

천리안위성 2A호 지구정지궤도위성 궤도결정

김용래¹, 이상철², 김정래^{1†}

Orbit Determination of GEO-KOMPSAT-2A Geostationary Satellite

Yongrae Kim¹, Sang-Cherl Lee², Jeongrae Kim^{1†}

¹Department of Aerospace Engineering, Korea Aerospace University, Gyeonggi-do 10540, Korea

²Mission Operation and Infrastructure Service Division (2), Korea Aerospace Research Institute, Daejeon 34133, South Korea

ABSTRACT

The GEO-KOMPSAT-2A (GK2A) satellite, which was launched in December 2018, carries weather observation payloads and uses the image navigation and registration system to calibrate the observation images. The calibration system requires accurate orbit prediction data and depends on the accuracy of the orbit determination accuracy. In order to find a possible way to improve the current orbit determination accuracy of the GK2A flight dynamic subsystem module, orbit determination software was developed to independently evaluate the orbit determination accuracy. A comprehensive satellite dynamic model is applied for a batch-type least squares filter. When determining the orbit, thrust firing during station-keeping maneuvers and wheel-off loading maneuvers is taken into account. One month of GK2A ranging data were processed to estimate the satellite position on a daily basis. The orbit determination error was evaluated by comparing estimates during overlapping estimation intervals.

Keywords: GEO-KOMPSAT-2A, orbit determination, satellite orbit, dynamic orbit determination

주요어: 천리안위성 2A호, 궤도결정, 위성궤도, 동역학기반 궤도결정

1. INTRODUCTION

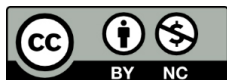
천리안 위성 2A (GEO-KOMPSAT-2A, GK2A)호는 2018년 12월 발사되어 2019년 7월부터 정상 운용 중인 지구정지궤도위성으로 지구기상 및 우주기상 관측을 수행하고 있다 (Lee et al. 2019, 2022). GK2A의 관측영상 기하보정시스템 (Image Navigation and Registration, INR)은 위성이 촬영한 영상을 고품질의 영상으로 변환해주는 시스템으로, GK2A 위성의 실질적인 성능을 결정하는 핵심요소이다 (Yong et al. 2014). 궤도예측 (Orbit Prediction, OP) 결과를 INR에 사용하고 있는데, 궤도예측 정확도에 따라 INR 성능이 크게 변화한다. 궤도예측은 위성동역학모델을 수치적분하여 수행하는데, 수치적분에 사용하는 초기 위치 및 속도의 정확도에 크게 영향을 받는다. 초기 위치 및 속도는 궤도결정 (Orbit Determination, OD) 과정에서 도출되기

때문에, 궤도결정 정확도가 궤도예측 정확도에 큰 영향을 준다. GK2A호 궤도예측 정확도 요구사항은 궤도기동이 있는 경우 24시간 내 3 km이고, 궤도기동이 없는 경우 48시간 내 2 km이다. 하지만 이는 최소요구조건으로 궤도예측 및 궤도결정 정확도가 높을수록 INR 및 영상관측성능을 향상시킬 수 있다.

지구정지궤도위성은 대부분 통신위성이므로 수십 km 정도로 낮은 수준의 위치 정확도가 요구된다. 이러한 수준의 궤도결정은 매 시점마다 측정된 위성-지상국 사이의 거리, 지상국 안테나 경사각 및 방위각 데이터를 사용하여 수행된다. 이 경우 주요 오차 요소는 각도 측정 오차이며, 각도 관측값에 큰 편이 (bias)가 있는 경우 상당한 궤도결정 오차를 유발할 수 있는데, 이러한 각도 편이 값을 추정하는 기법에 관한 연구가 수행되어 왔다 (Hwang et al. 2008, 2013, Lee et al. 2015). BeiDou 및 QZSS 등 위성항법 시스템에 정지궤도위성이 사용되면서 정지궤도 궤도결정에 관

Received May 10, 2024 Revised May 30, 2024 Accepted Jun 04, 2024

[†]Corresponding Author E-mail: jrkim@kau.ac.kr



Creative Commons Attribution Non-Commercial License (<https://creativecommons.org/licenses/by-nc/4.0/>) which permits unrestricted non-commercial use, distribution, and reproduction in any medium, provided the original work is properly cited.

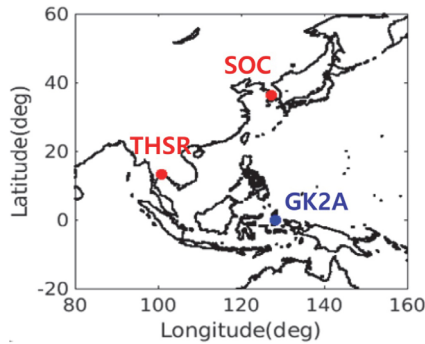


Fig. 1. Location of GK2A satellite and two ground stations.

한 연구도 수행되고 있는데, 위성항법에 사용되는 거리정밀도가 밀리미터 수준인 반송파를 이용하는 연구가 주로 수행되어 왔다 (Beutler et al. 2005, Zhang et al. 2023). 이러한 이유로 궤도결정 정밀도가 수백 미터 수준인 정지궤도 궤도결정은 국내에서 천리안 1호 및 2호와 관련된 연구가 주로 수행되었다 (Lee et al. 2016b, 2019).

각도관측값에는 바이어스나 노이즈 등이 많이 포함되어 있어서, 각도관측값 없이 거리관측값만을 사용하여 궤도결정을 수행하는 것이 정확도가 더 높을 수 있다. 단, 각도관측값과 거리관측값을 동시에 사용하면 매 시점의 위성위치를 바로 추정할 수 있지만, 거리관측값만을 사용하는 경우 위성동역학 모델과 결합하여 사용하는 것이 필요하다. 각도관측값을 사용하는 경우에도 위성동역학모델과 결합하여 사용하지만 각도관측값의 오차로 높은 수준의 궤도결정 정확도를 얻기가 어렵다. 이러한 이유로 GK2A에는 거리관측값을 이용한 궤도결정이 주로 사용되고 있다.

한국항공우주연구원 (Korea Aerospace Research Institute, KARI)에서는 GK2A호의 관제업무 수행하기 위해서 자체 지상소프트웨어를 운용하고 있는데, 이 중 비행역학 소프트웨어 (Flight Dynamic Subsystem, FDS)가 궤도결정 모듈을 동작 시킨다 (Lee et al. 2011, 2022). 현재 KARI FDS의 궤도예측 정확도는 GK2A 궤도예측 요구조건을 충분히 만족하고 있지만, 향후 성능 개선을 위해서는 정확도 및 안정성을 향상시키는 것이 필요하다. 궤도예측 정확도 향상을 위해서는 궤도결정 정확도 향상이 선행되어야 하는데, 이를 위해서는 궤도결정에 사용되는 관측데이터를 이용해서 획득할 수 있는 최대 궤도결정 정확도를 파악하는 것이 필요하다. 고려할 수 있는 한 가지 방법은 기존 FDS와 다른 외부 소프트웨어 (S/W)를 사용하여 궤도결정 정확도 수준을 분석하는 것이다. FDS는 실제 운영을 목적으로 개발되어 복잡한 구조로 되어 있으므로, S/W 수정 및 새로운 기법을 적용하는데 상당한 시간이 소요된다. 이러한 이유로 FDS 성능개선 전단계로 기능추가 및 보완이 용이한 외부 S/W를 이용하여 궤도결정 최대 정확도 수준을 도출하고 개선방안을 마련하는 방법도 고려할 수 있다.

본 연구에서는 GK2A 궤도결정 성능 향상 가능성을 파악하기 위해서 별도의 궤도결정 S/W를 개발하여 궤도결정 성능을 분석하였다. 정지궤도위성 궤도결정에 특화된 MATLAB S/W를 개발한 뒤, 1개월간 GK2A 관측데이터를 처리하여 궤도결정 정확도 수준을 분석하였다. 궤도예측의 전 단계인 궤도결정에 주안점을 두어 수행하였다. 2장에서는 사용한 궤도결정기법에 관하여 설

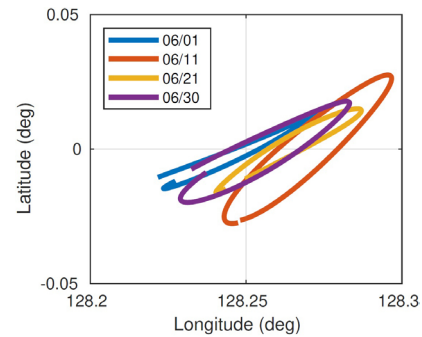


Fig. 2. GK2A ground track (June 2023).

명한 뒤, 3장에서 궤도결정에 사용한 지상관측소 및 관측데이터에 대해 설명하였다. 4장에서는 추정값 중첩방법을 사용하여 궤도결정 성능을 분석하였다.

2. 정지궤도위성 궤도결정 기법

2.1 GK2A 관측데이터 구성

지구정지궤도위성은 주로 지상관제국에서 전파거리계 신호를 이용하여 관제 및 궤도결정을 수행한다. 관측데이터는 지상관제국의 안테나에서 측정한 방위각, 경사각 및 거리측정값으로 구성된다 (Pocha 1987, Berlin 1988). 위성과 지상국과의 거리는 tone ranging 기법을 이용하여 측정하는데 (Kim 2005, Lee et al. 2016a), 현재 서브미터급의 정밀도를 얻는 것도 가능하다. GK2A는 대전 (SOC)과 태국 (THSR)에 위치한 2개의 지상관제국에서 수신한 관측데이터를 사용하여 궤도결정을 수행하는데, 대전 지상국에서는 1시간마다 위성과의 거리 및 각도 정보를 측정하고, 태국지상국에서는 거리정보를 2시간마다 측정한다. Fig. 1은 GK2A 위성과 대전 및 태국 지상관제국의 위치를 나타내고 있다.

Fig. 2는 GK2A의 지상궤적을 표시한 것인데 2023년 6월 중 4개 날짜를 선정하여 표시하였다. 기준위치인 위도 0° , 경도 128.25° 를 중심으로 $\pm 0.05^\circ$ 범위의 위치유지박스 (station keeping box) 내에서 궤도운동하는 것을 알 수 있다. 각종 섭동 요소에 의해서 위성궤도가 변화하는데 이를 조정하기 위하여 GK2A는 매 주 2회씩 궤도기동을 수행한다. 이를 위치유지기동이라고 하는데, 화요일에 남북위치유지기동 (North-South Station Keeping, NSSK)을 수행하고, 목요일에 동서위치유지기동 (East-West SK, EWSK)을 수행한다. NSSK가 EWSK에 비해 상대적으로 궤도기동에 사용되는 추력의 세기가 크다. 위치유지기동 이외에 추력기를 사용하는 경우는 휠 오프 로딩 (Wheel-Off Loading, WOL)이 있는데, 위성자세를 제어하는 모멘텀휠의 성능저하 (saturation)를 상쇄하기 위하여 추력기를 기동하여 보정하는 것으로 매일 수행한다.

2.2 궤도결정 알고리즘

본 연구에서는 위성의 움직임을 모사하는 위성동역학모델

Table 1. GK2A orbit determination parameters.

Parameter	Description
Method	Least square batch estimation
Software	MATLAB code
Dynamic model	Gravity field (6x6), Sun-Moon, solar radiation pressure (SRP)
Observations	Satellite-ground station ranging (Daejeon, Si-Racha)
Estimation parameters	ECI position/velocity (6), SRP C, (1), Ranging biases (2), Thrust acceleration (3, optional)
Wheel-off loading	Predicted WOL values
Thrust handling	Acceleration estimation in 3 axes (optional)

에 관측데이터를 적용하는 동역학 궤도결정기법 (dynamic orbit determination)을 사용하였고, GK2A FDS도 동일한 방법을 사용하고 있다 (Montenbruck & Gill 2000, Tapley et al. 2004, Lee et al. 2021). 위성 동역학모델을 사용함으로써 관측데이터 오차 및 부족에 의한 성능저하를 최소화할 수 있는데, GNSS를 이용하여 궤도결정을 수행하는 저궤도위성에 비해 관측데이터의 수가 충분하지 않은 지구정지궤도위성의 궤도결정에 적합한 방법이다. 궤도결정 필터로는 관측데이터를 모아서 처리하는 최소자승법기반 일괄처리 방식 (Least-Square Batch)필터를 사용하였다. Kalman 필터는 실시간 궤도결정에 적합하지만, 데이터 이상이나 궤도결정 불안정 시 궤도결정 값이 발산하는 단점이 있다. GK2A의 경우 실시간 궤도결정은 요구되지 않으므로, 안정성이 높은 Batch 방식 필터를 사용하였다.

위성동역학모델은 정밀지구중력, 3체 중력, 태양복사압으로 구성하였으며, 추정변수는 위성의 위치 및 속도, 태양복사압 상수, 추력기 가속도 및 거리측정값의 편차 (bias)로 구성하였다. 정밀지구중력장은 GCM01C 모델을 (6×6)까지 사용하였고, 3체 모델은 태양과 달의 중력을 포함하였다. 조석모델 (tide)은 구현을 하였지만, 요구하는 궤도정밀도가 높지 않으므로 연산시간을 단축하기 위하여 사용하지 않았다. 태양복사압 모델은 canon ball 형태의 간단한 모델을 사용하였으며, 추정변수는 태양복사압 계수 C_R 이다. 센티미터급 정밀도의 반송파를 사용하는 GNSS 정밀 궤도결정의 경우 정교한 box-wing 형태의 태양복사압 모델을 사용하지만, 미터급 정밀도의 거리관측값을 사용하는 본 연구의 경우에는 정교한 태양복사압 모델의 사용은 오히려 궤도추정값의 발산을 초래할 수 있다. 정교한 모델의 경우 많은 태양복사압 관련 파라미터를 추정해야 하는데, 낮은 정밀도의 관측값으로는 이를 적절하게 추정할 수 없기 때문이다.

Table 1은 GK2A 궤도결정에 사용한 파라미터를 정리한 것이다. 지상국 관측데이터 중에서 위성과의 거리관측값만을 사용하고 경사각 및 방위각 관측값은 사용하지 않았다. 거리관측값은 two-way ranging 신호이므로 시계오차 성분은 상쇄되지만 모델링되지 않은 각종 오차 성분에 의해 편이 (bias)가 발생하게 되는데, 이를 위해 각 지상국 데이터 별로 편이값을 추정하였다. 추력기 가속도는 3축 방향으로 추정변수를 설정하였는데, 위치유지 기동 시 추력기 가속도를 추정하는데 사용된다. 추력기 가속도 추정 대신 추력기 구동 전후로 궤도결정구간 (arc)을 분리하여 추정하는 방법도 사용하였는데, 이 경우 추력기 가속도는 추정하지 않는다.

WOL은 자세제어 보정을 위한 기동이므로 속도변화가 위치유지 기동에 비해 훨씬 작다. WOL 기동 시 발생하는 가속도는 위성 텔레메트리 정보를 사용하여 위성동역학모델에 포함하였으나,

추정 변수에는 포함하지 않았다.

2.3 궤도결정 성능분석 기법

궤도결정을 수행한 후 오차를 측정할 수 있는 절대적인 방법이 없기 때문에 상대적인 방법을 사용하여 오차를 분석해야 하는데, 관측값의 잔차 (residual)를 이용하는 방법과 공통 시점에서의 궤도결정 차이를 이용하는 방법이 있다. 관측값의 잔차는 위성-수신기 사이의 거리관측값에서 모델로부터 계산한 거리를 뺀 값으로 모델링 되지 않은 오차를 나타낸다. 잔차에 반복되는 패턴이 나타나는 경우 이를 제거하기 위한 관측데이터 모델링이나 동역학 모델링이 보완되어야 한다. 특정한 날짜의 잔차 수준이 다른 날짜보다 큰 경우는 해당 날짜의 궤도결정이 적절하게 수행되지 않았을 가능성이 높으며, 특정한 시점의 잔차가 높은 경우 이 시점의 데이터는 전처리 과정에서 제거하는 것이 필요하다. 본 연구에서는 잔차 수준이 10 m 이상인 경우 해당 거리관측값은 궤도결정에서 사용하지 않았다.

일반적인 궤도결정 오차 분석 방법은 일명 OD-OD 방법인데, 이는 궤도결정 구간을 길게 설정한 뒤, 중첩 (overlap)되는 영역에서의 추정값 차이를 분석하는 것이다. 중첩되는 구간은 1개 시점 (epoch)일 수도 있고, 일정한 기간일 수도 있다. 1개 시점을 이용하는 방법은 전날 데이터를 이용하여 추정한 마지막 시간 (24 시 0분 0초)의 위성 위치와 오늘 데이터를 이용하여 추정한 첫 시간 (0시 0분 0초)의 궤도차이를 계산하는 것이다. 이는 궤도결정 결과의 안정성을 판단할 수 있는 방법으로 현재 KARI FDS에서 GK2A의 궤도결정 오차를 추정하는 방법으로 사용하고 있다. 이는 1일 동안 1개 시점 (0시 0분 0초)만 분석하기 때문에 분석 시점의 궤도결정오차에 따라 값의 편차가 발생할 수 있다.

일반적으로 OD-OD 분석 시 1개 시점보다는 일정한 기간 동안 중첩된 추정값을 비교한다. 예를 들어, 1일마다 궤도결정을 수행하는 경우 0시부터 24시까지의 24시간 데이터 대신, 0시부터 다음날 1시까지의 25시간 데이터를 사용하여 궤도결정을 수행하면 1시간씩의 데이터 구간이 중첩되게 된다. 이 중첩되는 구간에서의 궤도결정 추정값 차이가 작을수록 궤도결정 안정성이 높은 것을 의미한다. 이는 0시 0분의 1개 시점만 비교하는 경우에 비해 전체적인 오차 경향을 잘 반영할 수 있다. 단, OD-OD 방법은 궤도결정 안정성이나 일관성을 나타내는 것으로 절대적인 정확도를 보증하지는 않는다. 궤도결정 추정값에 공통적인 편이가 포함되어 있는 경우 절대오차는 크지만 중첩오차는 작게 된다.

Fig. 3은 OD-OD 기법 중 매일 UTC 0시 0분 0초에서의 궤도결정값을 비교하는 것과 0시부터 1시까지 중첩된 기간의 궤도결정값을 비교하는 것을 나타내고 있다. 중첩 구간이 1시간으로 비

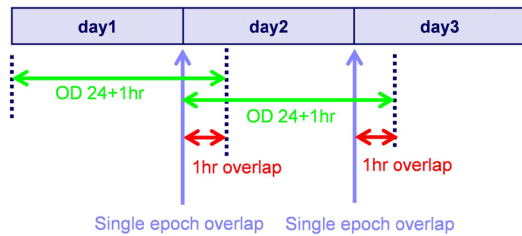


Fig. 3. Concept of OD-OD difference (single epoch and overlapped period).

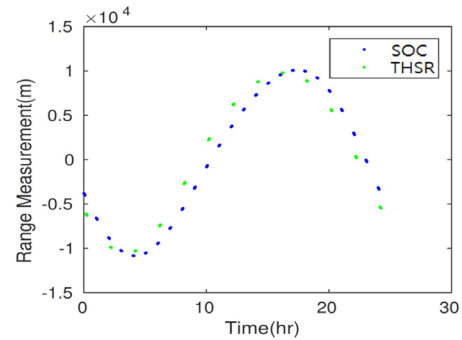


Fig. 4. Ranging measurement time series (June 3, 2023, mean adjusted).

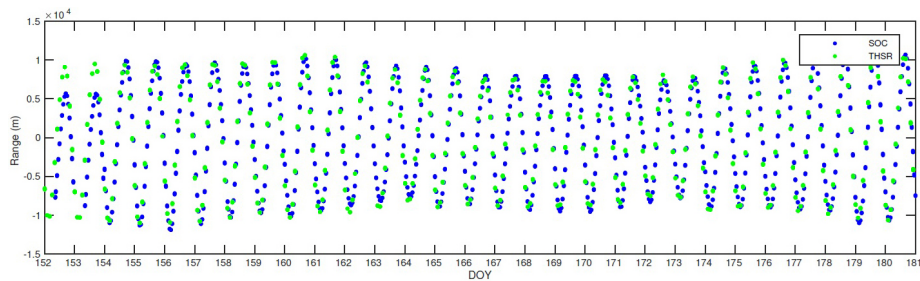


Fig. 5. Ranging measurement time series (June 1, 2023 ~ June 30, 2023, mean adjusted).

교적 짧은 이유는 중첩기간 전후에 궤도기동 기간을 포함하지 않기 위함이다. 궤도기동이 일일 초반부나 후반부에 있는 경우 궤도기동 근처에서 궤도결정 정확도가 낮아지는데, 이러한 구간을 중첩구간에 포함시키면 해당 날짜의 궤도결정 정확도를 적절하게 판단하기가 어렵다.

3. 관측데이터

3.1 거리관측 데이터

2023년 6월 1일부터 6월 30일까지 1개월간 데이터를 사용하여, 1일마다 궤도결정을 수행하였다. 경사각 및 방위각 관측값은 사용하지 않고 거리관측값만 사용하였는데, 대전지상국에서는 1시간마다 관측데이터를 제공하고 태국 지상국에서는 2시간마다 관측데이터를 제공하였다. 대전지상국은 1시간마다 4개 정도의 거리 및 각도 관측데이터를 제공하였고, 태국지상국은 2시간마다 10개 정도의 거리 관측데이터를 제공하였다.

Fig. 4는 대전수신국 (SOC)과 태국수신국 (THSR)에서 6월 3일 수신된 관측데이터를 나타내고 있다. 각 수신국에서 위성까지의 거리 차이가 있기 때문에 두 관측값 사이에 평균 400 m 정도의 차이가 존재한다. 수신국에 따른 관측데이터 변화 경향을 비교하기 위하여 각 수신국의 관측데이터별로 1일 평균을 계산한 뒤 빼는 방법으로 관측데이터의 평균을 동일하게 0으로 설정한 뒤 비교하였다. 거리관측데이터는 1일 주기로 변화하며 진폭은 10 km 정도이다.

Fig. 5는 2023년 6월 1일부터 30일 까지의 거리관측데이터를

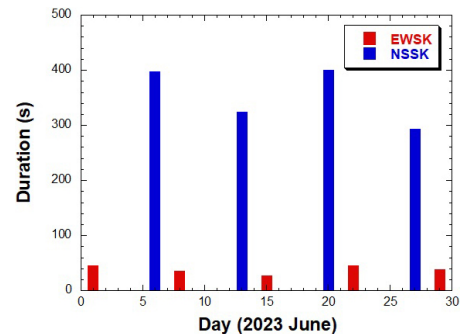


Fig. 6. Thrust firing duration of GK2A station keeping maneuvers in June 2023.

나타내고 있다. 두 수신국 데이터의 평균값은 0으로 조정하였다. 궤도기동이 1주일에 두 번씩 실행되고 이때마다 궤도가 변화하기 때문에 거리관측값 진폭도 계속 변화하게 된다. 두 수신국 데이터가 거의 유사하지만 진폭은 약간 차이가 나고 있다. 특히 DOY 152일 (6월 1일)과 153일 (6월 2일)에 진폭 차이가 크게 발생하고 있는데, 이 날 일부 관측데이터가 수집되지 않아서, 평균값이 다른 날짜와 다르기 때문에 발생한 것으로 파악된다.

3.2 궤도기동 데이터

위성궤도가 기준 영역내에 위치하도록 1주일에 2번 궤도조정을 수행하는데, 매주 화요일은 남북위치유지기동 (NSSK)을 수행하고 매주 목요일은 동서위치유지기동 (EWSK)을 수행한다.

Fig. 6은 2023년 6월의 위치유지기동 시점과 추력기 구동 시

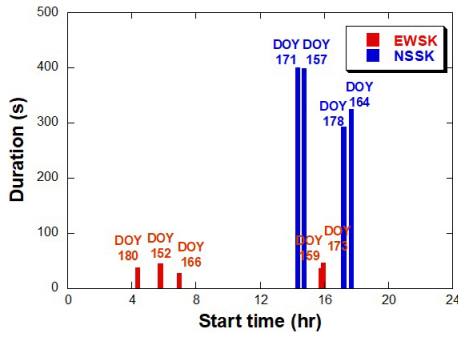


Fig. 7. Thrust firing time of GK2A station keeping maneuvers in June 2023.

간을 나타내고 있다. NSSK 추력기 구동시간은 300 ~ 400초인데 비해, EWSK의 추력기 구동시간은 50초 이하로 훨씬 짧은 것을 알 수 있다. 추력기에 의한 가속도를 추정하는 경우, 추력기 구동 기간 중 충분한 관측데이터가 필요한데, NSSK에 비해 EWSK는 구동 시간이 1분 이하로 매우 짧기 때문에 추정이 쉽지 않다. 즉, 거리관측데이터의 데이터 개수가 EWSK 전후로 충분하지 않기 때문에 추력기에 의한 EWSK 가속도 추정은 정확도가 낮아지게 된다.

Fig. 7은 2023년 6월의 추력기 구동 시점을 도시한 것이다. 1일마다 궤도결정을 수행하기 때문에 하루 중 추력기 구동 시점이 중요하다. 추력기 구동 전후로 추정구간 (arc)을 나누는 경우 일일 후반대에 추력기가 구동하면 추력기 구동 이후 궤도결정 성능은 저하될 수 있다. 본 분석기간에서 NSSK는 14시 이후 후반대에서 실행하는데 반해 EWSK는 4~8시 및 16시에 수행된다.

본 연구에서는 추력기 가속도를 추정하는 방법과 추력기 구동 전후로 추정구간을 분리하여 궤도결정을 수행하는 방법을 모두 시험하였는데, 추력기 가속도 추정 방법은 EWSK 시 불안정한 경우가 있으며, 두 방법의 궤도결정 정확도에 큰 차이가 없으므로 추정구간을 분리하는 방법을 사용하였다. KARI FDS의 경우 두 가지 방법을 혼합하여 사용하고 있다.

3.3 WOL 데이터

WOL 데이터는 추력기 구동 전의 계획값/예측값과 궤도결정 중 도출된 추정값으로 구분되는데, 본 연구에서는 계획값을 사용하여 궤도결정을 수행하였다. 추력이 크지 않으므로, 추정값을 사용하여도 궤도결정 결과는 큰 차이가 없었다. WOL 계획값은 1년 중 3개 구간 (4월 20일 ~ 8월 21일, 8월 22일 ~ 12월 20일, 12월 21일 ~ 4월 19일)으로 나뉘어 고정된 값이 적용된다. 본 연구에서 사용한 관측데이터 기간 (2023년 6월)의 계획된 추력 지속 시간은 355초이며, 속도변화는 각각 0.014 km/s 정도이다.

4. 궤도결정결과

2023년 6월 1일부터 6월 30일까지 30일간 대전과 태국지상국에서 수신한 거리관측데이터를 사용하여 궤도결정을 수행하였다. 1일 단위로 궤도결정을 수행하였는데, 궤도추정기간은 25시

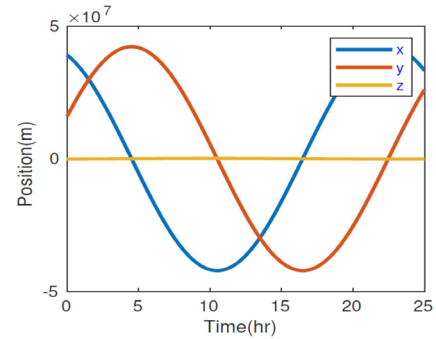


Fig. 8. GK2A position estimates on June 3, 2023.

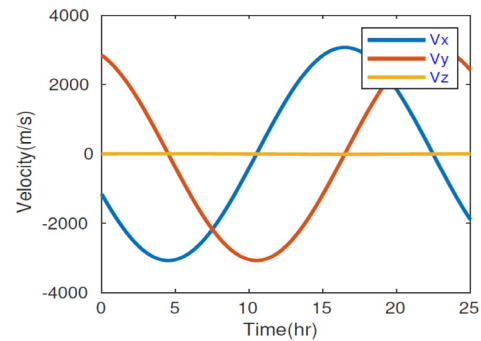


Fig. 9. GK2A velocity estimates on June 3, 2023.

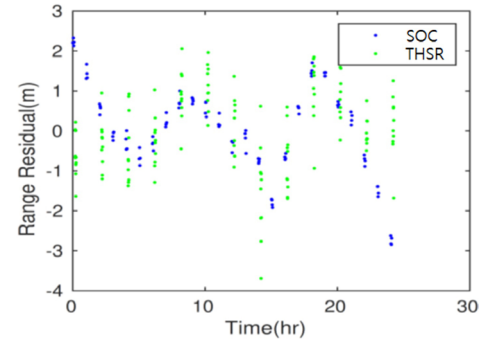


Fig. 10. Range measurement residuals on June 3, 2023.

간으로 해당 날짜 UTC 0시부터 다음 날짜 UTC 1시까지로 설정하여 1시간씩 중첩되도록 설정하였다. 궤도기동이 있는 경우 추력기 구동 시간 전후로 추정구간을 분리하여 궤도결정을 수행하였다. WOL 기동은 계획된 가속도와 구동 시간을 위성동역학모델에 추가하는 방식을 사용하였으며, 별도로 WOL 가속도를 추정하지는 않았다.

Figs. 8과 9는 2023년 6월 3일의 궤도결정 결과를 나타낸 것으로, ECI 위치와 속도 추정결과를 표시하였다. 적도를 따라 비행하는 정지궤도위성이므로 z축 위치 및 속도성분이 매우 작은 것을 알 수 있다.

1일 단위로 궤도결정을 수행하면서, 위성-수신국 사이의 거리관측값 (observed)과 계산값 (computed) 사이의 차이인 거리관측값 잔차를 계산하였다. Fig. 10은 2023년 6월 3일의 거리관측값

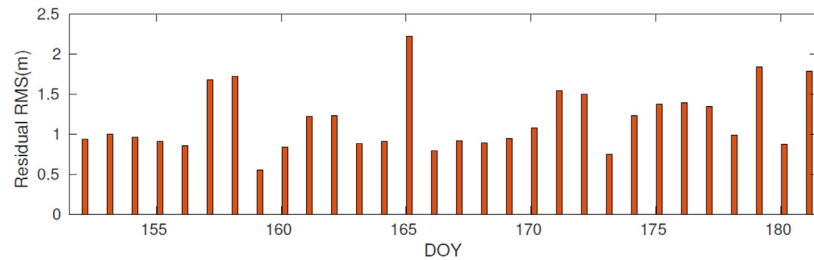


Fig. 11. Daily range measurement residuals in June 2023.

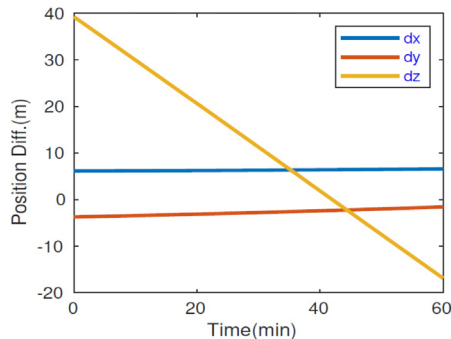


Fig. 12. OD-OD position estimate difference on June 3, 2023 (UTC 0h – 1h).

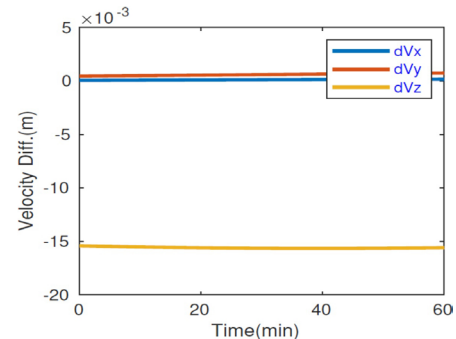


Fig. 13. OD-OD velocity estimate difference on June 3, 2023 (UTC 0h – 1h).

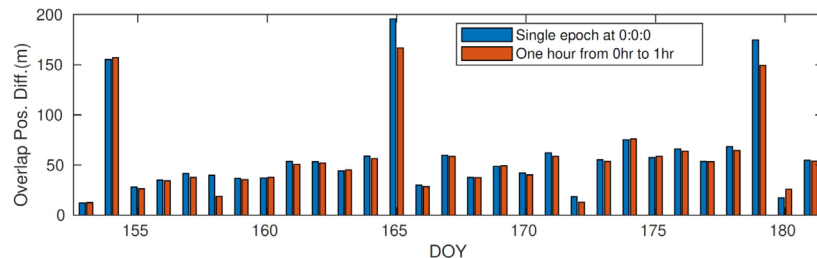


Fig. 14. Daily OD-OD position estimate difference in June 2023.

잔차를 대전수신국 (SOC)과 태국수신국 (THSR) 데이터로 분리하여 나타낸 것인데, 12시간 주기로 잔차가 변화함을 알 수 있다. 이는 모델링되지 않은 오차 성분이 있을 때 주로 발생하는 현상이며, 오차 성분을 흡수할 수 있는 모델링 변수가 추가로 필요함을 의미한다. 대전수신국에 비해 태국수신국의 잔차 수준이 매우 높는데, 이는 태국수신국의 관측기 보정 정확도나 센서 관련 데이터의 정확도가 대전수신국에 비해 낮은 것이 이유가 될 수 있으며, 향후 태국수신국 관련 데이터 보완이 필요하다.

Fig. 11은 2023년 6월 동안 일별 거리관측값 잔차의 평균값을 나타낸 것으로, 날짜별로 변화가 있지만 대부분 2 m 이내에서 유지됨을 알 수 있다. 일일 잔차 RMS의 1개월 평균값은 1.17 m이다. 165일의 잔차 RMS는 2.21 m로 최대인데, 이는 전날 (6월 13일)에 NSSK 궤도기동이 수행된 후 궤도결정 정확도가 저하된 것과 관계가 있는 것으로 생각된다. 대체로 NSSK 궤도기동 후 다음 날 잔차가 증가하는 경향을 보이고 있다.

중첩방법 (overlap)을 사용하여 궤도결정 오차를 분석하였는데, 1개 시점의 위치/속도 추정값을 비교하는 방법과 1시간 동안의 추정값을 비교하는 방법을 모두 사용하였다. 위치추정값 이외

에 속도추정값도 비교하였는데, 이는 속도추정값의 정확도가 궤도추정 정확도에 큰 영향을 미치지 않기 때문이다.

Figs. 12와 13은 2023년 6월 3일 UTC 0시부터 1시까지 중첩된 구간에서 위치와 속도추정값의 차이를 나타내고 있다. 6월 2일 0시부터 25시간 관측데이터를 이용하여 추정한 결과와 6월 3일 0시부터 관측데이터를 사용하여 추정한 궤도결정 결과의 차이이다. 시간이 경과함에 따라 오차가 증가하는 것을 알 수가 있는데, 특히 z 방향 속도차이가 크게 변화함을 알 수 있다.

Fig. 14는 2023년 6월의 일일 위치추정값 OD-OD 차이를 나타내고 있다. “Single epoch”는 매일 UTC 0시에서의 단일 시점 위치추정값 차이를 나타내고, “One hour”는 매일 UTC 0시부터 1시간까지의 위치추정값 차이를 나타낸다. 단일시점 차이와 1시간 동안의 차이는 비슷한 값을 가지지만 일부 날짜에서는 차이가 크게 발생하는 것을 알 수 있다. 일부 날짜에서는 단일 시점의 차이가 1시간 구간에서의 차이보다 높게 나타나는데, 이는 궤도 및 궤도결정 조건에 따라 달라질 수 있다. 1개월 평균 위치오차는 단일 시점이 59.1 m이고, 1시간이 55.7 m이다. 165일 (6월 14일)의 1시간 차이는 166.6 m로 매우 높은 것을 알 수 있는데, 이는 전날 (6월 13

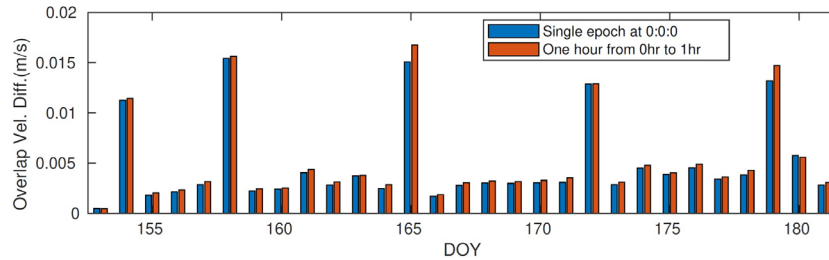


Fig. 15. Daily OD-OD velocity estimate difference in June 2023.

일)에 NSSK 궤도기동이 시행된 것과 관련이 있다. 이날 궤도기동은 UTC 17시 40분부터 실행되었는데, 6월 수행된 9번의 궤도기동 중 가장 후반부에 실시되었다. 이 경우 후반부의 관측데이터가 부족하여 궤도결정 정확도가 낮아지게 되었고, 다음 날 1시까지의 궤도결정에도 영향을 주어서 OD-OD 오차가 급증하였다. 향후 이러한 후반 시간대 기동을 고려한 궤도결정 구간 조정 등의 알고리즘 보완이 필요하다.

Fig. 15는 2023년 6월의 일일 속도추정값 OD-OD 차이를 나타내고 있다. 180일을 제외하면 대부분 날짜에서 1시간 동안 차이가 단일 시점 차이보다 큰 값을 나타낸다. 1개월 평균값은 단일시점 차이가 0.0049 m/s이고, 1시간 차이가 0.0052 m/s이다. 이는 위치 추정값 OD-OD 차이와 반대인데, 궤도예측 시 속도정확도가 중요하므로 향후 궤도결정 성능분석 시 속도추정값 OD-OD 차이도 사용하는 것을 고려할 수 있다.

5. 결론

기존 상업용 정지궤도 통신위성에 비해 높은 궤도결정 정확도가 요구되는 기상위성인 천리안위성 2A호의 궤도결정을 수행하였다. 지상국과 위성사이의 거리 관측데이터를 사용하여 궤도결정을 수행하였으며, 추정값이 중첩된 기간 동안의 추정값 차이로부터 오차 수준을 추정하였다. 중첩된 기간은 기존에 사용하던 1개 시점뿐만 아니라 1시간 동안도 사용하여 오차 수준의 신뢰도를 향상시켰다.

추정값 중첩오차의 30일 평균은 55.7 m로 천리안위성 2A호의 INR 및 기상관측장비 운영에 필요한 궤도결정 정확도를 제공할 수 있음을 확인하였다. 본 연구에서 구현한 궤도결정 정확도는 현재 운용 중인 KARI FDS보다 동일하거나 높지만, 특정 상황에서의 데이터 처리 기능 등은 개선할 여지가 있으며, 이는 데이터 자동화를 위한 S/W 안정성 확보에 필수적인 기능이다. 이를 위해서는 장기적인 데이터를 사용하여 오차 급증 등 특이한 상황을 파악한 뒤, 이에 적절한 기능을 추가하는 것이 필요하다.

ACKNOWLEDGMENTS

본 연구는 기상청 R&D 프로그램 「기상위성 운영 및 활용 기술 개발」(KMA2013-03720)의 지원으로 수행되었습니다.

AUTHOR CONTRIBUTIONS

Conceptualization, J.K.; formal analysis, Y.K. and J.K.; data curation, Y.K.; writing—original draft preparation, J.K.; writing—review and editing, J.K.; project administration, J.K., S.C.L.; funding acquisition, S.C.L.

CONFLICTS OF INTEREST

The authors declare no conflict of interest.

REFERENCES

- Berlin, P. 1988, *The Geostationary Applications Satellite*, 2nd ed. (Cambridge: Cambridge University Press)
- Beutler, G., Hugentobler, U., Ploner, M., Meindl, M., Schildknecht, T., et al. 2005, Determining the orbits of EGNOS satellites based on optical or microwave observations, *Advances in Space Research*, 36, 392-401. <https://doi.org/10.1016/j.asr.2004.11.015>
- Hwang, Y., Lee, B.-S., Kim, B.-Y., Kim, H.-Y., & Kim, H. 2013, Validation of Geostationary Satellite Orbit Determination Using Single-Station Antenna Tracking data, *Journal of Spacecraft and Rockets*, 50, 1248-1255. <https://doi.org/10.2514/1.A32334>
- Hwang, Y., Lee, B.-S., Kim, H.-Y., Kim, H., & Kim, J. 2008, Orbit Determination Accuracy Improvement for Geostationary Satellite with Single Station Antenna Tracking Data, *ETRI Journal*, 30, 774-782. <https://doi.org/10.4218/etrij.08.0108.0152>
- Kim, Y. W. 2005, Effect of satellite link noise for satellite range measurement using tone method, *Journal of the Institute of Electronics Engineers of Korea TC*, 42, 9-16. <https://koreascience.kr/article/JAKO200531935898802.page>
- Lee, B.-S., Hwang, Y., Kim, H.-Y., & Kim, J. 2011, Design and Implementation of the Flight Dynamics System for COMS Satellite Mission Operations, *Acta Astro-*

nautica, 68, 1292-1306. <https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2010.09.002>

- Lee, J. S., Shin, I. H., Park, M. Y., Chae, J. S., & Park, S. O. 2016a, Design and Implementation of Tone Ranging & Coherent Mode for Satellite Telemetry and Tracking & Command, In Proceedings of the KSAS 2016 Fall Conference, Jeju, Korea, 16-18 Nov 2016, pp.1080-1081.
- Lee, S.-C., Jung, Y., Park, Y.-J., Kim, E.-K., Chung, D.-W., et al. 2019, Flight Dynamics System Operation during In-Orbit Test Period for GEO-KOMPSAT-2A, In Proceedings of the KSAS 2019 Fall Conference, Jeju, Korea, 20-23 Nov 2019, pp.454-455.
- Lee, S.-C., Lee, J., Lee, M.-S., & Lee, U.-S. 2022, Improvement of Ground Track Data Display in Flight Dynamic Software for GEO-KOMPSAT-2A, In Proceedings of the KSAS 2022 Fall Conference, Jeju, Korea, 16-18 Nov 2022, pp.1271-1272.
- Lee, S.-C., Park, B.-K., Hwang, Y., Ahn, S.-I., & Kim, E.-K. 2015, Antenna Bias Update for COMS Using Over-sea Antenna Ranging Data, In Proceedings of the KSAS 2015 Fall Conference, Jeju, Korea, 18-20 Nov 2015, pp.684-688.
- Lee, S.-C., Park, B.-K., Lim, H.-S., Park, Y.-J., Jung, Y., et al. 2021, Implementation of Automatic Function for GK2A/2B Flight Dynamic Subsystem, In Proceedings of the KSAS 2021 Spring Conference, Samcheok, Korea, 7-9 July 2021, pp.713-714.
- Lee, S.-C., Park, B.-K., Woo, S.-H., Ahn, S.-I., Kim, E.-K., et al. 2016b, Orbit Determination and Prediction Accuracy Analysis for COMS in 2016, In Proceedings of the KSAS 2016 Fall Conference, Jeju, Korea, 16-18 Nov 2016, pp.1004-1005.
- Montenbruck, O. & Gill, E. 2000, Satellite Orbits: Models, Methods Applications, 1st ed. (New York: Springer-Verlag)
- Pocha, J. J. 1987, An Introduction to Mission Design for Geostationary Satellites (Berlin: Springer)
- Tapley, B. D., Schutz, B. E., & Born, G. H. 2004, Statistical Orbit Determination, 1st ed. (New York: Elsevier Academic Press)
- Yong, K. L., Jin, K. W., Choig, J., & Lee, S. R. 2014, An Angular Rate Estimation Error and Attitude Propagation Performance Analysis of Image Navigation & Registration System of GEO-KOMPSAT-2, In Proceedings of the KSAS 2014 Fall Conference, Jeju, Korea, 19-21 Nov 2014, pp.1503-1508.
- Zhang, R., Tu, R., Han, J., Zhang, P., Fan, L., et al. 2023, Orbit determination of BeiDou navigation satellite system maneuvered satellites based on instantaneous velocity pulses parameters, Advances in Space Research, 71,

2206-2224. <https://doi.org/10.1016/j.asr.2022.11.003>



Yongrae Kim received the B.S. degree in School of Aerospace and Mechanical Engineering from Korea Aerospace University, Korea, in 2023. He is currently an M.S student in Korea Aerospace University. His research interests include GNSS applications and navigation.



Sang-Cherl Lee has been working at the Korea Aerospace Research Institute since 1999 and has developed geostationary satellite, especially GEO-KOMPSAT-1, 2A and 2B. Also, he has experience developing geostationary flight dynamics systems. Currently, he is in charge of the overall operation of GEO-KOMPSAT 2A and operates the flight dynamics system.



Jeongrae Kim is a professor in the Department of Aerospace Engineering at Korea Aerospace University, Korea. He received his Ph.D. in Aerospace Engineering from the University of Texas at Austin in 2000. His research interest includes satellite instrument simulations, orbit determination, GNSS ionosphere, SBAS, and GNSS applications.