J. Space Technol. Appl. 3(2), 101-117 (2023)
https://doi.org/10.52912/jsta.2023.3.2.101

우주기술과 응용
Journal of Space Technology and Applications
pISSN 2765-7469 eISSN 2799-3213

연구논문

우리별 위성 포획 임무 수행을 위한 소형위성의 궤도 천이 방법 및 분석

이준찬, 강경인†

KAIST 인공위성연구소

Orbital Transfer Process and Analysis of Small Satellite for Capturing Korean Satellite as Active Debris Removal (ADR) Mission

Junchan Lee, Kyungin Kang†

Korea Advanced Institute of Science and Technology, Satellite Technology Research Center, Daejeon 34141, Korea

Received: March 26, 2023
Revised: April 13, 2023
Accepted: April 16, 2023

†**Corresponding author :**
Kyungin Kang
Tel : +82-42-350-8640
E-mail : kikang@kaist.ac.kr

Copyright © 2023 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
Junchan Lee
https://orcid.org/0000-0003-1100-8852
Kyungin Kang
https://orcid.org/0000-0002-8806-8098

요 약

우주상에 존재하는 우주물체에 접근하여 궤도상에서 제거하는 능동 제거 기술(active debris removal, ADR)과 연료 충전, 배터리 교환 등의 위성의 수명연장을 위한 기술인 궤도상 서비싱(on-orbit servicing)은 우주물체의 증가와 함께 그 관심이 커지고 있다. 인공위성연구소에서는 국내에서 발사되었던 국가 자산 중 임무가 종료된 후 궤도상에서 여전히 우주를 돌고 있는 국가 우주자산을 포획 및 제거하는 목적의 위성을 개발하기 위한 연구를 수행 중에 있다. ADR 소형위성은 지금껏 국내에서 개발되었던 지구 및 우주환경 관측 위성과 다르게 랑데부/도킹 기술 등을 포함한 우주 탐사 임무 등 미래 임무에 요구되는 기술을 구현 및 실증하는 것을 주요 임무로 가지고 있다. 본 논문에서는 여러 국가 우주자산들 중 1990년대에 발사된 우리별 위성의 포획 및 제거 임무를 갖고 있는 ADR 소형위성의 궤도 전이 방법에 대해서 소개한다. 소형위성은 무게가 약 200 kg 이하가 되도록 개발을 수행할 예정이고, 2027년 한국형 발사체를 통해 궤도상에 투입되는 상황을 가정하여 임무를 설계했다. 특히, 지구의 J2 섭동력을 이용해서 목표물과 다른 RAAN 일변화를 만들어 줌으로써, 목표물로의 궤도면 변경을 직접 천이 방식과 비교하여 더 적은 연료를 이용하는 전략을 구성하였다. 이 방법을 이용하여 소형위성급 무게의 위성으로 우주쓰레기 제거 임무를 가능하게 하며, 뉴스페이스 시대에 새로운 형태의 우주탐사를 수행하는 기술 검증 플랫폼이 될 것으로 기대한다.

Abstract

Active debris removal, a technology that approaches and removes space debris in orbit, and the on-orbit service, a technology for extending the mission life of satellites by fuel charging or by exchanging the battery, are gaining interest with the growth of the space community. SaTReC plans to develop a satellite capable of capturing and removing Korean satellites orbiting in space after the end of their missions. In contrast to the previously launched satellites by Korea, which were mainly intended to observe Earth and the space environment, rendezvous/docking technologies, as required in the future during, for instance, space exploration missions, will be implemented and demonstrated. In this paper, an orbital transition method for next-generation small satellites that will capture and remove space debris will be introduced. It is assumed that a small satellite with a mass of approximately 200 kg will be injected into the mission

orbit through Korea Space Launch Vehicle-Ⅱ in 2027. Because the satellite must access the target using a minimum amount of fuel, an approaching technology using Earth's J2 perturbation force has been developed. This method is expected to enable space debris removal missions for relatively lightweight satellites and to serve as the basis for carrying out a new type of space exploration in what is termed the 'Newspace' era.

핵심어 : 소형위성, 우주쓰레기 능동제거 기술, 우리별 위성, 임무설계, J2 섭동력
Keywords : small satellite, active debris removal, KITSAT, mission planning, J2 perturbation

1. 서론

1950년대 처음 위성이 우주상으로 발사된 이후로 다양한 임무를 띈 위성이 지속적으로 발사되어 궤도상에서 운영이 되었다. 운영이 종료된 위성의 저궤도에 위치할 경우, 대기 저항력으로 의해 시간이 지나면 자연적으로 지표면으로 떨어져서 대기중에 산화하지만, 대기 밀도가 희박한 고도에 위치한 위성들은 우주 쓰레기 형태로 지구 주변을 선회하고 있다. 이와 같은 현상으로 이용하여 Don Kessler와 Burt Cour-Palais는 1978년 케슬러 신드롬이라는 이론을 제안하였다[1]. 궤도상에서 운영이 되는 위성의 수가 늘어나면 상호 간에 충돌이 발생하고, 그 충돌에 의해 발생한 새로운 파편이 또 다른 충돌을 야기시키고, 파편의 양이 지속적으로 증가하면 인류는 결국 지구밖으로 진출하지 못하게 되고 인공위성을 포함한 모든 기술이 중지된다는 이론이다. 실제로 우주 궤도상에는 임무 종료된 위성과 그 위성의 파편들로 이루어진 수 미터-수십 마이크로 미터의 다양한 크기를 가진 우주쓰레기가 존재하고 있으며, 이를 제거를 위한 여러 연구들이 이루어져 왔다[2].

2000년대 이후로 국가 단위로 수행되던 우주 산업들은 뉴 스페이스 시대가 도래함에 따라 개발의 주체가 점차 민간 시장으로 옮겨가고 있는 추세이며, 이러한 현상으로 인해 중/대형 위성을 중심으로 진행되던 위성 개발 트렌드가 소형/초소형 위성으로 구성된 거대 위성군으로 점차 증가하고 있다. 이러한 거대 위성군의 증가는 필연적으로 우주 쓰레기의 양을 기하급수적으로 늘리게 되므로 궤도상에 운영중인 위성들의 우주쓰레기와의 충돌 위험성이 기존 보다 훨씬 증가하고 있다. 우주 쓰레기에 의한 위험성을 감소시키기 위해 최근에 발사되는 위성의 경우에는 25년 이후에는 추력기를 이용하여 궤도 이탈을 시키도록 하는 규약이 지정되었다[3]. 하지만, 과거에 발사되었던 위성의 경우에는 추력기가 존재하지 않는 경우가 많고, 또한 위성을 궤도 이탈시키는 경우보다 발사되어 궤도에 투입되는 양이 훨씬 더 많아서 이에 대한 실효성도 지속적으로 논의되고 있다.

현실적으로 우주 쓰레기를 제거시키는 가장 효과정인 방법은 다른 우주물체를 이용하여 우주쓰레기에 접근한 뒤, 궤도상에서 우주쓰레기를 포획하여 직접 제거하는 방법이다. 이런 이유로 키슬러 신드롬이 제안된 이후로 현재까지 다양한 방법의 우주물체 포획 및 제거 방식에 대한 연구가 진행되고 있다. 궤도상에서 우주쓰레기를 제거하는 방법은 크게 수동 제거 방법과 능동 제거 방법으로 구분할 수 있다. 수동 제거 방법은 대기 저항력을 이용해서 위성의 궤도 장반경을 서서히 낮추는 방법으로 태양 돛을 부착하여 위성의 속도를 점차 줄이는 방법이

대표적으로 사용된다[4]. 우주쓰레기 능동제거 방법은 접촉식 제거 방법과 비접촉식 제거방법으로 구분할 수 있으며, 접촉식에는 로봇팔 포획장치[5-9], 그물/작살 포획장치[10-14], 전자기 밧줄 장치[15-19] 등이 있으며, 비접촉식 제거방법으로는 이온 빔 장치, 레이져 빔 장치, 거품 사출 장치, 정전기 유도 장치 등의 제거 방법들이 제안되고 있다.

궤도상에 존재하는 우주 쓰레기를 제거하는 임무를 갖고 있는 위성 프로젝트가 세계 각국에서 진행되고 있다. 영국의 Surrey Satellite Technology에서 수행한 RemoveDebris 미션은 우주쓰레기의 능동제거기술을 시연하기 위한 목적으로 제작이 되었으며, 2개의 큐브위성을 탑재한채로 2018년 발사되어 그물, 작살, 태양 돛 형태의 제거 방법을 시연하였다[20]. 일본의 Astroscale에서는 End-of-Life Services by Astroscale-demonstration(ELSA-d) 위성을 2021년에 발사하여 magnetic capture system에 대한 검증을 수행하였다. 전자석을 형태의 포획 장치를 갖고 있는 cooperative target을 위성 본체에서 분리한 뒤, 접근 및 포획과정을 통해 해당 기술의 검증을 수행했으며, 후속위성인 ADRAS-J(2023년 발사 예정)에 사용하여 non-cooperative target의 포획, 제거 임무를 수행할 예정이다[21].

KAIST 인공위성연구소는 여러 시리즈의 소형위성을 발사하고 운영한 경험을 보유하고 있는 소형위성 전문 연구기관으로 연구소에서 보유하고 있는 기술을 이용하여 국내에서 발사된 기념비적인 위성 중 하나인 우리별 시리즈 위성을 포획 및 제거하는 임무를 기획 중에 있다. 현재 궤도상에 우리별 1, 2, 3호가 임무가 종료된 후에도 궤도를 선회하고 있으나, 이중 크기와 궤도 조건 등을 고려하여 우리별 2호를 포획 대상으로 설정하였으며, 선정 방법을 2장에서 소개한다. 3장에서는 인공위성연구소에서 최근에 개발한 소형위성 시리즈인 차세대 소형위성에 대해서 설명하며, 이 위성들을 개발하면서 획득한 본체 개발 기술을 대부분 활용한다는 가정으로 임무 설계를 수행하였다.

4장에서는 우주쓰레기 제거 임무를 수행하기 위해서 구성한 지구 섭동력을 활용한 궤도 전이 방법에 대해서 설명한다. 지구 섭동력을 이용한 궤도 전이 방법은 적은 연료를 이용하여 목표까지의 궤도면을 점진적으로 줄여나가는 방법으로 소형위성과 같이 위성 전체 무게가 제한적일 경우에 사용할 수 있을 것으로 기대하고 있다. 5장에서는 4장에서 언급한 궤도 전이 방법을 이용하여 소형위성이 실제 수행해야 하는 임무 및 궤도 전이 단계를 구성하고, 각 단계에서 필요로 하는 연료량을 상용 소프트웨어를 이용하여 계산하였다. 특히, 한국형 발사체(Korea Space Launch Vehicle-Ⅱ, KSLV-Ⅱ)를 이용하여 2027년 발사된다고 가정하여 임무를 설계하였으며, 위성 개발이 착수되면 해당 방법을 최적화하여 실제 임무 궤도를 결정할 예정이다.

2. 우리별 2호 위성

우리별 2호 위성은 영국 써리대학과의 위성개발 및 인력양성을 위한 교육프로그램을 통해 개발한 우리나라의 첫 번째 인공위성인 우리별 1호 개발을 통해 얻은 경험과 지식을 기반으로 개발된 최초의 국내 제작 위성이다. 위성의 임무분석과 설계, 제작, 시험까지 모든 과정을 독자적으로 수행했으며, 국산부품 사용, 국내 개발 시험 탑재체 활용, 우리별 1호의 개발 및 운용 중에 발견된 문제점 및 개선점을 보완, 수정하는 방향으로 국내에서 자체 제작되었다[22]. 위성의 질량은 약 50 kg으로 외형적 형상은 우리별 1호와 유사하지만 1,300 km의 원형

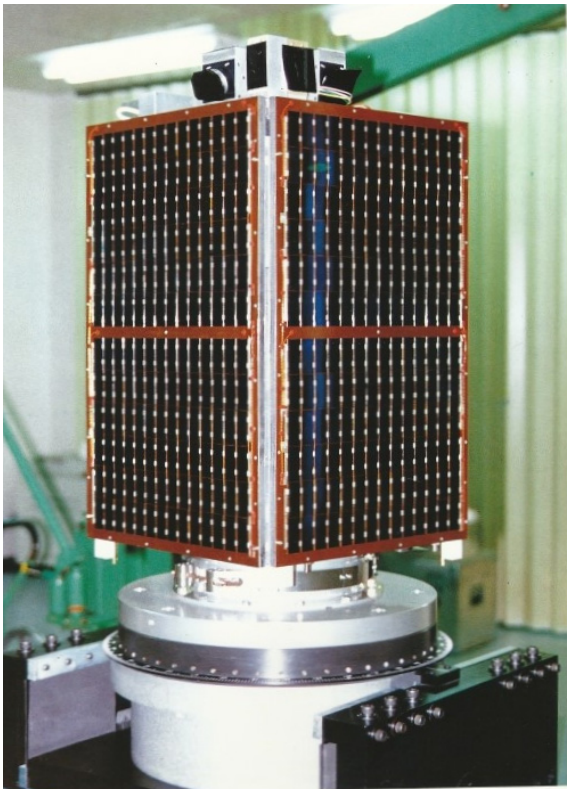

Fig. 1. Flight model for the KITSAT-2.

궤도에서 운용되었던 우리별 1호와는 달리 800 km의 원형 태양 동기궤도에서 궤도 운동을 수행하며 플라즈마 관측 등 다양한 우주관측 실험을 수행했다(Fig. 1). 1993년 9월 26일 아리안 로켓에 탑재되어 기아나 우주센터에서 발사되었으며, 5년간 지구 관측 임무를 마치고 97년 12월 임무가 종료되었다. 해당 기간 동안 다양한 우주관측임무 및 기술검증을 수행함으로써 기존보다 향상된 국내 위성제작기술을 확보할 수 있었다고 평가받고 있다. 우리별 2호 위성의 주요 성능 및 스펙은 Table 1과 같다[23,24].

3. 우리별 귀환 임무 소형위성

KAIST 인공위성연구소는 국내 최초의 위성인 우리별 위성 시리즈, 과학기술위성 시리즈 등 여러 소형위성을 연구, 개발하고 있으며, 최근에는 본체 플랫폼을 표준화/규격화의 목적을 갖고 있는 차세대 소형위성 시리즈의 위성을 개발하고 있다. 2013년부터 차세대 소형위성 1호의 개발을 시작하였으며, 2018년 12월에 Falcon 9 발사체를 이용하여 궤도상에 투입되었으며, 우주 폭풍 관측기 및 근적외선 분광기와 같은 2개의 과학임무 탑재체와 7개의 핵심기술 검증 탑재체가 탑재되어 성공적으로 임무를 수행하였다[25]. 차세대 소형위성 1호의 본체 플랫폼을 계승하여 제작한 차세대 소형위성 2호는 2023년 5월 한국형발사체 KSLV-II를 이용하여 발사가 되었으며, 위성의 주탑재체로 인공위성 연구소에서 독자 개발한 해상도 5 m, 관측폭 40 km의 소형위성용 합성개구레이더(SAR)를 탑재하여 지구 원격탐사 연구의 실용화 및 활성화에 기여할 것으로 기대하고 있다[26].

ADR 소형위성의 본체는 차세대 소형위성 2호에 사용된 본체 기술을 최대한 사용해서 개발할

Table 1. Key specification for KITSAT-2

Orbit	800 km circular sun-synchronous orbit (inclination 98.57°)
Dimension	352×356×670 mm
Mass	47.5 kg
Maximum supply voltage	Max 30 W
Attitude control method	Gravity-gradient stabilization, magnetic torquer < 5 deg pointing accuracy
Communication (Tx speed)	Uplink (145 MHz frequency band): 9,600 bps Downlink (436 MHz frequency band): 9,600 bps
On board computer	OBC186 (80C186)
Payload	CCD Earth imaging system (CEIS) Next generation small satellite computer High speed modulation experiment device Digital store and forward communication experiment (DSFCE) Low energy electron detector (LEED)

예정이며, 차세대 소형위성 2호와 마찬가지로 한국형 발사체를 이용하여 발사될 계획이다. 궤도상에 진입하여 임무가 종료된 채 궤도상에 남아있는 국가 자산 위성을 추적, 포획 및 제거임무가 가능한 소형위성을 개발/실증하는 것이 주요 위성의 임무이다. 목표물의 궤도상 제거는 ADR 탑재체를 이용하여 포획한 후 위성을 지구 저궤도로 하강시켜는 방법을 사용하며 최종적으로 대기권에서 소멸하도록 하는 것이 목표이다. 이를 위해서, 궤도 조정용 연료를 포함하여 200 kg 이하의 소형위성을 제작하며, 발사궤도(약 500 km)에서 우리별 위성의 궤도(약 800 km)로 궤도 전이를 수행해야 하며, 포획 후 지구로 재진입을 유도하기 위한 추진기술의 우주 검증 그리고 정밀 궤도제어 기술에 대한 궤도상 실증을 수행한다. 또한, 우리별 위성을 지구로 재진입시키기 위한 추적 접근 및 위성 포획과 도킹을 위한 포획장치, 센서 및 도킹 시스템의 우주 검증 및 실증을 수행할 예정이다.

Fig. 2는 차세대 소형위성 2호의 본체 플랫폼을 이용하여 설계한 ADR 소형위성의 형상안을 나타내고 있다. 2027년에 발사되는 한국형 발사체는 위성을 초소형위성 군집시스템 사업의 목표궤도로 투입할 예정이므로 ADR 소형위성은 해당 궤도로부터 우리별 위성의 궤도로 전이하는 프로세스를 수행한다. 이때 소요되는 추력기 연료량으로 인해 위성의 총 질량은 증가하였으나, 연료의 무게를 제외한 본체의 건조 질량은 차세대 소형위성 2호의 본체 무게와 유사하다. 위성의 궤도 전이 방법 및 소요되는 연료량에 대한 계산은 다음 장에 설명하였다. 또한, 다축 자유도의 로봇팔을 이용하여 우리별 위성을 포획할 예정이며, 비젼 센서등을 이용하여 자동으로 목표로 이동 및 근접 기동 등을 수행하기 위해 다수의 센서도 함께 탑재하여 임무를 수행할 계획이다. Table 2에 초기 설계를 통해 도출된 ADR 소형위성의 사양을 요약하였다.

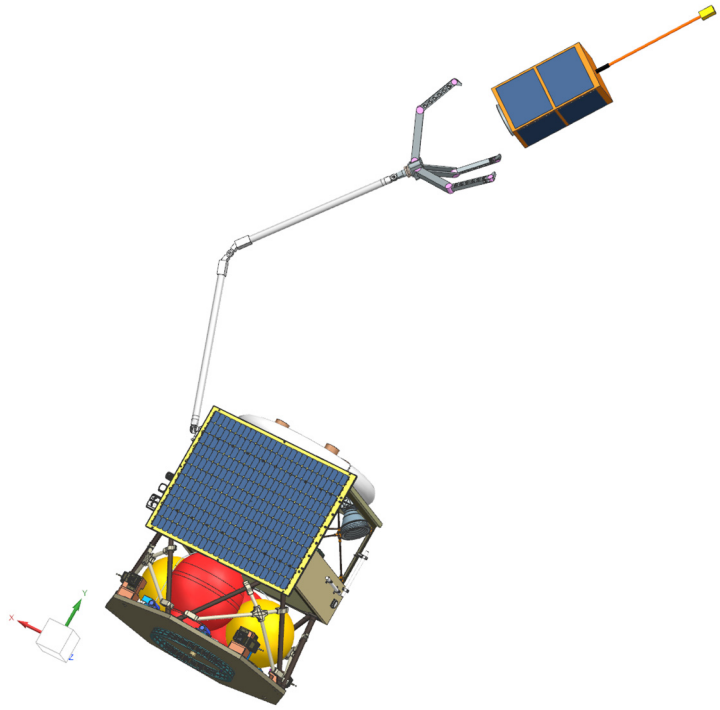

Fig. 2. Preliminary mechanical design for ADR small satellite. ADR, active debris removal.

Table 2. Expected specification for small satellite for ADR mission

Contents		Specification
System/Bus	Altitude	500 km → 800 km rising → Earth re-entry
	Mass	〈 500 kg (including payload and propellant)
	Lifetime	〉1 year
	Power	~300 W
	Attitude control	3 axis attitude control
Payload	Vision sensor	Monitoring/Control the ADR and RD
	IR sensor	Sensing the target with −40 to 120 degree of temperature
	Lidar	Precise distance observation (~500 m)
	Space net	Net for capturing
	Robotic arm	Arm more than 6 degree of freedom
	Docking system	Docking device in Rendezvous
	Transmission	X-band Transmitter (~100 Mbps)
	Storage capacity	~128 G

ADR, active debris removal; RD, Rendezvous and Docking.

4. 궤도 전이 방법

본 장에서는 위성이 초기 궤도면에서 다른 궤도면으로 전이하는 경우의 궤도 전이 프로세스에 대해서 설명한다. 초기 궤도면에서 목표 궤도면으로 직접 궤도를 변경하는 것을 direct access, 지구 섭동력을 이용해서 전이하는 방법을 indirect access라고 부르기로 한다. 각 방법에 대해서 분석을 수행할 때 ADR 소형위성은 2027년에 발사가 예정되어 있는 한국형 발사체인 누리호 6차 발사에 탑재되어 궤도에 투입되는 것을 가정하여 분석하였다. 앞서 언급한 것과 같이 2027년 발사예정인 한국형 발사체는 주 탑재체로 초소형위성 군집시스템의 양산기 5기를 직접 탑재할 예정이며, 이때 궤도는 LTDN(Local Time Descending Node)이 13시 30분인 500 km 태양동기궤도이다[27]. 그러므로 ADR 소형위성은 초소형위성 군집시스템의 궤도에서 포획 목표로 궤도 전이 과정을 거치는 것이 필요하며, 초기에 포획 대상으로 고려했던 우리별 위성 1, 2, 3호의 궤도형상은 Fig. 3과 같다. 2022년 8월 기준으로 국제 우주물체 감시 기관인 CspOC(Combined Space Operation Center)을 통해서 배포된 TLE 파일을 사용하였으며, J2 propagator를 이용하여 위성이 전파된다고 가정해서 발사시점 이후의 위성의 위치를 예측했다. 이 위치를 이용해서 궤도 전이 수행에 필요한 속도 증분(del-v) 및 연료 소모량 분석 등을 통해 최적의 목표를 선정하고, 해당 목표까지 궤도전이 프로세스를 구성 및 목표 위성 상호 간에 비교를 수행했다.

일반적으로 추력기를 이용하여 직접적으로 경사각이나 승교점 이각과 같은 궤도면을 조정하는 것은 Hohmann transfer와 같이 장반경을 변화시키는 기동보다 훨씬 많은 연료가 소모

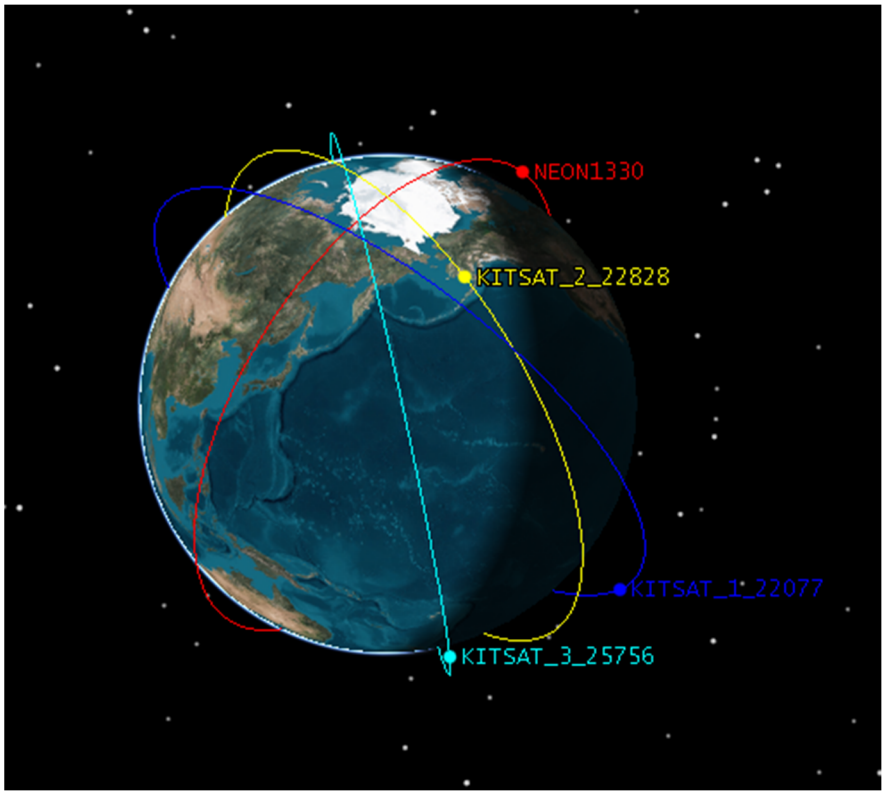

Fig. 3. Comparison of the orbital plane for the NEONSat and KITSAT1, 2, 3 at the Jun 1 2027, computed by TLE and STK. TLE, Two Line Elements; STK, Satellite Tool Kit.

된다. 그렇기 때문에 군집위성 500 km 태양동기궤도와 유사한 경사각을 갖는 우리별 2호를 포획하는 것으로 기준을 세워서 궤도전이 시나리오를 구성하였다. 실제 개발이 완료되어 위성이 임무에 투입될 때는, 발사 시점에 따라 포획이 용이한 위성이 변경될 수 있으므로, 최적화 단계를 구상해서 최적의 포획 대상을 선정할 계획이다. 이때, 포획 후보군을 우리별 위성으로 제한하는 것이 아니라 국내에서 발사되었던 모든 위성들을 후보군으로 두고 포획 위성을 선정할 수 있다.

4.1 Direct Access

Direct access는 추력기를 impulsive 방식으로 사용한다고 가정했을 때의 궤도 전이 방식이라고 할 수 있다. 이와 같은 전이 방법을 실제로 구현하기 위해서는 추력성능이 상당히 좋고 순식간에 많은 연료를 동시에 소모하는 추력기를 필요로 하기 때문에 소형위성체의 건조 질량과 비교했을 때 연료량이 과하게 많이 필요하다. 하지만, 임무설계를 수행할 때 기준지점으로 고려하여 설계할 수 있으며, 이를 위해 2027년에 한국형 발사체를 통해 발사될 ADR 소형위성이 초소형위성 군집시스템 위성의 궤도에서 추력기의 연료만 사용해서 우리별 2호의 궤도로 전이하는데 필요한 연료 소모량을 [28]에서 소개하는 수식을 이용하여 계산하였다.

초기 궤도와 최종 궤도로 전이할 때는 Fig. 4와 같이 common point에서 추력을 발생해야 하며, 이때 필요로 하는 Delta-v는 식 (1)과 같다.

$$\cos(\Theta) = \cos(i_{init})\cos(i_{final}) + \sin(i_{init})\sin(i_{final})\cos(\Delta\Omega)$$
$$\Delta v = 2v_{init}\sin(\frac{\Theta}{2}) \tag{1}$$

여기에서, i_{init}는 궤도 전이 전의 경사각이며, i_{final}은 궤도 전이 후의 경사각, $\Delta\Omega$는 궤도 전이 전후의 RAAN의 변화량이다. Table 3에 정리되어 있는 것과 같이 우리별 2호의 TLE를

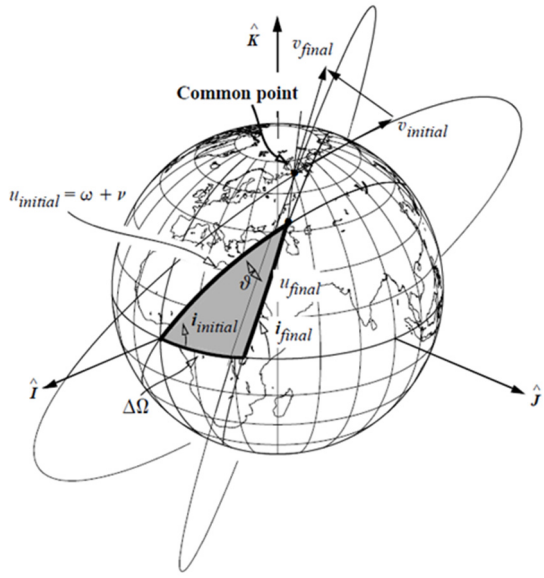

Fig. 4. Schematic for non-coplanar transfer from Figure 6-12 within [22].

Table 3. Orbit Information of the NEONSAT and KITSAT series at the launch candidate computed using TLE with STK software

Sat	Inclination	RAAN	Semimajor axis	Orbit type
NEON1330	97.258	271.403	6879.31	SSO
KITSAT1	66.100	4.214	7694.06	Circular
KITSAT2	98.906	171.761	7160.33	SSO
KITSAT3	98.676	142.036	7088.80	SSO

TLE, Two Line Elements; STK, Satellite Tool Kit.

이용하여 예측한 궤도 정보를 사용하여 계산을 하였으며, 궤도 전이에 필요한 Delta-v를 계산하면 약 11.517 km/s임을 얻을 수 있다.

ADR 소형위성에는 30N의 추력과 250s의 Isp(specific impulse)의 성능을 갖고 있는 화학추력기를 사용할 예정이므로, 해당 spec을 이용하여 direct burn을 수행했을 때 소모될 것으로 예측되는 총 연료의 양은 Tsiolkovsky의 로켓방정식을 활용하여 계산할 수 있으며, 그 값은 식 (2)를 통해 얻을 수 있다.

$$\Delta v = gI_{sp}\ln\left(\frac{m_{dry}+m_{prop}}{m_{dry}}\right)$$
$$m_{prop} = \left(\exp\left(\frac{\Delta v}{gI_{sp}}\right)-1\right)m_{dry} = 111.5305 \times m_{dry} \tag{2}$$

이때 g는 중력 가속도, I_{sp}는 추력기의 비추력 성능, m_{dry}는 위성의 건조 질량, m_{prop}는 연료의 무게이다. 500 km의 궤도에서 건조질량이 약 100 kg일 때 11.517 km/s의 Delta-v를 획득하기 위한 총 연료의 무게는 건조질량의 약 100배 이상의 연료가 필요한 것을 확인할 수 있다. 그러므로, 추력기만을 이용해서 우리별 2호의 궤도로 직접 궤도전이 하는 방법은 빠르게 궤도전이를 할 수는 있으나, 연료량이 1,000 kg 이상 요구되는 비현실적인 방법으로, 소형위성 규모에 탑재되는 적은 연료량으로 우리별 2호에 접근할 수 있는 시나리오를 구성할 필요성이 있다.

4.2 Indirect Access

태양동기궤도는 지구가 완벽한 타원형태를 가지고 않기 때문에 발생하는 지구의 편원성에 의한 섭동력을 활용해서, 하루 동안에 변화하는 RAAN의 크기를 지구 공전 기간과 일정하게 유지시켜 놓은 궤도이며, 그로 인해 위성이 적도면을 지날 때의 지방시가 항상 일정한 시간을 유지하게 하는 특징을 갖고 있다. 태양동기 궤도의 RAAN의 일변화는 식 (3)과 같이 계산할 수 있으며, 하루에 약 1도씩 RAAN이 움직이는 것을 확인할 수 있다.

$$\dot{\Omega} = \frac{360\ (\mathrm{deg})}{365.24(day)} = 0.9856\ \left({}^{deg}/_{day}\right) \tag{3}$$

태양 동기궤도 외의 다른 일반적인 궤도도 지구 편원성으로 발생하는 섭동력으로 인해 시간에 따라 RAAN이 변화한다. 이때 RAAN 변화에 영향을 주는 요소는 지구 편원성뿐만 아니라, 달 및 태양의 인력에 의한 섭동력, 궤도의 장반경 및 이심률 등 의해서 발생하며 그중 가장 지구의 편원성에 의한 J2 효과가 가장 주요한 요인으로 작용하는 것으로 알려져 있다. 이를 수식적으로 표현하면 식 (4)와 같다.

$$\bar{\Omega} = -\frac{3}{2(1-e^2)^2} n J_2 \left(\frac{R_E}{a}\right)^2 \cos(i) \tag{4}$$

여기서 e는 궤도 이심률, J2는 지구의 2차 Zonal Harmonics 계수, R_E는 적도에서의 지구의 평균 반지름, a는 궤도 장반경, i는 궤도의 경사각, n은 궤도의 평균 운동이며, 지구중력상수를 μ를 이용해서 $\sqrt{\mu/a^3}$과 같이 계산할 수 있다.

위의 식 (4)를 통해 확인할 수 있는 것처럼, 각 요소들의 값을 적절하게 넣으면 태양동기 궤도의 RAAN의 일변화와 다른 RAAN의 일변화를 만들어낼 수 있다. 그러므로 ADR 소형위성은 RAAN의 일변화를 태양동기궤도의 일변화인 1도보다 크게 만든다면 추력기의 사용없이 단순한 propagation을 통해서 두 궤도 사이의 RAAN을 일치시킬 수 있다. Fig. 5는 STK (Satellite Tool Kit) 시뮬레이션을 이용하여 태양동기궤도와 태양동기궤도가 아닌 경우의 시

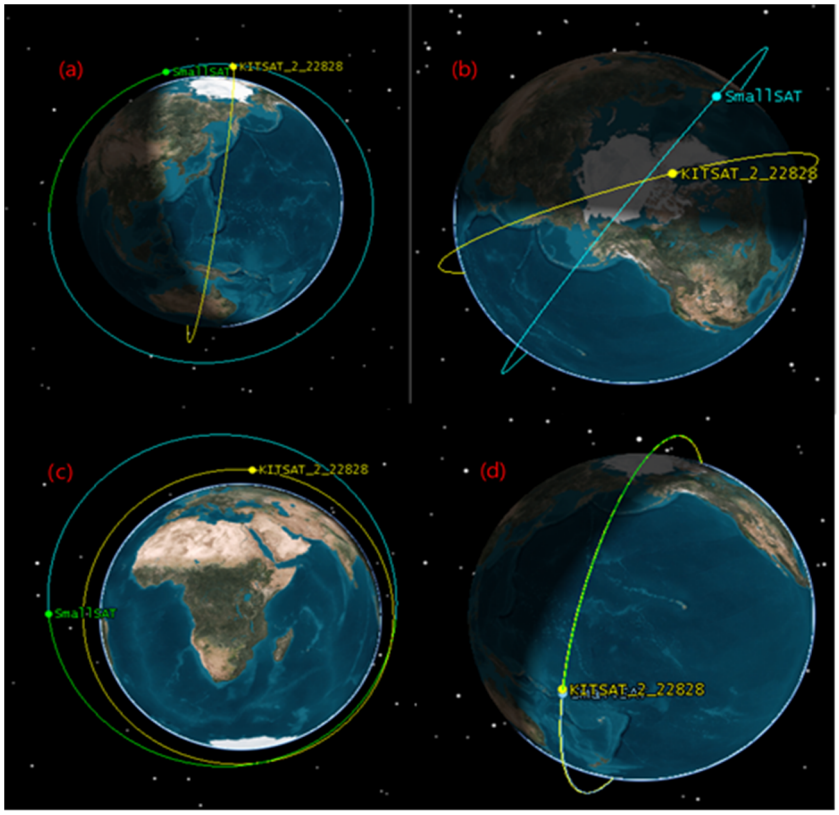

Fig. 5. Process of STK simulation when the small satellite approaches to the KITSAT-2 using the indirect access (a) initial orbital plane, (b) during the propagation, (c) after the propagation, (d) access completed. STK, Satellite Tool Kit.

간에 따른 RAAN의 변화를 나타내는 시뮬레이션의 일부를 표현하였다. 500 km의 태양동기궤도와 근지점 500 km 원지점 1,800 km의 타원궤도가 서로 다른 RAAN값을 갖고 있을 때 단순한 궤도전파만으로 RAAN을 일치시킬 수 있다. 이 방법을 활용하여 궤도 전이할 때 사용되는 추력기의 소모 연료량을 줄이는 임무를 설계할 수 있으며, 다음 장에 이 indirect access 방법을 이용한 ADR 소형위성의 궤도 전이 과정에 대해서 설명하였다.

5. 우리별 포획을 위한 임무 설계

ADR 소형위성의 발사부터 목표까지 도달하기 위한 궤도 전이 과정을 Fig. 6과 같이 나타낼 수 있다. ADR 소형위성은 앞서 언급한 것과 마찬가지로 2027년 한국형 발사체를 통해서 초소형위성 군집시스템 위성의 양산기 위성과 동승 발사를 통해 LTDN이 10시 30분인 500 km 태양동기궤도로 투입된다. Fig. 6에 소개된 궤도 전이 과정은 소형위성의 임무기간이 1년이라는 요구사항을 만족하기 위해서, 약 7개월 동안의 궤도 전이 과정을 거치는 것을 고려하여 분석을 수행했다. 분석에는 STK를 사용하였으며 그중 행성탐사 등의 임무 설계 등에 사용되는 astrogator 모듈을 이용하여 분석을 수행하였다(Fig. 7).

Astrogator 모듈의 orbit maneuver와 propagator 기능을 활용하여 ADR 소형위성의 기동을 구현하였으며, 각 maneuver 기동에는 4장에서 언급한 30N의 화학추력기를 사용하는

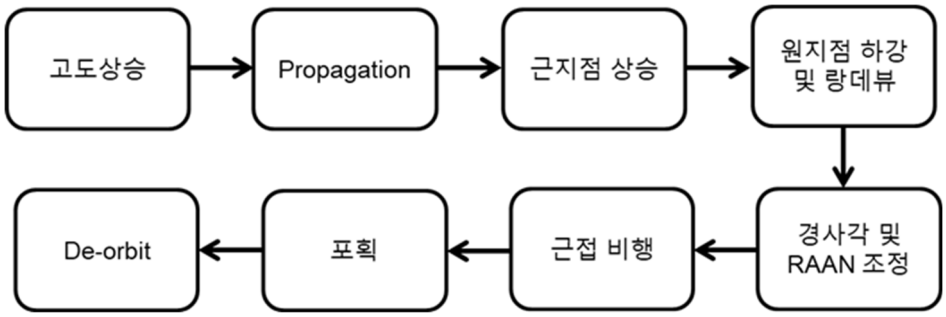

Fig. 6. Orbit transfer flow the ADR satellite as the results of mission planning. ADR, active debris removal.

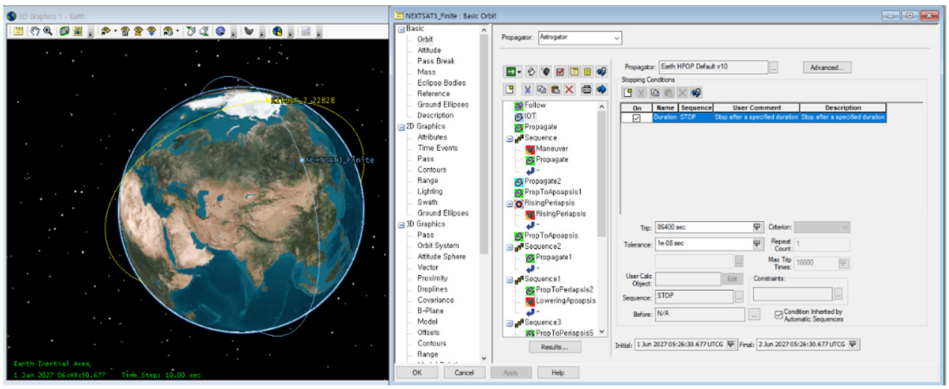

Fig. 7. Configuration of the STK to implement the ADR small satellite using Astrogator module. STK, Satellite Tool Kit; ADR, active debris removal.

것으로 가정하여 시뮬레이션을 수행했다. 위성의 Propagation은 HPOP 모듈을 사용하여 실제 상황과 유사한 환경에서 시뮬레이션을 수행할 수 있도록 하였다. 최종적으로 ADR 소형위성이 목표위성인 우리별 2호에 도달하는 것은 거리가 약 2 km 정도로 가까워졌을 때까지 수행하였으며, 상대거리가 2 km 이내가 되면 실제 위성은 탑재되어 있는 광학센서를 이용하여, 상대운동으로 진입하기 때문에 다른 형태의 분석이 필요하다. 상대운동에 대한 분석 및 임무 설계는 추후에 수행될 예정이다. ADR 소형위성에서 수행하는 궤도전이 단계 각각에 대한 자세한 설명은 다음에 나타나 있다.

5.1 고도 상승

Indirect access 방법을 활용하기 위하여 한국형 발사체를 이용하여 고도 약 500 km 투입된 직후 추력기를 이용하여 근지점에서 추력기를 가동하여 위성의 원지점 고도를 약 1,800 km로 상승한다. 추력기의 효율을 최대화하기 위하여 기본적이 궤도 전이 방법인 Hohmann transfer를 적용하였다. 4장에서 설명한 indirect access를 수행하기 위하여 500 km × 1,800 km의 타원 궤도를 형성하며, 1,800 km의 원지점 고도는 indirect access에 의한 RAAN 변화를 단기간에 확인할 수 있도록 설정된 고도이며, 추후 임무 수명과 소모 연료량 등을 이용한 최적화 과정을 통해 최적의 고도를 산출할 예정이다.

5.2 Propagation

고도 상승 기동을 통해 형성된 타원 형태의 소형위성의 궤도는 태양동기궤도인 우리별 2호와의 다른 RAAN의 일변화를 갖게 된다. 해당 상태에서 약 7개월 동안 추가적인 연료 사용 없이 단순한 propagation을 수행하며, 이를 통해 두 궤도 사이의 대적인 RAAN의 차이를 줄일 수 있다. 이 기간은 ADR 소형위성의 궤도 전이 기간 중 가장 많은 시간이 소요되는 기간으로 적절한 탑재체를 탑재하여 우주상 기술 검증 등을 수행하는 용도로 사용할 수 있다.

5.3 근지점 상승

두 궤도 간의 RAAN이 약 1도 이내로 가까워지면 우리별 위성으로의 랑데부를 수행하기 위해서 ADR 소형위성의 근지점을 500 km에서 우리별 2호 위성의 고도인 800 km로 상승시킨다. 고도 상승기동과 마찬가지로 추력기의 효율을 최대화하기 위해서 Hohmann transfer 기동을 하용하게 되며 원지점에서 위성의 진행 방향 반대로 추력을 발생시킨다.

5.4 원지점 하강 및 랑데뷰

랑데부를 위해서 ADR 소형위성의 원지점 고도를 우리별 2호 위성의 고도로 하강시킨다. 고도 하강 기동은 상승기동과는 다르게 한번에 수행하는 것이 아니라 pass 별로 약 10초간 수행하여 점진적으로 하강시킨다. 상승 기동들과 마찬가지로 Hohmann transfer를 이용하며, 점진적인 하강을 통해 급작스러운 우주 환경의 변화로 인해 발생할 수 있는 위성 시스템의 오류를 사전에 방지할 수 있도록 하였다. 원지점 하강이 순차적으로 이루어지면 ADR 소형위

성은 우리별 2호 위성과 동일한 궤도를 갖고 있으며, 다음 단계의 미세조정을 통해 동일한 궤도를 형성한다.

5.5 경사각 및 RAAN 조정

고도 상승/하강 기동을 수행하면서 변화한 ADR 소형위성의 경사각 및 RAAN을 조정하여 우리별 2호 위성의 궤도와 일치시킨다. 해당 기동까지 수행하면 ADR 소형위성의 우리별 2호 위성과 약 2 km의 상대 거리를 갖게 될 것으로 예측되며, 이 단계 이후부터는 지상에서의 명령을 통해서가 아닌 위성에 탑재되어 있는 광학 센서 등을 이용하여 자체적으로 판단하여 임무를 수행해야 한다.

5.6 근접 비행

위성에 탑재된 영상센서를 이용하여 우리별 2호 위성과의 상대적인 거리를 획득한다. 획득한 상대 거리를 감소시키기 위해서 위성 자체적으로 근접 비행 계획을 수립하며 목표물 주변을 선회 비행하면서 상대거리를 점차 감소시킨다. 이때, 거리가 약 500 m 내로 가까워지면 비젼센서를 사용하여 목표의 자세 및 운동 상태를 획득하며, 이 정보를 이용하여 최적의 포획 시간을 계산하도록 한다. 추력기를 1회, 1초간 사용하여 남아있는 상대 거리를 전부 상쇄시킬 수 있는 상대거리를 가질 때까지 지속적으로 선회비행을 수행한다.

5.7 포획

목표와의 상대거리가 충분히 가까워졌다고 판단되면, 마지막으로 추력기를 발생하여 목표 위성에 접근 및 도킹을 수행한다. 도킹 후에는 위성에 탑재된 로봇팔을 이용하여 우리별 2호 위성의 각속도를 제거하고, 탑재한 능동 제거 탑재체를 이용하여 목표물을 포획한다.

5.8 De-Orbit

포획한 우리별 2호 위성을 탑재한 전기추력기를 이용하여 근지점 고도를 대기저항을 많이 받는 약 300 km 고도로 하강시킨다. 이와 같은 고도로 하강하게 되면 위성의 원지점 고도도 대기 저항을 받아서 점진적으로 하강하게 되며, 최종적으로는 위성이 대기중에 산화하게 되며, 임무가 종료된다.

각 기동을 통해 얻은 연료 소모량은 Astrogator 모듈에서 제공하는 각 기동 요약을 통해서 획득하였으며, 실제 시뮬레이션을 통해 얻은 연료 소모량을 Table 4에 나타냈다. 표에서 확인할 수 있는것과 같이 indirect access 방식으로 근접기동을 수행했을 때의 연료 소모량은 direct access 방식으로 전이를 했을 때와 비교했을 때 총 80 kg 미만으로 상당히 적은 양을 사용해서 궤도 전이를 수행하는 것을 알 수 있다. 이와 같은 방법을 사용하면, 포획하려는 목표 대상이 발사체로 직접 투입할 수 없는 궤도에 있다고 하더라도, 추력기 연료를 적게 사용해서 목표에 도달할 수 있다. 이와 같은 방법은 실제 임무를 수행하러 가기까지는 시간이 약간 소요되지만, propagation하는 시간 동안에 위성 상태를 점검하거나 혹은 필요 기술을 검

Table 4. Fuel consumption in each operation phase computed from STK software

Maneuver	Fuel usage (kg)	Etc.
Rising	38.389	Altitude ~1,800 km
Propagation	0	About 6 month
Rising periapsis	0.27	
Lowering apoapsis	25.993	
Inc and RAAN control	12.858	
Proximity	〈 1	V-bar approach
Capturing	0	
De-orbit	–	Electrical propulsion Natural decay at 200 km altitude
Total	78.9865	

STK, Satellite Tool Kit.

Fig. 8. ADR Satellite system operation phase. ADR, active debris removal.

증하는 등 부가적인 임무를 수행할 수 있으며, 임무 수행에 요구되는 연료량의 감소는 위성체의 설계와 제작 비용 절감에도 큰 이점을 가지고 있어, 포획하고자 하는 대상과 위성의 크기에 관계없이, 여러 형태의 우주쓰레기 제거 임무를 띈 소형위성을 제작할 수 있다. 인공위성연구소에서 개발하려고 하는 ADR 소형위성도 이와 같은 방법으로 궤도 전이를 수행할 예정이며, 실제 운영을 계획중인 operation overview를 Fig. 8에 나타내었다.

6. 결론

본 연구에서는 소형위성을 활용하여 우주 쓰레기 능동 제거 기술을 우주에서 실증하기 위한 임무 설계에 대해서 다루었으며, 특히 궤도전이가 필요한 임무를 수행할 때에도, 추진계의 연료량을 최소화하여 목표 우주물체에 접근할 수 있는 방안에 대하여 살펴보았다. 지구의 J2

섭동력을 이용하여 RAAN의 일변화를 통해 위성의 궤도면을 일치시키도록 하는 방안은 2027년 한국형 발사체를 이용하여 궤도에 투입된 위성이 indirect access 방식을 이용하여 목표물에 접근하기 까지의 과정을 보여주고 있으며, 궤도전이에 대한 상세 설계를 통한 최적화가 수행되지 않았음에도 불구하고 100 kg 미만의 적은 양의 연료로 목표에 접근하게 됨을 확인했다. 실제 개발에 사용되는 추력기 설계시에 비추력이 큰 추력기를 사용한다면 소모 연료량은 더욱 줄어들 수 있다.

본 논문을 통해 구성한 임무설계 내용은 위성체의 개념설계에 요구되는 초기 분석으로 실제 임무에 수행되기 위해서는 다양한 최적화 연구를 통해 소모 연료량을 더 줄일 수 있는 연구가 수행될 예정이다. 본 연구를 통해 소형위성으로도 포획 우주물체와 발사체에 의한 투입 궤도의 상대적인 차이를 극복할 수 있는 것을 확인하였으며, ADR 임무와 함께 랑데부/도킹 등의 다양한 우주 기술을 소형위성 임무에 적용하여 미래 우주탐사시에 요구되는 선행기술의 우주실증은 국내 우주발전의 저변을 넓히는 좋은 계기가 될 것으로 기대한다.

감사의 글

본 연구는 한국연구재단의 “우주환경 보호를 위한 미래선도기술 개발 방안 심화연구”의 지원을 받아 작성한 논문입니다.

References

1. Kessler DJ, Cour-Palais BG, Collision frequency of artificial satellites: the creation of a debris belt, J. Geophys. Res. Space Phys. 83, 2637-2646 (1978). https://doi.org/10.1029/ja083ia06p02637
2. Bonnal C, Ruault JM, Desjean MC, Active debris removal: recent progress and current trends, Acta Astronaut. 85, 51-60 (2013). https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2012.11.009
3. Inter-Agency Space Debris Coordination Committee [IADC]. IADC space debris mitigation guideline, IADC-02-01, Revision 2 (2020) [Internet], viewed 2023 May 12, available from: https://orbitaldebris.jsc.nasa.gov/library/iadc-space-debris-guidelines-revision-2.pdf
4. Visagie L, Lappas V, Erb S, Drag sails for space debris mitigation, Acta Astronaut. 109, 65-75 (2015). https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2014.12.013
5. Yoshida K, Achievements in space robotics, IEEE Robot. Autom. Mag. 16, 20-28 (2009). https://doi.org/10.1109/MRA.2009.934818
6. Yoshida K, Nakanishi H, Ueno H, Inaba N, Nishimaki T, et al., Dynamics, control and impedance matching for robotic capture of a non-cooperative satellite, Adv. Robot. 18, 175-198 (2004). https://doi.org/10.1163/156855304322758015
7. Flores-Abad A, Ma O, Pham K, Ulrich S, A review of space robotics technologies for on-orbit servicing, Prog. Aerosp. Sci. 68, 1-26 (2014). https://doi.org/10.1016/j.paerosci.2014.03.002

8. St-Onge D, Gosselin C, Synthesis and design of a one degree-of-freedom planar deployable mechanism with a large expansion ratio, J. Mech. Robot. 8, 021025 (2016). https://doi.org/10.1115/1.4032101
9. Choi J, Jung J, Lee D, Kim B, Articulated linkage arms based reliable capture device for janitor satellites, Acta Astronaut. 163, 91-99 (2019). https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2019.03.002
10. Bischof B, Kerstein L, Starke J, Guenther H, Foth WP, ROGER - Robotic geostationary orbit restorer, Proceedings of the 54th International Astronautical Congress of the International Astronautical Federation, Bremen, Germany, 2003.
11. Gołębiowski W, Michalczyk R, Dyrek M, Battista U, Wormnes K, Validated simulator for space debris removal with nets and other flexible tethers applications, Acta Astronaut. 129, 229-240 (2016). https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2016.08.037
12. Medina A, Cercós L, Stefanescu RM, Benvenuto R, Pesce V, et al., Validation results of satellite mock-up capturing experiment using nets, Acta Astronaut. 134, 314-332 (2017). https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2017.02.019
13. Shan M, Guo J, Gill E, Contact dynamics on net capturing of tumbling space debris, J. Guid. Control Dyn. 41, 2063-2072 (2018). https://doi.org/10.2514/1.g003460
14. Botta EM, Sharf I, Misra AK, Simulation of tether-nets for capture of space debris and small asteroids, Acta Astronaut. 155, 448-461 (2019). https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2018.07.046
15. Heide EJ, Kruijff M, Tethers and debris mitigation, Acta Astronaut. 48, 503-516 (2001). https://doi.org/10.1016/S0094-5765(01)00074-1
16. Estes RD, Lorenzini EC, Sanmartin J, Pelaez J, Martinez-Sanchez M, et al., Bare tethers for electrodynamic spacecraft propulsion, J. Spacecr. Rockets. 37, 205-211 (2012). https://doi.org/10.2514/2.3567
17. Takeichi N, Practical operation strategy for deorbit of an electrodynamic tethered system, J. Spacecr. Rockets. 43, 1283-1288 (2012). https://doi.org/10.2514/1.19635
18. Nishida SI, Kawamoto S, Okawa Y, Terui F, Kitamura S, Space debris removal system using a small satellite, Acta Astronaut. 65, 95-102 (2009). https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2009.01.041
19. Iñarrea M, Lanchares V, Pascual AI, Salas JP, Attitude stabilization of electrodynamic tethers in elliptic orbits by time-delay feedback control, Acta Astronaut. 96, 280-295 (2014). https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2013.12.011
20. Forshaw JL, Aglietti GS, Navarathinam N, Kadhem H, Salmon T, et al., RemoveDEBRIS: an in-orbit active debris removal demonstration mission, Acta Astronaut. 127, 448-463 (2016). https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2016.06.018
21. Astroscale, ELSA-d mission update [Internet], viewed 2023 May 3, available from: https://astroscale.com/elsa-d-mission-update/

22. Park SD, Sung DK, Choi SD, Overview of the KITSAT-1 and KITSAT-2 satellite systems , J. Astron. Space Sci. 13, 1-19 (1996).
23. KAIST, Satellite Technology Research Center (SaTReC), KITSAT-2 [Internet], viewed 2023 May 5, available from: https://satrec.kaist.ac.kr/03_02.php
24. Korea Aerospace Industries Association [KAIA], Policy - Status of Domestic Satellite and Launch Vehicle Development (Aerospace Industry, Seoul, Korea, 2010).
25. Shin GH, Chae JS, Lee SH, Min KW, Sohn JD, et al., Operational concept of the NEXTSat-1 for science mission and space core technology verification, J. Astron. Space Sci. 31, 67-72 (2014). https://doi.org/10.5140/jass.2014.31.1.67
26. Shin GH, Lee J, Jang TS, Kim DG, Jeong Y, Development and field test of the NEXTSat-2 synthetic aperture radar (SAR) antenna onboard vehicle, J. Space Technol. Appl. 1, 33-40 (2021). https://doi.org/10.52912/jsta.2021.1.1.33
27. Lee J, Kim SG, Kim SY, Oh SH, Kim SH, et al., Concept of operation for microsatellite constellation system, in Proceedings of the KSAS 2022 Fall Conference, Jeju, Korea, 16-18 Nov 2023.
28. Vallado DA, Fundamentals of Astrodynamics and Applications (Microcosm Press, Hawthorne, CA, 2013).

Author Information

이 준 찬 ljunchan@kaist.ac.kr

KAIST 물리학과에서 2015년 박사학위를 취득하였고, 나로과학위성의 이온층 관측기, 차세대 소형위성 1호의 우주폭풍연구를 위한 과학탑재체(ISSS) 등의 인공위성용 우주과학 탑재체를 다수 제작하였다. 2011년부터 인공위성연구소에서 초소형위성 군집시스템 개발사업의 군집운영과 임무분석을 담당하고 있으며, 우리별 귀환 임무 위성의 임무설계를 담당하고 있다.

강 경 인 kikang@kaist.ac.kr

KAIST 전기및전자공학 석. 박사 학위를 취득하였으며, 1995년부터 한국과학기술원 인공위성연구소의 연구원으로 우리별3호, 과학기술위성, 차세대소형위성 개발 및 나로과학위성 개발 책임자로 위성개발을 하였으며, 다누리에 탑재된 광시야 편광카메라의 설계와 제작 등 전자광학 탑재체를 개발하였다. 2019년부터 2021년까지는 한국연구재단의 우주기술단장을 역임하며 국가우주개발사업 신규사업기획과 사업관리를 하였고, 지금은 우리별귀환임무 수행을 위한 연구를 수행 중에 있다.