

Università degli Studi di Padova – Dipartimento di Ingegneria Industriale

Corso di Laurea in Ingegneria Aerospaziale

***Relazione per la prova finale  
«Manovre di intercettazione  
dell'asteroide 99942 Apophis»***

Tutor universitario: Prof. Colombatti Giacomo

Laureando: *Poles Elia*

Padova, 13/03/2024

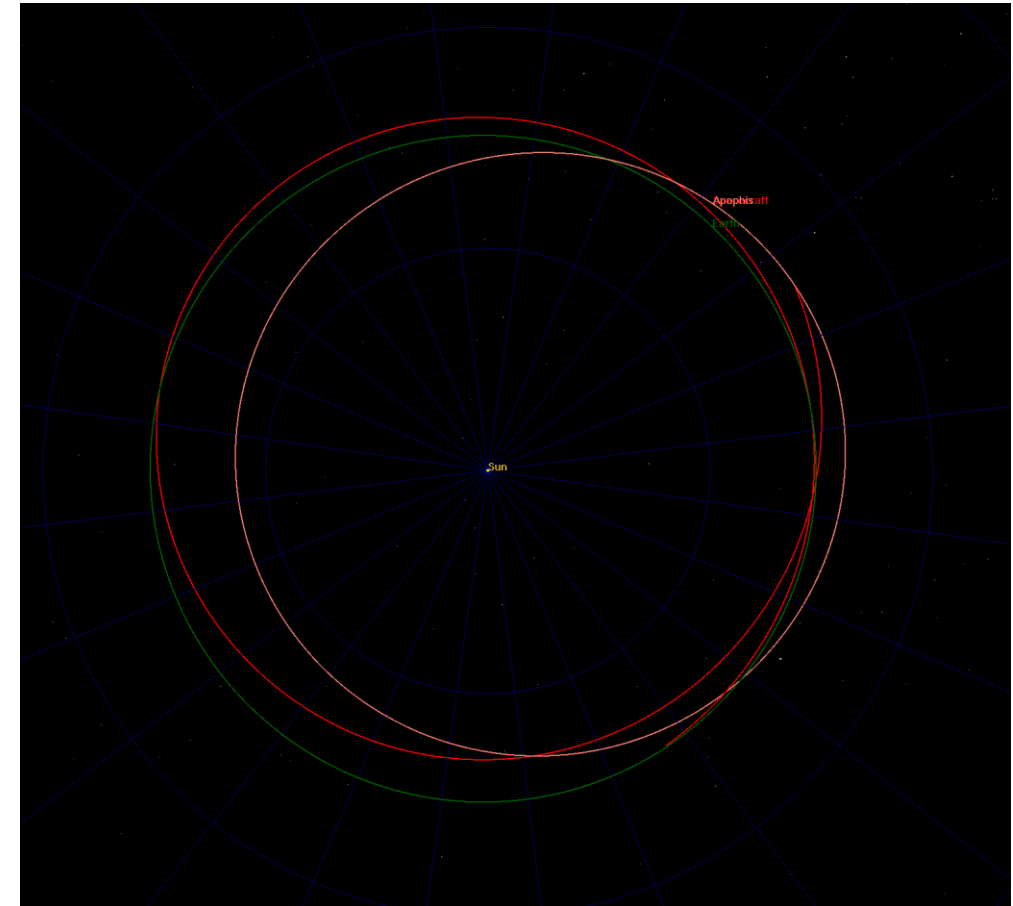
## Curiosità su 99942 Apophis:

- Scoperto nel 2004, è stato identificato come uno degli asteroidi più pericolosi che potrebbero impattare sulla Terra
- Da questo, prende il nome dal serpente demoniaco che personificava il male e il caos nell'antica mitologia egizia.
- Il 13 aprile 2029, Apophis passerà a meno di 32.000 chilometri dalla superficie della terra
- Durante il flyby della Terra dell'asteroide nel 2029, la NASA indirizzerà il veicolo OSIRIS-APophis EXplorer (OSIRIS-APEX) verso di esso



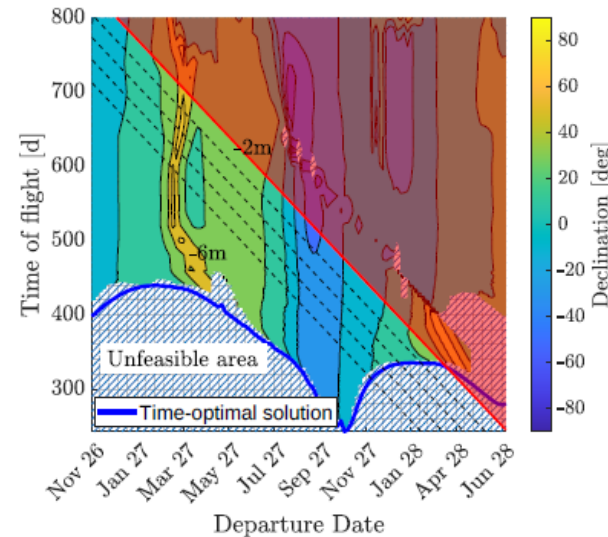
## Tre obiettivi principali:

- Intercettazione dell'asteroide, calcolo del  $\Delta v$  necessario e confronto tra vari casi
- Orbitazione del satellite attorno ad Apophis, determinazione e confronto dei diversi  $\Delta v$
- Bilancio conclusivo sui costi della missione

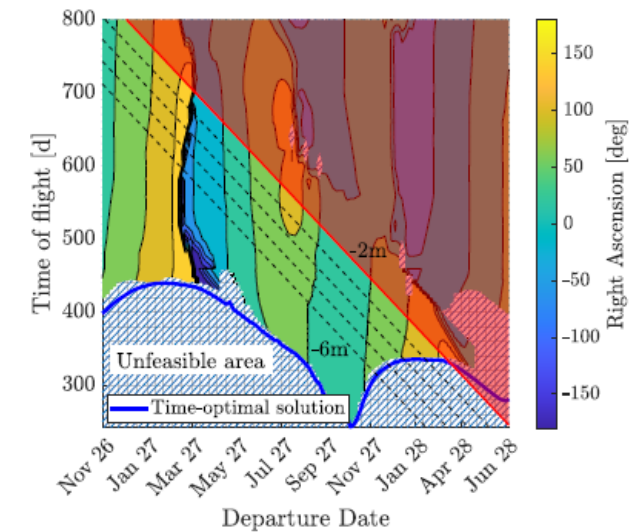


Dati di partenza (presi dall'articolo: Initial Trajectory Assessment of the RAMSES Mission to 99942 Apophis):

- Data: 11 Dicembre 2027
- Posizione: scelta in base alle caratteristiche del lanciatore e a distanza del raggio della sfera di influenza terrestre
- Velocità d'eccesso iperbolico: minore o uguale a 4 km/s



(b) Excess velocity declination  $\delta$ .



(c) Excess velocity right ascension  $\alpha$ .

Launcher	$v_{\infty}$	$\leq 4$ km/s
	$\alpha$	$\in [-90, +90]$ deg
	$\delta$	$\in [-180, +180]$ deg

## Posizione Apophis:

- Trovata dalle efemeridi ottenute dal sito dei piccoli corpi della NASA, [https://ssd.jpl.nasa.gov/tools/sbdb\\_lookup.html#/](https://ssd.jpl.nasa.gov/tools/sbdb_lookup.html#/)

2462210.500000000 = A.D. 2029-Mar-15 00:00:00.0000 TDB  
X = -1.191254178869137E+07 Y = -9.599170010078713E+06 Z = -4.056732189003419E+06  
VX = 5.354749060243263E+00 VY = 3.485434286359605E+00 VZ = 1.446864350372999E+00

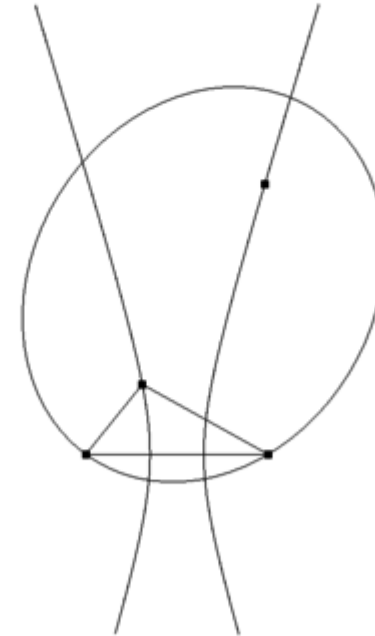
- Fatto questo, è possibile risolvere il problema di Lambert

2462235.500000000 = A.D. 2029-Apr-09 00:00:00.0000 TDB  
X = -1.832316507363141E+06 Y = -1.592044495742770E+06 Z = -6.969132273174222E+05  
VX = 4.222550757778540E+00 VY = 3.792167421122330E+00 VZ = 1.630999669616389E+00

2462239.500000000 = A.D. 2029-Apr-13 00:00:00.0000 TDB  
X = -3.752170624806285E+05 Y = -2.762516862646580E+05 Z = -1.295600792838710E+05  
VX = 4.261298348965328E+00 VY = 3.855247238824512E+00 VZ = 1.666447650669236E+00

## Problema di Lambert:

- Riguarda la determinazione di un'orbita partendo da due vettori posizione e dal tempo di volo
- I vettori utilizzati sono quelli ricavati precedentemente
- Come time of flight sono stati considerati i tempi che vanno dalla data di partenza e la data di intercettazione



Risolvero il problema di Lambert per tutti i casi e trovo:

- I parametri orbitali delle orbite di trasferimento, in particolare notiamo la variazione delle eccentricità
- I vettori velocità con cui calcolare i  $\Delta v$

Orbital elements:

Angular momentum (km<sup>2</sup>/s) = 512889

Eccentricity = 0.875482

Inclination (deg) = 154.446

RA of ascending node (deg) = 184.082

Argument of perigee (deg) = 107.764

True anomaly initial (deg) = 109.106

True anomaly final (deg) = 212.463

Semimajor axis (km) = 2.82596e+06

Periapse radius (km) = 351882

Period:

Seconds = 4.72782e+07

Minutes = 787970

Hours = 13132.8

Days = 547.201

9 Aprile 2029

- ECC = 0,875482
- $\Delta v_1 = 0,55466$  Km/s

4 Aprile 2029

- ECC = 0,857989
- $\Delta v_1 = 0,63449$  Km/s

25 Marzo 2029

- ECC = 0,905888
- $\Delta v_1 = 0,75544$  Km/s

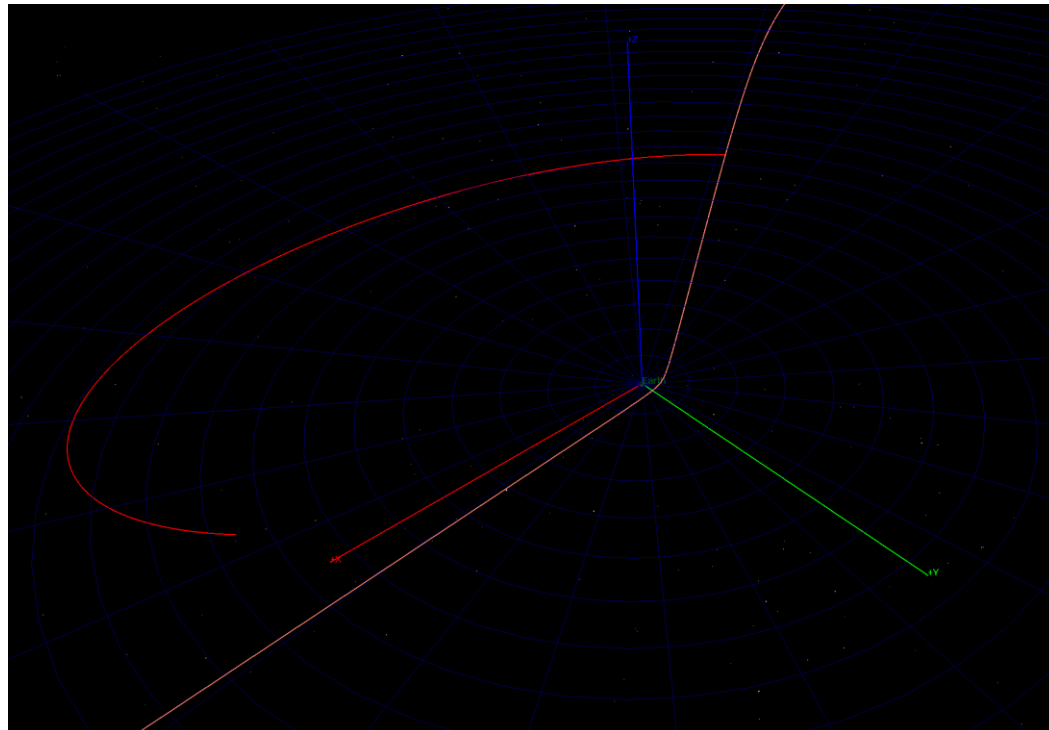
15 Marzo 2029

- ECC = 1,08068
- $\Delta v_1 = 0,86$  Km/s

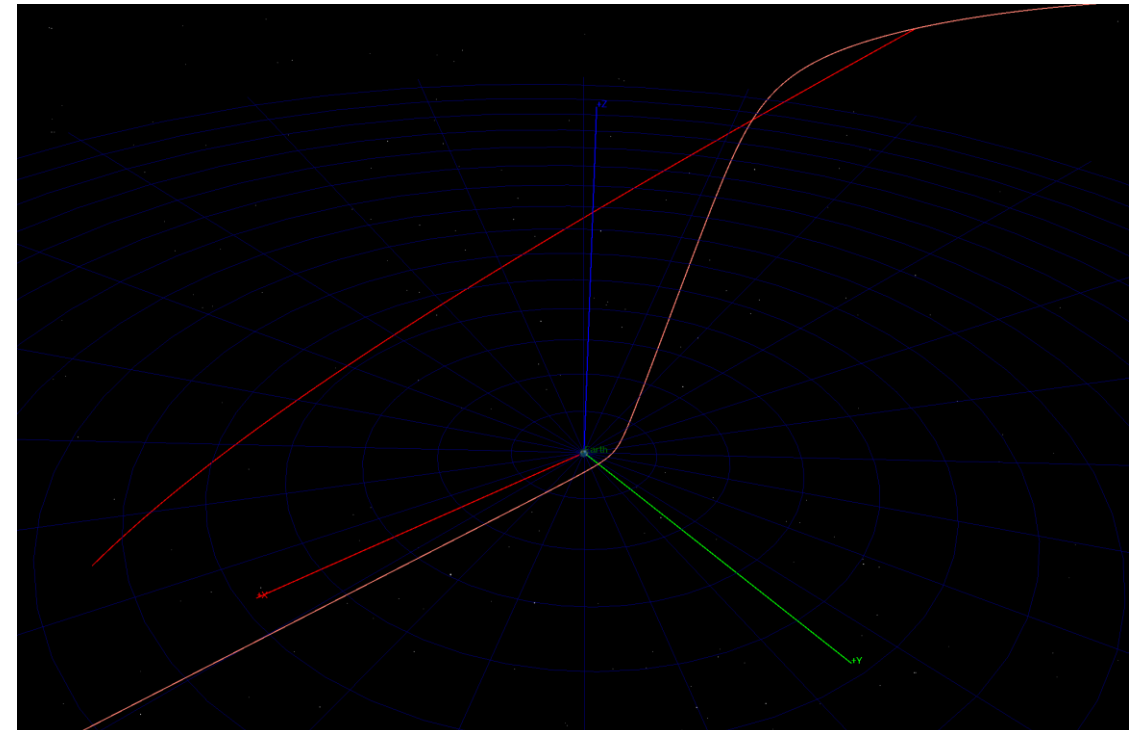
28 Febbraio 2029

- ECC = 1,63242
- $\Delta v_1 = 1,0344$  Km/s

Trovati i  $\Delta v$  e inseriti tutti i dati su GMAT, si ottengono degli output di questo tipo:



Intercettazione al 9 Aprile 2029



Intercettazione al 28 Febbraio 2029



## Sfera d'influenza di Apophis:

- $R_{SOI_{Apophis}} = R_{Apophis} \left( \frac{M_{Apophis}}{M_{Terra}} \right)^{2/5}$
- Faccio in modo da portare il satellite all'interno della sfera d'influenza

## Applicati due $\Delta v$ :

- Uno per portare il satellite all'interno della sfera d'influenza
- Uno per metterlo in orbita attorno ad Apophis

## Risultati:

9 Aprile 2029

4 Aprile 2029

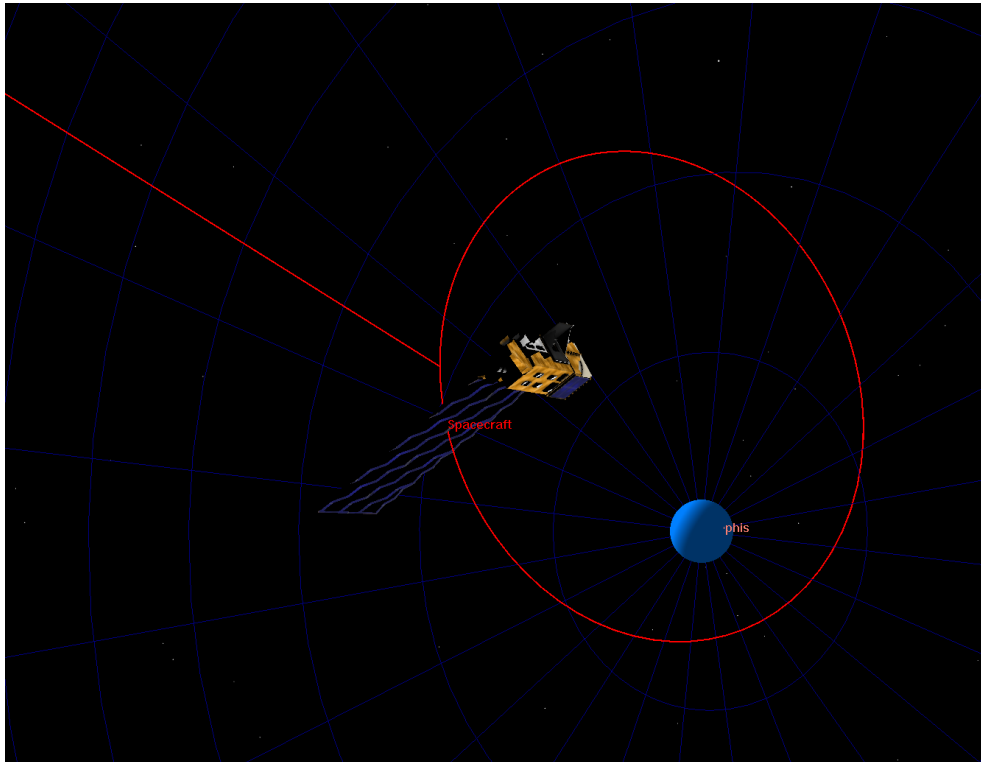
25 Marzo 2029

15 Marzo 2029

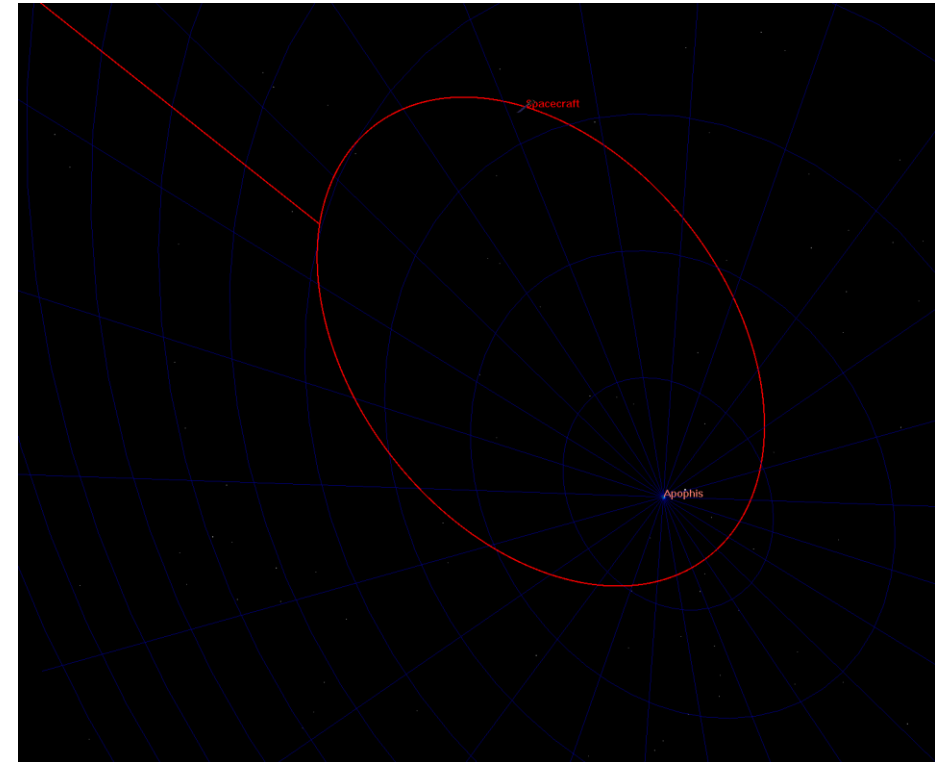
28 Febbraio 2029

- $\Delta v_{23} = 5,65865 \text{ Km/s}$
- $\Delta v_{23} = 5,85591 \text{ Km/s}$
- $\Delta v_{23} = 6,31903 \text{ Km/s}$
- $\Delta v_{23} = 6,8682 \text{ Km/s}$
- $\Delta v_{23} = 7,60382 \text{ Km/s}$

Inserendo i dati su GMAT ottengo delle visualizzazioni di questo tipo:



9 Aprile 2029



28 Febbraio 2029

Il calcolo finale del  $\Delta v$  totale si ottiene:

- $\Delta v_{tot} = \Delta v_1 + \Delta v_{23}$

Da cui otteniamo i valori:

9 Aprile 2029

4 Aprile 2029

25 Marzo 2029

15 Marzo 2029

28 Febbraio 2029

- $\Delta v_{tot} = 6,21331 \text{ Km/s}$
- $\Delta v_{tot} = 6,4904 \text{ Km/s}$
- $\Delta v_{tot} = 7,07447 \text{ Km/s}$
- $\Delta v_{tot} = 7,7282 \text{ Km/s}$
- $\Delta v_{tot} = 8,63822 \text{ Km/s}$

Il costo della missione in termini di  $\Delta v$  risulta quindi essere minore nel caso dell'intercettazione al 9 Aprile 2029