

신속정밀궤도력과 초신속정밀궤도력을 이용한 GPS 위성좌표 계산 Calculates of GPS Satellite Coordinates Using Rapid and Ultra-Rapid Precise Ephemerides

박정현¹⁾ · 이용욱²⁾ · 이은수³⁾

Park, Joung Hyun · Lee, Young Wook · Lee, Eun Soo

Abstract

IGS provides so accute a final precise ephmerides which is offered in the 13rd, and it also offers a rapid precise ephmerides for more prompt application and an ultra-rapid precise ephmerides for real-time application. The purpose of this study is to analyze the accuracy of a rapid precise ephemerides and an ultra-rapid precise ephemerides based on a final precise ephemerides and determine the degree of the Lagrange Interpolation which needs to decide the location of a satellite. As the result of this study, the root mean square error of x,y,z coordinates of a rapid precise ephemerides was $\pm 0.016m$ or so, and the root mean square error of an observed ultra-rapid precise ephemerides was approximately $\pm 0.024m$. The root mean square error of an ultra-rapid precise ephemerides predicted for 24 hours was $\pm 0.07m$ or so and the one of an ultra-rapid precise ephemerides predicted for 6 hours was $\pm 0.04m$ or so. Therefore, I could figure out that it had higher accuracy than a broadcast ephemerides. Also, in case that the location of a satellite was calculated with the method of the Lagrange Interpolation, it was confirmed that using the 9th order polynomial was efficient.

Keywords : Precise ephemerides, Rapid precise ephemerides, Ultra-rapid precise ephemerides, Lagrange interpolation

요 지

IGS는 13일 이후에 제공되는 매우 정확한 최종정밀궤도력을 제공하고 있으며, 보다 신속한 활용을 위해 신속정밀궤도력을 제공하고 있다. 그리고 실시간 활용을 위해 초신속정밀궤도력을 제공하고 있다. 본 연구에서는 최종정밀궤도력을 기준으로 신속정밀궤도력과 초신속정밀궤도력의 정확도를 분석하고, 위성의 위치결정에 필요한 Lagrange 보간법의 차수를 결정하고자 한다. 연구결과, 신속정밀궤도력의 x,y,z좌표의 평균제곱근오차는 $\pm 0.016m$ 정도였으며, 관측된 초신속정밀궤도력은 약 $\pm 0.024m$ 의 오차를 나타내었다. 24시간동안의 예측 초신속정밀궤도력은 $\pm 0.07m$, 6시간동안 예측된 초신속정밀궤도력은 $\pm 0.04m$ 정도의 오차를 나타내어 방송궤도력보다 매우 높은 정확도를 갖고 있음을 알 수 있었다. 또한, Lagrange 방법으로 위성의 위치를 계산하는 경우, 9차 다항식을 이용하는 것이 효율적임을 확인하였다.

핵심용어 : 정밀궤도력, 신속정밀궤도력, 초신속정밀궤도력, Lagrange 보간

1. 서 론

GPS는 지상 기준점 측량, 지각변동감지등 다양한 목적에 이용되고 있으며, 실시간 가감수량결정, 화산활동예측, 구조물의 변위 모니터링과 같은 실시간 응용을 위해 다

양한 연구가 진행중이다(강준묵 등, 2000; 박관동 등, 2003; 최윤수 등, 2003).

IGS는 현재 최종정밀궤도력, 신속정밀궤도력, 초신속정밀궤도력을 SP3 형식으로 제공하고 있다(NOAA, 2003). 최종정밀궤도력은 가장 정확한 궤도력이지만 13일이 지나

1) 연결저자 · 정희원 · 동강대학 토지정보관리과 겸임교수(E-mail:parkjh70@empal.com)
2) 정희원 · 대한측량협회 측량기술정보연구원 연구원(E-mail:leeyoungwook@empal.com)
3) 정희원 · 충남대학교 토목공학과 측량및지형정보연구실 연구원(E-mail:eslee@itgps.org)

얻을 수 있으며, 신속정밀궤도력은 17시간 지난 후에 얻을 수 있다. 그러나 이러한 궤도력들은 실시간 위치결정에는 이용할 수 없으며, 후처리할 경우에도 관측 당일에는 이용할 수 없다는 단점이 있다. 따라서, IGS에서는 실시간 정밀 위치결정을 목적으로 UTC 0시, 6시, 12시, 18시까지의 데이터를 이용하여 각각 24시간동안의 예측 초신속정밀궤도력을 생성하고 3시간 이후 이용가능하도록 하고 있다. 초신속정밀궤도력에는 총 48시간의 데이터를 포함하고 있으며, 이중 24시간은 관측된 궤도력을 포함하고 있다. 즉, 2004년 8월 6일 0시(UTC)에 생성된 초신속궤도력에는 8월 5일 0시(UTC)부터 24시간의 관측데이터와 8월 6일 0시부터 24시간의 예측데이터를 포함하고있다(Robert Weber 등, 2002).

이러한 정밀궤도력들은 15분 간격으로 위성의 X,Y,Z좌표와 위성시계오차보정값을 제공하고 있으므로, 관측순간에 위성의 위치를 계산하기 위해서는 별도의 보간법을 이용하여야 한다(Hofmann 등, 2001).

본 연구에서는 IGS의 최종정밀궤도력을 기준으로 신속정밀궤도력, 초신속정밀궤도력, 그리고 6시간 및 24시간동안 예측된 초신속정밀궤도력의 정확도를 계산하고자 한다. 그리고 초신속정밀궤도력을 이용한 실시간 정밀위치결정 프로그램 개발을 위해, 위성위치결정에 필요한 Lagrange 다항식의 적절한 차수를 결정하고자 한다.

2. Lagrange 다항식에 의한 위성좌표 보간이론

IGS의 정밀궤도력은 15분 간격으로 위성의 좌표가 주어져 있으므로, 임의시간에 위성의 좌표를 계산하기 위해서는 보간법을 이용해야 한다. 곡선에 대한 보간법은 여러가지가 있으나, Lagrange 다항식을 이용한 보간법을 이용하면 보다 쉽게 위성의 좌표를 계산할 수 있다.

N+1개의 점들을 통과하는 N차 다항식은 다음과 같이 표시할 수 있다(지영준외, 1997).

$$g(t) = a_0 + a_1x + a_2x^2 + \dots + a_Nx^N \quad (1)$$

$$f_0 = a_0 + a_1x_0 + a_2x_0^2 + \dots + a_Nx_0^N$$

$$f_1 = a_0 + a_1x_1 + a_2x_1^2 + \dots + a_Nx_1^N$$

여기서, x_0, x_1, \dots, x_N 은 N+1개 위성위치에 해당하는 시

간을 표시하며, f_0, f_1, \dots, f_N 은 위성의 X,Y,Z 좌표중 어느 하나에 해당한다.

기본적으로 N차일 때, Lagrange의 식은 다음과 같이 표시한다.

$$F(x) = (x-x_0)(x-x_1)(x-x_2)\dots(x-x_N) \quad (2)$$

위의 함수 $F(x)$ 는 $x = x_1, x_2, \dots, x_n$ 일때 각각 0이 된다. 여기서 $F(x)$ 를 $F(x_0), F(x_1)$ 으로 나눈다면 다음과 같이 나타난다.

$$\frac{F(x)}{F(x_0)} = \frac{(x-x_1)(x-x_2)\dots(x-x_N)}{(x_0-x_1)(x_0-x_2)\dots(x_0-x_N)} = G_0(x)$$

$$\frac{F(x)}{F(x_1)} = \frac{(x-x_0)(x-x_2)\dots(x-x_N)}{(x_1-x_0)(x_1-x_2)\dots(x_1-x_N)} = G_1(x) \quad (3)$$

위 식은 $x = x_0$ 일때 1, $x = x_1, x = x_2, \dots, x = x_N$ 일때 각각 0이 되며, 일반적으로 다음과 같이 표시할 수 있다.

$$G_i(x) = \frac{(x-x_0)(x-x_1)\dots(x-x_N)}{(x_i-x_0)(x_i-x_1)\dots(x_i-x_N)} \quad (4)$$

단, 분자는 $(x-x_i)$ 를, 분모는 (x_i-x_i) 를 포함할 수 없다. 그러면, 함수 $G_i(x)$ 는 N차 다항식이고 $x = x_i$ 에서 1, $x = x_j(j \neq i)$ 에서 0이 된다. 따라서, $G_0(x), G_1(x), \dots, G_N(x)$ 를 $f(x_0), f(x_1), \dots, f(x_N)$ 으로 각각 곱하고 서로 더한다면 그 합은 N차의 다항식이 되고 $i=0$ 부터 $i=N$ 까지의 각각에 대하여 $f(x_i)$ 와 같게된다.

$$g(x) = \frac{(x-x_1)(x-x_2)\dots(x-x_N)}{(x_0-x_1)(x_0-x_2)\dots(x_0-x_N)} f(x_0)$$

$$+ \frac{(x-x_0)(x-x_2)\dots(x-x_N)}{(x_1-x_0)(x_1-x_2)\dots(x_1-x_N)} f(x_1)$$

$$+ \dots + \frac{(x-x_0)(x-x_1)\dots(x-x_{N-1})}{(x_N-x_0)(x_N-x_1)\dots(x_N-x_{N-1})} f(x_N) \quad (5)$$

Lagrange 보간 다항식은 식 (5)와 같이 표시될 수 있으며, 이를 단순화하면 식 (6)과 같다.

$$g(x) = G_0(x)f(x_0) + G_1(x)f(x_1) + \dots + G_N(x)f(x_N) \quad (6)$$

Lagrange 공식은 계산시간 및 전파 오차도 Newton 공식보다 작으며, 쉽게 프로그램을 작성할 수 있다는 장점이 있다(박재년, 1999).

3. 정밀궤도력의 정확도 분석 및 보간

3.1 정밀궤도력의 정확도

IGS에서 제공하는 정밀궤도력들은 매시간 0분, 15분, 30분, 45분에 위성의 좌표와 위성시계 보정데이터를 포함하고 있으므로, 최종정밀궤도력을 기준으로 신속정밀궤도력과 초신속정밀궤도력의 위성좌표차이를 계산할 수 있다.

3.1.1 관측정밀궤도력의 정확도

2004년 8월 26일 GPS SV 1에 대한 신속정밀궤도력(IGR)과 최종정밀궤도력(IGS)의 좌표차이를 표시하면 그림 1과 같으며, X,Y,Z 축방향으로 $\pm 5\text{cm}$ 이하의 차이를 나타내고 있다.

그림 2는 26일 SV1에 대한 관측된 초신속정밀궤도력(IGUO)과 최종정밀궤도력의 차이를 나타낸 것이다. 관측된 초신속정밀궤도력은 8월 27일 00시(UTC)에 발표된 초신속정밀궤도력중 26일에 해당하는 궤도력을 이용하였다.

관측된 초신속정밀궤도력의 경우는 최종정밀궤도력에 비해 $\pm 6\text{cm}$ 이하의 차이를 나타내고 있다. 그림 3은 최종정밀궤도력을 기준으로 신속정밀궤도력의 SV1에 대한 위성시계보정값의 차이를 나타낸 것이며, 그림 4는 초신속정밀궤도력의 SV1에 대한 위성시계보정값의 차이를 나타낸 것이다. 신속정밀궤도력은 $-0.01 \sim 0.32\text{ns}$, 관측된 초신속정밀궤도력은 $-11.7\text{ns} \sim -14.5\text{ns}$ 의 차이를 나타내었다.

26일 관측된 29개 위성에 대해 최종정밀궤도력을 기준으로 신속정밀궤도력의 X,Y,Z축 방향 좌표 차이와 위성시계오차 보정값의 차이를 계산하고, 평균제공근오차를 구한 결과는 표 1과 같다. 그림 5는 각 위성별로 X,Y,Z 좌표의 평균제공근오차를 표시한 것으로 $\pm 0.026\text{m}$ 이하의 오차를 나타내고 있으며, 보통 $\pm 0.016\text{m}$ 의 좌표차이를 나타내고 있다. 그림 6은 위성시계오차 보정값에 대한 평균제공근오차를 나타낸 것으로 $\pm 0.23\text{ns}$ 이하의 차이를 나타내고 있으며, 모든 위성에 대한 평균제공근오차를 평균하면 $\pm 0.16\text{ns}$ 의 오차를 나타내고 있다.

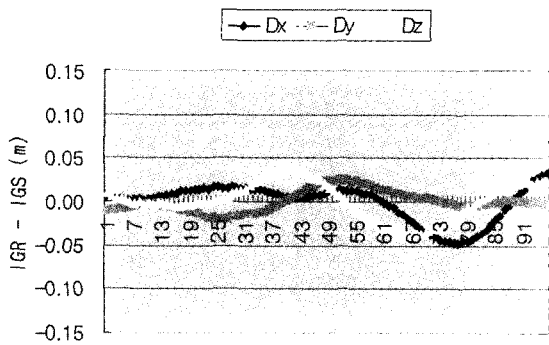


그림 1. 신속정밀궤도력과 최종정밀궤도력의 3차원 좌표 차이 (Sv1)

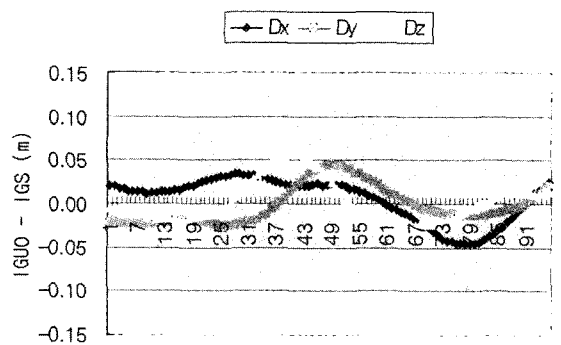


그림 2. 관측된 초신속정밀궤도력과 최종정밀궤도력의 3차원 좌표 차이(Sv1)

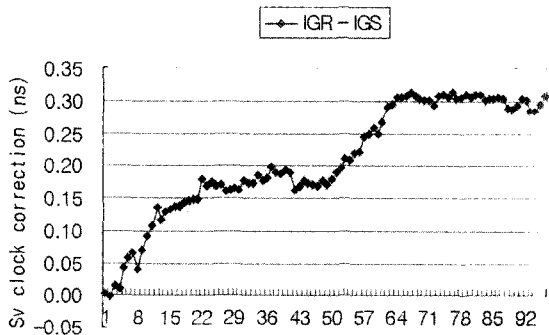


그림 3. 최종정밀궤도력을 기준으로 신속정밀궤도력의 위성시계보정값의 차이(Sv1)

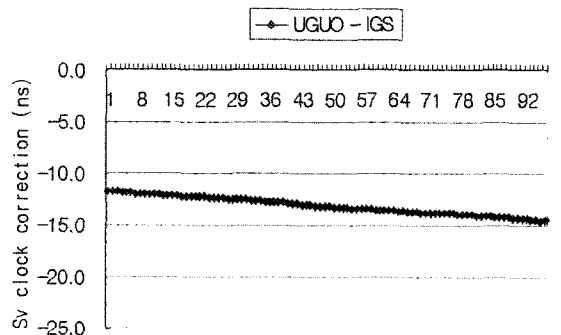


그림 4. 최종정밀궤도력을 기준으로 초신속정밀궤도력의 위성시계보정값의 차이(Sv1)

표 1. 최종정밀궤도력을 기준으로 신속정밀궤도력의 좌표와 위성시계오차보정값에 대한 평균제곱근오차(IGR - IGS)

SV	Dx(m)	Dy(m)	Dz(m)	Dcr(ns)	SV	Dx(m)	Dy(m)	Dz(m)	Dcr(ns)
1	0.020	0.012	0.021	0.226	18	0.018	0.017	0.017	0.092
3	0.011	0.013	0.017	0.161	19	0.026	0.014	0.009	0.137
4	0.013	0.014	0.015	0.142	20	0.022	0.013	0.012	0.146
5	0.019	0.011	0.010	0.202	21	0.015	0.016	0.013	0.093
6	0.012	0.015	0.016	0.169	22	0.023	0.014	0.019	0.097
7	0.013	0.010	0.013	0.156	23	0.019	0.014	0.024	0.105
8	0.015	0.013	0.010	0.217	24	0.024	0.014	0.020	0.143
9	0.014	0.014	0.013	0.188	25	0.015	0.016	0.022	0.213
10	0.019	0.026	0.021	0.170	26	0.014	0.016	0.020	0.153
11	0.009	0.015	0.016	0.127	27	0.017	0.018	0.014	0.194
13	0.016	0.021	0.013	0.149	28	0.015	0.018	0.021	0.131
14	0.016	0.014	0.014	0.113	29	0.017	0.020	0.026	0.170
15	0.020	0.021	0.018	0.197	30	0.017	0.008	0.016	0.169
16	0.012	0.012	0.015	0.133	31	0.013	0.005	0.017	0.142
17	0.009	0.012	0.013	0.169	평균	0.016	0.015	0.016	0.155

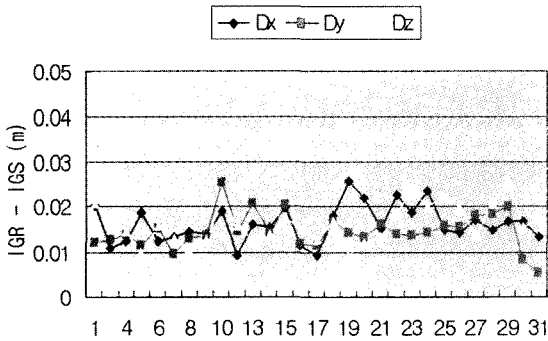


그림 5. 신속정밀궤도력과 최종정밀궤도력의 3차원 좌표 차이에 대한 RMSE

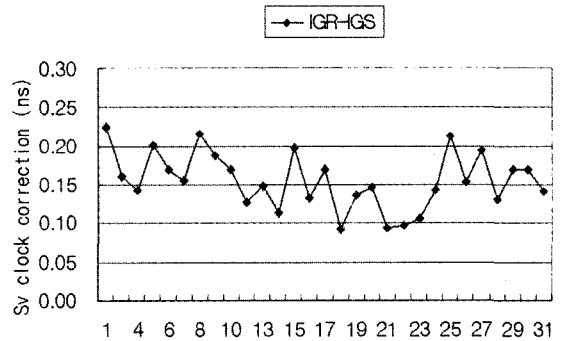


그림 6. 신속정밀궤도력과 최종정밀궤도력의 위성시계오차보정값 차이에 대한 RMSE

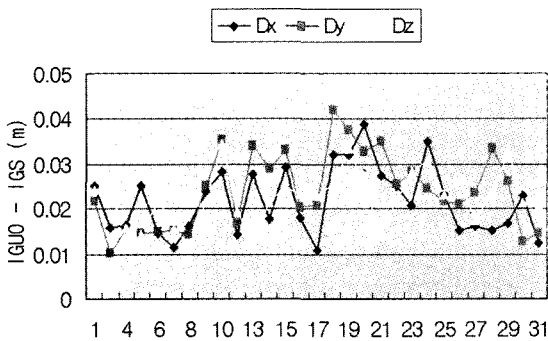


그림 7. 관측된 초신속정밀궤도력과 최종정밀궤도력의 3차원 좌표 차이에 대한 RMSE

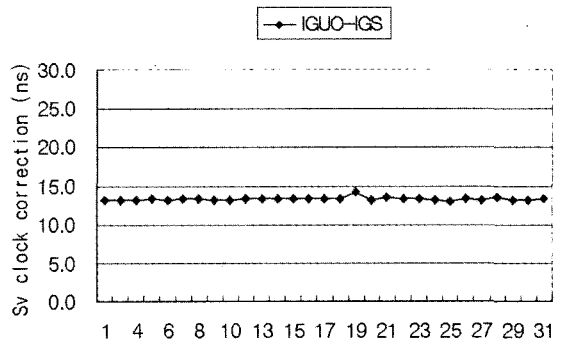


그림 8. 관측된 초신속정밀궤도력과 최종정밀궤도력의 위성시계오차보정값 차이에 대한 RMSE

최종정밀궤도력을 기준으로 초신속정밀궤도력의 X,Y,Z 축 방향 좌표 차이와 위성시계오차 보정값의 차이에 대한 평균제곱근오차를 계산하였으며, 각 위성별로 위성의 3차원 좌표 및 위성시계 관련된 오차를 표시하면 그림 7, 그림 8과 같다. X,Y,Z방향 좌표차이에 대한 평균제곱근오차는 최대 $\pm 0.042\text{m}$ 이하이며, 평균하면 $\pm 0.024\text{m}$ 정도의 오차가 있다. 초신속정밀궤도력의 위성시계오차보정값에 대한 평균제곱근오차는 $\pm 13.1\text{ns} \sim \pm 14.3\text{ns}$ 를 나타내었으며, 일반적으로 평균 $\pm 13.3\text{ns}$ 의 오차를 나타내었다.

3.1.2 예측정밀궤도력의 정확도

1) 24시간마다 갱신되는 예측 초신속정밀궤도력의 정확도

그림 9는 예측된 초신속정밀궤도력(IGUP)과 최종정밀궤도력의 차이를 나타낸 것으로, X,Y,Z 축방향으로 $\pm 13\text{cm}$ 이하의 차이를 보이고 있다. 예측된 초신속정밀궤도력은 8월 26일 00시(UTC)에 발표된 것을 이용하였다. 그

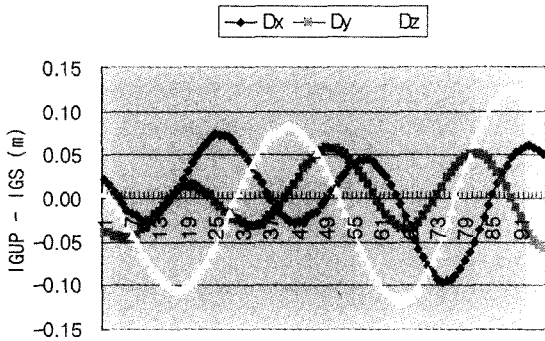


그림 9. 예측된 초신속정밀궤도력과 최종정밀궤도력의 3차원 좌표 차이(Sv1)

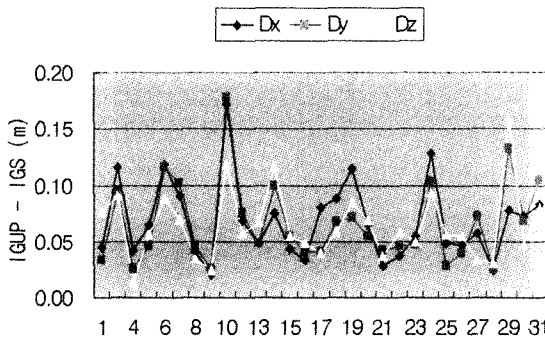


그림 11. 예측된 초신속정밀궤도력과 최종정밀궤도력의 3차원 좌표 차이에 대한 RMSE

림 10은 최종정밀궤도력을 기준으로 신속정밀궤도력의 SV1에 대한 위성시계보정값의 차이를 나타낸 것이다. 예측된 초신속정밀궤도력은 $-2\text{ns} \sim 1\text{ns}$ 의 차이를 나타내고 있으며, 관측궤도력에 비해 위성시계오차 보정값의 변동량이 상대적으로 크게 나타났다.

그림 11은 최종정밀궤도력을 기준으로 24시간 예측된 초신속정밀궤도력의 위성좌표에 대한 평균제곱근오차를 계산하여 위성별로 나타낸 것으로, 최대 $\pm 0.18\text{m}$ 의 오차를 나타내고 있으며, 평균적으로 $\pm 0.68\text{m}$ 의 각 축방향 오차가 있음을 알 수 있었다. 그림 12는 각 위성에 대한 위성시계오차보정값의 평균제곱근오차를 계산한 결과이며, 최대 $\pm 25\text{ns}$ 이하, 평균 $\pm 13\text{ns}$ 의 오차를 나타내고 있다.

2) 6시간마다 갱신된 초신속정밀궤도력의 정확도

초신속 정밀궤도력은 UTC 0시, 6시, 12시, 18시에 각각 생성됨으로 개개의 정밀궤도력을 6시간씩 사용할 수 있다. 8월 26일 0시에 생성된 궤도력은 0시~5시 45분, 6시에

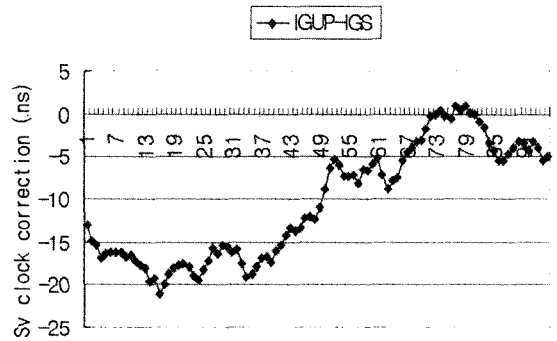


그림 10. 최종정밀궤도력을 기준으로 예측 초신속정밀궤도력의 위성시계보정값(Sv1)

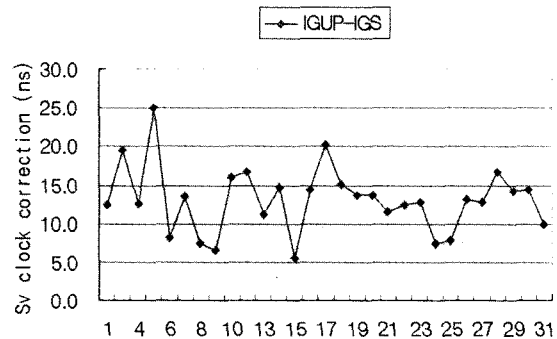


그림 12. 예측된 초신속정밀궤도력과 최종정밀궤도력의 위성시계오차보정값 차이에 대한 RMSE

생성된 데이터는 6시~11시 45분, 12시 궤도력은 12시~17시 45분, 18시 궤도력은 18시~24시 까지 사용하여 6시간마다 갱신된 예측 초신속정밀궤도력을 생성하였다. 그림 13은 SV1에 대한 예측 초신속정밀궤도력과 최종정밀궤도력의 차이를 표시한 것으로, $\pm 10\text{cm}$ 이하의 차이를 나타내고 있으며, 24시간 예측 결과에 비해 그 차이가 줄어들었음을 확인할 수 있었다. 그림 14는 위성시계오차보정값의 차이를 나타낸 결과이다.

26일 관측된 모든 위성에 대한 6시간마다 예측된 초신속정밀궤도력과 최종정밀궤도력의 좌표 및 위성시계오차 보정값 차이에 대한 평균제곱근오차를 계산하였으며, 이를 그래프로 나타내면 그림 15, 16과 같다. 예측된 초신속정밀궤도력의 경우 대부분 $\pm 6\text{cm}$ 의 오차를 나타내고 있으며, 10번 위성의 경우만 $\pm 8.5\text{cm}$ 를 나타내었다. X, Y, Z축 방향의 평균제곱근오차를 평균하면 $\pm 0.043\text{m}$ 이었으며, 위성시계오차 보정값에 대해서는 $\pm 14\text{ns}$ 의 차이가 있음을 확인할 수 있었다.

3.2 Lagrange 다항식을 이용한 위성좌표 보간

3.2.1 관측정밀궤도력을 이용한 위성좌표 계산

정밀궤도력은 15분 간격으로 되어있으므로, 임의시간에 위성의 위치를 계산하기 위해서는 보간법등을 이용해야 한다. 곡선의 보간에 대한 가장 간단한 형태는 Lagrange의 다항식을 이용한 보간법이며, 다항식의 차수에 따라 정확도에 차이가 있다. 2004년 8월 26일 최종정밀궤도력을 이용하여 2시(UTC)부터 12시간동안 1분간격으로 SV1의 위성궤도를 보간하였으며, 13차 다항식에 의한 보간결과를 기준으로 5차, 7차, 9차, 11차 다항식의 보간결과와 차이를 계산하면 그림 17~그림 20과 같다. 5차 다항식의 경우는 $\pm 2.5\text{m}$ 의 차이, 7차 다항식은 $\pm 0.21\text{m}$ 의 차이를 나타내어 정밀궤도력의 정확도에 비해 큰 차이를 나타내지만, 9차의 경우는 $\pm 0.001\text{m}$ 의 차이만을 나타내었다. 그림 21, 22는 Y좌표와 Z좌표에 대한 13차 보간 결과를 기준으로 9차 보간 결과의 차이를 표시한 것으로 X좌표와 동일하게 $\pm 0.001\text{m}$ 이하의 차이만을 나타내었다. 따라서, Lagrange 보

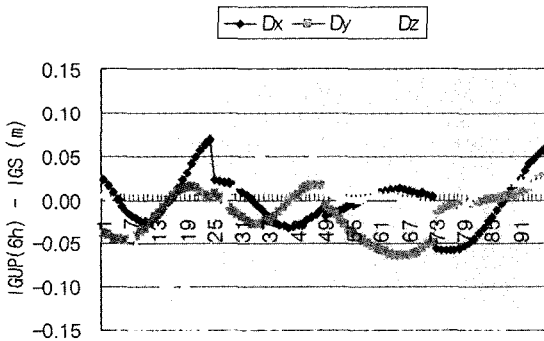


그림 13. 6시간마다 예측된 초신속정밀궤도력과 최종정밀궤도력의 3차원 좌표 차이(Sv1)

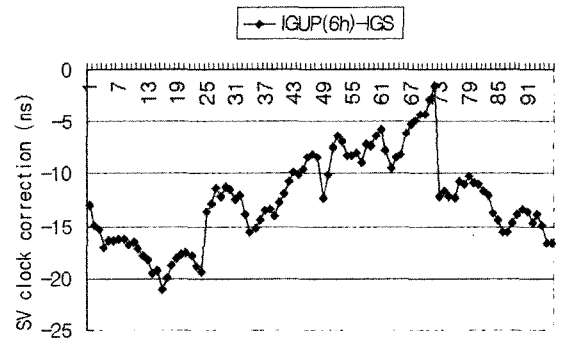


그림 14. 최종정밀궤도력을 기준으로 6시간마다 예측된 초신속정밀궤도력의 위성시계보정값 차이(Sv1)

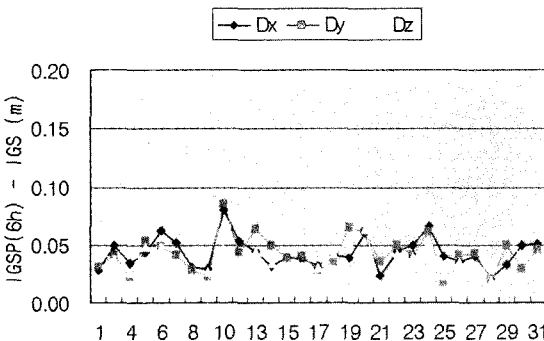


그림 15. 6시간마다 예측된 초신속정밀궤도력과 최종정밀궤도력의 3차원 좌표 차이에 대한 RMSE

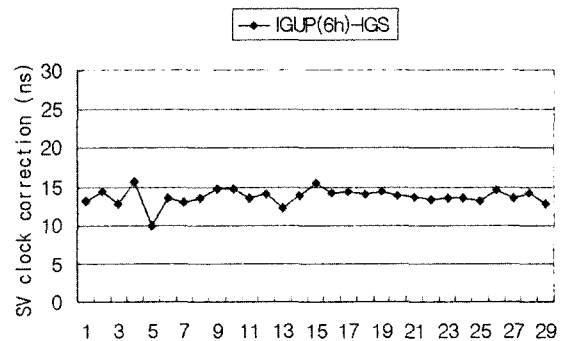


그림 16. 최종정밀궤도력을 기준으로 6시간마다 예측된 초신속정밀궤도력의 위성시계보정값차이에 대한 RMSE

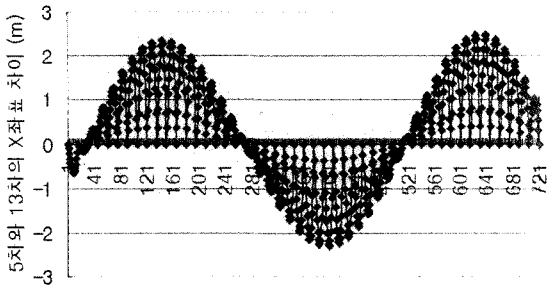


그림 17. 5차와 13차 다항식에 의한 SV1의 X좌표 보간 차이 (IGS)

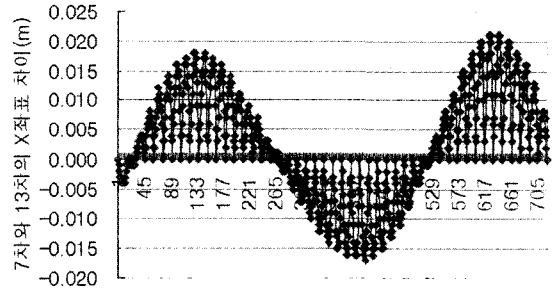


그림 18. 7차와 13차 다항식에 의한 SV1의 X좌표 보간 차이 (IGS)

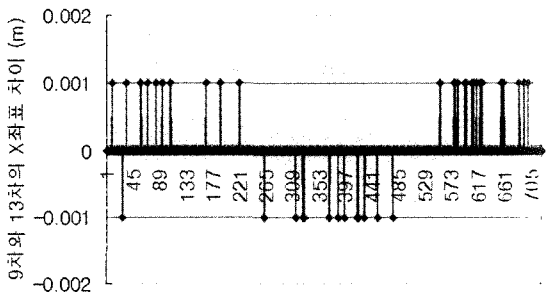


그림 19. 9차와 13차 다항식에 의한 SV1의 X좌표 보간 차이 (IGS)

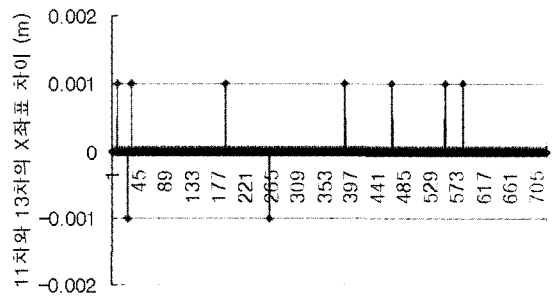


그림 20. 11차와 13차 다항식에 의한 SV1의 X좌표 보간 차이 (IGS)

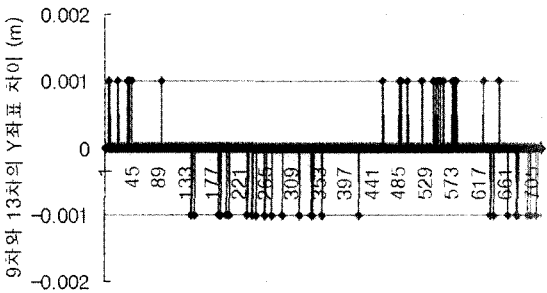


그림 21. 9차와 13차 다항식에 의한 SV1의 Y좌표 보간 차이 (IGS)

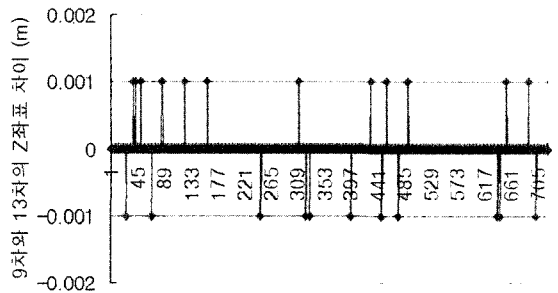


그림 22. 9차와 13차 다항식에 의한 SV1의 Z좌표 보간 차이 (IGS)

간법에 의해 위성좌표를 산출할 경우 9차다항식으로도 충분한 정확도를 유지할 수 있음을 확인할 수 있었다.

3.2.2 예측정밀궤도력을 이용한 위성좌표 계산

동일시간에 대해 초신속정밀궤도력을 이용하여 1분간격으로 SV1의 위성궤도를 보간하였으며, 13차 다항식에 의한 보간결과를 기준으로 9차 다항식에 의한 보간결과와의 차이를 표시하면 그림 23~그림 25와 같다. IGS 최종정밀궤도력과 동일하게 9차의 보간으로도 충분함을 알 수 있었

다. 그림 26은 위성시계오차 보정값에 대한 보간결과로 $1/10^{12}$ 초 이하의 차이로 보간 가능함을 나타내고 있다.

4. 결 론

13일 이후에 제공되는 IGS의 최종정밀궤도력을 기준으로 17시간 이후에 제공되는 신속정밀궤도력과 실시간으로 제공되는 초신속정밀궤도력의 3차원 좌표 차이 및 위성시계오차를 분석한 결과 다음과 같은 결론을 얻을 수 있었다.

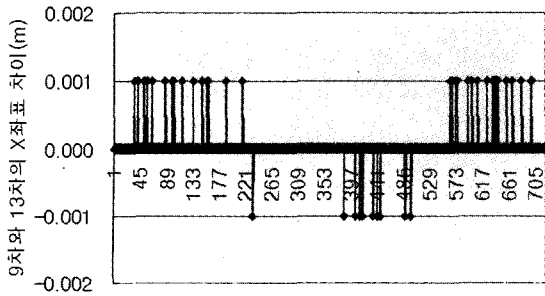


그림 23. 9차와 13차 다항식에 의한 SV1의 X좌표 보간 차이 (IGUP)

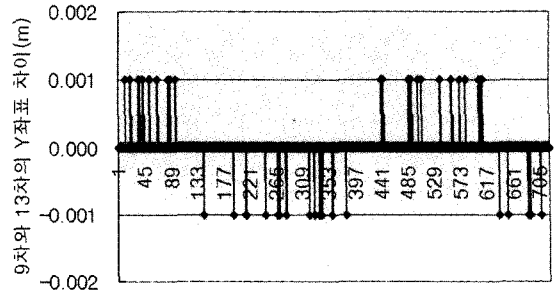


그림 24. 9차와 13차 다항식에 의한 SV1의 Y좌표 보간 차이 (IGUP)

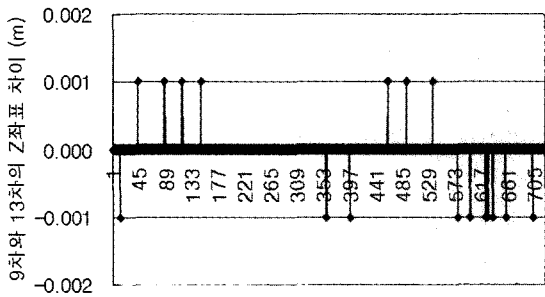


그림 25. 9차와 13차 다항식에 의한 SV1의 Z좌표 보간 차이 (IGUP)

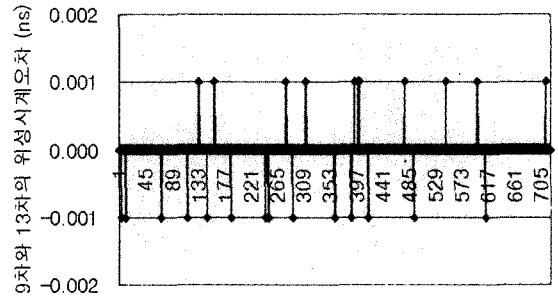


그림 26. 9차와 13차 다항식에 의한 SV1의 위성시계오차 보정 보간 차이(IGUP)

1. 관측궤도력에 대한 X,Y,Z방향의 평균제공근오차는 신속정밀궤도력의 경우 $\pm 0.016m$, $\pm 0.015m$, $\pm 0.016m$, 초신속정밀궤도력의 경우 $\sigma_x = \pm 0.022m$, $\sigma_y = \pm 0.024m$, $\sigma_z = \pm 0.023m$ 이었다.
2. 예측 초신속정밀궤도력에 대한 평균제공근오차는 24시간 예측궤도력을 이용할 경우 $\sigma_x = \pm 0.068m$, $\sigma_y = \pm 0.067m$, $\sigma_z = \pm 0.060m$, 6시간 예측궤도력을 이용할 경우 $\sigma_x = \pm 0.043m$, $\sigma_y = \pm 0.043m$, $\sigma_z = \pm 0.038m$ 였으며, 시간이 경과할 수록 오차가 커짐을 확인할 수 있었다.
3. 위성시계오차 보정값은 신속정밀궤도력의 경우 $\pm 0.155ns$, 관측 초신속정밀궤도력의 경우 $\pm 13ns \sim 14ns$ 정도의 일정한 차이를 나타내었다. 예측 초신속정밀궤도력의 위성시계오차보정값도 관측 초신속정밀궤도력과 비슷하였지만 시간에따라 크게 변동됨을 알 수 있었다.
4. Lagrange 다항식을 이용하여 위성의 좌표를 계산할 경우에는 9차 다항식을 이용하는 것이 효율적임을 확인할 수 있었다.

참고문헌

- 장준목, 이용옥, 박정현 (2000), 궤도력에 따른 장기선 GPS 이동 측량의 정확도 분석에 관한 기초연구, 한국측량학회지, 한국측량학회, 제18권, 제2호, pp. 121-127.
- 박관동, 조정호, 하지현, 임형철 (2003), 초신속궤도력을 이용한 신속한 고정밀 GPS 데이터 처리, 한국측량학회지, 제21권, 제4호, pp. 309-316
- 박재년 (1999), 수치해석, 정익사, pp. 191-194.
- 지영준, 김화준, 허정권 (1997), C로 구현한 수치해석, 높이값이, pp. 260-264.
- 최윤수, 고준환, 이기도 (2003), GPS 장기선 해석에 관한 기초 연구, 한국측량학회지, 한국측량학회, 제21권, 제2호, pp. 123-129.
- B.Hoffmann-Wellenhof, H.Lichtenegger, and J.Collins (2001), GPS Theory and Practice, Springer-Verlag Wien New York, pp. 68-70.
- NOAA/NGS (2003), SP3 Format, National Oceanic and Atmospheric Administration/National Geodetic Survey, Silver Spring, MD, USA., http://www.ngs.noaa.gov/GPS/SP3_format.html
- Remondi, B.W. (1991), NGS Second Generation ASCII and Binary Orbit Formats and Associated Studies, Proceedings of the Twentieth General Assembly, International Union of Geodesy and Geophysics, Vienna, Austria.
- Robert Weber, Jim Ray, Jan Kouba (2002), Review of IGS Analysis Products, International GPS Services for Geodynamics, Towards Real-Time Network, Data, and Analysis Centre 2002 Workshop, Ottawa, Canada. pp. 3-10.

(접수일 2004. 12. 10, 심사일 2004. 12. 16, 심사완료일 2004. 12. 16)