

Università degli Studi di Padova – Dipartimento di Ingegneria Industriale

Corso di Laurea in Ingegneria Aerospaziale

***Relazione per la prova finale***  
***«Studio della tecnologia degli scudi termici per***  
***applicazioni aerospaziali»***

Tutor universitario: Prof. Marco Azzolin

Laureando: *Francesco Gerardo di Roma*

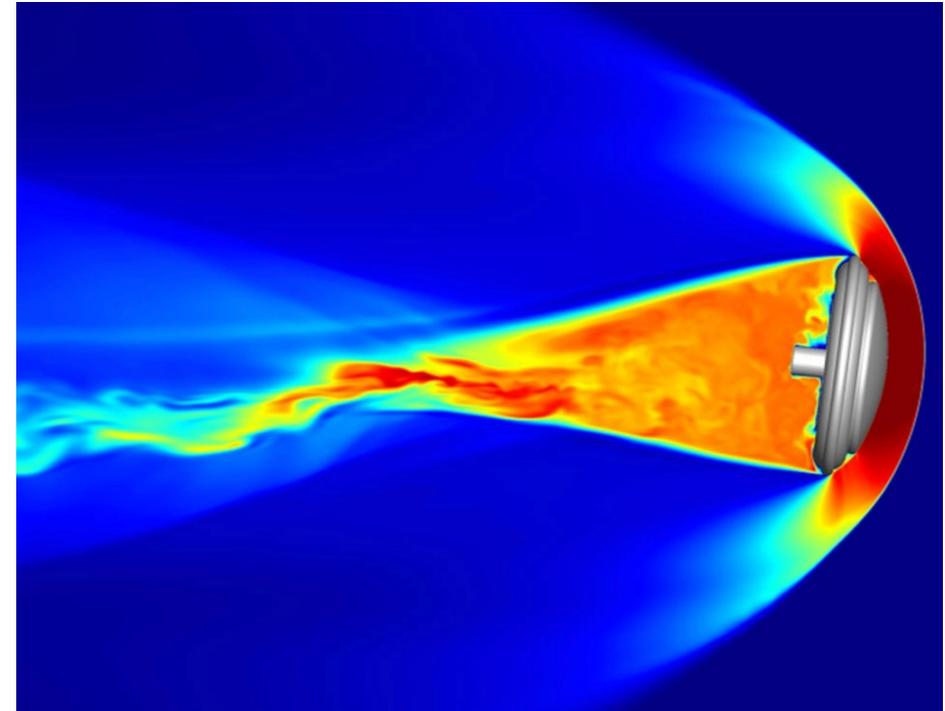
Padova, 20/09/2024

## Il ruolo dello scudo termico

Protegge il veicolo aerospaziale dal calore sviluppato durante il rientro a causa dell'attrito atmosferico, permettendone il funzionamento adeguato.

### Requisiti di progettazione:

- Resistenza a temperature estreme;
- Resistenza meccanica → Trazione e compressione;
- Durabilità → Evitare la degradazione dello scudo;
- Peso e imballaggio → Capacità del carico utile.



CFD del modello di uno scudo termico

<https://www.nasa.gov/wp-content/uploads/2023/04/freeflightcf.png>

Analisi dei cambiamenti riguardanti gli scudi termici, evidenziando i progressi ottenuti.

Principio di funzionamento dei modelli ablativi e del modello ad isolamento refrattario

Confronto

Sviluppo degli scudi termici gonfiabili

Progressi tramite l'integrazione delle conoscenze acquisite da campi affini al mondo dei sistemi di protezione termica (TPS)

La prestazione dei TPS dipende principalmente da tre fondamentali meccanismi di trasferimento del calore:

## Equazione generale della conduzione:

$$\rho c_v \frac{\partial T}{\partial \tau} = \nabla \cdot (k \nabla T) + H$$

- $\rho$  = densità del materiale [kg/m<sup>3</sup>]
- $c_v$  = calore specifico a volume costante [J/(kg·K)]
- $k$  = conducibilità termica [W/(m·K)]
- $H$  = generazione interna di calore [W/m<sup>3</sup>]

## Scambio convettivo:

$$q_{conv} = \alpha_{conv} A (T_s - T_\infty)$$

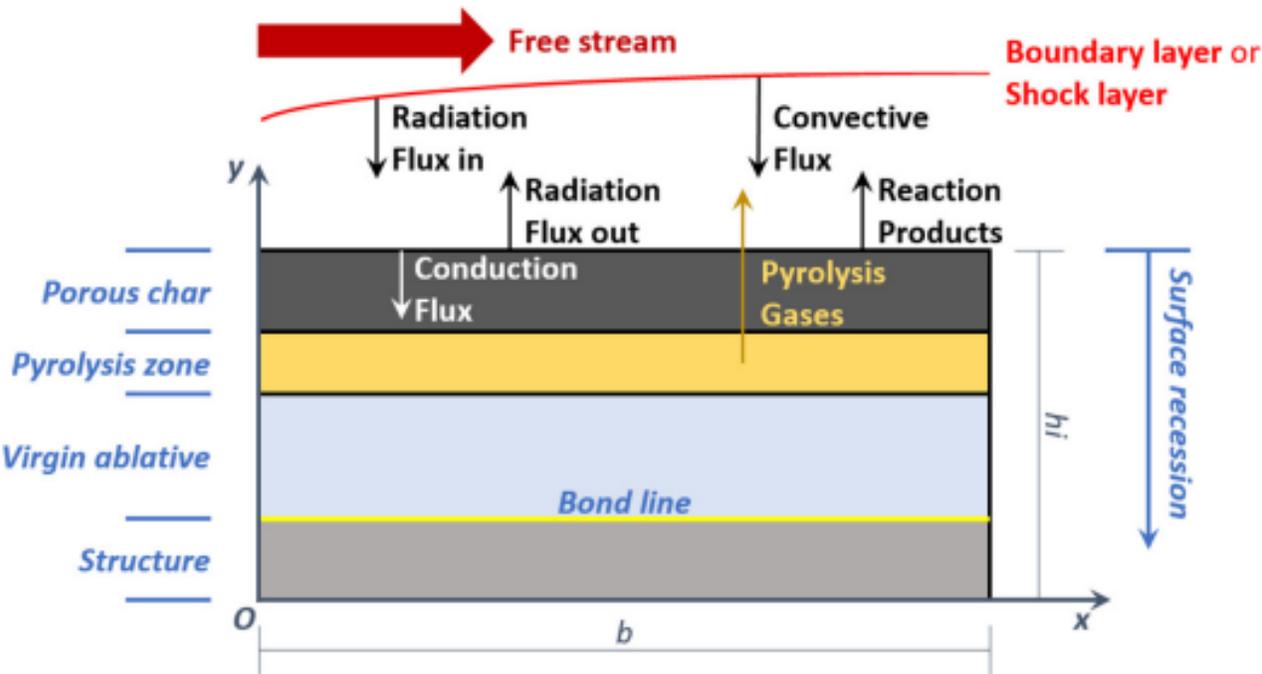
- $\alpha_{conv}$  = coefficiente di convezione [W/(m<sup>2</sup>·K)]
- $T_s$  e  $T_\infty$  = temperature della superficie e del fluido [K]

## Scambio radiativo:

$$q_{rad} = \frac{\sigma(T_1^4 - T_2^4)}{\frac{1 - \varepsilon_1}{\varepsilon_1 A_1} + \frac{1}{A_1 F_{12}} + \frac{1 - \varepsilon_2}{\varepsilon_2 A_2}}$$

- $\varepsilon$  = emissività emisferica monocromatica [-]
- $\sigma$  = costante di Stefan-Boltzmann [W/(m<sup>2</sup>·K<sup>4</sup>)]
- $F_{12}$  = fattore di vista tra  $A_1$  e  $A_2$  (superfici grigie) [-]

Per ablazione ci si riferisce alla rimozione di un oggetto o di una parte di esso mediante vaporizzazione, scheggiatura e processi erosivi.



Schema strutturale di un processo ablativo [2]

## Equazione di Arrhenius

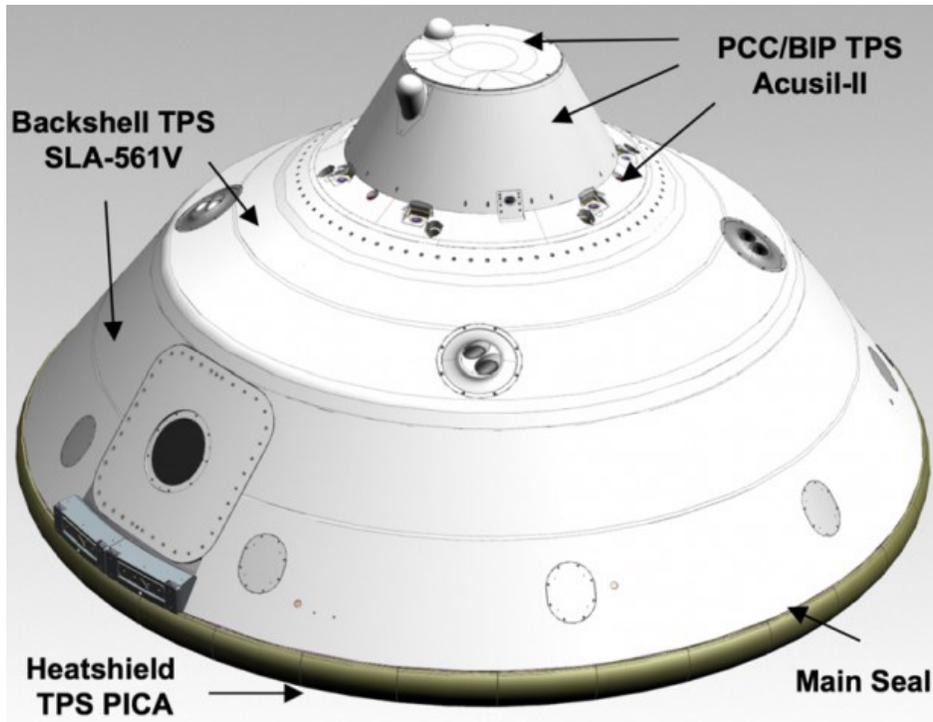
$$\frac{d\rho_s}{dt} = -A\rho_v \left( \frac{\rho_s - \rho_c}{\rho_v} \right)^n e^{\left( -\frac{E}{RT} \right)}$$

- $A$  = fattore pre-esponenziale [ $s^{-1}$ ]
- $n$  = ordine della reazione [-]
- $E$  = energia di attivazione della reazione di pirolisi del materiale [ $J/mol$ ]

I pedici  $c$ ,  $s$  e  $v$  si riferiscono rispettivamente al materiale carbonizzato, solido e vergine.

## Fattore di recessione della superficie

$$r = \frac{\dot{m}_c}{\rho_c}$$



Materiali del TPS sull'aeroshell di Mars2020 [5]

Il dimensionamento degli spessori dei materiali ha fatto affidamento sull'eredità lasciata dalla missione Mars Science Laboratory (MSL).

Durante la discesa nell'atmosfera marziana il rover era custodito in un aeroshell, che a sua volta era protetto dal calore aerodinamico da un TPS costituito da tre diversi materiali ablativi.

Composizione della capsula in ingresso:

- Cono anteriore sferico di 70° con un diametro di 4.5 m;
- Guscio posteriore biconico;
- Cono di chiusura del paracadute (PCC).

### Fattore di sicurezza

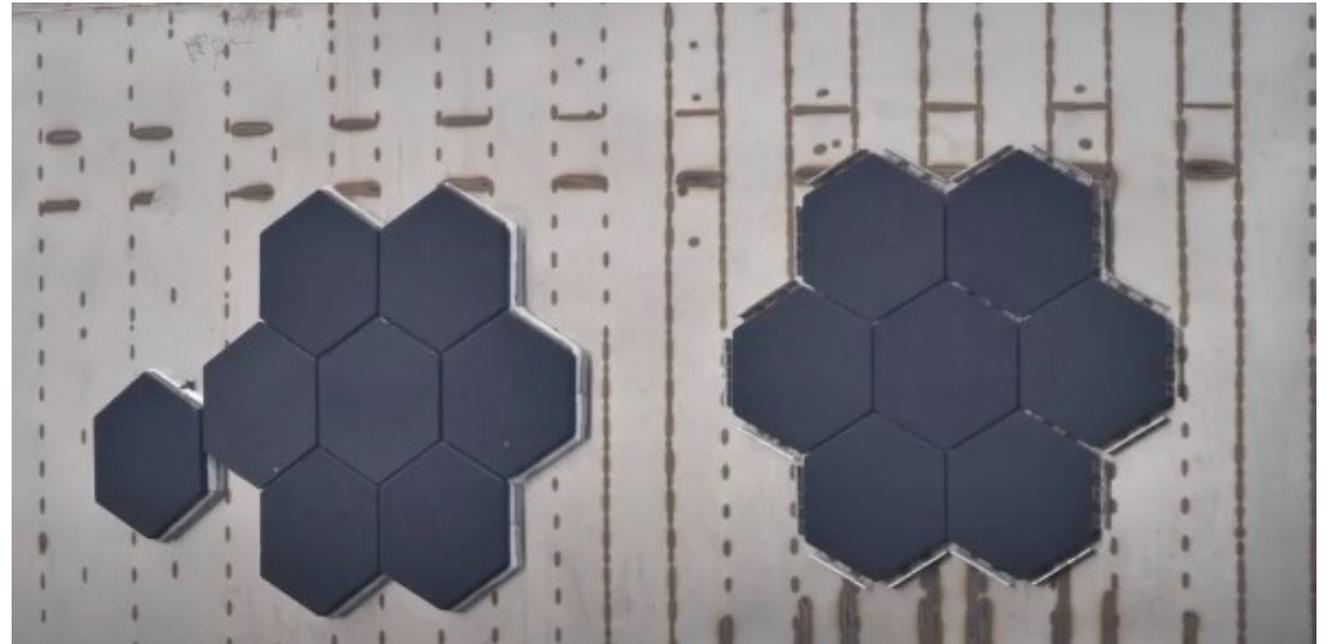
$$FS_{Progetto} = \frac{S_{progetto} - Tolleranza}{S_{margine}}$$

## Caratteristiche del materiale:

- Resistenza a temperature estreme per tempi prolungati;
- Punto di fusione elevato;
- Conducibilità termica minima.

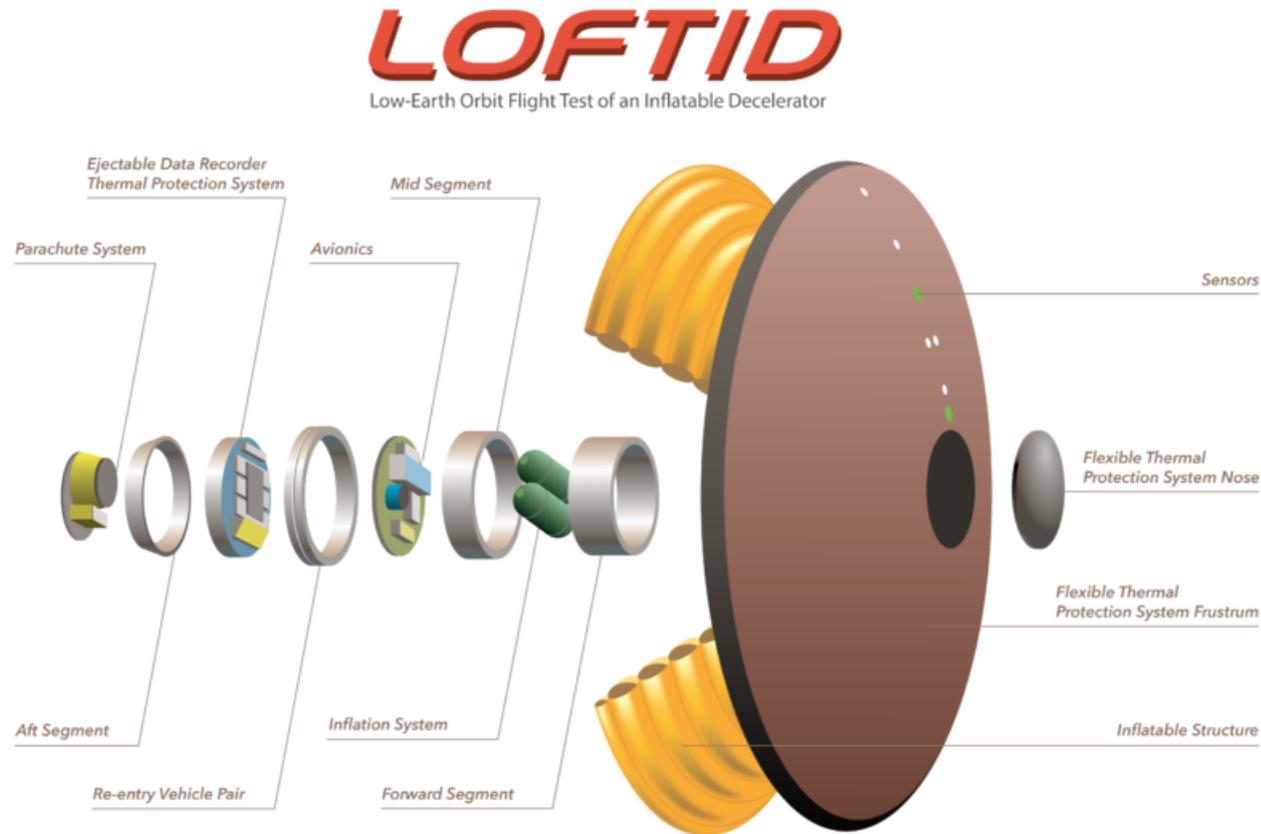
## Problematiche:

- Fragilità del materiale;
- Difficoltà di una produzione del rivestimento in grandi dimensioni.



Piastrelle termiche del prototipo Starship SN04

[https://aliveuniverse.today/images/articoli/2020/mdl/sn4\\_e.jpg](https://aliveuniverse.today/images/articoli/2020/mdl/sn4_e.jpg)



Il veicolo di rientro LOFTID

[https://www.nasa.gov/wp-content/uploads/2022/10/loftid\\_cut\\_away-01.png](https://www.nasa.gov/wp-content/uploads/2022/10/loftid_cut_away-01.png)

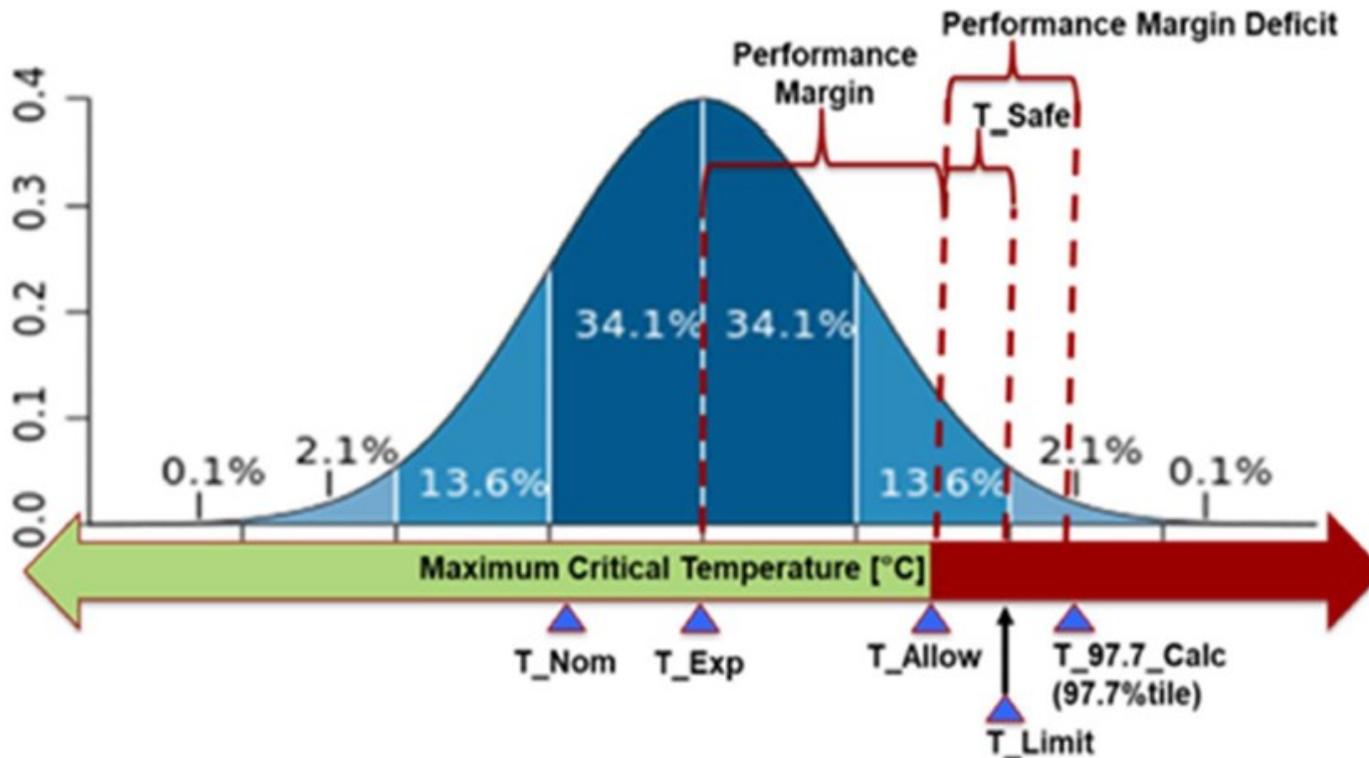
La struttura gonfiabile è costruita con una pila di anelli concentrici pressurizzati, definiti tori. Ha inoltre una resistenza a temperature superiori a 1600°C.



È protetta da:

- Strato esterno → Integrità della superficie;
- Strato intermedio → Isolamento termico;
- Strato interno → Impossibilità per i gas caldi di raggiungere la struttura.

Per il progetto LOFTID è stato eseguito un test probabilistico di margine termico, considerando le incertezze legate al riscaldamento aerodinamico e alla risposta termica dei materiali.



Istogramma idealizzato delle dispersioni di temperatura massima [9]

**Temperatura consentita durante il volo**

$$T_{Allow} = T_{Limit} - T_{Safe}$$



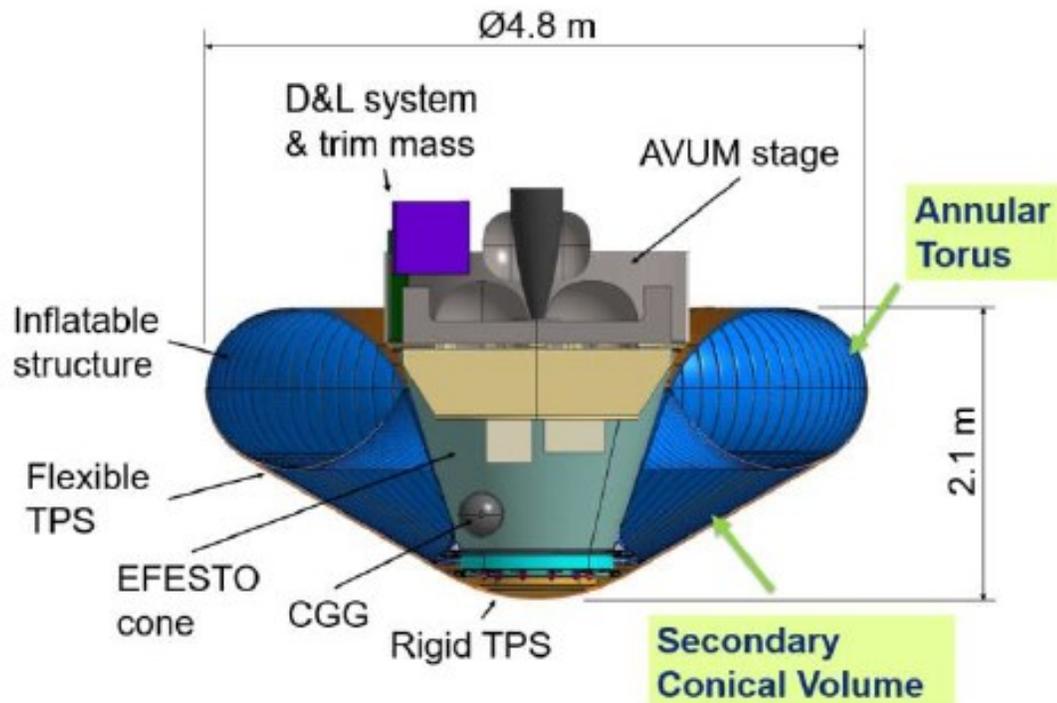
**Margine di prestazione termica**

$$P_{Margin} = T_{Allow} - T_{Exp}$$



**Deficit di margine di prestazione termica**

$$P_{Deficit} = T_{97.7} - T_{Allow}$$



Vista laterale del VEGA AVUM in configurazione di rientro [10]

### Casi di studio applicativi:

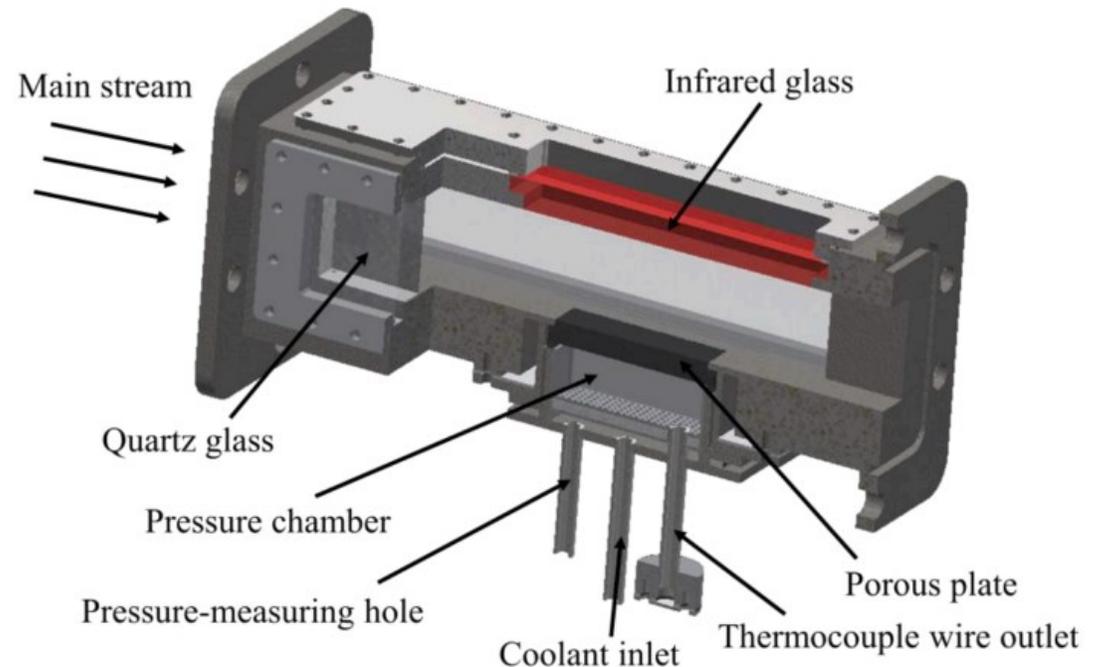
- Missione di esplorazione robotica su Marte
- Recupero dello stadio superiore AVUM del VEGA

Il toro anulare previsto ha una sezione trasversale a forma di lacrima, mentre il volume conico secondario copre l'area laterale del cono con un angolo di apertura di 120°.

## Caso di ricerca

Si tratta di un metodo attivo, che si distingue dai tradizionali metodi passivi utilizzati per i TPS, come l'ablazione.

Il raffreddamento per traspirazione a cambiamento di fase è un caso particolare studiato da parte dell'Università Tsinghua sfruttando l'utilizzo di piastre porose CMC eterogenee, in un sistema di galleria del vento supersonica.



Struttura della sezione adottata per test [11]

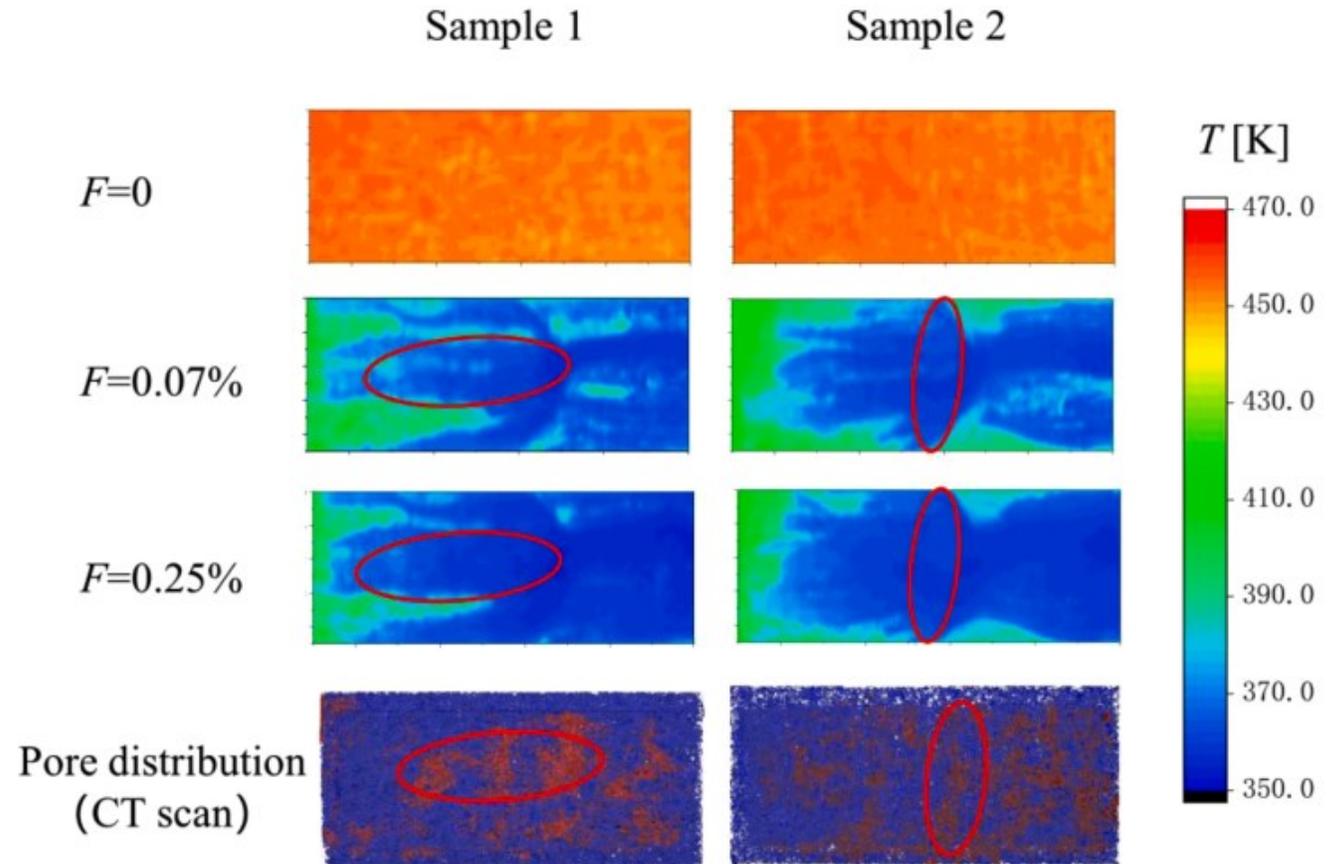
## Rapporto di iniezione

$$F = \frac{\rho_R u_R}{\rho_\infty u_\infty}$$

## Efficienza del raffreddamento

$$\eta = \frac{T_{rec} - T_w}{T_{rec} - T_R}$$

- $T_{rec}$  = temperatura di recupero del flusso principale [K]
- $T_R$  = temperatura di ingresso del refrigerante [K]
- $T_w$  = temperatura della superficie della piastra [K]



Distribuzione delle temperature e dei pori della piastra [11]

I materiali compositi intrecciati 3D sono candidati ideali per la protezione termica grazie alle loro proprietà termofisiche.



Heat Shield for Extreme Entry Environment Technology (HEEET)

<https://www.nasa.gov/wp-content/uploads/2023/04/heet-etu-closeup.jpg>

I test effettuati sullo scudo termico hanno confermato che il sistema è molto efficiente e capace di resistere a condizioni estreme, raggiungendo flussi di calore di circa  $6500 \frac{W}{cm^2}$  e pressioni di 5.5 atm.

È composto da:

- Strato esterno → Intreccio di filati di carbonio;
- Strato isolante interno → Intreccio di filati compositi.

La necessità di trasportare carichi utili maggiori e di ridurre i costi, ha portato alla realizzazione di scudi termici più performanti.

Lo studio e la ricerca coinvolgendo l'integrazione delle conoscenze di altri settori, riescono a superare le aspettative in quanto a risultati ottenuti.

Grande varietà in quanto a scudi termici a disposizione e quindi migliore capacità di adattamento alle diverse sfide presentate dalle missioni spaziali.

- [1] C. Balaji, B. Srinivasan, and S. Gedupudi, “Heat Transfer Engineering: Fundamentals and Techniques”, London, United Kingdom: Academic Press, an imprint of Elsevier, pp. 1–422, Jan. 2020.
- [2] A. Riccio, F. Raimondo, A. Sellitto, V. Carandente, R. Scigliano, and D. Tescione, “Optimum design of ablative thermal protection systems for atmospheric entry vehicles”, *Applied Thermal Engineering*, vol. 119, pp. 541–552, Jun. 2017.
- [3] H. Shu et al., “Identification of the surface heat flux of charring ablative materials using dynamic Bayesian network based on multisource information fusion”, *International Communications in Heat and Mass Transfer*, vol. 155, p. 107475, Jun. 2024.
- [4] M. Natali, J. M. Kenny, and L. Torre, “Science and technology of polymeric ablative materials for thermal protection systems and propulsion devices: A review”, *Progress in Materials Science*, vol. 84, pp. 192–275, Dec. 2016.
- [5] M. Mahzari, R. Beck, H. Hwang, J. Monk, J. Morgan, J. Williams, and K. T. Edquist, “Development and Sizing of the Mars 2020 Thermal Protection System”, NASA, 2022.
- [6] S. M. Johnson, “Thermal Protection Materials”, NASA, Sep. 2011.
- [7] S. K. Saha et al., “Fluid-structure interaction characteristics of inflatable reentry aeroshell at subsonic speed”, *Aerospace Science and Technology*, vol. 133, p. 108112, Feb. 2023.
- [8] A. M. Korzun, B. R. Hollis, A. J. Wise, D. S. Liechty, C. D. Karlgaard, and R. G. Deshmukh, “Aerodynamic Performance of the Low-Earth Orbit Flight Test of an Inflatable Decelerator (LOFTID) Technology Demonstration Mission”, NASA, 2024.
- [9] S. A. Tobin, A. J. Brune, and A. Bowes, “Loftid aeroshell thermal response uncertainty analysis utilizing the end-to-end Monte Carlo Approach”, NASA, 2024.
- [10] I. Dietlein et al., “Development of Inflatable Heat Shield Technology for Re-Entry Systems in EFESTO project”, *EUCASS*, 2022.
- [11] X. Li, Z. Liao, H. Li, P. Jiang, and R. Xu, “Phase-change transpiration cooling in heterogeneous composite porous plates: Heat transfer characteristics and their prediction”, *International Journal of Heat and Mass Transfer*, vol. 224, p. 125290, Jun. 2024.
- [12] H. Liang, W. Li, Y. Li, and Y. Li, “Machine learning-based multi-objective optimization and physical-geometrical competitive mechanisms for 3D woven thermal protection composites”, *International Journal of Heat and Mass Transfer*, vol. 232, p. 125920, Nov. 2024.
- [13] E. Venkatapathy, D. Ellerby, and P. Gage, “Enabling Future Venus in situ Missions: Heat-shield for Extreme Entry Environment Technology (HEEET) Progress toward TRL 6”, NASA, 2018.