

Università degli Studi di Padova – Dipartimento di Ingegneria Industriale

Corso di Laurea in Ingegneria Aerospaziale

***Relazione per la prova finale
«Analisi orbitale di un ipotetico breakup
del Lunar Reconnaissance Orbiter»***

Tutor universitario: Prof. Giacomo Colombatti

Co-supervisore: Dott. Nicolò Trabacchin

Laureando: *Davide Righetto*

Padova, 17/09/2025

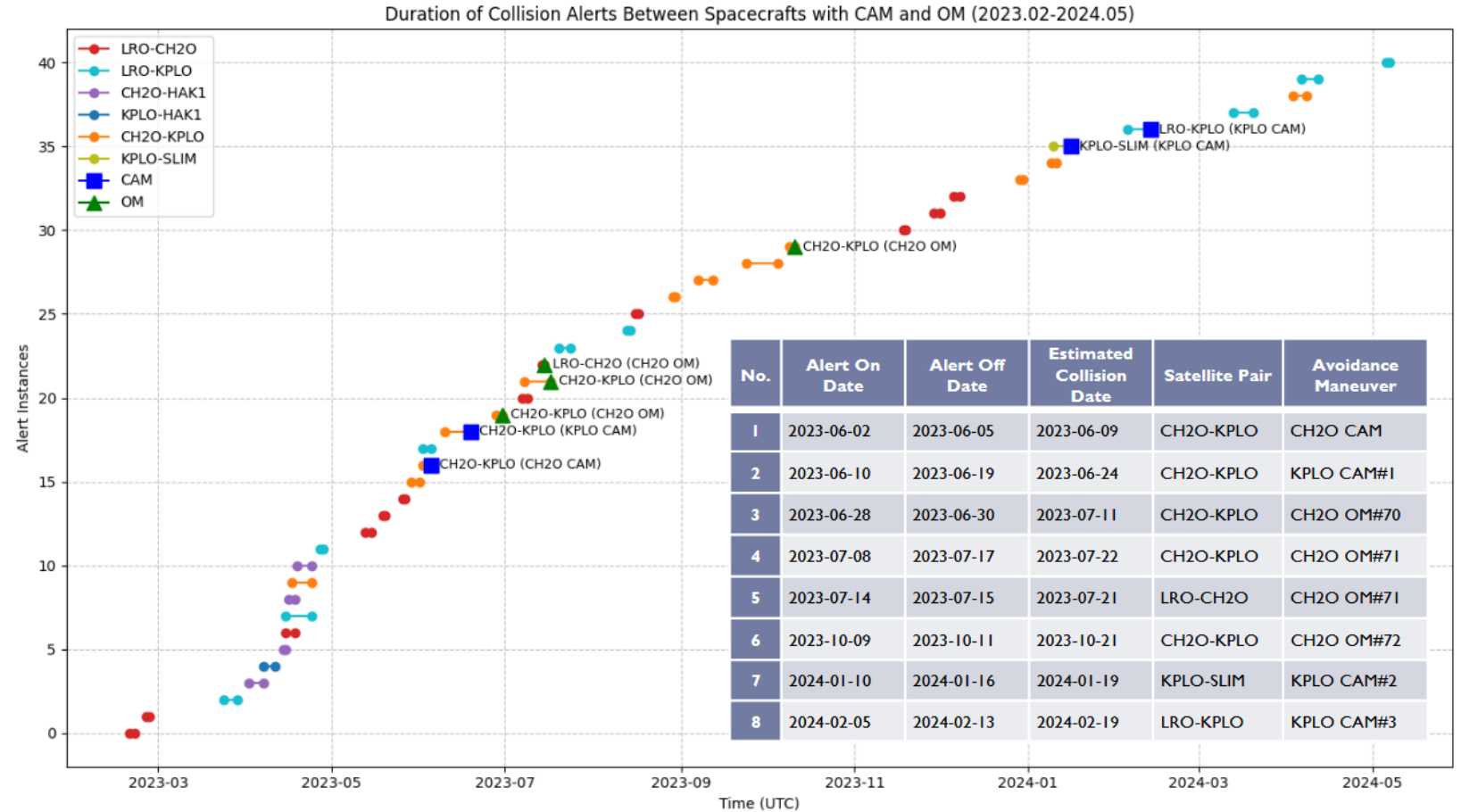


[1]

- Orbiter in LLO:
 - LRO
 - Chandrayaan-2
 - Danuri (KPLO)

- Ripetute manovre di collision avoidance negli ultimi anni

- Crescente rilevanza dell'analisi dei **rischi connessi a breakup** causati da esplosioni o da collisioni



[1]

Impostazione

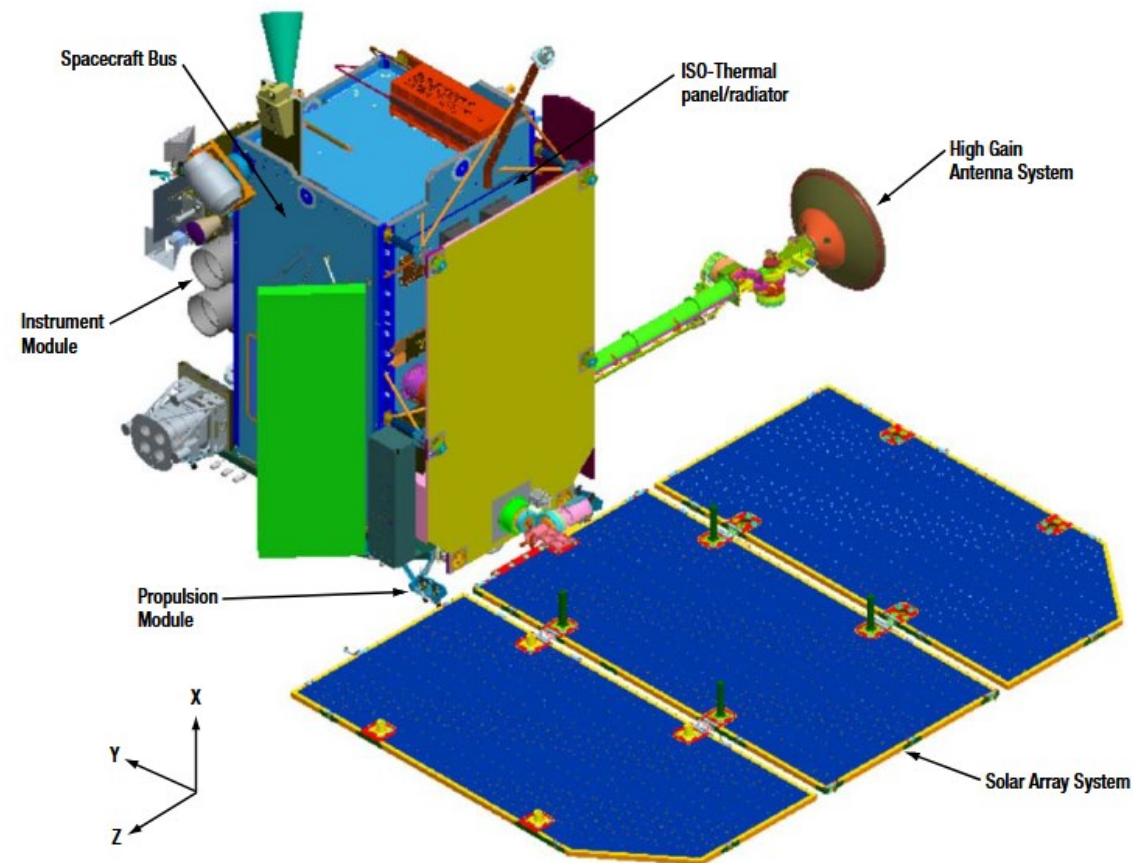
- È stata ipotizzata l'esplosione del **Lunar Reconnaissance Orbiter (LRO)**
- Il **Dipartimento** ha fornito i **dati della simulazione** dell'esplosione (ΔV e lunghezze caratteristiche di 9577 frammenti)
- Su **GMAT** sono state propagate e analizzate le orbite, su periodi di **1 giorno, 1 settimana, 1 mese e 1 anno**, dei seguenti due gruppi:
 - **100 detriti con L_C maggiore** ($0.3768 \text{ m} \leq L_C \leq 1.4982 \text{ m}$)
 - **100 detriti con L_C minore** ($0.0040 \text{ m} \leq L_C \leq 0.0052 \text{ m}$)



Obiettivo

- Ottenere informazioni sull'**evoluzione delle orbite** e su eventuali **impatti con la superficie lunare** tramite l'elaborazione dei dati su MATLAB

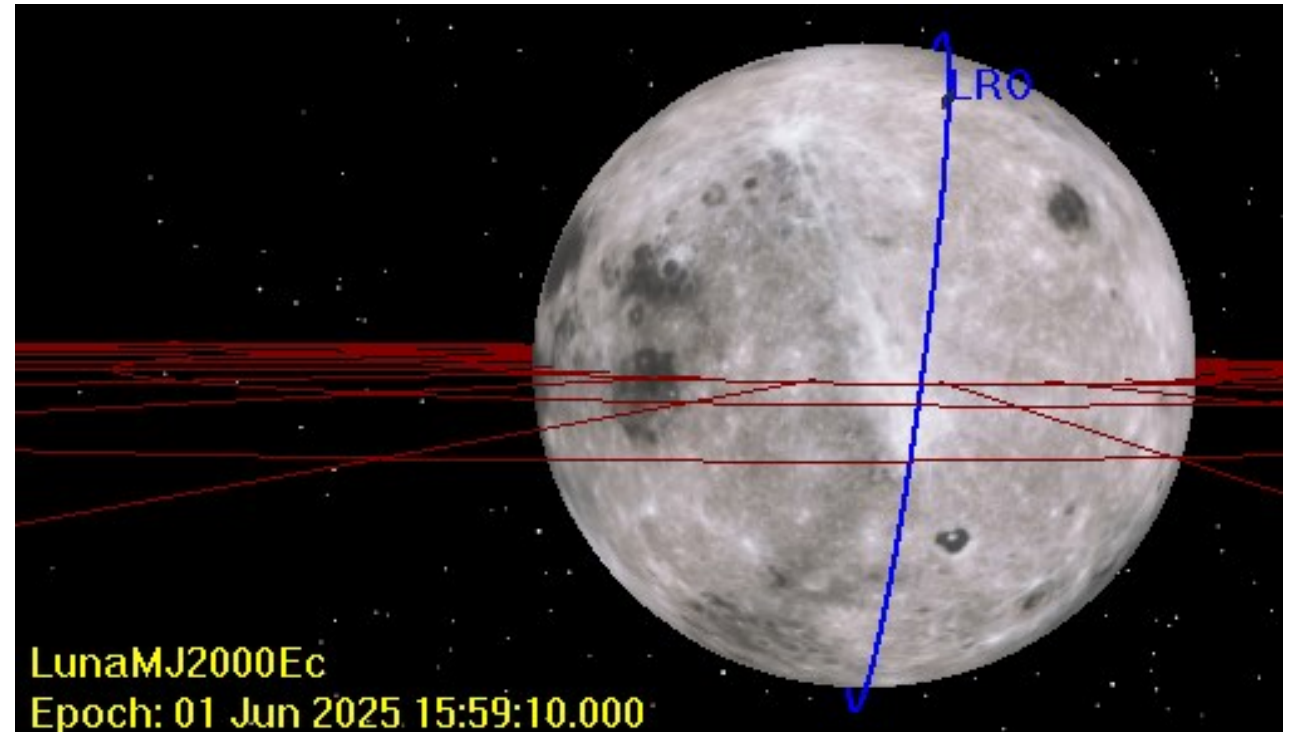
- Lanciato il 18/06/2009
- Obiettivo principale: mappatura della superficie lunare
- Periodo orbitale: 113 min
- Massa al lancio: 1916 kg
- Massa a secco: 1018 kg



[2]

- Data e ora scelti per il breakup:
 - 01/06/2025 15:59:10.000
- Parametri ricavati dal NASA Horizons System:
 - Altitudine = 100 km
 - Eccentricità = 0.0155
 - Altitudine perilunio = 61.56 km
 - Altitudine apolunio = 118.19 km
 - Inclinazione = 88.194° (Eq)

[3]



- Relazione del **NASA Standard Breakup Model** nel caso di esplosioni:

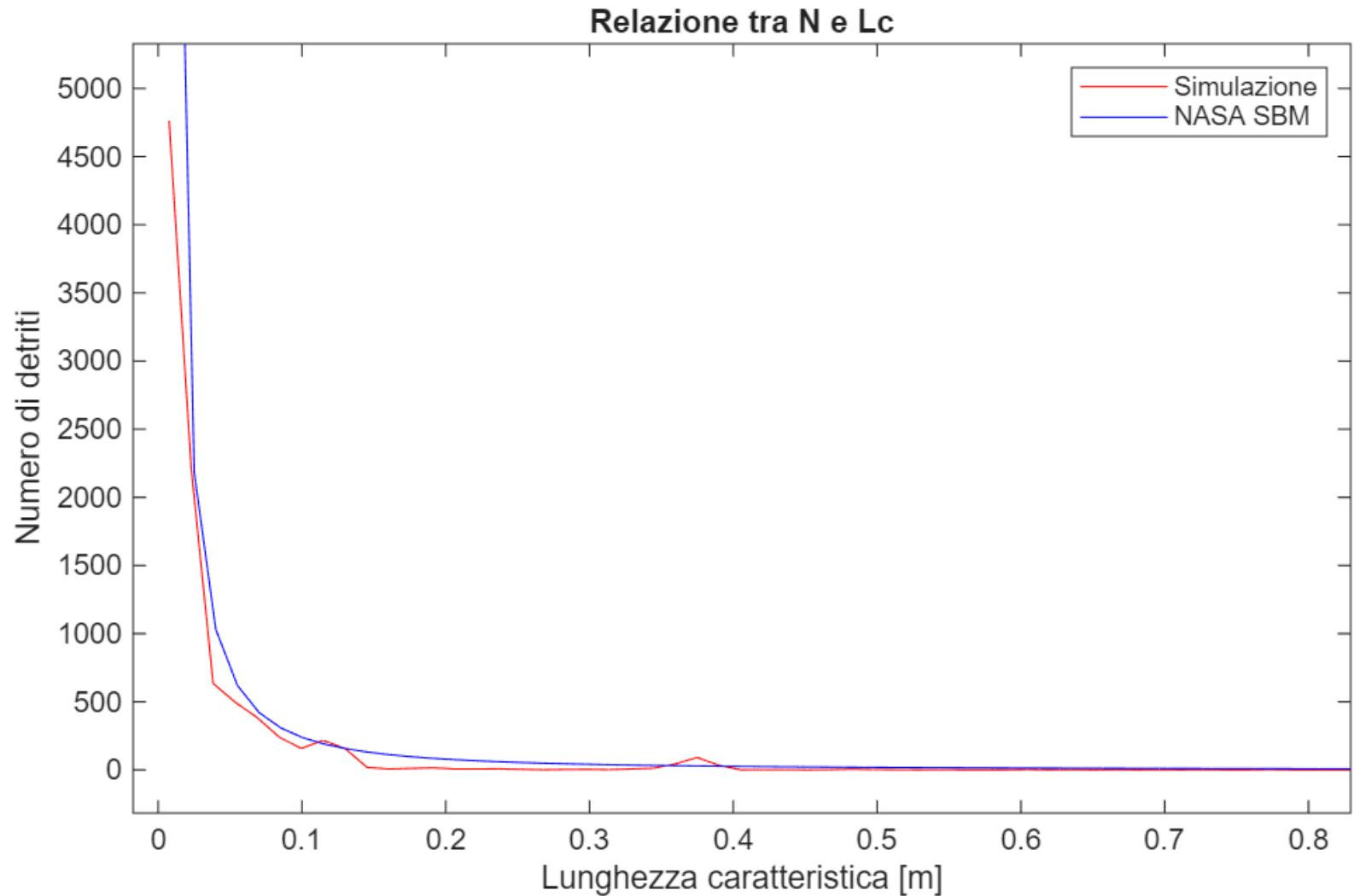
$$N = 6L_c^{-1.6}$$

- **Numero N di detriti** prodotto dalla simulazione:

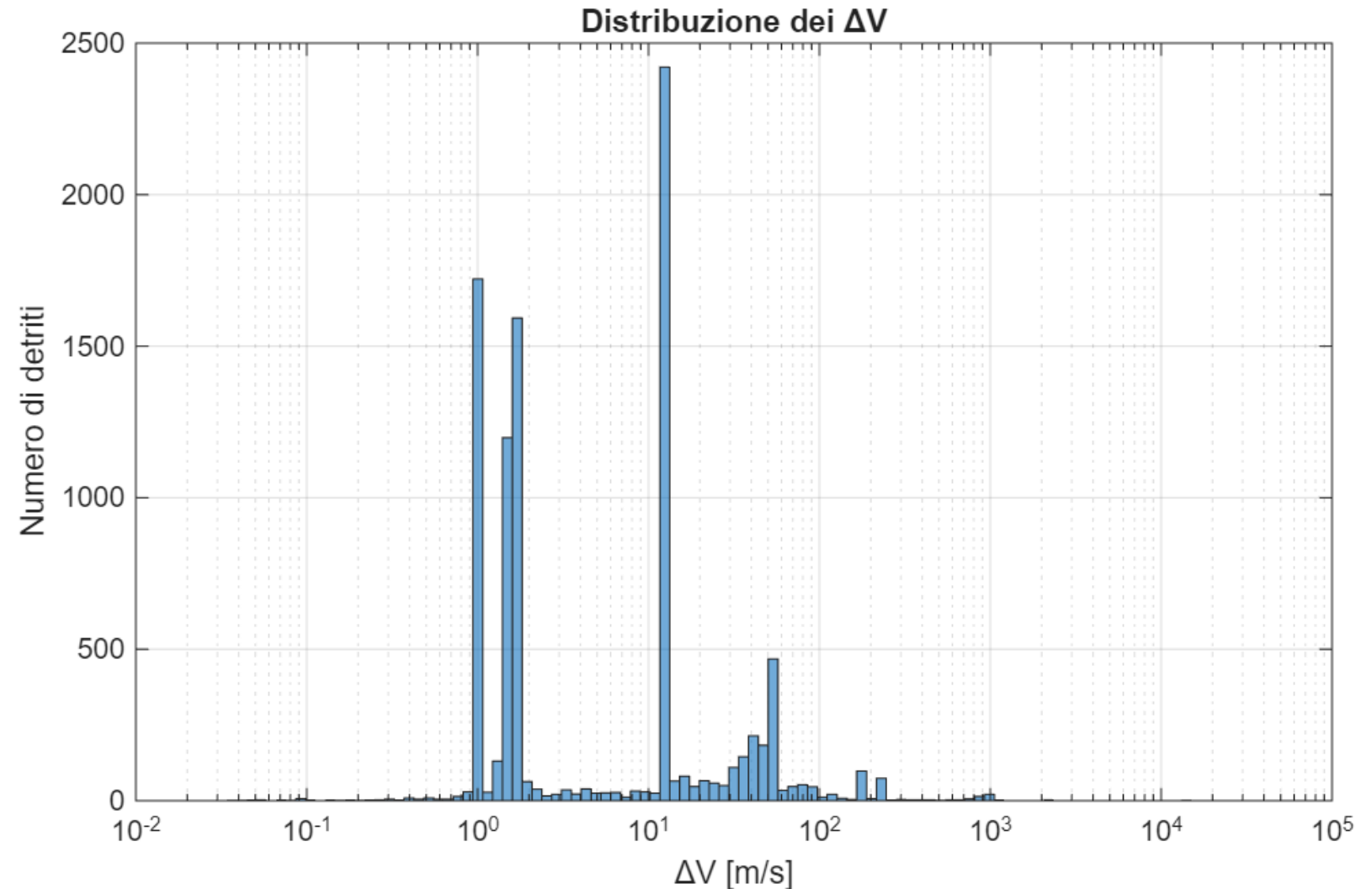
$$N = 9577$$

- Per il **numero k di bin** si è adottata la regola della radice quadrata:

$$k = \sqrt{N} \approx 98$$



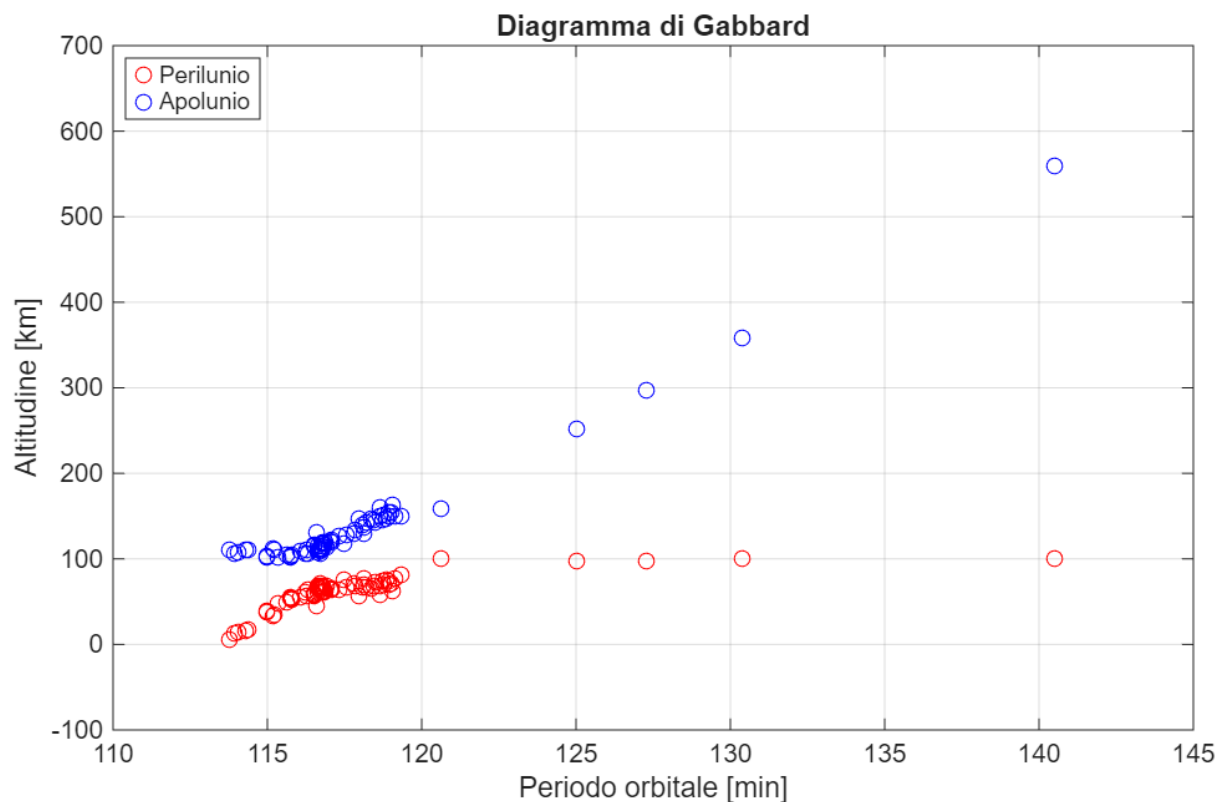
- ΔV massimo e minimo ottenuti nella simulazione:
 - $\Delta V_{\max} = 15000$ m/s
 - $\Delta V_{\min} = 0.0341$ m/s
- La quasi totalità dei detriti ha un ΔV minore o uguale a 100 m/s



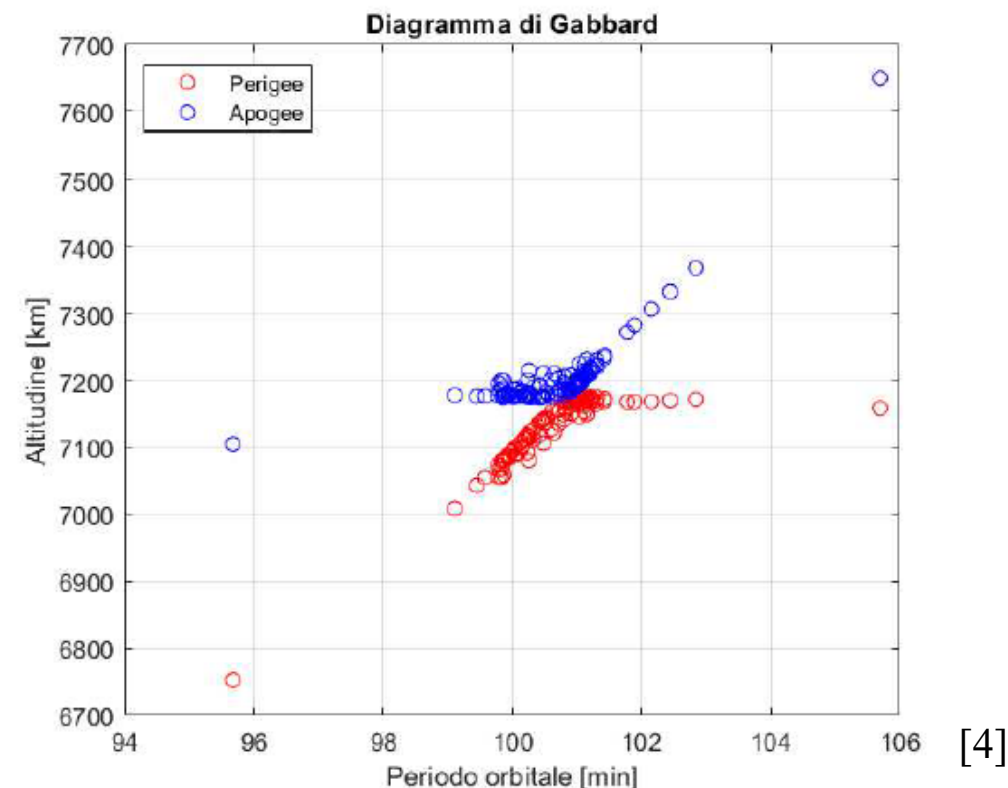
- Integratore: PrinceDormand78
- Accuratezza: 1e-09
- Modello gravitazionale: LP-165P
- 50 armoniche
 - Degree = 50
 - Order = 50
- Point masses: Terra, Sole, Giove

Integrator		Force Model	
Type	PrinceDormand78	Error Control	RSSStep
Initial Step Size	60 sec	Central Body	Luna
Accuracy	1e-09	Primary Body	Luna
Min Step Size	0 sec	Gravity	
Max Step Size	2700 sec	Model	LP-165P
Max Step Attempts	50	Degree	50 / 16!
☒ Stop If Accuracy Is Violated		Order	50 / 16!
		STM Limit	100
		Gravity File	C:\Program Files\GMAT\GMAT_R\
		Tide	
		Data Source	None
		Model	None
		Tide Free	
		Tide File	
		Drag	
		Atmosphere Model	None
		Drag Model	Spherica
		Point Masses	Earth Jupiter Sun
			Select
		☒ Use Solar Radiation Pressure	SRP Model Spherica
		☒ Relativistic Correction	

- Per il LRO sono stati utilizzati i dati a 10 minuti dall'esplosione
- Compare anche in orbita lunare la **tipica forma a X** del **diagramma di Gabbard**, con i detriti che si concentrano intorno all'altitudine dell'esplosione (100 km)

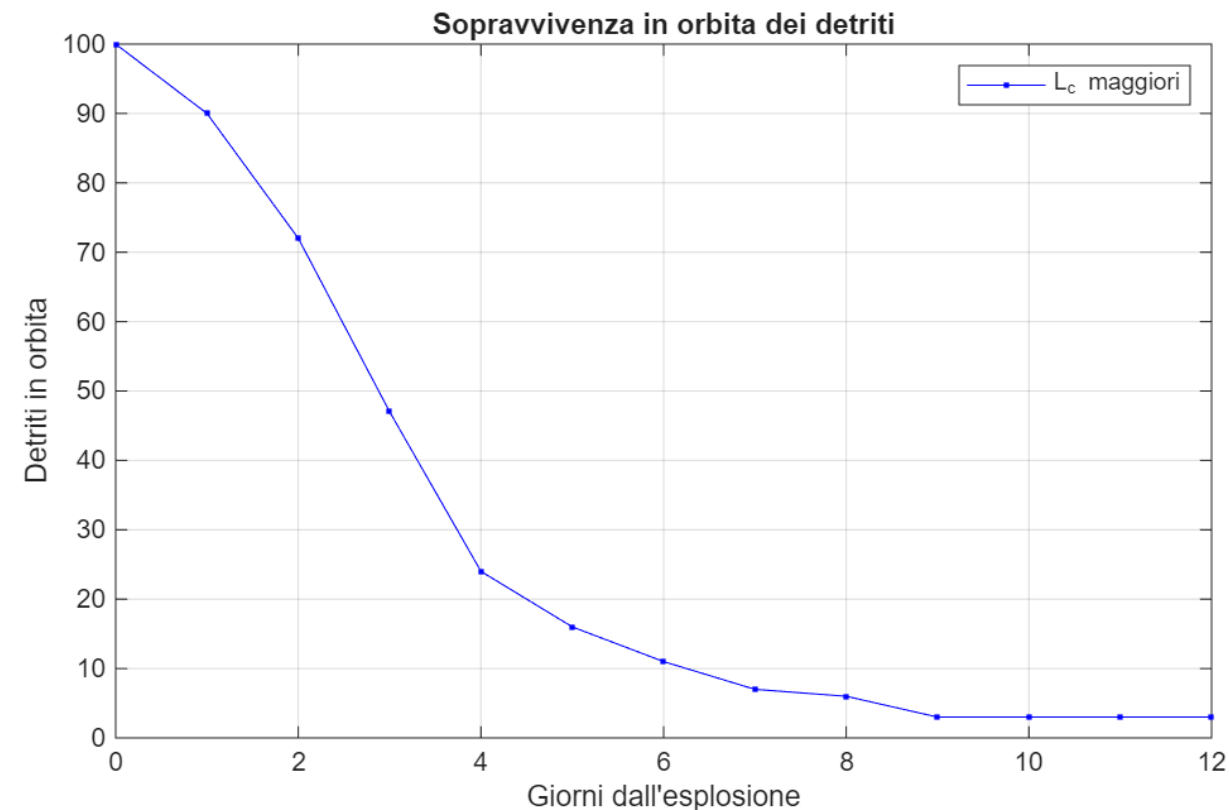


Lunar Reconnaissance Orbiter

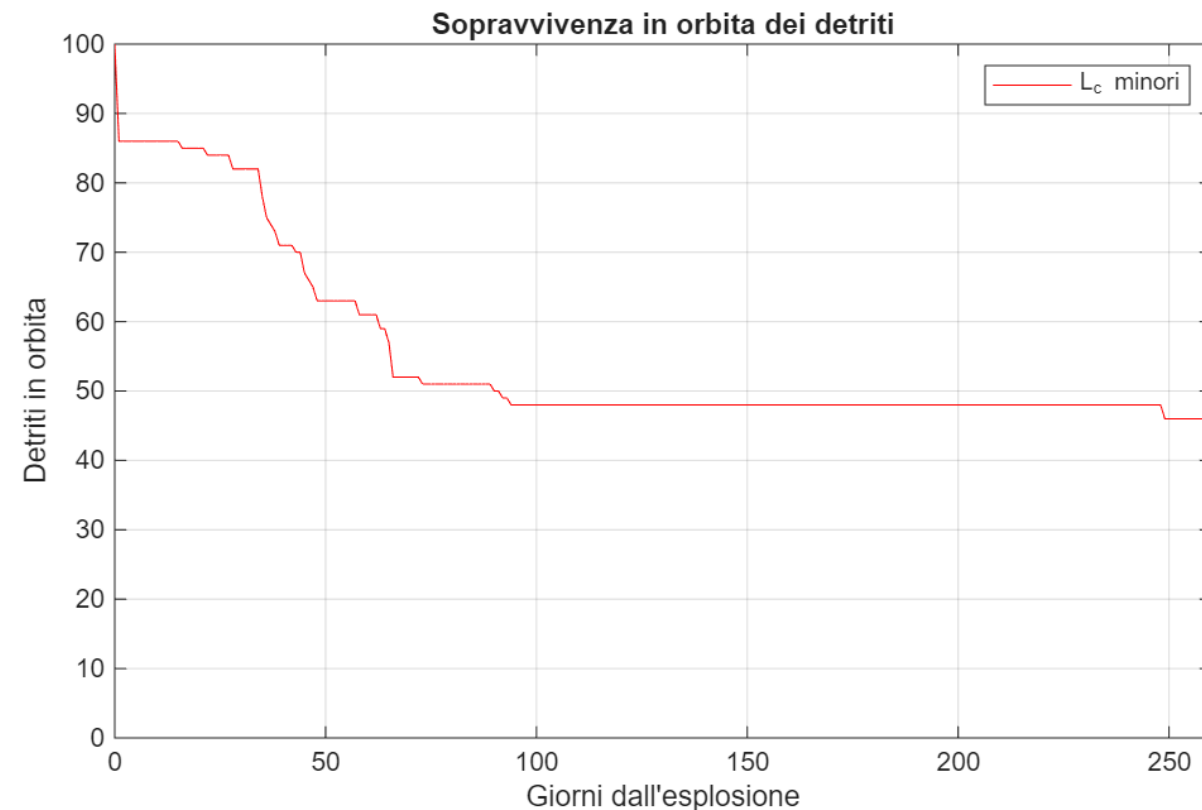


NOAA 17

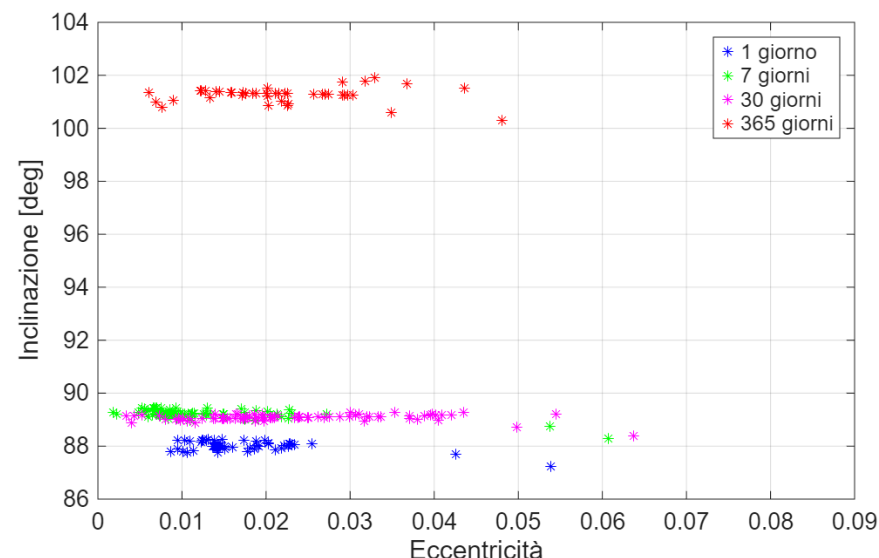
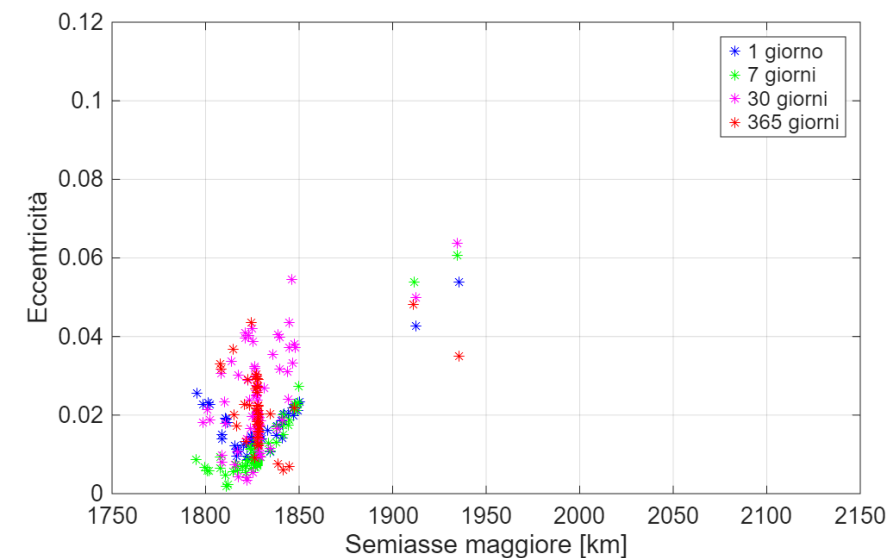
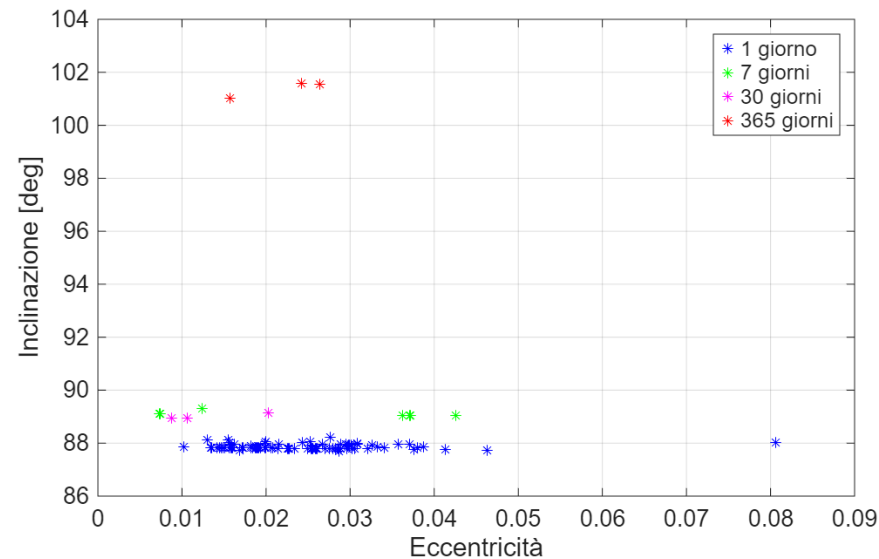
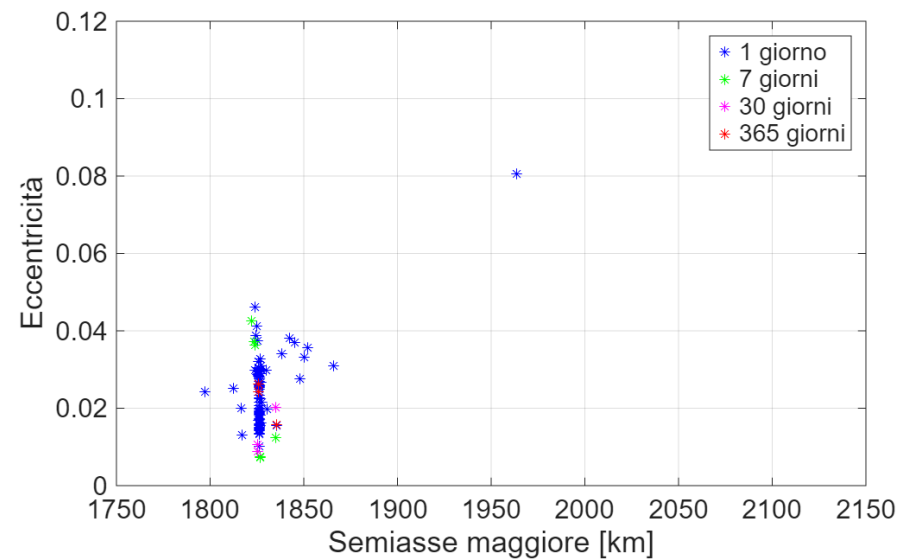
[4]



- Per L_C maggiori:
 - **nell'arco di 9 giorni, 97 detriti impattano con la superficie**
 - **3 detriti sono ancora in orbita dopo un anno**



- Per L_C minori:
 - **nell'arco di 249 giorni, 54 detriti impattano con la superficie (52 già nei primi 93 giorni)**
 - **46 detriti sono ancora in orbita dopo un anno**

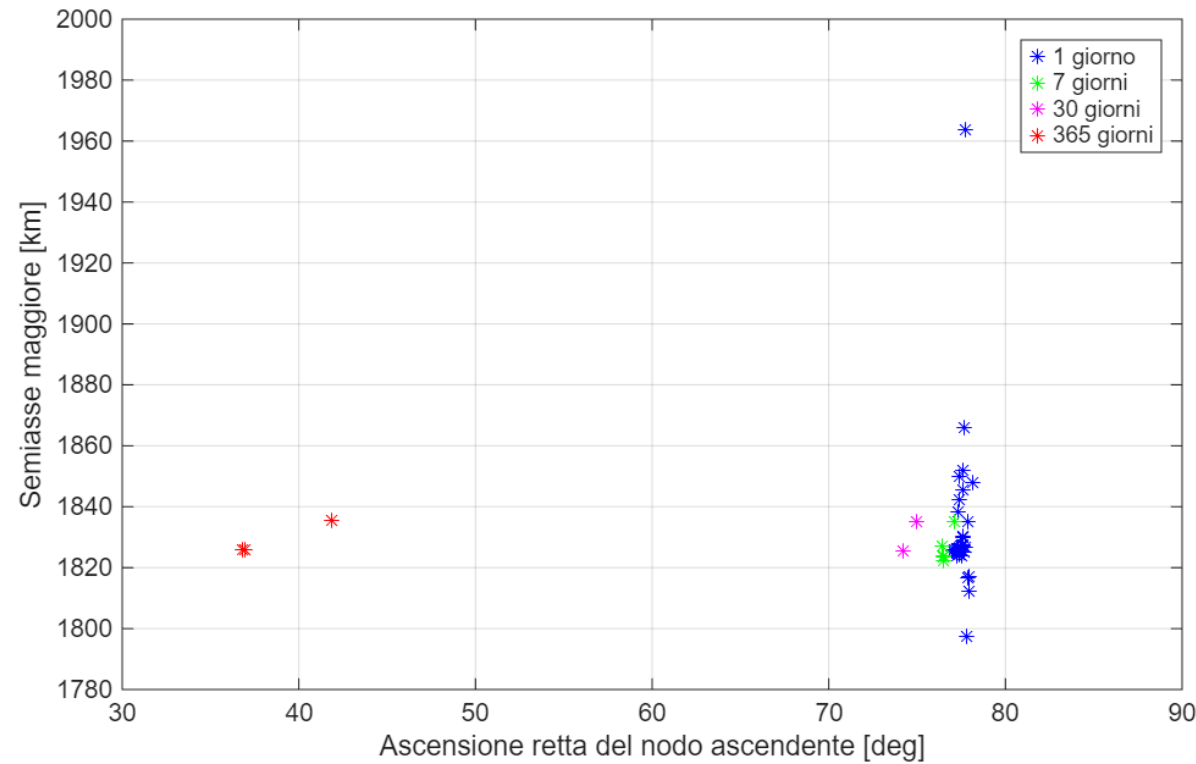


SMA-ECC

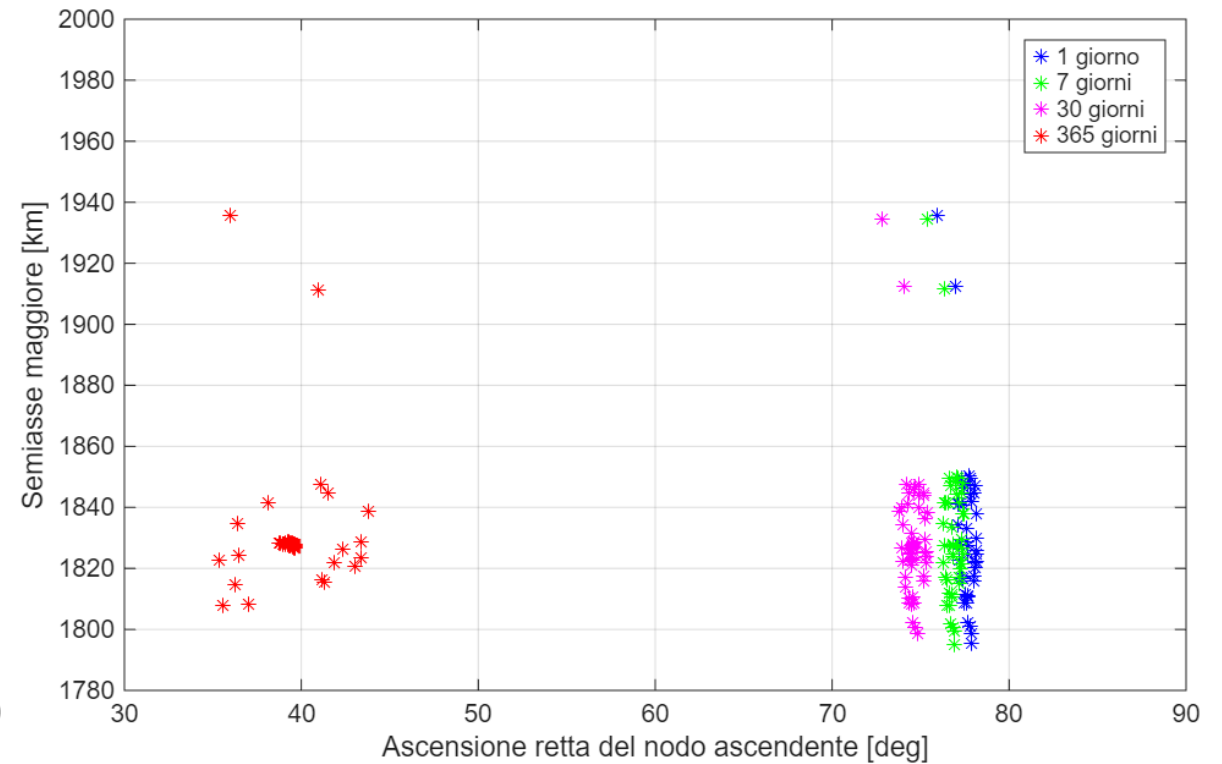
ECC-INC

- Per L_C maggiori:
- **i detriti rimasti in orbita hanno eccentricità all'incirca costante**

- Per L_C minori:
- **una parte dei detriti vede un aumento significativo dell'eccentricità**
- **gli altri detriti hanno eccentricità pressoché costante**

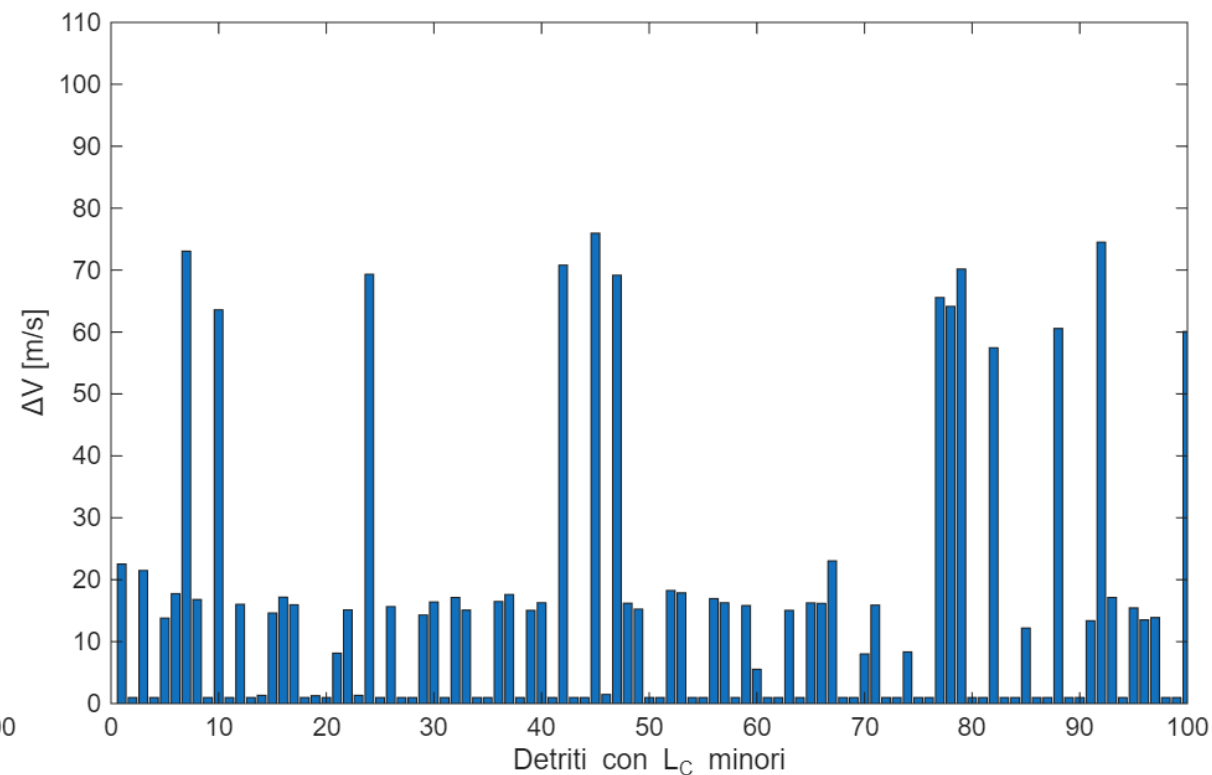
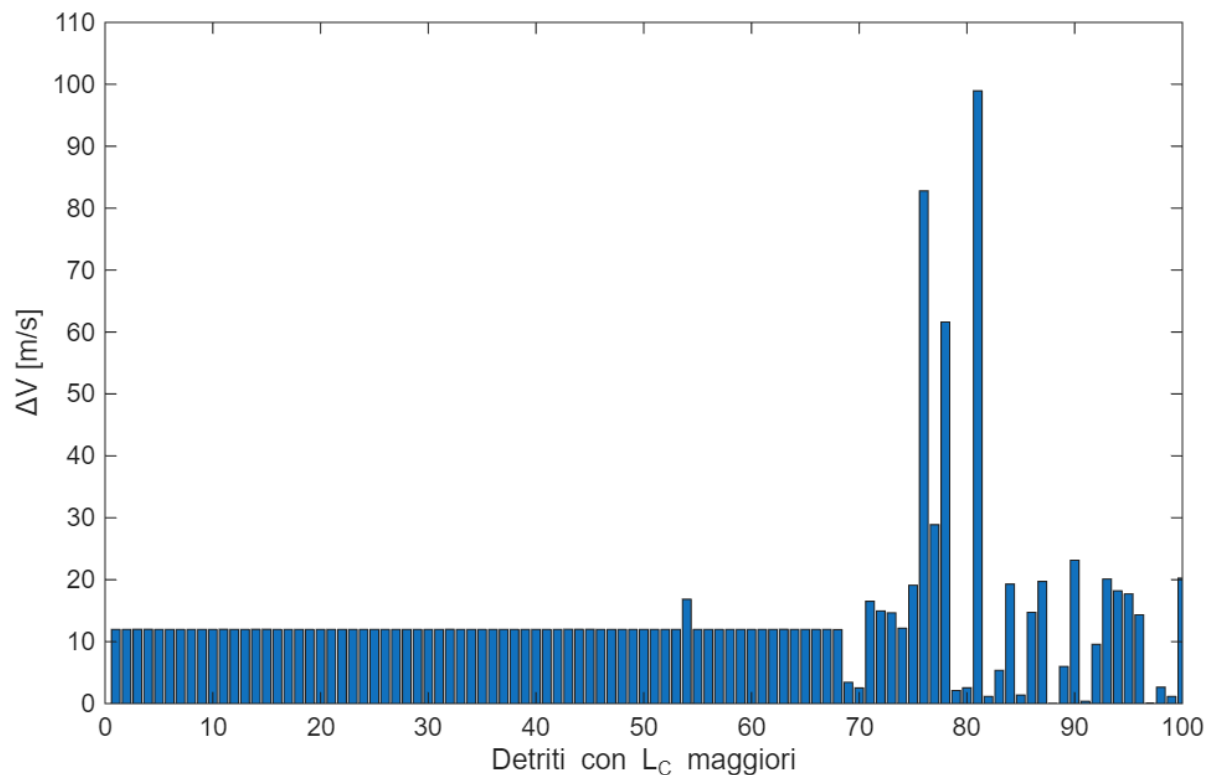


L_C maggiori

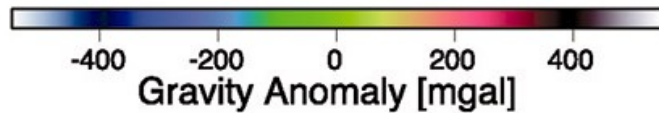
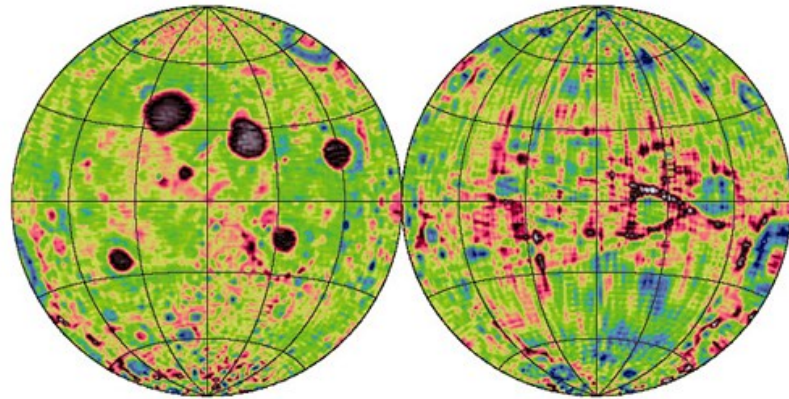


L_C minori

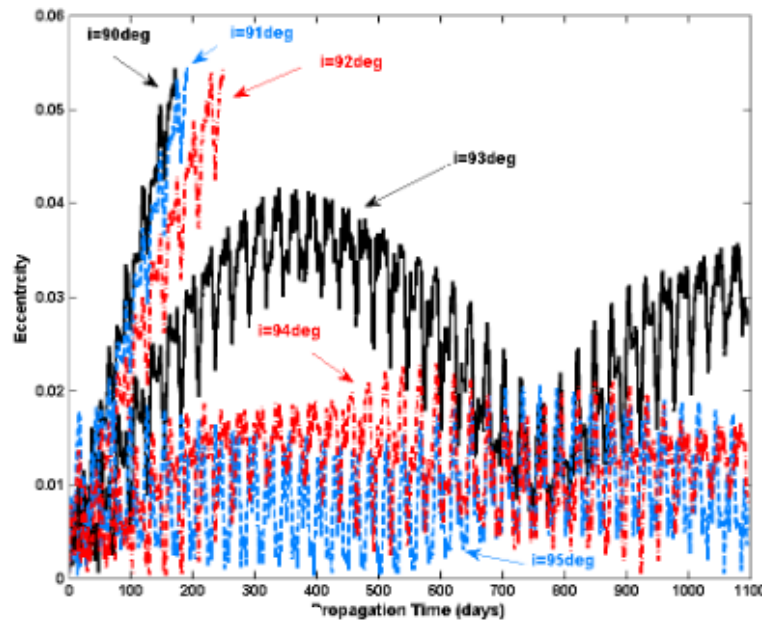
- Shift del RAAN verso valori minori
- Dispersione dei piani orbitali



- **I moduli e le direzioni dei ΔV delle due popolazioni sono simili $\rightarrow$ non sono la causa della differenza tra i tassi di sopravvivenza delle due popolazioni**
- **I rapporti A/m sono in media più alti per L_C maggiori $\rightarrow$ la pressione di radiazione solare aumenta l'eccentricità dei detriti e li porta all'impatto con la superficie lunare**



[6]

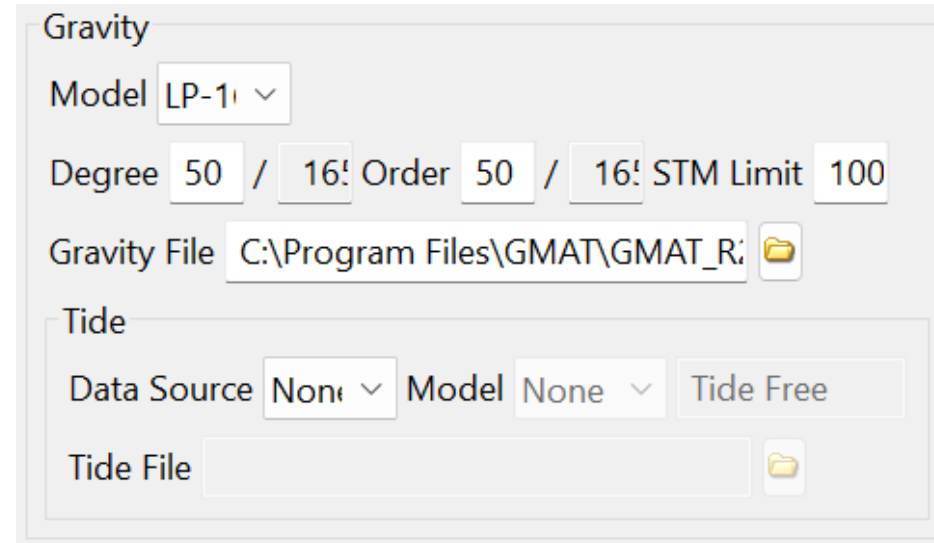


[7]

- L'orbita lunare è influenzata da:
 - Accelerazioni dovute al terzo corpo
 - Modello gravitazionale lunare
 - Pressione di radiazione solare
- Il **principale fattore di perturbazione per satelliti in LLO** è rappresentato dai **mascon**, concentrazioni di massa che causano significative anomalie gravitazionali
- La **permanenza in orbita dei detriti con basso rapporto A/m** è dovuta all'inclinazione del LRO che al momento dell'esplosione occupava un'**orbita quasi-frozen** con $INC=88^\circ$

Limiti

- Per la Luna sono state considerate **50 armoniche** (Degree=50, Order=50). Per ottenere risultati più accurati vi è la possibilità di usare valori più elevati
- **L'analisi** ha evidenziato delle caratteristiche comuni alle due popolazioni ma **non fornisce un'immagine esaustiva dell'intera popolazione** di 9577 detriti
- I rapporti **A/m** dei singoli detriti **non erano noti**. Sono stati estratti da **distribuzioni lognormali** utilizzando le medie fornite dalla simulazione del Dipartimento



Possibili sviluppi

- La possibilità di **analisi su tempi più lunghi** per conoscere le date di eventuali ulteriori impatti con la superficie lunare

- [1] Jeon, M.-J., & KPLO Team (2024). *Lessons Learned for Safe and Sustainable Lunar Exploration: The Case of KPLO Operations*. Presentation at the 67th Session of the Committee on the Peaceful Uses of Outer Space, Vienna.
- [2] NASA:
https://web.archive.org/web/20091027111849/http://www.nasa.gov/pdf/360020main_LRO_LCROSS_presskit2.pdf
- [3] NASA, JPL Solar System Dynamics (.gov): <https://ssd.jpl.nasa.gov/horizons/app.html#/>
- [4] Sara Panarotto, *Analisi del delta V di detriti spaziali generati a seguito di eventi di frammentazione in orbita*, Università degli Studi di Padova, 2024
- [5] Mesarch, M. A. (2023). *An Observational Approach to Low Lunar Frozen Orbit Design*. In *Proceedings of the 2023 AAS/AIAA Astrodynamics Specialist Conference* (AAS-23-238).
- [6] *Recent gravity models as a result of the Lunar Prospector mission* by Konopliv et al. (2001) in *Icarus*
- [7] Song, S., Park, S.-Y., Kim, H.-D., & Sim, E.-S. (2010). *Development of precise lunar orbit propagator and lunar polar orbiter's lifetime analysis*. *Journal of Astronomy and Space Sciences*, 27(2), 97–106.