

Politecnico di Torino

Laurea Magistrale in Ingegneria Aerospaziale

Tesi magistrale: Design e analisi aerodinamica di un profilo NACA 4415 con camber morphing

Prof: Giacomo Frulla, Enrico Cestino, Jacopo Serpieri
Studente: Samuel Caradonna
Anno accademico 2025/2026

Indice

Elenco delle figure . . . III
Elenco delle tabelle . . . V
Introduzione . . . VII

1 Introduzione e stato dell'arte-ali morphing **1**
1.1 Stato dell'arte: ali morphing . . . 2
1.1.1 Camber morphing (adaptive compliant trailing/leading edges) . . . 4
1.1.2 Twist morphing . . . 7
1.1.3 Planform morphing (modifica della forma alare) . . . 9
1.1.4 Winglets morphing . . . 12
1.2 Tabelle di comparazione dei metodi . . . 14
1.3 Obiettivi dello studio . . . 16

2 Definizione del caso studio e metodologia numerica **17**
2.1 Criteri per la scelta del profilo alare . . . 17
2.2 Strumenti numerici . . . 19
2.2.1 XFOIL . . . 19
2.2.2 MATLAB . . . 20
2.3 Validazione del modello numerico mediante confronto dei dati . . . 20
2.3.1 Dati di riferimento . . . 20
2.3.2 Condizioni di simulazione . . . 21
2.3.3 Confronto tra i coefficienti aerodinamici . . . 22
2.4 Discussione confronto dati tra letteratura scientifica e XFOIL . . . 26
2.4.1 Coefficiente di portanza C_L . . . 26
2.4.2 Coefficiente di resistenza C_D . . . 27

3 Progettazione della configurazione morphing **28**
3.1 Definizione parametri della configurazione . . . 28
3.1.1 Angolo ottimale di flap, prima approssimazione . . . 28
3.1.2 Posizione ottimale del flap, X_{hinge} finale . . . 29
3.1.3 Angolo ottimale di flap . . . 30
3.2 Generazione della geometria morphing . . . 31
3.2.1 Acquisizione e divisione dei dati . . . 32
3.2.2 Morphing mediante funzioni interpolanti . . . 33
3.3 Confronto configurazione flap con camber morphing equivalente . . . 35

4 Progettazione e realizzazione del modello fisico, sistema di misurazione **37**
4.1 Progettazione CAD mediante Solidworks . . . 37
4.1.1 Parte superiore . . . 38
4.1.2 Parte centrale . . . 39
4.2 Realizzazione del modello fisico . . . 40
4.3 Prese di pressione . . . 43

4.4 Sistema di misurazione . . . 45
4.4.1 Acquisizione dei dati sperimentali . . . 47

5 Elaborazione dei dati sperimentali 48
5.1 Acquisizione dati dalle prese di pressione . . . 48
5.2 Calcolo dei coefficienti di pressione . . . 50
5.3 Calcolo CL e CD . . . 50
5.3.1 Correzione dati per effetto di bloccaggio . . . 52

6 Confronto tra risultati sperimentali e modello numerico 55
6.1 Analisi dettagliata del caso Re=37000 con trip . . . 55
6.1.1 Distribuzione di Cp . . . 56
6.1.2 C_P con chiusura numerica al TE . . . 57
6.1.3 Coefficiente di portanza C_L . . . 58
6.1.4 Analisi della scia tramite Wake Rake . . . 59
6.1.5 Coefficiente di resistenza C_D . . . 61
6.1.6 Polare aerodinamica . . . 62
6.2 Confronto tra i casi a parità di numero di Reynolds, sia del modello base che di quello con trip fisico . . . 63
6.2.1 Coefficiente di portanza C_L . . . 64
6.2.2 Coefficiente di resistenza C_D . . . 65
6.3 Discussione complessiva dei risultati . . . 71
6.3.1 Influenza dovuta all'aumento del Re e alla presenza del trip . . . 71
6.3.2 Valutazione della configurazione morphing . . . 72
6.3.3 Limiti sperimentali . . . 72

A Tabella valori C_P 73

B Tabella valori di wake rake 74

Elenco delle figure

1.1 Comparazione prestazioni tra ala fissa e morphing *Immagine tratta da:*[27][4] . . . 1
1.2 Descrizione dei modelli di morphing secondo la suddivisione per metodo di realizzazione *Immagine tratta da:*[14] . . . 3
1.3 Variazione della curvatura di bordo d'attacco e d'uscita *Immagine tratta da:*[27] . 4
1.4 Schema di design del bordo d'attacco *Immagine tratta da:*[27] . . . 4
1.5 Design del bordo d'attacco: a) forze necessarie per la deformazione dello skin del bordo d'attacco, b) condizioni necessarie per il relativo meccanismo *Immagine tratta da:*[27] 5
1.6 Design del bordo di fuga: a) forze necessarie per la deformazione dello skin del bordo di fuga, b) condizioni per il relativo meccanismo *Immagine tratta da:*[27] . . . 5
1.7 Design del compliant mechanism del bordo d'attacco: a) Risultato della configurazione topologica, b) Deformazione e stress del meccanismo deformato *Immagine tratta da:*[27] . . . 6
1.8 Design del compliant mechanism del bordo di fuga: a) Risultato della configurazione topologica, b) Deformazione e stress del meccanismo deformato *Immagine tratta da:*[27] . . . 6
1.9 CAD del profilo alare con vista interna dei meccanismi di attuazione e indicazione sulla modifica della curvatura sia a LE che a TE *Immagine tratta da:*[27] . . . 6
1.10 Ala di un UAS-S45, a) ala standard, b) ala appiattita, c) vista frontale di entrambe *Immagine tratta da:*[17] . . . 7
1.11 a) Ala di base, b)Proposta di ala piatta, c) Ala di base di un UAS-S45 con aletta, d) Ala morphing con torsione in punta *Immagine tratta da:*[17] . . . 8
1.12 Linee di flusso delle varie ali; a) Ala di base, b) Proposta di ala piatta, c) Ala di base di un UAS-S45 con aletta, d) Ala morphing con torsione in punta *Immagine tratta da:*[17] . . . 8
1.13 Configurazione ottimale di twist per ogni condizione di volo *Immagine tratta da:*[17] 9
1.14 Esempio di ala telescopica *Immagine tratta da:*[18] . . . 10
1.15 Esempi di sweep morphing su micro velivoli *Immagine tratta da*:[6] . . . 11
1.16 Variazione di inclinazione delle ali di un jet supersonico da trasporto *Immagine tratta da*:[8] . . . 12
1.17 Varie posizioni delle winglet *Immagine tratta da*:[25] . . . 13
1.18 Il timone azionato da un motore brushless a magneti permanenti con vite a ricircolo di sfere *Immagine tratta da*:[11] . . . 13
1.19 Capitoli . . . 16

2.1 Profilo NACA-4415 *Immagine tratta da*:http://airfoiltools.com . . . 17
2.2 Variazione di CL con α . . . 18
2.3 Variazione di CD con α . . . 18
2.4 Ambiente XFOIL-profilo NACA-4415 . . . 19
2.5 Dati profilo NACA-4415 base e con flap di 5°, ricavati dallo studio [2] . . . 21
2.6 Curva $C_L - \alpha$, confronto dati Abbott con XFOIL . . . 22
2.7 Curva $C_D - \alpha$, confronto dati Abbott con XFOIL . . . 22
2.8 Curva $C_L - \alpha$, confronto dati base e flap 5° con XFOIL . . . 23

2.9 Curva $C_D - \alpha$, confronto dati base e flap 5° con XFOIL 23
2.10 Polare, confronto dati Abbott con XFOIL 24
2.11 Polare, confronto dati base e flap 5° con XFOIL 24
2.12 Efficienza aerodinamica $\frac{C_L}{C_D}$, confronto dati base e flap 5° con XFOIL 25

3.1 Confronto tra i $\frac{C_L}{C_D}$ da 1° a 13°, per $X_{hinge} = 0,75$ e $Re = 100\,000$, calcolo dell'efficienza totale massima 29
3.2 Confronto tra i $\frac{C_L}{C_D}$ per X_{hinge} variabile tra 0,7 e 0,8, angolo di flap di 6°e $Re = 100\,000$, calcolo dell'efficienza totale massima 30
3.3 Confronto tra i $\frac{C_L}{C_D}$ per X_{hinge} variabile tra 0,7 e 0,8, angolo di flap di 8°e $Re = 100\,000$, calcolo dell'efficienza totale massima 30
3.4 Confronto tra i $\frac{C_L}{C_D}$ per $X_{hinge} = 0,8$ e $Re = 100\,000$, angolo di flap variabile, calcolo dell'efficienza totale massima 31
3.5 Creazione, mediante XFOIL, del profilo NACA-4415 con plain flap di 10°a $X_{hinge} = 0.8$ 31
3.6 Profilo NACA-4415 diviso in superficie superiore ed inferiore 32
3.7 Verifica del mantenimento dello spessore tra profilo base e morphing 34
3.8 Confronto tra geometria NACA-4415 base, con flap e con morphing equivalente al flap 34
3.9 Confronto C_L tra profilo con flap e con morphing equivalente 35
3.10 Confronto C_D tra profilo con flap e con morphing equivalente 35
3.11 Confronto $\frac{C_L}{C_D}$ tra profilo con flap e con morphing equivalente 36

4.1 Progetto Solidworks parte inferiore 38
4.2 Progetto Solidworks parte superiore 39
4.3 Progetto Solidworks parte centrale 40
4.4 Parte inferiore 40
4.5 Parte superiore 41
4.6 Parte intermedia 41
4.7 Aghi metallici e tubicini montati nella zona centrale 42
4.8 Passaggio della trasmissione pneumatica 43
4.9 Schema di accoppiamento presa di pressione-colonna manometrica 44
4.10 1) Collegamento trasmissione pneumatica profilo-colonna del manometro, 2)Presa di pressione del set non collegato 44
4.11 1) Goniometro di precisione, 2) Modello in camera di prova, 3) Multi-manometro, 4) Canali per il collegamento profilo-manometro, 5) Canali per il collegamento del wake rake 45
4.12 Goniometro di precisione 45
4.13 1A) Tubo di Pitot, 1B) Presa di pressione statica, 2 wake rake, 3) Supporto con cuscinetto sferico, 4) Trip fisico intradosso, 5) Collegamento trasmissione pneumatica modello-manometro 46

5.1 Altezza colonne multi-manometro, per Re=37000 ad AOA=0° 48
5.2 Trascrizione dati relativi alle altezze delle colonne del multi-manometro, per Re=37000, con trip, AOA= da 0° a 10°, prese 5, 20, 40, 60 e 75 (suction side 'A', pressure side 'D') 49
5.3 Schema idealizzato per un profilo simmetrico immerso in una streamline a cui appartiene il teorema di variazione della quantità di moto *Immagine tratta da*: Laboratorio 3, Polari aerodinamiche di un profilo NACA-0012, corso di Aerodinamica Sperimentale, Flow Control Group-DIMEAS, PoliTo 51
5.4 Schema proporzionato modello-galleria, profilo a 0° e 10° 53

6.1 Coefficienti di pressione da 0° a 5°, confronto curve xfoil, sperimentali e sperimentali corrette dal bloccaggio 56

6.2 Coefficienti di pressione da 6° a 10°, confronto curve xfoil, sperimentali e sperimentali corrette dal bloccaggio . . . 57
6.3 Coefficienti di pressione sperimentali, da 0.05 a 0.8c, chiusura al TE al valore medio, tratto 0.8-1c, da 0° a 5°, confronto curve xfoil, sperimentali e sperimentali corrette dal bloccaggio . . . 58
6.4 Coefficienti di pressione sperimentali, da 0.05 a 0.8c, chiusura al TE al valore medio, tratto 0.8-1c, da 6° a 10°, confronto curve xfoil, sperimentali e sperimentali corrette dal bloccaggio . . . 58
6.5 Coefficienti di portanza C_L, confronto curve xfoil, sperimentali solo prese di pressione, sperimentali corrette con contributo di C_D, sperimentali corrette con C_D+ bloccaggio e sperimentali chiuse a TE corrette con C_D+ bloccaggio . . . 59
6.6 Altezze colonne di fluido manometrico scia, set 1 del caso Re=37000 con trip . . . 60
6.7 Wake Rake per AOA da 0° a 5°, set dati 1,2,mediato e mediato con valori filtrati . . . 60
6.8 Wake Rake per AOA da 6° a 10°, set dati 1,2,mediato e mediato con valori filtrati . . . 61
6.9 Coefficienti di resistenza C_D, confronto curve xfoil con dati fino a 7° . . . 62
6.10 Polare aerodinamica, confronto curve xfoil, sperimentali, sperimentali con C_L corretto con C_D+ bloccaggio e sperimentali con C_L chiuso al TE corretto con C_D+ bloccaggio, le sperimentali calcolate fino a 7° . . . 63
6.11 C_L per Re=29000, confronto tra caso sperimentale e numerico, sia del modello base che di quello con trip . . . 64
6.12 C_L per Re=37000, confronto tra caso sperimentale e numerico, sia del modello base che di quello con trip . . . 65
6.13 C_D per Re=29000, confronto tra caso sperimentale e numerico, sia del modello base che di quello con trip . . . 66
6.14 C_D per Re=37000, confronto tra caso sperimentale e numerico, sia del modello base che di quello con trip . . . 67
6.15 Efficienza aerodinamica per Re=29000, confronto tra caso sperimentale e numerico, sia del modello base che di quello con trip . . . 68
6.16 Efficienza aerodinamica per Re=37000, confronto tra caso sperimentale e numerico, sia del modello base che di quello con trip . . . 69
6.17 Polare aerodinamica per Re=29000, confronto tra caso sperimentale e numerico, sia del modello base che di quello con trip . . . 70
6.18 Polare aerodinamica per Re=37000, confronto tra caso sperimentale e numerico, sia del modello base che di quello con trip . . . 71

A.1 Valori C_P Suction Side per ogni presa di pressione del modello, al variare degli AOA . 73
A.2 Valori C_P Pressure Side per ogni presa di pressione del modello, al variare degli AOA 73

B.1 u per ogni presa del rake, al variare degli AOA . . . 74

Elenco delle tabelle

1.1 Comparazione dei metodi di morphing descritti (A) 14
1.2 Comparazione dei metodi di morphing descritti (B) 15

5.1 Coefficienti di bloccaggio ϵ, caso Re=37000 con trip 53

Abstract

ITALIANO

Le tecnologie di morphing rappresentano una delle più promettenti evoluzioni nel campo dell'aerodinamica applicata, questo perché consentono di modificare la geometria di un profilo alare in funzione delle condizioni operative, con lo scopo di migliorarne le prestazioni, senza introdurre le discontinuità tipiche delle superfici mobili convenzionali. Il presente lavoro di tesi si propone di sviluppare, e anche di validare, una configurazione in camber morphing applicata al profilo alare NACA-4415 mediante un approccio numerico-sperimentale.
In una prima fase si è selezionato il profilo NACA-4415 sulla base di considerazioni aerodinamiche e costruttive, le quali hanno privilegiato una geometria ampiamente studiata in letteratura, oltre che compatibile con la realizzazione di un modello sperimentale dotato di prese di pressione. In seguito è stata effettuata una validazione preliminare del software XFOIL tramite il confronto con dati bibliografici disponibili in letteratura; si è scelto così l'intervallo di AOA 0°-10°, in quanto in grado di ottenere un errore medio dell'ordine del 5%.
È stato quindi condotto uno studio parametrico con lo scopo di individuare la configurazione morphing ottimale; il criterio di selezione è stato basato sulla massimizzazione dell'efficienza aerodinamica complessiva nell'intervallo degli AOA, ottenendo come risultato una configurazione caratterizzata da una posizione della cerniera pari all'80% della corda e da una deflessione equivalente di 10°. La geometria così ottenuta è stata, successivamente, utilizzata per la realizzazione del modello tridimensionale mediante stampa 3D.
I dati così acquisiti sono stati elaborati attraverso ulteriori strumenti, sviluppati in ambiente MATLAB, permettendo il calcolo dei coefficienti aerodinamici principali, delle polari e dell'efficienza aerodinamica. Il confronto tra risultati numerici e sperimentali ha evidenziato una buona concordanza, per quanto riguarda il coefficiente di portanza C_L, mentre sono state riscontrate differenze più significative durante la stima del coefficiente di resistenza C_D, principalmente a causa delle limitazioni sperimentali e delle inevitabili approssimazioni associate ai modelli numerici utilizzati; da tenere in considerazione che, le migliori concordanze tra dati, sono state verificate per il caso con maggiore numero di Reynolds (Re=37000).
Si può infine giungere alla conclusione che i risultati ottenuti confermino la validità della metodologia sviluppata, mostrando come l'approccio in camber morphing rappresenti un'efficace soluzione per la modifica delle caratteristiche aerodinamiche del profilo, allo stesso tempo forniscono una base sperimentale e numerica utile per successivi approfondimenti nel campo delle strutture aeronautiche adattive.

Questo Documento è stato redatto durante lo svolgimento della tesi presso il Politecnico di Torino, nell'anno accademico 2025/2026.

INGLESE

Morphing technologies represent one of the most promising developments in the field of applied aerodynamics, as they allow the geometry of a wing profile to be modified according to operating conditions, with the aim of improving its performance without introducing the discontinuities typical of conventional movable surfaces. This thesis aims to develop and validate a camber-morphing configuration applied to the NACA-4415 airfoil using a numerical-experimental approach.
In the initial phase, the NACA-4415 airfoil was selected based on aerodynamic and design considerations, which favored a geometry that has been extensively studied in the literature and is compatible with the construction of an experimental model equipped with pressure taps. Subsequently, a preliminary validation of the XFOIL software was performed by comparing it with data available in the literature; the 0°–10° AOA range was chosen, as it yielded an average error of approximately 5%.
A parametric study was therefore conducted with the aim of identifying the optimal morphing configuration; the selection criterion was based on maximizing overall aerodynamic efficiency across the range of angles of attack (AOA), resulting in a configuration characterized by a hinge position at 80% of the chord length and an equivalent deflection of 10°. The resulting geometry was subsequently used to create a three-dimensional model via 3D printing.
The acquired data were processed using additional tools developed in MATLAB, enabling the calculation of the main aerodynamic coefficients, polar curves, and aerodynamic efficiency. A comparison between numerical and experimental results showed good agreement regarding the lift coefficient C_L, while more significant differences were found in the estimation of the drag coefficient C_D, mainly due to experimental limitations and the inevitable approximations associated with the numerical models used; It should be noted that the best agreement between the data was observed for the case with the highest Reynolds number (Re=37000).
Finally, we can conclude that the results obtained confirm the validity of the methodology developed, demonstrating that the camber morphing approach is an effective solution for modifying the aerodynamic characteristics of the airfoil, while also providing a useful experimental and numerical basis for further research in the field of adaptive aeronautical structures.

This document was prepared during the course of the thesis at the Politecnico di Torino, during the 2025/2026 academic year.

Capitolo 1

Introduzione e stato dell'arte-ali morphing

Al giorno d'oggi è diventato fondamentale cercare di ridurre al minimo il consumo di carburante durante i voli in modo da abbattere il più possibile i costi, nonché ridurre l'emissione di inquinamento, sia acustico che di sostanze nocive [3]; una delle strade che si può percorrere, in parallelo all'avanzamento della tecnologia dei propulsori, è quella dell'ottimizzazione aerodinamica [14].
Durante il volo un velivolo affronta diverse fasi tra cui decollo, fase di crociera e atterraggio; il problema è che l'aereo viene predisposto per essere più efficiente durante la fase più lunga, ossia la crociera, ciò causa un notevole dispendio di energie durante le fasi **off-design**1.1 [9].
Per ridurre i costi e gli sprechi bisogna quindi riuscire a mitigare la resistenza aerodinamica [13]; questa, e le parti di cui si compone [1], dipendono principalmente dalla forma aerodinamica dell'aeromobile stesso [26]; l'obiettivo diventa quindi riuscire a modificare il profilo del velivolo in modo da poter cambiare i modelli di flusso d'aria e ridurre così la resistenza.
Osservando come gli uccelli riescono a variare la forma delle loro ali durante il volo, riuscendo a creare spinta e portanza [10], si è pensato di poter fare lo stesso sui velivoli in modo da riuscire a ottimizzare la forma delle ali in base alla necessità della manovra, passando così da un'ala fissa (quella attualmente in uso) a una **morphing**, variabile.

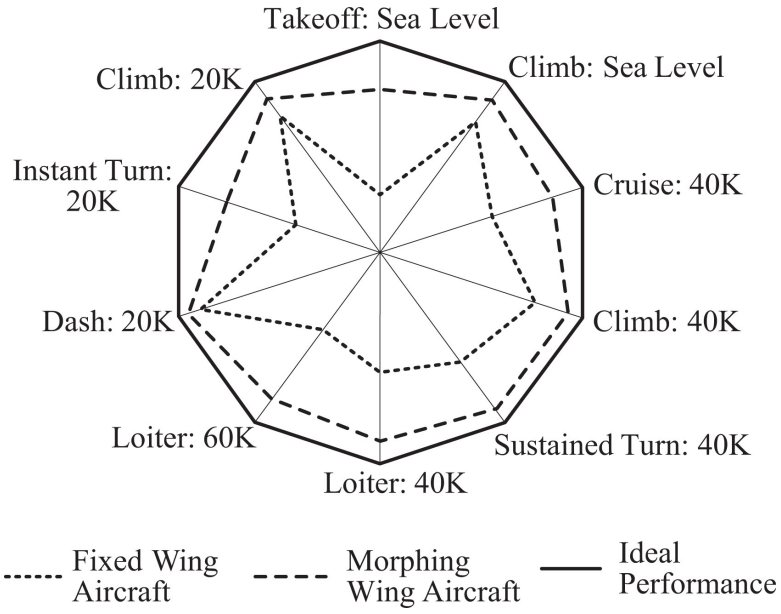


Figura 1.1: Comparazione prestazioni tra ala fissa e morphing *Immagine tratta da:*[27][4]

[1] Tra le quali si hanno la resistenza indotta, la resistenza d'attrito e la resistenza di pressione

I problemi principali sono [9]:

- riuscire a creare una struttura sufficientemente leggera da non essere un costo eccessivo in termini di peso ma abbastanza resistente da sopportare tutti i carichi a cui è sottoposto il veicolo durante il volo
- studiare e ottimizzare l'interfaccia tra il flusso esterno e il rivestimento dell'ala morphing

Da notare inoltre come il lavoro di alcuni ricercatori [15] ha dimostrato che anche solo applicare il morphing a una porzione della corda alare risulterebbe efficace quasi come un profilo totalmente modificato, risultato che lascia ben sperare come possibile soluzione al primo problema in quanto non sarebbe necessario dover avere una struttura eccessivamente grande.

Bisogna evidenziare che nel 2025 non risultano né velivoli civili né di aviazione generale dotati di ali morphing operative in servizio; tuttavia sono presenti numerosi progetti sperimentali [9] tra cui il NASA/AFRL Adaptive Compliant Wing [20] e i dimostratori sviluppati nell'ambito dei programmi Clean Sky e Smart Fixed Wing Aircraft, i quali ci dimostrano come si stia effettuando ricerca per arrivare a perfezionare e usare questa tecnologia, conosciuta da oramai decenni.
L'aviazione generale, per la sua maggiore flessibilità in ambito progettuale e il ridotto numero di vincoli certificativi, rappresenta il banco di prova più probabile per l'introduzione effettiva di tali tecnologie, prima di una loro applicazione su aeromobili di linea.
Nonostante non siamo ancora vicini ad un loro effettivo impiego è comunque utile evidenziare che il maggior guadagno si avrà quando si potranno implementare con successo queste ali su velivoli civili, i quali sono molto usati sia per il trasporto di merci che di persone e al giorno d'oggi sono il mezzo che inquina maggiormente [3], pertanto un ridotto utilizzo di carburante, oltre che un risparmio per le compagnie, avrebbe un notevole impatto anche nell'ambito della salvaguardia dell'eco-sistema.

1.1 Stato dell'arte: ali morphing

Il velivolo dotato di ali morphing è in grado di migliorare le caratteristiche di controllo, modificare la sua aerodinamica, ampliare il proprio inviluppo di volo e svolgere quindi una più ampia gamma di compiti. Lo studio di [14] ci fornisce quattro diversi modi con cui classificarli:

1. **Morphing su scala**: si classificano in base alla scala della parte del veicolo in grado di modificarsi, che può essere micro, media e grande.
2. **Morphing dei componenti di flusso interni ed esterni**: si classificano in base alla posizione delle parti morphing e al flusso di gas che lo circonda.
3. **Morphing dentro e fuori piano**: si classificano in base a dove è posta la zona di morphing.
4. **Metodo di realizzazione del morphing**: si classificano in base al modo in cui è realizzato il morphing.

Per andare a descrivere più nello specifico questi metodi, di seguito, si è usata la quarta classificazione la quale si può suddividere in tre diversi gruppi [14] come mostrato in figura 1.2:

- *Regolazione ala-fusoliera*: in questo caso si ha una modifica complessiva della configurazione aerodinamica andando a variare l'apertura alare (span/telescopic morphing), la freccia alare (sweep morphing), le estremità alari (winglets morphing), la piegatura dell'ala (wing folding morphing) o la variazione dell'aerea (variable wing aerea morphing) con lo scopo di ottenere i requisiti ottimali per le varie modalità di volo; generalmente è impiegato su larga scala in quanto queste modifiche coinvolgono un gran parte dell'ala, anche tutta alle volte.
- *Regolazione profilo alare*: in questo tipo di configurazione si migliorano le caratteristiche aerodinamiche andando a variare la curvatura (camber morphing), la lunghezza della corda (twist morphing) o lo spessore delle ali, così facendo si riescono a migliorare le prestazioni di volo. Grazie allo sviluppo di SMA (Smart Materials) questo tipo di modifica sta diventando più comune considerato anche che, rispetto ai tradizionali metodi di controllo degli alettoni e dei flap,

si ottengono migliori prestazioni di volo; generalmente è impiegato su scala media in quanto coinvolge alcune zone dell'ala, inferiori rispetto alla classificazione precedente .

- *Controllo attivo del flusso*: in questo caso si ha la deformazione locale della struttura mediante elementi micro-azionabili e SMA oppure la modifica della forma virtuale mediante onde d'urto che alterano il campo di flusso e migliorano l'efficienza. Tra i metodi principali si hanno vibrazione attiva dello skin (active skin vibration morphing), il controllo adattivo degli urti (adaptive shock control bump morphing), il controllo della circolazione (circulation control morphing) e la rigidità variabile attiva (active variable stiffness morphing). Si hanno quindi delle modifiche delle caratteristiche grazie al cambiamento di forma locale che avviene su microscala, inoltre questi metodi possono essere combinati con quelli delle altre due suddivisioni per migliorare la separazione del flusso, causato da quelli, e quindi avere un effetto positivo sulle caratteristiche aerodinamiche.[23]

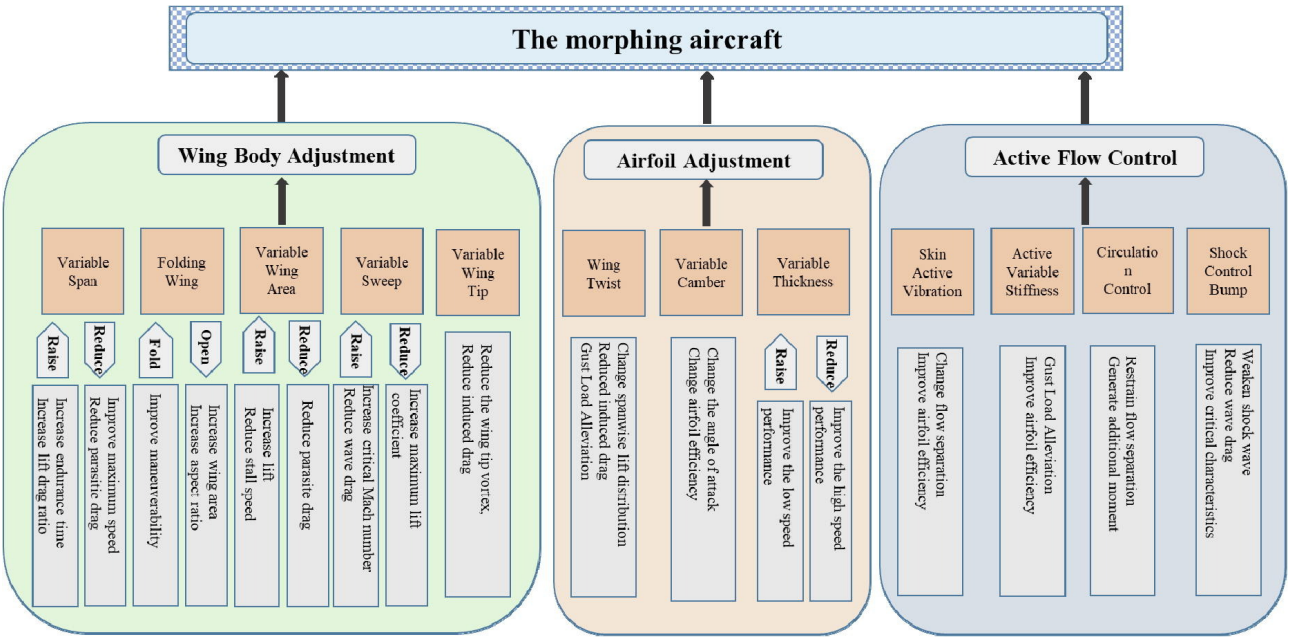


Figura 1.2: Descrizione dei modelli di morphing secondo la suddivisione per metodo di realizzazione *Immagine tratta da:*[14]

Per quello che è lo scopo di questo documento si è maggiormente interessati al Camber Morphing in quanto è il metodo più sensato per il tipo di studio che si è scelto di fare ed è anche quello più probabile per un'implementazione su larga scala nel prossimo futuro, per questo motivo esso sarà il metodo descritto un po' più nel dettaglio; per dare, però, una visione più ampia sui metodi di morphing si è scelto comunque di citarne altri, descritti solamente con rapidi accenni in quanto al di fuori dell'obiettivo di questo testo.

1.1.1 Camber morphing (adaptive compliant trailing/leading edges)

Il *Camber morphing* è uno dei metodi maggiormente studiati e consiste nella modifica della curvatura del profilo alare, questo è suddiviso in due parti principali, lo skin (**Skin**), ossia la forma del rivestimento esterno, è il risultato della deformazione dell'ala causata dal movimento del meccanismo, quest'ultimo (**Compliant Mechanism**) è ciò che trasferisce la forza dagli attuatori alla skin, causandone quindi la deformazione.
La progettazione di un'ala morphing a curvatura variabile si compone di tre passaggi, si vedrà un esempio concreto tramite lo studio [27] :

1. Bisogna progettare lo skin per i bordi d'attacco e di uscita facendo attenzione a tenere conto di come la curvatura dell'ala vari durante la sua deformazione 1.3.

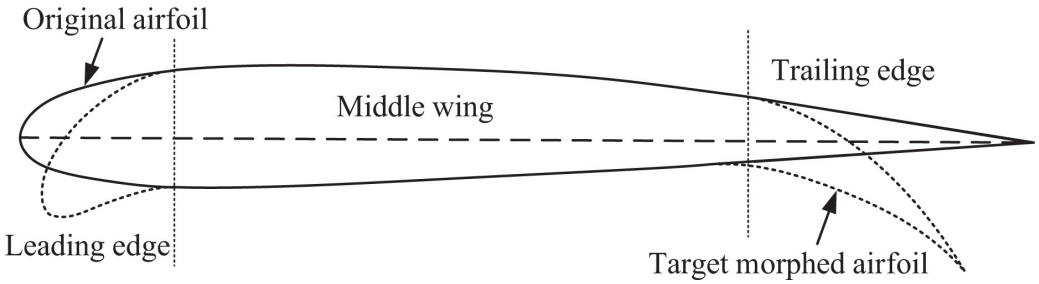


Figura 1.3: Variazione della curvatura di bordo d'attacco e d'uscita *Immagine tratta da:*[27]

Per riuscire a gestire adeguatamente il fenomeno della curvatura, il bordo d'attacco è formato da un rivestimento laminato multistrato, all'esterno se ne ha uno di acciaio mentre all'interno si trova un composito polimerico rinforzato con fibra di vetro, in diversa lunghezza e spessore che serve a garantire una notevole resistenza mantenendo però il carico contenuto. Lo skin così formato presenta tre stati possibili 1.4, privo di carico rimane una piastra laminata dritta, applicandone un momento alle estremità essa si piegherà correttamente assumendo la forma del bordo d'attacco; se a questo punto aggiungiamo al momento, già presente alle estremità della piastra, anche delle forze esterne applicate nei punti corretti lo skin assumerà la nuova curvatura.

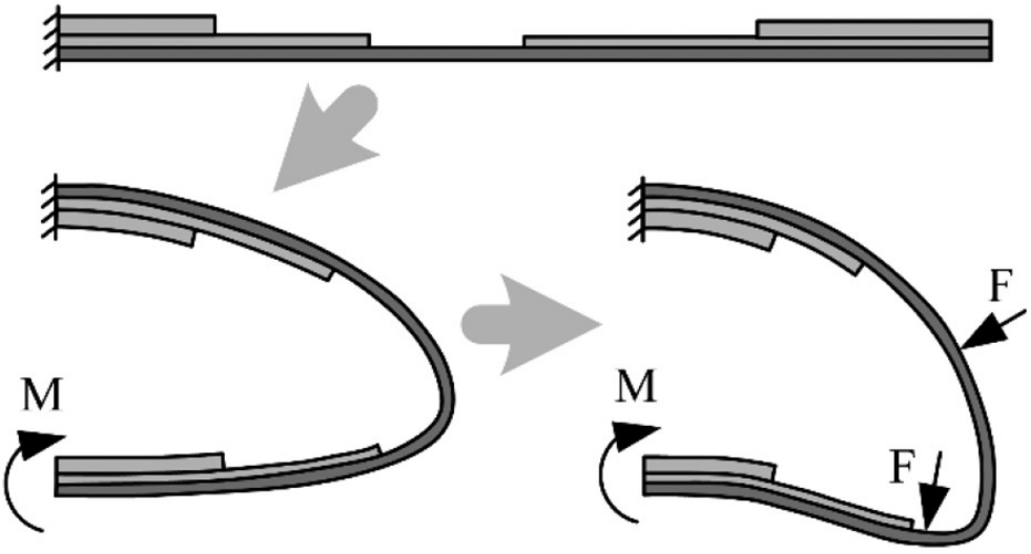


Figura 1.4: Schema di design del bordo d'attacco *Immagine tratta da:*[27]

2. Ottimizzare le forze motrici dei rivestimenti in quanto sono proprio queste a causare la deformazione, ciò avviene mediante la potenza data dai compliant mechanisms. Le forze motrici devono essere adattate in modo da causare la giusta deformazione riuscendo contemporaneamente a resistere ai carichi aerodinamici 1.5A(k^i_{out} indica la rigidezza delo skin, mentre u^i_{out} indica la direzione dello spostamento data dal meccanismo conforme); quindi più forze motrici funzionano

meglio allo scopo ma bisogna fare attenzione a non inserirne troppe o si rischia di compromettere l'ottimizzazione del meccanismo. I ricercatori dello studio [27] hanno utilizzato un algoritmo (GA) di ottimizzazione per riuscire a calcolare la posizione, la direzione, lo spostamento e il valore delle forze motrici in modo che fossero ottimali per le skin.

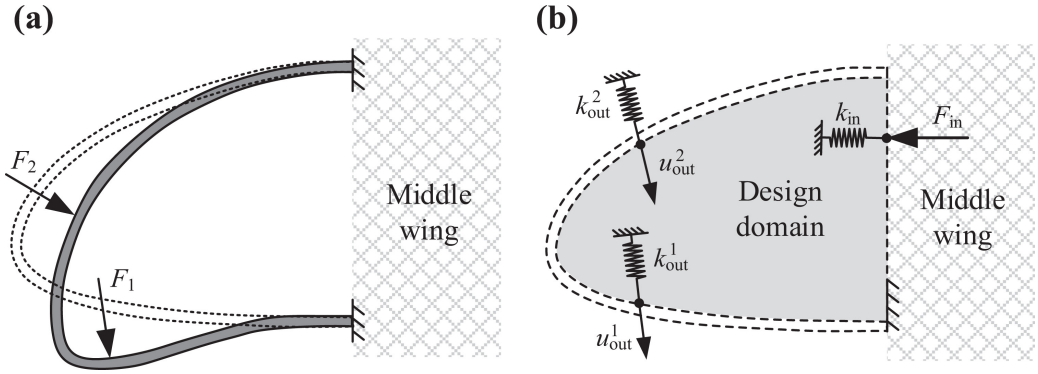


Figura 1.5: Design del bordo d'attacco: a) forze necessarie per la deformazione dello skin del bordo d'attacco, b) condizioni necessarie per il relativo meccanismo *Immagine tratta da:*[27]

Lo stesso principio si applica poi al bordo di fuga 1.6A, nel caso citato si vedono necessarie due forze, applicate dal compliant mechanism, per curvare lo skin superiore e una terza posta al termine di quella inferiore per trascinarla verso la parte centrale dell'ala.

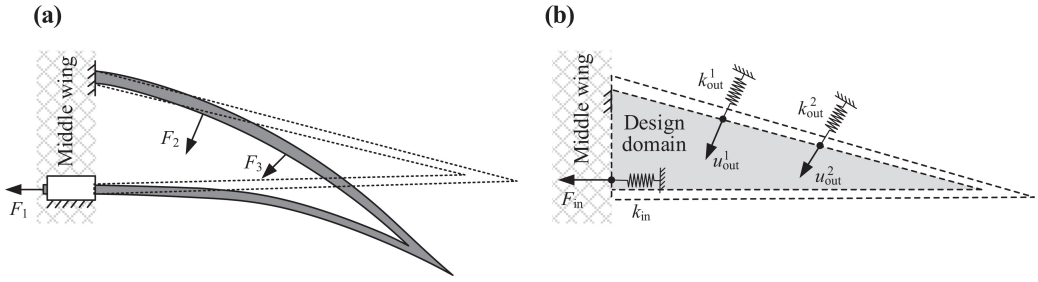


Figura 1.6: Design del bordo di fuga: a) forze necessarie per la deformazione dello skin del bordo di fuga, b) condizioni per il relativo meccanismo *Immagine tratta da:*[27]

3. Infine effettuare il design del compliant mechanism per la deformazione del bordo d'attacco e d'uscita, basandosi sui dati del secondo passaggio il meccanismo è spesso ottimizzato usando un metodo di ottimizzazione topologica [2], i cui schemi relativi al bordo d'attacco e d'uscita si possono vedere nelle immagini 1.5B e 1.6B. Nello specifico [27] si sono basati sul metodo SIMP (Solid Isotropic Material with Penalization) adottando poi una struttura iperelastica e usando l'analisi di risposta non lineare senza mesh; le immagini 1.5B e 1.6B mostrano anche il dominio considerato nell'analisi, da notare che l'area rappresentata dallo skin non viene considerata nella progettazione del compliant mechanism perché la sua resistenza viene già simulata dalle molle. Per evitare che ci siano interruzioni durante le varie iterazioni del metodo numerico citato, per le zone a bassa densità si utilizza invece un'analisi lineare, questo perché le aree poco dense possono subire un'eccessiva distorsione, quindi ridurre troppo la loro rigidezza tangenziale causando instabilità numeriche che bloccherebbero il metodo.
   Il meccanismo è fissato nella parte inferiore dell'ala, questo punto è posto come il limite di spostamento [3] e si trova 1.5B in basso a destra, la sua posizione è importante in quanto maggiore è la distanza tra la forza di azionamento F_{in} in ingresso 1.5A e il limite di spostamento, minore sarà la F_{in} necessaria alla deformazione del profilo. Siccome più questa forza è lontana dal limite di spostamento più si alza la probabilità che l'intero meccanismo interferisca con lo skin, nel

[2] Serve a ottimizzare la disposizione dei vari materiali in una data regione di progettazione
[3] Ci si riferisce al bordo d'attacco in questo caso

caso [27] hanno deciso di posizionarla sul bordo destro al 68,5% dal limite di spostamento. Il meccanismo finale, per il bordo d'attacco, è mostrato nella figura 1.7

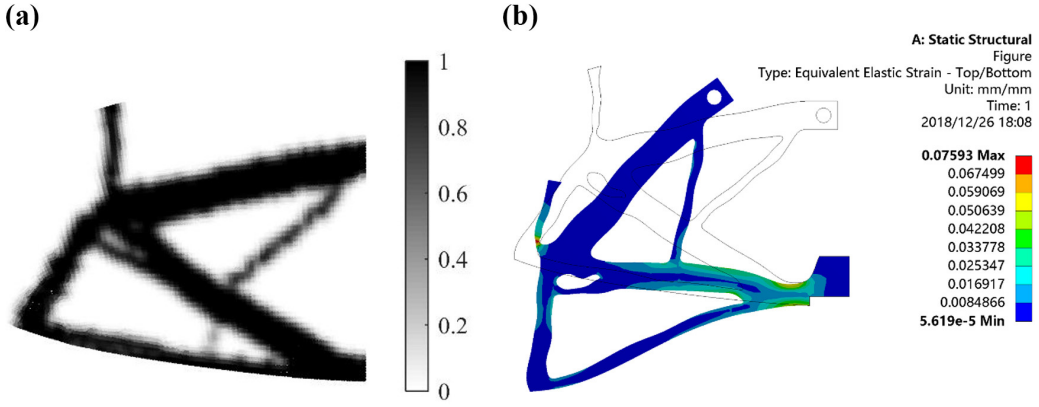


Figura 1.7: Design del compliant mechanism del bordo d'attacco: a) Risultato della configurazione topologica, b) Deformazione e stress del meccanismo deformato *Immagine tratta da:*[27]

Come per il punto 2 anche qui, basandosi sugli stessi principi citati per la realizzazione del compliant mechanism del bordo d'attacco, si è realizzato quello del bordo di fuga 1.8; in questo caso il limite di spostamento, e quindi la posizione del meccanismo, è posto in alto a sinistra mentre la forza di azionamento F_{in} è situata in basso a sinistra.

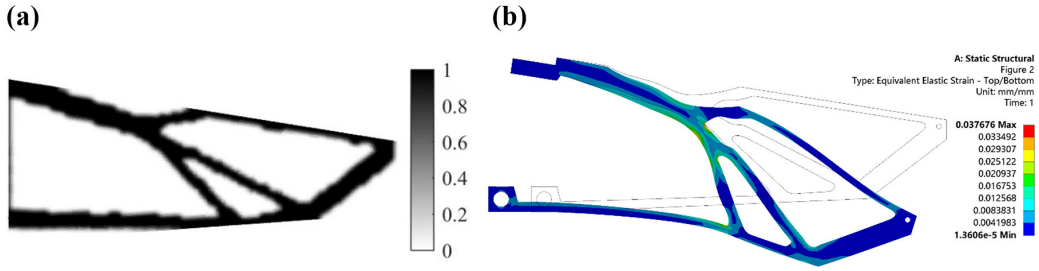


Figura 1.8: Design del compliant mechanism del bordo di fuga: a) Risultato della configurazione topologica, b) Deformazione e stress del meccanismo deformato *Immagine tratta da:*[27]

Di seguito un'immagine concettuale di un ipotetico CAD del profilo alare

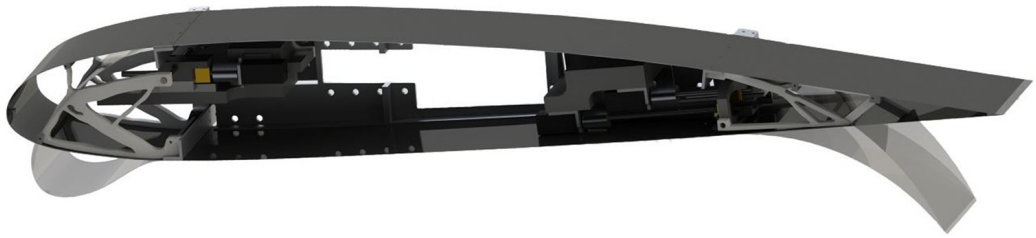


Figura 1.9: CAD del profilo alare con vista interna dei meccanismi di attuazione e indicazione sulla modifica della curvatura sia a LE che a TE *Immagine tratta da:*[27]

In conclusione i ricercatori dello studio [27] hanno realizzato dei prototipi sia per il bordo d'attacco che per quello di fuga la cui deformazione era molto simile al caso ottimale. Quest'ala morphing è in grado di curvarsi fino a 27° sul bordo d'attacco in caso di decollo e di 40° su quello di fuga, dimostrando una deflessione maggiore rispetto ad altri casi studio, questi angoli aumentano notevolmente la portanza e riducono la resistenza soprattutto nella fase di decollo.

1.1.2 Twist morphing

Il *twist morphing*, ossia la variazione di torsione lungo l'apertura alare, rappresenta un'altro metodo di morphing ampiamente studiato, è necessario specificare che esso utilizza principalmente gli smart materials (SMA, attuatori piezoelettrici, MFC), i quali consentono di ottenere deformazioni torsionali significative senza l'impiego di meccanismi tradizionali, per velivoli leggeri e UAV. Per questa classe di veicoli gli SMA costituiscono la tecnologia dominante, grazie alla loro elevata integrazione strutturale e alla capacità di generare twist dell'ordine di diversi gradi [22].
All'aumentare delle dimensioni del velivolo, invece, i limiti intrinsechi di forza, cicli di vita e scalabilità riducono la possibilità di utilizzare questi materiali orientando le ricerche verso strutture compliant [4] e attuatori elettromeccanici.

L'obiettivo principale della ricerca [17] è quello di studiare le prestazione aerodinamiche, l'efficienza e la velocità di rollio di un UAS-S45 [5] dotato di alettoni e winglet twist rispetto a quelle tradizionali; si vuole vedere se è possibile migliorare il rollio del velivolo in questione tramite l'uso degli alettoni twist, inoltre studiare l'impatto che possono avere sulla resistenza indotta sia quest'ultimi sia delle twist winglet.
Per questo studio sono partiti da un'ala standard del UAS-S45, dotata di winglet, innanzitutto hanno dovuto eliminare qualsiasi curvatura già presente sull'estremità alare, questo perché la punta dell'ala deve essere progettata per applicazioni di twist morphing, è quindi necessario che essa venga curvata grazie alla torsione e non deve presentare alcun tipo di modifica pregressa; per realizzare tale configurazione si hanno due opzioni 1.10:

1. **Eliminazione della winglet**, in questo caso togliendola si andrebbe proprio a cancellare ogni suo impatto sull'ala.
2. **Utilizzo di aletta appiattita**, qui invece gli effetti dell'aletta saranno preservati dopo la deformazione torsionale dell'estremità alare; in questo caso l'aletta sarà fissata all'ala di base e grazie alla torsione manterrà il suo impatto benefico, combinandolo anche con quello dell'alettone.

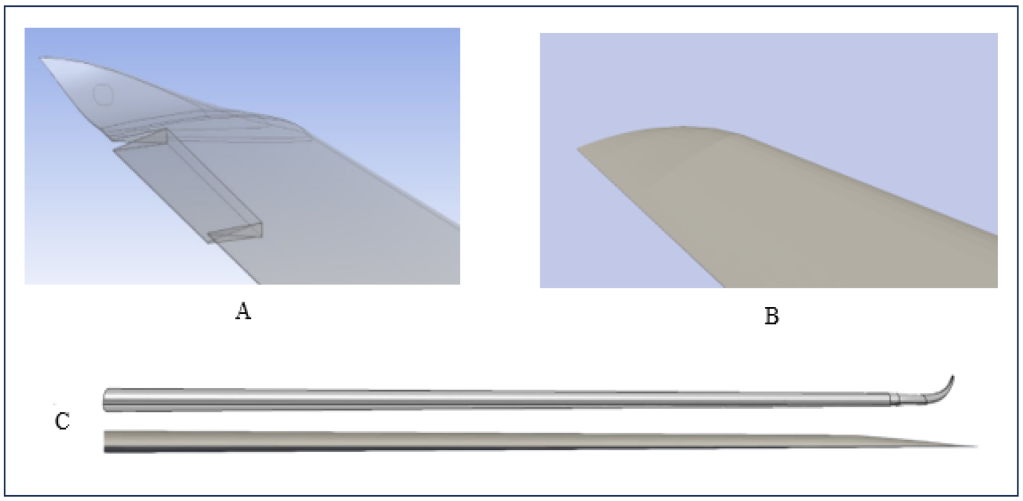


Figura 1.10: Ala di un UAS-S45, a) ala standard, b) ala appiattita, c) vista frontale di entrambe *Immagine tratta da:*[17]

Per decenni la manovra di rollio [6] è stata effettuata attraverso l'uso delle deflessioni incernierate degli alettoni o al massimo tramite l'utilizzo degli spoiler [7].

[4] Trattate nella sezione del Camber Morphing
[5] Unmanned Aircraft System
[6] Per tale manovra è necessario che gli alettoni presenti sulle ali di un aeromobile si inclino in maniera asimmetrica, uno verso l'alto, diminuendo la forza di portanza, e uno verso il basso, aumentandola
[7] Questo avviene principalmente nei jet commerciali dotati di grandi ali a freccia

Il morphing è la prima tecnologia che potrebbe portare ad effettuare tale manovra sfruttando la torsione dell'alettone al posto della deflessione, nonostante attualmente questo studio [17] abbia solo condotto delle analisi numeriche e dei test virtuali sulle ali 1.11, i risultati sono stati incoraggianti per il futuro. Le linee di flusso ottenute possono essere osservate nella figura1.12



Figura 1.11: a) Ala di base, b)Proposta di ala piatta, c) Ala di base di un UAS-S45 con aletta, d) Ala morphing con torsione in punta *Immagine tratta da:*[17]

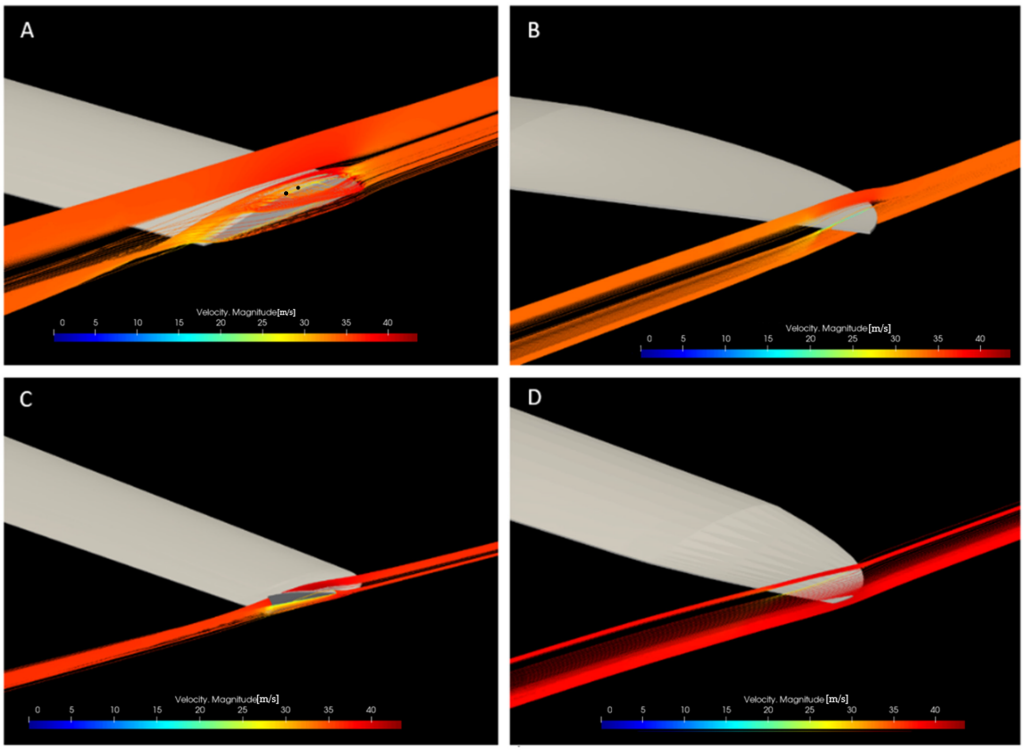


Figura 1.12: Linee di flusso delle varie ali; a) Ala di base, b) Proposta di ala piatta, c) Ala di base di un UAS-S45 con aletta, d) Ala morphing con torsione in punta *Immagine tratta da:*[17]

Sono infine arrivati alla conclusione che si può ottenere un guadagno di momento di rollio fino al 34% in più rispetto alle configurazioni classiche, inoltre ogni miglioramento al momento di rollio ha inciso positivamente sull'efficienza degli alettoni aumentando la manovrabilità generale del veicolo, questo perché si è aumentata anche la velocità di rollio rispetto alle ali con alettoni incernierati. Già gli alettoni twist hanno ridotto la resistenza indotta del 61% grazie all'eliminazione degli spazi vuoti presenti intorno agli alettoni standard [8]; i risultati delle analisi sulle winglet hanno riportato che una loro torsione ha ridotto la resistenza indotta rispettivamente del 25,7%, in crociera, e fino al 16,5% in salita aumentando anche l'efficienza aerodinamica del 9% 1.13

[8] L'obiettivo era minimizzare la resistenza indotta

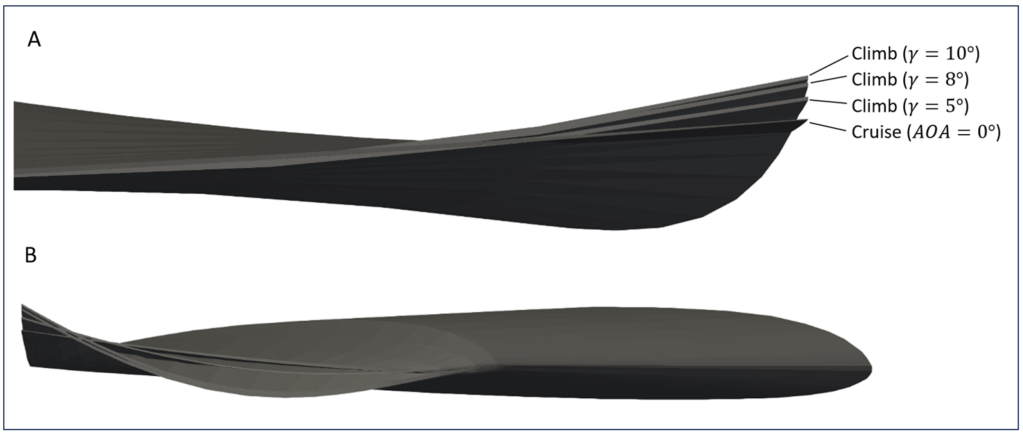


Figura 1.13: Configurazione ottimale di twist per ogni condizione di volo *Immagine tratta da:*[17]

1.1.3 Planform morphing (modifica della forma alare)

Questo tipo di ali gioca su un aspetto fondamentale della progettazione di un velivolo...le ali [6], quelle fisse possono essere principalmente di due tipi:

1. **Alto aspect ratio** [9]:le quali presentano un notevole vantaggio in termini di efficienza aerodinamica, quindi un minor consumo di carburante, ma una scarsa manovrabilità.
2. **Basso aspect ratio** [10]: le quali conferiscono maggior velocità e manovrabilità al veicolo a patto di una scarsa efficienza aerodinamica

Qui entra in gioco il *Planform morphing*, infatti un'ala ad allungamento variabile può avere entrambi i pregi delle due configurazioni citate mitigandone i difetti quando necessario. Questa filosofia di progettazione può essere effettuata sulla variazione di allungamento, ala più o meno retrattile, (*Span morphing/Telescopic morphing*) o sulla variazione di freccia alare [11] (*Sweep morphing*).

Span morphing/Telescopic morphing

Si ha una modifica continua dell'apertura alare, ciò è realizzato tramite l'utilizzo di due ali [6]; si ha un'ala esterna cava che riesce a sostenere i vari carichi tramite rinforzi in materiale composito di fibra di carbonio sul bordo di attacco, su quello d'uscita e anche all'interno della struttura alare [12], questa è abbinata a un'ala interna che scorre dentro e fuori dalla struttura 1.14.

[9]Ricordiamo che l'aspect ratio è $A = \frac{b^2}{S}$, dove "b" è l'allungamento alare e "S" la superficie dell'ala
[10]Quindi ali corte e più tozze
[11]Si pensi al modo in cui gli uccelli chiudono le ali piegandole contro il loro corpo
[12]In questa configurazione i rinforzi vanno a sostituire le convenzionali centine

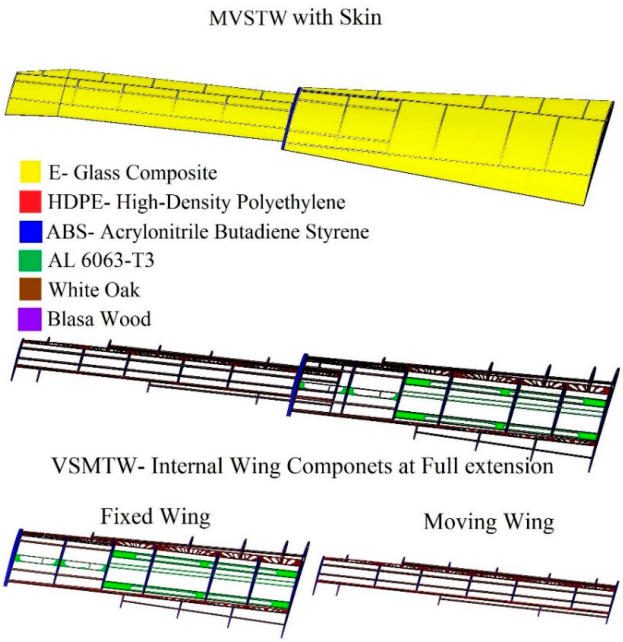


Figura 1.14: Esempio di ala telescopica *Immagine tratta da:*[18]

I test in galleria proposti dallo studio di [21], i quali hanno utilizzato un nucleo con morphing a rapporto di Poisson pari a zero e rivestimento composito con matrice elastomerica rinforzata con fibre (con un rapporto di Poisson nel piano quasi nullo), hanno dimostrato come si riuscisse ad ottenere un'apertura alare raddoppiata pur mantenendo una corda costante e con una massima deflessione al di fuori del piano di 2,54 mm; mentre quello di [1] ha dimostrato come questa configurazione migliorasse del 5% l'autonomia di volo e del 17% la resistenza dell'ala; uno dei principali problemi che comporta una configurazione di questo tipo è comunque quello del peso aggiuntivo.

Sweep morphing

In questo caso si parla di ali morphing in grado variare la loro freccia alare, ripiegandosi verso la fusoliera come le ali di un uccello, grazie a questa modifica si può cambiare la larghezza del velivolo e la sua aerodinamica, in modo da ottimizzarla secondo necessità.
L'idea di un velivolo in grado di variare la freccia delle sue ali era nata già negli anni '50 ad uso militare [6] con lo scopo di ottenere velocità di crociera supersoniche maggiori [13]; ridurre la larghezza del velivolo tramite lo sweep morphing era un altro vantaggio che questi veicoli possedevano siccome, un volume minore, aiutava a essere più difficilmente individuati dai radar nemici.
Degli studi più recenti si sono concentrati sull'uso di questa pratica configurazione per velivoli di piccola taglia quali UAV (Unmanned Air Veichle), MAV (Micro Air Vehicle) 1.15A e AquaMAV 1.15B.// Per quanto riguarda la categoria del MAV un esempio recente è il Roboswift, un velivolo dotato di ala sweep basata su elementi discreti [14] che conferiscono una facile modifica dell'inclinazione; per missioni in cui è necessario muoversi in ambienti complessi [15] si è progettato l'AquaMAV, questo grazie alla sua ala morphing è in grado di immergersi in acqua dal volo [16].

[13]Il primo velivolo sweep prodotto fu F-111
[14]Velivolo ispirato sia dalla struttura che dalle piume degli Apodidi (Swift Birds)
[15]Come le ispezioni strutturali subacquee
[16]Ispirato dagli uccelli acquatici della famiglia dei Sulidi



(a) RoboSwift inspired by swift birds



(b) AquaMAV airframe inspired by Sulidae birds

Figura 1.15: Esempi di sweep morphing su micro velivoli *Immagine tratta da*:[6]

Altre ricerche si sono invece concentrate su velivoli da trasporto supersonici [8], esistono notevoli differenze tra le ali dei veicoli progettati per il volo subsonico rispetto quello supersonico:

1. **Subsonico**: Ali ad alto allungamento e moderatamente inclinate dotate di dispositivi ad alta portanza sulla maggior parte dell'apertura alare, l'obiettivo è quello di ridurre al minimo la resistenza aerodinamica sia in crociera che a bassa velocità.
2. **Supersonico**: Ali con bordo d'attacco molto affilato ma inclinato meno del cono di Mach, in questo modo si avrà una penalizzazione dal punto di vista della resistenza aerodinamica, siccome in questo caso si elimina l'aspirazione del bordo d'attacco, ma l'apertura alare può essere aumentata per migliorare le prestazioni a basse velocità; se invece si vuole ridurre la resistenza aerodinamica le ali devono essere fortemente inclinate all'indietro e quindi avere una piccola apertura alare, bordo di attacco subsonico. In entrambi i casi il $C_{l_{max}}$ sarà basso, la resistenza molto alta a basse velocità, come ad esempio nel decollo.

L'ala a geometria variabile può portare il meglio di entrambe, lo studio [8] ha mostrato come la configurazioni è praticamente convenzionale quando le ali sono inclinate in avanti, con carico alare e di spinta comparabili, l'inclinazione dei pannelli alari era di 35° nella posizione subsonica a bassa velocità e di 60° nel regime supersonico 1.16, riuscendo così a determinare un flusso completamente subsonico sul bordo d'attacco durante la fase di crociera, a Mach 1.6.
Comparando questa filosofia di progetto a quella delle ali supersoniche fisse, in questo caso si arriva a ottenere una superficie alare molto inferiore e una minore spinta richiesta per una data massa al decollo; per il volo in crociera ciò comporta un'altitudine ottimale minore perché sia la portanza delle ali che la spinta dei motori sono proporzionali alla densità dell'aria, abbassando la quota di crociera si compensa per le riduzioni delle dimensioni dei motori e della superficie alare.

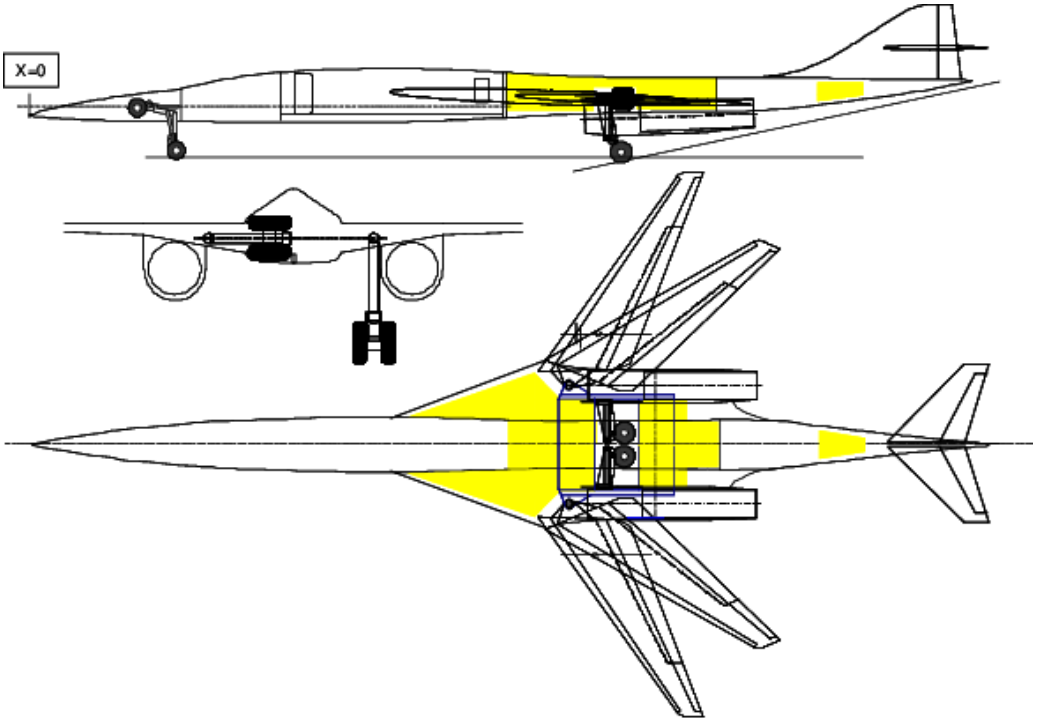


Figura 1.16: Variazione di inclinazione delle ali di un jet supersonico da trasporto *Immagine tratta da*:[8]

Si ritiene che le winglet aumentino strutturalmente l'allungamento effettivo dell'ala, fornendo una portanza aggiuntiva. Dal punto di vista aerodinamico, mentre le winglet generano portanza, producono anche forti vortici di scia. Questi vortici interagiscono con i vortici delle estremità alari principali in modo tale che, se progettati con cura, possono indebolire e dissipare significativamente i vortici delle estremità alari, riducendo efficacemente la resistenza indotta dal "vortice a ferro di cavallo" alle estremità alari durante il volo.

1.1.4 Winglets morphing

Le winglet sono delle alette, installate con una specifica angolazione, presenti sulle estremità alari di un aeromobile come una sorta di estensione naturale dell'ala principale, ne aumentano così l'allungamento effettivo e forniscono anche portanza aggiuntiva.
La portanza non è l'unico beneficio aerodinamico che forniscono, infatti esse creano anche forti vortici di scia che vanno a interagire con quelli prodotti delle estremità alari principali, riuscendo così a indebolirli e riducendo la resistenza generata dall' *horseshoe vortex* [17] proprio alle estremità dell'ala.
Normalmente queste estremità sono fisse, progettate per essere più efficienti nella condizione desiderata, tipicamente il volo in crociera se si parla di grandi velivoli civili, ed è proprio qui che entra in gioco il **Winglet morphing**, potendole orientare si possono ottenere riduzioni notevoli anche in altre fasi di volo quali decollo e atterraggio [26].
Nello studio di [25] i ricercatori hanno ideato sei diverse combinazioni per due tipi di strutture alari, alette integrate e con barriera terminale 1.17; i risultati ottenuti dall'analisi CFD condotta su velivoli UAV hanno mostrato come per winglet integrate l'angolo di freccia dell'aletta aveva un impatto inferiore sulla riduzione di resistenza, rispetto a quello di inclinazione. Per le winglet a barriera terminale, invece, la configurazione ottimale era con aletta nella posizione inferiore ad inclinazione minore 1.17, tuttavia per non aumentare la resistenza di attrito al punto da non essere una scelta vantaggiosa, bisognava aumentare l'angolo di inclinazione durante il decollo.

[17] Il vortice a ferro di cavallo

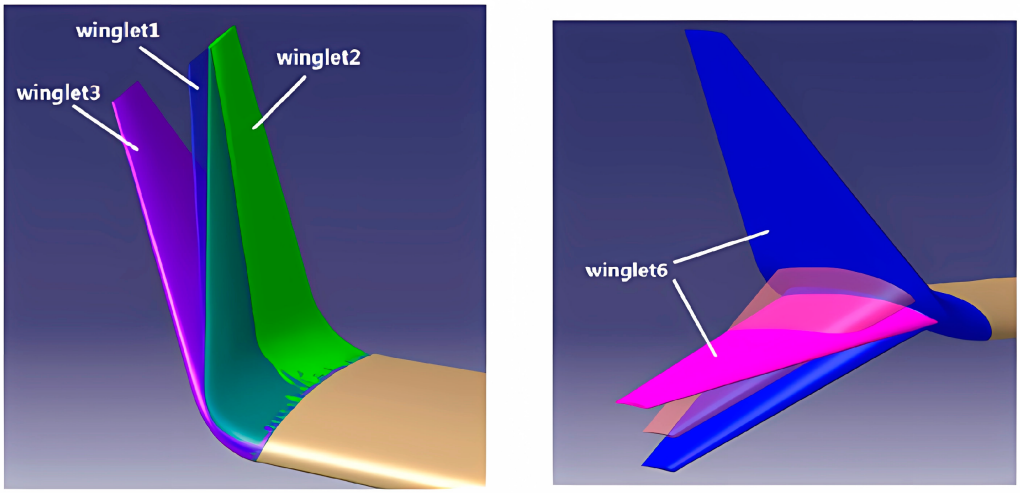


Figura 1.17: Varie posizioni delle winglet *Immagine tratta da*:[25]

Uno dei metodi più comuni per l'installazione di queste alette è quello delle superfici di controllo [26], un meccanismo simile a quello usato per i timoni dei velivoli ma che in questo caso ha la funzione di muovere la winglet al fine di alterare la direzione di rotazione dei vortici oltre che, come nel caso dei flap, migliorare il rapporto portanza-resistenza, ossia l'efficienza aerodinamica $\frac{L}{D}$; quando le superfici di controllo vengono deflesse verso l'esterno, aumenta l'angolo di torsione, causando lo spostamento di vortici verso le estremità alari e quindi accelerandone la dissipazione (utile durante il decollo), viceversa quando queste superfici vengono deflesse verso l'interno si ha una riduzione dell'angolo di torsione e un rallentamento della dissipazione dei vortici (utile in fase di atterraggio per ridurre la distanza di rullaggio).
Ad esempio proprio qui in Italia, alcuni ricercatori del CIRA [18][11], hanno progettato un meccanismo di deformazione basato su un motore brushless a magneti permanenti e un azionamento a vite a ricircolo di sfere, il tutto installato all'interno della superficie fissa del winglet in modo da controllare le deflessioni dei suoi flap 1.18.

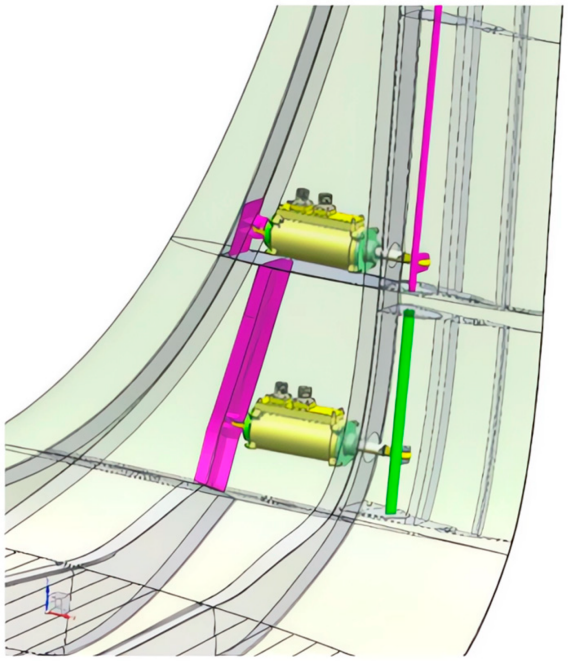


Figura 1.18: Il timone azionato da un motore brushless a magneti permanenti con vite a ricircolo di sfere *Immagine tratta da*:[11]

[18]Centro Italiano Ricerche Aerospaziali

1.2 Tabelle di comparazione dei metodi

Dopo aver descritto alcuni dei metodi di morping attualmente più studiati e probabilmente più vicini a un utilizzo reale in grande scala, per una maggior comprensione dei dati si procede ora con due tabelle contenenti i dati dei vari metodi approfonditi

Metodo di morphing	**Camber morphing**	**Twist morphing**
Effetto su $\frac{L}{D}$	$\frac{L}{D}$:+3-15% rispetto al valore base e fino al -15% di utilizzo carburante, in alcuni studi. Range comune 3–10% in crociera/missione	$\frac{L}{D}$:+2 -8%; migliora la distribuzione di portanza con conseguente riduzione della resistenza indotta. Studi su UAV e modelli mostrano dei benefici locali simili a quelli teorici
Massa aggiuntiva stimata	1–6% del peso dell'ala, dipende dal tipo di attuatore e/o skin utilizzato. Implementazioni lightweight possono restare inferiori al 3%	1–5% del peso ala, dipende dagli attuatori integrati e dai box di torsione usati. Variabile con scala e struttura
Costo energetico	Gli attuatori elettrici/ servomeccanismi o sistemi passivi guidati richiedono una potenza nell'ordine di qualche W fino a kW ma solo durante l'attivazione della parte di morphing; in questo caso la forma modificata viene poi mantenuta senza ulteriore utilizzo di energia, si ha un costo basso/moderato	Siccome si ha a che fare con materiali SMA ci possono essere richieste diverse di energia come quella termica ad esempio, nel caso di materiali piezo/elettromeccanici la potenza richiesta è anche qui dell'ordine dei W–kW, anche qui solamente durante l'attivazione della zona, anche qui il costo è basso/moderato.
Durabilità	Nonostante ci siano migliaia di cicli testati, la vita della struttura è ancora in studio, si ha un TRI ancora sperimentale.	Per gli SMA si hanno un numero di cicli limitati rispetto ad attuatori elettromeccanici; per quelli piezo/elettro-meccanici siamo nell'ordine di 10^5–10^7
Manutenzione	Skin e meccanismi richiedono ispezioni dedicate con una maggior attenzione al danneggiamento superficiale e alla fatica, si ha quindi una manutenzione moderata	Gli SMA hanno un'integrazione strutturale critica, per questo motivo è difficile fare prove a fatica e necessitano di un controllo e una diagnostica alta, dipende poi dal materiale
Fonti	[19], [5], [6]	[6], [22]

Tabella 1.1: Comparazione dei metodi di morphing descritti (A)

Metodo di morphing	**Span/Sweep morphing**	**Winglets morphing**
Effetto su $\frac{L}{D}$	$\frac{\Delta L}{D}$: +5-20% a seconda cambi di span/aspect ratio del modello	$\frac{\Delta L}{D}$ modesto: +1-6%; riduce la resistenza indotta localmente, l' efficacia dipende dal design
Massa aggiuntiva stimata	5–15% sul peso ala; per via dei meccanismi telescopici, guide e attuatori robusti, in questi casi si ha un carico necessario più elevato	0.5–3% del peso dell'ala, per via delle dimensioni dei winglet e degli attuatori si ha un impatto basso sul carico necessario
Costo energetico	Attuatori robusti per le estensioni/ricollocazioni delle parti telescopiche/di freccia dell'ala, con un consumo di potenza dell'ordine dei kW, ciò avviene in maniera intermittente duranti le fasi di volo causando quindi un costo alto	I winglet locali richiedono poca potenza dell'ordine dei W per i vari settaggi durante il volo, costo basso
Durabilità	Siccome è una struttura meccanica soggetta ad alta sollecitazione, si richiede una progettazione per molti cicli 10^4–10^6; il life-cycle finale dipende dal design.	Dal momento che i winglets sono componenti localizzati più facili da ispezionare, e dai limitati movimenti, si progetta per molti cicli a fatica, la durabilità è elevata
Manutenzione	Per via delle strutture meccaniche complesse, in cui sono necessarie lubrificazione, controlli e ispezioni frequenti, si ha una manutenzione elevata	La manutenzione meccanica sulle cerniere/attuatori è quella principale in questo caso, l'impatto sulla skin principale è minore.
Fonte	[22], [24]	[26]

Tabella 1.2: Comparazione dei metodi di morphing descritti (B)

1.3 Obiettivi dello studio

L'obiettivo di questa tesi è quello di sviluppare e validare una configurazione camber morphing del profilo alare NACA-4415 tramite l'utilizzo di analisi numeriche, dopodiché calcolarne i vari coefficienti aerodinamici mediante un modello 3D studiato in galleria del vento.
In questo lavoro verrà considerata esclusivamente la configurazione della sezione alare già nella sua forma finale, verranno pertanto ignorati i meccanismi di attuazione che consentirebbero il movimento dei pannelli, per passare dal profilo base a quello morphing, in quanto al di fuori dello scopo di studio.
Nella figura 1.19 è presente una con i capitoli e gli argomenti contenuti all'interno di essi, in questo modo si può avere una chiara idea del punto in cui ci si trova all'interno della lettura

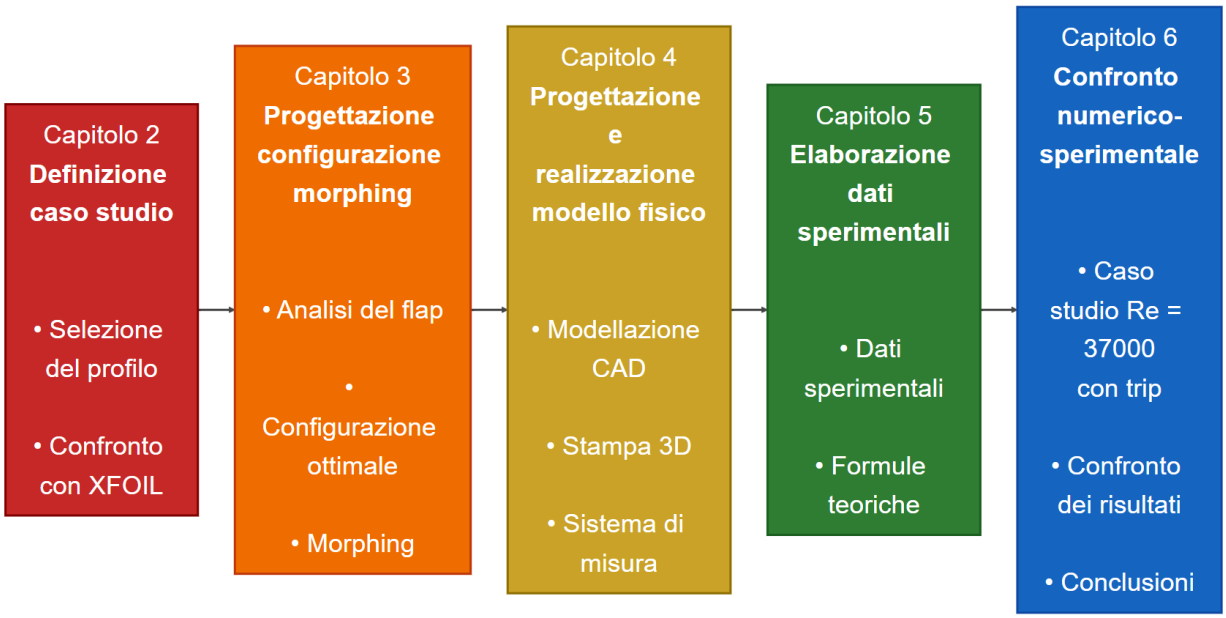


Figura 1.19: Capitoli

Capitolo 2

Definizione del caso studio e metodologia numerica

2.1 Criteri per la scelta del profilo alare

L'obiettivo di questa sezione è quello di spiegare tutte le motivazioni che hanno portato alla scelta del profilo alare NACA-4415.
La NACA (National Advisory Committee for Aeronautics), antenata della moderna NASA, sviluppò, a partire dagli anni '20, una serie di profili aerodinamici standardizzati al fine di riuscire a correlare la geometria del profilo con le sue prestazioni aerodinamiche. Il vero vantaggio fu quello di riuscire a definire completamente un profilo mediante una nomenclatura numerica con la quale si rendevano subito note le sue caratteristiche geometriche senza la necessità di descrivere ogni singola coordinata [12]; il profilo che è stato usato per questa ricerca appartiene proprio alla serie più semplice e diffusa, quella a 4 cifre, esse vanno lette in questo modo:

- 1° cifra (4) indica l'ordinata massima del camber [1] espressa in % rispetto alla corda [2], in questo caso quindi si ha 4% della lunghezza della corda come camber massimo
- 2° cifra (4) indica in quale posizione della corda si trova il camber massimo, dal momento che è solo una cifra indica la posizione in decimi della corda, quindi quel 4 significa 40%
- 3° e 4° cifra (15) indicano lo spessore massimo del profilo in percentuale di corda, questo profilo ha perciò il 15% di spessore massimo 2.1

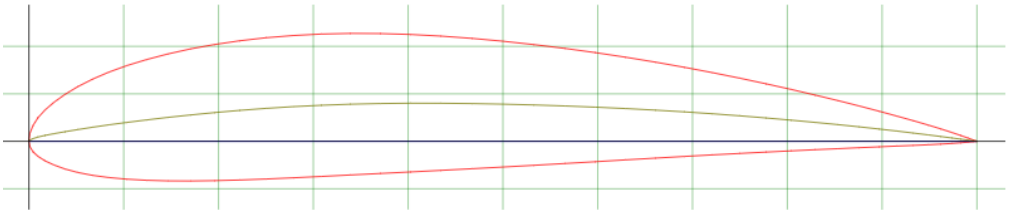


Figura 2.1: Profilo NACA-4415 *Immagine tratta da*:http://airfoiltools.com

Questo profilo della serie NACA a 4 cifre è tra i più studiati ed utilizzati nelle applicazioni a bassa e media velocità, sono infatti disponibili molti studi che lo utilizzano, ideale per ottenere una validazione affidabile, inoltre per il fatto che è già camberato, e quindi predisposto alla generazione di portanza elevata a bassi angoli di attacco, è risultato fin da subito uno dei candidati migliori tra cui poter attuare una scelta.
Un altro profilo candidato per questo studio è stato il NACA-2410, anch'esso profilo camberato, di seguito una comparazione tra CL 2.2 e CD 2.3[3]

[1] La linea media
[2] La distanza tra bordo di attacco e bordo di fuga del profilo alare
[3] Rispettivamente i coefficienti di portanza e di resistenza

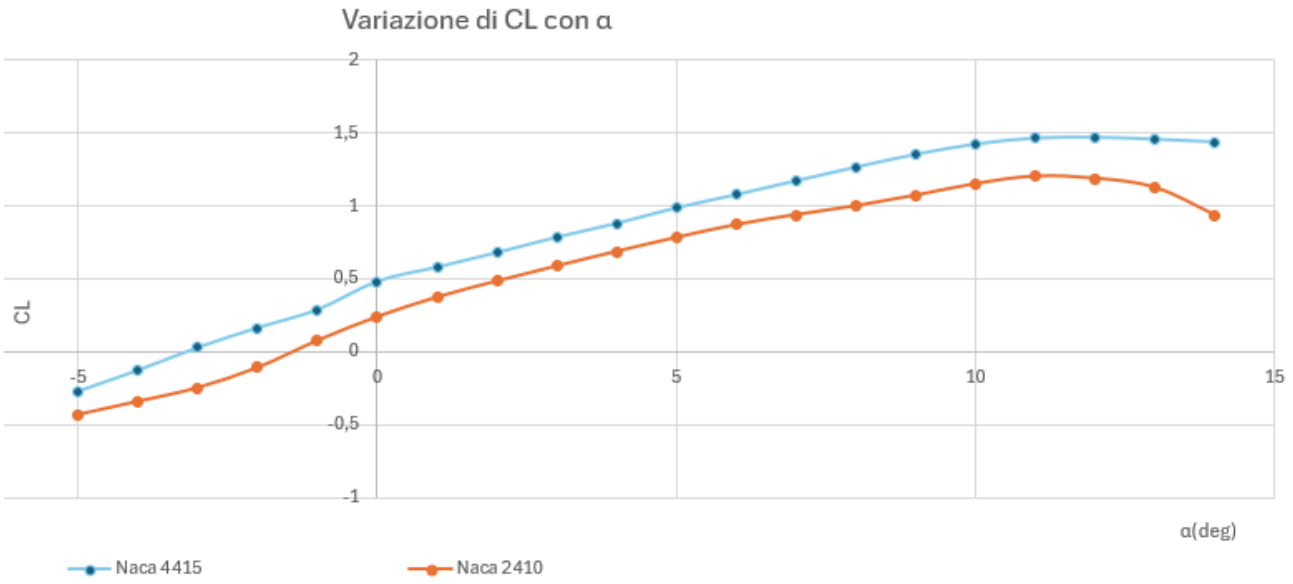


Figura 2.2: Variazione di CL con α

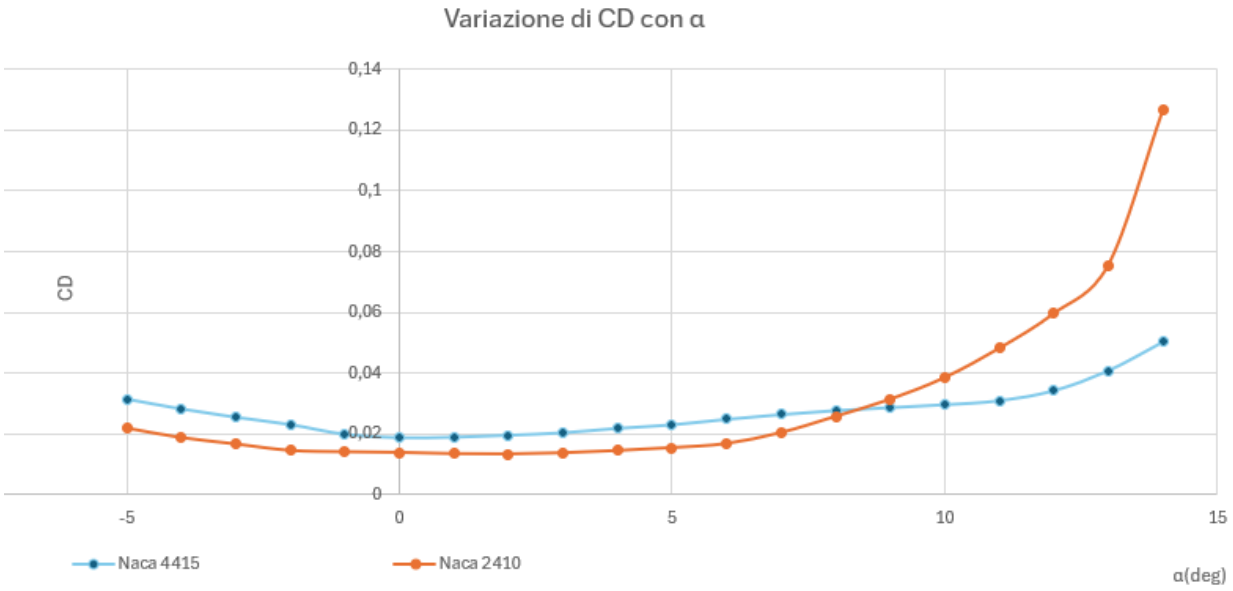


Figura 2.3: Variazione di CD con α

Dai grafici, i cui dati sono stati ottenuti tramite XFOIL nelle stesse condizioni, si vede chiaramente che il profilo NACA-4415 ha un maggior CL, si può notare anche un CD di poco superiore fino a gli 8°, in generale il NACA-4415 risulta un profilo più portante. Un'altra caratteristica da non sottovalutare è lo spessore, infatti si stava cercando un profilo che fosse sufficientemente sottile da essere molto aerodinamico ma con uno spessore sufficiente ad ospitare i canali per le prese di pressione, sia sulla parte superiore [4] che su quella inferiore [5] per quando si sarebbe dovuto realizzare il modello fisico.
La galleria in cui si sarebbe dovuto tenere l'esperimento fisico era a bassissimo Reynolds, avere un profilo con una buona curvatura di partenza, la quale sarebbe stata anche ampliata tramite un plain flap[6], rappresentava il caso ideale per ottenere buoni CL a velocità ridotte [7], anche questo ha favorito il 4415 rispetto al 2410.

[4] Suction Side
[5] Pressure Side
[6] Il flap più semplice da realizzare
[7] Il NACA-4415 è molto studiato come profilo per pale eoliche proprio per la sua caratteristica di alta efficienza a basso Re

2.2 Strumenti numerici

Si passa ora alla descrizione degli strumenti numerici utilizzati sia per l'ottenimento e lo studio dei coefficienti aerodinamici, sia per la creazione del profilo morphing a partire da quello base; i software sono XFOIL e MATLAB

2.2.1 XFOIL

XFOIL è un codice numerico, gratuito, sviluppato da Mark Drela presso il Massachusetts Institute of Technology (MIT) per l'analisi aerodinamica bidimensionale di profili alari. Il software è stato progettato con lo scopo di fornire una stima tanto rapida quanto accurata delle caratteristiche aerodinamiche dei profili subsonici [7].
Questo software permette di ottenere buoni risultati in tempi computazionali estremamente ridotti, ciò lo ha reso particolarmente adatto ad analisi parametriche e studi preliminari di configurazioni aerodinamiche. Un ulteriore punto di forza è la rapidità con cui si può impostare un'analisi, bastano pochi semplici comandi per riuscire ad inserire il profilo 2.4, l'eventuale modifica della geometria (flap/slat), il numero di pannelli e la loro distribuzione, il numero di Reynolds (Re) e di Mach (M) per l'analisi in campo viscoso.

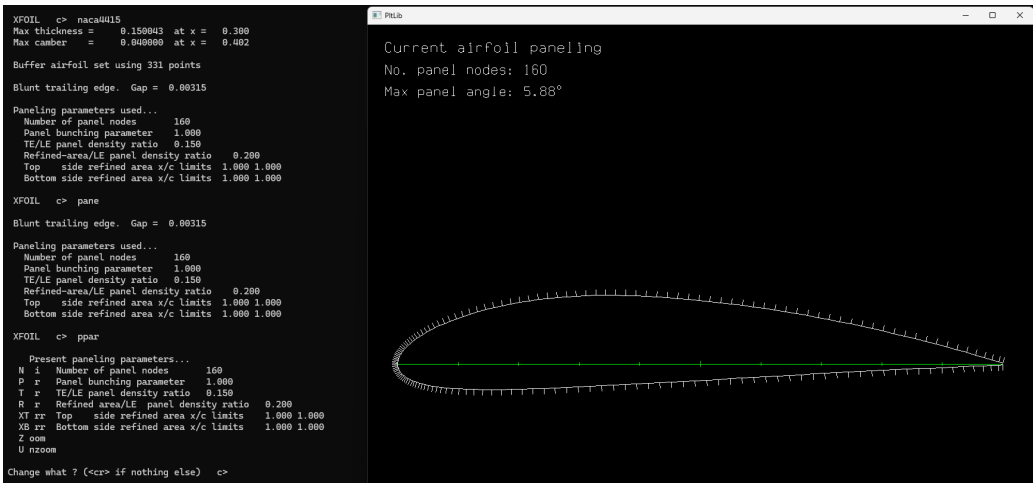


Figura 2.4: Ambiente XFOIL-profilo NACA-4415

Questo software si basa su due modelli matematici distinti, da utilizzare in base alle analisi da effettuare, brevemente spiegati di seguito:

1. **Metodo a pannelli**: In questo caso il campo di moto, esterno al profilo, viene calcolato tramite un metodo a pannelli, con il quale la superficie del profilo viene discretizzata in un numero finito di pannelli su cui si ha una distribuzione di vortici; l'intensità dei vortici viene determinata imponendo le condizioni di impermeabilità sulla superficie [8] e la condizione di Kutta al bordo di fuga [9]. Con questo metodo di calcolo si ottengono le distribuzioni di velocità, quelle dei Cp e i CL in condizioni ideali [7].
2. **Modello viscoso**: Con questo metodo si integrano gli effetti viscosi, non presenti in quello a pannelli, ottenendo così un modello di strato limite; con questo metodo si possono stimare:
   - Transizione dello strato limite da laminare a turbolenta
   - Separazione dello strato limite
   - Caratteristiche aerodinamiche (CL,CD,CM)

[8] Il flusso d'aria non può entrare dentro al profilo ma può solo scorrerci sopra
[9] Il flusso che scorre sulla parte superiore del profilo deve ricongiungersi con quello della parte inferiore nel punto terminale del profilo

Per arrivare alla soluzione, XFOIL attua un calcolo iterativo tra il flusso esterno e lo strato limite, fino a che non raggiunge la convergenza[7].

In questo elaborato XFOIL è stato utilizzato per effettuare l'analisi aerodinamica viscosa bidimensionale del profilo considerato, permettendo quindi la determinazione della distribuzione dei CP ed delle curve $C_L - \alpha$ e $C_D - \alpha$. Le simulazioni sono state condotte per differenti configurazioni geometriche del profilo, in questo modo si è potuto valutare l'influenza delle variazioni di curvatura associate alle varie configurazioni; tramite i dati estratti si è, inoltre, arrivati a valutare la configurazione morphing finale.
È necessario evidenziare che, il programma, esegue esclusivamente analisi bidimensionali, perciò non considera tutti gli effetti tridimensionali tra cui i vortici di estremità, l'interazione ala-fusoliera e la resistenza indotta; per questo motivo i risultati ottenuti devono essere interpretati come un'ottima rappresentazione del comportamento del singolo profilo e non dell'ala intera[10].

2.2.2 MATLAB

MATLAB è un ambiente di calcolo numerico sviluppato da MathWorks, esso viene ampiamente utilizzato nei settori dell'ingegneria e della ricerca scientifica per effettuare analisi numerica, elaborazione dati e modellazione matematica, in quanto, la sua struttura, basata sulle matrici, lo rende particolarmente adatto alla gestione di grandi quantità di dati sperimentali e numerici.
Il suo ambiente, che opera principalmente con calcolo matriciale, elaborazione numerica e visualizzazione grafica, consente di implementare algoritmi personalizzati mediante script e funzioni, ciò consente l'automatizzazione di analisi e post-processing di dati [16]; proprio questo è stato il contributo principale, del software, a questo lavoro. Tramite MATLAB si sono sviluppati codici automatici i quali permettevano l'apertura di XFOIL, la creazione e l'analisi dei casi studio, il salvataggio dei dati utili, interpolazione dei punti del profilo per ottenere la curva morphing e tutto il post-processing dei dati sperimentali ottenuti dalla galleria del vento, oltre che al confronto di questi con quelli numerici.
La scelta nell'utilizzo di questo sofware è stata motivata dall'elevata affidabilità numerica, dalla pregressa esperienza nel suo utilizzo, maturata nel corso degli studi, la disponibilità di strumenti avanzati per l'analisi dei dati e la sua facilità di integrazione con dati provenienti da software esterni (quali dati di XFOIL e tabelle excell), inoltre l'utilizzo di script personalizzati ha permesso di ridurre la possibilità di errore associata all'elaborazione manuale dei dati e di garantire la ripetibilità delle procedure di calcolo.

2.3 Validazione del modello numerico mediante confronto dei dati

In questa sezione si parlerà delle fonti dei dati di riferimento che sono stati utilizzati per effettuare un confronto con XFOIL, lo scopo è stato quello di verificare l'attendibilità delle analisi del software in modo da poter essere più sicuri durante la fase di progettazione.
Sono stati cercati dei paper scientifici che usassero il profilo NACA-4415 per delle simulazioni, in particolare l'interesse era focalizzato su quelli che riportassero dati di CL e CD del profilo base e/o con flap, in modo da verificare entrambe le condizioni.

2.3.1 Dati di riferimento

Attribuiamo dei nomi alle fonti, da cui sono stati presi i dati per la validazione del software, in modo da rendere chiaro, in seguito, di quali si sta parlando:

- Abbott: I dati aerodinamici di CL e CD sono stati ricavati dal libro [12], in particolare dai grafici di pag 490-491, in cui si ha il profilo NACA-4415. Bisogna anche tenere in considerazione che, data l'assenza di tabelle contenenti i valori numerici, tutti i dati sono stati letti tramite i grafici, pertanto sono vittime dell'errore umano dovuto anche alla bassa qualità delle immagini.

[10] Per questa ragione XFOIL è ottimo per una stima rapida ed immediata in fase di progettazione ma non può sostituire un'analisi numerica seria effettuata con software 3D

- Flap 5°: Si tratta di un articolo che analizza il profilo NACA-4415 con un plain flap di 5° mediante un software chiamato XFLR5[11] [2]. Anche in questo caso i dati aerodinamici di CL e CD sono stati letti dai grafici presenti i quali, essendo frutto di una ricerca più recente, avevano una buona qualità e precisione, ciò ha sicuramente contribuito alla riduzione dell'errore umano.

Individuate le fonti si è creato un file excell, un modo comodo per poter confrontare i valori ottenuti dagli articoli con quelli di XFOIL; tramite il foglio di calcolo è stato anche possibile misurare l'errore percentuale tra i valori, in modo da riuscire a identificare in quale zona il software fosse più attendibile.

2.3.2 Condizioni di simulazione

Il paragone trai dati al fine di poter validare XFOIL, come metodo di calcolo dei coefficienti aerodinamici e poterlo usare per arrivare al morphing del profilo alare, è stato effettuato tramite Excell.
Si è partiti con la creazione di un foglio di calcolo in cui sono stati creati due file distinti, uno per i dati Abbot e uno per quelli Flap 5°, i quali sono stati riempiti con i valori numerici ci CL e CD ottenuti tramite i grafici presenti nelle fonti [12] e [2]. Nel caso Abbott erano disponibili più curve, sono state prese quelle relative al profilo NACA-4415 base a $Re = 3 * 10^6$, $Re = 6 * 10^6$ e $Re = 9 * 10^6$ per angoli di attacco da -4° a 20° (con intervalli di 1°), per il Flap 5°, invece, erano presenti due set di dati, rispettivamente relativi sia al profilo NACA-4415 base che a quello con un plain flap di 5°, entrambi per $Re = 1 * 10^5$ e $M = 0.25$, con angoli di attacco da 0° a 10°2.5.

Dati numerici/sperimentali ricavati dai paper

	Caso base	Naca 4415 flap 5°	Caso base	Naca 4415 flap 5°
AOA (α)	CL		CD	
0	0,55		0,02037	
1	0,62	0,65	0,02033	0,02241
2	0,72	0,8	0,02149	0,02254
3	0,81	0,95	0,02189	0,02289
4	0,9	1,05	0,0225	0,0236
5	0,99	1,15	0,02415	0,025
6	1,08	1,25	0,02541	0,0266
7	1,16	1,33	0,02636	0,028
8	1,23	1,37	0,02733	0,03011
9	1,29	1,41	0,02932	0,03241
10	1,32	1,44	0,0307	0,03556

Figura 2.5: Dati profilo NACA-4415 base e con flap di 5°, ricavati dallo studio [2]

Con XFOIL sono stati ricreati i vari casi studio usando il profilo NACA-4415 con 250 pannelli distribuiti equamente tra suction side e pressure side, stessi Re e M indicati negli studi, non è stata imposta la transizione laminare-turbolenta in un punto preciso della corda in quanto non specificato nei paper. Per quanto riguarda il caso del Flap 5° non erano indicate le specifiche del flap, in particolare mancavano la posizione sulle x (X_{hinge}) e l'eventuale cambiamento dello spessore del flap; per poter effettuare il paragone sono state scelte, grazie a un codice MATLAB che manteneva tutti i parametri del profilo intatti variando solo la posizione del flap, $X_{hinge} = 0.9c$ e spessore invariato.

[11] Un sofware basato su XFOIL che integra anche dei modelli matematici per il calcolo 3D

2.3.3 Confronto tra i coefficienti aerodinamici

Passiamo ora ai grafici $C_L - \alpha$ e $C_D - \alpha$ contenenti il confronto tra i dati degli studi con quelli ottenuti tramite XFOIL

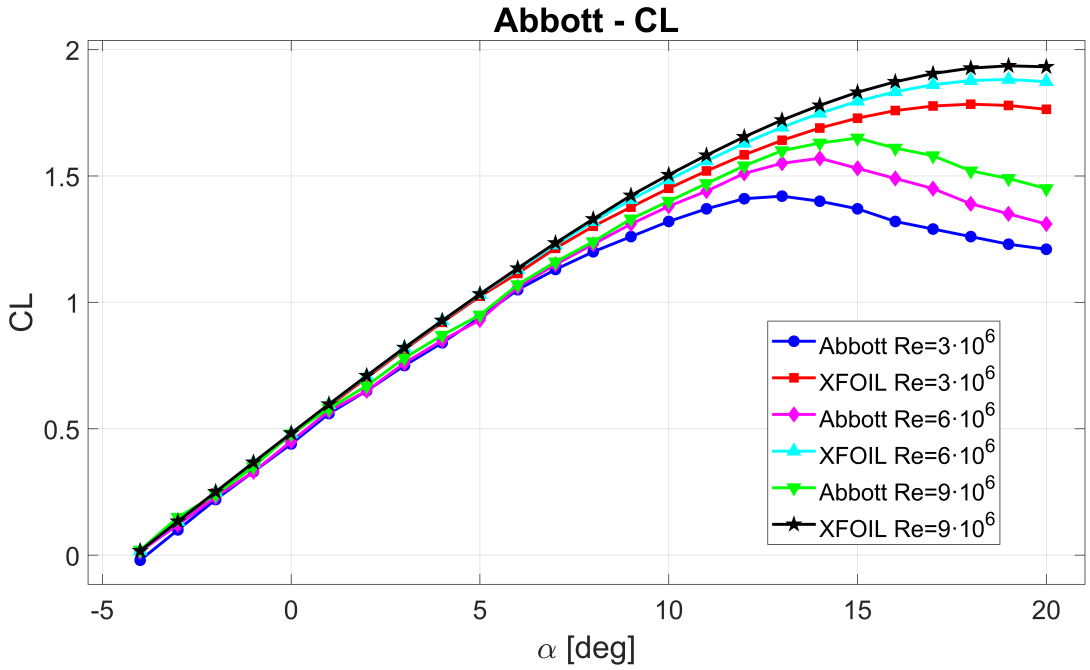


Figura 2.6: Curva $C_L - \alpha$, confronto dati Abbott con XFOIL

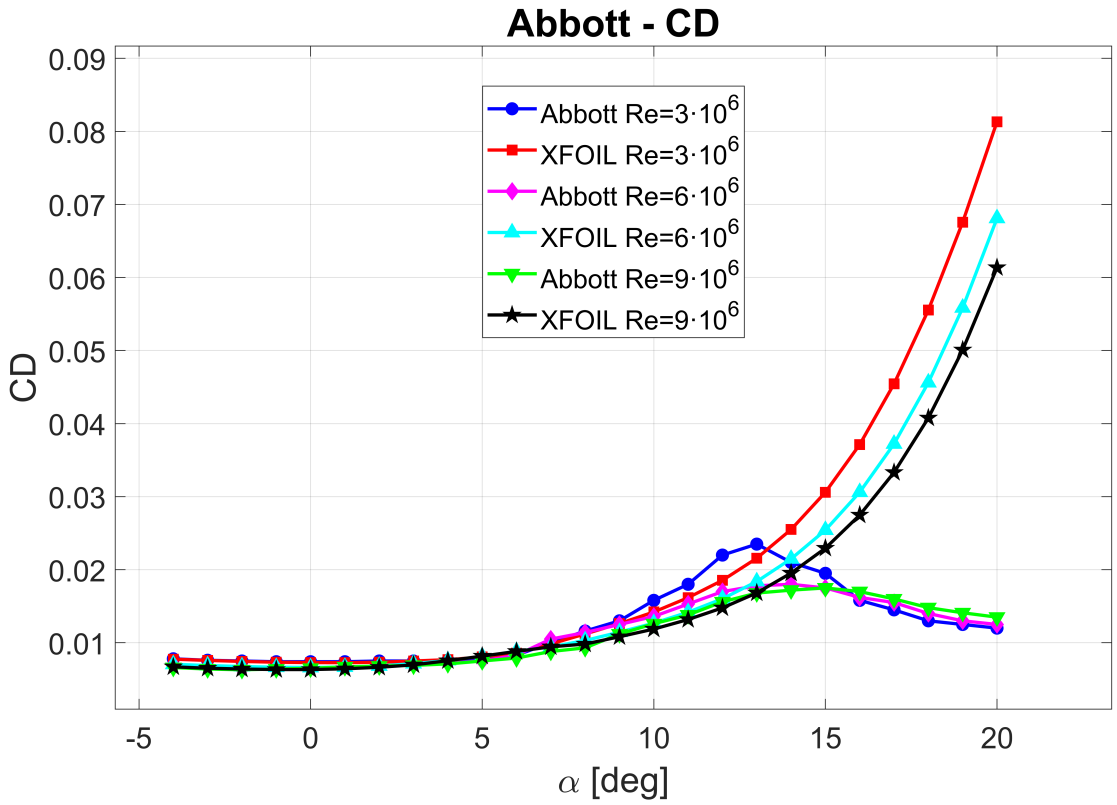


Figura 2.7: Curva $C_D - \alpha$, confronto dati Abbott con XFOIL

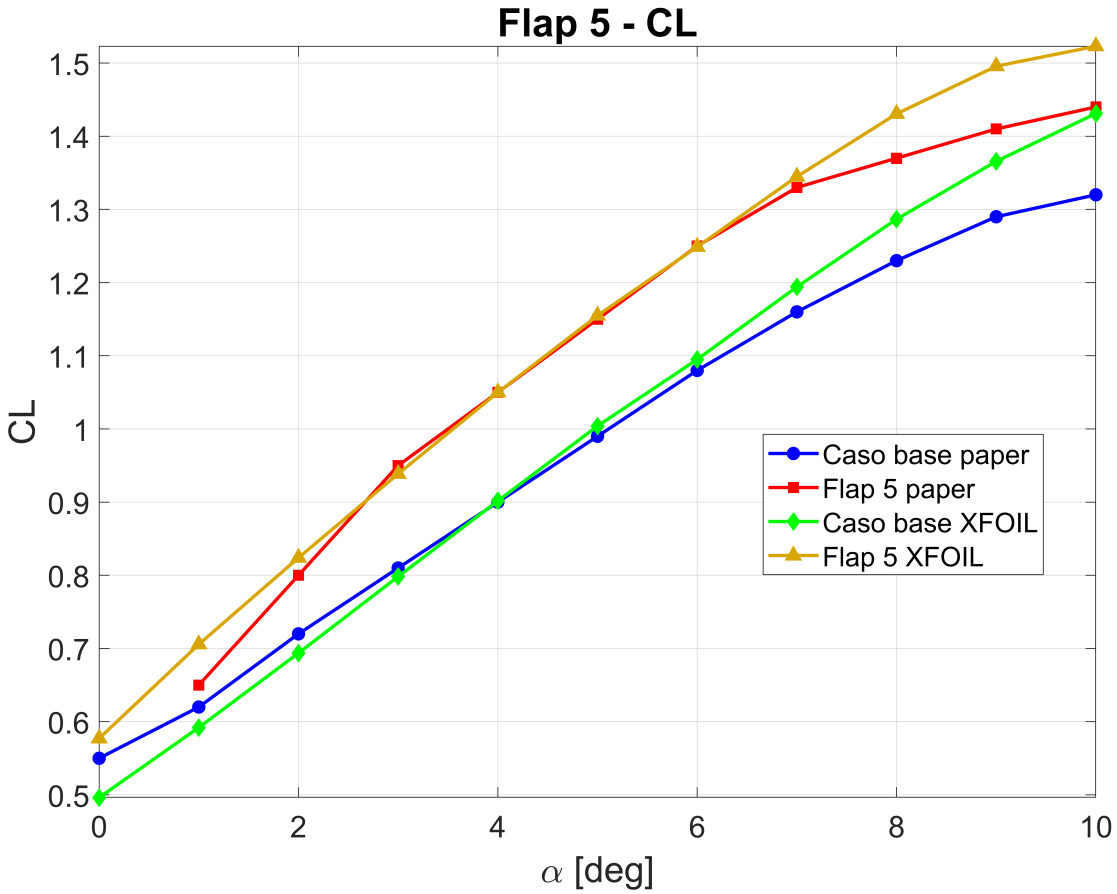


Figura 2.8: Curva $C_L - \alpha$, confronto dati base e flap 5° con XFOIL

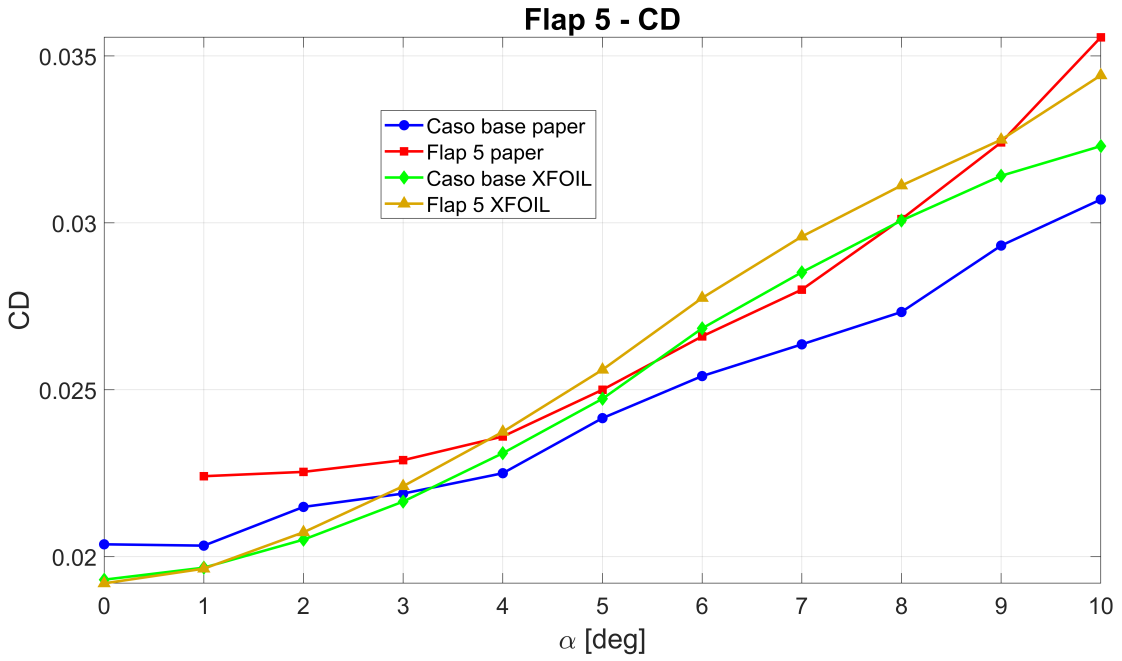


Figura 2.9: Curva $C_D - \alpha$, confronto dati base e flap 5° con XFOIL

Ed infine i grafici delle rispettive polari aerodinamiche

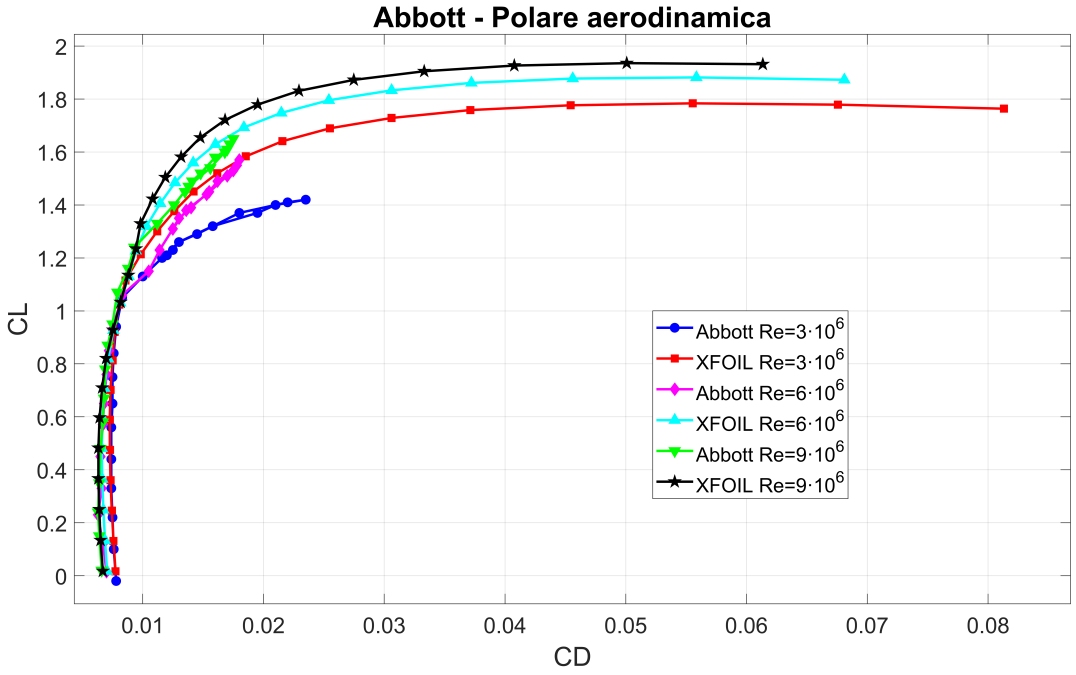


Figura 2.10: Polare, confronto dati Abbott con XFOIL

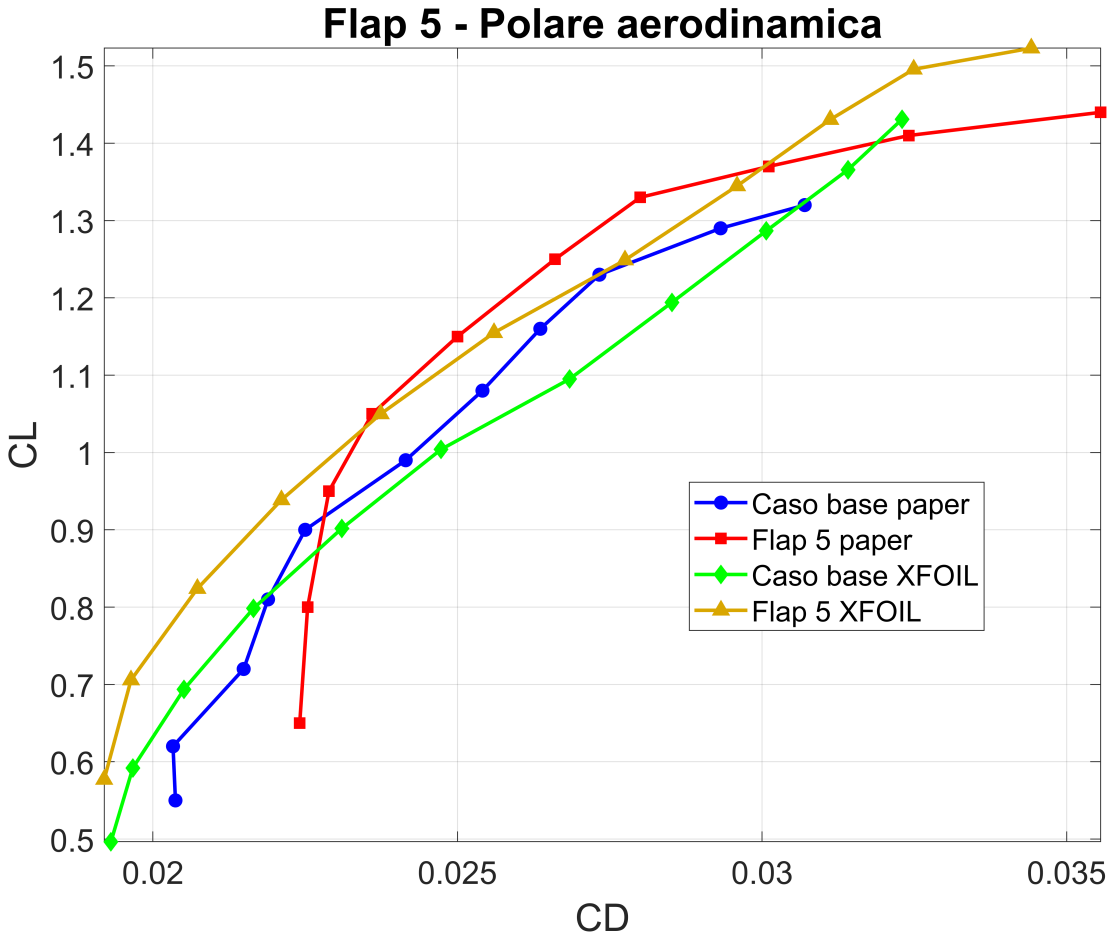


Figura 2.11: Polare, confronto dati base e flap 5° con XFOIL

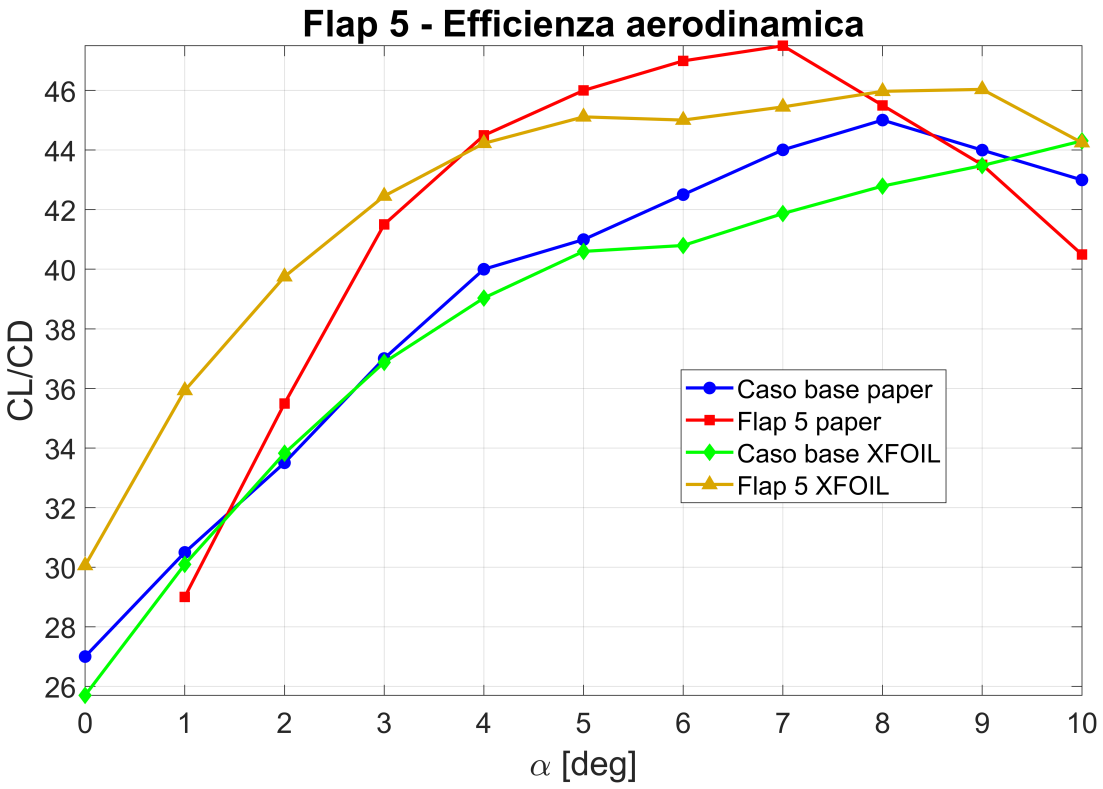


Figura 2.12: Efficienza aerodinamica $\frac{C_L}{C_D}$, confronto dati base e flap 5° con XFOIL

2.4 Discussione confronto dati tra letteratura scientifica e XFOIL

2.4.1 Coefficiente di portanza C_L

Caso Abbott

Si dà ora un'interpretazione ai dati presenti nei grafici.
Nel grafico 2.6 sono state inserite le curve $C_L - \alpha$ con i dati relativi al profilo NACA-4415 [12] a $Re = 3 * 10^6$ (curva blu), $Re = 6 * 10^6$ (curva rossa) e $Re = 9 * 10^6$ (curva rosa), si può notare che a partire da -4° le curve proseguono con un tratto lineare fino ad arrivare al $C_{L_{max}}$, esso è, per i Re citati, rispettivamente a 13°, 14° e 15°, successivamente inizia la zona di stallo nella quale, per angoli di attacco maggiori, il CL inizia a decrescere, sintomo del fatto che il flusso d'aria non riesce più a seguire la forma dell'ala, separandosi da essa porta, per l'appunto, a un calo di CL e, nel caso reale, a una perdita di quota del velivolo.
XFOIL, che ha effettuato i calcoli dei coefficienti aerodinamici nelle stesse condizioni, stima anch'esso un tratto lineare, in generale leggermente più alto di quello calcolato nel caso Abbott, si può anche notare che il software sposta il $C_{L_{max}}$ ad AOA [12] maggiori, intorno ai 18°-19°, non si riesce, infatti, a notare il decrscere delle curve in quanto troppo vicine ai 20°, l'ultimo angolo misurato.
Risulta quindi evidente come XFOIL abbia ottenuto un'ottima stima dei CL principalmente nel tratto lineare, si è quindi passati a calcolare l'errore percentuale tra i dati Abbot, considerati come quelli più attendibili, e quelli XFOIL tramite la seguente formula[13]

$$Err_{\%} = \frac{|Valore_{XFOIL} - Valore_{Abbott}|}{Valore_{Abbott}} * 100 \tag{2.1}$$

In questo si è cercato di capire la % di discostamento del software rispetto al caso studio, ottenendo, per il caso a $Re = 3 * 10^6$, i seguenti risultati:

- Nel tratto tra -4° e 13° l'errore ha un valore massimo del 184% (in -4 in quanto Abbott stima un valore molto piccolo, -0.02, e negativo mentre XFOIL uno positivo, 0.015) e uno minimo del 5,2%;
- Nel tratto tra 0° e 13° l'errore scende tra il 5,2% e il 15,5%;
- Nel tratto tra 0° e 10° otteniamo degli errori che oscillano tra il 5,2% e il 9,9%

Si sceglie quindi di considerare, per il caso studio, il tratto con AOA tra 0° e 10°, in quanto quello con stima di XFOIL più accurato nonché lontano dallo stallo.
Nel caso a $Re = 6 * 10^6$, nel tratto scelto, l'errore percentuale varia tra il 4,4% e il 10,8%, infine per il caso a $Re = 9 * 10^6$ si ottengono gli errori minori, tra lo 0,5% e il 7,5%; gli errori percentuali medi calcolati nel range 0°-10° per i tre casi di Re, invece, si aggirano intorno al 8%, 7,5% e 5,8%.

Caso Flap 5°

Per quanto riguarda il caso del Flap 5°, dello studio [2], si è considerato l'intervallo di AOA 0°-10°, il caso base 2.8 (curva blu) e il caso base calcolato da XFOIL (curva verde) sono praticamente sovrapposti, si separano leggermente tra i 7° e i 10°, discorso simile si può fare per il caso Flap 5°(curva rossa, di cui non è presente il valore a 0°) con quello Flap del software, anche qui l'andamento è pressoché sovrapposto fino ai 7°. Stimando gli errori si è notato che, nella zona centrale del caso con il flap tra 2° e 7°, oscillano dallo 0.01% al 3%, sintomo del fatto che si è scelto un modello attendibile, nonostante non si conoscessero le caratteristiche del flap. Per quanto riguarda il caso base anche qui si nota un comportamento simile, con errori maggiori per gli angoli 0° e 10° e molto minori nel tratto 2°-7°, praticamente identici al caso munito di flap; gli errori medi si aggirano intorno al 3,5%, per il caso base, e 2,8% per quello flap.

[12] Angle Of Attack
[13] Questa verrà usata per calcolare l'errore di tutti i casi, sostituendo di volta in volta con i valori dei coefficienti aerodinamici in questione

2.4.2 Coefficiente di resistenza C_D

Caso Abbott

Per il caso Abbott è importante sottolineare come, nonostante l'ampio numero di angoli di attacco disponibili, gli ultimi valori per il CD non fossero in realtà confrontabili in quanto, dopo il raggiungimento del $C_{L_{max}}$, e quindi in prossimità del successivo stallo, i valori del coefficiente di resistenza non sono più riportati nei grafici [12]; per questo motivo nella figura 2.7 le curve relative ai dati Abbott si interrompono all'improvviso.

I dati dei C_D sono quindi attendibili esclusivamente fino al $C_{L_{max}}$, che come già sottolineato, varia da caso a caso; questo non è un problema in quanto, basandoci sull'errore percentuale della stima del C_L, si è scelto di considerare il range di AOA da 0° a 10°. In questa zona le approssimazioni di XFOIL sono piuttosto precise, tenendo presente che i valori di C_D sono molto piccoli[14] si ottengono errori percentuali perfettamente compatibili con l'accuratezza tipica di XFOIL:

- $Re = 3 * 10^6$: tra lo 0% e il 10% (calcolato per l'angolo di 10°, unico outliner), con un errore medio del 2,8%;
- $Re = 6 * 10^6$: tra lo 0,3% e il 10,2%, con un errore medio del 5,4%
- $Re = 9 * 10^6$: tra l'1% e l'11,5%, con un errore medio del 5,3%

Caso Flap 5°

Per quanto riguarda il C_D del caso [2], si può notare che le curve seguono lo stesso andamento 2.9 con discostamenti minimi, in particolare si hanno:

- **caso base**: gli errori tra i due set di dati sono tra l'1% e il 10%, con un errore medio percentuale del 5%, in linea con i valori dei dati Abbott
- **caso flap 5°**: in qusto caso gli errori passano dallo 0,2% al 12,4% (nel caso a 1°, unico valore sopra l'8%), con un errore medio del 4,4%, coerente con gli altri errori stimati

Conclusione finale sul confronto

Le discrepanze osservate tra i dati sperimentali Abbot ed i risultati ottenuti con XFOIL possono essere attribuite principalmente alle ipotesi semplificative alla base del modello numerico; esso, infatti, utilizza una formulazione bidimensionale accoppiata ad un modello integrale di strato limite, ciò consente una buona previsione delle caratteristiche aerodinamiche nel regime pre-stallo ma può presentare limitazioni nella corretta rappresentazione di fenomeni complessi tra cui la transizione laminare-turbolenta, la separazione estesa dello strato limite e lo stallo.

Bisogna anche considerare che le condizioni sperimentali dei dati Abbott possono essere differenti da quelle utilizzate nelle simulazioni numeriche, in particolare per quanto riguarda la rugosità superficiale, il livello di turbolenza del flusso incidente e la posizione della transizione, le quali potrebbero contribuire ulteriormente alle differenze riscontrate.

Per quanto riguarda il confronto tra i dati numerici di XFOIL e quelli ottenuti dallo studio [2], le leggere differenze nei risultati possono essere attribuite alle differenti implementazioni numeriche adottate dai due software, alle modalità di discretizzazione della geometria del profilo e alla definizione della configurazione flappata, la quale è stata solo ipotizzata in quanto non presente nell'articolo di riferimento.

Nonostante tali differenze entrambi i risultati ottenuti dai due confronti mostrano una buona concordanza con i dati estratti dalla letteratura scientifica; il modello numerico è quindi da ritenersi adeguato per un utilizzo nelle successive analisi parametriche, mirate alla progettazione di una configurazione morphing.

[14] Spesso hanno valori con 3-5 cifre significative dopo la virgola, pertanto un numero che passa da 0.030 a 0.027 ha un errore del 10% nonostante la minima variazione

Capitolo 3

Progettazione della configurazione morphing

Ora che si è validato il software è necessario introdurre il problema progettuale e la metodologia che verrà utilizzata, in seguito, per risolverlo.
Il camber morphing può assumere infinite configurazioni, nel nostro caso specifico l'idea è quella di cercarne una forma adeguata del profilo NACA-4415 munita di plain flap, dopodiché utilizzare un codice di MATLAB per andare a creare una curva, la quale presenti una deformazione equivalente al caso flappato ma uniforme; l'idea è quindi quella di ottenere gli stessi vantaggi forniti dal flap, tra cui maggiore superficie alare e aumento del C_L, eliminando la non uniformità con il profilo che esso introduce.
L'obiettivo è quindi quello di effettuare un'analisi parametrica del NACA-4415 mediante il calcolo dei coefficienti aerodinamici, C_L e C_D, grazie all'uso di XFOIL, si è scelto di cercare la configurazione con efficienza aerodinamica maggiore [1] tramite i seguenti passaggi:

1. Si sceglierà una posizione arbitraria lungo la corda, chiamata X_{hinge}, per iniziare l'analisi parametrica; generalmente i flap sono inseriti tra 0,7c e 0,8c;
2. Si analizzeranno tutti gli angoli di flap a partire da 1° fino a 20° per quella posizione fissata, cercando i due la cui somma di tutte le efficienze aerodinamiche per ogni AOA tra 0° e 10° siano maggiori;
3. Trovati gli angoli ottimali di flap, essi verranno fissati come dati assodati, la variabile diventerà quindi la posizione X_{hinge}. Verranno esplorate tutte le posizioni tra 0,7 e 0,8 con un passo di 0,01 e, dopo aver sommato tutte le efficienze aerodinamiche ad ogni AOA, verrà scelta la X_{hinge} ottimale;
4. Infine, trovata ora la X_{hinge} migliore al nostro scopo, verrà fatta una nuova iterazione come nel punto 2), in modo da verificare quale sia l'angolo ottimale di flap; al fine di quest'ultimo passaggio avremo trovato X_{hinge} e angolo flap definitivo.

3.1 Definizione parametri della configurazione

3.1.1 Angolo ottimale di flap, prima approssimazione

Per ottenere tutti i dati necessari alla creazione di un profilo flappato, e successivamente morphing, si utilizzano due script MATLAB. I parametri del profilo, impostati dal primo file MATLAB, per l'analisi su XFOIL sono:

- Profilo NACA-4415 con 400 pannelli e rapporto di questi tra suction side e pressure side di 1
- $X_{hinge} = 0,75$, $Y_{hinge} = 0$
- Angoli di flap tra 1° e 20°

[1] L'efficienza aerodinamica è data da $\frac{C_L}{C_D}$

- $Re = 100\ 000$, $M = 0$

A questo punto il programma si avvia, a ogni iterazione crea un file .dat, derivante da XFOIL, con all'interno tutte le caratteristiche aerodinamiche, dopodiché apre il file e salva in una matrice tutti i valori di C_L e di C_D; dopo che ha creato e salvato i dati di tutti i 20 casi crea in automatico un file excell con i coefficienti.

AOA (α)	Flap angle	Flap angle	Flap angle	Flap angle	Flap angle	Flap angle	Flap angle	Flap angle	Flap angle	Flap angle	Flap angle	Flap angle	Flap angle
CL/CD	1°	2°	3°	4°	5°	6°	7°	8°	9°	10°	11°	12°	13°
0	25,6627	25,7694	25,0721	24,2969	23,8295	23,8764	23,4542	23,0977	22,9006	22,9415	22,5806	22,3025	22,2523
1	32,2863	33,7442	34,9597	35,5458	34,6225	34,5463	33,2607	32,2381	32,2153	31,2751	30,4709	30,4497	29,6193
2	37,8811	39,7394	42,0732	44,0503	45,8205	47,1484	46,3996	46,1687	45,1386	44,4526	43,0300	42,7353	41,2070
3	40,7216	43,7133	45,6818	47,9702	50,3813	51,6503	52,9936	54,4715	54,2745	54,7229	53,7413	53,3057	51,6829
4	43,1253	45,3188	47,7889	49,5176	51,2506	52,7371	53,8370	54,9833	55,2086	55,5683	55,2410	54,6541	53,8302
5	44,8408	46,5648	48,4138	50,0869	51,3740	52,8371	53,3489	54,5437	54,3452	54,4783	54,4272	53,4195	53,2011
6	46,0097	47,7260	48,9363	50,1729	51,7065	52,1569	52,7197	53,6661	53,3241	53,0328	52,9823	52,0101	50,8283
7	46,5183	47,9315	49,1722	50,5349	51,6400	51,9917	52,1194	52,2252	52,2970	51,8451	50,7327	49,7914	49,0829
8	47,4866	48,7752	49,8500	50,5272	51,0373	51,2742	51,3616	51,3666	50,2275	49,1479	48,1448	47,2124	45,5858
9	48,9421	49,4696	50,0134	50,2811	50,2332	49,8910	49,3945	48,2259	46,8610	45,4597	44,0366	42,5869	41,1541
10	48,9351	49,0879	48,9624	48,2840	47,4075	46,2733	44,9422	43,4949	41,9322	40,3183	38,6442	36,9857	35,3393
Massimo CL/CD	48,9421	49,4696	50,0134	50,5349	51,7065	52,8371	53,8370	54,9833	55,2086	55,5683	55,2410	54,6541	53,8302
AOA relativo	9	9	9	7	6	5	4	4	4	4	4	4	4
Massimo totale CL/CD	462,4095	477,8401	490,9236	501,2679	509,3028	514,3828	513,8313	514,4816	508,7246	503,2425	494,0317	485,4534	473,7831

Figura 3.1: Confronto tra i $\frac{C_L}{C_D}$ da 1° a 13°, per $X_{hinge} = 0,75$ e $Re = 100\ 000$, calcolo dell'efficienza totale massima

Andando a sommare tutti i singoli contributi delle efficienze aerodinamiche, per gli AOA da 0° a 10°, si ottiene un parametro adimensionale che considera quelle generalmente migliori tra tutti gli angoli, non si sceglie esclusivamente l'angolo di flap che genera l'efficienza singola più elevata; come mostrato in figura 3.1, nella quale sono presenti i casi da 1° a 13° in quanto più significativi, si verifica che il flap con valore maggiore si avrebbe per angoli di 6° o 8°, usando questi si andrà quindi a stimare la posizione ottimale di X_{hinge}.

3.1.2 Posizione ottimale del flap, X_{hinge} finale

A questo punto entra in gioco il secondo script MATLAB, questo, molto simile al primo, effettua un'analisi parametrica nelle stesse condizioni del precedente, cambiando solo la variabile:

- Si fissa l'angolo di flap per ogni iterazione, in questo caso 6° per la prima e 8° per la seconda;
- La variabile diventa X_{hinge}, essa viene fatta variare tra 0,7 e 0,8 con un passo di 0,01.

Esattamente come per il caso precedente il programma avvia l'analisi su XFOIL, crea un file .dat contenente le caratteristiche aerodinamiche di ogni caso e le salva rispettivamente in una matrice differente, le quali vengono poi importate su un file excell. Per ognuno dei due angoli esplorati si hanno le stesse tre tabelle, una con i C_L una con i C_D e una contenente i $\frac{C_L}{C_D}$, quest'ultime riportate di seguito 3.2 3.3

AOA (α)	x_hinge	x_hinge	x_hinge	x_hinge	x_hinge	x_hinge	x_hinge	x_hinge	x_hinge	x_hinge	x_hinge
CL/CD	0,7	0,71	0,72	0,73	0,74	0,75	0,76	0,77	0,78	0,79	0,8
0	20,8408	21,2631	21,7207	22,0136	22,5773	23,8764	24,7674	25,8971	26,5302	27,8543	28,7372
1	25,9155	27,1485	29,2035	30,2330	32,2250	34,5463	36,2856	37,3525	39,2556	40,1601	41,0357
2	35,4918	37,7166	40,4863	42,8675	44,7539	47,1484	47,2478	48,5950	48,2150	48,0010	47,9326
3	47,9947	49,9366	51,2085	51,4518	51,6503	51,6503	51,5222	51,2799	51,2088	50,6291	50,3244
4	53,4642	53,8075	53,8288	53,1488	52,8491	52,7371	52,3064	52,5740	51,7563	51,5341	51,2185
5	53,7092	53,6832	53,4770	52,8719	52,7371	52,8371	52,6293	52,1337	52,2746	51,8317	51,5940
6	52,9658	52,9124	52,6971	52,3831	52,5963	52,1569	52,2491	51,8202	51,8396	51,5390	51,4205
7	52,2161	52,1588	52,3601	51,7878	51,8782	51,9917	52,1523	51,6144	51,7602	51,5028	51,4699
8	51,1405	51,2160	51,1371	51,4617	51,5031	51,2742	51,3221	51,7958	51,4804	51,8612	51,7008
9	48,5874	48,8400	49,0443	49,7005	49,5795	49,8910	50,0125	50,6130	50,5767	50,7134	50,7545
10	44,6317	45,0627	45,4058	45,6202	46,2604	46,2733	46,6435	47,0260	47,2706	47,8631	48,1764
Massimo CL/CD	53,7092	53,8075	53,8288	53,1488	52,8491	52,8371	52,6293	52,5740	52,2746	51,8612	51,7008
AOA relativo	5	4	4	4	4	5	5	4	5	8	8
Somma tot CL/CD	486,9577	493,7453	500,5691	503,5399	508,6102	514,3828	517,1382	520,7016	522,1679	523,4898	524,3645

Figura 3.2: Confronto tra i $\frac{C_L}{C_D}$ per X_{hinge} variabile tra 0,7 e 0,8, angolo di flap di 6°e $Re = 100\ 000$, calcolo dell'efficienza totale massima

AOA (α)	x_hinge	x_hinge	x_hinge	x_hinge	x_hinge	x_hinge	x_hinge	x_hinge	x_hinge	x_hinge	x_hinge
CL/CD	0,7	0,71	0,72	0,73	0,74	0,75	0,76	0,77	0,78	0,79	0,8
0	19,5301	19,5833	20,2734	21,3791	22,2784	23,0977	24,7483	25,4487	26,3448	27,9052	28,8560
1	24,2197	25,4514	27,1762	28,7591	30,6721	32,2381	35,0351	36,7746	38,5972	40,3944	42,1460
2	31,9748	35,0447	37,2858	40,8780	43,6551	46,1687	48,8037	50,2820	50,3996	50,7143	50,6843
3	45,0647	48,4258	50,9677	52,6617	53,7997	54,4715	53,9378	53,7630	53,6405	53,3030	53,0260
4	54,3923	54,9836	55,2914	55,2424	55,4708	54,9833	54,4075	54,1642	53,9256	53,6646	53,4133
5	54,9244	55,0855	54,9943	54,6250	54,6998	54,5437	54,0683	53,8823	53,6627	53,8988	53,6353
6	53,4272	53,3415	53,4267	53,7800	53,6457	53,6661	53,4140	53,4097	53,4065	53,0977	52,9109
7	51,7885	51,9201	51,9472	51,9948	52,1041	52,2252	52,2729	52,3628	52,4403	52,9456	52,8074
8	49,3171	49,6604	50,0734	50,6898	50,9813	51,3666	51,5265	51,8535	51,8976	51,6843	51,7915
9	45,7541	46,2699	46,8495	47,5846	47,9618	48,2259	48,6881	48,9834	49,2836	49,5408	49,9512
10	40,8943	41,5580	41,9762	42,4038	42,9340	43,4949	44,0080	44,5636	45,1314	45,6810	46,0381
Massimo CL/CD	54,9244	55,0855	55,2914	55,2424	55,4708	54,9833	54,4075	54,1642	53,9256	53,8988	53,6353
AOA relativo	5	5	4	4	4	4	4	4	4	5	5
Somma tot CL/CD	471,2872	481,3241	490,2618	499,9983	508,2027	514,4816	520,9101	525,4878	528,7297	532,8296	535,2600

Figura 3.3: Confronto tra i $\frac{C_L}{C_D}$ per X_{hinge} variabile tra 0,7 e 0,8, angolo di flap di 8°e $Re = 100\ 000$, calcolo dell'efficienza totale massima

Si nota come in entrambi i casi risulti che l'efficienza totale massima si abbia per $X_{hinge} = 0,8$, a questo punto si effettua una nuova iterazione per verificare se, data la posizione finale del flap lungo la corda, l'angolo ottimale sia comunque 8° (sarebbe stata la scelta in quanto presenta efficienza aerodinamica totale di 535, contro i 524 ottenuta con i 6°).

3.1.3 Angolo ottimale di flap

Partendo ora dalla condizione $X_{hinge} = 0,8$ si procede nuovamente al calcolo dell'angolo ottimale di flap, come effettuato nella sezione 3.1.1, l'unica differenza è che ora si dispone della posizione finale

del flap. Le analisi tramite XFOIL, figura 3.4, hanno mostrato che gli angoli di 8°, 9° e 10° riportavano valori molto simili, in termini di somma totale di tutti gli AOA, delle efficienze aerodinamiche; il valore massimo è stato ottenuto per 10°, per questo valore si osservano infatti buoni aumenti di CL con CD contenuti, per questo motivo esso è stato scelto come angolo di flap definitivo.

AOA (α)	Flap angle	Flap angle	Flap angle	Flap angle	Flap angle	Flap angle	Flap angle	Flap angle	Flap angle	Flap angle	Flap angle	Flap angle	Flap angle
CL/CD	1°	2°	3°	4°	5°	6°	7°	8°	9°	10°	11°	12°	13°
0	26,5854	27,8176	27,9437	28,9408	29,2267	28,7372	29,3327	28,8560	28,6604	28,7569	28,4056	28,6696	28,1948
1	32,5570	34,9120	36,5169	38,2800	39,8548	41,0357	42,2451	42,1460	42,1045	42,6446	41,6317	42,0239	40,8671
2	37,3763	39,5368	41,8490	43,8622	45,8764	47,9326	49,8255	50,6843	51,9009	52,8497	52,7553	53,5530	52,2877
3	40,3411	42,6216	44,8184	46,6939	48,6115	50,3244	51,9461	53,0260	54,4374	54,6992	55,6668	55,4198	55,8553
4	42,7144	44,5475	46,7830	48,3050	49,9116	51,2185	52,6094	53,4133	54,3365	54,8482	55,4304	55,3364	55,6548
5	44,4282	45,9949	47,4885	49,5115	50,5416	51,5940	52,4119	53,6353	53,7767	54,7973	54,4830	54,6390	54,5705
6	45,8545	47,2535	48,3111	49,3890	50,5528	51,4205	52,7492	52,9109	53,3109	53,9135	53,5804	53,5052	53,6456
7	46,2415	47,5448	48,7325	49,8981	50,6767	51,4699	52,3462	52,8074	52,6493	52,7641	53,0514	52,1871	51,5919
8	47,3276	48,4725	49,4598	50,3080	51,4320	51,7008	51,8089	51,7915	51,9283	51,5029	50,6444	50,0147	49,5020
9	48,9384	49,5341	50,0877	50,4909	50,8913	50,7545	50,3718	49,9512	49,5323	48,3890	47,3173	46,3192	45,3715
10	49,1829	49,2222	49,2848	49,0542	48,8889	48,1764	47,1590	46,0381	44,8339	43,6186	42,3498	41,0683	39,6288
Massimo CL/CD	49,1829	49,5341	50,0877	50,4909	51,4320	51,7008	52,7492	53,6353	54,4374	54,8482	55,6668	55,4198	55,8553
AOA relativo	10	9	9	9	8	8	6	5	3	4	3	3	3
Massimo totale	461,5473	477,4574	491,2754	504,7336	516,4643	524,3645	532,8058	535,2600	537,4711	538,7842	535,3162	532,7362	527,1700

Figura 3.4: Confronto tra i $\frac{C_L}{C_D}$ per $X_{hinge} = 0,8$ e $Re = 100\ 000$, angolo di flap variabile, calcolo dell'efficienza totale massima

3.2 Generazione della geometria morphing

Ottenuti ora i dati necessari alla creazione del profilo munito di flap, si può dar vita alla nuova geometria tramite XFOIL, come mostrato in figura3.5.

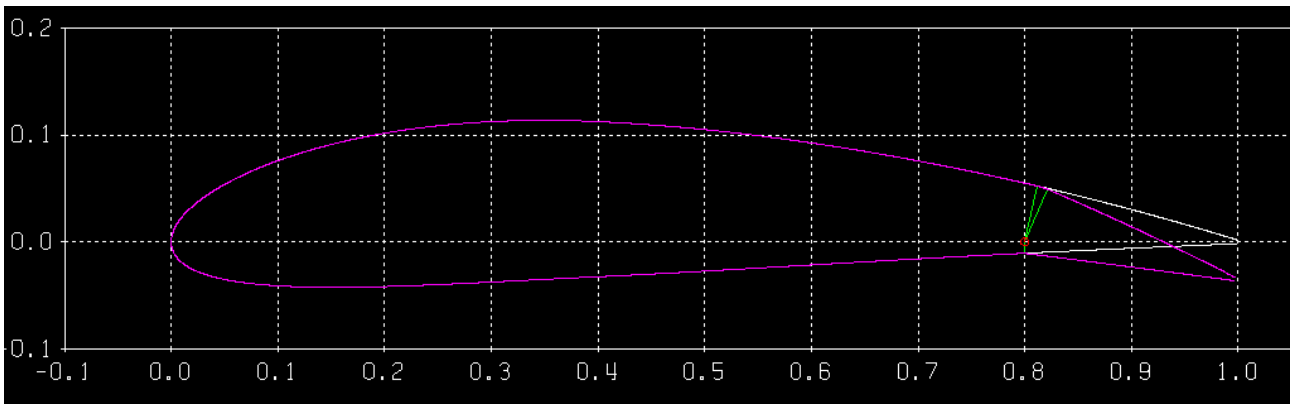


Figura 3.5: Creazione, mediante XFOIL, del profilo NACA-4415 con plain flap di 10°a $X_{hinge} = 0.8$

Tramite il software si possono salvare in un file .dat le coordinate x-y dei punti che danno origine al profilo alare, in qualunque configurazione; bisogna tenere in considerazione che XFOIL ha una sua logica di salvataggio:

- Parte dal Trailing Edge (TE)[2], in cui la $x = 1$, e si sposta verso il Leading Edge (LE)[3], in cui $x = 0$, passando dal Suction Side[4]
- Dopodiché si hanno, per il Pressure Side [5], i valori che partono dal LE e arrivano al TE

[2]Il bordo di fuga, cioè la parte terminale del profilo da cui esce il flusso d'aria
[3]Il bordo d'attacco, la parte su cui il flusso incontra il profilo
[4]La metà superiore del profilo
[5]La metà inferiore del profilo

La filosofia di progetto, adottata per la creazione del profilo morphing, è stata quella di agire esclusivamente sulla linea media (camber line) del profilo NACA-4415 con flap; in questo modo si è potuta mantenere invariata la distribuzione di spessore del profilo. Questo approccio consente di simulare una deformazione assimilabile a quella di una superficie morphing reale, evitando le discontinuità geometriche dovute alla semplice rotazione rigida di un flap convenzionale.
Per elaborare i dati della geometria ottenuta tramite XFOIL ci si munisce di uno script MATLAB dalle molteplici funzioni:

1. **Acquisizione del file** .dat con la geometria del profilo NACA-4415 modificato con flap;
2. **Divisione dei dati** del Suction side (da TE a LE superiore) da quelli del Pressure Side (da LE a TE inferiore), con riordinamento da LE a TE di quelli superiori[6];
3. **Morphing delle curve dei due tratti**, ottenuto mediante la creazione di funzioni interpolanti;
4. **Metodo di controllo per il mantenimento invariato dello spessore**, ciò serve a poter verificare se, durante il morphing del profilo, si mantiene lo stesso spessore e non si modifica la posizione della linea media; se ciò dovesse avvenire significherebbe che si è variata la geometria del profilo e non ci si è limitati a creare una curva più uniforme[7];
5. **Creazione di un nuovo file .dat**, leggibile da XFOIL, contenente i punti della curva morphing

3.2.1 Acquisizione e divisione dei dati

Innanzitutto il codice legge il file contenente le coordinate x-y del profilo con flap e , dopo aver ignorato le righe di intestazione, acquisisce in due vettori separati le x e le y. A questo punto per riuscire a dividere LE e TE si imposta la ricerca della x minima[8] nel vettore delle ascisse, una volta trovata si possono dividere i vettori in due gruppi distinti, quelli contenenti i dati della zona superiore saranno il primo, quelli della zona inferiore il secondo.
A questo punto è necessario invertire i vettori del primo gruppo così da averli, finalmente, ordinati nel verso corretto, ossia da LE a TE; i dati del secondo, invece, sono già nell'ordine giusto e non vanno pertanto modificati. La figura 3.6 serve a controllare di aver acquisito, e modificato, correttamente le due superfici.

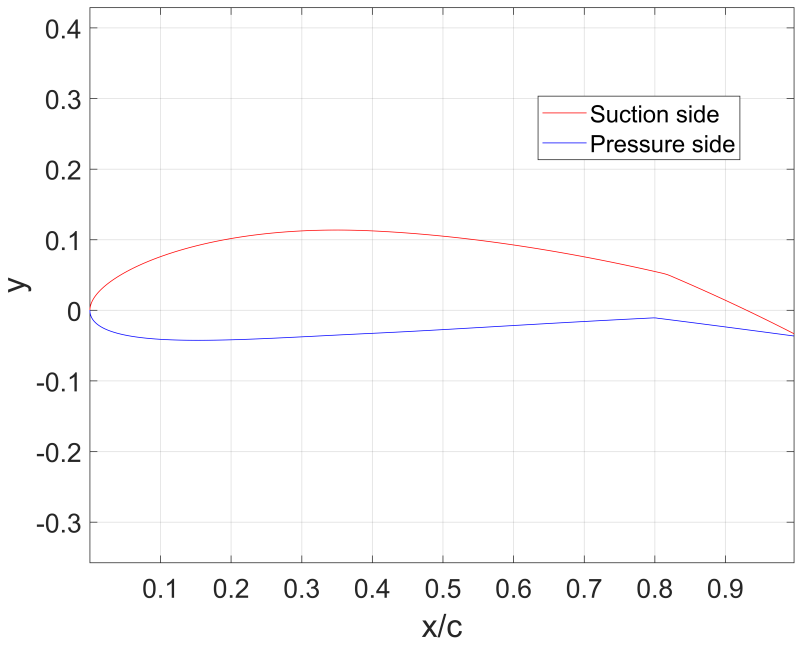


Figura 3.6: Profilo NACA-4415 diviso in superficie superiore ed inferiore

[6]Per lavorare con dei dati delle due metà di un profilo bisogna fare in modo che siano ordinati nello stesso modo
[7]Il morphing, in questo caso, punta a eliminare le imperfezioni dovute al flap, ottenendo una curva uniforme
[8]Bisogna tenere a mente che $x_{LE} = 0$

3.2.2 Morphing mediante funzioni interpolanti

In questa seconda fase le superfici superiore e inferiore sono interpolate mediante spline cubiche monotone (PCHIP) allo scopo di ottenere una rappresentazione continua della geometria, evitando oscillazioni indesiderate e preservando la forma originale del profilo.
Successivamente le coordinate vengono ridistribuite mediante una discretizzazione con distribuzione coseno ($X_{new} = x * (\frac{1-cos(\beta)}{2})^9$), questa ha lo scopo di concentrare un numero maggiore di punti in prossimità del bordo d'attacco; questo avviene in quanto la curvatura del LE, più accentuata, necessita di una descrizione geometrica più accurata.
A partire dalle nuove coordinate vengono, quindi, calcolate la linea media del profilo 3.1 e la semi-distribuzione di spessore 3.2.

$$y_{camber} = \frac{y_{upper} + y_{lower}}{2} \tag{3.1}$$

$$t = \frac{y_{upper} - y_{lower}}{2}. \tag{3.2}$$

La deformazione viene, quindi, applicata esclusivamente alla linea media a valle di una posizione prefissata, identificata come cerniera virtuale ($X_{hinge} = 0.8$, quella del flap). Allo scopo di garantire una transizione graduale, tra la porzione non deformata e quella morphata, viene introdotta una funzione di pesatura continua dipendente dalla coordinata longitudinale; in questo modo la deformazione aumenta progressivamente lungo la corda, evitando così brusche variazioni di pendenza che potrebbero generare irregolarità geometriche.
La nuova linea media viene ottenuta tramite l'imposizione di una deviazione crescente verso il bordo d'uscita, in funzione dell'angolo di deflessione, che può essere espressa nella forma:

$$y_{camber-morph} = y_{camber} + \tan(\theta) * dx * s^2 \tag{3.3}$$

dove (θ) rappresenta l'angolo di deflessione, (s) è una coordinata normalizzata, compresa tra 0 e 1, che descrive la posizione relativa all'interno della regione deformata, (dx) indica la differenza tra la posizione attuale, nella zona deformata, e quella della X_{hinge}.
Ottenuta la nuova linea media bisogna solo ricostruire le superfici superiore ed inferiore, ciò avviene andando a sommare e sottrarre la distribuzione di semi-spessore (t) precedentemente calcolata:

$$y_{upper,morph} = y_{camber,morph} + t \tag{3.4}$$

$$y_{lower,morph} = y_{camber,morph} - t \tag{3.5}$$

In questo modo si garantisce che la geometria morphing mantenga invariato lo spessore locale definito dal profilo originale 3.7, mentre la variazione della linea media produce l'incremento di curvatura desiderato. Il risultato è una configurazione morphing caratterizzata da una deformazione continua e regolare 3.8, maggiormente rappresentativa del comportamento di una superficie adattiva rispetto a una tradizionale deflessione a cerniera.

[9] Qui β non è un angolo fisico ma un parametro matematico utilizzato per generare la distribuzione coseno dei punti lungo la corda; è un vettore da 0 a π diviso in N punti

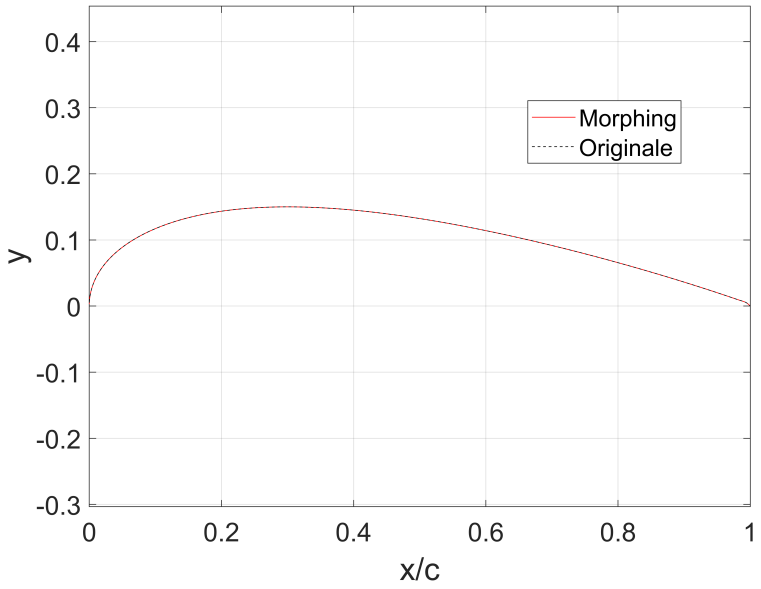


Figura 3.7: Verifica del mantenimento dello spessore tra profilo base e morphing

In questa figura sono posti a confronto i due spessori dei profili, base e morphing, la linea nera tratteggiata rappresenta il parametro di spessore (2t)[10] mentre la linea rossa rappresenta il parametro (t_{morph}3.6); la sovrapposizione delle due curve indica che non siano presenti variazioni di spessore.

$$t_{morph} = \frac{y_{upper-morph} - y_{lower-morph}}{2} \tag{3.6}$$

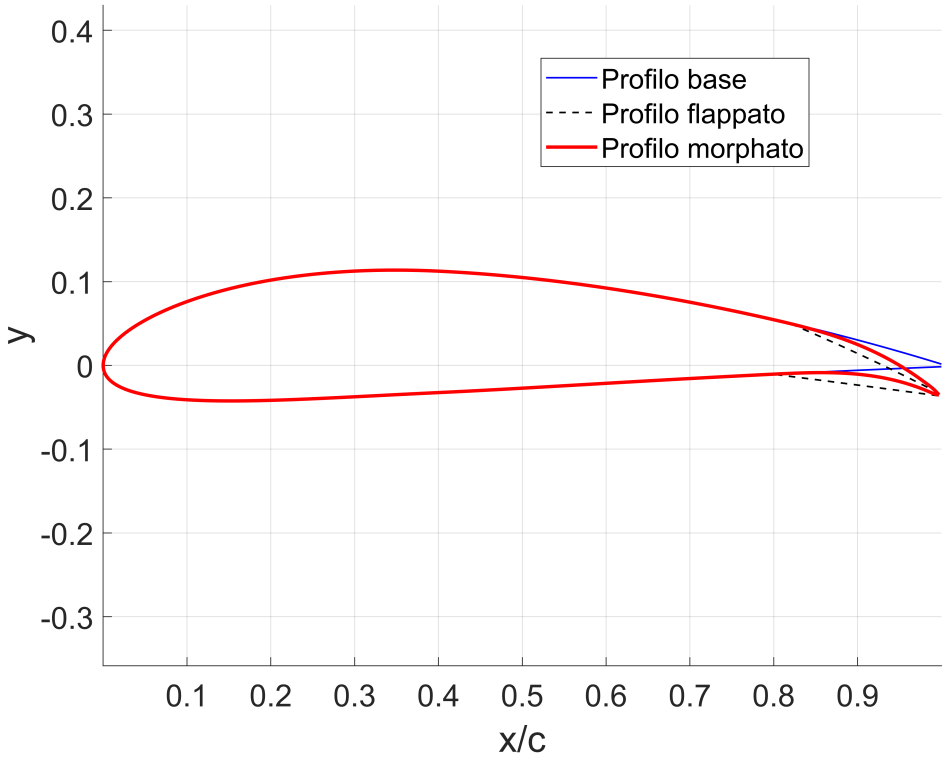


Figura 3.8: Confronto tra geometria NACA-4415 base, con flap e con morphing equivalente al flap

[10]Prima si era calcolato il parametro t come il semi-spessore, lo spessore completo è quindi il doppio

3.3 Confronto configurazione flap con camber morphing equivalente

Avendo ora a disposizione entrambi i profili si procede a un rapido paragone dei coefficienti aerodinamici allo scopo di verificare che il camber morphing sia stato fatto correttamente; ci si aspetta dunque valori maggiori di C_L e di $\frac{C_L}{C_D}$, minori di C_D, almeno nei tratti a minor AOA.
Si può infatti notare che, per gli AOA compresi tra 0° e 5°, la deformazione continua della linea media, con cui si è dato origine al profilo morphing, consente di incrementare la curvatura del profilo senza introdurre alcuna discontinuità geometrica, associata alla cerniera del flap. Proprio per questo motivo la distribuzione di pressione risulta più uniforme lungo la corda e, pertanto, il gradiente avverso di pressione, situato nella regione posteriore del profilo, è generalmente meno intenso.

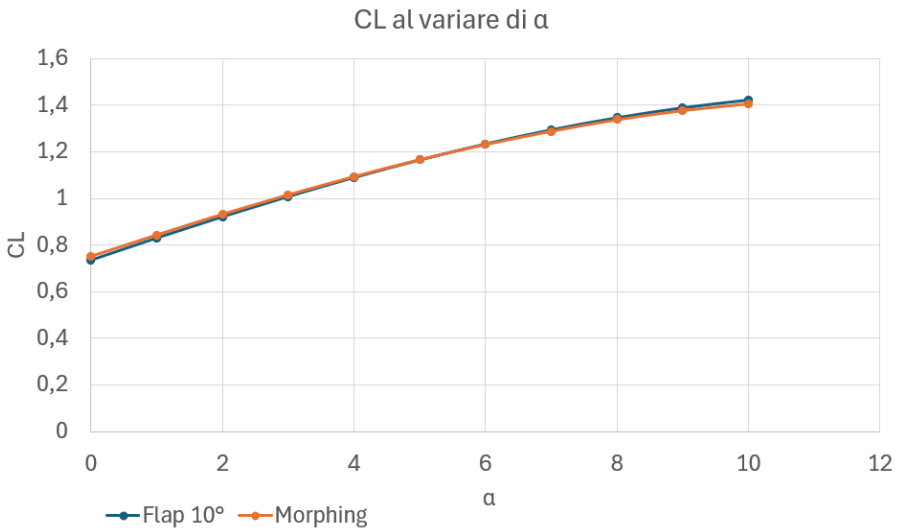


Figura 3.9: Confronto C_L tra profilo con flap e con morphing equivalente

In queste condizioni il flusso riesce a rimanere più aderente alla superficie per una maggiore porzione della corda, ciò consente di ottenere un leggero aumento della portanza 3.9, accompagnato da una riduzione contenuta della resistenza 3.10; per questo motivo anche l'efficienza aerodinamica $\frac{C_L}{C_D}$ 3.11 assume valori superiori rispetto alla configurazione con flap tradizionale.

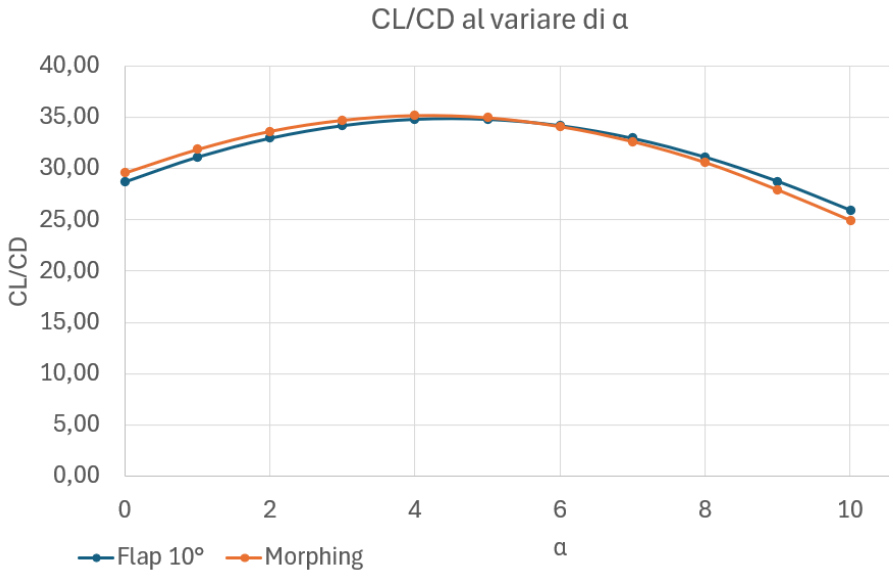


Figura 3.10: Confronto C_D tra profilo con flap e con morphing equivalente

Al crescere dell'AOA, tuttavia, l'elevata curvatura introdotta dal camber morphing determina un progressivo aumento dei picchi di depressione sulla superficie superiore, ciò comporta un conseguente

incremento del gradiente avverso di pressione nella zona posteriore del profilo; per questa ragione il vantaggio associato alla maggiore regolarità geometrica tende a ridursi, rendendo così la configurazione con flap convenzionale più efficace nel mantenere elevati valori di portanza 3.9.
Il risultato complessivo è, perciò, un'inversione della tendenza osservata ai bassi angoli d'attacco, pertanto, con il morphing, si ottengono valori di $\frac{C_L}{C_D}$ inferiori rispetto a quelli della configurazione con flap 3.11.

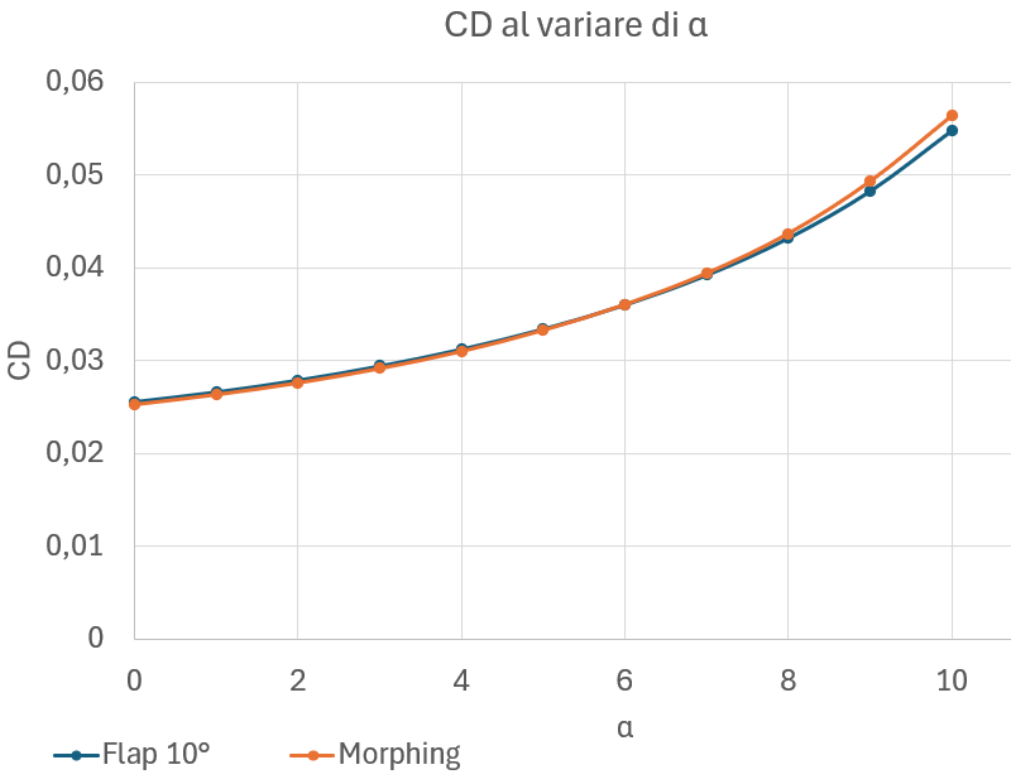


Figura 3.11: Confronto $\frac{C_L}{C_D}$ tra profilo con flap e con morphing equivalente

Con la consapevolezza, acquisita tramite l'analisi numerica, dei vantaggi e dei limiti presenti nella geometria morphing ottenuta, questa sarà oggetto della successiva fase di costruzione del modello CAD che, dopo la sua realizzazione, sarà testato in galleria del vento.

Capitolo 4

Progettazione e realizzazione del modello fisico, sistema di misurazione

Una volta che si è individuata la configurazione in camber morphing ritenuta ottimale, tramite lo studio parametrico descritto nel capitolo precedente, è stato necessario procedere alla progettazione, e successivamente, alla realizzazione di un modello fisico 3D da impiegare nelle prove sperimentali in galleria del vento.
L'obiettivo principale della fase progettuale è stato quello di realizzare un modello che fosse rappresentativo della geometria morphing, ottenuta numericamente, e che contemporaneamente consentisse l'acquisizione delle pressioni agenti su di esso, necessarie alla caratterizzazione del profilo. Al fine di svolgere tale scopo, il modello, è stato progettato integrando una serie di prese di pressioni superficiali che, grazie a un sistema di canali interno, era in grado di convogliare il segnale pneumatico verso la strumentazione di misura, un multi-manometro ad alcool, mantenendo al tempo stesso adeguate caratteristiche di robustezza strutturale.
Nel presente capitolo vengono quindi descritte le principali fasi della progettazione CAD, successivamente la realizzazione del modello ed, infine, la configurazione del sistema di misura adottato durante le prove in galleria del vento.

4.1 Progettazione CAD mediante Solidworks

Il profilo morphing, ottenuto tramite lo script MATLAB alla fine del capitolo 3, è la curva su cui si basa totalmente il progetto CAD; questo deve tenere in considerazione anche la sezione della galleria del vento e gli attacchi modello-galleria che essa presenta. Il modello presenterà, quindi, le seguenti scelte di design:

- **Corda**: la corda sarà di 100mm, una misura sufficientemente grande da permettere la realizzazione dei canali interni per le prese di pressione, abbastanza piccola da riuscire ad entrare correttamente nella galleria, la quale è già predisposta per modelli di queste dimensioni;
- **Span**: La larghezza della sezione alare (span) del modello deve essere 270mm, in questo modo esso potrà essere agganciato correttamente alla galleria ed al goniometro responsabile della rotazione, per variare gli angoli di attacco;
- **Sideplates**: Al fine di ridurre gli effetti tridimensionali associati alla presenza delle estremità del modello, sono state impiegate due sideplates posizionate, per l'appunto, alle estremità superiore e inferiore del profilo; il loro principale scopo è quello di limitare lo sviluppo dei moti trasversali, oltre che dei vortici di estremità, favorendo la realizzazione di condizioni di flusso assimilabili a quelle 2D, che sono state assunte nelle analisi numeriche.
- **Suddivisione in tre parti**: Dal momento che si ha intenzione di inserire, all'interno del modello, i canali di trasmissione dell'informazione pneumatica, si è ritenuto necessario suddividere il tutto in 3 componenti: inferiore, centrale e superiore.

Si focalizza ora l'attenzione sulle 3 parti in cui il modello è stato suddiviso, andando a descrivere la funzione di ognuna di esse.

Parte inferiore

La parte inferiore del modello è stata creata con due precise funzioni:

1. **Aggancio alla galleria**: La sezione inferiore del modello poggia su una struttura preesistente posta in galleria del vento, questa è formata da una zona piana, su cui possono poggiare i modelli, all'interno della quale è presente un cuscinetto; la parte inferiore presenta quindi un perno, la cui funzione è quella di agganciarsi all'interno del cuscinetto, fissando il modello alla galleria, pur permettendogli una rotazione, necessaria per la variazione degli AOA;
2. **Uscita prese di pressione**: Questa sezione del modello è totalmente cava, ad eccezione di una singola parte per l'aggancio con la sezione centrale, allo scopo di permettere il passaggio dei tubicini contenenti l'informazione pneumatica, ottenuta tramite le prese di pressione. Si ha quindi, sul fondo, un'asola che ha l'obiettivo di consentire l'uscita dei tubicini dal modello, al fine di poterli agganciare alle colonne del multi-manometro.

La figura 4.1 mostra chiaramente sia la zona in cui si avrà l'aggancio alla parte centrale, sia l'asola sul fondo; da notare anche la sideplates circolare.

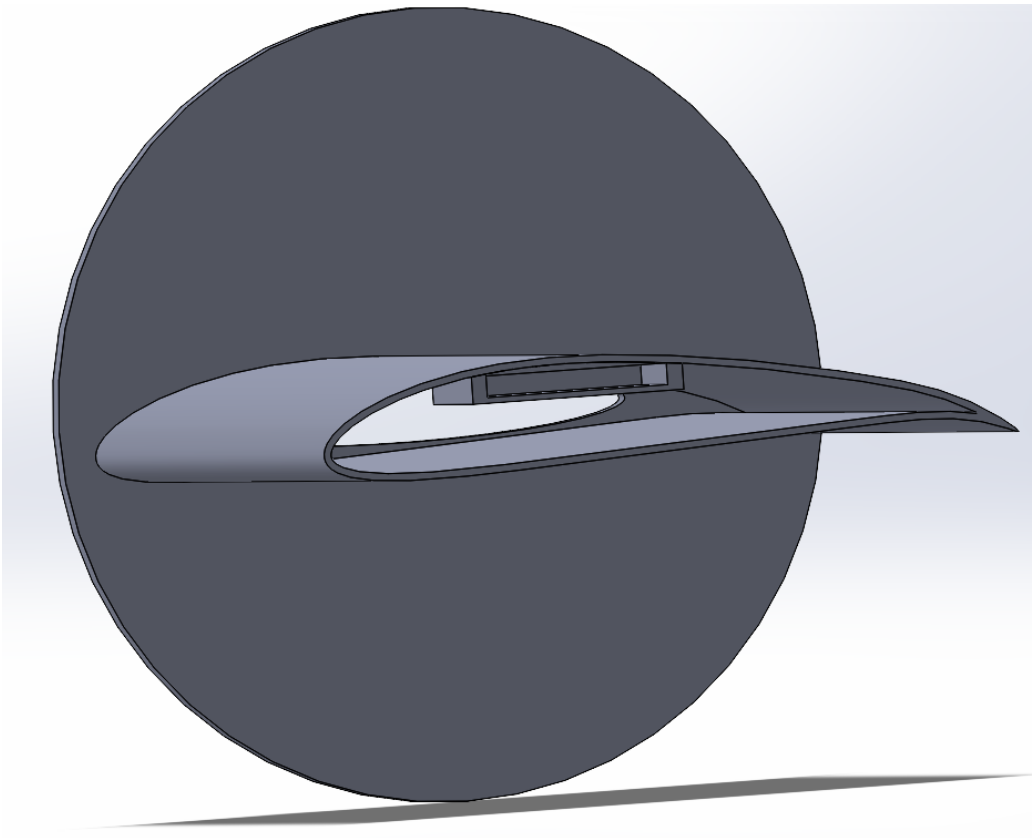


Figura 4.1: Progetto Solidworks parte inferiore

4.1.1 Parte superiore

La parte superiore, figura 4.2 è stata progettata con il preciso scopo di agganciare il modello al goniometro di precisione, montato sopra la camera di prova della galleria, il quale, tramite il movimento delle sue ghiere, permette la rotazione della sezione alare montata, la quale può ruotare grazie al cuscinetto inferiore. Pertanto questa sezione è stata creata con un buco sulla sua estremità superiore, nella quale entrerà una barra filettata, fissata poi con un dado, incollato alla sideplate; per motivi di dimensione massima della stampante 3D, oltre che di manovrabilità dei pezzi singoli, questa parte è

stata suddivisa dalla centrale, in altri contesti operativi si sarebbero potute realizzare direttamente come pezzo unico.

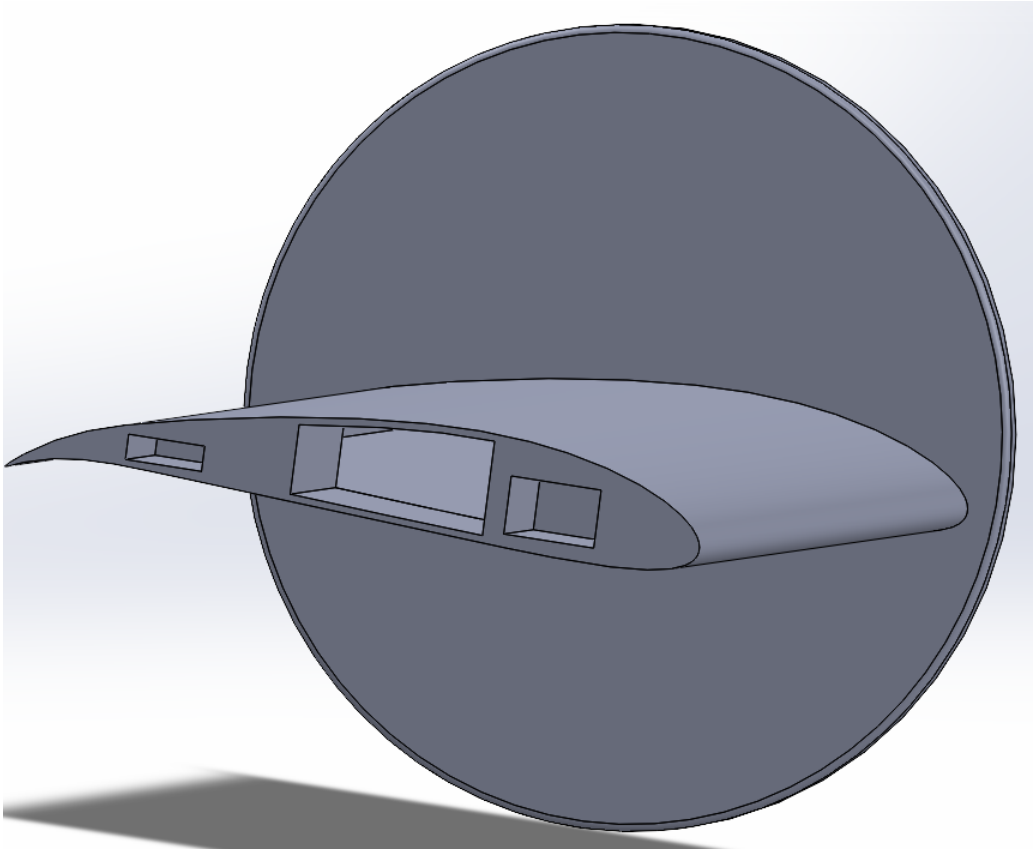


Figura 4.2: Progetto Solidworks parte superiore

4.1.2 Parte centrale

La sezione centrale è il vero cuore del modello sperimentale, essa contiene, infatti, tutte le prese di pressione[1], sulla sua superficie [2], oltre che ai canali interni con le relative uscite verso il basso; sarà proprio in queste uscite che verranno collegati gli aghetti metallici e i relativi tubicini, per il trasporto dell'informazione pneumatica. I canali, all'interno della parte centrale e visualizzabili in figura 4.3, non devono mai intersecarsi gli uni agli altri, altrimenti si perderebbe parte dell'informazione di pressione, ottenendo dei valori insensati; l'integrazione interna dei condotti pneumatici ha permesso, inoltre, di mantenere libera la superficie esterna del profilo, ciò ha consentito la riduzione al minimo delle interferenze aerodinamiche dovute alla presenza di tubazioni esterne.

[1] Verrà dedicato, all'interno di questo capitolo, una sottosezione, sulle prese di pressione, all'interno della parte sul sistema di misurazione

[2] Sia del suction side che del pressure side

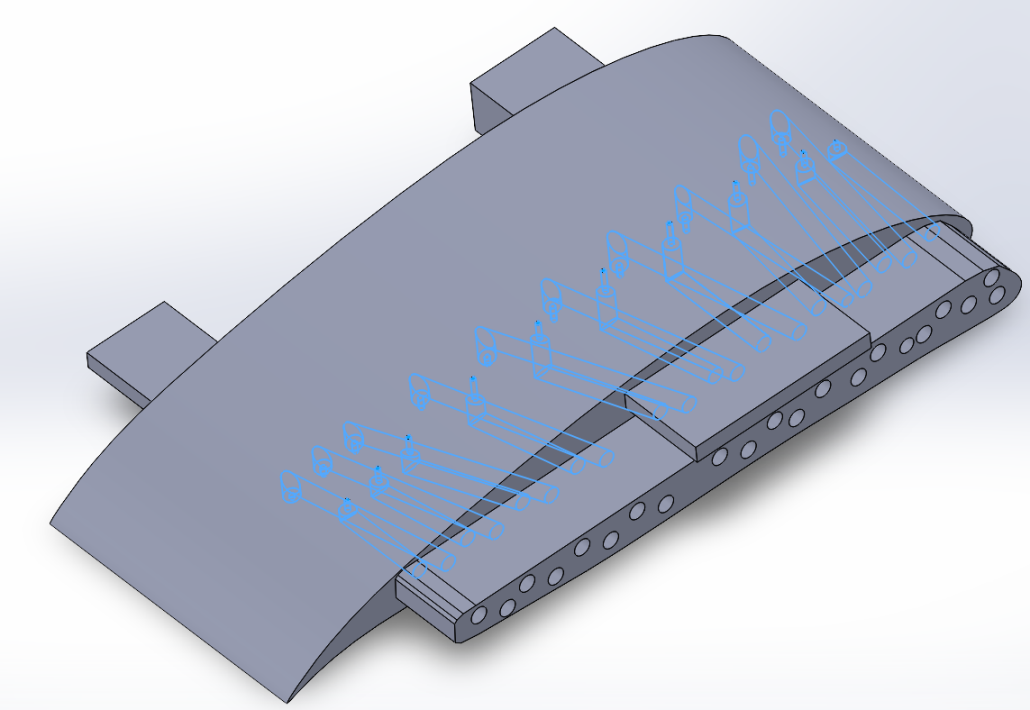


Figura 4.3: Progetto Solidworks parte centrale

4.2 Realizzazione del modello fisico

A questo punto il progetto CAD, realizzato con Solidworks, è stato trasformato in un modello fisico tramite l'utilizzo di una stampante 3D BambooLab, funzionante con una bobina di materiale PLA.
La suddivisione in più elementi ha permesso la realizzazione, con maggiore facilità, della complessa rete di canali interni, necessari per il trasferimento delle pressioni, misurate dalle prese superficiali, fino al sistema manometrico di acquisizione.
Una volta completata la fase di stampa i singoli componenti sono stati assemblati, una volta puliti dalle varie superfici di supporto, create dalla stampa 3D,figure 4.4 4.5 4.6, verificando la corretta corrispondenza geometrica tra le varie superfici di accoppiamento, in modo da non creare dislivello.



Figura 4.4: Parte inferiore



Figura 4.5: Parte superiore

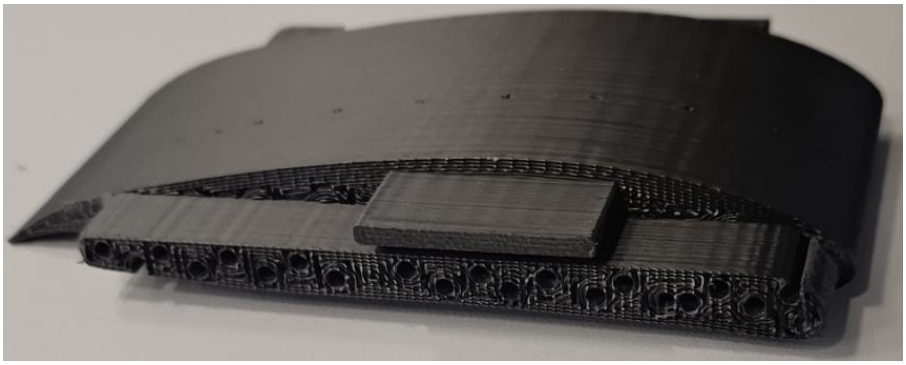


Figura 4.6: Parte intermedia

Successivamente sono stati installati gli aghi metallici ed i tubicini di plastica, i quali sarebbero diventati il collegamento tra modello sperimentale e multi-manometro della galleria, figura 4.7.



Figura 4.7: Aghi metallici e tubicini montati nella zona centrale

Dopo aver fatto passare tutti i singoli tubi, si è posta particolare attenzione alla zona di giunzione tra i diversi componenti, essa risultava non perfettamente omogenea, pertanto è stata sottoposta a una leggera operazione di carteggiatura con lo scopo di eliminare eventuali discontinuità superficiali, generate tramite il processo di assemblaggio, nonché garantire una migliore continuità del profilo aerodinamico.
Al termine di queste operazioni di montaggio è stato ottenuto un modello completo, figura 4.8, pronto per l'installazione nella sezione di prova della galleria del vento e per l'acquisizione delle relative pressioni.

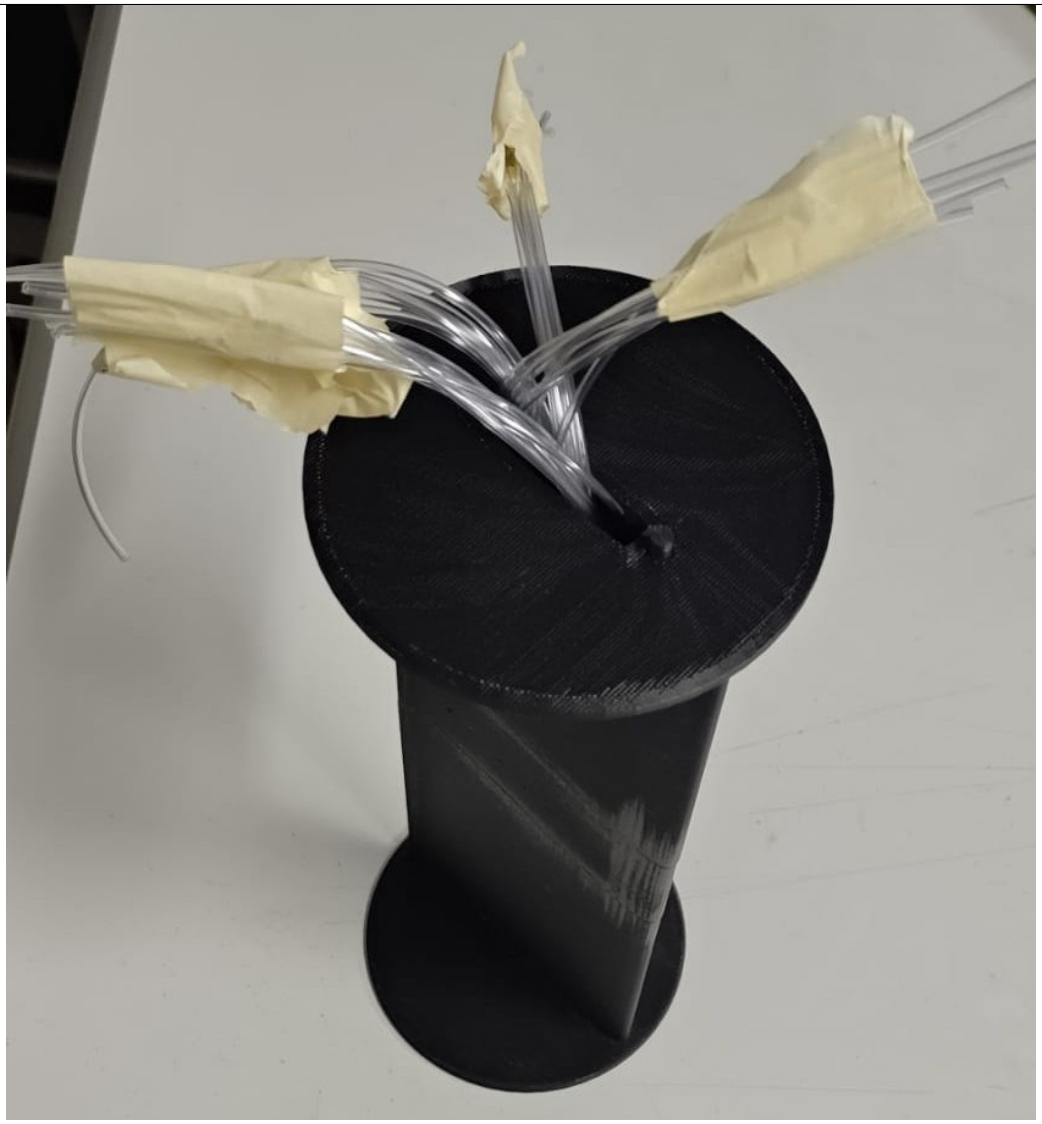


Figura 4.8: Passaggio della trasmissione pneumatica

4.3 Prese di pressione

Prima di procedere con la descrizione del sistema di misurazione, si ritiene necessario entrare nel merito di una spiegazione relativa alle prese di pressione. Il modello sperimentale presenta, infatti, 20 prese di pressione, 10 distribuite sull'estradosso (la superficie superiore), ad una certa posizione lungo la corda, e 10 sull'intradosso (la superficie inferiore), nelle stesse posizioni delle precedenti. Il motivo per il quale è necessario avere una presa di pressione, sia nel suction side che nel pressure side, alla stessa $\%\frac{x}{c}$, è che solamente con questa configurazione si è poi in grado di calcolare i coefficienti di pressione C_P, con i quali si arriva agli altri coefficienti aerodinamici. Siccome il profilo NACA-4415 morphing con flap equivalente a 10° non è simmetrico, si è obbligati ad avere questa coppia di prese, le quali non sarebbero necessarie nel caso di profilo simmetrico; idealmente si vorrebbero avere quante più prese possibili, realisticamente parlando, tenendo in considerazione che i canali interni che trasmettono il segnale di pressione, relativo a ogni presa, non devono intersecarsi, si raggiunge un numero limitato di prese sperimentali disponibili.
Il modello presenta quindi un limite raggiungibile di 20 prese di pressione con un diametro di 2.2mm ciascuna, tale limite è imposto principalmente dalla ridotta dimensione della sezione disponibile, infatti il profilo presenta una geometria disponibile pari a 10cm di corda e 2,5cm di larghezza, nel punto massimo. A causa di un limite della strumentazione, dovuto al multi-manometro della galleria, si dispongono solamente di 10 canali utilizzabili per le prese del profilo, le quali sono, pertanto, suddivise in 2 set, rispettivamente a $\%\frac{x}{c}$:

- 5, 20, 40, 60, 75;
- 10, 30, 50, 70, 80;

Per via del ridotto spazio, nonché della forte curvatura, non è possibile installare delle prese prima del 5% e dopo l'80% della corda; per questa ragione verranno introdotti, nei capitoli successivi, delle approssimazioni per riuscire a chiudere i dati, e calcolare i C_P correttamente, tra 0.8c e 1c.
Per collegare correttamente i canali uscenti dal profilo, con quelli della galleria, si utilizzano degli appositi numeri, questi sono inseriti in entrambi i tubi di plastica con il preciso scopo di accoppiarli, per via numerica, in modo da evitare errori durante la fase di lettura delle colonne manometriche [3] fig. 4.10; si ottiene quindi uno schema numerico che individua, univocamente, quale tubo del profilo sia collegato a quale colonna del manometro, figura 4.9.

1	2	3	11	5	6	7	8	9	10
5A	5D	20A	20D	40A	40D	60A	60D	75A	75D
1	2	3	11	5	6	7	8	9	10
10A	10D	30A	30D	50A	50D	70A	70D	80A	80D

Figura 4.9: Schema di accoppiamento presa di pressione-colonna manometrica

Bisogna considerare che, fortunatamente, il manometro possiede in realtà 11 colonne disponibili per il profilo, in questo caso è ottimo dal momento che si è scoperto, durante la fase di montaggio, che la colonna n°4 non fosse utilizzabile, è stata quindi sostituita con la 11. A questo punto si può procedere con l'analisi della catena di misura del sistema sperimentale.

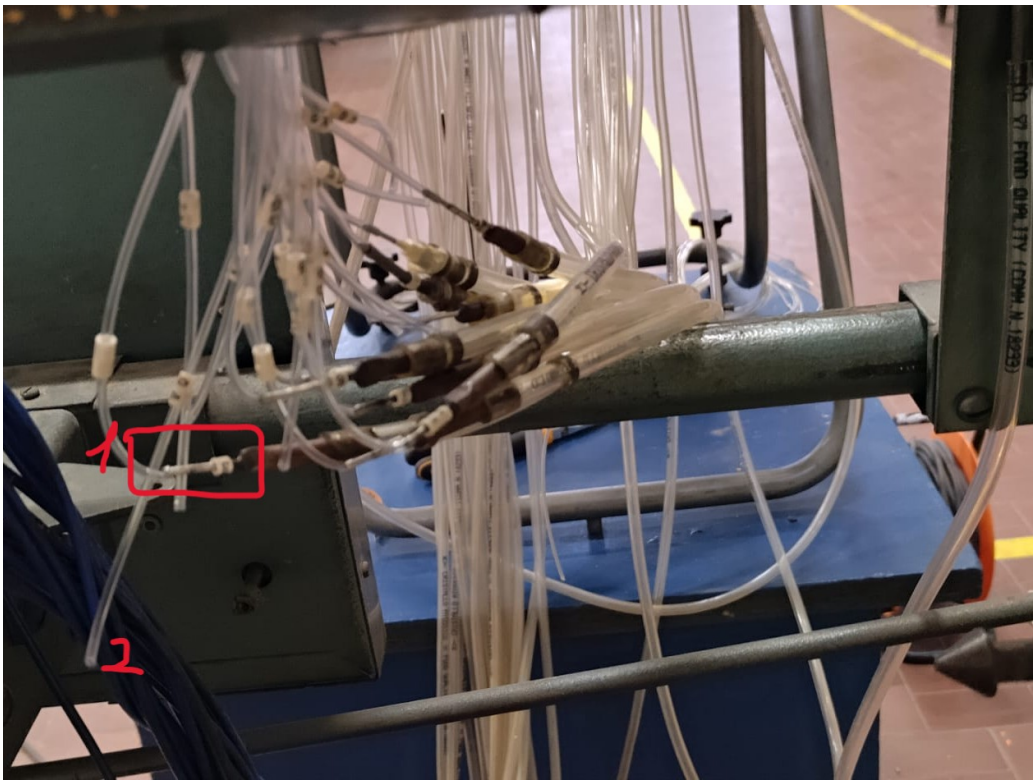


Figura 4.10: 1) Collegamento trasmissione pneumatica profilo-colonna del manometro, 2)Presa di pressione del set non collegato

[3] Un numero sul tubo della galleria, che indica a quale colonna del manometro corrisponde, uno sul tubo del profilo, in modo da sapere quale presa è stata collegata

4.4 Sistema di misurazione

Per ottenere, tramite il modello discusso, i risultati sperimentali necessari al confronto con quelli numerici, ci si serve di una galleria del vento open jet, della lunghezza di 2m circa 4.11, la cui velocità può essere programmata tramite un selettore di frequenza del motore (parametro FR), quest'ultimo può essere impostato da FR0.1 a FR50, il massimo disponibile; le prove sperimentali saranno svolte a FR40, ossia Re=29000, e FR50, Re=37000. Il modello, una volta montato in camera di prova, può essere collegato tramite i tubi, come mostrato in figura 4.10, alle relative colonne del manometro; in questo modo il flusso d'aria, generato con l'accensione della galleria, incide sul profilo, il quale lo separa in due parti, una che proseguirà sull'estradosso e una sull'intradosso, in queste due zone verrà catturato tramite le prese di pressione, poste sulla superficie del modello, che, tramite i canali interni, trasmetterà l'informazione pneumatica attraverso i tubi del profilo, fino ad arrivare alle relative colonne del multi-manometro.

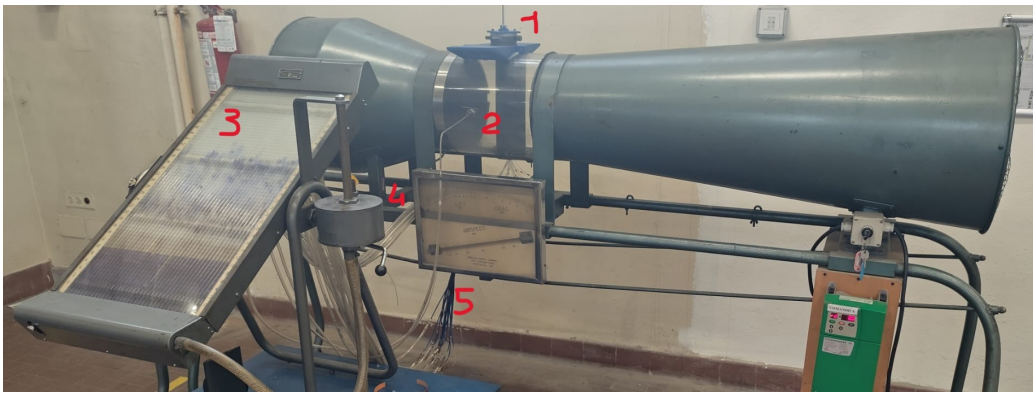


Figura 4.11: 1) Goniometro di precisione, 2) Modello in camera di prova, 3) Multi-manometro, 4) Canali per il collegamento profilo-manometro, 5) Canali per il collegamento del wake rake

Per quanto riguarda il manometro esso presenta una configurazione a 36 colonne totali, la cui suddivisione verrà approfondita nel prossimo capitolo, un'inclinazione di $\beta = 30$ rispetto al piano orizzontale e un fluido manometrico rappresentato dall'alcool, con densità pari a $\gamma = 825\frac{Kg}{m^3}$; una caratteristica fondamentale di questo strumento, in particolare, è che ha le quote invertite, ossia se la pressione aumenta la colonna di fluido risulta minore, viceversa se diminuisce la colonna risulta maggiore.
Al fine di riuscire a modificare efficacemente l'AOA del modello di prova (verrà utilizzato un range da 0° a 10°), sulla parte superiore della galleria è montato un goniometro di precisione, ancorato al profilo tramite una barra filettata ed un dado, che, tramite le sue due ghiere, permette la rotazione del profilo con una precisione di 1° alla volta, figura4.12

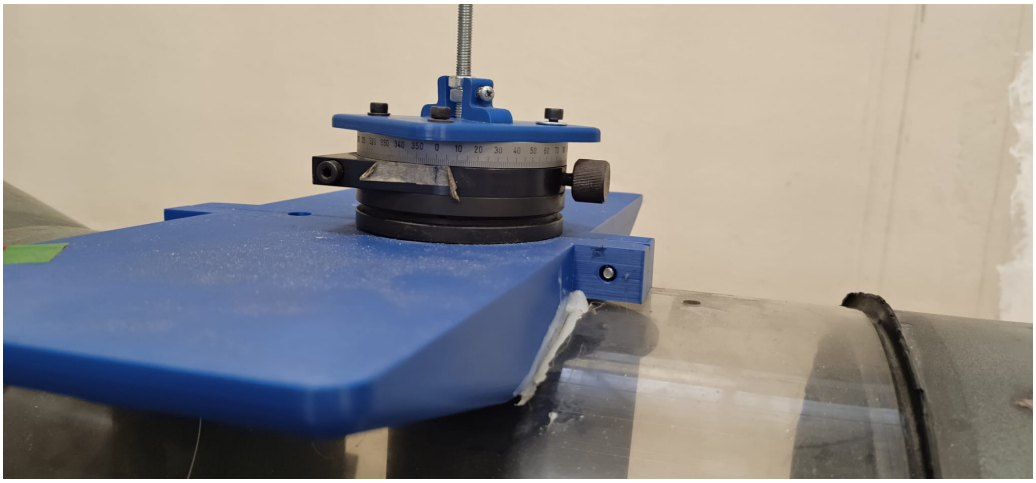


Figura 4.12: Goniometro di precisione

Per riuscire ad ottenere la pressione dinamica (q), fondamentale nei calcoli dei coefficienti, è necessario poter acquisire sia la pressione statica che quella dinamica, per farlo sono presenti due prese di pressione all'interno della galleria 4.13; la prima (1A) è rappresentata tramite un tubo di Pitot, volto all'acquisizione della pressione totale, la seconda (1B) serve all'acquisizione della pressione statica, entrambe sono visualizzabili rispettivamente sulla colonna 1 e 2 del manometro.

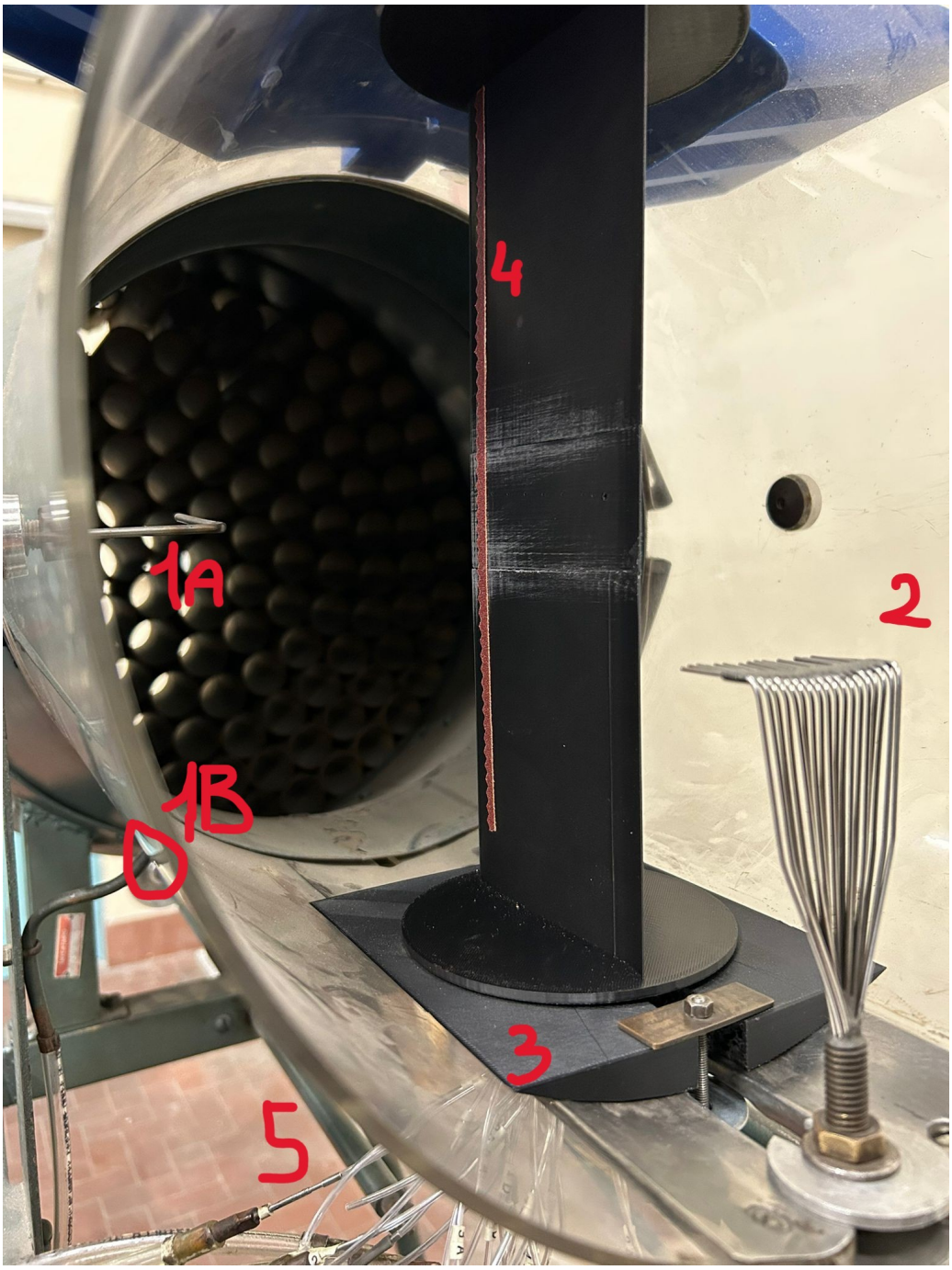


Figura 4.13: 1A) Tubo di Pitot, 1B) Presa di pressione statica, 2 wake rake, 3) Supporto con cuscinetto sferico, 4) Trip fisico intradosso, 5) Collegamento trasmissione pneumatica modello-manometro

Tramite la figura 4.13 è possibile visualizzare anche il supporto munito di cuscinetto sferico 3), sul quale viene incastrata la zona inferiore del profilo, che permette la rotazione tramite il goniometro in quanto vincola solo alla traslazione, non alla rotazione; il 4), invece, è il trip fisico [4] che è stato applicato al modello, al 15% della corda, nonostante in figura si possa solamente apprezzare quello dell'intradosso, ne è presente uno identico anche sull'estradosso.

[4] Anche in questo caso verrà ampiamente discussa la sua funzione nei capitoli successivi

L'ultima parte importante, facente parte della catena di misura, è il wake rake 2), esso è formato da un gruppo di 18 prese di pressione, delle quali 3 non funzionanti, con una distanza di 2mm tra loro; la sua funzione è quella di catturare la scia, creata dell'interazione del profilo con il flusso d'aria, al fine di sfruttare questa informazione per il calcolo del C_D tramite il deficit di quantità di moto.
Prima di passare ai successivi capitoli, nei quali verranno analizzate le formule fisiche con le quali si calcoleranno i coefficienti aerodinamici, capitolo 5, e i risultati finali, con confronto tra dati numerici e sperimentali, capitolo 6, si descrive una tipica acquisizione di dati.

4.4.1 Acquisizione dei dati sperimentali

L'acquisizione per un caso sperimentale, una volta che il stup sperimentale è stato preparato, segue le seguenti fasi:

- **Scelta dell'angolo**: Tramite il goniometro, e la tacca di riferimento, si imposta un AOA per il modello;
- **Accensione della galleria**: Si sceglie l'FR desiderato per la prova, dalla quale deriverà il Re, dopo qualche secondo la galleria arriva a regime;
- **Trasmissione informazione di pressione**: L'informazione pneumatica, una volta che la galleria è al giusto regime, passa istantaneamente dalle prese di pressione del modello alle colonne del manometro, come risultato si osserva che queste inizieranno a variare la loro altezza;
- **Acquisizione immagine**: A questo punto, tramite uno smartphone, si fotografa la situazione del multi-manometro in modo da avere l'altezza relativa alle singole colonne di fluido manometrico, corrispondenti alle prese di pressione sul profilo; per quel dato AOA;
- **Ripetizione per tutti gli angoli**: Si ripete questo procedimento per tutti gli AOA dell'intervallo 0°-10°;
- **sostituzione set di prese**: Una volta acquisite le 11 immagini, relative al 1°set di prese di pressione, si spegne la galleria, si sostituiscono gli attacchi con quelli del nuovo set di prese e si ricomincia da capo. Dopodiché si cambia FR della galleria e si ripete l'intero processo.

Capitolo 5

Elaborazione dei dati sperimentali

Dopo aver mostrato sia i passaggi che, a partire dal file CAD, hanno portato alla realizzazione del modello 3D, sia il sistema di misurazione utilizzato in laboratorio, si parlerà del modo in cui vengono processati i dati raccolti trimite lo script MATLAB.

5.1 Acquisizione dati dalle prese di pressione

Tutto il post-processing dei dati ha inizio con l'acquisizione delle pressioni grazie alle opportune prese realizzate nel modello posto in galleria del vento. Una volta avviata la galleria del vento, le colonne, relative alle varie prese di pressione, del multi-manometro iniziano a muoversi, raggiungendo un'altezza di regime nell'arco di qualche secondo, come mostrato in figura 5.1.

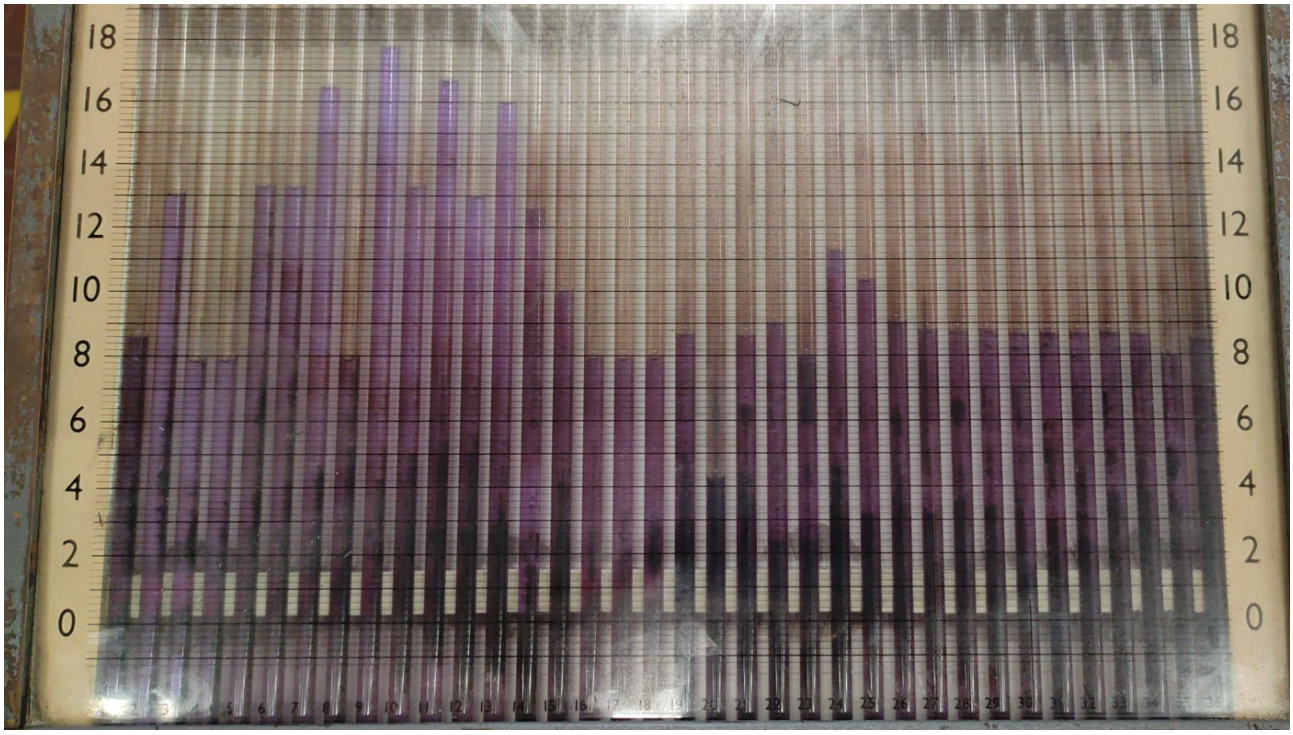


Figura 5.1: Altezza colonne multi-manometro, per Re=37000 ad AOA=0°

Il manometro è dotato di 36 canali, numerati alla base della colonna, questi sono collegati alle prese di pressione nel seguente modo:

- 1, rappresenta la Pressione Totale;
- 2, rappresenta la Pressione Statica;

- 5-15, rappresentano le 11 prese di pressione disponibili in camera di prova, sono quelle collegate al profilo; questo numero è generalmente diviso in 10 prese sul profilo, l'ultima è quella posta a 0c, nel punto di arresto.
- 19-36, rappresentano le 18 prese del wake rake, utilizzato per la cattura della scia e, quindi, il calcolo del C_D

Nel caso di profilo non simmetrico, proprio come il NACA-4415, il punto di arresto non è posto nella metà precisa del LE ma è di base spostato[1], per questo motivo non è stata prevista alcuna presa di pressione nella zona[2].
Nella figura 5.1 si può notare la presenza di colonne ad altezza di circa 8cm, più basse della pressione totale, in particolare si fa riferimento alle colonne 3, 4, 8, 16, 17, 18, 20, 23 e 35, tutte queste non sono collegate; le colonne 3, 4, 16, 17, 18 non sono mai state collegate, probabilmente utilizzate per dare dello spazio tra i dati di pressione, totale e statica, con quelli relativi al profilo (colonne 3 e 4), ed anche tra quelli del profilo e quelli dovuti alla scia (colonne 16,17,18). Per quanto riguarda le 8, 20, 23, 35, sono semplicemente danneggiate, la presa di pressione che sarebbe dovuta essere collegata nel canale 8 è stata invece collegata nel canale 15, il quale non sarebbe stato comunque utilizzato per la presa del punto di arresto; le prese danneggiate facenti parte del wake rake (18, 20, 23 e 35) sono state semplicemente ignorate, ciò comporterà una minor precisione nel calcolo del C_D.
Siccome il modello sperimentale è composto da 20 prese di pressione, 10 suction side (rinominate con una A) e 10 pressure side (rinominate con una D), ma la camera di prova dispone solamente di 10 attacchi, verranno presi due set di dati; ognuno dei quali conterrà le prese alla stessa %c , in modo da ottenere i dati a ogni $\frac{x}{c}$ sia upper che lower, essenziali per i calcoli dei C_P. I due set saranno:

1. Prese (%c)= 5, 20, 40, 60 e 75
2. Prese (%c)= 10, 30, 50, 70 e 80

Questa scelta è stata fatta in modo da avere una distribuzione varia lungo la corda, per ogni set di dati; a questo punto si trascrivono tutte le altezze di fluido manometrico ottenute dalle foto effettuate ad ogni variazione di AOA, per i casi a Re=29000 e Re=37000, sia per il modello senza il trip, sia per quello con il trip. Tutte le altezze sono caricate in un file excell, figura 5.2, contenente sia i due set di dati relativi alle prese di pressione, sia quelli ottenuti dalla scia.

		Pressione totale	Pressione statica										
Collegamento prese manometro-modello	Tubicino sul modello			1	2	3	11	5	6	7	8	9	10
	%c			5A	5D	20A	20D	40A	40D	60A	60D	75A	75D
N° colonna sul manometro		1	2	5	6	7	15	9	10	11	12	13	14
	0	9,1	12,2	12	11,9	14,2	10	15	12,4	14,4	12,2	14	11,9
	1	9,2	12	12,2	12,2	14,3	10	15,2	12,3	14,5	12	14	11,8
	2	9,2	12	12,6	12,6	14,4	10,1	15,2	12,1	14,5	12	14	11,7
	3	9,1	12	12,7	12,6	14,4	10,1	15,2	12	14,4	11,8	13,8	11,8
	4	9	11,9	12,8	12,8	14,4	10	15,2	11,8	14,3	11,8	13,8	11,6
	5	9	11,8	13,4	13,3	14,6	10	15,2	11,6	14,4	11,6	13,7	11,5
	6	9,1	11,8	13,6	13,5	14,6	10	15,3	11,6	14,3	11,6	13,6	11,4
	7	9	11,7	13,8	13,8	14,7	10	15,4	11,5	14,3	11,5	13,6	11,4
	8	9	11,7	14,2	14,1	14,8	10	15,4	11,4	14,2	11,4	13,6	11,3
	9	9	11,6	14,4	14,3	14,8	10	15,4	11,2	14,2	11,4	13,5	11,2
	10	9	11,6	14,6	14,5	14,8	10	15,4	11,2	14,1	11,3	13,5	11,2

Figura 5.2: Trascrizione dati relativi alle altezze delle colonne del multi-manometro, per Re=37000, con trip, AOA= da 0° a 10°, prese 5, 20, 40, 60 e 75 (suction side 'A', pressure side 'D')

[1] Si sposta all'aumentare del Re ma soprattutto al crescere degli AOA, in questo caso verso il ventre del profilo
[2] Anche per motivi tecnici dovuti al poco spazio a disposizione, per via della curvatura del profilo

5.2 Calcolo dei coefficienti di pressione

Per prima cosa, avendo ora a disposizione il file contenente tutte le quote lette dal multi-manometro, bisogna arrivare al calcolo delle pressioni; per effettuare opportunamente i calcoli è fondamentale tenere presente che il manometro:

- **Non è in piano**, presenta infatti un'inclinazione di $\beta = 30$ rispetto al piano orizzontale;
- **Funziona a quote invertite**, per via della configurazione del manometro una pressione maggiore schiaccia il fluido, comprimendo la colonna, viceversa una minore permette al fluido di espandersi; ciò comporta che a pressioni maggiori si abbiano quote manometriche minori e a pressioni minori quote maggiori.

A questo punto le quote lette dal file vengono convertite in differenze di pressione, infatti, la differenza di altezza presente tra le colonne, relative alla presa totale e quella statica, rappresenta una misura indiretta della pressione dinamica (q) del flusso. A causa dell'inversione delle quote, l'altezza viene calcolata come $\Delta h = P_{stat} - P_{tot}$[3]; per ottenere la pressione dinamica (q), nota ora la differenza di quota, si applica la legge fondamentale dell'idrostatica, dove γ_f è la densità del fluido manometrico utilizzato:

$$q_\infty = \gamma_f * \Delta h * \sin\beta \tag{5.1}$$

Tramite la pressione dinamica si può, inoltre, calcolare la velocità indisturbata del flusso tramite l'equazione di Bernoulli 5.2, dove ρ indica la densità dell'aria nell'ambiente di prova, ed il numero di Reynolds 5.3, in cui c rappresenta la corda del profilo (10cm) e μ la viscosità dinamica dell'aria.

$$V_\infty = \sqrt{\frac{2q_\infty}{\rho}} \tag{5.2}$$

$$Re = \frac{\rho * V_\infty * c}{\mu} \tag{5.3}$$

Nel caso in questione i dati sperimentali sono stati raccolti per circa $V_\infty = 4,55\frac{m}{s}$, nel caso di Re=29000, e $V_\infty = 5,47\frac{m}{s}$, per il caso a Re=3700, inoltre le relative letture sul manometro sono state effettuate utilizzando sia lo stesso fluido manometrico che il medesimo riferimento, il coefficiente di pressione (C_P) può essere ottenuto, per ogni presa, direttamente come il rapporto tra le differenze delle quote[4] 5.4:

$$C_P = \frac{p_{presa} - p_{stat}}{-q_\infty} = \frac{h_{presa} - h_{stat}}{-q_\infty} \tag{5.4}$$

Dove h rappresenta la quota misurata nella singola presa, h_{stat} è la quota associata alla pressione statica e h_{tot} quella associata alla pressione totale.
Il calcolo con l'equazione 5.4 viene eseguita separatamente per le prese poste sulla superficie superiore e inferiore del profilo, in questo modo si ottengono i $C_{P-upper}$ e $C_{P-lower}$ necessari per il calcolo di $\Delta C_P = C_{P-lower} - C_{P-upper}$, che rappresenta il carico aerodinamico locale agente sul profilo; l'integrazione della distribuzione di ΔC_P lungo la corda del profilo consente, in seguito, di determinare i coefficienti aerodinamici.

5.3 Calcolo CL e CD

Ottenuti gli andamenti dei coefficienti di pressione sul profilo, si può finalmente arrivare al calcolo dei coefficienti aerodinamici; prima di ciò è necessario capire la fisica dietro alle formule implementate nel codice MATLAB.

[3]Fisicamente $P_{tot} > P_{stat}$, in questo caso si considerano le altezze delle colonne manometriche, siccome sono invertite è necessario modificare la relazione di conseguenza

[4]In questo caso avere il manometro con quote invertite modifica solamente il segno della q_∞ al denominatore, non varia il risultato finale

Consideriamo, innanzitutto, il profilo immerso in un flusso d'aria, come nella figura d'esempio 6.10, su di esso si sviluppa una forza aerodinamica F che può essere scomposta in:

- F_y: la forza agente in direzione normale rispetto a quella della corda;
- F_x: la forza agente in direzione parallela rispetto a quella della corda;

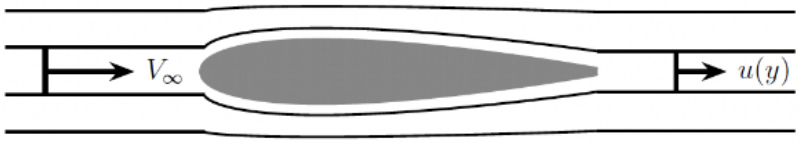


Figura 5.3: Schema idealizzato per un profilo simmetrico immerso in una streamline a cui appartiene il teorema di variazione della quantità di moto *Immagine tratta da*: Laboratorio 3, Polari aerodinamiche di un profilo NACA-0012, corso di Aerodinamica Sperimentale, Flow Control Group-DIMEAS, PoliTo

L'unione dei due contributi di queste forze danno origine alla **portanza**(L), la risultante che permette di vincere la forza peso (W) del velivolo, consentendogli quindi di spiccare il volo, e la **resistenza** (D), quella risultante che ostacola il movimento di quest'ultimo nella direzione di avanzamento.

$$L = F_y * \cos\alpha - F_x * \sin\alpha \tag{5.5}$$

$$D = F_x * \cos\alpha + F_y * \sin\alpha \tag{5.6}$$

Nelle equazioni 5.5 e 5.6 compaiono esclusivamente delle forze, ricavabili tutte tramite delle formulazioni del tipo $F = K * C_f$, dove F indica la forza da calcolare, K è un prodotto di più termini appartenenti al velivolo e/o alla condizione di volo, perciò costanti tra le varie F[5], ed il C_f, il coefficiente relativo alla forza da calcolare.
Per questo motivo si passa alla formulazione che tiene in considerazione soltanto l'unica variabile che interessa, i coefficienti; per effettuare il calcolo del coefficiente di portanza (C_L) e di quello di resistenza (C_D) si utilizzano le equazioni 5.7 e 5.8:

$$C_L = C_N * \cos\alpha - C_A * \sin\alpha \tag{5.7}$$

$$C_D = C_A * \cos\alpha + C_N * \sin\alpha \tag{5.8}$$

Dove C_N indica il coefficiente normale, ossia quello relativo alla forza normale F_y, e C_A indica il coefficiente assiale, ossia quello relativo alla forza assiale F_x.
Per procedere con il calcolo del C_L e del C_D è necessario trovare gli altri due coefficienti: C_N si può ottenere tramite le prese di pressione distribuite sul profilo, integrando lungo la corda, tramite la formula 5.9 [6]; C_D invece si può ottenere tramite le informazioni ottenute dal *Wake Rake*, ossia il Rake[7] di pressione posto a catturare la scia del profilo, grazie alla quale si ottengono informazioni sul buco di quantità di moto, necessaria all'utilizzo dell'equazione 5.10. Per poter utilizzare correttamente i dati estratti dal wake rake è opportuno conoscere che la distanza tra le singole prese è di 2mm, nel caso sia necessario ignorare una presa, perché danneggiata, verrà considerata la distanza tra le due funzionanti, 4mm[8].

$$C_N = \int_0^c \Delta C_p * dx \tag{5.9}$$

$$C_D = \frac{2}{c}\int_{-\infty}^{+\infty}\left(\frac{u}{V_\infty} - \left(\frac{u}{V_\infty}\right)^2\right) * dy = \frac{2}{c}\int_{-\infty}^{+\infty}\frac{u}{V_\infty}\left(1 - \left(\frac{u}{V_\infty}\right)\right) * dy = \tag{5.10}$$

[5]Sono caratteristiche quali la velocità del velivolo, la densità dell'aria alla quota campione, la superficie alare
[6]Implementata in automatico su MATLAB tramite la funzione dei trapezi
[7]Un insieme molto fitto di prese di pressione
[8]Le prese danneggiate del rake sono 4 sparse, quindi si avrà sempre al massimo 1 presa da ignorare; la distanza tra le due funzionanti risulterà quindi 4mm

Per quanto riguarda le velocità, presenti nell'eq. 5.10, si ha che u è la velocità del flusso d'aria a valle del profilo, mentre V è la velocità a monte, in questo caso, però, non sono state propriamente calcolate, si è infatti utilizzata la relazione 5.2, che lega pressione dinamica (q) e velocità (V); ricordando dall'eq.5.1 come calcolare la pressione dinamica, sostituendo nei due casi il Δh opportuno, per il calcolo di V_∞ si dovrà usare $\Delta h = P_{stat} - P_{tot}$, mentre per quello di u si avrà $\Delta h = P_{stat} - h_{wake}$, dove tutte le variabili presenti nei calcoli di Δh si riferiscono alla rispettiva altezza della colonna di fluido del manometro. Calcolate le due q si passa direttamente al calcolo del rapporto $\frac{u}{V_\infty}$ tramite l'equazione 5.11, dopodiché si può utilizzare l'integrale, completando così il calcolo di C_D.

$$\frac{u}{V_\infty} = \sqrt{\frac{q_{wake}}{q_\infty}} \tag{5.11}$$

Utilizzando questa formulazione si può riscrivere l'eq.5.10[9]

$$C_D = \frac{2}{c}\int_{-\infty}^{+\infty} \sqrt{\frac{q_{wake}}{q_\infty}}\left(1 - \left(\sqrt{\frac{q_{wake}}{q_\infty}}\right)\right) * dy = \frac{2}{c}\int_{-\infty}^{+\infty} \sqrt{\frac{P_{stat-h_{wake}}}{P_{stat}-P_{tot}}}\left(1 - \left(\sqrt{\frac{P_{stat-h_{wake}}}{P_{stat}-P_{tot}}}\right)\right) * dy \tag{5.12}$$

Una volta ottenuti i due coefficienti si può utilizzare la formula 5.13, inversa dell'equazione 5.8, per calcolare il C_A e, quindi, il C_L tramite l'eq.5.7.

$$C_A = \frac{C_D - C_N * \sin\alpha}{\cos\alpha} \tag{5.13}$$

Si vede necessario sottolineare che calcolare il C_N corrisponde a calcolare un C_L considerando esclusivamente il contributo dovuto alle prese di pressione, trascurando quindi quello derivante dal C_D; in generale questa formulazione può risultare comunque una buona approssimazione del coefficiente di portanza, specialmente in casi a basso Re, in cui il contributo del coefficiente di resistenza è minimo. Nonostante ciò in questo lavoro si è preferito calcolare comunque un C_L più accurato, tenendo così conto anche del minimo contributo dovuto alla resistenza, la quale ci si aspetta che non andrà a modificare in modo marcato la curva $C_L - \alpha$; inoltre è necessario specificare che, poiché le prese di pressione installate sul modello sperimentale non coprivano l'intera corda del profilo, è stato necessario ricostruire la distribuzione di pressione nella regione prossima al TE. Tale procedura sarà sia descritta, che discussa, nel Capitolo 6, è stata utilizzata per la valutazione dell'influenza della porzione di corda non misurabile sperimentalmente sul calcolo dei coefficienti aerodinamici.

5.3.1 Correzione dati per effetto di bloccaggio

Dal momento che il modello occupa una porzione non indifferente della camera di prova, nella galleria del vento, si ha il fenomeno definito come **bloccaggio**; dal momento che il modello occupa una parte dell'area della camera, disponibile al passaggio del flusso, la corrente d'aria è costretta ad accelerare, nelle regioni circostanti al modello, in modo da poter soddisfare la conservazione della portata.
Questo effetto è specialmente presente nella zona del Suction Side [10] in quanto il profilo che si sta analizzando non è simmetrico, ed è più curvo in questa parte, ciò comporta che la distanza tra il modello fisico ed il bordo della galleria sia minore, perciò se la sezione (A) si riduce la velocità (V) dell'aria deve aumentare per via della conservazione della portata (Q) 5.14

$$Q = A * V \tag{5.14}$$

Questo effetto è quindi presente, in questo caso, anche per AOA 0° ed aumenta al crescere dell'angolo di attacco, in quanto il modello ruotando si avvicina sempre di più al bordo della galleria, pertanto la superficie (A) si continua a ridurre e la (V) ad aumentare, come in figura 5.4[11]; per il Pressure Side

[9] Da ricordare che in questo caso specifico P_{stat}n e P_{tot} sono sempre delle altezze di fluido manometrico, non delle pressioni

[10] La parte superiore del profilo

[11] La figura rappresenta l'esatta proporzione tra il modello e la galleria ad eccezione della lunghezza, qui ridotta per motivi pratici

[12] si ha lo stesso fenomeno ma molto meno rilevante in quanto le prese di pressione, siccome il profilo aumenta l'angolo di attacco ruotando verso l'alto 6.2 sono prima del convergente[13] fittizio creato tra il TE ed il bordo della galleria. Per le prese superiori, poste dopo il convergente creato tra il LE ed il bordo della galleria, questo fenomeno cambia considerevolmente i risultati ottenuti.

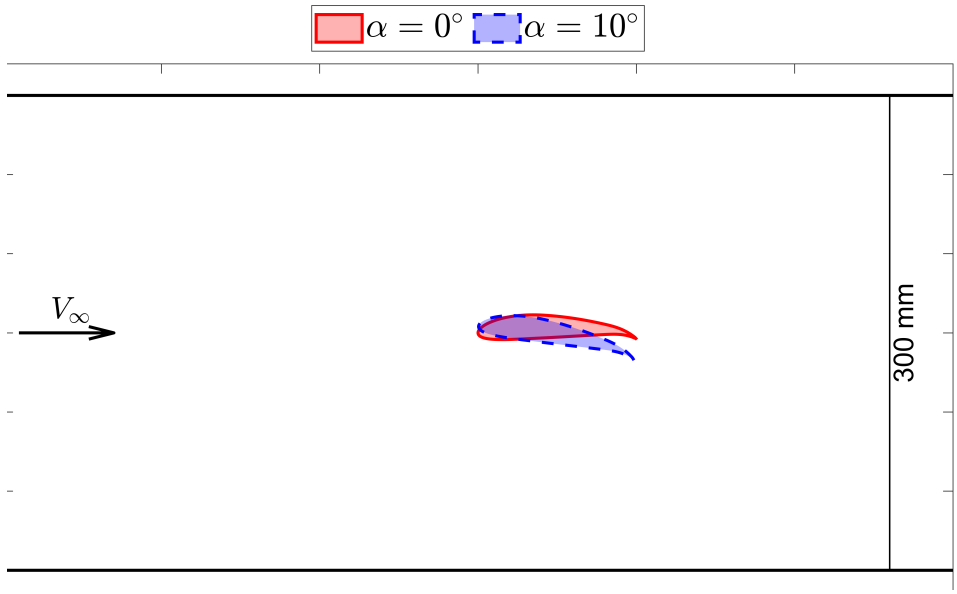


Figura 5.4: Schema proporzionato modello-galleria, profilo a 0° e 10°

Il coefficiente di bloccaggio è, perciò, calcolato come:

$$\epsilon = \frac{A_{coll-mod}}{A_{gall}} \tag{5.15}$$

dove $A_{coll-mod}$ è la sezione collaborante del modello a una certa x/c, ciò tiene conto sia della rotazione all'aumentare degli AOA, sia della posizione lungo la corda, mentre A_{gall} è la sezione della camera di prova; nella tabella 5.1 si possono osservare i coefficienti ϵ calcolati per tutti gli AOA nel caso Re=37000 con trip, il caso che verrà approfondito nel capitolo successivo.

AOA	ϵ
0	0,0534
1	0,0549
2	0,0589
3	0,0630
4	0,0671
5	0,0714
6	0,0757
7	0,0800
8	0,0845
9	0,0890
10	0,0935

Tabella 5.1: Coefficienti di bloccaggio ϵ, caso Re=37000 con trip

Dopodiché si può correggere il vettore delle V_{inf} misurate sperimentalmente considerando che questo contiene già le velocità accelerate $V_{inf} = V_{corr}(1 + \epsilon)$, da cui

[12] La parte inferiore del profilo
[13] Quando si restringe la sezione di una zona della galleria del vento in modo da accelerare il flusso d'aria

$$V_{corr} = \frac{V_{inf}}{(1+\epsilon)} \tag{5.16}$$

A questo punto si possono effettuare nuovamente tutti i calcoli di pressione dinamica (q), $C_{P-upper}$, $C_{P-lower}$ e di conseguenza dei coefficienti aerodinamici C_L e C_D; ci si aspetta, quindi, una differenza considerevole tra la curva del $C_{P-upper}$ base e quella corretta, una minima variazione, invece, per quelle del $C_{P-lower}$.

Capitolo 6

Confronto tra risultati sperimentali e modello numerico

Durante il test in galleria del vento, del modello 3D, sono stati presi più set di dati, in particolare si è scelto di studiare quelli ottenibili alla velocità massima, $Re = 37000$, e quelli a circa l'80% di questa, $Re = 29000$. Per le stesse configurazioni è stato impiegato, successivamente, un dispositivo di trip dello strato limite, esso aveva lo scopo di forzare la transizione dal regime laminare a quello turbolento in una posizione prefissata lungo la corda del profilo [1]; con questo stratagemma si ottiene in genere un aumento della resistenza viscosa, dovuto alla maggiore estensione dello strato limite turbolento, ma può ritardare e ridurre i fenomeni di separazione dello strato limite con il profilo, inoltre simula le condizioni operative nelle quali il flusso reale risulta principalmente turbolento.
Il trip utilizzato sul modello è stato ricavato usando una sottile striscia di carta abrasiva sagomata con bordo zigrinato, applicata poi a circa il 15% della corda, tra la prima e la seconda presa di pressione; è importante sottolineare che il modello sperimentale è lo stesso, sono state prima realizzate le prove per il caso base (si ricorda che il profilo è NACA-4415 con camber morphing e flap di 10° equivalente), dopodiché è stato montato, sullo stesso, il trip fisico.
La configurazione con Re=37000 e trip è stata scelta come caso di riferimento in quanto caratterizzata dal Reynolds più elevato disponibile e da una transizione controllata dello strato limite, sono proprio queste condizioni che garantiscono la miglior qualità dei dati sperimentali e la maggiore confrontabilità con i risultati numerici; è necessario sottolineare che anche gli altri casi sono stati analizzati con la stessa metodologia di quello Re=37000 trip, pertanto si attueranno dei confronti tra loro sempre all'interno di questo stesso capitolo.

6.1 Analisi dettagliata del caso Re=37000 con trip

Di seguito verranno analizzati nello specifico tutti i grafici significativi prodotti tramite il codice MATLAB, il mezzo utilizzato per l'analisi dei dati sperimentali ottenuti in laboratorio.
Prima di procede è importante sottolineare alcune modifiche, necessarie, che sono state fatte al sistema di misura:

- **Rimozione presa a 0.2c**: Durante il post processing dei dati di pressione è stato riscontrato che la presa posta a 0.2c restituiva valori totalmente fuori scala, sia nel Suction Side che nel Pressure Side, dal momento che essa rappresentava l'unico outliner è stato deciso di eliminarla dai calcoli finali;
- **Prese non funzionanti Wake Rake**: Durante l'acquisizione dei dati di laboratorio si è notato che alcune prese del wake rake non erano collegate, seppur presenti; per questo motivo all'interno del codice si è semplicemente ignorata la loro esistenza andando, quindi, a considerare esclusivamente la distanza reciproca tra le prese del rake funzionanti.

[1] Normalmente la transizione dipende dalle condizioni i prova e può variare con il Re e con la turbolenza del flusso in questione

6.1.1 Distribuzione di Cp

Si parte innanzitutto con la distribuzione di C_P lungo la corda, questa è stata ottenuta dalla misura diretta delle altezza di fluido sul multi-manometro collegato alla galleria del vento, in laboratorio. La figura 6.1 mostra gli andamenti, per tutti gli AOA da 0° a 5°, dei coefficienti di pressione, la linea rossa sottile e blu sottile indicano rispettivamente il $C_{P-upper}$ e il $C_{P-lower}$ calcolati tramite xfoil, e presi come riferimento. La linea rossa spessa e blu spessa indicano invece i $C_{P-upper}$ e $C_{P-lower}$ calcolati tramite i dati sperimentali, per questo motivo partono da 0.05c e terminano a 0.8c (esattamente le posizioni della prima e dell'ultima presa di pressione disponibili).

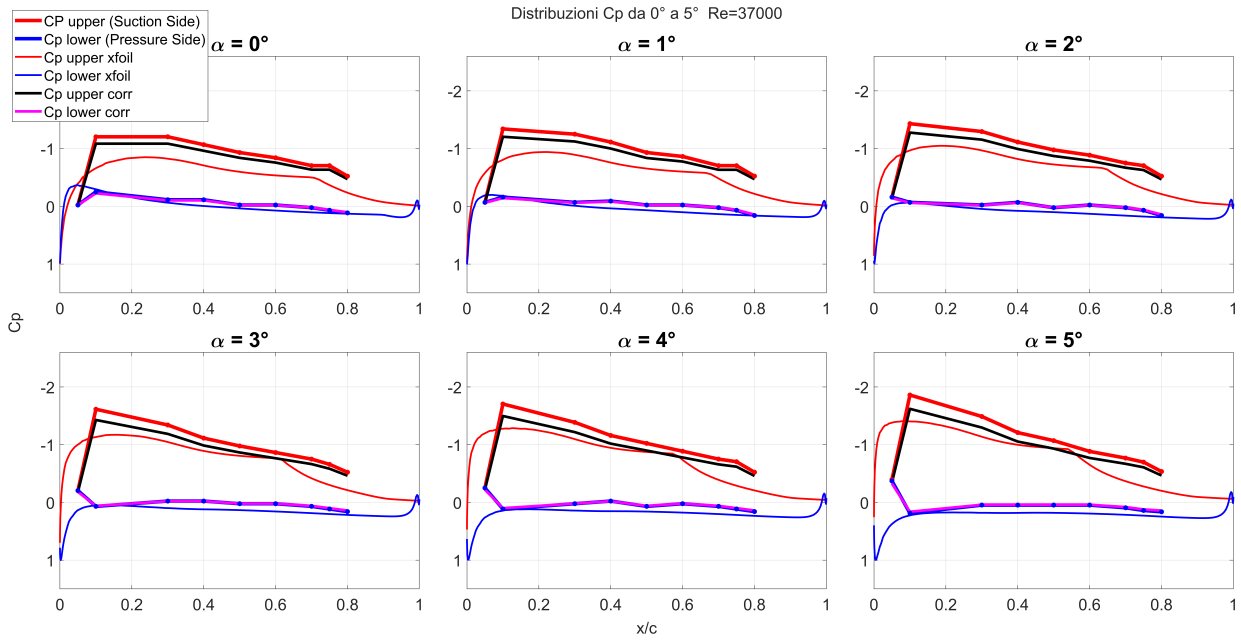


Figura 6.1: Coefficienti di pressione da 0° a 5°, confronto curve xfoil, sperimentali e sperimentali corrette dal bloccaggio

Si hanno infine le ultime due curve, una nera e una magenta, che indicano i $C_{P-upper}$ e $C_{P-lower}$ ottenuti tramite i dati sperimentali e corretti andando a considerare l'effetto di bloccaggio [2], dovuto alla dimensione del modello rispetto alla galleria utilizzata, che causa un aumento della velocità, specialmente sul Suction Side, e, di conseguenza, un innalzamento della curva rispetto al suo valore reale [3].

[2] Il modello ha dimensioni eccessive rispetto alla camera di prova

[3] Da notare che il grafico di C_P ha asse y invertito, l'aumento di velocità causa una maggiore depressione del lato superiore e quindi pressioni ancora più basse, perciò curva più in alto

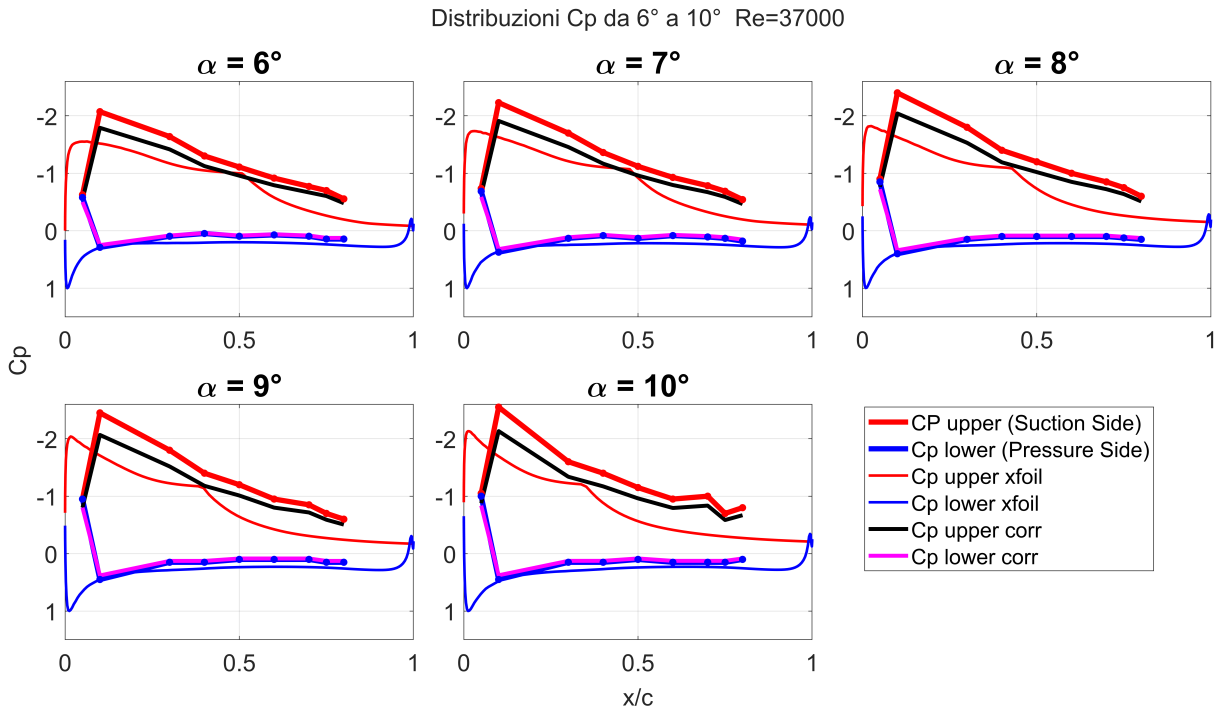


Figura 6.2: Coefficienti di pressione da 6° a 10°, confronto curve xfoil, sperimentali e sperimentali corrette dal bloccaggio

Da sottolineare come gli andamenti delle curve sperimentali, soprattutto quelle corrette, siano molto simili a quelli stimati da XFOIL; per il $C_{P-upper}$ si può notare come al crescere dell'angolo d'attacco la curva nera si avvicini sempre di più a quella rossa sottile mentre, per il $C_{P-lower}$, quella magenta, praticamente sovrapposta a quella blu spessa, sia estremamente vicina a quella numerica, addirittura congruente ad essa in diversi punti.
Al crescere dell'AOA si osserva un incremento del picco di depressione sul Suction Side, ciò comporta un aumento della differenza di pressione tra le due superfici e, quindi, un incremento significativo della portanza generata, un comportamento atteso ed ulteriormente accentuato dalla presenza del morphing con flap equivalente; per maggiore chiarezza i dati numerici delle curve Upper e Lower originali, non corrette con bloccaggio, sono riportate in appendice A.1 e A.2.

6.1.2 C_P con chiusura numerica al TE

Dal momento che le prese di pressione del modello terminano a x=0.8c, è stata valutata una procedura di estrapolazione del tratto finale della distribuzione di pressione, allo scopo di avere una curva di C_P da 0.05c fino al TE. Sono stati confrontati diversi approcci tra cui interpolazione spline, andamento guidato dai risultati XFOIL e convergenza lineare al valore medio tra le superfici, i primi due hanno mostrato comportamenti non fisicamente realistici nel tratto terminale della corda, i quali potrebbero essere stati causati sia dalle limitazioni associate ai bassi numeri di Reynolds, sia dell'elevata sensibilità della distribuzione di pressione locale, specialmente nel tratto del Pressure Side tra 0.95c e 1c in cui si verificano dei forti recuperi di pressione.
Per questa ragione è stata adottata come riferimento la convergenza lineare verso il valore medio al bordo d'uscita, condizione che impone il ricongiungimento dei coefficienti di pressione, delle due superfici, al TE nel punto medio, calcolato come media matematica dell'ultimo valore sperimentale disponibile [4]; questo approccio è coerente con la condizione di Kutta e con il limitato numero di informazioni sperimentali disponibili, evitando l'aggiunta di valori numerici arbitrari.
Si può notare nelle figure 6.3 e 6.5 come l'approssimazione del tratto medio si particolarmente azzeccata per il Suction Side, meno precisa per il Pressure Side ma comunque robusta nell'evitare oscillazioni lontane dal caso fisico.

[4] Quello della presa a 0.8c

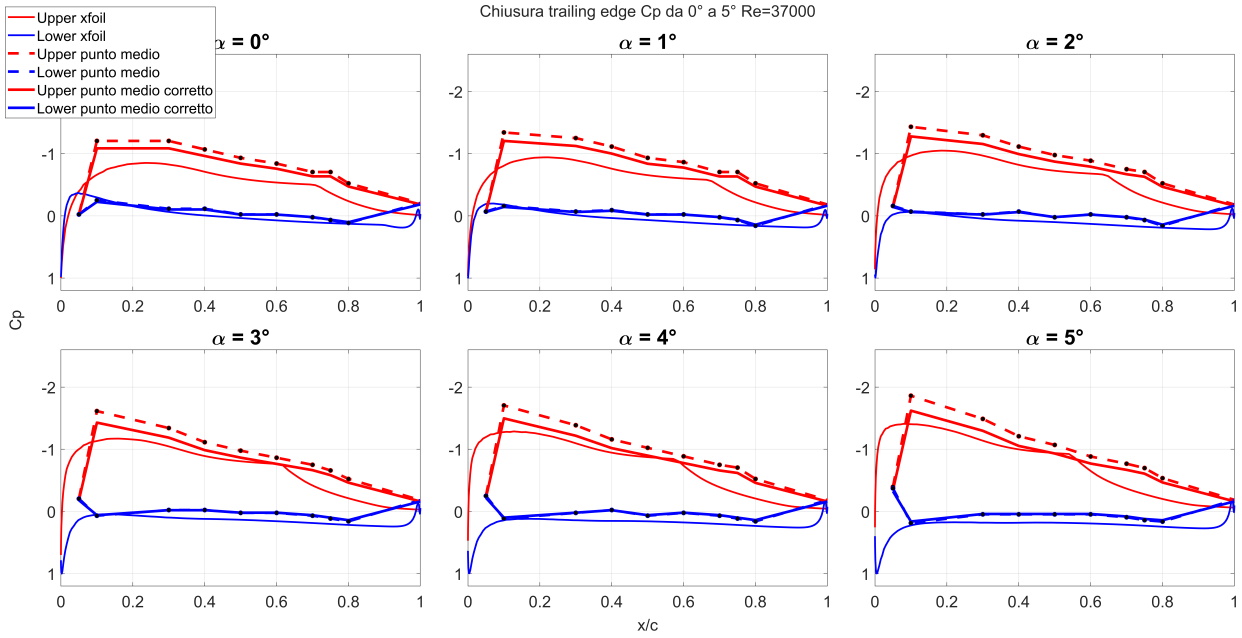


Figura 6.3: Coefficienti di pressione sperimentali, da 0.05 a 0.8c, chiusura al TE al valore medio, tratto 0.8-1c, da 0° a 5°, confronto curve xfoil, sperimentali e sperimentali corrette dal bloccaggio

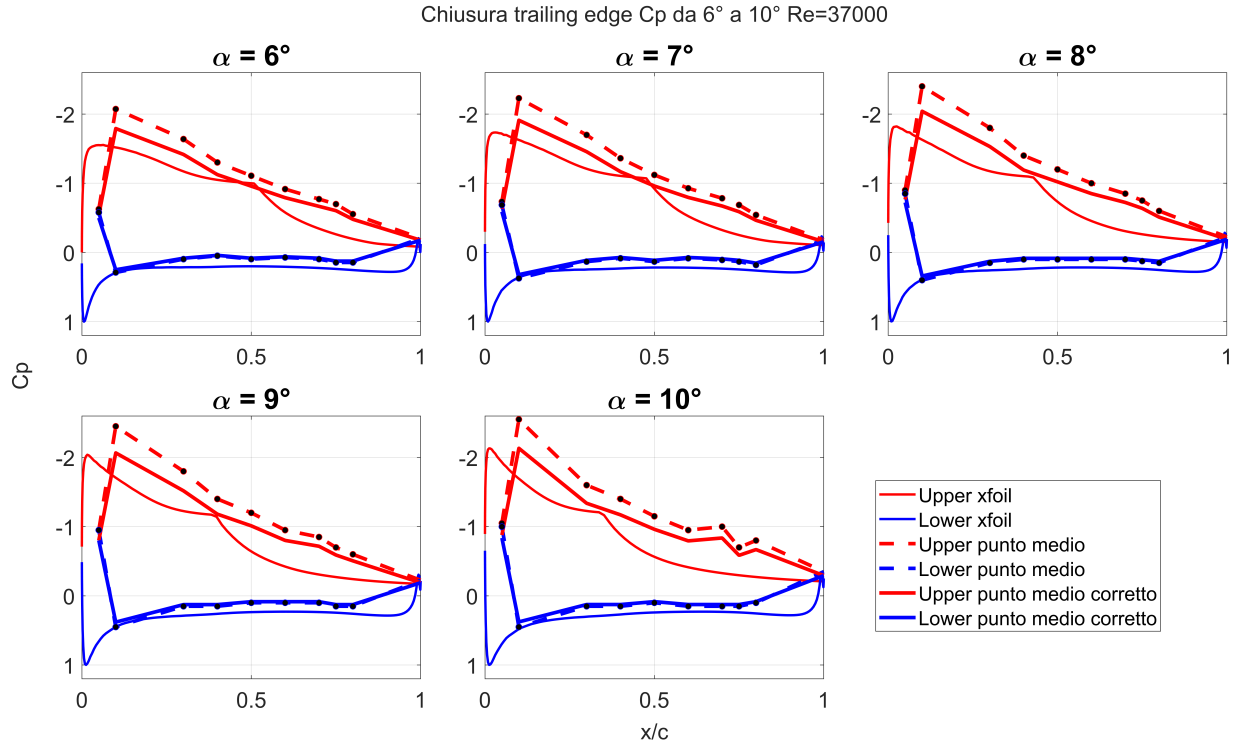


Figura 6.4: Coefficienti di pressione sperimentali, da 0.05 a 0.8c, chiusura al TE al valore medio, tratto 0.8-1c, da 6° a 10°, confronto curve xfoil, sperimentali e sperimentali corrette dal bloccaggio

6.1.3 Coefficiente di portanza C_L

La figura 6.5 presenta tutti casi in cui è stato calcolato il C_L, è doveroso chiarire che il riferimento principale è sempre la formula per il calcolo di C_L 5.7, del capitolo 5, ciò che cambia sono i dati di riferimento.
Gli andamenti sono perfettamente in accordo con la fisica, è infatti sensato vedere un incremento sempre maggiore delle curve all'aumentare degli angoli d'attacco; da notare che in questo caso esse

sono interrotte a 10° ancora durante la loro ascesa, in realtà il loro incremento dovrebbe procedere fino allo stallo (posto intorno ai 13°), dopo il quale si avrebbe la discesa.
La curva blu è quella calcolata mediante la formula di prima approssimazione del C_L, in cui non viene tenuto conto della correzione del C_D, calcolato tramite il contributo di C_P dovuto esclusivamente alle prese di pressione del profilo (5.9); è perfettamente sensato, quindi, che sia la maggiore tra le curve sperimentali, fino a 8°, in quanto non si tengono conto correzioni di alcun genere.
Come già spiegato in precedenza, per via del bassi Re, il contributo correttivo dovuto al C_D è minimo, per questo motivo la curva rappresentativa del C_L sperimentale corretto con il coefficiente di resistenza risulta quasi completamente sovrapposta alla precedente, linea rossa 6.5, solo a partire da 8° essa presenta un valore leggermente superiore a quella non corretta (linea blu).
Applicando anche la correzione che tiene conto del fenomeno del bloccaggio si ottiene la curva magenta, questa risulta la minore tra tutte in quanto il coefficiente di correzione risulta avere un impatto piuttosto elevato sui C_P, specialmente quelli del Suction Side, riducendoli, andando quindi a diminuire il ΔC_P e di conseguenza il coefficiente di portanza; è da sottolineare, inoltre, che in tutti questi casi sono stati utilizzati solamente i dati sperimentali, ossia quelli ottenuti dalle prese di pressione nell'intervallo 0.05c-0.8c.
Per quanto riguarda il caso della curva azzurra, invece, è stato utilizzato il set di dati di C_P ottenuto tramite la chiusura del TE, ossia dati sperimentali tra 0.05c e 0.8c e numerici tra 0.8c e 1c; il fatto che la curva azzurra sia maggiore della magenta è perfettamente sensato in quanto, quest'ultima, utilizza un intervallo più completo di C_P che portano un maggior contributo al C_L, sempre considerando le correzioni tramite C_D e bloccaggio. Si può notare come gli andamenti delle varie curve siano tutti piuttosto simili a quello calcolato tramite XFOIL, in nero; verranno considerati i dati della curva azzurra per i successivi confronti dei vari casi.

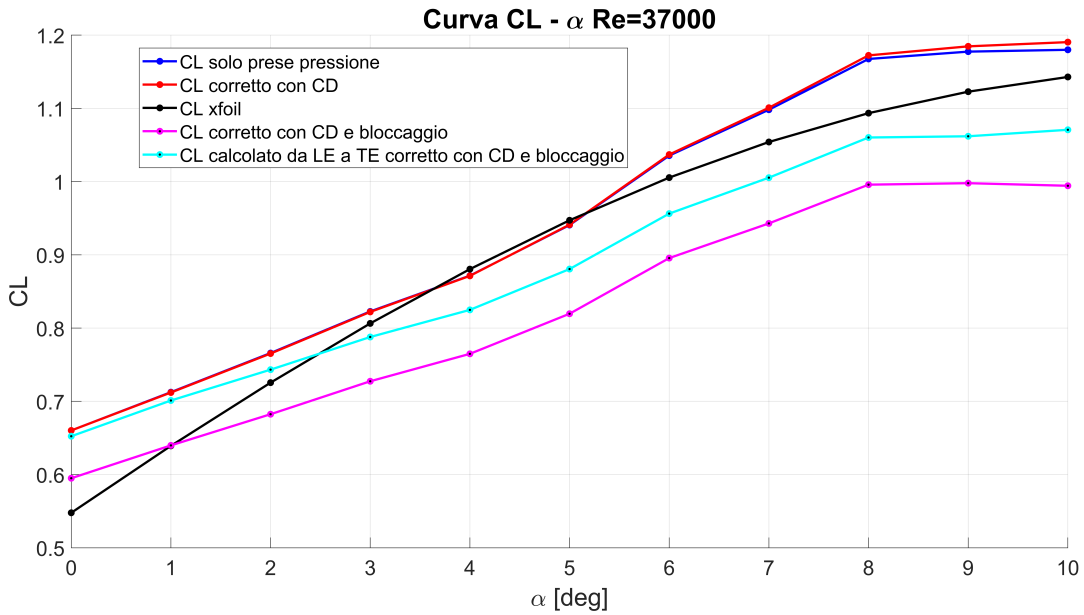


Figura 6.5: Coefficienti di portanza C_L, confronto curve xfoil, sperimentali solo prese di pressione, sperimentali corrette con contributo di C_D, sperimentali corrette con C_D+ bloccaggio e sperimentali chiuse a TE corrette con C_D+ bloccaggio

6.1.4 Analisi della scia tramite Wake Rake

Per poter calcolare il C_D è necessario disporre delle informazioni contenute nella scia, in particolare si è interessati alla zona definita **buco di quantità di moto**, una porzione della scia nella quale si nota una rientranza a forma di 'V' coricata, come mostrato nella fig.6.7; questa zona è originata dalla presenza stessa del profilo nel flusso d'aria, senza quest'ultimo si avrebbe una linea verticale e la quantità di moto del flusso indisturbato sarebbe costante. Proprio questa mancanza di energia, che è stata estratta dal profilo, è ciò che viene utilizzato per calcolare il coefficiente di resistenza aerodinamica

C_D, tramite l'equazione 5.10.Il wake rake, formato da un fitto numero di prese di pressione, serve appunto a calcolare con accuratezza dove finisca il tratto di flusso indisturbato, e quindi dove cominci il deficit di quantità di moto.
Nelle figure 6.7 e 6.8 sono presenti tutte le scie, catturate tramite il rake, per gli AOA da 0° a 10°, dal momento che sono state effettuate due misurazioni distinte [5], in galleria del vento, si avevano a disposizione due set di dati della scia, il 1° rappresentato dalla linea nera e il 2° dalla blu, per ogni angolo d'attacco; un esempio di set di dati, utilizzato per calcolare i grafici delle figure 6.7 e 6.8, lo si può vedere in figura 6.6, questi dati sono quelli chiamati con il nome h_{wake} nel calcolo del Δh della q_{wake}, eq.5.11, la quale è necessaria per l'ottenimento del rapporto $\frac{u}{V_\infty}$ e quindi del CD, eq.5.10.

	AOA | V														
N° colonna manometro	-------->	19	21	22	24	25	26	27	28	29	30	31	32	33	34	36
	0	8,6	8,6	8,8	11,2	10,9	9,6	8,8	8,8	8,8	8,6	8,6	8,6	8,6	8,6	8,4
	1	8,6	8,6	9	11,2	10,4	9	8,8	8,8	8,8	8,6	8,6	8,6	8,6	8,6	8,4
	2	8,6	8,6	9,4	11,2	9,9	8,8	8,8	8,8	8,8	8,6	8,6	8,6	8,6	8,6	8,4
	3	8,6	8,8	9,8	10,8	9,5	8,8	8,8	8,8	8,8	8,6	8,6	8,6	8,6	8,6	8,4
	4	8,6	9,2	10,6	10,2	9	8,8	8,8	8,8	8,8	8,6	8,6	8,6	8,6	8,6	8,4
	5	8,6	9,8	11,2	9,4	8,8	8,7	8,7	8,7	8,7	8,6	8,6	8,6	8,6	8,6	8,4
	6	8,8	11,2	11,4	8,8	8,6	8,6	8,6	8,6	8,6	8,6	8,6	8,6	8,6	8,6	8,4
	7	9,4	11,6	11	8,6	8,6	8,6	8,6	8,6	8,6	8,6	8,6	8,6	8,6	8,6	8,4
	8	10,2	11,6	10,5	8,6	8,6	8,6	8,6	8,6	8,6	8,6	8,6	8,6	8,6	8,6	8,4
	9	11,2	11,3	9,8	8,6	8,6	8,6	8,6	8,6	8,6	8,6	8,6	8,6	8,6	8,6	8,4
	10	11,6	11	9,4	8,6	8,6	8,6	8,6	8,6	8,6	8,6	8,6	8,6	8,6	8,6	8,4

Figura 6.6: Altezze colonne di fluido manometrico scia, set 1 del caso Re=37000 con trip

Tramite i due set è stato calcolato il valore medio, linea rossa, utilizzato successivamente per il calcolo del C_D, la linea azzurra, invece, rappresenta il valore medio filtrato nelle zone prima e dopo il deficit, in modo da avere dei valori meno oscillanti; secondo la fisica del fenomeno, infatti, quelle zone dovrebbero essere indisturbate e, quindi, delle linee verticali nel grafico, ogni oscillazione minima tra i dati, in quelle zone, è da attribuirsi a fattori esterni ed errori della strumentazione.

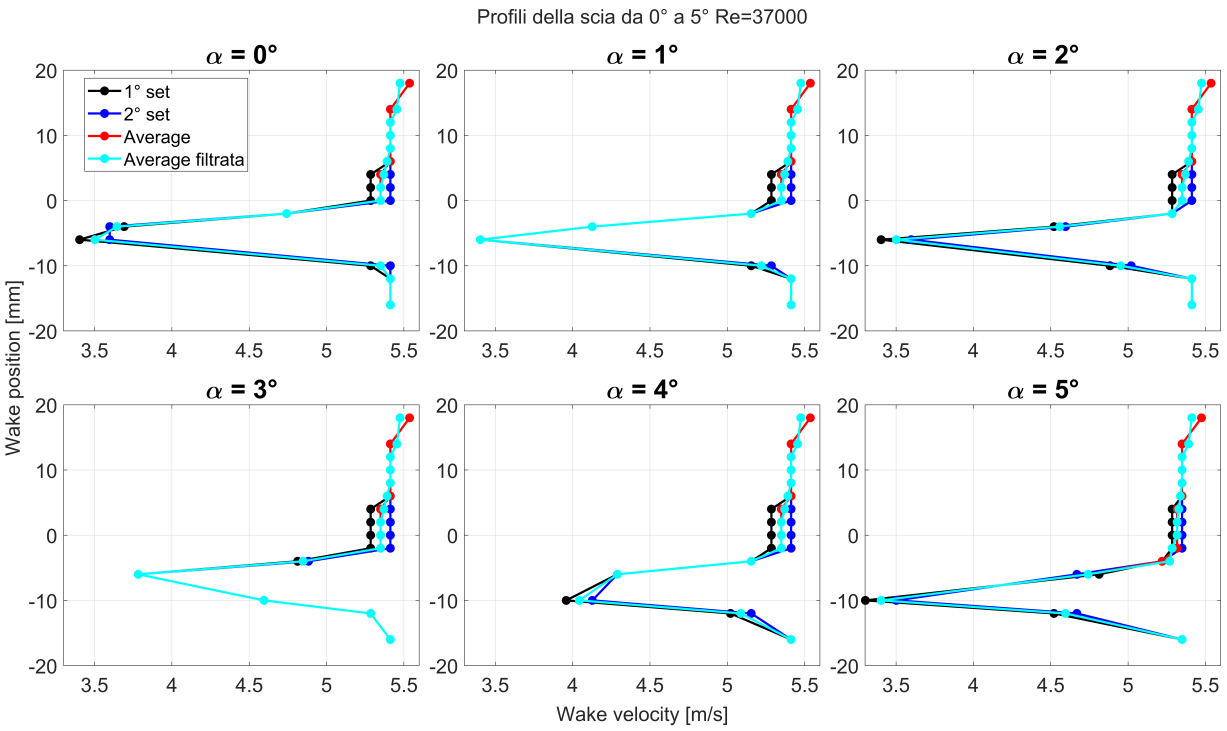


Figura 6.7: Wake Rake per AOA da 0° a 5°, set dati 1,2,mediato e mediato con valori filtrati

[5]Si ricorda che il modello aveva a disposizione 20 prese di pressione, 10 upper e 10 lower, ma la galleria disponeva solo di 10 attacchi totali, sono stati quindi presi due set di dati

Si può notare come il deficit di quantità di moto, all'aumentare degli AOA, si sposti sempre di più verso il basso, questa deviazione della scia è un comportamento normale del fenomeno, tuttavia risulta molto accentuato per via della geometria morphing con flap di 10° equivalente; per questo motivo si può notare che

- fino a 6° il deficit sia catturato completamente, ciò significa che il C_D si può calcolare in modo accurato tramite i dati sperimentali;
- a 7° si inizino a perdere delle informazioni, in quanto la prima presa del rake risulti essere subito immersa nella zona interessata; tuttavia i dati persi non sono eccessivi quindi possono essere ancora utilizzati;
- a 8° non sono state catturate quasi metà delle informazioni del deficit, a questo AOA il C_D si può ancora stimare ma non in modo accurato;
- 9° e 10° sono inutilizzabili per il calcolo di C_D.

Per questa ragione l'intervallo di AOA utilizzato per il calcolo del coefficiente di resistenza è stato 0°-7°; nel caso di modello con trip lo spostamento del deficit di quantità di moto è risultato più pronunciato rispetto al caso senza trip, nel quale, anche l'angolo di 8° risultava attendibile per il calcolo del C_D.

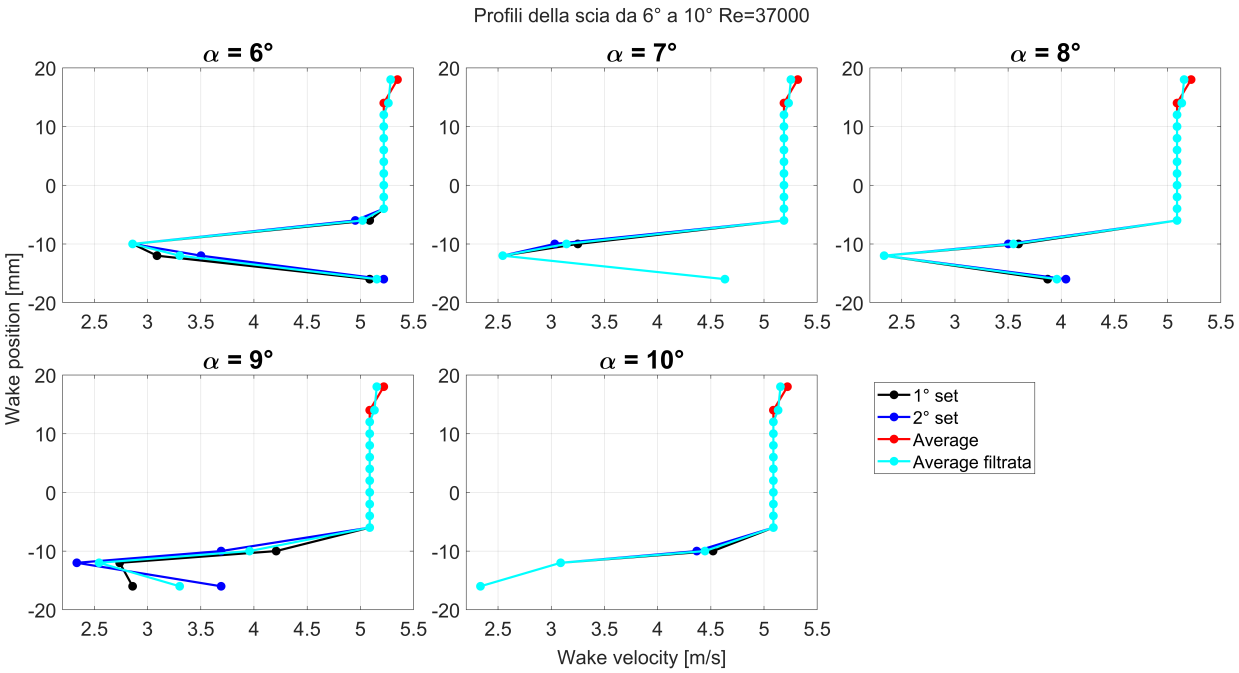


Figura 6.8: Wake Rake per AOA da 6° a 10°, set dati 1,2,mediato e mediato con valori filtrati

Anche in questo caso i valori numerici di u sono riportati in appendice, figura B.1.

6.1.5 Coefficiente di resistenza C_D

Il confronto tra i coefficienti di resistenza ottenuti sperimentalmente, curva blu, e quelli calcolati mediante XFOIL, curva nera, evidenzia un andamento qualitativamente coerente, con valori di C_D crescenti all'aumentare dell'angolo d'attacco; questo comportamento indica la buona capacità predittiva del software, il quale è in grado di riprodurre coerentemente la variazione del drag aerodinamico, perlomeno dal punto di vista qualitativo. Tuttavia, è opportuno notare che i risultati numerici risultino sistematicamente superiori rispetto a quelli misurati in galleria del vento 6.9; tale differenza può essere dovuta, principalmente, al metodo di calcolo del C_D, la cui accuratezza risulta influenzata dalla previsione della posizione di transizione, nonché dagli eventuali fenomeni di separazione, specialmente a bassi Re, come quelli considerati in questo studio.
La simulazione numerica considera, inoltre, una configurazione bidimensionale ideale, la prova sperimentale, per quanto sia stata condotta in modo da poter essere assimilabile a un caso 2D, risente

inevitabilmente degli effetti introdotti sia dall'apparato di misura, che dalle condizioni reali della galleria del vento; infine, dal momento che il C_D sperimentale è stato determinato tramite l'analisi del deficit di quantità di moto nella scia, una metodologia soggetta a incertezze sperimentali nonché influenzata dalle caratteristiche del flusso reale all'interno della galleria, nel complesso possiamo attribuire a tutti questi fattori la discrepanza tra dati sperimentali e quelli previsti da XFOIL.

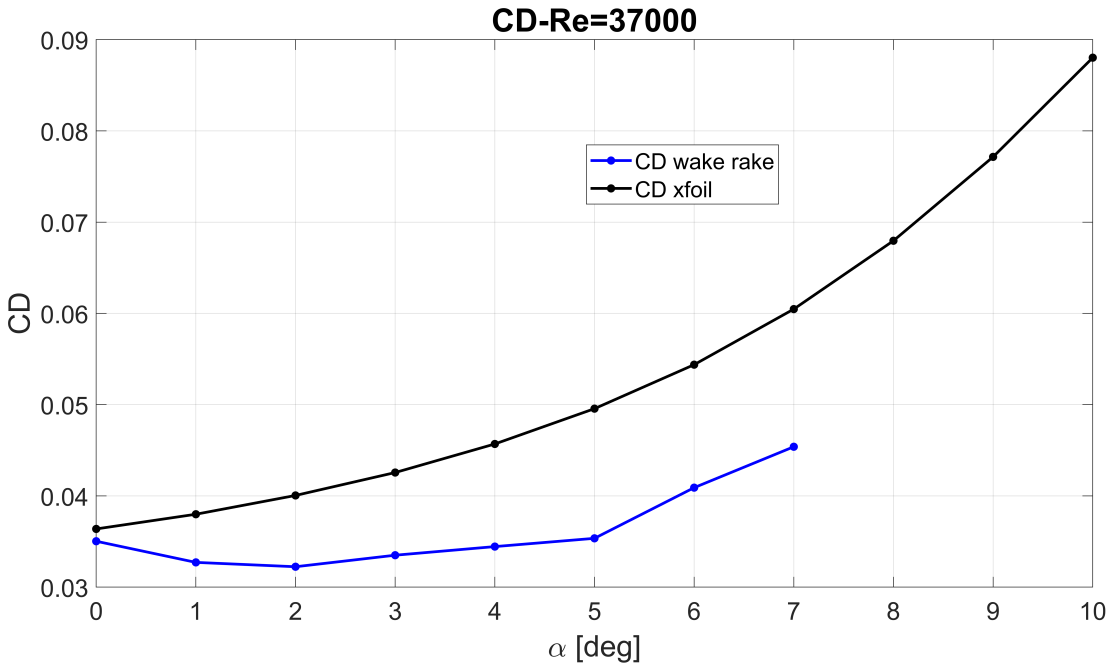


Figura 6.9: Coefficienti di resistenza C_D, confronto curve xfoil con dati fino a 7°

Infine, il coefficiente di resistenza sperimentale è stato ottenuto mediante integrazione del deficit di quantità di moto misurato dal wake rake, tecnica che può introdurre ulteriori incertezze legate alla risoluzione spaziale della misura e alla completa intercettazione della scia.

Nel complesso, la buona concordanza dell'andamento delle curve, unita alla limitata differenza nei valori assoluti, conferma comunque la capacità del modello numerico di descrivere in maniera soddisfacente il comportamento aerodinamico del profilo nelle condizioni investigate.

6.1.6 Polare aerodinamica

Il confronto tra le polari aerodinamiche ottenute sperimentalmente, curve blu (dati C_L corretti con C_D), magenta (dati C_L corretti anche con bloccaggio) e azzurra (dati di C_L calcolati fino a TE e corretti anche con bloccaggio), e tra quelle calcolate mediante XFOIL, curva nera, evidenzia una buona concordanza dal punto di vista qualitativo 6.10 per quanto riguarda l'andamento crescente C_L, emergono, invece, differenze più marcate sul tratto riguardante il C_D. In entrambi i casi il C_L cresce all'aumentare del C_D, come già visto nel paragrafo a lei dedicato, generando la tipica forma arcuata della polare aerodinamica, quella ottenuta numericamente risulta essere traslata verso valori di C_D superiori [6] e presenta un andamento curvo più regolare, ciò è dovuto alla maggiore concordanza dei coefficienti di resistenza numerici.
Al contrario, le polari sperimentali mostrano una lieve variazione di pendenza nella regione intermedia, comportamento manifestato nei C_D tra i 4° e i 6°, con una lieve rientranza verso C_D minori prima della successiva ripresa della crescita. Inoltre, poiché i valori sperimentali di C_D risultano essere sistematicamente inferiori rispetto a quelli numerici, l'intera polare sperimentale appare traslata verso sinistra nel piano $C_D - C_L$.
Nonostante tali differenze quantitative, entrambe le polari evidenziano la medesima tendenza generale, confermando quindi la capacità del modello numerico di descrivere correttamente il comporta-

[6] Perché i dati di C_D numerici sono maggiori di quelli sperimentali

mento aerodinamico del profilo, nonostante esso sottostimi le perdite viscose presenti nelle condizioni sperimentali reali.

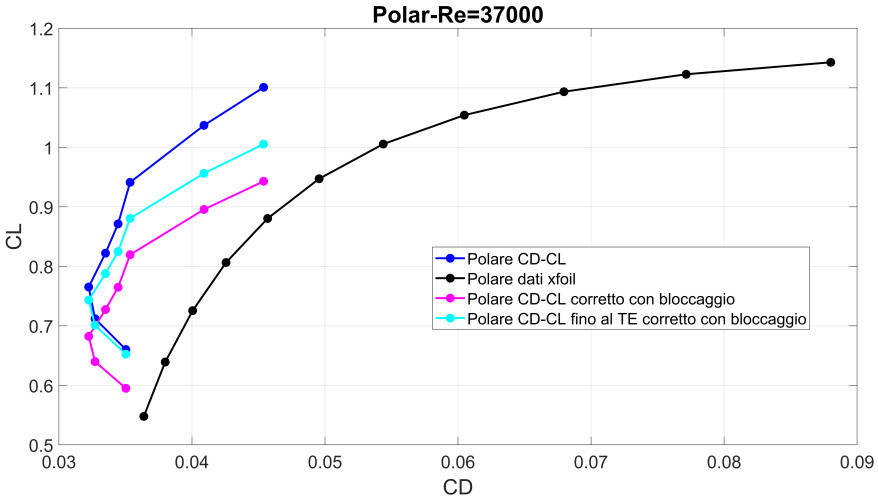


Figura 6.10: Polare aerodinamica, confronto curve xfoil, sperimentali, sperimentali con C_L corretto con C_D+ bloccaggio e sperimentali con C_L chiuso al TE corretto con C_D+ bloccaggio, le sperimentali calcolate fino a 7°

6.2 Confronto tra i casi a parità di numero di Reynolds, sia del modello base che di quello con trip fisico

Dopo aver analizzato nel dettaglio il caso del modello modificato con trip, caratterizzato da un numero di Reynolds pari Re=37000, esaminando singolarmente le distribuzioni di pressione (C_P), i coefficienti aerodinamici (C_L e C_D) ed i profili di scia al fine di sottolineare le principali caratteristiche del comportamento del profilo, risulta utile, ora, estendere tale analisi ad un confronto diretto tra le diverse condizioni operative investigate in galleria.
In questa sezione vengono paragonati, pertanto, i risultati ottenuti a Re=29000 e Re=37000, considerando contemporaneamente sia le configurazioni sperimentali di base e quelle munite di trip, sia i corrispondenti risultati numerici ottenuti tramite XFOIL. L'obiettivo non è quello di ripetere l'analisi dettagliata già svolta in precedenza, in quanto ogni singolo caso è stato trattato con la medesima metodologia, bensì evidenziare le differenze più significative legate all'influenza del Re e della transizione dello strato limite[7] sulle prestazioni aerodinamiche del profilo.
Con questo scopo vengono analizzati e confrontati, tra i vari casi, esclusivamente i principali parametri aerodinamici quali:

- **Il coefficiente di portanza**(C_L): considerando quelli dei casi con dati sperimentali, nell'intervallo 0.05c-0.8c, e chiusura numerica del TE, tra 0.8c-1c, corretti con C_D e tenendo conto dell'effetto dovuto al bloccaggio;
- **Il coefficiente di resistenza**(C_D): considerando il range di AOA in cui i wake rake erano utilizzabili, ossia 0°-8°, per i casi senza trip, 0°-7°, per quelli con trip;
- **L'efficienza aerodinamica** $\left(\frac{C_L}{C_D}\right)$ e **la polare aerodinamica**(curva $C_D - C_L$): calcolate utilizzando i C_L e C_D in questione.

L'obiettivo ultimo è quello di mettere in evidenza il grado di concordanza esistente tra risultati sperimentali e numerici, ottenuti nelle medesime condizioni, con gli andamenti generali osservati nelle diverse configurazioni.

[7] In un caso (senza trip) lasciata libera, nell'altro (con trip) controllata

6.2.1 Coefficiente di portanza C_L

L'andamento dei coefficienti di portanza a Re=29000 risulta coerente con il comportamento di un profilo NACA-4415 morphing che opera nel tratto lineare della curva $C_L - \alpha$[8]; tutte le configurazioni mostrano, infatti, una crescita pressoché monotona del coefficiente di portanza, all'aumentare dell'angolo d'attacco (AOA). In particolare possiamo notare, dalla figura 6.11, che le configurazioni dotate di trip possiedono valori di C_L superiori rispetto ai corrispondenti casi che ne sono sprovvisti; ciò avviene sia nelle simulazioni numeriche che nelle prove sperimentali. Tale comportamento è da attribuire alla transizione anticipata dello strato limite, da laminare a turbolento, che, come già detto, aumenta l'energia cinetica del flusso in prossimità della parete, ciò accresce la capacità di quest'ultimo nel contrastare i gradienti avversi di pressione, favorendo, quindi, il mantenimento dell'aderenza del flusso sul profilo.
La configurazione con trip, analizzata mediante XFOIL, fornisce i valori di portanza più elevati dell'intero confronto, mentre i dati sperimentali corrispondenti mostrano un andamento analogo ma leggermente inferiore; all'aumentare degli AOA, si può notare una riduzione progressiva della differenza tra le due curve, questo evidenzia una buona capacità del modello numerico di riprodurre il comportamento reale del profilo munito di trip.
Per quanto riguarda le configurazioni in cui la transizione è lasciata libera, quindi sprovvista di trip, i valori sperimentali risultano generalmente superiori a quelli ottenuti mediante XFOIL; in particolare, nel campo compreso tra circa 2° e 5° 6.11 si osserva un notevole avvicinamento tra le due curve dopo il quale, per AOA maggiori, il C_L sperimentale cresce più rapidamente, al punto da riuscire a raggiungere, in corrispondenza di 10°, valori confrontabili con quelli delle configurazioni dotate di trip. Nonostante, da parte del modello numerico, ci sia una corretta riproduzione dell'andamento generale della curva, gli scostamenti risultano, in questo caso, più evidenti rispetto alla configurazione con trip. Nel complesso si può, quindi, affermare che il confronto evidenzi come l'introduzione del trip determini, non solo, un incremento del C_L ma contribuisca anche a ridurre le differenze tra risultati numerici e sperimentali; ciò conferma che la transizione forzata dello strato limite, nel caso specifico studiato, rappresenti una condizione più facilmente modellabile da XFOIL rispetto alla transizione libera.

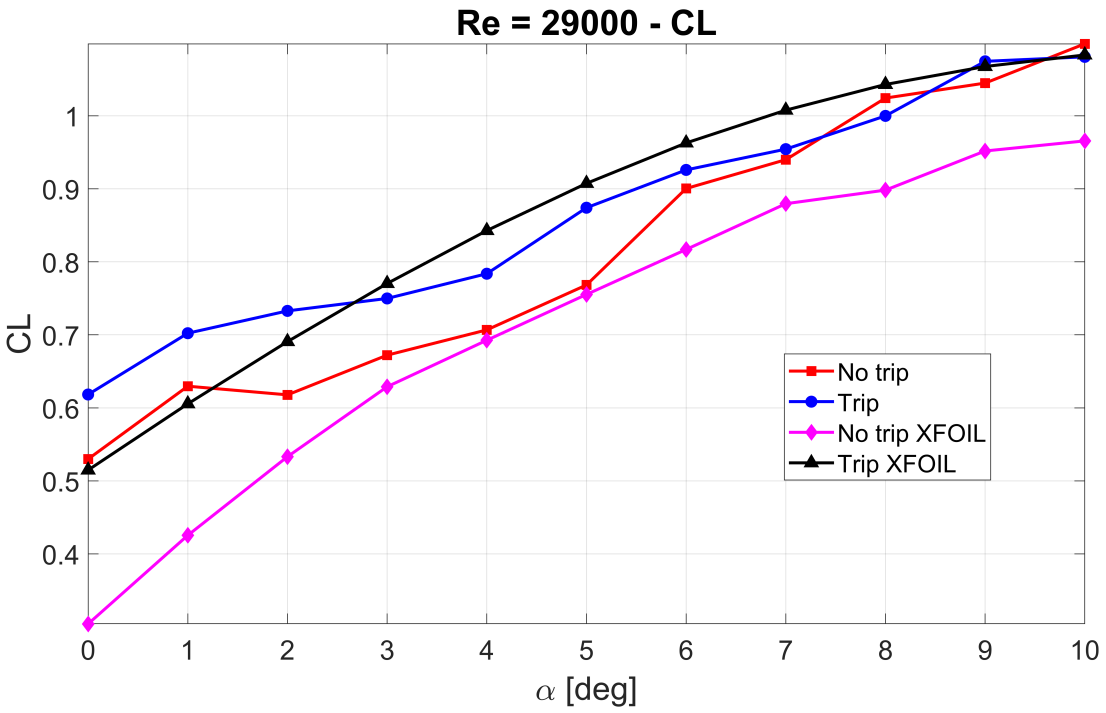


Figura 6.11: C_L per Re=29000, confronto tra caso sperimentale e numerico, sia del modello base che di quello con trip

[8]Dal capitolo 2 si era visto essere tra i -2° e i 13° circa

A differenza di quanto osservato per il caso a Re=29000, qui (in figura 6.12) le quattro curve tendono a convergere rapidamente già a bassi AOA, raggiungendo dei valori molto vicini tra loro in corrispondenza di circa 2°; per angoli d'attacco superiori emerge una netta separazione tra le due famiglie di andamenti.
Si hanno da un lato le curve relative alle configurazioni con trip, queste sono caratterizzate da una crescita completamente lineare, oltre che da un andamento, praticamente identico, tra risultati numerici e sperimentali; dall'altro le configurazioni sprovviste di trip presentano, invece, una tendenza crescente meno regolare, oltre a una maggiore dispersione dei valori che, tuttavia, si riuniscono al termine dell'intervallo studiato.
Nel complesso il confronto 6.12 suggerisce che, per il numero di Reynolds considerato, la presenza del trip abbia un effetto favorevole, permettendo di ottenere una migliore corrispondenza tra simulazione numerica e risultati sperimentali, mentre, i dati ottenuti da quelle che ne sono sprovviste, risultano maggiormente influenzati sia dai fenomeni di transizione che dalle condizioni operative della prova.

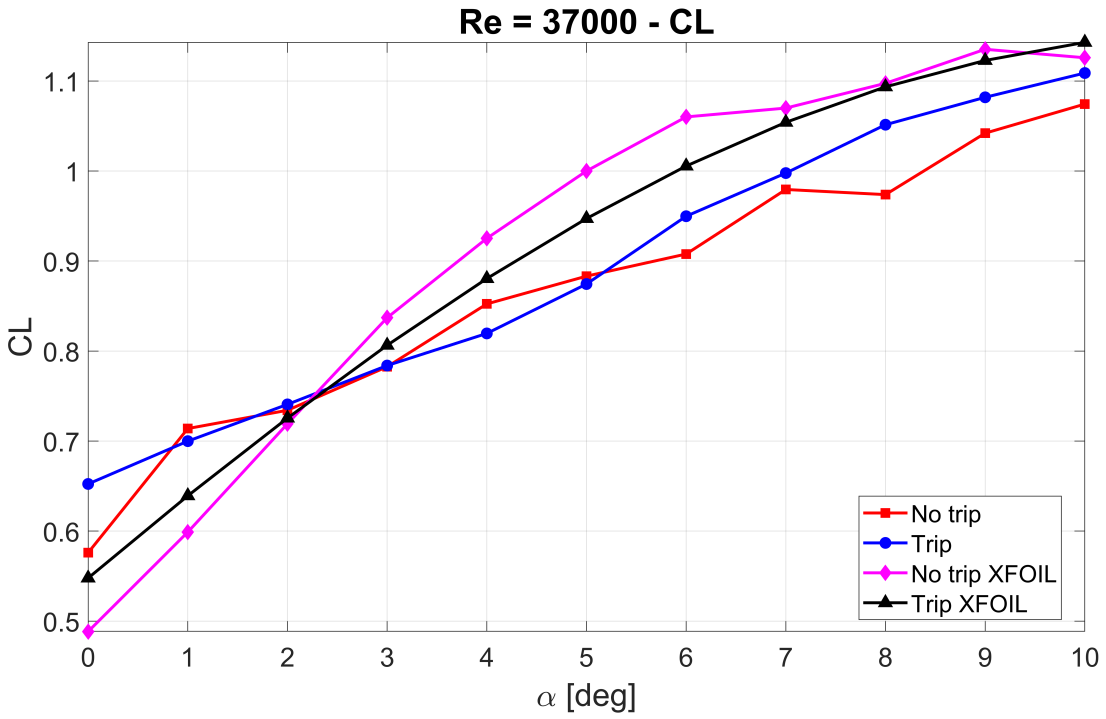


Figura 6.12: C_L per Re=37000, confronto tra caso sperimentale e numerico, sia del modello base che di quello con trip

6.2.2 Coefficiente di resistenza C_D

L'analisi dei coefficienti di resistenza denota, al contrario di quelli di portanza, una certa differenza tra l'andamento delle curve numeriche e quelle sperimentali.
I risultati ottenuti, per il caso Re=29000, mediante XFOIL mostrano, infatti, un comportamento crescente particolarmente regolare, come ci si aspetterebbe dalla teoria 6.13, ad eccezione che la curva magenta, quella del caso privo di trip, presenta valori più elevati di resistenza [9]. Il modello munito di trip fornisce valori di resistenza inferiori rispetto al caso senza trip, mantenendo uno scostamento (rispetto alla curva senza trip) dalla leggera tendenza crescente, all'aumentare degli AOA; tale comportamento suggerisce che, nelle condizioni studiate, la transizione forzata, dello strato limite, consenta di ridurre gli effetti associati a quella naturale, questo porterebbe a una previsione numerica complessivamente più favorevole, dal punto di vista della resistenza.
Le curve sperimentali 6.13 presentano, invece, un andamento meno uniforme, esse sono caratterizzate da oscillazioni locali e variazioni di pendenza che non trovano corrispondenza nei risultati numerici; nonostante ciò rimangono all'interno dello stesso ordine di grandezza. I dati ottenuti tramite la galleria

[9] Teoricamente la presenza di trip dovrebbe aumentare la resistenza viscosa

del vento mostrano, per l'appunto, una dispersione maggiore ed una minore regolarità, in particolare nella regione centrale, per angoli d'attacco tra i 2° e i 6°; questo comportamento è ancor più accentuato nei dati sperimentali del modello privo di trip, curva rossa, suggerendo una maggiore sensibilità del C_D alle incertezze dei dati reali, da notare però come al curva blu, caso con trip, abbia un andamento più uniforme e vicino alla realtiva curva numerica.
Si ricorda, inoltre, che il coefficiente di resistenza è stato ricavato tramite il metodo del **deficit di quantità di moto** nella scia, il quale utilizza le misure sperimentali ricavate dal wake rake; la presenza di alcune prese danneggiate, oltre che la difficoltà del rake nell'acquisire completamente la scia, dovuta alla forte deviazione dalla posizione centrale, per angoli d'attacco più elevati, hanno limitato il numero di valori sperimentali utilizzabili, ciò può aver contribuito alle oscillazioni osservabili nelle curve in questione; per questo motivo il confronto risulta principalmente significativo dal punto di vista qualitativo.

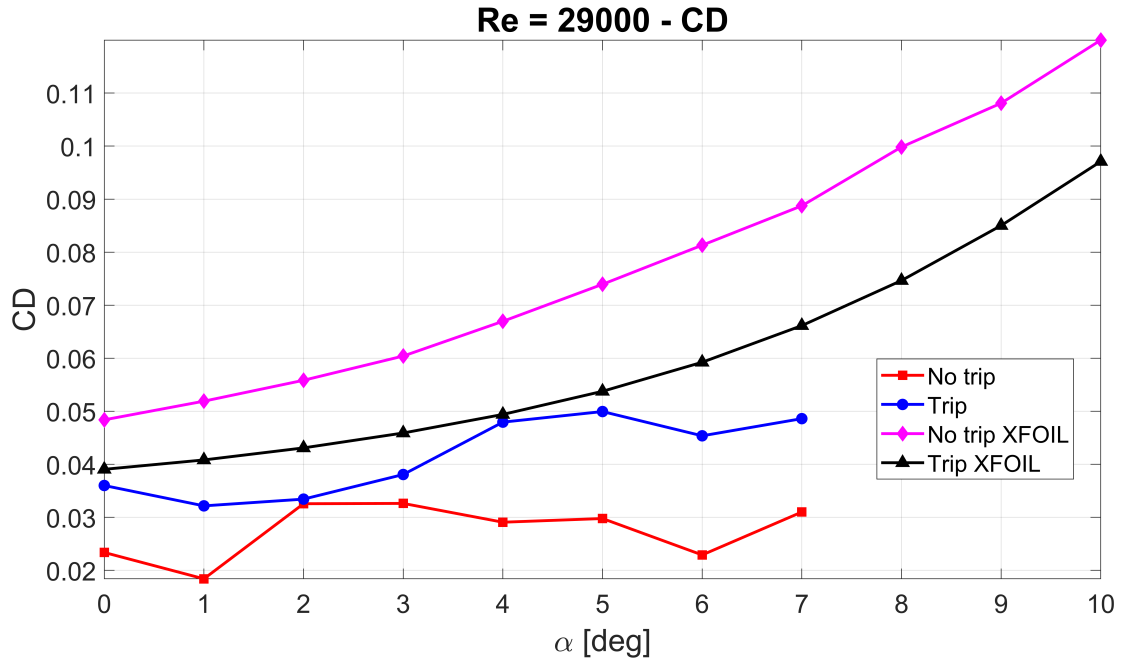


Figura 6.13: C_D per Re=29000, confronto tra caso sperimentale e numerico, sia del modello base che di quello con trip

Anche per il caso a Re=37000 l'andamento generale dei coefficienti di resistenza risulta coerente con quanto osservato in precedenza, sostanzialmente le curve rimangono nello stesso ordine; quelle ottenute mediante XFOIL mantengono, infatti, un comportamento regolare e monotono crescente, con il caso dotato di trip che continua a fornire i valori più bassi di C_D rispetto a quello del modello base, mentre quelle ottenute dai risultati sperimentali mostrano una maggiore dispersione 6.14.
In questo caso si può notare che, fino a circa 6°, le due curve numeriche risultino quasi sovrapposte, con differenze massime dell'ordine di 0,002, mentre ad AOA più elevati si osserva un progressivo aumento dello scostamento tra le due configurazioni, (fino ad un massimo di 0.01) pur conservando un andamento sostanzialmente parallelo.
La configurazione sperimentale con trip mantiene valori più elevati di C_D, coerentemente con qunto ci si aspetta, presentando una distribuzione dei dati migliore rispetto al caso a Re=29000; il caso senza trip, invece, mostra alcune oscillazioni locali più brusche rispetto al caso precedente, queste lo portano temporaneamente ad avvicinarsi a valori molto bassi di C_D. Il confronto conferma, nonostante tali variazioni, la presenza di una tendenza qualitativa coerente tra le diverse configurazioni analizzate, i dati numerici mostrano una maggiore uniformità rispetto a quelli sperimentali, i quali sono maggiormente influenzati dalle incertezze associate alla misura del C_D, in questo caso anche la curva blu risulta più omogenea, sintomo del fatto che la transizione forzata abbia aiutato nella stabilizzazione delle oscillazioni.

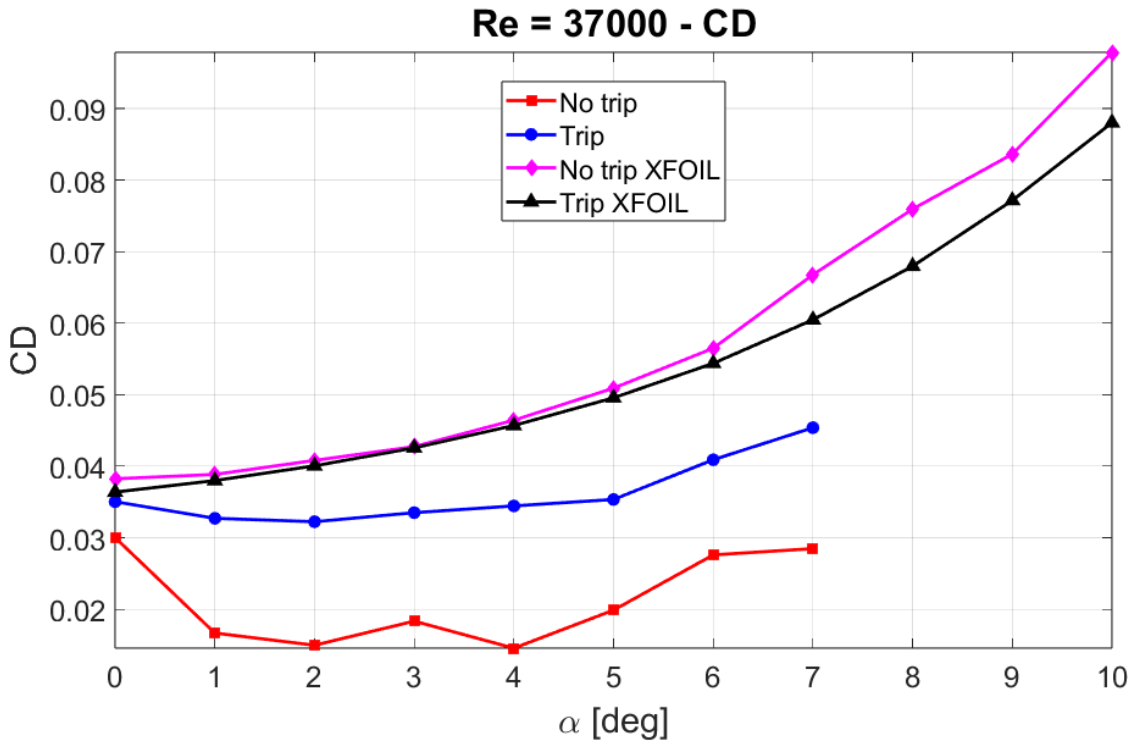


Figura 6.14: C_D per Re=37000, confronto tra caso sperimentale e numerico, sia del modello base che di quello con trip

Efficienza aerodinamica $\frac{C_L}{C_D}$

L'osservazione dell'efficienza aerodinamica ($\frac{C_L}{C_D}$) evidenzia la presenza di differenze più marcate tra le varie configurazioni, rispetto a quanto osservato nei grafici del solo C_L 6.15.
Si può notare come le due curve ottenute numeriche presentino un andamento regolare, caratterizzato da un'ascesa iniziale dell'efficienza, fino a un massimo a 3°-4° circa, seguita da una successiva diminuzione ad AOA più elevati; si osserva che, in particolare, la configurazione con trip, linea nera, mostra i valori più elevati mentre, il caso senza trip, magenta, mantiene un comportamento analogo ma con valori inferiori.
Le curve sperimentali mostrano, invece, una dispersione maggiore, conseguenza delle oscillazioni del C_D, nonostante ciò la configurazione con trip, in blu, conserva comunque un andamento qualitativamente simile a quello previsto dalla simulazione numerica, presentando valori di efficienza praticamente identici nel tratto 4°-5°; la curva del caso senza trip, rossa, risulta invece la più irregolare ed oscillatoria tra quelli analizzati, con variazioni locali che ne determinano numerosi cambiamenti di pendenza, rendendola, per via del C_D minore, la curva dai valori maggiori di efficienza.
Si arriva dunque ad affermare che il confronto suggerisca una previsione più stabile delle prestazioni aerodinamiche dovute ai risultati numerici, denotando come quelli sperimentali risentano, in modo più accentuato, delle incertezze associate alla determinazione del C_D, anche in questo caso la somiglianza maggiore, numerico-sperimentale, si ha per le curve con trip.

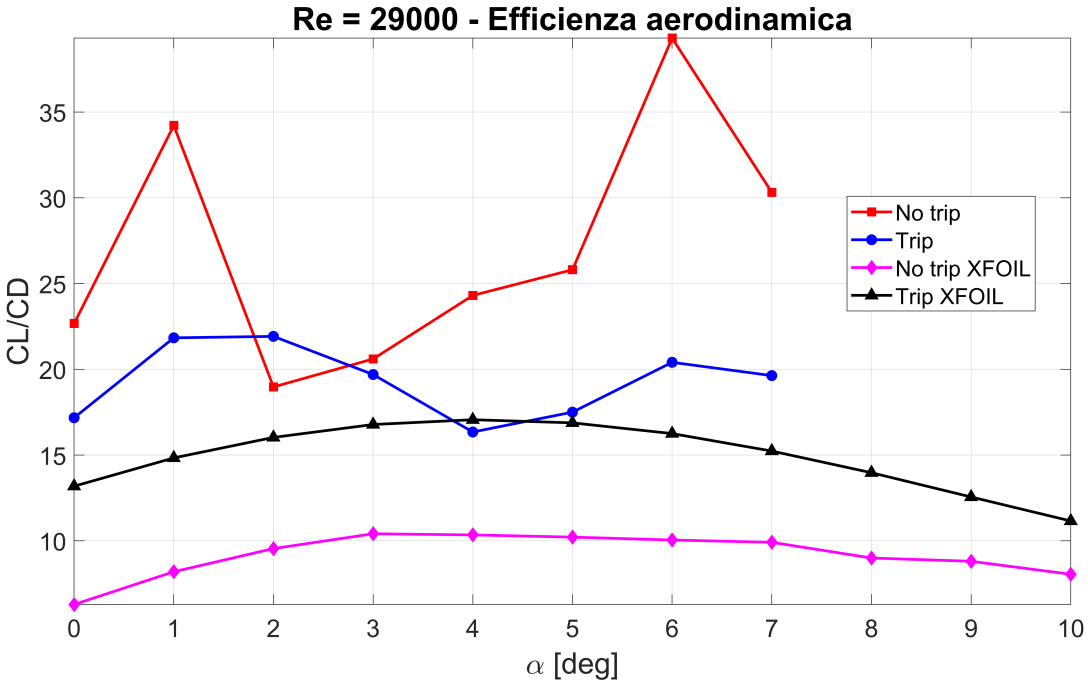


Figura 6.15: Efficienza aerodinamica per Re=29000, confronto tra caso sperimentale e numerico, sia del modello base che di quello con trip

Per il caso a Re=37000, figura 6.16, si evidenzia una buona coerenza qualitativa tra risultati numerici e sperimentali, in questo caso le curve ottenute numericamente risultano molto vicine tra loro, con la tendenza alla sovrapposizione in diversi punti, e presentano entrambe un andamento regolare caratterizzato da incremento iniziale, fino a 4°, seguito successivamente da una discesa graduale ad AOA maggiori.
I dati ottenuti sperimentalmente mostrano comunque una maggiore dispersione, dovuta sempre alle oscillazioni osservabili nel C_D, in questo caso la configurazione senza trip, rossa, presenta un andamento ancora più irregolare, con variazioni locali che producono una curva non perfettamente monotona; nonostante ciò, il valore massimo di efficienza viene raggiunto in corrispondenza di 4°, esattamente come nelle simulazioni numeriche sia di questo caso che di quello a Re=29000, appena discusso. Tale risultato è, inoltre, particolarmente significativo poiché conferma quanto osservato durante le analisi preliminari [10], nelle quali l'intervallo compreso tra 3° e 4° era già emerso come la regione di funzionamento più favorevole. La curva sperimentale con trip, blu, presenta valori più bassi di $\frac{C_L}{C_D}$ rispetto a quella rossa, essa però mantiene un andamento complessivamente regolare e una tendenza quasi identica al corrispettivo numerico, con massimo ottenuto intorno a 5°.
Complessivamente si può affermare che, il confronto, abbia evidenziato come le simulazioni e le prove sperimentali individuino, entrambe in maniera concorde, la zona di massima efficienza del profilo, pur mostrando differenze quantitative dovute principalmente, come già spiegato, alla diversa stima del coefficiente (C_D).

[10] Svolte a fine capitolo 2, il confronto tra coefficienti del profilo NACA-4415 con flap e con morphign equivalente

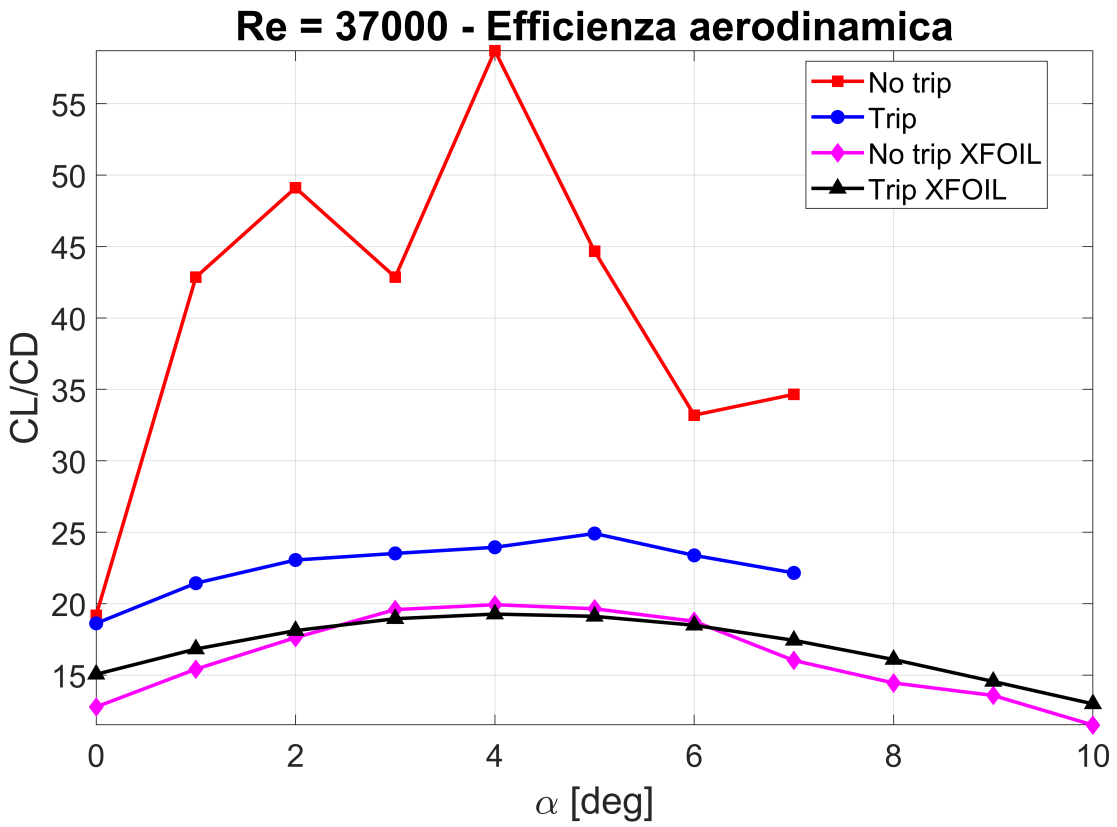


Figura 6.16: Efficienza aerodinamica per Re=37000, confronto tra caso sperimentale e numerico, sia del modello base che di quello con trip

Polare aerodinamica

L'analisi delle polari aerodinamiche conferma le considerazioni effettuate dal singolo studio dei coefficienti di portanza e resistenza, le curve numeriche risultano caratterizzate da un andamento regolare e monotono crescente, con la configurazione dotata di trip, curva nera, che occupa la posizione più a sinistra del diagramma 6.17; ciò evidenzia valori di C_D inferiori a parità di portanza, rispetto alla configurazione senza trip, linea magenta, la quale mantiene una forma analoga che risulta semplicemente traslata verso valori maggiori di (C_D), con uno scostamento che tende a diminuire leggermente ad AOA più elevati.
Le polari sperimentali presentano, invece, una dispersione maggiore, questa è la conseguenza diretta dovuta alle oscillazioni osservate nei coefficienti di resistenza; in particolare si osserva che la configurazione senza trip, linea rossa, mostra un andamento irregolare caratterizzato da oscillazioni locali molto ampie, le quali producono una traiettoria a zig-zag nel piano $C_D - C_L$.
La configurazione con trip, linea blu, nonostante le irregolarità presenti, risulta comunque più ordinata rispetto alla rossa, essa mantiene, infatti, una crescita del C_L associato a un incremento progressivo della resistenza, evidenziando così un comportamento qualitativamente più simile a quello previsto dalla simulazione numerica 6.17, alla quale si avvicina nel tratto centrale.
Nel complesso si può affermare che, pur in presenza di sostanziali differenze quantitative tra simulazioni e prove sperimentali, le polari aerodinamiche, consentono di individuare le tendenze principali, ottenute delle diverse configurazioni, confermando una maggiore somiglianza per il caso dotato di trip.

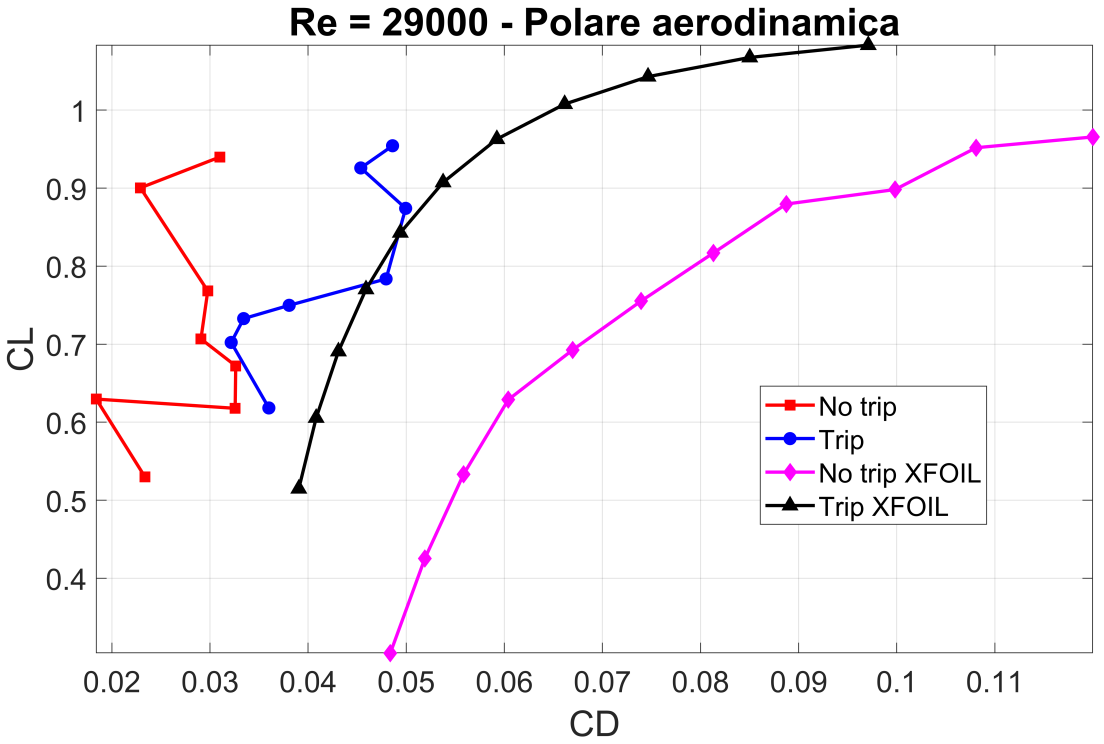


Figura 6.17: Polare aerodinamica per Re=29000, confronto tra caso sperimentale e numerico, sia del modello base che di quello con trip

Le polari ottenute per Re=37000 6.18 mostrano un comportamento complessivamente coerente con quanto osservato nell'analisi dei coefficienti aerodinamici, risultando una versione un decisamente più accurata rispetto al caso precedente.
Le curve numeriche (sempre nera e magenta), in questo caso, occupano la regione più a sinistra del diagramma, risultando molto vicine tra loro lungo tutto l'intervallo considerato; in diversi punti le due configurazioni tendono quasi a sovrapporsi, evidenziando le contenute differenze e confermando che, nelle condizioni analizzate, l'effetto sulle prestazioni dovuto alla transizione forzata, previsto dal modello numerico, risulti limitato.
Le curve sperimentali mostrano, invece, una maggiore dispersione tra loro, risultando in due linee totalmente distinte, in particolare la configurazione senza trip, curva rossa, evidenzia alcune oscillazioni locali che interrompono la regolarità del suo andamento; il caso con trip, blu, mostra, al contrario, una tendenza uniforme caratterizzata da una crescita progressiva del C_L, in generale questa curva risulta meno oscillatoria e molto più vicina alla controparte numerica, rispetto al caso precedente.
Nel complesso, si può affermare che il confronto tra le quattro polari confermi che le principali differenze tra simulazioni e prove sperimentali siano da ricondurre, soprattutto, alla stima meno precisa del C_D, specialmente per il caso senza trip.

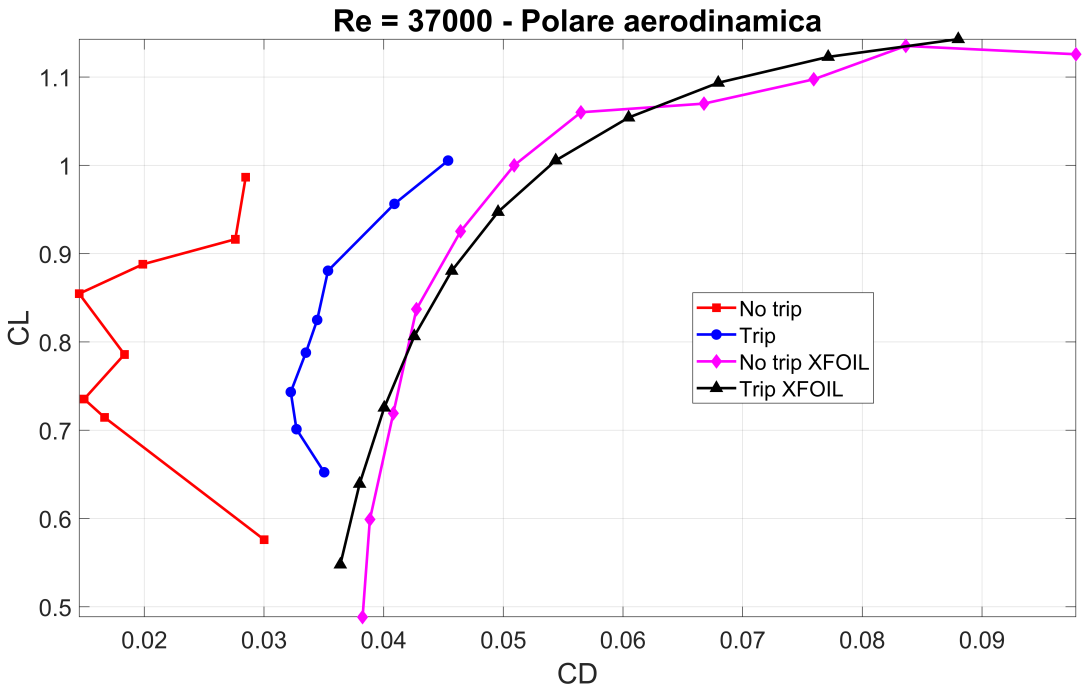


Figura 6.18: Polare aerodinamica per Re=37000, confronto tra caso sperimentale e numerico, sia del modello base che di quello con trip

6.3 Discussione complessiva dei risultati

Tramite le analisi dettagliate dei risultati, appena effettuate tra tutte le configurazioni, si traggono ora delle conclusioni, l'obiettivo è quello di individuare le tendenze generali che accomunano il comportamento aerodinamico del profilo oggetto di studio.
Nei paragrafi seguenti vengono, pertanto, discusse le influenze esercitate dalla transizione forzata dello strato limite, effettuata tramite il trip fisico, dalla variazione del Re e dalle differenze riscontrate tra risultati numerici e sperimentali; si propone, inoltre, una valutazione complessiva della configurazione morphing analizzata, nonché dei limiti principali riscontrati durante l'attività sperimentale.

6.3.1 Influenza dovuta all'aumento del Re e alla presenza del trip

L'incremento del numero di Reynolds tra il primo caso e il secondo, da circa 29000 a 37000, ha prodotto un miglioramento generale delle prestazioni aerodinamiche del profilo, i C_L risultano, in media, più elevati, mentre i C_D tendono a diminuire, ciò comporta un incremento dell'efficienza aerodinamica ($\frac{C_L}{C_D}$). Allo stesso modo le curve sperimentali mostrano una maggiore regolarità e una minore dispersione dei dati, soprattutto nei casi di C_D caratterizzati dalla presenza del trip, nonché un particolare avvicinamento al caso numerico.
Anche le polari aerodinamiche e le curve di efficienza mostrano una migliore coerenza tra risultati numerici e sperimentali all'aumentare del Reynolds, per quanto quest'ultimi siano soggetti agli errori dovuti al C_D; questo suggerisce che il flusso sia risultato, in ogni caso, meno sensibile alle perturbazioni ed alle incertezze sperimentali. Nonostante la differenza tra i due valori di Re non sia particolarmente elevata, risultano comunque apprezzabili gli effetti osservati, i quali sono coerenti con il comportamento atteso dei profili operanti in regime di basso Reynolds.
La presenza del trip influenza in modo significativo il comportamento aerodinamico del profilo, ad entrambi i Re considerati si può osservare come la transizione forzata produca un incremento dei valori di C_L, nonché una maggiore regolarità delle curve aerodinamiche, rendendo i risultati sperimentali molto coerenti e prossimi a quelli previsti dall'analisi numerica.
Per quanto riguarda il C_D, i dati sperimentali sottolineano, invece, valori sistematicamente inferiori rispetto a quelli numerici, questo ha come conseguenza l'aumento dell'efficienza aerodinamica $\frac{C_L}{C_D}$,

oltre che a un andamento poco regolare, e traslato verso sinistra, della polare. Nonostante ciò si può affermare che, la transizione forzata, ha consentito l'ottenimento di un comportamento aerodinamico, del profilo morphing, complessivamente più stabile, nonché ripetibile, confermando l'utilità del trip nelle prove condotte a regimi bassi di Re.

6.3.2 Valutazione della configurazione morphing

Il lavoro, svolto durante la stesura di questa tesi, ha permesso di sviluppare una procedura completa per la generazione, l'analisi e, infine, la validazione di profili alari dotati di camber morphing attraverso l'utilizzo di XFOIL e MATLAB; proprio tramite gli strumenti disponibili nell'ambiente, di quest'ultimo, è stato possibile creare degli script per l'automatizzazione della generazione di geometrie, l'elaborazione dei risultati numerici ottenuti mediante XFOIL ed, infine, il successivo confronto con i dati sperimentali, acquisiti tramite la galleria del vento.
I risultati ottenuti, con questa procedura, hanno evidenziato una buona coerenza tra le tendenze previste dal modello numerico e quelle osservate sperimentalmente, confermando, così, la validità dell'approccio adottato; è giusto evidenziare come le analisi numeriche preliminari hanno mostrato, inoltre, come la configurazione morphing possa rappresentare una soluzione ottimale, per il miglioramento delle prestazioni aerodinamiche, rispetto a quelle ottenute tramite le configurazioni tradizionali, le quali sfruttano l'impiego di flap convenzionali, ciò potrebbe motivare ulteriori ricerche e sviluppi futuri.

6.3.3 Limiti sperimentali

I risultati sperimentali presentati in questo lavoro devono essere interpretati tenendo conto di alcune limitazioni, emerse durante le prove in galleria:

- Una delle prese di pressione installate sul modello, quella a 0.2c, sia sul lato superiore che su quello inferiore ha fornito misure fuori scala, per questa ragione si è scelto di escluderla dall'elaborazione finale dei dati;
- Tre prese del wake rake non sono risultate funzionanti, riducendo la risoluzione spaziale disponibile per la ricostruzione della scia, ciò è stato verificato in post processing, si è deciso di interpolare lungo i dati a disposizione, considerando soltanto la distanza tra le prese funzionanti;
- A causa del morphing a flap equivalente si aveva una zona molto curva, nell'ultimo 20% della corda, ciò ha deviato la scia più del previsto causandone una parziale intercettazione, da parte del sistema di misura, ad AOA elevati, rendendo così impossibile la determinazione affidabile del C_D per tali angoli;
- Si è verificato l'effetto di bloccaggio, dovuto alle dimensioni finite della camera di prova, nonché all'eccessivo dimensionamento del modello per quella specifica galleria; i dati sono stati corretti successivamente con opportuni coefficienti;
- La presenza di rugosità superficiale, associata al processo di stampa 3D in PLA, utilizzato per la creazione del modello, oltre che le inevitabili incertezze legate al posizionamento manuale del trip; a differenza del caso numerico con superficie perfettamente liscia e transizione imposta con estrema accuratezza.

Sebbene, tali fattori, abbiano influenzato principalmente la determinazione del C_D, essi non compromettono le conclusioni generali dello studio, le quali risultano comunque supportate dalla coerenza complessiva che si è osservata tra le diverse metodologie di analisi. Una ricerca futura potrebbe vedere la realizzazione di un modello sperimentale con stesso profilo ma dotato di flap equivalente, ciò potrebbe essere utilizzato come confronto tra i due modelli, allo scopo di verificare se, anche sperimentalmente, si osserva un andamento del profilo morphing migliore per gli angoli 0°-5°.

Appendice A

Tabella valori C_P

I grafici dei C_P, disponibili nel capitolo 6 (6.3 e 6.5), sono stati ottenuti a partire dai seguenti valori, i quali rappresentano i coefficienti di pressione suction side e pressure side ricavati in galleria, non sono quelli già corretti con bloccaggio

	5A	10A	30A	40A	50A	60A	70A	75A	80A
0	-0,0205	-1,0855	-1,0855	-0,9626	-0,8397	-0,7578	-0,6349	-0,6349	-0,4711
1	-0,0613	-1,2051	-1,1234	-1,0008	-0,8374	-0,7761	-0,6332	-0,6332	-0,4698
2	-0,1419	-1,2770	-1,1554	-0,9933	-0,8716	-0,7905	-0,6689	-0,6284	-0,4662
3	-0,1810	-1,4282	-1,1868	-0,9856	-0,8649	-0,7644	-0,6638	-0,5833	-0,4626
4	-0,2195	-1,4969	-1,2174	-1,0179	-0,8981	-0,7784	-0,6586	-0,6187	-0,4590
5	-0,3444	-1,6209	-1,2967	-1,0536	-0,9320	-0,7699	-0,6686	-0,6078	-0,4660
6	-0,5415	-1,7910	-1,4161	-1,1246	-0,9580	-0,7914	-0,6664	-0,6039	-0,4790
7	-0,6300	-1,9108	-1,4563	-1,1671	-0,9606	-0,7953	-0,6714	-0,5887	-0,4648
8	-0,7653	-2,0407	-1,5305	-1,1904	-1,0203	-0,8503	-0,7227	-0,6377	-0,5102
9	-0,8011	-2,0661	-1,5179	-1,1806	-1,0119	-0,8011	-0,7168	-0,5903	-0,5060
10	-0,8781	-2,1326	-1,3381	-1,1708	-0,9617	-0,7945	-0,8363	-0,5854	-0,6690

Figura A.1: Valori C_P Suction Side per ogni presa di pressione del modello, al variare degli AOA

	5D	10D	30D	40D	50D	60D	70D	75D	80D
0	-0,0205	-0,2253	-0,1024	-0,1024	-0,0205	-0,0205	0,0205	0,0614	0,1024
1	-0,0613	-0,1430	-0,0613	-0,0817	-0,0204	-0,0204	0,0204	0,0613	0,1430
2	-0,1419	-0,0608	-0,0203	-0,0608	0,0203	-0,0203	0,0203	0,0608	0,1419
3	-0,1810	0,0603	-0,0201	-0,0201	0,0201	0,0201	0,0603	0,1006	0,1408
4	-0,2195	0,0998	0,0200	-0,0200	0,0599	0,0200	0,0599	0,0998	0,1397
5	-0,3242	0,1621	0,0405	0,0405	0,0405	0,0405	0,0810	0,1216	0,1418
6	-0,4998	0,2499	0,0833	0,0417	0,0833	0,0625	0,0833	0,1250	0,1250
7	-0,5887	0,3202	0,1136	0,0723	0,1136	0,0723	0,0930	0,1136	0,1549
8	-0,7227	0,3401	0,1275	0,0850	0,0850	0,0850	0,0850	0,1063	0,1275
9	-0,8011	0,3795	0,1265	0,1265	0,0843	0,0843	0,0843	0,1265	0,1265
10	-0,8363	0,3763	0,1254	0,1254	0,0836	0,1254	0,1254	0,1254	0,0836

Figura A.2: Valori C_P Pressure Side per ogni presa di pressione del modello, al variare degli AOA

Appendice B

Tabella valori di wake rake

Per ottenere i grafici di wake rake, nel capitolo 6 (6.7 e 6.8), si sono calcolate le velocità u, di seguito riportate

	-16	-12	-10	-6	-4	-2	0	2	4	6	8	10	12	14	18
0	5,41	5,41	5,35	3,50	3,64	4,74	5,35	5,35	5,37	5,39	5,41	5,41	5,41	5,45	5,47
1	5,41	5,41	5,22	3,40	4,13	5,15	5,35	5,35	5,37	5,39	5,41	5,41	5,41	5,45	5,47
2	5,41	5,41	4,95	3,50	4,56	5,29	5,35	5,35	5,37	5,39	5,41	5,41	5,41	5,45	5,47
3	5,41	5,29	4,60	3,78	4,85	5,35	5,35	5,35	5,37	5,39	5,41	5,41	5,41	5,45	5,47
4	5,41	5,09	4,04	4,29	5,15	5,35	5,35	5,35	5,37	5,39	5,41	5,41	5,41	5,45	5,47
5	5,35	4,60	3,40	4,74	5,27	5,29	5,32	5,32	5,33	5,34	5,35	5,35	5,35	5,39	5,41
6	5,15	3,30	2,86	5,02	5,22	5,22	5,22	5,22	5,22	5,22	5,22	5,22	5,22	5,26	5,29
7	4,63	2,54	3,14	5,19	5,19	5,19	5,19	5,19	5,19	5,19	5,19	5,19	5,19	5,23	5,25
8	3,96	2,33	3,55	5,09	5,09	5,09	5,09	5,09	5,09	5,09	5,09	5,09	5,09	5,13	5,15
9	3,30	2,54	3,96	5,09	5,09	5,09	5,09	5,09	5,09	5,09	5,09	5,09	5,09	5,13	5,15
10	2,33	3,09	4,44	5,09	5,09	5,09	5,09	5,09	5,09	5,09	5,09	5,09	5,09	5,13	5,15

Figura B.1: u per ogni presa del rake, al variare degli AOA

Bibliografia

[1] M. Mani A. Tarabi, S. Ghasemloo. Experimental investigation of a variable-span morphing wing model for an unmanned aerial vehicle. *The Brazilian Society of Mechanical Sciences and Engineering*, 2015.

[2] Halil Yalcin Akdeniz. A study on aerodynamic behavior of subsonic uavs' wing sections with flaps. *International Journal of Aviation Science and Technology*, 2021.

[3] S. Ameduri and A Concilio. Morphing wings review: aims, challenges, and current open issues of a technology. *Journal of Mechanical Engineering Science*, 237(18), 2020.

[4] Cannon B Bowman J, Sanders B. 48th aiaa/asme/asce/ahs/asc structures, structural dynamics and materials conference. In *Development of next generation morphing aircraft structures*, Honolulu, Hawaii, 23-26 April 2007.

[5] Josue Cruz and Eric J. Miller. Aiaa scitech. In *Evaluation of Load Analysis Methods for NASA's GIII Adaptive Compliant Trailing Edge Project*, NASA Armstrong Flight Research Center, San Diego, CA, 2016.

[6] Andrea Da Ronch Jinwu Xiang Jernej Drofelnik Yongchao Li Lu Zhang Yining Wu Markus Kintscher Hans Peter Monner Anton Rudenko Shijun Guo Weilong Yin Johannes Kirn Stefan Storm Roeland De Breuker Daochun Li, Shiwei Zhao. A review of modelling and analysis of morphing wings. *Progress in Aerospace Sciences*, 100:46–62, 2018.

[7] H. Drela M., Youngren. Low reynolds number aerodynamics. In *An Analysis and Design System for Low Reynolds Number Airfoils*, 1989.

[8] J.Dijkstra E.Jesse. 27th international congress of the aeronautical sciences. In *Design study of a supersonic business jet with variable sweep wings*, Acropolis Conference Centre, Nice, 2010.

[9] J M Saucray J F Rouchon M Triantafyllou G Jodin, Y Bmegaptche Tekap and M Braza. Optimized design of real-scale a320 morphing high-lift flap with shape memory alloys and innovative skin. *Smart Materials and Structures*, 27(11), 2018.

[10] Gamble L.L. Bolander C.R. Hunsaker D.F. Joo J.J. Harvey, C. and D.J. Inman. A review of avian-inspired morphing for uav flight control. *Progress in Aerospace Sciences*, 132, 2022.

[11] Massimiliano Palmieri Ignazio Dimino, Federico Gallorini and Giulio Pispola. Electromechanical actuation for morphing winglets. *Actuators*, 8(2), 2019.

[12] Albert E. Von Doenhoff Ira H. Abbott. *Theory of Wing Sections: Including a Summary of Airfoil Data*. Dover Publications, 1959.

[13] Emre Ozbek; Selcuk Ekici; Tahir Hikmet Karakoç. A comprehensive review of state-of-art fishbac – fishbone active camber morphing wing surfaces–: a promising morphing method available. *Aircraft Engineering and Aerospace Technology*, 96(7), 2024.

[14] Feng Gu Xintian Du Yuqing He Yangchen Deng Lingling Chu, Qi Li. Design, modeling, and control of morphing aircraft: A review. *Chinese Journal of Aeronautics*, 35(5), 2022.

[15] Zhoujie Lyu and Joaquim R. R. A. Martins. Aerodynamic shape optimization of an adaptive morphing trailing-edge wing. *Journal of Aircraft*, 52(6), 2015.

[16] MATLAB Documentation,Natick, Massachusetts.

[17] Clovis Priolet Mir Hossein Negahban, Musavir Bashir and Ruxandra Mihaela Botez. Novel twist morphing aileron and winglet design for uas control and performance. *Drones*, 8(8), 2024.

[18] Ruxandra Mihaela Botez Mohamed Elelwi, Felipe Schiavoni Pinto and Thien-My Dao. Multidisciplinary optimization for weight saving in a variable tapered span-morphing wing using composite materials—application to the uas-s4. *Actuators*, 11(5), 2022.

[19] Luca Chianese Massimo Viscardi Mürüvvet Sinem Sicim Demirci, Rosario Pecora and Metin Orhan Kaya. Structural analysis and experimental tests of a morphing-flap scaled model. *Aerospace*, 11(9), 2024.

[20] https://ntrs.nasa.gov/citations/20160000871. Accesso: 11/11/2025.

[21] Benjamin K.S. Woods Robert D. Vocke, Curt S. Kothera and Norman M. Wereley. Development and testing of a span-extending morphing wing. *Sage Journals*, 22(9), 2011.

[22] R M Ajaj I Dayyani S Barbarino, E I Saavedra Flores and M I Friswell. A review on shape memory alloys with applications to morphing aircraft. *Smart Materials and Structures*, 23, 2014.

[23] O. O. Kanat T. Oktay. International advanced technologies symposium. In *A Review of Aerodynamic Active Flow Control*, Elazig, Turkey, 2017.

[24] Ayush Vohra. How does the use of morphing wing technologies impact aerodynamic efficiency during various flight phases (takeoff, cruise, landing). *TIJER*, 12(9), 2025.

[25] Y.; Li P.; Lei J Wang, D.; Tao. Application of different types of winglets in uav design. *Journal of Naval Aeronautical Engineering Institute*, 32:457–462, 2017.

[26] Guoqing Yuan Wenbo Wang. Review on the structure design of morphing winglets. *Aerospace*, 11(12), 2024.

[27] Ziang Zhang Xiaojuan Mo Yaqing Zhang, Wenjie Ge and Yonghong Zhang. Design of compliant mechanism-based variable camber morphing wing with nonlinear large deformation. *Sage Journal*, 2019.