

MFT 기법을 이용한 정지위성의 남/북 위치보존

안웅영 · 김천휘
충북대학교 천문우주학과

박봉규
한국항공우주연구소 무궁화위성그룹

NORTH/SOUTH STATION KEEPING OF GEOSTATIONARY SATELLITE USING MFT

Woong-Young Ahn, Chun-Hwey Kim
Department of Astronomy and Space Science, Chungbuk National University
e-mail: ahnwy@astro.chungbuk.ac.kr, kimch@astro.chungbuk.ac.kr

Bong-Kyu Park
KOREASAT Group, Korea Aerospace Reserch Institute
e-mail: pbk@satt.kari.re.kr

(Received April 30, 1997; Accepted May 10, 1997)

요 약

인공위성의 궤도경사각을 제어하는 남/북 위치보존은 많은 연료를 소모하기 때문에 연료량을 효율적으로 절감할 수 있는 방법의 연구가 중요하다. 이를 위하여 궤도경사각의 변화를 영년항과 주 기항으로 나누어 영년변화만을 보정함으로써 기동 연료량을 줄이는 MFT(Minimum Fuel Target) 기법을 이용하여 무궁화 위성의 남/북 위치보존을 모의실험하였다. 임무기간(약 10년)동안 모의 실험한 결과를 남/북 위치보존을 위한 다른 두가지 방법인 MCT(Maximum Compensation Target) 기법과 TBCT(Track-Back Chord Target) 기법으로 구한 연료량과 비교하였다. MFT 기법을 사용할 경우 두 기법에 비해 각각 최소 47일과 15일의 임무기간이 연장되는 것으로 나타났다.

ABSTRACT

A precise determination of the fuel efficiency is important because North/South station keeping, which controls the inclination of the geostationary orbit, consumes most of the satellite fuel. We estimate the amount of fuel required during the lifetime of the KOREASAT when MFT(Minimum Fuel Target) technique is adopted, and the result is compared to those when MCT(Maximum Compensation Target) and TBCT(Track-Back Chord Target) technique are applied. From this computation, we find that if MFT

technique is adopted, the lifetime of the satellite can be extended at least 45 and 15 days, respectively, compared to those consumed with MCT and TBCT technique.

1. 서 론

정지위성의 궤도경사각은 지구 비구형 포텐셜과 태양과 달의 중력섭동에 의해 연속적으로 변화한다. 특히 궤도경사각은 태양과 달의 중력섭동에 의해 연간 $0.^\circ75 \sim 0.^\circ95$ 씩 변화하며 55년 주기로 15° 까지 증가한다. 그리고 궤도의 승교점 경도는 지구 비구형 포텐셜의 Zonal Harmonics항에 의해 연간 $-4.^\circ9$ 씩 이동한다(Agrawal 1986). 만일 정지궤도의 변화를 방지하면, 위성은 지상국의 추적범위를 벗어나게 되어 결국 위성을 제어할 수 없는 상황이 발생할 수 있다. 따라서 위성의 임무가 정상적으로 수행되도록 궤도경사각을 위치보존 한계각 내에 제어해야 하며, 이를 위해 지상국에서 주기적으로 남/북 위치보존을 수행해야 한다.

궤도획득 이후 임무수행을 시작한 위성의 수명은 위성의 위치보존을 위한 연료량에 의존한다. 특히 남/북 위치보존은 연료의 대부분을 소모하기 때문에 연료량을 효율적으로 절감할 수 있는 남/북 위치보존 방법이 필요하다. 이미 한국항공우주연구소에서 남/북 위치보존을 위한 방법을 연구하여 MCT(Maximum Compensation Target) 기법과 TBCT(Track-Bck Chord Target) 기법을 구현하였다(한국항공우주연구소 1994). 이 두 기법은 섭동력에 의한 궤도경사각의 총 변화량을 보정하여 보정 주기를 최대화하지만 1회 기동하는데 많은 연료량이 소비된다.

궤도경사각의 변화는 다양한 주기를 가진 주기항(Periodic Term)들과 영년항(Secular Term)으로 표현될 수 있다. 이 논문에서 모의실험하려는 MFT(Minimum Fuel Target) 기법은 궤도경사각의 변화를 해석학적으로 표현하여 영년변화와 주기 변화로 분리한 후, 주기변화가 위치보존 한계각 내에서 진동한다는 사실에 착안하여, 영년변화만을 보정함으로써 기동 연료량을 최대한 줄이는 방법이다. 영년 변화량의 보정은 불가피하며 연간 약 $40 \sim 51$ 의 속도 변화량을 요구한다(Soop 1994). 또한 속도 변화량이 주기적으로 변하는데 이는 18.6년의 주기를 갖는 백도의 승교점 경도의 변화때문에 발생한다. 반면 주기적 변화량은 필요에 따라서 보정되지 않을 수도 있지만, 주기항은 영년 변화량과 영년 표류방향에 영향을 준다. 만일 위치보존 주기가 매우 길어지면 주기항들의 이러한 영향은 매우 중요해지므로 남/북 위치보존을 실행할 때 주기변화량을 분석해야 한다.

이 논문은 MFT 기법을 이용하여 남/북 위치보존을 하였을 때, 위성의 연료소모량이 MCT와 TBCT 기법에 비해 얼마나 절감되는가에 초점을 맞추었다.

2. 궤도경사각 벡터의 표류

이상적인 정지위성의 궤도경사각의 변화를 라그랑지 행성 방정식(Lagrange Planetary Equation)으로 표현하면 궤도경사각이 0° 이기 때문에 특이 섭동 방정식(Singular Perturbation Equation)이

발생한다. 따라서 특이 현상의 구속을 받지 않으면서 궤도경사각의 표류를 관찰하기 위해, 궤도경사각(i)과 승교점 경도(Ω)로 표현되는 궤도경사각 벡터를 적도평면에서

$$\mathbf{i} = \sin i \cos \Omega \hat{\mathbf{i}}_x + \sin i \sin \Omega \hat{\mathbf{i}}_y \quad (1)$$

와 같이 정의하면 섭동효과와 함께 기동효과를 표현할 수 있다(Agrawal 1986). 여기서, \mathbf{i}_x 는 춘분점 방향이다.

태양과 달의 중력작용에 의한 궤도경사각 벡터의 표류율을 위성이 1회 공전하는 동안 평균하면,

$$\frac{d\mathbf{i}}{dt} = \frac{d\mathbf{i}}{dt_{sun-sec}} + \frac{d\mathbf{i}}{dt_{moon-sec}} + \frac{d\mathbf{i}}{dt_{sun-cyc}} + \frac{d\mathbf{i}}{dt_{moon-cyc}} \quad (2)$$

으로 표현할 수 있다. 위 식에서 첨자는 태양과 달에 의한 영년섭동과 주기적 섭동을 나타낸다. Slavinskas(1988)에 의하면, (2)식의 각 항은

$$\frac{d\mathbf{i}}{dt_{sun-sec}} = 0.2691\mathbf{i}_y \text{ deg/yr} \quad (3)$$

$$\begin{aligned} \frac{d\mathbf{i}}{dt_{moon-sec}} &= \mathbf{i}_x(0.0026 \sin 2\Lambda - 0.1314 \sin \Lambda) \\ &+ \mathbf{i}_y(0.5783 + 0.0979 \cos \Lambda - 0.0024 \cos 2\Lambda) \text{ deg/yr} \end{aligned} \quad (4)$$

$$\frac{d\mathbf{i}}{dt_{sun-cyc}} = \mathbf{i}_x(0.2933 \sin 2\beta_s) - \mathbf{i}_y(0.2691 \cos 2\beta_s) \text{ deg/yr} \quad (5)$$

$$\frac{d\mathbf{i}}{dt_{moon-cyc}} = \mathbf{i}_x(0.7675 \sin 2\beta_m) - \mathbf{i}_y(0.6739 \cos 2\beta_m) \text{ deg/yr} \quad (6)$$

으로 표현할 수 있다. 여기서 $\Lambda, \beta_s, \beta_m$ 은 각각 백도의 승교점 경도, 황경, 그리고 달의 경도이다. 식(3), (4)는 영년 변화율을 나타내며, 특히 (4)식에서 보듯이 18.6년의 백도 세차주기동안 Λ 에 따라 궤도경사각의 $\hat{\mathbf{i}}_x$ 성분이 $-0.13 \sim 0.13 \text{ deg/yr}$ 범위에서 변하고, $\hat{\mathbf{i}}_y$ 성분은 $0.75 \sim 0.94 \text{ deg/yr}$ 범위에서 변한다. 영년 변화율은 Λ 가 0° 일 때 최대이며, 앞으로 2006년에 발생한다. 식(5), (6)은 주기 변화율을 나타내며 $\hat{\mathbf{i}}_x, \hat{\mathbf{i}}_y$ 평면에서 타원을 그리며 반시계 방향으로 이동한다. 태양에 의한 주기 변화율은 6개월의 주기를 가지며, $\hat{\mathbf{i}}_x$ 성분과 $\hat{\mathbf{i}}_y$ 성분의 표류크기는 각각 $0^\circ 0233$ 와 $0^\circ 0214$ 이다. 달에 의한 주기 표류율은 주기가 13.66일이고, $\hat{\mathbf{i}}_x$ 성분과 $\hat{\mathbf{i}}_y$ 성분의 표류크기는 각각 $0^\circ 0046$ 와 $0^\circ 0040$ 이다. 달에 의한 주기항의 주기가 보정주기보다 작고 표류크기도 태양에 의한 주기항보다 상대적으로 작으므로, 달에 의한 주기 변화량을 보정하지 않아도 궤도경사각은 위치보존 한계각 내에서 표류한다. 그러나 태양에 의한 주기항은 궤도경사각의 표류 방향을 변화시키며, 이는 황도에 의존하기 때문에 황경의 변화를 주시해야 한다.

3. 보정크기와 기동위치

3.1 보정크기

보정주기가 2T일 때 궤도경사각이 위치보존 한계각을 벗어나는 시각(t_m)과 궤도요소가 주어지면, T시간 이후에 태양과 달의 중력작용에 의한 영년 변화량과 주기 변화량은 (3) ~ (6)식으로 결정할 수 있다. 그리고 t_m 시각과 t_m+T 시각에서의 궤도경사각 벡터는 (1)식으로 구할 수 있다. 기동은 t_m 시각에서 영년방향으로 이루어지며, Slavinskas(1988)에 따르면 보정크기는

$$\Delta \mathbf{i} = \frac{4}{7} \left(s_x \left[\frac{(i_{x_0} + i_x)s_x + (i_{y_0} + i_y)s_y}{(s_x^2 + s_y^2)} \right], s_y \left[\frac{(i_{x_0} + i_x)s_x + (i_{y_0} + i_y)s_y}{(s_x^2 + s_y^2)} \right] \right) \quad (7)$$

이다. 여기서, x_s 와 y_s 는 각각 영년 변화량의 x성분과 y성분, (i_{x_0}, i_{y_0}) 는 t_m 시각의 궤도경사각 벡터, (i_x, i_y) 는 $t_m + T$ 시각의 궤도경사각 벡터이다. s_x 와 s_y 는 $t_m + T$ 시각의 영년 변화량을 \hat{i}_x, \hat{i}_y 평면에서 나타낸 크기로서

$$s_x = \frac{i_x x_s^2 + i_y x_s y_s}{x_s^2 + y_s^2}, \quad s_y = \frac{i_y x_s^2 + i_x x_s y_s}{x_s^2 + y_s^2} \quad (8)$$

이다. 그림 1은 MFT 기법을 기하학적으로 나타낸 것이다.

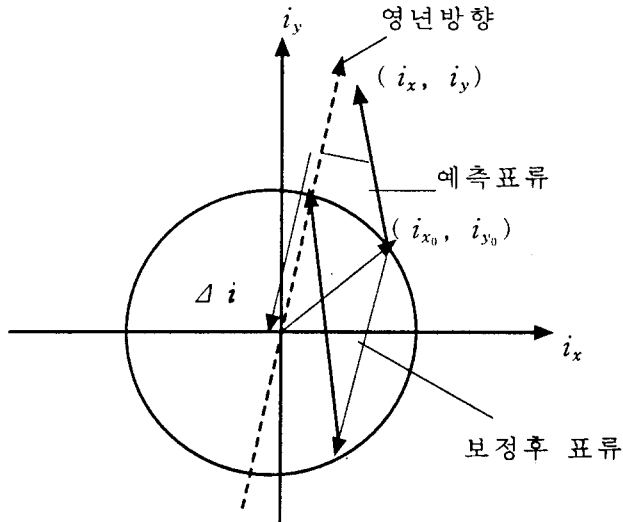


그림 1. MFT 기법의 기하학.

보정크기 Δi 가 구해지면 목표 궤도경사각 \mathbf{i}_g 벡터는

$$\mathbf{i}_g = \mathbf{i}_0 + \Delta \mathbf{i} \quad (9)$$

으로 구해지고, Agrawal(1986)에 의하면, 보정크기 Δi 를 보정하기 위한 속도변화량 ΔV 는

$$\Delta V = 2V_c \sin\left(\frac{\Delta i}{2}\right) \quad (10)$$

으로 주어진다. 여기서, V_c 는 기동시점의 위성의 접선속도이다.

3.2 기동 위치

인공위성의 궤도경사각의 변화는 단지 궤도에 수직한 방향으로 작용하는 힘에 의존한다. 따라서 이심율이 0이라고 하면 궤도경사각의 변화는

$$\frac{di}{dt} = \Delta i = \frac{\cos u}{na} \Delta V \cos \Theta \quad (11)$$

이다. 여기서, u 는 승교점부터 위성까지의 각, n 은 위성의 평균 각속도, a 는 장반경, ΔV 는 기동크기, 그리고 Θ 는 위성체에 설치된 추진기의 방향각이다. (11)식에서 Θ 가 0이고 추진력이 일정하면, 궤도경사각의 변화량은 $\cos u = 1$ 인 지점에서 기동이 이루어질 때 가장 크며, 이 지점은 목표궤도에 대한 초기궤도의 승교점, 또는 강교점이다. 만일 이 두점 이외의 위치에 위성이 있을 때 기동이 이루어지면 목표궤도의 궤도경사각을 획득할 수 없으며, 또한 경도와 이심율의 변화에 영향을 줄 수 있다.

무궁화 위성의 남/북 위치보존은 승교점에서 각운동량 벡터의 반대방향으로 이루어지며, 승교점의 방향은

$$\mathbf{u}_m = \mathbf{H}_g \times \mathbf{H}_0 \quad (12)$$

으로 구해진다(한국항공우주연구소 1994). 여기서, \mathbf{u}_m 방향이 승교점 방향이고, \mathbf{H}_g 와 \mathbf{H}_0 는 각각 목표 궤도의 각운동량 벡터와 초기 궤도의 각운동량 벡터이다.

4. MFT 기법의 초기화

MFT 기법은 궤도경사각의 영년 변화량만 보정하는 방법이기 때문에, 주기 변화량은 궤도경사각 벡터의 표류에 영향을 줄 수 있다. 주기 변화량은 (5)식과 (6)식으로 표현되는데 달의 섭동에 의한 주기 변화의 표류크기가 매우 작아 무시할 수 있지만, 태양에 의한 주기적 표류크기는 매우 크기 때문에 궤도경사각의 표류에 큰 영향을 준다. (5)식에서 알 수 있듯이, 황경이 Equinox와 Solstice의 중간 지점일 때, 태양의 주기적 섭동향이 가장 크게 되며, 따라서 표류크기도 최대가 된다. 이때 MFT 기법을 사용하면 overshoot 현상이 발생하여 연료량을 낭비하게 되고, 궤도경사각 벡터가 위치보존 한계각을 이탈하게 된다. 그러므로 이러한 현상이 발생하면 다른 기법을 사용하여 주기적 변화량을 보정함으로써 MFT 기법을 초기화해야 한다. 항공우주연구소에서 구현한 TBCT 기법은 섭동에 의한 궤도경사각의 변화를 모두 보정하는 방법이기 때문에, 이 논문에서는 TBCT기법을 이용하여 MFT 기법을 초기화 하였다.

표 1. 무궁화 위성의 궤도자료와 위성체 자료.

인수	값	단위	인수	값	단위
이심율	0.001	-	근지점이각	45.0	deg
궤도경사각	0.0	deg	평균근점이각	45.0	deg
궤도장반경	42164.0	km	추진기 개수	4	-
승교점경도	45.0	deg	추진기 추력	0.44	kg/sec ²
위치보존한계각	0.05	deg	위성질량	826.4	kg
시간	1995.4.1.	년.월.일.	기동방법	MCT,TBCT	-
	12.0.0.	시.분.초		MFT	

표 2. 남/북 위치보존 각 기법들의 속도 요구량.

년	MCT		TBCT		MFT	
	시간 (JD)	속도 (m/sec)	시간 (JD)	속도 (m/sec)	시간 (JD)	속도 (m/sec)
1995	2449809.00	45.1386	2449809.00	44.9102	2449809.00	41.9865
1996	2450221.38	42.5749	2450222.47	37.1550	2450197.62	41.1659
1997	2450591.29	37.3552	2450549.00	42.2581	2450565.64	41.9329
1998	2450908.28	42.5752	2450922.34	42.4505	2450936.42	43.4010
1999	2451272.08	47.5960	2451288.97	42.4826	2451314.58	43.5538
2000	2451971.09	42.8253	2451635.40	47.4704	2451676.21	45.0859
2001	2452001.89	48.0172	2452025.32	47.7569	2452040.57	43.9897
2002	2452369.54	53.3755	2452391.47	47.8258	2452371.23	48.5812
2003	2452769.06	48.0442	2452742.22	53.1340	2452735.74	52.6616
2004	2453109.51	53.3125	2453132.67	47.9726	2453121.86	48.2330
Total		460.8146		453.4161		450.9314

5. 모의실험

MFT 기법을 이용하여 일반적인 정지위성에 적용될 수 있는 남/북 위치보존 S/W를 작성하였다. 이 S/W를 1995년에 발사된 무궁화 위성에 적용하여 10년의 임무기간동안 요구되는 속도요구량을 계산하였고, MCT와 TBCT 기법을 이용한 속도요구량은 KT/KARI MAS(한국항공우주연구소 1994) S/W를 이용하여 계산하였다. 이때 각 기법에 사용한 입력자료는 표 1과 같다.

표 2는 각 기법의 속도 요구량을 10년동안 계산하여 나타낸 것이다. 10년동안 MCT 기법은 87회 남/북 위치보존을 수행하였고, TBCT 기법은 86회 수행하였다. MFT 기법은 지속적으로 수행이 불가능하기 때문에 초기화 조건에 따라 TBCT 기법을 삽입하였으며, 총 95회의 기동중 MFT 기법은 58회를 수행하였다.

각 기법의 총 속도 요구량을 연료량으로 환산하면 각각 156.04kg, 153.78kg, 그리고 152.93kg이다. 속도 요구량에서 MFT 기법은 MCT와 TBCT 기법보다 각각 10.18와 2.78의 속도감소를 보였고, 이는 3.11kg과 0.85kg의 연료량이 절감됨을 나타낸다. MFT 기법을 사용하여 감소된 연료량은 MCT와 TBCT 기법을 사용한 경우보다 남/북 위치보존을 각각 2회, 1회 더 수행할 수 있는 양이며, 이 연료량으로 남/북 위치보존을 하면 임무기간을 각각 최소 47일과 15일 연장할 수 있다.

그림 2와 그림 3은 MFT 기법과 TBCT 기법을 혼합해서 1년동안 남/북 위치보존을 수행하였을

때, 궤도경사각과 승교점 경도의 변화를 각각 나타낸 것이다. 그림 2에서 보면 i_y 축으로 $-0^{\circ}04$ 아래 부분은 TBCT 기법이 수행되었기 때문에 나타난 것이며, TBCT 기법이 초기화 조건에 따라 적절하게 MFT 기법을 초기화함을 볼 수 있다. 그림 3에서 궤도의 승교점 경도가 270° 근처에서 변화하기 시작하여 90° 근처로 표류하고, 기동에 의해 다시 270° 근처로 변화함을 볼 수 있다. TBCT 기법이 수행될 때 표류기간이 50일 이상되지만, MFT 기법이 수행되면 표류기간이 30 ~ 40일로 짧아진다. 그러나 연료량은 MFT 기법으로 0.3kg만큼 감소된다. 그림 4는 궤도경사각의 변화를 5년동안 나타낸 것으로, MFT 기법이 수행되는 방향이 18.6년의 주기로 연속적으로 변화하는 것이 나타난다. 그림 4의 좌우에 나타나는 궤도경사각의 표류현상은 태양에 의해 6개월 주기를 갖는 주기적 변화량 때문에 발생한다.

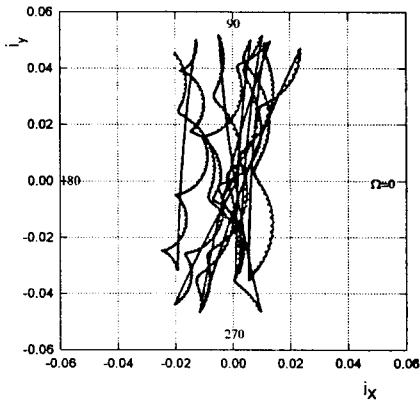


그림 2. 궤도경사각 벡터의 제어.

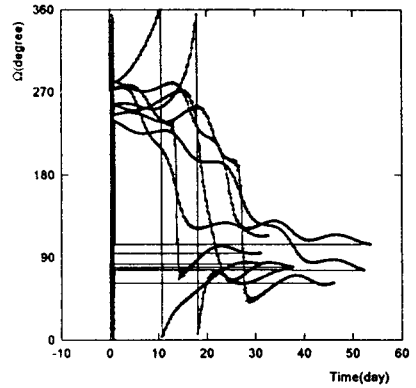


그림 3. 승교점 경도의 변화.

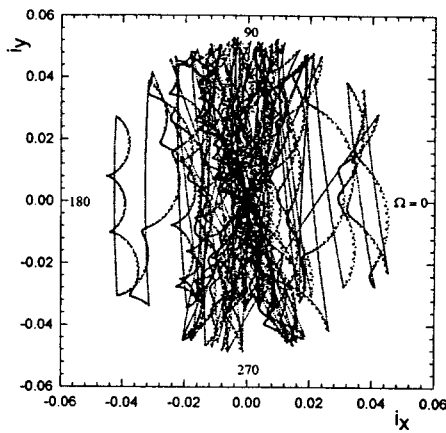


그림 4. 5년동안 MFT 기법을 이용한 궤도경사각 벡터의 제어.

6. 결과 및 토의

항공우주연구소에서 개발한 MCT와 TBCT 기법은 모든 섭동력에 의한 궤도경사각의 변화를 보정하여 보정주기를 최대화하지만 이에 따라 연료가 많이 소모된다. 반면 MFT 기법은 궤도경사각의 변화중 영년 변화량만 보정하기 때문에 보정주기가 짧아질 수 있지만 장기적인 위성의 임무기간동안 위의 두 기법보다 연료량을 절감할 수 있는 기동방법이다. 본 연구는 남/북 위치보존에 소모되는 연료량을 절감하기 위한 목적으로 라그랑지 행성 방정식 중 궤도경사각의 변화식을 해석학적으로 전개하여 영년 변화량만을 보정하는 MFT 기법의 이론과 프로그램을 개발하였고, 무궁화 위성을 대상으로 모의실험하였다. 10년동안 각 기법들에 대해 모의실험한 결과, MFT 기법이 MCT와 TBCT 기법에 비해 연료를 각각 약 3.11kg, 0.85kg만큼 절감할 수 있는 것으로 계산되었다. 절감된 연료량은 최소 1회 기동할 수 있는 연료량에 해당하며, 이로써 위성의 임무기간을 MCT 기법보다 최소 47일, TBCT 기법보다 최소 15일 연장할 수 있다. MFT 기법을 사용할 때 TBCT 기법을 이용하여 초기화하였기 때문에 연료 절감량이 MCT 기법보다 TBCT 기법에서 상대적으로 적게 나타난 것으로 생각되며, 초기화 횟수를 감소시키면 연료량을 더 절감할 수 있을 것으로 생각된다.

MFT 기법은 궤도경사각이 위치보존 한계각을 벗어날 때 수행되기 때문에, 기동이 늦게 이루어 지거나 또는 실패하게 되면 위성을 제어할 수 없는 상황이 발생할 수 있다. 따라서 위치보존 한계각을 표류하는데 소요되는 시간보다 짧게 보정주기를 정하여 MFT 기법을 시행하면 이러한 위험성을 제거할 수 있을 것으로 생각된다. 그리고 초기화를 수행하지 않아도 되기 때문에 MFT 기법으로 남/북 위치보존을 할 수 있어 초기화에 사용되는 연료량을 절감할 수 있을 것으로 생각되며 앞으로 이 문제에 대한 연구가 필요하다.

참고문헌

- 한국항공우주연구소 1994, KT/KARI MAS 이론 및 프로그램 설명서 및 KT/KARI MAS 사용자 지침서 (한국통신: 서울)
- Agrawal, B. N. 1986, Design of Geosynchronous Spacecraft (Prentice-Hall: London)
- Slavinskas, D. D., Dabbaghi, H., Benden, W. J. & Johnson, G. K. 1988, Journal of Guidance and Control, 11, 584
- Soop, E. D. 1994, Handbook of Geostationary Orbits (MICROCOSM: London)