

論文

J. of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences 45(10), 881-891(2017)

DOI:https://doi.org/10.5139/JKSAS.2017.45.10.881

ISSN 1225-1348(print), 2287-6871(online)

과거 TLE정보를 활용한 새로운 TLE정보 생성기법

조동현*, 한상혁**, 김해동**

New TLE generation method based on the past TLEs

Dong-Hyun Cho*, Sang-Hyuck Han** and Hae-Dong Kim**

Korea Aerospace Research Institute* , **

ABSTRACT

In this paper, we described the new TLE(Two Line Elements) generation method based on the compensation technique by using past TLEs(Two Line Elements) released by JSpOC(Joint Space Operation Center) in USA to reduce the orbit prediction error for long duration of SGP4(Simplified General Perturbations 4) which is a simplified and analytical orbit propagator. The orbital residuals the orbital difference between two ephemeris for the first TLE only and for the all TLEs updated by JSpOC for the past some period was applied for this algorithm instead of general orbit determination software. Actually, in these orbital residuals, the trend of orbit prediction error from SGP4 is included. Thus, it is possible to make a simple residual function from these orbital residulas by using the fitting process. By using these residual functions with SGP4 prediction data for the currnet TLE data, the compensated orbit prediction can be reconstructed and the orbit prediction error for long duration of SGP4 is also reduced. And it is possible to generate new TLE data from it. In this paper, we demonstraed this algorithm in simple simulation, and the orbital error is decreased dramatically from 4km for the SGP4 propagation to 2km for it during 7 days as a result.

초 록

본 논문에서는 인공위성의 궤도예측을 위해 사용되는 미국 합동우주관제센터(JSpOC, Joint Space Operation Center)의 TLE(Two Line Element) 정보에 대한 SGP4(Simplified General Perturbations 4) 모델의 장기 궤도예측 오차를 줄이기 위해 과거의 TLE 정보들을 이용한 보상기법을 적용하여 새로운 TLE 정보를 생성하는 방법에 대해 기술하고 있다. 이를 위해 과거 특정 시점에서의 TLE 정보를 바탕으로 현재까지 궤도전파를 한 데이터와 동일기간 동안 미국 합동우주관제센터에서 공개된 모든 TLE를 이용해서 궤도전파를 수행한 데이터를 비교하여 계산한 궤도잔차를 이용하였다. 이러한 궤도잔차 성분은 SGP4 궤도전파 모델에 의한 궤도오차 증가 경향을 보여주고 있기 때문에 궤도오차 보정을 위해 해당 궤도잔차 성분들을 적절한 함수로 표현하였다. 이후, 현재 시점에서 공개된 TLE 정보를 이용한 SGP4 궤도전파 데이터에 해당 잔차함수를 적용함으로써 장기 궤도전파에 따른 SGP4 모델의 궤도오차를 줄일 수 있었으며, 이를 바탕으로 새로운 TLE 정보를 생성하였다. 본 논문에서 일주일의 궤도전파에 대한 시뮬레이션을 통해 기존의 TLE를 이용한 궤도전파 오차가 4km 정도인 반면 새로운 TLE 생성기법에 의한 궤도전파 오차가 약 2km 수준으로 줄어드는 것을 확인할 수 있었다.

Key Words : Orbit Propagation(궤도 전파), TLE(TLE), SGP4(SGP4), Compensation Method(보상기법)

† Received : August 6, 2017 Revised : September 18, 2017 Accepted : September 21, 2017

* Corresponding author, E-mail : dhcho99@kari.re.kr

1. 서론

인공위성의 임무를 계획하고 정상적으로 운영하기 위해서는 궤도예측 기법이 필요하다. 특히, 신뢰성이 낮은 초소형위성의 경우 GPS가 고장나거나 지상국과의 교신이 단절되는 등의 비정상상태의 위험도가 상대적으로 높기 때문에 위성의 내부에 탑재 궤도전파기(On-board Orbit Propagator)가 요구되며, 이에 대한 장기궤도예측 성능은 위성의 운영에 많은 도움이 된다. 한편 이러한 궤도예측 기법은 인공위성의 운영 뿐만 아니라 우주물체 감시 및 우주파편 제거시스템 등의 다양한 분야에 적용되는 기반 기술이다.

하지만 일반적으로 궤도예측 기법은 과거의 관측데이터를 바탕으로 수행된 궤도결정 결과를 바탕으로 이루어지게 되는 것이 일반적이며, 이를 위해서는 인공위성 및 우주물체들에 대한 관측데이터와 함께 궤도결정 소프트웨어를 필요로 하게 된다. 또한, 이러한 궤도결정 소프트웨어는 상대적으로 고가이기 때문에 초소형위성과 같은 시스템에서 적용하기에 다소 어려움이 있다.

따라서 일반적으로 초소형위성 등에서 적용하고 있는 궤도예측 및 탑재 궤도전파기는 미국의 합동우주전략센터(JSpOC, Joint Space Operations Center)에서 전세계의 불특정 다수를 대상으로 배포하고 있는 TLE(Two Line Element) 정보를 활용하고 있다. 일반적으로 궤도운동을 하고 있는 우주물체들은 지구에 의한 2체 운동이외에 다양한 외부 섭동력의 영향을 받게 된다. 이러한 외부 섭동력에 대한 영향으로 변화되는 궤도변화를 간단한 형태의 모델로 가정한 것이 SGP4(Simplified General Perturbations 4) 모델이며, TLE 정보는 시간에 따른 궤도정보(Ephemeris)를 이러한 SGP4 모델에 맞게 Fig. 1과 같이 두 줄의 데이터로 표현한 평균 궤도요소이다[1,2,3]. 이러한 TLE+SGP4의 궤도예측 기법은 해석적 기법의 계산을 통해 궤도정보를 생성하기 때문에 수학적 기법의 다른 방식에 비해 계산속도가 빠르며, 계산량이 적다. 이러한 장점으로 인해 TLE+SGP4

궤도예측 기법은 초소형위성과 같이 고가의 궤도결정 및 궤도예측프로그램이 없는 시스템의 지상 운영 및 탑재 궤도전파기로 활용이 가능하다. 또한, 다수의 우주물체들에 대한 궤도정보 생성이 용이하기 때문에 우주물체들에 대한 충돌위험 분석의 초기 분석에도 활용하고 있다[4,5].

하지만 이렇게 배포되고 있는 TLE 정보는 상대적으로 낮은 궤도정밀도를 제공하고 있는데, 저궤도 위성의 경우 생성시점에서 1~2km 수준의 궤도정밀도를 제공하고 있다[6]. 따라서 이러한 TLE 정보를 바탕으로 SGP4로 궤도예측을 수행하게 되면 궤도예측 오차가 증가할 수밖에 없다. 따라서 이러한 TLE와 SGP4를 이용한 궤도예측 오차를 감소시키기 위해 다양한 연구가 이루어져 왔다. 초기에는 자국의 운영위성에 대해 지상국에서 획득한 정밀한 궤도결정 및 궤도예측 데이터를 바탕으로 새로운 TLE를 생성하는 방법을 제안하였으며[7], 일부 논문에서는 지상국의 정밀 궤도결정 데이터 대신 위성의 GPS 항행해(GPS Navigation Solution) 정보를 이용해서 새로운 TLE를 생성하기도 하였다[8-10]. 또한, TLE 정보 중 저궤도 위성에 가장 많은 영향을 미치는 대기항력의 성분을 수정하기 위해 B*의 값만을 새로 계산해서 적용하는 접근법도 제안되었다[11]. 최근에는 이러한 과거의 TLE들과 SGP4를 통해 얻은 궤도정보를 의사관측데이터(Pseudo-Observation Data)로 활용해서 궤도결정 프로그램을 통해 궤도오차를 줄인 후 궤도예측을 수행하는 연구가 진행되어왔다[6, 12-15].

하지만 이러한 TLE를 기반으로한 궤도예측 기법들은 정밀도 향상을 위해서 궤도결정 과정을 포함하고 있으며, 이로 인해 고가의 상용 궤도결정 소프트웨어를 사용하고 있기 때문에 예산적 한계가 있는 초소형위성의 운영시스템에서는 접근이 어려운 단점이 있다. 이러한 이유로 상용 궤도결정 소프트웨어를 이용하지 않고 GPS 데이터를 이용하여 TLE 정보를 새로 생성한 연구도 있으며[10], 전력 및 성능의 제한조건으로 인해 원활한 GPS 데이터의 획득이 어려운 경우 기존의 SGP4 기반의 궤도예측 시스템을 위해 TLE의 대기저항 관련 B*항을 새로 갱신하고자 하는 연구[16]도 있었다.

이러한 노력에도 불구하고 해당 위성에 대한 TLE 정보를 갱신하더라도 단순화된 SGP4 궤도역학 모델의 특성으로 궤도오차의 증가현상을 막을 수는 없다. 따라서 이러한 궤도예측 오차의 증가를 보정하기 위해서는 SGP4 궤도예측 데이터를 바탕으로 한 SGP4모델의 궤도예측 오차 증

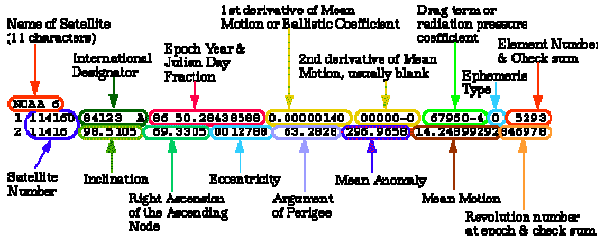


Fig. 1. Definition of Two Line Element[3]

가 경향성을 파악하여 이를 보정해주어야 할 것이다.

따라서 본 논문에서는 별도의 궤도결정 소프트웨어를 이용하지 않고 과거의 TLE 정보들만을 바탕으로 이러한 TLE+SGP4 궤도예측 기법의 궤도오차 증가의 경향성을 보상(Compansation)함으로써 저가의 궤도예측 및 탑재 궤도전파기의 성능향상 기법에 대해 기술하고자 한다. 이에 2장에서는 제안하고자 하는 새로운 TLE 생성기법에 대해 설명하고, 3장에서는 해당 알고리즘에 대한 간단한 시뮬레이션을 수행함으로써 제안한 방식의 효용성을 확인하여 보았다.

II. TLE+SGP4 보상기법

2.1 TLE+SGP4 궤도예측 오차

미국 합동우주전략센터에서 배포하는 TLE 정보는 우주공간에 떠돌아 다니는 다수의 우주물체에 대한 궤도정보를 최대한 간단한 형태로 배포하기 위해 사용된 평균 궤도요소이다. 이를 위해서 미국 합동우주전략센터에서는 해당 우주물체들에 대한 레이더 관측데이터들을 바탕으로 평균 궤도요소 산출을 위해 SGP4 궤도모델을 기준으로 TLE를 생성하기 때문에 해당 TLE 데이터들은 SGP4 궤도전파기를 이용해서 궤도예측을 수행해야 의도한 궤도예측 정보를 재현할 수 있다. 하지만 다양한 형태의 궤도들을 비교적 간략화한 SGP4 궤도역학 모델에 맞춰 산출하기 때문에 발생하는 모델오차의 영향으로 해당 궤도예측 오차는 시간이 지남에 따라 큰 폭으로 증가하게 된다. 일례로 실제 아리랑 2호의 지상 궤도결정 시스템에서 계산된 궤도정보를 기준으로 미국 합동우주전략센터의 배포한 TLE 데이터와 해당 데이터를 SGP4 모델을 통해 예측한 궤도의 차이를

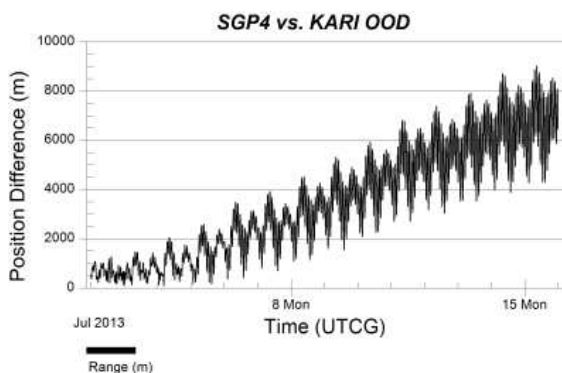


Fig. 2. Orbit prediction error for SGP4 propagation with KARI OOD during 16 days

분석해 보았으며, 그 결과 Fig. 2와 같이 궤도예측 오차가 지속적으로 증가하여 약 일주일 후에는 4km 정도로 증가하며, 이후 지속적으로 증가하여 약 14일 이후에는 9km 수준으로 증가하게 된다. 이러한 궤도예측 오차는 위성의 크기 및 TLE 배포 주기 등에 의해 위성별로 그 특성이 다양하다[17].

2.2 기존 궤적 생성

일반적으로 이와 같이 TLE와 SGP4를 이용한 궤도예측 기법의 궤도예측 오차의 경향성을 분석하기 위해서는 해당 기법의 오차를 계산하기 위한 기준 궤도정보가 필요하게 된다. 이를 위해 일반적으로 상용 궤도결정 소프트웨어 등을 통해 얻은 궤도결정 정보를 사용하게 되지만, 본 논문에서는 이러한 상용 궤도결정 소프트웨어를 구축하기 어려운 저가의 지상국 환경에서의 궤도예측 기법 향상에 그 목적이 있다. 따라서 이러한 궤도오차를 계산하기 위한 기준 궤도정보를 다른 방법으로 제공하여야 한다. 이를 위해서 과거 특정시간에 대한 기준 궤도정보 생성을 위해 본 논문에서는 해당 기간동안 배포된 모든 TLE 정보를 활용하고자 한다.

일반적으로 앞에서 언급한 것과 같이 단일 TLE 정보를 바탕으로 SGP4를 통해 장시간 궤도전파를 수행하게 될 경우 증가되는 궤도오차로 인해 미국 합동우주전략센터에서는 궤도예측에 대한 궤도오차 유지를 위해서 TLE를 비주기적으로 배포를 하고 있다. 따라서 Fig. 3과 같은 방법으로 비주기적으로 배포된 TLE들을 이용하면 일정 수준의 궤도오차를 갖는 과거의 궤도정보를 재현(Reconstruction)할 수 있다. Fig. 3에서 살펴보는 바와 같이 다수의 TLE를 이용하여 궤도정보를 재현할 경우 시간 순으로 배포된 하나의 TLE를 SGP4 모델을 통해 다음 TLE가 배포된 시점까지 궤도전파를 수행하고, 다음 TLE의 배포 이후 시점에서는 해당 새 TLE를 이용해서 궤도정보를 재현하는 과정을 반복해서 해당 궤도

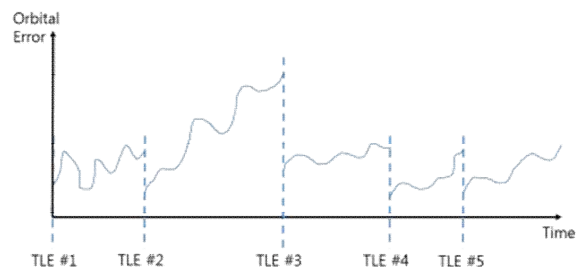


Fig. 3. TLE update method for past orbit reconstruction

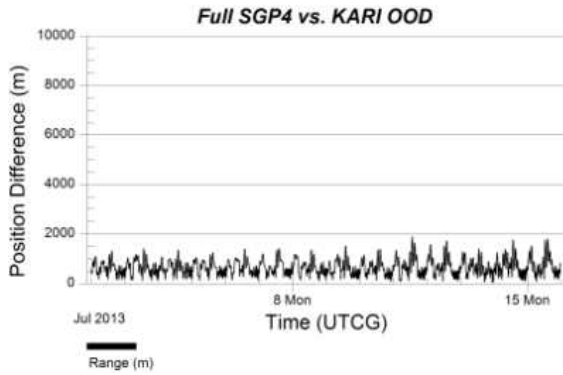


Fig. 4. Orbital error of SGP4 with updated TLEs by comparison with KARI OOD for 16 days

정보들을 하나로 합치면 전체 기간동안의 궤도정보를 재현할 수 있다. 이와 같은 방법으로 아리랑 2호에 대해 16일간의 TLE들을 모두 이용하여 궤도를 재현해보면 Fig. 4와 같은 궤도오차 수준을 확인할 수 있다. 이 그래프에서와 같이 TLE 정보의 업데이트를 통해 궤도오차를 일정한 수준 이하의 유지할 수 있게 된다. Fig. 2에서와 같이 1개의 TLE를 이용해서 장시간 궤도전파를 수행할 경우 궤도오차가 일주일에 약 4km 수준으로 증가하는 반면, 이 그래프에서 확인할 수 있는 것과 같이 다수의 TLE를 이용해서 궤도전파를 수행하게 되면 Fig. 4와 같이 2km 이내의 궤도정보를 재현할 수 있게 된다. 해당 결과는 정밀한 궤도결정 시스템에 비해 상대적으로 낮은 정밀도를 제공하지만, 시간에 따른 궤도오차 증가 경향성이 낮기 때문에 SGP4 궤도전파기에 의한 지속적인 궤도오차 증가 경향을 분석하기 위한 기준 궤적으로 활용이 가능하다. 따라서 정밀한 궤도결정 시스템이 없는 상황에서 TLE와 SGP4에 의한 궤도예측 오차의 경향성 판단을 위한 기준 궤적을 과거의 TLE들을 활용해서 구성할 수 있다.

2.3 B* 수정기법

TLE에 포함될 데이터 중에서 SGP4 모델의 외부 섭동과 관련이 있는 데이터는 B* 항목이다. 해당 정보는 대기 저항에 따른 외부 섭동량의 계산에 사용되는 상수값으로 다음과 같은 값을 의미한다.

$$B^* = \frac{\rho_0}{2m} C_D A \quad (1)$$

여기서 ρ_0 는 대기밀도(atmospheric density)값을 의미하며, C_D 는 항력계수(drag coefficient), A

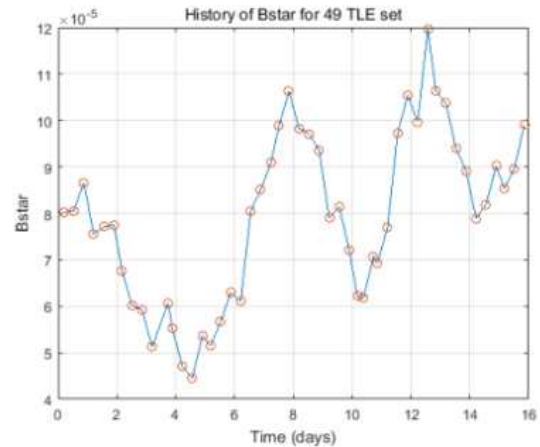


Fig. 5. B* history for 49 TLE sets for KOMSAT-2 during 16 days

는 유효면적(cross-sectional area), m 은 위성의 무게(mass)를 의미한다.

일반적으로 미국 합동우주전략센터에서 제공하는 TLE 정보는 관측데이터를 바탕으로 계산한 궤도결정 정보를 바탕으로 생성한 궤도예측 데이터를 SGP4 모델에 맞춰 압축함으로써 생성되며, 이로 인해 B*항의 값이 위의 식(1)과 같이 위성체의 정보로부터 계산되어지지 않게 된다. 따라서 TLE 정보들이 갱신될 때마다 B* 항목의 데이터들의 변화가 발생할 수밖에 없다. 이를 확인하기 위해서 아리랑 2호 위성의 16일 동안에 갱신된 49개의 TLE 데이터들에 대해 B* 항목의 값을 모아서 그래프로 나타내보면 Fig. 5와 같이 됨을 확인할 수 있다.

따라서 보다 정확한 궤도예측 성능을 얻기 위해서 미국 합동우주전략센터에서 제공하는 TLE 정보 중 B* 항목을 수정하여 주요 외부섭동에 의한 궤도오차 증가를 줄이고자 하는 연구들이 있었다[11, 17].

하지만 TLE와 SGP4를 이용한 궤도예측 오차는 TLE 정보의 B* 항목 이외에 SGP4모델의 오차 및 TLE의 궤도요소 오차 등의 다양한 오차성분들이 반영되기 때문에 단순히 B* 정보만을 추정하여 적용함으로써 궤도예측 오차를 줄일 수는 없다. 이러한 특성을 확인하기 위해 Fig. 4와 같이 재구성한 과거 7일간의 궤도정보를 바탕으로 해당 기간의 첫 TLE 정보의 B*값을 변경하면서 해당 기간동안의 RMS 오차가 최소가 되는 B*값을 MATLAB의 fmincon함수를 활용하여 계산하였다. 그 결과 5.0088×10^{-5} 값을 얻을 수 있었으며, 이를 바탕으로 현재의 TLE에 대해 B*값을 갱신한 결과 Fig. 6과 같은 7일간의 궤도예측 결

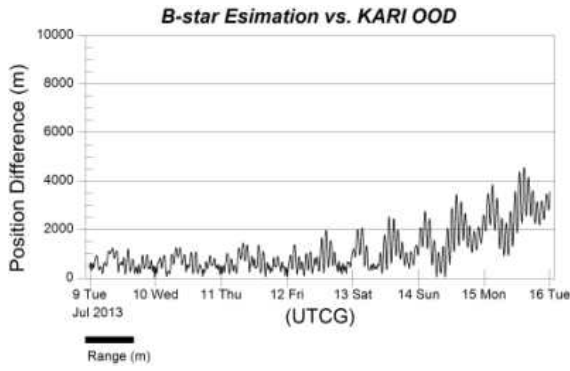


Fig. 6. Orbit prediction error for the corrected B* of TLE

과를 얻을 수 있었다. B* 항목을 수정하지 않은 Fig. 2와 비교해보았을 때 초기의 궤도오차의 증가 경향이 일부 저감된 것을 확인할 수 있으나, 시간이 지남에 따라 변화되는 실제의 B*의 값과 설정한 B*의 차이에 따른 궤도오차의 누적이 진행됨에 따라 궤도오차가 기하급수적으로 증가하며 7일에는 Fig. 2와 유사한 4km 수준의 궤도오차를 보이고 있다.

이와 같은 현상은 위성의 자세변화 및 고도변화에 따른 대기저항의 변화에 따른 B*값의 변화를 하나의 고정된 값으로 적용함에 따라 발생하는 오차로 추정된다. 또한, 대기저항 이외의 지구 중력장, 태양 및 달의 인력, 태양복사압 등의 다양한 외부섭동력의 영향으로 인한 궤도오차를 B*

항만으로 표현함에 따른 한계로 사료된다.

2.4 TLE+SGP4 보상함수 기법

앞 절에서 살펴본 것과 같이 TLE와 SGP4를 이용한 궤도예측 과정에서 발생하는 궤도오차 증가 특성을 개선하기 위해서는 TLE 데이터뿐만 아니라 SGP4 모델에 대한 보상이 이루어져야 한다. 이를 위해서 본 논문에서는 과거의 TLE들을 활용하여 TLE와 SGP4의 궤도오차 경향성을 함수화 하여 최신에 갱신된 TLE 정보와 SGP4를 이용한 궤도예측 결과에 반영함으로써 TLE의 B* 항목과 같은 데이터의 수정 및 SGP4 모델의 오차를 한꺼번에 보상하고자 한다. 즉, 과거의 특정 기간 동안 배포된 모든 TLE 정보를 바탕으로 Fig. 3과 같은 방식으로 재현한 궤도데이터를 기준으로 하여 해당 TLE 정보들 중에서 시간상 첫 번째 TLE만을 이용해서 해당 특정기간 동안 SGP4를 이용해서 재현한 궤도데이터의 차이를 통해 궤도모델의 오차 특성을 알 수 있게 되며, 이와 같은 방식으로 얻은 궤도 잔차(Residual)를 별도의 특정함수로 표현하여 미래의 궤도오차를 보정할 수 있게 된다.

따라서 제안하고자 하는 SGP4 전파기의 보정 과정에 대해서 Fig. 7과 같이 정리할 수 있다. 먼저 과거의 분석시작 시점을 기준으로 최신의 TLE를 이용해서 현재까지 SGP4로 궤도전파를 수행한다. 또한 기존 궤적 생성을 위해서 해당

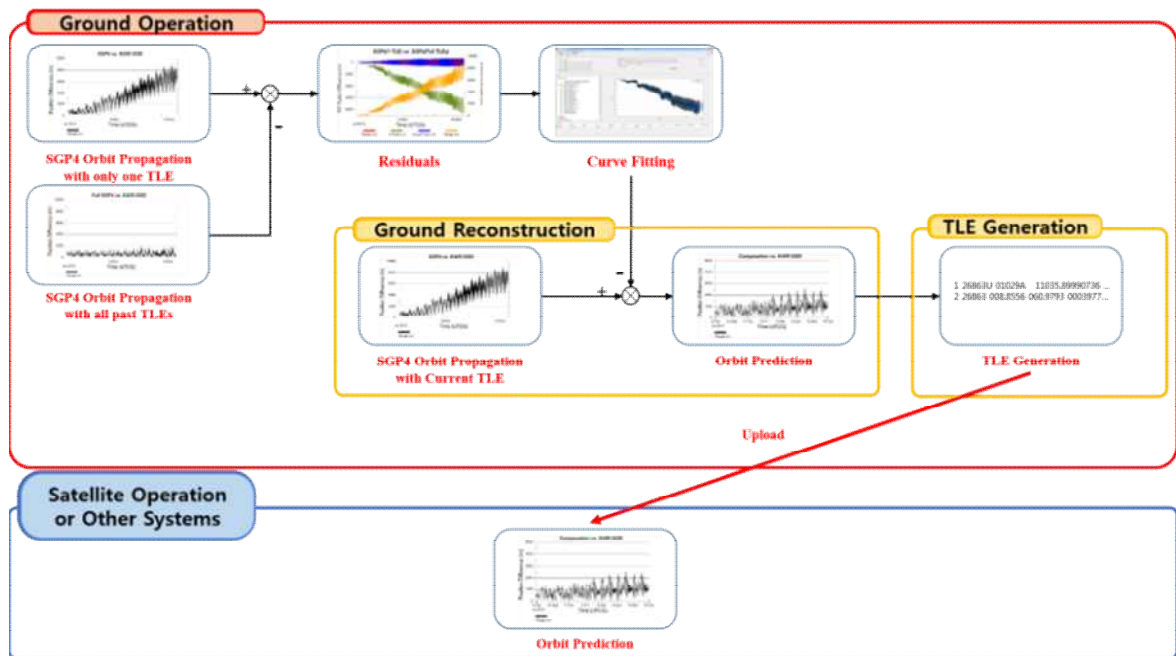


Fig. 7. New TLE generation process based on the past TLEs

기간 동안의 모든 TLE 정보를 Fig. 3과 같이 궤도전과를 수행하고, 이렇게 획득한 2개의 궤도데이터를 이용해서 궤도 잔차를 계산한다. 지구 주위를 공전하고 있는 우주물체들은 궤도역학에 의해 운동을 하고 있으며, 이로 인해 하나의 기준 궤도에 대해서 상대적인 운동을 표현할 때는 기준 궤도에 대한 RIC(Radial, In-track, Cross-track) 좌표계로 표현할 경우 운동에 대한 경향성이 잘 나타나게 된다. 따라서 앞에서 계산한 궤도 잔차들을 Fig. 3과 같은 궤도전과를 통해 얻은 기준 궤도에 대해서 RIC 방향에 대해 각각 구한다.

이렇게 구한 궤도잔차 데이터를 특정 함수로 표현하게 되면 이 함수가 TLE와 SGP4를 이용한 궤도전과기의 궤도오차 경향성에 대한 보상함수가 된다. 해당 보상함수는 TLE의 B* 항목으로 대변되는 대기저항 오차뿐만 아니라 기타 SGP4 모델의 장주기 오차에 대한 보상을 해주기 때문에 해당 데이터를 활용할 경우 궤도예측 성능향상이 가능하다.

따라서 이렇게 과거의 TLE 정보들을 바탕으로 획득한 궤도잔차 함수 정보를 현재시점에서 최근의 TLE 정보와 같이 활용하여 미래의 궤도를 예측할 수 있다. 즉, 현재시점에서의 최근 TLE를 이용해서 SGP4 모델로 궤도예측 정보를 생성한 후 잔차 함수를 이용해서 해당 궤도정보를 보정함으로써 최종적인 궤도예측 정보를 생성할 수 있게 된다.

이렇게 예측된 궤도정보를 위성의 운영 혹은 우주물체에 대한 충돌위험 분석 등의 타 시스템에 적용하여 사용할 수 있으나, 이를 위해서는 각 시스템에서 해당 잔차 재생함수에 대한 정보 및 기능을 추가적으로 갖추고 있어야 한다. 즉, 기존의 시스템에 대한 변경/추가 요구하고 있기 때문에 본 논문에서는 이렇게 재생된 궤도예측 정보를 타 시스템에서 활용하기 용이하도록 압축하는 과정을 추가하고 있다. 즉, 최종적으로 이렇게 예측된 미래의 궤도정보를 바탕으로 현재시점에서 가장 적합한 TLE 정보를 산출함에 따라 미국 합동우주전략센터에서 배포한 TLE 정보 대신 활용할 수 있으며, 이를 통해 기존의 TLE를 활용하는 시스템들의 추가적인 변경 없이 보다 정밀한 궤도예측이 가능하게 된다.

이에 대한 궤도예측 성능향상에 대한 효용성 확인을 위해 아리랑 2호 위성에 대한 궤도결정 데이터를 기반으로 과거 TLE 정보들을 활용한 궤도예측 결과에 대한 시뮬레이션을 다음 장에서 수행하였다.

III. 시뮬레이션

본 논문에서 제안한 새로운 TLE 생성기법에 대한 시뮬레이션을 위해 앞 장에서 한국항공우주연구원(이하 항우연) 지상국에서 제공해준 궤도결정(OOD, Operational Orbit Determination) 데이터를 실제 궤도(True Orbit)로 가정하여 실제 궤도오차 성능을 분석하여 보았다. 이를 위해 아리랑 2호 위성에 대해 2013년 7월 1일부터 16일까지의 궤도결정 데이터와 함께 7월 1일부터 9일까지 배포된 모든 TLE 정보들을 함께 제공 받았다.

이러한 데이터를 바탕으로 TLE+SGP의 오차특성을 분석하기 위해 초기의 특정 기간동안의 궤도전과를 수행해야 된다. 장기궤도예측에 대한 특정 분석기법이 정형화되기 보다는 필요에 의한 성능을 분석하기 때문에 해당 분석기간을 특정할 수는 없지만, 초소형위성의 낮은 신뢰성에 따른 지상국과의 교신단절 등의 상황을 가정하여 약 7일 정도의 궤도전과 특성에 대해 본 시뮬레이션에서 보상해보고자 한다. 또한, 본 논문의 제안방법의 적용이 가능한 우주과편의 충돌위험 분석의 경우도 일반적으로 7일 이내의 충돌 이벤트에 대한 분석을 수행하는 점을 살펴봤을 때 해당 분석기간을 7일로 설정하였다.

따라서 이를 바탕으로 Fig. 3과 같이 7월 2일부터 9일까지 총 7일동안 궤도전과를 수행함으로써 장주기 궤도오차가 보정된 기준 궤적을 생성하였다. 참고로 미국 합동우주전략센터에서 해당 기간동안 아리랑 2호 위성에 대해 하루 평균 3회씩 TLE를 배포하였다. 단일 TLE의 비교 궤적생성을 위해 기준시간(Epoch)이 7월 1일 20시 55분 30초인 TLE 데이터를 이용해서 동일 기간 동안 궤도전과를 수행함으로써 장주기 궤도오차 성분을 포함하는 궤도 데이터를 생성하였다.

이렇게 획득한 2개의 궤도데이터를 이용해서 궤도잔차를 계산하여 Fig. 8과 같이 RIC 각 축에 대한 결과를 얻을 수 있었다. 해당 궤도잔차들이 시간의 경과에 따라 불연속 지점들이 존재하고 있는 것은 해당 시점에서 TLE 데이터가 갱신됨에 따라 기준 궤도의 불연속이 발생함에 따라 궤도잔차 데이터의 불연속이 발생하는 것이다. 또한, 저궤도 위성에서 주로 작용하는 대기섭동 등의 영향으로 일반적으로 속도방향(In-Track)에 대한 궤도 잔차가 주로 나타나게 되는데, 이와 같은 특성을 Fig. 8에서도 동일하게 확인할 수 있었다.

이와 같이 생성된 궤도잔차 데이터를 이용하

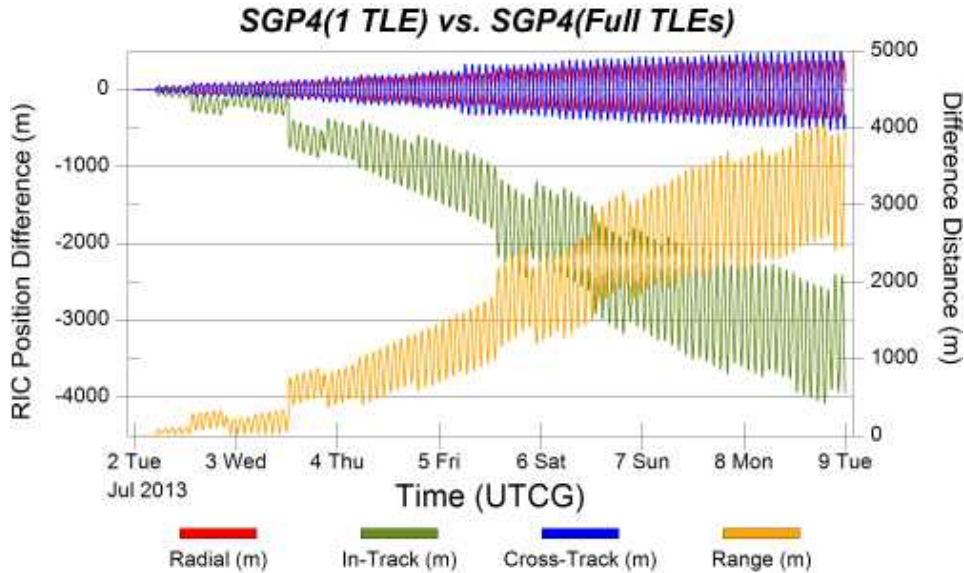


Fig. 8. Orbital residuals for SGP4 with only one TLE by comparison with SGP4 with updated TLEs during past 7 days

여 보상함수를 설계할 수 있다. 이 과정에서 해당 위성에 최적화된 보상함수 설계가 가능할 것이나, 본 논문에서는 인공위성의 운영에 범용으로 적용되는 방법론을 제안하는 것을 목적으로 하기 때문에 최적화보다 범용성을 중심으로 하기 위해 해당 궤도잔차들을 다수의 사인(Sine)함수들의 합으로 표현하고자 하였다. 이를 위해서 MATLAB의 Curve Fitting Tool을 사용하였으며, 대상함수는 "Sum of Sine" 함수의 8차항까지 사용함에 따라 수식적으로는 다음과 같다.

$$Residual = \sum_{i=1}^8 a_i \sin(b_i t + c_i) \quad (2)$$

이와 같은 함수로 Fig. 8의 궤도잔차를 특정함

수화함으로 RIC 각 축에 대한 보정치를 계산할 수 있다. 이 중에서 궤도잔차의 큰 비중을 차지하는 속도방향 성분에 대한 함수화(Curve Fitting) 결과 Fig. 9와 같이 살펴볼 수 있었다. 앞에서 언급한 것과 같이 궤도 잔차가 불연속적인 곳이 있음에도 불구하고 해당 그래프에서와 같이 함수화 과정을 통해 해당 궤도잔차에 대한 장주기적인 성분을 추출하여 표현할 수 있었음을 확인할 수 있었다.

이와 같은 함수화 과정을 RIC 방향에 대해 수행한 후 얻게되는 3개의 잔차 재생함수(Residual Reconstruction Function)를 이용해서 현재 시점의 TLE와 SGP4 궤도전파 데이터에 적용하여 보았다. 이 때, 앞에서 언급한 것과 같이 궤도잔차

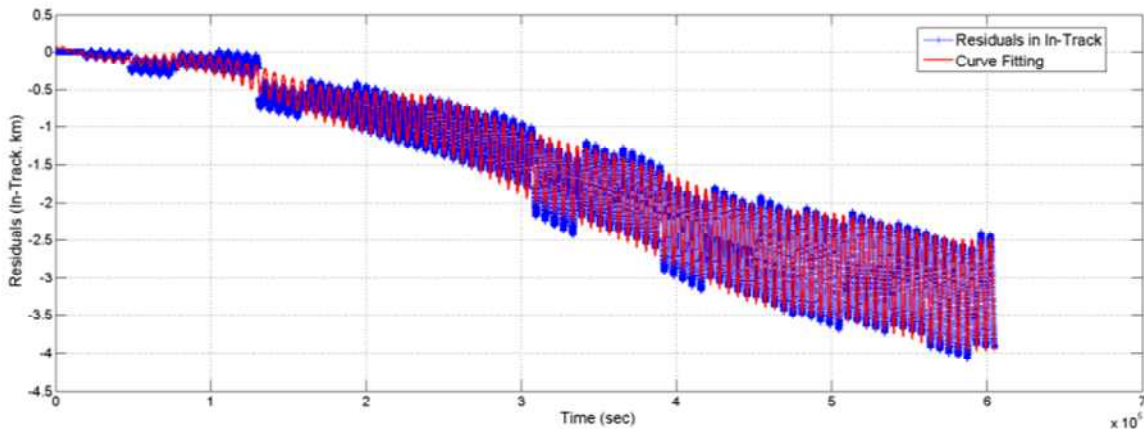


Fig. 9. Curve fitting result by using MATLAB toolbox for the In-track residuals

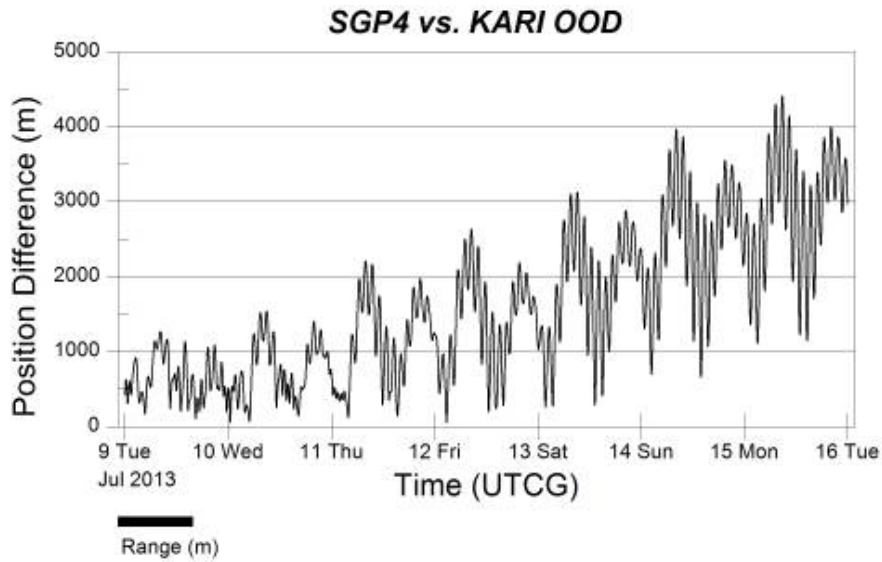


Fig. 10. Orbit prediction error for the SGP4 with current TLE set by comparison with KARI OOD during 7 days

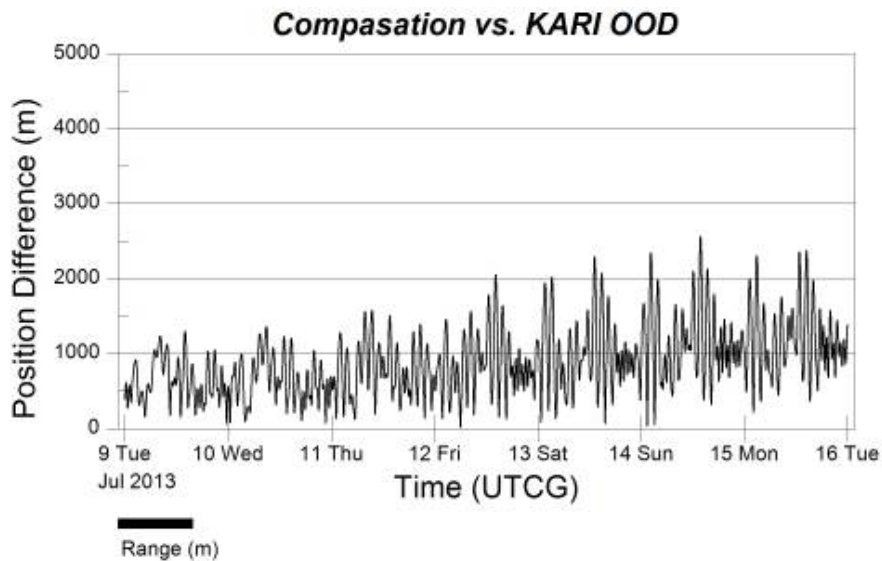


Fig. 11. Orbit prediction error for the SGP4 with TLE comparison by comparison with KARI OOD during 7 days

에 대한 분석을 과거 2013년 7월 2일부터 7월 9일까지 수행하였기에 현재 시점을 7월 9일 0시로 가정을 하였으며, 이에 따라 최근에 배포된 TLE 정보는 2013년 7월 8일 20시 26분 58.629초의 기준시간을 갖는 TLE 정보를 이용하였다. 이 TLE 데이터를 이용하여 미래의 7일간에 대한 궤도예측 성능을 확인하기 위해서 SGP4 궤도전파기를 이용해서 7월 9일부터 7월 16일까지 궤도전파를 수행하였다. 이와 같이 획득한 궤도데이터를 동일기간의 아리랑 2호의 지상국 궤도결정 데이터에 대해 궤도오차를 계산한 결과 Fig. 10과 같은

궤도예측 오차를 얻을 수 있었다. 이 그래프에서와 같이 궤도오차가 시간에 따라 증가하여 7일 후에는 약 4km 수준에 이르는 것을 확인할 수 있었으며, 이는 Fig. 2에서 살펴볼 수 있듯이 과거의 7일에 대한 궤도예측 오차와 유사한 경향을 보임을 확인할 수 있었다.

다음으로 본 논문에서 제안한 알고리즘을 적용하기 위해 과거의 데이터를 기반으로 얻은 잔차함수들을 더해서 궤도예측을 수행한 후 궤도오차를 항우연 지상국의 궤도결정 데이터와 비교하여 Fig. 11과 같은 그래프를 얻을 수 있었다. 이

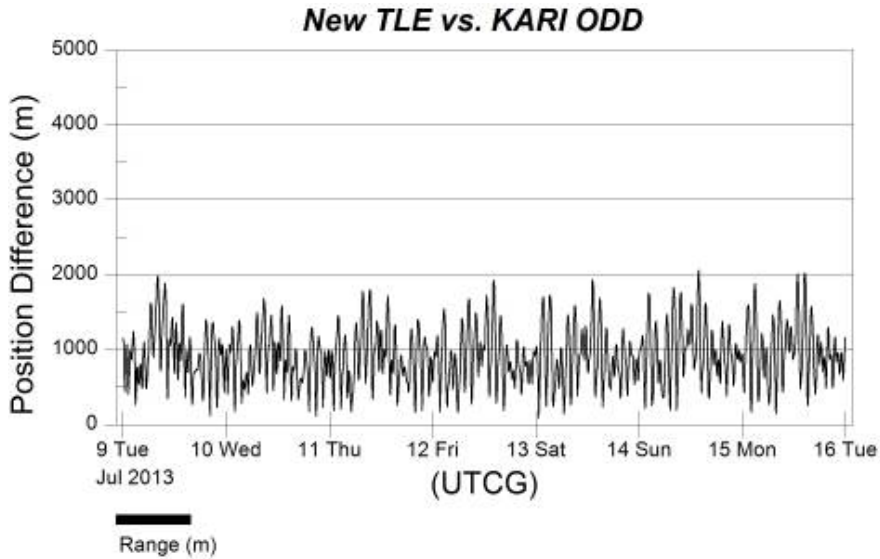


Fig. 12. Orbit prediction error for the SGP4 with new TLE generated by suggested algorithm by comparison with KARI OOD during 7 days

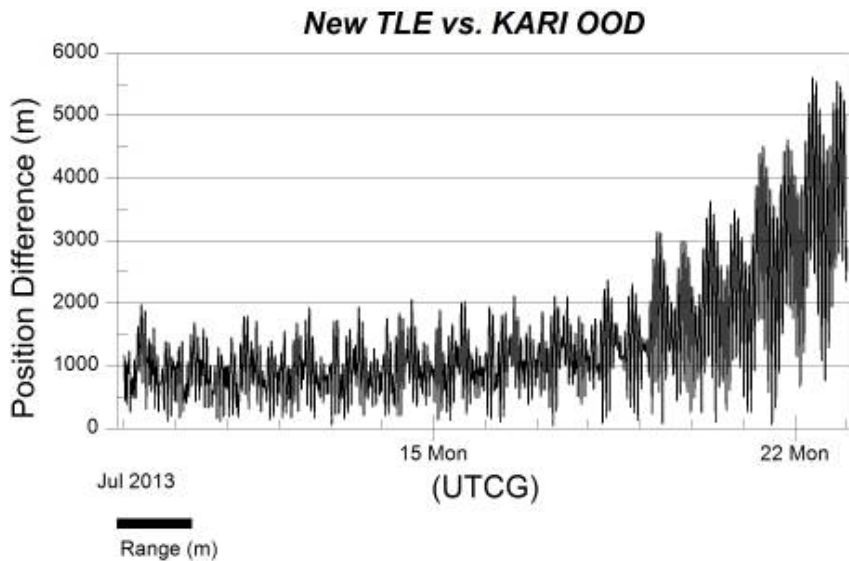


Fig. 13. Orbit prediction error of new TLE data for extended period

그래프에서와 같이 SGP4 모델의 궤도오차 증가를 잔차함수가 보상해줌으로써 시간에 따른 궤도오차의 증가가 둔화되었으며, 7일 후의 궤도오차가 기존의 4km에서 약 2km 수준으로 줄어들었다. 이는 Fig. 4에서와 같이 TLE 데이터들의 갱신을 통한 SGP4 궤도전파기의 평균적인 궤도오차 수준과 유사함을 확인할 수 있는데, 이는 잔차함수를 생성할 때 사용한 기준 데이터가 Fig. 4와 같기 때문이다. 따라서 Fig. 11과 같은 제안된 궤도예측기법의 정밀도는 Fig. 4와 같이 TLE 데이터들의 갱신을 통해 획득한 궤도결정 정밀도 이상을 제공할 수는 없 본 시뮬레이션의 결과는

해당 성능을 잘 만족함을 확인할 수 있었다.

이제 마지막으로 이렇게 보정된 궤도예측 데이터를 타 시스템에서 쉽게 활용할 수 있도록 새로운 TLE 데이터를 생성하여 보았다. 이를 위해서 AGI사의 STK의 TLE 생성기법을 적용하여 해당 과정을 수행하였다. 이렇게 새로 생성된 TLE 데이터를 이용해서 SGP4 모델로 궤도예측을 수행한 결과 Fig. 12에서와 같은 궤도예측 오차 결과를 얻을 수 있었다. 본 그래프에서 확인할 수 있듯이 TLE를 새로 생성하는 과정에서 배치 최소자승법(Batch Least Square)을 적용하기 때문에 Fig. 11에서의 잔차 재생함수에 의한 비

정형화된 성분들이 SGP4 모델에 맞게 정형화됨에 따라서 해당 기간동안의 궤도오차 수준을 일정하게 유지시켜주고 있게 된다. 하지만 이러한 과정으로 인해 Fig. 11과 비교했을 때 초기 1일에 일시적으로 궤도오차가 좀 더 크게 나타났으나 그 차이가 그리 크지 않으며, 본 논문에서 개선하고자 하는 성능이 TLE와 SGP4 궤도전파기의 장기간 궤도전파에 따른 궤도예측 성능의 개선임을 감안할 때 충분히 효과적으로 적용이 되었다고 할 수 있겠다.

하지만 본 논문에서 제안하고 있는 방법 역시 SGP4라는 궤도역학 모델에 대한 정확한 보상이 불가능하고 이로 인한 모델오차는 시간이 지남에 따라 큰 폭으로 증가하게 될 것이다. 따라서 목표로 하고 있는 7일의 궤도예측 이상의 장기궤도예측을 수행할 경우 이러한 궤도예측 오차는 자연스럽게 증가할 것이다. 이를 확인하기 위해서 본 시뮬레이션을 통해 새로 생성한 TLE에 대해 14일의 궤도예측을 수행한 결과 Fig. 13과 같이 장주기 궤도오차 성분을 분석한 7일 이후 약 10일정도까지는 보정한 궤도오차 성분으로 인해 궤도예측 오차가 2km 수준으로 유지가 되지만 이후 궤도오차가 다시 증가하여 14일 이후에는 약 5.5km 수준으로 증가하는 것을 확인할 수 있었다. 즉, 제안하는 방식 역시 보상하고자하는 기간을 넘는 구간에 대한 궤도예측 성능을 보장하는 것은 아니다. 하지만 이와 같은 오차 수준이 Fig. 10에서와 같이 기존의 방식의 경우 약 7~8일 정도의 오차와 유사하며, Fig. 2와 비교했을 때 약 60% 수준으로 감소한 결과를 보여준다는 점에서 기존의 방식에 비해 비정상적인 위성의 운영에 좀 더 좋은 성능을 발휘할 수 있을 것으로 사료된다.

IV. 결 론

본 논문에서는 초소형위성과 같이 저가의 운영환경에 대한 궤도예측 기능을 제안하기 위해 미국 합동우주전략센터에서 배포하는 TLE 정보와 SGP4 궤도전파기를 이용한 장시간 궤도예측 오차 성능을 개선을 목표로 과거의 TLE 데이터들을 활용하여 궤도간차를 분석함으로써 궤도예측 오차의 장기 영향에 대한 보상과정을 수행하였다. 이를 통해 보정된 궤도예측 결과는 일주일 동안의 궤도예측에 대해 기존의 약 4km 궤도오차에서 약 2km 수준의 궤도오차가 경감함을 확인할 수 있었다. 이를 바탕으로 생성한 새로운 TLE를 활용함으로써 위성의 탑재 궤도전파기의

변경없이 성능을 향상할 수 있었다.

또한, 제안된 방법은 기존의 SGP4 모델에 대한 변경이 없이 성능향상을 이끌었기 때문에 동일한 환경을 갖는 타 시스템에 쉽게 적용이 가능하다.

따라서 본 논문에서 제안한 TLE 생성기법은 궤도결정 시스템과 같이 고가의 시스템을 갖추기 어려운 초소형 위성급의 위성관제에 유용할 것으로 사료되며, 다수의 우주물체에 대한 충돌위험 분석 등의 타 시스템에 쉽게 적용이 가능한 장점이 있다. 이러한 효용성을 좀 더 극대화하기 위해 좀더 다양한 분석을 통한 잔차함수의 최적화 및 잔차분석 기간에 대한 추가적인 연구가 필요하며, 이에 대한 연구를 향후 진행할 예정이다.

후 기

본 연구는 한국항공우주연구원 '초소형위성을 이용한 미래 우주탐사 핵심기술 개발'연구과제의 일부로 수행되었으며, 이에 한국항공우주연구원의 지원에 감사드립니다.

References

- 1) Hoots, F. R., Roehrich, R. L. and Kelso, T. S., "Spacetrack report no. 3.," *Project Spacetrack Reports, Office of Astrodynamics, Aerospace Defense Center*, 1980.
- 2) Vallado, D. A., Crawford, P., Hujsak, R., and Kelso, T. S., "Revisiting spacetrack report no. 3: revision 2," *In Proceedings of the 2006 AIAA/AAS Astrodynamics Specialist Conference*, 2006.
- 3) Definition of Two-line Element Set Coordinate System (https://spaceflight.nasa.gov/realdata/sightings/SSApplications/Post/JavaSSOP/SSOP_Help/tle_def.html)
- 4) Kim, H.-D., Kim, E.-H., Eom, W., Kim, E.-K., and Kim, H.-J., "Conceptual Design of a Space Debris Collision Risk Management System," *Proceeding of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences Fall Conference (in Korean)*, November 2011, pp. 543-546.
- 5) Kim, H.-D., Lee, S.-C., Cho, D.-H. and Seong, J.-D., "Development of KARI Space Debris Collision Risk Management System," *Proceeding of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences Spring Conference (in Korean)*,

April 2013, pp. 777-776.

6) Yim, H., Jung, O.-C. and Chung, D.-W., "A Study on Enhancement of Orbit Prediction Precision for Space Objects Using TLE," *Journal of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences*, Vol. 42, No. 3, 2014, pp. 270-278.

7) Lee, B.-S., "NORAD TLE Conversion from Osculating Orbital Element," *Journal of astronomy & space sciences*, Vol. 19, No. 4, 2002, pp. 395-402.

8) Cho, C.-H., Lee, B.-S., Lee, J.-S., Kim, J.-H. and Choi, K.-H., "NORAD TLE Type Orbit Determination of LEO Satellites Using GPS Navigation Solutions," *Journal of astronomy & space sciences*, Vol. 19, No. 3, 2002, pp. 197-206.

9) Lee, B.-S. and Kim, J.-H., "Optimal Tracking Data Arc for the NORAD TLE Orbit Determination," *Proceeding of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences Spring Conference (in Korean)*, April 2004, pp. 842-845

10) Kim, E.-H., "TLE Orbit Determination by using selectively applying GPS Navigation Solution," *Proceeding of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences Spring Conference (in Korean)*, April 2013, pp. 623-627.

11) Lee, B.-S. and Park, J.-W., "Estimation of the SGP4 Drag Term from Two Osculating Orbit States," *Journal of astronomy & space sciences*, Vol. 20, No. 1, 2003, pp. 11-20.

12) Kim, H.-D., Kim, E.-K., Kim, H.-J. and Kim, E.-H., "NORAD TLE Based Ground Orbit

Determination for Mitigating Space Debris Collisions," *Proceeding of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences Fall Conference (in Korean)*, November 2010, pp. 993-996.

13) Kim, H.-D. and Song, Y.-J., "NORAD TLE based ground orbit determination strategy for mitigating space debris collisions," *Proceedings of AAS/AIAA Space flight mechanics meeting*, 2011.

14) Levit, C., and Marshall, W., "Improved orbit predictions using two-line elements," *Advances in Space Research*, Vol. 47, No. 7, 2011, pp. 1107-1115.

15) Hong, J.-H., Kim, J.-H., Kim, S. and Ryoo, C.-K., "TLE Data based Precise Estimation of Satellite's Orbital Parameters," *Proc. of the 16th International Conference on Control, Automation and Systems (ICCAS 2016)*, 2016, pp. 1025-1030.

16) Kim, G.-D., Jo, S.-J. and Bang, H., "Estimation of The TLE B* Drag Term From Two GPS Data Using Differential Correction," *Proceeding of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences Spring Conference (in Korean)*, April 2014, pp. 509-512.

17) Choi, S.-J., Jung, O.-C., Kim, Y.-O., Chung, D.-W. and Kim, H.-J., "Analysis of TLE Accuracy according to size of LEO satellites," *Proceeding of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences Fall Conference (in Korean)*, November 2009, pp. 1121-1124.