

# 초신속궤도력 기반 GPS 위성 repeat time 산출 및 궤도 예측

## GPS Satellite Repeat Time Determination and Orbit Prediction Based on Ultra-rapid Orbits

이창문<sup>1)</sup> · 박관동<sup>2)</sup> · 김혜인<sup>3)</sup> · 박재민<sup>4)</sup>

Lee, Chang-Moon · Park, Kwan-Dong · Kim, Hye-In · Park, Jae-Min

### Abstract

To plan a GPS survey, they have to decide if a survey can be conducted at a specific point and time based on the predicted GPS ephemeris. In this study, to predict ephemeris, we used the repeat time of a GPS satellite. The GPS satellite repeat time was determined by analysing correlation among three-dimensional satellite coordinates provided by the 48-hour GPS ephemeris in the ultra-rapid orbits. By using the calculated repeat time and Lagrange interpolation polynomials, we predicted GPS orbits for seven days. As a result, the RMS of the maximum errors in the X, Y, and Z coordinates were 39.8 km, 39.7 km, and 19.6 km, respectively. And the maximum and average three-dimensional positional errors were 119.5 km and 48.9 km, respectively. When the maximum 3-D positioning error of 119.5 km was translated into the view angle error, the azimuth and elevation angle errors were 9.7' and 14.9', respectively.

Keywords : GPS, Repeat time, Ultra-rapid orbit, Orbit prediction, Lagrange interpolation

### 초 록

GPS 측량 계획을 수립하기 위해서는 GPS 위성의 예측궤도력을 이용하여 측량자가 원하는 시간과 측점에서 측량이 가능한지 여부를 판단해야 한다. 이 연구에서는 예측궤도력을 생성하기 위한 방법으로 GPS 위성의 repeat time을 이용하였다. Repeat time은 초신속궤도력에 포함된 48시간 GPS 궤도력에서 제공하는 3차원 위성좌표의 상관관계를 분석하여 산출하였다. 그리고 계산된 repeat time을 이용하여 13차 Lagrange 보간 다항식으로 7일간 예측 궤도를 생성하였다. 그 결과, 각 위성의 X, Y, Z 성분별 최대오차의 RMS 평균은 각각 39.8km, 39.7km, 19.6km로 나타났다. 그리고 3차원 오차의 최대값은 119.5km, 평균값은 48.9km로 나타났다. 또한 위성의 가시성 분석을 위해 3차원 최대 오차 값인 119.5km를 시야각 오차로 변환한 결과, 방위각과 고각의 오차는 각각 9.7', 14.9' 으로 나타났다.

핵심어 : GPS, Repeat time, 초신속궤도력, 궤도 예측, 라그랑지 보간

## 1. 서 론

현대 정보화 시대에서 GIS(Geographic Information System), 유비쿼터스 기술, LBS(Location Based Service) 등의 지리정보관련 산업이 발전함에 따라 위치정보의

중요성이 증대되고 있다. 위치정보를 얻을 수 있는 다양한 방법 중에서 GPS(Global Positioning System) 측량은 기존 측량방식의 단점을 보완하는 측량 방법으로 각광을 받고 있다. 그러나 GPS는 최소 4개 이상의 GPS 위성이 시야에 확보될 경우에 한하여 측점의 3차원 위치정보

1) 교신저자 · 정희원 · 인하대학교 사회기반시스템공학부 지리정보공학과 석사과정(E-mail:cm\_lee@inha.edu)  
2) 정희원 · 인하대학교 사회기반시스템공학부 지리정보공학과 조교수(E-mail:kdpark@inha.ac.kr)  
3) 정희원 · 인하대학교 사회기반시스템공학부 지리정보공학과 박사과정(E-mail:hikim0619@inha.edu)  
4) 정희원 · 지능형국토정보기술핵심 사업단 연구원(E-mail:jaemin@ugis.inha.ac.kr)

를 제공한다. 따라서 수신기 주변에 고층건물이나 복잡한 모형의 구조물이 존재하는 지역에서 GPS 측량을 수행할 경우, 동시에 4개 이상의 GPS 위성 신호 수신이 가능한 시간을 측량계획 단계에서 파악하는 것이 효율적이다. 원하는 측정에서의 시간대별 가시 위성을 파악하는데 필요한 고도각과 방위각을 계산하기 위해서는 위성의 예측궤도가 필수적이다. 그러므로 GPS 위성의 궤도를 예측할 수 있는 기술이 필요하다.

현재까지 발표된 GPS 위성의 궤도를 예측하는 방법은 크게 두 가지로 분류할 수 있는데, 먼저 미국해안경비대에서 제공하는 almanac을 기반으로 하여 GPS 궤도를 예측하는 방법이 있다(김혜인, 2009). Almanac을 이용한 위성의 위치계산에는 케플러 궤도요소와 궤도방정식이 이용되며, 위성 궤도면 기준의 위성 좌표를 계산하고 그것을 지구중심의 3차원 좌표로 변환하는 것이 기본적인 원리이다. 그러나 almanac을 이용하는 궤도예측 방법은 최신 almanac을 얻기 위해 하루 이상의 시간이 소요된다는 단점이 있다. GPS 위성의 궤도력을 예측하는 또 다른 방법은 GPS 위성으로부터 실시간으로 수신 가능한 방송궤도력을 사용하는 것이다. 방송궤도력을 이용한 궤도 생성의 기본적인 원리는 almanac을 이용하는 방법과 동일하지만 섭동의 영향을 보정한다는 점이 다르다. 하지만 방송궤도력을 이용한 궤도예측의 단점은 실제 수신된 데이터가 필요하거나 IGS 홈페이지에서 최신 방송궤도력을 획득하기 위해 하루 이상의 시간이 소요된다는 것이다.

이 연구에서는 GPS 위성이 항성일을 주기로 일정한 궤도를 따라 공전하고 있다는 사실을 이용하여 궤도를 예측하고자 한다. GPS 위성의 공전주기는 1/2항성일이

므로, GPS 위성은 지표면상의 측정점을 기준으로 하여 대략 1항성일이 지났을 때 전날과 같은 위치로 되돌아오게 된다(Park 등, 2004). 이렇게 GPS 위성이 2차례 공전하여 다시 제자리로 돌아오는데 걸리는 시간을 repeat time이라 정의한다(Choi 등, 2004; Agnew 등, 2007). Repeat time이 정확히 계산될 경우 이를 기반으로 GPS 위성의 궤도를 예측하는 것이 가능하다. 이 연구에서 repeat time을 계산하기 위해 사용된 궤도 모델은 초신속궤도력이다. 초신속궤도력은 5cm 정확도의 24시간 관측궤도력과 10cm 정확도의 24시간 예측궤도력을 포함하고 있으며 하루 4번(0시, 6시, 12시, 18시) 제공된다. 따라서 초신속궤도력은 실시간으로 이용가능하며 almanac과 방송궤도력에 비해 높은 정확도의 24시간 예측궤도력을 얻을 수 있다는 장점이 있다.

이 연구에서는 초신속궤도력에 포함된 24시간 관측궤도력과 24시간 예측궤도력 사이의 시간에 따른 상관관계를 분석하여 repeat time을 계산하였다. 그리고 산출된 repeat time을 Agnew 등(2007)이 방향벡터를 이용하여 계산한 repeat time과 비교하였다. 또한 초신속궤도력과 산출된 repeat time을 이용하여 7일간의 예측궤도력을 생성하였고, 그 결과를 정밀궤도력과 비교하여 정확도를 검증하였다.

## 2. Repeat time의 개요 및 연구 동향

GPS 위성의 운동은 다양한 섭동력(perturbation forces)의 영향을 받지만, 짧은 기간의 궤도를 예측하는 경우 일정한 궤도를 공전한다고 가정할 수 있다. 그림 1은 GPS 위성(PRN 1)의 2008년 1월 1일부터 4일까지의 정밀

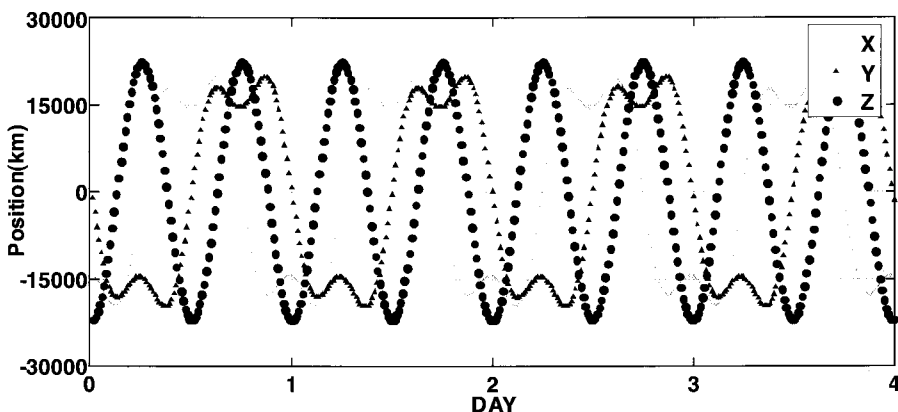


그림 1. GPS 위성의 4일간 정밀궤도력

궤도력을 지심회전(ECEF; Earth-centered, Earth-fixed) 좌표계의 X, Y, Z 성분으로 나타낸 것이다. 그림 1을 통해 X, Y, Z 성분의 궤도력이 약 하루를 주기로 반복된다는 것을 확인할 수 있다. 따라서 초신속궤도력에 포함된 궤도력의 변화를 시간에 따라 분석하면 repeat time을 산출할 수 있다.

Repeat time을 계산하기 위하여 기존의 연구들에서는 두 가지 방법을 이용하였다. 첫 번째는 Agnew 등(2007)이 이용한 방향벡터의 주기성을 분석하는 방법이다. Agnew 등(2007)은 특정시각을 기준으로 각 위성 방향으로의 벡터를 생성하고, 그로부터 약 하루가 지난 뒤 해당 위성의 방향벡터가 전날 생성한 기준 방향 벡터에 가장 근접할 때까지 걸리는 시간을 repeat time으로 선정하였다. 이 방법은 repeat time을 계산하기 위하여 관측날짜와 시간, 측정의 위도, 경도, 타원체고를 입력 값으로 하여 0.01초 단위의 정밀한 repeat time이 계산된다. 그리고 Agnew 등(2007)이 제안한 방법은 관측일로부터 13일 후에 제공되는 정밀궤도력을 이용하였지만 정밀궤도력 대신 초신속궤도력을 이용한다면 실시간으로의 이용도 가능하다고 판단된다. Repeat time을 생성하기 위한 두 번째 방법은 방송궤도력과 케플러 제 3법칙을 이용하는 것이다. Choi 등(2004)은 방송궤도력에서 제공하는 장반경, mean motion 보정 계수와 케플러 제 3법칙을 이용하여 GPS 위성의 repeat time을 산출하였다.

앞서 설명한 두 가지 방법의 결과 값을 비교하기 위해 각각의 방법을 이용하여 동일한 날짜에 대한 repeat time을 산출하였다. 그 결과, Choi 등(2004)이 계산한 repeat time이 Agnew 등(2007)이 계산한 repeat time보다 평균 1초, 최대 3초 짧게 나타났다. 3초 크기의 repeat time 산출 오차는 이 논문의 4장에 기술한 분석 결과, 수십 km의 궤도오차를 발생시킬 수 있다(표 4 참고).

### 3. 상관관계를 이용한 repeat time 산출

이 연구에서는 Agnew 등(2007)과 Choi 등(2004)이 repeat time을 산출하는 방법과는 다른 방법을 사용하여 repeat time을 계산하였다. GPS 위성의 궤도가 약 하루를 주기로 반복된다는 점에 착안하여 2일간 궤도력의 시간에 따른 상관관계를 분석함으로써 repeat time을 계산하였다. IGS에서 제공하는 초신속궤도력은 24시간 관측궤도력과 24시간 예측궤도력을 포함하고 있기 때문에 2일간 궤도력의 비교가 가능하다. 따라서 관측궤도력과 예

측궤도력의 상관성 분석으로 계산된 시간차(time lag)를 이용하여 GPS 위성의 repeat time을 알 수 있다. 이때 관측궤도력과 예측궤도력 사이의 5cm 정확도 차이는 시간차 계산에 영향을 미칠만한 크기가 아니므로 고려하지 않았다. 그림 2는 가로축의 시간 범위를 24시간으로 동일하게 하여 2003년 12월 22일 00시에 해당하는 초신속 궤도력 igu12501\_00.sp3에 포함된 PRN 1 위성의 X 성분 24시간 관측궤도력(2003년 12월 21일)과 24시간 예측궤도력(2003년 12월 22일)을 겹쳐서 표현한 것이다. 그리고 우측 하단의 그래프는 좌측 상단 그래프의 46980초에서 47880초까지 구간을 확대하여 나타낸 것이다. 그림 2에서 파란선은 관측궤도력을 나타내고 빨간선은 예측궤도력을 나타낸다. 그림 2를 통하여 PRN 1 위성이 동일한 궤도를 지날 때의 시간은 예측궤도력이 관측궤도력에 비해서 248초 빠르다는 것을 확인할 수 있다.

초신속궤도력은 15분 간격의 궤도력을 제공하므로 초단위의 repeat time을 계산하기 어렵다. 따라서 정밀한 repeat time을 계산하기 위해 초신속궤도력에 포함된 15분 간격의 궤도력을 1초 간격의 궤도력으로 보간하였다. 이 연구에서는 1초 간격의 궤도력을 생성하기 위해 Lagrange 보간 다항식을 이용하였다. Lagrange 보간 다항식을 이용한 이유는 계산시간 및 오차전파(error propagation)가 Newton 보간법의 경우보다 작으며, 프로그램 작성이 용이하다는 장점이 있기 때문이다(박재년, 1999). Lagrange 보간 다항식은 다항식의 차수에 따라 결과의 정확도가 다르다. 김혜인(2009)은 가장 정확한 보간 결과를 산출하는 다항식 차수로 13차 Lagrange 다항식을 제안한 바 있다. 따라서 이 연구에서는 1초 간격으로 궤도력을 보간하기 위해 13차 Lagrange 다항식을 이용하였다.

이 연구에서는 식 (1)을 통해 초신속궤도력에 포함된 2일간 궤도력의 시간에 따른 상관계수를 계산하여 각 위성의 repeat time을 계산하였다.

$$r = \frac{\frac{1}{N} \sum_{r=1}^N (\alpha_r - \bar{\alpha})(\beta_r - \bar{\beta})}{S \cdot S'} \quad (1)$$

식 (1)에서  $N$ 은 86400이며, 1초 간격의 24시간 궤도력에 포함된 궤도력의 개수를 의미한다.  $\alpha_r$ ,  $\beta_r$ 은 각각 1초 간격의 24시간 관측궤도력과 24시간 예측궤도력이며,  $\bar{\alpha}$ ,  $\bar{\beta}$ 는 각각 관측궤도력과 예측궤도력의 평균값

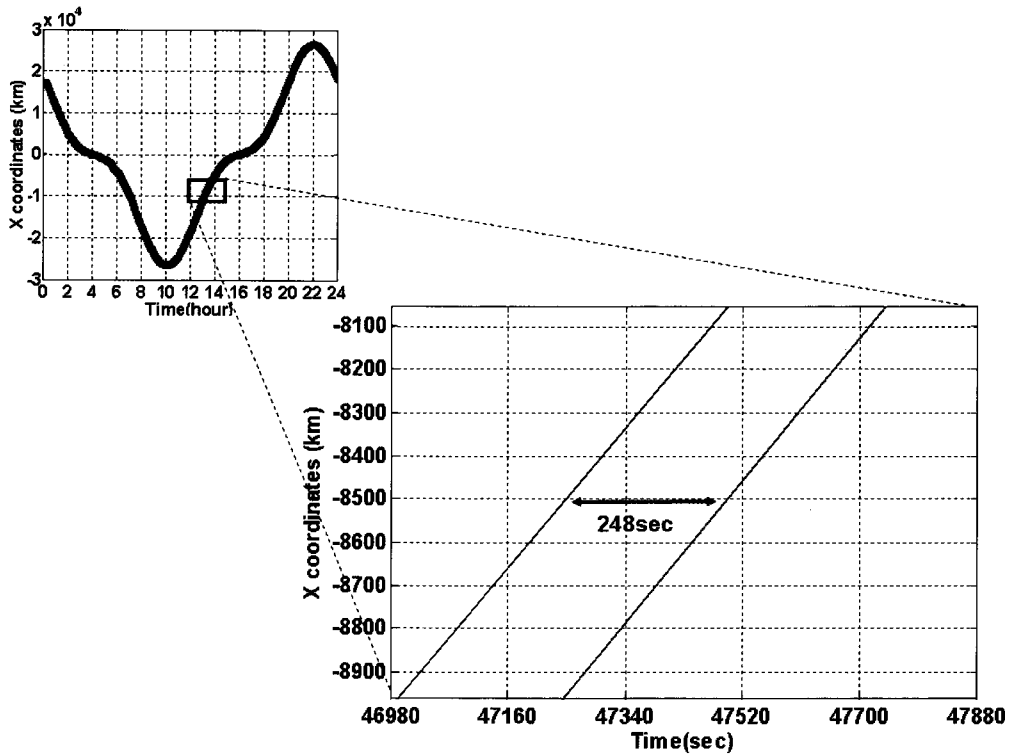


그림 2. 초신속궤도력에 포함된 PRN 1 위성의 관측궤도력과 예측궤도력이 동일한 궤도를 지날 때의 시간 차이

을 나타낸다. 그리고  $S$ 와  $S'$ 는 각각 관측궤도력과 예측궤도력의 표준편차를 나타낸다. Repeat time을 계산하기 위해 24시간 관측궤도력은 고정시키고 24시간 예측궤도력을 1초 간격으로 이동(shift)시키며 두 궤도력간의 상관계수를 계산하였다. 이때 가장 큰 상관계수가 나타나는 시간이 두 궤도력이 가장 일치하는 시간이므로 그 시간을 repeat time으로 선정하였다. 그림 3은 2003년 12월 22일 초신속궤도력에 포함된 PRN 1 위성의 관측궤도력과 예측궤도력의 시간에 따른 상관관계 분석 결과를 나타낸 것이다. 시간에 대한 2일간 궤도력의 최대 상관계수가 86152초에서 나타남을 알 수 있으며, 따라서 PRN 1 위성의 repeat time이 86152초임을 알 수 있다.

초신속궤도력에 포함된 2일간 궤도력의 상관관계를 이용하여 계산한 repeat time의 정확도를 검증하기 위해 Agnew 등(2007)이 계산한 repeat time과 비교하였다. 이 연구에서는 궤도력간 상관관계를 이용하여 계산한 X, Y, Z 성분의 repeat time을 각각 산출한 뒤 각 성분별 repeat time의 평균을 계산한 반면, Agnew 등(2007)은 3차원의 repeat time을 계산하였다. 표 1은 Agnew 등(2007)이 계

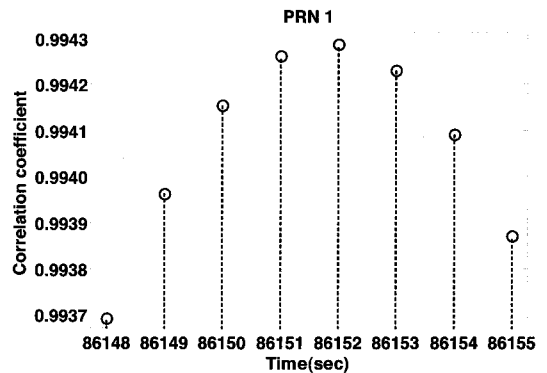


그림 3. 2003년 12월 22일 PRN 1의 상관계수에 의한 repeat time 선정

산한 repeat time과 이 연구에서 제안한 방법을 이용해 계산한 repeat time을 위성별로 비교하여 나타낸 것이다. 두 repeat time간의 차이는 최대 1.86초, 평균 0.45초 발생하였고, 28개 위성 중에서 22개 위성의 repeat time 차이는 1초 미만이었다.

표 1. Repeat time 결과 비교

Type	Agnew 등(2007)이 계산한 repeat time(sec)	상관관계를 이용하여 계산한 repeat time(sec)				차이 (sec)
	3D	X	Y	Z	평균	
PRN 1	86151.06	86152	86151	86152	86151.67	-0.61
PRN 2	86159.93	86162	86162	86160	86161.33	-1.40
PRN 3	86151.98	86153	86152	86153	86152.67	-0.69
PRN 4	86159.05	86161	86160	86158	86159.67	-0.62
PRN 5	86147.79	86146	86147	86148	86147.00	0.79
PRN 6	86148.27	86149	86149	86151	86149.67	-1.40
PRN 7	86155.19	86156	86156	86156	86156.00	-0.81
PRN 8	86154.73	86155	86154	86154	86154.33	0.40
PRN 9	86157.31	86158	86158	86157	86157.67	-0.36
PRN 10	86150.98	86150	86150	86152	86150.67	0.31
PRN 11	86154.98	86155	86155	86155	86155.00	-0.02
PRN 13	86159.30	86160	86160	86159	86159.67	-0.37
PRN 14	86159.12	86161	86161	86159	86160.33	-1.21
PRN 15	86158.24	86160	86159	86157	86158.67	-0.43
PRN 16	86155.91	86157	86157	86156	86156.67	-0.76
PRN 17	86146.23	86146	86145	86148	86146.33	-0.10
PRN 18	86150.94	86151	86152	86151	86151.33	-0.39
PRN 20	86157.81	86160	86161	86158	86159.67	-1.86
PRN 21	86156.41	86158	86157	86156	86157.00	-0.59
PRN 23	86165.77	86167	86167	86163	86165.67	0.10
PRN 24	86145.34	86145	86145	86148	86146.00	-0.66
PRN 25	86148.57	86148	86147	86149	86148.00	0.57
PRN 26	86151.38	86152	86151	86152	86151.67	-0.29
PRN 27	86149.73	86148	86148	86150	86148.67	1.06
PRN 28	86153.76	86154	86155	86154	86154.33	-0.57
PRN 29	86155.25	86157	86156	86155	86156.00	-0.75
PRN 30	86155.13	86156	86157	86155	86156.00	-0.87
PRN 31	86151.92	86153	86153	86153	86153.00	-1.08
평균	86154.00	86154.70	86154.52	86154.30	86154.45	-0.45

일반적으로 GPS 위성의 repeat time은 86140초에서 86170초 사이의 값이며, 위성과 날짜에 따라 다르다

(Agnew 등, 2007). 그림 4는 이 연구에서 제안한 방법을 이용하여 계산한 2008년 1월 1일부터 2008년 4월 9일까지

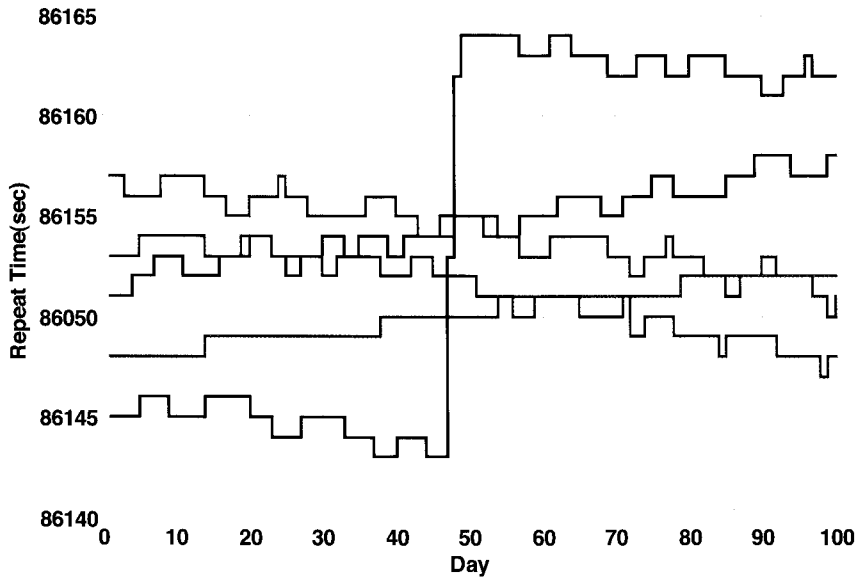


그림 4. 날짜에 따른 위성별 Repeat time 변화  
(녹색 : PRN 1, 노란색 : PRN 7, 빨간색 : PRN 12, 검정색 : PRN 15, 파란색 : PRN 23)

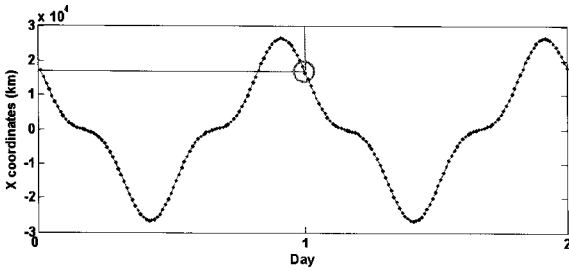
지 100일 동안 5개 위성의 repeat time 변화를 나타낸 것이다. 그림 4에서 repeat time이 점점 증가하거나 감소하는 경향을 보이는 이유는 지구 중력장모델인 tesseral harmonics의 공명효과 때문이다(Choi 등, 2004). 그리고 각 위성의 repeat time에서 나타나는 작은 진폭의 변화는 달의 중력에 의해 발생하는 섭동에 의한 것이다. 한편 PRN 23번 위성의 경우 repeat time이 급격하게 변하는 구간이 있다. 이러한 현상은 위성의 궤도조정(orbit maneuver)을 수행했기 때문이다(Choi 등, 2004).

#### 4. GPS 위성의 예측 궤도 생성 및 정확도 분석

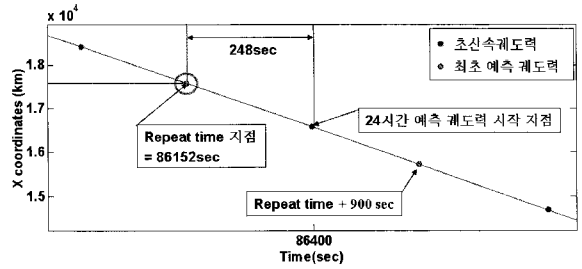
이 연구에서는 GPS 위성이 repeat time을 주기로 동일한 궤도를 지나는 경향을 이용하여 초신속궤도력 기반의 예측궤도력을 생성하였다. 예측궤도력을 생성하는 과정은 두 단계로 구분할 수 있다. 첫 번째 단계는 GPS 위성의 repeat time을 이용하여 최초 예측궤도력을 생성하는 것이다. 그림 5는 초신속궤도력을 이용하여 PRN 1 위성의 최초 예측궤도력을 생성하는 원리를 나타낸 것이다. 그림 5(a)는 초신속궤도력에 포함된 48시간의 X 성분 궤도력과 repeat time이 경과한 직후 궤도력이 반복되는 시점을 표시한 것이며 그림 5(b)는 궤도력 반복이

발생하는 구간을 보다 상세하게 나타낸 것이다. 그림 5(b)에서 확인할 수 있듯이 첫째 날의 0시 0분 0초 궤도력은 86152초가 지난 후의 궤도력과 동일하다. 86152초 이후의 궤도력은 첫째 날 궤도력이 반복된다. 따라서 첫째 날 궤도력을 그대로 이용하여, 86152초에서 시작하는 15분(900초) 간격의 최초 예측궤도력을 생성할 수 있다. 표 2는 2003년 12월 22일 초신속궤도력을 이용하여 구성된 12월 23일 최초 예측궤도력 나타낸 것이다. 표 2를 통해 최초 예측궤도력의 X 성분 궤도력은 24시간 관측궤도력의 15분 간격 X 성분 궤도력을 그대로 사용한다는 것을 확인할 수 있다. 이때 표 2에서 궤도력 관측시간을 85500초까지 나타낸 이유는 초신속궤도력에 포함된 24시간 관측궤도력의 관측시간이 23시 45분(85500초)에서 종료되기 때문이다.

예측 궤도 생성의 두 번째 단계는, 이미 만들어진 15분 간격의 최초 예측궤도력을 사용자가 요구하는 시간 간격으로 보간하는 것이다. 이 연구에서는 예측궤도력의 정확성을 검증하기 위해서 해당 날짜의 정밀궤도력과 같은 시간간격인 15분 단위로 보간하였다. 즉, 생성된 최초 예측궤도력을 13차 Lagrange 다항식을 이용하여 0시 0분 0초에 시작하는 15분 간격의 궤도력으로 보간하였다. Y 성분과 Z 성분의 예측궤도력도 동일한 방식으로 생성하였다.



(a) 초신속궤도력 X 성분의 48시간 패턴과 궤도력 반복 시간



(b) Repeat time과 1일후 궤도력 시작 시간과의 차이

그림 5. 최초 예측궤도력 생성 원리

표 2. PRN 1 위성의 X 성분 최초 예측궤도력 생성 과정

24시간 관측궤도력		repeat time 대입 (86152sec)	최초 예측궤도력	
시간 (sec)	위성 X성분 (km)		시간 (sec)	위성 X성분 (km)
0	17600.257701	⇒	86152	17600.257701
900	15730.129310		87052	15730.129310
1800	13838.012474		87952	13838.012474
2700	11968.892386		88852	11968.892386
⋮	⋮		⋮	⋮
83700	22212.989328		169852	22212.989328
84600	20638.717884		170752	20638.717884
85500	18916.174279		171652	18916.174279

그림 5와 표 2가 나타내는 것은 초신속궤도력 관측일의 바로 다음날 궤도력을 예측하는 방법이다. 하지만 초신속궤도력은 이미 다음날 궤도력을 포함하고 있으므로 2일후 궤도력부터 예측해야 한다. 2일후 궤도력을 예측하는 방식도 1일후 궤도력을 예측하는 방식과 같다. 한 가지 다른 점은 대입하는 repeat time의 크기가 두 배가 된다는 것이다. 따라서 일주일간의 궤도력을 예측하기 위해서는 시간이 경과함에 따라 repeat time도 날짜에 비례하여 증가시킨 값을 대입해야 한다. 예를 들어 이 연구에서 7일째 궤도력을 예측하기 위해서 첫째 날 repeat time에 7을 곱한 값을 이용하였다.

이 연구에서는 2003년 12월 22일 00시 초신속궤도력 igu12501\_00.sp3를 이용하여 repeat time을 계산하고 총 28개 위성의 일주일간 예측궤도력을 생성하였다. 그리고 예측궤도력의 정확도를 검증하기 위해 해당 날짜의 정밀궤도력과 비교하였다. 단 2003년 12월 22일의 궤도력은 예측에 이용한 초신속궤도력에 포함되어 있으므로

비교 대상에서 제외하였다. 정확도 검증 결과, 각 위성의 X, Y, Z 성분별 최대오차의 RMS 평균은 각각 39.8km, 39.7km, 19.6km로 나타났다. X와 Y 성분에 비해 Z 성분의 정확도가 높은 이유는 Lagrange 보간법이 보간 대상이 되는 데이터의 변화 양상이 단순할수록 그 정확도가 높아지기 때문이다. 그림 1에서 볼 수 있듯이 X와 Y 성분과는 달리 Z 성분은 단순한 정현파(sinusoidal) 형태의 함수로 표현할 수 있기 때문에 Z 성분 궤도예측 정확도가 높은 것으로 판단된다.

그림 6은 분석결과 가장 작은 오차를 나타낸 PRN 31 위성과 가장 큰 오차를 보인 PRN 23 위성의 성분별 오차와 3차원 오차를 나타낸다. 그리고 표 3에 이 연구에 이용된 모든 GPS 위성에 대한 3차원 오차 평균을 나타냈다. 그림 6의 (b)에 나타낸 PRN 31 위성 예측궤도력의 3차원 오차는 최대오차가 18.3km로써 연구에 이용된 28개 위성의 3차원 오차 중에서 가장 작았다. 반면, 6(d)에 나타낸 PRN 23 위성은 3차원 오차가 119.5km로써 가장

크게 나타났다. 또한 표 3에서 확인할 수 있듯이 3차원 오차의 평균은 48.9km이다. 모든 GPS 위성들의 일주일간 예측궤도력은 날짜별로 3차원 오차의 크기가 다르지만 예측 기간이 늘어남에 따라 3차원 오차가 증가하는 경향을 보였다. 이때 3차원 오차의 크기는 그림 6의 (b)와 (d)처럼 예측 기간에 비례하여 일정한 비율로 증가하는 경향을 보였다. 이러한 현상이 나타나는 이유는 repeat time을 예측 일수에 비례하여 증가시키는 과정(repeat time × 예측 일수)에서 첫날 발생한 오차 또한 같은 비율로 증가하여 예측궤도력의 결과에 반영되기 때문이다. 이 연구 결과에 발생한 오차가 가시성 분석에 미치는 영향을 파악하기 위해, 예측궤도력의 정확도가 가장 낮은 PRN 23 위성의 예측 궤도력 오차를 시야각 오차로 계산하였다. 그 결과, 방위각과 고도각은 각각

9.7', 14.9'의 차이가 발생하였다. 9.7', 14.9'의 방위각과 고도각 차이는 GPS 위성의 가시성 분석에 영향을 미칠 정도의 크기가 아니다. 따라서 PRN 23 위성을 제외한 나머지 위성들의 3차원 오차도 GPS 위성의 가시성 분석에는 큰 영향을 미치지 않을 것으로 판단된다.

또한, 수초 차이의 repeat time이 예측궤도력의 정확도에 미치는 영향을 분석하였다. 표 4는 PRN 1 위성의 repeat time으로부터 ±2초 차이의 시간을 이용하여 위성 궤도력을 예측했을 경우 7일후 예측궤도력의 3차원 최대 오차를 비교한 것이다. 이때 repeat time은 Agnew 등(2007)이 계산한 결과를 참고으로 가정하였다. 그 결과, 참고의 repeat time보다 2초 짧을 경우 3차원 최대 오차는 61.0km로써 repeat time을 이용했을 때의 3차원 최대 오차인 29.7km보다 31.3km 크게 나타났다. 다른 위성들의

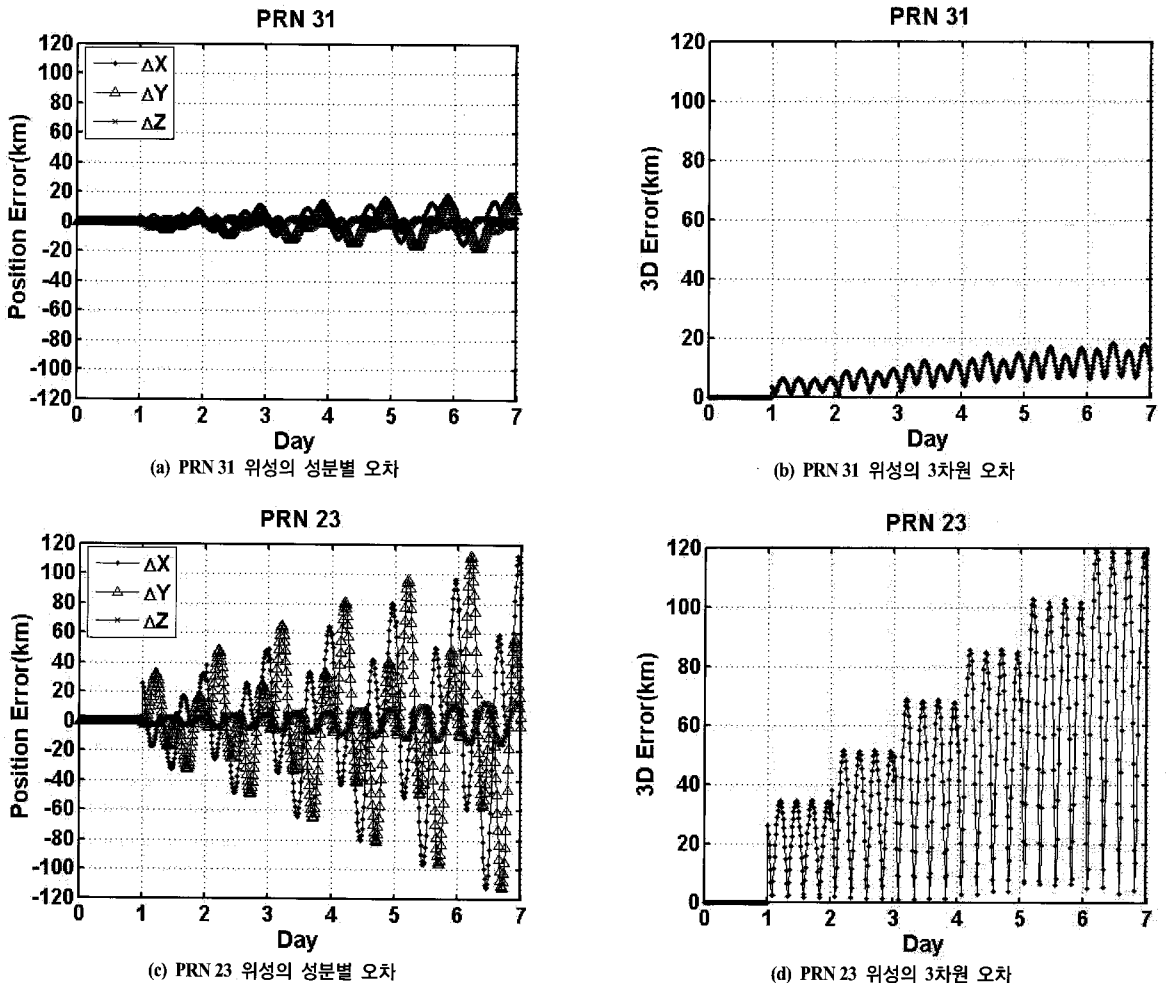


그림 6. 초신속궤도력을 이용하여 예측한 7일간 GPS 위성 궤도력



표 3. 초신속궤도력을 이용한 GPS 위성 예측궤도력의 경과 날짜에 따른 3차원 오차

구 분 \ 경과날짜	2일째 (km)	3일째 (km)	4일째 (km)	5일째 (km)	6일째 (km)	7일째 (km)
최대오차	34.3	51.5	68.7	85.7	102.6	119.5
평 균	13.7	20.8	27.9	35.0	42.0	48.9

표 4. Repeat time 기준으로 ±2초의 시간을 이용했을 때 예측궤도력의 3차원 오차

대입 시간(sec)	X Error(km)	Y Error(km)	Z Error(km)	3D Error(km)
repeat time - 2	30.4	46.5	55.6	61.0
repeat time - 1	28.0	31.9	33.1	42.5
repeat time	26.4	27.5	10.7	29.7
repeat time + 1	29.7	29.1	14.9	32.8
repeat time + 2	34.2	30.8	37.4	48.5

경우에도 repeat time을 대입했을 때 3차원 최대 오차와 repeat time ±2초를 대입했을 때의 3차원 최대 오차의 차이는 40km 이내의 결과를 보였다. 가장 큰 3차원 오차가 발생한 PRN 23 위성은 repeat time+2초를 대입했을 때의 3차원 최대 오차가 135.2km 발생하였다. 그리고 거리 오차를 시야각 오차로 환산한 결과, 고도각과 방위각 차이가 각각 10.9', 16.8' 로 나타났으며 이정도 차이는 GPS 위성의 가시성 분석에 영향을 미칠만한 크기가 아니다. 따라서 정확한 repeat time 산출이 GPS 위성의 예측 궤도 결과값에 영향을 미치는 부분이 있지만, 가시성 분석을 위해 repeat time을 계산할 경우 ±2초의 오차는 허용가능하다고 판단하였다.

차원 오차를 시야각 오차로 환산한 값은 방위각과 고도각의 차이가 각각 9.7', 14.9' 으로 나타났다. 이때 9.7', 14.9' 의 방위각과 고도각 차이는 GPS 위성의 가시성 분석에 큰 영향을 미치지 않으며 repeat time에서 ±2초의 오차까지는 허용가능하다고 판단하였다. 또한 이 연구에서 제안한 상관관계를 이용한 방법과 기존의 방향벡터를 이용한 방법으로 계산한 repeat time의 평균값 차이가 0.45초임을 확인했다. 따라서 하나의 초신속궤도력을 이용하여 실시간으로 이용가능하다는 점에서, 상관계수를 이용한 repeat time 산출법은 기존의 방식들과는 다른 또 하나의 repeat time 산출법이 될 수 있다.

### 5. 결 론

이 연구에서는 GPS 위성의 예측궤도력을 생성하기 위해서 초신속궤도력에 포함된 2일간 궤도력의 시간에 대한 상관관계를 이용하여 GPS 위성의 repeat time을 계산하였다. 그리고 GPS 위성 궤도가 repeat time을 주기로 일정한 패턴을 반복한다는 점에 착안하여 일주일간 GPS 위성 궤도력을 예측하였다. GPS 위성의 궤도력을 예측한 결과, 3차원 오차는 예측 기간에 비례하여 증가하였고 모든 위성의 3차원 오차 평균은 48.9km를 나타냈다. PRN 23 위성의 경우 3차원 오차는 119.5km로 가장 크게 나타났으며, 위성의 가시성 분석을 위해 해당 위성의 3

### 감사의 글

본 연구는 국토해양부 첨단도시기술개발사업-지능형 국토정보혁신 사업과제의 연구비지원(07 국토정보-B01)에 의해 수행되었습니다.

### 참고문헌

김혜인 (2009), 위성측위 가용성 및 정확도 향상 평가를 위한 통합 GNSS 시뮬레이터 개발, 석사학위논문, 인하대학교, p. 19.  
 박재년 (1999), 수치지해석, 정익사, pp. 191-194.  
 Agnew, D. C. and Larson, K. M. (2007), Finding the repeat

- times of the GPS constellation, *GPS Solutions*, Vol. 11, pp. 71-76.
- Choi, K., Bilich, A., Larson, K. M., and Axelrad, P. (2004), Modified sidereal filtering: Implications for high-rate GPS positioning, *Geophysical Research Letters*, Vol. 31, L22608, doi:10.1029/2004GL021621
- Park, K.-D., Nerem, R. S., Schenewerk, M. S. and Davis, J. L. (2004), Site-specific multipath characteristics of global IGS and CORS GPS sites, *Journal of Geodesy*, Vol. 77, No. 12, pp. 799-803.

---

(접수일 2009. 5. 11, 심사일 2009. 6. 1, 심사완료일 2009. 8. 21)