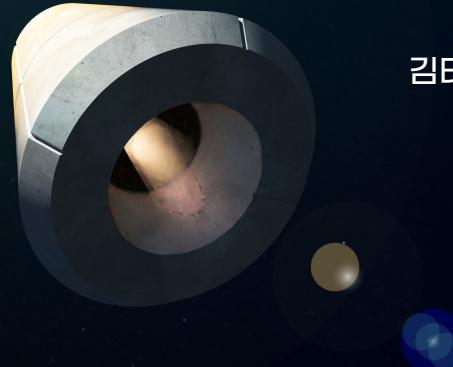


지구의 미래 소행성 충돌을 피하는 소행성 궤도 수정 전략



철수를 구하시오

김태현 | 이현준 | 정채운 | 최지아 | 조은수

멘토 임철수



임철수
멘토
LIM CHARLES



김태현
MENTEE
KIM TAE HEON



이현준
MENTEE
LEE HYUN JUN



정채운
MENTEE
JEONG CHAE WOON



조은수
MENTEE
JO EUN SOO



최지아
MENTEE
CHOI GIANA

찰수를 구하시오.
[3점]

01

문제정의

문제 정의 및 배경설명

02

1차 궤도 변경

DART 미션과 동일하게 충돌체를
통한 소행성의 궤도 변경

03

2차 궤도 변경

레이저 조사를 통한 추가-소행성의
추가 궤도 변경

04

시뮬레이션

05

결론

01

문제정의

소행성의 위험



공룡은 왜
멸종했을까?

STG

먼 옛날… 아주 먼 옛날…
6600 만년전…



전체 지구 생물 40 % 멸종
소행성과의 충돌로 육상 생물종 75% 멸종

우리에게도?

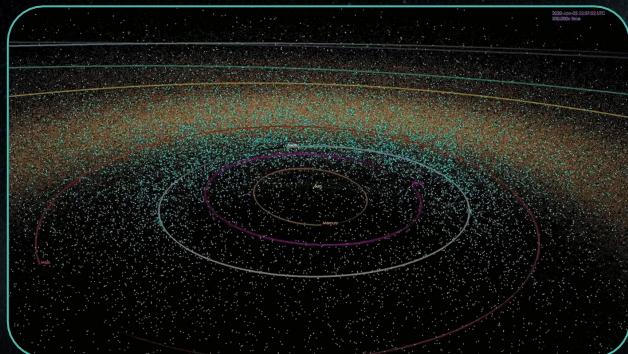


충돌의 위험은 항상 존재

근지구천체 (Near Earth Objects, NEO)는 태양 주변을 공전하는 천체

외부 요인등으로 인해 궤도가 변경되거나, 태양과 가까이 접근할수록 지구와의 충돌 가능성 증대 [1]

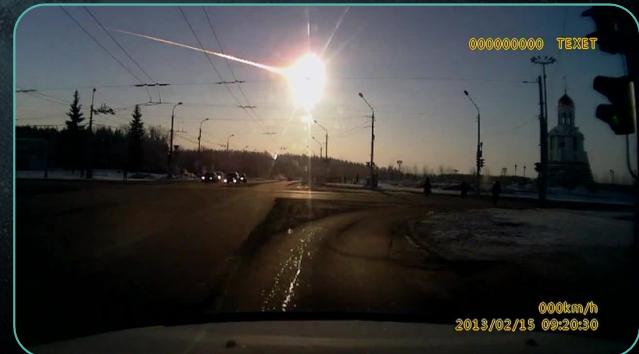
1908년 퉁구스카 대폭발, 2013년 첼랴빈스크 운석우 사건 등 소행성 충돌 위험은 현대에도 존재 [2]



▲ 근지구천체 (Near Earth Objects, NEO)



▲ 1908년 퉁구스카 대폭발



▲ 2013년 첼랴빈스크 운석우

소행성의 위험으로부터 인류를 구하라



지구에 위협이 될 수 있는 소행성의 궤도를 바꾸는 여러 실험이 시도되고 있음

2021년 충돌을 통한 소행성의 궤도 변경 시험

[The Double Asteroid Redirection Test (DART)]

충돌체가 데이모스 소행성에 충돌하여 0.02 m/s 의 속도변화, 공전궤도를

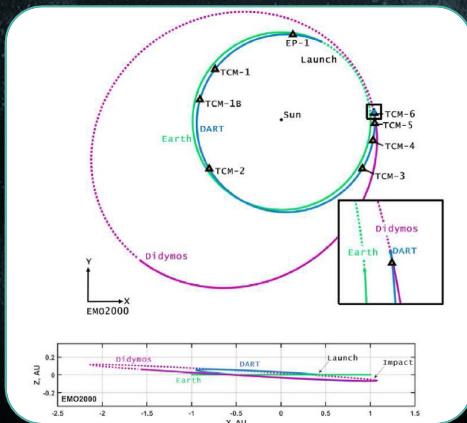
32분 줄였음 [3]



▲ 충돌 후 촬영된 데이모스



▲ 데이모스 소행성



▲ DART 미션 궤도



▲ 데이모스에 충돌하는 DART 충돌체 (상상도)

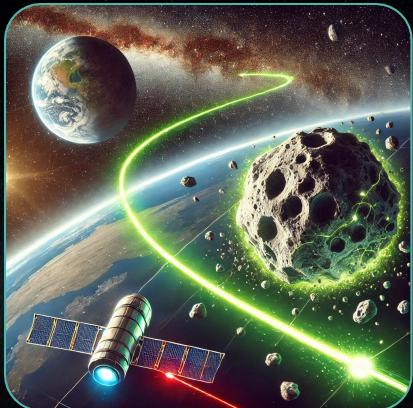
그러나…

소행성 충돌은 궤적 변화의 예측이 매우 어려움.

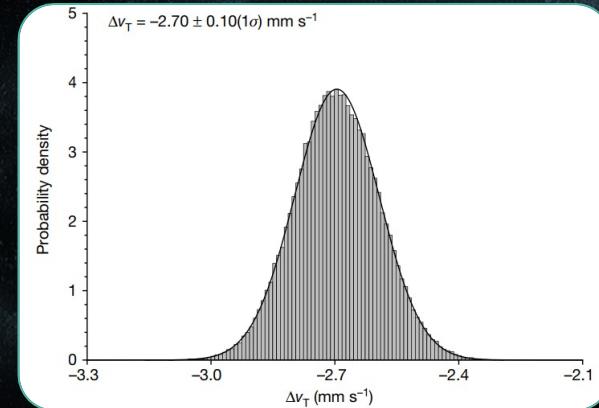
충돌각, 충돌면간의 표면 상태, 성분등에 따라 궤도의 변화량이 달라짐 [3]

따라서, 충돌 이후 궤적의 불확실성을 추가적으로 수정할 수 있는 방안이 필요함.

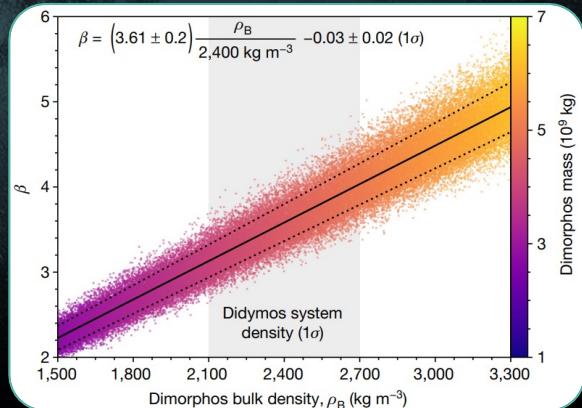
본 프로젝트: 궤도 변경 방법을 이원화하여 추가적인 궤도 변경 방법 제안



▲ 잘못된 궤적 변경



▲ 데이모스 궤도 변경 값의 확률 분포 (NASA) [3]



▲ 데이모스의 운동량 계수 분포 (NASA) [3]

2개의 모듈로 구성된 우주선 개념 제안

우주선은 선두 충돌체 (1단) 와 레이저 궤도 조사 모듈 (2단)로 구성



선두 충돌체는 소행성과 충돌하여 궤적 수정

이후 2단체는 역추진을 통해 소행성과 상대속도를 조정

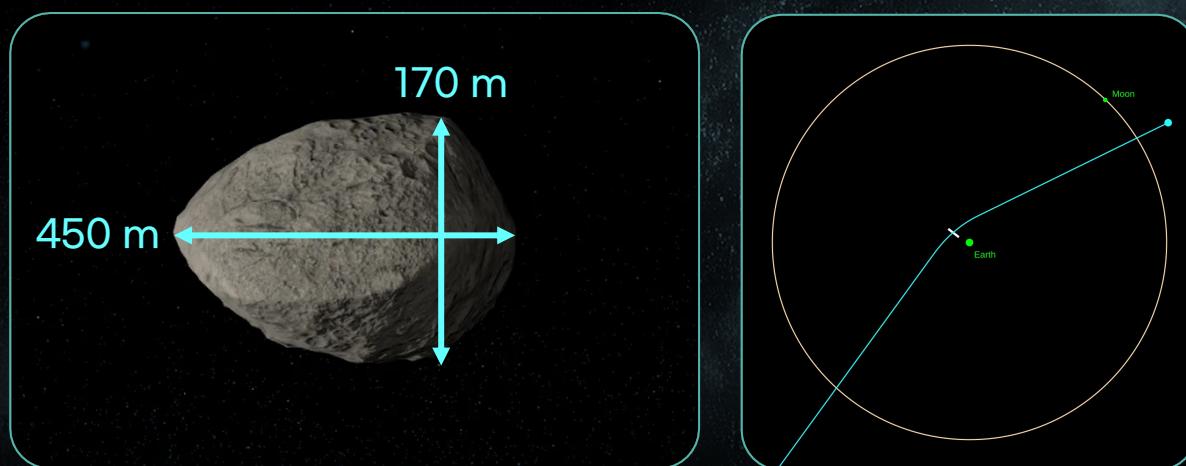
레이저 추가 조사를 통해 2차 궤도 변경

목표 소행성 - 아포피스

토리노 척도 정립 이후, 최초로 Level 4 [충돌 위험] 부여^[4]

현재는 Level 0으로 충돌 위험이 전혀 없으나,
지금도 많은 우주기관들의 관심을 받고 있음.

성분이 대부분 탄소질로 구성된 C형 소행성

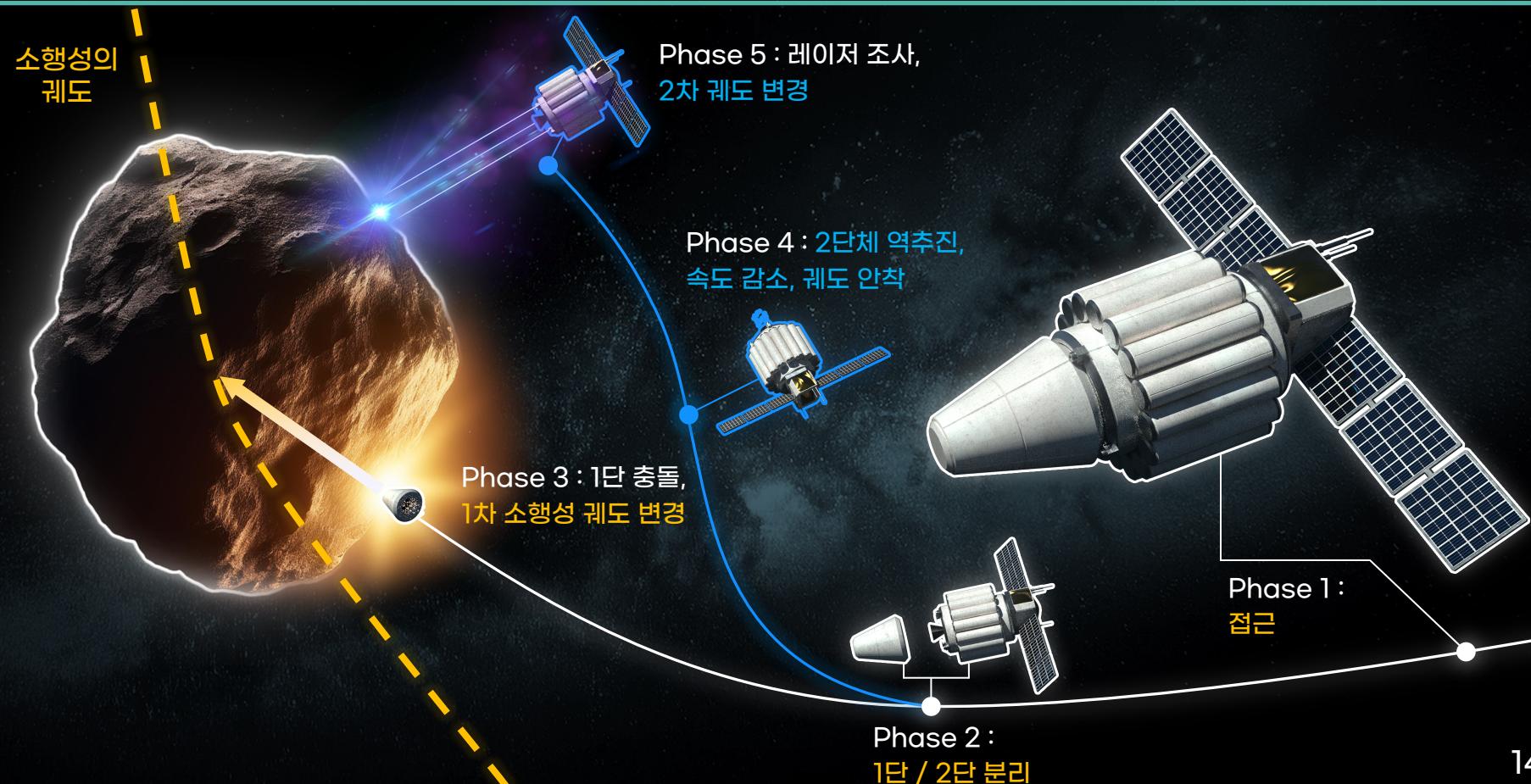


▲ 아포피스의 직경

▲ 아포피스 지구 근접 궤도

특성	값	단위
중량	2.1×10^{10}	kg
평균 밀도	2.6~3.2	g/cm ³
공전 주기	30.4	h
자전 주기	263+/-6	h
온도	270	K
파장	Sq	
밝기 등급	19.7+/-0.4	
재질/등급	C형 소행성	
반사율	0.03-0.1	

임무 프로파일



1차 궤도 수정

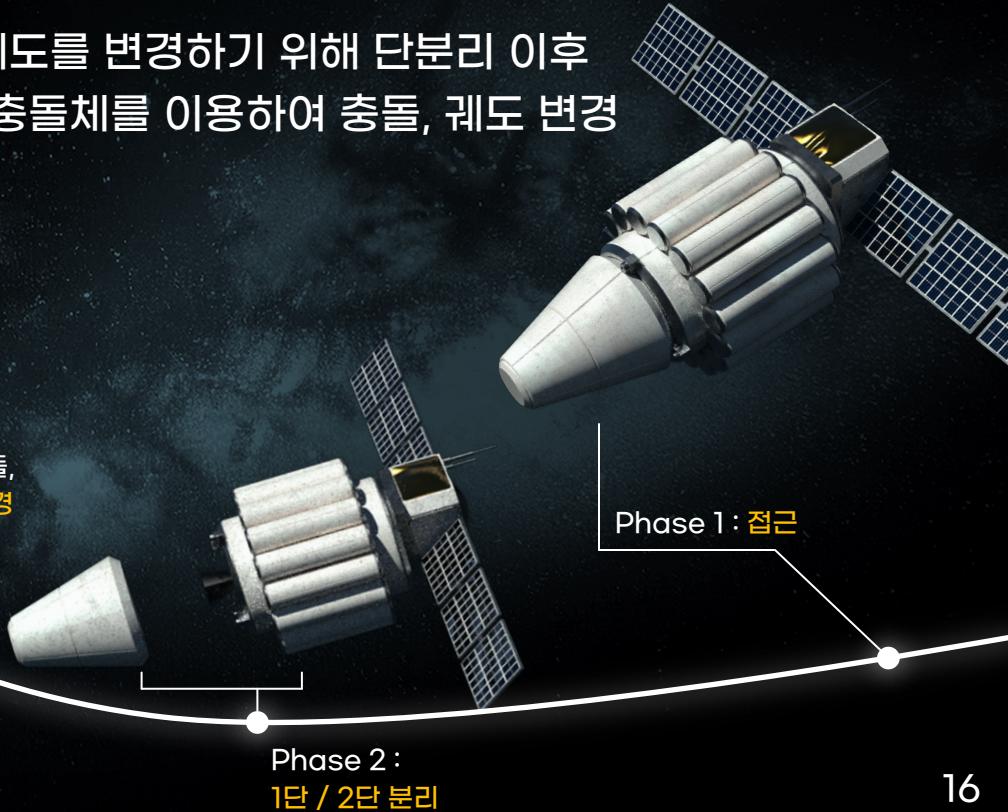
02

1차 궤도 변경 - 충돌체

소행성의 궤도를 변경하기 위해 단분리 이후
1차적으로 충돌체를 이용하여 충돌, 궤도 변경



Phase 3 : 1단 충돌,
1차 소행성 궤도 변경



1차 충돌체 설계



1차 궤도 변경 전 / 후

운동량 보존의 법칙 :

$$M\Delta v = mU + m(\beta - 1)(\hat{E} \cdot U) \hat{E} [3]$$

M = 소행성의 질량 $2.1 \times 10^{10} kg$

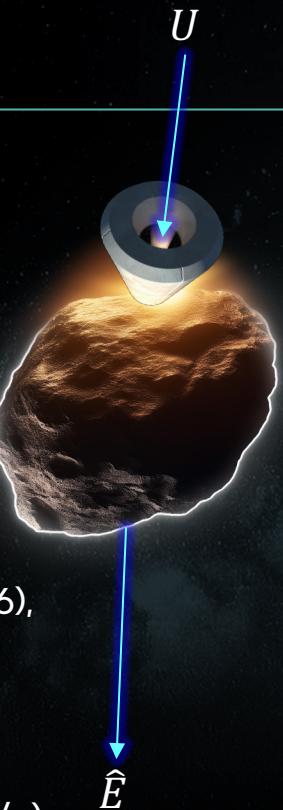
Δv = 충돌로 인한 소행성의 속도 변화

m = 충돌체의 질량, $370 kg$

β = 운동량의 방향에서 실제 전달된 운동량의 비율 ($1\sim6$),
본 프로젝트에서는 3 으로 가정

\hat{E} = 순 운동량 전달 방향

U = 충돌체 - 소행성의 상대 속도, $3,000 m/s$ ($3 km/s$)



$$M\Delta v = mU + m(\beta - 1)(\hat{E} \cdot U) \hat{E}$$

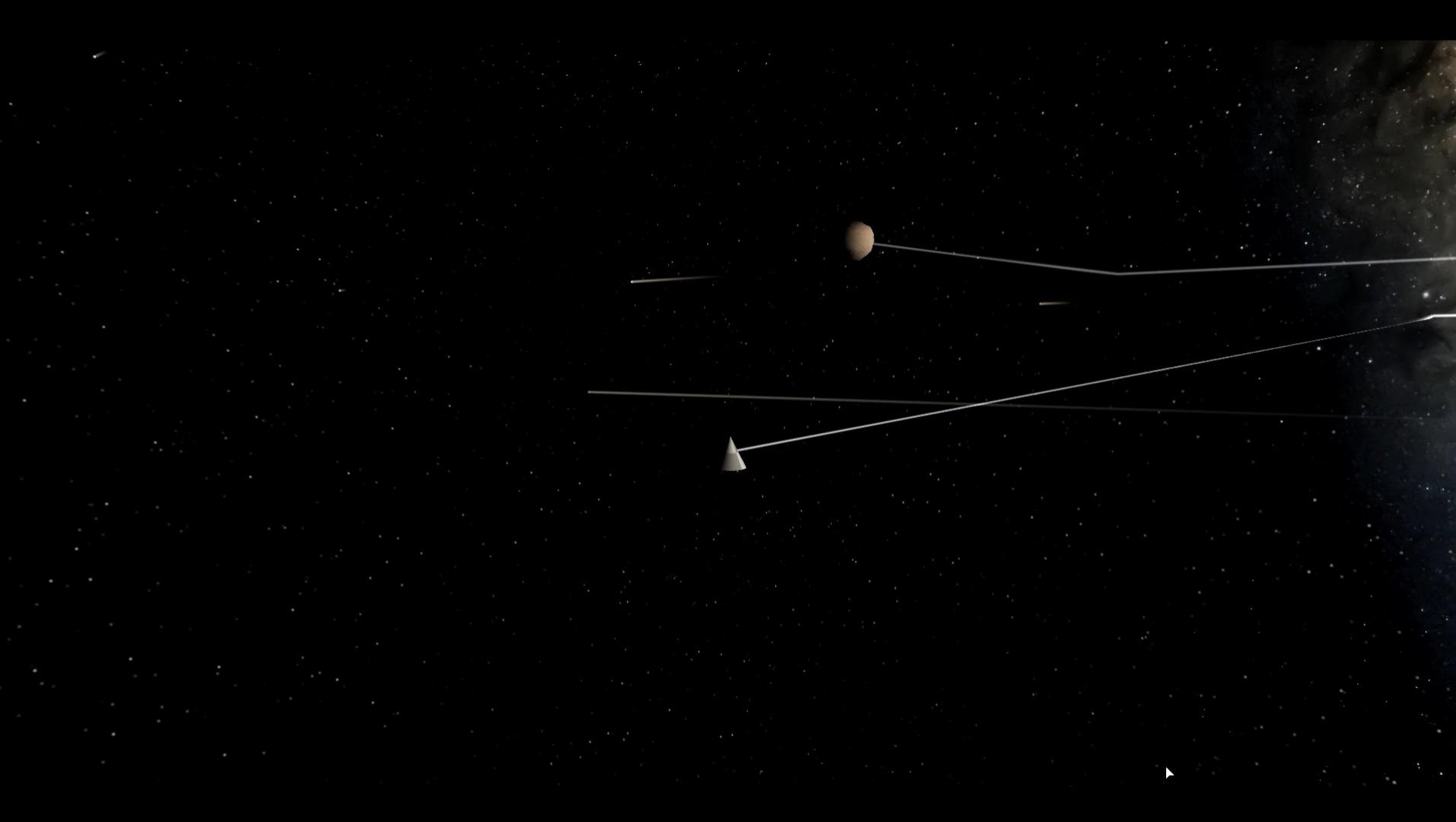
$$\Delta v = \frac{mU + m(\beta - 1)(\hat{E} \cdot U) \hat{E}}{M}$$

$$\Delta v = \frac{mU + 2Um}{M}$$

충돌 방향과 모멘텀 모두 동일 축, 일직선으로 가정
운동량 전달 비율 $\beta = 3$ 으로 가정한다면

$$\Delta v = \frac{3mU}{M} = \frac{3 \times 370 \times 3000}{2.1 \times 10^{10}} = 0.158 mm/s$$

1차 충돌체 충돌로 인한 소행성의 속도
변경값 : $0.158 mm/s$



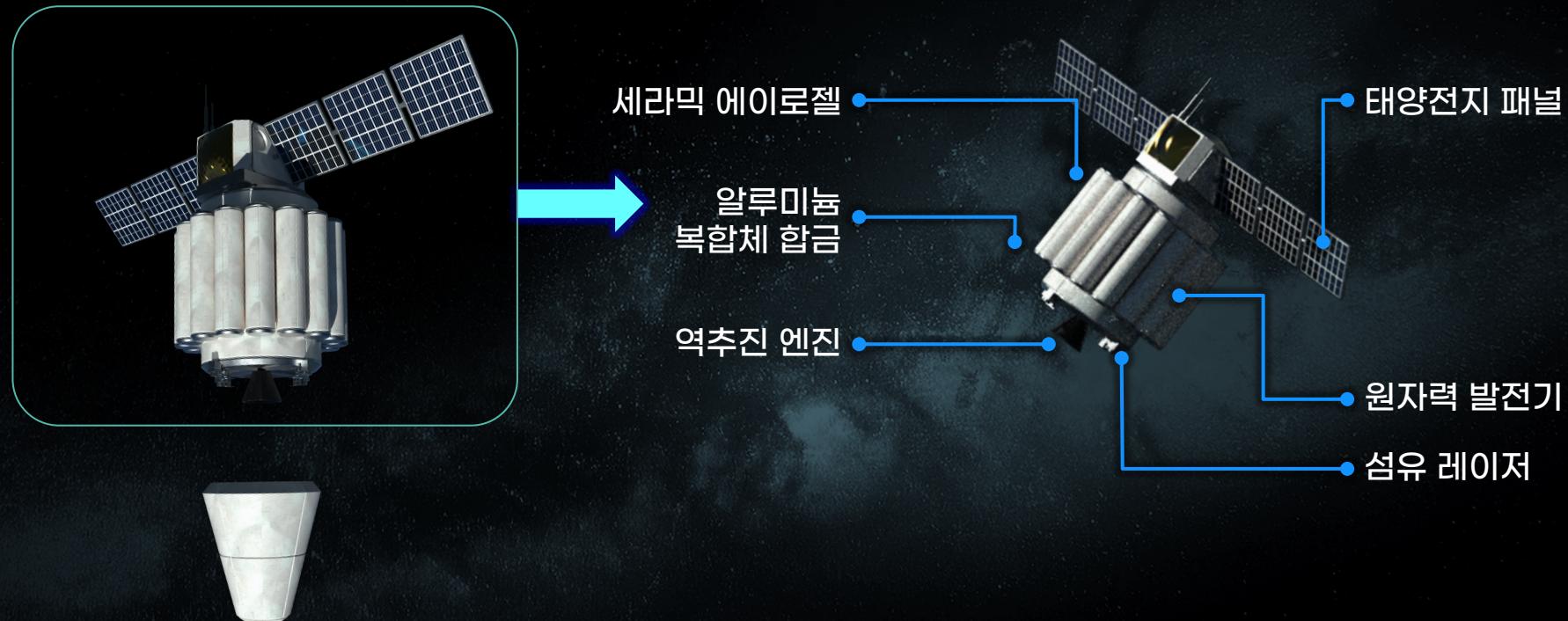
03

2차 궤도 수정

2차 궤도 수정



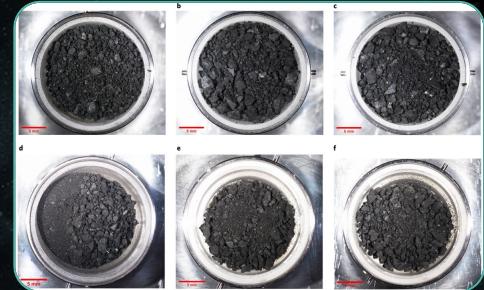
2차 궤도 수정



레이저 소결을 위한 결정 조건

아포피스 소행성은 C형 소행성으로 주로 탄소질로 구성

기화 및 추진에 필요한 온도는 3,900도 정도로 예측 [8]



C형 소행성 샘플 (JAXA) [8] ▶

레이저 종류	출 력	특 징
Fiber 레이저 (*****)	최대 수십 kW	- 전기-광 변환 효율이 높음 연속적으로 3,900도 이상 고온 생성 - 유지보수가 간단하고 장기간 사용 가능
CO ₂ 레이저 (***)	최대 20 ~ 50kW	- 고출력으로 3,900도 이상 온도 생성 가능 - 전기-광 변환 효율이 10~20% 정도로 낮음
Free Electron 레이저 (**)	최대 ~ 수 MW	- X선 부터 적외선까지 다양한 파장 가능 - 3,900도 이상의 온도 생성 가능함 - 크기가 매우 커서 우주선에 실용적으로 탑재하기 어려움

레이저 출력 결정

현재 상용화된 산업용 파이버 레이저 출력 6 - 40 kW급 존재하나

탑재 가능성을 고려하여 레이저 모듈 개당 2 kW, 총 4개의 레이저 모듈 고려

10년간 조사시 전체 필요한 에너지

$$E_{total} = NPt \quad \rightarrow \quad E_{total} = 4 * 2kW * 365 * 24 * 10 \\ = 700,800 \text{ kWh}$$

N = 레이저 모듈 수

P = 레이저 출력 (W)

t = 조사 시간 (h)



10년간 조사시, 필요한 에너지는 700,800 kWh로
출력을 감당하기 위한 적합한 에너지원 탐색 필요!



에너지원 결정

레이저의 출력 및 평균 발전량을 고려할 때, 원자력 전지 필수

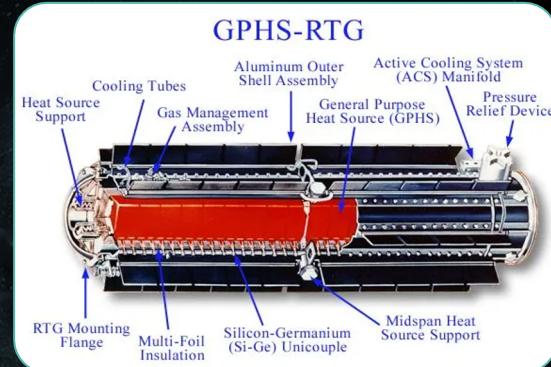
RTG (Radioisotope Thermoelectric Generator)

- 방사성 동위원소 붕괴 열을 이용해 전기 생산
- 변환효율은 낮지만 안정적인 출력을 요구하는 환경에 적합
- 카시니-호이겐스, 뉴호라이즌, 윌리시스 호에 탑재된 GPHS-RTG를 선정
- 카시니-호이겐스호 RTG 3개 탑재,
- 2단계 출력을 위한 27개의 RTG 탑재 필요
- RTG가 10년간 일정한 출력을 제공한다고 가정

파라미터	값	단위
발전량 (전기)	300	W
발전량 (열)	4,400	W
중량	55.9-57.8	kg
파워/연료 교환비	38	W/kg
연료	플루토늄-238	



27개 RTG 탑재!



▲ GPHS-RTG

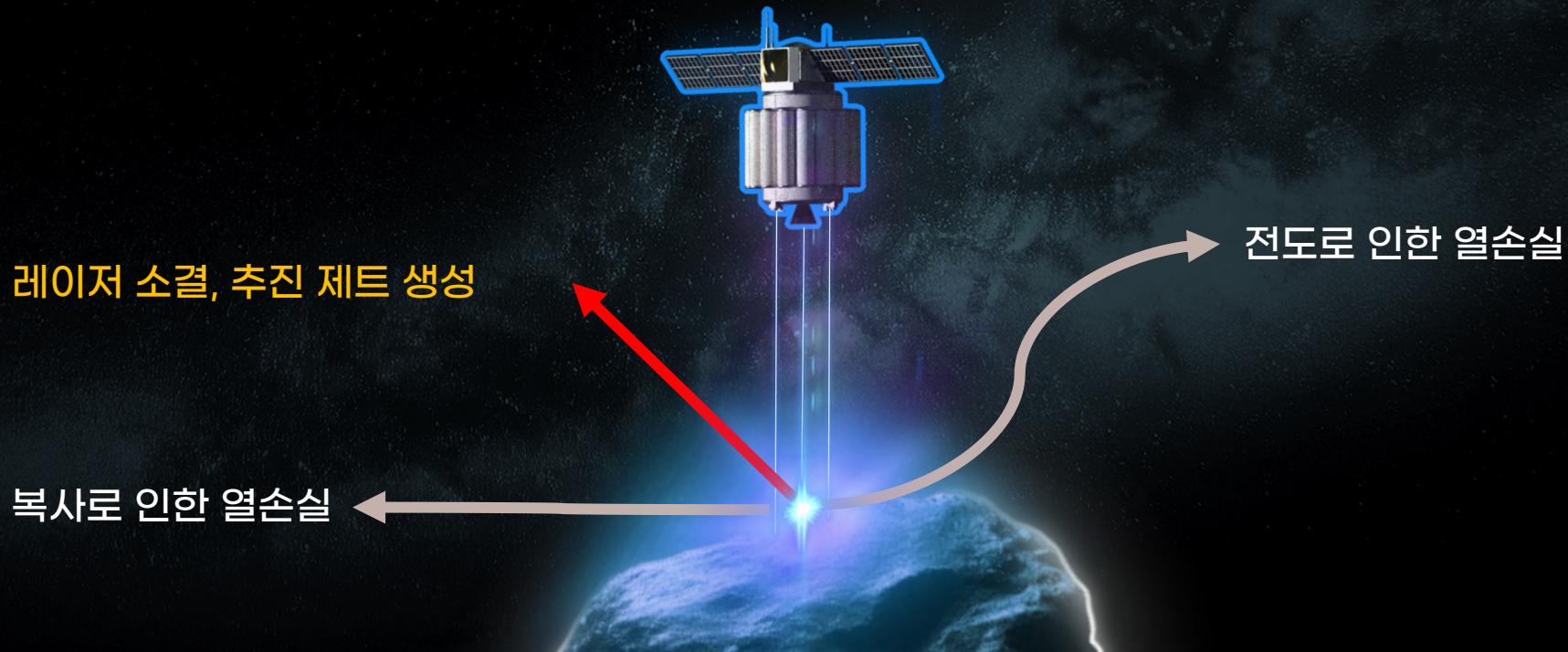


▲ 카시니-호이겐스호 RTG 탑재 위치

레이저에 의한 소행성 궤도 변경 원리

레이저가 표면을 기화시켜 생성된 기체의 반발력으로 추진

레이저의 에너지 = 소행성 표면을 기화 + 복사열 손실 + 전도열손실 [5,6]



레이저에 의한 소행성 궤도 변경 원리

레이저의 에너지 = 소행성 표면을 기화 + 복사열 손실 + 전도열손실

$$P_I = \dot{\mu} \left[E_v + \frac{1}{2} \bar{v}^2 + C_p(T_{sub} - T_0) + C_v(T_{sub} - T_0) \right] + Q_{rad} + Q_{cond}$$

$$Q_{rad} = \sigma_{SB} \varepsilon (T_{sub}^4 - T_{amb}^4) \quad Q_{cond} = (T_{sub} - T_0) \sqrt{\frac{C_v \rho_A k_A}{\pi t}}$$

C_v = 부II가 일정할때의 소행성의 열용량 E_v = 소행성 표면의 승화열 $\dot{\mu}$ = 단위 시간/ 단위 면적에 대한 질량 변화율

C_p = 압력이 일정할때의 소행성의 열용량 \bar{v} = 기화된 기류(plum) 평균 속도 P_I = 레이저 출력

T_{sub} = 소행성 승화온도

Q_{rad} = 복사 열손실

$$P_I = \frac{\tau \tau_g \alpha_M \eta_L P_{in}}{A_{spot}}$$

T_0 = 초기 온도

Q_{cond} = 전도 열손실

레이저에 의한 소행성 궤도 변경 원리

고체는 분자들이 아주 단단히 붙어 있는 상태

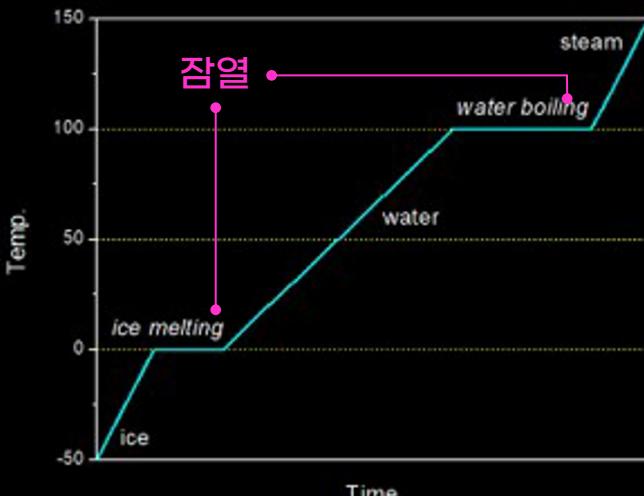
열에너지를 지속적으로 가해주면 분자들이 더 빠르게 움직이고, 결국 액체나 기체로 전환

변화된 기체의 속도 에너지

$$\dot{m} \left[E_v + \frac{1}{2} \bar{v}^2 + C_p(T_{sub} - T_0) + C_v(T_{sub} - T_0) \right]$$

• 변화되는 소행성의 질량

*기화 : 열흡수를 통해 분자간의 결합을 끊는 과정



▲ 잠열과 상변이

레이저에 의한 소행성 궤도 변경 원리

레이저의 에너지 = 소행성 표면을 기화 + 복사열 손실 + 전도열손실

$$P_I = \dot{\mu} \left[E_v + \frac{1}{2} \bar{v}^2 + C_p(T_{sub} - T_0) + C_v(T_{sub} - T_0) \right] + Q_{rad} + Q_{cond}$$

$$Q_{rad} = \sigma_{SB} \varepsilon (T_{sub}^4 - T_{amb}^4)$$

C_v = 부피가 일정할때의 소행성의 열용량

C_p = 압력이 일정할때의 소행성의 열용량

T_{sub} = 소행성 승화온도

T_0 = 초기 온도

$$Q_{cond} = (T_{sub} - T_0) \sqrt{\frac{C_v \rho_A k_A}{\pi t}}$$

$\dot{\mu}$ = 단위 시간/ 단위 면적에 대한
질량 변화율

P_I = 레이저 출력

E_v = 소행성 표면의 승화열

\bar{v} = 기화된 기류(plum) 평균 속도

Q_{rad} = 복사 열손실

Q_{cond} = 전도 열손실

레이저에 의한 소행성 궤도 변경 원리

이때, 레이저로 인해 소결된 기체의 평균 속도와 질량의 변화는 다음과 같이 정의할 수 있다. [5-7]

$$\bar{v} = \sqrt{\frac{8k_b T_{sub}}{\pi M_a}} \quad M_a = \text{레이저로 인해 녹은 기체의 분자량} \quad k = \text{재응결 파라미터}$$
$$k_b = \text{볼츠만 상수} \quad R_s = \text{기체상수}$$
$$\dot{\mu} = (1 - k)p_s \left(\frac{1}{2\pi R_s T_{sub}} \right)^{\frac{1}{2}} \quad p_s = \text{증기압력}$$

이상기체의 맥스웰분포

Hertz-Knudsen 방정식



$$P_I = \dot{\mu} \left[E_v + \frac{1}{2} \bar{v}^2 + C_p (T_{sub} - T_0) + C_v (T_{sub} - T_0) \right] + Q_{rad} + Q_{cond}$$

레이저에 의한 소행성 궤도 변경 원리

기체의 질량 변화율, 레이저의 면적, 소행성과 위성 사이의 속도가 모두 일정하다고 가정하고

레이저 조사에 의한 질량 변화율과
우리가 구하고자 하는 소행성의 속도의 변화량은 다음과 같다. [5-7]

$$\dot{m} = 2 V_{rot} \dot{\mu}(ty)$$

V_{rot} = 소행성과 우주선의 상대 속도

t = 레이저 조사 시간

y = 레이저 조사 면적



뉴턴의 제2법칙

$$F_{sub} = \lambda \bar{v} \dot{m} \quad \Delta v = \frac{F_{sub}}{m_a} t$$

λ = 손실 파라미터

2차 궤도 변경 시뮬레이션

04

계산 파라미터 및 결과

계산을 위한 파라미터 아포피스 및 데이모스 데이터 활용

추정 불가능한 값에 대해서는 탄소질 성분 활용

계산결과, 아포피스의 추가 속도 변경 값 : 0.181 mm/s

$$\bar{v} = \sqrt{\frac{8k_b T_{sub}}{\pi M_a}} \quad \dot{m} = (1 - k)p_s \left(\frac{1}{2\pi R_s T_{sub}} \right)^{\frac{1}{2}}$$

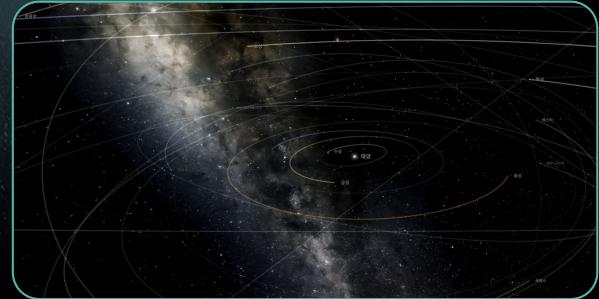
$$F_{sub} = \lambda \bar{v} \dot{m} \quad \Delta v = \frac{F_{sub}}{m_a} t$$

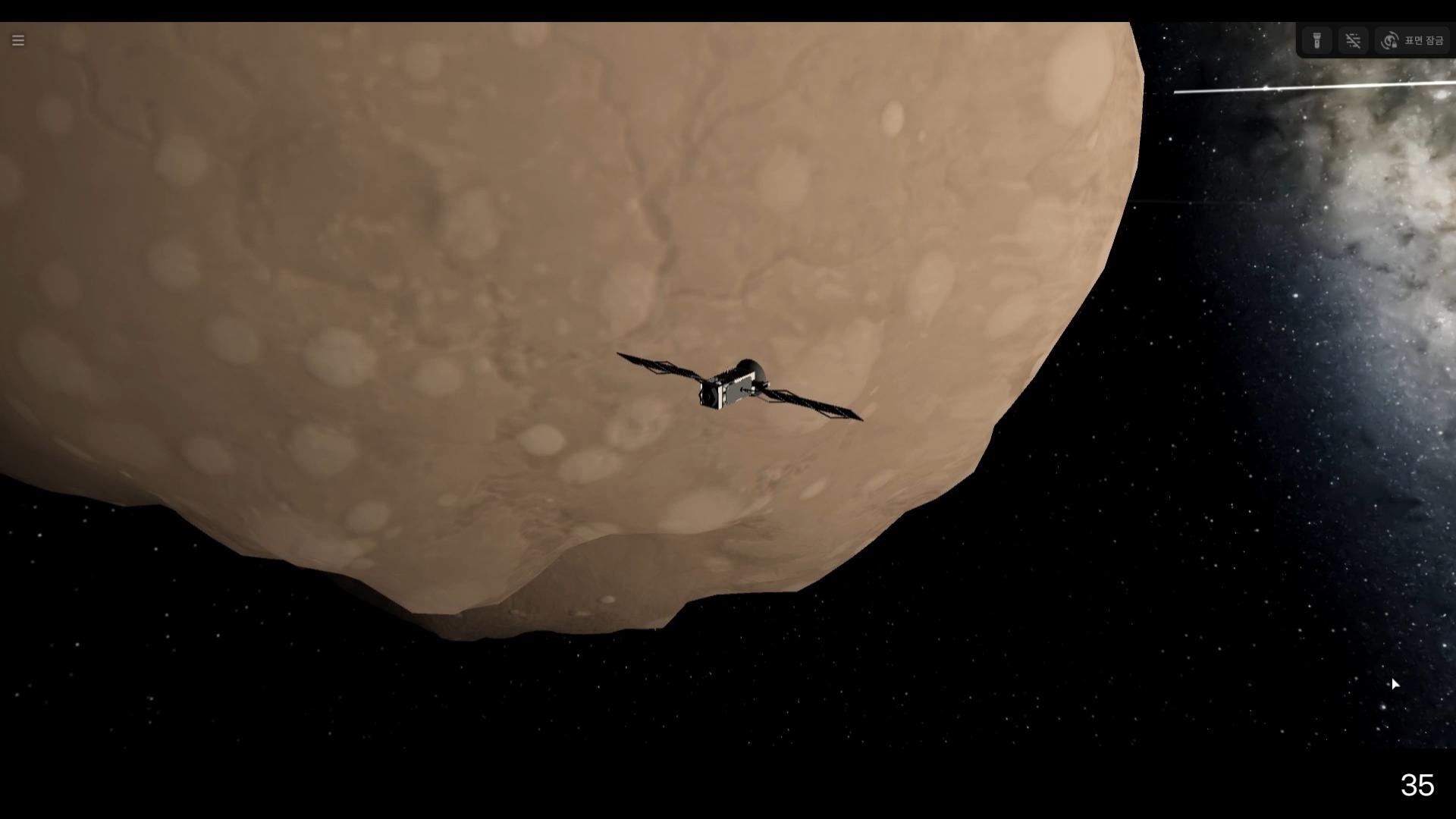
파라미터	값	단위	의미
E_V	14.5e6	J/kg	승화 잠열
C_p	1,350	J/kg/K	정압 비열
C_v	1,361	J/kg/K	정적 비열
T_{sub}	3,500	K	소행성 표면 승화 온도
T_0	10	K	초기 온도
T_{amb}	30	K	소행성 주변 온도
ρ_A	3,500	Kg/m^3	소행성 밀도
τ	0.99		열손실 감소 계수
τ_g	0.9		가스 분출 제트 효율
α_M	0.9		소행성 표면 흡수 계수
η_L	0.9		레이저 시스템 효율
P_I	8,000	W	레이저 출력

파라미터	값	단위	의미
A_{spot}	0.0003	m^2	레이저 면적 (X4)
σ_{SB}	5.67e-8	W/m^2/K^4	스테판-볼츠만 상수
ϵ	0.97		소행성 표면 방사율
M_a	0.06	Kg/mol, SiO	SiO 분자 물질량
k	0.1		재응축 계수
k_b	1.38e-23	J/K	볼츠만 상수
R	8.3144	J/K/mol	기체 상수
P_s	9,438.6	Pa	증기압
t	10	year	레이저 조사 시간
λ	0.9		힘 전환 상수

시뮬레이션 환경 및 가정

파라미터	내용	단위
시뮬레이션 환경	Universe Sandbox2	
소행성의 질량	2.1×10^{10}	kg
레이저의 출력	8	kW (2 kW X 4)
레이저 조사 시간	10	Years
소행성 - 위성간 상대 속도	0.00305	m/s



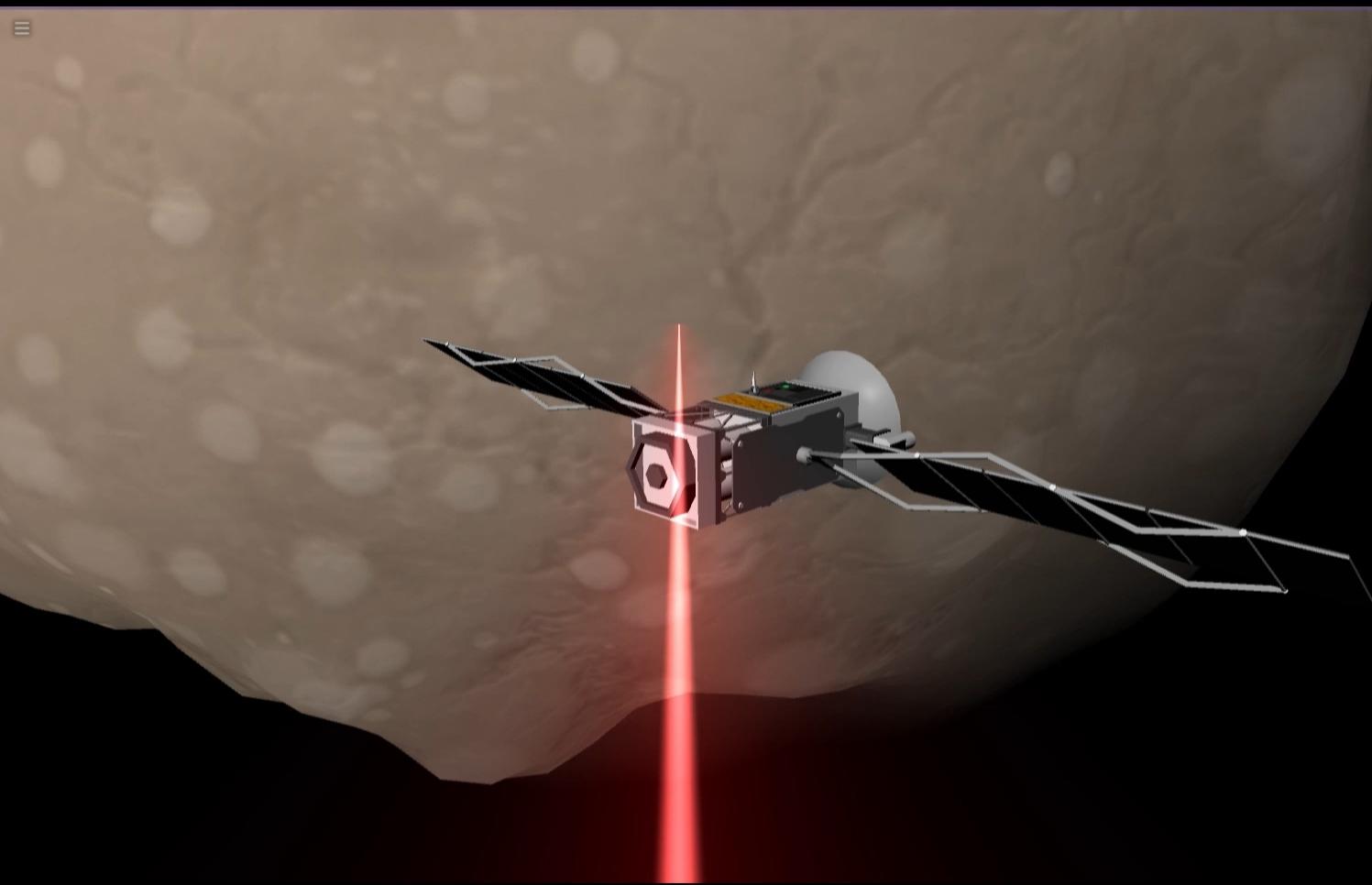


☰

표면 잠금



표면 점금



레이저	
프리셋	사용자 정의
반지름	2.06E-07 mm
총 전력	8.00 kW
면적당 전력	59.9 ZW/m ²
자동 반경	고기
파장	0.65 μm
보통	루비
빔 표시	켜기
푸시 액체	고기

≡

≡

2010 EK139

99942 Apophis

05

정리 및 결론

정리 및 결론

소행성 충돌은 이전 공룡을 멸종시켰던 것처럼 현대 문명을 멸망시킬 수 있는 잠재적 위험

DART 임무는 충돌로써 소행성의 궤도를 수정할 수 있다는 것을 증명함

하지만, 충돌 당시의 표면 상태, 운동 방향 등 여러 요인에 의해서 궤도 변경의 불확실성 존재

본 프로젝트에서는 궤도 변경의 불확실성을 해결하기 위해 2개의 궤도 변경 방법 제안



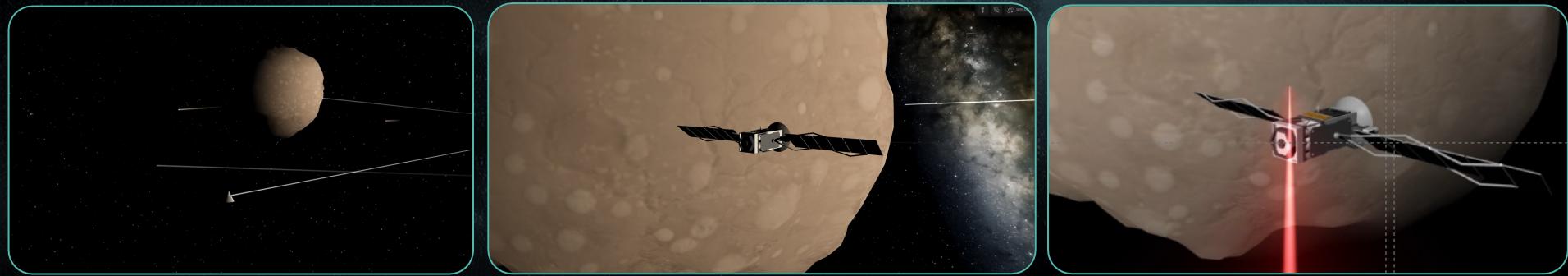
정리 및 결론

우주선은 1차 궤도 변경체 (충돌) 과 2차 궤도 변경체 (레이저 조사)로 구분되어 임무를 수행

1차 궤도 변경 이후, 레이저 조사를 통해 추가적으로 궤적을 변경

운동량 보존에 기반하여 충돌을 통해 궤적 변경이 가능함. 아포피스의 경우, 0.158 mm/s 변경

복사 및 전도에 의한 열손실을 고려하여 계산했을 때, 레이저 소결을 통한 속도 변경은 0.181 mm/s 가능



▲ 1차 궤도변경

▲ 2차 레이저 탑재체 소행성 접근

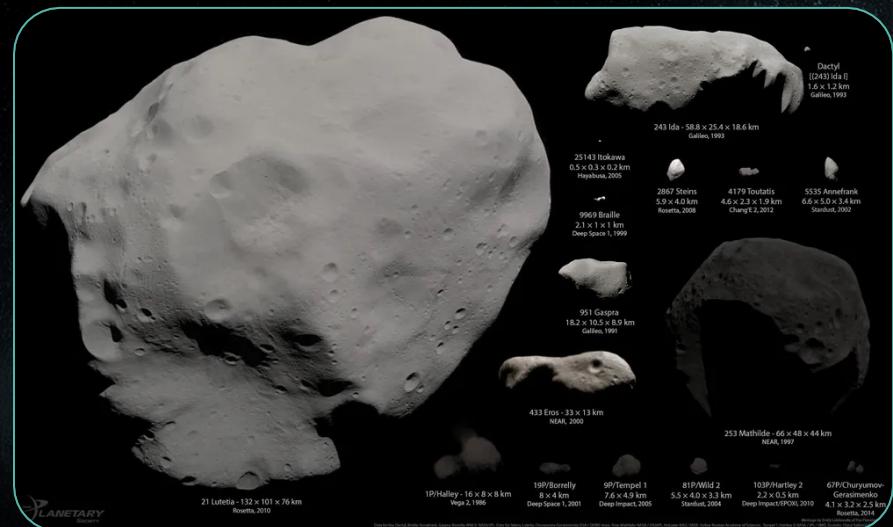
▲ 레이저 조사를 통한 추가 궤도 변경

발전 방향

아포피스보다 질량이 더 큰 ($> 10^{10}$ kg) 소행성의 궤도 변경을 위해서는 더 높은 출력의 고에너지원이 필요함.

또한, 이를 유지하기 위한 에너지 공급원 역시 필요

향후, 이에 대한 심층 탐구 및 레이저 외에도 추가적인 궤도 변경 가능 방법에 대한 탐구 예정



참고문헌 (Reference)

- [1] Cheng, Andrew F., et al. "DART mission determination of momentum transfer: Model of ejecta plume observations." *Icarus* 352 (2020): 113989.
- [2] Rivkin, Andrew S., and Andrew F. Cheng. "Planetary defense with the Double Asteroid Redirection Test (DART) mission and prospects." *nature communications* 14.1 (2023): 1003.
- [3] Cheng, Andrew F., et al. "Momentum transfer from the DART mission kinetic impact on asteroid Dimorphos." *Nature* 616.7957 (2023): 457-460.
- [4] Giorgini, Jon D., et al. "Predicting the Earth encounters of (99942) Apophis." *Icarus* 193.1 (2008): 1-19.
- [5] Vetrisano, Massimo, Camilla Colombo, and Massimiliano Vasile. "Asteroid rotation and orbit control via laser ablation." *Advances in Space Research* 57.8 (2016): 1762-1782.
- [6] Vasile, Massimiliano, et al. "Improved laser ablation model for asteroid deflection." *Acta Astronautica* 103 (2014): 382-394.
- [7] Gibbons, Alison, et al. "On testing laser ablation processes for asteroid deflection." *IAA planetary defense conference, protecting Earth from asteroids: From threat to action*. 2011.
- [8] Yada, Toru, et al. "Preliminary analysis of the Hayabusa2 samples returned from C-type asteroid Ryugu." *Nature Astronomy* 6.2 (2022): 214-220.

The End

저희의 발표를 들어주셔서 감사합니다.



천수를 구하시오.
[3점]