

Università degli Studi di Padova – Dipartimento di Ingegneria Industriale

Corso di Laurea in Ingegneria Aerospaziale

Relazione per la prova finale

Valutazione degli effetti dell'ambiente spaziale sul sensore di detriti della missione Alba CubeSat

Tutor universitario: **Ing. Prof. Alessandro Francesconi**

Co-Tutor universitario: **Ing. Stefano Lopresti**

Laureando: **Alessandro Zamboni**

Padova, 08/07/2024

Studi di **Kessler** negli anni '70: i **detriti** spaziali,
problema per l'esplorazione spaziale futura

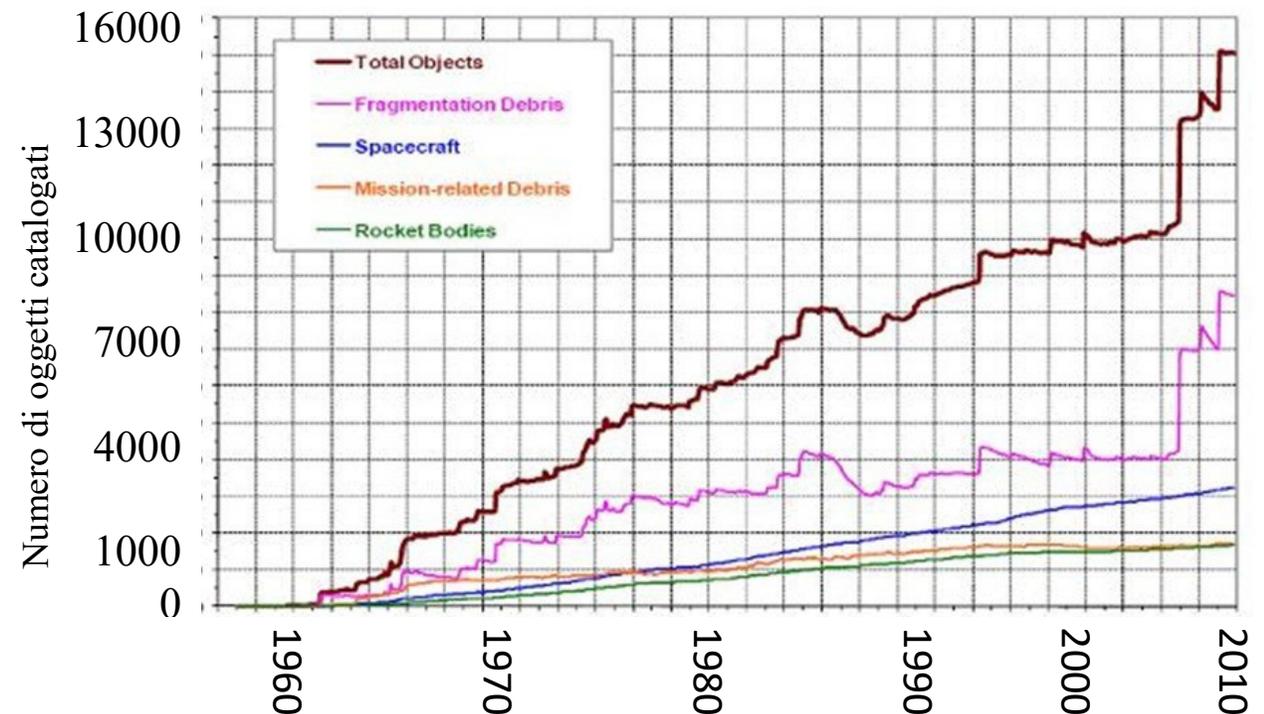
Deve essere **monitorata** attentamente

Iniziative internazionali:

1. US-SSN osservazione e tracking network
2. LDEF
3. HST

L'ambiente micro-detritico non può essere studiato
da terra

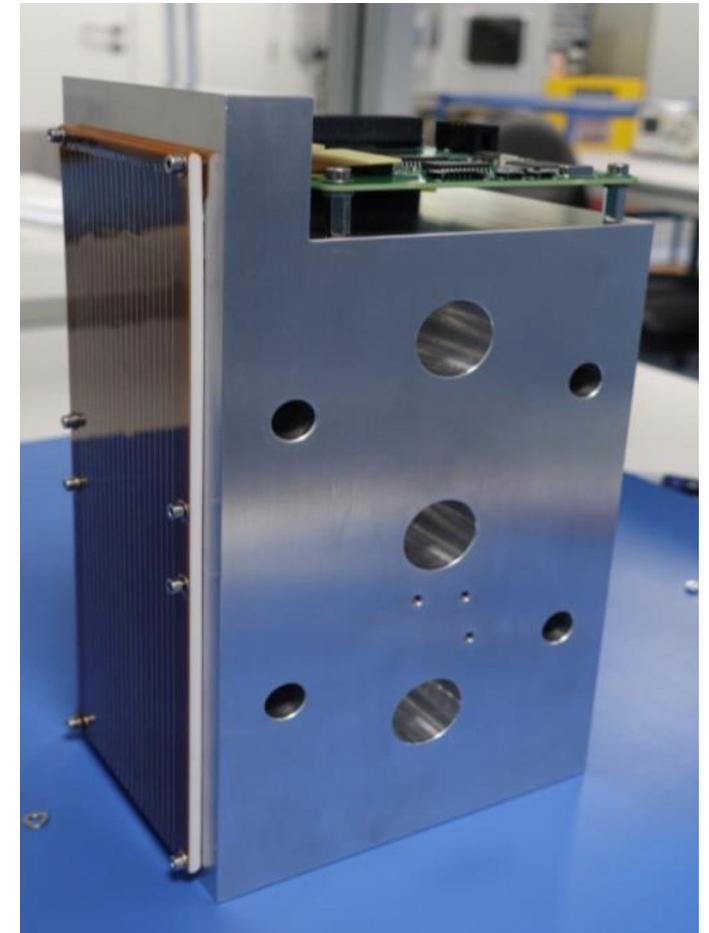
→ tra i 4 obiettivi di Alba CubeSat c'è la sua
caratterizzazione al fine di migliorare l'accuratezza
dei modelli di detriti



Obiettivo: misurazione in situ di micro-meteoroidi e detriti orbitali
(MMOD)

Struttura oggetto di analisi:

Top Coverlay	Kapton Polyimide	12.5 μm
	Adhesive	15 μm
Top Copper	Resistive Lines (Copper)	12 μm
Core	Kapton Polyimide	25 μm
Bottom Copper	Resistive Lines (Copper)	12 μm
Bottom Coverlay	Adhesive	15 μm
	Kapton Polyimide	12.5 μm



Fonti di particelle cariche in LEO:

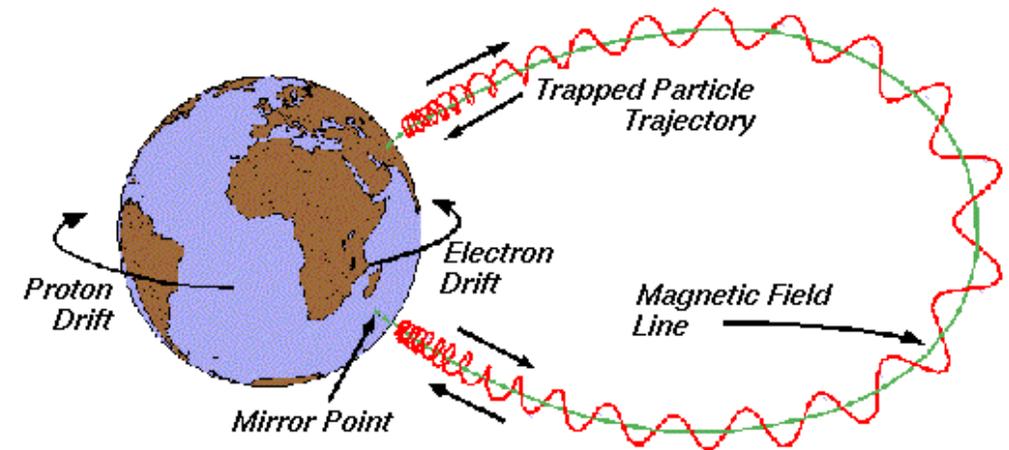
1. Fasce di Van Allen
2. Particelle solari
3. GCR
4. Neutroni

Impatto dell'ambiente radiativo sul sensore:

- **degradazione delle proprietà meccaniche** del materiale
- Modifica delle **proprietà dielettriche**

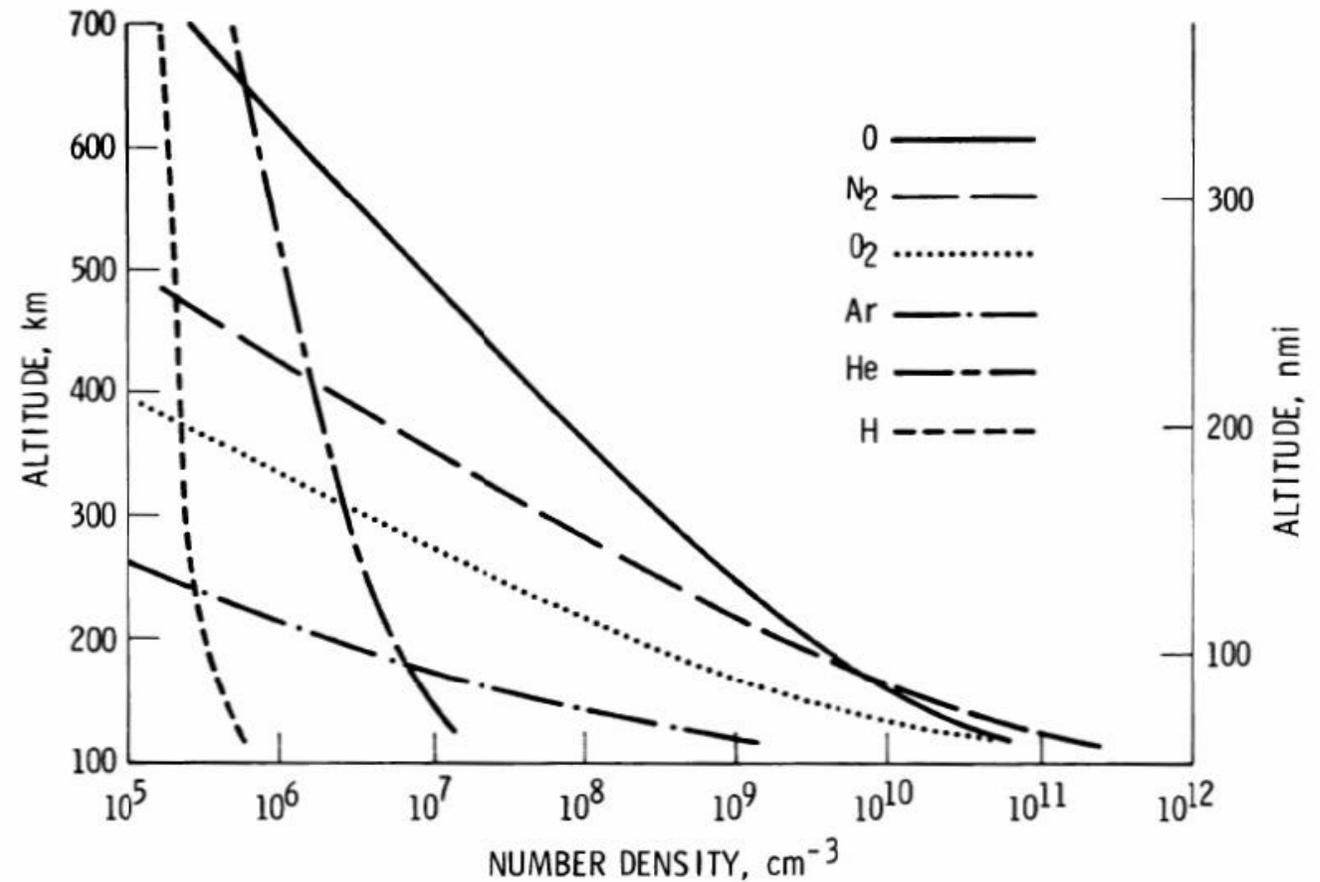
TID massima sopportata dal sensore:

compresa tra **1 krad(si)** e **1 Mrad(si)** secondo lo standard ECSS-E-HB-10-12A



Ossigeno Atomico (ATOX):
principale specie atomica
presente in atmosfera tra i 200
km e i 650 km di altitudine

**Conseguenza: erosione delle
superfici esterne**
Erosion yield del Kapton:
 $3.00 \times 10^{-24} \text{ cm}^3 \text{ atom}^{-1}$

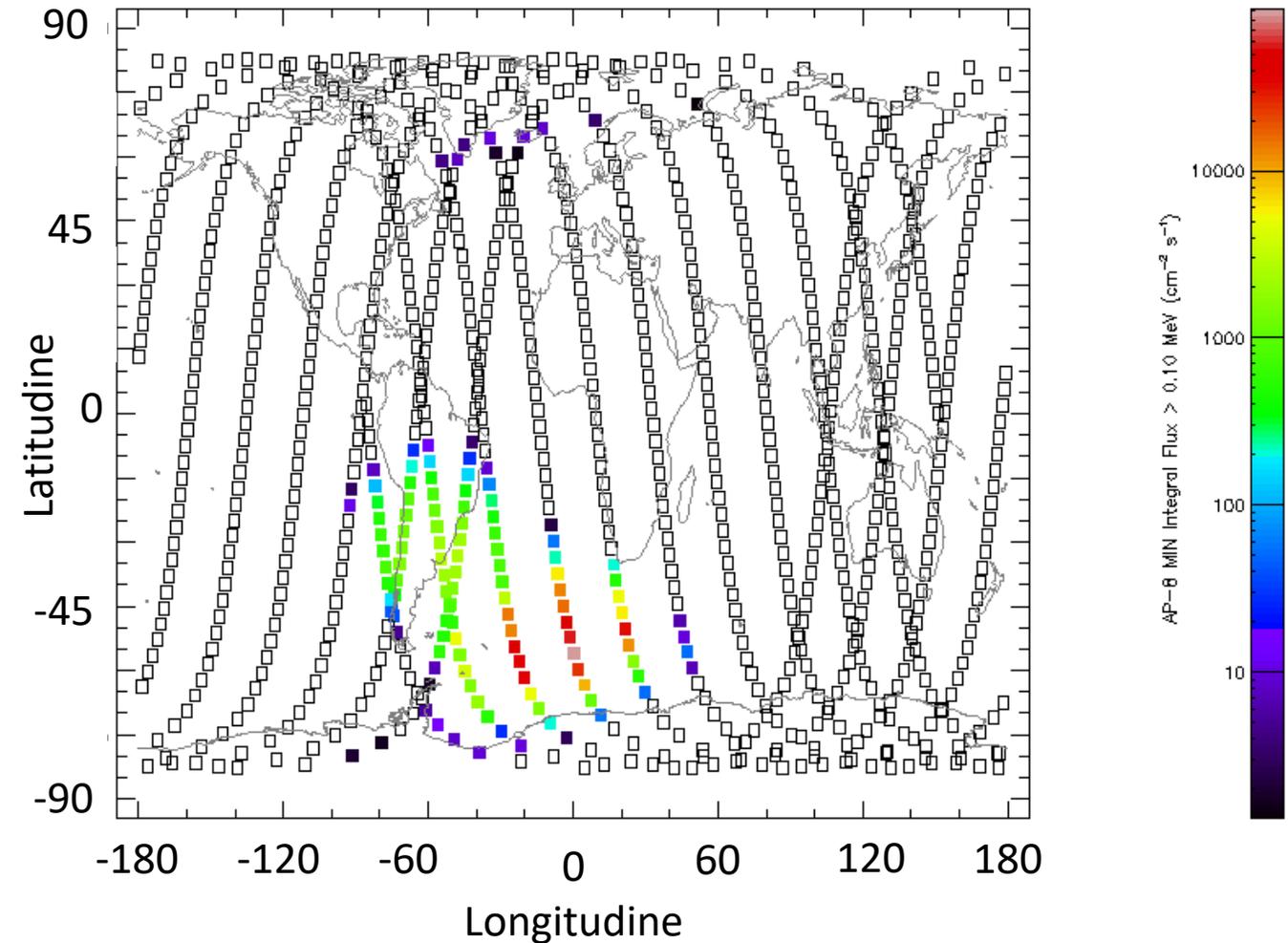


Software utilizzati:

1. SPENVIS
2. OMERE
3. SYSTEMA

Modelli utilizzati:

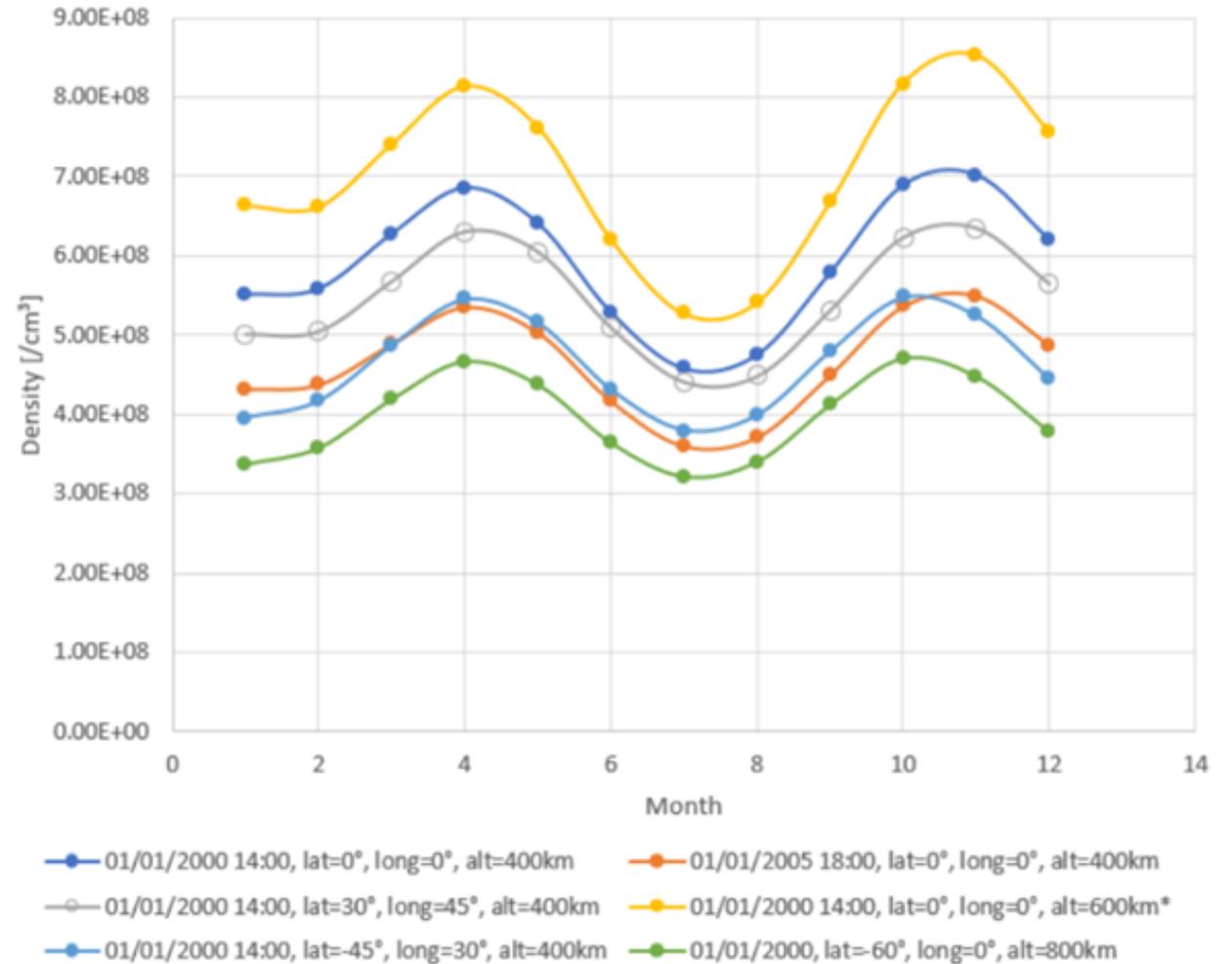
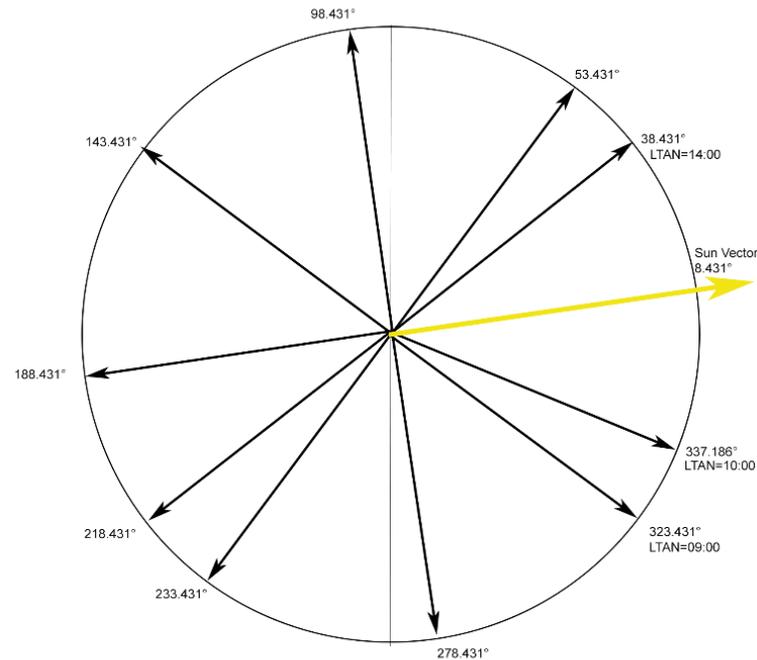
1. Trapped Radiation: AE8 Max e AP8-MIN
2. Modelli di Campo Geomagnetico
3. Solar Particles Events
4. Solar Flare Particles
5. GCR ISO 15930
6. NRLMSISE-00



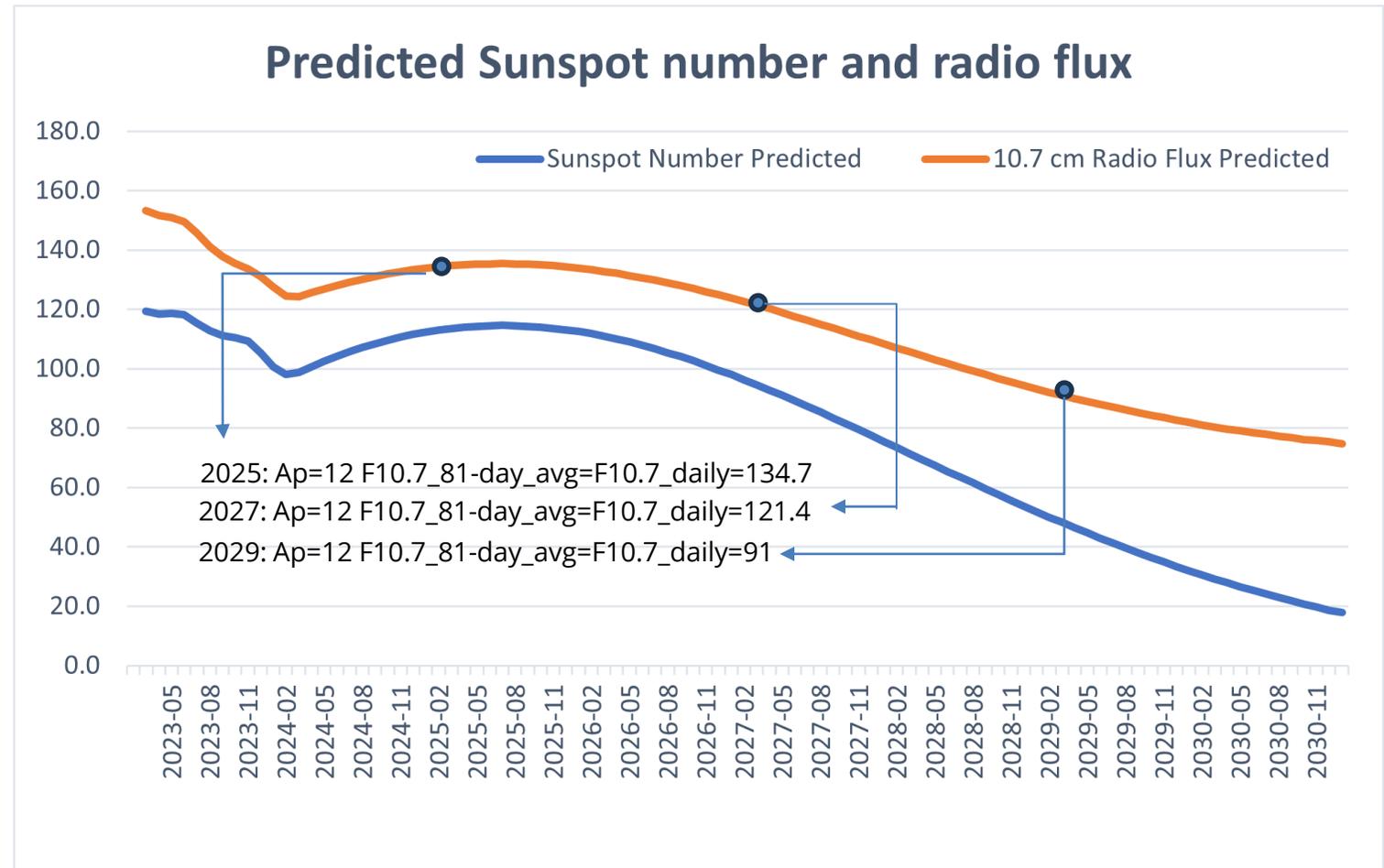
1. Identificazione del worst-case scenario

- Dipendenza da anno, mese e LTAN
- Relazione tra RAAN e LTAN

2. Scelta dell'orbita: **sma**: 6878.14 km
i=97.402° **e**=0.001 **ω**=0° **TA**=0°



2. Determinazione dei valori **F10.7_81-day_avg**, **F10.7_daily** e **Ap** utilizzando le previsioni del NOAA
3. Calcolo dei **valori di erosione** per le varie orbite considerate



Analisi dei risultati:

- Si osserva una **differenza** tra i risultati dei due software anche se utilizzano lo stesso modello e gli stessi input data

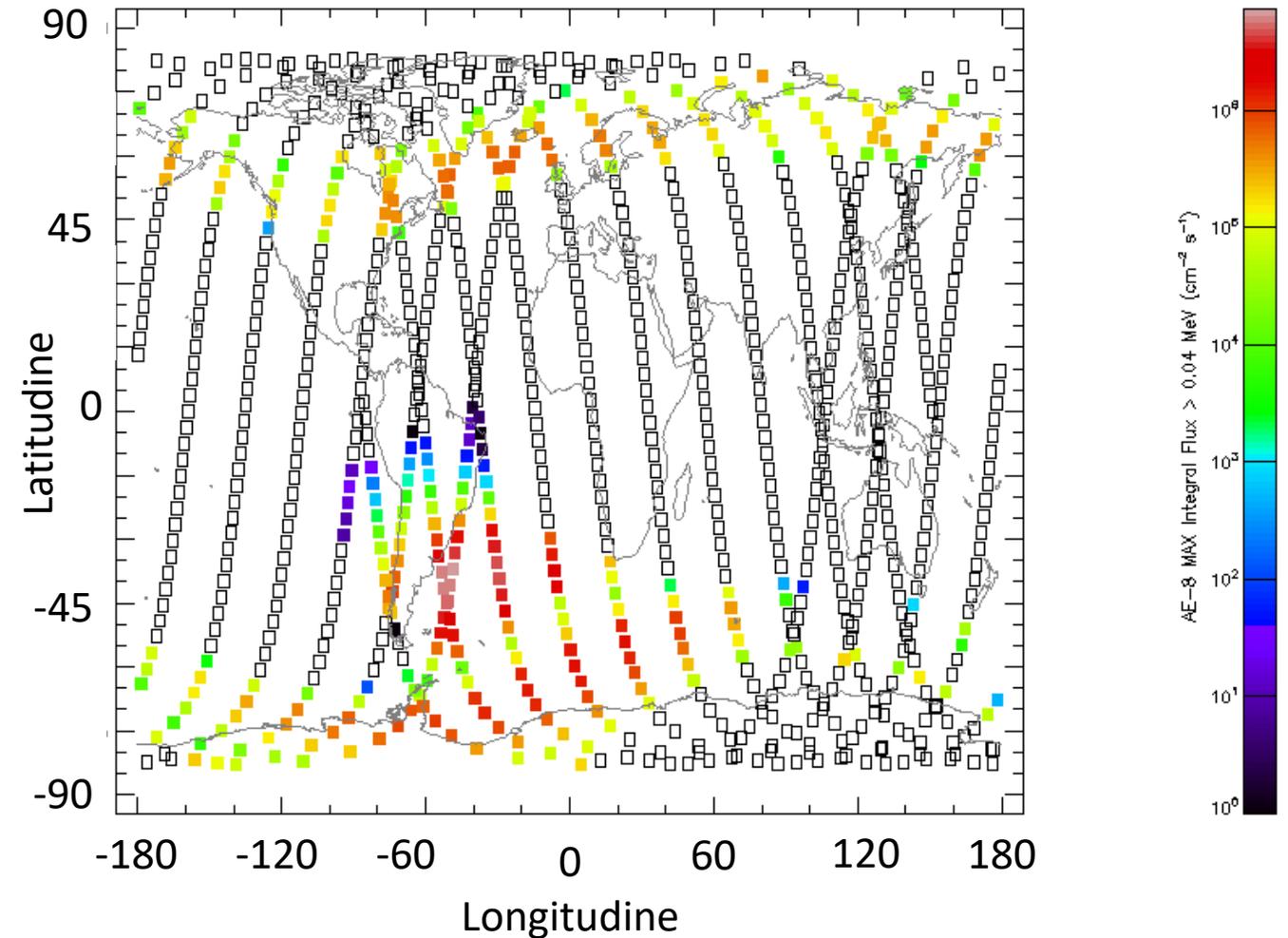
Conclusioni:

- L'erosione pone un **rischio notevole** per la missione
- Per mitigare: possibile uso di **coating** oppure **inispessimento superficie esterna** in Kapton

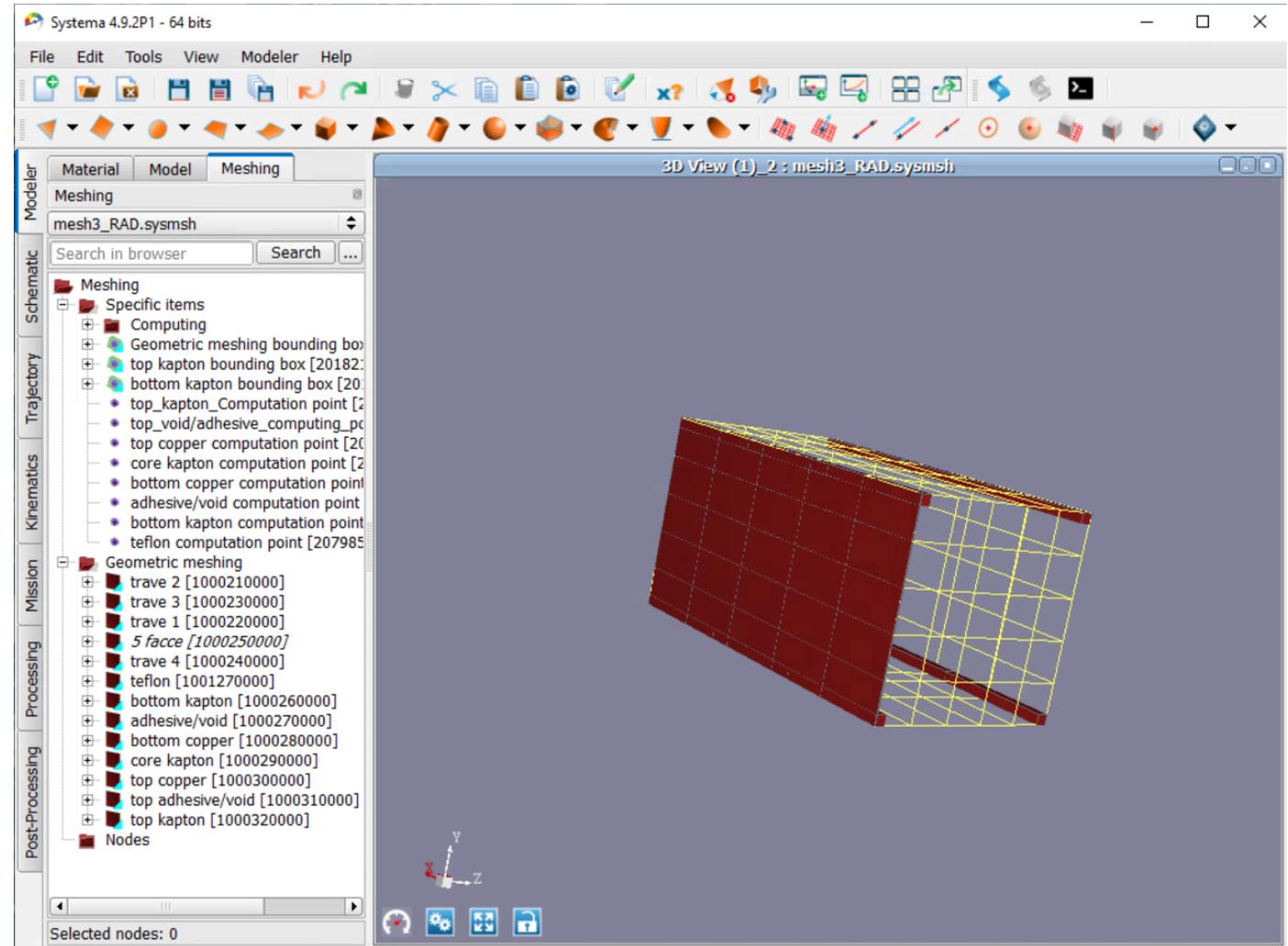
Erosion according to:	SPENVIS [μm]	OMERE 5.6 [μm]
Orbits:		
2025 D/D	26.727	40.42
2025 N/M	29.271	40.42
2025 worst	30.809	40.43
2027 D/D	28.834	43.05
2027 N/M	31.622	43.05
2027 worst	33.211	43.05
2027 actual	12.672	20.19
2029 D/D	5.8733	9.60
2029 N/M	6.3802	9.60
2029 worst	6.9729	9.60
2029 actual	5.7115	9.60
2015 actual	18.874	24.14

1. Identificazione del **worst-case scenario**
 - Dipendenza da fase solare
 - Dipendenza da RAAN

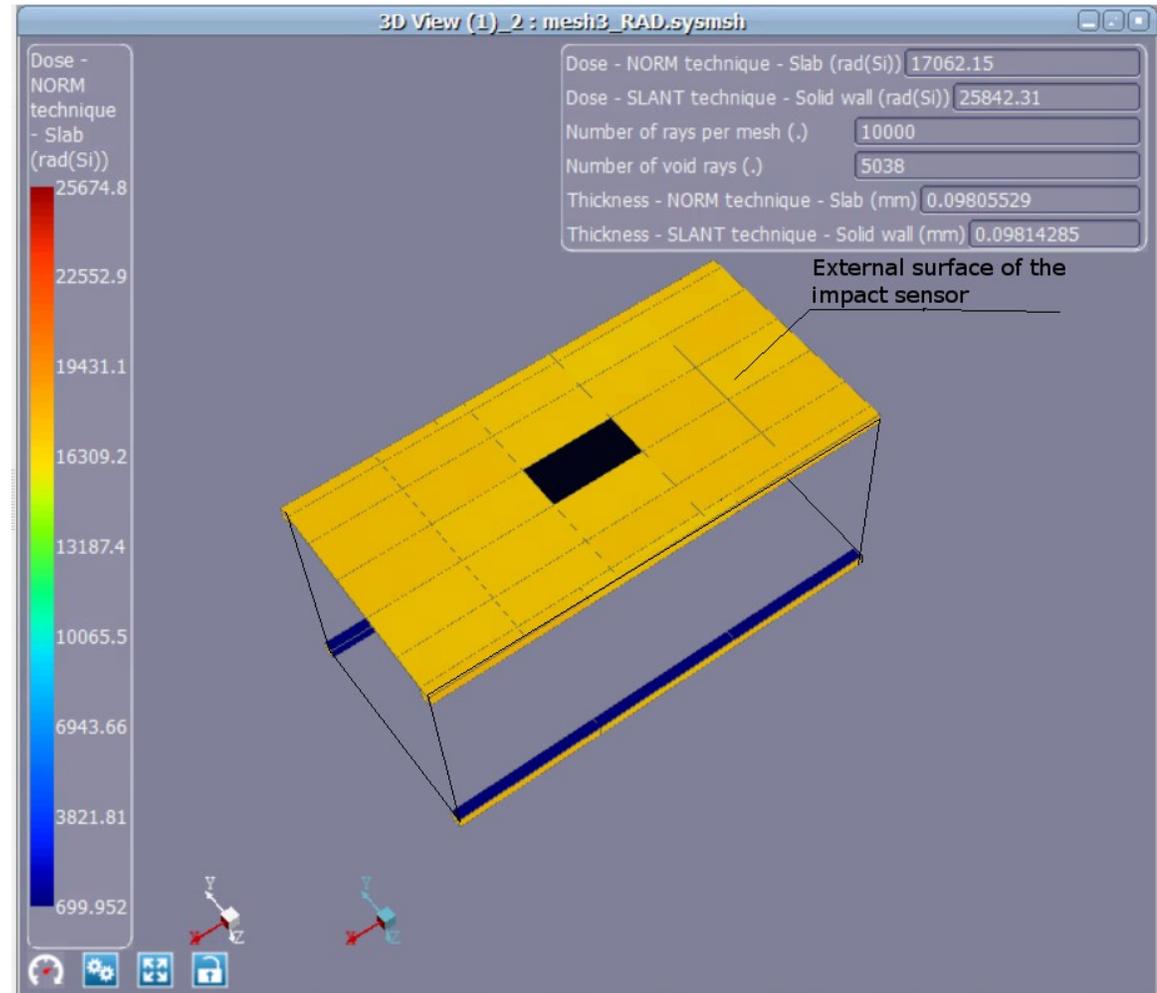
2. Scelta dell'orbita:
 - sma**: 6878.14 km
 - i**=97.402°
 - e**=0.001
 - Ω**=337.186°
 - ω**=0°
 - TA**=0°



3. Creazione dei file **.dose** con OMERE
4. Costruzione del **modello** su SYSTEMA
5. Simulazione con **DOSRAD**



Simulazione effetti delle **radiazioni**:
la massima dose assorbita dai diversi layer
non supera i **25 krad(Si)** in un anno di
missione



Grazie per l'attenzione