

SLR을 이용한 GPS-36 위성의 정밀 궤도 결정

임형철[†], 박관동, 박필호, 박종욱, 조정호
한국천문연구원

PRECISE ORBIT DETERMINATION OF GPS-36 SATELLITE USING SATELLITE LASER RANGING

Hyung-Chul Lim[†], Kwan-Dong Park, Pil-Ho Park,
Jong-Uk Park, Jung-Ho Cho
GPS Research Group, Korea Astronomy Observatory
e-mail: hclim@kao.re.kr

(Received October 9, 2002; Accepted November 21, 2002)

요 약

SLR(Satellite Laser Ranging)은 위성과 관측소간 거리를 가장 정밀하게 측정할 수 있는 시스템이다. 1964년 발사된 Beacon-B 위성의 궤도결정을 위해 SLR 기술이 처음 사용되었는데 거리측정 정밀도가 m 수준이었다. 현재 single shot 정밀도는 cm, NP(Normal Point)는 mm 수준으로 발전하였다. 이 연구에서는 SLR을 이용한 궤도결정 알고리즘을 개발하여 GPS(Global Positioning System)-36 위성의 정밀 궤도를 결정하였다. 알고리즘의 정밀도를 검증하기 위해 산출한 정밀 궤도를 IGS(International GPS Service)에서 제공하는 정밀 궤도력과 비교하였는데 74cm의 RMS(Root Mean Square)를 얻었다. 또한, SLR 시스템의 관측잔차 RMS는 55mm 미만으로 알려져 있지만 이 연구에서는 44mm 결과를 얻을 수 있었다.

ABSTRACT

Satellite laser ranging is a technique for precisely measuring the range between a laser station and a satellite that is equipped with retro-reflectors. SLR technique was first used for Beacon-B satellite in 1964 with the ranging accuracy of meter level. Now the single shot have centimeter level accuracy and the normal point have mm level in ranging. In this study we developed the algorithm for precise orbit determination using SLR data and performed the orbit determination of GPS-36 satellite using the algorithm. RMS of the estimated orbit was 74cm when compared with IGS precise orbit. It is known that RMS of SLR measurement residual is below 55mm. But we were able to achieve 44mm RMS of residual throughout this study.

Keywords: GPS, normal point, orbit determination, retro-reflector, SLR

[†]corresponding author

1. 서 론

SLR은 위성과 관측소간의 거리를 측정하는 가장 정밀한 광학 레이더 시스템이다. 대부분의 SLR 관측소는 Nd:YAG 레이저 발진기를 사용하는데 레이저 펄스의 반복율(repetition rate)은 5~10Hz, 펄스 넓이는 30~200ps, 펄스 에너지는 10~100mJ이다. SLR 시스템의 single shot RMS는 5~50mm 정도이지만 정밀도를 높이기 위해 약 2분 동안의 측정 자료를 평균한 NP 포맷을 도입하여 사용한다. 이 포맷은 전세계 SLR 자료의 표준 형식으로 RMS가 1~12mm 정도이다(Montenbruck & Gill 2000). 이러한 높은 정밀도 때문에 SLR은 지각변위, 지구중력장, 지구역학 등 여러 분야에 활용되고 있으며 특히, 다른 추적 시스템을 calibration할 수 있다는 점이 SLR 시스템의 가장 큰 장점이다(Zhu et al. 1997).

SLR 관측을 위해선 위성에 레이저 반사경이 장착되어야 하는데 1964년 Beacon-B 위성에서 처음으로 레이저 반사경이 장착되어 발사되었다. 현재 Lageos 위성을 비롯하여 50여개 위성이 여러 임무를 수행하기 위해 레이저 반사경을 장착하고 있다. 위성의 궤도를 정밀하게 결정하기 위해서는 한 관측소의 레이저 관측만으로 불가능하기 때문에 40여개의 관측소들이 ILRS(International Laser Ranging Service)에 가입하여 공동으로 위성 관측을 수행하고 관측 자료를 상호 교환하고 있다. 현재 운용되고 있는 28개 GPS 위성 중에서 1993년 발사된 GPS-35(PRN 5)와 1994년 발사된 GPS-36(PRN 6) 위성만이 레이저 반사경을 장착하고 있다. 두 개의 위성만이 레이저 반사경을 장착한 이유는 IGS의 분석 센터에서 관측소의 GPS 관측 자료를 처리하여 산출한 GPS 위성의 궤도력에 대한 정밀도를 검증하기 위해서이다. 또한 GPS 위성이 지구 그림자에 의해 식이 일어나는 동안 위성의 자세 변화 연구 및 GPS 위성 안테나의 위상 중심(Phase Center) 오프셋을 결정하기 위함이다(Springer 1999).

GPS 위성의 레이저 반사경은 GLONASS(Global Navigation Satellite System) 위성에도 장착된 것과 동일한 것으로 Russian Institute for Space Device Engineering에서 개발되었다. 레이저 반사경은 32개 반사경으로 구성되어 있으며, 가로 239mm, 세로 194mm, 높이 37mm, 무게는 1.27kg이다. 또한 GPS 위성의 무게 중심에서 동체 고정 좌표계의 x, y, z축 방향으로 각각 0.8626, -0.5245, 0.6584m 위치에 장착되어 있다(Degnan & Pavlis 1994).

국내에서는 아직 레이저 추적 시스템을 갖추고 있지 않지만 과학기술위성 2호에 처음으로 레이저 반사경을 장착하여 2005년에 발사될 예정이고, 지상 관측 임무를 수행하는 SAR(Synthetic Aperture Radar) 위성 발사의 필요성이 대두되고 있다. SAR 위성의 정밀궤도결정을 위해 여러 추적 시스템이 이용되지만 레이저 반사경을 장착한 ERS-2 위성과 같은 일부 위성은 SLR을 이용하여 정밀궤도를 결정한다. 따라서 이 연구에서는 SLR 관측 자료를 처리하는 관련 기술을 확보하고 향후 레이저 반사경을 장착하는 위성의 궤도 결정에 적용하기 위한 예비 단계로 SLR 자료를 이용하여 GPS-36 위성의 정밀 궤도 결정을 수행하였다. 그리고 5cm 이내의 오차를 가지는 IGS 정밀 궤도력(임형철 등 2001)과 비교하여 그 정밀성을 검증하였다.

2. 모델링

전세계에 분포한 200여 개의 IGS 관측소에서 관측한 L1 및 L2 반송파 자료를 처리하여 모든 GPS 위성의 정밀 궤도를 결정할 수 있다. 또한, ILRS 관측소에서 관측한 SLR 자료를 처리하여 GPS-35, 36 위성의 정밀 궤도를 결정할 수도 있다. SLR을 이용한 궤도 결정 알고리즘은 다음과 같은 두 가지

표 1. GPS 위성에 작용하는 섭동력(Hugentobler et al. 2001).

Perturbation	Acceleration(m/s ²)	Error after 1 day(m)
Two-Body Term of Earth' Gravity	0.59	
Oblateness of Earth	5.0×10^{-5}	10,000
Lunar Gravitational Attraction	5.0×10^{-6}	3,000
Solar Gravitational Attraction	2.0×10^{-6}	800
Other Terms of Earth's Gravity	3.0×10^{-7}	200
Radiation Pressure(direct)	9.0×10^{-8}	200
Y-Bias	5.0×10^{-10}	2
Solid Earth Tides	1.0×10^{-9}	0.3

이유 때문에 반송파를 이용한 경우에 비해 간단하다. 첫째, 반송파를 이용할 경우 모호정수를 결정해야 하는 단계가 필요하지만 SLR에서는 불필요하다. 모호정수를 결정하기 위해서 일반적으로 먼저 관측소 및 위성간 차분을 구성하여 사이클 슬립을 검출하여 제거한다. 그리고 L1 및 L2 신호를 이용한 선형조합을 통해 QIF(Quasi-Ionosphere-Free)와 같은 알고리즘을 이용하여 결정한다. 둘째, SLR를 이용할 경우 레이저의 이온층 지연 모델링이 불필요하다. 이온층에 의한 전파 지연은 주파수의 제곱에 반비례하므로 주파수가 클수록 무시할 수 있다. GPS 위성 신호의 주파수는 1.5GHz 대역이므로 이온층에 의한 전파 지연이 약 0.15~50m(Hofmann-Wellenhof et al. 1992)에 이른 반면 대부분 ILRS 관측소들이 사용하는 레이저 주파수는 563THz(532nm)이므로 이온층에 의한 지연 효과는 무시할 수 있다. 그러나 SLR 시스템은 구름이 없는 맑은 날씨에만 관측 자료 취득이 가능하며 레이저의 빔폭이 적어 비교적 정밀한 초기 궤도 정보가 필요하다.

2.1 운동 모델링

GPS 위성은 고도 20,000km의 중궤도에서 운용되기 때문에 대기 밀도가 희박하여 대기 저항에 의한 섭동을 무시할 수 있다. 또한, 저궤도 위성에 미치는 지구 복사압은 직접 태양 복사압(Direct Solar Radiation)의 10~35% 정도(Knocke et al. 1988)이지만 GPS 위성에 대해서는 최대 2% 정도이다(Fliegel & Gallini 1996). GPS 위성의 최대 지구 복사압은 위성이 지구 그림자속에 들어가는 식현상 기간에 발생하는데 GPS 위성의 식현상이 드물게 발생하고 식이 일어나는 기간도 짧다. 따라서 GPS 위성에 작용하는 지구 복사압은 무시할 정도로 작은 섭동량이므로 GPS 정밀궤도 결정에서 무시되어 왔다(Springer 1999). GPS-36 위성의 정밀 궤도를 결정하기 위해 표 1과 같이 GPS 위성에 작용하는 섭동력 이외에 Ocean Tides 및 상대성 이론에 의한 섭동 요소들을 모두 모델링하였다. 이러한 섭동 요소들 대부분은 정밀한 모델링이 이루어져 있으나 지구 비대칭, 달, 태양의 중력에 이어 가장 큰 섭동 요소인 태양 복사압은 모델링이 어려워 모델링에 의한 오차도 크다. 현재 GPS 위성의 태양 복사압을 모델링하는데 기본적인 모델은 ROCK 모델이다(Fliegel et al. 1992). 그러나 ROCK 모델은 Y-bias와 outgassing에 의한 영향을 고려하지 않지만 GPS 위성의 궤도를 정밀하게 결정하기 위해선 이러한 영향을 고려해야 한다. Y-bias는 동체 좌표계에서 태양-위성 벡터에 수직인 Y축 방향의 섭동 요소로 나타난다. Y-bias를 일으키는 요인은 정확히 알려져 있지 않지만 태양 전지판 및 태양 센서의 부정렬에 기인한 것으로 간주되고 있다(Bar-Sever 1994). 특히 태양 센서의 부정렬이 Y-bias의 주 요인으로 설명되는데 태양 센서 부정렬의 크기가 약 0.5도에 이르는 것으로 추정

표 2. GPS 위성의 궤도 결정에 사용된 모델.

섭동 종류	고려한 섭동 모델
지구 중력 포텐셜	JGM-3 중력 모델(8×8)
3체에 의한 섭동	태양, 달, 목성, 화성, 금성(DE200)
태양 복사압	ROCK + 직접 태양 복사압 + Y-Bias
Solid Earth Tides	IERS Standards 1996
Ocean Tides	UT CSR 모델(4×4)
상대론 효과	운동 및 관측 모델에 고려
대류층 오차	Marini-Murray 모델
Interconnection	세차: IAU 1976 Precession Theory 장동: IAU 1980 Nutation Theory 극운동: CODE에서 제공한 값 사용
좌표계	위성 운동 좌표계: J2000 관측소 좌표계: ITRF2000

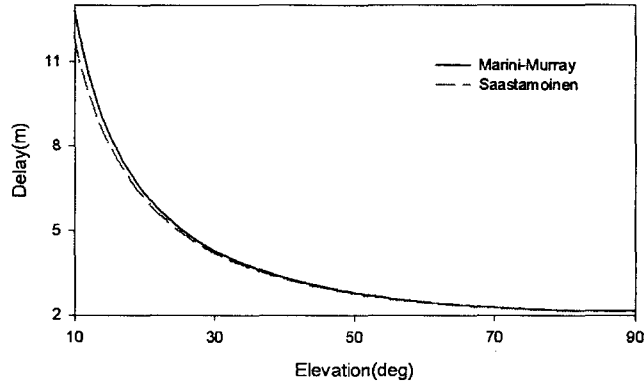
된다(Springer 1999). Outgassing이란 위성을 둘러싼 압력이 표면 증기압과 같을 때 위성 표면의 원자들이 승화하는 현상으로 이는 태양-위성 방향의 섭동 요소로 작용한다. Outgassing이 GPS 위성에 작용하는 힘의 크기는 직접 태양 복사압의 10%에 해당한다(Fliegel & Gallini 1996). 따라서 이 연구에서는 태양 복사압을 모델링하기 위해 Y-bias와 outgassing에 의한 섭동 요소를 모두 고려한 표준 모델(Beutler et al. 1994)을 적용하였다. 표준 모델은 CODE(Center for Orbit Determination in Europe)에서 개발한 모델로 2개의 파라미터로 구성되어 있으며, 이 모델에 의한 태양복사압은

$$\vec{a}_{RPR} = \vec{a}_{ROCK} + D0 \times \vec{e}_D + Y0 \times \vec{e}_Y \tag{1}$$

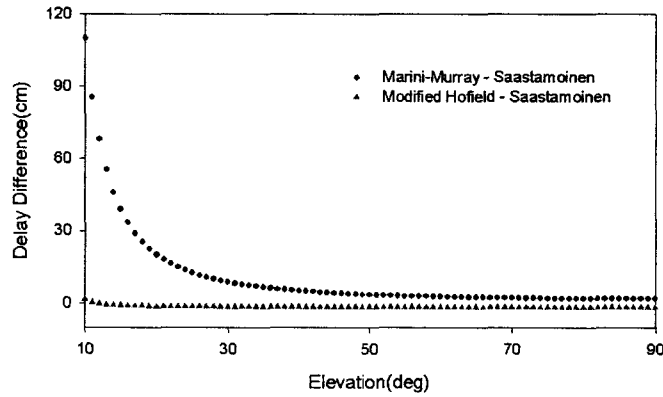
으로 기술된다. 여기서, \vec{a}_{RPR} 은 위성에 작용하는 태양 복사압, \vec{a}_{ROCK} 은 ROCK 모델에 의한 태양 복사압, \vec{e}_D 는 위성-태양간의 단위 벡터, \vec{e}_Y 는 태양 전지판의 단위 벡터이다. $D0 = -3.54 \times 10^{-10} m/s^2$, $Y0 = 7.59 \times 10^{-10} m/s^2$ 를 가지는 파라미터로 outgassing과 Y-bias 효과에 대한 보정을 의미한다. CODE는 표준 모델을 일반화시킨 ECOM(Extended CODE Orbit Model) 모델(Beutler et al. 1994)을 개발하였다. ECOM 모델은 9개의 파라미터로 구성되어 있으며 Bernese 소프트웨어 버전 4.2부터 적용되고 있다(Hugentobler et al. 2001). 이외에 일반 상대성 이론에 의한 섭동력, 태양 및 달에 의해 나타나는 Earth Tides 및 목성, 화성 등과 같은 행성의 섭동력도 고려하였는데 표 2에 관측 모델과 함께 정리하였다. GPS 위성의 경우 상대론에 의한 섭동력 크기가 $3.0 \times 10^{-10} m/s^2$ 정도이며 Ocean Tides 경우 Solid Earth Tides 보다 적은 $1.0 \times 10^{-10} m/s^2$ 정도를 보인다. 목성, 화성 등의 행성이 GPS 위성에 미치는 섭동력은 $10^{-12} m/s^2$ 정도로 아주 미세하지만 정밀한 섭동력을 구하기 위해 JPL(Jet Propulsion Laboratory)에서 제공하는 DE200을 사용하였다. DE200은 J2000 좌표계를 사용하며 Chebyshev 다항식 형태로 제공된다.

2.2 관측 모델링

GPS 위성은 고도 20,000km로 지구를 공전하기 때문에 관측소-위성 벡터와 지구중심-위성 벡터간의 최대 각이 14도이다. 이는 GPS 위성에 대한 SLR 관측값이 위성 궤도의 Along-track, Cross-track 성분과는 달리 Radial 성분에 대해서 보다 정밀한 정보를 제공한다는 것을 의미한다. 따라서 SLR를 이용하여 결정한 GPS 위성의 정밀 궤도는 저궤도 위성에 비해 상대적으로 radial 성분이 along-track,



(a) 모델별 대류층 지연



(b) Saastamoinen 모델에 대한 모델별 지연량 차이

그림 1. 대류층 지연(위도 43°.75, 높이 1323.367m, 온도 292.4K, 압력 881.7mB, 상대습도 48%, 레이저 파장 532nm, 고도 간격 1deg).

cross-track 성분보다 더욱 정밀하게 결정된다(Watkins et al. 1996).

SLR 관측소에서 관측한 자료는 NP 포맷으로 변환되어 제공된다. NP 포맷은 Head 및 Data의 두 개 레코드로 구성되어 있는데, Head에는 관측소 ID, 관측 시간, 레이저 주파수 및 시스템 지연 시간 등 관측소 정보가 포함되어 있으며, Data는 레이저 발사 시간, TOF(Time of Flight), 압력, 습도 및 기온 등의 정보가 포함되어 있다. TOF는 관측소에서 레이저를 발사하여 위성의 레이저 반사경에 의해 되돌아오는 시간을 의미하는데 시스템 및 대류층 지연 오차를 내포하고 있다. GPS의 대류층 오차 모델에는 Hopfield, Modified Hopfield 및 Saastamoinen 모델이 쓰이지만 SLR 경우는 레이저 파장 영역에서만 모델링된 Marini-Murray 모델(Marini & Murray 1973)을 사용한다. 따라서 이 연구에서는 Marini-Murray 모델을 이용하여 대류층에 의한 지연량을 계산하였다. 그림 1은 위성의 고도에 따라 모델에 따른 대류층 지연량을 보여준다. Saastamoinen 모델의 지연량은 Modified Hopfield 모델과 차이가 거의 없으나 Marini-Murray 모델은 고도가 낮을수록 차이가 크게 나타난다.

표 3. 관측소 정보.

관측소	ID	국가명	위치		레이저 파장 (nm)	NP 수
			위도(°)	경도(°)		
GRAZ	7839	이탈리아	47.0671 N	15.4934 E	532	23
HERS	7840	영국	50.8674 N	0.3361 E	532	8
GRAS	7845	프랑스	43.7546 N	6.9216 E	532	6

위성의 운동 좌표계와 관측소의 위치를 기술하는 좌표계는 다르게 기술되므로 위성과 관측소의 거리를 계산하기 위해서는 동일한 좌표계로 변환시켜야 한다. 정밀한 거리 계산을 위해서 지구의 자전 이외에 세차 및 장동, 극 운동을 고려하였다. 또한, 중력장에 의한 시공간 휨(Curvature)으로 발생하는 레이저 진행경로의 상대론 효과를 보정하였다. GPS 위성에 대해서 상대론 효과에 의한 레이저 단 방향 진행경로의 오차는 최고 18.7mm에 이를 정도로 무시할 수 없는 요인이다(Hofmann-Wellenhof et al. 1992).

표 2는 SLR 자료를 이용하여 GPS-36 위성의 정밀 궤도를 결정하는데 사용한 운동 및 관측 모델을 정리하였다.

3. 자료 처리 및 결과

3.1 자료 처리

관측 자료로부터 위성의 상태벡터를 추정하는 방법은 가우스에 의해 최초로 제시된 최소 자승법 및 칼만 필터 기법 등이 있다. 추정 기법은 주어진 초기값으로부터 관측 시간의 상태벡터를 구하기 위해서 위성 궤도를 전파해야 한다. 이 연구에서 추정 기법으로 최소 자승법과 궤도 전파를 위해서 코웰 방법을 사용하였다. 코웰 방법은 위성에 작용하는 모든 가속도를 직접 수치적으로 적분하는 방법이다. 수치 적분 방법에는 단단계 방법(One Step Method), 다단계 방법(Multi Step Method) 및 단계 변화법(Variable Order and Stepsize Method)이 있다. Runge-Kutta와 같은 단단계 방법은 다음 단계의 값을 계산하기 위하여 현 단계의 값만을 사용한 반면, Adams-Bashforth와 같은 다단계 방법은 이전 단계의 값을 사용한다(Montenbruck & Gill 2000). 단단계 및 다단계 방법은 적분 간격이 동일하지만 단계 변화법은 적분 간격이 변화하는 적분법이다. 이 연구에서는 단계 변화법 중의 하나인 DE(Shampine & Watts 1979) 적분 방법을 사용하였다. 최소 자승법을 이용하여 관측 자료로부터 초기해를 구하기 위해 정규 방정식(Normal Equation)을 풀어야 한다. 정규 방정식을 풀기 위해 여러 방법들이 존재하지만 컴퓨터 메모리 용량을 줄이며 Upper Triangle 행렬로부터 쉽게 해를 구할 수 있는 Givens 변환법(Givens 1958)을 사용하였다.

GPS-36 위성의 궤도 결정을 위해서 2001년 7월 31일 0시 8분에서 8월 1일 0시 31분까지 약 24시간 동안 GRAZ, HERS, GRAS의 3개 관측소에서 관측한 37개의 NP 관측값을 사용하였다. 관측소의 배치가 골고루 분포해야 위성의 정밀 궤도 결정이 가능하나 1990년대 후반부터 SLR을 이용한 IGS 정밀 궤도력 calibration이 완료됨에 따라 GPS 위성에 대한 SLR 관측은 각 관측소의 목적에 의해서만 이루어지고 있다. 따라서 이 연구에 사용된 SLR 자료는 2000년 이후 GPS-36 위성에 대해 가장 많은 NP를 가지는 날짜를 기준으로 선택되었다. 궤도 결정을 위한 알고리즘은 C++로 구현하였

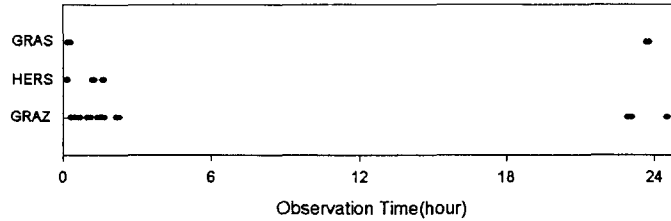


그림 2. 관측소별 관측시간.

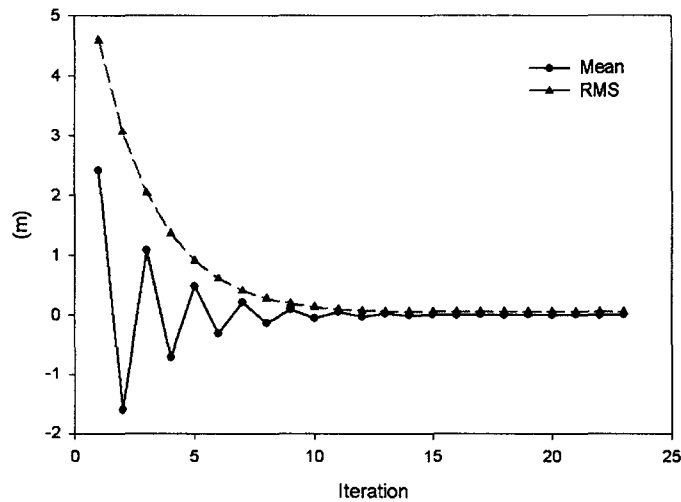


그림 3. 반복 횟수에 따른 관측잔차 변화.

으며 상태 변수를 위성의 위치 및 속도, 태양 복사압 및 대류층 지연 Scale Factor의 8개 파라미터로 설정하였다. 위성의 위치 및 속도 초기값은 GPS 항법 메시지로부터 계산한 값을 사용하였으며, 초기 태양 복사압 및 대류층 지연 Scale Factor를 각각 0.988과 1로 설정하였다. 또한, 극운동 상수 및 UT1-UTC는 10일간 자료를 다차항 보간법(Polynomial Interpolation)을 적용하여 구하였다. 표 3는 관측을 실시한 관측소 정보를 나타내는데 관측소 분포가 밀집되어 있으며 관측 자료도 부족하다. 그림 2는 관측소별 관측시간을 보여주는데 7월 31일 초반과 중반에 관측시간이 집중되어 있다. 이러한 관측소 및 관측 자료의 조밀한 분포와 부족한 관측 자료를 이용하여 정밀궤도를 결정할 때 운동과 관측 모델이 정밀하다 하더라도 정밀도에 한계를 가지고 있다.

3.2 결과

세 개의 관측소에서 2001년 7월 31일과 8월 1일에 관측한 37개 NP 자료를 이용하여 GPS-36 위성의 정밀 궤도를 결정하였다. 반복 계산은 위성 위치의 업데이트 보정값 크기가 1mm보다 적어지면 루프를 빠져나오게 하였다. 반복 계산 횟수는 관측값에 대한 가중치와 업데이트 보정값에 따라 다르게 나타나는데 23회에서 수렴하였다. 관측값과 계산값의 차이를 보이는 관측잔차(관측값-계산값)의 RMS와 평균값 변화는 반복 횟수에 따라 그림 3과 같다. 그림 4는 마지막 루프 때의 관측 자

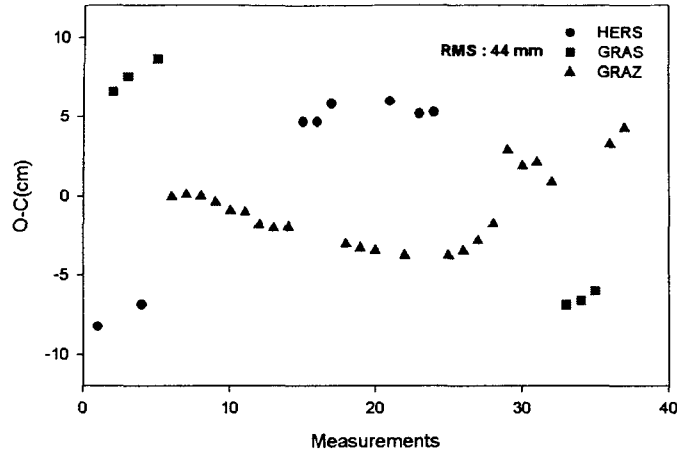


그림 4. 관측 자료에 대한 관측잔차(마지막 루프시).

표 4. 초기 추정값 및 RMS(단위: cm).

구분	초기 추정값			RMS		
	along	cross	radial	along	cross	radial
성분 차	12.54	-20.20	0.62	42.81	58.32	15.48
거리 차		23.78			73.98	

료에 대한 관측잔차를 보여주는데 RMS가 44mm이다. 이는 SLR 시스템의 관측잔차 RMS가 55mm 미만(Springer 1999)인 점에 비추어 볼 때 알고리즘에 사용한 모델들의 정밀도를 판단하는 기준으로 볼 수 있다.

IGS 정밀 궤도력은 15분 간격으로 ECEF(Earth Centered Earth Fixed) 좌표계에서 위성의 위치 정보를 가지고 있다. IGS 정밀 궤도력의 오차는 5cm 미만으로 정밀하기 때문에 산출한 궤도력의 정밀성을 검증하기 위해 15분 간격으로 IGS 정밀 궤도력과 비교하였다. 그림 5는 초기값과 추정값을 이용하여 24시간 궤도전파한 결과와 IGS 정밀 궤도력과의 차이를 보여준다. 그림 6은 along, cross, radial의 성분별 차이를 보여주고 표 4는 성분별 초기 추정값과 RMS를 보여준다.

4. 결론 및 토의

본 연구에서는 SLR 자료를 이용한 GPS 위성의 정밀궤도결정 알고리즘을 개발하였다. 또한 이 알고리즘을 이용하여 3개 관측소에서 관측한 37개 NP 자료를 처리하여 GPS-36 위성의 정밀궤도를 산출하였다. 알고리즘의 정밀도를 검증하기 위해 IGS 정밀 궤도력과 비교하였는데 약 74cm의 RMS를 얻었다. 그러나 SLR 관측값의 정밀도에 비추어 볼 때 다소 큰 차이를 보이고 있는데, 이는 관측 자료의 부족과 관측소 배열 및 관측값이 특정 지역과 시간에 몰려 있다는 요인에 의한 것으로 판단된다. 현재 SLR 시스템의 관측잔차에 대한 RMS는 55mm 미만으로 알려져 있으나 이 연구에서는 44mm RMS를 얻을 수 있었다. 그러나 이 값만을 가지고 알고리즘에 사용한 모델들이 정밀하다고 단

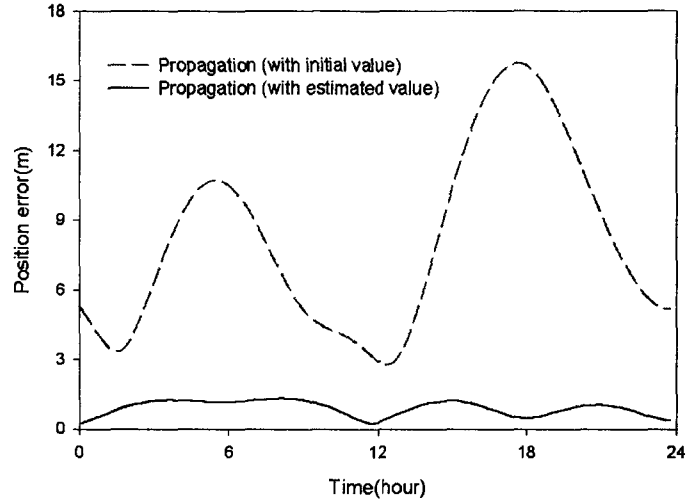


그림 5. 궤도전파 결과와 IGS 정밀 궤도력과의 차이.

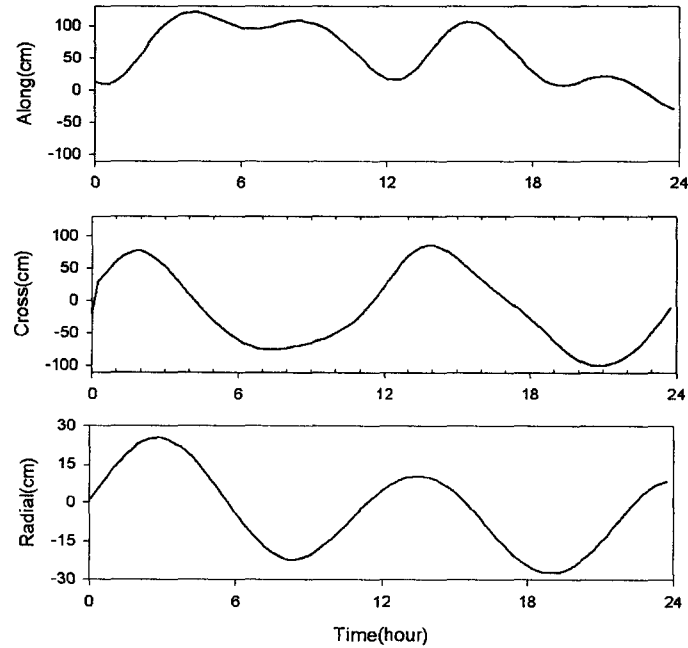


그림 6. 성분별 궤도력 차이(추정값을 이용한 궤도전파-IGS 정밀 궤도력).

정할 수 없다. 따라서 알고리즘의 정밀도를 판단하기 위해선 합리적인 관측소 배열과 충분한 자료를 처리하여 산출한 궤도 정밀도와 관측잔차가 함께 비교되어야 한다. 향후 과학기술위성 2호가 레이저 반사경을 장착하게 되면 이 연구에서 개발한 알고리즘을 기반으로 지구 복사압 및 대기 저항 모델을 고려하여 저궤도로 운행하는 과학기술위성 2호의 궤도를 정밀하게 결정할 수 있으리라 기대된다.

참고 문헌

- 임형철, 박필호, 박종욱, 조정호, 안용원 2001, JA&SS, 18, 2
- Bar-Sever, Y. E. 1994, IGSMAIL-0591
- Beutler, G., Brockmann, E., Gurtner, W., Hugentobler, U., Mervart, L., & Rothacher, M. 1994, J. of Geodesy, 19, 367
- Degnan, J. J., & Pavlis, E. C. 1994, GPS World, 5(9), 62
- Fliegel, H. F., & Gallini, T. E. 1996, J. of Spacecraft and Rockets, 33, 6
- Fliegel, H. F., Gallini, T. E., & Swift, E. R. 1992, JGR, 97(B1), 559
- Givens, J. W. 1958, J. of Appl. Math., 6, 26
- Hofmann-Wellenhof, B., Lichtenegger, H., & Collins, J. 1992, Global Positioning System (New York: Springer-Verlag Wien), pp.93-110
- Hugentobler, U., Schaer, S., & Fridez, P. 2001, Bernese GPS Software Version 4.2 (Berne: Univ. of Berne Press), pp.129-134
- Knocke, P. C., Ries, J. C., & Tapley, B. D. 1988, Proceedings of AIAA/AAS Astrodynamics Conference (Minneapolis: AIAA), pp.577-587
- Marini, J. W., & Murray, C. W. 1973, X-591-73-351 report (Maryland: NASA GSFC)
- Montenbruck, O., & Gill, E. 2000, Satellite Orbits (Berlin: Springer), pp.112-154
- Shampine, L. F., & Watts, H. A. 1979, SAND79-2374 report (San Francisco: W. H. Freeman & co.)
- Springer, T. A. 1999, Ph.D. Thesis, University of Berne
- Watkins, M. M., Bar-Sever, Y. E., & Yuan, D. N. 1996, Proceedings of the IGS Analysis Center Workshop (Pasadena: JPL), pp.9-12
- Zhu, S. Y., Reigber, C., & Kang, Z. 1997, J. of Geodesy, 71, 423