



POLITECNICO
MILANO 1863

SCUOLA DI INGEGNERIA INDUSTRIALE
E DELL'INFORMAZIONE

LAB 2

FLUIDODINAMICA SPERIMENTALE

Giovanni Orazi, 247368

Luca Piomboni, 242588

Anno accademico:
2024-2025

Abstract: Questo studio si concentra sull'analisi delle prestazioni aerodinamiche di un profilo alare NACA 23012 mediante esperimenti condotti in galleria del vento. L'attività sperimentale è stata articolata in due fasi principali. Nella prima fase, sono stati calcolati i coefficienti aerodinamici di portanza e momento attraverso l'integrazione delle distribuzioni di pressione misurate lungo il dorso e il ventre del profilo per diversi angoli di incidenza. Nella seconda fase, è stato determinato il coefficiente di resistenza (C_d) integrando il difetto di quantità di moto nella scia del profilo. Contestualmente, sono state analizzate le proprietà turbolente della scia, incluse l'intensità turbolenta e lo spettro di frequenza, mediante un anemometro a filo caldo. Le misurazioni, condotte in galleria del vento, hanno fornito una caratterizzazione approfondita del comportamento del profilo, integrando l'analisi delle distribuzioni di pressione con lo studio della scia. I risultati ottenuti contribuiscono a una comprensione più completa delle prestazioni aerodinamiche del profilo NACA 23012.

Indice

1	Introduzione	4
2	Prova 1: Caratterizzazione dei coefficienti del profilo	4
2.1	Set-up della prova	4
2.2	Risultati	6
3	Analisi degli errori di misurazione	8
4	Prova 2: calcolo della resistenza a partire dal profilo di velocità in scia	9
4.1	Setup della prova	9
4.1.1	Funzionamento dell'anemometro a filo caldo	9
4.2	Risultati	11
4.2.1	Coefficiente di resistenza	11
4.2.2	Turbolenza in scia	12
4.3	Analisi al Vortex shedding	13
5	Analisi degli errori di misurazione	15
6	Conclusioni	15

Elenco delle figure

1	Immagine profilo NACA 23012.	5
2	Sistema di acquisizione delle pressioni.	5
3	Schema delle 16 prese di pressione distribuite lungo il profilo NACA 23012 utilizzato.	5
4	Set-up delle linee pneumatiche dell'esperimento.	5
5	Coefficienti di pressione a diversi angoli d'attacco.	6
5	Confronto coefficienti aerodinamici a diversi angoli d'attacco con valori noti ottenuti tramite Xfoil.	8
6	Set-up completo compreso di elettronica e visualizzazione misure tramite schermo sul retro.	10
7	Schema di un anemometro a filamento singolo.	10
8	Anemometro a filo caldo singolo.	10
9	Schema di funzionamento del ponte di Wheatstone a corrente costante.	10
10	Curva di calibrazione.	11
11	Profilo di velocità nella scia.	12
12	Confronto del contenuto energetico all'interno della scia e al di fuori.	13
13	Confronto profilo di velocità in scia a diversi angoli d'attacco.	14
14	Contenuto energetico all'interno della scia e al di fuori con indicazione frequenza di vortex shedding per il profilo ad $\alpha = 9^\circ$	14

1. Introduzione

L'esperimento descritto in questo report ha come obiettivo principale lo studio delle caratteristiche aerodinamiche di un profilo alare NACA 23012. L'esperimento è stato suddiviso in due parti distinte, ciascuna dedicata a un aspetto chiave delle prestazioni aerodinamiche e del comportamento del flusso.

La prima parte dell'esperimento si è concentrata sulla **determinazione dei coefficienti aerodinamici** del profilo alare a diversi angoli di incidenza (α). Questo è stato realizzato tramite l'integrazione della distribuzione di pressione sul dorso e sul ventre del profilo. Raccogliendo dati dettagliati sulla pressione, questa fase ha permesso di calcolare i coefficienti di portanza e di momento, fornendo una comprensione delle prestazioni del profilo alare in differenti condizioni di flusso.

La seconda parte dell'esperimento ha avuto come obiettivo la **valutazione del coefficiente di resistenza** (C_d) dello stesso profilo alare NACA 23012. Questo è stato ottenuto integrando il difetto di quantità di moto nella scia a valle del profilo. Oltre alla misurazione della resistenza, questa fase ha incluso la **caratterizzazione dell'intensità turbolenta** e dello **spettro della scia**. Le misurazioni sono state effettuate in varie posizioni trasversali all'interno di una sezione longitudinale fissa, offrendo una visione approfondita del comportamento della scia e della sua dipendenza dai parametri del flusso.

Queste indagini, considerate nel loro insieme, hanno fornito un'analisi completa delle prestazioni aerodinamiche del profilo NACA 23012, combinando l'integrazione della pressione superficiale con l'analisi della scia per chiarire il suo comportamento in condizioni di flusso controllato.

Di seguito forniamo una descrizione in dettaglio di quello che è stato fatto, discutendo i risultati ottenuti a seguito del processo di post-processing.

2. Prova 1: Caratterizzazione dei coefficienti del profilo

Iniziamo a descrivere la prima prova dell'esperimento svolto in cui l'obiettivo è quello di determinare i coefficienti aerodinamici del profilo alare NACA 23012 a diversi angoli di incidenza (α), attraverso l'integrazione della distribuzione di pressione lungo il dorso e il ventre del profilo.

2.1. Set-up della prova

L'esperimento è stato condotto utilizzando la galleria del vento didattica del Politecnico di Milano, una galleria a circuito chiuso con una camera di prova di dimensioni ($1000 \times 300 \times 450$) mm, in grado di raggiungere una velocità massima di 37 m/s. Di seguito, vengono quindi forniti dettagli rilevanti ai fini di questo esperimento. Gli strumenti utilizzati sono:

- **Trasduttore di pressione:** Un trasduttore di pressione è un dispositivo che misura la pressione di un fluido e la converte in un segnale elettrico proporzionale al valore misurato.
- **Modello d'ala NACA 23012:** il modello è un'ala rettangolare con un profilo alare NACA 23012, avente un'apertura $b = 243$ mm e una corda $c = 100$ mm. Nella sezione centrale del profilo sono stati praticati 16 fori per la misurazione della pressione (Figura 3), distribuiti secondo le coordinate relative riportate nella Tabella 1. A ciascun foro è collegata una linea pneumatica che conduce a un trasduttore di pressione differenziale, il quale utilizza come riferimento la pressione statica all'uscita del convergente (P_2);
- **Inclinometro ;**
- **Sistema di acquisizione;**

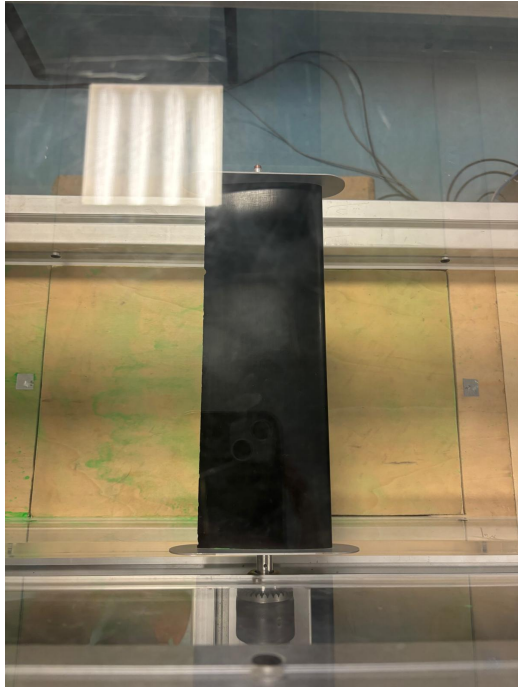


Figura 1: Immagine profilo NACA 23012.

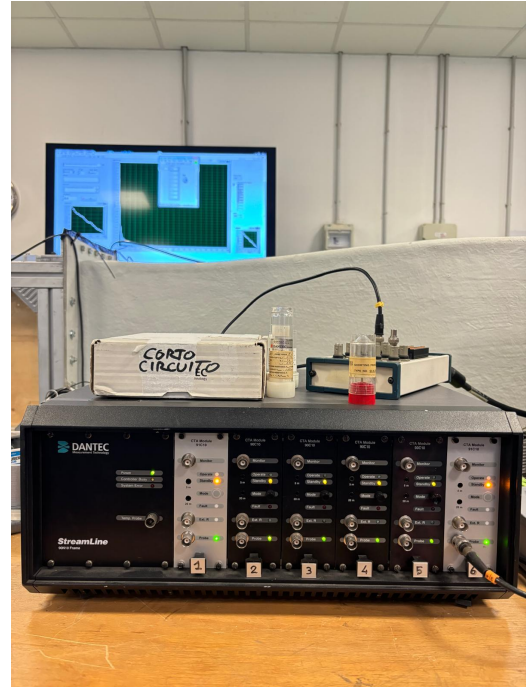


Figura 2: Sistema di acquisizione delle pressioni.

La pressione dinamica nella camera di prova (q) è stata calcolata a partire dal salto di pressione tra ingresso (P_1) ed uscita (P_2) del condotto divergente, tramite un trasduttore di pressione differenziale. Per il coefficiente di calibrazione della galleria (K) si fa riferimento al valore determinato nel laboratorio precedente.

Presa	1	2	3	4	5	6	7	8
x/c	0.022	0.031	0.062	0.155	0.201	0.33	0.53	0.681
h/c	0.034	0.04	0.053	0.071	0.075	0.077	0.063	0.047
Presa	9	10	11	12	13	14	15	16
x/c	0.01	0.028	0.058	0.147	0.196	0.326	0.427	0.837
h/c	-0.01	-0.017	-0.023	-0.033	-0.038	-0.044	-0.043	-0.013

Tabella 1: Coordinate delle prese di pressione

I segnali analogici provenienti dai trasduttori di pressione sono stati digitalizzati tramite un bridge e acquisiti con un software dedicato. Ogni rilevazione è stata ottenuta effettuando la media dei dati su un intervallo temporale di 5 secondi, con una frequenza di campionamento pari a 1000 Hz.

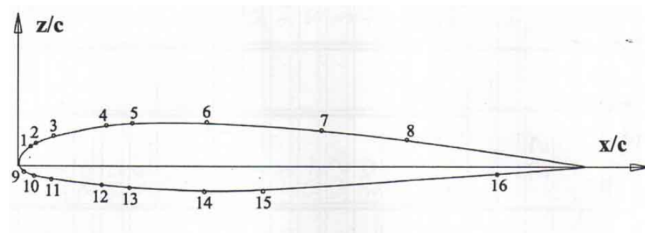


Figura 3: Schema delle 16 prese di pressione distribuite lungo il profilo NACA 23012 utilizzato.

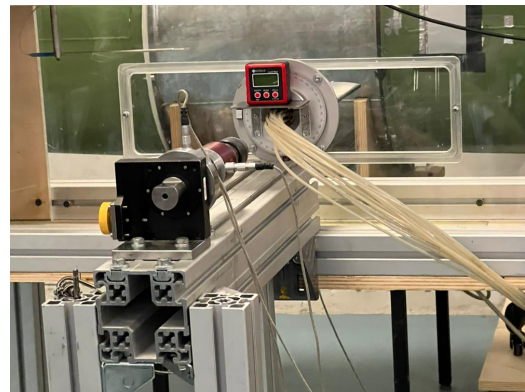


Figura 4: Set-up delle linee pneumatiche dell'esperimento.

2.2. Risultati

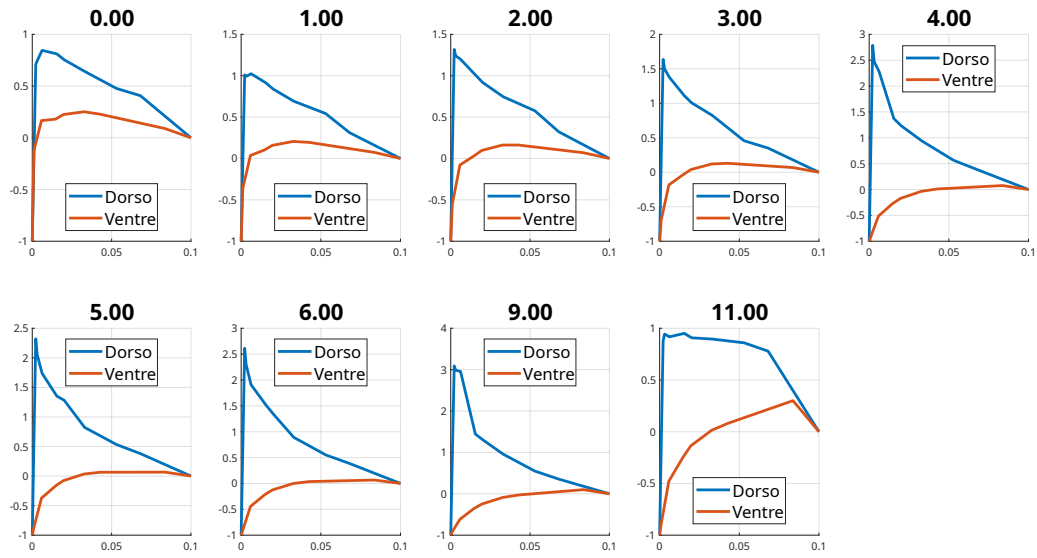
Per ottenere i risultati sulla distribuzione dei coefficienti di pressione a diversi angoli d'attacco è stato fatto riferimento alla sua formula riportata di seguito:

$$C_p = \frac{P - P_2}{q \cdot c} \quad (1)$$

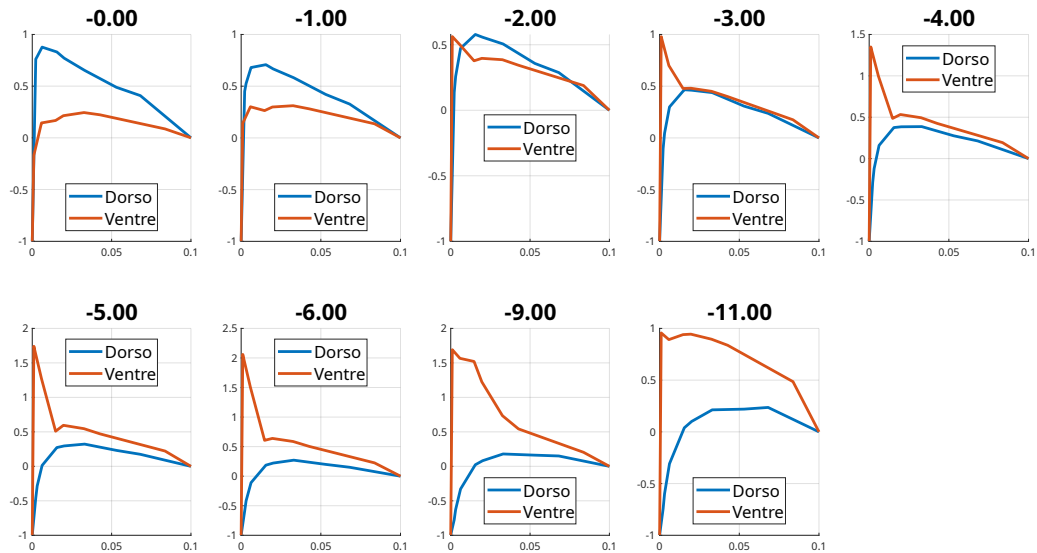
Da cui è possibile poi derivare la velocità a cui tali coefficienti fanno riferimento come:

$$\Rightarrow q = \frac{P_1 - P_2}{K} \quad (2)$$

Attraverso la fase di post processing quindi sono stati calcolati i coefficienti relativi ad ogni pressure tap lungo il profilo e i risultati sono riportati in Figura 5a e 5b.



(a) Coefficienti di pressione per α positivi.



(b) Coefficienti di pressione per α negativi.

Figura 5: Coefficienti di pressione a diversi angoli d'attacco.

Una volta calcolati i coefficienti di pressione lungo il profilo, è stato possibile integrare i risultati per determinare i carichi aerodinamici esercitati sull'airfoil. Per farlo, è stato necessario trasformare le componenti della forza

aerodinamica da coordinate del sistema in assi-corpo a coordinate del sistema in assi-vento mediante opportune relazioni trigonometriche. Le formule utilizzate per il calcolo di portanza, resistenza e momento rispetto al quarto di corda sono le seguenti:

$$L_B = \int_s p(s) \cos(\theta) ds \quad (3)$$

$$D_B = \int_s p(s) \sin(\theta) ds \quad (4)$$

$$M_{c/4B} = \int_s \mathbf{r} \times (-p\mathbf{n}) ds \quad (5)$$

dove il pedice B indica il sistema di riferimento assi-corpo, s rappresenta l'ascissa curvilinea e θ è l'angolo tra la normale al profilo e il flusso asintotico.

Poiché la distribuzione della pressione è disponibile in forma discreta, l'integrazione è stata effettuata mediante la regola dei trapezi, assumendo un andamento lineare tra due punti di misura consecutivi. Al bordo d'attacco, la pressione è stata approssimata come uguale alla pressione totale, mentre al bordo d'uscita è stata assunta pari a P_2 , ipotizzando un completo recupero della pressione. Per il calcolo del momento, la risultante di ogni pannello è stata applicata al centro del pannello stesso.

Per il calcolo discreto indicheremo con il pedice i il generico pannello, mentre i pedici v e d rappresentano rispettivamente i pannelli appartenenti al dorso e al ventre del profilo, ottenendo così:

$$\begin{aligned} L_{B_i} &= \frac{P_i + P_{i+1}}{x_{i+1} - x_i} \\ D_{B_i} &= \frac{P_i + P_{i+1}}{y_{i+1} - y_i} \end{aligned} \quad (6)$$

In questo modo i coefficienti totali in assi corpo saranno:

$$L_B = \sum_v L_{B_i} - \sum_d L_{B_i} \quad (7)$$

$$D_B = \sum_{dx} D_{B_i} - \sum_{sx} D_{B_i} \quad (8)$$

$$M_{c/4B} = \sum_d L_{B_i} \left(\frac{x_{i+1} - x_n}{0.5} - 0.25 \cdot c \right) - \sum_v L_{B_i} \left(\frac{x_{i+1} - x_n}{0.5} - 0.25 \cdot c \right) \quad (9)$$

A questo punto le forze aerodinamiche totali sul profilo sono state convertite in assi vento con le seguenti relazioni:

$$L = L_B \cos(\alpha) - D_B \sin(\alpha) \quad (10)$$

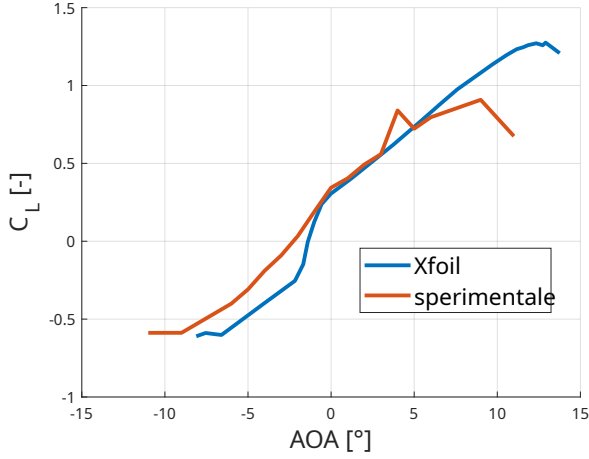
$$D = D_B \cos(\alpha) + L_B \sin(\alpha) \quad (11)$$

$$M_{c/4} = M_{c/4B} \quad (12)$$

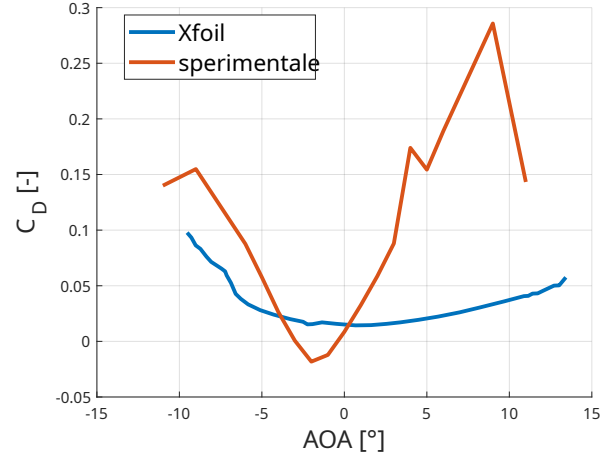
Infine, utilizzando le forze aerodinamiche in assi vento appena definite otteniamo i coefficienti aerodinamici come:

$$\begin{aligned} C_l &= \frac{L}{q \cdot c}, \\ C_d &= \frac{D}{q \cdot c} \\ C_m &= \frac{M_{c/4}}{q \cdot c^2} \end{aligned} \quad (13)$$

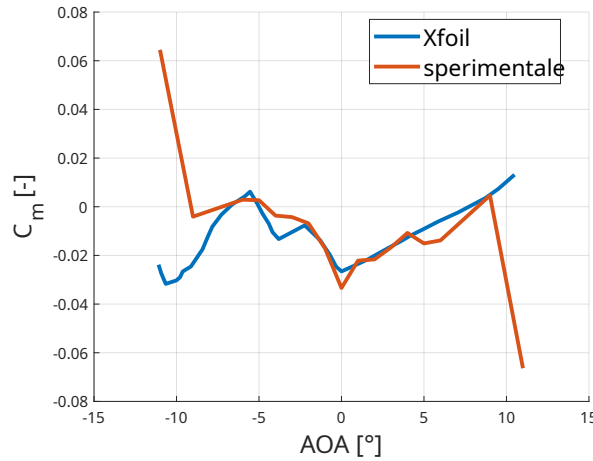
Essi sono stati rappresentati in Figura 5 e comparati rispetto ai dati effettivi ottenuti tramite Xfoil.



(a) Curva $C_L - \alpha$ sperimentale versus reale.



(b) Curva $C_D - \alpha$ sperimentale versus reale.



(c) Curva $C_m - \alpha$ sperimentale versus reale.

Figura 5: Confronto coefficienti aerodinamici a diversi angoli d'attacco con valori noti ottenuti tramite Xfoil.

Una prima osservazione sui risultati riguarda il coefficiente di resistenza in assi vento, che non è stato calcolato correttamente a causa dell'assenza della componente viscosa e gli effetti della scia.

Il coefficiente di portanza invece mostra una buona corrispondenza tra i dati sperimentali e numerici per angoli di incidenza compresi tra -1° e 6° , fatta eccezione per un picco anomalo rilevato a 4° , che risulta incoerente rispetto agli altri dati. Per angoli superiori a 6° , i valori sperimentali iniziano a discostarsi progressivamente dai numerici, con uno stallo che si verifica a 9° , rispetto ai 13° previsti da Xfoil. Per angoli inferiori a -1° , le discrepanze diventano più marcate, pur mantenendo un andamento qualitativo coerente con i dati numerici.

Per il coefficiente di momento, la curva sperimentale risulta sfasata di circa -1.5° rispetto a quella numerica. Tuttavia, i valori sperimentali sono in accordo con quelli numerici nell'intervallo compreso tra -5° e 9° . Inoltre, le oscillazioni presenti nei dati numerici per angoli negativi si ritrovano anche nei risultati sperimentali, sebbene con variazioni più attenuate.

3. Analisi degli errori di misurazione

Durante un esperimento, inevitabilmente si verificano errori di misurazione che possono essere suddivisi in due principali categorie: **errori sistematici** ed **errori casuali**. Gli errori sistematici sono legati a problematiche costanti nel sistema. Al contrario, gli errori casuali sono causati da fattori non controllabili, come fluttuazioni nel flusso o rumori elettronici nei segnali. In questa sezione sono riportati le possibili fonti di errore presenti nell'esperimento. Nonostante un'analisi formale e quantitativa non sia stata svolta, è rilevante definire i possibili

processi da cui possono scaturire errori sulla misurazione da un punto di vista qualitativo.

Le fonti di **errori sistematici** possono essere associate a:

- Malfunzionamento del sensore di pressione 10: per sopperire a questo malfunzionamento, le misure ottenute dal sensore sono state escluse dall'analisi e un'interpolazione tra i sensori 9 e 11 è stata eseguita per ricavare una stima della pressione in corrispondenza del sensore 10;
- Ipotesi di pressione al bordo d'attacco uguale a quella totale. Questa ipotesi risulta ragionevole a piccoli angoli di attacco, ma può essere una fonte di errore ad angoli più alti.

Per quanto riguarda le fonti di **errori casuali** possono essere associate:

- Vibrazioni associate al funzionamento della galleria del vento: le vibrazioni della camera di prova e conseguentemente del modello possono introdurre ulteriore incertezza nella misura;
- Rumore elettrico di fondo: questo rumore può influire sul segnale elettrico associato alla misura.

È importante notare che fonti di errori casuali possono essere attenuate considerando la media temporale dei segnali misurati.

4. Prova 2: calcolo della resistenza a partire dal profilo di velocità in scia

In questa seconda parte dell'attività, attraverso l'anemometria a filo caldo, si è portata avanti un'analisi volta alla caratterizzazione in modo più completo del C_D del profilo NACA 23012 attraverso l'analisi del deficit della quantità di moto nella sua scia. Grazie a questa analisi è possibile considerare non solo la resistenza di forma ottenuta nella prima parte, ma anche la resistenza dovuta all'attrito del profilo, che per bassi angoli di attacco contribuisce in modo sostanziale all'attrito totale.

4.1. Setup della prova

Per determinare il coefficiente di resistenza aerodinamica del profilo alare NACA 23012 mediante l'integrazione del deficit di quantità di moto nella scia, è stato analizzato un angolo d'attacco fissato a 6° . Inoltre, si mira ad analizzare l'intensità e lo spettro della turbolenza in diverse posizioni trasversali, mantenendo costante la sezione longitudinale. Gli elementi utilizzati nell'esperimento sono:

1. Anemometro a filo caldo, con supporto per variare la posizione sull'asse verticale;
2. Ponte di Wheatstone;
3. Sistema di data acquisition.
4. Galleria del vento didattica del Politecnico di Milano

4.1.1. Funzionamento dell'anemometro a filo caldo

L'anemometro a filo caldo è uno strumento attraverso cui è possibile misurare la velocità puntuale di un fluido, basandosi sul principio di raffreddamento per convezione. Un sottile filo conduttore, solitamente realizzato in materiali come tungsteno o platino, è riscaldato elettricamente. Quando il fluido scorre attorno al filo, sottrae calore in proporzione alla sua velocità.

Esistono diversi tipi di anemometri in grado di misurare diverse componenti della velocità. In questo caso una sonda a due teste è stata utilizzata per misurare la sola componente longitudinale di velocità. Attraverso l'opportuna calibrazione è possibile correlare la perdita di calore (sotto forma di segnale elettrico) subita dal filo caldo con la componente di velocità. L'anemometria a filo caldo è particolarmente utile per le misure riguardanti la turbolenza, in quanto il sistema possiede una frequenza di sampling molto elevata in grado di catturare anche le più piccole fluttuazioni ad alte frequenze.

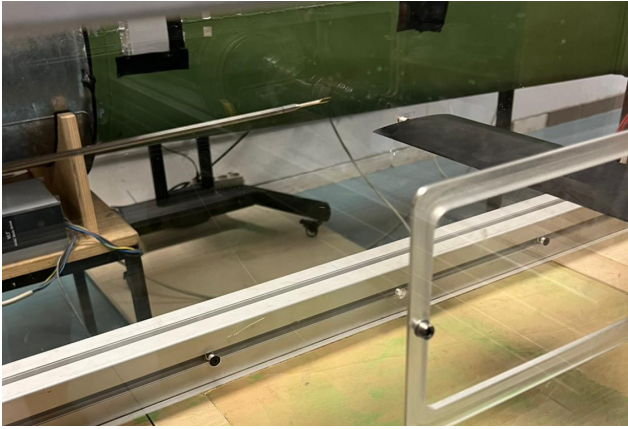


Figura 6: Set-up completo compreso di elettronica e visualizzazione misure tramite schermo sul retro.

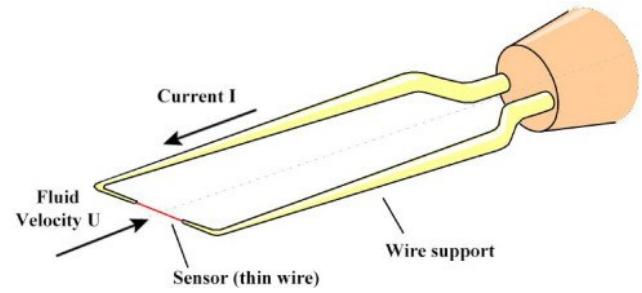


Figura 7: Schema di un anemometro a filamento singolo.

Questo è possibile grazie al ponte di Wheatstone, il cui scopo è quello di rilevare la variazione di resistenza del materiale del filo dovuta alla variazione di temperatura a cui il filo è sottoposto. In questo modo è possibile risalire alla velocità in base alla differenza di tensione nei due rami del ponte.

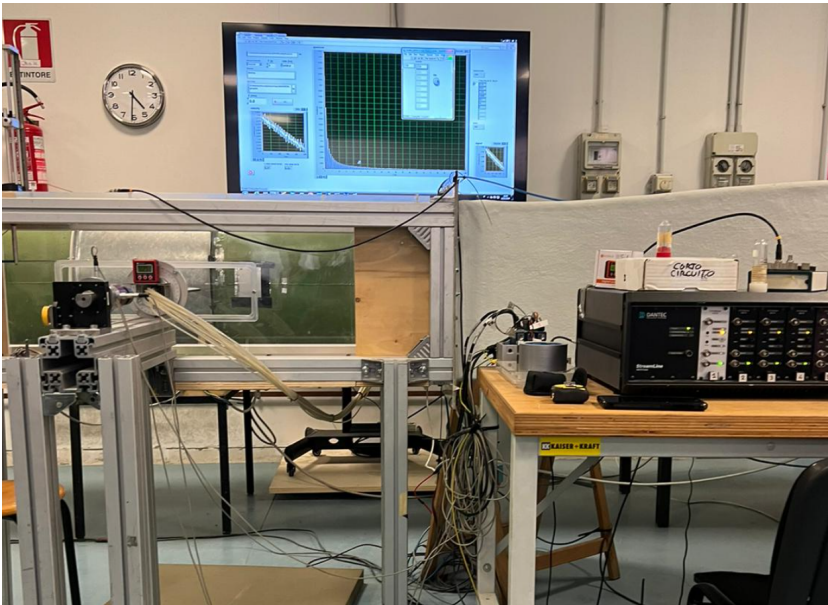


Figura 8: Anemometro a filo caldo singolo.

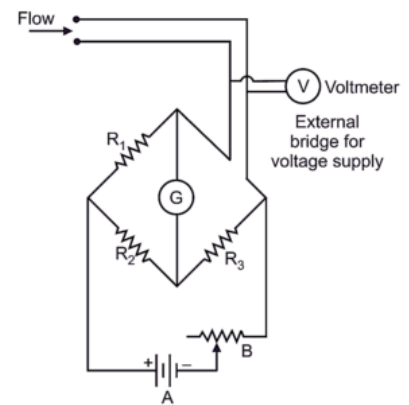


Figura 9: Schema di funzionamento del ponte di Wheatstone a corrente costante.

In Figura [10] è riportata la curva di calibrazione che associa la tensione misurata alla velocità.

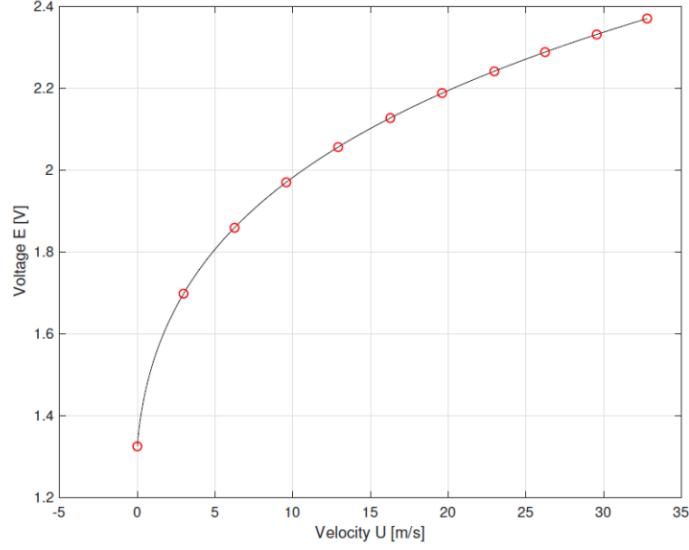


Figura 10: Curva di calibrazione.

La frequenza di sampling è pari a 2000 Hz, ed ogni misura ha avuto una durata di 5 secondi. Per ogni misura la posizione verticale della sonda a filo caldo è stata fatta variare di 5 millimetri nell'intervallo [75 – 170] mm.

4.2. Risultati

In questa sezione analizzeremo le misure ottenute e procederemo al calcolo della resistenza. Le misure ottenute sono presentate nella tabella di seguito.

Date le velocità nelle diverse posizioni verticali è possibile risalire al profilo di velocità della scia attraverso il quale, utilizzando il deficit di quantità di moto confrontato con un profilo di velocità costante associato al flusso indisturbato, è possibile stimare il coefficiente di resistenza totale che comprenderà sia la resistenza d'attrito e quella di forma. In Figura [11] è riportato il profilo di velocità.

4.2.1. Coefficiente di resistenza

Utilizzando il profilo di velocità della scia è possibile calcolare la resistenza utilizzando la seguente equazione (ipotizzando che non ci sia una dipendenza in y):

$$D = \int_{-\infty}^{+\infty} \int_{-\infty}^{+\infty} \rho u (U - u) dz dy \quad (14)$$

dove $u = u(z)$ rappresenta la velocità della scia, U è la velocità del flusso indisturbato (ipotizzata costante in tutta la sezione) e b è l'apertura alare del profilo. Dopo aver calcolato D è necessario procedere con l'adimensionalizzazione:

$$C_D = \frac{D}{\frac{1}{2} \rho U^2 b c} \quad (15)$$

Il coefficiente risultante è pari a $C_D = 0.0191$. Il valore ottenuto si discosta dal valore teorico relativo al profilo pari a 0.015.

z [mm]	Velocità [m/s]
75.000	19.8479
80.000	19.8501
85.000	19.8662
90.000	19.8782
95.000	19.8578
100.00	19.8953
105.00	19.9619
110.00	19.3323
115.00	18.2960
120.00	18.1253
125.00	19.4699
130.00	19.8224
135.00	19.8415
140.00	19.8452
145.00	19.8475
150.00	19.8768
155.00	19.8883
160.00	19.8933
165.00	19.9168
170.00	19.9354

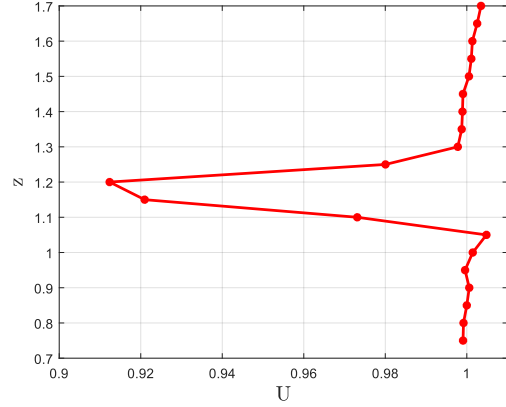


Figura 11: Profilo di velocità nella scia.

4.2.2. Turbolenza in scia

La presenza del profilo nel flusso induce, oltre ad un deficit di quantità di moto, la generazione di strutture vorticosi e fluttuazioni associate a flussi turbolenti. Per questo, attraverso l'analisi delle fluttuazioni misurate dalla sonda anemometrica, è possibile caratterizzare la turbolenza presente nella scia generata dal profilo. Bisogna notare che lo strumento di misurazione ci consente di considerare solo la velocità longitudinale. Per prima cosa definendo l'operatore $\langle \cdot \rangle$ che rappresenta la media nel tempo, è possibile procedere con la decomposizione di Reynolds, dove u è la velocità totale e u' la fluttuazione associata e calcolare l'**intensità di turbolenza locale** nella direzione longitudinale attraverso la seguente equazione:

$$I_u = \frac{\sqrt{\langle u'^2 \rangle}}{U}, \quad \text{dove: } u' = u - \langle u \rangle \quad (16)$$

nella tabella di seguito sono riportati l'intensità di turbolenza per ogni punto. Come prevedibile, nei punti centrali in corrispondenza della scia l'intensità di turbolenza è di 3 ordini ($\sim 10^{-1}$) di grandezza più grande rispetto ai punti al di fuori ($\sim 10^{-4}$).

z [mm]	$I_u(z)$
75.00	0.000158
80.00	0.000184
85.00	0.000183
90.00	0.000182
95.00	0.000223
100.00	0.000400
105.00	0.009140
110.00	0.098050
115.00	0.177620
120.00	0.084532
125.00	0.026389
130.00	0.001329
135.00	0.000240
140.00	0.000204
145.00	0.000168
150.00	0.000194
155.00	0.000179
160.00	0.000172
165.00	0.000180
170.00	0.000189

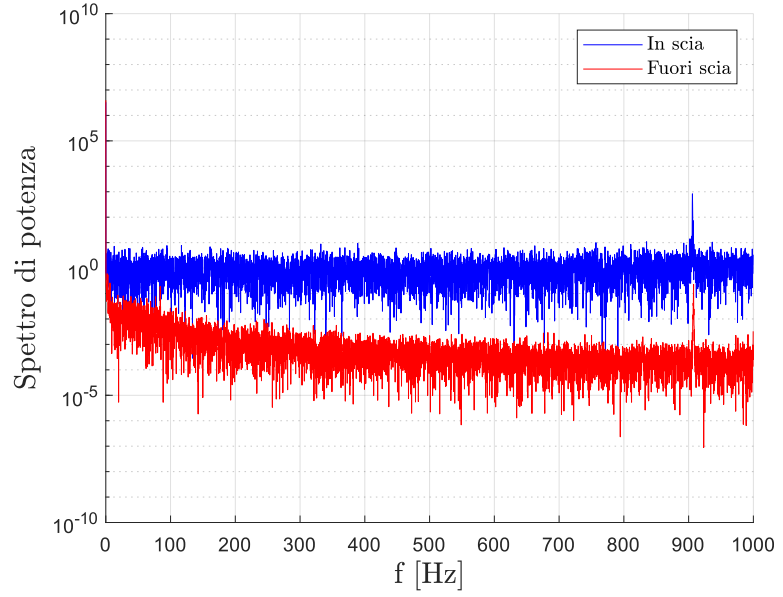


Figura 12: Confronto del contenuto energetico all'interno della scia e al di fuori.

Successivamente, lo spettro è stato calcolato attraverso l'uso della FFT (Fast Fourier Transform), da cui possiamo evincere l'energia della turbolenza presente all'interno e al di fuori della scia nelle varie frequenze in Figura [12].

4.3. Analisi al Vortex shedding

Come elemento finale è stato valutato il fenomeno del vortex shedding. Il distacco dei vortici è un fenomeno aerodinamico instabile fondamentale che si verifica quando un fluido scorre oltre un profilo alare, generando vortici alternati nella scia. Questo processo induce fluttuazioni periodiche nella velocità e nella pressione, che possono influenzare significativamente le prestazioni aerodinamiche, l'integrità strutturale e la generazione di rumore. Comprendere il distacco dei vortici è essenziale in applicazioni come la progettazione di aeromobili, turbine eoliche e l'aerodinamica dei ponti.

Per analizzare il distacco dei vortici, utilizziamo il segnale in uscita dall'anemometro nella zona della scia e ne valutiamo la Trasformata di Fourier (FFT) per estrarre le componenti di frequenza dominante del distacco dei vortici.

Dato che l'effetto di vortex shedding si verifica tipicamente ad alti angoli d'attacco abbiamo riportato di seguito l'analisi a questo fenomeno con i dati ottenuti da un altro gruppo su un profilo inclinato a 9° . La scelta è legata a un duplice aspetto: da un lato non vogliamo avere un profilo troppo inclinato per evitare effetti di bloccaggio e quindi letture errate nei dati, mentre dall'altro il profilo non può essere ad angoli troppo piccoli, altrimenti il fenomeno del distacco dei vortici non si verificherebbe (come nel caso a 6°).

Procedendo allo stesso modo del caso a 6° abbiamo potuto ottenere un coefficiente di resistenza pari a:

$$C_D = 0.0328$$

Il che rimane in linea con i dati sperimentali a disposizione in letteratura.

Se confrontiamo l'andamento del profilo di velocità nella scia in Figura 13, notiamo un netto aumento del range di velocità nella zona di scia ed uno shift verso altezze maggiori come ci aspettavamo. Notiamo anche che il profilo di velocità fuori scia non risulta essere più sufficientemente pulito e "rettilineo" come nel caso di angolo a 6° , questo può essere causato sia da effetti di bloccaggio sia ad errori durante la misurazione.

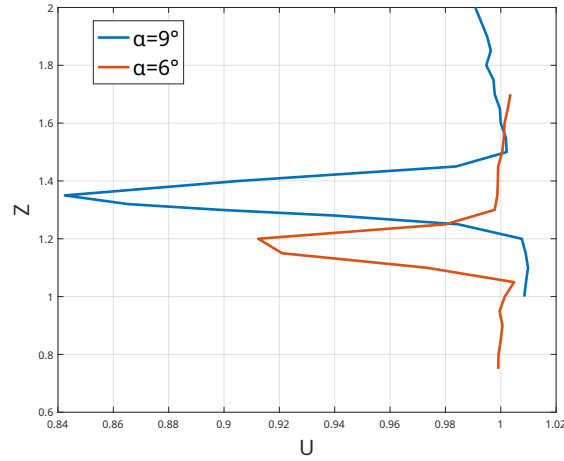


Figura 13: Confronto profilo di velocità in scia a diversi angoli d'attacco.

Una volta confrontati i risultati e stabilita la bontà delle misurazioni svolte, siamo passati al dominio delle frequenze e abbiamo valutato nel caso del profilo ad angolo d'attacco pari a 9° il valore per cui lo spettro di velocità in un punto della scia presenta il suo picco. In Figura 14 è riportato lo spettro e al variare delle frequenze.

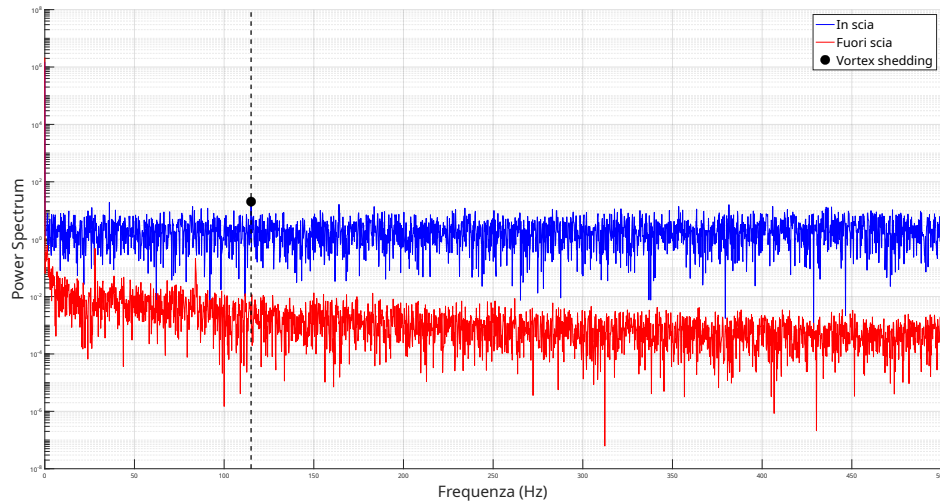


Figura 14: Contenuto energetico all'interno della scia e al di fuori con indicazione frequenza di vortex shedding per il profilo ad $\alpha = 9^\circ$.

Si può osservare che in corrispondenza della frequenza $f = 115.02 \text{ Hz}$ compare un picco, seppur di modesta entità, nello spettro della scia. Questo picco potrebbe essere associato al fenomeno di distacco dei vortici. In effetti, valutando il numero di Strouhal nelle medesime condizioni, si ottiene un valore pari a $St = 0.5612$.

Il numero di Strouhal (St) è un parametro adimensionale che mette in relazione la frequenza di distacco, la velocità del flusso e una lunghezza caratteristica. Tipicamente, il suo valore in presenza di distacco di vortici si attesta intorno a 0.3.

Il fatto che non si osservi un picco nettamente marcato e che il numero di Strouhal si discosti leggermente dal valore atteso suggerisce che il fenomeno di vortex shedding non sia ancora pienamente sviluppato. Questo risulta plausibile considerando che ci troviamo in condizioni prossime allo stallo, il quale, secondo la letteratura, dovrebbe verificarsi per un angolo di attacco pari a $\alpha = 9^\circ$.

Questo processo ci ha comunque permesso di sviluppare una procedura adeguata per il controllo delle frequenze caratteristiche del vortex shedding.

5. Analisi degli errori di misurazione

Così come è già stato esposto nella sezione sull'analisi degli errori del primo esperimento, in questa sezione sono presentate le possibili fonti di errore delle misurazioni considerate. Le fonti di **errore sistematico** possono essere legate a:

- Anemometro a filo caldo: l'anemometro utilizzato non misura una componente di velocità del campo di moto, bensì il modulo del vettore di velocità, che abbiamo ipotizzato come allineato con l'asse x . Questa ipotesi è una semplificazione che può portare ad errori nell'analisi;
- Posizionamento dell'anemometro;

Per quanto riguarda le fonti di **errori casuali** possono essere associate:

- Vibrazioni associate al funzionamento della galleria del vento: le vibrazioni della camera di prova e conseguentemente del modello possono introdurre ulteriore incertezza nella misura;
- Rumore elettrico di fondo: questo rumore può influire sul segnale elettrico associato alla misura.

È importante notare che fonti di errori casuali possono essere attenuate considerando la media temporale dei segnali misurati.

6. Conclusioni

In questo laboratorio abbiamo analizzato le prestazioni aerodinamiche di un profilo alare utilizzando due metodi in galleria del vento. Nella prima parte dell'attività, attraverso delle prese di pressione situate all'interno del profilo, sono stati ottenuti il C_L , il C_D ed il $C_{M_{c/4}}$ del profilo attraverso l'integrazione delle pressioni ottenute dalle misure a diversi angoli di attacco in modo da caratterizzare il profilo. I risultati ottenuti seguendo l'andamento delle curve teoriche, fatta eccezione per la curva del C_D , la quale si discosta sostanzialmente dalla curva attesa. Questo perché il calcolo portato avanti ci permette di calcolare solamente la resistenza di forma associata al profilo e non la resistenza totale. In più, le curve esatte sono riferite a profili due, mentre i nostri risultati sono stati ottenuti utilizzando un'ala tridimensionale. Quindi, nei risultati da noi ottenuti sono presenti effetti aerodinamici derivanti dalla finitezza dell'ala (effetti tridimensionali).

Nella seconda parte dell'attività, attraverso l'anemometria a filo caldo, è stato possibile caratterizzare in modo più completo il C_D del profilo attraverso l'analisi del deficit della quantità di moto nella scia del profilo. Grazie a questa analisi è possibile considerare non solo la resistenza di forma ottenuta nella prima parte, ma anche la resistenza dovuta all'attrito del profilo, che per bassi angoli di attacco contribuisce in modo sostanziale all'attrito totale. Il risultato ottenuto è in linea con quello atteso.

In seguito, è stata calcolata l'intensità di turbolenza e lo spettro di turbolenza all'interno e al di fuori della scia, in modo da comparare quanto la presenza del profilo influisca sulle fluttuazioni turbolente. I risultati sono in linea con le aspettative, infatti l'intensità di turbolenza e il contenuto energetico all'interno della scia presentano valore più alto rispetto ai punti al di fuori della scia, come mostrato in precedenza.