

Università degli Studi di Padova – Dipartimento di Ingegneria Industriale

Corso di Laurea in Ingegneria Aerospaziale

Relazione per la prova finale

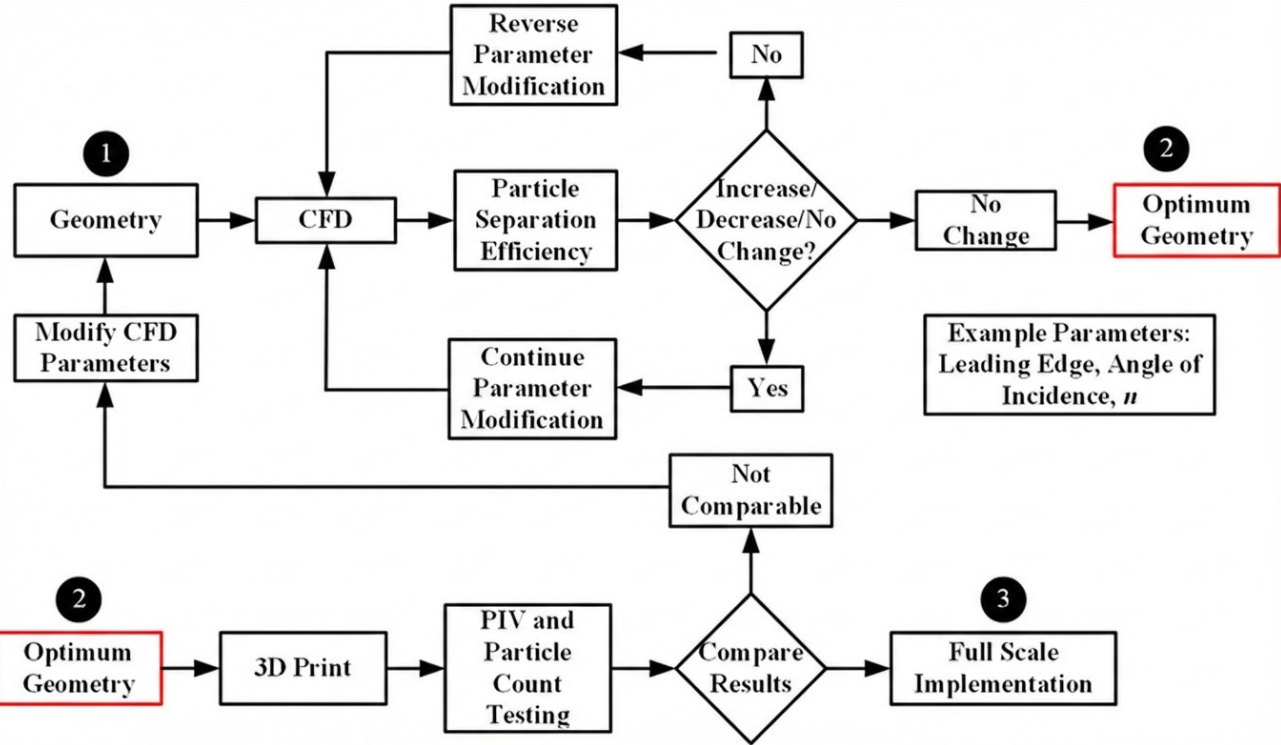
***«Analisi CFD per il ricavo dei coefficienti
aerodinamici C_D e C_L per un profilo alare NACA
4415»***

Tutor universitario: Prof. Picano Francesco

Laureando: *Birgovanu Daniel*

Padova, 20/03/2026

Implementazione approccio EFD e CFD



Esperimenti

Descrizione quantitativa dei fenomeni di flusso tramite misurazioni

- per una singola quantità alla volta
- in un numero limitato di posizioni e durata
- per un modello in scala di laboratorio
- per una gamma limitata di problemi e condizioni operative

Fonti di Errore: Errori di Misurazione, Disturbi del flusso, turbolenze

Simulazioni

Previsione quantitativa dei fenomeni di flusso tramite simulazioni

- per tutte le quantità desiderate
- con alta risoluzione nello spazio e nel tempo
- per il dominio di flusso reale
- per praticamente qualsiasi problema e condizioni operative realistiche

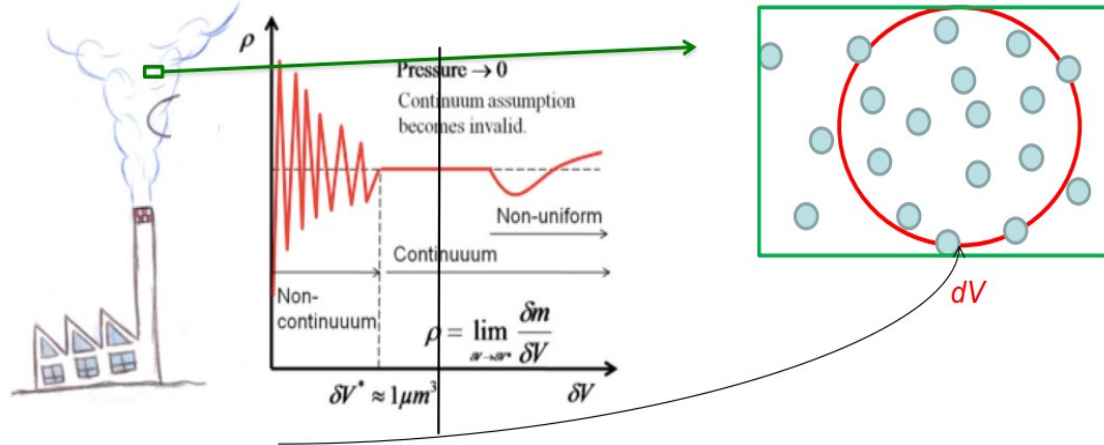
Fonti di Errore: Modellazione, Discretizzazione, Iterazione, Implementazione

Esperimenti

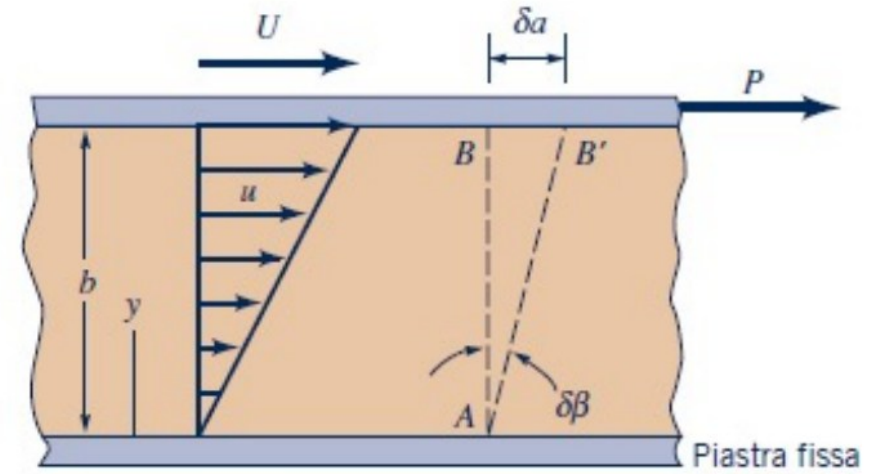
Costosi
Lenti
Sequenziali
Monoscopo

Simulazioni

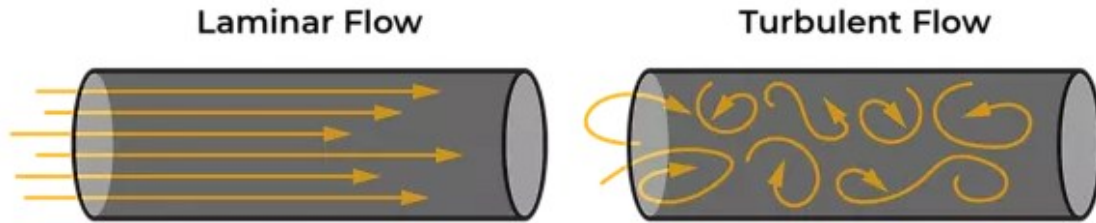
Più economiche
Veloci
Parallele
Multiscopo



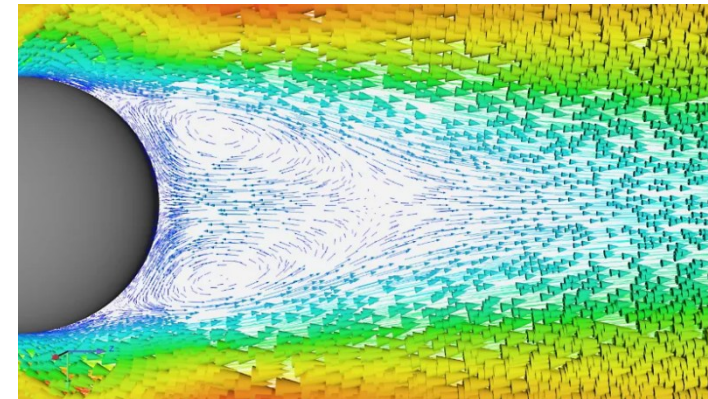
Particella Fluida e ipotesi del continuo



Sforzo di taglio



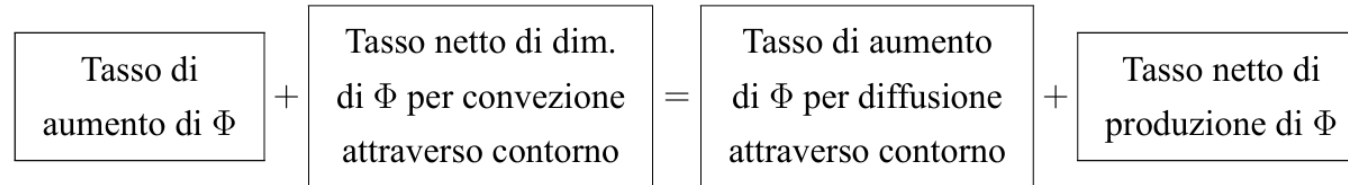
Flusso Laminare e Turbolento



Ricircolo e rimescolamento delle linee di flusso

Problema del trasporto

$$\frac{\partial}{\partial t} \left(\int_{CV} \rho \Phi dV \right) + \int_A (\rho \Phi \vec{u}) \cdot \hat{n} dA = \int_A (\Gamma \mathbf{grad}, (\Phi)) \cdot \hat{n} dA + \int_{CV} S_{\Phi} dV$$



Le equazioni dei flussi dei fluidi rappresentano la formulazione matematica delle leggi di conservazione fisiche:

- La massa di un fluido si conserva
Bilancio di massa in forma primitiva
- Il tasso di variazione della quantità di moto è uguale alle forze applicate alla particella fluida (seconda legge della dinamica)

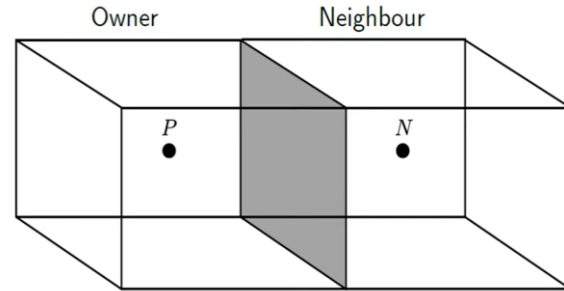
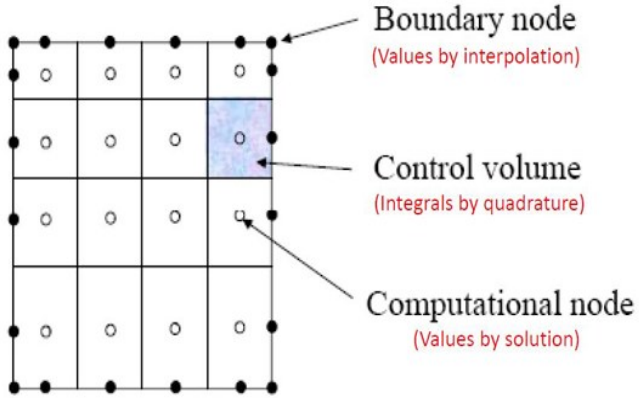
$$\boxed{\frac{D\rho}{Dt} + \rho \vec{\nabla} \cdot \vec{u} = 0}$$

Bilancio di quantità di moto in forma primitiva

$$\boxed{\rho \frac{D\vec{u}}{Dt} = \rho \vec{g} - \vec{\nabla}(p) + \vec{\nabla} \cdot \Sigma}$$

Equazioni di Navier – Stokes (Formulazione per Flussi Incompressibili)

$$\begin{cases} \rho \frac{D\vec{u}}{Dt} = \rho \vec{g} - \vec{\nabla}(p) + \mu \nabla^2(\vec{u}) \\ \vec{\nabla} \cdot \vec{u} = 0 \end{cases}$$



Finite Volume Method

• Obiettivo \rightarrow linearizzazione equazioni N. S. $\rightarrow M\vec{u} = \vec{b}$

• I singoli termini delle equazioni di Navier-Stokes possono essere integrati uno per uno.

$$\int_{CV} \vec{u} \cdot \vec{\nabla}(\vec{u}) dV = \int_{CV} \vec{g} dV - \int_{CV} \frac{1}{\rho} \vec{\nabla}(p) dV + \int_{CV} \nu \nabla^2(\vec{u}) dV$$

• Variabili memorizzate nel centroide, variazioni lineari, connettività tramite le facce

• Coefficienti diagonali e fuori diagonale nella matrice M, sorgenti note b.

Modelli Per la Turbolenza

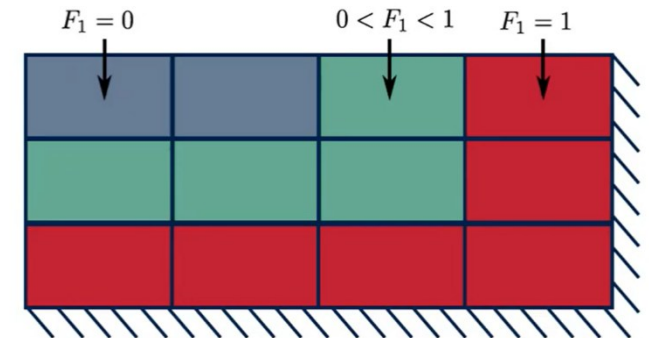
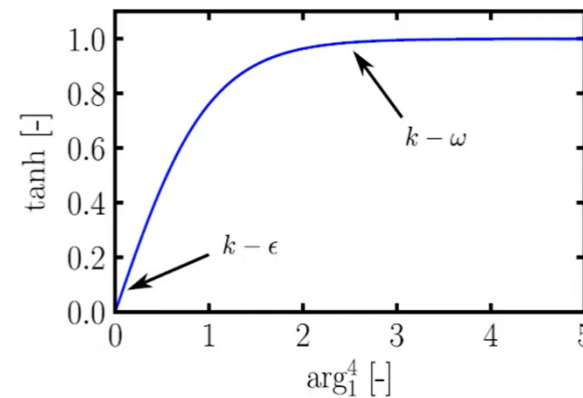
$k - \epsilon$

- richiede "funzioni di smorzamento" vicino alle pareti
- fatica a predire correttamente la separazione del flusso su superfici lisce

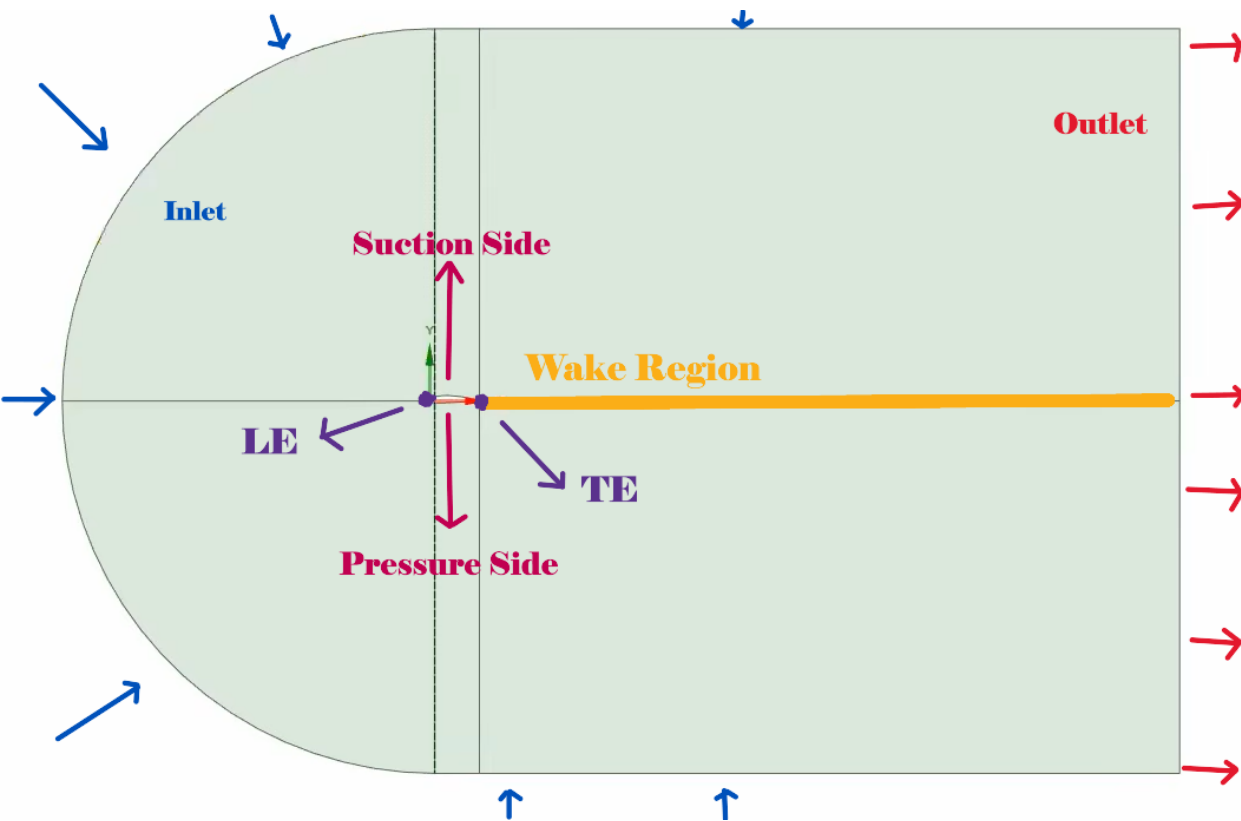
$k - \omega$

- risolve i problemi vicino alla parete senza bisogno di funzioni di smorzamento
- sensibile ai valori di turbolenza applicati all'ingresso

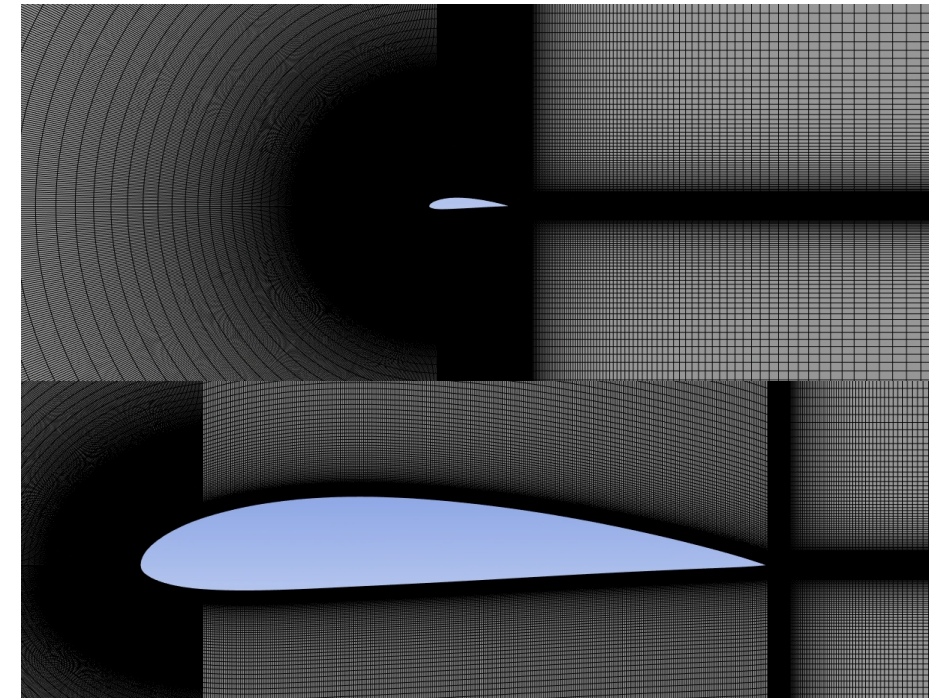
Soluzione: Unione dei due modelli



Funzionamento funzione di raccordo (BST – Baseline Model)

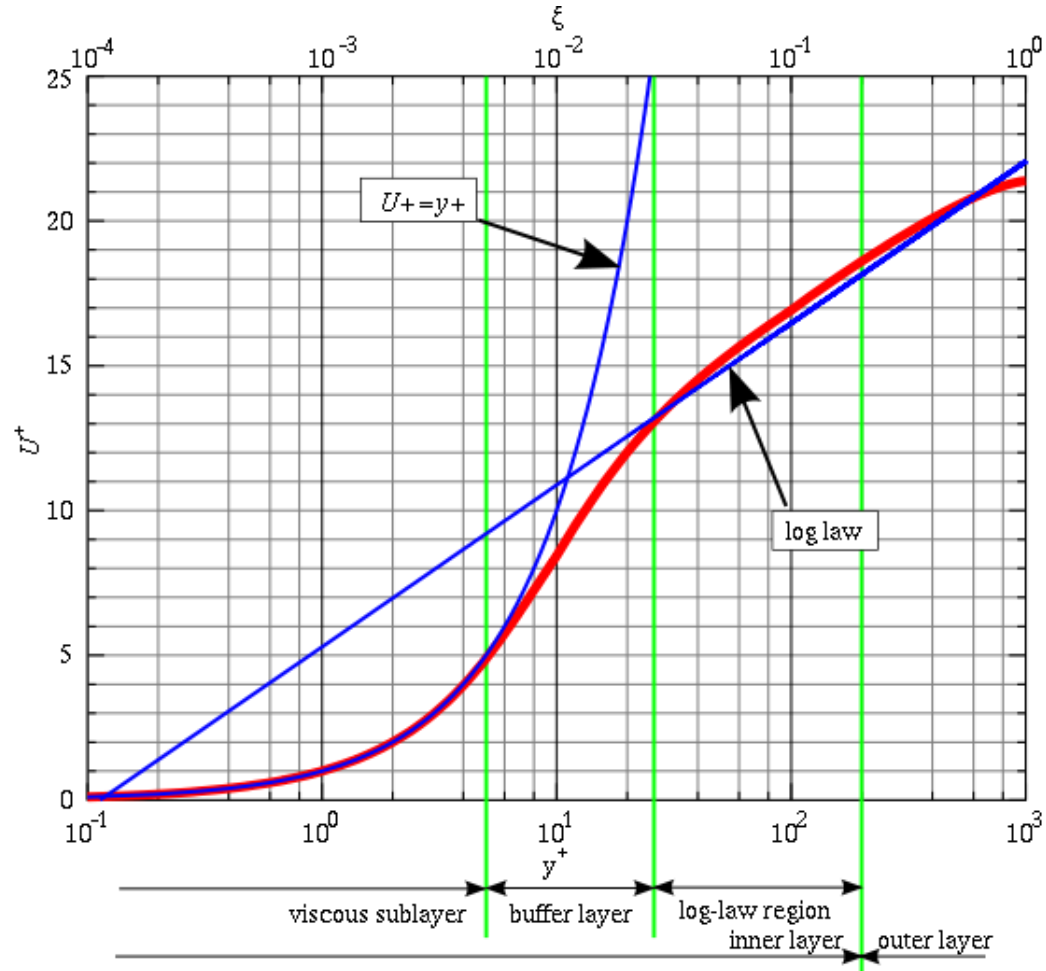


- Profilo Generato tramite funzione
- Generazione di dominio «C-type»
- Definizione Zone



Risultati generazione mesh

- Generazione structured Grid
- Fitta nella wall region e nella wake region
- Studio per le combinazioni di Bias Factor e Number of divisions ($GR = BF^{\frac{1}{n-1}}$) sui lati



Suddivisione della regione vicino a parete

$$y^+ = \frac{y u_\tau}{\nu}$$

$$u_\tau = \sqrt{\frac{\tau_w}{\rho}}; \text{ (velocità di attrito);}$$

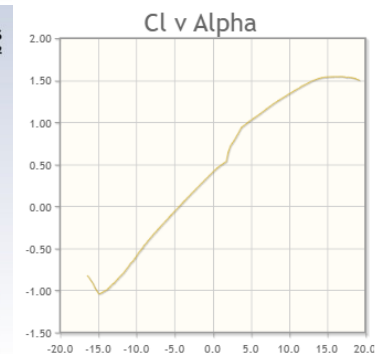
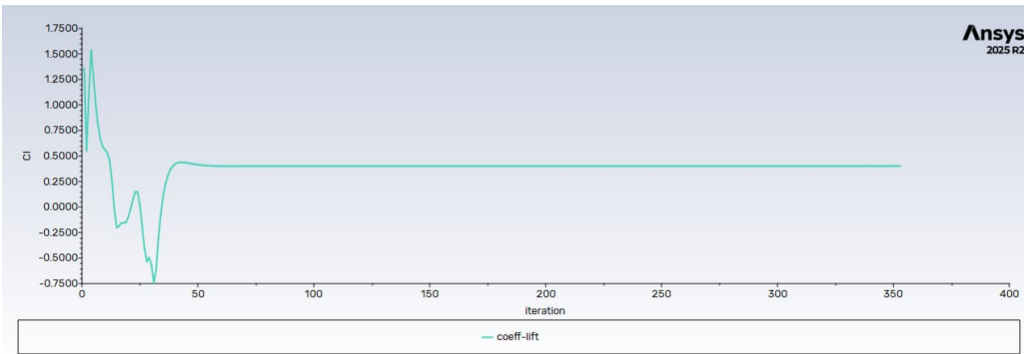
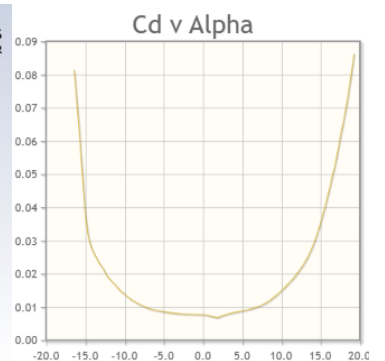
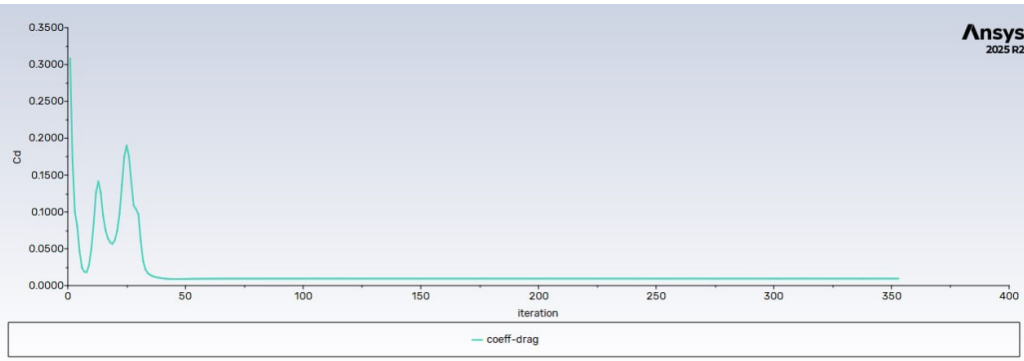
$$u^+ = \frac{u}{u_\tau}; \text{ (velocità adimensionale)}$$

Parameter		Value	Unit
Desired y^+	y^+	3	--
Length Scale	L	1	m
Density	ρ	1,225	kg/m ³
Viscosity	μ	1,79E-05	Pa.s
Free Stream Velocity	V	87,64	m/s
Re Number	Re	5999720,6	--
First Layer Thickness	Δy	0,0131112	mm

Approssimazione iniziale

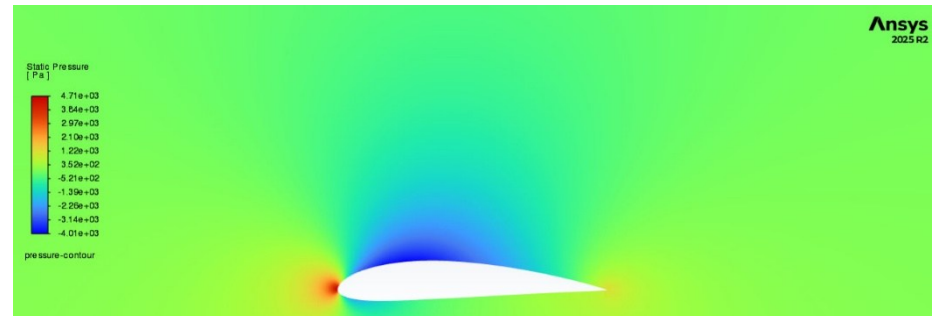
Mesh Metric	Element Quality	Mesh Metric	Orthogonal Quality
<input type="checkbox"/> Min	3,9609e-005	<input type="checkbox"/> Min	0,72369
<input type="checkbox"/> Max	1,	<input type="checkbox"/> Max	1,
<input type="checkbox"/> Average	0,31043	<input type="checkbox"/> Average	0,98614
<input type="checkbox"/> Standard Deviation	0,30687	<input type="checkbox"/> Standard Deviation	3,4411e-002
Mesh Metric	Aspect Ratio	Mesh Metric	Skewness
<input type="checkbox"/> Min	1,	<input type="checkbox"/> Min	1,3057e-010
<input type="checkbox"/> Max	50494	<input type="checkbox"/> Max	0,472
<input type="checkbox"/> Average	269,93	<input type="checkbox"/> Average	5,7622e-002
<input type="checkbox"/> Standard Deviation	1668,9	<input type="checkbox"/> Standard Deviation	8,7031e-002

Parametri per il controllo della qualità delle celle

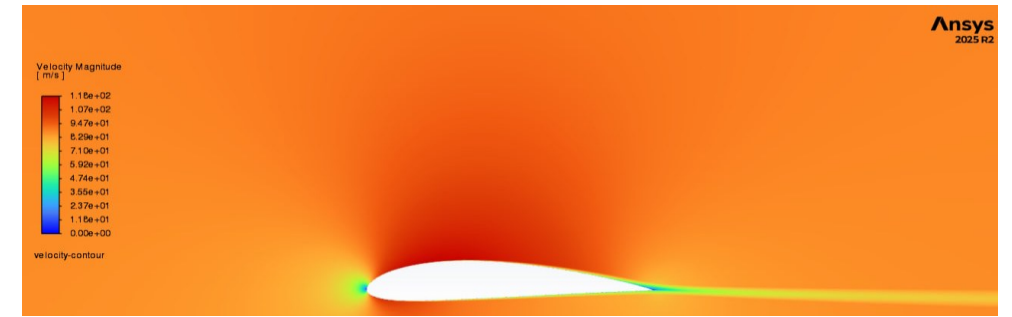


- Coefficienti Aerodinamici Cercati:
 $C_L = 4.0131e - 01$ $C_D = 9.5252e - 03$

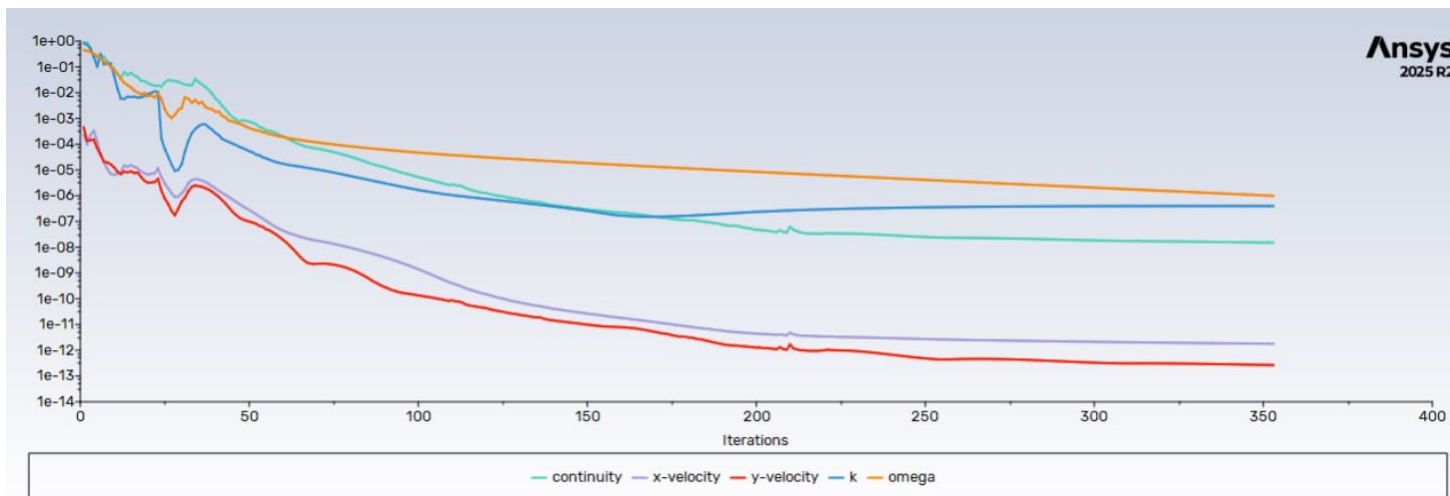
- Validazione dei Risultati:
 errore di $\approx 10\%$



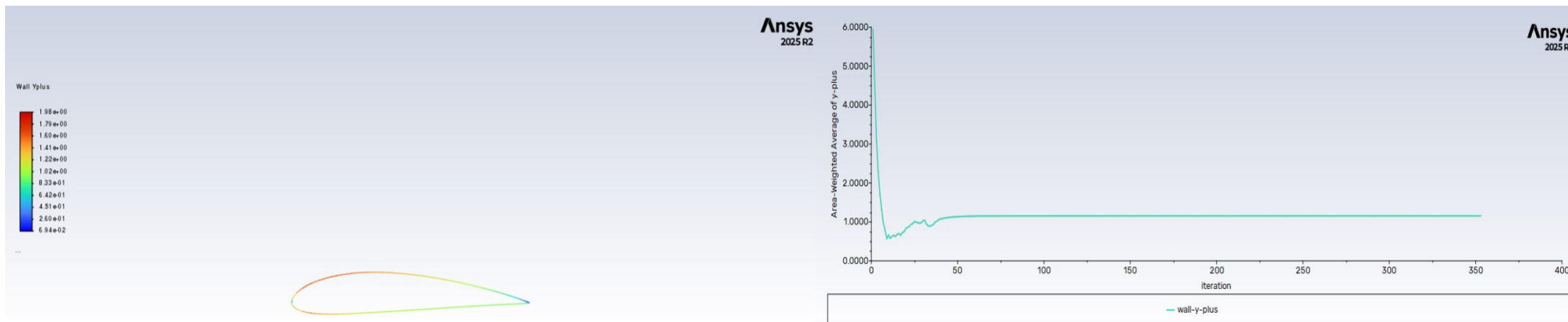
Campo di Pressione Statica



Campo di Velocità



Andamento dei residui per la convergenza



Andamento della y^+ sul profilo e durante le iterazioni

Analisi CFD tramite ANSYS Fluent su profilo NACA 4415 a $Re = 6 \times 10^6$, $M \approx 0.255$, $\alpha = 0^\circ$

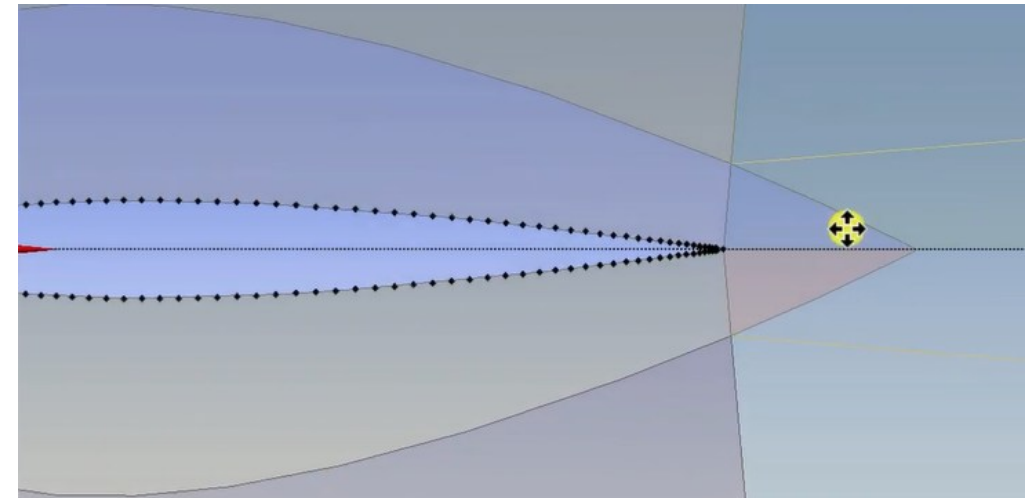
- Obiettivo: calcolo dei coefficienti aerodinamici C_D e C_L
- Errore sui risultati $\approx 10\%$: accettabile per una simulazione preliminare (soglia $< 15\%$)
- Necessario un processo iterativo di mesh refining per migliorare l'accuratezza

I parametri di qualità sono indicatori, essi non bloccano la convergenza salvo casi estremi

- Aspect Ratio: valore massimo $\sim 10^5$, superiore all'intervallo ottimale $[10; 10^3]$
- Celle troppo allungate soprattutto nella scia vicino all'outlet
- Celle attorno al profilo con bassa ortogonalità, pur essendo generalmente accettabile

Miglioramenti proposti:

- Suddividere il dominio fluido in una zona interna densa e controllabile attorno al profilo
- Raccordare la mesh interna a quella esterna
- Ridurre l'aggressività del Bias Factor agendo su lunghezze verticali minori
- Ottenere celle più regolari anche al contorno del dominio



Visualizzazione del processo di miglioramento

Bibliografia e Articoli

- P. F. Nicolosi, Corso di MECCANICA DEL VOLO, Modulo Prestazioni.
- A. E. V. D. Ira H. Abbott e J. Louis S. Stivers, Report No. 824, Summary of airfoil data. NASA, 1945.
- W. M. H.K. Versteeg, An introduction to Computational Fluid Dynamics. Longman Scientific Technical Publishing Company, 1995.
- G. Graziani, Aerodinamica. La sapienza, 2005.
- M.S. U. U. Marco CAPOZZI, Strato limite e separazione della corrente. Adepron.
- D. A. M. Leschziner, Advanced Turbulence Modelling of Separated Flow in a Diffuser.

Sitografia

Fluidodinamica generale

- [Socratica — Experimental Fluid Dynamics](#)
- [ANSYS — Che cos'è il flusso di un fluido?](#)
- [ANSYS — Flusso laminare vs turbolento](#)
- [ANSYS — The Finite Volume Method](#)

Modellazione turbolenza e parete

- [ANSYS — Wall Functions vs. Near-Wall Model](#)
- [ANSYS — The Pressure-Based Algorithm](#)
- [SimScale — What is \$y^+\$ \(\$y_{plus}\$ \)?](#)
- [CFD Online — \$y^+\$ Calculator](#)
- [ARC — Two-equation turbulence models](#)

Qualità della mesh

- [ANSYS — Aspect Ratio for Quadrilaterals](#)
- [ANSYS — Element Quality](#)
- [ANSYS — Orthogonal Quality](#)

Profilo NACA 4415

- [BigFoil.com — NACA 4415](#)
- [AirFoilTools.com — NACA 4415](#)
- [Carlo Traverso — Profili e Flussi Aerodinamici \(2002\)](#)
- [ResearchGate — CFD vs EFD Process Diagram](#)