

**UNIVERSITÀ DEGLI STUDI DI GENOVA**

**SCUOLA POLITECNICA**

**DIME**

**Dipartimento di Ingegneria Meccanica, Energetica,  
Gestionale e dei Trasporti**



**TESI DI LAUREA  
IN  
INGEGNERIA MECCANICA**

**Studio dei coefficienti aerodinamici di un cilindro a sezione  
quadrata e di un profilo alare in galleria del vento.**

**Relatore:**

Chiar.<sup>mo</sup> Prof. Ing. Alessandro Bottaro

**Correlatore:**

Dott. Ing. Andrea Freda

**Allievo:**

Alessandro Lamberti

Febbraio 2020

# **Studio dei coefficienti aerodinamici di un cilindro a sezione quadrata e di un profilo alare in galleria del vento.**

## **PREFAZIONE**

Oggetto della presente tesi è stata la realizzazione e la validazione di un nuovo metodo per la misura delle azioni su modelli sezionali nella Galleria del Vento DICCA. Si è realizzata una “rig” motorizzata che consente la rotazione automatica dei modelli; la rig è dotata di bilance di forza per la misura delle azioni aerodinamiche. La rig è stata validata misurando i coefficienti aerodinamici di due diversi tipi di profili, il primo a sezione quadrata e il secondo invece di forma alare.

L’indagine è stata condotta al variare di diversi parametri: velocità del flusso, angolo di inclinazione del profilo rispetto alla direzione del flusso.

L’attività di ricerca sperimentale è stata condotta presso la galleria del vento del Dipartimento di Ingegneria Civile, Chimica e Ambientale dell’Università di Genova.

Per lo svolgimento delle prove è stata utilizzata una galleria del vento opportunamente strumentata, e tramite l’uso di strumenti informatici quali i programmi Matlab e LabView è stato possibile procedere alla definizione dei risultati delle ricerche che sono state effettuate.

Il controllo dei parametri che sono stati elencati è stato effettuato tramite l’utilizzo di sonde “Cobra” multiforo e tubi di Pitot statici per quanto riguarda la velocità del flusso, mentre per il controllo dell’angolo di rotazione del profilo sono stati utilizzati particolari sistemi gestiti da opportuni motori elettrici.

Nella seguente trattazione parleremo di modelli sezionali rigidi di determinate dimensioni, successivamente attraverso opportune similitudini i risultati ottenuti su tali modelli potranno essere applicati a prototipi di dimensioni diverse.

## SOMMARIO

|  |    |
|--|----|
| Prefazione.....                                    | 2  |
| Sommario .....                                     | 3  |
| 1 Introduzione .....                               | 4  |
| 2 La galleria del vento.....                       | 4  |
| 2.1 Camera di prova .....                          | 6  |
| 2.2 Gruppo motore.....                             | 6  |
| 2.3 Divergenti, curve e cono di accelerazione..... | 7  |
| 2.3.1 Divergenti.....                              | 7  |
| 2.3.2 Curve .....                                  | 7  |
| 2.3.3 Cono di accelerazione.....                   | 8  |
| 3 Strumenti di misura impiegati.....               | 9  |
| 3.1 Sistema di rotazione.....                      | 9  |
| 3.2 Sistema di misura della velocità .....         | 10 |
| 3.3 Sistema di misura delle forze.....             | 11 |
| 4 Modelli sezionali.....                           | 11 |
| 4.1 Cilindro a sezione quadrata .....              | 11 |
| 4.2 Profilo alare .....                            | 12 |
| 5 Parametri studiati.....                          | 12 |
| 6 Risultati .....                                  | 14 |
| 6.1 Cilindro quadrato.....                         | 15 |
| 6.1.1 Errori di misura.....                        | 18 |
| 6.2 Profilo alare .....                            | 19 |
| 6.2.1 Flusso senza griglia .....                   | 20 |
| 6.2.2 Flusso con griglia.....                      | 26 |
| 6.2.3 Errori di misura.....                        | 29 |
| 6.2.4 Diagramma polare $C_D-C_L$ .....             | 30 |
| 6.2.5 Curva di efficienza aerodinamica .....       | 31 |
| 7 Conclusioni e sviluppi futuri.....               | 32 |
| Bibliografia.....                                  | 33 |

# 1 INTRODUZIONE

L'aerodinamica è la branca della fluidodinamica che studia la dinamica dei gas (e in particolare dell'aria), e la loro interazione con corpi solidi.

L'aerodinamica esterna studia i flussi attorno a corpi solidi. Tipici campi di applicazione prevedono, ad esempio, la determinazione della portanza e della resistenza di un profilo alare in campo aeronautico piuttosto che automobilistico.

L'aerodinamica interna studia invece i flussi all'interno di corpi solidi, come possono essere, ad esempio, i flussi in un motore o nei canali di condizionamento.

Il problema di cui si occupa la seguente tesi è di aerodinamica esterna, poiché i corpi di cui sono stati studiati i coefficienti aerodinamici sono lambiti all'esterno dal flusso generato nella galleria del vento.

La galleria del vento è un'apparecchiatura che viene utilizzata per studiare l'andamento di un flusso attorno a un corpo rigido o flessibile e la sua risposta in base alle caratteristiche del flusso stesso. Tali risposte possono essere ottenute tramite misure di velocità globale e locale, misure di pressione, temperatura e forza; nel caso oggetto di studio i coefficienti aerodinamici dei profili studiati sono stati ottenuti tramite misure di forza con l'impiego di bilance di forza. Con l'utilizzo di strumenti informatici quali Matlab tali risultati sono stati convertiti in diagrammi che visualizzano l'andamento dei coefficienti aerodinamici di portanza e resistenza (lift e drag),  $C_L$  e  $C_D$ , in funzione dell'angolo di inclinazione e con la velocità del flusso a parametro.

## 2 LA GALLERIA DEL VENTO

La galleria del vento della scuola Politecnica dell'Università di Genova, situata presso il laboratorio del DICCA, è un impianto a circuito chiuso realizzato in carpenteria metallica, il cui ingombro in pianta è di  $8 \times 21 \text{ m}^2$  [9]. La tipologia a circuito chiuso ha l'effetto di migliorare la qualità del flusso (rispetto agli impianti a circuito aperto) e il vantaggio di operare con una camera di prova a pressione ambiente.

La galleria presenta alcuni aspetti innovativi per quanto concerne lo schema generale e i parametri dimensionali e prestazionali.

In Figura 2.1 si possono osservare diverse viste dell'impianto della galleria del vento.

La Tabella 1 e la Tabella 2 forniscono informazioni riguardanti le prestazioni e le dimensioni dell'impianto.

La Figura 2.2 permette di visualizzare la planimetria dell'impianto della galleria inserita all'interno dei laboratori del dipartimento. Le figure e i dati sono riportati da [9].

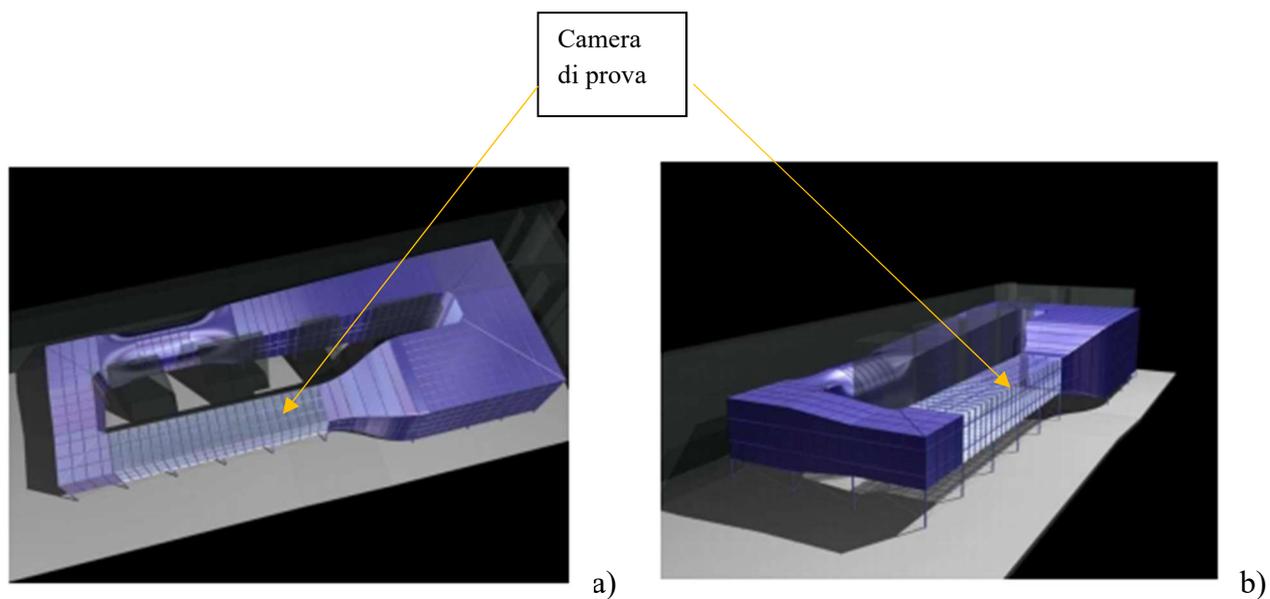


Figura 2.1 Viste dall'alto (a) e laterale (b) della galleria del vento del DICCA.

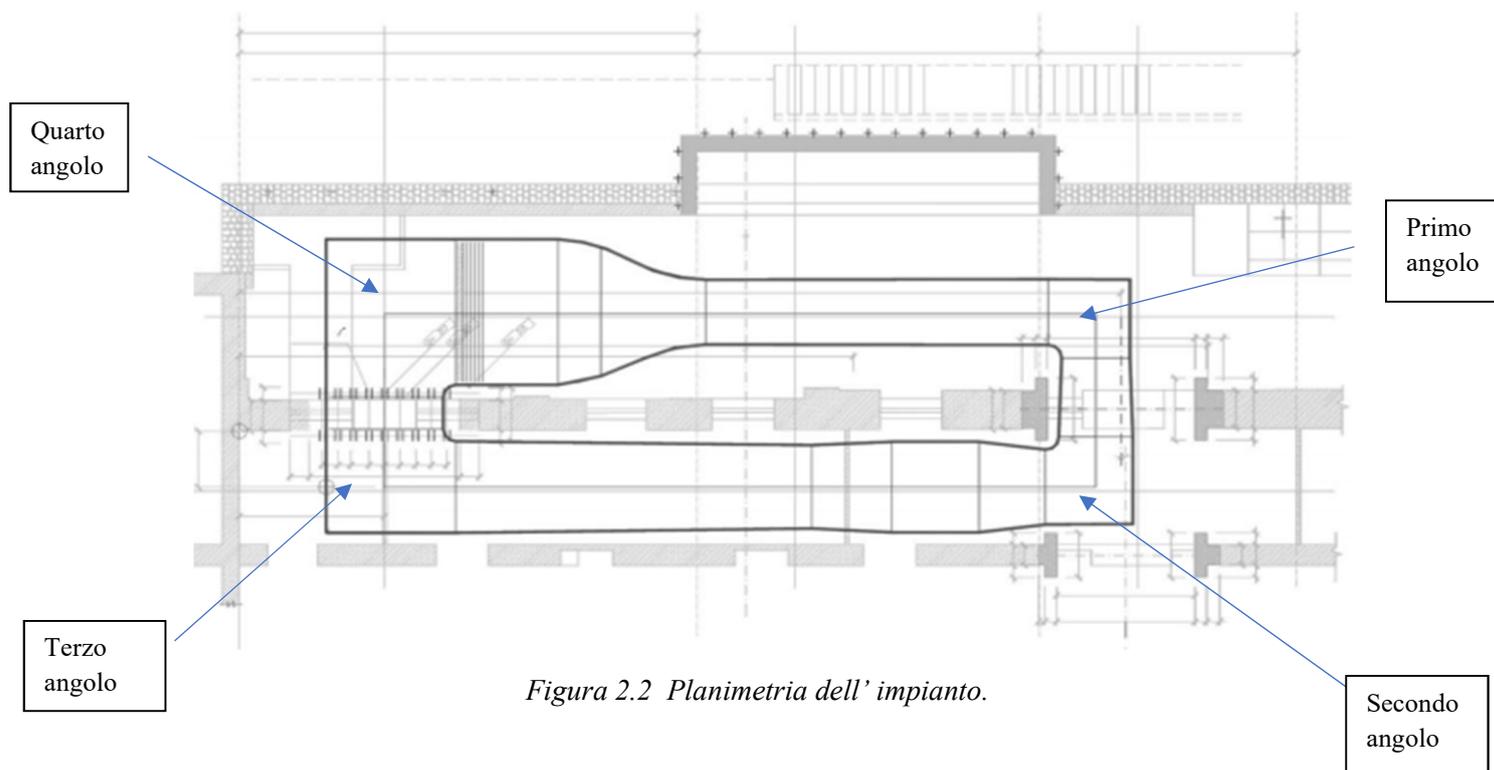


Figura 2.2 Planimetria dell' impianto.

|                               |            |
|-------------------------------|------------|
| Larghezza (m)                 | 8          |
| Lunghezza (m)                 | 21         |
| Altezza (m)                   | 3.5        |
| Sezione camera di prova (m)   | 1.7 x 1.35 |
| Lunghezza camera di prova (m) | 8.8        |
| Rapporto di contrazione       | 5          |
| Diametro del Ventilatore (m)  | 2.2        |

Tabella 1 Dimensioni dell'impianto della galleria del vento.

|   |       |
|---|-------|
| Velocità di progetto camera di prova (m/s)      | 30    |
| Velocità massima camera di prova (m/s)          | 40    |
| Potenza necessaria a 40 m/s (kW)                | 100   |
| Potenza installata (kW)                         | 132   |
| Perdita di potenza dell'impianto (Power factor) | 0.774 |

*Tabella 2 Prestazioni dell'impianto.*

## 2.1 CAMERA DI PROVA

La camera di prova è lunga 8.8 m e presenta una sezione trasversale di dimensioni 1.7x1.35 m<sup>2</sup>. All'interno della camera sono presenti due sezioni di prova, una situata all'imbocco della camera e una situata in fondo alla stessa.

La prima sezione di misura, situata all'imbocco della camera, 1.5 m a valle del convergente, è utilizzata per misure in flusso omogeneo. Di base, essa è caratterizzata da valori ridottissimi dell'indice di turbolenza; è comunque previsto l'impiego di griglie per creare, se necessario, flussi in ingresso disturbati.

Come nel caso analizzato in questa tesi, la prima sezione di prova è utilizzata per prove aerodinamiche e aeroelastiche di modelli sezionali, quali profili quadrati e alari.

La seconda sezione di prova, che è posta in fondo alla camera, presenta una tavola rotante con la quale è possibile scegliere la sezione del modello che verrà investita dal flusso, e studiarne quindi in modo integrale il comportamento durante le prove.

Nella camera di prova, grazie all'inserimento di opportuni blocchi di rugosità o di guglie, è possibile ricreare il profilo di strato limite desiderato durante le prove, intervenendo sulla velocità del flusso e sulla turbolenza dello stesso. Lo sviluppo dello strato limite è favorito dalla lunghezza della camera.

La parte terminale, prima del primo angolo, è posta in comunicazione con l'ambiente mediante un setto poroso che ha il compito di riequilibrare la pressione statica.

## 2.2 GRUPPO MOTORE

Immediatamente dopo il primo divergente e il secondo angolo, a valle del cambio di forma da sezione rettangolare a sezione circolare, si trova il ventilatore (Figura 2.3a). Il ventilatore, di tipo assiale, ha una girante di 2.2 m ed è alimentato da un motore asincrono da 132 kW (Figura 2.3 (b)) collocato in posizione anteriore. La potenza installata è stata dimensionata con lo scopo di realizzare in camera di prova una velocità superiore a 40 m/s, assumendo un rendimento complessivo del ventilatore pari a 0.7. Il ventilatore, il motore e lo statore sono collocati su un basamento in acciaio mediante l'utilizzo

di giunti antivibranti (silent-blocks) ; il basamento è ancorato mediante tirafondi a una fondazione rigida in calcestruzzo armato, isolata dal resto della pavimentazione.

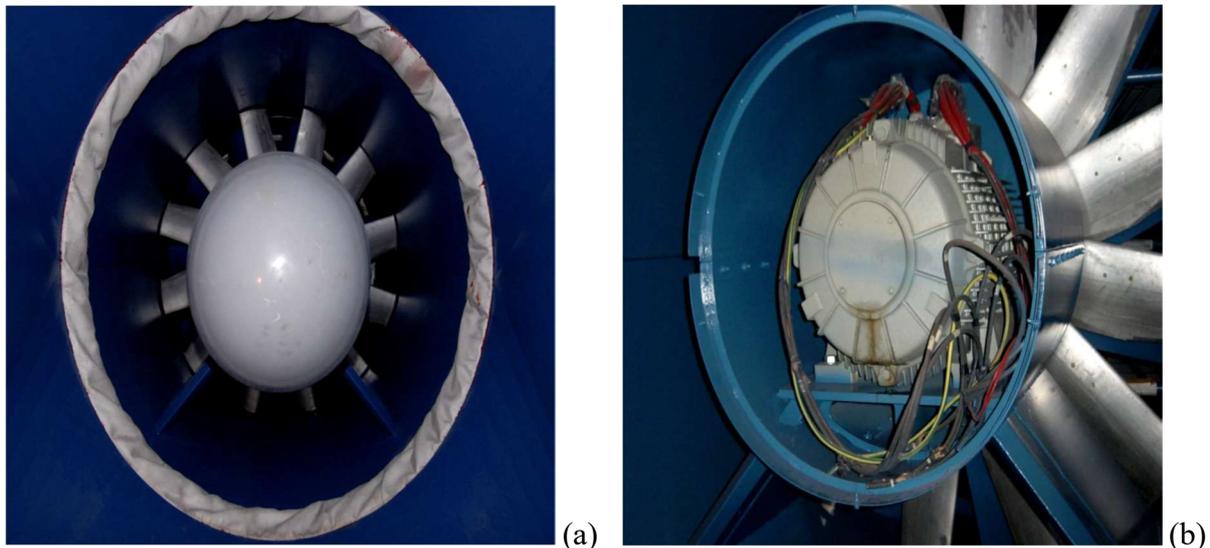


Figura 2.3 Ventilatore assiale(a) e motore asincrono (b).

Il ventilatore presenta una velocità massima di 900 giri/minuto e tale velocità viene controllata e regolata grazie all'utilizzo di un convertitore in frequenza (inverter) che consente una regolazione di velocità pari a  $\pm 0.1$  m/s. Il convertitore stesso viene messo in funzione dall'operatore che si trova al computer tramite il programma di controllo LabView.

Il suo raffreddamento è ad aria, ed è affidato a un ventilatore centrifugo ausiliario collocato all'esterno della galleria.

## 2.3 DIVERGENTI, CURVE E CONO DI ACCELERAZIONE

L'impianto della galleria del vento è costituito da più elementi costruttivi fondamentali.

### 2.3.1 DIVERGENTI

In totale i divergenti presenti nella galleria sono tre.

Il primo si trova in successione al primo angolo ed ha una lunghezza di 1.65 m e presenta un angolo di diffusione massimo di  $3^\circ$ .

Il secondo divergente, il più importante dei tre, si trova a valle del ventilatore, ha una lunghezza pari a 8.9 m ed è caratterizzato da un angolo di divergenza massimo di  $3.3^\circ$ . Questo divergente possiede la caratteristica di essere completamente foderato con materiale fonoassorbente.

Infine, il terzo divergente è posizionato tra il terzo ed il quarto angolo della galleria e funge principalmente da raccordo tra i due angoli.

### 2.3.2 CURVE

Le curve sono state progettate per fare in modo che la lunghezza della galleria del vento fosse la massima possibile, inoltre esse si compongono di batterie di alette (Figura 2.4) conformate in modo tale da favorire l'espansione del flusso e diminuire il più possibile le perdite di carico.



*Figura 2.4 Batteria di alette.*

### **2.3.3 CONO DI ACCELERAZIONE**

Il cono di accelerazione si trova subito a monte della prima sezione di prova e subito a valle della camera di calma, anche chiamata camera di ristagno (Figura 2.5).

Tale elemento è dimensionato per evitare fenomeni di separazione o ispessimento indesiderato dello strato limite e ha un fattore di contrazione pari a 5.



*Figura 2.5 Cono di accelerazione.*

### 3 STRUMENTI DI MISURA IMPIEGATI

L'obiettivo delle sperimentazioni è quello di trovare i coefficienti aerodinamici, attraverso le misure di forza sui profili con angoli di inclinazione e velocità del flusso variabile. Per le prime sono state utilizzate bilance di forza; la velocità del flusso è stata regolata tramite l'utilizzo di un inverter e misurata con sonde Cobra, l'angolo di inclinazione regolato tramite un sistema collegato a due motori elettrici.

#### 3.1 SISTEMA DI ROTAZIONE

Il sistema di inclinazione del profilo è stato progettato direttamente all'interno dei laboratori del DICCA e come si può vedere in Figura 3.1 esso è costituito da tre piastre rettangolari che mantengono in posizione la bilancia e il sostegno in cui viene alloggiato il profilo e collegano questi due elementi a una piastra circolare che, collegata all'albero del motore elettrico, permette di far ruotare il sostegno del profilo in modo da variare l'angolo di inclinazione fino al valore desiderato.



*Figura 3.1 Sistema di rotazione profilo.*

I motori elettrici sono due, uno per ciascuna estremità del profilo. Il motore presente dal lato del pc (motore primario) presenta tre cavi: uno collegato al computer, uno collegato al sistema di accensione ed uno collegato al secondo motore elettrico presente all'altro estremo.

Il motore elettrico dal lato opposto al pc presenta invece 2 cavi, infatti esso non risulta collegato al computer poiché segue il movimento del motore primario attraverso il cavo che li collega.

### 3.2 SISTEMA DI MISURA DELLA VELOCITÀ

I dispositivi utilizzati per effettuare le misure di velocità sono la sonda a quattro fori, più conosciuta come “Cobra” per la particolare geometria che la contraddistingue, e il tubo di Pitot statico. La sonda Cobra è in grado di rilevare valori istantanei di pressione con una frequenza di acquisizione fino a 5KHz ed un cono di captazione relativamente modesto, di circa 45°. Per tale ragione questa è particolarmente adatta ad applicazioni nelle quali il moto è prevalentemente monodimensionale o, al limite, con variazioni in termini di direzionalità relativamente modeste. Tale sonda è adatta quindi ad applicazioni che ne prevedono l’utilizzo in ambienti a turbolenza controllata quali le gallerie del vento. In Figura 3.2 vengono presentati un particolare e uno schema della sonda Cobra.

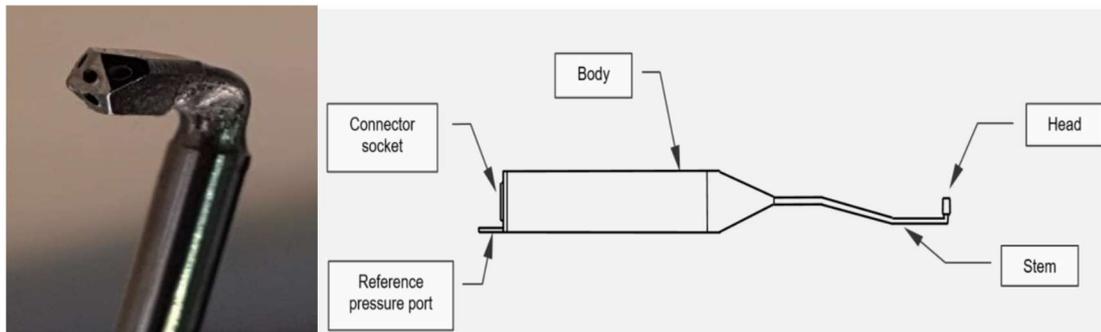


Figura 3.2 Particolare e schema sonda Cobra.

Il tubo di Pitot è uno strumento utilizzato per misurare la velocità macroscopica di un fluido, tipicamente un gas.

Esso basa il suo funzionamento sulla definizione di pressione totale. Da definizione [1], la pressione totale è data dalla somma tra la pressione statica e la pressione dinamica.

Il tubo di Pitot è fornito di due prese di pressione: una all’estremità anteriore disposta parallelamente alla corrente fluida, che serve a misurare la pressione totale, mentre in direzione perpendicolare al flusso sono posti tanti fori circolari che permettono di misurare la pressione statica.

La differenza tra la pressione totale e la pressione statica è la pressione dinamica, che risulta proporzionale al quadrato della velocità del flusso. Indicando con  $p_{din}$  la pressione dinamica si ha:

$$p_{din} = p_{tot} - p_{st} = \frac{1}{2} \rho v^2$$

Si ha pertanto:

$$v = \sqrt{\frac{2(p_{tot} - p_{st})}{\rho}}$$

### 3.3 SISTEMA DI MISURA DELLE FORZE

Per la misurazione delle forze agenti sul profilo testato, sono state utilizzate due bilance di forza, della casa costruttrice ATI.

Tali bilance sono posizionate agli estremi del profilo, e quando esso viene lambito dal flusso i sensori di forza registrano le sollecitazioni e forniscono valori di forza e coppia ad un computer che è collegato alla cella di carico.

Nei primi giorni di lavoro una delle celle di carico è stata sostituita poiché i circuiti all'interno erano probabilmente stati danneggiati durante la fase di posizionamento sul sistema di inclinazione del profilo.

Una vista dettagliata delle celle di carico utilizzate è fornita dalla Figura 3.3

Per la prima bilancia (lato PC, control side) la coordinata positiva delle ascisse è nella direzione del flusso, mentre la coordinata positiva delle ordinate è perpendicolare e diretta verso l'alto.

Per quanto riguarda la seconda cella di carico (far side), la coordinata positiva delle ascisse è nella direzione opposta al flusso, la coordinata positiva delle ordinate è, come nel caso precedente, verso l'alto.

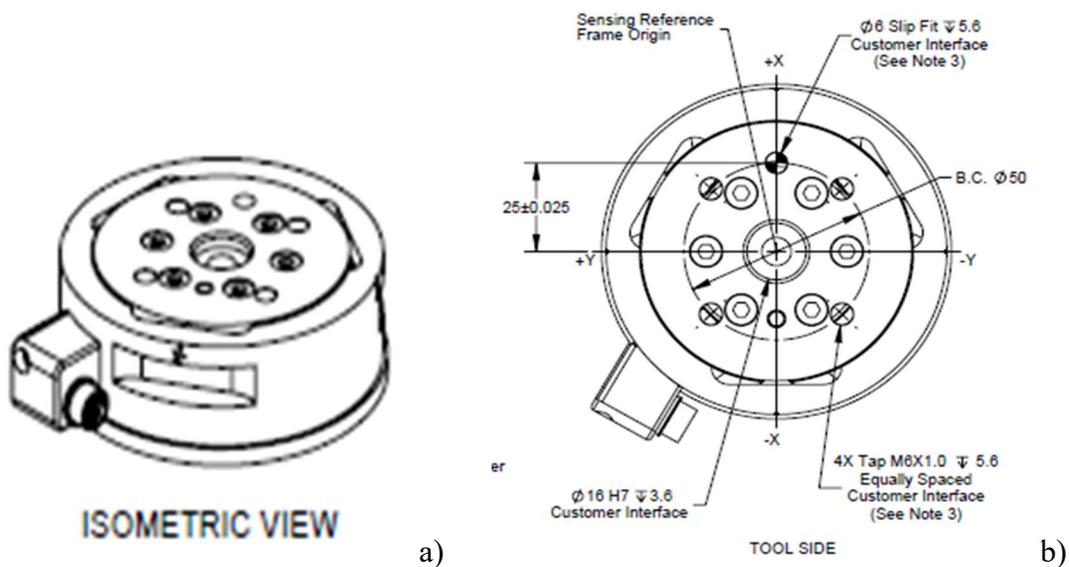


Figura 3.3 Vista isometrica (a) e dall'alto (b) della bilancia di forza ATI impiegata nello studio.

## 4 MODELLI SEZIONALI

Come già precedentemente accennato, le prove sono state effettuate in un primo momento su un cilindro a sezione quadrata e successivamente su un profilo alare.

### 4.1 CILINDRO A SEZIONE QUADRATA

La prima parte dei test effettuati in galleria sono stati un profilo cilindrico a sezione quadrata. Le dimensioni di tale profilo sono 1,700 m di lunghezza e 0.035 m di spigolo.

Il materiale di cui è composto tale profilo è alluminio.

## 4.2 PROFILO ALARE

Il profilo alare utilizzato per la seconda parte dei test è un profilo NACA 0012 (Figura 4.1).

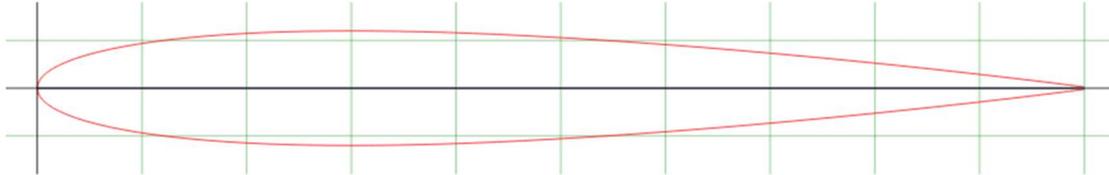


Figura 4.1 Profilo NACA0012.

Esso è stato realizzato mediante stampa 3D in materiale bioplastico chiamato Alfa PRO, della casa costruttrice FiloAlfa, e ne è stata trattata la superficie per renderla la più liscia possibile.

Le dimensioni sono 1,70 m di lunghezza e 0,30 m di corda massima.

L'aspect ratio **AR** è quindi uguale a [2]:

$$\overline{AR} = \frac{b}{c} = 5.6667$$

Dove  $b$  è la lunghezza dell'ala,  $c$  la corda massima.

## 5 PARAMETRI STUDIATI

È esperienza comune che un corpo sperimenta una certa resistenza quando viene forzato a muoversi all'interno di un fluido, che esso sia liquido o aeriforme.

La forza che un fluido in movimento esercita su un corpo nella direzione del fluido stesso viene chiamata resistenza. Questa forza può essere misurata direttamente collegando il corpo, soggetto all'azione del fluido, a una molla calibrata e misurando lo spostamento della stessa nella direzione del flusso.

Altri sistemi di misura più sofisticati, celle di carico e forza, utilizzano componenti flessibili dotati di estensimetri per misurare la forza elettronicamente.

La resistenza è un fenomeno molto spesso indesiderato, come l'attrito, e per questo motivo si cerca spesso di minimizzarla. La riduzione di resistenza è associata alla riduzione di consumo di combustibile nelle automobili, nei sottomarini e negli aerei; riduzione di rumore e vibrazioni. In alcuni casi può invece produrre un effetto benefico: l'attrito, per esempio, è un "salvavita" nei freni delle automobili.

Il secondo effetto che un fluido in movimento esercita su un corpo immerso in esso è chiamato portanza.

La portanza, a differenza della resistenza, appare lungo la direzione normale a quella del flusso ed è ricavata dalla somma delle componenti di pressione e di sforzo tangenziale di parete.

La somma vettoriale delle componenti di resistenza e portanza è la forza risultante che agisce sul profilo investito dal flusso (Figura 5.1).

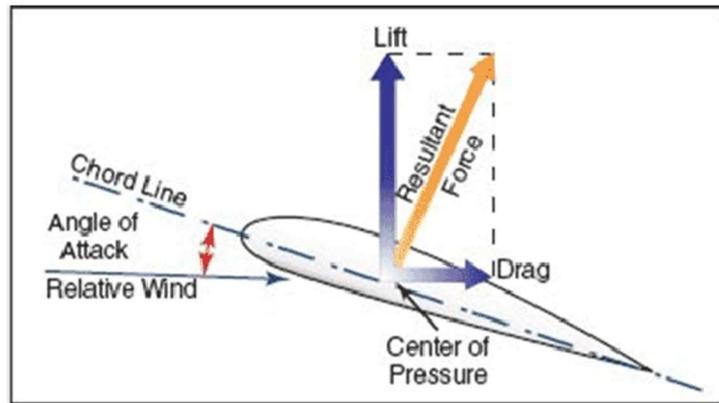


Figura 5.1 resistenza, portanza e risultante.

Le forze di resistenza e di portanza dipendono dalla densità del fluido, dalla velocità del fluido, dalle dimensioni, forma e angolo di attacco del profilo rispetto alla direzione del fluido.

Per questo motivo, è più conveniente lavorare con appropriati numeri adimensionali che rappresentano le caratteristiche di portanza e resistenza del corpo. Questi numeri sono il coefficiente di resistenza  $C_D$  e il coefficiente di portanza  $C_L$ .

Essi sono definiti come segue [2] :

$$C_D = \frac{F_D}{\frac{1}{2} \rho v^2 A}$$

$$C_L = \frac{F_L}{\frac{1}{2} \rho v^2 A}$$

In cui:

- $\rho$  densità del fluido
- $V$  velocità del fluido
- $A$  area frontale del corpo
- $F_D$  forza di resistenza
- $F_L$  forza di portanza

Nel calcolo dei coefficienti aerodinamici di alcuni corpi, come per esempio i profili alari, viene considerata l'area in pianta della superficie alare, che è l'area vista da un osservatore che si trova al di sopra del corpo in direzione normale al flusso.

I coefficienti di portanza e resistenza sono principalmente funzioni della forma del corpo, ma in alcuni casi dipendono anche dal numero di Reynolds,  $Re$ , e dalla rugosità della superficie.

Quando sono disponibili le relazioni per i coefficienti di portanza e resistenza locali per una superficie di lunghezza  $L$ , il valore medio dei coefficienti di resistenza e portanza viene determinato dalle equazioni in forma integrale [2]:

$$C_D = \frac{1}{L} \int_0^L C_{D,x} dx$$

$$C_L = \frac{1}{L} \int_0^L C_{L,x} dx$$

dove  $C_{D,x}$  e  $C_{L,x}$  rappresentano i valori locali di  $C_D$  e  $C_L$  al variare della coordinata  $x$ .

## 6 RISULTATI

In galleria del vento, come già accennato, sono state effettuate misure di forza, e i risultati di tali misure sono stati successivamente adimensionalizzati per ottenere i coefficienti aerodinamici dei profili testati.

I risultati dovrebbero essere simmetrici rispetto all'angolo di attacco del profilo nullo, nel caso oggetto di studio tali risultati non sono stati simmetrizzati.

I test sono stati effettuati variando l'angolo di attacco del profilo rispetto alla direzione del flusso e la velocità del flusso in entrata alla camera di prova. Per quanto riguarda la variazione dell'angolo di attacco del profilo si rimanda al paragrafo 3.1; invece la velocità del flusso è stata regolata andando a variare la frequenza di un inverter direttamente collegato al ventilatore.

Variando la frequenza dell'inverter è possibile variare anche la velocità di rotazione del ventilatore e, di conseguenza, la velocità del flusso da esso generato.

In tabella 3 viene fornita la corrispondenza tra la frequenza dell'inverter e la velocità del flusso generato dal ventilatore.

*tabella 3*

| Frequenza inverter [Hz] | Velocità del flusso [m/s] |
|-------------------------|---------------------------|
| 20.00                   | 10.96                     |
| 25.00                   | 13.82                     |
| 30.00                   | 16.67                     |
| 35.00                   | 19.53                     |
| 40.00                   | 22.65                     |

Le misure sono state effettuate, come si può vedere in Figura 6.3 condizioni di griglia presente (a) e griglia assente (b), nel primo caso si ha un alto tasso di turbolenza.

## 6.1 CILINDRO QUADRATO

La durata delle misure per quanto riguarda i test relativi al cilindro quadrato è stata di un minuto per ogni velocità del flusso e ogni angolo di inclinazione del profilo rispetto alla direzione del vento.

Le velocità testate sono quelle relative alla frequenza dell'inverter pari a 20 e 40 Hz. (tabella 3), e gli angoli di rotazione variano da  $-5^\circ$  a  $-1^\circ$  con passo  $1^\circ$ ,  $-0.5^\circ$   $-0.2^\circ$   $0^\circ$   $0.2^\circ$  e  $0.5^\circ$ , da  $1^\circ$  a  $15^\circ$  con passo  $1^\circ$  e da  $20^\circ$  a  $45^\circ$  con passo  $5^\circ$ .

Il valore dell'angolo di rotazione è definito come l'angolo compreso tra la normale alla faccia del profilo investita dal flusso e la direzione dello stesso.

È stato scelto come senso di rotazione positivo quello antiorario.

Le misure relative al cilindro quadrato sono state effettuate in condizioni di griglia assente.

I risultati relativi al coefficiente aerodinamico di resistenza del profilo quadrato sono presentati in Figura 6.1.

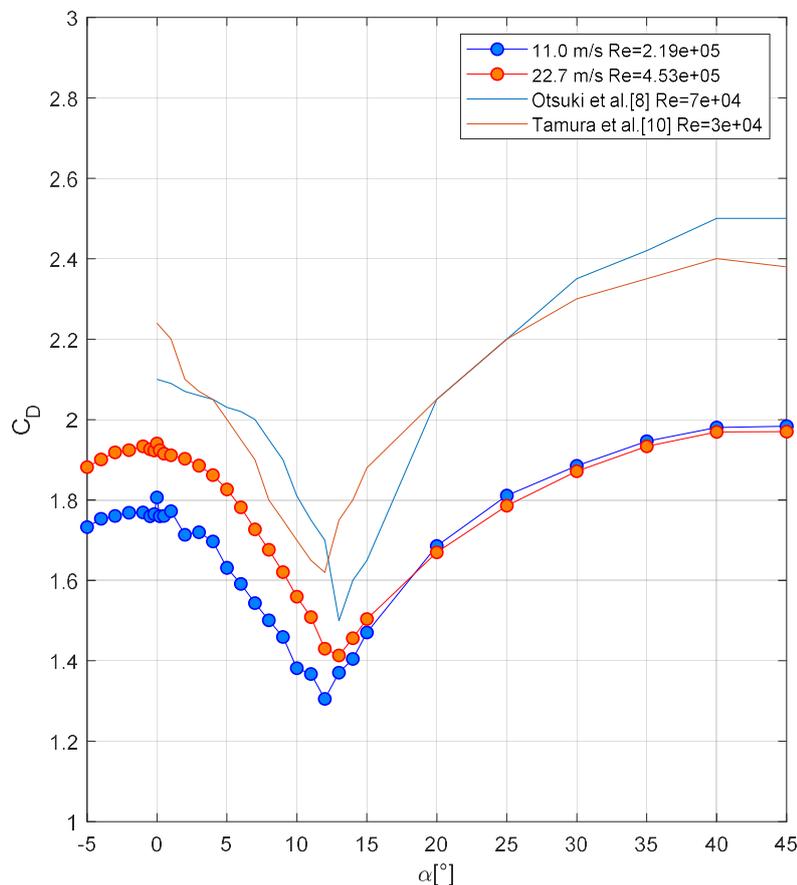


Figura 6.1  $C_D$ - $\alpha$  profilo quadrato.

La linea continua azzurra riporta i valori del coefficiente di resistenza ottenuti dagli autori Otsuki et al. [8] per un cilindro rettangolare a numero di Reynolds variabile tra  $6.5 \cdot 10^4$  e  $7.6 \cdot 10^4$  e la linea marrone i risultati ottenuti dagli autori Tamura e Miyagi [10] per un cilindro quadrato a numero di Reynolds pari a  $3 \cdot 10^4$ .

Il  $C_D$  assume, sia nei casi riguardanti i nostri test che nel caso degli autori citati [8] e [10], un valore minimo per un angolo di attacco del profilo intorno ai  $12^\circ$ ; l'andamento è decrescente da angolo di attacco pari a  $0^\circ$  fino al minimo assunto intorno appunto ai  $12^\circ$ , per poi diventare crescente all'aumentare del valore dell'angolo di incidenza del profilo dai  $12^\circ$  fino ai  $45^\circ$ , dove presenta il valore massimo.

La discrepanza nei valori del coefficiente di resistenza potrebbe essere dovuta alla variazione del numero di Reynolds tra le varie curve.

Invece, per quanto riguarda il coefficiente aerodinamico di portanza, i risultati sono visualizzati in Figura 6.2.

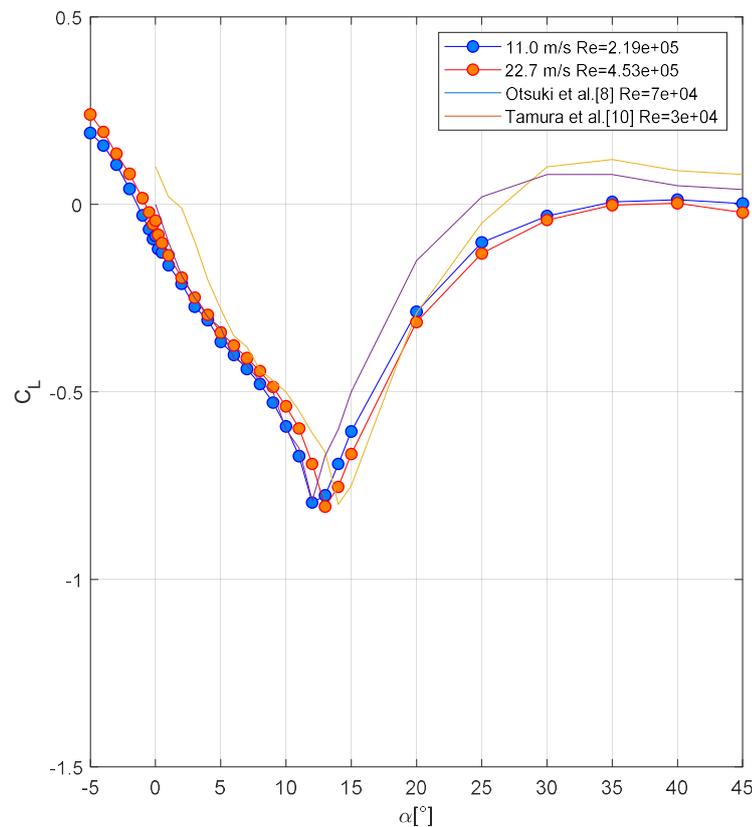


Figura 6.2  $C_L$ - $\alpha$  profilo quadrato.

Il coefficiente di portanza presenta un andamento decrescente al variare di alfa da  $-0.5^\circ$  fino a  $12^\circ$ , dove assume il valore minimo pari circa a  $-0.8$ .

Successivamente, l'andamento delle curve è crescente fino al valore massimo assunto a circa  $40$ - $45^\circ$  dell'angolo di attacco del profilo. Il coefficiente di portanza tende poi a diminuire.

In questo caso i risultati ottenuti sono più prossimi a quelli della letteratura.

I diagrammi riportati mostrano come entrambi i coefficienti aerodinamici presentino un valore minimo per un angolo di incidenza del profilo intorno ai  $12^\circ$ ; tale valore dell'angolo di attacco è il cosiddetto angolo critico  $\alpha_{cr}$ .

Lo strato limite è completamente separato da tutte e due le facce laterali del profilo per  $\alpha < \alpha_{cr}$ , mentre il flusso si “riattacca” alla faccia esposta al vento creando una bolla di separazione per  $\alpha > \alpha_{cr}$  [11].

Il regime subcritico ( $\alpha < \alpha_{cr}$ ) è caratterizzato da una pendenza negativa del coefficiente di portanza, che repentinamente diventa positiva in regime supercritico ( $\alpha > \alpha_{cr}$ ) [11].

Oltretutto, il passaggio da regime subcritico a supercritico provoca un rapido incremento del numero di Strouhal, che corrisponde a una riduzione della larghezza della scia dovuta al riattaccamento del fluido [11].

Il numero di Strouhal (St) è un numero adimensionale definito come segue [11]:

$$St = \frac{n_s b}{U_\infty}$$

In cui:

- $n_s$  frequenza di vortex shedding
- $b$  lato della sezione quadrata del cilindro
- $U_\infty$  velocità del flusso indisturbato.

### 6.1.1 ERRORI DI MISURA

Le bilance di forza utilizzate per le misure presentano un'incertezza di misura dell'1.25% sul fondo scala pari a 130 N. L'incertezza di misura sulla forza equivale quindi a 1.625 N che determina un errore di misura per i coefficienti aerodinamici variabili con la velocità del flusso.

Il valore del livello di confidenza è pari al 95%.

In Figura 6.1.1 vengono rappresentati i valori dei coefficienti aerodinamici per il cilindro quadrato comprensivi dell'intervallo di errore di misura.

Per velocità pari a 11.0 m/s l'errore di misura relativo ai coefficienti aerodinamici equivale a  $\pm 0.38$  mentre per velocità pari a 22.7 m/s tale valore scende a  $\pm 0.09$ .

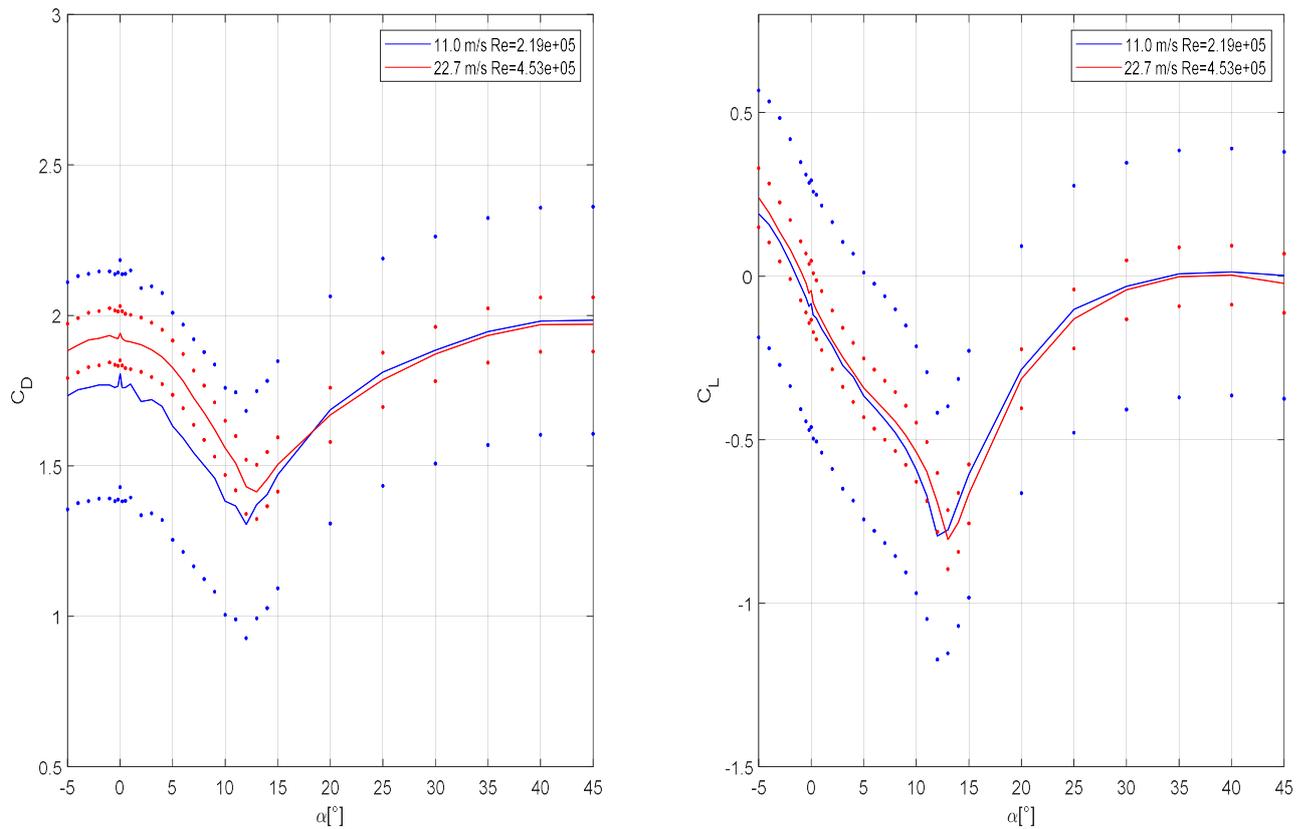


Figura 6.1.1 Coefficiente di resistenza e di portanza per cilindro quadrato con errore di misura.

## 6.2 PROFILO ALARE

Per la parte dei test relativi al profilo alare la durata delle misure è pari a 1 minuto per ogni velocità del flusso e ogni angolo di attacco del profilo rispetto alla direzione del vento.

Gli angoli di attacco di cui è stato caratterizzato il profilo variano da  $-8^\circ$  a  $8^\circ$  con passo  $1^\circ$ .

Non sono stati scelti ulteriori valori poiché l'area della sezione frontale del profilo intercettata dal flusso deve essere minore del 5% dell'area della sezione di prova della galleria del vento.

Il rapporto tra l'area della sezione del profilo e l'area della sezione di prova è definito come bloccaggio, ed è necessario che sia minore del 5% per non dover correggere i risultati a causa di errori di misura dovuti ad effetti di interazione del flusso con le pareti della galleria.

Quindi:

$$\text{Bloccaggio} = \frac{A_{\text{corpo}}}{A_{\text{galleria}}} < 5\%$$



a)



b)

Figura 6.3 Griglia presente (a) e griglia assente (b) .

### 6.2.1 FLUSSO SENZA GRIGLIA

Si parla di flusso senza griglia in quanto il flusso è appunto libero, e prima di lambire il profilo testato non incontra alcun altro corpo, in questo modo il tasso di turbolenza è ridotto al minimo.

I risultati dei test sono posti a confronto con i dati presenti in letteratura, scelti con il più basso numero di Reynolds possibile, in quanto le prove effettuate sono state a numero di Reynolds molto basso, dato il valore ridotto delle diverse velocità del vento.

I dati di letteratura con i quali ci si confronta sono ottenuti da [3].

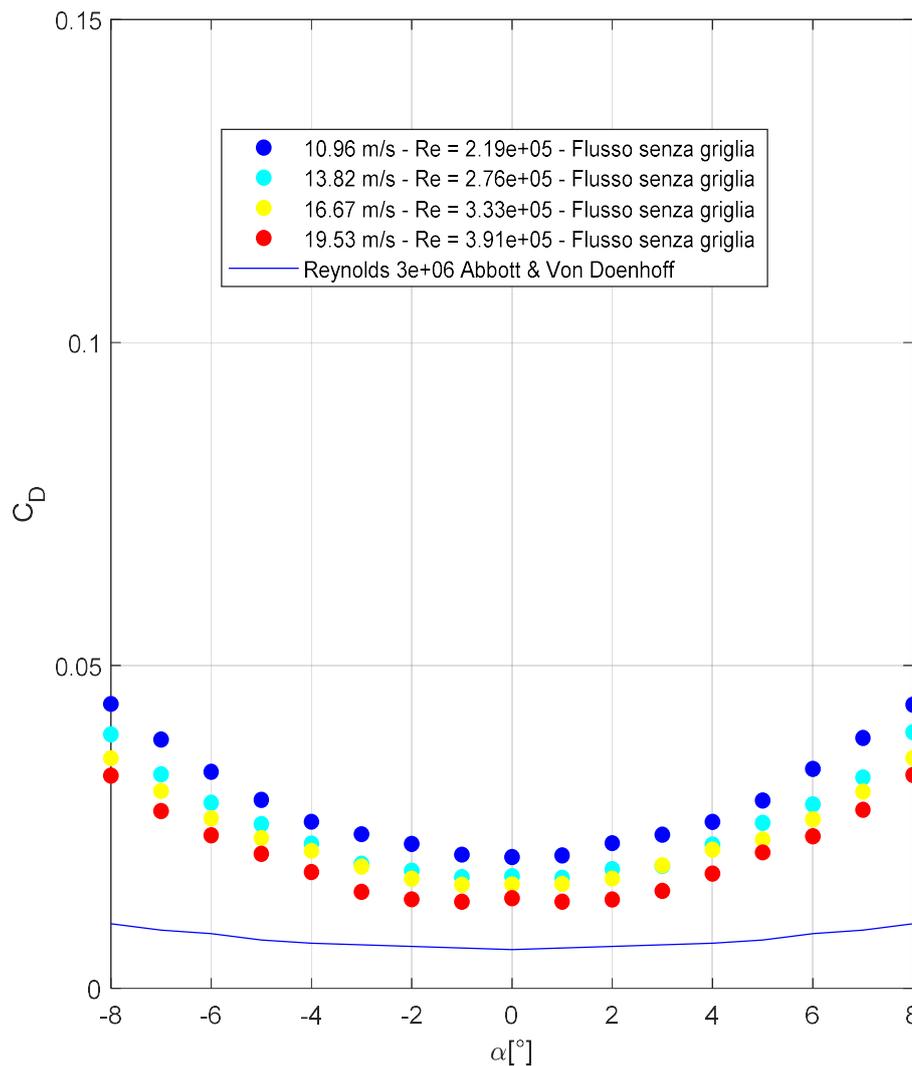


Figura 6.4 Grafico  $CD-\alpha$  Flusso senza griglia.

La Figura 6.4 mostra il diagramma dei dati riguardanti il coefficiente di resistenza in funzione dell'angolo di attacco del profilo, avendo posto a parametro la velocità del flusso.

Le curve contraddistinte dai pallini riguardano i risultati ottenuti in galleria del vento, mentre la curva continua blu riguarda i risultati sperimentali di Abbott e Von Doenhoff [3].

È evidente che i risultati differiscano e tali differenze sono spiegabili in diversi modi.

Intanto il parametro velocità differisce per ogni curva, quindi anche i valori di  $C_D$  è corretto che varino per ogni singolo andamento. Variando la velocità varia anche il numero di Reynolds, ed è corretto che all'aumentare del numero di Reynolds il valore di  $C_D$  per un determinato angolo di attacco del profilo tenda a diminuire.

Un ulteriore problema che influisce sulle prestazioni dell'ala, quindi tende a modificare i valori sia del  $C_D$  che del  $C_L$ , è la differenza tra il concetto di ala infinita e ala finita.

Nel caso di un'ala di apertura infinita, la zona di sovrappressione e la zona in depressione sono separate completamente dalla presenza della superficie del corpo portante, che è supposto di estensione illimitata.

Diversamente, nel caso di un'ala di apertura finita, in corrispondenza delle sue estremità la separazione viene meno e quindi in queste regioni il fluido tende a muoversi dalla parte inferiore verso quella superiore a causa dei valori diversi della pressione. Pertanto, nelle regioni vicino alle estremità dell'ala il fluido inizia a ruotare dal ventre verso il dorso girando all'esterno delle estremità alari.

Alle estremità delle ali si genera una zona di ricircolo e quindi si forma un gradiente di pressione tra la zona di estradosso e la zona di intradosso. Sul dorso si ha che le estremità hanno pressione più alta della zona centrale e si crea un moto fluido dall'esterno verso l'interno. Invece, sul ventre si ha l'effetto opposto: a causa della sovrappressione nella zona centrale, si ha un moto che tende ad andare verso le estremità. Il risultato è lo sviluppo di vortici alle estremità alari, che sono direttamente collegati alla presenza di una resistenza addizionale detta resistenza indotta.

Si comprende allora che il modello di corrente bidimensionale, alla base della teoria dei profili sottili, non è in grado di rappresentare la corrente tridimensionale effettivamente presente attorno a un'ala reale.

La resistenza indotta è un fenomeno molto importante da considerare nello studio della resistenza totale di un profilo alare, in quanto il proprio valore può arrivare fino al 25% della resistenza totale dell'ala.

Il coefficiente di resistenza indotta è direttamente proporzionale al quadrato del coefficiente di portanza e inversamente proporzionale all'aspect ratio dell'ala studiata.

La seguente formula [4] ci permette di mettere in relazione il coefficiente di resistenza indotta e quello di portanza:

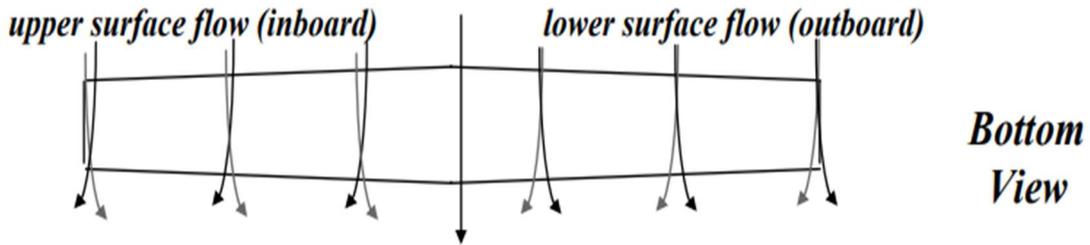
$$C_{Di} = \frac{C_L^2}{\pi A Re}$$

“e” un coefficiente correttivo,  $AR$  l'aspect ratio del profilo.

Quindi, quanto più aumenta la portanza tanto più aumenta il coefficiente di resistenza indotta; mentre quando la portanza dell'ala è nulla, anche la resistenza indotta ha valore zero.

Questo perché ovviamente la portanza è generata da un gradiente di pressione tra il ventre dell'ala e il suo dorso; anche i vortici di estremità, elementi che inducono la nascita della resistenza indotta, sono generati dal gradiente di pressione. Se tale gradiente di pressione non esistesse, come nel caso di portanza nulla, i vortici di estremità non sarebbero presenti, e con essi anche il fenomeno di resistenza indotta.

Il moto del fluido nelle regioni di estremità tende a modificare l'andamento della velocità del flusso sul dorso e sul ventre dell'ala, nel senso che la direzione della velocità sul dorso sarà deviata verso la parte centrale dell'ala (ossia verso l'interno) mentre sul ventre sarà deviata verso l'esterno, come si può vedere in Figura 6.5 [4].



*The pressure imbalance at the wingtip sets up a spanwise component of flow, strongest at the tips, weakest in the center.*

Figura 6.5 Campo di moto ala finita.

In Figura 6.6 viene invece evidenziato l'effetto che i vortici di estremità hanno sul campo di moto dorsale dell'ala. [4]

Il moto dei vortici induce una componente di velocità verticale sul dorso dell'ala, che tende quindi a modificare anche quello che è il valore reale della velocità del flusso che interessa l'ala.

La componente di velocità verticale sul dorso dell'ala è chiamata **Downwash**, mentre la componente verticale sul ventre dell'ala si chiama **Upwash**.

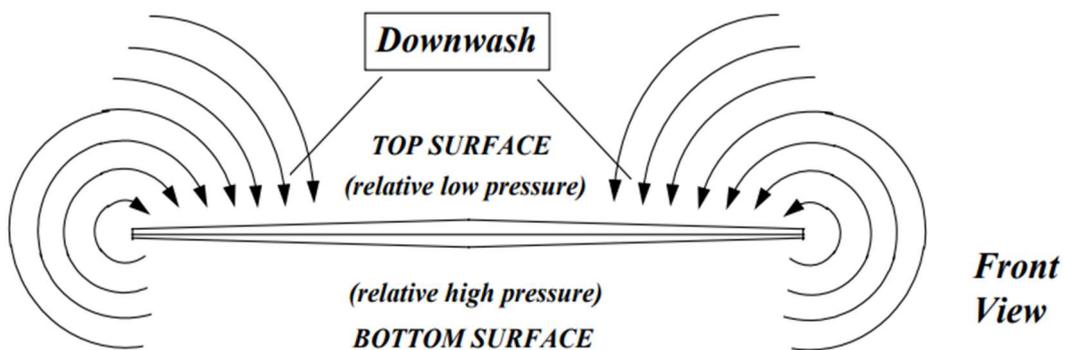


Figura 6.6 Moto fluido intorno all'ala.

In Figura 6.7 si può notare quale sia l'influenza della modifica della velocità del flusso sui valori di portanza e resistenza reale dell'ala.

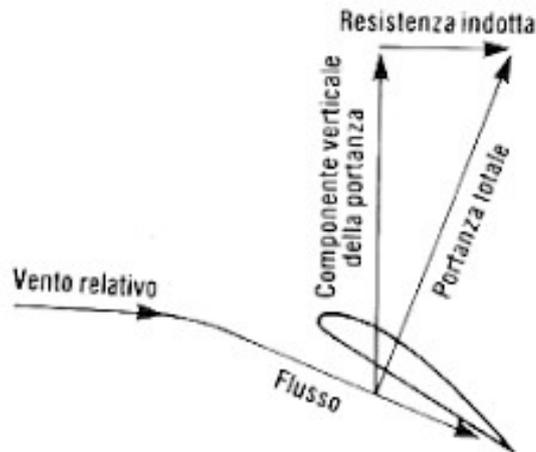


Figura 6.7 Resistenza indotta e velocità del flusso reale.

La resistenza e la portanza sono quindi influenzate dalla presenza dei vortici di estremità dell'ala, che modificano quindi anche i valori di  $C_D$  e  $C_L$ . [5]

Come sperimentato anche da Martinez-Aranda et al. [5], i coefficienti di portanza e resistenza differiscono da quelli ottenuti per un profilo alare nel caso bidimensionale, e il coefficiente di resistenza può risultare essere maggiorato fino a 5 volte rispetto al valore che si ottiene dai dati di letteratura.

In Figura 6.8 si presentano i dati ottenuti dai citati autori.

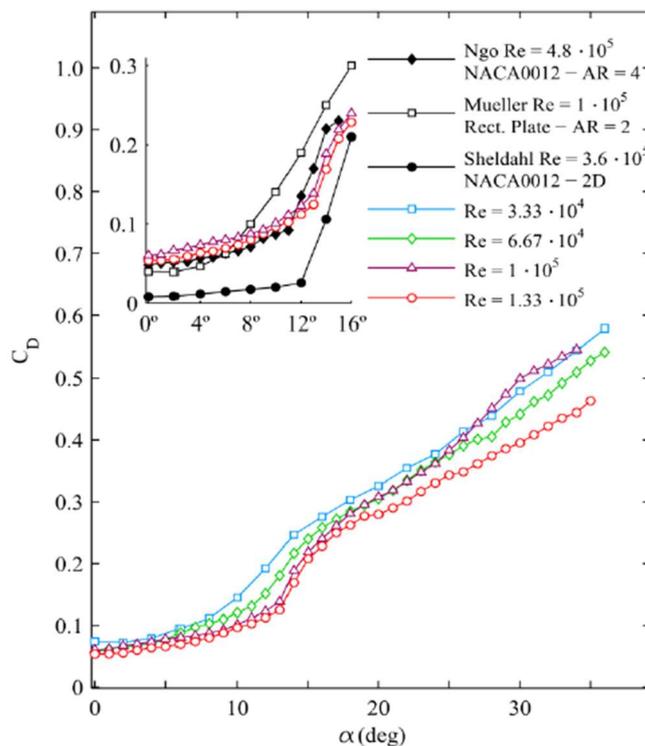


Figura 6.8 Risultati ottenuti da Martinez-Aranda, et al. [5].

Al crescere del numero di Reynolds i valori di  $C_D$  tendono a diminuire per ogni angolo di attacco del profilo, e nel riquadro in figura viene messa in evidenza la differenza tra i risultati ottenuti nel

caso tridimensionale, quindi in presenza di vortici di estremità, e i risultati ottenuti da diversi ricercatori nel caso bidimensionale.

I risultati ottenuti sono quindi coerenti con quelli ottenuti nel nostro caso.

Anche in Figura 6.9, rappresentante il grafico di  $C_L$  in funzione di  $\alpha$ , si può notare come le prestazioni dell'ala testata tendano a differire dai dati sperimentali della NASA [6] (linea nera) e dalla teoria potenziale [7] (linea rossa) che indica che il coefficiente di portanza abbia un andamento pari a  $C_L = 2\pi\alpha$ .

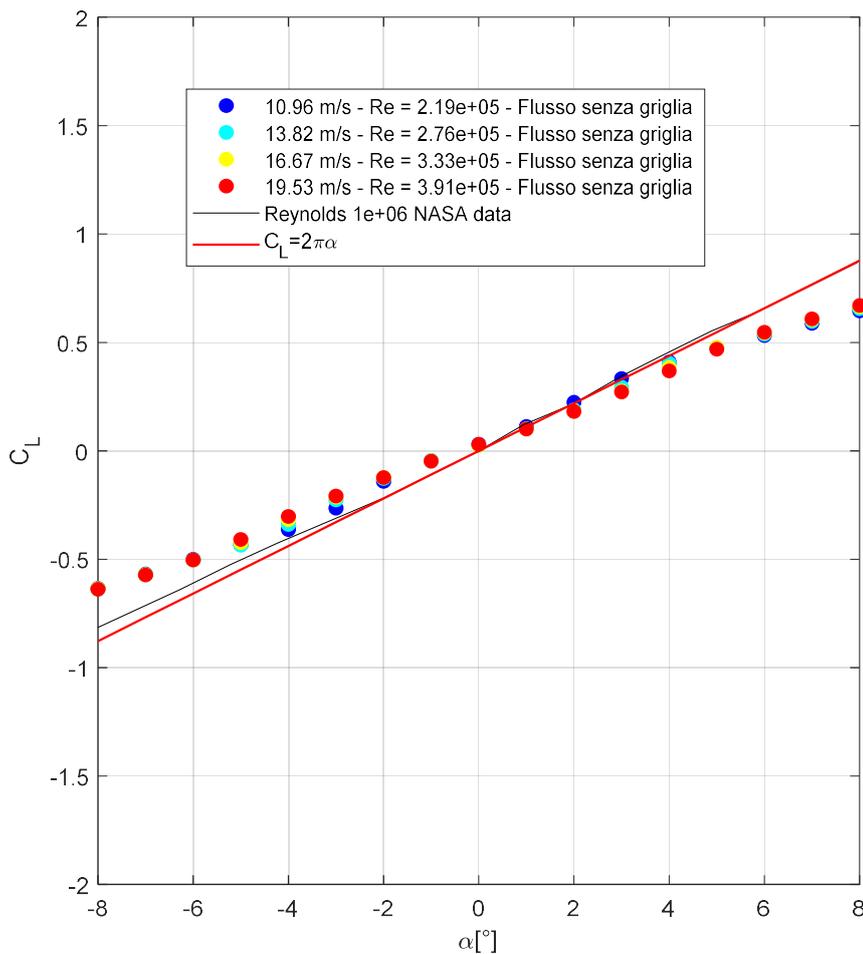


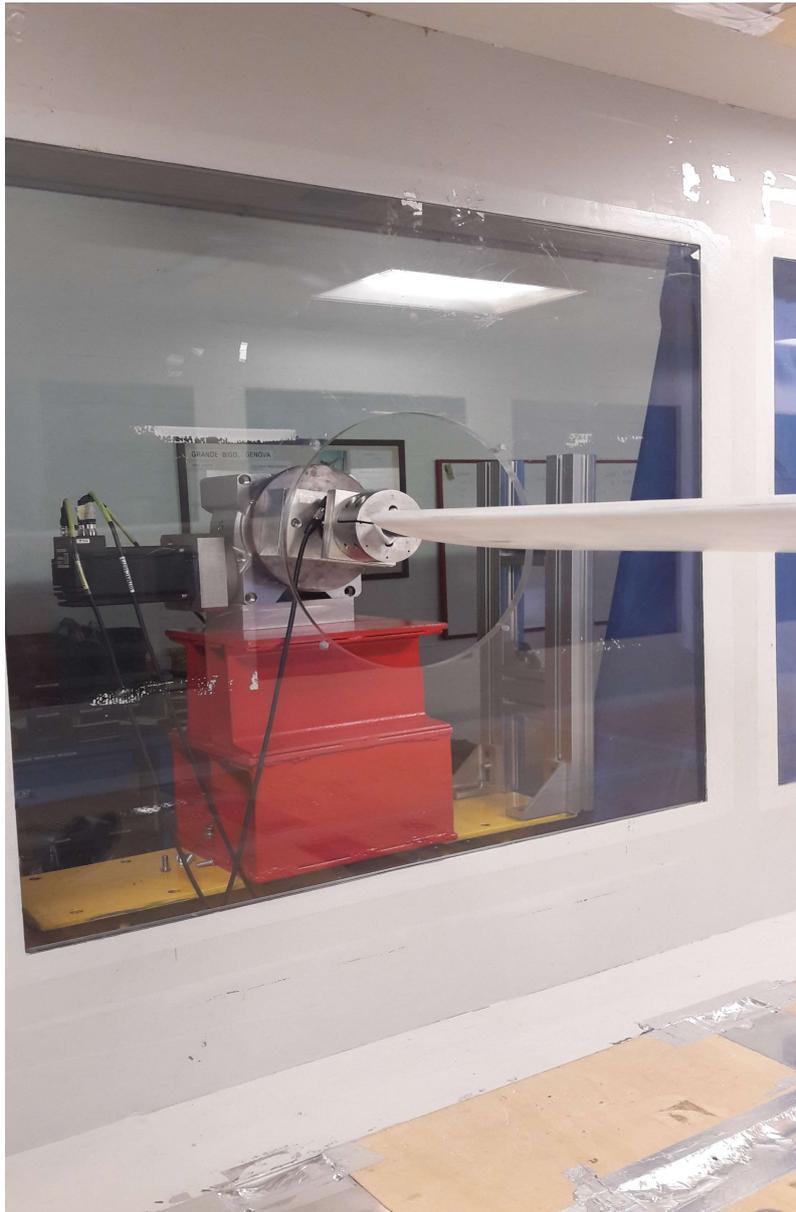
Figura 6.9 Grafico  $C_L$ - $\alpha$  flusso senza griglia.

Un ulteriore motivo di differenza rispetto ai risultati della letteratura potrebbe essere dovuto ad effetti di confinamento dell'ala.

Gli effetti di confinamento sono quelli per cui, data la modesta grandezza della camera di prova, il profilo alare risulta "grosso" e le pareti della galleria del vento risultano abbastanza vicine al corpo da avere un'influenza su quelli che sono i parametri aerodinamici del profilo studiato e sul moto del flusso .

In queste condizioni i risultati sono diversi da quelli che si hanno "in volo", in assenza di pareti (laterali, superiori e inferiori).

Infine, il profilo è stato posizionato sul sistema di sostegno descritto nel paragrafo 3.1 e inserito all'interno della galleria attraverso due aperture praticate nelle pareti della stessa. Tali fori, per ovvi motivi, non sono successivamente richiudibili; questo potrebbe causare la perdita di flusso attraverso le aperture, che quindi potrebbe aver causato un errore di misura che ha portato alla discrepanza tra i risultati ottenuti e quelli presenti in letteratura. Il dettaglio dell'ala posizionata sul supporto è visibile in Figura 6.10.



*Figura 6.10 Sistema di supporto dell'ala.*

## 6.2.2 FLUSSO CON GRIGLIA

La seconda parte dei test sul profilo alare sono stati effettuati, come già accennato, in presenza di una griglia posta a monte dell'ala.

Tale griglia è stata utilizzata per fornire al flusso un alto indice di turbolenza, e successivamente sono stati determinati i coefficienti aerodinamici del profilo alare in queste condizioni di flusso.

L'indice di turbolenza  $I_u$  è definito come il rapporto tra lo scarto quadratico medio nella misura delle velocità del flusso e la velocità del flusso stesso.

$$I_u = \frac{\sigma_u}{U_\infty}$$

$\sigma_u$  scarto quadratico medio e  $U_\infty$  velocità del flusso.

$$\sigma_u = \sqrt{\frac{\sum_{i=1}^N (u_i - \bar{u})^2}{N}}$$

Dove  $u_i$  rappresenta il valore della velocità del flusso per ogni misurazione di essa effettuata,  $\bar{u}$  il valore medio dei valori di velocità misurati e  $N$  il numero di misure effettuate.

L'indice di turbolenza in condizioni di griglia assente oscilla tra lo 0.2% e lo 0.25%, mentre in condizioni di griglia presente tale valore cresce fino al 5%.

I risultati delle misure per la determinazione del coefficiente di resistenza in funzione dell'angolo di attacco dell'ala sono presentati in Figura 6.11.

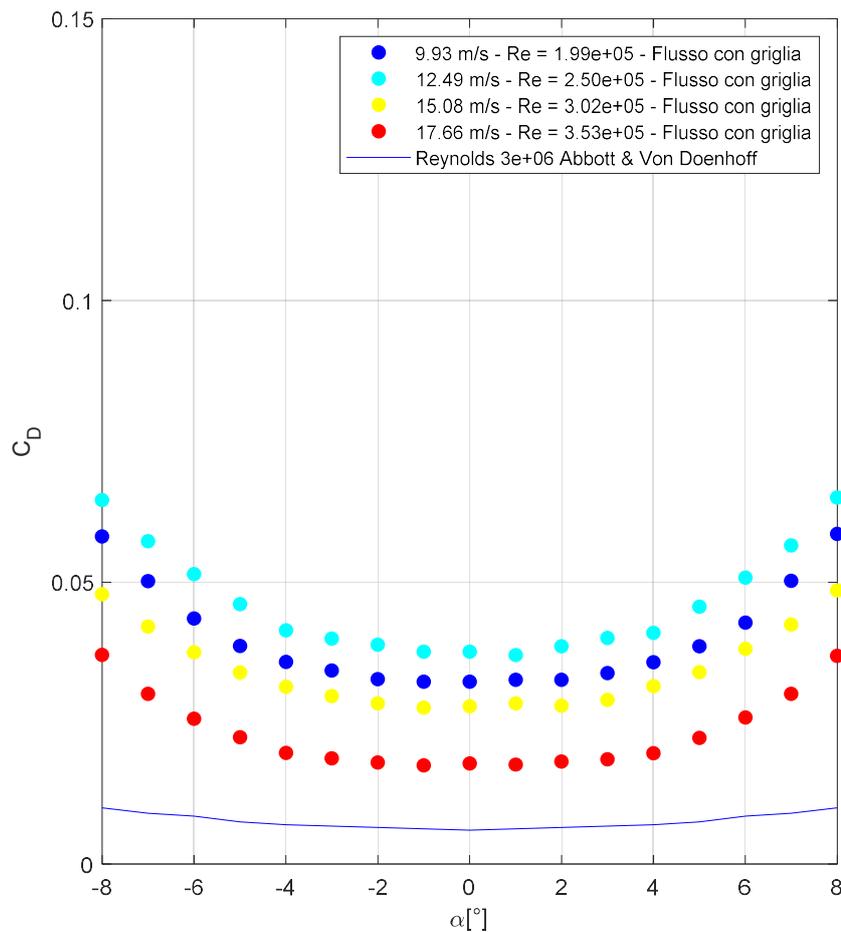


Figura 6.11  $CD-\alpha$  In presenza di griglia.

Come è possibile osservare, al crescere della velocità del flusso, inizialmente il coefficiente di resistenza tende ad aumentare, mentre successivamente ha un crollo e diminuisce nettamente al crescere della velocità e quindi del numero di Reynolds.

Tale risultato è da considerare accettabile; confrontando i risultati ottenuti con il nostro profilo alare e quelli ottenuti nel caso di un cilindro circolare (Figura 6.12), possiamo notare che anche quest'ultimo presenta un incremento di resistenza nell'intorno di  $Re=10^5$ , a cui segue una netta diminuzione del coefficiente di resistenza.

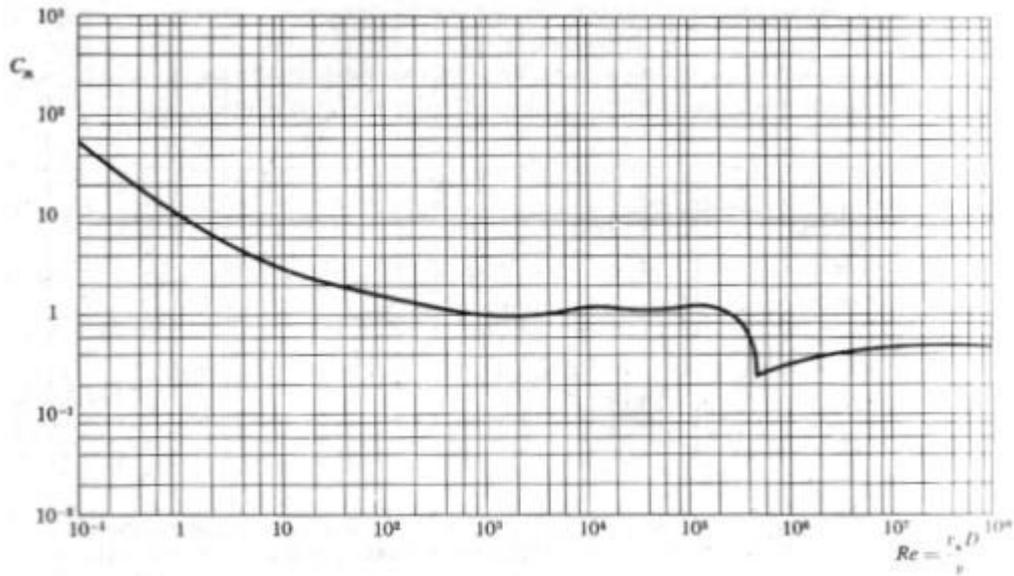


Figura 6.12 Coefficiente di resistenza profilo cilindrico in funzione del numero di Reynolds.

Nell'intorno di  $Re=10^5$  il coefficiente di resistenza presenta dapprima un piccolo incremento, poi si assiste a un crollo dello stesso. Tale zona rappresenta la transizione tra il regime laminare e quello turbolento e, nel moto esterno, questo passaggio porta a una riduzione della spinta di trascinamento: il  $C_D$  "crolla".

È importante ricordare che la presenza della griglia non genera un flusso in regime turbolento, ma un flusso "ad alto tasso di turbolenza". Il passaggio da flusso laminare a flusso turbolento è in ogni caso dovuto alla variazione del numero di Reynolds, quindi alla variazione della velocità del flusso.

In Figura 6.13 sono presentati i risultati ottenuti per quanto riguarda il coefficiente di portanza, confrontati con i risultati di letteratura e quelli della teoria potenziale [6].

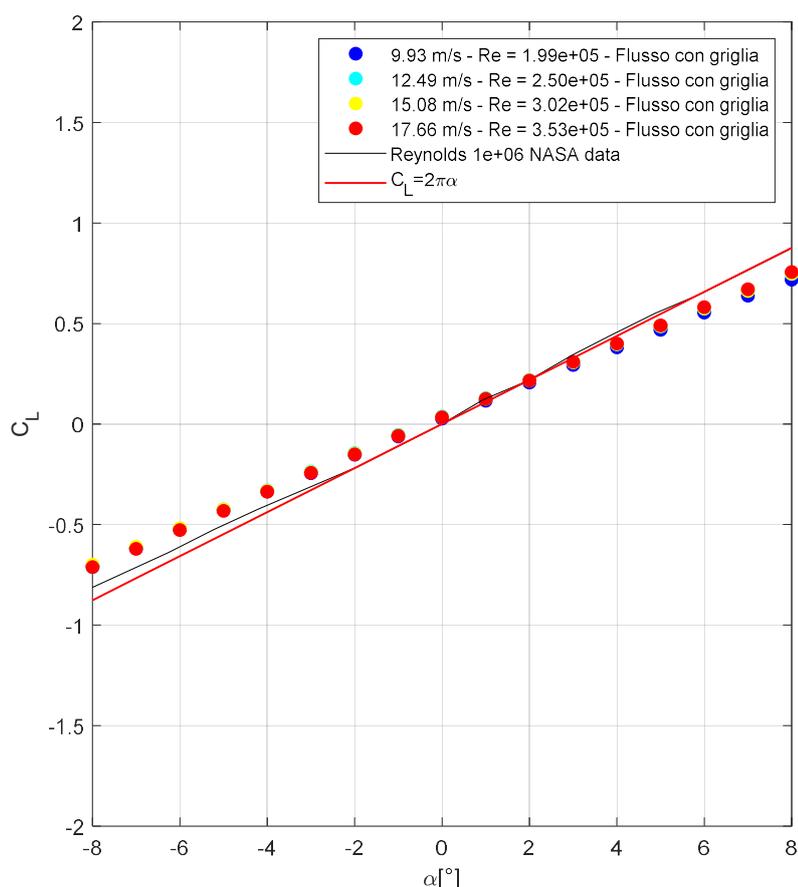


Figura 6.13  $C_L$ -  $\alpha$  In presenza della griglia.

Anche in questo caso i risultati differiscono da quelli di letteratura per le cause già citate in precedenza. Inoltre, come si può notare per angolo di incidenza pari a  $0^\circ$ , il coefficiente di portanza non ha valore nullo, come invece ci si dovrebbe aspettare.

Questo può essere dovuto alla particolare natura del flusso turbolento, che potrebbe causare una minima forza di portanza sull'ala anche ad angolo di incidenza nulla; in alternativa si può immaginare che la forma dell'ala non sia perfettamente simmetrica; è ben noto che i profili asimmetrici presentano forza di portanza non nulla anche per angolo di attacco pari a  $0^\circ$ .

### 6.2.3 ERRORI DI MISURA

L'incertezza relativa alle misure di forza è già stata trattata nel paragrafo 6.1.1.

Anche per il caso del profilo alare il valore dell'errore di misura dei coefficienti aerodinamici dipende dalla velocità del flusso.

Per le velocità del vento pari a 10.96 m/s, 13.82 m/s, 16.67 m/s e 19.53 m/s tali errori valgono rispettivamente  $\pm 0.38$ ,  $\pm 0.24$ ,  $\pm 0.17$  e  $\pm 0.12$ .

#### 6.2.4 DIAGRAMMA POLARE $C_D$ - $C_L$

La polare aerodinamica (o semplicemente *polare*) rappresenta la variazione dei coefficienti  $C_D$  e  $C_L$  al variare dell'angolo d'attacco.

Tale diagramma risulta assai importante poiché permette di visualizzare subito il comportamento del profilo alare investito dal flusso al variare dell'angolo di incidenza.

In Figura 6.14 sono messi a confronto i risultati ottenuti nella nostra galleria del vento, in condizioni di "free stream", e quelli ottenuti da Abbott & Von Doenhoff [3] nel caso di profilo alare in condizioni di apertura alare "infinita".

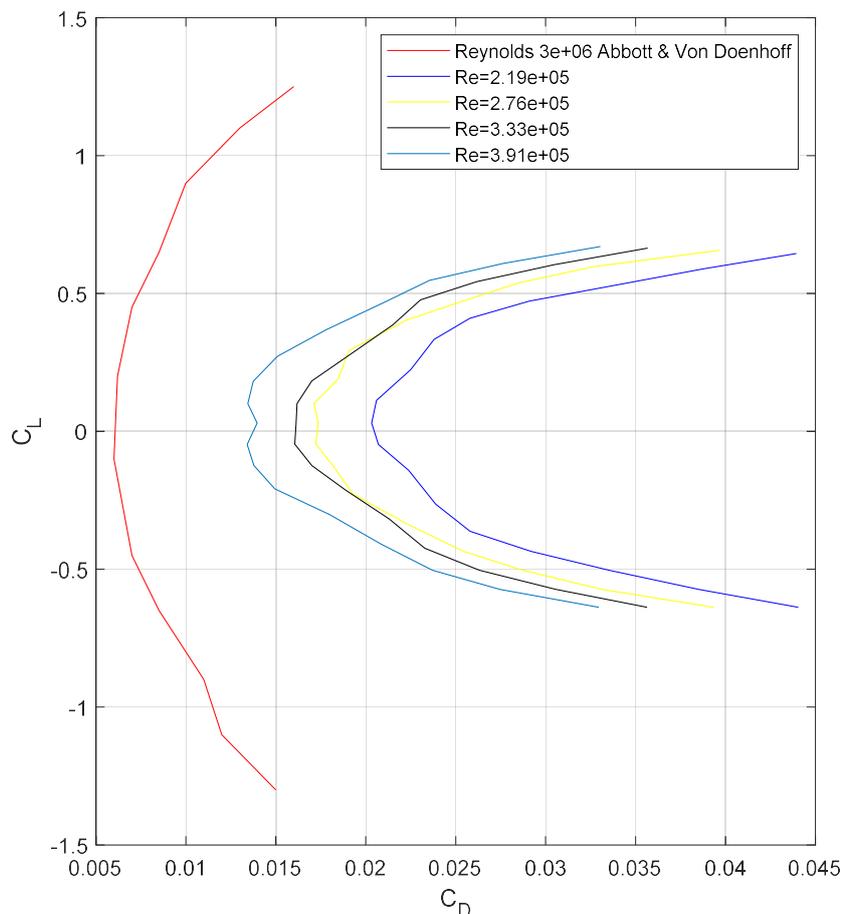


Figura 6.14 Diagramma polare.

A parità di coefficiente di portanza, i risultati ottenuti nel nostro caso presentano valori di  $C_D$  più elevati.

Abbiamo già osservato che l'aumento del coefficiente di resistenza è dovuto al fenomeno di resistenza indotta. I risultati ottenuti da Abbott e Von Doenhoff [3] non sono influenzati dalla presenza dei vortici di estremità perché le condizioni sono quelle di ala ad apertura infinita; non si presenta quindi il fenomeno di resistenza indotta e il coefficiente totale di resistenza risulta ovviamente minore.

## 6.2.5 CURVA DI EFFICIENZA AERODINAMICA

Infine, in Figura 6.15 viene presentata la curva di efficienza aerodinamica in funzione del valore dell'angolo di incidenza  $\alpha$ .

L'efficienza aerodinamica è definita come il valore del rapporto tra la forza di portanza e la forza di resistenza [7] :

$$E = \frac{L}{D} = \frac{C_L}{C_D}$$

Ci si aspetta quindi che il valore dell'efficienza cresca al crescere del valore del coefficiente di portanza, e quindi anche a quello dell'angolo di incidenza, perché abbiamo visto in Figura 6.9 che aumentando il valore di tale angolo, il valore del coefficiente di portanza aumenta a sua volta.

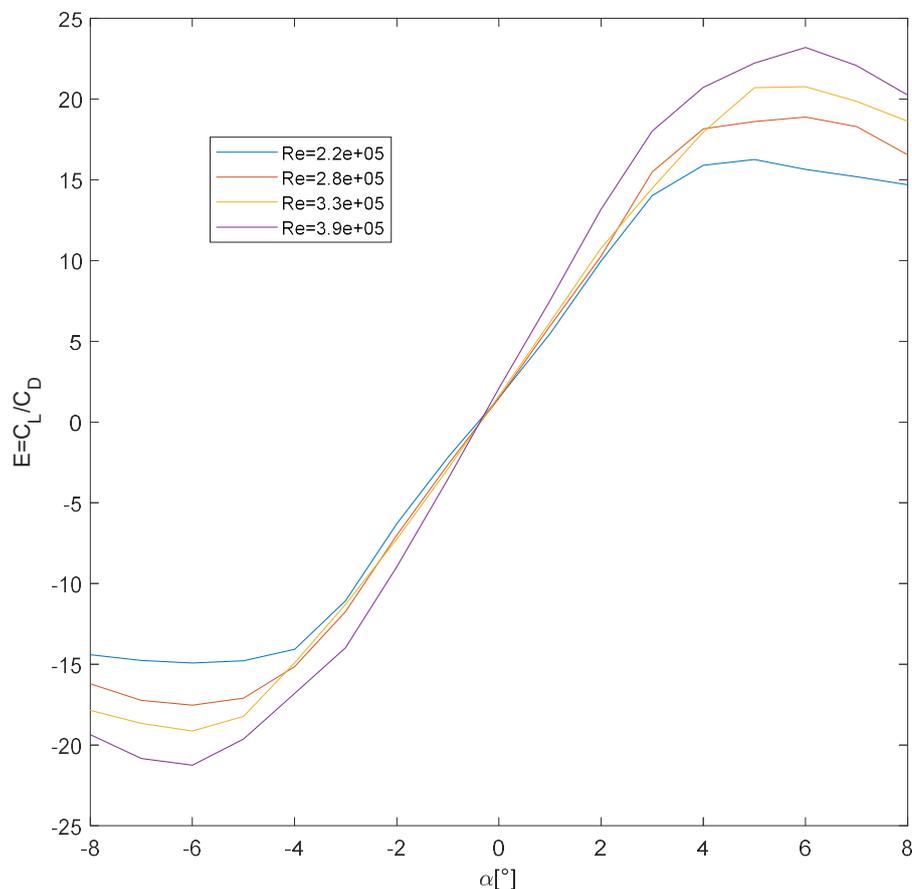


Figura 6.15 Curva di efficienza aerodinamica.

Il valore massimo del rapporto  $C_L / C_D$  aumenta proporzionalmente al numero di Reynolds e raggiunge l'apice per valori dell'angolo di incidenza pari a circa  $6^\circ$ .

In modo analogo, e come era corretto aspettarsi, il valore minimo dell'efficienza aerodinamica viene raggiunto per angolo di incidenza opposto al precedente, quindi con valore uguale a circa  $-6^\circ$ , per ogni valore del numero di Reynolds.

In corrispondenza dell'angolo d'incidenza pari a  $0^\circ$ , l'efficienza aerodinamica dovrebbe assumere valore nullo. Nel nostro caso, per i motivi spiegati in precedenza, il coefficiente di portanza non ha valore nullo per questo particolare angolo di attacco, e quindi è coerente che anche il valore dell'efficienza aerodinamica non sia uguale a zero, seppure tale valore ci si avvicini molto.

## 7 CONCLUSIONI E SVILUPPI FUTURI

Attraverso indagini sperimentali condotte nella galleria del vento del DICCA, sono stati studiati i coefficienti aerodinamici di un cilindro quadrato e di un profilo alare al variare di diversi parametri.

I risultati ottenuti sono stati confrontati con diverse analisi presenti in letteratura, e sono state notate diverse discrepanze. Dall'analisi effettuata si è stabilito che tali differenze sono dovute al fatto che i nostri esperimenti non sono effettuati in condizioni di "volo", date le dimensioni ridotte della galleria, quindi le prestazioni aerodinamiche dei modelli studiati sono influenzate da fenomeni che si vengono a instaurare alle estremità degli stessi.

In particolare, si è visto che i fenomeni più importanti da analizzare sono i vortici di estremità e la conseguente nascita di una resistenza aggiuntiva denominata resistenza indotta.

Il confronto con [5] ha permesso di confermare l'influenza dei precedenti fenomeni sui risultati riguardanti i coefficienti aerodinamici, permettendo in questo modo di validare le nostre analisi.

Il confronto diretto con dati di letteratura è stato piuttosto complicato, poiché nella galleria del vento della nostra Università non si possono raggiungere velocità del flusso equiparabili a quelle utilizzate da altri autori nelle loro attività di ricerca.

Per ciò che concerne gli sviluppi futuri, si vorrebbero implementare nella struttura del profilo alare alcuni elementi che siano in grado di smorzare l'effetto dei fenomeni di estremità, e quindi possano far diminuire l'effetto che la resistenza indotta ha sulle prestazioni aerodinamiche dell'ala. Ci si aspetta che l'implementazione di tali elementi dia come risultato un abbassamento del valore della resistenza totale del profilo alare, e un conseguente abbassamento delle curve del coefficiente aerodinamico di resistenza in funzione dell'angolo di attacco del profilo studiato, nonché una notevole variazione del diagramma polare  $C_D-C_L$ .

## BIBLIOGRAFIA

- [1] Çengel Y.A., Cimbala J.M., 2014. *Fluid Mechanics*; McGraw-Hill, p. 203.
- [2] Çengel Y.A., Cimbala J.M., 2014. *Fluid Mechanics*, McGraw-Hill, pp.607-644.
- [3] Abbott I.H., Von Doenhoff A.E.V., 1959. *Theory of Wing Sections*, General Publishing Company, pp. 462-466.
- [4] Prof. Coiro D.P., 2019. *Corso di meccanica del volo, Lezione 5-L'ala finita*. Università di Napoli "Federico II", <http://www.adag.unina.it/italiano/didattica/lezione5-6.pdf> .
- [5] Martinez-Aranda S., Garcia-Gonzalez A., Parras L., Del Pino C., 2016. Comparison of the aerodynamic characteristics of the NACA0012 airfoil at low-to-moderate Reynolds numbers for any aspect ratio, *International Journal of Aerospace Sciences*, pag.4.
- [6] NASA Langley Research Center, 2019. *2D NACA 0012 Airfoil Validation Case*, [https://turbmodels.larc.nasa.gov/naca0012\\_val.html](https://turbmodels.larc.nasa.gov/naca0012_val.html).
- [7] Anderson J.D. Jr, 2011. *Fundamentals of Aerodynamics*, McGraw-Hill, quinta edizione, pag.344.
- [8] Otsuki, Y., Fujii, K., Washizu, K., Ohya, A., 1978. *Wind tunnel experiments on aerodynamic forces and pressure distributions of rectangular cylinders in a uniform flow*, 5th Symp. on Wind Effects on Struct., pp. 169-176.
- [9] Freda, A., 2018. *Scienza e Ingegneria del vento a Genova. La Galleria del Vento DICCA*, comunicazione privata.
- [10] Tamura T., Miyagi T., 1999. *The effect of turbulence on aerodynamic forces on a square cylinder with various corner shapes*, *Journal of Wind Engineering and Industrial Aerodynamics* 83, pp.135-145.
- [11] Freda A., Carassale L., Marrè-Brunenghi M., 2014. *Experimental investigation on the aerodynamic behavior of square cylinders with rounded corners*, *Journal of Fluids and Structures* 44, pp.195-204.