

Università degli Studi di Padova – Dipartimento di Ingegneria Industriale

Corso di Laurea in Ingegneria Aerospaziale

Relazione per la prova finale

Simulazione delle condizioni termiche e radiative orbitali per un CubeSat tramite software SYSTEMA

Tutor

Prof. Alessandro Francesconi

Co-tutor

Dott. Lorenzo Olivieri

Laureando

Alessandro Vignato

Matricola 1226270

Padova, 15/03/2023

1 Prototipo reale

2 Vincoli e assunzioni

3 Modellazione SYSTEMA

4 Risultati

UPSat

CubeSat 2U

Open-source

Misurazione plasma

Acquisizione immagini

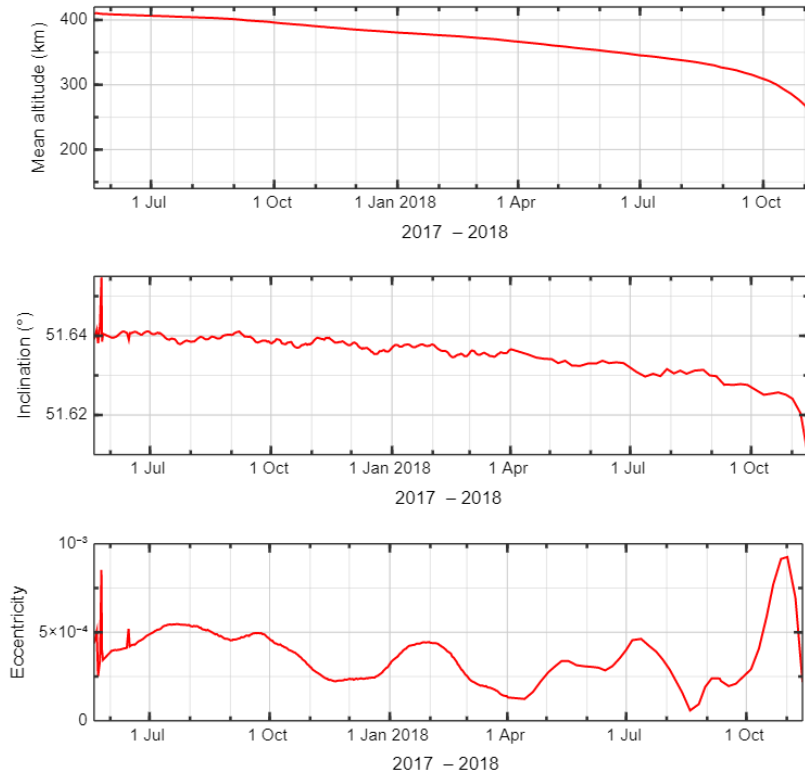


Figura 1.1: Cronologia degli elementi orbitali di UPSat

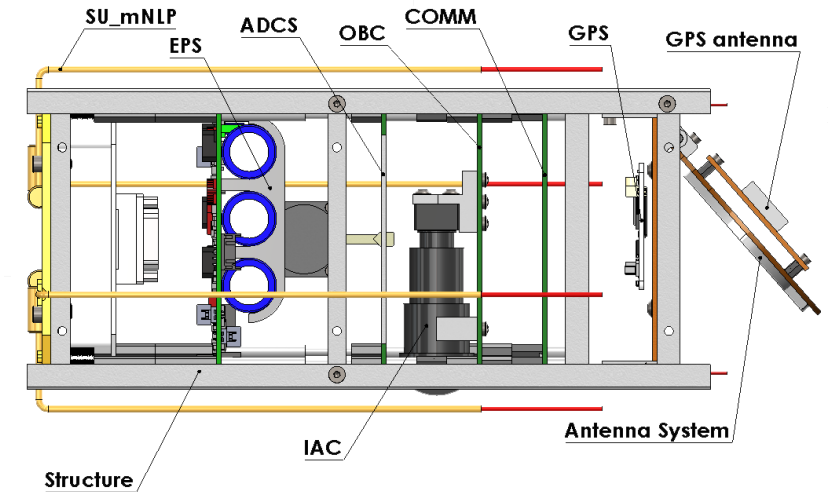


Figura 1.2: Schema dei sottosistemi di UPSat

ORBITA

Consultazione archivio NORAD per ottenere i TLE (ID: 42716)

Inclinazione [°]	RAAN [°]	Eccentricità	Arg pericentro [°]	Anomalia media [°]	Moto medio [riv/giorno]
51,6424	182,5972	0,00054	147,0279	310,2320	14,54593327

Tabella 2.1: Parametri orbitali ricavati dai TLE

Da cui si ottiene $a = 6781,47$ km e $T = 5557,7$ s e si approssima $e = 0$

PUNTAMENTO

Si assumono 2 fasi di puntamento distinte

Fase	Vincolo 1	Vincolo 2
Nominale	$-Z \parallel \vec{v}_{orb}$	$-Y \perp \vec{R}$
TX	$+Z \parallel \vec{G}_S$	-

Tabella 2.2: Vincoli di puntamento nelle fasi missione

Semplificazione della geometria per renderne più semplice la gestione

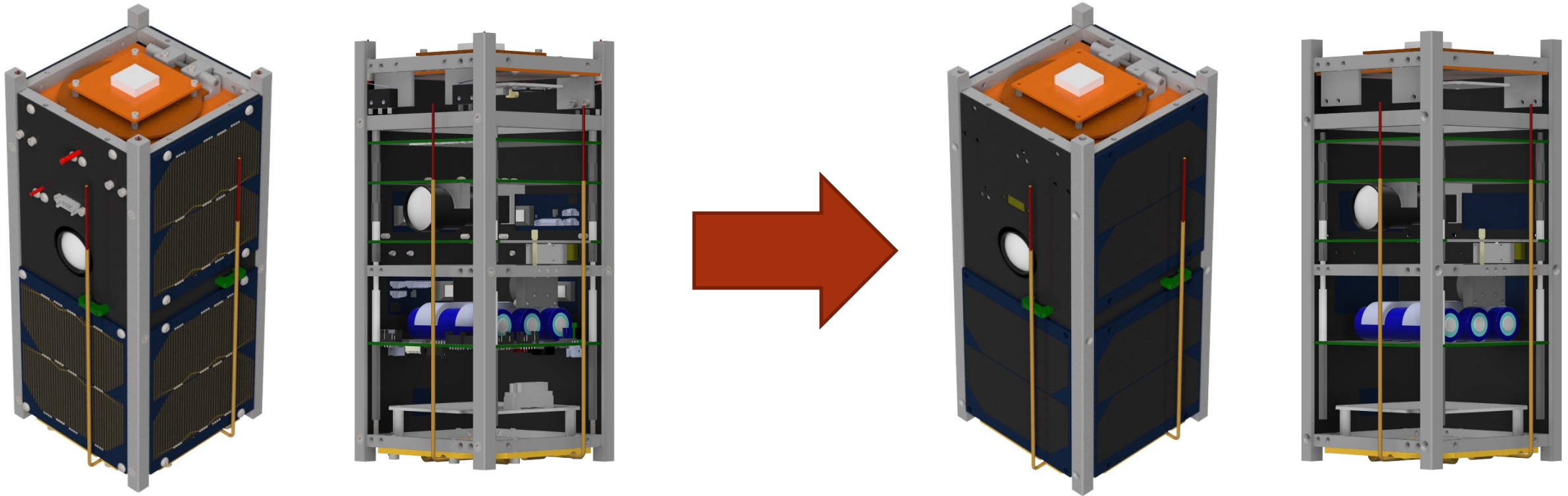
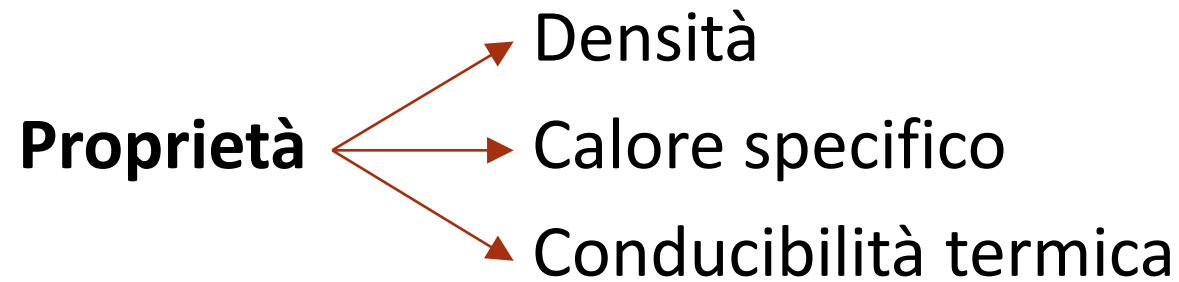


Figura 2.1: Modello geometrico originale

Figura 2.2: Modello geometrico semplificato

Necessità di definire nuovi materiali non presenti nelle librerie di SYSTEMA



Valori utilizzati:

Materiali	Densità [kg/m ³]	Calore specifico [J/kgK]	Conducibilità termica [W/mK]
CFRP	1700	1000	0,45
FR4	1850	1150	5,16
Li-ion	1750	825	0,8

Tabella 2.3: Caratteristiche fisiche dei materiali aggiuntivi

Creazione di un modello geometrico ulteriormente semplificato

Componenti	Elemento	Geometria	Materiale	Spessore [mm]	Rivestimento
Struttura	Rotaie	Box 6 facce	AA7075	2	-
	Sezioni	Box 6 facce	AA7075	4	-
	Supporto SU	Rettangolo	AA7075	3	-
Facce laterali	Lato	Rettangolo	CFRP	1	-
	Pannello solare	Rettangolo	FR4	2	Kapton
	Cella solare	Rettangolo	ZeroDur	1	SunCell
Elettronica	PCB	Rettangolo	FR4	2	-
	Batterie	Box 6 facce	Li-ion	4	-
	IAC	Box 6 facce	ZeroDur	3	-
	Ruota momento	Box 6 facce	AA7075	10	-
	GPS	Box 6 facce	FR4	2	-

Tabella 3.1: Caratteristiche fisiche e geometriche dei componenti modellati

- Applicazione mesh dimensioni $\sim 8 \times 8$ mm
- Modellazione dei percorsi conduttivi:
 1. Conduzione superficiale (contatto aree) \rightarrow celle solari ■
 2. Conduzione localizzata (viti) con sovrastima 20% \rightarrow altri elementi ■

Specific mesh item > Linear Coupling

- Generazione interna

Potenza totale: 5,17 W (costante)

Specific mesh item > Internal dissipation

- Controllo termico attivo batterie

Potenza totale: 0,2 W (variabile)

Specific mesh item > Heater

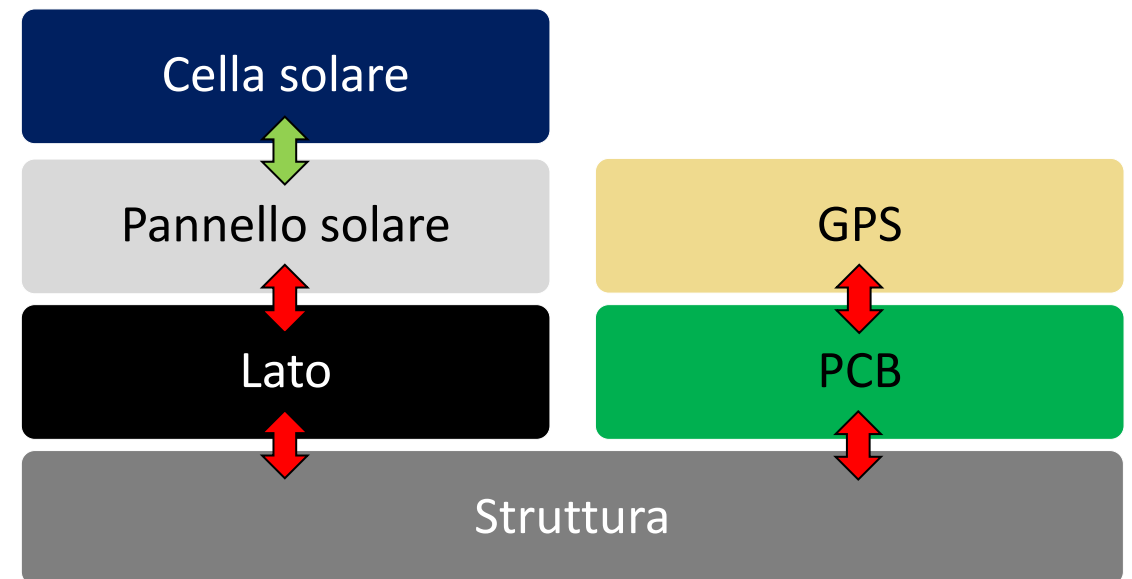


Figura 3.1: Schema dei percorsi conduttivi implementati

- Applicazione mesh dimensioni $\sim 8 \times 8$ mm
- Radiazioni componenti elettronici
 1. IAC
 2. GPS

Specific mesh item > Bounding box
Mesh dimensione 2×2 mm
- Protezione equivalente
 1. IAC
 2. OBC

Specific mesh item > Computation point

Geometria	a	b	c
IAC	10	35	10
GPS	20	20	6

Tabella 3.2: Configurazione dei bounding box

Geometria	X [m]	Y [m]	Z [m]
IAC	0,05	0,06	0,135
OBC	0,5	0,5	0,12

Tabella 3.3: Configurazione dei computation point

- 1. FASE NOMINALE:** $-Z \parallel \vec{v}_{orb}$, $-Y \perp \vec{R}$ \rightarrow implementazione facile
- 2. FASE TX:** $+Z \parallel \vec{G}_S$ \rightarrow implementazione difficile



Come soluzione approssimata si utilizza una legge lineare:

$$\alpha = 151,04 - 0,44136t \quad \text{dove } 0 \leq t \leq 276,6$$

PROBLEMA: influenza delle condizioni iniziali di simulazione sulla temperatura calcolata nelle prime orbite

SOLUZIONE: estensione della simulazione a 10 orbite e analisi della finale

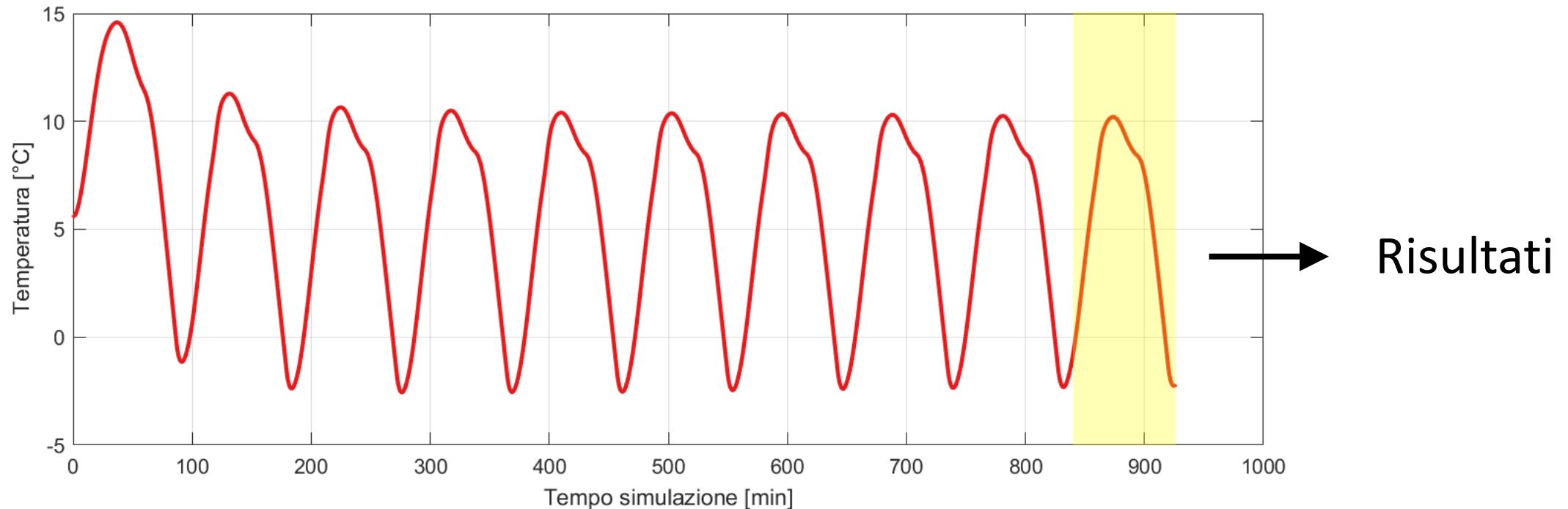


Figura 4.1: Andamento temperatura cella solare in 10 orbite

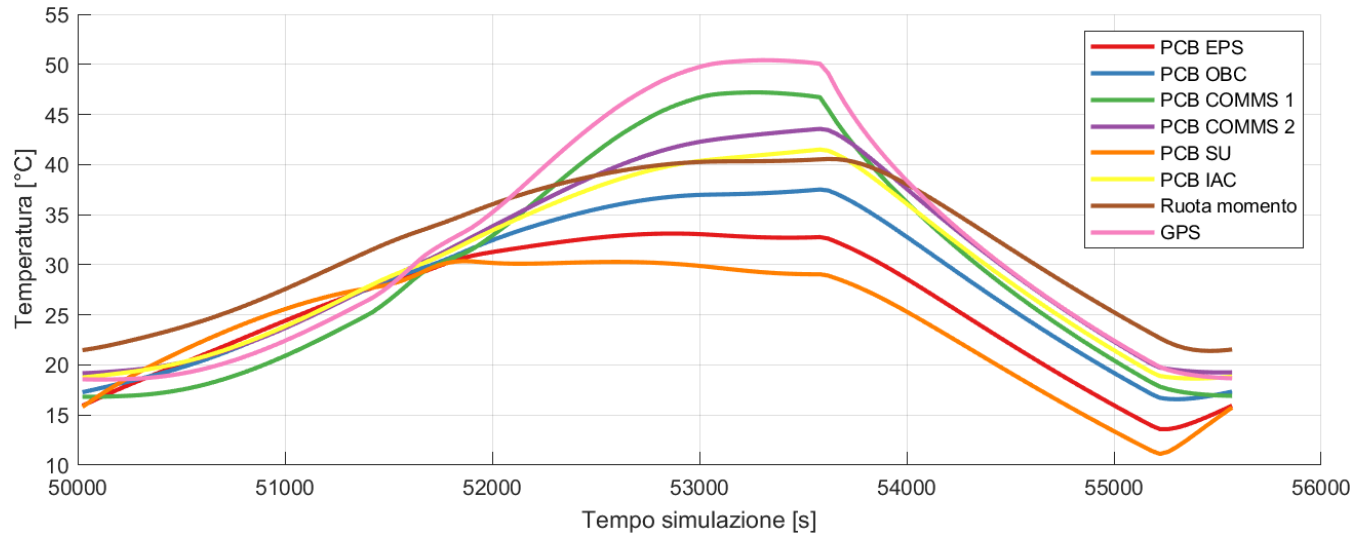


Figura 4.2: Andamento temperature componenti elettronici

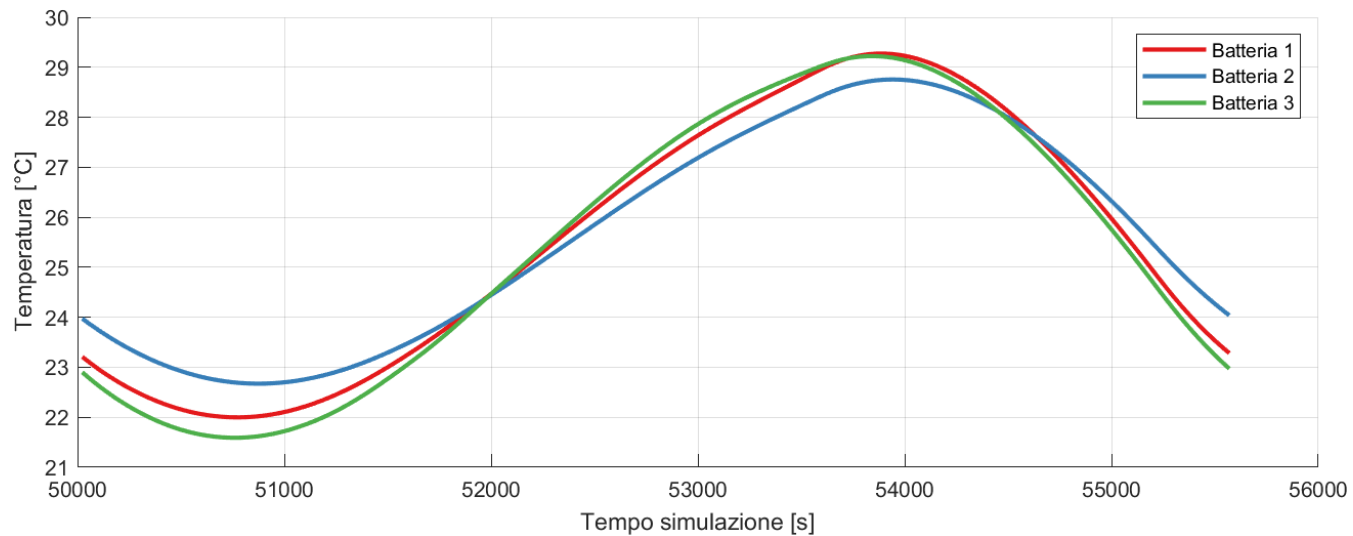


Figura 4.3: Andamento temperature batterie

OSSERVAZIONI:

- T_{min} e T_{max} nei limiti operativi (-40/85°C)
- Temperature massime sui componenti esposti alla radiazione solare

OSSERVAZIONI:

- T_{min} e T_{max} nei limiti operativi (0/45°C)
- Andamento simile a PCB EPS
- Orbita analizzata non richiede controllo termico attivo

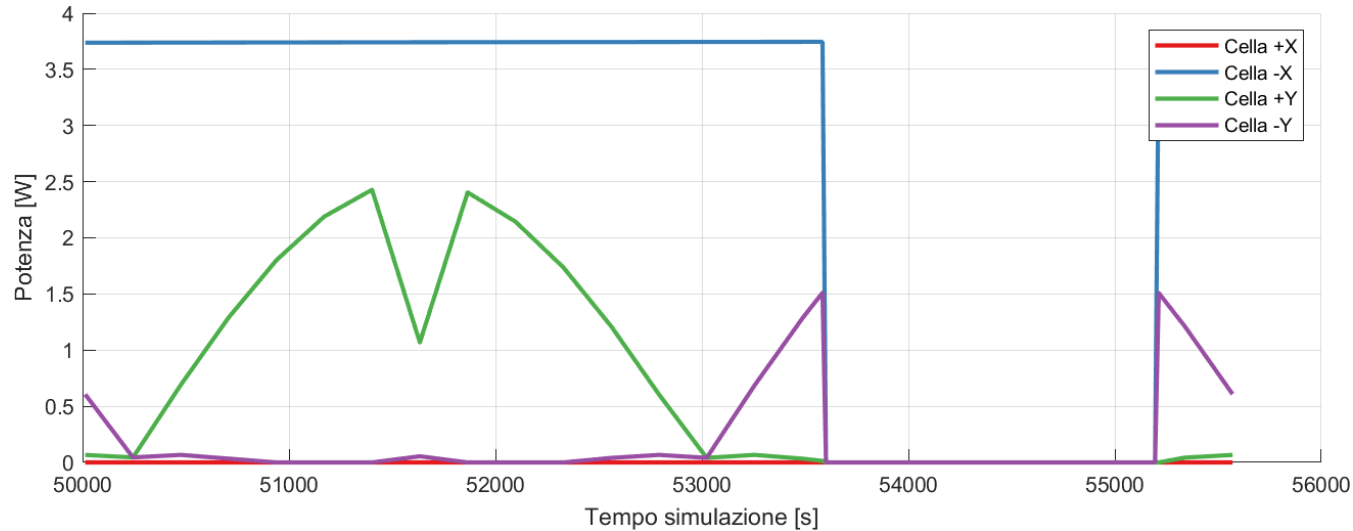


Figura 4.4: Potenza solare incidente per singola cella

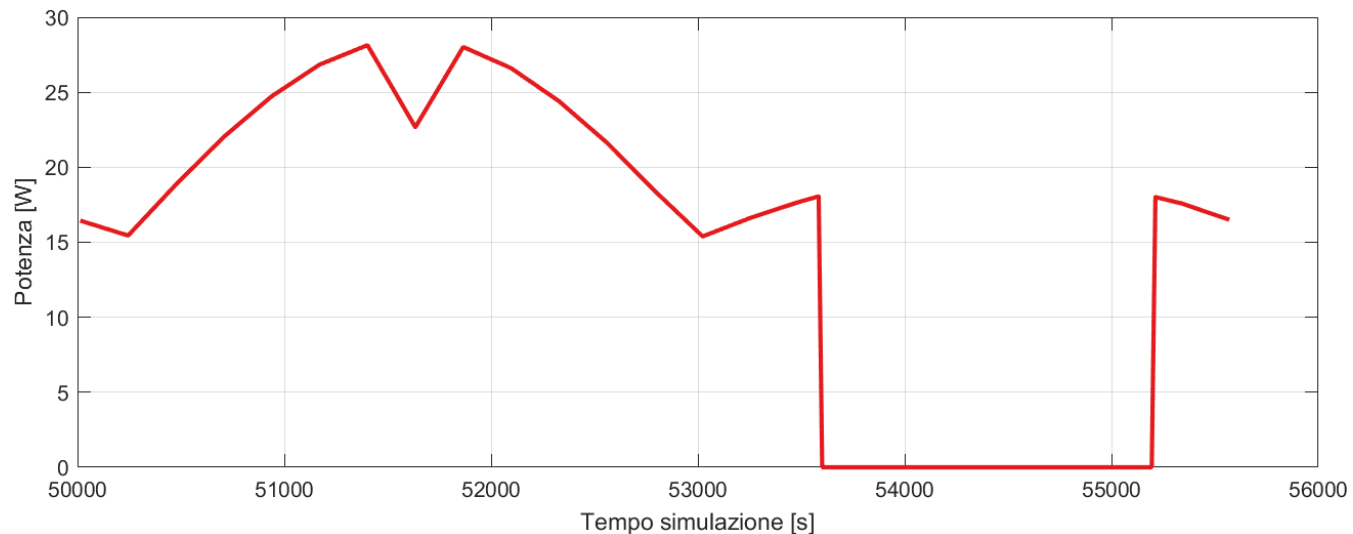


Figura 4.5: Potenza totale incidente

OSSERVAZIONI:

- Grafico riferito alla potenza solare su singola cella per ogni faccia
- Cambio assetto fase TX visibile

OSSERVAZIONI:

- Grafico riferito alla potenza complessiva incidente sulle celle

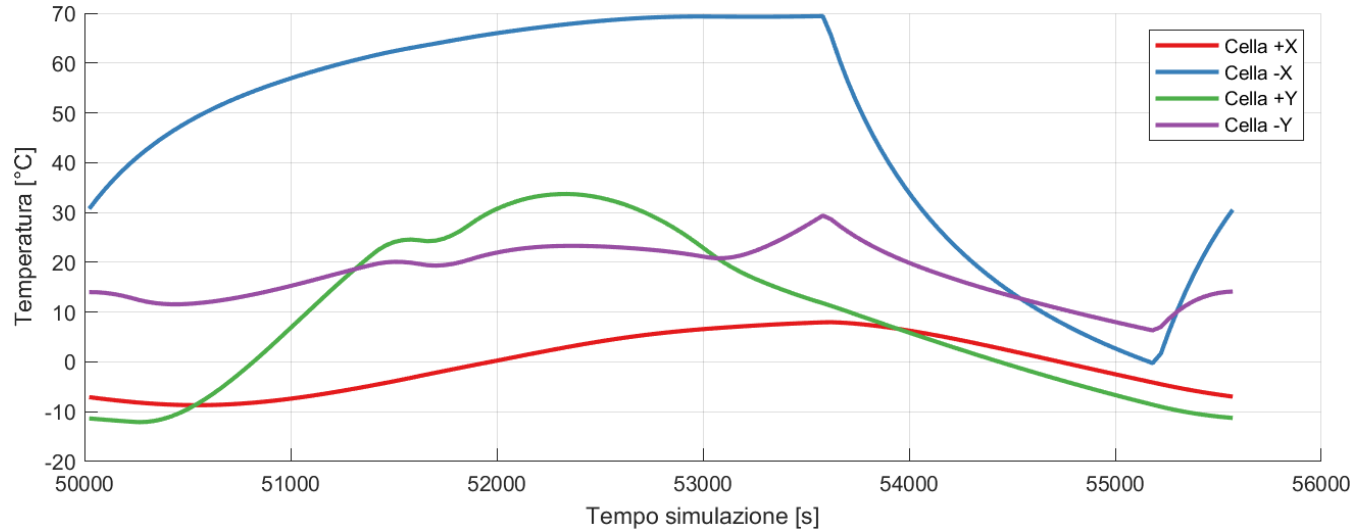


Figura 4.6: Andamento temperature celle solari ogni faccia

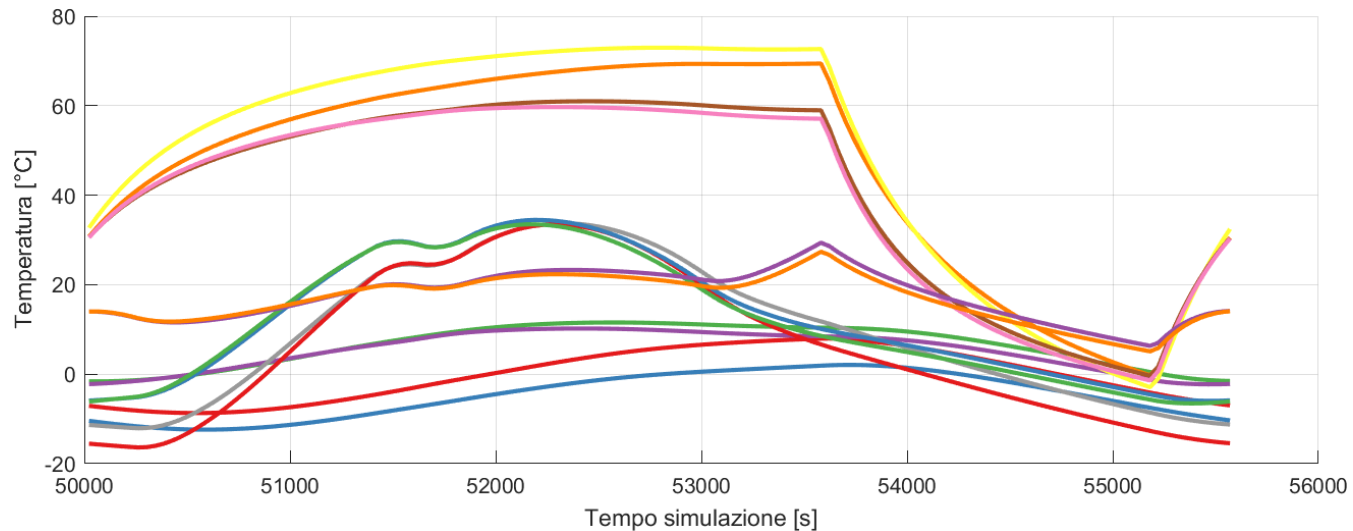


Figura 4.7: Andamento temperature celle solari

OSSERVAZIONI:

- T_{\max} elevata
- Grande escursione termica

→ Necessario considerare la potenza elettrica in uscita nel bilancio termico

$$Q_{in} = \sigma T_{eq}^4 A \varepsilon + GL(T_{eq} - T_0) + P_{el}$$

→ Modulo Power SYSTEMA

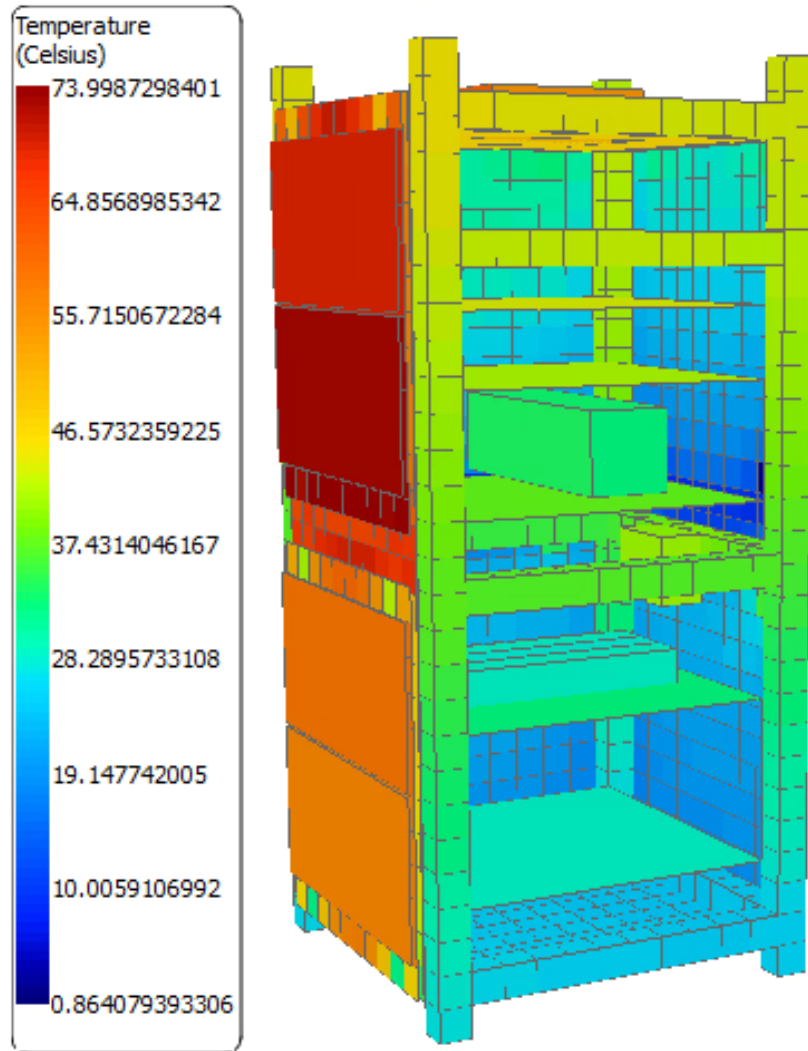


Figura 4.8: Temperature fase luminosa

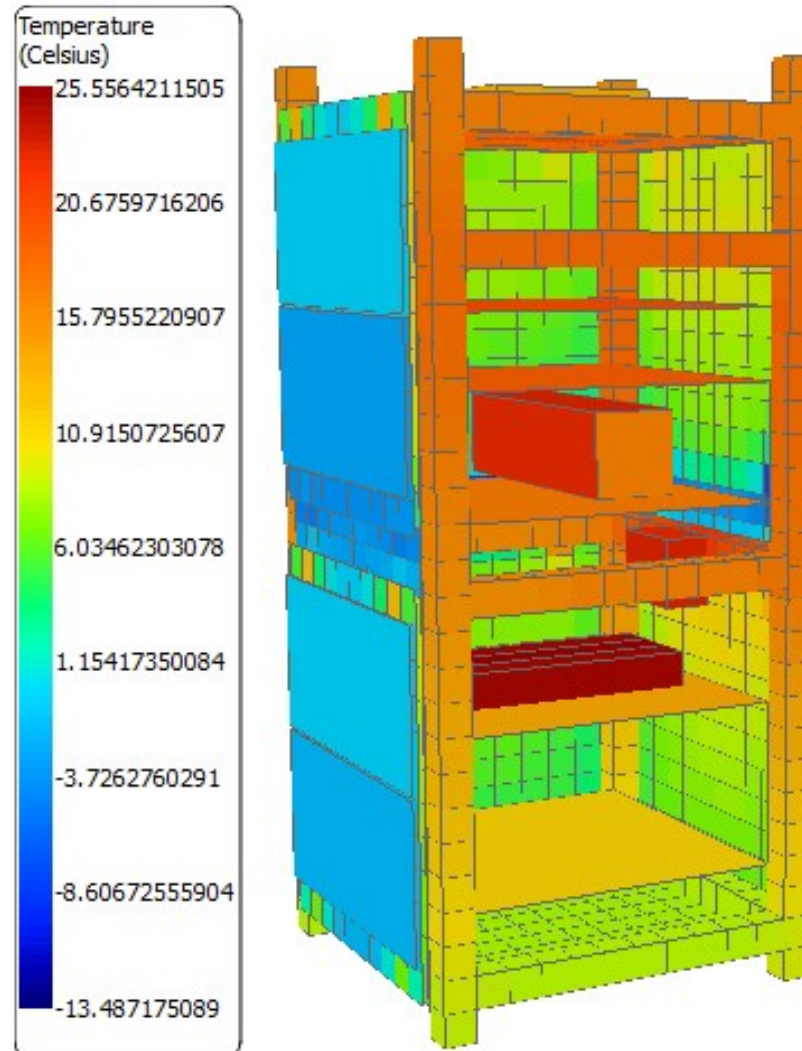


Figura 4.9: Temperature fase eclissi

OSSERVAZIONI:

- Temperature maggiori nella parte superiore per generazione interna
- Accoppiamenti conduttivi visibili

Tecniche per il calcolo della protezione equivalente in alluminio:

1. NORM → elettroni
2. SLANT → protoni

Geometria	Tecnica	Dose totale [rad(Si)]	Spessore equivalente [mm]
OBC	NORM	887,5	1,53
	SLANT	18500	0,76
IAC	NORM	777,6	2,03
	SLANT	12360	0,97

Tabella 4.1: Radiazioni e schermatura equivalente nei computation point

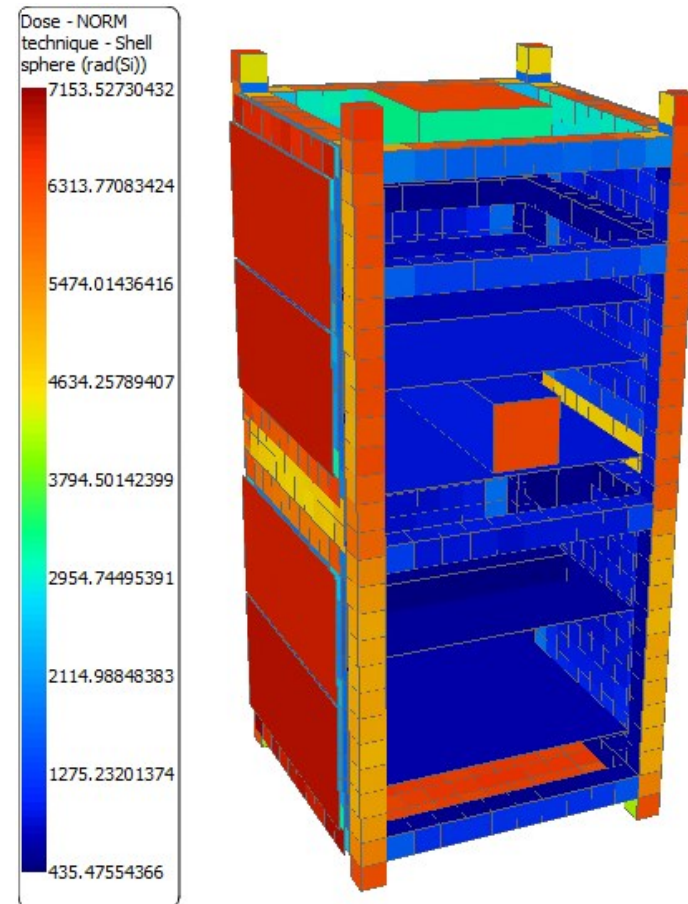


Figura 4.10: radiazioni tecnica NORM

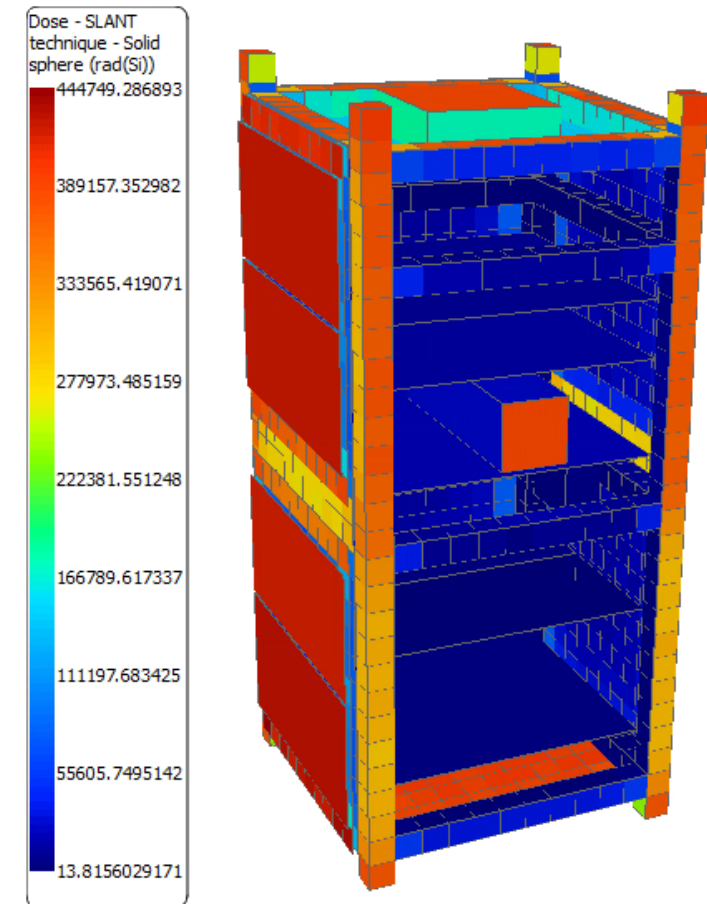


Figura 4.11: radiazioni tecnica SLANT

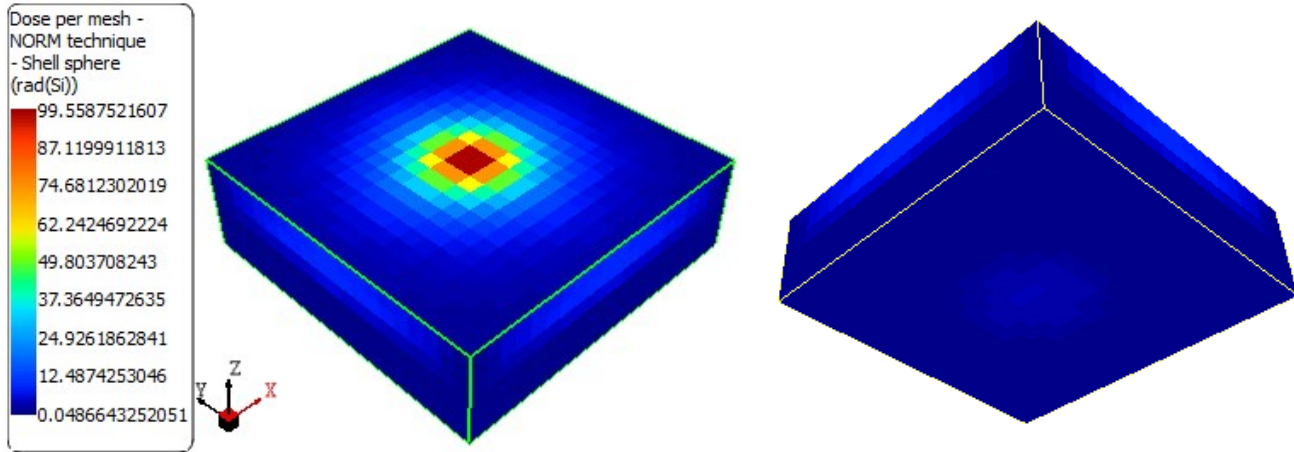


Figura 4.12: Radiazioni per mesh NORM bounding box GPS

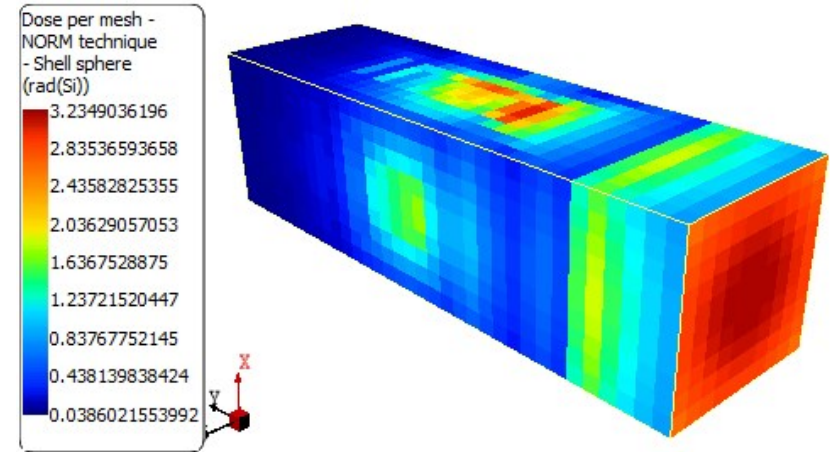


Figura 4.14: Radiazioni per mesh NORM bounding box IAC

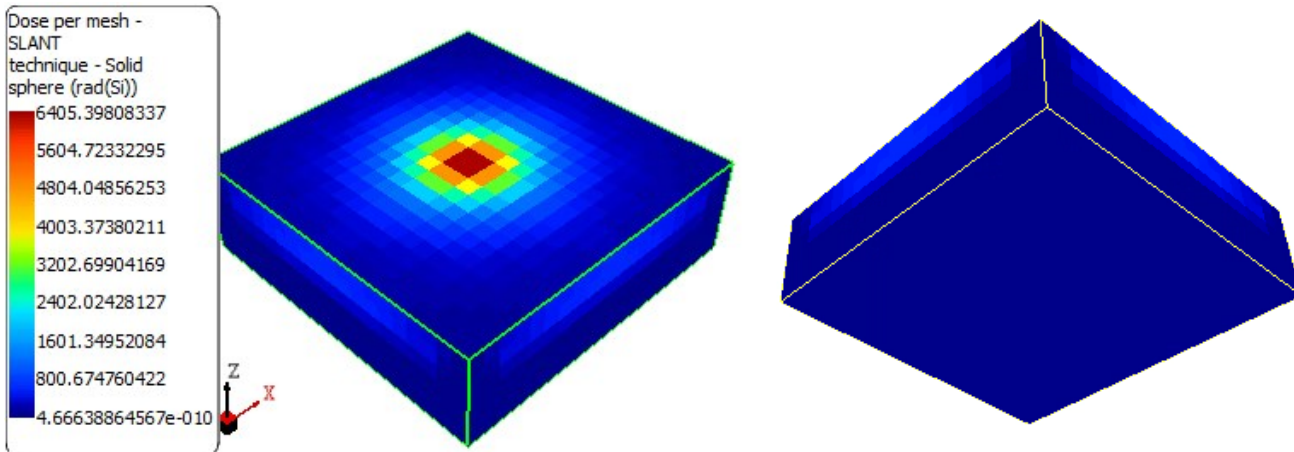


Figura 4.13: Radiazioni per mesh SLANT bounding box GPS

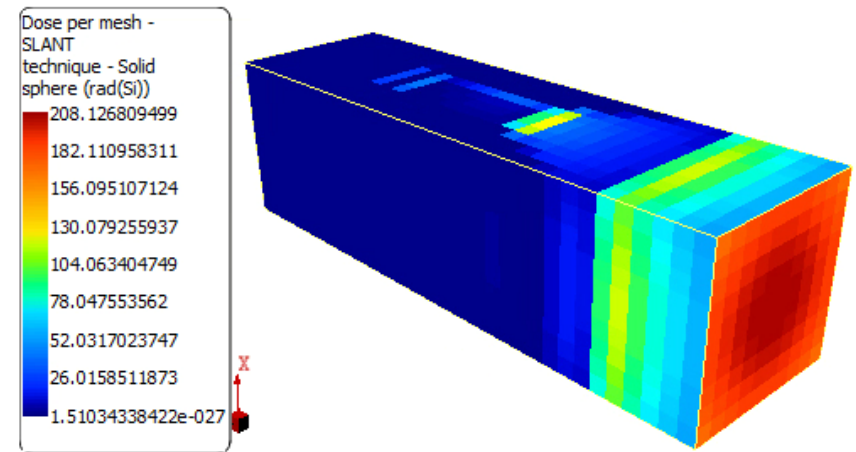


Figura 4.15: Radiazioni per mesh SLANT bounding box IAC

CONCLUSIONI:

- Risultati coerenti con le campagne di test e simulazione
- Framework SYSTEMA con grandi funzionalità ma di difficile utilizzo
- Sinergia con ambiente MATLAB e SIMULINK per lo scambio di dati e la visualizzazione dei risultati

DA APPROFONDIRE:

- Aggiornamento a SYSTEMA 4.9.2 per la gestione dei file AEM
- Utilizzo del modulo Power per la gestione della potenza elettrica

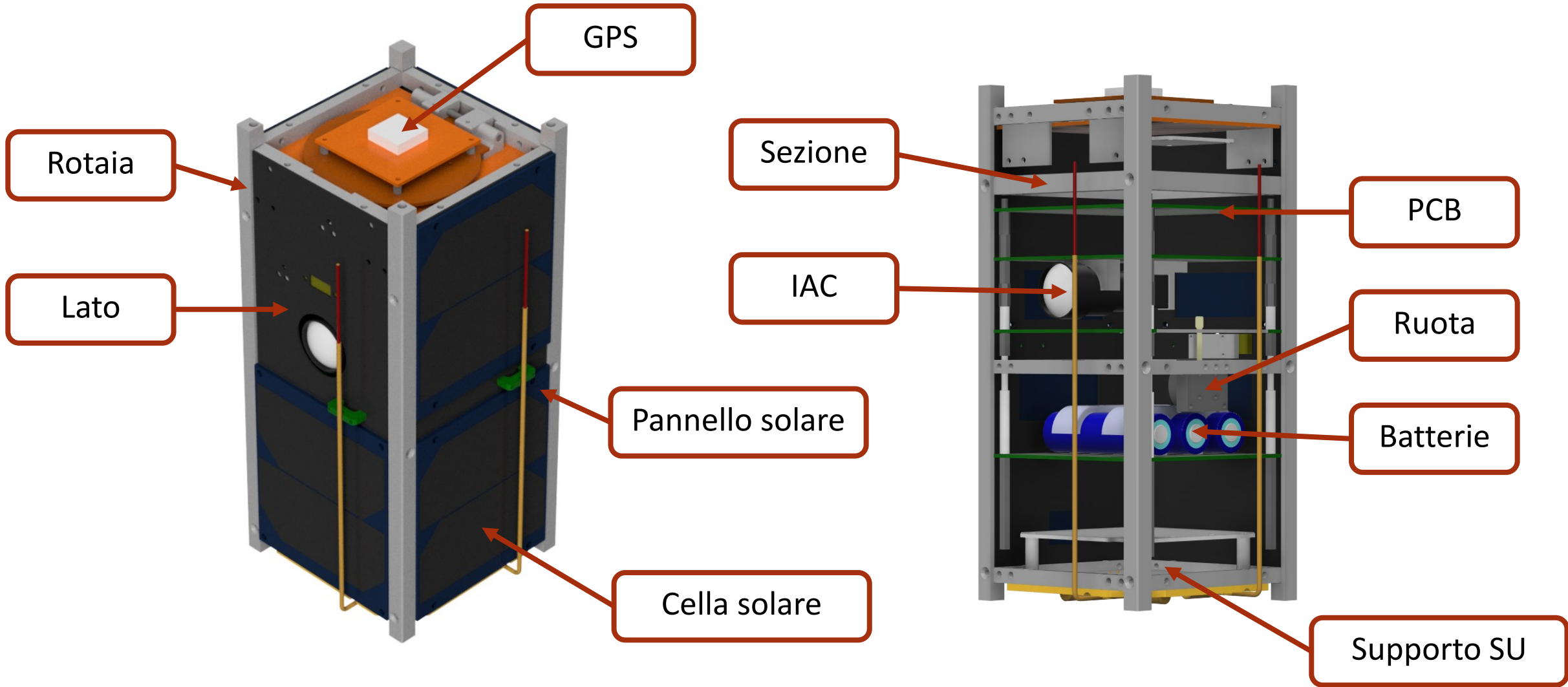
- [1] Cubesat Design Specification, ver. 14.1, The CubeSat Program, Cal Poly SLO, 2022. indirizzo: https://www.cubesat.org/s/CDS-REV14_1-2022-02-09.pdf.
- [2] JEM Payload Accommodation Handbook, ver. C, JAXA, nov. 2018. indirizzo: https://iss.jaxa.jp/kibouser/library/item/jx-espc_8c_en.pdf.
- [3] NanoRacks CubeSat Deployer (NRCSD) Interface Definition Document (IDD), Nanoracks, mag. 2018. indirizzo: <http://nanoracks.com/wp-content/uploads/Nanoracks-CubeSat-Deployer-NRCSD-IDD.pdf>.
- [4] NanoRacks Doublewide Deployer (NRDD) System Interface Definition Document (IDD), ver. A, Nanoracks, set. 2017. indirizzo: <http://nanoracks.com/wp-content/uploads/Nanoracks-DoubleWide-Deployer-NRCSD-IDD.pdf>.
- [5] (Apr. 2019). “Rideshare multiple launch service”, ESA, indirizzo: https://www.esa.int/ESA_Multimedia/Images/2019/04/Rideshare_multiple_launch_service.
- [6] R. Di Roberto, “UniSat-6: its first pictures from space”, lug. 2014. indirizzo: <https://www.gaussteam.com/unisat-6-its-first-picture-from-space>.
- [7] G. L. Seal, “Developing a Standard Test Program for CubeSats”, Jet Propulsion Laboratory, California Institute of Technology, 2018. indirizzo: <https://trs.jpl.nasa.gov/bitstream/handle/2014/48801/CL%5C%2318-5400.pdf>.
- [8] (Gen. 2023). “Nanosat Database”, indirizzo: <https://www.nanosats.eu/#figures>.
- [9] “UPSat: Ο πρώτος δορυφόρος ελληνικής κατασκευής [UPSat: il primo satellite di fabbricazione greca]”, Euronews, apr. 2016. indirizzo: <https://gr.euronews.com/2016/04/20/upsat-o-prwtos-doryforoso-ellinikis-kataskeuis>.
- [10] (2016). “UPsat COMMS hardware license”, Gitlab, indirizzo: <https://gitlab.com/librespacefoundation/upsat/upsat-comms-hardware/blob/master/LICENSE>.
- [11] (2016). “UPsat OBC software licence”, Gitlab, indirizzo: <https://gitlab.com/librespacefoundation/upsat/upsat-obc-software/blob/master/LICENSE>.
- [12] (2016). “Upsat Mission Specifications”, University of Patras, indirizzo: <https://upsat.gr/>.
- [13] E. Kosmas, “Successful deployment of UPSat”, UPSat, mag. 2017. indirizzo: <https://upsat.gr/?p=424>.
- [14] (2022). “Orbital elements of UPSat”, In-The-Sky, indirizzo: <https://in-the-sky.org/spacecraft.php?id=42716>.
- [15] A. Ampatzoglou e V. Kostopoulos, “Design, Analysis, Optimization, Manufacturing, and Testing of a 2U Cubesat”, International Journal of Aerospace Engineering, giu. 2018. indirizzo: <https://doi.org/10.1155/2018/9724263>.
- [16] G. Christidis. (2016). “UPSat - University of Patras Cubesat”, indirizzo: <https://www.christidis.info/index.php/research/cubesat>.
- [17] N. Chronas. (2016). “UPSat MSc Thesis”, Github, indirizzo: https://nchronas.github.io/upsat_msc_thesis.
- [18] (2022). “NORAD GP Data Sets Historical Archives”, Celestrak, indirizzo: <https://celestrak.org/NORAD/archives/request.php>.
- [19] (2023). “2593 - EA4LE”, SatNOGS Network, indirizzo: <https://network.satnogs.org/stations/2593/>.
- [20] (2016). “Structural designs of UPSat”, Libre Space Foundation, indirizzo: <https://gitlab.com/librespacefoundation/upsat/upsat-structural>.
- [21] A. Saripally, “A Micromechanical Approach to Evaluate the Effective Thermal Properties of Unidirectional Composites”, tesi di dott., mag. 2015. doi: [10.13140/RG.2.1.4842.8966](https://doi.org/10.13140/RG.2.1.4842.8966).
- [22] R. L. Costa e V. Vlassov. (mar. 2015). “Experimental determination of thermal conductivity of printed wiring boards”, Brazilian National Institute for Space Research (INPE).
- [23] K. Murashko, J. Pyrhönen e J. Jokiniemi, “Determination of the through-plane thermal conductivity and specific heat capacity of a Li-ion cylindrical cell”, International Journal of Heat and Mass Transfer, vol. 162, p. 120 330, dic. 2020. doi: [10.1016/j.ijheatmasstransfer.2020.120330](https://doi.org/10.1016/j.ijheatmasstransfer.2020.120330).
- [24] Y. Xian, P. Zhang, S. Zhai, P. Yang e Z. Zheng, “Re-estimation of thermal contact resistance considering near-field thermal radiation effect”, Applied Thermal Engineering, vol. 157, p. 113 601, 2019, issn: 1359-4311. doi: <https://doi.org/10.1016/j.applthermaleng.2019.04.011>.
- [25] A. Ali, S. A. Khan, M. A. Dildar, H. Ali e N. Ullah, “Design and thermal modeling of solar panel module with embedded reconfigurable Air-Coil for micro-satellites”, PLOS ONE, vol. 13, pp. 1–25, lug. 2018. doi: [10.1371/journal.pone.0199145](https://doi.org/10.1371/journal.pone.0199145).
- [26] M. Saadah, E. Hernandez e A. A. Balandin, “Thermal Management of Concentrated Multi- Junction Solar Cells with Graphene-Enhanced Thermal Interface Materials”, Applied Sciences, vol. 7, n. 6, 2017, issn: 2076-3417. doi: [10.3390/app7060589](https://doi.org/10.3390/app7060589).
- [27] T. C. C. for Space Data Systems (CCSDS), Recommendation for Space Data System Standards, NASA, lug. 2015. indirizzo: <https://public.ccsds.org/Pubs/504x0b1c1.pdf>.

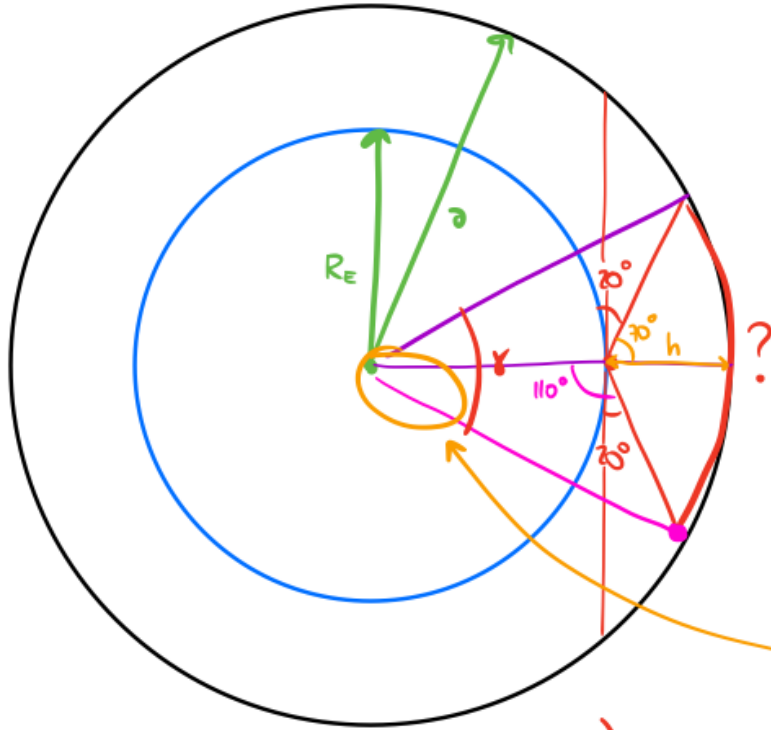
A large, faint watermark of the University of Padua seal is visible in the background, centered behind the main text.

Si ringrazia per l'attenzione

Laureando
Alessandro Vignato
Matricola 1226270

Padova, 15/03/2023





$$R_E = 6314.15 \text{ km}$$

$$a = 6781.47 \text{ km}$$

$$h = a - R_E = 467.32 \text{ km}$$



$$a^2 = b^2 + c^2 - 2bc \cos \alpha$$

$$b^2 - 2bc \cos \alpha + c^2 - a^2 = 0$$

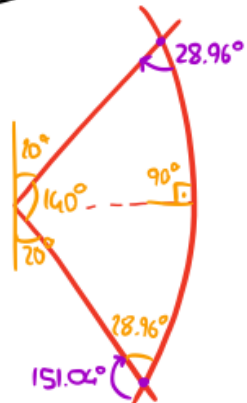
$$\Rightarrow b^2 = 1124.27 \text{ km}$$



$$\gamma = 2 \cdot 8.96 = 17.92^\circ$$

$$T = \frac{2\pi}{\sqrt{\mu}} a^{\frac{3}{2}} = 5557.7 \text{ s}$$

$$T_\gamma = T \cdot \frac{\gamma}{360} = 276.6 \text{ s}$$



quindi legge lin: $151.04^\circ \rightarrow 28.96^\circ$ in 276.6 s

$$\% / \text{s} = \frac{28.96 - 151.04}{276.6} = -0.44136 \text{ \% / s}$$