

가상행성 섭동력을 고려한 긴 주기 GPS 위성궤도예측기법

Long-Term GPS Satellite Orbit Prediction Scheme with Virtual Planet Perturbation

유 승 수, 이 정 혁, 한 진 희, 지 규 인, 김 선 용*
 (Seungsoo Yoo¹, Junghyuck Lee², Jin Hee Han³, Gyu-In Jee¹ and Sun Yong Kim¹)

¹Konkuk University

²SKHYNIX

³TELACE

Abstract: The purpose of this paper is to analyze GPS (Global Positioning System) satellite orbital mechanics, and then to propose a novel long-term GPS satellite orbit prediction scheme including virtual planet perturbation. The GPS orbital information is a necessary prerequisite to pinpointing the location of a GPS receiver. When a GPS receiver has been shut down for a long time, however, the time needed to fix it before its reuse is too long due to the long-standing GPS orbital information. To overcome this problem, the GPS orbital mechanics was studied, such as Newton's equation of motion for the GPS satellite, including the non-spherical Earth effect, the luni-solar attraction, and residual perturbations. The residual perturbations are modeled as a virtual planet using the least-square algorithm for a moment. Through the modeling of the virtual planet with the aforementioned orbital mechanics, a novel GPS orbit prediction scheme is proposed. The numerical results showed that the prediction error was dramatically reduced after the inclusion of virtual planet perturbation.

Keywords: GPS satellite orbit prediction, ephemeris, geopotential coefficients, solar radiation pressure, luni-solar attraction, virtual planet perturbation

I. 서론

GPS (Global Positioning System)는 위치를 알고 있는 여러 GPS 위성에서 주기적으로 송신하는 신호를 GPS 수신기에서 수신해 의사거리(pseudo-range)를 얻고, 이로부터 그 수신기의 위치를 결정할 수 있는 대표적인 전파항법체계이다. GPS 위성의 위치는 GPS 위성에서 주기적으로 송신하는 신호에 포함된 항법 메시지의 GPS 위성 궤도정보와 시각정보로부터 도출할 수 있다. GPS 위성의 항법 메시지는 전체 GPS 위성 궤도정보인 Almanac 데이터와 항법 메시지를 송신하는 GPS 위성의 궤도정보와 궤도오차 보정치가 포함된 Ephemeris 데이터, 그리고 UTC (Universal Time Coordinated) 시각 및 이온층 모형값 등 부수정보 등으로 구성되어 있다[1,2]. 이 가운데 Ephemeris 데이터에 포함된 주요 매개변수는 표 1과 같다.

표 1. Ephemeris 데이터 매개변수의 정의 [2].

Table 1. Ephemeris data definitions [2].

매개변수	정의
M_0	참조시간에서의 평균근점이각
Δn	계산된 평균운동차
e	이심률
\sqrt{A}	장반경의 제곱근
Ω_0	해당 주치의 궤도면에 대한 승교점 경도
i_0	참조시간에서의 궤도경사각
ω	근지점 통과속도
$\dot{\Omega}$	적경 변화율
$IDOT$	궤도경사각의 변화율
C_{uc}	경도 통과속도에 대한 여현 고조파 보정항의 진폭
C_{us}	경도 통과속도에 대한 정현 고조파 보정항의 진폭
C_{rc}	궤도 반경에 대한 여현 고조파 보정항의 진폭
C_{rs}	궤도 반경에 대한 정현 고조파 보정항의 진폭
C_{ic}	궤도 경사각에 대한 여현 고조파 보정항의 진폭
C_{is}	궤도 경사각에 대한 정현 고조파 보정항의 진폭
t_{oe}	Ephemeris 참조시간
$IODE$	Ephemeris 데이터 발행정보

표 1처럼 Ephemeris 데이터는 GPS 위성궤도를 특정할 수 있는 Kepler 궤도 6요소와 관계된 궤도 관련 매개변수와 보정치, 그리고 시간 정보로 구성되어 있으며, 30초 간격으로 주기적으로 송신되고, 정상적인 데이터 갱신주기는 약

* 책임저자(Corresponding Author)

논문접수: 2012. 8. 27., 수정: 2012. 9. 14., 채택확정: 2012. 9. 25.

유승수, 지규인, 김선용: 건국대학교 전자정보통신공학부

(kelvin@konkuk.ac.kr/gijee@konkuk.ac.kr/kimsy@konkuk.ac.kr)

이정혁: SK하이닉스(ljh7972@gmail.com)

한진희: ㈜텔레이스(ljh@telace.co.kr)

※ 본 논문은 [21]에서 제시한 방법을 보완해 정리한 논문으로, 방위사업청과 국방과학연구소가 지원하는 국방 위성항법 특화연구센터 사업, 2012년도 정부(교육과학기술부)의 재원으로 한국연구재단의 지원을 받아 수행된 기초연구사업임(2012R1A1A2004944).

표 2. Almanac과 Ephemeris 데이터 공통 매개변수의 정밀도.
Table 2. Common parameters' almanac and ephemeris data precision.

매개변수	Ephemeris		Almanac		단위
	비트수	크기 계수 (LSB)	비트수	크기 계수 (LSB)	
M_0	32	2^{-31}	24	2^{-23}	semi-circles
e	32	2^{-33}	16	2^{-21}	dimensionless
\sqrt{A}	32	2^{-19}	24	2^{-11}	meters ^{0.5}
Ω_0	32	2^{-31}	24	2^{-23}	semi-circles
i_0 (δ_i^*)	32	2^{-31}	16	2^{-19}	semi-circles
ω	32	2^{-31}	24	2^{-23}	semi-circles
$\dot{\Omega}$	24	2^{-43}	16	2^{-38}	semi-circles/sec
t_{oc} (t_{oa}^{**})	16	2^4	8	2^{12}	seconds
* $i_0 = 0.30$ semi-circles에 대한 상대 값					
** Almanac 참조시간					

2-4시간이다. Almanac 데이터는 전체 GPS 위성에 대한 Ephemeris 데이터보다 정밀도가 떨어지는 궤도 관련 매개변수와 시간 정보로 구성되어 있으며, 12.5분 간격으로 주기적으로 송신되며, 정상적인 데이터 갱신주기는 약 수 일이다. Almanac과 Ephemeris 데이터 공통 매개변수의 정밀도는 표 2와 같다. 표 2처럼 Ephemeris 데이터의 궤도정보는 Almanac 데이터의 궤도정보에 비해 정밀도가 높으며, 궤도 오차 보정치가 포함되어 있다. 따라서 Ephemeris 데이터를 이용하면 GPS 위성궤도정보로부터 수십에서 수백 m이내에서 GPS 위성의 위치를 얻을 수 있다[2-4].

그러나 Ephemeris 데이터는 현재 GPS 수신기의 가시영역 내에 있는 GPS 위성에 관한 정보만 얻을 수 있으며, 그 수명은 최대 2-4시간 이내이다. 만약 Ephemeris 데이터를 수신한 후 근처에서 2시간 이내에 다시 GPS 수신기를 동작시킨다면 수신기는 이미 저장된 Ephemeris 데이터를 사용해 수 초 이내의 빠른 시간 내에 가시 GPS 위성을 획득하고, 수신기의 위치를 특정할 수 있다. 이러한 상태를 Hot Start 상태라고 한다. 2시간 이후부터 수 일 이내까지, 보통 이틀까지는 Ephemeris 데이터는 사용할 수 없지만 Almanac 데이터는 사용할 수 있다. 따라서 Open Sky 환경에서 수 초 이내에 가시 GPS 위성을 획득할 수 있으며, 획득 이후 30초 내 가시 GPS 위성으로부터 새로운 Ephemeris 데이터를 수신해 GPS 수신기의 위치를 특정할 수 있다. 이는 Warm Start 상태라고 한다. 수 일 이후 또는 GPS 수신기를 초기화한 후에는 약 32개의 GPS 위성 가운데 4개 이상의 가시 GPS 위성을 탐색해야 하며, 이후 각 가시 GPS 위성의 Ephemeris 데이터를 수신해 GPS 수신기의 위치를 특정해야 한다. 이는 상황에 따라 수 분 이상이 소요될 수도 있다. 이는 Cold Start 상태라고 한다. 이처럼 GPS 수신기의 동작개시를 Ephemeris와 Almanac 데이터의 유효성에 따라 Hot/Warm/Cold Start 상태로 구분할 수 있다[4,5].

만약 Ephemeris 데이터를 가시 GPS 위성이 아닌 다른 통신채널로 수신하거나 이를 예측할 수 있다면, 항상 GPS

수신기는 Hot Start 상태에서 시작할 수 있다. 이동통신 채널을 통해 Ephemeris 데이터 또는 예측된 Ephemeris 데이터 등의 도움정보를 받는 체계를 A-GPS (Assisted GPS)라고 한다[5-7]. 이는 2012년 현재 대부분의 스마트 폰에서 사용하는 측위방식으로 스마트 폰 사용자가 사용자의 위치정보를 단말에 요구하는 경우 단말은 이동통신망에 연결된 측위서버를 통해 근접 기지국에서 수신한 가시 GPS 위성의 Ephemeris 데이터 및 도움정보를 얻고, 이를 활용해 수 초 내에 가시 GPS 위성의 의사거리만을 도출한 후 도움정보와 측정된 의사거리를 사용해 사용자의 위치를 특정한다. 가시 GPS 위성의 Ephemeris 데이터를 제공하는 A-GPS 방식은 셀룰러 망 기반의 3세대와 4세대 이동통신시스템이 구축된 경우에만 적용 가능하다. 사용자 단말에 이동통신모뎀은 없고, 무선 인터넷 접속만 가능한 경우 근접한 AP (Access Point)로부터 대략의 위치 정보를 얻거나 인터넷 망에 접속된 측위서버로부터 예측된 Ephemeris 데이터 또는 예측된 GPS 궤도정보를 활용할 수 있다[5,6].

GPS 위성의 궤도를 예측하는 방법은 [8-10]과 같이 이미 저장된 이전 Ephemeris 데이터의 매개변수를 Line Fitting 또는 Interpolation 방법으로 처리해 매개변수를 예측하고, 이로부터 GPS 위성궤도를 예측하는 방법과 [11-16]처럼 측정 및 관측된 GPS 위성의 데이터를 바탕으로 중력장과 섭동모형을 도출하고 이로부터 GPS 위성궤도를 예측하는 방법이 있다. 전자의 경우 예측하는 매개변수의 수가 적은 경우 비교적 빠르게 GPS 위성궤도를 예측할 수는 있으나 정확도가 낮고, 예측하는 매개변수의 수가 많은 경우 실시간 GPS 위성궤도 도출 및 제공이 어렵다. 후자의 경우 중력장과 섭동 모형에 따라 그 구현복잡도와 정확도가 좌우된다. 특히, 설계된 모형의 복잡도에 따라 Standalone GPS 단말에도 활용할 수 있다. 본 논문에서는 후자와 같이 중력장과 섭동 모형을 활용한 GPS 위성궤도 예측방법을 다룬다.

위성궤도 예측을 위해 중력장과 섭동 모형을 활용하기 시작한 것은 잘 알려진 바와 같이 16-17세기의 천재학자인 Johannes Kepler와 Isaac Newton에 의해서이다. 물론 두 사람은 태양계 및 지구계의 항성/행성/위성의 물리적 운동을 분석하고, 예측하기 위해 이 이론을 고안하고 활용하였으며, 이후 GPS 위성과 같은 인공위성의 개발 및 운용을 위해 활용되고 있다[1,5]. 그러나 2000년대 이전까지 이를 민간용 GPS 수신기에서 GPS 위성궤도예측을 위해 활용하지 않았으며, 이에 대한 연구는 [11-16]처럼 2010년을 전후로 활발히 연구되고 있다.

본 논문은 모두 다섯 개의 장으로 구성하며, II 장에서는 [1,5, 11-16]에서 공통적으로 고려한 GPS 위성궤도 역학을 간단히 정리하고, III 장에서는 가상행성 섭동모형과 이를 활용한 GPS 위성궤도예측기법을 보인다. IV 장에서는 각 섭동모형에 의한 유도 및 예측된 GPS 위성궤도의 오차를 보이고, 제안한 GPS 위성궤도 예측기법의 성능을 보인다. 끝으로 V 장에서는 본 논문에서 제안한 가상행성 섭동력을 포함한 새로운 GPS 위성궤도예측기법의 특징을 정리하고 맺는다.

II. GPS 위성궤도 역학

시간 t_j 에 한 GPS 위성의 궤도에 미치는 힘은 식 (1)과 같다.

$$\mathbf{F}(t_j) = m [\mathbf{a}_i(t_j) + \mathbf{a}_{ns}(t_j) + \mathbf{a}_s(t_j) + \mathbf{a}_l(t_j) + \mathbf{a}_d(t_j)] \quad (1)$$

여기서 m 은 GPS 위성의 질량, $\mathbf{a}_i(t_j)$ 는 식 (2)와 같은 지구가 완벽한 구체이고, 균일한 밀도를 갖는 점질량 물체일 때 Newton 법칙에 따른 ECI (Earth-Centered Inertial) 좌표계에서 위치벡터 $\mathbf{r} = [x \ y \ z]^T$ 에 위치한 GPS 위성과 질량 M 인 지구 사이에서 GPS 위성에 미치는 가속도, 위첨자 T 는 전치행렬연산자, $\mathbf{a}_{ns}(t_j)$ 는 식 (3)과 같은 지구의 비구면 효과(non-spherical Earth effect)에 의해 GPS 위성에 미치는 가속도, $\mathbf{a}_s(t_j)$ 는 식 (5)와 같은 태양이 GPS 위성에 미치는 가속도, $\mathbf{a}_l(t_j)$ 는 식 (6)과 같은 달이 GPS 위성에 미치는 가속도, $\mathbf{a}_d(t_j)$ 는 태양풍, GPS 위성의 자세보정에 따른 변화, 지구의 조수간만의 차에 따른 변화, GPS 지상제어국에 의한 의도적 GPS 궤도조정에 따른 변화, 수성, 금성, 화성, 목성, 토성, 해왕성, 명왕성의 인력에 따른 섭동 등 잔여섭동에 의해 GPS 위성에 미치는 가속도이다. 이 가운데 태양풍에 의한 섭동과 자세보정에 따른 섭동은 [14]에서 일부 다루고 있으나 궤도예측을 위한 계산량이 많고, 태양흑점 폭발, GPS 지상제어국에 의한 자세보정에 따른 변화, GPS 위성 종류에 따른 차이 등 Standalone GPS 단말에서 필요한 자료 및 연산이 많아 본 논문에서는 상세히 고려하지 않는다. 또한 본 논문에서는 시간 t_j 가 중요하게 요구되지 않는 경우에 한해 간결한 표현을 위해 시간 t_j 를 생략한다.

$$\mathbf{a}_i = -\frac{GM}{r^3} \mathbf{r} \quad (2)$$

여기서 음수는 지구와 GPS 위성 사이의 인력이 작용함을 뜻하며, $r = |\mathbf{r}|$, G 는 만유인력상수로서 만유인력상수와 지구질량의 곱 GM 은 GPS에서 사용하는 지구의 표준물리모형인 미국 DOD (Department Of Defense)의 WGS84 (World Geodetic System 1984)에서 $GM = 3,986,005 \times 10^8 \text{ m}^3/\text{s}^2$ 으로 명시되어 있다. 이후 정밀한 측정을 통해 $GM = 3,986,004.418 \times 10^8 \text{ m}^3/\text{s}^2$ 으로 갱신되었으나 GPS 항법 메시지의 하향 호환성 유지를 위해 이전 값을 그대로 사용하고 있다. 식 (2)는 Kepler 위성운동방정식(Kepplerian satellite motion equation)으로도 불린다[1,2,12-14].

$$\mathbf{a}_{ns} = -\mathbf{R} \frac{\partial \Delta V(r, \phi, \lambda)}{\partial \mathbf{U}} \quad (3)$$

여기서 \mathbf{R} 은 [13,17,18]에서 보인 ECEF (Earth-Centered Earth- Fixed) 좌표계를 ECI 좌표계로 변환하는 좌표계 회전 행렬, $\Delta V(r, \phi, \lambda)$ 는 식 (4)와 같은 지구중심으로부터의 거리 r , 지심위도(geocentric latitude) ϕ , 적경(right ascension) λ 에 GPS 위성이 있을 때 지구의 구면조화급수(spherical harmonic series)에 의한 중력섭동 퍼텐셜, $\mathbf{U} = [x_{ecf} \ y_{ecf} \ z_{ecf}]^T$ 인 ECEF 좌표계의 단위벡터, $\mathbf{u} = \mathbf{R}\mathbf{U}$ 이고, 여기서

$\mathbf{u} = [x_{eci} \ y_{eci} \ z_{eci}]^T$ 인 ECI 좌표계의 단위벡터이다.

$$\Delta V(r, \phi, \lambda) = \frac{GM}{r} \sum_{n=2}^{\infty} \sum_{m=0}^n \left(\frac{a}{r}\right)^n P_{nm}(\sin \phi) \cdot (C_{nm} \cos m\lambda + S_{nm} \sin m\lambda) \quad (4)$$

여기서 a 는 평균지구적도반경(mean equatorial radius of the Earth)으로 WGS84에서 $a = 6,378.137 \text{ km}$, P_{nm} 은 n 도 m 차 버금 르장드르 함수(associated Legendre function), C_{nm} 과 S_{nm} 은 각각 n 도 m 차 구면조화여현계수(spherical harmonic cosine coefficient)와 구면조화정현계수(spherical harmonic sine coefficient)이다. [1]처럼 GPS 위성궤도 연산 시 $n = 12$ 로 설정한다. 구면조화여현계수와 구면조화정현계수는 [17]에서 얻을 수 있다.

$$\mathbf{a}_s = -GM_s \left[\frac{\mathbf{r} - \mathbf{r}_s}{|\mathbf{r} - \mathbf{r}_s|^3} + \frac{\mathbf{r}_s}{|\mathbf{r}_s|^3} \right] \quad (5)$$

$$\mathbf{a}_l = -GM_l \left[\frac{\mathbf{r} - \mathbf{r}_l}{|\mathbf{r} - \mathbf{r}_l|^3} + \frac{\mathbf{r}_l}{|\mathbf{r}_l|^3} \right] \quad (6)$$

여기서 M_s 와 M_l 은 각각 태양과 달의 질량으로서 [17,18]에 그 값이 상수로 명시되어 있으며, \mathbf{r}_s 와 \mathbf{r}_l 은 각각 태양과 달의 위치벡터로서 현재시간을 율리우스 적일(Julian date)로 변환하면 해당 율리우스 적일에 따른 태양과 달의 정확한 위치를 얻을 수 있다. 본 논문에서 기본적인 천체의 물리량은 [17-19]를 참고하였다.

III. 가상행성 기반 위성궤도예측기법

GPS 수신기는 수신한 GPS 항법데이터에서 시각정보와 Ephemeris 데이터를 추출하고, 이로부터 GPS 위성궤도와 현재 GPS 위성의 위치를 얻는다. 일반적인 GPS 수신기는 Hot Start 또는 Warm Start 상태에서 동작하기 위해 그 값을 저장하며, 이로부터 현재시간 t_0 일 때, ECEF 좌표계에서 ECI 좌표계로 변환한 GPS 위성의 위치 $\mathbf{r}(t_0)$, 속도 $\mathbf{v}(t_0)$, 가속도 $\mathbf{a}(t_0)$ 를 얻을 수 있다. 여기서 현재시간 t_0 는 GPS 항법데이터로부터 얻은 정확한 시각정보이며, 이때의 GPS 위성의 위치 $\mathbf{r}(t_0)$, 속도 $\mathbf{v}(t_0)$, 가속도 $\mathbf{a}(t_0)$ 는 저장된 값으로부터 간단한 연산을 통해 얻을 수 있는 값이다.

또한 GPS 항법데이터로부터 얻은 정확한 시각정보 t_0 와 저장된 값의 연산을 통해 얻은 GPS 위성위치 $\mathbf{r}(t_0)$ 를 이용해 GPS 위성궤도 역학에 따른 GPS 위성의 가속도를 식 (7)과 같이 계산할 수 있다.

$$\tilde{\mathbf{a}}(t_0) = \mathbf{a}_i(t_0) + \mathbf{a}_{ns}(t_0) + \mathbf{a}_s(t_0) + \mathbf{a}_l(t_0) \quad (7)$$

GPS 수신기의 저장된 값으로부터 얻은 GPS 위성의 가속도와 식 (7)로부터 $\mathbf{a}_d(t_j)$ 에 해당하는 값을 식 (8)처럼 얻을 수 있다.

$$\Delta \mathbf{a}(t_j) = \mathbf{a}(t_j) - \tilde{\mathbf{a}}(t_j) \quad (8)$$

최대 약 7일 이내의 일정한 시간 안에 GPS 궤도정보가

수신되지 않을 때 태양의 흑점폭발, GPS 위성의 큰 자세보정 및 궤도수정 등 급격한 변화가 일어나지 않는 환경에서 식 (8)의 GPS 위성에 미치는 잔여 가속도는 식 (9)와 같은 위치 $\mathbf{r}_{vp}(t_j)$ 에서 질량 M_{vp} 인 가상행성(virtual planet)에 의한 가속도 성분으로 근사할 수 있다.

$$\mathbf{a}_{vp} = -GM_{vp} \left[\frac{\mathbf{r} - \mathbf{r}_{vp}}{|\mathbf{r} - \mathbf{r}_{vp}|^3} + \frac{\mathbf{r}_{vp}}{|\mathbf{r}_{vp}|^3} \right] \quad (9)$$

식 (9)의 미지수는 가상행성의 질량 M_{vp} 와 가상행성의 위치 $\mathbf{r}_{vp}(t_j)$ 이며, 이 4개 스칼라 값은 4개 이상의 수신기에 저장된 값으로부터 식 (10)과 같은 가상행성의 질량 M_{vp} 와 가상행성의 위치 $\mathbf{r}_{vp}(t_j)$ 결정을 위한 최소자승 기반 비용함수(cost function) ε^2 을 최소화할 수 있는 값으로 결정할 수 있다.

$$\varepsilon^2 = |\Delta \mathbf{a}(t_j) - \mathbf{a}_{vp}(t_j)|^2 \quad (10)$$

식 (2), 식 (3), 식 (5), 식 (6), 식 (9)를 종합해 GPS 위성으로부터 GPS 수신기가 마지막으로 항법데이터를 얻은 시간 t_0 로부터 미소시간 Δt 이후의 GPS 위성궤도의 가속도를

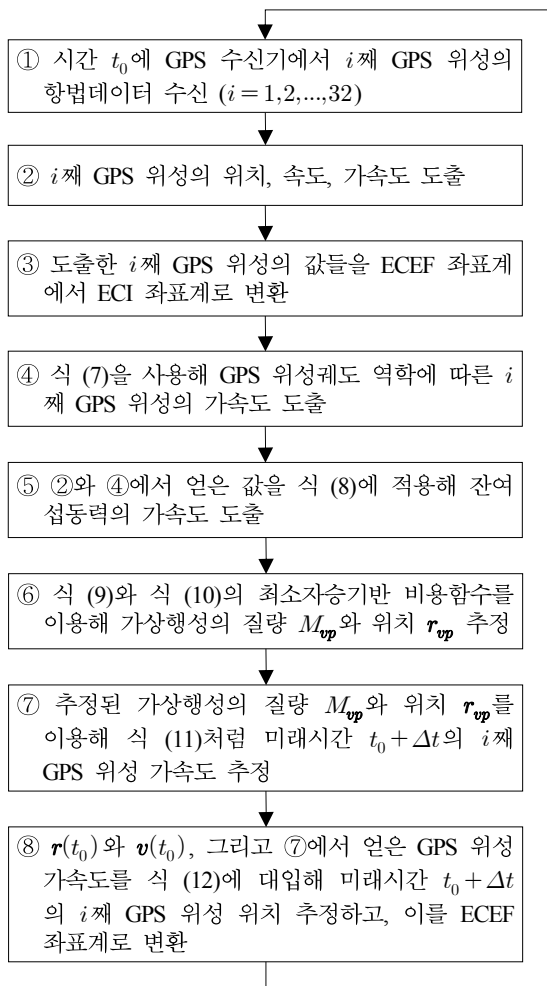


그림 1. 제안한 GPS 위성궤도 예측 기법의 수행절차.
Fig. 1. Procedure of the proposed long-term GPS orbit prediction scheme.

식 (11)처럼 예측할 수 있다.

$$\hat{\mathbf{a}}(t_0 + \Delta t) = \mathbf{a}_i(t_0 + \Delta t) + \mathbf{a}_{ms}(t_0 + \Delta t) + \mathbf{a}_s(t_0 + \Delta t) + \mathbf{a}_m(t_0 + \Delta t) + \mathbf{a}_{vp}(t_0 + \Delta t) \quad (11)$$

식 (11)로부터 시간 $(t_0 + \Delta t)$ 에 추정된 GPS 위성의 위치는 식 (12)와 같다.

$$\hat{\mathbf{r}}(t_0 + \Delta t) = \mathbf{r}(t_0) + \int_{t_0}^{t_0 + \Delta t} \left\{ \int_{t_0}^{t_0 + \Delta t} \hat{\mathbf{a}}(t) dt + \mathbf{v}(t_0) \right\} dt \quad (12)$$

제안한 가상행성 기반 GPS 위성궤도예측기법의 수행절차는 그림 1처럼 정리할 수 있다.

IV. 성능분석

본 논문에서 제안한 가상행성 기반 위성궤도예측기법의 성능분석을 위해서는 가시 GPS 위성의 Ephemeris 데이터를 얻어야 한다. 이를 위해 그림 2와 같은 (주)텔에이스에서 개발한 GPS 단일칩 수신기 T1 칩셋을 탑재한 GPS 수신기 및 데이터 전송기를 활용하였다. T1 칩셋의 자세한 사양은 [20]과 같으며, T1 칩셋을 사용한 GPS 항법 데이터 수집장치의 데이터 전송규격에 따른 수집한 GPS 항법 데이터 예는 표 3과 같다. 수집된 한 집합의 Ephemeris 데이터는 2종류로 모두 4줄로 표현되며, ‘\$EALOG’는 Ephemeris와 Almanac 데이터 수집장치의 메시지 명, ‘E’는 Ephemeris 데이터, ‘02’는 GPS SVID (Satellite Vehicle IDentification number)를 뜻한다. 이후 전송규격은 첫째 줄은 시각정보관련 데이터, 둘째부터 넷째 줄은 GPS Ephemeris 데이터를 의미한다. 첫째 줄의 ‘TOW,’는 이후 8 문자로 기록된 값이 TOW (Time Of Week) 데이터임을 뜻하며, ‘WEEK’는 이후 8 문자로 기록된 값이 GPS의 WN (Week Number) 임을 뜻한다. TOW와 WN의 상세한 사양은 [2]에 상세히 기술되어 있다. 마지막 ‘*5F’에서 ‘*’는 이후 2 문자가 CRC (Cycle Redundancy Check) 비트열임을 뜻한다. 둘째 줄부터 넷째 줄은 줄 번호에 이어 해당 위성의 Ephemeris 데이터를 순서대로 나타내며, 그 순서는 [2]에 상세히 기술되어 있다. 이 문자열의 마지막도 첫째 줄과 마찬가지로 CRC 비트열로 맺는다.



그림 2. (주)텔에이스에서 개발한 GPS 단일칩 수신기 T1 칩셋을 탑재한 GPS 수신기 및 데이터 전송기.

Fig. 2. GPS receiver and navigation data logger with a T1 GPS single chip receiver chipset designed by TelAce.

표 3. T1 칩셋을 사용한 GPS 항법 데이터 수집장치의 데이터 전송규격에 따른 수집한 GPS 항법 데이터 예.

Table 3. Example of the collected navigation data according to the data transfer protocol of the GPS navigation data logger using a T1 chipset.

```

$SEALOG,E,02,TOW,0005c459,WEEK,000006a1*5F
$SEALOG,E,02,0,a85000,13ab66,c5c2f3,55e20a,ac7cf6,5e5d2a,
00002b,0a2006*43
$SEALOG,E,02,1,5ef287,32c954,c8fb0d,f3de07,fa3421,14bea1,
0de93d,5d2a75*1D
$SEALOG,E,02,2,002479,e6e390,ff4325,fa824e,15d131,2c03c1,
ffa877,5e00b3*4A
    
```

표 3에서 보인 수집한 GPS 항법 데이터로부터 추출한 GPS Ephemeris 데이터는 표 4와 같다. 표 4의 값으로부터 Ephemeris 데이터를 송출한 시간에 얻은 2번 GPS 위성은 ECEF 좌표를 기반으로 얻은 측지좌표는 북위 16.262954119335443°, 서경 160.1444923690288°, 고도 20,181,712.17204387 km이다. 이 값을 시작으로 본 논문에서 제안한 기법의 성능평가를 위해 사용한 Ephemeris 데이터는 $WN=1697$ 인 그레고리력 2012년 7월 20일부터 21일까지 2번 GPS 위성 데이터이며, 이때의 t_{oc} 는 381,600초, 446,384초, 453,584초, 460,800초, 468,000초, 532,800초, 532,784초, 539,984초, 547,200초이다.

표 4. 표 3의 항법데이터 예에서 추출한 2번 GPS 위성의 Ephemeris 데이터.

Table 4. Ephemeris data of the GPS satellite vehicle (SVID=2) extracted from the collected ephemeris data shown in Table 3.

매개변수	값	단위
WN	1697	
TOW	377945	1.5 seconds
t_{oc}	381600	seconds
M_0	2.080938959048909	semi-circles
Δn	4.643407702283286e-09	semi-circles/sec
e	0.015580777195282	dimensionless
\sqrt{A}	5.153738885879517e+03	meters ^{0.5}
Ω_0	2.991923002928083	semi-circles
i_0	0.932133876260301	semi-circles
ω	1.206860790733302	semi-circles
$\dot{\Omega}$	-8.003547665600045e-09	semi-circles
$IDOT$	1.571494030462769e-11	semi-circles/sec
C_{uc}	-5.785375833511353e-06	radians
C_{us}	9.890645742416382e-06	radians
C_{rc}	1.745312500000000e+02	meters
C_{rs}	-107.78125	meters
C_{ic}	6.705522537231445e-08	radians
C_{is}	-3.520399332046509e-07	radians

본 논문에서는 제안한 기법의 성능을 분석하기 위해 다음과 같이 경우 A, 경우 B, 경우 C에 대한 GPS 위성위치 추정 RMS (Root Mean Square) 오차를 비교한다.

(경우 A) 시간 ($t + \Delta t$)에 계산한 GPS Ephemeris 데이터로 얻은 GPS 위성위치와 Newton 방정식으로부터 얻은 가속도만을 고려해 예측한 GPS 위성위치의 ECI 좌표계에서의 RMS 오차

(경우 B) 시간 ($t + \Delta t$)에 계산한 GPS Ephemeris 데이터로 얻은 GPS 위성위치와 Newton 방정식으로부터 얻은 가속도와 지구의 비구면 효과에 의한 섭동력, 태양과 달의 인력에 의한 섭동력을 고려해 예측한 GPS 위성위치의 ECI 좌표계에서의 RMS 오차

(경우 C) 시간 ($t + \Delta t$)에 계산한 GPS Ephemeris 데이터로 얻은 GPS 위성위치와 Newton 방정식으로부터 얻은 가속도와 제안한 가상행성과 나머지 섭동력을 모두 고려해 예측한 GPS 위성위치의 ECI 좌표계에서의 RMS 오차

표 5처럼 Newton 방정식에 따른 가속도만을 고려한 경우 ECI 좌표계의 단위 방향에 따라 수백 m부터 수천 m에 이르는 거리오차가 야기되며, 특히 Newton 방정식을 적용할 때 실제 지구모형의 장반경을 완벽한 구형의 반경으로 사용했기 때문에 상대적으로 반경오차가 큰 z 축 방향에서 오차가 크게 발생함을 확인할 수 있다.

이를 해소하기 위해서는 지구의 비구면 효과를 추가적으로 고려해야 한다. 이와 함께 태양과 달이 GPS 위성에 미치는 가속도까지 고려한 경우는 표 6과 같다. 표 6의 결과는 표 5의 결과와 비교해볼 때 ECI 좌표계의 단위 방향에 따른 오차의 차이가 크지 않음을 확인할 수 있다.

끝으로 본 논문에서 제안한 가상행성의 섭동력을 고려해 예측한 위성궤도의 정확도는 표 7과 같다. 표 5에서 비교적 큰 오차가 나타난 5째 결과와 비교해볼 때, 경우 A는 약 1.5 km부터 약 7.0 km의 오차가 야기된 것에 반해 제안한 기법을 사용한 경우 약 0.1 km 전후의 오차만 야기되는 것을 확인해볼 수 있다.

표 5. 시간 ($t + \Delta t$)에 계산한 GPS 위성위치와 a_i 만을 고려해 예측한 GPS 위성위치의 RMS 오차 (경우 A).

Table 5. Case A: Distance errors between the calculated GPS orbit using the collected GPS ephemeris data and the predicted GPS orbit considering only a_i in the ECI coordinate system at time ($t + \Delta t$).

데이터 번호	x의 RMS 오차 [m]	y의 RMS 오차 [m]	z의 RMS 오차 [m]
1	120.675	3249.919	7218.214
2	859.421	2668.097	7471.763
3	3910.353	4463.695	5566.927
4	6638.737	3186.374	1741.521
5	2226.969	1502.633	7224.445
6	2023.562	1753.284	7348.073
7	377.043	4048.659	7023.582
8	4149.783	4558.173	5293.523
9	6625.083	3069.729	1938.430

표 6. 시간 ($t + \Delta t$)에 계산한 GPS 위성위치와 가상행성 외 모든 섭동력을 고려해 예측한 GPS 위성위치의 RMS 오차(경우 B).

Table 6. Case B: Distance errors between the calculated GPS orbit using the collected GPS ephemeris data and the predicted GPS orbit considering several perturbations without the perturbation caused by the virtual planet in the ECI coordinate system at time ($t + \Delta t$).

데이터 번호	x의 RMS 오차 [m]	y의 RMS 오차 [m]	z의 RMS 오차 [m]
1	32.596	354.196	1453.103
2	1701.647	731.635	259.614
3	146.675	1397.863	1187.401
4	1529.229	715.052	1551.024
5	1449.696	313.740	524.379
6	746.486	1867.751	405.534
7	1344.880	422.181	1993.824
8	403.047	1724.172	2332.636
9	1979.528	2509.882	759.893

표 7. 경우 C: 시간 ($t + \Delta t$)에 계산한 GPS 위성위치와 모든 섭동력을 고려해 예측한 GPS 위성위치의 RMS 오차(경우 C).

Table 7. Case C: Distance errors between the calculated GPS orbit using the collected GPS ephemeris data and the predicted GPS orbit considering all the perturbations in the ECI coordinate system at time ($t + \Delta t$).

데이터 번호	x의 RMS 오차 [m]	y의 RMS 오차 [m]	z의 RMS 오차 [m]
1	3.473	27.209	159.010
2	437.410	84.887	98.322
3	22.982	140.919	180.098
4	181.003	99.228	258.669
5	129.936	99.871	115.104
6	189.764	295.084	187.307
7	464.012	320.670	325.433
8	47.453	409.111	470.508
9	428.847	178.031	120.321

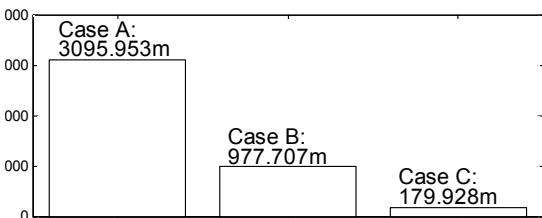


그림 3. 경우 A- 경우 C의 기하학적 거리의 평균 RMS 오차.
Fig. 3. Mean RMS error of Euclidean distance from Case A to C.

경우 A - 경우 C에 대한 시간 ($t + \Delta t$)에 계산한 GPS 위성위치와 추정된 위성위치의 기하학적 거리의 평균 RMS 오차는 그림 3과 같다. 그림 3처럼 Newton 방정식과 제안

한 가상행성을 포함한 모든 섭동력을 바탕으로 GPS 위성 궤도를 예측한 경우 약 180 m의 기하학적 거리의 평균 RMS 오차만이 야기됨을 확인할 수 있다. 따라서 본 논문에서 제안한 방법을 GPS 수신기에 사용할 경우 항상 Hot Start 상태를 유지할 수 있으며, 이때의 기하학적 거리의 평균 RMS 오차는 약 180 m라고 할 수 있다.

V. 결론

본 논문에서는 가상행성 섭동력을 고려한 긴 주기 GPS 위성궤도예측기법을 제안하고, 실제 GPS 항법데이터와 그 성능을 비교하였다. 실제 GPS 항법데이터를 수집하기 위해서 (주)텔에이스 사에서 개발한 GPS 단일 칩셋 T1을 장착한 GPS 항법데이터 수집기를 활용하였으며, 이를 활용해 GPS WN 1697 기간에 대한 Ephemeris 데이터를 수집해 GPS 위성궤도예측 및 성능평가를 위한 주요 매개변수를 얻었다. 제안한 기법은 Newton의 방정식, 지구의 비구면 영향에 따른 섭동력과 태양과 달에 의한 섭동력과 함께 잔여 섭동력을 최소자승법을 활용해 가상행성에 의한 섭동력으로 모형화 하였으며, 초기 위치 및 속도와 함께 Newton 방정식에 의한 GPS 위성의 가속도와 가상행성을 포함한 여러 섭동력에 의한 가속도를 예측하고자 하는 시간까지 적분해 해당 시간에 GPS 위성의 위치를 얻었다. 본 논문에서 제안한 방법의 정확한 성능평가를 위해서는 긴 주기의 Ephemeris 데이터 수집과 분석을 통해 다양한 잔여 섭동력을 모형화 하고, 이로부터 가상행성을 모형화해야 한다. 추후 연구에서는 이를 고려해 10주 이상의 긴 기간 동안 Ephemeris 데이터를 수집하고, 그 분석을 통해 조금 더 정교한 가상행성 섭동력 기반 긴 주기 GPS 위성궤도예측기법의 성능을 분석해볼 예정이다.

참고문헌

- [1] E. D. Kaplan and C. J. Hegarty, *Understanding GPS: Principles and Applications, 2nd Edition*, Artech House, Norwood, MA, 2006.
- [2] Technical Director of Global Positioning Systems Wing, *Navstar GPS Space Segment/Navigation User Interfaces (IS-GPS-200), Revision E*, Science Applications International Corporation GPSW SE&I, El Segundo, CA, June 2010.
- [3] C. Park, D.-H. Hwang, and S. J. Lee, "Error analysis of modernized GPS and Galileo Positioning," *Journal of Control, Automation and Systems Engineering (in Korean)*, vol. 11, no. 7, pp. 644-650, July 2005.
- [4] D. W. Lim, H. H. Choi, M. B. Heo, and S. J. Lee, "A model-based multipath estimation technique for GPS receivers," *Journal of Institute of Control, Robotics and Systems (in Korean)*, vol. 18, no. 4, pp. 391-399, Apr. 2012.
- [5] F. van Diggelen, *A-GPS: Assisted GPS, GNSS, and SBAS*, Artech House, Norwood, MA, 2009.
- [6] G.-I. Jee, "Trend review for wireless positioning and

assisted GPS,” *Journal of Control, Automation and Systems Engineering (in Korean)*, vol. 9, no. 2, pp. 23-26, Mar. 2003.

[7] S.-H. Song, J.-W. Park, J. H. Park, and T.-K. Sung, “Performance analysis of signal acquisition in L2C assisted GPS receivers,” *Journal of Institute of Control, Robotics and Systems (in Korean)*, vol. 17, no. 1, pp. 61-67, Jan. 2011.

[8] M. Iubatti, M. Villanti, A. Vanelli-Coralli, G. E. Corazza, and S. Corazza, “Ephemeris interpolation techniques for assisted GNSS services,” *Springer Series on Signals and Communication Technology: Satellite Communications and Navigation Systems*, Springer, pp. 185-197, Feb. 2008.

[9] Y. Feng and Y. Zheng, “Efficient interpolations to GPS orbits for precise wide area applications,” *Journal of GPS Solutions*, vol. 9, no. 4, pp. 237-282, 2005.

[10] M. Schenewerk, “A brief review of basic GPS orbit interpolation strategies,” *Journal of GPS Solutions*, vol. 6, no. 4, pp. 265-267, 2003.

[11] S. Han and P. Alto (SiRF Technology, Inc.), *Method and Apparatus in Standalone Positioning without Broadcast Ephemeris*, United States Patent: US 7,564,406 B2, July 2009.

[12] P. C. P. M. Pardal, R. V. de Moraes, and H. K. Kuga, “Orbit determination modeling analysis by GPS including perturbations due to geopotential coefficients of high degree and order, solar radiation pressure and luni-solar attraction,” *Journal of Aerospace Technology and Management*, vol. 3, no. 1, pp. 79-86, Jan.-Apr. 2011.

[13] T.-A. Hsu, L.-S. Wang, F.-R. Chang, and Y.-F. Tseng, “Long-term prediction of GPS satellite orbit,” *Proceedings of The Society of Instrument and Control Engineers (SICE) Annual Conference*, Taipei, Taiwan, pp. 2906-2909, Aug. 2010.

[14] H.-T. Hsiao and T.-H. Chang, “Algorithm design for long-term GPS satellite orbit prediction,” *Proceedings of the 2011 Chinese Control and Decision Conference (CCDC)*, Mianyang, China, pp. 2761-2766, May 2011.

[15] C. J. Rodriguez-Solano, U. Hugentobler, and P. Steigenberger, “Adjustable box-wing model for solar radiation pressure impacting GPS satellites,” *The Official Journal of the Committee on Space Research (COSPAR), a Scientific Committee of the International Council for Science (ICSU): Advances in Space Research*, vol. 49, no. 7, pp. 1113-1128, Apr. 2012.

[16] C. Rodriguez-Solano, U. Hugentobler, P. Steigenberger, K. Sosnica, and M. Fritsche, “Non-conservative GNSS satellite modeling: long-term behavior,” *Proceedings of European Geosciences Union (EGU) General Assembly 2012*, Vienna, Austria. [Online]. Available: http://www.bernese.unibe.ch/publist/2012/post/KS_EGU2012_BOXW_LR.pdf, Apr. 2012.

[17] ICGEM (International Center for Global Earth Models) website. [Online]. Available: <http://www.icgem.gfz-potsdam.de/ICGEM/ICGEM.html>.

[18] IERS (International Earth Rotation and Reference Systems Service) website. [Online]. Available: <http://iers.org/>.

[19] IGS (International GNSS Service) website. [Online]. Available: <http://igsceb.jpl.nasa.gov/>.

[20] TelAce website. [Online]. Available: <http://www.telace.co.kr/images/T1.pdf>

[21] J. Lee, *GPS Satellite Perturbation Modeling including Virtual Planet for GPS Orbit Estimation*, Master’s Thesis, Konkuk University, Dec. 2011.



유 승 수

2003년 건국대 전자정보통신공학부 졸업. 2005년 동 대학원 공학석사. 2010년 동 대학원 공학박사. 2010년~2011년 건국대 2단계 BK21 위성항법시스템 수신기 기술 연구팀 박사후연구원. 2011년~현재 건국대학교 전자정보통신공학부 강의교수. 관심분야는 통계학적 신호처리, GNSS 수신기 신호처리, GNSS 항재밍 신호처리 등.



이 정 혁

2010년 건국대학교 전자공학부 졸업. 2012년 동 대학원 공학석사. 2012년~현재 SK하이닉스 연구원. 관심분야는 통계학적 신호 처리, GNSS, Seamless Positioning 등.



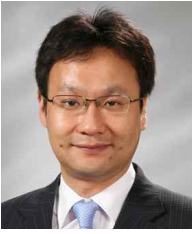
한 진 희

1991년 한국과학기술원 전기 및 전자공학과 졸업. 1993년 동 대학원 공학석사. 1999년 동 대학원 공학박사. 1999년~2001년 한국전자통신연구원 선임연구원. 2001~2003년 서두인칩 연구소 팀장. 2003년~현재 (주)텔에이스 대표이사. 관심분야는 CDMA/OFDM 모뎀, Wireless Positioning, GPS ASIC, 항재밍 신호처리 등.



지 규 인

1982년 서울대 제어계측공학과 졸업. 1984년 동 대학원 제어계측공학과 공학석사. 1989년 Case Western Reserve University 공학박사. 1992년~현재 건국대학교 전자정보통신공학부 교수. 관심분야는 GPS/INS 결합방법, GPS 수신기 신호처리, 무선측위, Software GPS, GPS 항재밍 신호처리 등.

**김 선 용**

1990년 한국과학기술원 전기 및 전자 공학과 졸업(최우등). 1993년 동 대학원 공학석사. 1995년 동 대학원 공학 박사. 1996년~2001년 한림대학교 정보통신공학부 조교수. 2001년~현재 건국대학교 전자정보통신공학부 교수. 관

심분야는 통계학적 신호처리, 이동통신시스템, 통신이론, GPS 항재밍 신호처리 등.