구의 북극(north pole)을 지나야 한다. 그러면 $\theta \approx 2i$ 가 됨을 알 수 있다.

$$\begin{aligned}\Delta V &= 2V \sin(i) \\ V &= \text{정지위성의 선속도} = 3.074\text{km/sec} \\ \Delta V &= 6.148 \sin i \text{ km/sec}\end{aligned}\tag{2-73}$$

앞절에서 계산했듯이 정지위성 $\Omega = 270$ 도 또는 90 도에서 태양의 중력 섭동에 의해서 $di/dt = 0.269\text{deg/yr}$ 값을 가지며 달의 중력 섭동에 의해서 $di/dt = 0.674 \sim 0.478\text{deg/yr}$ 사이의 값을 갖는다. 따라서 총 di/dt 값은 최대 0.943deg/yr , 최소 0.747deg/yr 값을 가진다. 1971년부터 2003년까지 di/dt 값의 평균은 0.8475deg/yr 이며 위치보존과 위치보존들의 시간간격은 다음과 같다(Agrawal, 1986).

$$T = \frac{2i}{0.8475} \times 365 = 861.4 i \text{ days}\tag{2-74}$$

(2-73)식에서 알 수 있듯이 남북방향 위치보존에 필요한 속도는 $\sin i$ 에 비례하고, 또한 위치보존 시간간격은 궤도경사각 i 의 제한 범위에 비례함을 (2-74)식에서 알 수 있다. 그림 2-23에서는 남북 방향 위치 보존을 할 때 바꾸어 줄 궤도 경사각의 양과 그에 필요한 속도변화량을 나타낸다(Pocha, 1987). 표 2-2에서는 제한된 궤도 경사각 값에 따라 필요한 속도 변화와 남북방향 위치보존들 사이의 시간간격에 대한

표 2-2. 남북방향 위치보존에 대한 필요한 속도 변화량과 궤도조정 시간간격

Inclination Limit(deg)	$\Delta V_{per}/$ Maneuver (m/sec)	Average Time Between Maneuvers(days)
0.1	10.7	86.14
0.5	53.65	430.7
1.0	107.30	861.4
2.0	214.56	1,722.8
3.0	321.76	2,584.2

자료를 나타낸다.

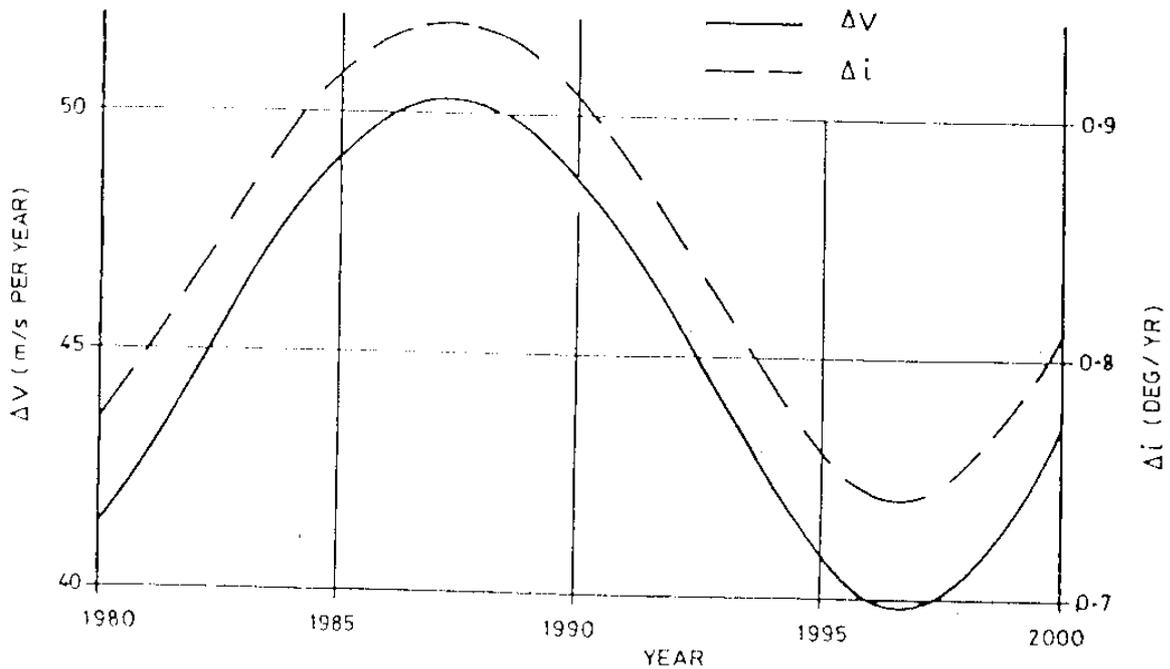


그림 2-23. 남북방향 위치보존에 필요한 일년동안의 속도변화량(Pocha, 1987).

제 3 장 ISSA Satellite Maneuver System

제 1 절 서 언

ISMS(ISSA Satellite Maneuver System)는 인공위성의 궤도조정시 필요한 요소 (maneuver parameter)를 계산하기 위해 개발되었다. 특별히 ISMS는 원하는 궤도조정을 성취하기 위해 필요한 궤도조정 시나리오를 계산한다.

ISMS는 어느 위성에도 그리고 어떠한 Mission에도 적용할 수 있는 일반적인 궤도조정 S/W system으로 그림 3-1과 같이 어느 위성이나 공통적으로 고려해야 할 외부 환경과 위성이 달라짐으로 인한 위성체 자료들은 외부 입력파일로 다루어 우리가 설정한 최종목표를 달성할 수 있도록 고안되었다. 즉, 인공위성의 제원이 달라짐으로 인한 위성체 자체 자료의 변화는 S/C 자료 파일의 교체만으로 프로그램에 접속,

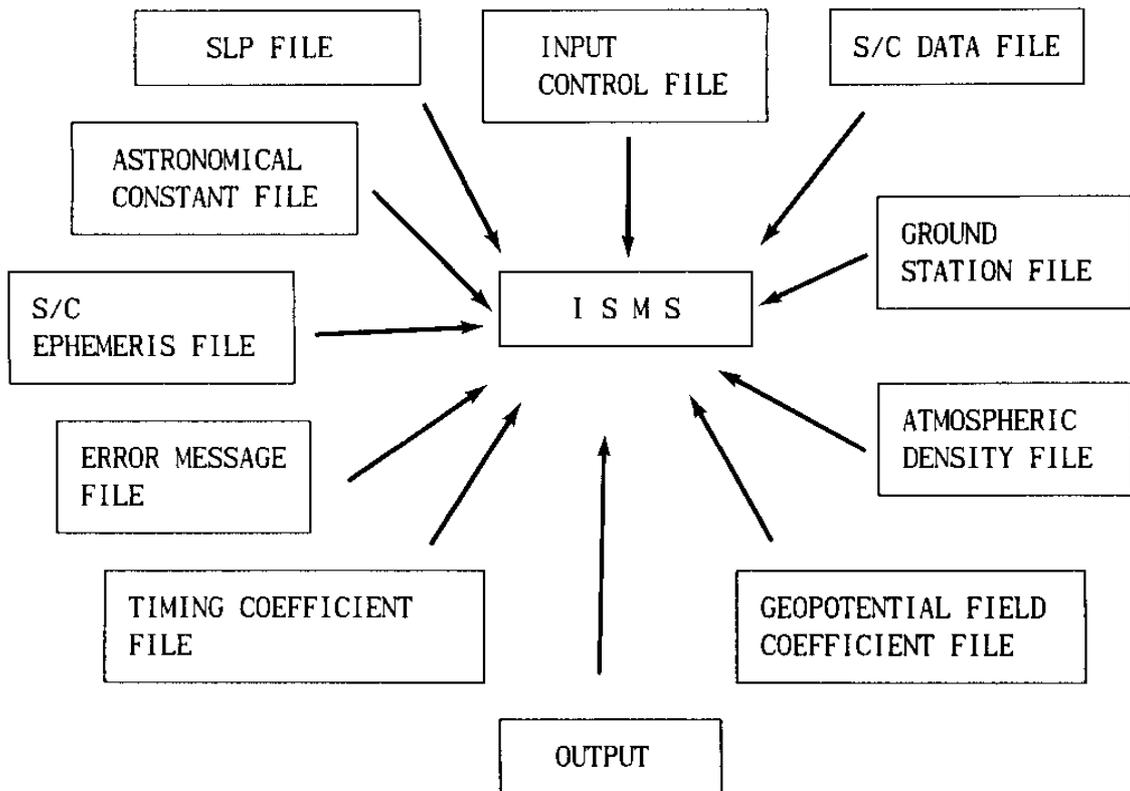


그림 3-1. ISMS와 input file과의 관계.

운영할 수 있도록 되어 있다. 또한 IBM PC/AT/386 계열 컴퓨터(RAM 2 Mbyte 이상)와 같은 소형 컴퓨터 시스템으로도 쉽게 운영할 수 있도록 설계 되었으며, ISMS 단독으로 운영될 수도 있고 비행역학실(FDS)의 실시간 모드의 부 프로그램으로도 사용할 수 있다.

이러한 ISMS의 주프로그램의 흐름도는 3-2와 같고, 전체적인 구성과 기능은 2절과 3절에 각각 설명하였다.

제 2 절 ISMS의 구성

총 152개 프로그램 파일과 5개의 자료 파일로 구성된 ISMS의 S/W들은 모듈 방식으로 프로그램화 되어 있어 각각 개별 프로그램들을 구성할 수 있으며 전체적으로는 S/W 구성상 크게 3가지 분류로 나누어 그 구성을 고찰할 수 있다. 하나는 프로그램 별 구성과 목적별 구성이고, 다른 하나는 기능별 구성으로 그림 3-3과 그림 3-4, 그

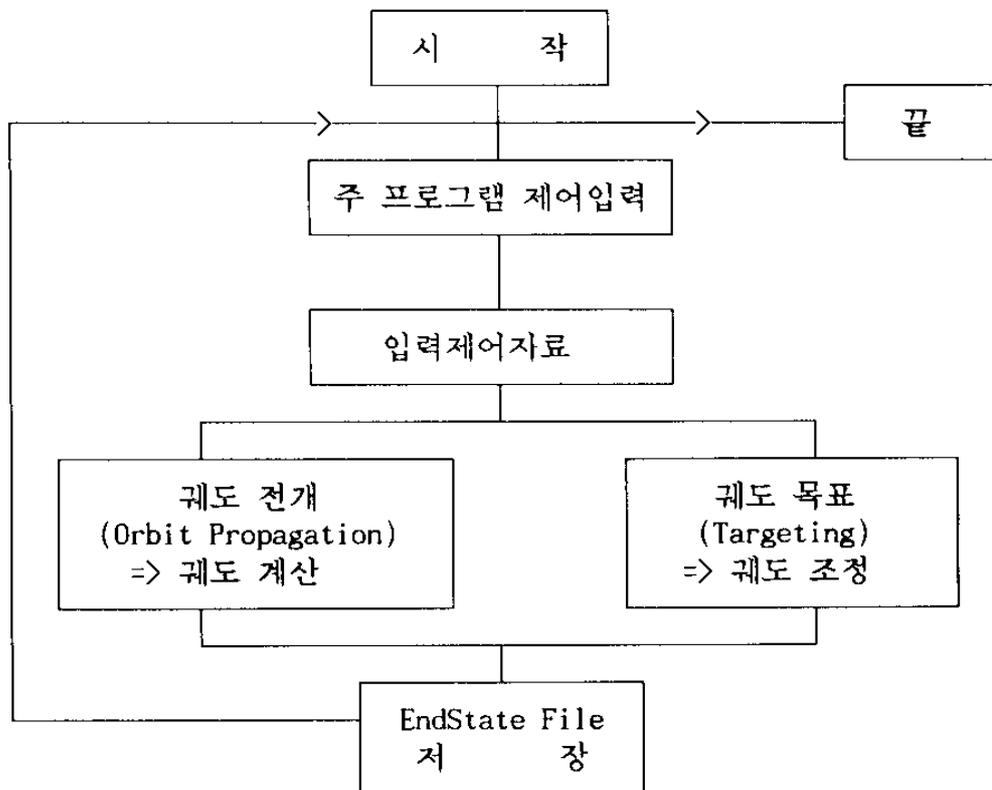


그림 3-2. ISMS의 주 프로그램 흐름도.

림 3-5에 각각 나타나 있다.

먼저 ISMS의 개략적인 파일 체계도를 프로그램별 구성으로 살펴보면 한개의 주 프로그램과 두 개의 부 프로그램 그리고 4 개의 목적 프로그램으로 이루어져 있다. 그림 3-3과 같이 주 프로그램인 ISMS는 초기화 프로그램과 접속되어 프로그램 운영에 필요한 모든 요소들을 초기화하고 두개의 부 프로그램을 운영할 수 있도록 제어 접속을 가능하게 한다. 이렇게 제어접속된 두개의 부 프로그램들은 각각 독립적인 프로그램들로 구성되어 있어 궤도전개(orbit propagation)에 따른 궤도자료의 생성

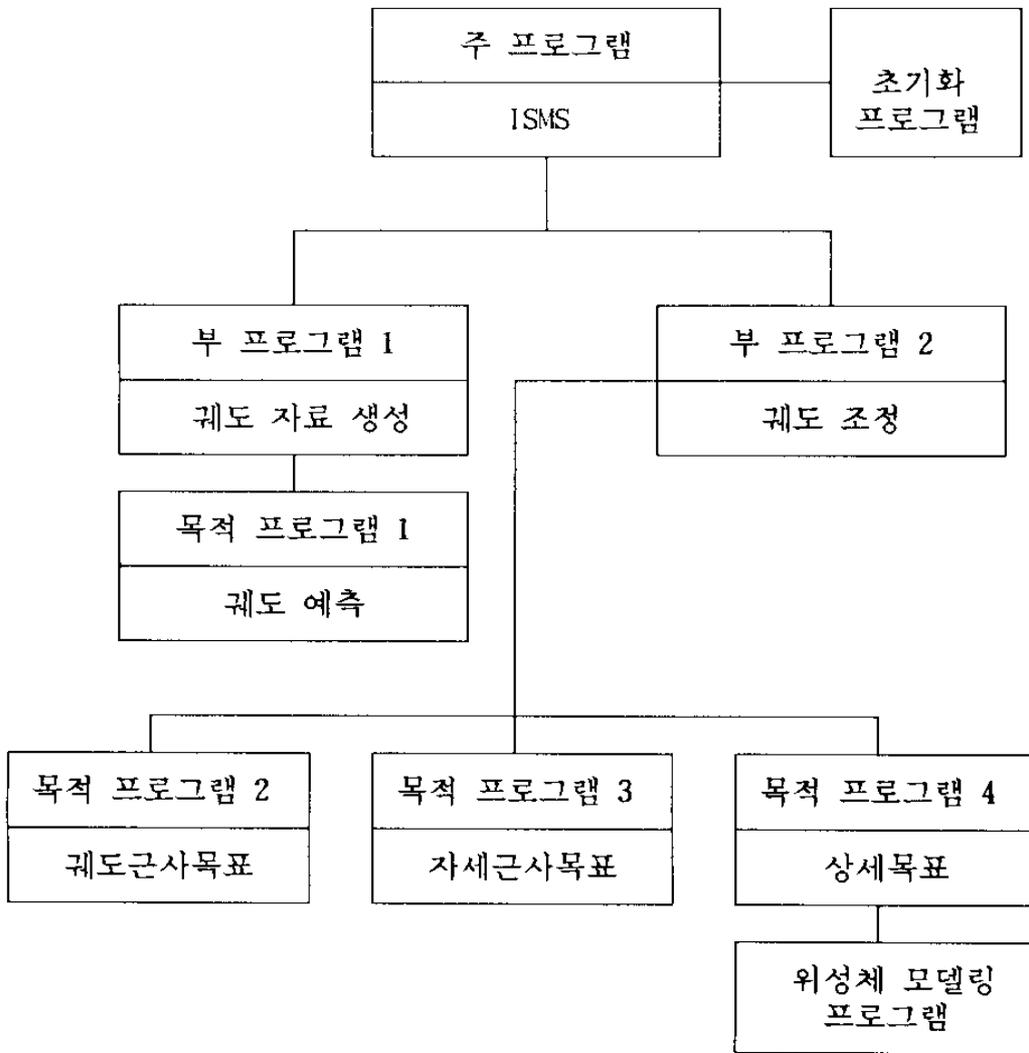


그림 3-3. ISMS의 전체적인 프로그램별 구성.

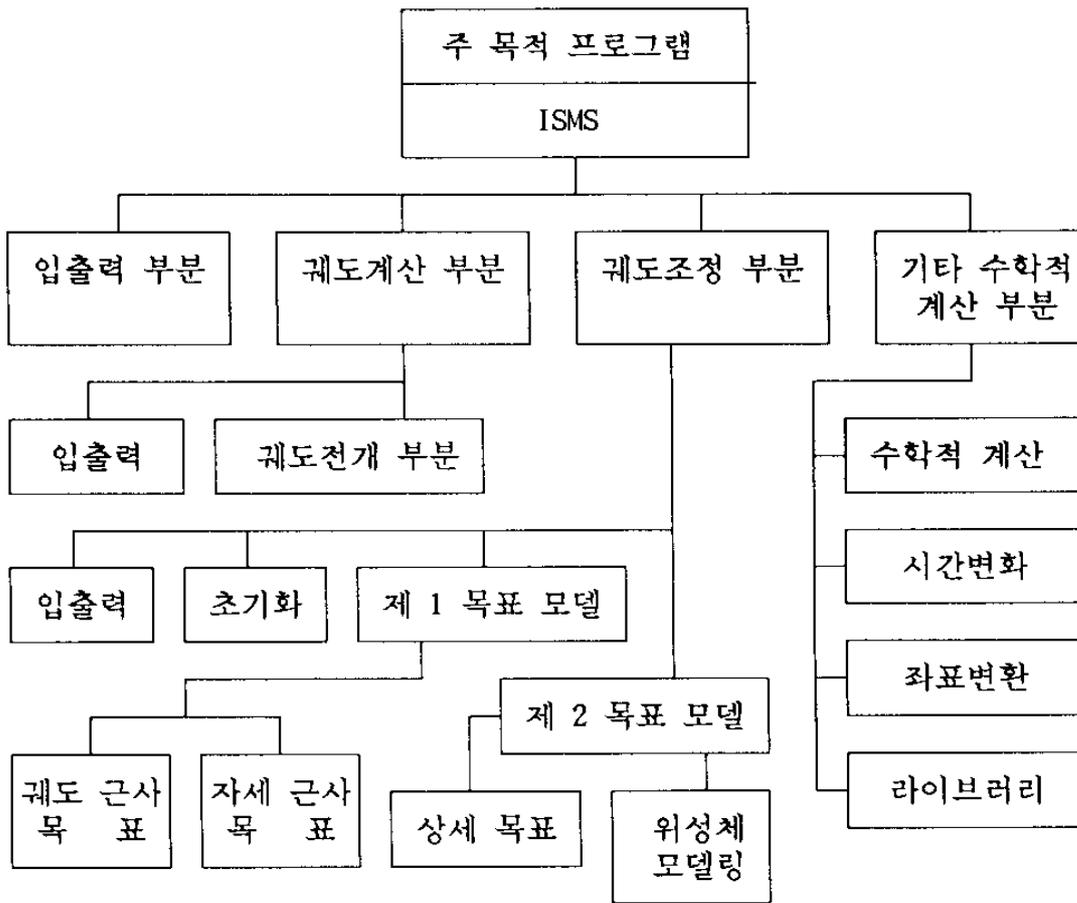


그림 3-4. 전체적인 ISMS의 목적별 구성.

과 궤도목표(targeting)에 대한 궤도조정을 담당한다. 또한 4 개의 목적프로그램은 부 프로그램에 종속되어 궤도 예측, 자세 목표와 궤도근사목표, 그리고 궤도상세목표(위성체 모델링 포함)를 이행하는 프로그램으로 구성되어 있다. 목적별 구성은 크게 4개의 목적으로 그림 3-4에 나타나 있듯이 위성의 궤도계산 부분, 궤도목표 부분, 입출력 부분, 그리고 기타 수학적 계산 부분과 같이 구성할 수 있다.

위성의 궤도계산 부분은 19개 파일로 구성되어 다시 입출력 부분과 위성의 궤도 전개에 필요한 초기화 부분, 그리고 궤도전개 부분으로 나누고, 궤도목표 부분은 총 152개 파일 중 가장 많은 부분을 차지하는 61개의 파일로 구성되어 입출력 부분, 궤도 조정의 초기화부분, 제 1 목표 모델, 그리고 제 2 목표 모델로 나눌 수 있다. 이중 제 1 목표 모델은 궤도근사목표와, 자세목표로 나누고, 제 2 목표 모델은 궤도

상세목표와 위성체 모델링 부분으로 다시 세분될 수 있다. 입출력 부분으로는 위성체 자료의 입력과 조정 및 궤도 계산에 필요한 자료의 입력 부분이 있고 입력된 자료의 확인 출력 및 궤도 계산과 조정 에 따른 end-state 파일의 출력이 있다. 기타 수학적 계산 부분은 일반적인 수학적 계산 뿐만 아니라, 시간 변환, 좌표 변환, 그리고 프로그램에 필요한 라이브러리를 제공하는 부분으로 구성되어 있다.

마지막으로 기능별 구성을 살펴보면 그림 3-5와 같이 14개의 상위 단위 프로그램과 66개의 중위 단위 프로그램, 27개의 입출력 부분을 포함한 72개의 하위 단위 프로그램들로 구성되어 있다. 이들은 초기화 기능, 궤도 예측 및 계산 기능, 궤도 조정 기능 등으로 상위 단위 프로그램은 주로 프로그램의 제어와 운영에 관계되어 구성되어 있고, 중위 단위 프로그램은 프로그램의 수치적 모델화와 궤도 계산 및 조정 에 필요한 변수의 산출, 그리고 제공에 관계되어 상위 단위 프로그램에 종속되어 있다. 또한 하위 단위 프로그램은 상위 단위와 중위 단위에 필요한 자료를 제공하고, 산출된 결과를 출력하는 입출력 기능과 일반적인 수학적 계산 기능을 갖는 파일들로 구성되어 있다.

상위 단위 프로 그램	<ol style="list-style-type: none"> 1. 프로그램의 운영 및 제어 2. 자료의 초기화 3. 궤도 계산과 궤도 자료 생성 4. 궤도 조정
중위 단위 프로 그램	<ol style="list-style-type: none"> 1. 수치적 모델화 2. 외부자료 내삽 3. 궤도 전개 변수 산출 4. 궤도 조정 변수 산출
하위 단위 프로 그램	<ol style="list-style-type: none"> 1. 자료 입력 및 출력 2. 일반적인 수학적 계산 3. 상, 중위 단위 프로그램을 수행하기 위한 기초 자료 제공(Ex : 에러파일 ...)

그림 3-5. 전체적인 ISMS의 기능별 구성.

제 3절 ISMS의 기 능

1. 개 요

ISMS의 주요 기능을 살펴보기 위하여 앞에서 언급된 3가지 구성상 분류 중 프로그램별 구성에 기준을 둔다. 따라서 ISMS의 기능은 크게 3 가지 주기능으로 분류할 수 있는데 위성체 모델의 초기화 및 입출력 제어 기능과 위성의 궤도계산 및 궤도자료 생성기능, 그리고 위성의 궤도조정 기능이 있다. 위성의 궤도조정 기능은 자세 근사목표 기능, 근사목표기능, 상세목표기능과 같은 다시 3개의 부 기능으로 나뉜다. 이 밖에도 종합적인 프로그램 전체의 운영과 흐름및 제어 기능을 갖고 있고 위성의 궤도 계산과 궤도 조정을 각각 독립적으로 운영할 수 있다. 또한 위성의 궤도 조정 기술은 근사 목표기능과 상세 목표 기능의 종합기능으로 달성될 수 있으므로 그림 3-6과 같이 기능은 유기적으로 연관되어야 한다.

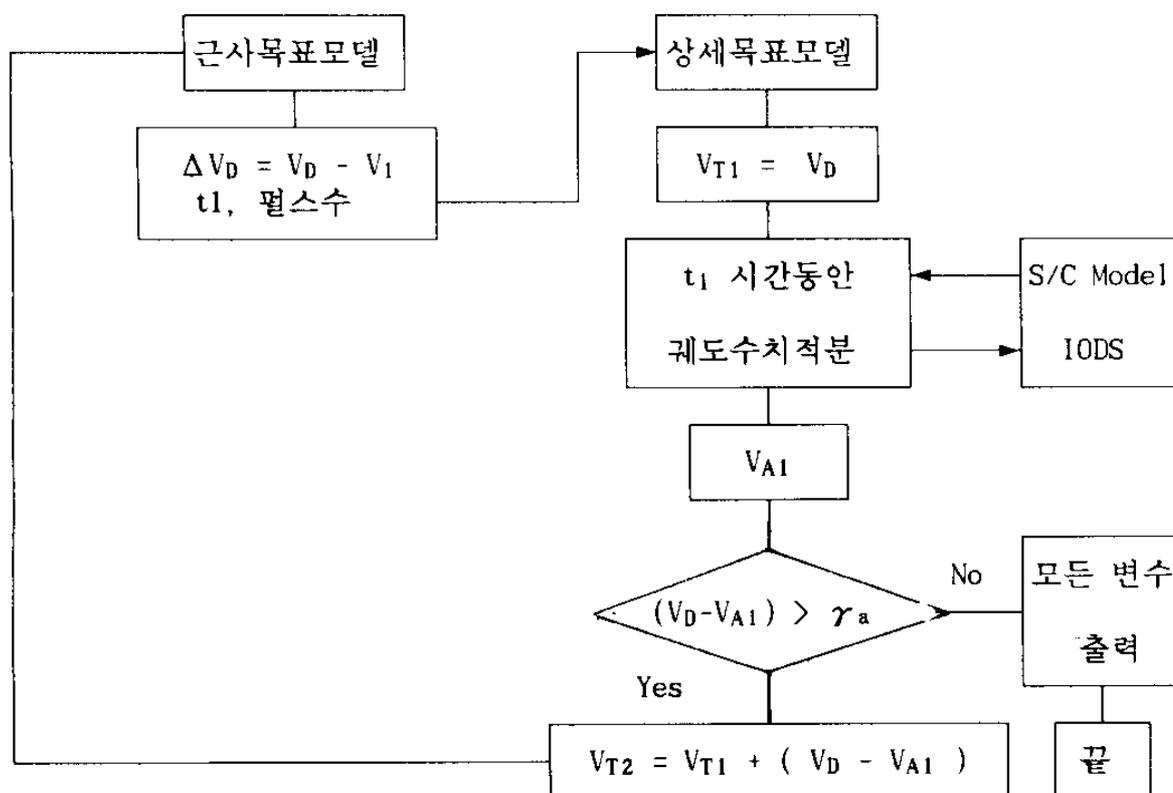


그림 3-6. 근사목표모델과 상세목표모델의 상호관계 및 상세목표모델의 알고리즘.

2. 위성체 궤도 계산 및 자료 생성기능

ISMS의 위성체 궤도 계산 및 자료 생성기능은 두가지 기능로 나눌 수 있다. 하나는 궤도 자료를 독자적으로 계산, 생성할 수 있는 기능과 다른 하나는 외부 파일(IODS)을 이용하여 궤도자료를 계산하고, 계산된 자료를 내삽하여 ISMS에 맞게 생성할 수 있는 기능이다. 즉, 궤도 전개 및 조정에 필요한 자료를 외부 orbit integrator(IODS)를 접속하여 생성할 수도 있고, 내부 orbit integrator를 사용하여 독자적인 자료를 생성할 수도 있다. 그러나 두기능 중 좀 더 정확한 자료를 계산을 위해서는 전문적인 궤도 자료의 계산 및 생성을 가능하게 하는 외부 파일인 IODS를 이용하는 것이 좋고, 개략적인 위성체의 궤도자료 및 궤도 전개에 필요한 계산을 하기 위해서는 내부 orbit integrator를 이용하는 것이 바람직하다. 이러한 자료들은 위 글에서도 언급하였지만 독자적인 궤도 자료나 궤도 계산을 위해 운영하기도 하며, 궤도 조정에 필요한 자료를 생성하기 위해 운영되기도 하기 때문에 이러한 두가지 목적을 알맞게 수행하기 위해 ISMS는 option 기능을 추가하여 궤도의 계산 및 자료 생성을 제어한다. 독자적인 궤도 자료의 계산인 경우에 있어 지구의 비대칭 중력 포텐셜과, 태양과 달의 중력에 의한 영향, 인공위성의 식현상에 대한 태양 복사압의 영향등과 같은 섭동을 계산하고 이것들을 바탕으로 궤도 전개(orbit propagation)에 대한 궤도 자료를 산출할 수 있는 기능이 있다.

3. 위성체 궤도 조정기능

위성체 궤도 조정기능은 앞서서도 언급하였듯이 3가지 부 기능으로 다시 나누어 생각할 수 있는데 궤도근사목표(Orbit Coarse Tageting), 자세근사목표(Attitude Coarse Tageting), 상세목표(Fine Tageting)으로 구성된다. 역시 이것도 궤도 계산 프로그램의 운영 방식과 같이 option 기능을 사용하여 3 가지 부 기능을 각각 독자적인 프로그램으로도 사용할 수도 있고 혼합하여 수행할 수 있다. 이와 같은 기능 이외에 위성체 궤도조정 운영에 필요한 궤도 조정자료들을 산출하고, 궤도 조정자료

들을 산출하기 위한 개략적인 궤도 조정 simulation을 수행할 수 있다.

가. 궤도근사목표 기능

궤도근사목표 기능은 말 그대로 궤도 목표에 따른 근사적인 궤도조정을 위한 계산을 수행한다. 이 기능은 궤도 조정에 필요한 궤도조정 시간, jet펄스의 수, 연료의 소비량, 근사궤도 요소, ΔV , 적정 자세와 같은 장기적인 계산을 위해 단독적으로 필요하기도 하고 상세목표와 같이 혼합하여 ISMS를 운영하면 상세 목표의 초기치로서 궤도 조정시각, 분사시각, 그리고 위성 제어에 필요한 자료를 제공하기도 한다.

나. 자세근사목표 기능

자세근사목표 기능은 위의 궤도근사목표 기능과 같이 독자적으로 운영되는 기능과 자세상세목표를 수행하기 위한 자료의 생성 기능 두가지가 있으나 ISMS는 자세근사및 상세목표 기능은 수행할 수 없기 때문에 여기서는 독자적인 자세근사목표 기능만을 갖는다. 따라서 자세근사목표 기능은 자세 조정에 필요한 초기 자세와 목표 자세를 비교하여 자세 변환 방향을 결정하고, 근사적인 자세조정을 실시할 수 있게 자세조정시간, jet 펄스의 수, 연료 소비량, 자세 조정에 필요한 Torque Heading Angle 등을 계산한다.

다. 상세목표 기능

상세목표 기능 또한 독자적으로 수행되는 기능과 궤도근사목표 기능의 수행 후에 그 기초자료를 이용한 혼합 수행기능이 있다. 독자적인 기능을 수행하기 위해서는 상세목표에 필요한 궤도자료와 위성체 자료가 있어야 하는데 이러한 기능은 보통 비행역학실(FDS)의 실시간 모드로 이용될 때 사용하고, ISMS의 독자적인 운영을 위해서는 궤도근사목표 기능과 함께 사용되어 종속된 상세목표 기능을 수행한다. 따라서 상세 목표는 궤도근사목표에서 형성된 위성제어에 필요한 정보와, 자세한 위성체 자료를 이용하여 궤도근사목표에서 추정된 궤도조정 요소를 향상시켜 좀더 정밀한 궤도조정 자료를 산출한다.

제 4 장 정지위성의 궤도위치보존 모의실험

제 1 절 서 언

이 장에서는 2장에서 서술한 정지궤도 위성에 대한 위치보존 역학이 실용시스템에서 어떻게 구현되는지를 알아보고, 개발된 ISMS의 검증을 위해, 가상적인 정지위성을 설정하여, 이 정지위성의 동서방향과 남북방향에 대해 위치보존 모의실험을 수행해 보았다. 여기서 가상적인 정지위성이란 국내 최초의 방송통신위성이 직하점 경도와 위도가 각각 116°E와 0°N에 놓여 있다고 설정한 위성으로 그 궤도 제원과 위성체 자체자료는 환경감시위성인 GOES-5자료와 동일하다. 이 연구에서는 편의상 이 위성을 KORSAT이라 명명하겠다. 우선 이 연구에서 정한 기준시각(Epoch time)에서 KORSAT의 궤도요소와 위치보존의 범위를 표 4-1과 같이 설정하였다.

표 4-1. 가상적인 정지위성의 궤도설정

항 목	내 용
가상적인 정지위성의 이름	KORSAT
기준시각	1989년 6월 4일 3시 35분 40초
궤도장반경(a)	42164.550 km
이심율(e)	0.000371
궤도경사각(i)	0° 0
승교점경도(Ω)	81° 911
근지점이수(ω)	143° 312
평균점이각(M)	197° 261
직하점 경도	116° E
직하점 위도	0° N
동서방향 위치보존 범위	$\pm 0^\circ 1$
남북방향 위치보존 범위	$\pm 0^\circ 1$

표 4-2. 위치보존 궤도조정 모의실험 이력

궤도조정 순서	1st	2nd	3rd	4th	5th	6th	7th	8th
궤도조정 종류	E-W	E-W	N-S	E-W	E-W	E-W	E-W	N-S

E-W : 동서방향 위치보존 궤도조정
 N-S : 남북방향 위치보존 궤도조정

또한 궤도조정 과정에서 얻어지는 궤도조정요소(manuever parameter)를 계산하기 위해서는 KORSAT의 위성체 특성자료(Spacecraft Data File)가 필요하다. 이를 위하여 실용 정지기상위성인 GOES-5의 자료를 입수하여 그대로 사용하였으며 이를 부록에 첨부하였다. 부록의 위성체 특성자료는 1차년도에서 논의된 위성체의 질량모델, 추진계모델, 자세감지모델, 전자모델 그리고 통신모델에 대해 위성체 제작자가 제공해 주는 자료이다.

이러한 가상적인 정지위성 KORSAT를 가지고 동서방향 위치보존(East-West Stationkeeping 또는 Longitude Stationkeeping)과 남북방향 위치보존(North-South Stationkeeping 또는 Inclination Stationkeeping)의 모의실험 과정을 그림 4-1에 나타내었다. 이 모의실험은 비행역학실(Flight Dynamics Section)의 분석자가 실제 궤도조정을 하기 전에 궤도조정 계획(Manuever Planning)을 세우기 위해 비실시간으로(Off-line) 수행되므로 그림 4-1에서의 궤도이탈 예측이나 목표궤도를 사용하여 궤도를 예측할 때는 궤도예측 S/W를 사용하였다. 표 4-1의 기준시각으로 부터 약 6개월간 모의실험을 수행하였는데 이 기간동안 6번의 동서위치 보존 궤도조정과 2번의 남북 위치보존 궤도조정이 있었다. 총 8번의 궤도조정 이력(history)은 표 4-2와 같다.

2절에서 다룬 위치보존 궤도조정 모의실험에서는 궤도이탈 예측과 초기보정 요소에 대해서 기술하였으며 3절에서는 모의실험의 결과에 대해서 검토하였다.

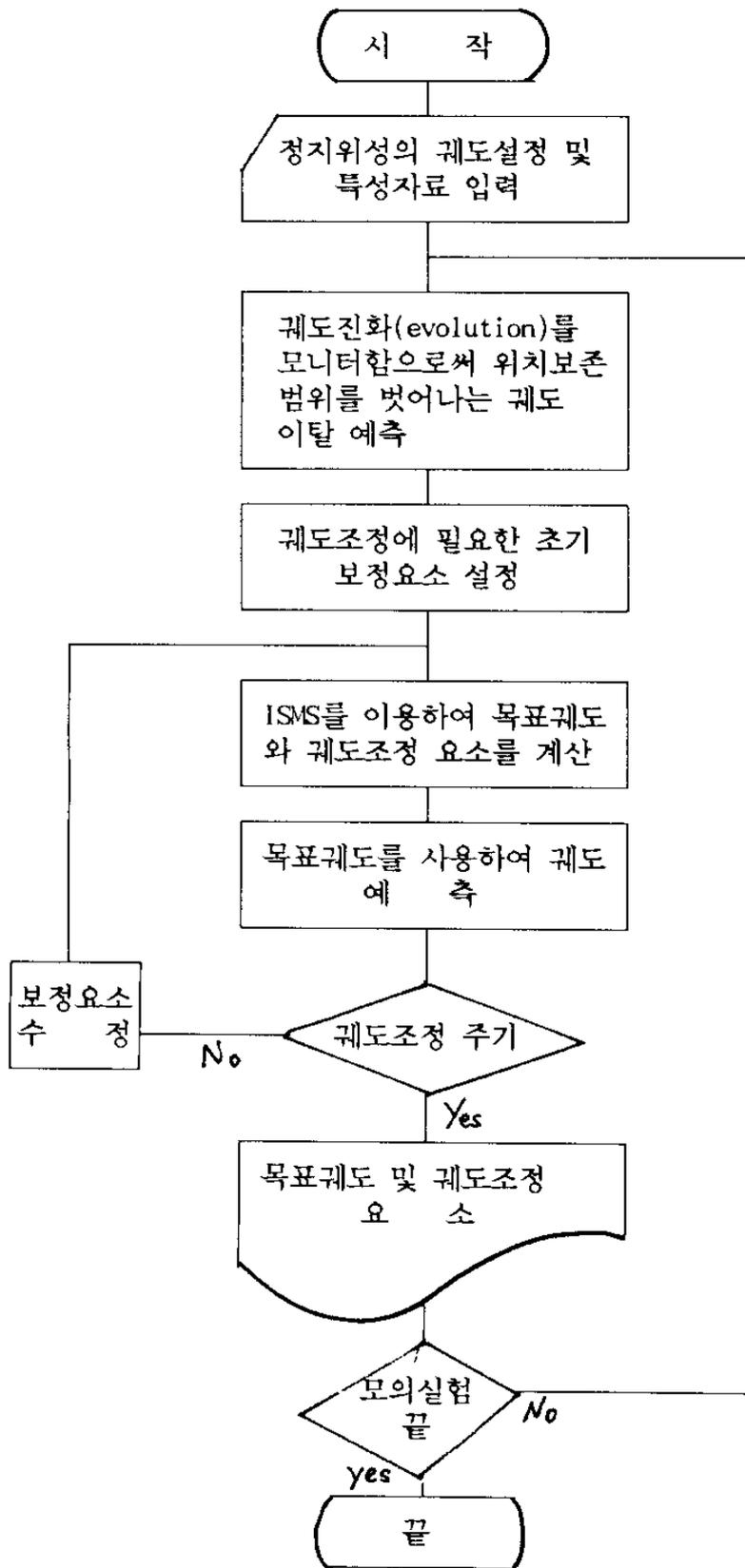


그림 4-1 KORSAT 위치보존 모의실험 과정.

제 2 절 위치보존 궤도조정 모의실험

1. 동서방향 궤도이탈 예측

2장에서도 언급하였듯이 정지궤도의 위성은 내부의 힘이 주어지지 않는 한 지구의 비대칭 중력과 태양복사압과 같은 외부섭동력에 의해 경도방향(동서방향)으로 표류하게 된다. 일정한 시간이 흘러서 경도방향 운용한계(longitude dead-band)를 벗어나게 되면 정지위성은 mission을 수행할 수 없으므로, 언제 운용한계를 벗어나는지 미리 예측하여 운용한계를 벗어나지 못하도록 궤도조정을 해 주어야 한다.

우리가 정한 기준시각에 동경 116° E에 위치한 KORSAT가 경도방향 운용한계인 $\pm 0^{\circ} 1(116^{\circ} 1E \sim 115^{\circ} 9E)$ 를 언제쯤 벗어나며, 그 때의 표류률이 어느 정도 되는지 알아보기 위해, ISMS 내부 propagator를 이용하여 기준시각으로부터 약 한달간 궤도를 예측하여 보았다. 이탈시간 예측을 위해 그림 4-2과 같이 시간(Julian Date)에 따른 경도변화를 보였다.

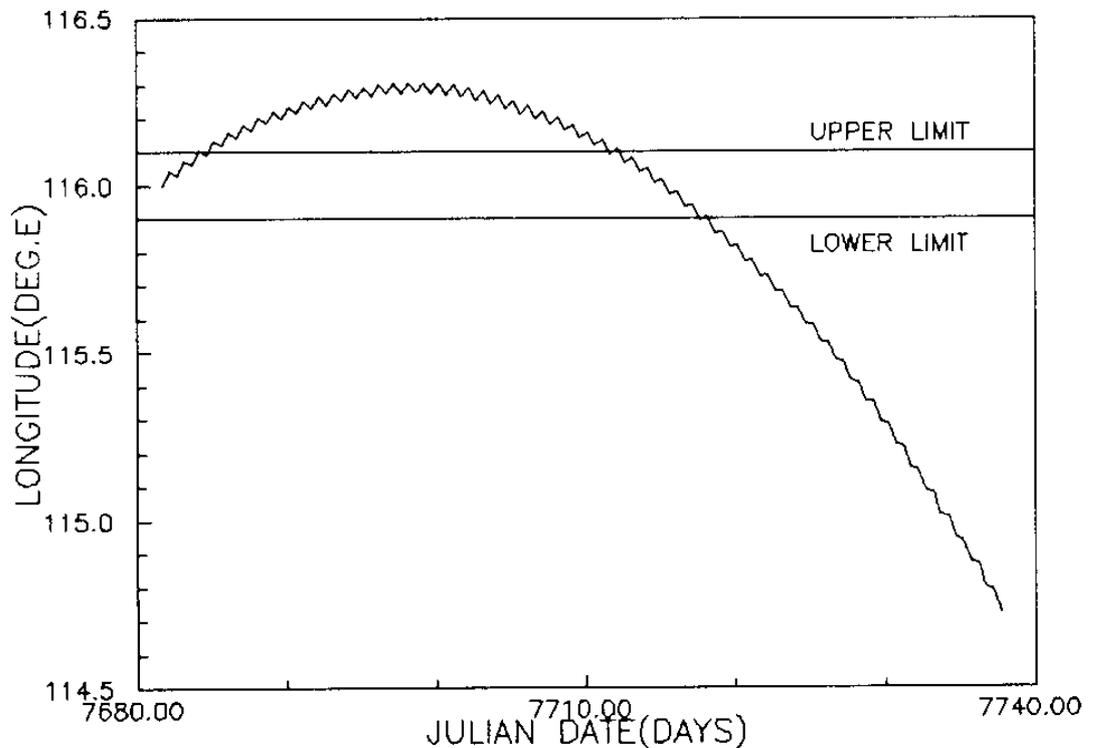


그림 4-2 KORSAT의 시간에 따른 경도 변화.

그림 4-2에서 보면 대략 6월 7일 3시(JD2447684.625)에서 6월 7일 15시(JD2447685.125) 사이에 KORSAT은 경도방향 운용한계를 벗어날 것으로 예측된다. ISMS을 이용하여 6번의 동서방향 위치보존 궤도조정에 대한 정확한 궤도조정 시각과 표류률을 계산하여 보면 표 4-3과 같다.

표 4-3. 동서방향 궤도이탈 예측

	이탈지점	궤도이탈 시각	표류률*
1st 이탈	116° 09E	89년 6월 6일 11시 13분 55초	0.020 deg/day
2nd 이탈	115° 90E	89년 6월 12일 22시 52분 46초	-0.061 deg/day
4th 이탈	115° 93E	89년 7월 5일 21시 22분 20초	0.020 deg/day
5th 이탈	115° 92E	89년 7월 30일 19시 44분 03초	-0.036 deg/day
6th 이탈	115° 90E	89년 8월 25일 18시 01분 49초	-0.040 deg/day
7th 이탈	115° 92E	89년 9월 21일 16시 15분 39초	-0.041 deg/day

* 양의값은 동쪽방향 표류를 의미하며, 음의값은 서쪽방향 표류를 나타낸다.

2. 남북방향 궤도이탈 예측

정지궤도의 위성은 태양과 달의 중력섭동에 의해 위도방향, 즉, 남북방향으로 궤도평면이 표류하게 된다. 시간이 경과하여 남북방향 운용한계 (inclination dead-band)를 벗어나게 되면 남북방향 위치보존 궤도조정이 필요하게 된다.

동서방향 궤도이탈 예측과 마찬가지로 남북방향 운용한계를 언제쯤 벗어나는지를 알아보기 위해 ISMS 내부 propagator를 이용하여 기준시각으로 부터 약 한달간 궤도를 예측하여 보았다. 이탈시간 예측을 위해 시간에 따른 궤도경사각 변화를 그림 4-4 에 보였다.

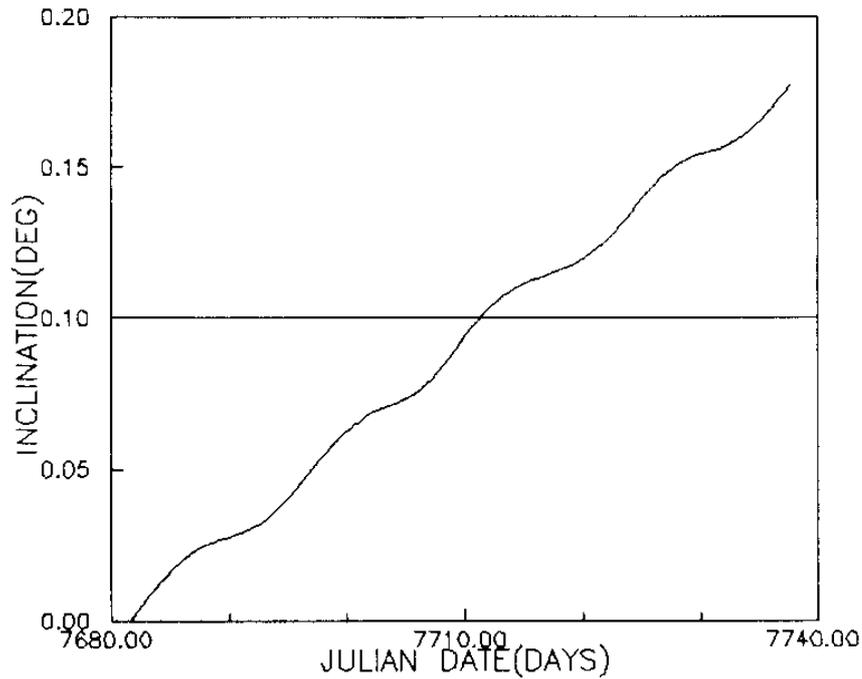


그림 4-4 시간에 따른 궤도경사각의 변화 .

3. 초기보정요소 설정

초기보정요소란 ISMS을 실행시켜 목표궤도 ΔV 그리고 궤도조정 요소를 얻기 위해 설정해 주어야 하는 입력자료를 의미한다. ISMS의 입력자료는 5장에서 자세히 설명되어 있지만, KORSAT의 위치보존 궤도조정에 필요한 초기보정요소와 요소값을 위하여 동서방향의 위치보존을 위한 추진계 관련 요소와 질량모델 관련 요소는 표 4-4에, 남북방향 위치보존에 대해서는 표 4-5에 그리고 궤도관련 요소는 표 4-6에 각각 보였다. 표 4-4과 표 4-5에 보인 요소값은 가상적인 KORSAT 특성 자료에서 선택되었다. 질량모델 관련 요소중 각 연료탱크의 압력과 온도는 원격측정자료 (telemetry data)에서 추출되어야 하는 자료이므로 8번의 궤도조정시 항상 같다고 가정하였다. 그리고 표 4-6에서 제시된 궤도관련 요소중 동서방향 위치보존 궤도조정에 사용된 목표요소값은 여러번의 시도를 통해 가장 최적의 값만을 나타내었다.

표 4-4. 동서방향 위치보존 모의실험에 사용한 추진계와 질량모델 관련 초기보정 요소

구 분	초기보정요소	요 소 값
추진계 관련 요소	사용한 jet	Radial jet(R1, R2)
	jet 사용 mode	pulse mode
질량모델 관련요소	사용연료 탱크수	3
	사용연료 탱크이름	TANK1, TANK2, TANK3
	각 연료탱크의 압력	3개 tank 모두
	각 연료탱크의 온도	3개 tank 모두

표 4-5. 남북방향 위치보존 모의실험에 사용한 추진계와 질량모델 관련 초기보정 요소

구 분	초기보정요소	요 소 값
추진계 관련 요소	사용한 jet	Axial jet(A1, A2)
	jet 사용 mode	continuous mode
질량모델 관련요소	사용연료 탱크수	3
	사용연료 탱크이름	TANK1, TANK2, TANK3
	각 연료탱크의 압력	3개 tank 모두
	각 연료탱크의 온도	3개 tank 모두

표 4-6 위치보존 궤도조정 모의실험에 사용한 궤도관련 초기보정요소

구	분	초기 보정 요소	요 소 값								
			1st burn	2nd burn	3rd burn	4th burn	5th burn	6th burn	7th burn	8th burn	
궤도 관련		궤도조정 시점	직하점 절대경도	좌 동	상대노드 통과시	직하점 절대경도	좌 동	좌 동	좌 동	좌 동	상대노드 통과시
		궤도조정 위치	116°.1E	115°.9E	-	115°.9E	115°.9E	115°.9E	115°.9E	115°.9E	-
		궤도목표 요소	$\Delta \dot{\lambda}$	$\Delta \dot{\lambda}$	$\begin{matrix} i \\ \Delta \Omega \end{matrix}$	$\Delta \dot{\lambda}$	$\begin{matrix} i \\ \Delta \Omega \end{matrix}$				
		목표 요소값	- 0.050 deg/day	0.060 deg/day	0.1 180°	0.060 deg/day	0.051 deg/day	0.055 deg/day	0.050 deg/day	0.1 180°	

제 3 절 결과와 검토

1. 목표궤도

1989년 6월 4일(JD2447681.65)부터 1989년 11월 30일(JD2447860.97)까지 약 6개월간 정지위성 KORSAT의 동서방향과 남북방향 위치보존을 위한 궤도조정 모의실험이 수행되었다. 이 기간동안 총 8번의 궤도조정이 있었는데 그 중 6번은 동서방향 위치보존에 대한 궤도조정이고, 나머지 2번은 남북방향 위치보존에 대한 궤도조정이 이루어 졌다.

2절에서 언급한 초기보정요소(표 4-4 ~ 표 4-6 참조)를 사용하여 ISMS S/W를 통해 8번의 궤도조정에 대한 결과들을 얻어낼 수 있었다. 우선 각각의 궤도조정에서 얻어진 목표궤도 요소를 요약하면 표 4-7과 같다.

2. 시간에 따른 궤도요소들의 변화

ISMS로 수행된 궤도조정이 KORSAT를 운용한계내(표 4-1 참조)에 위치보존 시킬 수 있는지를 알아보기 위해 표 4-7에 제시된 목표궤도요소를 이용하여 궤도를 예측하여 보았다. 우선 동서방향으로 위치보존이 잘 이루어지는지를 살펴보기 위해 그림 4-5과 같이 시간에 따라 위성의 경도가 어떻게 변하는지 살펴보았다.

그림 4-5에서 보면 동서방향으로 위치를 보존하기 위해 총 8번의 궤도조정 중 3번째와 8번째를 제외한 6번의 궤도조정으로 인해 표 4-1에서 제시한 동서방향 운용한계인 $\pm 0^\circ 1$ 이내에서 성공적으로 KORSAT를 위치보존 시켰다. 각각의 궤도조정 사이에 걸리는 시간은 조사한 표 4-8을 보면 1st burn에서 2nd burn을 제외하면 대략 26일의 주기를 갖는 것을 알 수 있다. 이는 Agrawal(1986)이 해석학적인 방법을 사용하여 계산한 표 2-1에서, 운용한계를 ± 0.1 도일 때의 궤도조정 주기가 약 31일 인 것과 약 5일정도 차이가 나는 데 이는 정확하게 ± 0.1 도내에 위성을 위치시킬 수 없었고, 이심율 조정을 하지 않았기 때문이라 판단된다.

표 4-7. 궤도조정 모의실험에서 얻어진 목표궤도 요소 및 ΔV

궤도조정순서 목표궤도요소	epoch	1st burn	2nd burn	3rd burn	4th burn	5th burn	6th burn	7th burn	8th burn
목표궤도기준시각	890604.0 033540.0	890606.0 111704.0	890612.0 2256310.0	890703.0 154020.0	8907050.0 212604.0	890730.0 1947140.0	890825.0 180515.0	890921.0 161847.0	890922.0 111930.0
장 반 경 (a)	42164.55	42166.49	42154.29	42169.32	42163.70	42163.08	42163.02	42163.02	42163.33
이 심 른 (e)	0.000371	0.000214	0.000277	0.000388	0.000480	0.000603	0.000698	0.000785	0.0008537
궤도경사각 (i)	0° . 0	0° . 028	0° . 028	0° . 098	0° . 088	0° . 016	0° . 047	0° . 099	0° . 096
승교점 경도(Ω)	81° . 911	97° . 857	98° . 403	271° . 970	270° . 896	258° . 699	108° . 104	100° . 006	287° . 552
근지점 인수(ω)	143° . 312	72° . 385	72° . 385	285° . 201	277° . 776	289° . 457	78° . 846	86° . 784	262° . 894
평균점 이각(M)	197° . 261	190° . 487	190° . 487	75° . 552	172° . 616	172° . 990	174° . 232	174° . 335	96° . 652
ΔV	-	0.000188	0.000188	0.010557	0.000187	0.000159	0.000171	0.000156	0.010575

*단위 : 기준시각은 YYMMDD.0, MMDSS.0, 장반경은 Km, ΔV 은 Km/sec.

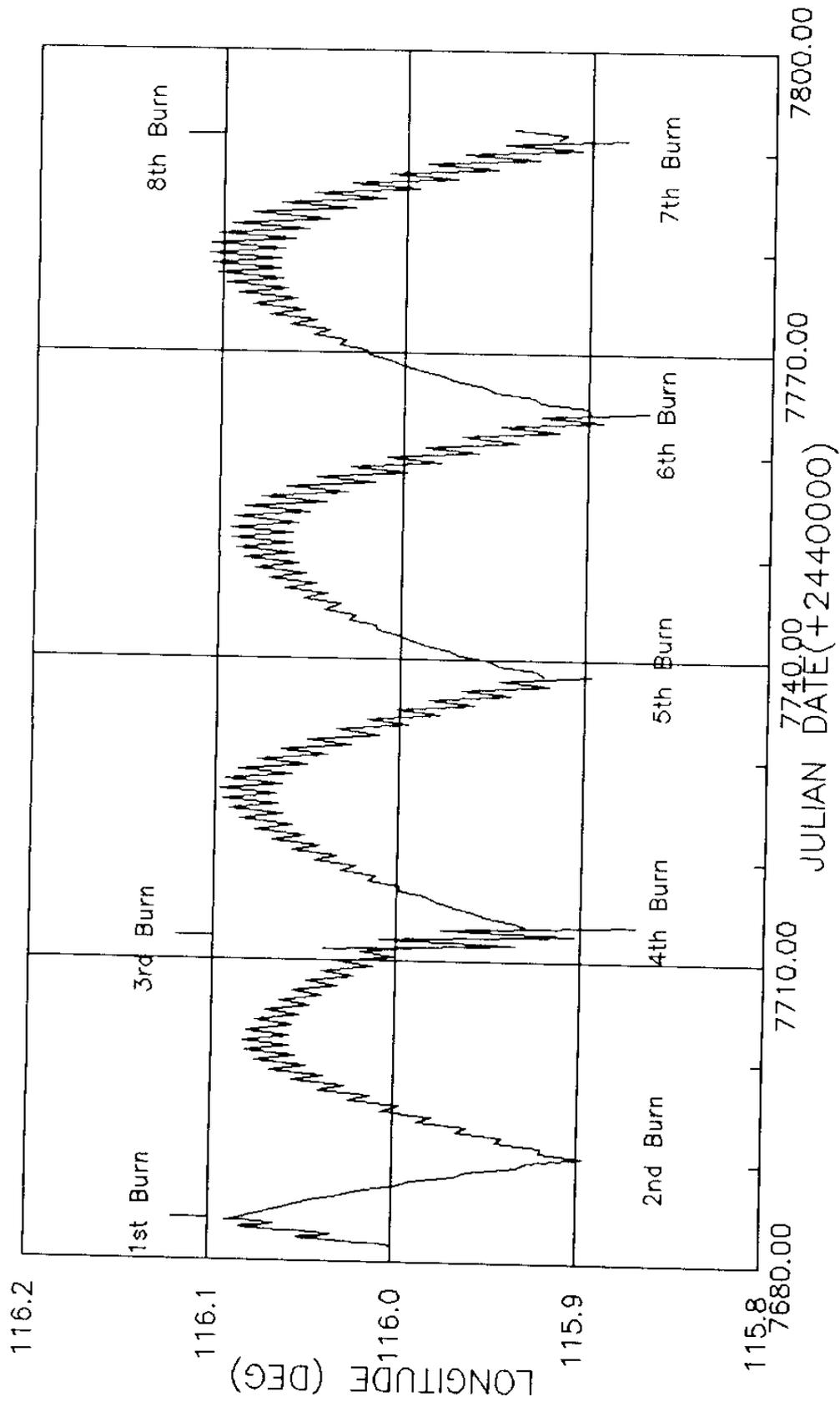


그림 4-5 동서방향 위치 보존 모의실험 결과

표 4-8. 동서방향 위치보존 모의실험에서 나타난 궤도조정 주기

궤도조정	소요기간
기준시각 ~ 1st burn	2.32 일
1st burn ~ 2nd burn	6.49 일
2nd burn ~ 4th burn	23.94 일
4th burn ~ 5th burn	25.93 일
5th burn ~ 6th burn	26.93 일
6th burn ~ 7th burn	27.93 일
평균치*	26.18

* : 평균치는 2번째에서 7번째까지의 궤도조정 소요기간을 평균한 것임.

또한 6번의 동서방향 위치보존 궤도조정은 모두 표류를 변화량을 이용하여 목 표궤도 요소를 구했는데 이는 장반경과 이심율에 영향을 미치므로 시간에 따른 장반 경과 이심율의 변화를 그림 4-6과 그림 4-7에 각각 나타내었다.

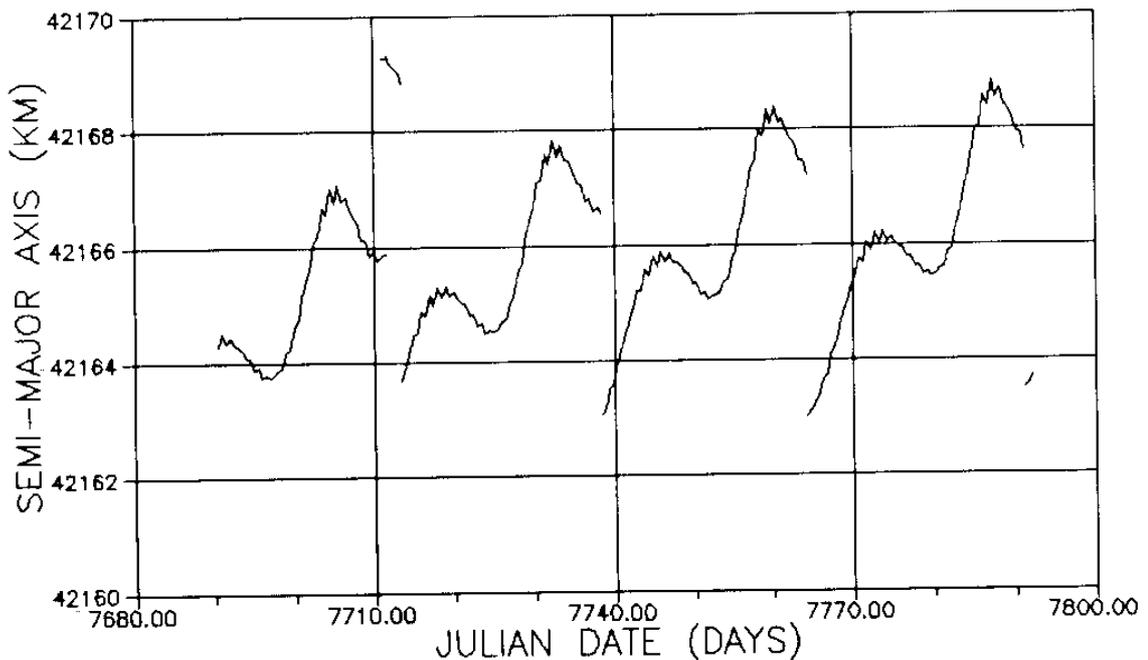


그림 4-6 시간에 따른 장반경의 변화

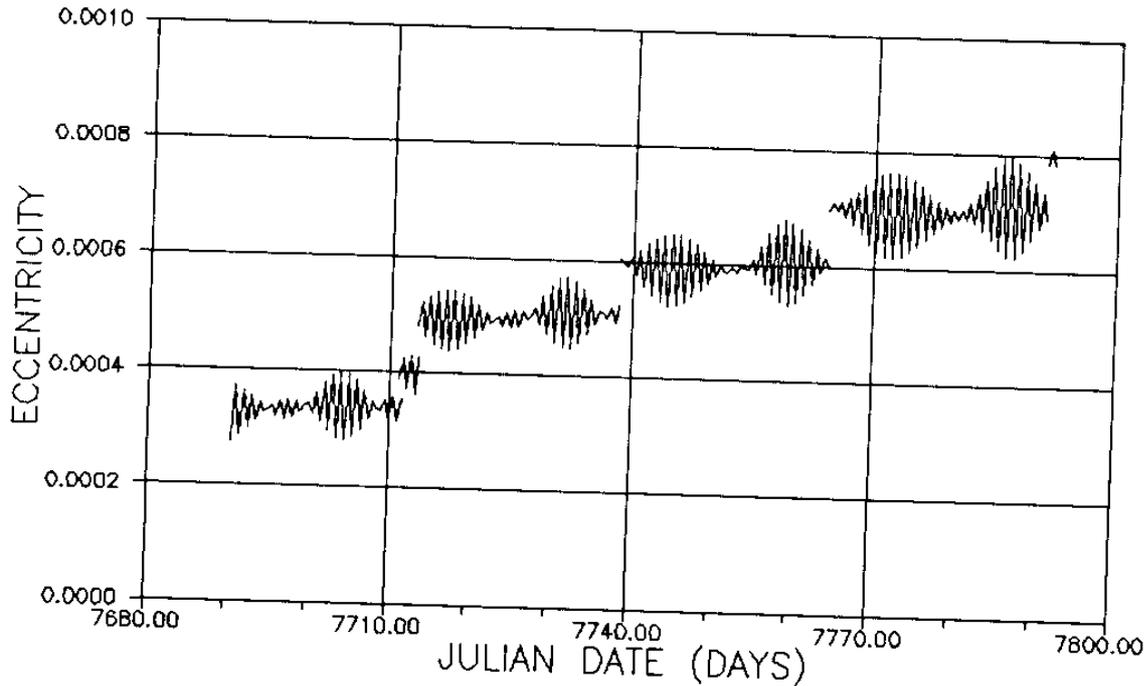


그림 4-7. 시간에 따른 이심율의 변화

한편, 남북방향으로 위치보존이 잘 이루어지는지를 살펴보기 위해 그림 4-8 와 같이 시간에 따른 궤도경사각의 변화를 나타내어 보았다. 남북방향 위치보존에 대한 궤도조정은 총 8번의 궤도조정중 3번째와 8번째 이루어졌다. 두번의 궤도조정 사이에 걸리는 시간은 약 80일 소요되었으며 이는 Agrawal(1986)이 계산한 표 2-2의 86.14일과 대체로 일치하였다.

또한 남북방향 궤도조정시에는 궤도경사각 뿐만 아니라 승교점 경도에도 변화를 주므로 그림 4-9에서는 시간에 따른 승교점 경도의 변화도 나타내었다. 실용관제시스템에서는 (2- 66)식에서 표현되는 h_2, k_2 로 표시되는 좌표평면인 W_s-W_c 평면에서 궤도 연직방향(orbit normal ; ON)의 변화를 감시함으로써 남북위치 보존 궤도조정을 수행하는데 이는 궤도경사각과 승교점 경도의 변화를 동시에 파악할 수 있기 때문이다. 그림 4-10은 남북방향 위치보존 궤도조정 모의실험을 수행하는 과정에서 얻어진 ON을 W_s-W_c 평면에 나타낸 것이다. A는 기준시각에서의 ON이며 B는 궤도조정순간(여기서는 3rd burn)의 ON이다. 궤도조정이 끝나면 ON은 C 지점으로 이동하며 다시 진화하여 D 지점에 이르렀을 때 다시 궤도조정(여기서는 8rd burn)이 수행되었다.

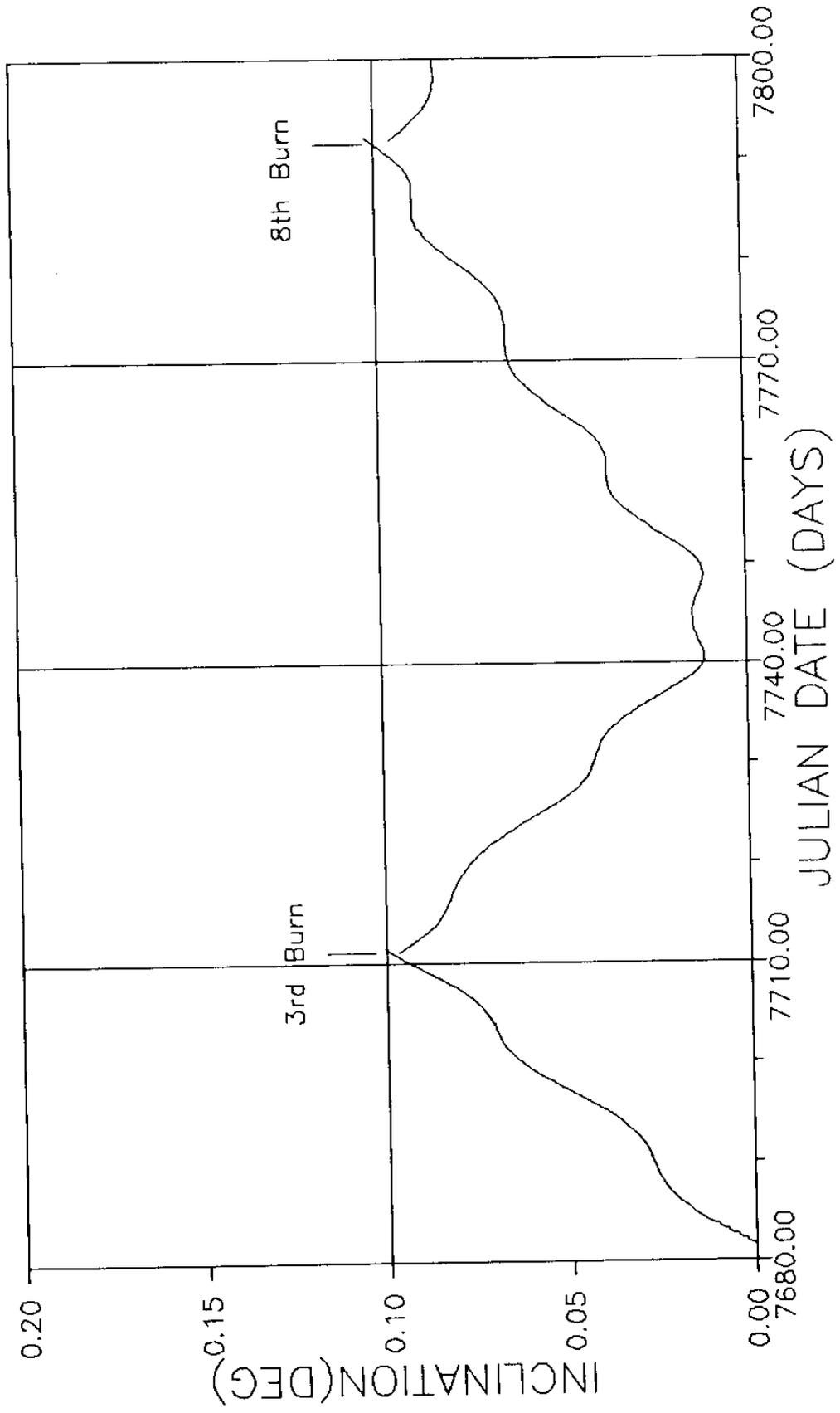


그림 4-8 남북 위치보존 도의실험 결과

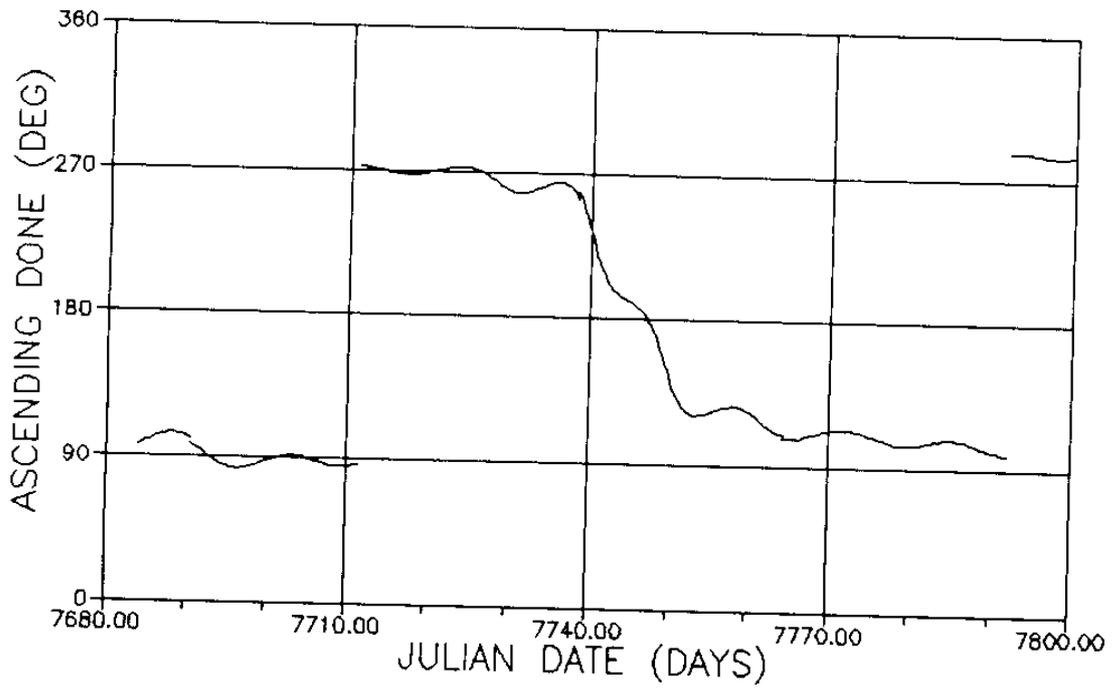


그림 4-9. 시간에 따른 승교점 경도의 변화

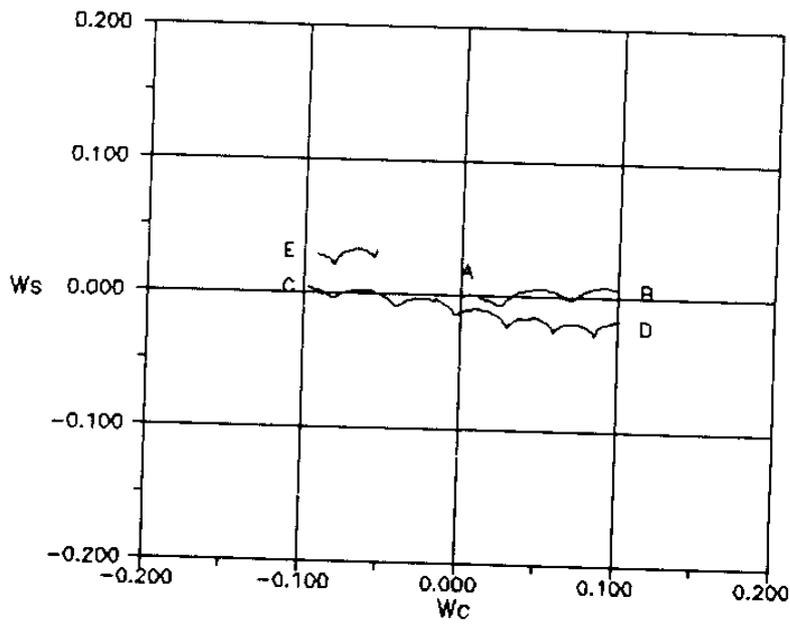


그림 4-10. Orbit Normal(ON) 의 진화

3. 궤도조정 요소(Maneuver Parameters)

표 4-3에서의 '궤도이탈시각'과 표 4-7에서의 '목표궤도 기준시각'과는 일치하지 않는 것을 볼 수 있다. 이 시간차를 궤도조정시간(maneuver time 또는 burn time)이라 부르며, 위성체가 적정한 ΔV 를 얻기 위해 표 4-4 또는 표 4-5에서 제시된 jet를 분사시키는데 걸리는 시간을 의미한다.

궤도조정 시간동안에 위성체의 반동제어 시스템(Reaction Control System : RCS)이 작동할 때 필요한 요소를 궤도조정 요소라 하며, ISMS는 궤도조정 모의실험을 수행할 때 여러가지 궤도조정 요소를 산출한다. 표 4-9은 궤도조정 모의실험에서 얻어진 궤도조정 요소를 요약하였다. 동서 위치보존 궤도조정시에는 궤도조정시간은 대체로 3~4분이 소요되며, 사용연료량은 궤도조정당 0.047kg이 소모되었다. 남북위치 보존궤도 조정시에는 약 29분 동안 궤도조정을 수행하면서 2.12kg의 연료를 사용하였다.

표 4-9. 궤도조정 모의실험에서 얻어진 궤도조정 요소

궤도조정 요소	요 소 값							
	1st	2nd	3rd	4th	5th	6th	7th	8th
궤도조정 형태	E-W	E-W	N-S	E-W	E-W	E-W	E-W	N-S
ΔV (m/sec)	0.16	0.19	10.56	0.19	0.16	0.17	0.16	10.58
궤도조정시간 (min)	3.15	3.75	28.73	3.73	3.18	3.43	3.13	28.78
*사용펄스수 또는 burn time(sec)	189	225	1724	224	191	206	188	1727
사용연료량(kg)	0.044	0.052	2.13	0.052	0.044	0.048	0.044	2.12

* 궤도조정 형태가 E-W인 경우는 사용펄스수, N-S인 경우는 burn time을 의미함.

한편, 궤도조정시간 동안에 적정한 ΔV 를 얻기위해 동서위치보존 궤도조정의 경우는 펄스분사 방식으로 jet를 분사시키는데, jet 분사가 위성의 궤도에 어떤 영향을 미치는지 알아보았다. 그림 4-11는 5번째 궤도조정시 분사펄스수에 따른 장반경의 변화를 나타내었으며, 그림 4-12에는 이심율의 변화를 보였다. 그림 4-5에서 볼 때 서쪽으로 표류하려고 하는 KORSAT를 동쪽방향으로 표류하도록 궤도조정을 하는 것이므로, 그림 4-11와 같이 장반경을 감소시켜야 한다. 장반경을 조정할 때는 그림 4-12과 같이 이심율이 증가하는 경향이 있으므로 표류를 조정과 이심율 조정을 동시에 해주어야 한다(Gartrell 1980). 그리고 동서방향 위치보존 궤도조정시에는 그림 4-13와 같이 궤도경사각에는 거의 영향을 미치지 않도록 해야 한다.

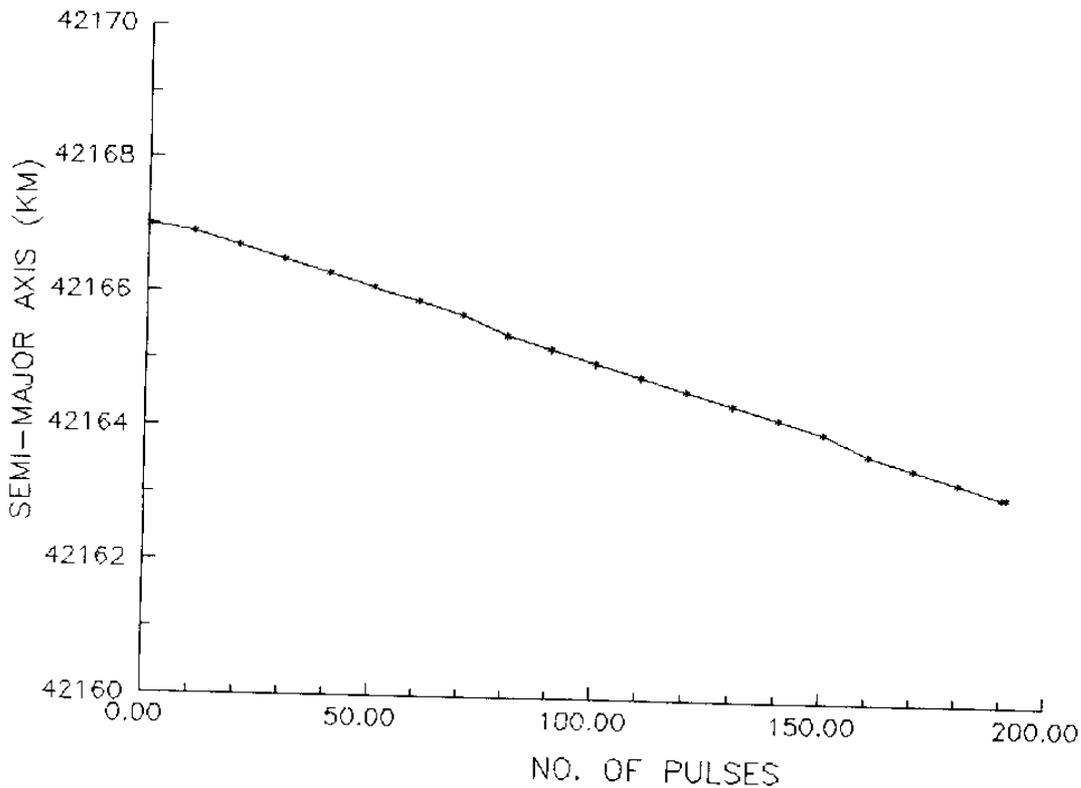


그림 4-11 펄스분사 방식의 jet 분사 동안의 장반경 변화

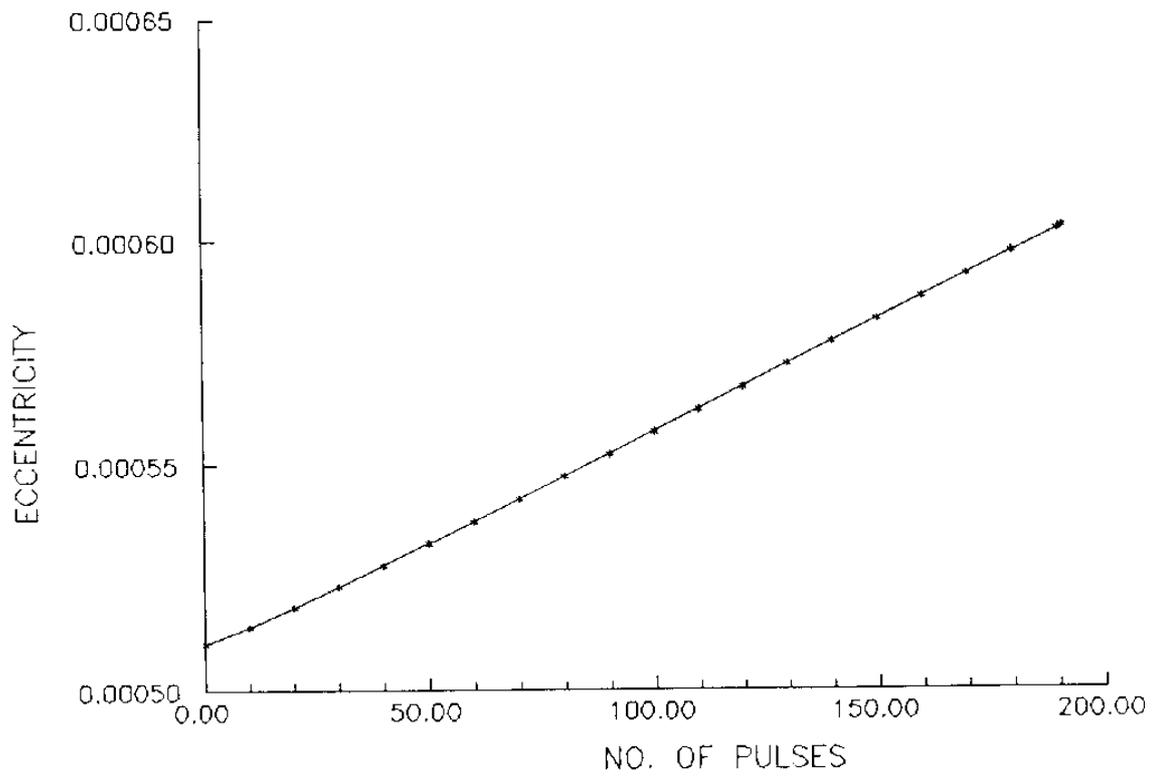


그림 4-12 펄스분사 방식의 jet 분사 동안의 이심률 변화

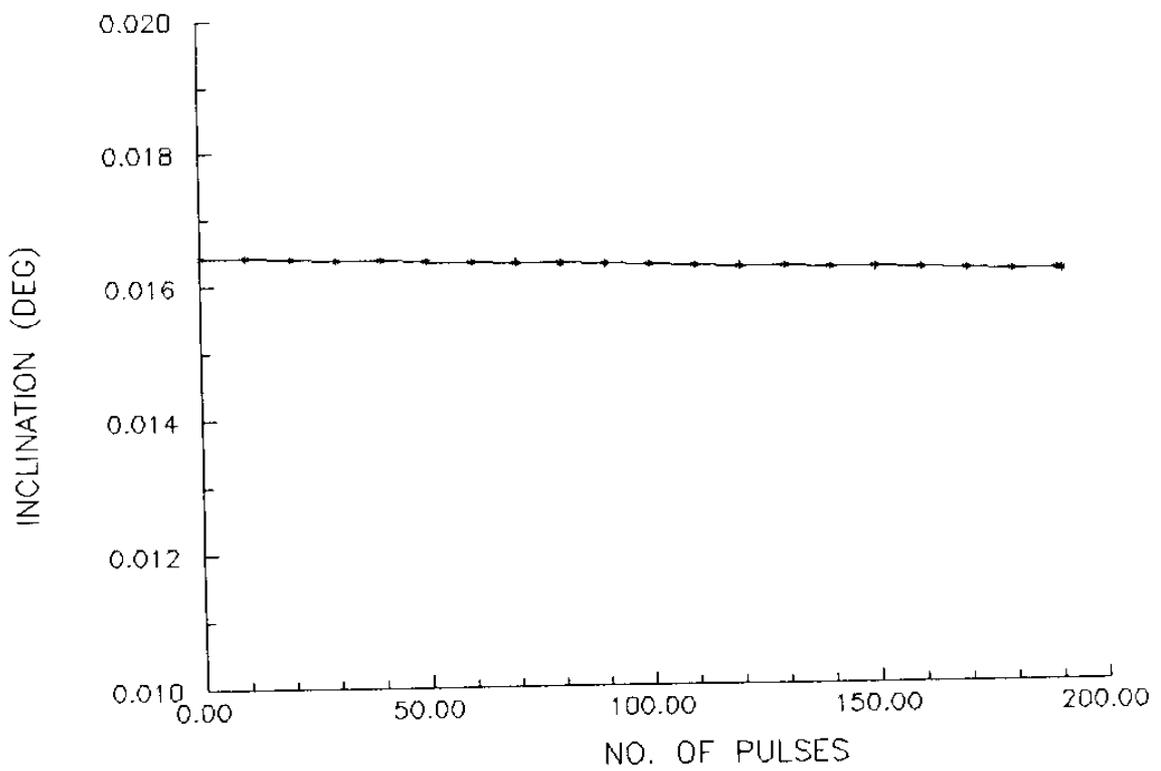


그림 4-13 펄스분사 방식의 jet 분사 동안의 궤도경사각 변화

제 5 장 ISMS의 입출력 및 사용지침

ISMS는 궤도자료 생성 기능과 궤도조정 기능을 독립적으로 수행할 수도 있으며 두가지 기능을 동시에 수행할 수 있도록 고안되었다. 이러한 실행기능을 수행하기 위하여 프로그램 운영 제어자료(driver control data)가 필요하다. 그리고 ISMS의 모든 자료를 제어하는 자료제어기(data control flag)가 있고, 입력자료의 마지막을 나타내는 "-1"이 있다.

제 1 절 입 력(INPUT)

1. 표준 입력 자료

가. 프로그램 운영 제어자료(Driver control Data)

프로그램 운영 제어자료는 다음과 같은 주요 사항을 포함한다.

- . 수행될 주 기능의 선택(궤도자료 기능, 궤도조정 기능)
- . 궤도입력 자료선택(내부생성자료, IODS 궤도자료)
- . 위성체의 마지막 입출력 자료(S/C End-State data)
- . 입력 COMMON 블록의 출력
- . 위성자세조정 자료출력
- . 사용자 설명

위 사항에 대한 입력형태는 표 5-1과 같다.

나. 자료제어기(Data Control Flag)

자료제어기는 다음 사항을 포함하며 다.와 라.에서 언급할 COMMON 블록에 저장된다.

- . 변경되어야 할 COMMON블록의 이름
- . COMMON 블록에서의 위치(정수로 표기)

표 5-1 Driver 제어 데이터 입력 형태

변 수 명	FORMAT	컬 럽	내 용
XDRIV	A4	1 - 4	Driver 제어 = PROP : 궤도자료 생성 = TARG 궤도조정
	1X	5	공 백
XORSC	A8	6-13	궤도자료 생성 = TERMINAL = INTERNAL = IODS
	1X	14	공 백
XASRC	A8	15-22	위성체 자세자료 생성 = TERMINAL = ATTFIL
	1X	23	
IRWARP	I2	24-25	위성체 상태자료 입력 = 0 입력안함 = 1 입력
	1X	26	
IWWRAP	I2	27-28	위성체 상태자료 출력 = 0 출력안함 = 1 출력
	1X	29	공 백
IPRINT	I2	30-31	입력 COMMON블럭출력 = 0 출력안함 = 1 출력
	1X	32	공 백
IMERC	I2	33-34	자세파일 출력 = 0 출력안함 = 1 출력 = 2 출력연결
COMMNT	9A8	1-72	사용자 설명

. 입력 자료

. 입력자료의 설명

위 사항에 대한 입력형태는 표 5-2와 같으며 모든 문자자료는 왼쪽부터 채워 나가야 한다. 그리고 자료제어기의 마지막에는 IND란에 -1을 입력한다.

다. 궤도자료 생성 COMMON 블럭

궤도자료 생성기능을 수행하기 위해 필요한 궤도 COMMON 블럭은 표 5-3과 같으며, 궤도자료 생성 시작시간과 마지막시간 그리고, 적분간격을 선택할 때 최소한 100개 이상의 궤도자료 set가 생성될 수 있도록 입력되어야 한다.

라. 궤도조정 COMMON 블럭

궤도조정 기능을 수행하기 위해 필요한 입력자료를 저장하는 COMMON블럭은 표 5-4와 같다. INPUT COMMON 블럭은 궤도자료 생성기능과 궤도 조정기능을 수행할 때 일부 변수는 중복되어 사용되므로 입력할때 주의를 기울여야 한다. 그리고 궤도조정 종료조건(XG01 - XG012)을 지정할 때는 표 5-5에서 허용하는 조합만을 사용할 수 있다.

2. 위성체 자체 자료(Spacecraft data file)

위성체 자체자료는 위성체가 모델링 될때의 특성과 모양에 관한 자료를 포함하며 위성체 질량모델, 위성체 추진계 모델, 위성체 센서모델 위성체 전자 및 통신 모델과 같이 크게 4부분으로 나눌수 있다. 자료의 내용과 GOES-5에 대해서 부록에 첨부하였다.

3. 위성체 마지막 상태(Spacecraft Endstate File)

한번의 궤도조정의 마지막 상태를 기록한 파일로서 다음번의 궤도조정의 초기 상태로서 사용될 수 있다. 기록할 때는 프로그램 운영제어자료에서 IWWRAP를 선택하여 이루어지며, 초기상태로서 읽혀질때는 IRWRAP을 이용한다. 이 파일은 unformatted direct-access 파일이며 모두 184개의 레코드로 구성되어 있다.

4. 지상국 파일(Station File)

표 5-2 Data control flag의 입력형태

변수명	FORMAT	컬 럼	설 명
첫 줄			
ACOM	A6	1-6	변경되어야 할 COMMON 블럭의 이름
IND	1X	7	빈 칸
	I3	8-10	COMMON 블럭에서의 위치
COMMNT	1X	11	빈 칸
	5A8	12-52	입력자료 설명
두번째 줄			
ADATA	Free-Format A8	- 1-8	숫자 data 문자 data

표 5-3 궤도 자료 생성 기능에 관한 COMMON BLOCK

BLOCK 이름	변수 이름	위치	내 용	단위
INPUT	TYPE	1	기준시각에서의 궤도요소 입력 형태 = 0.0 Keplerian 궤도요소 = 1.0 Cartesian	-
	OSCEP(6)	2 ~ 7	기준 궤도요소 (X, Y, Z, XDOT, YDOT, ZDOT 또는 A, E, I, N, W, M)	KM, KM/SEC 또는 DEG
	TIMEP(2)	8 ~ 9	기준 시각	YYMMDD.0
	TIMST(2)	10 ~ 11	궤도 자료 생성 시작 시각	MMDDSS.0
	TIMSP(2)	12 ~ 13	궤도 자료 생성 종료 시각	
	PERT	14	섭동력 포함여부 = 0.0 모든 섭동력 포함(THRUSTERING, EARTH FILED, SUN-MOON EFFECT) = 1.0 SUN-MOON EFFECT 제외	-
	STEP	16	적분 간격	SEC
	OPTION	17	출력 OPTION = 0.0 = 1.0 = 2.0	-

표 5-4 궤도 조정 기능에 관한 COMMON BLOCK

BLOCK 이름	변수 이름	위 치	내 용	단위
INPUT	TIMST(2)	10 ~ 11	궤도 조정 시작 시각	YYMMDD.0
	TIMSP(2)	12 ~ 13	궤도 SEARCH 또는 근사목표 모델 TIME SCAN의 종료시각	MDDSS.0
	XINC	14	궤도 SEARCH 또는 근사목표 모델 TIME SCAN의 INCREMENT	SEC
	OPTION	18	궤도 조정 기능 선택 = 0.0 근사목표모델 = 1.0 근사목표모델 + 상세목표모델 = 2.0 1.0 + TABLE 출력 = 3.0 상세목표 모델 = 4.0 상세목표모델 + TABLE 출력 = 5.0 TABLE만 출력 = 6.0 명령 요약문만 출력	-
XOUT	XOUT	19	TABLE의 출력 간격	
			= 0.0 TABLE 출력 안함 > 1.0 출력 간격은 XOUT*DT	
STNAME(2)	ANTENA	25 ~ 26	지상국과 지상국 안테나의 ALPHANUMERIC NAME	
		27	위성 안테나의 ALPHANUMERIC NAME	

표 5-4 궤도 조정 기능에 관한 COMMON BLOCK(계속)

BLOCK 이름	변수 이름	위 치	내 용	단위
INPUT	SARA	29	자전축의 적경	DEG
	SADEC	30	자전축의 적위	DEG
	SPNRT	31	위성체의 회전율	RPM
	SUNSEN	35	궤도조정시 사용할 SUN SENSOR의 이름	-
	ERTSEN	36	궤도조정시 사용할 EARTH SENSOR의 이름	-
	XSPIN	43	위성체의 안정화 모드 = 'SPINNING' SPIN 위성 = 'DESPUN' 3축 안정화 위성	-
	TANKN(8)	44 ~ 51	연료 탱크의 ALPHANUMERIC 이름	-
	TANKW(8)	52 ~ 59	연료 탱크의 잔여 연료량 만약 0.0으로 입력되면 연료탱크의 압력과 온도로 부터 계산됨.	KG
	TANKP(8)	60 ~ 67	연료 탱크의 압력	PSIA
	TANKT(8)	68 ~ 75	연료 탱크의 온도	DEG. C

표 5-4 궤도 조정 기능에 관한 COMMON BLOCK(계속)

BLOCK 이름	변수 이름	위 치	내 용	단위
INPUT	XJET(4)	78 ~ 81	궤도조정시 사용할 JET의 이름	-
	XMODE	84	JET의 분사 방식 = 1.0 펄스 분사 방식 = 2.0 연속 분사 방식	-
	DT	92	분사 시간 동안 적분간격 만약 XMODE가 = 1.0 이면 DT는 펄스수로 입력 = 2.0 이면 DT는 시간으로 입력	PULSE 또는 SEC
	DRFTG	93	표류률 계산 = 0.0 궤도자료로부터 계산(2일간 자료) = 1.0 ZONAL EFFECT를 고려하여 해석학적으로 계산 = 2.0 ZONAL EFFECT를 고려하지않고 해석학적으로 계산	-
	TIMOPT	94	궤도조정 시각 계산 = 1.0 사용자 정의 = 2.0 원지점에서 궤도 조정 = 3.0 근지점에서 궤도조정 = 4.0 상대노드지점에서 궤도조정 = 5.0 절대 직하점 경도에서 궤도조정 = 6.0 평균 직하점 경도에서 궤도조정 = 7.0 근지점에서 제일 가까운 상대노드에서 궤도조정 = 8.0 원지점에서 제일 가까운 상대노드에서 궤도조정	-

표 5-4 궤도 조정 기능에 관한 COMMON BLOCK(계속)

BLOCK 이름	변수 이름	위치	내 용	단위
INPUT	BOUND1	96	TIMOPT=5.0 또는 6.0일 때 각하점 정도	DEG.E
	XMNOPT	97	궤도조정 선택 제어기 = 1.0 궤도 근사/상세 목표 모델 실행 = 2.0 DELTA-V 벡터 직접 입력 = 3.0 동서 방향 위치보존 실행 = 4.0 자세 근사 목표 모델 실행	-
	XG0(12)	104 ~ 115	궤도조정 종료 조건 = 0.0 모든 요소가 제한조건이 없이 변함 (FREE ELEMENT) = 1.0 목표 변화량 = 2.0 절대 목표값 * GVAL(1-12)에 할당된 각요소에 대해서	-
	GVAL1	116	궤도 장반경	KM
	GVAL2	117	이심율	-
	GVAL3	118	근지점 인수	DEG
	GVAL4	119	궤도 경사각	DEG
	GVAL5	120	승교점 정도	DEG
	GVAL6	121	표류률	DEG/DAY
	GVAL7	122	원지점	KM
	GVAL8	123	근지점	KM
	GVAL9	124	궤도평면의 변화	DEG
	GVAL10	125	분사시각	SEC
	GVAL11	126	사용 펄스수	-
	GVAL12	127	DELTA-V 크기	M/SEC

표 5-4 궤도 조정 기능에 관한 COMMON BLOCK(계속)

BLOCK 이름	변수 이름	위치	내 용	단위
INPUT	OPTPR	134	목표모델에 관련된 선택 출력 제어 = 0.0 선택출력 없음 = 1.0 위성체 특성자료 출력 = 2.0 입력 요약서 출력 = 3.0 위성체 특성자료 + 입력 요약서 출력	-
JETS	PFUELI	63 ~ 67	각 JET에 대한 INLET FUEL PRESSURE	PSIA
	TFUELI	68 ~ 72	각 JET에 대한 INLET FUEL TEMPERATURE	DEG. C
TABCM	TABL1	1 ~ 6	첫번째 TABLE에 출력되는 PARAMETERS TABL(1) = 궤도 장반경 (2) = 이심률 (3) = 궤도 경사각 (4) = 승교점 경도 (5) = 근지점 인수 (6) = 평균점 이각	-
	TABL2	7 ~ 12	두번째 TABLE에 출력되는 PARAMETERS TABL(1) = 경도 (2) = 위도 (3) = 표류률 (4) = 궤도 주기	-

표 5-4 궤도 조정 기능에 관한 COMMON BLOCK(계속)

BLOCK 이름	변수 이름	위 치	내 용	단위
TABCM	TABL2		(5) = 평균 경도 (6) = 궤도 평면 변화	-
	TABL3	13 ~ 18	세번째 TABLE에 출력되는 PARAMETERS TABL(1) = 자전축 적경 (2) = 자전축 적위 (3) = 자전축 세차 (4) = 회전을 (5) = 제한조건 정보 (6) = 자세조정 정보	-
	TABL4	19 ~ 24	네번째 TABLE에 출력되는 PARAMETERS TABL(1) = 위성체 무게 (2) = 사용연료량 (3) = Z축에 관한 감성모멘트 (4) = Z축에 관한 질량중심 (5) = Z축에 관한 가속도 (6) = 기준 JET의 추력	-
	TABL5	25 ~ 30	다섯번째 TABLE에 출력되는 PARAMETERS TABL(1) = 지상국과의 시선거리 (2) = 지상국에서의 고도각 (3) = 지상국에서의 방위각	-

표 5-4 궤도 조정 기능에 관한 COMMON BLOCK(계속)

BLOCK 이름	변수 이름	위 치	내 용	단 위
TABCM	TABL5		(4) = 최소 고도각 (5) = 양각 (6) = 안테나 제어 정보	-
	TABL6	31 ~ 36	여섯번째 TABLE에 출력되는 PARAMETERS TABL(1) = 사용되는 DELTA-V (2) = DELTA-V 벡터의 적경 (3) = DELTA-V 벡터의 적위 (4) = 총격량 (5) = DELTA-V 지향각 (6) = 토오크 지향각	-
	TABL7	37 ~ 42	일곱번째의 TABLE에 출력되는 PARAMETERS TABL(1) = 지구 이면각 (2) = 달 이면각 (3) = PAS 이면각 (4) = 태양 COLATITUDE ANGLE (5) = 달 COLATITUDE ANGLE (6) = 지구중심 COLATITUDE ANGLE	-
	TAB	43 ~ 49	TABLE 출력 = 0.0 TABLE 출력 않함 = 1.0 TABLE 출력	-

표 5-5 궤도조정 종료조건 허용조합

정상조합 목 표	1	2	3	4	5	6	7	8
궤도장반경 (GVAL 1)	●		●	●				
이 심 율 (GVAL 2)	●	●		●				
근지점인수 (GVAL 3)	●	●	●					
궤도경사각 (GVAL 4)	●	●	●	●	●	●	●	●
승교점경도 (GVAL 5)	●	●	●	●	●	●	●	●
표 류 른 (GVAL 6)					●			
원 지 점 (GVAL 7)						●	●	
근 지 점 (GVAL 8)						●		●

지상국 파일은 GSFC에서 운용되고 있는 STDN(Spaceflight Tracking and Data Network)의 141개의 안테나에 대한 정보를 포함하고 있다. 여기에는 지상국 이름, 안테나 이름, 위도, 경도, 그리고 고도가 기록되어 있다.

5. 에러/경고 메시지 파일(Error/Warning Message File)

ISMS는 표 5-6와 같이 모두 71개의 에러와 중단 메시지를 제공하며, 궤도자료 생성기능 수행시 3개의 경고 메시지와 궤도 조정 기능 수행시 23개의 경고 메시지를 포함한다. 에러, 중단 메시지는 formatted direct-access 파일이므로 내용이 참조하기 용이하다.

제 2 절 출 령

한번의 궤도조정을 수행할 때, ISMS는 formatted 파일과 2진 출력(unformatted)을 파일을 생성한다. 그리고 사용자가 제어를 할 수 없으며, 필수적으로 생성되는 출력파일과 사용자가 선택적으로 출력제어를 할 수 있는 출력파일이 있다. 표 5-7은 ISMS에 의해 생성되는 모든 출력 파일을 나타내었다. 여기서는 각각 주 프로그램, 궤도자료 생성, 그리고 궤도조정 기능 수행시 출력파일에 대해서 설명하였다.

1. 주 프로그램에 의한 출력

가. 프로그램 운영 제어자료와 자료제어기

이는 사용자가 1절에서 언급한 형식(format)과 규칙에 의해 입력한 프로그램운영제어 자료와 자료제어기들을 그림 5-1과 같이 그대로 출력한다.

나. 입력 COMMON 블럭

입력 COMMON 블럭 출력은 그림 5-2와 같이, 사용자가 원하는 COMMON블럭의 내용을 선택적으로 출력할 수 있다. 이는 주 프로그램에서 'COM'이라는 변수에 원하는 COMMON블럭이름을 입력시켜주므로써 성취될 수 있으며 공백일 때는 모든 입력 COMMON 블럭의 내용이 출력된다. 여기서 입력 COMMON블럭이란 표 5-3 과 표 5-4에서 언급한 모든 COMMON블럭을 의미한다.

다. 에러/경고 메시지 파일

(4) = 궤도 주기

표 5-4 궤도 조정 기능에 관한 COMMON BLOCK(계속)

BLOCK 이름	변수 이름	위 치	내 용	단위
INPUT	OPTPR	134	목표모델에 관련된 선택 출력 제어 = 0.0 선택출력 없음 = 1.0 위성체 특성자료 출력 = 2.0 입력 요약서 출력 = 3.0 위성체 특성자료 + 입력 요약서 출력	-
JETS	PFUELI	63 ~ 67	각 JET에 대한 INLET FUEL PRESSURE	PSIA
	TFUELI	68 ~ 72	각 JET에 대한 INLET FUEL TEMPERATURE	DEG. C
TABCM	TABL1	1 ~ 6	첫번째 TABLE에 출력되는 PARAMETERS TABL(1) = 궤도 장반경 (2) = 이심률 (3) = 궤도 경사각 (4) = 승교점 경도 (5) = 근지점 인수 (6) = 평균점 이각	-
	TABL2	7 ~ 12	두번째 TABLE에 출력되는 PARAMETERS TABL(1) = 경도 (2) = 위도 (3) = 표류률 (4) = 표류각	-

세목표 이력 파일을 출력시킨다. 여기에는 근사목표와 상세목표사이의 iteration과정이 기록되어 있으며, 분사시각, 상세 목표 모델에서 성취되는 ΔV , 그리고 목표오차(goal error)가 포함되어 있다.

다. 근사목표 요약(Coarse Targeting Summary)

근사목표 요약은 궤도근사 목표 요약(그림 5-7)과 자세근사목표 요약으로 나눌수 있는데 자세근사목표는 COMMON블럭 /INPUT/에서 XMNOPT를 4.0으로지정해 주어야 한다.

라. 상세목표 요약(Fine Targeting Summary)

상세목표 요약은 근사목표모델에 정확한 위성체 모델링을 고려하여 실행되는 상세목표모델의 결과를 요약한 것이므로 최종결과라 할수 있다. 그림 5-8과 같이 궤도조정에 필요한 모든정보가 수록되어 있으며 가장 정확한 값을 유지하고 있다.

마. 테이블 출력

테이블 출력은 COMMON블럭 /INPUT/의 OPTION을 2.0 또는 4.0으로 지정하면, unformatted와 formatted(그림 5-9)의 두 가지 형태로 얻을 수 있다. 테이블은 모두 7종류(TABLE1 - TABLE7)이며 각 테이블은 COMMON블럭 /TABCM/의 TAB(7)의 변수를 조정하면 출력종류를 제어할 수 있다. 각 테이블 종류는 6개의 변수로 구성되어 있는데 표 5-4의 TABLE(1) - TABLE(7) 변수에 원하는 변수를 지정하면 출력내용을 조정할 수 있다. 한번의 궤도조정을 한 후에 즉, 상세목표모델을 실행시킨후에 이미 지정된 변수를 원하는 변수로 바꾸고자 할 때는 다시 상세 목표모델을 실행시킬 필요가 없이 COMMON블럭 /INPUT/의 OPTION 변수에 5.0을 지정시킨 후 ISMS을 실행시키면 된다.

표 5-6 에러메시지 파악

에러번호	에러메시지 내용
1	PROPAGATION STOP TIME BEFORE SPECIFIED START TIME
2	INTERVAL OF PROPAGATION TOO SHORT TO CREATE AN EPHEM FILE: INTERVAL MUST BE GREATER THAN ONE INTEGRATION STEP SIZE
3	INPUT/OUTPUT ERROR DURING READING OF ATTITUDE FILE
4	INPUT/OUTPUT ERROR DURING READING OF EPHEM FILE
5	REQUESTED VECTOR NOT WITHIN SPAN OF EPHEM FILE
6	END OF FILE REACHED ON EPHEM FILE
7	ERROR DURING READING OF EPHEM FILE: INTERPOLATION ERROR
8	ERROR DURING READING OF ORBIT FILE: ORBIT LEVEL NOT FOUND OR REQUESTED TIME NOT IN DATA ARC INTERVAL
9	ERROR DURING READING OF ORBIT FILE: DATA READ ERROR USING GTDS ORBIT FILE
10	MANEUVER EXCEEDS MAXIMUM ALLOWABLE TIME
11	ERROR IN ORBIT INTIALIZATION ROUTINE: INPUT/OUTPUT SOURCE IS LESS THAN 2: ORBIT PROPAGATOR MUST RUN FIRST
12	ELEMENT SET NOT FOUND ON 24-HOUR FILEME
13	TO PROPAGATE GMAN ACQUISITION TABLES, STOP TIME MUST BE SPECIFIED IN VARIABLE GVALIO
14	INPUT/OUTPUT ERROR DURING READING OF SPACECRAFT ENDSTATE FILE
15	INVALID COMMON BLOCK REQUESTED FOR SUBROUTINE PRNTCM
16	REQUESTED STATION/ANTENNA PAIR NOT FOUND ON STATION FILE
17	INPUT/OUTPUT ERROR DURING READING OF STATION FILE
18	BOTH SUN AND EARTH OUT OF SENSOR FIELD OF VIEW: MANEUVER CANNOT CONTINUE
19	UNKNOWN SUN SENSOR TYPE SPECIFIED: POSSIBLE CHOIBLE CHOICES ARE PASSB1, PASSB2, SMSS, SUN1, AND SUN2 IN SPIN MODE AND FSS1 AND FSS2 IN THREE-AXIS MODE

표 5-6 (계속)

에러번호	에러메시지 내용
20	USER SPECIFIED A TANK THAT IS NOT IN SPACECRAFT DATA FILE
21	TANK SPECIFIED NOT CONNECTED TO A COMPOSITE SYSTEM
22	JET CONNECTED TO A COMPOSITE SYSTEM OF TANKS NOT ON SPACECRAFT DATA FILE
23	REQUESTED JET NAME NOT IN SPACECRAFT DATA FILE
24	INPUT/OUTPUT ERROR DURING READING OF PRINT FILE IN SUBROUTINE TABLES
25	NO TERMINATION CONDITIONS SPECIFIED IN FINE TARGETING
26	MANEUVER NOT NECESSARY; TERMINATION CONDITIONS MET AT ATART OF MANEUVER
27	USER REQUESTED ILLEGAL COMBINATION OF MANEUVER GOALS
28	INPUT/OUTPUT ERROR DURING READING OF MESSAGE FILE IN SUBROUTINE PRTCMD
29	INPUT/OUTPUT ERROR DURING RECORD 1 OF COMMAND FILE
30	INPUT/OUTPUT ERROR DURING RECORD 2 OF COMMAND FILE
31	EITHER START TIME, STOP TIME, OR INCREMENT FOR LONGITUDE SEARCH NOT GIVEN
32	DESIRED LONGTUDE NOT CROSSED DURING SEARCH TIME
33	EAST-WEST STATIONKEEPING REQUESTED(THIS OPTION IS NOT CURRENTLY AVAILABLE)
34	FINE-TARGETING-ONLY GOALS(ABSOLUTE GOALS, GOALS 9 THROUGH 12) REQUESTED IN COARSE TARGETING
35	FLOATING TARGET ECCENTRICITY CANNOT BE COMPUTED
36	FLOATING TARGET TRUE ANOMALY CANNOT BE COMPUTED
37	DIFFERENCE IN MAGNITUDES OF PREMANEUVER AND POSTMANEUVER POSITION VECTORS EXCEEDS TOLERANCE
38	ANGLE BETWEEN PREMANUVER AND POSTMANEUVER POSTION VECTORS EXCEEDS TOLEBANCE

표 5-6 (계속)

에러번호	에러메시지 내용
39	UNKNOWN ATTITUDE STABILIZATION ; LEGAL TYPES ARE DESPUN AND SPINNING
40	RELATIVE NODE MANEUVER TIME OPTION REQUESTED BUT NO PLANE CHANGE GOALS SPECIFIED
41	ILLEGAL EARTH SENSOR CHOICE;LEGAL CHOICES ARE PAS1, PAS2, EARTHN, AND EARTHS
42	ILLEGAL SECTOR OR SECTOR WIDTH SPECIFIED
43	EARTH SENSOR OR SUN SENSOR CHOSEN NOT OPERATIVE
44	ENTERED FINE TARGETING WITHOUT SPECIFYING SECTOR OR CHOOSING VELOCITY FOLLOWING OPTION
45	SPACECRAFT MUST BE IN SPINNING MODE FOR SPIN AXIS REORIENTATION MANEUVER
46	JET MUST BE FIRED IN PULSE MODE FOR SPIN AXIS REORIENTATION MANEUVER
47	SPACECRAFT SPIN AXIS PARALLEL TO SUN VECTOR
48	ILLEGAL FIRING MODE FOR THREE-AXIS STABILIZED; CAN FIRE IN A CONTINUOUS MODE ONLY
49	REQUESTED JET NAME/DATA NAME/FIRING MODE COMBINATION NOT AVAILABLE
50	STATION NOT FOUND ON STATION FILE;MANEUVER CANNOT CONTINUE
51	ANTENNA BELOW MINIMUM ELEVATION
52	EARTH OUT OF SENSOR FIELD OF VIEW;MANEUVER CANNOT CONTINUE
53	MANEUVER CANNOT CONTINUE DUE TO EARTH SENSOR BLANKING, SATURATION OR UNDEFINED EARTH TERMINATORS
54	EARTH SENSOR BLANKING OR SATURATION HAS OCCURRED
55	VIOLATION OF STATION ASPECT ANGLE CONSTRAINT

표 5-6 (계속)

에러번호	에러메시지 내용
56	VIOLATION OF SUN ANGLE CONSTRAINT(ASPECT ANGLE WITH RESPECT TO ROLLAXIS)
57	VIOLATION OF SUN ANGLE CONSTRAINT(ROLL ANGLE)
58	SUN OUT OF SENSOR FIELO OF VIEW : MANEUVER CANNOT CONTINUE
59	VIOLATION OF EARTH ANGLE CONSTRAING
60	VIOLATION OF MOON ANGLE CONSTRAINT
61	EARTH NOT VISIBLE IN EARTH SENSOR FIELD OR AT USER-SPECLFIED ORIENTATION ANGLE
62	OUT OF GAS : MANEUVER CANNOT CONTINUE
63	VLOLATION OF SUN-MANEUVER CANNOT CONTINUE
64	MOON NOT VISIBLE SENSOR FIELD OF VIEW OR AT USER-SPECIFIED ORIENTATION ANGLE
65	UMBRA WARNING; SATELLITE HAS ENTERED UMBRA
66	PENUMBRA WARNING; SATELLITE HAS ENTERED PENUMBRA
67	VLOLATION OF SUN-EARTH SEPARATION ANGLE
68	REGULARLY SCHEDULED INTERRUPT
69	SCHEDULED INTERRUPT
70	SUN NOT VISIBLE IN SENSOR FIELD OF VIEW INOT CRITICAU
71	ILLEGAL EARTH SENSOR CHOSEN AS REFERENCE SENSOR : LEGAL TYPES ARE EARTHN, EARTHS

표 5-7 ISMS의 출력 개요

기 능	출력 내용	파일명	형식	UNIT	출력 제어
	Driver 제어데이터	OUT.DAT	F	6	필수
	Data Control flag	OUT.DAT	F	6	필수
	입력 Common블럭	"	F	6	선택 (표 3.1의 IPRINT참조)
	위성체 상태파일	END.BIN	U	52	선택 (표 3.1의 IWWRAT참조)
	에러 경고파일	OUT.DAT	F	6	필수
	궤도자료	OUT.DAT	F	6	필수 (표 3.4의 OPTION참조)
	Ephem 파일	OUT.DAT	F	6	필수 (표 3.4의 OPTION참조)
	위성체 자료 요약	OUT.DAT	F	6	선택 (표 3.4의 OPTPR 참조)
	입력 요약	OUT.DAT	F	6	선택 (표 3.4의 OPTPR 참조)
	근사/상세목표이력	OUT.DAT	F	6	필수
	근사목표 요약	OUT.DAT	F	6	필수
	상세목표 요약	OUT.DAT	F	6	필수
	명령 파일	COMMANP.DAT	F	8	필수
		COMMANP.BIN	U	95	
	테이블 출력	TABLE.BIN	F	45	선택
		TABLE.BIN	U	93	(표 3.4의 OPTION참조)
	자세자료	MERCA.DAT	F	35	선택 (표 3.1의 IMERC 참조)

DRIVER CONTROL CARDS

TARG INTERNAL TERMINAL 0 0 0 1
ISMS TARGETING TEST

DATA INPUT

INPUT	10	0.8907300000D+06	MANEUVER START TIME
INPUT	11	0.1026040000D+06	
INPUT	12	0.8907310000D+06	MANEUVER STOP TIME
INPUT	13	0.9260400000D+05	
INPUT	18	0.2000000000D+01	COARSE + FINE TARGETING WITH TABLE
INPUT	14	0.1000000000D+02	SCAN INCREMENT
INPUT	29	0.1025854000D+03	SPIN AXIS RIGHT ASCENSION
INPUT	30	-0.8902340000D+02	SPIN AXIS DECLINATION
INPUT	31	0.6000000000D+02	SPIN RATE
INPUT	43	SPINNING	ATTITUDE SPEC.
INPUT	44	TANK1	TANK NAME
INPUT	45	TANK2	TANK NAME
INPUT	46	TANK3	TANK NAME
INPUT	60	0.3250000000D+03	TANK PRESSURE
INPUT	61	0.3250000000D+03	
INPUT	62	0.3250000000D+03	
INPUT	68	0.2330000000D+02	TANK TEMPERATURE
INPUT	69	0.2330000000D+02	
INPUT	70	0.2330000000D+02	
INPUT	78	R1 , 1	JET NAMES
INPUT	79	R2 , 2	
INPUT	84	0.1000000000D+01	PULSED MODE FIRING
INPUT	93	0.2000000000D+01	DRIFT ZONAL EFFECT
INPUT	94	0.5000000000D+01	MANEUVER AT ABS. LONGITUDE
INPUT	96	0.1159000000D+03	SUBSATELLITE LONGITUDE
INPUT	107	0.1000000000D+01	DESIRED CHANGE IN INCLINATION
INPUT	108	0.1000000000D+01	DESIRED CHANGE IN NODE
INPUT	109	0.1000000000D+01	DESIRED CHANGE IN DRIFT RATE
INPUT	119	0.0000000000D+00	INCLINATION GOAL
INPUT	120	0.0000000000D+00	NODE GOAL
INPUT	121	0.5100000000D-01	DRIFT RATE GOAL
INPUT	134	0.0000000000D+00	INPUT SUMMARY
JETS	63	0.6310300000D+02	INLET FUEL PRESSURE
JETS	64	0.6310300000D+02	
JETS	65	0.6310300000D+02	
JETS	68	0.1369900000D+02	INLET FUEL TEMPERATURE
JETS	69	0.1369900000D+02	
JETS	70	0.1369900000D+02	

그림 5-1 프로그램 운영제어 자료와 자료제어기.

INPUT COMMON BLOCK VALUES

PAGE 1

COMMON BLOCK INPUT -

POS * NAME *	VALUE	POS * NAME *	VALUE
1 TYPE	0.000000000000D+00	2 OSCEP1	0.421645500000D+05
3 OSCEP2	0.137100000000D-03	4 OSCEP3	0.000000000000D+00
5 OSCEP4	0.819105000000D+02	6 OSCEP5	0.143311700000D+03
7 OSCEP6	0.279181900000D+03	8 TIMEP1	0.890604000000D+06
9 TIMEP2	0.335400000000D+05	10 TIMST1	0.890604000000D+06
11 TIMST2	0.335400000000D+05	12 TIMSP1	0.890730000000D+06
13 TIMSP2	0.335400000000D+05	14 XINC	0.000000000000D+00
15 PERT	0.000000000000D+00	16 SLPFLG	0.000000000000D+00
17 STEP	0.600000000000D+02	18 OPTION	0.300000000000D+01
19 XOUT	0.720000000000D+03	20 SATID	0.123456700000D+07
21 XSUN1	0.000000000000D+00	22 XSUN2	0.180000000000D+03
23 XMOON1	0.000000000000D+00	24 XMOON2	0.180000000000D+03
25 STNAM1		26 STNAM2	
27 ANTENA		28 XSSRCE	0.000000000000D+00
29 SARA	0.000000000000D+00	30 SADEC	0.000000000000D+00
31 SPNRT	0.000000000000D+00	32 PSI	0.000000000000D+00
33 THETA	0.000000000000D+00	34 PHI	0.000000000000D+00
35 SUNSEN	SUN1	36 ERTSEN	EARTHN
37 PASMIN	0.000000000000D+00	38 PASMAY	0.180000000000D+03
39 ERTETA	-0.200000000000D+01	40 EULER1	0.000000000000D+00
41 EULER2	0.000000000000D+00	42 EULER3	0.000000000000D+00
43 XSPIN		44 TANKN1	
45 TANKN2		46 TANKN3	
47 TANKN4		48 TANKN5	
49 TANKN6		50 TANKN7	
51 TANKN8		52 TANKW1	0.000000000000D+00
53 TANKW2	0.000000000000D+00	54 TANKW3	0.000000000000D+00
55 TANKW4	0.000000000000D+00	56 TANKW5	0.000000000000D+00
57 TANKW6	0.000000000000D+00	58 TANKW7	0.000000000000D+00
59 TANKW8	0.000000000000D+00	60 TANKP1	0.000000000000D+00
61 TANKP2	0.000000000000D+00	62 TANKP3	0.000000000000D+00
63 TANKP4	0.000000000000D+00	64 TANKP5	0.000000000000D+00
65 TANKP6	0.000000000000D+00	66 TANKP7	0.000000000000D+00
67 TANKP8	0.000000000000D+00	68 TANKT1	0.000000000000D+00
69 TANKT2	0.000000000000D+00	70 TANKT3	0.000000000000D+00
71 TANKT4	0.000000000000D+00	72 TANKT5	0.000000000000D+00
73 TANKT6	0.000000000000D+00	74 TANKT7	0.000000000000D+00
75 TANKT8	0.000000000000D+00	76 VALVE	0.100000000000D+01

그림 5-2 입력 COMMON 블럭.

77	PLUSWT	0.000000000000D+00	78	XJET1	
79	XJET2		80	XJET3	
81	XJET4		82	ATTJET	
83	CENDIS	0.000000000000D+00	84	XMODE	0.200000000000D+01
85	XINTP1	0.000000000000D+00	86	XINTP2	0.000000000000D+00
87	XINTP3	0.000000000000D+00	88	XINTP4	0.000000000000D+00
89	SECTOR	-0.100000000000D+01	90	SECTWD	0.450000000000D+03
91	SECMAX	0.360000000000D+04	92	DT	0.100000000000D+02
93	DRFTG	0.000000000000D+00	94	TIMOPT	0.100000000000D+01
95	CENTER	0.000000000000D+00	96	BOUND1	0.000000000000D+00
97	XMNOPT	0.100000000000D+01	98	XDV1	0.000000000000D+00
99	XDV2	0.000000000000D+00	100	XDV3	0.000000000000D+00
101	BOUND2	0.000000000000D+00	102	ATTOPT	0.100000000000D+01
103	CONVRG	0.100000000000D+01	104	XG01	0.000000000000D+00
105	XG02	0.000000000000D+00	106	XG03	0.000000000000D+00
107	XG04	0.000000000000D+00	108	XG05	0.000000000000D+00
109	XG06	0.000000000000D+00	110	XG07	0.000000000000D+00
111	XG08	0.000000000000D+00	112	XG09	0.000000000000D+00
113	XG010	0.000000000000D+00	114	XG011	0.000000000000D+00
115	XG012	0.000000000000D+00	116	GVAL1	0.000000000000D+00
117	GVAL2	0.000000000000D+00	118	GVAL3	0.000000000000D+00
119	GVAL4	0.000000000000D+00	120	GVAL5	0.000000000000D+00
121	GVAL6	0.000000000000D+00	122	GVAL7	0.000000000000D+00
123	GVAL8	0.000000000000D+00	124	GVAL9	0.000000000000D+00
125	GVAL10	0.000000000000D+00	126	GVAL11	0.000000000000D+00
127	GVAL12	0.000000000000D+00	128	TIMRE1	0.000000000000D+00
129	TIMRE2	0.000000000000D+00	130	RADDV	0.000000000000D+00
131	XMOSES	0.100000000000D+01	132	GSARA	0.000000000000D+00
133	GSADec	0.000000000000D+00	134	OPTPR	0.200000000000D+01
135	SENFLG	0.100000000000D+01	136	AAFLAG	0.100000000000D+01
137	SYNCFG	0.100000000000D+01	138	ERTHFG	0.000000000000D+00

그림 5-2 (계속).

***** PROGRAM ORBITAL DATA PAGE *****

EPOCH INFORMATION

TIME OF EPOCH 89 7 30 9 26 4
 SUN. , JULY 30, 1989 9 HRS. 26 MINS. 4 SEC. U. T.

OSCULATING KEPLERIAN ELEMENTS

SMA (KM)	ECC	INC (DEG.)	NODE (DEG.)	ARG PER (DEG.)	MEAN ANOM (DEG.)
42166.65	0.00049213	0.0182	258.1194	288.4958	18.8262

POSITION AND VELOCITY COMPONENTS

X (KM)	Y (KM)	Z (KM)	DX (KM/SEC)	DY (KM/SEC)	DZ (KM/SEC)
-38054.04	-18117.97	-10.66	1.321857	-2.777496	0.000593

MISCELLANEOUS

LAT (DEG.)	LONG +E (DEG.)	GHA (DEG.)	APOGEE (KM)	PERIGEE (KM)	PERIOD
-0.0145	115.9448	89.5149	42187.41	42145.90	23.937

END CONDITIONS

TIME OF END 89 7 31 9 26 4
 MON. , JULY 31, 1989 9 HRS. 26 MINS. 4 SEC. U. T.

OSCULATING KEPLERIAN ELEMENTS

SMA (KM)	ECC	INC (DEG.)	NODE (DEG.)	ARG PER (DEG.)	MEAN ANOM (DEG.)
42166.64	0.00048933	0.0147	247.4746	297.4402	21.4874

POSITION AND VELOCITY COMPONENTS

X (KM)	Y (KM)	Z (KM)	DX (KM/SEC)	DY (KM/SEC)	DZ (KM/SEC)
-37744.51	-18755.24	-7.10	1.368286	-2.754885	0.000594

MISCELLANEOUS

LAT (DEG.)	LONG +E (DEG.)	GHA (DEG.)	APOGEE (KM)	PERIGEE (KM)	PERIOD
-0.0096	115.9223	90.5004	42187.27	42146.01	23.937

그림 5-3 궤도 자료.

INITIAL CONDITIONS

TIME OF START 89 7 30 9 26 4
 SUN. , JULY 30, 1989 9 HRS. 26 MINS. 4 SEC. U.T.

OSCULATING KEPLERIAN ELEMENTS

SMA (KM)	ECC	INC (DEG.)	NODE (DEG.)	ARG PER (DEG.)	MEAN ANOM (DEG.)
42166.65	0.00049213	0.0182	258.1194	288.4958	18.8262

POSITION AND VELOCITY COMPONENTS

X (KM)	Y (KM)	Z (KM)	DX (KM/SEC)	DY (KM/SEC)	DZ (KM/SEC)
-38054.04	-18117.97	-10.66	1.321857	-2.777496	0.000593

MISCELLANEOUS

LAT (DEG.)	LONG +E (DEG.)	GHA (DEG.)	APOGEE (KM)	PERIGEE (KM)	PERIOD
-0.0145	115.9448	89.5149	42187.41	42145.90	23.937

DURATION OF FLIGHT = 1.00 DAYS 0.00SEC.
 SHADOW ENCOUNTERED = NO
 EARTH/MOON INTERFERENCE = NO
 SUN/MOON EFFECT = ON
 CREATE EPHEM = ON
 OPTIONAL PRINTOUT = OFF
 SLP FILE = OFF

그림 5-3 (계속)

ALL OUTPUT KM., KM/SEC, AND DEG.

INERTIAL TRUE EQUATOR AND EQUINOX OF DATE

DATE JULY 30, 1989 19HRS 47MINS 14SEC (JULIAN DATE=2447738.3245)

ELAPSED TIME FROM EPOCH= 0.0DAYS 0.0HRS 0.0MIN 0.0SEC

VEHICLE WAS IN SUN LITE DURING PREVIOUS PRINT INTERVAL

X	42179.7623	Y	849.5578	Z	11.6002
DX	-0.06165299	DY	3.07224208	DZ	-0.00018655
R	42188.3187	V	3.07286064	VPA	89.9957851
SMA	42163.0800	ECC	0.000603100000	INC	0.016133900
LAN	258.6991400	AP	289.4566100	MA	172.9896800
TA	172.9981085	IERT	44.4433356	IMOON	16.2241315
LAT	0.0157542	LON	115.9221690	GHA	245.2316899

DATE JULY 31, 1989 7HRS 47MINS 14SEC (JULIAN DATE=2447738.8245)

ELAPSED TIME FROM EPOCH= 0.0DAYS 12.0HRS 0.0MIN 0.0SEC

VEHICLE WAS IN SUN LITE DURING PREVIOUS PRINT INTERVAL

X	-42120.4947	Y	-1213.5638	Z	-9.8553
DX	0.08862047	DY	-3.07525817	DZ	0.00024863
R	42137.9747	V	3.07653482	VPA	90.0003175
SMA	42163.1595	ECC	0.000597343533	INC	0.014177790
LAN	252.5886917	AP	289.5934942	MA	359.4687820
TA	359.4681469	IERT	117.5165941	IMOON	21.9493092
LAT	-0.0134004	LON	115.9258466	GHA	65.7244867

그림 5-4 EPHEM 출력.

MANEUVER CONTROL PROGRAM
INITIAL CONDITIONS

A.) COMMENTARY : ISMS TARGETING TEST

B.) EPOCH ORBITAL DATA

1.) EPOCH TIME (GMT) YR MO DA HR MN SC
89 7 30 9 26 4

2.) OSCULATING EPOCH ELEMENTS (TRUE OF DATE)

SMA(KM)	ECC	I(DEG)	RA NODE(DEG)	ARG PERI(DEG)	M(DEG)
42166.6	0.00049213	0.018	258.119	288.496	18.826

3.) EPOCH TRUE ANOMALY (TRUE OF DATE) 18.844 DEG

4.) EPOCH GH A 89.515 DEG

C.) INITIAL SPACECRAFT STATE

1.) ATTITUDE STATE (TRUE OF DATE)

SPIN RATE (RPM)	ATTITUDE		Z AXIS MISALIGNMENTS		
	ALPHA(DEG)	DEC(DEG)	PSI(DEG)	THETA(DEG)	PHI(DEG)
60.000	102.59	-89.02	0.00	0.00	0.00

2.) CONTROL JET STATE

ORBIT JET(S)	R1	R2
FIRING MODE	PULSED	SYN.
FUEL SYSTEM	SYSTEM1	SYSTEM1
INLET PRESS	63.10	63.10
INLET TEMP	13.70	13.70

THRUSTER GEOMETRY IN THE S/C PRINCIPLE SYSTEM
(THRUST IN LBS, TORQUE IN FT-LBS)

	X(IN.)	Y(IN.)	Z(IN.)	PHI(DEG)	THETA(DEG)
R1	3.970	40.112	21.683	29.715	-21.722
R2	-4.141	40.085	21.639	-29.659	-21.880

		X	Y	Z
R1	THRUST VECTOR	-0.068	-0.361	-0.146
R2	THRUST VECTOR	0.316	-0.177	-0.145
COMBINED JET THRUST VEC		0.248	-0.537	-0.292
R1	TORQUE VECTOR	0.187	-0.283	0.611
R2	TORQUE VECTOR	-0.099	0.317	-0.602
COMBINED JET TORQUE VEC		0.088	0.034	0.010

FIRST ESTIMATES FOR ORBIT JET(S) OF EFFECTIVE

THRUST(LBS)	ISP(SEC)	EL. ANG(DEG)
0.660	167.788	-26.234

COMPUTED FOR PULSE TRAIN STARTING AT PULSE 30.00
AND LASTING 10.00 PULSES WITH PULSE WIDTH OF 45.000 DEGREES

그림 5-5 입력 요약.

3.) FUEL SYSTEM STATE

TANK	PRES(PSIA)	TEMP(DEG.C)	FUEL WT(LB)	TANK	IZZ(SG-FT**2)
TANK1	325.000	23.300	75.215		11.23304
TANK2	325.000	23.300	75.159		11.22823
TANK3	325.000	23.300	75.147		11.22722
SYSTEM	PRES(PSIA)	FUEL WT(LB)	PRES DROP	TEMP DROP	
SYSTEM1	325.000	225.521	1.0000	1.0000	
CONFIGURATION SYSTEM1 (LIQUID) TANK1 TANK2 TANK3					

4.) MASS PROPERTIES

ATTACH WT(LB)	IZZ(SG-FT**2)	CG(IN)	S/C WT(LB)
0.000	165.681	69.091	994.331

D.) SENSOR SELECTION

- 1.) REFERENCE SENSOR REQUESTED SUN1
USING 450.0 SECTORS OUT OF A POSSIBLE 3600.0 SECTORS
- 2.) FIRING SECTOR REQUESTED FOR ORBIT JET(S)
(IF -1.0, SECTOR TO BE COMPUTED) USING SYNC CONTROLLER
R1 -1.0, R2 -1.0
- 3.) SUN SENSOR REQUESTED -- SUN1
SENFLG=+1 SENSOR READING MEASURED FROM +Z AXIS
- 4.) EARTH SENSOR REQUESTED -- EARTH1
SENFLG=+1 SENSOR READING MEASURED FROM +Z AXIS
- 5.) VELOCITY FOLLOWING -- NO (FLAG = 0.0)

E.) GROUND STATION DATA

NAME	ANTENNA	LAT	LONG	ELEV	IBAND	DELAY
		DEG(+N)	DEG(+E)	METERS		SEC
		37.947	284.538	-33.45	0	0.0000
STATION MASK CONTAINS 0.0 POINTS						

F.) USER SPECIFIED OPTIONS AND PARAMETERS

- 1.) TARGETING OPTION
COARSE PLUS FINE TARGETING WITH TABLES MANEUVER DEFINED BY INPUT GOALS
- 2.) MANEUVER INTERRUPTS
REGULARLY SCHEDULED 0.0
SPECIFIC INTERRUPTS 0.0
UNSCHEDULED INTERRUPTS ARE NOT ALLOWED
SEGMENT INTERRUPTS 0.0 BASED ON PULSES
- 3.) INCREMENTS
PULSE INCREMENT 10.000 PULSES
COAST TIME INCREMENT 60.000 SECONDS
MAX ITERATIONS 3.000
- 4.) OPTIONS
SUN/MOON EFFECT -- ON
SLP FILE REQUESTED -- NO
MANEUVER CENTERED -- NO
- 5.) METHOD OF CALCULATING DRIFT
ANALYTIC WITHOUT ZONALS

그림 5-5 (계속).

COARSE/FINE ITERATION HISTORY

PAGE 1

ITER	TRG DV	CUR DV	ATTITUDE USED	
	FT/SEC	FT/SEC	RA (DEG)	DEC (DEG)
1	0.475	0.475	102.585	-89.023

IGNITION TIME YR MO DA HR MN SC
 89 7 30 19 44 3

DELTA V DIRECTIONAL ERROR IN SPIN PLANE IS 0.455 PERCENT
 CONVERGE ON IN PLANE GOALS

	TYPE	GOAL	ACHIEVED	ERROR
SMA	0.0	0.00000000D+00	0.00000000D+00	0.00000000D+00
ECC	0.0	0.00000000D+00	0.00000000D+00	0.00000000D+00
ARG PERI	0.0	0.00000000D+00	0.00000000D+00	0.00000000D+00
INCL	1.0	0.00000000D+00	-0.28295476D-03	-0.28295476D-03
RA NODE	1.0	0.00000000D+00	0.38868244D+01	0.38868244D+01
DRIFT RATE	1.0	0.51000000D-01	0.46214382D-01	-0.47856175D-02
APOGEE	0.0	0.00000000D+00	0.00000000D+00	0.00000000D+00
PERIGEE	0.0	0.00000000D+00	0.00000000D+00	0.00000000D+00
PLANE	0.0	0.00000000D+00	0.00000000D+00	0.00000000D+00
BURN TIME	0.0	0.00000000D+00	0.00000000D+00	0.00000000D+00
PULSES	0.0	0.00000000D+00	0.00000000D+00	0.00000000D+00
DV MAG	0.0	0.00000000D+00	0.00000000D+00	0.00000000D+00

그림 5-6 근사/상세 목표 이력 파일.

***** MANEUVER CONDITIONS *****

COMMENTARY : ISMS TARGETING TEST

TIME OPTION : IGNITION TIME AT LONGITUDE OF 115.9 DEG E

MANEUVER GOALS	SMA	ECC	ARG PER	INC	NODE		
	KM		DEG	DEG	DEG		
	FREE	FREE	FREE	DELTA	DELTA		
				0.00000	0.0000		
	DRIFT	APOGEE	PERIGEE	PLANE	BURN	PULSES	DV
	DEG/DAY	KM	KM	DEG	SEC		FT/SEC
	DELTA	FREE	FREE	FREE	FREE	FREE	FREE
	0.0558						
	TOL						
	0.0010						

ATTITUDE OPTION -- INPUT ATTITUDE

CONTROL OPTION -- SECTOR CALCULATED OR GIVEN

***** MANEUVER REPORT *****

COARSE TARGETING ESTIMATES

MANEUVER TIME - 89 7 30 19 44 3 GMT
 JET(S) USED - R1 R2
 FIRING MODE - PULSED
 SECOND JET FIRING SIMULTANEOUSLY WITH FIRST
 REFERNECE SENSOR TYPE - SUNI
 EARTH SENSOR TYPE - EARTHN
 NO OF PULSES - 194
 FUEL USED - 0.0969 LB
 JET ONTIME - 24.341 SEC
 0.406 MIN
 TOTAL MANEUVER TIME - 191.000 SEC
 3.183 MIN

그림 5-7 근사목표 요약.

***** MANEUVER EFFECTS AS PREDICTED BY COARSE TARGETING *****

ORBITAL PARAMETERS

MANEUVER TIME (GMT)						MANEUVER CENTER TIME (GMT)					
YR	MO	DA	HR	MN	SC	YR	MO	DA	HR	MN	SC
89	7	30	19	44	3	89	7	30	19	45	32

OSCULATING ELEMENTS

	SMA KM	ECC	I DEG	RA NODE DEG	ARG PERI DEG	M DEG
INITIAL	42167.02	0.00051049	0.016	254.426	295.035	171.259
TARGET	42162.67	0.00061253	0.016	254.426	293.571	172.723
DELTA	-4.34	0.00010204	0.000	0.000	-1.464	1.464

INERTIAL ELEMENTS

	X KM	Y KM	Z KM	XDOT KM/SEC	YDOT KM/SEC	ZDOT KM/SEC
INITIAL	42184.9	536.2	11.6	-0.038816	3.072761	-0.000247
TARGET	42184.9	536.2	11.6	-0.038814	3.072603	-0.000247
DELTA	0.0	0.0	0.0	0.000002	-0.000158	0.000000

POSITION TOLERANCES ARE 10.00 KM AND 0.500 DEGREES

VELOCITY VECTOR IN RADIAL/TANGENTIAL/NORMAL SYSTEM

	R KM/SEC	T KM/SEC	N KM/SEC
INITIAL	0.023069	3.072920	-0.000067
TARGET	0.023067	3.072761	-0.000067
DELTA	-0.000001	-0.000158	0.000000

DELTA VELOCITY MAGNITUDE 0.000158 KM/SEC

MISCELLANEOUS ORBITAL PARAMETERS

	APOGEE KM	PERIGEE KM	DRIFT RATE DEG/SDAY(+E)	AVERAGE LONGITUDE DEG(+E)	INSTANTANEOUS LONGITUDE DEG(+E)
INITIAL	42188.5	42145.5	-0.03631		
TARGET	42188.5	42136.8	0.01930	115.9092	115.9227
DELTA	0.0	-8.6	0.05561		

그림 5-7 (계속).

***** COARSE TARGETING SPIN AXIS REORIENTATION INFORMATION *****

ATTITUDE	ALPHA	DECLINATION
	DEG	DEG
INITIAL	102.585	-89.023
COMPUTED	238.135	-45.765
PRECESSION ANGLE -	44.937	DEG

(SHORT ROUTE TOWARD NEGATIVE ORBIT NORMAL)

AT THE IGNITION TIME COMPUTED BY COARSE TARGETING
THE INPUT ATTITUDE VIOLATES THE FOLLOWING CONSTRAINTS

NONE OF THE CONSTRAINTS ARE VIOLATED

NO ATTITUDE JET WAS REQUESTED
NO FURTHER REORIENTATION INFORMATION IS AVAILABLE

그림 5-7 (계속)

***** MANEUVER CONDITIONS *****

COMMENTARY : ISMS TARGETING TEST

TIME OPTION : IGNITION TIME AT LONGITUDE OF 115.9 DEG E

MANEUVER GOALS	SMA	ECC	ARG PER	INC	NODE
	KM		DEG	DEG	DEG
	FREE	FREE	FREE	DELTA	DELTA
				0.00000	0.0000

DRIFT	APOGEE	PERIGEE	PLANE	BURN	PULSES	DV
DEG/DAY	KM	KM	DEG	SEC		FT/SEC
DELTA	FREE	FREE	FREE	FREE	FREE	FREE
	0.0510					
TOL	0.0010					

ATTITUDE OPTION -- INPUT ATTITUDE

CONTROL OPTION -- SECTOR CALCULATED OR GIVEN

***** MANEUVER REPORT *****

FINE TARGETING RESULTS

MANEUVER TIME - 89 7 30 19 44 3 GMT

JET(S) USED - R1 R2

FIRING MODE - PULSED

SECOND JET FIRING SIMULTANEOUSLY WITH FIRST

REFERENCE SENSOR NAME - SUN1

EARTH SENSOR NAME - EARTHN

NO OF PULSES - 191

NO OF SEGMENTS - 1

FUEL USED - 0.0973 LB

TOTAL SEG. DURATION - 191.000 SEC

3.183 MIN

TOTAL MANEUVER TIME - 191.000 SEC

3.183 MIN

***** SUMMARY OF MESSAGES DURING MANEUVER *****

MESSAGE NUMBER = 64

MOON NOT VISIBLE IN SENSOR FIELD OF VIEW OR USER SPECIFIED ORIENTATION ANGLE

그림 5-8 상세 목표 요약.

***** MANEUVER SUMMARY ***** PAGE 2

VARIABLE(UNITS)	IGNITION	END THRUST	NO THRUST	DELTA(END-NO)
EPOCH(YMMDD)	890730.0	890730.0	890730.0	0.0
(HHMSS)	194403.0	194714.0	194714.0	0.0
1) OSCULATING KEPLERIAN				
SMA(KM)	42167.03	42163.08	42167.00	-3.93
ECC(N/A)	0.0005103	0.0006031	0.0005107	0.0000924
INC(DEG.)	0.0164404	0.0161339	0.0164427	-0.0003088
RA NODE(DEG.)	254.43857	258.69914	254.41140	4.28774
ARG PER(DEG.)	295.06113	289.45661	295.00429	-5.54768
MA(DEG.)	170.84775	172.98968	171.72977	1.25991
2) POSITION AND VELOCITY				
X(KM)	42187.5	42179.8	42179.8	0.0
Y(KM)	262.7	849.6	849.6	0.0
Z(KM)	11.6	11.6	11.6	0.0
VX(KM/SEC)	-0.018884	-0.061653	-0.061657	0.000004
VY(KM/SEC)	3.072950	3.072242	3.072385	-0.000143
VZ(KM/SEC)	-0.000242	-0.000187	-0.000254	0.000067
3) RTN VELOCITY VECTOR				
VR(KM/SEC)	0.000249	-0.042523	-0.042526	0.000003
VT(KM/SEC)	3.073008	3.072566	3.072710	-0.000143
VN(KM/SEC)	0.000000	0.000067	0.000000	0.000067
4) MISCELLANEOUS ORBIT				
RMAG(KM)	42188.27	42188.32	42188.32	0.00
VMAG(KM/S)	3.0730081	3.0728607	3.0730039	-0.0001432
LAT(DEG+N)	0.015810	0.015754	0.015746	0.000009
LONG(DEG+E)	115.92309	115.92218	115.92220	-0.00002
DRIFT(DEG/DAY+E)	-0.03646	0.01414	-0.03614	0.05028
GHA(DEG.)	244.43366	245.23167	245.23167	0.00000
PERIOD(HR)	23.9369	23.9335	23.9369	-0.0033
APOGEE(KM)	42188.55	42188.51	42188.54	-0.03
PERIGEE(KM)	42145.51	42137.65	42145.47	-7.82
5) ATTITUDE				
RT_ASC(DEG.)	102.58540	110.00232	102.58540	7.41692
DEC(DEG.)	-89.02340	-88.99710	-89.02340	0.02630
SPIN(RPM)	60.00000	60.00000	60.00000	0.00000
6) SPACECRAFT STATE				
S/C WT(LB)	994.33143	994.23408	994.33143	-0.09734
S/C IZZ(SG F**2)	165.680621	165.672326	165.680621	-0.008295
S/C CGZ(IN)	69.09096	69.09181	69.09096	0.00086
DELTA-V(FT/S)	0.00000	0.52028	0.00000	0.52028
EFFSTR(R1)	1.0000	192.0000		
SECTOR	2135	2135		
EFFSTR(R2)	1.0000	192.0000		
SECTOR	2135	2135		

그림 5-8 (계속)

GMT							
TIME	PULSE	SMA	ECC	INC	NODE	AP	MA
H M S	NO.	KM		DEG.	DEG.	DEG.	DEG.
1944 3	0	42167.0	0.0005103	0.01644	254.4386	295.0611	170.8478
194413	10	42166.9	0.0005140	0.01643	254.6106	294.7996	170.9790
194423	20	42166.7	0.0005184	0.01641	254.8125	294.5106	171.1079
194433	30	42166.5	0.0005231	0.01639	255.0241	294.2150	171.2338
194443	40	42166.3	0.0005278	0.01638	255.2411	293.9166	171.3569
194453	50	42166.1	0.0005326	0.01636	255.4601	293.6183	171.4779
1945 3	60	42165.9	0.0005375	0.01634	255.6823	293.3193	171.5966
194513	70	42165.7	0.0005424	0.01633	255.9066	293.0201	171.7132
194523	80	42165.4	0.0005474	0.01631	256.1327	292.7212	171.8278
194533	90	42165.2	0.0005523	0.01629	256.3601	292.4229	171.9405
194543	100	42165.0	0.0005573	0.01628	256.5887	292.1252	172.0514
194553	110	42164.8	0.0005623	0.01626	256.8182	291.8283	172.1605
1946 3	120	42164.6	0.0005673	0.01624	257.0485	291.5322	172.2681
194613	130	42164.4	0.0005724	0.01623	257.2795	291.2370	172.3741
194623	140	42164.2	0.0005774	0.01621	257.5111	290.9427	172.4785
194633	150	42164.0	0.0005824	0.01620	257.7432	290.6494	172.5815
194643	160	42163.7	0.0005875	0.01618	257.9758	290.3570	172.6831
194653	170	42163.5	0.0005925	0.01616	258.2088	290.0655	172.7834
1947 3	180	42163.3	0.0005976	0.01615	258.4421	289.7750	172.8823
194713	190	42163.1	0.0006026	0.01614	258.6758	289.4855	172.9800
194714	191	42163.1	0.0006031	0.01613	258.6991	289.4566	172.9897

그림 5-9 테이블 출력.

제 6 장 요약과 결론

인공위성의 궤도조정은 현재의 위성의 궤도를 원하는 시각에서 목표궤도로 변환하는 일련의 과정이다. 인공위성의 궤도는 외부 환경 때문에 끊임없이 변한다. 변하는 궤도를 원하는 궤도로 유지하기 위해서는 위성의 궤도에 영향을 미치는 외부 환경과 위성체 자체에 대한 모델링이 필요하며 어떤 특정한 mission에 대한 사전 분석이 충분하게 연구되어야 한다.

이 연구의 1차년도에는 궤도조정에 필수적인 위성체 내의 요소들의 모델링과 그 S/W를 개발하였고, 궤도조정 알고리즘이 고안되었다. 위성체내의 요소들이란 위성체의 질량 모델, 추진계 모델, 자세감지 모델, 자세모델, 전자모델 그리고 목표 모델이며, 위성의 궤도의 영향이 미치는 외부 환경으로 지구 비대칭 중력, 태양과 달의 인력, 그리고 태양의 복사압 등이 고려되었다.

이 연구의 마무리 년도인 2차년도에는 1차년도에 개발된 S/W를 종합하여 일반적인 궤도조정 S/W시스템 ISMS를 완성하였다. 여기서 일반적이라 함은 궤도조정에 필요한 위성체 자체 자료를 외부 파일로 수록함으로써 위성체가 변하더라도 그 자료만 바꾸어 놓으면 궤도조정을 할 수 있도록 고안되었기 때문이다.

완성된 ISMS로 동경 116도의 적도 상공에 위치한 가상적인 정지위성의 동서방향 및 남북방향의 위치보존을 약 6개월간 수행한 결과에 의하면 동서 및 남북방향의 위치보존 한계를 ± 0.1 도로 하였을 때 동서방향은 평균적으로 26일마다, 남북방향은 평균적으로 80일마다 궤도 조정을 수행하여야 한다. 이러한 결과는 Agrawal(1986)이 해석학적인 방법으로 근사적으로 구한 주기와 거의 일치하며, 이 연구에서 사용한 방법은 인공위성의 궤도에 영향을 끼치는 주요한 힘들을 모두 고려하였기 때문에 그가 구한 값들보다 정확도에 있어 더 신뢰할 수 있다. 또한, 궤도조정시마다 궤도조정 요소들이 산출되도록 S/W를 작성하였기 때문 mission 분석자가 위성의 상태들을 쉽게 파악하고 그에 따라 앞으로 수행하여야 할 일들이 무엇인지를 판단하고 결정할

수 있도록 하였다. 이와 더불어 ISMS를 이용하려는 사람들을 위하여 그 사용방법을 menu식으로 만들어 위성의 궤도조정을 원활히 수행할 수 있도록 고안하였다.

끝으로, ISMS는 궁극적으로 위성의 자세 결정과 자세제어 S/W시스템 까지도 포함 되어야 한다. 이 연구의 1차년도에서도 언급하였듯이 외부환경은 인공위성의 궤도 뿐만아니라 자세까지도 변화시키기 때문에 인공위성의 자세에 대한 정보를 모르고서는 원활한 궤도조정을 수행할 수 없다. 따라서 ISMS는 추후 자세 결정과 자세제어 S/W도 개발하여 상호 보완될 때 비로서 완전한 위성의 궤도조정 S/W시스템이 될 수 있다. 이와 더불어 인공위성의 천문항해(astro-navigation)을 대비하여 태양과 달, 더 나아가 행성들의 매우 정확한 위치결정 S/W 개발도 필수적이라 하겠다.

참고문헌

- 김천휘, 안영숙, 신종섭, 박필호, 최규홍, 이병선, 박상영, 홍일희, 박재우, 이정숙, 최윤정, 1988, 과학기술처, N8713.
- 최규홍, 박재우, 이병선, 조중현, 이용삼, 1986, 한국우주과학회, 3, 93.
- 최규홍, 박재우, 김경미, 1987, 한국우주과학회, 4, 25.
- Agrawal, B.N. 1986, Design of Geosynchronous Spacecraft(Prentice-Hall:London).
- Barrar, R. B. 1961, Astron, J., 66, 11.
- Balsam, R. E. 1969, J. Spacecraft and Rocket, 6, 805.
- Bielkowitz, P. 1966, AIAA J., 4, 2190.
- Biltzer, N. 1965, J. Geophysical Research, 70, 3987.
- Chebotarev, G. A. 1964, AIAA. J., 2, 203.
- Egorova, A. V. 1963, AIAA J., 1, 522.
- Francis, M. P., Gedeon, G. S. and Douglas, B. C. 1966, AIAA J., 4, 1281.
- Gaposchkin, E. M. 1974, J. Geophysical Research, 79, 5377.
- Gartrell, C. F. 1983, J. Guidance, 6, 220.
- Gedeon, G. S. 1969, Astron. J., 67, 108.
- Izsak, I. G. 1961, Celestial Mechanics, 1, 167.
- Hagihara, Y. 1962, Astron. J., 66, 129.
- Kale, P. and Pangarion, S. 1989, International J. of Satellites Communications, 381.
- Kalil, F. and Martikan, F. 1963, AIAA J., 1, 2041.
- Kaplan, M. H. 1976, Modern Spacecraft Dynamics & Control(John Wiley & Sons : New York).
- King-Hele, D.G. 1960, Nature, 187, 490.
- King-Hele, D. G. 1983, Observing Earth Satellites(Macmillan London : London).
- Kozai, Y. 1961a, Astron, J., 66, 8.
- Kozai, Y. 1961b, Astron, J., 66, 355.
- Kozai, Y. 1962, Astron, J., 67, 446.
- Lane, M. T. 1989, Celestial Mechanics, 42, 3.
- Liu, J. J. F. 1974, AIAA J., 12, 1511.
- Maral, G. and Bousquet, M. 1986, Satellite Communications Systems(John Wiley & sons : Newyork).
- Milani, A., Novili, A. M. and Farinella, P. 1987, Non-Gravitational Perturbations and Satellite Geodesy(Adam Hilger : England).

- Musen, P. 1960, J. Geophysical Research, 65, 1391.
- Musen, P. 1961a, J. Geophysical Research, 66, 1659.
- Musen, P. 1961b, J. Geophysical Research, 66, 2797.
- Newton, R. R., Hopfield, H. S. and Kline, R. C. 1961, Nature, 190, 617.
- Olds, R. H. 1963, AIAA J., 1, 848.
- Pocha, J. J. 1987, An Introduction to Mission Design for Geostationary Satellite(D. Reidel : Dordrecht).
- Polyakhova, Y. N. 1963, AIAA J., 1, 2893.
- Roy, A.E. 1978, Orbital Motion(John Wiley & Sons : Newyork)
- Shapiro, I. I. and Jones, H. M. 1961, Science, 134, 973.
- Sheffield, C. 1966, AIAA J., 4, 688.
- Smith, D. E., Lerch, F. J., Marsh, J. G., Wagner, C. A., Kolenkiewiz, R. and Khan, M. A. 1976, J. Geophysical Research, 81, 1006.
- Taff, L. G. 1985, Celestial Mechanics(John Wiley & Sons : Newyork).
- Tanaka, A., Mirata, Minemo, H. and Miyashita, M. 1986, Proceedings of the Second International Symposium on Spacecraft Flight Dynamics (Darmstadt : Germany).
- Upton, E., Bailie, A. and Musen, P. 1959, Science, 130, 1710.
- Wnuk, E. 1988, Celestial Mechanics, 44, 179.

<부록>

GOES - 5 위성체의 자료

(1) 위성체의 질량모델 자료(Spacecraft mass properties data)

표 1-1. 위성체의 무게와 연료체계
(Vehicle weight and fuel system)

변수정의	Definition	영국단위	미터법 단위
위성체의 무게	Vehicle weight(total spacecraft weight including fuel pressurant weight, minus fuel weight and detachable hardware weight)	768.81 lb	348.72kg
연료탱크의 수	number of individual tanks	3 개	3 개
연료체계의 수	number of tank combinations	1 개	1 개

표 1-2. 첫번째 탱크자료(First Tank Data)

변수정의	Definition	영국단위	미터법 단위
탱크 명	Alphanumeric name of tank	TANK1	TANK1
탱크의 부피	Volume of tank	2504.270 in ³	410.3763x10 ⁻⁴ m ³
탱크의 무게	Loading weight of fuel in tank	75.69333 lb	34.33392kg
탱크의 압력	Loading pressure in tank	332.28 lb/in ²	22.909899 bars
탱크의 온도	Loading temperature (temperature at time loading pressure measurement was taken)	21.950° C	21.950° C
탱크의 X좌표	X geometric location of tank	-21.2350 in	-53.9369 cm
탱크의 Y좌표	Y geometric location of tank	21.191640 in	53.826766 cm
탱크의 Z좌표	Z geometric location of tank	60.385 in	153.3779 cm

표 1-3. 두번째 탱크자료(Second Tank Data)

변수정의	Definition	영국단위	미터법 단위
탱크명	Alphanumeric name of tank	TANK2	TANK2
탱크의 부피	Volume of tank	2507.480 in ³	410.9024x10 ⁻⁴ m ³
탱크의 무게	Loading weight of fuel in tank	75.69333 lb	34.33392kg
탱크의 압력	Loading pressure in tank	332.28 lb/in ²	22.909899 bars
탱크의 온도	Loading temperature	21.420° C	21.4200° C
탱크의 X좌표	X geometric location of tank	-21.23500 in	-31.07690 cm
탱크의 Y좌표	Y geometric location of tank	-21.19164 in	-53.82677 cm
탱크의 Z좌표	Z geometric location of tank	60.385 in	153.3779 cm

표 1-4. 세번째 탱크자료(Third Tank Data)

변수정의	Definition	영국단위	미터법 단위
탱크명	Alphanumeric name of tank	TANK3	TANK3
탱크의 부피	Volume of tank	2506.160 in ³	410.6860x10 ⁻⁴ m ³
탱크의 무게	Loading weight of fuel in tank	75.69333 lb	34.33392kg
탱크의 압력	Loading pressure in tank	332.28 lb/in ²	22.909899 bars
탱크의 온도	Loading temperature	21.290° C	21.290° C
탱크의 X좌표	X geometric location of tank	24.470000 in	62.153800 cm
탱크의 Y좌표	Y geometric location of tank	0.000000 in	0.000000 cm
탱크의 Z좌표	Z geometric location of tank	60.385 in	153.3779 cm

표 1-5. 탱크의 기타자료

변수정의	Definition	영국단위	미터법 단위
압력 강하상수	Pressure drop constant	1.0	1.0
온도 강하상수	Temperature drop constant	1.0	1.0
연료형태	Fuel type	액 체	액 체

표 1-6. 위성체의 무게중심의 관성모멘트
(Center of gravity and Moment of inertia mass properties)

변수정의	Definition	영국단위	미터법 단위
탱 크 명	Number of center of gravity locations versus spacecraft weight point(10개 이하)	3 개	3 개
위성체의 무게	Total weights of spacecraft with out fuel at which center of gravity locations are taken(or moment of inertia values are given); must be in order of increasing weight	678.81 lb 769.70 1612.42	348.73 kg 345.13 731.380
무게중심의 Z방향 위치 (Z 좌표)	Center of gravity locations along geometric spin axis measured from fixed origin (defined by spacecraft design) on this axis : correspond to spacecraft weights	inches 71.724000 71.498903 48.397063	cm 181.17896 181.60721 122.92854
무게중심의 X 좌표	X coordinate of center of gravity corresponding to spacecraft weights	0.0 0.0 0.0	0.0 0.0 0.0
무게중심의 Y 좌표	Y coordinate of center of gravity corresponding to spacecraft weights	0.0 0.0 0.0	0.0 0.0 0.0

표 1-6. 위성체의 무게중심의 관성모멘트(계속)

변수정의	Definition	영국단위	미터법 단위
회전관성 모멘트의 갯수	Number of spin moment of inertia values versus spacecraft weight points(10개 이하)	3 개	3 개
Z방향 관성 모멘트(I_{zz})	Moment of inertia about geometric spin axis corresponding to spacecraft weights	slug. ft ² 131.99213 131.99211 148.49211	kg. m ² 178.95726 178.95724 201.328227
X방향 관성 모멘트(I_{xx})	I_{xx} corresponding to spacecraft weights	0.0 0.0 0.0	0.0 0.0 0.0
Y방향 관성 모멘트(I_{yy})	I_{yy} corresponding to spacecraft weights	0.0 0.0 0.0	0.0 0.0 0.0

표 1-7. 연료탱크의 질량모델(Fuel tank mass property)

변수정의	Definition	영국단위	미터법 단위
연료탱크의 무게중심과 관성모멘트의 갯수	Number of center of gravity and values versus tank volume	12 개	12 개
기준밀도	Reference density at which table were calculated	0.0364 lb/in ³	1.0g/cm ³
연료탱크 자료의 기준좌표계 (Z 좌표)	Flag for tank reference system =0 or blank:spacecraft centered =1 : tank centered Both tank moments on inertia and tank center of gravity locations are measured in either the tank centered system or the setting of flag	위성체 geometric axis system	위성체 geometric axis system

표 1-7. 연료탱크의 질량모델(계속)

변수정의	Definition	영국단위	미터법 단위
연료의 체적	Fuel volumes at which tank mass property values have been calculated: must be in order of increasing volume	in ³ 0.0, 29.973 60.685, 100.332 158.371, 226.572 345.417, 496.956 771.362, 1300.458 1933.865 2519.748	x10 ⁻⁴ m ³ 0.0, 4.91169 9.94449, 16.44170 25.95236, 37.12850 56.60370, 81.43647 126.40358, 213.10688 316.90370 412.91272
위성의 Z축 관성 모멘트	Moment of inertia about tank/ spacecraft Z-axis corresponding to fuel volumes	slug. ft ² 0.0, .2503 .4978, .8088 1.2503, 1.7519 2.5888, 3.5978 5.2852, 8.1100 10.8313 12.6485	kg. m ² 0.0, 0.3394 0.6749, 1.0966 1.6952, 2.3753 3.5099, 4.8780 7.1658, 10.9957 14.6853 17.1491
위성의 X축 관성 모멘트	Moments of inertia about tank/ spacecraft X-axis corresponding to fuel volume	모 두 0.0	모 두 0.0
위성의 Y축 관성 모멘트	Moments of inertia about tank/ spacecraft Y-axis corresponding to fuel volume	모 두 0.0	모 두 0.0
위성의 무게 중심의 Z성분	Z-location of center of gravity corresponding to fuel volume	inches 52.0517, 57.1487 57.8164, 58.2430 58.6941, 58.8722 59.1753, 59.4213 59.6940, 59.9604 60.0995, 60.1659	cm 132.2113, 145.1577 146.8537, 147.9372 148.8544, 149.5382 150.3053, 150.9301 151.6228, 152.2994 152.6527, 152.8214

표 1-7. 연료탱크의 질량모델(계속)

변수정의	Definition	영국단위	미터법 단위
위성체 무게 중심의 X성분	X-location of center of gravity corresponding to fuel volume	모 두 0.0	모 두 0.0
위성체 무게 중심의 Y성분	Y-location of center of gravity corresponding to fuel volume	모 두 0.0	모 두 0.0

(2) 분사기에 대한 자료

표 2-1. 분사기에 대한자료(Jet physical Data)

변수정의	Definition	영국단위	미터법 단위
분사기의 수	Number of control jets assumed to be onboard spacecraft : maximum of 12 jets permitted	6 개	
분사기의 이름	Alphanumeric name of ith control jet(real or fictitious) assumed to be on board spacecraft, any arbitrary alphanumeric name of up to three characters	A1, A2 R1, R2, R3, R4	
분사기의 형태	Alphanumeric mnemonic specifying type of ith jet = AXIAL, axial jet = VERNIER, vernier jet = RADIAL, radial jet	A1, A2 : axial 형태 A1, R2, R3, R4 : radial 형태	
분사기의 X 좌표	Geometric X-coordinate of ith jet in spacecraft body geometric system	inches A1:-0.070337 A2:0.139925 R1:3.9704800 R2:-4.140930 R3:-3.946870 R4:4.1981800	cm -0.178656 0.355410 10.085019 -10.517962 -10.025050 10.663377
분사기의 Y 좌표	Geometric Y-coordinate of ith jet in spacecraft body geometric system	inches A1:40.29940 A2:-40.2868 R1:40.111970 R2:40.084680 R3:-40.11631 R4:-40.05057	cm 102.361848 -102.328472 101.884404 101.815087 -101.895427 -101.728448
분사기의 Z 좌표	Geometric Z-coordinate of ith jet(along geometric spin axis) in the spacecraft body geometric system	inches A1:91.5450 A2:91.5250 R1:90.7740 R2:90.7300 R3:90.701 R4:90.706	cm 232.5243 232.4735 230.5660 230.4542 230.3805 230.3932

표 2-1. 분사기에 대한자료(계속)

변수정의	Definition	크 기
분사기와 연결된 연료탱크 체계명	Tank systems connected to individual jets	모두 SYSTEM 1 과 연결
분사기의 분사 방법	Name of pulse calibration data to use for jet	모두 pulse 분사방식과 연속 분사방식 가능함
분사기의 spin offset 각	Spin offset mounting angle for ith jet; angle between radial vector from jet to geometric spin axis and projection of thrust vector onto geometric spin plane : = positive, if jet spins up S/C = negative, if jet spins down S/C	A1 : 40.74789 A2 : -46.97493 R1 : 29.71481 R2 : -29.65910 R3 : 29.67719 R4 : -29.77846
분사기의 elevation angle	Precession offset mounting angle of ith jet; angle between thrust vector and projection onto geometric spin plane = positive, if thrust component along geometric spin axis is positive = negative, if this componet is negative	A1 : -89.78643 A2 : -89.95896 R1 : -21.7220 R2 : -21.8800 R3 : -21.8790 R4 : -21.8780

(3) 센서에 대한 자료

표 3-1. 센서의 이름과 위치(Sensor name and location)

변수정의	Definition	영국단위	미터법 단위
센서의 수	Number of sun and earth sensors assumed to be onboard spacecraft	4 개	
센서의 이름과 형태	Alphanumeric name of ith sensor: up to six characters. And sensor type	EARTH1 : earth sensor 1 EARTH2 : earth sensor 2 SUN 1 : sun sensor 1 SUN 2 : sun sensor 2	
센서의 X좌표	Geometric X-coordinate of ith sensor in spacecraft body geometric system	EARTH1 : earth sensor 1 EARTH2 : earth sensor 2 SUN 1 : sun sensor 1 SUN 2 : sun sensor 2	
		inches 36.683242 14.687980 22.371770 22.371770	cm 93.175435 37.307470 56.824300 56.824300
센서의 Y좌표	Geometric Y-coordinate of ith sensor in spacecraft body geometric system	inches 15.948040 37.205690 33.158770 33.158770	
		cm 40.508022 94.502453 84.223276 84.223276	
센서의 Z좌표	Geometric Z-coordinate of ith sensor in spacecraft body geometric system	inches 80.00 80.00 80.00 80.00	
		cm 203.20 203.20 203.20 203.20	

표 3-2. 센서가 설치된 각(Sensor mounting angles)

변수정의	Definition	크 기
	Offset mounting angle in spin plane of first slit	모두 180.00
	Offset mounting angle in spin plane of first slit	earth sensor : 모두 180.00 sun sensor : -145.2790
	Elevation offset mounting angle of second slit	EARTHN : -4.897 EARTNS : 5.018 sensor : 모두 0.0

표 3-3. 센서의 시야각(Sensor field of view)

변수정의	Definition	크 기
센서의 윗쪽 시야각	Upper field of view(FOV)for sensor first slit(measured from positive spin axis)	EARTHN, EARTHS, SUN1, SUNA 순서 95.147 84.232 45.0 45.0
센서의 왼쪽 시야각	Left FOV for sensor	0.750 0.750 0.5 0.5
센서의 아래쪽 시야각	Lower FOV for sensor first slit (measured from positive spin axis)	95.647 85.732 135.0 135.0
센서의 오른쪽 시야각	Right FOV for sensor	0.750 0.750 0.5 0.5
	Fraction of sun-width at which sensor responds(i.e., fraction of sun radius as seen from spacecraft) = -1.0 leading edge = 0 center = 1.0 trailing edge Note : The jet start sector is affset in the jet firing sequence by this amount	모 두 leading edge
	Fixed sensor time delay. (if positive, delay is positive in direction of spin from reference : if negative, delay is negative in direction of spin from reference)	0.0 0.0 0.0 0.0

표 3-3. 센서의 시야각(Sensor field of vien)(계속)

변수정의	Definition	크 기
	Fixed sensor time delay	0.003455 sec 0.003455 0.000000 0.000000
	Upper field of view(FOV) for sensor second slit(measured from positive spin axis)	0.0 0.0 55.0 55.0
	Lower FOV for sensor second slit (measured from positive spin axis)	0.0 0.0 125.0 125.0
	Tilt angle of sensor first slit with respect to meridian (positive in direction of spin)	0.0 0.0 0.0 0.0
	Tilt angle of sensor second silt with respect to meridian (positive in direction of spin)	0.0 0.0 -35.008 -35.008

(4) 위성체의 전기신호 지연시간

표 4-1. 위성체의 전기신호의 지연시간(Spacecraft electric delay time)

변수정의	Definition	크기(sec)
A1분사기와 EARTHN, EARTH SUN1 과 SUN2 센서와의 전기 적 신호의 지 연시간	Sum of uplink and downlink spacecraft electric delays between first control jet and sensors on spacecraft data file	0.01875 0.01875 0.01875 0.01875
A2분사기와 EARTHN, EARTH SUN1 과 SUN2 센서와의 전기 적 신호의 지 연시간	Sum of uplink and downlink spacecraft electric delays between first control jet and sensors on spacecraft data file	0.01875 0.01875 0.01875 0.01875
R1분사기와 EARTHN, EARTH SUN1 과 SUN2 센서와의 전기 적 신호의 지 연시간	Sum of uplink and downlink spacecraft electric delays between first control jet and sensors on spacecraft data file	0.03750 0.03750 0.03750 0.03750
R2분사기와 EARTHN, EARTH SUN1 과 SUN2 센서와의 전기 적 신호의 지 연시간	Sum of uplink and downlink spacecraft electric delays between first control jet and sensors on spacecraft data file	0.03750 0.03750 0.03750 0.03750
R3분사기와 EARTHN, EARTH SUN1 과 SUN2 센서와의 전기 적 신호의 지 연시간	Fifth control jet and sensors	0.03750 0.03750 0.03750 0.03750
R4분사기와 EARTHN, EARTH SUN1 과 SUN2 센서와의 전기 적 신호의 지 연시간	Sixth control jet and sensors	0.03750 0.03750 0.03750 0.03750

(5) 위성체의 안테나에 대한 자료

표 5-1. 안테나의 Polarity 와 Signal Parameter 에 대한 자료

변수정의	Definition	크 기
안테나 수와 이름	Number of antenna onboard spacecraft(≤ 2) and its name	1개, ANTENNA 1
편광유형 POLNAM	Polarization pattern to use from angle of 0 degree to critical aspect angle = RC, right circular = LC, left circular = Blank, no polarization pattern used	LC left circular $0 < A < 60^\circ$
POLCHG	Critical aspect angle at which to change polarity ; leave blk if no polarization pattern used	60°
POLNAM	Polarization pattern to be used from critical aspect angle of 180 degrees	RC right circular
SATERP	Spacecraft effective radiating power delivered to spacecraft angle downlink line losses internal to spacecraft	38.1 dbm
SATFELQ	Spacecraft downlink transmitting frequency	136.38 MHz
SATMCU	Miscellaneous spacecraft signal loss on command uplink between antenna and spacecraft receiver (E.G., line losses) : should be zero or negative	-5.9 decibels
SATMCD	Miscellaneous spacecraft signal losses on telemetry downlink between spacecraft transmitter and antenna : zero if combined with spacecraft effective radiating power	0.0 decibels

표 5-1. 안테나의 Polarity 와 Signal Parameter 에 대한 자료(계속)

변수정의	Definition	크 기
SATTHR	Absolute minimum threshold power level of signal input to spacecraft receiver in order for command signal to be intelligently interpreted	-114.6 dbm
SATMAR	Power level margin above threshold of minimally acceptable uplink signal input to spacecraft receiver	3.0 decibels

표 5-2. Aspect angle and Antenna gain

변수정의	Definition	크 기
Data수	Number of antenna gain points in table for uplink right circular (≤ 20); left blank if not used	19 개 (uplink : RC)
안테나 aspect angle	Aspect angles at which antenna gains measured for uplink right circular(in increasing order) : left blank if not used	(degrees) 0.0, 10.0 20.0, 30.0 40.0, 50.0 60.0, 70.0 80.0, 90.0 100.0, 110.0 120.0, 130.0 140.0, 150.0 160.0, 170.0 180.0
안테나 gain	Spacecraft antenna gains corresponding to aspect angles cards for uplink right circular	(decibels) -14.55, -11.4 -0.0, -7.0 -5.55, -5.1 -4.55, -4.2 -3.8, -2.7 -1.55, -3.0 -4.55, -3.3 -2.05, -0.9 0.4, 1.8 3.45,
Data수	Number of points for uplink left circular	19 개 (uplink : LC)
안테나 aspect angle	Aspect angles at which antenna gains measured for uplink left circular(in increasing order)	(degrees) 0.0, 10.0 20.0, 30.0 40.0, 50.0 60.0, 70.0 80.0, 90.0 100.0, 110.0 120.0, 130.0 140.0, 150.0 160.0, 170.0 180.0

표 5-2. Aspect angle and Antenna gain

변수정의	Definition	크 기
안테나 gain	Spacecraft antenna gains corresponding to aspect angles cards for uplink left circular	(decibels) 1.6, 10.45 -1.9, -2.8 -3.4, -3.8 -4.4, -7.3 -10.4, -12.2 -13.9, -15.3 -16.5, -17.6 -18.5, -19.6 -20.5, -21.4 -22.4
Data수	Number of points for downlink right circular;left if not used	19 개 (downlink : RC)
안테나 aspect angle	Aspect angles at which antenna gains measured for downlink right circular(in increasing order)	(degrees) 0.0, 10.0 20.0, 30.0 40.0, 50.0 60.0, 70.0 80.0, 90.0 100.0, 110.0 120.0, 130.0 140.0, 150.0 160.0, 170.0 180.0
안테나 gain	Spacecraft antenna gains corresponding to aspect angles on aspect angle cards for downlink right circular	(decibels) -8.05, -6.2 -4.5, -2.8 -1.55, -0.0 2.45, 1.4 -0.05, 1.4 2.45, 1.6 0.95, 0.6 0.45, 0.8 1.4, 2.6 5.7

표 5-2. Aspect angle and Antenna gain(계속)

변수정의	Definition	크 기
Data수	Number of points for downlink left circular:left blank if not used	19 개 (downlink : LC)
안테나 aspect angle	Aspect angles-at which antenna gains measured for downlink left circular(in increasing order)	(degrees) 0.0, 10.0 20.0, 30.0 40.0, 50.0 60.0, 70.0 80.0, 90.0 100.0, 110.0 120.0, 130.0 140.0, 150.0 160.0, 170.0 180.0
안테나 gain	Spacecraft antenna gains corresponding to aspect angles on aspect angle cards for downlink left circular	(decibels) 4.35, 3.2 1.5, -1.0 -2.55, -1.6 -1.0, -3.8 -6.0, -8.0 -9.5, -10.7 -11.6, -12.4 -13.05, -13.8 -14.4, -15.0 -15.5

(6) 제트(Jet)에 대한 자료

표 6-1. 연속분사방식에서 제트에 대한 자료(Continuous jet data)

변수정의	Definition	크 기	
Data수	Number of continuous jet data sets	6 개	
Data이름	Name associated with continuous calibration data	A1, A2, R1, R2, R3, R4순서로 CON 1 - CON 6	
최대 Data갯수	Maximum number of points in the jet cooldown performance table ; range of values is 0-20; of 0 or blank, no cooldown effect is assumed for jet	0	
지연시간	Time delay before jet can be restarted after being shut down	0.0 minutes	
기준온도	Reference temperature at which calibration data was calculated	23.00° C	
변수정의	Definition	영 국 단 위	미터법 단위
	Continuous thrust coefficients for A1	$C_1 = 0.048218 \text{ lb}$ $C_2 = 0.0055694 \text{ lb}$ $C_3 = -0.0000038 \text{ lb}$ $C_4 = 0.0$ $C_5 = 0.0$ $C_6 = 0.0$ $C_7 = 0.0$	$C_1 = 0.0214484 \text{ N}$ $C_2 = 0.0247739 \text{ N}$ $C_3 = -0.00000169 \text{ N}$ $C_4 = 0.0$ $C_5 = 0.0$ $C_6 = 0.0$ $C_7 = 0.0$
	Specific impulse coefficients for A1	$C_1 = 224.99 \text{ sec}$ $C_2 = 0.038783 \text{ sec}$ $C_3 = 0.0000132 \text{ sec}$ $C_4 = 0.0$ $C_5 = 0.0$ $C_6 = 0.0$ $C_7 = 0.0$	$C_1 = 224.99 \text{ sec}$ $C_2 = 0.038783 \text{ sec}$ $C_3 = 0.00000132 \text{ sec}$ $C_4 = 0.0$ $C_5 = 0.0$ $C_6 = 0.0$ $C_7 = 0.0$

표 6-1. 연속분사방식에서 젯트에 대한 자료(Continuous jet data)(계속)

변수정의	Definition		크 기	
	Continuous thrust coefficients for A2	$C_1 = 0.075481 \text{ lb}$ $C_2 = 0.0053265 \text{ lb}$ $C_3 = 0.0000034 \text{ lb}$ $C_4 = 0.0$ $C_5 = 0.0$ $C_6 = 0.0$ $C_7 = 0.0$	$C_1 = 0.335756 \text{ N}$ $C_2 = 0.0236935 \text{ N}$ $C_3 = 0.0000151 \text{ N}$ $C_4 = 0.0$ $C_5 = 0.0$ $C_6 = 0.0$ $C_7 = 0.0$	
	Specific impulse coefficients for A2	$C_1 = 231.19 \text{ sec}$ $C_2 = -0.0013302 \text{ sec}$ $C_3 = 0.00004826 \text{ sec}$ $C_4 = 0.0$ $C_5 = 0.0$ $C_6 = 0.0$ $C_7 = 0.0$	$C_1 = 231.19 \text{ sec}$ $C_2 = -0.0013302 \text{ sec}$ $C_3 = 0.00004826 \text{ sec}$ $C_4 = 0.0$ $C_5 = 0.0$ $C_6 = 0.0$ $C_7 = 0.0$	
	Continuous thrust coefficients for R1	$C_1 = 0.058754 \text{ lb}$ $C_2 = 0.0056159 \text{ lb}$ $C_3 = -0.0000038 \text{ lb}$ $C_4 = 0.0$ $C_5 = 0.0$ $C_6 = 0.0$ $C_7 = 0.0$	$C_1 = 0.261351 \text{ N}$ $C_2 = 0.0249807 \text{ N}$ $C_3 = -0.00000169 \text{ N}$ $C_4 = 0.0$ $C_5 = 0.0$ $C_6 = 0.0$ $C_7 = 0.0$	
	Specific impulse coefficients for R1	$C_1 = 216.44 \text{ sec}$ $C_2 = 0.0867100 \text{ sec}$ $C_3 = -0.0000128 \text{ sec}$ $C_4 = 0.0$ $C_5 = 0.0$ $C_6 = 0.0$ $C_7 = 0.0$	$C_1 = 216.44 \text{ sec}$ $C_2 = 0.0867100 \text{ sec}$ $C_3 = 0.0001286 \text{ sec}$ $C_4 = 0.0$ $C_5 = 0.0$ $C_6 = 0.0$ $C_7 = 0.0$	
	Continuous thrust coefficients for R2	$C_1 = 0.04991 \text{ lb}$ $C_2 = 0.005596 \text{ lb}$ $C_3 = -0.0000037 \text{ lb}$ $C_4 = 0.0$ $C_5 = 0.0$ $C_6 = 0.0$ $C_7 = 0.0$	$C_1 = 0.222011 \text{ N}$ $C_2 = 0.0248958 \text{ N}$ $C_3 = -0.0000165 \text{ N}$ $C_4 = 0.0$ $C_5 = 0.0$ $C_6 = 0.0$ $C_7 = 0.0$	

표 6-1. 연속분사방식에서 젯트에 대한 자료(Continuous jet data)(계속)

변수정의	Definition		크	기
	Specific impulse coefficients for R2	$C_1 = 207.61 \text{ sec}$ $C_2 = 0.1177100 \text{ sec}$ $C_3 = -0.00001144 \text{ sec}$ $C_4 = 0.0$ $C_5 = 0.0$ $C_6 = 0.0$ $C_7 = 0.0$	$C_1 = 207.61 \text{ sec}$ $C_2 = 0.1188100 \text{ sec}$ $C_3 = -0.0001144 \text{ sec}$ $C_4 = 0.0$ $C_5 = 0.0$ $C_6 = 0.0$ $C_7 = 0.0$	
	Continuous thrust coefficients for R3	$C_1 = 0.0556247 \text{ lb}$ $C_2 = 0.0056034 \text{ lb}$ $C_3 = -0.0000039 \text{ lb}$ $C_4 = 0.0$ $C_5 = 0.0$ $C_6 = 0.0$ $C_7 = 0.0$	$C_1 = 0.250199 \text{ N}$ $C_2 = 0.0249252 \text{ N}$ $C_3 = -0.0000173 \text{ N}$ $C_4 = 0.0$ $C_5 = 0.0$ $C_6 = 0.0$ $C_7 = 0.0$	
	Specific impulse coefficients for R3	$C_1 = 230.23 \text{ sec}$ $C_2 = -0.027426 \text{ sec}$ $C_3 = 0.00014122 \text{ sec}$ $C_4 = 0.0$ $C_5 = 0.0$ $C_6 = 0.0$ $C_7 = 0.0$	$C_1 = 224.99 \text{ sec}$ $C_2 = -0.027426 \text{ sec}$ $C_3 = 0.00014122 \text{ sec}$ $C_4 = 0.0$ $C_5 = 0.0$ $C_6 = 0.0$ $C_7 = 0.0$	
	Continuous thrust coefficients for R4	$C_1 = 0.063758 \text{ lb}$ $C_2 = 0.0055934 \text{ lb}$ $C_3 = -0.0000040 \text{ lb}$ $C_4 = 0.0$ $C_5 = 0.0$ $C_6 = 0.0$ $C_7 = 0.0$	$C_1 = 0.283610 \text{ N}$ $C_2 = 0.0248807 \text{ N}$ $C_3 = 0.0000178 \text{ N}$ $C_4 = 0.0$ $C_5 = 0.0$ $C_6 = 0.0$ $C_7 = 0.0$	
	Specific impulse coefficients for R4	$C_1 = 230.94 \text{ sec}$ $C_2 = -0.046604 \text{ sec}$ $C_3 = 0.0001305 \text{ sec}$ $C_4 = 0.0$ $C_5 = 0.0$ $C_6 = 0.0$ $C_7 = 0.0$	$C_1 = 230.94 \text{ sec}$ $C_2 = -0.046604 \text{ sec}$ $C_3 = 0.0001305 \text{ sec}$ $C_4 = 0.0$ $C_5 = 0.0$ $C_6 = 0.0$ $C_7 = 0.0$	

표 6-2. 펄스분사 방식에서 각 분사기에 대한 실행자료 1

변수정의	Definition	크 기
Data이름	Name associated with pulse calibration data	A1, A2, R1, R2, R3, R4 순서로 PUL 1 - PUL 6
고려된 자전 올 갯수	Maximum number of spin rates and associated pulse widths at which calibration data(effective impulse, thrust centroid, and specific impulse) are available ; range of the values is 0 - 3 ; if 0 or blank, data are available for only one spin rate or are independent of spin rate	3 개
최대펄스수 (impulse)	Maximum number of pulses before impulse data reaches steady state	400 pulses
최대펄스수 (ISP)	Maximum number of pulses before ISP data reaches steady state	150 pulses
최대 펄스수 (centroid)	Maximum number of pulses before centroid data reaches steady state	200 pulses
최대 data 갯수	Maximum number of points in the jet cooldown performance table; of 0 or blank, no cool-down effect is assumed for jet	4 개
지연시간	Time delay before jet can be restrated after being shut down	0.0minutes

표 6-3. 각 분사기에 대한 실행자료 II(펄스분사 방식)

변수정의	Definition	크 기
	First cool-down time from steady state jet shutdown	5.0 minutes
	Corresponding effective starting pulse	4.0 minutes
	Second cool-down time from steady state jet shutdown	15.0 minutes
	Corresponding effective starting pulse	2.0 minutes
	Third cool-down time from steady state jet shutdown	20.0 minutes
	Corresponding effective starting pulse	1.0 minutes
	Forth cool-down time from steady state jet shutdown	25.0 minutes
	Corresponding effective starting pulse	0.0 minutes
	Spin rates(a maximum of three spin rates) at which pulsed calibration data are available ; spin rates must be in increasing order, and if calivration data are independent of spin rate or abailable for only one spin rate, card is left blank	(revolutions per minute) Spin 1 rate : 50.0 Spin 2 rate : 75.0 Spin 3 rate : 100.0
	Pulse width of data measured at associated spin 1 rate	45.0 degrees
	Pulse width of data measured at associated spin 2 rate	45.0 degrees
	Pulse width of data measured at associated spin 3 rate	45.0 degrees

표 6-4. A1 분사기에 대한 실행자료(펄스 분사방식)

변수정의	Definition	영 국 단 위	미터법 단위
	Reference pressure associated with each spin rate	200.0 lB/in ²	~PD로 기압 13.789514 bars 1 bar = 15 ⁵ N/m ²
	Reference temperature associated with each spin rate	23.00° C	23.00 ° C
	Coefficient for rotational impulse polynomial associated with spin 1 rate	C ₁ = 0.048883 lB sec C ₂ = 0.032062 lB sec C ₃ = -0.0028364 lBsec C ₄ = 0.83638 C ₅ = -0.015095 C ₆ = 0.0 C ₇ = 0.0	C ₁ = 0.217442 N sec C ₂ = 0.142619 N sec C ₃ = -0.0126169N sec C ₄ = 0.83638 C ₅ = -0.015095 C ₆ = 0.0 C ₇ = 0.0
	Coefficient for rotational impulse polynomial associated with spin 2 rate	C ₁ = 0.010071 lB sec C ₂ = 0.027701 lB sec C ₃ = -0.0023652 lBsec C ₄ = 0.81580 C ₅ = -0.140825 C ₆ = 0.0 C ₇ = 0.0	C ₁ = 0.044798 N sec C ₂ = 0.123220 N sec C ₃ = -0.0105209N sec C ₄ = 0.81580 C ₅ = -0.14080 C ₆ = 0.0 C ₇ = 0.0
	Coefficient for rotational impulse polynomial associated with spin 3 rate	C ₁ = -0.0087214 lBsec C ₂ = 0.025401 lBsec C ₃ = -0.0021649 lBsec C ₄ = 0.82820 C ₅ = -0.018505 C ₆ = 0.0 C ₇ = 0.0	C ₁ = -0.0387947 N sec C ₂ = 0.112989 N sec C ₃ = -0.0126169N sec C ₄ = 0.82820 C ₅ = -0.018505 C ₆ = 0.0 C ₇ = 0.0
	Coefficient for rotational specific impulse polynomial associated with spin 1 rate	C ₁ = 94.706 sec C ₂ = 49.533 sec C ₃ = -5.5213 sec C ₄ = 0.10839 C ₅ = -0.014106 C ₆ = 0.0 C ₇ = 0.0	C ₁ = 94.706 sec C ₂ = 49.533 sec C ₃ = -5.5213 sec C ₄ = 0.10839 C ₅ = -0.014106 C ₆ = 0.0 C ₇ = 0.0

표 6-4. A1 분사기에 대한 실행자료(펄스 분사방식)(계속)

변수정의	Definition	영 국 단 위	미터법 단위
	Coefficient for rotational specific impulse polynomial associated with spin 2 rate	$C_1 = 62.585$ sec $C_2 = 54.399$ sec $C_3 = -5.6440$ sec $C_4 = 0.11776$ $C_5 = -0.14218$ $C_6 = 0.0$ $C_7 = 0.0$	$C_1 = 62.585$ sec $C_2 = 54.399$ sec $C_3 = -5.6440$ sec $C_4 = 0.11776$ $C_5 = -0.14218$ $C_6 = 0.0$ $C_7 = 0.0$
	Coefficient for rotational specific impulse polynomial associated with spin 3 rate	$C_1 = 29.697$ sec $C_2 = 63.622$ sec $C_3 = -6.5062$ sec $C_4 = 0.15928$ $C_5 = -0.019984$ $C_6 = 0.0$ $C_7 = 0.0$	$C_1 = 29.697$ sec $C_2 = 63.622$ sec $C_3 = -6.5062$ sec $C_4 = 0.15928$ $C_5 = -0.019984$ $C_6 = 0.0$ $C_7 = 0.0$
	Coefficient for rotational centroid polynomial associated with spin 1 rate	$C_1 = 0.11810$ sec $C_2 = -0.014696$ sec $C_3 = 0.0014489$ sec $C_4 = -0.21270$ $C_5 = 0.029966$ $C_6 = 0.0$ $C_7 = 0.0$	$C_1 = 0.11810$ sec $C_2 = -0.014696$ sec $C_3 = 0.0014489$ sec $C_4 = -0.21270$ $C_5 = 0.029966$ $C_6 = 0.0$ $C_7 = 0.0$
	Coefficient for rotational specific impulse polynomial associated with spin 2 rate	$C_1 = 0.088790$ sec $C_2 = -0.0102980$ sec $C_3 = 0.00067193$ sec $C_4 = -0.27249$ $C_5 = 0.036345$ $C_6 = 0.0$ $C_7 = 0.0$	$C_1 = 0.088790$ sec $C_2 = -0.010280$ sec $C_3 = 0.00067193$ sec $C_4 = -0.27249$ $C_5 = -0.036345$ $C_6 = 0.0$ $C_7 = 0.0$
	Coefficient for rotational specific impulse polynomial associated with spin 3 rate	$C_1 = 0.065622$ sec $C_2 = -0.0025638$ sec $C_3 = -0.0003698$ sec $C_4 = -0.30437$ $C_5 = 0.032978$ $C_6 = 0.0$ $C_7 = 0.0$	$C_1 = 0.065622$ sec $C_2 = -0.0025638$ sec $C_3 = -0.0003698$ sec $C_4 = -0.30437$ $C_5 = 0.032978$ $C_6 = 0.0$ $C_7 = 0.0$

표 6-5. A2 분사기에 대한 실행자료(펄스분사방식)

변수정의	Definition	영 국 단 위	미터법 단위
	Reference pressure associated with each spin rate	200.0 lb/in ²	13.789514 bars
	Reference pressure associated with each spin rate	23.00° C	23.00° C
	Coefficient for rotational impulse polynominal associated with spin 1 rate	C ₁ = 0.049181 lb sec C ₂ = 0.032307 lb sec C ₃ = -0.0028260 lbsec C ₄ = 0.83638 C ₅ = -0.015095 C ₆ = 0.0 C ₇ = 0.0	C ₁ = 0.218768 N sec C ₂ = 0.143709 N sec C ₃ = -0.0125707N sec C ₄ = 0.83638 C ₅ = -0.015095 C ₆ = 0.0 C ₇ = 0.0
	Coefficient for rotational impulse polynominal associated with spin 2 rate	C ₁ = 0.0095172 lbsec C ₂ = 0.027574 lb sec C ₃ = -0.0016835 lbsec C ₄ = 0.81580 C ₅ = -0.014082 C ₆ = 0.0 C ₇ = 0.0	C ₁ = 0.0423346N sec C ₂ = 0.122655 N sec C ₃ = -0.0074886N sec C ₄ = 0.81580 C ₅ = -0.14082 C ₆ = 0.0 C ₇ = 0.0
	Coefficient for rotational impulse polynominal associated with spin 3 rate	C ₁ = -0.010062 lb sec C ₂ = 0.00249581b sec C ₃ = -0.0020545 lbsec C ₄ = 0.82820 C ₅ = -0.018505 C ₆ = 0.0 C ₇ = 0.0	C ₁ = -0.044758 N sec C ₂ = 0.111019 N sec C ₃ = -0.0091389N sec C ₄ = 0.82820 C ₅ = -0.018505 C ₆ = 0.0 C ₇ = 0.0
	Coefficient for rotational specific impulse polynominal associated with spin 1 rate	C ₁ = 89.018 sec C ₂ = 54.104 sec C ₃ = -6.0335 sec C ₄ = 0.10839 C ₅ = -0.014106 C ₆ = 0.0 C ₇ = 0.0	C ₁ = 89.018 sec C ₂ = 54.104 sec C ₃ = -6.0335 sec C ₄ = 0.10839 C ₅ = -0.014106 C ₆ = 0.0 C ₇ = 0.0

표 6-5. A2 분사기에 대한 실행자료(펄스분사방식)(계속)

변수정의	Definition	영 국 단 위	미터법 단위
	Coefficient for rotational specific impulse polynomal associated with spin 2 rate	C ₁ = 55.952 sec C ₂ = 59.685 sec C ₃ =-6.3600 sec C ₄ = 0.11776 C ₅ =-0.014218 C ₆ = 0.0 C ₇ = 0.0	C ₁ = 55.952 sec C ₂ = 59.685 sec C ₃ =-6.3600 sec C ₄ = 0.11776 C ₅ =-0.014218 C ₆ = 0.0 C ₇ = 0.0
	Coefficient for rotational specific impulse polynomal associated with spin 3 rate	C ₁ = 29.730 sec C ₂ = 61.430 sec C ₃ =-5.9739 sec C ₄ = 0.15928 C ₅ =-0.019984 C ₆ = 0.0 C ₇ = 0.0	C ₁ = 29.730 sec C ₂ = 61.430 sec C ₃ =-5.9739 sec C ₄ = 0.15928 C ₅ =-0.019984 C ₆ = 0.0 C ₇ = 0.0
	Coefficient for rotational centroid associated with spin 1 rate	C ₁ = 0.12478 sec C ₂ =-0.017652 sec C ₃ = 0.0016835 sec C ₄ =-0.21270 C ₅ =-0.029966 C ₆ = 0.0 C ₇ = 0.0	C ₁ = 0.12478 sec C ₂ =-0.017652 sec C ₃ = 0.0016835 sec C ₄ =-0.21270 C ₅ = 0.029966 C ₆ = 0.0 C ₇ = 0.0
	Coefficient for rotational centroid associated with spin 2 rate	C ₁ = 0.096807 sec C ₂ =-0.0143100 sec C ₃ = 0.00106760 sec C ₄ =-0.27249 C ₅ = 0.036345 C ₆ = 0.0 C ₇ = 0.0	C ₁ = 0.096807 sec C ₂ =-0.0143100 sec C ₃ = 0.00106760 sec C ₄ =-0.27249 C ₅ = 0.036345 C ₆ = 0.0 C ₇ = 0.0
	Coefficient for rotational centroid associated with spin 3 rate	C ₁ = 0.079376 sec C ₂ =-0.0105610 sec C ₃ = 0.0005441 sec C ₄ =-0.30437 C ₅ = 0.032978 C ₆ = 0.0 C ₇ = 0.0	C ₁ = 0.079376 sec C ₂ =-0.0105610 sec C ₃ = 0.0005441 sec C ₄ =-0.30437 C ₅ = 0.032978 C ₆ = 0.0 C ₇ = 0.0

표 6-6. R1 분사기에 대한 실행자료(펄스분사방식)

변수정의	Definition	영 국 단 위	미터법 단위
	Reference pressure associated with each spin rate	200.0 lb/in ²	13.789514 bars
	Reference pressure associated with each spin rate	23.00° C	23.00° C
	Coefficient for rotational impulse polynominal associated with spin 1 rate	C ₁ = 0.061417 lb sec C ₂ = 0.02293161b sec C ₃ =-0.0025791 lbsec C ₄ = 0.83638 C ₅ =-0.015095 C ₆ = 0.0 C ₇ = 0.0	C ₁ = 0.273196 N sec C ₂ = 0.130404 N sec C ₃ =-0.0114724N sec C ₄ = 0.83638 C ₅ =-0.015095 C ₆ = 0.0 C ₇ = 0.0
	Coefficient for rotational impulse polynominal associated with spin 2 rate	C ₁ = 0.025755 lb sec C ₂ = 0.023463 lb sec C ₃ =-0.0019933 lbsec C ₄ = 0.81580 C ₅ =-0.014082 C ₆ = 0.0 C ₇ = 0.0	C ₁ = 0.114564 N sec C ₂ = 0.104369 N sec C ₃ =-0.0088666N sec C ₄ = 0.81580 C ₅ =-0.014082 C ₆ = 0.0 C ₇ = 0.0
	Coefficient for rotational impulse polynominal associated with spin 3 rate	C ₁ =-0.002994601bsec C ₂ = 0.00225161b sec C ₃ =-0.0019267 lbsec C ₄ = 0.82820 C ₅ =-0.018505 C ₆ = 0.0 C ₇ = 0.0	C ₁ =-0.0133206N sec C ₂ = 0.100156 N sec C ₃ =-0.0085704N sec C ₄ = 0.82820 C ₅ =-0.018505 C ₆ = 0.0 C ₇ = 0.0
	Coefficient for rotational specific impulse polynominal associated with spin 1 rate	C ₁ = 104.08 sec C ₂ = 45.534 sec C ₃ =-5.0690 sec C ₄ = 0.10839 C ₅ =-0.014106 C ₆ = 0.0 C ₇ = 0.0	C ₁ = 104.08 sec C ₂ = 45.534 sec C ₃ =-5.0690 sec C ₄ = 0.10839 C ₅ =-0.014106 C ₆ = 0.0 C ₇ = 0.0

표 6-6. R1 분사기에 대한 실행자료(펄스분사방식)(계속)

변수정의	Definition	영 국 단 위	미터법 단위
	Coefficient for rotational specific impulse polynomial associated with spin 2 rate	$C_1 = 78.236$ sec $C_2 = 55.058$ sec $C_3 = -5.9387$ sec $C_4 = 0.11776$ $C_5 = -0.014218$ $C_6 = 0.0$ $C_7 = 0.0$	$C_1 = 78.236$ sec $C_2 = 55.058$ sec $C_3 = -5.9387$ sec $C_4 = 0.11776$ $C_5 = -0.014218$ $C_6 = 0.0$ $C_7 = 0.0$
	Coefficient for rotational specific impulse polynomial associated with spin 3 rate	$C_1 = 49.648$ sec $C_2 = 61.055$ sec $C_3 = -6.4483$ sec $C_4 = 0.15928$ $C_5 = -0.019984$ $C_6 = 0.0$ $C_7 = 0.0$	$C_1 = 49.648$ sec $C_2 = 61.055$ sec $C_3 = -6.4483$ sec $C_4 = 0.15928$ $C_5 = -0.019984$ $C_6 = 0.0$ $C_7 = 0.0$
	Coefficient for rotational centroid associated with spin 1 rate	$C_1 = 0.11132$ sec $C_2 = -0.015201$ sec $C_3 = 0.0015201$ sec $C_4 = -0.21270$ $C_5 = -0.029966$ $C_6 = 0.0$ $C_7 = 0.0$	$C_1 = 0.11132$ sec $C_2 = -0.015201$ sec $C_3 = 0.0015679$ sec $C_4 = -0.21270$ $C_5 = 0.029966$ $C_6 = 0.0$ $C_7 = 0.0$
	Coefficient for rotational centroid associated with spin 2 rate	$C_1 = 0.080790$ sec $C_2 = -0.010013$ sec $C_3 = 0.0078226$ sec $C_4 = -0.27249$ $C_5 = 0.036345$ $C_6 = 0.0$ $C_7 = 0.0$	$C_1 = 0.080790$ sec $C_2 = -0.0100130$ sec $C_3 = 0.00078226$ sec $C_4 = -0.27249$ $C_5 = 0.036345$ $C_6 = 0.0$ $C_7 = 0.0$
	Coefficient for rotational centroid associated with spin 3 rate	$C_1 = 0.063114$ sec $C_2 = -0.0048654$ sec $C_3 = 0.0000281$ sec $C_4 = -0.30437$ $C_5 = 0.032978$ $C_6 = 0.0$ $C_7 = 0.0$	$C_1 = 0.063114$ sec $C_2 = -0.0048654$ sec $C_3 = 0.0000281$ sec $C_4 = -0.30437$ $C_5 = 0.032978$ $C_6 = 0.0$ $C_7 = 0.0$

표 6-7. R2 분사기에 대한 실행자료(펄스분사방식)

변수정의	Definition	영 국 단 위	미터법 단위
	Reference pressure associated with each spin rate	200.0 lb/in ²	13.789514 bars
	Reference pressure associated with each spin rate	23.00° C	23.00° C
	Coefficient for rotational impulse polynominal associated with spin 1 rate	C ₁ = 0.052816 lb sec C ₂ = 0.031631 lb sec C ₃ = -0.0027743 lbsec C ₄ = 0.83638 C ₅ = -0.015095 C ₆ = 0.0 C ₇ = 0.0	C ₁ = 0.234937 N sec C ₂ = 0.140702 N sec C ₃ = -0.0123407N sec C ₄ = 0.83638 C ₅ = -0.015095 C ₆ = 0.0 C ₇ = 0.0
	Coefficient for rotational impulse polynominal associated with spin 2 rate	C ₁ = 0.012856 lb sec C ₂ = 0.027383 lb sec C ₃ = -0.0023012 lbsec C ₄ = 0.81580 C ₅ = -0.014082 C ₆ = 0.0 C ₇ = 0.0	C ₁ = 0.057186 N sec C ₂ = 0.121806 N sec C ₃ = -0.0102362N sec C ₄ = 0.81580 C ₅ = -0.014082 C ₆ = 0.0 C ₇ = 0.0
	Coefficient for rotational impulse polynominal associated with spin 3 rate	C ₁ = -0.0085033 lbsec C ₂ = 0.025149 lbsec C ₃ = -0.0020624 lbsec C ₄ = 0.82820 C ₅ = -0.018505 C ₆ = 0.0 C ₇ = 0.0	C ₁ = -0.0378246N sec C ₂ = 0.111868 N sec C ₃ = -0.0091740N sec C ₄ = 0.82820 C ₅ = -0.018505 C ₆ = 0.0 C ₇ = 0.0
	Coefficient for rotational specific impulse polynominal associated with spin 1 rate	C ₁ = 93.319 sec C ₂ = 51.138 sec C ₃ = -5.0692 sec C ₄ = 0.10839 C ₅ = -0.014106 C ₆ = 0.0 C ₇ = 0.0	C ₁ = 93.319 sec C ₂ = 51.138 sec C ₃ = -5.6992 sec C ₄ = 0.10839 C ₅ = -0.014106 C ₆ = 0.0 C ₇ = 0.0

표 6-7. R2 분사기에 대한 실행자료(펄스분사방식)(계속)

변수정의	Definition	영 국 단 위	미터법 단위
	Coefficient for rotational specific impulse polynominal associated with spin 2 rate	C ₁ = 60.838 sec C ₂ = 58.213 sec C ₃ =-6.0522 sec C ₄ = 0.11776 C ₅ =-0.014218 C ₆ = 0.0 C ₇ = 0.0	C ₁ = 60.838 sec C ₂ = 58.213 sec C ₃ =-6.0522 sec C ₄ = 0.11776 C ₅ =-0.014218 C ₆ = 0.0 C ₇ = 0.0
	Coefficient for rotational specific impulse polynominal associated with spin 3 rate	C ₁ = 31.309 sec C ₂ = 61.581 sec C ₃ =-6.1388 sec C ₄ = 0.15928 C ₅ =-0.019984 C ₆ = 0.0 C ₇ = 0.0	C ₁ = 31.309 sec C ₂ = 62.581 sec C ₃ =-6.1388 sec C ₄ = 0.15928 C ₅ =-0.019984 C ₆ = 0.0 C ₇ = 0.0
	Coefficient for rotational centroid associated with spin 1 rate	C ₁ = 0.11175 sec C ₂ =-0.013327 sec C ₃ = 0.0011982 sec C ₄ =-0.21270 C ₅ =-0.029966 C ₆ = 0.0 C ₇ = 0.0	C ₁ = 0.11175 sec C ₂ =-0.013327 sec C ₃ = 0.0011982 sec C ₄ =-0.21270 C ₅ = 0.029966 C ₆ = 0.0 C ₇ = 0.0
	Coefficient for rotational centroid associated with spin 2 rate	C ₁ = 0.083796 sec C ₂ =-0.00097792 sec C ₃ = 0.00061816 sec C ₄ =-0.27249 C ₅ = 0.036345 C ₆ = 0.0 C ₇ = 0.0	C ₁ = 0.080796 sec C ₂ =-0.0097792 sec C ₃ = 0.00061816 sec C ₄ =-0.27249 C ₅ = 0.036345 C ₆ = 0.0 C ₇ = 0.0
	Coefficient for rotational centroid associated with spin 3 rate	C ₁ = 0.0683679 sec C ₂ =-0.0056495 sec C ₃ = 0.0000364 sec C ₄ =-0.30437 C ₅ = 0.032978 C ₆ = 0.0 C ₇ = 0.0	C ₁ = 0.068679 sec C ₂ =-0.0056495 sec C ₃ = 0.0000364 sec C ₄ =-0.30437 C ₅ = 0.032978 C ₆ = 0.0 C ₇ = 0.0

표 6-8. R3 분사기에 대한 실행자료(펄스분사방식)

변수정의	Definition	영 국 단 위	미터법 단위
	Reference pressure associated with each spin rate	200.0 lb/in ²	13.789514 bars
	Reference pressure associated with each spin rate	23.00° C	23.00° C
	Coefficient for rotational impulse polynominal associated with spin 1 rate	C ₁ = 0.044537 lb sec C ₂ = 0.033817 lb sec C ₃ = -0.0029741 lbsec C ₄ = 0.83638 C ₅ = -0.015095 C ₆ = 0.0 C ₇ = 0.0	C ₁ = 0.198110 N sec C ₂ = 0.150426 N sec C ₃ = -0.0132295N sec C ₄ = 0.83638 C ₅ = -0.015095 C ₆ = 0.0 C ₇ = 0.0
	Coefficient for rotational impulse polynominal associated with spin 2 rate	C ₁ = 0.013327 lb sec C ₂ = 0.026456 lb sec C ₃ = -0.0022656 lbsec C ₄ = 0.81580 C ₅ = -0.014218 C ₆ = 0.0 C ₇ = 0.0	C ₁ = 0.059281 N sec C ₂ = 0.117682 N sec C ₃ = -0.0100779N sec C ₄ = 0.81580 C ₅ = -0.014218 C ₆ = 0.0 C ₇ = 0.0
	Coefficient for rotational impulse polynominal associated with spin 3 rate	C ₁ = -0.0069256 lbsec C ₂ = 0.023836 lb sec C ₃ = -0.0019696 lbsec C ₄ = 0.82820 C ₅ = -0.018505 C ₆ = 0.0 C ₇ = 0.0	C ₁ = -0.0308066N sec C ₂ = 0.106028 N sec C ₃ = -0.0087612N sec C ₄ = 0.82820 C ₅ = -0.018505 C ₆ = 0.0 C ₇ = 0.0
	Coefficient for rotational specific impulse polynominal associated with spin 1 rate	C ₁ = 87.271 sec C ₂ = 53.472 sec C ₃ = -5.9387 sec C ₄ = 0.10839 C ₅ = -0.014106 C ₆ = 0.0 C ₇ = 0.0	C ₁ = 874271 sec C ₂ = 53.472 sec C ₃ = -5.9387 sec C ₄ = 0.10839 C ₅ = -0.014106 C ₆ = 0.0 C ₇ = 0.0

표 6-8. R3 분사기에 대한 실행자료(펄스분사방식)(계속)

변수정의	Definition	영 국 단 위	미터법 단위
	Coefficient for rotational specific impulse polynomal associated with spin 2 rate	$C_1 = 59.673$ sec $C_2 = 58.660$ sec $C_3 = -6.2726$ sec $C_4 = 0.11776$ $C_5 = -0.014218$ $C_6 = 0.0$ $C_7 = 0.0$	$C_1 = 59.673$ sec $C_2 = 58.660$ sec $C_3 = -6.2726$ sec $C_4 = 0.11776$ $C_5 = -0.014218$ $C_6 = 0.0$ $C_7 = 0.0$
	Coefficient for rotational specific impulse polynomal associated with spin 3 rate	$C_1 = 32.563$ sec $C_2 = 61.326$ sec $C_3 = -6.1451$ sec $C_4 = 0.15928$ $C_5 = -0.019984$ $C_6 = 0.0$ $C_7 = 0.0$	$C_1 = 32.563$ sec $C_2 = 61.326$ sec $C_3 = -6.1451$ sec $C_4 = 0.15928$ $C_5 = -0.019984$ $C_6 = 0.0$ $C_7 = 0.0$
	Coefficient for rotational centroid associated with spin 1 rate	$C_1 = 0.11984$ sec $C_2 = -0.014584$ sec $C_3 = 0.0013161$ sec $C_4 = -0.21270$ $C_5 = -0.029966$ $C_6 = 0.0$ $C_7 = 0.0$	$C_1 = 0.11984$ sec $C_2 = -0.014584$ sec $C_3 = 0.0013161$ sec $C_4 = -0.21270$ $C_5 = 0.029966$ $C_6 = 0.0$ $C_7 = 0.0$
	Coefficient for rotational centroid associated with spin 2 rate	$C_1 = 0.088299$ sec $C_2 = -0.0095347$ sec $C_3 = 0.00056077$ sec $C_4 = -0.27249$ $C_5 = 0.036345$ $C_6 = 0.0$ $C_7 = 0.0$	$C_1 = 0.080790$ sec $C_2 = -0.0100130$ sec $C_3 = 0.00078226$ sec $C_4 = -0.27249$ $C_5 = 0.036345$ $C_6 = 0.0$ $C_7 = 0.0$
	Coefficient for rotational centroid associated with spin 3 rate	$C_1 = 0.070637$ sec $C_2 = -0.0049004$ sec $C_3 = 0.0001742$ sec $C_4 = -0.30437$ $C_5 = 0.032978$ $C_6 = 0.0$ $C_7 = 0.0$	$C_1 = 0.070637$ sec $C_2 = -0.0049004$ sec $C_3 = -0.0001742$ sec $C_4 = -0.30437$ $C_5 = 0.032978$ $C_6 = 0.0$ $C_7 = 0.0$

표 6-9. R4 분사기에 대한 실행자료(펄스분사방식)

변수정의	Definition	영 국 단 위	미터법 단위
	Reference pressure associated with each spin rate	200.0 lb/in ²	13.789514 bars
	Reference pressure associated with each spin rate	23.00° C	23.00° C
	Coefficient for rotational impulse polynominal associated with spin 1 rate	C ₁ = 0.048287 lb sec C ₂ = 0.032822 lb sec C ₃ = -0.0028876 lbsec C ₄ = 0.83638 C ₅ = -0.015095 C ₆ = 0.0 C ₇ = 0.0	C ₁ = 0.214791 N sec C ₂ = 0.146000 N sec C ₃ = -0.0128447N sec C ₄ = 0.83638 C ₅ = -0.015095 C ₆ = 0.0 C ₇ = 0.0
	Coefficient for rotational impulse polynominal associated with spin 2 rate	C ₁ = 0.015136 lb sec C ₂ = 0.025642 lb sec C ₃ = -0.0021317 lbsec C ₄ = 0.81580 C ₅ = -0.014082 C ₆ = 0.0 C ₇ = 0.0	C ₁ = 0.067328 N sec C ₂ = 0.114061 N sec C ₃ = -0.0094823N sec C ₄ = 0.81580 C ₅ = -0.014082 C ₆ = 0.0 C ₇ = 0.0
	Coefficient for rotational impulse polynominal associated with spin 3 rate	C ₁ = -0.0070209 lbsec C ₂ = 0.024339 lb sec C ₃ = -0.0020140 lbsec C ₄ = 0.82820 C ₅ = -0.018505 C ₆ = 0.0 C ₇ = 0.0	C ₁ = -0.0312305N sec C ₂ = 0.108265 N sec C ₃ = -0.0089587N sec C ₄ = 0.82820 C ₅ = -0.018505 C ₆ = 0.0 C ₇ = 0.0
	Coefficient for rotational specific impulse polynominal associated with spin 1 rate	C ₁ = 89.519 sec C ₂ = 50.496 sec C ₃ = -5.5689 sec C ₄ = 0.10839 C ₅ = -0.014106 C ₆ = 0.0 C ₇ = 0.0	C ₁ = 89.519 sec C ₂ = 50.496 sec C ₃ = -5.5689 sec C ₄ = 0.10839 C ₅ = -0.014106 C ₆ = 0.0 C ₇ = 0.0

표 6-9. R4 분사기에 대한 실행자료(펄스분사방식)(계속)

변수정의	Definition	영 국 단 위	미터법 단위
	Coefficient for rotational specific impulse polynominal associated with spin 2 rate	C ₁ = 66.267 sec C ₂ = 60.369 sec C ₃ =-6.3469 sec C ₄ = 0.11776 C ₅ =-0.014218 C ₆ = 0.0 C ₇ = 0.0	C ₁ = 66.267 sec C ₂ = 60.369 sec C ₃ =-6.3469 sec C ₄ = 0.11776 C ₅ =-0.014218 C ₆ = 0.0 C ₇ = 0.0
	Coefficient for rotational specific impulse polynominal associated with spin 3 rate	C ₁ = 31.931 sec C ₂ = 63.623 sec C ₃ =-6.3363 sec C ₄ = 0.15928 C ₅ =-0.019984 C ₆ = 0.0 C ₇ = 0.0	C ₁ = 31.931 sec C ₂ = 63.623 sec C ₃ =-6.3363 sec C ₄ = 0.1592 C ₅ =-0.019984 C ₆ = 0.0 C ₇ = 0.0
	Coefficient for rotational centroid associated with spin 1 rate	C ₁ = 0.11534 sec C ₂ =-0.014563 sec C ₃ = 0.0013552 sec C ₄ =-0.21270 C ₅ =-0.029966 C ₆ = 0.0 C ₇ = 0.0	C ₁ = 0.11534 sec C ₂ =-0.014564 sec C ₃ = 0.0013552 sec C ₄ =-0.21270 C ₅ = 0.029966 C ₆ = 0.0 C ₇ = 0.0
	Coefficient for rotational centroid associated with spin 2 rate	C ₁ = 0.084150 sec C ₂ =-0.0085731 sec C ₃ = 0.00041898 sec C ₄ =-0.27249 C ₅ = 0.036345 C ₆ = 0.0 C ₇ = 0.0	C ₁ = 0.084150 sec C ₂ =-0.0085731 sec C ₃ = 0.00041898 sec C ₄ =-0.27249 C ₅ = 0.036345 C ₆ = 0.0 C ₇ = 0.0
	Coefficient for rotational centroid associated with spin 3 rate	C ₁ = 0.0062521 sec C ₂ =-0.0003537 sec C ₃ = 0.000772 sec C ₄ =-0.030437 C ₅ = 0.032978 C ₆ = 0.0 C ₇ = 0.0	C ₁ = 0.062521 sec C ₂ =-0.0003537 sec C ₃ =-0.0007772 sec C ₄ =-0.30437 C ₅ = 0.032978 C ₆ = 0.0 C ₇ = 0.0

주 의

1. 이 보고서는 과학기술처에서 시행한 특정연구개발사업의 연구보고서입니다.
2. 이 보고서 내용을 발표할 때에는 반드시 과학기술처에서 시행한 특정연구개발사업의 연구결과임을 밝혀야 합니다.
3. 국가과학기술 기밀유지에 필요한 내용은 내외적으로 발표 또는 공개하여서는 아니됩니다.

