

## 技術論文

J. of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences 43(1), 79-87(2015)

DOI: <http://dx.doi.org/10.5139/JKSAS.2015.43.1.79>

ISSN 1225-1348(print), 2287-6871(online)

## 저궤도 위성의 실시간 On-board 궤도 결정 성능 분석

김은혁\*, 고동욱, 정영석, 박성백, 진현필, 이현우

Real Time On-board Orbit Determination Performance Analysis  
of Low Earth Orbit SatellitesEun-Hyouek Kim\*, Dong-Wook Koh, Young-Suk Chung, Sung-Baek Park,  
Hyeun-Pil Jin and Hyun-Woo Lee  
Satrec Initiative

## ABSTRACT

In this paper, a real time on-board orbit determination method using the extended kalman filter is suggested and its performance is analyzed in the environment of the orbit. Considering the limited on-board resources, the J2 orbit propagate model and the GPS navigation solution are used for on-board orbit determination. The analysis result of the on-board orbit determination method implemented in DubaiSat-2 showed that position and velocity error are improved from 70.26 m to 26.25 m and from 3.6 m/s to 0.044 m/s, respectively when abnormal excursion errors is removed in the GPS navigation solution.

## 초 록

본 논문에서는 확장 칼만 필터(Extended Kalman Filter)를 이용하여 On-board상에 적용 가능한 궤도 결정 방안을 제시하고 GPS 수신기에 적용하여 그 결과를 분석하였다. 이때, On-board 상의 제한된 자원을 감안하여 본 연구에서는  $J_2$  궤도 전파 모델과 GPS 항행해를 이용하여 궤도 결정을 수행하였으며 현재 운용 중인 두바이셋-2(DubaiSat-2) 인공위성에 적용한 결과를 분석하였다. 분석 결과 GPS 항행해에서 불규칙하게 발생하는 수 km의 큰 오차가 제거되었고 위치 오차는 70.26 m에서 26.25 m로 65% 감소하였으며 속도 오차는 3.6 m/s에서 0.044 m/s로 96% 감소하여 정밀도가 향상된 것을 확인할 수 있었다.

**Key Words** : GPS(Global Positioning System), Extended Kalman Filter(확장 칼만 필터), HPOP(High-Precision Orbit Propagator), Orbit Determination(궤도 결정), DubaiSat-2, Deimos-2

## 1. 서 론

최근 관련 기술의 발전으로 인공위성의 성능이 향상되고 사용 용도가 다양해지고 있다. 특히,

인공위성의 소형화 및 저전력화 추세가 지속되어 무게 300 kg 급 위성인 두바이셋-2 (DubaiSat-2, 2013년 11월 발사, 이하 DS-2)와 데이모스-2(Deimos-2, 2014년 6월 발사, 이하 DM-2)는 상

† Received : August 29, 2014 Revised : November 11, 2014 Accepted : December 8, 2014

\* Corresponding author, E-mail : ehkim@satreci.com

용 목적에 사용 가능한 품질의 1m 영상을 안정적으로 생성하고 있다[1]. 이와 같은 고성능 관측 위성일수록 영상 품질 향상을 위해 정확한 관측 위치(Target Pointing)를 추적해야 한다. 지구 관측 인공위성은 자세제어 시 위성 동체 좌표계(Body Frame)를 기준으로 관측 대상의 위치를 파악하고 기동하기 때문에 인공위성의 위치, 속도 정보는 정밀도뿐만 아니라 높은 안정성을 요구받는다. 인공위성의 위치 정보는 레이저 거리 정보(Laser Ranging), GPS(Global Positioning system) 항행해, 지상 안테나 관측 정보, 미국의 합동우주전략센터(JSpOC, Joint Space Operations Center)의 TLE(Two Line Element) 정보 등으로 획득 가능하다. 이 중 중형급 이하의 인공위성에서 활용 가능한 가장 정밀한 궤도 정보는 GPS 항행해이고 GPS 수신기는 위성 항법 시스템을 이용하여 매우 정밀한 위치, 속도 정보를 계산한다.

GPS 수신기는 GPS 인공위성과 GPS 수신기 사이의 의사 거리(Pseudo Range)와 의사 거리 변화율(Pseudo Range Rate)을 관측 정보로 이용하여 위치와 속도, 시간 정보를 계산한다. GPS 항행해는 기본적으로 관측된 의사 거리와 의사 거리 변화율에 대해 최소 자승법을 이용하여 계산되는데 의사 거리와 의사 거리 변화율의 분해능(Resolution)은 각각 약 300m, 20cm/s이고 GPS 인공위성 궤도 오차, 수신기 잡음, 수신기 시계 오차의 영향으로 인해 계산된 위치, 속도, 시간 정보의 정밀도는 낮다[2]. 또한 실제 우주 공간상에서 GPS 항행해는 생성되지 못하는 경우가 존재하고 때때로 위치 오차 4 km, 속도 오차 3 m/s까지 발생하는 등 안정성이 낮다[3,4]. 이러한 오차는 지상국에서 복잡한 궤도 전파 모델을 이용하여 제거 가능하다. 하지만 계산 과정의 복잡성으로 인해 On-board 상에서 임무 수행(지상국과의 Contact, Eclipse 예측, 영상 촬영 등) 중 사용되기 어렵다.

GPS 항행해의 오차를 줄이고 정밀도를 높여 안정적으로 인공위성의 임무를 수행하기 위해 On-board 상에서의 실시간 궤도 결정 연구가 활발히 연구되고 있다. 국외에서는 Topex/Poseidon 인공위성의 의사 거리 관측 정보에 확장 칼만 필터(EKF, Extended Kalman Filter)를 적용하여 위치 정밀도가 약 20 m, 속도 정밀도가 0.1 m/s으로 향상되었고[5,6] X-SAT 인공위성의 의사 거리와 의사 거리 변화율 관측 정보에 확장 칼만 필터를 적용하여 위치 정밀도가 25 - 30 m로 향상되는 등 다양한 연구가 수행되고 있다[7,8]. 국내

에서는 한국과학기술원 인공위성연구센터에서 GPS 수신기를 개발하여 과학위성 3호에 탑재하였고[9] 한국항공우주연구원은 자체 개발한 GPS 수신기를 나로호에 탑재하여 발사한 사례가 있다[10]. 또한 CHAMP, 다목적실용위성 2호 인공위성의 관측 정보를 이용하여 On-board 궤도 결정 알고리즘을 제안 한 바 있다[11]. 하지만 제안된 궤도 결정 방식의 수행 시간은 궤도 전파 모델에 대해서 10×10 지구 비대칭 중력장 모델을 적용할 경우 0.66 초, 40×40 모델을 적용 시 4.5 초로 과도하게 소요된다[11]. 이러한 이유로 국내에서 개발된 GPS 수신기 중 실시간 On-board 궤도 결정 시스템이 적용되어 실제 인공위성에 탑재된 경우는 전무하다.

본 논문에서는 확장 칼만 필터(Extended Kalman Filter)를 이용하여 On-board 상에 적용 가능한 궤도 결정 방안을 제시하고 그 결과를 분석하였다. 이때, On-board 상의 제한된 자원(Resource)을 감안하여 본 연구에서는 간단한  $J_2$  궤도 전파 모델을 적용하였고 의사거리 대신 GPS 항행해를 관측 정보로 이용하여 궤도 결정을 수행한 결과 On-board 상에서 궤도 결정에 소요되는 시간은 0.05 초로 감소한 것을 확인하였다. 또한 On-board 궤도 결정 시스템을 현재 운용 중인 DS-2 인공위성에 적용한 결과 GPS 항행해에서 불규칙하게 발생하는 큰 오차가 제거되었고 위치 오차는 70.26 m에서 26.25 m으로 65% 감소하였으며 속도 오차는 3.6 m/s에서 0.044 m/s으로 96% 감소되어 정밀도가 크게 향상된 것을 확인하였다.

## II. 시스템 모델

### 2.1 동역학적 모델

지구 중심에 대한 궤도 선회운동을 정의하는 가장 기본이 되는 법칙은 두 물체 사이 운동을 정의하는 뉴턴 제 2 법칙에 의해 다음과 같이 식 (1)로 표시된다.

$$\frac{d^2\vec{r}}{dt^2} = -\mu\frac{\vec{r}}{r^3} + \alpha \quad (1)$$

여기서  $\vec{r}$ 은 지구 중심에서 인공위성까지의 위치 벡터,  $r$ 은 지구 중심에서 인공위성까지의 거리,  $\mu$ 는 지구 중력 상수,  $\alpha$ 는 우주 외란에 의한 섭동 가속도를 나타낸다. 본 연구에서는 비대칭 중력장 모델만을 적용한  $J_2$  궤도 전파 모델을 고

려하였다. 비대칭 중력장 모델은 다른 섭동력에 비해 상대적으로 크고  $J_2$  궤도 전파 모델의 경우 간단하지만 큰 오차를 수반하지 않고 적절한 결과를 얻을 수 있다는 면에서 타당한 가정이다.  $J_2$  까지만 고려된 운동방정식을 정리하면 식 (2) 와 같다.

$$\begin{aligned} \ddot{x} &= -\mu \frac{x}{r^3} \left[ 1 + \frac{3}{2} J_2 \frac{r_e^2}{r^2} \left( 1 - 5 \frac{z^2}{r^2} \right) \right] \\ \ddot{y} &= -\mu \frac{y}{r^3} \left[ 1 + \frac{3}{2} J_2 \frac{r_e^2}{r^2} \left( 1 - 5 \frac{z^2}{r^2} \right) \right] \\ \ddot{z} &= -\mu \frac{z}{r^3} \left[ 1 + \frac{3}{2} J_2 \frac{r_e^2}{r^2} \left( 3 - 5 \frac{z^2}{r^2} \right) \right] \end{aligned} \quad (2)$$

식 (2)의  $r_e$ 는 지구 반지름이고,  $J_2$ 는 비대칭 중력장을 적용하기 위한 매개 변수이다.

### 2.2 시스템 방정식

식 (2)의 운동방정식에서 상태 벡터는 위치 성분  $x, y, z$  와 속도 성분  $\dot{x}, \dot{y}, \dot{z}$  이고, 지구 중심 관성 좌표계(Earth Centered Inertial)로 표현된다. 상태 방정식은 일반적으로 다음과 같이 표현된다.

$$\begin{aligned} \dot{X} &= F(X) + w \\ A &= \frac{\partial F(X)}{\partial X} \\ \Phi(t) &= e^{At} \\ X(t_0) &= X_0 \end{aligned} \quad (3)$$

식 (3)의  $w$ 는 백색 잡음(white noise) 형태의 프로세스 잡음이며  $\Phi(t)$ 는 상태 천이 행렬이다.  $F$ 는 다음과 같이 표현된다.

$$F(X) = \frac{d}{dt} \begin{bmatrix} x \\ y \\ z \\ \dot{x} \\ \dot{y} \\ \dot{z} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \dot{x} \\ \dot{y} \\ \dot{z} \\ \mu \frac{-x}{r^3} + a_x \\ \mu \frac{-y}{r^3} + a_y \\ \mu \frac{-z}{r^3} + a_z \end{bmatrix} \quad (4)$$

식 (4)의  $a_x, a_y, a_z$ 는 지구 비대칭 중력장에 의한 섭동 가속도를 의미하고  $J_2$  까지만 고려할 경우 식 (2)와 같이 표현된다.

### 2.3 관측 상태 방정식 및 관측 정보

궤도 결정에 사용되는 관측 정보는 위성의 상

태 추정의 개선을 위해 사용된다. 본 논문에서는 의사 거리, 의사 거리 변화율 정보를 이용해 계산된 GPS 항행해를 관측 정보로 이용하였다. 일반적으로 관측 상태 방정식과 선형화된 관측 함수 행렬은 다음과 같이 표현된다.

$$\begin{aligned} Y &= G(X) + v \\ H &= \frac{\partial G(X)}{\partial X} \end{aligned} \quad (5)$$

여기서  $Y$ 는 관측 정보이고,  $G$ 는 관측 함수,  $v$ 는 관측 정보의 백색 잡음(white noise) 형태의 관측 잡음이다. 본 논문에서는 GPS 항행해를 관측 정보로 사용했으므로 관측 정보와 상태 벡터는 선형 관계를 갖는다. 따라서  $H$ 는 단위행렬 ( $I_6$ )로 간단히 표현된다.

## III. 궤도 결정 알고리즘

### 3.1 확장칼만필터(Extended Kalman Filter)

궤도 요소를 이용하여 미래의 궤도를 계산하는 작업을 궤도 전파라고 하며, 이와는 반대로 측정된 궤도 정보를 이용하여 궤도 요소를 추정하는 작업을 궤도 결정이라고 한다. 본 논문에서는 On-board 궤도 결정을 수행하기 위하여 확장칼만 필터를 적용하였다. 칼만 필터가 선형 문제에 적용된 선형 필터인데 반해 확장 칼만 필터는 비선형 문제에 적용하기 위해 개발되었다. 비선형 문제의 최적해는 상태의 조건부 확률밀도함수에 대해 정확히 알아야 구할 수 있지만, 이를 위해선 무한개의 모멘트를 구해야 한다[12]. 이것은 물리적으로 불가능하므로 근사적인 가정하에서 간단한 형태의 비선형 필터를 구현한다. 확장 칼만 필터는 비선형 문제를 선형화시키기 위한 테일러 전개식에서 1차 편미분항까지만 고려하므로 1차 필터라고 하며, 선형화 오차를 줄이고자 각 관측 시점에서 얻은 최적 추정 궤도를 공칭 궤도로 개선해 나가는 방법을 이용하였다. 비선형 필터링 이론의 응용에서 주어지는 상태 방정식은 앞의 식 (3)과 같이 표현된다. 비선형 시스템의 실제 상태는 정확하게 알 수 없기 때문에 관측치  $Y_i$ 를 이용해서 최적의 값을 추정해야 한다. 여기서  $Y_i$ 는 임의 관측 시각  $t_i$ 에서의 관측 정보이다. 식 (5)의 관측 방정식을 관측 시각  $t_i$ 에서 표현하면 다음 식 (6)과 같다.

$$Y_i = G(X_i) + v_i, \quad i = 1, 2, \dots, k-1, k \quad (6)$$

여기서  $v_i$ 는 관측 오차 벡터이다. 초기 상태 벡터는 초기 관측 정보로 설정하였고 초기 공분산은 충분히 큰 값으로 설정하였다. 주어진 초기 정보와 임의의 시각  $t_k$ 에서의 새로운 관측 정보  $Y_k$ 를 이용하여  $t_k$ 의 최적 추정 상태를 다음과 같이 계산할 수 있다.

$$\hat{X}_k = \bar{X}_k + K_k [Y_k - G(\bar{X}_k)] \quad (7)$$

여기서  $\bar{X}_k$ 는  $t_k$  이전 관측에 의한 최적 추정 상태에서 예측된 궤도이고,  $K_k$ 는 새로운 추정값  $\hat{X}_k$ 의 최소분산성질을 만족하는 칼만 이득이다. 함수  $F(X, t)$ 를 알고 있다고 가정하고, 이전 최적 추정 상태  $\hat{X}_{k-1}$ 가 주어진다면,  $t_k$ 에서 추정된  $\bar{X}_k$ 는 다음 식 (8)의 상태 방정식을  $t_{k-1}$ 에서  $t_k$ 까지 적분하여 계산할 수 있다.

$$\dot{\bar{X}} = F(\bar{X}) + w, \quad \bar{X}(t_{k-1}) = \hat{X}_{k-1} \quad (8)$$

주어진 초기 공분산을 식 (3)의 상태 천이 행렬로 전파시키는 수식은 다음과 같다.

$$\begin{aligned} \bar{P}_k &= E[(\bar{x}_k - x_k)(\bar{x}_k - x_k)^T] + Q_k \\ &= E[\Phi(t_k, t_j)(\hat{x}_j - x_j)(\hat{x}_j - x_j)^T \Phi^T(t_k, t_j)] + Q_k \\ &= \Phi(t_k, t_j) \hat{P}_j \Phi^T(t_k, t_j) + Q_k \end{aligned} \quad (9)$$

식(9)의  $j$ 는  $k-1$ 과 같다.  $Q_k$ 는 프로세스 잡음의 공분산 행렬이다. 공분산 행렬의 개선식은 다음과 같다.

$$\hat{P}_k = [I - K_k H_k] \bar{P}_k \quad (10)$$

칼만 이득은  $\hat{P}_k$ 가 최소가 되기 위한 다음 식 (11)에서 구할 수 있다.

$$\begin{aligned} \delta \hat{P}_k &= 0 \\ &= \delta K_k [-H_k \bar{P}_k (I - K_k H_k) + R_k K_k^T] \end{aligned} \quad (11)$$

여기서  $H_k$ 는  $I_6$ 로 단위행렬이고,  $R_k$ 는 관측 잡음의 공분산 행렬이다. 칼만 이득은 다음과 같이 계산 가능하다.

$$K_k = \bar{P}_k H_k^T [H_k \bar{P}_k H_k^T + R_k]^{-1} \quad (12)$$

## IV. On-board 궤도 결정 수행 결과

본 절에서는 DS-2 인공위성의 GPS 수신기에 On-board 궤도 결정 시스템을 적용하여 그 동작 결과에 대해서 기술한다. 분석 환경은 지상에서 GPS 시뮬레이터를 이용하여 우주 환경을 모사한 경우와 현재 운용 중인 DS-2의 GPS 수신기에 적용한 실제 우주 환경 두 가지이다. GPS 시뮬레이터를 이용한 On-board 궤도 결정 수행 결과는 시뮬레이터에서 생성한 참조(Reference) 궤도와 비교하여 분석하였고 실제 우주공간 상에서의 궤도 결정 결과는 정밀 궤도 결정(POD, Precise Orbit Determination) 결과와 비교하여 분석하였다.

### 4.1 동작 환경 - GPS Simulator

GPS 시뮬레이터를 이용한 시험 환경은 다음 Fig. 1 과 같다. 시험 환경은 GPS 시뮬레이터, GPS 수신기, GPS Test PC로 구성되고 GPS 시뮬레이터는 GPS 수신기에 GPS 인공위성의 RF 신호를 모사하여 전송한다. 본 논문에서 GPS 시뮬레이터가 생성하는 궤도 정보는 Table 1과 같다.

GPS 시뮬레이터는 Table 1의 정보를 이용하여 비대칭 중력장, 대기 저항, 제 3체, 태양 복사압 등의 우주 외란을 포함한 궤도를 생성하고 GPS

Table 1. Initial orbit information

Item		Information
Epoch Time	$T_i$	2013.07.11 10:00:00
Semi-major Axis	$a$	6852.2 km
Eccentricity	$e$	0
Inclination	$i$	97.3087 deg
Ascending Node	$\Omega$	86.824 deg
Arg. of Perigee	$w$	0 deg
Mean Anomaly	$M$	0 deg

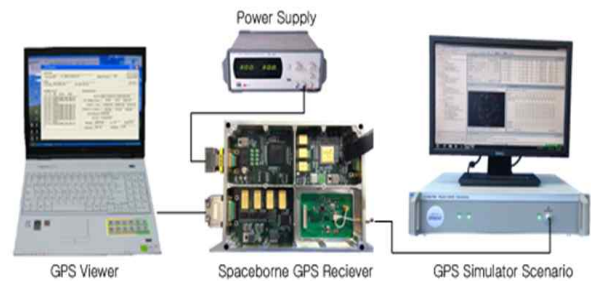
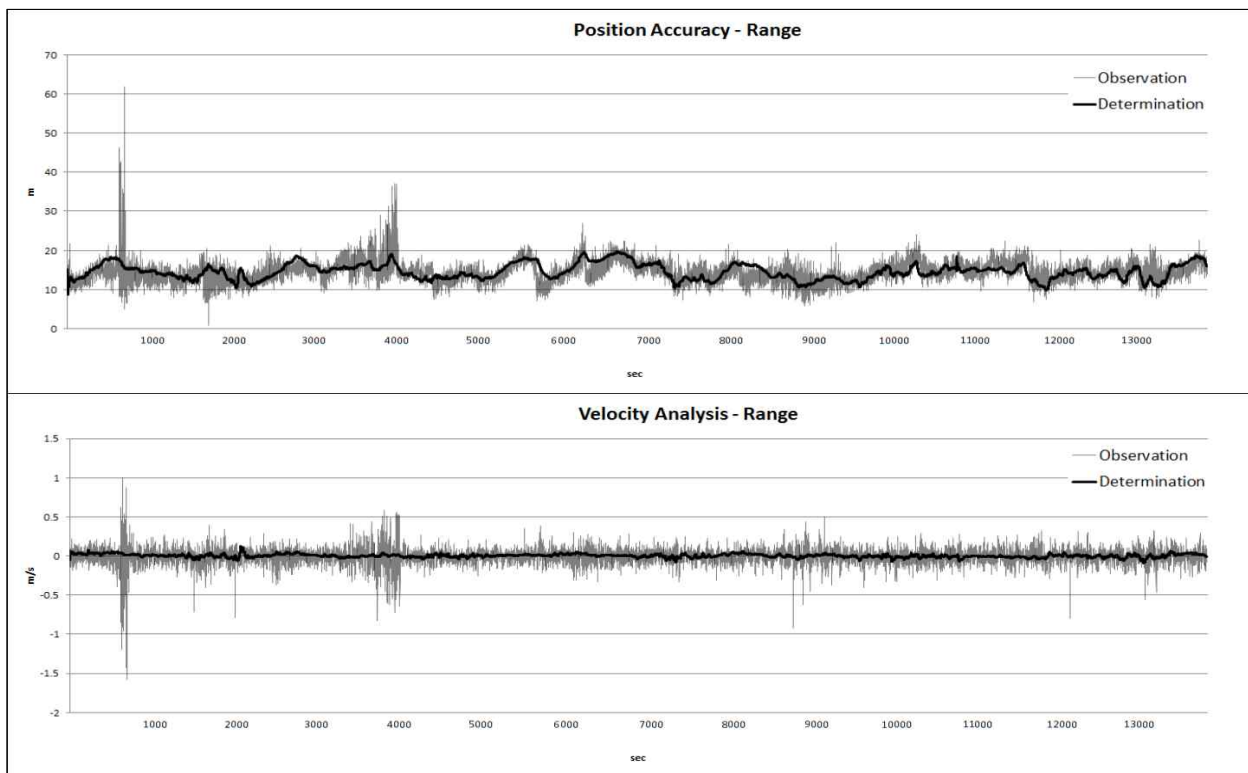


Fig. 1. GPS test environment

**Table 2. Accuracy report of real time on-board orbit determination performance  
- Environment : GPS simulator**

	Observed Data				Orbit Determination Data			
	Radial	In-track	Cross-track	Range	Radial	In-track	Cross-track	Range
Position RMS(m)	9.917	10.718	1.729	14.705	10.078	10.5724	1.6479	14.699
Velocity RMS(m/s)	0.148	0.081	0.063	0.103	0.026	0.021	0.019	0.022
Position AVR(m)	-9.006	-10.523	0.257	14.447	-9.650	-10.459	0.0446	14.564
Velocity AVR(m/s)	-0.0054	0.0159	-0.0053	-0.0089	-0.0073	0.0066	-0.0042	0.0032
Position STD(m)	4.1524	2.0384	1.7098	2.7410	2.907	1.5410	1.6473	1.9875
Velocity STD(m/s)	0.1484	0.0795	0.0632	0.1026	0.0255	0.0205	0.0186	0.0218



**Fig. 2. Real time on-board orbit determination performance - Environment : GPS simulator**

인공위성의 신호를 모사하여 RF 신호를 GPS 수신기에 전송한다. 이때, GPS 시뮬레이터 환경에서는 GPS 수신기의 실제 위치 및 속도 정보를 획득 가능하다.

본 논문에서는 2013년 07월 11일 10시부터 14시까지 4시간 동안 GPS 시뮬레이터와 GPS 수신기를 이용하여 의사 거리, 의사 거리 변화율로만 GPS 항행해를 계산하였고 같은 기간 동안 On-board 궤도 결정을 수행하여 GPS 항행해를 계산하였다. 이 두 결과와 GPS 시뮬레이터가 생성한 실제 궤도를 비교하여 정밀도를 RIC(Radial, In-track, Cross-track) 좌표계에 대해 Table 2와 Fig. 3에 나타내었다.

Table 2를 살펴보면 의사 거리로만 계산된 GPS 항행해의 위치, 속도 정밀도는 약 14.7 m, 0.1 m/s RMS이고 궤도 결정 후 14.6 m, 0.02 m/s RMS으로 속도 정밀도가 80% 개선된 것을 확인할 수 있다. 위치의 정밀도 향상은 크지 않은 것으로 보이는데 Fig. 3에서 확인 가능하듯이 궤도 결정 전, 후 두 결과 모두 위치 정보에 약 14 m의 바이어스(bias)가 존재하기 때문이다. 바이어스가 잡음 오차 대비 크기 때문에 잡음 오차 제거 효과가 RMS 계산 시 반영되지 않은 것으로 판단된다. Table 2를 확인해 보면 전체적으로 위치보다는 속도의 정밀도 향상이 큰 것을 확인할 가능한데 평균은 -0.0089 m/s에서 0.0032

m/s으로 64% 개선되었고 표준편차는 0.1026 m/s에서 0.0218 m/s으로 78% 으로 개선되어 정밀도와 안정성이 큰 폭으로 개선되었다.

### 4.2 동작 환경 - In Orbit

본 절에서 실제 우주 공간상에서 동작 중인 DS-2에 설치된 GPS 수신기의 항행해 정밀도를 분석해 보았다. GPS 시뮬레이터 환경과는 다르게 실제 우주 공간상에서는 실제 궤도 정보를 확인할 수 있는 방법이 없다. 이를 해결하기 위해 STK의 HPOP 정밀 궤도 전파 모델을 이용하여 POD를 수행하였고 이것을 참조(Reference) 궤도로 활용하였다.

본 논문에서 제안하는 궤도 결정 방식은 의사 거리로만 계산된 GPS 항행해를 관측 정보로 사용하고 있다. DS-2 인공위성의 GPS 수신기의 경우 발사 초기 운용 기간인 2013년 11월 21일부터 2014년 1월 18일까지 실시간 On-board 궤도 결정 시스템을 적용하지 않고 의사 거리로만 GPS 항행해를 계산하였고 2014년 1월 20일 이후 궤도 결정 시스템을 적용하였다. 본 절에서는 2014년 1월 20일 이전 GPS 항행해를 분석하여 궤도 결정 시스템의 관측 정보 정밀도를 분석하였다. 또한 2014년 1월 20일 이후 GPS 항행해를 분석하여 궤도 결정 시스템을 실제 On-board에 삽입한 결과를 분석하였다.

다음 Table 3, Fig. 3은 2014년 1월 17일의 GPS 항행해를 POD 분석 후 결과를 RIC 좌표계에 대해 표현한 결과이다. 또한 해당 GPS 항행해를 관측 정보로 이용하여 궤도 결정 시스템을 PC 상에서 동작시켜 결과를 함께 나타내었다. 앞서 서두에서 언급했듯이 우주 공간상에서 의사 거리로만 GPS 항행해를 계산할 시 GPS 항행해가 생성되지 못하는 경우가 발생하고 때때로 위치 오차 4 km, 속도 오차 3 m/s까지 발생하는 등 안정성과 정밀도가 낮다[3,4]. 실제로 Fig. 3에서 확인 가능하듯이 DS-2의 GPS 수신기는 의사

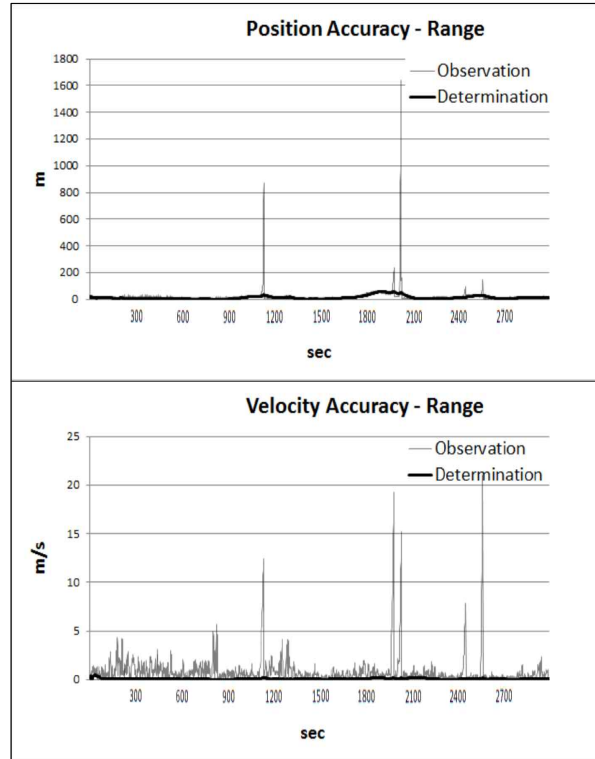


Fig. 3. Accuracy of observation data - Environment : In-orbit

거리만 이용하여 GPS 항행해를 계산한 경우 위치 정보에서 약 1.6 km, 속도 정보에서 약 20 m/s까지 오차가 발생한다. 또한 장주기로 약 50m까지 오차가 증가하고 다시 감소하는 영역이 존재하는 것을 확인 가능하다.

해당 정보를 관측 정보로 활용한 궤도 결정 결과를 Table 3에 함께 나타내었는데 Table 3을 확인해 보면 관측 정보 대비 RMS 기준으로 위치는 약 65%, 속도는 약 94% 오차가 줄어들었다. 그리고 표준편차를 살펴보면 위치는 약 75%, 속도는 96% 감소되어 관측 정보의 정밀도와 안정성이 크게 향상된 것을 확인할 수 있다. 인공위성이 자세제어 기동 시 위성 동체 좌표계를 기

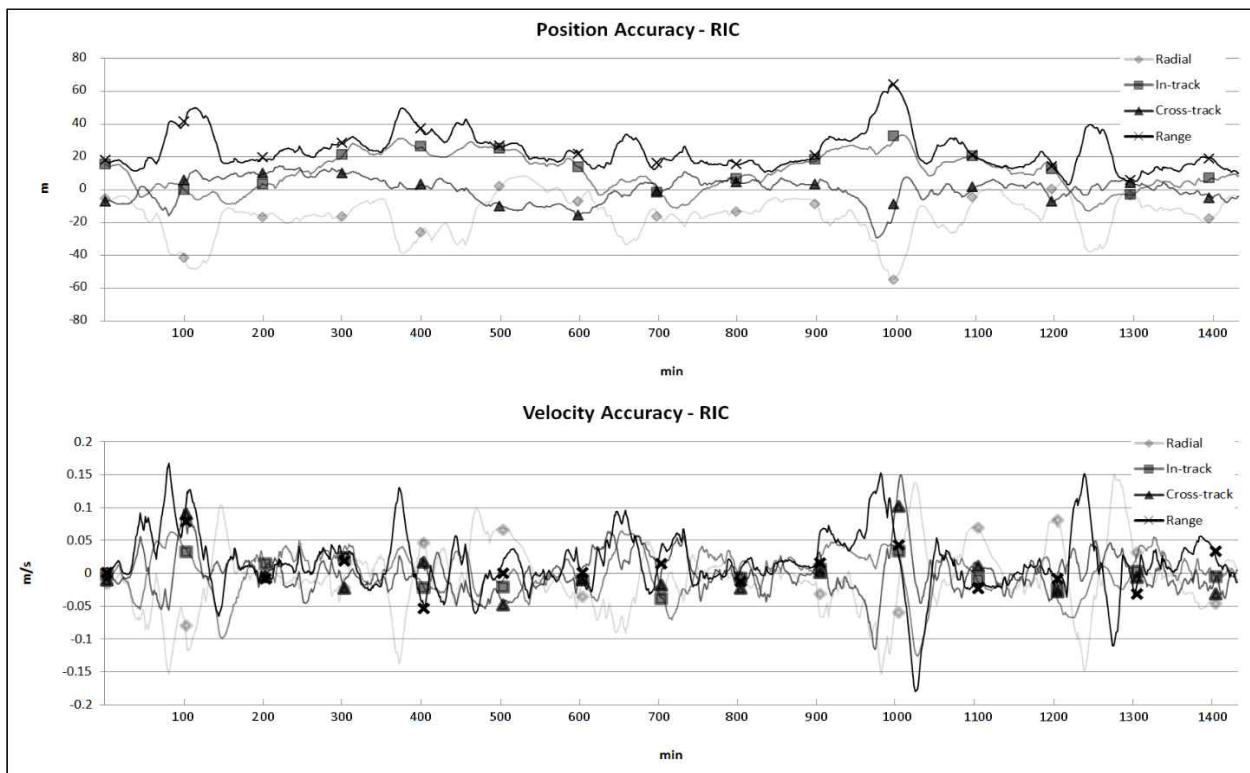
Table 3. Accuracy report of observation data - Environment : In-orbit

	Observed Data				Orbit Determination Data			
	Radial	In-track	Cross-track	Range	Radial	In-track	Cross-track	Range
Position RMS(m)	44.63	50.89	18.86	70.26	14.07	19.31	5.04	24.42
Velocity RMS(m/s)	2.87	2.12	1.12	3.6	0.16	0.15	0.1	0.17
Position AVR(m)	13.075	23.24	8.72	20.52	7.882	0.93	0.386	14.023
Velocity AVR(m/s)	0.323	0.202	0.114	0.903	0.0287	0.0126	-0.0017	0.0763
Position STD(m)	43.99	33.24	31.27	52.22	13.43	14.15	5.02	12.67
Velocity STD(m/s)	1.244	0.721	0.455	1.648	0.118	0.0157	0.0167	0.0611



**Table 4. Accuracy report of real time on-board orbit determination performance**  
- Environment : In-orbit

	2014.02.01 Orbit Determination Data				Feb. 2014, Orbit Determination Data			
	Radial	In-track	Cross-track	Range	Radial	In-track	Cross-track	Range
Position RMS(m)	24.012	18.0096	10.977	23.721	21.089	13.257	8.3009	26.256
Velocity RMS(m/s)	0.055	0.0267	0.03212	0.0403	0.046	0.0301	0.0277	0.0446
Position AVR(m)	-15.41	1.3768	-0.1675	25.1547	-17.36	3.962	0.5445	23.798
Velocity AVR(m/s)	-0.012	0.0023	-0.0015	0.0225	-0.0095	0.0016	-8.08E-05	0.0176
Position STD(m)	10.251	14.291	7.90173	11.6584	11.973	12.651	8.2835	11.092
Velocity STD(m/s)	0.0423	0.0309	0.02544	0.0381	0.045	0.030	0.0277	0.041



**Fig. 4. Real time on-board orbit determination performance - Environment : In-orbit**

준으로 추적하기 때문에 위치, 속도 정보의 안정성이 매우 중요하다는 점을 상기하면 안정성 부분 개선 정도는 괄목할만하다. 또한 관측 정보에서 때때로 발생하던 대단히 큰 오차(위치 : 1.6km, 속도 : 20m/s)가 사라진 것도 GPS 수신기의 항행해 안정성이 향상되었음을 나타내는 지표이다. GPS 시뮬레이터 환경에서 궤도 결정 결과와 비교하면 RMS에서의 위치 정밀도가 큰 폭으로 개선되었는데 이것은 위치 정보의 1.6km와 같은 매우 큰 오차가 제거되어 RMS 분석 결과에 반영된 것으로 판단된다. 같은 이유로 속도 정밀도 또한 GPS 시뮬레이터 환경에서의 결과보다 더 크게 개선되었다. GPS 항행해의 큰 오차

를 배제하고 정밀도를 확인하기 위해 하위 90% 오차를 표현하는 CE90 기준으로 분석하면 위치, 속도 정보의 정밀도는 관측 정보의 경우 각각 32.1 m, 1.66 m/s이고 궤도 결정 결과는 각각 29.43 m, 0.15 m/s으로 위치는 8%, 속도는 90% 오차가 감소하였다. CE90 결과에서 확인 가능하듯이 큰 오차를 배제할 경우 GPS 시뮬레이터의 결과와 유사하게 위치의 개선보다는 속도의 개선 폭이 크다.

지금까지 검증한 실시간 On-board 궤도 결정 시스템을 2014년 1월 20일 이후 DS-2 인공위성의 GPS 수신기에 적용하였다. 2014년 2월 1일 GPS 항행해를 분석해보면 다음 Table 4, Fig. 4

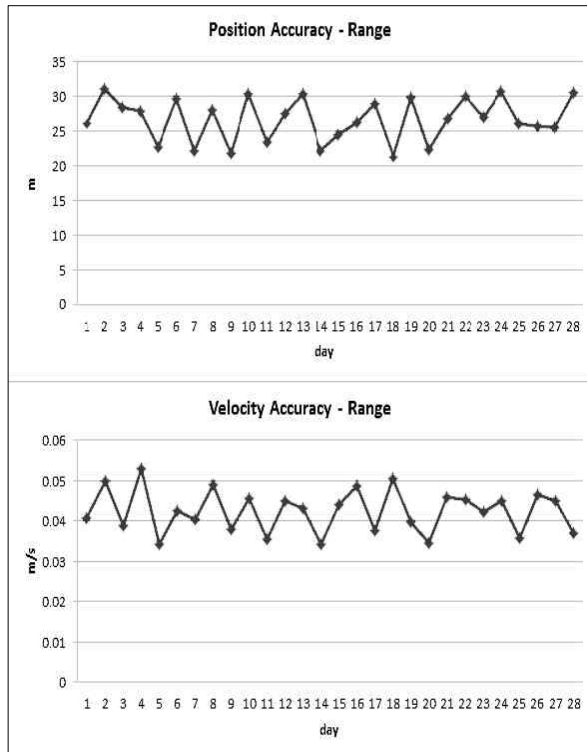


Fig. 5. 1 month accuracy of GPS navigation solution - Environment : In-orbit

와 같다. 또한 Table 4와 Fig. 5에 2014년 2월 한 달 간 GPS 항행해를 분석하여 함께 나타내었다. Fig. 5를 보면 GPS 항행해 결과는 한 달 간 유사한 성능을 나타내고 있고 Table 4에서 확인할 수 있듯이 2월 한 달간 GPS 항행해의 위치, 속도 정밀도는 RMS 기준으로 각각 26.25 m, 0.045 m/s이고 표준 편차는 각각 11.09 m, 0.041 m/s으로 Table 3의 PC 상의 결과와 유사한 수준이다. Fig. 4에서 확인 가능하듯이 위치 오차에 가장 큰 영향을 끼치는 것은 Radial 방향의 오차이다. Radial 방향의 오차는 GPS 수신기를 중심으로 지역 평면(Local Plane) 상의 GPS 인공위성을 주로 추적했기 때문으로 판단된다[2]. 해당 오차의 경우 GPS 항행해 생성 시 의사 거리 및 의사 거리 변화율을 GPS 인공위성의 위치에 따라 선별적으로 선택하여 감소시킬 수 있을 것으로 기대된다. Table 3의 관측 정보와 비교 시 On-board 궤도 결정 시스템 적용 전 대비 적용 후 RMS 기준으로 위치는 62%, 속도는 약 98% 오차가 감소하였다. 그리고 위치 정보의 표준편차가 52.22 m에서 11.09 m로 78% 개선되었고 속도 정보의 표준편차 또한 1.648 m/s에서 0.041 m/s로 약 97% 개선되어 항행해의 안정성이 크게 개선되었다. 1 개월간의 GPS 항행해를 분석한 결과 위치 정보의 약 1.6 km, 속도 정보의 약

20 m/s 의 큰 오차가 제거되었고 1 sec 주기의 GPS 항행해를 안정적으로 생성하는 것을 확인할 수 있었다. 이것은 CE90 기준으로 분석하면 확인 가능하듯이 위치 정보의 정밀도는 32.1 m에서 28.13 m으로 12% 개선되었고 속도 정보의 정밀도는 1.66 m/s에서 0.155 m/s으로 90% 개선되었다. RMS, 평균, 표준편차, CE90 등 다양한 방식으로 분석 시 속도의 경우 90% 이상 개선되고 있다. 속도 정밀도의 개선 폭이 위치 정밀도보다 큰 것으로부터 확인 가능하듯이 의사 거리만 이용한 GPS 항행해의 경우 위치 정보에 비해 속도 정보에 잡음 오차가 많이 포함되어 있다. 인공위성 동체 좌표계의 경우 위치와 속도 두 가지 정보를 이용하여 생성하기 때문에 두 정보의 정밀도와 안정성이 높아지는 것은 인공위성 임무 수행 시 정밀한 관측 대상 추적이 가능하다는 것을 의미한다.

## V. 결 론

본 논문에서는 확장 칼만 필터(Extended Kalman Filter)를 이용하여 On-board 상에 적용 가능한 궤도 결정 방안을 제시하고 GPS 수신기에 적용하여 그 결과를 분석하였다. 이때, 기존 연구에서 On-board 상의 제한된 자원으로 인해 궤도 결정 수행 시 과도한 계산 시간이 소요되어 실제 On-board에 적용하기 어려웠던 문제를 해결하기 위해 본 연구에서는 간단한  $J_2$  궤도 전파 모델을 확장 칼만 필터와 함께 사용하였고 의사 거리 대신 GPS 항행해를 관측 정보로 이용하여 궤도 결정 수행 시간을 단축하고자 하였다.

현재 운용 중인 DS-2 인공위성의 GPS 수신기에 궤도 결정 시스템을 적용한 결과 On-board 궤도 결정 수행 시간이 0.05초 소요되어 On-board 상에 적용 가능한 수준인 것을 확인하였다. 또한, On-board 궤도 결정 시스템을 적용 후 GPS 항행해를 분석한 결과 때때로 발생하는 큰 오차가 제거되었고 위치 오차는 70.26 m에서 26.25 m로 65% 감소하였으며 속도 오차는 3.6 m/s에서 0.044 m/s로 96% 감소하여 정밀도가 향상된 것을 확인할 수 있었다. 이것은 Topex/Poseidon 인공위성의 궤도 결정 결과(위치 : 약 20 m, 속도 : 0.1 m/s)와 X-SAT 인공위성의 궤도 결정 결과(위치 : 25 - 30 m), 그리고 다목적실용위성 2호의 궤도 결정 결과(위치 : 40.5m)[13]와 비교 시 유사한 수준이다.

본 연구를 통해 GPS 항행해의 정밀도와 안정성이 향상되어 안정적인 인공위성 운영 및 정밀한 관측 위치 추적이 가능할 것으로 판단된다.



## References

- 1) Ee-Eul Kim, Amer Al Sayegh, "Early Operation Result of DubaiSat-2, a 1-m Resolution Small Satellite", Small Satellites System and Services Symposium, 26-30 May 2014 in Porto Petro, Majorca, Spain
- 2) Misra, P., Enge, P., "Global Positioning System - Signals, Measurements, and Performance", Ganga Jammuna Press, Vol. 2, 2001.
- 3) Yoon, J.C., Lee, B.S., Choi, K.H., "Spacecraft orbit determination using GPS navigation solutions", Aerospace Sci. Technol. Apr, 2000, pp.215-221.
- 4) Choi, E.J., Yoon, J.C., Lee, B.S., Park,S.-Y., Choi, K.-H., "Development of spaceborne GPS receiver with real-time orbit determination using unscented kalman filter", in: Proceedings of the IAC 2009 Dajeon, IAC-09.B2.5.5., 2009.
- 5) Chiaradia, A.P.M., Gill, E., Montenbruck, O., Kuga, H.K., Prado, A.F.B.A., "Algorithms for On-board Orbit Determination using GPS OBODE-GPS", DLR-GSOC TN00-04, 2000.
- 6) Chiaradia, A.P.M., Kuga, H.K., Prado, A.F.B.A., "Single frequency GPS measurements in real-time artificial satellite orbit determination", Acta Astronaut. 53, 2003, pp. 123-133.
- 7) Gill, E., Montenbruck, O., "On-board Navigation System for the BIRD Satellite", DLR, Germany, Forschungsbericht, 2002.
- 8) Gill, E., Montenbruck, O., Arichandran, K., Tan, S.H., Bretschneider, T., "High-precision onboard orbit determination for small satellites - the GPS-based XNS on X-SAT", in: Proceedings of the 6th Symposium on Small Satellites Systems and Services, 2004.
- 9) Sung-In Jung, Goo-Hwan Shin, Kyung-In Kang, Hyung-Myung Kim, Jog-Tae Lim, "Hardware Design for GPS Receiver System on STSAT-3", Proc. of the Korean Society for Aeronautical & Space Sciences, Nov. 2007, pp. 1596-1600.
- 10) Byung-Moon Kwon, Ji-Hyeon Moon, Yong-Sul Shin, Hyung-Don Choi, Gwang-Rae Cho, "Development of a GPS Receiver System for Satellite Launch Vehicles", Journal of Astronomy and Space Sciences, Vol. 36, No. 9, 2008, pp. 929-937.
- 11) Eun-Jung Choi, Jae-Cheol Yoon, Byoung-Sun Lee, Sang-Young Park, Kyu-Hong Choi, "Onboard orbit determination using GPS observations based on the unscented kalman filter", Advanced in Space Research, Vol. 46, 2010, pp. 1440-1450.
- 12) Hea-Dong Kim, Kyeum-Rae Cho, S. H. Park, "Nonlinear Filtering Techniques for Satellites Orbit Determination", Journal of Astronomy and Space Sciences, Vol. 24, No. 5, 1996, pp. 108-118.
- 13) Ki-Ho Kwon, Sang-Jeong Lee, "Performance Analysis of LEO Satellite GPS Receiver", Journal of Astronomy and Space Sciences, Vol. 40, No. 7, 2012, pp. 629-635.