

**ORBITE LUNARI : UNO STUDIO
TRAMITE SOFTWARE GMAT SULLE
NRHO E TRASFERIMENTO DA
QUESTE VERSO ORBITE BASSE
LUNARI**

Tognoni Pietro, 2053313

INTRODUZIONE

Il ritorno dell'uomo sulla Luna è l'obiettivo principale del programma Artemis della NASA. Al fine di questo, è stata pianificata la realizzazione di un avamposto lunare orbitante per agevolare le missioni umane verso il nostro satellite, il Gateway lunare, il quale dovrà obbligatoriamente percorrere un'orbita quanto più stabile possibile.

L'orbita considerata è una Near Rectilinear Halo Orbit (NRHO), un'orbita altamente ellittica e particolarmente stabile. [1][2]

L'obiettivo di questo studio è verificare, tramite il software GMAT (General Mission Analysis Tool), la stabilità dell'orbita prescelta per un periodo pari a un mese e valutare un trasferimento di uno spacecraft attraccato alla stazione spaziale verso un'orbita bassa lunare (LLO) di altitudine pari a 200 km.

L'ORBITA

La NRHO in questione è una L2 sud con risonanza sinodica 9:2 rispetto al periodo sinodico lunare, dunque ad ogni due rivoluzioni della Luna attorno alla Terra corrispondono nove rivoluzioni del Gateway attorno alla Luna. L'orbita è caratterizzata da un raggio di perilunio pari a 3200 km e da un raggio di apolunio pari a 70 000 km [1]. Di seguito i parametri orbitali :

Semiassse maggiore $a = 36\ 600$ km

Eccentricità $e = 0.9126$

Inclinazione $i = 86^\circ$

RAAN = 180°

AOP = 90°

Anomalia vera $\Theta = 30^\circ$

Viene inoltre considerato il J2 lunare

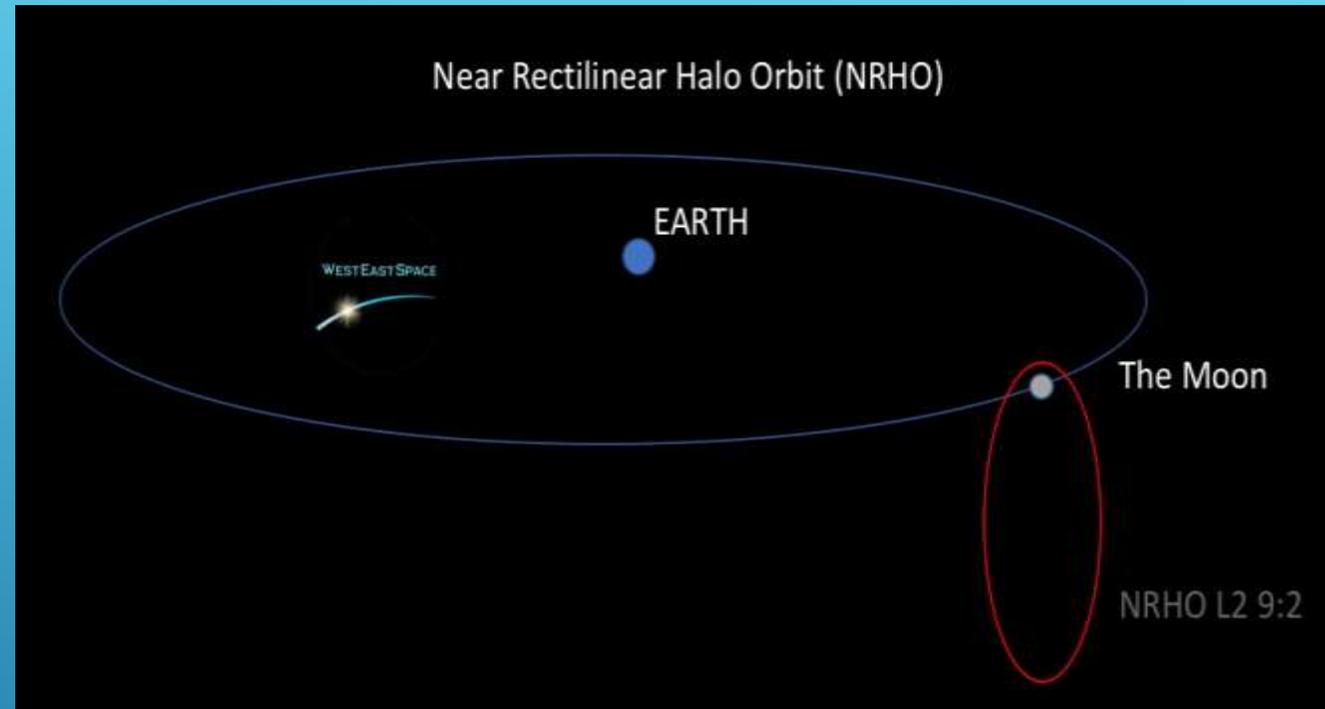


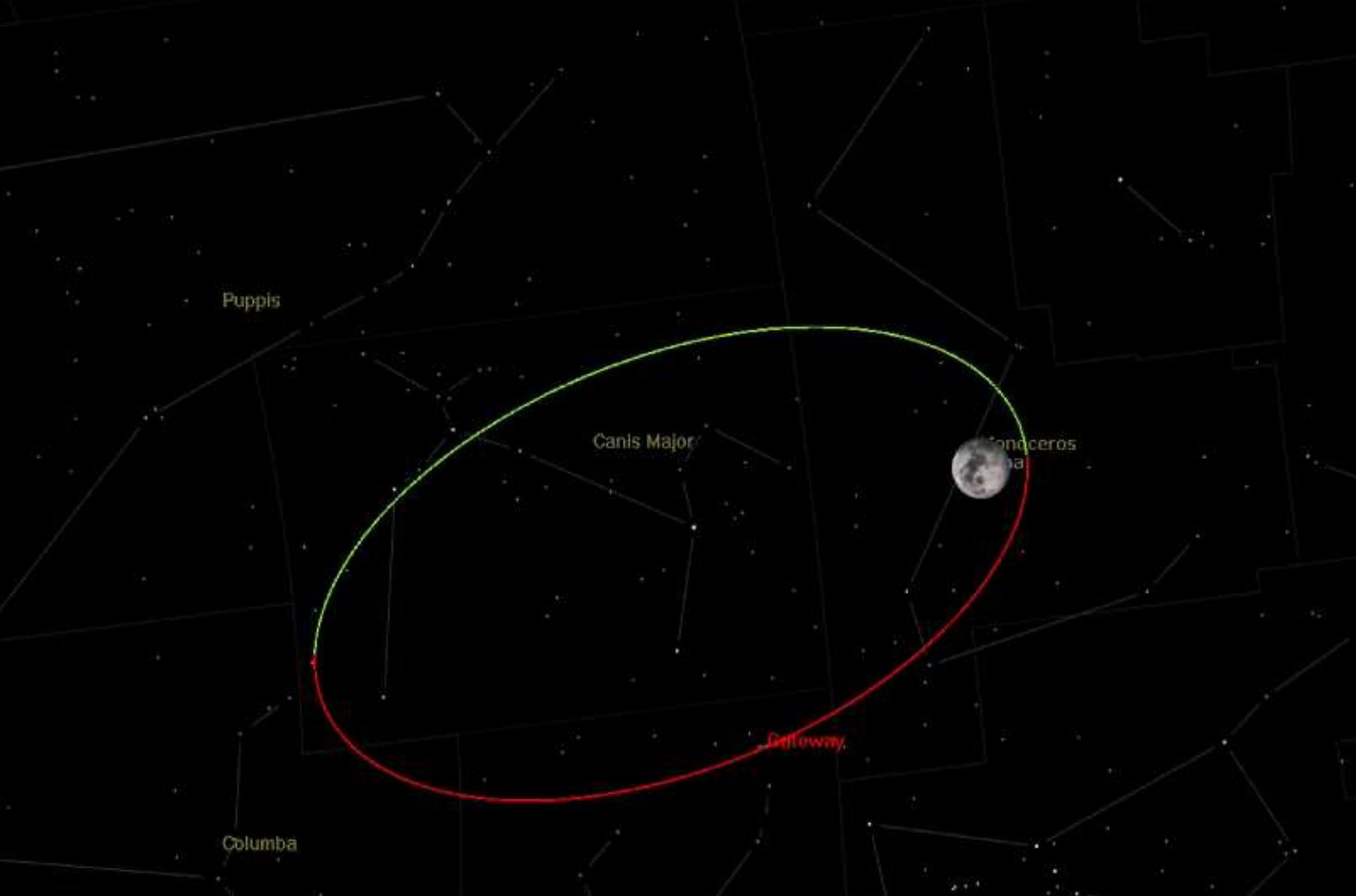
Fig.1. Visualizzazione di una NRHO nel sistema Terra – Luna [Credits image: West East Space]

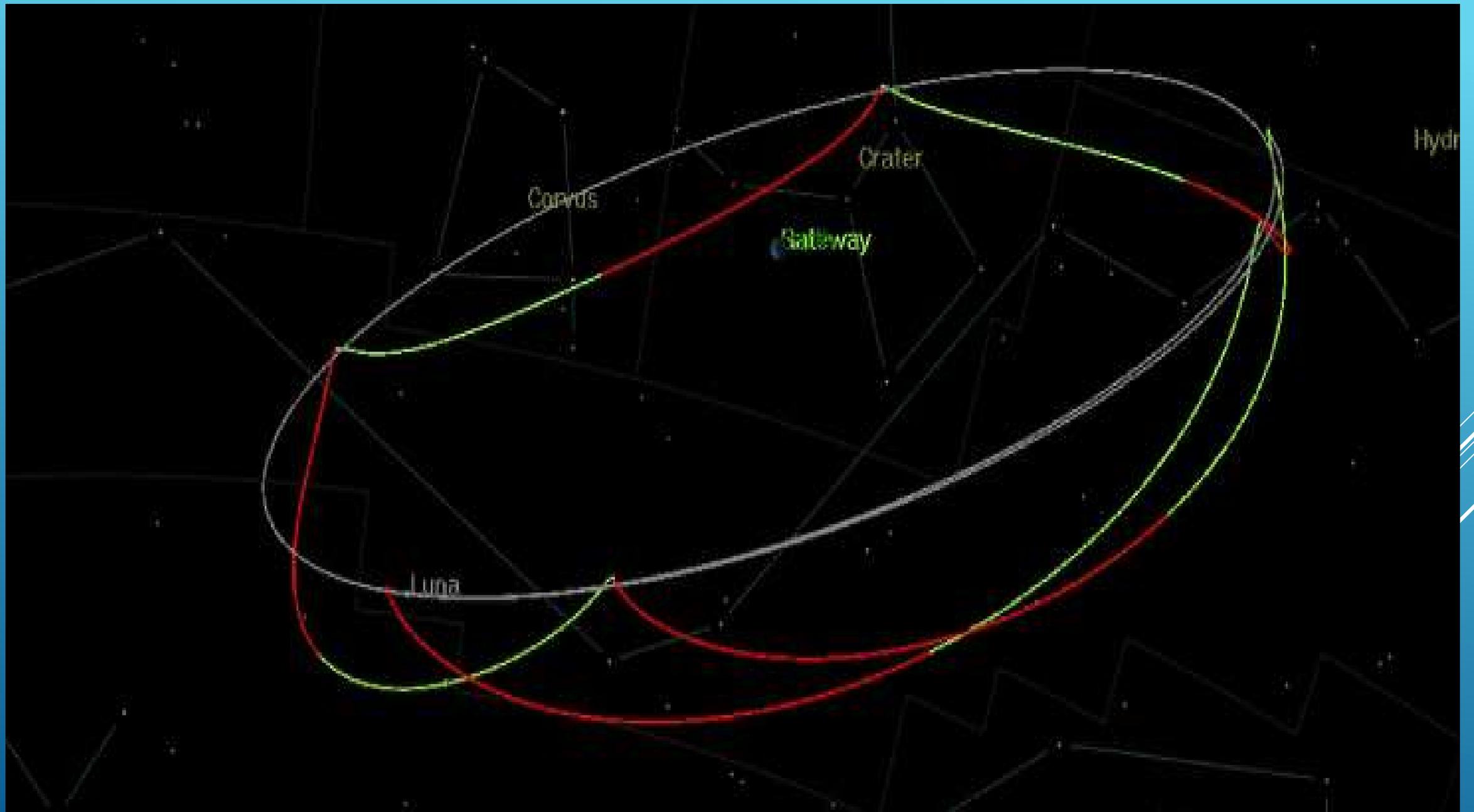
I fase : verifica della stabilità

Per il Gateway si considera la massa fornita dalla NASA, pari a 63 000 kg. Considerando la risonanza 9:2, il periodo di un mese corrisponde a circa 5 orbite, per cui si utilizza un ciclo for che ripete per cinque volte la seguente sequenza:

1. Propagazione del Gateway sino all'apolunio;
2. Applicazione all'apolunio di un impulso ΔV_1 che permetta di raggiungere un raggio di perilunio di 3200 km, mantenendo costanti l'angolo di perigeo di 90° e il RAAN di 180° ;
3. Propagazione fino al perilunio

Il programma restituisce un impulso di modulo pari a $\Delta V_1 = 0.06116$ m/s per singola orbita, valore confrontabile con quelli presenti in letteratura [1][2] e inferiore rispetto a quelli necessari per impulsi eseguiti in altri punti dell'orbita[2]





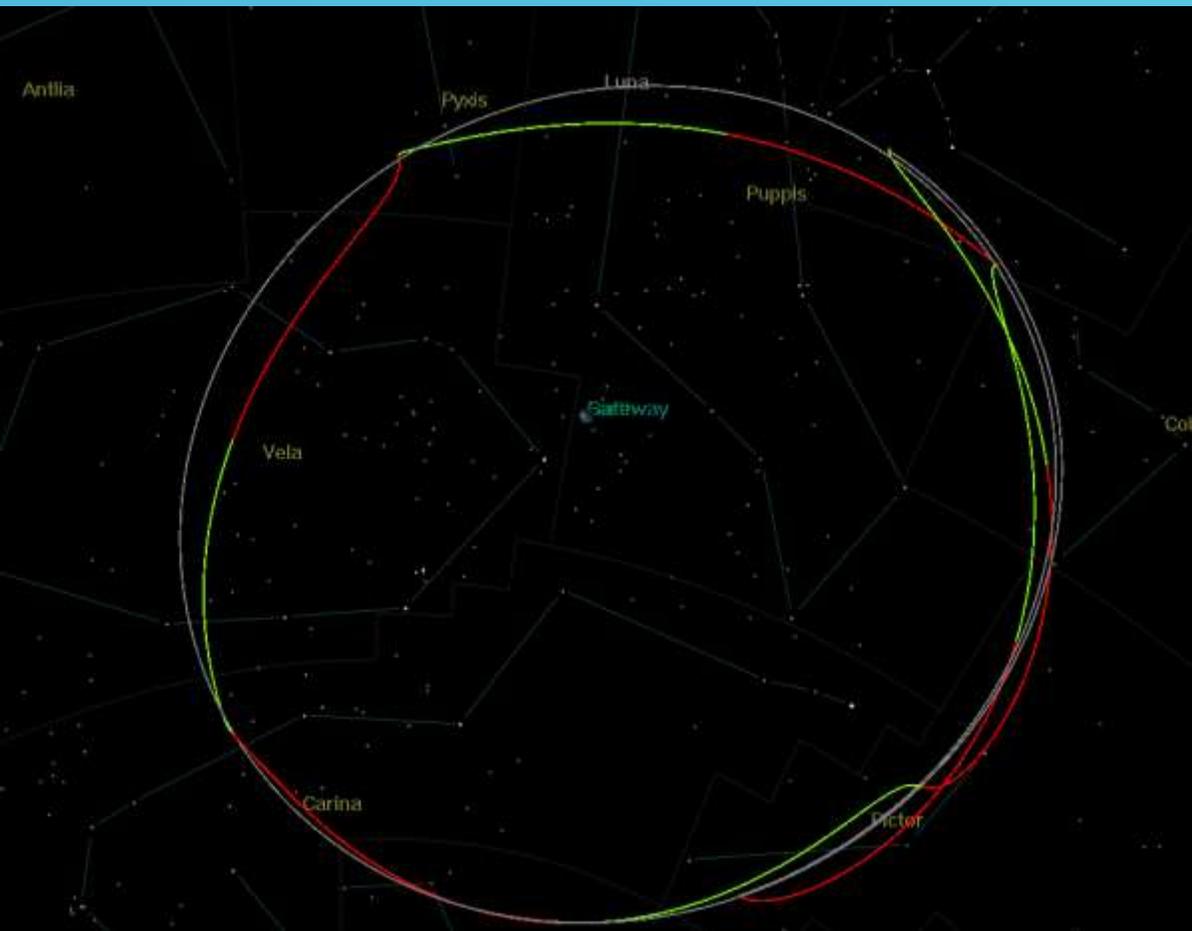


Fig. 2a. Vista perpendicolare al piano orbitale della NRHO

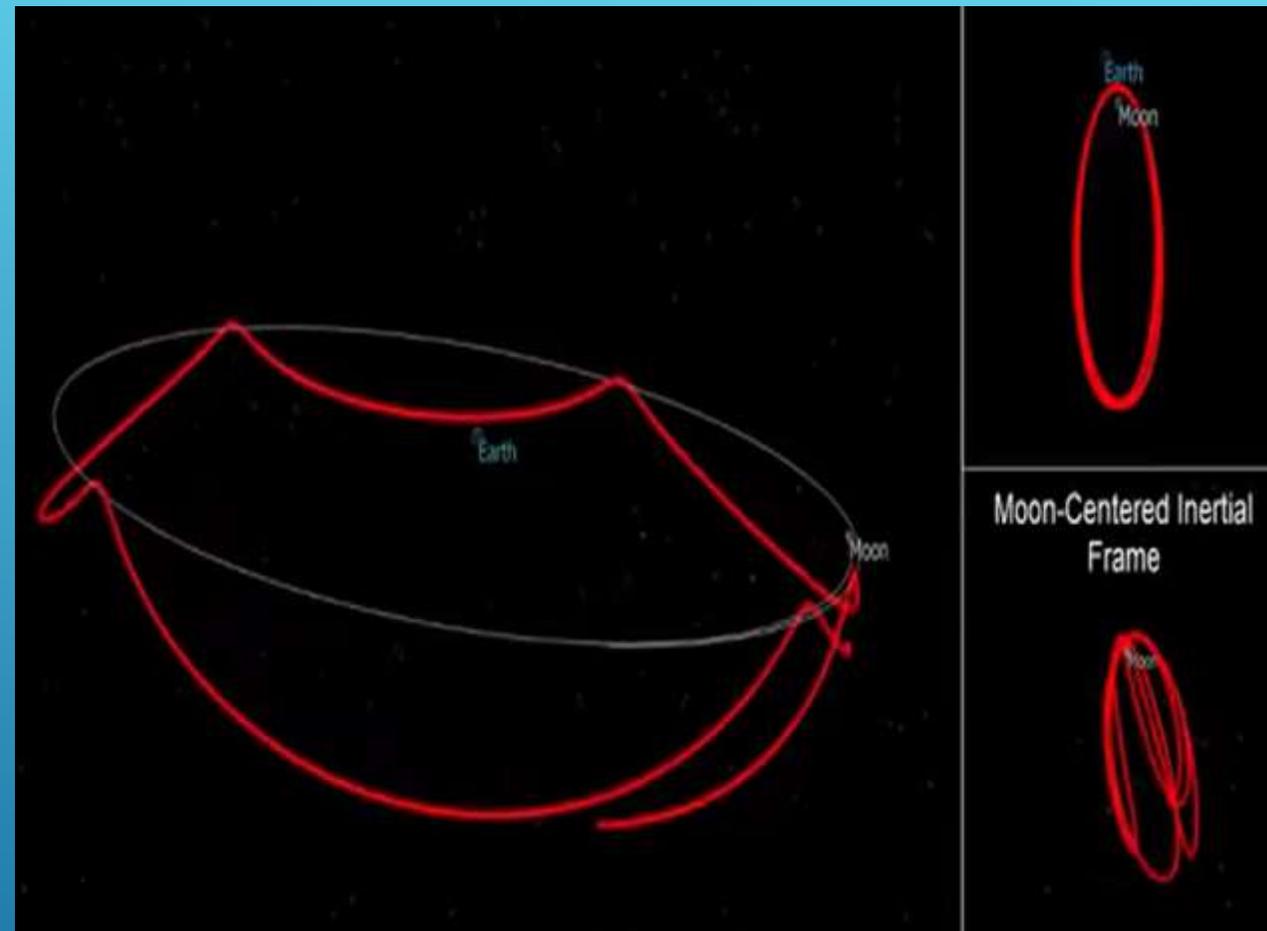


Fig. 2b. Vista della NRHO (credits[4])

II fase : il trasferimento orbitale

La seconda fase della simulazione prevede il trasferimento orbitale verso un'orbita bassa lunare di altitudine 200 km, che rappresenta il periasse della relativa manovra di Hohmann, mentre l'apoasse corrisponde all'apolunio della NRHO (il costo della manovra è inferiore se effettuata all'apolunio[3]).

Si considera ora uno spacecraft di 4280 kg, pari alla massa del modulo LEM della missione Apollo.

Tramite un ciclo target si valuta il costo del trasferimento verso l'orbita bassa lunare, mantenendo costanti RAAN e AOP.

Si propaga lo spacecraft sino all'apolunio e si applica l'impulso per il trasferimento verso la LLO, ottenendo un valore pari a $\Delta V_2 = 0.0168$ km/s e un tempo di trasferimento di 85 ore 1 min 12 s.

Viene anche analizzato il trasferimento verso altre due LLOs di 300 e 400 km, ottenendo un ΔV_2 rispettivamente di 0.01527 km/s e di 0.0138 km/s.

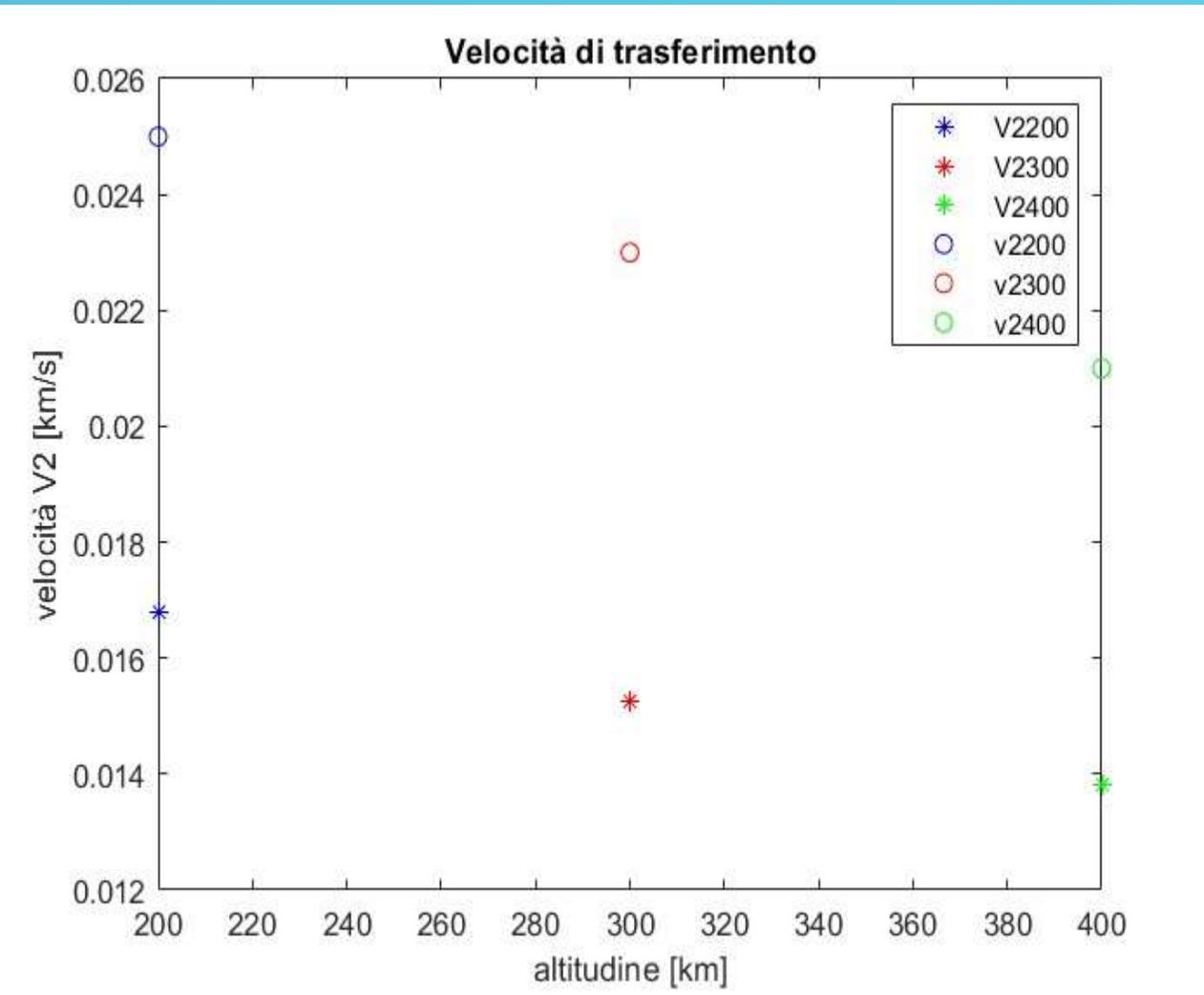


Fig.3a. Confronto dei valori di ΔV_2 ottenuti con la simulazione e quelli dell'articolo [3]

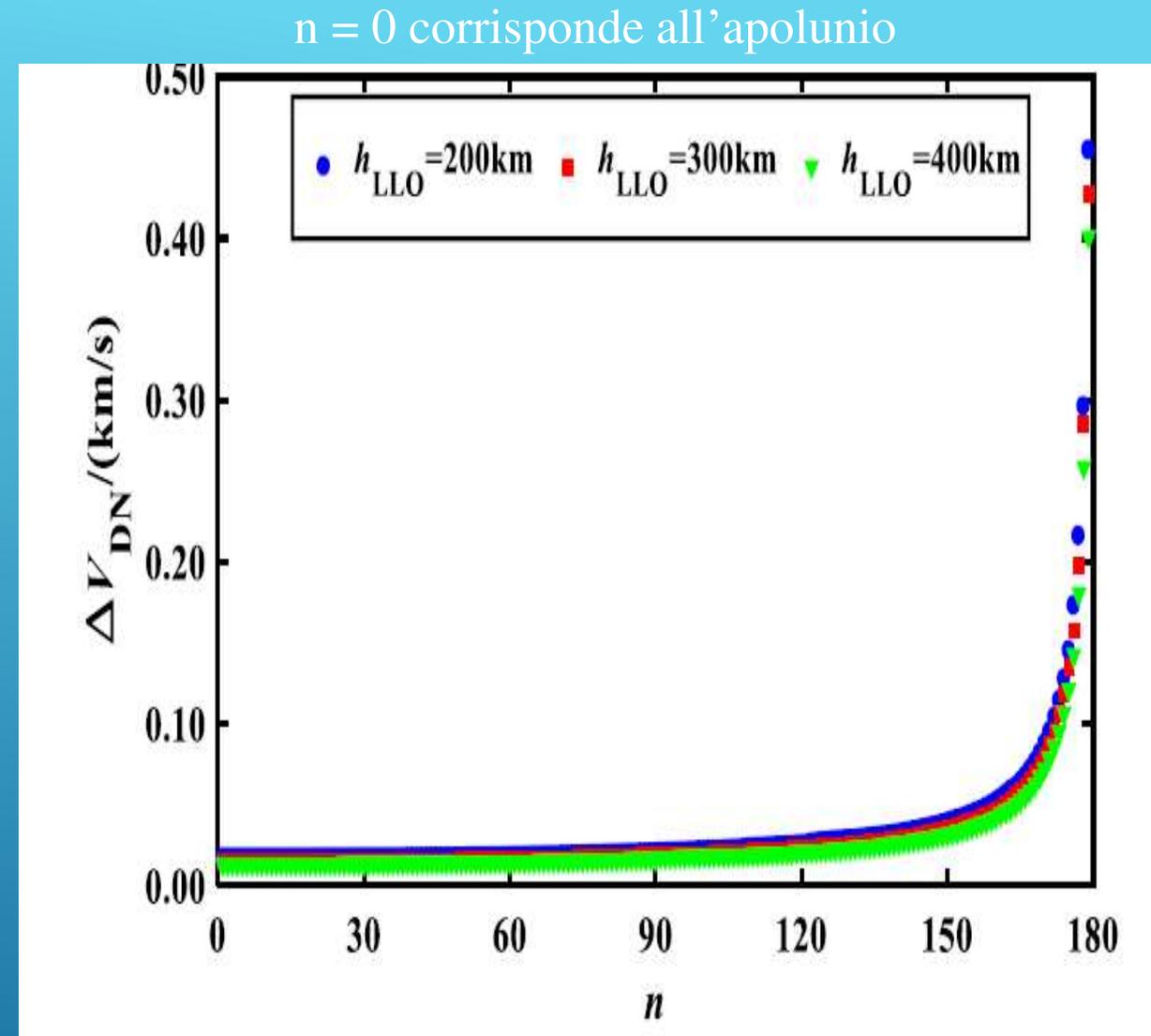


Fig.3b. Valore dell'impulso necessario al trasferimento in funzione del punto di partenza[3]

III fase : circularizzazione dell'orbita

Raggiunta l'altitudine prescelta, viene eseguito un nuovo ciclo target per valutare l'impulso necessario a raggiungere un valore di eccentricità pari a zero.

Lo spacecraft viene quindi propagato per cinque giorni sull'orbita finale.

Per la circularizzazione a 200 km si ottiene $\Delta V_3 = 0.8171$ km/s, mentre per le altitudini di 300 e 400 km si ottengono rispettivamente :

$$\Delta V_{3_{300\text{km}}} = 0.7962 \text{ km/s}$$

$$\Delta V_{3_{400\text{km}}} = 0.7842 \text{ km/s}$$

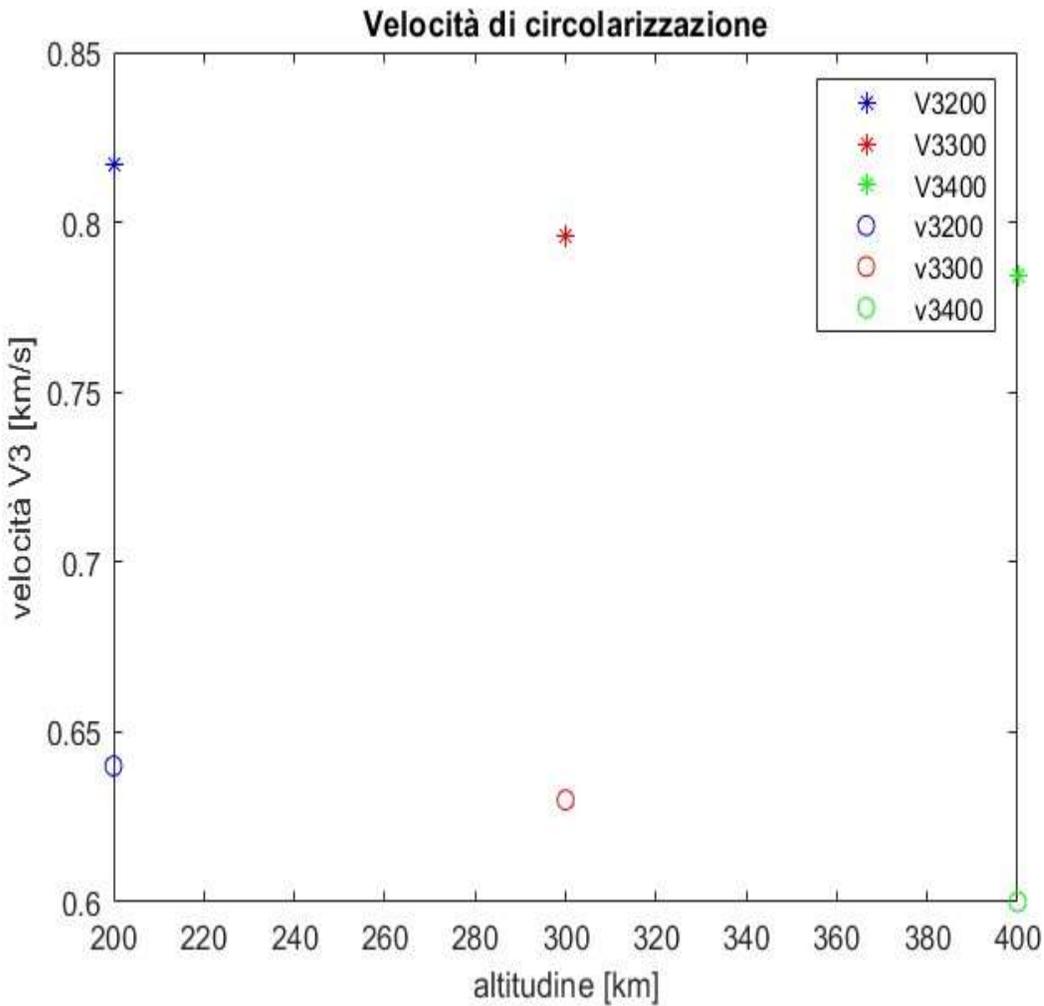


Fig.4a. Confronto dei valori di ΔV_3 ottenuti con la simulazione e quelli dell'articolo [2]

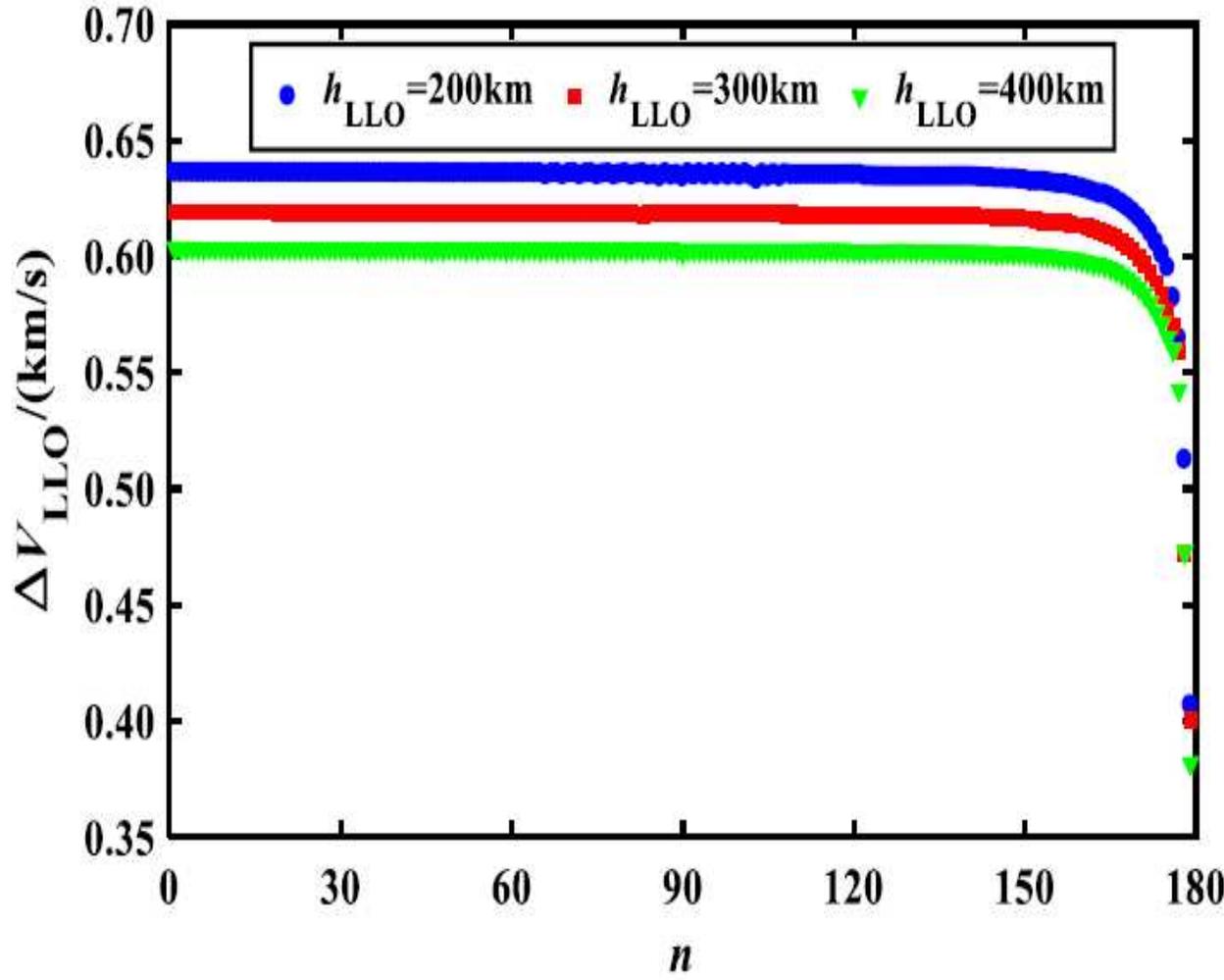


Fig. 4b. Impulso necessario all'immissione nella LLO in funzione del punto di partenza dalla NRHO [3]

Nell'articolo considerato vengono utilizzate le ipotesi del problema dei tre corpi circolare ristretto (CR3BP); questo può spiegare la differenza dei risultati ottenuti.

Per le velocità totali ($\Delta V_2 + \Delta V_3$) si ottengono : $\Delta V_{200\text{km}} = 0.8339 \text{ km/s}$, $\Delta V_{300\text{km}} = 0.81147 \text{ km/s}$, $\Delta V_{400\text{km}} = 0.798 \text{ km/s}$

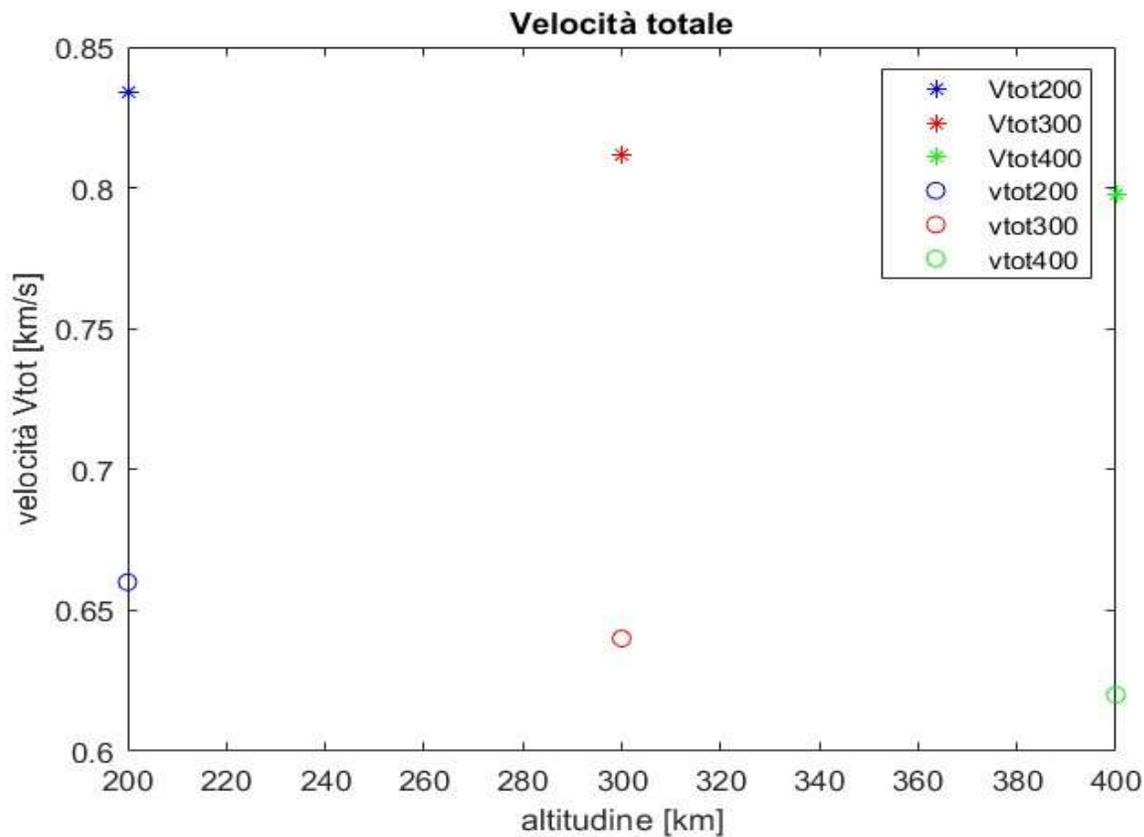


Fig.5a. Confronto dei valori di ΔV_{tot} ottenuti con la simulazione e quelli dell'articolo (2)

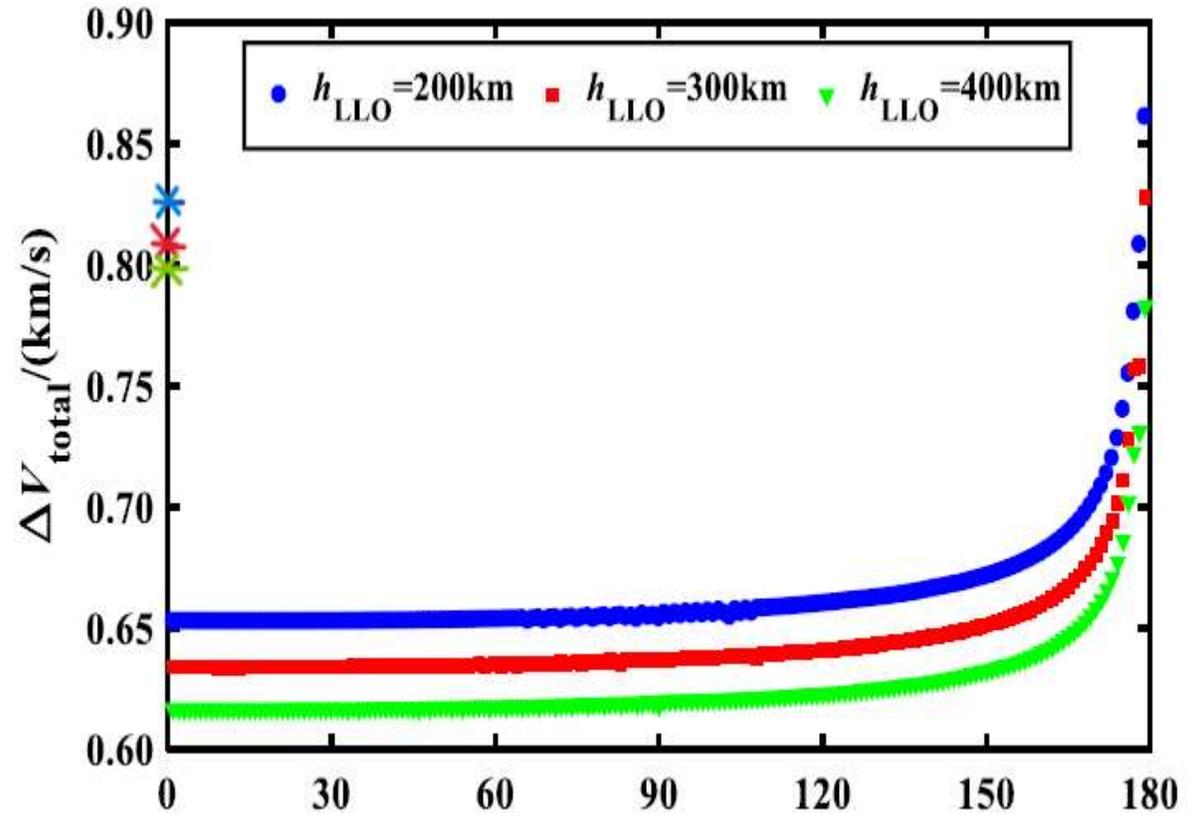
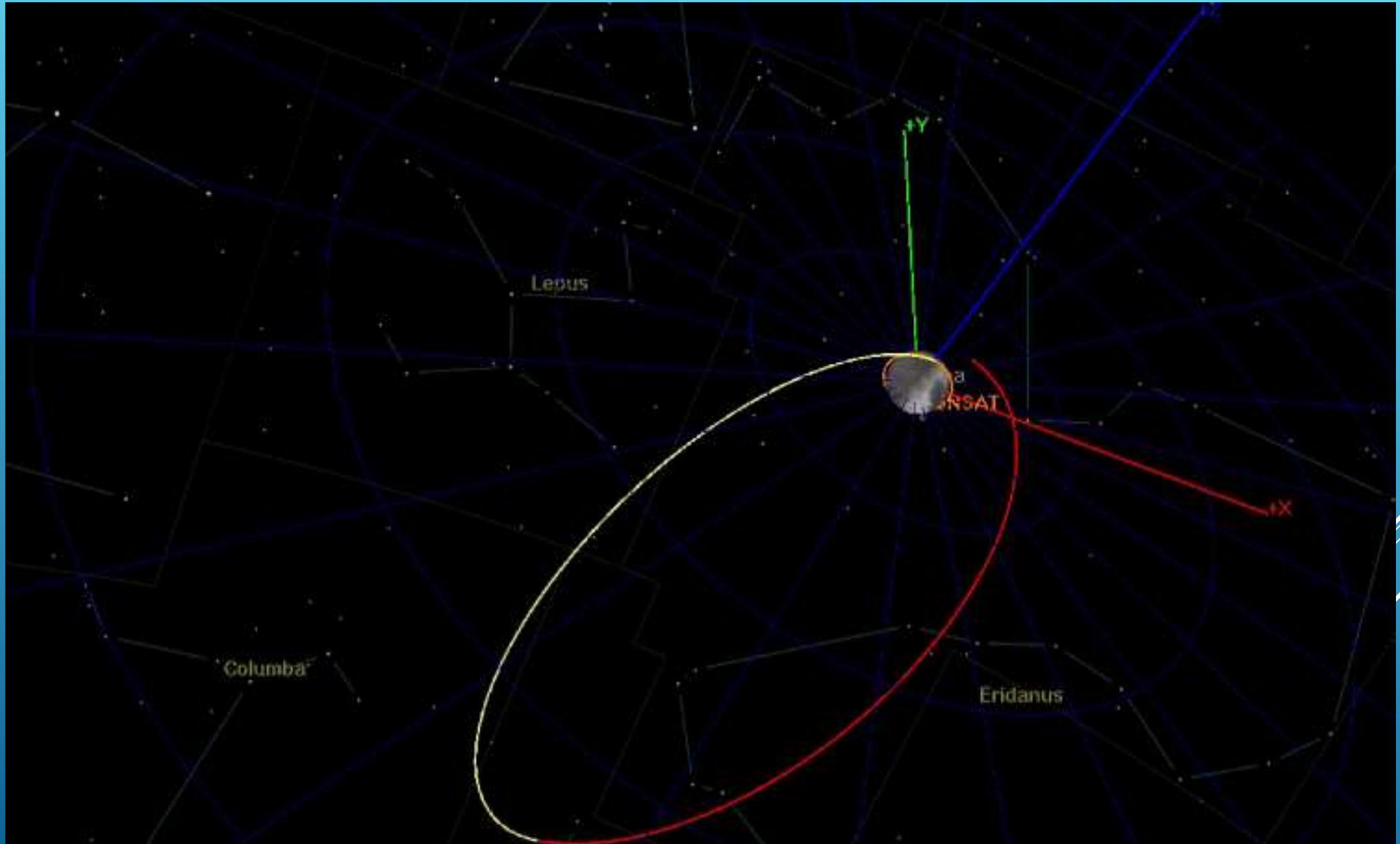


Fig.5b. Velocità totali per il trasferimento dalla NRHO alla LLO in funzione del punto di partenza [3]



Conclusioni

Con questo studio si è voluto valutare l'impulso necessario alla stabilizzazione orbitale della futura stazione spaziale lunare e il costo di un trasferimento di uno spacecraft dalla NRHO operativa sino a delle LLOs di differente altitudine. Tramite un metodo di calcolo differente da quelli utilizzati nella letteratura di riferimento sono stati ottenuti valori comparabili con quelli riportati dagli articoli selezionati.



Riferimenti :

- (1) National Aeronautics and Space Administration (NASA), “ White Paper: Gateway Destination Orbit Model: A Continuous 15 Year NRHO Reference Trajectory”, August 20, 2019
- (2) Newman C., Davis D., Whitley R., Guinn J., Ryne M., “Station keeping, orbit determination and attitude control for spacecraft in near rectilinear halo orbits”
- (3) Lin Lu , Haiyang Li , Wanmeng Zhou , Jianghui Liu “ Design and analysis of a direct transfer trajectory from a near rectilinear halo orbit to a low lunar orbit”
- (4) aisolutionsinc, “Near Rectilinear Halo Orbit explained and visualized”



Grazie per l'attenzione