

원격탐사 위성의 고도와 궤도기울기 결정

이정숙 · 이병선

한국전자통신연구소 위성통신기술연구단 관제기술연구실

THE SELECTION OF ALTITUDE AND INCLINATION FOR REMOTE SENSING SATELLITES

Jeong-Sook Lee and Byoung-Sun Lee

TT&C Section, Satellite Communications Technology Division
Electronics and Telecommunications Research Institute(ETRI)

Taejon 305-600

(Received November 2, 1995; Accepted November 25, 1995)

요 약

위성의 미션은 적합한 궤도가 선택될 때 적절히 수행될 수 있다. 지구를 관측하는 원격탐사 위성의 경우, 관측의 특성에 따라 최적의 태양고도각을 유지해야 하므로 태양동주기 궤도가 적합하다. 지구의 비대칭 중력포텐셜로 인한 영년섭동력을 이차항까지 전개하고 영년섭동력에 의한 승교점의 변화로부터 태양동주기 궤도를 유지하기 위한 제한조건을 유도하였다. 또한, 태양동주기 궤도의 고도와 궤도기울기를 계산하기 위한 알고리즘을 제시하고, 이 방법을 이용하여 미국의 ERTS 위성과 인도의 IRS 위성 등 네 개의 원격탐사 위성의 고도와 궤도기울기를 계산해 보았다. 이 위성의 궤도요소로부터 궤도를 예측하여 얻은 지상궤적을 통해 계산된 결과를 검증하였다.

ABSTRACT

The success of a satellites mission is largely depended upon the choice of an appropriate orbit. In the case of a remote sensing satellite which observes the Earth, there exists an optimum solar elevation angle depending on the mission. Therefore a sun-synchronous orbit is suitable for a remote sensing mission. The second-order theory for secular perturbation due to non-symmetric geopotential was described. To design a sun-synchronous orbit, a constraint condition on the regression of node was derived. A algorithm to determine the altitude and the inclination was introduced using this constraint condition. As practical

examples, the altitudes and the inclinations of four remote sensing satellites were calculated. The ground tracks obtained by the orbit propagator were used to verify the resulting sun-synchronous orbital elements.

1. 서 론

현재 인공위성은 원격탐사와 우주관측, 기상관측, 첩보, 그리고 방송통신 등 여러 분야에 응용되고 있다. 원격탐사 위성은 지구의 자원탐사나 지도제작 등의 목적을 위해 사용된다. 이 위성들은 영상처리를 위해 지표면에 근접해 있고, 목표 지역의 반복관측을 위하여 짧은 주기를 가지므로, 몇년간에 걸친 장기간 관측과 지표면의 반복관측을 가능하게 한다. 이러한 위성의 미션(mission)은 위성의 탑재물 선정과 더불어 가장 적합한 궤도를 선택함으로써 적절히 수행될 수 있다.

위성의 응용 분야가 결정되면 위성의 미션에 적합한 궤도형태가 먼저 고려되어야 한다. 위성의 미션은 위성의 고도나 궤도기울기와 같은 위성의 궤도요소를 제한하므로 이에 따라 지구동주기(geosynchronous)나 태양동주기(sun-synchronous), 몰리니아(Molniya), 또는 HEO(high elliptical orbit) 등 특정궤도(specialized orbits)의 적용여부가 고려된다. 지표면 관측이나 지구의 자원을 탐사하는 원격탐사 위성과 기상관측 위성의 경우, 관측의 특성에 부합되는 일정한 태양고도각이 요구된다. 이렇게 일정한 태양고도각을 유지하는 것은 지표면으로부터 반사된 빛을 관측하는 관측기에 매우 유용하기 때문이다(Brown 1992). 그러므로 이러한 위성들은 위성의 직하점(sub-satellite point)이 항상 같은 평균지방태양시(Local Mean Solar Time)에 동일한 위도의 지표면을 통과하는 태양동주기 궤도가 주로 적용된다. 미션에 적합한 궤도형태가 선택되면 주어진 미션요구사항(mission requirements)에 따라 궤도요소를 결정한다. 이때 위성의 고도가 가장 중요한 변수가 된다. 위성의 고도가 높으면 관측지역이 넓어지고 수명이 길어지는 반면, 낮은 관측의 분해능이 좋아지고 발사연료도 절약되는 특성을 갖는다(Wertz 1991).

이 논문에서는 위성이 태양동주기 궤도로 운용되기 위한 고도와 궤도기울기를 결정하는 알고리즘을 제시하려고 한다. 먼저 위성의 궤도운동에 영향을 미치는 지구의 비대칭 중력포텐셜에 의한 영년섭동력(secular perturbation)을 이차항까지 전개한다. 영년섭동력으로 인한 승교점의 변화를 이용하여 태양동주기 궤도를 이루기 위한 제한조건을 유도하고, 고도와 궤도기울기를 계산하기 위한 알고리즘을 제시한다. 이 방법을 이용하여 실제 원격탐사 위성들의 고도와 궤도기울기를 계산하고 이 궤도요소로부터 궤도를 예측하여 얻은 지상궤적을 통해 결과를 검증한다.

2. 지구의 비대칭 중력포텐셜에 의한 섭동방정식

위성의 궤도운동은 점질량으로 가정한 지구와 위성의 이체운동에 지구모양과 우주환경에 의한 섭동력을 고려하여 모델링된다. 지구를 중심으로 궤도운동하는 위성에 있어서는 지구의 모양

이 완전한 구형이 아니므로 발생하는 지구의 비대칭 중력포텐셜로 인한 섭동이 가장 큰 영향을 미치며, 특히 지구의 편평도(oblateness)로 인한 섭동으로 위성의 궤도는 교점의 역행(regression of node)과 근지점의 회전(rotation of apsides)을 일으키게 된다(Wiesel 1989). 지구의 편평도에 의한 섭동방정식을 이차항까지 고려하여 전개하면 다음과 같다(Kozai 1959).

$$\begin{aligned}
 F = & \mu \left[\frac{3 J_2 R_e^2}{2 a^3} \left(\frac{a}{r} \right)^3 \left\{ \frac{1}{3} - \frac{1}{2} \sin^2 i + \frac{1}{2} \sin^2 i \cos 2(f + \omega) \right\} \right. \\
 & - \frac{J_3 R_e^3}{a^4} \left(\frac{a}{r} \right)^4 \left\{ \left(\frac{15}{8} \sin^2 i - \frac{3}{2} \right) \sin(f + \omega) - \frac{5}{8} \sin^2 i \sin 3(f + \omega) \right\} \sin i \\
 & - \frac{35 J_4 R_e^4}{8 a^5} \left(\frac{a}{r} \right)^5 \left\{ \frac{3}{35} - \frac{3}{7} \sin^2 i + \frac{3}{8} \sin^4 i \right. \\
 & \left. \left. + \sin^2 i \left(\frac{3}{7} - \frac{1}{2} \sin^2 i \right) \cos 2(f + \omega) + \frac{1}{8} \sin^4 i \cos^4(f + \omega) \right\} \right] \quad (1)
 \end{aligned}$$

여기서 a, e, i, ω 그리고 f 는 각각 궤도의 장반경과 이심율, 기울기, 근지점인수 그리고 진근점이각이다. μ 는 지구의 중력상수이고, R_e 는 지구반경이며, J_2 와 J_3, J_4 는 zonal harmonics 계수이다. 식(1)은 그 특성에 따라 단주기섭동항과 장주기섭동항, 그리고 영년섭동항으로 분리된다(Roy 1978). 일차와 이차 영년섭동 방정식은 다음과 같다(Escobal 1975).

$$\begin{aligned}
 R_1 &= \mu \left[\frac{3 J_2 R_e^2}{2 a^3} \left(\frac{a}{r} \right)^3 \left\{ \frac{1}{3} - \frac{1}{2} \sin^2 i \right\} \right] \\
 R_2 &= -\mu \left[\frac{35 J_4 R_e^4}{8 a^5} \left(\frac{a}{r} \right)^5 \left\{ \frac{3}{35} - \frac{3}{7} \sin^2 i + \frac{3}{8} \sin^4 i \right\} \right] \quad (2)
 \end{aligned}$$

이 영년섭동방정식은 짝수항의 zonal harmonics 계수들로 이루어지며, 승교점과 근지점 그리고 평균근점이각을 변화시킨다(Micheau 1995). 영년섭동항에 의한 승교점과 근지점의 변화량은 다음과 같다(Escobal 1975).

$$\begin{aligned}
 \dot{\Omega} = & - \left[\frac{3 J_2}{2 P^2} n \cos i \left\{ 1 + \frac{3 J^2}{2 P^2} \left(\frac{3}{2} + \frac{e^2}{6} - 2\sqrt{1-e^2} - \left(\frac{5}{3} - \frac{5}{24} e^2 - 3\sqrt{1-e^2} \right) \sin^2 i \right) \right\} \right. \\
 & \left. + \frac{35 J_4}{8 P^4} n_0 \left(1 + \frac{3}{2} e^2 \right) \left(\frac{12 - 21 \sin^2 i}{14} \right) \cos i \right] \quad (3)
 \end{aligned}$$

$$\begin{aligned}
 \dot{\omega} = & \frac{3 J_2}{2 P^2} n \left(2 - \frac{5}{2} \sin^2 i \right) \left[1 + \frac{3 J_2}{2 P^2} \left\{ 2 + \frac{e^2}{2} - 2\sqrt{1-e^2} \right. \right. \\
 & \left. \left. - \left(\frac{43}{24} - \frac{e^2}{48} - 3\sqrt{1-e^2} \right) \sin^2 i \right\} \right] - \frac{45 J_2^2}{36 P^4} e^2 n_0 \cos^4 i \\
 & - \frac{35 J_4}{8 P^4} n_0 \left[\frac{12}{7} - \frac{93}{14} \sin^2 i + \frac{21}{4} \sin^4 i + e^2 \left\{ \frac{27}{14} - \frac{189}{28} \sin^2 i + \frac{81}{16} \sin^4 i \right\} \right] \quad (4)
 \end{aligned}$$

평균근점이각의 변화량인 평균운동(mean motion)은 다음과 같다(Escobal 1975).

$$n = n_0 \left[1 + \frac{3}{2} J_2 \frac{\sqrt{1-e^2}}{P^2} \left(1 - \frac{3}{2} \sin^2 i \right) + \frac{3}{128} J_2^2 \frac{\sqrt{1-e^2}}{P^2} \{ 16\sqrt{1-e^2} + 25(1-e^2) - 15 + (30 - 96\sqrt{1-e^2} - 90(1-e^2)) \cos^2 i + (105 + 144\sqrt{1-e^2} + 25(1-e^2)) \cos^4 i \} - \frac{45}{128} J_4 \frac{\sqrt{1-e^2}}{P^4} e^2 (3 - 30 \cos^2 i + 35 \cos^4 i) \right] \quad (5)$$

여기서, p 는 $\frac{a(1-e^2)}{R_e}$ 이고, n_0 는 섭동력이 없는 평균운동으로 $\sqrt{\mu/a^3}$ 이다. 궤도의 노드주기(nodal period)는 영년섭동력으로 인한 근지점 변화량에 의해 다음과 같이 정의된다.

$$T = \frac{2\pi}{n + \dot{\omega}} \quad (6)$$

식(3)에 의해 계산된 고도와 궤도기울기에 대한 승교점의 변화량은 그림 1과 같고, 그림 1은 승교점의 변화량이 고도와 궤도기울기를 제한됨을 보여주고 있다.

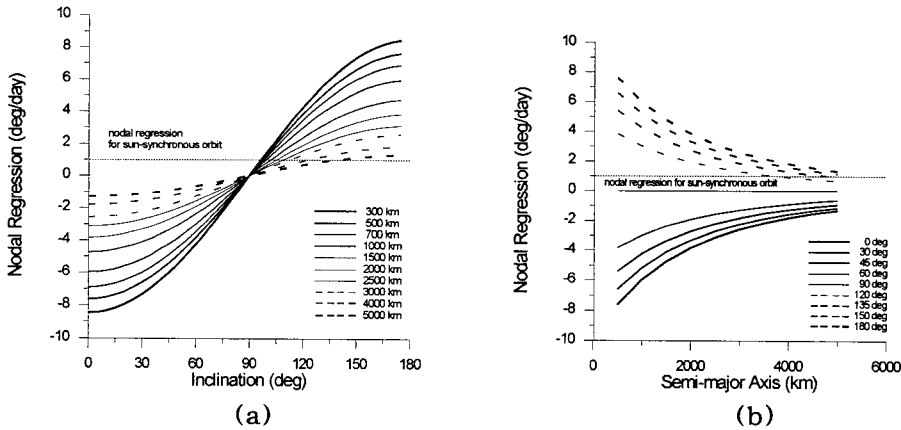


그림 1. (a) 궤도기울기에 대한 승교점의 변화량. (b) 고도에 대한 승교점의 변화량.

3. 태양동주기 궤도요소 결정 방법

3.1 태양동주기 궤도

태양동주기 궤도는 태양고도각이 같은 위도에서 항상 일정하며, 위성이 매일 거의 같은 평균 지방태양시에 같은 위도를 통과하도록 정의된다. 이는 그림 2와 같이 태양중심과 지구중심을 잇는 선과 위성의 궤도평면 사이의 각(π)이 항상 일정하게 유지되는 것을 의미한다. 만약 위성궤도

의 노드가 관성좌표계에서 고정되어 있다면 지구가 태양주위를 공전함에 따라 각 π 는 매일 지구의 공전각만큼 변해서 1년이 지나면 다시 초기의 각과 같아질 것이다.

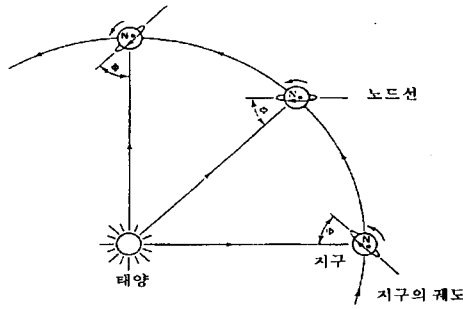


그림 2. 태양동주기 궤도의 특성.

따라서 태양동주기 궤도는 노드의 변화량이 지구의 공전각속도(revolution angular velocity)와 같도록 설계되어야 한다. 그림 1에서 승교점의 변화량이 지구의 공전각속도와 같은 0.98561 deg/day의 값을 갖도록 위성의 고도와 궤도기울기가 결정되어야 한다(Brown 1992). 일반적으로 태양동주기 궤도로 설계된 위성의 고도와 궤도기울기의 상관관계는 그림 3과 같으며, 태양동주기 궤도는 그림 1에서도 볼 수 있는 것과 같이 기울기가 180도가 되는 6,000 km에서 임계값을 갖는다. 그림 3a로부터 궤도장반경과 노드주기는 선형관계를 가짐을 알 수 있고, 1차와 2차 영년섭동력에 따른 궤도장반경과 노드주기의 차이는 그림 3b에서 볼 수 있는 것과 같이 5,000km 이상의 고도에서 궤도기울기가 0.1도 이상의 차이를 보임을 알 수 있다.

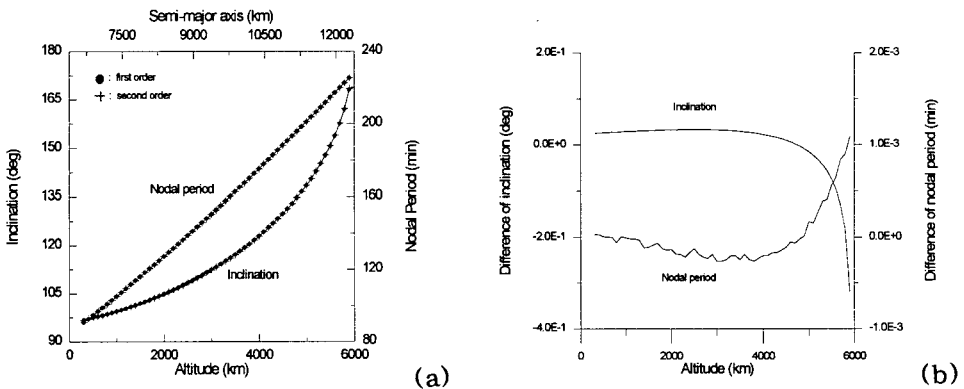


그림 3. (a) 태양동주기 궤도의 고도에 따른 궤도기울기와 노드주기. (b) 1차와 2차 영년섭동력에 따른 궤도장반경과 노드주기의 차이.

태양동주기 궤도는 위성의 직하점을 메카토르 (mercator) 지도상에서 이어나간 지상궤적 (ground track)의 형태에 따라 크게 두가지 형태의 궤도로 나뉘어진다. 하나는 지상궤적이 매 주기 또는 매일 같은 지역을 통과하는 순환궤도 (recurrent 또는 recursive orbit)이고 다른 하나는 위성 직하점이 매일 조금씩 이동하여 수일이 지난 후 다시 같은 지역을 통과하는 근접 순환궤도 (near-recurrent orbit)이다. 두 가지 형태의 궤도는 주어진 미션에 따라 선택되어진다 (ISTRAC 1994).

태양동주기 순환궤도는 위성이 특정지역을 반복적으로 관측하고자 할 때 선택된다. 이때, 지구의 자전주기는 정확히 궤도주기의 정수배이고, 노드주기(T)와 승교점의 변화량($\dot{\Omega}$)의 상관관계가 다음 식과 같이 정의된다.

$$NT\omega_{\theta} = 2\pi + NT\dot{\Omega} \tag{7}$$

여기서, ω_{θ} 는 지구의 자전각속도이고, N 은 하루동안의 궤도수로서 양의 정수이거나 양의 정수의 역수이다.

태양동주기 근접 순환궤도는 어떤 시일내에 지표면 전체를 반복적으로 관측하고자 하는 경우 선택되고, 노드주기와 승교점의 변화량의 관계가 다음 식과 같다.

$$(MN \pm 1)T\omega_{\theta} = 2\pi M + (MN \pm 1)T\dot{\Omega} \tag{8}$$

여기서, M 은 순환주기로서 단위가 일(day)인 1보다 큰 정수이고, $(MN \pm 1)$ 은 순환주기동안의 궤도수이다. 식 (8)에서 $(MN \pm 1)$ 의 부호가 양이면 지상궤적이 동쪽으로, 음이면 서쪽으로 이동한다. 근접 순환궤도의 적도에서 가장 근접한 지상궤적 사이의 거리는 다음과 같다.

$$D = \frac{2\pi R_e}{(MN \pm 1)} \tag{9}$$

식 (9)로부터 근접 지상거리는 순환궤도수에 비례함을 알 수 있다.

3.2 궤도장반경과 궤도기울기 결정 방법

태양동주기 궤도의 장반경은 위성이 동일 지상궤적을 통과하는 순환주기와 순환궤도수 또는 근접 지상거리(D)에 의해 결정되고, 궤도기울기는 승교점의 변화량이 지구의 공전각속도와 같도록 궤도장반경과 궤도이심율에 의해 결정된다. 궤도의 장반경과 기울기는 궤도이심율과 순환주기, 그리고 순환궤도수가 주어지면, 연속적인 반복(successive iteration) 방법에 의해 계산되는데, j 번째 궤도장반경과 기울기가 구해지면 식 (10)으로 부터 $j+1$ 번째의 궤도장반경과 기울기가 계산된다.

$$a_{j+1} = a_j + (T - T_j) / \left(\frac{dT}{da} \right)_j$$

$$i_{j+1} = i_j + (\dot{\Omega}_\theta - \dot{\Omega}_j) / \left(\frac{\partial \dot{\Omega}}{\partial i} \right)_j \quad (10)$$

여기에서, $\frac{dT}{da}$ 와 $\frac{\partial T}{\partial a}$ 는 다음과 같다.

$$\begin{aligned} \frac{dT}{da} &= \frac{\partial T}{\partial a} + \frac{\partial T}{\partial i} \frac{di}{da} \\ \frac{\partial T}{\partial a} &= -\frac{2\pi \left(\frac{\partial n}{\partial a} + \frac{\partial \dot{\omega}}{\partial a} \right)}{(n + \dot{\omega})^2} \\ \frac{\partial T}{\partial i} &= -\frac{2\pi \left(\frac{\partial n}{\partial i} + \frac{\partial \dot{\omega}}{\partial i} \right)}{(n + \dot{\omega})^2} \end{aligned} \quad (11)$$

궤도장반경에 대한 궤도기울기의 미분은 식(3)으로 부터 다음과 같이 구해진다.

$$\frac{di}{da} = \frac{5.5\dot{\Omega}_\theta a^{9/2} + 3kJ_2 \left(\frac{a^2}{(1-e^2)^2} \right)^2 a \cos i}{\frac{3}{2}kJ_2 \left(\frac{a^2}{(1-e^2)^2} \right)^2 \left\{ a^2 + \frac{3}{2}J_2\sqrt{1-e^2} \left(\frac{a^2}{(1-e^2)^2} \right)^2 (1 - \frac{3}{2}\sin^2 i + 3\cos^2 i) \right\} \sin i} \quad (12)$$

여기서, k 는 지구의 중력상수이고, $\dot{\Omega}_\theta$ 는 태양동주기 궤도의 승교점 변화량이며, T 는 노드주기이다. 노드주기는 식(7)이나 식(8)로 부터 결정된다. 이때 근접 순환궤도의 순환궤도수는 근접 지상거리로부터 식(9)에 의해 계산된다. 또한, 초기 궤도장반경은 노드주기로 부터 구해지고, 초기 궤도기울기는 초기 궤도장반경으로부터 다음식(13)에 의해 얻을 수 있다.

$$i_0 = \cos^{-1} \frac{-a^{7/2}\dot{\Omega}}{\left(\frac{3kJ_2 R^2}{2(1-e^2)^2} \right)} \quad (13)$$

궤도장반경과 궤도기울기는 식(3)에서 식(6)과 식(11), 식(12), 식(10)으로부터 다음 조건이 만족할 때까지 반복 계산하여 구한다.

$$\begin{aligned} |T - T_j| &< \varepsilon_1 \\ |\dot{\Omega}_\theta - \dot{\Omega}_j| &< \varepsilon_2 \end{aligned} \quad (14)$$

여기서, ε_1 과 ε_2 는 각각 노드주기와 승교점 변화량의 최대 허용오차이다.

4. 계산결과와 지상궤적

앞절에서 제시한 알고리즘을 이용하여 태양동주기 순환궤도와 근접 순환궤도의 고도와 궤도기울기를 계산하였다. 태양동주기 순환궤도의 경우, 순환주기가 1일이고, 순환궤도수가 7회에서

16까지의 궤도에 대한 고도와 궤도기울기를 계산하였는데, 이는 순환궤도수가 7회 미만이면 태양 동주기 궤도의 제한조건을 만족할 수 없고, 순환궤도수가 16 이상이 되면 위성의 고도가 너무 낮아서 대기 저항에 의한 섭동력으로 태양동주기 궤도조건을 유지하기 어렵기 때문에 순환궤도수를 제한하였다. 계산된 순환궤도의 장반경과 기울기는 표 1과 같고, 식(13)에 의한 초기 궤도기울기와 초기 궤도장반경, 그리고 노드주기를 참고로 표시했으며, 고도는 적도반경을 기준으로 궤도장반경으로 부터 간단히 계산한 값이다.

표 1. 순환궤도수에 따른 태양동주기 순환궤도의 고도와 궤도기울기.

매일의 궤도 반복수	고도 (km)	초기 궤도장반경 (km)	궤도장반경 (km)	초기 궤도기울기 (deg)	궤도기울기 (deg)	노드주기 (min)
7	5155	11543.497	11533.030	142.08150	141.87910	205.71429
8	4184	10560.297	10561.686	125.28867	125.28863	180.00000
9	3384	9762.801	9761.754	116.03231	115.99593	160.00000
10	2720	9100.588	9098.016	110.07335	110.02548	144.00000
11	2159	8540.323	8536.711	105.94921	105.89841	130.90909
12	1677	8059.015	8054.637	102.96144	102.91104	120.00000
13	1257	7640.244	7635.266	100.72432	100.67565	110.76923
14	888	7271.948	7266.474	99.00582	98.95935	102.85714
15	561	6945.048	6939.146	97.65796	97.61382	96.00000
16	268	6652.570	6646.286	96.58225	96.54038	90.00000

태양동주기 근접 순환궤도의 고도와 궤도기울기를 결정하기 위하여 미국의 LANDSAT 위성의 전신인 ERTS 위성과 인도의 IRS-1A 위성과 IRS-1B 위성, 그리고 프랑스의 SPOT 위성을 실례로 사용하였다. 이 위성들의 미션특성과 궤도요소는 표 2와 같다(Takahashi 1972, ISTRAC 1994, Micheau 1995). 표 2에서 ERTS 위성과 SPOT 위성의 경우 frozen 궤도를 사용하였다. 이 궤도는 궤도이심율의 시간에 따른 변화를 최소화한 궤도이다(Jochim 1991).

표 2. 근접 순환궤도의 미션특성과 궤도요소.

위성	순환주기 (day)	적도에서 가장 근접한 궤도 사이의 거리(km)	궤도이심율 ($\times 10^{-3}$)	궤도장반경 (km)	궤도기울기 (deg)
ERTS	18	159.66	1.11	7285.781	99.06
IRS-1A	22	130.114	3.7	7282	99.07
IRS-1C	24	117.5	1.0	7195.1107	98.69
SPOT	26	108.6	1.14	7200	98.72

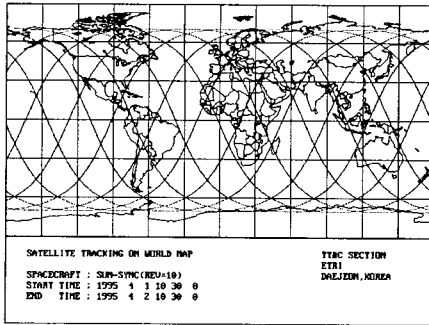
표 2에서 주어진 순환주기와 적도에서 가장 근접한 궤도사이의 거리, 그리고 궤도이심율로부터 네 위성의 고도와 궤도기울기를 계산하였다. 순환궤도수는 식(9)에 의해 적도에서의 근접한 궤도사이의 거리로부터 얻어지고, 계산결과는 표 3과 같다. 이 결과값은 표 2의 실제값과 궤도장반경에서 0.5 km이내의, 궤도기울기에서는 0.05도 이내의 오차가 있음을 알 수 있다. 그러나

실제 궤도기울기는 위성의 적절한 운용을 위하여 초기값을 약간 bias 하는 등의 최적화가 필요하다(Chao & Gist 1995).

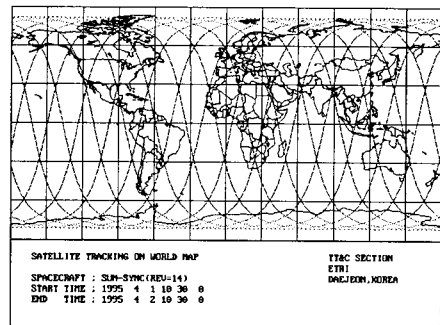
고도와 궤도기울기의 계산결과를 검증하기 위하여 표 1과 표 3의 태양동주기 순환궤도와 근접 순환궤도의 궤도요소를 이용하여 각 위성의 지상궤적을 계산하였다. 이 때 승교점 적경과 근지점 인수, 그리고 평균근점이각은 임의의 값으로 가정하였고, 궤도운동은 J_2 섭동항만을 포함한 이체운동으로 고려하였다. 태양동주기 순환궤도는 순환궤도수가 10회인 경우와 14회인 경우를 선택하였다. 이때 하루동안의 지상궤적은 각각 그림 4a, 그림 4b와 같다. 그림 4에 나타난 것과 같이 지상궤적은 하루동안 정확히 10회와 14회 공전한 후 다시 처음의 지역으로 되돌아오는 것을 알 수 있으며, 순환궤도수가 클수록 지상궤적이 밀접해지고, 따라서 더 많은 지역을 커버할 수 있음을 알 수 있다.

표 3. 태양동주기 근접 순환궤도의 고도와 궤도기울기.

위성	고도 (km)	궤도장반경 (km)	궤도기울기 (deg)	주기 (min)	순환궤도수 (rev/cycle)
ERTS	908	7285.801	99.04385	103.26693	251
IRS-1A	904	7282.277	99.02817	103.19218	307
IRS-1C	817	7195.120	98.65230	101.34897	341
SPOT	822	7200.547	98.67537	101.46341	369



(a)



(b)

그림 4. 태양동주기 순환궤도의 하루동안의 지상궤적. (a) 순환궤도수 = 10, (b) 순환궤도수 = 14.

태양동주기 근접 순환궤도를 갖는 위성들의 하루동안 지상궤적은 그림 5와 같고, 이 위성들은 그림 5의 원내에서 볼 수 있는 것과 같이 하루가 지난 후 전날의 지상궤적과 약간 비껴난 지역을 통과하는 것을 볼 수 있다.

태양동주기 근접 순환궤도는 순환주기에 의해 반복되는 동일궤도 이외에도 위성이 근접궤도를 지날 때 위성의 FOV(Field Of View)내에 동일지역이 감지되어 동일 지역의 재관측이 가능한

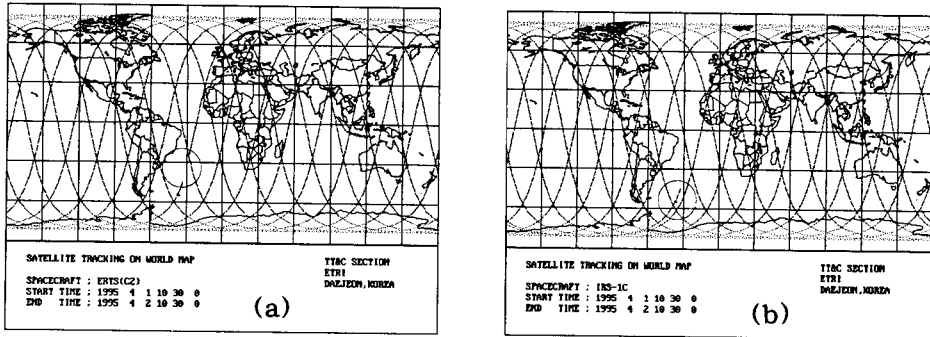


그림 5. 태양동주기 근접순환궤도의 하루동안의 지상궤적. (a) ERTS 위성, (b) IRS-1C 위성.

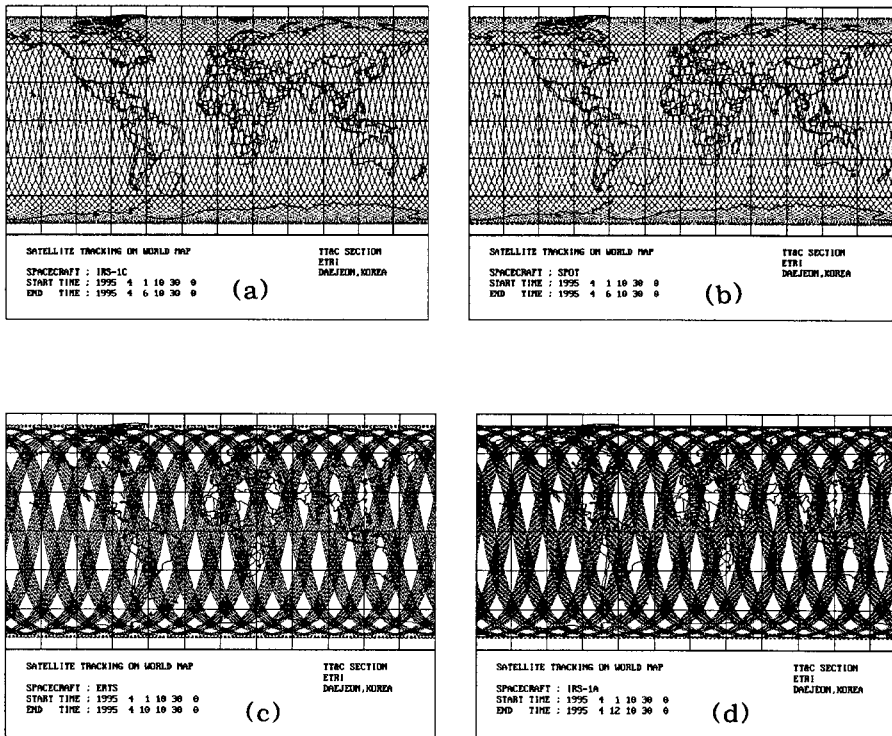


그림 6. 태양동주기 근접 순환궤도의 재 관측 주기. (a) IRS-1C 위성(5일), (b) SPOT 위성(5일), (c) ERTS 위성(9일), (d) IRS-1A(11일).

경우가 있으며, 이와 같이 재관측이 가능한 주기를 재관측 주기(revisit period)라고 한다. 그림 6a와 그림 6b에서 볼 수 있는 것과 같이 IRS-1C 위성과 SPOT 위성은 5일의 재관측 주기를 가짐을 알 수 있다. 그러나, 그림 6c와 그림 6d의 ERTS 위성과 IRS-1A 위성은 지상궤적이 순차적으로 진행됨을 알 수 있는데, 이러한 궤도의 재관측 주기는 -1일이다.

5. 결 론

위성이 원격탐사 미션을 가지면 관측의 특성에 따라 최적의 태양고도각을 유지해야 하므로 태양동주기 궤도가 선택된다. 그리고 위성의 미션 요구사항에 따라 순환궤도나 근접 순환궤도 형태를 선택한다. 순환주기와 근접 지상거리, 그리고 궤도이심율이 미션에 따라 결정되면, 이 연구에서 제시한 방법에 의해 궤도의 고도와 궤도기울기의 결정이 가능하다. 계산된 궤도요소로부터 궤도를 예측하여 지상궤적을 그려 보면, 태양동주기 순환궤도는 하루에 순환궤도수만큼 지구를 공전하여 매일 반복되는 지역을 통과하고, 태양동주기 근접 순환궤도는 매일 약간씩 지상궤적이 이동하여 순환주기가 지나면 지구전체를 커버하면서 계속 동일 지역을 통과하므로 주어진 관측 미션에 적합함을 보여준다.

이 연구에서 제시한 알고리즘은 일정한 태양고도각에서 수행되는 반복적인 관측을 요구하는 위성의 고도와 궤도기울기 결정에 적합하다. 향후 개발될 다목적 위성(KOrea Multi-Purpose Satellite: KOMPSAT)도 이러한 형태의 태양동주기 궤도를 갖는다. 실제 위성의 궤도는 관측이 요구되는 위도에서 위성의 고도가 일정하게 유지되어야 하므로 근지점의 위치를 적절하게 결정해야 하고, 재관측 주기와 같은 지상궤적의 순서를 결정해야 한다. 위성을 적절하게 운용하기 위하여서는 초기 궤도기울기의 최적화와 궤도이심율의 고정이 필요하다. 따라서 이러한 궤도요소의 결정과 최적화 연구가 향후 계속되어야 한다.

참 고 문 헌

- Brown, C. D. 1992, Spacecraft Mission Design(AIAA Inc.: Washington), p.89
 Chao, C.-C. & Gist, R. G. 1995, AAS/AIAA Astrodynamics Conference, preprint
 Chobotov, V. A. 1991, Orbital Mechanics(AIAA Inc.: Washington), p.291
 Escobal, P. R. 1975, Method of Orbit Determination(John Wiley & Sons: New York), p.360
 ISTRAC 1994, Training Program on TT&C and Mission Control for LEO satellites
 Jochim, E. F. 1991, AAS/AIAA Astrodynamics Conference, 76, 143
 Kozai, Y. 1959, AJ, 64, 367
 Micheau, P. 1995, Spaceflight Dynamics, ed. Carrou J.-P.(CNES Editions: Toulouse), p.779
 Roy, A. E. 1978, Orbital Motion(John Wiley & Sons: New York), p.278
 Takahashi, K. 1972, J. of the Radio Research Laboratories, 19, p.213

Wertz, J. R. 1991, *Space Mission Analysis and Design*, eds. Wertz, J. R. and Larson, W. J. (Kluwer Academic Pub.: Boston), p.163

Wiesel, W. E. 1989, *Spaceflight Dynamics* (McGraw-Hill Pub. Co.: New York), p.86