

논문

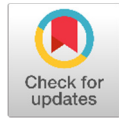
# 초소형 위성의 랑데부/도킹 기술 검증을 위한 시나리오 설계

김기덕<sup>1</sup>, 김해동<sup>1,2</sup>, 조동현<sup>3†</sup>

<sup>1</sup>한국항공우주연구원

<sup>2</sup>과학기술연합대학원대학교

<sup>3</sup>부산대학교



Received: January 14, 2022

Revised: January 24, 2022

Accepted: January 28, 2022

†Corresponding author :

Dong-Hyun Cho

Tel : +82-51-510-2309

E-mail : donghyun.cho@pusan.ac.kr

## Scenario Design for Verification of Rendezvous Docking Technology for Nanosatellite

Kiduck Kim<sup>1</sup>, Hae-Dong Kim<sup>1,2</sup>, Dong-Hyun Cho<sup>3†</sup>

<sup>1</sup>Korea Aerospace Research Institute, Daejeon 34133, Korea

<sup>2</sup>Department of Aerospace Engineering, University of Science and Technology,  
Daejeon 34113, Korea

<sup>3</sup>Department of Aerospace Engineering, Pusan National University, Busan 46241, Korea

Copyright © 2022 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

Kiduck Kim

<https://orcid.org/0000-0003-1906-2298>

Hae-Dong Kim

<https://orcid.org/0000-0001-9772-0562>

Dong-Hyun Cho

<https://orcid.org/0000-0001-7113-1102>

### 요약

본 논문에서는 초소형 위성을 활용한 랑데부/도킹 기술검증 시 초기 발사 이후 표류(drift) 거리 회복(recovery) 과 근접 운용을 위한 시나리오 설계에 대해 기술하였다. 랑데부/도킹은 궤도상서비스(on-orbit servicing, OOS) 기술의 기반이 되는 기술로서 목표 물체에 접근하는 데 반드시 필요한 선제적인 과정이다. 특히 우주상에서 검증이 어려운 기술로서 개발 단계의 위험성 및 비용 등을 줄이기 위하여 최근에는 초소형 위성이 활용되고 있다. 따라서 본 논문에서는 랑데부/도킹 기술 검증을 위한 초소형 위성의 추력기 구성과 제원을 소개하며, 초소형 위성의 작은 크기 및 낮은 전력에서 오는 추력 한계를 고려할 수 있는 상대 궤적을 설계하고자 한다. 또한 추력 한계를 고려하지 않은 경우와의 궤적 및 추력 사용량 등의 비교를 통해 추력 사용 가능한 추력기의 성능 향상에 따른 시나리오 설계에도 도움이 되고자 한다.

### Abstract

This paper illustrates the trajectory design of drift distance recovery after initial launch and proximity operation when verifying rendezvous/docking technology using nanosatellites. The rendezvous/docking is a technology that is the basis of on-orbit servicing technology and is a preemptive process essential for approaching a target object. In particular, since it is difficult to verify in space, nanosatellites have recently been used to reduce the risk and cost of the development stage. Therefore, this paper not only introduces the configuration and specifications of thrusters for nanosatellites but also designs relative trajectories that can take into account the thrust limitations which come from the small size and low power of nanosatellites. In addition, we intend to be helpful in later designing scenarios according to the improvement of available thruster performance through comparison of trajectories and thrust usage with cases without thrust limitations.

**핵심어** : 랑데부/도킹, 근접운영, 초소형 위성, 상대 궤적

**Keywords** : rendezvous/docking, proximity operation, nanosatellite, relative trajectory

## 1. 서론

궤도상서비스(on-orbit servicing, OOS)은 궤도 상의 우주선에 대하여 다양한 임무를 수행하는 개념을 의미하며 궤도 조정, 고장 수리, 연료 등의 소모품 보충, 궤도 상 조립, 잔해 제거 등의 광범위한 유형의 임무를 포함한다[1]. 이러한 기술들을 궤도 상에서 시연하는 것은 높은 기술 수준과 복잡성이 요구되므로 역사적으로 우주왕복선 및 국제 우주정거장과 같이 유인 우주 비행에 국한되어 수행되어왔다. 그러나 2007년 Orbital Express 미션을 기점으로 랑데부, 포획, 연료 급유, 전자 장치 교체 등의 핵심 기술들을 자율적(autonomous)으로 성공함에 따라 무인 임무로 그 개발 방향이 확대되어 왔다[2]. 특히 2019년 10월 발사된 Northrop Grumman사의 MEV-1(Mission Extension Vehicle)은[3] 정지궤도 위성인 Intelsat-901에 궤도 수정 및 유지를 위한 추력을 제공하여 5년 정도의 임무수명 연장의 상업 서비스를 제공하면서 궤도상서비스 기술의 현실적인 상업화 가능성을 보였다.

최근에는 초소형 위성의 기술적 발전에 따라 이를 활용하여 궤도상서비스의 기반 기술인 RPOD(rendezvous, proximity operation, docking) 기술을 개발 및 검증하는 연구가 활발히 진행되고 있다. 예시로 NASA(National Aeronautics and Space Administration) 및 ESA(European Space Agency)에서 각각 개발 중인 CPOD(cubeSat proximity operations demonstration)[4], RACE(rendezvous autonomous cubeSats experiment)[5] 등이 있으며, 초소형 위성의 활용을 통해 개발 기간과 비용, 그리고 검증 단계의 위험을 줄일 수 있다는 장점이 있다. 물론, 추력기를 통한 궤도 조정, 근접 운용, 도킹 등 모든 핵심 기술에 대하여 검증이 가능하지만 시나리오 설계 단계에서 초소형 위성의 크기 및 전력을 고려해줘야만 한다.

본 논문에서는 초소형 위성을 활용한 랑데부/도킹 기술검증 시 초기 발사부터 최종 도킹 이전의 근접운용까지의 시나리오 설계에 대하여 기술한다. 이를 위하여 발사 이후 발생하는 표류(drift) 거리 회복(recovery) 및 근접 운용을 위한 상대 궤도를 생성할 수 있는 시나리오를 설계한다. 또한, 설계된 시나리오에 대한 분석과 함께 추력기의 성능 제한을 고려하지 않은 경우와의 비교를 통해 추후 추력기의 성능 향상에 따른 시나리오 설계에도 활용할 수 있도록 한다.

## 2. 임무 시나리오 및 추력기 시스템 구성

한국항공우주연구원은 궤도상서비스의 기반 기술인 랑데부/도킹 기술 개발을 위하여 근접 운용 기술, 정밀 상대항법, 도킹장치 개발, 궤도폐기를 위한 대기저항 전개장치 등에 대한 연구를 수행하고 있다. 개발 기간의 단축 및 비용 절감을 위하여 우주 궤도상 검증을 위한 플랫폼은 중량 10 kg급의 6U 크기의 초소형 위성 두 기를 선택하였고, 2019년과 2020년에는 각각 예비설계와 상세설계 검토회의를 수행하였다[6].

다음 Fig. 1은 두 위성의 시스템 형상과 임무 시나리오를 나타낸다. 6U 크기의 두 위성은 체이서(chaser)와 타겟(target)으로 구분할 수 있으며, Fig. 1의 좌측 그림에서 각각 왼쪽과 오른쪽에 위치해 있다. 체이서 위성의 위와 아래에는 추력기가 탑재되며, 원뿔 모양의 형상은 추력기의 노즐 방향을 가상으로 도시한 결과이다. 임무의 최종 목표는 두 위성의 도킹과 도킹 이후 궤도폐기로 다음의 순차적인 과정으로 이루어진다. 먼저, 발사 이후 초기운용 과정에서 벌어진 두 위성의 상대 거리를 회복한다. 이후 근접운용을 위한 상대 궤적을 생성하고, 최종

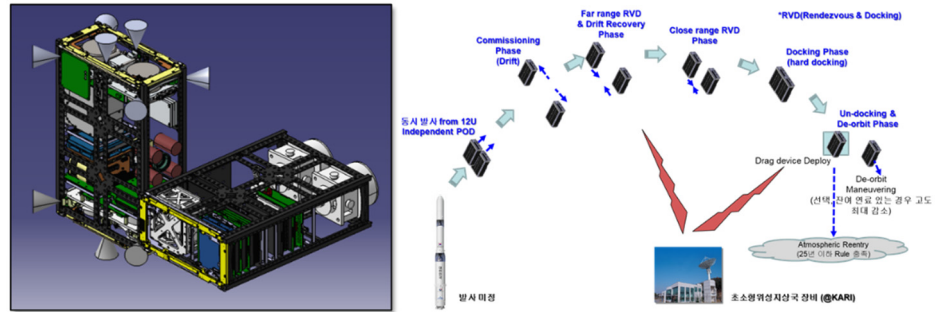


Fig. 1. System configuration of chaser and target satellites & mission scenario.

접근 후 도킹을 수행한다. 마지막으로 도킹 분리 후 두 위성은 각각 궤도폐기를 수행하게 된다. 이때 체이서 위성은 탑재된 추력기를 통해 궤도폐기 기동을 수행하며, 추력기가 탑재되지 않은 타겟 위성은 대기저항 전개장치를 통해 궤도폐기를 수행하도록 설계되었다.

기존 초소형 위성과 랑데부/도킹 기술검증용 위성의 가장 큰 차이점은 타겟 위성에 접근하기 위한 다방향 추력기 탑재 여부에 있다. 앞서 언급했듯이 체이서 위성의 상하단부에 동일한 냉가스(cold gas) 추력기 모듈이 탑재되어 있고, 노즐의 각도에 따라 동체의 모든 축에 대하여 추력을 내는 것이 가능하다. 해당 추력기는 GomSpace사에서 개발하는 제품으로 ESA의 랑데부/도킹 기술 임무인 RACE 미션을 위해 개발하는 추력기와 동일하며 추력기의 주요 제원은 Table 1에 정리하였다.

추력기 모듈은 부탄을 연료로 사용한다. 모듈 당 2개의 연료 탱크에 총 120 g의 부탄을 저장하며 연료 탱크에 최대 저장할 수 있는 부탄의 양은 122 g이다. 추력기의 경우 추력을 올바르게 생성하기 위한 온도 유지가 매우 중요하기 때문에 대부분 히터(heater)를 통해 능동적으로 온도 제어를 수행한다. 특히 부탄의 경우, 기화 가능 온도가 충분히 낮지 않기 때문에 해당 추력기는 연료 및 플레넘(plenum) 탱크, 그리고 각 노즐에 모두 히터가 존재해 총 9개의 히터를 가지고 있다. 또한 각 노즐의 온도뿐만 아니라, 생성된 임펄스(impulse)를 실시간으로 측정하는 것이 가능하여 추력기 제어에 용이하다. Fig. 2는 체이서 위성의 확대된 형상과 추력기 모듈을 나타낸다.

Table 1. Thruster major specification

Property	Specification
Propellant	Butane
Weight	Total wet mass = 802 g for one module
	Total dry mass = 682 g for one module
Size	Less than 2 U (20 × 10 × 10 cm) of total size
Thrust level	Max 1 mN for each nozzle
Burn duration	Max 300 sec
Total Delta-V	Around 16 m/s (assuming a 10 kg nanosatellite)

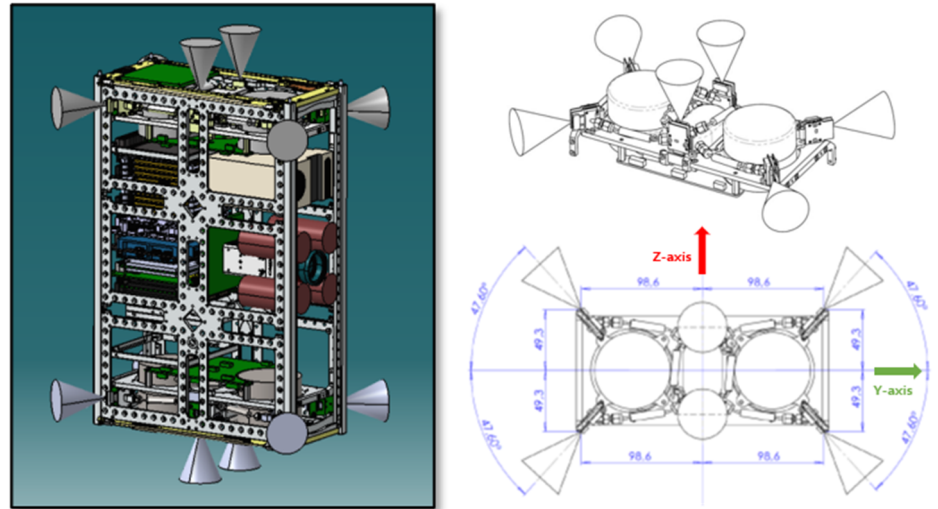


Fig. 2. Thruster configuration of chaser satellite.

Fig. 2의 우측 그림을 통해 추력기 모듈 1개 당 총 6개의 노즐이 있음을 확인할 수 있다. 노즐 중 연료 탱크와 수직인 방향의 2개의 노즐을 제외한 나머지 4개의 노즐은 추력기의 Y축과 47.5도의 각도를 가지고 있다. 각 노즐은 최대 1 mN의 추력을 낼 수 있기 때문에 체이서 위성과 같이 두 개의 모듈을 탑재할 경우 각 축 별 최대 추력은 Table 2와 같다.

본 논문의 임무 시나리오 설계 시에는 복잡성을 줄이기 위하여 각 축이 낼 수 있는 추력을 2 mN으로 가정하여 설계하였다. 이 때 사용할 수 있는 최대 속도 증분(이하  $\Delta v$ ) 값은 10 kg의 위성 질량과 300초의 최대 분사 시간을 고려할 때  $0.06 \text{ m/s} (= 2 \text{ mN} / 10 \text{ kg} \times 300 \text{ sec})$  이 되며, 해당 값은 시나리오 설계 시에 제한 조건으로 고려되어진다.

### 3. 표류 거리 회복

먼저 표류 거리는 체이서(chaser)와 타겟(target) 두 위성이 발사되고 나서 초기 운용의 기간 동안 벌어지는 거리를 의미한다. 여기서 초기 운용은 위성의 전력 및 상태 확인, 지상국과의 통신 확인, 센서 및 구동기 확인 후 정상 운용 대기 상태라고 볼 수 있다. 해당 기간은 가용 가능한 지상국의 위치 및 초기 운용 절차의 복잡성 등에 따라 달라지며, 표류 거리는 초기 운용 기간이 길수록 커지게 된다. 표류 거리 회복은 근접 운용을 위하여 해당 거리를 일정 수준 이내로 줄이는 것을 목표로 하게 된다.

본 논문의 임무 시나리오 설계에는 10일의 초기운용 기간을 가정하였고 해당 기간 동안 체이서와 타겟 위성 사이의 거리는 대략 400 km 정도로 벌어지게 된다. 따라서 표류 거리 회복

Table 2. Maximum thrust level of each axis

Configuration	Nozzle & thrust level
X-axis	2 Nozzle; 2 mN (= 2 × 1 mN)
Y-axis	4 Nozzle; 2.6972 mN (= 4 × 1 × cos(47.5°) mN)
Z-axis	4 Nozzle; 2.9538 mN (= 4 × 1 × sin(47.5°) mN)

시나리오에는 발사 후 10일까지 벌어진 400 km의 상대 거리를 2 km까지 줄이는 궤적을 설계하는 문제로 정의할 수 있다.

임무 시나리오 설계에서 기본적으로 사용되는 좌표계는 RIC(Radial, In-track, Cross-track) 좌표계를 사용하며 Fig. 3과 같다. RIC 좌표계의 X축은 지구 중심의 반지름 벡터, Z축은 궤도 각운동량 벡터로 정의되며, Y축은 X축과 Z축의 벡터 외적의 반대방향으로 정의된다. 예시로 radial 성분을 의미하는 X축이 양의 값을 가질 경우 궤도상의 고도가 높음을 알 수 있으며, in-track 성분을 의미하는 Y축이 양의 값을 가질 경우 궤도상 앞서 있는 것을 나타낸다. RIC 좌표계는 체이서와 타겟 간의 상대 위치를 궤도면에서 표현하기 때문에 랑데부/도킹 등에 매우 적합하다.

시나리오 설계는 STK의 Astrogator 모듈을 활용하였고, 임무의 실현 가능성을 보기 위하여 impulsive burn을 가정하였다. 여기서 impulsive burn은 추력 사용 시점에 설정한  $\Delta V$  값이 일시에 나오는 것을 의미한다. 먼저 두 위성의 표류 거리를 줄이기 위해서는 in-track 방향으로의 추력 사용을 통해 멀어지려는 속도를 반대 방향으로 변화시켜 주어야 한다. 이 때 추력 사용을 통해 획득한  $\Delta V$ 가 클수록 표류 거리 회복 기간은 줄어들게 된다. 그러나 목표 거리에 도달하기 전 접근 속도를 줄이기 위하여 브레이킹(breaking) 혹은 반대방향(retrograde)으로 불리는 추가적인 추력 사용이 필수적인데, 이 때 필요한  $\Delta V$ 의 크기는 초기  $\Delta V$ 와 비례하여 커지게 된다. 따라서 시나리오 설계 시에는 임무 기간과 추력기의 성능을 고려하여 적절한 트레이드 오프(trade-off)가 필요하다.

추가적으로 추력 제한 조건에 따라 추력기를 여러 번 나누어 사용해야 하는 경우, 올바르게 추력이 사용되었는지에 대한 확인 및 궤도 결정의 시간 등을 충분히 고려하여 다음 추력 사용 시점을 결정하는 것이 좋다. 특히 연료로 부탄을 사용하는 만큼 올바른 성능과 히터에 의한 과도한 전력 소모량을 줄이기 위하여 되도록이면 낮 시간에 추력을 사용하는 것이 바람직하다. 따라서 본 논문의 표류 거리 회복에서는 연속된 추력 사용이 필요한 경우 이들의 간격을 두고 태양이 있는 낮 시간에만 추력을 사용하도록 하였다. 다음 Fig. 4는 표류 거리 회복 결과를 도시하였으며 왼쪽은 추력 제한 조건이 없는 경우, 오른쪽은 Table 2의 추력기 성능을 고려한 경우를 나타낸다.

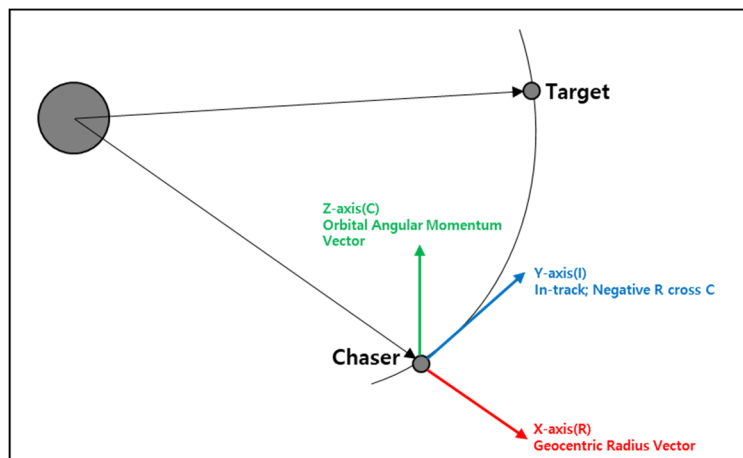


Fig. 3. RIC coordinate frame definition.

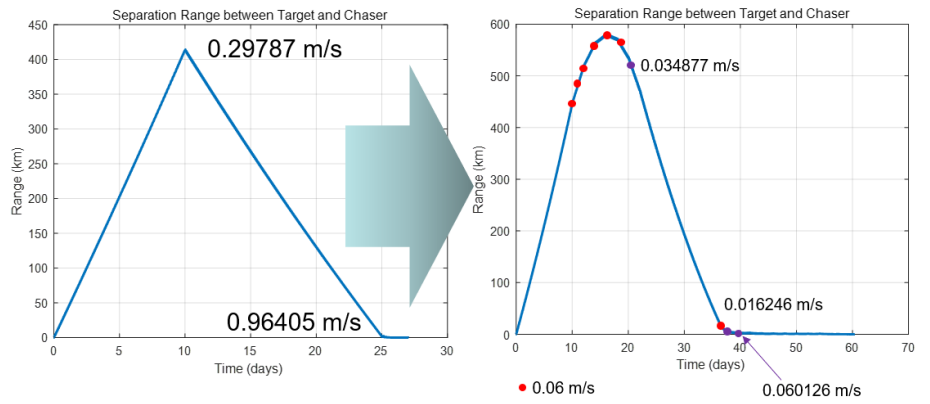


Fig. 4. Drift recovery comparison. w/o thrust limitation (left); w/ thrust limitation (right).

먼저 추력 크기의 제한조건이 없는 경우 총 2회의 추력을 사용하며, 약 15일 정도의 시간이 소요된다. 추력은 초기 운용이 끝나는 발사 후 10일에 한번 사용하며, 목표 상대거리인 2 km 도달할 때 접근 속도를 감소시키기 위해 한번 사용된다. 반면에 제한조건이 있는 경우, 총 9회의 추력을 사용해야만 하며 상대 거리 감소에 약 30일 정도의 시간이 소요된다. 이 경우 접근 속도 증가를 위해서 발사 후 10일부터 2일 간격으로 7번 추력을 사용하며 접근 속도 감소를 위하여 상대 거리가 가까워 질 때 2번의 추력을 사용하게 된다.

아래 Table 3 및 Table 4는 추력기 성능을 제한하지 않은 경우와 제한한 경우의 Del-V 값을 정리하였다. 먼저 추력을 제한하지 않은 경우, 표류 거리 회복을 시작하는 시점 및 접근 속도 감소 시점에서 0.3026 m/s와 0.9643 m/s의 Del-V가 필요하게 되는데 해당 값은 0.06 m/s의 제한 조건보다 매우 큰 값을 볼 수 있다. 따라서 추력기 성능이 제한될 경우 Table 4와 같이 여러 번에 걸쳐 필요한 Del-V를 획득해야 한다. 이를 위하여 이를 간격으로 6번의 0.06 m/s 그리고 추가적인 0.0348 m/s의 in-track 방향 Del-V 사용을 통해 표류 거리를 회복하고 상대거리 2 km 도달 시점 전에 0.06 m/s 및 0.0162 m/s 의 2번의 Del-V를 통해 접

Table 3. Required Delta-V for drift recovery scenario w/o thrust limitation

Maneuver type	Required Delta-V (m/s)
Prograde	0.30268
Retrograde	0.96433
Total	1.26701

Table 4. Required Delta-V for drift recovery scenario w/ thrust limitation

Maneuver type	Required Delta-V (m/s)
Prograde	0.06 × 6 (10, 12, 14, 16, 18, 20 days) 0.034877 (22 days)
Retrograde	0.06 0.016246
Total	0.471123

근 속도를 감소시킨다. 마지막으로 표류 거리 회복에 소요되는 시간은 앞서 언급했듯이 15일과 30일로 추력 제한이 없는 경우가 더 빠르지만, 전체 Del-V 사용량은 각각 1.2670 m/s와 0.4711 m/s로 추력 제한이 있는 경우가 현저히 작은 것을 확인할 수 있다.

#### 4. 근접 운용을 위한 상대 궤적

근접 운용을 위해서는 알맞은 상대 궤적을 선택해야 하며, 목표는 체이서와 타겟 두 위성의 상대 거리를 2 km부터 10 m까지 감소시키는 것이다. 상대 궤적의 종류에는 여러 가지가 있지만 그 중 유지에 추력 소모가 적은 circumnavigation을 사용하여 설계하였다. Circumnavigation의 가장 잘 알려진 형태는 Fig. 5와 같이 타겟 위성을 중심으로 체이서 위성이 타원을 그리는 궤적이다.

이 때 타원의 장반경은 단반경의 2배가 되며 각각 in-track 방향과 radial 방향으로 정렬되기 때문에 cross-track 방향의 움직임이 없을 경우 radial과 in-track 평면 상의 타원을 그리는 궤적이 된다. 이러한 궤적은 자세에 따라 타겟을 지속적으로 관찰하는 것이 가능하고 충돌 위험이 적다는 장점이 있다. 여기서 체이서와 타겟 사이의 상대 거리, 즉 타원의 반경을 감소시키기 위해서는 radial 방향의 상대 속도를 감소시키는 방향으로 Del-V를 사용해야 한다.

그러나 일반적 형태의 circumnavigation을 위해서는 radial 방향의 속도를 거리에 따라 특정한 값으로 만들어줘야 하며, 동시에 in-track 및 cross-track 방향 속도를 0으로 만들어야 한다. 본 논문과 같이 추력 크기를 작게 제한하는 경우 cross-track 방향의 속도를 특정한 값으로 만드는 것은 거의 불가능하다. 또한 in-track 방향의 속도를 0으로 만드는 것 또한 앞선 표류 거리 회복 시나리오에서 접근 속도를 충분히 줄여야만 가능하다. 따라서 추력 크기를 제한하는 경우에는 충돌 방지와 상대 궤적 생성을 위하여 in-track 및 cross-track 방향의 속도는 0으로 만들고 radial 방향의 속도를 해당 시점의 속도를 그대로 사용하도록 한다. 이 경우 일반적인 circumnavigation의 형태와 달리 타겟의 in-track 방향으로 접근하는 선회 궤적을 그리게 된다. Fig. 6은 근접 운용을 위한 상대 궤적 설계 결과를 도시한다.

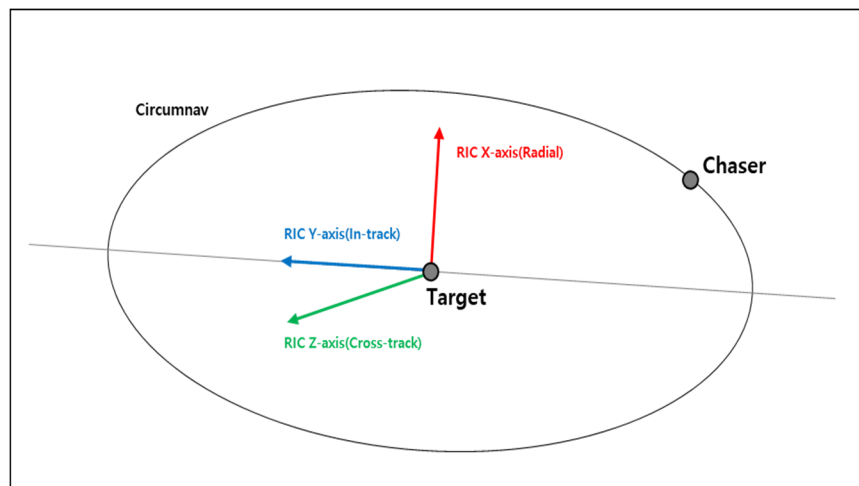
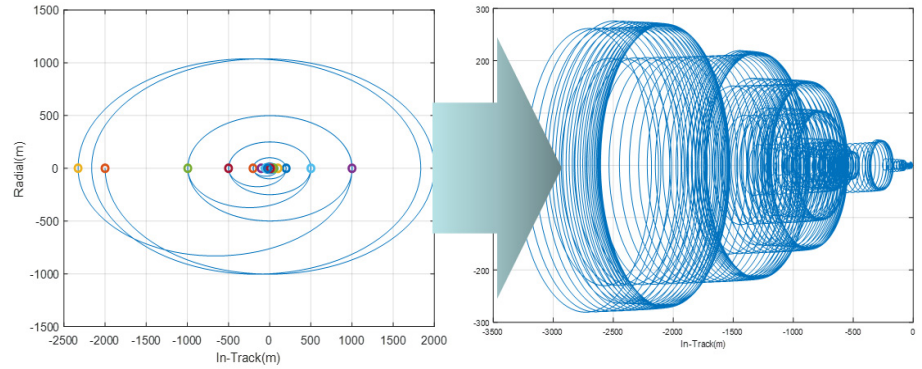


Fig. 5. Relative motion of circumnavigation.

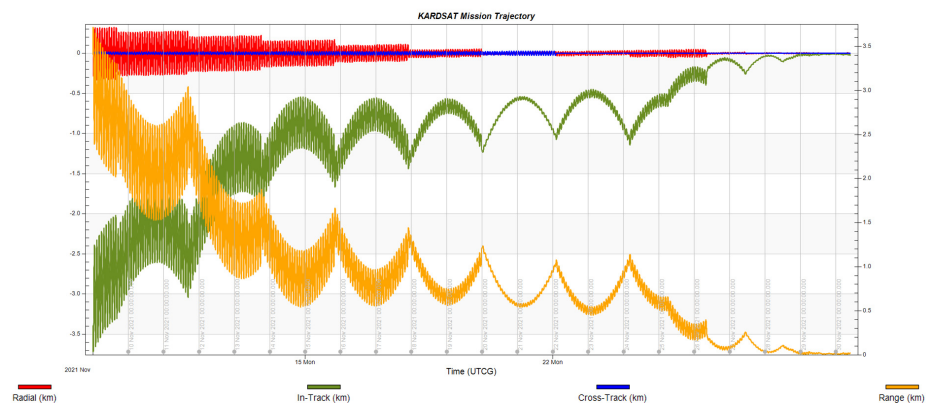


**Fig. 6.** Approaching phase relative motion comparison. w/o thrust limitation (left); w/ thrust limitation (right).

그림과 같이 두 상대 궤적 모두 타원의 반경을 줄이며 체이서가 타겟에 접근하도록 radial 방향의 속도를 순차적으로 감소하도록 Del-V를 사용하게 된다. 추력 크기가 제한되는 경우 시나리오 설계의 가장 중요한 점은 근접 운용의 상대 궤적 생성을 위하여 표류 거리 회복 단계에서 접근 속도를 충분히 줄이는 과정이라 볼 수 있다. 접근 속도가 줄어든 만큼 앞 절의 결과와 같이 표류 거리 회복에 소요되는 시간이 늘어나게 된다.

아래 Fig. 7은 추력 제한조건을 고려한 시나리오의 상대 위치 및 상대 거리를 나타낸 그림이다. 그림을 통해 시간에 따른 radial 방향 상대 거리의 점진적인 감소와 함께 타겟 위성과의 in-track 방향 거리가 줄어드는 것을 확인할 수 있다.

추력기를 통해 근접 운용 시나리오 설계에 사용된 Del-V 값은 Table 5 및 Table 6에 정리하였으며 각각 1.0996 m/s 및 0.4162 m/s의 Del-V가 필요한 것을 알 수 있다. 결론적으로 추력 제한을 고려하여 설계된 랑데부/도킹을 위한 임무 시나리오는 두 달의 시간이 소요된다. 발사 후를 기준으로 10일까지 초기 운용, 39일까지 표류 거리 회복, 59일까지 근접 운용 후 10 m까지 접근을 수행한다. 특히 추력 제한이 없는 경우에는 필요한 Del-V를 여러 번 나누어야 한다는 점, 표류 거리 회복 시 접근 속도를 근접운용이 가능하도록 충분히 감소시켜야 한다는 점, 근접 운용을 위한 상대 궤적을 추력 제한에 맞게 변경해야 한다는 점을 임무 시나리오 설계에 꼭 고려해야만 한다.



**Fig. 7.** Approaching phase relative position & range history w/ thrust limitation.



**Table 5.** Required Delta-V for approaching phase w/o thrust limitation

Maneuver type	Required Delta-V (m/s)
2l km to 1 km transfer	0.23176
1 km circumnavigation	0.31602
1 km to 500 m transfer	0.14164
500 m circumnavigation	0.12366
500 m to 200 m transfer	0.081969
200 m circumnavigation	0.077288
200 m to 100 m transfer	0.026641
100 m circumnavigation	0.02641
100 m to 50 m transfer	0.012756
50 m circumnavigation	0.024027
50 m to 10 m transfer	0.0013608
10 m circumnavigation	0.03606
Total	1.0996

**Table 6.** Required Delta-V for approaching phase w/ thrust limitation

Maneuver type	Required Delta-V (m/s)
2 km to 1 km transfer	0.060897
1 km maintenance # 1	0.060411
1 km maintenance # 2	0.060636
1 km maintenance # 3	0.060617
1 km maintenance # 4	0.060599
1 km maintenance # 5	0.027638
1 km to 500 m transfer	0.008153
500 m to 200 m transfer	0.003474
200 m maintenance # 1	0.060089
200 m to 100 m transfer	0.010117
100 m to 50 m transfer	0.002700
50 m to 10 m transfer	0.000890
Total	0.4162

## 5. 결론

본 논문에서는 국내 최초로 개발 중인 랑데부/도킹 기술검증용 위성의 임무 시나리오 설계에 대하여 기술하였다. 특히 최근 초소형 위성을 활용한 검증이 많아지면서 6U 크기의 초소형 위성에 적용 가능한 추력기의 제원을 소개하여 추력 수준을 확인하고 이를 설계 단계의 제한 조건으로 반영하였다. 임무 시나리오는 초기 운영 이후 발생하는 표류 거리의 회복과 근접 운용

의 두 단계로 나누어 설계하였다. 추력 크기의 제한 조건을 Del-V로 정의하고 각 설계 과정에서 반드시 고려되어야 할 점과 함께 제한 조건을 만족하기 위하여 상대 궤적이 어떻게 변화하는지 확인하였다. 또한 추력을 제한하지 않은 경우와의 비교를 통해 향후 위성의 크기 변화 및 추력기 성능 향상에 따른 시나리오 설계에도 도움이 될 것으로 기대한다.

## 감사의 글

본 연구는 한국항공우주연구원의 기본사업으로 수행 중인 'AI기반 랑데부/도킹 기술검증용 위성 개발' 연구의 일부이며, 지원에 감사드립니다.

## References

1. Scott RL, Ellery A, An approach to ground based space surveillance of geostationary on-orbit servicing operations, *Acta Astronautica*. 112, 56-68. (2015). <https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2015.03.010>
2. Mulder T, Orbital express autonomous rendezvous and capture flight operations, *Proceeding of the AIAA/AAS Astrodynamics Specialist Conference and Exhibit*, Honolulu, Hawaii, 18-21 Aug 2008.
3. Northrop Grumman, Companies demonstrate groundbreaking satellites life-extension service (2020) [Internet], viewed 2021 Aug 26, available from: <https://news.northropgrumman.com/news/releases/northrop-grumman-successfully-completes-historic-first-docking-of-mission-extension-vehicle-with-intelsat-901-satellite>
4. National Aeronautics and Space Administration [NASA], CubeSat proximity operations demonstration (2015) [Internet], viewed 2021 Aug 26, [https://www.nasa.gov/sites/default/files/atoms/files/cpod\\_fact\\_sheet-7march2016.pdf](https://www.nasa.gov/sites/default/files/atoms/files/cpod_fact_sheet-7march2016.pdf)
5. European Space Agency [ESA], RACE double CubeSat mission (2019) [Internet], viewed 2021 Feb 18, available from: [https://www.esa.int/ESA\\_Multimedia/Images/2019/06/RACE\\_double\\_CubeSat\\_mission](https://www.esa.int/ESA_Multimedia/Images/2019/06/RACE_double_CubeSat_mission)
6. Kim HD, Choi WS, Cho DH, Kim MK, Kim JH, et al., Introduction to development of a rendezvous/docking demonstration satellite, *Proceedings of the 2019 KSSS Spring Conference*, Gangneung, 24-26 Apr 2019.

## Author Information

**김기덕** KiduckKim@kari.re.kr



KAIST에서 2013, 2015, 2020 학, 석, 박사 학위를 취득하고, 2020년부터 한국항공우주연구원에서 선임연구원으로 재직 중이다. 현재 초소형위성 자세제어계 개발과 랑데부/도킹 기술 개발을 하고 있다.

**조동현** donghyun.cho@pusan.ac.kr



2012년 KAIST 항공우주공학과 박사 졸업하고, 2011년부터 2021년까지 한국항공우주연구원에서 우주쓰레기 위험분석, 초소형위성 제어기술 및 군집위성 설계를 수행하였다. 현재 2021년부터 부산대학교 항공우주공학과 조교수로 재직 중이며, 관심분야로는 달착륙선 최적궤적 설계, 인공위성 궤도제어, 궤도상서비싱 기술이다.

**김해동** haedkim@kari.re.kr



KAIST에서 2009년 항공우주공학 박사학위를 받았다. 1996년부터 2000년까지 (주)현대우주항공에서 근무한 후 2000년부터 지금까지 한국항공우주연구원에서 재직 중이다. 아리랑위성 관제시스템 개발에 참여하였으며, 우주쓰레기 위험분석 SW, 캡처시스템 지상시험모델, 6U급 초소형위성 개발 과제들의 연구책임자를 맡았으며, 현재 우주쓰레기 능동제거 기술 및 궤도상서비싱 기술을 개발하고 있다.