

POLITECNICO DI MILANO

Facoltà di Ingegneria Industriale

Corso di Laurea in Ingegneria Aeronautica



ANALISI SPERIMENTALE E
NUMERICA DI FLAP MOBILI PASSIVI
PER RITARDARE LO STALLO

Relatore: Professore Maurizio Boffadossi

Tesi di laurea di:

Stefano Alberti, matricola 842052

Elisa Viganò, matricola 837618

Anno accademico: 2016/2017

SOMMARIO

I flap passivi autoazionanti sono dispositivi biomimetici, montati sul dorso di un'ala, sviluppati per ottenere incrementi nel valore della portanza ad alti angoli di attacco ritardando lo stallo. Il loro funzionamento è basato su un controllo passivo dello strato limite sul dorso dell'ala, ottenuto attraverso la riduzione del gradiente di pressione avverso. Per ottenere tale effetto è fondamentale la separazione della zona di ricircolazione al bordo d'uscita dalla zona di corrente a potenziale. Tale separazione è garantita dalla presenza sul dorso dell'ala dei suddetti flap, i quali devono essere mobili, dovendosi adattare alla diversa dimensione della ricircolazione al variare dell'angolo d'attacco.

Il seguente studio si avvale dell'impiego di una galleria del vento per indagare l'utilizzo di questi flap su un profilo NACA 0015 a Reynolds=200000, con particolare attenzione prestata all'influenza del posizionamento e delle dimensioni. Un'ulteriore analisi è stata condotta utilizzando il software libero Xfoil, sviluppato dal Professor Drela, per verificare l'attendibilità dei dati ottenuti.

Successivamente alla laurea di Stefano Alberti, la seconda tesista Elisa Viganò ha provveduto ad ampliare le prove sperimentali, conducendo prove ed esperimenti anche su un profilo NACA 4412, per verificare l'applicabilità del dispositivo di flap ad un caso di maggior impiego aeronautico. Elisa Viganò ha inoltre provveduto ad eseguire un'analisi CFD preliminare sul profilo NACA 0015, simulando la presenza del flap, seppure con deflessione fissa, tramite l'impiego del software ANSYS FLUENT. I risultati ottenuti sono stati confrontati con quelli forniti dal programma XFOIL e con le misure sperimentali, ottenendo un buon accordo in particolare con questi ultimi.

ABSTRACT

Self-activated movable flaps are biomimetic devices placed on the upper surface of a wing, developed to passively control the boundary layer and thus delay the effects of stall and increase the maximum lift coefficient. They are based on passive boundary-layer control, obtained through reduction of the adverse pressure gradient. The separation between the recirculating flow near the trailing edge of the wing and the potential flow is fundamental to obtain this effect, and it is assured by the mounting of these flaps, which must be movable, in order to self-adapt to the variations of the recirculating bubble's size with the angle of attack.

This analysis is based on wind tunnel testing to evaluate the effects of these devices mounted on a NACA 0015 airfoil at Reynolds=200000, focusing on placement and size. A further analysis has been done with free-software Xfoil, developed by Professor Drela, to verify the quality of the obtained data.

Other experimental tests are performed by Elisa Viganò, after the graduation of Stefano Alberti. The airfoil under investigation is the NACA 4412, that is a very popular choice for a large number of conventional aircraft. Moreover, Elisa Viganò performed a CFD analysis on the airfoil NACA 0015, through ANSYS FLUENT, considering a fixed deflection of the flap. Results are compared to experimental data and the ones obtained by XFOIL. A good agreement is obtained with experimental ones.

INDICE

Indice delle figure	5
INTRODUZIONE.....	9
Principio di funzionamento.....	11
1 CASE HISTORY	13
1.1 Prima analisi: Liebe	13
1.2 Ricerche recenti	14
1.2.1 Bechert, Hage E Meyer.....	14
1.2.2 Schatz Knacke e Thiele	18
1.2.3 Kernstine, Moore, Cutler e Mittal	21
1.2.4 Jorg U. Schlueter	23
1.2.5 C.H. John Wang, J. Schlueter	26
1.2.6 G. Allemand A. Altman	30
1.2.7 T.A. Mitchell J.D. Jacob.....	33
1.2.8 Visualizzazioni sperimentali Schlueter e Bruecker e Weidner	34
2 INDAGINI SPERIMENTALI	37
2.1 Scopo della tesi	37
2.2 Validazione delle procedure sperimentali	37
2.3 Verifica coordinate modello.....	38
2.4 Valutazione correzioni di galleria.....	40
2.5 Polare e curva $C_L-\alpha$	41
2.6 Misura della resistenza basata sul difetto di quantità di moto in scia.....	44
2.6.1 Risultati sperimentali	45
3 REALIZZAZIONE FLAP	49
3.1 Forma del flap	49
3.2 Materiali.....	50
3.3 Lavorazione / ordine flap	51
3.4 Taglio al laser.....	52
4 ANALISI DATI RACCOLTI	55
4.1 Geometrie semplici	55

4.2	Geometrie complesse: flap frastagliato	59
4.3	Confronto posizione in corda fissata.....	60
4.3.1	Posizione 0.8 c.....	60
4.3.2	Posizione 0.6 c.....	61
4.4	Confronto con dati Kernstine	62
4.5	Confronti resistenza aerodinamica ed efficienza.....	65
4.5.1	Confronti geometrie semplici.....	65
4.5.2	Flap multipli.....	69
4.5.3	Flap frastagliato.....	69
4.5.4	Confronti stessa posizione	70
4.6	Flap fisso.....	72
4.7	Verifica resistenza con sonda di Pitot	73
5	RISULTATI NUMERICI CON XFOIL	75
5.1	Confronto $C_L-\alpha$	75
5.2	Confronto allo stallo.....	78
5.3	Confronto non linearità.....	80
6	INDAGINE SPERIMENTALI SU NACA 4412.....	81
6.1	Definizione degli obiettivi.....	81
6.2	Validazione dati sperimentali.....	81
6.3	Scelta delle configurazioni testate.....	83
6.3.1	Flap rettangolare 20% corda.....	83
6.3.2	Flap frastagliato.....	85
6.4	Confronto con striscia abrasive.....	88
7	ANALISI FLUENT.....	91
7.1	Introduzione Fluent.....	91
7.2	Modello.....	91
7.3	Alcuni valori di riferimento.....	93
7.4	Boundary Conditions.....	95
7.5	Courant Number e Iterazioni.....	97
7.6	Confronto risultati Fluent e Sperimentali per modello senza flap.....	98
7.7	Confronti	100
7.7.1	Curva $C_L - \alpha$	100
7.7.2	Curva $C_D - \alpha$	101

7.8	Confronto Sperimentali Xfoil Fluent per modello con flap	102
7.9	Visualizzazioni Velocità	104
	CONCLUSIONI	107
	Possibili sviluppi futuri	108
	APPENDICE A: DESCRIZIONE STRUMENTAZIONE	109
	APPENDICE B: TABELLE VALIDAZIONE RESISTENZA	113
	APPENDICE C: VERIFICA CALIBRAZIONE BILANCIA	120
	APPENDICE D: MESSE IN TAVOLA FLAP.....	125
	APPENDICE E: IMMAGINI PROVE IN LABORATORIO.....	128
	BIBLIOGRAFIA	135

INDICE DELLE FIGURE

Figura a Parrot Disco: UAV ad ala fissa	10
Figura b MAV e UAV a somiglianza animale (Foto di FESTO®)	10
Figura c Rappresentazione dell'andamento del flusso a diversi angoli di incidenza e confront tra la configurazione con e senza flap.....	11
Figura d Visualizzazione CFD di Schatz ^[3] (a) $\beta = 40^\circ$ (b) $\beta = 66^\circ$	12
Figura 1.1.1 Foto di Corvo (foto di stufoto01,flickr) e Stercorario (foto di I.Rechenberg) in procinto di atterrare	13
Figura 1.1.2 Messerschmidt in volo(fonte:Wikipedia) e schema della soluzione testata da Liebe ^[2]	13
Figura 1.2.1 Schema esperimento con flap rettangolare	14
Figura 1.2.2 Test di flap con bordo d'uscita rastremato	15
Figura 1.2.3 Utilizzo di flap scomposto in due parti mobili.....	15
Figura 1.2.4 Utilizzo di due flap rigidi.....	16
Figura 1.2.5 Risultati ottenuti con flap oscillante.....	16
Figura 1.2.6 Ala a freccia a corda costante (a sinistra) e ala a freccia rastremata(a destra) derivata dall'ala di Airbus A320.....	17
Figura 12.7 Flap utilizzato in combinazione con l'ipersostentatore.....	18
Figura 1.2.8 Confronto su posizione transizione in corda.....	19
Figura 1.2.9 Variazione del C_L con l'angolo di deflessione del flap	19
Figura 1.2.10 Ritardo della transizione al variare dell'angolo d'attacco per le diverse ...	20
Figura 1.2.11 Andamento coefficiente di portanza in presenza di flap libero.....	20
Figura 1.2.12 Andamento coefficiente di portanza in presenza di flap con masse diverse	21
Figura 1.2.13 Andamento coefficiente di portanza flap di dimensioni 0.1 c e spessore 1/16".....	22
Figura 1.2.14 Andamento coefficiente di portanza flap di dimensioni 0.3 c e spessore 1/16".....	22
Figura 1.2.15 Andamento coefficiente di portanza flap di dimensioni 0.3 c e spessore 1/60".....	22
Figura 1.2.16 Andamento coefficiente di portanza flap con materiali polimerici.....	23
Figura 1.2.17 Andamento coefficiente di portanza flap 'piumato'	23
Figura 1.2.18 Curva C_L - α Naca 0012.....	24
Figura 1.2.19 Curve C_L - α per diverse configurazioni testate su SD8020.....	25
Figura 1.2.20 Curve C_L - α per diverse configurazioni testate su NACA 4412	26
Figura 1.2.21 Schematizzazione configurazioni flap	27
Figura 1.2.22 Andamento coefficiente di portanza 2D e 3D per un flap di dimensioni 0.3 c al variare del posizionamento e a $Re = 40000$	28
Figura 1.2.23 Andamento coefficiente di portanza 3D per flap di varie dimensioni a $Re =$ 40000.....	28
Figura 1.2.24 Andamento coefficiente di portanza al variare del numero di Reynolds	29
Figura 1.2.25 Visualizzazione CFD su un profilo SD8020 a $\alpha=16^\circ$	30

Figura 1.2.26 Illustrazione posizionamento flap e andamento coefficienti di portanza per Naca 0012	31
Figura 1.2.27 Illustrazione posizionamento flap e andamento coefficienti di portanza per Eppler 423	32
Figura 1.2.28 Confronto andamento coefficiente di portanza NACA 0012	32
Figura 1.2.29 Confronto andamento coefficiente di portanza Eppler 423	33
Figura 1.2.30 Applicazioni di biomimetica applicata sul dorso del profilo e sulle estremità	33
Figura 1.2.31 Visualizzazione con colorante per un profilo SD8020 con $\alpha > \alpha_{stallo}$	34
Figura 1.2.32 Visualizzazione immagine PIV di un profilo NACA 0020 ad $\alpha=17.5^\circ$ e Re 77000	35
Figura 1.2.33 Rappresentazione campo velocità normalizzato con il flusso medio con e senza flap di un profilo NACA 0020 ad $\alpha=17.5^\circ$ e Re 77000	35
Figura 2.1 Modello NACA 0015 utilizzato con in primo piano la paratia destra montata nelle prove	38
Figura 2.2.1 Confronto nostro modello con dati MATLAB®	39
Figura 2.2.2 Scansione Profilo	40
Figura 2.4.1 Curva $C_L - \alpha$ a Reynolds 200000	41
Figura 2.4.2 Curva $C_L - \alpha$ a Reynolds 280000	42
Figura 2.4.3 Polare a Reynolds 200000	43
Figura 2.4.4 Polare a Reynolds 280000	44
Figura 2.5.1 - Profili di velocità all'interno del volume di controllo	44
Figura 2.5.1 Andamenti velocità in scia al profilo per Re = 280000	46
Figura 2.5.2 Andamenti velocità in scia al profilo per Re = 280000	47
Figura 2.5.3 Curve $C_d - \alpha$ con evidenziato dal simbolo * i risultati ottenuti dal difetto di quantità di moto	48
Tabella 3.1 Configurazioni Flap	49
Figura 1.1 Macchinario per il taglio al laser in azione	52
Figura 3.2 Schema di funzionamento di macchina per il taglio al laser[]	53
Figura 3.3 Foto dei flap tagliati e utilizzati nelle prove in galleria del vento CLASD	54
Figura 4.1.1 Curve $C_L - \alpha$ per flap di dimensione 0.1 c in diverse collocazioni sulla corda	56
Figura 4.1.2 Curve $C_L - \alpha$ per flap 0.2 c	57
Figura 4.1.3 Studio del comportamento con Xfoil del C_f ad $\alpha=4^\circ$	58
Figura 4.1.4 Curve $C_L - \alpha$ per flap in configurazioni multiple	59
Figura 4.2.1 Curve $C_L - \alpha$ per flap frastagliato	60
Figura 4.3.1 Confronto curve $C_L - \alpha$ per flap in posizione 0.8 c	61
Figura 4.3.2 Confronto curve $C_L - \alpha$ per flap in posizione 0.6 c	62
Figura 4.4.1 Confronto curve $C_L - \alpha$ Kernstine e flap di dimensioni 0.1 c	63
Figura 4.4.2 Confronto curve $C_L - \alpha$ Kernstine e flap di dimensioni 0.2 c	64
Figura 4.5.1 Curve $C_d - \alpha$ per flap 0.1 c	65
Figura 4.5.2 Curve $C_d - \alpha$ per flap 0.2 c e zoom su punti di intersezione tra configurazione senza flap e configurazioni coi flap montati	66
Figura 4.5.3 Confronto curve L/D- α , per verificare come varia l'efficienza con la deflessione del flap alle diverse incidenze	67
Figura 4.5.4 Confronto polari per flap a 10% e 20% di corda	68

Figura 4.5.5 Confronto curve C_d - α per configurazione con due flap	69
Figura 4.5.6 Curve C_d - α per la configurazione frastagliata	69
Figura 4.5.7 Confronto curve C_d - α con posizione in corda fissata a 0.8 c	70
Figura 4.5.8 Zoom sulla zona di intersezione delle curve	71
Figura 4.5.9 Curve C_d - α con posizione fissata a 0.6 c	71
Figura 4.6.1 Curve C_L - α per flap 0.2 c fissato a 0.8 c, e confronto con lo stesso flap libero di aprirsi	72
Figura 4.6.2 Curve C_d - α per flap 0.2 c fissato a 0.8 , e confronto con lo stesso flap libero di aprirsi	73
Figura 5.1 Confronto tra la pannellizzazione del profilo con flap e quello pulito.....	75
Figura 5.2 Confronto distribuzione di pressione e zoom su bordo d'uscita, dove è possibile notare il gradiente di pressione più favorevole con la deflessione del flap.....	76
Figura 5.3 curve C_L - α per diverse configurazioni calcolate con Xfoil	76
Figura 5.4 Confronto curve C_L - α tra dati sperimentali e calcoli con Xfoil.....	77
Figura 5.5 Confronto C_p lungo la corda con Xfoil	78
Figura 5.6 Confronto spessori di strato limite per configurazione con e senza flap	79
Figura 5.7 Zoom sulla non linearità nella curva.....	80
Figura 6.1.1 Profilo NACA4412.....	81
Figura 6.2.1 Validazione dati curve C_L - α e C_d - α con dati sperimentali forniti dal riferimento ^[18]	82
Figura 6.3.1 Confronto curva C_L - α per flap 20%	83
Figura 6.3.2 Confronto curva C_d - α e Polare per flap 20%	84
Figura 6.3.3 Confronto efficienza	85
Figura 6.3.4 Confronto curva C_L - α con flap frastagliato.....	86
Figura 6.3.5 Confronto curva C_d - α , Polare e Efficienza per flap frastagliato	88
Figura 6.4.1 Applicazione di una strisia abrasive sul bordo d'attacco del Naca4412	88
Figura 6.4.2 Confronto curva C_L - α	89
Figura 6.4.2 Confronto curva C_d - α	90
Figura 7.2.1 Visualizzazione CAD modello senza flap	92
Figura 7.2.2 Visualizzazione CAD modello dotato di flap.....	92
Figura 7.2.3 Dettaglio mesh modello senza flap	93
Figura 7.2.4 Dettaglio mesh modello dotato di flap.....	93
Figura 7.3.1 Caratteristiche modello	94
Figura 7.3.2 Caratteristiche fluido considerate	95
Figura 7.4.1 Modifica delle condizioni al contorno	96
Figura 7.4.2 Impostazioni coefficient aerodinamici	96
Figura 7.6.1 Confronto risultati sperimentali e fluent per profile senza flap	98
Figura 7.6.2 Confronto risultati sperimentali e fluent per profile senza flap	99
Figura 7.7.1 Confronto fluent profilo con e senza flap	100
Figura 7.7.2 Confronto fluent e dati sperimentali per profile dotato di flap	101
Figura 7.8.1 Confronto fluent Xfoil sperimentali per modello con flap.....	102
Figura 7.8.2 Confronto fluent Xfoil sperimentali per modello con flap	102
Figura 7.9.1 Visualizzazione distribuzione velocità modello con e senza flap a incidenza nulla	104
Figura 7.9.1 Visualizzazione distribuzione velocità modello dotato di flap a incidenza di 13°	105

Figura A.1 Schema galleria DeltaLAB EA 103.....	109
Tabella A.1 Dati Galleria del Vento CLASD	109
Figura A.2 Schermata del programma durante l'acquisizione.....	110
Figura A.3 Retta di taratura della bilancia	111
Tabella A.2Dati taratura galleria del vento	112
Figura C.1 - Schema prova taratura	120
Figura D.1 Messa in tavola flap 0.1C.....	125
Figura D.2 Messa in tavola flap 0.2C.....	125
Figura D.3 Messa in tavola flap 0.4C.....	126
Figura D.4 Messa in tavola flap piumato	126
Figura D.5 Messa in tavola flap frastagliato	128

INTRODUZIONE

In tempi recenti la diffusione di droni (UAVs unmanned airplane vehicles) e la loro sottoclasse di velivoli miniaturizzati (MAVs micro air vehicles) si sta largamente diffondendo anche grazie allo sviluppo di nuove tecnologie, come le micro- e nanotecnologie, il pilotaggio remoto o automatico, a costi minori rispetto ai velivoli tradizionali e alla crescente necessità di monitoraggio e sorveglianza a causa del terrorismo. Il loro sviluppo non è però ristretto esclusivamente all'ambito militare, da tempo sono impiegati anche in operazioni civili come aerofotogrammetria, monitoraggio ambientale e calamità naturali, monitoraggio fauna, operazioni di ricerca e soccorso.

Spesso questi velivoli devono riuscire a passare in ambienti stretti o pericolosi e per questo motivo devono essere piccoli, capaci di volare a basse velocità e possedere un certo grado di agilità per effettuare manovre attorno ad angoli e curve.

Range tipici di utilizzo degli UAVs si attestano nell'ordine di $Re = 10^4 - 10^5$, mentre per i MAVs questo valore risulta leggermente inferiore: intorno a $Re = 40000 - 50000$ ^{[19][20]}. La sfida maggiore nella realizzazione di questi dispositivi è fortemente legata a questo dato. Infatti i bassi numeri di Reynolds comportano valori più bassi di C_{Lmax} e angolo di stallo rispetto al caso di impiego di $Re > 10^7$, questo causa problemi di design, in particolare la necessità di utilizzo di grandi superfici alari, soluzione che mal si concilia con le esigenze di compattezza di UAVs e MAVs. Risulta quindi necessario lo sviluppo di sistemi per aumentare le prestazioni.

Tra i vari metodi per l'incremento della portanza, esiste la possibilità di prendere ispirazione dall'osservazione del volo degli uccelli. In questo contesto specifico l'intento è quello di simulare il movimento delle penne sul dorso delle ali ad alti angoli d'attacco tramite l'utilizzo di flap sul dorso del profilo alare. Questo metodo rientra nella famiglia della biomimetica, scienza che studia e cerca di riprodurre i processi biologici presenti in natura.

L'attenzione è ricaduta sulla classe dei volatili, poiché il loro range di numeri di Reynolds è molto simile a quello dei droni, sfruttando soluzioni che derivano da milioni di anni di evoluzione. Interessante è prendere spunto dalla natura non solo per incrementare le prestazioni ma anche dal punto di vista di design in missioni di ricognizione in cui è molto importante passare inosservati. Questa esigenza favorisce sicuramente lo sviluppo di soluzioni che si ispirano alla natura.



Figura a Parrot Disco: UAV ad ala fissa.



Figura b MAV e UAV a somiglianza animale (Foto di FESTO®)

Principio di funzionamento

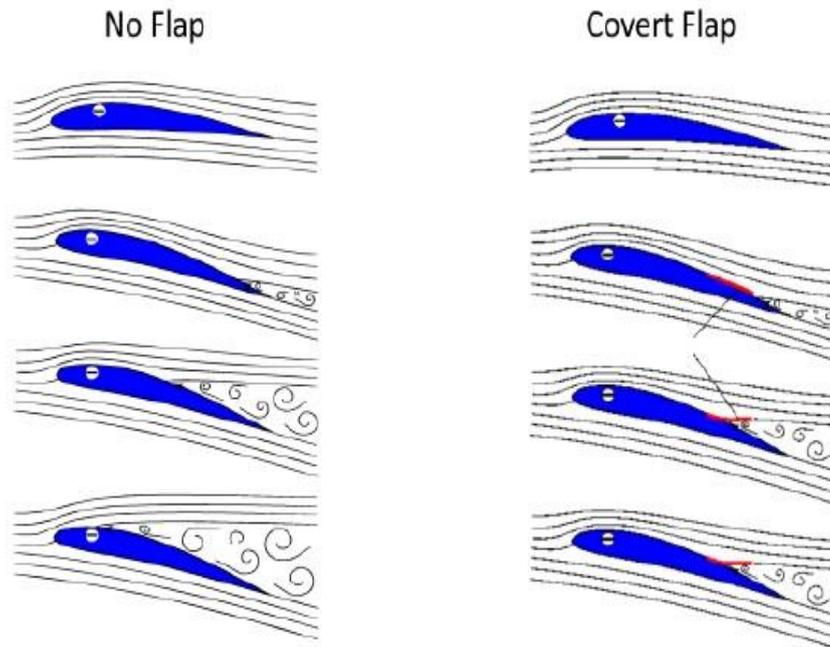


Figura c Rappresentazione dell'andamento del flusso a diversi angoli di incidenza e confronto tra la configurazione con e senza flap^[8]

Il flap viene incernierato al dorso dell'ala come illustrato in figura 0.2.1. A bassi angoli d'attacco il flap rimane attaccato alla superficie alare, senza dare contributo alla generazione di portanza. Aumentando l'incidenza il flap si alza, mosso dalla differenza di pressione tra il lato superiore e inferiore. Tale differenza di pressione è causata dalla bolla di separazione che si instaura quando la corrente sul dorso, soggetta a un gradiente di pressione sfavorevole, non ha più energia sufficiente per rimanere attaccata alla superficie. La bolla di separazione è una zona di ricircolazione a velocità inferiore a quella della corrente, il che causa un aumento di pressione sul dorso e la conseguente riduzione di portanza dell'ala, oltre a un considerevole aumento di resistenza. Il compito del flap, quando viene azionato, è quello di imprigionare la bolla di separazione permettendo alla corrente di incontrare un gradiente di pressione più favorevole sul dorso dell'ala. Operativamente è come se l'ala lavorasse a un angolo d'attacco effettivo minore di quello di incidenza, ritardando quindi l'insorgere dello stallo.

Per visualizzare meglio il fenomeno si riporta anche lo studio CFD condotto da^[3] allo scopo di indagare più dettagliatamente il campo di velocità e pressione attorno al flap nel momento in cui è attivo per due angoli d'attacco diversi.

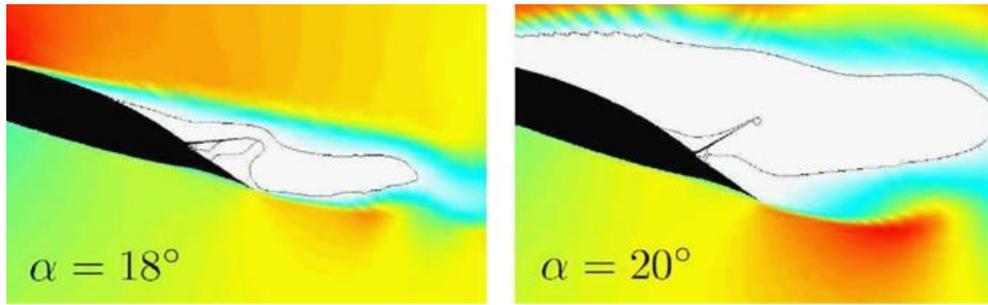


Figura d Visualizzazione CFD di Schatz^[3] (a) $\beta = 40^\circ$ (b) $\beta = 66^\circ$

Quando l'angolo di incidenza diventa troppo elevato, tuttavia, la separazione è troppo forte e il bordo d'uscita del flap rischia di spostarsi verso il bordo d'attacco, eliminando di fatto i benefici del dispositivo. A questo problema si è ovviato inserendo una limitazione meccanica alla deflessione. Un altro problema riscontrato installando il flap è la mancanza di perfetta aderenza di quest'ultimo alla superficie alare in condizioni di basso angolo di attacco. Questo è dovuto alla zona di separazione presente in prossimità del bordo d'uscita che, seppur piccola, comporta un aumento di pressione sul lato inferiore del flap. Il risultato è quindi un ispessimento della scia, con conseguente aumento di resistenza, e una leggera diminuzione della portanza, poiché la corrente non può seguire perfettamente il dorso del profilo.

1 CASE HISTORY

1.1 Prima analisi: Liebe

Il primo a interessarsi allo studio di questo fenomeno fu Wolfgang Liebe, ingegnere aeronautico tedesco, che rimase affascinato dal volo dei corvi durante una gita sulle alpi negli anni 30. Egli notò che in condizioni di angoli d'attacco elevati (per esempio atterraggio e raffiche improvvise) le piume del dorso tendevano a sollevarsi, ipotizzò quindi che funzionassero come dispositivo per l'incremento della portanza. Successivamente questo fenomeno fu osservato anche in altri tipi di uccelli come i rapaci o gli stercorari, uccelli marini simili ai gabbiani che vivono vicino al circolo polare.

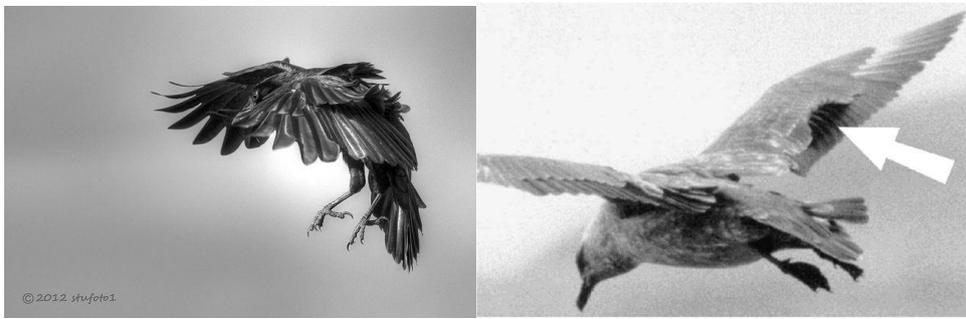


Figura 1.1.1 Foto di Corvo (foto di stufoto01.flickr) e Stercorario (foto di I.Rechenberg) in procinto di atterrare

Nel 1938 lavorando all'istituto di ricerca aeronautica tedesca (DVL—Deutsche Versuchsanstalt für Luftfahrt, predecessore dell'attuale DLR) condusse i primi tentativi di applicazione del fenomeno osservato. Attaccò una striscia di pelle sul dorso di una sola ala di un caccia Messerschmitt BF 109. Il decollo e la fase di volo diedero risultati soddisfacenti, mentre l'atterraggio risultò difficoltoso a causa dell'asimmetria nella distribuzione di portanza.

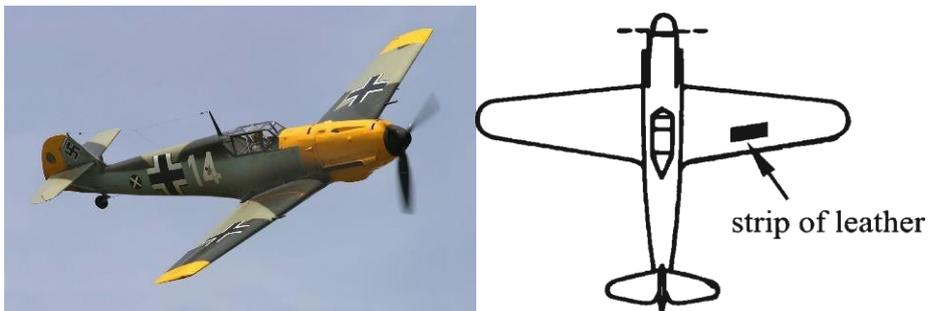


Figura 1.1.2 Messerschmidt in volo(fonte:Wikipedia) e schema della soluzione testata da Liebe^[2]

Il concetto di base è: quando una corrente inizia a separare sul dorso di un'ala, si crea una bolla di ricircolazione nella zona separata. Liebe ipotizzò quindi che le piume si sollevassero frenando l'avanzamento verso il bordo d'attacco della separazione.

I primi test in galleria del vento furono effettuati da Patone e Müller^[1], i quali testarono un flap rettangolare montato sul dorso di un profilo a $Re = 150,000$, ottenendo risultati positivi.

1.2 Ricerche recenti

1.2.1 Bechert, Hage E Meyer

Le prove condotte da Patone e Müller vennero riprese da^[2]. In quest'ultimo articolo vengono effettuate prove sperimentali sia in galleria del vento sia su velivolo. In particolare viene indagata l'efficacia dei flap a Reynolds tipici degli alianti ($1-2 \times 10^6$). Il profilo utilizzato è un HQ41, profilo per alianti, laminare.

1.2.1.1 Prove in galleria del vento

Le prime prove sono state effettuate con strisce attaccate in modo da emulare semplicemente le piume degli uccelli e hanno dato risultati poco ripetibili. Di conseguenza si è passati a una configurazione più semplice con un flap di pianta rettangolare incernierandolo al dorso dell'ala (figura 8).

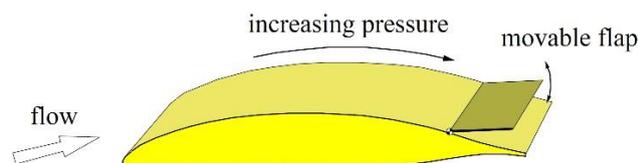


Figura 1.2.1 Schema esperimento con flap rettangolare

Per quanto riguarda il materiale utilizzato, la scelta è ricaduta su plastica e alluminio, in quanto garantivano i requisiti di leggerezza al flap, in modo tale da poter seguire il più possibile le fluttuazioni della corrente separata.

Il primo problema emerso dal test su flap rettangolare è stato la mancanza di contatto tra superficie inferiore del flap e dorso dell'ala, causata dalla presenza di gradiente avverso di pressione in prossimità del bordo d'uscita, che comporta una differenza di pressione tra superficie inferiore e superiore, con conseguente sollevamento del flap. Questa condizione comporta un decadimento delle prestazioni in volo a bassi angoli di attacco, poiché corrisponde a un profilo con un bordo d'uscita spesso. Per ovviare a questo inconveniente sono state ipotizzate diverse soluzioni:

- Un sistema di bloccaggio del flap per bassi angoli d'attacco
- L'utilizzo di flap porosi per avere stessa pressione su faccia inferiore e superiore.
- Rendere il bordo d'uscita del flap rastremato, riducendo così il salto di pressione tra le due facce.

Un primo test è stato effettuato utilizzando il terzo metodo (figura 1.2.2), con una lunghezza pari al 12% della corda del profilo. Il risultato ottenuto è un incremento del C_{Lmax} del 10%, a un angolo d'attacco reale leggermente superiore a quello del profilo "base". Dal confronto delle polari si evince un aumento dell'efficienza, a elevati angoli di attacco, infatti a parità di C_L il C_D risulta più basso adottando il flap.

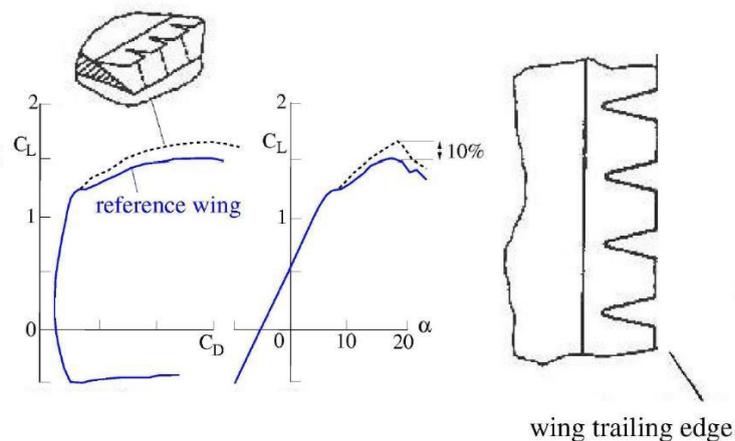


Figura 1.2.2 Test di flap con bordo d'uscita rastremato

Altri test sono stati effettuati aumentando la corda del flap, arrivando a un incremento del C_{Lmax} del 18% con una lunghezza del 22% della corda, tuttavia utilizzando questo approccio il fenomeno di isteresi diventava troppo grande, e dava risultati poco soddisfacenti, anche a causa della rigidità del flap. Si è quindi scelto di dividere il flap in 2 parti mobili attaccate l'una all'altra (figura 1.2.3), per ottenere un migliore adeguamento del flap alle condizioni della separazione.

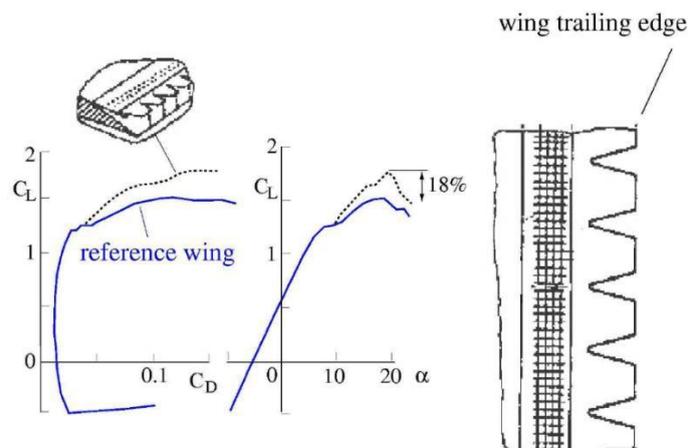


Figura 1.2.3 Utilizzo di flap scomposto in due parti mobili

I risultati ottenuti hanno mostrato ancora un incremento di C_{Lmax} del 18%, a fronte dell'eliminazione dell'isteresi.

Continuando l'analisi biomimetica si è riscontrato che di solito ci sono più file di piume a flettersi contemporaneamente in fase di atterraggio. Sono state quindi testate diverse configurazioni disponendo più di un flap lungo la corda del profilo. I primi test, effettuati con due superfici rigide, hanno dato risultati scadenti, in quanto il flap più lontano dal bordo d'uscita si comportava come uno spoiler, abbattendo di fatto portanza e incrementando notevolmente la resistenza, come possibile vedere in figura 1.2.4

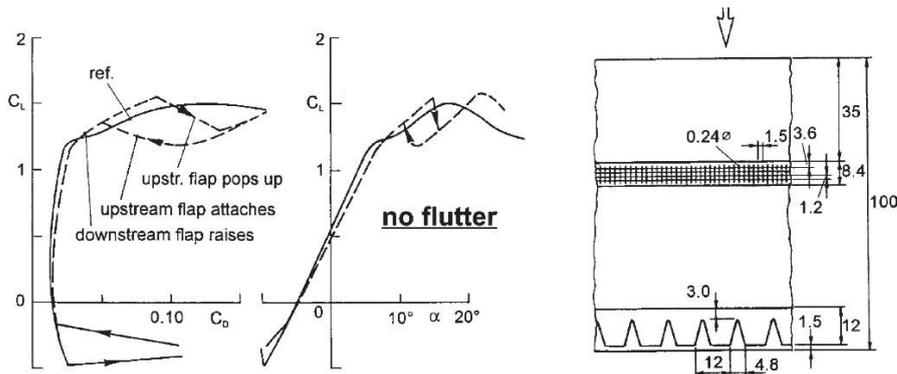


Figura 1.2.4 Utilizzo di due flap rigidi

Miglioramenti nella situazione sono stati ottenuti utilizzando un primo flap più lungo e realizzato da un sottile foglio di plastica (figura 1.2.5). Come si può vedere, l'aumento del C_{Lmax} è stato del 16%, il 6% in più rispetto al flap singolo. La differenza rispetto al flap rigido è notevole, e questo ha spostato l'attenzione sull'importanza delle oscillazioni dovute alla sua cedevolezza.

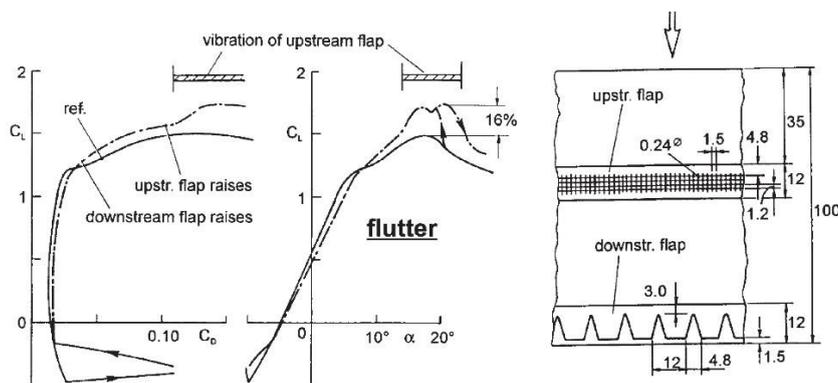


Figura 1.2.5 Risultati ottenuti con flap oscillante

Nel caso esaminato le oscillazioni avevano una frequenza di 40 Hz e ampiezza elevata. Si è quindi ipotizzato che l'effetto fosse legato all'interazione intermittente tra il flap e la corrente a potenziale, spiegando quindi la necessità di una corda più lunga. L'oscillazione tra le due regioni permette al flap di estrarre energia dalla regione a potenziale e fornirla alla regione vicino a parete, creando quindi un effetto di pompaggio, come se fosse un getto

intermittente. La corrente, avendo maggiore energia riesce quindi a rimanere attaccata ad angoli d'attacco più elevati. Un altro fatto importante rilevato è che questo meccanismo di "pompaggio" è indipendente dal regime dello strato limite, vale quindi sia per laminare che turbolento.

A differenza del flap singolo, si è riscontrato anche un aumento del C_D per bassi angoli d'attacco, dovuto alla transizione turbolenta causata dalla presenza del primo flap. Bisogna infatti ricordare che il profilo utilizzato è un profilo laminare, e quindi ogni imperfezione sulla superficie può comportare transizione turbolenta, con conseguente aumento del drag.

Altri esperimenti in galleria del vento sono stati condotti sperimentando l'effetto dei flap su un'ala a freccia a corda costante e su un'ala rastremata (figura 1.2.6). In questo caso le ali erano equipaggiate anche con altri sistemi di ipersostentazione (slat e fowler flap) per verificare anche la loro interazione col flap mobile. Dai test è risultato come, essendo il campo di velocità dominato dalla corrente secondaria per elevati angoli d'attacco, i flap mobili utilizzati non hanno dato benefici, essendo stati pensati e provati su un'ala dritta a elevato allungamento.



Figura 1.2.6 Ala a freccia a corda costante (a sinistra) e ala a freccia rastremata(a destra) derivata dall'ala di Airbus A320

Miglioramenti nell'effetto dei flap sono stati ottenuti con l'aggiunta di wing fences, che bloccano la corrente trasversale sul dorso dell'ala, comportando però una resistenza parassita maggiore, poiché aumentano la superficie bagnata dalla corrente, che quindi non rende conveniente l'utilizzo dei flap mobili.

1.2.1.2 Test in volo

Oltre alle prove in galleria del vento, è stata effettuata anche una prova di volo utilizzando uno STEMME S10, aliante a motore. Il flap montato si estendeva per il 61% dell'apertura alare. Per garantire la sicurezza e il controllo del velivolo ad angoli di attacco di stallo sono stati montati generatori di vortici alle estremità alari. L'obiettivo del test era verificare l'efficacia del flap anche in presenza di altri sistemi di ipersostentazione (flap di bordo

d'uscita in questo caso) e i risultati sono mostrati in figura 12.7. In questo caso il profilo alare è un HQ41, sempre laminare e poco differente dal HQ17 sperimentato in galleria del vento.

Come si può vedere, il flap mobile funziona in combinazione con l'ipersostentatore, e da incremento (percentuale) maggiore di C_{Lmax} per maggiori angoli di deflessione del flap.

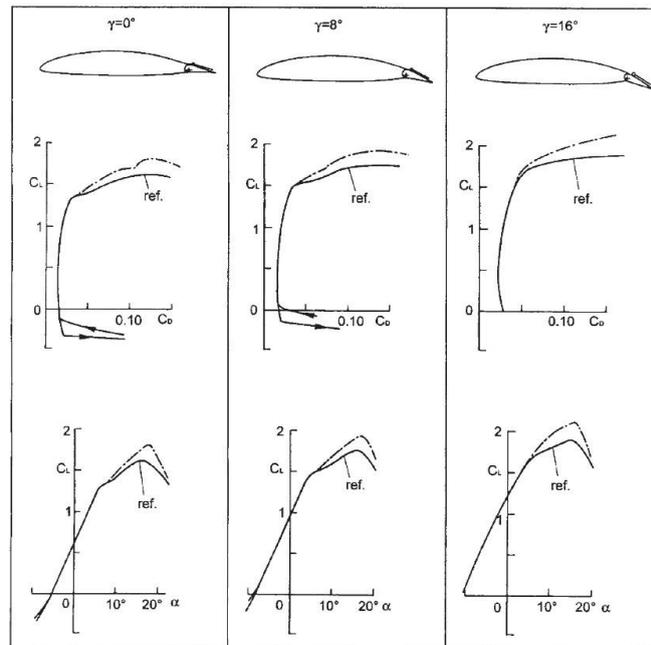


Figura 12.7 Flap utilizzato in combinazione con l'ipersostentatore

1.2.2 Schatz Knacke e Thiele

Uno studio più recente^[3] ha impostato un'analisi sullo stesso profilo HQ17, ma utilizzando un approccio numerico anziché sperimentale.

Il calcolo è stato effettuato utilizzando il programma ELAN della Technical University of Berlin, basato su un metodo ai volumi finiti per risolvere le equazioni di Navier-Stokes. La simulazione può essere condotta o con metodo URANS (Unsteady Reynolds-Averaged Navier-Stokes equations) o LES (Large-Eddy Simulation) o come combinazione dei due. Per prima cosa è stata effettuata una validazione del codice, provando a prevedere la posizione della transizione da regime laminare a turbolento sul dorso del profilo al variare dell'angolo d'attacco, come illustrato in figura 1.2.8.

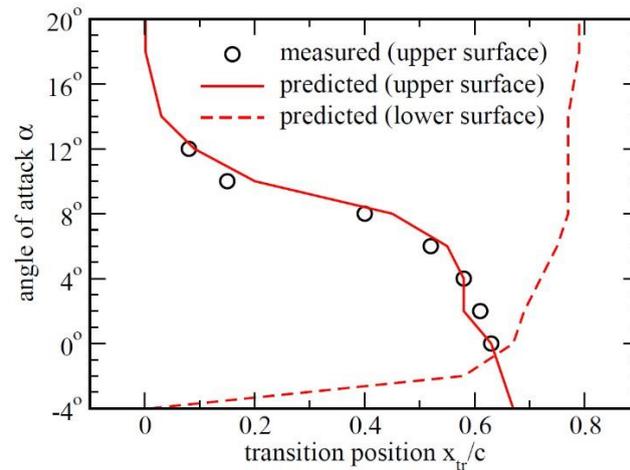


Figura 1.2.8 Confronto su posizione transizione in corda

Le prime simulazioni sono state quindi di validazione, ed effettuate con il profilo “liscio”. Aggiungendo il flap, le prime prove sono state condotte considerando il flap fisso, mantenendo quindi la sua deflessione costante, al variare dell’angolo d’attacco. I risultati sono illustrati in figura 1.2.9.

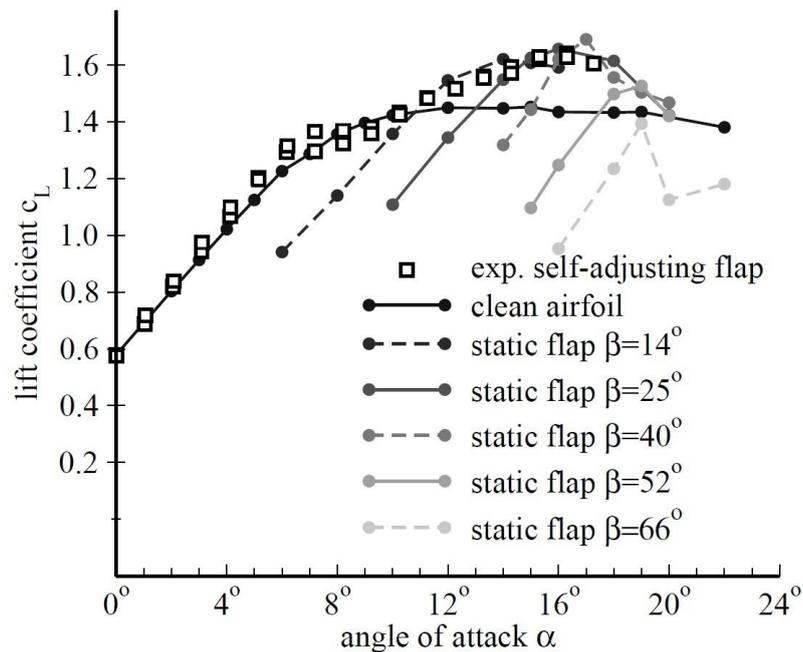


Figura 1.2.9 Variazione del C_L con l'angolo di deflessione del flap

Come si può vedere, aumentare la deflessione del flap permette di raggiungere livelli di C_{Lmax} più elevati, aumentando anche l’angolo di stallo, a scapito delle prestazioni a bassi angoli d’attacco, ma bisogna comunque considerare che nella realtà il flap è mobile, quindi per quegli angoli dovrebbe rimanere attaccato al dorso del profilo. Si può in particolare vedere la coincidenza tra i dati sperimentali e i risultati per una deflessione di 14° e 25°.

Per deflessioni troppo elevate il flap smette tuttavia di dare benefici e agisce come uno spoiler.

I benefici possono anche essere notati per quanto riguarda la transizione da regime laminare a turbolento (figura 1.2.10). Sempre per deflessioni di 14° e 25° il passaggio a regime turbolento è ritardato, a dimostrare come l'effetto del flap sia quello di far lavorare l'ala a un angolo d'attacco apparente più basso.

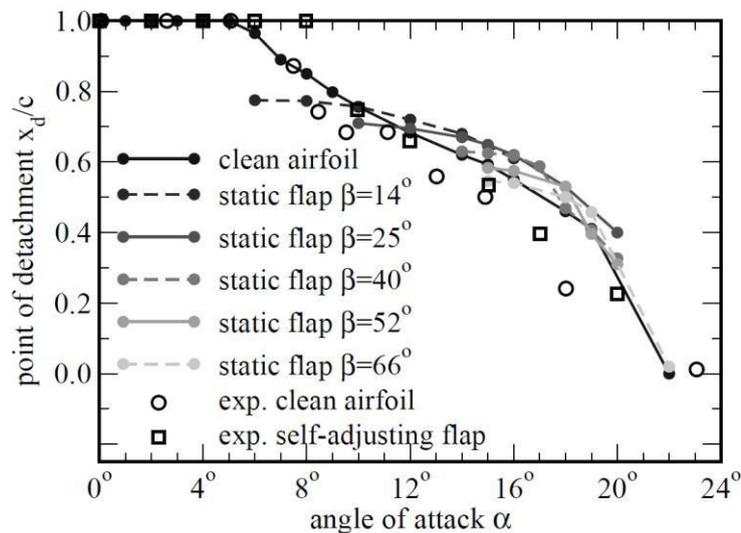


Figura 1.2.10 Ritardo della transizione al variare dell'angolo d'attacco per le diverse posizioni del flap

Finalmente, simulazioni con flap libero sono state condotte, e quanto è emerso è che il flap raggiunge automaticamente la posizione di equilibrio, e questa posizione è stabile. I risultati sono riportati in figura 12.11.

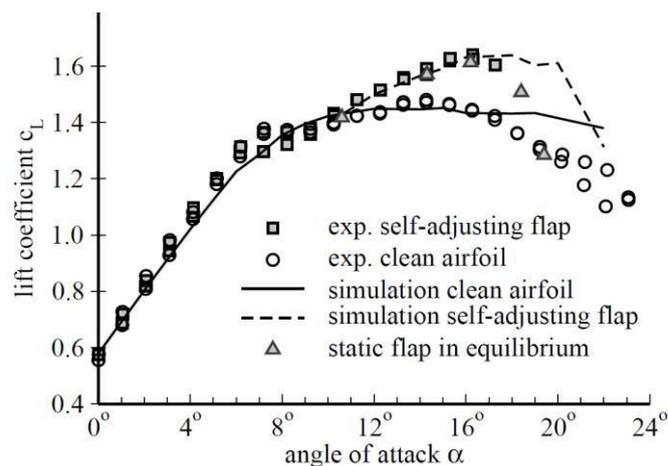


Figura 1.2.11 Andamento coefficiente di portanza in presenza di flap libero

Come si può osservare, i risultati numerici per il flap mobile seguono fedelmente i risultati sperimentali fino al valore di C_{Lmax} , salvo poi mostrare uno stallo più dolce.

Un ulteriore studio è stato condotto per capire quanto la massa del flap influenzi il suo effetto sul C_L , variando la sua inerzia. Si è quindi scelto di provare con un flap di massa tripla rispetto a quella della prova precedente. Dall'analisi della figura 1.2.12 si può vedere come una massa maggiore permetta di ottenere maggiore efficienza aerodinamica, questo perché la posizione di equilibrio è a un angolo di deflessione più basso. Il risultato è un incremento del C_{Lmax} del 15,3%, rispetto al 12,9% del flap con massa "unitaria". I test sperimentali tuttavia hanno mostrato come aumentare la massa del flap comprometta la sua capacità di seguire la separazione della corrente, non potendo alla fine più essere un sistema passivo.

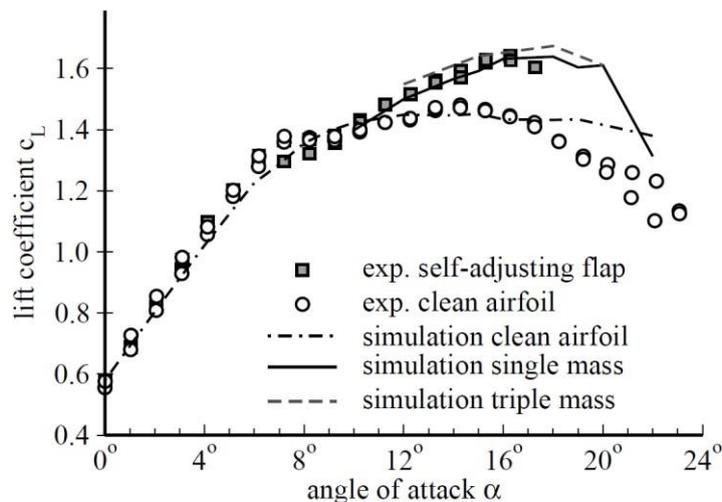


Figura 1.2.12 Andamento coefficiente di portanza in presenza di flap con masse diverse

1.2.3 Kernstine, Moore, Cutler e Mittal

Un'altra analisi di interesse è quella di^[4]. Essi hanno effettuato studi su diverse configurazioni di flap montate su un profilo NACA 2412, molto comune sugli UAV, a Reynold più bassi (1.5×10^5).

Un primo test di validazione è stato effettuato su profilo "pulito", poi si è passati alle prove con flap.

Diversamente dai test precedenti, le prove sono state effettuate provando flap di diversa lunghezza su tutta la lunghezza della corda, a intervalli di $0.1C$. Per iniziare sono stati utilizzati flap di spessore 1.6 mm, di lunghezza 10% e 30% della corda. I risultati sono riportati nelle figure 20 e 21. I risultati ottenuti sono negativi per quanto riguarda il flap più corto, con un peggioramento delle prestazioni a tutti gli angoli di attacco. Per quanto riguarda il flap più lungo, in accordo con i precedenti test, ci sono dei miglioramenti, specialmente collocando il flap al 50% della corda, anziché in prossimità del bordo d'uscita. Il motivo è probabilmente legato alla diversità del tipo di stallo del NACA 2412 rispetto al KQ17.

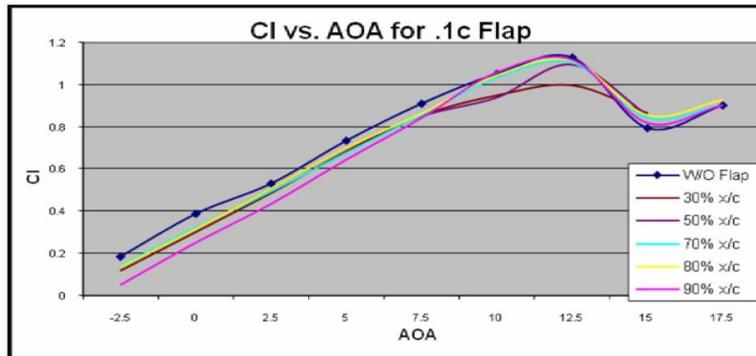


Figura 1.2.13 Andamento coefficiente di portanza flap di dimensioni 0.1 c e spessore 1/16''

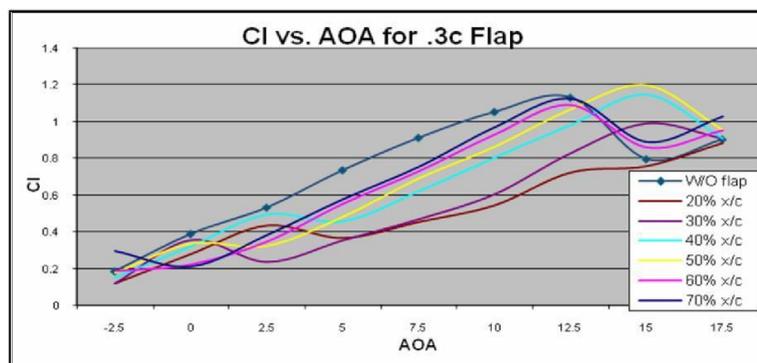


Figura 1.2.14 Andamento coefficiente di portanza flap di dimensioni 0.3 c e spessore 1/16''

Lo sviluppo successivo è stato testare un flap spesso 0.4 mm, in modo da verificare come la flessibilità possa influenzare il C_{Lmax} , in virtù della non uniformità dello stallo lungo l'apertura. I risultati ottenuti sono molto simili alla situazione precedente di flap spesso, tuttavia la rigidità del flap continua a non permettere la perfetta adesione alla superficie dell'ala, anzi, lo sforzo dovuto all'adesivo è contrastato in misura inferiore, e ciò comporta un decadimento ulteriore del C_L per angoli d'incidenza bassi.

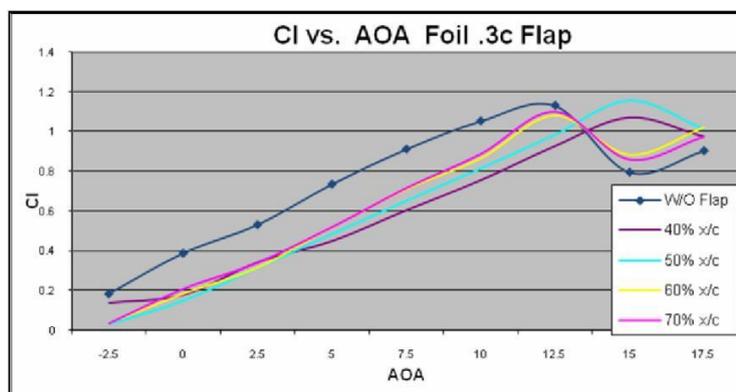


Figura 1.2.15 Andamento coefficiente di portanza flap di dimensioni 0.3 c e spessore 1/60''

Ulteriori tentativi sono stati fatti provando differenti polimeri al posto dell'alluminio, in modo tale da poter essere sufficientemente flessibili da aderire alla superficie del dorso a bassi angoli d'incidenza. In questo modo è stato quasi eliminato il decadimento di portanza a bassi angoli. Curiosamente, i miglioramenti maggiori sono stati ottenuti avvicinando il flap al bordo d'attacco, anche questo legato alla migliore aderenza delle superfici.

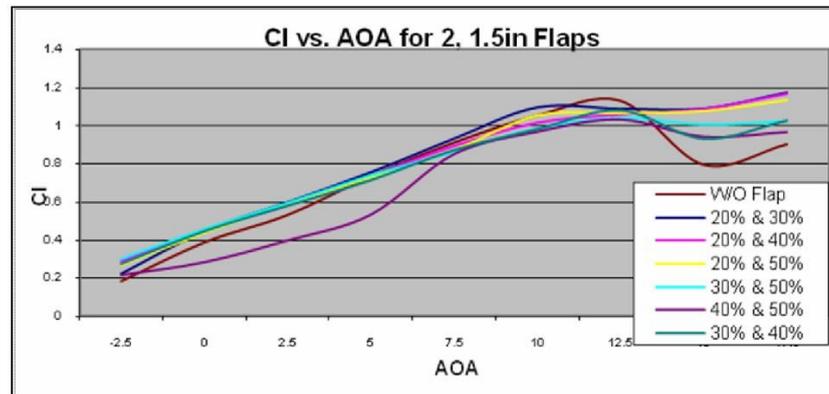


Figura 1.2.16 Andamento coefficiente di portanza flap con materiali polimerici

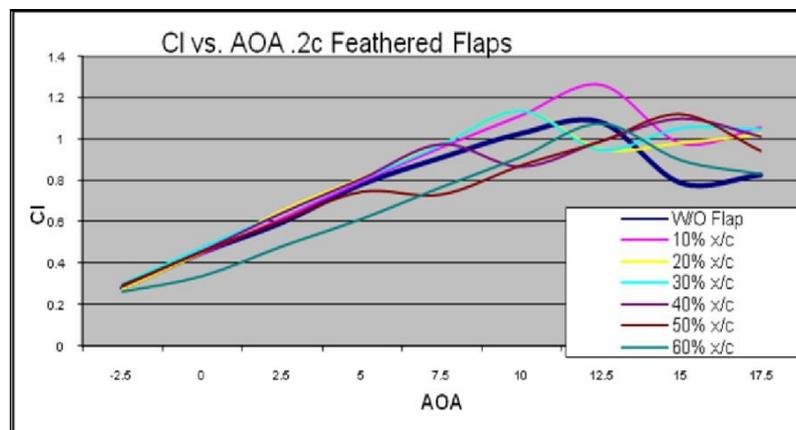


Figura 1.2.17 Andamento coefficiente di portanza flap 'piumato'

1.2.4 Jorg U. Schlueter

Lo studio di^[5] opta per un approccio sperimentale e impiega una galleria ad acqua di dimensioni 0.3 m x 0.3 m x 1 m e range di velocità 0 - 0.65 m/s . Gli esperimenti sono condotti a $Re = 40600$ e $Re = 30600$, indirizzando così l'investigazione sul campo di applicazione tipico dei MAVs.

Per la verifica dei risultati ottenuti si è confrontata la curva $C_L-\alpha$ e la polare C_L-C_D di un profilo SD8020 a $Re = 40600$ con i dati bibliografici forniti da^[6] Il confronto ha evidenziato una più dolce perdita di portanza ad alti angoli d'incidenza dovuto probabilmente a diversi

valori di rugosità dei modelli utilizzati per il paragone. I valori di resistenza a bassi valori di incidenza presentano un livello abbastanza importante di incertezza dovuto alla modesta entità delle forze misurate, perciò il confronto è stato svolto con quelli un $Re = 61000$, superiore rispetto a quello dell'esperimento condotto da Schlueter^[5]. Nonostante questo la verifica è risultata molto soddisfacente.

I materiali di costruzione impiegati sono stati l'alluminio per il profilo e la fibra di carbonio per quanto riguarda il flap. I profili realizzati, invece, risultano essere tre: NACA 0012 con una corda di 60 mm e SD8020 e NACA 4412 con una corda di 70 mm.

Il primo profilo (figura 1.2.18) è stato testato a $Re = 30600$ e presenta un forte stallo di bordo d'attacco. Il flap è stato provato in un'unica configurazione facendo coincidere il suo bordo d'uscita con quello del profilo ed è stata scelta una corda di 10 mm. In questo caso i risultati sono stati confrontati con quelli di un profilo molto simile il NACA 0009 a diversi numeri di Reynolds. Tutte le curve presentano un andamento sovrapposto a bassi angoli di incidenza, mentre presentano angoli di stallo maggiori aumentando il numero di Reynolds. Il confronto più interessante però è tra il profilo denominato come liscio ovvero senza flap e quello con il dispositivo montato. Il secondo mostra uno stallo ritardato e in particolare ad un angolo di 15° il valore di portanza risulta maggiorato del 15%.

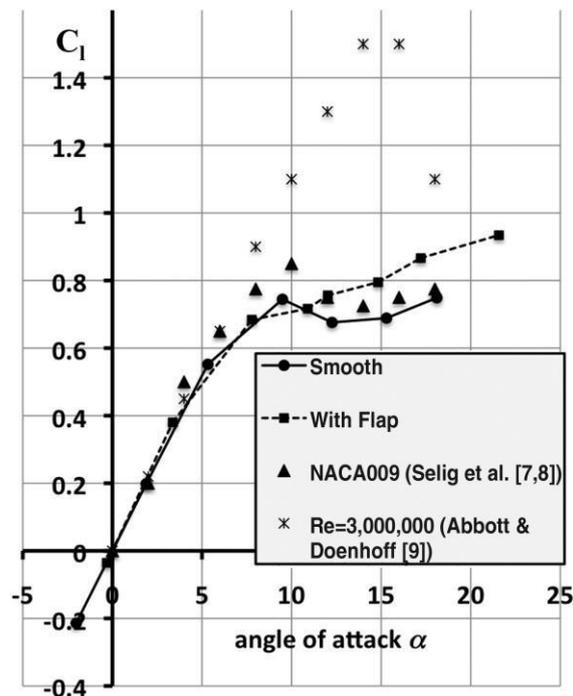


Figura 1.2.18 Curva C_L - α Naca 0012

Il secondo profilo studiato a $Re = 40600$ risulta SD8020, scelto soprattutto per validare l'analisi sperimentale grazie all'abbondanza di dati per il confronto. Le configurazioni testate sono a Reynolds molto maggiori rispetto al caso precedente e si basano sulle considerazioni di^[2] per dimostrare che le configurazioni migliori sono più lontane dal bordo d'uscita. I vari casi sono riportati nella tabella presente nel grafico (figura 1.2.19). Si evidenzia che ad un angolo di 15° il secondo ed il terzo caso mostrano un aumento della portanza di circa il 15%, mentre nel quarto caso il miglioramento raggiunge circa il 50%. L'uso combinato di due dispositivi, quinto caso, non fornisce un vantaggio sostanziale.

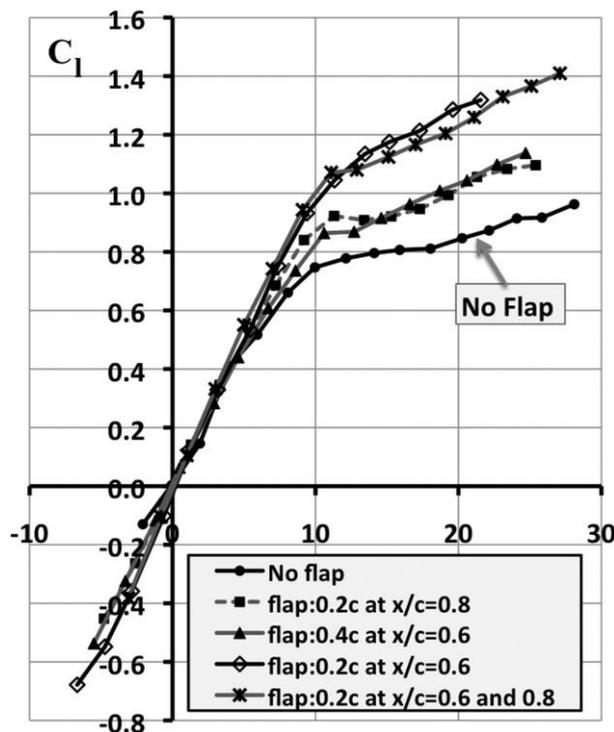


Figura 1.2.19 Curve C_L - α per diverse configurazioni testate su SD8020

L'ultimo profilo investigato a $Re = 40600$ è il NACA 4412 (figura 1.2.20), che presenta alti coefficienti di portanza e una notevole diffusione. Le configurazioni testate sono le stesse del caso precedente e i risultati riconfermano la superiorità del quarto caso, in cui il flap è più lontano dal bordo d'uscita.

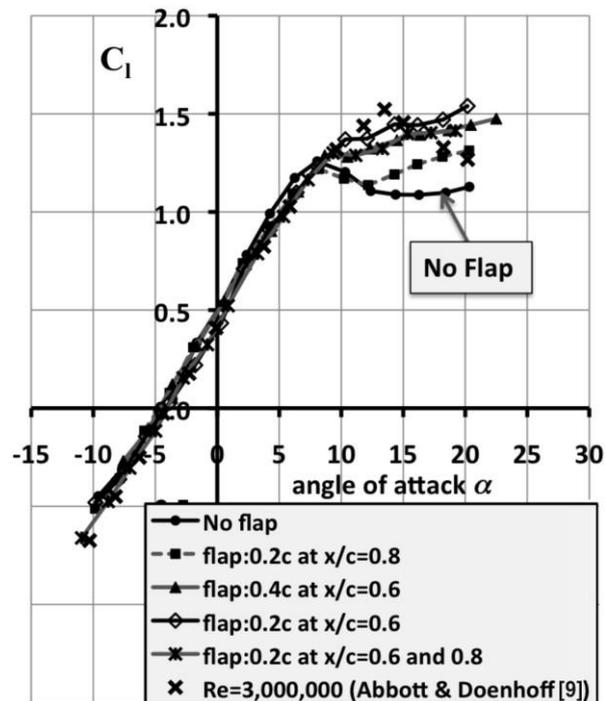


Figura 1.2.20 Curve C_L - α per diverse configurazioni testate su NACA 4412

1.2.5 C.H. John Wang, J. Schlueter

L'anno seguente è stato condotto un'ulteriore approfondimento del problema^[6]. L'analisi risulta ancora di tipo sperimentale e si avvale dell'impiego della galleria del vento della Nanyang Technological University di dimensioni 1.1 m x 0.9 m. Questo studio risulta molto più approfondito rispetto al precedente di Schlueter e prevede l'impiego di due modelli: il primo è un'ala rettangolare costruita in balsa e che presenta il profilo SD8020, il secondo è piccolo alante realizzato in schiuma. I flap sono ancora una volta costruiti in fibra di carbonio e fissati con dello scotch di plastica al modello.

La prima indagine è un'analisi 3D e vuole dimostrare che riducendo l'ampiezza del flap sia possibile ridurre l'effetto di downwash su di esso, questo comporta che: nonostante l'area del flap si sia ridotta la portanza risulterà incrementata. La riduzione dell'apertura, però, non può avvenire in maniera indiscriminata: dimensioni troppo ridotte influiscono sul contributo di generazione di portanza del dispositivo. Le configurazioni studiate sono illustrate nella figura seguente e la soluzione migliore risulta un flap di ampiezza ridotta del 20% rispetto all'ala del modello.

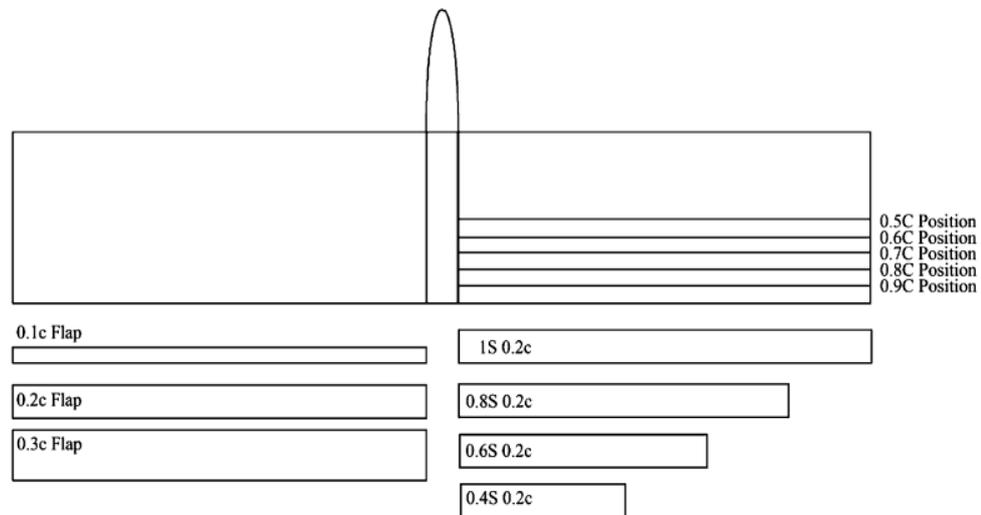


Figura 1.2.21 Schematizzazione configurazioni flap

La seconda analisi riguarda la posizione ottima del flap, che è fortemente influenzata dalla posizione del punto di separazione. Il profilo analizzato presenta un stallo di bordo d'attacco, ma a causa della curvatura i flap sono stati posizionati solo da metà corda in poi. Per l'ala 2D un leggero incremento di portanza può essere osservato al 60% della corda, mentre per l'ala 3D le influenze del posizionamento del flap risultano notevolmente ridotte.

La terza investigazione riguarda la dimensione della corda del flap. Questo aspetto è particolarmente evidente sul modello 3D: considerando sempre un angolo di 15° il flap di 30 mm mostra un incremento di portanza del 18%, mentre quello di 20 mm raggiunge solo la metà di questo valore. Il flap di 10 mm non presenta particolari vantaggi.

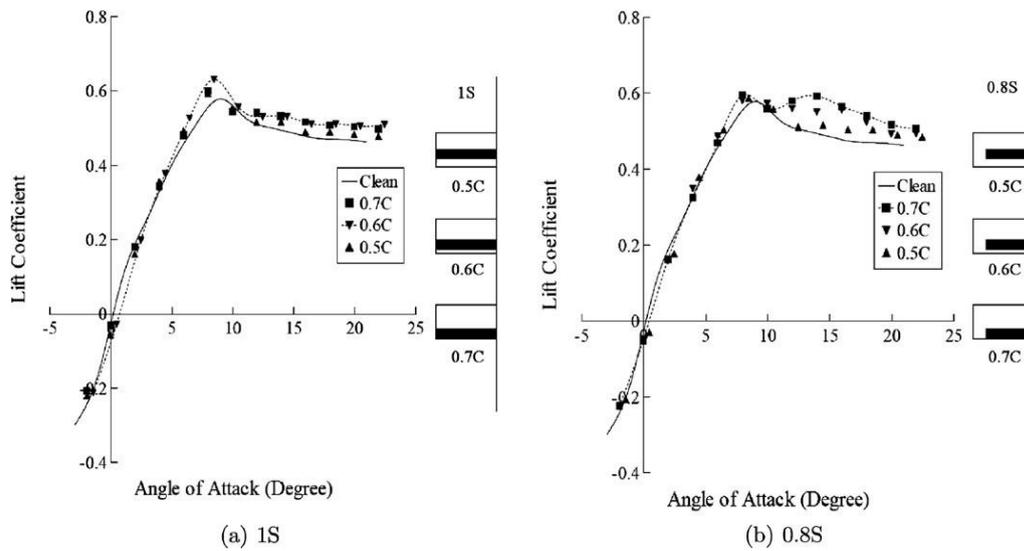


Figura 1.2.22 Andamento coefficiente di portanza 2D e 3D per un flap di dimensioni 0.3 c al variare del posizionamento e a $Re = 40000$

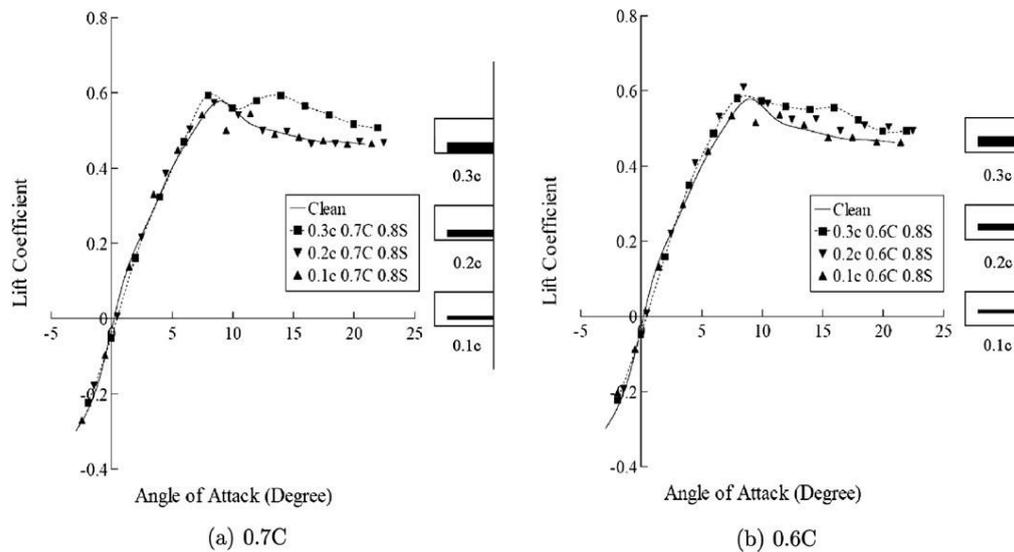


Figura 1.2.23 Andamento coefficiente di portanza 3D per flap di varie dimensioni a $Re = 40000$

Un'ultima considerazione riguarda l'effetto dell'aumento del numero di Reynolds, che può produrre un aumento della potenza di ricircolazione del flusso e di conseguenza un maggiore spostamento del flap. Tuttavia nonostante l'aumento del coefficiente di portanza dopo lo stallo, l'incremento di portanza relativo risulta inferiore all'aumentare del numero di Reynolds.

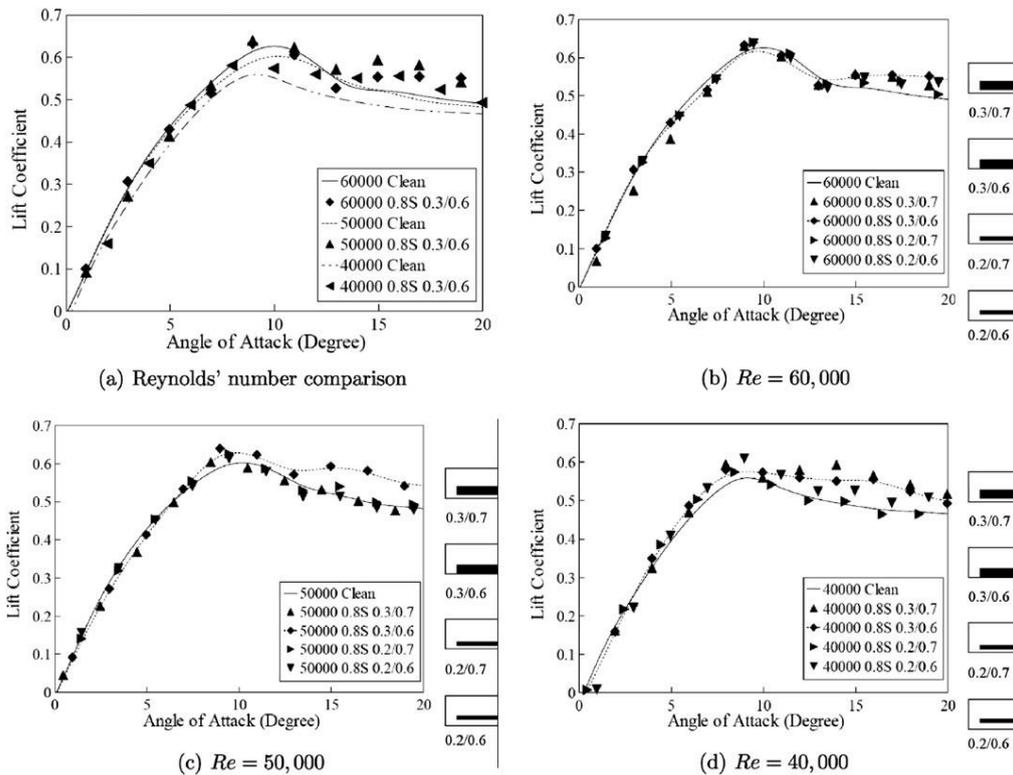


Figura 1.2.24 Andamento coefficiente di portanza al variare del numero di Reynolds

A distanza di due anni^[7] (Wang, Schlüter 2013) sono state condotte sullo stesso profilo simulazioni numeriche apportando modifiche al codice di OpenFOAM scelto, affinché riproducesse il movimento del flap durante l'analisi. Le visualizzazioni dei risultati hanno mostrato che la presenza del flap è fondamentale per ridurre la zona di ricircolazione del flusso diminuendo così la scia turbolenta e incrementando il valore della portanza dopo lo stallo. Studiando anche il coefficiente d'attrito si è osservato che maggiore sarà il suo valore più il flusso tenderà a rimanere attaccato fino ad un angolo α superiore. Per quanto riguarda la locazione del flap si è confermato il vantaggio per un profilo con stallo di bordo d'attacco di un posizionamento avanzato vicino al punto di separazione del flusso.

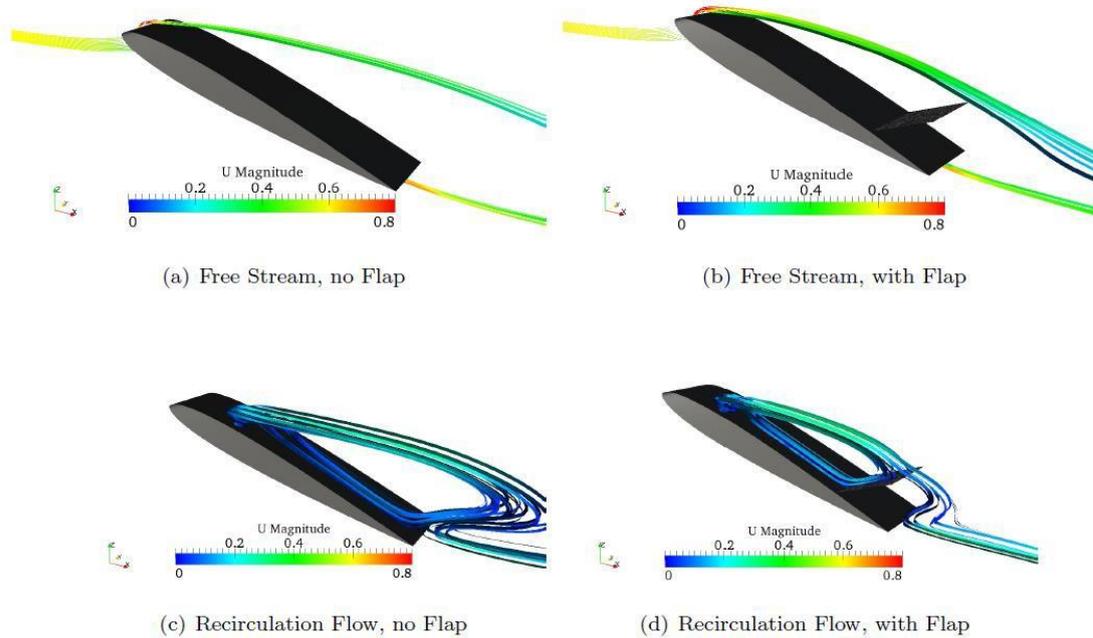


Figura 1.2.25 Visualizzazione CFD su un profilo SD8020 a $\alpha=16^\circ$

Infine è stata condotta sempre con OpenFOAM una simulazione 3D per determinare l'ampiezza ottimale del flap. Rispetto al caso sperimentale dove la differenza tra il dispositivo mobile e l'ala era del 20% in questa analisi per un'ala rettangolare con aspect ratio di 5 e $Re = 40000$ si ottiene una differenza di solo 10%.

1.2.6 G. Allemand A. Altman

Un'altra analisi sperimentale è quella di Allemand, Altman^[8] condotta a $Re = 200000$ alla University of Dayton Low Speed Wind Tunnel di dimensioni 30" x 30" x 72" e sono state prese in considerazione diverse tipologie di profilo tra cui NACA 0012 e EPPLER 423.

Il primo esperimento ha testato sui primi due profili un flap di corda 0.1 c a 0.8 c dell'ala e non rilevato un sostanziale incremento delle prestazioni. Giustificazioni per il fallimento della prova possono essere attribuite alla rigidità del flap o al suo collegamento al modello tramite semplice scotch e al posizionamento del dispositivo in una posizione poco favorevole.

Di conseguenza il secondo esperimento è stato condotto tenendo in considerazione questi due aspetti. Il flap sul NACA 0012 è stato mantenuto delle stesse dimensioni ma avanzato fino a una posizione di $0.1 c$, poiché questo profilo presenta uno stallo di bordo d'attacco.

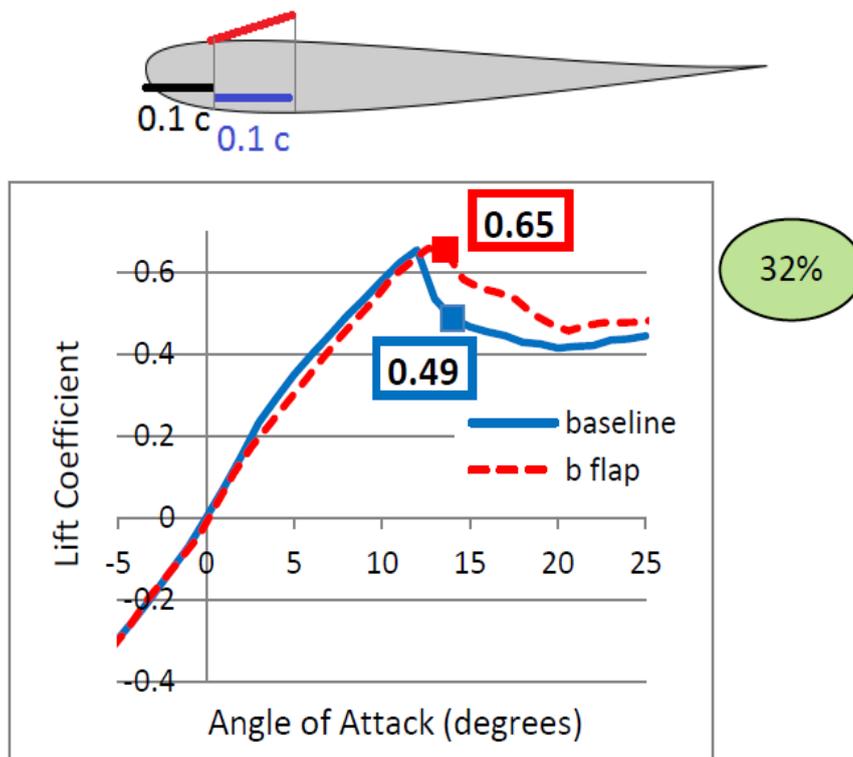


Figura 1.2.26 Illustrazione posizionamento flap e andamento coefficienti di portanza per Naca 0012

Questa soluzione non giustifica il comportamento di EPPLER 423, che presenta uno stallo di bordo d'uscita. Il flap è stato avanzato di posizione solo leggermente ($0.65 c$) e la soluzione al problema è stata trovata aumentando la superficie del dispositivo fornendogli meno rigidità.

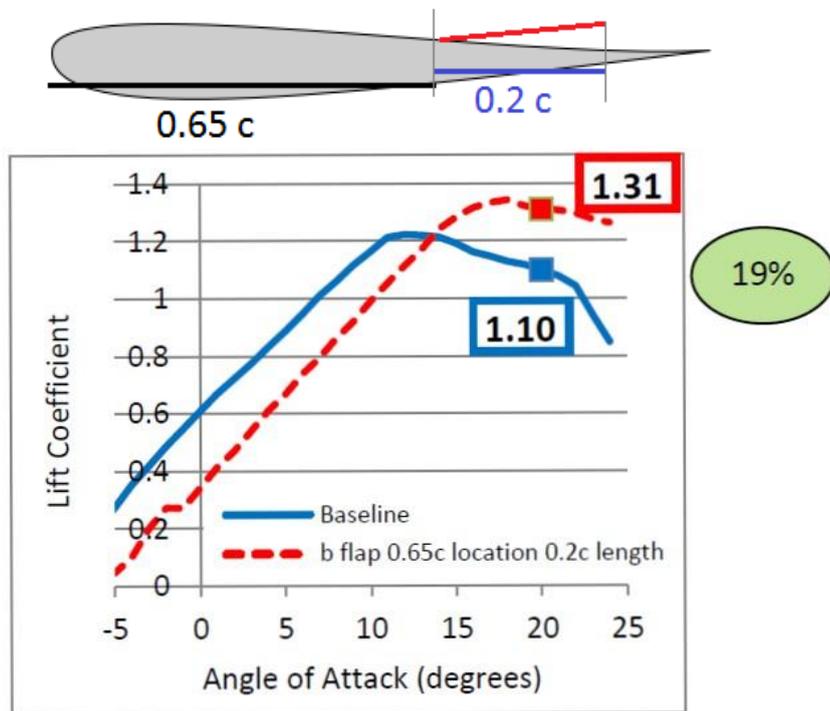


Figura 1.2.27 Illustrazione posizionamento flap e andamento coefficienti di portanza per Eppler 423

Il terzo esperimento riguarda la segmentazione del flap in componenti da 5 mm. Questa analisi ha mostrato risultati fortemente legati al tipo di profilo impiegato non fornendo sostanziali differenze per l'EPPLER 423, mentre per il NACA 0012 si osserva uno stallo più brusco ma valori di portanza maggiori dopo lo stallo.

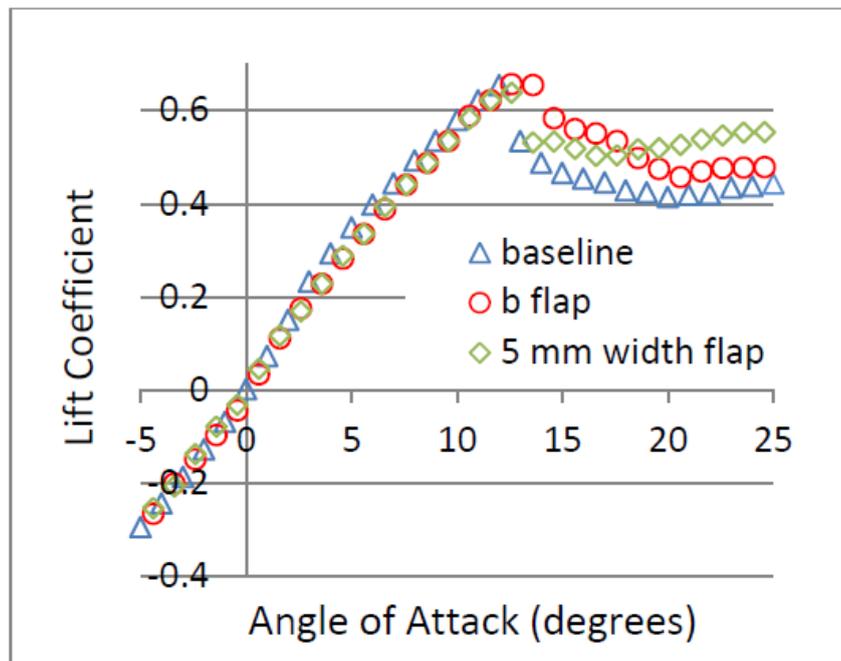


Figura 1.2.28 Confronto andamento coefficiente di portanza NACA 0012

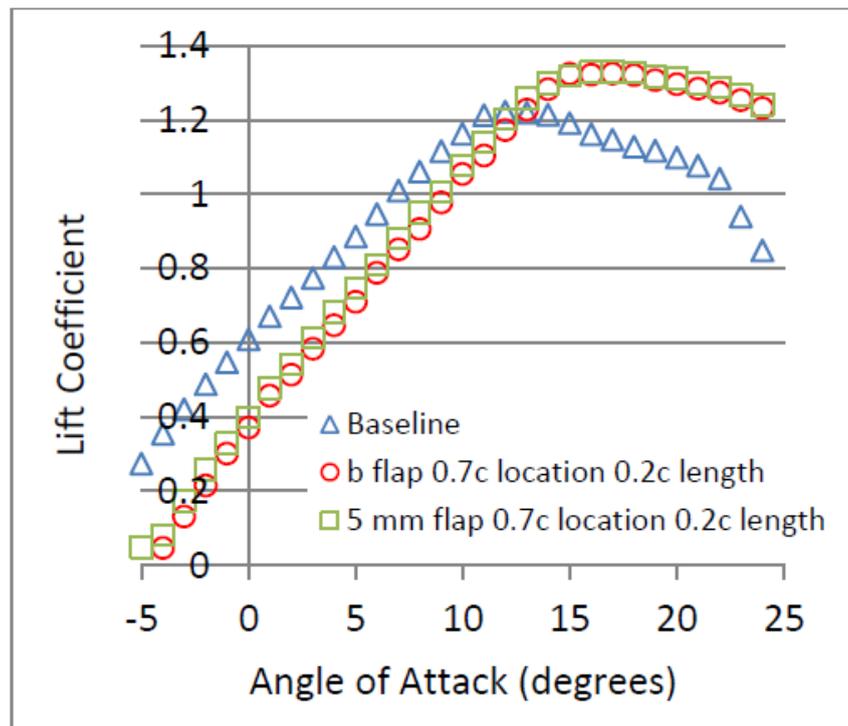


Figura 1.2.29 Confronto andamento coefficiente di portanza Eppler 423

1.2.7 T.A. Mitchell J.D. Jacob

Un'altra soluzione consiste nel riprodurre l'effetto delle piume non solo sul dorso del profilo ma anche alle estremità ricreando l'effetto delle winglet per incrementare l'efficienza dell'ala ^[9].



Figura 1.2.30 Applicazioni di biomimetica applicata sul dorso del profilo e sulle estremità

1.2.8 Visualizzazioni sperimentali Schlueter e Bruecker e Weidner

Infine si illustrano alcune visualizzazioni di genere sperimentale. La prima è stata portata avanti da Schlueter^[11] tramite l'impiego di colorante in galleria del vento. Anche questo esperimento ha confermato l'identificazione di una zona davanti al flap in cui il flusso tende a rimanere attaccato e una retrostante completamente determinata da una separazione turbolenta.

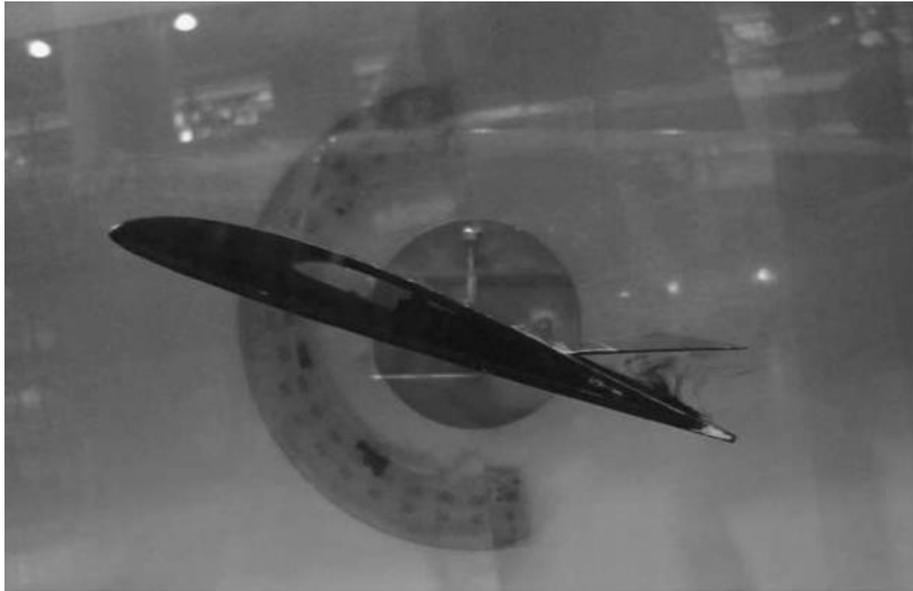


Figura 1.2.31 Visualizzazione con colorante per un profilo SD8020 con $\alpha > \alpha_{stallo}$

La seconda è stata condotta da Brücker e Weidner^[10] tramite la tecnica della PIV (Particle Image Velocimetry). In questo caso sono stati realizzati degli 'hairy flaps' ovvero flap particolarmente segmentati in modo da riprodurre l'effetto del piumaggio degli uccelli. Il loro utilizzo ha dimostrato ancora una volta benefici nel ridurre la bolla di ricircolazione presente sul dorso.

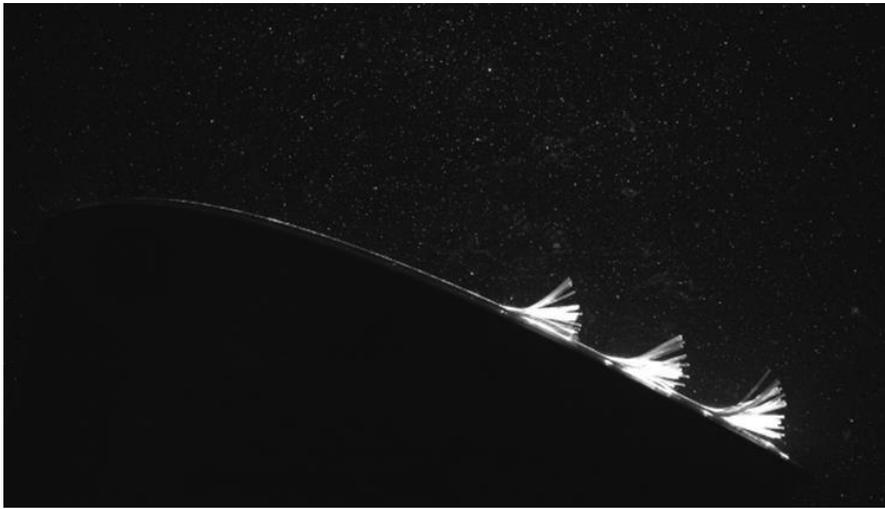


Figura 1.2.32 Visualizzazione immagine PIV di un profilo NACA 0020 ad $\alpha=17.5^\circ$ e Re 77000

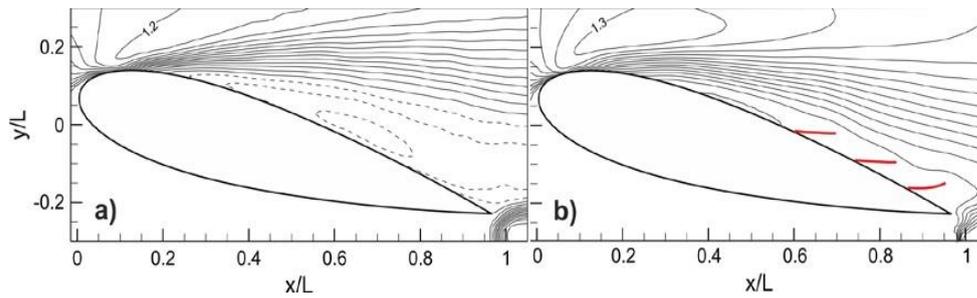


Figura 1.2.33 Rappresentazione campo velocità normalizzato con il flusso medio con e senza flap di un profilo NACA 0020 ad $\alpha=17.5^\circ$ e Re 77000

2 INDAGINI SPERIMENTALI

2.1 Scopo della tesi

Questa tesi è stata sviluppata con l'obiettivo di studiare il funzionamento di flap mobili passivi per il controllo dello strato limite e i vantaggi che essi possono fornire. Il lavoro è incentrato sulla verifica dei risultati proposti dagli articoli forniti nella case history. L'analisi svolta ha un carattere essenzialmente preliminare, di messa a punto delle procedure sperimentali e delle tipologie di modelli. Si è voluto quindi verificare che l'applicazione di questi dispositivi fosse davvero conveniente, come asserito negli articoli sopra citati, effettuando un confronto in termini relativi, tra le prestazioni dell'ala 'pulita' e quella su cui sono stati applicati i flap.

Un altro elemento preso in considerazione è stato la valutazione degli effetti prodotti dalle diverse geometrie, cercando di capire quali possano essere le soluzioni ottimali per sviluppi o prove future, sempre basandosi sulle soluzioni proposte in bibliografia. Sono stati quindi testati flap con bordo d'uscita rastremato, con l'obiettivo di ridurre la resistenza parassita a bassi angoli d'attacco, e flap con tagli trasversali per meglio simulare il comportamento delle piume sulle ali dei volativi, auspicando quindi una deflessione non uniforme in apertura, dovuta alla diversa distribuzione di portanza sull'ala.

2.2 Validazione delle procedure sperimentali

La prima parte delle nostre prove sperimentali è consistita nella validazione dei dati di galleria. Sono stati, quindi, misurati i coefficienti aerodinamici di un profilo alare a diversi numeri di Reynolds e sono stati confrontati con quelli bibliografici, questo per essere sicuri della bontà dei valori forniti dall'impianto sperimentale e dalla relativa strumentazione.

Prima delle prove di validazione sono state effettuate la taratura della galleria (si rimanda all'appendice A) e della bilancia (si rimanda all'appendice C).

Per le prove di validazione è stato utilizzato un profilo NACA 0015. La scelta è stata dettata da vari fattori: la disponibilità immediata in laboratorio, l'ampia bibliografia da utilizzare per confronto e la simmetria di tale profilo, che comportando il passaggio della curva C_L - α per l'origine degli assi, la qual cosa ha permesso un confronto più facile dei dati.

L'ala utilizzata per le prove aveva corda 10 cm e 29.5 cm di apertura. Alle estremità sono state montate due paratie di forma ovale con lo scopo di ridurre gli effetti dei vortici di estremità sull'ala (Figura 2.1). L'apertura totale del modello è inferiore a quella della camera di prova per evitare interferenze meccaniche che avrebbero falsato le letture della bilancia, ma creando un passaggio di aria tra la parete e le paratie (di circa 1 mm).

Le nostre prove sul NACA 0015 sono state effettuate a 2 differenti numeri di Reynolds:

- Reynolds = 200000 (Velocità di galleria circa 30 m/s)
- Reynolds = 280000 (Velocità di galleria circa 40 m/s)



Figura 2.1 Modello NACA 0015 utilizzato con in primo piano la paratia destra montata nelle prove

2.3 Verifica coordinate modello

Viste le piccole dimensioni del modello utilizzato si è deciso di verificare la geometria. Le coordinate reali del modello presente in laboratorio, rilevate con una tecnica fotografica di digitalizzazione, sono state confrontate con quelle generate da una routine MATLAB® per profili NACA. Il profilo in questione è un NACA 0015, simmetrico e con spessore pari al 15% della corda.

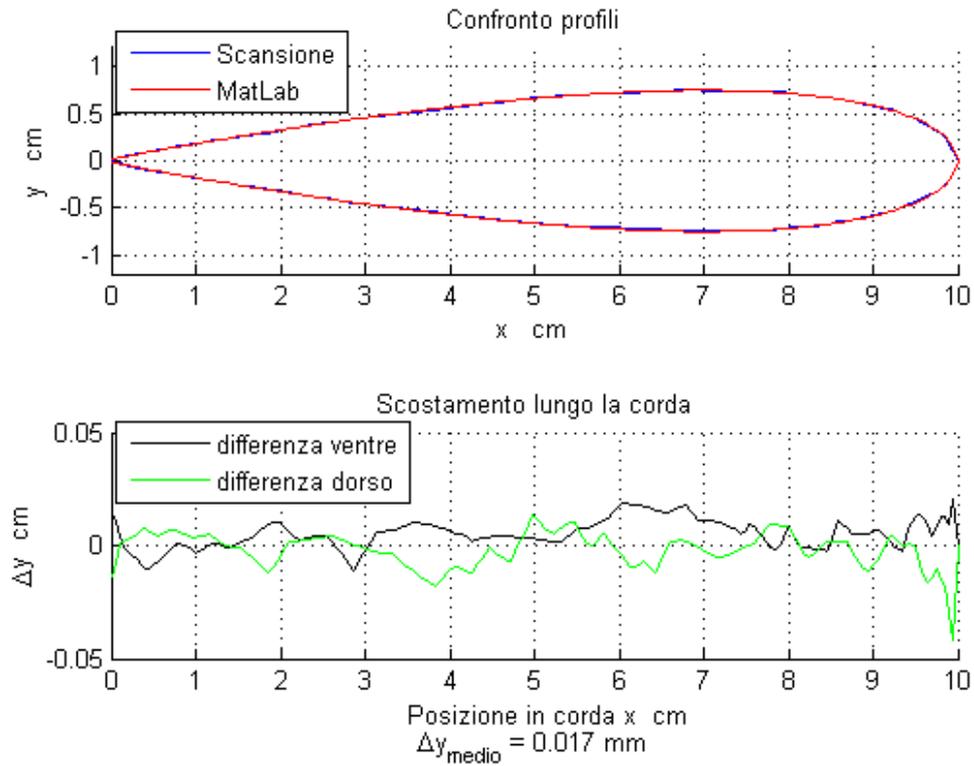


Figura 2.2.1 Confronto nostro modello con dati MATLAB®

Le coordinate del modello utilizzato sono state ottenute sfruttando una tecnica fotografica. Per prima cosa si sono smontati gli schermi dal modello e si è fotocopiato il profilo insieme a una scala di riferimento. Con Irfanview 64, un software per l'elaborazione di immagine, si è proceduto a raddrizzare la scansione. I punti del profilo sono stati ricavati manualmente tramite la routine MATLAB® "digital.m". Questa routine consente di selezionare i punti di un'immagine e restituisce le loro coordinate, sia in maniera relativa, rispetto ad un sistema di riferimento selezionato dall'utente, sia in maniera assoluta in pixel. Un elastico verde è stato applicato sul profilo come guida alla selezione dei punti.

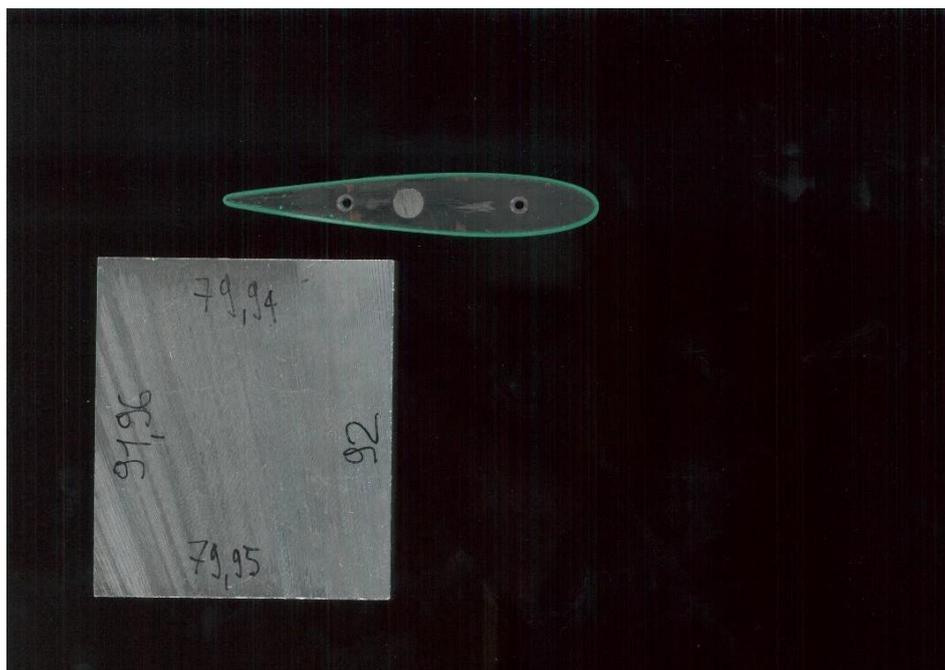


Figura 2.2.2 Scansione Profilo

2.4 Valutazione correzioni di galleria

Essendo la prova effettuata in galleria del vento è necessario prendere in considerazione gli effetti dovuti alla presenza delle pareti della camera di prova. Dei diversi tipi di bloccaggio presenti nella camera di prova bloccaggio solido e bloccaggio di scia sono quelli che interessano maggiormente le misure.

Poiché il modello è un corpo aerodinamico, il bloccaggio di scia è trascurabile, avendo essa uno spessore molto ridotto, mentre per quanto riguarda il bloccaggio solido, come asserito da Pope^[16], esso è proporzionale al quadrato del rapporto tra lo spessore del profilo e l'altezza della galleria. Nella situazione considerata, questo rapporto è risultato pari a 0.05, elevato al quadrato è pari a 0.0025. Trascurandolo si commette quindi un errore dello 0.25% , accettabile.

Questi effetti non sono trascurabili nel caso di profilo stallato, dove il comportamento è più simile a quello di un corpo tozzo, ma in queste circostanze diventano importanti anche i fenomeni di interferenza con le pareti

Un'ulteriore correzione avrebbe dovuto essere infatti considerata, in quanto ai lati del modello erano montate due paratie, per "bidimensionalizzare" la corrente sul profilo riducendo gli effetti di estremità. Risulta però problematico valutare quantitativamente l'effetto della loro presenza, in quanto se non fossero state montate la corrente in estremità sarebbe stata molto più influenzata dalla presenza della fessura. Osserviamo che tra le pareti e le superfici esterne delle paratie si crea una regione nella quale gli strati limite interagiscono, modificando la corrente alle estremità del modello.

I risultati ottenuti a causa di questa interferenza e della difficoltà nel calcolarla più che valori assoluti avranno valori di confronto relativo.

2.5 Polare e curva C_L - α

Per entrambe le condizioni della corrente è stata ricavata la curva C_L - α del profilo e i dati sono stati confrontati con quelli forniti dal calcolo XFLR5 e con quelli ricavati in ^[14] con metodo Eppler, a Reynolds 160000 e 360000. XFLR5 è un software d'analisi per profili, ali e aeroplani a bassi numeri di Reynolds e include la capacità di analisi diretta e inversa di Xfoil e quella di analisi e di design delle ali basata sulla teoria della linea portante, sul metodo vortex lattice e a pannelli 3D.

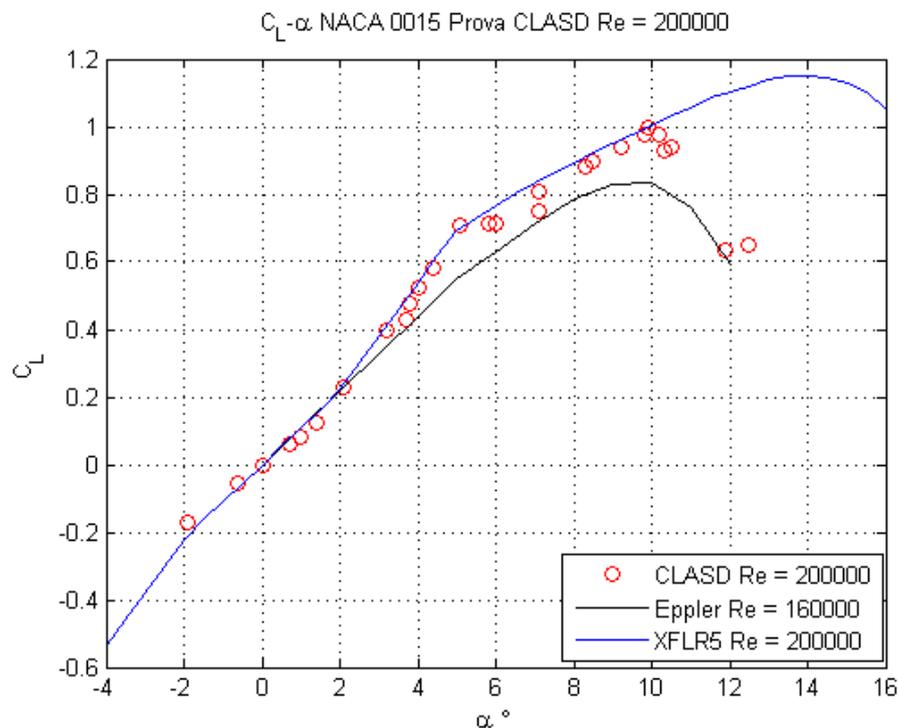


Figura 2.4.1 Curva C_L - α a Reynolds 200000

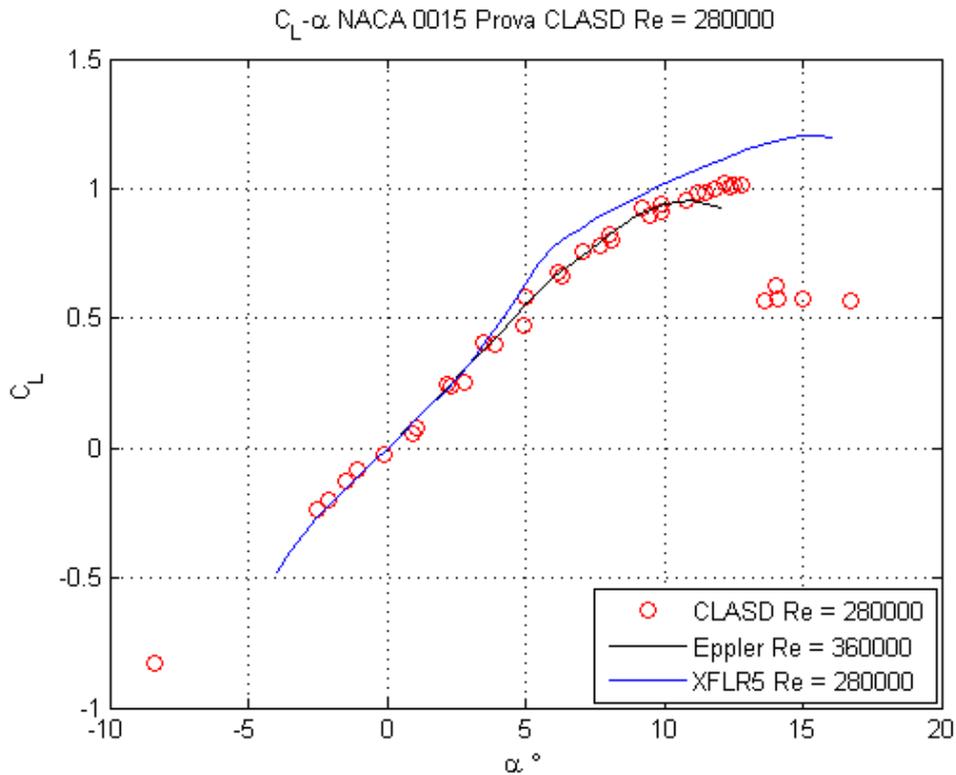


Figura 2.4.2 Curva C_L - α a Reynolds 280000

Come si può vedere i dati di galleria seguono fedelmente l'andamento di quelli sperimentali assunti come riferimento, e anche il calcolo numerico di XFLR5 sembra sostenere i risultati, salvo sovrastimare notevolmente l'angolo di stallo e prevedere una maggiore non linearità.

Analizzando anche i dati relativi alla polare del profilo si nota uno spropositato incremento del valore di resistenza misurato dalla bilancia causato dai citati effetti di interferenza con le pareti, per ottenere dati maggiormente attendibili si è quindi proceduto ad utilizzare un tubo di Pitot per rilevare il difetto di quantità di moto nella scia generate dal profilo.

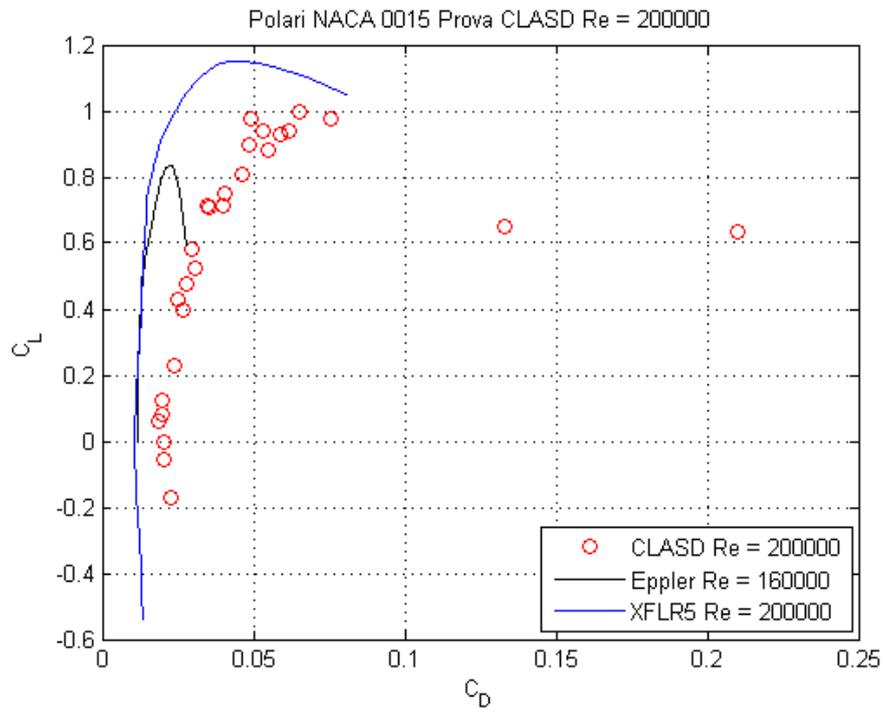


Figura 2.4.3 Polare a Reynolds 200000

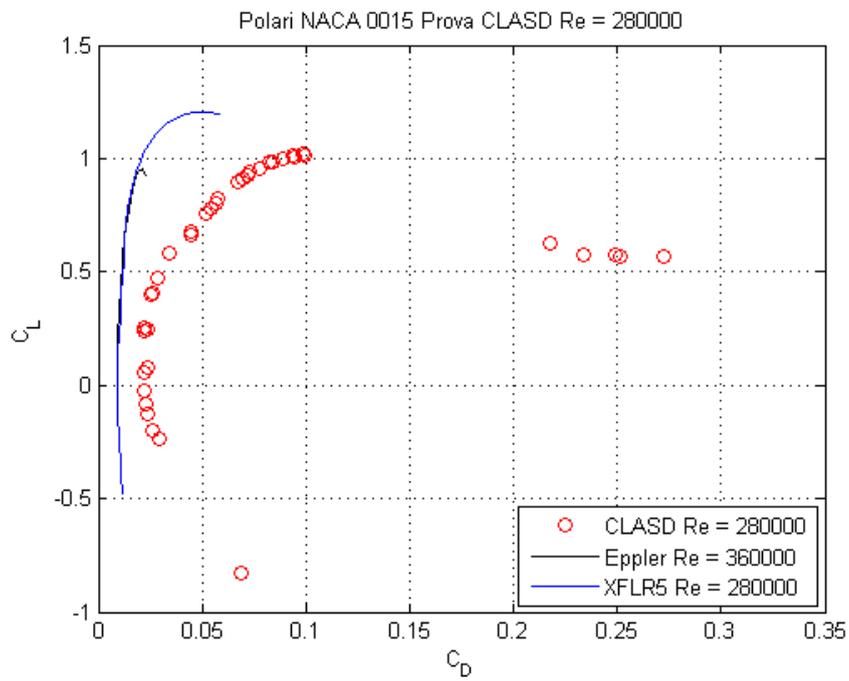


Figura 2.4.4 Polare a Reynolds 280000

2.6 Misura della resistenza basata sul difetto di quantità di moto in scia

Una lettura più accurata della resistenza può essere svolta con il calcolo basato sul difetto di quantità di moto. Al bordo d'uscita di un corpo immerso in una corrente fluida sarà presente lo strato limite del dorso e lo strato limite del ventre. Questi strati limite si uniranno e proseguiranno dietro al corpo in forma di una scia con velocità minore rispetto a quella della corrente asintotica. Al variare della distanza dal corpo; la sezione della scia aumenterà di spessore, ma per principio di conservazione della massa, l'intensità della differenza tra la sua velocità media e quella della velocità asintotica diminuirà. Ad una distanza sufficientemente lontana dal corpo, le linee di corrente saranno parallele e la pressione statica nella scia sarà costante e uguale alla pressione asintotica. La perdita di quantità di moto nella scia è causata sia dalla componente legata alle azioni viscose tangenziali, cioè la resistenza d'attrito, sia dalla componente legata alla distribuzione di pressione, cioè la resistenza di forma.

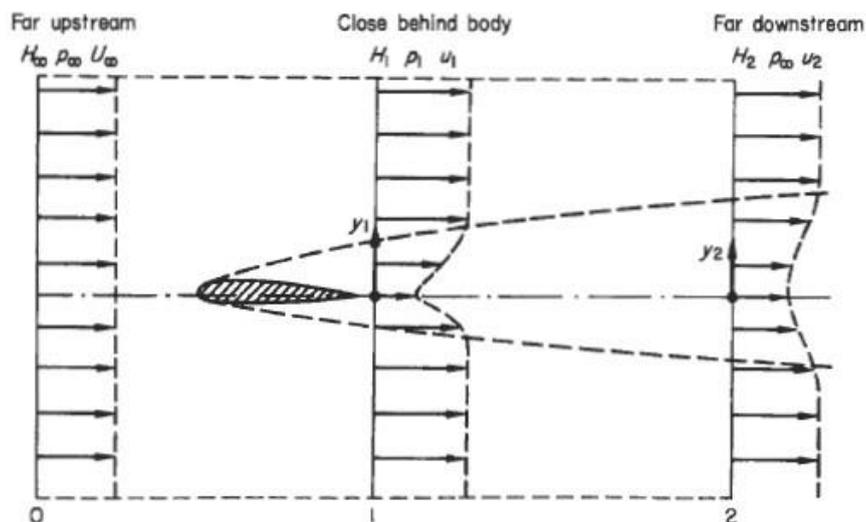


Figura 2.5.1 - Profili di velocità all'interno del volume di controllo

Si consideri un volume di controllo bidimensionale fissato nello spazio, di larghezza unitaria e rappresentato in figura. La faccia 0 e la faccia 2 sono perpendicolari alla corrente asintotica e situate rispettivamente, a grande distanza davanti al corpo e a grande distanza dietro al corpo. Le altre due facce sono parallele alla direzione della corrente indisturbata e situate rispettivamente, a grande distanza sopra il corpo e a grande distanza sotto il corpo. Per ogni tubo di flusso (di altezza infinitesima dy) contenuto nella scia all'estremità del volume dietro al corpo, la portata di massa nel tempo è $\rho u_2 \delta y_2$ e la perdita di velocità tra

la corrente asintotica e la scia è $U_\infty - u_2$. La variazione di quantità di moto Q nel tubo di flusso è pari a

$$\rho u_2(U_\infty - u_2)\delta y_2$$

Integrando nello spessore della scia

$$\Delta Q = \int_{-\infty}^{+\infty} \rho u_2(U_\infty - u_2)\delta y_2$$

Considerando la pressione in uscita uguale a quella in ingresso, la quantità di moto, in direzione dell'asse x , fornisce la formula per il calcolo della resistenza

$$D = \int_0^H \rho U_{scia}(U_\infty - U_{scia})dl$$

Per tenere conto di effetti di bloccaggio dovuti alla presenza della scia e la variazione di pressione tra sezione di ingresso e quella di misura è consigliabile utilizzare al posto della velocità asintotica U_∞ all'ingresso della camera di prova quella esterna alla regione di scia che è leggermente superiore (U_e).

$$D = \int_0^H \rho U_{scia}(U_e - U_{scia})dl$$

Dopo aver campionato la velocità in scia al profilo, si è proceduto al calcolo della resistenza risolvendo l'integrale dell'equazione sovrastante con il metodo dei trapezi.

Per il calcolo della velocità esterna U_e viene condotta una media sui punti esterni alla scia.

Il risultato ottenuto viene infine adimensionalizzato per ottenere il valore di C_D .

2.6.1 Risultati sperimentali

Essendo la procedura particolarmente laboriosa, in mancanza di un'apposite 'rake' di prese o di un Sistema di movimentazione automatic, si è deciso di analizzare solo due angoli diversi per ogni prova effettuata: l'incidenza nulla e un angolo di 6° .

Di seguito si riportano i grafici dell'andamento di velocità in scia in funzione della posizione della sonda di Pitot e i valori del C_d ottenuti vengono confrontati con quelli di riferimento sulla curva $C_d-\alpha$, in appendice B sono riportate le misure che hanno permesso di ricavarle.

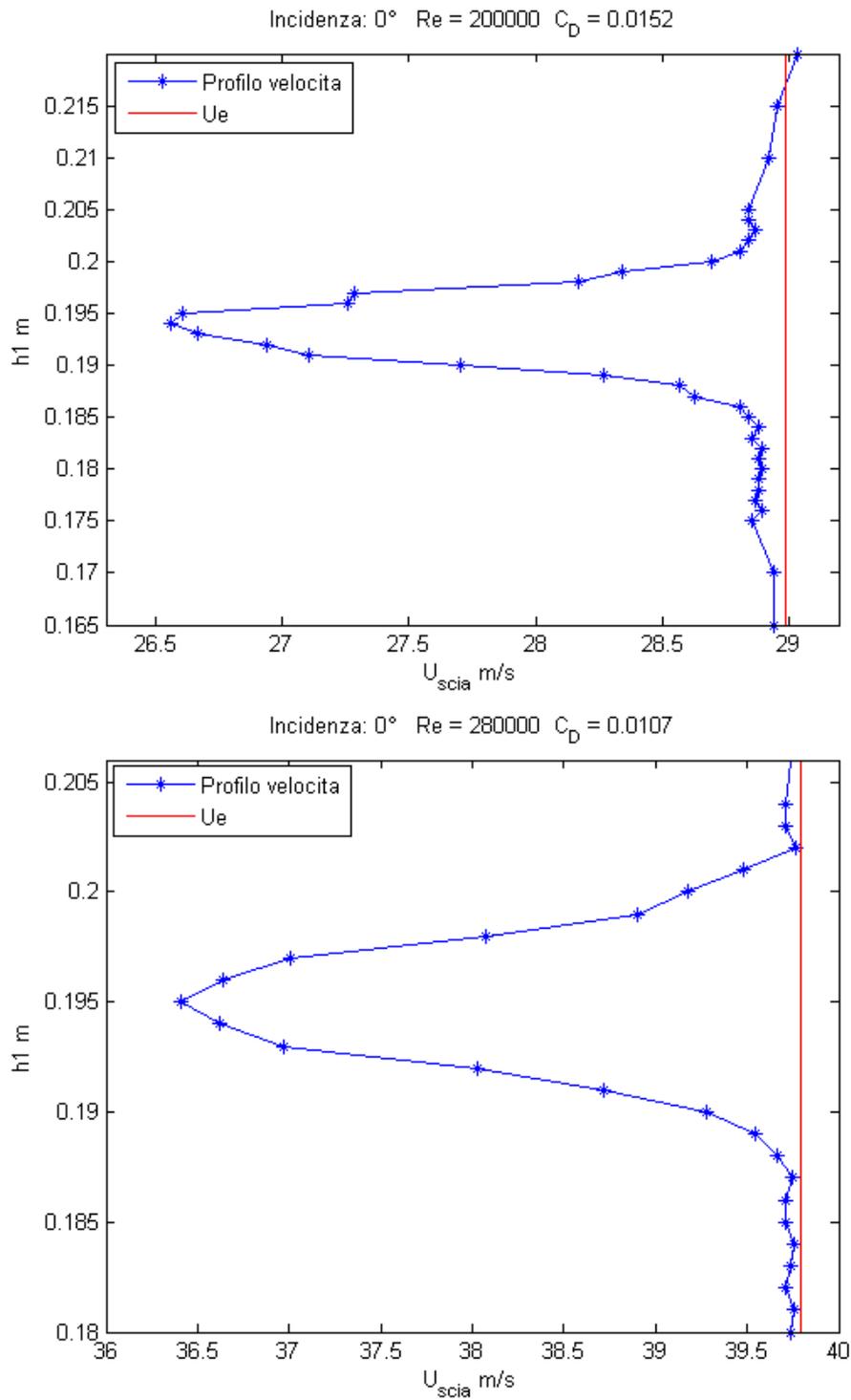


Figura 2.5.1 Andamenti velocità in scia al profilo per $Re = 280000$

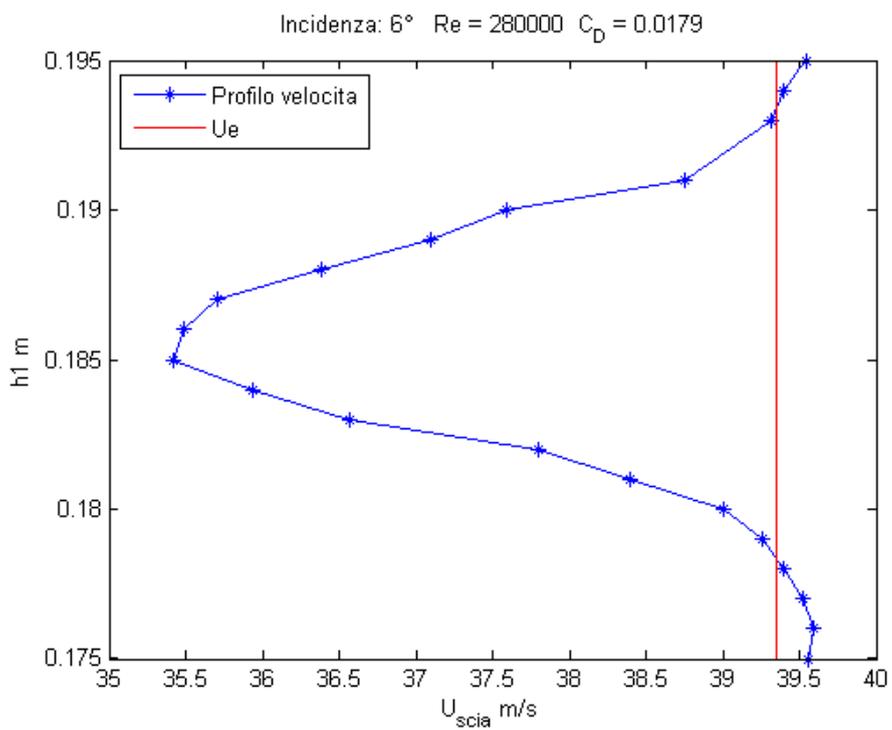
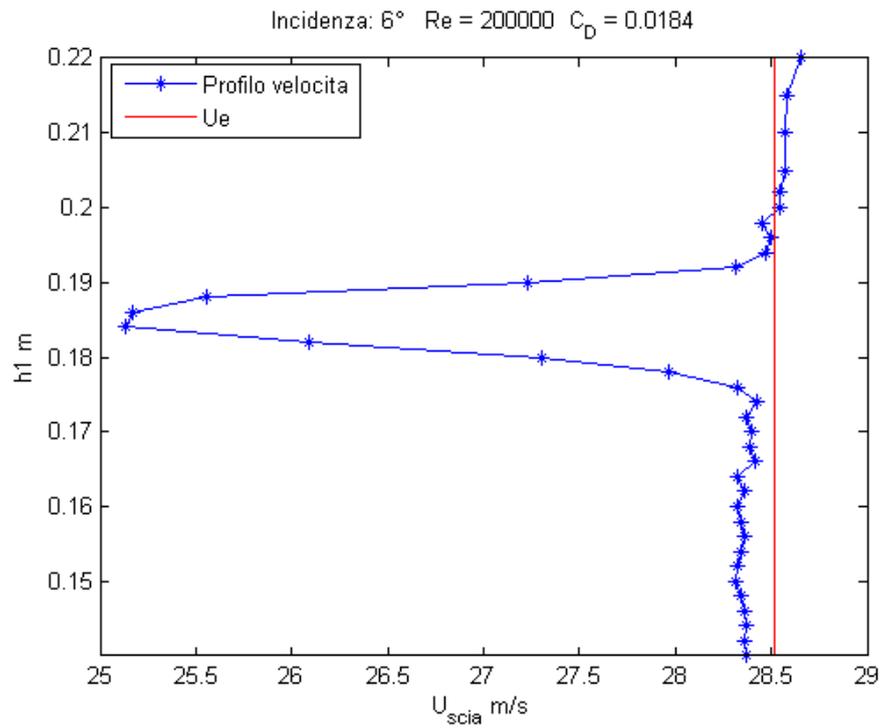


Figura 2.5.2 Andamenti velocità in scia al profilo per Re = 280000

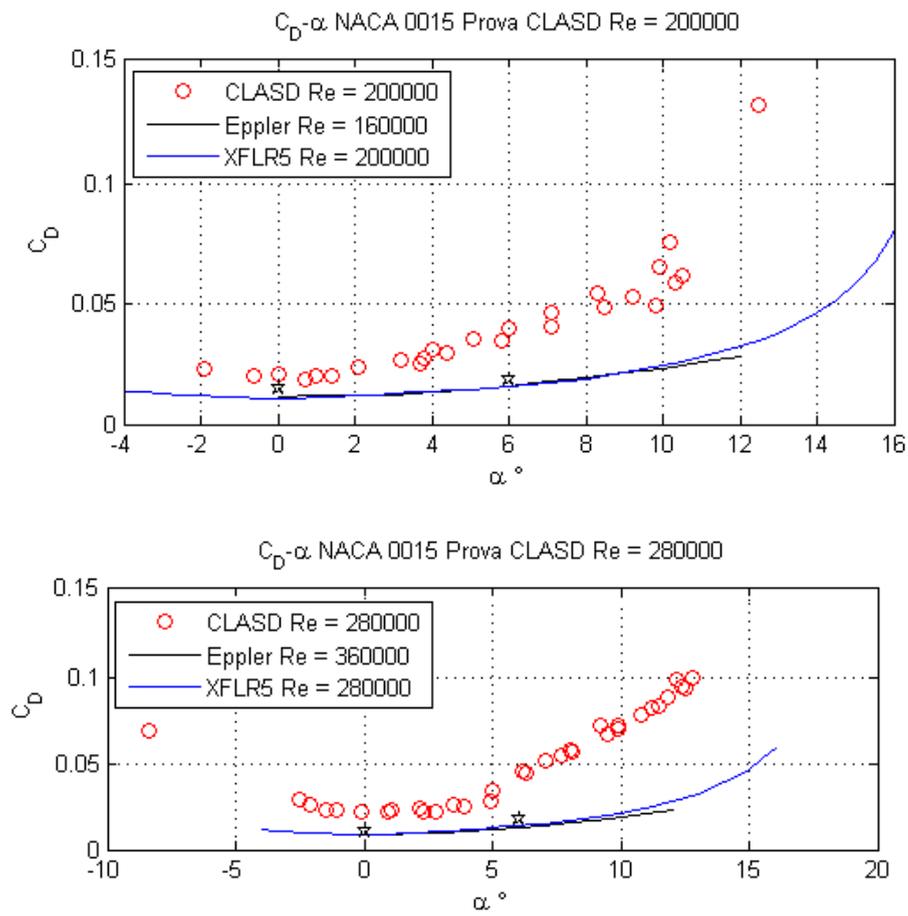


Figura 2.5.3 Curve C_D - α con evidenziato dal simbolo * il rilievo ottenuto dal difetto di quantità di moto.

3 REALIZZAZIONE FLAP

Tutti i flap sperimentati sono stati montati su un modello di profilo NACA 0015, già presente in laboratorio CLASD e utilizzato per le prove di validazione della galleria DeltaLAB. Il criterio di scelta si è basato sugli studi fatti negli articoli ^[2]altri.

3.1 Forma del flap

Si è scelto di iniziare con flap di pianta rettangolare, di apertura leggermente inferiore a quella del modello per evitare interferenze con gli schermi (flap 292mm modello, 295mm).

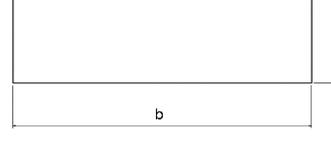
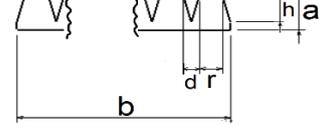
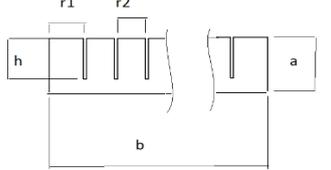
Forma	Dimensioni	Parametri adimensionalizzati caratteristici	Quantità
	a = 10 mm b = 292 mm	a = 0.1C	3
	a = 20 mm b = 292 mm	a = 0.2C	3
	a = 40 mm b = 292 mm	a = 0.4C	1
	a = 13 mm b = 292.8 mm d = 5 mm h = 10 mm r = 7.2 mm	a = 0.13C b = 24 (d+r)	2
	a = 20 mm h = 15 mm b = 293 mm r1 = 11 mm r2 = 9 mm	a = 0.2C	2

Tabella 3.1 Configurazioni Flap

Sono stati successivamente realizzati due flap con bordo d'uscita frastagliato, come sperimentato in ^[2], con lo scopo di ridurre la differenza di pressione tra dorso e ventre del flap, rendendolo quindi più aderente al dorso del profilo e riducendo così la resistenza parassita.

Un'altra coppia di flap è stata realizzata aggiungendo tagli trasversali, per avere una deflessione non uniforme lungo l'apertura, simulando meglio il comportamento delle piume degli uccelli.

Per quanto riguarda lo spessore per tutte le configurazioni è stato scelto un valore di 1 mm, che garantisce un buon compromesso tra rigidità flessio-torsionale, leggerezza e interferenza con la corrente sul dorso. Flap con spessori inferiori 0.5 mm a basse incidenze rimangono leggermente sollevati invece di rimanere aderenti al profilo. Questo perché il loro peso non contrasta la forza dello scotch che tende ad alzarli. Si è dunque scelto il minimo spessore che potesse far funzionare il meccanismo.

3.2 Materiali

La scelta del materiale è ricaduta sull'alluminio 6061 che presenta una bassa densità e risulta di facile reperibilità e lavorazione. Non è l'unico materiale di possibile impiego, infatti sono stati utilizzati anche materiali compositi e polimerici, a seconda delle esigenze di privilegiare le performance meccaniche o l'aderenza alla superficie alare. Tra le altre esigenze una di indubbia rilevanza è la leggerezza, e conseguente bassa inerzia, che rendono il flap molto reattivo alle fluttuazioni della corrente separata. Per quanto riguarda gli svantaggi questi materiali alternativi presentano una lavorazione più complessa e un maggiore investimento economico. Fattori che hanno decisamente fatto protendere la scelta finale sull'alluminio.

Un'altra alternativa utilizzata nella prima fase della sperimentazione è stato il PVC materiale ancor di più facile reperibilità ma che avrebbe comportato una diversa lavorazione e non impiegato per costruzioni aeronautiche e perciò accantonato subito.

Infine il collegamento al profilo è avvenuto con del semplice scotch di carta, l'installazione di un sistema più complesso come una cerniera risulta inutile data la leggerezza del materiale e le scale ridotte. L'interesse dello studio proposto è rivolto maggiormente alla verifica del fenomeno sfruttato dal flap, l'installazione su modelli già esistenti è un aspetto successivo al lavoro presentato.

3.3 Lavorazione / ordine flap

Per la realizzazione delle varie configurazioni dei flap si è deciso di procedere tramite la tecnica del taglio LASER appoggiandosi a un'azienda esterna, nello specifico la carpenteria metallica Fabbrini Franco S.N.C.

I modelli più semplici non hanno avuto bisogno di progettazione grafica ma solo delle specifiche, mentre per quello di forma più complessa (il flap frastagliato) è stato fornito un file in formato .dxf , un formato sviluppato da Autodesk per scambiare dati tra diversi programmi di disegno e grafica vettoriale. Il file è stato realizzato tramite CATIA V5R20, un software di progettazione grafica sviluppato dall'azienda francese Dassault Systèmes scritto in C++ molto utilizzato nell'ambito dell'industria aerospaziale, automobilistica e navale.

Durante l'ordine dei pezzi si è deciso di valutare l'opzione di un modello di scorta per le configurazioni di dimensioni inferiori e maggiormente impiegate. Infatti durante il continuo montare e smontare dei flap si potrebbero piegare o deformare e in questo modo una volta reinstallati non aderire più al profilo. Infine il valore di resistenza letto per l'innalzamento del flap sarebbe registrato anticipatamente e soprattutto la visualizzazione del meccanismo meno distinguibile con un semplice controllo visivo.

La realizzazione del flap di dimensioni 0.1 c ha richiesto un ulteriore accorgimento: un'operazione di raddrizzatura in seguito all'operazione di taglio. Infatti gli sforzi termici del laser su una struttura di dimensioni inferiori sono risentiti maggiormente rispetto ad una più grande.

Infine nella realizzazione dell'ultima configurazione quella indicata come 'a piume' per questioni di rappresentazione CAD si è dovuta inserire una minima spaziatura (1 mm) tra i vari denti della struttura.

3.4 Taglio al laser

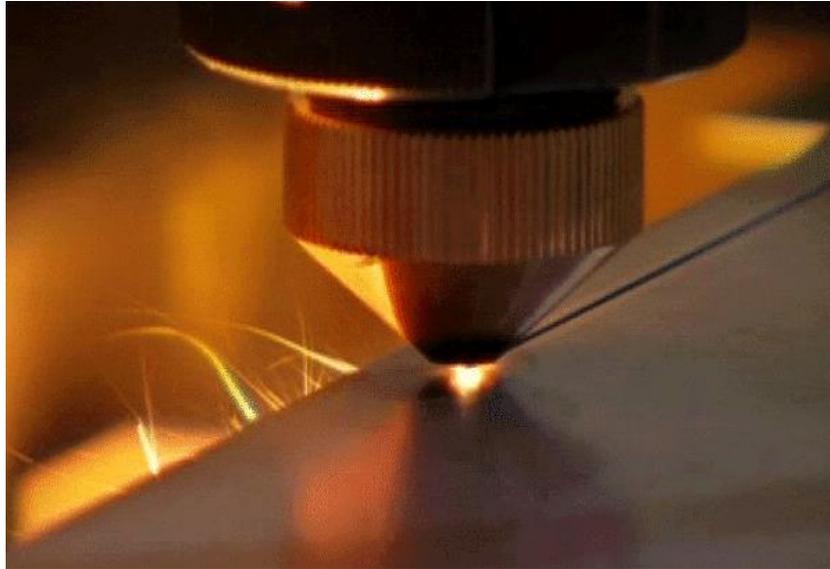


Figura 3.1 Macchinario per il taglio al laser in azione

Il taglio al LASER è stato scelto perché ha due caratteristiche fondamentali[]:

- È un processo termico, si basa quindi sul conferimento al pezzo da tagliare di una quantità di calore maggiore di quanto esso riesca a dissipare per conduzione, convezione e irraggiamento. L'obiettivo è quindi portare la zona del taglio a una temperatura superiore a quella di fusione (o sublimazione, a seconda del materiale da lavorare).
- È contactless, semplifica quindi il processo di serraggio dei pezzi, poiché vengono applicati sforzi meccanici.

I principali componenti di un sistema di taglio al laser sono:

- Mezzo attivo, tipicamente CO₂ o Nd-YAG, che attraverso l'emissione stimolata libera fotoni
- Sorgente di eccitazione per fornire energia al mezzo attivo
- Cavità riempita dal mezzo attivo alle cui estremità sono posti due specchi per creare un oscillatore ottico, per amplificare il raggio di luce
- Lente per la focalizzazione del raggio laser
- Ugello per l'iniezione di gas coadiuvante nella rimozione del materiale con l'ulteriore scopo di proteggere la lente dai detriti rimossi, generalmente realizzato in rame per la sua alta riflessività ai raggi infrarossi.
- Sistema di puntamento del raggio
- Sistema di movimentazione del pezzo da lavorare

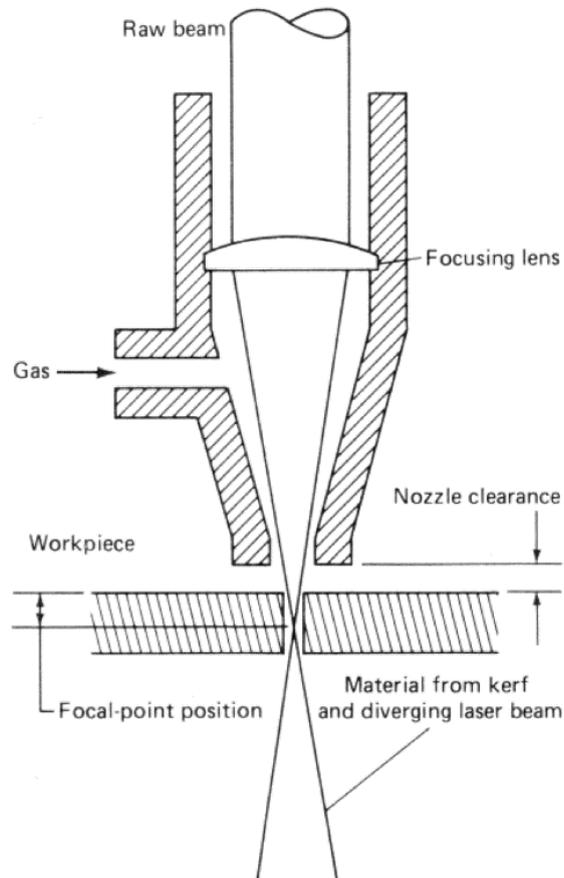


Figura 3.2 Schema di funzionamento di macchina per il taglio al laser[]

La sostanziale differenza tra il taglio al laser e le altre tecniche di taglio termico è la possibilità di produrre un *kerf*, ovvero lo spessore di taglio, molto sottile, nell'ordine di 0,1 mm, grazie alla lente di focalizzazione.

I sistemi più diffusi per il taglio al LASER sfruttano come mezzo attivo YAG o CO₂. Per la lavorazione di pezzi metallici si utilizza il primo tipo, per le elevate potenze di picco che vaporizzano efficacemente il metallo, il quale inoltre assorbe bene la lunghezza d'onda della luce YAG.

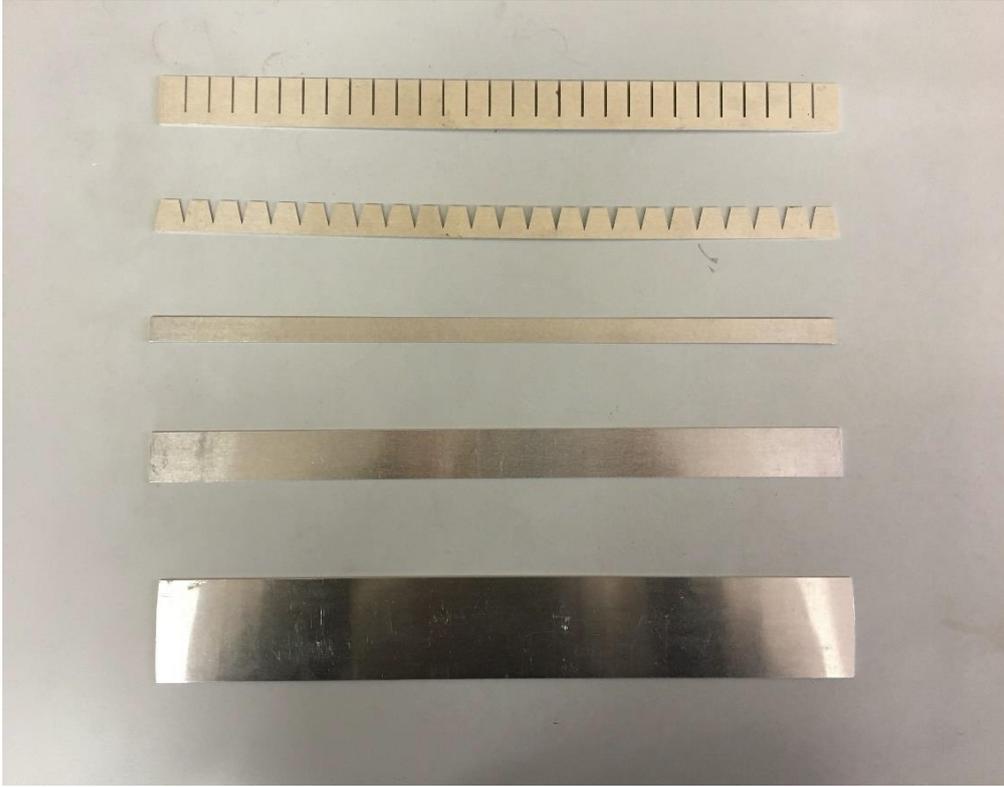


Figura 3.3 Foto dei flap tagliati e utilizzati nelle prove in galleria del vento CLASD

4 ANALISI DATI RACCOLTI

Le prove sperimentali sono state condotte a $Re = 190000$ nel rispetto delle condizioni di impiego dei droni, partendo dalle geometrie più semplici fino a quelle articolate. Lo scopo è di indagare gli effetti della posizione in corda e delle varie forme.

4.1 Geometrie semplici

L'indagine è iniziata dal flap rettangolare di corda $0.1 c$ collocandolo nelle seguenti posizioni:

- $0.9 c$
- $0.8 c$
- $0.6 c$

Come si può vedere in figura 4.1.1, i risultati verificano un ritardo dello stallo, che è particolarmente evidente per la configurazione del flap a $0.6 c$, dove si attesta intorno ai 2° . Per i flap più arretrati questo ritardo è rispettivamente di 1.2° per il dispositivo a $0.9 c$ e di 1.5° per quello posizionato a $0.8 c$.

Il C_{Lmax} presenta un leggero innalzamento per il dispositivo più vicino al bordo d'uscita mentre peggiora progressivamente avvicinandosi al bordo d'attacco. Questo fenomeno è dovuto probabilmente alla maggiore influenza del flap con la corrente trovandosi in una posizione più avanzata.

Inoltre è presente un'isteresi che si accentua all'avanzare del flap dovuta alle diverse condizioni di apertura e chiusura del dispositivo. Una volta raggiunto lo stallo e riportando il profilo ad angoli di incidenza inferiori rimane aperto e di conseguenza c'è un abbassamento delle prestazioni.

Infine a 0° , dove abbiamo un flap in posizione chiusa, si nota come la sola sua presenza modifichi la geometria del dorso del profilo comportando un abbassamento della portanza.

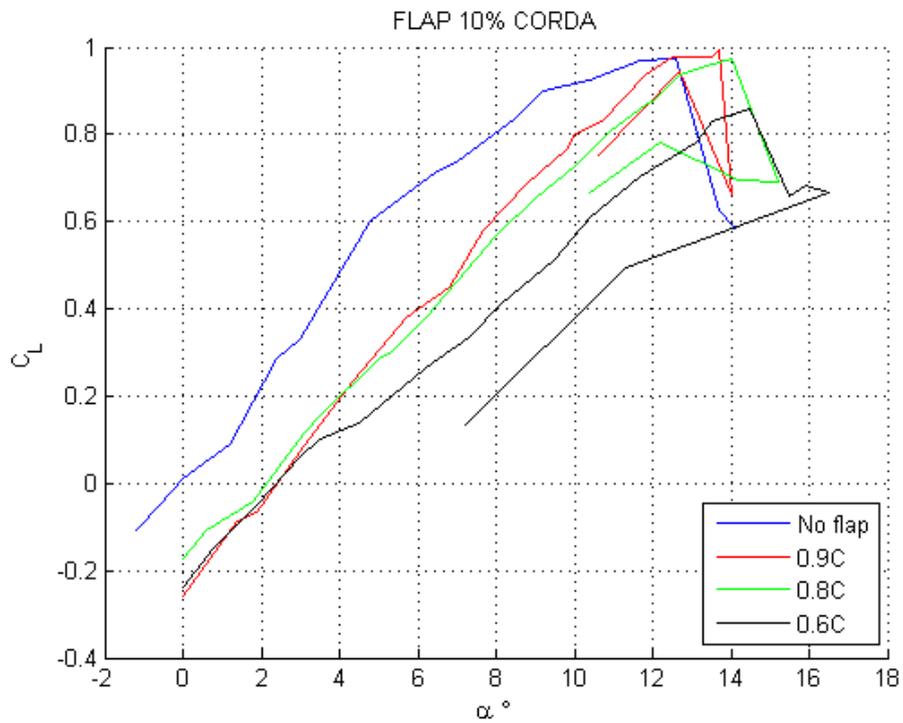


Figura 4.1.1 Curve $C_L - \alpha$ per flap di dimensione 0.1 c in diverse collocazioni sulla corda.

Successivamente si è passati all'analisi di un flap di corda doppia rispetto al precedente (figura 4.1.2), 0.2 c, collocandolo nelle seguenti posizioni:

- 0.8 c
- 0.7 c
- 0.6 c

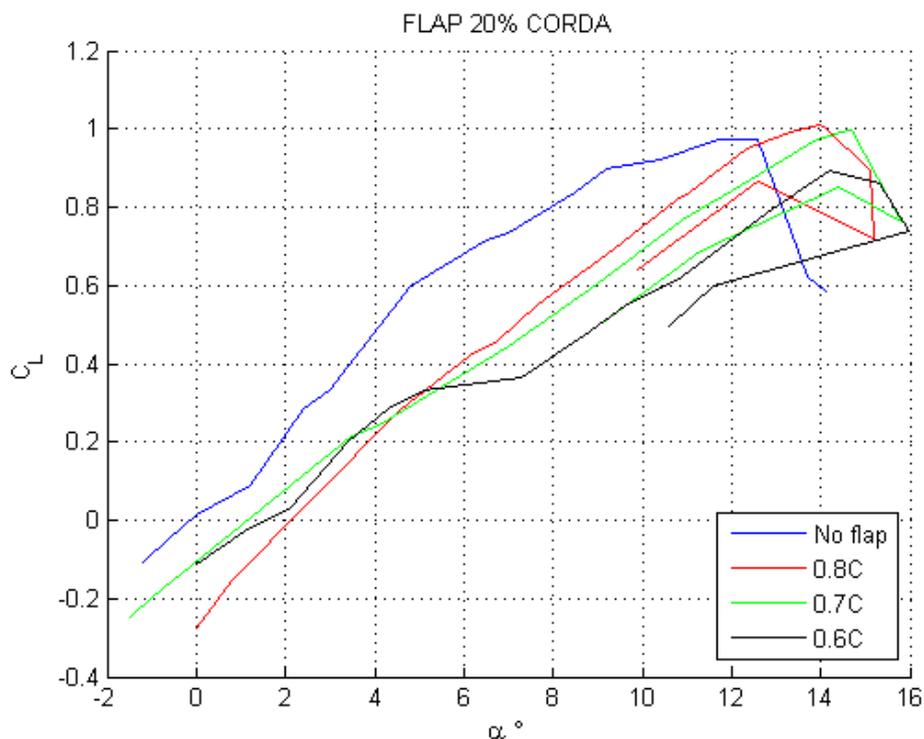


Figura 4.1.2 Curve $C_L - \alpha$ per flap 0.2 c

In questo caso l'influenza del flap sul ritardo dello stallo è molto più pronunciata. Infatti per la configurazione più avanzata (0.6 c) si ha un incremento di 2.4° , per la posizione intermedia (0.7 c) si attesta intorno a 2.1° e infine per la posizione più arretrata risulta di 1.5° .

L'isteresi e l'andamento del C_{Lmax} conferma le considerazioni svolte sul flap di dimensioni inferiori.

Con questa configurazione, inoltre, è maggiormente evidenziato il peggioramento dei valori di portanza in posizione del flap chiusa (0°). Questo scostamento più marcato tra le varie configurazioni è certamente dovuto all'incremento delle dimensioni, che comportano un ispessimento del bordo d'uscita.

Un altro fenomeno riscontrabile, oltre al ritardo dello stallo, è il suo addolcimento. Si notino i valori di portanza superiori rispetto al profilo pulito che presenta uno stallo più brusco. Questo comportamento viene ulteriormente enfatizzato nel flap di 0.2 c confermando come questa misura comporti maggiori prestazioni rispetto alla precedente e risulti essere la più adatta per il nostro caso di studio.

Interessante è notare una marcata non linearità della curva C_L - α del flap in configurazione più avanzata. Un certo livello di non linearità è sempre riscontrabile durante test a bassi numeri di Reynolds, ma il maggiore riscontro nella posizione 0.6 c è dovuta probabilmente anche all'interazione con una zona ad alto coefficiente d'attrito. Per illustrare meglio questa teoria è stato ricavato l'andamento del coefficiente d'attrito con Xfoil per un angolo di 4° ovvero per la zona che presenta maggiormente questa caratteristica, figura 4.1.3.

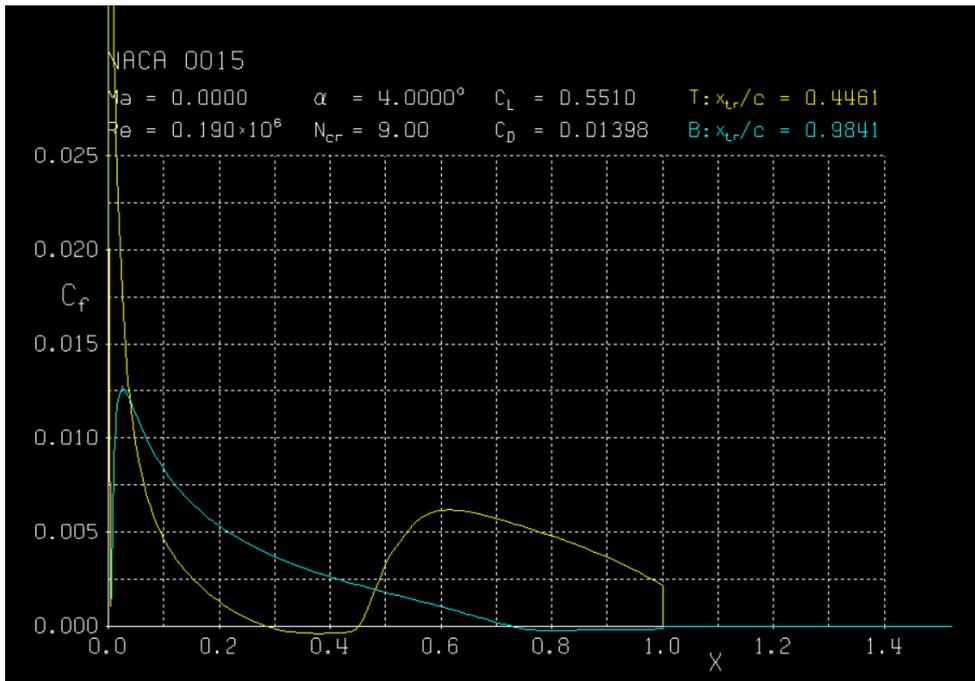


Figura 4.1.3 Studio del comportamento con Xfoil del C_f ad $\alpha = 4^\circ$

Il passo successivo è stato quello di considerare l'accoppiamento di queste due geometrie testando due particolari configurazioni:

- Flap di 0.1 c a 0.7 c e 0.9 c
- Flap di 0.2 c a 0.6 c e 0.8 c

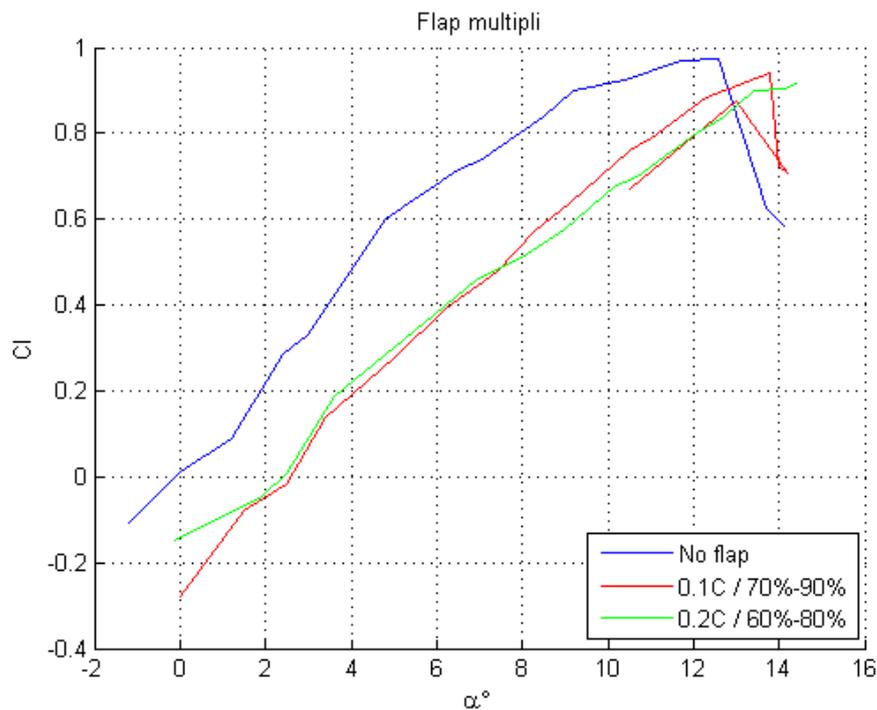


Figura 4.1.4 Curve C_L - α per flap in configurazioni multiple

Come si può vedere in figura 4.1.4, le due configurazioni presentano gli stessi vantaggi riscontrati precedentemente: ritardo dello stallo e valori più alti di portanza anche se con C_{LMAX} inferiori. Tuttavia non è riscontrabile una grossa differenza tra le due analisi. La curva C_L - α con flap di dimensioni maggiori presenta un ritardo dello stallo leggermente maggiore rispetto alla prima, ma comunque inferiore rispetto allo studio con singolo flap a 0.6 c. Di conseguenza si evince come le configurazioni multiple siano da scartare in favore di quelle più semplici.

Il mancato beneficio nell'utilizzo di questa configurazione doppia potrebbe essere dovuto alla geometria utilizzata. Maggiori benefici si sarebbero potuti riscontrare con un materiale poroso, caratteristica riscontrabile anche nelle ali degli uccelli e che l'alluminio non presenta.

4.2 Geometrie complesse: flap frastagliato

In seguito si è passati ad analizzare un flap di forma frastagliata nelle due posizioni analizzate anche per i casi precedenti (figura 4.2.1):

- 0.8 c
- 0.6 c

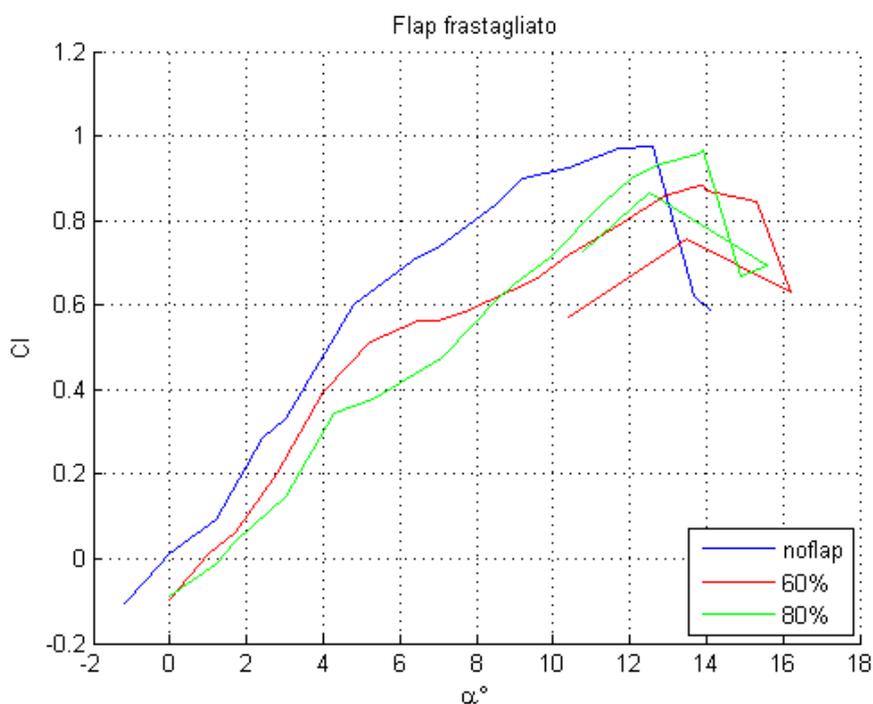


Figura 4.2.1 Curve C_L - α per flap frastagliato

Questo flap era stato progettato per agire sulla riduzione della resistenza, ma in realtà notevoli benefici sono riscontrati anche per i valori di portanza. Il comportamento illustrato presenta comportamento simile ai casi precedentemente presentati ma il ritardo dell'angolo di stallo è sicuramente maggiore. Esso risulta di 2° per il flap a 0.6 c e di 3° per quello a 0.8 c.

Inoltre si nota il mantenimento della non linearità della curva, questa caratteristica veniva persa per i flap di dimensione 0.1c e per alcune configurazioni del 0.2 c.

4.3 Confronto posizione in corda fissata

Un ulteriore confronto che evidenzia bene le differenze tra le varie configurazioni consiste nel confrontarle nella stessa posizioni, cambiando la geometria.

4.3.1 Posizione 0.8 c

In questa posizione sono state considerate le seguenti prove (figura 4.3.1):

- Flap da 0.1 c
- Flap da 0.2 c
- Flap frastagliato
- Flap con tagli trasversali

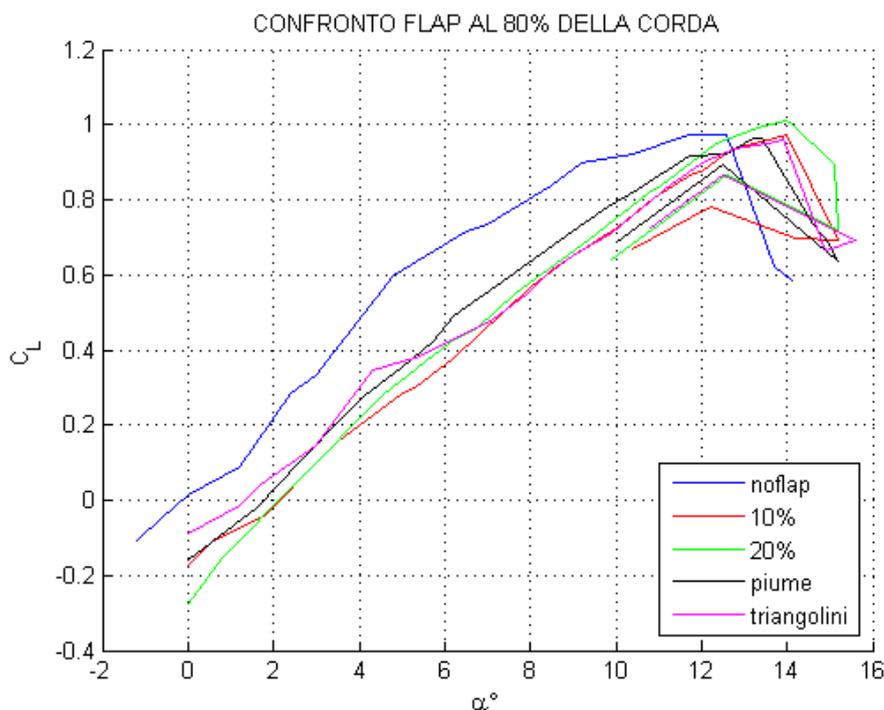


Figura 4.3.1 Confronto curve C_L - α per flap in posizione 0.8 c

Rispetto ai casi già analizzati è stata aggiunta una configurazione rettangolare con tagli trasversali lungo l'apertura, per ottenere una deflessione non uniforme e meglio simulare l'effetto delle piume. Come si può vedere dal grafico ha dato meno vantaggi, poiché i dentelli non hanno prodotto l'effetto desiderato. Questo può essere spiegato con lo spessore adottato per il flap, probabilmente con dispositivi più sottili e lasciando meno spessore nel collegamento si sarebbero ottenuti risultati più convincenti. Ad ogni modo, col materiale a disposizione non è consigliabile scendere sotto il mm di spessore: una maggiore attenzione sarebbe necessaria nell'installazione dovuta alla superiore deformabilità del dispositivo e nella posizione chiusa soffrirebbe di maggiore apertura.

Infine confrontando il grafico le curve C_L - α in posizione 0.8 c risultano molto più ravvicinate rispetto al confronto operato in posizione 0.6 c. Questo dimostra ancora una volta che la posizione ottimale è quella avanzata, poiché immersa maggiormente nella zona di separazione riuscendo ad agire in maniera più efficace su di essa.

4.3.2 Posizione 0.6 c

In questa posizione sono state considerate le seguenti prove:

- Flap da 0.1 c
- Flap da 0.2 c

- Flap da 0.4 c
- Flap frastagliato
- Flap multiplo da 0.2 c in 0.6 c e in 0.8 c

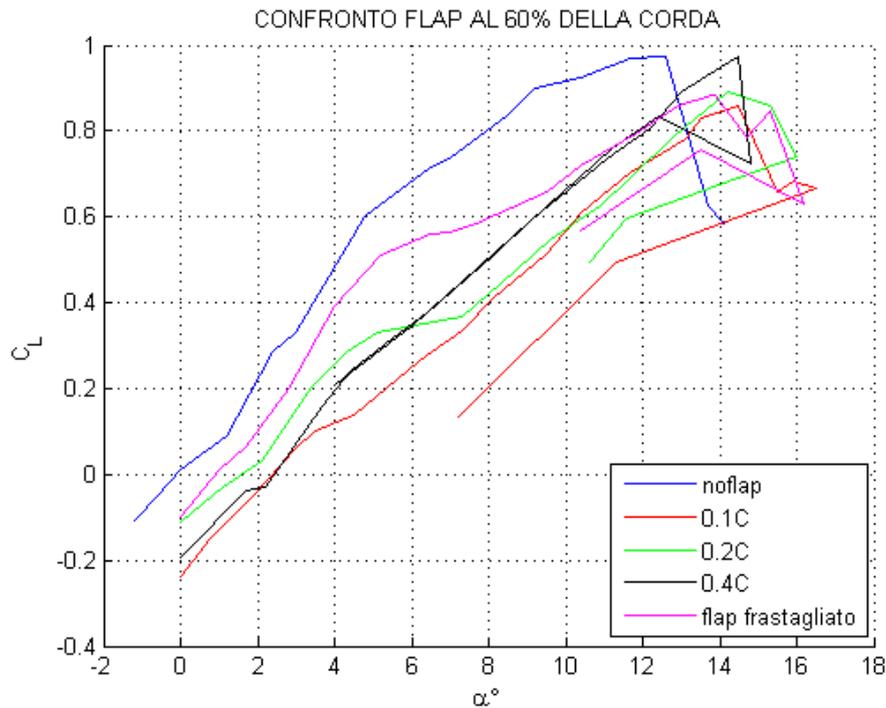


Figura 4.3.2 Confronto curve C_L - α per flap in posizione 0.6 c

Dal confronto illustrato in figura 4.3.2 è ancora più evidente come la configurazione frastagliata sia la vincente e il flap multiplo abbia prestazioni inferiori a quello singolo come anticipato precedentemente.

Tra le configurazioni semplici si è deciso di testare anche un flap lungo 0.4 c, per verificare la lunghezza limite utile in questa configurazione. Si è osservato un decremento inferiore di C_{Lmax} , a fronte di un ridotto ritardo dello stallo. L'isteresi è molto meno pronunciata, a causa della massa maggiore del flap, che ne limita l'apertura.

Non sono state provate configurazioni più avanzate, poiché lo spessore del flap unito alle sue dimensioni non gli avrebbe permesso di adattarsi in maniera soddisfacente alla curvatura del profilo, molto più accentuata in prossimità del bordo d'attacco.

4.4 Confronto con dati Kernstine

Confrontando i risultati ottenuti nelle prove con quelli degli articoli di partenza, si è riscontrata una certa similarità con quanto ottenuto da^[4]. Il confronto è riportato nella figura sottostante.

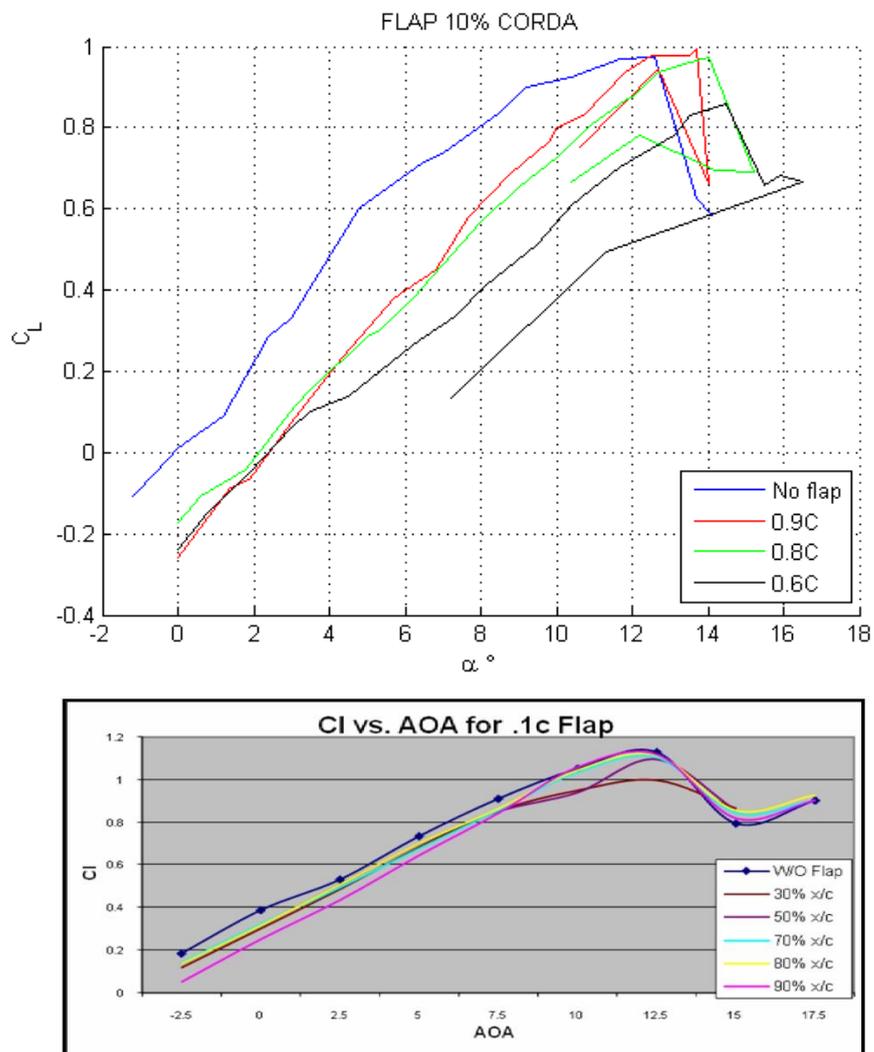


Figura 4.4.1 Confronto curve C_L - α Kernstine e flap di dimensioni 0.1 c

Come si può vedere in figura 4.4.1, in entrambi i grafici a bassi angoli d'incidenza è stata riscontrata un'influenza della geometria del profilo e alcuni problemi di mancata aderenza del flap al dorso (soprattutto per la configurazione 0.1 c), che compromettono le prestazioni, comportando una riduzione della portanza. Per quanto riguarda il comportamento allo stallo, invece, è stato ottenuto un aumento dell'angolo di stallo, diversamente da Kernstine, dove il flap lungo 0.1 c non ha dato miglioramenti.

Aumentando la corda del flap, sono rimasti i problemi a bassi angoli d'incidenza, amplificati dalle maggiori dimensioni, come si può vedere in figura 4.4.2. Per quanto riguarda il comportamento in prossimità dello stallo, è stato ottenuto un aumento dell'angolo di massimo C_L , tuttavia l'aumento di quest'ultimo è risultato poco rilevante.

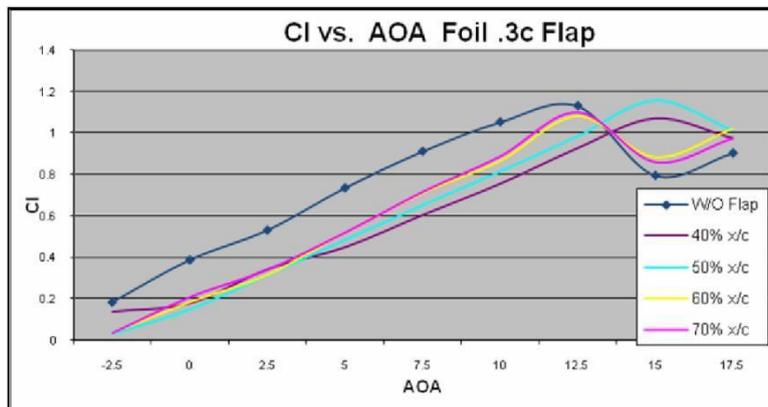
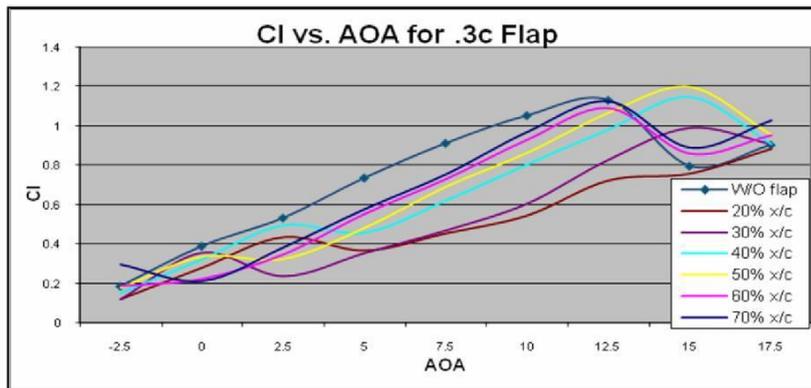
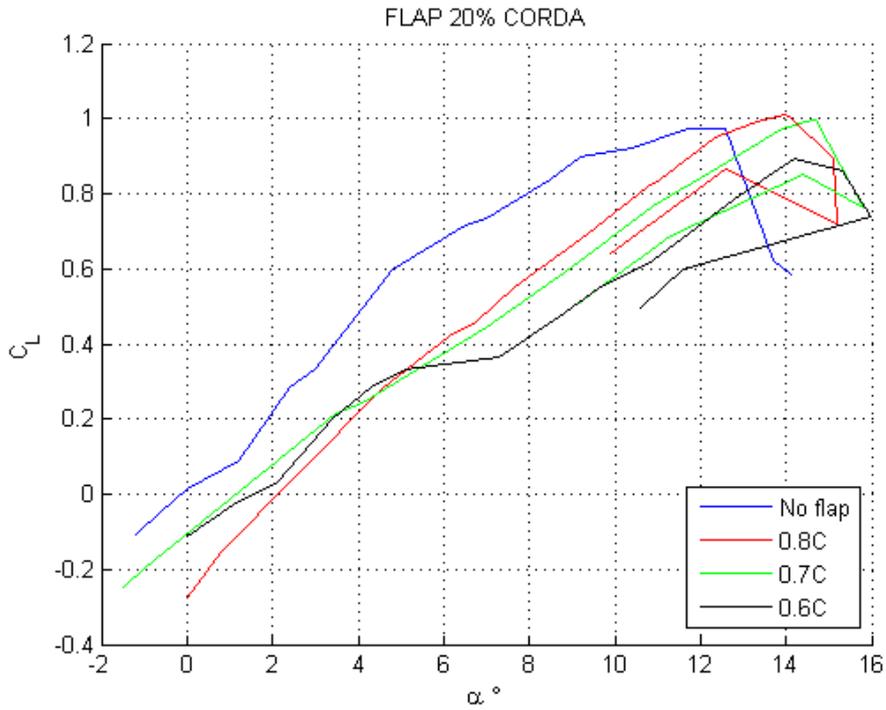


Figura 4.4.2 Confronto curve C_L - a Kernstine e flap di dimensioni $0.2c$

4.5 Confronti resistenza aerodinamica ed efficienza

Oltre al confronto sui valori di portanza ottenuti applicando i flap, è stata svolta un'analisi dell'andamento della resistenza al variare dell'angolo d'incidenza del profilo, per valutarne la variazione dovuta alla presenza dei flap e alla loro apertura.

Si ricorda, come già sottolineato durante la validazione dei dati in galleria, la poca attendibilità in termini assoluti dei dati di resistenza forniti dalla bilancia ha comportato la possibilità di doversi limitare a un'analisi qualitativa della resistenza aerodinamica e non quantitativa.

4.5.1 Confronti geometrie semplici

L'analisi sulla resistenza, come per quella sulla portanza, è partita dalle forme più semplici valutando prima il flap di dimensioni 0.1 c e successivamente quello di 0.2 c.

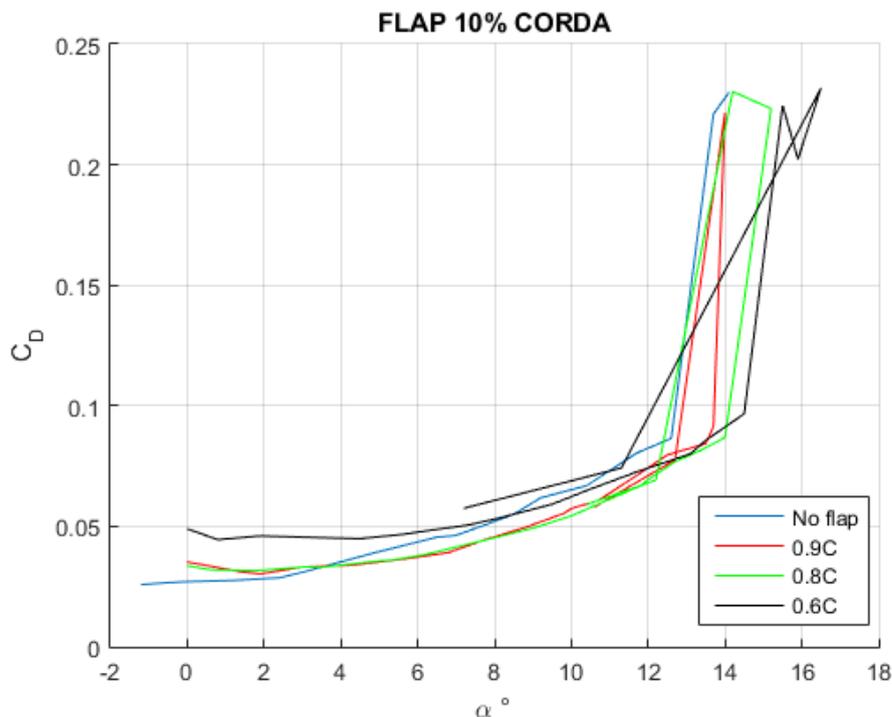


Figura 4.5.1 Curve $C_D - \alpha$ per flap 0.1 c

Nel grafico in figura 4.5.1 è interessante notare un abbassamento dei livelli di resistenza al crescere del valore dell'angolo d'attacco. Per i flap a 0.9 c e 0.8 c questo comportamento è verificato a partire da 3.5° , mentre per il flap a 0.6 c i benefici compaiono attorno a 8° . Inoltre le curve $C_D - \alpha$ per le prime due configurazioni (quelle più arretrate) risultano quasi sovrapposte. L'unica differenza sostanziale si evidenzia ad alti angoli di incidenza, poiché il flap a 0.8 c stalla leggermente dopo.

La riduzione del coefficiente di resistenza è osservabile ancora prima nel flap di lunghezza 0.2 c (figura 4.5.2).

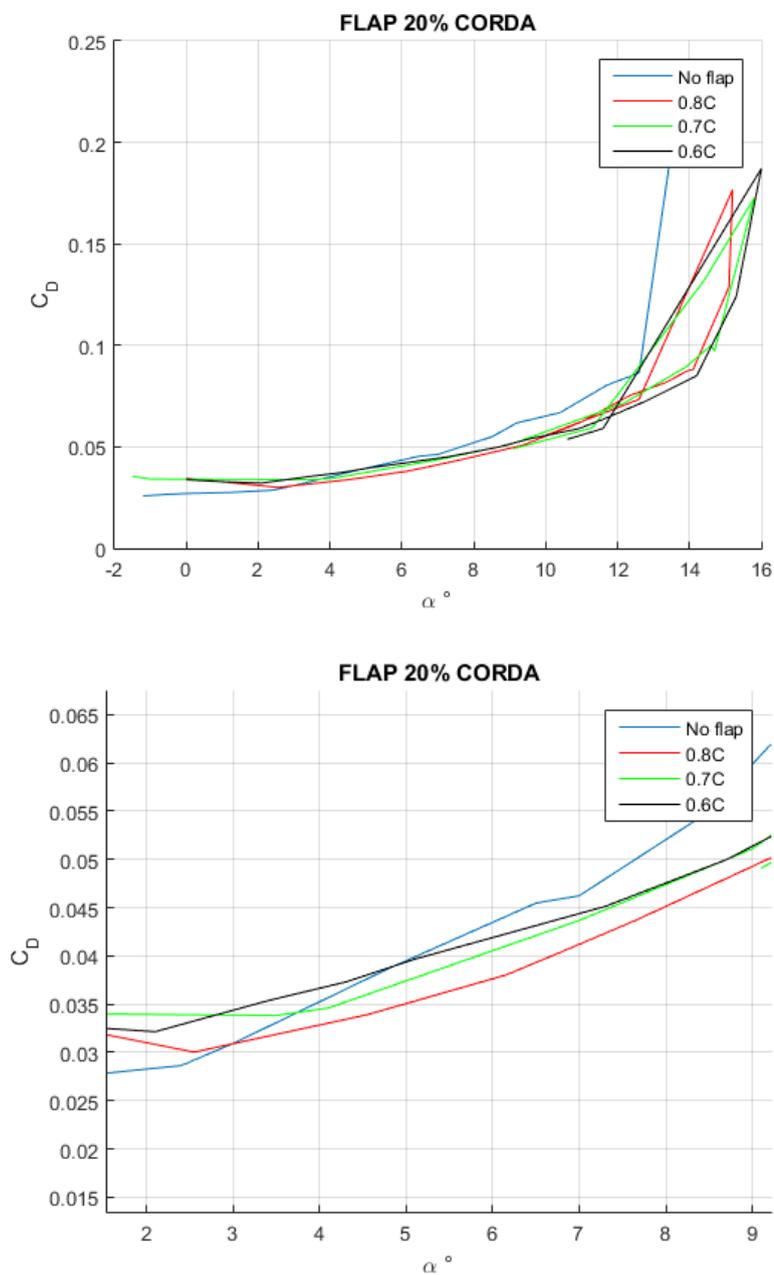


Figura 4.5.2 Curve C_D - α per flap 0.2 c e zoom su punti di intersezione tra configurazione senza flap e configurazioni coi flap montati

In particolare i benefici iniziano intorno a 3° per il flap a 0.8 c, intorno a 3.75° per quello a 0.7c e a 4.87° per il dispositivo più avanzato.

Altre osservazioni interessanti si ricavano confrontando il valore dell'efficienza al variare dell'angolo d'attacco.

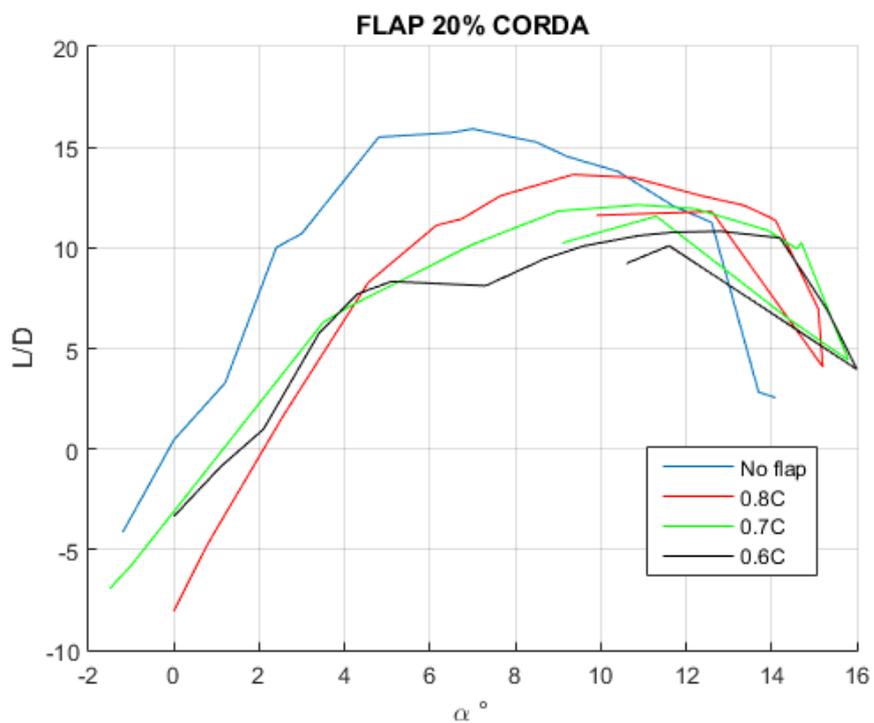
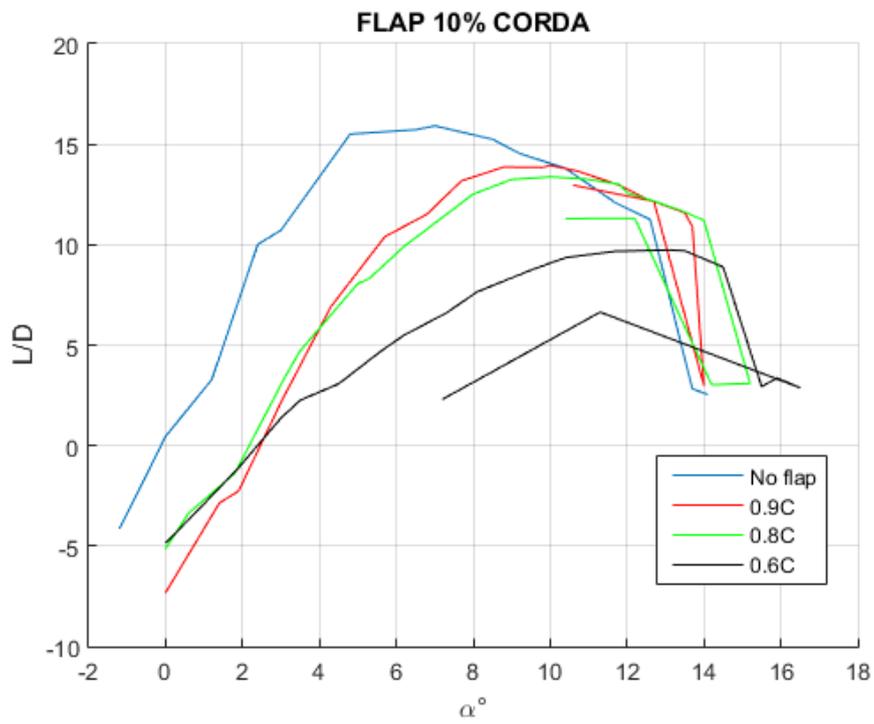


Figura 4.5.3 Confronto curve L/D - α , per verificare come varia l'efficienza con la deflessione del flap alle diverse incidenze

Anche qui sono osservabili dei benefici ad alte incidenze. Il flap 0.8 c specialmente mantiene un'elevata efficienza per angoli d'attacco addirittura superiori allo stallo del profilo libero. I benefici descritti finora non sono riscontrati durante l'analisi della polare, figura 4.5.4, poiché i valori di portanza per un certo angolo risultano notevolmente ridotti rispetto alla configurazione senza flap. Si riscontra infine un leggerissimo incremento di C_{Lmax} per le configurazioni più arretrate.

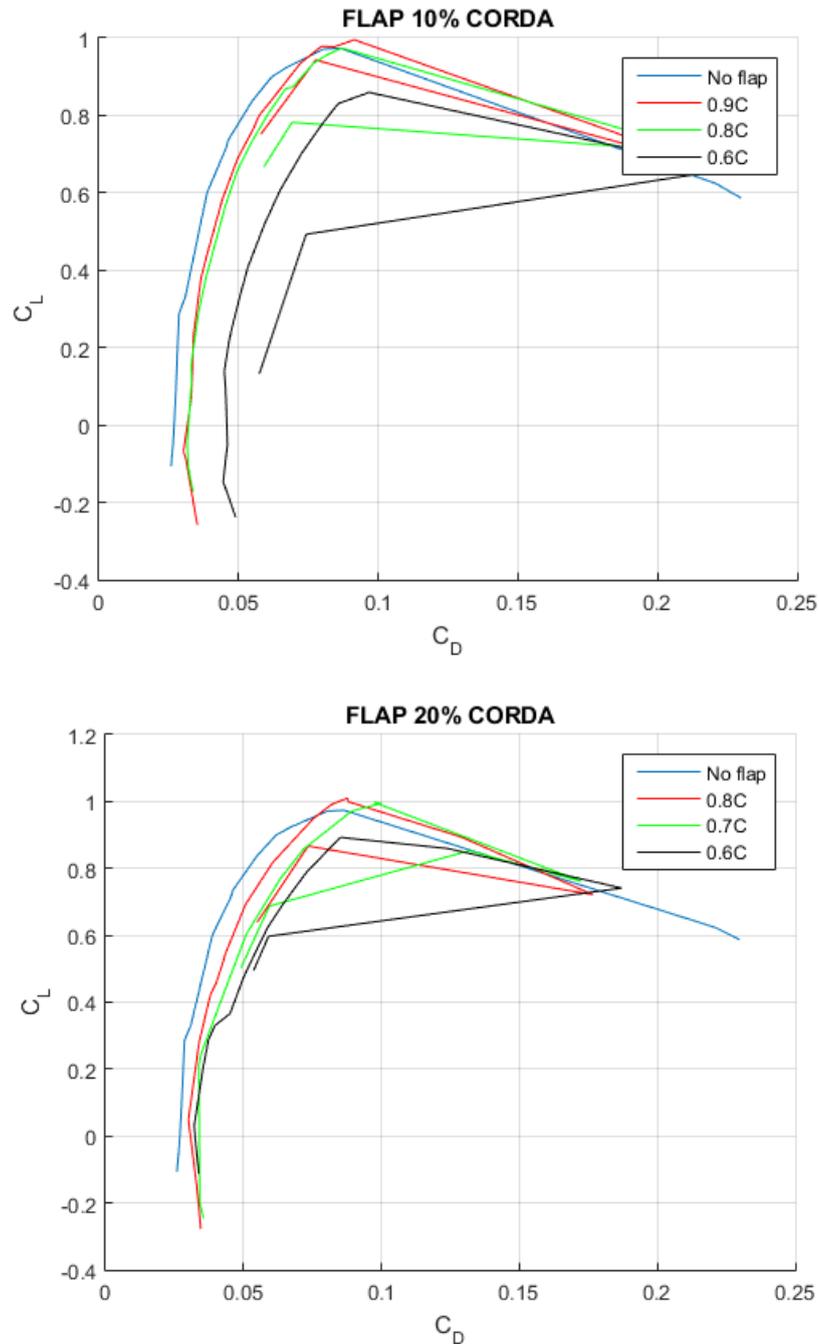


Figura 4.5.4 Confronto polari per flap a 10% e 20% di corda

4.5.2 Flap multipli

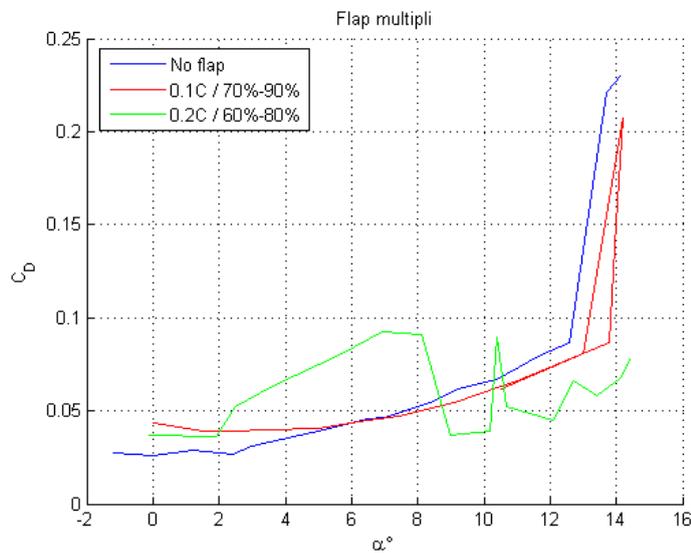


Figura 4.5.5 Confronto curve C_l - α per configurazione con due flap

Per quanto riguarda le configurazioni a due flap, quella con flap a 0.1 c ha evidenziato la riduzione di resistenza oltre i 6.5° . La seconda configurazione invece ha dato risultati molto confusionari, molto probabilmente dovuti alla mutua interferenza dei due flap in movimento (figura 4.5.5).

4.5.3 Flap frastagliato

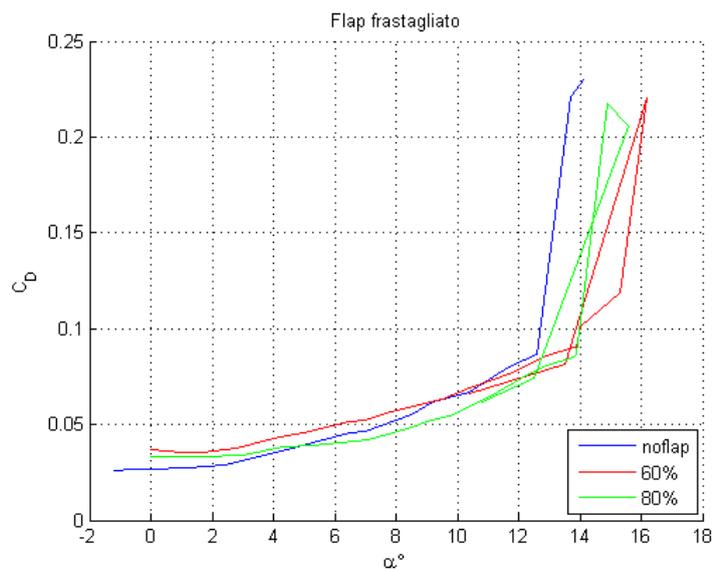


Figura 4.5.6 Curve C_l - α per la configurazione frastagliata

Valutando la curva del $C_d-\alpha$ per la configurazione frastagliata, figura 4.5.6, si è notato un andamento analogo ai casi precedenti, i benefici di abbassamento del valore di resistenza è però ritardato. In particolare il flap a 0.8 c interseca il 'clean' flap a 5° e quello a 0.6 a 9°.

4.5.4 Confronti stessa posizione

Infine si è passati a un confronto delle varie configurazioni nella stessa posizione.

4.5.4.1 Posizione 0.8 c

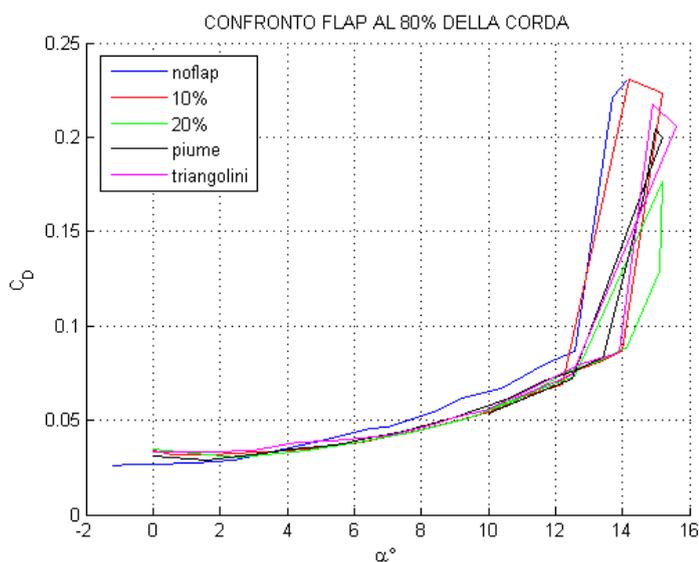


Figura 4.5.7 Confronto curve $C_d-\alpha$ con posizione in corda fissata a 0.8 c

Da una prima osservazione del grafico in figura 4.5.7 le curve sembrano intersecarsi con la configurazione pulita in un range di 2°. In particolare il flap 0.2 c interseca a 3° il flap frastagliato intorno ai 5° e il flap 0.1 c a 3.5°. Nonostante questo la configurazione frastagliata per angoli successivi all'intersezione presenta valori inferiori al flap di dimensioni minori, come evidenziato dallo zoom in figura 4.5.8.

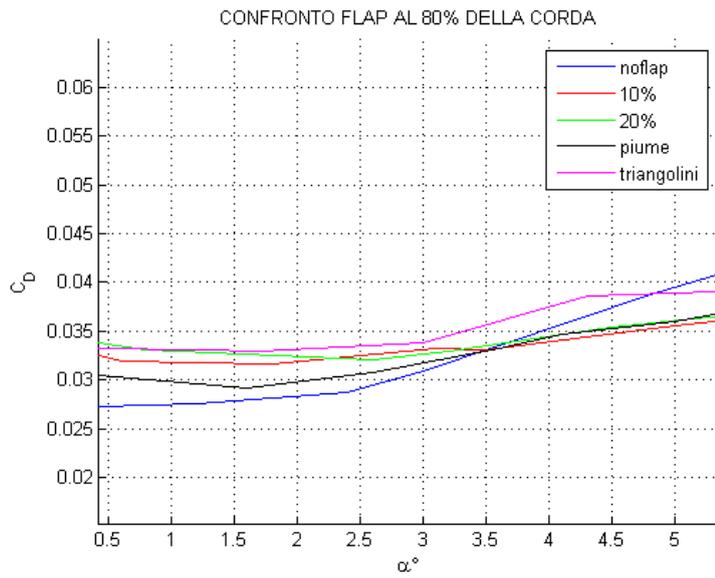


Figura 4.5.8 Zoom sulla zona di intersezione delle curve

4.5.4.2 Posizione 0.6 c

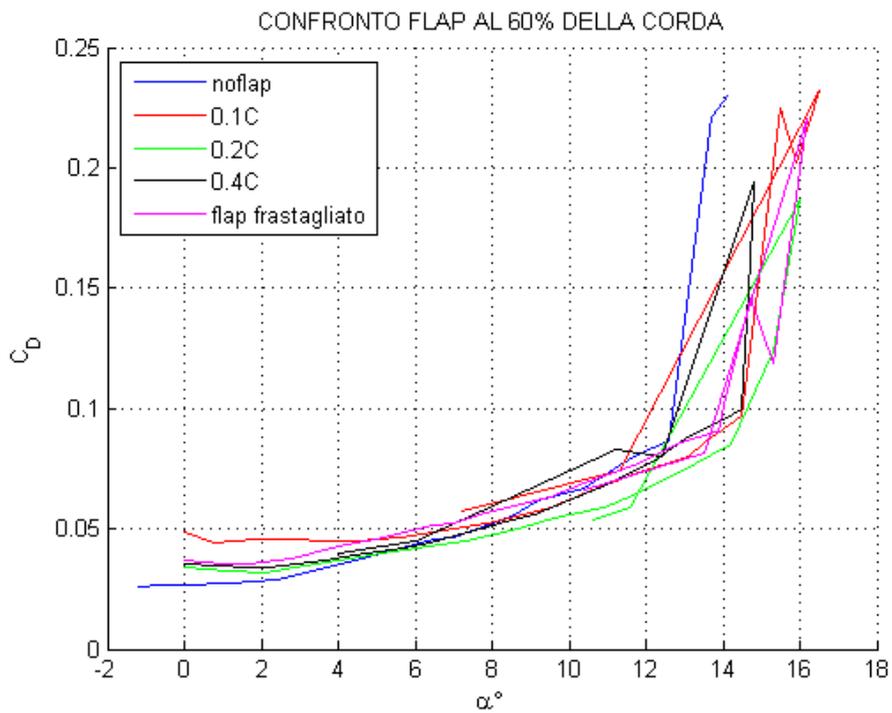


Figura 4.5.9 Curve $C_D - \alpha$ con posizione fissata a 0.6 c

Dallo stesso confronto in posizione più avanzata si è osservata una maggior distinzione nell'intersezione delle varie configurazioni con il 'clean' flap (figura 4.5.9). In particolare il flap più piccolo 0.1 c interseca intorno agli 8°, il flap più grande (0.4 c) a 5.8°, lo 0.2 c a 5°. Per quanto riguarda il flap frastagliato invece, interseca la curva del profilo 'pulito' a 9°, un valore quindi più alto rispetto alle configurazioni più semplici. Tra le configurazioni considerate, comunque, quella che fornisce i risultati migliori anche in termini di C_D è risultato essere lo 0.2 c.

4.6 Flap fisso

Un ultimo test è stato effettuato fissando il flap al dorso, in posizione chiusa, per valutarne l'influenza sull'abbassamento delle prestazioni che comporta. Non è risultato concorde col flap libero, poiché quest'ultimo non riesce a rimanere perfettamente aderente alla superficie. Di conseguenza l'abbassamento di portanza non è dovuto solamente alla presenza del flap ma anche alla sua apertura.

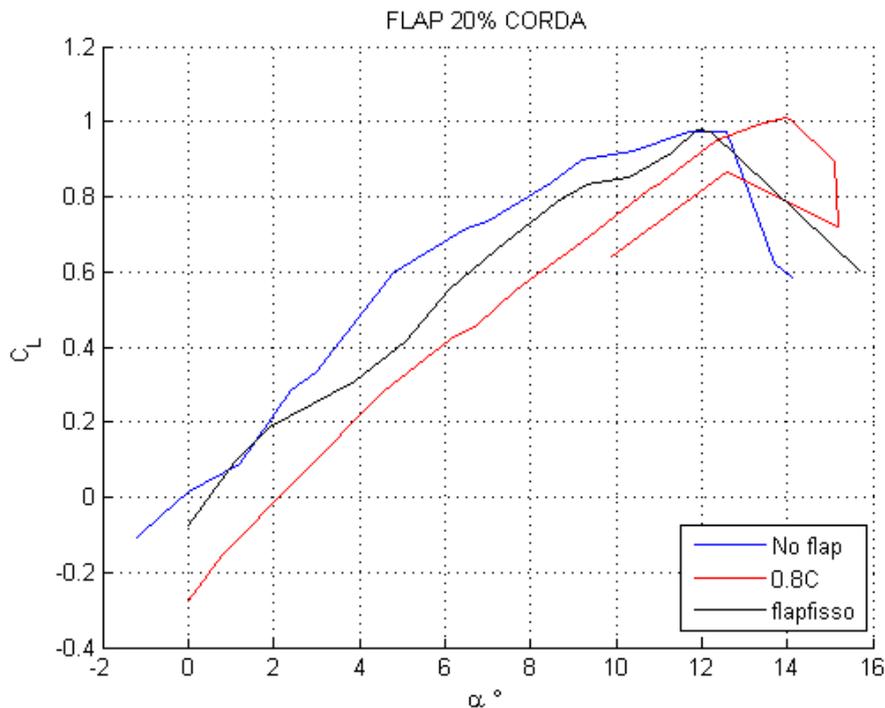


Figura 4.6.1 Curve C_L - α per flap 0.2 c fissato a 0.8 c, e confronto con lo stesso flap libero di aprirsi

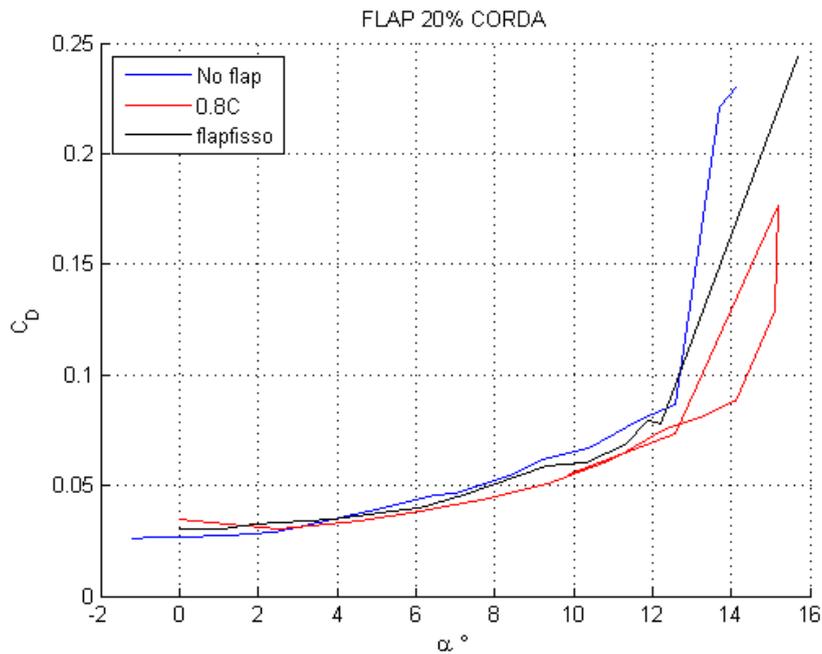


Figura 4.6.2 Curve $C_a - a$ per flap 0.2 c fissato a 0.8 , e confronto con lo stesso flap libero di aprirsi

4.7 Verifica della resistenza con la misura di quantità di moto

Per avere un'ulteriore verifica della riduzione della resistenza aerodinamica installando il flap, è stata effettuata una prova a incidenza fissata, misurando il difetto di quantità di moto con la sonda di Pitot, come accaduto nelle prove di validazione della galleria.

L'incidenza scelta è stata 6° , come per la prova di validazione, e il risultato ottenuto è un C_d pari a 0,0017, inferiore rispetto allo 0,0018 della prova svolta inizialmente con profilo 'pulito'. Quindi è stato confermato quanto ottenuto, a livello qualitative di confront, in precedenza con le prove alla bilancia.

5 RISULTATI NUMERICI CON XFOIL

Per analizzare l'effetto dell'apertura del flap si è scelto di sfruttare il programma Xfoil, che accoppia un metodo a pannelli e un metodo iterativo per il calcolo di strato limite^[18], con l'obiettivo di confrontare le prestazioni del profilo semplice, che rappresenta una condizione di flap chiuso, e un profilo con un flap aperto con una certa ampiezza. Bisogna comunque considerare che Xfoil non è molto accurato per incidenze che implicano lo stallo dell'ala, e tende a sovrastimare i valori di incidenza a cui avviene.

Il confronto è qualitativo, in quanto nel caso reale il flap può muoversi e cambiare quindi angolo di apertura alle diverse incidenze, tuttavia questa analisi ci permette di verificare il ritardo dello stallo dovuto all'attivazione del flap e il peggioramento delle prestazioni a bassi angoli d'incidenza riscontrato nelle prove in galleria del vento, legato alla mancata aderenza del flap alla superficie del dorso.

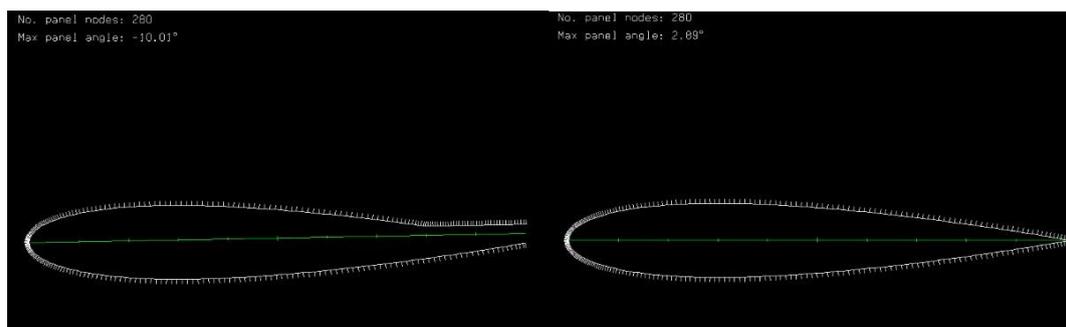


Figura 5.1 Confronto tra la pannellizzazione del profilo con flap e quello pulito

5.1 Confronto C_L - α

Si è scelto di confrontare per prima cosa configurazioni di flap con bordo d'uscita coincidente con il bordo d'uscita dell'ala, in questo modo il calcolo è stato effettuato semplicemente su profili alari con un bordo d'uscita più spesso. Le analisi svolte quindi sono state:

- Flap lungo 0.1C a 0.9C con deflessione di 10° e 15°
- Flap lungo 0.2C a 0.8C con deflessione di 10° e 15°
- Flap lungo 0.4C a 0.6C con deflessione di 10° e 15°

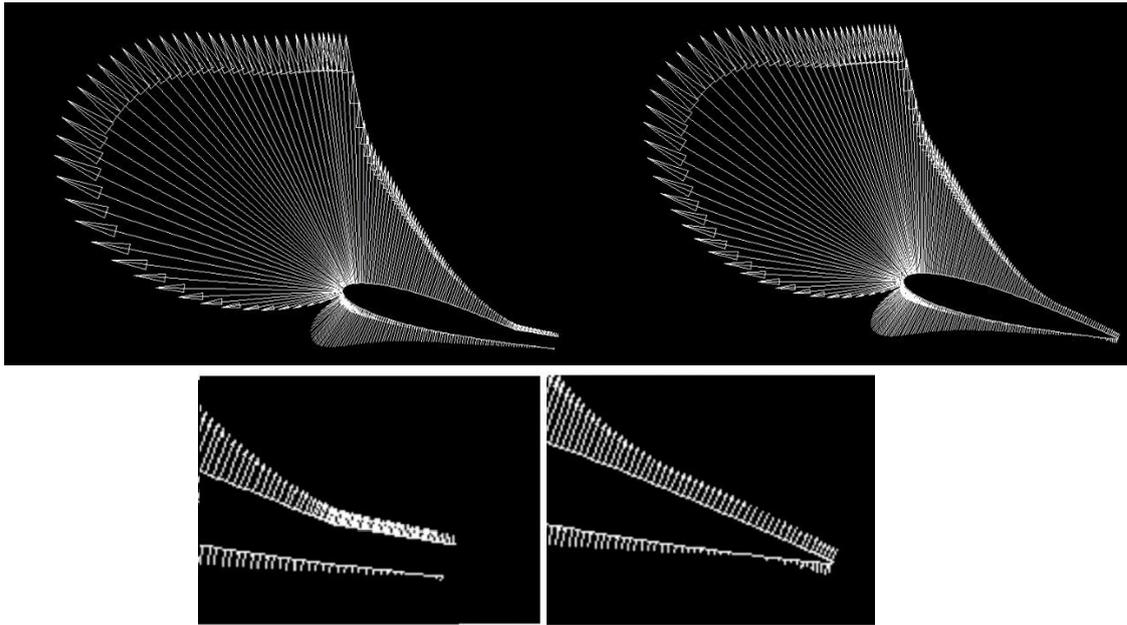


Figura 5.2 Confronto distribuzione di pressione e zoom su bordo d'uscita, dove è possibile notare il gradiente di pressione più favorevole con la deflessione del flap

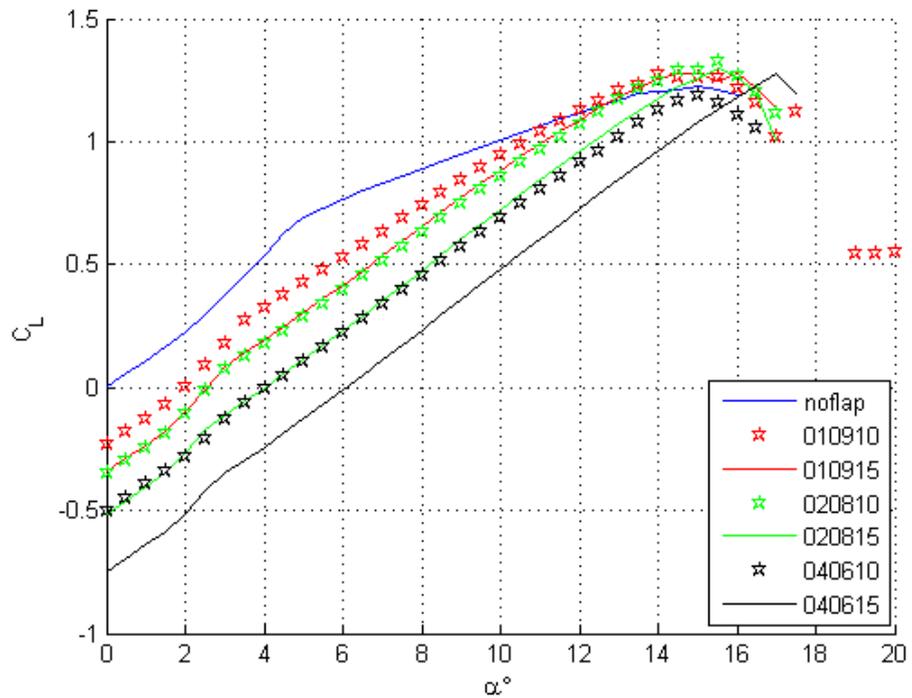


Figura 5.3 curve C_L - α per diverse configurazioni calcolate con Xfoil; nelle sigle le prime due cifre indicano le dimensioni del flap, le successive due la posizione in corda e le ultime due l'angolo di deflessione.

La prima cosa che si può vedere è l'abbassamento di C_L a bassi angoli d'incidenza se il flap rimane aperto, come accaduto nelle prove, ovviamente maggiori sono la deflessione del flap e la sua lunghezza, e maggiore è il decremento delle prestazioni.

Per quanto riguarda le prestazioni ad alti angoli di incidenza, si nota un leggero aumento del C_{Lmax} per tutte le configurazioni eccetto per il flap di 0.4 c deflesso di 10° , l'effetto di ritardo dello stallo è particolarmente marcato solo per il flap 0.4 c deflesso di 15° . Bisogna comunque considerare che nel caso reale, per elevati angoli di incidenza la deflessione può essere anche maggiore, ma aumentandola ulteriormente nascono problemi di convergenza dell'algoritmo di Xfoil.

Nella figura 5.3 è rappresentato un confronto tra la curva C_L - α misurata sperimentalmente per il flap 0.2 c posto a 0.8 c e le curve calcolate con Xfoil ipotizzando la stessa configurazione, ma fissando la deflessione a 10° e 15° . Come si può vedere, le curve si intersecano a 7° e 11° , e in quei punti la deflessione del flap dovrebbe coincidere con quelle imposte su Xfoil. Come detto in precedenza, il codice di calcolo sovrastima l'angolo di stallo, per cui i valori di C_{Lmax} sono molto superiori rispetto alla curva normale. Per angoli di incidenza bassi, il C_L delle prove di Xfoil è più basso, come deve essere perché il flap dovrebbe rimanere chiuso e l'eventuale apertura causa un aumento della pressione sul dorso del profilo, riducendo la portanza.

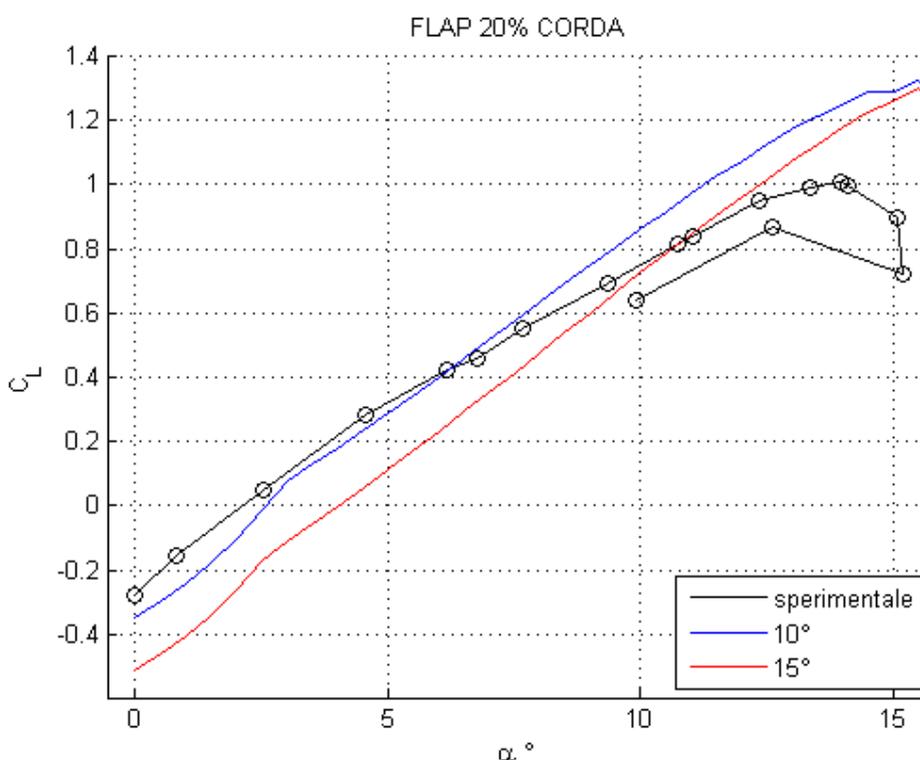


Figura 5.4 Confronto curve C_L - α tra dati sperimentali e calcoli con Xfoil per due diverse deflessioni del flap: 10° e 15°

5.2 Confronto allo stallo

Come verificato nei dati sperimentali, in prossimità dello stallo si notano benefici per quanto riguarda la resistenza. Xfoil verifica questo comportamento. Sono stati quindi confrontati i risultati a 15.5° di incidenza, per il profilo pulito e per la configurazione con flap 0.2 c deflesso di 15° . In questa condizione il leggero aumento del C_L è accompagnato da una riduzione di C_D .

Come si può notare in figura 5.3, la diversa distribuzione di pressione al bordo d'uscita permette di ritardare lo stallo, infatti mentre il profilo 'pulito', a 15° di incidenza risulta già stallato, la corrente sul profilo con flap risulta ancora attaccata. In figura 5.4 sono riportati i grafici dello spessore di strato limite sul dorso per i due casi. In corrispondenza dell'attacco del flap si nota un plateau nei valori dello spessore di spostamento, dovuto all'addolcimento del gradiente avverso di pressione per merito del flap.

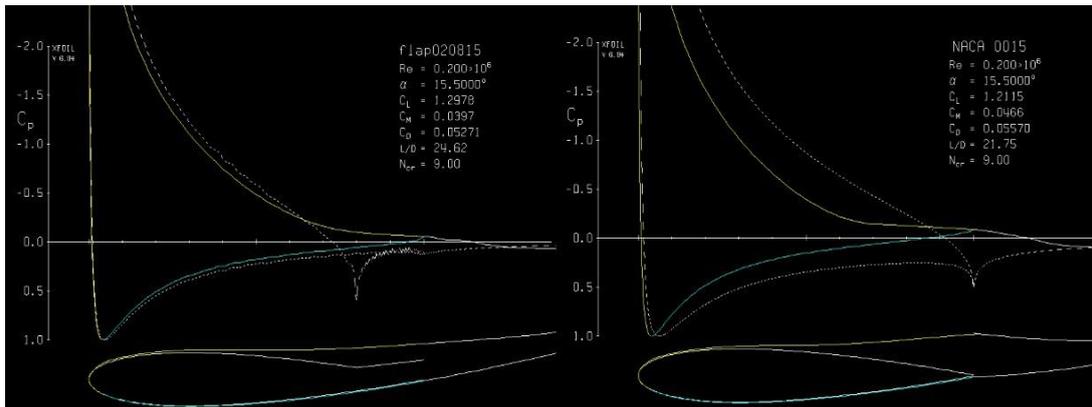


Figura 5.5 Confronto C_p lungo la corda con Xfoil

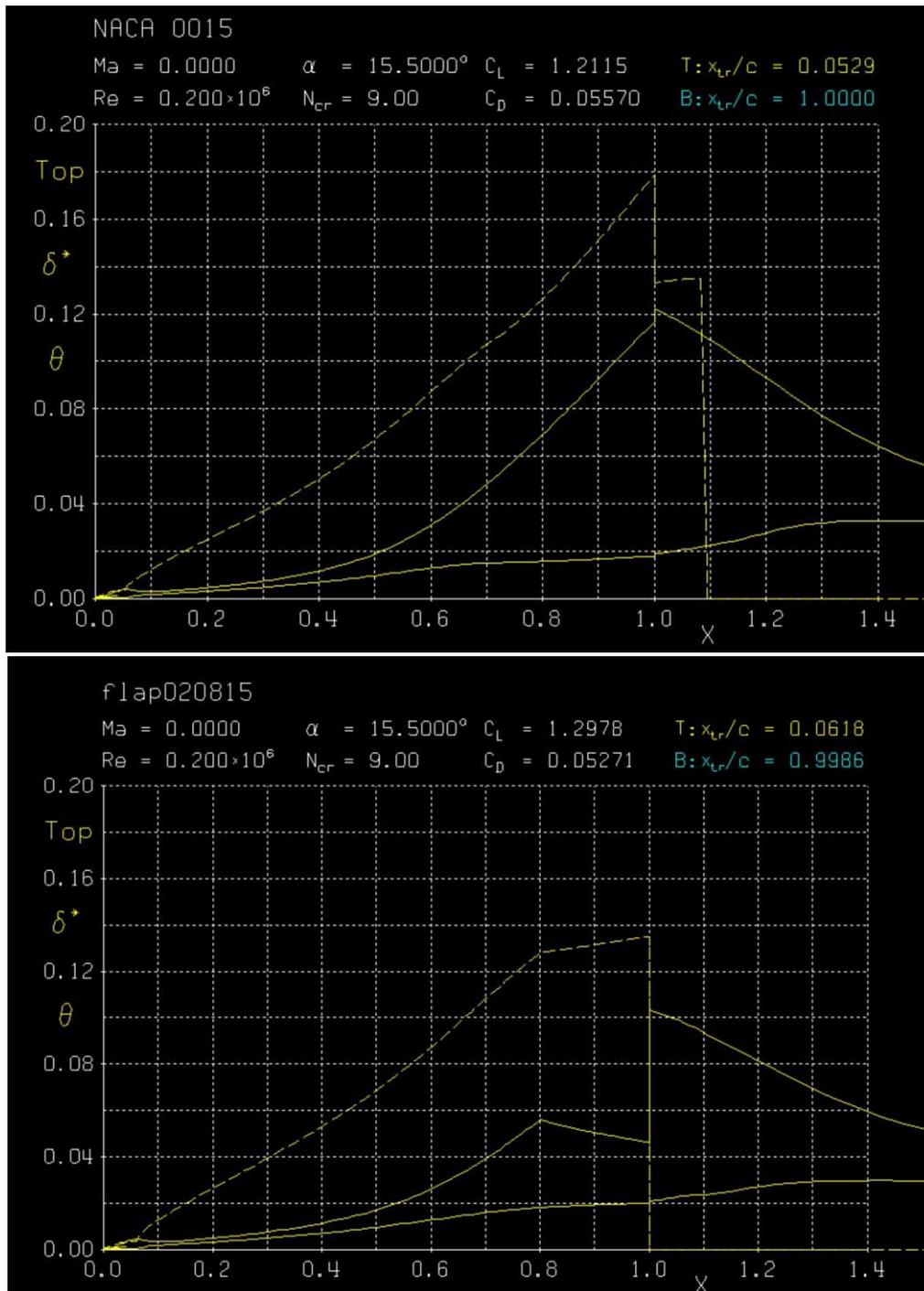


Figura 5.6 Confronto spessori di strato limite per configurazione con e senza flap

5.3 Confronto non linearità delle curve

Un ultimo confronto riguarda il raffronto tra Xfoil rispetto ai dati sperimentali della non linearità a bassi angoli di incidenza per il flap di dimensioni 0.2 c collocato in posizione 0.6 c. Questo paragone avvalorava ulteriormente il comportamento della configurazione analizzata, nonostante si discosti da quelle per lo stesso flap in posizioni più arretrate, che presentano comportamento più lineare.

La verifica è stata condotta in un range ridotto: tra 0° e 8°, con una deflessione del flap di 10°. Le limitazioni sono ancora una volta imputate alla non convergenza del programma.

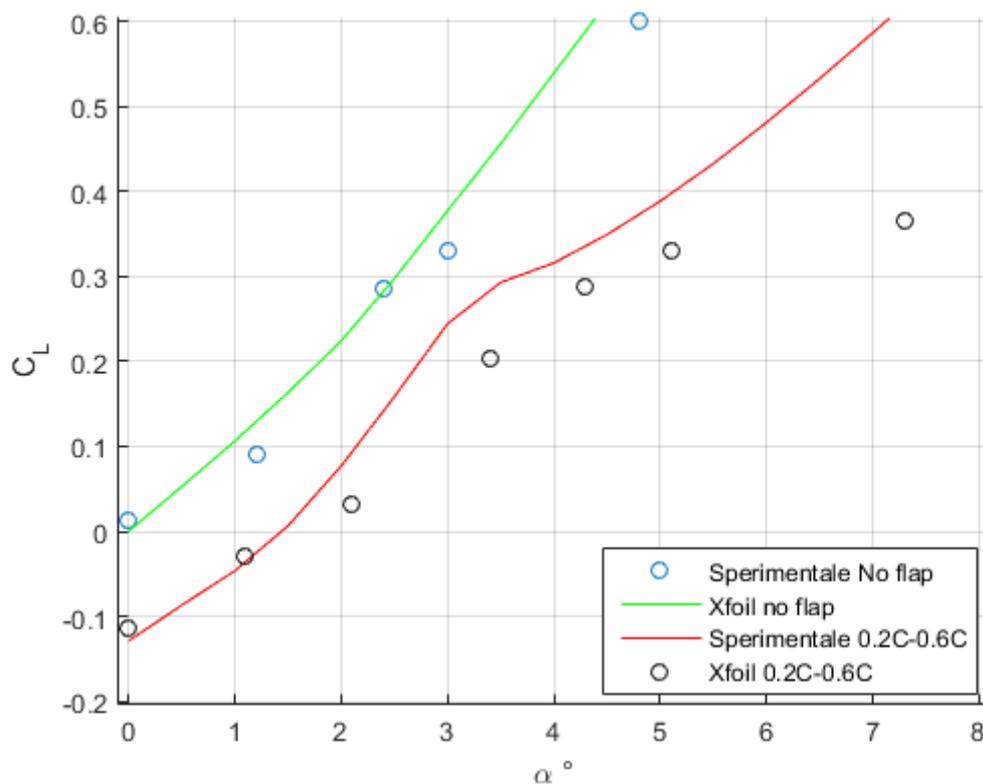


Figura 5.7 Zoom sulla non linearità nella curva

6 INDAGINE SPERIMENTALE SU NACA 4412

6.1 Definizione degli obiettivi

Il seguente capitolo si prefigge lo scopo di indagare il comportamento dei flap mobili su una diversa tipologia di profilo alare. Tale operazione è stata condotta per verificare l'applicabilità del dispositivo su profili di maggiore impiego aeronautico e quindi predisporlo ad un possibile impiego su droni o altri velivoli.

La scelta sul profilo da studiare è ricaduta sul NACA4412, una scelta popolare per un gran numero di velivoli e presente come modello nel laboratorio CLASD. L'ala utilizzata per le prove presenta le stesse caratteristiche del modello del NACA0015: 10 cm di corda, 29.5 cm di apertura e schermi all'estremità.

Tale modello presenta un ventre decisamente più piatto, un buon valore di C_{LMAX} e una curvatura piuttosto pronunciata sul dorso. Di conseguenza si potrà già aspettarsi una limitazione nel posizionamento del dispositivo lungo il dorso.

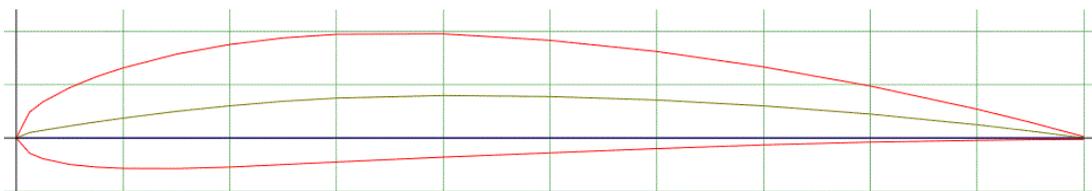


Figura 6.1.1 Profilo NACA4412

6.2 Validazioni dati sperimentali

I risultati ottenuti dalla configurazione 'pulita' per le curve $C_L - \alpha$ e $C_d - \alpha$ sono stati ancora una volta confrontati con dati sperimentali reperiti nella bibliografia ^[18]. Quest'ultimi sono ottenuti per un valore del numero di Reynolds molto simile ($Re=250000$).

Come si può vedere i coefficienti di portanza sono in accordo con quelli del riferimento ^[18], mentre per quanto riguarda la resistenza ritroviamo una sovrastima da parte della bilancia, già riscontrata per il NACA0015.

Purtroppo, per questioni di tempo, non è stato possibile stimare il coefficiente di resistenza con il difetto di quantità di moto.

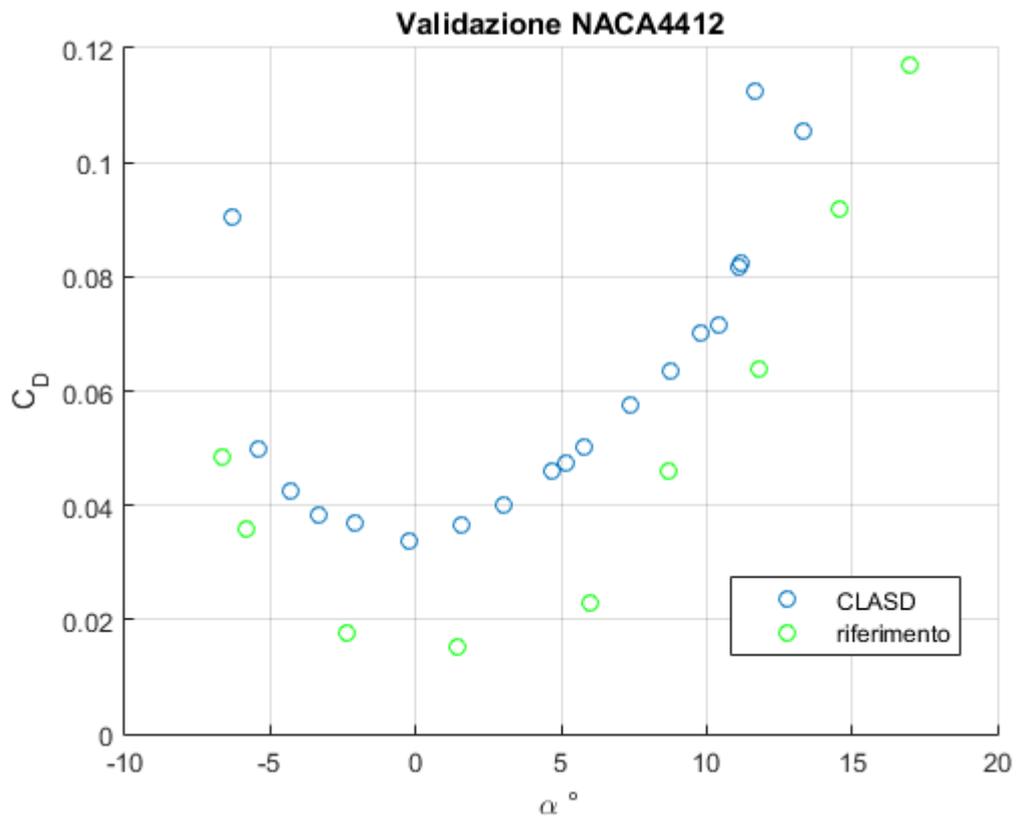
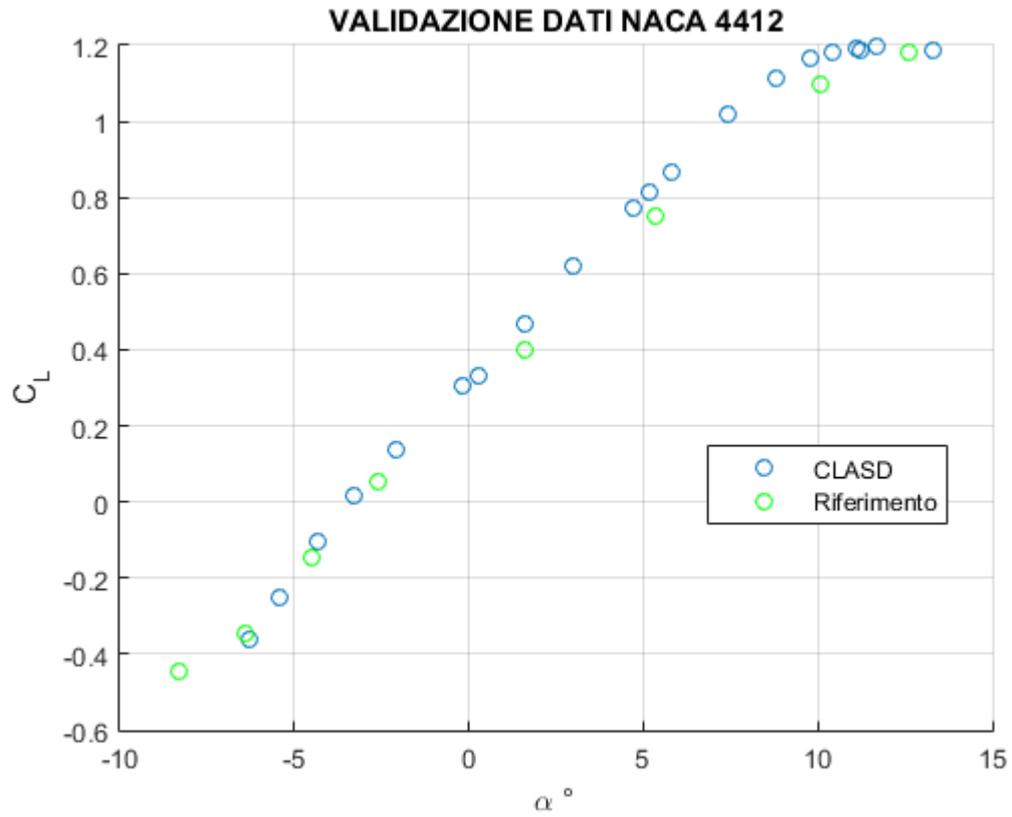


Figura 6.2.1 Validazione dati curve $C_L - \alpha$ e $C_d - \alpha$ con dati sperimentali forniti dal riferimento^[18]

6.3 Scelta delle configurazioni testate

I risultati degli esperimenti precedenti hanno fatto protendere per la scelta delle configurazioni che hanno portato agli esiti migliori. In particolare si sono considerati:

- Un flap rettangolare di dimensioni $0.2c$ collocato in posizione $0.8c$
- Un flap frastagliato collocato in posizione $0.8c$

6.3.1 Flap rettangolare 20% corda

Il primo confronto riguarda il modello senza dispositivo e con flap rettangolare in posizione $0.8c$. Si è provato anche ad avanzare il flap sul dorso del profilo, ma gli esiti non sono stati positivi. In particolare si sono verificati problemi di vibrazione a bassi angoli di incidenza. Quanto accaduto dimostra come i risultati su profili diversi possano non concordare completamente e sia di conseguenza necessaria ogni volta operare un'analisi.

Per quanto riguarda i grafici ottenuti sembrano confermare l'andamento osservato precedentemente.

La curva $C_L - \alpha$, per esempio, mostra un leggero innalzamento del valore del C_{Lmax} e un ritardo nel raggiungimento dello stallo. Infatti se il profilo 'pulito' stalla intorno agli 11° e raggiunge un C_{Lmax} corrispondente a 1.2 , quello con flap riesce a raggiungere un'incidenza di 15° , guadagnando così circa 4° e un C_{Lmax} di 1.24 .

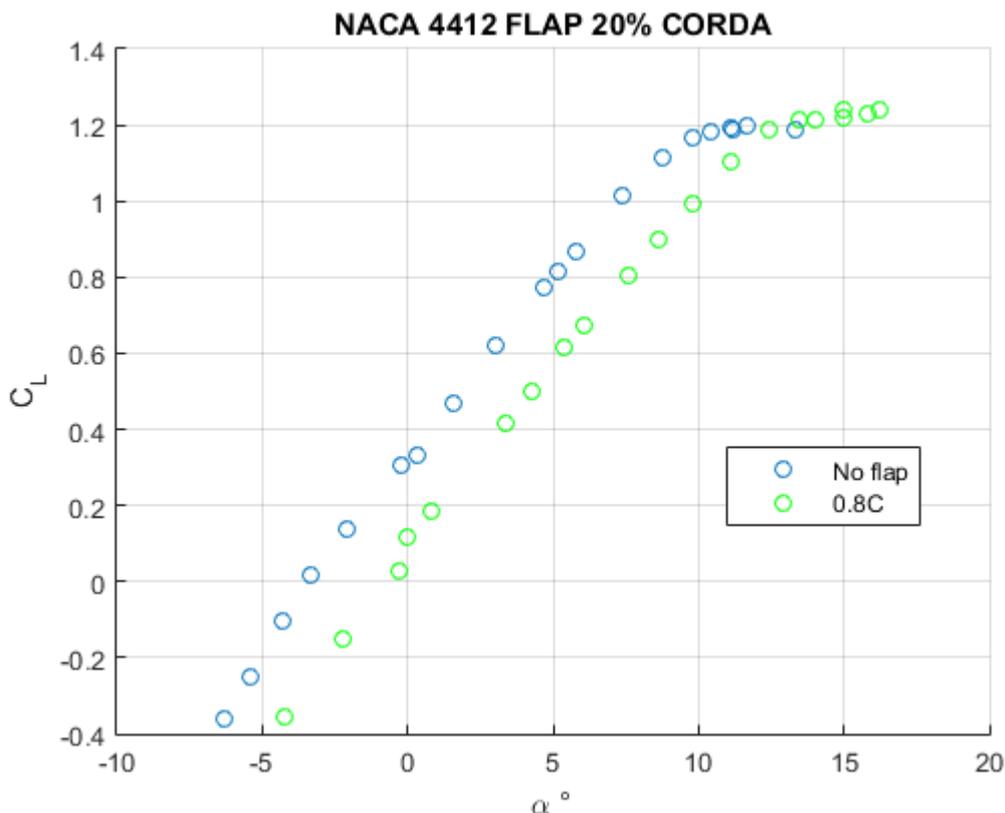


Figura 6.3.1 Confronto curva $C_L - \alpha$ con flap 20%

La curva $C_d - \alpha$ illustra come il dispositivo comporti un leggero decremento dei valori di resistenza e di conseguenza un beneficio a partire da incidenze di $3,5^\circ$. Stesso comportamento già verificato per il NACA0015.

Benefici nel decremento dei valori dei coefficienti di resistenza sono osservabili, in prossimità dello stallo, anche nel grafico della Polare.

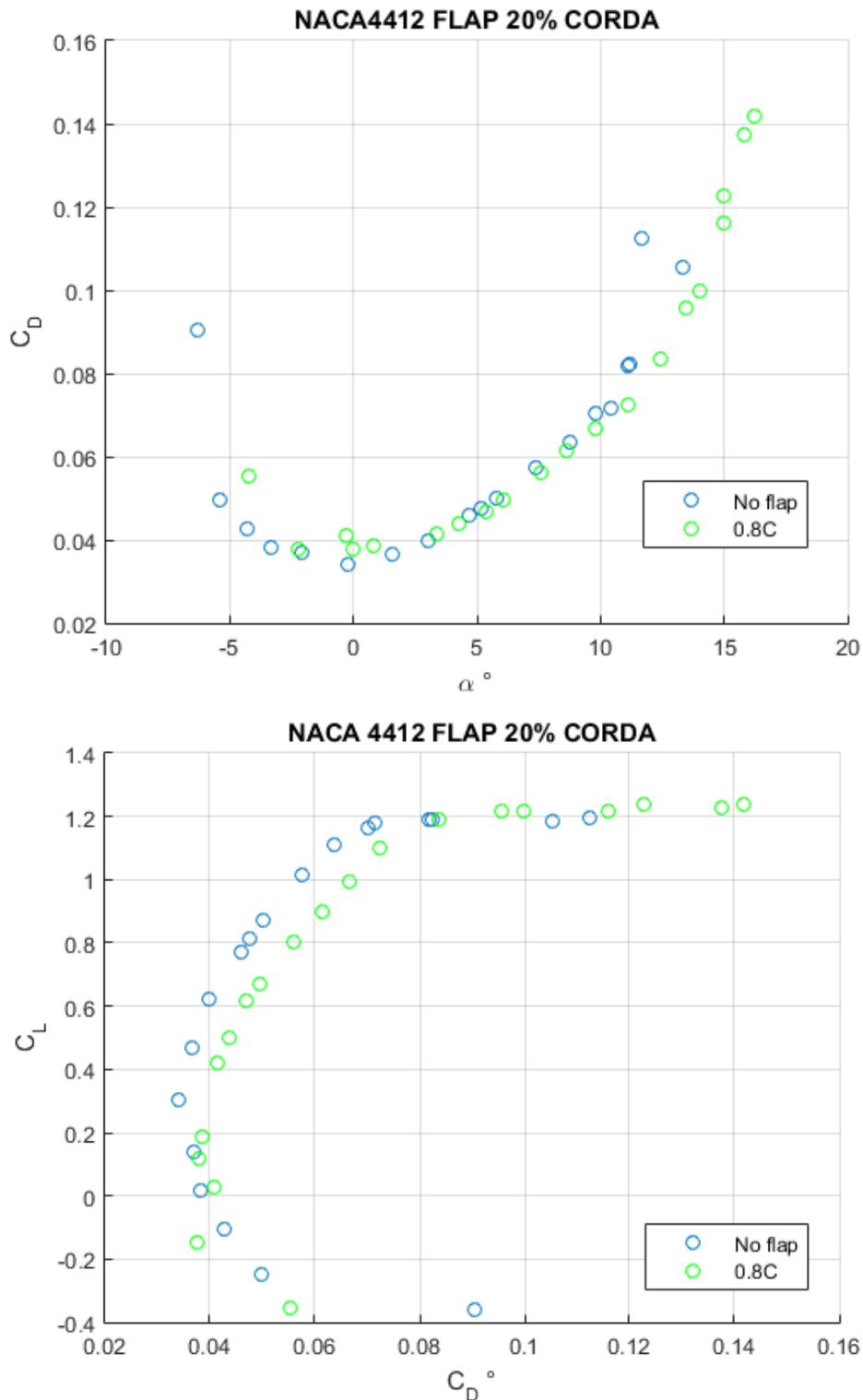


Figura 6.3.2 Confronto curva C_d - α e Polare per flap 20%

Infine ancora una volta i benefici in termini di efficienza risultano solo ad alte incidenze prossime allo stallo.

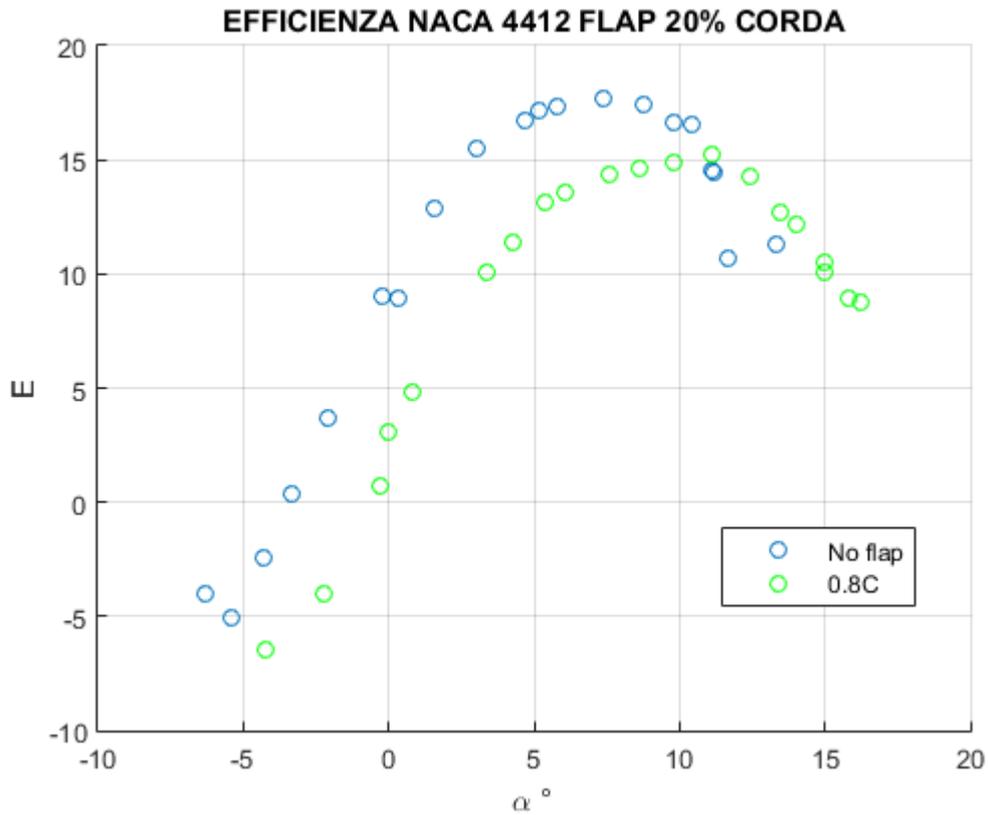


Figura 6.3.3 Confronto efficienza

6.3.2 flap frastagliato

Per quanto riguarda l'impiego del flap frastagliato ancora una volta i benefici risultano essere inferiori rispetto a il flap rettangolare. Per esempio guardando alla curva CL - α lo stallo è ritardato, ma non raggiunge i 15° ottenuti con la configurazione più semplice. Infatti ci si ferma intorno ai 14° .

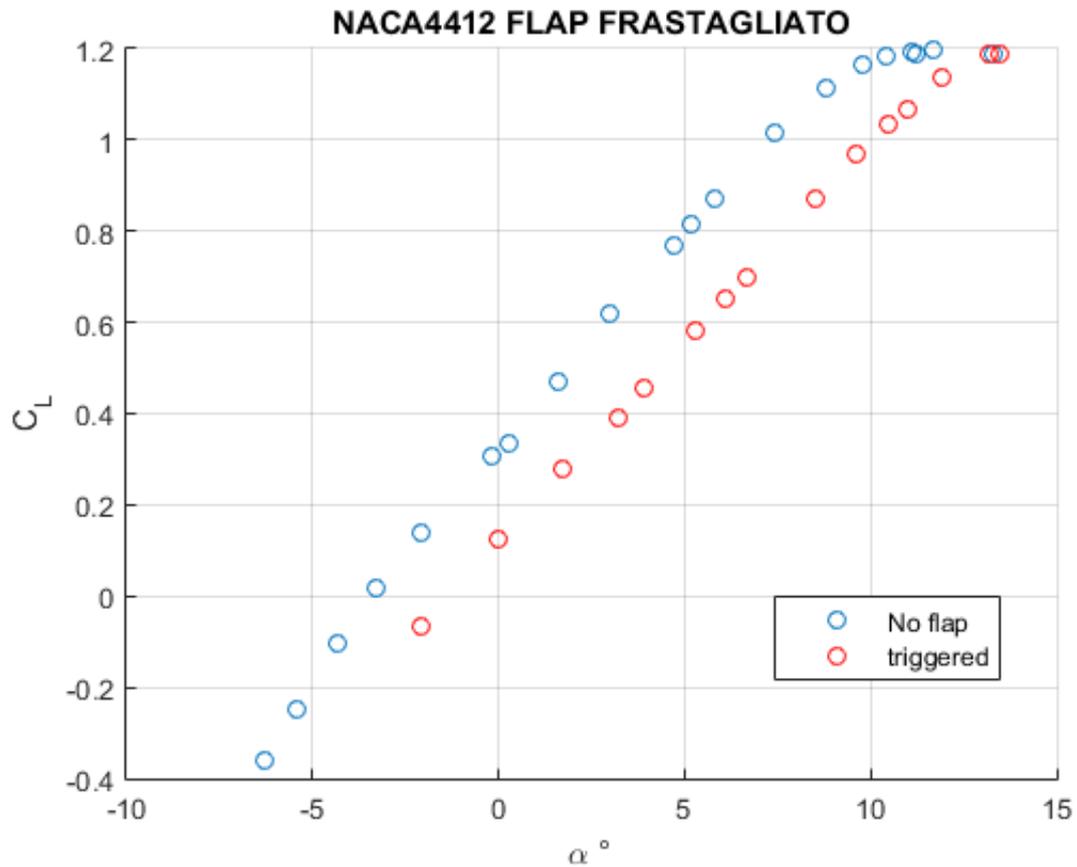
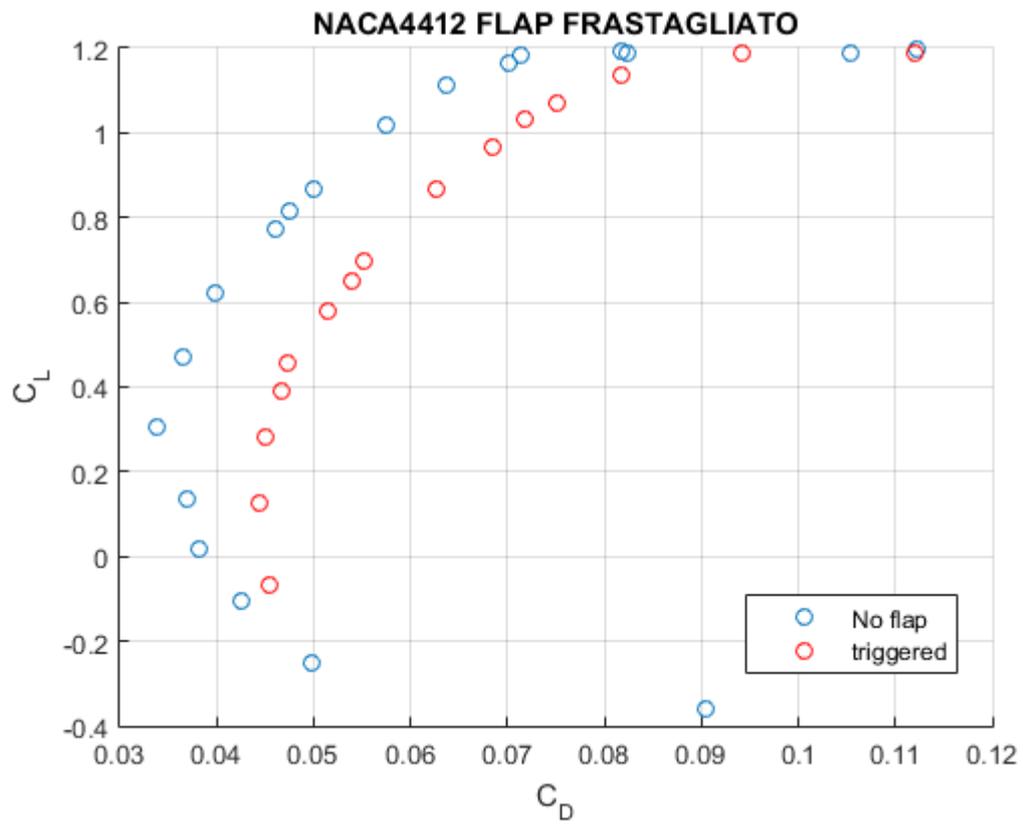
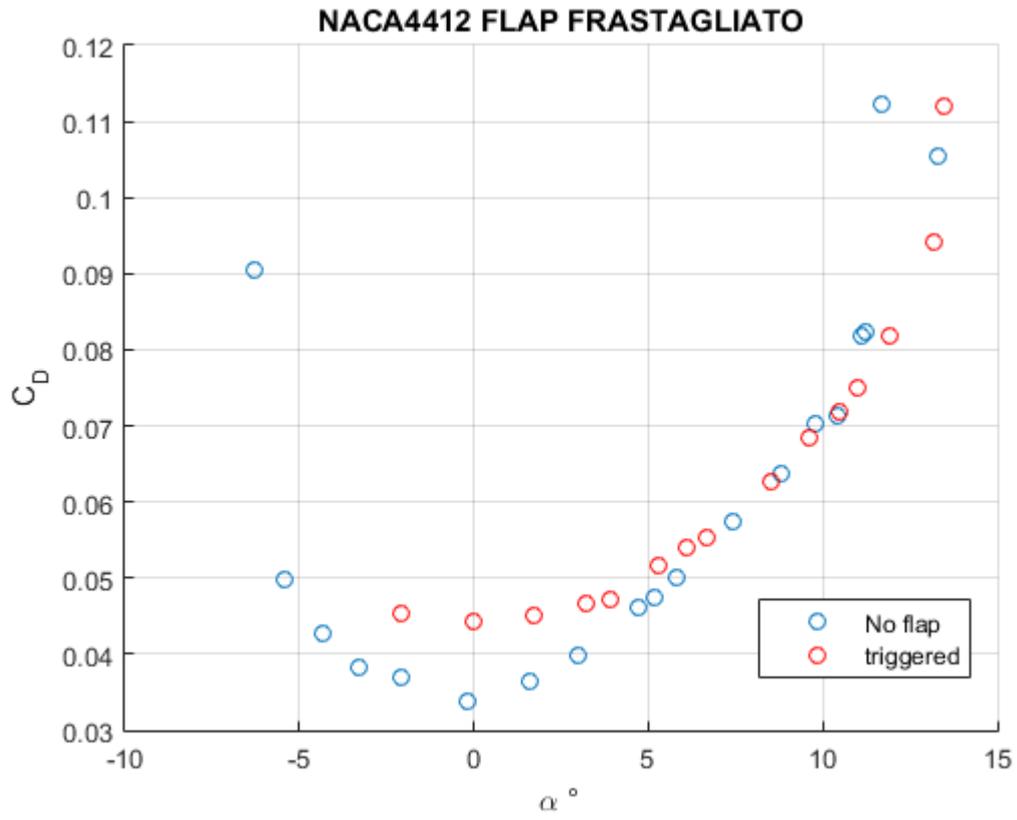


Figura 6.3.4 Confronto curva C_L - α con flap frastagliato

Anche per quanto riguarda la resistenza i decrementi sono presenti, ma ad angoli decisamente superiori. In particolare i benefici sono osservabili a partire dagli 8° circa. Per maggiore completezza è riportato anche il grafico dell'efficienza, sebbene anche questa volta il comportamento non si discosti da quello previsto.



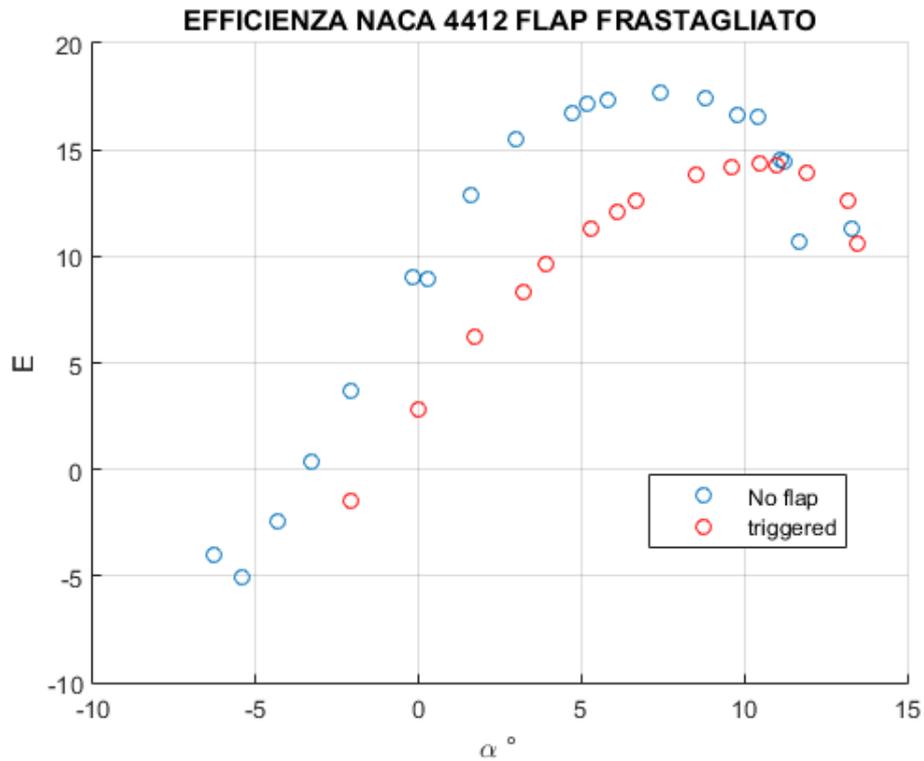


Figura 6.3.5 Confronto curva C_d - α , Polare e Efficienza per flap frastagliato

6.4 Confronto con striscia abrasiva

Un'ultima indagine è stata condotta applicando dei grani di modeste dimensione sul bordo d'attacco. L'applicazione di questi grani è avvenuta tramite una striscia adesiva di 1 cm.



Figura 6.4.1 Applicazione di una striscia abrasiva sul bordo d'attacco del NACA4412

L'obiettivo di questi grani era quello di instaurare fin dal bordo d'attacco un regime turbolento e quindi preparare il modello per un'analisi del flap in queste nuove condizioni. Tuttavia il deterioramento delle prestazioni è talmente alto, che non ha avuto senso proseguire con l'indagine. Soprattutto in termini di resistenza si può notare un forte innalzamento dei valori del relativo coefficiente.

Il passaggio a un regime turbolento può favorire un ritardo della separazione del flusso, ma in questo caso risulta poco utile poiché non si tratta di un corpo tozzo (come una pallina da golf, la cui superficie viene modificata a tale scopo) o a causa della posizione troppo avanzata della striscia.

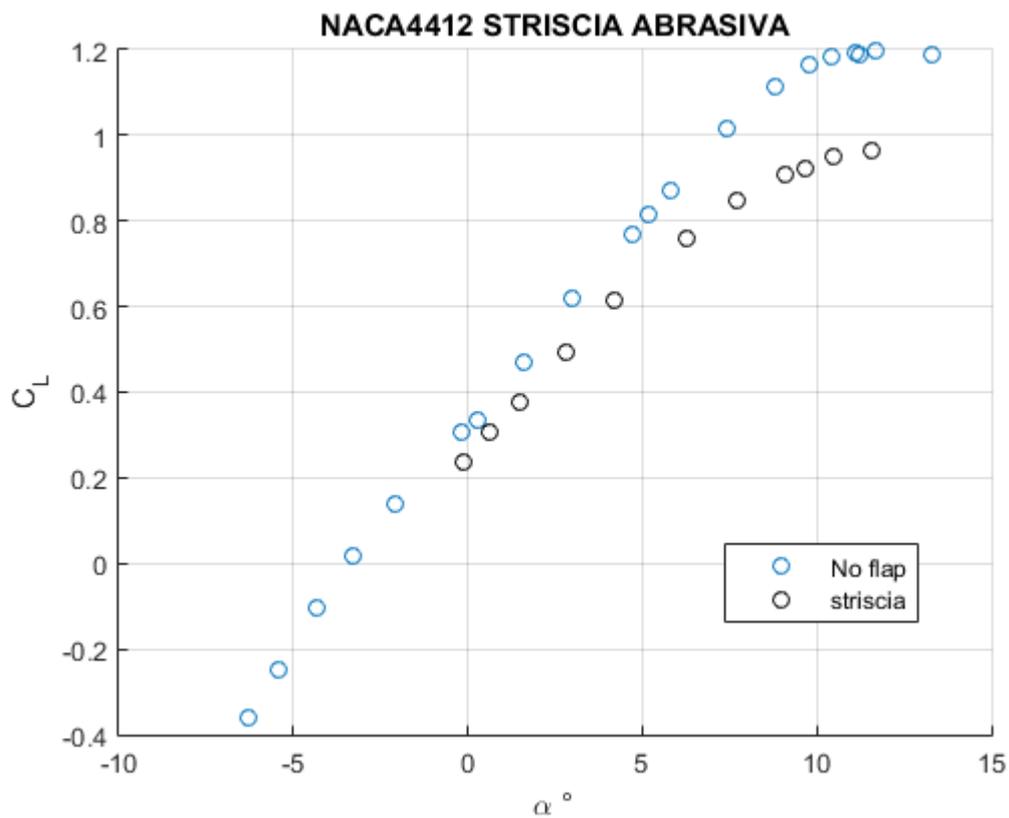


Figure 6.4.2 Confronto curva C_L - α

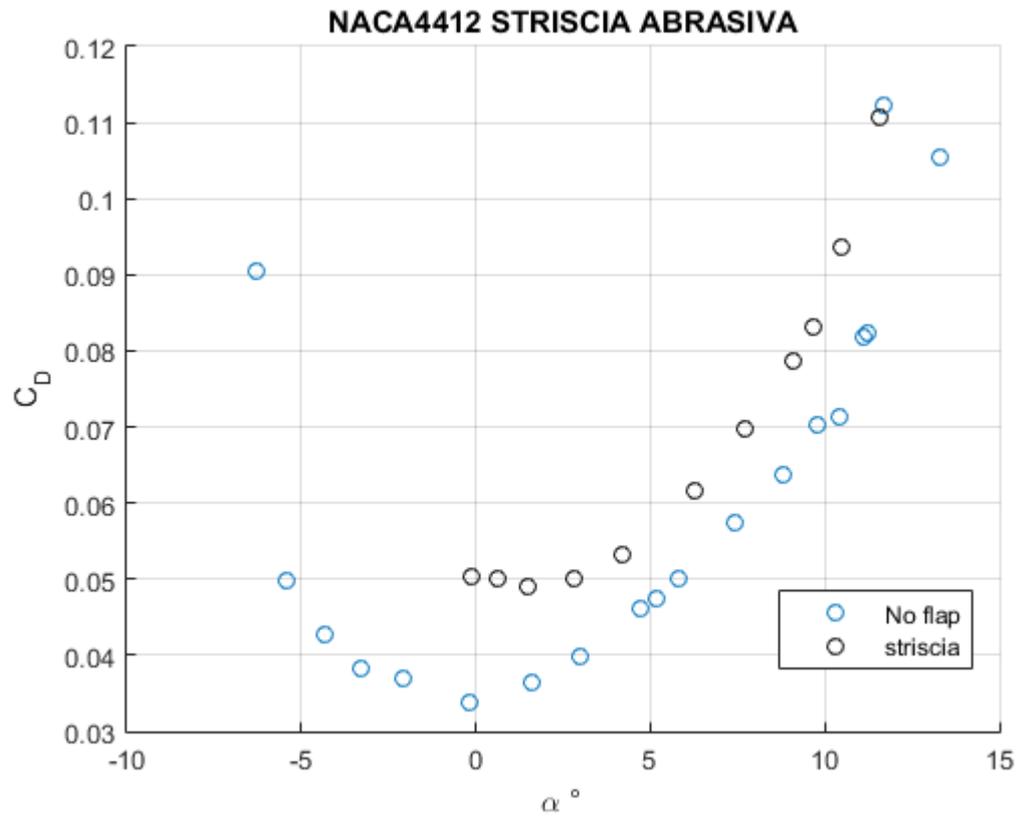


Figura 6.4.3 Confronto curva C_D - α

7 ANALISI FLUENT

7.1 Introduzione Fluent

Un'ultima verifica è stata condotta tramite l'ausilio di ANSYS Student 18: un software per la simulazione ingegneristica utilizzabile in diversi ambiti: per esempio nell'analisi strutturale a elementi finiti, nelle indagini di fluidodinamica computazionale (CFD), nello studio della trasmissione del calore e per la risoluzione di metodi espliciti e impliciti. La versione Student di questo prodotto è scaricabile gratuitamente sull'omonimo sito <http://www.ansys.com> previa sottoscrizione all'impiego in ambito didattico. Altri punti di forza sono la semplice interfaccia con software di progettazione CAD e l'utilizzo abbastanza intuitivo, fondamentale per chi si avvicina al programma da neofita.

Per quanto riguarda la fluidodinamica computazionale esistono due possibilità all'interno del software: ANSYS CFX e ANSYS FLUENT. La scelta è ricaduta sul secondo pacchetto per la maggiore qualità dei tutorials trovati in aiuto. Il limite del numero di celle disponibili per il calcolo nella versione Student risulta di 512 000.

Il software sfrutta un metodo a volumi finiti e permette di impostare diversi modelli di turbolenza (per esempio i noti modelli $k - \epsilon$ e $k - \omega$) per risolvere le equazioni della fluidodinamica (equazione della massa, della quantità di moto e dell'energia). Anche se non utilizzati nella presente relazione il programma permette di elaborare maggiormente la simulazione considerando il trasferimento del calore e flussi di fase. Di conseguenza si presenta come un prodotto molto versatile in grado di essere adoperato in diversi campi come nel settore civile, dell'energia e non solo in quello aeronautico.

Inoltre offre la possibilità di visualizzazioni ed elaborazioni dei risultati post-processing, ovvero al termine dello svolgimento dei calcoli. Interessante è l'opportunità di impostare gli assi XY nei grafici, animazioni colorate e confronti.

7.2 Modello

Inizialmente sono stati realizzati due modelli CAD tramite l'impiego del software di progettazione CATIA V5R20. Il primo modello consiste nella semplice importazione delle coordinate del profilo NACA0015, mentre al secondo è stato aggiunto un flap fisso di dimensioni 0.2c, con inclinazione di 10° , in corrispondenza del bordo d'uscita.

L'analisi condotta è ancora una volta 2D, di conseguenza non si tiene conto di effetti di estremità sull'ala e nel disegno non sono state estrusioni.

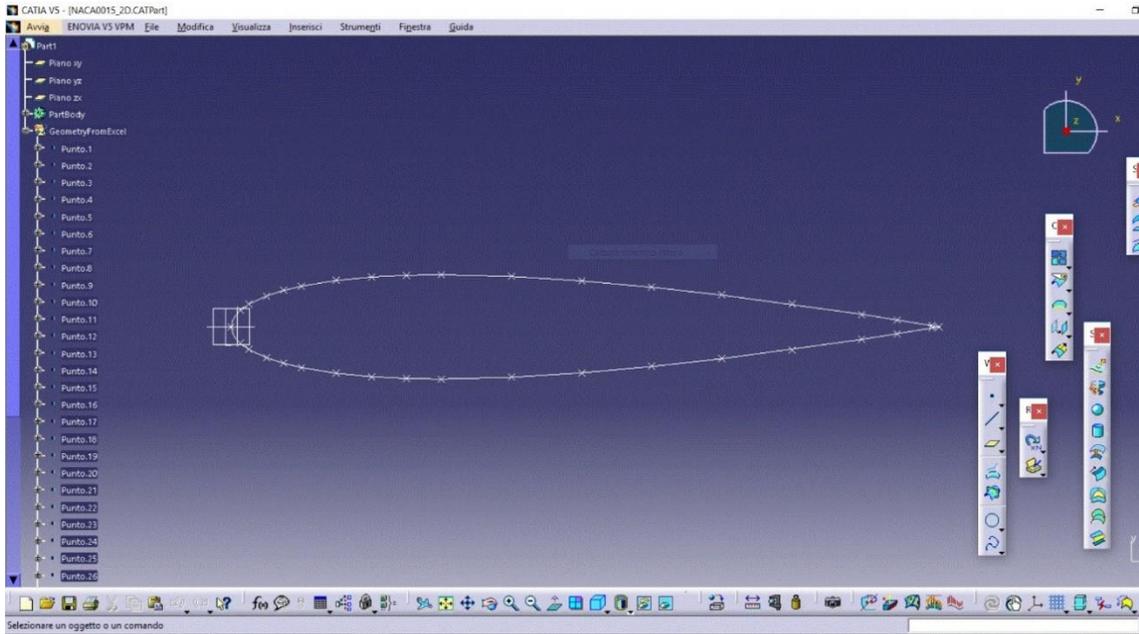


Figura 7.2.1 Visualizzazione CAD modello senza flap

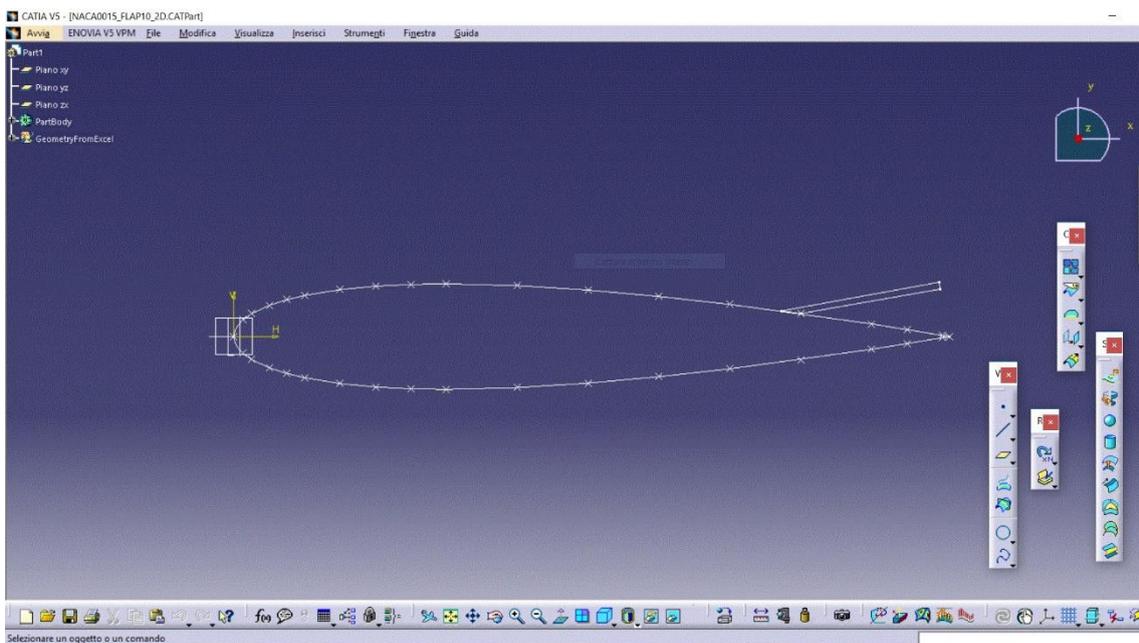


Figura 7.2.2 Visualizzazione CAD modello dotato di flap

La mesh sul profilo sono state gentilmente realizzate con il gentile aiuto dall'Ing. G. Travostino della Piaggio Aerospace. Le verifiche successive ai calcoli hanno convalidato le mesh per quanto riguarda i valori di y^+ , decisamente inferiori all'unità.

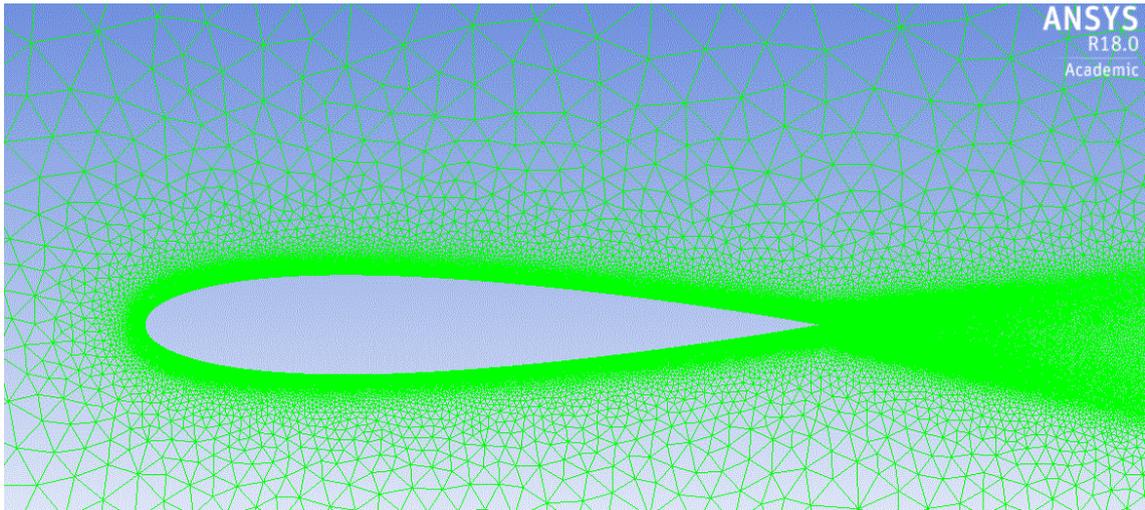


Figure 7.2.3 Dettaglio mesh modello senza flap

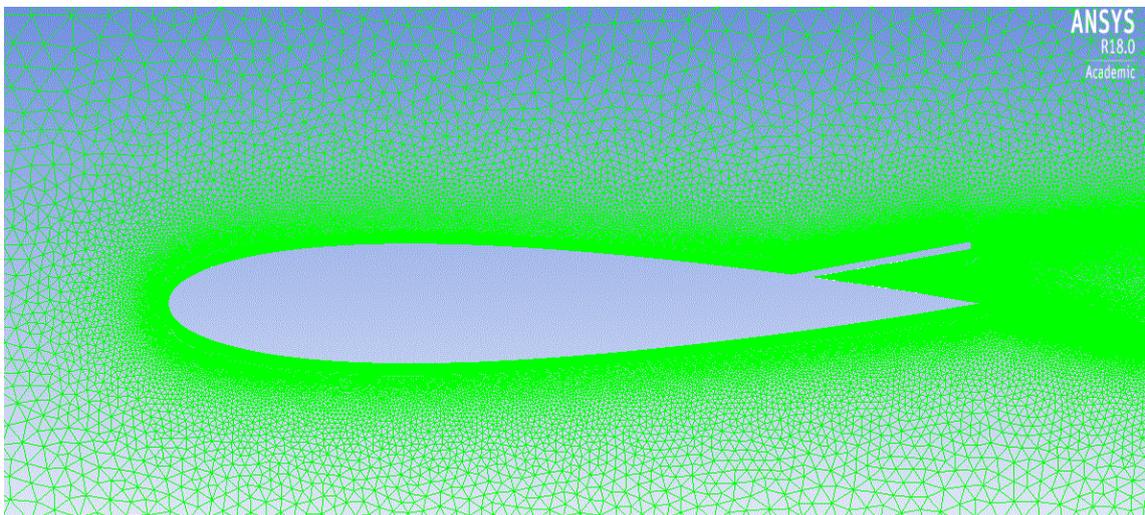


Figure 7.2.4 Dettaglio mesh modello dotato di flap

7.3 Alcuni Valori di Riferimento

Le dimensioni del modello sono riportate in figura 7.3.1: la corda risulta di 10 cm, mentre l'apertura alare a causa della bidimensionalità è unitaria (1m). La velocità, per mantenere la conformità con le prove sperimentali è stata scelta attorno ai 30 m/s.

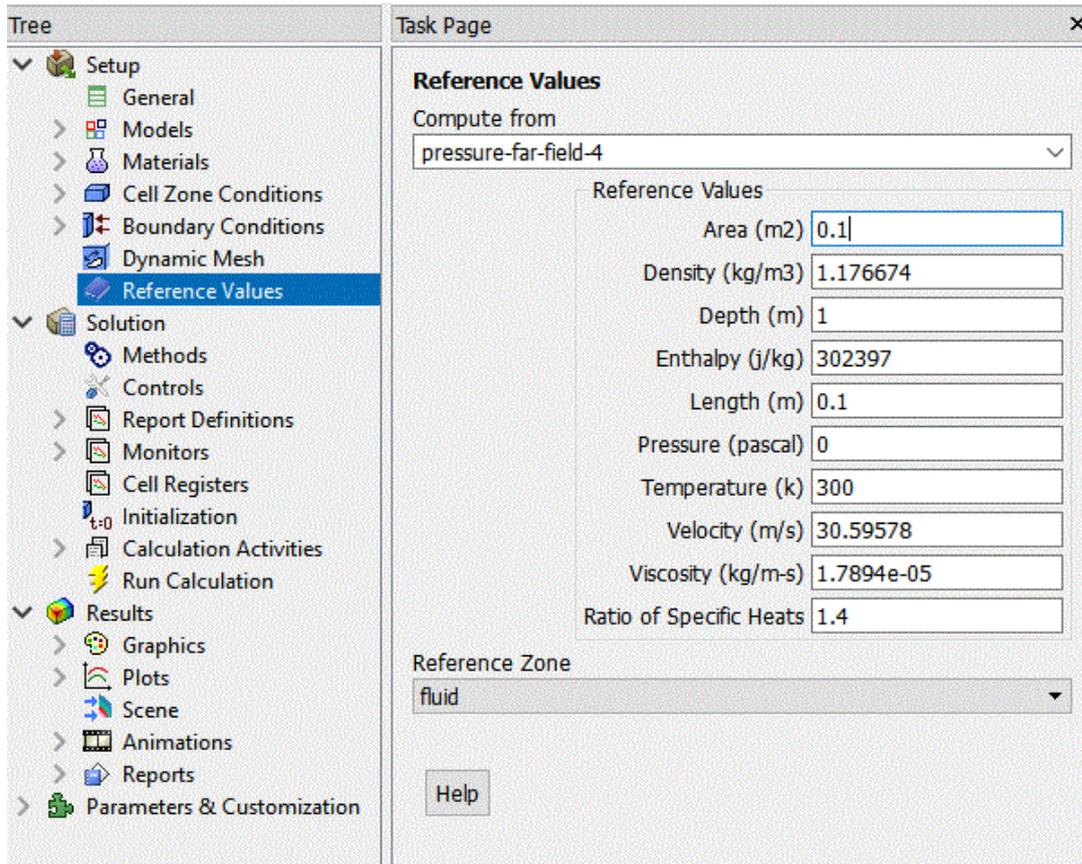


Figura 7.3.1 Caratteristiche modello

Inoltre il software permette di indicare il tipo e modificare le proprietà del fluido in cui è immerso il corpo. Nel caso analizzato, ovviamente, consideriamo l'aria e la trattiamo come un gas ideale.

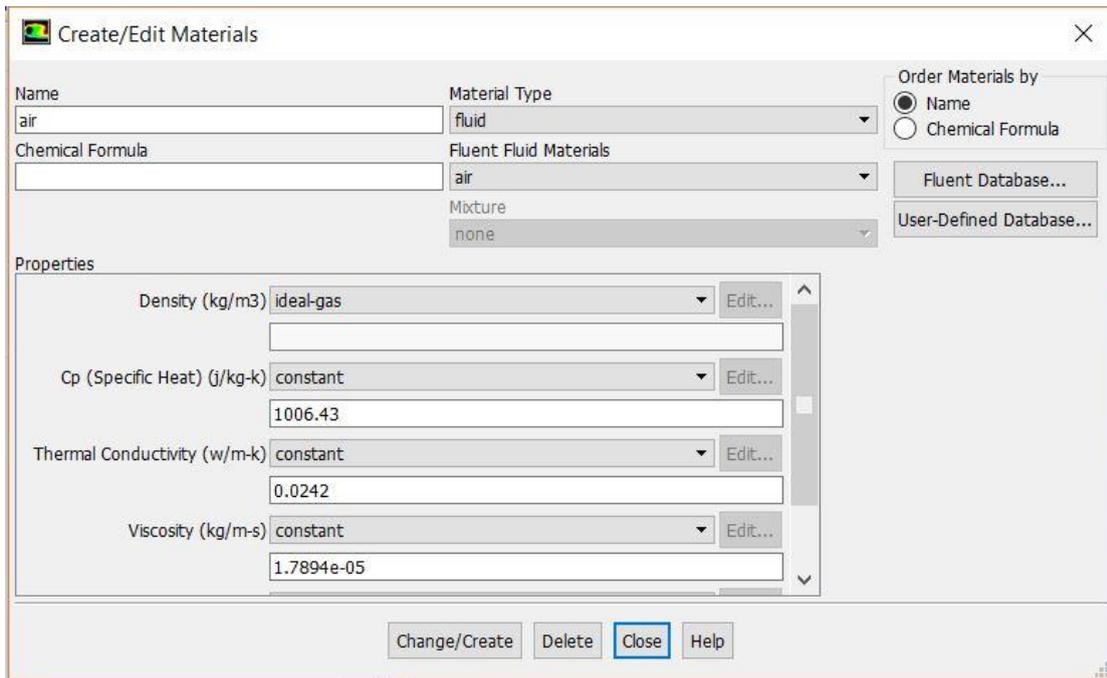


Figura 7.3.2 Caratteristiche fluido considerato

Scegliendo l'opzione *Viscous*, si ha la scelta tra diversi modelli invece, su consiglio dell'Ing. G. Travostino è stato suggerito un modello $k-\epsilon$ per una prima analisi del problema.

7.4 Boundary Conditions

Il passo successivo consiste nell'impostare le condizioni al contorno. Selezionando il campo esterno nell'apposita sezione come mostrato in Figura 7.4.1 è possibile modificare l'angolo d'attacco del profilo inserendo gli opportuni coseni direttori nella voce *Component of Flow Direction*. Questa operazione verrà ripetuta più volte durante l'analisi per ottenere tutti i punti delle curve $CL - \alpha$ e $Cd - \alpha$.

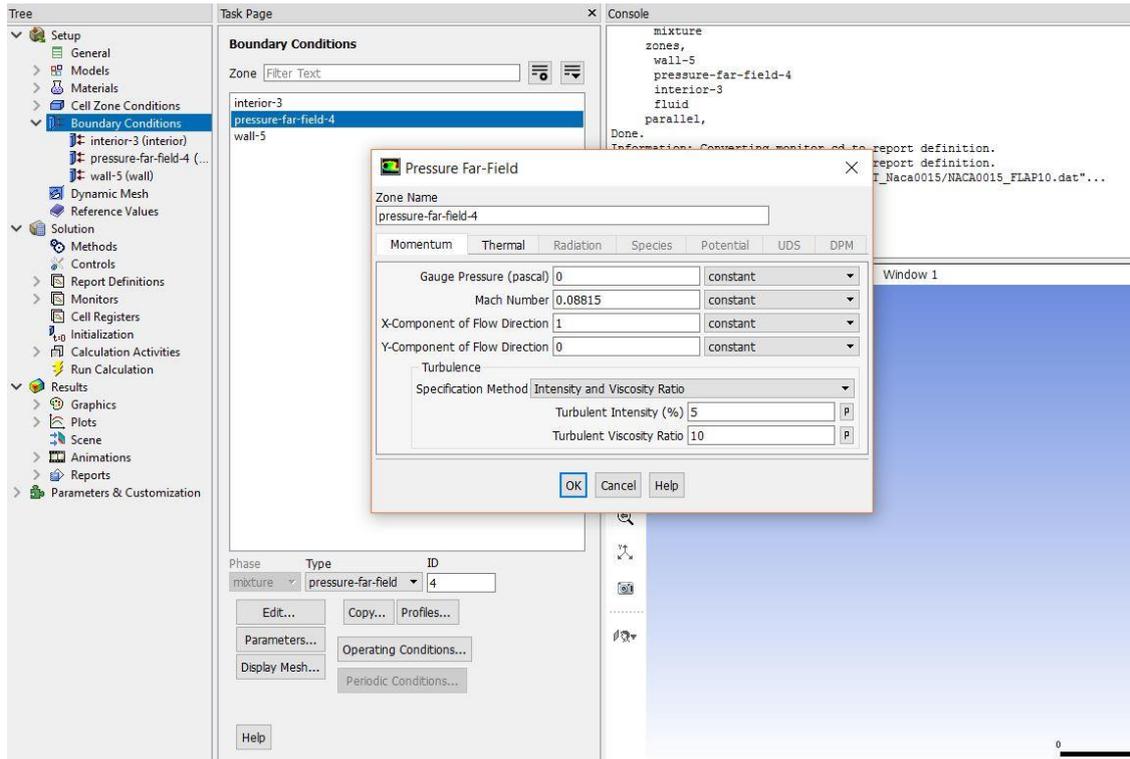


Figura 7.4.1 Modifica delle condizioni al contorno

Infine nella sezione *Solution* risulta possibile predisporre il calcolo e la visualizzazione nella sezione *Console* dei coefficienti di resistenza e portanza; anche questa operazione necessiterà di essere aggiornata al variare dell'angolo d'incidenza.

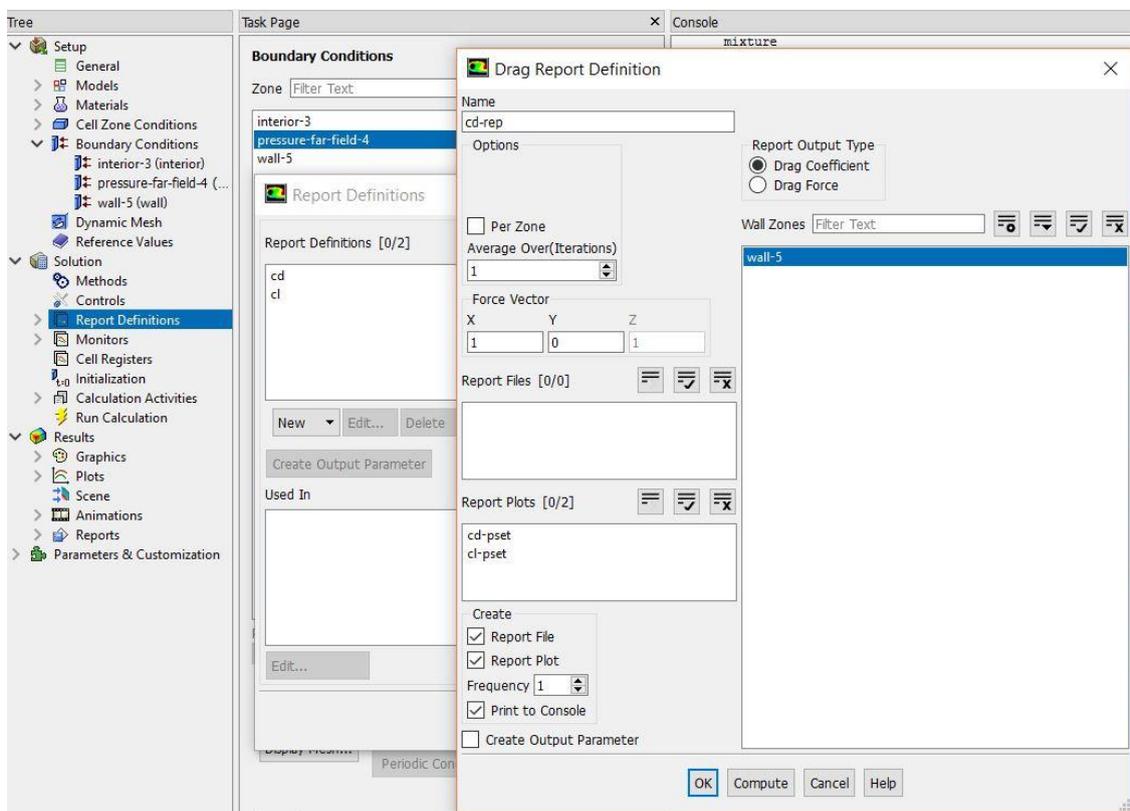


Figura 7.4.2 Impostazione coefficienti aerodinamici

7.5 Courant Number e Iterazioni

Al termine della definizione di tutti i parametri è possibile inizializzare il calcolo all'interno della sezione *Solution* e impostare il numero di iterazioni e il CFL per il calcolo. Il CFL o Courant Number determina il time step interno usato dal solutore e influisce sulla velocità e la stabilità della soluzione. Solitamente valori più bassi sono usati all'inizio della simulazione, mentre più alti sono impiegati in istanti successivi quando la soluzione ha già iniziato a stabilizzarsi.

Per ottenere dei risultati di partenza stabili sono state impostate un totale di 1500-2000 iterazioni e valori di CFL da 10 fino a 500. Per il profilo dotato di flap i CFL più bassi all'interno di questo range sono stati scartati poiché non garantivano la convergenza della soluzione.

Una volta ottenuti i coefficienti aerodinamici per l'angolo di incidenza nulla, i risultati successivi sono stati ottenuti con un numero di iterazione intorno alle 300 e con un passo di 1° , che viene ridotto alla metà in prossimità dello stallo.

7.6 Confronto risultati Fluent, Sperimentali e Xfoil per il modello senza flap

Un primo confronto a scopo validativo è stato condotto tra i dati sperimentali precedentemente raccolti in galleria del vento, i risultati di Xfoil e quelli ottenuti tramite la simulazione di Fluent. I risultati sono riportati in Figura 7.6.1 e mostrano una leggera sottostima del C_{Lmax} e un comportamento più lineare nella curva $CL - \alpha$ da parte del programma di CFD.

La non-linearità a bassi numeri di Reynolds non è tenuta in considerazione da Fluent a causa dell'assenza della previsione della transizione dello strato limite nel modello imposto. Per considerare questo comportamento si potrebbe provare a condurre la simulazione con un diverso modello di viscosità, anche se questo potrebbe comportare un'analisi numerica di più difficile gestione. Nonostante questa limitazione il programma di simulazione CFD mostra un riscontro maggiore con i dati sperimentali.

Per quanto riguarda i risultati di Xfoil, ancora una volta, si osserva una sovrastima del coefficiente di portanza allo stallo.

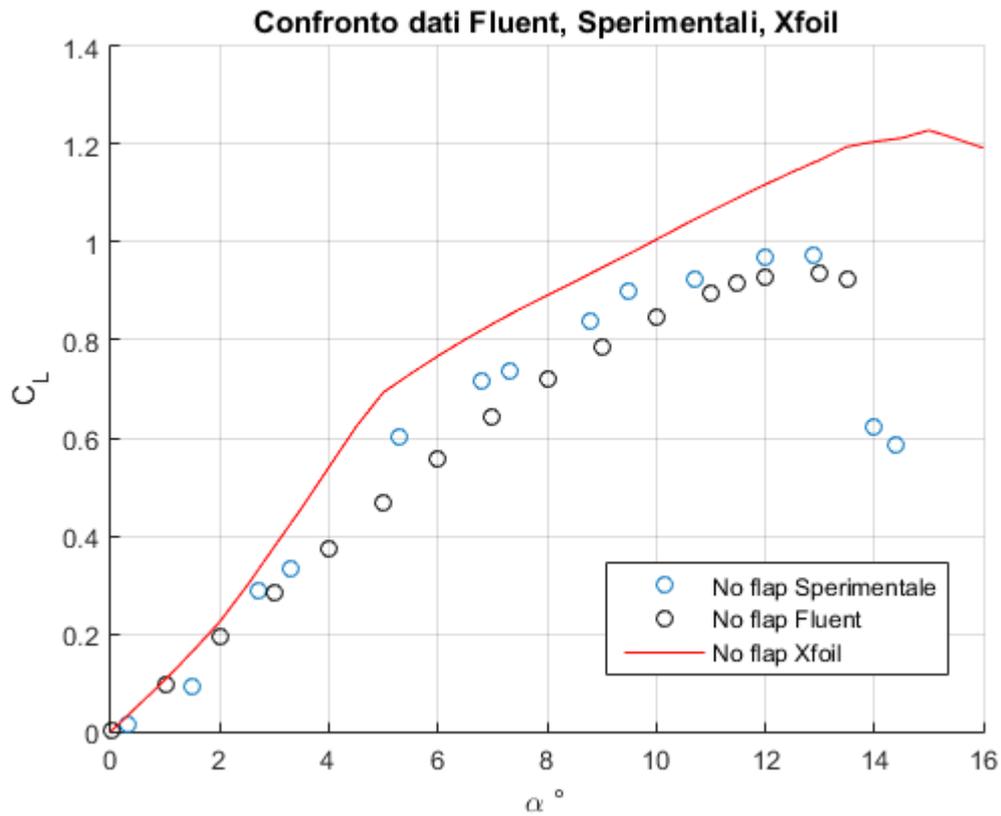


Figura 7.6.1 Confronto risultati sperimentali, xfoil e fluent per profilo senza flap

Altri confronti riportati riguardano la Polare e la curva $C_d - \alpha$. In questo caso il confronto è di più difficile lettura a causa dei problemi di sovrastima della resistenza da parte della bilancia e la presenza di un flap fisso per i modelli di simulazione numerica. Tuttavia è interessante notare come modelli diversi (Fluent e Xfoil) in questo caso diano risultati contrastanti a causa dei diversi modelli adoperati per la simulazione.

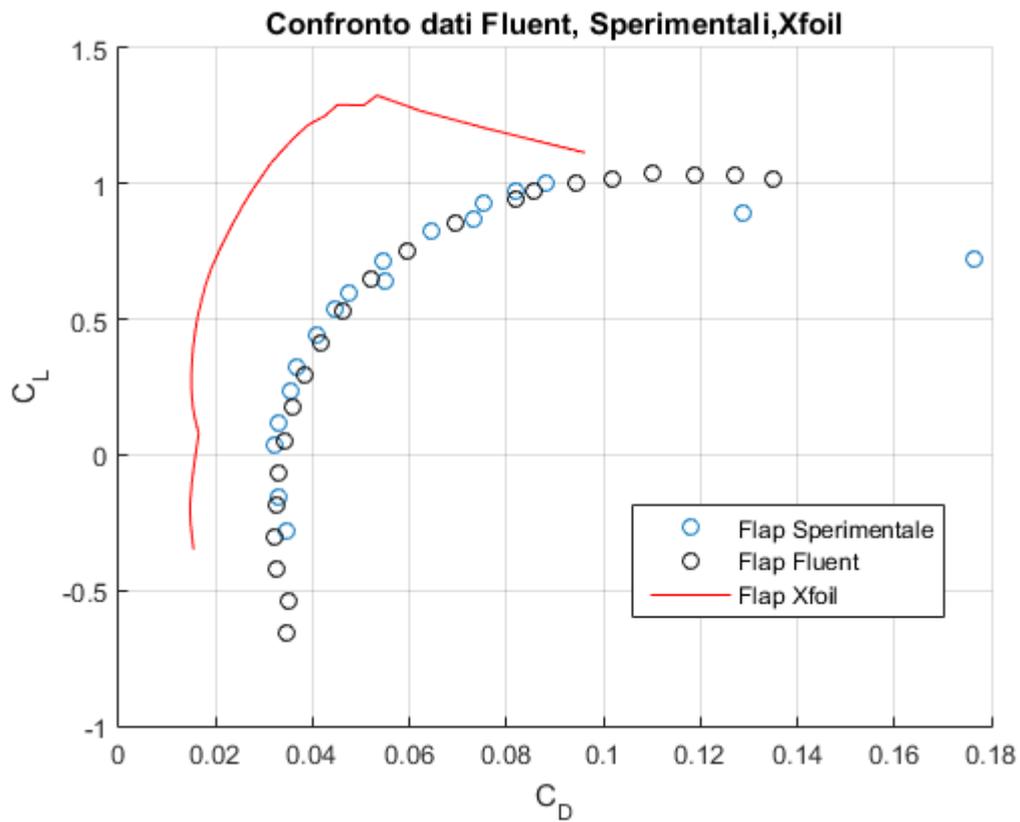
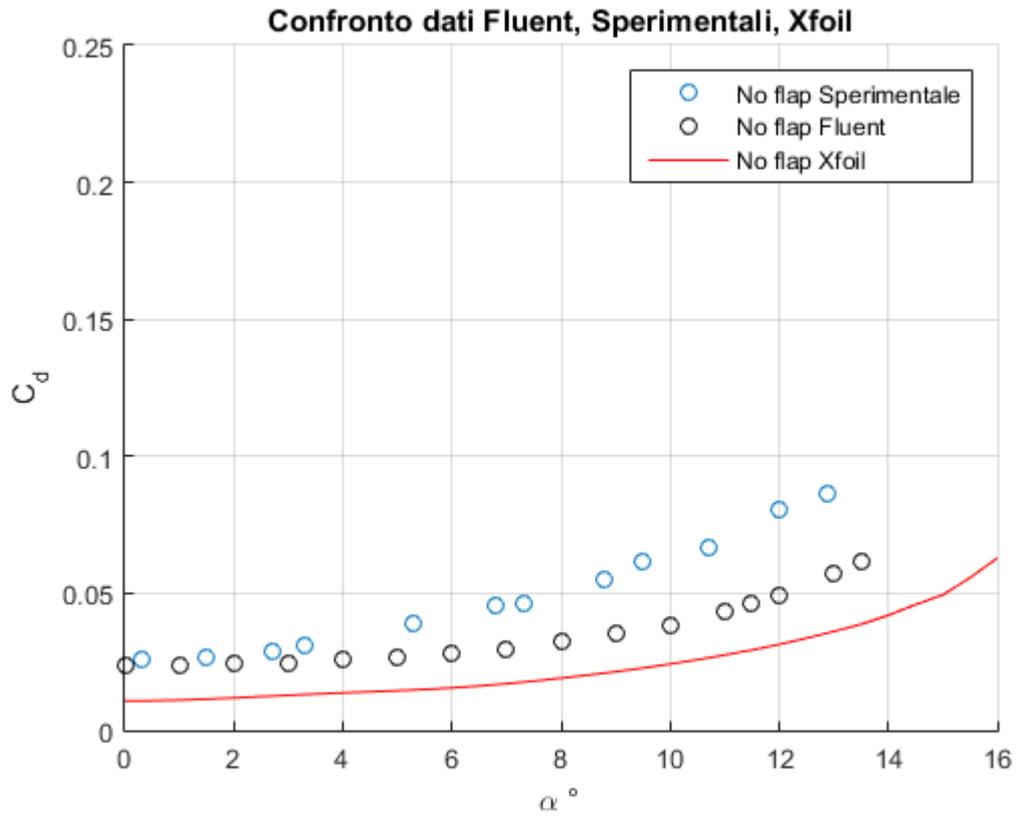


Figura 7.6.2 Confronto risultati sperimentali, xfoil e fluent per profilo senza flap

7.7 Confronti risultati Fluent

I seguenti confronti riguardano esclusivamente i risultati ottenuti con il software di simulazione Fluent e come nel caso sperimentale sono considerate le curve $C_L - \alpha$ e $C_d - \alpha$.

7.7.1 Curva $C_L - \alpha$

Da una veloce osservazione della curva $C_L - \alpha$ le evidenze ottenute con le prove sperimentali sono ancora una volta confermate. Infatti in Figura 7.7.1 è evidente un incremento dei valori di C_{Lmax} per il profilo dotato di dispositivo e un ritardo dello stallo. Lo stallo, però, è leggermente sovrastimato da Fluent: infatti avviene attorno ai 16° , al contrario in galleria del vento ci si era fermati a 14° .

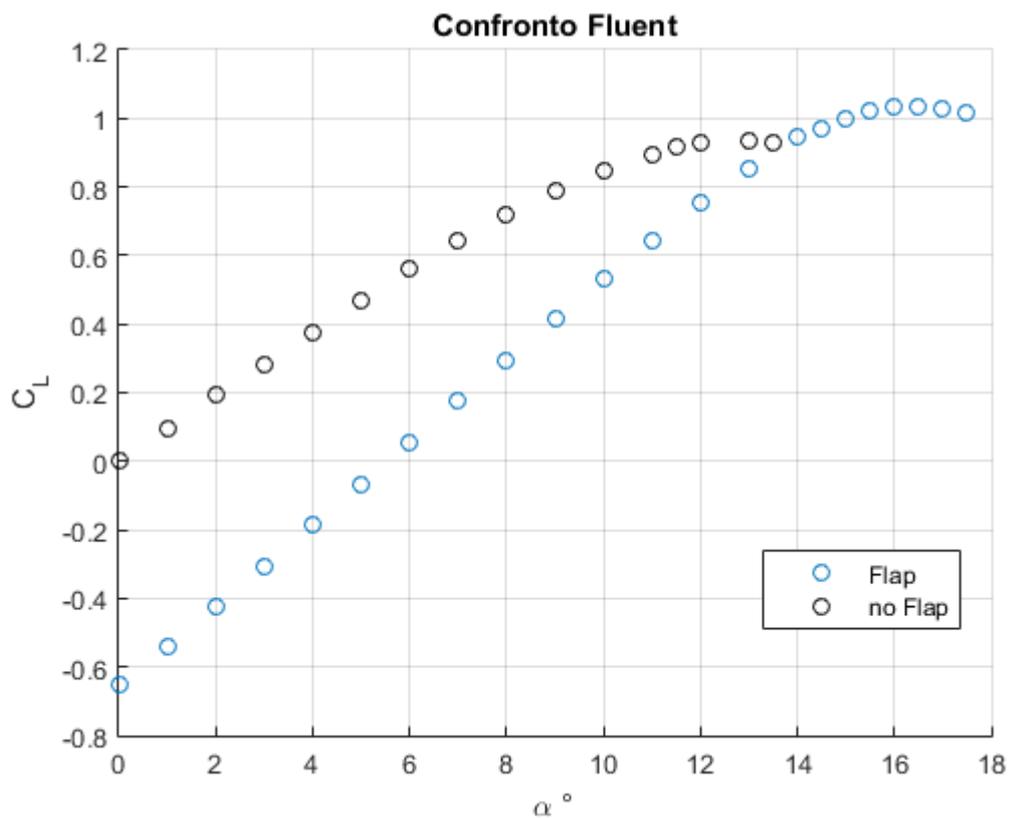


Figura 7.7.1 Confronto fluent profilo con e senza flap

7.7.2 Curva $C_d - \alpha$

La curva $C_d - \alpha$ mostra risultati molto diversi da quelli sperimentali. Infatti i valori dei coefficienti di resistenza risultano sempre superiori nella configurazione dotata di dispositivo. Questo è senz'altro dovuto alle diverse condizioni operative del flap: in questa analisi il flap era fisso e non libero di muoversi come nelle prove condotte in galleria.

Inoltre l'apertura bloccata a 10° sicuramente non sarà quella ottimale per tutto il range analizzato. Per esempio in prossimità dello stallo questa stima potrebbe risultare inferiore a quelle riscontrate nelle prove sperimentali, mentre a basse incidenze essere una sovrastima. In conclusione si vuole sottolineare come l'inclinazione del flap abbia un peso nella bontà dei risultati ottenuti e a tal fine un'ottimizzazione sull'apertura possa migliorare i risultati.

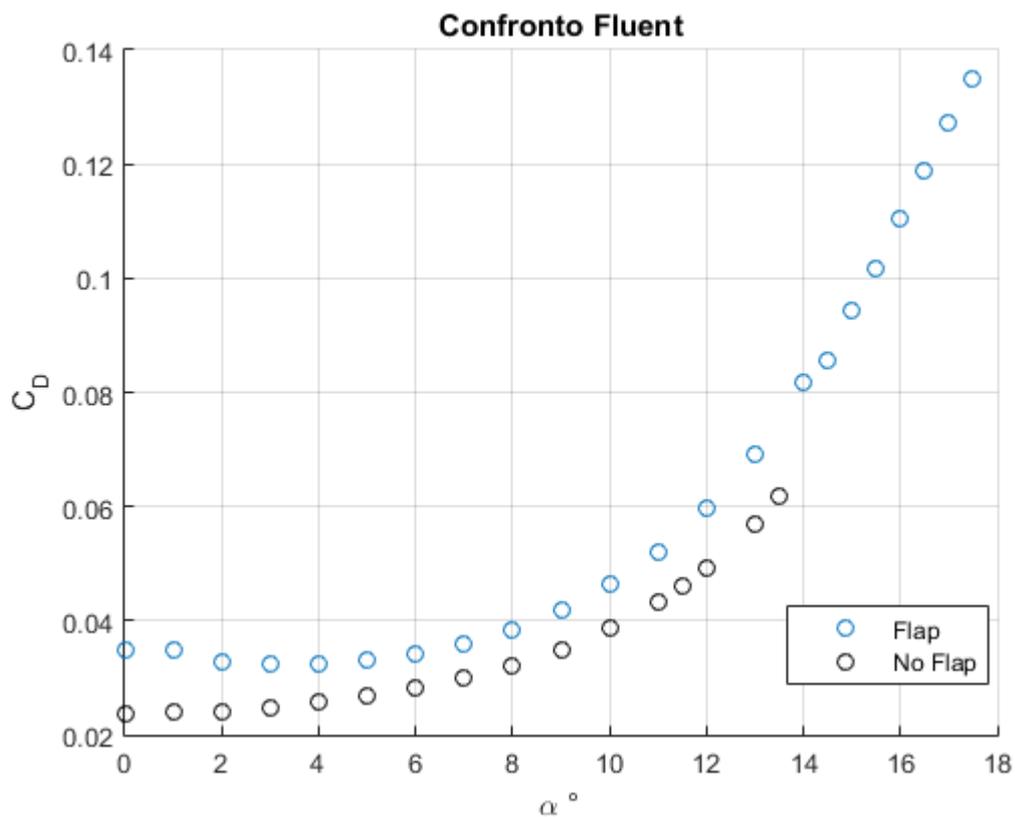


Figura 7.7.2 Confronto fluent per profilo con e senza flap

7.8 Confronto risultati sperimentali, Fluent e Xfoil per modello con flap

Osservando la curva $C_L - \alpha$ appare evidente che i risultati ottenuti con fluent risultino traslati verso destra rispetto al caso sperimentale e Xfoil. Infatti lontano dallo stallo il valore dei coefficienti di portanza risulta sottostimato dalla simulazione CFD.

Per quanto riguarda il ritardo dello stallo, sia Fluent che Xfoil risultano abbastanza confrontabili e in entrambe le simulazioni risulta decisamente posticipato rispetto al caso sperimentale. Sebbene i risultati ottenuti con la CFD mostrino un andamento più dolce.

Fluent, invece, risulta vincente nella stima del C_{LMAX} . Infatti il suo valore mostra una maggiore aderenza ai risultati delle prove sperimentali. Il metodo a pannelli, ancora una volta, mostra una decisa sovrastima in termini di valori massimi raggiunti.

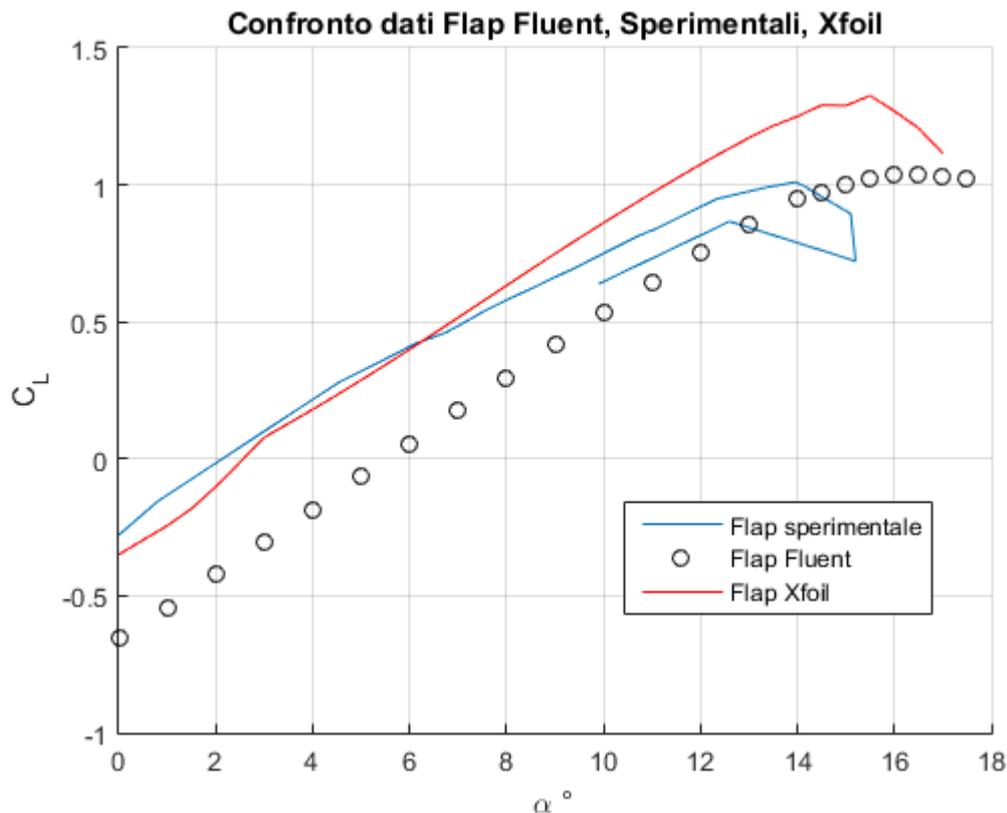


Figure 7.8.1 Confronto Fluent Xfoil Sperimentale per modello dotato di flap

Per completezza sono riportate la Polare e la curva $C_d - \alpha$, anche se, i risultati ottenuti rispecchiano quelli, già osservati nel precedente confront senza flap.

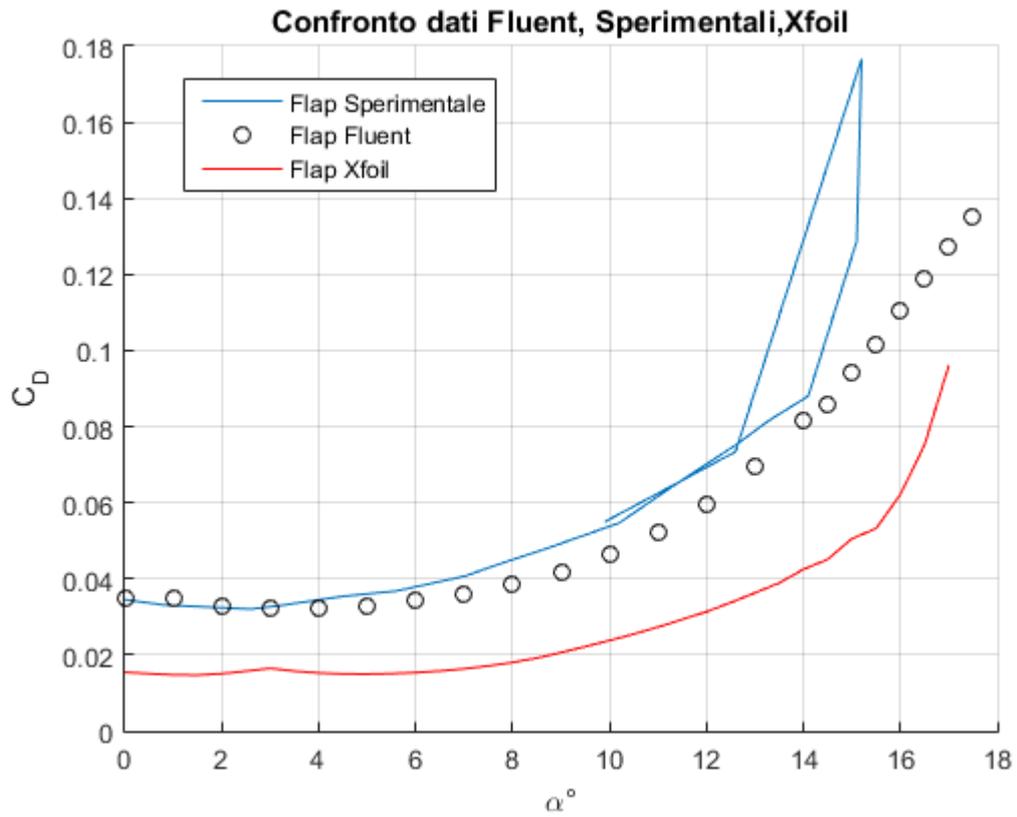
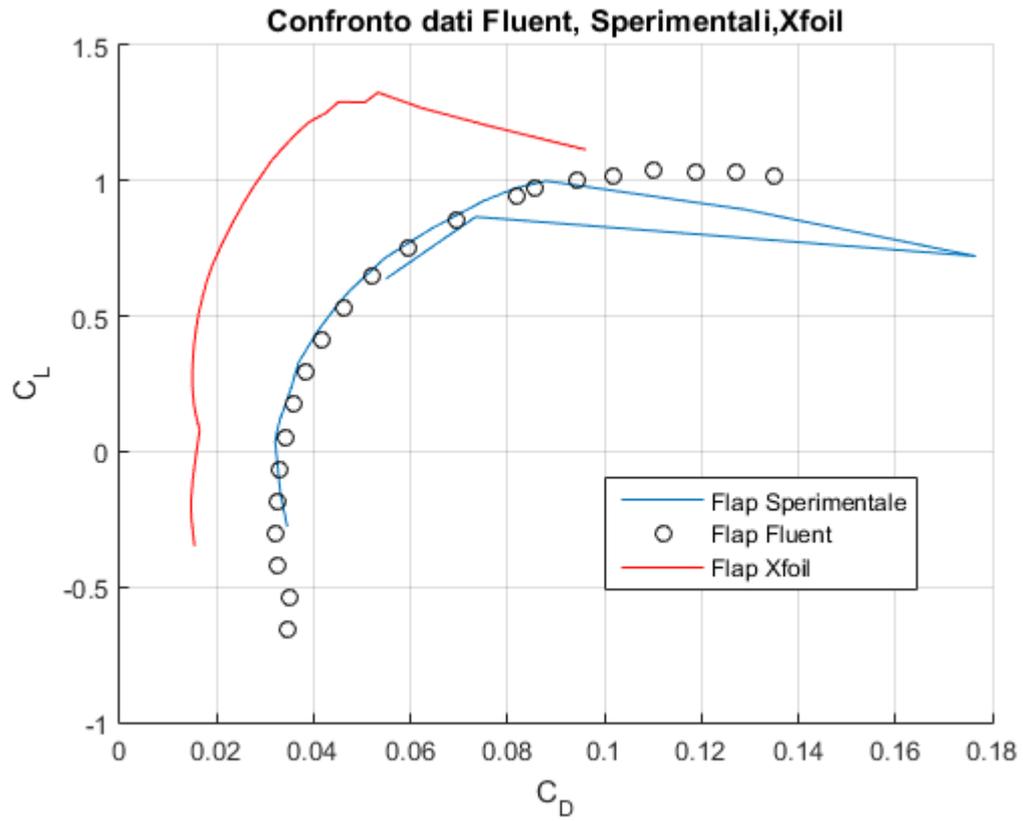


Figure 7.8.2 Confronto Fluent Xfoil Sperimentale per modello dotato di flap

7.9 Visualizzazione Velocità

Nel seguente paragrafo sono riportate alcune visualizzazioni sull'andamento della velocità in tre diverse configurazioni: modello a incidenza nulla con e senza flap e modello dotato di dispositivo ad un angolo di 13° .

Queste visualizzazioni sono interessanti per avere un'idea del comportamento della separazione dello strato limite, che, ovviamente, risulterà più marcato in presenza del flap e al crescere dell'angolo di attacco. Infatti, a livello di colori il blu rappresenta basse velocità (ovvero inferiori alla velocità asintotica di circa 30 m/s).

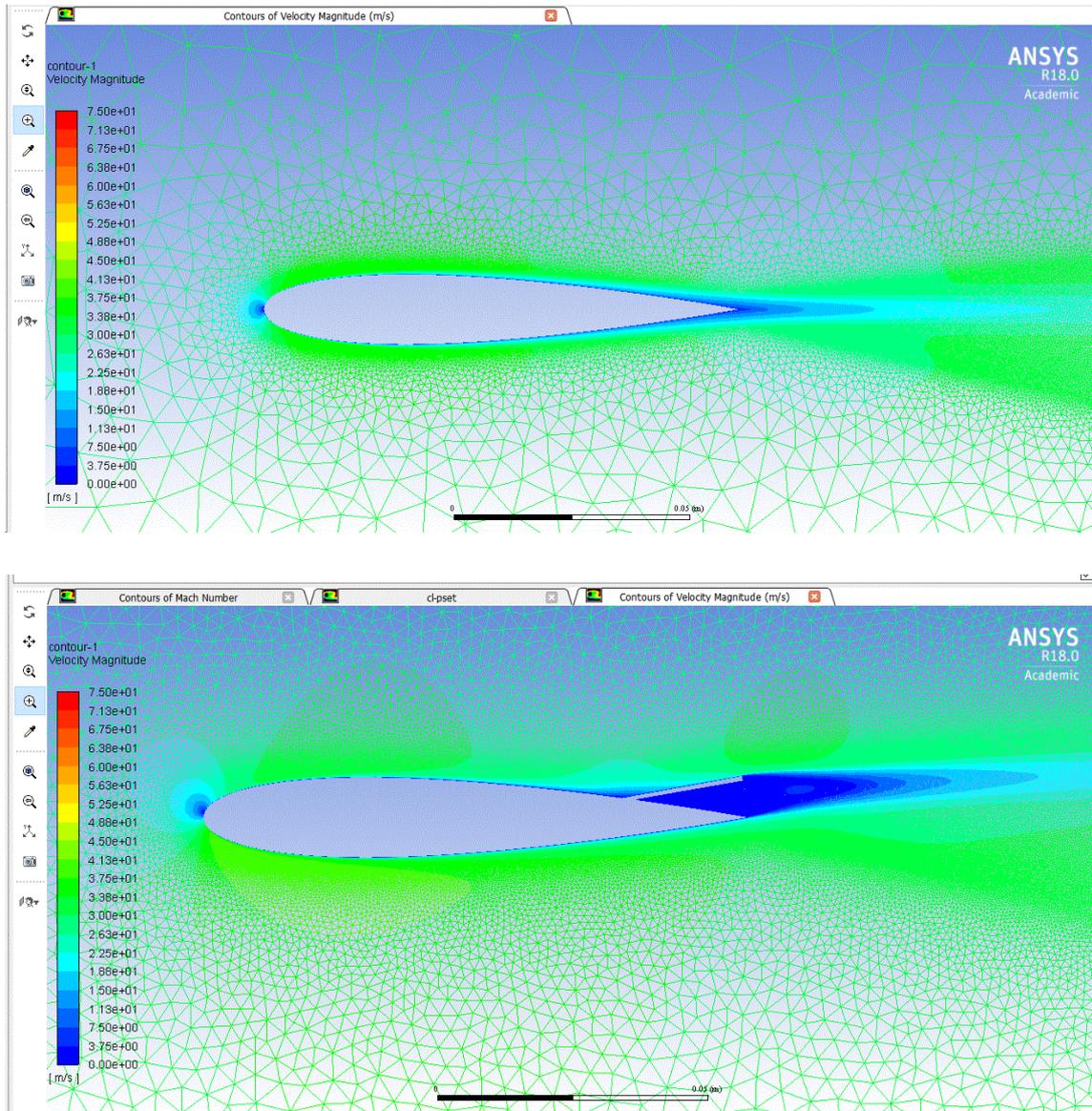


Figure 7.9.1 Visualizzazione distribuzione velocità ad angolo di attacco nullo

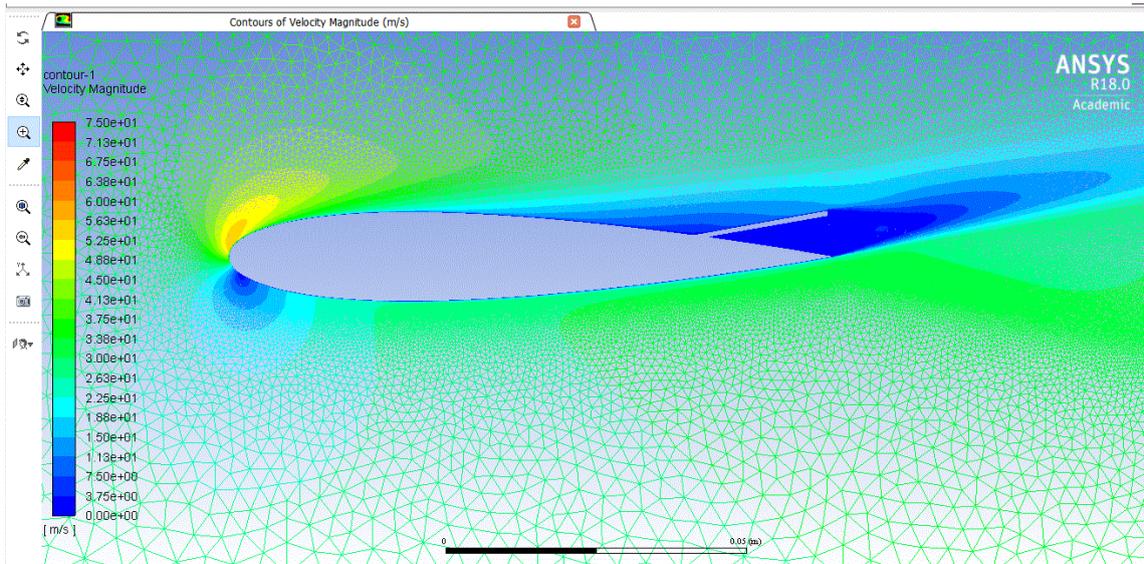


Figure 7.9.2 Visualizzazione distribuzione velocità ad angolo di attacco di 13°

CONCLUSIONI

Partendo dall'analisi bibliografica, in cui sono state prese in esame le prove e risultati ottenuti nelle diverse attività di ricerca, sono emersi i potenziali vantaggi in termini di ritardo dello stallo forniti dall'applicazione di flap passivi sul dorso dell'ala, prendendo in considerazione anche il comportamento su un'ala finita, condizione più vicina all'applicazione aeronautica o su droni.

Per prima cosa sono state svolte prove di validazione della galleria, per essere certi dell'attendibilità dei dati forniti, confrontando le misure ottenute provando un modello di NACA 0015 con i dati bibliografici di riferimento e quelli forniti dal calcolo con Xfoil.

Facendo riferimento alla bibliografia, sono state quindi condotte prove con diverse geometrie, confrontando quanto ottenuto nelle prove precedenti con i dati forniti dall'impianto sperimentale. Oltre alle geometrie rettangolari semplici, sono state quindi condotte prove con flap dal bordo d'uscita rastremato, con l'obiettivo di ridurre la resistenza, e con intagli trasversali per meglio simulare le piume sulle ali dei volatili. Sono state provate configurazioni con più file di flap, ma hanno dato risultati scadenti, legati alla mutua e deleteria interazione tra loro.

Dalle analisi svolte è emerso il ritardo dello stallo ipotizzato dalla teoria, con aumenti sull'angolo di C_{Lmax} di 2° in media. I risultati migliori sono stati ottenuti con il flap lungo 20% della corda, e posto all'80%, cioè con bordo d'uscita coincidente con quello del profilo. Gli aumenti di C_{Lmax} non sono stati comunque elevati come quelli ottenuti negli articoli, probabilmente a causa dello spessore piuttosto elevato dei flap utilizzati e dei diversi profili alari utilizzati.

Un risultato molto interessante emerso dalle prove svolte è comunque l'abbassamento del C_D per angoli di attacco inferiori a quello di stallo. Questo è dovuto al gradiente di pressione più favorevole rispetto al profilo "pulito", che permette quindi di avere uno spessore di strato limite e conseguentemente uno spessore di scia inferiore, artificio questo utilizzato anche su alcune autovetture sportive per ridurre la resistenza aerodinamica.

La verifica dell'applicabilità del dispositivo mobile su un profilo di maggior impiego aeronautico: il NACA 4412 ha confermato la scelta vincente del flap rettangolare lungo il 20% della corda collocato all'80%. Le prove sperimentali, però, hanno anche mostrato difficoltà nella sperimentazione di una configurazione più arretrata, che invece non aveva causato problemi nel caso del profilo simmetrico. Tale evidenza dimostra l'importanza di una verifica ogni volta si decida di considerare diversi tipi di profilo.

L'uso del programma Xfoil per il calcolo viscoso di profili, pur non potendo simulare correttamente le condizioni di stallo o grandi deflessioni, ha potuto fornire interessanti indicazioni sulla fenomenologia dei dispositivi considerati, riuscendo a svolgere i calcoli anche con un bordo d'uscita spesso, e come ipotizzato a seguito delle prove sperimentali, le nuove condizioni al contorno dovute alla deflessione del flap permettono di avere un gradiente di pressione favorevole e quindi ridurre la resistenza.

L'analisi CFD, condotta con l'ausilio di ANSYS FLUENT, ha invece mostrato buone capacità di previsione del C_{LMAX} . Di conseguenza l'affiancamento all'analisi Xfoil risulta molto utile come supporto a contrastare la sovrastima dei valori dei coefficienti di portanza allo stallo. Per quanto concerne la previsione della resistenza aerodinamica si consiglia ulteriori indagini.

Possibili sviluppi futuri

Come sopra evidenziato, l'aumento di C_{Lmax} è risultato contenuto, potrebbero quindi essere svolte prove utilizzando materiali, spessori o forme diverse per la realizzazione del dispositivo, per esempio la fibra di carbonio, che lo renderebbe molto più leggero e quindi incline a seguire le fluttuazioni della corrente separata. I test inoltre sono stati condotti con paratie laterali per rendere la corrente il più possibile simile al caso bidimensionale, non sono quindi state condotte prove che analizzassero effetti tridimensionali.

La riduzione di resistenza è risultata essere l'effetto più interessante, anche in ottica di utilizzo di un dispositivo fisso con una certa deflessione, da montare su un profilo che lavori ad angoli d'attacco piuttosto elevati.

Ulteriori indagini sperimentali potrebbero essere svolte utilizzando modelli più grandi e gallerie del vento più sofisticate, per ora ci si è limitati a un'analisi qualitativa. Per quanto riguarda l'analisi CFD potrebbero essere impiegati modelli più complessi, atti a simulare meglio la transizione a bassi numeri di Reynolds. Un modello di turbolenza interessante da impiegare potrebbe essere $k-\omega$, nonostante sia di più difficile gestione per il calcolo.

Il vantaggio in assoluto più rilevante è dovuto alla notevole semplicità del dispositivo, che comporta quindi un ridotto aggravio di peso e costi in ottica di applicazione industriale, elementi questi fondamentali in ambito aeronautico, e soprattutto nel settore di UAV e MAV. È comunque emersa la necessità di applicare un blocco alla deflessione del dispositivo, per evitare separazioni e vibrazioni esagerate in caso di stallo, oltre a una rigidità per la cerniera, per ottimizzare il transitorio della zona di ricircolazione nel caso instazionario. In un'ottica applicativa è comunque da tenere presente il fatto che le prove sono state condotte con dispositivi della stessa apertura dell'ala, solo ^{[6][7]} sono state svolte prove su ali finite, e variando l'apertura del flap, ma i risultati non hanno evidenziato un comportamento lineare, a causa dell'interazione con la corrente tridimensionale dell'ala finita.

APPENDICE A: DESCRIZIONE STRUMENTAZIONE

Per le prove sperimentali è stata utilizzata una galleria del vento subsonica a circuito aperto e ad aspirazione DeltaLAB, modello EA103, così caratterizzata:

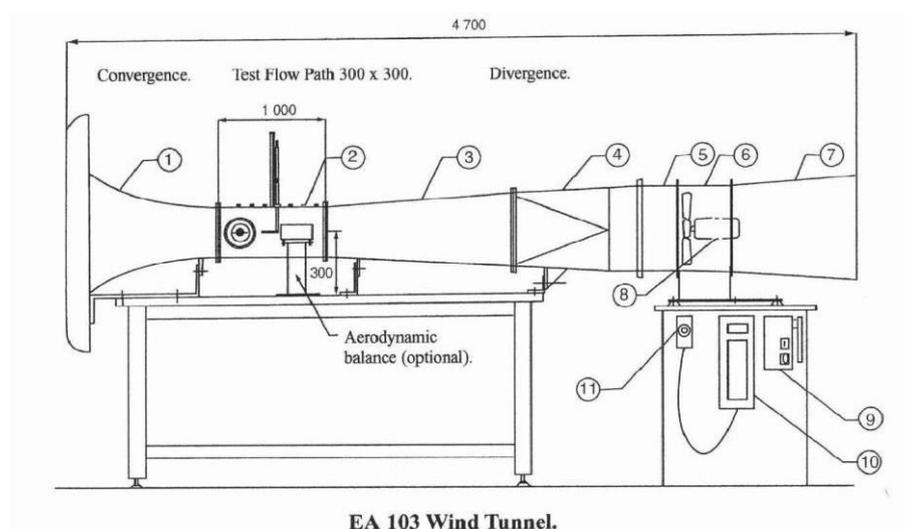


Figura A.1 Schema galleria DeltaLAB EA 103

Sezione camera di prova	30 cm x 30 cm
Lunghezza camera di prova	100 cm
Massima velocità	40 m/s
Potenza installata	4 kW

Tabella A.1 Dati Galleria del Vento CLASD

Tra i suoi costituenti si trovano un convergente, provvisto di un raddrizzatore a nido d'ape per smorzare la turbolenza, una camera di prova di dimensioni 30cm x 30cm, un divergente e una ventola di aspirazione, azionata da un motore elettrico. Agendo sulla ventola tramite un selettore è possibile variare la velocità della corrente in camera di prova.

Per l'acquisizione dei dati della prova in galleria è stato utilizzato un programma apposito scritto in LabVIEW (abbreviazione di Laboratory Virtual Instrumentation Engineering Workbench). Un ambiente di sviluppo integrato, che utilizza il linguaggio grafico G e fornisce un'ottima interfaccia per l'elaborazione dei dati sperimentali.

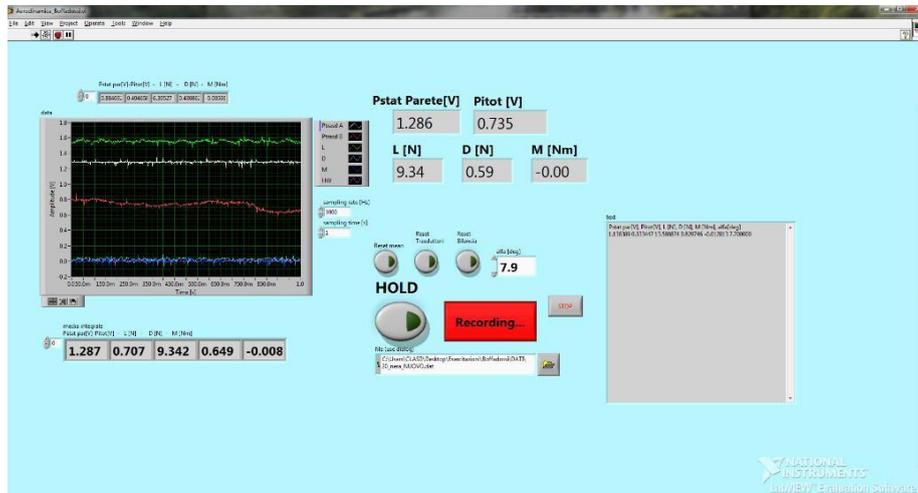


Figura A.2 Schermata del programma durante l'acquisizione

Come si nota nell'immagine, sono presenti dei pulsanti appositi per effettuare il reset della bilancia e dei trasduttori. È possibile selezionare tempo e frequenza di campionamento, tuttavia non sono rilevanti in quanto la prova è statica e il programma effettua comunque una media integrale per la durata di acquisizione di ogni punto. Si leggono le tre uscite della bilancia sia in volt che direttamente in Newton. È possibile anche acquisire le uscite in volt di due trasduttori differenziali di pressione, uno rappresenta il ΔP a cavallo del convergente e l'altro rappresenta la pressione dinamica fornita dal tubo di Pitot, posto a valle del modello. La lettura del primo trasduttore, attraverso la costante di taratura di galleria, permette di risalire alla velocità in camera di prova. Mentre il secondo trasduttore verrà utilizzato per rilevare la velocità in scia e calcolare la resistenza utilizzando il difetto di quantità di moto. Il programma permette di inserire manualmente l'angolo di incidenza e di acquisire una misura di tutti i canali mediata per il tempo desiderato.

Per poter utilizzare la differenza tra la pressione statica di galleria e la pressione ambiente come misura della velocità, c'è bisogno di trovare la costante di taratura della galleria. Infatti la pressione totale all'interno della galleria è diversa da quella esterna, poiché l'aria per entrare deve attraversare le reti e il nido d'ape, subendo una perdita di energia. Per effettuare la taratura quindi si procede misurando la vera pressione dinamica in camera di prova tramite un Pitot e anche il ΔP tra la pressione statica di galleria e la pressione ambiente. Si modifica ora la velocità della galleria, in modo da rimanere nell'intervallo di velocità di interesse. Una volta ottenuti i punti, si può procedere a correlare linearmente il ΔP di galleria con la pressione dinamica letta dal Pitot. La retta risultante è la retta di taratura della galleria.

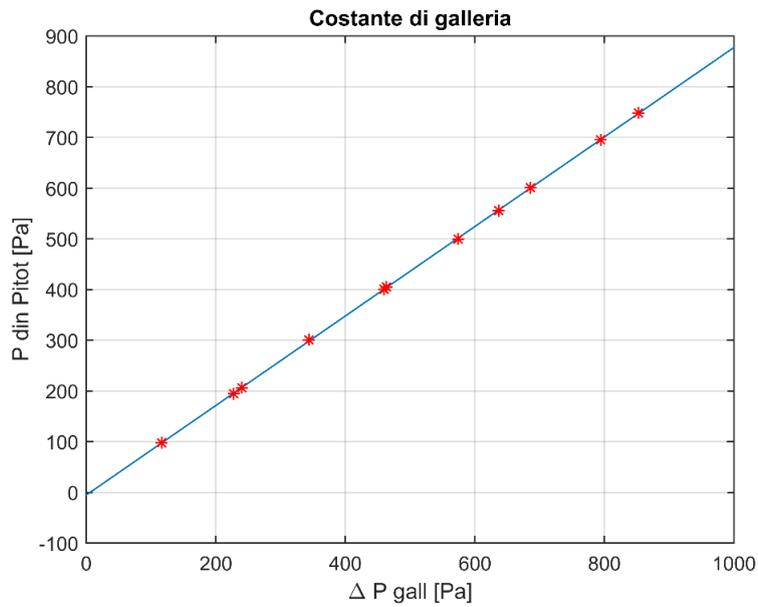


Figura A.3 Retta di taratura della bilancia

Si noti come la retta passi praticamente per l'origine. Si commette quindi un errore trascurabile se si trascura il termine q dell'equazione. La costante di galleria risultante è quindi

$$k = 0.8827$$

Si riportano i dati dei punti per i quali è stata fatta la regressione lineare.

ΔP gall [Pa]	ΔP Pitot [Pa]
116	98
240	207
344	301
464	405
574	499
686	601
852	748
794	696
637	556
460	400

Tabella A.2 Dati taratura galleria del vento

Infine per quanto riguarda la ripetibilità delle misurazioni si è notato che le misure di prove analoghe ripetute in due occasioni differenti, a distanza di tempo coincidevano.

APPENDICE B: TABELLE VALIDAZIONE RESISTENZA

REYNOLDS = 200000 INCIDENZA 0°		
H Pitot relativa [cm]	P _{gall} [V]	P _{pitot} [V]
11	1.147	1.034
12	1.146	1.040
13	1.146	1.034
14	1.149	1.032
14.5	1.149	1.028
15	1.147	1.027
15.5	1.150	1.026
16	1.154	1.028
16.5	1.151	1.026
17	1.151	1.026
17.5	1.149	1.020
17.6	1.152	1.023
17.7	1.150	1.021
17.8	1.151	1.022
17.9	1.151	1.022
18	1.152	1.023
18.1	1.152	1.022
18.2	1.152	1.023
18.3	1.152	1.020
18.4	1.153	1.022
18.5	1.150	1.019
18.6	1.150	1.017
18.7	1.151	1.004

18.8	1.147	1.000
18.9	1.152	0.979
19	1.150	0.940
19.1	1.153	0.900
19.2	1.148	0.889
19.3	1.150	0.871
19.4	1.149	0.864
19.5	1.149	0.867
19.6	1.155	0.910
19.7	1.154	0.912
19.8	1.152	0.972
19.9	1.150	0.984
20	1.152	1.009
20.1	1.154	1.017
20.2	1.152	1.019
20.3	1.157	1.021
20.4	1.150	1.019
20.5	1.152	1.019
21	1.155	1.025
21.5	1.159	1.027
22	1.160	1.033
23	1.156	1.025
23.5	1.156	1.028
24.5	1.154	1.028
25.5	1.156	1.028

INCIDENZA 6°

H Pitot relativa [cm]	P _{gall} [V]	P _{pitot} [V]
-----------------------	-----------------------	------------------------

9	1.111	1.012
10	1.109	1.001
12	1.113	0.988
12.5	1.113	0.987
13	1.113	0.984
13.5	1.115	0.987
13.8	1.113	0.984
14	1.113	0.986
14.2	1.111	0.985
14.4	1.115	0.986
14.6	1.113	0.985
14.8	1.115	0.984
15	1.113	0.982
15.2	1.114	0.983
15.4	1.115	0.984
15.6	1.115	0.985
15.8	1.113	0.984
16	1.113	0.983
16.2	1.115	0.985
16.4	1.113	0.983
16.6	1.119	0.989
16.8	1.116	0.987
17	1.117	0.988
17.2	1.116	0.986
17.4	1.117	0.990
17.6	1.117	0.983
17.8	1.118	0.958
18	1.118	0.913

18.2	1.117	0.834
18.4	1.119	0.774
18.6	1.113	0.776
18.8	1.118	0.800
19	1.115	0.908
19.2	1.118	0.982
19.4	1.120	0.993
19.6	1.118	0.995
19.8	1.119	0.992
20	1.121	0.998
20.2	1.119	0.998
20.5	1.119	1.000
21	1.120	1.000
21.5	1.123	1.001
22	1.120	1.006
23	1.125	1.009
24	1.119	1.012
25	1.120	1.028

REYNOLDS = 280000
 INCIDENZA 0°

H Pitot relativa [cm]	Pgall [V]	Ppitot [V]
15.4	2.165945	1.945602
15.6	2.172393	1.946486
15.8	2.169173	1.944164
16	2.171245	1.944405
16.2	2.167744	1.941145
16.4	2.165603	1.938757

16.6	2.170004	1.942576
16.8	2.165244	1.934954
17	2.170712	1.938751
17.2	2.164553	1.932448
17.4	2.171550	1.938445
17.6	2.167442	1.936448
17.8	2.168084	1.932423
18	2.169687	1.934251
18.1	2.173014	1.936065
18.2	2.166853	1.931324
18.3	2.170782	1.934601
18.4	2.172822	1.936583
18.5	2.168905	1.931898
18.6	2.168633	1.931663
18.7	2.173557	1.935017
18.8	2.169025	1.927222
18.9	2.168901	1.915881
19	2.173347	1.889632
19.1	2.171945	1.836432
19.2	2.170895	1.771710
19.3	2.171577	1.674520
19.4	2.169994	1.642846
19.5	2.170054	1.623496
19.6	2.166821	1.644308
19.7	2.169054	1.678046
19.8	2.168360	1.775978
19.9	2.175442	1.853493
20	2.171755	1.879929

20.1	2.170278	1.909784
20.2	2.177742	1.937023
20.3	2.169623	1.931995
20.4	2.171940	1.931759
20.6	2.173739	1.934357
20.8	2.169237	1.930939
21	2.172427	1.931505

INCIDENZA 6°

H Pitot relativa [cm]	Pgall [V]	Ppitot [V]
17.5	2.148149	1.916407
17.6	2.150504	1.920328
17.7	2.149565	1.913328
17.8	2.144060	1.901246
17.9	2.146166	1.888270
18.0	2.150217	1.863753
18.1	2.144848	1.805521
18.2	2.146819	1.750727
18.3	2.142444	1.638333
18.4	2.144155	1.581681
18.5	2.138722	1.536574
18.6	2.145622	1.543135
18.7	2.144421	1.561760
18.8	2.148355	1.621978
18.9	2.145130	1.685717
19.0	2.146082	1.731081
19.1	2.150463	1.839194
19.3	2.142936	1.893210

19.4	2.141524	1.901120
19.5	2.147287	1.915361
19.6	2.145954	1.921989
19.8	2.141456	1.919872

APPENDICE C: VERIFICA CALIBRAZIONE BILANCIA

È stata condotta una verifica della matrice di correlazione della bilancia usata per le prove in galleria del vento. Tale prova è stata svolta per verificare che la taratura eseguita in una tesi precedente fosse ancora valida, non è stata quindi svolta una nuova calibrazione della bilancia, processo molto più complicato e che avrebbe richiesto maggiori risorse.

Per effettuare la verifica si è sottoposta la bilancia a carichi noti e combinazioni in direzione di portanza, resistenza e momento (L, D, M). I pesi sono stati applicati all'asta 1 per L, all'asta 2 per M e a una carrucola collegata alla prima asta per D. Le combinazioni esaminate prevedono misurazioni in contemporanea su portanza e resistenza, e su resistenza e momento. In totale si sono esaminate cinque differenti configurazioni. Nonostante fosse una prova statica, si sono acquisiti i dati per un certo periodo, in modo da avere già una media degli stessi.

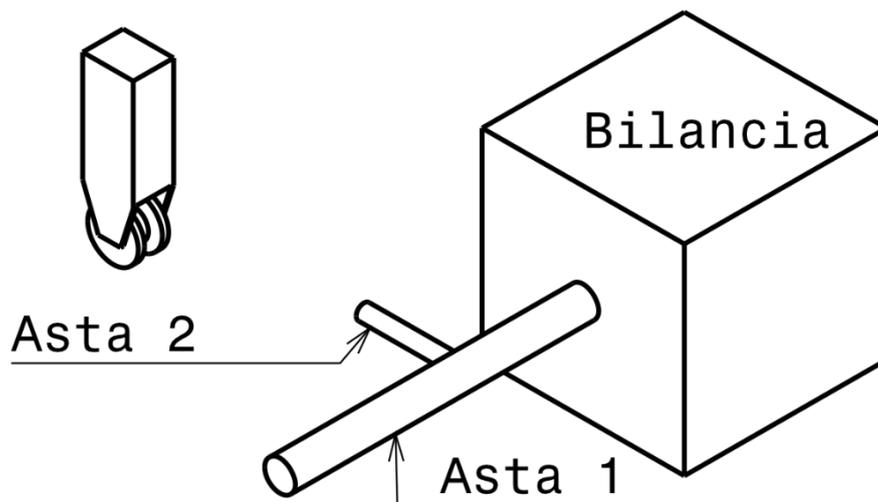


Figura C.1 - Schema prova taratura

La matrice di verifica è stata costruita partendo dai valori sulla diagonale. I primi due valori si ricavano effettuando una regressione lineare tra carichi noti e la configurazione di pura portanza e resistenza. Il terzo valore, quello riferito al momento, è stato posto unitario, poiché per il nostro esperimento non era a disposizione un sistema che permettesse di applicare una coppia pura, per esempio tramite una seconda carrucola. Questo significa considerare che non ci siano errori nella lettura del puro momento.

Per gli elementi non diagonali sulla prima riga si è studiato l'effetto della resistenza ($k_{1,2}$) e del momento sulla portanza ($k_{1,3}$). Nel primo caso si è considerata la configurazione L - D e si è depurata la lettura della portanza da quella che avrebbe dovuto leggere la bilancia nel caso di pura L. La differenza trovata corrisponde all'influenza della resistenza nella lettura della portanza. Eseguendo una regressione tra questo termine e i carichi della resistenza si è ottenuto il nostro valore $k_{1,2}$. Nel secondo caso si è proceduto con un ragionamento analogo considerando questa volta la prova M.

La seconda riga si è completata con lo stesso procedimento. L'effetto della portanza sulla resistenza $k_{2,1}$ si è ricavato dalla prova L - D, mentre per quanto riguarda l'influenza del momento $k_{2,3}$ si è considerata la configurazione M - D. In questo caso la lettura della resistenza va epurata anche dall'influenza della portanza pesata con il coefficiente $k_{2,1}$.

Infine per la terza riga si ricava l'effetto della portanza $k_{3,1}$ con la prova M e della resistenza sul momento $k_{3,2}$ con la prova M - D. Per l'ultimo coefficiente si ricorda di considerare anche l'effetto della portanza ($k_{3,1}$) nell'epurazione della misura.

$$\text{Matrice di verifica } \begin{bmatrix} k_{1,1} & k_{1,2} & k_{1,3} \\ k_{2,1} & k_{2,2} & k_{2,3} \\ k_{3,1} & k_{3,2} & k_{3,3} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1.0012 & 0.0194 & 0.1014 \\ 0.0007 & 0.9953 & -0.2041 \\ -0.0036 & -0.0004 & 1 \end{bmatrix}$$

Osservando la matrice di verifica si nota che le sensibilità non incrociate sono state ricavate correttamente nella calibrazione della bilancia, perché presentano valori prossimi all'unità. I termini extra diagonali sono prossimi a zero, tranne $k_{2,3}$. Questo indica che la matrice tiene bene in conto dell'accoppiamento delle forze dovuto alla bilancia, eccetto l'accoppiamento del momento sulla resistenza. Tale risultato, probabilmente, è dovuto all'imprecisione e alla semplicità dell'apparato utilizzato per condurre le prove (in particolare del momento). Questo porta l'esperimento a rilevare una componente del momento nella resistenza non tenuta in conto dalla matrice di calibrazione reale.

Per verificare la ripetibilità delle misure si sono ripetute delle misure in un momento differente e si è osservata un'ottima accordanza dei valori.

Vengono riportati i dati per la verifica della taratura.

Prima Prova: Portanza					
L	D	M	Pesi [g]	Pesi	Errore sulla
[N]	[N]	[N]		[N]	Portanza [N]
-0,08	0	0	8,1	0,079	0,01
-0,32	0	0	32,7	0,32	0,01
-0,4	0	0	40,8	0,4	0,01
-0,78	0	0	79,3	0,777	0,01

-0,86	0	0	87,4	0,857	0,00
-1,04	0	0	105,2	1,031	0,01
-1,12	0	0	113,3	1,11	0,01
-1,36	0	0	137,9	1,351	0,01
-1,43	0	0	146	1,431	0,00
-1,81	0	0	184,5	1,808	0,03
-1,89	0	0	192,6	1,887	0,01
-2,21	0	0	225,3	2,208	0,01
-9,83	0,01	0,01	1000,8	9,808	0,02
-10,87	0	0,01	1106	10,839	0,03
-11,97	0	0,01	1218	11,936	0,03
-19,67	0	0,01	2002,2	19,622	0,05
-20,71	-0,01	0,01	2107,4	20,653	0,06
-21,81	-0,01	0,01	2219,4	21,75	0,06
-29,48	-0,07	0,01	3003	29,429	0,06

Seconda Prova: Resistenza

L	[N]	D	M	Pesi [g]	Pesi [N]	Errore sulla Resistenza[N]
		[N]	[N]			
	0	0,08	0	8,1	0,079	0,01
	0	0,32	0	32,7	0,32	0,011
	-0,01	0,42	0	40,8	0,4	0,02
	0	0,76	0	79,3	0,777	0,01
	0	0,85	0	87,4	0,857	0,01
	0,01	1,02	0	105,2	1,031	0,01
	0,01	1,12	0	113,3	1,11	0,01
	0	1,34	0	137,9	1,351	0,01
	-0,02	1,47	0	146	1,431	0,04
	-0,02	1,83	0	184,5	1,808	0,02

0	1,88	0	192,6	1,887	0,01
0	2,18	0	225,3	2,208	0,02

Terza Prova: Momento

L [N]	D [N]	M [N]	Pesi [g]	Pesi [N]	Momento applicato [Nm]	Errore sul Momento[Nm]
-0,32	0	0,02	32,7	0,32	0,016	0,00
-0,4	0	0,02	40	0,39	0,02	0,00
-0,79	0	0,04	80	0,784	0,04	0,0
-1,04	0	0,06	105,2	1,031	0,05	0,01
-1,81	0	0,11	185,2	1,815	0,09	0,02
-2,59	-0,01	0,16	264,5	2,592	0,129	0,03
-3,67	-0,02	0,23	375,2	3,677	0,183	0,04

Quarta Prova: Portanza Resistenza

L [N]	D [N]	M [N]	Massa L [g]	massa D [g]
-9,82	2,21	0	1000,8	225,3
-19,64	2,22	0,02	2002,2	225,3
-9,83	1,09	0,01	1000,8	105,2
-1,11	1,06	0	112	105,2

Quinta Prova: Resistenza Momento

L [N]	D [N]	M [N]	masse D [g]	masse M [g]
-0,79	0,31	0,04	32,7	80
-1,55	0,32	0,09	32,7	159,3
-2,32	0,31	0,14	32,7	237,3

-2,31	1	0,14	105,2	237,3
-1,55	1,01	0,09	105,2	159,3
-0,78	1,03	0,04	105,2	80
-0,78	1,36	0,04	137,9	80
-1,55	1,35	0,09	137,9	159,3
-2,32	1,31	0,14	137,9	237,3

APPENDICE D: MESSE IN TAVOLA FLAP

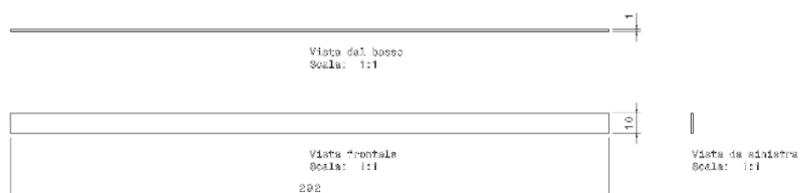


Figura D.1 Messa in tavola flap 0.1C

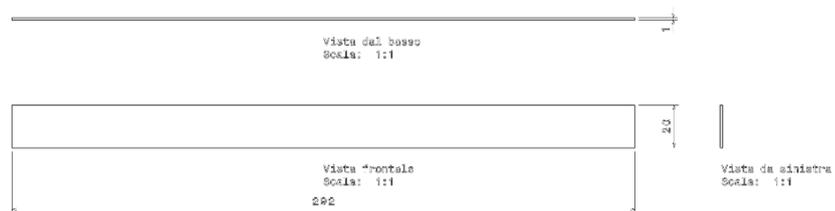


Figura D.2 Messa in tavola flap 0.2C

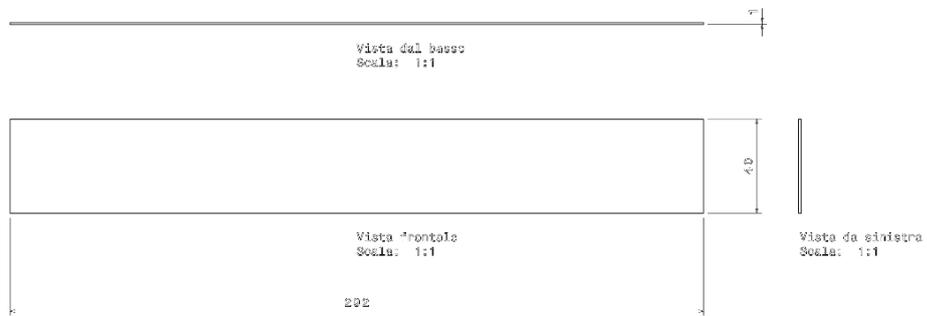


Figura D.3 Messa in tavola flap 0.4C

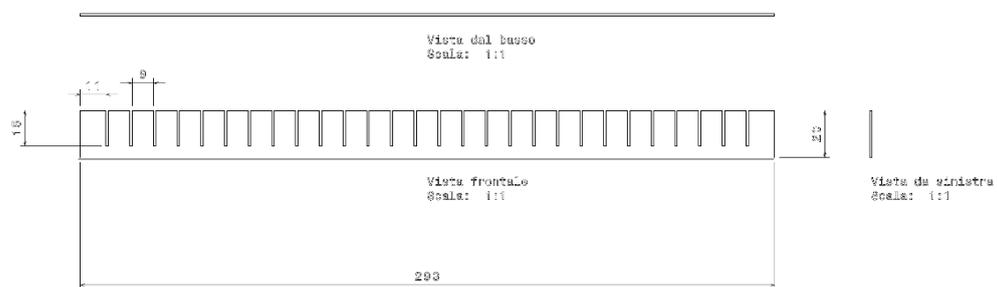


Figura D.4 Messa in tavola flap piumato

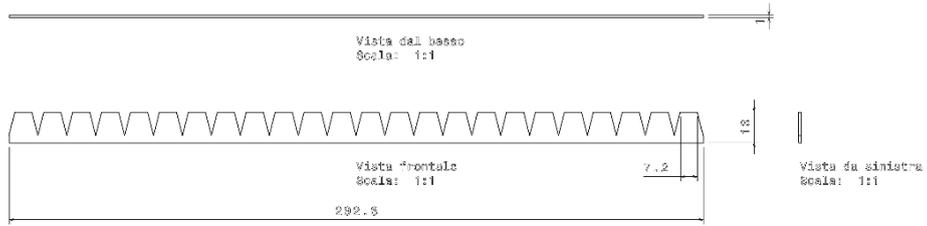
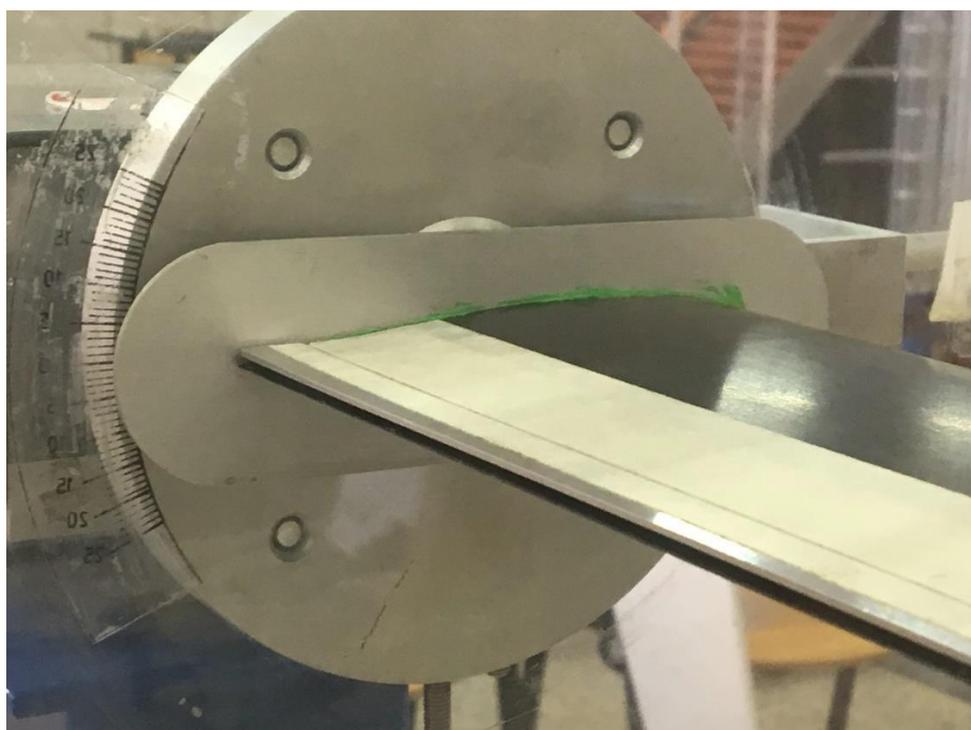
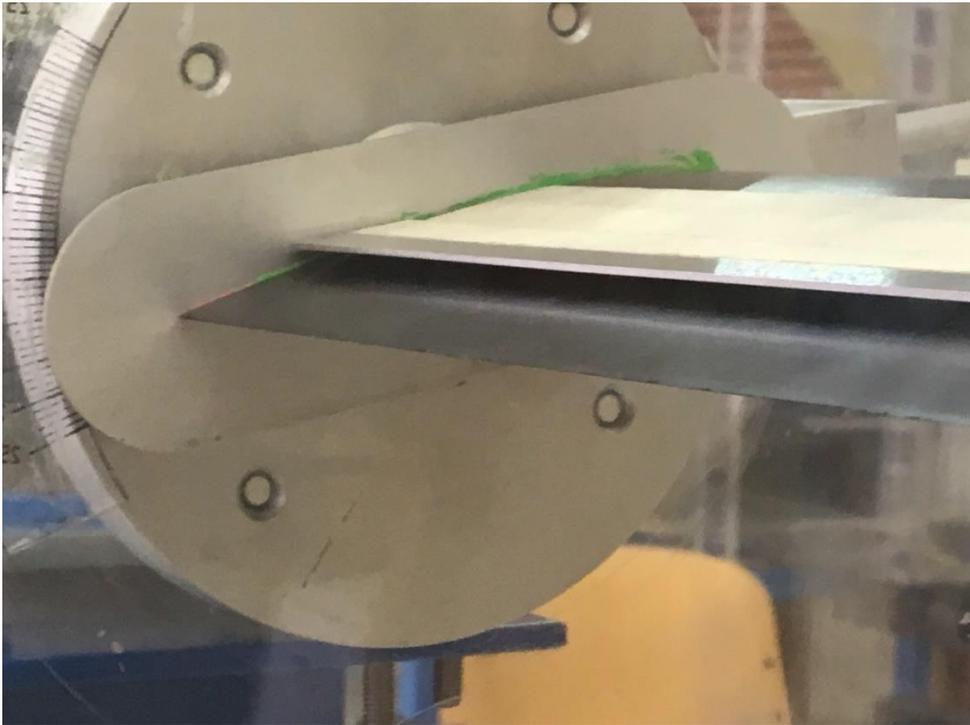
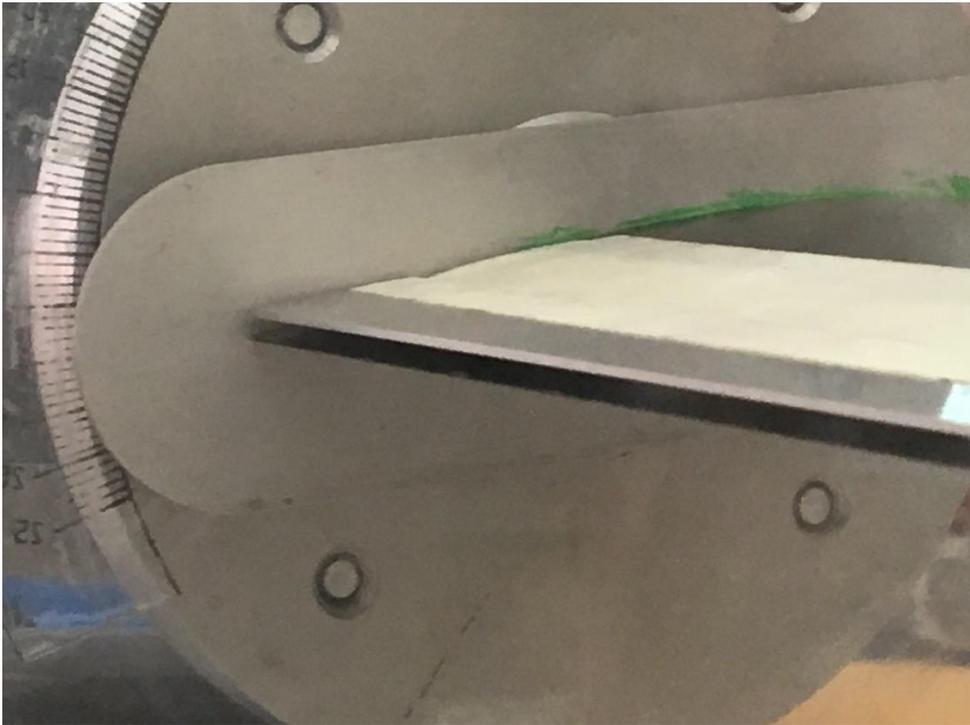


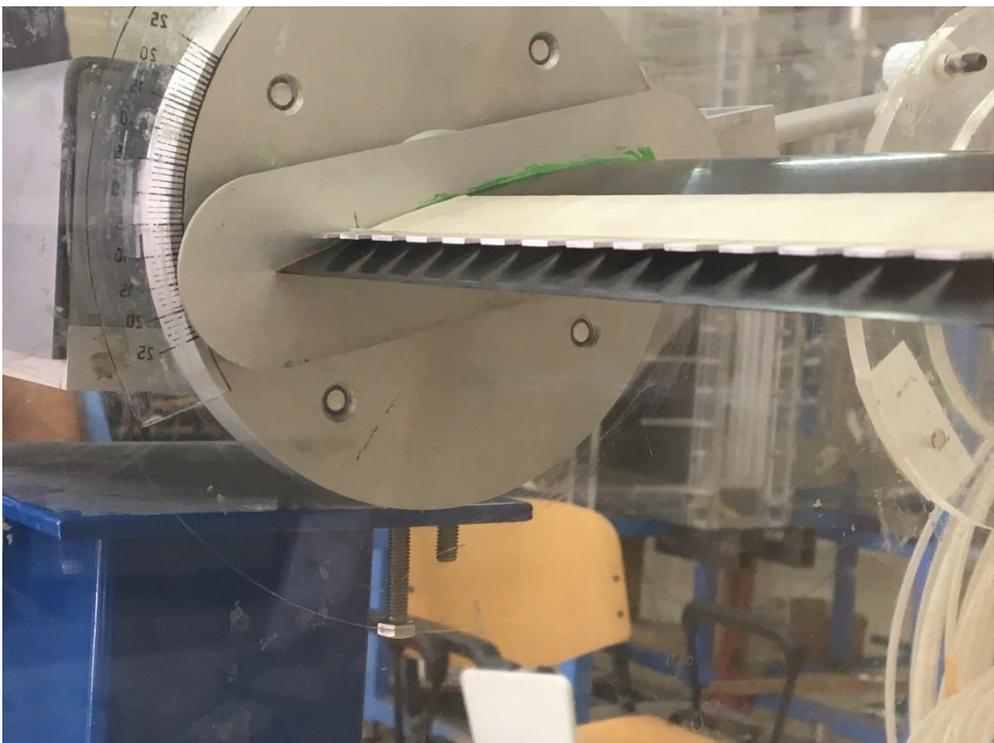
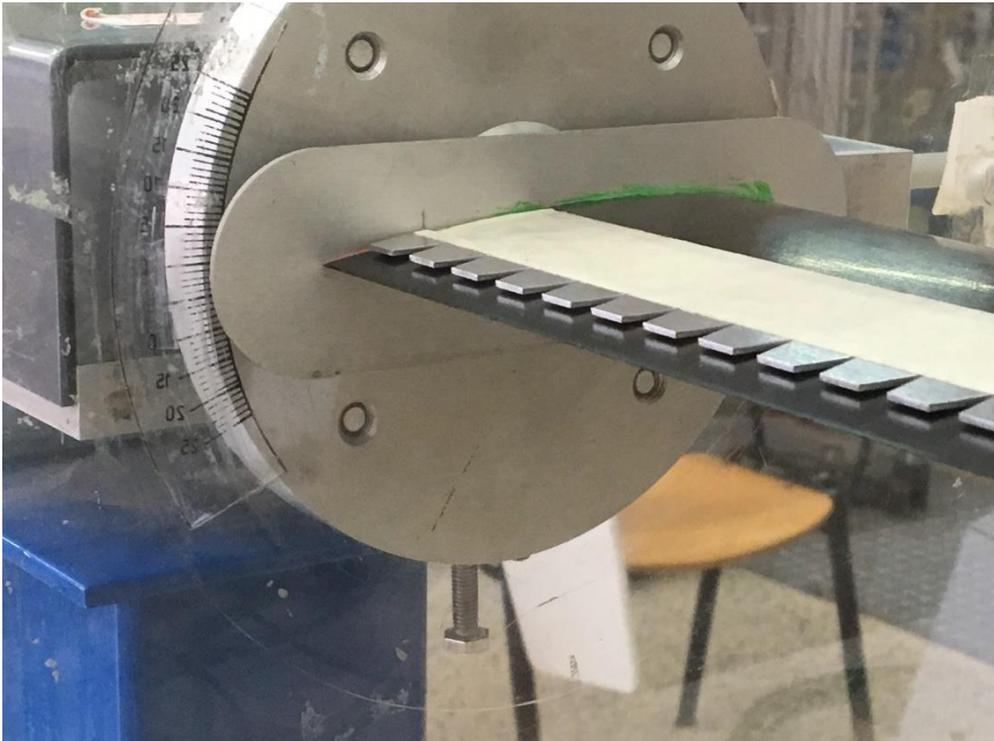
Figura D.5 Messa in tavola flap frastagliato

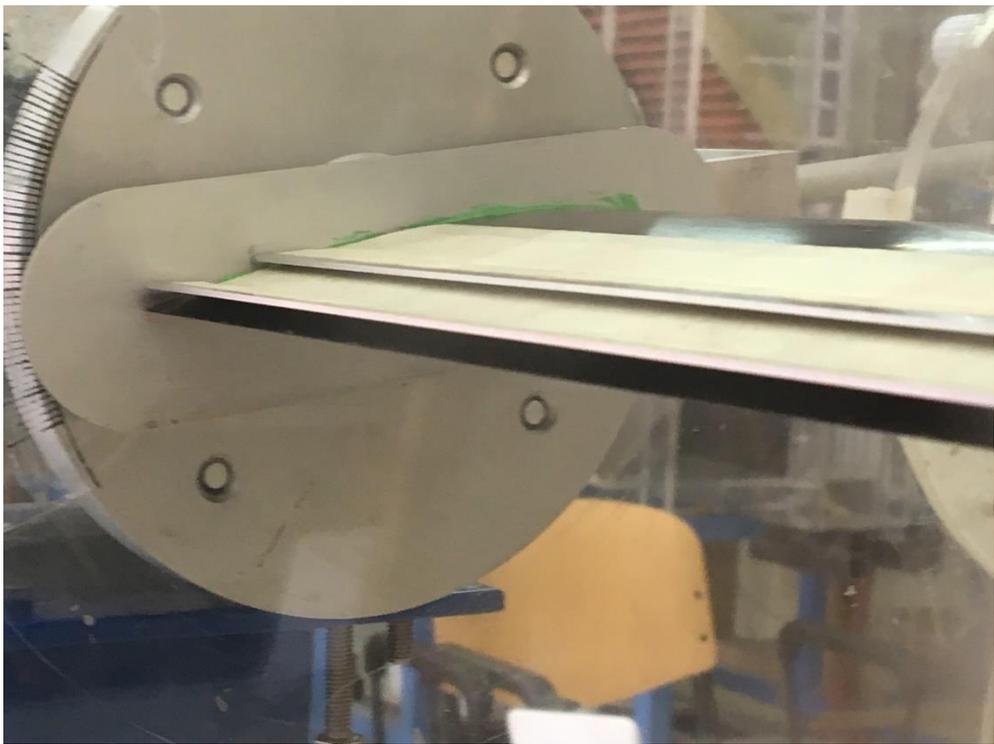
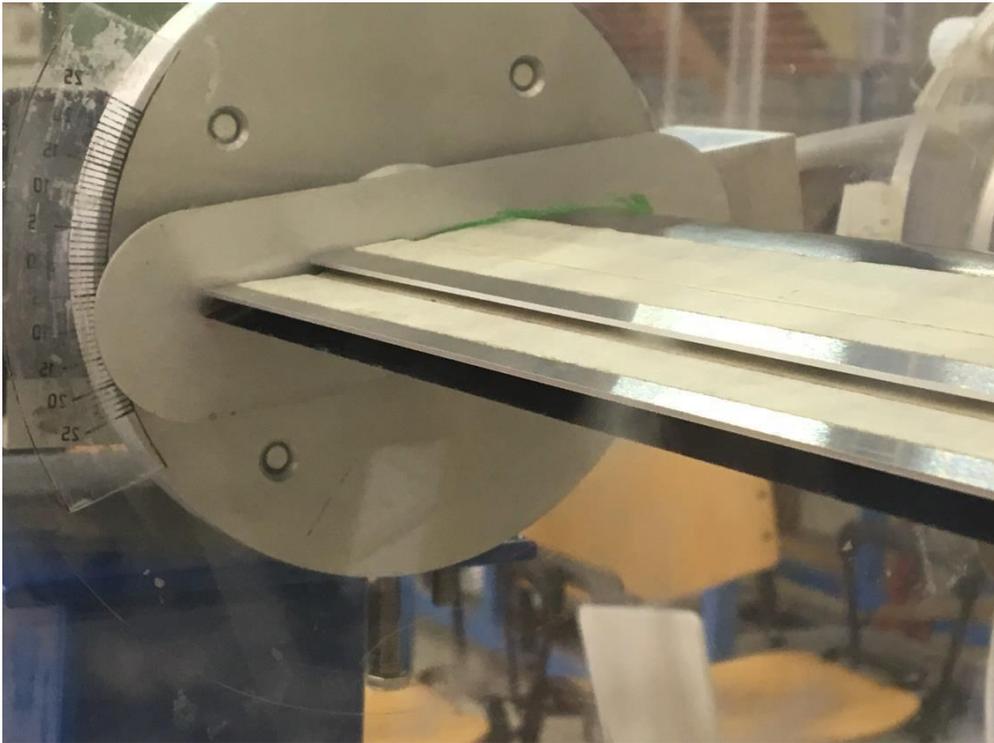
APPENDICE E: IMMAGINI PROVE IN LABORATORIO

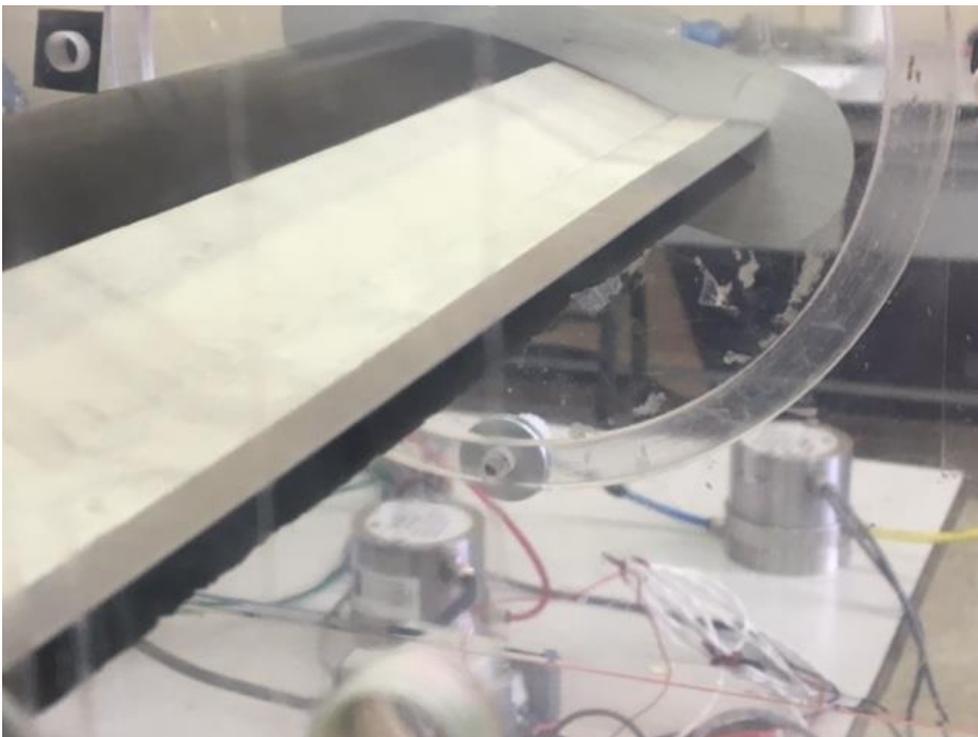
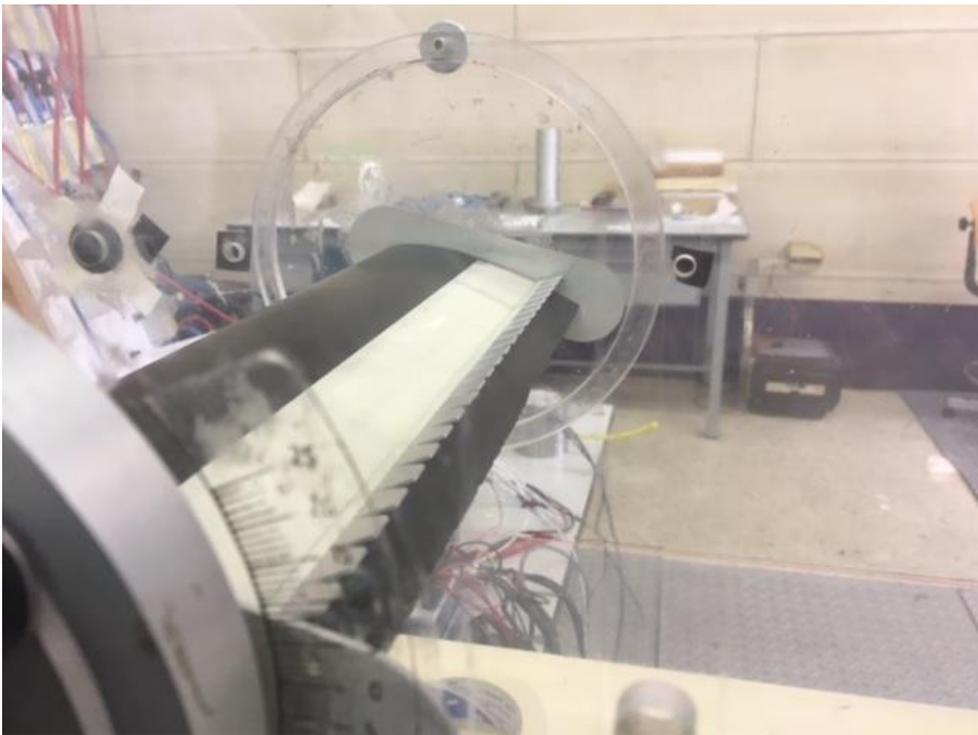












BIBLIOGRAFIA

- [1] G. Patone, W. Müller, Aeroflexible Oberflächenklappen als Rückstrombremsen nach dem Vorbild der Deckfedern des Vogel-flügels, Tech. Rep. TR-96-05, TU Berlin, 1995
- [2] D.W.Bechet, W. Hage, R. Meyer, Self-actuating on bird and aircraft wings, Department of Turbulence Research, German Aerospace Center (DLR), Berlin, Germany, 2006
- [3] M. Schatz, T. Knacke, F. Thiele, R. Meyer, W. Hage, D. Bechert, Separation control by self-activated movable flaps, 42nd AIAA Aerospace Sciences Meeting & Exhibit, Reno, NV, 2004.
- [4] Kemp H. Kernstine, Courtney J. Moore, Andrew Cutler, Rajat Mittal, Initial Characterization of Self_Activated Movable Flaps 'Pop-Up Feathers', The George Washington University, Washington DC, 2008
- [5] J. U. Schluter, Lift Enhancement at Low Reynolds Numbers Using Self-Activated Movable Flaps, Nanyang Technology University, Singapore, 2010
- [6] C.H. John Wang, J. Schluter, Stall control with feathers: Self-activated flaps on finite wings at low Reynolds numbers, *Comptes Rendus Mécanique*, Vol. 340, No.1-2, pp.57-66, 2011
- [7] C.H. John Wang, J. Schluter, Low Reynolds' number Application of Feather Inspired Passive high Lift Device on a Finite Wing,
- [8] A. Altman and G. Allemand. "Post-Stall Performance Improvement through Bio-inspired Passive Covert Feathers", 54th AIAA Aerospace Sciences Meeting, AIAA SciTech Forum, (AIAA 2016-2042)
- [9] T.Mitchell, Dr J.D.Jacob, Evaluation of Bird-Wing-Inspired Features on biomimetic UAVs, 51st AIAA Aerospace Sciences Meetings including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition 07-10 January 2013, Grapevine (Dallas/Ft. Worth Region), Texas
- [10] Brücker C, Weidner C Separation control via self-adaptive hairy flaplet arrays. Proc. Int. Symp. ERCOFTAC, "Unsteady separation in fluid-structure interaction", Mykonos, Greece, June 17–21 2013.
- [11] Schluter J., Lift enhancement at Low Reynolds Numbers using self-activated Movable Flaps, *Journal of Aircraft*, Vol.47, No.1, pp. 348-351, 2010
- [12] M.S. Selig, J. J. Guglielmo, A. P. Broern, P. Giguere, Summary of Low Speed Airfoil Data Vol1. SoarTech Aero, Virginia Beach, VA 1995
- [13] M. S. Selig, J. J. Guglielmo, A. P. Broern, P. Giguere, Experiments on Airfoils at Low Reynolds Numbers, AIAA Paper 1996-0062, 1996
- [14] Sheldahl, Klimas, Aerodynamic Characteristic of Seven Symmetrical Airfoil Sections Through 180-Degree Angle of Attack for Use in Aerodynamic Analysis of Vertical Axis Wind Turbines, Albuquerque Livermore, Sandia National Laboratories, 1981.

- [15] G.Sala, L.di Landro, A. Airoidi, P.Bettini, Dispensa di Tecnologie e Materiali Aerospaziali, Cap 43, 2013
- [16] J.B.Pope, Low-Speed Wind Tunnel Testing, Wiley_interscience, 1999
- [17] M.Drela, *XFOIL: An Analysis and Design System for Low Reynolds Number Airfoils*". MIT Dept. of Aeronautics and Astronautics, Cambridge, Massachusetts.
- [18] C. Ostowari, N. Naik, Post-Stall Wind Tunnel Data for Naca 44XX Series Airfoil Sections, Solar Energy Research Institute, Division of Midwest Research Institute, Colorado, 1985
- [19] R.Austin, Unmanned Aircraft Systems UAVs design, development and deployment, West Sussex,United Kingdom,2010
- [20] P.G.Fahlstrom, T.J.Gleason, Introduction to UAVs system,West Sussex,United Kingdom,2012

SITOGRAFIA

Software su licenza

<http://www.ni.com/it-it/shop/labview.html>

<https://it.mathworks.com/products/matlab.html>

Software opensource

<http://web.mit.edu/drela/Public/web/xfoil/>

<http://www.xflr5.com/xflr5.htm/>

<http://irfanview.com/>

<http://www.ansys.com/>

RINGRAZIAMENTI STEFANO

Voglio innanzitutto ringraziare il Professor Boffadossi, mio relatore in questa tesi, per la disponibilità e la pazienza avuta nell'aiutarmi e consigliarmi in questi mesi di duro lavoro.

Un ringraziamento speciale anche alla mia coautrice Elisa, con cui è stato svolto questo lavoro, che mi ha aiutato, supportato e sopportato durante tutto il lavoro per la tesi.

Voglio poi ringraziare in modo speciale mio Papà, che più di tutti mi ha insegnato a pensare in grande, a non mollare mai, e a credere sempre nei miei sogni.

Ringrazio mia Mamma e mia Nonna Maria, che non mi hanno fatto mai mancare niente, e standomi sempre vicino mi hanno dato la forza per superare le difficili prove della vita e grazie al loro modello sono riuscito a raggiungere questo importante traguardo.

Un ringraziamento poi a mia Sorella Sara e a Roberto, che hanno creduto in me e mi hanno sempre supportato in questi anni.

Ringrazio poi mia Zia Silvia e mio Zio Paolo, che nonostante la distanza geografica, mi sono sempre stati vicini e mi hanno sempre saputo dare i consigli giusti al momento giusto.

Un ringraziamento speciale a mio Cugino Tommaso e a Sara, a Marco e Oriana, fratelli e sorelle acquisiti, che mi sono stati sempre vicini e hanno sempre avuto una parola nei momenti di difficoltà.

Ringrazio i miei insostituibili coach Luisella e Alberto, che hanno avuto le parole giuste per spronarmi e tornare a pensare in grande.

Voglio poi ringraziare il gruppo storico AerEospaziale: Riky, Cisco, Leo, Dani e Andre, che sono stati per me una seconda famiglia e senza i quali questi anni di studi non sarebbero stati così speciali.

Ringrazio infine tutti i miei amici di Alessandria e Milano, persone speciali, che giorno dopo giorno, weekend dopo weekend, bevuta dopo bevuta, mi hanno sempre spinto a migliorarmi e a trovare l'allegria anche nei momenti difficili.

RINGRAZIAMENTI ELISA

Giunta al termine di questo percorso di studi, desidero innanzitutto ringraziare il Professor Boffadossi, relatore di questa tesi, per l'opportunità di collaborazione presentatami, la disponibilità e la supervisione durante questi mesi di lavoro.

Un grazie anche all'Ing. Travostino per l'assistenza nell'utilizzo di Fluent.

Un ringraziamento doveroso ai miei genitori: Diego e Luisa per aver investito nei sogni della loro figlia, per la pazienza dimostrata, i consigli dispensati e la loro costante presenza durante l'intero percorso formativo.

Ringrazio anche il grande clan dei Viganò, purtroppo troppo numeroso per riportare il nome di ciascuno ma sempre unito e solidale. A rappresentanza di questo gruppo ricordo il Nonno Piero e la Dada.

Desidero anche menzionare tutti i compagni di avventura durante questo percorso universitario dal mio compagno di tesi Stefano a tutte le persone con le quali ho condiviso questi anni.

Un ringraziamento per le amiche di lunga data: Caterina, Francesca e Eugenia per la loro costante presenza accanto a me.

Infine un speciale ringraziamento a Teo, che più di ogni altro non ha mai mancato gli aggiornamenti sugli sviluppi di questa tesi.

