

인공위성 궤도의 추적과 예보의 기술개발(Ⅱ)

— 궤도예보에 관하여 —

박필호·김천휘·신종섭·이정숙
천문우주과학연구소 천문계산연구실

최규홍
연세대학교 천문대기과학과

박재우
한국전자통신연구소 위성통신망운용연구실
(1991년 5월 20일 접수; 1991년 6월 8일 수리)

A STUDY ON THE TRACKING AND POSITION PREDICTIONS OF ARTIFICIAL SATELLITE(Ⅱ)

— A Study on the Orbit Prediction —

Pil-Ho Park, Chun-Hwey Kim, Jong-Seob Shin and Jeong-Sook Lee
Astrometry & Space Dynamics Section, Institute of Space Science and Astronomy, Taejeon 305-348

Kyu-Hong Choi
Dept. of Astronomy & Atmospheric Science, Yonsei University, Seoul 120-749

Jae-Woo Park
Space and Network Telemetry Section,
Electronics and Telecommunications Research Institute, Taejeon 305-606
(Received May 20, 1991; Accepted June 8, 1991)

요 약

수치적인 방법을 이용하여 인공위성의 궤도를 예보할 수 있는 소프트웨어 시스템(IODS: ISSA Orbit Determination System)을 개발하였다. IODS의 궤도예보 정확도를 평가하기 위하여 기상위성 NOAA-11호와 정지위성 INTELSAT-V의 궤도를 예보하였고, 그 결과를 중앙기상대와 급산 위성통신지구국의 위성추적 자료와 비교하였다. 그리고 인공위성에 미치는 여러 가지 섭동력을 정량적으로 분석하였다. 한편, 동경 100도에 상공에 위치한 정지위성(KORSAT-1)의 궤도를 가정하여 그 궤도가 시간에 따라 변하는 양상을 IODS를 이용하여 분석하였으며, KORSAT-1이 지구의 그림자에 들어가는 식현상을 예측하고 분석하였다.

Abstract

We developed a software system called IODS(ISSA Orbit Determination System), which can predict the orbit of arbitrary artificial satellite using the numerical method. For evaluating the orbit prediction accuracy of IODS, the orbital data predicted for the meteorological satellite NOAA-11 and the stationary satellite INTELSAT-V are intercompared with those tracked at the Central Bureau of Meteorology and the Kum-San Satellite Communication Station. And the Perturbations affecting the orbit of these artificial satellites are quantitatively analyzed. The orbital variation and the eclipse phenomena due to the earth shadow are analyzed for a hypothetical geostationary satellite called KORSAT-1 which is assumed to be located in longitude 110°E.

I. 서론

인공위성의 궤도운동은 지구와의 2체 문제인 Kepler 궤도를 기준으로 하여 불규칙적인 운동을 하고 있다. 이러한 궤도의 변화는 지구를 점질량이라고 가정 하였을 때 인공위성에 미치는 힘 외에 다른 여러 가지 힘, 즉 섭동력을 외부로부터 받고 있기 때문에 생기는 것이다. 따라서 인공위성의 궤도를 정확히 결정하고 예보하기 위해서는 인공위성의 궤도에 영향을 미치는 여러 가지 외부 섭동력을 고려하여야 하며 그에 따른 역학적 모델을 설정하고 위성에 미치는 모든 힘이 포함된 운동 방정식의 해를 구해야 한다.

인공위성의 궤도를 예보하기 위하여 이 연구에서는 인공위성에 미치는 여러 가지 섭동력 중 지구의 비대칭 중력, 태양과 달에 의한 인력, 태양의 복사압력, 지구의 대기에 의한 저항력을 포함시킨 역학적 모델을 가정하였으며, 이를 가지고 수치적인 방법으로 인공위성의 궤도를 예보할 수 있는 일반적인 소프트웨어 시스템(IODS)을 개발하였다. 그리고 이 소프트웨어 시스템을 이용하여 기상위성인 NOAA-11호와 정지위성인 INTELSAT-V의 궤도를 예보하였으며, 그 결과를 중앙기상대와 금산 위성통신 지구국의 위성추적 자료와 각각 비교, 검토하였고 이들 인공위성에 미치는 섭동력을 정량적으로 분석하였다. 또한, 동경 110도 상공에 위치한 정지위성(KORSAT-1)의 궤도를 가정하여 그 궤도가 시간에 따라 변하는 양상과 지구의 그림자에 의하여 가려지는 식현상을 예측하고 분석하였다.

II. 위성의 궤도에 영향을 미치는 섭동력의 역학적 모델

1. 지구의 중력포텐셜에 의한 섭동력

지구의 모양은 극축에 대하여 대칭이 아니며, 적도면에 대해서도 대칭이 아니다. 그러므로 지구 중심으로부터의 거리가 r인 위치에 있는 물체의 중력 포텐셜은 (1)식과 같이 spherical harmonics series로 표현된다(Hagihara 1962).

$$U = \frac{\mu_0}{r} \left[1 + \sum_{n=1}^{\infty} \sum_{m=0}^n \left(\frac{a_E}{r} \right)^n P_n(\sin \phi) (C_{nm} \cos m\lambda + S_{nm} \sin m\lambda) \right] \dots\dots\dots(1)$$

윗 식에서 μ_0 는 지구의 중력상수, a_E 는 지구의 적도 변장, ϕ 는 위도, λ 는 경도이며, C_{nm} 과 S_{nm} 은 harmonics의 계수이고 $P_n(\sin\phi)$ 는 Legendre polynomial이다. (1)식에서 첫째 항은 지구를 점질량이라고 가정했을 때 인공위성에 미치는 지구의 중력포텐셜이고, 둘째 항은 지구의 모양이 비구형이고 비대칭이기 때문에 생기는 중력 포텐셜이다. 둘째 항은 위도에 의해서만 달라지는 zonal harmonics와 경도, 위도에 따라 변화하는 tesseral harmonics와 sectorial harmonics로 구성되어 있다. Zonal harmonics는 (1)식의 둘째 항에서 $m=0$ 일 때이며 (2)식과 같다.

$$U_z(r, \phi) = - \frac{\mu_0}{r} \sum_{n=2}^{\infty} J_n \left(\frac{a_E}{r} \right)^n P_n(\sin \phi) \dots\dots\dots(2)$$

(2)식에서 zonal harmonics 계수는 $J_n = -C_{n0}$ 로 정의된다. 한편, sectorial Harmonics는 $m=n$ 일 때, tesseral harmonics는 $n>m \neq 0$ 일 때이며 (3)식과 같이 표현된다(Beard 1982).

$$U_s(r, \phi, \lambda) = \frac{\mu_0}{r} \sum_{n=2}^{\infty} \sum_{m=1}^n \left(\frac{a_E}{r} \right)^n P_n(\sin \phi) [C_{nm} \cos m\lambda + S_{nm} m\lambda] \dots\dots\dots(3)$$

그러므로 지구의 중력포텐셜 함수 U가 (1)식과 같이 주어진다면 인공위성에 미치는 지구의 중력포텐셜에 의한 섭동력은 (4)식과 같이 표현된다.

$$F_{NS} = \nabla U \dots\dots\dots(4)$$

2. 태양과 달에 의한 중력섭동력

인공위성의 고도가 약 1,600km 이상이 되면 태양과 달의 중력을 무시할 수 없게 된다. 따라서 고도가 약 1,600km 이상되는 인공위성에 대해서는 태양과 달의 중력 섭동력을 고려해야 한다. 이 섭동력은 지구, 태양, 달과 인공위성의 상호거리 벡터에 의존하므로 (5)식과 같이 나타낼 수 있다(Erickson 1979).

$$F_{SM} = \mu_S \left[\frac{R_S - r}{|R_S - r|^3} - \frac{R_S}{|R_S|^3} \right] + \mu_M \left[\frac{R_M - r}{|R_M - r|^3} - \frac{R_M}{|R_M|^3} \right] \dots\dots\dots(5)$$

여기서 μ_S 는 태양의 중력상수, r 은 지구중심으로부터 인공위성까지의 위치벡터, R_S 는 지구중심으로부터 태양까지의 위치벡터, μ_M 은 달의 중력상수, R_M 은 지구중심으로부터 달까지의 위치벡터이다.

3. 태양의 복사압에 의한 섭동력

인공위성의 궤도는 태양의 복사에 의한 힘의 영향을 받게 된다. 인공위성 표면에 미치는 태양의 복사압은 복사를 받는 인공위성의 유효표면적(A), 표면반사율(η), 그리고 태양의 밝기(L_S)에 비례하고, 인공위성과 태양과의 거리(r_{SS})의 제곱과 빛의 속도(c)에 반비례한다. 따라서 태양복사압은 (6)식과 같이 표현할 수 있다.

$$F = \frac{A C_R L_S}{4\pi r_{SS}^2 c} \dots\dots\dots(6)$$

여기서 $C_R = 1 + \eta$ 이다. 그러므로 태양으로부터 1AU의 거리에서 직접적인 태양복사압으로 인해 질량이 m 이고 면적이 A 인 인공위성에 작용하는 가속도량은

$$\frac{F}{m} = \frac{S C_R A}{c m} \dots\dots\dots(7)$$

와 같이 되며 S 는 1AU에서 태양의 평균 flux이다. $C_R A/m$ 은 인공위성의 특성에 의존하므로 인공위성을 발사하기 전에 결정할 수 있다. 실제 거리 r_{SS} 에서 태양의 복사압으로 인한 인공위성의 가속도량은

TRACKING AND POSITION PREDICTIONS OF ARTIFICIAL SATELLITE(Ⅱ)

$$\frac{F}{m} = \frac{S}{c} \frac{|R_s|^2 C_R A}{r_{SS}^2 m} \dots\dots\dots(8)$$

이다. 어떤 특정한 인공위성에 대해서 (8)식을 적용하면 r_{SS} 값을 제외한 나머지 값들은 모두 상수가 된다. S/c 를 P_s 라 하면 P_s 는 1AU 거리에서 태양복사를 완전 흡수할 때 생기는 압력으로 정의되며 $r_{SS}=r-R_s$ 이다. 그러므로 태양복사압에 의한 인공위성의 섭동력은

$$F_{SR} = \nu P_s |R_s|^2 \frac{C_R A}{|r_{SS}|^3} \dots\dots\dots(9)$$

이 된다(Cappeller et al. 1976). 여기서 ν 는 eclipse factor이다. 따라서 태양복사압에 의한 인공위성의 섭동력은 인공위성과 태양 사이의 거리벡터 r_{SS} 에 의해 시간에 따라 변화하게 된다. 이 섭동력은 인공위성의 고도가 약 1,600km 이상 될 때 무시할 수 없는 섭동력으로 작용한다.

4. 지구의 대기저항에 의한 섭동력

지구의 대기는 고도가 낮은 인공위성에 저항력을 미치는데, 고도가 1,000km이하인 경우 인공위성 궤도에 영향을 미치며 100km 이하에서는 가장 중요한 섭동력으로 작용한다. 이러한 저항력은 지구대기에 있는 분자, 원자와 이온들이 인공위성과 충돌하기 때문에 발생한다. 이 저항력은 인공위성의 모양, 고도와 경도에 따라 달라지는데, 인공위성이 장기간에 걸쳐 이 저항력을 받게 되면 궤도장반경과 이심률이 줄어드는 나선운동을 하며 지구로 떨어지게 된다. 지구의 대기저항에 의한 섭동력은 (10)식으로 표현된다(Beard 1982).

$$F_{AD} = - \frac{C_D A}{2} \rho |V_{rel}| |V_{rel}| \dots\dots\dots(10)$$

여기서 C_D 는 저항상수(drag coefficient) 혹은 force coefficient라 하며, 보통 1~2 사이의 단위가 없는 상수로서 위성의 재질이나 모양 등 위성의 고유특성에 관련하여 결정되는 양이다. 또한, A 는 인공위성이 지구대기에 면하는 부분의 평균 단면적이며, m 은 인공위성의 질량, 그리고 ρ 는 인공위성이 지나는 지점의 대기밀도를 나타낸다. 지구의 자전속도에 대한 인공위성의 상대속도 V_{rel} 는

$$V_{rel} = \dot{r} - \begin{pmatrix} \omega_y \\ -\omega_x \\ 0 \end{pmatrix} \dots\dots\dots(11)$$

이다. 여기서 \dot{r} 는 인공위성의 속도이고 ω 는 지구자전속도이다. 인공위성의 고유특성에 의존하는 ballistic coefficient B 는 일반적으로 저항상수인 C_D 와 인공위성이 대기에 의해 저항을 받는 평균단면적에 비례하고, 인공위성의 질량에 반비례하는 다음과 같은 값으로 정의된다.

$$B = C_D \ A/m \dots\dots\dots(12)$$

B 는 대기저항을 극복할 수 있는 위성체의 능력을 나타내며, 그 값은 전형적인 우주선에서 0.01~0.04m/kg으로, 시간에 따라 변하는 값을 갖게 되는 가변 계수이다.

III. 인공위성의 궤도예보 알고리즘

인공위성의 궤도에는 위에서 언급한 섭동력들과 지구중심력이 작용하므로 인공위성에 미치는 모든 힘을 (13)식과 같이 나타낼 수 있다.

$$F_{total} = F_{CB} + F_{NS} + F_{SM} + F_{SR} + F_{AD} \dots\dots\dots(13)$$

여기에서 F_{CB} 는 점질량으로 본 지구와 위성을 2체문제로 보았을 때의 힘, F_{NS} 는 지구의 비대칭 중력장에 의한 섭동력, F_{SM} 은 태양과 달의 중력에 의한 섭동력, F_{SR} 은 태양의 복사압에 의한 섭동력, F_{AD} 는 지구의 대기저항에 의한 섭동력이다.

인공위성의 궤도를 예측하는 방식은 크게 두 가지로 구분할 수 있는데 모든 섭동력을 해석학적인 방식으로 처리하는 일반섭동론과 수치적으로 분석하는 특수섭동론이 그것이다. 이 연구에서 우리가 선택한 방법은 특수섭동론에 의한 것이며 특수섭동론에 의한 방법도 다음 세 가지로 분류할 수 있다(Allione *et al.* 1965). 첫째는 (13)식과 같이 위성에 미치는 모든 힘을 수치적분하는 Cowell 방법이고, 둘째는 위성에 미치는 섭동력만을 수치적분하는 Encke 방법이며, 셋째는 섭동력 때문에 야기되는 6개의 궤도요소의 시간적 변화율을 해석적 방법으로 표현한 후 이 식들을 수치적분하는 변수변환(Variation of Parameter)방법이다. IODS는 위 세 가지 방법을 모두 포함하고 있으나 이 연구에서는 Cowell 방법을 선택하였다. Cowell 방법은 인공위성에 미치는 힘을 나타내는 (13)식과 같은 2계 미분방정식을 시간에 대하여 두 번 수치

TRACKING AND POSITION PREDICTIONS OF ARTIFICIAL SATELLITE(II)

적분하므로써 관성적도좌표계에서 임의의 시각에 대한 속도와 위치를 계산할 수 있다. 이 때 여기서 사용한 수치적분 방법은 4th order Runge-Kutta 방법이다. 그리고 지구의 비대칭 중력장에 의한 섭동력 F_{NS} 를 계산하기 위하여 IODS에서 사용한 지구의 중력장 모델은 GEM-T1모델(Marsh *et al.* 1988)이며 zonal 항과 tesseral, sectorial항을 각각 12개씩 포함시켰다. Cowell 방법을 이용하여 위성의 위치를 예보하는 알고리즘은 그림 1과 같다.

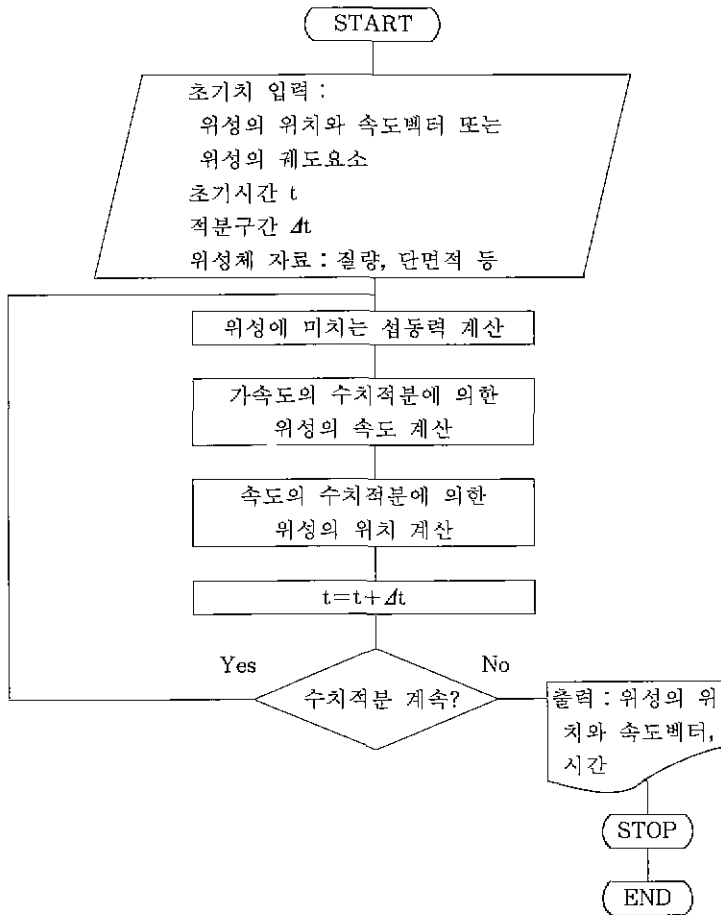


그림 1. Cowell 방법에 의한 위성의 궤도예보 알고리즘

IV. IODS의 정확도분석과 인공위성 궤도의 종합분석

1. IODS의 예보 정확도 분석

IODS의 예보정확도를 검증하기 위하여 중고도 기상위성인 NOAA-11호와 정지통신위성인 INTELSAT-V의 궤도를 예보하였으며 각각의 예보결과를 중앙기상대와 금산 위성통신 지구국의 추적자료와 비교하였다. NOAA-11호 위성의 TBUS 자료로부터 얻은 표 1과 같은 초기치를 가지고 IODS로 예보한 결과를 NOAA-11호로부터 기상자료를 얻기 위하여 중앙기상대에서 사용한 추적자료(방위각, 고도)와 비교하여 표 2에 실었다. 이 때 사용한 적분간격은 30초이며 지구의 비대칭 중력장(8×8)과 태양의 달의 인력, 태양복사압, 지구의 대기저항력을 섭동력에 포함시켰다. 표 2에서 보듯이 약 17시간(10바퀴) 후의 중고도 위성의 위치를 예보했을 때 IODS는 고도와 방위각에서 각각 0.1도 이내의 정확도로 예보할 수 있다.

표 1. NOAA-11호의 궤도예보시 사용한 초기 입력자료

벡터성분	위치벡터(km)	속도벡터(km/sec)
x	-3620.1658	0.999254
y	6274.8479	0.572163
z	0.0000	7.325642

1989년 6월 25일 0시 3분 56.756초

표 2. NOAA-11호의 예보정확도 비교

(단위:도)

시간			중앙기상대		ISSA		중앙기상대-ISSA	
시	분	초	방위각	고도	방위각	고도	방위각	고도
17	39	12	13.9	7.2	14.0	7.1	0.1	0.1
17	39	42	14.1	9.6	14.2	9.5	0.1	0.1
17	40	12	14.3	12.2	14.4	12.2	0.1	0.0
17	40	42	14.5	15.2	14.6	15.1	0.1	0.1
평			균				0.1	0.1

위성지상국 : 중앙기상대

경도 : 동경 126도 58분

위도 : 북위 37도 34분

해발고도 : 855m

1989. 6. 25.

한편, 정지위성의 예보정확도를 분석하기 위하여 사용한 비교자료는 INTELSAT에서 보내

TRACKING AND POSITION PREDICTIONS OF ARTIFICIAL SATELLITE(II)

은 금산 위성통신 지구국 안테나의 고도와 방위각 자료다. 이 자료 중 1989년 7월 27일 6시를 전후한 23개의 고도, 방위각 자료를 이용하여 미분보정법(이병선 등 1988)을 통해 1989년 7월 27일 6시에서의 INTELSAT-V의 궤도를 표 3과 같이 결정하였으며, 결정된 궤도자료를 이용하여 약 3일간의 위성궤도를 예보하였고 그 결과를 INTELSAT의 자료와 함께 표 4에 비교하였다. 단, 계산에 사용한 섭동력은 지구의 중력장(8×8)과 태양과 달의 인력, 태양복사압이며 적분간격은 300초로 주었다. 대기저항 섭동력은 그 양이 매우 작아 고려하지 않았다. 표 4에서 보듯이 정지위성의 경우 IODS는 약 3일간의 위성의 위치를 고도와 방위각에서 각각 0.04도 이내의 정확도로 예보할 수 있다.

표 3. 미분보정법에 의해 결정된 INTELSAT-V의 궤도자료

벡터성분	위치벡터(km)	속도벡터(km/sec)
x	-3607.47238	-3.06429000
y	41996.70373	-0.26406300
z	12.65603	0.00538365

1989년 7월 27일 6시 0분 0초

표 4. INTELSAT-V의 예보정확도 비교 (단위:도)

시간		금산		ISSA		금산-ISSA			
일	시	분	초	방위각	고도	방위각	고도	방위각	고도
27	12	00	00	256.37	09.61	256.33	09.57	0.04	0.04
27	18	00	00	256.27	09.54	256.23	09.50	0.04	0.04
28	00	00	00	256.24	09.43	256.20	09.39	0.04	0.04
28	06	00	00	256.35	09.51	256.30	09.47	0.05	0.04
28	12	00	00	256.37	09.62	256.33	09.58	0.04	0.04
28	18	00	00	256.26	09.54	256.22	09.50	0.04	0.04
29	00	00	00	256.24	09.44	256.19	09.40	0.05	0.04
29	06	00	00	256.34	09.52	256.30	09.48	0.04	0.04
29	12	00	00	256.37	09.63	256.32	09.59	0.05	0.04
29	18	00	00	256.25	09.55	256.21	09.51	0.04	0.04
30	00	00	00	256.23	09.44	256.18	09.40	0.05	0.04
30	06	00	00	256.34	09.53	256.29	09.49	0.05	0.04
30	12	00	00	256.36	09.64	256.32	09.60	0.04	0.04
30	18	00	00	256.25	09.55	256.21	09.52	0.04	0.03
평 균								0.04	0.04

위성지상국: 금산 위성지구국

경도: 동경 127도 29분 29초

위도: 북위 36도 07분 29초

해발고도: 150m

1989. 7. 27.

2. 위성에 미치는 섭동력 비교

이 연구에서 고려한 각각의 섭동력이 어느 정도의 크기로 인공위성의 궤도에 어떻게 영향을 미치는가에 따라 위성의 궤도는 달라지게 된다. 그림 2는 NOAA-11호에 미치는 섭동력들을 정량적으로 비교한 것이다. 그림 2에서 보듯이 중고도 위성에는 지구의 비대칭 중력이 가장 큰 섭동력으로 작용하고 있으며 태양과 달에 의한 섭동력, 태양복사압, 대기저항에 의한 섭동력의 순으로 위성의 궤도에 영향을 주고 있음을 알 수 있다.

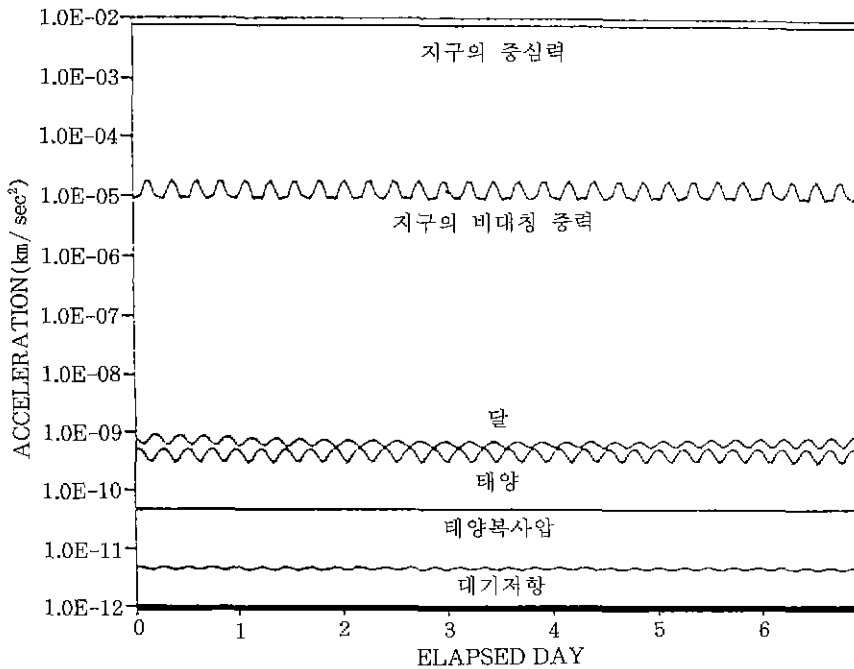


그림 2. NOAA-11호에 미치는 섭동력의 정량적 비교

한편, 정지위성에 대한 섭동력의 정량적 비교를 나타낸 그림 3을 살펴보면 지구의 비대칭 중력, 달과 태양에 의한 섭동력이 거의 비슷한 정도로 정지위성의 궤도에 영향을 주고 있음을 알 수 있다. 따라서 정지위성의 궤도를 보다 정확히 예보하기 위해서는 지구에 대한 태양과 달의 위치를 정확하게 계산할 필요가 있다.

TRACKING AND POSITION PREDICTIONS OF ARTIFICIAL SATELLITE(II)

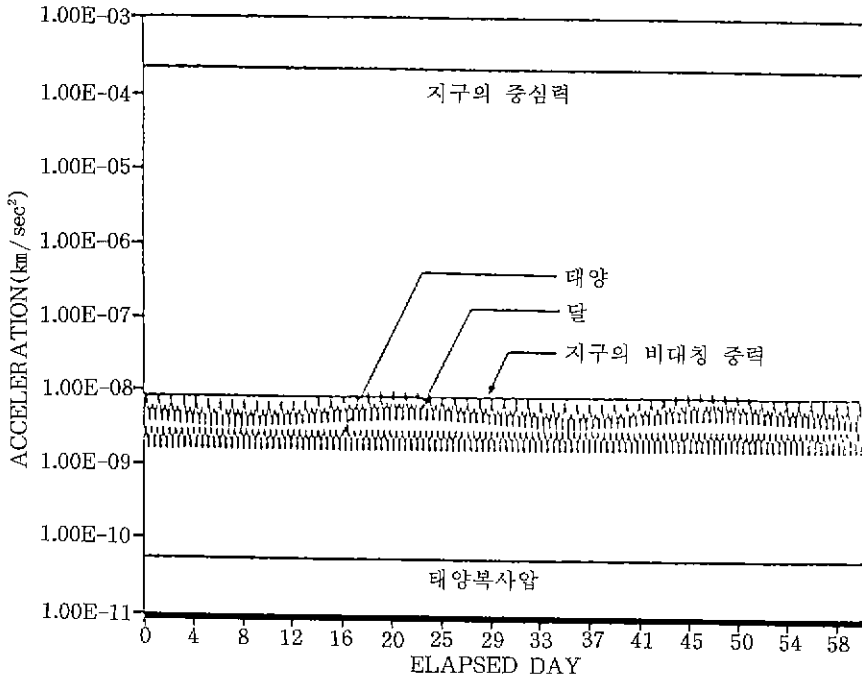


그림 3. 정지위성에 미치는 섭동력의 정량적 비교

3. 정지위성의 식현상 예측

인공위성이 지구의 그림자에 들어가는 식현상이 일어날 때 위성의 궤도예보를 위하여 포함시킨 섭동력 중 태양복사압에 의한 섭동력을 제외시켜야 위성의 궤도를 정확히 예보할 수 있다. 따라서 IODS를 이용하여 위성이 식현상을 일으키는 시각과 지구의 그림자에 머무는 시간을 예측하였다. 이 때 사용한 방법은 지구그림자의 표면과 위성간의 거리 D 를 구해 그 D 값으로 위성이 그림자에 들어있는지를 판단하는 방법을 이용하였다(Erickson 1979). 그림 4는 IODS를 이용하여 동경 110도 상공에 위치하고 있다고 가정한 정지위성(KORSAT-1)이 1년 중 식현상을 일으키는 때를 예측한 결과다. 그림 4에서 윗 부분의 곡선은 위성이 지구의 반그림자에 들어있을 때이고 아래 곡선은 위성이 지구의 본그림자에 있을 때이다. 그림 4에서 보듯이 KORSAT-1의 경우 춘, 추분을 전후로 해서 약 47일씩 식현상을 일으키며 반그림자에 체류하는 시간은 최고 약 72분에 달하고 본그림자에 체류하는 시간은 최고 약 67분에 이르고 있다.

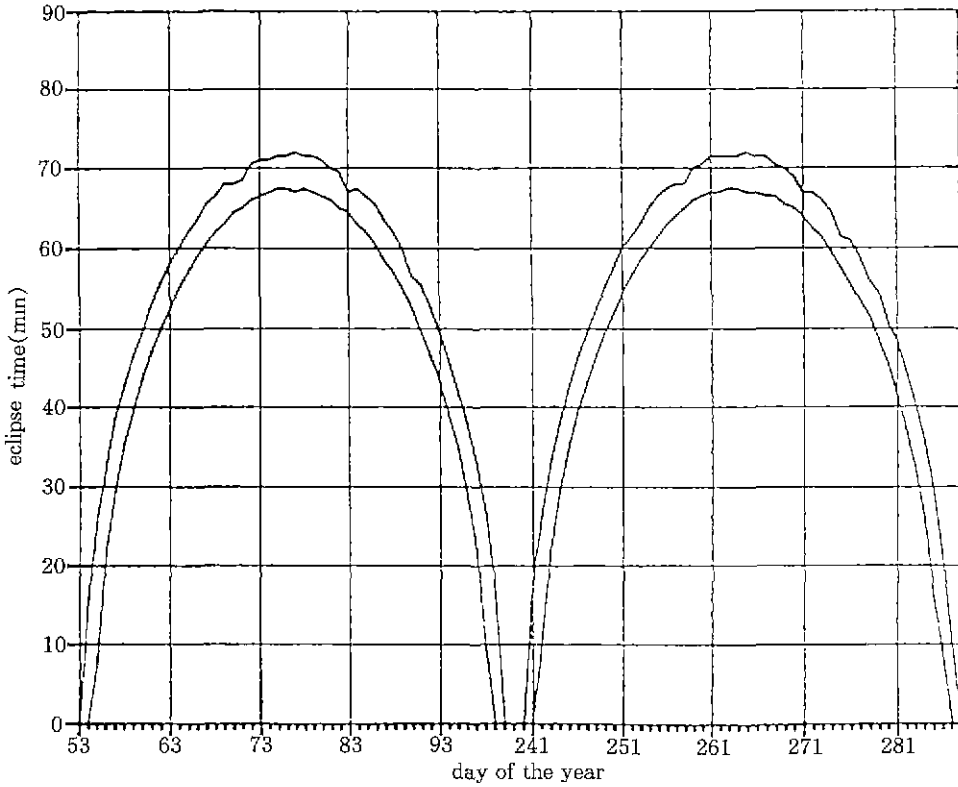


그림 4. 정지위성 KORSAT-1의 1년중 식현상 예측

4. 정지위성(KORSAT-1)의 궤도변화 분석

지구의 모양은 비구형, 비대칭이므로 중력장의 분포는 경위도에 따라 다르다는 것은 널리 알려진 사실이다. 적도주위의 중력포텐셜의 분포만 보더라도 서경 115도와 동경 161.5도에서 중력포텐셜이 가장 높고, 서경 105도와 동경 75도에서 중력포텐셜이 가장 낮기 때문에 적도 상공에 위치한 정지위성의 경우 궤도가 동서로 표류하는 현상이 일어난다. 또한, 태양과 달의 위치변화에 의하여 궤도경사각이 변하게 되며, 따라서 위성이 적도에 위치해 있지 않고 남북으로 표류하게 된다.

이러한 동서방향과 남북방향으로의 표류현상이 동경 110도에 위치한 정지위성의 경우에는 어떻게 나타날 것인지를 분석하고 예측하는 일은 앞으로 우리나라에서 보유할 예정인 통신위

TRACKING AND POSITION PREDICTIONS OF ARTIFICIAL SATELLITE(Ⅱ)

성의 관제와 원활한 운영을 위하여 중요한 일이다. 이를 위하여 서경 137도에 위치한 정지위성 GOES-6호의 궤도자료로부터 동경 110도에 위치한 가상적인 정지위성의 궤도를 표 5와 같이 만들었으며, 이 위성을 편의상 KORSAT-1호로 명명했다. 그리고 개발한 예보 소프트웨어로 위성의 경도가 시간에 따라 변하는 양상을 약 2개월에 대해 계산하였고 그 결과는 그림 5와 같다.

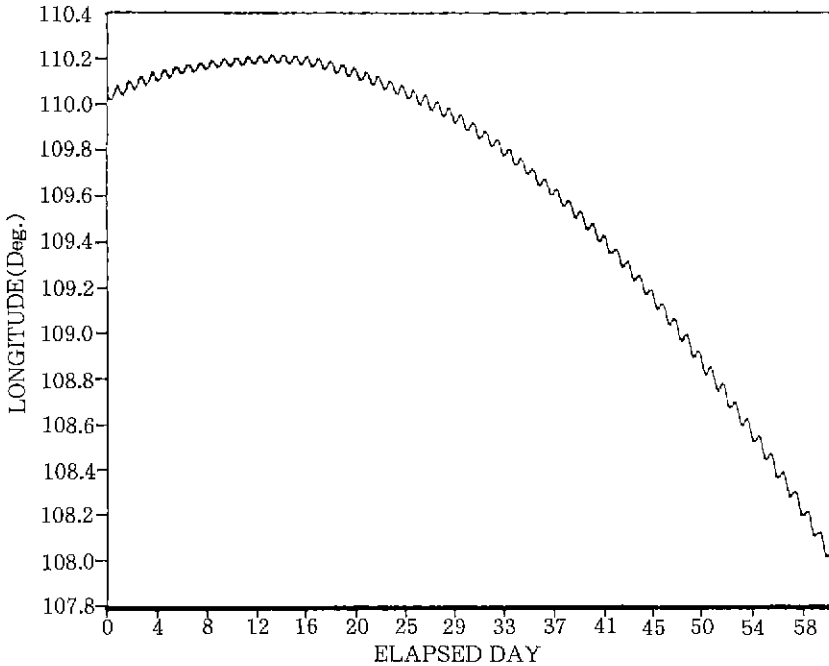


그림 5. KORSAT-1의 시간에 따른 경도변화 양상

그림 5에서 보듯이 KORSAT-1은 동쪽으로 잠시 표류하다가 계속해서 서쪽으로 표류하고 있음을 알 수 있다. 그리고 서쪽으로의 표류속도가 시간이 지남에 따라 증가하고 있는 것으로 나타났다.

원활한 위성통신을 위한 동서의 위치보존 한계를 ± 0.5 도라고 가정할 때, 그림 5를 살펴보면 KORSAT-1의 경우에 약 15일에 한 번씩 동서위치 보존을 위한 궤도조정을 해주어야 하는 것으로 분석된다.

한편, 그림 6에서 보인 바와 같이 KORSAT-1의 궤도경사각은 시간이 지남에 따라 계속 증가함을 알 수 있다. 그 증가추세는 1달에 약 0.1도 정도인 것으로 나타났다. 정지위성의 남북위치 보존 한계를 ± 0.1 도라고 가정할 때 KORSAT-1의 경우에는 한 달에 한 번 정도 남북위치 보존을 위한 궤도조정이 필요한 것으로 분석된다.

표 5. KORSAT-1의 궤도자료

궤도요소		위치와 속도벡터(km, km/sec)	
궤도요소명	값	벡터성분	값
장반경	42164.550km	위치벡터 x	23287.491826
이심률	0.0001371	위치성분 y	35157.061933
경사각	0.1도	위치성분 z	-31.605235
승교점경도	81.91046도	속도성분 x	-2.56301086
근사점이각	143.31170도	속도성분 y	1.69760426
평균근점 이각	191.26100도	속도성분 z	0.00484573

1989년 6월 4일 3시 35분 40초

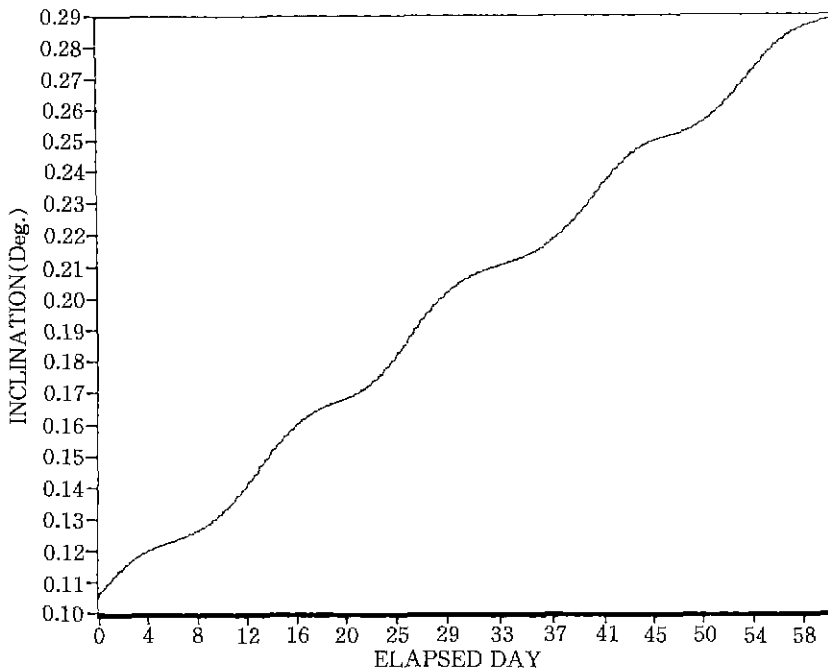


그림 6. KORSAT-1의 시간에 따른 궤도경사각 변화양상

V. 결론

이 연구를 통하여 개발한 IODS는 위성지상국에서 위성을 추적하여 궤도를 결정하고 예보

TRACKING AND POSITION PREDICTIONS OF ARTIFICIAL SATELLITE(Ⅱ)

하는 데 있어서 핵심적이고 기본적인 소프트웨어 시스템으로 활용될 수 있다고 판단된다. 그리고 IODS를 이용하여 분석한 인공위성의 궤도자료들이 향후 국내에서 추진될 과학위성과 방송통신위성의 원활한 관제를 위한 기본자료로서 이용될 수 있을 것이다. IODS의 궤도예보 정확도를 향상시키기 위해서는 섭동력의 계산을 위하여 필요한 기본자료로서 태양, 달, 행성의 위치를 정확히 계산할 수 있는 천체력 연구가 선행되어야 한다.

감사의 글

이 연구는 과학기술처의 특정연구사업의 지원으로 수행되었음을 밝혀 둔다.

참고문헌

- 이병선, 조중현, 박상영, 최규홍, 김천휘, 1988, 한국우주과학회지, 5, 31.
- Allione, M. S., Blackford, A. L., Mendez, J. C., and Whittouch, M. M. 1965, *Guidance, Flight Mechanics and Trajectory Optimization, Vol. VI. The N-Body Problem and Special Perturbation Technique*(NASA CR-1005), pp. 12~30.
- Beard, C. C. 1982, *Ephemerides Generation Program System Description and User's Guide*(CSC/SD-82/6117), ch. 3, pp. 16~19.
- Cappellari, J. O., Velez, C. E., and Fuchs, A. J. 1976, *Mathematical Theory of Goddard Trajectory Determination System*(GSFC: Maryland), pp. 4~62.
- Erickson, J. A. 1979, *General Maneuver Program Mathematical Specification*(CSC/SD-79/6141), ch. 7, pp. 5~14.
- Hagihara, Y. 1962, *Astron. J.*, 67, 108.
- Marsh, J. G., Lerch, F. J., Putney, B. H., Christodoulidis, D. C., Smith, D. E., Felsentreger, T. L., Sanchez, B. V., Klosko, S. M., Pavlis, E. C., Martin, T. V., Robbins, J. W., Williamson, R. G., Colombo, O. L., Rowlands, D. D., Eddy, W. F., Chandler, N. L., Rachlin, K. E., Patel G. B., Bhati, S., and Chinn, D. S. 1988, *J. Geophys. Res.*, 93, 6169.