

저궤도 위성통신 환경에서 궤도 요소 기반 시변 도플러 천이와 전파 지연 계산 방법

노석현¹, 노영채¹, 김민규¹, 김정창¹, 김판수², 이재영²
국립한국해양대학교¹, 한국전자통신연구원²badeko8065@g.kmou.ac.kr, dudco3050@g.kmou.ac.kr, kimmingyu01@g.kmou.ac.kr,
jchkim@kmou.ac.kr, pskim@etri.re.kr, jaeyl@etri.re.kr

Calculation Method for Time-Varying Doppler Shift and Propagation Delay Using Orbital Elements in Low Orbital Satellite Communication Environments

Seokhyeon No, Yeongchae Noh, Min-gyu Kim, and Jeongchang Kim

Korea Maritime and Ocean University (KMOU)

Pansoo Kim and Jae-young Lee

Satellite Comm. Research Division

Electronics and telecommunications Research Institute

요 약

본 논문은 5G NTN(non-terrestrial network) 저궤도 위성 통신 환경에서 위성의 이동에 따른 시변 도플러 천이(Doppler shift)와 전파 지연(propagation delay)을 계산하는 방법을 다룬다. 시간에 따른 위성의 위치를 반영하기 위하여 위성의 궤도 요소(orbital element) 혹은 위성의 위치 및 속도 벡터(position and velocity vectors)를 이용할 수 있다. 위성의 궤도 요소 혹은 위치 및 속도 벡터는 SIB19를 통해 단말에게 전달된다. 단말은 위성의 궤도 요소로부터 시간에 따른 위성의 위치를 추정할 수 있다. 본 논문에서는 위성의 궤도 요소를 사용하여 시변 도플러 천이와 전파 지연을 계산하는 방법을 소개한다.

I. 서 론

6G 표준화가 진행됨에 따라 위성 통신은 통신 산업의 주목을 받고 있다. 특히 저궤도(low earth orbital: LEO) 위성을 활용한 비지상 네트워크(non-terrestrial network: NTN) 통신 기술이 차세대 통신 인프라의 핵심 요소로 부상하고 있다. 그러나 위성과 지상 단말기 간의 상당한 거리와 위성의 빠른 움직임으로 인해 큰 도플러 천이(doppler shift)와 긴 전파 지연(propagation delay)이 발생하며, 이를 해결해야 하는 기술적 과제가 존재한다. 이러한 문제를 효과적으로 해결하기 위해서 사용자 단말(UE)이 도플러 천이와 전파 지연을 추정하여 선보상하는 방법을 사용하고 있다. 특히 위성의 이동으로 인한 시변 도플러 천이와 전파 지연을 정확히 추정하기 위해서는 시간에 따른 위성의 위치 정보를 확보해야 한다. 3GPP Release 17에서는 UE에게 위성 정보를 전달하기 위하여 SIB19를 사용한다. SIB19에는 하향 링크 서브 프레임의 시작 시간인 epoch time, 위성의 궤도 정보를 가지는 EphemerisInfo 등을 포함한다. EphemerisInfo에는 ECEF(Earth-Centered, Earth-Fixed) 좌표계에서 위성의 위치 벡터와 속도 벡터를 나타내는 PositionVelocity-r17과 위성의 6가지 궤도 요소(orbital element)를 나타내는 Orbital-r17이 포함된다. 여기서 궤도 요소는 케플러 궤도 모델의 파라미터를 뜻하며 표 1과 같다[1]. 본 논문에서는 궤도 요소를 이용하여 위성의 ECEF 좌표에서의 위치 벡터와 속도 벡터를 계산하고 이를 이용하여 도플러 천이와 전파 지연을 계산하는 방법을 소개한다.

표 1. Orbital element parameters

| Parameter | Meaning |
|-----------|---------------------------------|
| a | Semi-major Axis |
| e | Eccentricity |
| i | Inclination |
| Ω | Longitude of the Ascending Node |
| ω | Argument of Periapsis |
| M | Mean Anomaly |

II. 본론

우선 위성의 위치 벡터와 속도 벡터를 계산하기 위해서는 PQW(Perifocal Coordinate System) 좌표계의 위성 위치 벡터와 속도 벡터를 구하여야 한다. PQW 좌표계는 위성이 그리는 궤도면 내부에서의 2차원 좌표계이다. 현재 시각에서 위성의 PQW 위치 벡터와 속도 벡터를 구하기 위해서는 현재 mean anomaly M 을 먼저 구해야 한다. 식 (1)와 같이 epoch 시간 t_0 와 epoch 시간의 mean anomaly M_0 로부터 현재까지 경과된 시간의 mean anomaly M 을 구한다[2].

$$M = M_0 + n * (t - t_0) \quad (1)$$

$$n = \sqrt{\frac{\mu_E}{a^3}}$$

여기서, n 은 케플러 방정식에 따른 위성의 평균 각속도에 해당한다. 또한 $\mu_E = 3.986 * 10^{14} m^3 s^{-2}$ 는 지구의 표준 중력 변수(gravitational parameter)이다. 계산된 mean

anomaly 는 식 (2)를 통하여 eccentric anomaly E 를 구한 후 식 (3)을 적용하여 true anomaly ν 를 구할 수 있다.

$$M = E - e \sin(E) \quad (2)$$

$$\nu = 2 \tan^{-1} \left(\sqrt{\frac{1+e}{1-e}} \tan \frac{E}{2} \right) \quad (3)$$

계산된 ν 를 사용하여 식 (4)와 (5)로부터 위성의 PQW 좌표계에서 위치 벡터와 속도 벡터를 구할 수 있다.

$$P_{PQW} = \begin{bmatrix} \frac{a * (1 - e^2) \cos(\nu)}{1 + e * \cos(\nu)} \\ \frac{a * (1 - e^2) \sin(\nu)}{1 + e * \cos(\nu)} \\ 0 \end{bmatrix} \quad (4)$$

$$V_{PQW} = \begin{bmatrix} -\sqrt{\frac{\mu_E}{a * (1 - e^2)}} * \sin(\nu) \\ \sqrt{\frac{\mu_E}{a * (1 - e^2)}} * (e + \cos(\nu)) \\ 0 \end{bmatrix} \quad (5)$$

계산된 PQW 좌표계는 3 차원 좌표계인 ECI (Earth-Centered Inertial) J2000 으로 변환이 가능하다. ECI 는 지구 중심 좌표계를 뜻하며 J2000 은 그 중 2000년 1월 1일 12:00 을 기준으로 한 좌표계이다. PQW 좌표계의 벡터들은 식 (6)과 (7)의 회전 행렬을 적용하여 식 (8)과 (9)와 같이 구할 수 있다.

$$R_1(x) = \begin{bmatrix} \cos(x) & -\sin(x) & 0 \\ \sin(x) & \cos(x) & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (6)$$

$$R_2(x) = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos(x) & -\sin(x) \\ 0 & \sin(x) & \cos(x) \end{bmatrix} \quad (7)$$

$$P_{ECI} = R_1(\Omega)R_2(i)R_1(\omega)P_{PQW} \quad (8)$$

$$V_{ECI} = R_1(\Omega)R_2(i)R_1(\omega)V_{PQW} \quad (9)$$

ECI J2000 좌표계는 지구의 자전이 고려되지 않았기에 현재 좌표계의 벡터를 얻기 위해서는 ECEF 좌표계로의 변환이 필요하다. ECEF 좌표계로의 변환에는 GMST (Greenwich Mean Sidereal Time)이 필요하며 식 (10), (11), (12)를 통해 계산이 가능하다[3].

$$\theta_{GMST} = 67,310.54841^s + (876,600^h + 8,640,184.812866^s)T_{UT1} \quad (10)$$

$$T_{UT1} = \frac{JD_{UT1} - 2,451,545.0}{36,525} \quad (11)$$

$$JD = 367 * year - INT \left(7 * \frac{1}{4} \left(year + INT \left(\frac{mo + 9}{12} \right) \right) \right) + INT \left(275 * \frac{month}{9} \right) + day + 1,721,013.5 + \frac{1}{24} \left(\frac{\frac{second}{60} + minute}{60} + hour \right) \quad (12)$$

구해진 GMST 는 식 (6)에 적용하여 ECI 좌표계를 자전축을 기준으로 회전하여 식 (13)와 같이 ECEF 좌표계 벡터로 변환할 수 있다. 이때 자전축은 극운동(polar motion), 세차(Precision), 장동(Nutation) 등의 영향을 받기에 IAU2000 과 같은 알고리즘을 이용해 추가적인 보정이 필요하다[3].

$P_{ECEF} = R_1(\theta_{GMST})P_{ECI}$, $V_{ECEF} = R_1(\theta_{GMST})V_{ECI}$ (13)
위성의 ECEF 좌표계에서의 벡터를 구하였기에 식 (14)과 식 (15)를 적용하여 도플러 천이와 전파 지연을 구할 수 있다.

$$F_d = \frac{F_c}{c} * V * \cos(\theta) \quad (14)$$

$$\tau = \frac{||distance||}{c} \quad (15)$$

여기서, θ 는 위성의 속도 벡터와 UE-위성 위치 벡터 사이의 각도이다.

III. 결과

위성의 궤도 요소는 SIB19 를 통해서 전달되거나 시뮬레이션 상에서 실제 SIB19 를 획득할 수 없으므로 본 논문에서는 실제 위성의 TLE(Two-Line elements) 정보로부터 위성의 궤도 요소를 추출하여 사용한다. 위성의 궤도 요소로부터 앞서 설명한 과정을 통해 시간에 따른 위성의 위치를 추정하고 도플러 천이와 전파 지연을 계산하였다. 계산된 결과의 정확성을 평가하기 위해 MATLAB Satellite Toolbox 에서 제공하는 라이브러리 함수를 통하여 계산한 결과와 본 논문에서 설명한 방법에 따라 계산한 결과를 비교하였다. 그림 1 은 실제 위성인 SAUDISAT 1C 의 TLE 를 이용하여 계산한 도플러 천이 및 전파 지연을 나타낸다. UTC 시간 기준으로 2025년 5월 7일 19시 34분 38초에 해당하는 위도, 경도, 고도가 [0.025, 142.12, 0]인 위치를 기준으로 약 7분간 계산한 결과이다. 도플러 천이는 최대 36.1171Hz, 전파 지연은 최대 95.984ns 오차가 생기는 것을 확인할 수 있다.

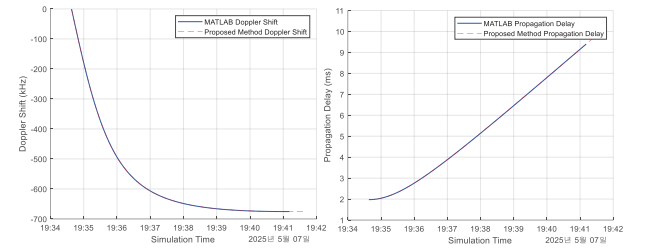


그림 1. 시변 도플러 천이와 전파 지연 계산 결과 (MATLAB 라이브러리 결과(파랑)와 실제 계산 결과(빨강))

ACKNOWLEDGMENT

본 연구는 과학기술정보통신부 및 정보통신기획평가원의 정보통신·방송 연구 개발 사업의 일환으로 하였음. [RS-2024-00348050, 3GPP 표준기반 저궤도 위성통신 단말 핵심기술 개발]

참 고 문 헌

- [1] 3GPP TS 38.331 v17.10.0, "NR; Radio Resource Control (RRC); Protocol specification (Release 17)," Oct. 2024
- [2] "Draft Topic summary for [113][323] NTN_testing_NGSO_channel_model_v2_Huawei", R4-2419610, 3GPP RAN4 #113 Meeting, Orlando, USA, Nov. 2024.
- [3] Vallado D. A., Fundamentals of Astrodynamics and Applications, 3rd ed., Springer, Berlin, 2007
- [4] 3GPP TR 38.811 v15.4.0, "Study on New Radio (NR) to support non-terrestrial networks (Release 15)," Sep. 2020.