



Università Politecnica delle Marche
Scuola di Dottorato di Ricerca in Scienze dell'Ingegneria
Corso di Dottorato in Ingegneria Industriale

Controllo dello strato limite e superfici aerodinamiche a curvatura variabile per sistemi aerei a pilotaggio remoto

Tesi di Dottorato di:
Giacomo Clementi

Tutor:
Chiar.mo Prof. Renato Ricci

Ph.D. Course coordinator:
Chiar.mo Prof. Giovanni Di Nicola

XVIII ciclo – nuova serie



Università Politecnica delle Marche
Scuola di Dottorato di Ricerca in Scienze dell'Ingegneria
Corso di Dottorato in Ingegneria Industriale

Controllo dello strato limite e superfici aerodinamiche a curvatura variabile per sistemi aerei a pilotaggio remoto

Tesi di Dottorato di:
Giacomo Clementi

Tutor:
Chiar.mo Prof. Renato Ricci

Ph.D. Course coordinator:
Chiar.mo Prof. Giovanni Di Nicola

XVIII ciclo – nuova serie

Università Politecnica delle Marche
Dipartimento di Ingegneria Industriale e Scienze Matematiche
Via Brecce Bianche — 60131 - Ancona, Italy

Alla mia famiglia

Ringraziamenti

Il primo doveroso ringraziamento è rivolto al Prof. Renato Ricci, per la passione e la dedizione alla ricerca che mi ha trasmesso in questi anni, e per gli insegnamenti, tecnici (ma soprattutto umani), che mi ha trasferito.

Ringrazio tutto il gruppo di “*Termofluidodinamica*”, i colleghi, vecchi e nuovi, che hanno collaborato e condiviso con me questo percorso.

Ringrazio il personale e i tecnici del DIISM, sempre disponibili nel momento del bisogno.

Ringrazio la mia famiglia, senza la quale non sarei mai arrivato a questo punto; mio fratello che per primo mi consigliò questo percorso.

Ringrazio “*il gruppo*”, gli amici di sempre, quelli vicini e quelli lontani che, per me, lontani non sono mai.

Ringrazio Giada per la sua sensibilità e il suo sorriso che mi rimette, ogni volta, in pace col mondo.

Ancona, 30 Novembre 2019

Giacomo Clementi

Sommario

Le prestazioni delle superfici aerodinamiche impiegate in applicazioni aeronautiche, sportive o energetiche, ricoprono un ruolo sempre più cruciale.

Aumentare l'efficienza aerodinamica, per esempio delle pale di aerogeneratori o dei più classici aeromobili, può avere interessanti risvolti economici ed ambientali.

In questa tesi vengono valutate, dal punto di vista sperimentale, due soluzioni differenti volte a migliorare le prestazioni e l'efficienza aerodinamica di profili e superfici alari.

Il primo metodo rientra tra i sistemi di controllo dello strato limite di tipo passivo, e consiste nell'applicazione di "dimples" su un profilo laminare *NACA 64₂014A*. I dimples, letteralmente tradotti "fossette", sono largamente impiegati nei corpi tozzi (palline da golf, caschi da ciclismo etc.), per ridurre la resistenza aerodinamica del corpo stesso ma molto meno frequenti su superfici aerodinamiche.

Sono state condotte misure sperimentali nella galleria del vento ambientale dell'*Università Politecnica delle Marche* su due modelli 3D di *NACA 64₂014A*, con e senza dimples, con lo scopo di validare precedenti analisi CFD e valutare la capacità del dimple di ridurre l'estensione della bolla laminare e ridurre la resistenza aerodinamica su moderni profili alari.

La seconda soluzione affrontata in questa tesi, consiste nel rendere deformabile una porzione dell'ala che prende quindi il nome di "*morphing wing*". L'obiettivo è quello di modificare la geometria della superficie in questione durante l'utilizzo, variando i parametri relativi alla sua curvatura (camber); in questo modo essa è in grado di adattarsi alle diverse condizioni operative che si susseguono durante il volo, lavorando sempre in prossimità dell'efficienza massima. A valle di uno studio sullo stato dell'arte di questa tecnologia, propedeutico alla scelta del profilo e al tipo di deformazione, è stato realizzato un modello 3D del profilo *HQ2512* a cui è stato applicato un "*morphing trailing edge*"; si tratta di bordo d'uscita in grado di deformarsi, senza generare discontinuità superficiale, azionato elettricamente attraverso attuatori piezoelettrici *MFC*.

Tale soluzione è stata anch'essa oggetto di verifiche sperimentali, svolte in galleria del vento, al fine di valutarne i benefici dal punto di vista aerodinamico e la validità del sistema di attuazione.

Per entrambe le soluzioni, sono state effettuate misure sperimentali a bassi numeri di Reynolds (tipici delle applicazioni in cui si hanno basse velocità o superfici molto piccole), con lo scopo di simulare le condizioni operative standard degli aeromodelli in scala. Tra le finalità delle ricerche sopra descritte, vi è infatti quella applicare tali

soluzioni a “*sistemi aerei a pilotaggio remoto*” (comunemente detti droni) utilizzati per scopi scientifici.

Abstract

The wing surfaces performances, used in aeronautical, sports or energy applications play an increasingly crucial role.

Increasing aerodynamic efficiency in wind turbine blades or in classic aircraft, can have interesting economic and environmental implications.

In this thesis two different solutions, from an experimental point of view, are evaluated, aimed to improve the aerodynamic efficiency of airfoils and wing surfaces.

The first method is a passive boundary layer control systems, and consists of the application of "dimples" on a laminar airfoil *NACA 642014A*.

The dimples, are widely used in blunt body (such as golf balls, cycling helmets etc.), to reduce the aerodynamic resistance but much less frequent on aerodynamic surfaces.

Experimental measurements on two models of *NACA 642014A* (with and without dimples) were carried out in the environmental wind tunnel of the "Università Politecnica delle Marche". The purpose is to evaluate the dimple's ability to reduce the laminar separation bubble extension and reduce aerodynamic drag.

The second solution consists in a deformable wing called "morphing wing". The main objective is to modify the surface geometry, acting variable camber; in this way the wing adapts to different operating conditions and always works close to maximum efficiency.

A "morphing trailing edge system", electrically operated through piezoelectric actuators, was applied to *HQ2512* airfoil; experimental measurements were also carried out at the Aeronautical Wind Tunnel of the "Università Politecnica delle Marche" for the sake of validation of the system.

All the experimental measurements were performed at low Reynolds numbers (typical of a low speeds application or small bodies), with the aim of simulating the unmanned aerial vehicles (UAV) conditions.

Indice

1	Capitolo Introduzione.....	1
2	Capitolo Aerodinamica dei profili alari	3
2.1	<i>Concetti di base.....</i>	3
2.2	<i>Grandezze caratteristiche dei profili alari.....</i>	5
2.2.1	Azioni aerodinamiche e coefficienti adimensionali	6
2.3	<i>Lo strato limite cinematico.....</i>	11
2.3.1	Equazioni dello strato limite	11
2.3.2	Transizione dello strato limite.....	13
2.3.3	Separazione dello strato limite e bolla di separazione laminare.....	16
2.3.4	Sistemi di controllo dello strato limite	18
2.4	<i>Evoluzione dei profili laminari</i>	23
3	Capitolo Sistemi passivi per il controllo dello strato limite	29
3.1	<i>Applicazione dimples su NACA 64₂014A.....</i>	29
3.1.1	Risultati analisi numeriche.....	32
3.2	<i>Prove sperimentali in galleria del vento ambientale</i>	39
3.2.1	La galleria del vento ambientale	39
3.2.2	I profili alari	42
3.2.3	Tipi di misure.....	44
3.2.4	Set-up di galleria	46
3.2.5	Risultati prove sperimentali a $Re = 175.000$ – NACA 64 ₂ 014A.....	50
3.2.6	Risultati prove sperimentali a $Re = 350.000$ – NACA 64 ₂ 014A.....	62
3.3	<i>Discussione dei risultati: NACA 64₂014A.....</i>	69
4	Capitolo Superfici aerodinamiche a curvatura variabile (“<i>morphing wing</i>”) 70	
4.1	<i>Storia e stato dell’arte delle superfici alari a curvatura variabile (“<i>morphing wing</i>”) 72</i>	
4.1.1	Progetti attuali.....	74
4.1.2	Gli attuatori MFC.....	76
4.2	<i>Vantaggi delle superfici a curvatura variabile</i>	80
4.3	<i>Progettazione e realizzazione di un profilo alare a camber variabile.....</i>	86
4.3.1	Scelta del profilo	86
4.3.2	Progettazione del modello 3D.....	92

4.3.3	Realizzazione e strumentazione del modello 3D.....	95
4.4	<i>Prime prove sperimentali in galleria del vento aeronautica.....</i>	<i>99</i>
4.4.1	La galleria del vento aeronautica	99
4.4.2	Tipi di misure	100
4.4.3	Risultati prove sperimentali a $Re=175.000$ – HQ2512mod.	102
4.4.4	Risultati prove sperimentali a $Re = 350.000$ – HQ2512mod.	108
4.5	<i>Discussione dei risultati: HQ2512mod.....</i>	<i>114</i>
5	Capitolo Applicazione di superfici aerodinamiche a curvatura variabile su aeromobili a pilotaggio remoto	116
5.1	<i>Il progetto A.D.E.L.E.</i>	<i>116</i>
5.1.1	Le missioni previste	117
5.1.2	I riferimenti normativi.....	120
5.1.3	I droni multicottero A.D.E.L.E.	121
5.1.4	Schema elettrico e funzionale di un drone multicottero	126
5.1.5	Programmazione di base del drone multicottero	130
5.1.6	Primi voli sperimentali	132
5.2	<i>Il drone ibrido VTOL</i>	<i>135</i>
5.2.1	L’aliante Pilatus B4.....	137
5.3	<i>Progettazione del sistema Power VTOL</i>	<i>139</i>
5.3.1	I componenti	139
5.3.2	La struttura portante	141
5.3.3	Il sistema basculante dei motori anteriori.....	142
5.3.4	Realizzazione e assemblaggio.....	145
5.4	<i>Il profilo a curvatura variabile sul Pilatus B4: indagine preliminare</i>	<i>147</i>
	Conclusioni	153
	APPENDICE A Determinazione catena d’incertezza.....	155
	Bibliografia	158

Indice delle figure

<i>Figura 2.2-1: Grandezze geometriche del profilo alare</i>	5
<i>Figura 2.2-2: Distribuzione dei vettori pressione su un profilo alare</i>	7
<i>Figura 2.2-3: Azioni aerodinamiche su un profilo alare</i>	8
<i>Figura 2.3-1: Andamento dello strato limite</i>	11
<i>Figura 2.3-2: Transizione strato limite</i>	15
<i>Figura 2.3-3: Variazione del profilo di velocità (a) e del fattore di forma (b) in prossimità della transizione</i>	15
<i>Figura 2.3-4: Punto di separazione dello strato limite</i>	16
<i>Figura 2.3-5: Bolla di separazione laminare</i>	17
<i>Figura 2.3-6: Bolla di separazione laminare nel grafico c_p</i>	18
<i>Figura 2.3-7: Aspirazione dello strato limite</i>	19
<i>Figura 2.3-8: Soffiamento dello strato limite</i>	20
<i>Figura 2.3-9: Vortex generator</i>	21
<i>Figura 2.3-10: Turbolatori</i>	21
<i>Figura 2.3-11: Esempi di applicazione dei dimples</i>	22
<i>Figura 2.3-12: Confronto geometrico tra profilo standard e profilo laminare</i>	23
<i>Figura 2.4-1: Profilo laminare NACA 63₃18</i>	24
<i>Figura 2.4-2: Profilo laminare EPPLER 86(-3)-914</i>	24
<i>Figura 2.4-3: Profilo laminare FX 61-163</i>	25
<i>Figura 2.4-4: Profilo laminare FX 62-K-131</i>	26
<i>Figura 2.4-5: Profilo laminare AH 85-159</i>	26
<i>Figura 2.4-6: Profilo laminare HQ17</i>	26
<i>Figura 2.4-7: Confronto tra AH 83-159 e HQ17</i>	27
<i>Figura 2.4-8: Prestazioni DU 97-127/15 a diversi angoli di flap</i>	27
<i>Figura 2.4-9: Coefficienti c_l e c_d del profilo KL002</i>	28
<i>Figura 3.1-1: NACA 64₂014A</i>	30
<i>Figura 3.1-2: Andamento del coefficiente di pressione del profilo NACA 643014A a diversi numeri di Reynolds ($N_{critico}=8$ e angolo d'attacco nullo)</i>	30
<i>Figura 3.1-3: Dimensione e posizionamento del dimple</i>	32
<i>Figura 3.1-4: Campo di moto intorno al dimple</i>	33
<i>Figura 3.1-5: Zone di separazione sul profilo</i>	33
<i>Figura 3.1-6: Confronto c_p a 0° (LES)</i>	34
<i>Figura 3.1-7: Confronto c_p a 4° (LES)</i>	35
<i>Figura 3.1-8: Confronto c_p a 8° (LES)</i>	36
<i>Figura 3.1-9: Confronto tra c_p sui livelli MD e TD (LES)</i>	38

<i>Figura 3.1-10: Visualizzazione del c_p nei due profili: senza dimples (a), con i dimples (b)</i>	39
<i>Figura 3.2-1: La galleria del vento ambientale</i>	40
<i>Figura 3.2-2: Sezione del profilo NACA 64₂014A</i>	42
<i>Figura 3.2-3: Particolari costruttivi del profilo NACA 64₂014A</i>	43
<i>Figura 3.2-4: Realizzazione delle prese di pressione sul profilo</i>	44
<i>Figura 3.2-5: Bilancia dinamometrica 3 assi</i>	44
<i>Figura 3.2-6: Sensore di pressione GEMS (a); Stepvalve (b)</i>	45
<i>Figura 3.2-7: Riduttore (1), asta di lettura (2), sede rotante (3), longherone (4), corona graduata (5)</i>	46
<i>Figura 3.2-8: Posizionamento del profilo nella galleria del vento ambientale</i>	47
<i>Figura 3.2-9: Flussi su ala finita (blu estradosso, rosso intradosso)</i>	48
<i>Figura 3.2-10: End Plates sul profilo NACA 64₂014A</i>	49
<i>Figura 3.2-11: Andamento della pressione statica al variare dell'angolo di attacco del profilo nelle diverse configurazioni</i>	50
<i>Figura 3.2-12: Confronto tra c_p sperimentale e c_p LES a 0° (NACA 64₂014A senza dimples)</i>	51
<i>Figura 3.2-13: Confronto tra c_p sperimentale e c_p LES a 0° (NACA 64₂014A con dimples)</i>	51
<i>Figura 3.2-14: Confronto tra c_p sperimentali del NACA 64₂014A con e senza dimples a 0°</i>	52
<i>Figura 3.2-15: Ingrandimento confronto tra c_p sperimentali del NACA 64₂014A con e senza dimples a 0°</i>	52
<i>Figura 3.2-16: Confronto tra c_p sperimentale e c_p LES a 4° (NACA 64₂014A senza dimples)</i>	53
<i>Figura 3.2-17: Confronto tra c_p sperimentale e c_p LES a 4° (NACA 64₂014A con dimple)</i>	53
<i>Figura 3.2-18: Confronto tra c_p sperimentali del NACA 64₂014A con e senza dimples a 4°</i>	54
<i>Figura 3.2-19: Ingrandimento confronto tra c_p sperimentali del NACA 64₂014A con e senza dimples a 4°</i>	54
<i>Figura 3.2-20: Confronto tra c_p sperimentale e c_p LES a 8° (NACA 64₂014A senza dimples)</i>	55
<i>Figura 3.2-21: Confronto tra c_p sperimentale e c_p LES a 8° (NACA 64₂014A con dimples)</i>	55
<i>Figura 3.2-22: Confronto tra c_p sperimentali del NACA 64₂014A con e senza dimples a 8°</i>	56
<i>Figura 3.2-23: Confronto tra c_p sperimentali sul livello MD e TD</i>	57
<i>Figura 3.2-24: Confronto tra c_l sperimentale e c_l LES del NACA 64₂014A senza dimples</i>	58

<i>Figura 3.2-25: Confronto tra c_d sperimentale e c_d LES del NACA 64₂014A senza dimples</i>	59
<i>Figura 3.2-26: Confronto tra c_m sperimentale e c_m LES del NACA 64₂014A senza dimples</i>	59
<i>Figura 3.2-27: Confronto tra c_l sperimentale e c_l LES del NACA 64₂014A con dimples</i>	60
<i>Figura 3.2-28: Confronto tra c_d sperimentale e c_d LES del NACA 64₂014A con dimples</i>	60
<i>Figura 3.2-29: Confronto tra c_m sperimentale e c_m LES del NACA 64₂014A con dimples</i>	61
<i>Figura 3.2-30: Confronto tra c_p sperimentale e c_p LES a 0° (NACA 64₂014A senza dimples)</i>	62
<i>Figura 3.2-31: Confronto tra c_p sperimentale e c_p LES a 0° (NACA 64₂014A con dimples)</i>	63
<i>Figura 3.2-32: Confronto tra c_p sperimentali del NACA 64₂014A con e senza dimples a 0°</i>	63
<i>Figura 3.2-33: Ingrandimento confronto tra c_p sperimentali del NACA 64₂014A con e senza dimples a 0°</i>	64
<i>Figura 3.2-34: Confronto tra c_l sperimentale e c_l XFOIL del NACA 64₂014A senza dimples</i>	65
<i>Figura 3.2-35: Confronto tra c_d sperimentale e c_d XFOIL del NACA 64₂014A senza dimples</i>	66
<i>Figura 3.2-36: Confronto tra c_m sperimentale e c_m XFOIL del NACA 64₂014A senza dimples</i>	66
<i>Figura 3.2-37: Confronto tra c_l sperimentale e c_l XFOIL del NACA 64₂014A con dimples</i>	67
<i>Figura 3.2-38: Confronto tra c_d sperimentale e c_d XFOIL del NACA 64₂014A con dimples</i>	67
<i>Figura 3.2-39: Confronto tra c_m sperimentale e c_m XFOIL del NACA 64₂014A con dimples</i>	68
<i>Figura 4-1: Differenza tra flap tradizionale e morphing trailing edge</i>	71
<i>Figura 4.1-1: Primo brevetto di profilo a geometria variabile del 1915</i>	72
<i>Figura 4.1-2: Progetto di un profilo a camber variabile del 1920</i>	73
<i>Figura 4.1-3: Spostamento della polare al variare dell'angolo di deformazione del TE</i>	73
<i>Figura 4.1-4: Modello progettato dal CIRA all'interno del progetto SARISTU</i>	75
<i>Figura 4.1-5: Modello progettato da BOEING</i>	75
<i>Figura 4.1-6: Modello progettato da FLEXSYS</i>	76
<i>Figura 4.1-7: Struttura degli attuatori piezoelettrici MFC</i>	77
<i>Figura 4.1-8: Caratterizzazione degli attuatori MFC</i>	78
<i>Figura 4.1-9: Diversi marchi di attuatori piezoelettrici a confronto</i>	79

Figura 4.2-1: Variazione delle prestazioni di un'ala con trailing edge variabile	80
Figura 4.2-2: Prestazioni del velivolo L-1011 al variare della deflessione del trailing edge.....	81
Figura 4.2-3: Test sperimentali su profilo alare con tecnologia FLEXSYS	81
Figura 4.2-4: Miglioramento dell'efficienza di un velivolo con superfici alari variabili	82
Figura 4.2-5: Morphing trailing edge senza discontinuità (a); Flap tradizionale (b)...	82
Figura 4.2-6: Differenze di prestazioni tra morphing trailing edge e flap tradizionale	83
Figura 4.2-7: Mappe di velocità morphing trailing edge (a) e Flap tradizionale (b)....	84
Figura 4.2-8: Morphing trailing edge applicato a pala di aerogeneratore.....	84
Figura 4.3-1: Analisi preliminare dei profili laminari su cui applicare il morphing trailing edge.....	87
Figura 4.3-2: Profilo alare HQ2512	88
Figura 4.3-3: Confronto geometrico tra HQ2512 e HQ2512mod.	89
Figura 4.3-4: Confronto c_l tra HQ2512 e HQ2512mod.	89
Figura 4.3-5: Confronto c_d tra HQ2512 e HQ2512mod.	90
Figura 4.3-6: Confronto c_d tra HQ2512 e HQ2512mod.	90
Figura 4.3-7: Confronto tra diverse dimensioni di trailing edge flap	91
Figura 4.3-8: Parti che compongono il modello del profilo HQ2512mod.	92
Figura 4.3-9: Interno del modello del profilo HQ2512mod.	92
Figura 4.3-10: Sede per l'installazione degli attuatori e della piastra deformabile	93
Figura 4.3-11: Fasi di accoppiamento dei componenti del modello	93
Figura 4.3-12: Schema elettrico dell'amplificatore di voltaggio MFC	94
Figura 4.3-13: Attuatore piezoelettrico MFC(a); deformazione del trailing edge (b) ..	95
Figura 4.3-14: Modello 3D del profilo alare HQ2512mod. realizzato in legno MDF ..	96
Figura 4.3-15: Prese di pressione sulla superficie del profilo (a), aghi metallici (b), tubicini di silicone (c), attuatore piezo incollato su piastra deformabile (d).....	97
Figura 4.3-16: Escursione della parte deformabile $\pm 3^\circ$	98
Figura 4.3-17: Sistema di riferimento morphing trailing edge.....	98
Figura 4.4-1: La galleria del vento aeronautica	100
Figura 4.4-2: Misura del c_d con il Wake Rake.....	101
Figura 4.4-3: Confronto tra c_l sperimentale e c_l XFOIL a $\beta=0^\circ$ (HQ2512).....	102
Figura 4.4-4: Confronto tra c_d sperimentale e c_d XFOIL a $\beta=0^\circ$ (HQ2512).....	103
Figura 4.4-5: Confronto tra c_m sperimentale e c_m XFOIL a $\beta=0^\circ$ (HQ2512).....	103
Figura 4.4-6: Confronto tra c_l sperimentale a diversi β (HQ2512).....	104
Figura 4.4-7: Confronto tra c_d sperimentale a diversi β (HQ2512)	104
Figura 4.4-8: Confronto tra c_m sperimentale a diversi β (HQ2512).....	105
Figura 4.4-9: Ingrandimento confronto tra c_d sperimentale Wake Rake e c_d XFOIL a diversi β (HQ2512)	106
Figura 4.4-10: Confronto tra efficienza sperimentale ed efficienza XFOIL a diversi β (HQ2512).....	107

<i>Figura 4.4-11: Confronto tra c_1 sperimentale e c_1 XFOIL a $\beta=0^\circ$ (HQ2512)</i>	108
<i>Figura 4.4-12: Confronto tra c_d sperimentale e c_d XFOIL a $\beta=0^\circ$ (HQ2512)</i>	109
<i>Figura 4.4-13: Confronto tra c_m sperimentale e c_m XFOIL a $\beta=0^\circ$ (HQ2512)</i>	109
<i>Figura 4.4-14: Confronto tra c_1 sperimentale a diversi β (HQ2512)</i>	110
<i>Figura 4.4-15: Confronto tra c_d sperimentale a diversi β (HQ2512)</i>	111
<i>Figura 4.4-16: Confronto tra c_m sperimentale a diversi β (HQ2512)</i>	111
<i>Figura 4.4-17: Ingrandimento confronto tra c_d sperimentale Wake Rake e c_d XFOIL a diversi β (HQ2512)</i>	112
<i>Figura 4.4-18: Confronto tra efficienza sperimentale ed efficienza XFOIL a diversi β (HQ2512)</i>	113
<i>Figura 5.1-1: Esempio di applicazione per missione operativa GEO</i>	118
<i>Figura 5.1-2: Esempio di applicazione per missione operativa HYPER</i>	118
<i>Figura 5.1-3: Esempio di applicazione per missione operativa NSD</i>	119
<i>Figura 5.1-4: Esempio di applicazione per missione operativa ENV</i>	119
<i>Figura 5.1-5: Quadricottero progetto A.D.E.L.E.</i>	123
<i>Figura 5.1-6: Esacottero progetto A.D.E.L.E.</i>	124
<i>Figura 5.1-7: Ottocottero progetto A.D.E.L.E.</i>	125
<i>Figura 5.1-8: Schema elettrico e funzionale dell'ottocottero A.D.E.L.E.</i>	128
<i>Figura 5.1-9: Schema elettrico terminatore di volo per multicottero</i>	129
<i>Figura 5.1-10: Ricostruzione 3D attraverso missione da SAPR</i>	133
<i>Figura 5.1-11: Termografia aerea su pannelli fotovoltaici</i>	134
<i>Figura 5.2-1: Ala fissa VTOL progetto A.D.E.L.E.</i>	135
<i>Figura 5.2-2: Sistema "Power VTOL"</i>	136
<i>Figura 5.2-3: Riproduzione in scala aliante Pilatus B4</i>	137
<i>Figura 5.3-1: Scheda tecnica motori per il Power VTOL</i>	140
<i>Figura 5.3-2: Primo progetto del sistema Power VTOL</i>	141
<i>Figura 5.3-3: Secondo progetto del sistema Power VTOL</i>	141
<i>Figura 5.3-4: Progetto definitivo del sistema Power VTOL</i>	142
<i>Figura 5.3-5: Sistema basculante del supporto motori</i>	143
<i>Figura 5.3-6: Calcolo delle forze sui servocomandi durante il volo verticale</i>	143
<i>Figura 5.3-7: Calcolo delle forze sui servocomandi durante il volo orizzontale</i>	144
<i>Figura 5.3-8: Assemblaggio sistema Power VTOL</i>	146
<i>Figura 5.4-1: Vista in pianta del Pilatus B4</i>	147
<i>Figura 5.4-2: Vista dei tratti d'ala interessati dal profilo a curvatura variabile</i>	148
<i>Figura 5.4-3: Modellazione aliante in XFLR5</i>	149
<i>Figura 5.4-4: Distribuzione di C_l del Pilatus B4 nelle diverse configurazioni alari</i>	150
<i>Figura 5.4-5: Efficienza del Pilatus B4 diverse configurazioni alari</i>	150
<i>Figura 5.4-6: Distribuzione di C_l azionando tutte le superfici mobili</i>	151

1 Capitolo

Introduzione

Negli ultimi anni, il miglioramento delle prestazioni aerodinamiche di superfici aerodinamiche, impiegate nei contesti più disparati, sta acquisendo un ruolo sempre più cruciale.

La progettazione dei moderni aerogeneratori, per esempio, ha portato allo sviluppo di macchine dai diametri sempre più grandi che però incontrano difficoltà strutturali legate ai materiali e alle grandi sollecitazioni in gioco. Un discorso simile può essere fatto per il settore aeronautico civile e commerciale in cui i consumi sono strettamente legati alle prestazioni dei velivoli.

Nello specifico, l'evoluzione dei profili alari ha portato alla realizzazione di geometrie in grado di mantenere uno strato limite laminare per buona parte della sua estensione definendo una nuova categoria di profili: i laminari. Tali profili, però, sono spesso affetti da una bolla di separazione laminare che ne pregiudica le prestazioni. Inoltre essi garantiscono la massima efficienza solo in determinate condizioni operative e per un range ristretto di angoli.

In questo contesto, l'aspetto aerodinamico svolge dunque un ruolo centrale e per questo motivo c'è grande interesse, da parte delle industrie di settore, a sviluppare sistemi innovativi in grado di avere benefici sulle prestazioni.

Nel presente lavoro di tesi vengono valutate, per via sperimentale, due soluzioni che, con approcci differenti, tendono a migliorare le prestazioni e l'efficienza aerodinamica di profili e superfici alari.

Il primo rientra nei sistemi di controllo dello strato limite di tipo passivo, e consiste nell'applicazione di "dimples" su un profilo laminare NACA 64₂014A. I dimples sono le "fossette" che caratterizzano la superficie delle palline da golf: la loro efficacia nei corpi tozzi è ormai acclarata grazie alla loro capacità di energizzare il flusso e posticipare la separazione in coda al corpo. In questo modo viene ridotta la scia del corpo stesso e anche la sua resistenza aerodinamica sarà minore. La loro efficacia nei corpi aerodinamici però è molto meno scontata.

Per questo sono stati realizzati due modelli del profilo NACA 64₂014A, uno predisposto di dimples ed uno senza, sui quali sono stati svolti test in galleria del vento per valutare

la distribuzione di pressione e le azioni aerodinamiche generate da entrambi e confrontare i risultati ottenuti.

La seconda soluzione indagata, prevede la realizzazione di un sistema in grado di modificare la curvatura di una superficie aerodinamica.

Questa tecnologia, denominata “morphing wing”, prende spunto direttamente dal volo degli uccelli e dalla loro capacità di cambiare configurazione a seconda del momento e delle condizioni esterne; è probabilmente quella in grado di dare i risultati migliori ed è quella su cui le grandi aziende di settore stanno investendo di più.

Sono numerosi infatti, i progetti che valutano diversi sistemi per ottenere una ala che possa modificare la sua geometria per poter lavorare sempre nella condizione di massima efficienza.

In questo caso studio è stato progettato e realizzato un modello 3D del profilo HQ2512, a cui è stata introdotta una parte deformabile sul trailing edge.

Il bordo d’uscita, azionato elettricamente attraverso attuatori piezoelettrici *MFC*, potrà deflettersi verso l’alto o verso il basso modificando la curvatura del profilo originale.

Sul modello sono stati effettuati test in galleria del vento per valutare l’effettivo incremento di efficienza aerodinamica e la validità del sistema di attuazione utilizzato.

Il punto debole delle superfici alari a curvatura variabile risiede proprio nelle difficoltà strutturali legate ai sistemi di attuazione e ai meccanismi che permettono la deformabilità.

In questo caso l’aspetto strutturale è stato messo in secondo piano poiché, in prima battuta, si intende applicare un dispositivo di deformazione a sistemi aerei a pilotaggio remoto comunemente definiti *droni*. In questo caso, le dimensioni e le forze in gioco sono considerevolmente minori rendendo più semplice la valutazione del sistema ma mantenendone la sua rappresentatività.

Negli ultimi tempi, i *SAPR*, si sono ritagliati un ruolo sempre più importante nel campo della ricerca scientifica, grazie alla possibilità di trasportare attrezzature, strumenti di misura e di arrivare in luoghi difficilmente raggiungibili dall’uomo.

Le strutture più diffuse sono quelle multirotores, in cui il sostentamento avviene grazie al movimento delle eliche ad opera di motori elettrici. D’altro canto, questa configurazione comporta un grande dispendio energetico riducendo il tempo di volo a pochi minuti. Un’alternativa valida a tali tipologie sono i droni ad ala portante, che possono contare sull’efficienza aerodinamica delle superfici e possono raggiungere tempi di volo molto più lunghi.

In questa direzione, un’ulteriore beneficio può essere conferito dalla tecnologia “morphing wing”.

Grazie al progetto strategico di ateneo A.D.E.L.E. (Aerial Drone for Environmental and Energy researches) è stato possibile maturare le competenze nel campo della progettazione e programmazione di aeromobili a pilotaggio remoto, propedeutiche alla realizzazione di un modello su cui verranno installate superfici deformabili.

2 Capitolo

Aerodinamica dei profili alari

Nel seguente capitolo verranno introdotti alcuni concetti di base riguardo l'aerodinamica dei profili alari ed i principali fenomeni fisici che si sviluppano dall'interazione tra fluido, in questo caso aria, ed il profilo stesso.

2.1 Concetti di base

L'interazione tra un corpo solido ed un fluido genera una serie di fenomeni fisici strettamente correlati alle proprietà ed alle grandezze che definiscono il fluido stesso. Quelle che maggiormente intervengono nelle successive trattazioni di questo lavoro sono riportati di seguito.

Viscosità

La viscosità μ può essere definita come la capacità di un fluido di resistere a forze tangenziali τ . Tali forze si generano quando si ha un movimento relativo tra due fluidi o tra un fluido ed un solido.

La relazione che lega la viscosità alle forze tangenziali è la seguente:

$$\tau = \mu \left. \frac{dv_x}{dy} \right|_{y=0} \quad \text{con} \quad \mu = \mu(T, p) = [Pa \cdot s] \quad (1)$$

in cui μ è la *viscosità dinamica* del fluido che dipende da temperatura e pressione, $\frac{dv_x}{dy}$ è il gradiente di velocità verticale del fluido. La viscosità è anche una proprietà di trasporto del fluido stesso. Nella meccanica dei fluidi si fa spesso riferimento al rapporto tra viscosità dinamica e la densità del fluido ρ che prende il nome di *viscosità cinematica* ν .

Numero di Reynolds

Il numero di Reynolds Re è un gruppo adimensionale proporzionale al rapporto tra le forze d'inerzia e le forze viscosive.

Viene calcolato come di seguito:

$$Re = \frac{\rho \cdot V_{\infty} \cdot x}{\mu} \quad (2)$$

in cui ρ e μ sono rispettivamente la densità e la viscosità dinamica del fluido, V_{∞} è la velocità del flusso indisturbato ed x è la dimensione caratteristica del corpo preso in esame.

Il numero di Re varia a seconda che le forze d'inerzia siano più o meno dominanti rispetto a quelle viscosive, definendo così diversi regimi di flusso. Grazie ad esso è possibile anche valutare una delle tre condizioni di similitudine, quella *dinamica*, necessaria nel momento in cui si vuole studiare un fenomeno su un modello a scala ridotta rispetto al prototipo in scala reale. Infatti, in generale, per un campo di moto qualunque, si ha similitudine completa tra il modello e il prototipo quando è soddisfatta la condizione di similitudine dinamica (e quindi anche le condizioni di similitudine geometrica e cinematica) [1].

Numero di Mach

Il numero di Mach M , è anch'esso un gruppo adimensionale dato dal rapporto tra la velocità dell'oggetto in moto V_{∞} e la velocità di propagazione delle onde di pressione nel mezzo fluido preso in oggetto a . (nell'aria a temperatura ambiente e al livello del mare $a = 346 \text{ m/s}$)

Viene definito dalla seguente relazione:

$$M = \frac{V_{\infty}}{a} \quad (3)$$

Esso tiene conto degli effetti di comprimibilità del fluido e, a seconda del valore che assume, definisce diversi regimi di flusso:

- *subsonico incompressibile* per $M < 0,3$;
- *subsonico* per $M < 1$;
- *transonico* per $0,8 < M < 1,2$;
- *sonico* per $M = 1$;
- *supersonico* per $M > 1$;

- *ipersónico* per $M > 5$.

Solo per $M < 0,3$ è possibile studiare il gas come se fosse incompressibile, senza commettere un errore apprezzabile (le variazioni di densità sono all'incirca inferiori al 5%) [1].

2.2 Grandezze caratteristiche dei profili alari

Un profilo alare è definito come la sezione bidimensionale di un'ala o, nel caso di aerogeneratori, di una pala per turbine eoliche.

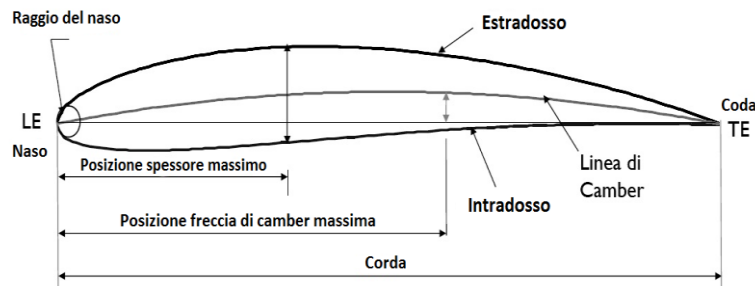


Figura 2.2-1: Grandezze geometriche del profilo alare

Le parti che compongono il profilo, riportate dalla Fig.: 2.2-1, sono:

- *Estradosso*: contorno superiore del profilo;
- *Intradosso*: contorno inferiore del profilo;
- *Naso (o bordo di entrata o LE)*: punto di raccordo tra intradosso ed estradosso sulla parte frontale del profilo;
- *Coda (o bordo di uscita o TE)*: il punto di congiunzione tra estradosso ed intradosso sulla parte posteriore del profilo;
- *Linea di corda*: retta che unisce il bordo d'entrata con il bordo di uscita.

Inoltre i profili alari sono descritti da grandezze caratteristiche che ne determinano la forma:

- *Linea di camber o curvatura*: luogo dei punti medi dei segmenti che uniscono estradosso ed intradosso, posizionati perpendicolari alla camber stessa;
- *Freccia di camber o camber massima*: distanza massima tra la linea di corda e la linea di camber espressa in percentuale di corda;
- *Posizione della camber massima*: punto in cui la camber raggiunge il massimo rispetto al bordo di entrata;
- *Spessore massimo*: valore massimo dello spessore del profilo misurato ortogonalmente alla linea di corda ed espresso in percentuale di corda;
- *Posizione spessore massimo*: punto in cui viene raggiunto lo spessore massimo ed espresso in percentuale di corda;
- *LE radium*: raggio del cerchio tangente internamente alla curva del naso, avente centro sulla tangente alla linea di camber sul bordo d'entrata ed espresso in rapporto alla lunghezza della corda.

2.2.1 Azioni aerodinamiche e coefficienti adimensionali

Un corpo immerso in un flusso uniforme ne modifica il campo di moto, cioè costringe le particelle fluide a variare traiettoria e velocità.

Nello stesso momento, il fluido esercita delle azioni sulla superficie esterna del corpo stesso. Tali azioni (forze e momenti aerodinamici) sono riconducibili a due contributi fondamentali:

- distribuzione di pressione sulla superficie del corpo;
- distribuzione delle tensioni tangenziali sulla superficie del corpo.

Sia la pressione p sia la tensione τ hanno le dimensioni di una forza per unità di superficie. La p ha direzione normale alla superficie del corpo mentre la τ ha direzione tangenziale. Per quanto riguarda l'andamento delle pressioni lungo la superficie del profilo, essa dipende da diversi fattori ed in particolare dalla geometria del profilo stesso.

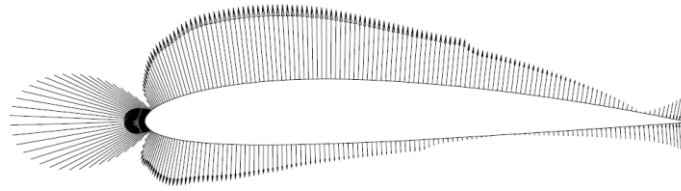


Figura 2.2-2: Distribuzione dei vettori pressione su un profilo alare

Il flusso impatta su di esso nella zona del naso generando un punto di ristagno, cioè un punto in cui la velocità locale delle particelle è nulla; da questo punto, il flusso accelera percorrendo le curvature dell'estradosso e dell'intradosso, arrivando a superare la velocità del flusso indisturbato. Di conseguenza si avrà la pressione massima sul punto di ristagno, dove la pressione si somma all'energia cinetica, e una sua diminuzione man mano che il flusso accelera lungo il profilo, raggiungendo pressioni inferiori a quella del flusso indisturbato (Figura 2.2-2).

Integrando la distribuzione delle p e delle τ su tutta la superficie, otteniamo la forza risultante R e un momento risultante M .

Supponendo di avere un profilo immerso in un flusso uniforme di aria a velocità V_∞ , è possibile scomporre la risultante R secondo due sistemi di riferimento, come riportato nella Figura 2.2-3. Nel primo, quello terrestre, si ottengono le componenti D (*Drag* o *resistenza*) ed L (*Lift* o *portanza*), rispettivamente parallela e normale a V_∞ . Nel secondo sistema, ovvero quello solidale agli assi del profilo stesso, si ottengono le componenti N (*forza normale*) ed A (*forza assiale*).

L'angolo di inclinazione tra la velocità V_∞ e la linea di corda viene detto *angolo di attacco* α .

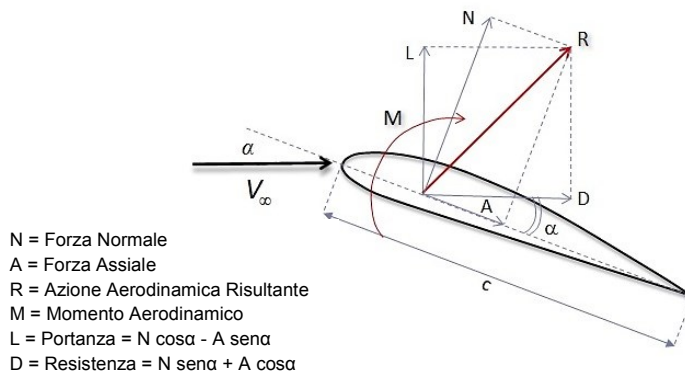


Figura 2.2-3: Azioni aerodinamiche su un profilo alare

La portanza L , che agisce verso l'alto, è generata dalla differenza di pressione fra la superficie dell'estradosso e quella dell'intradosso ed è la forza che permette il sostentamento del corpo, opponendosi alla forza peso.

La resistenza D , che agisce nel verso concorde al flusso, è la forza che si oppone al moto di avanzamento del corpo. Essa, a sua volta, è somma di due contributi differenti:

- *resistenza di forma* o *di pressione* (pressure drag): riconducibile all'andamento della pressione intorno al corpo ed al suo mancato recupero in coda (dovuto alla separazione dello strato limite dalla superficie);
- *resistenza di attrito* o *viscosa* (skin friction drag): riconducibile agli sforzi tangenziali che si sviluppano dallo scorrimento del flusso viscoso sul profilo.

Le forze aerodinamiche e la loro risultante R sono applicate in un punto chiamato *centro di pressione* X_{CP} . La sua posizione varia con l'angolo di attacco e rispetto ad esso il momento aerodinamico è nullo.

Per questo motivo viene introdotto il *centro aerodinamico* X_{CA} , cioè il punto sulla corda rispetto al quale il momento aerodinamico resta costante al variare di α .

Questi due punti sono correlati dalla seguente relazione:

$$X_{CA} = X_{CP} + \frac{M_{CA}}{L \cos \alpha + D \sin \alpha} \quad (4)$$

Nei profili alari, generalmente, il centro aerodinamico si trova al quarto di corda.
Dalle azioni aerodinamiche è possibile ricavare i rispettivi coefficienti adimensionali:

$$C_L = \frac{L}{q_\infty \cdot S} \qquad C_D = \frac{D}{q_\infty \cdot S}$$

$$C_M = \frac{M}{q_\infty \cdot S \cdot c}$$
(5)

in cui c è la lunghezza della corda, S è la superficie alare data dal prodotto dell'allungamento alare per la corda ($S = span \cdot c$) e $q_\infty = \frac{1}{2} \rho V_\infty^2$

Questi coefficienti tengono conto dell'allungamento alare e quindi dello sviluppo 3D dell'ala. Per poter definire le prestazioni del profilo alare, definito come sezione bidimensionale dell'ala stessa, avremo:

$$c_l = \frac{L'}{q_\infty \cdot c} \qquad c_d = \frac{D'}{q_\infty \cdot c}$$

$$c_m = \frac{M'}{q_\infty \cdot c^2}$$
(6)

dove le lettere minuscole dei coefficienti e gli apici stanno ad indicare le azioni aerodinamiche generate da una sezione alare di profondità unitaria.

Questi coefficienti vengono riportati graficamente, generalmente in funzione dell'angolo di attacco; in alternativa, è possibile riportare il c_l in funzione del c_d (*Polare di Eiffel*).

Un ulteriore coefficiente utilizzato per caratterizzare un profilo alare è il *coefficiente di pressione* calcolato come rapporto tra la pressione statica e quella dinamica:

$$c_p = \frac{p - p_\infty}{q_\infty}$$
(7)

in cui p è la pressione statica misurata su un punto della superficie del profilo, p_∞ è la pressione statica del flusso indisturbato.

Quest'ultimo dà informazioni circa la distribuzione di pressione intorno al profilo: si considera zona in depressione quella con c_p negativo e zone in pressioni quella con c_p positivo.

Anche gli sforzi tangenziali possono essere rappresentati da un coefficiente adimensionale:

$$c_f = \frac{\tau}{q_\infty} \quad (8)$$

Un parametro derivato dai coefficienti appena illustrati e molto utile per la caratterizzazione dei profili è l'*efficienza aerodinamica* E calcolata come:

$$E = \frac{L}{D} \quad (9)$$

2.3 Lo strato limite cinematico

Quando un fluido interagisce con un corpo, l'effetto della viscosità si esprime come un'azione superficiale che induce un gradiente di velocità in prossimità del contorno del corpo. La zona di campo di moto che risente degli effetti degli sforzi tangenziali viscosi è chiamata *strato limite di velocità* [1].

In questo sottile strato di spessore δ , la velocità del flusso ha un gradiente che parte da 0 (“*no slip condition*”) nel punto di contatto con la superficie, fino ad un valore che corrisponde alla velocità del flusso indisturbato (per convenzione viene considerato fino al 99% della V_∞).

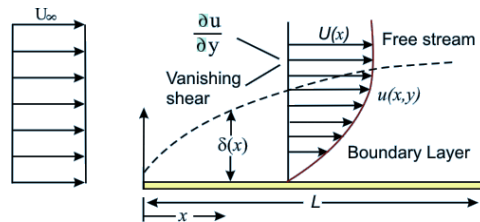


Figura 2.3-1: Andamento dello strato limite

E' possibile dunque dividere il flusso in due regioni: quella dello strato limite cinematico, dove i gradienti di velocità verticali sono elevati e non è quindi possibile trascurare gli effetti viscosi; quella esterna, in cui il campo di moto può essere approssimato come inviscido e quindi risolto con le classiche equazioni di *Eulero* e *Bernoulli*.

La risoluzione del campo di moto all'interno dello spessore δ , invece, è più complessa ed è fondamentale per studiare il comportamento dei profili alari trattati in questo lavoro.

2.3.1 Equazioni dello strato limite

Facendo riferimento, per semplicità, al caso su una lamina piana in cui la direzione del flusso indisturbato, parallela a quella della lamina, coincide con l'asse x , possiamo scrivere le equazioni di Navier–Stokes e di continuità per flusso incomprimibile, stazionario e in forma adimensionale:

$$u \frac{\partial u}{\partial x} + v \frac{\partial u}{\partial y} = -\frac{1}{\rho} \frac{\partial p}{\partial x} + \frac{1}{Re} \left(\frac{\partial^2 u}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 u}{\partial y^2} \right) \quad (10)$$

$$u \frac{\partial v}{\partial x} + v \frac{\partial v}{\partial y} = -\frac{1}{\rho} \frac{\partial p}{\partial y} + \frac{1}{Re} \left(\frac{\partial^2 v}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 v}{\partial y^2} \right) \quad (11)$$

$$\frac{\partial u}{\partial x} + \frac{\partial v}{\partial y} = 0 \quad (12)$$

Ricordando dall'equazione (3) che il numero di Reynolds vale:

$$Re = \frac{\rho \cdot V_{\infty} \cdot L}{\mu} = \frac{V_{\infty} \cdot L}{\nu}$$

Le condizioni al contorno sono:

$$u = v = 0 \text{ per } y = 0 \quad \text{e} \quad u = 1 \text{ per } y \rightarrow \infty.$$

Lo spessore dello strato limite adimensionalizzato δ , è una quantità molto più piccola dell'unità $\delta \ll 1$.

Conducendo un'analisi dell'ordine di grandezza dei termini, poiché $\partial u / \partial x$ è di ordine 1, dall'equazione di continuità si ha che anche $\partial v / \partial y$ è di ordine 1 e quindi, all'interno dello strato limite, v è di ordine δ , così come $\partial v / \partial x$ e $\partial^2 v / \partial x^2$.

Inoltre, $\partial^2 u / \partial x^2$ è di ordine 1. Poiché la componente orizzontale di velocità passa da zero (parete) ad uno (flusso indisturbato) attraverso lo strato limite di spessore δ , si ha:

$$\frac{\partial u}{\partial y} \sim \frac{1}{\delta} \quad ; \quad \frac{\partial^2 u}{\partial y^2} \sim \frac{1}{\delta^2} \quad (13)$$

$$\frac{\partial v}{\partial y} \sim \frac{\delta}{\delta} \sim 1 \quad ; \quad \frac{\partial^2 v}{\partial y^2} \sim \frac{\delta}{\delta^2} \sim \frac{1}{\delta} \quad (14)$$

Con questi ordini di grandezza, dalla componente orizzontale dell'equazione di Navier-Stokes si deduce che le forze d'inerzia sono dello stesso ordine di grandezza delle forze d'attrito solo se Re è di ordine $1/\delta^2$. Pertanto l'equazione si può semplificare trascurando il termine $\partial^2 u / \partial x^2$ rispetto a $\partial^2 u / \partial y^2$.

Lungo la verticale $\partial p / \partial y$ è di ordine δ , per cui la variazione di pressione attraverso lo strato limite sarebbe di ordine δ^2 , quindi trascurabile. Infatti, si assume che la pressione

nello strato limite sia costante e pari a quella che regna all'esterno, determinata dal flusso non viscoso: la pressione risulta quindi una funzione nota del problema, $p = p(x, t)$.

Arriviamo dunque a scrivere le equazioni semplificate valide all'interno dello strato limite, note come equazioni dello strato limite di Prandtl:

$$u \frac{\partial u}{\partial x} + v \frac{\partial u}{\partial y} = -\frac{1}{\rho} \frac{\partial p}{\partial x} + \nu \frac{\partial^2 u}{\partial y^2} \quad (15)$$

$$\frac{\partial u}{\partial x} + \frac{\partial v}{\partial y} = 0 \quad (16)$$

$$\text{per } y = 0 : u = v = 0 \quad ; \quad \text{per } y = \infty : u = U(x).$$

Dalla considerazione che Re risulta inversamente proporzionale al quadrato dello spessore dello strato limite adimensionale, si avrà:

$$\frac{\delta}{L} \sim \frac{1}{Re} = \sqrt{\frac{\nu}{VL}} \quad (17)$$

Quando la velocità del flusso indisturbato è sufficientemente elevata, il flusso lungo una parete può subire la transizione da laminare a turbolento. Nel flusso su una lamina piana, tale transizione si può individuare chiaramente attraverso un improvviso incremento dello spessore dello strato limite e dello sforzo di taglio a parete.

2.3.2 Transizione dello strato limite

All'interno dello strato limite si osservano diversi regimi di moto: nella parte iniziale, fino ad una certa distanza dal bordo d'entrata, le linee di flusso che rappresentano le traiettorie delle particelle, sono parallele al bordo. In questa zona il moto viene chiamato *laminare*.

Oltre questa distanza, se la velocità è sufficiente, il flusso diviene instabile caratterizzando una zona di transizione che precede la comparsa dello strato limite *turbolento*. Questo regime è caratterizzato da un movimento disordinato delle particelle che possiedono forti meccanismi di rimescolamento, legati a fenomeni di diffusione di materia, quantità di moto e calore. La velocità delle particelle, quindi, non ha più una sola componente, ma può essere scomposta in una componente longitudinale ed una trasversale.

I primi studi sistematici, affrontati da Reynolds su flussi in condotti e in canali, rilevarono che la transizione da flusso laminare a turbolento avviene in prossimità dello stesso parametro adimensionale (numero di Reynolds).

Nel caso di un flusso in un condotto, esso resta laminare al di sotto del valore critico pari a $Re=2300$ mentre diventa turbolento per valori superiori. Il valore critico dipende dalla natura del flusso all'ingresso e dalla parete del condotto.

Successivamente è stato scoperto che, all'interno di un intervallo in prossimità del numero di Re critico, il flusso ha un carattere *intermittente*, cioè si susseguono nel tempo periodi in cui il flusso è laminare per poi diventare turbolento. Tali periodi risultano irregolari tra loro.

Questi flussi possono essere caratterizzati con l'aiuto di un fattore di intermittenza γ , definito come la frazione di tempo durante la quale il flusso è turbolento in un dato punto. Pertanto $\gamma = 1$ corrisponde a flusso completamente turbolento, mentre $\gamma = 0$ indica flusso laminare.

In generale ci sono tre modalità fondamentali di transizione. La prima si dice *naturale* e viene causata da un'instabilità debole (onde di Tollmien–Schlichting) nello strato limite laminare (i piccoli disturbi non vengono smorzati da meccanismi di dissipazione) e procede, attraverso vari stadi in cui l'instabilità viene amplificata, sino al raggiungimento della condizione turbolenta. Nel secondo modo, noto col nome di transizione di “*bypass*”, la transizione è causata dai disturbi presenti nel flusso esterno (quali gli alti livelli di intensità di turbolenza) escludendo la precedente modalità. La terza modalità è, infine, legata alla presenza di zone di separazione laminare e può coinvolgere l'instabilità di Tollmien–Schlichting.

La transizione dello strato limite è influenzata da numerosi parametri di cui, i più importanti oltre al numero di Reynolds, sono la distribuzione di pressione del flusso esterno, la rugosità della parete ed il livello di disturbo del flusso esterno (intensità di turbolenza).

Riferendoci ancora al caso della lamina piana ad incidenza nulla, lo spessore dello strato limite aumenta proporzionalmente alla radice quadrata della distanza x dal bordo d'attacco dove, in assenza di separazione, lo strato limite è laminare per poi diventare turbolento più a valle. Per un flusso con intensità di turbolenza all'incirca pari a 0.5%, la transizione avviene alla distanza definita dal numero di Reynolds [2]:

$$Re_{x,cr} = \left(\frac{U_{\infty} x}{\nu} \right)_{cr} = 3,5 \cdot 10^5 \div 10^6 \quad (18)$$

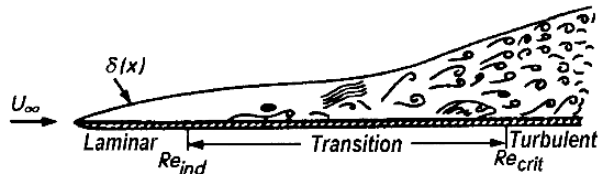


Figura 2.3-2: Transizione strato limite

Per quanto riguarda l'influenza dell'intensità di turbolenza del flusso indisturbato T , la transizione sarà anticipata per valori crescenti della stessa. Può essere quantificata attraverso il valore medio nel tempo delle fluttuazioni di velocità $\overline{u'^2}$, $\overline{v'^2}$, $\overline{w'^2}$:

$$T = 100 \frac{\sqrt{\frac{1}{3}(\overline{u'^2} + \overline{v'^2} + \overline{w'^2})}}{U_\infty} \quad (19)$$

Il punto di transizione può essere individuato attraverso la variazione del profilo di velocità all'interno dello strato e dall'incremento improvviso del suo spessore (Fig.:2.3-3); il fattore di forma H_{12} passa infatti da un valore pari a 2,6 (laminare) a 1,4 (turbolento) nella zona di transizione [2].

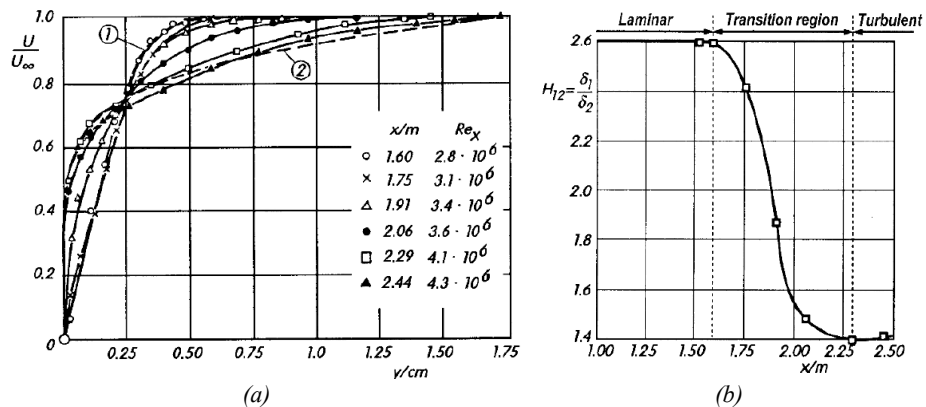


Figura 2.3-3: Variazione del profilo di velocità (a) e del fattore di forma (b) in prossimità della transizione

2.3.3 Separazione dello strato limite e bolla di separazione laminare

In presenza di un flusso in prossimità di una parete e con gradiente di pressione avverso, le particelle nello strato limite non possono procedere molto oltre nella regione di pressione maggiore, a causa della loro bassa energia cinetica; pertanto, alcune particelle, si muoveranno nella direzione opposta a quella del flusso principale e lo strato limite devierà dalla parete spostandosi nella regione del flusso principale.

In un profilo alare in particolare, tra il punto di ristagno ed il picco d'aspirazione, il flusso subisce una perdita di pressione a cui corrisponde un gradiente negativo ($dp/dx < 0$) e una spinta nella direzione del flusso. Ipotizzando un volume infinitesimo di fluido, esso accelera in questa fase, aumentando la sua quantità di moto e resta saldamente aderente al profilo nonostante le forze d'attrito si oppongano, per definizione, al moto del fluido stesso.

Raggiunto il picco di aspirazione però, ha inizio un graduale recupero di pressione. Tale recupero fa sì che, la pressione a valle del volumetto fluido, risulti ora maggiore ($dp/dx > 0$) ed ha inizio la fase di decelerazione; tuttavia, la quantità di moto è ancora tale da vincere il gradiente di pressione avverso, oltre che le forze d'attrito viscosi.

Proseguendo lungo la superficie del profilo, si arriverà ad un punto in cui la quantità di moto del volume infinitesimo di fluido non sarà più in grado di vincere il recupero di pressione e gli sforzi tangenziali agenti sullo stesso: il profilo di velocità, in tale punto, presenterà un flesso, con conseguente annullamento degli sforzi tangenziali di parete.

Il punto in cui ciò avviene è detto *punto di separazione*; da qui in poi inizia il fenomeno fisico della separazione dello strato limite dalla superficie del profilo.

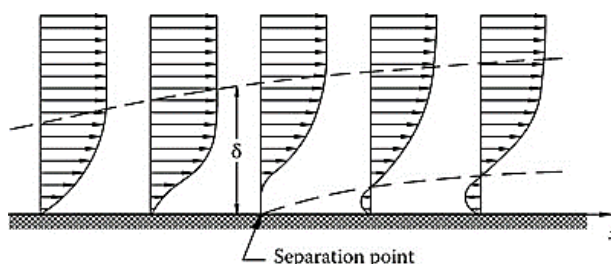


Figura 2.3-4: Punto di separazione dello strato limite

Analiticamente è possibile individuare il punto di separazione quando il coefficiente d'attrito superficiale c_f definito dalla (8) assume valore 0.

Dal punto di separazione in poi, si genera quindi un'inversione del profilo di velocità, con un conseguente cambio di verso degli sforzi viscosi a parete e la formazione di una zona di ricircolo a pressione pressoché costante.

Per numeri di Re inferiori a 10^6 può verificarsi un fenomeno di separazione locale dello strato limite chiamato *bolla di separazione laminare (LBS)*.

In questo caso, lo strato limite laminare, si separa nel punto S (Fig.:2.3-5) a causa del gradiente avverso di pressione; successivamente si verificherà la transizione dello strato limite separato e, se il punto di transizione non è troppo distante dalla superficie, si avrà un riattacco turbolento, a valle del punto di separazione, nel punto R .

In queste condizioni, si crea sulla superficie del corpo una zona di ricircolo quasi stazionario che prende il nome di bolla di separazione laminare.

E' proprio grazie a questo moto vorticoso generatosi che si verifica un riattacco a regime turbolento; infatti, il rimescolamento del flusso nello strato limite, coinvolge anche la zona adiacente al profilo, con una conseguente crescita dello strato limite stesso nella direzione della parete, fino al completo riattacco.

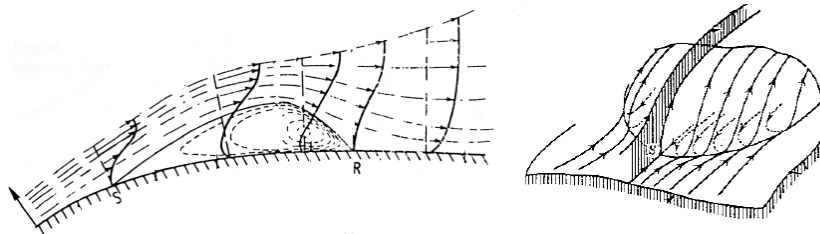


Figura 2.3-5: Bolla di separazione laminare

Dal punto di vista delle pressioni, il primo tratto laminare della bolla non subisce variazioni e si mostrerà con un c_p costante; dal punto di transizione il flusso deflette verso il profilo provocando un recupero di pressione improvviso.

La presenza della bolla laminare è facilmente rilevabile da un grafico del c_p grazie al "ginocchio" che si viene a creare subito dopo la parte costante, come mostra la Fig.:2.3-6.

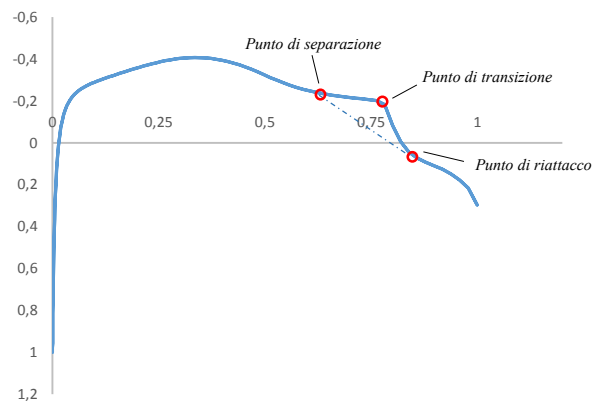


Figura 2.3-6: Bolla di separazione laminare nel grafico c_p

La presenza della bolla laminare modifica di fatto la geometria del corpo che il flusso incontra e per questo è un fenomeno deleterio per le prestazioni del profilo alare. E' possibile ridurre tale situazione andando ad agire sulla transizione del flusso all'interno dello strato limite; in particolare, anticipando il punto di transizione, si riduce l'estensione della bolla di separazione laminare, riuscendo addirittura ad eliminarla nel caso in cui la transizione viene portata prima del punto di separazione laminare. Questo si ottiene introducendo un disturbo nello strato limite che, se amplificato, produce il passaggio al regime turbolento. Per evitare che il disturbo venga smorzato da un flusso di tipo stabile, è necessario introdurlo a valle del punto di indifferenza, dove lo strato limite è di tipo instabile.

2.3.4 Sistemi di controllo dello strato limite

Da quanto detto nel precedente paragrafo, risulta facile capire il ruolo centrale svolto dallo strato limite, soprattutto quando si parla di profili alari e delle loro prestazioni aerodinamiche. Per questi motivi, negli anni, sono state sviluppate numerose tecniche per il suo controllo che prendono il nome di BLC (*Boundary Layer Control*): esse raggruppano una serie di soluzioni, attive e passive, utili a prevenire il distacco dello strato limite o, in alternativa, a ritardarlo. Lo scopo è ovviamente quello di aumentare l'efficienza del profilo.

Di seguito alcune delle tecniche utilizzabili.

Aspirazione dello strato limite

Consiste nell'aspirazione delle particelle più vicine alla superficie in modo tale da eliminare quelle meno energetiche, sostituendole con altre a maggior contenuto energetico, in grado di vincere il gradiente di pressione avverso. In questo modo è possibile ritardare la transizione dello strato limite da laminare a turbolento o addirittura eliminare fenomeni di separazione; anche nel caso di separazione locale, questa tecnica può svolgere un ruolo importante riducendo le dimensioni della bolla laminare. Tecnicamente, l'aspirazione viene ottenuta attraverso pareti micro-porose o fessure disposte trasversalmente al moto del fluido, messe in comunicazione con una pompa che genera la depressione necessaria a consentire l'aspirazione delle particelle più lente dello strato limite [3].

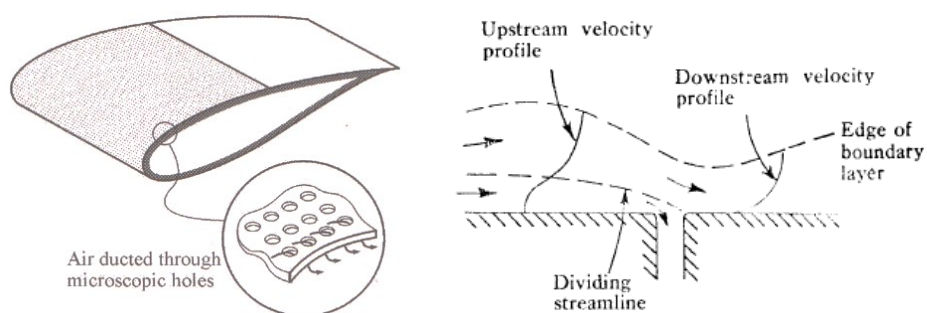


Figura 2.3-7: Aspirazione dello strato limite

Il primo aereo (sperimentale) che portò in volo un'ala con un sistema completo di aspirazione dello strato limite fu il Northrop X-21, che decollò per la prima volta nell'aprile del 1963. La sua ala era caratterizzata da una serie di sottili fessure (circa 800.000) che si estendevano per tutta l'apertura alare, da cui veniva aspirato lo strato limite. Sebbene avesse dimostrato la possibilità di ottenere uno strato limite laminare su circa il 75% della superficie alare, il programma fu in seguito interrotto per l'eccessiva manutenzione necessaria a mantenere le fessure pulite e libere da corpi estranei [4].

Soffiamento dello strato limite

Consiste nell'iniettare nel flusso, tangenzialmente alla superficie, una corrente di aria ad alta velocità. Questo aumento di quantità di moto accelera nuovamente le particelle più

lente che erano state rallentate dagli effetti viscosi di parete; permette di ritardare la separazione e di incrementare l'angolo di attacco al quale il profilo stalla.

Può essere ottenuto mettendo in comunicazione zone a pressione maggiore con zone a pressione minore (*soffiamento naturale*), oppure iniettando dell'aria attraverso sistemi meccanici (*soffiamento consistente*) aumentando così l'efficacia del soffiamento a scapito dei costi.

Viene spesso utilizzato in presenza di flap per aiutare il flusso dell'aria a seguire la forte deflessione che si viene a creare durante il suo azionamento.

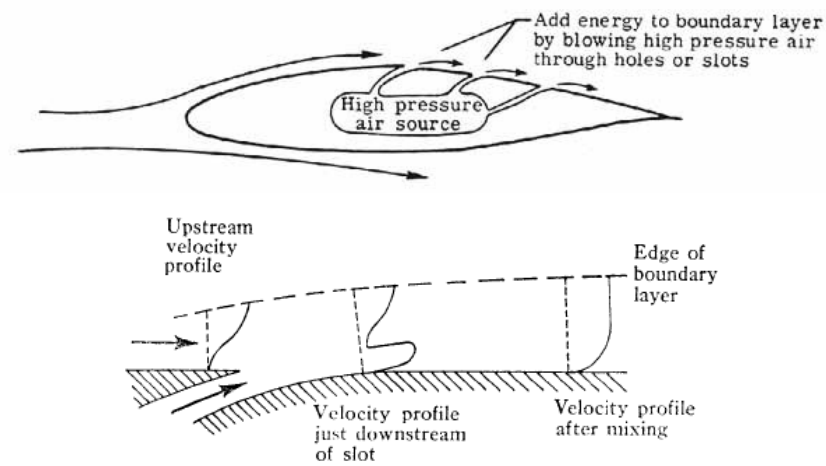


Figura 2.3-8: Soffiamento dello strato limite

Vortex generator e turbolatori

I vortex generator (*Fig.:2.3-9*) sono alette contrapposte e perpendicolari alla superficie del profilo in grado di mescolare strati a bassa quantità di moto con altri a quantità di moto maggiore, per innescare la transizione da laminare a turbolento e controllare la separazione.

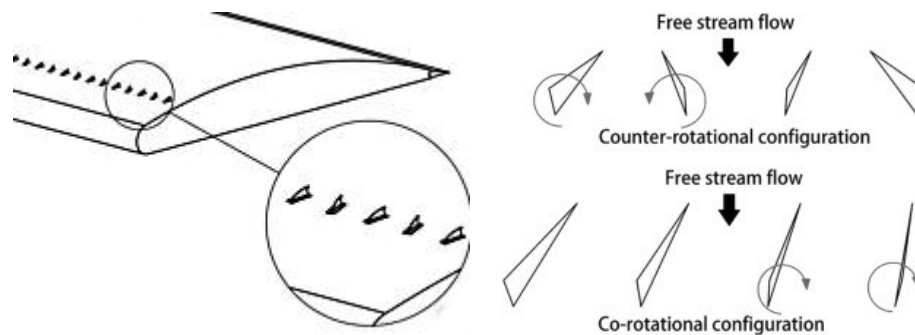


Figura 2.3-9: Vortex generator

I turbolatori (Fig.:2.3-10) consistono in nastri adesivi frastagliati che hanno lo scopo di favorire la formazione dello strato limite turbolento, così da scongiurare il distacco dello stesso.

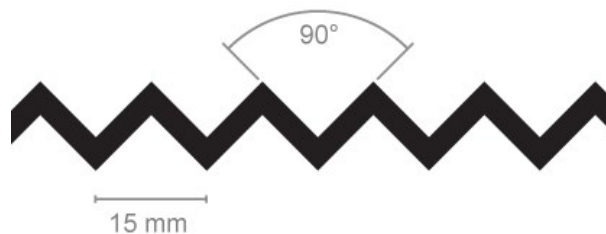


Figura 2.3-10: Turbolatori

Dimples

Consiste in una fossetta, di qualsiasi sezione (quadrata, rotonda etc.), ricavata sulla superficie di un oggetto. La sua applicazione più diffusa è senza dubbio sulle palle da golf. Rispetto ad un corpo tozzo liscio, una sfera equipaggiata con i dimples ha una resistenza minore, dovuta ad un ritardo nella separazione del flusso e quindi una scia in coda più piccola. Questo consente alle palle da golf di percorrere distanze maggiori, sfruttando al meglio la rotazione in volo (effetto Magnus).

Recentemente, i dimples, hanno fatto la loro apparizione nel mondo delle competizioni ciclistiche, applicati sui caschi da gara a cronometro e sulle ruote lenticolari.

La prima parte di questo lavoro si concentra proprio sull'applicazione di questa soluzione come tecnica di controllo dello strato limite su profili aerodinamici; in particolare, sono

state effettuate numerose prove sperimentali in galleria del vento che hanno validato i precedenti studi CFD (*Computational Fluid Dynamics*).



Figura 2.3-11: Esempi di applicazione dei dimples

Modifica della forma del profilo

Consiste nel progettare un profilo alare in cui il picco di aspirazione è più arretrato rispetto allo standard.

Tecnicamente si ottiene arretrando il punto di spessore massimo oppure arretrando la freccia massima di camber e, contemporaneamente, avanzando lo spessore massimo.

In questo modo il flusso accelera per un tratto maggiore a partire dal naso poiché il gradiente di pressione favorevole è più esteso, favorendo uno strato limite laminare per buona parte della superficie.

Proprio da queste modifiche nascono i *profili laminari*

L'ultima frontiera di questa soluzione risiede nel creare un profilo in cui la forma, e quindi i parametri geometrici visti in precedenza, sia variabile durante l'utilizzo senza alcuna discontinuità superficiale. Questa tecnologia, che si ispira alla dinamica del volo degli uccelli, prende il nome di "*morphing wing*".

La deformazione imposta alla superficie alare non si limita a modificare l'andamento dello stato limite ma modifica sensibilmente le prestazioni soprattutto in termini di portanza e momento aerodinamico intervenendo sulla camber del profilo.

La seconda parte di questo lavoro si concentra nella progettazione e realizzazione di un profilo che adotti questo tipo di sistema con lo scopo di valutarne l'incidenza sulle prestazioni.

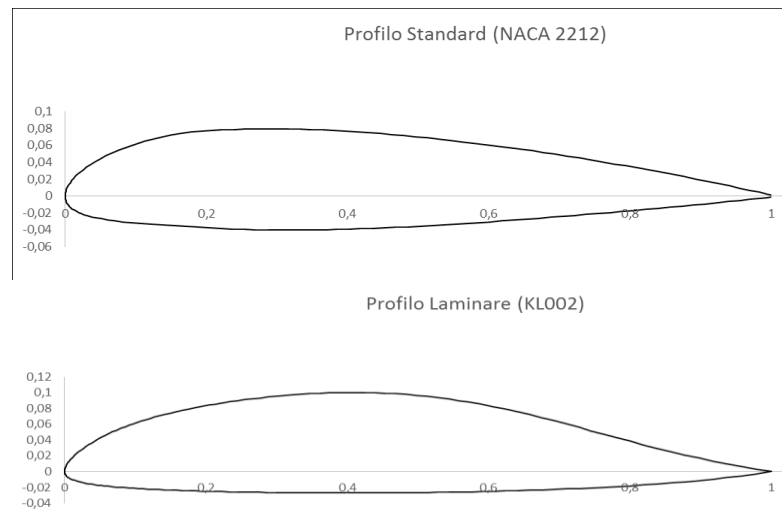


Figura 2.3-12: Confronto geometrico tra profilo standard e profilo laminare

2.4 Evoluzione dei profili laminari¹

I profili alari laminari nascono con lo scopo di aumentare le prestazioni aerodinamiche e trovano spazio non solo nel campo aeronautico classico, ma anche in quello energetico e modellistico.

Come già accennato, questi profili hanno la capacità di mantenere sulle proprie superfici, uno strato limite di tipo laminare per una maggiore estensione, riducendo così al minimo la resistenza dovuta all'attrito viscoso. Per le stesse ragioni avremo che la distribuzione di pressione sarà pressoché costante in questo tratto per poi avere un brusco recupero in coda la profilo.

Ma la caratteristica più interessante di questi profili è sicuramente quella di poter operare per un certo range di angoli d'attacco mantenendo costante la loro resistenza: questo fa sì che nella polare di Eiffel compaia una zona di invarianza della resistenza detta *pozzetto laminare*.

Fino agli anni 40 è stato impossibile fare test per estendere lo strato limite laminare a causa delle tecnologie costruttive e i materiali che non garantivano l'adeguata rugosità superficiale. La prima misura in galleria del vento su un profilo dall'estesa regione

¹ Le prestazioni dei profili riportati fanno riferimento a $Re = 1,2 \times 10^6$
t: spessore massimo del profilo – m: freccia massima di camber

laminare è stata effettuata nel 1938 da H. Doetsch, che ottenne un coefficiente di resistenza pari a 0,004 ($Re = 3,1 \times 10^6$) ed una transizione al 74% della corda.

Negli anni successivi, l'agenzia NACA ha portato avanti la propria ricerca sui profili laminari, quelli della serie "6 cifre", destinati al volo a vela e quindi ad alianti. Uno dei modelli che ha avuto maggiore successo è il NACA 63₃618. La transizione era fortemente influenzata dal materiale impiegato, cioè il legno, e variava dal 45% al 70% della corda; anche la resistenza ne risentiva aumentando drasticamente nel caso di strato limite turbolento (Fig.: 2.4-1).

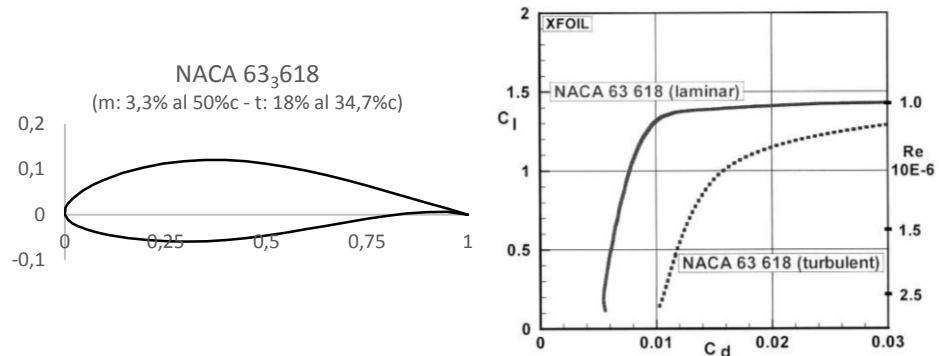


Figura 2.4-1: Profilo laminare NACA 63₃618

La situazione cambiò con l'avvento dei materiali compositi che riuscirono a garantire una bassa rugosità per l'intera lunghezza della superficie.

L'Eppler 86(-3)-914 fu un laminare molto diffuso, installato sull'aliante Phoenix negli anni '60, caratterizzato da una elevata freccia di camber arretrata. Questo permetteva una transizione molto arretrata (quasi al 90%), molto sensibile però all'angolo di attacco.

Di conseguenza la resistenza era sì molto bassa, ma in un range piccolo di angoli.

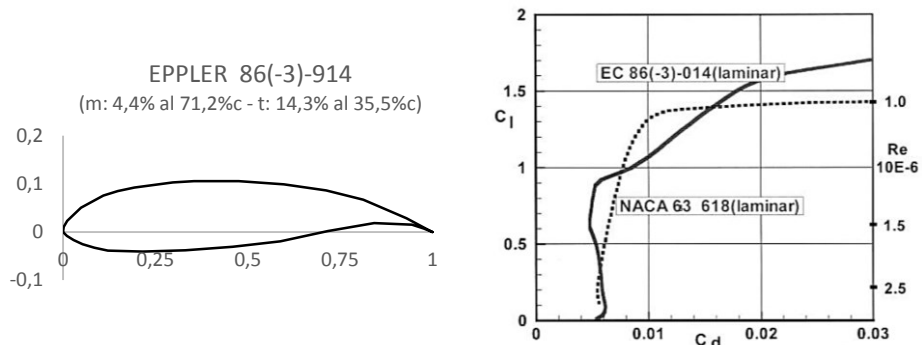


Figura 2.4-2: Profilo laminare EPPLER 86(-3)-914

Un grande impulso alla progettazione di profili laminari fu data da F.X.Wortman che rivoluzionò le forme creando il profilo FX61-163. Lo scopo, era quello di mantenere quanto più costante la distribuzione di pressione. L'estensione dello strato limite laminare non era maggiore rispetto all'Eppler, ma aveva una resistenza quasi costante per un range maggiore di angoli. Infatti, dalla curva di portanza dell'Eppler (Fig.:2.4-3), per $c_l=1$ si nota un cambio di pendenza che sta a significare una separazione locale a cui corrisponde un forte aumento di c_d .

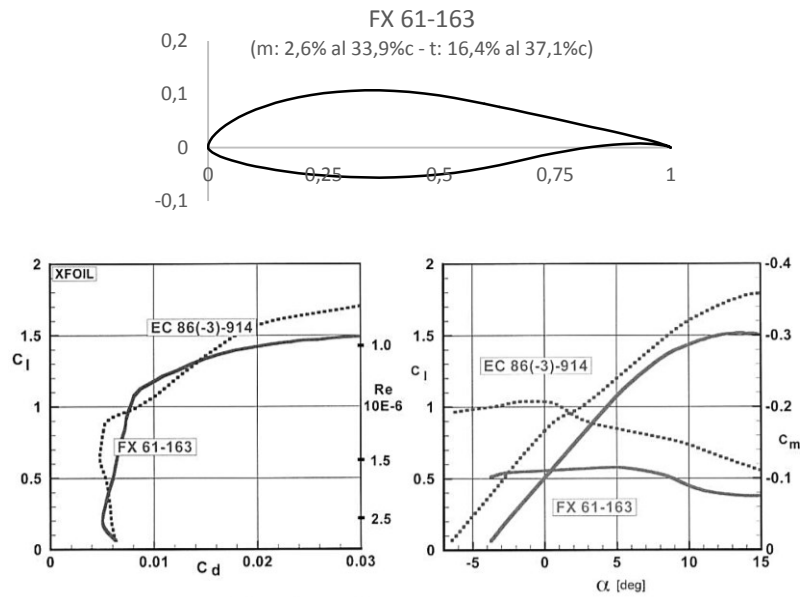


Figura 2.4-3: Profilo laminare FX 61-163

Lo scopo primario per un profilo da alianti era quello di mantenere una resistenza bassa per un range alto di c_l , ma le due cose vanno in contrasto: aumentare lo spessore equivale ad estendere la zona del pozzetto laminare ma provoca l'aumento della resistenza totale. Questo è stato ovviato attraverso l'introduzione di "camber flap": la sua deflessione positiva provoca uno spostamento del pozzetto verso coefficienti di portanza più elevati ed il contrario per deflessioni negative del flap. Questo ha permesso di progettare profili alari mantenendo uno spessore contenuto, una transizione molto arretrata ed una resistenza bassa, per un range di c_l comunque contenuto.

Tra i primi profili ad adottare questa soluzione ci fu il Wortmann FX 62-K-131/17 (Fig.:2.4-4) che mostra un flusso laminare fino al 70% della corda anche con il flap in azione ed pozzetto laminare con $c_d = 0,005$.

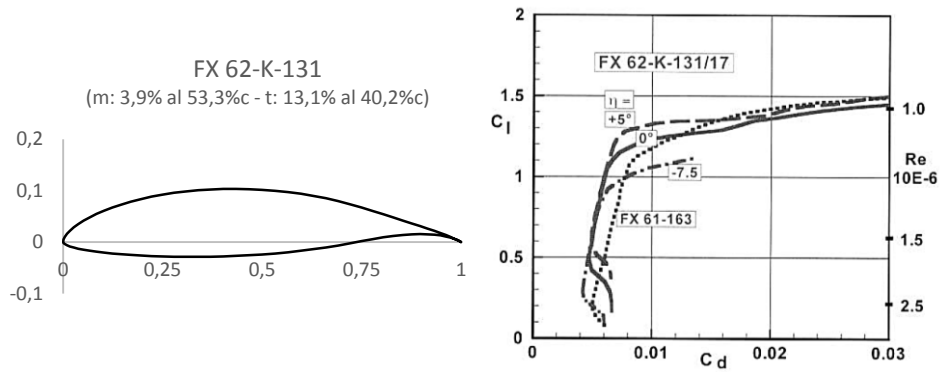


Figura 2.4-4: Profilo laminare FX 62-K-131

La progettazione dei profili laminari si è evoluta secondo la filosofia Wortmann, avanzando leggermente la camber massima (nell'Eppler si è arrivati all'arretramento massimo) che si mantiene comunque a circa il 40% della corda; lo spessore massimo si sposta anch' esso nell'intorno del 40% della corda con percentuali leggermente più elevate [5].

Alcuni esempi sono i profili Althaus AH 83-159 e Horstmann & Quast HQ 17.

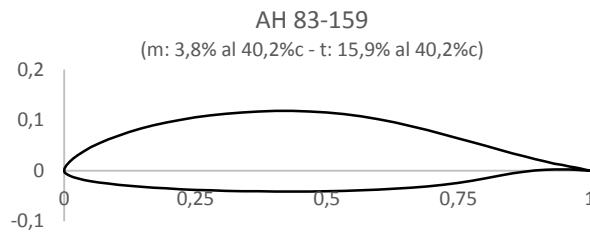


Figura 2.4-5: Profilo laminare AH 83-159

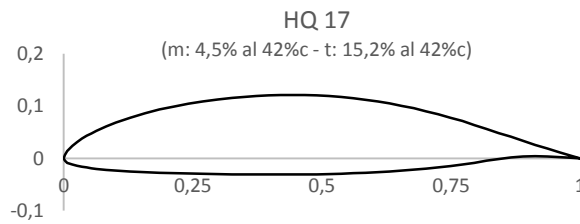


Figura 2.4-6: Profilo laminare HQ17

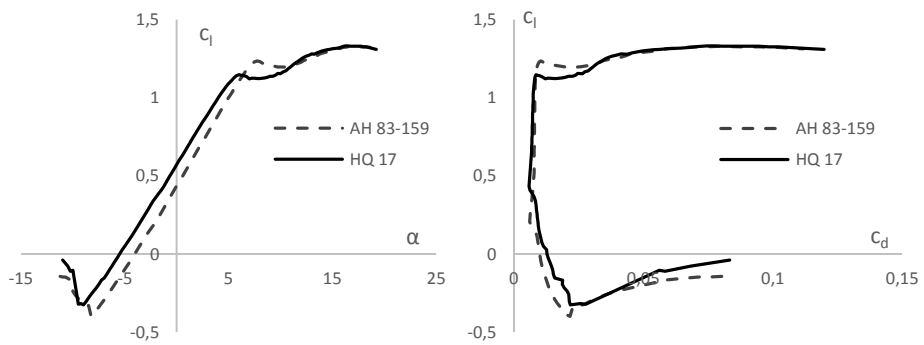


Figura 2.4-7: Confronto tra AH 83-159 e HQ17

Un' ampia ricerca sui profili alari laminari è stata condotta dalla Delft University che, negli ultimi anni, ha sviluppato profili per alianti ad alte prestazioni, anche in questo caso dotati di flap sul trailing edge per massimizzare l'efficienza. Tra i più moderni c'è il DU 97-127/15 utilizzato nell'aliante Schempp-Hirth Quintus M [6].

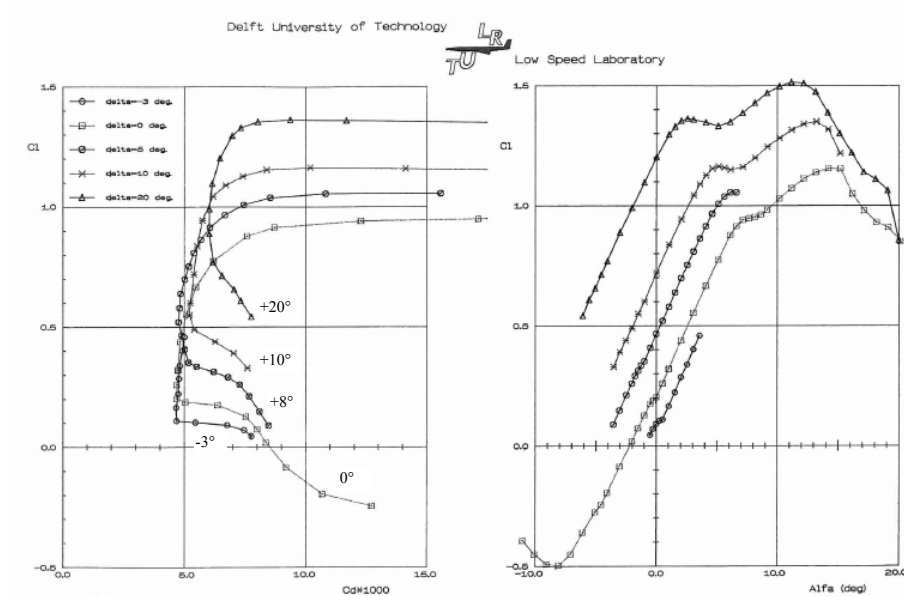


Figura 2.4-8: Prestazioni DU 97-127/15 a diversi angoli di flap

Uno spessore massimo e una freccia di camber massima arretrati consentono di avere un intradosso schiacciato: tale appiattimento permette una freccia di camber maggiore con

modesti aumenti di spessore. In questo modo è possibile raggiungere coefficienti di portanza alti contenendo la resistenza.

Ne è un esempio il KL002, tra gli ultimissimi profili laminari ad alte prestazioni per aerei.

È contraddistinto da un ventre molto piatto che gli permette di avere una freccia massima di camber importante (pari al 3,65%) e uno spessore relativamente basso (12,7%). Il suo c_d è molto basso. Inoltre è dotato di una camber a doppia curvatura che lo rende “*reflex*” e quindi molto stabile alle alte velocità.

Altra caratteristica del KL002 è quella di essere meno sensibile alla formazione e spostamento della bolla laminare all’aumentare dell’angolo di attacco: i profili laminari visti in precedenza, infatti, mostrano un cambio di pendenza sul c_l (a cui corrisponde un brusco aumento di resistenza) proprio dovuto allo spostamento della bolla sul naso e all’aumento dello spessore dello strato limite. Il KL002 è anche molto meno sensibile alla pioggia e alla sporcizia superficiale rispetto agli altri.

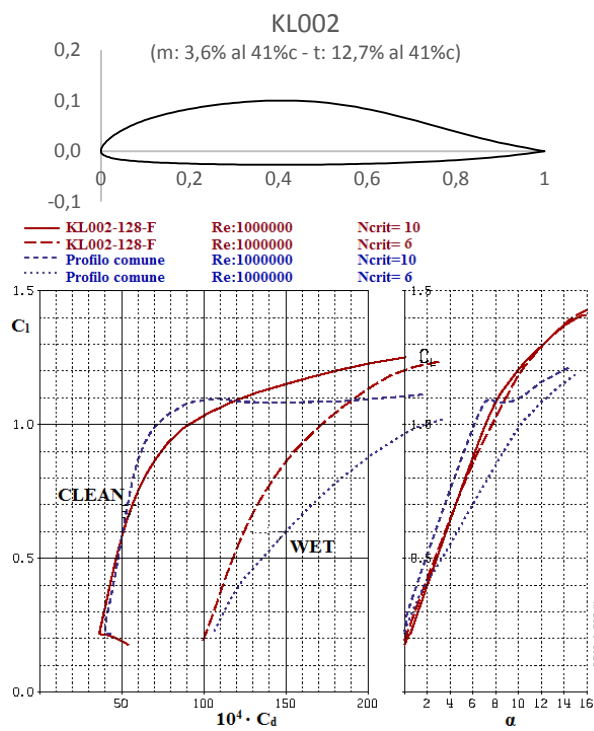


Figura 2.4-9: Coefficienti c_l e c_d del profilo KL002

3 Capitolo

Sistemi passivi per il controllo dello strato limite

Per sistema di controllo dello strato limite passivo si intende quel dispositivo o quella applicazione che modifica localmente lo strato limite presente sulla superficie senza che debba essere attivato. Ne sono un esempio i turbolatori che hanno il compito di indurre la transizione favorendo il passaggio da uno strato limite laminare ad uno turbolento.

In questo lavoro, sono stati verificati sperimentalmente gli effetti dei dimples su corpi aerodinamici a valle di una analisi numerica svolta all'interno del gruppo di lavoro. Lo scopo è quello di valutare la loro capacità di ridurre l'estensione della bolla di separazione laminare e valutare il loro beneficio sulle prestazioni aerodinamiche di profili che operano a bassi numeri di Reynolds.

3.1 Applicazione dimples su NACA 642014A

L'efficacia dei dimples su corpi "tozzi" è ormai largamente appurata da quando, casualmente, è stato scoperto che le palline da golf vecchie ed ammaccate percorrevano statisticamente una maggiore distanza rispetto a quelle nuove. Da quel momento le palline da golf sono caratterizzate da una superficie "a fossette". Le asperità superficiali, infatti, inducono un ritardo nella separazione del flusso riducendo la scia a valle del corpo e quindi la resistenza aerodinamica. Molti altri studi sono stati condotti nell'applicazione di queste fossette all'interno di scambiatori di calore per migliorare il coefficiente di scambio termico convettivo. Tuttavia, la sua applicazione come sistema di controllo dello strato limite o di riduzione di separazioni locali è limitata alle pale di turbine a gas [7].

Per questo motivo è stato deciso di avviare una ricerca al fine di valutare la capacità dei dimples di migliorare le prestazioni di profili alari per impegni energetici o aeronautici.

Il profilo alare scelto nel presente caso studio è il NACA 642014A (*Fig.:3.1-1*), un biconvesso simmetrico e laminare. Il motivo di tale scelta risiede nella sua particolare distribuzione di pressione che mostra un repentino recupero in coda, con la presenza di un bolla laminare importante. Seppur il profilo non sia specificatamente impiegato nella costruzione di pale da aerogeneratore (o su applicazioni aeronautiche classiche), esso rappresenta un caso limite: infatti le separazioni locali riscontrabili a bassi numeri di Reynolds (tipici delle sezioni di radice delle pale e dei profili di piccole dimensioni)

saranno molto più marcate e, l'eventuale efficacia del dimple, più evidente. La forma biconvessa simmetrica permette di condurre lo studio ad angolo di attacco nullo e la possibilità di sfruttare la simmetria del dominio di calcolo per ridurre l'onere computazionale delle simulazioni CFD propedeutiche all'analisi sperimentale.

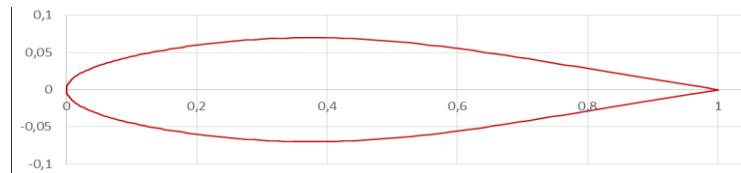


Figura 3.1-1: NACA 642014A

Il profilo in oggetto è stato modellato partendo dai punti del NACA 642015 ed opportunamente scalati fino ad arrivare ad uno spessore del 14% rispetto la corda, più idoneo ad applicazioni energetiche.

Da un'analisi preliminare attraverso il software XFOIL si è visto che i numeri di Reynolds più bassi sono i più significativi per apprezzare i fenomeni di separazione locale.

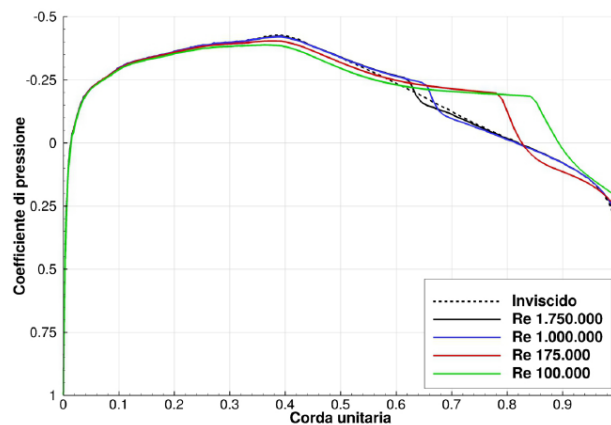


Figura 3.1-2: Andamento del coefficiente di pressione del profilo NACA 642014A a diversi numeri di Reynolds ($N_{critico}=8$ e angolo d'attacco nullo)

Il parametro $N_{critico}$ sta ad indicare il livello di turbolenza del flusso indisturbato ed è pari a 0,01% per $N_{crit} = 8$ (valore tipico di molte gallerie del vento a bassa turbolenza).

Grazie a queste analisi è possibile stabilire il punto di transizione dello strato limite che, per uno specifico numero di Reynolds, è strettamente dipendente dal valore di N_{crit} .

Ad esempio per un angolo $\alpha = 0^\circ$, $Re = 175.000$ e $N_{crit} = 8$ la transizione avviene intorno al 78% della corda con un'estensione della bolla che va da circa il 55% fino al 81% della corda. Per valori di turbolenza maggiori (cioè N_{crit} minori), la transizione si sposta più a monte.

Dopo un'attenta ricerca bibliografica, è stato scelto un dimple sferico di diametro costruttivo 4,7% c e affondamento 0,705% c .

La sua posizione lungo la corda, e il numero di Reynolds adoperato per i test definitivi, sono stati definiti al termine di una campagna di simulazione CFD dedicata.

Questa, svolta in precedenza dal gruppo di lavoro, è stata condotta attraverso le *Unsteady-RANS* (*Reynolds-Averaged Navier-Stokes equations*), inizialmente con una analisi 2D del profilo senza dimples, per confrontare i risultati di XFOIL con quelli ottenuti dal software STAR-CCM+ per le RANS, con diversi modelli di turbolenza. Ciò ha confermato la necessità di utilizzare un modello numerico che preveda la transizione laminare-turbolento, il modello $k-\omega$ SST con aggiunta del $\gamma-Re_\theta$, in quanto i modelli fully-turbulent non consentono la risoluzione della bolla di separazione laminare.

In seguito, la campagna RANS si è concentrata sulla ricerca della configurazione 3D ottimale del profilo con dimples, utilizzando il modello con transizione laminare-turbolento.

Sono state indagate diverse configurazioni:

- posizione fila dimple: al 46,5% c e al 55% c ;
- spaziatura dimple: 1 diametro e 6,5 diametri (fra dimples adiacenti);
- numero di $Re = 100.000$ e $Re = 175.000$.

Inoltre, per testare l'efficacia del dimple nelle diverse configurazioni, sono stati esaminati due livelli principali:

- asse di mezzeria dimple (MD), ovvero l'asse che taglia simmetricamente un dimple;
- asse tra dimples (TD), ovvero l'asse che giace simmetricamente tra due dimples adiacenti.

I risultati hanno dimostrato l'efficacia della soluzione se posizionata al 55% c con una spaziatura di 1 diametro (ID) per $Re = 175.000$.

L'analisi numerica si è conclusa con una campagna di simulazioni *LES* (*Large-Eddy Simulation*) per la risoluzione del campo di moto del profilo con e senza dimples, attraverso un modello numerico di livello superiore alle RANS [8].

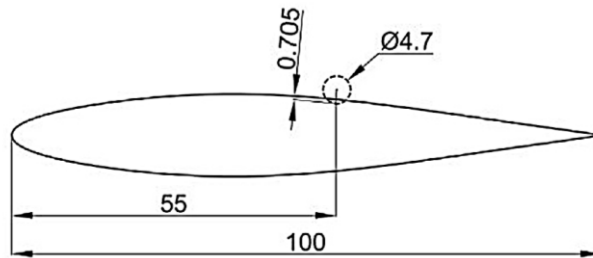


Figura 3.1-3: Dimensione e posizionamento del dimple

3.1.1 Risultati analisi numeriche

L'approccio LES è stato un ottimo compromesso tra l'analisi RANS, sufficiente a descrivere solo grandi scale di turbolenza che hanno un effetto periodico energeticamente consistente, e la *Direct Numerical Simulation* (DNS), che risolve il campo di moto a tutte le scale di turbolenza, ma che ad oggi ha costi computazionali improponibili per il nostro caso studio.

Quindi, dopo aver definito i parametri del profilo dai risultati delle simulazioni preliminari, l'analisi numerica è proseguita, in questo senso, per la risoluzione numerica della turbolenza, a meno del modello di sottogriglia. Per questo è stato implementato in un codice CFD open-source, *OpenFOAM* (*Open-source Field Operation And Manipulation*), un solutore per le equazioni di Navier-Stokes incomprimibili (INS) basato su schemi a bassa dissipazione nel tempo: lo schema Runge-Kutta (RK).

I risultati di c_p e c_f ottenuti dalla LES sono il risultato di una media temporale dei campi di velocità e pressione ottenuti ad ogni istante di calcolo; la media è stata avviata al termine del periodo transitorio iniziale di sviluppo del campo di moto stesso [8].

In tabella una sintesi degli simulazioni LES effettuate:

PROFILO	Numero di Re	Configurazione	Angoli di attacco
642014 Dimple (MD)	175.000	55%c (1D)	0° 4° 8°
642014 Dimple (TD)	175.000	55%c (1D)	0° 4° 8°
642014 No Dimple	175.000	55%c (1D)	0° 4° 8°

Nel caso a 0° e 4° i dimples si trovano rispettivamente appena prima e nella mezzeria della bolla laminare. In entrambi i casi, la cavità agisce come promotrice della turbolenza aumentando l'energia cinetica turbolenta.

Infatti il flusso si avvicina lateralmente alla fossetta (Fig: 3.1-4a), ricircola al suo interno e, infine, lascia la fossetta subendo un'accelerazione. Ciò accade con una riduzione della

vorticità del flusso medio (Fig: 3.1-4b). L'accelerazione del flusso è la principale responsabile dell'aumento energia cinetica e quindi della riduzione dell'estensione della bolla laminare.

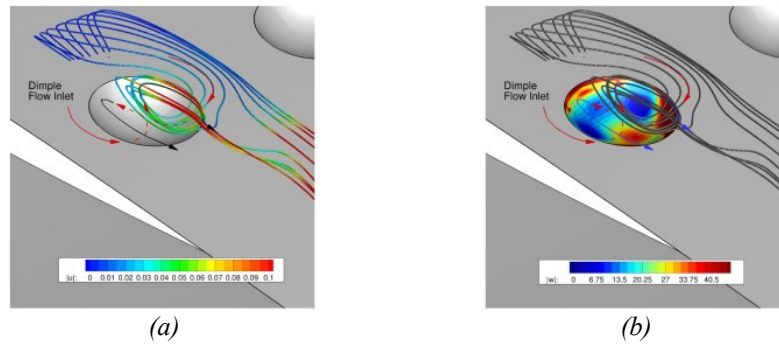


Figura 3.1-4: Campo di moto intorno al dimple

Ciò trova conferma analizzando il coefficiente d'attrito c_f sulla superficie nelle varie configurazioni, evidenziando in blu le zone di flusso attaccato, e in rosso la separazione locale.

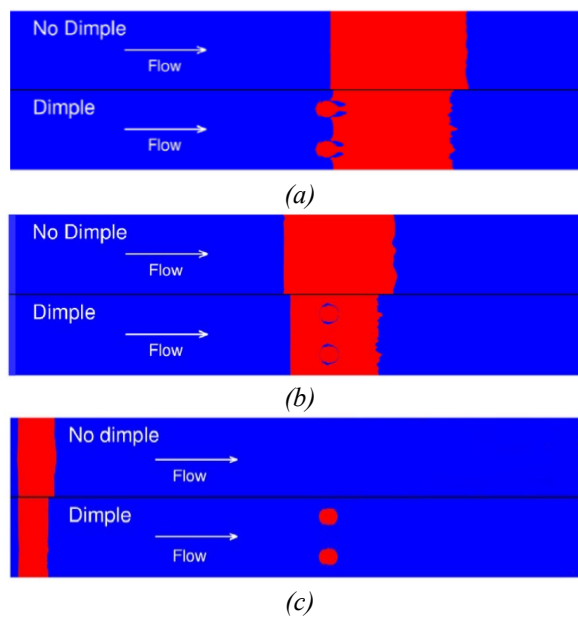


Figura 3.1-5: Zone di separazione sul profilo

Andando a tracciare gli andamenti del coefficiente di pressione c_p in relazione alla corda unitaria, si nota immediatamente il comportamento del dimple (i c_p relativi al profilo con dimple sono quelli calcolati nell'asse di mezzzeria del dimple e denominato MD).

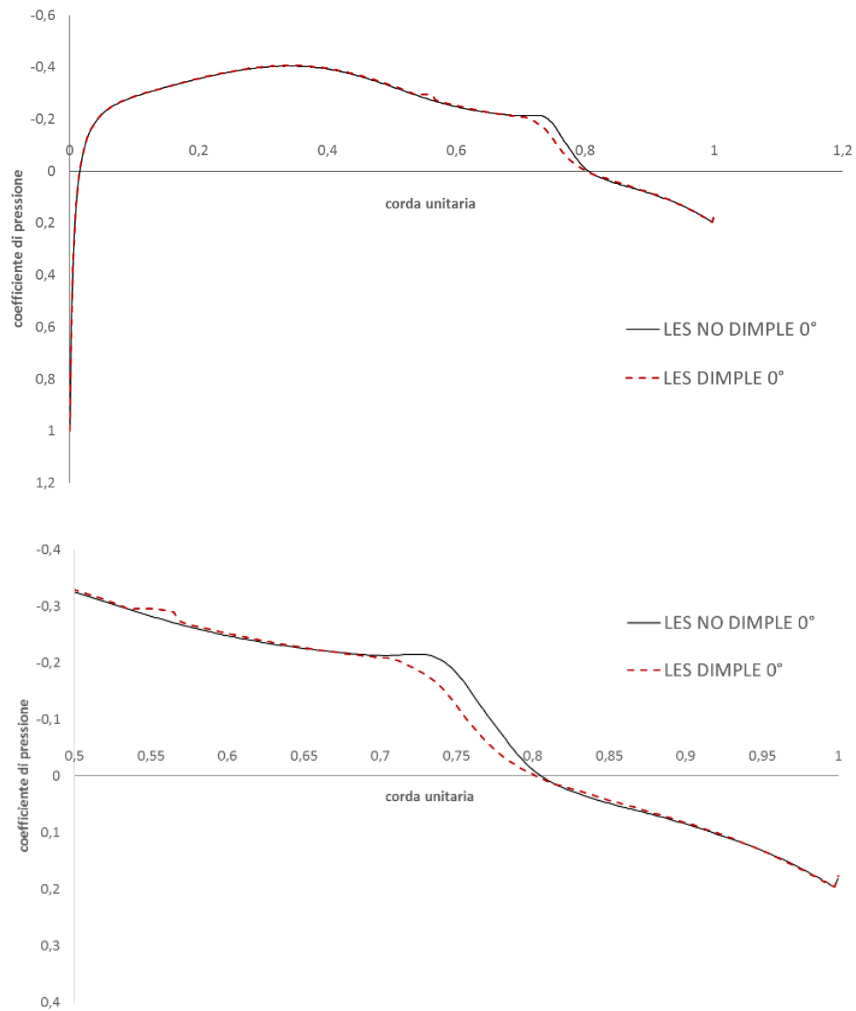


Figura 3.1-6: Confronto c_p a 0° (LES)

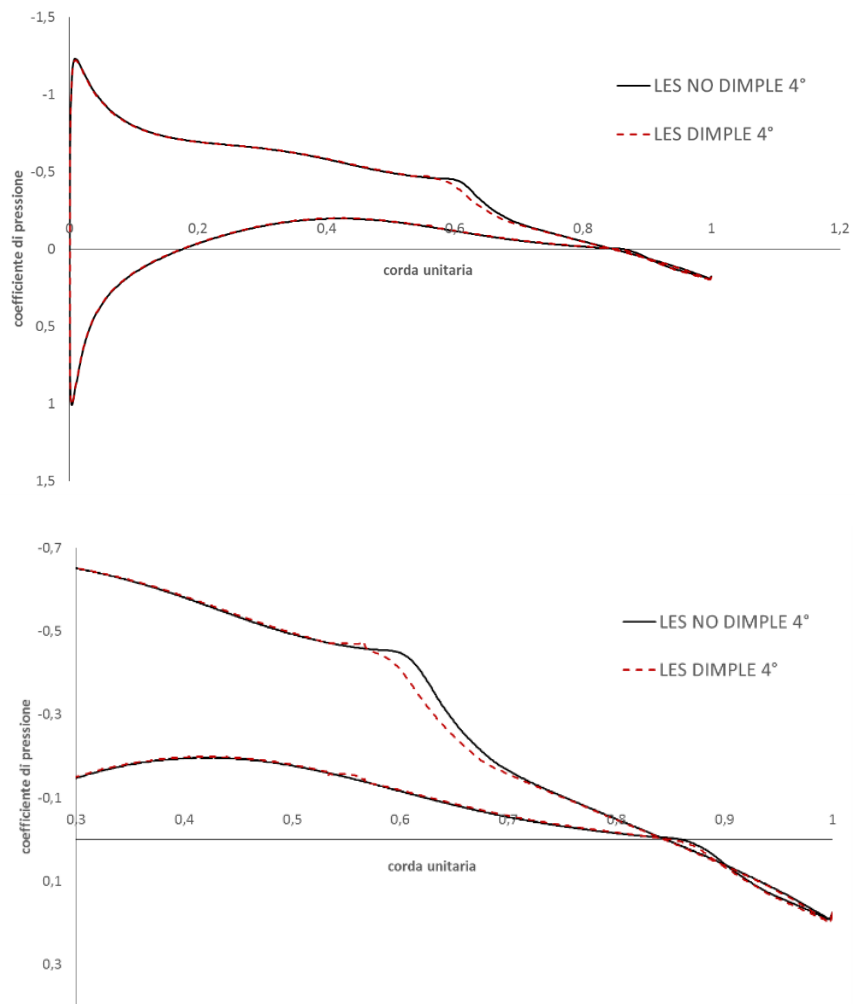


Figura 3.1-7: Confronto c_p a 4° (LES)

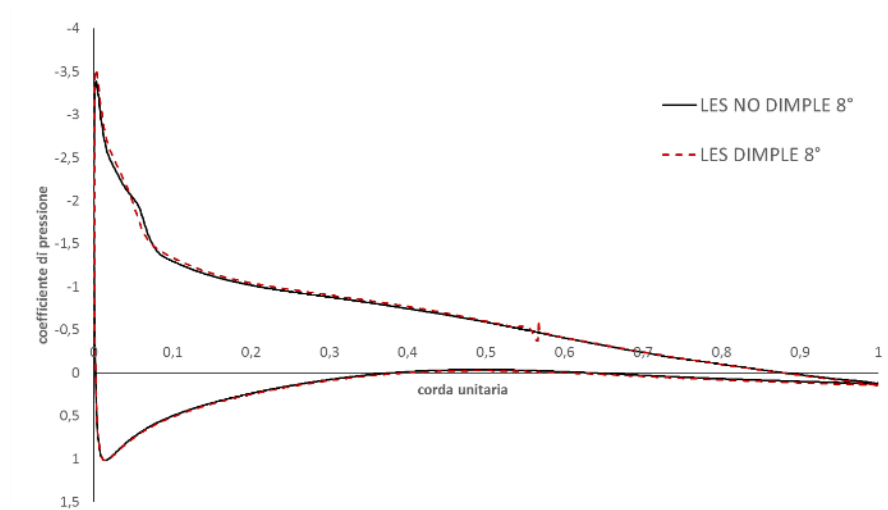
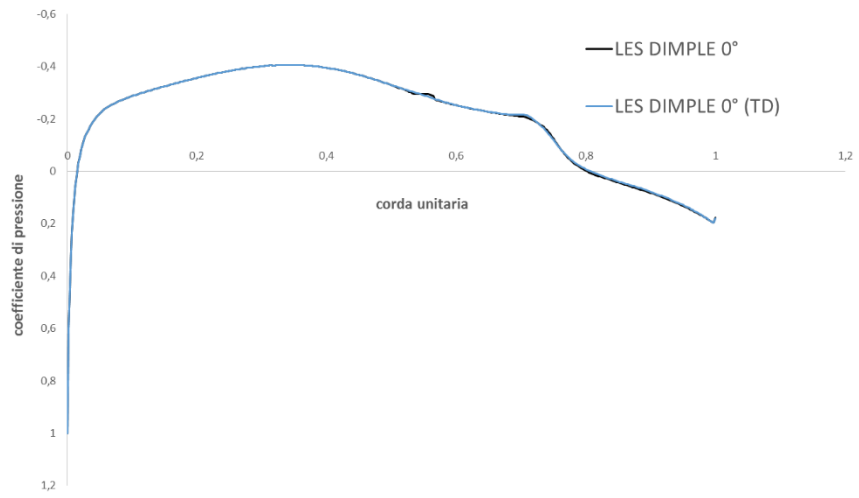


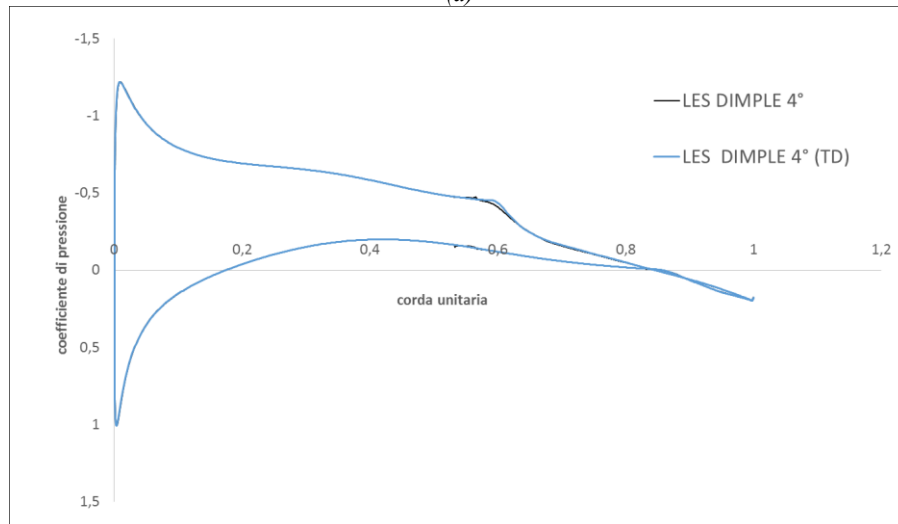
Figura 3.1-8: Confronto c_p a 8° (LES)

Dai grafici è possibile verificare quanto detto precedentemente e cioè che, per 0° e 4° di angolo di attacco, il dimple risulta efficace poiché la bolla si trova immediatamente dopo o a cavallo dello stesso. Ciò non vale per 8° perché la bolla si sposta verso il naso ma il riattacco turbolento dello strato limite viene comunque influenzato.

Altrettanto interessante è confrontare l'andamento di pressione nella mezzeria del dimple con quello tra i dimple (denominato TD)



(a)



(b)

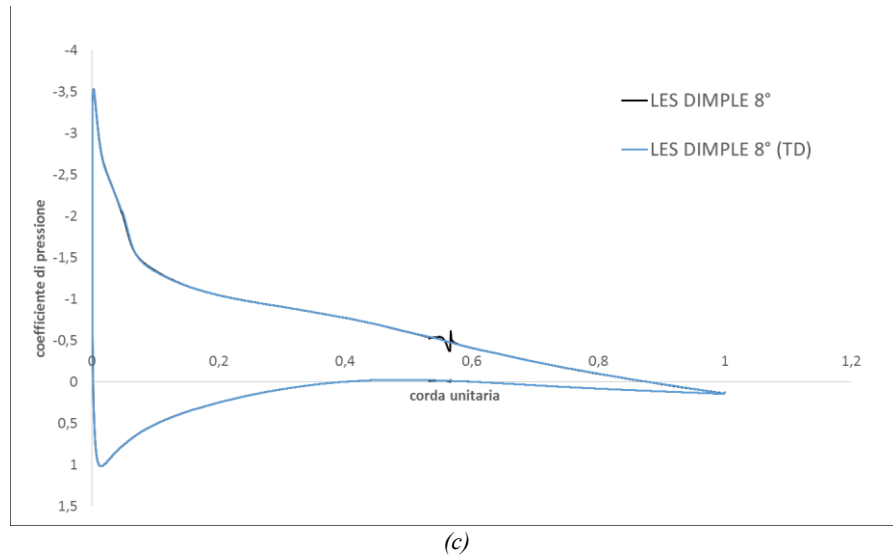


Figura 3.1-9: Confronto tra c_p sui livelli MD e TD (LES)

Per quanto riguarda le azioni aerodinamiche abbiamo:

Angolo	Profilo	c_l	$c_d \cdot 10^2$	$c_{d,p} \cdot 10^2$	$c_{d,v} \cdot 10^2$
0°	No Dimple	-	1,188	0,524	0,664
0°	Dimple	-	1,181	0,465	0,716
4°	No Dimple	0,417	1,303	0,717	0,586
4°	Dimple	0,413	1,305	0,670	0,635
8°	No Dimple	0,807	2,258	1,791	0,467
8°	Dimple	0,831	2,271	1,698	0,573

In tutti i casi analizzati si nota una diminuzione del $c_{d,p}$ ed un conseguente aumento del $c_{c,v}$ tra il profilo senza e quello con i dimples.

Il c_d globale, per il profilo con i dimples, diminuisce solo per il test a 0° mentre il c_l ha un andamento discordante.

I risultati nel dettaglio verranno discussi nel capitolo 3.3.

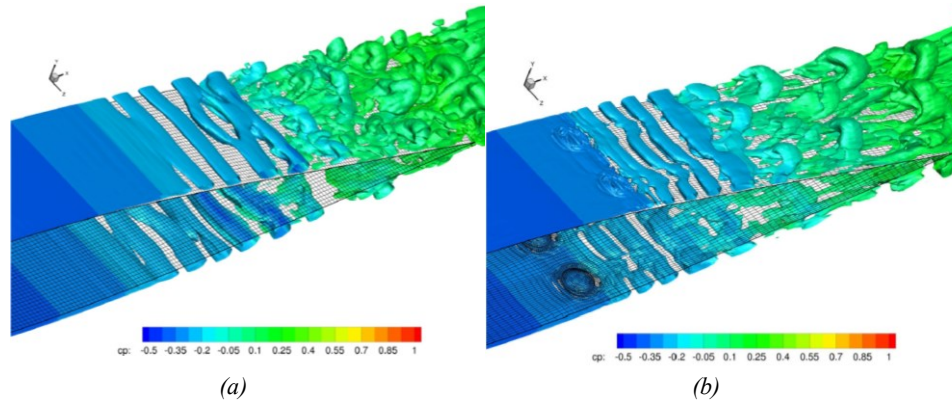


Figura 3.1-10: Visualizzazione del c_p nei due profili: senza dimples (a), con i dimples (b)

3.2 Prove sperimentali in galleria del vento ambientale

La prima parte del presente lavoro è stata finalizzata a validare sperimentalmente i risultati ottenuti dalla simulazione CFD sopra illustrata.

Dopo aver realizzato i modelli 3D del profilo NACA 64₂014A, messo a punto il set-up sperimentale e gli strumenti necessari, è stata avviata una lunga campagna di misure presso la galleria del vento ambientale dell'Università Politecnica delle Marche.

Questa fase ha permesso di valutare le grandezze aerodinamiche fondamentali alla caratterizzazione del profilo in questione.

3.2.1 La galleria del vento ambientale

La galleria del vento ambientale dell'Università Politecnica delle Marche è una struttura a circuito chiuso, costituita da un anello a geometria rettangolare i cui lati misurano 24 x 6 metri circa (Fig.:3.2-1). Anche la camera di prova è di tipo chiuso e, per le sue dimensioni, colloca la galleria tra quelle di tipo “ambientale” o “a strato limite sviluppato” (*Boundary Layer Wind Tunnel: BLWT*); la sua estensione infatti rende possibile lo sviluppo di uno strato limite simile a quello atmosferico.

La scelta di realizzare una struttura a circuito chiuso, anziché aperto, è dovuta alla volontà di ottenere risultati sperimentali quanto più possibile accurati. Questa scelta determina da una parte un aumento considerevole dei costi di realizzazione ma, dall'altra, permette di ottenere una maggiore qualità del flusso, l'indipendenza delle prove dalle condizioni

ambientali esterne, minore rumore ed un risparmio energetico durante il funzionamento della galleria stessa.

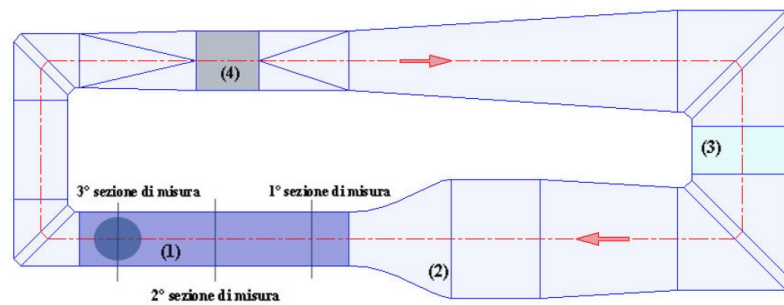


Figura 3.2-1: La galleria del vento ambientale

La camera di prova (1) ha una sezione di 1,8 x 1,8 metri con una estensione in lunghezza di 9 metri; quest'ultima dimensione, vincolata dalle dimensioni del capannone che ospita la struttura, non risulta particolarmente elevata nell'ambito delle gallerie ambientali. Per questo motivo è necessario introdurre all'interno della camera stessa, opportuni dispositivi che possano anticipare lo sviluppo dello strato limite ambientale.

Il tratto convergente della galleria (2), sempre a causa dei limiti dimensionali sopra citati, ha dimensioni limitate e un rapporto di contrazione di circa 5 a 1.

La sezione della camera di prova è di forma ottagonale, poiché le quattro pareti che la costituiscono sono state smussate in prossimità degli spigoli, al fine di evitare la formazione di vortici tridimensionali (*corner vortex*). La camera di prova è composta da

tre zone di misura: la prima è quella prossima al convergente e viene utilizzata per effettuare test di tipo fluidodinamico, su corpi aerodinamici, come profili alari o ali complete, ridotte degli opportuni fattori di scala; la seconda sezione di misura si trova nella parte centrale della camera di prova e può essere sfruttata per studiare varie tipologie di fenomeni, come l'interferenza tra corpi aerodinamici o tozzi, o la diffusione dei fumi da ciminiera; la parte più arretrata, la terza, è dedicata ai test di carattere ambientale per cui è necessario lo sviluppo dello strato limite atmosferico.

All'ingresso del convergente sono posizionati gli elementi abbattitori di turbolenza: sono presenti tre "screen mesh" e una struttura a nido d'ape detta "honeycombs".

Nel lato corto dell'anello, prima del convergente, è posizionato uno scambiatore di calore compatto (3), a flusso incrociato, con tubature a sezione circolare ed alettatura continua piana. Questo elemento ricopre una funzione fondamentale per il corretto svolgimento delle prove: essendo infatti una galleria a circuito chiuso, l'aria al suo interno tenderebbe ad aumentare la propria temperatura durante il funzionamento costringendo ad una continua correzione dei parametri di prova.

Di seguito alla seconda curva grande si trova il primo tratto divergente, necessario per la graduale espansione del flusso, quindi vi è un tratto che raccorda la geometria, a sezione quadrata, della galleria al ventilatore (3), il quale ha forma cilindrica (raccordo presente anche a monte del ventilatore). La struttura è completata dal secondo lato minore del rettangolo che chiude il circuito; esso è costituito da un tratto a sezione costante, di dimensioni uguali a quelle della camera di prova, e dalle due rimanenti curve.

In ogni curva sono presenti elementi raddrizzatori di flusso.

Il ventilatore è di tipo assiale, a numero di giri fisso e passo delle pale variabile; esso monta un motore elettrico ad induzione, alimentato da una tensione di 380 V, trifase a 50Hz, la cui potenza all'avvio è di 350 kW mentre, in funzionamento stazionario, a pieno carico, è di 250 kW. L'accensione avviene tramite l'ausilio di un avviatore statico, necessario per ridurre la corrente iniziale di spunto. L'angolo di calettamento delle pale viene regolato da un sistema di movimentazione pneumatico (3-15 p.s.i.), gestito da un convertitore corrente-pressione (4-20 mA). Tutti gli altri sistemi di misura e monitoraggio possono essere gestiti direttamente dalla sala di controllo, separata dal locale della galleria e opportunamente insonorizzata.

Da qui è possibile acquisire i dati di prova attraverso i PC di gestione galleria, monitorare i parametri di funzionamento (come pressione, temperatura, differenza di pressione prima e dopo il ventilatore etc.) attraverso i display ed intervenire sull'angolo di calettamento delle pale del ventilatore.

Per minimizzare gli eventuali disturbi elettromagnetici sui segnali di acquisizione tutti gli apparati di misura a corredo della galleria sono dotati di "server on-board" e cablati fra di loro mediante una rete EtherNet; ciò ne consente il controllo ed il monitoraggio remoto.

3.2.2 I profili alari

Sono stati realizzati due modelli del NACA 642014A: uno senza e l'altro con una fila di dimples, posizionati secondo i criteri descritti nel paragrafo 3.1.

La dimensione del modello è stata vincolata da diverse necessità: realizzare un dimple abbastanza grande (in relazione alle tolleranze garantite dalle lavorazioni) per assicurare la sua efficacia, raggiungere la velocità corrispondente al numero di Reynolds scelto per le simulazioni CFD ed un valore di resistenza misurabile dagli strumenti a disposizione.

La geometria finale vede una corda di 0,45 metri e uno span di 1,40 metri.

Il profilo è stato progettato per condurre le misure delle forze aerodinamiche e delle pressioni separatamente.

Infatti il profilo è composto da tre moduli:

- uno centrale formato da due semigusci in legno;
- due moduli esterni identici costituiti da centine ricoperte in balsa.

I tubicini per la misura della pressione usciranno lungo un longherone da una parte, mentre dall'altra, su un secondo longherone, sarà alloggiata la bilancia per la misura delle azioni aerodinamiche. Terminata una tipologia di prova è sufficiente capovolgere il profilo per eseguire l'altra.

La figura seguente mostra le varie parti del modello:

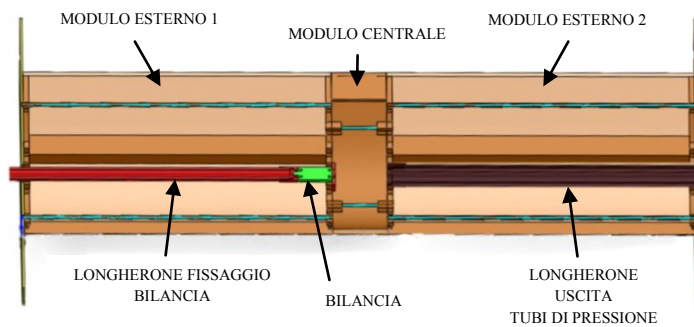


Figura 3.2-2: Sezione del profilo NACA 64:014A

Entrando più nel dettaglio della costruzione, il naso del profilo (Fig.: 3.2-3a) è modellato da un massello pieno così come la parte sui cui è ricavata la fila di dimples (Fig.: 3.2-3b). Nei due moduli esterni sono state inserite le centine in legno; lo spazio tra esse è stato riempito con polistirene espanso opportunamente modellato (Fig.: 3.2-3b). Una volta assemblate queste parti, è stata incollata la "pelle" esterna composta da fogli di balsa da 2 mm.

Il modulo esterno 2 è stato incollato al modulo centrale. Il modulo 1 invece, può essere inserito e tolto grazie a delle spine di allineamento (Fig.: 3.2-3c).

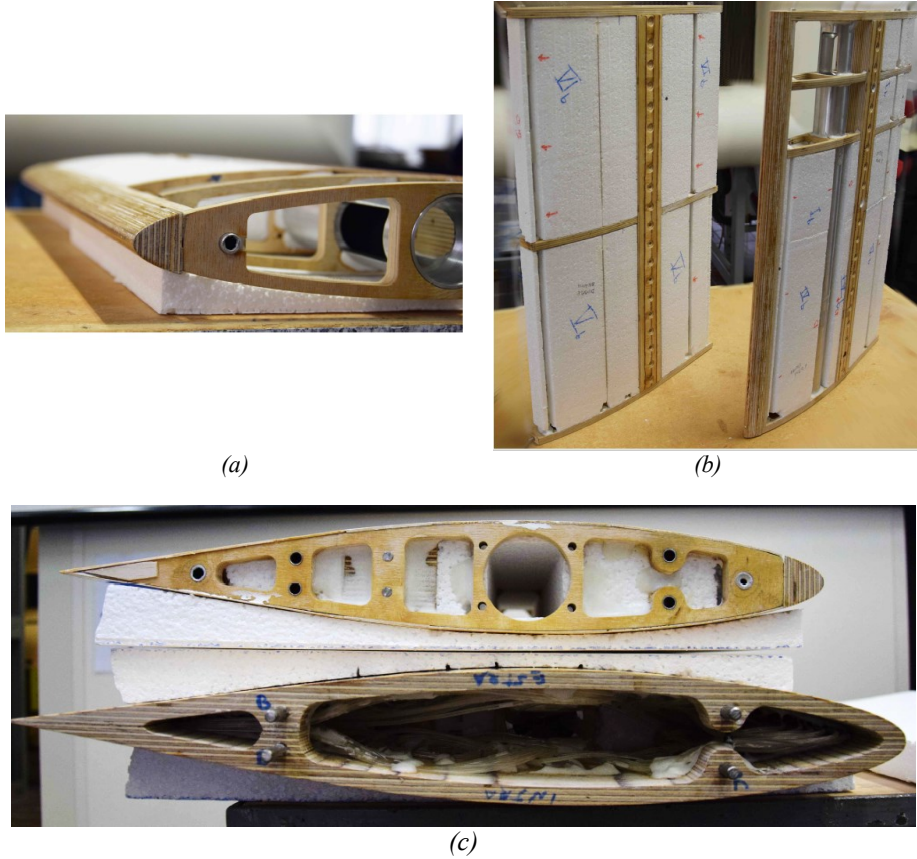


Figura 3.2-3: Particolari costruttivi del profilo NACA 642014A

Sul semiguscio rigido che compone il modulo centrale, nella direzione della corda, sono state realizzate le prese di pressione grazie a degli aghi metallici (Fig.: 3.2-4b) collegati successivamente ai tubi di silicone. Sono state realizzate due file, quella che interseca il dimple nella sua mezzeria (livello MD) e quella che passa tra due dimple (livello TD) come mostra la Fig.: 3.2-4. In particolare, all'interno di un solo dimple, sono state ricavate tre prese nel tentativo di valutare la differenza di pressione all'interno della cavità.

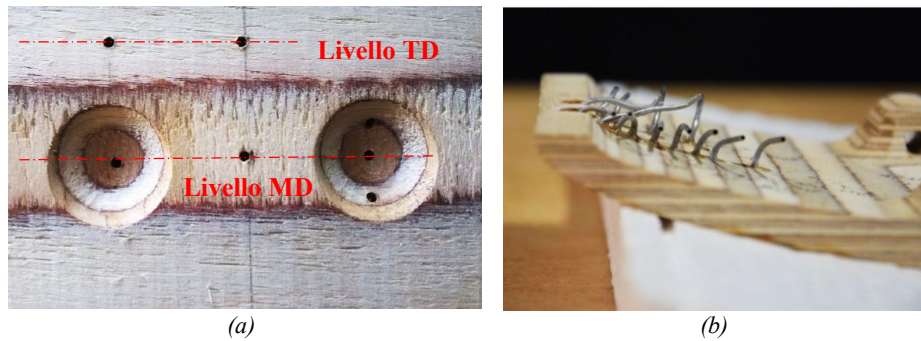


Figura 3.2-4: Realizzazione delle prese di pressione sul profilo

3.2.3 Tipi di misure

Le misure sperimentali effettuate sui modelli sono di due tipologie diverse:

- *misure di forza*: svolte grazie ad una bilancia dinamometrica progettata sulla base delle grandezze aerodinamiche in gioco. Infatti, per la validazione dei calcoli numerici, è stato necessario un grado di precisione molto elevato soprattutto per quanto riguarda la resistenza, così da poter apprezzare il Δc_d tra profilo originale e profilo con dimples.

Pertanto, il fondo scala dei canali della bilancia sono ± 20 N per la resistenza, ± 100 N per la portanza e ± 1 Nm per il momento.

Il segnale della bilancia è stato acquisito con una frequenza di campionamento di 16384 Hz e un numero totale di 65536 campioni per ogni acquisizione; sono state fatte 6 acquisizioni per ogni angolo d'attacco (per avere una misura molto accurata) e per ogni Reynolds sono state fatte 10 per verificare la loro ripetibilità.



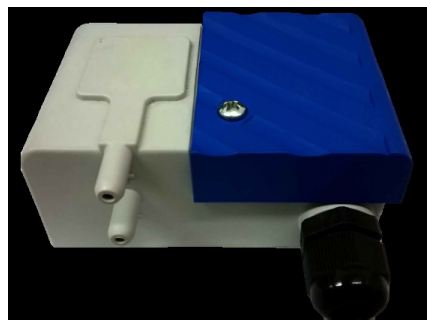
Figura 3.2-5: Bilancia dinamometrica 3 assi

- *Misure di pressione:* svolte collegando le prese ricavate sulla superficie del profilo a sensori di pressione per mezzo di tubi in silicone. I sensori utilizzati, di tipo differenziale, misurano la differenza di pressione tra una presa sul profilo e la statica di galleria. Per velocizzare il passaggio da una presa di pressione alla successiva si utilizzerà lo “stepvalve” (*Fig.:3.2-6b*) cioè un selettore ad azionamento pneumatico, sviluppato internamente, che consente a due uscite parallele di mettersi in comunicazione ognuna con 32 ingressi. Quando il sistema viene azionato il disco di acciaio superiore si solleva e compie la rotazione necessaria ad avanzare di uno step, cioè a due prese successive. Ciò permette di ridurre drasticamente i tempi.

Avendo a disposizione due prese in parallelo anche i sensori di pressioni saranno due e perfettamente identici tra loro.

Per la prova a 0° sono stati utilizzati due *GEMS* con fondo scala ± 50 Pa mentre per quelle a 4° e 8° , considerando le pressioni in gioco maggiori, sono stati utilizzati sensori con fondo scala ± 250 Pa.

Il segnale dei sensori è stato acquisito con una frequenza di campionamento di 1000 Hz ed un numero totale di 5000 campioni per ogni acquisizione; per ogni presa di pressione sono state fatte 3 acquisizioni e per ogni angolo sono state fatte 3 prove per avere un confronto e verificare la ripetibilità.



(a)



(b)

Figura 3.2-6: Sensore di pressione GEMS (a); Stepvalve (b)

3.2.4 Set-up di galleria

Prima di iniziare le prove sperimentali, la galleria è stata predisposta di tutti gli strumenti e le attrezzature necessarie alle stesse.

È stato progettato e realizzato un sistema di sostegno e rotazione dei modelli in camera di prova; per evitare che le vibrazioni indotte dal ventilatore si trasmettessero al modello, la struttura è esterna e svincolata dalla galleria, e abbastanza rigida da non vibrare a causa dell'interazione tra flusso d'aria e modello. Il telaio è composto da profili tubolari a sezione quadrata 60x60 di spessore 5 mm saldati fra loro ed è in grado di sorreggere forze peso di oltre 3000 N, spinte assiali di 600 N e momenti ribaltanti di 400 Nm.

Tale struttura di supporto è stata installata nella parte inferiore della galleria e su di essa è stato alloggiato un meccanismo di rotazione: esso consiste in un riduttore a gioco nullo dotato di una manovella che mette in rotazione la sede in cui verrà inserito il longherone solidale al profilo. Il rapporto di riduzione è di 1:121, per cui ad un giro completo della manovella corrisponde una rotazione angolare di $2,975^\circ$; ciò permette degli spostamenti precisi.

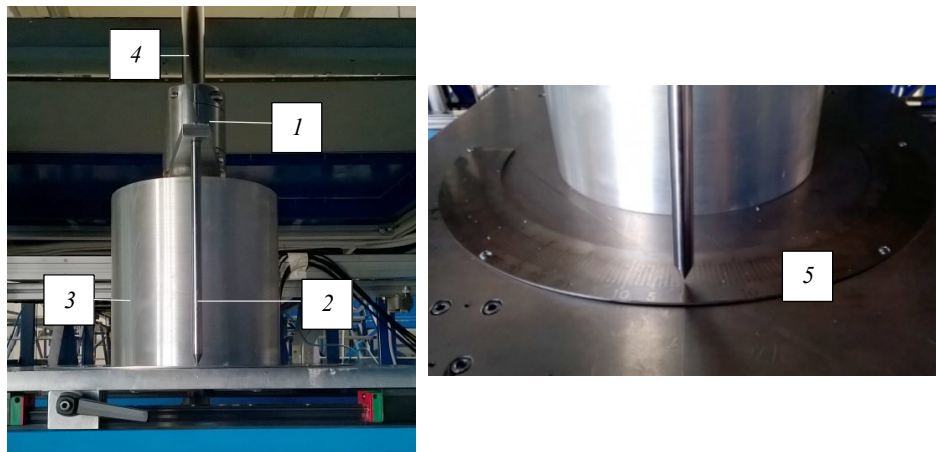


Figura 3.2-7: Riduttore (1), asta di lettura (2), sede rotante (3), longherone (4), corona graduata (5)

A questo meccanismo è stata aggiunta un'asta e una corona circolare graduata per l'indicazione della posizione angolare; una volta allineato il profilo all'interno della camera di prova, è possibile allineare l'asta sul valore di 0° e fissarla (tramite un serraggio a vite) al riduttore.

I profili alari vengono quindi posizionati verticalmente all'interno della camera di prova.



Figura 3.2-8: Posizionamento del profilo nella galleria del vento ambientale

Per avere la massima accuratezza nelle misure sperimentali, all'interno della galleria sono stati installati due "end-plates", ovvero due schermi di estremità; sono sistemati a ridosso del profilo ma svincolati dallo stesso, in modo tale da non contribuire alla sua resistenza, e solidali alle pareti della galleria.

La geometria infatti è quella di un'ala rettangolare, di estensione finita, soggetta a componenti di velocità nella direzione dell'allungamento alare. La motivazione fisica di tale fenomeno risiede nello sbilanciamento di pressione tra intradosso ed estradosso, che si verifica in un'ala portante. Tale sbilanciamento provoca una rotazione del flusso d'aria attorno all'estremità e quindi un ricircolo dalla zona in sovrappressione a quella in depressione, chiamato *trailing vortex*. La presenza dei vortici di estremità generano una *downwash*, o velocità indotta, su tutta l'ala e di conseguenza l'alterazione delle condizioni del flusso indisturbato. Prendendo come esempio un velivolo standard, la presenza dei vortici di estremità (e la nascita della velocità indotta), ha due importanti conseguenze sulle forze aerodinamiche su ogni singola sezione di ala:

- in ogni sezione la *downwash* si combina con la velocità del flusso indisturbato fornendo un vettore velocità locale che possiede un angolo di attacco effettivo più basso rispetto all'angolo di attacco geometrico di una quantità α_i (angolo indotto);
- anche la portanza risente della riduzione dell'angolo generando una componente diretta come V_∞ ovvero una *resistenza indotta*.

•
 Attraverso la teoria della linea portante di Prandtl si dimostra che tale fenomeno è strettamente collegato alla geometria dell'ala ed in particolare al valore di *aspect ratio* AR definito come il rapporto dello span sulla corda, e dal *taper ratio* β definito come il rapporto tra la corda al tip (c_t) e la corda alla radice (c_r):

$$C_{D,i} = \frac{C_L}{AR \pi} (1 + \delta) \quad (20) \quad \alpha_i = \frac{C_L}{AR \pi} (1 + \tau) \quad (21)$$

con:

$$AR = \frac{S}{c} \quad (22) \quad \beta = \frac{c_t}{c_r} \quad (23)$$

I parametri δ e τ sono funzione dell'aspect ratio AR e del taper ratio β ; in particolare, l'angolo indotto sarà tanto maggiore per valori di AR piccoli e valori di β elevati (nel nostro caso $AR=3,1$ e $\beta=1$ poiché rettangolare).

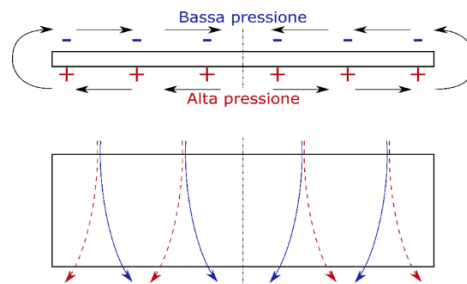


Figura 3.2-9: Flussi su ala finita (blu estradosso, rosso intradosso)



Figura 3.2-10: End Plates sul profilo NACA 642014A

La camera di prova è continuamente monitorata nei suoi parametri principali quali:

- temperatura T (attraverso una termocoppia di tipo K);
- pressione barometrica P ;
- pressione dinamica del flusso q_∞ (attraverso un pitot statico).

Attraverso la temperatura e la pressione barometrica possiamo ricavare la densità dell'aria ρ e, di conseguenza, risalire alla velocità del flusso grazie al q_∞ . A questo punto anche il numero di Reynolds è facilmente determinabile.

Il calcolo del coefficiente di pressione, come definito dalla formula (7), dipende dalla pressione misurata sul profilo e quella statica misurata all'interno della camera di prova della galleria del vento.

Per una corretta misura di quest'ultima è stata condotta un'indagine preliminare per verificare se il suo valore potesse essere influenzato o meno dalla presenza del profilo nella camera di prova e dal suo angolo di attacco; è stato misurato il $\Delta P = P_{\text{stat}} - P_{\text{amb}}$ per gli angoli -8° , -4° , 0° , 4° e 8° nelle seguenti configurazioni:

- 1 sola presa statica su una parete laterale della galleria;
- 2 prese statiche sulle due pareti laterali della galleria alla stessa altezza;
- presa statica del Pitot.

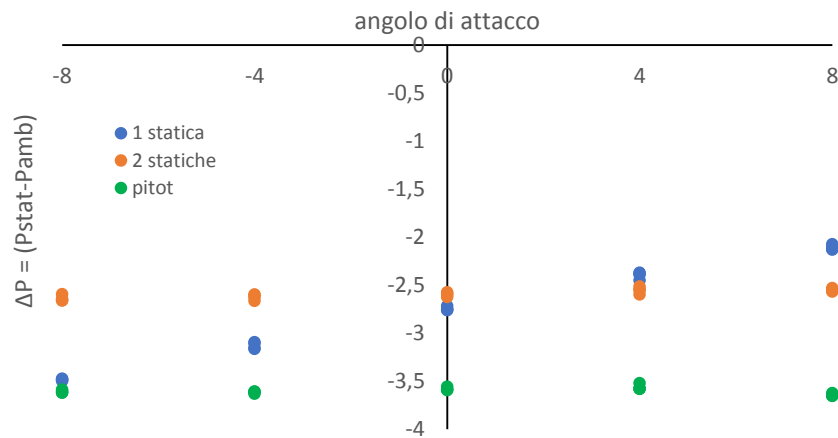


Figura 3.2-11: Andamento della pressione statica al variare dell'angolo di attacco del profilo nelle diverse configurazioni

Come è possibile notare dal grafico, se viene utilizzata una sola presa statica, il ΔP (utilizzando la P_{atm} come riferimento) è fortemente influenzato dall'angolo di attacco del profilo (andamento in blu).

Con la doppia presa statica invece, il ΔP resta costante al variare dell'angolo di attacco; il ΔP misurato utilizzando la presa sul tubo di pitot resta anch'esso costante al variare dell'angolo ma è molto più basso, probabilmente perché posizionato troppo vicino al tratto convergente della galleria. Per questo motivo si è optato per due prese statiche collocate nelle due pareti laterali, nella stessa posizione rispetto al profilo.

3.2.5 Risultati prove sperimentali a $Re = 175.000$ – NACA 64₂014A

Misure di pressione

Le prove di pressione, svolte in galleria del vento, a $Re = 175.000$ sono state condotte per gli angoli 0° , 4° , 8° . Per ognuno di essi è stata riportata la distribuzione di pressione del profilo con i dimples (considerando il livello MD che passa per lo stesso), quella del profilo senza (entrambe con le rispettive barre di errore e riferite alla rispettiva simulazione LES) e il confronto tra i due.

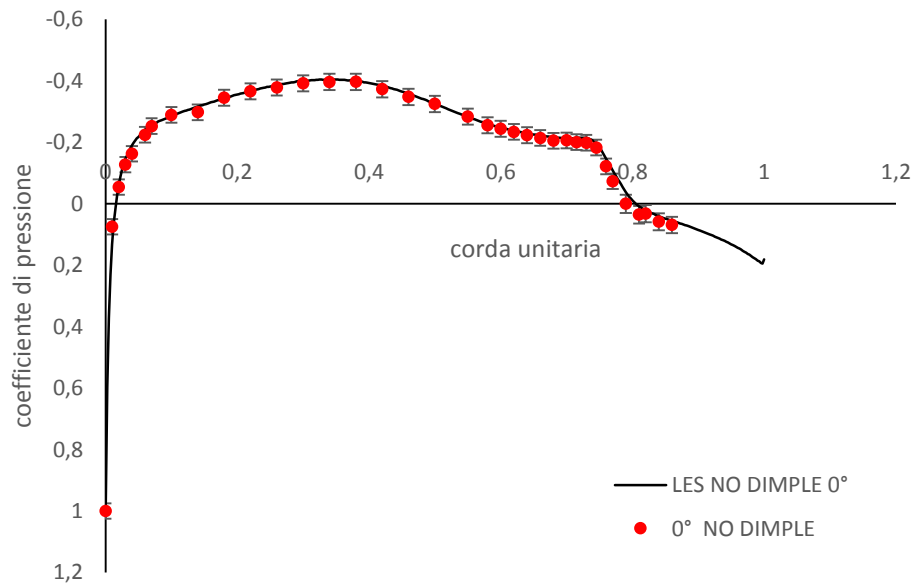


Figura 3.2-12: Confronto tra c_p sperimentale e c_p LES a 0° (NACA 642014A senza dimples)

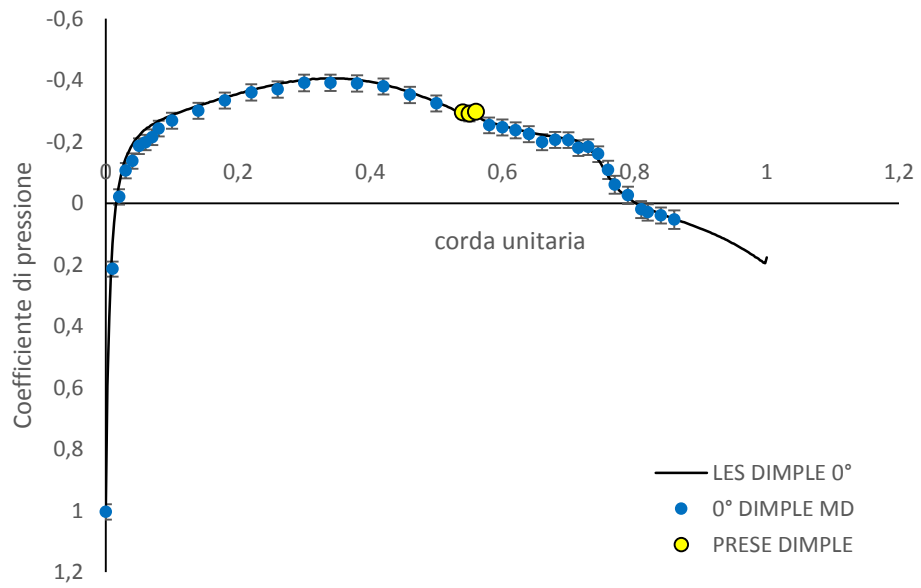


Figura 3.2-13: Confronto tra c_p sperimentale e c_p LES a 0° (NACA 642014A con dimples)

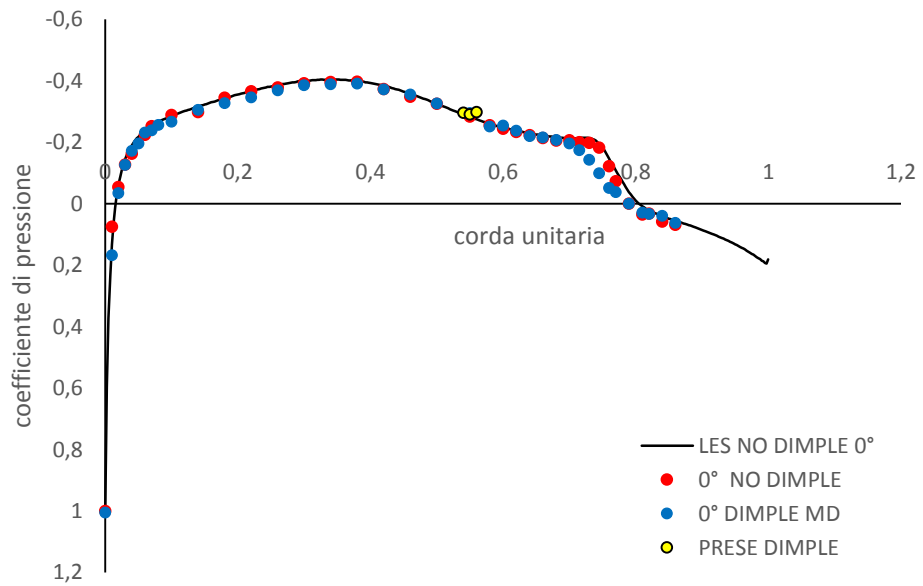


Figura 3.2-14: Confronto tra c_p sperimentali del NACA 642014A con e senza dimples a 0°

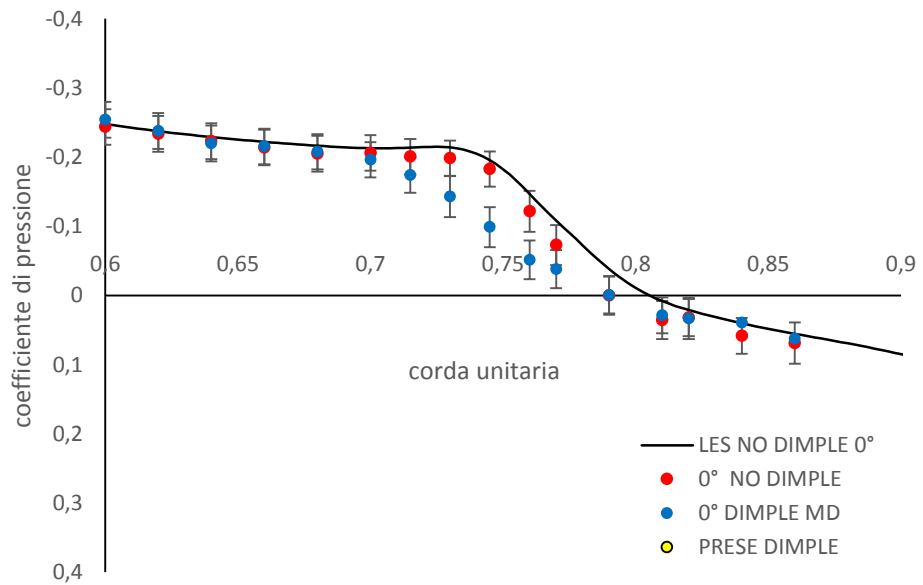


Figura 3.2-15: Ingrandimento confronto tra c_p sperimentali del NACA 642014A con e senza dimples a 0°

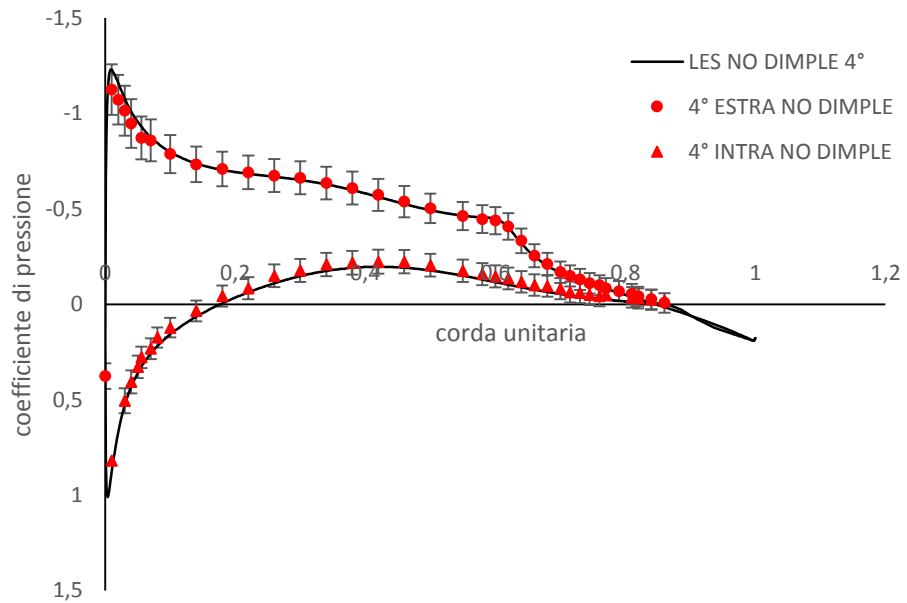


Figura 3.2-16: Confronto tra c_p sperimentale e c_p LES a 4° (NACA 642014A senza dimples)

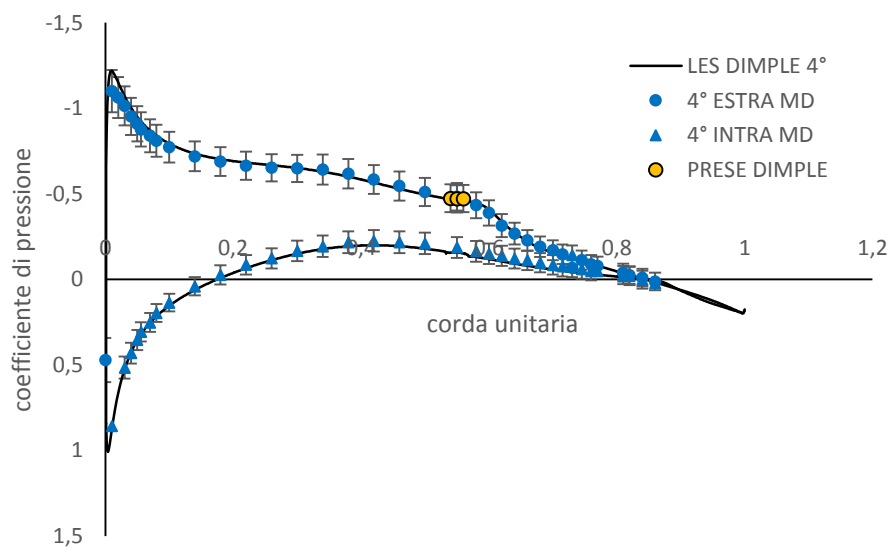


Figura 3.2-17: Confronto tra c_p sperimentale e c_p LES a 4° (NACA 642014A con dimple)

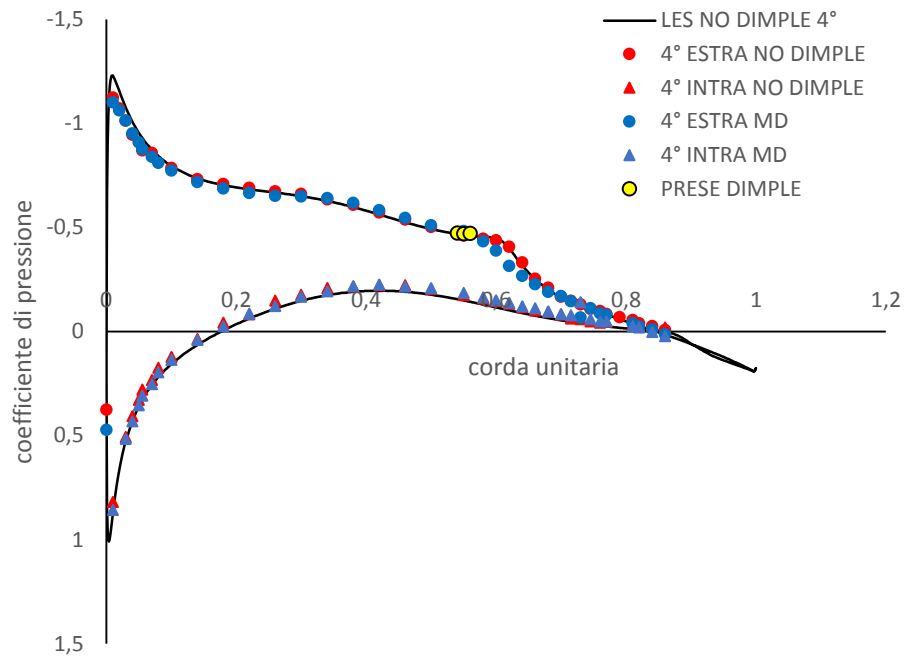


Figura 3.2-18: Confronto tra c_p sperimentali del NACA 642014A con e senza dimples a 4°

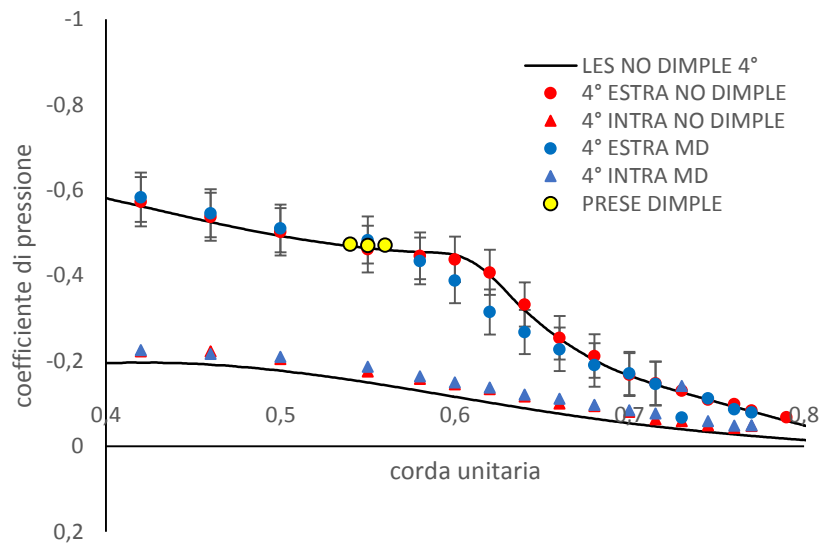


Figura 3.2-19: Ingrandimento confronto tra c_p sperimentali del NACA 642014A con e senza dimples a 4°

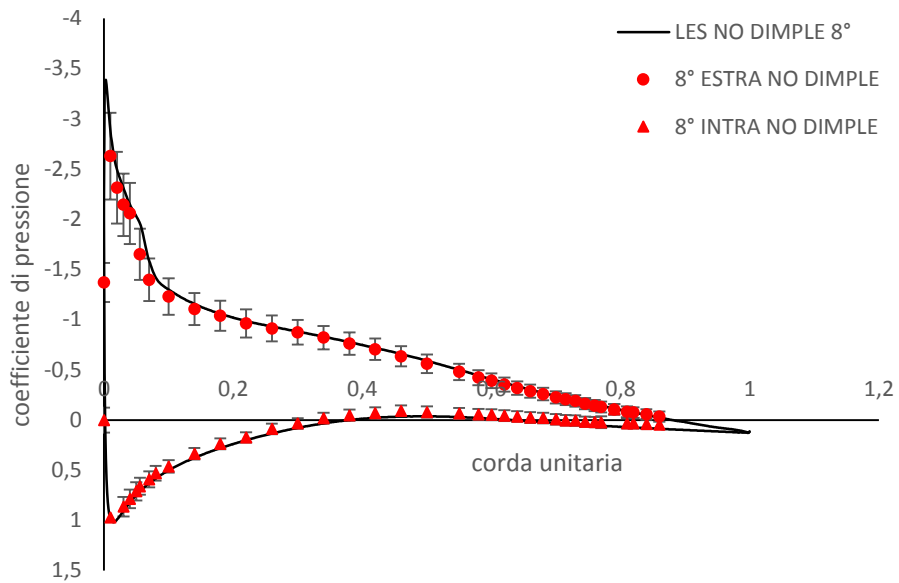


Figura 3.2-20: Confronto tra c_p sperimentale e c_p LES a 8° (NACA 642014A senza dimples)

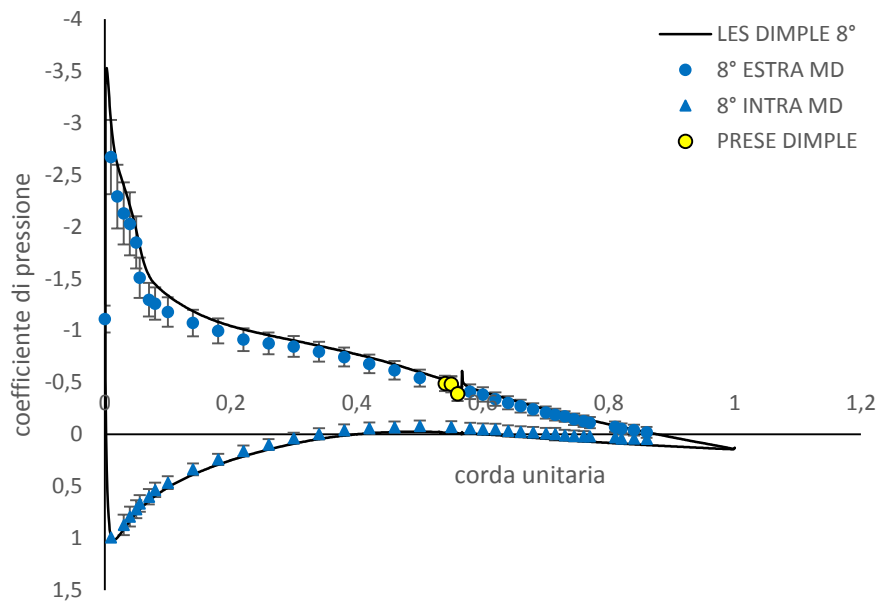


Figura 3.2-21: Confronto tra c_p sperimentale e c_p LES a 8° (NACA 642014A con dimples)

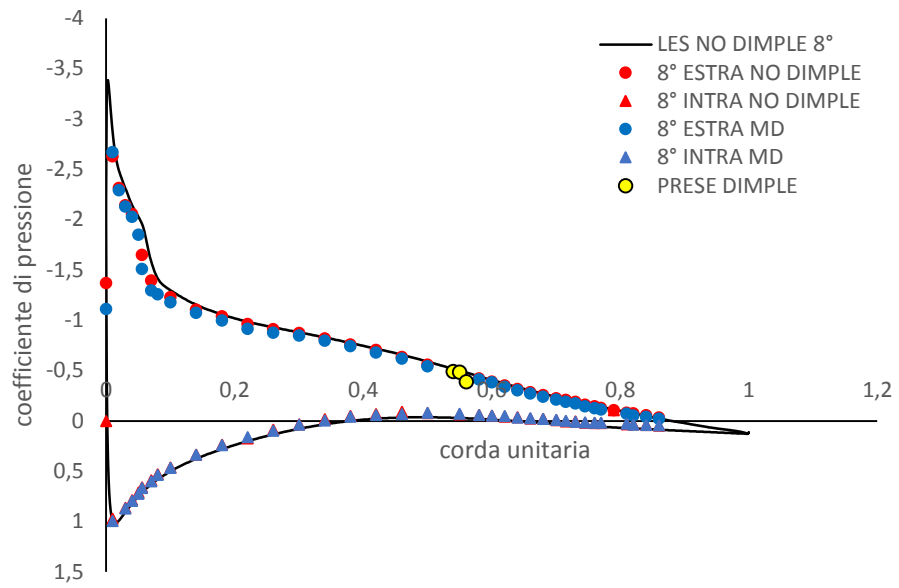


Figura 3.2-22: Confronto tra c_p sperimentali del NACA 642014A con e senza dimples a 8°

Come accennato, anche a livello sperimentale sono state realizzate due file di prese di pressione, una che interseca il dimple (MD) e una che passa tra i dimple (TD). Di seguito viene riportato solo il confronto a 0° , a titolo dimostrativo, che indica l'assenza di differenze significative tra i due livelli.

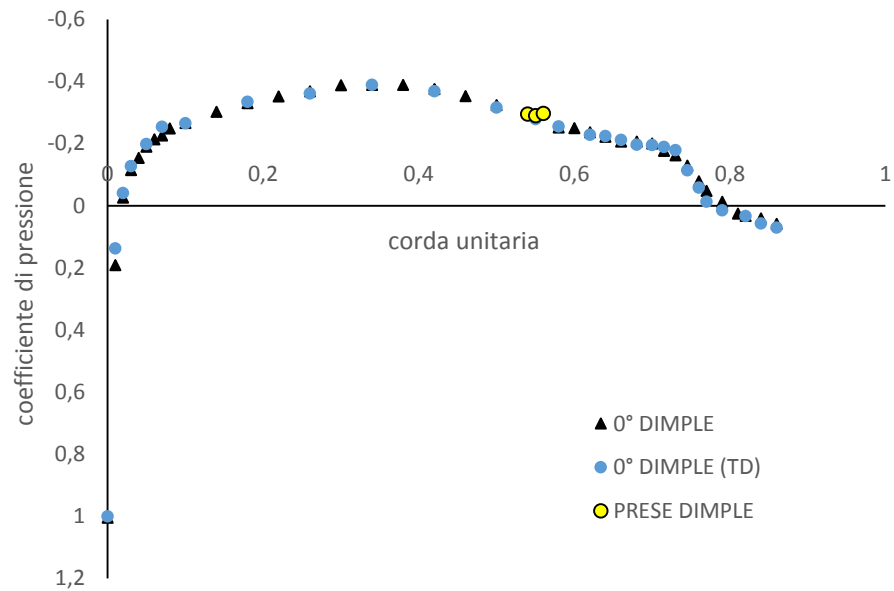


Figura 3.2-23: Confronto tra c_p sperimentali sul livello MD e TD

Misura delle forze aerodinamiche

La misura delle forze aerodinamiche, effettuate per valutare gli andamenti dei coefficienti di portanza, resistenza e momento, è stata condotta per angoli d' attacco che vanno da -14° a $+14^\circ$ (con passo di 1° per il range $-4^\circ \div 4^\circ$ e con passo di 2° per il resto) e la media dei coefficienti qui riportati è stata fatta su 10 prove.

Anche in questo caso vengono riportati gli andamenti per il profilo con i dimple e quello senza in relazione al rispettivo numerico LES (con le relative bande di errore), ed in ultimo i confronti tra i due sperimentali sotto forma di valori numerici.

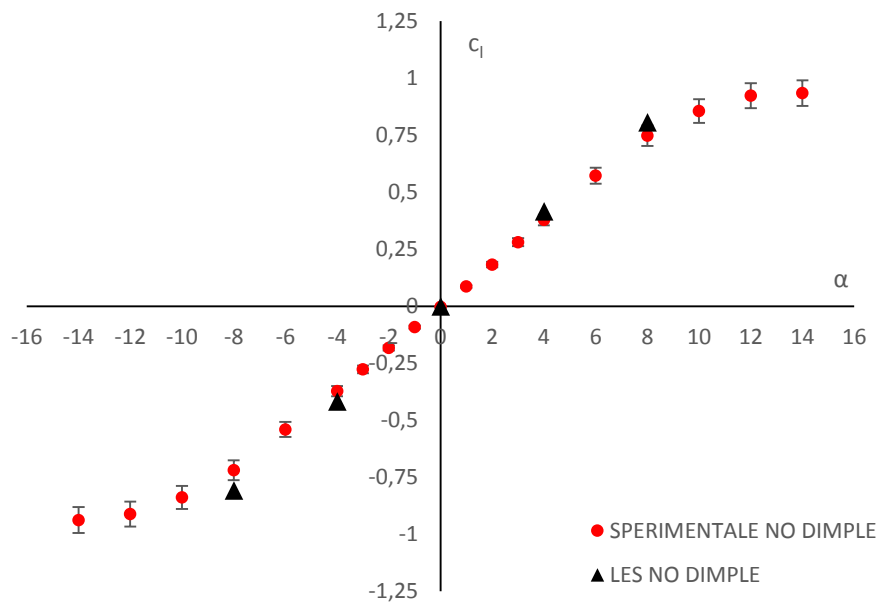


Figura 3.2-24: Confronto tra c_l sperimentale e c_l LES del NACA 64:014A senza dimples

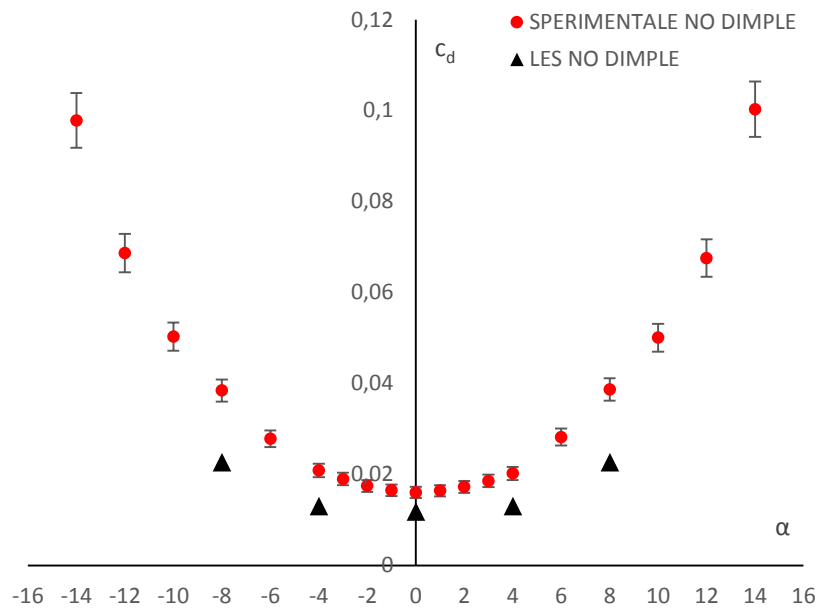


Figura 3.2-25: Confronto tra c_d sperimentale e c_d LES del NACA 642014A senza dimples

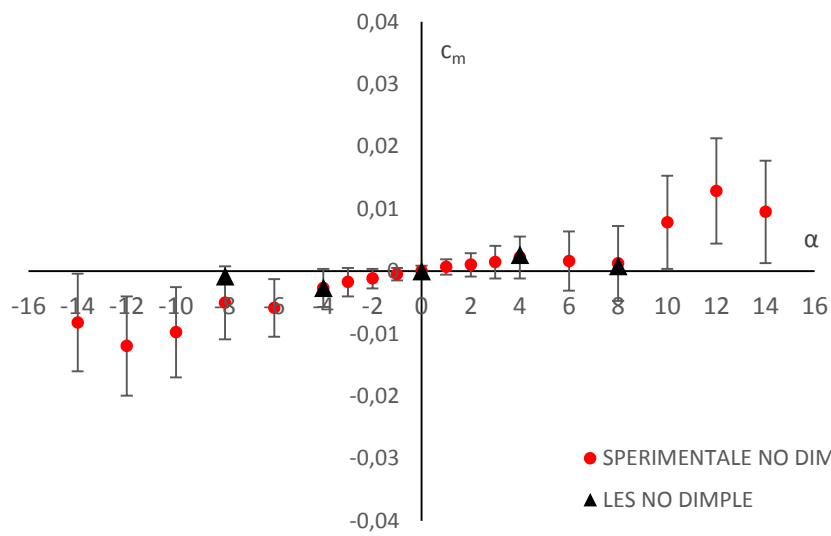


Figura 3.2-26: Confronto tra c_m sperimentale e c_m LES del NACA 642014A senza dimples (misurato al quarto di corda)

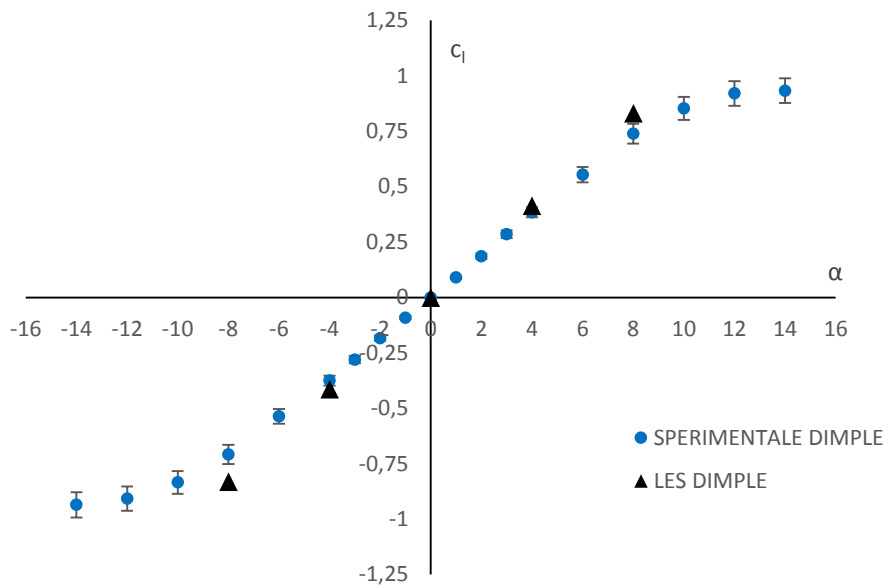


Figura 3.2-27: Confronto tra c_l sperimentale e c_l LES del NACA 642014A con dimples

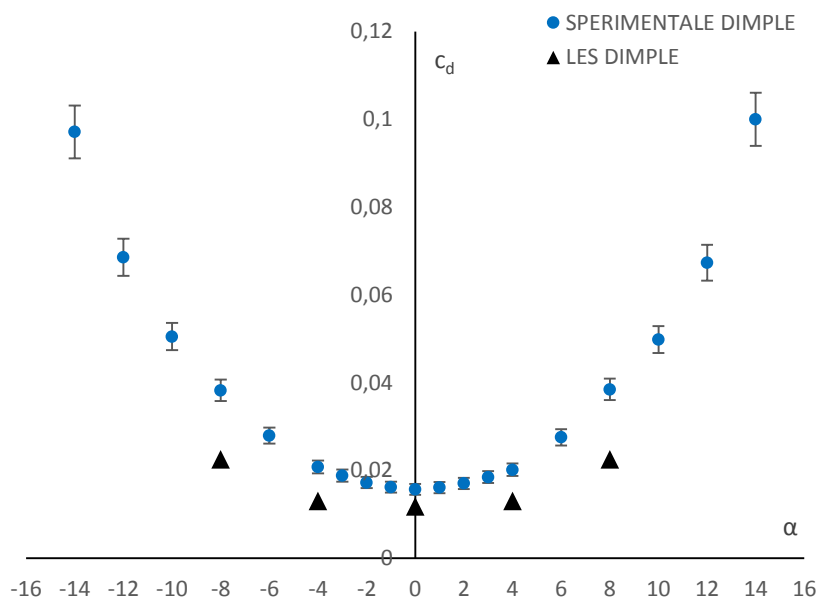


Figura 3.2-28: Confronto tra c_d sperimentale e c_d LES del NACA 642014A con dimples

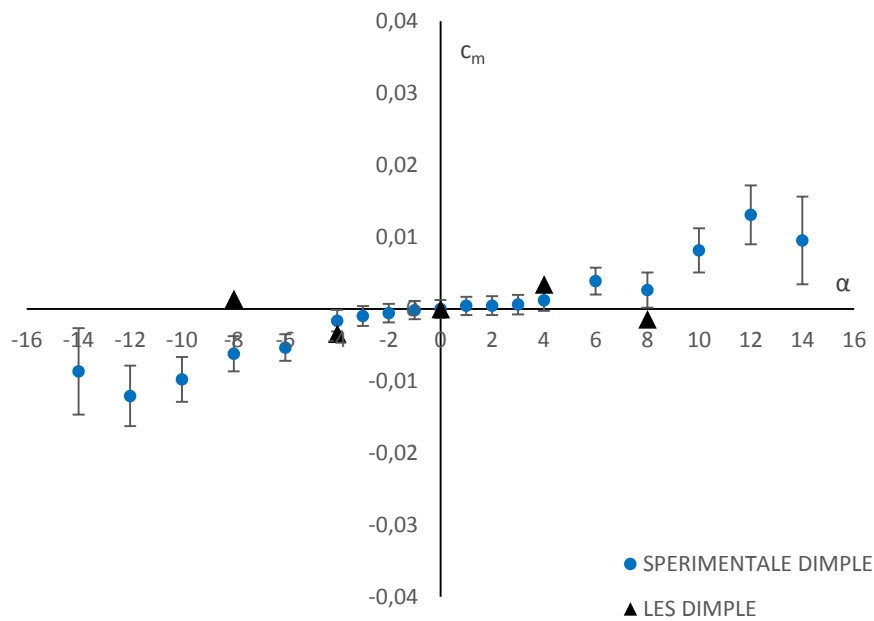


Figura 3.2-29: Confronto tra c_m sperimentale e c_m LES del NACA 64:014A con dimples (misurato al quarto di corda)

I valori sperimentali delle azioni aerodinamiche relative a portanza e resistenza vengono riassunti in tabella per un confronto più semplice:

Angolo	Profilo	c_l	c_d^2
0°	No Dimple	-	$0.0160 \pm 2.71 \cdot 10^{-3}$
0°	Dimple	-	$0.0157 \pm 2.46 \cdot 10^{-3}$
4°	No Dimple	$0.378 \pm 5.49 \cdot 10^{-3}$	$0.0202 \pm 3.46 \cdot 10^{-3}$
4°	Dimple	$0.384 \pm 7.10 \cdot 10^{-3}$	$0.0204 \pm 2.40 \cdot 10^{-3}$
8°	No Dimple	$0.748 \pm 2.38 \cdot 10^{-2}$	$0.0380 \pm 4.89 \cdot 10^{-3}$
8°	Dimple	$0.738 \pm 5.45 \cdot 10^{-2}$	$0.0383 \pm 4.80 \cdot 10^{-3}$

² i valori barrati indicano l'impossibilità di fare un confronto quantitativo perché il Δc_d ricade all'interno dell'incertezza di misura come riportato dal paragrafo 3.3

3.2.6 Risultati prove sperimentali a $Re = 350.000$ – NACA 642014A

Misure di pressione

Le prove di pressione svolte in galleria del vento a $Re = 350.000$ sono state condotte per un solo angolo di 0° . E' stata riportata la distribuzione di pressione del profilo con i dimples (considerando il livello MD che passa per lo stesso), quella del profilo senza e il confronto tra i due.

Le simulazioni numeriche relative a questa condizione non sono state condotte attraverso un'analisi LES ma con il software XFOIL e quindi sono disponibili solo per la configurazione senza dimples: infatti esso consente una simulazione del comportamento del profilo in un fluido inviscido o viscoso sfruttando la teoria dei flussi potenziali e non è in grado di ricostruire fenomeni 3D come è quelli generati dal dimple.

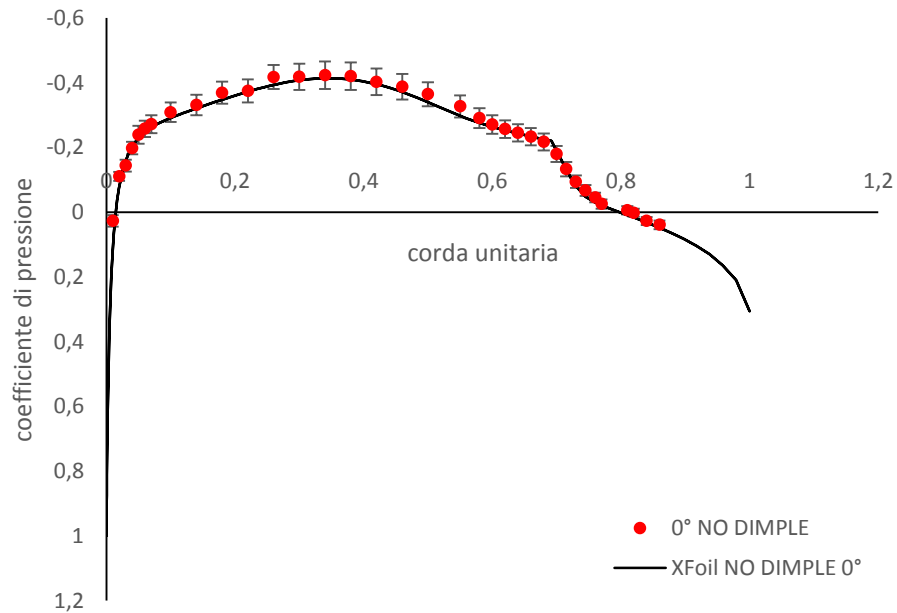


Figura 3.2-30: Confronto tra c_p sperimentale e c_p LES a 0° (NACA 642014A senza dimples)

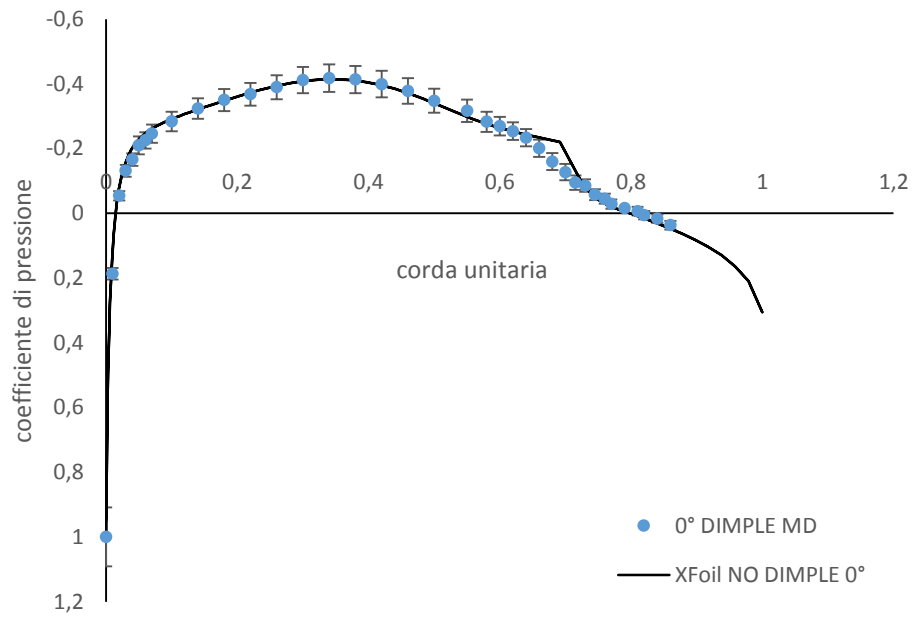


Figura 3.2-31: Confronto tra c_p sperimentale e c_p LES a 0° (NACA 64:014A con dimples)

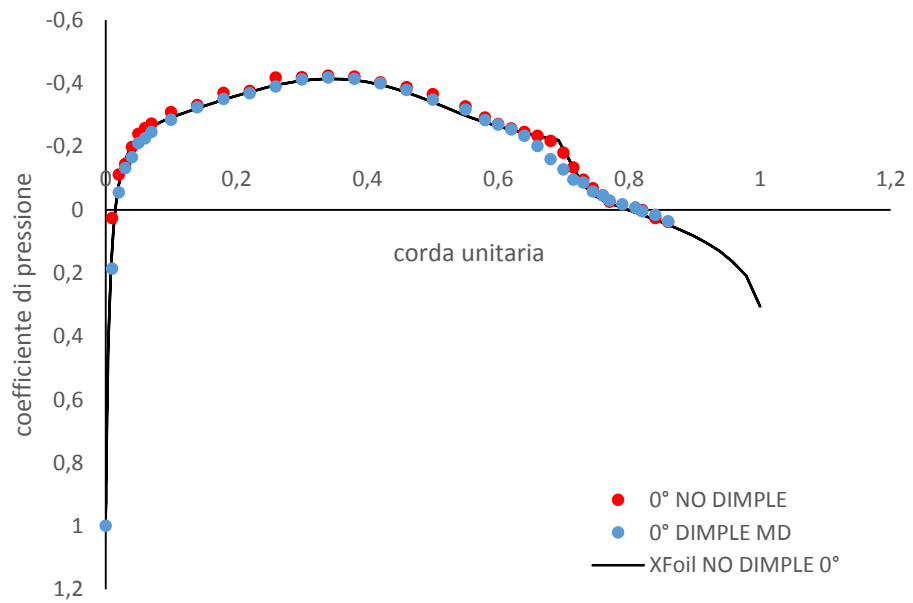


Figura 3.2-32: Confronto tra c_p sperimentali del NACA 64:014A con e senza dimples a 0°

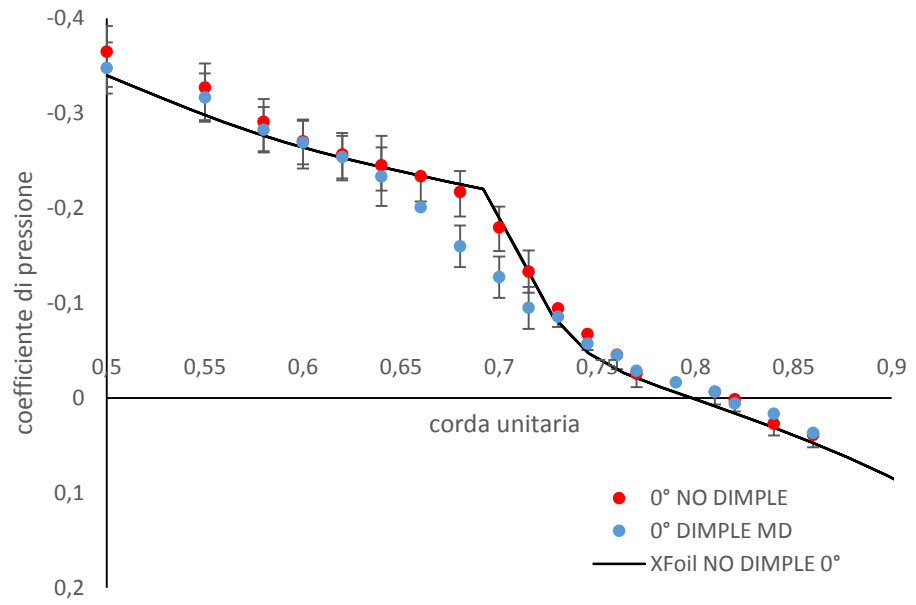


Figura 3.2-33: Ingrandimento confronto tra c_p sperimentali del NACA 642014A con e senza dimples a 0°

Misura delle forze aerodinamiche

La misura delle forze aerodinamiche a $Re=350.000$ è stata condotta per angoli d' attacco che vanno da -10° a $+10^\circ$ (con passo di 1° per il range $-4^\circ \div 4^\circ$ e con passo di 2° per il resto) e la media dei coefficienti qui riportati è stata fatta su 10 prove.

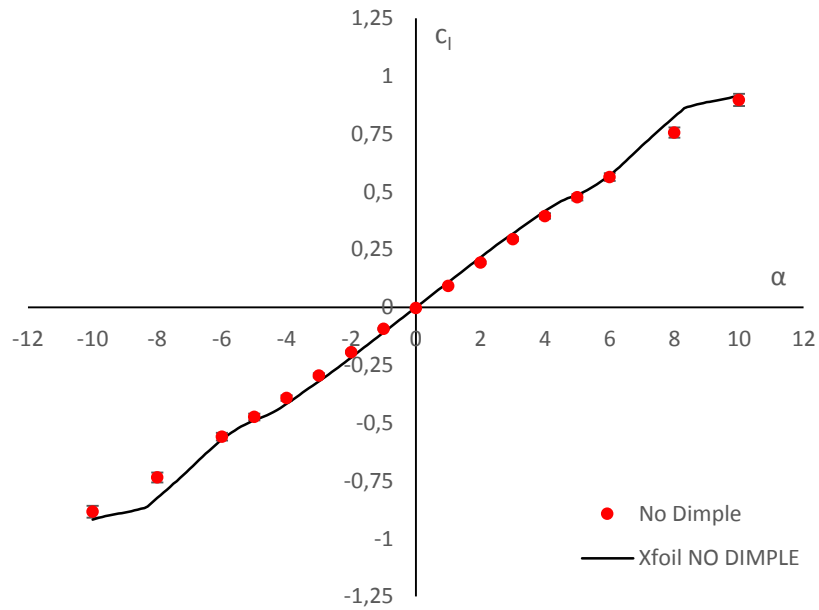


Figura 3.2-34: Confronto tra c_l sperimentale e c_l XFOIL del NACA 642014A senza dimples

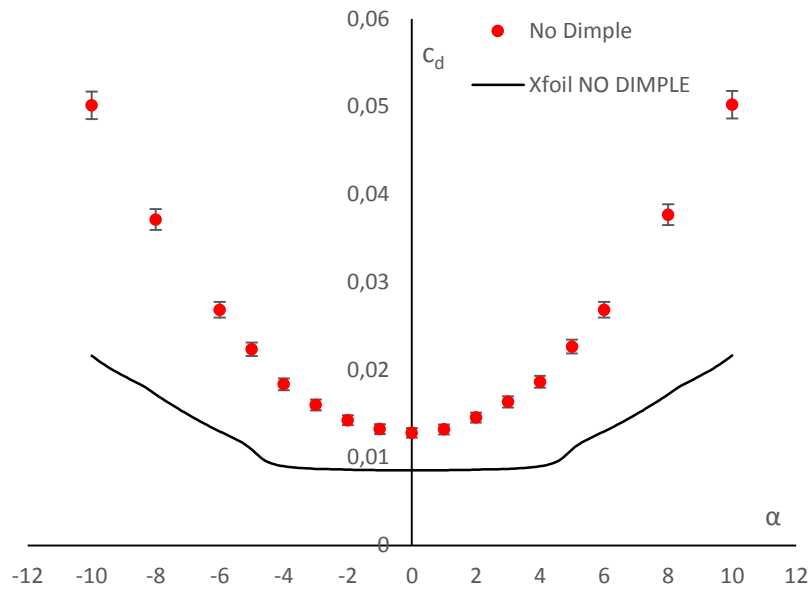


Figura 3.2-35: Confronto tra c_d sperimentale e c_d XFOIL del NACA 642014A senza dimples

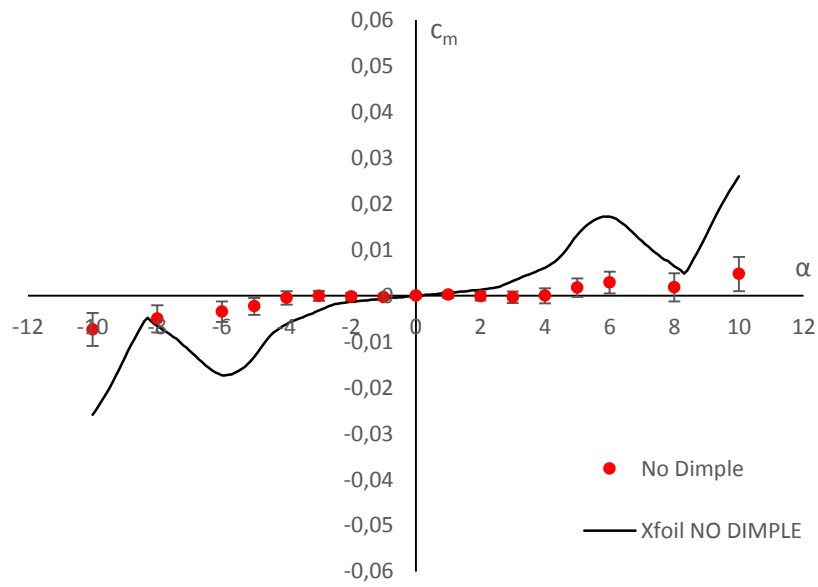


Figura 3.2-36: Confronto tra c_m sperimentale e c_m XFOIL del NACA 642014A senza dimples (misurato al quarto di corda)

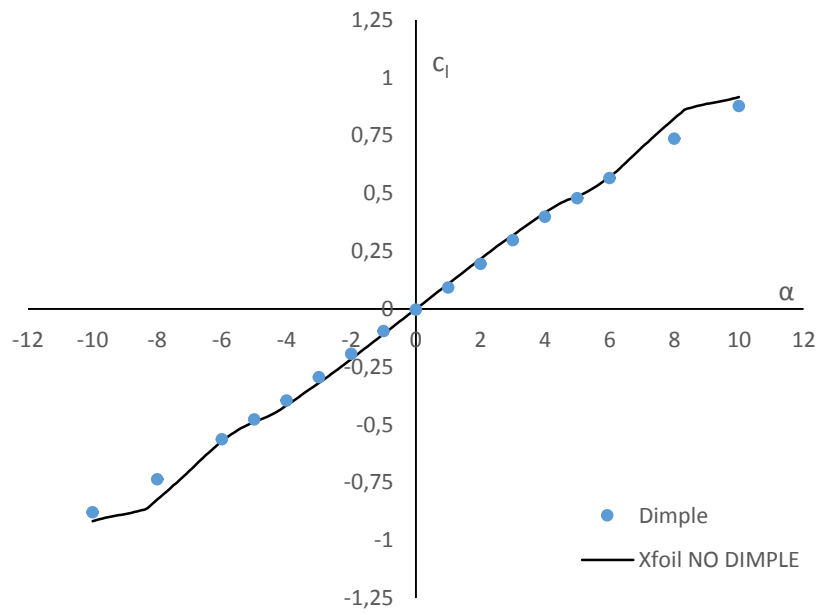


Figura 3.2-37: Confronto tra c_l sperimentale e c_l XFOIL del NACA 642014A con dimples

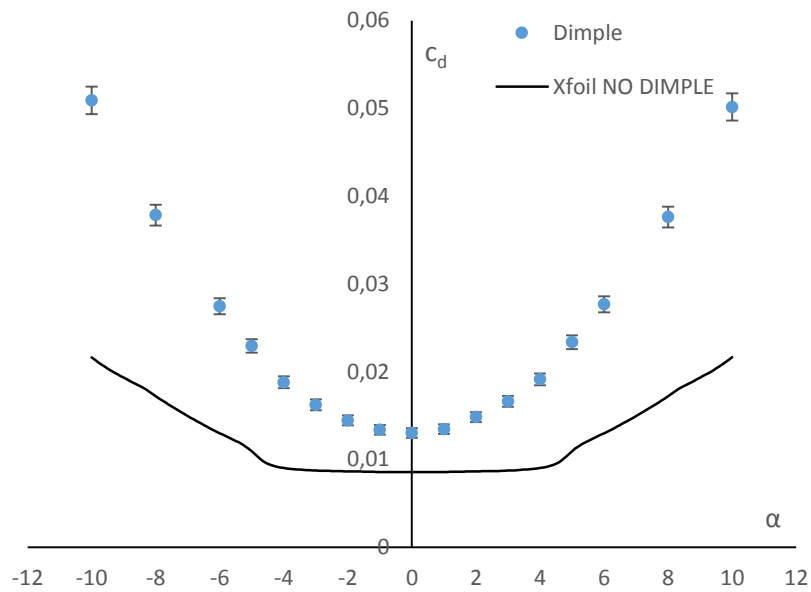


Figura 3.2-38: Confronto tra c_d sperimentale e c_d XFOIL del NACA 642014A con dimples

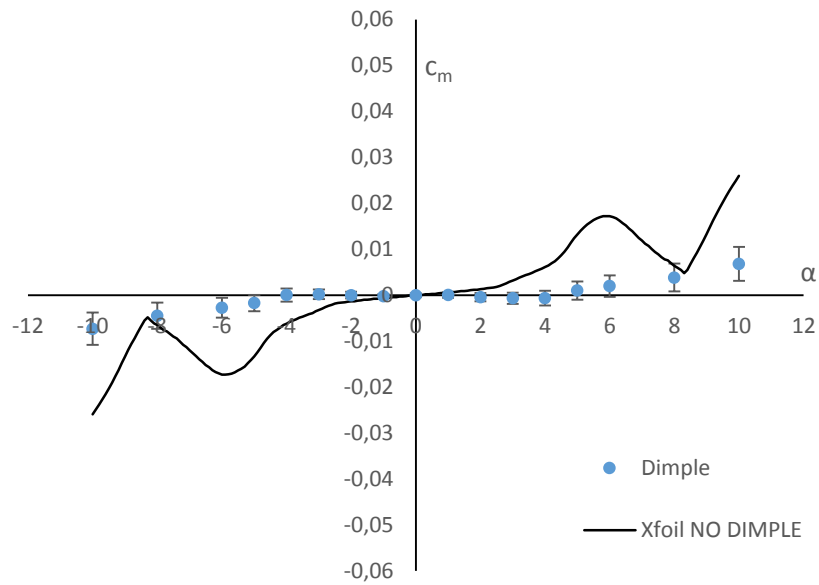


Figura 3.2-39: Confronto tra c_m sperimentale e c_m XFOIL del NACA 64:014A con dimples (misurato al quarto di corda)

I valori sperimentali delle azioni aerodinamiche di portanza e resistenza vengono riassunti in tabella per un confronto più semplice:

Angolo	Profilo	c_l	c_d
0°	No Dimple	-	$0.0128 \pm 1.10 \cdot 10^{-3}$
0°	Dimple	-	$0.0130 \pm 1.26 \cdot 10^{-3}$
4°	No Dimple	$0.395 \pm 2.49 \cdot 10^{-2}$	$0.0186 \pm 1.40 \cdot 10^{-3}$
4°	Dimple	$0.399 \pm 2.10 \cdot 10^{-2}$	$0.0191 \pm 1.50 \cdot 10^{-3}$
8°	No Dimple	$0.757 \pm 4.58 \cdot 10^{-2}$	$0.0376 \pm 1.80 \cdot 10^{-3}$
8°	Dimple	$0.737 \pm 5.40 \cdot 10^{-2}$	$0.0376 \pm 2.10 \cdot 10^{-3}$

3.3 Discussione dei risultati: NACA 642014A

Le misure di pressione sperimentali effettuate a $Re = 175.000$ sui due profili NACA 642014A ricalcano fedelmente le simulazioni LES ed hanno confermato un'evidente diminuzione dell'estensione della bolla laminare quando i dimples si trovano prima o nel mezzo della bolla di separazione laminare (cioè per α uguale a 0° e 4°), in accordo con i risultati numerici. A 8° la bolla si trova a monte dei dimples e non risente della sua presenza. Anche per $Re = 350.000$ si nota una riduzione della bolla a 0° di angolo d'attacco.

Sul profilo con i dimples non si notano differenze tra il livello MD e TD a testimonianza della corretta spaziatura scelta: il loro effetto è quindi uniforme lungo lo span.

Per quanto riguarda le azioni aerodinamiche a $Re = 175.000$ le simulazioni numeriche dimostrano che il c_l non ha una tendenza regolare: ad $\alpha = 4^\circ$ il profilo con i dimples ha un c_l minore del profilo senza, mentre ad $\alpha = 8^\circ$ è il contrario.

Il c_d ad $\alpha = 0^\circ$ del profilo dimple, rispetto al profilo no dimple, è più piccolo di un valore di ordine 10^{-4} . Per $\alpha = 4^\circ$ e 8° , invece, il c_d del profilo dimple è sempre maggiore di quello senza dimples. Questo accade perché nel profilo dimple (rispetto a quello senza) il $c_{d,p}$ è sempre minore mentre il $c_{d,v}$ è sempre maggiore; la combinazione di questi due contributi fa sì che il c_d non abbia un vero e proprio andamento.

Questi risultati, messi in luce dalle simulazioni numeriche, non possono essere confermati quantitativamente dall'analisi sperimentale poiché, queste differenze, ricadono all'interno della risoluzione del sistema di misura usato (per questo motivo i valori sono barrati). L'effetto positivo del dimple per angolo di attacco uguale a 0° , ovvero quello di ridurre la resistenza, è quindi sì apprezzabile ma solo dal punto di vista qualitativo.

Le misure sperimentali delle azioni aerodinamiche a $Re = 350.000$ dimostrano che il c_d misurato sul profilo dimple è sempre maggiore di quello misurato sul profilo no dimple, mentre il c_l , come a 175.000 Reynolds, non ha una tendenza chiara.

La differenza tra i valori di c_d misurato e quelli simulati dall'analisi LES o XFOIL è imputabile alla finitura superficiale ed al peso del modello. La resistenza è facilmente influenzabile, anche dall'allineamento con il flusso di galleria, a causa dell'ordine di grandezza del valore misurato.

Perciò si può concludere che il dimple, utilizzato come sistema di controllo dello strato limite, riduce la dimensione della bolla di separazione laminare, ma non riduce efficacemente la resistenza del corpo su cui è applicato.

4 Capitolo

Superfici aerodinamiche a curvatura variabile (“*morphing wing*”)

Viene definita “*morphing wing*” una superficie aerodinamica che abbia la possibilità di modificare i propri parametri geometrici, durante l’utilizzo, senza creare discontinuità geometriche come nel caso dei flap tradizionali. Questa tecnologia rientra tra i sistemi di controllo dello strato limite “*attivi*” poiché può essere utilizzata per anticipare (o ritardare) la transizione e ridurre la separazione sull’ala.

Prendendo come riferimento il profilo alare 2D, una delle sue applicazioni più interessanti è il profilo a curvatura variabile; si tratta di un profilo in grado di modificare i parametri relativi alla freccia di camber ed alla sua posizione lungo la corda adattandoli alle condizioni operative.

In questo elaborato, il *morphing wing* viene affrontato dal punto di vista delle prestazioni aerodinamiche quantificate attraverso i coefficienti di portanza, resistenza, momento ed efficienza aerodinamica.

Le superfici alari di un velivolo a scopo commerciale, per esempio, devono supportare la missione dell'aeromobile in ogni condizione: decollo, atterraggio, crociera, manovra, avvicinamento, salita (solo per citarne alcune). Inoltre, l'aeromobile può viaggiare a pieno carico o viceversa, ad alta o bassa quota, ad alta o bassa velocità, in condizioni ambientali molto diverse (a seconda, ad esempio, della latitudine, della stagione e del clima). Eppure, l'aereo è progettato in riferimento ad una singola condizione (*punto di progettazione o design point*), individuata come la migliore corrispondenza tra tutte le possibili missioni che si prevede di eseguire. Si intuisce quindi che un'ala in grado di modificare la propria forma ed affrontare in prossimità della massima efficienza le diverse condizioni di volo, potrebbe migliorare le prestazioni dell'aeromobile in modo significativo. D’altro canto, questa esigenza è ben evidenziata dalla molteplicità di configurazioni che troviamo in natura, negli uccelli [9].

Questo discorso è sicuramente valido anche nel campo energetico, per le pale di grandi aerogeneratori: anch’esse infatti si trovano ad operare in molteplici condizioni differenti non garantendo sempre la massima efficienza possibile.

Lo sviluppo di questi sistemi, oggi, si sta orientando proprio verso la progettazione di ali a camber variabile e in special modo verso “*morphing trailing edge*”, cioè superfici

alari con la parte posteriore deformabile come evoluzione naturale dei flap convenzionali. Quest'ultimi infatti, generano una deformazione grazie alla presenza di cerniere e quindi inducono una discontinuità sulla superficie. Il morphing trailing edge supera questo vincolo garantendo una perfetta continuità delle superfici e modificando la distribuzione di camber del profilo.

La diffusione di superfici alari a curvatura variabile è tutt'ora ostacolata dalle difficoltà strutturali legate ai sistemi di attuazione e ai meccanismi che permettono la deformabilità. Il discorso è molto più semplice quando si parla di aeromodelli in scala, in cui dimensioni e forze in gioco sono considerevolmente minori ma ugualmente rappresentativi. Negli ultimi tempi questi velivoli stanno ricoprendo un ruolo sempre più importante nel campo della ricerca scientifica, grazie alla possibilità di trasportare attrezzature, strumenti di misura e di arrivare in luoghi difficilmente raggiungibili dall'uomo.

Proprio su questo segmento si orienta la presente sperimentazione.

La parte variabile è stata applicata ad un modello 3D per valutarne i vantaggi aerodinamici e l'efficacia del sistema di attuazione attraverso prove in galleria del vento. Le prove, anche in questo caso, sono state effettuate a bassi numeri di Reynolds per valutare l'applicazione dell'intero sistema su un aeromodello in scala per scopi scientifici.

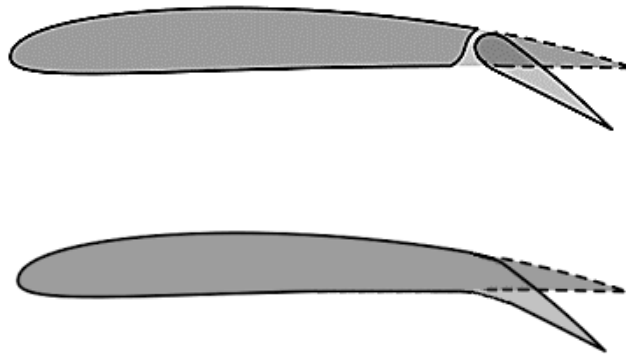


Figura 4-1: Differenza tra flap tradizionale e morphing trailing edge

4.1 Storia e stato dell'arte delle superfici alari a curvatura variabile (“morphing wing”)

Secondo gli studiosi del settore aerodinamico ed in special modo della tecnologia morphing, il primo brevetto in questa direzione risale al 1915 ad opera di Alexander Albert Holleche che dichiarò “*ho inventato alcuni nuovi e utili miglioramenti relativi agli aerei e simili di cui quanto segue è una specifica(...) questa invenzione (...) consiste in una costruzione migliorata che ha per scopo quello di estendere la gamma di velocità della macchina nei piani orizzontale e verticale, per estendere la sua gamma di angoli di salita e discesa, estendere la sua portata verticale o altitudine massima raggiungibile, per aumentare la sua efficienza misurata dalla sua capacità di trasportare un carico massimo con un minimo dispendio di energia, per migliorare la sua stabilità e qualità di manovra, e infine per bilanciare le forze che agiscono sulle superfici del profilo al fine di ridurre al minimo lo sforzo necessario per il suo controllo.*”

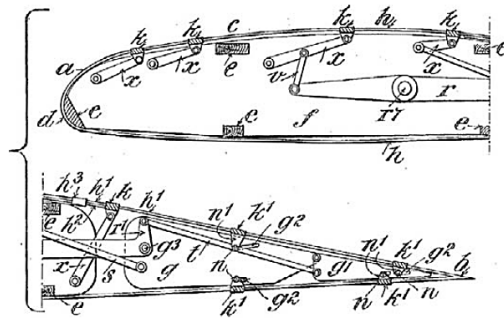


Figura 4.1-1: Primo brevetto di profilo a geometria variabile del 1915

Successivamente, nel 1920, il progettista H.F. Parker introdusse per la prima volta il concetto di “curvatura variabile” per rispondere alla necessità di avere diverse velocità nelle diverse fasi di volo ed aumentare l’angolo di stallo nelle fasi di decollo e atterraggio. Addirittura il progetto iniziale puntava ad avere una deformazione automatica dettata dai carichi aerodinamici; in realtà il progetto finale prevedeva un attuazione esterna. Fin da quei tempi emerse uno dei problemi fondamentali che ancora oggi resta cruciale e che Parker indicò testualmente: “*le difficoltà meccaniche (...) sono così importanti che non sembra esserci alcuna prospettiva di essere superate nel prossimo futuro*”.

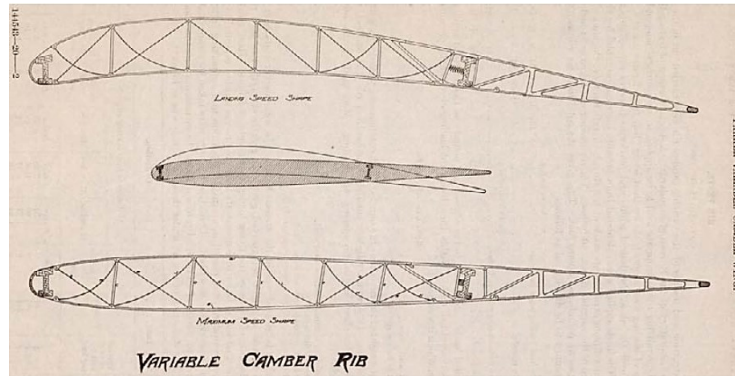


Figura 4.1-2: Progetto di un profilo a camber variabile del 1920

Con il passare degli anni e l'aumento delle velocità operative, nonché dei carichi alari, il problema strutturale rimase irrisolto e il progetto di profilo a geometria variabile si arrestò quasi del tutto.

Un report di Boeing del 1980, su commissione NASA, riporta all'attenzione i vantaggi di una camber variabile che andasse oltre il concetto di flap ma comunque senza una vera e propria applicazione concreta.

Nel 1999 la NASA pubblica un documento che riporta i miglioramenti derivanti da una camber variabile e la riduzione di resistenza ottenibile in ogni punto del diagramma di inviluppo del velivolo [9].

Studi successivi in galleria del vento hanno dimostrato che i benefici di questo sistema si aggiravano intorno al 10% in condizioni non standard e tra l'1% e il 3% in quelle standard [10].

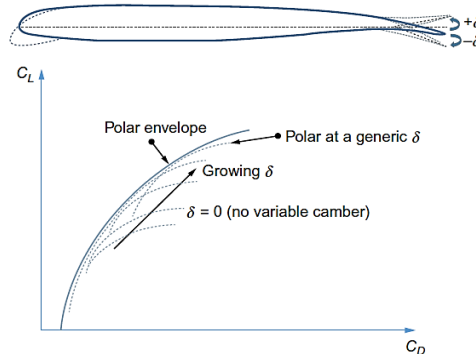


Figura 4.1-3: Spostamento della polare al variare dell'angolo di deformazione del TE

La spinta definitiva a questi concetti che sembravano tecnologicamente irrealizzabili, seppur chiaramente interessanti, è stata data dalle nuove scoperte nel campo dei materiali. Dal 1995 al 2001, il programma DARPA (Defence Advanced Research Projects Agency) denominato “*smart wing*” ad opera di Air Force Research Laboratory (AFRL) e NASA puntò alla realizzazione di sistemi integrati senza cerniera, in grado di sostituire le superfici di controllo standard per consentire di ottenere forme aerodinamiche ottimali per diverse condizioni di volo. Il sistema dovrebbe essere nascosto nel corpo principale (struttura intelligente), per avere un impatto minimo sull'aerodinamica e generare una forma quasi perfettamente continua; l'attuazione puntava sulle capacità delle SMA (smart memory alloy) di deformarsi a basse temperature e ritornare alla forma iniziale nel momento in cui viene applicato calore.

Negli stessi anni anche in Europa partirono diversi studi a riguardo tra cui il progetto ADIF che con lo scopo iniziale di attenuare i fenomeni di *buffeting* e che ha portato alla simulazione di un profilo con un trailing edge mobile, ottenendo buoni risultati alle basse velocità. Le strutture progettate furono due, una “finger concept” in cui le strutture era costituita da piastre incernierate, l'altra da un sistema a cinghia che trasferiva il movimento da un attuatore alla parte variabile del profilo predisposta di denti per la presa. Nel 2010 studi simili sono stati condotti per la valutazione della riduzione del rumore acustico nelle fasi di atterraggio e decollo e, ad oggi, sono nella loro fase realizzativa.

4.1.1 Progetti attuali

Dal 2010 Airbus conduce la più grande campagna di studi riguardo superfici aerodinamiche a geometria variabile, con 60 partner in tutta Europa e 51 milioni di euro di budget, dal nome SARISTU (*Smart Intelligent Aircraft Structures*).

Un prototipo è stata realizzato in Germania dalla Deutsche Luft und Raumfahrt (DLR) e prevede un singolo azionatore elettromeccanico in grado di deformare una pelle realizzata in materiale composito. Un ulteriore progetto si è concentrato sullo sviluppo di una “*adaptive winglet*” che, grazie ad un attuatore elettromeccanico, aziona una cerniera a sua volta collegata al corpo principale dell'ala per mezzo di uno speciale gomma e assicura continuità superficiale.

Il Centro di Ricerca Aerospaziale Italiano (CIRA) ha realizzato un dispositivo di adattamento del trailing edge (*ATED*), volto a migliorare le prestazioni dell'aeromobile in termini di riduzione di consumo di carburante. È stata utilizzata una serie di attuatori elettrici compatti ad un grado di libertà (completamente integrati nel corpo principale) che azionano un meccanismo a tre cerniere; anche in questo caso è stata implementata una pelle deformabile per garantire la continuità della superficie aerodinamica combinando metallo e gomme speciali (*Fig.: 4.1-4*).



Figura 4.1-4: Modello progettato dal CIRA all'interno del progetto SARISTU

Anche la casa costruttrice *BOEING* ha sviluppato un progetto molto simile, basato su un meccanismo a tre cerniere, ma azionato da attuatori a tre gradi di libertà. Il sistema prevede inoltre tre attuatori indipendenti su ciascuna linea di cerniera (Fig.: 4.1-5). Inizialmente il progetto prevedeva tre strategie di attuazione e cioè: attuatori idraulici, sistemi basati su SMA e sistemi elettromeccanici classici. Quest'ultimi sono stati la scelta definitiva.

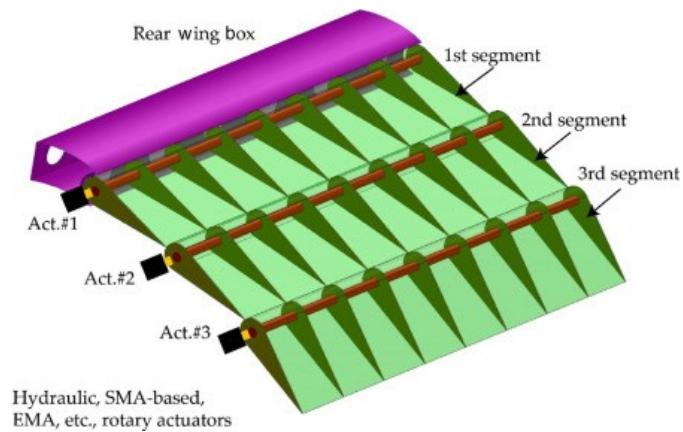


Figura 4.1-5: Modello progettato da BOEING

L'ultimo programma, tutt'ora attivo, è quello denominato *FLEXSYS*. Esso prevede una struttura portante ottimizzata per distribuire le deformazioni puntuali e quindi, per produrre un significativo cambiamento di forma del corpo. La configurazione interna dovrebbe distribuire uniformemente le sollecitazioni senza creare punti di concentrazione delle tensioni (Fig.: 4.1-6).

La svolta introdotta da questo progetto, è l'uso di sistemi di attuazione classici, applicati a una struttura interna reticolare e pelli flessibili che garantiscono la continuità della superficie. Inoltre, secondo i progettisti, il sistema strutturale consente il bloccaggio nominale in qualsiasi forma ottenuta, resistendo ai carichi operativi esterni.

I primi test hanno dimostrato la possibilità di indurre una deformazione differenziale lungo lo span, di raggiungere deflessioni della parte mobile da $+40^\circ$ a -10° e di assorbire meno potenza rispetto ad un flap nelle stesse condizioni.

Non ultimo, l'elevata finitura superficiale della palle deformabile è in grado di mantenere laminare il flusso fino al 65% della corda, riducendo al minimo la resistenza dovuta all'attrito [11].

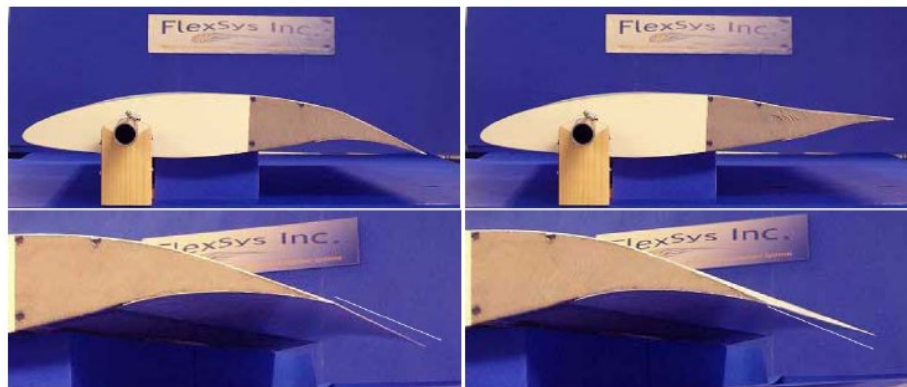


Figura 4.1-6: Modello progettato da FLEXSYS

4.1.2 Gli attuatori MFC

Una tecnologia altrettanto interessante nel campo della deformabilità di oggetti è sicuramente quella che coinvolge i materiali piezoelettrici.

La piezoelettricità è la proprietà posseduta da alcuni materiali cristallini di polarizzarsi generando una differenza di potenziale quando sono sottoposti ad una deformazione meccanica (*effetto diretto*) e, viceversa, di deformarsi elasticamente se sottoposti ad un campo elettrico (*effetto inverso*). La condizione necessaria perché questa proprietà si manifesti è l'assenza di un centro di simmetria all'interno della struttura cristallina del materiale (cristallo non centrosimmetrico).

La capacità di questi materiali di intervenire come controllori di movimento è stata fortemente inibita dalla loro fragilità, dalla difficile applicazione su superfici non planari, dalla non direzionalità della deformazione e dalla scarsa potenza sviluppata.

Questi limiti furono superati con lo sviluppo dei materiali compositi integrati ad elementi di natura piezoelettrica, offrendo molte possibilità di applicazioni.

Nel 1999 il *Langley Research Center* della NASA ha realizzato un attuttore chiamato MFC (*Macro Fiber Composite*, *patent n: US7197798B2*) in grado di adattarsi a qualsiasi superficie mantenendo un'elevata capacità di deformazione, un'ottima direzionalità ed un costo di produzione molto basso [12].

Esso è costituito da barre rettangolari piezoceramiche unidirezionali inserite tra strati di adesivo, elettrodi e film di poliammide. Gli elettrodi sono ricavati sul film in modo da trasferire la tensione direttamente alla struttura piezoceramica interna. Questo tipo di assemblaggio consente di realizzare un attuttore piatto e flessibile, isolato e pronto all'uso. Il dispositivo MFC può anche essere applicato come un foglio sottile (adattabile alla superficie) a vari tipi di strutture, oppure integrato in una struttura composita. Quando viene applicata una tensione si deformerà insieme ad essa oppure può contrastare (o generare) vibrazioni. Se non viene applicata alcuna tensione, può funzionare come estensimetro, rilevando deformazioni, rumore e vibrazioni [13].

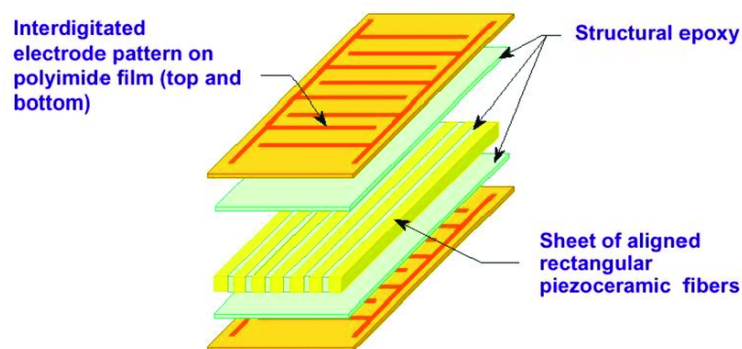
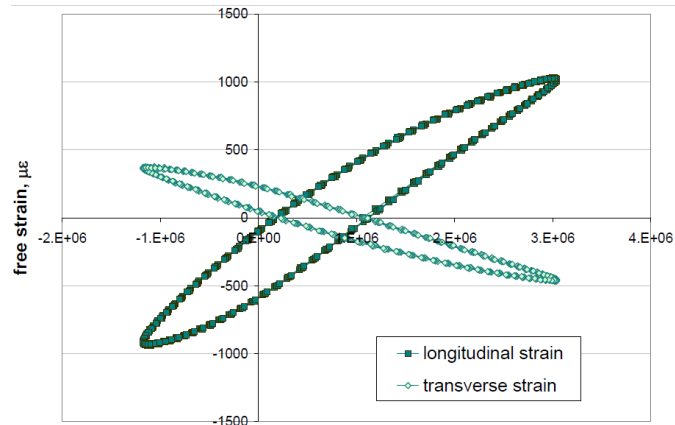


Figura 4.1-7: Struttura degli attuatori piezoelettrici MFC

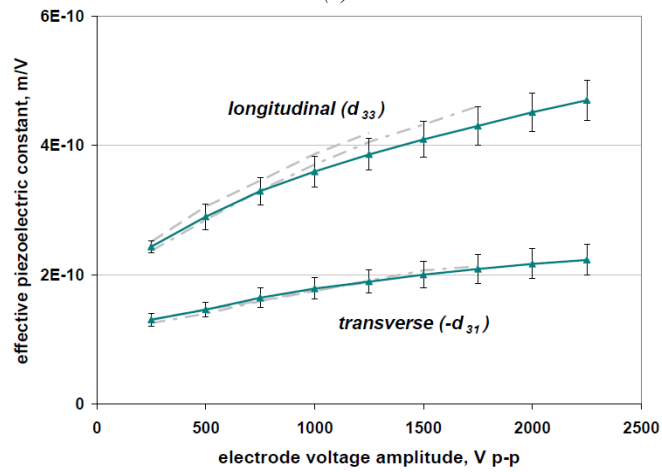
Le caratteristiche meccaniche e fisiche di questi attuatori sono state indagate sperimentalmente mettendo in luce buone potenzialità e alcuni aspetti critici.

La deformazione libera raggiunge, tra i picchi, un massimo di 2000 ppm/V nella direzione longitudinale per tutti gli attuatori MFC NASA. Questa deformazione, come per tutti i materiali piezoelettrici varia con l'ampiezza campo elettrico applicato.

Le contanti piezoelettriche risultano non lineari in entrambe le direzioni (longitudinale d_{33} , e trasversale d_{31}) ma ripetibili come mostra la Fig.: 4.1-8.



(a)



(b)

Figura 4.1-8: Caratterizzazione degli attuatori MFC

Oltre alla massima deformazione ottenibile ci sono altre peculiarità da valutare, tra cui la forza di bloccaggio, cioè la forza che l'attuatore è in grado di opporre ad una sollecitazione esterna e la tensione di attuazione.

Il dispositivo sviluppato da NASA, e attualmente distribuito da *Smart Material*, non è l'unico a sfruttare le proprietà piezoelettriche presente sul mercato; tra questi vi sono

QuickPack (Midé), Active Fiber Composites-AFC o Piezofiber Composites-PFC (ACI), e il DuraAct (PI).

Di seguito si riportano alcune delle caratteristiche sopra citate a confronto tra le varie case produttrici:

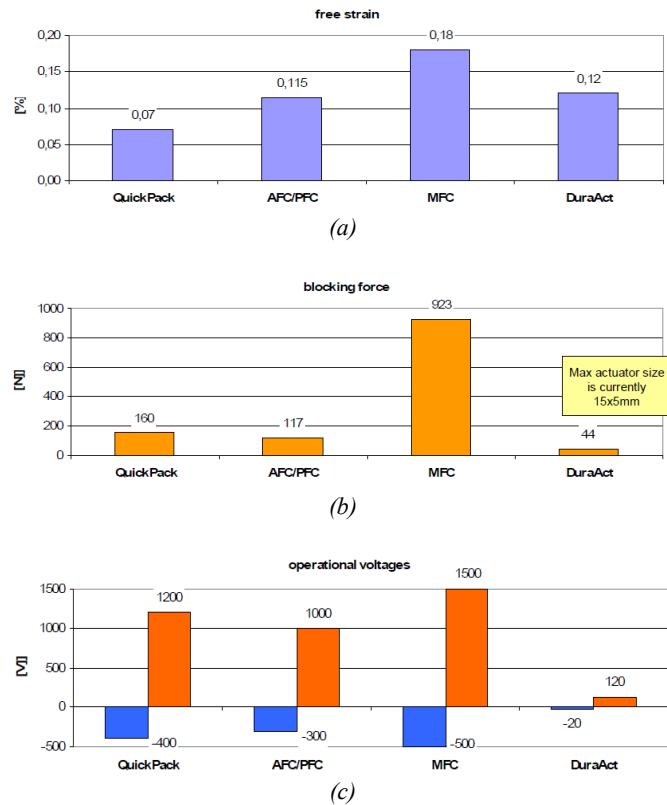


Figura 4.1-9: Diversi marchi di attuatori piezoelettrici a confronto

In conclusione, il dispositivo MFC dimostra una maggiore deformazione percentuale ed una forza di bloccaggio massima maggiore, entrambe dipendenti dalla dimensione dell'attuatore (la forza di bloccaggio è pari a circa 4kN/cm^2). D'altro canto, esso necessita di un voltaggio di alimentazione più elevato [14].

Grazie al loro piccolo ingombro, alla facilità di installazione ed al basso costo, gli attuatori MFC hanno trovato spazio in varie applicazioni nel campo aeronautico [15] [16] e sta diventando una soluzione ideale nel campo dei sistemi aerei a pilotaggio remoto (SAPR).

4.2 Vantaggi delle superfici a curvatura variabile

Dalla lunga sperimentazione sui profili e alle “*morphing*” è possibile valutare l’efficacia di queste soluzioni in termini di prestazioni.

E’ già nota l’influenza della freccia massima di camber e la sua posizione lungo l’asse di corda sulle prestazioni di un’ala in termini di C_L e C_D e quindi sulla polare.

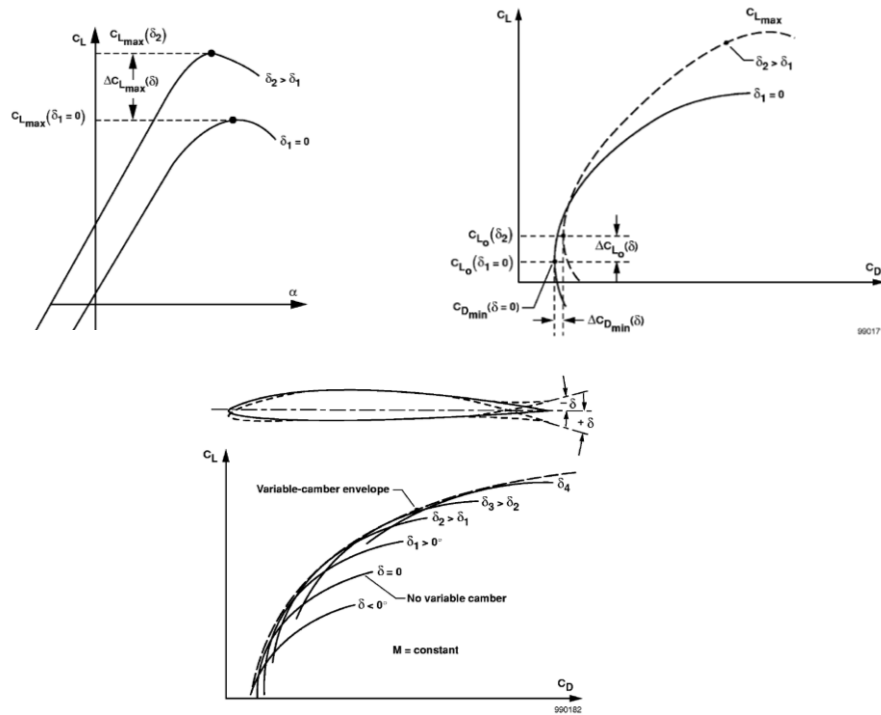


Figura 4.2-1: Variazione delle prestazioni di un’ala con trailing edge variabile

Un report del 1999 firmato NASA (*Variable-Geometry Wing Camber Control for Transport Aircraft*) elenca tutti i principali benefici del controllo della freccia di camber sulle prestazioni del velivolo L-1011 [17].

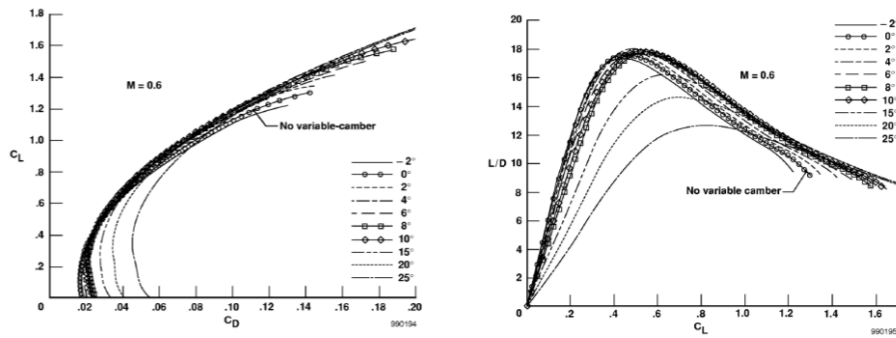


Figura 4.2-2: Prestazioni del velivolo L-1011 al variare della deflessione del trailing edge

Gli ultimi test su profili deformabili riguardano prove in galleria del vento che, allo stesso modo, testimoniano i vantaggi di questa tecnologia; il progetto FLEXSYS ha verificato i propri dati numerici attraverso numerose prove sperimentali installando un modello su un drone fino a Mach 0,40 (25.000 piedi di altezza) e Mach 0,55 (40.000 piedi di altezza). Il numero di Reynolds nel punto di prova di 25.000 piedi era di 3,3 milioni; il numero di Reynolds alla prova di 40.000 piedi il punto era 2,8 milioni. In questo modo sono state testate anche le caratteristiche strutturali del modello e le sue prestazioni per diversi angoli di deflessione della parte variabile.

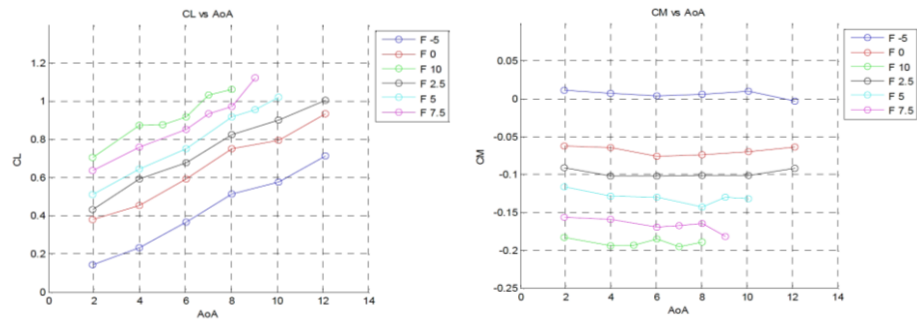


Figura 4.2-3: Test sperimentali su profilo alare con tecnologia FLEXSYS

I risultati hanno dimostrato che questa tecnologia riesce ad aumentare il tempo di volo di un velivolo a velocità di crociera del 15% grazie alla riduzione nei consumi. Per quanto riguarda i velivoli commerciali, gli studi ad opera di Airbus hanno dimostrato un aumento di prestazioni notevole tra una geometria fissa ed una variabile, riportato dalla Fig.: 4.2-4 [11].

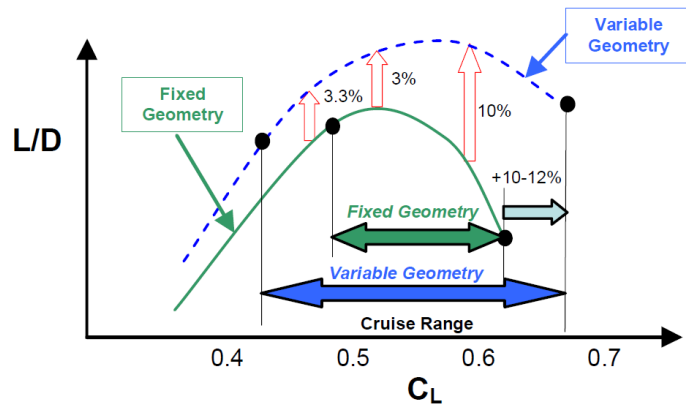


Figura 4.2-4: Miglioramento dell'efficienza di un velivolo con superfici alari variabili

L'aspetto più interessante è l'assenza di discontinuità sulla superficie alare in cui viene adottata la tecnologia morphing: nei classici flap a cerniera si verifica un passaggio del flusso dalle zone in sovrappressione (intradosso) a quelle in depressione (estradosso). Questo genera un soffiamento indesiderato che va a disturbare il flusso sull'estradosso e quindi un degrado delle prestazioni aerodinamiche.

Nelle superfici alari morphing non vi è alcuna discontinuità e nessun passaggio di aria.

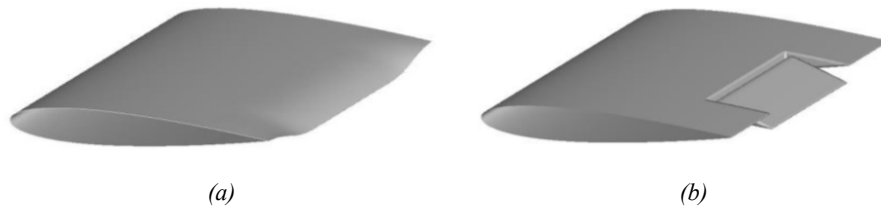


Figura 4.2-5: Morphing trailing edge senza discontinuità (a); Flap tradizionale (b)

A valle di simulazioni CFD, nel caso di un NACA0012 con flap a 14° (equivalente nel caso morphing), risulta un'efficienza maggiore nel caso del profilo senza cerniere rispetto all'equivalente deformazione di un profilo con flap tradizionale. Inoltre si nota che il flap tradizionale a 0° è comunque meno efficiente del profilo originale (NACA 0012 wing).

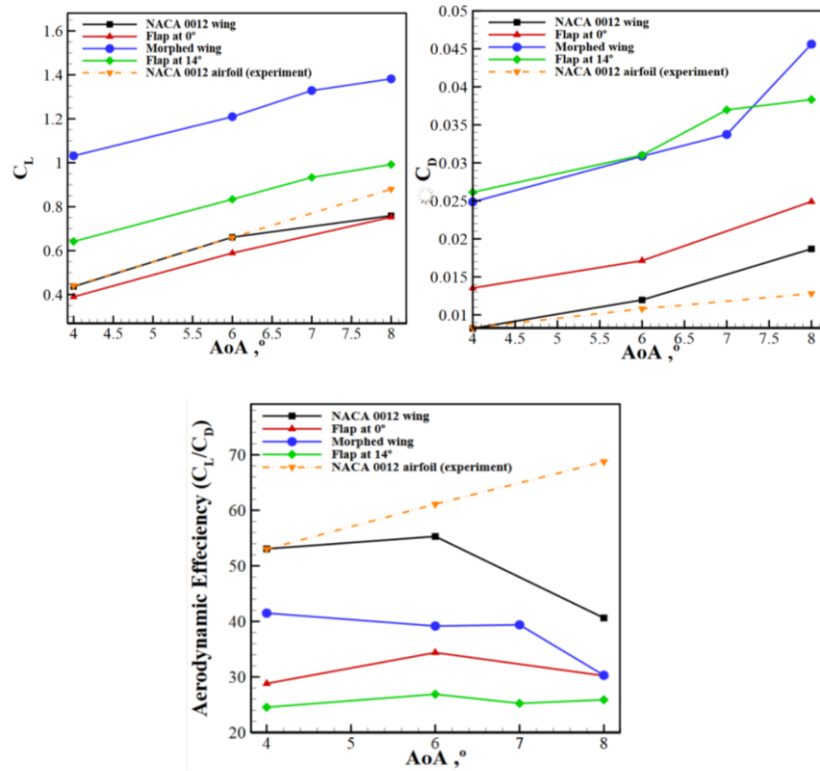
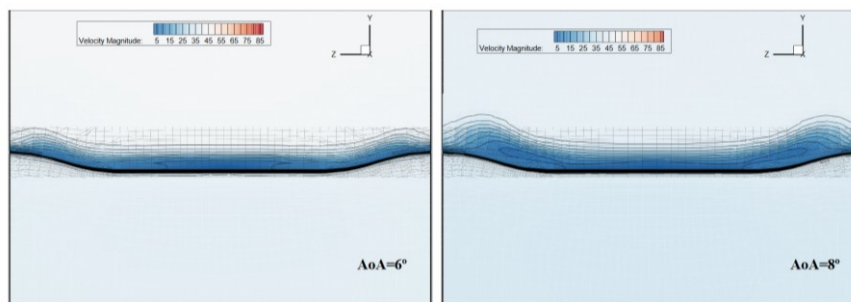


Figura 4.2-6: Differenze di prestazioni tra morphing trailing edge e flap tradizionale

Da una visualizzazione delle mappe di velocità (in modulo), è possibile rendersi conto della turbolenza innescata dal flap tradizionale ed il passaggio del flusso dall'intradosso all'estradosso [19].



(a)

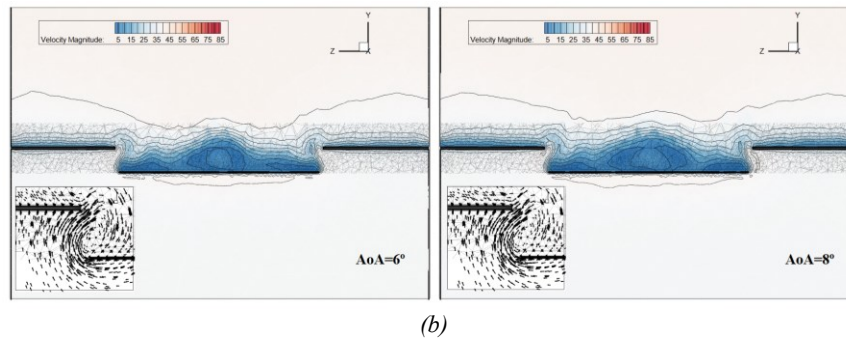


Figura 4.2-7: Mappe di velocità morphing trailing edge (a) e Flap tradizionale (b)

I vantaggi prodotti da questa soluzione non interessano solo il settore aeronautico, ma rappresentano un fattore cruciale anche in ambito energetico. I moderni aerogeneratori ad asse orizzontale infatti, hanno visto un notevole aumento delle proprie dimensioni con l'obiettivo di massimizzare la produzione di energia elettrica da fonte eolica. La diretta conseguenza è un aumento notevole dei carichi nelle pale che, essendo realizzate in fibra di vetro, non possono raggiungere spessori troppo elevati per motivi costruttivi.

Per questi motivi è necessario puntare sulle prestazioni aerodinamiche delle pale e sull'aumento della loro efficienza in ogni condizione di vento.

Inoltre, la possibilità di variare la geometria del profilo, può avere risvolti interessanti anche sul controllo dei carichi in particolari condizioni e sulle emissioni acustiche delle pale stesse.

Recenti studi hanno approfondito questi aspetti prendendo per riferimento una turbina NREL da 5MW, con una pala dotata di sistema morphing sul tip per un 30% del trailing edge come in figura

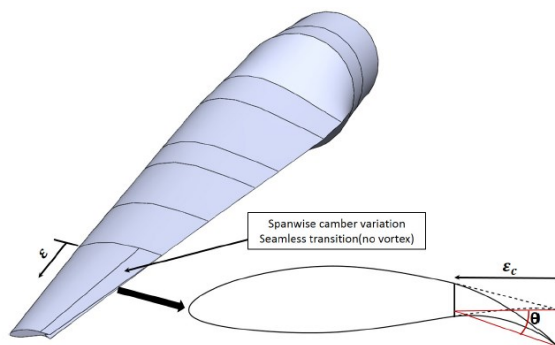


Figura 4.2-8: Morphing trailing edge applicato a pala di aerogeneratore

Dalle analisi numeriche condotte, oltre all'aumento delle prestazioni aerodinamiche, sono emersi buoni risultati sui carichi e nello specifico:

- riduzione fino al 24% del carico a fatica a flessione sulla radice della pala;
- riduzione fino al 36% dei carichi per il momento di beccheggio e imbardata nella parte più alta della torre;
- riduzione dei carichi nel caso di forti raffiche.

Questi vantaggi permettono di produrre pale più leggere e quindi incrementare le dimensioni senza gravare sulla struttura [19].

4.3 Progettazione e realizzazione di un profilo alare a camber variabile

4.3.1 Scelta del profilo

La scelta del profilo alare su cui applicare sistemi per variarne la curvatura, attraverso un morphing trailing edge, è partita da un'analisi preliminare che ha coinvolto diversi aspetti. In primis, la ricerca è stata orientata verso profili laminari che fossero largamente utilizzati e studiati, in modo tale da avere dati sperimentali di riferimento; in secondo luogo, sono stati preferiti quei profili che già prevedono la presenza di una superficie variabile nella zona del trailing edge.

Sono stati inizialmente selezionati quattro profili:

- HQ259
- HQ2512
- FX79K144
- NLF(1)-0215

I primi due sono profili laminari progettati da Helmut Quabeck e prevedono la presenza di un flap incernierato tra il 20% e il 24% della corda partendo dal trailing edge.

Il terzo è un Wortman laminare, in cui la lettera K sta ad indicare la possibilità di introdurre un flap con cerniera al 17% della corda sempre a partire dal trailing edge.

L'ultimo, denominato *Natural Laminar Airfoil*, è il profilo sviluppato da NASA nel progetto FLEXSYS.

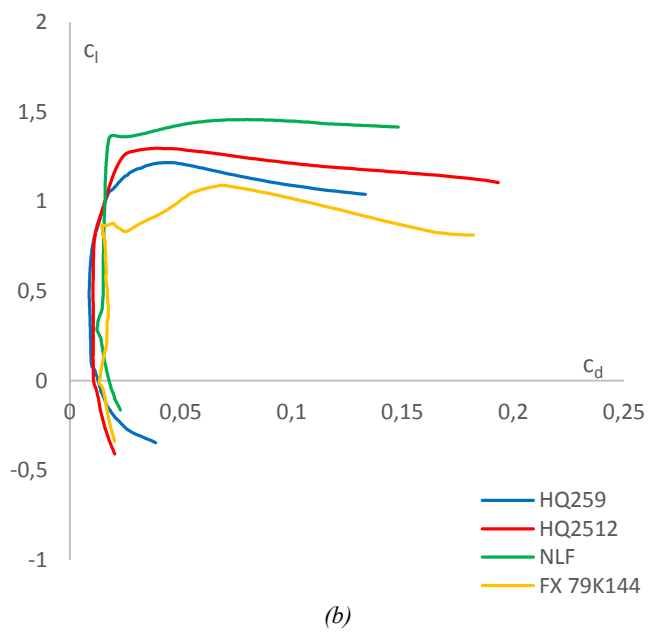
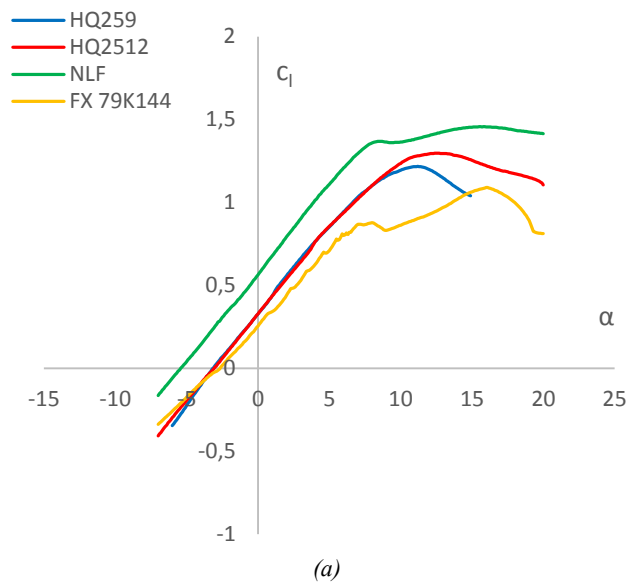


Figura 4.3-1: Analisi preliminare dei profili laminari su cui applicare il morphing trailing edge

L'analisi su XFOIL è stata condotta a bassi numeri di Reynolds per valutare le prestazioni dei profili nelle condizioni più sfavorevoli in vista dell'applicazione della parte variabile e della valutazione della sua efficacia su aeromodelli in scala. La scelta è ricaduta sui profili HQ (Helmut Quebeck) poiché dimostrano di avere buone prestazioni in termini di portanza e resistenza ed è molto diffuso nel volo a vela e nell'aeromodellismo. Inoltre, scegliendo uno spessore elevato, il profilo potrebbe essere una valida soluzione anche nelle sezioni centrali di pale per aerogeneratori.

Per questi motivi, la scelta finale è ricaduta sull' HQ2512 che ha uno spessore massimo del 12% c posizionato al 35% della corda e una freccia massima di camber pari al 2,5% c posizionata al 50% c.

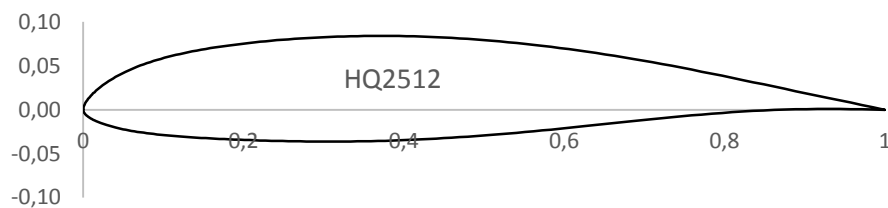


Figura 4.3-2: Profilo alare HQ2512

A questo punto, a valle della ricerca bibliografica sui sistemi morphing riportata nel precedente capitolo, è stato scelto come sistema di deformazione del trailing edge quello basato sulla tecnologia MFC. Le motivazioni che hanno mosso questa scelta sono le seguenti:

- le ridotte dimensioni delle *patches* MFC in termini di spessore ed ingombro risultano interessanti nell'ottica di realizzare un modello in scala da provare in galleria del vento;
- non prevedono sistemi meccanici di movimentazione come leve o servocomandi da inserire all'interno del profilo;
- permettono deflessioni molto precise;
- permettono di essere azionati da remoto grazie ad un segnale PWM e, grazie al peso contenuto dell'intero sistema, risultano di fatto molto interessanti per le applicazioni in ambito aeromodellistico.

Inoltre, disponendo diversi attuatori lungo lo span, potremmo applicare una deformazione diversa lungo di esso, senza generare discontinuità.

Per facilitare l'applicazione degli MFC e della superficie variabile nella parte posteriore del profilo, è stata apportata una leggera modifica alla geometria originale del profilo: sia l'estradosso che l'intradosso sono stati resi piatti per un tratto di 67mm (pari alla lunghezza dell'attuatore MFC) a partire dalla coda (TE). In questo modo, le patches

possono essere installate perfettamente piatte e restare nella configurazione non deformata quando non vengono alimentate. Ciò permette di realizzare le superfici deformabili con una semplice lastra piatta senza avere la complicazione di modellarla secondo la geometria del profilo originale e di avere una naturale chiusura della coda sul punto A. L'unione solidale in quel punto impedirebbe la deformazione.

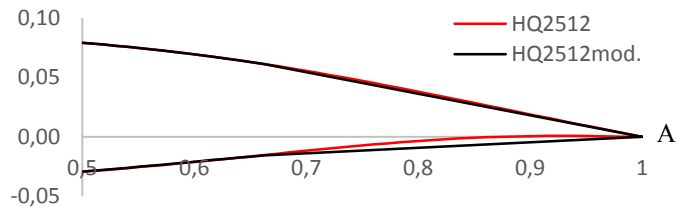


Figura 4.3-3: Confronto geometrico tra HQ2512 e HQ2512mod.

La modifica apportata non è banale, soprattutto in relazione al tipo di profilo su cui è realizzata: la concavità nella parte posteriore dell'intradosso genera una sovrappressione che contribuisce alla portanza del profilo ed al recupero di pressione. Dal confronto (Fig.:4.3-4) emergono differenze accettabili per questa fase di studio.

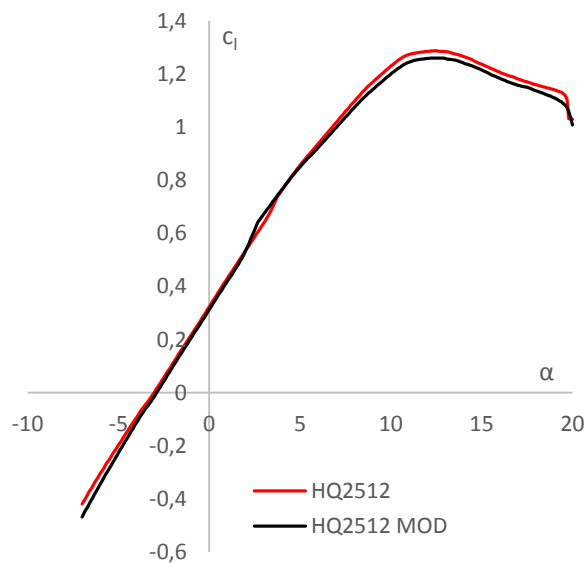


Figura 4.3-4: Confronto c_i tra HQ2512 e HQ2512mod.

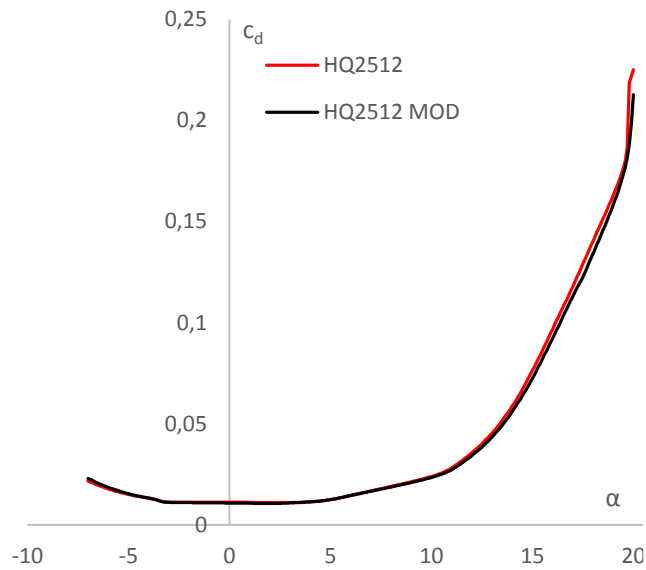


Figura 4.3-5: Confronto c_d tra HQ2512 e HQ2512mod.

Come accennato, il costruttore suggerisce un trailing edge variabile di dimensione compresa tra il 20% e il 24% della corda partendo dalla coda; sono state condotte ulteriori simulazioni, sempre su XFOIL, per valutare le diverse dimensioni.

Dalla Fig.: 4.3-7 notiamo che per piccoli angoli di deflessione del trailing edge ($\beta = -2^\circ \div 5^\circ$) non si apprezzano differenze in termini di efficienza aerodinamica.

Quando β supera i 5° è apprezzabile un calo dell'efficienza all'aumentare della dimensione della parte variabile, rispetto al profilo di riferimenti "Rif". Questo ha portato alla scelta di una dimensione del morphing trailing edge pari al 20% della corda.

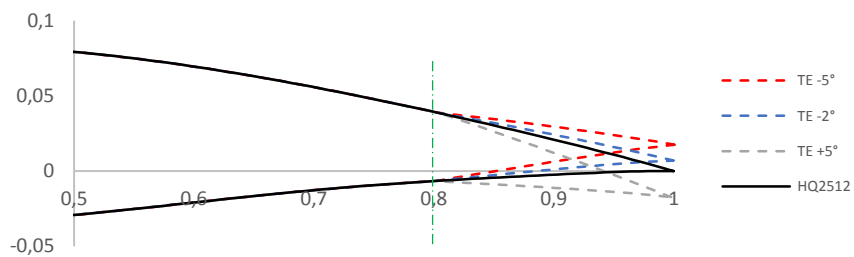
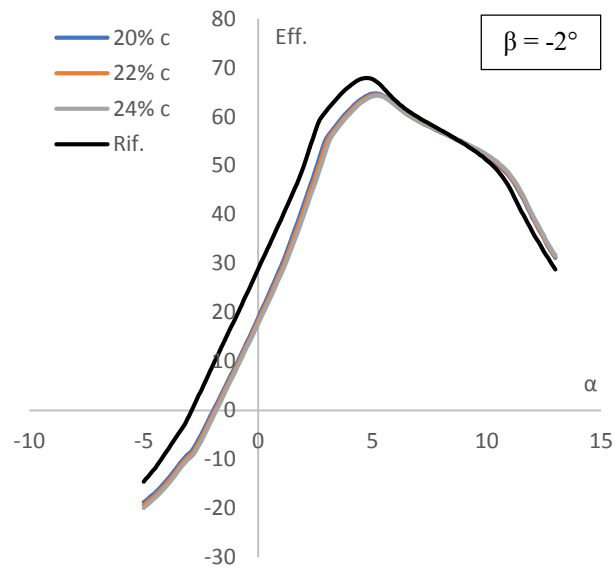
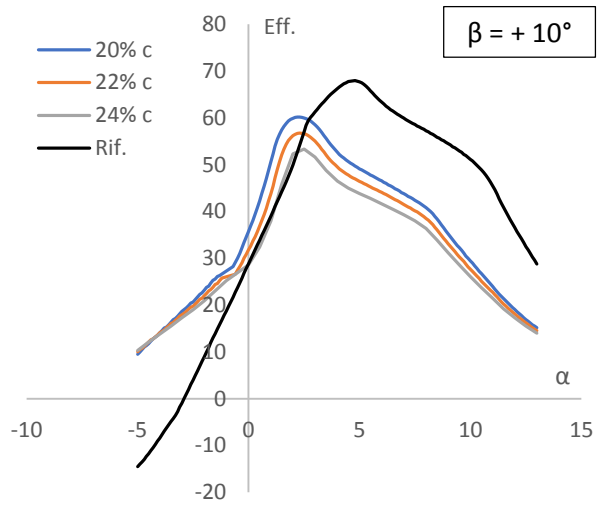


Figura 4.3-6: Confronto c_d tra HQ2512 e HQ2512mod.



(a)



(b)

Figura 4.3-7: Confronto tra diverse dimensioni di trailing edge flap

4.3.2 Progettazione del modello 3D

Definiti i parametri di base si è proceduto alla progettazione 3D del profilo tenendo presente le dimensioni della camera di prova e la necessità di strumentare il profilo con prese di pressione: per questo motivo il modello è stato ideato prevedendo due parti complementari da incollare dopo essere state strumentate. La corda è pari a 0,2 m e lo span pari a 0,35 m.

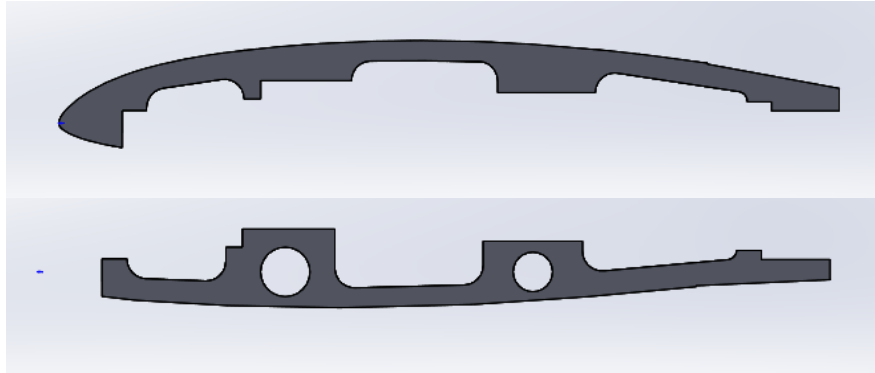


Figura 4.3-8: Parti che compongono il modello del profilo HQ2512mod.

Come apprezzabile dalle figure, le due parti non sono separate sull'asse di corda ma si è preferito lasciare intatta la parte del naso, per evitare difetti e disallineamenti in quella che è la parte più delicata dal punto di vista fluidodinamico. Sono state eseguite anche delle cavità di alleggerimento da dove usciranno i tubi delle prese di pressione, i fori per l'alloggiamento del longherone e dei riferimenti per un accoppiamento univoco tra le parti. Internamente, nella parte centrale rispetto allo span, il profilo è stato completamente svuotato per par posto alle prese di pressione, come evidenziato dalla Fig.: 4.3-9.

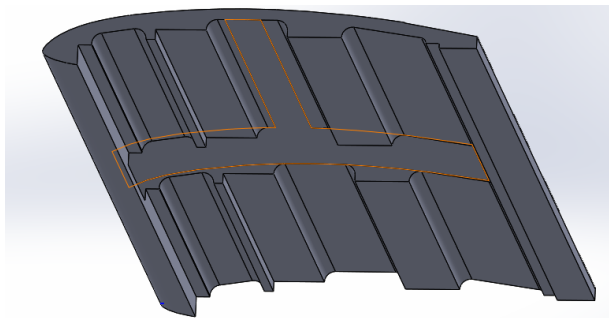


Figura 4.3-9: Interno del modello del profilo HQ2512mod.

Nella parte posteriore, il modello è stato troncato per lasciare spazio alla parte deformabile che sarà pari al 20% della corda: essa sarà costituita da un leggero lamierino in ottone, di spessore 0,3 mm sotto al quale saranno posizionati gli attuatori MFC. Per questo motivo è stata creata una sede che compensi lo spessore degli attuatori e quello della piastra, che risulterà perfettamente in linea con la superficie del profilo (Fig.:4.3-10).

Gli attuatori saranno due per l'intradosso e due per l'estradosso posizionati in direzione delle frecce.

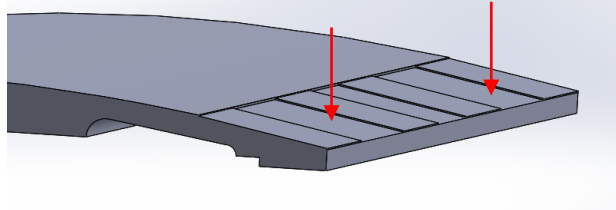


Figura 4.3-10: Sede per l'installazione degli attuatori e della piastra deformabile

Di seguito alcune immagini delle fasi di accoppiamento tra le parti:

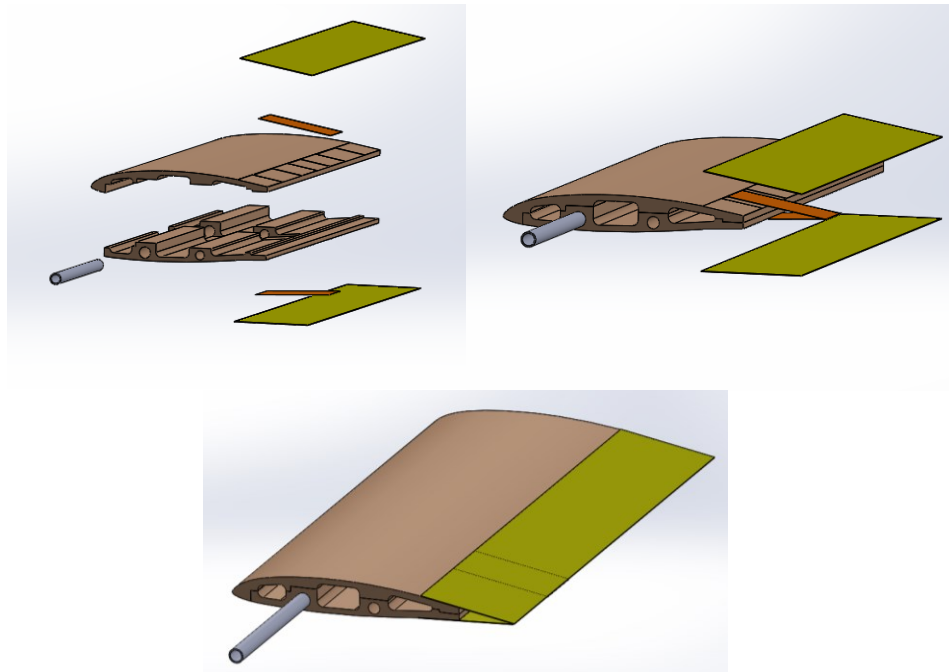


Figura 4.3-11: Fasi di accoppiamento dei componenti del modello

L'attuatore MFC scelto per il nostro caso studio è il modello M5628-P1 che ha le seguenti caratteristiche [13]:

Model	Active Length [mm]	Active Width [mm]	Overall Length [mm]	Overall Width [mm]	Free Strain [ppm]	Blocking Force [N]
<i>M5628-P1</i>	56	28	67	37	1350	340

Saranno in totale quattro, due sull'estradosso e due sull'intradosso. Saranno azionati attraverso un amplificatore di voltaggio *AMT2012-CE3* dotato di due uscite variabili tra -500 V e +1500V. Esso viene alimentato a 12 Vdc con un assorbimento che va da 73 mA a 230 mA; i capacitori da 5 nF hanno un tempo di carica inferiore ai 10 ms.

L'amplificatore prevede due modalità di gestione, selezionabili attraverso un *jumper*:

- lineare attraverso un voltaggio in ingresso da 0V a cui corrisponde un'uscita sul MFC pari a -500V e a 5V a cui corrisponde un'uscita di 1500V:
- attraverso un segnale PWM da 1 ms a 2 ms (per un impulso da 0 a 3 volt) in cui gli impulsi a 1 ms producono -500 V in uscita mentre impulsi da 2 ms produrranno 1500 V sull'attuatore. L'attuazione può essere controllata nei voltaggi intermedi da un radiocomando che agisce su una ricevente collegata all'amplificatore.

Quest'ultima è stata la configurazione scelta per la versatilità e la precisione di regolazione che è possibile impartire agli attuatori, anche a distanza.

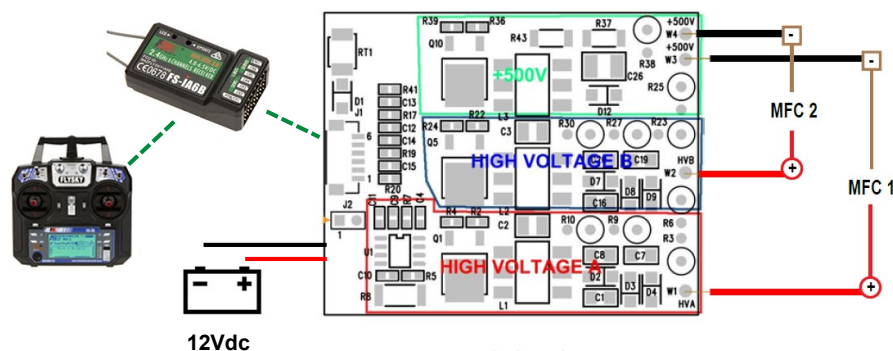
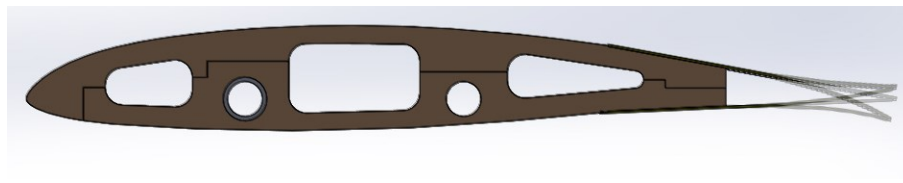


Figura 4.3-12: Schema elettrico dell'amplificatore di voltaggio MFC

Ogni amplificatore può gestire la deformazione di due attuatori e quindi saranno uno per l'estradosso e uno per l'intradosso. Azionando un unico potenziometro sul radiocomando sarà possibile controllare contemporaneamente la deformazione dell'estradosso e dell'intradosso riproducendo la deflessione verso l'alto e il basso dell'intero trailing edge (Fig.:4.3-13b).



(a)



(b)

Figura 4.3-13: Attuatore piezoelettrico MFC(a); deformazione del trailing edge (b)

Gli attuatori MFC, essendo azionati da -500 a +1500V hanno una direzione in cui dimostrano una maggiore deformazione: per questo motivo saranno posizionati reciprocamente tra intradosso e estradosso. In questo modo quelli posizionati sull'estradosso esprimeranno la massima deformazione verso l'alto (angolo β negativo) mentre la coppia sull'intradosso verso il basso (angolo β positivo). Così facendo riusciamo a sfruttare la massima deformazione in entrambe le direzioni.

La coda del profilo sarà mantenuta chiusa grazie alla forza reciproca espressa dagli attuatori sulle piastre di ottone.

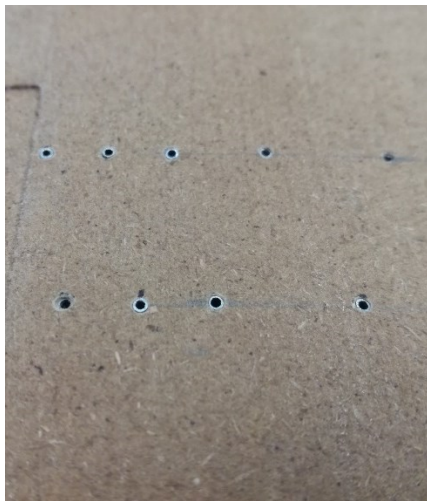
4.3.3 Realizzazione e strumentazione del modello 3D

La realizzazione del modello 3D è stata affidata ad una ditta esterna, scegliendo come materiale un legno *MDF* (Medium Density Fibreboard): la scelta è motivata dalla necessità di avere un buon compromesso tra il peso finale e qualità delle superfici in termini di rugosità.



Figura 4.3-14: Modello 3D del profilo alare HQ2512mod. realizzato in legno MDF

Successivamente sono stati ricavati i fori per sistemare le prese di pressione come mostrato dalle immagini seguenti:



(a)



(b)



(c)



(f)

Figura 4.3-15: Prese di pressione sulla superficie del profilo (a), aghi metallici (b), tubicini di silicone (c), attuatore piezo incollato su piastra deformabile (d)

Gli aghi sono stati accuratamente disposti tangenti alla superficie esterna ed in modo da non creare interferenza, nella fase di chiusura, tra le due parti; successivamente sono stati collegati ai tubi di silicone e poi fissati con colla epossidica bicomponente.

Gli attuatori MFC sono stati incollati alla piastra metallica d'ottone con colla epossidica e, il tutto, incollato sul trailing edge del profilo. Infine sono state incollate le due parti che compongono il modello e il longherone.

Successivamente il modello è stato verniciato e lucidato con polish per ridurre al minimo la rugosità superficiale.

Dopo alcuni test, l'escursione massima della parte deformabile si attesta attorno a $\pm 3^\circ$.

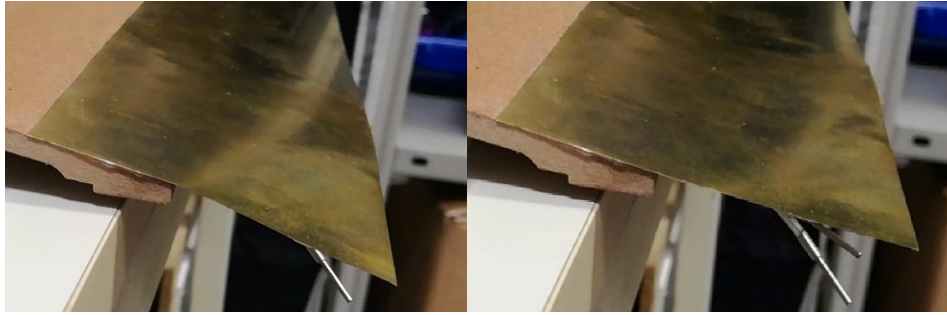


Figura 4.3-16: Escursione della parte deformabile $\pm 3^\circ$.

Per quanto concerne la lettura dell'angolo di deflessione del trailing edge una volta inserito il profilo in galleria, abbiamo deciso di prendere come riferimento il potenziometro del radiocomando che la gestisce:

- 50% del potenziometro la deflessione è nulla ($\beta = 0^\circ$);
- 0% del potenziometro la deformazione è massima ($\beta = +3^\circ$);
- 100% del potenziometro la deformazione è minima ($\beta = -3^\circ$).

Il potenziometro permette anche di avere posizioni intermedie al 25% ($\beta = +1,5^\circ$) e al 75% ($\beta = -1,5^\circ$).

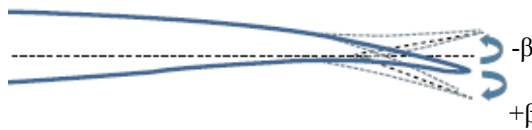


Figura 4.3-17: Sistema di riferimento morphing trailing edge

4.4 Prime prove sperimentali in galleria del vento aeronautica

Il profilo alare HQ2512*mod.* è stato realizzato con una scala maggiore rispetto al NACA 642014A così da poter condurre le prove nella galleria aeronautica dell'università che ha dimensioni ridotte rispetto a quella ambientale vista nel *capitolo 3*. Nello specifico, il profilo ha una corda di 0,20 metri e uno span di 0,35 metri.

4.4.1 La galleria del vento aeronautica

La galleria del vento aeronautica, a differenza di quella vista in precedenza, è a circuito aperto e può essere suddivisa in diverse sezioni che, in ordine di percorrenza del fluido, sono:

- *prima sezione*: costituita dagli stessi dispositivi passivi per il controllo della turbolenza visti per la galleria di tipo ambientale (honeycombs e screen-mesh);
- *seconda sezione*: costituita dal convergente con un rapporto tra le aree di ingresso/uscita pari a 4:1 che permette la riduzione della pressione statica a vantaggio di quella dinamica; il flusso quindi accelera riducendo ulteriormente la sua turbolenza essendo incanalato in una restrizione;
- *terza sezione*: consiste nella camera di prova che ha dimensioni (nella sezione media) pari a 393 mm di altezza (Z), 643 mm di larghezza (Y) e 1650 mm di lunghezza (X). Ha una geometria divergente, infatti le dimensioni lungo Z e X aumentano con un angolo di $1,57^\circ$ per contrastare la crescita dello strato limite sulle pareti ed evitare il restringimento della vena fluida;
- *quarta sezione*: costituita dal divergente per il recupero di pressione e lo scarico dell'aria in ambiente.

Il flusso viene creato da un ventilatore di potenza 5kW (con inverter per la variazione del numero di giri), posto a valle dell'ultima sezione per evitare che la rotazionalità del flusso influisca sulle misure. La velocità massima è di circa 30 m/s.

Il profilo viene posizionato verticalmente nella camera di prova in maniera tale da ruotare nel piano orizzontale, cioè nella direzione maggiore della camera di prova; in questo modo viene ridotto il fattore di bloccaggio, cioè la percentuale di sezione frontale occupata dal profilo stesso.

La rotazione, cioè l'impostazione dell'angolo di attacco, è deputata ad un meccanismo micrometrico a vite senza fine posizionato sotto la camera di prova.



Figura 4.4-1: La galleria del vento aeronautica

4.4.2 Tipi di misure

Le prove sperimentali per lo studio del morphing trailing edge sono le stesse viste in precedenza nel *paragrafo 3.2.3*: in particolare è stata data precedenza alla misura delle azioni aerodinamiche (attraverso la bilancia dinamometrica di *Fig.: 3.2-5*) e successivamente verranno completate le misure di pressione (attraverso sensori differenziali di *Fig.:3.26*).

A queste si è aggiunta una terza tipologia, vale a dire la misura della resistenza attraverso la variazione di quantità di moto.

Essa viene effettuata misurando la variazione di velocità che la presenza del profilo induce nel flusso della galleria; lo strumento utilizzato viene denominato *wake rake* e consiste in una serie di prese di pressione dinamiche a pettine posizionate dietro al profilo alare. Tutte fanno riferimento ad una unica presa statica posizionata sullo strumento.

Le prese di pressione sono state realizzate con aghi da 1.3 mm di diametro disposti a 25 mm dall'estremità superiore dello strumento per evitare l'influenza degli effetti di bordo provocati dalla carenatura. Il loro interasse di 1.3 mm permette di evitare che l'accelerazione del flusso in prossimità dei nasi delle prese, provochi un mutuo disturbo alle stesse. Lo strumento deve essere posizionato ad una distanza compresa tra $0,042c$ e $0,98c$ per avere un errore percentuale inferiore al 2% (con angolo di attacco pari a 0°) [20]. In questo caso è stato posizionato ad una distanza dal TE del profilo pari al 70% dello corda.

Il calcolo della resistenza avviene per mezzo della conservazione della quantità di moto:

$$D' = \int_h^b \rho_2 u_2 (u_2 - u_1) dy \quad (24)$$

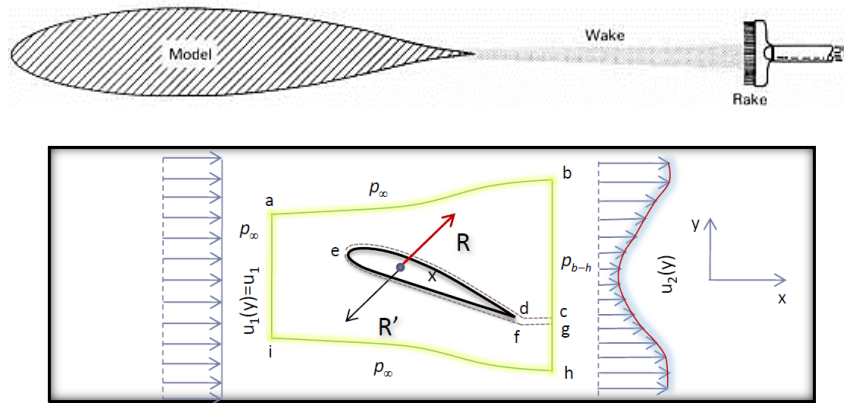


Figura 4.4-2: Misura del c_d con il Wake Rake

La scelta di fare anche una misura del profilo di velocità in scia, prima di effettuare quella relativa alle pressioni, è dovuta ai risultati ottenuti per il coefficiente di resistenza che, come si vedrà in seguito dai grafici, risultano avere differenze notevoli agli angoli positivi, rispetto ai dati numerici di XFOIL.

Per poter capire se l'aumento di c_d è imputabile al modello 3D (per esempio a difetti superficiali o geometrici che inducono la separazione) oppure al set-up di misura (per esempio cross-talking tra i canali della bilancia), si è preferito effettuare misure di velocità in scia al profilo e determinare il coefficiente di resistenza svincolandoci dalla bilancia dinamometrica; di conseguenza le misure di pressione verranno svolte in seguito.

4.4.3 Risultati prove sperimentali a $Re=175.000$ – HQ2512mod.

Misura delle forze aerodinamiche

La misura delle forze aerodinamiche sul modello a curvatura variabile sono state effettuate per diversi angoli di attacco α e a diversi angoli di deflessione β del trailing edge.

La prima misura è stata fatta per $\beta=0$ per capire la corrispondenza dei risultati sperimentali con simulazioni XFOIL e altre prove fatte dall'Università di Stuttgart su un profilo simile (HQ 2509 con spessore pari al 9% c).

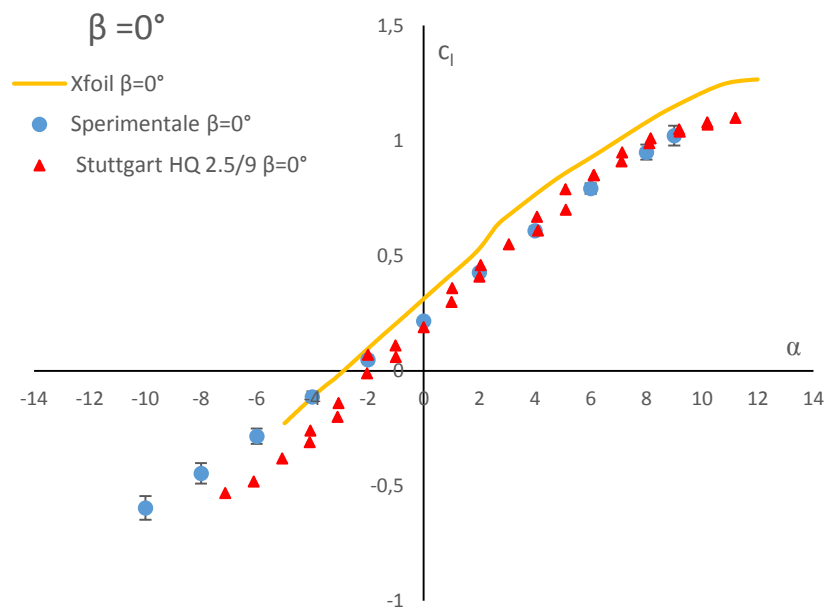


Figura 4.4-3: Confronto tra c_l sperimentale e c_l XFOIL a $\beta=0^\circ$ (HQ2512)

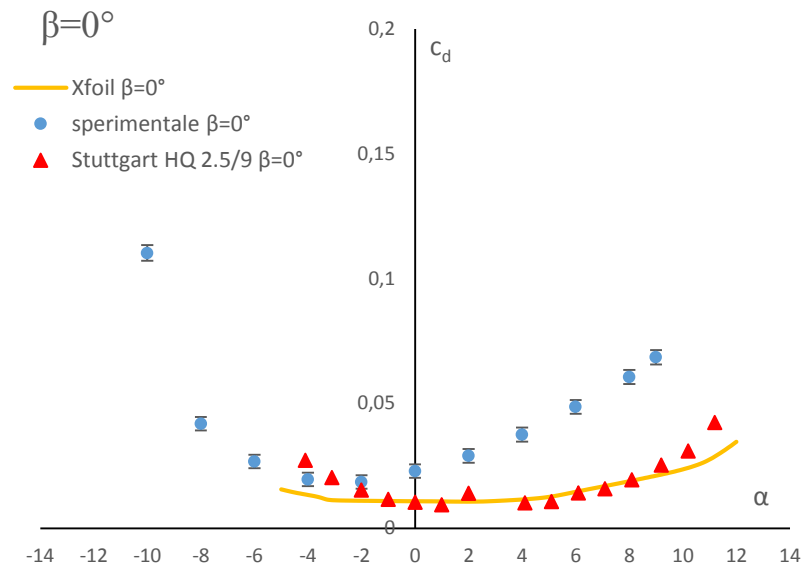


Figura 4.4-4: Confronto tra c_d sperimentale e c_d XFOIL a $\beta=0^\circ$ (HQ2512)

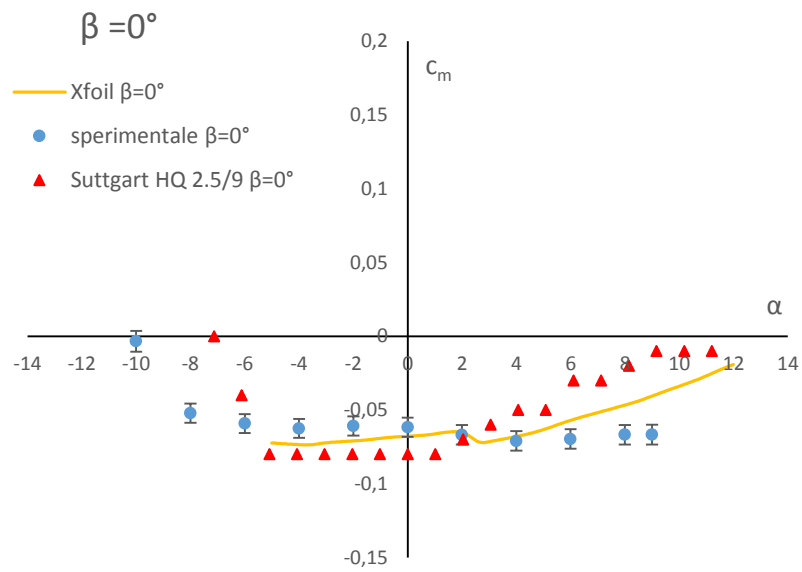


Figura 4.4-5: Confronto tra c_m sperimentale e c_m XFOIL a $\beta=0^\circ$ (HQ2512) (misurato al quarto di corda)

In seguito a queste misure preliminari, sono state fatte misurazioni a diversi angoli di deflessione del trailing edge β :

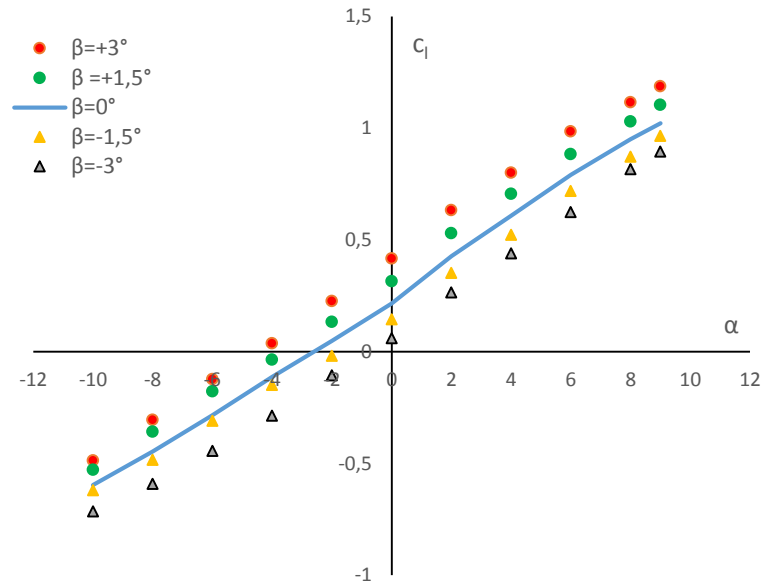


Figura 4.4-6: Confronto tra c_l sperimentale a diversi β (HQ2512)

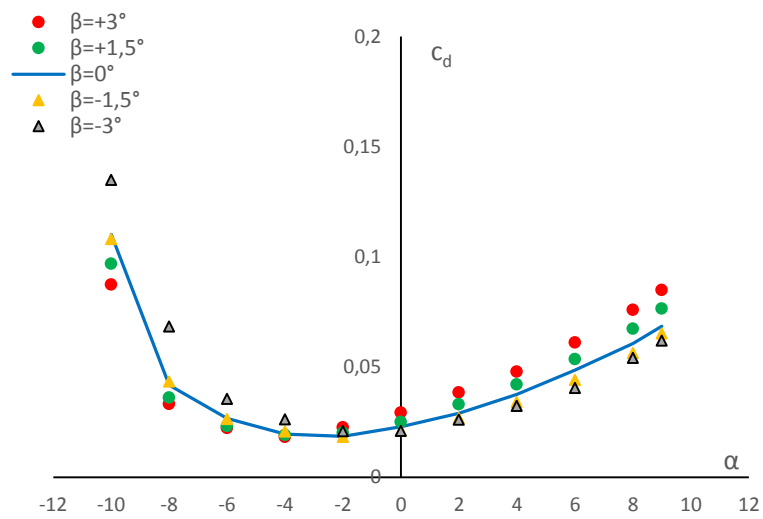


Figura 4.4-7: Confronto tra c_d sperimentale a diversi β (HQ2512)

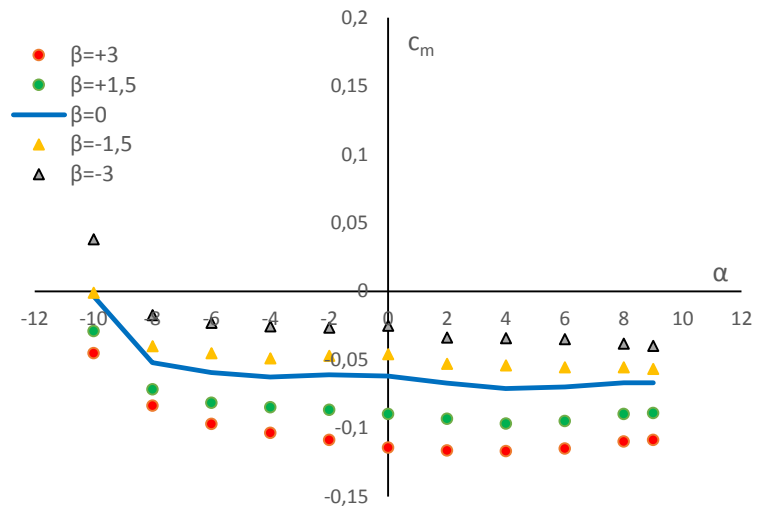


Figura 4.4-8: Confronto tra c_m sperimentale a diversi β (HQ2512)

Misura del c_d dal profilo di velocità in scia

Le misure del profilo di velocità in scia al modello per il calcolo della resistenza aerodinamica non possono essere svolte per tutti gli angoli di attacco. Infatti questo genere di approccio è valido solo quando la scia resta contenuta all'interno delle dimensioni del *wake rake* (cioè a piccoli angoli di attacco).

Nello specifico sono state fatte per gli angoli di attacco $\alpha = -2^\circ, 0^\circ, 2^\circ$ e 4° (cioè quelli nella zona del pozzetto laminare) e deflessione del trailing edge $\beta = 0^\circ, +3^\circ, -3^\circ$.

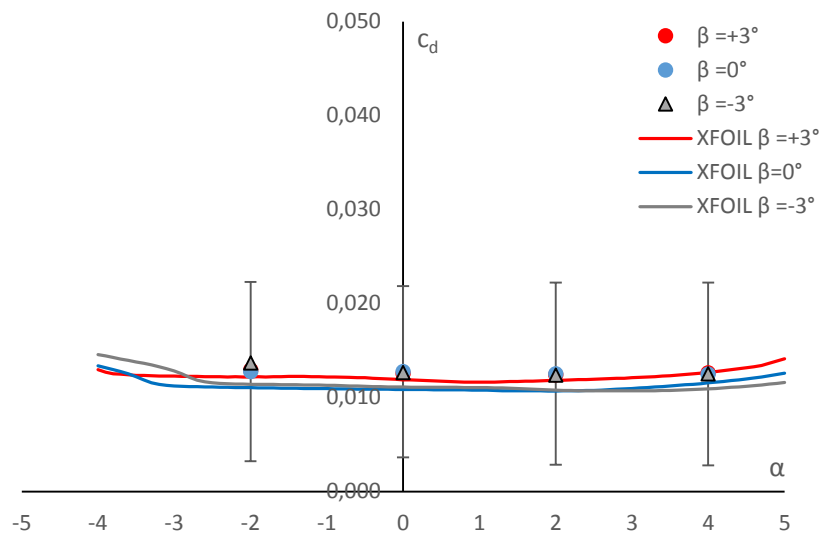


Figura 4.4-9: Ingrandimento confronto tra c_d sperimentale Wake Rake e c_d XFOIL a diversi β (HQ2512)

Con questi nuovi valori di c_d è stata calcolata l'efficienza E come rapporto tra c_l e c_d

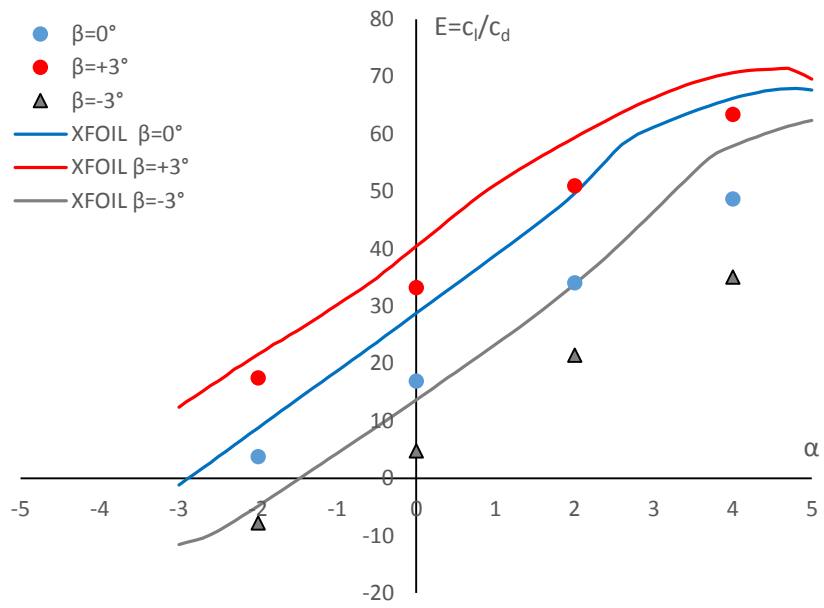


Figura 4.4-10: Confronto tra efficienza sperimentale ed efficienza XFOIL a diversi β (HQ2512)

4.4.4 Risultati prove sperimentali a $Re = 350.000$ – HQ2512mod.

Misura delle forze aerodinamiche

Anche per $Re=350.000$ la prima misura è stata fatta per $\beta=0$ per un confronto con i risultati sperimentali di XFOIL e le prove fatte dall'Università di Stuttgart su HQ2509

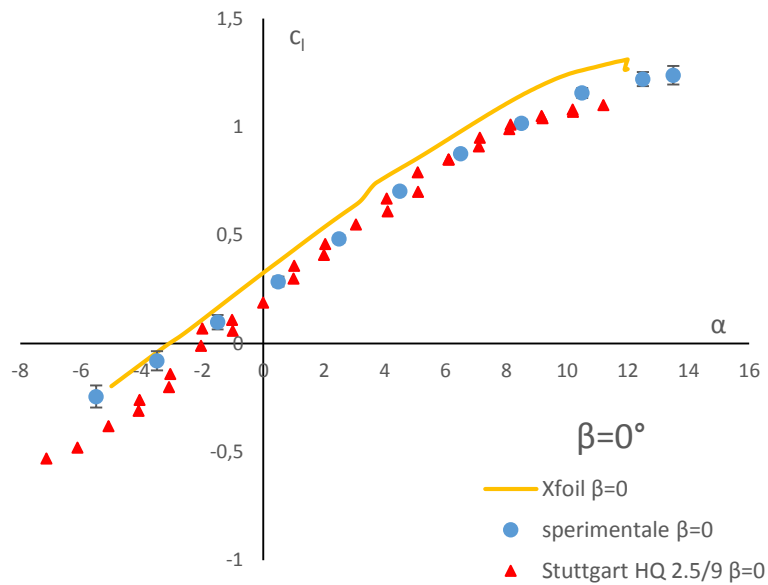


Figura 4.4-11: Confronto tra c_l sperimentale e c_l XFOIL a $\beta=0^\circ$ (HQ2512)

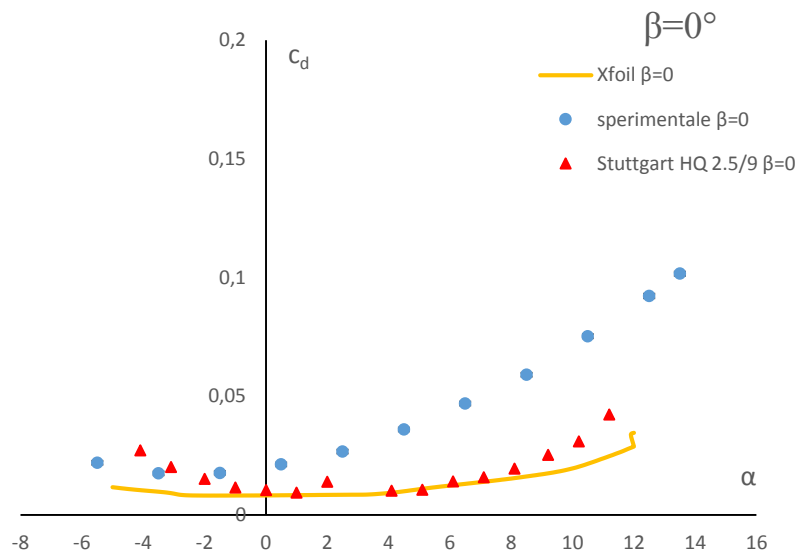


Figura 4.4-12: Confronto tra c_d sperimentale e c_d XFOIL a $\beta=0^\circ$ (HQ2512)

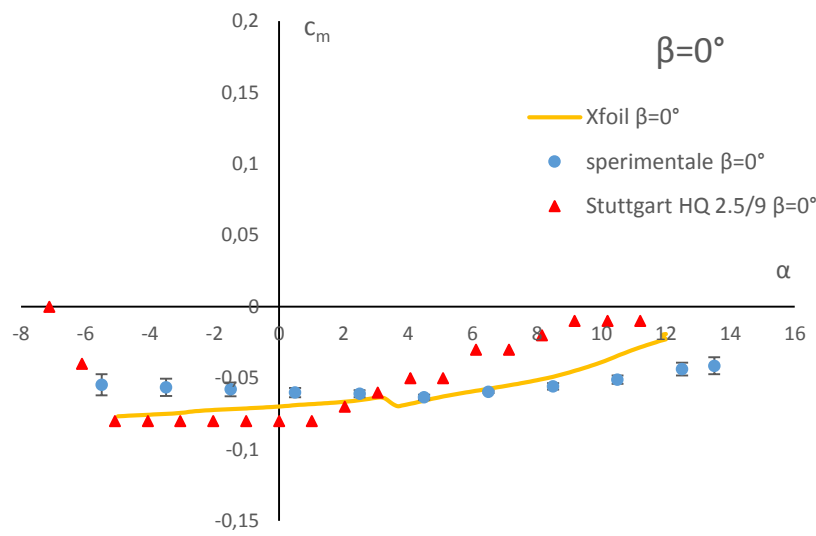


Figura 4.4-13: Confronto tra c_m sperimentale e c_m XFOIL a $\beta=0^\circ$ (HQ2512) misurato al quarto di corda

Poi sono state effettuate le prove soltanto alla massima deflessione del trailing edge e quindi a $\beta=+3^\circ$ e $\beta=-3^\circ$; non sono stati valutati angoli β intermedi perché, a valle delle prove precedenti, era interessante capire se l'attuazione fosse compromessa ad un Re più elevato.

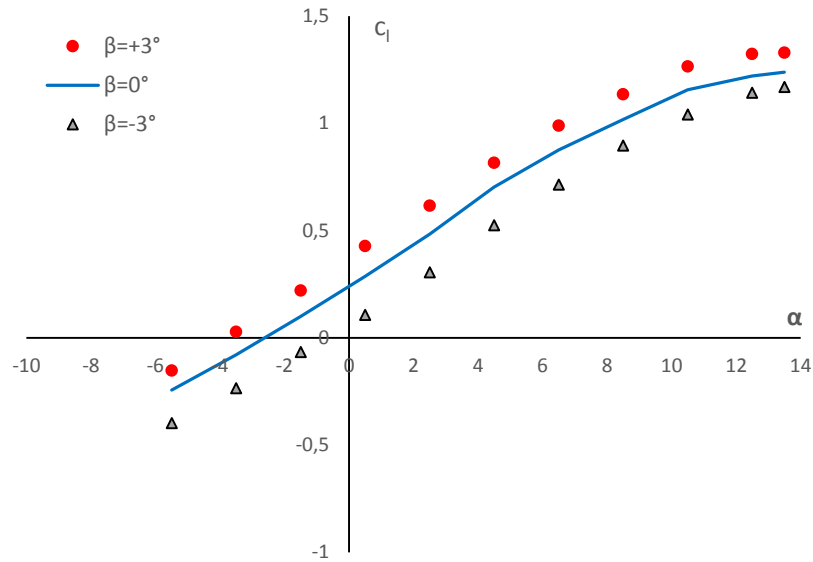


Figura 4.4-14: Confronto tra c_l sperimentale a diversi β (HQ2512)

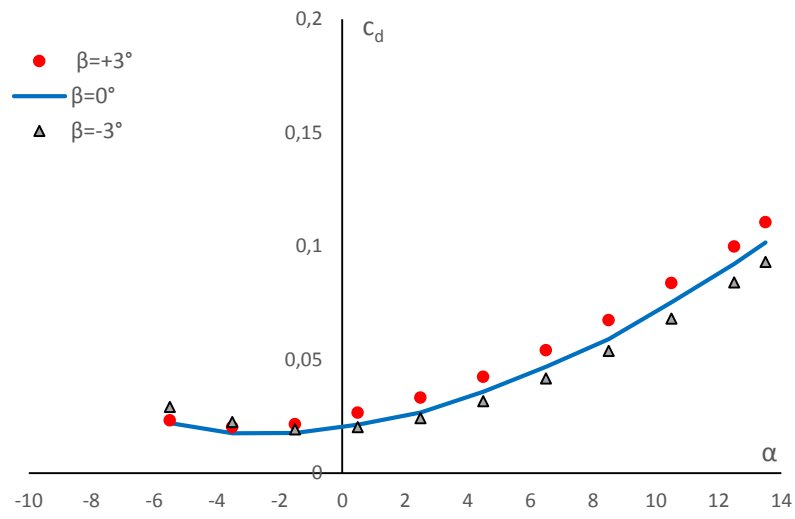


Figura 4.4-15: Confronto tra c_d sperimentale a diversi β (HQ2512)

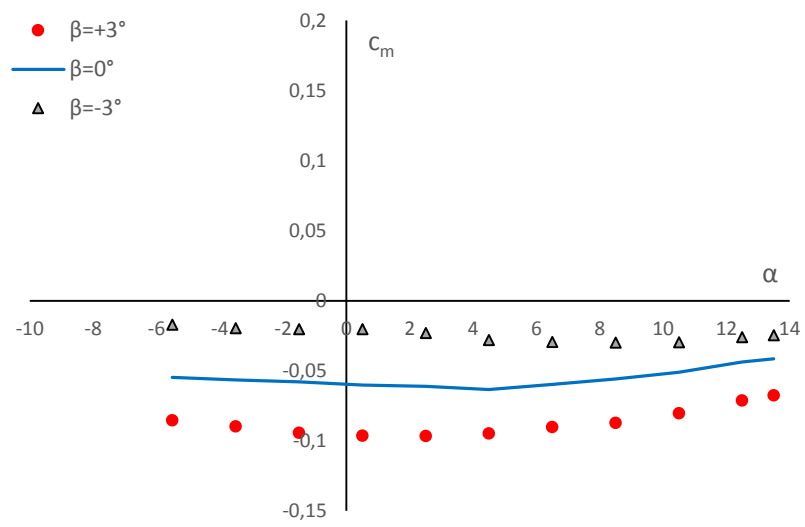


Figura 4.4-16: Confronto tra c_m sperimentale a diversi β (HQ2512)

Misura del c_d dal profilo di velocità in scia

Anche a $Re=350.000$ sono state fatte misure in scia al profilo per angoli di attacco -2° , 0° , 2° e 4° (cioè quelli nella zona del pozzetto laminare) nelle diverse deflessioni $\beta=0^\circ$, $+3^\circ$, -3° .

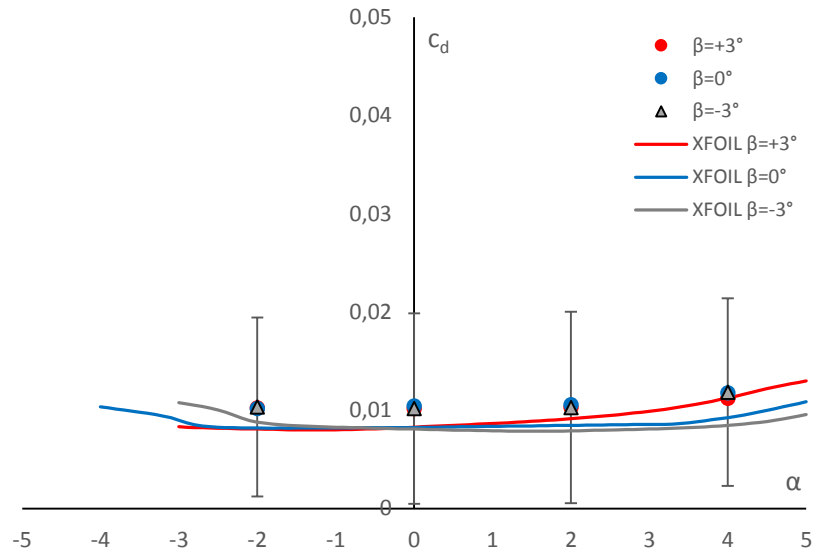


Figura 4.4-17: Ingrandimento confronto tra c_d sperimentale Wake Rake e c_d XFOIL a diversi β (HQ2512)

Con questi nuovi valori di c_d è stata calcolata l'efficienza E come rapporto tra c_l e c_d

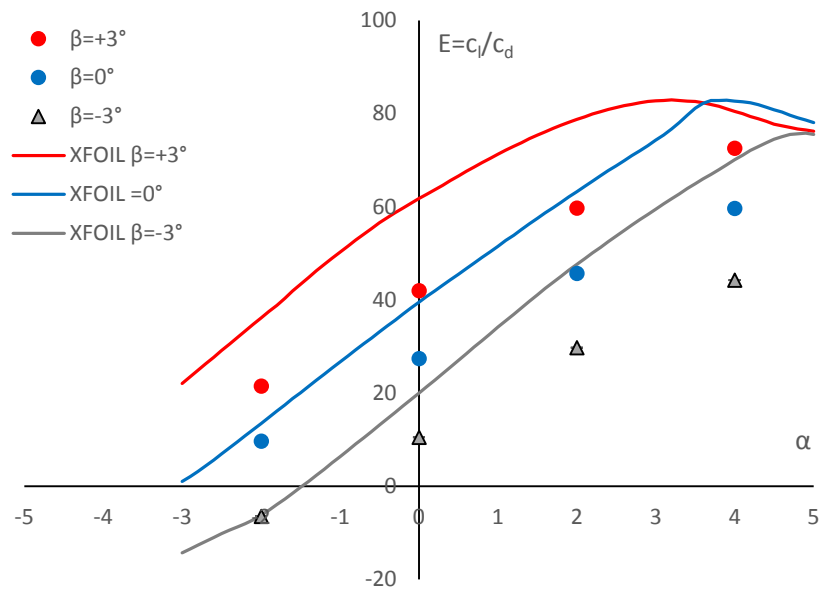


Figura 4.4-18: Confronto tra efficienza sperimentale ed efficienza XFOIL a diversi β (HQ2512)

4.5 Discussione dei risultati: HQ2512mod.

Le misure sperimentali delle forze aerodinamiche sul profilo HQ2512mod. equipaggiato di morphing trailing edge hanno dato risultati positivi.

Per entrambi i numeri di Reynolds indagati, il modello dimostra una buona rispondenza ai valori numerici ottenuti da XFOIL; inoltre, il sistema di deformazione del trailing edge progettato, determina una evidente influenza sui coefficienti di portanza c_l e di momento c_m .

Nonostante l'angolo di deflessione della porzione deformabile β sia limitato a $\pm 3^\circ$, la freccia di camber del profilo viene modificata tanto da indurre sull'angolo di portanza nulla del profilo, una variazione di circa 3° (tra la deflessione massima e quella minima). Il coefficiente di momento evidenzia una netta traslazione verso valori positivi per β negativi, mentre si sposta verso valori negativi per la deflessione contraria. Nel primo caso infatti, il bordo d'uscita si sposta verso l'alto riproducendo la curvatura di un profilo autostabile (*reflex*).

Il coefficiente di resistenza c_d , misurato attraverso la bilancia dinamometrica, mostra un rapido incremento agli angoli positivi (presente in entrambi i Re) che lascia pensare ad un fenomeno sistematico legato alla strumentazione o a fenomeni fluidodinamici indesiderati sul profilo. Per tal motivo sono state effettuate misure del profilo di velocità in scia al modello: in questo modo è stato possibile misurare il c_d svincolandoci dalla bilancia e capire se il problema fosse di carattere fluidodinamico o meno.

Nonostante questo è possibile notare che, a bassi angoli di attacco, la differenza di c_d , a varie deflessioni del trailing edge, è minima per entrambi i numeri di Reynolds.

Le misure fatte in scia al profilo confermano tale andamento e l'assenza di separazioni indesiderate sul profilo: il valore c_d misurato è infatti costante e molto prossimo a quello stimato da XFOIL, ma comunque superiore.

Tutti valori rientrano all'interno dell'incertezza della misura e non è possibile quindi quantificare la differenza di resistenza nelle diverse configurazioni di β . Differenze che sono comunque molto piccole anche nelle simulazioni fatte su XFOIL (ordine 10^{-4}).

L'efficienza dunque, sia a $Re=175.000$ sia a $Re=350.000$ (calcolata con il c_d ricavato dalle misure in scia al profilo), risulta inferiore a quella di XFOIL; ciò è dovuto sia alla resistenza misurata, più elevata rispetto alle simulazioni, sia alla portanza che, specialmente ad angoli d'attacco elevati, è leggermente inferiore. Questa perdita di efficienza rispetto a XFOIL può essere imputabile ad una finitura superficiale non ideale e al forte fattore di scala che amplifica eventuali difformità del modello.

D'altro canto, l'efficienza ottenuta dai test in galleria mostra una chiara traslazione nelle varie configurazioni del trailing edge, dimostrando l'efficacia del sistema, vero obiettivo della ricerca.

Il morphing trailing edge azionato da attuatori MFC induce una sensibile variazione della camber del profilo riscontrabile dallo spostamento della curva di momento e da quello dell'angolo di portanza nulla. La deformazione è assolutamente graduale, senza discontinuità superficiale e quindi non induce incrementi di resistenza evidenti.

In ultimo, gli attuatori MFC si sono dimostrati molto affidabili; la loro forza di bloccaggio è stata sufficiente a contrastare la pressione imposta dal flusso d'aria anche per angoli di attacco elevati.

5 Capitolo

Applicazione di superfici aerodinamiche a curvatura variabile su aeromobili a pilotaggio remoto

L'applicazione di superfici aerodinamiche a curvatura variabile su applicazioni aeronautiche standard o aerogeneratori di grande taglia è fortemente penalizzata dall'aspetto strutturale e meccanico. Gran parte della ricerca attuale, infatti, si concentra non tanto sulle prestazioni aerodinamiche, ma sui metodi di attuazione, i meccanismi e i materiali in grado di generare la deformazione desiderata.

Queste criticità vengono superate in contesti in cui le dimensioni e le forze in gioco sono modeste e paragonabili a quelle affrontate nelle misure sperimentali viste in precedenza. Uno di questi contesti è quello dei *sistemi aerei a pilotaggio remoto*. Fino ad oggi erano limitati ad un uso sportivo/ricreativo; oggi hanno aperto strade interessanti nel campo della ricerca scientifica grazie alla possibilità di effettuare misure dove non è facile arrivare. La ricerca sul *morphing wing* individua scenari interessanti perché potrebbe apportare benefici soprattutto in termini di consumi e durata del volo; in tal senso è proseguito il presente studio, grazie al supporto del progetto strategico di ateneo A.D.E.L.E.

5.1 Il progetto A.D.E.L.E.

Il progetto A.D.E.L.E. (*Aerial Drone for Environmental and Energy researches*) è un progetto di ricerca scientifico interfacoltà dell'Università Politecnica delle Marche, iniziato a metà del 2016, che ha lo scopo di sviluppare piattaforme aeree a pilotaggio remoto per misure di carattere ambientale e/o energetiche; il progetto non si concentra solo ed esclusivamente sulla progettazione di aeromobili ma coinvolge una serie di attività di ricerca, in diversi settori, sfruttando le numerose potenzialità dei moderni sistemi aerei a pilotaggio remoto.

Progetto strategico di ateneo 2016	A.D.E.L.E Aerial Drone for Environmental and Energy researches
Finanziamento	182.000,00 €
Partecipanti	DIISM - Ingegneria – UNIVPM DII - Ingegneria – UNIVPM DISVA - Scienze – UNIVPM DM - Economia – UNIVPM D3A - Agraria – UNIVPM
Responsabile scientifico	Prof. Ing. Renato Ricci

Sin da subito il progetto A.D.E.L.E. si è mosso su due binari:

- lo sviluppo di piattaforme multicottero: su cui sviluppare le competenze necessarie ad effettuare misure di tipo energetico ambientale;
- la progettazione di un drone ibrido in grado di coniugare il decollo verticale (VTOL) e la traslazione orizzontale.

I droni multicottero, infatti, hanno il vantaggio di poter atterrare e decollare verticalmente e non necessitano quindi di grandi spazi in queste fasi. Inoltre possono stazionare in aria (*hovering*), mantenendo la propria posizione, rendendo possibili misure o riprese. D'altro canto, sono aeromobili il cui sostentamento in aria è deputato esclusivamente alla propulsione dei motori e, per questo, l'assorbimento energetico è elevato riducendo i tempi di volo a pochi minuti.

Diverso il discorso per i droni ad ala portante, che possono contare sulla portanza generata dalle superfici alari durante la traslazione orizzontale. Questi necessitano di un notevole spazio per le fasi di atterraggio e decollo e non possono godere della fase di *hovering*, ma riescono a spostarsi più rapidamente e volare per molto più tempo.

Per queste motivazioni, uno degli obiettivi del progetto A.D.E.L.E. è quello di coniugare gli aspetti positivi di entrambe le configurazioni.

5.1.1 Le missioni previste

I settori disciplinari abbracciati dal progetto A.D.E.L.E. sono molteplici e, di conseguenza, le piattaforme aeree devono essere progettate per poter svolgere diverse missioni e ospitare a bordo le attrezzature specifiche per il tipo di misura previsto.

In particolare sono state individuate quattro modalità operative:

GEO: installazione a bordo di un LiDAR (Light Detection and Ranging) per la rilevazione topografica 3D del territorio sorvolato.

- Mappatura del terreno;
- Monitoraggio di usi impropri del territorio;
- Monitoraggio di sistemi infrastrutturali;
- Censimento di cave e discariche.

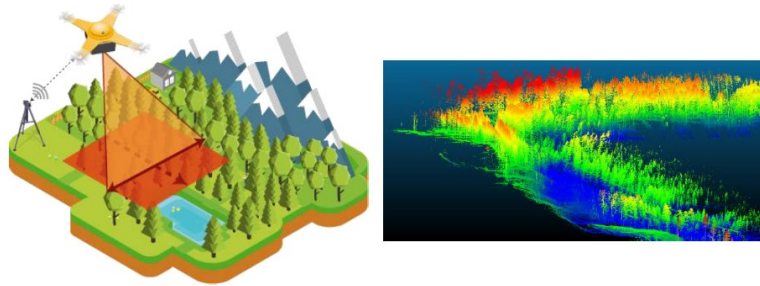


Figura 5.1-1: Esempio di applicazione per missione operativa GEO

HYPER: installazione a bordo di una camera multispettrale per analisi ambientali e riproduzione di mappe tematiche. L'analisi è dunque nel campo del visibile e dell'infrarosso vicino.

- Analisi della temperatura dei corpi d'acqua;
- Rilevazione termica e colorimetrica di agenti inquinanti;
- Monitoraggio fluviale e delle coste;
- Valutazione dello stato fisiologico delle colture.

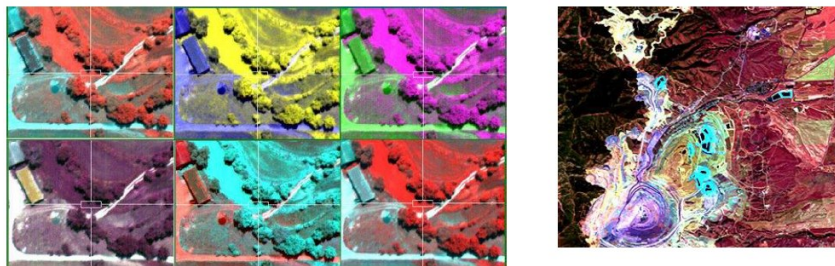


Figura 5.1-2: Esempio di applicazione per missione operativa HYPER

NSD: installazione a bordo di un array di microfoni digitali MEMS completo di Mini-PC per fare il beamforming in tempo reale e localizzare le sorgenti sonore (Noise Source Detection) dello spazio sorvolato.

- Monitoraggio del rumore ambientale;
- Mappatura acustica delle aree indagate.

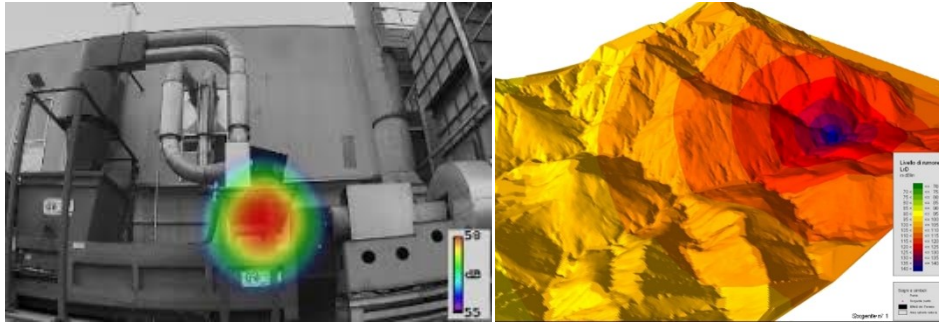


Figura 5.1-3: Esempio di applicazione per missione operativa NSD

ENV: installazione a bordo di rilevatori multigas e di unità di campionamento di PM10 e PM2.5 per la misura della qualità aria/acqua.

- Prelievo ed analisi di campioni di aria;
- Prelievo liquidi.



Figura 5.1-4: Esempio di applicazione per missione operativa ENV

5.1.2 I riferimenti normativi

Le norme che regolano l'utilizzo e la progettazione di aeromobili a pilotaggio remoto, comunemente chiamati droni, sono in continua evoluzione a causa del grande sviluppo che questo settore ha avuto negli ultimi anni.

La normativa italiana è prodotta da ENAC (*Ente Nazionale per l'Aviazione Civile*) e definisce:

- **Sistema aereo a pilotaggio remoto (SAPR):** mezzi aerei a pilotaggio remoto impiegati o destinati all'impiego in operazioni specializzate o in attività scientifiche, sperimentazione e ricerca.
- **Aeromodelli:** non sono considerati aeromobili ai fini del loro assoggettamento alle previsioni del Codice della Navigazione e possono essere utilizzati esclusivamente per impiego ricreazionale e sportivo. Pur tuttavia, il regolamento contiene specifiche disposizioni e limitazioni applicabili all'impiego degli aeromodelli, per l'uso dello spazio aereo e a garanzia della sicurezza di cose e persone al suolo e degli altri mezzi aerei.

I SAPR di competenza ENAC sono classificati in base alla massa operativa al decollo del mezzo in:

- a) sistemi con mezzi aerei di massa operativa al decollo minore di 25 kg;
- b) sistemi con mezzi aerei di massa operativa al decollo uguale o maggiore di 25 kg e non superiore a 150 kg.

Per la conduzione di un SAPR di massa operativa al decollo minore di 25 kg in condizioni VLOS è necessario il possesso dell'Attestato di Pilota di APR, rilasciato da un Centro di Addestramento riconosciuto.

Al di sopra dei 25kg è necessaria una licenza di pilota paragonabile in termini di conoscenze aeronautiche al possesso di una licenza di pilota commerciale di aeromobili abilitato al volo strumentale.

Possono essere utilizzati per "*operazioni specializzate*" e "*attività di ricerca e sviluppo*".

Le operazioni si distinguono in tre diverse modalità:

- **Visual Line of Sight (VLOS):** operazioni condotte entro una distanza, sia orizzontale che verticale, tale per cui il pilota remoto è in grado di mantenere il contatto visivo continuativo con il mezzo aereo, senza aiuto di strumenti per aumentare la vista, tale da consentirgli un controllo diretto del mezzo per gestire il volo, mantenere le separazioni ed evitare collisioni.
- **Extended Visual Line Of Sight (EVLOS):** operazioni condotte in aree le cui dimensioni superano i limiti delle condizioni VLOS e per le quali i requisiti del VLOS sono soddisfatti con l'uso di osservatori addizionali e stazioni di pilotaggio supplementari.

- **Beyond Visual Line Of Sight (BVLOS):** operazioni condotte ad una distanza che non consente al pilota remoto di rimanere in contatto visivo diretto e costante con il mezzo aereo, che non consente di gestire il volo, mantenere le separazioni ed evitare collisioni.

Inoltre, le attività specializzate eseguibili si dividono in critiche e non critiche:

- **operazioni non critiche:** operazioni condotte in VLOS che non prevedono il sorvolo, anche in caso di avarie e malfunzionamenti, di aree congestionate, assembramenti di persone, agglomerati urbani, infrastrutture sensibili.
- **operazioni critiche:** operazioni che non rispettano anche solo parzialmente quanto detto per le operazioni non critiche. Preliminare alle operazioni è la richiesta e l'ottenimento di autorizzazione ENAC.

Per l'utilizzo dei SAPR in operazioni critiche è altresì necessaria l'identificazione mediante targhetta riportante i dati identificativi del sistema e dell'operatore; tale targhetta deve essere installata sul mezzo aereo e sulla stazione di terra.

In aggiunta si richiede l'installazione di un dispositivo elettronico di identificazione che consenta la trasmissione real-time di dati relativi al SAPR, del pilota/operatore e dei dati essenziali di volo, nonché la loro registrazione. E' necessario il possesso del manuale di volo [21].

Nel maggio 2019 è stata diffusa la “*Circolare ATM-09*” il cui scopo è quello di definire i criteri e le procedure per l'utilizzo degli spazi aerei segregati e non segregati da parte dei droni.

Stabilisce che le operazioni nelle vicinanze degli aeroporti civili ed all'interno delle zone di traffico aeroportuale sono consentite a tutti gli aeromobili con massa al decollo inferiore ai 25 kg.

Gli aeromobili a pilotaggio remoto con massa operativa al decollo uguale o maggiore di 4 kg potranno volare in queste aree solo se dotati di limitatore di quota e programma di recupero dell'aeromobile a pilotaggio remoto in caso di perdita del controllo (cioè la modalità “return to home” – RTH) [22].

5.1.3 I droni multicottero A.D.E.L.E.

Un SAPR di tipo multicottero è un velivolo senza superfici alari, il cui sostentamento e movimento è controllato variando il numero di giri dei propulsori ad elica ad asse verticale. Questa configurazione è aerodinamicamente instabile e per funzionare ha bisogno di un controllore di volo che assicuri il volo stabile. Il controllore di volo combina dati che provengono da giroscopi, accelerometri, barometro e le informazioni relative alla posizione calcolate dal sistema GPS (*global positioning system*) per mantenere una stima

accurata della posizione e del suo orientamento nello spazio. Il quadricottero è il tipo più semplice tra i multicotteri, con i propulsori che ruotano in verso opposto due a due.

Per uso professionale sono abbastanza comuni anche esacotteri e ottocotteri, rispettivamente con 6 e 8 eliche, poiché sono piattaforme più stabili per il sollevamento di pesi, anche elevati, ed hanno il vantaggio di poter continuare a volare anche nel caso di avaria di uno dei motori.

I multicotteri sono capaci di decollare e atterrare in verticale, e questo riduce gli spazi operativi necessari operativi. Oltre al decollo verticale, offrono il grande vantaggio di poter stazionare in aria in un punto preciso, consentendo delle attività di misura o ripresa fotografica. Di contro però, questi velivoli hanno una scarsa efficienza aerodinamica; infatti per la traslazione orizzontale il mezzo si inclina e le eliche devono generare una forza molto elevata che compensi il peso e consenta la traslazione allo stesso tempo, il che è possibile solamente con un dispendio energetico consistente.

All'interno del progetto A.D.E.L.E sono stati progettati e sviluppati diversi multicotteri con l'obiettivo di avviare un percorso di formazione ed accrescere le competenze nel controllo e gestione del mezzo, nella programmazione dell'elettronica e nella definizione dei protocolli di misura per ogni tipo di operazione, a seconda dell'attrezzatura installata a bordo.

I multicotteri attualmente operativi, e le loro caratteristiche tecniche, sono riportati nella pagina seguente:

Quadricottero che può ospitare a bordo:

- Analizzatore multigas SCENTROID per l'analisi dell'aria e il campionamento di gas o liquidi (sensori gas: CO₂, CH₂O, NO, NO₂, CH₄, O₂)
- Camera Multispettrale TetraCAM MCAW con sei sensori CMOS da 1.3 MP (bande: 490 nm, 550 nm, 680 nm, 720 nm, 800 nm, 900 nm)
- Termocamera FLIR A655 risoluzione 640 x 480 Px, campo spettrale 7,5 a 14 [μm], Accuratezza: ±2°C, Sensibilità termica NETD < 30 [mK]



Figura 5.1-5: Quadricottero progetto A.D.E.L.E

MOTORI:	4x
• kV ³	185
• Potenza [W]	2755
ELICHE (TRI PALA) [in]	24.5 x 8.1
BATTERIA :	1x
• Numero celle	10S LiPo
• Capacità [mAh]	1 x 22000
• Potenza di scarica	30C (660 A)
PESO STRUTTURA [kg]	13
PAY LOAD MASSIMO [kg]	12

³ KV è un parametro che indica il numero di giri al minuto per unità di tensione (V) di alimentazione: $N_{giri} = KV \cdot Volt$

Esacottero che può ospitare a bordo:

- Termocamera OPTRIS PI450, risoluzione 382 x 288 Px, campo spettrale 7,5 a 13 [μm], Accuratezza: $\pm 2^\circ\text{C}$ o $\pm 2\%$, Sensibilità termica NETD < 40 [mK]
- SONY Alpha 6000 sensore Exmor APS HD CMOS da 24.3MPx



Figura 5.1-6: Esacottero progetto A.D.E.L.E

MOTORI:	6x
• kV	500
• Potenza [W]	750 [W]
ELICHE [in]	15 x 5,5
BATTERIA :	2x
• Numero celle	6S LiPo
• Capacità [mAh]	2 x 10000
• Potenza di scarica	10C (200 A)
PESO STRUTTURA [kg]	5
PAY LOAD MASSIMO [kg]	5

Ottocottero che può ospitare a bordo:

- SONY Alpha 7 R III sensore CMOS Exmor R full-frame da 42,3 MPx



Figura 5.1-7: Ottocottero progetto A.D.E.L.E

MOTORI:	8x
• kV	400
• Potenza [W]	500 [W]
ELICHE [in]	15 x 5,5
BATTERIA :	2x
• Numero celle	6S LiPo
• Capacità [mAh]	2 x 10000
• Potenza di scarica	10C (200 A)
PESO STRUTTURA [kg]	6,5
PAY LOAD MASSIMO [kg]	5

5.1.4 Schema elettrico e funzionale di un drone multicottero

I droni esacottero ed ottocottero visti nel paragrafo precedente hanno una struttura commerciale successivamente implementata nella sua parte elettrica ed elettronica. Il drone quadricottero, invece, è stato interamente progettato ed ingegnerizzato all'interno del progetto A.D.E.L.E., compresa la struttura che ne costituisce il telaio.

Prendendo come esempio il drone ottocottero, possiamo definire le sue principali componenti:

- **flight controller:** è il cervello di un drone multicottero. In questo caso è stata scelta una Pixhawk 2 Cube, cioè un controllore di volo basato su un firmware open-source e quindi interamente programmabile. E' predisposta di una tripla ridondanza:

- 3 x accelerometri;
- 3 x giroscopi;
- 3 x magnetometri;
- 3 x barometri.

E svariate tipologie di connessioni:

- 5 porte seriali;
 - 2 porte CAN;
 - 2 porte I2C;
 - 2 porte power;
 - 1 porta ADC;
 - 8 porte output PWM;
 - 6 porte GPIO che possono essere utilizzate per i segnali PWM;
 - Una porta dedicata alle ricevitori Spektrum;
 - Input e output S.BUS, input PPM.
- **GPS Here + RTK GNSS:** cioè il sistema per il rilevamento della posizione che può essere anche di tipo RTK (*Real Time Kinematic*) cioè calcolare la posizione del modulo installato sul velivolo definito *Rover* e un ricevitore fermo a terra comunemente definito *Base*;
 - **Modulo telemetrico 433Hz:** sistema che invia a terra tutti i dati di volo gestiti dalla flight controller;
 - **Ricevitore FrSKY:** riceve il segnale dalla trasmittente comandata dal pilota e li trasferisce alla flight controller che li trasforma in segnali verso i motori e quindi in una azione/spostamento del velivolo.

Questi elencati sono i componenti di base strettamente necessari alla gestione del volo.

L'impianto elettrico, che distribuisce una notevole quantità di potenza dalle batterie ai motori e agli accessori, è costituito da:

- **Batterie 6S:** sono installate due batterie in parallelo da 24V e 10Ah ognuna;
- **Power Board:** riceve l'alimentazione dalle batterie e la invia ad ESC;
- **Current sensor:** è un dispositivo che monitora il flusso di tensione e corrente in ingresso alla Flight controller e invia a terra i dati;
- **ESC(30A):** è l'unità di controllo del motore che riceve il segnale dalla Flight Controller;
- **Motori:** otto motori da 500W e 414KV ognuno;
- **Terminatore di volo:** è un sistema, imposto dalla normativa, che garantisce l'interruzione del volo nel caso il velivolo non risponda ai comandi. Esso interrompe il flusso di corrente principale spegnendo i motori e provocando la caduta del velivolo (deve essere prevista una zona di margine intorno all'area di volo in cui è possibile effettuare questa manovra);
- **BEC 24/12V e 24/5V:** dispositivi per la riduzione del voltaggio per l'alimentazione di accessori secondari (macchine fotografiche, moduli di trasmissione video etc.).

Il terminatore di volo, progettato internamente, è stato appositamente posizionato a valle della Flight controller così da poter spegnere solo i motori e continuare a ricevere i dati relativi alla posizione del velivolo anche dopo aver terminato il volo. Esso può essere azionato da remoto grazie ad un interruttore posizionato su un secondo radiocomando gestito da un operatore diverso dal pilota.

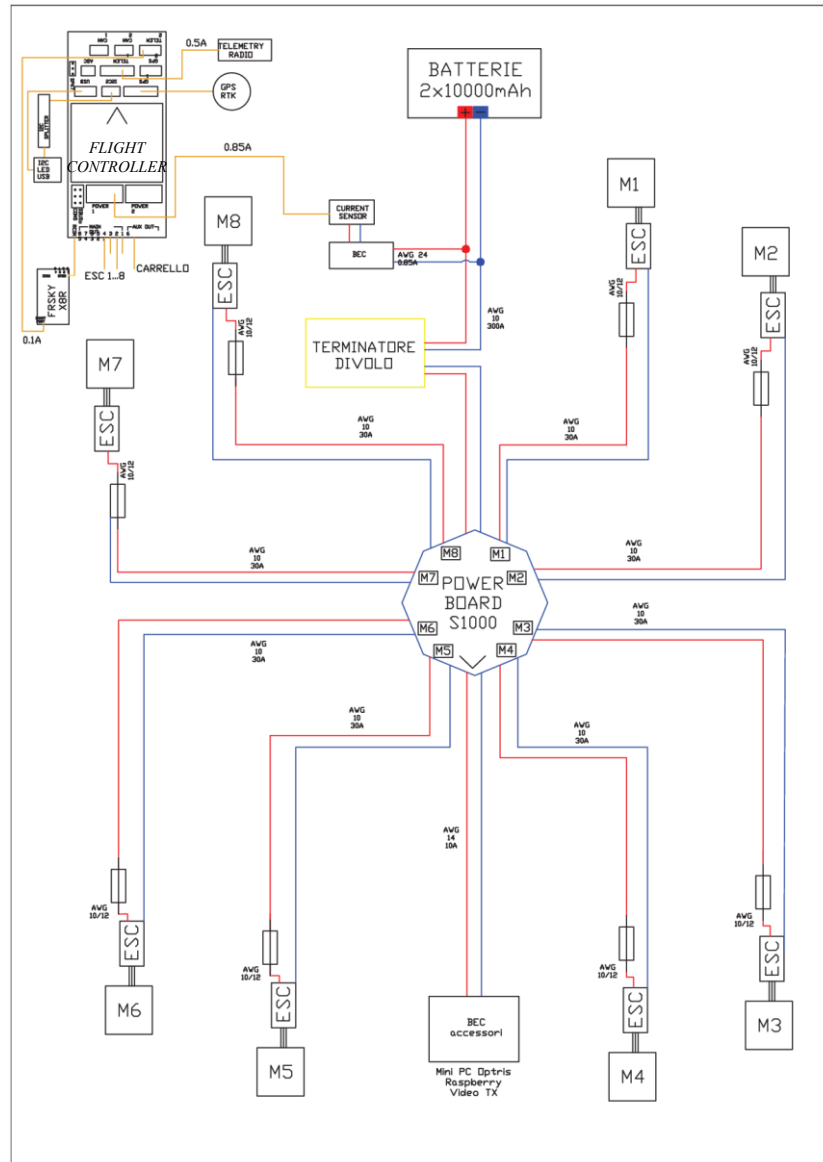


Figura 5.1-8: Schema elettrico e funzionale dell'ottocottero A.D.E.L.E.

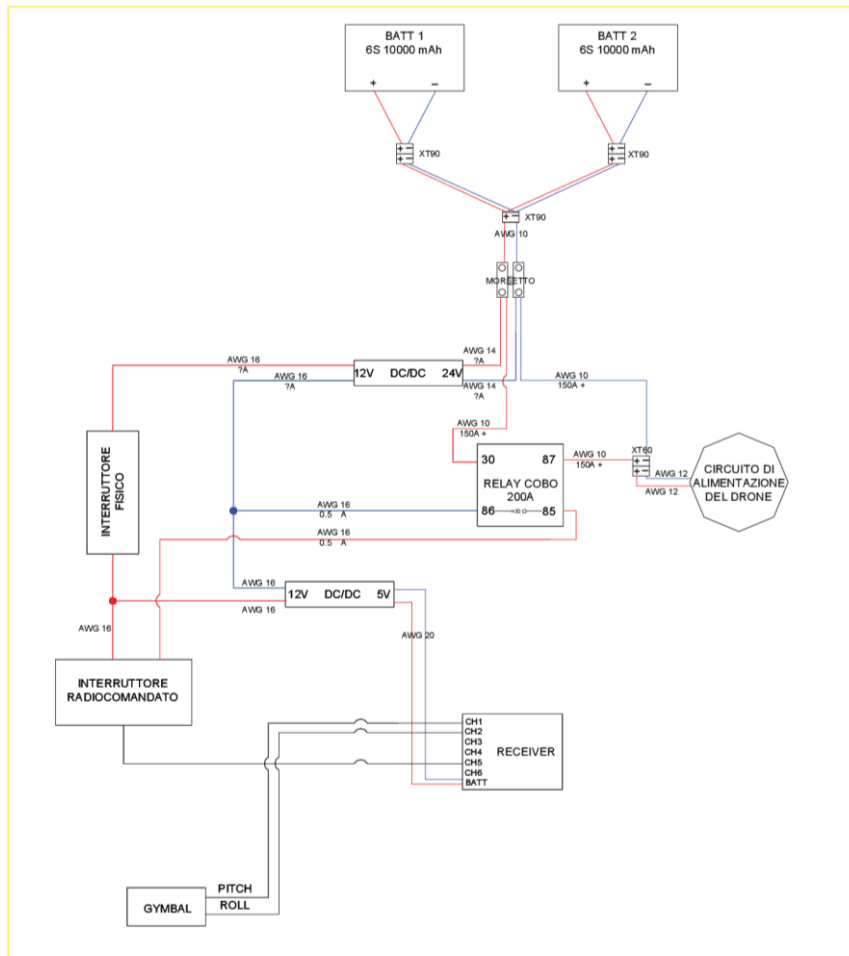


Figura 5.1-9: Schema elettrico terminatore di volo per multicottero

5.1.5 Programmazione di base del drone multicottero

Terminata l'installazione della componentistica elettronica ed i collegamenti dell'impianto elettrico, è necessaria una programmazione di base attraverso un software (in questo caso "Mission Planner") che interagisca col drone e permetta all'operatore di monitorare i dati di volo dalla stazione a terra.

Le fasi della programmazione sono:

- **Caricamento firmware:** deve essere caricato nella flight controller il firmware corrispondente alla configurazione del telaio, nel nostro caso un ottocottero "X";
- **Connessione telemetrica:** il modulo telemetrico sul velivolo comunica con un secondo modulo connesso alla stazione a terra. Deve essere impostata la porta ed il "baud rate" di comunicazione;
- **Calibrazione bussola:** il velivolo deve essere ruotato manualmente in modo che ciascun lato (anteriore, posteriore, sinistro, destro, superiore e inferiore) sia rivolto verso il basso per alcuni secondi (per ogni posizione prevista);
- **Calibrazione accelerometri:** il velivolo deve essere posizionato manualmente in sei modi diversi: in piano, lato destro, lato sinistro, naso verso il basso, naso verso l'alto e sul dorso;
- **Calibrazione del radiocomando:** la procedura permette di tarare il segnale inviato dal radiocomando (o trasmittente) con quello ricevuto dalla flight controller;
- **Impostazione delle modalità di volo:** Pixhawk offre la possibilità di scegliere tra oltre 20 modalità di volo. È possibile selezionare fino ad un massimo di sei modalità di volo ed il passaggio da una modalità all'altra viene gestita tramite radiocomando. In questo caso sono state previste le seguenti:
 - *Stabilize:* consente di far volare il velivolo manualmente, ma autolivella gli assi di rollio e beccheggio. Questo significa che se il pilota lascia lo stick che regola rollio e beccheggio, il mezzo si autolivella da solo.
 - *AltHold:* mantiene costante la quota di volo. Il controllo di yaw, pitch e roll rimane invariato, ma viene controllato automaticamente il throttle per mantenere costante la quota: se lo stick si trova tra il 40 ed il 60% il velivolo manterrà la quota attuale, al di fuori di questo range sarà il pilota a far alzare od abbassare manualmente il mezzo.
 - *Loiter:* tenta automaticamente di mantenere posizione corrente, direzione ed altezza. Una volta lasciati gli stick del radiocomando il drone rallenta e mantiene fissa la posizione in cui si trova. È fondamentale per questa flight mode che si abbia un ottimo segnale GPS, minime interferenze elettromagnetiche e minime vibrazioni.
 - *Return To Launch RTL:* attivando la modalità di volo RTL il drone ritornerà nel punto da cui è partito. Si porterà prima ad una quota impostata dall'operatore precedentemente o si fermerà alla quota attuale se questa

fosse superiore. Come la modalità Loiter, anche RTL è dipendente dal segnale GPS, quindi per ottenere buone prestazioni è fondamentale avere un buon segnale prima di entrare in questa flight mode;

- *Autotune*: è la modalità di volo che consente di fare l'autocalibrazione dei parametri PID (Proporzionale-Integrale- Derivato);
- *Auto*: è la modalità di volo utilizzata per far eseguire al drone missioni basate su waypoint pre-caricati.

Successivamente a questa programmazione di base possono essere impostati fino a 794 parametri che verranno trasmessi dal software al velivolo prima e durante il volo; per citarne alcuni:

- velocità massima di discesa o ascesa,
- inclinazione massima del velivolo,
- livelli minimi e massimi di PWM,
- allarmi relativi allo stato delle batterie,
- priorità nell'utilizzo dei sensori a bordo
- etc.

5.1.6 Primi voli sperimentali

I primi test di volo sono stati effettuati senza attrezzature di misura a bordo, con lo scopo di maturare esperienza nei piloti e calibrare il drone stesso; infatti è necessario provvedere alla taratura dei PID

Successivamente sono state fatte prove di volo installando a bordo una fotocamera SONY A6000 su una piattaforma inerziale apposita per la ricostruzione 3D di edifici.

Questa applicazione è molto interessante poiché può essere effettuata dal drone in totale autonomia, impostando le coordinate dal software di gestione “*Mission Planner*”.

Nel caso specifico è stato impostato un poligono, corrispondente alla traiettoria del drone, attorno all’edificio da ricostruire, ed i parametri relativi alla velocità di spostamento, la quota e l’orientazione da mantenere durante il giro.

L’esecuzione dei fotogrammi, invece, viene svolta da un operatore video attraverso una seconda trasmittente dedicata esclusivamente alle riprese e alla terminazione del volo nel caso di estrema necessità.

Il risultato di questa prima prova è notevole poiché con pochissimi minuti (nel caso specifico 3,45) siamo in grado di effettuare una ricostruzione 3D molto fedele nonostante sia stato utilizzato soltanto un piano di ripresa (volo a quota costante di 10 metri).





Figura 5.1-10: Ricostruzione 3D attraverso missione da SAPR

I fotogrammi realizzati, in tutto 38, sono stati processati grazie al software “Zephir 3D Aerial”.

Ulteriori test verranno svolti installando a bordo una camera ad infrarossi per la rilevazione di difetti su impianti fotovoltaici o per l’individuazione di dispersioni termiche energetica su edifici. Anche in questo caso il SAPR permette misure rapide ed accurate poiché è possibile minimizzare l’effetto di vista, dovuto a riprese fatte dal basso, che nel caso di rilevazioni termiche può falsare in maniera pesante la misura finale.

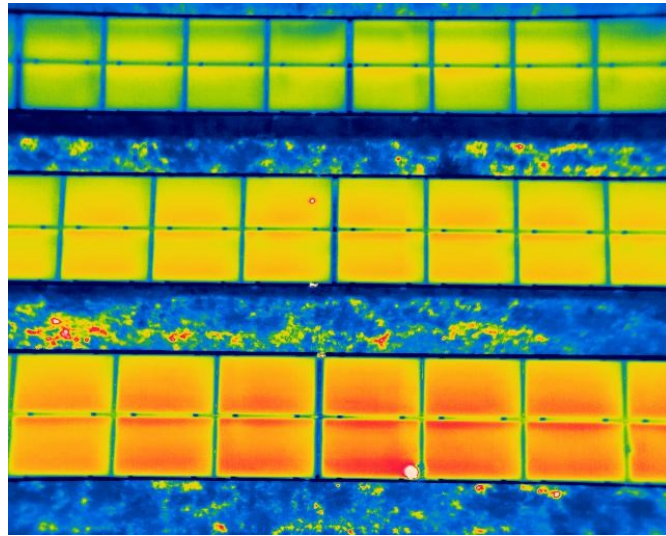


Figura 5.1-11: Termografia aerea su pannelli fotovoltaici

5.2 Il drone ibrido VTOL

Il progetto A.D.E.L.E., come accennato in precedenza, ha svolto un'attività di ricerca nel tentativo di coniugare gli aspetti positivi principali di un drone multicottero con quelli offerti da una configurazione ad ala portante.

Questa missione è stata perseguita attraverso l'implementazione di due soluzioni diverse:

- **Ala fissa:** un velivolo ad ala portante in cui non è presente una fusoliera, con tre motori ad assi verticali per avere la possibilità di decollo verticale e un'ulteriore propulsione per la traslazione orizzontale. L'ala è dotata di una coda a V che serve ad aumentare la stabilità direzionale e longitudinale del velivolo. La pianta alare presenta un angolo di rastremazione all'indietro volta a ridurre la tendenza allo stallo d'estremità.



Figura 5.2-1: Ala fissa VTOL progetto A.D.E.L.E.

- **Sistema “Power VTOL:** una unità di potenza applicabile alle ali di aeromodelli in scala, composta da una struttura in carbonio con due motori ad asse verticale di cui uno, quello anteriore, in grado di ruotare per diventare elica di trazione per il movimento orizzontale.

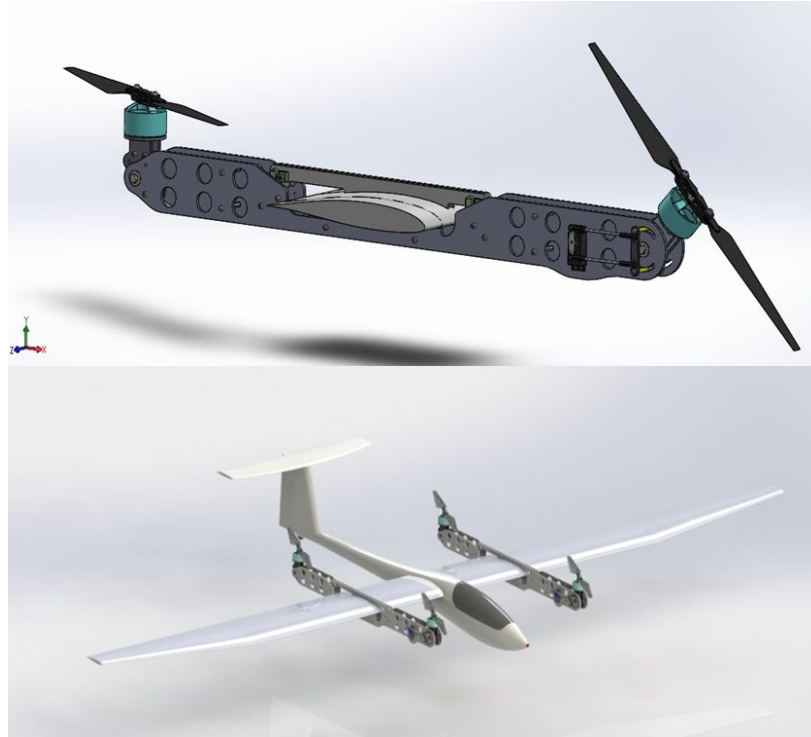


Figura 5.2-2: Sistema “Power VTOL”

Entrambe le soluzioni comportano notevoli ostacoli dal punto di vista aerodinamico, soprattutto nella gestione della transizione tra decollo verticale e traslazione orizzontale. Il progetto dell’ala fissa è stato completato nella sua progettazione aerodinamica e dimensionale fino alla realizzazione di una modello in scala per i primi test di volo planato, senza la presenza dei motori e quindi con ali integre (non forate).

L’intento era quello di verificare la stabilità statica, dinamica e la risposta ai comandi negli assi di beccheggio, rollio e imbardata.

A seguito dei primi test sono attualmente in via di sviluppo, alcune modifiche alla pianta alare per conferire una maggiore manovrabilità a cui seguirà la realizzazione di un altro prototipo dotato di motori.

In questo lavoro di tesi, è stato proseguito il lavoro sulla soluzione “Power VTOL” con lo scopo di applicare all’aeromodello scelto, il sistema di trailing edge variabile attraverso attuatori MFC, per valutarne l’efficacia su questo genere di velivoli.

5.2.1 L’aliante Pilatus B4

Il velivolo scelto per testare il sistema power VTOL è una riproduzione in scala 1:5 del famoso Pilatus B4, un aliante da diporto sportivo, di carattere semi acrobatico, progettato dalla Pilatus Aircraft of Switzerland, secondo le specifiche della Standard Class (classe FAI che regola la progettazione ed uso di alianti da competizione), cioè un’apertura massima di 15 m e l’assenza di flap.

I motivi per cui è stato scelto questo modello sono:

- ottime prestazioni di volo e manovrabilità;
- buone doti acrobatiche;
- monta un profilo alare del tutto simile a quello sui cui è stato sperimentato il trailing edge variabile nel capitolo 4.

Quest’ultima caratteristica è importante perché ci permette di riprodurre la stessa configurazione mobile, attraverso attuatori piezoelettrici MFC, su un modello reale e su diverse fasi di volo.



Figura 5.2-3: Riproduzione in scala aliante Pilatus B4.

Scala	1:5
Apertura alare [m]	3
Lunghezza fusoliera [m]	1,32
Superficie Alare [dm²]	56,6
Peso [kg]	2,5
Profilo alare	HQ2/12
Superfici di comando	Alettone, elevatore, timone, aerofreno

In questa fase è stata scelta una scala 1:5 per poter valutare la fattibilità, in termini di capacità di volo dell'aeromobile e la dinamica della transizione da volo verticale a orizzontale: Nel caso di esito positivo dei primi test si passerà ad una scala 1:3 con un modello da 5m di apertura alare e maggiore possibilità di carico. Sarà quindi possibile ospitare a bordo attrezzatura per misure scientifiche più ingombrante e pesante senza sollecitare troppo la struttura dell'aeromobile.

5.3 Progettazione del sistema Power VTOL

5.3.1 I componenti

La progettazione del sistema Power VTOL parte da alcune considerazioni di natura dimensionale e strutturale.

La casa costruttrice del modello infatti, impone il carico alare massimo WL_{max} sostenibile dal Pilatus pari a 120 g/dm^2 . E' possibile quindi calcolare la massima massa corrispondente a tale carico moltiplicando per la superficie alare S:

$$M_{MAX} = WL_{max} * S = 6792g \quad (24)$$

Per questioni di sicurezza scegliamo di limitare la massa a 6kg.

Considerando tutta la componentistica prevista nell'equipaggiamento standard (senza sistema propulsivo), il peso totale della struttura arriva a 2,9kg: quindi il sistema Power VTOL, in tutti i suoi componenti, non potrà superare la differenza tra questi due pesi individuati.

A questo punto è necessario stabilire il tipo di configurazione più idonea per il tipo di applicazione: appare logico adottare quella a quattro rotori ad asse verticale, che riproduce il classico quadricottero.

Con l'ausilio del software di progettazione per droni multicotteri eCalc Multicopter, imponendo il peso massimo, configurazione e dimensione della struttura (calcolata come distanza che intercorre tra i centri di motori opposti del quadricottero) e iterando gli altri parametri, si scelti i seguenti componenti:

- **motori:** DYS BE4114-9 (400KV);
- **ESC:** 40A dotato di BEC;
- **eliche:** 15 x 5,5 [In];

Alimentando a 22,2V i motori, con le eliche scelte avremo una spinta verticale (“*thrust*”) pari a 2320g per ognuno di essi (Fig.:5.3-1). Tale spinta consente un rapporto spinta/peso pari a 1,4 sufficiente a vincere la resistenza aerodinamica del velivolo durante il suo decollo verticale. Gli ESC sono i dispositivi in grado di variare il numero di giri dei motori secondo le esigenze rilevate dalla flight control: in questo caso hanno un limite di corrente massima pari a 40 A superiore a quello di picco dei motori indicato dalla casa costruttrice e pari a 33,8°.

Le eliche saranno richiudibili per ridurre la resistenza durante il volo orizzontale: infatti si prevede di creare una sistema per cui i motori anteriori, terminata la fase di decollo, ruoteranno per poter generare la spinta orizzontale; quelli posteriori invece, si

spegneranno poiché non più utili al moto del velivolo; genereranno solo resistenza e per questo motivo saranno predisposti di eliche pieghevoli.

La scelta della batteria, nella sua tensione nominale, è dettata dalla configurazione motore/elica e dalla spinta necessaria al sollevamento e quindi sarà una LiPo a sei celle (6S). Ogni cella ha una tensione nominale di 3,7V e una tensione massima di 4,2V. La scelta della sua capacità in termini di mAh viene fatta in relazione al peso (che cresce all'aumentare della capacità) ed al tempo di volo (che aumenta al crescere della capacità). Un buon compromesso è stato identificato con una capacità di circa 6000mAh.

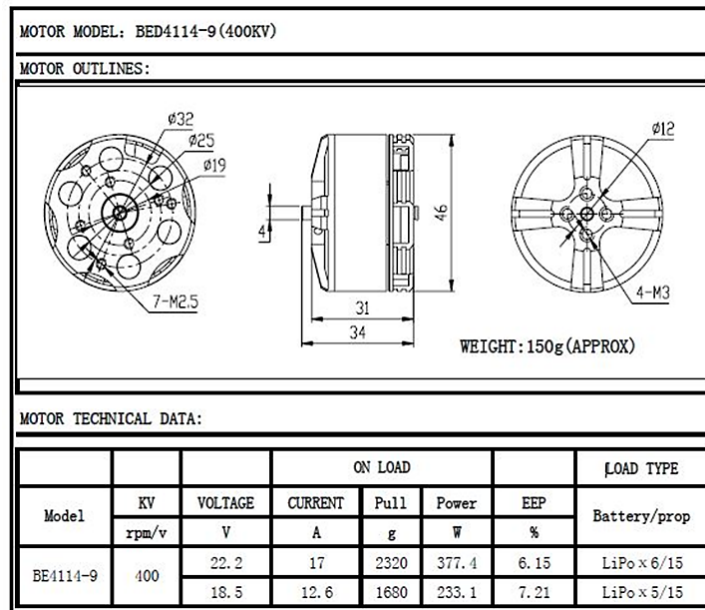


Figura 5.3-1: Scheda tecnica motori per il Power VTOL

5.3.2 La struttura portante

La struttura portante, da collegare ad ogni ala, è stata oggetto di diverse rivisitazioni per poter garantire alcuni aspetti di seguito riportati.

Nel primo step è stato ipotizzato un guscio in polistirene espanso estruso (XPS), con possibilità di essere montato sull'ala grazie allo scavo con la forma del profilo alare: all'interno del guscio vi erano due tubi in carbonio collegati a delle piastre su cui venivano posizionati i motori. La piastra posteriore è fissa mentre quella anteriore è basculante per permettere la fase di transizione da volo verticale a volo orizzontale.

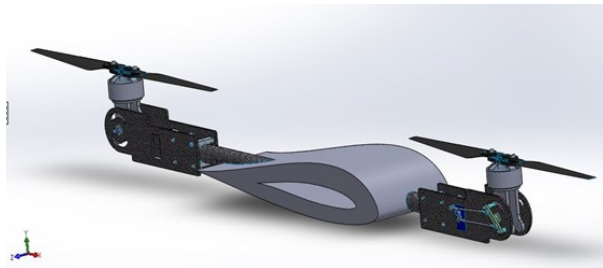


Figura 5.3-2: Primo progetto del sistema Power VTOL

Questo prototipo presentava grandi limitazioni in termini di rigidità strutturale e difficoltà costruttive legate al fissaggio del sistema all'ala del velivolo.

In seguito a modifiche e miglioramenti, è stata progettata una nuova soluzione costituita da due piastre in carbonio parallele, unite da distanziali in alluminio, con un sistema apri/chiedi per il fissaggio sull'ala. Il loro dimensionamento è stato oggetto di grande attenzione per poter garantire la coincidenza tra il punto di applicazione della forza peso del drone (baricentro suggerito dal costruttore) e il centro di spinta delle forze sull'ala. Nel caso contrario, durante la fase di decollo verticale, si genererebbe una torsione dell'ala lungo il suo asse longitudinale che potrebbe stressare eccessivamente la struttura dell'ala stessa.

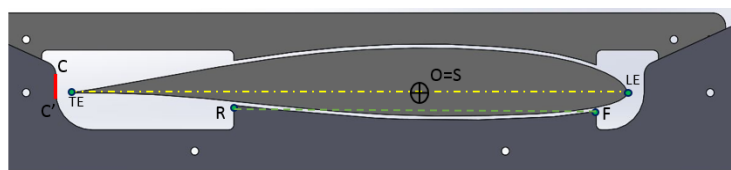


Figura 5.3-3: Secondo progetto del sistema Power VTOL

Imponendo che il segmento tra i punti **RF** (Fig.:5.3-3), i quali definiscono l'appoggio tra ala e struttura, sia simmetrico rispetto al baricentro **O** ne deriva che la distanza tra i motori e il punto **O** debba essere identica ($AO = OB$). Quest'ultima è stata definita considerando la dimensione dell'elica per garantire una distanza di sicurezza rispetto l'ala. Le superfici di appoggio ricalcheranno quella del profilo a meno di uno spessore creato per l'inserimento di uno stato di gomma per non danneggiare l'ala.

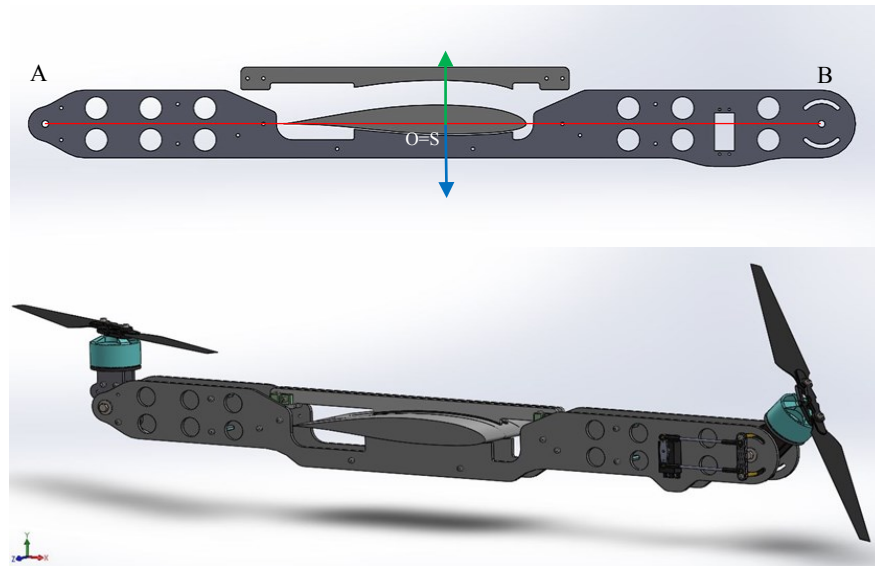


Figura 5.3-4: Progetto definitivo del sistema Power VTLOL

5.3.3 Il sistema basculante dei motori anteriori

Il motore posteriore resterà fisso sul sistema mantenendo il suo asse verticale durante ogni fase di volo. Al contrario, quello anteriore, sarà dotato di un sistema basculante che permette la rotazione dell'asse dell'elica. Verrà effettuato per mezzo di un servocomando che trasferisce il proprio moto rotatorio, con escursione massima di 90° , ad un supporto su cui è fissato il propulsore.

Il trasferimento della rotazione avviene per mezzo di un sistema meccanicamente rigido connesso al servocomando ed al supporto motore, composto da due "pushrods" ovvero due tondini di acciaio con nodi sferici alle estremità come riportato dalla Fig.:5.3-5.

• **Volo orizzontale**

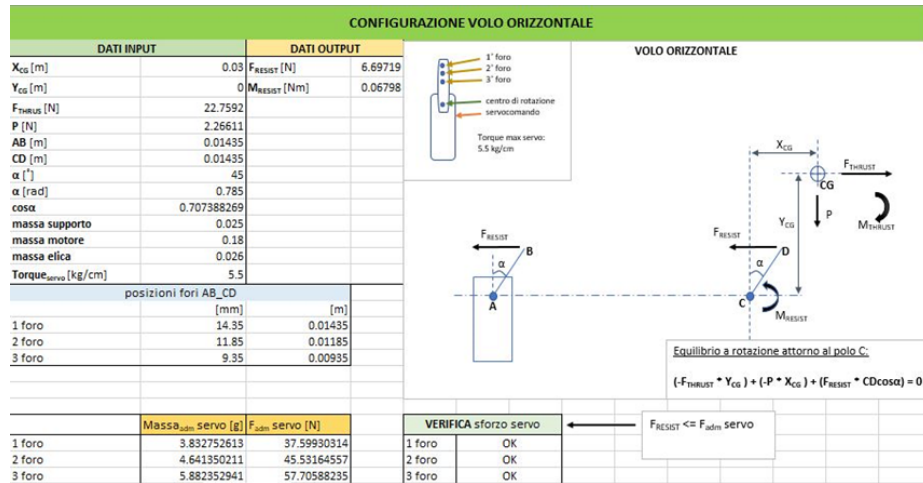


Figura 5.3-7: Calcolo delle forze sui servocomandi durante il volo orizzontale

$$(-F_{THRUST} * Y_{CG}) + (-P * X_{CG}) + (2 * F_{RESIST} * CD \cos\alpha) = 0$$

In cui:

Torque_SERVO [kg/cm]: è il dato di partenza da cui si sviluppa tutto il foglio di calcolo, ossia la massima capacità di sforzo che il servocomando è in grado di sopportare

Fthrust [N]: forza di spinta motore al massimo della potenza

P [N]: forza peso associata all'insieme elica-motore-supporto

Fresist [N]: è la forza che si scarica sui bracci della squadretta di comando (lato motore)

α [°]: angolazione della squadretta di comando del servocomando rispetto alla verticale (tratteggiata in figura)

CD [m]: lunghezza riferita alla squadretta di comando lato supporto motore e definita alla pari di AB

X_{CG}, Y_{CG} [m]: coordinate della posizione del baricentro della struttura basculante completa

Lo scopo dei calcoli è quello di verificare la resistenza di un servocomando sotto le condizioni di carico previste nella nostra applicazione, partendo da un valore di Torque di partenza pari a 2kg/cm. In caso di esito negativo, si opera una modifica iterativa del valore fino alla verifica.

La massa ammissibile da un servocomando è data da:

$$M_{adm} = \left(\frac{TORQUE_{SERVO}}{Interasse A_{foro}} \right) \quad (25)$$

In cui *interasse A_foro* è la distanza, rispetto al centro di rotazione del servo, del punto di applicazione della forza

La forza ammissibile sarà dunque:

$$F_{adm} = M_{adm} * 9.81 \quad (26)$$

Per cui la F_{resist} dovrà essere inferiore alla massima F_{adm} :

$$F_{RESIST} \leq F_{adm} \quad (27)$$

In questa applicazione, ogni squadretta è provvista di tre fori e quindi tre diverse distanze di *interasse A_foro*: per ognuna di esse è stata verificata la (27)

Posizione foro	Lunghezza CD [m]	Fresis [N]	TORQUE [kg/cm]
1	0.01435	6.41	0.94
2	0.01185	7.67	1.13
3	0.00935	9.84	1.44

Ne deriva che il valore di TORQUE inizialmente ipotizzato è sufficiente anche nel caso relativo alla posizione 3 in cui ho lo sforzo massimo.

5.3.4 Realizzazione e assemblaggio

Il sistema “Power VTOL” è stato realizzato da una ditta esterna attraverso il taglio a getto d’acqua delle piaste. Esse sono state successivamente assemblate secondo le indicazioni del progetto e installate in via sperimentale sull’ala.

Infine è stato testato a terra il meccanismo basculante come mostrato dalla Fig.:5.3-8.

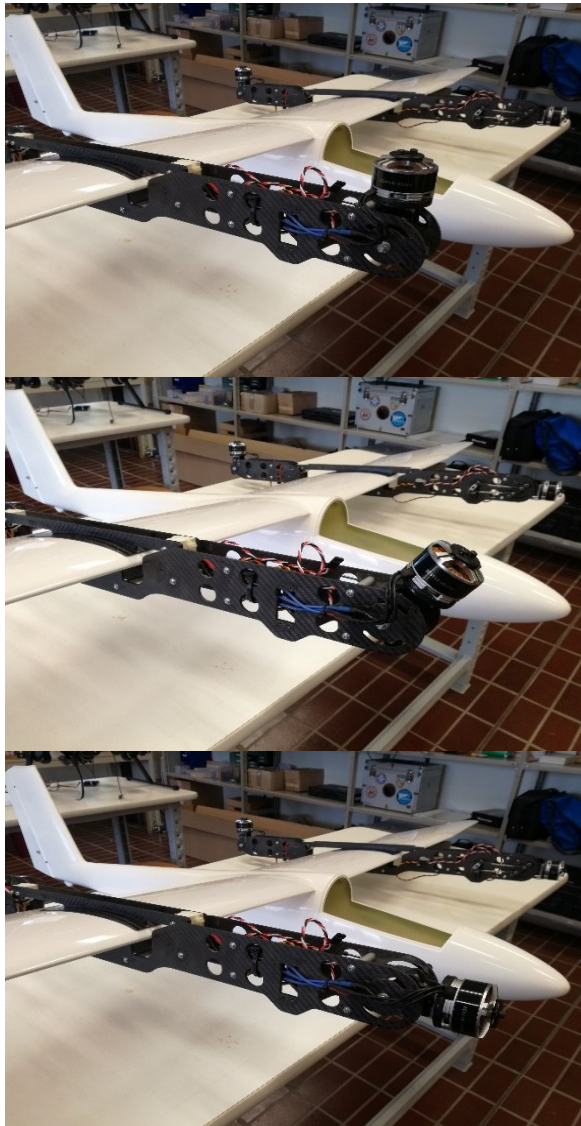


Figura 5.3-8: Assemblaggio sistema Power VTOL

5.4 Il profilo a curvatura variabile sul Pilatus B4: indagine preliminare

La singola ala del modello in scala Pilatus B4 è composta da due tratti:

- il primo è formato da un'ala rettangolare di corda 214mm per 822mm di estensione a partire dalla fusoliera;
- il secondo è formato da un'ala rastremata che arriva all'estremità con una corda 87 mm per una estensione di 620mm.

Entrambe le parti presentano lo stesso profilo HQ2012 e lo scostamento tra il bordo d'entrata dell'ala rettangolare e quello dell'ala all'estremità è di 63 mm.

Dalla Fig.:5.4-1 si apprezza la posizione delle superfici di controllo, gli alettoni, disposte sul tratto rastremato con un ingombro pari al 20% della corda.

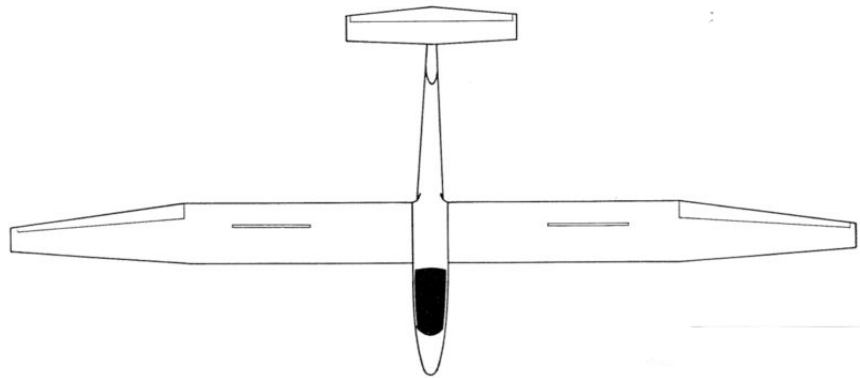


Figura 5.4-1: Vista in pianta del Pilatus B4

Questa configurazione si adatta facilmente ad un sistema di controllo attivo come quello visto nel capitolo 3, che preveda cioè un trailing edge deformabile, nel primo tratto di ala rettangolare. In questo modo, resteranno invariate le superfici di controllo principali, atte alla virata, ma sarà possibile cambiare la distribuzione di camber di una porzione molto ampia dell'ala; quello che ci si aspetta è la possibilità di modificare la distribuzione di portanza lungo lo span dell'ala e di intervenire sugli assetti di volo del velivolo.

In questa fase è stato preso in considerazione il modello senza l'applicazione del sistema VTOL.

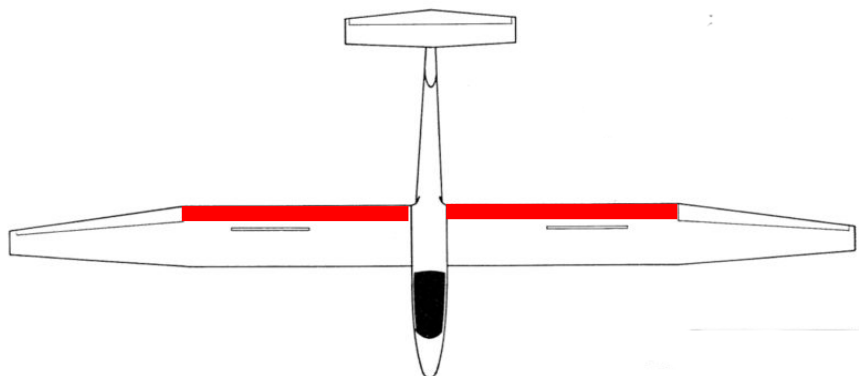


Figura 5.4-2: Vista dei tratti d'ala interessati dal profilo a curvatura variabile

Per valutare gli effetti del morphing trailing edge su questo specifico modello è stato utilizzato il software XFLR5, uno strumento di analisi per profili alari, ali e velivoli operanti a bassi numeri di Reynolds, distribuito secondo licenza GNU. XFLR5, sviluppato da André Deperrois (Deperrois 2013), in prima battuta era inteso a fornire un'interfaccia grafica ad Xfoil oltre a tradurlo dal FORTRAN al C/C++, si è poi esteso all'analisi dell'ala finita. Esso include le analisi diretta e inversa di Xfoil (Mark Drela) per profili alari bidimensionali, e la possibilità di progetto e analisi dell'ala intera, basate sulla teoria della linea portante (Lifting Line Theory, LLT), sul Metodo del reticolo di vortici (Vortex Lattice Method, VLM) per ali con geometrie non consistenti con le ipotesi dell'LLT e su un metodo dei pannelli tridimensionale.

Di seguito si è migliorato il VLM introducendo degli anelli di vortici a quadrilatero (Katz e Plotkin) e poi il metodo dei pannelli 3D per modellare anche le fusoliere. Infine nella versione 6 del codice (2010) si è introdotta l'analisi di stabilità del velivolo.

L'aliante è stato modellato all'interno del software in tutte le sue parti, compresa la fusoliera (Fig.: 5.4-3), e ad ognuna di esse sono stati assegnati i relativi pesi.

Per l'elevatore è stato scelto un biconvesso simmetrico NACA 0009 mentre per il timone un NACA 0012. A tutta l'ala è stato applicato un HQ2012 in accordo con quanto detto sopra.

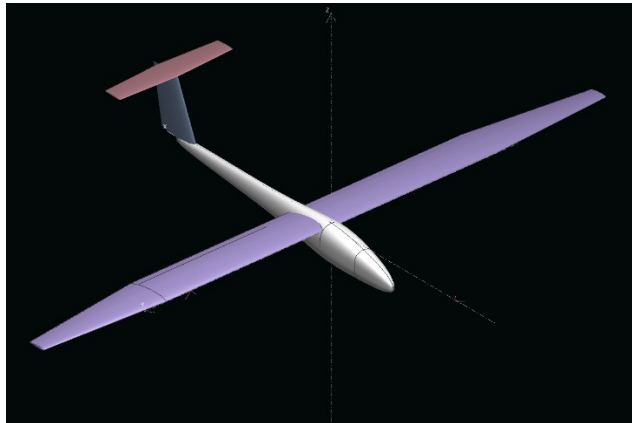


Figura 5.4-3: Modellazione aliante in XFLR5

A questo punto sono state effettuate diverse simulazioni imponendo la condizione di $Lift (L) = Peso$. In questo modo è possibile valutare come cambia la velocità al variare dell'angolo di attacco; sarà inoltre possibile osservare l'andamento della distribuzione di portanza al variare della deflessione del trailing edge sulla sezione rettangolare dell'ala. Quest'ultimo è stato ipotizzato pari al 20% della corda a partire dalla coda (come nel capitolo 3).

Le prime osservazioni sono state fatte su una configurazione di volo orizzontale senza il movimento di alcuna parte mobile.

Successivamente è stato simulato l'aliante per una configurazione a $+3^\circ$ e -3° del morphing trailing edge posto sul tratto rettangolare.

Lo scopo è quello di valutare se la dimensione della parte deformabile sia in grado di modificare sensibilmente la distribuzione di $lift$ sull'ala e l'effetto sulle prestazioni di volo

Configurazione	Morphing T.E.	Elevatore
Base	0°	0°
Config. 1	-3°	0°
Config. 2	$+3^\circ$	0°
Config. 3	$+3^\circ$	-1°

A parità di C_L totale dell'aliante, è apprezzabile la variazione di distribuzione del coefficiente di portanza C_l lungo lo span per le configurazioni 1 e 2, rispetto a quella "base".

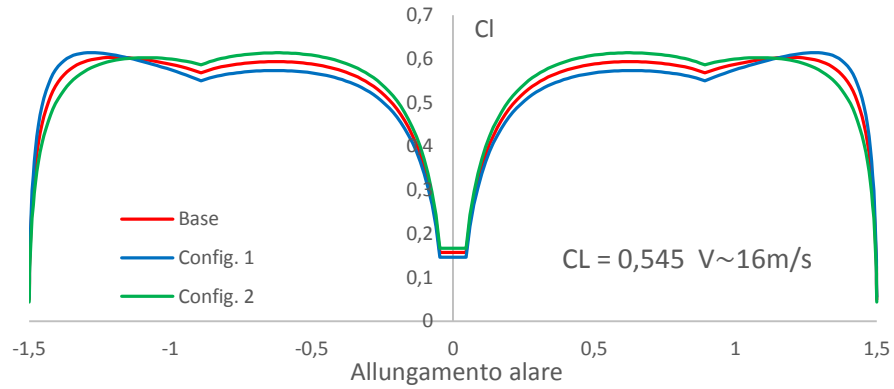


Figura 5.4-4: Distribuzione di C_l del Pilatus B4 nelle diverse configurazioni alari

Una differenza più consistente può essere vista per l'efficienza (L/D) al variare dell'angolo d'attacco del velivolo.

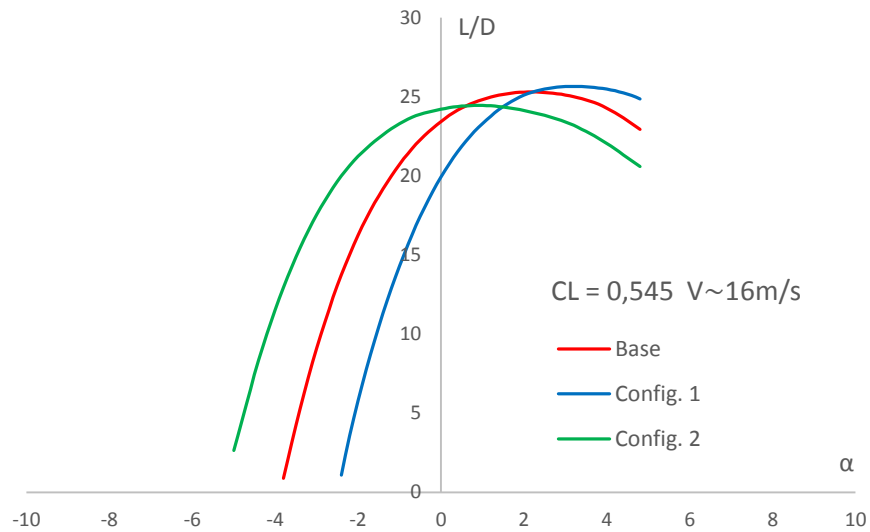


Figura 5.4-5: Efficienza del Pilatus B4 diverse configurazioni alari

Altrettanto interessante è vedere come la distribuzione di portanza varia quando c'è un movimento relativo tra il morphing trailing edge e gli alettoni posizionati sul tratto rastremato:

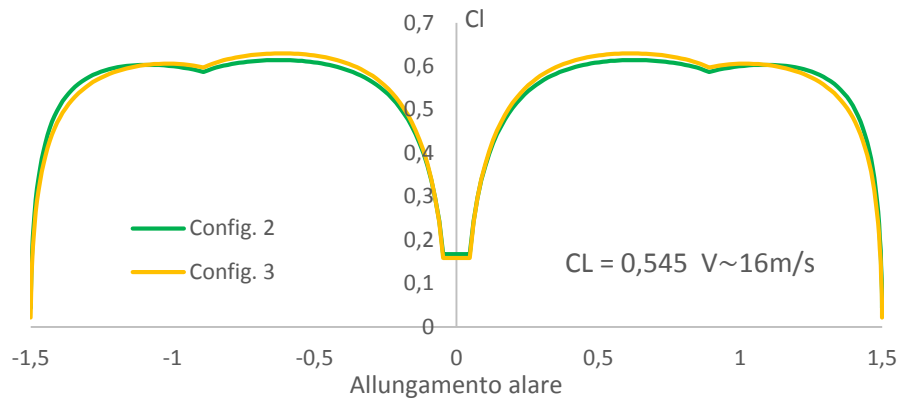


Figura 5.4-6: Distribuzione di C_l azionando tutte le superfici mobili

Questo conferma la possibilità di modificare il C_l lungo lo span a seconda delle necessità operative in modo tale da evitare lo stallo delle estremità in cui sono posizionate le superfici di manovra.

Inoltre viene dimostrata l'efficacia di un sistema esattamente speculare a quello proposto nel Capitolo 3.

Nell'ottica di passare ad un modello più grande, di scala 1:3 ed apertura alare di circa 5 metri, è possibile modificare l'attuazione del morphing trailing edge sostituendo l'attuatore MFC con uno di dimensioni maggiori:

Model	Active Length [mm]	Active Width [mm]	Overall Length [mm]	Overall Width [mm]	Free Strain [ppm]	Blocking Force [N]
<i>M8557-P1</i>	85	57	103	64	1350	693

In questo caso è possibile ottenere una deformazione maggiore che vada oltre il limite riscontrato di $\pm 3^\circ$ di deflessione.

Il pilatus B4 è in fase di completamento: la prima fase vedrà dei test di prova nella configurazione “*Base*” e senza sistema Power VTOL.

Successivamente verrà implementata la gestione della transizione e quindi verrà montato il Power VTOL. In ultimo verranno ricostruite le ali, che sono amovibili, per inserire il morphing trailing edge sul tratto rettangolare.

Conclusioni

In questo lavoro sono state condotte misure di carattere sperimentale per valutare gli effetti di due diverse soluzioni tecniche, sulle prestazioni di profili laminari operanti a bassi numeri di Reynolds.

La prima parte si è concentrata sull'applicazione del dimple su un profilo NACA 642014A come sistema di controllo dello strato limite al fine di migliorarne le prestazioni. Sulla base dei risultati derivanti dalla campagna di simulazioni con approccio RANS (*Reynolds-Averaged Navier-Stokes equations*) e LES (*Large-Eddy Simulation*) sono state definite le caratteristiche geometriche del modello 3D su cui effettuare le misure. Nello specifico è stata scelta la dimensione, il posizionamento lungo la corda del dimple e la loro spaziatura lungo lo span.

Sono stati realizzati due modelli di NACA 642014A, uno con una fila di dimples (posta al 55% della corda su tutto lo span con spaziatura pari a 1D), e uno senza.

Il naso e la fila dei dimples sono stati realizzati in massello pieno mentre il resto della struttura è centinata. Tutto è ricoperto da sottili fogli di balsa che ne completano la superficie.

Le misure sperimentali, svolte nella galleria del vento ambientale dell'*Università Politecnica delle Marche*, hanno permesso la determinazione della distribuzione di pressione sul profilo e la quantificazione delle azioni aerodinamiche.

Dai risultati che riguardano il c_p è evidente come il dimple riduca la dimensione della bolla di separazione laminare, solo se si trova prima o a cavallo della stessa; ciò a conferma di quanto è emerso dalle simulazioni numeriche.

Dal punto di vista delle azioni aerodinamiche, il differenza tra i due modelli, in termini di coefficiente di portanza, non ha un vero e proprio andamento al variare dell'angolo di attacco. Per il coefficiente di resistenza invece, si nota una sua riduzione nel profilo con i dimples ma solo ad angolo di attacco 0° .

Perciò si può concludere che il dimple, utilizzato come sistema di controllo dello strato limite, riduce la dimensione della bolla di separazione laminare, ma non riduce efficacemente la resistenza del corpo su cui è applicato.⁴

La seconda parte del presente lavoro si è occupata di una soluzione innovativa e cioè lo sviluppo di superfici aerodinamiche a curvatura variabile dette anche "*morphing wing*".

⁴ I risultati delle prove sul profilo NACA 642014A sono discussi, più approfonditamente, nel capitolo 3.3

Le superfici alari a curvatura variabile hanno una difficoltà costruttiva intrinseca legata ai sistemi di attuazione e ai meccanismi che permettono la deformabilità.

In questo caso è stato progettato un modello, con attuazione piezoelettrica, destinato all'applicazione su aeromodelli in scala in cui dimensioni e forze in gioco sono limitate, al fine di valutarne le potenzialità dal punto di vista aerodinamico, tralasciando gli aspetti strutturali.

Il profilo scelto è un HQ2512 opportunamente modificato per ospitare, sul bordo di uscita, una porzione deformabile pari al 20% della corda.

Le prove sperimentali sul modello completo, effettuate ai Reynolds tipici di aeromodelli in scala, hanno confermato le grandi potenzialità delle superfici aerodinamiche morphing. Nonostante una deflessione del trailing edge β limitata a $\pm 3^\circ$, i risultati mostrano un evidente aumento del coefficiente di portanza ed una effettiva influenza sull'angolo di portanza nulla.

Anche il coefficiente di momento testimonia l'efficacia del sistema: per angoli positivi di deflessione β (verso il basso), il c_m trasla verso valori negativi. Per angoli β negativi (trailing edge verso l'alto) il profilo aumenta la sua stabilità mostrando valori di c_m più prossimi allo zero (come accade nei profili autostabili).

Il coefficiente di resistenza c_d , misurato attraverso la bilancia non ha restituito valori accettabili probabilmente per fattori riconducibili alla bilancia stessa.

Per questo motivo, il c_d è stato ricavato anche attraverso misure della velocità in scia al modello, con risultati molto vicini a quelli stimati da XFOIL (risultano leggermente maggiori).

L'efficienza dunque, per tutte le prove fatte, risulta inferiore a quella stimata da XFOIL; essa però mostra un'evidente variazione quando viene azionato il morphing trailing edge a testimonianza dell'efficacia del sistema.

Possiamo concludere che, il sistema di deformazione applicato in questo caso studio, riesce ad intervenire sulla curvatura del profilo senza generare discontinuità superficiali e quindi senza incrementare la resistenza aerodinamica a vantaggio dell'efficienza.

In ultimo, il sistema di azionamento scelto basato su attuatori piezoelettrici MFC risulta un'ottima soluzione su modelli di dimensioni paragonabili a quelli trattati e quindi anche sul Pilatus B4 in dotazione al progetto A.D.E.L.E.

La loro forza di bloccaggio si dimostra sufficiente a contrastare la pressione imposta dal flusso d'aria, anche per angoli di attacco elevati.

A fronte dei risultati ottenuti, dopo aver testato in volo l'aliante nella configurazione base, si procederà nel prossimo futuro, alla riprogettazione delle ali del Pilatus B4 per l'inserimento del sistema morphing sul modello reale.

APPENDICE A

Determinazione catena d'incertezza

La catena d'incertezza delle misure effettuate è stata valutata attraverso la procedura indicata dalla norma UNI CEI ENV 13005 “Guida all’espressione dell’incertezza di misura”.

Nel riportare il risultato della misurazione di una grandezza fisica, è obbligatorio fornire una qualche indicazione quantitativa della qualità del risultato, cosicché gli utenti ne possano accertare l'attendibilità. Senza tale indicazione i risultati delle misurazioni non possono essere confrontati né tra di loro, né con valori di riferimento assegnati da specifiche o norme.

In generale, il risultato di una misurazione è solamente un'approssimazione o stima del valore del misurando ed è pertanto completo solamente quando sia accompagnato da una dichiarazione dell'incertezza di quella stima.

Possiamo definire l'incertezza come il parametro, associato al risultato di una misurazione, che caratterizza la dispersione dei valori ragionevolmente attribuibili al misurando [23].

L'incertezza dipende da svariate componenti, è possibile però individuare due macro categorie:

- **incertezza di categoria A:** determinabile tramite metodi statistici, e quindi applicabili a errori che vengono definiti “casuali” . Le singole osservazioni q_k differiscono a causa di variazioni casuali delle grandezze d'influenza, o effetti aleatori. La varianza sperimentale delle osservazioni, che stima la varianza σ^2 della distribuzione di probabilità di q , è data da:

$$s^2(q_k) = \frac{1}{n-1} \sum_{k=1}^n (q_k - \bar{q})^2 \quad (28)$$

Lo “scarto tipo sperimentale della media”, ossia l'indice che ci fornisce la dispersione di diverse stime della media empiriche rispetto al valore “sperato” è dato dunque dal seguente valore:

$$s(\bar{q}) = \frac{s(q_k)}{\sqrt{n}} \quad (29)$$

- **Incertezza di categoria B:** non dipende da eventi casuali e viene valutata per mezzo di un giudizio scientifico basato su tutte le informazioni disponibili sulla possibile variabilità della misura:
 - dati di misurazione precedenti;
 - esperienza o conoscenza generale del comportamento e delle proprietà dei materiali e strumenti di interesse;
 - specifiche tecniche del costruttore;
 - dati forniti in certificati di taratura o altri;
 - incertezze assegnate a valori di riferimento presi da manuali;

Quindi possiamo definire l'incertezza totale:

$$U = U_A + U_B \quad (30)$$

In questo caso, il sistema di misura è costituito da diversi componenti ed è quindi necessario calcolare l'incertezza totale, cioè l'incertezza sull'intera catena di misura.

Considerando il problema del calcolo di una quantità y che è funzione nota di n variabili indipendenti $x_1, x_2, x_3, \dots, x_n$:

$$y = f(x_1, x_2, x_3, \dots, x_n) \quad (31)$$

Per piccole variazioni delle variabili indipendenti nell'intorno di determinati "punti operativi" una serie di Taylor può dare buona approssimazione della corrispondente variazione di y :

$$\Delta y \cong \frac{\partial f}{\partial x_1} \Delta x_1 + \frac{\partial f}{\partial x_2} \Delta x_2 + \frac{\partial f}{\partial x_3} \Delta x_3 + \dots + \frac{\partial f}{\partial x_n} \Delta x_n \quad (32)$$

Se ora i Δx vengono considerati come le incertezze per ogni valore misurato x_i , allora la corrispondente incertezza U di y (incertezza della catena di misura) è data da:

$$U \cong \sqrt{\left(\frac{\partial f}{\partial x_1} u_{x1}\right)^2 + \left(\frac{\partial f}{\partial x_2} u_{x2}\right)^2 + \left(\frac{\partial f}{\partial x_3} \Delta u_{x3}\right)^2 + \dots + \left(\frac{\partial f}{\partial x_n} \Delta u_{xn}\right)^2} \quad (33)$$

Questa formula è chiamata *formula della radice della somma dei quadrati*. Tale formula poggia sul fatto che la deviazione standard di qualsiasi funzione lineare di variabili indipendenti è data dalla radice quadrata della somma dei quadrati delle singole deviazioni standard. Questo è un risultato approssimato perché y non è, in realtà, una funzione lineare della x (è prossima a una funzione lineare solo per piccole variazioni delle x).

Dato che U viene calcolata partendo da incertezze singole, che sono fornite come intervalli di confidenza del 95%, allora il valore di U ha lo stesso significato e rappresenta l'intervallo al 95% di confidenza per la variabile dipendente y [24].

Per esempio, il valore di incertezza sul calcolo del coefficiente di portanza c_l sarà:

$$c_l = \frac{L'}{q_\infty \cdot c} \quad U_{cl} \cong \sqrt{\left(\frac{\partial c_l}{\partial L'} U_{L'}\right)^2 + \left(\frac{\partial c_l}{\partial q_\infty} U_{q_\infty}\right)^2} \quad (34)$$

in cui i valori di $U_{L'}$ e U_{q_∞} sono stati calcolati secondo la formula $U = U_A + U_B$

Per le misure incontrate in questa tesi, la componente U_A di ogni strumento è stata calcolata dai valori di deviazione standard che il programma di acquisizione ci fornisce come segnale elettrico e opportunamente trasformati attraverso le rispettive rette di calibrazione. La componente U_B viene calcolata attraverso le specifiche fornite dalle case produttrici degli strumenti

Bibliografia

- [1] Y. A. Cengel e J. M. Cimbala, *Meccanica dei fluidi*, Mc Graw-Hill, 2011.
- [2] H. Schlichting e K. Gersten, *Bounadry-Layer Theory*, New York: McGraw-Hill, 1956.
- [3] A. L. Braslow, «A History of Suction-Type Laminar-Flow Control with Emphasis on Flight Research,» *Monographs in Aerospace History*, n. 13, 1999.
- [4] D. R. Jenkins, T. Landis e M. Jay, «AMERICAN X-VEHICLES: An Inventory, X-1 to X-50,» *Monographs in Aerospace History*, n. 31.
- [5] OSTIV, «Evolution of airfoils for sailplanes,» *Technical soaring*, p. 95, July 2003.
- [6] K. Kubrynski, «Design of a Flapped Laminar Airfoil for High Performance Sailplane,» in *30th AIAA Applied Aerodynamics Conference*, 2012.
- [7] X. Yonghui, S. Dongbo e S. Zhongyang, «Experimental and numerical investigation of heat transfer and friction performance for turbine blade tip cap with combined pin-fin-dimple/protrusion structure,» *International Journal of Heat and Mass Transfer*, n. 104, pp. 1120-1134, 2017.
- [8] L. Binci, «Tecniche di riduzione della separazione su superficie aerodinamiche: applicazione dimples,» *Phd Thesis*, 2017.
- [9] A. Concilio, I. Dimino, L. Lecce e R. Pecora, *Morphing Wing Technologies*, Butterworth-Heinemann, 2017.
- [10] A. Bolonkin e G. B. Gilyard, «Estimated benefits of variable-geometry wing camber control for transport,» *NASA Technical Memorandum*, Edwards, California, October, 1999.
- [11] J. Hetrick, R. Osborn, S. Kota, P. Flick e D. Paul, «Flight testing of mission adaptive compliant wing,» in *48th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference*, Honolulu, April 23-26, 2007.
- [12] W. Wilkie, D. Inman, J. High e R. Williams, «Recent Developments in NASA Piezocomposite Actuator Technology,» in *9th International Conference on New Actuators*, Bremen, Germany, June 14, 2004.
- [13] «Smart-Materials,» NASA, [Online]. Available: <https://www.smart-material.com>.
- [14] M. R. Chiarelli, A. Cozzolino, J. Kunzmann e L. Lanzi, «Wings of the future: feasibility analysis on the use of piezo-electric materials as actuators of thin,» *7th Framework Programme AERONAUTICS and AIR TRANSPORT*, 2013.

- [15] J. S. Browning, R. G. Cobb, R. A. Canfield e S. K. Miller, «F-16 Ventral Fin Buffet Alleviation,» Air Force Institute of Technology.
- [16] R. P. Thornburgh, A. R. Kreshock e M. L. Wilbur, «Experimental Measurement of a Blade Section With a Continuous Trailing-Edge Flap,» in *AHS 72nd Annual Forum*, 2016.
- [17] NASA, «Estimated Benefits of Variable-Geometry Wing Camber Control for Transport Aircraft,» 1999.
- [18] A. Chawki, Y. Yufeng, B. Abdessalem e P. Narayan, «Analysis of a 3D Unsteady Morphing Wing with Seamless Side-edge Transition,» in *Applied Aerodynamics Conference*, Atlanta USA, 2018.
- [19] F. Etana e G. Farhan, «Load Alleviation on Wind Turbines using Camber Morphing Blade Tip,» in *Wind Energy Symposium*, 2018.
- [20] L. Bairstow, *Applied Aerodynamics*, Longmans Green.
- [21] ENAC, «REGOLAMENTO: MEZZI AEREI A PILOTAGGIO REMOTO,» 2018.
- [22] ENAC, «Circolare ATM-09: AEROMOBILI A PILOTAGGIO REMOTO, CRITERI DI UTILIZZO DELLO SPAZIO AEREO,» 2019.
- [23] UNI CEI ENV 13005, «Guida all'espressione dell'incertezza di misura,» 2000.
- [24] E. O. Doebelin, *Strumenti e metodi di misura*, Mc Graw-Hill, 2008.