

해석적인 방법을 사용한 통신해양기상위성의 위치유지

김영록^{1†}, 김해연², 박상영¹, 이병선², 박재우³, 최규홍¹

¹연세대학교 천문우주학과

²한국전자통신연구원 위성관계기술연구팀

³한국전자통신연구원 통신위성시스템연구팀

STATION-KEEPING FOR COMS SATELLITE BY ANALYTIC METHODS

Young-Rok Kim^{1†}, Hae-Yeon Kim², Sang-Young Park¹, Byoung-Sun Lee²,
Jae Woo Park³, and Kyu-Hong Choi¹

¹Dept. of Astronomy, Yonsei University, Seoul 120-749, Korea

²Satellite Ground Control Technology Team, ETRI, Daejeon 305-700, Korea

³Communications Satellite System Research Team, ETRI, Daejeon 305-700, Korea

E-mail: puresunrise@galaxy.yonsei.ac.kr

(Received July 29, 2006; Accepted August 23, 2006)

요 약

이 연구에서는 통신해양기상위성의 위치유지 조정을 분석하고 계획하는 자동화 알고리즘을 개발하였다. 섭동 계산 및 궤도 예측을 위해 일반섭동론을 사용하였으며 궤도 요소들을 각 섭동에 의한 장주기 변화, 영년 변화항으로 나누어 분석하는 해석적인 방법을 적용하였다. 이러한 분석을 통해 통신해양기상위성의 동서방향과 남북방향에 대한 위치유지 조정 시뮬레이션을 수행하였다. 위치유지를 위한 허용범위는 $\pm 0.05^\circ$ 로 설정하였고 동서방향은 7일 주기, 남북방향은 14일 주기로 1년의 기간 동안 수행하였다. 통신해양기상위성의 경도가 동경 128.2° 와 동경 116.0° 사이에서 아직 결정되지 않았기 때문에 두 경우 모두에 대해서 시뮬레이션 해보았다. 2008년 12월부터 1년에 대해서 동경 128.2° 의 경우에는 동서방향 위치유지를 위해서 3.50m/s 의 속도 변화량이 남북방향 위치유지를 위해서는 52.71m/s 의 속도 변화량이 필요하다는 결과를 얻었다. 동경 116.0° 의 경우에는 동서방향 위치유지에는 3.86m/s , 남북방향 위치유지에는 52.71m/s 의 속도 변화량이 필요하다는 결과를 얻었다. 이 결과를 통해서 통신해양기상위성의 위치유지 조정은 동경 128.2° 에 위치했을 때 효율적이라는 결론을 얻을 수 있었다.

ABSTRACT

In this paper, an automation algorithm of analyzing and scheduling the station-keeping maneuver is presented for Communication, Ocean and Meteorological Satellite (COMS). The perturbation analysis for keeping the position of the geostationary satellite is performed by analytic methods. The east/west and north/south station-keeping maneuvers are simulated for COMS. Weekly east/west and biweekly north/south station-keeping maneuvers are investigated for a period of one year. Various station-keeping orbital parameters are analyzed. As the position of COMS is not yet decided at either 128.2°E or 116.0°E , both cases are simulated. For the case of

[†]corresponding author

128.2°E, east/west station-keeping requires ΔV of 3.50m/s and north/south station-keeping requires ΔV of 52.71m/s for the year 2009. For the case of 116.0°E, ΔV of 3.86m/s and ΔV of 52.71m/s are required for east/west and north/south station-keeping, respectively. The results show that the station-keeping maneuver of COMS is more effective at 128.2°E.

Keywords: station-keeping, geostationary orbit maneuver, COMS

1. 서 론

통신해양기상위성은 기상재해 대비를 위한 조기경보시스템 구축, 해양 자원 및 환경 관리를 위한 해양관측, 위성통신 네트워크 인프라를 구축하기 위한 Ka-밴드 통신채널 제공을 위해 추진 중인 국내 최초의 복합임무 정지궤도 위성이다. 통신해양기상위성은 2008년에 발사되어 동경 128.2° 또는 동경 116.0°에 위치될 예정이다. 일반적으로 통신해양기상위성과 같은 정지궤도 위성은 지구 자전주기와 같은 궤도주기, 0에 가까운 이심률 및 궤도경사각을 갖기 때문에 지상에서 관측할 때 그 위치가 변하지 않는 특징이 있다. 하지만, 실제로는 지구 비대칭 중력장, 태양 및 달의 중력, 태양 복사압 등의 섭동력에 의해서 위성의 위치가 변하게 된다(Soop 1994). 이렇게 되면 지상에서 볼 때 위치가 변하지 않는 정지궤도 위성의 특성을 이용한 임무수행에 지장을 초래하게 된다. 따라서 원활한 임무수행을 위해서는 위성을 허용범위(Box limit)라고 부르는 일정한 궤도 구간 내에 유지시켜야 한다. 이렇게 섭동력에 의해서 변하게 되는 정지궤도 위성의 위치를 일정한 허용범위 안에 유지시켜주는 것이 정지궤도 위성의 위치유지(station-keeping)이다(Soop 1994).

정지궤도 위성의 위치유지에 관한 연구는 다양한 방향으로 이루어져 왔다. 먼저 지상국 사용자의 개입을 최소화해서 위치유지를 수행하는 자동화에 대한 연구가 Vandy & Plummer(1979)에 의해 처음으로 제안되었다. Chao(1984)는 재난이나 위성의 작동불능과 같은 긴급상황이 닥쳤을 때 자동적으로 위치유지를 수행하는 반자동적인 방법에 대해 연구하였다. 이후에 보다 발전된 GPS 시스템을 이용한 onboard 위치유지 전략에 대한 연구가 Chao & Bernstein(1994)에 의해 수행되었다. 우리나라의 경우에는 최근에 지상의 두 지점에 위치한 장비로부터 신호를 수신해서 궤도결정을 한 뒤 궤도제어 명령을 자동으로 내리는 자동위치유지 시스템에 관한 연구가 수행되었다(박봉규 외 2004). 최근에는 정지궤도상에 발사되어 운용되는 위성의 기하급수적인 증가에 따른 공간배분 문제의 해결을 위해 여러 위성을 한 경도에 동시에 위치시키거나, 두 위성이 서로 교체되는 경우에 여러 위성을 병치시키는 연구가 중요한 이슈로 대두되고 있다(김동우 1995, Lee et al. 1999, 이병선 2000, Lee & Choi 2000, Srinivasamurthy & Gopinath 2002). 뿐만 아니라, 최적의 연료나 시간 해를 얻기 위해 여러가지 제어법칙을 적용하는 최적화기법에 대한 연구도 활발하게 수행되고 있다(이선익 1996, Park 1996, 김대식 외 1997, Romero & Gambi 2004, 정옥철 외 2005). 한편, 궤도 요소의 변화를 각 섭동의 영향별로 정량적으로 분석할 수 있고 신속한 장기 궤도 예측을 통해 위성의 임무 설계와 해석에 유용하게 사용할 수 있는 해석적인 방법에 의한 위치유지 연구도 수행되었다(최규홍 외 1986, 1987, 김영록 2005). Lee et al.(1997), 이병선(2000)의 연구는 해석적인 방법에 의한 급수해와 수치적 방법인 Cowell 방법에 의한 해를 비교하여 이러한 해석적인 방법이 실제 위치유지에 적용될 수 있음을 보

여 주었다.

이 연구에서는 통신해양기상위성의 위치유지 조정을 분석하고 계획하는 자동화 알고리즘을 FORTRAN을 사용하여 개발하고 시뮬레이션을 수행하였다. 일반섭동론을 이용하여 섭동 계산 및 궤도 예측을 수행하고 궤도 요소들을 각 섭동에 의한 장주기 변화, 영년 변화항으로 나누어 분석하는 해석적인 방법을 사용하였다. 해석적인 방법에 의한 급수해를 이용하기 위해서 컴퓨터를 통한 수식처리를 통해 장주기와 영년 변화항에 대한 분석을 수행하였다. 이를 통해 통신해양기상위성의 위치유지에 필요한 동서방향, 남북방향의 속도 변화량을 1년간의 시뮬레이션을 통해 계산하고 각 위치유지 변수들에 대해 추정해보았다. 통신해양기상위성의 경도가 아직 확정되지 않았기 때문에 동경 128.2°와 동경 116.0° 두 경도에 대한 분석을 수행하여 경도에 따른 차이를 알아보았다. 동서방향 위치유지는 7일 주기, 남북방향 위치유지는 14일 주기로 수행하였고 보다 효율적인 동서방향 위치유지를 위해서 근지점 태양 추종법(sun-pointing perigee strategy)과 한 주기에서 두 번에 걸쳐 나누어 기동을 하는 방법(two part maneuver)을 사용하였다. 시뮬레이션을 통해서 제안된 알고리즘이 통신해양기상위성의 위치유지 조정에 적절히 적용될 수 있음을 확인해보고 경도에 따라서 어떤 차이가 있는지 분석해 보았다. 이 연구는 통신해양기상위성을 운용하기 위한 궤도 설계와 해석에 기여할 수 있으며, 기존에 테스트 해보지 않았던 동경 128.2°에 대한 위치유지 시뮬레이션을 수행해보았다는데 의미를 둘 수 있다. 또한 이 연구는 무궁화 위성을 통해서 이미 수행해본 경험이 있는 동경 116.0°에 대한 위치유지 시뮬레이션 결과와의 비교를 통해서 경도에 따른 위치유지 시뮬레이션의 차이를 분석하고 이를 통해 추후 우리나라의 정지궤도 위성의 임무를 설계하고 해석하는데 참고자료로 활용할 수 있다.

2. 해석적인 방법에 의한 정지궤도 위성의 궤도 요소 진화

섭동력을 계산하여 인공위성의 궤도를 예측하는 방법은 크게 특수섭동론과 일반섭동론으로 나눌 수 있다. 특수섭동론은 위성이 받는 힘을 가속도 성분으로 나타낸 후 초기 위치부터 임의의 위치까지 시간에 대해 직접 수치적분하여 위성의 위치와 속도를 구하는 방법이고, 일반섭동론은 각각의 궤도 요소를 단주기, 장주기, 영년 변화항으로 급수 전개하여 해석적으로 해를 구하는 방법이다(윤재철 외 1997). 일반적으로 특수섭동론은 상대적으로 짧은 구간의 궤도 예측에 유용하고 일반섭동론은 장기간의 궤도 예측에 유용하다(최규홍 1997). 이 연구에서는 위성의 임무기간에 대한 전체적인 경향을 예측 및 분석하기 위해서 계산 속도가 빠르고 장기간의 임무 계획 해석에 유용한 일반섭동론의 방법을 사용하였다.

정지궤도 위성은 이심률이 0에 가깝고($e \leq 0.0001$), 궤도가 적도면에 가까운($i \leq 0.5^\circ$) 원궤도를 돌고 있다. 이 경우에 섭동함수의 분모가 0이 되는 특이점이 생기기 때문에 이를 제거하기 위해 식 (1)의 궤도 요소를 사용한다(최규홍 1997).

$$\begin{aligned} a &= \text{semi-major axis} \\ e_c &= e \cos(\omega + \Omega) \\ e_s &= e \sin(\omega + \Omega) \\ W_c &= \sin i \cos \Omega \doteq i \cos \Omega \\ W_s &= \sin i \sin \Omega \doteq i \sin \Omega \end{aligned}$$

$$\lambda = \omega + \Omega + M \quad (1)$$

여기서 a 는 궤도장반경, e 는 이심률, i 는 궤도경사각, Ω 는 승교점 적경, ω 는 근지점 인수, M 는 평균 근점이각, λ 는 위성의 평균 적경이다. 이심률 벡터 e_c, e_s 와 궤도경사각 벡터 W_c, W_s 는 2차원 평면상에서의 변화를 나타내는 요소로 사용된다. 궤도경사각 벡터의 경우는 2차원 평면상에서 직접 궤도경사각의 크기를 확인하기 쉽게 근사시켜서 사용하였다. 각 궤도 요소들은 장주기, 단주기, 영년 변화항으로 나누어 분석이 가능하다. 접촉 궤도 요소를 얻기 위해서는 이 세가지 항이 다 고려되어야 하지만 장기적인 경향을 살펴볼 때는 단주기항은 무시할 수 있다. 이 연구에서는 장주기와 영년 변화항만을 고려하여 궤도 요소에 대한 분석을 수행하였다. 각 궤도 요소에 고려된 항은 식 (2)와 같다(최규홍 외 1986, 1987).

$$\begin{aligned} a &= a_0 + (a)_{secular} \\ e_c &= e_{c0} + (e_c)_{lp} + (e_c)_{secular} \\ e_s &= e_{s0} + (e_s)_{lp} + (e_s)_{secular} \\ W_c &= W_{c0} + (W_c)_{lp} + (W_c)_{secular} \\ W_s &= W_{s0} + (W_s)_{lp} + (W_s)_{secular} \\ L &= L_0 + D_0 t + \lambda_2 t^2 + (L)_{lp} \end{aligned} \quad (2)$$

“0”이 붙은 항은 초기값, “lp”가 붙은 항은 장주기 변화항, “secular”가 붙은 항은 영년 변화항이다. L 은 위성의 평균 경도, D_0 는 위성의 경도상에서의 표류율, λ_2 는 횡방향 가속도이다. 장반경의 경우에는 장주기 변화의 주기가 800일 정도 된다(Pocha 1987). 따라서, 위치유지를 수행하는 단위를 1개월 정도로 볼 때 이 변화는 주기가 길기 때문에 영년 변화로 취급이 가능하다.

정지궤도 위성의 위치유지를 위해 각 궤도 요소에 대한 섭동 방정식을 진행방향, 수직방향, 반경방향의 속도변화 성분으로 표현하면 식 (3)으로 간략화 할 수 있다(이병선 2000).

$$\begin{aligned} \Delta a &= \frac{2}{n} \Delta V_s \\ \Delta e_c &= \frac{\sin \Lambda}{na} \Delta V_r + \frac{2 \cos \Lambda}{na} \Delta V_s \\ \Delta e_s &= -\frac{\cos \Lambda}{na} \Delta V_r + \frac{2 \sin \Lambda}{na} \Delta V_s \\ \Delta W_c &= \frac{\cos \Lambda}{na} \Delta V_w \\ \Delta W_s &= \frac{\sin \Lambda}{na} \Delta V_w \\ \Delta \lambda &= -\frac{2}{na} \Delta V_r \end{aligned} \quad (3)$$

여기서 n 은 평균 각속도, ΔV_s 는 위성의 진행방향의 속도변화, ΔV_w 는 수직방향의 속도변화, ΔV_r 는 반경방향의 속도변화 성분이다. Λ 는 위성의 적경이다. 각각의 속도 성분으로 표현된 섭동방정식을 통해서 위성의 진행 방향인 동서방향에 대한 궤도 조정은 궤도장반경과 이심률 벡터를 변화시키고, 수직 방향인 남북방향에 대한 궤도 조정은 궤도경사각 벡터를 변화시키고, 반경 방향에 대한 궤도 조

표 1. 통신해양기상위성의 위치유지 시뮬레이션을 위한 초기 조건.

Parameter	Value	Unit
Epoch	2008.12.01 00:00:00	YYYY.MM.DD hh:mm:ss(UTC)
a	42164.806	km
e	0.0001142	-
i	0.037512	Deg
Ω	118.423	Deg
ω	253.708	Deg
M	31.8157	Deg
Box Limit	± 0.05	Deg
E/S maneuver cycle	7	Days
N/S maneuver cycle	14	Days

정은 위성의 평균 경도와 이심률 벡터를 변화시킨다는 것을 알 수 있다. 각각의 섭동의 영향을 계산한 뒤 이 식들을 속도 변화량에 대한 형태로 변형하면 필요한 방향의 속도 변화량을 계산할 수 있다.

3. 위치유지 전략

통신해양기상위성은 다목적 정지궤도 위성이다. 정지궤도 위성의 위치유지 조정은 추력기를 사용하는 작업으로 위치유지 조절을 하는 동안에는 추력에 의해 위성의 자세나 위치가 변할 수 있기 때문에 원하는 정밀도의 이미지나 관측데이터를 얻기가 힘들다. 그래서 이러한 효과를 최소화하기 위해 기상위성의 경우에는 보통 동서방향 위치유지를 2-3개월에 한 번, 남북방향 위치유지는 1년에 한 번 꼴로 수행한다(양근호 2003). 그러나 통신해양기상위성은 Ka-밴드 통신탑재체를 이용한 통신 임무가 포함되어 있기 때문에 통신위성의 위치유지 전략을 사용할 것으로 예측된다. 이 연구에서는 통신위성인 무궁화 위성 3호의 위치유지 전략을 통신해양기상위성에 동일하게 적용시켰다. 표 1은 통신해양기상위성의 위치유지 시뮬레이션을 위한 초기 조건들을 보여준다. 표 1의 초기조건을 바탕으로 2008년 12월 1일 0시 부터 1년 동안 위치유지를 수행하였다. 허용범위는 동서방향 남북방향 모두 $\pm 0.05^\circ$ 로 가정하였고 동서방향 주기는 7일, 남북방향 주기는 14일로 고정하였다. 그림 1은 동서방향 및 남북방향 위치유지의 간략한 순서도이다.

3.1 동서방향 위치유지(East-West Station-Keeping)

정지궤도 위성의 동서방향 위치유지는 지구 비대칭 중력장에 의한 궤도장반경의 변화와 태양복사압에 의한 이심률의 변화에 의해 생기는 위성의 동서방향의 변화를 보정해 주는 작업이다. 지구 비대칭 중력장에 의한 섭동은 경도 조절을, 태양복사압에 의한 섭동은 이심률 조절을 필요로 한다(Pocha 1987). 따라서, 동서방향의 위치유지는 경도 조절과 이심률 조절의 두가지 부분으로 나누어 생각할 수 있다. 동서방향의 위치유지 수행주기를 결정하는 것은 중요한데, 위치유지 조절의 횟수를 최소화하기 위해서는 가능한 한 주기를 길게 잡아야 유리하다. 하지만 위성의 관제 및 제어를 위한 비용을 최소화하기 위해서는 위치유지 조절이 고정된 주기를 가지는 정기적인 스케줄을 가지고 수행되어야 한다. 주기는 허용범위의 크기에 따라서 결정되는데 동서방향의 경우 일반적으로 위치유지 허용범위가 $\pm 0.05^\circ$ 인 경우 여러 오차를 고려했을 때 7일 주기가 적절하다는 연구가 수행되었다(이상철 외 2003). 이 연구에서는 효율성과 사용자들의 편의를 동시에 만족시키기 위해서 동서

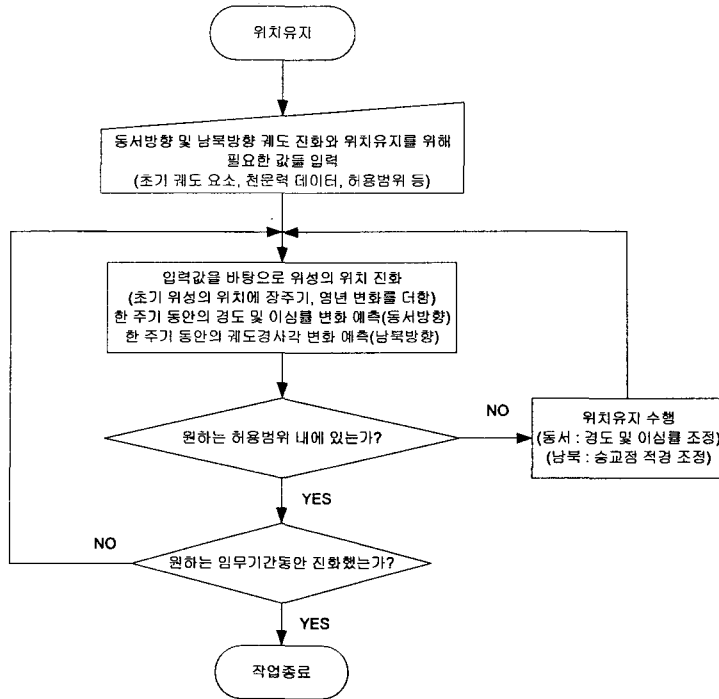
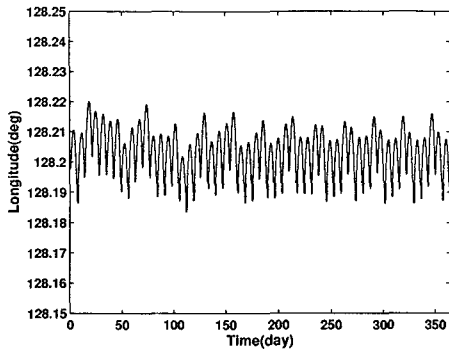


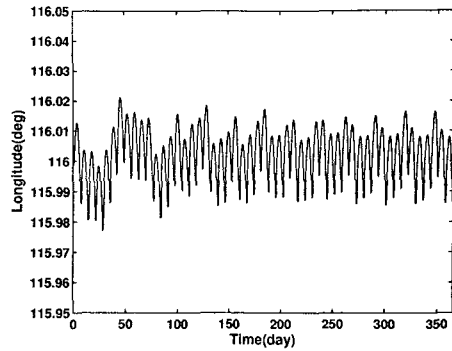
그림 1. 위치유지 순서도.

방향 위치유지의 주기를 7일로 설정하였다.

동서방향에 대한 주기적인 궤도 조정을 수행하기 위해서 먼저 한 주기 동안의 경도 변화를 미리 예측하였다. 표류율은 지구 비대칭 중력장에 의한 횡방향 가속도로 인해 위성이 현재 위치에서 안정 점을 향해 흘러가는 정도를 말하는데 주기마다 섭동의 영향이 다르기 때문에 표류율도 달라지게 된다. 따라서 매 주기 표류율에 의해 위성이 한 주기 후에 벗어나는 정도를 예측한 후 그만큼 보정할 수 있는 위치유지 조정을 해주면 위성을 처음의 위치로 되돌릴 수 있다. 매 주기 이러한 보정 작업을 계속하면서 위성의 경도를 허용범위 안에 유지시키는 궤도 조정을 수행하도록 하였다. 이심률 조정을 위해서는 근지점 태양 추종법을 사용하였다. 태양복사압은 정지궤도 위성의 이심률을 변화시켜 원 궤도를 타원궤도로 만드는 작용을 한다. 이 때 궤도의 장반경 축과 태양을 같은 방향으로 두면 태양 복사압의 영향으로 이심률이 줄어들어서 타원궤도가 다시 원궤도로 바뀌게 된다. 이렇게 태양복사 압의 특징을 이용해서 장반경의 변화를 주는 추가적인 조작을 사용하지 않고 이심률 조정을 수행하는 것이 근지점 태양 추종법이다(Soop 1994). 이심률의 경우에는 태양복사압의 영향에 의해서 1년 정도의 주기를 가지고 e_c, e_s 평면상에서 원운동을 하게 된다(최규홍 외 1986, 김영록 2005). 이러한 특성 때문에 이심률 조정은 특별한 조정을 해주지 않아도 원래의 값으로 돌아오게 된다. 따라서, 실제로 이심률 조정은 궤도 조정처럼 흘러간 만큼 되돌리는 조정을 해줄 필요가 없고 일정한 한계 이심률을 벗어나지 않는 범위 내에서 조금씩 조정을 해주면 된다. 그러므로 이심률 조정에 필요한 속도 변화량은 궤도 조정에 비해서 상대적으로 작은 값을 가지게 된다. 식 (3)에서 확인할 수 있는 것처럼

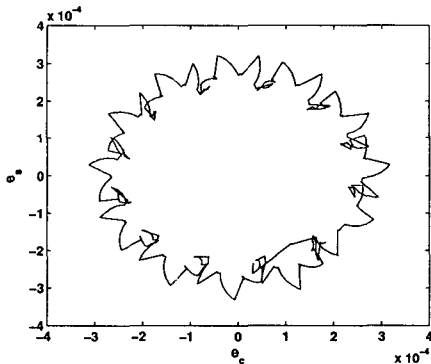


(a)

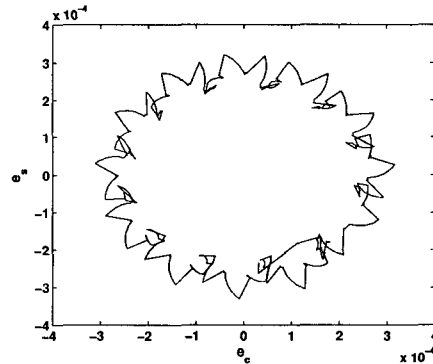


(b)

그림 2. 경도 조정. 그림의 가로축은 시뮬레이션 시간을 나타내고 세로축은 경도를 나타낸다. 세로축의 범위는 허용범위($\pm 0.05^\circ$)와 동일하다. (a) 동경 128.2° 의 경우, (b) 동경 116.0° 의 경우.



(a)



(b)

그림 3. 이심률 조정. 그림의 가로축은 이심률의 코사인방향 성분, 세로축은 이심률의 사인방향 성분을 나타낸다. (a) 동경 128.2° 의 경우, (b) 동경 116.0° 의 경우.

럼 반경방향의 조정이 없다면 경도 조정과 이심률 조정은 결국 같은 방향의 속도 변화량을 요구하는 작업이기 때문에 실제로는 두 가지 조정을 동시에 수행할 수 있다. 지구 비대칭 중력장에 대한 보정은 궤도상의 어느 곳에서나 가능하지만 태양복사압에 대한 보정은 특정한 곳에서만 가능하기 때문에 궤도상의 특정한 지점에서 지구 비대칭 중력장에 대한 보정인 경도 조정을 수행하면 한 번의 기동으로 두 가지 조정을 동시에 수행할 수 있게 된다. 이를 위해서 위성 궤도면에서 마주보는 각각의 지점에서 궤도 조정을 수행하면 더 효율적이다(Soop 1994). 정지궤도 위성의 경우에는 지구를 하루에 한 바퀴 돌기 때문에 보통 지방시로 오전 6시와 오후 6시에 두 번의 기동을 수행한다(Montenbruck 1993).

그림 2는 동경 128.2° 와 동경 116.0° 의 경우에 경도 조정의 결과를 보여준다. 각각의 결과를 통해서 두 경도 모두에 대해서 동서방향 위치유지가 우리가 원하는 허용범위 안에서 적절하게 이루어지고 있음을 확인할 수 있다. 실제로 위성을 이 허용범위 안에 유지시키기 위해서는 태양과 달의 중력

에 의한 동서방향의 섭동이나 태양에 의한 단주기 섭동, 달에 의한 단주기 섭동, 장주기 섭동 등에 의해서도 오차가 생기기 때문에 $\pm 0.03^\circ$ 정도에서 유지를 시켜야한다(김동우 1995, 이병선 2000). 그림 2를 통해서 두 경도에 대해서 실제 경도 조정의 결과가 오차를 고려한 허용범위인 $\pm 0.03^\circ$ 에서도 잘 유지되고 있음을 확인할 수 있다. 그리고 경도 조정이 기준 경도를 중심으로 불규칙적인 경향을 보이며 수행되고 있는 것을 볼 수 있는데, 이것은 주기적인 궤도 조정을 할 때 처음 경도로 정확히 돌아오게 하기 위해서는 매 번 달라지는 표류율에 맞게 주기를 결정해줘야 하지만 여기서는 7일로 고정했기 때문에 생기는 현상이다. 미리 오차를 고려한 허용범위를 설정하였기 때문에 표류율 보정에서 발생하는 불규칙성은 전체적인 경도 조정에 큰 문제가 되지 않는다는 것을 알 수 있다.

그림 3은 각각의 경도의 경우에 이심률 조정의 결과를 보여준다. 이심률의 변화는 크게 두 부분으로 나누어서 생각할 수 있는데, 큰 원의 형태를 이루는 방향으로 진화하는 것이 이심률의 영년 변화이고 짧은 주기로 원에서 벗어나려는 방향으로 진화하는 것이 장주기 변화이다. 결과를 통해서 이심률의 경우 특별히 조정을 해주지 않아도 그 주기적인 특성 때문에 원래의 자리로 돌아오게 된다는 것을 확인할 수 있고, 각 주기에서 이심률이 한계를 넘어가지 않는 범위 내에서 유지될 수 있도록 벡터의 진행방향을 바꿔주는 방법으로 수행되는 이심률 조정의 양상을 확인할 수 있다. 이심률의 한계는 이심률의 변화에 대한 경도 변화에 의해서 결정된다. 7일 주기의 동서방향 위치유지의 경우 이심률에 대한 경도 변화의 한계는 대략적으로 0.054° 이다(이병선 2000). 이것을 이용하면 평균 이심률 한계를 식 (4)를 통해 계산할 수 있다(Lee & Eun 1995).

$$e_{mean} = \frac{\pi}{720} \Delta \lambda_e = \frac{\pi}{720} \times 0.054^\circ = 0.0002356 \quad (4)$$

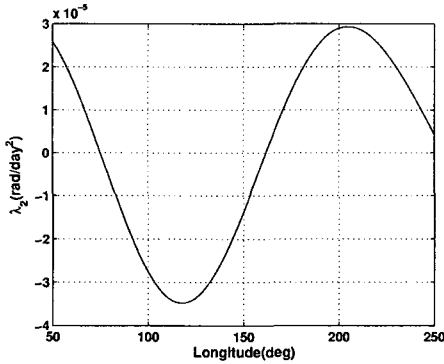
여기서 e_{mean} 는 평균 이심률 한계이고 λ_e 는 이심률 변화에 대한 경도 변화이다. 그림 3에서 이심률 벡터의 크기가 평균 이심률 한계 0.0002356에 가깝게 유지되고 있는 것을 볼 수 있다. 그리고 경도에 따른 이심률 조정의 양상이 거의 차이가 없는 것을 볼 수 있는데 이것은 이심률이 태양의 위치에 의해서 영향을 받기 때문에 경도에 따라서 나타나는 차이가 크지 않기 때문이다. 근지점 태양 추종법을 사용하는 경우에 시기에 따른 태양의 위치를 고려해야 하기 때문에 초기값에 따라서 첫번째 조정을 위해 필요한 속도 변화량이 커질 수 있다. 여기에서는 효율적인 조정을 위한 초기화 작업은 수행하지 않았기 때문에 그림 3의 5시 방향에 나타난 초기 조정 양상을 통해서 이 영향을 확인할 수 있다.

1년동안 동서방향 위치유지 시뮬레이션을 통해서 궤도 조정에 필요한 속도 변화량 ΔV 가 동경 128.2° 에서는 3.50m/s, 동경 116.0° 에서는 3.86m/s라는 결과를 얻을 수 있었다. 이를 통해 동경 116.0° 의 경우가 동경 128.2° 의 경우에 비해 동서방향 위치유지를 위해서 더 많은 연료가 필요하게 된다는 것을 알 수 있다. 이러한 결과는 안정점과의 거리에 의한 횡방향 가속도의 차이에서 기인하는데, 횡방향 가속도는 식 (5)를 이용해 구할 수 있다(최규홍 1997).

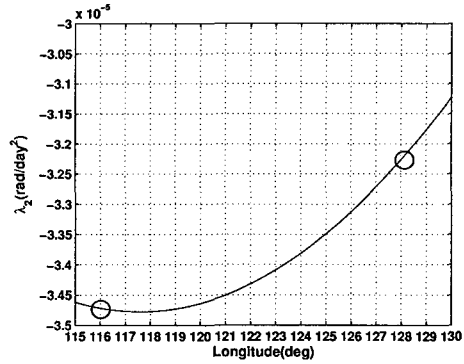
$$\begin{aligned} \lambda_2 = & [0.14 \sin(L_0 - 171^\circ) + 2.98 \sin 2(L_0 + 15^\circ) \\ & + 0.42 \sin 3(L_0 - 21.1^\circ) + 0.04 \sin 2L_H] \times 10^{-5} \quad (\text{rad/day}^2) \end{aligned} \quad (5)$$

여기서 L_0 는 위성의 평균 경도이고 L_H 는 태양의 직경이다. 횡방향 가속도에 의한 장반경 축의 영년 변화는 식 (6)과 같다(최규홍 외 1987).

$$\Delta a_{secular} = [-5.89 \sin(L_0 + 171.40^\circ) - 132.69 \sin 2(L_0 + 14.92^\circ)]$$

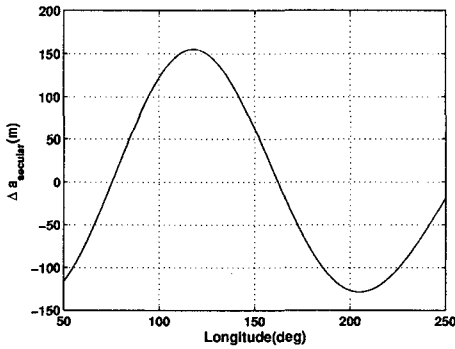


(a)

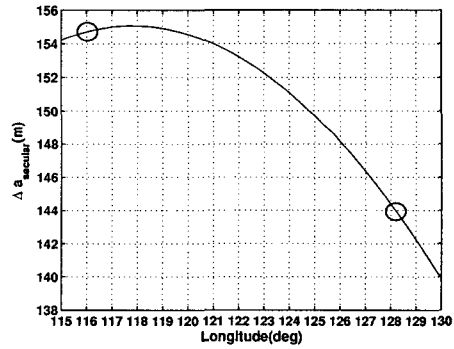


(b)

그림 4. 횡방향 가속도. 그림의 가로축은 경도, 세로축은 횡방향 가속도를 나타낸다. (a) 전체적인 경향, (b) 관심 있는 두 경도 부분에서의 변화. 원으로 표시된 것이 두 경도에서의 값이다.



(a)



(b)

그림 5. 장반경의 영년 변화. 그림의 가로축은 경도, 세로축은 장반경의 영년 변화를 나타낸다. (a) 전체적인 경향, (b) 관심있는 두 경도 부분에서의 변화. 원으로 표시된 것이 두 경도에서의 값이다.

$$-18.35 \sin 3(L_0 - 21.07^\circ)] \times t \quad (\text{m/day}) \quad (6)$$

그림 4는 식 (5)를 통해 계산된 경도에 따른 횡방향 가속도의 변화를 보여준다. 횡방향 가속도가 0인 지점이 바로 안정점이다. 이 그림을 통해서 위성이 위치한 경도에 그대로 두었을 때 어느 위치로 이동해 갈 것인지를 알 수 있다. 가속도의 부호는 횡방향 가속도의 방향을 나타낸다. 따라서 절댓값이 가속도의 크기가 된다. 그림 안에 원으로 표시한 것이 각 경도에서의 횡방향 가속도인데 이를 통해서 동경 128.2°보다 동경 116.0°에서 더 큰 횡방향 가속도의 영향을 받는다는 것을 알 수 있다. 즉 동경 116.0°에 위치할 때 위성이 받는 횡방향 가속도의 영향을 보정하기 위한 조정량이 더 커지게 된다. 그림 5는 식 (6)을 통해 계산된 경도에 대한 장반경 축의 하루 동안의 영년 변화를 보여준다. 이러한 장반경 축의 변화는 횡방향 가속도에 의한 공전 주기 변화 때문인데 그림 4와 그림 5를 비교함으로써 그 관계를 알 수 있다. 두 그림은 서로 방향만 반대이고 같은 경향을 보이고 있다. 그림 5b를

통해서 하루 동안 장반경이 동경 116.0°에서는 155m씩, 동경 128.2°에서는 144m씩 증가하게 된다는 것을 알 수 있다. 동경 116.0°의 경우에 하루에 11m씩 더 장반경의 변화가 일어나게 된다. 따라서, 이러한 변화를 보정하기 위한 ΔV 값이 동경 128.2°보다 동경 116.0°에서 더 커지게 되고 결과적으로 동서방향 위치유지에 더 많은 연료가 필요하게 된다는 것을 알 수 있다.

3.2 남북방향 위치유지(North-South Station-Keeping)

정지위성의 남북방향 위치유지는 주로 태양과 달의 중력에 의한 섭동력으로 인해 발생하는 궤도 경사각과 승교점 적경의 변화로 인해 위성의 직하점 위도가 변하는 것을 보정해주는 작업이다(Pocha 1987). 이러한 위도 변화를 보정하기 위해서는 궤도경사각 조정이 필요한데 궤도경사각 조정은 승교점 적경을 조정함으로써 간접적으로 수행할 수 있다. 승교점 적경은 궤도경사각의 변화율과 관련이 있다. 예를 들어, 승교점 적경이 270°가 되면 강교점이 되어 궤도경사각의 변화율은 음수값을 갖는다. 이 특성을 이용해서 궤도경사각이 섭동에 의해서 증가하게 될 때 위성의 궤도경사각을 270°가 되도록 만들어주면 궤도경사각은 저절로 감소하게 된다. 이 특징을 이용하면 승교점 적경을 조정해 줌으로써 남북방향 위치유지를 수행할 수 있다(Agrawal 1986). 이 연구에서는 동서방향과 남북방향 위치유지를 독립적으로 취급하고 있지만 실제로는 이심률이나 장반경도 남북방향 위치유지 조정에 의해서 영향을 받는 부작용(cross-coupling)이 발생한다. 이러한 부작용은 위치유지 조정 순서를 적절히 선택함으로써 제거할 수 있는데 이를 위해 동서방향 위치유지를, 남북방향 위치유지를 수행한 뒤 하루나 이틀 후에 수행하면 된다(Srinivasamurthy & Gopinath 2002). 이 연구에서는 동서방향과 남북방향의 위치유지를 독립적으로 취급하기 위해서 남북방향 위치유지를 수행하고 이틀 후에 동서방향 위치유지를 수행하는 방법을 사용하였다. 그리고 남북방향은 동서방향에 비해 위성이 허용범위를 벗어나는 기간이 길기 때문에 위치유지 주기를 동서방향의 두 배인 14일로 설정하였다.

남북방향 위치유지의 경우 필요한 속도 변화량 ΔV 가 동서방향 위치유지에 비해 훨씬 크기 때문에 연료 소모를 줄이기 위해 속도 변화량의 크기와 조정주기를 효율적으로 결정하는 것이 중요하다. 남북방향 위치유지를 하는 전형적인 방법으로 Maximum Compensation Target(MCT) 기법, Track-Back Chord Target(TBCT) 기법, Minimum Fuel Target(MFT) 기법을 들 수 있다(Gartrell 1983, Lee & Eun 1995, Slavinskas et al. 1998). 각 방법마다 장점이 있지만 연료 소모량에 있어서는 MFT 방법이 더 효율적이다(안응영 외 1997). 이 연구에서는 위치유지 알고리즘의 개선을 통한 최적화보다는 전체적인 위치유지의 경향과 경도에 따른 차이에 초점을 맞추었기 때문에 효율적인 기법을 적용시키진 않았고 앞에서 소개한 승교점 적경을 강교점 적경으로 바꿔주는 간단한 방법을 사용하였다.

그림 6은 일년 동안의 궤도경사각 조정의 결과를 보여준다. 궤도경사각 벡터가 허용범위 원의 원점 부근에서 먼 방향으로 진화해 나갈 때 위치유지 조정에 의해서 원점 부근으로 다시 돌아오게 되는 것을 볼 수 있다. 이러한 경향으로 전체적인 남북방향 위치유지 결과가 원점을 중심으로 대칭적으로 진행되고 있는 것도 확인할 수 있다. 남북방향 위치유지의 경우는 주로 태양과 달의 중력에 의한 섭동에 의해서 일어나기 때문에 동서방향 위치유지의 이심률 조정과 마찬가지로 태양과 달의 위치를 고려해서 적절한 초기값을 정해주는 작업이 필요하다. 이 연구에서는 간략화된 식 (3)을 사용하여 궤도경사각 조정을 수행하였기 때문에 위성의 진행 방향의 속도변화와 관련이 있는 경도에 따른 차이가 발생하지 않았다. 따라서 경도에 따라 결과를 분리하지 않았다. 가로축과 세로축은 근사시킨 궤도

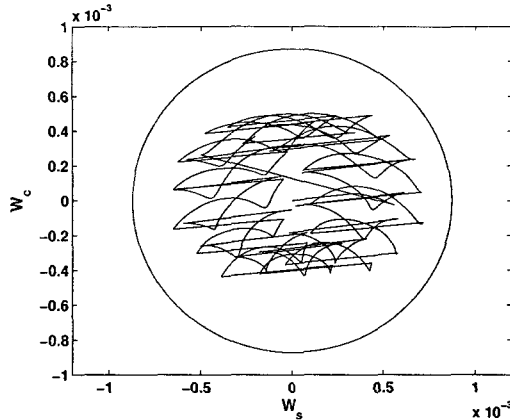


그림 6. 궤도경사각 조정. 그림의 가로축은 궤도경사각 벡터의 사인성분, 세로축은 궤도경사각 벡터의 코사인 성분을 나타낸다.

경사각 요소를 사용했기 때문에 벡터의 크기가 궤도경사각의 크기가 된다. 궤도경사각 허용범위인 0.05° 는 라디안으로 환산하면 0.000872가 된다. 그림 6에 표시된 원이 바로 궤도경사각 허용범위이다. 결과를 통해서 남북방향 위치유지 허용범위($\pm 0.05^\circ$)안에서 궤도경사각 조정이 적절하게 수행되었음을 확인할 수 있다. 동서방향 위치유지의 경우와 마찬가지로 실제로 위성을 허용범위 안에 위치시키기 위해서는 $\pm 0.01^\circ$ 정도 되는 남북방향의 단주기 섭동을 고려해서 $\pm 0.04^\circ$ 정도에서 유지시켜야 한다(김동우 1995). 이렇게 오차를 고려한 허용범위인 $\pm 0.04^\circ$ 는 결과 그림에서 반지름 0.000698인 원에 해당한다. 결과를 통해서 남북방향 위치유지 결과가 오차를 고려한 허용범위 근처에서도 잘 수행되었음을 확인할 수 있다.

그림 7은 시뮬레이션 기간 내의 궤도경사각의 변화를 보여준다. 궤도경사각의 변화를 보면 전체적으로 궤도경사각이 허용범위의 중간값인 0° 가 아니라 초기 궤도경사각 0.037512° 에 가까운 0.025° 를 중심으로 대칭적인 변화를 보이고 있는 것을 알 수 있다. 이것은 초기에 궤도경사각이 원점 부근으로 맞춰져 있지 않기 때문에 발생하는 것으로 남북방향 위치유지 결과에 큰 영향을 주지는 않지만 보다 안정적인 남북방향 위치유지를 위해서는 적절한 초기화 작업이 필요함을 알 수 있다. 그림 8은 시간에 따른 궤도경사각 벡터 W_c 와 W_s 의 변화양상을 보여준다. W_s 벡터의 변화가 조금 더 크게 나타나긴 했지만 전체적인 궤도경사각 벡터의 변화가 대칭적으로 일어나고 있는 것을 볼 수 있다. 이것은 남북방향 위치유지가 비교적 안정적으로 잘 수행되고 있다는 것을 보여준다. 그림 7과 8은 남북방향 위치유지 기법의 안정성과 효율성과 관련된 것으로 원점 근처로 치우침 없이 유지시키기 위해서는 적절한 초기화 작업과 최적화 작업이 필요하다는 것을 보여준다.

1년동안 남북방향 위치유지 시뮬레이션을 통해서 궤도 조정에 필요한 속도 변화량 ΔV 가 두 경도에 대해 모두 52.71m/s 라는 결과를 얻을 수 있었다. 이 결과를 통해서 경도에 따라서 남북방향 위치유지의 양상이 차이가 나지 않음을 확인할 수 있었다. 동서방향 위치유지에 필요한 속도 변화량보다 남북방향 위치유지에 필요한 속도 변화량이 훨씬 크기 때문에 실제로 연료 최적화에 대한 부

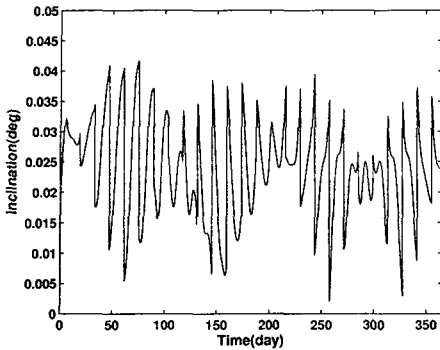


그림 7. 궤도경사각의 변화. 그림의 가로축은 경과 시각, 세로축은 궤도경사각의 크기를 나타낸다.

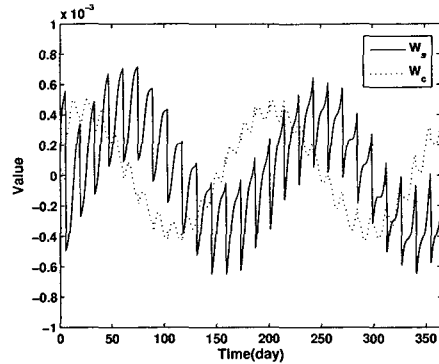


그림 8. 궤도경사각 벡터의 변화. 그림의 가로축은 경과시각, 세로축은 궤도경사각 벡터의 크기를 나타낸다.

분에서는 주로 남북방향 위치유지를 고려하게 된다. 따라서 연료 최적화부분에 있어서는 기존의 동경 116.0°에 대한 연구가 동경 128.2°에 대해서도 무리없이 적용할 수 있다는 것을 알 수 있다.

4. 결 론

위치유지 조정은 통신해양기상위성과 같은 정지궤도 위성의 성공적인 임무수행을 위해 필수적인 부분이다. 이 연구에서는 섭동 계산 및 궤도 예측을 위해 일반섭동론을 사용하고 궤도 요소들을 각 섭동에 의한 장주기 변화, 영년 변화항으로 나누어 분석하는 해석적인 방법을 적용한 위치유지 자동화 알고리즘을 개발하였다. 그리고 개발된 프로그램을 사용해서 통신해양기상위성의 위치를 허용범위 안에서 유지시키는 시뮬레이션을 수행하였다. 동서방향은 7일 주기, 남북방향은 14일 주기로 1년간 동경 128.2°와 116.0° 두 경도에 대해서 위치유지 조정을 수행하였다. 그 결과 제안된 알고리즘을 통해서 통신해양기상위성이 원하는 허용범위 ±0.05° 안에서 적절하게 위치유지 되는 것을 확인할 수 있었다. 이를 통해서 2008년 12월 부터 1년동안 동서방향 위치유지를 위해서는 동경 128.2°에서는 3.50m/s, 동경 116.0°에서는 3.86m/s의 속도 변화량 ΔV가 필요하다는 결과를 얻었다. 남북방향 위치유지는 경도에 상관 없이 52.71m/s의 속도 변화량 ΔV가 필요하다는 결과를 얻었다. 1년의 시뮬레이션에서 발생하는 두 경도에서의 속도 변화량의 차이 0.36m/s는 위성의 전체 수명을 10년으로 두고 계산했을 때 동서방향 위치유지를 1년 간 더 수행할 수 있는 양에 해당한다. 이를 통해서 통신해양기상위성이 동경 128.2°에 위치했을 때 위치유지 조정이 더 효율적으로 수행됨을 알 수 있었다. 통신해양기상위성의 발사체의 선정이나 임무 디자인에 있어서 위성의 경도가 영향을 줄 수 있기 때문에 추후에 보다 정밀한 시뮬레이션을 통해서 자세하게 연구할 필요가 있다. 또한, 제안된 알고리즘에 필요한 연료 소모량을 최소화하기 위한 최적화 전략과 적절한 초기화에 대한 연구가 추가 된다면 실제 통신해양기상위성의 위치유지를 수행하기 위한 알고리즘으로 활용될 수 있을 것이다.

감사의 글: 이 연구는 한국전자통신연구원의 위탁연구과제 03MR3240RR200400106으로 수행되었습

니다.

참고문헌

- 김대식, 김천휘, 박봉규 1997, 한국항공우주학회지, 25, 154
- 김동우 1995, 석사학위논문, 연세대학교
- 김영록 2005, 석사학위논문, 연세대학교
- 박봉규, 탁민재, 방효충 2004, 한국항공우주학회지, 32, 67
- 안용영, 김천휘, 박봉규 1997, 한국우주과학회지, 14, 150
- 양군호 2003, 항공우주기술, 2, 89
- 이병선 2000, 박사학위논문, 연세대학교
- 이상철, 김방엽, 박봉규 2003, 한국항공우주학회지, 31, 75
- 이선익 1996, 석사학위논문, 연세대학교
- 윤재철, 최규홍, 이병선, 은종원 1997, 한국우주과학회지, 14, 381
- 정우철, 노태수, 이상철, 양군호, 최성봉 2005, 한국항공우주학회지, 33, 39
- 최규홍 1997, 천체역학 (서울: 민음사), pp.143-144
- 최규홍, 박재우, 김경미 1987, 한국우주과학회지, 4, 25
- 최규홍, 박재우, 이병선, 조중현, 이용삼 1986, 한국우주과학회지, 3, 93
- Agrawal, B. N. 1986, Design of Geosynchronous Spacecraft (London: Prentice-Hall), pp.85-87
- Chao, C. C. 1984, Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 7, 57
- Chao, C. C. & Bernstein, H. 1994, Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 17, 778
- Gartrell, C. F. 1983, Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 6, 220
- Lee, B.-S. & Choi, K.-H. 2000, Aerospace Science and Technology, 4, 507
- Lee, B.-S. & Eun, J. W. 1995, JA&SS, 12, 102
- Lee, B.-S., Lee, J.-S., & Choi, K.-H. 1999, Control Engineering Practice, 7, 1153
- Lee, B.-S., Lee, J.-S., Yoon, J.-C., & Choi, K.-H. 1997, Space Technology, 17, 299
- Montenbruck, O. 1993, General Description of the MAPLA Maneuver Planning Program (Oberpfaffenhofen: DLR/GSOC), pp.4-6
- Park, J. W. 1996, JA&SS, 13, 48
- Pocha, J. J. 1987, An Introduction to Mission Design for Geostationary Satellite (Dordrecht: Reidel), pp.80-111
- Romero, P. & Gambi, J. M. 2004, Aerospace Science and Technology, 8, 729
- Slavinskas, D. D., Dabbaghi, H., Henden, W. J., & Johnson, G. K. 1998, Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 11, 584
- Soop, E. M. 1994, Handbook of Geostationary Orbit (Dordrecht: Kluwer Academic Publishers), pp.6-198
- Srinivasamurthy, K. N. & Gopinath, N. S. 2002, Acta Astronautica, 50, 343

Vendy, B. & Plummer, D. 1979, in Automatic Control in Space, Proceedings of the 8th Symposium (Oxford: Pergamon Press), pp.95-100