

GPS CNAV 데이터를 이용한 저궤도 위성의 위치와 속도의 좌표 변환

LEO Satellite Position and Velocity Coordinate Transformation Using GPS CNAV

김강호*, 김종원*, 기창돈*⁰, 최수진**

Ghang-Ho Kim*, Chong-Won Kim*, Chang-Don Kee*⁰, and Su-Jin Choi**

요 약

본 논문에서는 새롭게 추가될 GPS civil signal 에 실릴 civil navigation message 중에서 Earth Orientation Parameter를 이용하여 ECEF 좌표계에서의 위치를 ECI로 변환하는 알고리즘을 설명하고 시뮬레이션을 통해서 결과를 분석하였다. Civil navigation message에 실릴 예정인 EOP를 이용하기 위해서는 GPS 시간을 UTC로 변환하여야 하고 좌표 변환의 중간 단계별로 필요한 여러 종류의 시간과 EOP 데이터를 활용할 수 있어야 한다. 알고리즘의 검증은 Earth Orientation Center에서 제공하는 EOP 데이터를 GPS CNAV에 실린 가상의 EOP 데이터로 가정하고 이를 이용하여 저궤도 위성의 위치와 속도를 변환하고 그 결과를 분석하였다.

Abstract

In this paper, ECEF to ECI coordinate transformation algorithm which uses EOP parameters in GPS civil navigation message is introduced, and ECEF to ECI coordinate transformation simulation results were analyzed. The ECEF to ECI coordinate transformation includes GPS to UTC, and UTC to other types of time conversions and EOP data processing algorithms. The ECEF to ECI coordinate conversion algorithm was certified using real LEO satellite position, velocity GPS data, and EOP data which offered by the Earth Orientation Center.

Key words : GPS, CNAV, EOP, ECI, ECEF

I. 서 론

미국 정부는 기존의 GPS 서비스 수준에 만족하지 않고 GPS 사용자에게 좀 더 높은 품질의 서비스를 제공하고자 GPS 현대화 계획을 수립하여 이를 점진적으로 추진하고 있다. GPS 현대화 계획에 따라 기

존의 노후화된 Block IIR(M) 위성군을 Block IIF 위성군으로 점차적으로 교체하고 있으며 위성 장비의 교체만 아니라 신호의 서비스 다양화를 함께 진행하고 있다[1]. 신호의 다양화는 기존 L1 C/A 신호 외에 L1C, L2C, L5의 민간용 신호를 추가하는 것이 계획되어 있으며 새로운 주파수 대역의 신호 추가뿐만 아

* 서울대학교 기계항공공학부 정밀기계설계연구소(Mechanical and Aerospace Engineering and SNU-IAMD, Seoul National University)

** 한국항공우주연구원(Korea Aerospace Research Institute)

· 제1저자 (First Author) : 김강호 (Ghang-Ho Kim)

0 교신저자 (Corresponding Author) : 기창돈 (Chang-Don Kee, Tel : +82-2-880-1912 email : kee@snu.ac.kr)

· 접수일자 : 2013년 5월 21일 · 심사(수정)일자 : 2013년 5월 21일 (수정일자 : 2013년 6월 23일) · 게재일자 : 2013년 6월 30일

<http://dx.doi.org/10.12673/jkoni.2013.17.3.271>

나라 민간 신호에 기존 L1 C/A에 실려 방송되는 NAV(Navigation) Message와는 다른 새로운 CNAV(Civil Navigation) Message를 방송할 예정이다[1],[2]. CNAV에는 L1 C/A 에는 없는 EOP (Earth Orientation Parameters) 데이터가 추가되는데 이는 ECEF 좌표계에서 ECI 좌표계로 좌표변환을 할 때 필요한 인자 값으로 기존 GPS 항법해가 ECEF에서만 계산할 수 있었던 것에 반해 EOP를 이용해서 GPS 수신기 단독으로 ECI에서도 항법해를 산출할 수 있다.

GPS 수신기를 위성과 우주 정거장 등 우주 환경에서 이용할 경우에는 ECEF 좌표계 항법데이터만 아니라 궤도 요소 계산과 위성의 궤도 전파를 수행하기 위해서 ECI 좌표계의 항법 데이터가 반드시 필요하다. 하지만 GPS L1 NAV만을 이용할 경우 ECEF 좌표계에서만 사용자의 위치를 얻을 수 있다. 이는 L1 C/A 의 Ephemeris 가 ECEF 좌표계에서 GPS 위성의 위치를 계산하도록 설계되어 있어 수신기 항법해도 ECEF 기준으로 계산되기 때문이다. 이를 해결하기 위해서는 GPS L1 신호와 NAV 메시지만 아니라 외부의 EOP 데이터를 가져와 ECEF 항법해를 ECI로 변환하는 과정을 거쳐야만 했다. 새롭게 방송될 CNAV의 EOP 데이터를 이용하면 외부의 EOP 데이터를 이용할 필요 없이 GPS CNAV만을 이용해서도 ECEF에서 ECI로 변환할 수 있다는 장점이 생긴다.

GPS civil navigation에서 제공하는 EOP를 이용하기 위해서는 먼저 GPS 시간을 UTC로 변환하고 이를 UT1으로 변환하는 일련의 변환 과정이 필요하다. 여기에는 GPS 시간과 UTC 시간 사이의 시간차에 대한 보상과 UTC와 UT1 시간 사이의 차이를 보상하는 과정이 포함된다. UT1으로 기준 시간을 변환한 다음에는 EOP 데이터를 활용해서 IAU-76/FK5 알고리즘을 적용하여 precession, nutation, rotation, polar motion에 대한 보정을 수행하는 과정을 통해서 ECEF 좌표계에서 ECI 좌표계로 위치와 속도를 변환하게 된다 [2],[3],[4],[5],[6]. 본 논문에서는 먼저 GPS 시간과 UTC, UT1 시간 사이의 변환 알고리즘을 설명하고, EOP 데이터를 이용하여 precession, nutation, rotation, polar motion 보정을 하는 알고리즘을 순서대로 설명하였다. 최종적으로 앞에서 설명한 알고리즘을 이용하여 저궤도 위성의 항법해를 ECEF에서 ECI로 변환

한 다음 이를 AGI사의 STK™을 써서 동일한 EOP 데이터를 이용하여 변환한 결과를 상호 비교하여 좌표 변환의 정확도를 분석하였다[7].

II. CNAV 소개

GPS 시스템은 사용자 입장에서 낮은 비용에 높은 정확도를 제공받을 수 있는 이점으로 인해서 군만 아니라 민간에서도 널리 이용되고 있다. 현재 미국은 노화된 GPS 위성을 점진적으로 새로운 위성으로 교체하고 있으며 단순히 위성의 하드웨어 교체만 아니라 점차 높아지고 있는 PNT 서비스에 대한 사용자의 기대치를 충족시키고자 민간용으로 새로운 신호와 함께 새로운 civil navigation message를 전송할 계획을 가지고 있다. 이 중에서 message type 32에는 EOP 관련 인자 등을 전송하도록 계획되어 있으며 message type 33에는 GPS 시간과 UTC 시간 사이의 차이를 보상하기 위한 leap seconds 값이 포함되어 있다.

우주에서 이용되는 위성과 우주 비행체는 ECEF 좌표계의 데이터만 아니라 ECI 좌표계의 항법 데이터도 필요하다. ECEF에서의 데이터를 ECI로 변환하기 위해서 EOP (Earth Orientation Parameters)가 필요한데 기존 NAV message를 이용할 경우에는 GPS 수신기 외부에서 EOP 데이터를 전달 받아 이를 실시간이나 후처리 방식으로 처리하였으나 GPS CNAV message type 32과 33를 이용할 경우 외부 도움 없이 GPS 수신기 단독으로 좌표변환이 가능하게 된다. 표 1은 GPS CNAV message 중 type 32의 EOP 관련 인자를 요약한 것이다. Message type 32에 포함된 데이터 내용에서 t_{EOP} 는 EOP 인자 값을 계산할 때 필요한 기준 시간이고 PM_X , PM_Y , \dot{PM}_X , \dot{PM}_Y 는 각 지구 극점의 x축과 y축의 오차와 오차 변화율을 나타내며 $\Delta UT1$, $\dot{\Delta UT1}$ 는 각각 UTC 시간과 UT1 시간 사이의 차이와 그 변화율을 의미한다. GPS 시간을 UTC로 변환할 때 필요한 관련된 데이터 값은 message type 33에 실려 있다. 이 중에서 GPS 시간을 UTC로 변환하는데 필요한 데이터는 Δt_{LS} , A_{0-n} , A_{1-n} , A_{2-n} , t_{ot} , WN_{ot} 이다.

표 1. GPS CNAV EOP 관련 인자

Table 1. EOP parameters in GPS CNAV

인자	내용	비트 수	Scale Factor	유효범위	단위
t_{EOP}	EOP Data Reference Time	16	2^4	604,784	seconds
PM_X	X-Axis Polar Motion Value at Reference Time	21	2^{-20}	1	arc-seconds
\dot{PM}_X	X-Axis Polar Motion Draft at Reference Time	15	2^{-21}	7.8125×10^{-3}	arc-second/day
PM_Y	Y-Axis Polar Motion Value at Reference Time	21	2^{-20}	1	arc-second
\dot{PM}_Y	Y-Axis Polar Motion Draft at Reference Time	15	2^{-21}	7.8125×10^{-3}	arc-second/day
$\Delta UT1$	UT1-UTC Difference at Reference Time	31	2^{-24}	64	seconds
$\Delta \dot{UT1}$	Rate of UT1-UTC Difference at Reference Time	19	2^{-25}	2^4	seconds/day

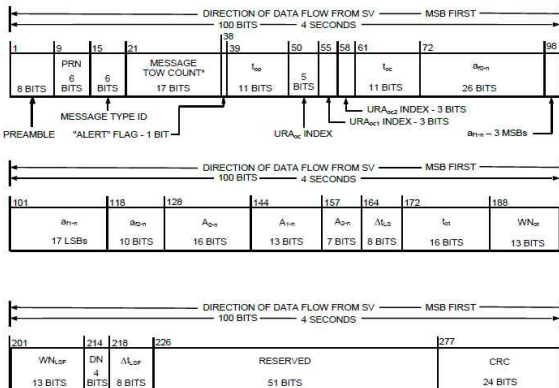


그림 1. GPS CNAV message type 32 내용
Fig. 1. GPS CNAV message type 32 contents

III. CNAV EOP를 이용한 시간 변환

ECEF 좌표계 기준 데이터를 ECI 좌표계로 변환하기 위해서는 가장 먼저 GPS 시간을 좌표 변환에 이용되는 UT1 시간으로 변환해야 한다. EOP를 이용한 좌표 변환에 이용되는 시간은 GPS 시간이 아닌 TAI (International Atomic Time), UTC (Coordinate Universal Time), UT1, TT (Terrestrial Time) 시간을 이용하여 변환 알고리즘을 수행한다[2]. GPS 시간은 원자시계를 기준으로 USNO (United States Naval Observatory)에서 시각을 조정하고 있으며 기준 시간은 1980년 1월 6일 자정을 기준으로 UTC 에 동기 된 시간을 이용하고 있다. GPS 시간은 UTC와 달리 leap

second에 대한 보상을 적용하지 않고 있다.

GPS 시간과 TAI, UTC와 UT1, TAI와 TT 사이의 관계는 다음 식 (1)과 같이 정리된다. 식(1)에서 나타난 ΔAT 와 $\Delta UT1$ 의 값은 각각 TAI와 UTC, UTC와 UT1사이의 차이의 누적 값이며 USNO에서 측정치와 예측치 데이터를 함께 제공하고 있다. 이를 이용하여 GPS 시간 기준의 시간을 UTC, UT1, TAI, TT 로 자유롭게 전환하는데 이용할 수 있다.

$$TAI = GPS + 19s \tag{1}$$

$$TT = TAI + 31.184s = GPS + 51.184s$$

$$UTC = TAI - \Delta AT$$

$$UT1 = UTC + \Delta UT1$$

GPS, TAI, UTC, UT1, TT 사이의 관계를 좀 더 명확하게 그림으로 살펴보면 다음 그림 2와 같다. TAI는 국제 기준 원자 시간으로 시간이 지남에 따라 변하지 않고 일정하게 흘러가는 기준 시간이다. TT는 TDT (Terrestrial Dynamical Time), ET(Ephemeris Time)과 동일한 시간으로 단지 이름이 변경된 것으로 동적 시간을 나타내며 TAI와는 31.184 초의 차이가 유지되는 값이다. GPS 시간은 1980년 1월 6일 자정에 UTC에 동기 되어 있어 TAI와는 일정한 차이를 유지하고 있다. UT1는 지구 지구의 자전 값이 반영된 시간이고 UTC는 편의를 위해서 UT1과 0.9 초 이상 차이가 벌어지지 않도록 정수 단위로 정해진 시간이다[5].

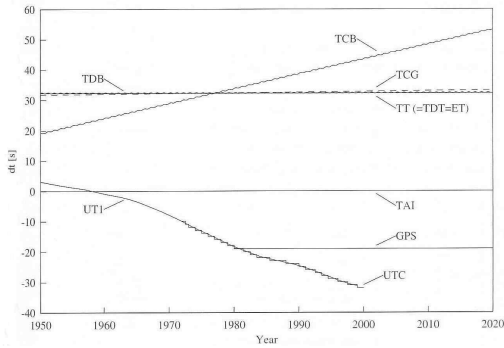


그림 2. GPS, UTC, TAI 시간의 관계
Fig. 2. Relationship of GPS, UTC and TAI

IV. EOP를 이용한 좌표변환 알고리즘

IS-GPS-200 revision E에서는 EOP 인자를 이용하여 좌표 변환을 수행하는 알고리즘 (IAU-76/FK5 방식)을 설명하고 있다[2],[8],[9]. ECEF좌표계와 ECI 좌표계는 기준에 따라 여러 가지가 있는데 IAU-76/FK5의 좌표변환 과정에서 이용하는 ECEF 좌표계는 ITRF (International Terrestrial Reference Frame)이고 ECI 좌표계는 ICRF (International Celestial Reference Frame)이다. ITRF에서 ICRF으로의 좌표변환 과정은 크게 네 부분으로 나뉘지는데 precession, nutation, rotation, polar motion 변환 단계로 구분된다. Precession과 nutation은 지구 자전축의 변화를, rotation은 지구의 자전을, polar motion은 지각에 대한 자전축의 위치 이동을 나타낸다. IS-GPS-200 revision E에서는 이를 각각 D, C, B, A 변환 행렬 명칭하고 이를 계산하여 최종적으로 식(2)를 이용하여 ECI와 ECEF좌표계 사이의 좌표변환 행렬을 계산하고 좌표변환을 수행한다.

$$\vec{r}_{ECEF} = [A][B][C][D] \vec{r}_{ECI} \tag{2}$$

$$\vec{r}_{ECI} = [D^T][C^T][B^T][A^T] \vec{r}_{ECEF}$$

IS-GPS-200 revision E에서는 좌표변환을 ECI 좌표계에서 ECEF로 변환하는 과정을 기준으로 설명하고 있으며 좌표변환의 첫 번째 단계는 GPS 시간을 식(3)을 이용하여 변환하는 것이다.

$$TDT = t + 51.184 \tag{3}$$

J.E.D. = TDT expressed days of 86400 sec

$$g = \frac{\pi}{180} \left[375.528 + 35999.05 \frac{J.E.D. - 2451545}{36525} \right]$$

$$J.B.D. = J.E.D. + \frac{0.001658 \sin g + 0.0167 \sin 2g}{86400 \text{ s}}$$

$$T = \frac{J.B.D. - 2451545}{36525}$$

여기서 t는 GPS 기준 시간이고 TDT는 TT와 동일한 값이다. J.E.D.는 Julian Ephemeris Data로 Julian calendar로 변환된 TT 값이다. g는 지구 중심 좌표계 기준으로 달의 eccentricity가 반영된 mean anomaly이고 J.B.D.는 J.E.D.에서 달의 공전 영향을 반영한 시간이다. T는 J.B.D.를 J2000 기준으로 표현된 Julian century 값이다.

다음으로 수행하는 과정은 precession에 대한 보상으로 식(4)와 같다. ζ, z, θ 를 앞에서 구한 T를 대입하여 각각 계산하여 precession에 의한 보상 변환 행렬 D를 계산한다. 식(5)의 R1, R3는 각각 x축과 z축 기준 회전변환행렬을 의미한다.

$$\begin{aligned} \zeta &= 2306.''2181 T + 0.''30188 T^2 + 0.''017998 T^3 \tag{4} \\ z &= 2306.''2181 T + 1.''09468 T^2 + 0.''018203 T^3 \\ \theta &= 2004.''3109 T - 0.''42665 T^2 + 0.''041833 T^3 \end{aligned}$$

$$D = R_3(-90^\circ - z) R_1(\theta) R_3(-\zeta) \tag{5}$$

Nutation 변환 행렬 C의 계산은 식(6)를 이용하여 지구의 mean obliquity를 계산하고 여기에 지구 외의 다른 행성의 의해서 발생하는 longitude와 obliquity에 대한 오차 값을 계산하여 보상하여 적용한다. ai와 bi, ej, Ej의 상수 값은 USNO circular 176에 명시되어 있는 값을 이용하도록 한다[11].

$$\bar{\epsilon} = 23^\circ 26' 21.''448 - 46.815'' T - 0.00059 T^2 + 0.001813 T^3 \tag{6}$$

$$\begin{aligned} \Delta\psi &= \sum_{i=1}^{106} a_i \sin\left(\sum_{j=1}^5 e_j E_j\right) \\ \Delta\epsilon &= \sum_{i=1}^{64} b_i \cos\left(\sum_{j=1}^5 e_j E_j\right) \end{aligned}$$

$$C = R_1(-\bar{\epsilon} - \Delta\epsilon) R_3(-\Delta\psi) R_1(\bar{\epsilon})$$

다음 단계에서는 시간에 따른 지군 자전에 의한 회전을 보상하는 과정으로 식(7)을 이용하여 UT1 시간을 이용하여 Apparent Greenwich hour angle을 계산하여 이를 이용하여 지구 자전 각을 계산한다. 가장 먼저 할 일은 GPS 시간을 UTC 시간으로 바꾸는 것인데 GPS 시간은 UTC 시간에 대해서 오차가 발생하기 때문에 이를 leap second와 초 단위 이하의 오차를 2차 항까지 근사화해서 보정한다. 여기서 Δt_{LS} , A_{0-n} , A_{1-n} , A_{2-n} 는 GPS civil navigation message type 33에 방송되는 값이다. UTC로 전환된 GPS 시간은 다시 UT1과의 차이를 보정하여 UT1 시간으로 변환한다.

$$t_{UTC} = t_E - \Delta t_{UTC} \quad (7)$$

$$\Delta t_{UTC} = \Delta t_{LS} + A_{0-n} + A_{1-n}(t_E - t_{ot} + 604800(WM - WM_{ot})) + A_{2-n}(t_E - t_{ot} + 604800(WM - WM_{ot}))^2 s$$

$$UT1 = UTC + \Delta UT1 + \Delta \dot{UT1}(t - t_{EOP})$$

$$T_U = \frac{JD - 2451545}{36525}$$

where $t_{UTC} = UTC$,
 $t_E = GPS \text{ time}$,
 $JD = UT1 \text{ expressed in days of } 86400 s$

$$\bar{\alpha} = \frac{2\pi}{24^h} (UT1 + 6^h 41^m 50.^s 54841 + 8640184.^s 812866 T_U + 0.^s 093104 T_U^2 - 6.^s 2 \times 10^{-6} T_U^3)$$

$$\alpha = \bar{\alpha} + \Delta\psi \cos(\bar{\epsilon} + \Delta\epsilon)$$

$$B = R_3(\alpha)$$

마지막 단계는 지구 지각에 대한 자전축의 움직임을 보정하는 단계로 polar motion 변화값을 계산하여 식 (8)을 이용하여 지구 자전축의 지구에 대한 위치 오차를 보정하게 된다.

$$x_p = PM_x + \dot{PM}_x(t - t_{EOP}) \quad (8)$$

$$y_p = PM_y + \dot{PM}_y(t - t_{EOP})$$

$$A = R_2(-x_p)R(-y_p)$$

최종적으로 시간변환, precession, nutation, rotation, polar motion 변환행렬을 적용하여 최종적으로 ECI에

서 ECEF로 변환하는 알고리즘이 완료된다.

V. 시뮬레이션

앞 절에서는 GPS CNAV message 중 EOP과 시간 변환 관련 인자를 이용하여 ECEF와 ECI 좌표계 사이의 변환 행렬을 계산하고 이를 적용하는 과정을 살펴보았다. IS-GPS-200 revision E에서 제시하는 알고리즘은 IAU-75/FK5 알고리즘과 비교했을 때 식 (7)에서 $\delta\Delta\psi$ 와 $\delta\Delta\epsilon$ 을 이용하지 않고 있다는 것과 IS-GPS-200 revision E에서는 PM_X , \dot{PM}_X , PM_Y , \dot{PM}_Y 을 제공하는데 반해서 USNO와 Earth Orientation Center에서는 하루 단위의 $\delta\Delta\psi$, $\delta\Delta\epsilon$, x_p 와 y_p 를 제공하고 있다는 것이다[10]. 현재 CNAV는 테스트 중으로 실제 데이터를 얻을 수 없는 관계로 가상의 EOP 데이터를 설정하였다. 가상의 데이터는 USNO에서 제공하는 하루 단위의 데이터에서 $\delta\Delta\psi$, $\delta\Delta\epsilon$ 를 제외하고 PM_X 와 PM_Y 으로만 이용하고 x_p , y_p 의 값은 IERS에서 제공하는 interpolation 알고리즘을 이용하여 원하는 시간에서의 값을 산출하여 이용하는 방식을 취하였다[12]. 시간 보정 인자 값들은 GPS L1 C/A의 RINEX 데이터 파일에 저장되어 있는 방송 데이터 값을 이용하였다. 이들의 내용은 표2에 정리하였다.

표 2 EOP 데이터 생성과 인자 설정
 Table 2 EOP data generation and settings

데이터 종류	GPS CNAV	USNO	가상 GPS CNAV
	$\Delta\psi$ $\Delta\epsilon$	$\Delta\psi, \delta\Delta\psi$ $\Delta\epsilon, \delta\Delta\epsilon$	USNO의 $\Delta\psi, \Delta\epsilon$ 만 이용
항목 비교	$x_p = PM_X + \dot{PM}_X$ $y_p = PM_Y + \dot{PM}_Y$	하루 단위의 x_p, y_p	x_p, y_p 를 interpolation
	Δt_{LS} A_{0-n} , A_{1-n} , A_{2-n}	없음	GPS L1 C/A의 A_0, A_1 로 대체
	$\Delta UT1$, $\dot{\Delta UT1}$	$\Delta UT1$	$\Delta UT1$ 를 interpolation

시뮬레이션을 통한 검증에서는 먼저 한국항공우주연구원에서 운용중인 KOMPSAT-2위성의 GPS 수신기에서 수집된 1일 동안의 ECEF좌표계에서의 위치와 속도 데이터를 이용하였다. KOMPSAT-2 위성은 고도 715 km의 원궤도로 태양 동기 궤도를 돌고 있다. 성능 테스트는 상용 위성 시뮬레이션 툴인 AGI사의 STKTM을 이용하여 ECEF에서 ECI로의 좌표 변환 결과를 기준 값으로 설정하고 Z축 기준으로 Greenwich hour angle만큼 단순 회전 결과와 IAU-76/FK5알고리즘을 이용하여 좌표 변환한 결과를 비교하였다. 좌표 변환 알고리즘의 정확성을 확보하기 위해서 EOP 데이터는 STKTM에서도 동일한 데이터를 이용하였다. 그림 3과 4에서 Z축 고정 단순 회전 변환과 STKTM를 이용한 좌표 변환 결과의 차이를 비교하였다. Z축 고정으로 회전을 하였을 때는 X, Y, Z축 방향의 회전에 대한 보상도 정확하게 이루어지지 않는다. 이로 인해서 X, Y, Z 축에 대한 오차가 주기성을 가지면서 크게 나타나는 특징이 발생한다. 이로 인해서 각 축의 최대 위치 오차는 약 15 km 정도로 나타났다. 속도의 좌표 변환 결과도 위치의 좌표 변환과 동일한 특징이 나타나며 각 축마다 주기적인 오차가 형태가 나타나며 크기는 약 15 m/s로 나타나는 것을 확인할 수 있다.

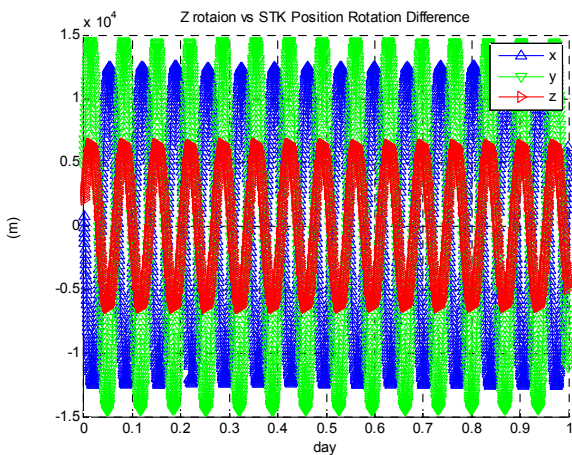


그림 3. Z축 고정 단순 회전 변환과 STK에 의한 위치 변환 비교
Fig. 3. Position transformation result comparison between simple Z axis rotation and STK tool

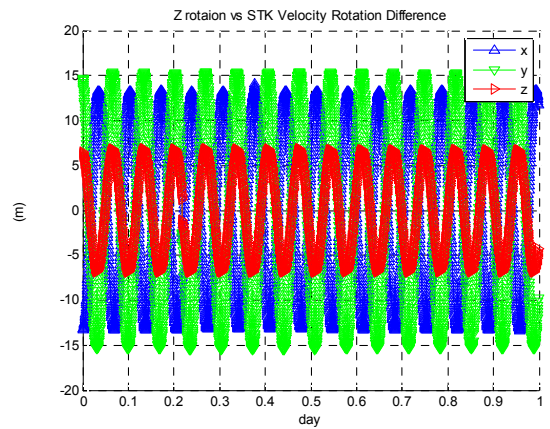


그림 4. Z축 고정 단순 회전 변환과 STK에 의한 속도 변환 비교

Fig. 4. Velocity transformation result comparison between simple Z axis rotation and STK tool

IAU-76/FK5 알고리즘을 이용하여 위성 위치의 좌표 변환을 수행한 결과와 STKTM를 이용한 결과는 각 축으로 7 cm 이내의 위치 오차가 발생하였고 속도 변환 결과는 각 축으로 0.07 mm 이내의 오차가 발생하는 것을 그림 5와 6에서 확인할 수 있다.

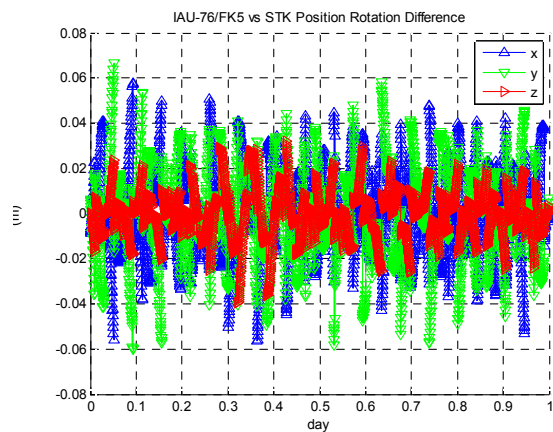


그림 5. IAU-76/FK5과 STK에 의한 위치변환 비교
Fig. 5. Position transformation result comparison between IAU-76/FK5 and STK tool

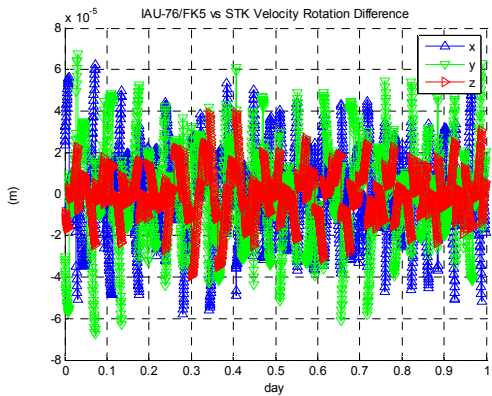


그림 6. IAU-76/FK5과 STK에 의한 속도변환 비교
 Fig. 6. Velocity transformation result comparison between IAU-76/FK5 and STK tool

IAU-76/FK5 알고리즘을 이용한 결과와 Z축 회전 변환을 이용한 1일 동안의 KOMPSAT-2 위성의 위치와 속도 변환 결과의 RMS 오차를 정리한 결과는 다음 표 3과 같다.

표 3. 좌표 변환 오차 RMS 비교
 Table. 3. RMS Error comparison

알고리즘	위치 변환 차이	속도 변환 차이
IAU-76/FK5	0.0299(m)	3.21×10^{-5} (mm/s)
Z축 회전	14232.4(m)	15.20(m/s)

V. 결 론

본 논문에서는 GPS civil navigation message 중 EOP 데이터를 이용하여 ECEF 좌표계 데이터를 ECI로 변환하는 알고리즘을 설명하고 그 성능을 시뮬레이션을 통해서 검증하였다. IS-GPS-200 revision E에서는 EOP 데이터를 이용하여 GPS시간을 UTC와 UT1 시간으로 변환하고 precession, nutation, rotation, polar motion 변환 행렬을 순차적으로 적용하는 방법을 제시하고 있다. 제시된 알고리즘을 이용하여 1일 단위의 EOP 데이터와 GPS L1 C/A NAV data를 이용하여 가상의 GPS CNAV EOP 데이터를 생성하여 저

궤도 위성의 위치와 속도 좌표를 변환을 수행하였고 그 결과를 STK™ 툴의 좌표변환 결과와 비교하였을 때 위치와 속도에서 각각 RMS 오차로 0.0299 m와 0.0321 mm/s의 결과가 나타났다. 이를 통해서 GPS CNAV를 이용한 위치 변환 알고리즘이 정확하다는 것을 알 수 있었고 위성 등의 우주 환경에서 GPS 수신기 단독으로 좌표변환을 수행할 수 있을 것으로 기대된다.

감사의 글

본 논문은 서울대학교 (항공우주신기술연구소)를 통해서 계약이 체결되어 2012년 정부 (교육과학기술부)의 재원으로 한국 연구 재단의 지원을 받아 수행된 연구임. (한국연구재단 - 우주기초핵심기술개발사업 - 2012-0006636)

Reference

- [1] National Coordination Office for Space-Based Positioning, Navigation, and Timing. *GPS Modernization*. Available : <http://www.gps.gov/systems/gps/modernization/>.
- [2] D. B. Goldstein ed. Global positioning system wing(GPSW) systems engineering & integration interface specification, Global Positioning Systems Wing, Technical Report IS-GPS-200E, 2010.
- [3] V. David and W. McClain, *Fundamentals of Astrodynamics and Applications*, 3rd ed. California, Microcosm Press, 2001.
- [4] B. Ben, V. David, S. Aurore and A. Penina, Earth orientation parameter considerations for precise spacecraft operations. in *Proceeding of the 2011 AAS/AIAA Astrodynamics Specialist Conference, Girdwood Alaska*, pp. 1-13, Jul. 2011.
- [5] M. Oliver and G. Eberhard, *Satellite Orbits*, New York, Springer, 2005.
- [6] K. Ghangho, H. Deokhwa, and others, Expected Accuracy of LEO Navigation Result Coordinate Transformation using GPS EOP Data, in *Proceeding*

of the KGS 2012, Jeju, pp.197-198, 2012.

- [7] Analytical Graphics, Inc., STK™.
- [8] U.S. Naval Observatory, *Explanatory supplement to the astronomical almanac*, Washington D.C., 2006.
- [9] V. David, S. John and S. Kenneth, Implementation Issues Surrounding the New IAU Reference Systems for Astrodynamics, in *Proceeding of the 16th AAS/AIAA Space Flight Mechanics Conference*, Tampa Florida, pp. 1-22, Jan. 2006.
- [10] K. George, *The IAU Resolutions on Astronomical Reference Systems, Time Scales, and Earth Rotation Models*, Washington, D.C., United States Naval Observatory, Oct. 2005.
- [11] IERS Rapid Service/Prediction Center, *EOP Product* Available: <http://maia.usno.navy.mil/ser7/finals2000A.daily>
- [12] The Earth Orientation Centre. *Polar motion interpolation FORTRAN subroutine*. Available: <ftp://hpiers.obspm.fr/eop-pc/models/interp.f>.

기 창 돈 (Chang-Don Kee)



1984년 2월 : 서울대학교 항공공학과 (공학사)
 1986년 2월 : 서울대학교 항공공학과 (공학석사)
 1994년 1월 : 미국 스탠포드대학교 항공우주공학 (공학박사)
 1996년 9월 ~ 현재 : 서울대학교 교수
 관심분야 : GPS 수신기, WAAS, RTK, 무인항공기

최 수 진 (Su-Jin Choi)



2005년 3월 : 항공항공대학교 항공우주 및 기계항공학부 (공학사)
 2007년 8월 : 서울대학교 기계항공공학부 (공학석사)
 2007년 12월 ~ 현재 : 한국항공우주연구원
 관심분야 : 달 탐사위성 임무해석 및 궤적 설계, 심우주 항법

김 강 호 (Ghang-Ho Kim)



2004년 8월 : 서울대학교 기계항공공학부 (공학사)
 2006년 8월 : 서울대학교 기계항공공학부 (공학석사)
 2006년 9월 ~ 현재 : 서울대학교 기계항공공학부 (박사 과정)
 관심분야 : GPS 시뮬레이터,

위성 궤도 필터, 위성 궤도 시뮬레이션

김 종 원 (Chong-Won Kim)

2008년 2월 : 서울대학교 기계항공공학부 (공학사)



2010년 2월 : 서울대학교 기계항공공학부 (공학석사)
 2010년 3월 ~ 현재 : 서울대학교 기계항공공학부 (박사과정)
 관심분야 : GPS 하드웨어 수신기, GPS 소프트웨어 수신기