www.dii.unipd.it

Università degli Studi di Padova – Dipartimento di Ingegneria Industriale

Corso di Laurea in Ingegneria Aerospaziale

Relazione per la prova finale
Valutazione dei benefici operativi dell'orbita NRHO per l'esplorazione lunare e analisi dell'operatività

Tutor universitario: Prof.

Carlo Bettanini Fecia di Cossato

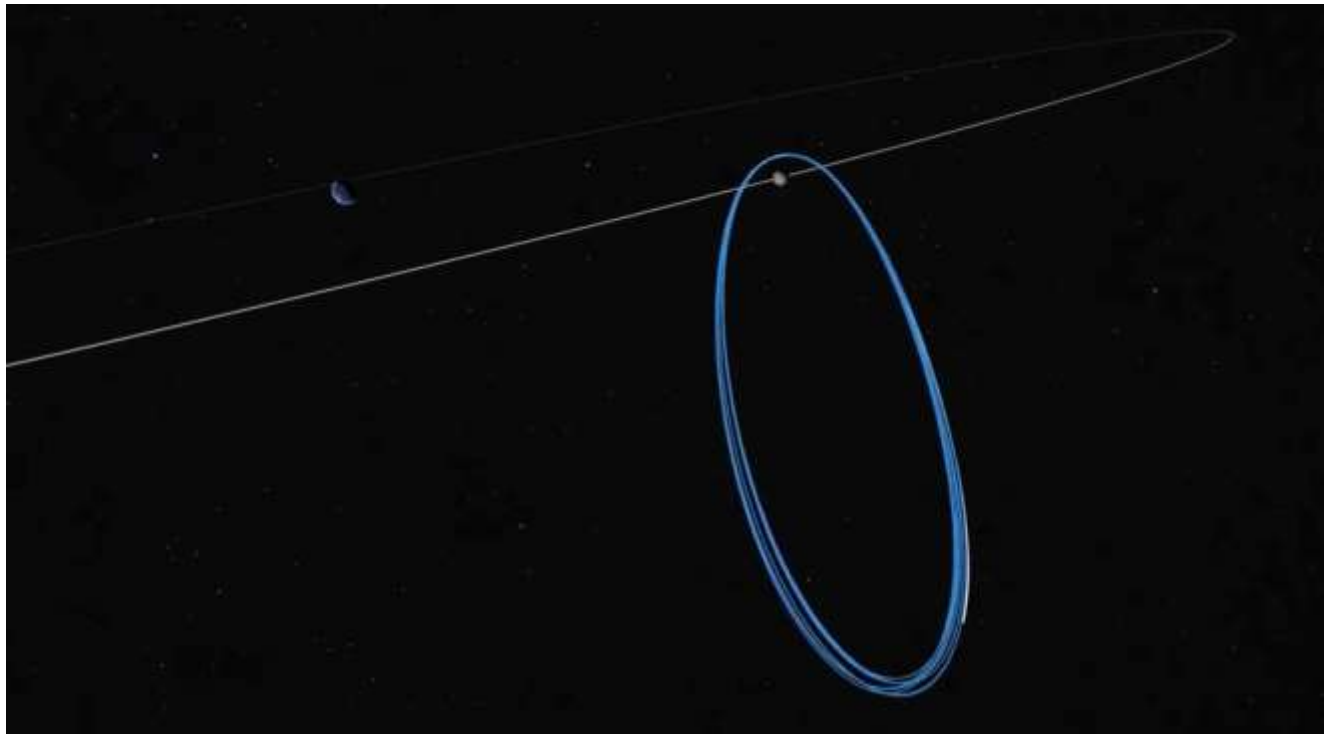
Laureando*: Riccardo Antoniazzi*

Padova, 22/09/2025

www.dii.unipd.it

Capitoli

- Introduzione
- Il Sistema Terra-Luna
- Arrivare in NRHO
- Station Keeping
- Phasing
- Trasferimento verso LLO e viceversa
- Conclusioni



INTRODUZIONE

www.dii.unipd.it

La Near Rectilinear Halo Orbit (NRHO) è uno dei protagonisti del programma Artemis. Questo progetto mira a costruire una stazione abitabile orbitante intorno alla Luna, la quale verrà utilizzata per scopi scientifici e come punto di partenza per missioni verso Marte. La sostenibilità di tale programma è data dalla NRHO, la quale garantisce vari vantaggi rispetto ad altre orbite lunari, come, ad esempio, stabilità ed economicità nei trasferimenti in termini di propellente.

A seguito della definizione del sistema d'interesse Terra-Luna e del Problema Ristretto dei Tre Corpi (CR3BP), verrà analizzata l'operatività della NRHO nella sua interezza, facendo particolare attenzione a soluzioni per aumentarne l'efficienza. Nel dettaglio saranno studiate manovre per giungere in NRHO, station keeping, phasing e trasferimento verso (e dalla) Low Lunar Orbit (LLO).

IL SISTEMA TERRA-LUNA

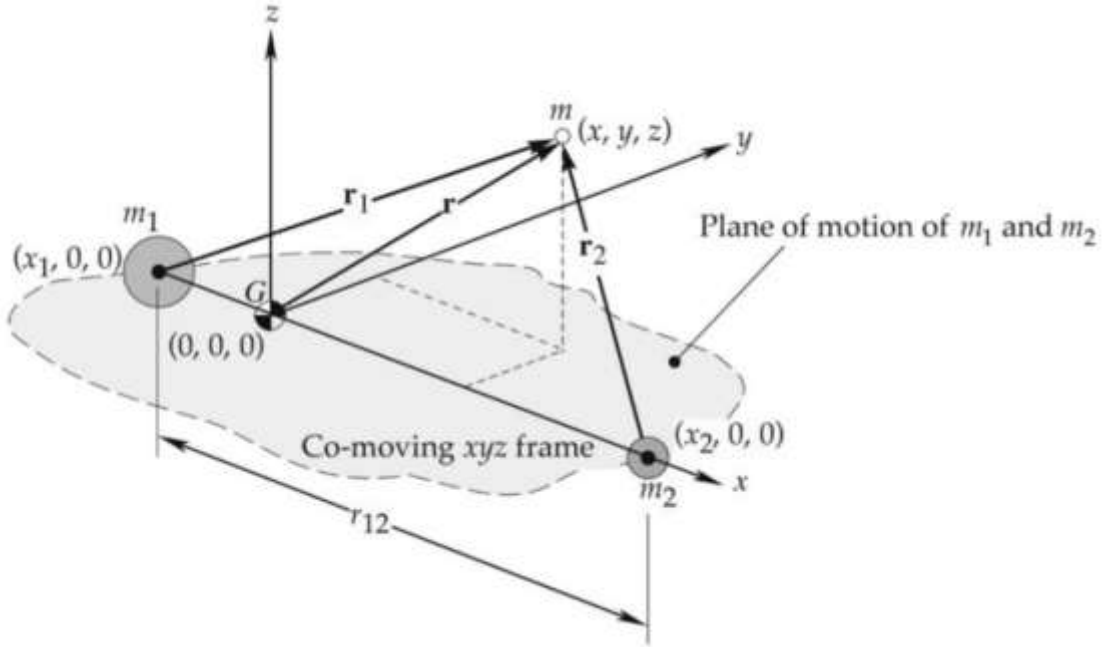
www.dii.unipd.it

Nel CR3BP un oggetto di massa trascurabile è influenzato simultaneamente dalla Terra e dalla Luna. In questo sistema emergono cinque punti di Lagrange (L1-L5), dove le forze gravitazionali delle due masse maggiori, combinate con la forza centrifuga del sistema rotante, si bilanciano.

Velocità angolare $\omega = \frac{2\pi}{T}$

Mass ratio $\pi_1 = \frac{m_1}{m_1+m_2}$; $\pi_2 = \frac{m_2}{m_1+m_2}$

Standard gravitational parameter $\mu_1 = Gm_1$; $\mu_2 = Gm_2$



Si ricavano le equazioni del moto:

$$\ddot{x} = -\frac{\mu_1}{r_1^3}(x + \pi_2 r_{12}) - \frac{\mu_2}{r_2^3}(x - \pi_1 r_{12}) + \omega^2 x + 2\omega\dot{y}$$

$$\ddot{y} = -\frac{\mu_1}{r_1^3}y - \frac{\mu_2}{r_2^3}y + \omega^2 x - 2\omega\dot{x}$$

$$\ddot{z} = -\frac{\mu_1}{r_1^3}z - \frac{\mu_2}{r_2^3}z$$

Credits [1]

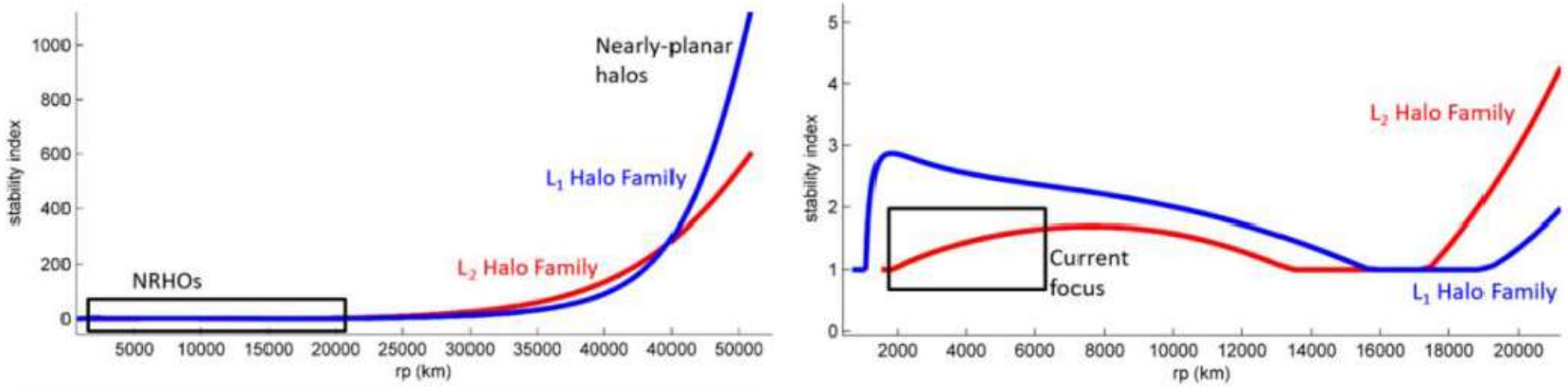
PERCHÉ L2

www.dii.unipd.it

È stata scelta un'orbita NRHO della famiglia L2 per vari motivi: migliore visibilità del lato nascosto della Luna per le comunicazioni e migliori caratteristiche di stabilità portando a minori requisiti di manutenzione dell'orbita in termini di propellente e delta-V.
Inoltre è stata scelta una NRHO della famiglia meridionale. Questo perché offre minori requisiti di delta-V e propellente per il ritorno di Orion dalla NRHO, inoltre ha come vantaggio una copertura di comunicazione molto buona con la superficie per i siti vicino al polo sud lunare.

Indice di stabilità:

$$\nu = \frac{1}{2}\left(\lambda_{max} + \frac{1}{\lambda_{max}}\right)$$



(a) L_1 and L_2 halo family stability indices

(b) L_1 and L_2 NRHO stability indices

Credits [10]

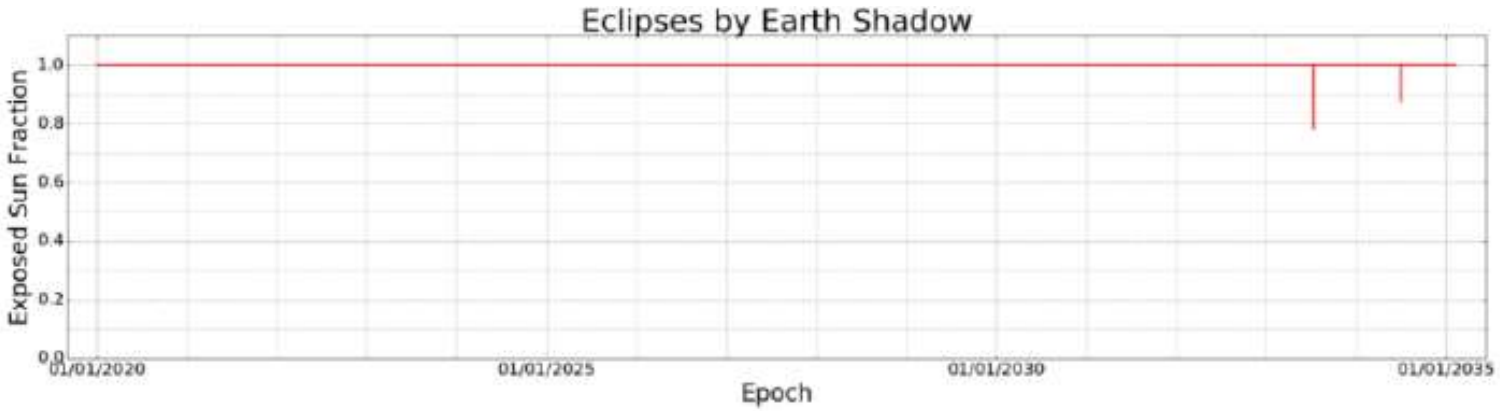
CONFRONTO CON ALTRE ORBITE LUNARI

www.dii.unipd.it

- Le orbite LLO offrono alte risoluzioni per la raccolta immagini e facile discesa sul suolo lunare, ma richiedono alto station keeping e la copertura comunicativa è discontinua.

- Le orbite DRO hanno elevata flessibilità per missioni logistiche e possono essere utilizzate come orbite parcheggio ma richiedono un alto Δv per l'accesso alla superficie e le comunicazioni non sono ottimali.

- Le orbite NRHO portano diversi vantaggi al Lunar Gateway: trasferimenti dalla Terra economici, possibilità di trasferimenti a basso costo dalla NRHO ad altre orbite nello spazio cislunare, possibilità di utilizzarla per missioni interplanetarie, comportamento quasi stabile, orientazione continua verso la Terra che consente una comunicazione ininterrotta, facile accesso alla superficie lunare con tempi di volo brevi, il veicolo spaziale può essere fasato nell'orbita per evitare eclissi dovute all'ombra della Terra, ma, con una risonanza 9:2, evitano completamente le eclissi prolungate.



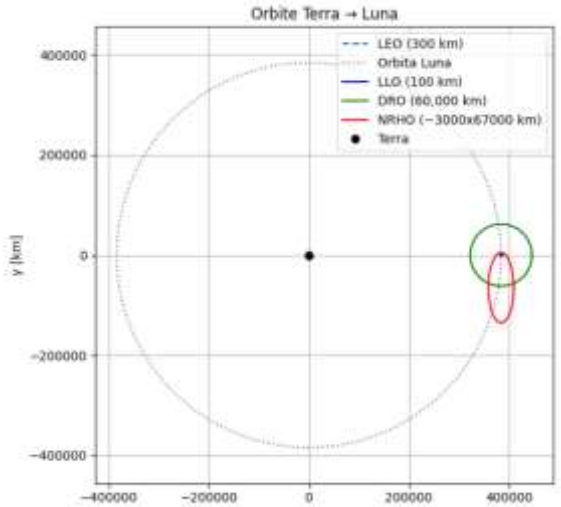
CONFRONTO CON ALTRE ORBITE LUNARI

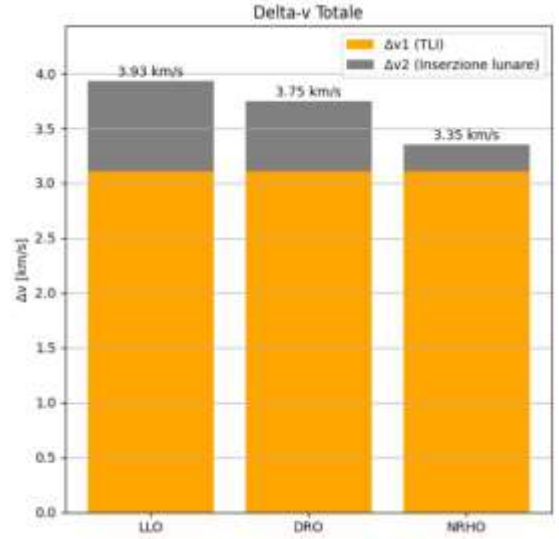
www.dii.unipd.it

Di seguito è riportato un programma in Python al fine di calcolare il delta-V di inserimento per una LLO, una DRO e una NRHO:

```python
import numpy as np
import matplotlib.pyplot as plt

# === Costanti ===
mu_earth = 398600.4418  # km^3/s^2
mu_moon = 4902.800066   # km^3/s^2
R_earth = 6378.0        # km
R_moon = 1737.4         # km

# === Orbite iniziali ===
alt_leo = 300.0
r_leo = R_earth + alt_leo
r_moon = 384400.0       # distanza media Terra-Luna

# === Orbite lunari ===
r_LLO = R_moon + 100.0
r_DRO = R_moon + 60000.0
a_NRHO = 70000.0
r_p_NRHO = R_moon + 3000.0
r_a_NRHO = 2 * a_NRHO - r_p_NRHO

# === Trasferimento Hohmann ===
a_trans = (r_leo + r_moon) / 2
v_leo = np.sqrt(mu_earth / r_leo)
v_perigeo_trans = np.sqrt(mu_earth * (2 / r_leo - 1 / a_trans))
v_apogeo_trans = np.sqrt(mu_earth * (2 / r_moon - 1 / a_trans))
delta_v1 = v_perigeo_trans - v_leo

# === Velocità relativa rispetto alla Luna ===
v_moon_orbit = np.sqrt(mu_earth / r_moon)
v_inf = np.abs(v_apogeo_trans - v_moon_orbit)

# === Inserzione in orbita lunare ===

# LLO
v_circ_LLO = np.sqrt(mu_moon / r_LLO)
v_capture_LLO = np.sqrt(v_inf**2 + 2 * mu_moon / r_LLO)
delta_v_LLO = np.abs(v_capture_LLO - v_circ_LLO)

# DRO
v_circ_DRO = np.sqrt(mu_moon / r_DRO)
v_capture_DRO = np.sqrt(v_inf**2 + 2 * mu_moon / r_DRO)
delta_v_DRO = np.abs(v_capture_DRO - v_circ_DRO)

# NRHO (approssimata)
v_peri_NRHO = np.sqrt(mu_moon * (2 / r_p_NRHO - 1 / a_NRHO))
v_capture_NRHO = np.sqrt(v_inf**2 + 2 * mu_moon / r_p_NRHO)
delta_v_NRHO = np.abs(v_capture_NRHO - v_peri_NRHO)

# === Tempo di trasferimento ===
T_trans = np.pi * np.sqrt(a_trans**3 / mu_earth)
T_days = T_trans / 3600 / 24

# === Stampa risultati ===
print(f"Δv1 (TLI + MCC): {delta_v1:.3f} km/s")
print(f"Δv LLO: {delta_v_LLO:.3f} → Totale: {delta_v1 + delta_v_LLO:.3f} km/s")
print(f"Δv DRO: {delta_v_DRO:.3f} → Totale: {delta_v1 + delta_v_DRO:.3f} km/s")
print(f"Δv NRHO: {delta_v_NRHO:.3f} → Totale: {delta_v1 + delta_v_NRHO:.3f} km/s")
print(f"Tempo trasferimento: {T_days:.2f} giorni")
```

```python
# === Grafico ===

theta = np.linspace(0, 2*np.pi, 500)
x_leo = r_leo * np.cos(theta)
y_leo = r_leo * np.sin(theta)
x_moon_orbit = r_moon * np.cos(theta)
y_moon_orbit = r_moon * np.sin(theta)

# Orbite lunari intorno alla Luna (centrate a x = r_moon)
x_luna = r_moon
x_LLO = x_luna + r_LLO * np.cos(theta)
y_LLO = r_LLO * np.sin(theta)
x_DRO = x_luna + r_DRO * np.cos(theta)
y_DRO = r_DRO * np.sin(theta)
c_NRHO = a_NRHO - r_p_NRHO
b_NRHO = np.sqrt(a_NRHO**2 - c_NRHO**2)
x_NRHO = x_luna + b_NRHO * np.cos(theta)
y_NRHO = a_NRHO * np.sin(theta) - c_NRHO

# === Plot ===
plt.figure(figsize=(12, 8))

# Subplot 1: orbite
plt.subplot(1, 2, 1)
plt.plot(x_leo, y_leo, '--', label='LEO (300 km)')
plt.plot(x_moon_orbit, y_moon_orbit, ':', color='gray', label='Orbita Luna')
plt.plot(x_LLO, y_LLO, label='LLO (100 km)', color='blue')
plt.plot(x_DRO, y_DRO, label='DRO (60,000 km)', color='green')
plt.plot(x_NRHO, y_NRHO, label='NRHO (~3000x67000 km)', color='red')
plt.plot(0, 0, 'o', label='Terra', color='black')
plt.title("Orbite Terra → Luna")
plt.xlabel("x [km]")
plt.ylabel("y [km]")
plt.axis('equal')
plt.grid(True)
plt.legend()

# Subplot 2: Δv Chart
plt.subplot(1, 2, 2)
dv1 = delta_v1
dv2_values = [delta_v_LLO, delta_v_DRO, delta_v_NRHO]
dv_total = [dv1 + dv2_values[0], dv1 + dv2_values[1], dv1 + dv2_values[2]]
labels = ['LLO', 'DRO', 'NRHO']

plt.bar(labels, [dv1]*3, label='Δv1 (TLI)', color='orange')
plt.bar(labels, dv2_values, bottom=[dv1]*3, label='Δv2 (Inserzione lunare)', color='gray')

for i in range(3):
    plt.text(i, dv_total[i] + 0.05, f"{dv_total[i]:.2f} km/s", ha='center', fontsize=10)

plt.title("Delta-v Totale")
plt.ylabel("Δv [km/s]")
plt.ylim(0, max(dv_total) + 0.5)
plt.grid(axis='y')
plt.legend()

plt.tight_layout()
plt.show()
```





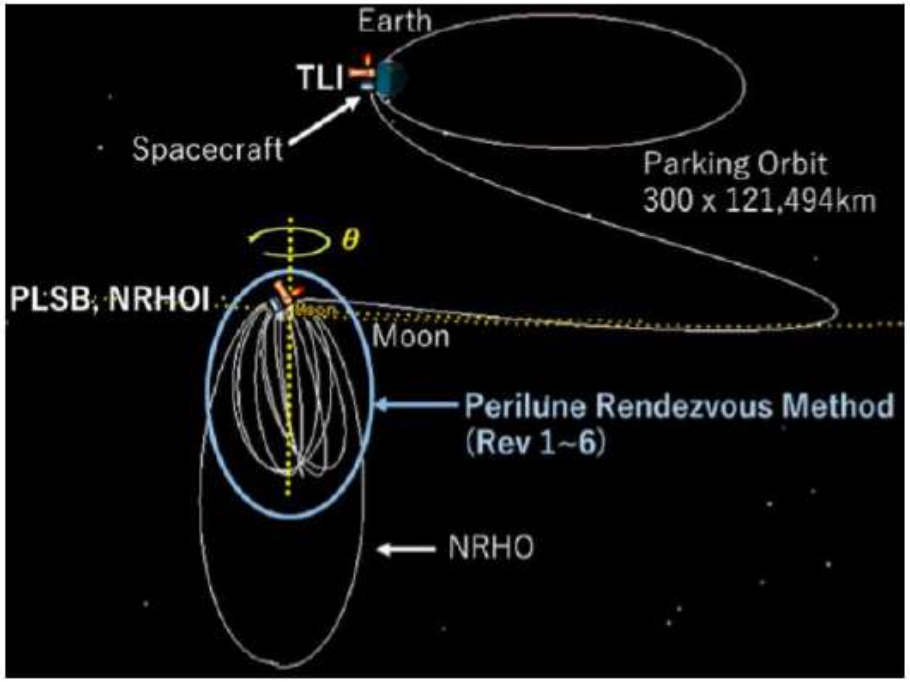
GIUNGERE IN NRHO: PERILUNE RENDEZVOUS METHOD

www.dii.unipd.it

Questo metodo inietta la navicella in un'orbita ellittica lunga dopo il Power Lunar Swing-By. La navicella attende finché il piano orbitale non coincide con l'NRHO e poi viene iniettata nell'NRHO con una piccola quantità di delta-V al perilunio.

Trade-offs of transfer methods to NRHO.

Maneuver	In-Direct Transfer (IDT)	Perilune Rendezvous Method (PRM)	Weak Stability Boundary (WSB)
Total ΔV [m/s] (From LTO)	400–420	360–380	60–100
Transfer Period [day]	5–7	17–19	More than 100 days
Characteristics	-Shortest transition period -Suitable for manned missions	- Method with intermediate ΔV and transition period -Suitable for cargo missions	-Transition period is very long, but significant ΔV can be saved -Constraints on launch Window -Suitable for unmanned missions



Lo studio [13] mostra che il PRM può essere progettato sotto le condizioni analitiche della piena efemeride DE440; è, quindi, indipendente dall'epoca e può essere utilizzato per progettare traiettorie di trasferimento con tutti i tempi di rendezvous.

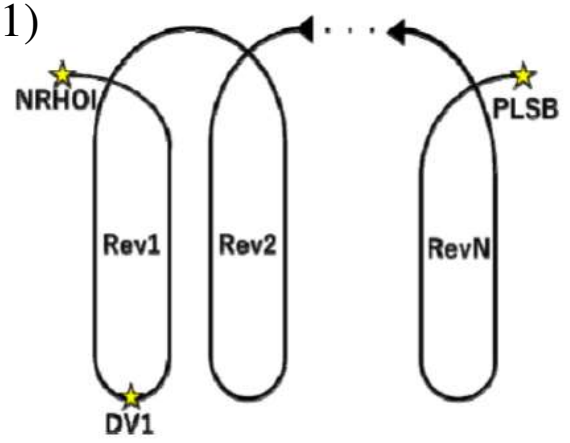
Credits [13], [14]

EXTENDED PERILUNE RENDEZVOUS METHOD

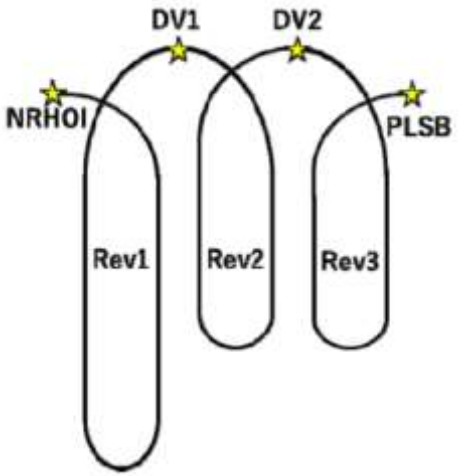
www.dii.unipd.it

Il PRM collega l'orbita lunare alla NRHO, ma un semiasse maggiore richiede più rivoluzioni e può far scendere θ sotto 0°, rendendo impossibile il collegamento diretto. L'EPRM risolve il problema orbitando in un'ellisse lunare per oltre due settimane, ottimizzando ΔV e periodi di transizione per connettersi efficacemente all'NRHO.

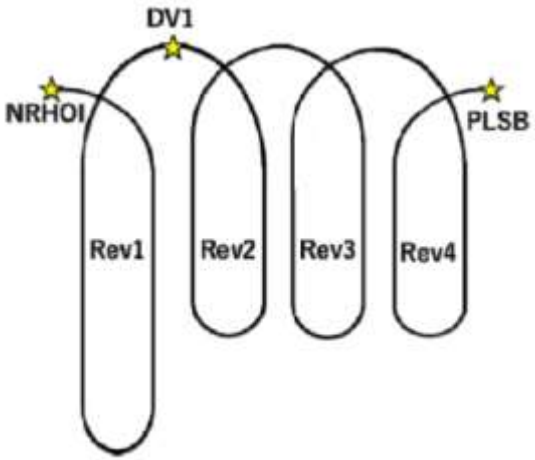
1)



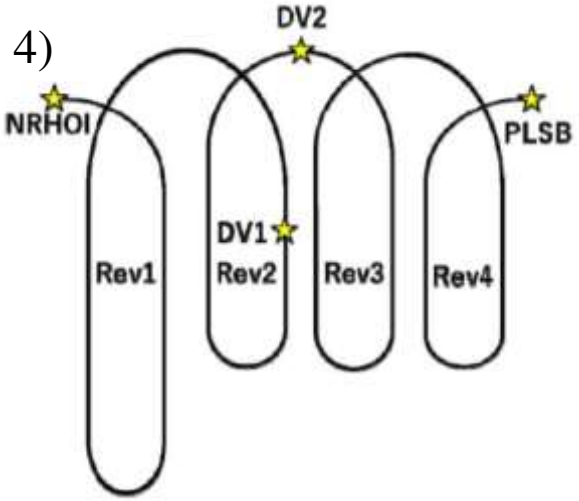
3)



2)



4)



Trade-offs of several transfer methods to NRHO.

Method	In-Direct	PRM	EPRM			
			Type 1	Type 2	Type 3	Type 4
PLSB	173.3	270.6	237.4	258.5	196.9	209.1
DV2	–	–	–	–	25.5	29.9
DV1	–	–	57.0	55.0	40.4	12.0
NRHOI	216.9	50.4	33.4	3.1	8.6	9.0
Total ΔV [m/s]	**390.2**	**322.0**	**327.7**	**303.9**	**271.5**	**259.9**
Period [day]	**6.6**	**19.5**	**18.7**	**26.4**	**28.4**	**36.9**
Number of Rev	–	5	3	4	3	4
Characteristic	Transition period is shortest, but ΔV is largest	Extending the transition period and adding a maneuver can reduce ΔV				Longest transition period but smallest ΔV

Credits [14]

STATION KEEPING

www.dii.unipd.it

- Perturbazione del terzo corpo dovuta all'attrazione gravitazionale della Terra e del Sole: $\vec{a}_{3B} = -\frac{\mu_B}{\|\vec{r}_B\|^3 (q_B+1)^{3/2}}\left(\vec{r} + \vec{r}_B q_B \frac{q_B^2+3q_B+3}{(q_B+1)^{3/2}+1}\right)$
- Armonica del Selenopotenziale: $\vec{a}_H = \vec{g} + \frac{\mu_L}{r^2}\hat{r}$

- L'X-Axis Crossing Control è una tecnica di controllo orbitale che mantiene la velocità lungo l'asse x (v_x) al valore nominale durante l'attraversamento del piano x=0, solitamente vicino al perilunio. La correzione viene effettuata con una manovra impulsiva al perilunio, punto favorevole per controllare v_x. Ogni manovra è progettata per riportare il satellite al valore corretto di v_x dopo circa 6,5 orbite; se non è possibile, l'orizzonte di targeting viene ridotto progressivamente.

- Il CGT Targeting sfrutta le proprietà locali del flusso dinamico per individuare le direzioni in cui le perturbazioni si amplificano o si riducono nello spazio delle fasi, scegliendo così la direzione più efficace del delta-V. La manovra mira a minimizzare l'errore rispetto al target con un delta-V fissato, regolabile in magnitudine per estendere la regione raggiungibile. Rispetto all'X-Axis Crossing Control, offre un miglior contenimento dell'errore in condizioni dinamiche sfavorevoli, a fronte di maggiori costi computazionali.

Caratteristica	X-axis Crossing Control	CGT Targeting
Delta-V annuo tipico (veicolo rumoroso)	~1.3 m/s	~1,0 m/s
Delta-V annuo tipico (veicolo non rumoroso)	~0,1-0,3 m/s	~0,1-0,5 m/s
Robustezza a perturbazioni impulsive	Sensibile	Resiliente
Complessità computazionale	Bassa	Alta
Robustezza a errori di manovra	Media	Alta
Convergenza (in condizioni avverse)	Limitata	Migliore
Bisogno di backup (manovre mancate)	Maggiore	Minore

Credits [9], [10]

APPROFONDIMENTO DELL'X-AXIS CROSSING CONTROL

www.dii.unipd.it

Il metodo X-Axis Crossing Control agisce sulla velocità v_x al passaggio per x=0, imponendo v_x entro una tolleranza prefissata. Questa tecnica ("v_x-only targeting"), con manovre a TA=180°, stabilizza l'orbita ma non controlla la fase temporale.

Per vincolare anche il tempo di passaggio al perigeo (T_P) si introduce la strategia "$v_x + T_P$ targeting", che sincronizza la fase orbitale con manovre più costose, tipicamente a TA=160° o 200°.

Infine, per ridurre le oscillazioni residue trasversali dovute a perturbazioni, si aggiunge un terzo vincolo sulla coordinata y al passaggio per x=0: la strategia "$v_x + T_P + y$ targeting", che migliora il recupero post-perturbazione ma richiede il delta-V maggiore.

Strategia	Variabili controllate	TA tipica manovra	Vantaggi principali	Svantaggi principali	ΔV medio totale	ΔV medio annuo
v_x-only targeting	v_x	180°	Stabilizza l'orbita, costo ridotto	Non controlla la fase temporale	~4,1 m/s	~0,73 m/s
$v_x + TP$ targeting	v_x, tempo al perigeo	160° o 200°	Mantiene sincronizzazione di fase	ΔV più elevato	~12,6 m/s	~0,79 m/s
$v_x + TP + y$ targeting	v_x, tempo al perigeo, y	Variabile (cicli orbitali)	Riduce oscillazioni residue, recupero più rapido post-perturbazione	Costo ΔV massimo	~15,3 m/s	~1,0 m/s

Credits [11]

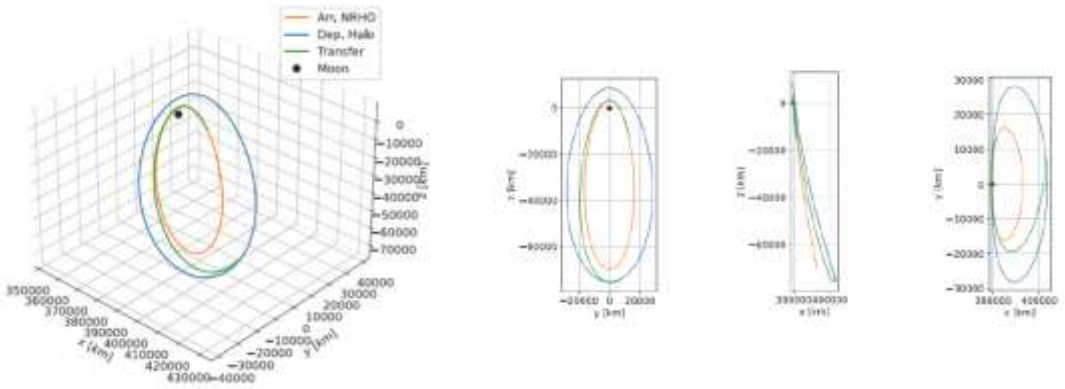
PHASING

www.dii.unipd.it

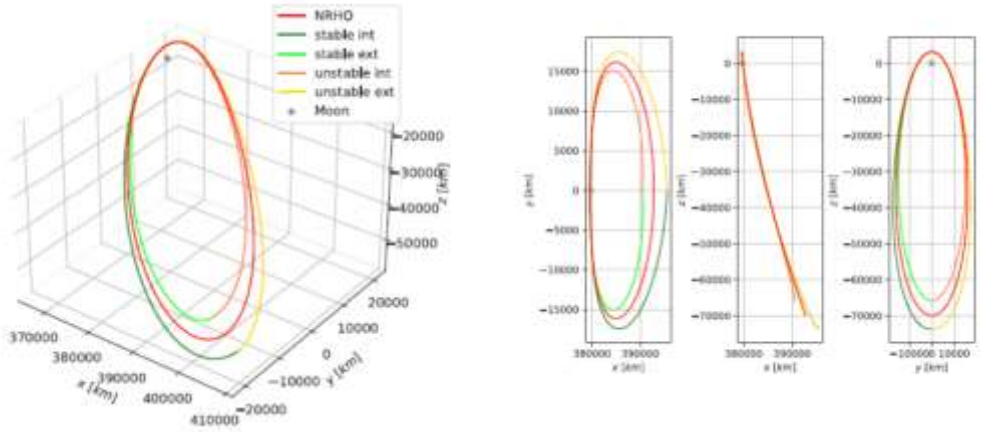
- Trasferimento a due impulsi: si basa sul trasferimento di Lambert, il quale si appoggia all'omonimo problema (problema di Lambert):

$$\begin{cases} \dot{x}_{(t)} = f(t, x_{(t)}, \lambda) \\ r(t_d) = r_d \\ r(t_a) = r_a \end{cases}$$

Questo trasferimento consiste nel calcolare una traiettoria ellittica che collega due punti (uno di partenza e uno di arrivo) in un dato tempo, restituendone le manovre impulsive necessarie per immettersi e uscire dalla traiettoria di trasferimento.



- Trasferimento a bassa energia con tre impulsi: sfrutta le strutture dinamiche del sistema Terra-Luna, più precisamente i manifold stabili (che convergono naturalmente verso un'orbita periodica) e instabili (che si allontanano naturalmente da un'orbita periodica), per eseguire phasing a basso consumo energetico utilizzando tre impulsi: il primo in uscita dalla NRHO lungo un manifold instabile, il secondo come manovra di correzione nel tratto intermedio e il terzo come inserimento nella NRHO target tramite un manifold stabile.

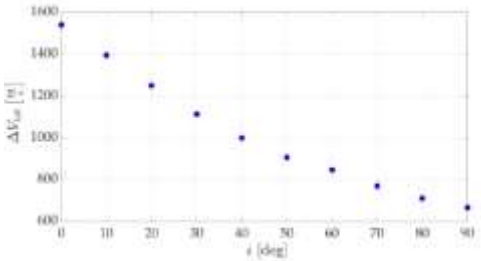


Credits [12]

TRASFERIMENTO VERSO LLO

www.dii.unipd.it

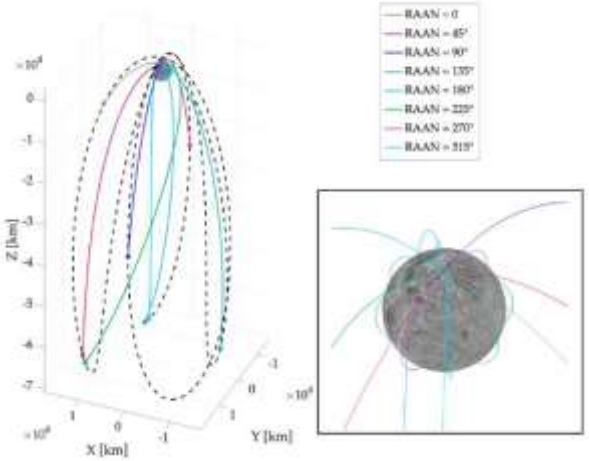
- Orbite target con ascensione retta del nodo ascendente (RAAN) libera, in cui viene sfruttata una tecnica di ottimizzazione globale basata su un algoritmo euristico per ottenere il minimo consumo e vengono considerate diverse inclinazioni dell'orbita target.



i [deg]	ΔV_{tot} [m/s]	t_0 (UTC)	ToF [h]
90	666	22 May 2025 at 09:44	36.13
80	710	22 May 2025 at 19:05	27.15
70	770	23 May 2025 at 03:37	18.95
60	848	17 May 2025 at 16:35	47.96
50	908	17 May 2025 at 17:10	48.00
40	1001	17 May 2025 at 14:46	44.78
30	1115	17 May 2025 at 13:32	41.20
20	1253	17 May 2025 at 12:32	21.95
10	1395	17 May 2025 at 11:57	12.41
0	1541	17 May 2025 at 11:32	8.33

Si può notare dal grafico che il delta-V totale cala all'aumentare dell'inclinazione. Pertanto i trasferimenti verso LLO polari o quasi polari richiedono un minor cambiamento del piano orbitale e, di conseguenza, un consumo di carburante ridotto.

- Orbite target con RAAN specificata, in cui sono proposte due tecniche distinte: trasferimento basato sul raffinamento locale di una soluzione del problema di Lambert e un approccio puramente euristico. È considerata solo la prima tecnica in quanto offre costi computazionali ridotti per giungere a risultati simili, a tratti analoghi, rispetto quelli dell'altra tecnica.



Ω_d [deg]	$\lvert\Omega_f - \Omega_d\rvert$ [deg]	ΔV_1 [m/s]	ΔV_2 [m/s]	ΔV_{tot} [m/s]	t_0 (UTC)	ToF [h]
0	8.8×10^{-5}	90	648	738	29 May 2025 at 01:35	5.04
45	9.0×10^{-5}	120	718	838	27 May 2025 at 15:23	47.99
90	1.2×10^{-2}	38	634	672	5 June 2025 at 02:30	18.24
135	1.4×10^{-5}	188	658	846	21 May 2025 at 01:04	47.98
180	2.9×10^{-4}	29	716	745	10 June 2025 at 12:30	47.57
225	8.4×10^{-4}	182	657	840	27 May 2025 at 09:45	48.00
270	1.7×10^{-3}	46	636	682	23 May 2025 at 08:45	13.43
315	3.0×10^{-4}	152	699	851	21 May 2025 at 04:59	47.10

È interessante notare che le traiettorie associate al delta-V totale più basso mostrano un cambiamento di direzione ridotto dopo il primo cambio di velocità. D'altra parte, i valori più elevati del delta-V totale sono associati ad un significativo cambiamento del piano orbitale. Per finire, si nota che l'iniezione in orbita avviene sempre all'emisfero nord.

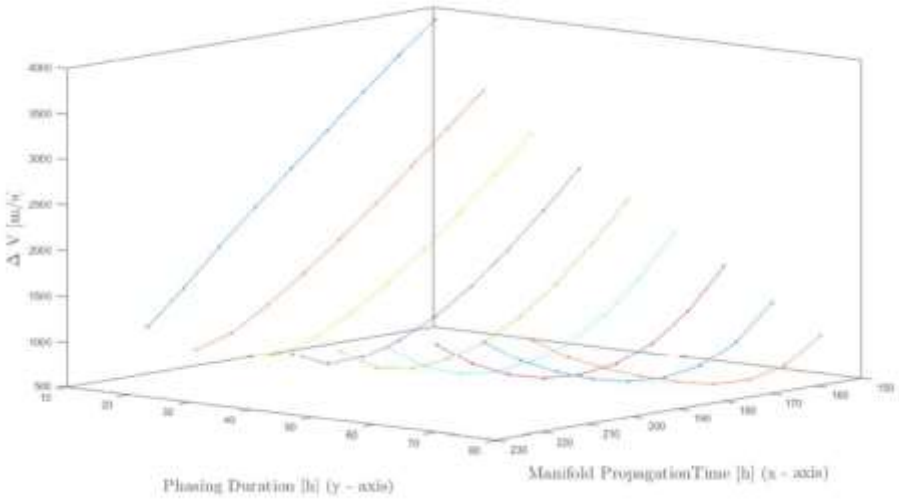
Credits [9]

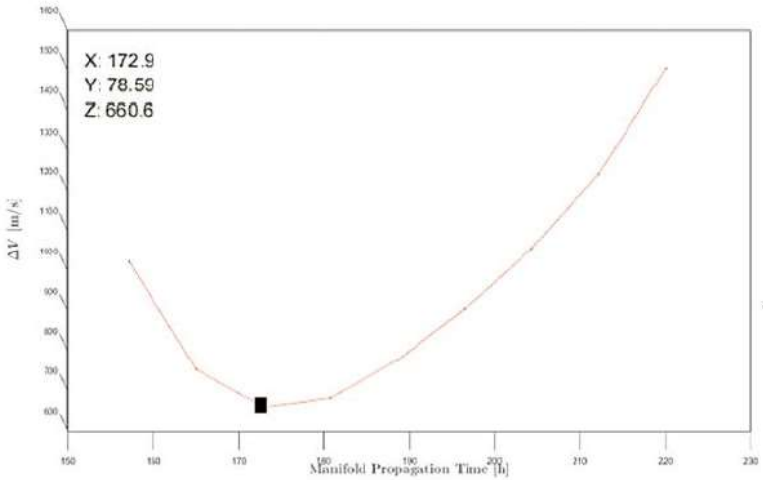
TRASFERIMENTO DA LLO

www.dii.unipd.it

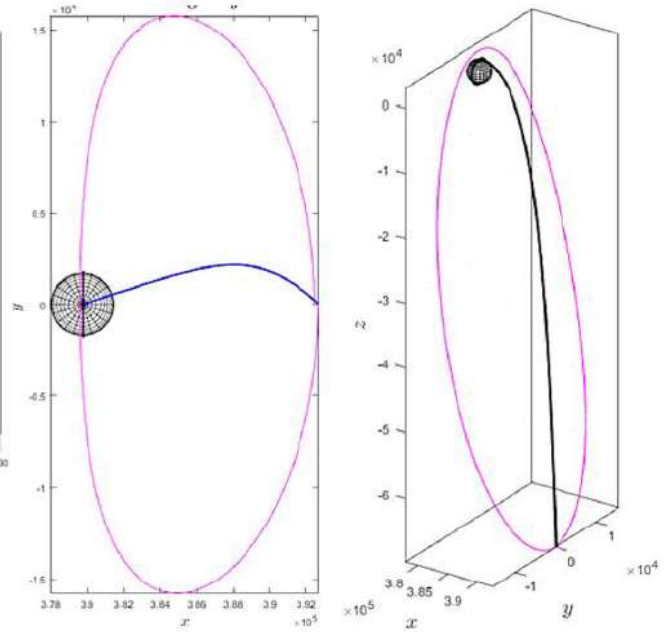
Il metodo, che sfrutta anch'esso il problema di Lambert, può essere riassunto in due step: inizialmente si sceglie un punto di partenza e uno d'arrivo, poi si determina, con un primo tentativo, la velocità di partenza dalla LLO e, successivamente, si applica una correzione differenziale di propagazione al fine di correggere la velocità iniziale trovata in precedenza; questa correzione si basa sulle condizioni al contorno finali, in modo tale da far si che il veicolo spaziale arrivi a destinazione con un errore accettabile.

$$\Delta \boldsymbol{v} = \boldsymbol{v}_{(t0)} - \boldsymbol{v}_{LLO} + \boldsymbol{v}_{manifold} - \boldsymbol{v}_{(t0+TOF)}$$





Phasing Duration: 78.59 hours
ΔV = 660.6 m/s



Credits [20]

CONCLUSIONI

www.dii.unipd.it

La tesi esplora la dinamica orbitale della Near Rectilinear Halo Orbit (NRHO), scelta per accogliere il Lunar Gateway nel programma Artemis.

Dopo aver fornito un contesto sull'esplorazione lunare e un confronto con altre orbite (come LLO e DRO), si approfondisce la NRHO, mettendo in luce i suoi vantaggi per il Gateway.

La parte centrale si concentra su simulazioni numeriche per calcolare il delta-V e i tempi di trasferimento da LEO a NRHO, insieme a studi su station keeping, fasi orbitali e trasferimenti con LLO.

In conclusione, si evidenzia come l'adozione della NRHO rappresenti una scelta strategica e ottimale per rafforzare la presenza umana nello spazio cislunare.

BIBLIOGRAFIA

www.dii.unipd.it

[1] Rispoli A. *From Near-Rectilinear Halo Orbit to Low Lunar Orbit: a Propulsive Delta-V Optimization Approach,* Politecnico di Torino, Torino, Italia, 2022

[2] https://www.nasa.gov/humans-in-space/artemis/

[3] https://www.nasa.gov/reference/orion-spacecraft/#hds-sidebar-nav-1

[4] https://www.nasa.gov/reference/gateway-about/

[5] Curtis H. D., *Orbital Mechanics for Engineering Students*, Butterworth-Heinemann, 2021, fourth edition

[6] NASA *Gateway Destination Orbit Model: A Continuous 15 Year NRHO Reference Trajectory,* White Paper, 2019

[7] Newman C. P.; Davis C. D.; Whitley R. J.; Guinn J. R.; Ryne M. S. *Stationkeeping, orbit determination and attitude control for spacecraft in Near Rectilinear Halo Orbits,* 2018

[8] NASA *Why NRHO: The Artemis Orbit*, White Paper, 2023

[9] Sanna D.; Leonardi E. M.; De Angelis G.; Pontani M. *Optimal Impulsive Orbit Transfer from Gateway to Low Lunar Orbit*, 2024, Sapienza University of Rome, Rome, Italy

[10] Davis D.; Bhatt S.; Howell K.; Jang. J.; Whitley R.; Clark F.; Guzzetti D.; Zimovan E.; Barton G: *Orbit Maintenance and Navigation of Human Spacecraft at Cislunar Near Rectilinear Halo Orbit*, 2017

[11] Davis D. C.; McCarthy B.; Zimovan-Spreen E. M. Perturbations and Recovery in the Gateway Near Rectilinear Halo Orbit, 2022

[12] Fossà A.; Bucchioni G.; Blazquez E.; Canalias E.; Lizy-Destrez S.; Bertrand R.; Lamy A.; Goester J. *Two and three impulses strategy with a spacecraft orbiting on an Earth-Moon NRHO*, 2022

[13] Kikuchi J.; Nakamura R.; Ueda S. *Comparison of transfer trajectory to NRHO and operation plan for logistics resupply mission to gateway*, 2024

[14] Kikuchi J.; Nakamura R.; Ueda S. *Extended perilune rendezvous method for low Delta-V transition to NRHO for cargo transportation mission to gateway*, 2024

[15] Richardson, D.L. Analytical construction of periodic orbits about the collinear points. *Celest. Merch 1980, 22, 241-253*

[16] Alfriend, K.; Vadali, S.R.; Gurfil, P.; How, J.; Breger, L. *Spacecraft Formation Flying: Dynamics, Control and Navigation*; Elsevier: Amsterdam, The Netherlands, 2009; Volume 2.

[17] Bate, R.R.; Mueller, D.D.; White, J.E. *Fundamentals of Astrodynamics*; Dover: Mineola, NY, USA, 1971; Volume 2

[18] Bond, V.R.; Allman, M. *Modern Astrodynamics: Fundamentals and Perturbation Methods*; Cambridge University Press: New York, NY, USA, 1996; Volume 2

[19] https://it.wikipedia.org/wiki/Parametri_orbitali_della_Luna

[20] Bucchioni G.; Innocenti M. *Phasing Maneuver Analysis from Low Lunar Orbit to Near Rectilinear Halo Orbit*, 2024, University of Pisa, Pisa, Italy