

GPS 궤도의 태양풍 모델 비교

Solar Radiation Pressure Model Comparison for GPS Satellites

유선경¹ · 김강호² · 기창돈^{1*} · 허문범³

¹서울대학교 기계항공공학부, 정밀기계설계공동연구소

²현대로보틱스

¹School of Mechanical and Aerospace Engineering and the SNU-IAMD, Seoul National University, Seoul, 08826, Korea

²Hyundai Robotics, Seongnam-si, Gyeonggi-do, 13630, Korea

³Korea Aerospace Research Institute, Gwahak-ro, Yuseong-Gu Daejeon, 34133, Korea

[요 약]

GPS 위성의 궤도는 위성의 GPS 측정치와 정밀한 위성의 동역학을 함께 고려하여 정밀하게 추정할 수 있다. 대부분의 위성 동역학 성분은 위성의 위치와 속도와 알려진 모델 식의 수식과 계수 값을 활용하여 정밀한 구현이 가능하다. 그러나 태양풍에 의한 힘은 모델을 선정하고, 모델의 계수를 추정해야 한다. 이 때, 모델에 따라 구현 성능이 달라질 수 있다. 따라서 본 논문은 CODE에서 생성한 정밀 궤도력을 활용해, 다양한 태양풍 모델의 계수를 추정하고 각 모델을 활용한 궤도 전파 모델의 정확도를 비교 분석했다. 결과적으로 ECOM 모델과 reduced ECOM을 활용하는 경우, CODE 1일 궤도와 cm level 오차를 가지는 궤도 전파 모델을 구현할 수 있음을 확인했다. 또한 SRP 모델을 구현하지 않는 경우 수십 m의 오차를 가짐을 확인할 수 있었다.

[Abstract]

GPS satellite orbits could be estimated precisely using GPS dynamics as well as GPS observations. Most of the perturbations are available to be generated using satellite position, velocity, well known model equations and coefficients. However, who wants to calculate solar radiation pressure (SRP) should choose a SRP model and estimate the coefficients of a SRP model. The accuracy of SRP model depends on the model characteristics. Therefore this paper has estimated coefficients of SRP models using CODE precise orbit product and compared the accuracy of orbit propagator depending on SRP model. The results show that the extended CODE orbit model (ECOM) and the reduced ECOM achieved cm level fitting orbit for the CODE 1-day orbit. Also orbit propagation model without SRP model consideration could get tens of meter orbits compared to CODE orbits.

Key word : GPS satellite propagator, Solar radiation pressure, Extended CODE orbit model.

<https://doi.org/10.12673/jant.2018.22.6.585>



This is an Open Access article distributed under the terms of the Creative Commons Attribution Non-Commercial License (<http://creativecommons.org/licenses/by-nc/3.0/>) which permits unrestricted non-commercial use, distribution, and reproduction in any medium, provided the original work is properly cited.

Received 23 November 2018; Revised 30 November 2018

Accepted (Publication) 10 December 2018 (30 December 2018)

*Corresponding Author; Chang-don Kee

Tel: +82-2-880-8052

E-mail: kee@snu.ac.kr

I. 서론

IGS (international GNSS service)는 GPS 위성의 정밀 궤도를 추정하여 제공하는 기관으로 총 9개의 analysis center로 구성되어 있으며, 각 센터에서 추정한 정밀 궤도력 결과를 취합하여 1D RMS 2.5cm 수준의 정밀궤도력을 제공한다[1]. 각 센터는 세계 다수의 기준국 GPS 측정치와 궤도 섭동력 모델을 활용하여 궤도를 추정하고 있다.

이러한 정밀 궤도 결정을 하기 위해서는 지구의 중력장과 천체 인력, 태양풍, 조력에 의한 중력장 변화, 일반 상대성 효과 등을 고려해야 한다. 지구 중력장은 구면 조화식으로 모델링 된 EGM96, JGM-3 등이 있다. 또한 NASA의 JPL (jet propulsion laboratory)이 제공하는 천체의 위치 정보를 활용하여, 천체의 인력을 계산할 수 있다. 조력에 의한 중력장 변화도 IERS (international Earth rotation and reference systems service)에서 제공한 모델로 계산 가능하고, 일반 상대성 효과는 위성의 위치, 속도에 따라 계산 가능하다. 그러나 태양풍 (SRP; solar radiation pressure)의 경우 위성의 자세, 위성의 표면 소재 등 다양한 변수로 인해 아직까지 정확도 높은 모델이 제시되지 못했다. 따라서 SRP는 현재까지도 다양한 모델이 제안되고 있으며, GPS 궤도를 추정하기 위해서는 궤도와 함께 SRP 모델의 계수를 추정해야 한다.

초기 태양풍 모델인 ROCK 모델은 BLOCK별 위성체 좌표계의 X, Z와 위성과 태양의 사이 각도로 되었으며, Block I, II, IIA, Block IIR에 대해 구현되었다[2], [3]. CODE 기관에서 활용했던 ECOM (empirical CODE orbit model) 모델은 기존 ROCK 모델보다 힘의 방향을 잘 해결하기 위해 세 직교 방향으로 가속도를 분해하고, 태양과 위성 사이의 각도를 활용하여 궤도를 성능을 개선하였다[4]. 국내에서는 참고문헌 [5]는 ECOM 모델을 활용하여 IGS 정밀 궤도의 SRP 계수를 추정하여 mm 수준으로 정밀 궤도와 일치할 수 있는 GPS 궤도 전파 모델을 구현한 바 있다.

본 논문에서는 [5]를 참고하여 IGS 기관 중 하나인 CODE의 정밀 궤도를 관측값을 활용하여 태양풍 모델 별로 각 모델의 계수를 추정하고, 각 모델 별 궤도 전파 성능 비교하였다. 태양풍 모델인 reduced ECOM, ECOM 등의 모델 성능을 비교하였으며, 태양풍을 고려하지 않은 경우를 함께 분석하는 등 다양한 시뮬레이션을 진행하였다.

표 1. 측정치와 궤도 전파 좌표계 및 시간계

Table 1. Coordinate frame and time frame for observation and dynamics.

	coordinate frame	time frame
Precise orbit (observation)	Earth Centered Earth Fixed	GPS time
Orbit propagation (dynamics)	J2000	terrestrial time

II. 궤도 섭동력

2-1 좌표계와 시간계

본 논문에서 관측값으로 활용된 정밀 궤도는 지구 중심 좌표계로 제공되며, 기준 시간은 GPS time이다. 반면, 지구의 중력장을 제외한 궤도 섭동력 모델은 지구 관성 좌표계에 대해 모델링 되기 때문에, 궤도를 예측하고 비교하기 위해서 좌표 변환이 필요하다. 지구 중심 좌표계에서 지구 관성 좌표계로 벡터를 변환하는 방법은 equinox based 방식의 IAU 2000A를 채택하여, 극운동과 지구의 자전, nutation, precession 순으로 고려하였다 [6]. 극운동은 CODE에서 제공되는 정밀 궤도의 EOP (Earth orientation parameter) 데이터를 활용하되, linear interpolation과 tidal effect correction을 보정하여 활용했다 [9]. 좌표변환 알고리즘은 Matlab으로 구현 되었으며, 2018년 1월 15일 30개 위성 위치의 좌표 변환 결과를 bernese software version 5.2[7]와 비교하여 RMS 1 mm 이내 오차가 발생함을 확인했다. 시간계의 경우도 GPS 시간은 UTC 시간과의 leap second를 보정한 뒤, EOP 데이터의 UT1 보정 값을 활용하여, 좌표 변환 및 필요에 따라 시간을 변환하여 활용했다. 표 1은 관측값과 궤도 전파에 활용된 좌표계와 시간계를 정리한 것이다.

2-2 섭동력의 구현

지구와 위성을 질점으로 가정한 중력은 TWO BODY equation으로 표현할 수 있다. 그러나 지구는 부피를 가지는 질량이기 때문에, 단순히 질점으로 가정하여 지구의 인력을 표현할 수 없다. 따라서 EGM96, JGM-3, EGM2008 등의 중력 모델은 지구의 중력장을 구면 조화 함수로 표현하며, EGM 96 모델은 지구의 중력장을 구면조화함수 360 차항까지 지원하며, 본 논문에서는 EGM 96 모델의 12차항까지 고려하였다[8], [9]. EGM 96모델은 조석에 의한 영향이 고려되지 않은 모델로, 달과 태양에 의한 조석 영향을 고려해주어야 한다. 일반적으로 조석에 의한 중력장 변화는 solid earth tide, ocean tide, pole tide로 각각 모델링 된다. 본 논문에서는 [9]를 참고하여 구현하였으며, ocean tide는 FES2004모델을 활용하였다.

천체의 인력은 천체의 질량과 위치를 활용하여 계산할 수 있으며, 본 논문에서는 JPL에서 제공하는 DE405 모델(Standish 1998)을 활용하여 계산하였으며, 태양과 달의 영향만 고려했다. 일반 상대성 효과는 위성의 위치와 속도로 계산한다[9], [10].

SRP는 지구의 그림자는 cylinder 모델로 고려하였고, 다양한 모델에 따라 모델 계수를 추정한다. 본 절에서는 ECOM 모델을 활용해 SP3 궤도로부터 추정한 계수를 활용하여 각 섭동력과의 크기를 비교했다. 그림 1에서 SRP가 중간에 끊어있는 것은 지구 그림자에 가려지는 부분이다. SRP는 태양이 비치는 면에서만 받기 때문에 그림자를 판별하지 않는다면, 지구 그림자에서 10^{-7} m/s^2 수준의 오차를 가지게 된다.

그림 1은 GPS PRN 1위성의 2018년 1월 15일 궤도의 섭동력 크기를 비교한 것으로, log scale로 나타냈다. 표 2는 고려된 섭동력들의 모델을 정리한 것이다. GPS 궤도에서의 섭동력 크기 비교 결과, TWO BODY, 중력장, moon gravity, sun gravity, SRP, tide, general relativistic 순으로 큰 것을 확인 할 수 있었다. 그림 2는 각 조석에 의한 영향을 나누어 크기를 비교하였으며, solid earth tide가 가장 큰 것을 확인했다.

표 2. 섭동력 상세 사항

Table 2. Perturbation model descriptions.

Perturbation	Model
Earth gravity	TWOBODY
	EGM 96 (degree: 12/ order: 12)
Tidal effect	Solid Earth tide(IERS2010), pole tide(IERS2010), ocean tide(IERS2010, FES2004)
	Sun, moon(DE405)
Third body gravity	Sun, moon(DE405)
Solar radiation pressure	ECOM(9 coefficients) (Shadow: cylinder)
General relativistic	IERS 2010

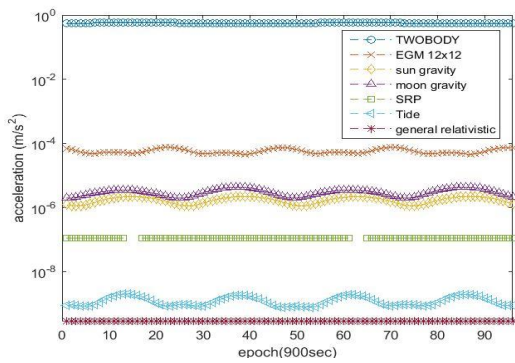


그림 1. PRN1 위성 궤도의 섭동력(2018/01/15).

Fig. 1. Orbit perturbations for PRN1 GPS satellite (2018/01/15).

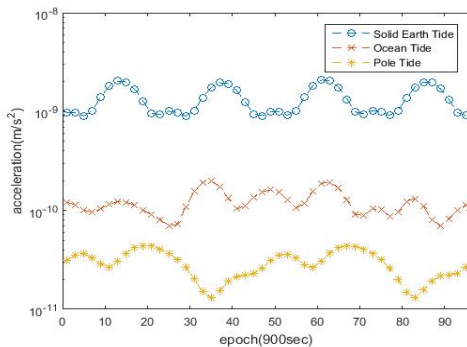


그림 2. PRN 1 위성 궤도의 solid Earth tide, ocean tide, pole tide

Fig. 2. Solid Earth tide, ocean tide, pole tide for PRN 1 (2018/01/15).

III. 태양풍 모델

3-1 ECOM 모델

ECOM 모델은 ROCK 모델의 성능을 개선하기 위해 태양풍에 의한 힘을 추정하기 위한 모델로, 위성 대비 태양의 방향 벡터(e_D)와 태양전지판 방향(e_Y)을 활용한 직교좌표계를 사용한다. 이 때, r_{sat}, e_r 은 위성의 위치 벡터와 방향벡터이며, r_{\odot} 는 태양 벡터, u 는 위성의 argument of latitude이다.

$$e_D \equiv \frac{r_{\odot} - r_{sat}}{|r_{\odot} - r_{sat}|}, e_Y \equiv -e_r \times e_D, e_B \equiv e_D \times e_Y \quad (1)$$

ECOM 모델은 태양풍 가속도 a 를 기존모델을 활용한 태양풍 가속도 a_0 와 e_D, e_Y, e_B 직교 좌표계 성분으로 모델링되었다. 기존 모델을 활용한 태양풍 가속도는 ROCK 모델 또는 이전 데이터를 바탕으로 계산된 historical CODE model을 활용할 수 있으며, CODE에서는 일부 위성에 대해 historical CODE model의 계수를 제공한다. 또한 ECOM 모델에서 a_0 와 D_c, D_s, Y_c, Y_s 는 고려하지 않는 방법으로 reduced ECOM 모델이 2014년까지 CODE에서 활용된 바 있다.

$$a = a_0 + D(u)e_D + Y(u)e_Y + B(u)e_B \quad (2)$$

$$D(u) = D_0 + D_c \cos(u) + D_s \sin(u) \quad (3)$$

$$Y(u) = Y_0 + Y_c \cos(u) + Y_s \sin(u)$$

$$B(u) = B_0 + B_c \cos(u) + B_s \sin(u)$$

3-2 New ECOM 모델

New ECOM 모델은 위성의 argument of latitude u 보다 태양과 위성의 argument of latitude 차이인 Δu 를 활용하여 모델링하였으며, $D_{2c}, D_{2s}, D_{4c}, D_{4s}, B_c, B_s$ 를 추정한다.

$$D(u) = D_0 + D_{2c} \cos(2u) + D_{4c} \cos(4u) + D_{2s} \sin(2u) + D_{4s} \sin(4u) \quad (4)$$

$$Y(u) = Y_0$$

$$B(u) = B_0 + B_c \cos(u) + B_s \sin(u)$$

현재 CODE analysis center에서는 new ECOM 방법을 채택하여 활용하고 있다[4], [12]. 그리고 pseudo stochastic acceleration을 추가로 추정하여, 잔여 궤도 역학 오차를 함께 추정한다. 따라서, ECOM 모델 또는 new ECOM 모델 활용하여 궤도를 fitting하는 경우, pseudo stochastic acceleration을 추정하지 않는다면, 1D RMS 1.5 cm까지 발생할 수 있다[7].

IV. 태양풍 모델 비교 결과

4-1 모델 비교 방법

본 논문에서는 2018년 1월 15일의 30개 위성에 대해 분석하였다. PRN 18번은 해당 기간 outage 상황이었으며, PRN 4번 위성은 운용되지 않았다. 두 위성을 제외한 각 block 별 PRN 정보는 Table 3에 분류하였으며, block 별 궤도 성능을 분석했다.

관측 값은 CODE analysis center에서 제공한 정밀 궤도를 활용하며, 궤도 추정 state는 식(5)에 나타난 바와 같이 위성의 초기 위치, 속도 그리고 태양풍 계수를 추정했다.

$$X = [\bar{R}_{SP3}(t_0), \bar{V}(t_0), \bar{P}] \quad (5)$$

위성의 궤도를 결정하기 위한 초기 state는 SP3 초기 위치 $\bar{R}_{SP3}(t_0)$ 로 선정하였으며, 초기 속도는 식 (6)과 같이 계산했다. 초기 속도는 SP3 초기 위치 간 차분하여 속도를 계산하며, 만유인력에 의한 가속도를 고려하기 위해 지구 중력 상수 μ_{\oplus} 를 활용했다.

$$\bar{V}(t_0) = \frac{\bar{R}_{SP3}(t_1) - \bar{R}_{SP3}(t_0)}{t_1 - t_0} + \frac{1}{2} \frac{\mu_{\oplus}}{\bar{R}} (t_1 - t_0) \quad (6)$$

$$\tilde{\bar{R}} = \frac{\bar{R}_{SP3}(t_0) + \bar{R}_{SP3}(t_1)}{2} \quad (7)$$

관측 값으로 사용되는 정밀궤도력은 15분 간격으로 제공되므로, 하루의 데이터는 총 96개이다. 궤도 결정 수행 시, 모든 궤도는 J2000으로 좌표 변환하여 수행하였다. 추정된 궤도요소로부터 24시간 궤도 계산을 위한 적분기는 runge-kutta 56기법을 활용하고[11], 적분 간격은 100 sec로 선정했다. 관측 행렬은 수치적으로 미분하여 계산하고, 최소제곱법으로 해를 도출하여 4번의 iteration을 반복하여 결정한다.

표 3. 각 위성의 정렬 인덱스와 PRN, block 정보 (2018/01/15).
Table 3. The index, PRN and block information of each satellite (2018/01/15).

index	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10
PRN	11	13	14	16	20	21	28	2	19	22
Block	IIR-A						IIR-B			
index	11	12	13	14	15	16	17	18	19	20
PRN	23	5	7	12	15	17	29	31	1	3
Block	IIR-B		IIR-M						IIF	
index	21	22	23	24	25	26	27	28	29	30
PRN	6	8	9	10	24	25	26	27	30	32
Block	IIF									

표 4. SRP 모델 상세 정보

Table 4. SRP models descriptions.

	SRP model			
	$a = a_0 + D(u)e_D + Y(u)e_Y + B(u)e_B$			
	a_0	D	Y	B
A	-	-	-	-
B	-	D_0	-	-
C	-	D_0	Y_0	-
D	-	D_0	Y_0	B_0
E	O	D_0, D_c, D_s	Y_0, Y_c, Y_s	B_0, B_c, B_s

4-2 비교 분석을 위한 태양풍 모델 선정

현재 CODE의 경우, new ECOM 모델과 pseudo-stochastic acceleration을 활용하여 정밀 궤도를 추정한다. Pseudo-stochastic acceleration의 경우, 1시간 간격으로 위성의 radial, along track, cross track에 대해 잔여 오차를 모델링하여 추정하지만, 본 연구에서는 태양풍 모델만을 추정하여 궤도 추정 시 궤도 성능을 확인하는 것을 목표로 한다.

태양풍 모델은 표 4와 같이 5가지로 나누어 추정하였다. 먼저 태양풍을 무시하는 경우 (A), D_0 방향만 추정하는 경우(B), D_0, Y_0, B_0 방향만 추정하는 경우(B), reduced ECOM(D), ECOM(E)로 비교 분석을 수행하여, 원하는 궤도 수준에 따른 태양풍 모델 수준을 제안한다. 각 파라미터는 모델에 따라 추정되며, 초기 값은 D_0 만 -10^{-7} m/s^2 나머지는 0으로 선정하였다.

4-3 태양풍 모델에 따른 궤도 결정 결과 비교

그림 3은 표 3에서 위성의 index 순으로 오차 수준을 도시하였으며, index는 동일 block 별로 성능을 확인할 수 있도록 재 정렬하였다. 또한 표 5는 각 block 별 궤도 잔여 오차 수준을 정리한 결과이다. 그림 3에서 SRP model A부터 E까지 성능을 Block 별로 분석한 결과, 대부분의 경우 bBlock 별 뚜렷한 대비는 보이지 않는다.

표 5를 통해 각 모델 별 결과를 비교하면, 태양풍을 고려하지 않는 경우 위성 평균 3D RMS 31 m의 오차를 가짐을 확인할 수 있다. 이 때, 위성 대비 태양의 방향 벡터(e_D)인 D_0 방향만 추정해 주어도 21 cm 수준의 궤도를 달성할 수 있었으나, 10 cm 이내의 궤도를 얻기 위해서는 D_0, Y_0, B_0 까지는 추정해야한다.

추가로 eclipse 판별이 궤도 추정에 미치는 영향을 파악하기 위해, PRN 1에서 eclipse 판별 전후의 궤도 결정 결과를 비교했다. 그림 4는 PRN 1의 ECOM모델을 활용한 경우의 궤도 오차이며, 그림 5는 shadow check를 하지 않은 경우이다. 그림 4와 그림 5에서 shadow check는 지구 그림자에 가려진 경우 1, 태양에 비치는 경우를 0으로 나타내었다. 그래프에서는 지구 그림자에 들어가 있는 구간에서 태양풍은 작용하지 않지만, shadow check를 해주지 않으면, eclipse에서 오차는 20 cm 이상으로 증

가하며, RMS 12 cm로 증가하는 것을 확인할 수 있다. 더 나아가, D, Y, B 방향에 대해 추정할수록 궤도 전파 성능은 수 cm 수준의 정확도 달성이 가능하게 된다.

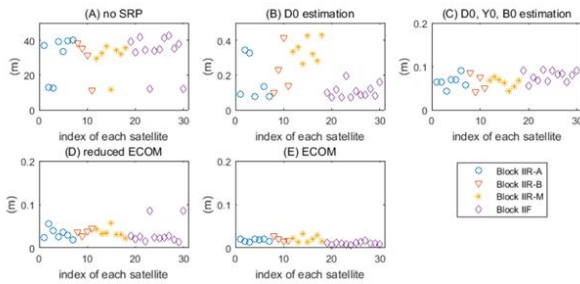


그림 3. 각 모델 별 위성의 3D rms 오차.
 Fig. 3. 3D RMS errors for each SRP model and satellite.

표 5. 각 모델 별 위성의 3D rms 오차 값.
 Table 5. 3D RMS values for orbit errors for 30 satellites (m).

	A	B	C	D	E
Block IIR-A	30.68	0.23	0.07	0.03	0.02
Block IIR-B	29.08	0.22	0.06	0.04	0.02
Block IIR-M	30.39	0.35	0.06	0.04	0.02
Block IIF	33.23	0.11	0.08	0.03	0.01
All PRN	31.42	0.21	0.07	0.03	0.02

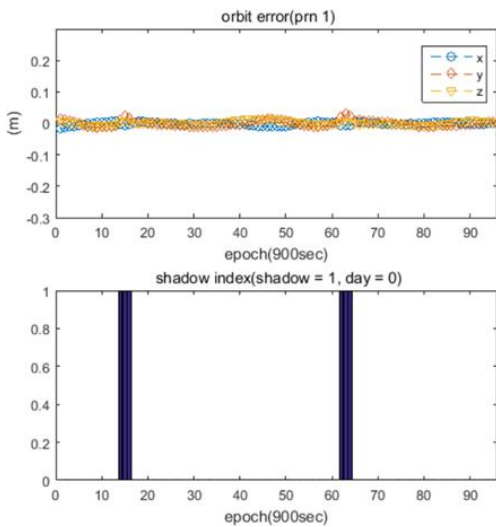


그림 4. ECOM 모델과 지구그림자 고려한 경우 PRN1 위성의 궤도 오차
 Fig. 4. Orbit errors for PRN 1 using ECOM with shadow check.

V. 결론

본 논문은 CODE 정밀궤도력을 활용하여 GPS 궤도에 미치

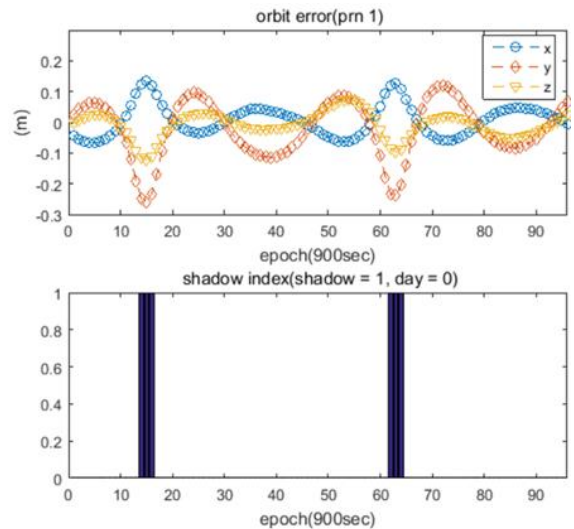


그림 5. ECOM 모델과 지구그림자 고려하지 않은 경우 PRN1 위성의 궤도 오차

Fig. 5. Orbit errors for PRN 1 using ECOM without shadow check.

는 다양한 섭동력과 태양풍을 고려하여 GPS 위성의 궤도 전파 모델을 생성하고, 태양풍 모델에 따른 정확도 수준을 비교했다. 태양풍 모델을 고려하지 않는 경우, 위성은 수십 m 수준의 오차를 가지지만 위성의 태양 방향 성분만 고려해도 RMS 20 cm 수준의 태양풍 모델을 제공할 수 있었다. 따라서, RMS 20 cm 수준의 궤도 전파 성능을 요구하는 경우, 위성의 태양 방향 성분은 반드시 고려해야 한다. 더 나아가 reduced ECOM 모델과 ECOM 모델을 활용하여 각각 RMS 3 cm, RMS 2 cm 궤도 전파 성능을 확인했다. CODE 정밀궤도력과 cm 수준으로 일치하는 성능의 궤도 전파 성능을 요구하는 경우, ECOM 모델 또는 reduced ECOM 모델을 활용할 수 있다. 그러나 ECOM 모델을 활용하는 경우라도, eclipse를 고려하지 않으면 RMS 12 cm로 궤도 성능이 저하될 수 있으므로 eclipse는 반드시 고려해야 한다.

Acknowledgments

본 연구는 서울대학교 정밀기계설계공동연구소를 통해 계약된 국토교통부 교통물류연구사업 차로구분 정밀위치결정 교통인프라 기술 실용화 연구(18TLRP-C113269-03)의 연구비 지원에 의해 수행되었습니다. 그리고 서울대학교 항공우주신기술연구소의 지원과 서울대학교 공학연구원의 시설 지원에도 감사를 드립니다.

References

[1] International GNSS Service. Products [Internet]. Available: <http://www.igs.org/products/>.

[2] H. F. Fliegel, T. E. Gallini and E. R. Swift, "Global positioning system radiation force model for geodetic applications," *Journal of Geophysical Research*, Vol. 97, No. B1, pp. 559-568, Jan. 1992.

[3] H. F. Fliegel and T. E. Gallini, "Solar force modeling of block IIR Global Positioning System satellites," *Journal of Spacecraft and Rockets*, Vol. 33, No. 6 pp. 863-866., Nov. 1996.

[4] D. Arnold, M. Meindl, G. Beutler, R. Dach, S. Schaer, S. Lutz, L. Prange, K. Sošnica, L. Mervart and A. Jäggi, "CODE's new solar radiation pressure model for GNSS orbit determination," *Journal of Geodesy*, Vol. 89, No. 8, pp. 775-791, Aug. 2015.

[5] T. S. Bae, "Precision GPS Orbit Determination and Analysis of Error Characteristics," *Journal of the Korean Society of Surveying, Geodesy, Photogrammetry and Cartography*, Vol. 27, No. 4, pp. 437-444, Aug. 2009.

[6] D. A. Vallado, J. H. Seago and P. K. Seidelmann, "Implementation Issues Surrounding the New IAU Reference Systems for Astrodynamics," in *16th AAS/AIAA Space Flight Mechanics Conference*, San Diego: CA, Vol. 124, pp. 1-22, , 2006.

[7] R. Dach, S. Lutz, P. Walser and P. Fridez, *Bernese GNSS Software Version 5.2. User manual*, Astronomical Institute, University of Bern, 2015.

[8] D. McCarthy and G. Petit, *IERS Conventions (2003)*, Frankfurt am Main, 32, 2004.

[9] G. Petit, and B. Luzum, *IERS conventions (2010)*, IERS Convention Centre, Frankfurt am Main, 36, 2010.

[10] O. Montenbruck and E. Gill, *Satellite Orbits: Models, Methods, and Applications*, Springer, pp.110-112,2000.

[11] G. H. Kim, *Fault Detection and Isolation Technique of the GNSS Signal for a Geostationary Satellite*, Ph. D Dissertation, Seoul National University, Seoul, 2015.

[12] L. Prange, E. Orliac, R. Dach, D. Arnold, G. Beutler, S. Schaer, and A. Jäggi, "Impact of the SRP model on CODE's 5-system orbit and clock solution for the MGEX," in *IGS Workshop*, Sydney: Australia, Feb. 2016.



유 선 경 (Sunkyoung Yu)

2013년 2월 : 서울대학교 기계항공공학부 (공학사)
 2013년 3월 ~ 현재 : 서울대학교 기계항공공학부 석박통합과정
 ※관심분야 : 위성항법, 궤도역학, 궤도결정, RTK



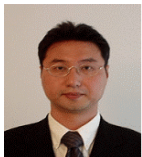
김 강 호 (Ghangho Kim)

2004년 8월 : 서울대학교 기계항공공학부 (공학사)
 2006년 8월 : 서울대학교 기계항공공학부 (공학석사)
 2015년 8월 : 서울대학교 기계항공공학부 (공학박사)
 2015년 8월 ~ 2018년 9월: 한국 항공 우주 산업
 2018년 10월 ~ 현재 : 현대 로보틱스
 ※관심분야 : 위성항법, 궤도 결정, 항공전자, 로봇 제어, 로봇 주행



기 창 돈 (Changdon Kee)

1984년 2월 : 서울대학교 항공공학 (공학사)
 1986년 2월 : 서울대학교 항공공학 (공학석사)
 1994년 1월 : 미국 Stanford University 항공우주공학 공학박사)
 1996년 9월~현재 : 서울대학교 기계항공공학부 교수
 ※관심분야 : 위성항법, WADGPS, RTK, 의사위성, 무인항공기, 수신기



허 문 범 (Moon-Beom Heo)

1992년 2월: 경희대학교 기계공학과 (공학사)
 1997년 12월: Illinois Institute of Technology 항공기계공학과 (공학석사)
 2004년 12월: Illinois Institute of Technology 항공기계공학과 (공학박사)
 2005년 10월~현재: 한국항공우주연구원 항법기술연구실 책임연구원
 ※관심분야 : 위성항법, 정밀항법, 항행시스템