

TLE를 이용한 우주물체 궤도예측 정밀도 향상 연구

임현정*, 정옥철, 정대원

A Study on Enhancement of Orbit Prediction Precision
for Space Objects Using TLE

Hyeonjeong Yim*, Ok-Chul Jung and Dae-Won Chung

Korea Aerospace Research Institute

ABSTRACT

This paper describes an improvement of space objects orbit prediction. To screen possible collisions between operational satellites and space objects, the TLE (Two-Line Element) was used as pseudo-measurement and then the orbit determination and orbit prediction were performed through the flight dynamics system. For determining the orbits, the state vectors were assumed by a series of TLEs within a certain period. The propagation error was analyzed according to the fitting period and a number of pseudo-observations. In order to find out the improvement of orbit prediction with the proposed method, KOMPSAT-2, 3 having the precise orbit in the meter-level range were first applied. Then the result applied to space objects under the same conditions was analyzed. As a result of the RMS error comparison with the orbit prediction of space object, the precision of orbit prediction was improved by approximately 90% for seven days prediction. The improved orbit prediction of space objects can be utilized in the daily analysis for initial screening of the close space objects at high risk.

초 록

본 논문에서는 우주물체 궤도예측의 개선 방안에 관하여 기술하였다. 운용위성과 우주물체와의 근접 가능성 여부를 확인하기 위해 이용되는 TLE(Two-Line Element)를 가관측수로 사용하였고, 비행역학시스템을 통해 궤도결정 및 예측을 수행하였다. 궤도를 결정함에 있어 일정기간 내 일련의 TLE를 이용하여 상태벡터를 가정하였고, 결정기간 및 가관측수(pseudo-observations)에 따른 예측결과 오차를 분석하였다. 또한, 제안된 방식을 적용할 경우 궤도예측 정밀도가 향상 되는지를 알아보기 위해 수 미터 수준의 정밀궤도 확인이 가능한 아리랑위성 2, 3호를 대상으로 먼저 적용하였으며, 동일한 조건으로 우주물체에 적용한 결과를 분석하였다. 우주물체 궤도예측의 RMS 오차 비교 결과, 7일 전과기준으로 궤도예측 정밀도를 약 90% 향상시킬 수 있었다. 우주물체의 개선된 궤도예측은 매일 수행되는 충돌가능성 분석에 이용되어 위험성이 높은 근접 우주물체의 1차적인 선별에 활용가능 할 것이다.

Key Words : Orbit Prediction(궤도예측), Fitting Period(결정기간), Conjunction(충돌근접)

† Received: August 18, 2013 Accepted: February 10, 2014

<http://journal.ksas.or.kr/>

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

pISSN 1225-1348 / eISSN 2287-6871

I. 서 론

1957년 10월 4일 러시아의 스푸트니크 인공 위성 발사를 시작으로 우주활동이 활발해지면서 우주물체는 점차 누적되기 시작하였고, 최근 2007년 중국의 위성 요격시험(Anti-SATellite) 및 2009년 러시아 Cosmos2251위성과 미국 Iridium 33 위성의 충돌로 인하여 파편의 수는 급격하게 증가되었다. 충돌 초기의 파편들은 충돌 지점에서 분리되어 유사한 궤도를 돌다가 점차 시간이 흘러 현재 지구 주위에 전반적으로 분포하여 다양한 궤적으로 선회하고 있다[1]. 이러한 위성의 충돌 및 발사로부터 증가한 우주물체를 경감시키기 위해 국제적으로 많은 노력을 기울이고 있으며, 해결방안으로는 크게 파편의 위험을 완화시키는 것과 파편을 제거하는 방안이 있다. 본 논문에서는 파편의 접근 위험 예측을 개선시키기 위하여 궤도예측의 정밀도 향상에 대한 방안을 제시하려고 한다. 궤도예측에 사용되는 궤도정보는 미 전략사령부 산하 합동우주운영센터 (JSpOC)에서 10 cm 이상의 약 17,000여개의 우주물체를 추적하여 배포하는 TLE(Two Line Element) 형식의 평균 궤도 요소를 이용한다.

ESA의 경우, 태양동기궤도 위성의 충돌가능성에 대비하여 초기 위치 확인을 위해 TLE를 이용한 기술을 개발해왔으며, 모든 잠재적인 근접 물체를 초기에 선별하기 위해 TLE를 사용한다[2]. 우주물체들과 위성간의 근접 위험을 분석하기 위해 1차적으로 사용되는 TLE의 궤도예측 정밀도 향상에 대한 연구, 충돌확률 정밀도 향상, 그리고 우주물체와의 충돌을 회피하기 위한 충돌회피기동 방법에 이르기까지 많은 연구들이 진행되어 왔다. 본 논문에서는 참고문헌 [3,4]에서 다른 TLE 궤도예측 정밀도 향상 방법을 이용하여 관측수에 따른 영향 분석 및 운영위성뿐만 아니라 근접물체의 궤도예측 향상 가능성에 대해 다루었다. 특히, 본 논문에서는 질량 및 면적을 알 수 없는 우주물체에 대해 면적을 추정하여 궤도결정에 적용함으로써 정밀도 향상 가능성에 대해 알아보았다.

저궤도에서 세 기의 다목적실용위성을 운용하는 한국항공우주연구원에서는 많은 우주물체로부터 운용위성의 안전을 확보하고 원활한 임무수행을 위하여 우주물체와의 근접여부 예측을 매일 2회 수행하고 있다[5]. 운용위성의 궤도정보는 위성에 탑재된 GPS 수신기로부터 위치데이터를 확보하여 궤도결정을 통해 생성되며[6], 우주물체 궤도정보의 경우, 우주에 존재하는 물체의 수가

많을 뿐만 아니라 국내에서는 궤도를 추적할 정밀 관측시스템이 없어 JSpOC의 TLE를 이용한다.

우주물체와의 근접 가능성 분석을 위해 운영위성의 궤도와 JSpOC의 TLE를 이용하여 1주일 동안 5 km 및 1 km 이내 근접하는 우주물체를 자동화 시스템을 통해 확인하고 있다. 또한, TLE가 평균궤도임을 감안하여 운용위성의 JSpOC TLE로도 충돌 가능성을 추가로 확인하고 있다. 그러나 TLE의 경우 빠른 계산을 위해 비교적 간단한 평균궤도모델을 이용하여 결정하였기 때문에 궤도결정 정밀도가 높지 않다. 생성된 TLE를 실제 궤도에 가깝게 복원하기 위해 다시 SGP4를 이용하여 궤도예측을 하게 되지만 평균궤도모델에서 근사화 된 모델을 실제 궤도 모델에 가까운 접촉궤도모델로 복원하는 과정이 정밀하지 않기 때문에 저궤도의 경우 1~2km 정도의 오차를 가지고 있다. 또한 일주일 내 충돌 여부를 파악함에 있어, 충돌예측 초기에 운용위성과 큰 충돌확률 또는 최소거리를 갖는 우주물체는 충돌예측시점에 다다를수록 더 정밀한 궤도와와의 계산으로 예측오차가 줄어들면서 충돌 위험으로부터 벗어나는 경우가 대부분이다. 따라서 TLE 사용에 있어 궤도예측 오차를 줄이고 운용위성과 우주물체와의 신뢰할만한 충돌 예측을 알아보기 위해 더 정밀한 궤도정보가 요구된다. 본 논문에서는 기 선행연구에서 제시한 방법들을 바탕으로 연속되는 TLE의 관측수 변화 및 근접물체의 면적을 추정하는 방법 등으로 장기간의 궤도예측 오차를 줄일 수 있는지에 대해 분석하였다. 2.1장에서는 향상된 궤도예측을 위한 방법과 궤도결정에 사용한 시스템 및 비교에 사용된 실제 정밀 궤도에 대하여 제시하였다. 2.2장에서는 제시된 방안의 유효성을 판단하기 위하여 실제 정밀한 궤도를 갖는 운용위성의 JSpOC TLE를 이용하여 실제 궤도와 비교함으로써 정밀도 향상을 검증하였고, 2.3장에서는 2.2장에서 수행된 결과를 토대로 우주파편에 적용해보았다.

II. 본 론

2.1 TLE 궤도 선정 및 전파

우주물체의 궤도를 예측하기 위해서는 초기궤도가 필요하며, 초기궤도는 과거의 상태벡터로부터 결정된다. 일반적으로 TLE를 사용할 때 최신 TLE를 이용하여 궤도예측을 수행한다. TLE를 이용한 궤도예측 정밀도를 향상시키기 위해 참고문헌 [4]에서는 최신 이전의 10일 내에 생성된 연

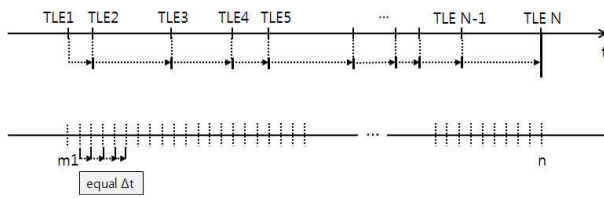


Fig. 1. TLE propagation and pseudo-measurement generation

속의 TLE를 이용하여 궤도를 근사하는 방안을 제시하였다. 한편, 참고문헌 [3]에서 다른 궤도예측 향상 방법으로 TLE를 가관측으로 사용하여 일괄처리 방식의 최소 자승법으로 궤도를 근사시킨 후, 고정밀 궤도 전파기를 사용하여 궤도를 예측하였고, 최신 TLE로 동일 기간 동안 예측한 결과와의 비교를 제시하였다. 본 절에서는 참고 논문 [3]을 토대로 궤도결정 기간(Fitting period)의 변화 및 동일 기간 내의 가관측 데이터의 개수를 변경함으로써 궤도예측 정밀도의 변화를 알아보았으며, 분석을 위해 사용된 궤도결정 및 궤도예측 시스템에 대해 설명하였다.

2.1.1 궤도예측 정밀도 개선을 위한 방안

특정 기간 내 배포된 TLE를 SGP4 전파기를 통해 60초 간격으로 예측한 후, ECF (Earth-Centered Fixed) 상태벡터를 추출하여 관측 데이터로 활용하였고 지상 임무관제국에서 보유한 비행역학시스템(FDS; Flight Dynamics Subsystem)을 통해 궤도결정 (OD; Orbit Determination) 및 궤도예측(OP; Orbit Prediction)을 수행하였다. 우선 기간에 따른 궤도예측 오차를 확인해보기 위해 결정기간을 각각 3/5/7/10/15/20/25/30 일로 나누어 Fig. 1과 같이 결정기간 내 TLE 중 시간 순서대로 첫 번째 TLE는 두 번째 TLE 시점까지 전파하고 다시 두 번째 TLE에서 그 이후에 생성된 TLE까지 전파하는 과정을 총 N-1번 수행하여 결정기간의 상태벡터를 추출한다. 60초 간격으로 추출된 상태벡터를 다시 동일한 시간간격으로 100개를 추출하였다. 100개의 가관측으로 궤도를 결정하기 위해 FDS의 OD를 이용하였고 결정된 궤도를 FDS의 OP를 통해 30일 동안 전파하였다. 또한, 가관측수에 따른 궤도예측 결과도 비교하기 위하여 결정기간 내 가관측 수를 각각 100, 200, 300, 500개 데이터로 추출하여 궤도를 결정하였다. 이후 결정된 궤도로부터 궤도예측 결과를 비교해보았다.

앞서 언급한대로 TLE 사용에는 여러 불확실성

Table 1. FDS Dynamics Model

섭동력	
지구비대칭중력장	JGM3 (70×70)
대기모델	Jacchia 71
달과 태양의 중력	DE405
태양복사압	Box-wing model

이 존재한다. 운용위성이 존재하는 고도 600 ~ 800 km인 저궤도부근의 우주물체 궤도를 예측함에 있어 가장 큰 영향을 받는 섭동은 태양활동이며, 태양활동에 따라 대기밀도가 변하게 되어 결과적으로 고도감쇄를 일으키는 원인이 된다. TLE 요소 중에서 이를 가장 잘 반영한 변수는 BSTAR(대기 항) 값이며[7], 이 변수에 따라 예측 오차가 달라질 수 있다.

2.1.2 궤도결정(OD) 및 궤도예측(OP) 시스템

FDS는 일상적인 임무계획 및 위성 추적을 위해 사용하는 운용궤도결정의 생성뿐만 아니라 궤도를 전파하여 위성의 위치를 예측하는 기능을 갖춘 시스템이다. FDS의 궤도결정 알고리즘은 최소자승법을 이용한 일괄처리기법을 이용하고, 궤도결정 및 궤도예측을 위해 정밀한 동역학 모델들을 포함하고 있으며 그 내용은 Table 1과 같다. 궤도결정 및 예측 결과에 작용하는 또 다른 변수로는 위성의 질량과 크기가 있다. 크기 정보에서 태양복사압력 또는 대기 항에 영향을 받는 면적을 구할 수 있으므로 질량과 면적을 통해 면적 대 질량비를 얻을 수 있다. FDS에서 위성 특성 정보 입력부분에 각 우주물체의 해당 수치를 저장함으로써 보다 정확한 결과를 얻을 수 있다.

2.1.3 실제 정밀궤도[6]

본 논문에서 이용된 실제 정밀궤도는 GPS 원시데이터(raw data)를 관측데이터로 사용하여 DGPS(Difference GPS) 방식으로 결정된 궤도이며 이는 3m급 정확도를 갖는, 실제궤도와 가까운 기준궤도라고 한다. DGPS 방식으로 데이터를 처리하기 위해서 IGS(International GPS Station)로부터 GPS 위성이 획득한 원시데이터를 처리한 후, 위성의 GPS 항행해 처리를 거쳐 차분을 통해 최종 정밀궤도를 계산한다. 궤도예측 수행에 있어 동일기간 예측의 결과 비교를 위해 위성의 실제궤도를 기준궤도로 사용하였다.

2.2 운용위성을 이용한 검증

2.2.1 결정기간에 따른 궤도예측 수행

2.1장에서 기술한대로 궤도결정기간 변화, 가관

Table 2. Characteristic of KOMPSAT Series

	아리랑위성 2호	아리랑위성 3호
고도[km]	683	684
이심률	0.001	0.001
경사각[deg]	98.21	98.17
질량[kg]	744.144	953.535
면적[m ²]	7.93448	7.68800

측 데이터 개수의 변경에 따른 궤도예측 정밀도의 변화를 분석하기 위해 실제 운용 중인 아리랑 위성 2호와 3호의 TLE를 이용하였다. 결정기간 30일 기준으로 2013년 2월 11일에서 3월 13일까지 배포된 아리랑위성 2호와 3호의 TLE를 이용하였고 SGP4 전파기를 통해 이전 TLE 시점에서 이후 TLE 시점까지 각각 전파하였다. 각 결정기간 별로 같은 간격의 100개의 ECF 상태벡터를 추출하였고 FDS를 이용하여 궤도를 결정하였다. 아리랑위성 2호와 3호의 특성정보는 Table 2와 같다.

위성별, 결정기간별로 결정된 궤도를 FDS의 궤도예측 기능을 통해 30일 이후인 4월 12일까지 각각 전파하였다. 결과 비교를 위해 실제 정밀궤도를 기준으로 최신 TLE(2013년 3월 13일 자)를 이용하여 SGP4로 예측한 결과와의 RIC(Radial, In-track, Cross-track) 방향 RMS 오차를 Fig. 2에 도시하였다. (a)는 아리랑위성 2호의 결과이고 (b)는 아리랑위성 3호의 결과이다. 실선은 누적된 TLE로 결정한 궤도를 이용한 결과 [TLE_fitting]와 실제 정밀궤도[truth]와의 RMS를 나타내며, 막대그래프는 비교를 위해 최신 TLE를 이용한 예측[prediction]과 실제 정밀궤도와의 RMS를 표시한 것이다. 그래프를 통해 알 수 있듯이 각 위성별로 아리랑위성 2호의 경우, 결정기간이 5/7/10일일 때, 아리랑위성 3호는 결정기간이 5/7/10/15일 때 궤도예측 오차가 다른 결정기간에 비해서 낮은 수치를 보였다.

근접가능성 예측 관점에서 일주일동안 궤도를 전파하여 근접여부를 판단하므로, 이를 감안한 일주일 전파 예측오차를 Fig. 3에 나타내었다.

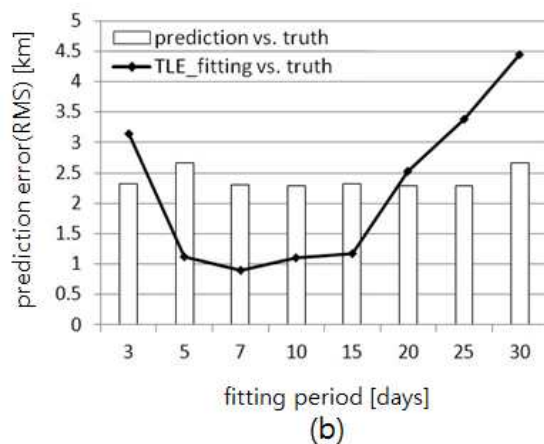
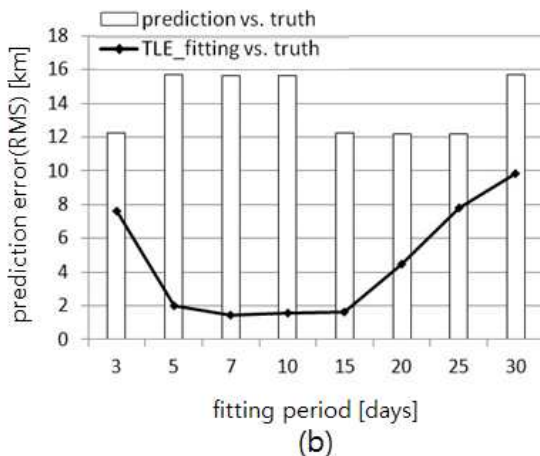
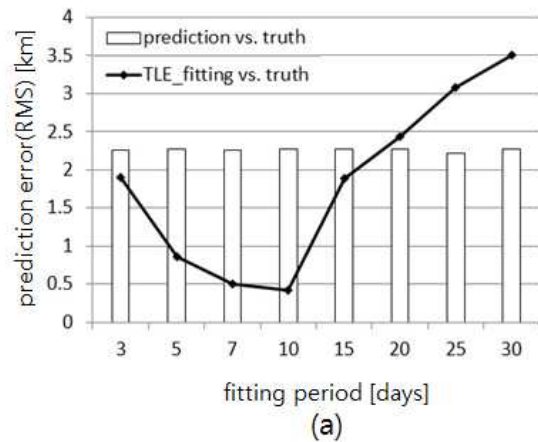
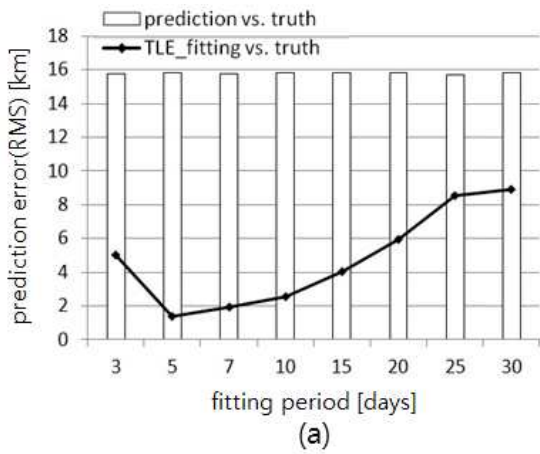


Fig. 2. 30 days prediction error w.r.t. fitting period (a)KOMPSAT-2 (b)KOMPSAT-3

Fig. 3. Seven days prediction error w.r.t. fitting period (a) KOMPSAT-2 (b)KOMPSAT-3

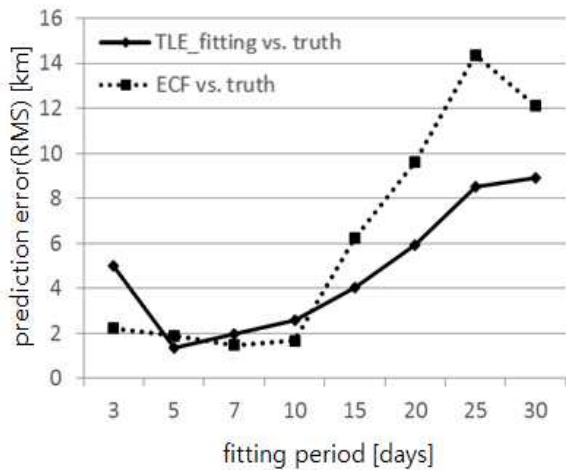


Fig. 4. Seven days prediction error using GPS Navigation Solution

Figure 2와 비교하였을 때 RMS 수치의 변화만 있을 뿐 오차가 낮은 경우는 이전결과와 동일함을 보였다.

한편, 궤도결정 기간의 변화에 따른 궤도예측 정밀도의 변화를 알아보기 위해 실제 위성의 GPS 항행해를 이용하여 궤도를 결정하고 예측한 결과를 비교해보았다. 이때, 동일한 궤도결정 기간 동안 100개의 상태벡터를 추출하여 FDS를 통해 궤도결정 및 예측을 수행하였다. Fig. 4에서 확인할 수 있듯이 GPS 항행해[ECF]를 이용하여 궤도결정 후 예측한 RMS 결과는 결정기간 5/7/10일일 때 예측오차가 낮았고, TLE를 이용하여 결정한 궤도[TLE_fitting]로 예측한 결과와 일치함을 확인하였다. 두 경우의 결과를 통해 FDS를 이용하여 궤도를 결정함에 있어 최적의 결정기간이 5~10일 사이임을 확인하였다. 이는 참고논문[4]에서 분석한 가장 최적의 결정기간인 10일을 포함하는 결과이다.

2.2.2 가관측에 따른 궤도예측 수행

가관측수에 따른 궤도예측 오차 결과를 확인하기 위해 이전 결정기간별 결과에서 공통적으로 예측오차가 낮은 5/7/10일 때의 경우에 대해서 각각 100/200/300/500의 상태벡터를 추출하였다. 위와 마찬가지로 결정궤도를 생성한 후 궤도를 전파하였다. Fig. 5는 아리랑위성 2호의 가관측수에 따른 궤도예측 결과를 비교한 그래프이다. 각 결정기간에 따른 예측 결과는 각각 달리 나왔고, 최대 1km 이내의 오차를 보였다. Fig. 5를 통해 가관측수에 의한 수행결과는 예측향상에 큰 영향을 주지 않음을 확인하였고 아리랑위성 3호 역시 유사한 결과를 얻었다.

2.3 우주물체의 궤도예측 개선

TLE를 이용할 경우, 다음 몇 가지 사안에 대해 고려해야할 필요가 있다. 먼저 TLE를 생성함

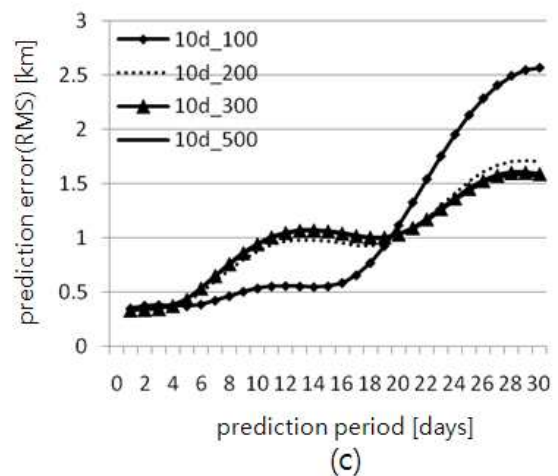
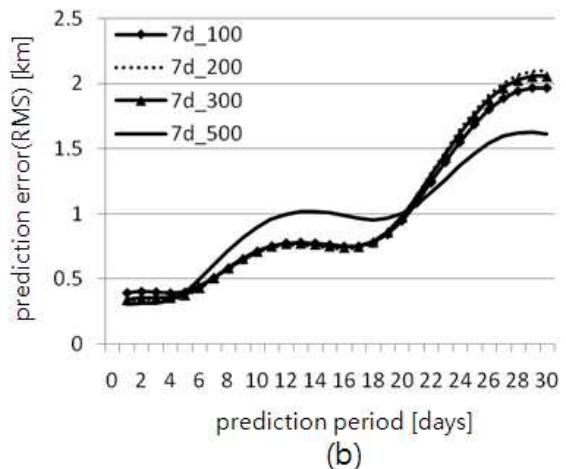
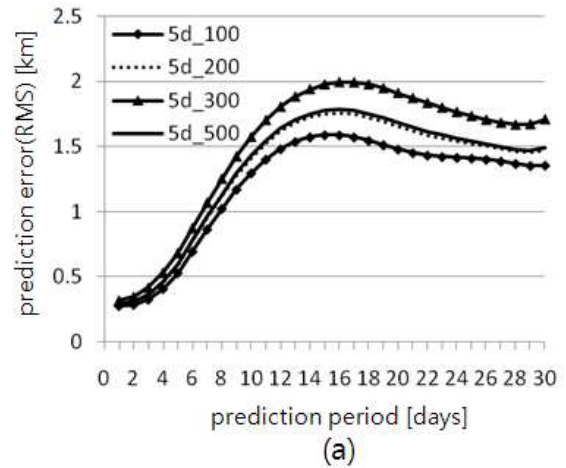


Fig. 5. Prediction error w.r.t. the number of pseudo-measurement (a)fitting period 5 days (b)fitting period 7 days (c) fitting period 10 days

에 있어 측정오차로 인한 불확실성으로 일련의 TLE를 동일한 기간 동안 각각 전파하더라도 궤도예측 결과가 달라질 수 있다. 또한, 태양활동에 따른 대기밀도를 반영한 BSTAR 값에 따라 궤도예측 오차가 1km 이내에서 수십 km 까지 나타날 수 있다. 따라서 궤도를 결정함에 있어 특정 기간 내 TLE의 BSTAR 값이 크거나 배포된 TLE 개수가 적다면 예측 오차가 더 커질 가능성이 있다.

한편 이전의 궤도결정 및 궤도예측에 있어 우주물체의 질량 또는 면적이 중요한 변수임을 언급하였다. 위성과 같이 크기 및 질량에 대해서 조사가 가능한 우주물체가 있는가하면 우주파편의 경우는 파악조차하기 어렵다. 질량 및 면적을 알 수 없는 우주물체를 장기간 궤도 예측한다면 큰 오차가 발생할 수 있다. 따라서 이러한 우주물체의 궤도를 결정하기 위해서는 먼저 우주물체의 질량 및 대기에 노출되는 면적을 정하여야한다. 이 과정은 과거의 TLE와 FDS를 이용하여 해결할 수 있다. Fig. 6에서 과거의 TLE를 이용하여 예측하고 싶은 기간(C)만큼의 배포된 TLE(TLE_{BN})를 SGP4를 통해 전파한다(B). 실제 궤도를 알 수 없으므로 전파 결과로 얻은 상태벡터를 실제 궤도로 가정한다(B'). 가정한 실제궤도와와의 비교를 위한 궤도를 생성하기 위해서는 궤도결정이 선행되어야한다. 궤도결정에 이용할 결정기간(5/7/10)과 가관측수를 정한 후 다시 이전의 TLE(TLE_{AN})를 이용하여 SPG4로 보간한다(A). 이때 정보를 알 수 있는 우주물체의 경우, 질량과 면적을 조사하고 TLE를 제공하는 사이트[8]에서 RCS(Radar Cross Section) 값을 확인한다. 우주파편의 경우 RCS를 확인하고 RCS가 없을 경우, 질량을 1kg, 면적을 0.1 m^2 으로 가정한다. RCS 정보는 위성진행방향으로의 정확한 단면적을 제공하지 않으며, 아리랑위성의 경우에도 면적과 RCS 차이가 존재한다. 따라서 우주파편 면적을 FDS에 입력하는데 면적과 RCS 차이에 대한 보상이 필요하다. 결정된 궤도로 FDS를 통해 예측한 결과(A')와 실제궤도로 가정한 상태벡터(B')를 비교함에 있어 예측 마지막 시점의 오차

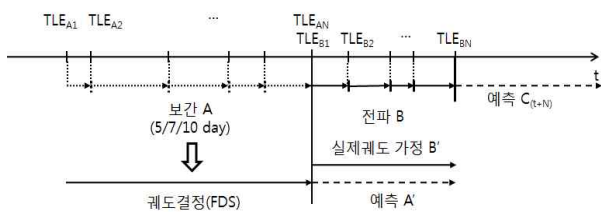


Fig. 6. Orbit Fitting of Space Object

Table 3. Secondary Object and TCA

Primary Object	Secondary Object	Time of Closest Approach(TCA)
KOMPSAT-2	FR 1 (ID #1814)	2013-05-31 00:03:08
KOMPSAT-3	CZ-2C DEB (ID #28232)	2013-07-13 06:24:19

Table 4. Proper Areas of FR 1 w.r.t. Fitting Period

결정기간(일)	결정 면적(m^2)
4	1.06
6	1.085
9	1.12

를 줄이기 위해 FDS에 입력한 면적 수치의 변화를 주면서 궤도오차가 적은 우주물체의 적합한 면적 수치를 찾는다. 이로써 예측(C)을 위해 획득한 면적 수치를 이용하여 궤도를 결정하고 예측을 수행한다.

위 과정을 실제 운용위성에 근접한 우주물체에 적용함으로써 사후 분석을 수행하였다. Table 3은 두 운용위성에 근접한 우주물체와 근접 예상 시간을 정리한 것이다. FR 1 위성은 높이가 71.2 cm이고 대각선 길이가 68.3 cm인 팔각다면체이며, 질량은 72 kg이다. RCS는 0.575 m^2 이며, CZ-2C DEB의 RCS는 0.0504 m^2 임을 확인하였다. FR 1 위성의 경우, TCA로부터 30일 전인 5월 1일부터 30일 이후까지 궤도를 전파한다고 가정할 때, 5월 1일 이전 TLE로부터 궤도를 결정하여 전파한 결과와 5월 1일자 TLE를 이용하여 전파한 예측결과를 비교해보았다. 이때 비교를 위한 기준궤도는 한 달 내 배포된 TLEs를 전파하여 얻은 결과로 가정하였다. 기준궤도는 TLE의 배포 수 또는 주기에 따라 예측 오차를 지닐 수 있으며, TLE의 불확실성 및 SGP4 전파기를 통한 전파 오차가 존재할 수 있다. 5월 1일 이전 FR 1 위성의 TLE 경우, 매일 배포되지 않아 4/6/9일 내 TLE를 이용하였고 각각 100개의 가관측을 추출하였다. FDS로 궤도를 결정함에 있어 각 결정기간에 따라 면적과 RCS 차이의 보상을 고려하여 면적의 변화를 주면서 궤도결정 및 궤도예측을 수행한 후 기준궤도와 비교하였다. Table 4는 결정기간에 따른 적합한 면적의 값을 나타낸 표이다.

Figure 7에서 (a)는 결정기간별 100개의 가관측으로 궤도를 결정하여 전파한 예측결과와 기준궤도와의 일별 RMS 오차를 나타낸 것이고, 결정기

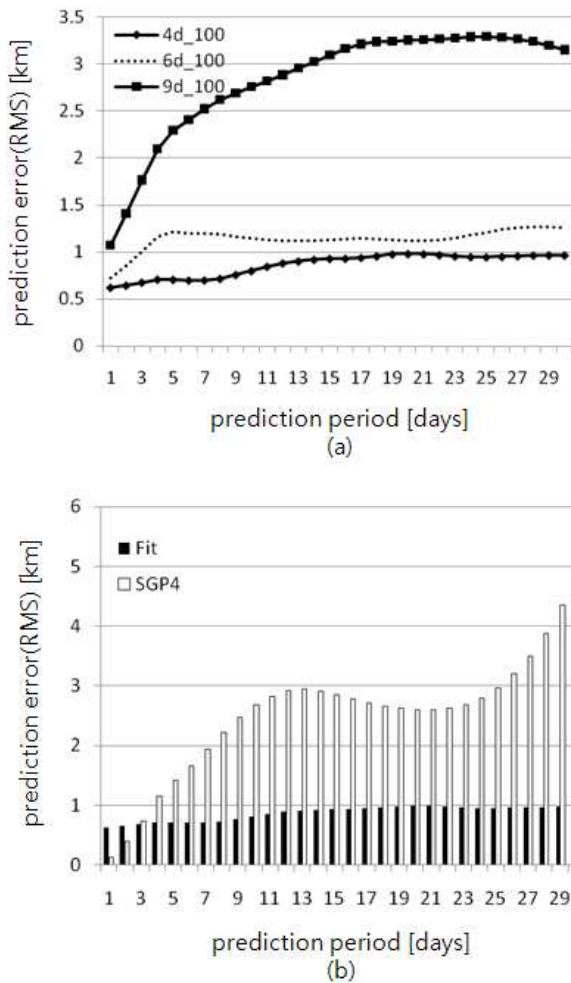


Fig. 7. 30 days prediction error (a)fitting period 4/6/9 days (b)fitting period 4days and SGP4 Propagation

간이 4일인 결정궤도로 예측한 결과의 오차가 가장 적음을 확인하였다. (b)는 결정기간이 4일인 궤도로 예측한 결과[Fit]와 SGP4를 이용하여 최신 TLE를 전파한 결과 [SGP4]를 기준궤도에 각각 일별로 비교한 그래프이다. 30일 이후의 예측에서 SGP4 전파결과보다 결정궤도를 이용한 전파결과의 오차가 적게 나옴을 알 수 있고, 30일 예측에 RMS 오차가 약 5분의 1로 줄었음을 확인하였다. Fig. 8.은 기준궤도에 대하여 30일 동안 예측오차를 비교한 그래프로 위치오차를 RIC (Radial, In-track, Cross-track) 방향으로 각각 나타낸 것이다. 결정기간 내 TLE의 가관측으로 궤도를 결정하여 예측한 경우[Fit], 30일 이후의 예측에서 2 km 내외의 차이를 보이는 반면, 최신 TLE를 이용하여 전파한 결과[SGP4]는 16 km의 차이가 있음을 확인하였고 궤도오차가 일정한 증분 패턴이 아님을 알 수 있다. Fig. 8에서 최신

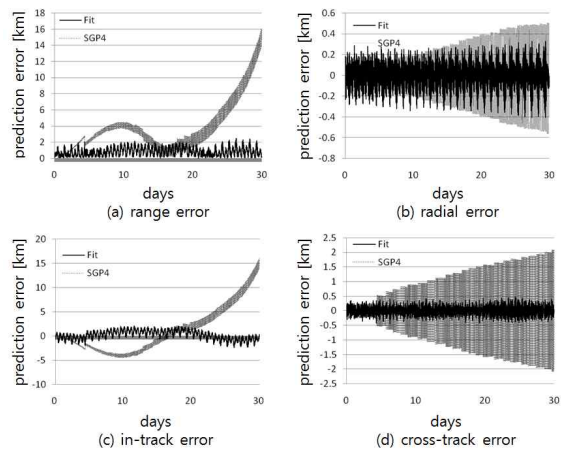


Fig. 8. Prediction error using fitting period 4days and SGP4 Propagation

TLE의 BSTAR 값은 1.7181E-04로 비교적 큰 값을 확인하였고 전파함에 있어 영향이 있었음을 판단할 수 있다.

우주과편 근접 가능성 선별에 실제로 수행되는 일주일 예측에 대하여 CZ-2C DEB를 통해 예측 결과를 확인해보았다. FR 1과 마찬가지로 가관측수를 100개로 하여 궤도를 결정하였고, 각 결정기간에 따라 초기 가정 면적을 RCS에서 보상차이를 고려하여 예측 오차를 비교하면서 면적수치를 조정하였다. 그 기간별 궤도결정에서 얻은 면적결과는 Table 5와 같고, 예측결과는 Fig. 9와 같다. Fig. 9는 과거 TLEs로 전파한 결과를 기준 궤도로 가정하였고 7일 동안 전파한 결과이다. (a)는 각 결정기간에 따라 가장 적합한 면적으로 궤도결정 후 예측한 결과로 전반적으로 결정기간이 10일일 때 오차가 적음을 확인할 수 있다. (b)는 예측일별로 RMS를 비교하였고, 10일간의 TLE로 FDS를 통해 궤도결정 후 예측한 결과[Fit]와 최신TLE를 이용하여 SGP4로 전파한 예측결과[SGP4]를 나타내었다. 7일 예측에서 각각의 RMS 오차는 4.26, 46.04로 TLE로 궤도결정 후 예측한 결과의 오차가 약 10% 수준으로 줄어듦을 확인하였다. Table 6은 충돌근접 시점에 실제 JSpOC로부터 제공받은 CSM(Conjunction Summary

Table 5. Proper Area of CZ-2C DEB w.r.t. Fitting Period

결정기간(일)	결정 면적(m ²)
5	0.165
7	0.168
10	0.167

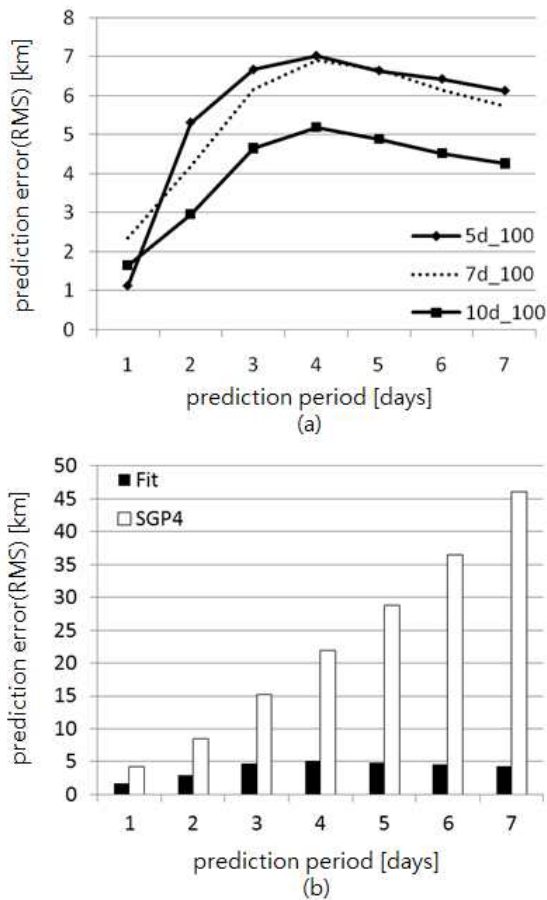


Fig. 9. Seven days prediction error
(a) fitting period 5/7/10 days (b)
fitting period 10days and SGP4
Propagation

Table 6. Comparison of State Vectors(CZ-2C DEB ECEF)

	CSM	TLE_fitting	SGP4
X[km]	980.104461	980.05449	980.546840
Y[km]	222.490367	223.89197	227.444034
Z[km]	6981.189579	6980.67145	6980.748926

Message) 정보에서 CZ-2C DEB의 위치정보 [CSM]와 10일 기간의 TLE로 궤도를 결정하여 전파한 결과[TLE_fitting], TLE 전파 결과[SGP4]에서 우주파편의 위치를 각각 비교한 것이다. CSM을 기준으로 SGP4 전파 결과의 위치 오차는 XYZ방향으로 (0.44, 4.95, 0.44) km이며, TLE의 결정궤도를 이용하여 예측한 결과와의 오차는 각 방향으로 (0.05, 1.40, 0.52) km이다. 10일 기간의 TLE로 궤도를 결정하여 예측한 결과는 CSM의 위치와의 비교에서 SGP4로 최신 TLE를

전파한 결과보다 적은 예측오차를 보임을 확인하였고, Fig. 9의 궤도예측 비교에서 오차의 감소를 통해 결과적으로 궤도예측이 개선되었음을 판단하였다.

III. 결 론

본 논문에서는 위성의 추적 및 운영에 많이 사용하고 있는 TLE를 이용하여 우주물체의 개선된 궤도예측을 수행하였다. 먼저 TLE와 비행역학시스템을 이용하여 결정기간 및 가관측수에 따른 예측오차를 비교하기 위해 정밀궤도를 갖는 아리랑위성으로 예측을 수행하였고, TLE의 결정궤도를 이용한 예측결과와 정밀궤도를 비교함으로써 결정기간에 따른 예측오차의 감소를 살펴보았다. 전파오차의 비교 분석 결과, 결정기간이 5/7/10일 때 궤도예측 오차가 적음을 확인하였고, 가관측수에 따른 예측결과에서는 큰 차이가 없음을 확인하였다. 동일한 조건을 우주물체에 적용하기 위해 과거의 TLE를 이용하여 5 ~ 10일 사이의 결정기간의 가관측 데이터를 생성하였다. 새롭게 궤도를 결정함에 있어 기준궤도에 가까운 궤도를 얻기 위해 먼저 결정기간에 따른 우주물체의 적절한 면적을 획득한 후 예측을 수행하였다. 7일 전파를 토대로 한 기준궤도와의 비교에서 최신 TLE로 궤도를 전파한 결과와 10일 기간의 TLE를 이용하여 결정된 궤도로 예측한 결과의 RMS 오차는 각각 46.04, 4.26으로, 본 논문에서 제안한 방법의 경우 RMS 오차가 약 10% 수준으로 줄었음을 확인할 수 있었다. 본 논문에서 분석한 결과를 토대로 적절한 궤도결정 기간을 적용하고, 접근물체의 미지의 면적값을 고려하여 이를 반영한다면 우주물체와의 장기간 접근위험을 TLE 정보만으로 분석함에 있어 오류를 줄일 수 있을 것이며, 접근하는 우주물체를 1차적으로 선별하는 작업의 효율을 높이는데 도움을 줄 수 있을 것으로 사료된다.

References

- 1) www.celestrack.com
- 2) Flohrer, T., Krag, H. and Klinkrad, H. "ESA's process for the identification and assessment of high-risk conjunction events," *Adv. Space Res.*, 2009
- 3) Hae-Dong Kim, Young-Joo Song, "NORAD TLE based ground orbit determination strategy for mitigating space debris collisions,"

Proceedings of AAS/AIAA Space flight mechanics meeting, 2011.

4) Levit. C., Marshall, W., "Improved Orbit Predictions using Two-Line Elements," *Advances in Space Research*, 2011, Vol. 62, No. 7, 1107-1115

5) Choi, S. J., Jung, O. C., Park, S. J., Chung, D.W., Chun, Y. S., Kim, H. J., 2009, "Automated Conjunction Analysis System and Basic Concept of Contingency Operation for

KOMPSAT-2," *60th IAC*

6) Hae-Dong Kim, Hae-Jin Choi and Eun-Kyou Kim "Performance analysis of the KOMPSAT-1 Orbit Determination Using GPS Navigation Solutions," *KSAS*, Vol. 32, No. 4, May. 2004, pp.43~52

7) T.S. Kelso, <https://celestrak.com/columns/v04n03/>

8) www.space-track.org