

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

Relazione per la prova finale
***«Analisi dell'interazione tra strato limite e superfici
di controllo aerodinamico in regime ipersonico»***

Tutor universitario: Prof. Francesco Picano

Laureando: *Francesco Arpino*

Padova, 16/09/2026

Obiettivo: Comprendere come i fenomeni caratteristici del regime ipersonico condizionino il funzionamento delle superfici di controllo aerodinamico

Lo studio è stato impostato secondo una sequenza concettuale ben definita:

- Analisi della teoria del flusso ipersonico
- Interazioni aerotermodinamiche dell'interazione tra flusso e superficie
- Implicazioni progettuali dell'interazione
- Applicazione numerica su un caso di studio

Quali fenomeni fisici caratterizzano il flusso ipersonico?

- **Onde d'urto**

La geometria del corpo investito determina la forma dell'urto

- **Shock layer sottile**

Regione intermedia che sussiste tra corpo ed onda d'urto

- **Strato di entropia**

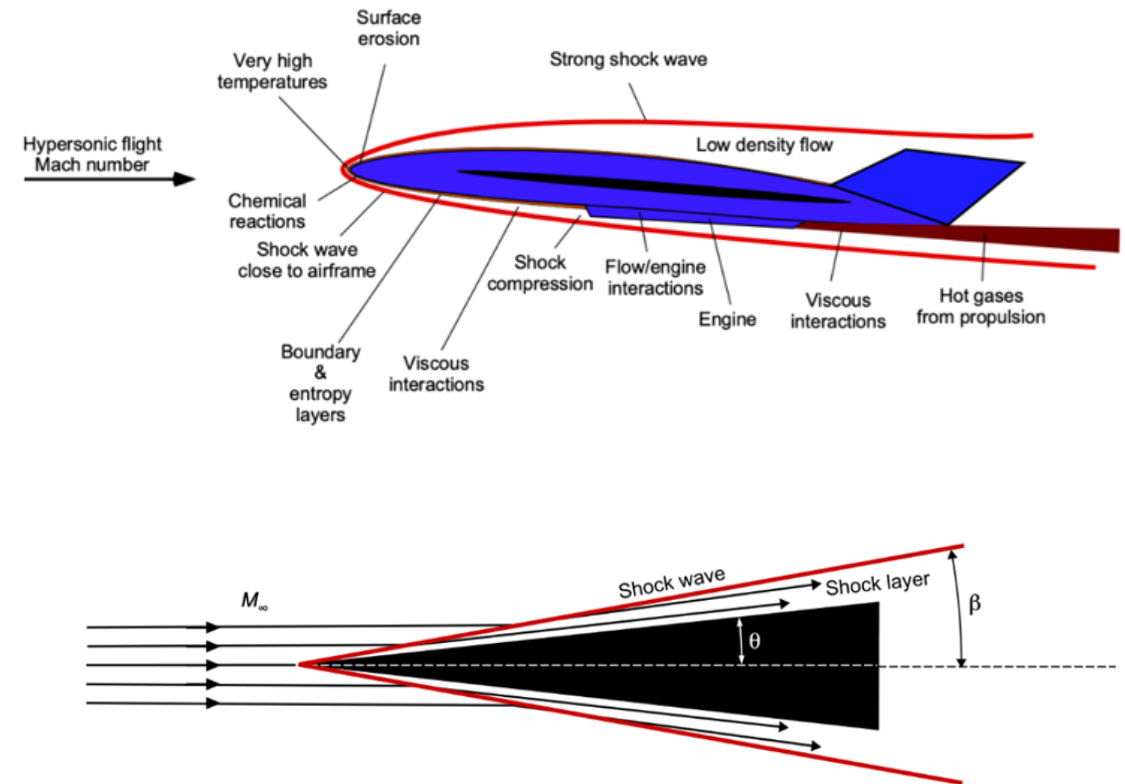
L'entropia del flusso aumenta attraversando l'onda d'urto, proporzionalmente ad essa

- **Strato limite spesso**

L'ispessimento causa un effetto di spostamento sul flusso non viscoso al di fuori dello strato limite

- **Alte temperature**

L'energia cinetica del flusso che viene dissipata in energia interna del gas fa elevare la temperatura al punto di innescare fenomeni di dissociazione



In che modo tali fenomeni vengono descritti dai modelli matematici?

AERODINAMICA IPERSONICA *INVISCIDA*

Equazioni di Eulero:

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \frac{\partial(\rho u)}{\partial x} + \frac{\partial(\rho v)}{\partial y} + \frac{\partial(\rho w)}{\partial z} = 0$$

$$\rho \frac{\partial u}{\partial t} + \rho u \frac{\partial u}{\partial x} + \rho v \frac{\partial u}{\partial y} + \rho w \frac{\partial u}{\partial z} = -\frac{\partial p}{\partial x}$$

$$\rho \frac{\partial v}{\partial t} + \rho u \frac{\partial v}{\partial x} + \rho v \frac{\partial v}{\partial y} + \rho w \frac{\partial v}{\partial z} = -\frac{\partial p}{\partial y}$$

$$\rho \frac{\partial w}{\partial t} + \rho u \frac{\partial w}{\partial x} + \rho v \frac{\partial w}{\partial y} + \rho w \frac{\partial w}{\partial z} = -\frac{\partial p}{\partial z}$$

$$\frac{\partial s}{\partial t} + u \frac{\partial s}{\partial x} + v \frac{\partial s}{\partial y} + w \frac{\partial s}{\partial z} = 0$$

AERODINAMICA IPERSONICA *VISCOSA*

Equazioni di Navier-Stokes:

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho \mathbf{V}) = 0$$

$$\rho \frac{Du}{Dt} = -\frac{\partial p}{\partial x} + \frac{\partial \tau_{xx}}{\partial x} + \frac{\partial \tau_{yx}}{\partial y} + \frac{\partial \tau_{zx}}{\partial z}$$

$$\rho \frac{Dv}{Dt} = -\frac{\partial p}{\partial y} + \frac{\partial \tau_{xy}}{\partial x} + \frac{\partial \tau_{yy}}{\partial y} + \frac{\partial \tau_{zy}}{\partial z}$$

$$\rho \frac{Dw}{Dt} = -\frac{\partial p}{\partial z} + \frac{\partial \tau_{xz}}{\partial x} + \frac{\partial \tau_{yz}}{\partial y} + \frac{\partial \tau_{zz}}{\partial z}$$

$$\rho \frac{D(e + V^2/2)}{Dt} = \rho \dot{q} + \nabla \cdot (k \nabla T) - \nabla \cdot (p \mathbf{V}) + \nabla \cdot (\boldsymbol{\tau} \cdot \mathbf{V})$$

Cosa succede quando un flusso ipersonico interagisce con una superficie?

Interazione tra onda d'urto e strato limite

L'aumento di pressione imposto dall'urto incidente sulla superficie può causare la separazione ed il successivo riattacco dello strato limite.

In corrispondenza del riattacco:

- Strato limite sottile
- Pressione elevata

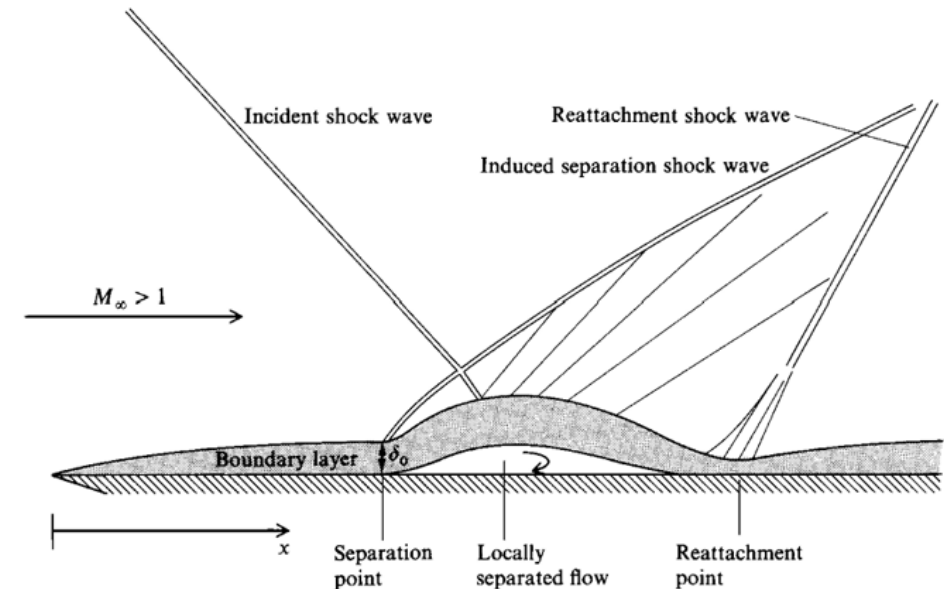
→ Si ottiene una regione di elevato riscaldamento localizzato

Flusso termico alla parete:

$$q_w = -k \left(\frac{\partial T}{\partial n} \right)_w \longrightarrow q_w \approx \frac{1}{2} \rho_\infty V_\infty^3 C_H$$

Un'ulteriore zona critica per il riscaldamento localizzato è il bordo d'attacco:

$$q_w \propto \frac{1}{\sqrt{R}}$$



- Gli effetti dell'interazione tra il flusso e la superficie non dipendono unicamente dalle condizioni del flusso, ma sono governati in misura determinante dalla geometria del corpo

Angolo di deflessione:

Una maggiore deflessione aumenta il carico, ma intensifica gli urti e può favorire la separazione. *Efficacia non lineare*

Snellezza e curvatura:

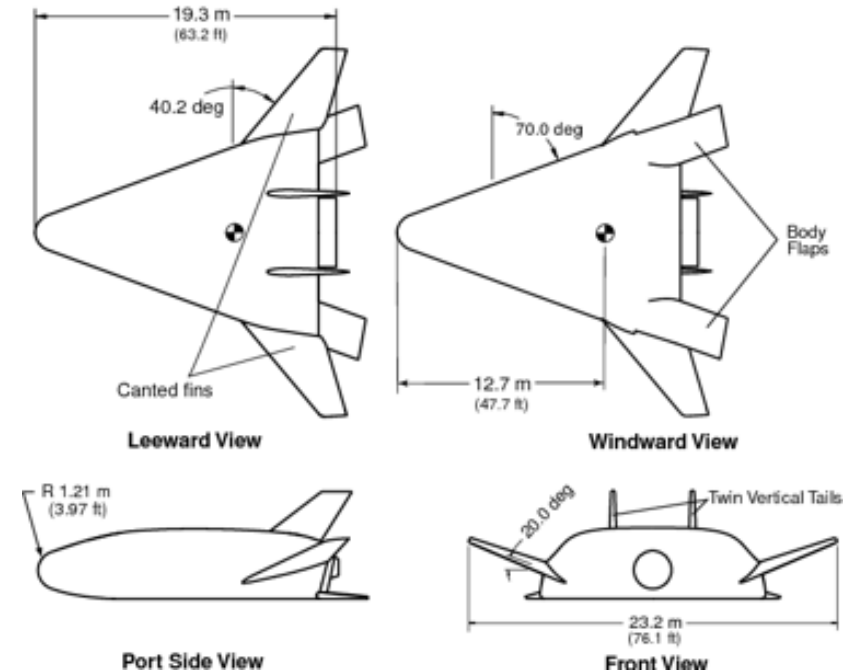
La snellezza determina le perturbazioni di velocità nello shock layer; la curvatura della superficie determina la distribuzione di pressione

Bordo d'attacco:

L'arrotondamento attenua il carico termico ma modifica urti e prestazioni

Interazioni ed alterazioni superficiali:

Accoppiamento dei canali di controllo, effetto ombra, rugosità ed ablazione superficiale possono alterare l'autorità di controllo



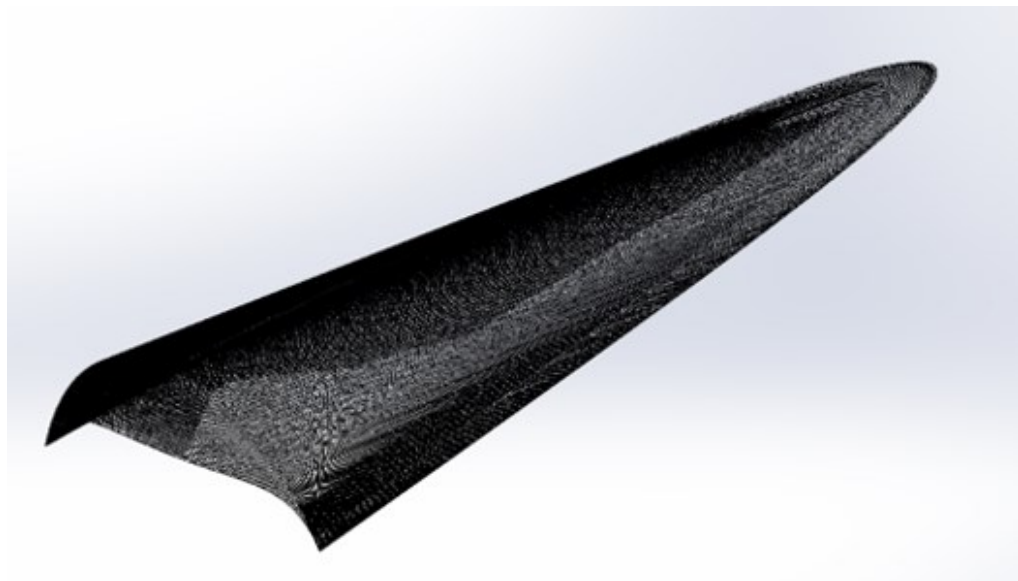
Schema di riferimento dell'X-33

- Elevoni: beccheggio e rollio
- Body flap: beccheggio
- Superfici interamente mobili: controllo d'assetto
- Timoni: stabilità direzionale ed imbardata

Stima del coefficiente di pressione attraverso il metodo di Newton modificato; analisi condotta in ambiente MATLAB

- **Geometria WAVERIDER:**

L'analisi viene condotta su una geometria propriamente ipersonica. Configurazione derivata da un flusso conico, progettata per confinare la compressione sotto il ventre.



- **Metodo di Newton modificato:**

$$C_p = C_{pmax} \sin^2 \theta \quad ; \quad C_{pmax} = \frac{p_{o_2} - p_{\infty}}{\frac{1}{2} \rho_{\infty} V_{\infty}^2}$$

- **Parametri operativi:**

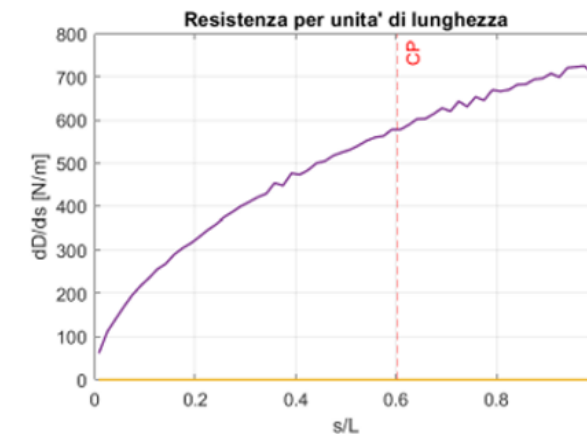
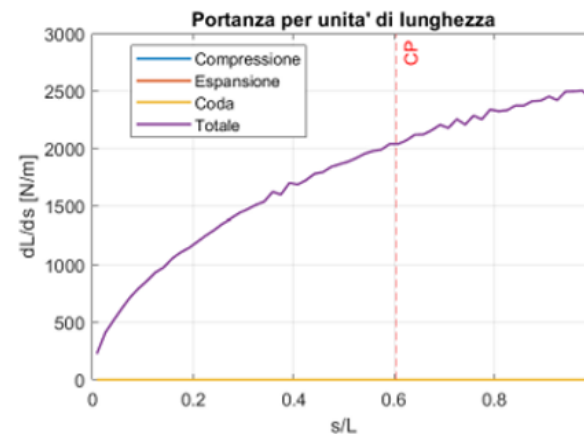
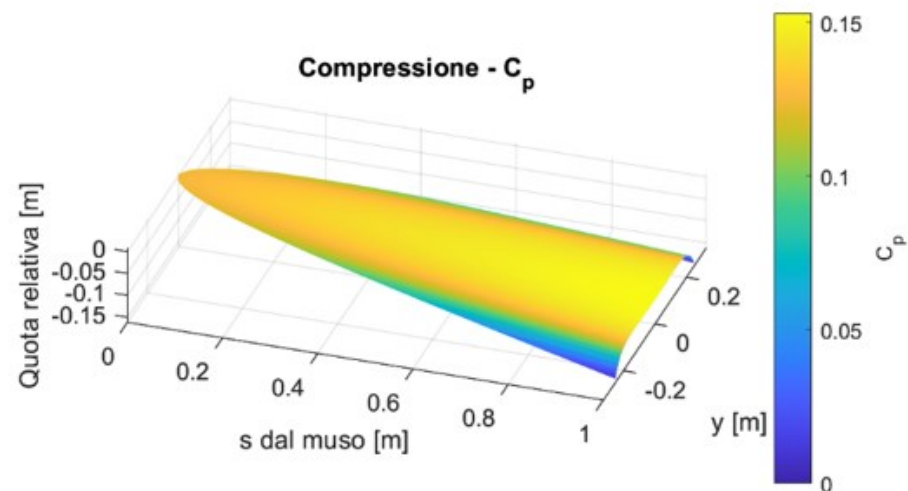
$$M_{\infty} = 7 ; \gamma = 1,4 ; \alpha = 10^{\circ} ; \alpha = 2^{\circ} ; L = 1m ; quota = 30km$$

Geometria rigida; soli carichi di pressione; effetti viscosi ed effetti aerotermici non considerati

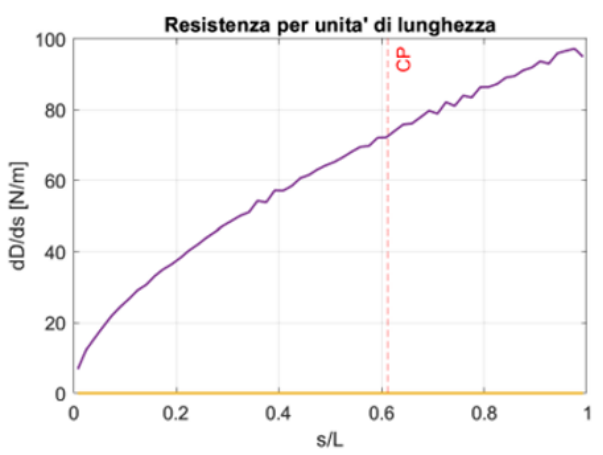
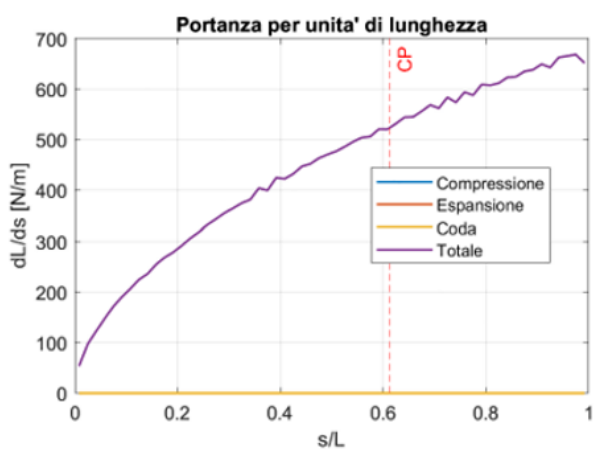
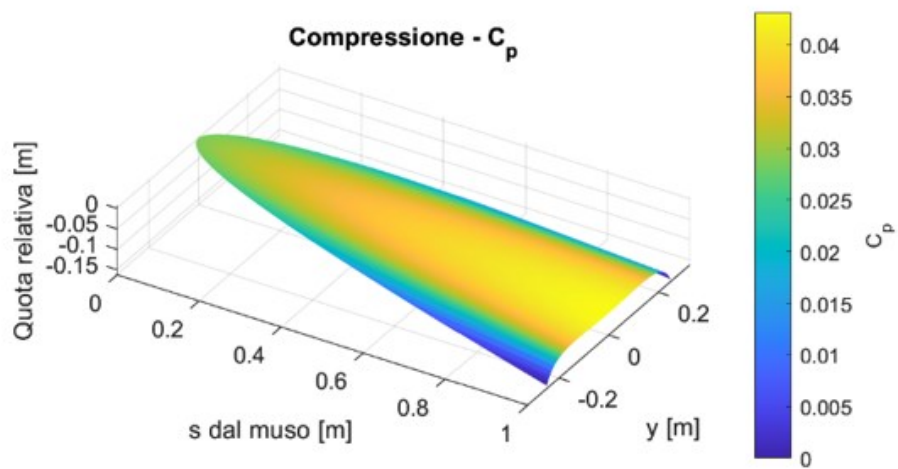
- **Attese teoriche:**

Distribuzione dei carichi concentrata sul ventre (sulle facce sottovento: $C_p = 0$). Aumento di portanza e resistenza all'aumentare dell'incidenza e possibile calo di L/D

TEST EFFETTUATO AD $\alpha = 10^\circ$



GRANDEZZA	VALORE
Portanza, L	1742,63 N
Resistenza, D	493,17 N
Coefficiente di portanza, C_L	0,12477
Coefficiente di resistenza, C_D	0,03531
Efficienza aerodinamica, L/D	3,5335



GRANDEZZA	VALORE
Portanza, L	444,842 N
Resistenza, D	61,577 N
Coefficiente di portanza, C_L	0,0318497
Coefficiente di resistenza, C_D	0,00440877
Efficienza aerodinamica, L/D	7,22416

Analisi dati:

- L'aumento dell'incidenza modifica le pressioni → il C_{pmax} sulla superficie in compressione passa da 0,04313 a 0,15317
- Come previsto dalla teoria, quasi tutta la portanza è generata dalla superficie inferiore; contributi quasi nulli di dorso e coda
- Passando da 2° a 10° di incidenza → la portanza aumenta di 3,92 volte; la resistenza aumenta di 8,01 volte
- Si ottiene una riduzione del 51,1% del rapporto L/D → compromesso tra produzione di portanza ed efficienza aerodinamica previsto dalla teoria

➡ Stando ai dati ottenuti, un angolo d'attacco minore risulta più aerodinamicamente conveniente

Limiti del modello:

- Il metodo di Newton tende a produrre una sovrastima dell'efficienza ed una sottostima della resistenza alle basse incidenze
- La pressione è ricondotta unicamente all'inclinazione locale della superficie
- Analisi puramente inviscida → trascura l'attrito superficiale, sottostimando la resistenza
- Sono escluse le considerazioni aerotermiche

- **L'analisi tramite metodo Newtoniano costituisce una valutazione preliminare:**

Nonostante i limiti del modello, tale metodo consente di ottenere una descrizione semplificata delle pressioni, potendo quindi stimare i carichi aerodinamici in via preliminare

- **Il funzionamento delle superfici di controllo ipersoniche dipende dall'interazione tra geometria, condizioni di volo e fenomeni aerotermodinamici:**

Per valutarne l'efficacia occorre comprendere il campo di moto che le investe e le modifiche che la deflessione introduce nel flusso.