

# SUPER **vsv** NOVA

## 인공위성 레이저를 이용한 우주쓰레기 제거

Space Debris Removal using Satellite Laser

지도 멘토 이동우

김규빈 | 김가온 | 박문수 | 은제연 | 윤지섭

우주의 조약돌



# CONTENTS

01 연구 동기

02 연구 목표

03 문제 정의

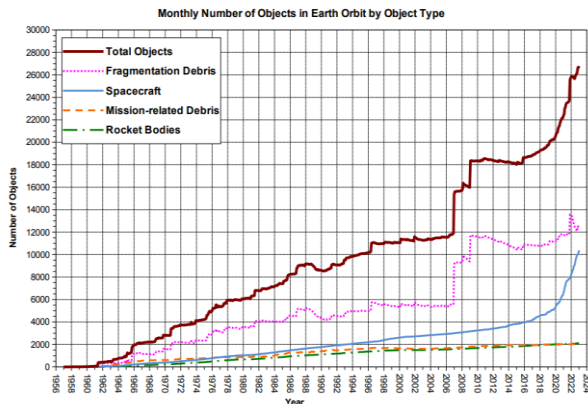
04 해결 방안

05 추후 연구



## “기하급수적으로 증가하는 우주 쓰레기!”

- 인공위성 및 큐브 위성 기하급수적으로 증가
- 상당수의 위성들이 수명 종료 이후에 우주쓰레기로 분류되며 지구 저궤도 중심으로 발생
- 우주쓰레기 2010년 12,000개 남짓 → 2024년 기준 40,000개 초과
- 위성 운용 및 로켓 발사에 문제를 일으킬 수 있어 이를 제거하기 위한 연구가 다수 진행중



지구 궤도 상 인공물체 종류 및 숫자<sup>[1]</sup>

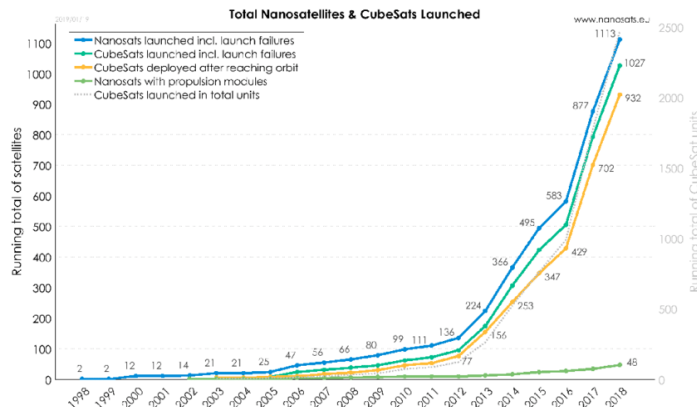
### 최근 5년 간 발사된 인공위성과 추락한 인공우주물체 수 (단위:개)



※인공우주물체: 인공위성을 비롯해 우주공간에서 사용할 목적으로 제작된 물체나 그 잔해물

자료: 한국천문연구원

우주쓰레기 현황<sup>[2]</sup>



큐브 위성 발사 현황<sup>[3]</sup>

## “새로운 우주 쓰레기로 여겨지는 큐브 위성!”

- 2010년을 기준으로 궤도 상의 위성 개수는 발사체의 발전으로 인해 지속적으로 증가
- Space X starlink 위성 군 (6400개), 큐브~나노 위성(4000개)가 주요한 영향을 끼침
- 큐브 위성은 마이크로 위성과 다르게 NASA 통계에 따른 큐브 위성의 임무 성공률은 약 60%이며, 상업 위성과 달리 de-orbit 기술이 작은 크기로 의무화되기 어려움
- 또한, 큐브 위성은 공유 발사 시스템으로 인해 상업 군집 위성과 동일 궤도에서 우주쓰레기로 작용할 수 있음



큐브 위성의 우주 미션 성공률<sup>[4]</sup>



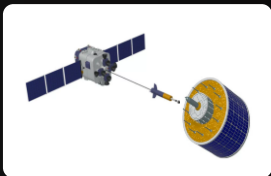
Rideshare 발사로 배치되는 큐브 / 나노 위성

# 연구 동향

## 우주쓰레기 제거 방식

### 접촉식

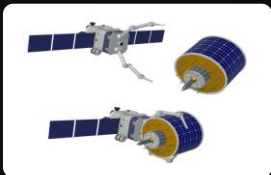
작  
살



- 단순한 구조
- 신속한 제거 임무 가능

- 타겟 파손 및 조준 실패 위험
- 고정밀 조준시스템 소요
- 임무 횟수 제한 (소모성)
- 추가적인 우주쓰레기 발생 위험

로  
봇  
팔

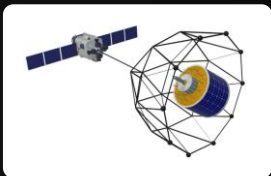


- 정밀 제어를 통한 높은 포획 가능성
- 다양한 임무로의 확장성

- 복잡한 구조
- 포획 이후 동역학적 불확실성 발생
- 타겟 크기 및 형태에 따른 임무 제한

### 비접촉식

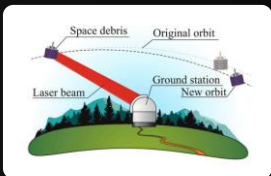
그  
물



- 타겟 형상에 따른 제약 낮음

- 포획 이후 동역학적 불확실성 발생
- 임무 횟수 제한 (소모성)
- 포획 성공 가능성의 신뢰도가 낮음

레이  
저



- 타겟 형상에 따른 제약 낮음
- 안전하고 신속한 제거 임무 가능
- 수명 주기 내 지속 임무수행 가능

- 높은 전력 및 냉각 소요
- 고정밀 조준시스템 소요
- 타겟 파손 위험

**레이저 우주쓰레기 기술이 지속가능한 해결책이 될 가능성이 존재!**

## “많은 큐브 위성을 지속적으로 제거할 수 있는 기술은?”

### 기존 지상 레이저기반의 우주쓰레기 제거 방법의 한계

- 대기로 인한 레이저 감쇠가 발생하여 고강도의 레이저 요구
- 높은 전력 및 냉각 시스템 필요
- 500km 이상 거리가 있는 지상에서 운용되어 고정밀의 제어 시스템 요구



지상 레이저 기반 우주쓰레기 제거



### 지상 레이저 vs 인공위성 레이저

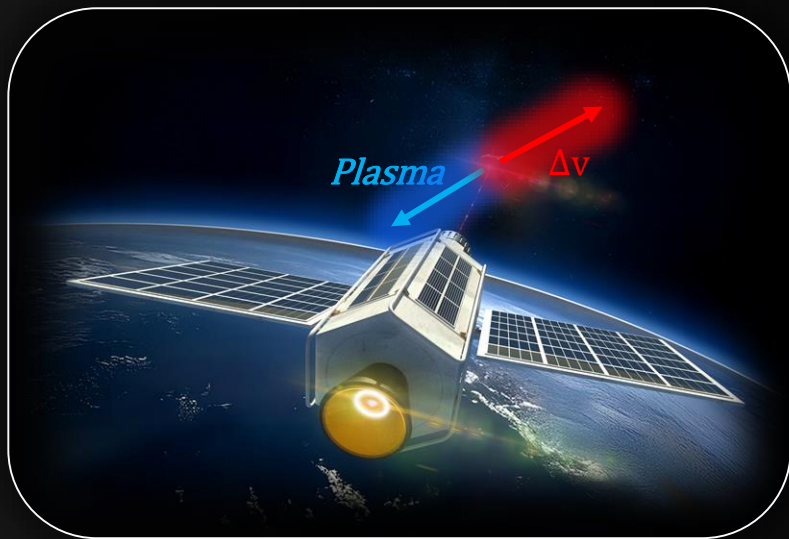
Laser	(Hz)	$\tau$ (s)	$F_{opt}$ (J/cm <sup>2</sup> )	L (km)	$M^2$	D (m)	$E_{opt}$ (J)
Space	10 <sup>3</sup>	10 <sup>-12</sup>	1	100	≈ 1	1.3	77
Ground	10	10 <sup>-9</sup>	5	800	2	20.4	393



인공위성 레이저 기반 우주쓰레기 제거

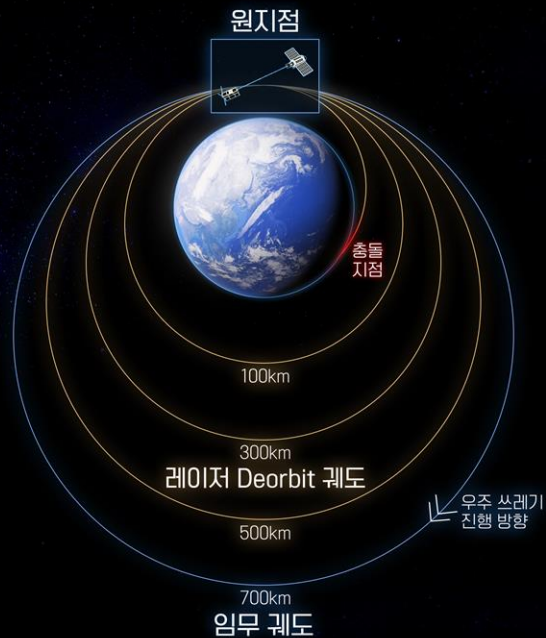
이를 해결하기 위해, 우리는 **인공위성 레이저를 활용하는 우주쓰레기 기술**을 제안

## 연구 목표



### 인공위성 레이저 기반

기술을 통해 우주쓰레기의 궤도 이탈을 유도하여  
복수의 LEO 궤도의 존재하는 큐브 위성을  
지속적으로 제거할 수 있다.



인공위성 레이저 기반 우주쓰레기 제거 시나리오

## 02 문제정의

---





# 문제 정의

---

“레이저를 이용해 우주쓰레기를 제거할 때, 어떤 문제들이 있을까?”

Q1. 우주쓰레기에 적합한 레이저 설계

Q2. 레이저를 위한 에너지 시스템 설계

Q3. 레이저 시스템이 고려된 인공위성 설계

# 문제 정의

“레이저를 이용해 우주쓰레기를 제거할 때, 어떤 문제들이 있을까?”

Q1. 우주쓰레기에 적합한 레이저 설계



광학 시스템/레이저 세기 설계

Q2. 레이저를 위한 에너지 시스템 설계



폐열 발전 / 태양광 발전

Q3. 레이저 시스템이 고려된 인공위성 설계



부피 효율 / 시스템 공학

## 03 해결 방안



# 문제 1. 우주쓰레기에 적합한 레이저 세기

## 해결방안 : 1-1: 레이저 빔 지름 설계

- 레이저의 빔은 실제 타겟의 크기를 고려하여 적절한 값으로 설계가 되어야 함
- 타겟은 KAIST 큐브 위성인 **랑데뷰 위성으로 선정**
- 레이저는 특정 단일 물질에 조사되어야 하므로 실제 타겟의 구조를 고려하여 위치 선정이 요구됨
- 이를 고려하여, 아래의 식을 통해 레이저 빔의 지름에 대한 파라미터 스터디를 진행

$$d_s = a' \frac{N\lambda z}{D_b} \longrightarrow D_b = a' \frac{N\lambda z}{d_s}$$

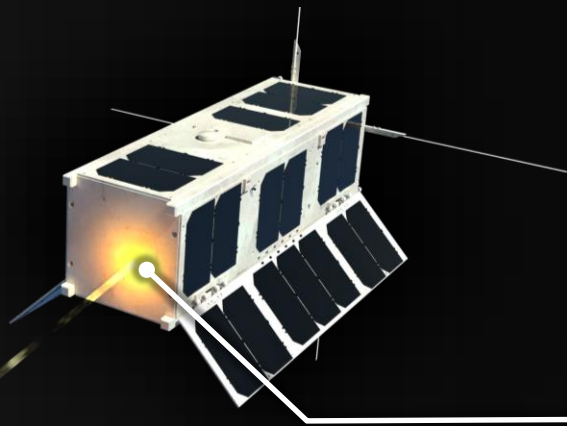
이때,  $d_s$  점의 크기,  $D_b$  거울의 크기,  $a'$  가우시안 빔 상수,  $N$  회절 한계,  $\lambda$  레이저 파장,  $z$  최대 운용 고도

# 문제 1. 우주쓰레기에 적합한 레이저 세기

## 해결방안 : 1-1: 레이저 빔 지름 설계

- 큐브 위성의 알루미늄 면에 조사하기 위해서는 최대 10cm 이내의 빔 지름이 요구됨
- 레이저가 일정하게 빛 분포를 가정  $\rightarrow \alpha' = 2.44, N = \sqrt{2}, \lambda = 1.064 \mu\text{m}, z = 5\text{km}$
- 1cm 부터 10cm까지 거울의 지름을 계산하고 적절한 광학 시스템 선정  $d_s = 5\text{cm}$  로 결정

타겟시스템 레이저조사 예시



광학시스템설계결과

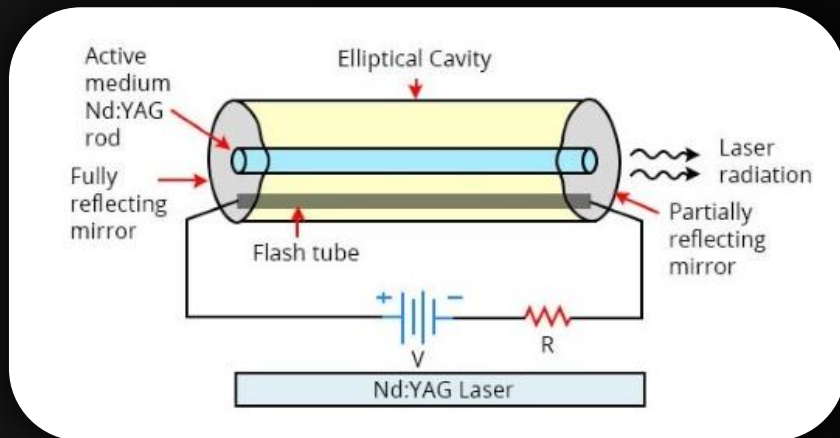
$d_s$	1cm	2cm	5cm	10cm
$D_b$	1.828 m	0.914 m	0.365 m	0.183m

레이저 포인트 지름( $d_s$ ) : 5 cm

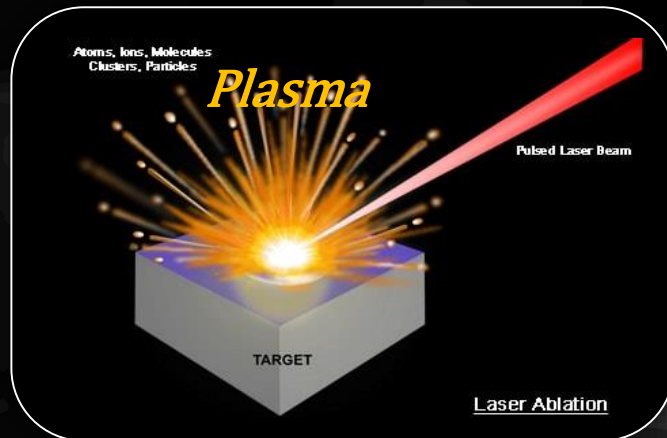
# 문제 1. 우주쓰레기에 적합한 레이저 세기

## 해결방안 : 1-2 레이저 시스템 선정

- 레이저를 타겟에 조사하여 플라스마를 생성하여 방출된 입자의 반대 방향으로 추진력 발생 (Ablation)
- 레이저는 효율이 상대적으로 낮지만 신뢰도가 있는 **고체 매질레이저**를 활용
- 참고문헌<sup>[4]</sup> 을 통해 네오디뮴(Nd) 기반의 고체 레이저 매질을 적용 [파장-1064nm]
- 고체 방식은 다른 매질 레이저보다 효율이 떨어져 폐열이 많이 발생하게 되며 대략 30% 효율을 가짐



네오디뮴 기반의 고체 레이저 구조



레이저를 통한 플라스마 제트

# 문제 1. 우주쓰레기에 적합한 레이저 세기

$C_m$  : 레이저가 대상에 운동량을 얼마나 효과적으로 전달하는지 측정하는 계수

$$C_m = \frac{p\tau}{\Phi} = \frac{p}{I} \text{ [N/W]} \quad (\text{Eq.1})$$

$p$  : 레이저 용삭 압력 레이저 강도

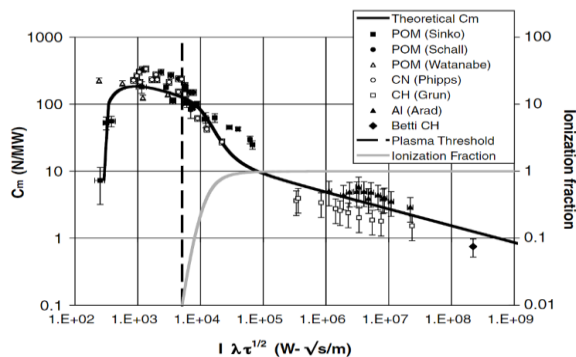
$\tau$  : 지속시간

레이저 강도  $I$  가 높을수록  $C_m$  이 증가하지만 일정 값에 도달하면 에너지가 재 복사, 이온화 등에 더 소모되면서 오히려  $C_m$  이 감소하기 시작한다. 따라서, 실제  $C_m$  은 다음과 같은 함수 형태로 정의된다.

$$C_m = \frac{C_{mo}}{(I\lambda\sqrt{\tau})^{1/4}} \quad (\text{Eq.2})$$

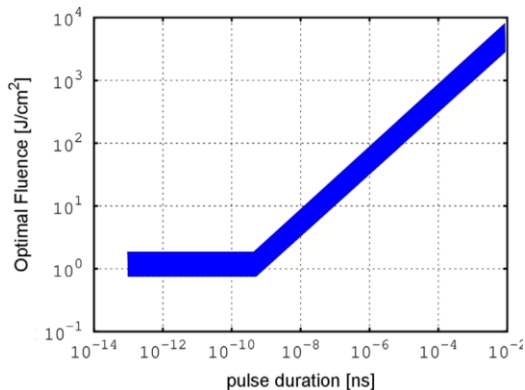
$C_{mo}$  : 타겟 소재에 따라 정해지는 상수 (알루미늄 기준 504 [N/MW])

$(I\lambda\sqrt{\tau})^{1/4}$  : 레이저 강도, 파장 펄스 지속 시간이 운동량이 미치는 영향



금속 물질의  $C_m$  그래프

# 문제 1. 우주쓰레기에 적합한 레이저 세기



임의의 금속 물질에 대한 최적의 플루언스는 실험을 통해<sup>[5]</sup> 다음과 같은 관계식을 가진다.

$$\Phi_{\text{opt}} \approx 8.5E8 \sqrt{\tau} [J/m^2] \quad (\text{Eq.3})$$

$\Phi_{\text{opt}}$ : 금속 물질에서 피크  $C_m$  을 가질 때의 값

펄스에 따른 최적의 플루언스 실험 그래프<sup>[5]</sup>

예를 들어, pulse가 8ns 인 경우에  $\Phi_{\text{opt}}$  는  $8.5 \times 10^8 \times \sqrt{8 \times 10^{-9}} = 75 \text{ kJ/m}^2$  가 된다.

또한, 앞서 정의된 식1,2,3을 이용하면 다음과 같이 최적의 플루언스를 정의할 수 있다.

$$C_{m,\text{opt}} = \frac{C_{m,0}}{(8.5E8 \lambda)^{1/4}} \quad (\text{Eq.4})$$



# 문제 1. 우주쓰레기에 적합한 레이저 세기

1. 레이저 파장 선정

2. 레이저 빔 지름 및 재질 선정

3. 레이저 펄스 선정

레이저 전력 계산

속도 변화량 ( $\Delta v$ ) 계산



# 문제 1. 우주쓰레기에 적합한 레이저 세기

따라서, 레이저는 다음과 같이 설계된다.

레이저의 파장  $\rightarrow$  고체 레이저 [ $\lambda = 1.064 \mu\text{m}$ ]

레이저의 펄스  $\rightarrow$  최적의 플루언스 기반 100 ps 이하로 작게 설계 [ $\tau = 100 \text{ ps}$ ]

타겟의 재질  $\rightarrow$  인공위성 프레임 알루미늄 [ $C_{m,0} = 504 \text{ N/MW}$ ]

조사된 레이저 지름  $\rightarrow d_s = 5 \text{ cm}$

최적의 레이저의  $C_{m,opt} \rightarrow 96 \text{ N/MW}$

최적의 레이저의  $\Phi_{opt} \rightarrow 8500 \text{ J/m}^2$

# 문제 1. 우주쓰레기에 적합한 레이저 세기

## 해결방안 : 1-2 레이저 시스템 선정

- 레이저를 임계 값 이상 조사받은 물체는 플라즈마가 되고, 너무 짧게 조사하는 경우 플라즈마가 발생하지 않고 너무 길게 조사하는 경우 녹거나 부서져 추가적인 우주쓰레기가 발생
- $\eta_c$  은 조사되는 각도에 따라 결정되는 상수, 본 상황에서는 랑데부 기동을 통해 앞에서 조사하는 상황을 가정
- 앞서 설계된 파라미터를 기반으로  $\Delta v$  가 결정 ( $\mu = 10 \text{ kg/m}^2$ )

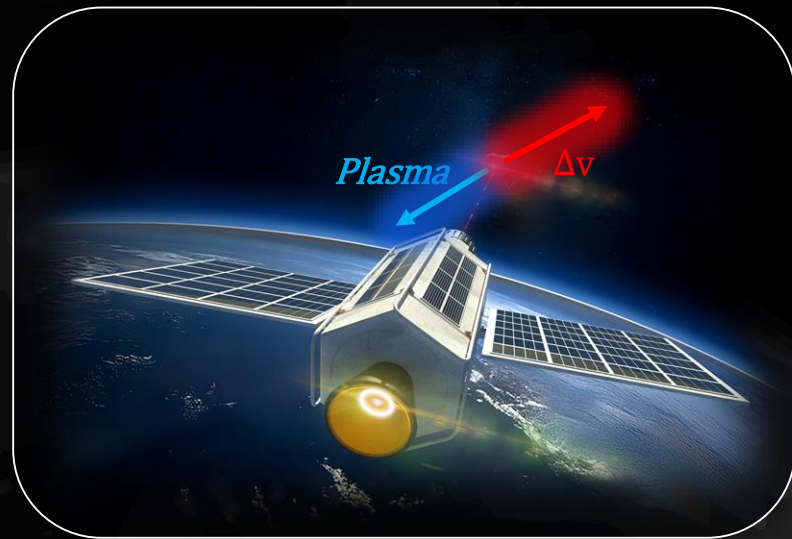
$$\Delta v = \eta_c C_{m,opt} \Phi_{opt} / \mu \text{ [m/s]} = \mathbf{14.06 \text{ cm/s}}$$

( $\eta_c$ : push efficiency,  $\mu$ : 질량 대비 표면적 밀도( $\text{kg/m}^2$ ))

$$P_{laser} = \bar{P} f \eta_h = 16.67 \text{ J} \times 200 \times 1.2 = \mathbf{4 \text{ kw}}$$

( $\bar{P} = \Phi_{opt} A$ : 평균 펄스 에너지,  $f$ : pulse frequency (Hz))

$\eta_h$ : 레이저 대기 운용 전력 factor

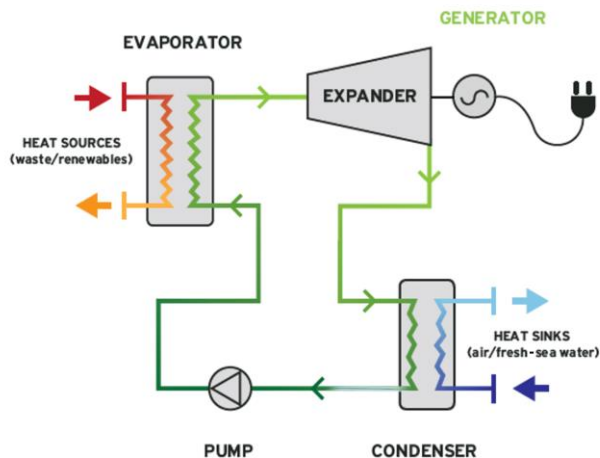


레이저를 통한 플라즈마 제트와  $\Delta v$

## 문제 2. 레이저를 위한 에너지 공급

### 해결방안 : 2-1:폐열 시스템 설계

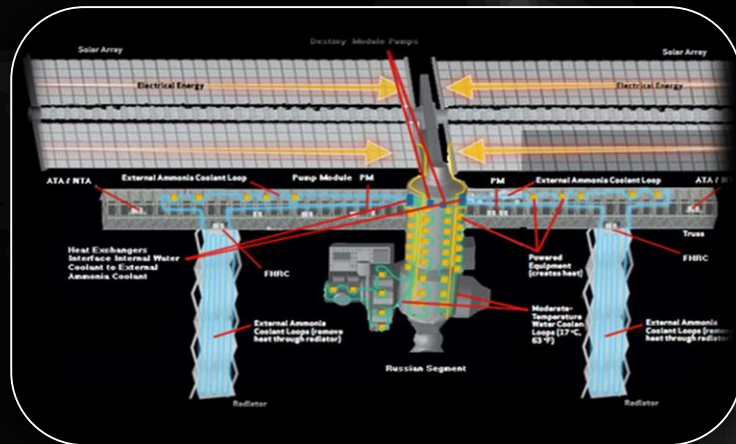
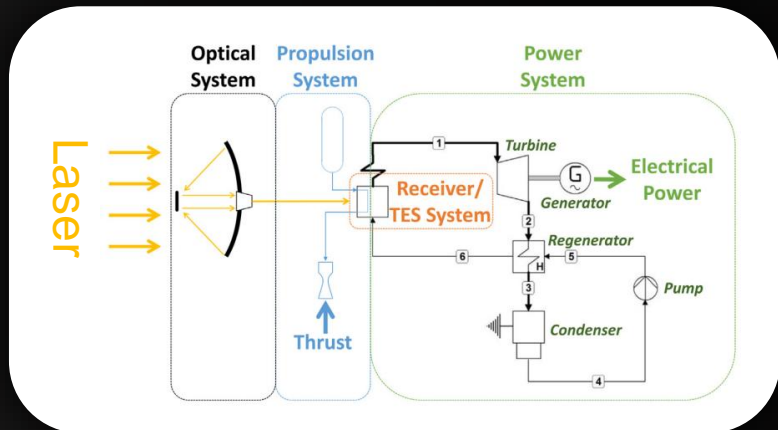
- 인공위성의 전력 생산은 주로 태양전지판을 활용
- 레이저는 운용에 많은 에너지가 요구되어 우주쓰레기 제거를 위해서는 안정적인 에너지 공급이 요구
- 요구되는 태양전지판의 면적을 줄이고자 레이저의 폐열을 재활용 하는 방안을 제시
- 타겟과 조우하는 perigee를 제외하고는 레이저를 사용하지 않으므로 이를 고려하여 필요 전력을 계산



## 문제 2. 레이저를 위한 에너지 공급

### 해결방안 : 2-1:폐열 시스템 설계

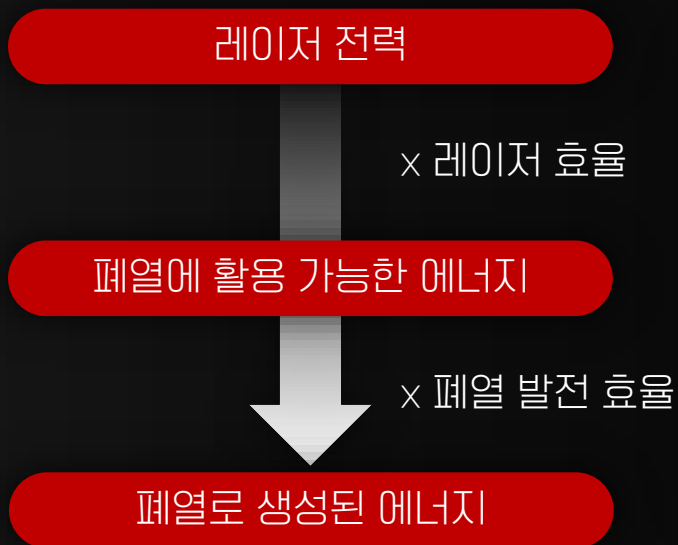
- 폐열 발전은 크게 열전소자 및 유기 랭킨 사이클(ORC)이 존재
- 레이저 특성상 고온의 열을 지속적으로 배출하기 위해서 라디에이터가 필수적
- 여러 유기 유체(암모니아, 벤젠, R11)을 이용하여 발전을 하며, 약 21의 효율을 가짐
- ISS, ESA, NASA 등에서도 능동 열 제어 시스템으로 활용된 사례가 있음
- 따라서, 유기 랭킨 사이클 방식의 폐열 시스템 적용 결정



## 문제 2. 레이저를 위한 에너지 공급

### 해결방안 : 2-1:폐열 시스템 설계

#### 1) 폐열 계산 흐름도



고출력 레이저 전력: 4 kw

고출력 레이저 평균 효율: 30%

4 kw 레이저를 1시간에 3분 사용

→ 1일 총 4.8 kwh 사용

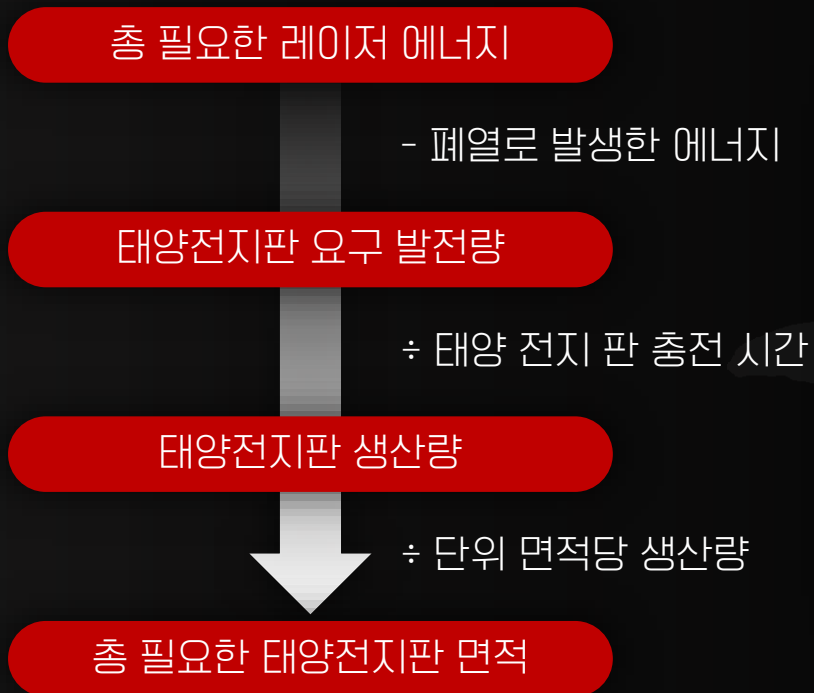
$4.8 \text{ kwh} \times (1 - 0.3) = 3.36 \text{ kwh}$  = 폐열에 활용 가능한 에너지

$3.36 \text{ kwh} \times 0.21 = 0.705 \text{ kwh}$  = 폐열 발전으로 생성된 에너지

## 문제 2. 레이저를 위한 에너지 공급

### 해결방안 : 2-2:태양 전지판 설계

#### 1) 총 필요 면적 계산 흐름도



총 필요한 레이저 에너지 4.8 kwh  
 $4.8 \text{ kwh} - 0.705 \text{ kwh} = 4.005 \text{ kwh}$   
= 1일 총 태양 전지판 요구 발전량

$4.005 \text{ kwh} / 18 \text{ h} = \text{약 } 0.2222 \text{ kw}$   
= 태양 전지판 생산량

$222.5 \text{ w} / 200 \text{ w/m}^2 = \text{약 } 1.112 \text{ m}^2$   
총 필요한 태양 전지판 면적 =  $1.112 \text{ m}^2$







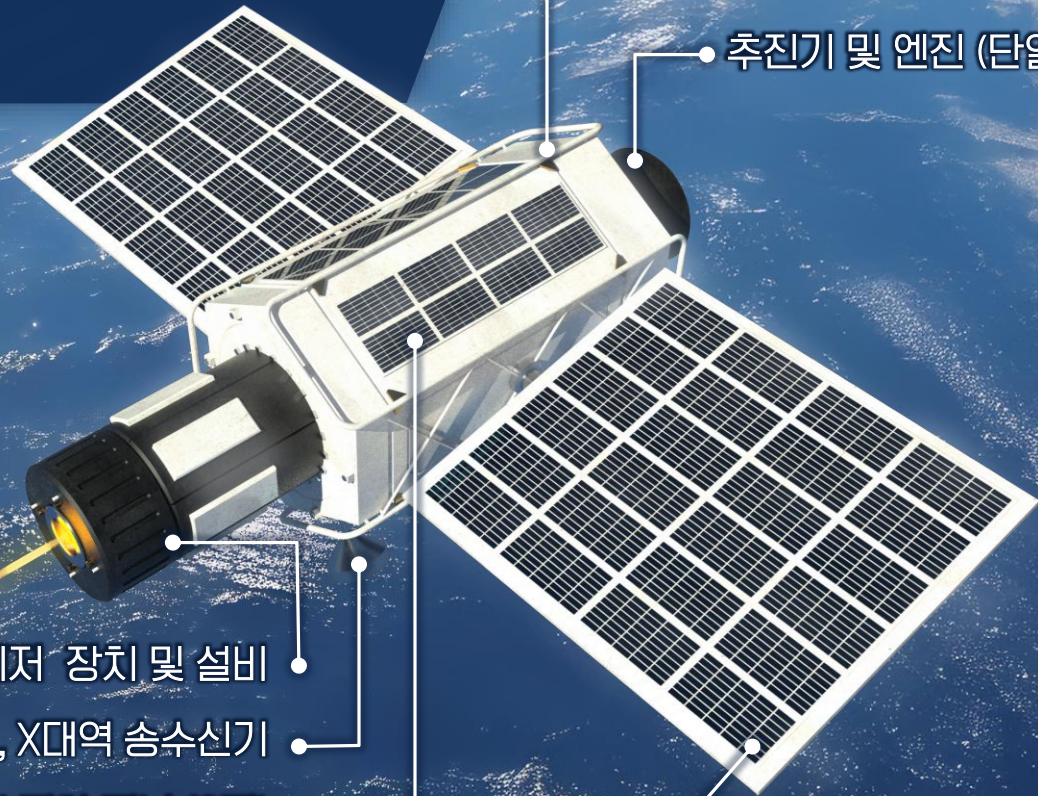
# 문제 3. 레이저 시스템이 고려된 인공위성 설계

## 1) 위성 외부 CAD 모델링



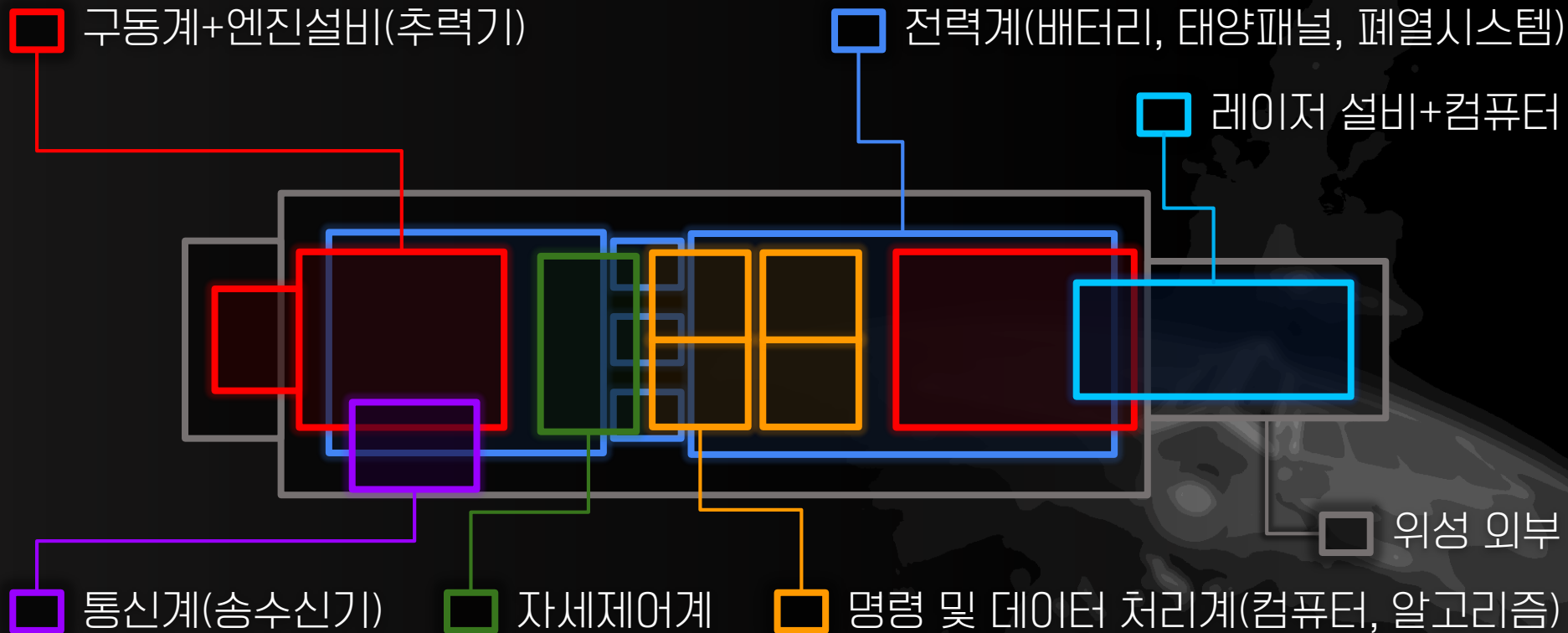
레이저 장치 및 설비  
S대역, X대역 송수신기  
보조 태양 패널 (2개)  
주 태양 패널 (2개)

기체의 형태 : 육각기둥  
추진기 및 엔진 (단일)



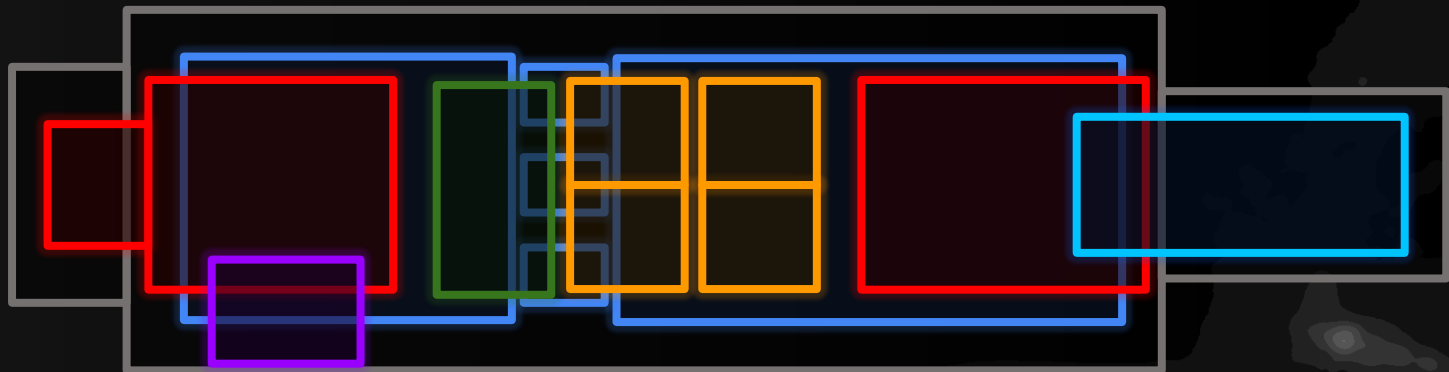
# 문제 3. 레이저 시스템이 고려된 인공위성 설계

## 2) 상단 CAM-내부 설계도



# 문제 3. 레이저 시스템이 고려된 인공위성 설계

## 2) 상단 CAM-내부 설계도



- **전력계** : 태양전지판, 배터리, 태양 전력 조절기, 전력 변환기, 전력 분배기 + 폐열 활용 시스템
- **통신계** : S대역 송수신기(위성의 상태에 대한 정보), X대역 송신기(탐재체에서 얻은 대용량 데이터)
- **자세제어계** : 자이로스코프, 태양 센서, 항성 센서, 지자기센서
- **구동계** : 반작용 휠, 마그네틱 토커, 제어 모멘트 자이로, 추력기(Pulsed Plasma Thruster)(궤도 조정용)
- **레이저 설비** : 광학 조준경(+카메라), 레이저, 반사경, 레이저 발사 및 제어 총괄 컴퓨터
- **명령 및 데이터 처리계** : 텔레메트리 텔레커맨드 유닛, 비행 소프트웨어 탑재 소프트웨어 유닛...ect

# 시뮬레이션

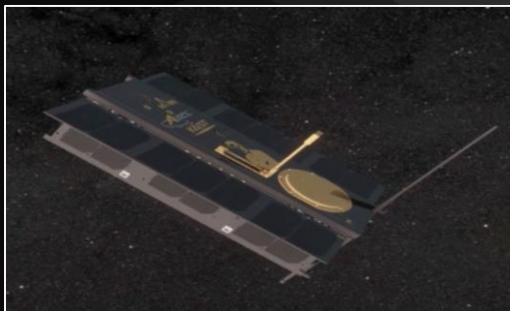
## 1) 시뮬레이션 환경

- Target: LEO (~700 km)에서 약 3.23 kg, 3U (10x10x10 (cm)) 크기의 랑데부 큐브 위성으로 선정
- Chaser: 레이저 시스템을 탑재한 제안된 시스템으로 250m LEO 인근에서 타겟에 레이저 수 회 조사
- 동역학 모델: 만유인력을 고려한 two-body 동역학 모델로 구성

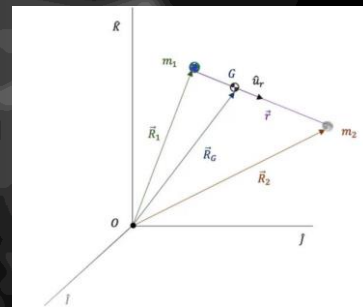
랑데부 큐브 위성 궤도 정보

궤도 이심률( $e$ )	0.000842
장반경( $a$ )	6878 [km]
궤도 경사각( $i$ )	98.1368 [deg]
승교점 경도( $\Omega$ )	56.9345 [deg]
근일점 편각( $\omega$ )	166.3710 [deg]
평균 근점 이각( $M$ )	193.7720 [deg]

랑데부 큐브 위성 예시



Two-body 동역학 모델 예시

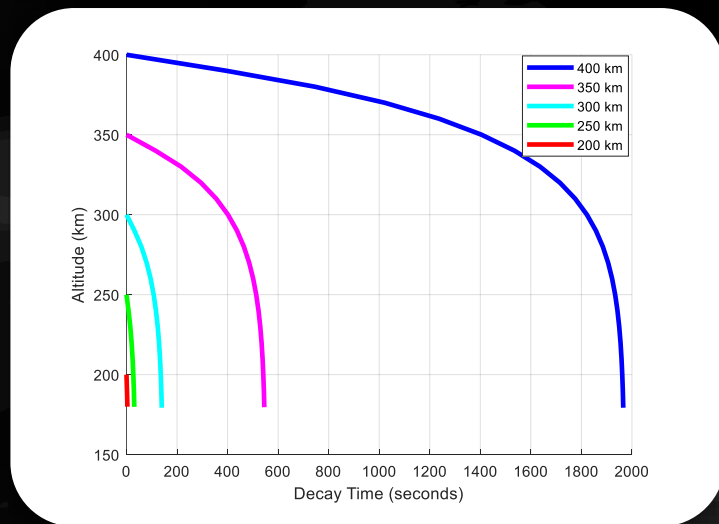
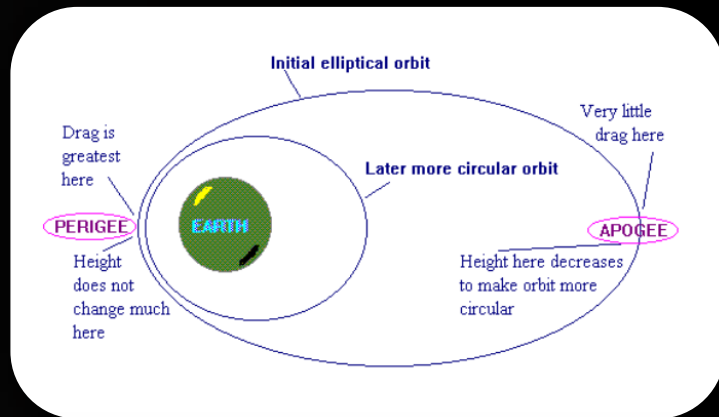




# 시뮬레이션

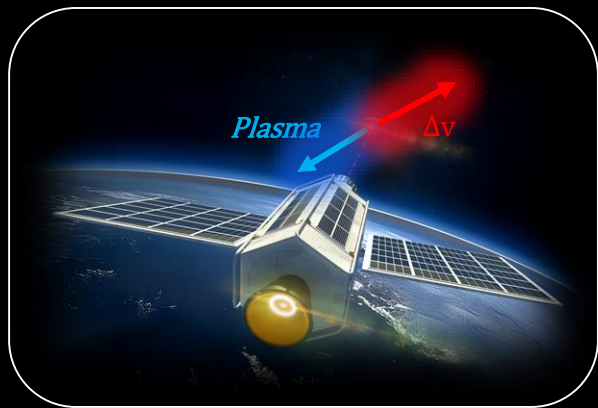
## 2) 목표 decay 고도 선정

- 한번의 레이저 조사로 자동적으로 de-orbit이 발생하는 목표 궤도에 도달하기에는 어려움
- 속도가 감소하더라도 perigee에서는 궤도가 유지 되므로, 지속적으로 perigee에서 랑데부 기동을 통해 레이저를 적용
- The Australian space weather agency의 decay 계산기를 통해 고도 분석 진행
- 각 궤도의 고도에 따라 필요한 시간을 고려하여 타겟 decay 고도를 300km로 가정 (약 0.38년 소요)
  - ✓ 400 km 투입 시 1,965일 내 재진입
  - ✓ 350 km 투입 시 545일 내 재진입
  - ✓ **300 km 투입 시 139일 내 재진입**
  - ✓ 250 km 투입 시 30일 내 재진입
  - ✓ 200 km 투입 시 4일 내 재진입

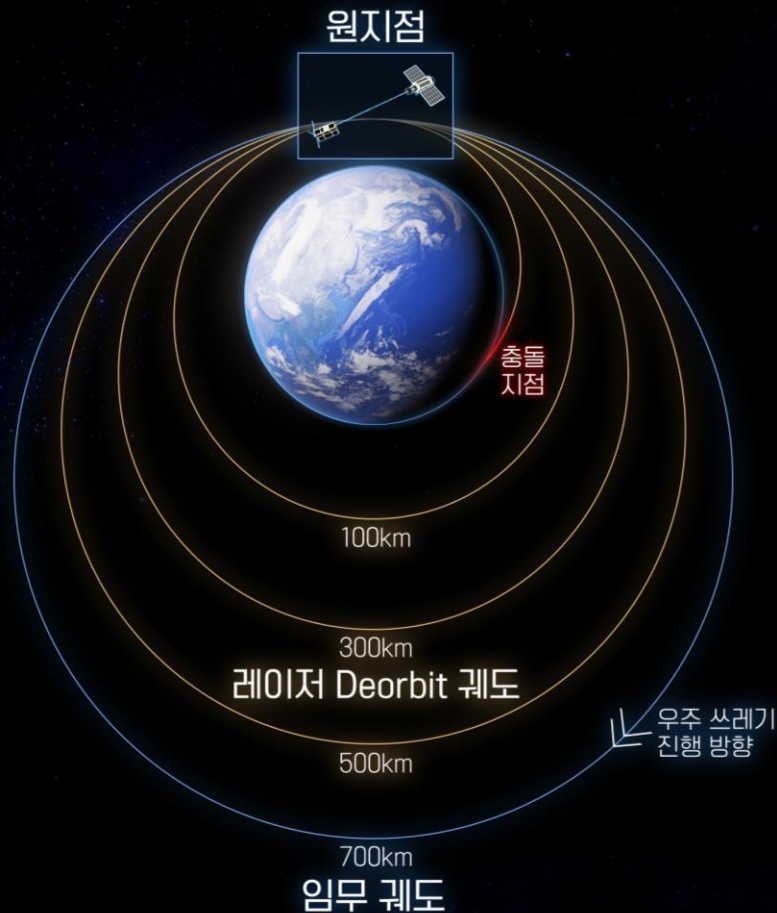


# 시뮬레이션

## 3) 운용 시나리오



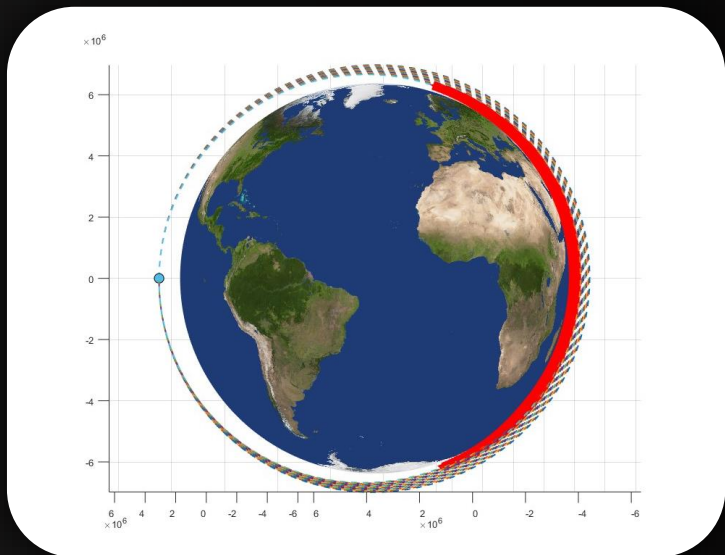
- Perigee에서 타겟의 앞 쪽에서 이동 방향의 반대로 레이저를 조사하여 속도를 감소
- 속도가 감소되면서 지속적으로 원지점의 고도가 낮아지게 됨
- 타겟 decay 고도 300km까지 지속적으로 레이저를 조사 후, 새로운 타겟으로 이동



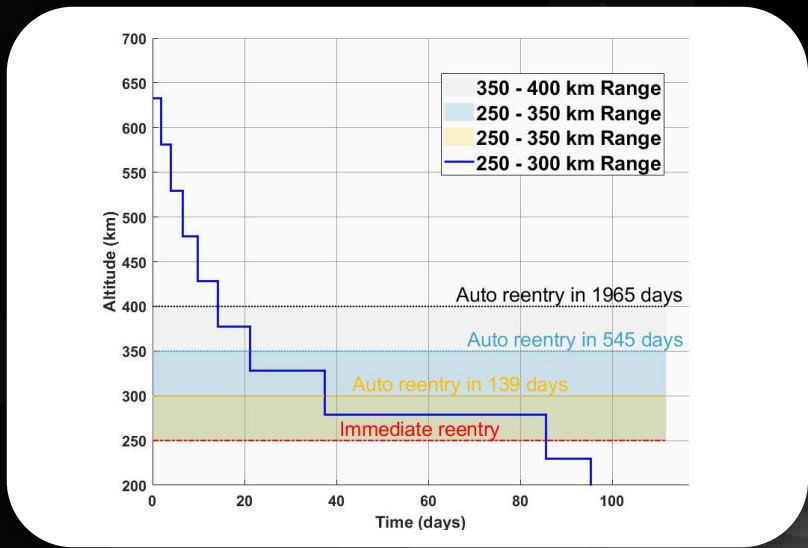
# 시뮬레이션

## 4) 수치 시나리오

### 타겟 궤도 변화



### 타겟 궤도 고도 변화



- 총 10 번 재회 (총  $\Delta v = 140$  m/s), 약 38일 만에 임무 완수
- 제안된 시스템을 활용 시 1년 동안 약 9대의 3U 큐브 위성 우주쓰레기 제거 가능성 확인

## 05 연구 결론





## 연구 결론

본 연구에서 우리는 인공위성 레이저 우주쓰레기 제거 기술을 제안하였다.

3U 큐브 위성을 제거를 위한 **필요한 2kw 레이저 설계**를 진행하였다.

또한, 이를 고려한 **폐열 발전 시스템과 태양 전지판의 넓이를 계산**하였다.

효율적인 부피를 위한 **인공위성 설계**를 수행하였고,

**38일 동안 목표고도 300 km에 도달**하였고, 이후 139일에 대기권에 진입하였다.

최종적으로 제안된 시스템을 통해 1년 동안 총 **9대의 3U 큐브 위성 제거**가 가능함을 확인하였다.



## 추후 연구

추후 연구에서 우리는 저궤도에 존재하는 모든 우주쓰레기를 제거하기 위해 총 몇 개의 레이저 시스템이 필요하고 시간이 소요되는지 계산해보고자 한다.

추가적으로 최적화된 미션 궤도를 설계하여 다수의 큐브 위성을 병렬적으로 레이저를 조사하여 제거 시간을 단축시키고자 한다.

## 참고 문헌

- [1] Opiela J, "Orbital Debris Charts"
- [2] Phipps, Claude R. "A laser-optical system to re-enter or lower low Earth orbit space debris." *Acta Astronautica* 93 (2014): 418-429.
- [3] Shen, Shuangyan, Xing Jin, and Chang Hao. "Cleaning space debris with a space-based laser system." *Chinese Journal of Aeronautics* 27.4 (2014): 805-811.
- [4] Phipps, Claude R. "L' ADROIT—A spaceborne ultraviolet laser system for space debris clearing." *Acta Astronautica* 104.1 (2014): 243-255.
- [5] <https://ntrs.nasa.gov/api/citations/20190002705/downloads/20190002705.pdf>
- [6] Phipps, Claude R., et al. "Removing orbital debris with lasers." *Advances in Space Research* 49.9 (2012): 1283-1300.90–
- [7] C. R. Phipps, Jr., et al., "Impulse Coupling to Targets in Vacuum by KrF, HF and CO<sub>2</sub> Lasers", *J. Appl. Phys.*, 1988, 64, 1083.
- [8] Phipps, C., et al. "Laser impulse coupling at 130 fs." *Applied Surface Science* 252.13 (2006): 4838-4844.

SUPER **VSV** NOVA

# 감사합니다

지도 멘토 이동우

김규빈 | 김가온 | 박문수 | 은제연 | 윤지섭

우주의 조약돌 4팀



# 문제 1. 우주쓰레기에 적합한 레이저 세기

앞서 정의된 식1,2를 이용하면 다음과 같은 관계를 얻을 수 있다.

$$\frac{p\tau}{\Phi} = \frac{p}{I} \rightarrow I\tau = \Phi \quad (\text{Eq.4})$$

양변에  $\lambda$ 를 곱하면 아래와 같이 정리된다.

$$I\tau\lambda = \Phi\lambda \quad (\text{Eq.5})$$

양변에  $\sqrt{\tau}$ 를 나누고 식 3을 적용하면 최적의  $(I\sqrt{\tau}\lambda)_{opt}$  는 아래와 같이 정리된다.

$$(I\sqrt{\tau}\lambda)_{opt} = \frac{\Phi\lambda}{\sqrt{\tau}} = 8.5E8 \lambda \quad (\text{Eq.6})$$