

태양동기위성의 고도감소에 의한 승교점 통과시각의 변화

이병선^{1†}, 황유라¹, 김해연¹, 윤재철², 김해동³, 김재훈¹

¹한국전자통신연구원 위성관제기술연구팀

²한국항공우주연구원 다목적 실용위성 체계종합그룹

³한국항공우주연구원 우주응용센터

VARIATION OF LOCAL TIME OF ASCENDING NODE DUE TO THE ALTITUDE DECAY OF SUN-SYNCHRONOUS SATELLITE

Byoung-Sun Lee^{1†}, Yoola Hwang¹, Hae-Yeon Kim¹, Jae-Cheol Yoon²,
Hae-Dong Kim³, and Jaehoon Kim¹

¹Satellite Ground Control Technology Team, ETRI, Daejeon 305-700, Korea

²KOMPSAT-5 System Engineering & Integration Department, KARI, Daejeon 305-333, Korea

³Space Application Center, KARI, Daejeon 305-333, Korea

E-mail: lbs@etri.re.kr

(Received May 1, 2006; Accepted May 15, 2006)

요 약

지구 대기에 의해서 태양동기위성의 고도가 감소될 때 초기 궤도경사각에 따른 승교점 통과시각의 변화를 분석하였다. 이를 위해 고도 500km인 위성에 대해서 3년간 궤도예측 연구를 수행하였으며 초기 승교점 통과시각은 06시, 09시, 12시, 15시, 그리고 18시로 하였다. 위성의 고도 감소와 초기 승교점 통과시각에 따라서 각각 다른 궤도경사각의 변화를 얻을 수 있었으며 승교점 통과시각 역시 달라짐을 알 수 있었다. 이를 이용하면 궤도조정을 위한 추력기가 탑재되지 않은 태양동기위성에 있어서 임무기간 동안 승교점 통과시각의 변화를 최소로 하는 초기 궤도요소를 산출할 수 있다.

ABSTRACT

Variation of the Local Time of Ascending Node (LTAN) has been analyzed according to initial inclinations when the altitude of Sun-synchronous satellite is continuously decreased due to the atmospheric drag. Orbit predictions of 3 years have been performed with the satellite of 500 km altitude when the initial LTAN were set to 06:00, 09:00, 12:00, 15:00, and 18:00. Different profiles of the inclination and LTAN have been obtained according to the satellite altitude decay and initial LTAN value. Using the profiles of the inclination and LTAN, initial orbital elements can be derived for minimizing the LTAN variations during the mission life time of the sun-synchronous satellite without any on-board thrusters for orbit maneuvers.

Keywords: sun-synchronous orbit, orbital decay, local time of ascending node

[†]corresponding author

1. 서 론

태양동기궤도(sun-synchronous orbit)는 위성의 궤도면과 태양이 이루는 각이 일년을 주기로 일정한 값을 가지고 있는 궤도로서 위성이 지구의 적도를 통과할 때의 지방시(local time)가 같다는 특징을 가지고 있다. 이와 같은 특징을 이용하여 태양동기궤도는 지구의 관측을 위한 위성의 궤도로서 널리 사용되고 있다. 태양동기궤도는 위성의 궤도에 영향을 미치는 복잡한 지구의 중력장 중에서 J_2 항을 이용한 것으로서 위성의 궤도요소를 조합하여 승교점 적경(right ascension of ascending node)이 관성계에서 1년을 주기로 회전하도록 만든 것이다. 한편, 지구의 중력장 중에서 J_2 항과 J_3 항을 이용하면 근지점 이각(argument of perigee)이 회전하지 않고 일정한 값을 갖도록 할 수 있는데 이것을 동결궤도(frozen orbit)라고 한다.

태양동기궤도 상에 있는 위성의 궤도경사각은 태양의 중력에 의한 강한 공진의 영향으로 변화하게 되는데 이는 위성의 승교점 통과시각(local time of ascending node, LTAN)에 영향을 준다. 승교점 통과시각의 변화는 초기의 위성 궤도경사각에 따라서 다르게 나타나는데 이에 따라 위성의 임무기간 동안 승교점 통과시각의 변화를 최소화 시킬 수 있는 초기 궤도경사각에 대한 연구가 진행되었다(Folta & Kraft 1992, Chao & Gist 1995). Lee(1999)는 1999년에 발사된 다목적 실용위성 1호의 임무운영 기간에 있어서 승교점 통과시각의 변화를 최소화 하기 위한 초기 궤도경사각을 찾는 연구를 수행하였다. 한편, 태양동기궤도는 극궤도(polar orbit)이면서 저궤도(low Earth orbit)이기 때문에 지구대기의 영향을 받아서 위성의 고도가 저하된다. 점점 낮아지는 위성의 고도를 유지하기 위해서는 위성에 부착된 추력기(thruster)를 이용해서 궤도유지조정(orbit maintenance maneuver)을 수행해야만 한다. 만일 위성에 궤도유지조정을 수행하기 위한 추력기가 부착되어 있지 않은 경우에는 위성의 고도저하에 따른 영향이 승교점 통과시각의 변화로도 나타날 수 있다.

본 연구에서는 추력기가 탑재되지 않은 지구관측용 소형위성에 대해서 태양동기궤도에서 시작된 승교점 통과시각이 위성의 궤도경사각의 변화와 위성의 고도저하에 따라 어떻게 달라지는지를 분석하였다. 태양동기궤도는 위성의 고도저하가 분명히 나타날 수 있는 궤도인 고도 500km로 하였고 태양동기위성의 궤도에 있어서 궤도경사각의 변화는 초기 승교점 통과시각에 따라서 달라지기 때문에 승교점 통과시각은 9시, 12시, 15시, 그리고 18시로 하였다. 이와 같은 연구는 추력기가 탑재되지 않은 지구관측용 소형위성에 대해서 승교점 통과시각의 변화를 최소화 할 수 있는 초기의 태양동기궤도 요소를 정의하는데 유용하게 사용될 수 있다.

2. 궤도경사각과 승교점 통과시각

태양동기궤도를 위한 궤도경사각 i_{syn} 은 식 (1)과 같이 구해진다(Chobotov 1996).

$$i_{syn} = \cos^{-1} \left(-0.98922(1 - e^2)^2 \left(1 + \frac{h}{R} \right)^{3.5} \right) \quad (1)$$

여기에서 e 는 궤도 이심률, h 는 위성의 고도, R 은 지구의 적도반경이다.

태양동기궤도는 섭동 방정식에 있어서 태양의 운동에 의한 강한 공진이 일어나는데 원궤도에 있어서 시간에 따른 궤도경사각의 변화는 식 (2)와 같이 유도된다(Chao 1979).

$$\frac{di}{dt} = \left(\frac{3}{8} \right) \left(\frac{n_s^2}{n} \right) \left(\frac{a_s}{r_s} \right)^3 \cdot \sin i \cdot (1 + \cos \epsilon - 0.5 \sin^2 \epsilon) \cdot \sin 2(\Omega - \alpha_s) \quad (2)$$

여기에서 n_s 와 n 은 태양과 위성의 평균운동, a_s 와 r_s 는 지구에 대한 태양궤도의 궤도 장반경 및 궤도 반경, i 와 Ω 는 위성의 궤도경사각과 승교점 적경, ε 는 황도면의 경사 그리고 α_s 는 태양의 적경이다.

식 (2)에 의하면 궤도경사각의 시간변화는 승교점 통과시각의 함수임을 알 수 있다. 고도 500km 인 태양동기궤도에 있어서 궤도경사각의 시간변화는 식 (3)과 같다.

$$\dot{i} = 0.0431 \sin 2(\Omega - \alpha_s) \text{ (deg/year)} \quad (3)$$

이에 따라 승교점 통과시각이 09시인 태양동기위성의 경우 궤도경사각의 일년간 변화는 -0.0431 도이며 15시인 경우에는 $+0.0431$ 도, 그리고 06, 12, 18시인 경우에는 모두 0도이다. 한편, J_2 항에 의한 승교점 적경의 시간변화에서 영년변화(secular variation)는 식 (4)와 같다(Chobotov 1996).

$$\dot{\Omega} = -\frac{3}{2} \frac{J_2 R^2}{P^2} \cdot n \cdot \cos i \quad (4)$$

여기에서 R 은 지구의 적도반경, n 은 위성의 평균운동, 그리고 $P = a(1-e^2)$ 이며 a 와 e 는 각각 궤도 장반경과 궤도 이심률이다. 식 (4)와 같이 승교점 적경의 시간변화율이 태양의 평균운동(0.9856deg/day)과 같을 때 태양동기궤도가 성립된다. 태양동기궤도에 있어서 위성의 경사각과 장반경이 변할 때 식 (4)는 식 (5)와 같은 형태로 유도될 수 있다.

$$\delta\dot{\Omega} = \frac{3}{2} \frac{J_2 R^2}{P^2} n \left(\sin i \cdot \delta i + \frac{7}{2} \cos i \cdot \frac{\delta a}{a} \right) \quad (5)$$

식 (5)는 궤도 경사각과 장반경의 변화에 따라 승교점 적경의 시간변화율이 태양동기궤도 값으로부터 벗어나는 편차를 나타낸다. 위성의 고도가 500km에서 일정하게 유지되는 조건으로 식 (5)의 장반경이 포함된 항을 무시하면 누적된 승교점 적경의 편차는 식 (6)과 같이 적분될 수 있다.

$$\delta\Omega = \int_{t_0}^t \delta\dot{\Omega} dt = 1.072(t - t_0) \sin(\Omega - \alpha_s) \quad (6)$$

여기에서 $(t - t_0)$ 는 기준일로부터 경과된 해수(year)이다. 고도가 500km이고 LTAN(승교점 통과시각)이 09시인 태양동기위성에 대해서 3년간의 LTAN 편이는 약 -9.648° 로 약 -39 분 정도이고 15시인 경우의 LTAN 편이는 $+9.648^\circ$ 로 약 $+39$ 분 정도이며 06, 12, 18시인 경우에는 편이가 없다. 이와 같은 LTAN의 편이를 최소화하기 위해서 위성 운영초기의 궤도경사각을 태양동기궤도에서 약간 치우치게 할 수 있는데 이때의 궤도경사각을 i_{opt} 라고 하면 고도 500km의 태양동기위성에 대해서 식 (7)이 성립된다.

$$i_{opt} = i_{syn} - 0.0431 \cdot 0.4142 \cdot T \cdot \sin 2(\Omega - \alpha_s) \quad (7)$$

여기에서 T 는 $(t - t_0)$ 이다.

식 (7)에서 구한 LTAN의 편이가 최소화되는 궤도 경사각(i_{opt})는 식 (5)에서 궤도 장반경의 변화가 없다는 가정하에 유도된 것이다. 따라서 위성의 고도가 대기의 저항에 의해서 떨어질 때 최적화된 궤도 경사각은 다른 값을 가지게 된다.

표 1. 태양동기위성의 평균궤도요소.

Epoch	2003/01/01 00:00:00.0 UTC
a (km)	6878.137
e (-)	0.0010772
i (deg)	97.4019(nominal sun-synchronous)
ω (deg)	90.0
M (deg)	0.0
S/C mass(kg)	200
S/C area(m^2)	2.0

표 2. 승교점 통과시각에 따른 승교점 적경 및 궤도경사각.

LTAN(hh:mm)	Ω (deg)	i_{opt} (deg)
06:00	190.2369	-
09:00	235.2369	97.4555
12:00	280.2369	-
15:00	325.2369	97.3484
18:00	10.2369	-

표 3. 궤도예측을 위한 각종 Case (21개).

Case	LTAN	Atmospheric density factor	Inclination (deg)
Case06	06:00	A:0, B:1, C:1.5	$i_{syn} = 97.4019$
Case09	09:00	A:0, B:1, C:1.5	$i_{syn}, i_{opt} = 97.4555$
Case12	12:00	A:0, B:1, C:1.5	$i_{syn} = 97.40191$
Case15	15:00	A:0, B:1, C:1.5	$i_{syn}, i_{opt} = 97.3484$
Case18	18:00	A:0, B:1, C:1.5	$i_{syn} = 97.4019$

3. 고도감소에 의한 승교점 통과시각의 변화

대기의 저항에 의해서 위성의 고도가 떨어질 때 LTAN의 편이가 어떻게 되는지 분석하기 위해서 3년간 궤도예측을 수행하였다. 궤도예측은 평균궤도요소를 매개변수변화법(variation of parameter method)으로 하루 단위로 예측하였다(Kwok 1986).

고도 500km의 태양동기궤도에 대한 평균궤도요소는 표 1과 같다. 궤도 경사각은 식 (1)의 태양 동기궤도를 위한 경사각(i_{syn})과 식 (7)로부터 얻을 수 있는 궤도경사각의 변화에 의한 LTAN의 편이를 최소로 하는 최적화된 경사각(i_{opt})으로 나누었다. 위성의 평균 이심률과 근지점 이각은 이병선과 이정숙(1997)에서와 같은 동결궤도(frozen orbit)로 구성하였다.

표 2는 승교점 통과시각에 따라서 달라지는 승교점 적경과 위성의 고도가 유지될 경우에 있어서 승교점 통과시각의 편이를 최소화할 수 있는 궤도경사각(i_{opt})이다. 이때의 기준시각은 표 1의 시각과 같다. 지구대기의 저항에 의한 고도의 감소를 분석하기 위해서 필요한 지구대기의 밀도계산은 식 (8)과 같은 간단한 지수함수를 사용했다.

$$\rho = w\rho_0 e^{-\frac{h_0-h}{H}} \quad (8)$$

여기에서 ρ 는 대기의 밀도, w 는 가중치(weighting factor), ρ_0 는 고도 500km에서의 기준밀도, h_0 는 기

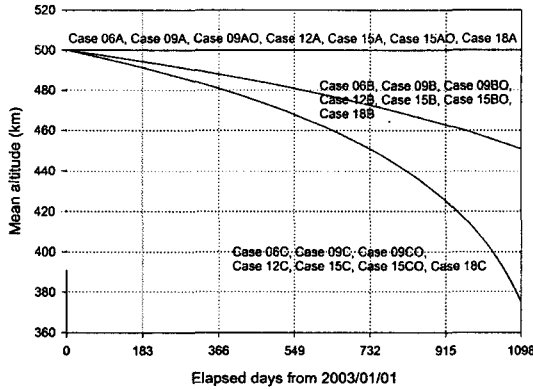


그림 1. 시간에 따른 고도의 변화.

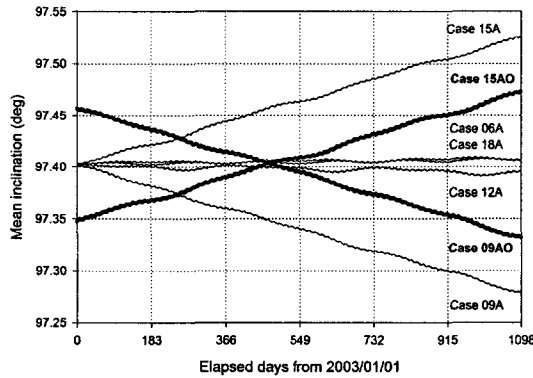


그림 2. 고도가 유지될 경우 시간에 따른 궤도경사각의 변화.

준 고도로서 500km, h 는 위성의 고도, H 는 scale height이다. H 는 고도 500km의 밀도($0.3916\text{gm}/\text{km}^3$)와 300km의 밀도($17.08\text{gm}/\text{km}^3$)를 가지고 계산하였으며, 값은 $H = 52.974$ 이다. 계산에 사용한 밀도 값은 각 고도에서의 최소값을 사용하였다(Cappelari et al. 1976).

LTAN의 편이를 분석하기 위해서 수행한 궤도에측은 초기 승교점 통과시각을 기준으로 5개(06, 09, 12, 15, 18)의 경우, 지구 대기밀도의 가중치에 대해서 3개($w = 0, 1, 1.5$)의 경우 그리고 초기 궤도경사각에 대해서 2개(i_{syn}, i_{opt})의 경우를 사용하였다. 그런데 초기 승교점 통과시각이 06, 12, 그리고 18시인 경우에는 i_{opt} 를 사용하지 않았다. 따라서 표 3와 같이 전체 Case는 모두 21개이다. 예를 들어 Case 12B는 초기 LTAN이 12시이고 대기 밀도의 가중치를 1로 하고 초기 궤도경사각을 태양동기 경사각인 $i_{syn} = 97.4019$ 도로 한 경우이고 Case 15CO는 초기 LTAN이 15시이고 대기 밀도의 가중치를 1.5로 하고 초기 궤도경사각을 최적값인 $i_{opt} = 97.3484$ 도로 한 경우이다. Case 15C는 초기 궤도경사각을 태양동기 경사각인 $i_{syn} = 97.4019$ 도로 계산한 경우이다.

그림 1은 21가지 경우에 있어서 3년간의 평균고도의 변화를 보여준다. 대기밀도의 가중치가 1.5인 경우에는 약 125km, 가중치가 1인 경우에는 약 50km 정도 고도가 떨어졌다. 초기 승교점 통과시각

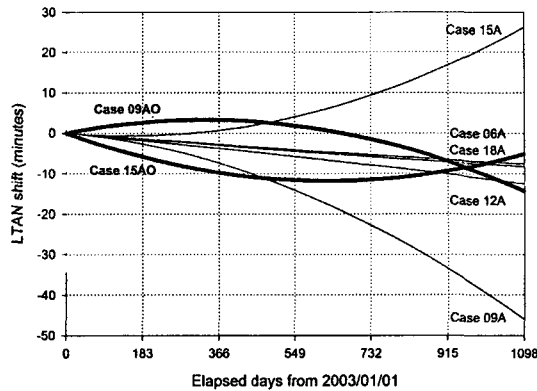


그림 3. 고도가 유지될 경우 시간에 따른 승교점 통과시각의 변화.

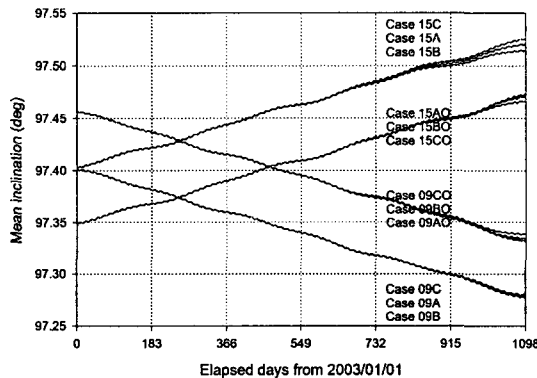


그림 4. 고도가 변할 경우 시간에 따른 궤도경사각의 변화(LTAN 09, 15).

및 초기 궤도경사각이 다른 경우에 있어서 고도의 변화는 보이지 않는다. 그림 2는 고도가 유지될 경우 초기 승교점 통과시각에 따른 궤도경사각의 시간변화를 보여준다. 승교점 통과시각이 09시인 경우와 15시인 경우는 식 (3)을 통해서 예측할 수 있는 것과 같이 진화의 방향이 반대쪽으로 나타난다. 그리고 승교점 통과시각이 06, 12, 그리고 18시인 경우에 있어서 궤도경사각은 크게 변화하지 않는다.

그림 3은 그림 2의 경우에 있어서 승교점 통과시각의 변화를 보여준다. 초기 궤도경사각을 최적 값으로 사용한 경우가 09시와 15시의 경우에 있어서 승교점 통과시각의 변화를 최소화할 수 있음을 알 수 있다. 그림 4는 초기 LTAN이 09시와 15시인 경우에 있어서 고도의 변화에 따른 궤도경사각의 시간변화를 보여준다. 그림을 통해 궤도경사각은 고도의 변화보다는 초기 LTAN의 영향을 주로 받는다는 것을 알 수 있다.

그림 5는 궤도경사각의 변화가 아주 작은 초기 LTAN의 경우(06, 12, 18)에 있어서 고도의 변화에 따른 궤도경사각을 보여 준다. 그림을 통해서 LTAN이 06시와 18시인 경우와 12시인 경우의 변화 양상이 다름을 알 수 있다. 그림 6은 대기 밀도의 가중치가 1인 경우 위성의 고도가 저하될 때 시간

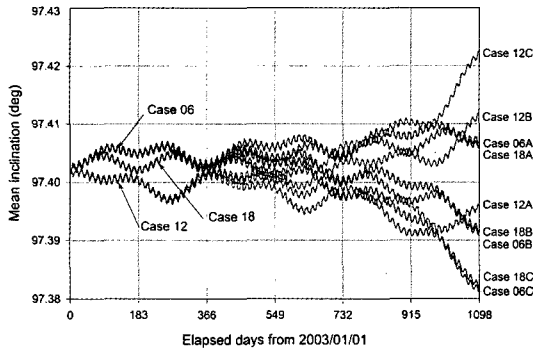


그림 5. 고도가 변할 경우 시간에 따른 궤도경사각의 변화(LTAN 06, 12, 18).

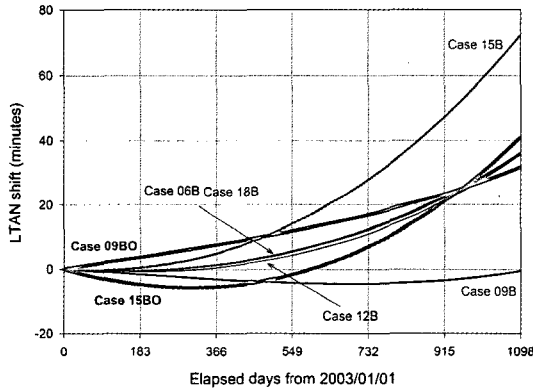


그림 6. 시간에 따른 LTAN의 변화(대기밀도 가중치 1.0의 경우).

에 따른 LTAN의 변화를 보여준다. 최적의 궤도경사각을 사용한 Case09BO의 경우가 Case09B보다 더 많은 LTAN의 편이를 보이고 있다. 그림 7은 위성의 고도가 더 많이 저하되는 경우인데 궤도경사각의 변화가 그렇게 크지 않은 06, 12, 18시의 경우에도 약 80분 가까이 LTAN의 변화가 생김을 알 수 있다. 초기 LTAN이 15시인 경우에 있어서는 최적화된 궤도경사각을 사용한 경우가 일반적인 태양동기 경사각을 사용한 경우보다 LTAN의 변화가 작게 나타났다. 이것은 초기 LTAN이 15시인 경우 궤도 경사각의 진화가 09시와 반대로 일어나기 때문에 생기는 현상이다.

4. 결론

지금까지 위성의 고도가 계속해서 감소하는 경우의 태양동기궤도에 있어서 초기 궤도경사각과 초기 승교점 통과시각에 의해서 시간에 따른 승교점 통과시각의 편이가 어떤 경향을 보이는지를 분석하였다. 이를 통해 위성의 고도가 감소하는 경우, 승교점 통과시각의 편이를 최소화 하기 위해서는 태양에 의한 궤도경사각의 변화만을 고려해서는 안되며 고도의 감소에 의한 승교점 통과시각의 편이를 종합적으로 고려해야만 한다는 것을 알 수 있었다. 이와 같은 현상을 이용하면 자체적인 추

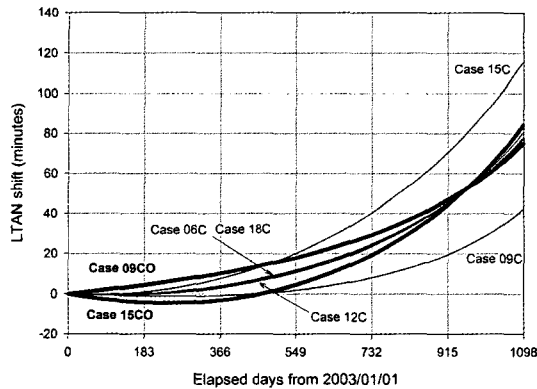


그림 7. 시간에 따른 LTAN의 변화(대기밀도 가중치 1.5의 경우).

력을 장착하지 않은 저궤도의 소형위성을 이용하여 승교점 통과시각의 편이가 최소화된 궤도에서 지구관측을 수행할 수 있겠다. 앞으로 위성 고도의 감소가 태양의 11년 주기에 따라서 달라질 때 승교점 통과시각의 편이를 최소화 할 수 있는 위성의 초기 경사각을 찾는 방법에 대한 연구를 수행할 필요가 있다.

참고문헌

- 이병선, 이정숙 1997, 한국항공우주학회지, 25, 126
- Cappelari, J. O., Velez, C. E., & Fuchs, A. J. 1976, *Mathematical Theory of the Goddard Trajectory Determination System* (Maryland: Goddard Space Flight Center), pp.4-53 - 4-57
- Chao, C. C. 1979, *An Analytical Integration of the Averaged Equations of Variation Due to Sun-Moon Perturbations and Application* (El Segundo: Aerospace Corporation), SD-TR-80-12
- Chao, C.-C. & Gist, R. G. 1995, in *Astrodynamic*, vol.90, *Advances in the Astronautical Sciences*, eds. K. T. Alfriend, I. M. Ross, A. K. Misra, & C. F. Peters (San Diego: AAS), p.509
- Chobotov, V. A. 1996, *Orbital Mechanics*, ed. V. A. Chobotov (Reston: AIAA), pp.218-253
- Folta, D. & Kraft, L. 1992, in *Spaceflight Mechanics*, vol.79, *Advances in the Astronautical Sciences*, eds. R. Diehl, R. G. Schinnerer, W. E. Williamson, & D. G. Boden (San Diego: AAS), p.783
- Kwok, J.-H. 1986, *The Long-Term Orbit Predictor* (Pasadena: JPL), EM312/86-151
- Lee, B.-S. 1999, *JA&SS*, 16, 167