

Università degli Studi di Padova – Dipartimento di Ingegneria Industriale

Corso di Laurea in Ingegneria Aerospaziale

***Relazione per la prova finale
«Simulazione di missione di
intercettazione e rendezvous con
asteroide Apophis»***

Tutor universitario: Prof. Colombatti Giacomo

Laureando: *Musaraj Nikelv*

Padova, 15/07/2026

Missione ESA Ramses:

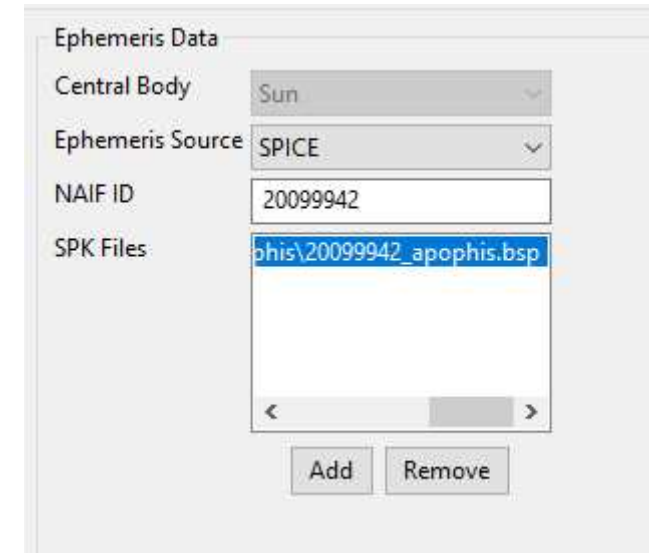
- **Definizione:** *Rapid Apophis Mission for Space Safety*, missione ESA di difesa planetaria guidata da OHB Italia
- **Scopo:** Effettuare un **rendezvous** con l'asteroide Apophis **prima** del suo flyby con la Terra (13 aprile 2029, quota 32.000 km).
- **Timeline nominale:**
 - *Lancio:* Aprile 2028
 - *Arrivo e Rendezvous:* Febbraio 2029
- **Vincolo di budget:** Δv stimato a bordo minore di 1590 m/s



1. Progettazione e validazione orbitale di una traiettoria di intercettazione e rendezvous eliocentrico con l'asteroide 99942 Apophis tramite software GMAT
2. Determinazione del budget di ΔV totale e del tempo di volo (*Time of Flight*) per il trasferimento Terra-Apophis
3. Confronto dei risultati ottenuti con le stime effettuate dalla ESA



- Scaricate le effemeridi di Apophis dal sito della JPL NASA:
[*https://ssd.jpl.nasa.gov/horizons/app.html#/*](https://ssd.jpl.nasa.gov/horizons/app.html#/)
- Creato oggetto Apophis come asteroide su sistema solare con:
 - $R = 0,185 \text{ km}$
 - $\mu = 2.9 \times 10^{-9} \frac{\text{kg}^3}{\text{s}^2}$
- **Le effemeridi coprono l'intero anno 2028 e 2029**



Definizione dei propagatori con modello di forze apposito:

1. Orbita di parcheggio:

- Corpo centrale: Terra
- Point Masses: Luna, Sole

2. SOI Terrestre:

- Corpo centrale: Terra
- Point Masses: Luna, Sole

3. Deep space:

- Corpo centrale: Sole
- Point Masses: Apophis, Terra, Luna, Sole

4. Apophis:

- Corpo centrale: Apophis
- Point Masses: Apophis, Sole, Terra
- Solar Radiation Pressure: ON



- **Data di partenza: 2 Gennaio 2028**

- $$v_{orb} = \sqrt{\frac{\mu_{Terra}}{r}} = 7.55 \frac{km}{s}$$

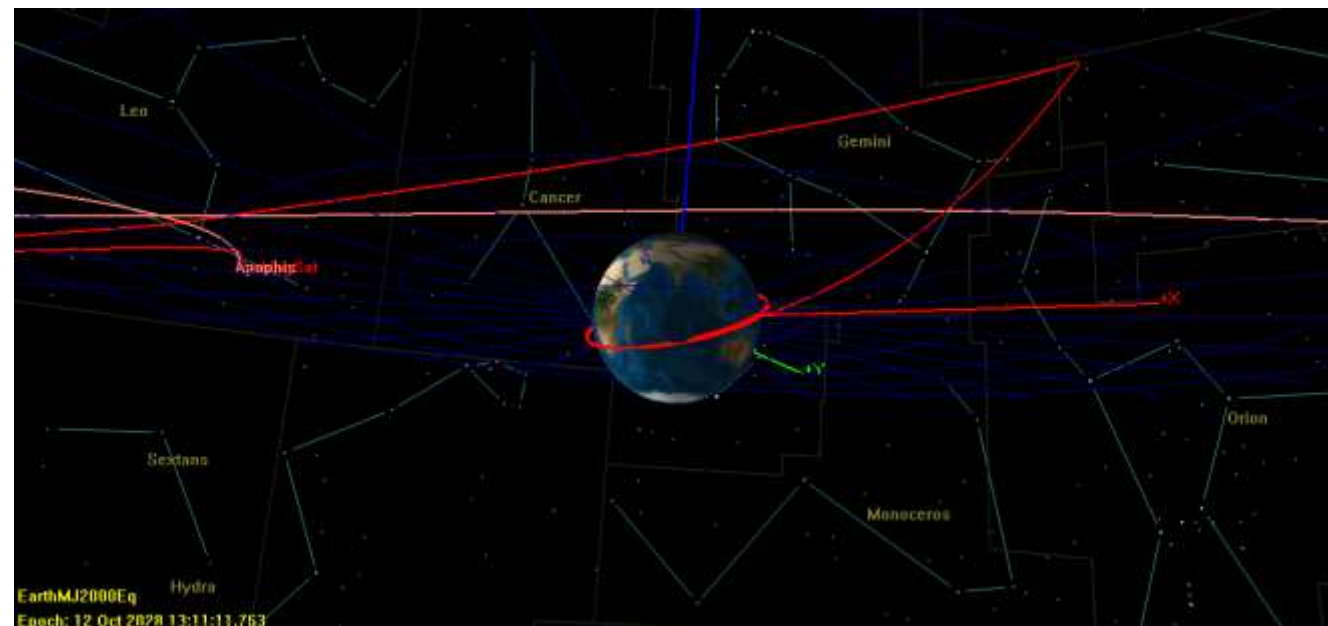
$$v_{esc} = \sqrt{\frac{2\mu_{Terra}}{r}} = 10,67 \frac{km}{s}$$

$$\Delta v_{min} = v_{esc} - v_{orb} = 3,12 \frac{km}{s}$$

$$r = a = 7000 \text{ km}$$

- $$\Delta v_1 = 4,143 \frac{km}{s} > \Delta v_{min}$$

→ **Traiettoria iperbolica di fuga**



DV1

4.143199895542844

In uscita dalla SOI terrestre:

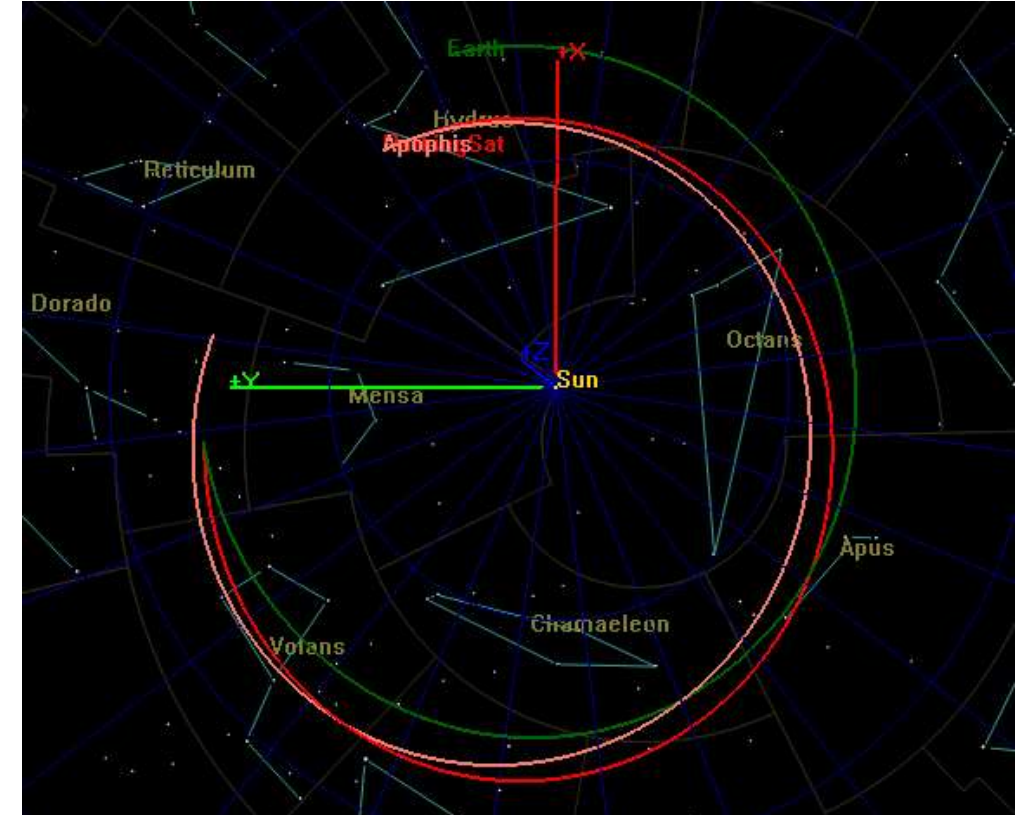
1. *Deep space maneuver*

- Correzione della traiettoria verso Apophis

2. *B-plane targeting*

- Intercettazione Apophis con RMAG = 200 km vincolo di sicurezza

$$\rightarrow \Delta v_2 = 0,907 \frac{\text{km}}{\text{s}}$$



DV2

0.907354153368261

Effettuate 3 manovre dopo b-plane targeting:

1. **Burn verso SOI Apophis** $\rightarrow \Delta v_{SOI}$
2. **Burn retogrado** per ridurre velocità sonda $\rightarrow \Delta v_{rendezvous}$
3. **Burn per inserimento orbitale** $\rightarrow \Delta v_{ins_orb}$

- Raggio di Hill per Apophis:

$$R_{Hill} = a \sqrt[3]{\frac{m_{Apophis}}{3M_{Sole}}} \approx 30 \text{ km}$$

$$a = 0,9224 \text{ AU} = 1,38 \times 10^8 \text{ km}$$

$$M_{Sole} = 1,989 \times 10^{30} \text{ kg}$$

$$m_{Apophis} = 4,1 \times 10^{10} \text{ kg}$$

$\rightarrow$ Entro questo raggio sarà possibile effettuare un inserimento orbitale

- Trovandomi a 198.235 km da Apophis:

$$\Delta v_{SOI} = 0,6558 \frac{km}{s}$$

- Sincronizzazione velocità relative:

$$\Delta v_{rendezvous} = v_{sonda} - v_{orb} = \sqrt{\left(v_{\infty}^2 + \frac{2\mu}{r}\right)} - \sqrt{\frac{\mu}{r}} \approx v_{\infty} = 2,60 \frac{km}{s}$$

ParkingSat.ApophisMJ2000.VX
9.999739164712196e-06

ParkingSat.ApophisMJ2000.VY
1.000021558184017e-05

ParkingSat.ApophisMJ2000.VZ
1.000010733243073e-05

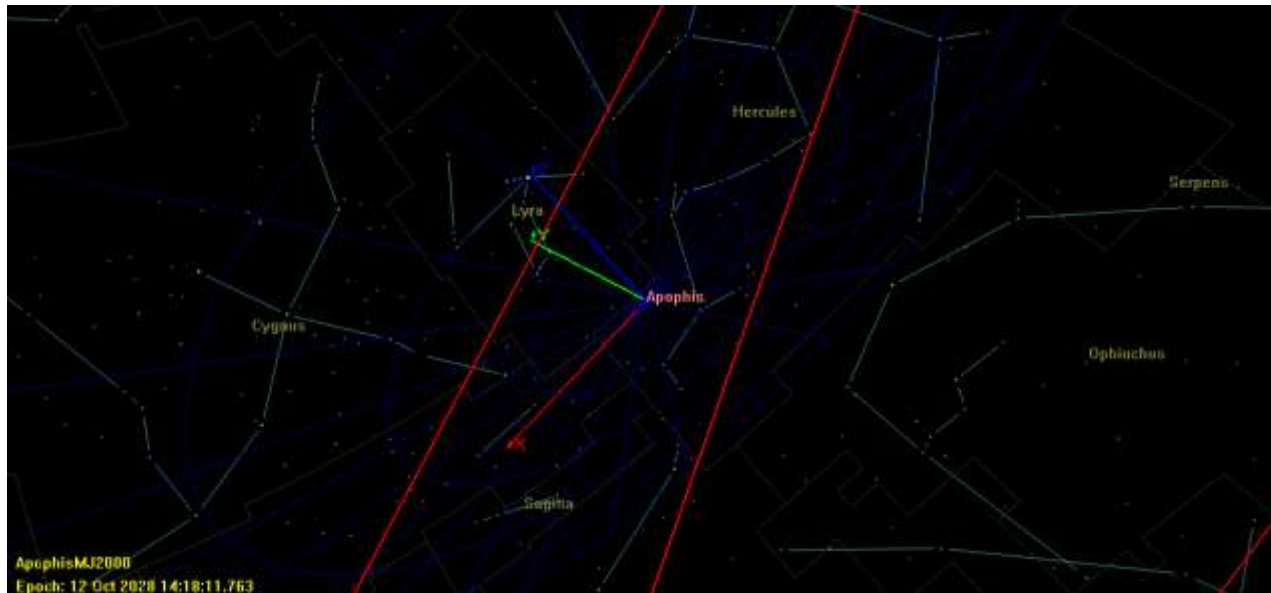
- Burn finale per inserimento orbitale:

$$\Delta v_{ins_orb} = 15,911 \frac{cm}{s}$$

$$\rightarrow \Delta v_3 = \Delta v_{SOI} + \Delta v_{rendezvous} + \Delta v_{ins_orb} = 3,26 \frac{km}{s}$$

- Orbita instabile a causa di SRP e campo gravitazionale estremamente debole

→ Necessità di effettuare **station-keeping**



- $\Delta v_{tot} = \Delta v_1 + \Delta v_2 + \Delta v_3 = 8,31 \frac{km}{s} \quad \rightarrow \quad \Delta v_{bordo} = \Delta v_{tot} - \Delta v_1 = 4,167 \frac{km}{s}$

Parametro di missione	Simulazione GMAT	Stime ufficiali ESA
<i>Finestra di lancio</i>	2 Gennaio 2028	Aprile 2028
<i>Data di arrivo</i>	12 Ottobre 2028	Febbraio 2029
<i>Time of Flight</i>	284 giorni (9.5 mesi)	~300 giorni (10 mesi)
<i>Δv a bordo</i>	4,167 km/s	~1,59 km/s

→ La soluzione adottata da ESA risulta ottimale in termini di massa e costi, minimizzando il Δv e il propellente a bordo della sonda