

Università degli Studi di Padova – Dipartimento di Ingegneria Industriale
Corso di Laurea in Ingegneria Aerospaziale

Relazione per la prova finale Artemis 1 Studio Dell'Orbita

Tutor universitario:
Giacomo Colombatti

Laureando: *Ludovico Francesco Russo*

Padova, 13/03/2024

ARTEMIS 1 CONFRONTO DATI TEORICI E SPERIMENTALI

- Storia ed obiettivi di Artemis 1
- Cenni teorici dei trasferimenti orbitali
- Problemi dell'intercettazione
- Calcolo Del $\Delta V_{teorico}$
- Valore del ΔV di Gmat Tramite il grafico dell'accelerazione

STORIA ED OBIETTIVI DI ARTEMIS 1

- **Artemis 1**, lanciata il 16 novembre 2022, è stata la prima missione del programma Artemis della NASA, un'ambiziosa iniziativa per riportare l'uomo sulla Luna entro il 2025.
- **Obiettivi:**
- **Testare il razzo Space Launch System (SLS)**, il più potente mai costruito, in grado di portare in orbita lunare la navicella Orion con equipaggio.
- **Valutare le prestazioni della navicella Orion** in un ambiente lunare, verificando i sistemi di propulsione, il supporto vitale e lo scudo termico durante il rientro atmosferico.
- **Inviare 10 CubeSat** a svolgere esperimenti scientifici e tecnologici in orbita lunare e nello spazio cislunare.
- **Risultati:**
- **Lancio e viaggio lunare** avvenuti con successo.
- **Messa in orbita lunare** di Orion e test di vari sistemi.
- **Rientro atmosferico** con atterraggio nell'Oceano Pacifico, il 11 dicembre 2022.

Fase	Inclinazione	Eccentricità	Periodo
Lancio	0°	0	90 minuti
Orbita di Parcheggio Terrestre	28.5°	0	90 minuti
Orbita di Trasferimento Terra-Luna	28.5°	0.22	6 giorni 2 ore 29 minuti
Orbita di Parcheggio Lunare	25.26°	0.692	86.86 minuti
Orbita di Trasferimento Luna Terra	28.5°	0.22	6 giorni 2 ore 29 minuti
Rientro Sulla Terra	0°	0	90 minuti

Ipotesi Fondamentali:

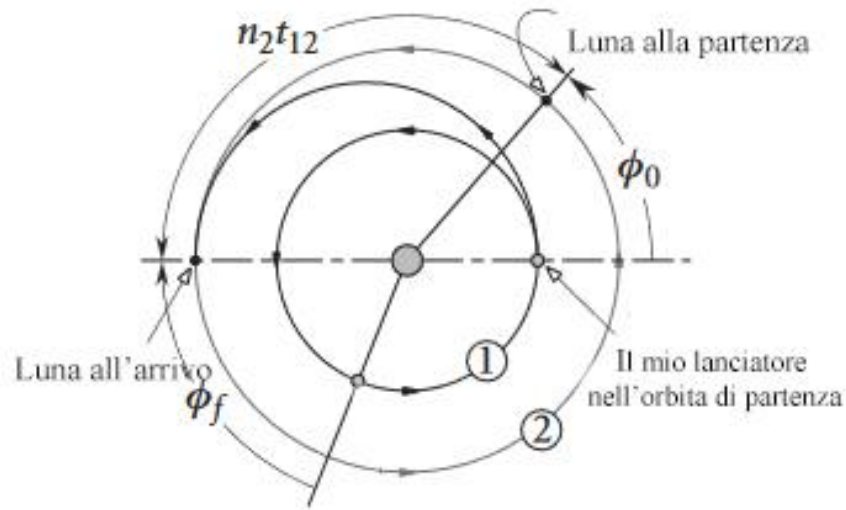
- Pianeti considerati punti materiali;
- Orbite circolari
- Stesso piano orbitale
- Manovre impulsive (avvengono in un tempo piccolo rispetto al Periodo dell'orbita)

Utilizzando queste ipotesi la teoria di Hohmann i valori di eccentricità e del semi asse maggiore dell'orbita di trasferimento con la minima energia specifica sono i seguenti:

$$e_3 = \frac{R_2 - R_1}{R_2 + R_1}$$

$$a_3 = \frac{R_1 + R_2}{2}$$

Nelle missioni interplanetarie dobbiamo considerare il fatto che sia il pianeta di arrivo che quello di partenza non sono inerziali ma si muovono con una certa velocità ω . Occorre calcolare un tempo T il quale rappresenta il tempo minimo che si deve aspettare affinché i due pianeti si trovino nella configurazione ideale per avviare il trasferimento.



$$t_{wait} = \frac{-2\phi_f}{(n_2 - n_1)}$$

Nel nostro caso supponendo di partire da un'orbita di parcheggio di altitudine 499km e di voler arrivare all'orbita terra luna che ha come raggio medio 384400km il tempo di attesa vale:

$$t_{wait} = 9.90Day$$

La sfera di influenza, detta anche sfera di Hill, è una regione dello spazio attorno a un corpo celeste in cui la sua attrazione gravitazionale è dominante rispetto a quella di altri corpi celesti.

$$r_{SOI} = R * \frac{M_2^{\frac{2}{5}}}{M_1}$$

- r_{SOI} è il raggio della sfera di influenza (o il raggio dell'oggetto in orbita),
- R è la distanza tra i due corpi in orbita,
- M_1 è la massa del corpo principale (ad esempio, un pianeta o una stella),
- M_2 è la massa dell'oggetto in orbita (ad esempio, un satellite).

Nel nostro caso il sistema Terra Luna ha una sfera di influenza di:

$$r_{SOI} = 66134.58km$$

Per sfuggire dall'influenza planetaria della Terra il nostro satellite dovrà viaggiare attraverso una traiettoria iperbolica, arrivare alla sfera di influenza con una velocità relativa v_∞ .

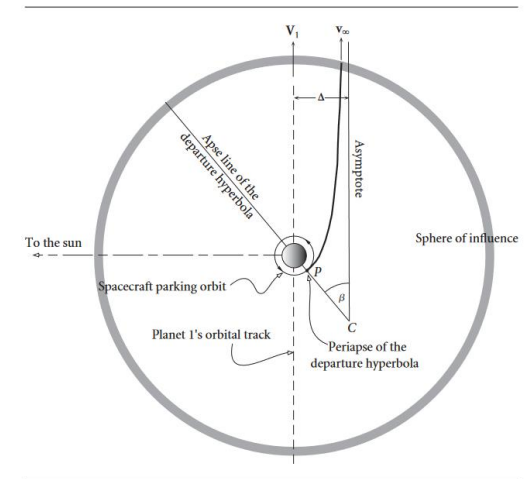
La otteniamo dalla seguente relazione:

$$v_\infty = \sqrt{\frac{\mu_{terra}}{R_1}} \left(\sqrt{\frac{2R_2}{R_1 + R_2}} - 1 \right)$$

Il ΔV lo possiamo calcolare come:

$$\Delta V = v_p - v_c = \frac{h}{r_p} - \sqrt{\frac{\mu_{terra}}{r_p}} = \sqrt{v_\infty^2 + \frac{2\mu_{terra}}{r_p}} - \sqrt{\frac{\mu_{terra}}{r_p}} = v_c \left(\sqrt{2 + \left(\frac{v_\infty}{v_c}\right)^2} - 1 \right)$$

- v_c è la velocità dell'orbita circolare,
- v_p è la velocità dell'orbita iperbolica al Pericentro,
- v_∞ è la velocità di fuga iperbolica,



Calcolo le due velocità quella dell'orbita iperbolica al Pericentro e quella dell' orbita di cattura.

$$v_{IperbolicaPericentro} = \frac{h}{r_p} = \sqrt{v_{\infty}^2 + \frac{2\mu_{Luna}}{r_p}}$$

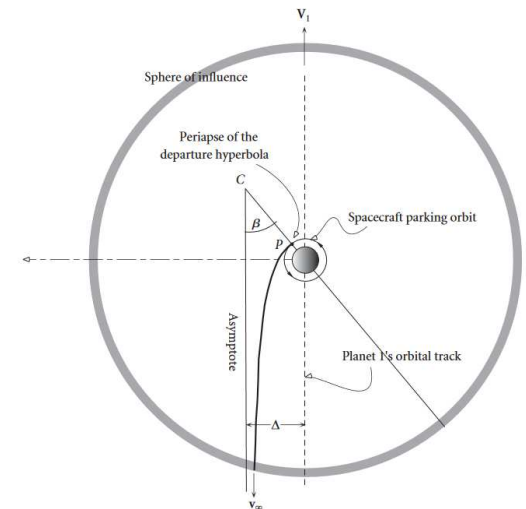
$$v_{cattura} = \sqrt{\frac{\mu_{Luna}(1+e)}{r_p}}$$

In questo modo mi posso calcolare il mio ΔV

$$\Delta V = \sqrt{v_{\infty}^2 + \frac{2\mu_{Luna}}{r_p}} - \sqrt{\frac{\mu_{Luna}(1+e)}{r_p}}$$

Possiamo calcolare il raggio di Pericentro del orbita di cattura ottimale come:

$$r_p = \frac{2\mu_{Luna}}{v_{\infty}^2} \frac{1-e}{1+e}$$



Nel nostro esempio prendiamo come orbita di partenza un'orbita circolare con un'altitudine di 215km rispetto alla terra e per avviare il trasferimento ci dobbiamo inserire in un'orbita iperbolica con pericentro ad una altitudine di 585km sempre rispetto alla terra. In questo modo ci calcoliamo il primo ΔV_1

$$v_c = 7.7755\text{km/s}$$

$$v_\infty = 0.1054\text{km/s}$$

$$\Delta V_1 = 3.2212\text{km/s}$$

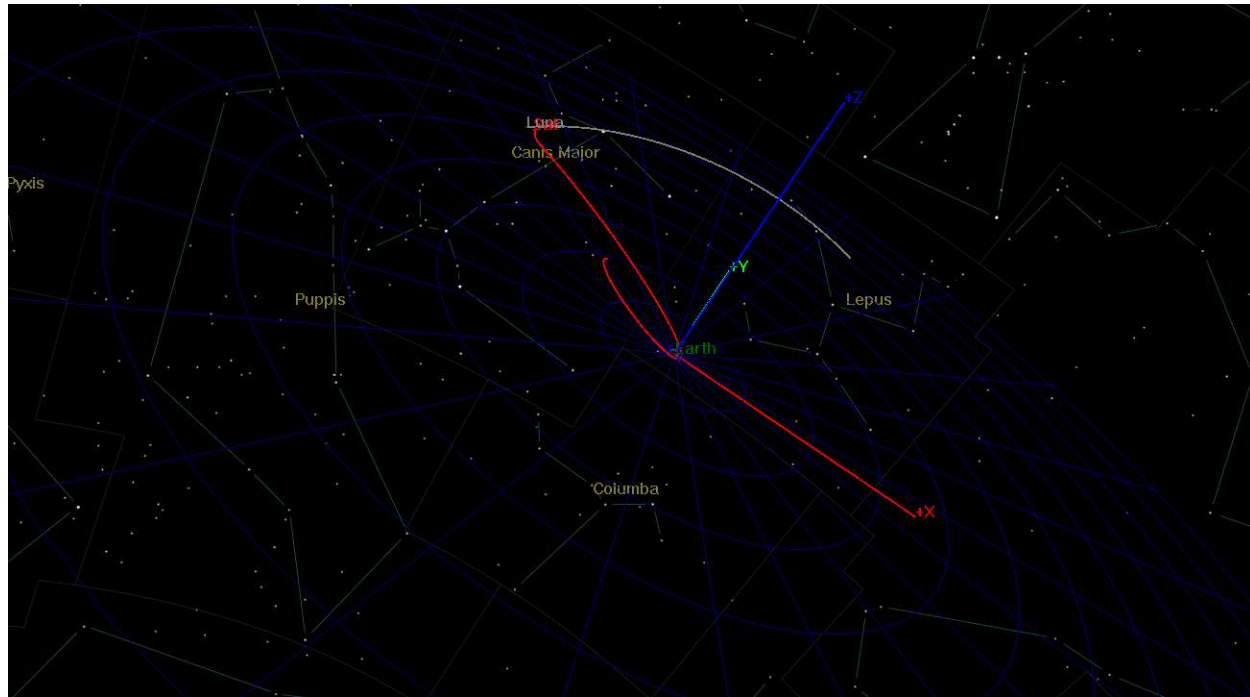
Per arrivo alla luna di massa ridotta pari a $\mu = 4902\text{km}^3/\text{s}^2$ considero un'orbita ellittica di eccentricità pari a $e = 0.720$. Mi posso calcolare i seguenti valori:

$$v_{phyp} = 0.281\text{km/s}$$

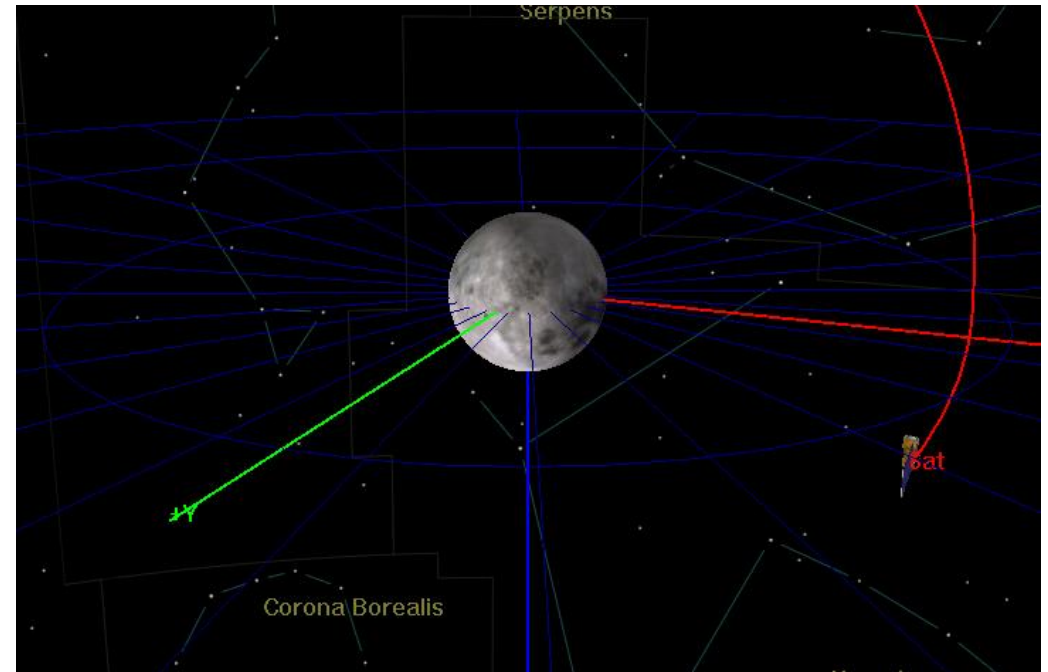
$$v_{pcattura} = 0.2423\text{km/s}$$

$$\Delta V_2 = 0.04\text{km/s}$$

Tramite il programma GMAT è possibile simulare il trasferimento planetario. Imponendo le condizioni iniziali in Queste due immagini possiamo osservare la traiettoria del nostro satellite. In questa simulazione vedremo andata



Dal punto di vista del Piano orbitale terrestre



Dal Piano orbitate della luna

In questa slide vedremo il grafico dell'accelerazione di GMAT che ci aiuta a capire andamento del ΔV

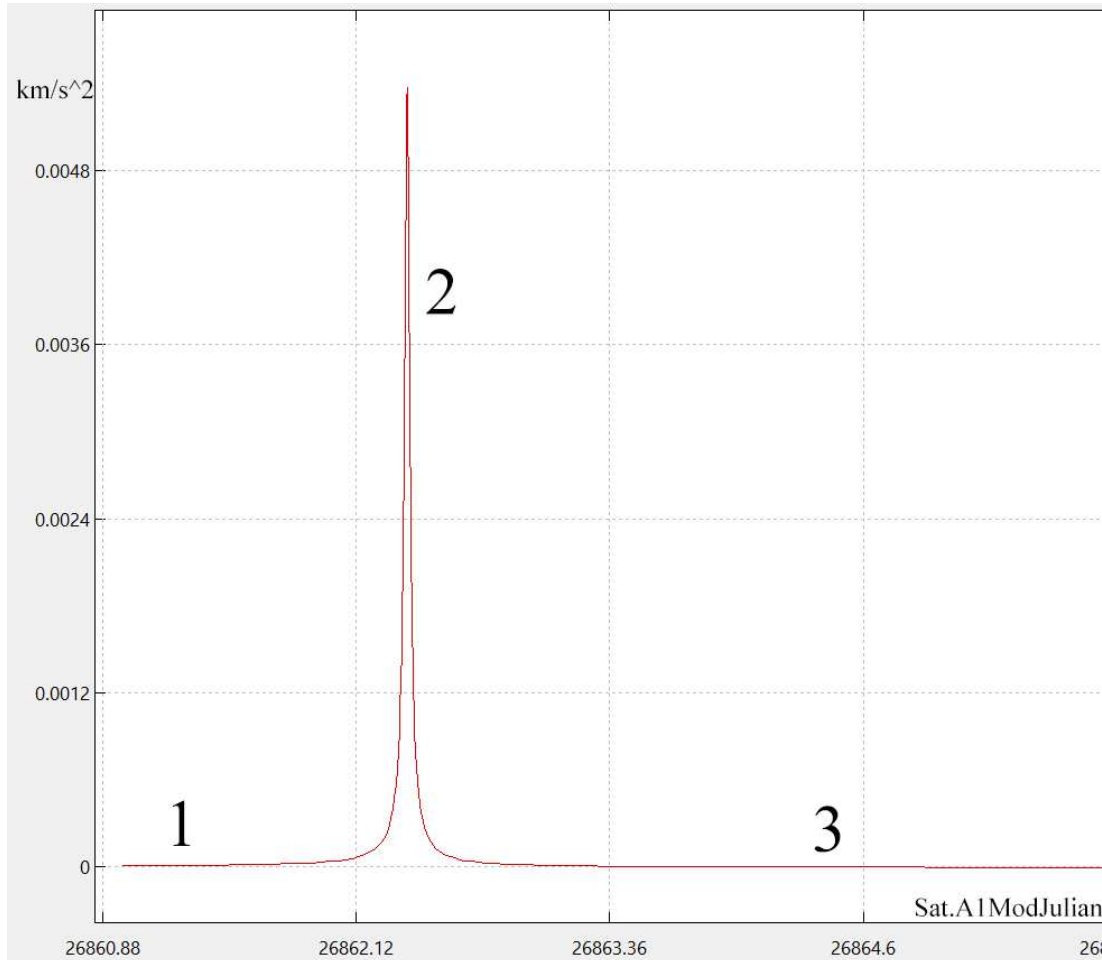


Grafico Dell'Accelerazione in modulo su Sat.A1ModJulian
Si può intendere come una variazione di velocità sul tempo.
Lo possiamo dividere in due tre parti:

1. Siamo in orbita terrestre ed abbiamo una accelerazione quasi costante
2. Il picco è causato dall'aumento del ΔV causato dal trasferimento
3. Ultimo parte indica un orbita circolare intorno alla luna

1. Orbital Mechanics for Engineering Students, Second Edition di Howard D.Curtis
2. https://ntrs.nasa.gov/api/citations/20205005150/downloads/AAS20649_Artemis1_Trajectory_Design_Optimization.pdf
3. https://ntrs.nasa.gov/api/citations/20230000548/downloads/Orion_EKF_AAS_2023.pdf

Desidero esprimere la mia profonda gratitudine ai miei stimati genitori, i veri sostenitori e fonte di costante motivazione lungo tutto il percorso della mia tesi. La loro incondizionata dedizione ha illuminato ogni sfaccettatura di questo importante capitolo della mia formazione accademica. La loro fiducia in me ha rappresentato una guida preziosa, spingendomi a superare ogni ostacolo con determinazione e impegno.

Grazie per la visione