

기술논문

초소형위성 자세제어를 통한 우주물체 충돌회피 효용성 분석

성재동[†], 정옥철, 정유연, 송새한

한국항공우주연구원

Analysis of the Effectiveness of Space Object Collision Avoidance through Nano-Satellite Attitude Maneuver

Jaedong Seong[†], Okchul Jung, Youeyun Jung, Saehan Song

Korea Aerospace Research Institute (KARI), Daejeon 34133, Korea



Received: January 12, 2024

Revised: February 6, 2024

Accepted: February 13, 2024

[†]Corresponding author :

Jaedong Seong

Tel : +82-42-870-3933

E-mail : acestars@kari.re.kr

Copyright © 2024 The Korean Space Science Society. This is an Open Access article distributed under the terms of the Creative Commons Attribution Non-Commercial License (<http://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.

ORCID

Jaedong Seong

<https://orcid.org/0000-0003-2042-2422>

Okchul Jung

<https://orcid.org/0000-0002-1310-1148>

Youeyun Jung

<https://orcid.org/0000-0002-5268-7217>

Saehan Song

<https://orcid.org/0009-0005-5791-4369>

요약

본 연구에서는 추력기가 없는 저궤도 초소형위성의 자세변경을 통한 궤도변경 방식이 충돌회피기동에 얼마나 효과적인지 분석하였다. 연구 결과, 단면적의 변화는 위성의 진행방향에 영향을 주며, 단면적 변화비율과 임무고도에 따라 기동전 궤도의 변화량이 달라졌다. 특히, 임무고도가 낮은 위성에서 짧은 시간 동안의 자세변경으로 충돌위험을 현저히 감소시킬 수 있음을 확인하였다. 본 연구를 통해 추력기가 없는 초소형위성 운영에 있어 자세제어를 통한 단면적의 변화방식이 충분히 활용가능한 방안으로 판단되며, 뉴스페이스 시대의 위성 운영 안전성 향상에 기여할 것으로 기대된다.

Abstract

This study analyzed the effectiveness of orbital change through attitude change in nano-satellites operating in low Earth orbit (LEO) without thrusters, focusing on collision avoidance maneuvers. The results revealed that changes in the satellite's cross-sectional area significantly impact its in-track direction, influenced by the aspect ratio of cross-sectional area change and mission altitude. Notably, satellites at lower altitudes demonstrated significant reduction in collision risks with a small amount of attitude change. Through this study, it is judged that the changing the cross-sectional area through attitude maneuver is a sufficiently suitable method in the operation of nano-satellites without thrusters, and is expected to contribute to improving the safety of satellite operations in the New Space era.

핵심어 : 초소형위성, 자세기동, 궤도변경, 충돌회피, 뉴스페이스

Keywords : nano-satellites, attitude maneuver, orbital change, collision avoidance, new space

1. 서론

뉴스페이스 시대에 발맞추어 위성 발사 및 운영이 활발해지고 있다. 초소형위성은 초기 교육목적에서 시작하여 현재는 상업적 목적, 과학임무, 궤도상 기술검증, 심지어 군사목적으로도 활용되고 있다. 고가의 대형위성을 운영하는 대신 수십에서 수백 대의 초소형위성 군집임무를 통해 지구관측의 관점에서 재방문주기를 혁신적으로 줄이거나 쉽게 도전하기 어려운 임

무들에 적극적으로 활용되고 있다. 이러한 초소형위성들의 발사는 지속적으로 이루어지고 있으며 2023년까지 누적 2,400기 이상의 초소형위성들이 발사되었다[1].

한편, 지구 주위 궤도상에 존재하는 우주물체의 숫자도 빠르게 증가하고 있다. 현재 궤도상에 있는 지름 10 cm 이상의 물체는 28,300개로 해마다 가파르게 증가하고 있는 추세이다[2]. 여기에는 운영 중인 위성뿐 아니라 고장난 위성, 발사체 동체, 폭발이나 분열로 생성된 파편들도 모두 포함되어 지구 주변 궤도의 혼잡도는 점차 높아지고 있다.

우주물체의 숫자가 증가하고, 궤도상 공간밀도가 높아짐에 따라 위성을 운영하는 지상국에서는 근접하는 우주물체와의 충돌위험을 줄이기 위한 여러 절차와 업무들을 수행해야 한다. 지상에서 추적이 가능한 10 cm 이상의 물체 간 충돌은 위성의 전손이나 심각한 기능장애를 야기하기 때문이며, 현재 한국항공우주연구원에서도 운영 중인 저궤도, 정지궤도위성들에 근접하는 우주물체를 24시간 감시하고 필요시 충돌회피기동을 통해 그 위험을 관리하고 있다[3].

근접하는 우주물체가 제어 가능하며 상대 지상국과 협업이 가능하다면 적절한 의사소통을 통해 충돌회피 여부를 조율할 수 있으나, 이러한 경우는 아직까지 흔하지 않은 일이다. 대부분 제어가 불가능한 우주파편의 근접이 많기에 능동적인 충돌회피기동이 필요한데, 이를 위해서는 궤도를 변경할 수 있는 추력기가 필요하다. 그러나 초소형위성의 경우, 추력기를 탑재한 위성의 비율이 10%도 되지 않기에 대부분의 경우 충돌위험이 충분히 높음에도 별도의 대응을 수행하지 못하는 경우가 많았다[1].

본 연구에서는 저궤도에서 임무를 수행하는 추력기가 없는 초소형위성을 대상으로 자세를 변경함으로써 궤도를 변경하는 방식이 충돌회피기동의 역할을 수행할 수 있는지, 실제 임무에서의 영향은 어느 정도인지에 대한 효용성을 분석하였다. 기존 궤도상에서 자세기동을 통해 궤도변경이 가능함을 확인한 사례[4]나 충돌회피기동을 목적으로 하는 자세기동에 대한 유도제어 연구들[5-7]이 있으나, 본 연구에서는 얼마나 오래 자세를 변경해야 위험이 충분히 감소되는지 단면적의 변화에 따른 효과나 위성의 임무고도에 따른 효과도 함께 살펴보았다.

2. 문제정의

본 연구의 타겟은 초소형위성이다. Fig. 1은 초소형위성의 타입별 발사빈도를 나타낸다. 가장 많이 발사된 초소형위성은 3U 위성이며, 다음으로 6U, 1U 위성 순으로 나타났다. 현재 가장 많은 초소형위성 군집을 형성하고 있는 Planet Labs처럼 상당수의 초소형위성의 임무는 지구관측 임무이며, 향후 발사될 SatRev 등의 임무도 지구관측 임무이기에 3U 이상의 초소형위성 발사가 증가할 것으로 예상된다.

Fig. 2는 발사 후 초소형위성들의 궤도의 분포를 나타낸다. ISS에서 사출되어 유사한 궤도를 가지는 경우가 가장 많은 것으로 나타났으며, 고도 500 km의 태양동기궤도, 525, 520, 530 km의 태양동기궤도 순서로 나타났다. 대부분 400 km에서 800 km 사이에 위치하는 것을 알 수 있다. 이상의 통계에 기반하여 본 연구에서는 고도 400 km에서 800 km에 존재하는 3U 급 초소형위성을 중심으로 분석을 수행하였다.

자세기동을 통한 궤도변경은 위성이 받는 대기저항을 변경하는 것으로 위성에 탑재된 반작용 휠이나 자기 토크를 사용하는 것이 일반적이고, 이는 위성의 진행방향(+Intrack) 혹은 진행방향과 반대방향(-Intrack)에 대한 속도증분을 가하는 것과 같다. 따라서 지구반경방향(radial)이나 수직방향(crosstrack)에 대한 속도증분의 유의미한 변화는 없다고 할 수 있다. 평

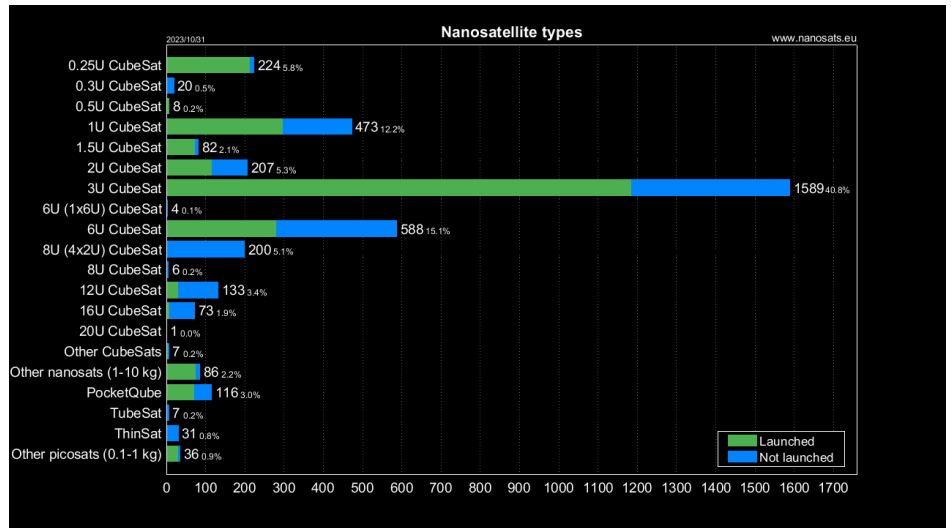


Fig. 1. Nano-satellite types [1].

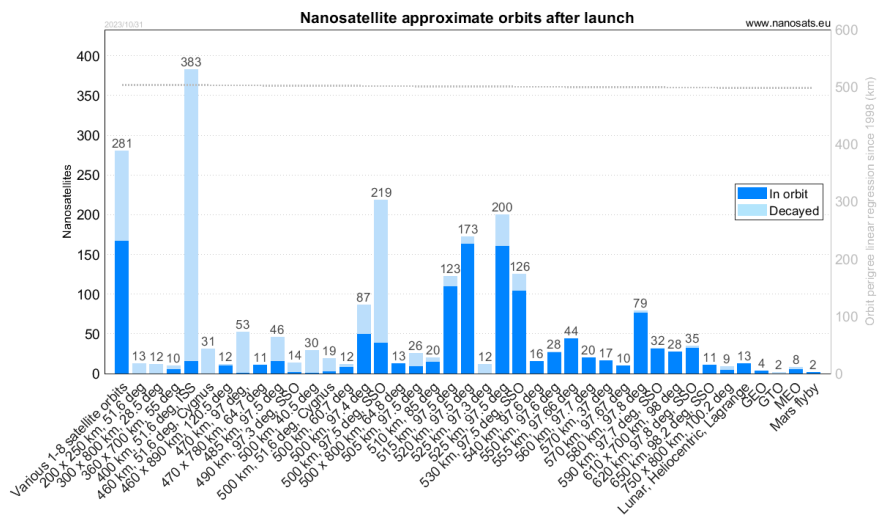


Fig. 2. Nano-satellite approximate orbits after launch [1].

소 임무를 수행하는 자세에서의 단면적이 0.3 m²이라고 가정했을 때 자세기동을 통해 단면적을 0.1 m²로 줄일 경우, 일정시간이 흐른 후 기동 전과 비교하여 상대적으로 높은 고도에 위치하게 될 것이며, 단면적을 0.6 m²으로 증가시킬 경우 더 낮은 고도에 위치하게 될 것이다. 다른 고도로 이동한다는 의미는 장반경의 변화를 의미하고 이는 주기의 변화를 야기하여 Fig. 3과 같이 근접하는 우주물체와의 근접거리를 증가시킬 수 있게 된다.

자세기동을 통해 고도를 변경하는 것에는 대기저항에 관련한 요소들을 살펴봐야 한다. 식 (1)은 저궤도 위성에 작용하는 대기저항 F_d 를 나타낸다. C_d 는 항력계수, ρ 는 대기밀도, v 는 위성의 속도, A 는 단면적을 각각 의미한다.

$$F_d = \frac{1}{2} C_d \rho v^2 A \tag{1}$$

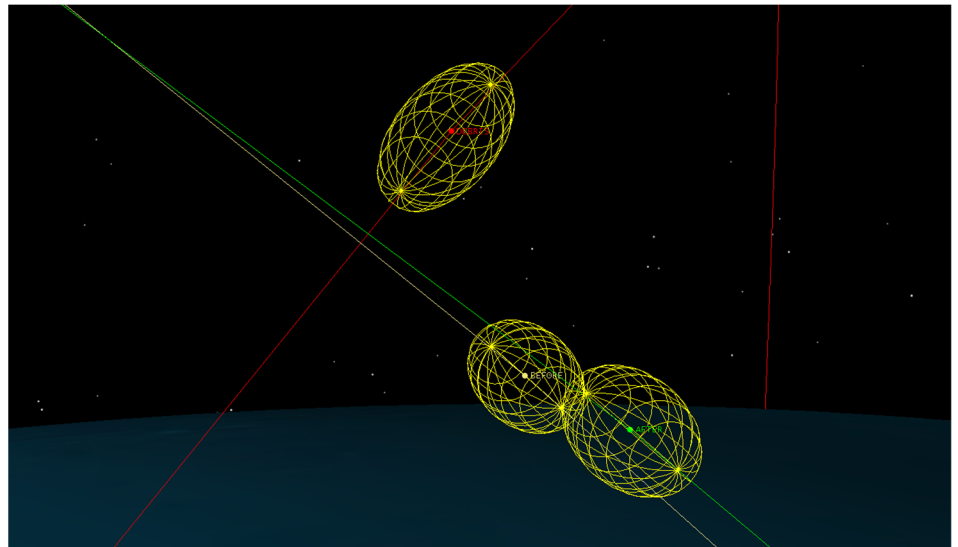


Fig. 3. Effect of attitude maneuver: The minimum distance can be increased by altering the altitude through an attitude maneuver. The object labeled in red represents the approaching risky object, while the object labeled in yellow shows the satellite's position before maneuver, and the object labeled in green indicates the satellite's position after maneuver. The yellow ellipsoids around the objects represent the uncertainty in their locations.

항력계수의 경우, 위성의 형상이나 표면의 거칠기 등에 따라 달라지나 한번 발사된 위성의 항력계수를 변경하는 것은 어렵기 때문에 본 연구에서는 항력상수를 고정된 상수로 정의하여 분석을 수행하였다.

고도와 단면적 변화율(AR, aspect ratio), 자세기동 후 달라진 단면적을 유지하는 시간을 제어변수로 설정하여 다양한 조합의 분석을 수행하였으며, 분석은 기동시작 48시간 후의 기동전과 후의 상대거리를 계산하는 방식으로 수행하였다. 일반적으로 충돌회피기동 수행 여부를 결정하고 수행계획 및 기동준비에 소요되는 시간을 고려해야 하기에 충돌회피기동 계획은 48시간 전에 수립한다고 가정하였다.

Table 1은 시뮬레이션을 위한 의사코드를 나타낸다. 위성의 임무와 하드웨어 설계에 따라 형상이 달라질 수 있으나, Fig. 4와 같이 일반적인 3U 초소형위성의 형상을 고려하여 최소 단면적은 0.01 m², 최대 단면적은 0.16 m²으로 정의하였으며, 평균 단면적은 두 단면적의 평균값인 0.08 m²로 정의하였다. 평균 단면적을 기준으로 자세기동을 통해 최소 0.01 m²에서 최

Table 1. Simulation setup: This simulation aims to evaluate how effective attitude maneuvers are. It does so by measuring the change in the satellite's position before and after performing the maneuver. During the simulation, various factors are varied: the cross-sectional area of the satellite, the mission altitude, and the duration of the attitude maneuver

Area (m ²)	0.01, 0.06, 0.16
Altitude (km)	400-800 (step size: 10)
Duration (sec)	300-86,400 (step size: 300)

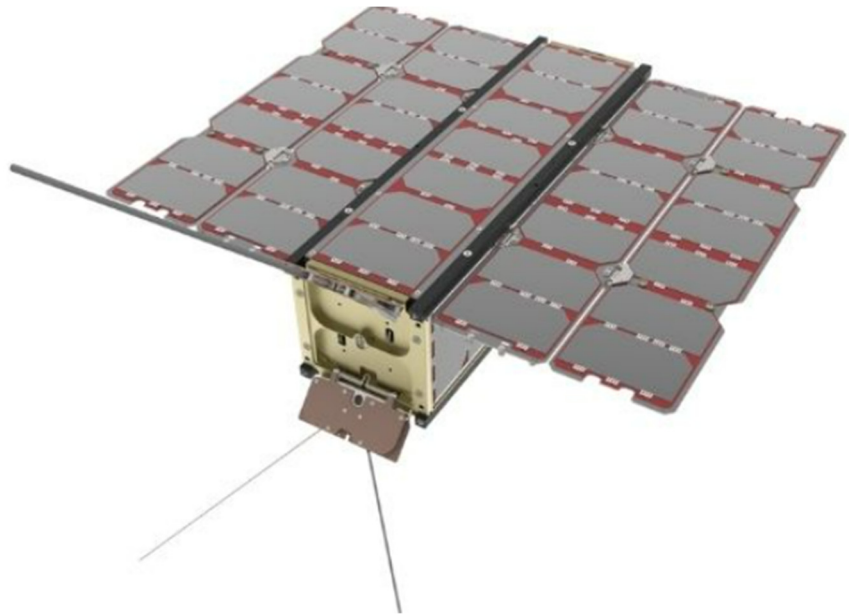


Fig. 4. Shape example of 3U nano-satellite (C3S electronics development).

대 0.16 m²까지 변화도록 설정하였다. 최대값의 경우, 평균 단면적 대비 변화율의 계산상 편의성을 위해 0.16 m²으로 설정하여 시뮬레이션을 수행하였다.

임무고도는 400 km에서 800 km까지 10 km 단위로 변하며, 자세변경 후 유지하는 시간은 5분에서 24시간까지 5분 간격으로 변화도록 설정하여 자세기동으로 인한 궤도변화의 효용성을 확인하였다. 위성의 질량은 5 kg으로 설정하였으며, 그 외 궤도전파를 위한 섭동모델 및 세부 파라미터는 Table 2와 같다.

3. 결과

본격적인 시뮬레이션에 앞서 자세변경에 따른 궤도변화의 효과를 확인하기 위해 가상의 근접상황을 구성하였다. 위성(primary)과 근접물체(secondary)의 궤도는 Table 3과 같다. Table 3의 상황에 적용한 임무고도는 400 km이다.

두 물체는 Table 4와 같이 2024년 1월 3일 12시경에 가장 근접하게 되고, 이때 근접거리는 53 m, 최대충돌확률은 1.97E-03으로써 충돌회피기동 수행이 필요한 기준을 만족하게 된다. 충돌확률은 두 물체 간 이격거리, 두 물체의 궤도에 대한 불확실성, 크기 정보를 기반으로 계산하게 되며, 이때 궤도에 대한 불확실성 정보가 가용하지 않는 경우, 최악의 케이스를 가정하여 계산하는 것이 최대충돌확률의 개념이다[8].

Table 2. Propagator setup

Perturbation	Value
Gravitational force	EGM2008 (21 × 21)
Atmosphere model	Jacchia-Roberts (Constant F10.7 = 150)
Solar radiation pressure	Dual cone
Third body	Sun, Moon

Table 3. Orbit elements of primary and secondary objects (orbit epoch time: 1 Jan 2024 00:00:00 UTC)

Coord. J2000	Primary	Secondary
Semi-major axis (km)	6,778.000	6,777.712
Eccentricity	0.00000	0.00034
Inclination (deg)	98.000	68.029
RAAN (deg)	360.000	10.390
Arg. of perigee (deg)	0.000	203.423
Mean anomaly (deg)	360.000	149.727

UTC, coordinated universal time.

Table 4. Conjunction assessment results of before attitude maneuver

TCA (UTC)	3 Jan 2024 12:06:15.649
Minimum range (km)	0.0537
Maximum collision probability	1.9787E-03
Radial distance (km)	-0.0510
Intrack distance (km)	-0.0157
Crosstrack distance (km)	0.0061

TCA, time to closest approach; UTC, coordinated universal time.

Fig. 5는 두 물체가 가장 가까워지는 시점에서의 3차원 상 시각화 모습이다. 기동 전 위성 기준으로 더 낮은 고도의 위험물체가 위성의 아래 측면으로 지나가는 모습을 확인할 수 있다.

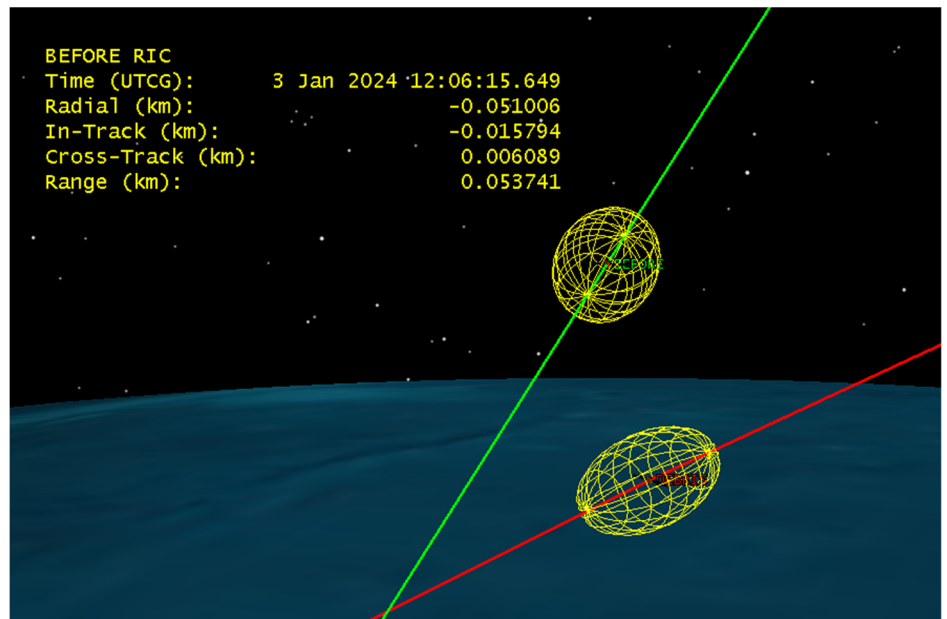


Fig. 5. Visualization for conjunction event for primary and secondary object. UTC, coordinated universal time.

1월 1일 위의 근접상황에 대해 인지하고, 충돌회피기동 계획을 수립하여 1월 2일 0시 0분 0초에 자세기동을 통해 기존 0.08 m²인 단면적을 0.01 m²로 줄인 후 5분간 대기하고, 다시 단면적을 0.08 m²로 복구하는 기동을 모사하였다.

Fig. 6은 시간에 따른 자세기동 전과 후의 궤도 차이를 나타내는 그래프이다. 위성의 진행 방향의 차이가 시간에 따라 점차 증가하는 것을 볼 수 있으며, 2일 경과 후에는 약 500 m 이상 증가하는 것으로 나타났다. 이는 임무고도가 400 km로 낮은 편이며, 자세의 변화를 통한 단면적 변화도 비교적 크게 설정하였지만 별도의 추력기 없이 자세변경만으로 유의미한 궤도 변화를 만들 수 있음을 확인할 수 있다.

본 자세기동을 통해 기동 36시간 후에 예정된 근접상황의 충돌위험도 크게 감소하였다. 상세 내용은 Table 5에서 확인할 수 있는데, 근접거리의 경우 당초 53 m 수준에서 360 m까지 증가하였으며, 이에 따른 최대충돌확률은 당초 대비 1/100 수준으로 감소하였다. Fig. 7은 자세기동 전과 후, 근접물체에 대한 3차원 시각화 결과를 나타낸다. 자세기동 전에 비해 단면적을 감소시켰기에 위성이 받는 대기항력이 감소하였고, 기존 대비 더 높은 고도에 있기 때문에 궤도주기가 상대적으로 느려 기존 위성의 위치 대비 뒤쪽에 위치하고 있음을 확인할 수 있다.

위 특정 사례에 대한 분석을 통해 자세기동을 통한 단면적 변화의 효용성에 대해 확인할 수 있었다. 다음으로 Fig. 4에서 정의한 조건으로 시뮬레이션을 수행하였다.

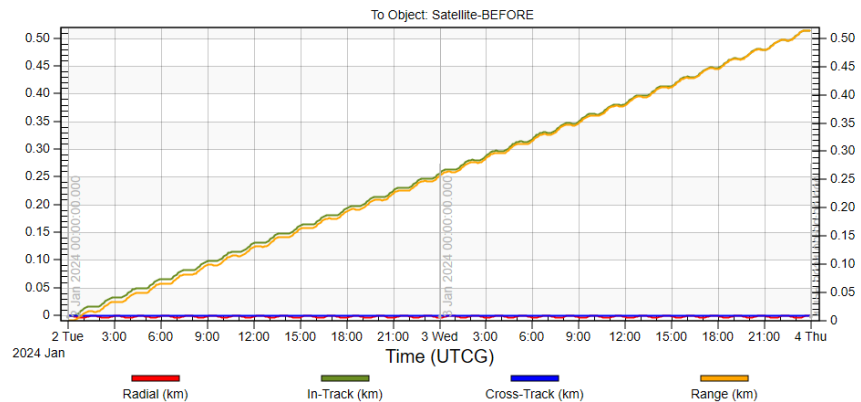


Fig. 6. Orbital difference over time in RIC coordination. RIC, radial, intrack, crosstrack; UTC, coordinated universal time.

Table 5. Conjunction assessment results of before and after attitude maneuver

	Before attitude maneuver	After attitude maneuver
TCA (UTC)	3 Jan 2024 12:06:15.649	3 Jan 2024 12:06:15.675
Minimum range (km)	0.0537	0.3596
Maximum collision probability	1.9787E-03	2.2178E-05
Radial distance (km)	-0.0510	-0.0543
Intrack distance (km)	-0.0157	0.3434
Crosstrack distance (km)	0.0061	-0.0920

TCA, time to closest approach; UTC, coordinated universal time.

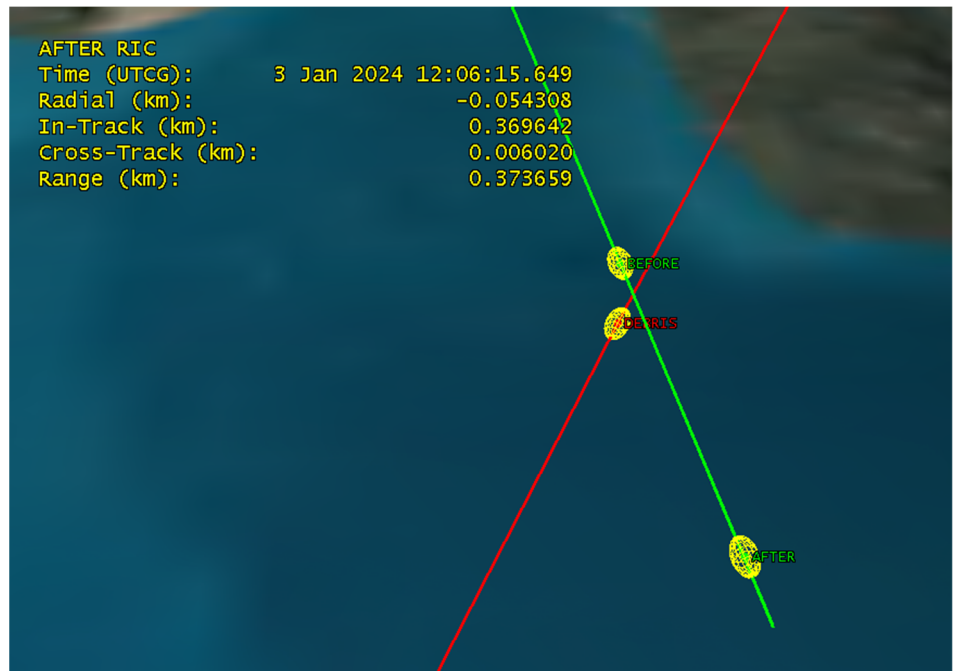


Fig. 7. Visualization for conjunction event for primary and secondary object ('Before' means primary object without attitude maneuver and 'After' means primary object with attitude maneuver). UTC, coordinated universal time.

Fig. 8-10은 위성의 임무고도와 자세변경 후 유지시간(attitude maneuver duration)에 따른 48시간 후 기준궤도(자세기동 수행하지 않은 궤도)와의 상대거리(유클리드 거리)를 나타내는 히트맵 그래프이다. 자세변경에 따른 단면적 변화는 대부분 위성의 진행방향(in-track)에 영향을 미치는 것으로 나타났다. AR은 변경 후 단면적과 변경 전 단면적의 비율을 나타내는 것으로 AR이 0.125인 경우, 변경 전 단면적인 0.08 m^2 에 대해 0.125배인 0.01 m^2 로 단면적을 변화시켰다는 것을 의미하며, 기존 대비 단면적이 작아졌기 때문에 대기항력을 적게 받고, 변경 전 대비 상대적으로 높은 고도, 진행방향에 대해서는 더 뒤쪽에 위치하게 된다. 반대로 AR이 1보다 큰 경우 변경 전보다 단면적을 증가시켜 고도가 더 낮아지게 된다. AR이 1에 가까울수록 단면적의 변화가 작기에 상대거리는 작아지며, 임무고도가 낮아질수록 대기밀도가 높기에 단면적 변화에 따른 효과가 극대화되는 것을 볼 수 있다. 동일한 방식으로 단면적의 변화가 오래 지속될수록 상대거리는 증가하는 것을 확인할 수 있다.

AR이 0.125인 경우, 자세기동 시작 후 상대거리는 최대 55 km, AR이 0.75인 경우 15.7 km, AR이 2인 경우 63.2 km까지 증가하는 것을 볼 수 있다. 대부분의 우주운영기관에서는 충돌회피기동 수행기준으로 근접거리와 충돌확률을 고려하고 있고, 근접거리 100 m 이하, 충돌확률 1/1,000 혹은 1/10,000 이상인 경우로 정의하고 있다. 충돌확률의 경우는 궤도에 대한 불확실성까지 고려하여야 하기에 근접거리에 대한 기준으로 살펴보면, 근접거리 100 m 이내인 충돌위험 상황에서 이를 해소하기 위해서는 100 m 이상의 상대거리를 확보하면 된다. 위 4가지 경우 중 최악의 경우에서도 자세기동을 수행한 후 5시간 정도 지나면 근접물체와의 거리가 100 m 이상 확보된다는 사실을 알 수 있다. 임무고도가 낮은 위성들의 경우, 1시간 미만의 짧은 시간 동안 자세변경을 통한 단면적 변경만 해주어도 충돌위험을 0에 가깝게 줄일 수 있다는 사실을 알 수 있다.

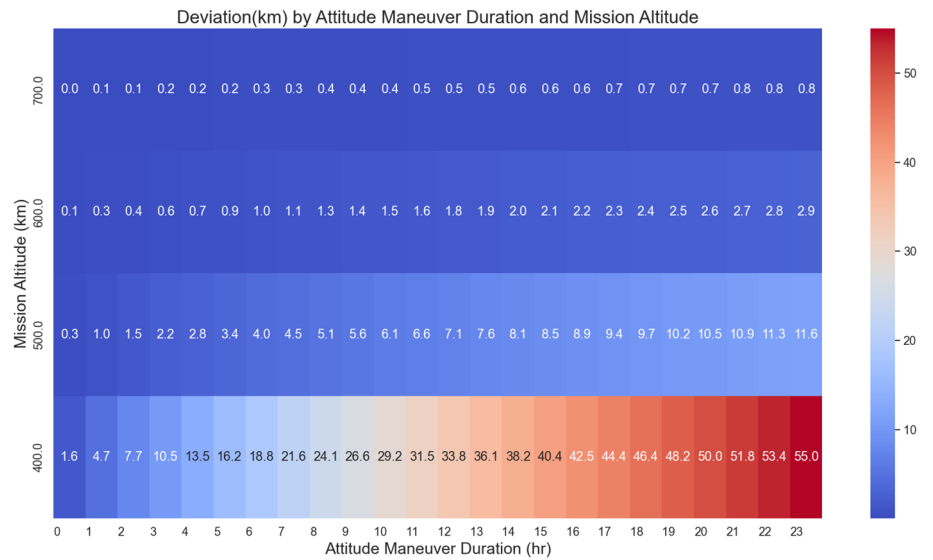


Fig. 8. Deviation according to mission altitude and attitude maneuver duration (AR = 0.125). AR, aspect ratio.

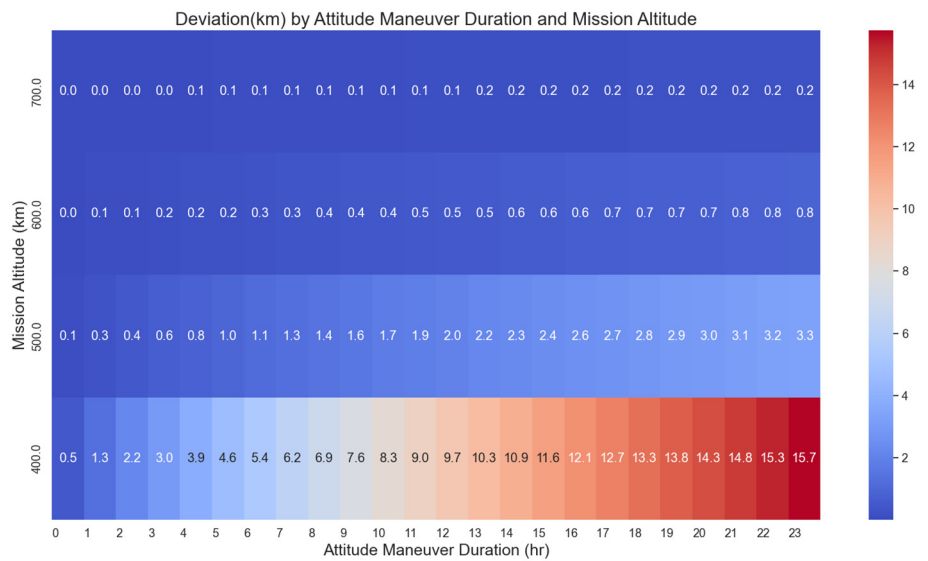


Fig. 9. Deviation according to mission altitude and attitude maneuver duration (AR = 0.75). AR, aspect ratio.

단면적 변경시간을 줄이기 위해서는 단면적을 넓게 바꾸어 고도를 낮추는 것이 유리하지만 자연 고도감소 및 추력기 사용 제한 등을 고려했을 때, 단면적을 줄여 상대거리를 증가시키는 것이 적절할 것이다. 한편, 임무종료에 대비하여 고도를 낮춰야 하는 상황이라면 고도를 낮추어 상대거리를 증가시키는 것이 효율적이다. 결국 단면적이 변화된 채로 유지되는 시간이 늘어날수록 상대거리가 증가하는 것으로 정상임무를 수행하되 임무를 수행하지 않는 구간에서 단면적을 변화시키는 형식으로 상대거리를 조정할 수 있을 것이다. 하우스킵핑 모드에서 태양을 지향하는 경우, 태양을 지향하되 단면적을 최대한 늘릴 수 있는 자세제어를 수행한다면 임무의 영향을 최소화할 수 있다.

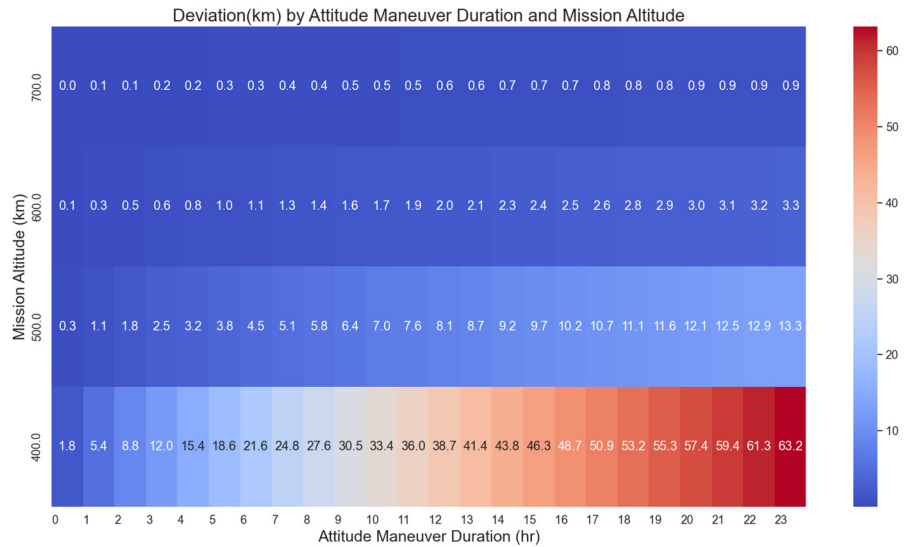


Fig. 10. Deviation according to mission altitude and attitude maneuver duration (AR = 2). AR, aspect ratio.

또한 임무고도가 600 km까지는 자세기동을 통한 단면적 변화로 충돌위험을 충분히 줄일 수 있다는 사실도 확인할 수 있고, 임무고도가 높아질수록 단면적의 변화를 증가시켜야 상대거리의 충분한 조정이 이루어질 수 있다.

마지막으로 본 연구에서는 태양활동에 따른 대기밀도 변화를 일정한 수치로 고정하여 분석하였는데, 만일 태양활동이 강해진다면 자세기동을 통한 상대거리 증가폭 또한 유의미하게 증가할 것으로 판단된다. 본 연구에서 가정한 F10.7 수치는 150으로써 Fig. 11의 25차 태양활동의 극대기 수치에 해당한다. 만일 분석시점을 2025년 이후로 설정할 경우, F10.7 수치는

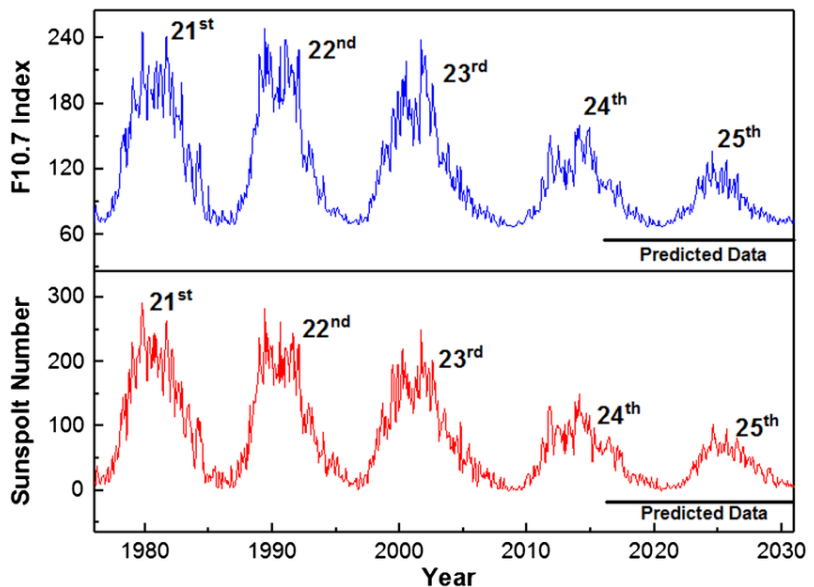


Fig. 11. Monthly variation of the observed and predicted (underlined) values of the sunspot numbers and F10.7 cm index [9].

100 혹은 그 이하에 머무르게 될 것이며, 본 연구 결과 대비 자세기동을 통한 충돌회피기동 효과는 줄어들어 결국 더 오랜 시간 변경된 자세를 유지해야 할 것이다.

4. 결론

본 연구에서 저궤도에서 임무를 수행하는 추력기가 없는 초소형위성을 대상으로 자세를 변경함으로써 궤도를 변경하는 방식이 충돌회피기동에 어느 정도 효과적인지 분석하였다. 연구 결과, 자세변경에 따른 단면적 변화는 주로 위성의 진행방향에 영향을 미치며, 단면적의 변화 비율(AR)과 임무고도에 따라 상대거리에 유의미한 차이가 발생하는 것을 확인할 수 있었다. 특히, 단면적을 증가시킬수록 또는 임무고도가 낮을수록 단면적 변화에 따른 효과가 극대화되며, 이는 충돌회피에 큰 도움이 됨을 보여주었다. 임무고도가 낮은 위성들의 경우, 짧은 시간 동안의 자세변경만으로도 충돌위험을 현저히 줄일 수 있으며, 이는 충돌회피기동 계획을 수립하는 데 있어 중요한 요소로 작용한다. 단면적 변경시간을 줄이기 위해서는 단면적을 넓게 바꾸어 고도를 낮추는 것이 유리하나, 임무수행 중인 위성의 경우 고도 하강 후 다시 올릴 수 없기에 단면적을 줄여 상대거리를 증가시키는 것이 적절할 수 있다. 또한, 임무종료에 대비하여 고도를 낮추는 상황이라면 고도를 낮추어 상대거리를 증가시키는 것이 효율적일 것이다. 향후, 임무수행이 가능하면서 서로 다른 단면적을 가지는 위성의 자세들이 존재한다면 이를 조합하여 임무중단을 최소화하면서 충돌회피를 수행할 수 있는 연구를 수행할 예정이다.

궁극적으로는 초소형위성들도 전기추력기와 같은 궤도기동 능력을 갖추는 것이 바람직하나 기술의 일반화가 이루어지기 전에 자세기동을 통한 충돌위험 경감으로 뉴스페이스 시대에 점차 증가할 초소형위성들의 안전한 운영에 기여할 수 있을 것이다.

감사의 글

본 연구는 한국항공우주연구원의 위성임무관제사업(FR24G00)의 지원을 받아 수행되었습니다.

References

1. KULU, Erik, Nanosatellite launch forecasts: track record and latest prediction, in 36th Annual Small Satellite Conference, Logan, UT, 9 Aug 2022.
2. SATCAT Boxscore, CelesTrak (2024) [Internet], viewed 2024 Jan 3, available from: <https://celestrak.org/satcat/boxscore.php>
3. Seong J, Jung O, Jung Y, Song S, Development and operation status of space object collision risk management system for Korea Aerospace Research Institute (KARI), J. Space Technol. Appl. 3, 280-300 (2023). <https://doi.org/10.52912/jsta.2023.3.3.280>
4. Hülsmann M, Kahle R, Schneller M, Aida S, Hahn M, et al., Debris collision avoidance by means of attitude control-in-flight demonstration with TET-1, J. Space Saf. Eng. 6, 284-290 (2019). <https://doi.org/10.1016/j.jsse.2019.09.003>

5. Liao H, Xie J, Zhou X, Yao C, Tang Z, et al., Compound attitude maneuver and collision avoiding control for a novel noncontact close-proximity formation satellite architecture, *Int. J. Aerosp. Eng.* 2022, 2606233. <https://doi.org/10.1155/2022/2606233>
6. Omar SR, Bevilacqua R, Spacecraft collision avoidance using aerodynamic drag, *J. Guid. Control Dyn.* 43, 567-573 (2020). <https://doi.org/10.2514/1.G004518>
7. Mishne D, Edlerman E, Collision-avoidance maneuver of satellites using drag and solar radiation pressure, *J. Guid. Control Dyn.* 40, 1191-1205 (2017). <https://doi.org/10.2514/1.G002376>
8. Alfano S, Relating position uncertainty to maximum conjunction probability, *J. Astronaut. Sci.* 53, 193-205 (2005). <https://doi.org/10.1007/BF03546350>
9. Singh AK, Bhargawa A, An early prediction of 25th solar cycle using Hurst exponent. *Astrophys. Space Sci.* 362, 199 (2017). <https://doi.org/10.1007/s10509-017-3180-2>

Author Information

성재동 acestars@kari.re.kr



과학기술연합대학원대학교에서 2016년 박사 학위를 취득한 후, 2016년부터 한국항공우주 연구원에서 위성운영 및 우주상황인식 업무를 수행하였으며, 현재는 국가위성정보활용지원 센터에서 우주비행역학, 우주상황인식, 우주 교통관리에 관련한 연구를 수행하고 있다.

정유연 yejung@kari.re.kr



한국과학기술원에서 2016년 박사학위를 취득한 후, 2016년부터 한국과학기술원 박사후연구원으로 우주물체유도 최적화에 대한 연구를 수행하였으며, 2017년부터 독일항공우주센터에서 박사후연구원으로 동 연구를 수행하였다. 2018년 한국과학기술원에서 연구교수로서 업무를 수행하였으며, 이후 2018년부터 현재까지 한국항공우주연구원 국가위성정보활용지원센터에서 우주비행역학, 우주상황인식 및 우주교통관제 등에 관한 연구를 수행하고 있다.

정옥철 ocjung@kari.re.kr



한국과학기술원 항공우주공학과에서 박사학위를 취득하였다. 2005년에는 한국전자통신연구원에 근무하였고, 2006년부터 현재까지 한국항공우주연구원에서 우주상황인식 및 우주교통관제, 우주비행역학, 위성임무운영 등에 관한 연구를 수행하고 있다.

송새한 songsaehan@kari.re.kr



한국과학기술원에서 2019년 석사학위를 취득한 후, 2019년부터 현재까지 한국항공우주연구원 국가위성정보활용지원센터에서 우주상황인식 및 우주교통관제, 영상처리 등에 관한 연구를 수행하고 있다.