

Università degli Studi di Padova – Dipartimento di Ingegneria Industriale
Corso di Laurea in Ingegneria Aerospaziale

Relazione per la prova finale
***«Analisi e Ottimizzazione del Sistema di Controllo Termico
del Lander Lunare per la Missione PERSEIDE »***

Tutor universitario: Dott. Lorenzo

Olivieri

Co-tutor: Dott.ssa Delia Visconi

Laureando: Pinton Alessandro

Matricola: 2108269

Padova, 08/09/2026

Panoramica e obiettivi

- Progetto del Laboratorio di Sistemi Spaziali (UniPD, 2023-2024): mini lander per allunaggio nel Mare Nectaris
- Architettura a due elementi: orbiter (trasferimento) e lander (operazioni di superficie)
- Obiettivo: dimostrare la fattibilità di permanenza operativa sul suolo lunare per un periodo di 10 giorni
- Comunicazione lander→orbiter→Stazione di Terra tramite il sistema TT&C
- Obiettivi principali: dimensionamento di EPS e TT&C e analisi del Sottosistema di Controllo Termico (TCS)

Vincoli di progetto

< 50 kg

Massa totale del
lander

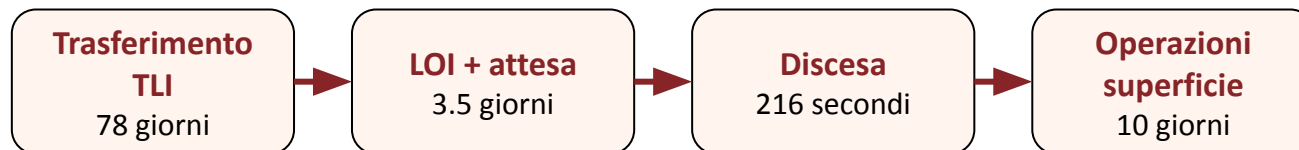
< 150 W

Potenza elettrica
massima

10 giorni

Durata operativa minima sul suolo lunare

Fasi della missione



Controllo termico passivo

- Massa ridotta→bassa capacità termica→forte sensibilità a flussi ambientali
- Scelta di un TCS interamente passivo, basato sulle proprietà termo-ottiche dei rivestimenti superficiali

Ruolo e chimica della cella

- Alimenta tutti i sottosistemi durante la discesa sul suolo lunare
- Chimica ibrida **Li/CF_x-MnO₂** (variante 3R): alta energia specifica e buona risposta ai picchi di potenza
- Dimensionamento nel caso peggiore (Worst Case Scenario): -40°C

Parametro	Valore
Tensione nominale bus (V_{nom})	28 V
Fattore di sicurezza (f)	1.20
Durata fase di discesa (Δt)	215.75 s
Potenza media richiesta (P_{media})	42.51 W
Densità gravimetrica (E_g , WCS)	200 Wh/kg
Massa singola cella	81 g
Celle in serie (N_{serie})	10

Energia e capacità necessarie

- Energia minima necessaria (E_{nec}): 3.06 Wh
- Capacità minima necessaria (C_{nec}): 0.109 Ah
- Massa teorica minima necessaria: 0.015 kg



0.81 kg

Massa reale della batteria A → ampio margine
(10 celle in serie, ramo singolo)

Profilo di missione: 4 fasi operative sul suolo lunare

Fase operativa	Durata	Potenza media	Energia
Payload	120 s	4.07 W	0.14 Wh
Trasmissione dati	200-300 s	20.57 W	1.71 Wh
Risparmio energetico	233.95 h	1.82 W	426.05 Wh
Ultima comunicazione	60 s	10.45 W	0.17 Wh

Grandezza	Valore
Energia totale (E_{tot})	513.69 Wh (fattore di sicurezza $f=1.2$)
Capacità minima (C_{nec})	18.35 Ah
Configurazione	10 serie x 2 parallelo (20 celle)

1.62 kg

Massa reale batteria B
(Capacità erogabile: 31.82 Ah)

31.82 Ah

Capacità totale erogabile

Calcolo del Data Rate R

Parametro	Valore
Volume di dati (D)	2.4576 Mbit
Margine di link (M)	2
Frazione utile finestra (F)	0.8
Tempo inizializzazione	120 s
Tempo massimo di visibilità	300 s

Contributo	Potenza trasmettitore [W]	Potenza batteria [W]
Trasmissione immagine	6.15	17.72
Trasmissione telemetria	1.41	7.59

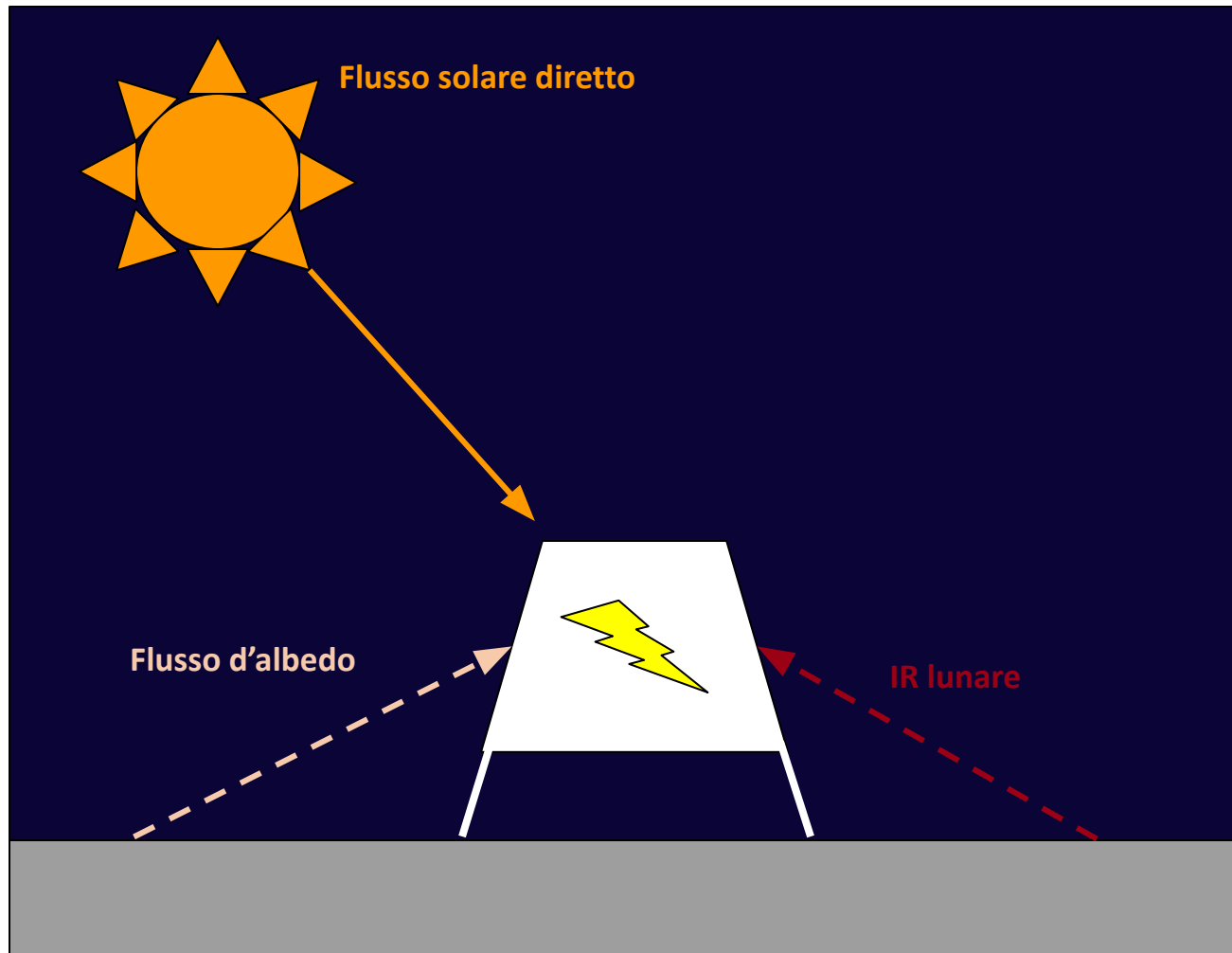
Banda UHF (300 MHz): antenne leggere e compatte, ottimali per massa e costi

40.96 kbps

Data Rate per immagine

Equazione del link – parametri chiave [dB]

- $E_b/N_0 = 13.3$
- $G_{tx} = 0.80$
- $G_{rx} = 1.40$
- $L_{tx} = -1.60$
- $L_{rx} = -1.00$
- $L_{fs} = -148.75$
- $T_s = 28.02$
- $R = 46.12$
- $k = -228.60$



Flusso solare diretto

- $Q = J_s \cdot \alpha_s \cdot A \cdot \cos(\theta)$
- $J_s = 1315-1421 \text{ W/m}^2$ (costante solare)

Flusso d'albedo lunare

- $Q = A \cdot F_{s \rightarrow L} \cdot k(\gamma) \cdot \alpha_s \cdot J_s \cdot a$
- $a = 0.10-0.20$ (coefficiente di albedo)

Flusso IR lunare

- $Q = A \cdot F_{s \rightarrow L} \cdot \sigma \cdot \epsilon_s \cdot \epsilon_L \cdot T^4$
- $T \approx 360 \text{ K}$ (picchi 390 K) – $\epsilon = 0.95-0.98$

Dissipazione interna

- OBC (1.60 W) + TT&C standby (0.22 W)
- Margine di sicurezza 20% → totale 2.18 W
- Applicata durante la fase di risparmio energetico

Definizione dei materiali per le sottostrutture del lander

Materiale	k [W/mK]	ρ [kg/m ³]	C_p [J/kgK]	Componenti	Ruolo
Alluminio 7075	130	2800	915	Reticolare, gambe, footpad, scudo	Elevata resistenza termo-meccanica
Alluminio 6061	170	2700	900	Box batterie e OBC	Smaltimento calore + resistenza a corrosione
Titanio T6Al4V	6.7	4430	530	Ugello (disaccoppiamento termico)	Disaccoppiamento termico dalla struttura + resistenza strutturale
Honeycomb	11.5	50	900	Pannelli laterali, base superiore	Massa ridotta + barriera termica passiva
CFRP	5	1400	800	Tank, base inferiore	Massa ridotta + disaccoppiamento termico

- L'impiego dei materiali di bulk regola la conduzione: accoppia (alluminio) o disaccoppia (titanio, CFRP) termicamente le strutture

Coating e proprietà termo-ottiche

Coating	Assorbività α	Emissività ε	Impiego	Ruolo
Vernice nera	0.95	0.90	Interno: OBC, batterie, reticolare, interno base superiore, tank	Massimizza lo scambio radiativo
Vernice bianca	0.15-0.25	0.81-0.90	Esterno: gambe, pannelli, base superiore e scudo termico	Riflette il flusso solare diretto e di albedo
MLI	0.03-0.05	0.09-0.15	Interno: pannelli, base inferiore, scudo termico	Disaccoppia termicamente le strutture esterne da quelle interne

Base superiore: radiatore

- Vernice nera verso l'interno, vernice bianca ad alta emissività verso l'esterno
- Smaltisce il calore residuo verso lo spazio profondo

Base inferiore protetta

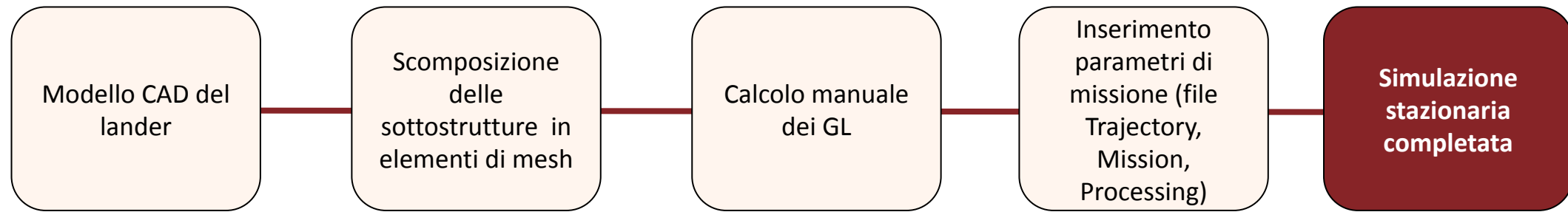
- MLI + scudo termico dedicato
- Scherma l'intenso irraggiamento IR del suolo lunare ($\sim 120^\circ\text{C}$)

Isolamento tra strutture interne-esterne

- MLI su pareti interne di pannelli, base inferiore e scudo termico
- Protezione termica dell'interno del lander

Software SYSTEMA (Airbus / ESA / CNES)

- THERMICA: analisi radiativa e flussi ambientali – THERMISOL: bilancio termico conduttivo nodale



Perché una gestione manuale dei GL?

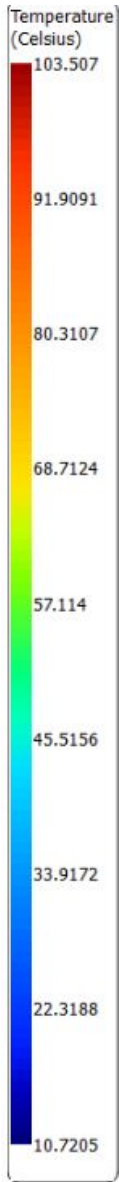
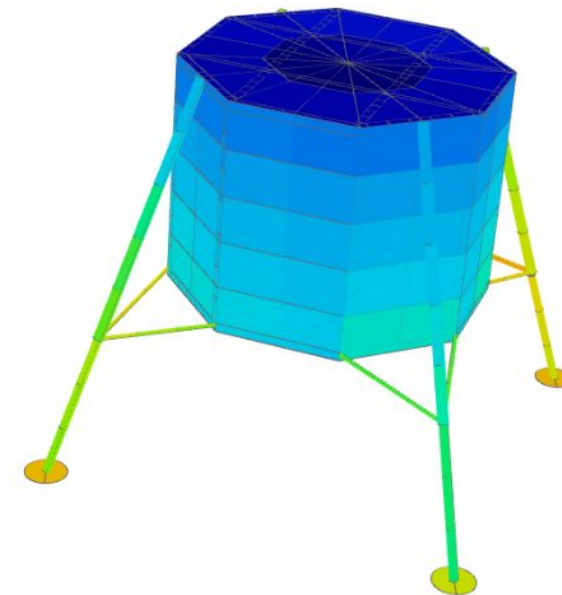
- SYSTEMA non supporta le compenetrazioni booleane del CAD originale
- Le conduttanze conduttive sono state calcolate e inserite manualmente nel Processing

Formula della conduttanza (GL)

- $GL = k \cdot A / [(x+y)/2]$ [W/K]
- k: conducibilità termica – A: area di contatto – x, y spessori termici equivalenti

Gradiente termico sulle superfici esterne

Componente	T min [°C]	T max [°C]
Pannelli laterali (illuminati)	40	58.5
Pannelli laterali (in ombra)	31.7	46
Base superiore	10.7	16.7
Base inferiore	50.5	56.2
Gambe esterne (illuminate)	60	65
Gambe interne (in ombra)	35	55
Scudo termico	103.4	103.5

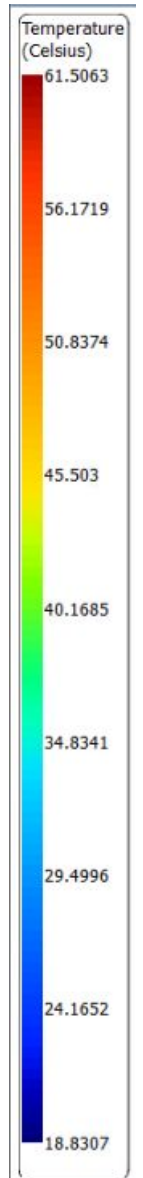
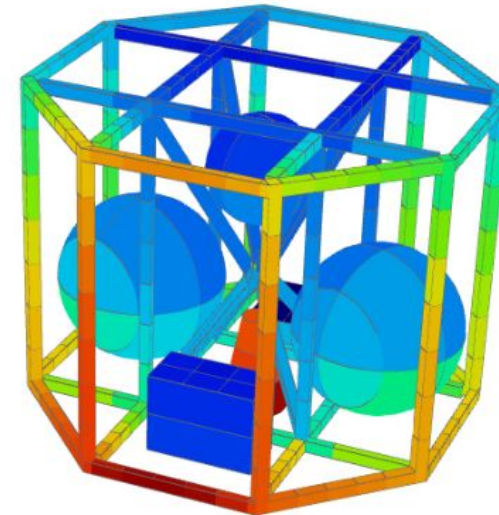


Punti chiave

- La base superiore agisce da radiatore verso lo spazio profondo (10.7-16.7°C)
- Lo scudo termico è l'elemento più caldo (103.5°C) ma pienamente compatibile con l'alluminio 7075
- I collegamenti conduttivi uniformano la distribuzione di temperatura tra le strutture illuminate

Sottosistemi interni entro i range operativi

Componente	T min [°C]	T max [°C]
Reticolare superiore	22.3	39.4
Reticolare inferiore	33	50
Travi verticali	31.4	56.5
Ugello	31.1	60.9
Tank superiore	22.5	29.1
Tank inferiori	27.3	37.1
Box batterie	18.8	31.9
Box OBC	22.2	24.7

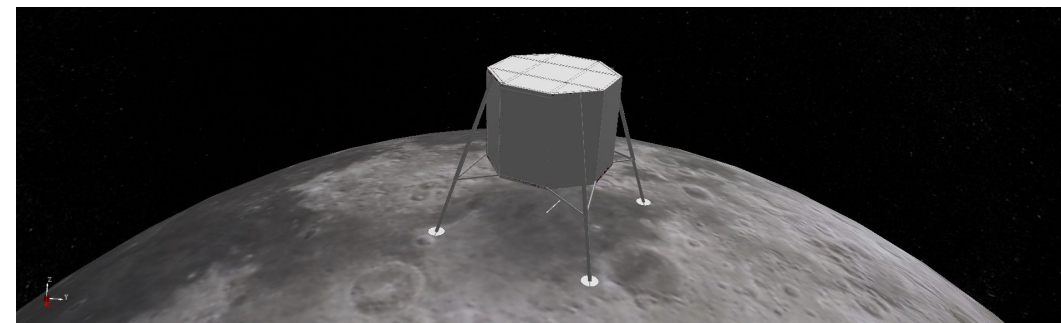


Strategie adottate

- Percorsi conduttivi dedicati (heat strap / piastre in alluminio) tra i box dell'elettronica e la base superiore, per compensare la vicinanza alla base inferiore calda e la dissipazione interna di potenza elettrica
- Vernice nera applicata ai tank, per facilitare la dissipazione di calore
- MLI applicato all'ugello per evitare l'irraggiamento infrarosso verso l'interno del lander

Fattibilità dimostrata di un TCS passivo

- Rispetto dei singoli range operativi, entro i vincoli di massa (50 kg) e potenza (150 W)
- Operatività continua sulla superficie lunare (10 giorni)
- Assenza di componenti di controllo termico attive → maggior affidabilità



Solidità del modello

- Il file GL costruito manualmente supera i limiti geometrici di SYSTEMA
- Riutilizzabile per simulazioni future più dettagliate

Accoppiamenti termici

- Materiali più o meno conduttivi bilanciano i flussi tra zone calde e delicate
- I Linear Couplings gestiscono i picchi locali di temperatura

Bilanciamento radiativo

- La scelta del coating evita il ricorso al controllo termico attivo
- Risparmio di massa e di potenza elettrica per l'intera missione