

# 준 실시간 정밀 위성궤도결정을 위한 이론적 고찰

## A Preliminary Study of Near Real-time Precision Satellite Orbit Determination

배태석<sup>1)</sup>

Bae, Tae-Suk

**Abstract**

For real-time precise GPS data processing such as a long baseline network RTK (Real-Time Kinematic) survey, PPP (Precise Point Positioning) and monitoring of ionospheric/tropospheric delays, it is necessary to guarantee accuracy comparable to IGS (International GNSS Service) precise orbit with no latency. As a preliminary study for determining near real-time satellite orbits, the general procedures of satellite orbit determination, especially the dynamic approach, were studied. In addition, the transformation between terrestrial and inertial reference frames was tested to integrate acceleration. The IAU1976/1980 precession/nutation model showed a consistency of 0.05 mas with IAU 2000A model. Since the IAU 2000A model has a large number of nutation components, it took more time to compute the transformation matrix. The classical method with IAU 2000A model was two times faster than the NRO (non-rotating origin) approach, while there is no practical difference between two transformation matrices.

Keywords : Orbit determination, Acceleration modeling, Inertial frame, Precession/nutation

**요 지**

장기선 네트워크 RTK(Real-Time Kinematic) 측량, 정밀단독측위(precise point positioning) 및 전리층/대류권 지연 모니터링 등 GPS를 이용한 실시간 데이터 처리를 위해서는 IGS(International GNSS Service)에서 제공하는 정밀궤도 수준의 정확도가 시간지연 없이 확보되어야 한다. 본 연구는 준 실시간 위성궤도결정을 위한 선행연구로서 일반적인 위성궤도 결정 방법, 특히 동역학적 방법에 대한 이론적 고찰과 가속도 적분을 위한 지구기준/관성좌표계 변환 방법에 대한 테스트를 수행하였다. IAU1976/1980 세차/장동모델은 IAU 2000A 모델과 0.05mas 수준의 허용범위내 차이를 보였다. IAU 2000A 모델은 기본적으로 복잡한 장동모델로 인해 변환행렬 계산에 많은 시간이 소요된다. IAU 2000A 모델에 기존 변환 방법을 사용하는 경우가 NRO(non-rotating origin) 방법에 비해 2배 정도 빠른 결과를 보인 반면 회전행렬의 실질적인 차이는 없는 것으로 나타났다.

핵심용어 : 궤도 결정, 가속도 모델링, 관성좌표계, 세차/장동

**1. 서 론**

GPS(Global Positioning System)를 이용한 위치결정을 위해서는 일반적으로 위성의 궤도정보를 알고 있다고 가정된 후, 위성과 수신기 사이의 측정거리를 이용하여 삼각(삼변)측량 방식으로 미지의 좌표를 구한다. 이를 위해서는 GPS 위성의 궤도정보가 필수적으로 요구되며 현재 사용가능한 궤도는 크게 정밀궤도(precise orbit)와 방송궤도(broadcast ephemeris)로 구분할 수 있

다. GPS 신호와 함께 실시간으로 전송되는 방송궤도의 정확도는 1.6m에 이르고, 전세계 8개 분석센터에서 결정된 궤도정보를 가중평균한 정밀궤도는 훨씬 높은 정확도에 비해 2주 이상의 시간지연이 발생하고 있다 (<http://igsb.jpl.nasa.gov/components/prods.html>).

IGS(International GNSS Service)에서 공표하는 초신속궤도(IGU, ultra-rapid orbit)는 48시간에 대한 궤도정보를 포함하고 있는데, 지상관측을 통해서 산출된 24시간 궤도정보와 나머지 24시간에 대한 예측정보로 구성

1) 교신저자 · 정희원 · 세종대학교 공과대학 지구정보공학과 조교수(E-mail:baezae@sejong.ac.kr)

되어 있다. IGU는 공식적으로 하루에 4회 갱신되며 3시간의 지연이 발생하므로 이를 이용해서 실시간 응용 업무를 수행하고자 한다면 중앙(24시)을 기준으로 +3시부터 +9시까지의 6시간에 해당하는 예측 궤도정보를 사용할 수 있다. 그림 1은 2008년 11월 9일의 전체 31개 GPS 위성에 해당하는 IGU 오차, 즉 정밀궤도와 비교한 결과로서 6시간을 기준으로 평균 8cm의 정확도를 보이며, 위성에 따라 최고 40cm(3D)까지의 오차가 발생한다.

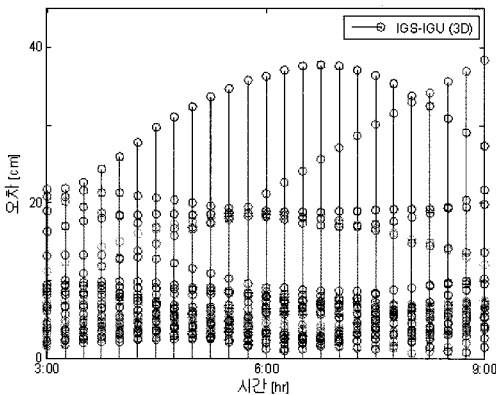


그림 1. IGS 초신속궤도(IGU) 예측해 정확도.

따라서 방송궤도의 낮은 정확도와 정밀궤도의 시간지연으로 인해 장기선 기반의 네트워크RTK(Real-Time Kinematic), 정밀단독측위(PPP, Precise Point Positioning) 또는 실시간 전리층/대류권 지연 모니터링 등에 IGS 궤도를 사용하는 것은 상당한 제약이 따른다. 현재까지 국내 위성궤도결정을 위한 연구는 천문 및 제어분야를 중심으로 진행되어 왔으며(박수홍 등, 1992; 손건호 등, 1995; 임형철 등, 2001), 측지/측량 분야에서는 각 궤도에 따른 GPS 데이터 처리 정확도 분석 등에 많은 연구가 있었다(박필호 등, 1996; 박관동 등, 2003; 박운용 등, 2004). 국내 위성궤도결정 관련 기존 연구는 대부분 상용소프트웨어를 활용하거나, 통신/과학 위성 관련 시뮬레이션 결과 및 필터링 등에 집중되어 있어서 새로운 모델의 추가 및 다양한 응용분야 적용에 어려움이 있다.

본 연구는 정밀궤도에 상응하는 수준의 GPS 궤도 예측해를 시간지연 없이 구하기 위한 사전 연구로서, 일반적인 위성궤도결정 방법(특히 동역학적 방법) 및 가

속도 모델링의 세부적인 적용방안, 지구기준/관성좌표계 변환 테스트 등 GPS를 포함한 위성궤도결정 기법을 이론적으로 고찰하였다.

## 2. 위성궤도결정 방법

위성궤도결정 방법은 크게 운동학적(kinematic) 및 동역학적(dynamic) 방법으로 구분할 수 있다. 운동학적 방법의 궤도결정은 수신기가 위성에 장착되어 있다는 점을 제외하고는 일반적인 GPS 위치결정과 개념적으로 동일하다. 이 방법은 수학적 모델이 단순할 뿐 아니라 기존의 GPS 위치결정 모듈을 이용할 수 있다는 장점 때문에 많은 연구자들에 의해 시도되어 왔으나(Byun, 1998; Kwon et al., 2003), 궤도결정 정확도가 위성의 기하학적 배치 및 수신기의 성능에 의존하며, 데이터가 수신되지 않은 경우에는 궤도 자체를 구할 수 없다. 또한 각 시점에서의 위성좌표가 모두 미지수이므로 궤도가 길어질수록 미지수의 수가 선형적으로 증가하여 정규방정식을 풀기 위한 컴퓨팅 자원이 기하급수적으로 증가하게 된다.

이에 반해, 동역학적 궤도결정은 뉴턴의 제2운동법칙을 관성좌표계(inertial frame)에서 수치적분함으로써 위성의 속도 및 위치정보를 얻는 방식이다(Beutler, 2005). 기존 시점의 위치 및 속도 정보가 주요 미지수이고 이를 바탕으로 계산된 각 시점에서의 가속도를 수치적으로 적분함으로써 이후 시점에서의 위성의 위치 및 속도 정보를 계산한다. 따라서 궤도가 길어지더라도 미지수의 증가는 일부에 국한되며, 데이터의 공백이나 위성의 기하학적 배치가 좋지 않은 경우라도 궤도전파를 통해 일관된 정확도의 결과를 얻을 수 있다. 그러나 이 방법을 적용하기 위해서는 정확한 가속도 모델링이 수반되어야 하며 가속도를 수치적으로 적분하기 위한 효율적인 수치적분기(numerical integrator)의 개발이 필요하다(Grejner-Brzezinska, 1995).

## 3. 동역학적 궤도결정 이론

다른 섭동력(perturbing forces)이 없다는 가정하에서 위성은 미리 정의된 타원 궤도를 따라서 움직인다. 타원 궤도는 관성좌표계에서 6개의 케플러 요소로 표현

되는데 이는 직각좌표계 상의 위치 및 속도의 6개 요소로 수학적 변환이 가능하다(Seeber, 2003). 만일 초기 시점  $t_0$ 에서의 위치 및 속도가 주어졌다면  $t$ 에서의 위치 및 속도는  $t_0$ 에서 계산된 가속도를 수치적으로 적분함으로써 구할 수 있다.

$$\mathbf{r}_1 = \mathbf{r}_0 + \dot{\mathbf{r}}_0 \cdot \Delta t + \frac{1}{2} \mathbf{a}_0 \Delta t^2$$

$$\dot{\mathbf{r}}_1 = \dot{\mathbf{r}}_0 + \mathbf{a}_0 \cdot \Delta t$$
(1)

여기서  $\Delta t$  는 두 시점 사이의 시간간격이고,  $\mathbf{r}, \dot{\mathbf{r}}, \mathbf{a}$ 는 각각 위치, 속도 및 가속도 벡터이다. 위성의 가속도에 영향을 미치는 섭동력은 크게 지구 및 달/태양의 인력에 의한 보존력(conservative forces)과 태양의 복사압 및 대기마찰 등의 비보존력(non-conservative forces)으로 구분할 수 있다(그림 2). 이 섭동력( $\mathbf{a}$ )은 시간에 대한 함수이며 위치( $\mathbf{r}$ ), 속도( $\dot{\mathbf{r}}$ ) 이외에 비보존력 관련 동역학적 변수( $\mathbf{p}$ )에 따라 달라진다(Hugentobler et al., 2001).

$$\ddot{\mathbf{r}} = -\frac{kM}{r^3} \mathbf{r} + \mathbf{a}(t, \mathbf{r}, \dot{\mathbf{r}}, \mathbf{p})$$
(2)

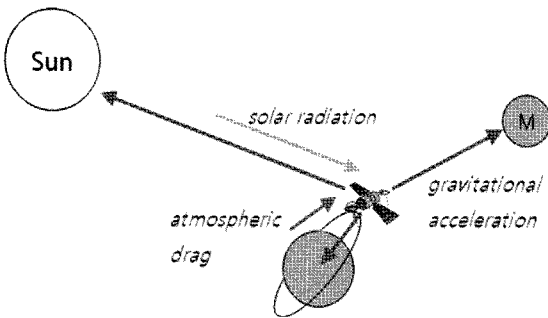


그림 2. 위성에 미치는 대표적인 섭동력.

표 1은 위성의 가속도에 영향을 미치는 각 요소로서 GPS 위성(Grejner-Brzezinska, 1995)과 약 450km 고도의 저궤도 위성(Bae, 2005)에 대해 대략적인 가속도의 크기를 나타낸다. 지구를 균일한 밀도의 구(sphere)로 가정한 경우인 케플러항이 가장 큰 영향을 미치며(식 (2)), 저궤도 위성의 경우 대기마찰에 의한 영향을 무시할 수 없다.

표1. 위성에 미치는 섭동력 비교.

가속도	크기[m/s <sup>2</sup> ]	
	GPS	LEO
케플러항	0.59	8.66
$J_2$	$5.0 \times 10^{-5}$	$1.6 \times 10^{-2}$
비구면 중력장	$3.0 \times 10^{-7}$	$2.1 \times 10^{-4}$
태양	$2.0 \times 10^{-6}$	$1.0 \times 10^{-6}$
달	$5.0 \times 10^{-6}$	$4.0 \times 10^{-7}$
태양복사압	$6.0 \times 10^{-8}$	$7.6 \times 10^{-9}$
대기마찰	-	$5.3 \times 10^{-7}$

### 3.1 중력가속도(gravitational acceleration)

케플러 요소를 포함한 지구중력 포텐셜은 일반적으로 다음과 같은 구면조화함수로 표현된다(Heiskanen and Moritz, 1967).

$$V(r, \theta, \lambda) = \frac{kM}{r} \sum_{n=0}^{n_{max}} \sum_{m=0}^n \left(\frac{R}{r}\right)^n (\bar{C}_{nm} \cos m\lambda + \bar{S}_{nm} \sin m\lambda) \bar{P}_{nm}(\cos \theta)$$
(3)

포텐셜  $V$ 는 지구상의 구면좌표( $r, \theta, \lambda$ )에 따라 변하며 삼각함수 및 각각의 차수( $n, m$ )에 해당하는 르장드르 함수( $\bar{P}_{nm}$ )로 표현된다. 식 (3)에서  $kM$ 은 중력상수 및 지구질량의 곱,  $R$ 은 지구평균 반경,  $\bar{C}_{nm}, \bar{S}_{nm}$ 은 구면조화계수를 나타내며 일반적으로 최대차수( $n_{max}$ )까지 표현한다. 위성궤도결정을 위한 가속도 계산은 식 (4)와 같이 포텐셜을 직각좌표계의 각 요소로 미분함으로써 얻을 수 있으나, 실제 계산을 위해서는 구면좌표계로 표현된 포텐셜을 해당 좌표계에서 미분한 후 변환행렬을 통해 직각좌표계로 변환해야 한다.

$$\ddot{\mathbf{r}} = \nabla V = \begin{bmatrix} \frac{\partial V}{\partial x} \\ \frac{\partial V}{\partial y} \\ \frac{\partial V}{\partial z} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{\partial r}{\partial x} & \frac{\partial \theta}{\partial x} & \frac{\partial \lambda}{\partial x} \\ \frac{\partial r}{\partial y} & \frac{\partial \theta}{\partial y} & \frac{\partial \lambda}{\partial y} \\ \frac{\partial r}{\partial z} & \frac{\partial \theta}{\partial z} & \frac{\partial \lambda}{\partial z} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \frac{\partial V}{\partial r} \\ \frac{\partial V}{\partial \theta} \\ \frac{\partial V}{\partial \lambda} \end{bmatrix}$$
(4)

일반적으로 GPS 궤도결정을 위한 지구중력장 모델의 차수( $n_{max}$ )는 12 이하로 충분하고, 지구중력장에 더 민감한 저궤도 위성의 경우에는 70 또는 그 이상까지 고려해야 한다. 또한 지구는 강체(rigid body)가 아니므로 시간에 따른 지구중력 포텐셜의 변화가 발생하며, 해수의 이동에 따른 영향도 고려해야 한다. 이를 위해서는 가속도를 계산하기 전에 식 (3)의 지구중력장 모델 구면조화계수 중 해당 차수(주파수)의 계수를 보정해 주어야 한다(McCarthy and Petit, 2004).

### 3.2 천체 인력(third-body attraction)

달 및 태양(필요한 경우 금성, 목성, 화성 포함)의 인력은 위성과 천체 사이의 상대적인 벡터와 천체의 위치 정보에 대한 함수로 주어진다(Montenbruck and Gill, 2001).

$$\ddot{\mathbf{r}} = -kM \left( \frac{\mathbf{r} - \mathbf{s}}{|\mathbf{r} - \mathbf{s}|^3} + \frac{\mathbf{s}}{|\mathbf{s}|^3} \right) \quad (5)$$

여기에서  $kM$ 은 중력상수와 해당 천체 질량의 곱이며,  $\mathbf{r}$ 은 궤도전파된 관성좌표계에서의 위성의 위치,  $\mathbf{s}$ 는 천체의 위치를 나타낸다. 태양계 내의 모든 행성의 궤도는 JPL(Jet Propulsion Laboratory)에서 공표하는 DE405 등을 이용해서 천기기준좌표계 내에서의 위치를 정확하게 구할 수 있다

(<http://iau-comm4.jpl.nasa.gov/README.html>).

### 3.3 태양 복사압(solar radiation pressure)

태양 복사압은 태양으로부터 방출되는 광자에 의한 섭동력으로서 특히 GPS 위성의 경우에는 그 영향이 매우 크다(표 1). 일반적인 태양복사압 모델은 태양과의 기하학적 배치, 위성의 질량 및 단면적의 함수로 표현되지만, 위성의 단면적은 자세에 따라 달라지고 불규칙한 위성 형상 및 복잡한 표면 재질에 의해 모델링이 쉽지 않다. 따라서 식 (6)의 ECOM(Extended CODE orbit model)처럼 세 축 방향의 직접적인 태양복사압 뿐만 아니라 모델링되지 않은 가속도에 의한 영향을 최소화하

기 위해 삼각함수의 급수로 표현한 경험적 모델(empirical forces)을 포함하여 가속도를 계산할 수 있다(Beutler et al., 1994). 또한 태양이 지구, 달에 의해 일부 또는 전부 가려져서 위성에 영향을 미치지 못하는 경우(eclipse)에는 그 비율만큼 반영해 주어야 한다.

$$\ddot{\mathbf{r}} = D_0 \vec{e}_D + Y_0 \vec{e}_Y + B_0 \vec{e}_B + (D_C \cos u + D_S \sin u) \vec{e}_D + (Y_C \cos u + Y_S \sin u) \vec{e}_Y + (B_C \cos u + B_S \sin u) \vec{e}_B \quad (6)$$

이 식에서  $\vec{e}_D, \vec{e}_Y, \vec{e}_B$ 는 위성-태양 벡터를 기준으로 한 단위벡터이므로 계산된 가속도를 직각좌표계로 변환해야 한다.  $u$ 는 위도인수(argument of latitude)로서 위성의 궤도주기 및 주기적인 모델링 오차와 관련이 있고,  $D, Y, B$ 는 각각 해당 벡터 방향의 미지 계수이다. ECOM 모델은 궤도회전마다 1주기(once per revolution)를 가지는 신호만을 모델링하였으나 궤도회전당 최적의 주기 조합을 찾는 연구도 수행되었다(Springer et al., 1999; Bar-Sever and Kuang, 2004).

### 3.4 대기마찰효과(atmospheric drag)

일반적으로 대기마찰 효과는 GPS 위성처럼 높은 궤도의 경우에는 무시하지만, 저궤도 위성의 경우 부정확한 대기 상층부의 밀도와 불규칙한 위성형상으로 인한 지속적인 단면적 변화로 정확한 가속도를 구하기 어렵다. 그림 3에서 보듯이 대기의 밀도는 고도에 따라서 일정한 패턴을 보이지만 위치 및 시간에 따라서 약간씩 그 값이 변한다. 따라서 대기마찰에 의한 가속도는 식 (7)과 같이 위성의 단면적( $A$ ), 질량( $m$ ), 대기밀도( $\rho$ ) 및 위성과 대기의 상대속도( $v_r$ )로 표현할 수 있으며, 축척계수( $C_D$ )를 추정하여 밀도 오차에 따른 모델의 단점을 보완한다. 시간에 따른 밀도변화가 큰 경우에는 다수의 축척계수를 설정하여 정확도를 향상시킬 수 있다.

$$\ddot{\mathbf{r}} = -\frac{1}{2} C_D \frac{A}{m} \rho v_r \mathbf{v}_r \quad (7)$$

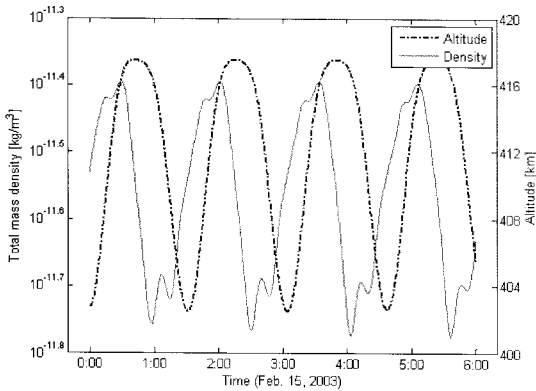


그림 3. 고도에 따른 대기밀도 변화(Bae, 2005).

#### 4. 지구기준좌표계 및 관성좌표계

2장에서 설명한 것처럼 뉴턴의 운동방정식은 관성좌표계(정지해 있거나 회전하지 않는 좌표계)에서 정의되는 반면 관측하는 기준점은 지구상에 있으므로, 일반적으로 사용하는 지구기준좌표계(TRS, Terrestrial Reference System)와 관성좌표계 사이의 변환이 명확히 결정되어야 한다. IERS(International Earth Rotation and Reference Systems Service)에서 결정한 ICRS(International Celestial Reference System)는 천구상에서 가시적인 움직임이 없는 608개의 퀘이사(quasars)를 이용하여 좌표축의 방향을 구현함으로써 관성좌표계로 정의되고, 이는 위성궤도결정을 위한 좌표계로서 사용될 수 있다(Feissel and Mignard, 1998).

지구자전축과 적도면은 지구와 다른 행성간의 인력작용 및 균일하지 않은 지구 질량분포에 의해 궤도면이 공간상에서 고정되어 있지 않다. 이 움직임은 많은 주기적인 운동이 중첩된 결과로서 크게 TRS에서 평균 회전축으로부터의 흔들림을 나타내는 짧은 주기의 극운동(polar motion)과 지구 평균 회전축의 천구기준좌표계(CRS, Celestial Reference System)에서의 움직임을 나타내는 긴 주기의 세차/장동(precession/nutation)으로 구분할 수 있다. 그러나 극운동과 장동은 실제적으로 지구자전에 의한 1일 주기의 움직임에 혼재되어 나타난다.

CIP(Celestial Intermediate Pole)는 CRS에서 TRS 극축의 움직임을 2일 주기를 기준으로 극운동과 장동으로 구분하는 가상(임시)의 지구자전축이다. CRS에서의 CIP 좌표는 IAU(International Astronomical Union)

2000A 모델로부터 계산할 수 있고, CIP의 TRS상에서의 변화도 IERS에 의해 극운동 좌표로 주어진다. TRS를 CRS로 변환하는 방법은 CIP를 정의하는 방법에 따라 서로 다른 접근이 가능한데, 본 논문에서는 각 방법별 개념 및 변환에 필수적인 보정항목에 대해서만 설명한다.

#### 4.1 IAU1976/1980 모델(기존모델, 방법 1)

이 방법은 분점(equinox)을 기준으로 한 전통적인 변환 방법으로서 IAU1976 세차 및 IAU1980 장동모델을 기반으로 한다. 좌표변환을 위해서는 1) TRS에서의 극운동(W(t)), 2) CEP(Celestial Ephemeris Pole)를 중심으로 하는 지구회전(R(t)), 3) 장동 보정을 통한 평균 분점 위치로 회전([N]), 4) 세차 보정을 통한 기준시점(J2000.0)에서의 평균 분점 위치로 이동([P])하는 순서로 최종적인 변환행렬을 구한다(McCarthy, 1996).

$$[CRS] = [P][N]R(t)W(t)[TRS] \quad (8)$$

세차 및 장동모델은 시간에 대한 함수로 표현되는데 일반적으로 TT(Terrestrial Time) 축척의 J2000.0(2000년 1월 1일 정오)을 기준으로 한 율리우스세기(Julian century)를 사용한다. IAU1980 모델의 장동각(nutation angles)은 106개의 서로 다른 주기를 가지는 요소의 급수로 표현되는데, 실제 관측값과의 차이는 IERS에서 매일 갱신하는 Bulletin A(<http://maia.usno.navy.mil/>)로 보정한다. 극운동 요소는 IERS 데이터(Bulletin A) 뿐만 아니라 해양조석에 의한 1일 이내 주기 변화(71개 요소) 및 1일 주기의 장동(10개 요소)에 의한 변화를 고려해야 한다(McCarthy and Petit, 2004).

방법 1과 같이 분점을 기반으로 한 좌표계 변환 방법은 하나의 축 중심의 단방향 회전이 아니며, 2개의 움직임은 면(적도 및 황도)의 교차점인 분점을 정밀하게 정의하기가 어렵다. 또한 분점의 움직임이 세차/장동에 의해 변하므로 그리니치항성시(GST, Greenwich Sidereal Time)에 의한 지구회전이 시간에 따라 달라지는 문제점이 있다.

#### 4.2 IAU 2000A 모델(CIO기반, 방법 2)

IAU 2000A 모델과 일관성을 가지는 변환은 두 가지로 구현 가능한데, 첫번째는 IAU 결의안에 의한 NRO(non-rotating origin)에 의거한 방법(4.2절)이고 다

른 하나는 방법 1과 같이 분점을 기준으로 하는 방법 (4.3절)이다.

방법 2는 세차와 장동의 구분이 인위적이며 불명확하다는 전제와 더불어, 제 24차 IAU 총회 결의안(B1.6-B1.8)을 바탕으로 CRS를 VLBI(Very Long Baseline Interferometry) 등으로 운동학적으로 정의함으로써 가능하게 된 NRO 기반 변환 방법이다. NRO란 CIP 적도면을 따라 극운동 및 세차/장동에 의한 움직임이 없는 점으로 정의되는데, TRS에서 극운동과 관련된 점 TIO(Terrestrial Intermediate Origin)와 CRS에서 세차/장동과 관련된 점 CIO(Celestial Intermediate Origin)는 NRO를 나타낸다. 따라서 지구회전축이 움직일 때 NRO는 이를 반영함으로써 결과적으로 CIO의 움직임에는 세차/장동의 영향이 없고, 마찬가지로 TIO의 움직임에 대한 극운동의 영향도 보정되어야 한다. 지구회전은 CIO와 TIO 사이의 지구회전각(ERA, Earth Rotation Angle)으로 정의된다. 따라서 이 방법은 3,000여 개의 계수를 이용하여 CIP의 CRS에서의 위치를 결정하며 (Q(t)), ERA를 이용한 지구회전(R(t)) 및 방법 1과 동일한 극운동(W(t))으로 표현할 수 있다.

$$[CRS] = Q(t)R(t)W(t)[TRS] \quad (9)$$

CIO를 기반으로하는 방법은 분점을 이용하지 않으므로 단순하고 정확한 변환이 가능하며, 극운동과 장동을 분리하여 각각 TRS와 CRS에서 적용하기 때문에 실제 지구 회전에 해당하는 지구회전각을 계산할 수 있다. VLBI 관측을 통해 알려진 IAU 2000A 모델의 정확도는 0.2mas 수준이므로 실제 관측과 모델의 차이(celestial pole offsets)를 Bulletin A로부터 보정해야 한다.

### 4.3 IAU 2000A 모델(기존모델 활용, 방법 3)

이 방법은 IAU 2000A 모델을 기준으로하되 기존의 변환방법과 호환할 수 있도록 세차 및 장동 변환행렬을 각각 별도로 계산하는 방법이다. 극운동(W(t)) 및 GST에 의한 지구회전(R(t)) 행렬을 계산한 후 현재의 황도 및 분점으로부터 지구중심 천구기준좌표계(GCRS, Geocentric Celestial Reference System)로 변환하기 위해서는 먼저 방법 1과 같이 IAU 2000A 모델에 기반한 장동(N) 및 세차(P) 운동의 영향을 보정해야 한다. 그러나 IAU 2000A 장동모델은 J2000.0을 기준으로 한 급수로 장동각을 나타내기 때문에 J2000.0에서의 CIP

방향과 GCRS 극축과의 차이, 즉 프레임바이어스([B])를 고려해 주어야 한다(McCarthy and Petit, 2004).

$$[CRS] = [B][P][N]R(t)W(t)[TRS] \quad (10)$$

4.2절에서 설명한 바와 같이 IAU 2000A 모델의 0.2mas 수준의 오차는 IERS에서 공표하는 GCRS 기준 천체극보정값(celestial pole offsets)을 이용하여 보정한다. GCRS에서의 CIP 좌표(X,Y)에 대한 보정값을 방법 3에서는 678개의 요소로 이루어진 luni-solar 장동과 687개의 planetary 장동 요소의 급수인 장동각 보정으로 표현한다. 이를 위해 IERS Bulletin A 보정값(dX,dY)을 현재의 황도 및 분점 기준의 값으로 역회전하고 다시 관계식을 통해 장동각에 대한 보정값으로 변환해야 한다. 따라서 보정된 장동각을 이용하여 IAU 2000A 모델과 호환가능한 GST를 계산하여 지구회전행렬을 구하며, 극운동은 방법 1과 동일하게 계산한다.

### 4.4 변환방법 비교

본 논문에서는 위에서 설명한 세가지 방법에 대해서 각각 변환행렬을 계산한 후 정확도 및 성능비교를 수행하였다. 각 방법별 3×3 변환행렬은 일반적으로 행렬요소단위로 비교할 수 없고, 쿼터니언(quaternion)으로 변환하여 특정 회전벡터(Euler axis)를 중심으로 한 두 행렬 사이의 회전각(Euler angle)의 차이로 표현한다. 회전행렬이 다음과 같이 주어졌다고 할 때

$$C = \begin{bmatrix} c_{11} & c_{12} & c_{13} \\ c_{21} & c_{22} & c_{23} \\ c_{31} & c_{32} & c_{33} \end{bmatrix} \quad (11)$$

이 회전행렬에 대한 쿼터니언은 회전벡터 (b c d)와 회전각(ζ)으로 다음과 같이 표현된다.

$$q_{\zeta} = \cos \frac{\zeta}{2} + \sin \frac{\zeta}{2} (ib + jc + kd) \quad (12)$$

$$= a_{\zeta} + ib_{\zeta} + jc_{\zeta} + kd_{\zeta}$$

여기서  $b^2 + c^2 + d^2 = 1$ 이다. 회전행렬과 쿼터니언의 변환관계(Jekeli, 2001)를 이용하여 식 (12)로부터 다음과 같은 회전벡터 및 회전각을 유도할 수 있다.

$$(b_{\zeta}, c_{\zeta}, d_{\zeta}) = \sin \frac{\zeta}{2} (b, c, d) = \frac{1}{4a_{\zeta}} (c_{23} - c_{32}, c_{31} - c_{13}, c_{12} - c_{21}) \quad (13)$$

$$\zeta = \tan^{-1} \frac{\sqrt{(c_{23} - c_{32})^2 + (c_{31} - c_{13})^2 + (c_{12} - c_{21})^2}}{c_{11} + c_{22} + c_{33} - 1} \quad (14)$$

각 변환방법별 결과비교를 위해서 본 연구에서는 2007년 4월 5일 12시(UTC)의 회전행렬을 계산했다. 펜티엄 4 리눅스에서 작성한 프로그램으로 각 회전행렬 계산 루틴을 최대 10,000회 반복실행하면 실행시간은 선형적으로 증가한다. 그림 4에서와 같이 방법 3은 방법 2에 비해 두 배 정도 빠르며, 방법 1은 방법 2의 10% 정도의 시간이 소요됨을 알 수 있다. 따라서 31개 위성을 24시간 수치적분 한다고 가정했을 때 변환행렬 계산은 20,000회 정도이므로 전체 실행시간에 미치는 영향은 작지 않다.

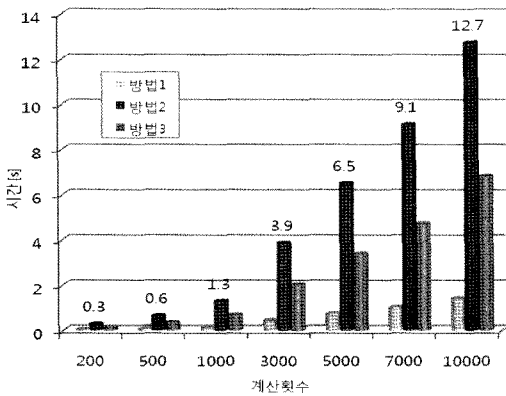


그림 4. 변환방법별 계산 시간.

두 회전행렬 사이의 차이를 하나의 각도로 표시하기 위해서는 잔차행렬, 즉 첫번째 행렬의 역행렬에 두번째 행렬을 곱한 후 식 (14)를 이용하여 회전각을 구한다. 방법 1-3에 해당하는 회전행렬을 각각 R1, R2, R3 라고 했을 때 그 차이는 그림 5와 같다. 동일한 IAU 2000A 모델을 사용하는 방법 2와 3은 0.1 $\mu$ as 수준에서 일치하므로 동일한 변환이라고 할 수 있으며, 방법 1은 IAU 2000A 모델과 0.05mas 수준에서 일치하는 것을 알 수 있다. IERS에서 제공하는 천체극보정값은 0.1mas의 해상력을 가지고 있으므로 방법 1 역시 허용오차 범위 내에 있다고 할 수 있다(Wallace, 2007). 그러나 IAU는

2003년 1월 1일 이후로 IAU 2000 모델의 사용을 권고한다.

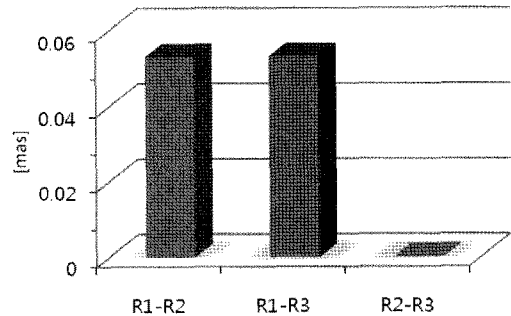


그림 5. 변환방법별 회전각 차이.

## 5. 결론

본 논문에서는 준 실시간 GPS 위성궤도결정을 위한 선행 연구로서 위성궤도결정 방법에 대한 이론적 고찰을 수행하였다. 특히 동역학적 위성궤도결정 방법의 이론 및 모델에 대해 고찰하고, 새로운 좌표계변환을 적용할 때 고려해야 할 사항들에 대해서 분석하여 다음과 같은 결론을 도출하였다.

첫째, IGS에서 제공하는 초신속궤도(IGU)의 예측하는 위성에 따라 40 cm(3D)에 이르는 오차를 포함하며 최소 3시간의 시간지연으로 인해 실시간 GPS 응용업무에 이용하기 어려울 것으로 판단된다.

둘째, 각 변환방법별 계산시간은 CRS에서의 극축의 움직임을 표현하는 장동모델에 따라 선형적으로 변하는데, CIO 기반 방법(방법 2)이 가장 많은 시간이 소요되며, 방법 2와 3은 0.1 $\mu$ as 수준에서 동일하다.

셋째, 우리가 일반적으로 사용하는 지구기준좌표계와 가속도 수치적분을 수행하는 관성좌표계 사이의 변환을 위해서 현재 제시되어 있는 세 가지 방법 모두 허용범위 내에서 사용가능하다. 그러나 IAU 결의안에 의해 2003년 이후로는 IAU 2000 모델이 권고되므로 정확도 및 향후 모델과의 연속성을 고려할 때 방법 2가 가장 바람직하다. 그러나 변환 행렬 계산이 많은 경우에는 속도를 고려하여 IAU 2000A 모델을 이용한 기존의 변환방법(방법 3)을 사용하는 것도 대안이 될 수 있을 것으로 생각한다.

마지막으로 본 연구에서 살펴본 위성궤도결정 이론을 바탕으로 후속 연구에서는 향상된 가속도 모델링을 통해 준 실시간 GPS 궤도결정을 수행함으로써 IGS 정밀

궤도에 근접하는 결과를 도출하고, 시간에 따른 궤도 변화 등을 분석하고자 한다.

### 감사의 글

본 연구는 국토해양부 첨단도시기술개발사업 - 지능형국토정보기술혁신사업과제의 연구비지원(07국토정보C02)에 의해 수행되었습니다.

### 참고문헌

박관동, 조정호, 하지현, 임형철 (2003), 초신속궤도력을 이용한 신속한 고정밀 GPS 데이터 처리, **한국측량학회지**, 한국측량학회, 제 21권, 제 4호, pp. 309-316.

박수홍, 조점래 (1992), 무궁화위성의 궤도결정, **한국자등제어학술회의 논문집**, 대한전자공학회, pp. 692-697.

박운용, 송연경, 이현우 (2004), RTK GPS를 이용한 대형구조물의 실시간 경보 시스템, **한국측량학회지**, 한국측량학회, 제 22권, 제 1호, pp. 11-19.

박필호, 박종욱, 조정호 (1996), GPS 위성의 정밀궤도력에 의한 기선결정의 정밀도 향상에 관한 연구, **한국측지학회지**, 한국측량학회, 제 14권, 제 2호, pp. 199-207.

손건호, 김광렬, 최규홍 (1995), 확장 칼만 필터를 이용한 LEO 위성의 궤도결정 방법, *J. Astron. Space Sci.*, 한국우주과학회, 12(1), pp. 133-142.

임형철, 박필호, 박종욱, 조정호, 안용원 (2001), 실시간 응용을 위한 GPS 정밀 궤도력 결정, *J. Astron. Space Sci.*, 한국우주과학회, 18(2), pp. 129-136.

Bae, T.-S. (2005), LEO Dynamic Orbit Enhancement using Atmospheric and Empirical Force Modeling, ION GNSS 2005, Long Beach, CA, pp. 1219-1226.

Bar-Sever, Y. and Kuang, D. (2004), New Empirically Derived Solar Radiation Pressure Model for Global Positioning System Satellites, The Interplanetary Network Progress Report, Vol. 42-159, Jet Propulsion Laboratory, Pasadena, California.

Beutler, G., Brockmann, E., Gurtner, W., Hugentobler, U., Mervart, L. and Rothacher, M. (1994), Extended orbit modeling techniques at the CODE processing center of the international GPS service for geodynamics (IGS): Theory and initial results, Manuscripta Geodaetica, 19, pp. 367-386.

Beutler, G. (2005), *Methods of Celestial Mechanics: Vol. I: Physical, Mathematical, and Numerical Principles*, Springer-Verlag, Berlin Heidelberg, pp. 50-61.

Byun, S.H. (1998), *Satellite orbit determination using GPS carrier phase in pure kinematic mode*, Ph.D. Dissertation, The University of Texas at Austin, TX.

Feissel, M. and Mignard, F. (1998), The adoption of ICRS on 1 January 1998: meaning and consequences, *Astron. Astrophys.*, 331, L33-L36.

Grejner-Brzezinska, D. (1995), *Analysis of GPS data processing techniques: In search of optimized strategy of orbit and Earth rotation parameter recovery*, Report No. 432, Department of Geodetic Science and Surveying, The Ohio State University, Columbus, Ohio.

Heiskanen, W.A. and Moritz, H. (1967), *Physical Geodesy*, W.H. Freeman, San Francisco, pp. 18-39.

Hugentobler, U., Schaer, S. and Fridez, P. (eds.) (2001), *Bernese GPS Software Version 4.2*, Astronomical Institute University of Berne, Switzerland.

Jekeli, C. (2001), *Inertial Navigation Systems with Geodetic Applications*, Walter de Gruyter, Berlin New York, pp. 13-18.

Kwon, J.H., Grejner-Brzezinska, D., Bae, T.-S. and Hong, C.-K. (2003), A Triple Difference Approach to Low Earth Orbiter Precision Orbit Determination, *The Journal of Navigation*, 56, pp. 457-473.

McCarthy, D.D. (1996), *IERS Conventions (1996)*, IERS Technical Note 21, U.S. Naval Observatory.

McCarthy, D.D. and Petit, G. (eds.) (2004), *IERS Conventions (2003)*, IERS Technical Note No. 32, IERS Conventions Centre, Verlag des Bundesamts für Kartographie und Geodäsie, Frankfurt am Main.

Montenbruck, O. and Gill, E. (2001), *Satellite Orbits: Models, Methods, and Applications*, Springer Verlag Berlin Heidelberg New York.

Seeber, G. (2003), *Satellite Geodesy (2nd)*, Walter de Gruyter, Berlin New York, pp. 77-114.

Springer, T.A., Beutler, G. and Rothacher, M. (1999), A New Solar Radiation Pressure Model for GPS Satellites, *GPS Solutions*, Springer, Vol. 2, No. 3, pp. 50-62.

Wallace, P. (2007), personal communications.