

Università degli Studi di Padova – Dipartimento di Ingegneria Industriale

Corso di Laurea in Ingegneria aerospaziale

***Relazione per la prova finale  
«Effetti dei flussi termici sul MLI della  
ISS dovuti a veicoli di passaggio »***

Tutor universitario: Prof. Marco Azzolin

Laureando: *Chistol Vadim*

Padova, 20/09/2024

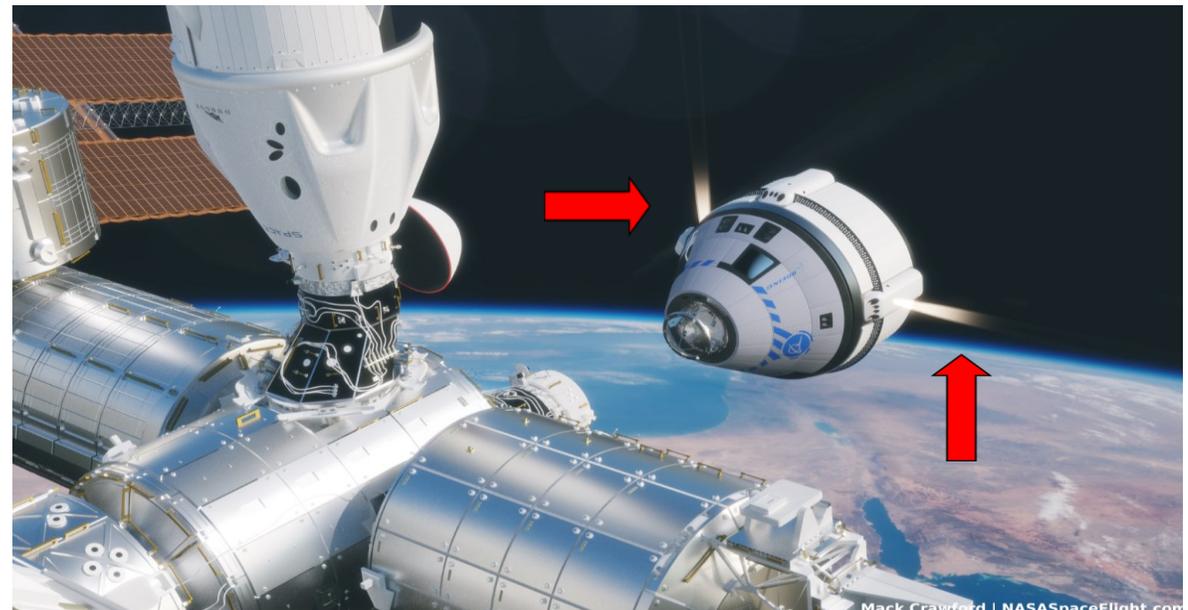
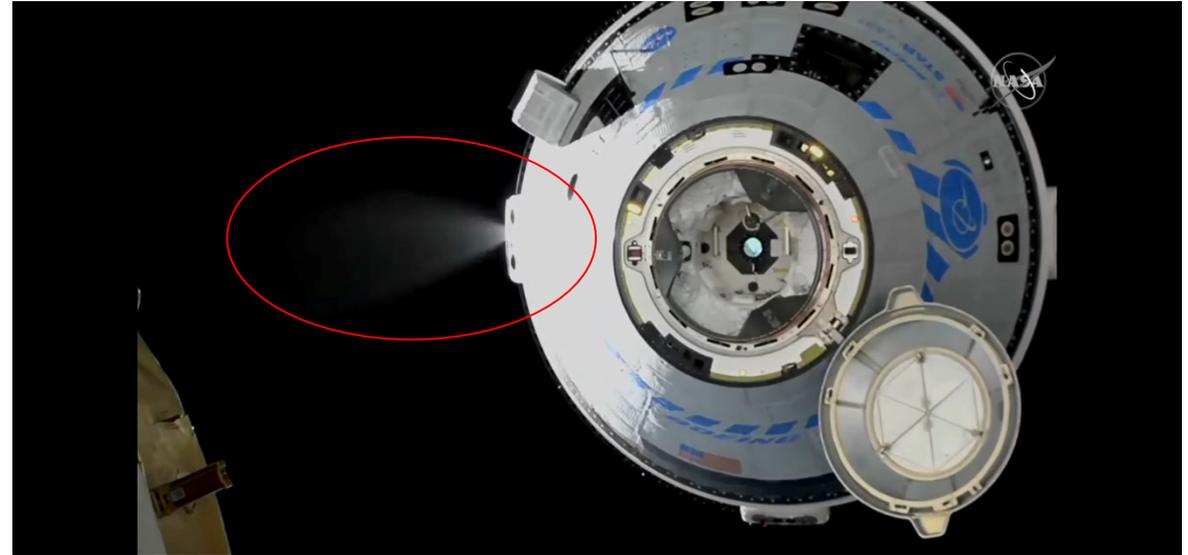
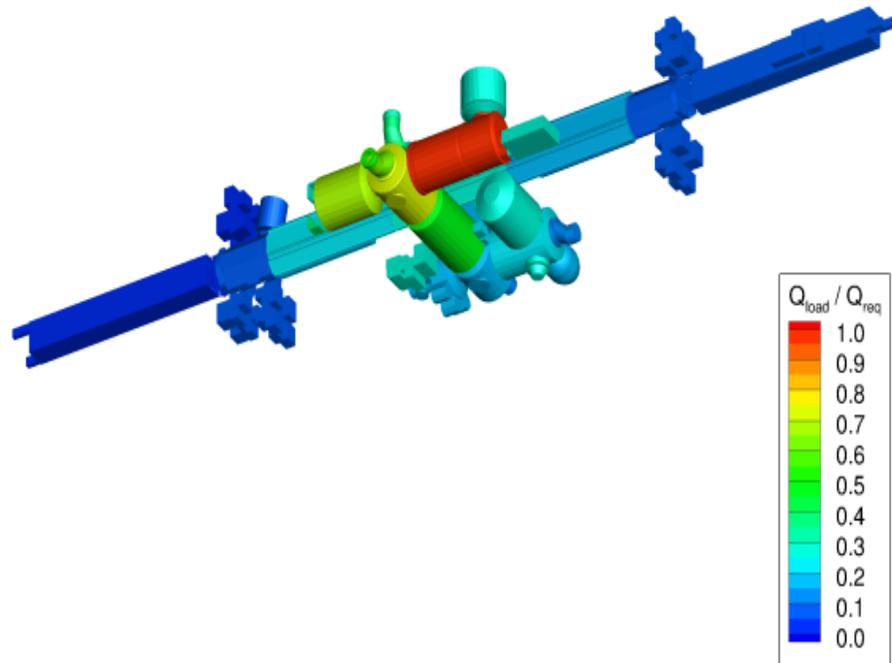
- Più di 150 lanci di veicoli verso la ISS
- I veicoli sono dotati di propulsori per effettuare manovre di aggiustamento durante la fase di attracco e distacco



*È possibile che i flussi termici indotti dai propulsori danneggino le pareti isolanti della ISS?*

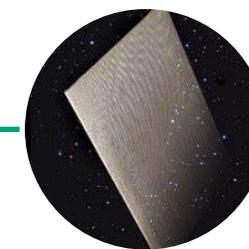
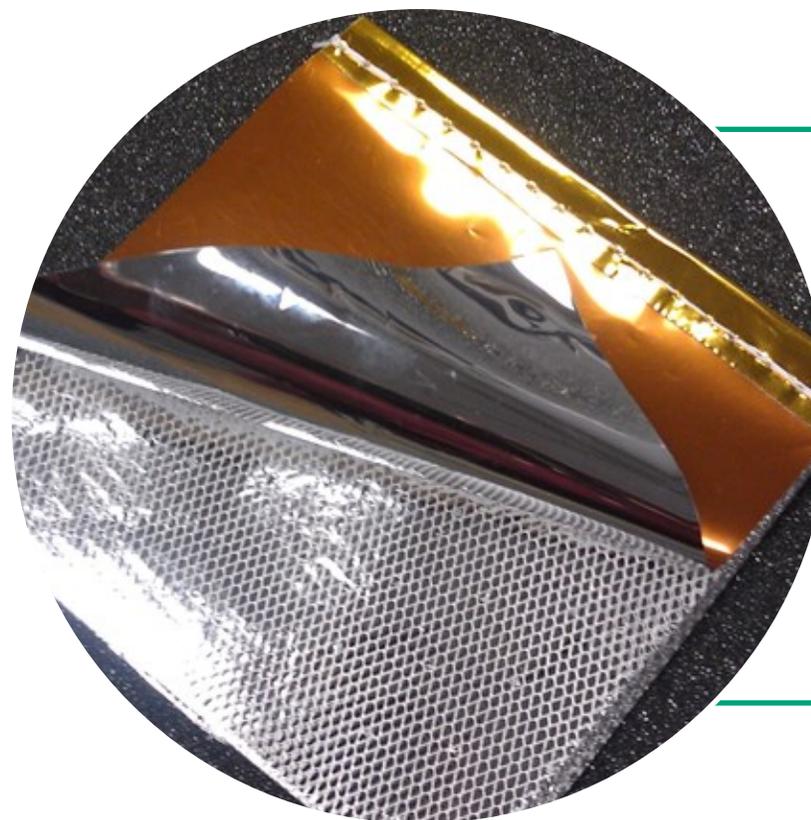


- I gas caldi esausti dei propulsori si espandono in tutte le direzioni compreso verso la ISS
- I flussi maggiori sono registrati vicino al modulo di attracco

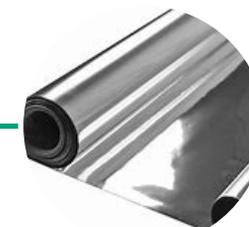


## MULTI LAYER INSULATION

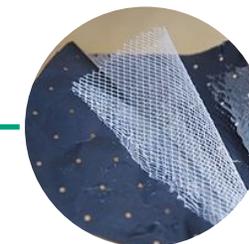
- Sistema di controllo termico PASSIVO
- Sistema stratificato
- Rientra nella categoria degli «schermi radiativi»
- Eccelle nel isolamento termico per irraggiamento



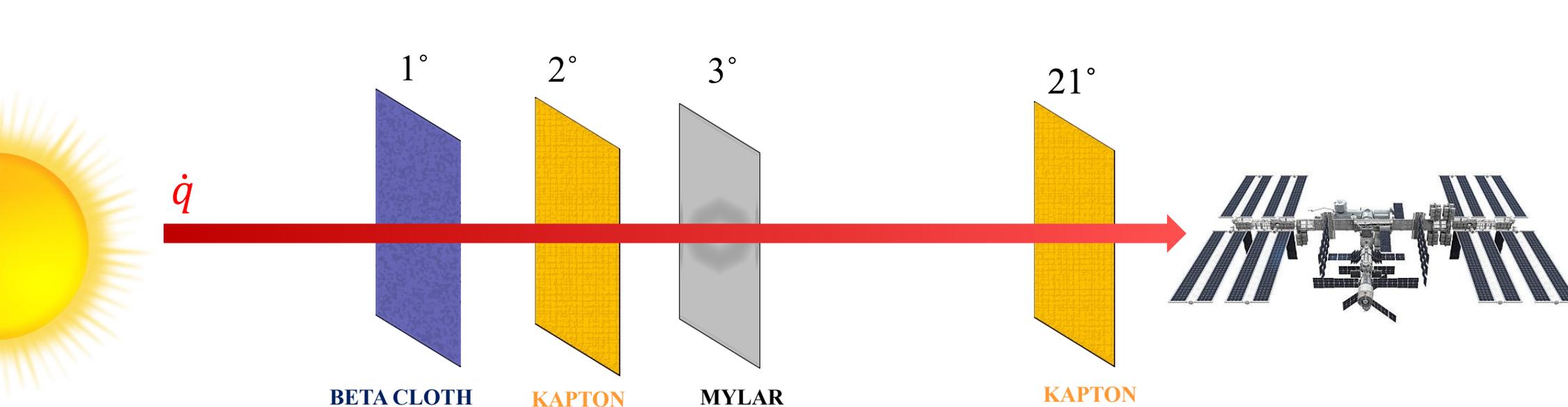
Strato  
esterno  
protettivo



Strati  
intermedi  
riflettenti



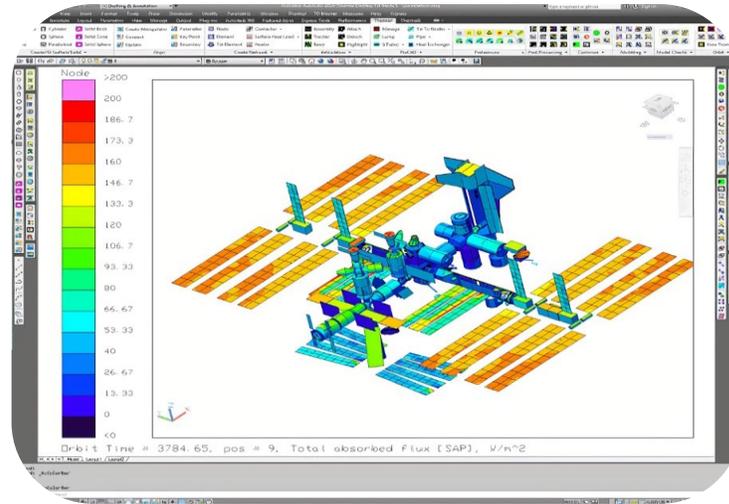
Rete  
spaziatrice



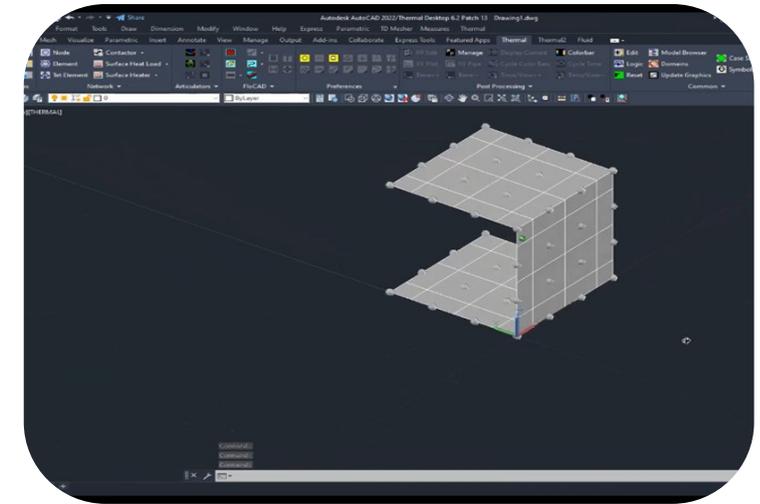
Materiale	$\alpha$	$\epsilon$	$\tau$	$\rho$ (kg/m <sup>3</sup> )	$C_p$ (J/kg·°C)	$K$ (W/m°C)	Spessore (mm)
Beta cloth	0.15	0.88	0.28	1270	750	1.38	0.020
Kapton Alluminizzato	0.14	0.05	0.05	1400	1090	0.12	0.0076-0.127
Mylar alluminizzato	0.14	0.04	0	1390	1170	0.14	0.0051-0.127



Per valutare l'effetto dei carichi termici sul MLI si è utilizzato il seguente programma di simulazione:  
**ANSYS THERMAL DESKTOP**

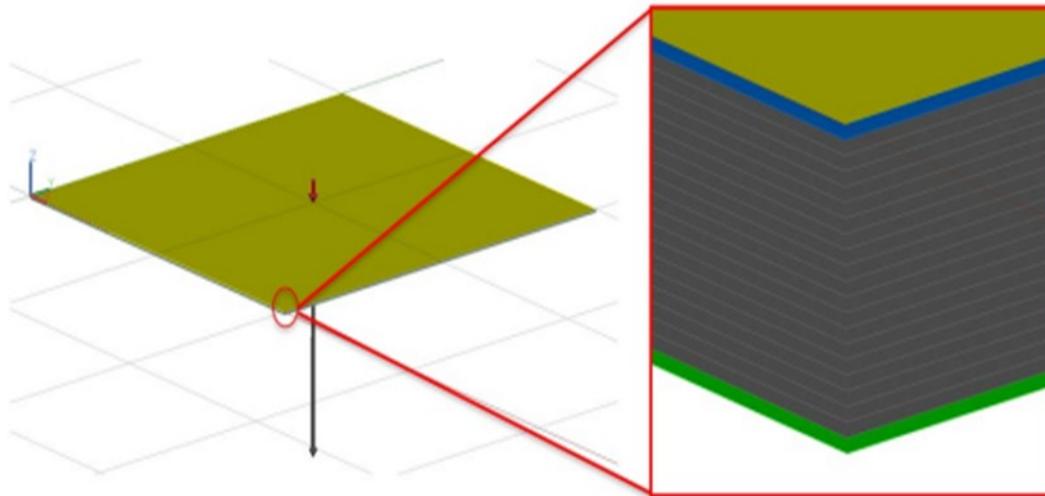


Ansys Thermal desktop un software per l'analisi del trasferimento di calore, l'irraggiamento termico, il riscaldamento ambientale e la progettazione del flusso dei fluidi



È in grado di produrre risposte analitiche sulla base di simulazioni una volta definiti tutti i parametri caratteristici del sistema.

## Specifiche tecniche per la simulazione



- Superficie 1m<sup>2</sup>
- Frontiera chiusa
- I nodi sono rappresentati da layer più un nodo extra equivalente alla ISS
- Fra ciascun layer viene interposta una resistenza conduttiva
- La distanza iniziale fra i layer è assunta pari a 0,25 mm
- L'emissività effettiva  $\epsilon^*$  iniziale viene assunta pari a 0.03.
- flusso solare costante pari a 1400 W/m<sup>2</sup>.
- I carichi termici indotti dai veicoli di passaggio vengono applicati allo strato più esterno.
- La conduttanza per unità di superficie fra strato più interno di Kapton e la superficie della ISS viene impostata a 10 W/m<sup>2</sup> °C

### TEMPERATURE LIMITE DEI LAYER

MATERIALE	FLUSSO INTERMITTENTE (°C)	FLUSSO CONTINUO (°C)
Beta cloth	315	260
Kapton alluminizzato	400	290
Mylar alluminizzato	150	121



## OBIETTIVO?

*Verificare che le temperature limite del pacchetto non vengano superate*



## CALCOLO DELLE RESISTENZE

### PROCEDIMENTO

#### 1. CONDIZIONI AL CONTORNO

$T_{int}=20^{\circ}\text{C}$  (\*fornita dai requisiti della stazione spaziale)

$T_{sup}=29,1^{\circ}\text{C}$  (\*ottenuta facendo girare la simulazione assumendo che i layer non si tocchino mai)

#### 2. CALCOLO DELL'EMISSIVITÀ

$$\varepsilon_{\text{teorico}} = \frac{1}{\frac{1}{\varepsilon_{\text{layer}}} + \frac{1}{\varepsilon_{\text{layer}}} - 1} \left( \frac{1}{N+1} \right)$$

**= 0,00097**



Assunto per via sperimentale :

**$\varepsilon^* = 0,03$**

### 3. CALCOLO DEI FLUSSI TERMICI

$$\dot{q} = \dot{q}_{\text{radiativo}} + \dot{q}_{\text{conduttivo}}$$

$$\dot{q} = \sigma \varepsilon^* A (T_{\text{sup}}^4 - T_{\text{int}}^4)$$

$$\dot{q} = 1,64 \frac{W}{m^2}$$

$$\dot{q}_{\text{radiativo}} = \sigma \varepsilon_{\text{teorico}} A (T_{\text{sup}}^4 - T_{\text{int}}^4) = 0,05 \frac{W}{m^2}$$

$$\dot{q}_{\text{conduttivo}} = \dot{q} - \dot{q}_{\text{radiativo}} = 1,58 \frac{W}{m^2}$$

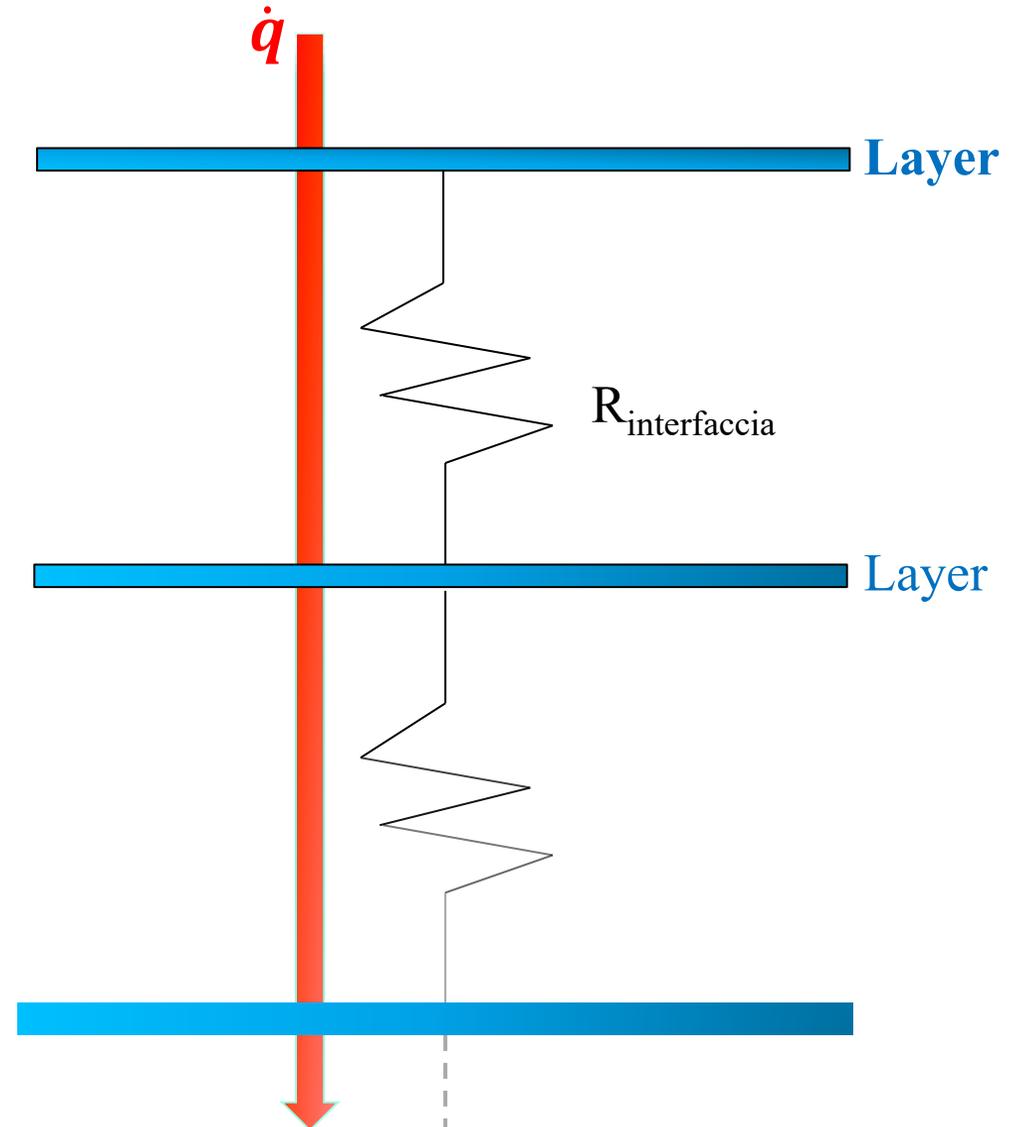
### 4. CALCOLO DELLE RESISTENZE

$$\dot{q}_{\text{conduttivo}} = A G_{\text{totale}} (T_{\text{sup}} - T_{\text{int}})$$

$$G_{\text{totale}} = \frac{\dot{q}_{\text{conduttivo}}}{A (T_{\text{sup}} - T_{\text{int}})} = 0,174 \frac{W}{K}$$

$$R_{\text{totale}} = \frac{1}{G_{\text{totale}}} = 5,747 \frac{K}{W}$$

$$R_{\text{interfaccia}} = \frac{R_{\text{totale}}}{N} = 0,288 \frac{K}{W}$$



## Temperature massime al variare della distanza tra i layer con solo flusso solare

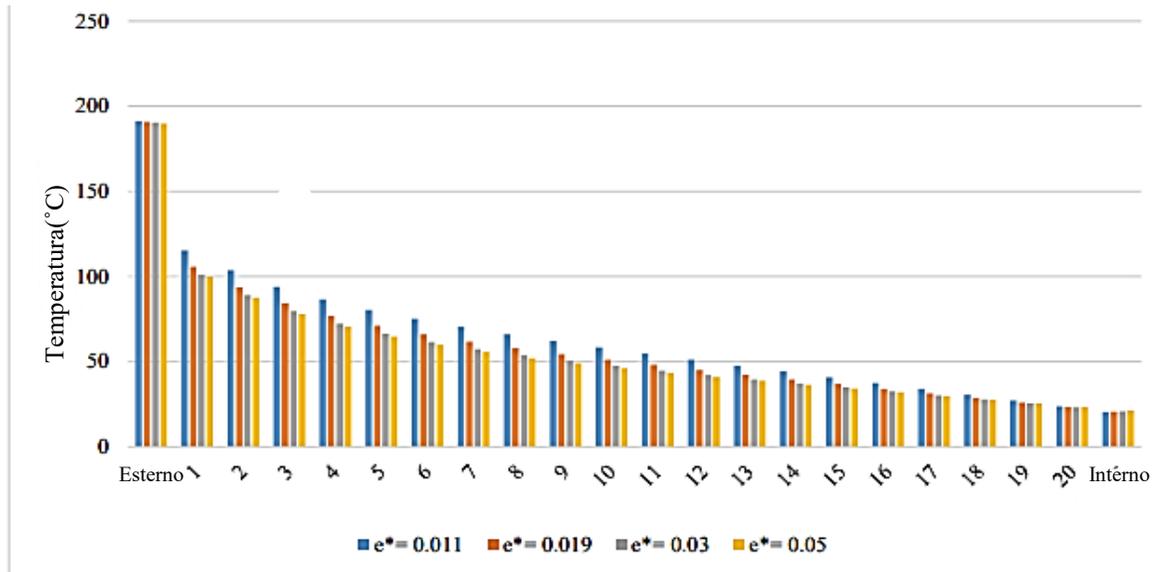
Layer	Materiale	Tmax (°C) per flusso continuo	0,025cm (°C)	0.127cm (°C)	0,25cm (°C)	1,27cm (°C)
<b>Esterno</b>	Beta cloth	260	28.1	28.2	28.1	28.2
<b>1</b>	Kapton	290	52.6	52.5	52.6	52.8
<b>2</b>	Mylar	121	51.1	51.1	51.2	51.2
<b>3</b>	Mylar	121	49.5	49.4	49.4	49.6
....	.....	...	.....	...	.....	...
<b>Interno</b>	Kapton	290	20.6	20.6	20.6	20.6

## Valori di temperatura al variare delle distanze fra i layer nel caso intermittente

Layer	Materiale	Tmax (°C) per flusso intermittente (64 kW/m <sup>2</sup> )	0,025cm (°C)	0.127cm (°C)	0,25cm (°C)	1,27cm (°C)
<b>Esterno</b>	Beta cloth	315	190.7	190.8	190.8	190.9
<b>1</b>	Kapton	400	101.4	101.3	101.4	101.4
<b>2</b>	Mylar	150	89.4	89.2	89.3	89.3
<b>3</b>	Mylar	150	79.9	79.8	79.9	79.9
....	.....	...	.....	...	.....	...
<b>Interno</b>	Kapton	400	20.8	20.8	20.8	20.8

## Temperature al variare della conduttanza nel caso intermittente

Layer	Materiale	Tmax (°C) per flusso intermittente	$\varepsilon^* = 0,011$ (1,2 W/K) (°C)	$\varepsilon^* = 0,019$ (2,16 W/K) (°C)	$\varepsilon^* = 0,03$ (3,47 W/K) (°C)	$\varepsilon^* = 0,05$ (5,86 W/K) (°C)
<b>Esterno</b>	Beta cloth	315	191.6	191.2	190.7	190.9
<b>1</b>	Kapton	400	115.6	106.1	101.3	100.1
<b>2</b>	Mylar	150	104	94.2	89.2	87.9
<b>3</b>	Mylar	150	94.3	84.6	79.7	78.4
....	.....	...	.....	...	.....	...
<b>Interno</b>	Kapton	400	20.5	20.6	20.8	21.3



Aumentando  $\varepsilon^*$  aumenta la conduttanza, il calore risulta meglio distribuito

## Temperature al variare del picco d'intensità e della durata

Layer	Materiale	Tmax (°C) per flusso intermittente	64 kW/m <sup>2</sup>	48 kW/m <sup>2</sup>	32 kW/m <sup>2</sup>	16 kW/m <sup>2</sup>	0.5 kW/m <sup>2</sup>
			per 0.5s (°C)	per 0.66s (°C)	per 1s (°C)	per 2s (°C)	per 0.5s (°C)
<b>Esterno</b>	Beta cloth	315	190.7				
<b>1</b>	Kapton	400	101.3				
<b>2</b>	Mylar	150	89.2				
<b>3</b>	Mylar	150	79.7				
....	.....	...	.....				
<b>Interno</b>	Kapton	400	20.8				

**WORST HOT CASE**



Maggior riscaldamento della superficie esterna per l'alta intensità



Minor dispersione di calore negli strati più interni per la breve durata

**CASI RIMANENTI**

Maggior dispersione di calore negli strati più interni



Minor riscaldamento della superficie esterna

## CONCLUSIONI

### NON SONO MAI STATE SUPERATE LE TEMPERATURE LIMITE DEI MATERIALI

- ✓ Carichi termici indotti dai veicoli di passaggio, per le tipiche durate con cui vengono applicate non possono eccedere le temperature limite dei materiali del multi layer insulation system.
- ✓ Questo studio dimostra la grande efficienza e validità di questa tipologia di isolamento termico applicata al campo aerospaziale.
- ✓ Queste conclusioni si applicano solo a questa specifica tipologia e conformazione del pacchetto, utilizzo di altri materiali potrebbero aver portato a risultati molto diversi.

1. Dunmore Aerospace, StarCrest Product Selection Guide (3rd Edition), Bristol, PA, 2021.
2. Advanced Materials, "Pure Silica Fibre," [Online]. Available:  
<https://www.finalmaterials.com/gb>
3. DuPont Kapton 500VN Polyimide Film, 125 Micron Thickness," [Online]. Available:  
[https://www.matweb.com/search/datasheet\\_print.aspx?matguid=338573ad1bdf4586aa17fa b95f3a57d7](https://www.matweb.com/search/datasheet_print.aspx?matguid=338573ad1bdf4586aa17fa b95f3a57d7).
4. L. Carrillo, Non-Aluminized Beta Cloth and MLI Conduction Evaluation, 2014.
5. D. Gilmore, "Spacecraft Thermal Control Handbook Volume 1: Fundamental Technologies," in Insulation, 2002, p. 163.
6. Brandon Hoffmann Jacobs – NASA Johnson Space Center – Houston, TX Abigail Zinecker NASA Johnson Space Center – Houston, TX, NASA.
7. [Ansys Thermal Desktop](#) | [Ansys](#)