

Università degli Studi di Padova – Dipartimento di Ingegneria Industriale

Corso di Laurea in Ingegneria ...

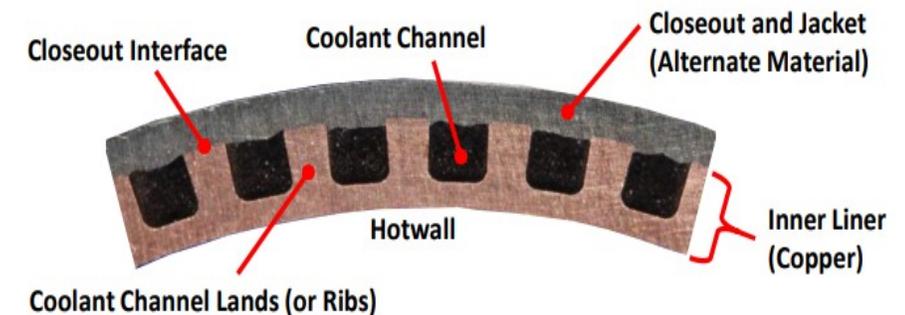
***Relazione per la prova finale  
«Metodi di Protezione Termica e  
Raffreddamento degli Ugelli dei  
Motori a Razzo»***

Tutor universitario: Prof. Francesco Barato

Laureando: *Alessandro Massimo*

Padova, 17/11/2023

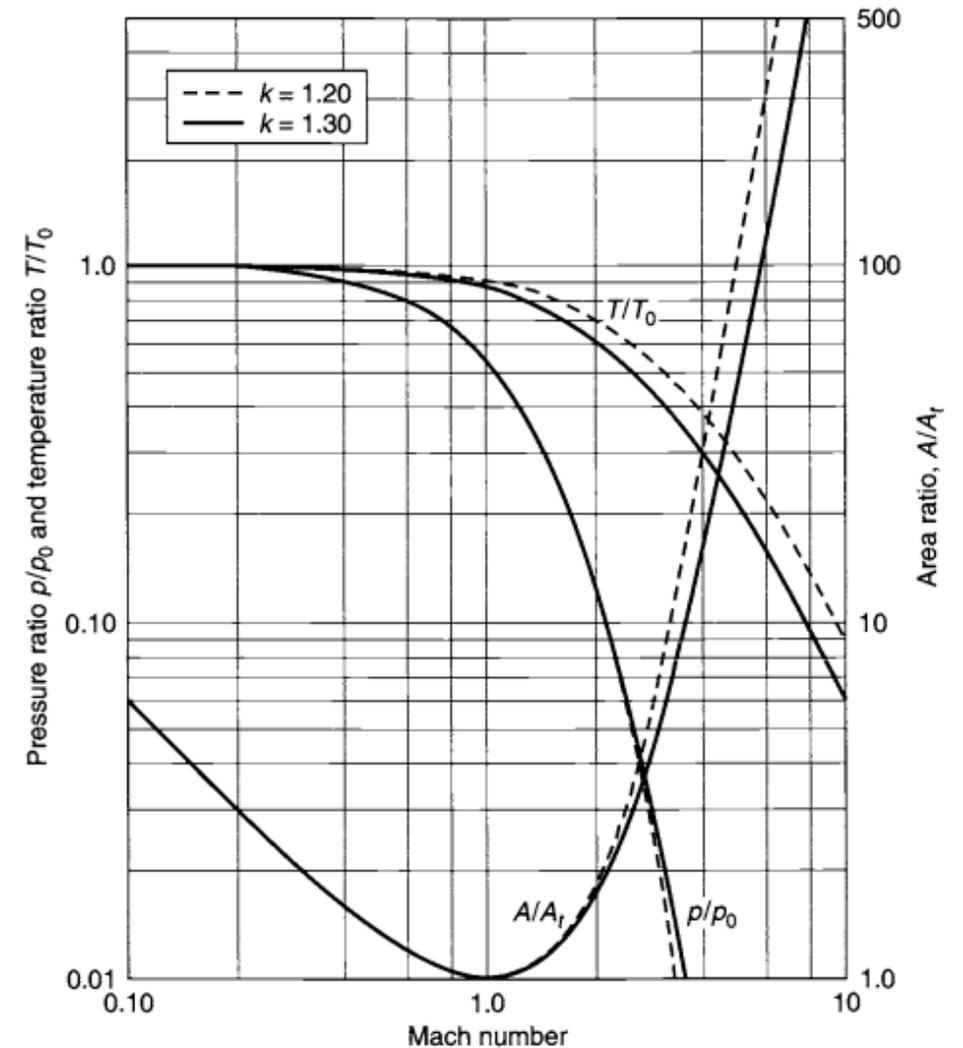
- Gli ugelli convertono l'alto carico entalpico di un gas in velocità di quest'ultimo, massimizzando così la spinta da esso prodotta.
- La temperatura di questi gas spesso superano il punto di fusione di molti materiali di uso comune.
- Sfide dal punto di vista ingegneristico sulla costruzione dell'ugello e della camera di combustione.
  - le superfici esposte ai gas di combustione possono fondere
  - le proprietà meccaniche dei materiali utilizzati peggiorano
  - elevati gradienti di temperatura producono tensioni interne
- Per far fronte a questa problematica vengono applicate diverse tecniche di protezione termica e di raffreddamento con lo scopo di mantenere basse le temperature dei materiali che costituiscono la camera di spinta.



- Questa equazione è stata Ottenuta sfruttando le equazioni termodinamiche dei fluidi comprimibili
- dati 2 punti x e y la variazione del numero di mach di un gas è correlata con quella della sezione

$$\frac{A_y}{A_x} = \frac{M_x}{M_y} \sqrt{\frac{1 + [(k-1)/2]M_y^2}{1 + [(k-1)/2]M_x^2}}^{(k+1)/(k-1)}$$

- In regime subsonico il rapporto tra superfici  $A/A_t$  cala.
- In regime supersonico sale bruscamente
- Il rapporto  $T/T_0$  «temperatura statica su totale» rimane quasi invariato a regimi subsonici
- In regime supersonico invece la temperatura statica scende



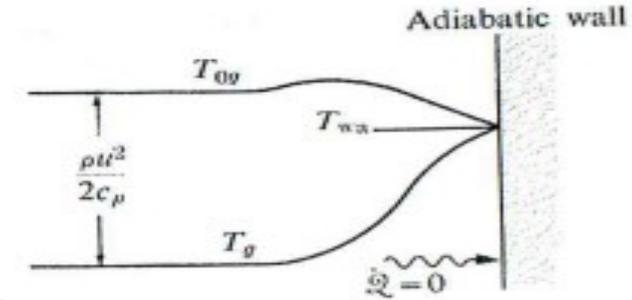
- Trasferimento di calore per convezione  $\dot{q} = h_g(T_{wa} - T_{wh})$
- $T_{wa}$  è la temperatura adiabatica di parete, diversa da quella statica e totale, la si trova tramite un fattore di recupero  $r$ .

$$r = \frac{T_{wa} - T_g}{T_{0g} - T_g}$$

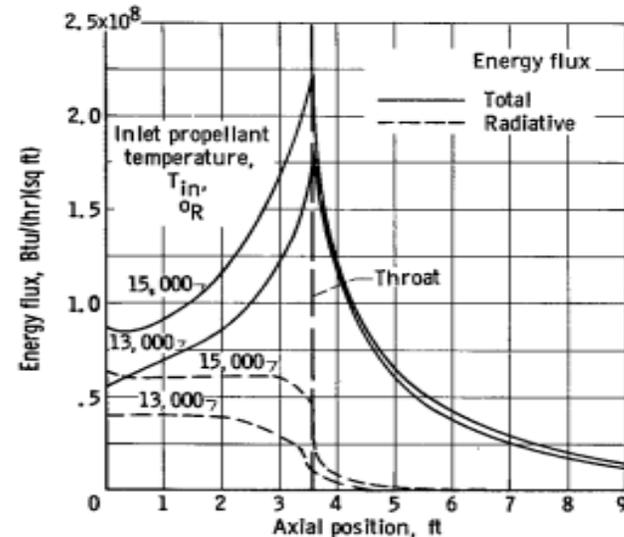
- Il coefficiente di scambio convettivo può essere stimato con l'equazione di Bartz,  $\sigma$  è un fattore correttivo che tiene conto del cambio di proprietà del gas sullo strato limite.

$$h_g = \left[ \frac{0.026}{D_t^{0.2}} \left( \frac{u_0^{0.2} c_p}{P_r} \right) \left( \frac{P_0 g}{c^*} \right)^{0.8} \left( \frac{D_t}{r_c} \right)^{0.1} \right] \left( \frac{A_t}{A} \right)^{0.9} \sigma$$

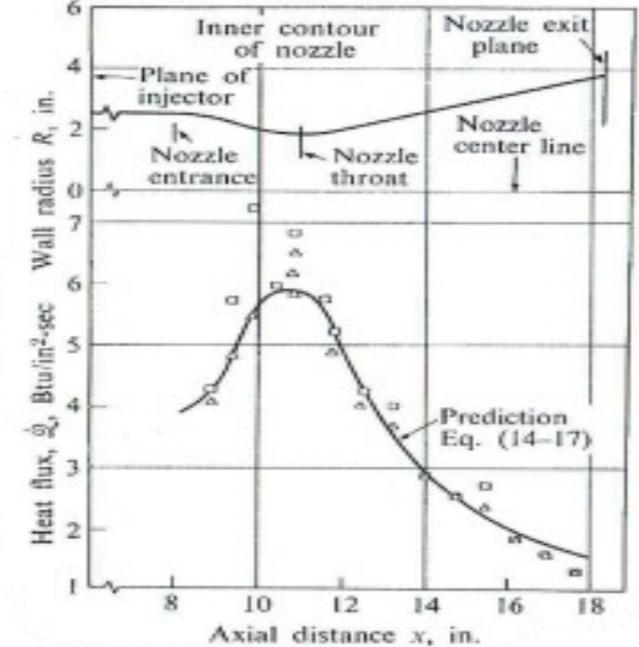
$$\sigma = \left[ 1 + \frac{k-1}{2} RM^2 \right]^{-0.8+0.2m} \left[ 1 + \frac{k-1}{2} M^2 \right]^{-0.2m}$$



- Nel grafico indicato alla nostra destra notiamo un forte innalzamento del flusso di calore in prossimità della gola.

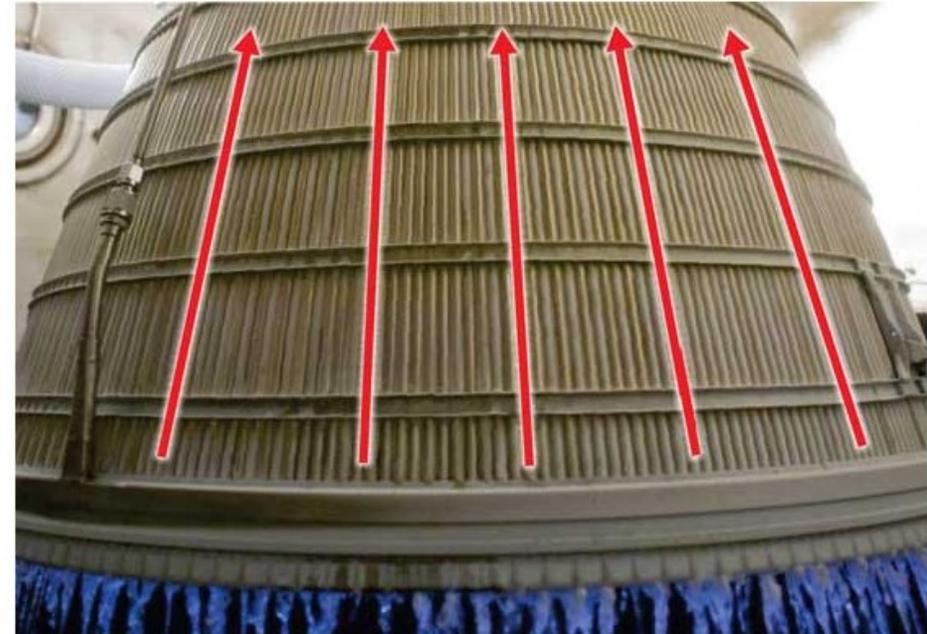


- Trasferimento di calore per irraggiamento
- Può arrivare al 35% del calore totale ed è difficile da prevedere poiché il gas è semitrasparente e le sue proprietà cambiano al variare di pressione e temperatura.
- Il grafico alla sinistra ne mostra i risultati ottenuti grazie all'uso del metodo Monte Carlo «mantenendo costante la temperatura delle pareti a 4000°R».



- Notiamo che il flusso di calore per irraggiamento è fortemente dipendente dalla temperatura d'ingresso e che una volta superato la gola cala drasticamente.
- Ciò non solo è dovuto dal calo di temperatura del gas ma anche dal fatto che il coefficiente di assorbimento medio del gas cala al calare di temperatura e pressione.

- Si fa circolare una piccola parte del propellente ancora liquido attorno la camera di spinta attraverso delle condutture
- Il calore che sarebbe andato disperso viene assorbito dal propellente liquido «leggero aumento di spinta»
- Maggiori flussi di calore alla gola, lì si fa circolare più velocemente il refrigerante per aumentare il coefficiente di scambio convettivo.



- Flusso di calore monodimensionale
  - Superfici piate ed infinitesime con parete esterna adiabatica
  - Gas trasferisce calore solo per convezione
  - Il trasferimento di calore non influisce la combustione della camera di spinta

- Convezione gas-parete già descritta
- Conduzione lungo la parete

$$q = \frac{\lambda_w}{\delta_w} (T_{wg} - T_{wf})$$

- Convezione parete-refrigerante

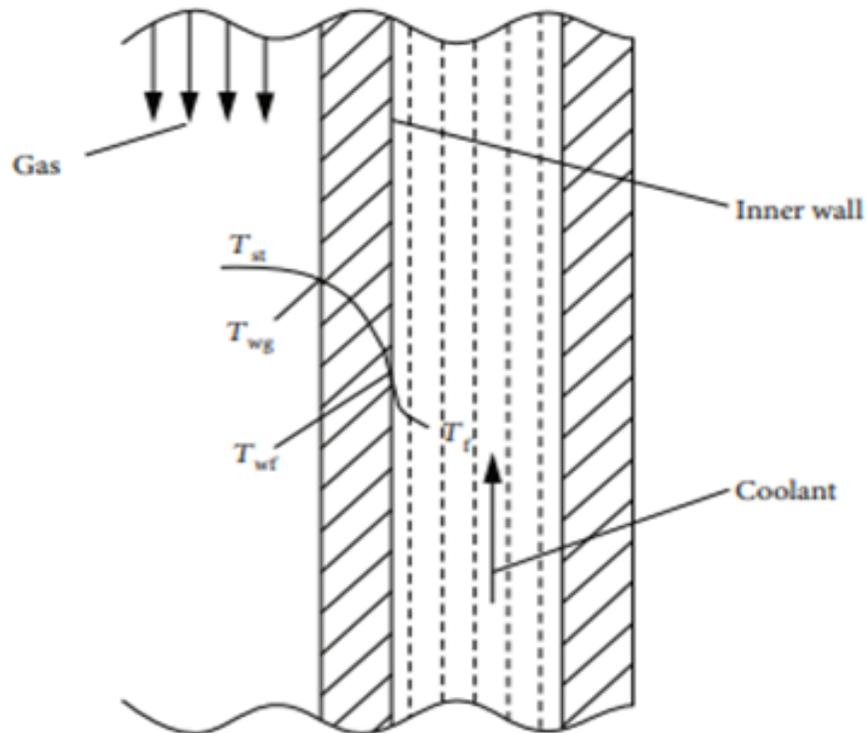
$$q = h_f (T_{wf} - T_l)$$

- Coefficiente di scambio termico convettivo monodimensionale

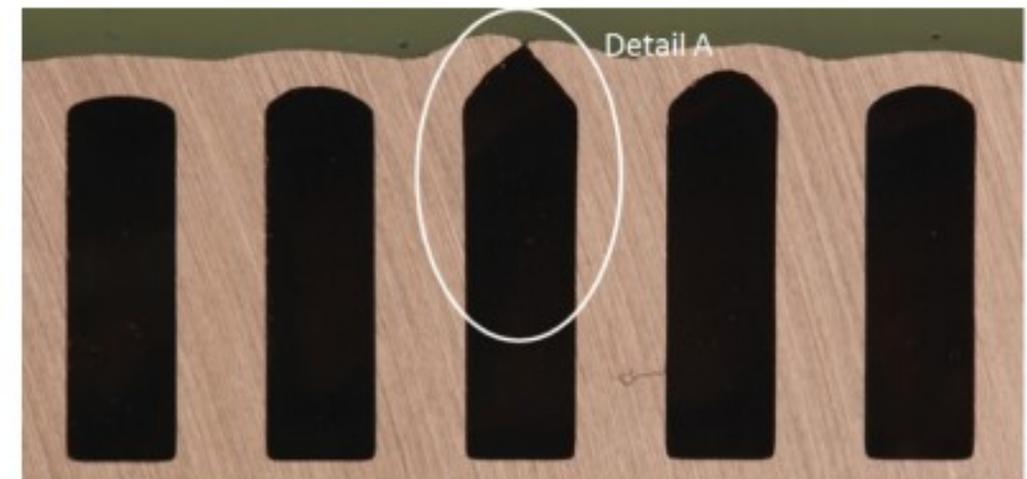
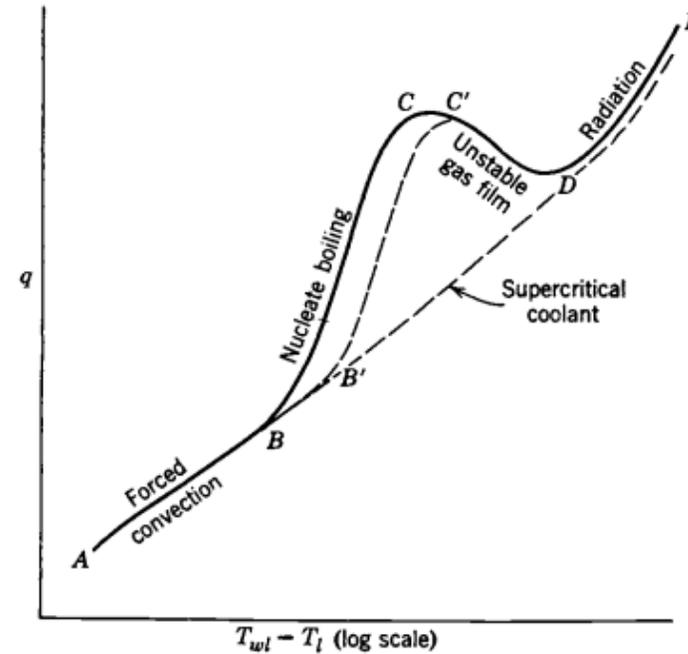
$$Nu = 0.021 Re^{0.8} Pr_f^{0.43} \left( \frac{Pr_f}{Pr_w} \right)^{0.23} \quad h_c = \frac{Nu \lambda_f}{d_e}$$

- Influenza pareti che suddividono i canali tra loro

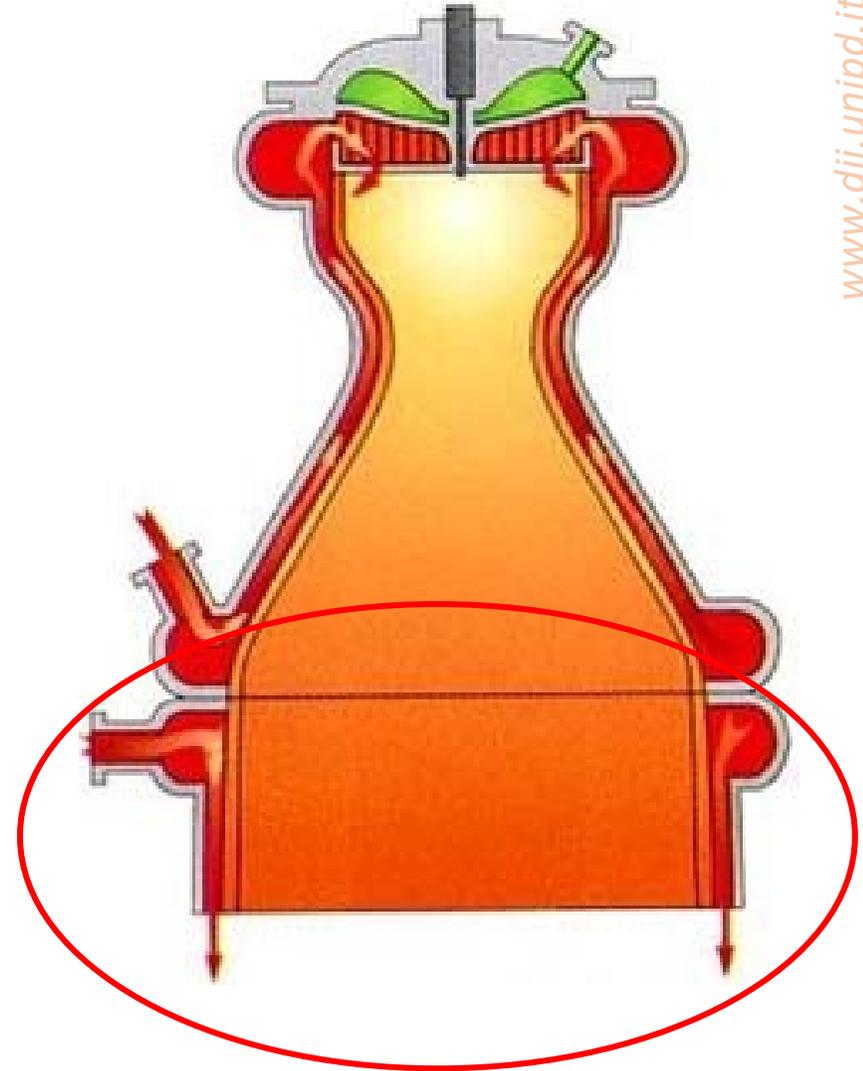
$$\eta_p = \frac{h_f}{h_c} \quad \eta_p = \frac{a}{a+b} + \frac{2h}{a+b} \frac{\tan(h/b \sqrt{(2h_c b)/\lambda_w})}{h/b \sqrt{(2h_c b)/\lambda_w}}$$



- Forte dipendenza dalle proprietà del fluido
- Tratto A-B non c'è cambio di fase
- Tratto B-C piccole bolle sulla superficie che causano turbolenza sulla parete del condotto, si staccano, raggiungono zone del fluido più fredde e implodono.
- Tratto C-D il numero e la quantità di bolle formate crea un film che ostacola lo scambio di calore
- Tratto D-E la maggior parte del calore si trasmette per irraggiamento «non ci interessa»
- Tratto B-D quando si fa uso di un refrigerante super critico poiché quest'ultimo non cambia fase
- I condotti causano ulteriori perdite di carico
- alta pressione del propellente liquido
- Forti gradienti di temperatura e stress termici
- Differenza di pressione tra due condotti adiacenti
- Numerosi cicli di accensione e spegnimento e sollecitazioni a fatica



- Stesso concetto del raffreddamento per rigenerazione
- Il refrigerante viene espulso una volta svolto il suo compito
- Il refrigerante può essere surriscaldato, l'espulsione di quest'ultimo genera parte della spinta
- Non è necessario compensare le perdite di carico
- Il propellente destinato al raffreddamento non è pienamente sfruttato poiché non fa parte della parte della combustione



- Spesso utilizzato in soccorso di altri metodi di raffreddamento «rigenerativo»
  - Iniettare una piccola parte di propellente
  - Film protettivo
  - Abbassamento della temperatura adiabatica
  - Ridotti flussi di calore e stress termici
- 
- Velocità refrigerante più vicina possibile al gas di combustione
  - Perdita di performance proporzionale alla portata di refrigerante utilizzata
- 
- Possiamo sviluppare sulla parete un film gassoso o liquido

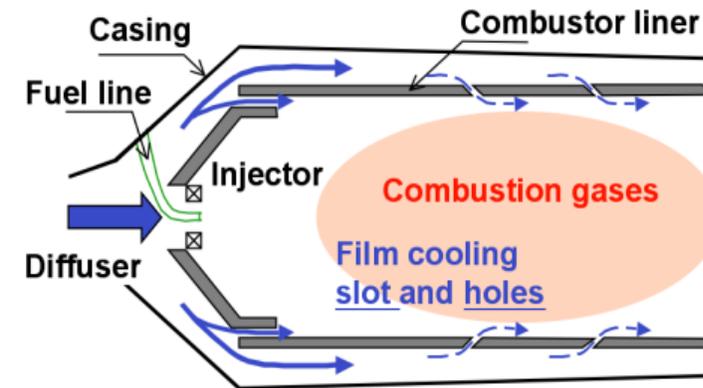
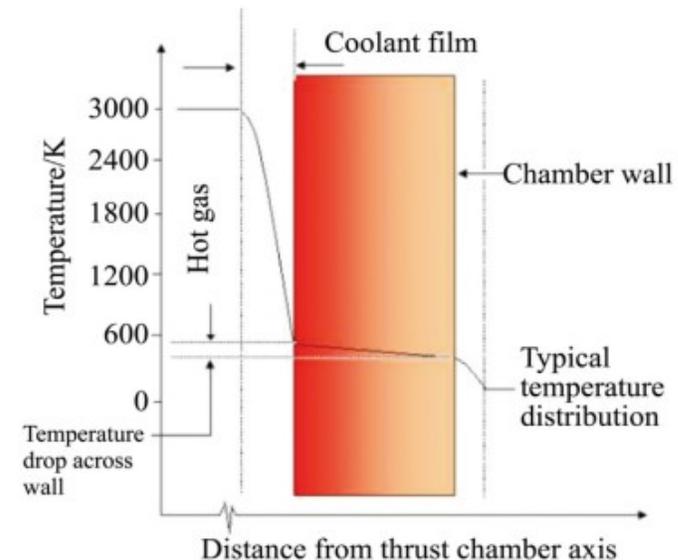


Figure Adapted from  
Cruz (2008)



- A film gassoso appunto se si forma un film protettivo allo stato gassoso.
- Definiamo l'efficienza di raffreddamento come:  $\eta = \frac{T_{ad} - T'_{ad}}{T_{ad} - T_c}$
- Con  $T'_{ad}$  la temperatura adiabatica del film protettivo,  $T_{ad}$  invece se non ci fosse refrigerante .
- Diverse correlazioni empiriche con il metodo dello strato limite, l'efficienza dipende dal numero di Reynold del refrigerante, velocità dei due gas e caratteristiche dello slot.
- Modello di Hatch & Papell
- Considera il film protettivo uno strato di puro refrigerante, poi effettua le diverse correzioni per tenere conto del rimescolamento con il gas di combustione.
- Rispetto il metodo dello strato limite tiene conto di altre caratteristiche dello slot come, ad esempio l'inclinazione.
- Seller ha inoltre dimostrato che con opportune modifiche è possibile calcolare l'efficienza per più file di slot.

$$\ln(\eta) = - \left( \frac{h_g L x}{(\dot{w} C_p)_c} - K \right) \left( \frac{S V_g}{\alpha_c} \right)^{\frac{1}{8}} f \left( \frac{V_g}{V_c} \right) + \ln \left( \cos(0.8 \beta_{eff}) \right) - \left( 0.08 \left( \frac{V_g}{V_c} \right)_{solo\ se\ \left( \frac{V_g}{V_c} \right) > 1} \right)$$

$$f \left( \frac{V_g}{V_c} \right) = 1 + 0.4 \tan^{-1} \left( \frac{V_g}{V_c} - 1 \right) \quad se \left( \frac{V_g}{V_c} \right) \geq 1$$

$$f \left( \frac{V_g}{V_c} \right) = \left( \frac{V_g}{V_c} \right) 1.5 \left( \frac{V_g}{V_c} - 1 \right) \quad se \left( \frac{V_g}{V_c} \right) \leq 1$$

$$\beta_{eff} = \tan^{-1} \left( \frac{\sin \beta}{\cos \beta + \frac{(\rho V)_g}{(\rho V)_c}} \right)$$

- Ridurre drasticamente il calore prodotto dalle pareti, ne sfrutta inoltre il cambio di fase per fornire un miglior raffreddamento.
- Emmons ha condotto uno studio teorico sperimentale per darci informazioni riguardo lo scambio di calore
- Per la fase liquida il modello utilizzato tiene conto di un flusso di gas turbolento che passa sopra un film di refrigerante liquido a temperatura di ebollizione
- Ne ha così ricavato il rapporto della portata di massa per unità di superficie del refrigerante con quella del gas di combustione ed il numero di Nusselt

$$\frac{Q}{G} = V_m k_V (T_g - T_V) \left( \frac{2\gamma_g \theta_o v}{F_o} - \frac{13.89 \gamma_g V_m k_v (T_g - T_V)}{b \gamma_g \sqrt{\frac{F_o}{2}}} \right)^{-1}$$

$$Nu = \frac{F_o Re}{2} \left( \frac{V_g k_g v}{V_m k_V v_s} - \frac{89.3 \sqrt{F_o} k_g (T_g - T_V)}{\gamma_g \theta_o v_s} \right)^{-1}$$

- Per la fase gassosa è stato usato un modello simile a quello di Hatch & Papell ma senza supporre la presenza di una parete adiabatica.
- Ne ha così trovato l'efficienza di Raffreddamento «ha una definizione diversa da quella del caso precedente».

$$\ln(\eta) = \frac{T_g - T_w - \frac{2q_w}{h_w}}{T_g - T_w - 2T_V} = - \frac{2\pi D h_g x}{\dot{w}_{fc} c_{pc}} f \left( \frac{\dot{w}_g}{\dot{w}_{fg}} \right)$$

$$\text{Dove } f \left( \frac{\dot{w}_g}{\dot{w}_{fg}} \right) = 1 + 0.25 \tan^{-1} \left( 15 - \frac{\dot{w}_g}{\dot{w}_{fg}} \right)$$

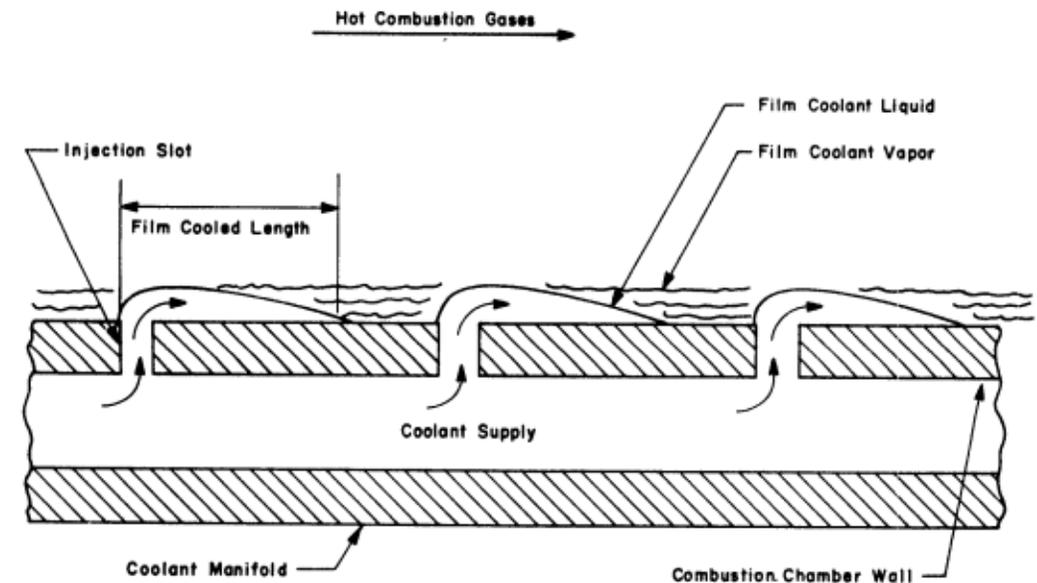
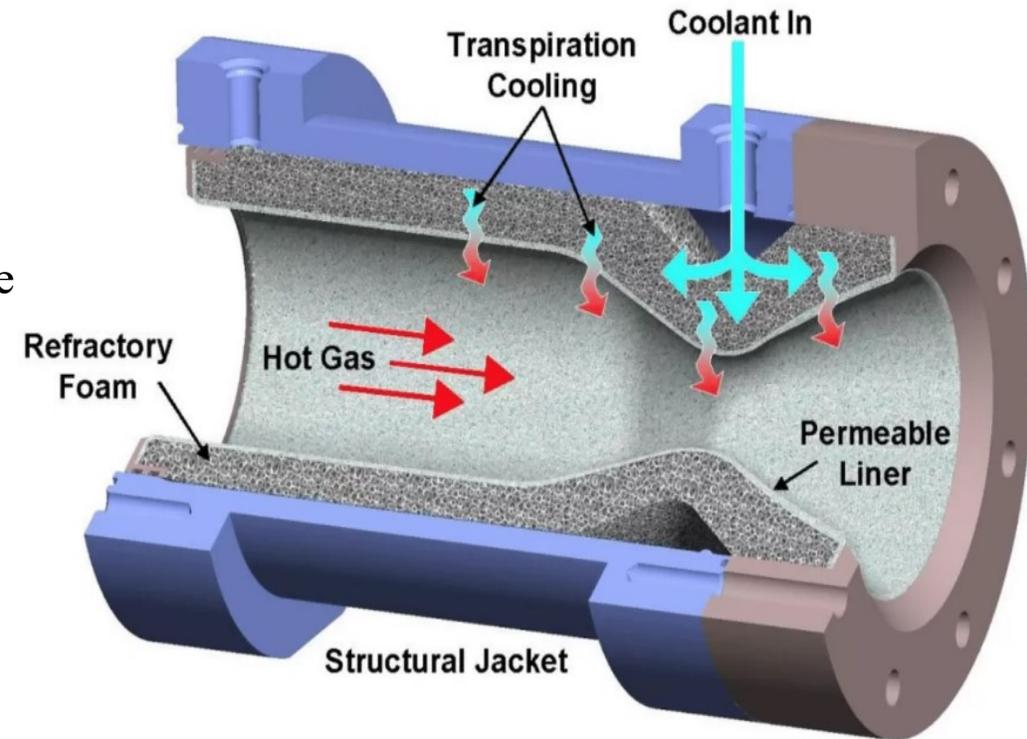
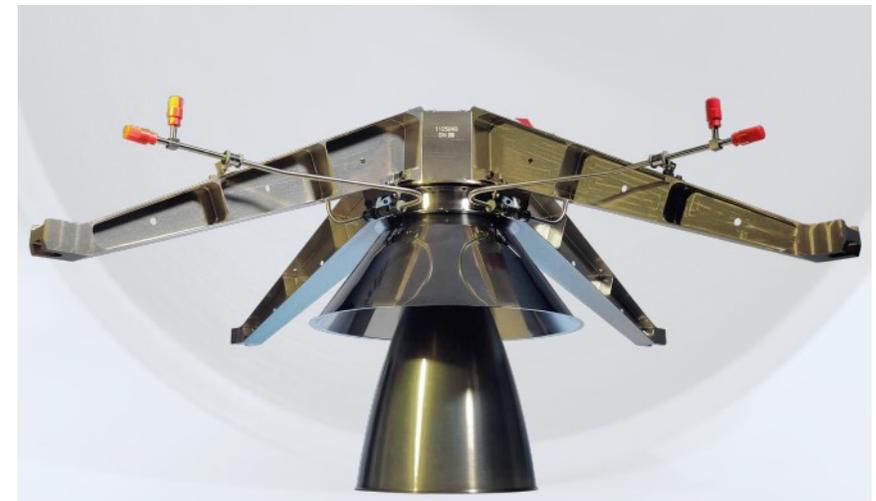
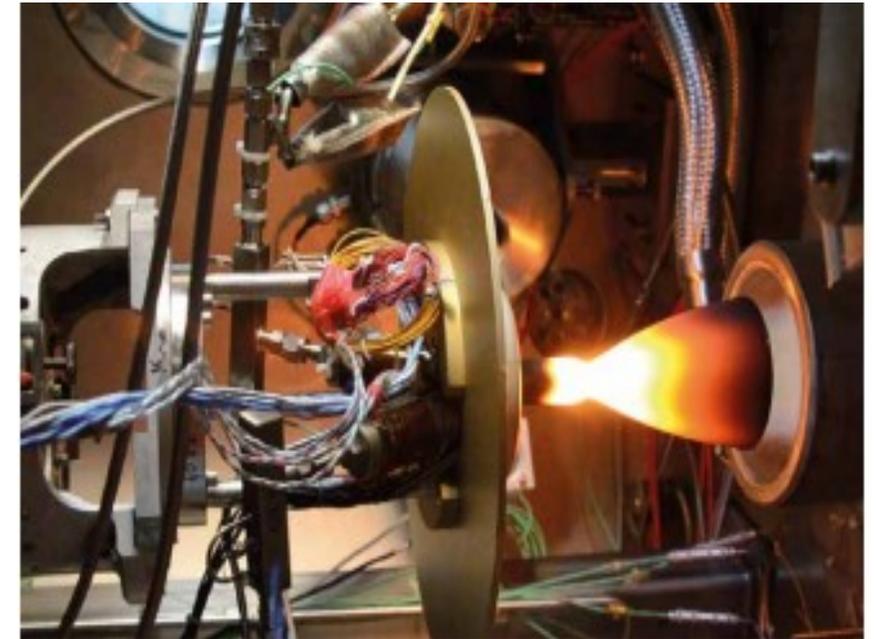


Figure 19. Film Cooled Combustion Chamber<sup>31</sup>

- Il refrigerante viene fatto passare attraverso un mezzo poroso
- È come se avessimo un numero infinito di fori
- Non solo film protettivo ma anche assorbimento di calore da parte del refrigerante che attraversa il mezzo
- Permette di ottenere grandi efficienze di raffreddamento
- Perdita di carico elevate
- Difficile ottenere un mezzo la cui porosità sia uniforme
- Difficile distribuire la portata di refrigerante in maniera opportuna
- Per ottenere il mezzo l'importante è che
  - Mantenga l'integrità nonostante gli stress termomeccanici
  - Resista all'erosione ed alla corrosione
  - Spesso si usano metalli ad alta temperatura di fusione



- Utilizzato dove altri metodi non sono applicabili o comportano grossi costi di prestazioni come piccoli ugelli o estensioni di ugelli di grandi dimensioni
- Legge di Stefan Boltzmann per irradiare verso l'esterno
- Calore alla quarta potenza della temperatura ma flussi di calore soddisfacenti con temperature di 1600 °C
- Richiesti materiali dalle alte proprietà meccaniche ad alte temperature e resistenti all'ossidazione
- Leghe di Niobio C-103 con rivestimento di silicio R-512A o R-512E per proteggere dall'ossidazione, temperatura operativa massima di 1370 °C e suscettibile ai cicli termici
- Renio rivestito di iridio, temperature operative fino a 2200 °C, diffusione del renio sull'iridio con conseguente ossidazione
- Leghe di platino, non ossidano ma hanno una temperatura operativa massima di 1600°C
- Scarsa disponibilità dei materiali utilizzati
- Evitare ugelli troppo di questo tipo troppo vicini tra loro
- Proteggere il veicolo con uno scudo riflettente

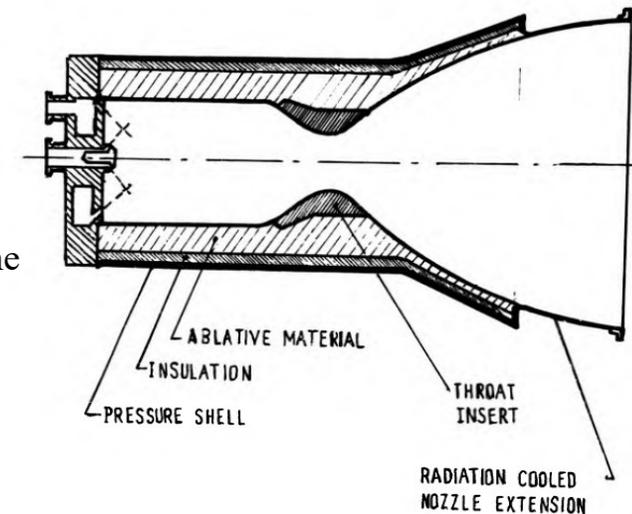


- Applichiamo sulle pareti interne del motore uno strato di materiale ablativo
- Durante la fase operativa questo si consuma assorbendo calore proteggendo la struttura del motore
- L'inserto limita il cambio di dimensione della gola durante la fase operativa
- Si tratta di un metodo spesso utilizzato nei motori a combustibile solido proprio perché non è possibile sfruttare un propellente liquido per raffreddare
- Ci sono diverse tipologie di materiali ablativi dalle diverse proprietà.
- Alcuni materiali semplicemente si decompongono producendo un film di gas, in tal caso la velocità di massa che verrà consumata per unità di superficie seguirà le seguenti relazioni.

$$\dot{m} = \frac{\dot{q}_w}{\Delta H_p} = \frac{\dot{q}_0}{\Delta H_p} \left[ 1 + 0.375 \frac{\Delta H_w}{\Delta H_p} \right]^{-1}$$

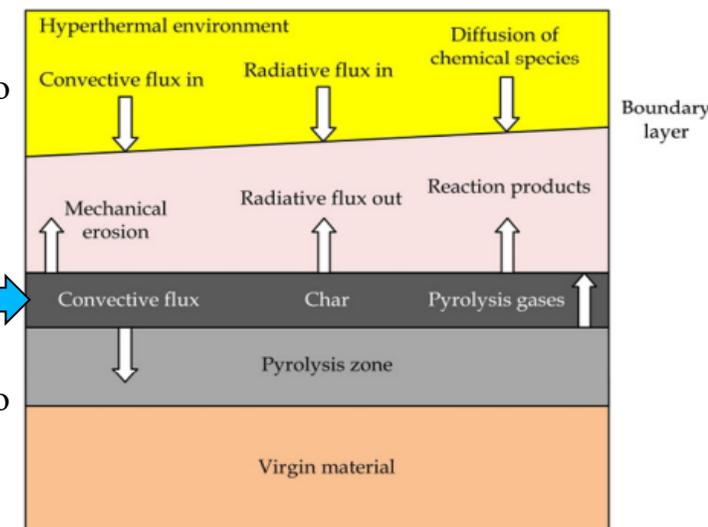
$$Q^* = \frac{\dot{q}_0}{\dot{m}} = \Delta H_p \left[ 1 + 0.375 \frac{\Delta H_w}{\Delta H_p} \right]$$

- Con  $\dot{q}_0$  il flusso di calore che attraverserebbe la parete senza film protettivo
- $\dot{q}_w$  il flusso di calore che realmente attraversa la parete
- $\Delta H_p$  il salto di entalpia necessario a decomporre il materiale ablativo
- $\Delta H_w$  il salto di entalpia del gas per passare dalla temperatura di flusso Indisturbato a quella di decomposizione del materiale .



www.dii.unipd.it

- $Q^*$  è invece il calore effettivo di ablazione e ne descrive le performance del materiale ablativo utilizzato.
- Le grafiti sono note per la loro capacità di assorbire calore ma hanno scarse proprietà meccaniche pertanto spesso vengono utilizzate per formare materiali compositi ablativi Carbonio/Carbonio
- I materiali a base di carburo di silicio semplicemente si sciolgono e non producono un film di gas protettivo, in questo caso il calore effettivo di ablazione coincide con il salto entalpico necessario a liquefarli.
- Alcuni materiali polimerici invece producono un residuo di materiale carbonaceo e poroso, quest'ultimo rappresenta uno strato protettivo contro il flusso di calore entrante.
- Un caso particolare riguarda invece i materiali autoraffreddati, questi sono caratterizzati da un materiale poroso dall' alta temperatura di fusione riempiti da un secondo materiale che raggiunta una certa temperatura fonderà e/o vaporizzerà traspirando dal mezzo poroso e formando un film protettivo. In questo caso le proprietà geometriche rimangono inalterate.



Ad oggi sono numerosi i metodi di raffreddamento o protezione termica dei motori a razzo ancora utilizzati e oggetto di studio.

- Nel raffreddamento per rigenerazione il propellente liquido circola attorno le pareti della camera di spinta, viene spesso utilizzato per motori a propellente liquido di grossa taglia. Il principale limite risiede nell'aumento di entalpia a cui il refrigerante è sottoposto.
- Il Dump Cooling non presenta queste problematiche ma visto che il refrigerante rappresenta un aumento di massa è concetto ormai abbandonato.
- Nel raffreddamento a film utilizziamo un refrigerante per separare le pareti dal gas di combustione, ne riduciamo sensibilmente il flusso di calore che attraversa le pareti, tuttavia il motore subisce una sensibile perdita di performance proporzionale con la portata di refrigerante utilizzato, per questo motivo viene utilizzato assieme ad altre tecniche di raffreddamento
- Molto simile a raffreddamento a film è il raffreddamento per traspirazione dove facciamo traspirare il refrigerante da un mezzo poroso, qui le limitazioni riguardano le proprietà del mezzo poroso.
- Il raffreddamento per irraggiamento sfrutta la legge di Stefan Boltzmann e viene spesso utilizzato per piccole camere di spinta o estensioni di grandi dimensioni, lo svantaggio principale riguarda la reperibilità dei materiali utilizzati.
- I materiali ablativi si consumano durante la fase operativa proteggendo la struttura del razzo, questi vengono spesso utilizzati nei motori a propellente solido proprio perché altri metodi non sono applicabili.

- George P. Sutton, Oscar Biblarz, Rocket Propulsion Elements, Seventh Edition
- Philip G. Hill, Carl R. Peterson, Mechanics and Thermodynamics of Propulsion
- The Advisory Group for Aerospace Research and Development of NATO, Advances in Tactical Rocket Propulsion
- Dieter K. Huzel, David H. H liang, Design of Liquid Propellant Rocket Engines
- John R. Howell, Mary K. Strife, and Harold E. Renket, Nasa Technical Report, Analysis of Heat-Transfer Effects in Rocket Nozzles Operating With Very High-Temperature Hydrogen
- The Marquardt Corporation, Final Report Thrust Chamber Cooling Techniques for Spacecraft Engines, Volume 1
- Junjie Lv, Guanquan Du, Ping Jin, and Ruizhi Li, Heat Transfer Analysis and Structural Optimization for Spiral Channel Regenerative Cooling Thrust Chamber
- Felix Höttea, Christoph v. Setheb, Torben Fiedlerc, Matthias C. Haupta, Oskar J. Haidnb, Michael Rohdenburga, Experimental Lifetime Study of Regeneratively Cooled Rocket Chamber Walls
- S.R. Shinen, S. Shri Nidhi, Review on Film Cooling of Liquid Rocket Engines
- John E. Terry, Gus J. Caras, Transpiration and Film Cooling of Liquid Rocket Nozzles
- Brian Reed, James Biaglow and Steven Schneider, NASA Lewis Research Center, Advanced Materials for Radiation-Cooled Rockets
- ArianeGroup, Bipropellant Apogee Motor Brochure, <https://www.space-propulsion.com/spacecraft-propulsion/apogee-motors/>
- Maurizio Natali , Jose Maria Kenny, Luigi Torre, Science and technology of polymeric ablative materials for thermal protection systems and propulsion devices: A review

## SOLO IMMAGINI

- Colin Adamson, Chandan Kittur, Salman Verma, Christopher Cadou, and Arnaud Trouve, Heat Flux Measurements for Supersonic Film Cooling
- <https://headedforspace.com/how-rocket-engines-stay-cool/>
- <https://www.k-makris.gr/thrust-chamber/>
- <https://ultramet.com/propulsion-system-components/liquid-rocket-engines/#transpiration>

***GRAZIE PER L'ATTENZIONE***