

다목적 실용위성의 궤도 결정 오차 분석

이정숙 · 이병선

위성통신시스템연구부, 한국전자통신연구원

Orbit Determination Error Analysis for the KOMPSAT

Jeong-Sook Lee and Byoung-Sun Lee

Satellite Communications System Department, Electronics and Telecommunications Research Institute

Yusung P.O.Box 106, Taejeon 305-600, Korea

email:jsooklee@etri.re.kr, lbs@etri.re.kr

(Received October 20, 1998; Accepted October 30, 1998)

요 약

한반도의 지도 제작을 주 임무로 1999년에 발사될 다목적 실용위성의 궤도 오차를 GPS 항행 해와 지상 안테나의 추적 데이터를 이용하여 분석하였다. 측정 데이터의 잡음과 모델링의 오차를 고려하여 최소 자승 방법으로 궤도 결정과 궤도 예측 오차를 시뮬레이션 하였다. 측정 데이터의 잡음은 단기간 오차의 주 요인이 되며, 태양 플럭스의 불확실성으로 인한 오차가 궤도 예측 오차에 가장 크게 작용함을 알 수 있었다.

ABSTRACT

Orbit error analysis was performed for the GPS navigation solutions and ground station tracking data of the KOMPSAT (Korea Multi-Purpose SATellite), which will be launched in 1999 for cartography of Korean peninsula as main mission. A least square method was used for the orbit determination and prediction error simulation including tracking data noises and dynamic modeling errors. It was found that a short-term periodic orbit determination error was caused by the tracking data noise and dominant orbit prediction error was caused by solar flux uncertainty.

1. 서 론

다목적 실용위성(Korea Multi-Purpose SATellite; KOMPSAT)은 3년동안 한반도의 지도 제작과 해양 탐사, 그리고 고에너지 입자와 이온층 관측을 위하여 1999년 7월에 발사될 예정이다. 이러한 임

무를 수행하기 위하여 다목적 위성의 궤도는 태양 동주기 궤도(sun-synchronous orbit)로서 고도 685 km, 궤도기울기는 98.13도, 승교점 경도(Latitude of ascending node)가 10:50AM이다.

다목적 위성을 감시하고 제어하기 위한 지상 관제소가 대전에 설치될 예정이다. 지상에서의 위성 궤도 결정과 예측은 기본적으로 위성 본체에서 원격측정 데이터에 저장되어 지상으로 송신되는 GPS 항행 해를 이용한다. 그러나 GPS 수신기가 정상 운용되지 않을 경우에는 지상 추적 안테나 데이터를 사용한다.

위성의 궤도 결정과 예측은 위성이 주어진 임무를 정확하게 수행할 수 있도록 주어진 오차 범위 내에서 수행되어야 하므로 궤도 오차 분석이 이루어져야 한다. 지구 관측 임무를 수행하는 위성의 궤도 결정 정확도에 대한 연구가 Bryant & Goad(1975)에 의해 이루어졌으며, Rosborough(1987)는 지구의 중력 포텐셜 모델 오차로 인한 궤도 오차를 분석하였다. 또한 Lee *et al.*(1998)은 추적 데이터의 랜덤 측정 잡음만을 가정하였을 때의 다목적 위성 궤도 결정 오차를 분석하였다.

이 논문에서는 GPS 항행 해와 지상 추적 안테나 데이터를 이용하여 다목적 실용위성실용위성의 궤도 오차를 분석하고자 한다. 위성의 궤도 오차 요인과 분석 방법에 대해 서술한다. 그리고 오차 분석에 사용될 다목적 위성의 궤도와 파라미터들의 값을 가정하여 궤도 오차를 시뮬레이션 하고 그 결과를 논의한다.

2. 위성 궤도 오차 요인과 분석 방법

위성의 궤도 오차는 데이터의 잡음(noise)과 모델링의 오차로 인해 발생한다. 데이터의 잡음은 측정 시스템의 랜덤(random) 오차이다. 모델링 오차는 측정 파라미터와 동역학 파라미터의 오차로 이루어진다. 주요한 측정 파라미터는 지상 안테나의 위치와 측정 바이어스(bias), 추적 신호의 전파에서의 대기 효과 등이고, 동역학 파라미터는 위성에 작용하는 힘으로 정의되며, 지구의 중력 상수와 중력 포텐셜의 중력 계수, 태양과 달, 행성의 질량과 위치와 대기 저항 계수, 태양 복사압 계수, 태양의 플럭스 등이다.

이러한 궤도 오차를 분석하는 방법은 몬테카를로(Monte Carlo) 방법과 최소 자승 방법(Least Square Method)이 있다. 몬테카를로 방법은 실제 데이터나 시뮬레이션 된 데이터를 이용하여 직접 오차를 분석하는 방법이다. 반면에 최소 자승 방법은 실제 데이터를 직접 계산을 하지 않고 추정치의 공분산(covariance)을 계산하여 이로부터 추정된 궤도의 오차를 제공하는 방법이다(Cutting *et al.* 1978).

최소 자승 추정 방법에 의한 궤도 오차 분석을 위하여 다음과 같은 비선형 방정식으로 측정 벡터를 모델링한다(McCarthy 1986).

$$\bar{Z} = \bar{f}(\bar{X}, \bar{\gamma}) + \bar{\epsilon} \quad (1)$$

여기서, 함수 \bar{f} 는 \bar{X} 와 $\bar{\gamma}$ 를 파라미터로 측정 벡터를 모델링한 것이다. \bar{X} 는 데이터를 최적화하기 위해 조정되어야 하는 조정(adjusted) 파라미터이고, $\bar{\gamma}$ 는 알려진 상수값인 고정(unadjusted) 파라미터

이며, $\bar{\epsilon}$ 는 평균(zero mean) 측정 잡음이다. \bar{X} 와 $\bar{\gamma}$ 파라미터와 계산된 측정 벡터를 다음과 같이 정의한다.

$$\begin{aligned} \bar{X} &= \bar{X}_N + \delta\bar{X} \\ \bar{\gamma} &= \bar{\gamma}_N + \delta\bar{\gamma} \\ \bar{Z}_N &= \bar{f}(\bar{X}_N, \bar{\delta}_N) \end{aligned} \tag{2}$$

\bar{X}_N 와 $\bar{\gamma}_N$ 는 \bar{X} 와 $\bar{\gamma}$ 의 공칭값(nominal value)이다. 식(2)를 식(1)에 대입하여 Talyor 함수로 전개하면 측정치의 residuals는 다음과 같다.

$$\bar{Z} - \bar{Z}_N = B\delta\bar{X} - K\delta\bar{\gamma} + \bar{\epsilon} \tag{3}$$

B와 K는 함수의 미분 행렬로 다음과 같이 계산된다

$$\begin{aligned} B &= \frac{\partial \bar{f}}{\partial \bar{X}} = \left(\frac{\partial f_i}{\partial x_j} \right) \\ K &= \frac{\partial \bar{f}}{\partial \bar{\gamma}} = \left(\frac{\partial f_i}{\partial \gamma_j} \right) \end{aligned}$$

가중행렬 W를 측정 잡음 항으로 다음과 같이 정의하면,

$$W^{-1} = E(\bar{\epsilon}\bar{\epsilon}^T)$$

E(X)는 X의 기대치이다. 에 대한 최소 자승 해는 다음과 같다.

$$\delta\bar{X} = (B^T W B)^{-1} B^T W (\bar{Z} - \bar{Z}_N) \tag{4}$$

그러나 실제 측정치의 residuals에 대한 최적 최소 자승 값 $\delta\bar{X}$ 는 측정 잡음 $\bar{\epsilon}$ 과 $\delta\bar{\gamma}$ 로 인해 식(4)에서 계산한 값과 일치하지 않는다. 따라서 \bar{X} 파라미터로 인한 오차 분산(variance) 값은 다음과 같다.

$$Var(\delta\bar{X}) = (B^T W B)^{-1} + [(B^T W B)^{-1} B^T W K] Var(\delta\bar{\gamma}) [(B^T W B)^{-1} B^T W K]^T \tag{5}$$

식(5)에서 첫째항은 파라미터의 잡음 공분산이고, 둘째항은 파라미터의 모델링되지 않은 효과를 나타낸 것이다.

3. 궤도 오차 시뮬레이션

궤도 오차 시뮬레이션을 위하여 GSFC(Goddard Space Flight Center)에서 개발된 ORAN(ORAN Multi-Satellite Error Analysis) 프로그램을 사용하였다(Goad & Chin 1975). ORAN 프로그램은 VAX Alpha 워크스테이션의 OpenVMS에서 실행되는 FORTRAN 프로그램으로 측정 잡음과 고정 파라미

터의 오차로 인한 위성의 궤도 상태 벡터의 오차를 제공한다. 또한 여러 가지 모델 오차를 포함하고 있으며, 고도 결정의 정확도를 분석하는데 편리한 RCA(Range, Cross-track, Along-track) 좌표계에서 오차를 출력한다.

다목적 실용위성 궤도의 기준 시각(Epoch)과 접촉 요소(osculating elements)는 표 1과 같이 가장한다. 실제 태양 플럭스의 관측치를 이용하기 위하여 기준 시각을 1997년으로 설정하였다.

궤도 오차 시뮬레이션에 사용될 데이터 종류는 원격측정 데이터에 저장되어 16초 간격으로 지상에 송신된 GPS 항행 해의 위치 성분(X, Y, Z)과 속도 성분(VX, VY, VZ)과 대전에 위치한 하나의 지상 추적 안테나 데이터의 시선 거리, 시선 거리 변화율, 방위각, 앙각이다. 이 데이터들의 측정 잡음을 표 2와 같이 가장한다.

모델링 오차는 측정 파라미터와 동역학 파라미터의 오차로 이루어지고, 측정 파라미터의 오차는 지상 추적 안테나 데이터에서만 발생한다. 측정 파라미터와 동역학 파라미터의 오차는 표 3와 같이 가장한다

표 1. 다목적 실용위성의 Epoch와 접촉궤도 요소.

Epoch	1997/07/01 00:00:00
장반경(km)	7054.187
이심율	0.0005418
기울기(deg)	98.13061
승교점 경도(deg)	81.58534
근지점 인수(deg)	270.35457
평균 근점 이각(deg)	179.64452

표 2. 측정 데이터의 잡음.

측정 데이터 종류		데이터 잡음
GPS 항행 해	위치성분(X, Y, Z)	120 m
	속도성분(VX, VY, VZ)	0.5 m/s
지상안테나의 추적 데이터	시선 거리(Range)	15 m
	시선 거리 변화율(Range Rate)	0.1 m/s
	방위각(Azimuth)/앙각(Elevation)	180 arc sec

표 3. 측정 파라미터와 동역학 파라미터의 오차.

측정 파라미터	오차	동역학 파라미터	오차
시선거리 bias (TAE-RAN)	30 m	중력 상수(GRAVO)	1 x 10 ⁻⁷
시선거리 변화율bias (TAE-RRA)	0.1 m/s	중력 모델 차(G1B-GT3)	10%
방위각/앙각bias(TAE-AZI/ELE)	0.05 deg	대기 저항 계수(DRAG)	10%
관측소 시각 오차(TAE-TIM)	0.005	태양 복사 계수(SOLRAD)	30%
관측소 오차(TAE-E/N/V-S)	5 m	태양 플럭스(SFLUX)	20%
대류권 굴절 오차(TAE-TRO)	20%	태양 플럭스 예측치(SFLUX-P)	50%
이온층 굴절 오차(TAE-ION)	50%		

표 4. 궤도 오차 시물레이션 Cass.

Cass	데이터 종류	측정 데이터	궤도결정 데이터 기간
1	GPS 항행 해	위치/속도 성분	1 days
2		위치 성분	1 days
3	지상 안테나 추적 데이터	시선거리/시선거리 변화율/방위각/양각	3 days
4		시선거리/방위각/양각	3 days
5		방위각/양각	3 days

표 5. 각 시물레이션 Cass의 궤도 오차.

Cass	궤도 결정 오차		궤도 예측 오차	
	위치(m)	속도(cm/s)	위치(m)	속도(cm/s)
1	5.66	0.56	45.08	4.79
2	5.77	0.57	45.24	4.80
3	20.49	1.86	45.60	4.71
4	21.98	1.83	48.38	4.77
5	275.06	21.47	287.65	24.67

표 4는 GPS 항행 해와 지상 추적 안테나 데이터를 이용한 시물레이션 Case를 나타낸 것이다. GPS 항행 해는 위치/속도 성분 세트와 위치 성분 세트로 나누어 1일 동안의 GPS 항행 해로부터 궤도 결정을 하고, 1일 동안 궤도 예측을 하였을 경우에 대한 궤도 오차를 시물레이션 하였다. 지상 안테나 추적 데이터는 시선 거리/시선 거리 변화율/방위각/양각 세트와 시선 거리/방위각/양각 세트, 그리고 방위각/양각 세트로 나누어 3일 동안의 관측치를 이용하여 궤도 결정을 하고, 1일 동안 궤도 예측을 하였을 경우에 대한 궤도 오차를 시물레이션 하였다.

4. 시물레이션 결과

앞 절에서 설명한 다목적 실용위성의 궤도와 모델링 파라미터의 오차를 입력 값으로 사용하여 표 4에서 제시한 다섯 가지 경우에 대하여 ORAN 프로그램을 수행하였다. 시물레이션 Case에 대한 결과는 표 5과 같다. 궤도 결정 오차는 측정 데이터의 잡음에 영향을 받으므로 GPS 항행 해를 이용한 경우 지상 추적 데이터를 이용한 경우 보다 오차가 작으나, 궤도 예측 오차는 모델링 오차에 따르므로 큰 차이가 없음을 알 수 있다.

GPS 항행 해를 이용한 Case 1의 궤도 오차 시물레이션 결과는 그림 1과 같다. 그림 1은 RCA 좌표계에서의 위치와 속도 오차를 나타낸 것이다. 위성의 진행 방향인 Along-track 방향으로의 궤도 오차가 다른 두 방향에 비해 훨씬 큰 값을 보임을 알 수 있으며, 궤도 예측 오차가 시간이 지남에 따라 급속히 증가함을 알 수 있다.

하나의 지상 안테나 추적 데이터를 이용한 Case 3과 Case 5의 RCA 좌표계에서의 위치 오차는 그림 2와 같다. 그림 1에서와 같이 위성의 진행 방향으로의 오차가 가장 큰 값을 보이며, 추적 데이터

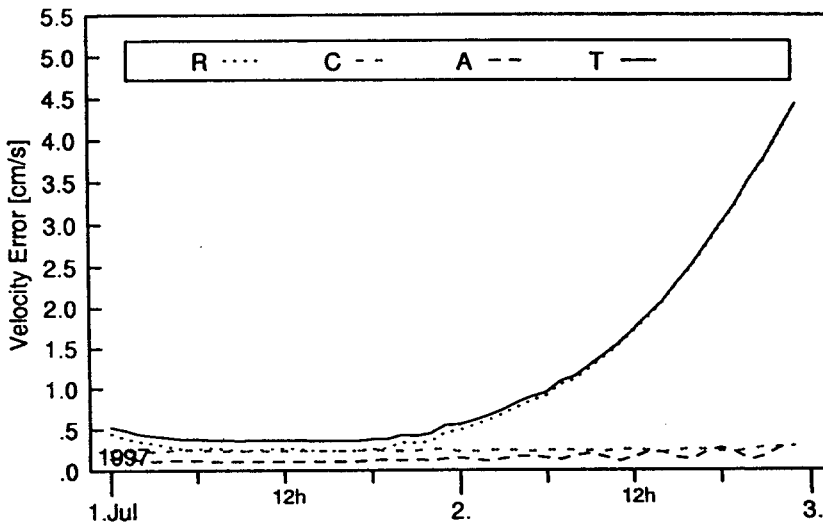
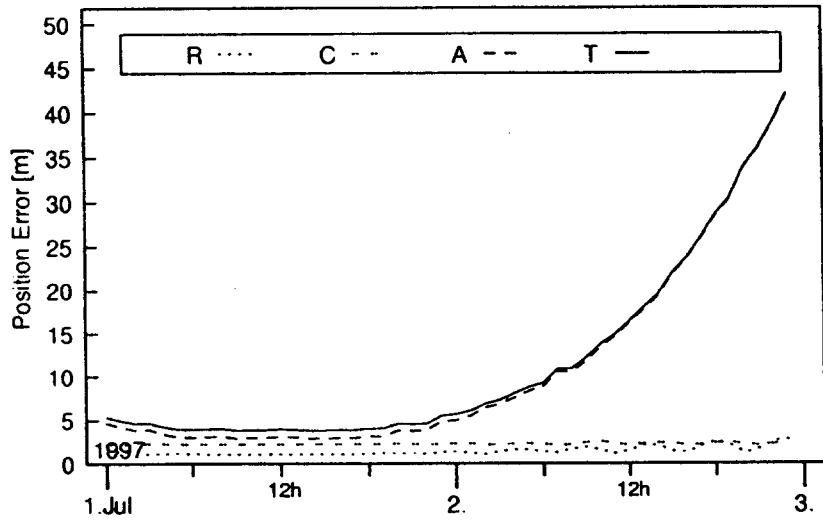


그림 1. GPS 항행 해를 이용한 Cass 1의 위치와 속도 오차. T는 총 오차이다.

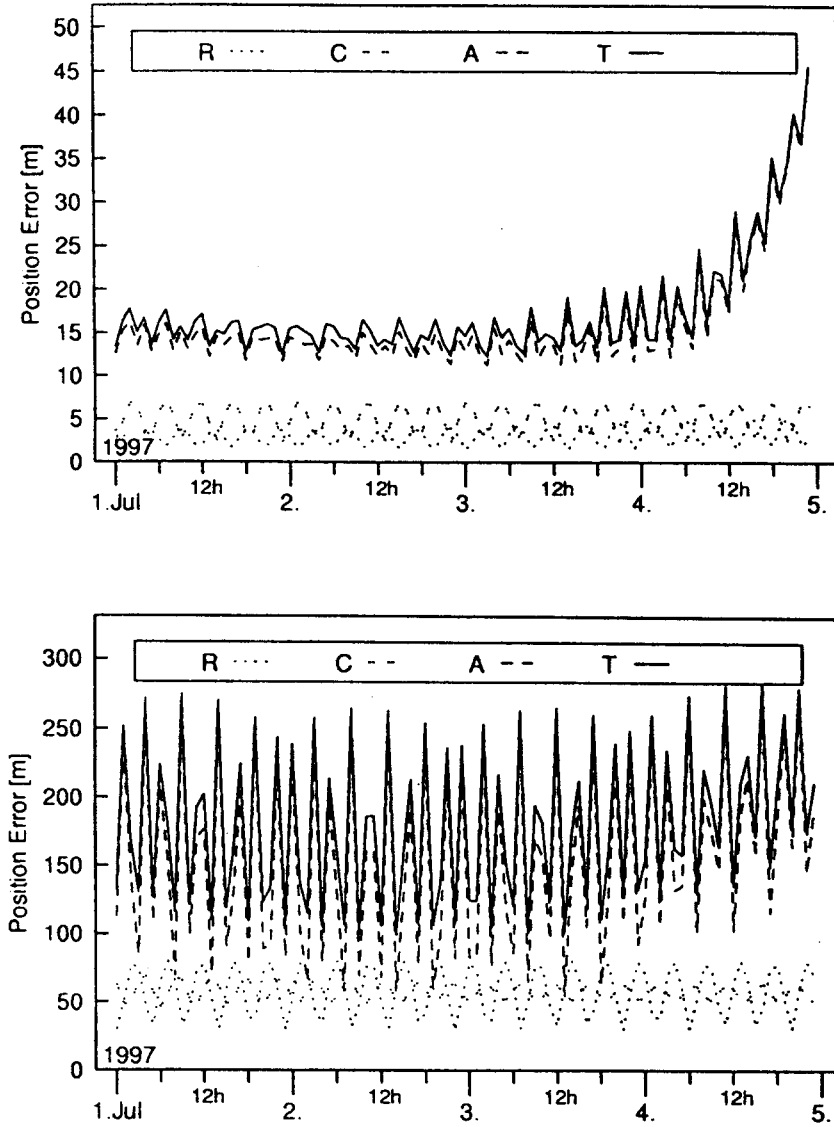


그림 2. 지상 추적 데이터를 이용한 Cass 3과 Cass 5의 위치 오차. T는 총 오차이다.

를 이용한 궤도 결정 과정에서도 진행 방향으로의 오차가 큰 값을 알 수 있다. 추적 데이터 세트에 따라 궤도 오차의 특성이 다를 수 있다.

그림 3은 각 시뮬레이션 Case의 궤도 결정과 예측에서의 위치와 속도 오차를 나타낸 것이다. 그림에서 각 Case의 앞의 두 막대표시가 궤도 결정 오차를 뒤에 두 막대표시는 궤도 예측 오차를 나타내고 각각의 두 막대표시는 순서대로 모델링 오차를 포함하지 않은 오차와 모델링 오차를 포함한 오차를 나타낸 것이다.

그림 4는 시뮬레이션 Case 1/3/4/5에서의 모델링 오차로 인한 위성의 위치 오차를 나타낸 것이다. 그림에서 측정 파라미터와 동역학 파라미터의 오차로 인한 위치 오차를 비교할 수 있다. 측정 파라미터로 인한 오차는 측정 시각에서의 위성 위치와 측정 데이터 사이의 상호 관계로 인해 발생하므로 짧은 기간에서의 주 오차 요인으로 작용하며, 동역학 파라미터로 인한 오차는 연속적으로 위성 상태에 영향을 받으므로 오차는 측정시간이 증가할수록 커진다. 측정 파라미터의 경우 시선거리 변화율의 오차로 인한 궤도 오차가 가장 큰 값을 나타내며, 동역학 파라미터의 경우, 태양의 플럭스의 불확실성으로 인한 오차가 궤도 오차에 가장 큰 영향을 주는 것을 알 수 있다.

앞의 시뮬레이션에서 태양 플럭스의 불확실한 값으로 인한 오차가 궤도 예측 오차에 크게 작용함을 알 수 있었다. 태양 플럭스 값은 다목적 위성이 운용되는 1999년부터 상승하여 2002년에는 최대치를 갖게 된다(Lee & Lee 1998). 그림 5는 Case 3에서 태양 플럭스의 예측 불확실도가 10%라고 가정하였을 때의 태양 플럭스의 변화에 따른 1일 동안의 궤도 예측에 따른 위치 오차를 나타낸 것으로 검은 막대표시가 태양의 플럭스에 의한 위치 오차이고 흰 막대표시가 총 위치 오차이다. 따라서 태양 플럭스가 클수록 궤도 예측 오차가 증가되며 전체 오차에서 차지하는 비중도 커짐을 알 수 있다.

5. 결론

지금까지 최소자승 방법으로 GPS 항행 해와 하나의 지상 추적 안테나 데이터를 이용하여 다목적 실용 위성의 궤도 오차를 분석하였다. 궤도 오차 시뮬레이션을 위하여 궤도 오차 분석 프로그램(ORAN)이 사용되었으며, 위성의 궤도 오차의 원인인 데이터의 잡음과 모델링 오차를 고려하여 궤도 결정과 궤도 예측 시의 위성의 위치와 속도 오차를 분석하여 보았다. 시뮬레이션 Case에 따라 모델링 오차를 포함하였을 때와 포함하지 않았을 때의 궤도 결정과 궤도 예측에서의 위치와 속도 오차를 알아 보았으며, 모델링 오차인 측정 파라미터와 동역학 파라미터의 오차로 인한 위성의 위치 오차를 비교하여 보았다. 지상 추적 안테나의 위치와 측정 바이어스, 대기 효과로 인한 오차인 측정 파라미터는 단기간에서의 주 오차 요인으로 작용하였으며, 위성의 궤도에 영향을 주는 힘으로 인한 오차인 동역학 파라미터는 시간이 증가함에 따라 커지므로 장기간 오차에 주로 작용함을 알 수 있었다. 태양 플럭스의 크기에 따른 궤도 오차를 분석하였으며, 태양 플럭스의 불확실성으로 인한 오차가 궤도 예측 오차의 큰 요인이 됨을 알 수 있었다. 이 논문에서는 GPS 항행 해와 하나의 지상 추적 안테나 데이터를 이용한 궤도 오차를 분석하였다. 향후 다목적 위성의 초기 운용 단계에서와 같이 짧은 시간 동안 하나 이상의 지상 추적 안테나로부터 얻어진 데이터를 이용한 궤도 결정 오차 분석이 이루어져야 될 것이다.

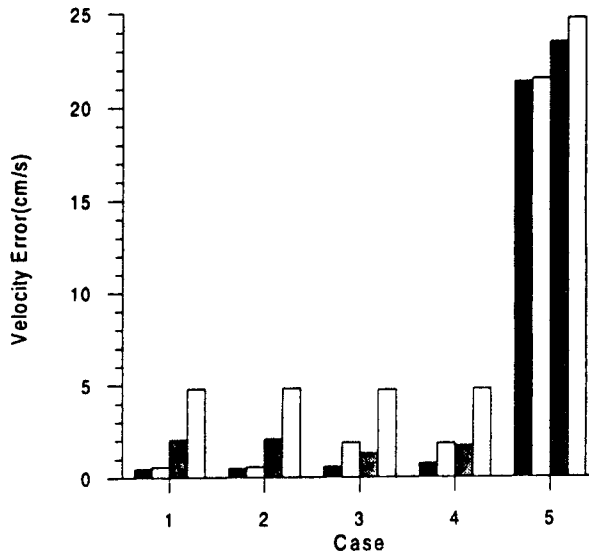
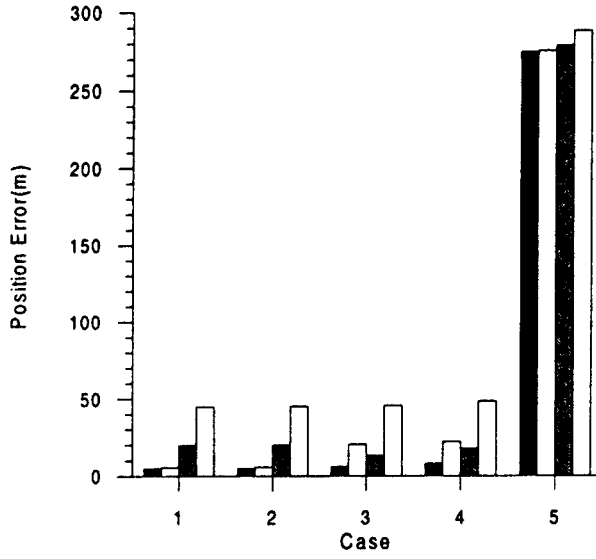


그림 3. 시뮬레이션 Case에 따른 위성의 위치와 속도 오차.

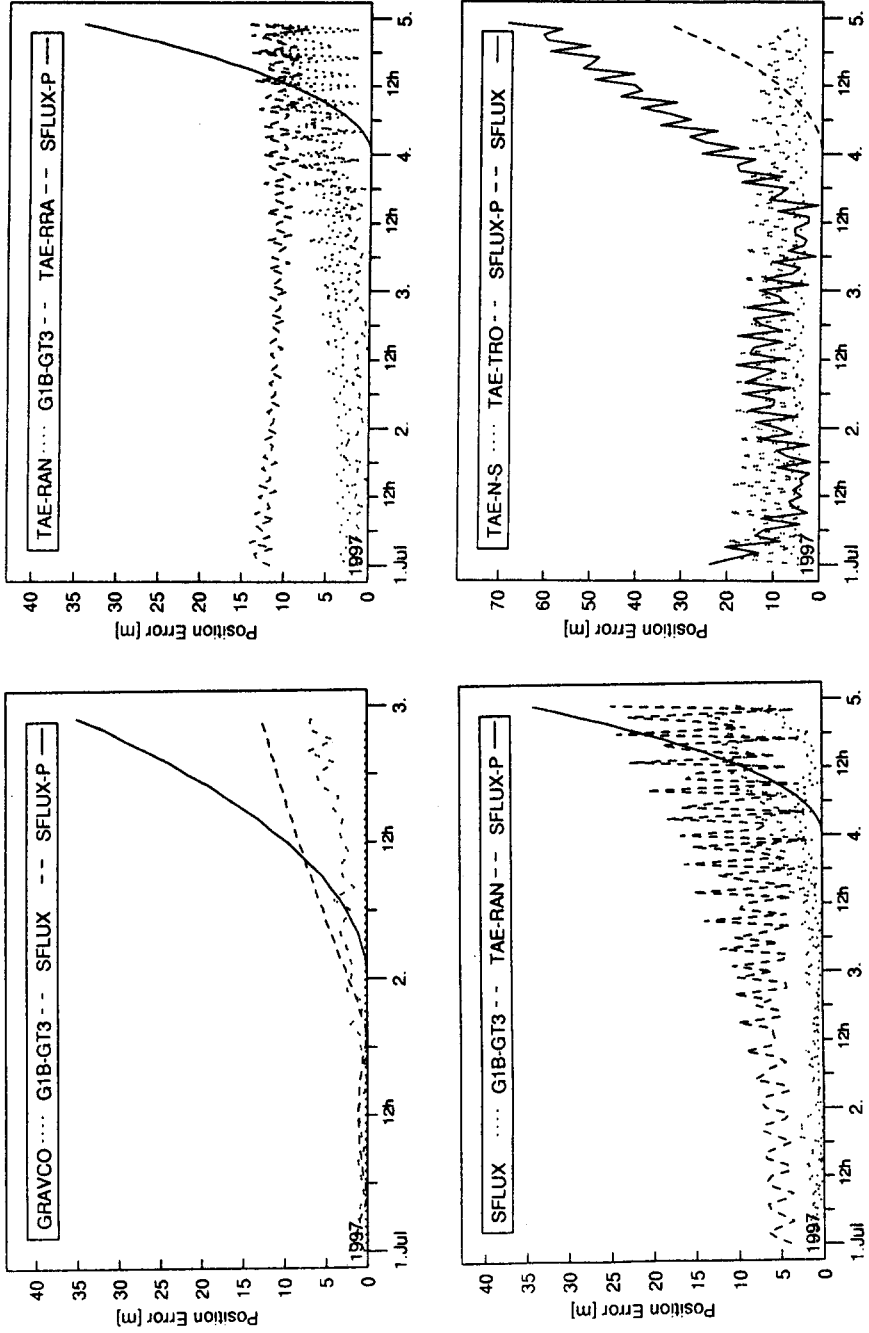


그림 4. Case 1/3/4/5 에서의 모델링 오차로 인한 위치의 위치 오차.

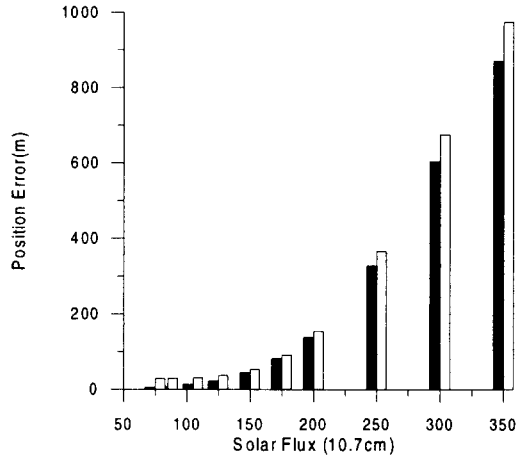


그림 5. 태양 플럭스의 변화에 따른 위성의 위치 오차.

참고문헌

- Bryant, W. C. Jr. & Goad, G. G. 1975, Proceedings of the AAS/AIAA Astrodynamics Conference Vol. 33(UNIVELT Inc.: San Diego), pp.137-143
- Cutting, E., Born, G. H., & Frautnick, J. C. 1978, J. of the Astronautical Sciences, 26, 315
- Goad, C. C. & Chin, M. M. 1975, The Operations Manual for the ORAN Multi-Satellite Error Analysis Program (Wolf Research and Development Co.: Maryland)
- Lee, B.-S. & Lee, J.-S. 1998, JA&SS, 15, 197
- Lee, B.-S., Lee, J.-S., Kim, Y.-K., & Eun, J.-W. 1998, J. of the Korean Society Aeronautical and Space Science, 26, 99
- McCarthy, J. J. 1986, Supplemental Notes on ORAN Usage (EG&G Washington Analytical Services Center, Inc.: Maryland)
- Rosborough, G. 1987, Proceedings of the AAS/AIAA Astrodynamics Conference Vol. 65(UNIVELT Inc.: San Diego), pp.1417-1425