

정밀 GPS 위성궤도 결정 및 오차 특성 분석

Precision GPS Orbit Determination and Analysis of Error Characteristics

배태석¹⁾
Bae, Tae-Suk

Abstract

A bi-directional, multi-step numerical integrator is developed to determine the GPS (Global Positioning System) orbit based on a dynamic approach, which shows micrometer-level accuracy at GPS altitude. The acceleration due to the planets other than the Moon and the Sun is so small that it is replaced by the empirical forces in the Solar Radiation Pressure (SRP) model. The satellite orbit parameters are estimated with the least-squares adjustment method using both the integrated orbit and the published IGS (International GNSS Service) precise orbit. For this estimation procedure, the integration should be applied to the partial derivatives of the acceleration with respect to the unknown parameters as well as the acceleration itself. The accuracy of the satellite orbit is evaluated by the RMS (Root Mean Squares error) of the residuals calculated from the estimated orbit parameters. The overall RMS of orbit error during March 2009 was 5.2 mm, and there are no specific patterns in the absolute orbit error depending on the satellite types and the directions of coordinate frame. The SRP model used in this study includes only the direct and once-per-revolution terms. Therefore there is errant behavior regarding twice-per-revolution, which needs further investigation.

Keywords : GPS orbit, Numerical integration, Solar Radiation Pressure

초 록

동역학적 방법을 이용한 GPS(Global Positioning System) 위성궤도 결정을 위해 양방향 적분이 가능한 multi-step 방식의 수치적분기를 개발하였으며, 이는 GPS 위성 고도에서 마이크로미터 수준의 정확도를 보였다. 가속도 모델링에서 달, 태양 이외의 천체에 의한 인력은 매우 작으므로 태양복사압에서 경험적 모델로 대체하였다. 위성궤도 미지수는 수치적분된 위성궤도와 IGS(International GNSS Service) 정밀궤도를 이용하여 최소제곱방법으로 결정했다. 이를 위해서는 수치적분기에서 가속도와 함께 미지수에 대한 편미분값을 동시에 적분해야 한다. 추정된 위성궤도 미지수를 이용하여 계산한 잔차의 RMS(Root Mean Squares error)로부터 위성궤도의 정확도를 검증했다. 2009년 3월 한달의 평균적인 궤도오차 RMS는 5.2mm 였으며, 궤도오차의 절대적인 크기는 위성체의 종류 및 위성진행방향기준 좌표계 상에서 특별히 편향된 형태를 보이지 않는 것으로 나타났다. 본 연구에서 적용한 태양복사압 모델은 상수항 및 궤도당 1주기에 대한 변화만을 포함하고 있으므로, 궤도당 2주기에 해당하는 궤도오차 양상을 크게 보이고 있으며 이에 대한 추가적인 연구가 필요할 것으로 판단된다.

핵심어 : GPS 궤도, 수치적분, 태양복사압

1. 서 론

GPS(Global Positioning System)를 비롯한 대부분의 위성궤도 결정은 동역학적 방식으로 이루어지고 있으며,

이를 위해서는 두 가지 중요한 단계, 즉 1) 위성에 영향을 미치는 가속도의 정확한 모델링과 2) 누적오차를 최소화하며 효율적인 적분을 수행할 수 있는 수치적분기의 개발이 필수적이다.

1) 정회원 · 세종대학교 공과대학 지구정보공학과 조교수(E-mail:baezae@sejong.ac.kr)

정확한 가속도 계산을 위해서는 지구중력장의 시간적인 변화를 고려해야 하며, 지구/천구기준좌표계의 변환, 그리고 태양복사압 모델을 적용하기 위해 지구(또는 달)에 의한 일식 현황 및 모델의 적합도에 대한 분석이 필요하다. 수치적분된 위성궤도는 정밀궤도 또는 GPS 관측자료 등을 이용하여 위성궤도 미지수를 계산할 수 있다.

위성궤도 결정과 관련된 국내 연구 동향에 대해서는 배태석(2009)에 의해 분석되어 있으며, 본 연구에서는 동역학적 방법을 통해 GPS 위성의 정밀궤도를 결정하고, 이를 바탕으로 GPS 위성의 궤도오차 특성 분석과 위성궤도 결정 정확도 향상을 위한 방안을 제시하였다. 본 연구를 위해서 2009년 3월의 전체 GPS 위성의 궤도를 수치적분으로 구하고 이를 IGS(International GNSS Service) 정밀궤도에 적합시킴으로써 위성궤도 미지수를 추정했으며, 그에 따른 궤도오차 특성을 분석했다.

2. 수치적분기

일반적인 위성궤도결정은 대부분 동역학적 방법을 사용하고 있으며, 이를 위해서는 위성의 궤도에 영향을 미치는 가속도를 정확하게 계산하고 수치적분 방식으로 이후 시점에서의 위치 및 속도를 계산한다(배태석, 2009). 위성궤도 결정을 위한 운동방정식은 2차 상미분방정식(ordinary differential equation)으로 표현할 수 있다.

$$\ddot{\mathbf{r}} = \mathbf{a}(t, \mathbf{r}, \dot{\mathbf{r}}) \quad (1)$$

여기에서 가속도($\ddot{\mathbf{r}}$)는 시간(t), 위치(\mathbf{r}) 및 속도($\dot{\mathbf{r}}$)의 함수로 표현할 수 있으며, 식 (1)은 미지 벡터를 확장함으로써 다음과 같은 1차식의 형태로 표현할 수 있다(Montenbruck and Gill, 2000).

$$\dot{\mathbf{y}} = f(t, \mathbf{y}) = \begin{pmatrix} \dot{\mathbf{r}} \\ \mathbf{a}(t, \mathbf{r}, \dot{\mathbf{r}}) \end{pmatrix} \quad (2)$$

$$\mathbf{y} = \begin{pmatrix} \mathbf{r} \\ \dot{\mathbf{r}} \end{pmatrix}$$

따라서 수치적분은 식 (3)과 같은 형태로 표현할 수 있다.

$$y(x_{n+1}) = y(x_n) + \int_{x_n}^{x_{n+1}} f(t, y(t)) dt \quad (3)$$

일반적으로 수치적분은 single-step 방식과 multi-step 방식으로 구분할 수 있다. Single-step 방법은 한 개의 데이터만을 사용하여 다음 시점에서의 위치 및 속도를 구하는 방법으로 적분간격을 임의로 조정할 수 있으며 알고리즘 구현이 상대적으로 단순하다는 장점이 있다(Gupta et al., 1985). 그러나 높은 정밀도를 위해서는 적분 구간내 다수의 중간점에서 가속도를 계산해야 하므로 위성궤도와 같이 가속도 계산에 많은 컴퓨팅 자원을 필요로 하는 경우에는 적합하지 않다. 이에 반해 multi-step 방법은 이전 시점에서의 중간점에 대한 정보를 별도로 저장하고 있으므로 각 단계별로 한번(또는 두번)의 추가적인 가속도 계산만을 수행하므로 대부분의 위성궤도 결정에 사용하고 있다. Multi-step 방법에서는 이전 시점에서의 위치, 속도 및 가속도 정보를 이용하여 각 단계 마지막 위치에서의 위치 및 속도를 예측(predictor)하고, 이 정보를 이용하여 가속도를 계산하여 향상된 위치 및 속도정보로 수정(corrector)하는 2단계로 이루어지는 것이 일반적이다.

본 연구에서는 Shampine/Gordon 알고리즘을 이용하여 수치적분기를 개발하였다. 이 알고리즘은 n개의 이전 데이터를 라그랑지 방법을 이용하여 내삽한 후 n+1번째의 근사해를 계산하는 Adams-Bashforth 방법과("예측"), n+1 위치에서의 근사해를 이용하여 같은 위치에서 향상된 해를 결정하는 Adams-Moulton 방법("수정")으로 구성되어 있다(Shampine and Gordon, 1975). 이 방법에서는 예측오차의 크기에 따라 적분간격 및 데이터의 개수(차수)를 조정할 수 있다.

본 연구를 위해 개발된 프로그램의 실행을 위해서는 적분구간, 초기값, 허용오차 범위 및 적분방향 등을 설정해야 있다. 최대 차수는 12차로 제한되어 있으며 차수 변경은 한 단계씩 이루어지고, 적분간격은 2배씩 증가 또는 감소된다. 또한 적분 누적오차를 최소화 하기 위해서 초기값은 궤도의 중앙에 설정하고 역방향 및 순방향의 순서로 적분이 가능하도록 개발했다.

GPS 위성의 이심율(~0.02)을 고려할 때 원운동으로 가정할 수 있으므로 위성궤도의 가장 단순한 형태인 이차원 평면에서의 2-body 문제에 적용하여 수치적분기의 오차를 검증했다(Krogh, 1973). 그림 1에서 보는 바와 같이 8회전 후에도 최대 수치적분 오차가 10^{-13} 수준이므로, GPS 위성의 고도 20,000km를 가정하더라도 수치적분 오차는 마이크로미터(μm) 수준으로서 무시할 수 있는 범위이다. 수치적분 오차는 수치적분기 내에서 허용오차 한

계를 변경함으로써 적절한 오차수준으로 조정할 수 있다.

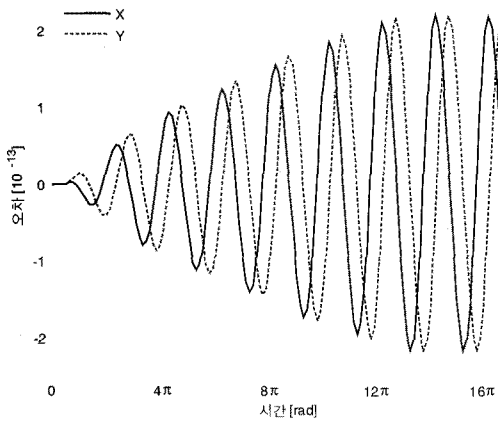


그림 1. 수치적분기의 누적 오차

3. 위성 가속도 모델링

2장에서 설명한 바와 같이 수치적분기 자체의 오차는 무시할 수 있는 수준이므로, 동역학적 궤도결정 방법에서 가장 중요한 부분은 위성에 영향을 미치는 가속도를 얼마나 정확하게 계산할 것인가이다. 본 연구에서는 가속도 뿐만 아니라 위성궤도 미지수에 대한 편미분값을 동시에 적분함으로써 GPS 관측값 또는 정밀궤도를 이용하여 위성궤도 미지수를 최소제곱방법으로 결정할 수 있도록 했다. 특정시점에서 위성의 위치벡터를 위성궤도 미지수에 대한 편미분(variational partial)은 Bae(2006)에 잘 설명되어 있다. 또한 GPS 위성의 고도를 고려하여 대기마찰에 의한 효과는 가속도 계산에서 제외했다.

그림 2는 2009년 3월 1일 GPS 위성(PRN 12)의 가속도 크기를 24시간 전체에 대해 표시한 것이다. 지구중력장 모델은 케플러항, J2 및 기타 지구중력장 모델로 세분하여 표시했으며, 그 외 달, 태양에 의한 인력과 태양복사압의 상대적인 크기를 비교했다. 수치적분 누적오차를 줄이기 위해 궤도 초기값 위치인 12시를 중심으로 전반 12시간에 대해서 역방향 적분과 이후 12시간에 대한 순방향 적분을 수행했다. 따라서 그림에서 보는 바와 같이 12시 부근에서는 낮은 차수로 인해 적분간격이 짧으며, 시간이 지나면서 차수 증가와 함께 적분간격도 안정적으로 변화함을 알 수 있다. 수치적분된 위치 및 편미분

정보는 일반적인 GPS 위성궤도와 같이 매 15분마다 이진파일로 저장했다.

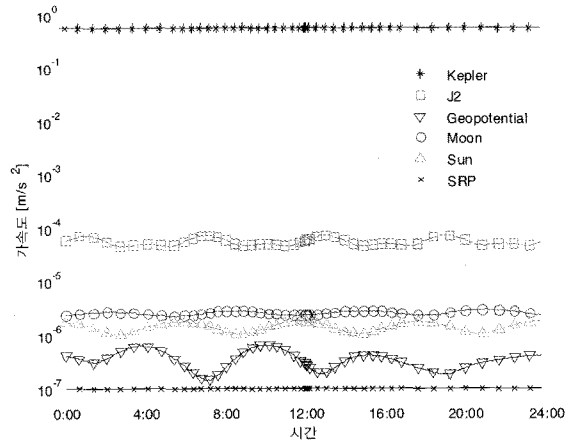


그림 2. 요소별 가속도 크기 비교(2009년 3월 1일, PRN 12)

3.1 지구중력장 모델

지구중력장에 의한 가속도는 구면조화함수로 표현된 지구포텐셜을 구면좌표계의 각 요소별로 미분함으로써 계산할 수 있다. GPS 위성의 경우 일반적으로 8차 정도로 충분하다고 알려져 있으나(Greiner-Brzezinska, 1995), 지구중력장 모델 및 위성궤도결정 정확도 향상으로 최근에는 8차 이상의 고차항까지 모델링에 반영하고 있다. EGM2008 모델(Pavlis et al., 2008)은 최고차항 2160까지 지원하지만 현재 공표되는 대부분의 위성궤도가 EGM96 또는 이에 상당하는 지구중력장 모델을 바탕으로 계산되므로 본 연구에서는 EGM96 모델을 적용하여 차수(degree/order) 12까지 계산했다. EGM96은 tide-free 모델이므로 지구의 permanent tide에 의한 지구중력장 변화를 포함하고 있지 않다. 따라서 지구조석을 적용하기 위해 달/태양에 의한 지구포텐셜 변화식(McCarthy and Petit, 2003, 식(1))을 그대로 적용할 수 있다. 이 외에도 시간에 따른 지구중력장의 변화, 극운동의 원심력 효과에 의한 solid Earth pole tide를 고려해야 하며, CSR3.0 모델을 이용하여 ocean tide 영향을 보정했다. 구면좌표계 상에서 계산된 지구중력장 가속도는 지구중심 직각좌표계로 변환하고, 이를 다시 운동방정식이 정의되는 관성좌표계로 변환해야 한다. 지구/천구기준좌표계 변환은 IAU 권고에 따라 IAU2000A 모델을 사용하여 NRO 방법을 적용하고(배태석, 2009), 이를 위한 극운동은 IERS Bulletin

A를 사용했다.

3.2 천체인력

위성가속도 모델링 중 천체의 인력에 의한 가속도는 천체의 질량 및 위치에 대한 함수이므로 비교적 단순하게 계산할 수 있다. 본 연구에서는 JPL(Jet Propulsion Laboratory)에서 제공하는 DE405를 이용하여 태양계 천체의 위치벡터를 계산한 후 이를 이용하여 위성에 미치는 가속도를 계산했다. DE405에서 제공하는 좌표는 천구좌표계상에서의 값이므로 별도의 천구좌표계로의 변환은 필요없다. 표 1은 2009년 3월 1일의 위성(PRN 12)에 미치는 각 천체의 인력을 24시간 평균한 값으로서, 달 및 태양 이외의 천체는 위성궤도에 미치는 영향이 미미하므로($10^{-16}m/s^2$ 이하) 본 연구에서는 태양복사압 모델의 경험적 모델링으로 대체하였다.

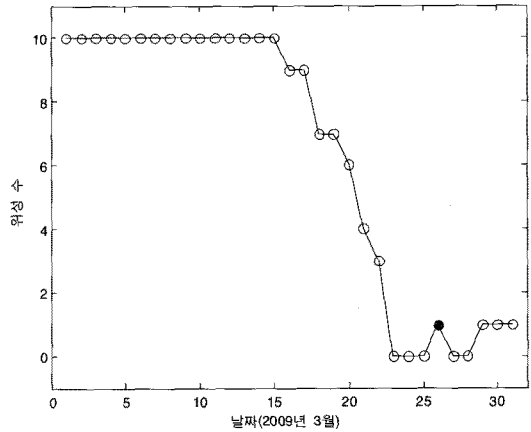


그림 3. 태양 일식을 경험하는 위성의 수

표 1. 태양계 주요 천체의 인력 비교

천체	달	태양	금성	목성	화성
가속도 [m/s^2]	2.6×10^{-6}	1.5×10^{-6}	5.8×10^{-11}	7.5×10^{-12}	4.5×10^{-14}

3.3 태양복사압

태양복사압은 ECOM(Extended CODE Orbit Model; Beutler et al., 1994; Springer et al., 1999)을 기본 모델로 하고, 주성분인 태양-위성 방향의 직접적인 태양복사압은 ROCK 모델로부터 계산하며 거리 및 태양 일식의 영향을 고려해 준다. 태양-위성 벡터를 기준으로 하는 좌표계의 각 축 방향의 가속도는 회전행렬을 이용해서 천구 기준좌표계로 변환한다. 지구중력장, 천체 인력 및 태양복사압의 상수항에서 모델링 되지 않은 오차는 궤도회전당 1주기(once per revolution)의 경험적 모델에서 흡수한다. 그림 3은 2009년 3월 한달 동안 태양 일식(eclipses)을 경험하는 위성의 수를 날짜별로 표시한 것으로서, 26일은 달에 의한 일식(PRN 29)으로서 다른 모양으로 표시되어 있다. 그림에서 보는 것과 같이 하루 최대 10개의 위성이 태양 일식의 영향을 받고 있으며 각 일식의 지속시간은 대략 30분에서 1시간 정도이다. 태양 일식 동안의 위성의 자세(yaw)는 인위적인 바이어스에 의해 최대속도로 회전하며 이 모델링에 대한 연구도 수행된 바 있으나(Bar-Sever, 1996; Kouba, 2009) 본 연구에서는 일식 비율에 대해서만 고려했다.

지구에 의한 일식은 위성으로부터 태양 및 지구 사이의 각도를 이용하여 판별할 수 있으며, 다음 식으로부터 그 사이각을 계산할 수 있다.

$$\Theta_{SE} = \cos^{-1} \frac{\mathbf{r}_S \cdot \mathbf{r}_E}{r_S r_E} \quad (4)$$

여기서 \mathbf{r}_S , \mathbf{r}_E 는 각각 위성으로부터 태양 및 지구까지의 벡터이다. 또한 지구(또는 달)에 의한 태양의 부분적인 일식을 고려하기 위해 Conical 모델을 사용했으며, 태양이 실제로 보이는 비율은 다음과 같이 구할 수 있다.

$$v = 1 - \frac{A}{\pi a^2} \quad (5)$$

A는 지구(또는 달)에 의해 가려지는 태양의 면적이고, a는 위성으로부터의 거리를 고려하여 실제로 보이는 태양의 반지름이다.

$$a = \sin^{-1} \frac{R_e}{|\mathbf{r}_e - \mathbf{r}|} \quad (6)$$

여기서 \mathbf{r}_e , \mathbf{r} 는 각각 지구중심으로부터 태양 및 위성까지의 벡터이며, R_e 은 태양의 반지름이다.

4. 자료처리 및 분석

본 연구에서는 2009년 3월 한달 동안 전체 GPS 위성의 궤도를 계산했다. 이를 위해 각 시점에서의 가속도 및 편미분값을 계산하고 수치적분을 통해 위성궤도를 결정했다. 전체 계산 시간은 하루 24시간 31개 위성을 기준으로 대략 24초 정도 소요되었으며, 위성 운동방정식이 정의된 관성(천구기준)좌표계로의 변환을 위해서 속도 및 정확도를 고려하여 IAU2000A 모델을 적용하였다(배태석, 2009). 위성궤도 결정을 위해 개발된 모든 프로그램은 리눅스 기반 C++ 언어로 작성되었으며, 지구/천구기준좌표계 변환행렬용 장동각 계산을 위해 IERS(International Earth Rotation and Reference Systems Service)에서 제공한 FORTRAN 코드를 링크하여 사용했다.

위성궤도 전파를 위한 위치 및 속도의 초기값은 IGS 정밀궤도 또는 방송궤도력으로부터 구할 수 있는데, 이는 지구기준좌표계에서의 값이므로 관성(천구기준)좌표계로 변환해야 한다. 일반적으로 좌표계 간의 변환을 위해서는 다음과 같은 변환식을 이용하는데

$$\mathbf{x}^i = \mathbf{C}_e^i \mathbf{x}^e \quad (7)$$

여기서 \mathbf{x}^e , \mathbf{x}^i 는 각각 지구기준 및 천구기준좌표계에서의 좌표값이며, \mathbf{C}_e^i 는 두 좌표계 사이의 변환행렬이다. 따라서 천구기준좌표계에서의 속도벡터를 구하기 위해서 식 (7)을 시간에 대해 미분하면(Jekeli, 2000)

$$\dot{\mathbf{x}}^i = \dot{\mathbf{C}}_e^i \mathbf{x}^e + \mathbf{C}_e^i \dot{\mathbf{x}}^e \quad (8)$$

여기에서 $\dot{\mathbf{x}}^e$, $\dot{\mathbf{x}}^i$, $\dot{\mathbf{C}}_e^i$ 은 각 항의 시간에 대한 미분을 나타낸다. 일반적으로 IGS 정밀궤도에서 속도정보는 주어지지 않으므로 회전행렬의 시간에 대한 미분값에 위치벡터를 곱하여 천구기준좌표계에서의 속도정보를 계산한다(식 (8) 우측 첫번째 항). 본 연구에서 모델링한 미지수는 각 위성마다 초기점(각 날짜의 12시 위치)의 위치, 속도 및 9개의 태양복사압 계수로 구성되어 있다. 최소제곱조정으로 위성궤도 미지수를 구하기 위해서는 수치적분된 위성궤도 및 위성궤도 미지수에 대한 편미

분값을 필요로 하며, IGS에서 공표한 정밀궤도를 외부 관측값으로 사용했다.

2009년 3월 한달에 걸친 모든 데이터 중 3월 6일 PRN 10 위성은 정상적으로 작동하지 않은 것으로 보고되어 있으므로(<http://www.navcen.uscg.gov/archives/gps/2009/NANUS/2009019.nnu>) 본 연구의 자료처리 결과에서는 제외했다. 위성궤도결정 성능을 검증하기 위한 RMS (Root Mean Squares error)는 다음과 같이 정의했으며

$$RMS = \sqrt{\frac{\tilde{\epsilon}^T \tilde{\epsilon}}{n}} \quad (9)$$

여기에서 $\tilde{\epsilon}$ 는 잔차로서 실제 관측값(또는 정밀궤도)과 추정된 미지수를 이용하여 계산된 값의 차이를 나타내며, n 은 전체 잔차의 개수를 나타낸다.

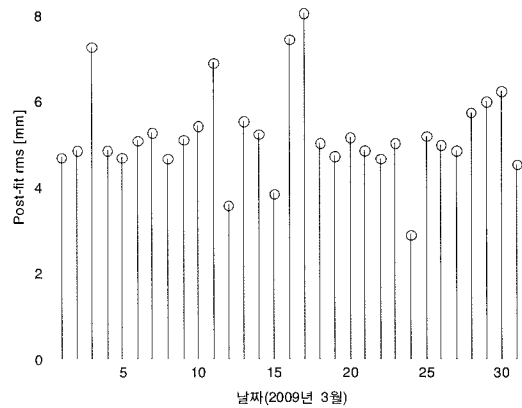


그림 4. 위성궤도결정 RMS

식 (9)를 이용하여 RMS를 계산한 결과 전체 31일 동안의 평균적인 RMS는 5.2mm이며 최소 2.8mm에서 최대 8mm에 달하는 경우도 있었다. 3월 1일부터 15일까지는 태양일식을 경험하는 위성의 개수가 최대 10개에 달하지만 그림 4에서 보는 것처럼 전체적인 RMS는 큰 차이가 없고, 다만 날짜에 따라 일부 위성에 의해 RMS가 증가하는 경우가 있었다. 위성의 종류별 정확도를 평가하기 위해서 3월 24일 하루 동안 31개 위성에 대한 RMS를 계산한 결과(그림5) 위성의 Block별 궤도결정 정확도는 큰 차이가 없는 것으로 나타났으며, 이는 다른 날짜에도 비슷한 경향을 보이고 있다.

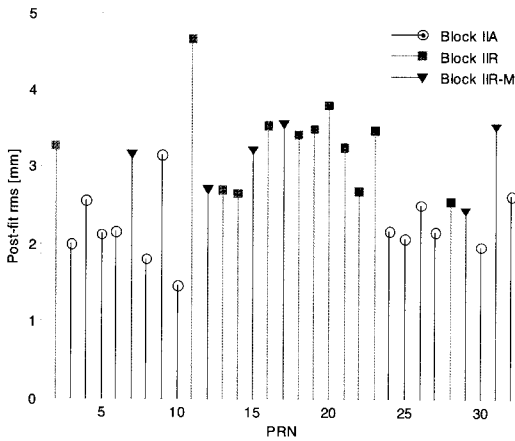


그림 5. 위성종류별 RMS(2009년 3월 24일)

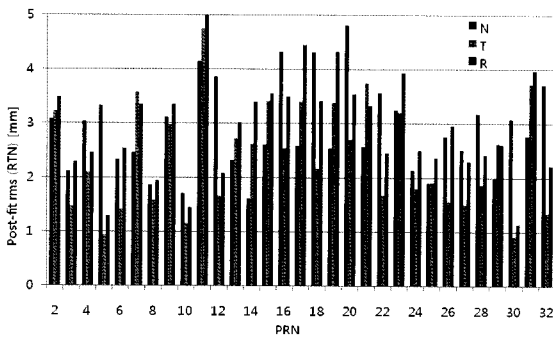


그림 6. RTN 좌표계에서의 RMS(2009년 3월 24일)

그림 6은 위성궤도의 잔차를 직각좌표계로부터 위성의 진행방향을 기준으로 하는 RTN(Radial-Transverse-Normal) 좌표계로 변환한 결과를 나타낸다. 일반적인 위성궤도는 위성 진행방향(Transverse)의 오차가 크게 나타나지만 그림에서 보는 것과 같이 GPS 위성의 경우에는 세 축의 오차는 특정한 형태를 보이지 않는다. 이는 정밀한 가속도 모델링에도 불구하고 저궤도 위성의 경우에는 대기 모델링에 의한 오차가 발생하는 반면 GPS 위성의 경우에는 대기에 의한 영향이 없기 때문으로 판단된다.

마지막으로 GPS 가속도 모델링 중 가장 중요한 태양 복사압 모델의 적합성을 검증하기 위해 위성궤도 잔차를 24시간 전체에 대해서 표현한 결과(그림 7), 위성의 진행방향(Transverse) 및 방사방향(Radial)에서 위성궤도 2주기(twice per revolution)에 해당하는 잔차 변화가 뚜렷

이 나타난다. 이는 각 성분별 잔차에 대한 Fourier 스펙트럼을 계산하면 더욱 분명하게 확인할 수 있다(그림 8; 원으로 표시한 부분). 이와 같은 사실은 태양복사압 모델에서 1주기에 해당하는 요소만 포함한 결과로서 보다 정확한 모델링을 위해서는 2주기 항을 포함시킬 필요가 있을 것으로 판단된다. 그러나 추가적인 미지수 도입을 위해서는 미지수 사이의 상관관계에 대한 연구가 선행되어야 할 것으로 판단된다.

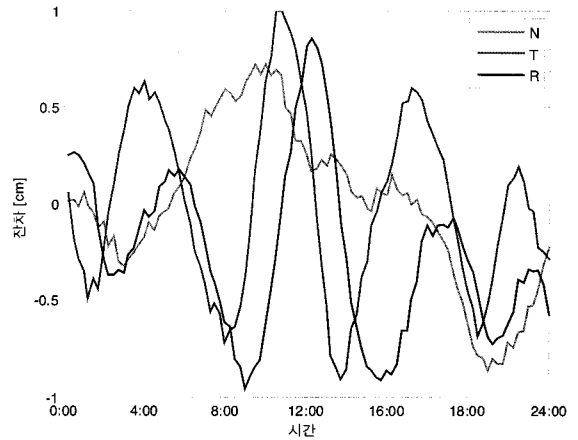


그림 7. RTN 성분별 궤도오차 변화 (2009년 3월 24일, PRN 11)

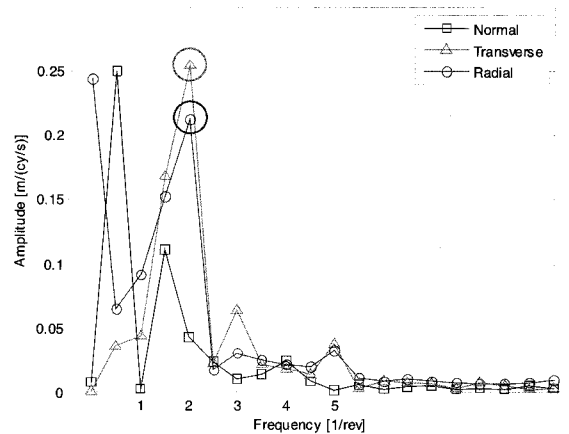


그림 8. 궤도오차의 Fourier 스펙트럼(2009년 3월 24일, PRN 11)

5. 결론

본 연구에서는 동역학적 방법을 이용하여 GPS 위성의

참고문헌

궤도를 결정하고 그 특성을 분석하였다. 이를 위해서 위성에 영향을 미치는 가속도를 계산한 후, 개발된 multi-step 방식의 수치적분기를 이용하여 관성(천구기준)좌표계에서 적분함으로써 위성의 위치, 속도 및 초기값에 대한 편미분 정보를 구했다. 최소제곱조정 방법으로 위성궤도의 초기값 및 태양복사압 모델 계수를 결정하고, 그 결과를 이용하여 적용된 가속도 모델 및 수치적분기의 정확도를 검증했다. 2009년 3월 한달 동안 전체 31개 GPS 위성에 대한 평균적인 궤도오차는 5.2mm 수준이며 일부 날짜의 경우에는 특정 위성에 의한 영향으로 8mm 수준의 RMS를 보이는 경우도 있었다.

첫째, 개발된 수치적분기는 GPS 위성의 고도를 감안했을 때 마이크로미터 수준의 정확도로 수치적분이 가능하다. 또한 24시간 궤도의 증양을 초기값으로 정하고 양방향으로 적분할 수 있도록 개발함으로써 위성궤도의 전파오차를 최소화할 수 있다.

둘째, 지구(또는 달)에 의한 태양 일식은 2009년 3월의 경우 최대 10개의 위성에 영향을 미치지만 전체적인 위성궤도 오차에는 큰 영향이 없는 것으로 나타났다. 그러나 일부 위성의 경우에는 태양복사압 모델에 따라 추가적인 정확도 향상도 가능할 것으로 판단된다. 따라서 태양의 일식 영향권(30분에서 최대 60분 정도)에 있는 위성 궤도에 대한 모델링을 향상시키는 방안에 대해 연구할 필요가 있다.

셋째, 위성의 종류에 따른 궤도 오차는 큰 차이를 보이지 않는 것으로 보이며, 위성궤도 진행방향을 기준으로 하는 좌표계 상에서의 오차도 큰 편향성을 보이지는 않는다. 그러나 본 논문에서 적용한 태양복사압 모델 ECOM은 궤도 1주기에 대한 경험적 모델만을 포함하고 있어서 결정된 위성궤도의 잔차에서 2주기에 해당하는 오차를 분명하게 보여주고 있다. 따라서 위성궤도 미지수의 확장에 대한 추가적인 연구가 필요할 것으로 판단된다.

감사의 글

이 논문은 2008년도 세종대학교 교내연구비 지원에 의한 논문임.

- 배태석 (2009), 준 실시간 정밀 위성궤도결정을 위한 이론적 고찰, 한국측량학회지, 한국측량학회, 제 27권, 제 1호, pp. 49-56.
- Bae, T.-S. (2006), *Near real-time precise orbit determination of Low Earth Orbit satellites using an optimal GPS triple-differencing technique*, Ph.D. Dissertation, The Ohio State University, pp. 187-195.
- Bar-Sever, Y.E. (1996), A new model for GPS yaw-attitude, *Journal of Geodesy*, 70:714-723.
- Beutler, G., Brockmann, E., Gurtner, W., Hugentobler, U., Mervart, L., and Rothacher, M. (1994), Extended orbit modeling techniques at the CODE processing center of the international GPS service for geodynamics (IGS): Theory and initial results, *Manuscripta Geodaetica*, 19, pp. 367-386.
- Grejner-Brzezinska, D. (1995), *Analysis of GPS data processing techniques: In search of optimized strategy of orbit and Earth rotation parameter recovery*, Report No. 432, Department of Geodetic Science and Surveying, The Ohio State University, Columbus, Ohio.
- Gupta, G.K., Sacks-Davis, R. and Tischer, P.E. (1985), A Review of Recent Developments in Solving ODEs, *Computing Surveys*, Vol. 17, No. 11, pp. 5-47.
- Jekeli, C. (2000), *Inertial Navigation Systems with Geodetic Applications*, Walter de Gruyter, Berlin New York, p. 21.
- Kouba, J. (2009), A simplified yaw-attitude model for eclipsing GPS satellites, *GPS Solutions*, 13:1-12.
- Krogh, F.T. (1973), On Testing a Subroutine for the Numerical Integration of Ordinary Differential Equations, *Journal of the Association for Computing Machinery*, Vol. 20, No. 4, pp. 545-562.
- McCarthy, D.D. and Petit, G. (2003), *IERS Technical Note No. 32*, IERS Conventions (2003), IERS Conventions Centre, Verlag des Bundesamts für Kartographie und Geodäsie, Frankfurt am Main.
- Montenbruck, O. and Gill, E. (2000), *Satellite Orbits: Models, Methods, and Applications*, Springer Verlag Berlin Heidelberg New York, pp. 117-118.
- Pavlis, N.K., Holmes, S.A., Kenyon, S.C. and Factor, J.K. (2008), *An Earth Gravitational Model to Degree 2160*:

EGM2008, EGM General Assembly 2008, Vienna, Austria.

Shampine, L.F. and Gordon, M.K. (1975), *Computer Solution of Ordinary Differential Equations: The Initial Value Problem*, W.H. Freeman and Company, pp. 41-42.

Springer, T.A., Beutler, G. and Rothacher, M. (1999), A New Solar Radiation Pressure Model for GPS Satellites, *GPS Solutions*, Vol. 2, No. 3, pp. 50-62.

(접수일 2009. 6. 29, 심사일 2009. 7. 21, 심사완료일 2009. 7. 27)