

데이터 절단과 LLM 기반 보고를 적용한 지구 궤도 물체의 SGP4 기반 충돌확률 분석

오재석, 권준형, 박종학, 김 경, 윤승현

한국에너지공과대학교

{jack1698, kjhs559, musineko, kkim, syoon}@kentech.ac.kr

SGP4-Based Collision Probability Analysis for Earth-Orbit Objects with Data Truncation and LLM-Assisted Reporting

JaeSeok Oh, Junhyoung Kwon, Jonghak Park, Kyung Kim, Seunghyun Yoon

Korea Institute of Energy Technology (KENTECH)

요약

본 논문은 인공위성 가동 환경에서 위협이 될 수 있는 우주 물체 충돌에 대응하기 위한 충돌 위험 분석 과정을 제안한다. 제안한 방법은 공개 TLE (Two-Line Element set) 데이터를 일정 주기로 수집 및 관리하고, SGP4 궤도 전파 결과를 이용하여 역학적 정보와 충돌 확률을 연속적으로 산출한다. 특히, 큰 계산량에 의한 처리 지연을 문제로 설정하고, 궤도 고도 범위와 위성 간 충돌 최소시간을 고려한 사전 데이터 절단 기법을 통해 분석 대상 객체 수를 감소시키는 데이터 전처리 전략을 제안한다. 충돌확률이 설정한 값을 초과할 경우, LLM 을 활용하여 분석 결과를 자동으로 보고하는 기능을 구현함으로써, 반복적인 충돌 모니터링을 자동화한다. 실험 결과, 제안한 시스템은 대규모 우주물체 데이터 환경에서도 계산 효율성과 확장성을 유지하면서 충돌 위험 변화를 효과적으로 감지할 수 있음을 확인하였다. 본 연구는 위성 운용을 위한 지능형 정보처리 시스템 설계 관점에서, 향후 ICT 기반 항공우주 안전 관리 기술로 확장될 수 있는 응용 가능성을 제시한다.

I. 서 론

2025년 기준 지구 궤도에는 54,000 개 이상의 추적 가능한 우주물체가 존재하며, 10 cm 이하 파편까지 포함하면 그 수는 1.4 억 개 이상으로 추정된다[1]. 이러한 궤도 환경의 혼잡화로 인해 인공위성 운용에서 충돌 위험은 상시적인 관리 대상이 되었다. 그러나 현재의 충돌위험 평가와 회피기동 의사결정은 제한된 분석 도구와 인력에 의존하고 있어, 과도한 회피기동이나 대응 지연이 발생할 가능성이 있다[2]-[3]. 회피기동은 연료 소모를 통해 위성 임무 수명을 단축시키므로, 단순 근접거리 기준이 아닌 정량적인 충돌확률 기반 판단 체계가 요구된다.

본 연구는 위성 및 우주물체의 단기 위치·속도 정보를 기반으로 충돌확률을 정량 추정하는 방법을 제안한다. 이를 통해 확률 기반 회피기동 판단 기준을 제시하고, 사전 데이터 절단(truncation) 기법을 적용하여 대규모 궤도 데이터 처리에 따른 계산 효율을 향상시킨다. 또한 GPT-oss-20b 모델을 활용한 자동 분석 및 보고 생성 기능을 결합함으로써 반복적인 운용 업무 부담을 줄이고, 과거 사례와의 비교를 통해 위성 운용자의 의사결정을 지원하고자 한다.

II. 본 론

2.1 제안 방법

본 논문에서는 실시간 우주물체 데이터인 TLE 데이터와 SGP4 를 기반으로 대상 우주 물체 충돌 확률을 일정 주기마다 계산해 이상치 발견 시 LLM 이 보고서를 작성하고 저장하는 프레임워크를 제안한다. TLE 데이터는 30

분마다 업데이트하여 truncation 을 진행하였고, 업데이트 5 분 후에 충돌 확률 계산에 반영하였다. 물체들의 위치 및 속도를 계산한 후에, 대상 물체와 다른 물체들 사이의 충돌 확률을 계산해 이상치 발견 시 로컬 LLM 에 해당 데이터를 넘겨 보고서를 작성하였다.

2.1.1 TLE data truncation

우선, space-track.org 의 API 를 통하여 TLE 정보를 가져온다. 이때 최근 시점에서 약 65,000 개의 TLE 가 존재하며, 특정 물체를 선정해 타 물체와 충돌할 확률을 구하는 알고리즘의 계산 부하는 크다. 따라서, 본 연구는 계산에 불필요한 TLE 를 처리하기 위해 아래의 논리에 기반한 사전 데이터 절단 과정을 수행하였다.

SGP4 를 통한 충돌 예측의 부정 오류(False Positive)를 방지하기 위해, TLE 데이터의 절단 과정은 보수적인 조건 아래에서 이뤄진다. TLE 는 평균화된 궤도 요소로 구성되어 섭동이 고려되지 않으므로, TLE 데이터만으로 예측한 역학적 정보에는 오차가 존재한다. 따라서, 본 연구는 지구 중력장에 의한 섭동을 보상하기 위해 수식 (1)에서의 지구 중력 페텐셜을 오차에 포함한다 [4].

$$\phi(r, \delta) = \frac{\mu}{r} \left[1 - \sum_{n=2}^{\infty} J_n \left(\frac{R_E}{r} \right)^n P_n(\sin\delta) \right] \quad (1)$$

중력 페텐셜의 기울기는 섭동 가속도이며, 이는 인공위성의 섭동 역학을 결정하는 식이다. 섭동 가속도는 수식 (2)와 같다 [1].

$$\vec{a}_n \sim \nabla \Phi_n \propto J_n \frac{R_E^n}{r^{n+2}} \quad (2)$$

본 연구는 섭동에 영향을 주는 Zonal harmonic 계수(J_n)과 물체의 지구 중심으로부터의 거리(r)를 고려한 오차에 추가적으로 10%값을 추가 적용하여 절단 과정에 적용한다.

오차는 두 가지의 truncation 기준에 맞춰서 구성하는데, 우선 위성 운행 고도 조건이다. 임의 위성 i 의 근지점과 원지점 고도를 구한 뒤, 목적 위성의 운행 고도와 오차를 합한 범위 내에 i 의 존재 가능성을 확인한다.

다음 기준은 위성 충돌 최소 시간 조건이다. 계산 시점에서의 목적 위성과 위성 i 의 위치관계에서 근지점의 속도로 직선 거리 접근을 가정하여 충돌 시간을 계산한다. 이는 단기 예측 용도로 주로 사용되며, 장기 예측의 경우 본 조건의 효용이 떨어진다.

2.1.2 물체 위치 및 속도 와 충돌확률 계산

SGP4는 천체 물리 방정식을 기반으로 TLE 데이터로부터 물체의 순간 위치 및 속도를 계산한다 [5]. 충돌 확률 계산은 이를 기반으로 두 우주 물체를 하나의 강체로 가정해, 강체의 반지름과 물체의 위치 분산을 고려한 방식을 사용했다 [6].

2.1.3 로컬 LLM 이상치 보고서 작성

파라미터	설정 값	파라미터	설정 값
Context Length (tokens)	1,310,712	Quantization Type	F32
Temperature	0.01	Number of Experts	8

ChatGPT에서 배포한 GPT-oss-20b의 파라미터를 수정하여, 본 연구에서 요구되는 분석 및 보고서 작성을 토대로 사용하였다. 해당 모델은 일반 소비자용 RTX 5090으로 작동하였으며, Python을 통하여 로컬 모델을 호출하여, 새로운 분석 데이터가 입력되었을 때 이를 토대로 보고서를 작성하고, 유사한 보고서를 검색하도록 한다.

2.2 실험 결과

본 연구에서는 2025년 12월 14일부터 2026년 01월 12일 사이의 랜덤 TLE 데이터를 이용하여 분석을 진행했다. 아리랑 5호를 기준으로 하였을 때, truncation 이후 데이터 수는 평균 64824 개에서 14566 개로 줄어들었으며, 데이터수 평균 감소율은 77.87%로 확인되었다. 개별 사례 분석 진행 결과 <그림 1.a>와 같은 충돌 확률 증감이 확인되었다.

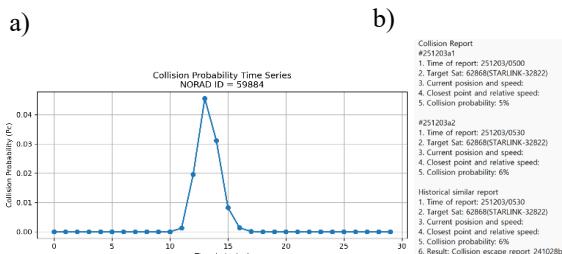


그림 1. a) 예시 시계열 충돌확률 데이터 b) 예시 보고서

이러한 충돌확률 계산 결과를 바탕으로 충돌 확률이 특정 임계치 이상 도달 시, 위험도 수치와 함께 물체 위치와 속도를 비롯한 데이터를 포함하여 LLM을 사용해 보고서를 작성하였다.

III. 결 론

본 연구는 인공위성 간 충돌 위험에 대응하기 위한 충돌확률 분석 알고리즘을 구축하였다. 특히 저궤도 산술적 위치 오차 최대 범위에 안전계수를 적용한 범위를 기준으로 사전 데이터 절단(truncation)을 수행함으로써 계산 자원의 소모를 최소화하였다. 이를 통해 제한된 자원을 활용한 빠른 계산과 신속한 충돌위험 예측이 가능함을 확인하였다.

또한 본 연구는 GPT-oss-20b 모델을 활용하여 충돌위험 분석 결과를 자동으로 분석하고 과거 유사 사례와의 비교·조사를 지원함으로써, 인간 운영자의 의사결정을 보조하는 접근을 제시하였다. 이러한 방식은 데이터 보안을 유지하면서 분석·보고 업무의 부담을 줄일 수 있으며, 장기적으로는 위성 운용을 넘어 도심항공교통(UAM)이나 경항공기 운용 등 다양한 항공·우주 안전 분야로 확장될 수 있는 가능성을 시사한다.

ACKNOWLEDGMENT

본 연구는 한국에너지공과대학교의 학생연구지원비를 지원받아 진행된 연구입니다.

참 고 문 헌

- [1] European Space Agency, *ESA's Annual Space Environment Report*, Issue/Rev. 9.1, ESA Space Debris Office, Oct. 21, 2025.
- [2] Gurpreet Kaur, Design Study of an Automated Collision Detection and Avoidance System for Self-Driving Satellites, Uppsala University(Swedish Institute of Space Physics, Uppsala Division), 2025.
- [3] T. Uriot *et al.*, "Spacecraft collision avoidance challenge: Design and analysis of spacecraft collision avoidance procedures," *Advances in Space Research*, vol. 69, pp. 2451-2462, 2022.
- [4] D. G. King-Hele, G. E. Cook, and H. M. Watson, "Even zonal harmonics in the Earth's gravitational potential," *Nature*, vol. 202, p. 996, 1964.
- [5] D. A. Vallado, P. Crawford, R. Hujasak, and T. S. Kelso, "Revisiting Spacetrack Report #3: Rev 1," in *Proc. AIAA/AAS Astrodynamics Specialist Conf.*, 2006.
- [6] M. R. Akella and K. T. Alfriend, "Probability of collision between space objects," *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, vol. 23, no. 5, pp. 769-772, 2000.