



UNIVERSITÀ
DEGLI STUDI
DI PADOVA

DIPARTIMENTO DI INGEGNERIA INDUSTRIALE — DII
CORSO DI LAUREA IN INGEGNERIA AEROSPAZIALE

RELAZIONE PER LA PROVA FINALE

Sviluppo di un software per la valutazione della vulnerabilità di satelliti nell'ambiente detritico

Dimofte Alex

MATR. 2107280

TUTOR: PROF. A. FRANCESCONI

A.A. 2025/2026

Indice

01 Il problema: affollamento orbitale in LEO

02 Fisica dell'impatto iperveloce

03 Metodo di valutazione allo stato dell'arte

04 Campagna di simulazione

05 Risultati e analisi

06 Confronto con il framework CSTS

07 Conclusioni

Affollamento orbitale in LEO

54 000

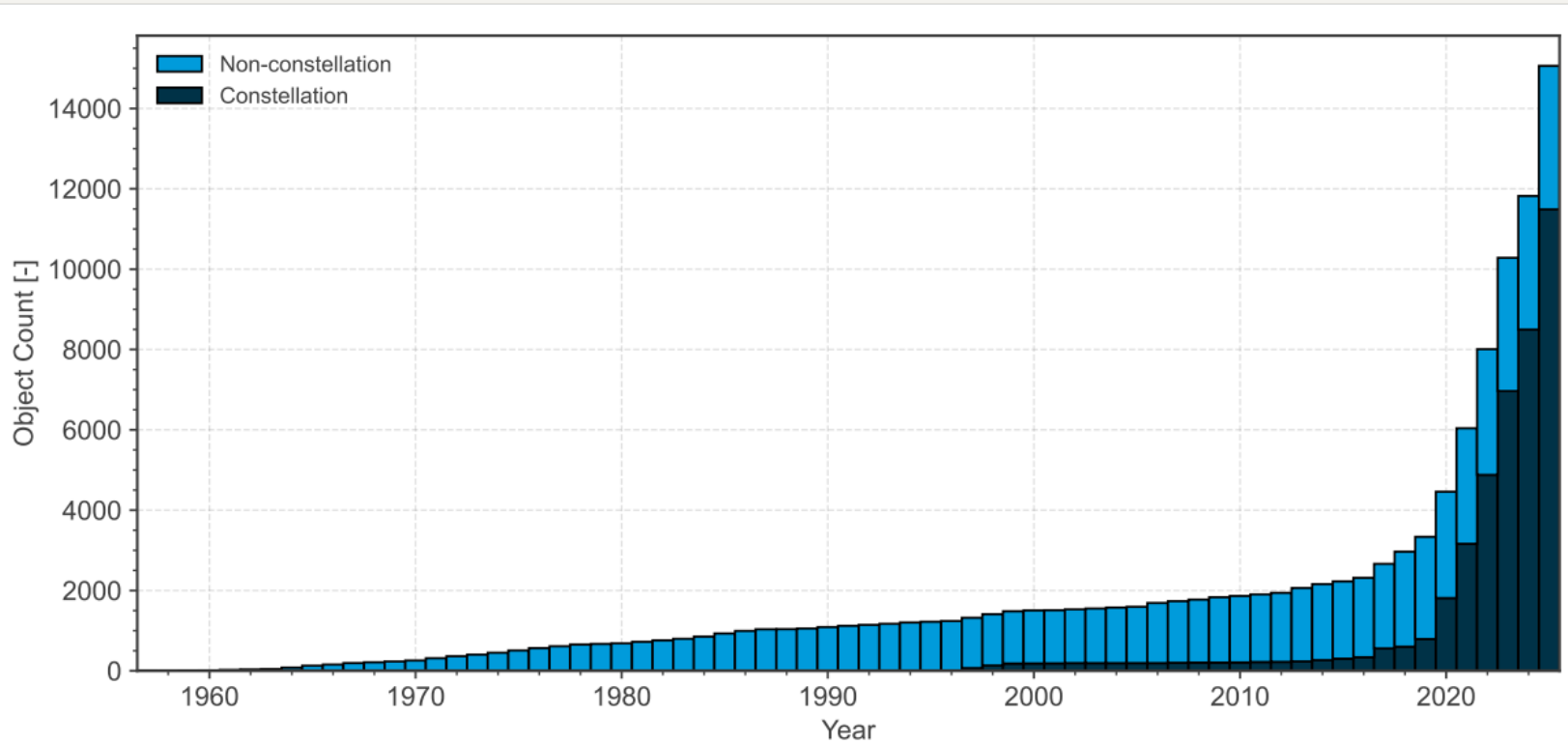
oggetti con $d > 10\text{ cm}$

1,2 milioni

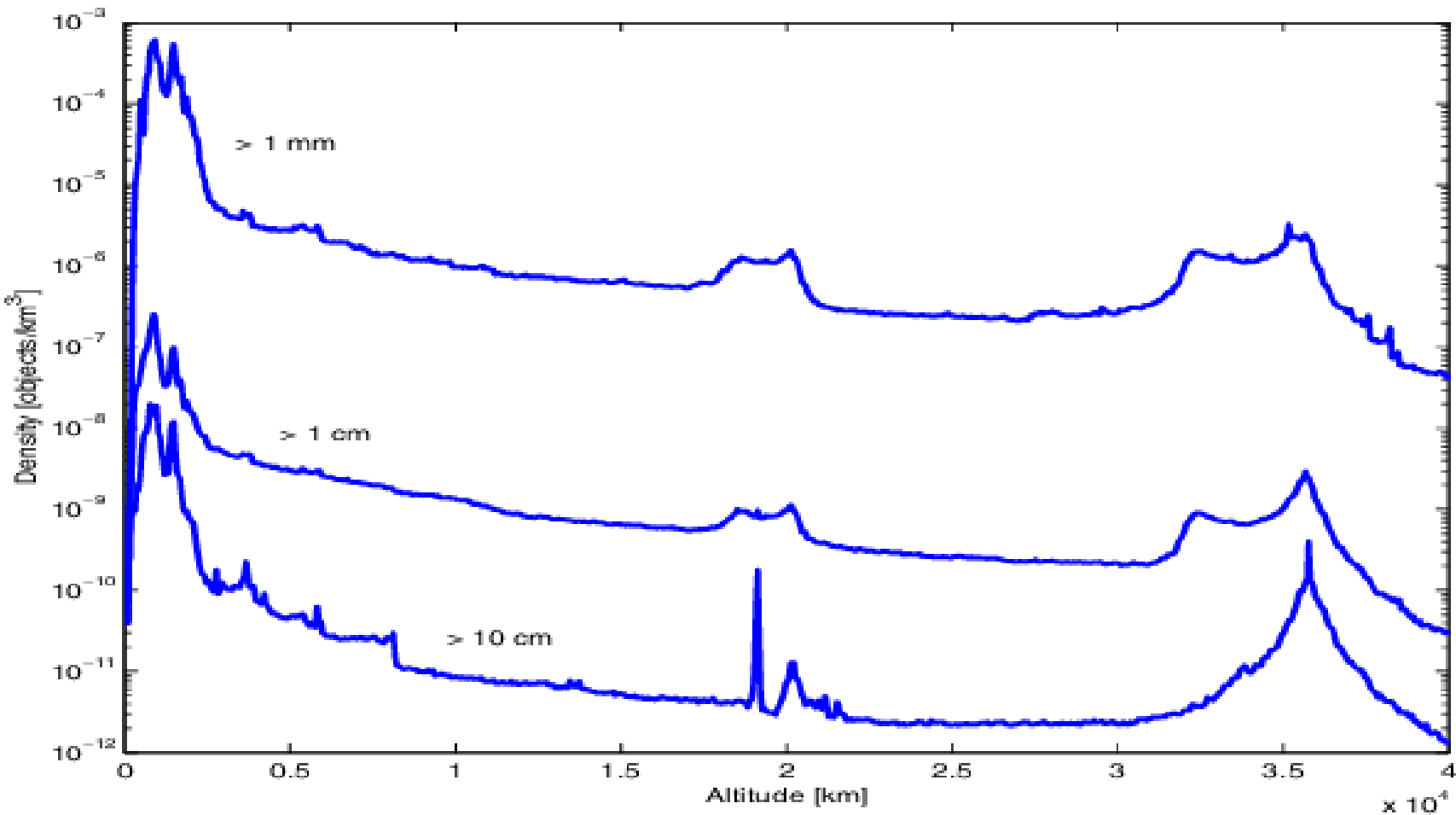
oggetti con $1\text{ cm} < d < 10\text{ cm}$

130 milioni

oggetti con $1\text{ mm} < d < 1\text{ cm}$



NUMERO DI OGGETTI IN ORBITA LEO, PER ANNO E APPARTENENZA A MEGA-COSTELLAZIONI — ESA SPACE ENVIRONMENT REPORT, 2026



SPACIAL DENSITY AL VARIARE DELL'ALTITUDINE

Oltre il 70% della massa in orbita è oggi concentrata in LEO: la densità di oggetti rende sempre più concreto il rischio della sindrome di Kessler.

Impatto iperveloce e Ballistic Limit Equations

01
Subsonico

$v < C_0$
Deformazione locale,
nessuna perforazione.

02
Balistico

$v \approx C_0 \approx 5 \text{ km/s (Al)}$
Perforazione meccanica della
parete.

03
Iperveloce

$v \gg C_0$
Forte stato di compressione
e transizione di fase
localizzata.

$$d_c = f(v, \theta, \rho_p, \rho_t, t)$$

La Ballistic Limit Equation definisce il diametro critico di perforazione: l'impatto risulta penetrante quando il diametro del detrito supera d_c .

Criteri di guasto:

Serbatoi
guasto = perforazione

Elettronica interna
guasto = penetrazione completa

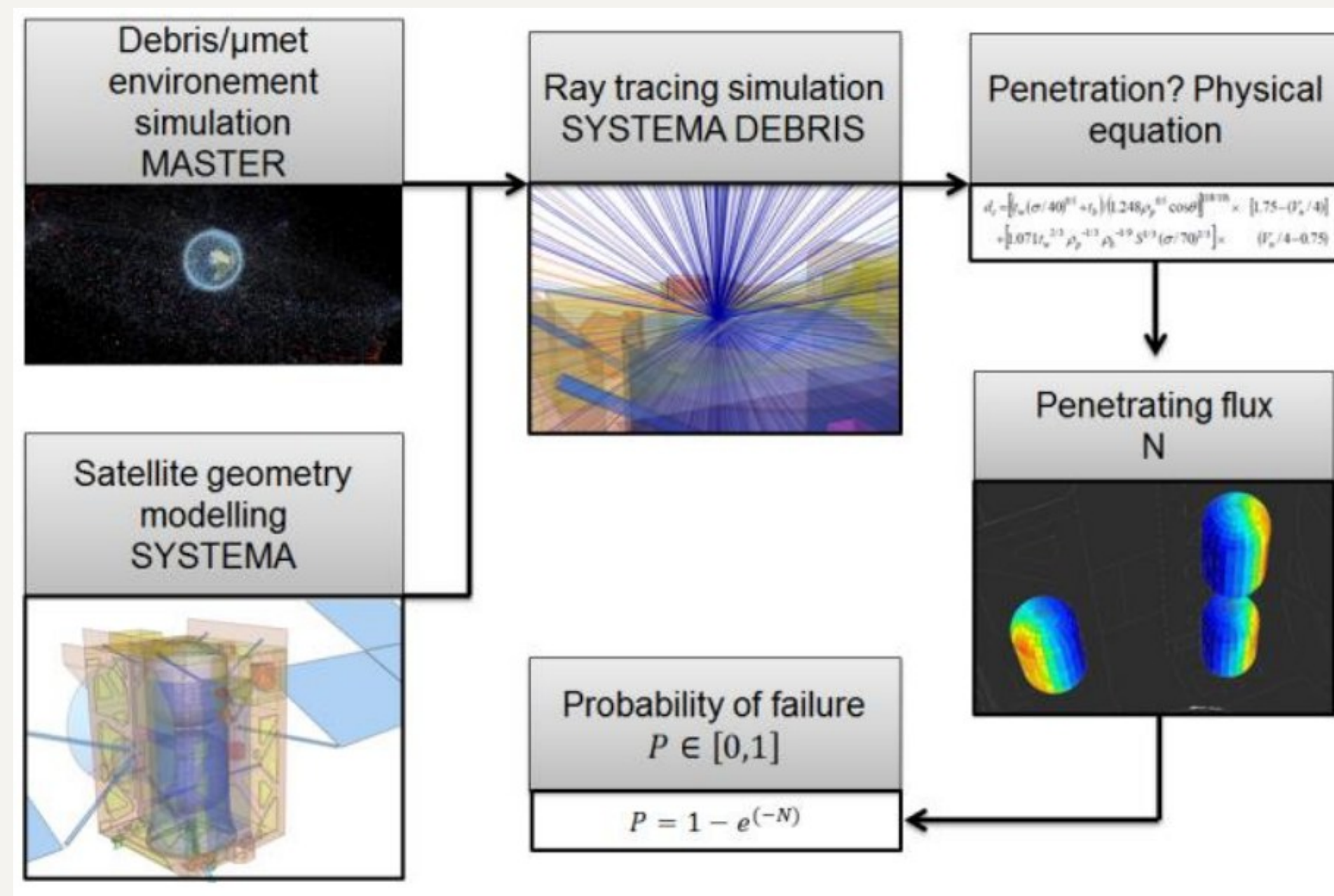
Superfici funzionali esterne
guasto = danno superficiale



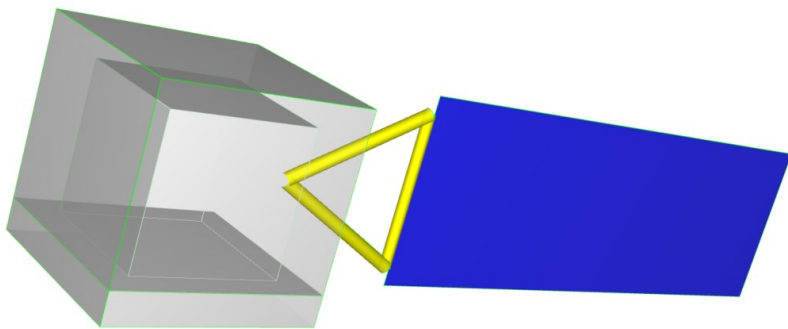
Sfera di alluminio ($d = 1.2 \text{ cm}$) a 6.8 km/s — NASA

Dal modello MASTER al software SYSTEMA DEBRIS

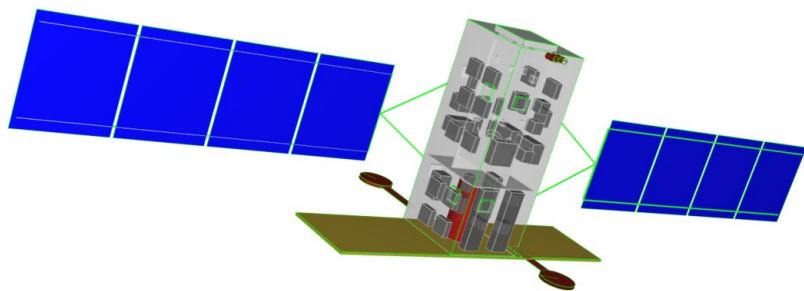
Il flusso ambientale del modello **ESA MASTER** è esportato in un file standard **STENVI** (flusso per bin di azimuth, elevazione, velocità, diametro e densità) e accoppiato, in **SYSTEMA DEBRIS**, alla mesh del satellite tramite **backward ray tracing**: tramite le **Ballistic Limit Equations** viene valutato per ogni impatto se esso può portare ad un evento di penetrazione.



Analisi condotte su 2 orbite diverse e 5 assetti diversi per 2 modelli satellitari



SatMockUp
GEOMETRIA SEMPLIFICATA DI
RIFERIMENTO



CosmoSkyMed
GEOMETRIA REALISTICA, CON
EQUIPAGGIAMENTI INTERNI

Orbite (circolari, $i = 98^\circ$)	550 / 1000 km
Diametro detriti analizzato	1–30 mm
Durata missione	1 anno

Configurazioni d'assetto:

Assetto	Elevazione	Azimuth
Nominale	0°	0°
2	0°	90°
3	45°	180°
4	30°	90°
5	30°	120°

Risultati: dati numerici

SatMockUp

Assetto (el, az)	Np	Δ
(0°, 0°)	$1.29 \cdot 10^{-2}$	+0.0%
(0°, 90°)	$6.24 \cdot 10^{-3}$	−51.6%
(45°, 180°)	$8.50 \cdot 10^{-3}$	−34.0%
(30°, 90°)	$6.39 \cdot 10^{-3}$	−50.4%
(30°, 120°)	$8.29 \cdot 10^{-3}$	−35.7%

CosmoSkyMed

Assetto (el, az)	Np	Δ
(0°, 0°)	$3.05 \cdot 10^{-2}$	+0.0%
(0°, 90°)	$2.33 \cdot 10^{-2}$	−23.7%
(45°, 180°)	$2.94 \cdot 10^{-2}$	−3.7%
(30°, 90°)	$2.31 \cdot 10^{-2}$	−24.4%
(30°, 120°)	$2.56 \cdot 10^{-2}$	−16.1%

Orbita 550 km, popolazione 1–30 mm, missione di 1 anno. Sull'orbita a 1000 km l'ordinamento è identico, con Np amplificato di un fattore 1.4–1.8×.

Analisi dei risultati ottenuti

Efficacia penetrativa — $N_p = N_{i_TOT} \cdot \alpha$

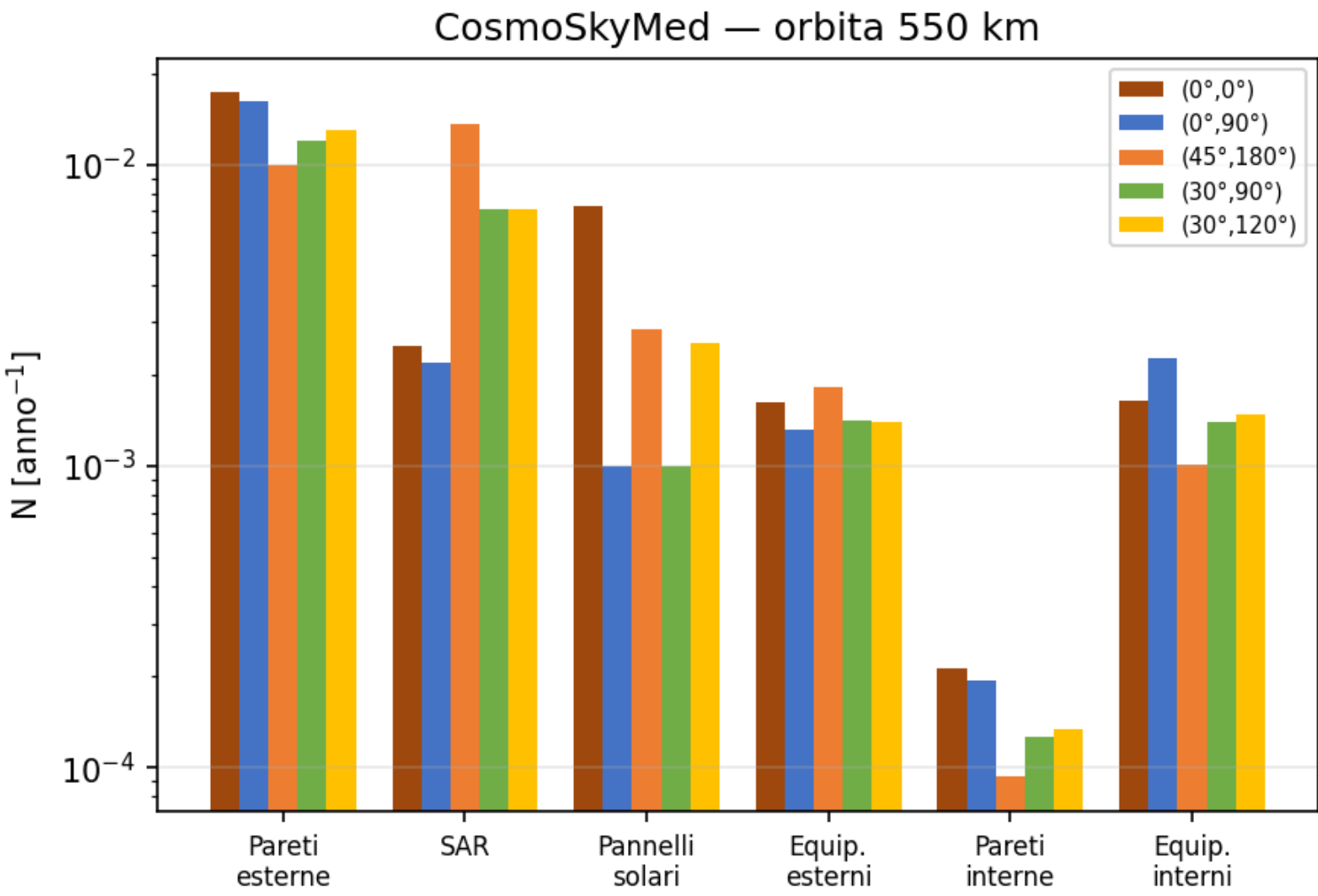
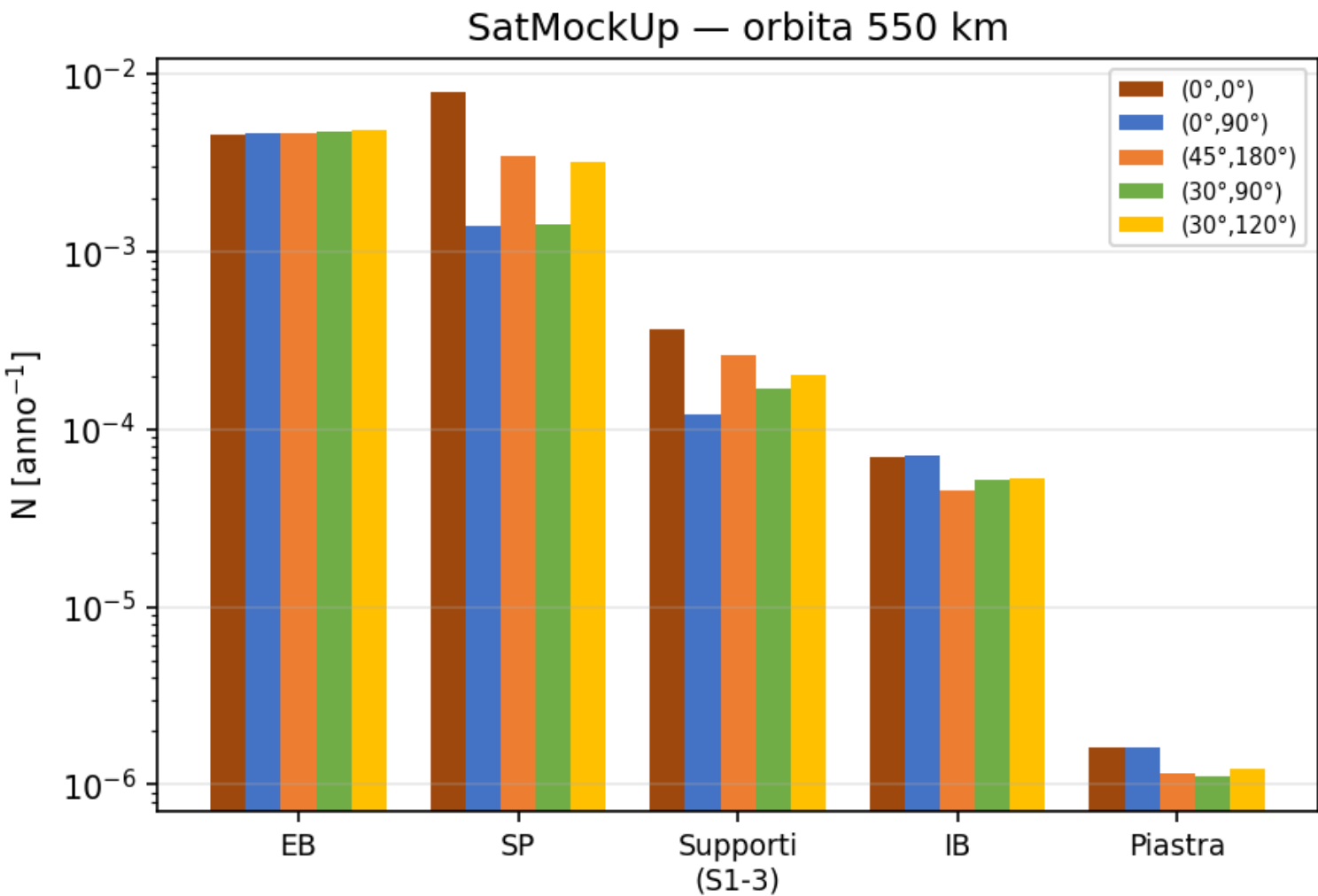
α SatMockUp: 0.38 → 0.49
assetto: (0°,90°) → (45°,180°)

Protezione dei componenti interni

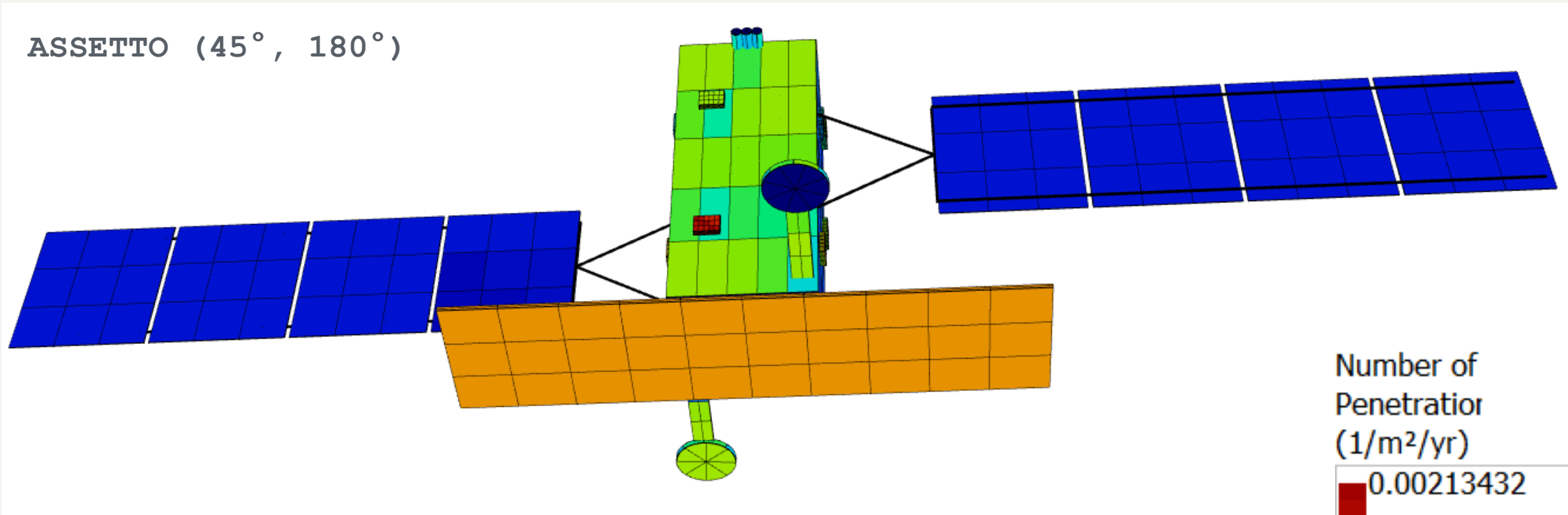
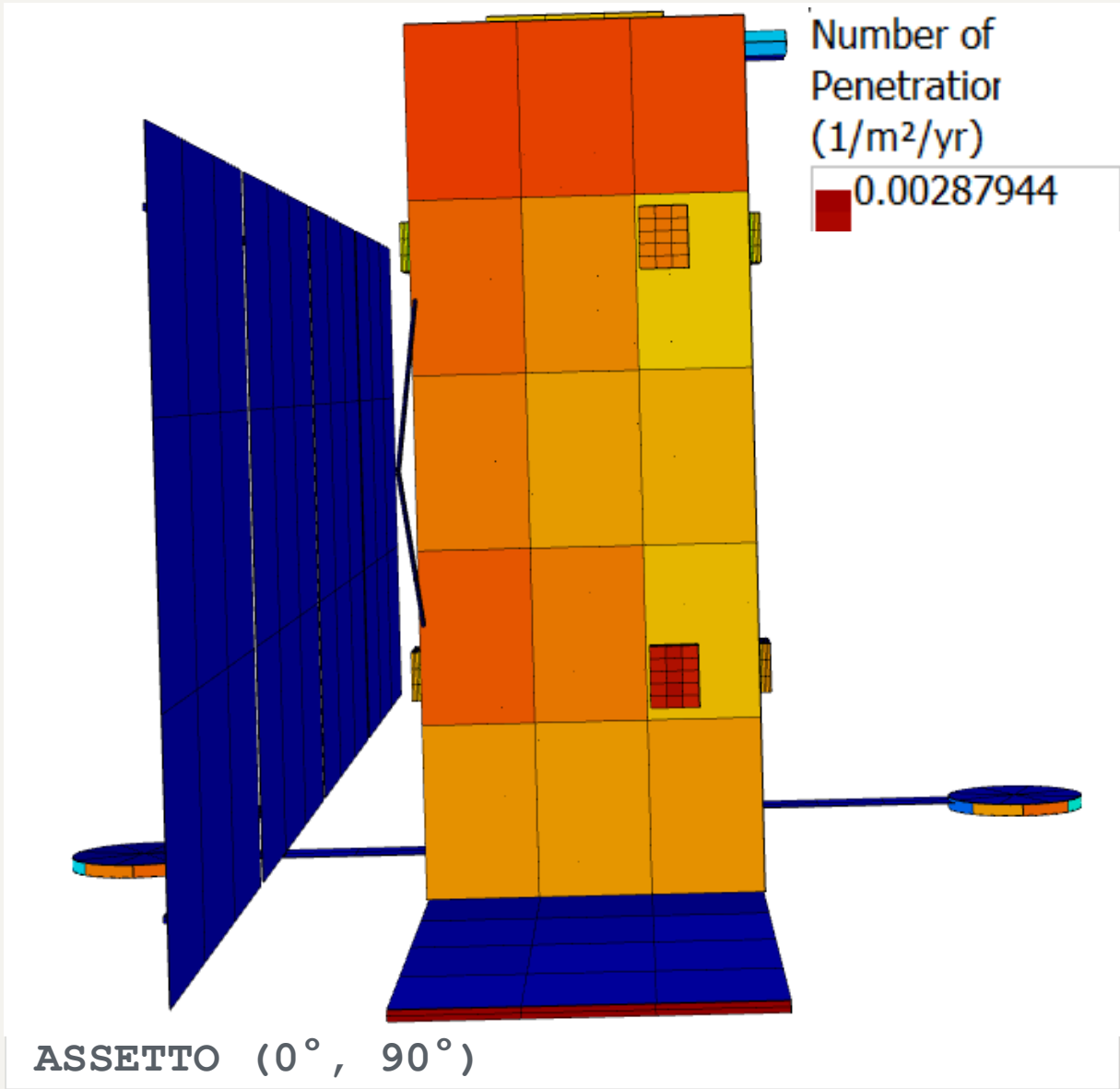
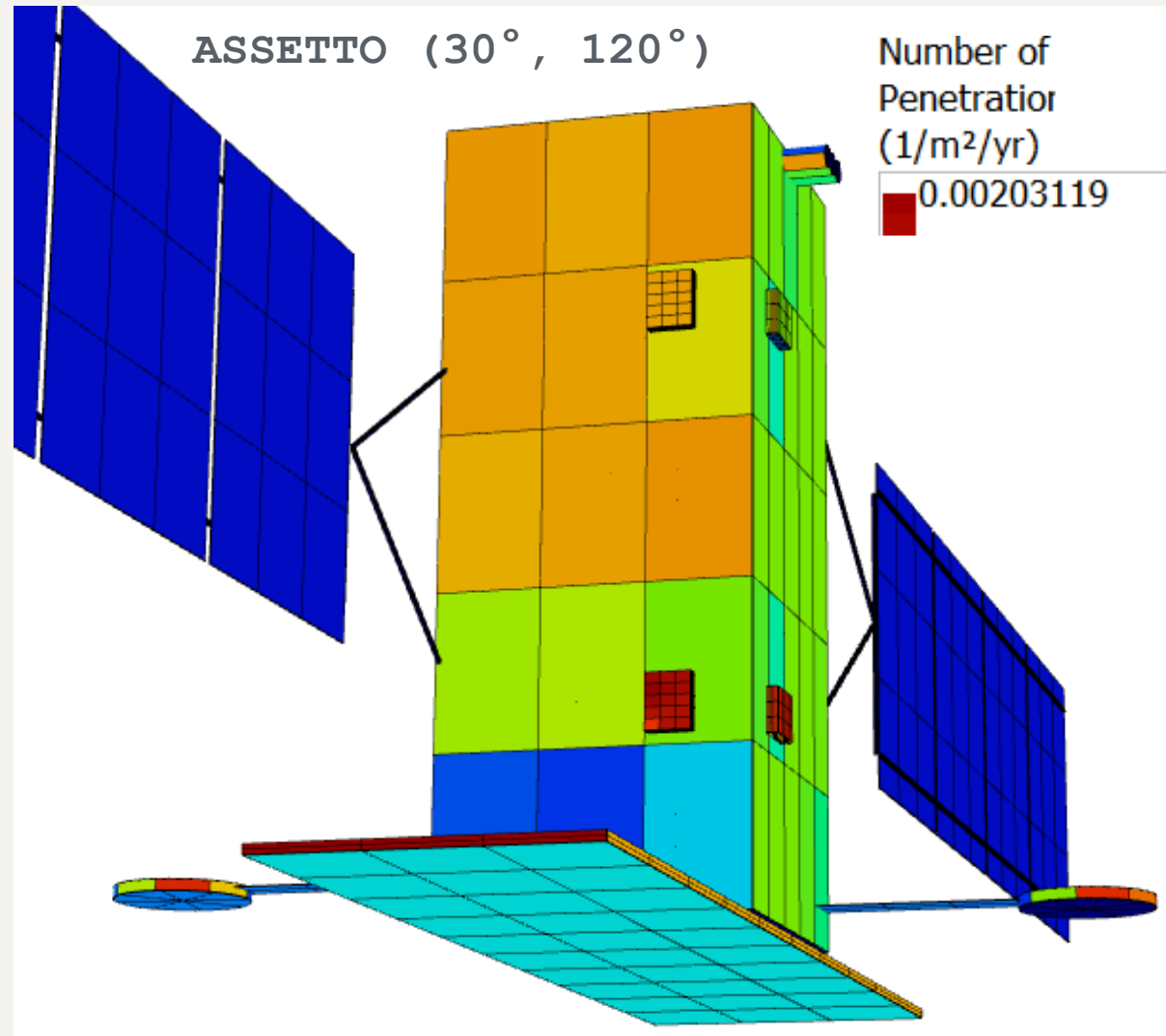
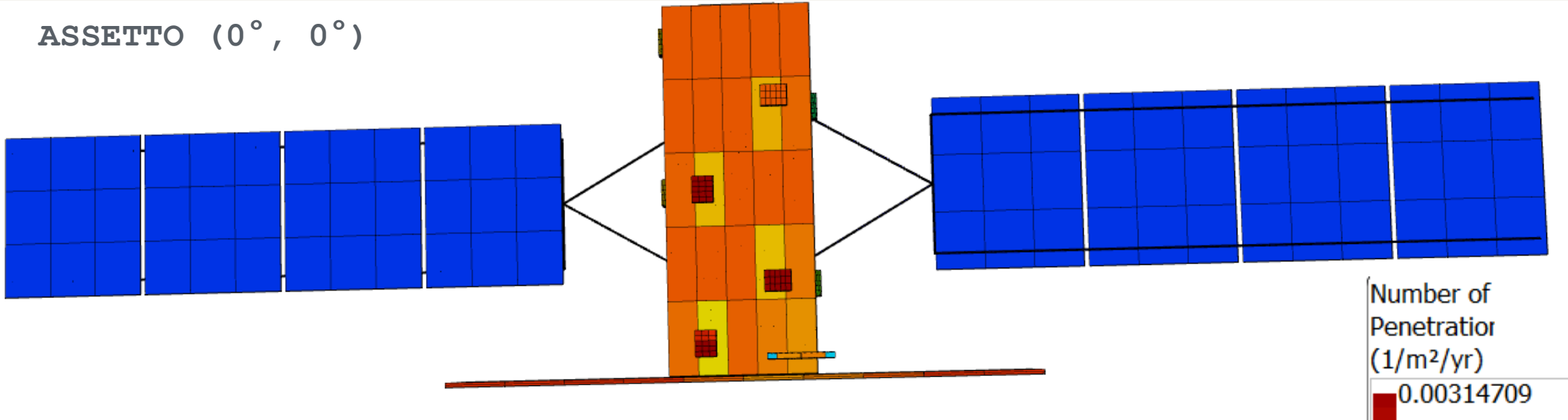
SatMockUp: $7.2 \rightarrow 5.4 \rightarrow 4.6 \cdot 10^{-5}$
elevazione: 0° → 30° → 45°

Distribuzione di velocità (es. SAR)

assetto: (0°,90°) → (45°,180°)
 N_p : $2.20 \cdot 10^{-3} \rightarrow 1.37 \cdot 10^{-2}$
 $\bar{v}$: 15.9 km/s → 14.5 km/s



Risultati: SYSTEMA visualizer



Confronto con il framework CSTS

Assetto / orbita	FP SYSTEMA	FP CSTS
(0°,90°) — 550 km	51.2%	30.7%
(0°,90°) — 1000 km	52.6%	36.2%
(45°,180°) — 550 km	55.0%	25.6%
(45°,180°) — 1000 km	62.1%	23.0%

CSTS disaccoppia la risposta strutturale del veicolo dall'ambiente orbitale: la vulnerabilità viene calcolata una sola volta, indipendente dalla missione, riducendo drasticamente i tempi per analisi multi-orbita o grandi costellazioni.

La sottostima sistematica del flusso dannoso è attesa per costruzione: CSTS conteggia solo gli impatti che compromettono un sottosistema critico (failure), non ogni perforazione come SYSTEMA.

Due indicazioni progettuali

L'assetto è mitigazione a costo nullo

La sola scelta dell'assetto operativo riduce il rischio senza oneri di massa o propellente, ma il suo effetto può avere segno opposto per la struttura esterna e per i componenti interni: la valutazione va condotta rispetto al criterio di guasto più critico per la missione.

Le grandi superfici piane risultano determinanti

Pannelli solari e antenne governano la sensibilità del veicolo all'assetto: l'attenzione progettuale va concentrata sulla loro orientazione rispetto alle direzioni dominanti del flusso.

I risultati ottenuti sono robusti al variare della quota (maggior numero di impatti e penetrazioni per l'orbita a 1000 km per la maggior persistenza dei detriti in orbita) e della geometria (stesso effetto al variare dell'assetto per entrambe le geometrie) e restano a disposizione per validare le versioni future del framework CSTS



UNIVERSITÀ
DEGLI STUDI
DI PADOVA

Grazie dell'attenzione