

위성 궤도의 한계 경사각에 대한 특성¹

이현주 · 최규홍
연세대학교 천문대기과학과

THE CHARACTERISTICS OF CRITICAL INCLINATION OF SATELLITE ORBIT¹

Hyun Joo Yi and Kyu-Hong Choi
Department of Astronomy and Atmospheric Science,
Yonsei University, Seoul 120-749

(Received May 3, 1993; Accepted June 21, 1993)

요 약

인공위성이 한계 궤도 경사각을 가질때의 궤도 특성과 궤도에 미치는 섭동들에 관해 연구하였다. 인공 위성의 한계 궤도 경사각 문제는 이상적인 공명 문제로 다루어진다. 1992년 8월 11일에 쏘아 올려진 우리별 1호도 이와같은 한계 값, $i = \cos^{-1}(1/\sqrt{5})$ 에 가까운 궤도 경사각을 갖는다. 한계 궤도 경사각을 갖는 인공위성의 경우 이론적으로 근지점의 시간에 따른 변화율이 없는 근지점이 고정된 궤도를 갖게 된다. 그러나 실제로 발생하는 근지점 인수의 장주기 움직임에는 작은 진동이 존재한다. 이러한 진동의 원인이 되는 섭동력과 이상적 공명문제로 다룬 상대론적 효과를 연구하여 우리별 1호의 경우에 적용하여 계산하였다. 또한 한계 궤도 경사각에 가까운 궤도 경사각을 갖는 우리별 1호에 적용하기 위해 지구 중력장에 의한 섭동항을 Algebraic manipulation을 이용하여 궤도 경사각을 분리시켜 전개해내었으며, 달-태양 섭동항을 달과 태양의 위치좌표를 포함시켜 유도하여 각 궤도요소별 섭동항을 구하였다. 우리별 1호의 달-태양에 의한 궤도 이심률의 변화를 $e \cos \omega$, $e \sin \omega$ 의 위상 평면에 나타내었고 나머지 궤도 요소의 변화양상도 나타내었다.

ABSTRACT

The orbit characteristics and perturbation effects of an artificial satellite with critical inclination have been studied. The critical inclination problem in artificial satellite theory is treated as Ideal Resonance Problem(IRP). The KITSAT-

¹이 논문은 92년도 연세대학교 학술연구비에 의하여 작성된 것임.

1 satellite launched by Arian 42P at Guiana in August 11, 1992 has orbital inclination close to the critical value $\cos^{-1}(1/\sqrt{5})$. In that case, there is a singularity in some perturbation terms and perigee of the orbit is fixed because $d\omega/dt$ is theoretically equal to zero. But actually the long periodic behaviour in argument of perigee, ω shows a small oscillation. The causes of the oscillation and the relativistic effect in IRP have been studied and applied to the KITSAT-1. The geo-potential perturbation terms which are seperated inclination terms have been obtained using Algebraic manipulation. Also luni-solar disturbing function based on the relative position of the sun, moon, and satellite has been obtained. Phase portraits are used to depict the change of eccentricity and argument of perigee. The variations of each orbital elements have been obtained in case of the KITSAT-1.

1. 서 론

1992년 8월 11일, 우리나라 최초의 인공위성인 우리별 1호가 아리안 로켓에 탑재되어 우주공간으로 쏘아올려졌다. 세계 각국에서 쏘아 올린 인공위성들 중에는 통신 위성, 자원 탐사 위성, 첩보 위성들이 있으며, 각 인공 위성들의 용도에 따라 다양한 궤도를 따라 움직인다. 인공 위성의 궤도는 이러한 궤도 경사각을 기준으로 할 때, 극궤도와 적도궤도가 있으며, 많은 인공 위성의 궤도는 이 두 궤도 사이에 위치한다. 이미 운행 중인 우리별 1호나 Topex같은 인공위성의 경우, 우리가 한계 궤도 경사각 (critical inclination)이라 부르는 $63^\circ.4$ 에 가까운 궤도 경사각을 갖는다. 한계 궤도 경사각이란, Kozai(1959), Brouwer(1959) 등에 의한 궤도 요소별 섭동항을 표현한 식에서, 장주기 섭동항과 2차 영년 섭동항의 분모등에 존재하는 $(4 - 5 \sin^2 i)$, $(2 - \frac{5}{2} \sin^2 i)$ 항을 영으로 만드는 i_c 값인 $63^\circ 26' 05''$ 과 $116^\circ 33' 54''$ 를 말한다. 즉 $i = i_c$ 에서 특이점이 발생한다. 인공위성이 이러한 한계 궤도 경사각을 갖게 되면, 근지점이 고정되어서 이론적으로 근지점의 시간에 따른 변화율 $d\omega/dt$ 가 영이 되는 고정된 궤도를 갖게 된다. 그러나 이러한 경우에도 실제로 발생하는 근지점 인수의 작은 진동(oscillation)의 원인이 되는 섭동력들이 존재한다. 이러한 진동의 발생이 이론적으로 어떻게 설명되며 천체역학 분야에서 한계 궤도 경사각 문제가 어떻게 다루어지는가를 살펴보는 일은 한계 궤도 경사각을 갖는 우리별 1호를 보유한 현재로서 매우 유익한 일이라고 생각되어진다.

2. 한계 궤도 경사각 문제

한계 궤도 경사각의 문제는 천체 역학 분야에서 공명(Resonance)문제로 다루어진다. 일반적으로 공명 현상은 영년 섭동항이 거의 영에 가깝고 주기적 섭동이 주된 섭동이 될 때 일어난다. 한계 궤도 경사각과 관련된 공명의 경우에 타원체 모양의 행성에 대한 궤도 운동을 하는 물체가 $i_c = 63^\circ.4$ 의 궤도 경사각을 갖는다면 Brouwer(1959)와 Kozai(1959)의 섭동 이론

에서 근지점 인수 ω 의 시간적 변화율이 영이 되므로 근지점 인수 = 상수 + 주기적 섭동이 되며 이 값 i_c 를 한계 궤도 경사각이라 한다. 이러한 한계 궤도 경사각을 갖는 인공위성은 여러가지 어로운 점이 있어서 실제로 많이 사용되고 있다. 이러한 한계 궤도경사각 문제를 해결하기 위해서는 Kozai(1959), Brouwer(1959)등의 고전적 방법이 아닌 특별한 방법이 필요하게 되며 그중 하나가 이상적인 공명문제(IRP)이다. 천체 역학 분야에서의 한계 궤도 경사각 문제는 Garfinkel(1966)등에 의해 연구되었으나 아직도 많은 논쟁의 대상이 되고 있다(자세한 내용은 이현주(1993)의 논문 참조).

3. 섭동항의 전개

3-1. 궤도 경사각항을 분리한 지구 중력 포텐셜 섭동항

저고도 위성에 미치는 섭동의 영향중 가장 큰 것은 지구 중력장에 의한 섭동이며 이러한 영향에 관해서는 많은 연구가 이루어져 왔다. Brouwer(1959)와 Kozai(1959) 등에 의해 지구 중력장 안에서 저고도 위성의 6개 궤도요소가 받는 섭동들에 관한 해가 구해졌으며 궤도요소별 섭동을 표현한 식에 $(2 - \frac{5}{2} \sin^2 i)$, $(4 - 5 \sin^2 i)$ 항이 존재하여 특이점이 발생함을 보여준다. 여기서는 한계 궤도 경사각에 가까운 궤도 경사각을 가진 우리별 1호와 같은 인공 위성에 적용할 수 있는 섭동항을 구하기 위해 궤도 경사각항을 $\sin i, \cos i$ 로 분리해서 전개해낸 섭동함수 R_1, R_2, R_3, R_4 를 Lagrange의 행성 방정식에 대입하여 Algebraic manipulation으로 각 궤도요소별 섭동항을 구해내었다. 여기서 1p에서 8p까지는 다항식 변수, $J_2, J_3, J_4, n, a, e, \sin i, \cos i$ 를 나타내며 1A, 2A, 3A는 cosine, sine의 인수를 나타낸다. 예를 들어 $\omega - R_1$ 의 첫째줄은 $3.0J_2na^{-2}e^2 \cos^3 i$ 를 나타낸다. 영년 섭동항은 ω, Ω, M 에만 있고 장주기 섭동은 a 를 제외한 모든 궤도요소에 일어난다. 구해진 섭동항의 예 (근지점 인수의 R_1 의 경우)는 표 1과 같다.

표 1. 섭동함수 R_1 에 의한 근지점인수(ω)의 변화량

$\omega - R_1$													
	계수	1P	2P	3P	4P	5P	6P	7P	8P		1A	2A	3A
1.	3.000000	1	0	0	1	-2	2	0	3	cos	0	0	0
2.	-2.250000	1	0	0	1	-2	0	2	0	cos	0	0	0
3.	1.500000	1	0	0	1	-2	0	0	3	cos	0	0	0
4.	1.500000	1	0	0	1	-2	0	0	0	cos	0	0	0
	+...												

3-2. 달 - 태양 섭동함수 모델

궤도 경사각이 $i \simeq 0^\circ$ 인 지상 정지 궤도에 적용 할 수 있는 달-태양에 의한 섭동 효과는 $e \simeq 0^\circ, i \simeq 0^\circ$ 일 경우에 발생하는 특이점을 제거하기위해 $e_c = e \cos \omega, e_s = e \sin \omega, W_c = \sin i \cos \Omega, W_s = \sin i \sin \Omega, \lambda = \omega + \Omega + M$ 로 치환한 섭동 방정식을 이용한다. 이러한 방법은 무궁화호 같은 지상 정지 궤도에는 적용 할 수 있으나, 궤도 경사각이 66° 에 가까운 우리별 1호에는 적용 할 수 없으므로 새로운 섭동 함수 모델이 필요하게 되었다.

우리별 1호와 Topex 같은 고도를 가진 인공위성의 경우, 달-태양 중력 효과에 의한 섭동

은 지구 중력장에 의한 섭동과 비교하면, 매우 작은 영향을 미친다. 하지만 이러한 작은 영향도 Ground track drift 현상을 일으켜 궤도 조정(maneuver) 크기를 구하고자 할 때에는 고려해 주어야 하는 양이 된다. 여기서는 우리별 1호와 같이 궤도 경사각이 $i \neq 0^\circ$ 이 아닌 경우에 적용할 수 있는 달-태양 중력 효과에 의한 섭동 함수를 달과 태양의 위치좌표를 이용하여 구하고, 이를 Algebraic manipulation으로 전개하여 각 궤도 요소별 변화량을 구해내었다.

적도 좌표계에서 본 위성의 위치 좌표를 $P_2(\cos \delta), P_3(\cos \delta)$ 항에 대입하여 섭동함수를 구해낸 후 이 섭동 함수 R을 Lagrange 의 행성운동 방정식에 대입하여 각 궤도 요소별 섭동량을 계산할 수 있다. 치환 섭동 방정식에 R을 대입하여 컴퓨터로 급수 전개를 할 수 있는 algebraic manipulation (Dasenbrock 1982)을 이용하여 미분 과정과 시간 t 에 대한 적분과정을 수행하여 각 궤도 요소별 섭동항을 구하였다. 여기서는 각 궤도 요소별 섭동항중 궤도 경사각 Δi 의 경우에 한하여 일부분만 실었다. 실제로는 $\Delta i - P_2$ 항의 경우 총 155 항으로 이루어져 있고, $\Delta i - P_3$ 항은 568항으로 이루어져 있다.

$$\begin{aligned} \Delta i - P_2 \cos \delta &= -3.00271025 e_c \text{ XM YM } \sin^{-1} i \cos^2 i \sin(L + 2\Omega) \\ &\quad -3.00271025 e_s \text{ XM YM } \sin^{-1} i \cos^2 i \cos(L + 2\Omega) \\ &\quad -3.00135452 e_c \text{ XM ZM } \cos^2 i \sin(L + \Omega) \\ &\quad \dots\dots\dots \\ \Delta i - P_3 \cos \delta &= +456.000777 e_s \sin^{-1} i \cos i \sin(\Omega) \\ &\quad -332.365967 e_s \sin^{-1} i \cos i \cos(2\Omega) \\ &\quad -306.596981 e_s \sin^{-1} i \cos i \sin(2\Omega) \\ &\quad \dots\dots\dots \end{aligned}$$

위의 값은 계산과정의 편리를 위하여 각 항에 공통적으로 포함된 $\frac{GM_\oplus}{a_M} \frac{M_M}{M_\oplus} \left(\frac{a}{a_M}\right)^2 \left(\frac{a_M}{r_M}\right)^3$ 을 제거시켰으므로 실제값의 계산에서는 이를 포함시켜야 한다. 여기서는 위성의 궤도 장반경이며 a_M 은 섭동을 일으키는 달 또는 태양의 값이다. 위에서 구한 구한 섭동항들은 $e \simeq 0^\circ$ 인 경우에 해당하는 특이점을 제거하므로써 구해졌다. 즉, 지구주위를 거의 원궤도로 돌고있는 인공위성의 경우에 한해서만 적용할 수 있는 섭항들이 구해졌다고 볼 수 있다. 만일 우리별 1호와 같은 원궤도를 가진 저고도 인공 위성이 아닌 Molniya와 같이 $e \simeq 0.75^\circ$ 인 높은 이심율을 갖는 한계 궤도 경사각 인공위성의 경우에는 이와같은 치환 섭동 방정식을 쓸 필요가 없을 것이다. 섭동 함수의 크기와 각 궤도요소에 미치는 주기적 효과는 태양과 달의 상대적인 위치와 지구에 대한 달과 태양의 궤도면에 대한 인공위성의 궤도 방향에 따라 달라진다. 지구에 대한 섭동체와 인공위성의 위치벡터간의 cosine 각의 Legendre polynomial로 섭동 포텐셜 함수를 구면 조화 급수로 나타낼 수 있으며 이를 위성궤도와 달과 태양의 궤도 경사각 함수와 이심율 함수로 나타내어 운동 방정식에 대입한후 각 궤도 요소별 섭동항을 구해낼 수 있다.

4. 계산결과 및 검토

우리별 1호의 궤도 경사각은 약 $66^\circ.085$ 정도로 한계 궤도 경사각에 가까운 값을 가지며, 이심율은 약 0.00158 정도이다. 3장에서 구한 섭동항에 우리별 1호의 궤도요소를 대입하여 각궤도

요소의 변화량을 구하였다. 섭동함수 $P_2(\cos \theta)$ 와 $P_3(\cos \theta)$ 항에는 e_c, e_s 의 곱의 항들이 존재하는데, 이러한 항들의 값은 매우 작은 값을 가지므로 단주기 항의(l 에 의존하는) 경우에 한하여 무시하였다. 우리별 1호는 저고도 위성이므로 달과 태양의 섭동 영향은 지구 중력장에 비하면, 무시할 정도로 작으나, 한계 궤도 경사각을 갖는 경우에 해당하므로 계산에 사용하였다.

계산에 사용한 달의 평균 근점이각과 태양의 평균 근점이각 값은 J.D.2000년을 기준으로 다음과 같이 표현된다 (IERS Technical Note 1989).

$$M \text{ 달} = 134^{\circ}57'46''.733 + (1325'' + 198^{\circ}52'02.633'')T + 31.''310T^2 + 0.''064T^3$$

$$M \text{ 태양} = 357^{\circ}31'39.''804 + (99'' + 359^{\circ}03'01.''224)T - 0.''577T^2 - 0.012T^3$$

여기서 시간 T는 epoch J.D.2451545.0 = 2000 Jan. 1.5부터 경과한 시간을 줄리언 세기(Jullian Century)로 계산한 것이다.

위의 값들과 태양과 달의 위치좌표를 1992년 8월 12일부터 100일, 300일, 혹은 1000일 동안 구해 대입하였다. 3장에서 구한 섭동 함수에 각항에서 제외시켰던 $\frac{GM_{\oplus}}{a_M} (\frac{M_M}{M_{\oplus}}) (\frac{a}{a_M})^2 (\frac{a_M}{R_M})^3$ 을 곱해주어야 하는데 달의 경우에는 $\frac{GM_{\oplus}}{a_M} (\frac{M_M}{M_{\oplus}}) (\frac{a}{a_M})^2 \simeq 9.864569796 \times 10^8$ 라디안 (radian) 이며 $(\frac{a_M}{R_M})^3$ 은 진근점이 각 f 를 $f = M + 2e \sin M + \frac{5}{1}e^2 \sin 2M + \dots$ 로 평균 근점이각 M으로 바꾸어 계산하였다. 위의 값들을 대입하고, 1일 간격으로 섭동량을 구하여 다음과 같은 결과들을 얻었다.

장반경 a 의 변화를 그림 1에 나타 내었다. 여기서는 달과 태양에 의한 영향을 별도로 나타내었다. 달에 의한 섭동은 약 28일 정도의 주기로 변하고 있는 가운데 8일 간격으로 작은 변화가 반복됨을 알 수 있다. 진폭은 큰 주기로 볼때 약 1.2 m 정도이다. 태양에 의한 섭동은 i 의 경우와 마찬가지로 약 180일 정도의 주기를 갖고 진동하며, $2.1 \times 10^{-4}m$ 정도의 진폭을 갖는다. 달과 태양에 관한 섭동으로 장반경 a 는 약 $-1 \sim 2m$ 정도 변함을 알 수 있다. 즉 달과 태양에 의한 장반경은 변화는 거의 없다고 보아야 할 것이다.

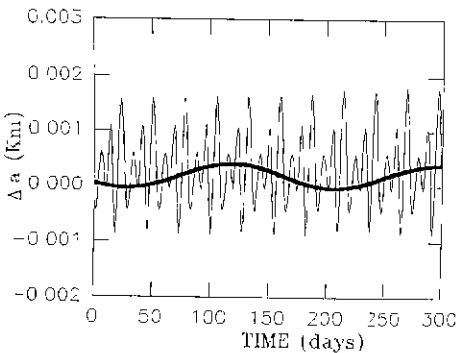


그림 1. 달과 태양의 중력 섭동에 의한 우리별 1호 궤도 장반경의 변화량.

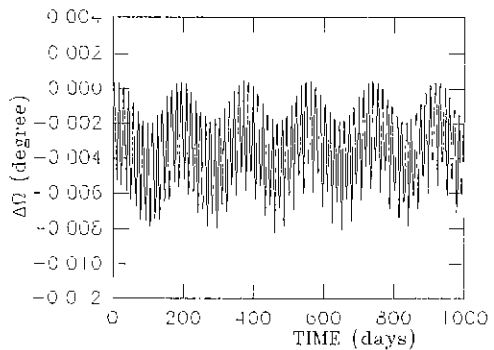


그림 2. 달과 태양의 중력 섭동에 의한 우리별 1호 승교점 경도의 변화량.

승교점 경도 Ω 의 달, 태양 중력에 의한 1000일 동안의 변화를 그림 2에 나타내었다. 달에 의한 섭동주기는 약 13일 정도이며, 진폭은 약 $2^{\circ}.6 \times 10^{-3}$ 이다. 그리고 태양에 의한 섭동주기는 약 180일 정도이며 진폭은 약 $1^{\circ}.2 \times 10^{-3}$ 이다. 전체적으로 달과 태양에 의한 섭동량은 -값을 가지므로, 승교점 경도는 서쪽으로 이동(westward drift)하게 된다. 이러한 서쪽 이동 현상은 대기저항(air drag)에 의한 동쪽 이동(eastward drift)현상을 상쇄시켜주므로, 궤도조정 크기(maneuver magnitude)를 줄여주는 역할을 하게 된다.

그림 3에 위성 평균 경도 l 에 따른 승교점 경도 Ω 의 변화를 나타내었다. 여기서 달에 의한 P_2 항만을 고려하였으며, 위성 경도가 $0^{\circ} \sim 360^{\circ}$ 일때 $-0^{\circ}.0004268 \sim -0^{\circ}.0004232$ 로 변한다. $4^{\circ}.25 \times 10^{-4}$ 의 진폭을 갖고 진동하며 위성 경도가 94° 일때 $-4^{\circ}.26867 \times 10^{-4}$, 274° 일때 $-4^{\circ}.26851 \times 10^{-4}$ 로 서쪽으로 가장 많이 이동함을 알 수 있다. e_c 와 e_s 의 40일 동안의 진화를 그림 4에 나타내었다. 이는 달의 좌표 X_M, Y_M, Z_M 태양 좌표 X_S, Y_S, Z_S 가 하루 단위로 변함에 따라 e_c 와 e_s 의 변화양상을 나타낸 것이다. 여기서 달-태양 섭동에 의한 궤도 이심률의 크기와 근지점 인수가 변화하는 것을 볼 수 있다. 우리별 1호의 근지점 인수는 264° 정도이므로 남반구에 위치한다. 섭동력의 크기와 궤도 요소에 미치는 주기적 영향은 지구중심의 달과 태양 궤도면에 대한 위성궤도의 방향과 달, 태양의 상대적 위치에 따라 달라진다. 상대론적 효과에 의한 근지점 인수의 변화율을 그림 5에 나타내었고 $-0^{\circ}.0438913 \sim -0^{\circ}.0437415$ (/day)의 값을 가지며 변화함을 볼 수 있다. 그림 6에 달과 태양에 의한 섭동만을 고려한 ground track의 변화량 $D_i - D_R$ 을 나타내었다. D_i 는 지구 자전 각속도 ω_e 와 승교점 주기 τ_n , 승교점 세차율 Ω 에 의존하는 값으로서 $D_i = \tau_n(\omega_e - \Omega)$ 이다. 최초의 ground track 간격, D_R 은 $360 \times d/N$ 로 쓸 수 있고 여기서 d 는 항성일, N 은 평균 운동이며 단위는 rev/day이다. 우리별 1호의 경우, $D_R \approx 27.99$ (deg/orbit)이다. $D_i > D_R$ 인 경우, 실제의 ground track은 서쪽으로 이동하며, $D_i < D_R$ 인 경우, 동쪽으로 이동하게 된다. D_i 는 대기 저항과 중력 섭동에 의해 변하는 값이다. 섭동 주기는 Ω 의 경우와 비슷하며, 변화량은 달-태양 섭동에 의해 $0^{\circ}.0939559 \sim 0^{\circ}.0946025$ 의 값을 가진다. 그림 7에서 기산점으로부터 105일 후에 $9^{\circ}.45993 \times 10^{-2}$ 로 가장 큰 값을 가지며 194일에 $9^{\circ}.39559 \times 10^{-2}$ 로 가장 작은 값을 갖는다. 그림 7에서 볼 수 있듯이 시간에 따른 궤도 경사각의 변화는 약 28일 정도의 짧은 주기와 약 181일 정도의 긴 주기의 변화양상을 보여

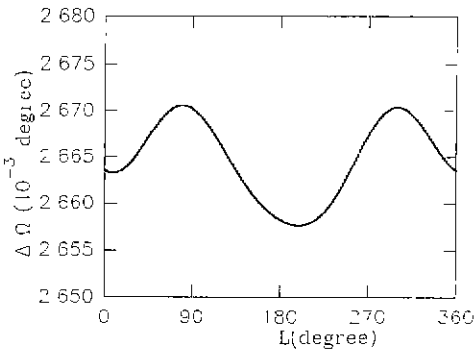


그림 3. 위성 경도에 따른 승교점 경도의 변화량 (달, 태양 섭동만 고려).

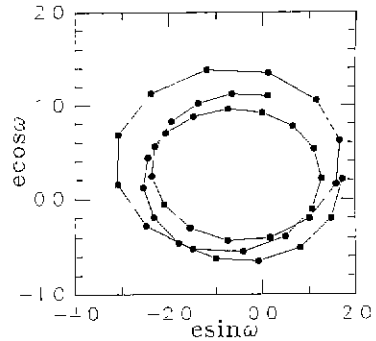


그림 4. 우리별 1호의 e_1, e_2 진화 곡선 (달, 태양 섭동만 고려).

준다. 28일 주기의 진폭은 달의 섭동에서 비롯된 것으로 약 $2^{\circ}.09 \times 10^{-6}$ 의 진폭을 가지며 긴 주기의 변화는 태양 섭동의 영향하에 생긴 것으로 $3^{\circ}.5 \times 10^{-7}$ 정도의 진폭을 갖는다. 기산점으로부터 13일 후에 $-1^{\circ}.2340 \times 10^{-7}$ 의 변화를 보이며 이는 첫번째 골에 해당하는 값이다. 27일에는 $5^{\circ}.8243 \times 10^{-6}$ 의 변화량과 55일에는 $5^{\circ}.9811 \times 10^{-6}$ 로 28일 주기의 가장 큰 값을 가진다. 그림 8은 궤도 경사각 함수와 이심률함수로 구한 근지점 인수의 변화율로서 달-태양의 중력 섭동만을 고려한 값이다. 기산점으로부터 4일째 되는 날에 -7.36279×10^{-4} deg/day의 변화율을 가지며, 183일에 -8.24125×10^{-4} deg/day의 가장 작은 값을 보인다. 또한 30일에는 -6.86899×10^{-4} deg/day이다. 따라서 179일의 주기 양상과 불규칙하지만 약 26일 정도의 주기로 섭동이 일어남을 알 수 있다. 진폭은 6.874×10^{-4} deg/day이다.

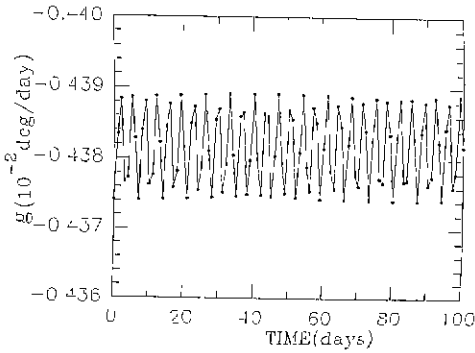


그림 5. 근지점 인수에 미치는 상대론적 효과.

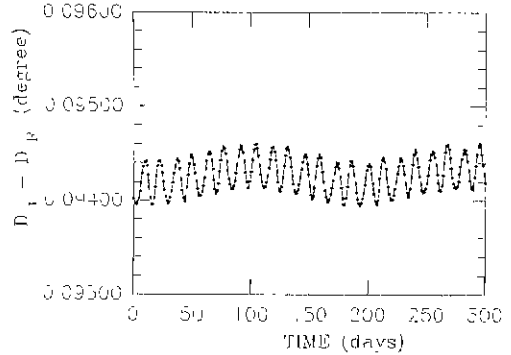


그림 6. 달-태양 섭동만을 고려한 ground track의 변화량.

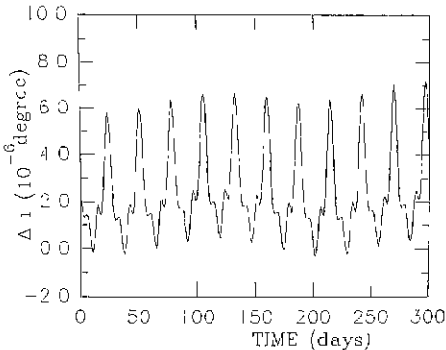


그림 7. 달과 태양의 중력 섭동에 의한 우 리별 1호 궤도 경사각의 변화량.

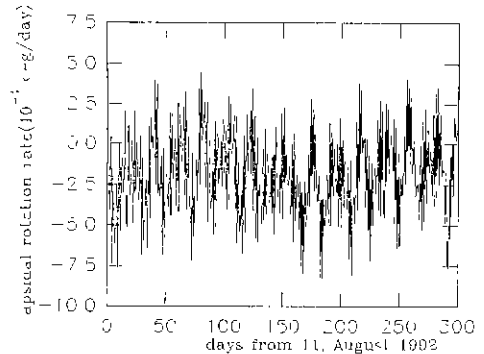


그림 8. 궤도 경사각 함수와 이심률 함수로 구성된 근지점 인수의 변화율.

5. 결 론

한계 궤도 경사각에 가까운 궤도 경사각을 가지며, 이심율이 $e \ll 0.1$ 인 원 궤도에 가깝게 돌고있는 우리별 1호의 궤도 요소에 미치는 섭동의 영향을 구하였다. 3, 4 장에서 얻은 결과들을 토대로 다음과 같은 몇가지 결론을 내릴 수 있다.

첫째, 달과 태양 중력에 의한 섭동 함수를 유도함에 있어 $P_2(\cos \delta)$ 와 $P_3(\cos \delta)$ 항에서 L 에 의존하는 단주기 항의 e_c, e_s 의 곱의 항들은 그 값이 영에 가까우므로 제외시킬 수 있다.

둘째, 달과 태양의 중력 섭동에 의한 궤도 요소의 변화는 일정한 주기를 갖고 변화하며, 달의 지구에 대한 공전 주기 27.3일과 지구의 태양에 대한 공전주기의 반인 $1/2$ 항성년에 가까운 180일 정도의 주기를 갖는다. 또한 태양에 의한 섭동 효과가 달에 의한 섭동 효과보다 작게 나타나며 e_c, e_s 의 변화는 180일 정도의 위상차를 갖는다.

셋째, 달-태양에 의한 섭동은 모든 궤도 요소(장반경 a 는 제외 가능)에 주기적 섭동을 일으키며 각 궤도 요소들에 미치는 주기적인 섭동 효과와 섭동 함수의 크기는 지구중심의 태양과 달의 궤도면에 대한 위성 궤도면의 방향과 태양, 달, 위성의 상대적 위치에 따라 달라진다.

넷째, 달-태양에 의한 중력 효과로 승교점 경도가 서쪽으로 이동하게 되어, 승교점 경도의 세차율에 영향을 미치며, ground track drift 현상을 일으킨다. 우리별 1호는 고도가 약 1316 km 정도인 저고도 위성이므로 지구 중력장에 의한 섭동을 제외한 달-태양 섭동에 의한 궤도 요소의 변화량은 매우 작은 값을 갖는다. 하지만 궤도 조정(maneuver)을 하기 위한 엄격한 ground track control이 요구된다면, 이러한 작은 영향도 무시할 수 없다.

이러한 결과들은 섭동 예측 모델로서 궤도 조정(maneuver)에 적용하여, longitude targeting, 위치 보존(station keeping) 등에 응용 할 수 있고, 한계 궤도 경사각을 가진 다른 인공위성들에도 적용 가능하다. 그러나 궤도 장반경에 미치는 주된 섭동의 원인은 대기저항(air drag)에 의한 것이며, ground track drift를 예측하기 위한 승교점 주기(nodal period)는 대기저항에 의해 지속적으로 감소된다. 이러한 대기저항 섭동에 의해 ground track이 동쪽으로 이동하게 되므로 달, 태양 중력 섭동에 의한 서쪽으로의 이동현상에 이러한 대기저항 효과를 고려해 주어야 정확한 궤도 조정 크기를 구할 수 있을 것이다. 하지만 대기저항에 의한 섭동은 위성의 궤도 위치와 그 위성 고도에서의 대기 밀도, 위성 속도등 위성 개개의 특성에 따라 달라지므로 구하고자 하는 위성의 고유 특성을 알고 대기 밀도 모델을 설정하여야 할 것이다.

참 고 문 헌

- 최 규홍 1993, 개인 서신
 이 현주 1993, 석사 학위 논문
 Brouwer, D. 1959, AJ, 64, 3
 Dasenbrock, R. R. 1982, A Fortran-Based Program for Computerized Algebraic Manipulation(NRL Report 8611; Washington, D.C.), 1
 Garfinkel, B. 1966, AJ, 71, 657
 Kozai, Y. 1959, AJ, 64, 367
 MaCarthy, D. D. 1989, IERS Technical note 3(Paris)